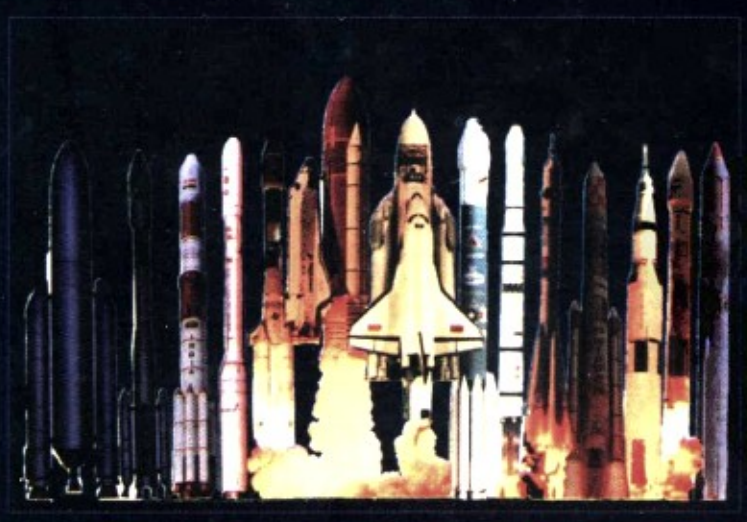
# 世界航天运载器大全

《世界航天运载器大全》编委会 编



宇航出版社

# 世界航天运载器大全

《世界航天运载器大全》编委会　编

宇航出版社

**图书在版编目(CIP)数据**

世界航天运载器大全/《世界航天运载器大全》编委会编。—北京:宇航出版社,1996.2
ISBN 7-80034-758-3

Ⅰ.世… Ⅱ.世… Ⅲ.航天器-运载工具-世界-手册 Ⅳ.V475

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 21886 号

*

宇航出版社出版发行
北京市和平里滨河路 1 号(100013)
发行部地址:北京市阜成路 8 号(100830)
北京科技印刷厂印刷
新华书店经销

1996 年 2 月第 1 版　　1996 年 2 月第 1 次印刷
开本:787×1092 1/16　印张:109.25　字数:2683 千字
印数:1～1500 册　　定价:360.00 元

# 《世界航天运载器大全》编辑委员会


**顾　　问**

任新民　屠守锷　梁守槃　黄纬禄
庄逢甘　梁思礼　谢光选　刘纪原
王永志　孙敬良

**主　　任**　龙乐豪

**副 主 任**　王心清　史慰英

**委　　员**　（以姓氏笔划为序）

王丹阳　王基祥　李明观　李洪铭（常务）
邸乃庸　陆友人　吴瑞华　柳念芦
谢佐慰　曾庆先　裴鸣远

**主　　编**　王丹阳

**副 主 编**　裴鸣远

**作　　者**　（按姓氏笔划为序）

丁　华　才满瑞　王丹阳　王向阳
王基祥　朱维增　孙乐民　孙国庆
孙继桐　孙雅平　李　宏　邸乃庸
吴宏斌　吴瑞华　陈国华　张世英
张振华　孟佩弦　咸　海　郝希凡
柳念芦　顾松南　顾颂安　黄守忠
谢佐慰　韩厚健　谭宗愚　裴鸣远

**责任编辑**　裴鸣远　宋　纯

缅怀聂荣臻元帅

感谢为本书题词

放眼世界
促我發展

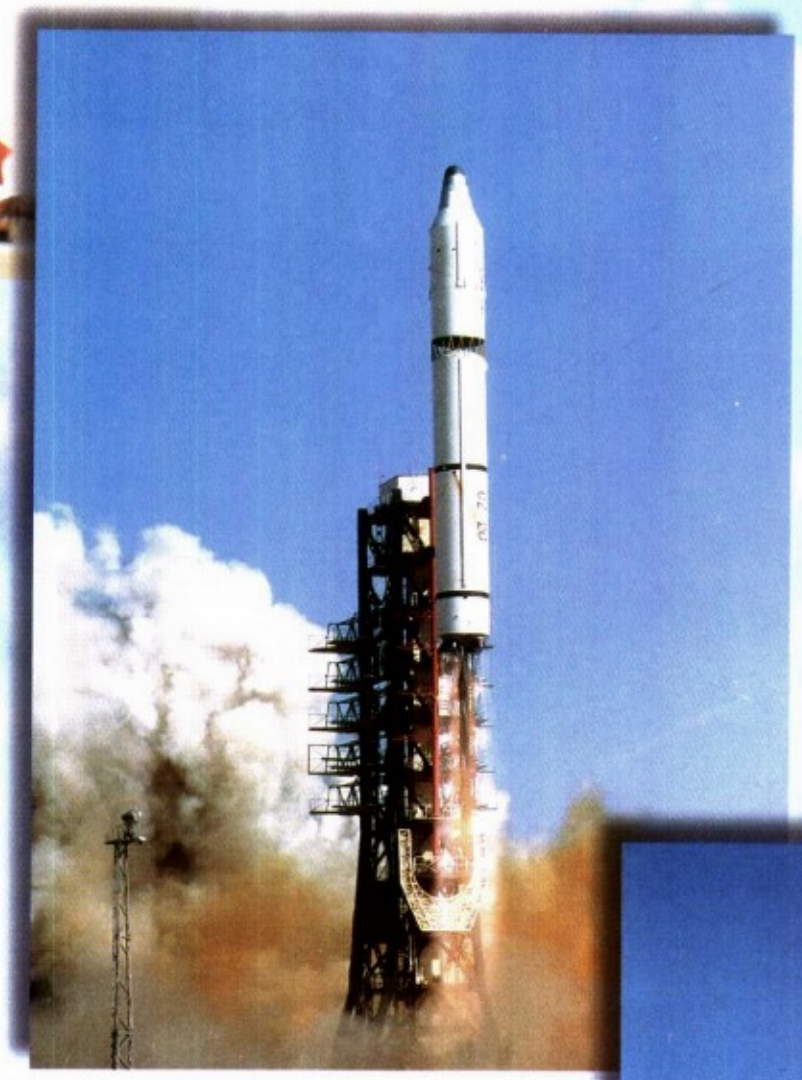
題公主嶺航天運載器大全必



中国西昌发射中心



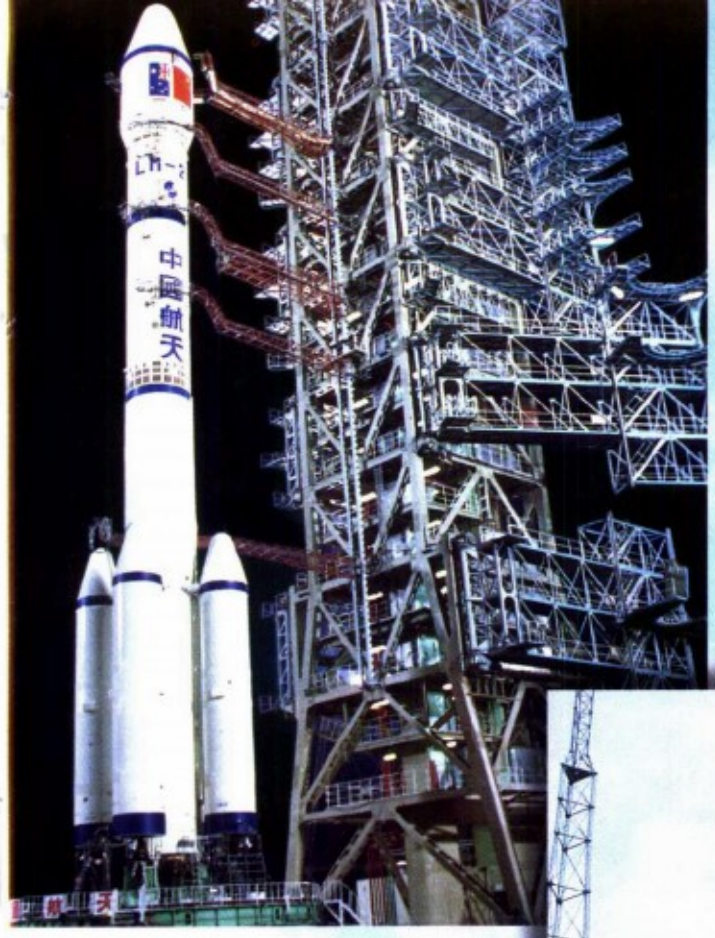
◀
中国长征一号



◀
中国长征二号 C




▶
中国长征二号 D




◀

中国长征二号 E

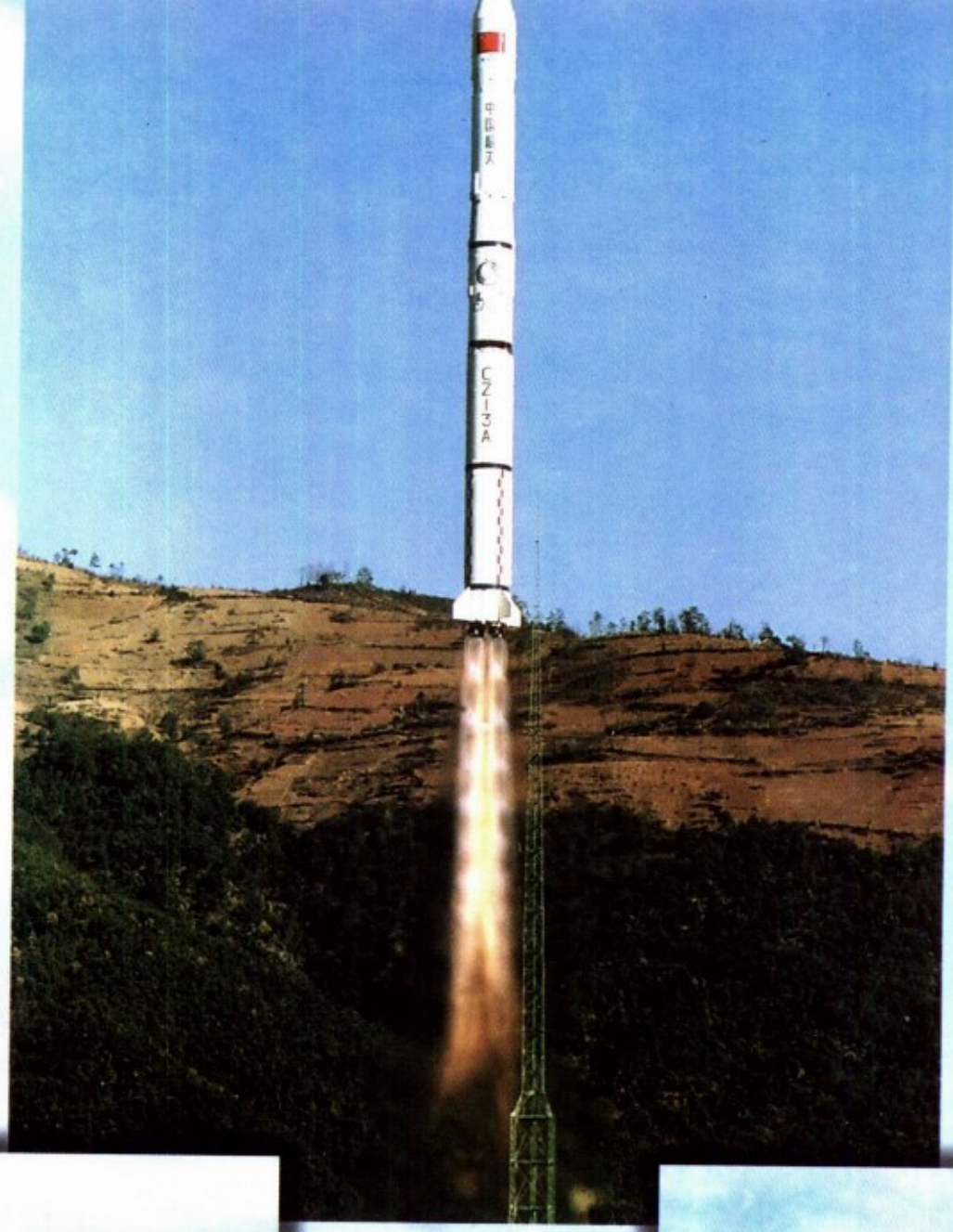



中国长征三号 B ▲




▶

中国长征三号 C



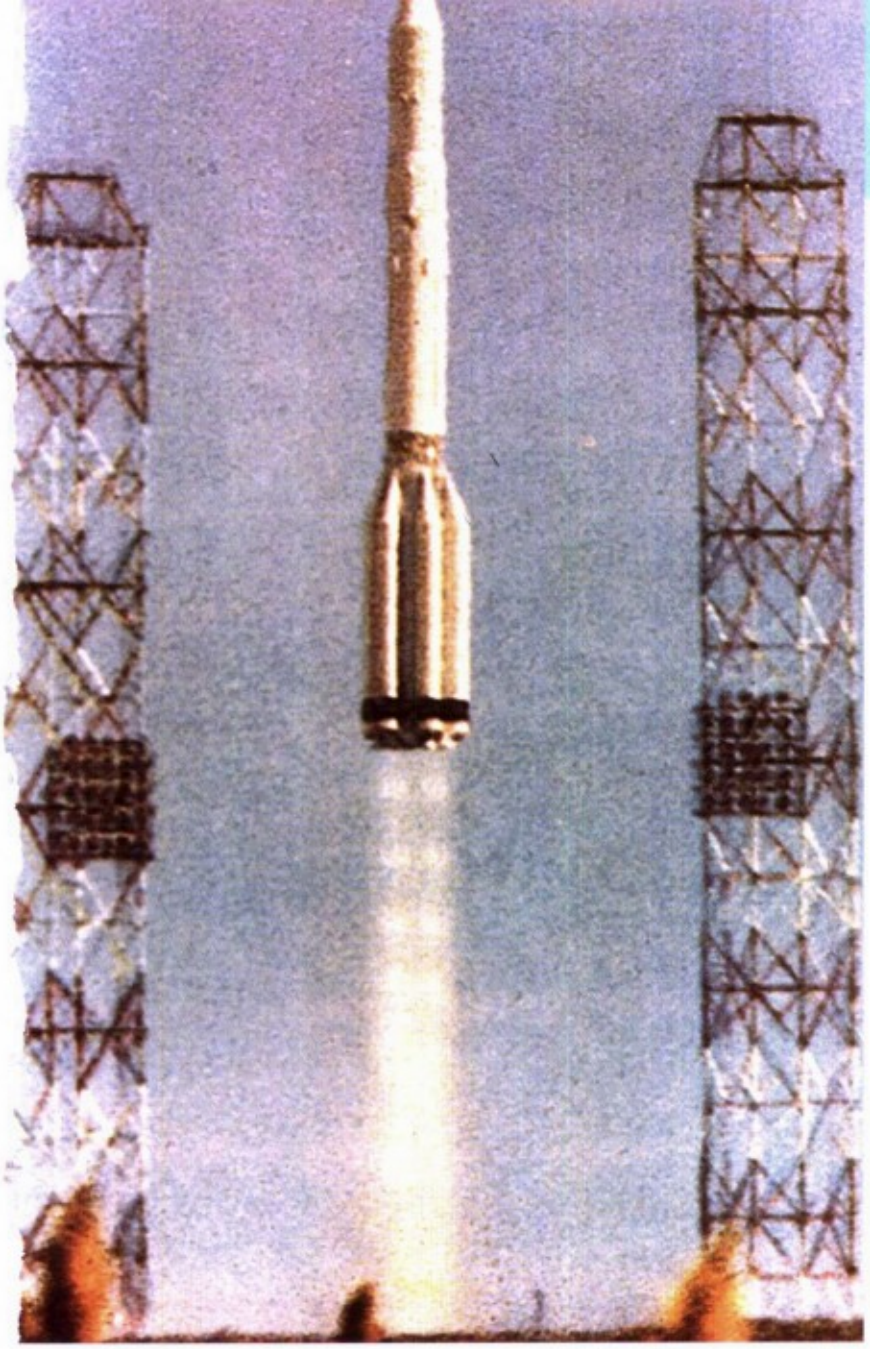

◀
中国长征三号 A

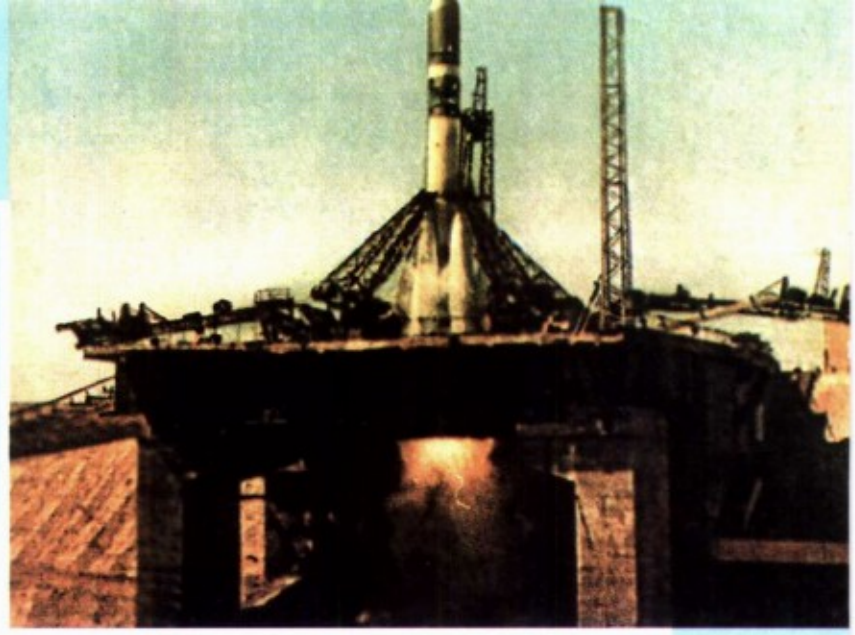


◀
中国长征三号



▶
中国长征四号





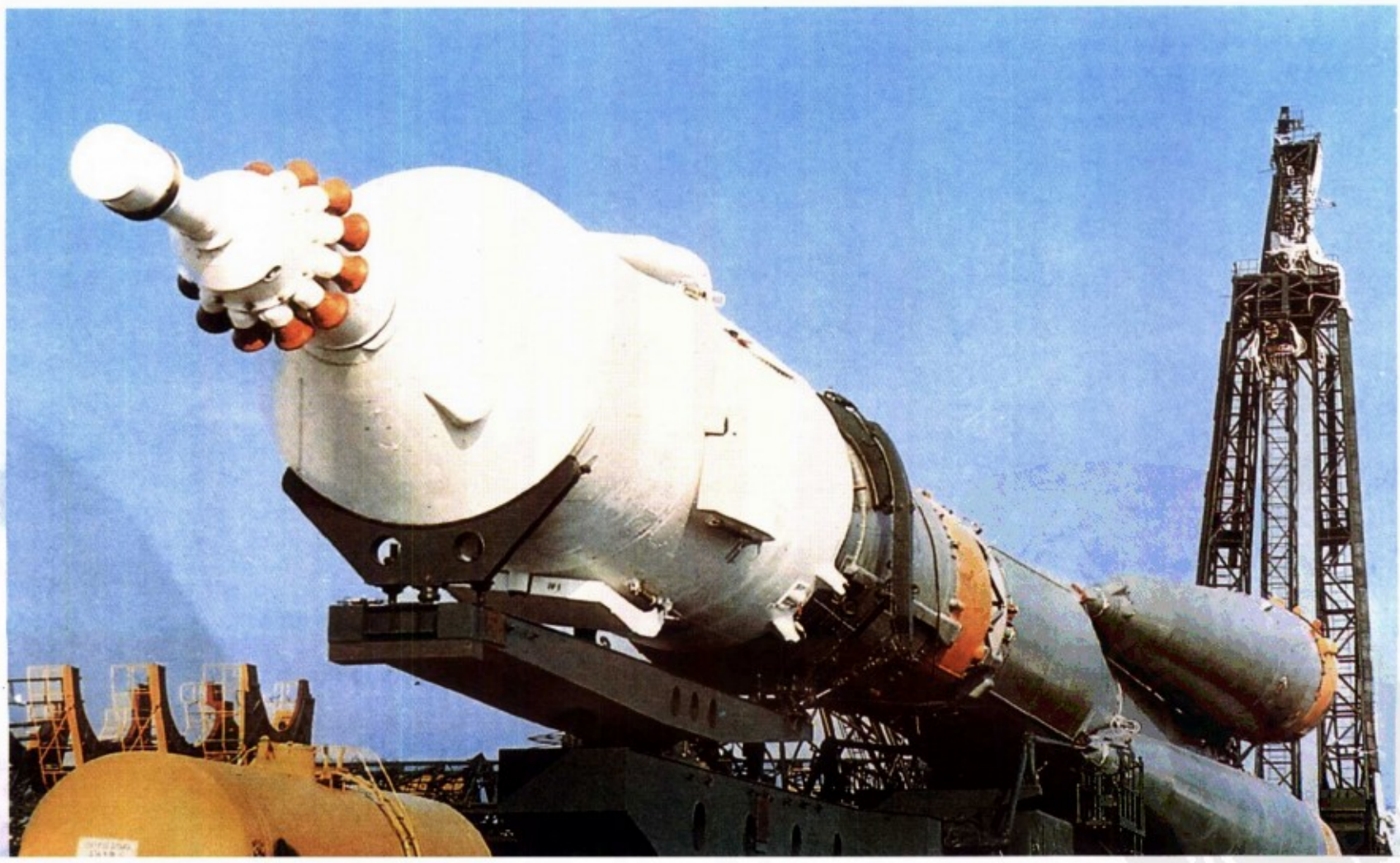
苏联东方号 ▲

◄
苏联质子号



►
苏联天顶号

苏联联盟号 ▼

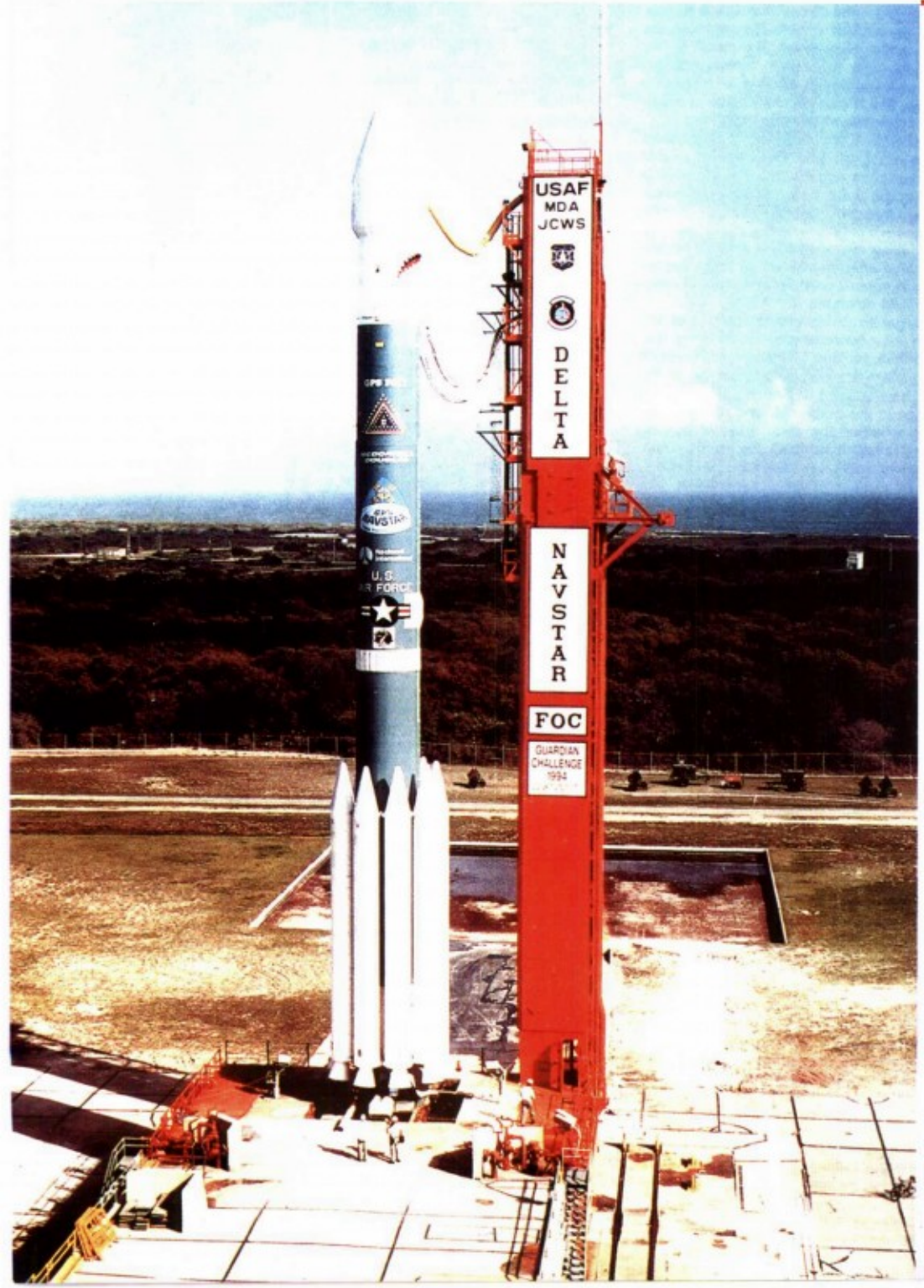




◀
美国土星 V

▶
美国宇宙神 I





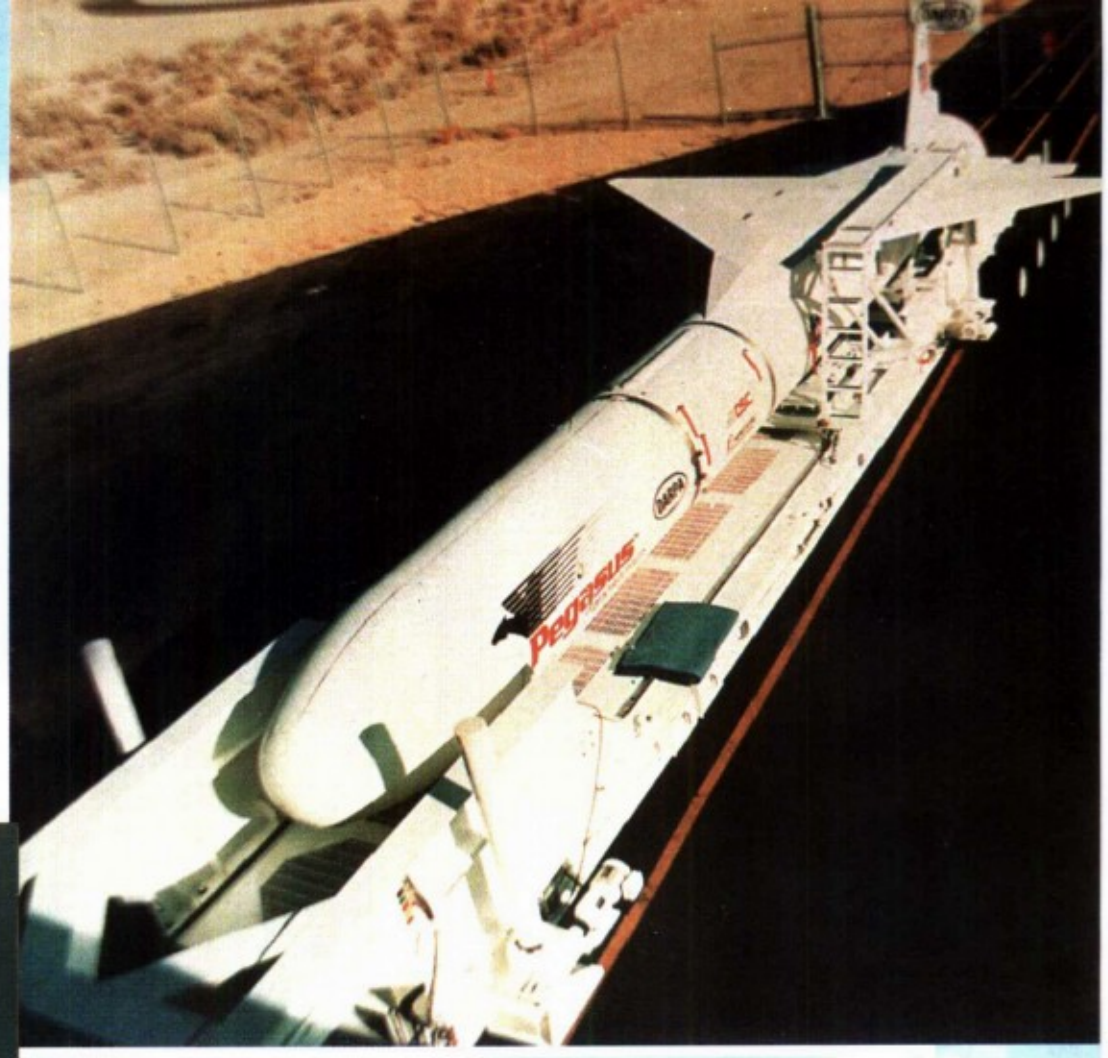

◀
美国德尔它 II

▼ 美国大力神 4






◀
日本
H－2



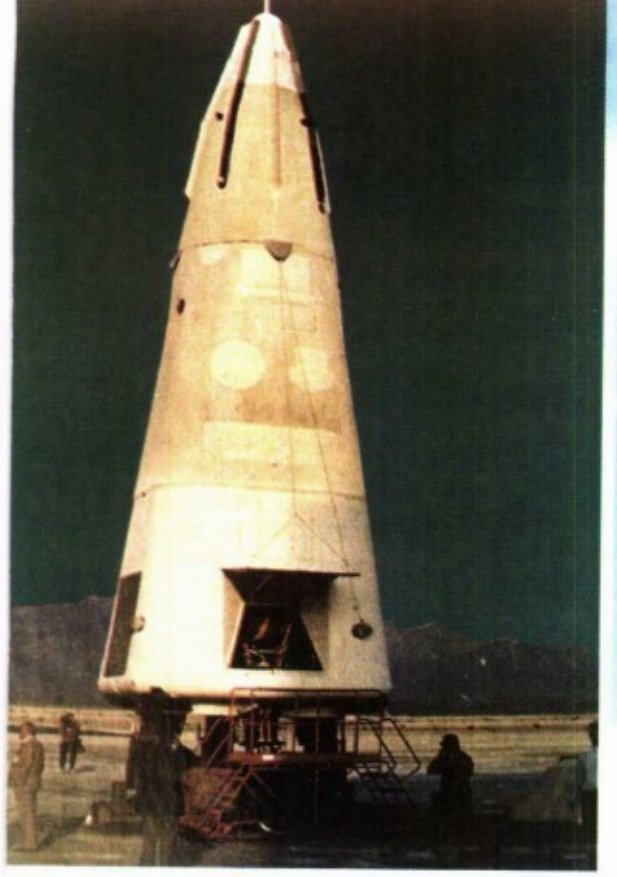

▲ 美国飞马座

欧洲空间局阿里安 4 ▼

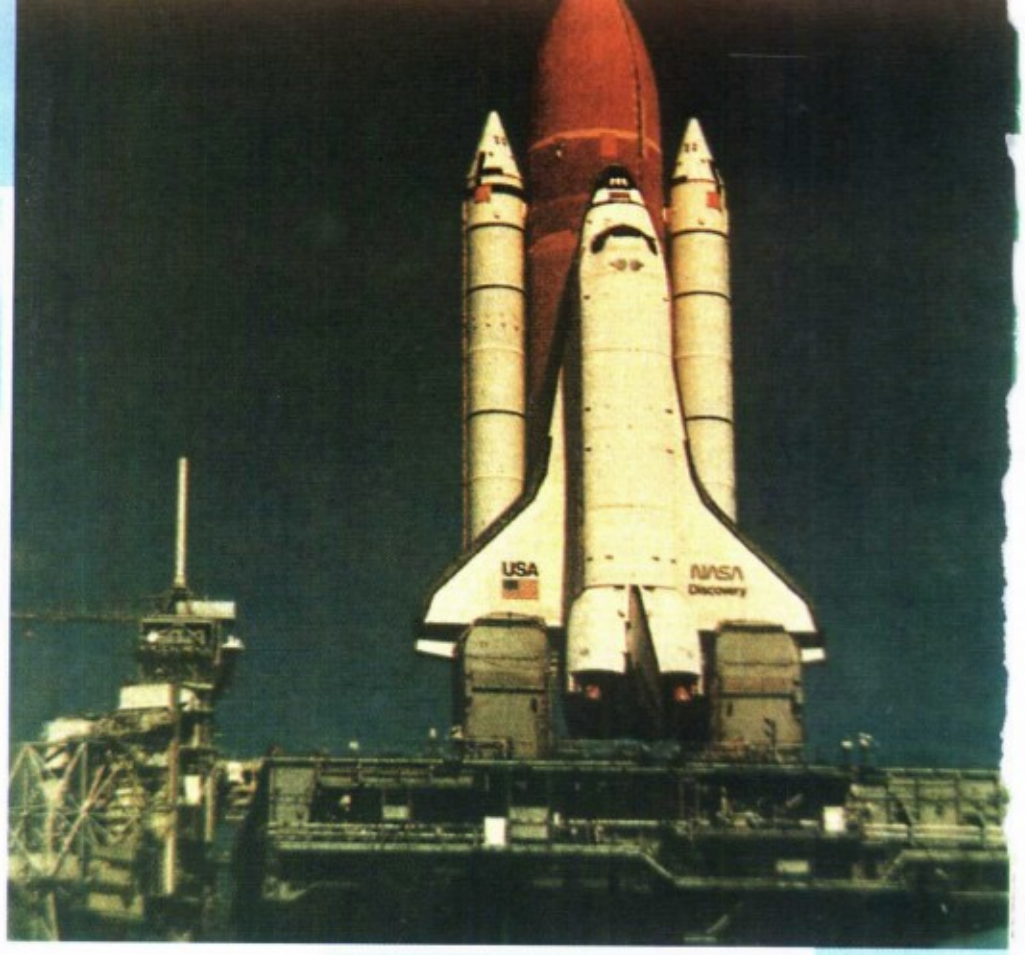



◀
印度
PSLV

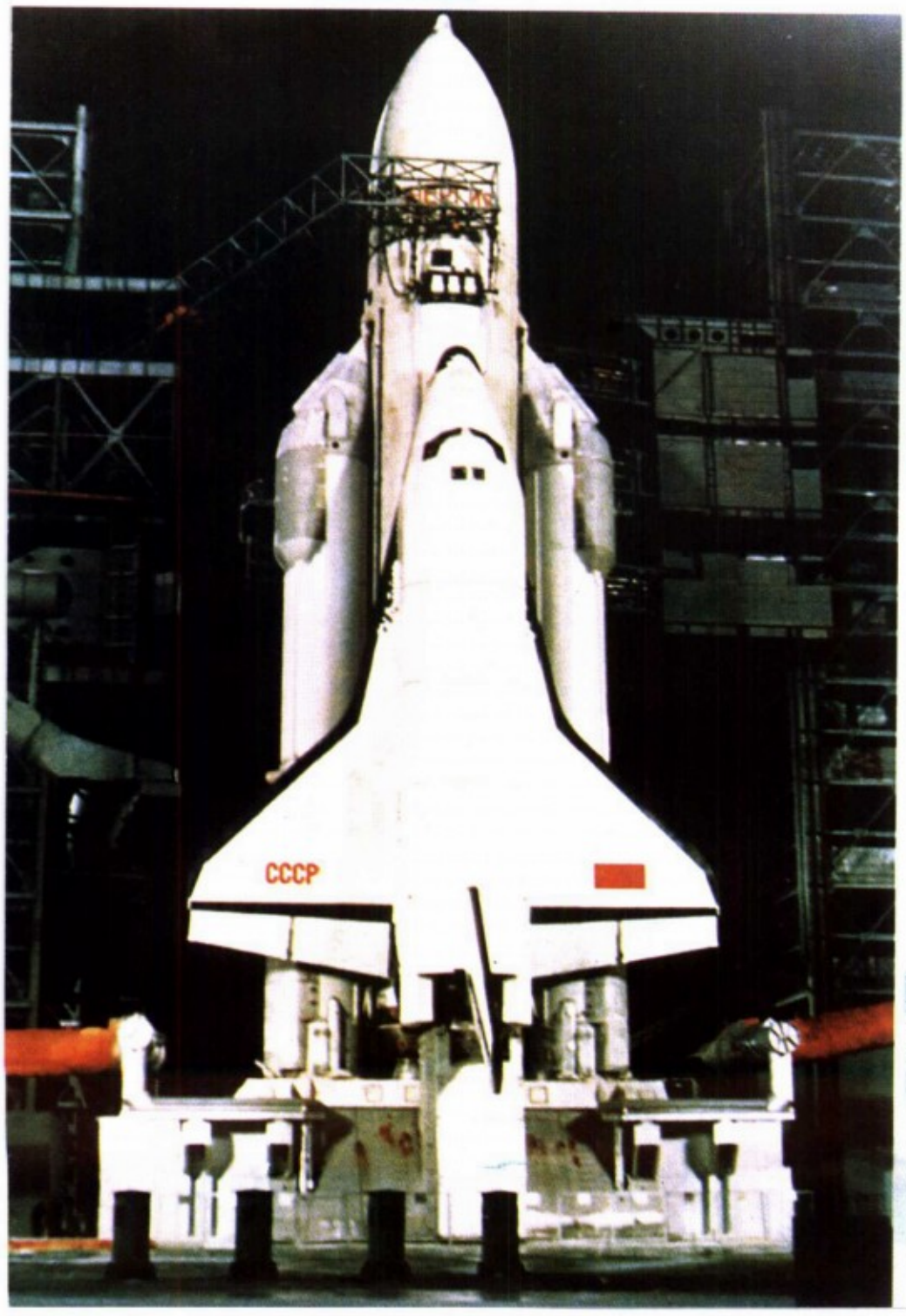




▲ 美国德尔它快帆




▲ 美国航天飞机




◀
苏联能源号／暴风雪号

# 序

航天运载器穿过大气层后，在空气极其稀薄的外空航行时，其动力系统不能从外界得到燃烧所需的氧。所以，到目前为止航天运载器几乎全是采用自身携带氧或其他氧化剂的火箭推进器。

世界公认，早在中国宋朝，约公元 11 世纪，就使用了用黑火药发射的“飞火箭”，这是最早利用火箭推进原理制成的飞行器。而后几百年，也出现过多种作战用的火药火箭，其中著名的有二次大战中苏军使用的“卡秋沙”车载多发火箭弹和美军使用的“巴苏卡”步兵反坦克火箭弹。

但对现代运载火箭影响最大的还是德国在二次大战中用于袭击伦敦的 A-4 导弹，即众所周知的 V-2 火箭。不仅因为之后的苏联* 火箭和美国火箭都是在 V-2 火箭基础上发展起来的；更重要的是当代各国的火箭，包括美国的航天飞机和苏联的能源号，其基本原理、系统的构成与功用等，仍然没有离开 V-2 火箭的框框。当然，从 1942 年 V-2 第一次飞行至今已近 50 余年了，在这中间，通过科学先驱们的辛勤劳动和新材料、新工艺和新技术的采用，运载火箭取得了巨大的进步。

回想 50 年代，化学家和火箭工程师们对液体推进剂的探索和试验，计算起来，约有几百种，如当时人们热衷的高能推进剂，由于毒性大或使用不便，经过反复筛选而被淘汰。剩下的通用推进剂是：液氧-煤油(烃类)，四氧化二氮-偏二甲肼(肼类)和液氧-液氢。V-2 火箭的发动机燃烧室压力是 1471kPa，而现在的苏联能源号一级发动机 РД-170 的燃烧室压力已达到 24.5MPa；V-2 的推力是 245.2kN，而单台 РД-170 发动机的高空推力是 7904.2kN；并由于新材料的使用，研制成了液氢液氧发动机。这些都说明，由于技术的进步使运载火箭的性能和运载能力有了大幅度的提高。由于电子器件等电子技术的迅速发展，使火箭控制系统的功能、质量、尺寸和可靠性也取得了很大的改善。

美国航天飞机的出现，使运载火箭从一次使用进入到重复使用的新阶段。虽然目前在商业使用上还看不出明显的优点，但随着技术的不断发展，重复使用的火箭性能会逐渐完善，从长远看，一次使用的火箭将会逐步退居到次要的地位。

随着航天事业的发展，对运载火箭的要求越来越高，要求运载火箭和其他运载器(如飞机)一样安全可靠，运转、测试、发射迅速准确。像目前以月计的发射准备期，显然是时间太长，发射场的设备也显得庞大复杂。目前对运载火箭本身的要求也更加明确：第一、具有足够的运载能力；第二、可靠；第三、成本低。设计思想，已不再是单纯追求性能高，而是从实际出发，在满足主要性能指标要求下，要成本低，系统简单可靠，地面设备亦要简单，发射准备时间短。因此，在设计新的航天运载器时，就必须进行综合考虑。

目前，运载费用太高制约了航天器的发射，以致影响航天事业的发展。运载火箭最大的问

---

* 本书中的“苏联”均指“前苏联”。

题是自身携带的推进剂太多，使其起飞质量太大、尺寸也太大。航天器在穿越大气层时如果利用空气中的氧气，就可以减少自身携带的氧化剂量，减小质量。这已成为改进运载器的主要研究方向。美国空天飞机(Spaceplane)计划的提出，大力开展超音速燃烧冲压发动机研制工作，就是企图用冲压-火箭复合式发动机来设计单级进入空间低轨道的运载器。

最近，美国提出了“重返月球，开辟火星港”的航天前景，鼓舞了世界航天界。在远期的一些有关的国际会议上，非化学推进(例如核推进火箭，离子火箭，电弧喷射推进等)的论文多了起来，这是一种新的趋向，值得我们注意。

这本“大全”汇集了世界上的运载火箭的性能和其各主要分系统的资料，称得上是一部巨著，对航天事业无疑是一大贡献。这对于火箭科技工作者在改进老运载器、设计新运载器，都会有所裨益；对高等院校从事火箭专业的教师，在讲授和编辑有关教材时都是很好的参考书；对编写航天史的作者们，也将提供系统而宝贵的资料。若是火箭专业的科技人员能利用这些资料写些科学普及的文章，阐述原理、解释结构，定会受到广大航天爱好者的欢迎。藉此会吸引更多的优秀青年进入航天的行业，这对中国航天事业的兴旺发达、后继有人，将有不可估计和更深远的意义。

任新民

1994 年 1 月

# 编者的话

从1987年我们开始酝酿编写本书，1988年1月着手筹备，于当年10月正式成立《世界航天运载器大全》编辑委员会，直至编辑出版，历时8年，经多方努力，今天终于与读者见面了。

编写本书的目的，是介绍世界航天运载器及其主要分系统的工作原理、性能、发展概况和各型号的演变过程，使读者能较详细地了解世界各国航天运载器的过去、现状和发展趋势。

本书搜集了20个国家共23个系列208个型号航天运载器（含通用上面级）至1994年底为止的主要技术性能、总体布局、结构、推进、制导、遥测跟踪、热控、环境和生命保障、安全与救生、通信系统及飞行记录等内容。在附录1至附录10中汇集了各种航天运载器的性能参数、研究机构、承包商、发射场、有效载荷运送情况、载人飞行计划、缩略语、参考文献和索引等。因此，展现在读者面前的《世界航天运载器大全》是一部反映当今世界各国航天运载器研究、使用、发展情况的一部巨作。

本书收入了中国和世界各国航天运载器部分型号的彩色照片24幅。全书共约268万字，1282幅图，分一次使用的运载器和重复使用的运载器两大部分。每部分按国家、型号使用年代进行编排。

本书对于航天运载器研究设计人员是一部具有重要参考价值的工具书；对于有关的高等院校师生是一部非常有裨益的参考书；对运载器商业用户和经营发射业务的工作人员在选择适合的运载器、发射场时是必不可少的查询工具。

我国宇航界的老专家及航天系统有关主要领导同志作为本书顾问从一开始就对本书的编写给予了热情的指导，并审阅了部分文稿。航天工业总公司领导和机关，中国运载火箭技术研究院领导和机关、第一设计部、第十九研究所等给予了大力支持。此外，本书的出版还得到了宇航出版社的热情帮助。对上述单位和个人，谨致以真诚的谢意。

本书引用了大量国内、外公开出版的资料和图片，对其编辑出版单位表示感谢。

由于资料收集的局限性和资料来源不一，加之我们的水平有限，文中错误难免，恳请批评指正。

《世界航天运载器大全》编委会

1994年12月

# 目　　录

**序…**

**编者的话**

**第一部分　一次使用航天运载器**

**中国**…… (3)
长征一号系列…… (3)
概述…… (3)
长征一号…… (4)
长征一号D …… (14)
长征二号系列 …… (23)
概述 …… (23)
长征二号及长征二号C …… (23)
长征二号D …… (52)
长征二号E …… (59)
长征三号系列 …… (77)
概述 …… (77)
长征三号 …… (77)
长征三号A …… (96)
长征三号B …… (111)
长征三号C …… (115)
长征四号系列…… (117)
概述…… (117)
风暴一号…… (118)
长征四号A …… (128)
长征四号B …… (148)
**苏联**…… (151)
东方号系列(СЕМЕЙСТВО ВОСТОК) …… (151)
概述…… (151)
卫星号(СПУТНИК) …… (152)
月球号(ЛУНА) …… (161)
东方号(ВОСТОК) …… (165)
联盟号系列(СЕМЕЙСТВО СОЮЗ) …… (175)

联盟号(СОЮЗ) …… (175)
闪电号(МОЛНИЯ ) …… (212)
宇宙号(КОСМОС) …… (224)
宇宙号 I (КОСМОС I ) …… (224)
宇宙号 II (КОСМОС II ) …… (232)
质子号系列(СЕМЕЙСТВО ПРОТОН) …… (258)
概述 …… (258)
二级质子号(ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ ПРОТОН) …… (259)
三级质子号(ТРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ПРОТОН) …… (262)
四级质子号(ЧЕТЫРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ПРОТОН) …… (265)
旋风号系列(СЕМЕЙСТВО ЦИКЛОН) …… (278)
二级旋风号(ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ ЦИКЛОН) …… (278)
三级旋风号(ТРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ЦИКЛОН) …… (285)
天顶号(ЗЕНИТ) …… (295)
能源号(ЭНЕРГИЯ ) …… (305)
**美国** …… (311)
先锋号(VANGUARD) …… (311)
丘诺系列(THE JUNO FAMILY) …… (326)
概述 …… (326)
丘诺 I (JUNO I ) …… (326)
丘诺 II (JUNO II ) …… (334)
雷神系列(THE THOR FAMILY) …… (341)
概述 …… (341)
雷神-艾布尔(THOR-ABLE) …… (342)
雷神-艾布尔星(THOR-ABLESTAR) …… (348)
雷神-阿金纳 A(THOR-AGENA A) …… (353)
雷神-阿金纳 B(THOR-AGENA B) …… (354)
雷神-阿金纳 D(THOR-AGENA D) …… (357)
加大推力雷神-阿金纳 D(THRUST AUGMENTED THOR-AGENA D) …… (359)
长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D (LONG TANK THRUST AUGMENTED THOR-AGENA D) …… (368)
雷神-博纳 I (THOR-BURNER I ) …… (371)
雷神-博纳 II (THOR-BURNER II ) …… (372)
雷神-博纳 II A(THOR-BURNER II A) …… (376)
宇宙神系列(THE ATLAS FAMILY) …… (378)
概述 …… (378)
单级宇宙神系列(THE SINGLE STAGE ATLAS FAMILY) …… (380)
宇宙神 B(ATLAS B) …… (381)
宇宙神 D(ATLAS D) …… (382)
多级宇宙神火箭系列(THE MULTISTAGE ATLAS FAMILY) …… (394)

宇宙神 LV-3A 系列(THE ATLAS LV-3 FAMILY) …… (395)
宇宙神 LV-3A-艾布尔(ATLAS LV-3A-ABLE) …… (395)
宇宙神 LV-3A-阿金纳 A(ATLAS LV-3A-AGENA A) …… (397)
宇宙神 LV-3A-阿金纳 B(ATLAS LV-3A-AGENA B) …… (399)
宇宙神 LV-3C-半人马座 D(ATLAS LV-3C-CENTAUR D) …… (401)
宇宙神 E/F(ATLAS E/F) …… (402)
宇宙神 SLV-3系列(THE ATLAS SLV-3 FAMILY) …… (407)
宇宙神 SLV-3-阿金纳 B(ATLAS SLV-3-AGENA B) …… (408)
宇宙神 SLV-3-阿金纳 D(ATLAS SLV-3-AGENA D) …… (409)
宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D(ATLAS SLV-3A-AGENA D) …… (414)
宇宙神 SLV-3A-博纳Ⅱ(ATLAS SLV-3A-BURNER Ⅱ) …… (418)
宇宙神 SLV-3C-半人马座 D(ATLAS SLV-3C-CENTAUR D) …… (420)
宇宙神 SLV-3C-半人马座 D1-A(ATLAS SLV-3D-CENTAUR D1-A) …… (434)
宇宙神 G-半人马座 D1-A(ATLAS G-CENTAUR D1-A) …… (437)
宇宙神 H(ATLAS H) …… (439)
新型"宇宙神-半人马座"系列(THE ADVANCED ATLAS-CENTAUR FAMILY) ……
…… (441)
宇宙神Ⅰ-半人马座 D1-A(ATLAS Ⅰ-CENTAUR D1-A) …… (441)
宇宙神Ⅱ-半人马座Ⅱ(ATLAS Ⅱ-CENTAUR Ⅱ) …… (444)
宇宙神ⅡA-半人马座ⅡA(ATLAS ⅡA-CENTAUR ⅡA) …… (448)
宇宙神ⅡAS-半人马座ⅡA(ATLAS ⅡAS-CENTAUR ⅡA) …… (449)
德尔它系列(THE DELTA FAMILY) …… (452)
概述 …… (452)
德尔它原型(DELTA) …… (458)
德尔它 A(DELTA A) …… (462)
德尔它 B(DELTA B) …… (462)
德尔它 C(DELTA C) …… (463)
德尔它 D(DELTA D) …… (464)
德尔它 E(DELTA E) …… (468)
德尔它 E-1(DELTA E-1) …… (468)
德尔它 G(DELTA G) …… (470)
德尔它 J(DELTA J) …… (471)
德尔它 L、M、N(DELTA L、M、N) …… (471)
德尔它 M6、N6(DELTA M6、N6) …… (473)
德尔它300、900(DELTA 300、900) …… (473)
德尔它1000系列(THE DELTA 1000 FAMILY) …… (476)
德尔它1604、1900(DELTA 1604、1900) …… (476)
德尔它1410、1910、1913、1914(DELTA 1410、1910、1913、1914) …… (479)
德尔它2000系列(THE DELTA 2000 FAMILY) …… (481)
德尔它2914(DELTA 2914) …… (483)

德尔它3000系列(THE DELTA 3000 FAMILY) …… (500)
德尔它4925、5920(DELTA 4925、5920) …… (514)
商业性德尔它Ⅱ,德尔它6000、7000系列(THE DELTA 6000、7000 FAMILY) … (515)
侦察兵系列(THE SCOUT FAMILY) …… (529)
概述…… (529)
侦察兵X系列(THE SCOUT X FAMILY) …… (533)
侦察兵X(SCOUT X) …… (538)
侦察兵X-1(SCOUT X-1) …… (538)
侦察兵X-2(SCOUT X-2) …… (554)
侦察兵X-3(SCOUT X-3) …… (555)
侦察兵X-4(SCOUT X-4) …… (556)
侦察兵X-5C(SCOUT X-5C) …… (557)
使用型侦察兵系列(THE APPLICATION SCOUT FAMILY) …… (558)
侦察兵A(SCOUT A) …… (558)
侦察兵B(SCOUT B) …… (560)
侦察兵B-1(SCOUT B-1) …… (574)
侦察兵D-1(SCOUT D-1) …… (575)
侦察兵E/F-1(SCOUT E/F-1) …… (576)
侦察兵G-1(SCOUT G-1) …… (577)
蓝色侦察兵系列(THE BLUE SCOUT FAMILY) …… (580)
蓝色侦察兵Jr(BLUE SCOUT Jr) …… (580)
蓝色侦察兵Jr改型(ADVANCED BLUE SCOUT Jr) …… (582)
蓝色侦察兵Ⅰ(BLUE SCOUT Ⅰ) …… (583)
蓝色侦察兵Ⅱ(BLUE SCOUT Ⅱ) …… (584)
带旋转稳定顶级的蓝色侦察兵Ⅱ(BLUE SCOUT XRM 92) …… (586)
水星-红石(MERCURY REDSTONE) …… (587)
土星系列(THE SATURN FAMILY) …… (600)
概述…… (600)
土星Ⅰ(SATURN Ⅰ) …… (602)
土星ⅠB(SATURN ⅠB) …… (631)
土星Ⅴ(SATURN Ⅴ) …… (658)
大力神系列(THE TITAN FAMILY) …… (702)
概述…… (702)
大力神2系列(THE TITAN 2 FAMILY) …… (705)
大力神2LV-4(TITAN 2LV-4) …… (705)
大力神2SLV(TITAN 2SLV) …… (728)
大力神2S(TITAN 2S) …… (731)
大力神3系列(THE TITAN 3 FAMILY) …… (733)
大力神3A(TITAN 3A) …… (733)
大力神3B(TITAN 3B) …… (734)

大力神3C(TITAN 3C)…… (737)
大力神3D(TITAN 3D) …… (776)
大力神3E(TITAN 3E)…… (777)
大力神34系列(THE TITAN 34 FAMILY) …… (780)
大力神34B(TITAN 34B)…… (780)
大力神34D(TITAN 34D) …… (782)
商业大力神3(COMMERCIAL TITAN 3) …… (783)
大力神4系列(THE TITAN 4 FAMILY) …… (791)
大蓬车系列(THE CONESTOGA FAMILY) …… (797)
概述…… (797)
大蓬车Ⅱ(CONESTOGA Ⅱ) …… (798)
大蓬车Ⅳ(CONESTOGA Ⅳ) …… (799)
飞马座(PEGASUS) …… (800)
金牛座(TAURUS) …… (810)
美国通用上面级…… (817)
阿金纳系列(THE AGENA FAMILY) …… (817)
概述…… (817)
阿金纳A(AGENA A) …… (818)
阿金纳B(AGENA B) …… (819)
阿金纳D(AGENA D) …… (822)
上升阿金纳(ASCENT AGENA) …… (851)
半人马座系列(THE CENTAUR FAMILY)…… (856)
概述…… (856)
半人马座D(CENTAUR D) …… (858)
半人马座D1-A(CENTAUR D1-A) …… (887)
半人马座D1-T(CENTAUR D1-T) …… (889)
半人马座G,G-1(CENTAUR G,G-1) …… (914)
半人马座Ⅱ(CENTAUR Ⅱ) …… (919)
半人马座ⅡA(CENTAUR ⅡA)…… (920)
惯性上面级(INERTIAL UPPER STAGE-IUS) …… (921)
有效载荷辅助舱系列(THE PAM FAMILY) …… (929)
概述…… (929)
空间运输系统有效载荷辅助舱-D(STS PAM-D) …… (929)
德尔它有效载荷辅助舱-D(PAM-D) …… (937)
空间运输系统有效载荷辅助舱-DⅡ(STS PAM-DⅡ)…… (942)
空间运输系统有效载荷辅助舱-A(STS PAM-A) …… (943)
有效载荷辅助舱-DⅢ(PAM-DⅢ) …… (944)
有效载荷辅助舱-DⅣ(PAM-DⅣ) …… (944)
有效载荷辅助舱-S(PAM-S) …… (945)
SGS， …… (945)

转移轨道级(TOS)、远地点机动级(AMS)和转移轨道级/远地点机动级 (TOS/AMS)…… (946)
转移轨道级(TOS) …… (947)
远地点机动级(AMS) …… (951)
转移轨道级/远地点机动级(TOS/AMS) …… (952)
适用于航天飞机的轨道转移系统(SCOTS) …… (953)
**英国** …… (957)
黑箭(BLACK ARROW) …… (957)
**法国** …… (971)
钻石系列(LA DIAMANT FAMILLE) …… (971)
概述 …… (971)
钻石 A(DIAMANT A) …… (972)
钻石 B(DIAMANT B) …… (980)
钻石 BP4(DIAMANT BP4) …… (985)
**欧联** …… (988)
欧洲号系列(THE EUROPA FAMILY) …… (988)
概述 …… (988)
欧洲号 Ⅰ (EUROPA Ⅰ) …… (988)
欧洲号 Ⅱ (EUROPA Ⅱ) …… (1000)
欧洲号 Ⅲ (EUROPA Ⅲ) …… (1002)
**欧洲空间局** …… (1007)
阿里安系列(LES ARIANE FAMILLE) …… (1007)
概述 …… (1007)
阿里安1(ARIANE 1) …… (1010)
阿里安2和阿里安3(ARIANE 2 & ARIANE 3) …… (1042)
阿里安4(ARIANE 4) …… (1067)
阿里安5(ARIANE 5) …… (1193)
**意大利** …… (1110)
艾立斯上面级(IRIS) …… (1110)
**日本** …… (1114)
兰姆达-4S(ラムダ-4S、L-4S) …… (1114)
缪系列(Mシリ-ズ) …… (1134)
概述 …… (1134)
缪-4S(M-4S) …… (1137)
缪-3C(M-3C) …… (1153)
缪-3H(M-3H) …… (1166)
缪-3S(M-3S) …… (1174)
缪-3S Ⅱ (M-3S Ⅱ) …… (1186)
缪-Ⅴ (M-Ⅴ) …… (1206)
N 系列(Nシリ-ズ) …… (1211)

概述 …… (1211)
N-Ⅰ …… (1211)
N-Ⅱ …… (1228)
H系列(Hシリ-ズ) …… (1240)
概述 …… (1240)
H-Ⅰ …… (1240)
H-Ⅱ …… (1257)
**印度** …… (1282)
卫星运载火箭系列(THE SATELLITE LAUNCH VEHICLE FAMILY) …… (1282)
概述 …… (1282)
卫星运载火箭3(SLV 3) …… (1282)
加大推力卫星运载火箭(ASLV) …… (1288)
极地轨道卫星运载火箭(PSLV) …… (1293)
地球同步轨道卫星运载火箭(GSLV) …… (1305)
**以色列** …… (1308)
沙维特(SHAVIT) …… (1308)
**巴西** …… (1309)
卫星运载器(VLS) …… (1309)

## 第二部分　重复使用航天运载器

**美国** …… (1313)
X-15研究机(X-15 RESEARCH AIRPLANE) …… (1313)
美国航天飞机(SPACE SHUTTLE) …… (1317)
国家空天飞机(NASP) …… (1436)
德尔它快帆(DELTA CLIPPER) …… (1440)
**苏联** …… (1449)
暴风雪号(БУРАН) …… (1449)
**欧洲空间局** …… (1457)
使神号空间运载器(HERM ES VEHICULE SPATIAL) …… (1457)
桑格尔Ⅱ(SÄNGER Ⅱ) …… (1491)
**日本** …… (1507)
海姆斯(HIMES) …… (1507)
霍普(HOPE) …… (1513)

## 附　录

附录一　运载火箭性能数据表 …… (1522)
附录二　重复使用运载器性能数据表 …… (1550)
附录三　运载火箭-有效载荷表 …… (1552)
附录四　有效载荷-运载火箭表 …… (1562)
附录五　载人飞行计划数据表 …… (1569)

附录六　研究设计机构及承包商 …… (1591)
附录七　世界航天发射中心 …… (1614)
附录八　缩略语表 …… (1659)
附录九　参考文献 …… (1680)
附录十　运载器名称索引 …… (1700)

# 第一部分

# 一次使用航天运载器

中 国

# 长征一号系列

韩厚健

## 概 述

“长征一号系列”包括“长征一号”(CZ-1)和“长征一号 D”(CZ-1D)两个型号。它们都是三级运载火箭，主要用于发射近地轨道小型有效载荷。

“长征一号”于 1965 年开始研制。1970 年 4 月 24 日，用“长征一号”发射了中国第一颗人造地球卫星——“东方红一号”。以后，进行过 A、B、C、D 四种状态研制。90 年代，投入商业发射的火箭是“长征一号 D”。

“长征一号”的一、二子级采用液体火箭发动机、惯性制导、三轴姿态稳定；三子级采用固体火箭发动机、自旋稳定、无制导。“长征一号 D”是“长征一号”的改进型。主要改进是：提高了一子级性能，更换了二、三子级发动机及推进剂，并且将三子级改为既可自旋稳定姿态又可三轴姿态稳定和惯性制导的可控火箭。

“长征一号”初期由中国第七机械工业部第八研究院负责总体设计。1967 年 11 月，改由中国运载火箭技术研究院研制。“长征一号 D”也由中国运载火箭技术研究院研制。

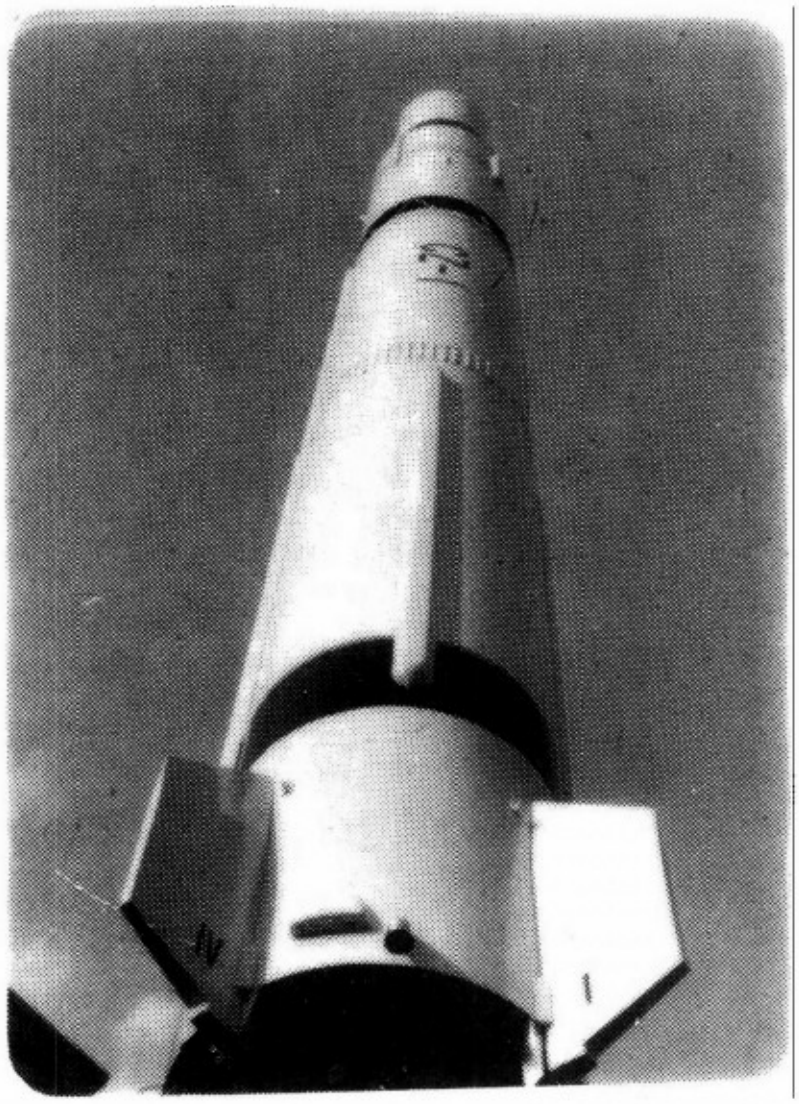
**系列型号总体参数和运载能力**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 直 径 (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 典型运载能力① (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 长征一号 | 3 | 29.86 | 2.25 | 81570 | 1020 | 300(自旋) |
| 长征一号 D | 3 | 28.22 | 2.25 | 81075 | 1101.2 | 930(自旋)<br>750(三轴稳定) |

①“长征一号”：440km 圆轨道，倾角 70°。

“长征一号 D”：300km 圆轨道，倾角 57°。

# 长征一号



"长征一号"全貌图

用"长征一号"于 1970 年、1971 年共发射两颗卫星，成功率 100%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 推重比 | 1.275 |
| 全长 | 29.860m | 运载能力 | 300kg（440km 圆轨道、倾角 70°） |
| 翼展 | 3.810m | 入轨精度 | 近地点 440km 时，高度偏差 |
| 起飞质量 | 81570kg | | ±4km，轨道面倾角偏差±1.5° |
| 起飞推力 | 1020kN | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 17.835m | 发动机 | YF-2 |
| 直径 | 2.250m | 推进剂 | 硝酸-27S/偏二甲肼 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 子级质量 | 65250kg | 海平面推力 | 1020kN |
| 结构质量 | 4070kg | 海平面比冲 | 2349N·s/kg |
| 推进剂质量 | 61070kg | 工作时间 | 140s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.486m | 发动机 | YF-3 |
| 直径 | 2.250m | 推进剂 | 硝酸-27S/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 13550kg | 真空推力 | 294.2kN |
| 结构质量 | 2270kg | 真空比冲 | 2746N·s/kg |
| 推进剂质量 | 11210kg | 工作时间 | 102s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.565m | 发动机 | FG-02 |
| 直径 | | 推进剂 | 聚硫橡胶固体推进剂 |
| 固体发动机 | 0.770m | 真空总冲 | 4440kN·s |
| 裙端 | 1.500m | 真空平均推力 | 111.0kN |
| 子级质量 | 2200kg | 真空平均比冲 | 2472N·s/kg |
| 结构质量 | 400kg | 工作时间 | ≈40s |
| 推进剂质量 | 1800kg | | |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 4.630m | 结构质量 | 270kg |
| 直径 | 1.500m | 有效容积 | ≈2.0m$^3$ |

# 总 体 布 局

“长征一号”三级火箭为串联布局。从箭尾至箭顶，依次为一子级、二子级和整流罩(内含三子级)。

一子级为圆柱壳，从上至下分别为级间段、杆系、氧化剂贮箱、箱间段、燃料贮箱、尾段。液体火箭发动机通过机架与燃料贮箱后过渡段相连。尾段下部装有燃气舵，外侧对称固定安装4个稳定尾翼。

二子级为“锥-柱”壳，锥壳半锥角9°。上部是锥形仪器舱(上、下舱总高1.75m)，舱内安装有一、二级动力段和滑行段控制、测量及安全自毁设备。中部是共底贮箱。上贮箱装燃料，下贮箱装氧化剂。下部是高1.9m的尾段。液体火箭发动机通过机架与贮箱锥形后底连接。尾段内装有电池及外弹道测量跟踪系统的雷达应答机。4个燃气舵安装在尾段的燃气舵舵圈上。

整流罩为“锥-柱”壳，半锥角25°。三子级主体为直径0.77m的固体火箭发动机。其上部是仪器架。架中央的弹射器用来固定、支持有效载荷(卫星)。三子级通过锥裙与二子级相连。

“长征一号”各级之间，有效载荷与三子级之间均用爆炸螺栓连接。一、二子级采用热分离。二、三子级采用冷分离。整流罩与三子级之间解锁后，由火药弹射筒平抛离开箭体。卫星则依靠三子级上的弹射器分离。

## 箭体结构

箭体结构包括一、二、三子级结构和整流罩。

### 一子级结构

一子级结构包括“壳体-杆系”级间段、氧化剂贮箱、箱间段、燃料箱及其后过渡段、尾段。

氧化剂箱　箱长 7.5m，直径 2.25m，容积 27.7m$^3$。箱体为 LF6-M 防锈铝合金焊接的承压容器。前、后贮箱箱底长、短轴之比均为 1.4 的椭球壳，后底开有四个带漩涡消除器的推进剂出口。贮箱侧壁装有防晃板。

燃料箱　箱长 6.36m，直径 2.25m，容积 23m$^3$。材料和贮箱箱底尺寸与氧化剂箱相同。贮箱侧壁为化铣壁板焊成的圆筒壳。

箱间段、燃料箱后过渡段、尾段　均为半硬壳结构，材料都是 LY12 硬铝合金。

级间段　总高 1.6m。上部筒壳是 LY12 半硬壳结构。下部杆系由 16 根 30CrMnSiA 合金钢管焊成。一、二子级分离时，二子级发动机的燃气从杆系中排出。为保护一子级氧化剂贮箱不被烧穿，贮箱前底外装有玻璃钢防热套。

### 二子级结构

二子级结构包括仪器舱、贮箱和尾段。

仪器舱　总高 1.75m，锥形半硬壳结构。距下端面 0.2m 处设有一横梁，支持惯性仪器基座。大部分仪器悬挂在舱壁上。为方便检查、更换舱内的仪器设备，全舱开有两排共六个舱口。仪器舱壳体材料为 LY12。

贮箱　总长 3.5m，共底结构。共底上部贮箱是燃料箱，容积为 4.6m$^3$，下部贮箱是氧化剂箱，容积为 5.3m$^3$。共底上凸，能承受 0.11MPa 的负压。下贮箱后底是半锥角 48°的模锻锥形底。其中央开有人孔，输送管从此孔口盖中央引出。锥形底下端固定二子级液体火箭发动机，承受 294.2kN 的发动机推力。燃料输送管沿氧化剂箱外壁进入贮箱后过渡段并进入发动机泵口。两个贮箱的推进剂出口处都装有漩涡消除器。贮箱侧壁装有防晃板。贮箱材料为 LF6-M 防锈铝合金。贮箱后过渡段为高 0.8m 的半硬壳结构。壳内安装 10 个钛合金气瓶，贮存高压氮气。

尾段　高 1.9m。它是由八根大梁和桁条构成的加筋壳体。大梁下端是连接级间爆炸螺栓的接头。尾段下部装着舵圈。其上安装四组舵机和燃气舵。尾段壳体材料为 LY12。

### 三子级结构

三子级结构由仪器支架和转接锥组成。

仪器支架　高 0.49m，底部直径 0.77m。上部是杆系，杆顶装有卫星弹射器，弹射器由镀金内壳、外壳、压缩弹簧、爆炸螺栓四部分组成。内、外壳法兰用两个爆炸螺栓联接。镀金内壳用螺栓与卫星固连。爆炸螺栓解锁后，压缩弹簧将镀金内壳和卫星一起弹出，实现星、箭分离。支

架下部是圆形板。支架下端框与固体火箭发动机固连。仪器支架材料为LY12。支架上装着程序机构及遥测、外测设备。

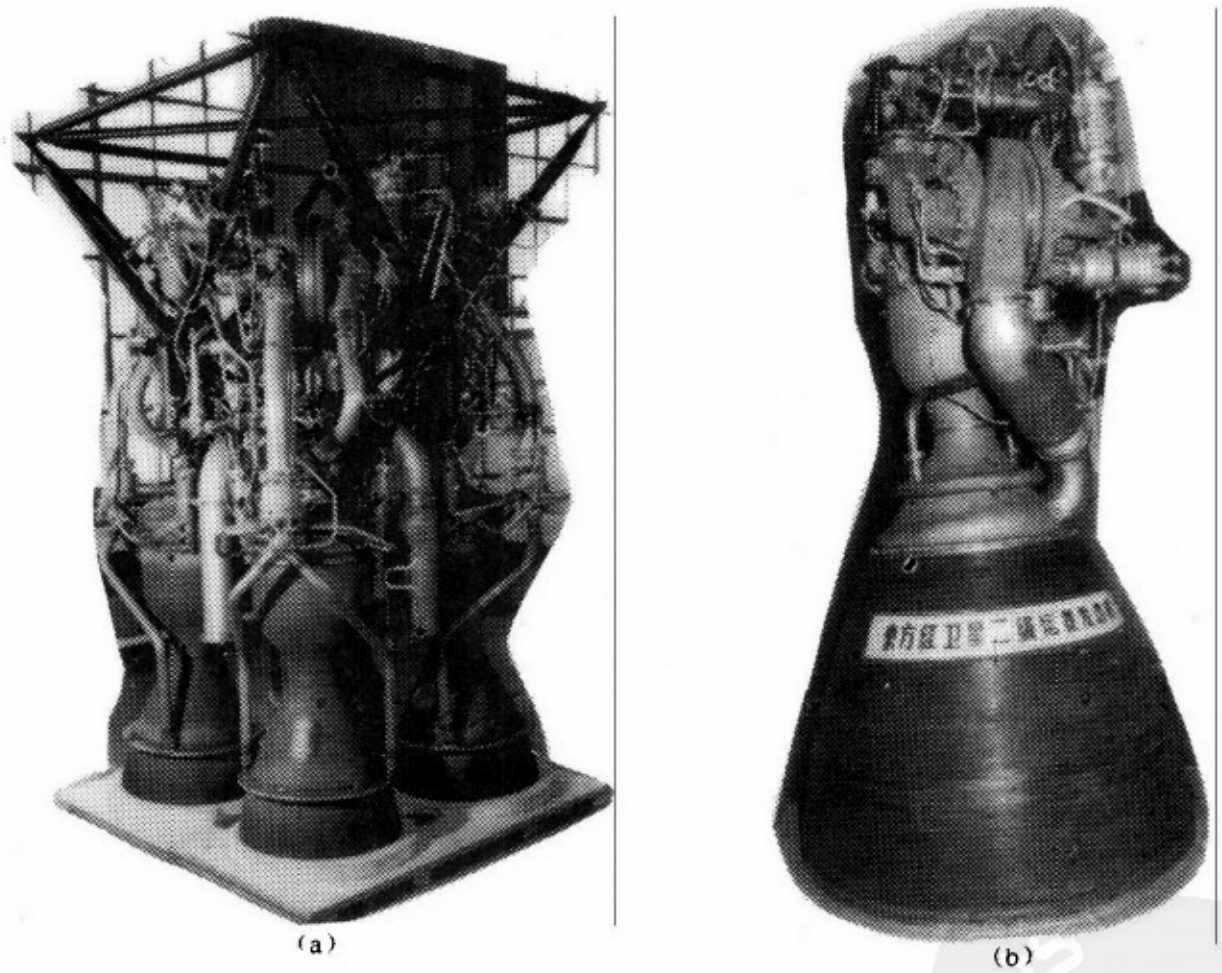
转接锥　高0.29m，半锥角45°。半硬壳结构。锥体上端框与三子级固体火箭发动机连接，下端框与二子级仪器舱前端框相连。转接锥在火箭一、二级飞行时支承第三级火箭。转接锥材料为LY12。

整流罩

整流罩由两个半罩扣合而成。罩长4.565m。两个半罩用六个爆炸螺栓连接。罩体上部是玻璃钢锥壳，长1.2m。下部筒壳，是LY12铝合材料制成的半硬壳结构。整流罩顶部、尾部，各置两对火药作动筒供抛罩使用。罩体尾部，用四个爆炸螺栓与二子级连接。

## 推　进　系　统

火箭推进系统由一、二子级液体火箭发动机及其推进剂增压输送系统和三子级固体火箭发动机组成。



(a)　(b)

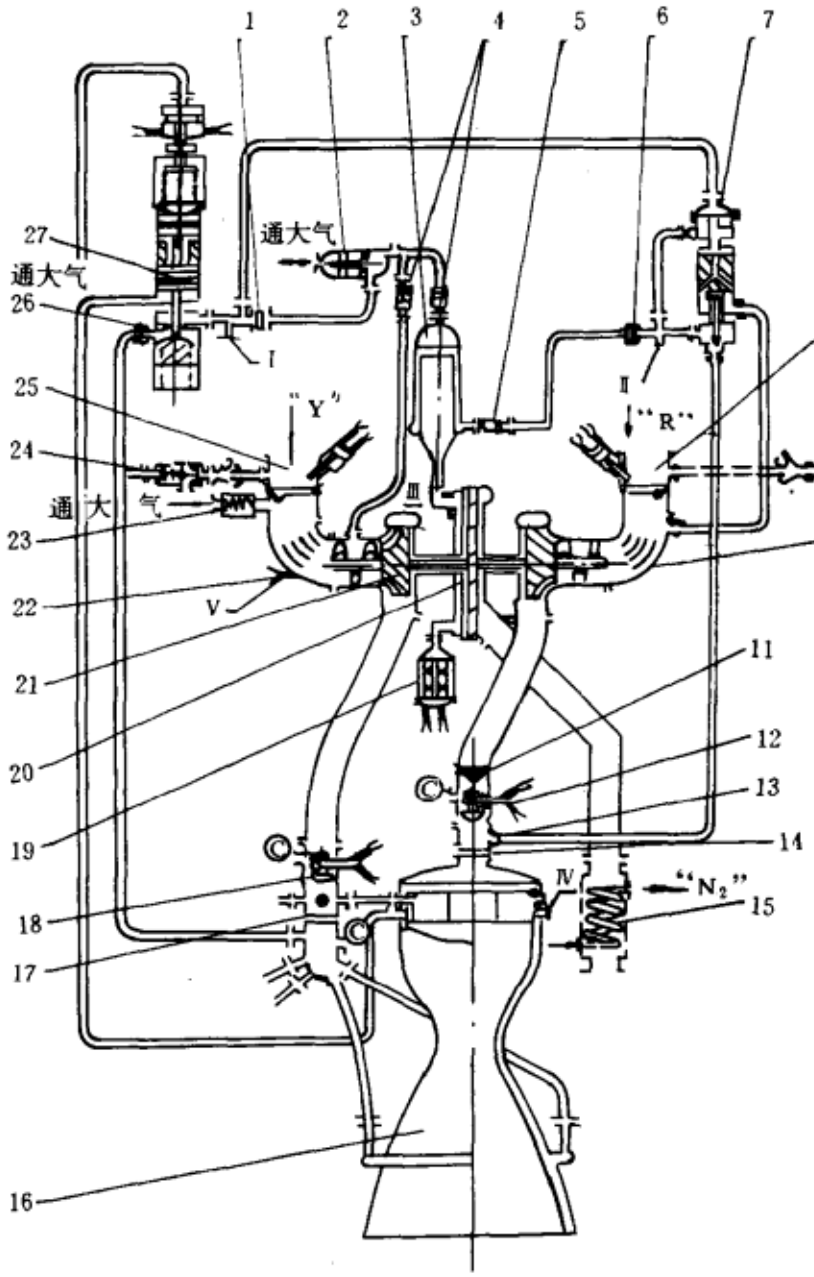
"长征一号"液体火箭发动机

(a)　YF-2 一级发动机；　(b)　YF-3 二级发动机

## 一子级推进系统

### 发动机

YF-2 发动机由并联总装在一个机架上的四台独立工作的 YF-1 单机组成。每台 YF-1 单机自成独立系统。发动机采用“偏二甲肼＋硝酸-27S”自燃推进剂。海平面推力 1020kN，海平面比冲 2349N·s/kg，真空比冲 2607N·s/kg。推进剂总流量 434.4kg/s，混合比 2.46，工作时间约 140s，全机质量 1180kg，最大外轮廓尺寸(高度×直径)为 2.655m×2.25m。发动机外观见前图。




YF-2 液体火箭发动机系统图

1. 限流圈； 2. 卸压阀； 3. 燃气发生器； 4. 氧化剂单向阀； 5. 燃烧剂单向阀； 6. 卸流阀； 7. 燃气发生器混合器调节器； 8. 清洗泄出阀； 9. 燃烧剂起动阀； 10. 燃烧剂泵； 11. 过滤网； 12. 燃烧剂断流阀； 13. 限流圈； 14. 燃烧剂消耗量圈； 15. 换热器； 16. 燃烧室； 17. 氧化剂消耗量圈；
18. 氧化剂断流阀； 19. 火药起动器； 20. 涡轮； 21. 氧化剂泵； 22. 转速传感器； 23. 卸流阀；
24. 清洗泄出阀； 25. 氧化剂起动阀； 26. 限流圈； 27. 压调器。

YF-2 采用闭式涡轮泵供应系统，主、副系统采用同种推进剂，涡轮转速 16500r/min。推力室采用夹层钎焊结构，主要材料为耐热合金钢。推力室头部用燃料内冷却，身部夹层由氧化剂进行再生冷却。此外，发动机还包括起动、推力调节等系统。发动机阀门采用电爆管控制，起动、转级、关机迅速。

YF-2 发动机首先起动Ⅱ、Ⅳ号分机。0.3s 后再起动Ⅰ、Ⅲ号分机。两种推进剂起动阀门打开后，推进剂在贮箱增压压力及液柱静压下向发动机腔道充填。0.85s 后，火药起动器药柱点燃，燃气吹动涡轮，泵开始工作，两种推进剂进入推力室自燃点火并向主级工作状态过渡。此时，涡轮逐渐被燃气发生器产生的燃气驱动。当发动机受到外界及内部偶然因素干扰时，压调器、稳定器使其自动回复到稳定工作状态。发动机关机分两步。首先使压调器进入末级工作状态，推力减半。然后关闭断流阀门，切断推进剂供应，终止推力。

**输送系统**

YF-2 发动机采用泵压式输送系统。氧化剂泵入口压力为 0.333MPa，燃料泵入口压力为 0.265MPa。氧化剂箱、燃料箱各有四个出口，各通过四根输送导管进入泵口。导管材料为 LF6-M。为了补偿尺寸偏差和结构变形，导管中间装有多根不锈钢补偿软管。

**增压系统**

采用氮气增压。冷氮气贮存在 20MPa 压力的合金钢高压气瓶中。气瓶总容积 0.44$m^3$。

电爆阀门打开后，高压气瓶中的冷氮气经过减压进入氮气加温器。发动机涡轮废气引入氮气加温器将氮气加热到约 270℃，通过增压管道送入贮箱增压。氧化剂贮箱最高增压压力（即保险阀门打开压力）为 0.294MPa，燃料贮箱最高增压压力为 0.255MPa。

**火工品**

发动机起动-断流阀门、火药起动器、压调器及增压系统的开启阀门均用电爆管控制。其发火电流为 2A，安全电流 0.2A。

## 二子级推进系统

**发动机**

YF-3 发动机是在 YF-1 单机基础上设计的高空发动机。主要变化有：

加装玻璃钢喷管延伸段，使喷管面积比由 10 增加到 48.2；

涡轮泵组由燃料室上方移到侧面，使发动机总长度缩短。涡轮废气改从喷管内排出；

采用小型机架将推力传至贮箱锥底；

采取了可靠的高空点火措施。

YF-3 发动机真空推力 294.2kN，真空比冲 2746N·s/kg（改进后，真空推力为 320.2kN，真空比冲为 2814N·s/kg），推进剂流量 113.77kg/s，混合比 2.48，工作时间 102s。发动机质量 350kg，最大外轮廓尺寸（高度×直径）为 2.445m×1.55m。

**输送系统**

同一子级。其中，氧化剂泵入口压力为 0.304MPa，燃料泵入口压力为 0.245MPa。

**增压系统**

同一子级。但改用钛合金气瓶。系统总容积 0.2$m^3$，共用十个气瓶（每个气瓶容积 20L，质量 8.6kg）。氧化剂箱最高增压压力 0.432MPa。燃料箱最高增压压力约 0.314MPa。

**火工品**

同一子级。

### 三子级推进系统

三子级采用FG-02固体火箭发动机。发动机总长4.0m，直径0.77m，总质量2056kg，装药量1800kg。真空总冲约4440kN·s，真空平均比冲约2472N·s/kg，工作时间约40s。工作时火箭旋转角速度180r/min。

发动机采用聚硫橡胶推进剂。壳体由高强度合金钢焊接而成，壳壁厚2.5mm。内绝热层材料为石棉酚醛。在圆管形药柱外，包覆了丁腈橡胶。

发动机采用固定式单喷管，由高硅氧酚醛玻璃钢制造。喉衬材料为石墨。

发动机用小火箭式点火器点火。点火药系速燃的聚硫推进剂。

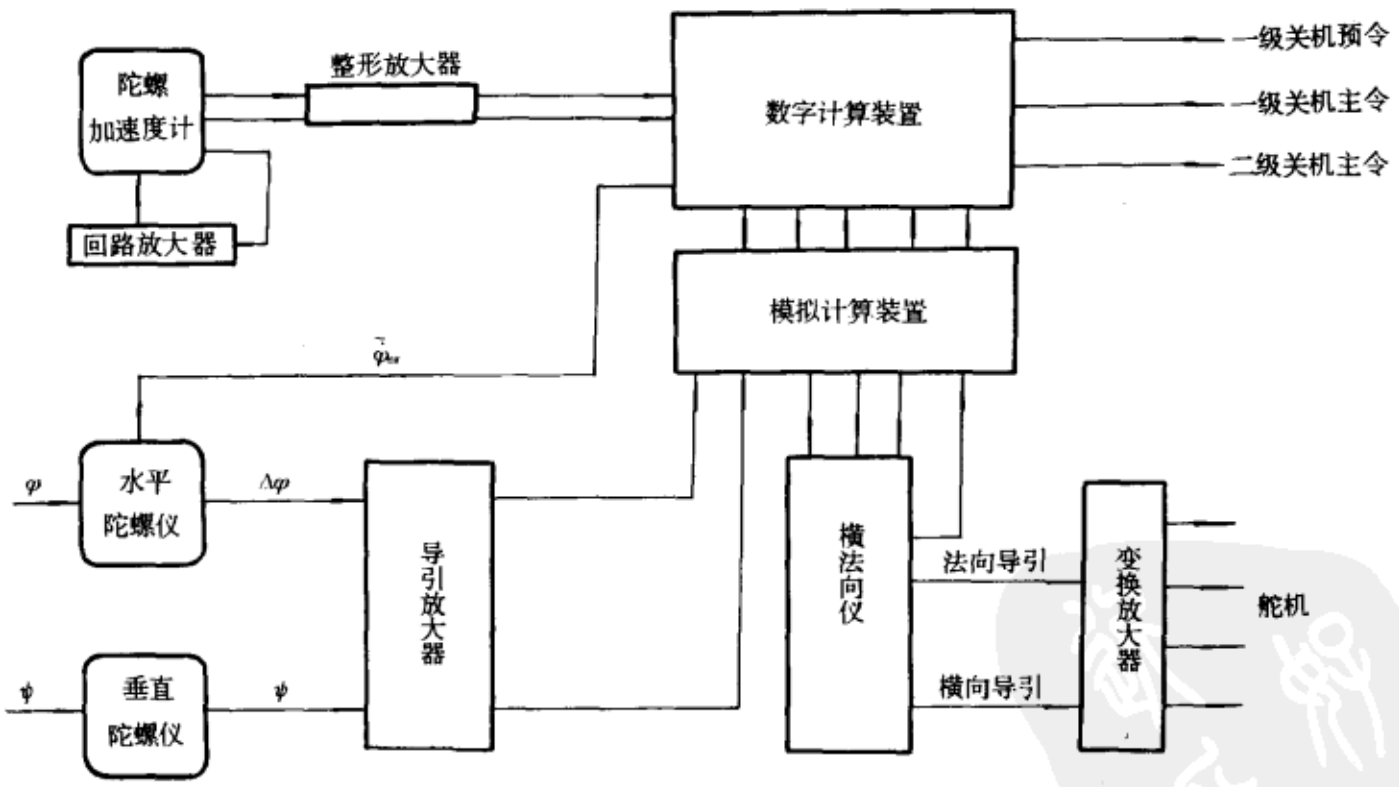
## 制导和控制系统

“长征一号”飞行分为第一、二级动力飞行、第二级滑行和第三级加速飞行三个阶段。除第三级加速的火箭自旋稳定，箭上仅靠时间指令装置控制外，其余都由装在二子级火箭上的全惯性控制系统控制。

### 制导系统

制导系统采用位置捷联补偿纵向制导加坐标转换横向导引和法向导引方案。在第二级火箭关机时，制导系统控制关机参数，使第三级火箭能滑行到预定的点火位置和具有精确的点火初速。

制导系统由加速度计(包括陀螺加速度计、回路放大器、整形放大器)、数字计算装置、模拟计算装置、横法向仪(包括横向加速度计、法向加速度计、横法向放大器)组成。此外，制导系统还接收水平陀螺仪、垂直陀螺仪的$\Delta\varphi$、$\psi$信号。系统组成见图。




制导系统框图

制导原理如下：

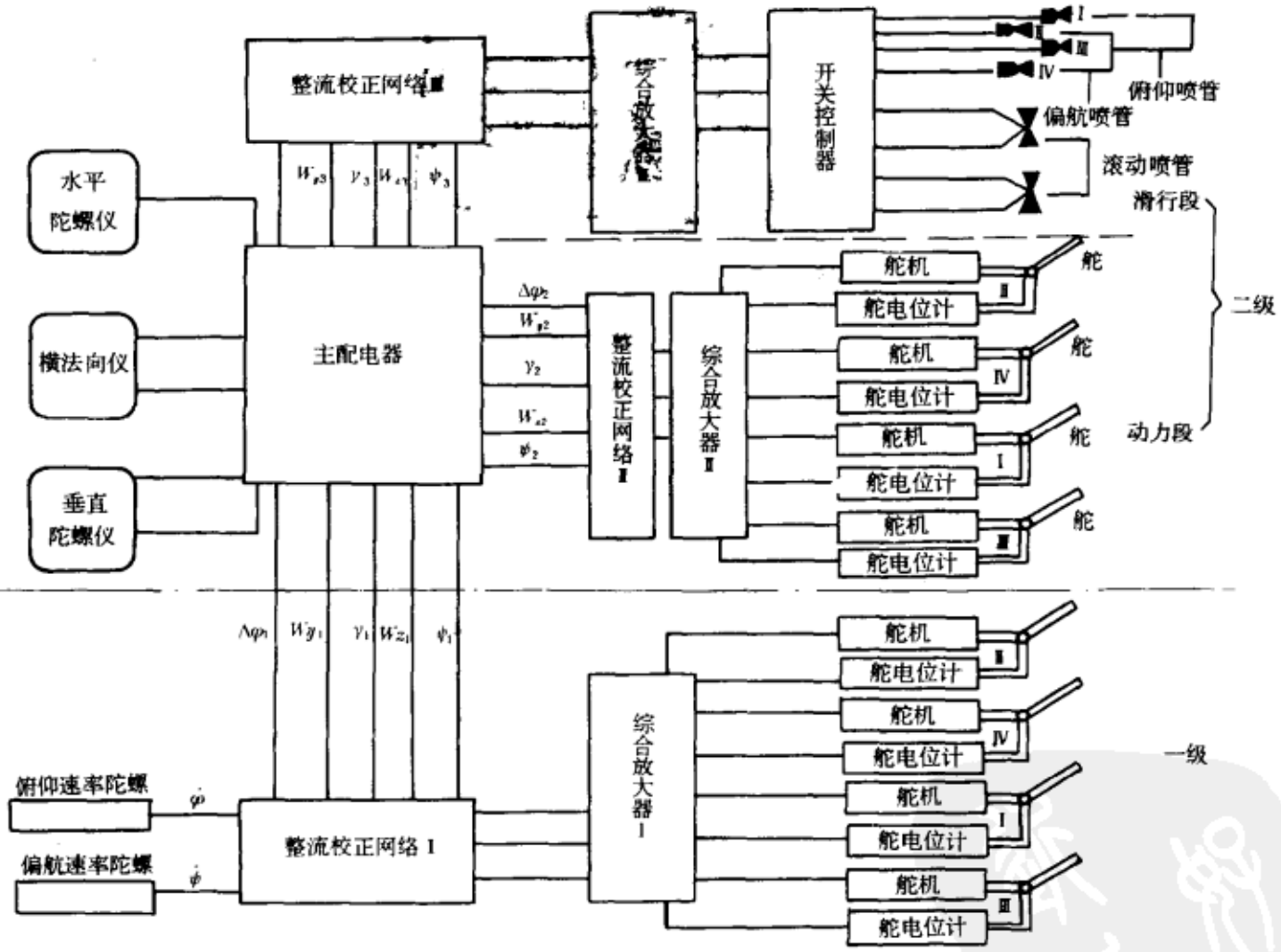
火箭按预定视速度关机。关机方程包括火箭纵向视速度和三个补偿量。陀螺加速度表测出火箭纵向视加速度，经数字计算装置积分后送入关机控制电路，构成关机主量，向发动机发出一级关机预令和主令、二级关机主令。三项补偿分别补偿关机时间偏差、常值偏差(如起飞质量偏差、发动机推力偏差等)和随机干扰(如阵风等)。它们分别简称为 $K_0$、$K_1$、$K_2$ 补偿。

加速度计纵向采用气浮陀螺加速度计，横、法向采用摆式加速度计。计算装置包括数字计算装置和模拟计算装置两部分。前者由加速度存贮器、可逆计数器、积分运算器组成，完成视速度装订、存贮和视加速度积分运算。模拟计算装置包括数模转换器、变系数及脉冲调制器和乘法器。其功用是在射前进行三个补偿系数装订并在飞行中实施补偿。装置中各种逻辑电路，多采用晶体管分立元件，因而较重，总质量达 65kg。

## 姿态控制系统

敏感元件包括水平陀螺仪、垂直陀螺仪、速率陀螺仪及横法向仪。中间装置是由整流校正网络和综合放大器组成的三套变换放大器，分别对一级、二级动力飞行段及滑行段姿控参数进行变换放大。执行机构由八套舵机及滑行段姿控冷气喷射电磁阀组成，它们分别带动八个燃气舵和控制八个冷氮气喷管。

姿态控制系统框图如下。其中[illegible]仪、垂直陀螺仪都是静压气浮轴承支撑的二自由度陀螺仪。前者测量俯仰角偏差[illegible]偏航、滚动角。




姿态控制系统框图

### 三子级控制电路

三子级没有控制系统。仅有一组控制电路，完成第三级火箭起旋、固体火箭发动机点火、卫星分离以及整流罩的解锁和抛射工作。电路由两个钟表机构、配电盒和电池组成。

三子级火箭的起始姿态由二子级姿态控制系统保证。二、三级分离后 3s，起旋火箭点火，使第三级转速达到 180r/min。经过 3.5s，固体火箭发动机点火。工作约 40s，发动机耗尽熄火。火箭与卫星分离时，俯仰及偏航姿态角不超过 4°。

## 遥测和跟踪系统

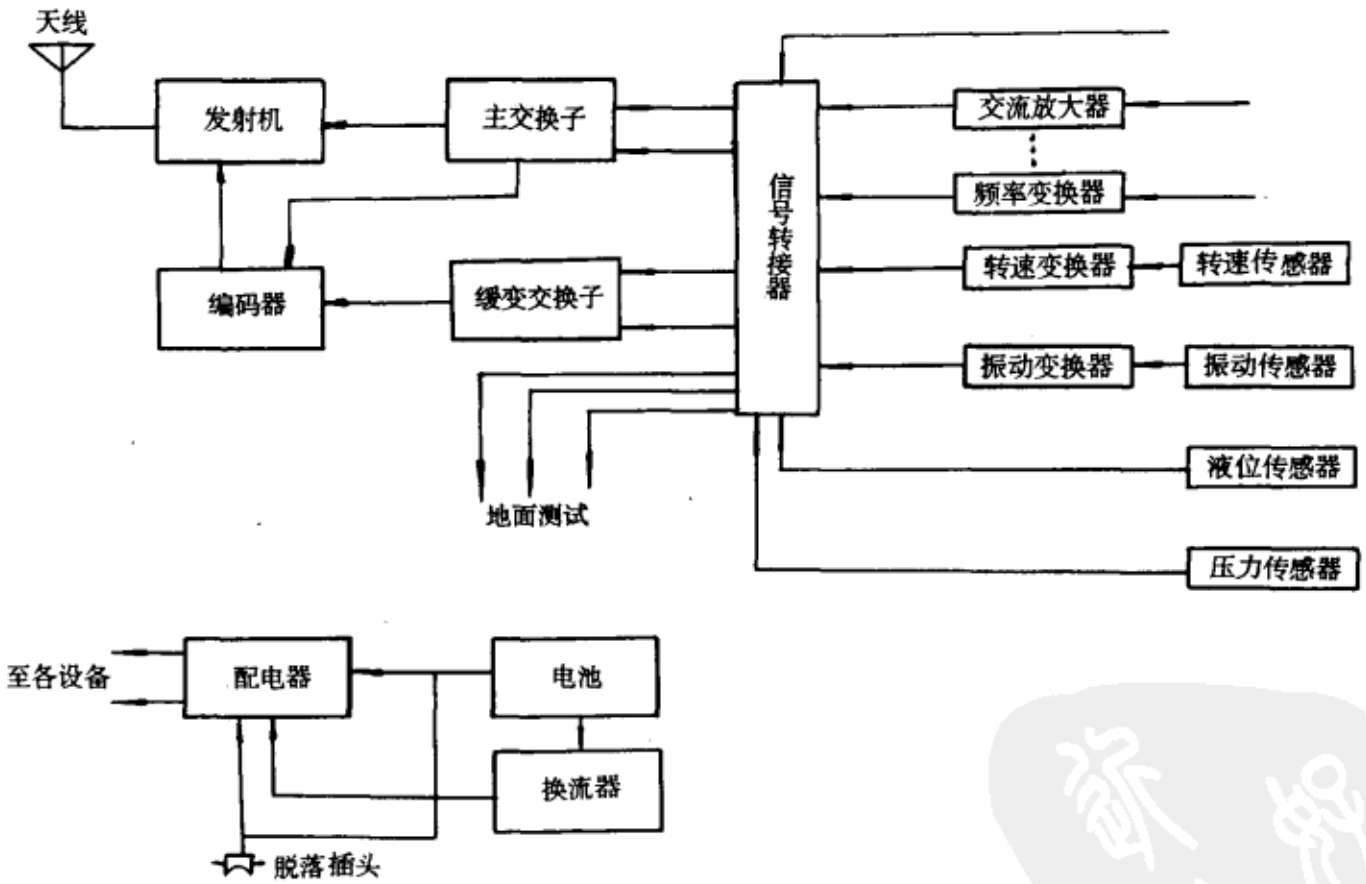
二子级火箭上装有一套遥测系统和一套跟踪系统。三子级上装一套简化的遥测和跟踪系统。

### 遥测系统

二子级上装有 BWY-3 大容量遥测系统，测量一、二级飞行中 300 多个参数。三子级上的简易遥测系统测量 22 个参数。

BWY-3 遥测设备，采用以时分制为基础的混合调制体制。数字量及高精度缓变参数使用脉码调制（PCM），低精度大容量速变参数使用脉幅调制（PAM），载波为调频（FM），即 PACM-FM 制。测量距离不低于 1800km。

遥测系统框图如下。系统有多个中间装置进行信号转换。其中，控制系统脉冲信号经过准




遥测系统框图

数字化中间装置分频后，再进行高、低位模数相加，送往缓变通道传输。

发射场的 108 乙中心计算机实时处理遥测数据。主要飞行参数用笔录仪实时显示出来。

### 跟踪系统

采用连续波雷达测速、单脉冲雷达定位的无线电外弹道测量跟踪系统。

连续波测量跟踪系统测量火箭飞行速度。地面上设一个雷达主站和两个副站。二子级火箭上装一部发射功率 2W 的连续波雷达应答机。三个站收到的信号与固定发射信号比较，就可得到与火箭飞行速度成正比的多普勒频率，从而及时测量出火箭飞行速度。

单脉冲测量跟踪系统包括地面上一台精密跟踪雷达和二子级火箭上的单脉冲雷达应答机，其发射功率大于 30W。可实时对火箭定位。

在二子级火箭上，还装有一部导引雷达应答机。它可对连续波雷达和单脉冲雷达实施波束导引，便于捕获目标。应答机发射功率约 800W。

上述雷达均在厘米波段工作。

### 三子级遥测跟踪系统

三子级上装有一套简易的遥测和跟踪系统。包括一套主交换子、小型发射机及单脉冲雷达应答机。测量第三级飞行的 22 个遥测参数。

## 自 毁 系 统

为保证航区安全，火箭一、二级飞行时可按指令实时自毁。火箭自毁系统自成独立系统。

**延时自毁**

在一子级发动机收到“关机预令”的同时，副控制器发出一子级延时自毁指令。经钟表机构延时 175s，爆炸器引爆，炸穿氧化剂、燃料两个贮箱，剩余推进剂混合，将工作完毕的一子级火箭在空中炸毁。

二子级延时引爆原理与一子级相同，只是延时时间为 483s。

**姿态失稳自毁**

在水平陀螺仪和垂直陀螺仪的内、外环上分别装有两对自毁触点。当火箭三个姿态角超出允许范围(±10°)时，自毁触点闭合，火箭自毁(起飞后 10～60s，立即爆炸。60s 至二级“预令”，延时 15s 爆炸)。如果火箭飞行程序发生故障，不能按要求转弯，水平陀螺仪上的安全触点不能及时断开，程序故障自毁电路随即接通。

**地面安全控制**

除箭上自毁系统外，火箭还可以按接收的地面指令炸毁。当火箭飞出预定安全管道且不可纠正时，地面发出的安全自毁指令通过箭上 4 个全向天线进入安全指令接收机，经处理后引爆箭上爆炸器，将火箭炸毁。

## 电源与配电系统

控制系统、遥测系统和跟踪系统各有自己独立的电源与配电系统。其组成均包括直流电池(一次电源)、晶体换流器、配电器(分主、副及程序配电器)及电缆网。各分离面上，均使用通电

脱落和机械强制脱落的分离插头座。

全箭各系统共装银锌电池10个。其工作电压均为28±3V，其中，二子级控制系统用的最大工作电流为100A。供惯性器件使用的高精度换流器，输出电压40±2V，频率精度为$1.5\times10^{-4}$。

一子级电源配电系统质量115kg，二子级140kg。

## 典型飞行程序

“东方红一号”卫星发射飞行程序如下：

| 时间(s) | 程　序 | 时间(s) | 程　序 |
|---|---|---|---|
| $T-20.00$ | 各级遥测系统开机 | $T+238.05$ | 二级发动机“关机预令”，推力减半 |
| $T+0.00$ | 火箭起飞 | $T+240.36$ | 二级发动机“关机主令”。滑行段飞行开始，滑行段姿态控制系统开始控制 |
| $T+18.00$ | 一级飞行程序转弯开始 | $T+270.36$ | 滑行段程序转弯开始 |
| $T+112.00$ | 一级飞行程序结束，火箭定轴飞行 | $T+404.36$ | 滑行段程序转弯结束 |
| $T+137.06$ | 一级发动机“关机预令”，推力减半 | $T+480.36$ | 三级火箭加电 |
| $T+140.43$ | 一级发动机“关机主令”，发动机关闭 | $T+505.36$ | 三级程序起动 |
| $T+140.93$ | 一、二子级火箭分离(距地面高度60.9km) | $T+513.69$ | 二、三级火箭分离 |
| $T+141.23$ | 二级火箭姿态控制系统开始工作 | $T+516.69$ | 起旋火箭点火，三级火箭起旋到额定转速180r/min |
| $T+147.06$ | 二级飞行程序转弯开始 | $T+520.19$ | 三子级固体火箭发动机点火(离地面高度443.9km) |
| $T+161.56$ | 抛掉头部整流罩 | $T+579.00$ | 卫星与三子级火箭分离，卫星入轨 |
| $T+170.06$ | 二级飞行程序结束 | | |

## 飞　行　记　录

| 发射日期<br>年、月、日 | 国际天<br>文代号 | 卫　星<br>名　称 | 质　量<br>(kg) | 轨道参数 | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) |
| 1970.4.24 | 1970 34A | “东方红一号” | 173 | 439 | 2384 | 68.5 |
| 1971.3.3 | 1971 18A | “实践一号” | 221 | 266 | 1826 | 69.9 |

## 长征一号D

“长征一号D”三级火箭是“长征一号”的改进型。主要改进有：

提高一子级发动机推力。由1020kN提高到1101.2kN；

提高二子级性能。包括更换氧化剂(用四氧化二氮代替硝酸-27s)、更换发动机(用两台可

双向摆动并可二次起动的YF-40发动机代替固定的YF-3发动机)、去掉燃气舵并在一、二级分离时将二子级尾段抛掉等;

提高三子级性能。包括更换固体火箭发动机(用FG-36发动机取代FG-02发动机,真空平均比冲提高约400N·s/kg)、装双组元推进剂姿控发动机(可多次起动的辅助推进装置。用于滑行段和动力段飞行姿态管理及提供轨道转移冲量);

采用"平台-计算机"全惯性制导。

经过改进的"长征一号D"火箭,可以发射各种低轨道卫星(如质量800～1000kg、轨道高度200km、倾角31.5°的可回收卫星和质量约350kg、轨道高度为903km的太阳同步轨道卫星等)。卫星入轨姿态,既可以是自旋,也可以是三轴稳定状态。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 运载能力 | 典型能力为300km圆轨道、倾角57°时,自旋卫星930kg,三轴稳定卫星750kg |
| 全长 | 28.220m | | |
| 翼展 | 3.810m | | |
| 起飞质量 | 81075kg | 入轨精度 | (300～1000km圆轨道) |
| 起飞推力 | 1101.2kN | | 偏心率0.001～0.005 |
| 推重比 | 1.39 | | 轨道面倾角偏差小于0.3° |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 19.735m | 发动机 | YF-2A |
| 直径 | 2.250m | 海平面推力 | 1101.2kN |
| 子级质量 | 65040kg | 海平面比冲 | 2378N·s/kg |
| 结构质量 | 4080kg | 工作时间 | ≈132s |
| 推进剂质量 | 60860kg | 推进剂 | 硝酸-27S/偏二甲肼 |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.037m | 真空推力 | 100.86kN |
| 直径 | 2.250m | 发动机 | YF-40(两台) |
| 子级质量 | 13490kg | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 结构质量 | 1100kg | 真空比冲 | 2981.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 12380kg | 工作时间 | 360s |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.696m | 真空总冲 | 1828kN·s |
| 直径 | 2.054m | 真空平均推力 | 44.6kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 子级质量 | 1315kg | 真空平均比冲 | 2834N·s/kg |
| 结构质量 | 523kg | 工作时间 | ≈41s |
| 推进剂质量 | 792kg | 姿控发动机 | DaFY 2-1 |
| 液体 | 147kg | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 固体 | 645kg | 真空比冲 | ≈2746N·s/kg |
| 固体火箭发动机 | FG-36 | 真空推力 | 4×(1200 或 1600)N |
| 推进剂 | 端羟基聚丁二烯复合推进剂 | | |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 4.000m | 结构质量 | 250kg |
| 直径 | 2.054m | | |

## 总　体　布　局

“长征一号 D”总体布局与“长征一号”类似。差别在于：

二子级上部有二、三子级级间段。级间段不采用“长征一号”的锥壳，改为高 0.86m、直径 2.054m 的圆筒壳。三子级的固体火箭发动机的喷管部分和辅助推进系统全部套装在级间段中。

三子级主体是一个八杆机架。机架上部装着一个锥形过渡段(有效载荷对接件)。锥形过渡段上端框的尺寸可按有效载荷尺寸要求调整。锥形过渡段下端框通过 8 个螺栓固定三子级固体火箭发动机。机架下部装着高 0.18m 的腰带框。框上端面有仪器支持面板和惯性平台支承大梁，安装火箭主要的控制、遥测及跟踪系统设备。腰带框下端面固定三子级辅助推进系统。

整流罩锥壳半锥角 17°。罩内留有较大的空间容纳有效载荷。

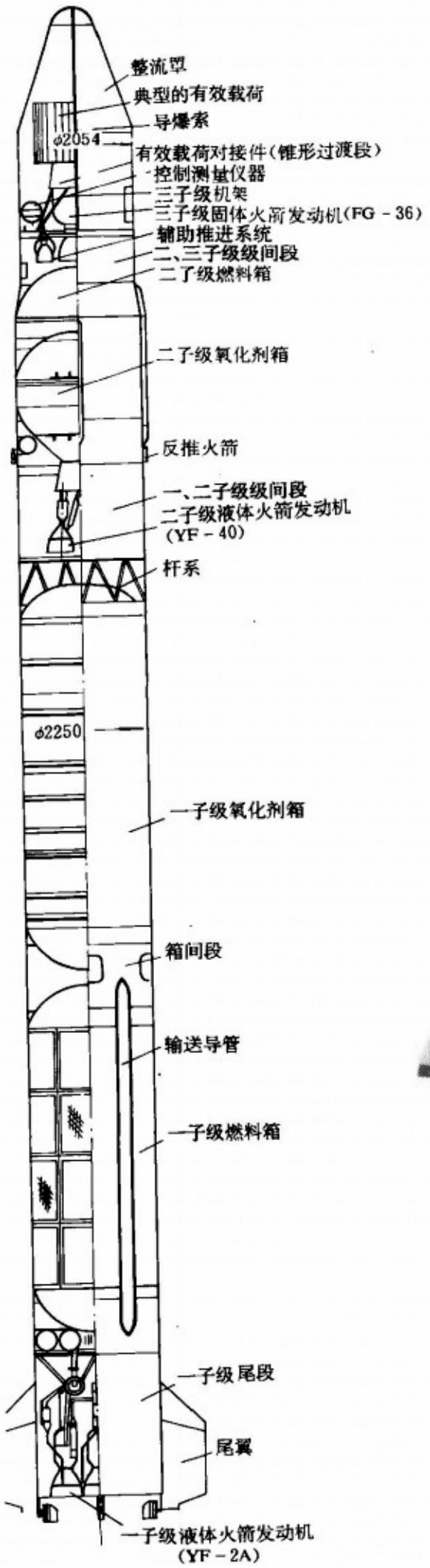
“长征一号 D”各子级之间用爆炸螺栓连接。但有效载荷与有效载荷对接件(过渡锥)之间，视用户要求，可以采用爆炸螺栓连接，也可以采用包带连接。一、二子级采用热分离。二、三子级采用冷分离。整流罩与三子级纵向解锁后，由导爆索将罩体切割成两半并平抛离开箭体。有效载荷与三子级解锁后，一般情况下，由反推火箭将三子级推开。

## 箭　体　结　构

包括一、二、三子级结构和整流罩。

### 一子级结构

同“长征一号”一子级。




## 二子级结构

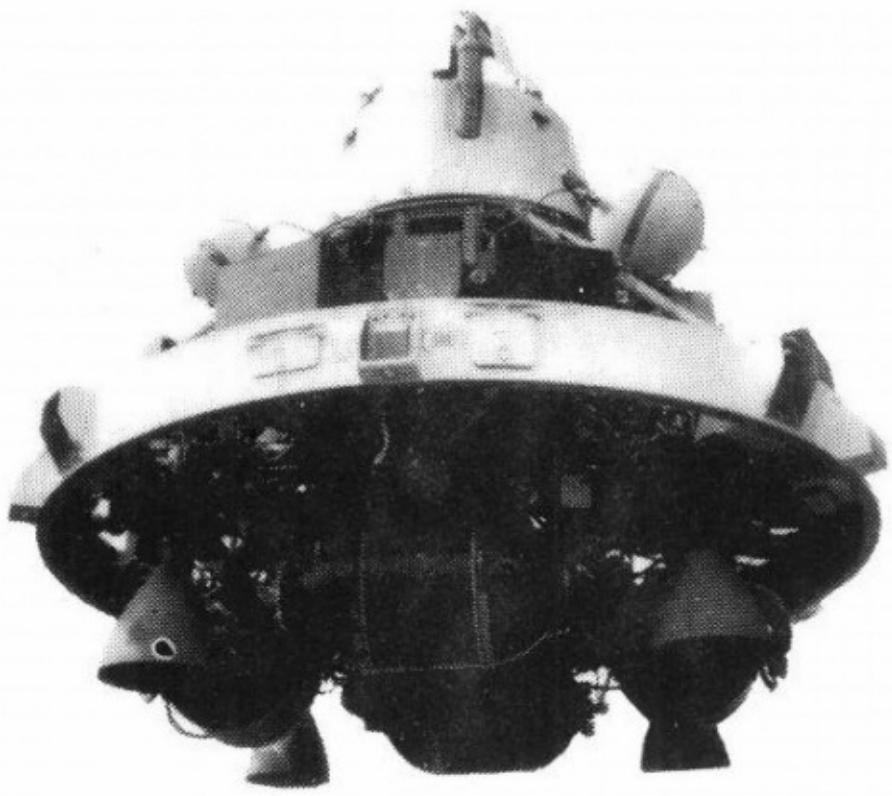
包括二、三子级级间段、贮箱和一、二子级级间段。二、三子级级间段总长 0.86m。筒形半硬壳结构，主体材料为 LY12 硬铝。贮箱同“长征一号”二子级贮箱。一、二子级级间段同“长征一号”二子级尾段。

## 三子级结构

包括过渡锥、机架、腰带框。

过渡锥高 0.5m。底部直径 0.896m。上端直径可根据有效载荷要求选定。过渡锥材料为 LY12。下端框与固体火箭发动机连接。下端框外部有八个接头，将过渡锥支持在机架上。

机架高 0.66m。由八杆组成。上部端框与过渡段连接，下部集中成四个交点，支在腰带框的四个接头上。杆的材料为 30CrMnSiA。



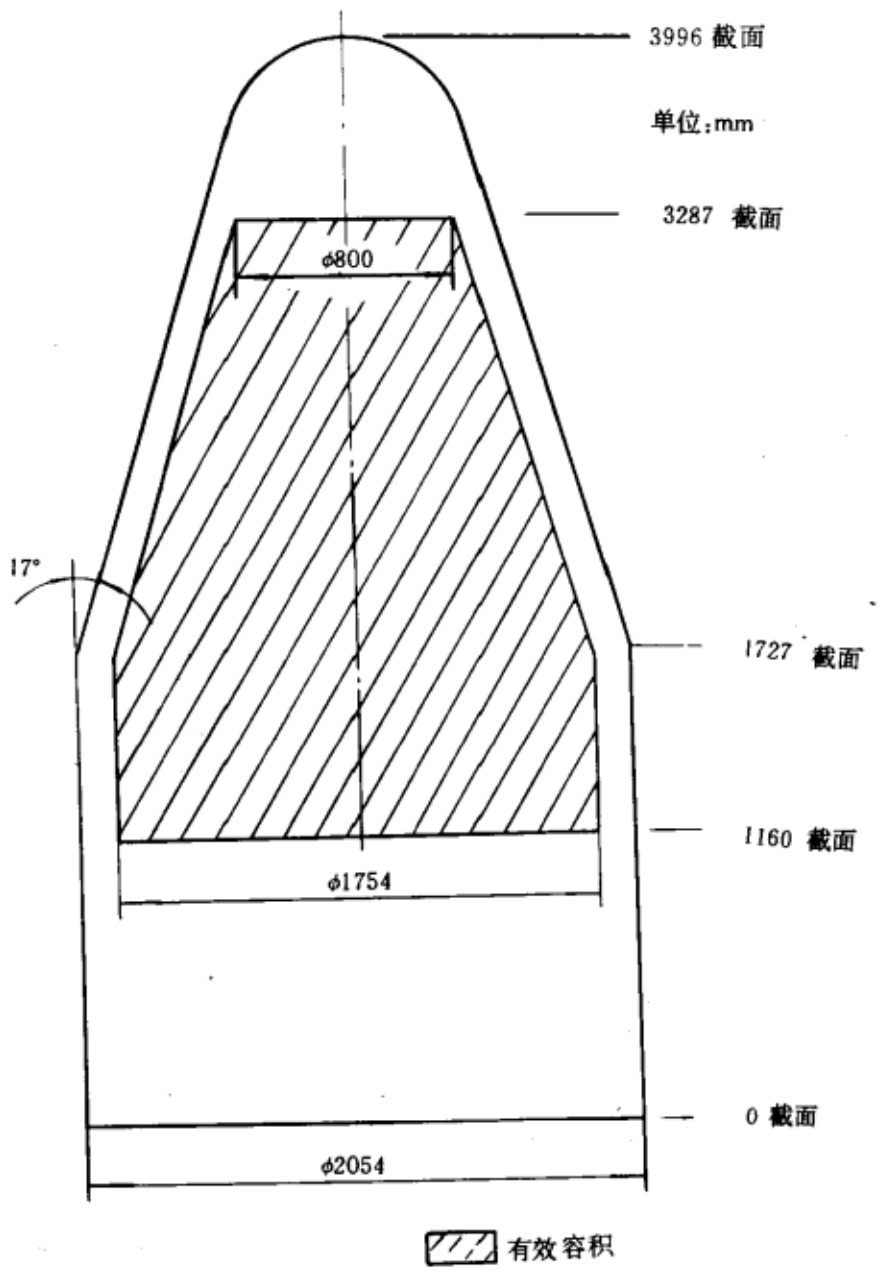
三子级结构

←“长征一号 D”总体布局图

腰带框高 0.18m。由上、下框和蒙皮组成。上框用四个爆炸螺栓与整流罩连接，并支持机架。下框用六个爆炸螺栓与二、三子级级间段壳段连接并悬挂辅助推进系统。腰带框上框装一横梁，构成惯性器件安装平面。另外，由上框面板、机架及鸟笼式构架组成一个构架式仪器舱（见图）。腰带框材料为 LY12 铝合金。

## 整流罩

由两个半罩组成。半罩间由导爆索连接。上部锥壳由玻璃钢制造，下部筒段由玻璃钢筒（高 0.907m）和铝合金筒（高 0.82m）组成。罩上有两个大舱口，供检修仪器用。




“长征一号 D”整流罩

# 推 进 系 统

推进系统由一、二、三子级液体火箭发动机及其推进剂增压、输送系统和三子级固体火箭发动机组成。

## 一子级推进系统

一子级采用 YF-2A 液体火箭发动机，它是 YF-2 的改进型。由于采取了提高涡轮泵转速和功率、提高燃烧室压力等措施，发动机性能大幅度提高。其中海平面推力提高了 81.2kN，海平面比冲达到 2378N·s/kg(真空比冲达到 2622N·s/kg)。

一子级增压、输送系统均与“长征一号”相同。

## 二子级推进系统

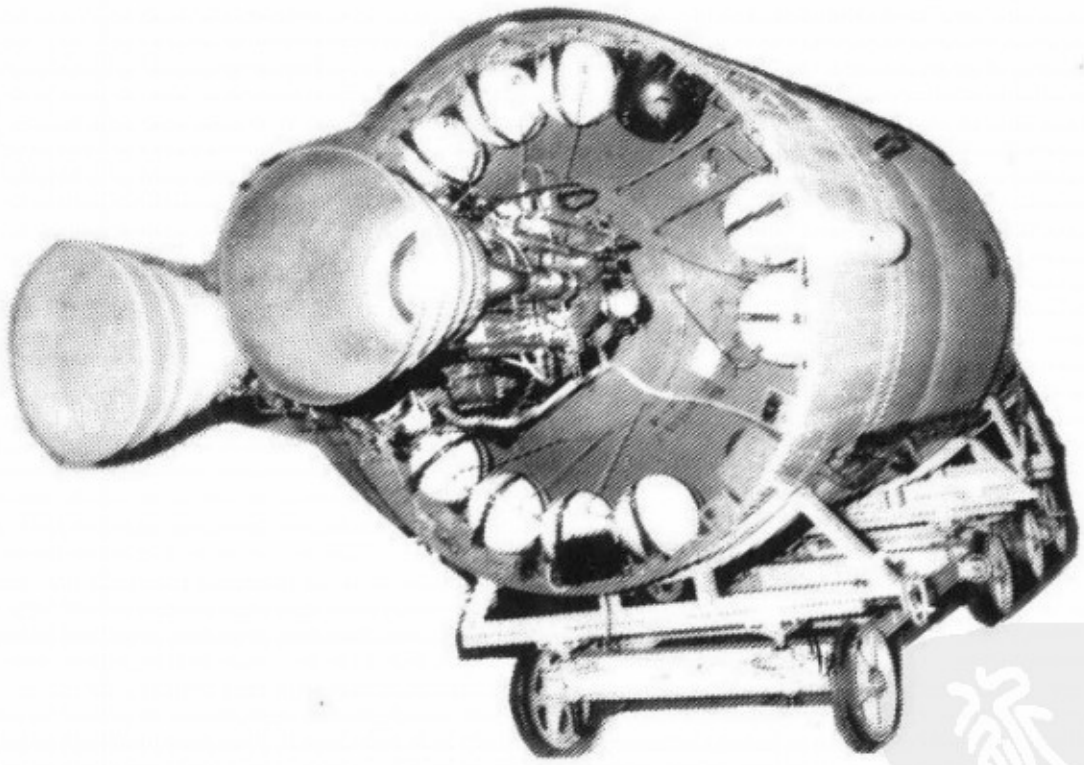
**发动机**

二子级采用两台自成独立系统的 YF-40 发动机。两台单机并联在一个发动机机架上。

发动机推进剂为四氧化二氮/偏二甲肼。全机真空推力 100.86kN，总流量 33.9kg/s，真空比冲 2981.2N·s/kg，质量混合比 2.14。

发动机质量 213kg(含机架)，总高度为 1.76m。每台 YF-40 可绕其头部万向接头双向摇摆，单向摆角 4°。单机处于零位时，与纵轴的安装角为 3°。此时全机最大横向尺寸为 1.63m。

发动机推力室采用夹层钎焊结构，主要材料为耐热钢。为提高比冲及减小质量，采用了面积比达 50 的铌合金喷管。发动机采用闭式涡轮泵供应系统。主、副系统用相同推进剂。涡轮泵最高转速为 36000r/min。为适应摇摆，泵入口管道采用摇摆软管。



二子级 YF-40 发动机图

两台 YF-40 同时点火起动，起动时，首先开启电动气阀门，完成管道系统充填。2s 以后，火药起动器药柱点燃，燃气吹动涡轮，泵将两种推进剂送入推力室，自燃点火并向主级工作状态过渡。此时，涡轮逐渐由燃气发生器产生的燃气驱动。主级状态工作时，由主气蚀管调节推进剂混合比，由副气蚀管调节推力。接到“关机”指令，电动气体阀门通电打开，高压气体进入氧化剂，燃料主阀门将其关闭，发动机一次完成关机动作。

**输送系统**

与“长征一号”二子级相似。为给两台 YF-40 发动机供应推进剂，分别在总输送管端头装设了三通接头。

**增压系统**

采用氦气增压。氦气用量 7kg。系统共用 12 个钛合金气瓶。总容积 0.24m$^3$，气瓶初始压力 23MPa。

### 三子级推进系统

由 FG-36 固体火箭发动机和 DaFY2-1 双组元挤压式火箭发动机组成。后者控制三级飞行的姿态(包括固体火箭发动机工作段和滑行段)、修正末速并提供辅助动力。

**固体火箭发动机**

采用端羟基聚丁二烯(HTPB)复合推进剂。发动机装药 645kg，总质量 712kg。玻璃钢壳体。翼柱形装药。喷管面积比 45，喉衬为碳-碳复合材料，扩散段材料为高硅氧玻璃钢。

发动机总高度 1.51m，对接框直径 0.896m。

发动机采用微电机式安全发火机构，发射前由控制系统指令解除保险。点火药采用硼硝酸钾。

**液体火箭发动机**

三子级用双组元挤压式液体火箭发动机控制姿态。系统由气瓶增压系统、贮箱、管道、阀门、推力室及安装机架组成。采用四氧化二氮/偏二甲肼推进剂，加注量 147kg。系统总质量 270kg。

全系统共有 16 个推力室。其中 4 个大推力室为 1600N/1200N 两挡变推力，12 个小推力室推力均为 25N。大推力室平行火箭纵轴安装，中心距 1.56m。在电磁阀控制下，推力室可分别产生 1600N、1200N 推力。对称推力室的推力差，产生控制火箭姿态的俯仰、偏航力矩。小推力室中，4 个平行火箭纵轴安装，另外 8 个分成 4 对沿切向安装。前者在滑行段飞行时产生俯仰、偏航控制力矩，后者产生滚动控制力矩(固体发动机工作时，4 对滚动控制推力室全部工作。滑行段仅有两对工作)。

全系统共有 4 个贮箱。两个氧化剂贮箱和两个燃料贮箱对称配置，贮箱均为内囊式挤压结构，外壳采用 LF6-M 铝合金。

挤压气体为冷氦气。钛合金气瓶总容积 25L，初始压力为 20MPa。

## 制导和控制系统

“长征一号 D”采用平台计算机惯性制导系统。对要求三轴稳定姿态入轨的有效载荷，系统从起飞至星-箭分离，实施全程制导和姿态稳定控制。对要求自旋姿态入轨的有效载荷，系统只在三子级火箭点火前实施制导和姿态控制。

制导系统由三轴稳定平台及其电路、计算机、关机部件、导引姿控回路组成。平台上加速度计实时测出火箭三个方向上的视加速度，在计算机中解算。在飞行控制软件的管理下，适时发出导引指令和各子级发动机关机指令。

姿态控制系统由敏感元件(平台、速率陀螺)、计算机、综合控制器、执行机构(一子级：舵机操纵燃气舵；二子级：电液伺服机构控制 YF-40 发动机双向摆动；三子级：交替喷射的液体双组元姿控发动机)组成。姿态角信号、角速度信号在计算机中综合后，由数字网络进行差分方程运算，再与导引信号综合，最后经数-模转换形成各执行机构的控制指令电流。

平台系统由平台、电路箱和二次电源三部分组成。平台系外框架式三环平台。外环轴为偏航轴，转动角为±180°。内环轴为滚动轴。台体轴为俯仰轴，转动角±180°。各框架轴上装有双通道姿态角传感器、力矩电机。台体上装有三个单自由度陀螺仪、两个陀螺加速度计和三个摆式加速度计。平台建立惯性坐标系，提供火箭飞行三个方向的视加速度增量和三个姿态角参数。

飞行中计算机进行实时计算，输出制导和姿态控制指令。计算机质量 10kg。平台系统及计算机装在三子级上。

火箭各子级都装有一组配电器、综合控制器和检控器。三子级上还装有采样开关。采样开关和各级检控器组成数据采集子系统，采集箭上各装置输出的模拟量信号，供地面自动化测试使用。

## 遥测和跟踪系统

“长征一号 D”装有比“长征一号”先进的遥测和跟踪系统。

### 遥测系统

采用全 PCM 测量体制，射频频段为 S 波段，码速率 2Mbit/s。系统测量距离达 1800km 以上，测量一、二、三级飞行中近 300 个参数。

**传输设备**

传输设备包括 S 波段发射机、中心程序单元、存贮单元、采编单元及发射天线等。设备模块化，状态可编程。可集中采编 128 路缓变参数、64 路速变参数。3 个分布采编单元，每个采编 64 路参数。最高采样频率可达 20kHz。

**中间装置**

该装置由装在一、二、三子级的交、直流指令变换器和装在三子级的数字量变换器组成。其中，数字量变换器完成控制系统所有频率、脉冲、数字型参数的变换，脉冲计数最高精度为±1 个脉冲。

### 跟踪系统

三子级上装有单脉冲相参雷达应答机一台，实时测报火箭位置及运动参数。另有引导信标机一台，导引地面单脉冲雷达站捕捉目标。此外还有一台安全指令接收机，在一、二级飞行期间接收来自飞行控制中心的自毁指令。

## 自　毁　系　统

与“长征一号”一样，火箭一、二级飞行时可实时进行姿态失稳自毁和接受地面安全控制指令炸毁。

平台外环上装有自毁触点。当偏航角超标时，触点接通，由计算机发出自毁接令，将火箭自毁。

当火箭飞出预定安全管道且不可纠正时，地面发出的安全自毁指令通过 3 个全向天线进入安全指令接收机，经处理后引爆箭上爆炸器将火箭炸毁。

## 电源与配电系统

控制、遥测、跟踪系统各有自己独立的电源与配电系统。全箭共有银锌电池 7 块。电池工作电压 28±3V 。其中，一块为火工品专用电池。

## 典型飞行程序

发射高度 300km、圆轨道卫星的飞行程序如下：

| 时间(s) | 程　序 | 时间(s) | 程　序 |
|---|---|---|---|
| $T+0.00$ | 起飞 | $T+490.88$ | 二、三子级火箭分离 |
| $T+10.00$ | 火箭开始程序转弯 | $T+491.28$ | 第三级滑行段飞行开始 |
| $T+128.00$ | 一子级发动机“关机预令”，推力减半 | $T+601.92$ | 三子级辅助推进系统 1600N/1200N 发动机点火 |
| $T+130.63$ | 二子级发动机点火 | $T+606.92$ | 三子级固体火箭发动机点火 |
| $T+131.35$ | 一子级发动机“关机主令” | $T+643.92$ | 第三级火箭动力飞行段结束 |
| $T+132.00$ | 一、二子级火箭分离 | $T+659.92$ | 调姿结束 |
| $T+153.00$ | 抛掉整流罩 | $T+660.02$ | 星-箭分离，卫星入轨 |
| $T+488.98$ | 二子级发动机关机 | | |

# 长征二号系列

邸乃庸　朱维增　吴瑞华

## 概　述

“长征二号(CZ-2)系列”运载火箭是中国研制的近地轨道运载器，研制起始时间是1970年。

目前，“长征二号系列”由“长征二号”(CZ-2)(1974年首次发射)、“长征二号C”(CZ-2C)(1982年首次发射)、“长征二号E”(CZ-2E)(1990年首次发射)、“长征二号D”(CZ-2D)(1992年首次发射)等4种型号组成。其中“长征二号”已于1979年停止生产，正在使用的“长征二号系列”运载火箭有“长征二号C”、“长征二号E”和“长征二号D”3种。

“长征二号”、“长征二号C”和“长征二号E”的研制单位是中国运载火箭技术研究院，“长征二号D”的研制单位是上海航天局。

**“长征二号系列”总体参数表**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力(近地轨道) (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 长征二号 | 2 | 31.170 | 3.35 | 190 | 2786 | 1800 |
| 长征二号C | 2 | 35.151 | 3.35 | 192 | 2786 | 2400 |
| 长征二号E | 2 (带助推) | 49.686 | 11.45 | 462 | 5923 | 9200 |
| 长征二号D | 2 | 33.667* | 3.35 | 237 | 2961 | 3100 |

注 * 不含整流罩。

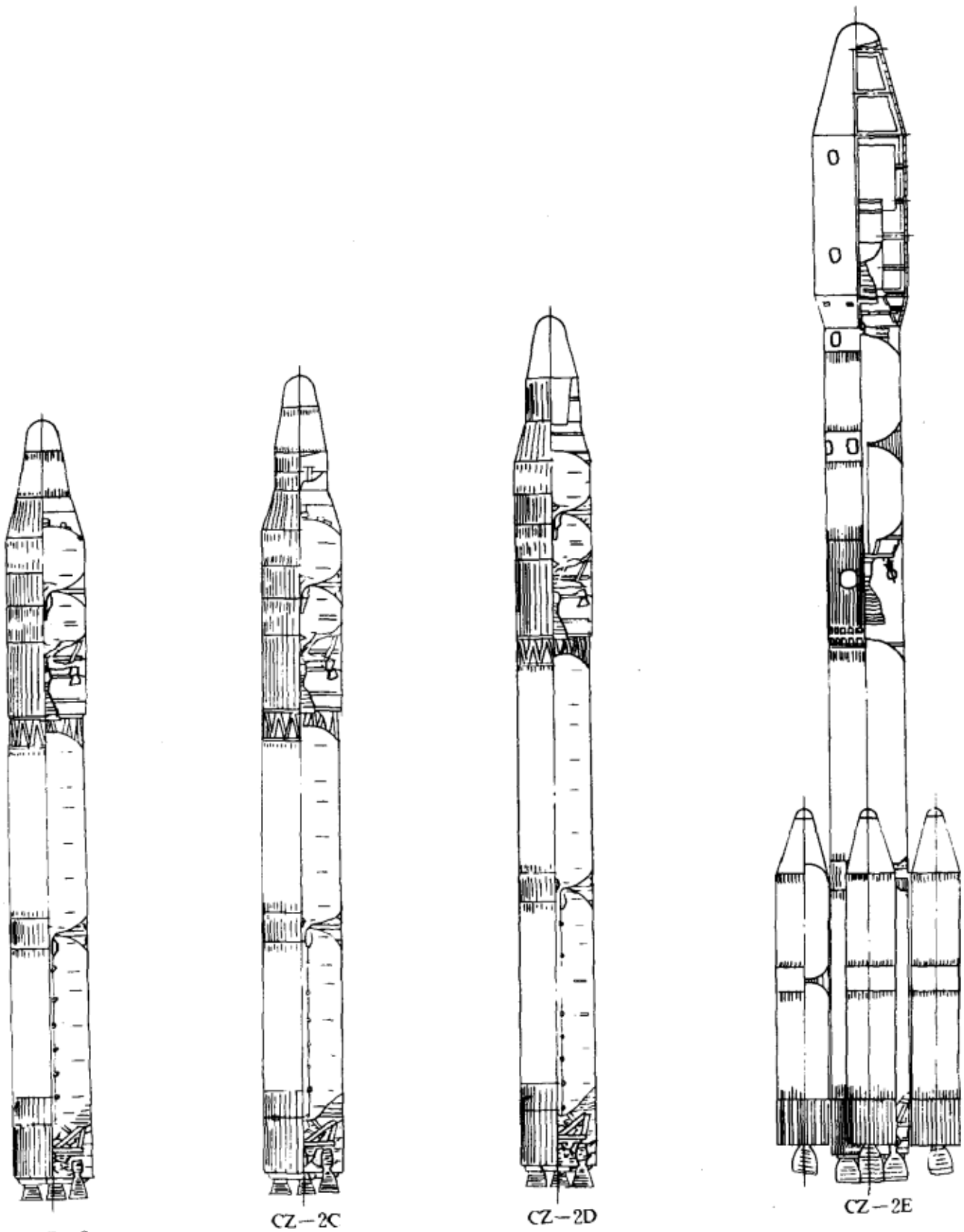
# 长征二号及长征二号C

邸乃庸

“长征二号”运载火箭是中国航天运载器的基础型号。在“长征二号”的技术基础上，发展了“长征二号系列”运载器、“长征三号系列”运载器和“长征四号系列”运载器。

“长征二号”于1974年11月5日在酒泉发射中心进行了第1次发射。由于火箭上控制系统中的一根导线暗伤断裂，导致姿态失去控制，飞行试验失败。

1975年11月26日第2枚“长征二号”发射成功，将中国第1颗返回式卫星准确地送入预



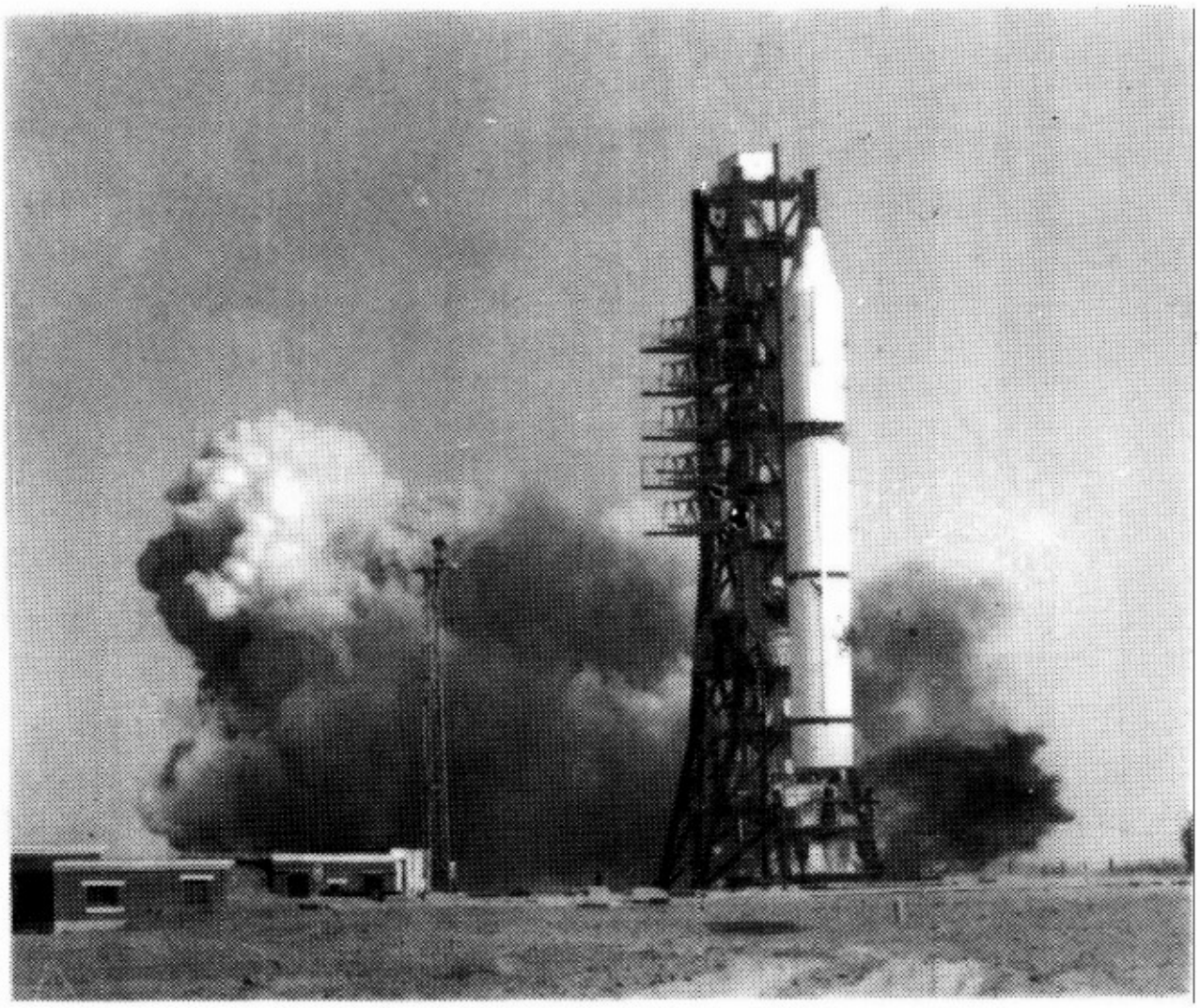

“长征二号系列”型号汇总图

定轨道。

在此基础上，又对“长征二号”进行了进一步改进设计，使其近地轨道运载能力由 1800kg 提高到 2400kg，并大大提高了运载火箭的可靠性。

改进后的“长征二号”称为“长征二号 C”(CZ-2C)。

自此之后，至 1994 年底，“长征二号”及“长征二号 C”又发射了 14 次(其中，“长征二号”3



"长征二号"运载火箭

次，"长征二号C"11次），全部获得圆满成功，成为发射成功率较高的航天运载器。

文中所叙述的"长征二号"运载火箭的技术状态和技术数据均系"长征二号C"状态。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 2 |
| 全长 | 31.170m(A) |
| | 35.151m(B) |
| 最大直径 | 3.350m |
| 起飞质量 | ≈192t |
| 起飞推力 | 2786kN |
| 推重比 | 1.48 |
| 运载能力(200～470km 近地轨道) | 2400kg |

| | |
|---|---|
| 入轨精度 | (200～470km 近地轨道)(σ) |
| 半长轴偏差 | 1.3km |
| 偏心率偏差 | 0.00023 |
| 轨道倾角偏差 | 0.05° |
| 近地点幅角偏差 | 1.7° |
| 升交点经度偏差 | 0.1° |

## 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 23.720m | 发动机 | YF-21 |
| 直径 | 3.350m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 151t | 地面总推力 | 2786kN |
| 结构质量 | 8.6t | 地面比冲 | 2540N·s/kg |
| 推进剂质量 | 143t | 工作时间 | 130s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.706m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.350m | 真空推力 | 主机　720kN |
| 起飞质量 | 38.2t | | 游机　46kN(4台) |
| 结构质量 | 3.2t | 真空比冲 | 主机　2834N·s/kg |
| 推进剂质量 | 35t | | 游机　2762N·s/kg |
| 发动机 | 主机　YF-22 | 工作时间 | 主机　112s |
| | 游机 4×YF-23 | | 游机　287s |

## 整　流　罩

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 长度 | 3.144m | (A 型) | 有效容积 | $3.6m^3$ (A 型) |
| | 7.125m | (B 型) | | $27m^3$ (B 型) |
| 直径 | 2.200m | (A 型) | | |
| | 3.350m | (B 型) | | |

## 总　体　布　局

“长征二号C”运载火箭的主要控制设备安装在火箭最前端的仪器舱中，箱间段和级间段也安装有部分控制设备。为了使火箭的质心位置尽量靠前以提高静稳定性，一、二子级推进剂贮箱都是将密度比较大的氧化剂安排在前，密度较小的燃料安排在后。级间段由壳段和杆系两种结构组成，杆系结构用以在一、二子级进行热分离时顺畅地排放二子级发动机喷出的燃气。电缆、导管均从贮箱外面通过，并对称安置。氧化剂输送管路从燃料贮箱中间穿过。两种整流罩具有不同的对接部位，以适应不同的有效载荷需求。发射支点设在一子级发动机机架的最前端，以利于发射支撑的稳定和传力结构的合理利用。一、二子级的级间分离面设在二子级机架与壳体的连接面处，以便最大程度地减轻二子级的结构质量，提高运载能力。这样，一、二子级就有 3m 长的重合段，级间分离时，二子级发动机及其机架系统需从级间段中脱出。

# 箭 体 结 构

“长征二号C”的箭体结构由整流罩、仪器舱、推进剂贮箱、级间段、箱间段、尾段等部分组成。

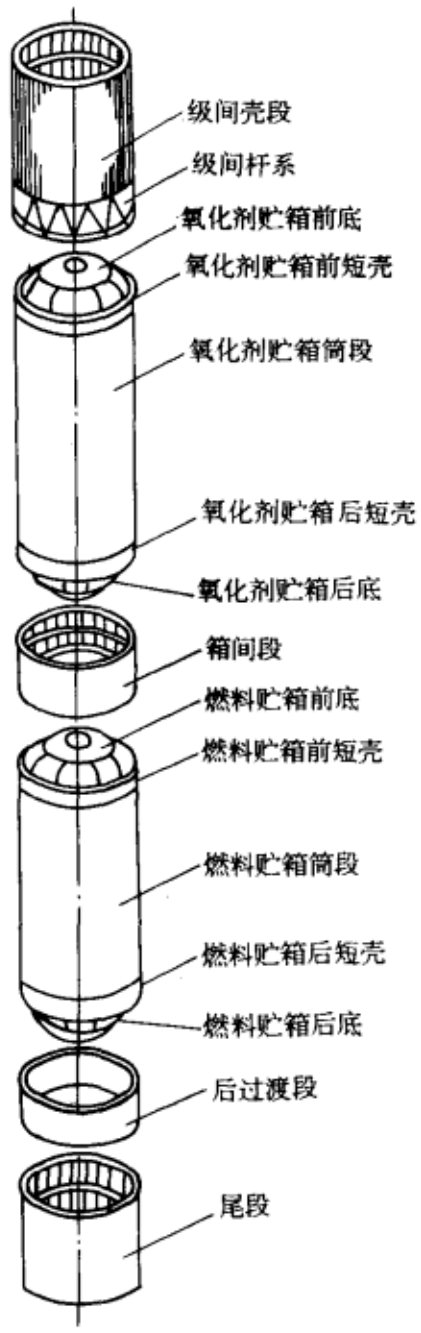
箭体结构的主要材料是LD10铝合金。

## 一子级结构

一子级箭体结构由级间段、氧化剂贮箱、箱间段、燃料贮箱、后过渡段和尾段组成，结构总质量8600kg。

尾段是不承力结构，外径3.350m，长2.400m。圆柱形壳体由蒙皮、桁条和隔框组成。为便于装配，整个尾段壳体由沿纵向分为两半的结构对接组合而成。壳体上共开有4个舱口，供安装、检查、维护伺服机构、火工品和动力系统附件用。每个舱口的尺寸为480mm×480mm，可供人员出入。尾段底部由“#”字形梁构成骨架，外面缚以由玻璃钢制成的防热板，用以防止发动机喷焰回流到尾舱内烧毁设备。为不影响发动机摆动，在每台发动机的喉部附近装有由硅橡胶制成的软防热裙。为了减小在上升段飞行中尾舱因内、外空气压差而增加的附加应力，在尾段底部安装有4个单向放气阀门。

位于尾段之前的燃料贮箱后过渡段，将下方传来的集中力(发动机推力)扩散成均布力传送到燃料贮箱上。后过渡段的后端面与尾段相连接，同时还与发动机架的上端面相连接。机架上端有4个发射支点，当运载火箭竖立在发射台上时，后过渡段将承受这4个支撑集中载荷，其受力点与发动机推力的受力点相一致。后过渡段壳体由4块材料为LD10的整体加强肋化学铣切壁板焊接而成，其外径为3.350m，长度为1.050m。后过渡段前端面通过48个螺栓与燃料箱后短壳相连，其后端面由24个螺栓与尾段相连。




一子级箭体结构组成

燃料贮箱是承力式贮箱，主要由前底、筒段、后底和隧道管构成。筒段前面有前短壳，后面有后短壳。贮箱内有防晃板、消漩器、增压和安全溢出管、氧化剂输送管、加注液位传感器、剩余液位传感器、推进剂温度传感器、增压气体温度传感器、耗尽关机传感器等设施。前底为椭球形，中央开有氧化剂输送管通过口。前底上还开有直径为460mm的人孔，供人员在加工时出入，还开有加注液位传感器、温度传感器、增压管路等安装口。筒段由化学铣切的整体壁板焊接而成，外侧光滑，内侧呈网格状，后底呈锥形，半锥角为50°，锥端为半径952mm的半球。前短壳的后部、筒段前缘和前底边缘三者通过一个“Y”形环焊接在一起。前短壳的前端面以螺栓同箱间段相连。后短壳的前部也是通过一个“Y”形环与筒段后缘和后底边缘焊接在一起，其后端面与尾段和发动机机架以螺栓相连。燃料贮箱的材料是LD10铝铜合金。隧道管贯穿整个箱体的中心，是氧化剂输送管的通道。在隧道管的顶端，有波

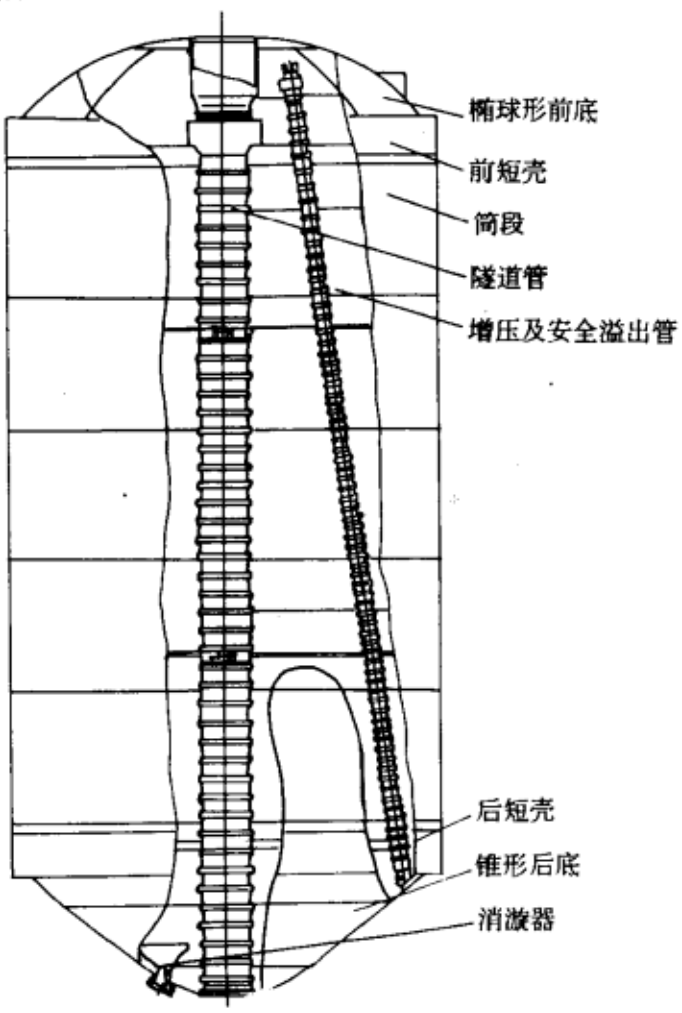
纹管补偿器，用于装配补偿和温度补偿。

箱间段是氧化剂贮箱与燃料贮箱之间的一个承力壳段，其外径为 3.350m，长度为 1.330m，为蒙皮、桁条、隔框全铆接结构。其上有 5 个尺寸为 438mm×482mm 的操作舱口，供安装、检查、维护箱间段内的各种仪器设备。

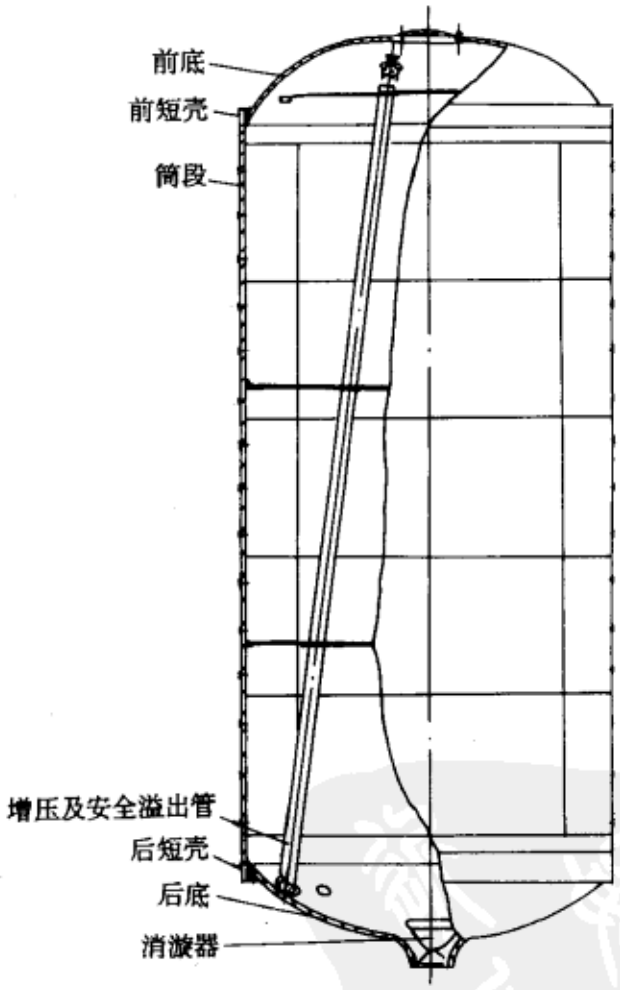
氧化剂贮箱也是承力式贮箱，主要由前底、筒段和后底组成。其筒段结构与燃料贮箱相近，长度较燃料贮箱筒段长。前底为椭球形，由于需承受级间分离时二子级发动机喷焰的作用，其受力较大，厚度较厚。为了保证在分离过程中，前底不被发动机喷焰烧损而导致破裂影响正常分离，在前底外表覆盖了一层由玻璃钢制成的防热罩。防热罩中间厚而边缘薄，由 32 颗螺栓连接在前短壳上。前底开有直径为 460mm 的人孔，供人员在加工时出入，还开有各种传感器及管路的安装口。后底也呈椭球形。

氧化剂贮箱内安装有防晃板、防漩器、增压及安全溢出管、加注液位传感器、增压气体温度传感器、耗尽关机传感器等设施。前、后短壳的连接形式与燃料贮箱相同。氧化剂贮箱的材料是 LD10 铝合金。

级间段由级间壳段和级间杆系两部分不同的结构构成。级间杆系由 32 根直径为 60mm 的合金钢管组成，每相邻两根端头相连，构成 16 个“∧”形结构。级间杆系的后端面通过 64 颗螺栓与级间壳段后端面相连。杆系外径为 3.350m，长度为 1.400m。级间壳段是蒙皮、桁条、隔框全铆接圆柱形壳体，外径 3.350m，长度为 3.200m。壳体上开有尺寸为 370mm×400mm 的 4 个舱口，用于游动发动机伺服机构的安装、检查和维护。级间壳段上方内侧装有一系列电器插头，以保证一、二子级间的电器连接与分离。级间壳段前端以爆炸螺栓与二子级燃料贮箱后短壳相连。




一子级燃料贮箱




一子级氧化剂贮箱

## 二子级结构

二子级箭体结构由仪器舱、氧化剂贮箱、箱间段和燃料贮箱等部分组成。

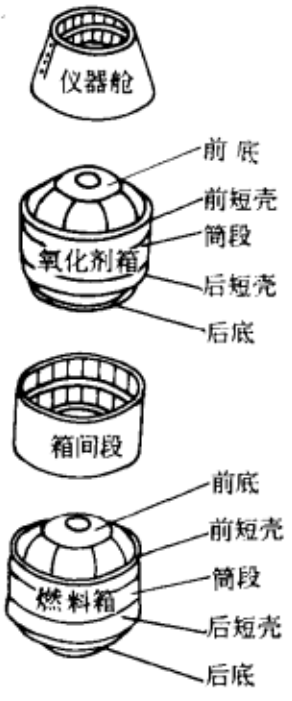
燃料贮箱和氧化剂贮箱均为承力式结构，都由椭球形前、后底和较短的筒段构成。贮箱内都安装有防晃板、消漩器、增压兼安全溢出管、液位传感器、温度传感器等。前底上都开有直径 460mm 的人孔及其他器件的安装孔。后底也有若干传感器和加注管路的安装孔。燃料贮箱的正中央有氧化剂输送管通过的隧道管。

二子级发动机机架通过 8 个连接点共 16 颗螺栓与燃料贮箱后短壳相连，该后短壳由于承担将发动机机架传来的集中力扩散成均布力的任务，其长度较其他部位短壳稍长一些。

两个贮箱均由化学铣切的整体 LD10 铝铜合金板焊接而成。

箱间段与一子级箱间段基本相同，为蒙皮、桁条、隔框全铆接结构构成的圆柱形壳体。其上有 6 个尺寸为 438×488mm 的舱口，用于对其内的仪器和设备进行安装、检查和维护等。

仪器舱位于运载火箭本体结构的前端，系承力结构。仪器舱内安装有主要控制仪器及用于增压和供气的气瓶等设备。绝大部分控制仪器都安装在置于氧化剂贮箱前底的环形仪器支架上，惯性平台则置于前底正中部位的安装凸台上。仪器舱壳体总长 1.400m，半锥角 22°20′，为蒙皮、桁条、隔框组成的截锥形结构。其前端框外径 2.200m，后端框外径 3.350m。当使用 A 型整流罩时，仪器舱壳体外表面喷涂有防热层，以防止壳体温度因气动加热而超过允许值。壳体上开有 4 个可以供人员进出的舱口，用于仪器设备的检查和维护。

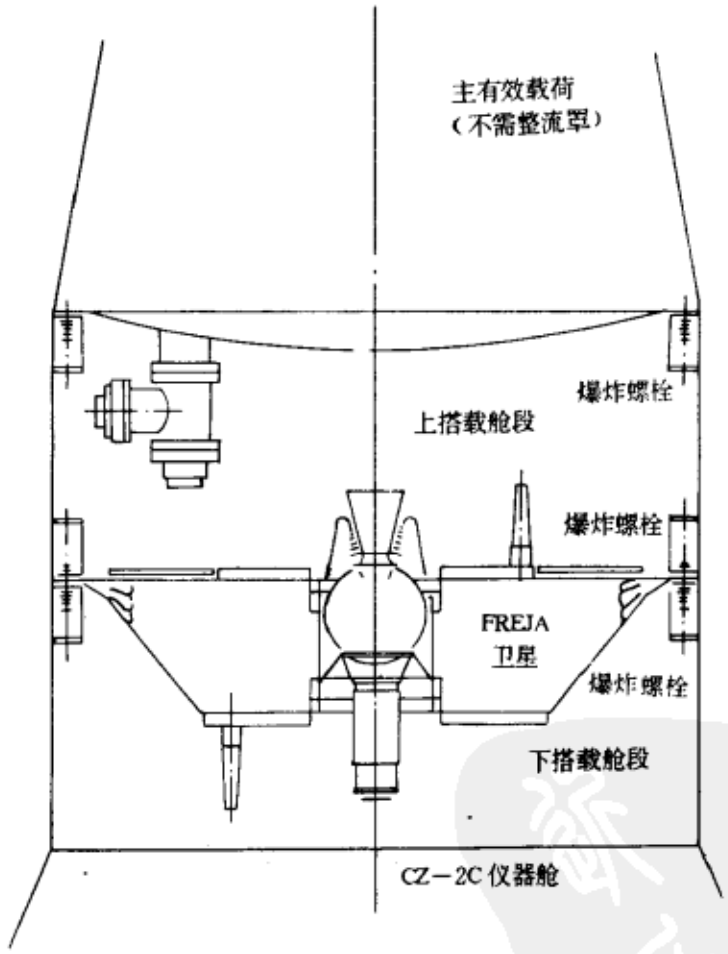



二子级箭体结构组成

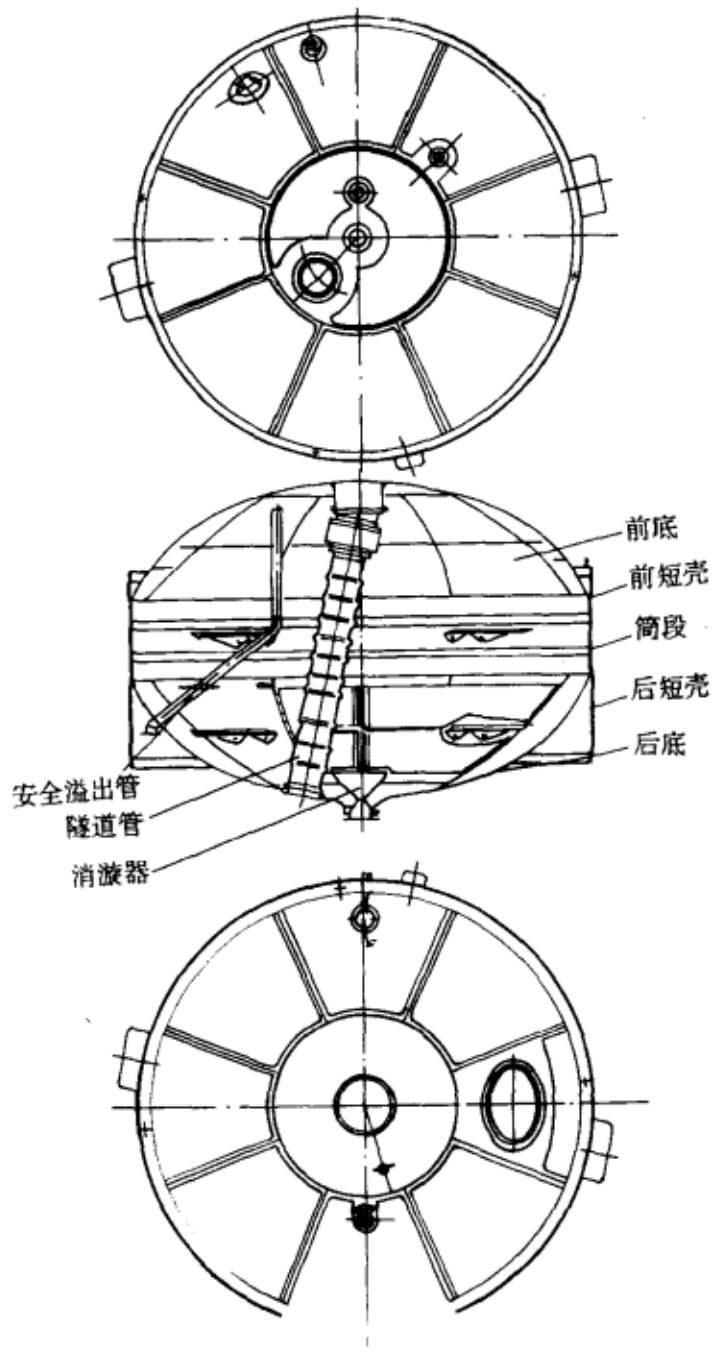
## 搭载舱

当待发射的有效载荷的质量低于 CZ-2C 的运载能力时，可以利用搭载舱搭载发射其他有效载荷。

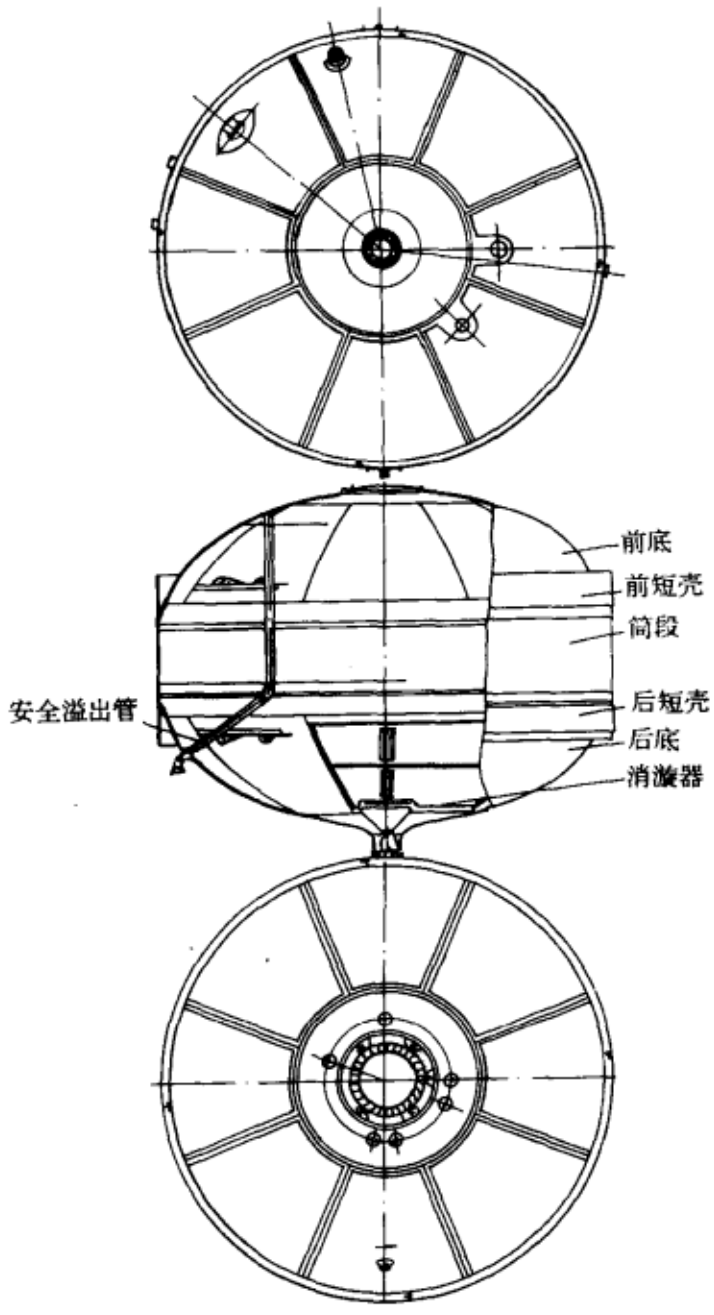
搭载舱是专门为搭载有效载荷提供服务的舱段，它位于主有效载荷与仪器舱之间(主有效载荷使用 A 型整流罩)。搭载舱的作用是将主有效载荷、搭载有效载荷、A 型整流罩和运载火箭连成一体，维持运载火箭外形的完




FREJA 卫星搭载舱




二子级燃料贮箱




二子级氧化剂贮箱

整，提供搭载有效载荷使用空间，并有利于有效载荷入轨后的分离。

搭载舱外径 2.20m，高度和结构形式可按有效载荷的需要进行设计。

为 FREJA 卫星（瑞典）设计的搭载舱外径 2.200m，高度 1.800m，分上、下两个舱段，每段长 0.900m。上搭载舱提供主有效载荷的电气接口和机械接口，设有用于主有效载荷的连接-分离机构（爆炸螺栓）。下搭载舱的下端面通过 32 颗螺栓与仪器舱相连接。上、下搭载舱通过 4 颗爆炸螺栓将 FREJA 卫星夹连于二者之间。主有效载荷分离后，运载火箭按照 FREJA 卫星的要求进行姿态调整，而后进行上、下搭载舱段的分离，同时实现 FREJA 卫星的分离。

## 轨道转移舱

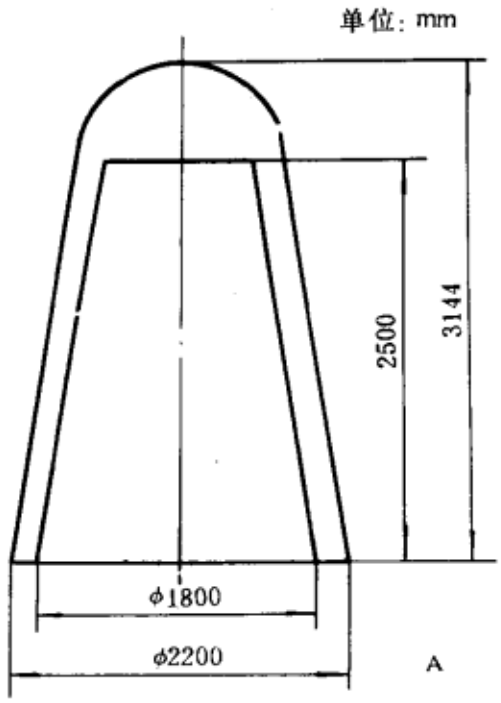
轨道转移舱的功用是通过轨道转移的办法，将有效载荷送入比 CZ-2C 运载火箭所能达到的正常轨道更高的轨道。根据有效载荷最终轨道的需要，可以设计成一次转移或二次转移来实现最终轨道要求。目前，CZ-2C 采用旋转稳定和固体火箭推进的轨道转移舱来实现有效载荷

的轨道转移，不希望旋转入轨的有效载荷，可在入轨分离前进行消旋。该轨道转移舱既可用于主有效载荷，也可用于搭载有效载荷。

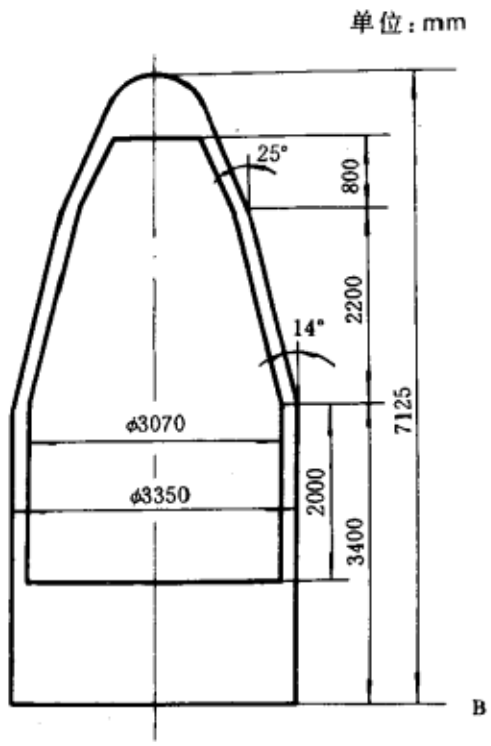
## 整流罩结构

整流罩内的有效载荷通过转接支架与有效载荷支架相连接。当 CZ-2C 运载火箭发射后穿越稠密大气层时，整流罩保护有效载荷不受高速气流冲刷。穿越大气层后，约在 120km 高度，整流罩完成使命而抛离。

CZ-2C 运载火箭配有“A”、“B”两种整流罩，以适应不同有效载荷的需要，两种整流罩所提供的有效载荷使用空间有较大的差别。




A 型整流罩




B 型整流罩

A 型整流罩由纵向连接的两半结构构成，在发射场与运载火箭组装成一体。

A 型整流罩结构由端头和锥段两部分组成。端头由酚醛-玻璃布模压而成，锥段为蒙皮、桁条和隔框铆接结构。

A 型整流罩的分离构件由爆炸螺栓和火药作动筒组成。爆炸螺栓共有 8 颗：纵向分离面 4 颗，横向分离面 4 颗。火药作动筒产生分离力，沿纵向分离面分布，共 4 个。

B 型整流罩也由沿纵向分为两半的结构组成，在发射场与有效载荷连同支架组装在一起，然后与运载火箭箭体组合在一起。

B 型整流罩的结构由端头、双锥段和筒段三部分组成。端头由酚醛-玻璃布模压而成，双锥段及筒段均为蒙皮、桁条和隔框铆接结构。在筒段上开有透波窗口，以满足用户对无线电透波性的要求。

B 型整流罩的分离机构采用无污染的爆炸索，以保证有效载荷的洁净环境。

有效载荷在整流罩内可使用的净空间为图中内空白区域。

当使用 A 型整流罩时，仪器舱壳体即为有效载荷支架。

当采用 B 型整流罩时，有效载荷通过转接支架安装到有效载荷支架上。转接支架与有效载荷支架间以螺栓连接，二者对接基准面直径为 2.050m。有效载荷转接支架有 3 种型式：

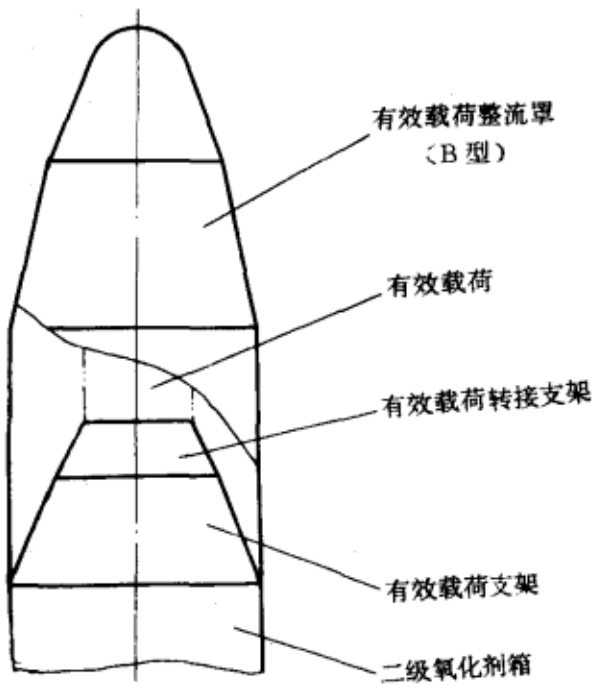
937 型与有效载荷的对接直径为 937mm；

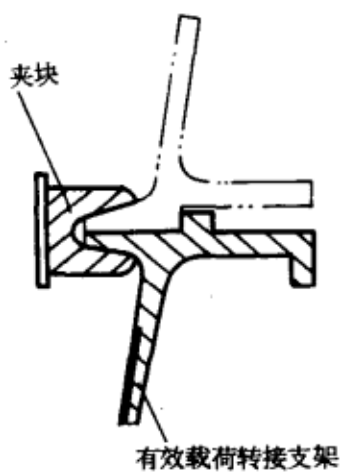
1194 型与有效载荷的对接直径为 1194mm；

1497 型与有效载荷的对接直径为 1497mm。

937 型和 1194 型与有效载荷的对接面处均有包带式连接-分离机构。1497 型转接支架以螺栓与有效载荷相连接，用来发射自带分离机构的有效载荷。

上述各种转接支架均为截锥形铝合金蒙皮、桁条铆接结构，其后端面通过螺栓与有效载荷支架相连。




包带式分离机构

←CZ-2C 前部关系图

# 推　进　系　统

CZ-2C 采用液体火箭发动机、泵压式推进剂输送系统和自生增压系统组成的推进系统，使用自燃推进剂，氧化剂为四氧化二氮，燃料为偏二甲肼。

## 一子级推进系统

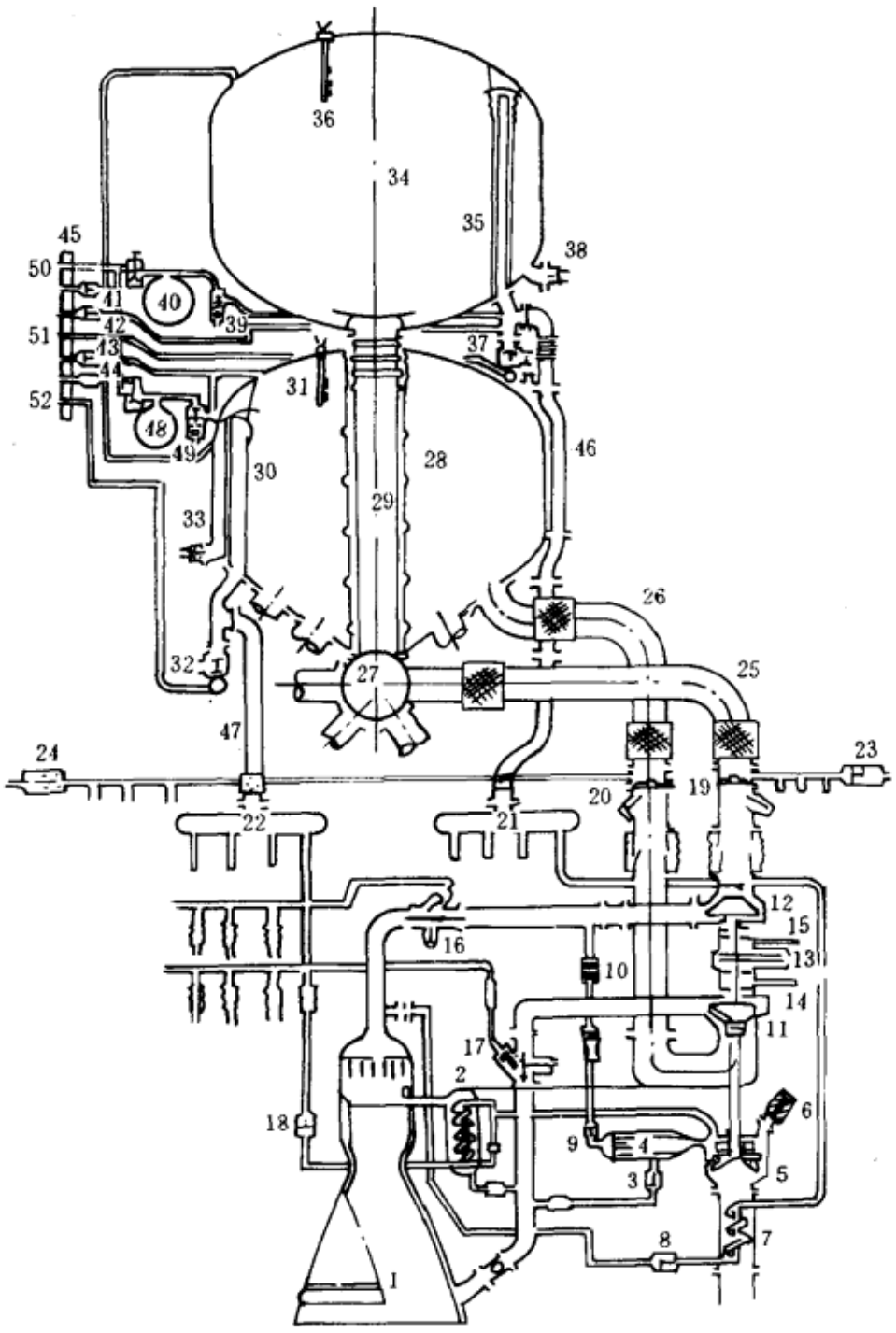
一子级推进系统由组合发动机、推进剂输送系统、增压系统、火工品及电缆、机架等几部分构成。

**发动机**

一子级发动机是由 4 台独立的单机（代号 YF-20）通过机架并联而成的组合发动机（组合后代号 YF-21）。为使组合后的发动机质心在箭体纵轴线上，并使推力的合力与箭体轴线重合，4 台 YF-20 发动机轴对称安装，并按控制系统要求呈“X”形布局。每台发动机的安装角均为 2°50′，以使推力线通过火箭第一级停火点的质心，减小各台发动机推力不同步和偏差对火箭停火点飞行姿态的干扰。为了提供一级飞行时的火箭控制力矩，4 台发动机均可进行切向摆动，最大摆角为±10°，摆动方式为泵前摆动。

**输送系统**

YF-20 发动机输送系统由推力室推进剂供应系统（简称主系统）、涡轮工质供应系统（简称副系统）和自生增压推进剂供应系统三大部分组成。

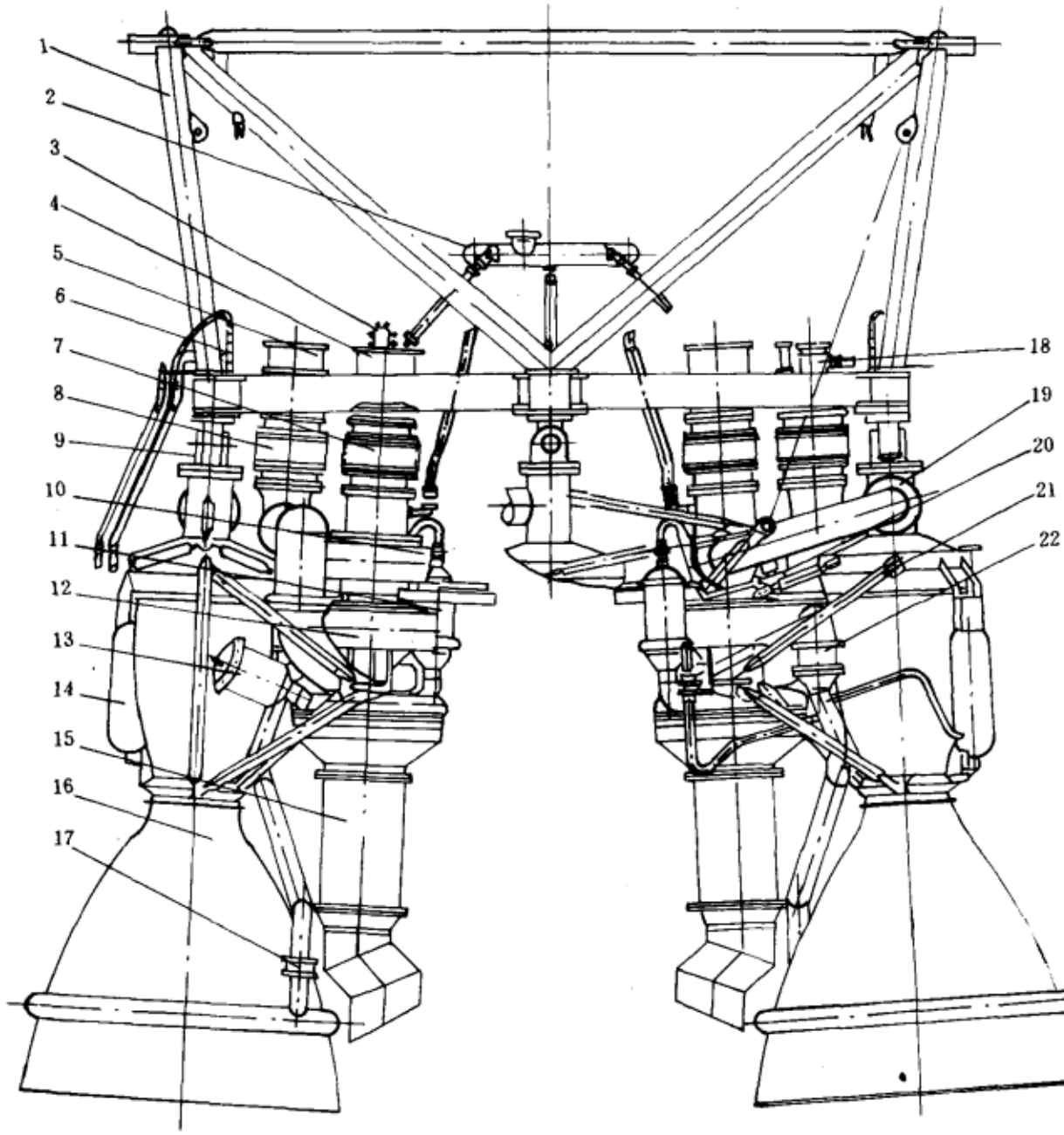



一子级推进系统原理图

1. 燃烧室； 2. 降温器； 3. 燃料副单向阀门； 4. 燃气发生器； 5. 燃气涡轮； 6. 火药起动器； 7. 蒸发器； 8. 蒸发器入口单向阀门； 9. 氧化剂副单向阀门； 10. 氧化剂副断流阀门； 11. 燃料泵； 12. 氧化剂泵； 13. 齿轮箱； 14. 燃料排液管； 15. 氧化剂排液管； 16. 氧化剂主阀门； 17. 燃料主阀门； 18. 降温器出口单向阀门； 19. 氧化剂起动阀门； 20. 燃料起动阀门； 21. 氧化剂集合器； 22. 燃料集合器； 23. 氧化剂清洗泄出阀门； 24. 燃料清洗泄出阀门； 25. 氧化剂输送管； 26. 燃料输送管； 27. 氧化剂五通管； 28. 燃料贮箱； 29. 氧化剂输送管； 30. 燃料增压及安全溢出管； 31. 燃料加注液面传感器； 32. 燃料安全溢出阀门； 33. 燃料加注阀门； 34. 氧化剂贮箱； 35. 氧化剂增压及安全溢出管； 36. 氧化剂加注液面传感器； 37. 氧化剂安全溢出阀门； 38. 氧化剂加注阀门； 39. 电爆阀门； 40. 气瓶； 41. 氧化剂贮箱测压单向阀门； 42. 氧化剂贮箱增压单向阀门； 43. 燃料贮箱增压单向阀门； 44. 燃料贮箱测压单向阀门； 45. 气管连接器； 46. 氧化剂贮箱增压管； 47. 燃料贮箱增压管； 48. 气瓶； 49. 电爆阀门； 50. 气瓶充气管； 51. 氧化剂贮箱安全溢出阀门控制管； 52. 燃料贮箱安全溢出阀门控制管。

1. 主系统　推力室推进剂供应系统又分为氧化剂主系统和燃料主系统两部分。它们均由起动阀门、可摇摆软管、涡轮泵、主节流圈、主阀门和导管等组成。主系统的功能是，在起动阀门打开后，使推进剂按照要求的比例和流量连续不断地、稳定地进入推力室燃烧，产生推力，并同时利用燃料对推力室进行冷却。在发动机关机后，断绝推进剂的供应，使推力室不再产生推力。

工作过程：推进系统点火起动时，4 台 YF-20 发动机分成两组先后起动，两组起动时间相隔 0.3s 左右。起动阀门打开后，推进剂在贮箱压力和重力的作用下对主、副系统进行充填。两组元推进剂分别流经各自的起动阀门、泵、主阀门和节流圈，进入推力室头部。涡轮泵起动后，推进剂由自流充填转为泵压输送，使发动机由起动状态进入额定工作状态。当发动机关机时，首先关闭氧化剂副断流阀门，使涡轮泵停止工作，1s 后，再关闭两组元推进剂的所有 8 个主阀门，全部切断推进剂的供应，发动机停止工作，达到关闭发动机的目的。

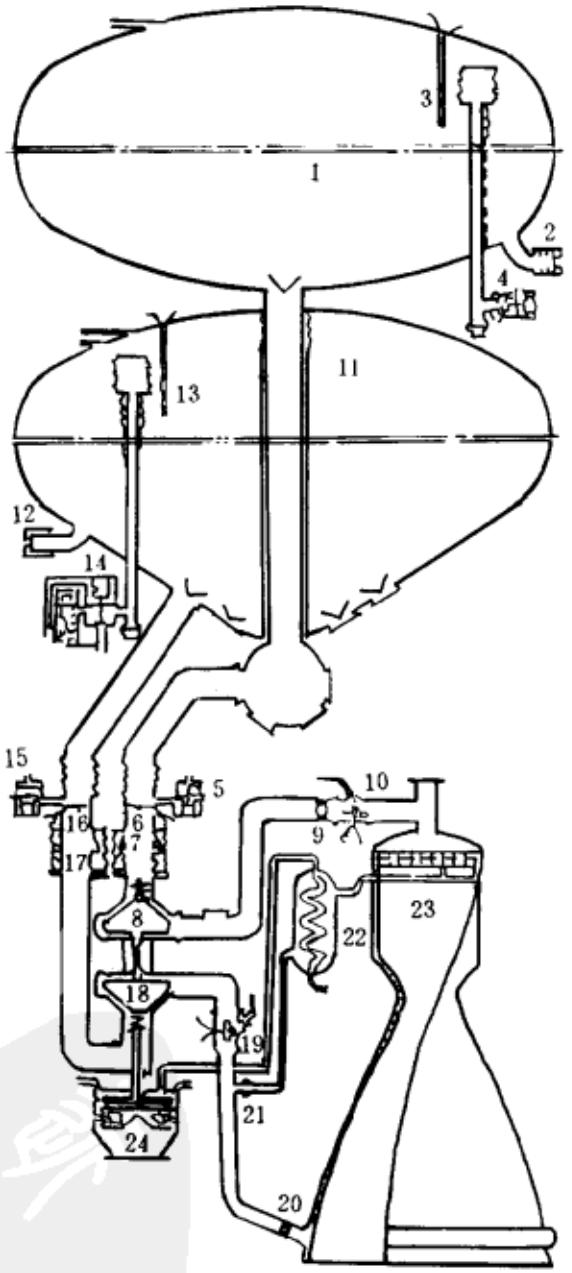



一子级发动机

1. 机架； 2. 环形集合器； 3. 六通； 4. 氧化剂起动阀门； 5. 燃料起动阀门； 6. 组合接头； 7. 氧化剂摇摆软管； 8. 燃料摇摆软管； 9. 常平座； 10. 氧化剂副单向阀门； 11. 燃气发生器； 12. 涡轮泵； 13. 火药起动器； 14. 降温器； 15. 蒸发器； 16. 推力室； 17. 燃料节流圈； 18. 带法兰盘三通； 19. 氧化剂主阀门； 20. 氧化剂副断流阀门； 21. 燃料副单向阀门； 22. 燃料主阀门。

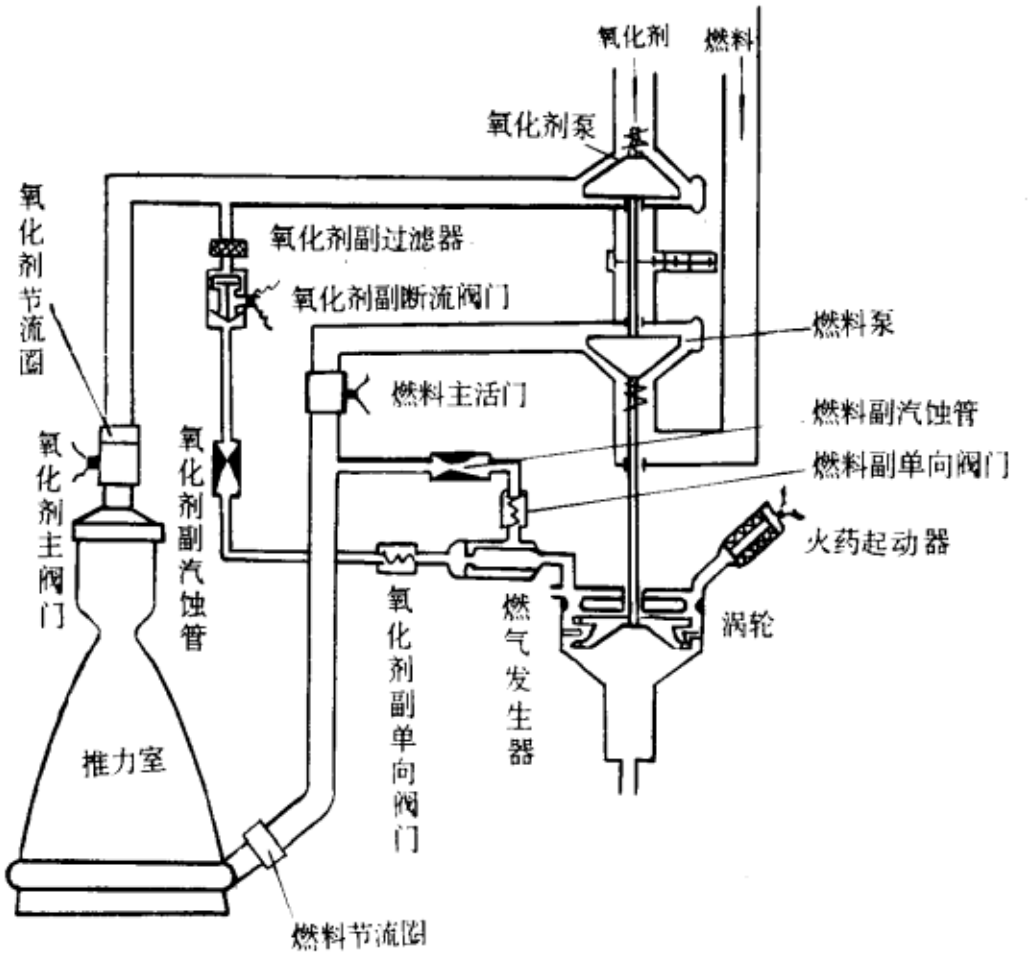
2. 副系统　涡轮工质供应系统的作用是提供涡轮泵工作时所需要的高温高压燃气，并为燃料贮箱提供增压气体。该系统包括火药起动器、燃气发生器、向燃气发生器提供工质的氧化剂副系统和燃料副系统。氧化剂副系统由副断流阀门、过滤器、气蚀管、单向阀门及导管等组成。燃料副系统由气蚀管、单向阀门及导管等组成。

工作过程：推进系统起动时，起动阀门打开，推进剂进入副系统管路。火药起动器通电工作后，其产生的燃气进入涡轮盖上的集气环。其中，一小部分燃气经声速喷咀进入降温器对燃料贮箱增压，绝大部分燃气用来驱动涡轮运转，以此驱动两个泵为推进剂增压。当副系统管路中推进剂压力达到一定值时，氧化剂和燃料的副单向阀门相继打开，推进剂进入燃气发生器内燃烧，产生高温高压燃气，与火药起动器产生的燃气一起驱动涡轮运转。当火药起动器的装药烧



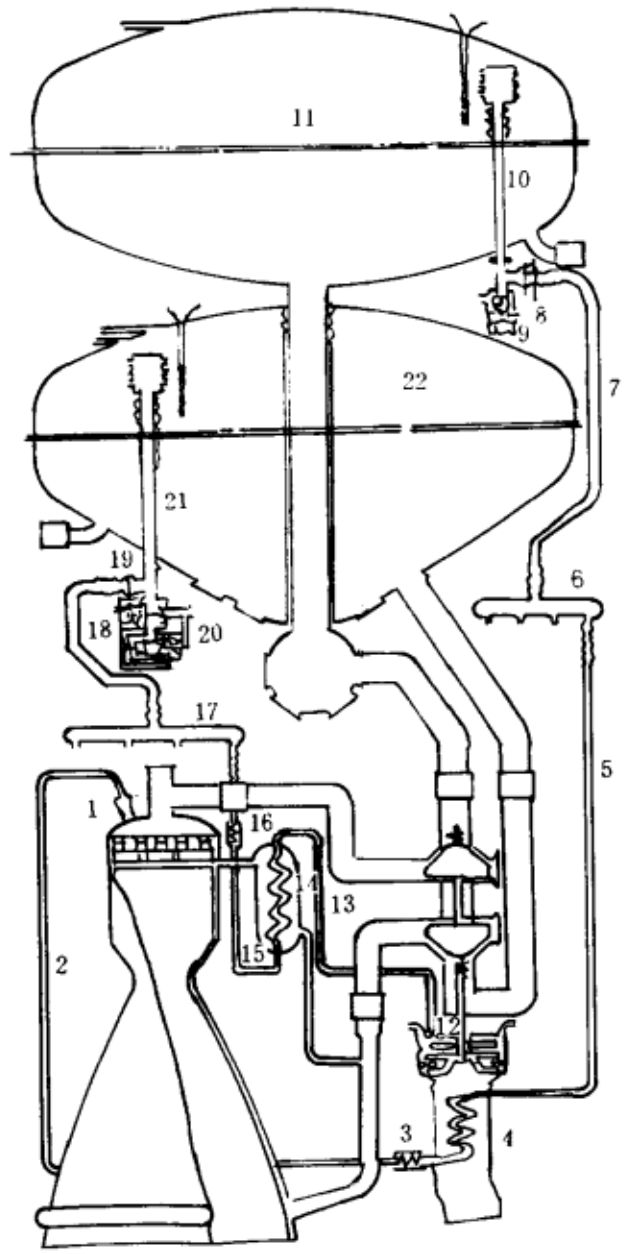

←一子级发动机推进剂供应系统

1. 氧化剂贮箱； 2. 氧化剂加注-泄出阀门； 3. 氧化剂加注液位传感器； 4. 氧化剂安全溢出阀门； 5. 氧化剂清洗泄出阀门； 6. 氧化剂起动阀门； 7. 氧化剂摇摆软管； 8. 氧化剂泵； 9. 氧化剂节流圈； 10. 氧化剂主阀门； 11. 燃料贮箱； 12. 燃料加注-泄出阀门； 13. 燃料加注液位传感器； 14. 燃料安全溢出阀门； 15. 燃料清洗泄出阀门； 16. 燃料起动阀门； 17. 燃料摇摆软管； 18. 燃料泵； 19. 燃料主阀门； 20. 燃料节流圈； 21. 隔板节流圈； 22. 降温器； 23. 推力室； 24. 涡轮.




一子级涡轮工质供应系统

完后，燃气发生器产生的燃气单独驱动涡轮工作，使涡轮泵进入额定工作状态。当发动机关机时，按控制系统发出的信号，关闭氧化剂副断流阀门，切断氧化剂副系统的通路，燃气发生器停止产生燃气，涡轮失去工质的供应，转速迅速下降，直至停止工作。




一子级自生增压系统

1. 增压氧化剂气蚀管；　2. 增压氧化剂输送管；　3. 增压氧化剂单向阀门；　4. 蒸发器；　5. 氧化剂蒸气支管路；　6. 环形集合器；　7. 氧化剂蒸气主管路；　8. 氧化剂膜片组件；　9. 氧化剂安全溢出阀门；　10. 氧化剂增压及安全溢出管；　11. 氧化剂贮箱；　12. 声速喷嘴；　13. 高温燃气管路；　14. 降温器；　15. 增压用燃气支管路；　16. 增压燃气单向阀门；　17. 增压燃气集合器；　18. 增压燃气主管路；　19. 燃料膜片组件；　20. 燃料安全溢出阀门；　21. 燃料增压及安全溢出管；　22. 燃料贮箱。

**增压系统**

CZ-2C 一子级的增压系统由自生增压系统、气瓶补压系统和地面增压系统三部分组成。

1. 自生增压系统　自生增压系统分为氧化剂自生增压系统和燃料自生增压系统两部分。

氧化剂自生增压系统由氧化剂气蚀管、氧化剂单向阀门、蒸发器、环形集合器、氧化剂膜片组件、氧化剂安全溢出阀门及相应管路组成。氧化剂自生增压，是由推力室头部引出一股四氧化二氮液体，进入蒸发器中，经过高温涡轮废气加热，使四氧化二氮变成蒸气，从 4 套蒸发器中出来的蒸气在环形集合器中集合，通过增压主管路输送到氧化剂贮箱增压。

燃料自生增压系统由声速喷嘴、降温器、燃气单向阀门、燃气集合器、燃料膜片组件、燃料安全溢出阀门及相应管路等组成。燃料自生增压是从燃气发生器产生的富燃料高温燃气中引出一小股燃气，经降温器降温后，由燃气集合器集中起来，经增压主管路输送到燃料贮箱进行增压。

2. 气瓶补压系统　发动机点火工作后，贮箱内推进剂即开始消耗，但自生增压系统达到额

定工作状态需有一定滞后时间，特别是四氧化二氮蒸气滞后性更明显，为了弥补这种滞后性，氧化剂贮箱和燃料贮箱设有气瓶补压系统，在起动段为贮箱增压。每个贮箱有1个高压气瓶作为补压气源。

3. 地面增压系统　为减少箭上气体消耗，在发动机起动之前，由地面配气台为贮箱增压。地面增压系统由气管插座、氧化剂增压单向阀门、燃料增压单向阀门和管路等组成。

**耗尽关机系统**

为了充分利用推进剂和提高发动机关机的可靠性，一子级采用了计算机以火箭飞行速度为准发出关机信号和耗尽关机传感器以推进剂剩余量为准发出关机信号的两种提供关机信息手段并用的发动机关机系统。在保证同样关机概率的情况下，比单独采用计算机关机系统可减少推进剂剩余量2000kg，有效地提高了推进剂的利用率。

耗尽关机系统以光电敏感元件作为传感器，装在贮箱的后底内，当推进剂液位降至传感器敏感部位时，传感器即发出信息。该信息经变换器变成发动机关机指令送入关机电路，起动一子级发动机的关机程序和二子级发动机的起动程序。在一子级两个贮箱内均装有耗尽关机传感器，为确保不误发、不漏发耗尽关机信号，在每个贮箱内装有2个传感器，并在线路上采用了串、并联措施。

## 二子级推进系统

二子级推进系统由推力室、涡轮泵、涡轮工质供应系统、推进剂供应系统、增压系统、火工品及电缆和机架等组成。发动机由1台主发动机(代号YF-22)和由4台推力室构成的游动发动机(YF-23)并联组成。增压系统以及推进剂供应系统中的一部分设备两机共用。

**发动机**

YF-22发动机推力室固定于机架的中心，以保证推力作用线与箭体轴线相重合。YF-23发动机的4台推力室分别置于机架十字梁的4个端头，并有10°安装角，以使其推力线相交于第二级火箭停火点的质心，同时也可避免推力室喷出的火焰直接作用到主发动机喷管上。4台YF-23发动机推力室按控制系统要求呈“十”字形布局。

1. 主发动机　YF-22发动机与一子级的YF-20发动机基本一致，只是在个别地方有一些改动。由于YF-22发动机不摆动，因而连接结构上采用了固定结构，取消了用于摆动的常平座、摇摆软管等设备，改用固定的硬设备。由于不再用伺服机构，取消了与伺服机构相连接的一些结构。

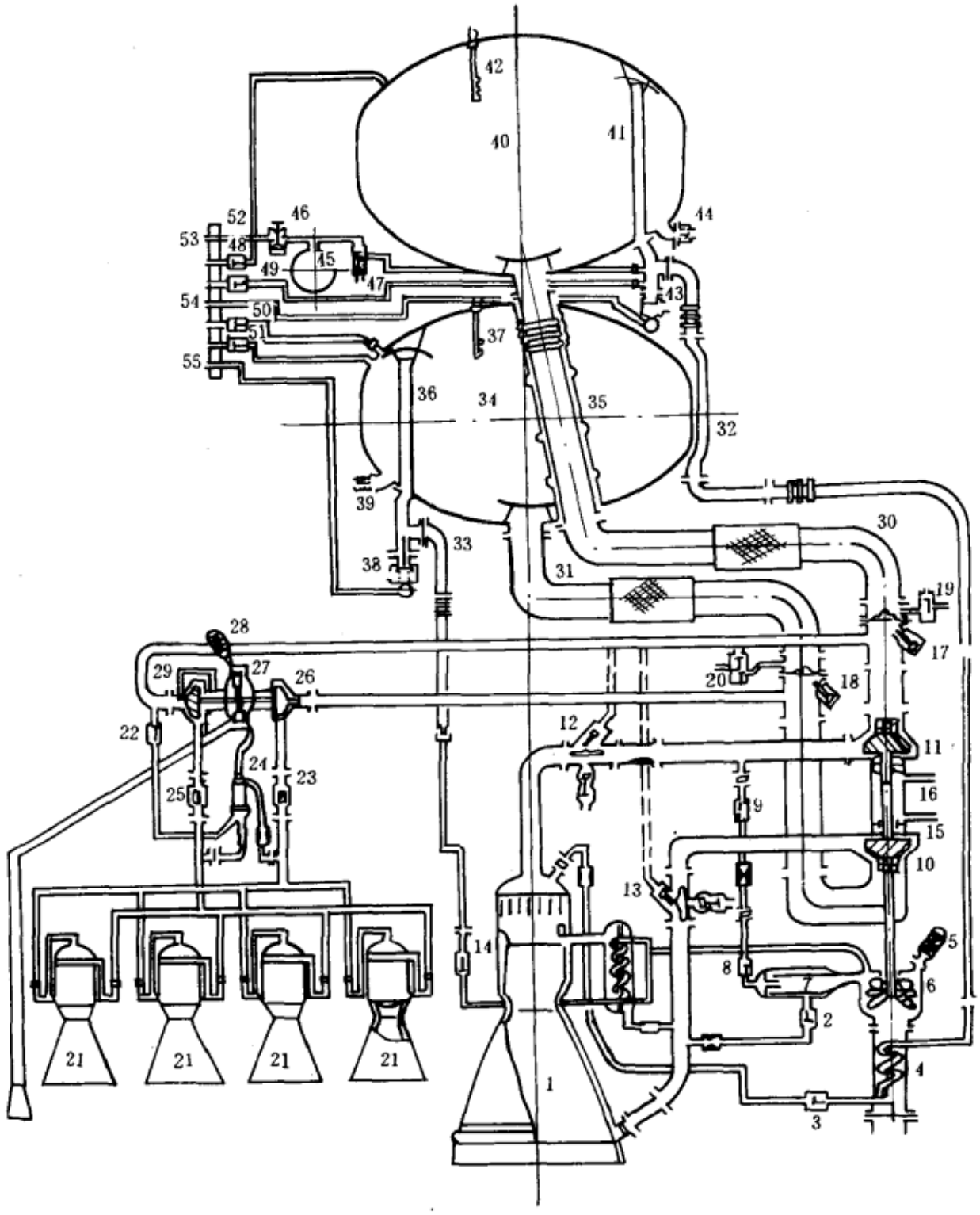
2. 游动发动机　YF-23发动机的每个推力室均可沿切向进行±60°的摆动，4台推力室对称布置，摆动点中心圆直径为1.750m。YF-23发动机的主要功用是：为姿态控制系统提供所需的控制力矩；当YF-22大推力发动机关机后，为火箭爬升到更高轨道提供小推力；减小火箭发动机最终关机时的剩余冲量偏差，提高有效载荷入轨精度。

摆动推力室是整体焊接结构，主要由头部、身部、连接环、集合器、摇摆轴、氧化剂导管和燃料导管等组成。

**输送系统**

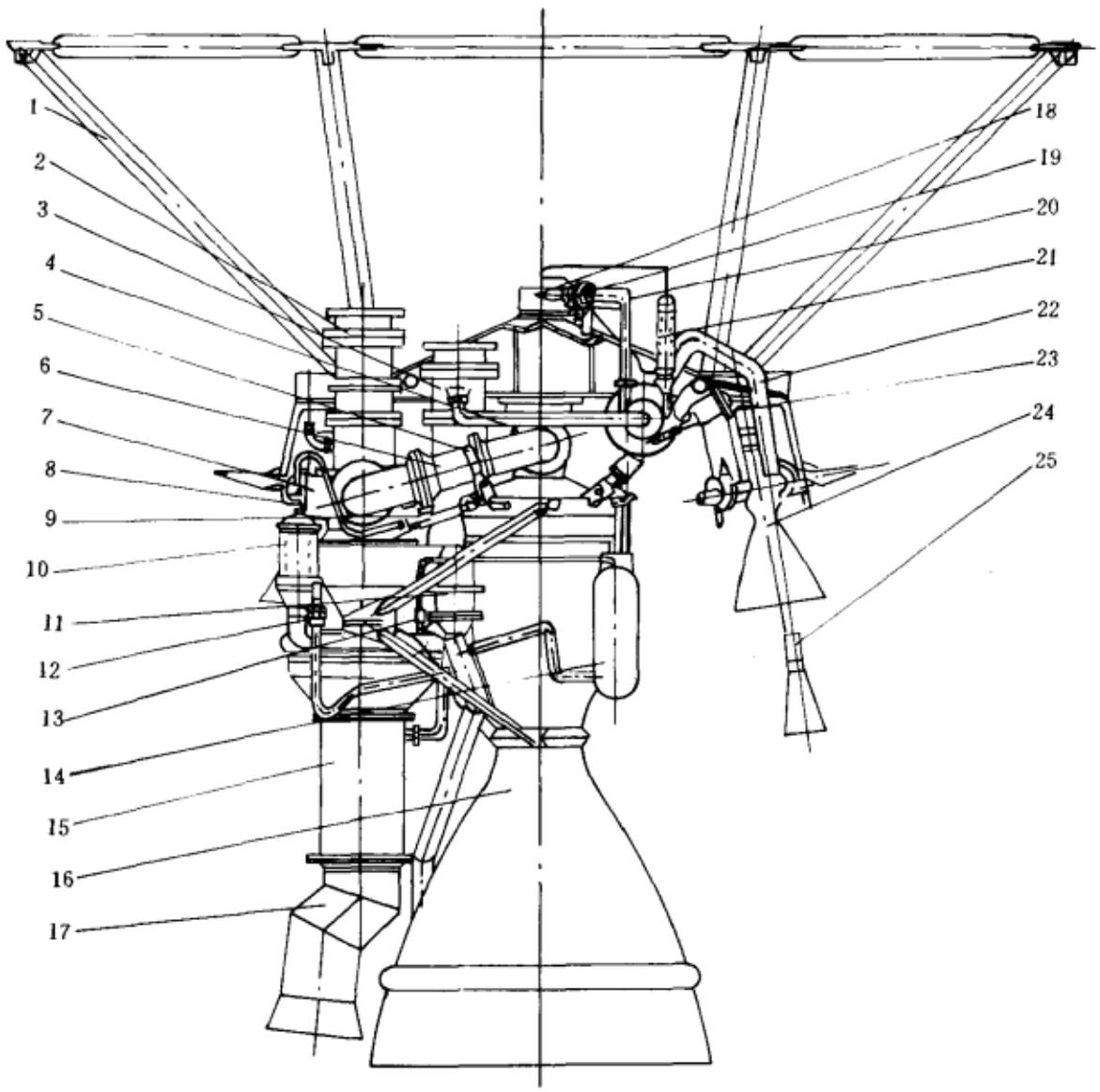
二子级推进剂输送系统由主发动机推进剂输送系统和游动发动机推进剂输送系统两大系统组成。

1. 主发动机推进剂输送系统　主发动机推进剂输送系统由推力室推进剂供应系统、涡轮工质供应系统和自生增压推进剂供应系统三大部分组成，与一子级的推进剂输送系统大体相




二子级推进系统原理图

1. 主发动机燃烧室； 2. 燃料副单向阀门； 3. 蒸发器前单向阀门； 4. 蒸发器； 5. 主火药起动器； 6. 主燃气涡轮； 7. 主燃气发生器； 8. 氧化剂副单向阀门； 9. 氧化剂副断流阀门； 10. 燃料主泵； 11. 氧化剂主泵； 12. 氧化剂主阀门； 13. 燃料主阀门； 14. 降温器后单向阀门； 15. 燃料排液管； 16. 氧化剂排液管； 17. 氧化剂起动阀门； 18. 燃料起动阀门； 19. 氧化剂清洗泄出阀门； 20. 燃料清洗泄出阀门； 21. 游动发动机燃烧室； 22. 游动发动机氧化剂充填阀门； 23. 游动发动机燃料断流阀门； 24. 游动发动机燃气发生器； 25. 游动发动机氧化剂断流阀门； 26. 游动发动机燃料泵； 27. 游动发动机燃气涡轮； 28. 游动发动机火药起动器； 29. 游动发动机氧化剂泵； 30. 氧化剂输送管； 31. 燃料输送管； 32. 氧化剂增压管； 33. 燃料增压管； 34. 燃料贮箱； 35. 氧化剂输送管； 36. 燃料增压和安全溢出管； 37. 燃料加注液位传感器； 38. 燃料安全溢出阀门； 39. 燃料加注阀门； 40. 氧化剂贮箱； 41. 氧化剂增压和安全溢出管； 42. 氧化剂加注液位传感器； 43. 氧化剂安全溢出阀门； 44. 氧化剂加注阀门； 45. 气瓶； 46. 手动开关； 47. 电爆阀门； 48. 氧化剂贮箱测压单向阀门； 49. 氧化剂增压单向阀门； 50. 燃料测压单向阀门； 51. 燃料增压单向阀门； 52. 气管连接器； 53. 气瓶充气管； 54. 氧化剂贮箱安全溢出阀门控制管； 55. 燃料贮箱安全溢出阀门控制管。




二子级发动机系统

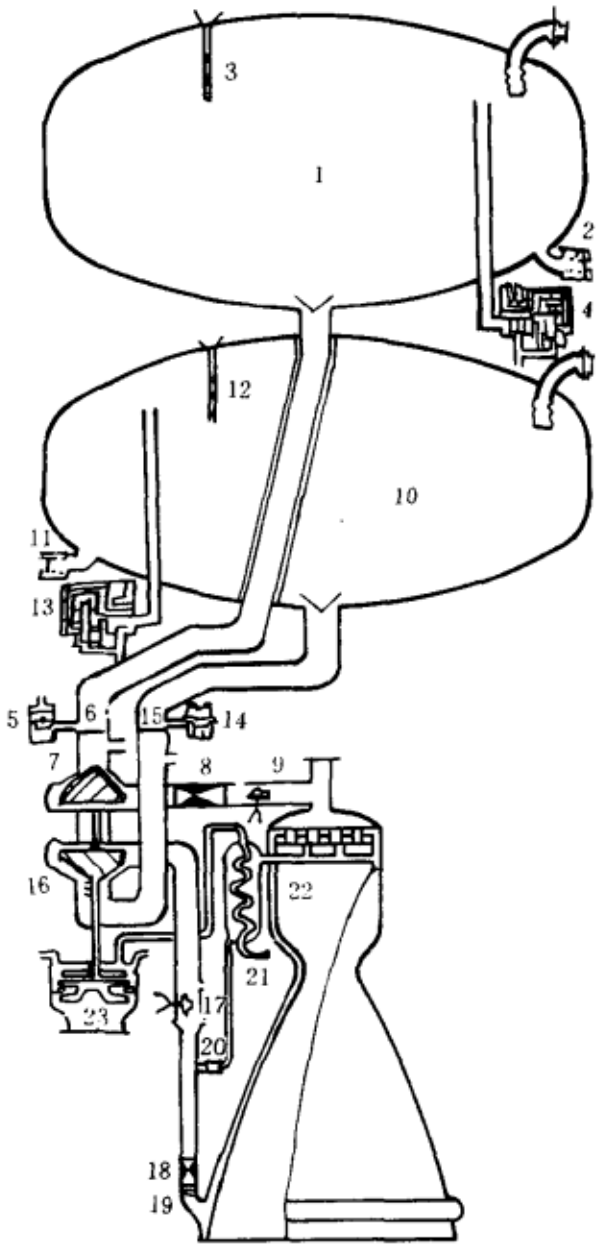
1. 机架； 2. 氧化剂起动阀门； 3. 燃料起动阀门； 4. 氧化剂主阀门； 5. 连接杆； 6. 氧化剂主气蚀管； 7. 涡轮泵； 8. 氧化剂副单向阀门； 9. 氧化剂副断流阀门； 10. 燃气发生器； 11. 燃料主阀门； 12. 燃料副单向阀门； 13. 音速喷嘴； 14. 降温器； 15. 蒸发器； 16. 推力室； 17. 涡轮废气排气管； 18. 集合器； 19. 燃料断流阀门； 20. 氧化剂断流阀门； 21. 燃气发生器； 22. 小涡轮泵； 23. 火药起动器； 24. 游动发动机推力室； 25. 小涡轮废气排气管.

同，只是对推进剂流量的调节由气蚀管代替了节流圈，涡轮泵去掉了齿轮箱，涡轮转速较一子级涡轮转速高。

2. 游动发动机推进剂输送系统　游动发动机的 4 台推力室由一套推进剂输送系统完成推进剂的输送，该系统由推力室推进剂供应系统和小涡轮工质供应系统两部分组成。

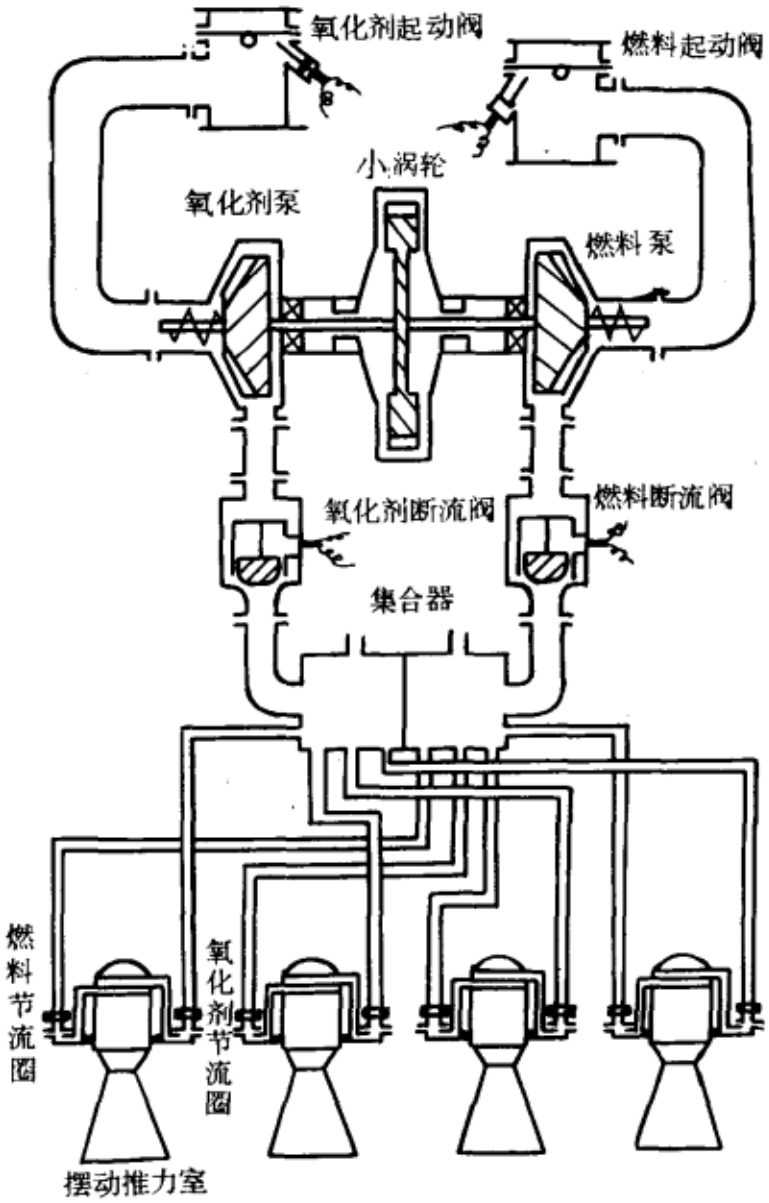
游动发动机推力室推进剂供应系统(简称主系统)分氧化剂主系统和燃料主系统两部分，均由起动阀门(与主发动机系统共用)、小涡轮泵、断流阀门、节流圈和共用的集合器等组成。

游动发动机的涡轮工质供应系统为小涡轮泵的涡轮提供燃气工质，以维持涡轮泵正常工作。该系统由火药起动器、燃气发生器、过滤器、氧化剂副气蚀管、充填阀门、燃料副气蚀管和管路等组成，其工作过程与主发动机系统相似。




主发动机推进剂供应系统

1. 氧化剂贮箱； 2. 氧化剂加注-泄出阀门； 3. 氧化剂加注液位传感器； 4. 氧化剂安全溢出阀门； 5. 氧化剂清洗泄出阀门； 6. 氧化剂起动阀门； 7. 氧化剂泵； 8. 氧化剂主气蚀管； 9. 氧化剂主阀门； 10. 燃料贮箱； 11. 燃料加注-泄出阀门； 12. 燃料加注液位传感器； 13. 燃料安全溢出阀门； 14. 燃料清洗泄出阀门； 15. 燃料起动阀门； 16. 燃料泵； 17. 燃料主阀门； 18. 燃料主气蚀管； 19. 节流圈； 20. 隔板气蚀管； 21. 降温器； 22. 推力室； 23. 涡轮。




游动发动机推进剂供应系统

## 增压系统

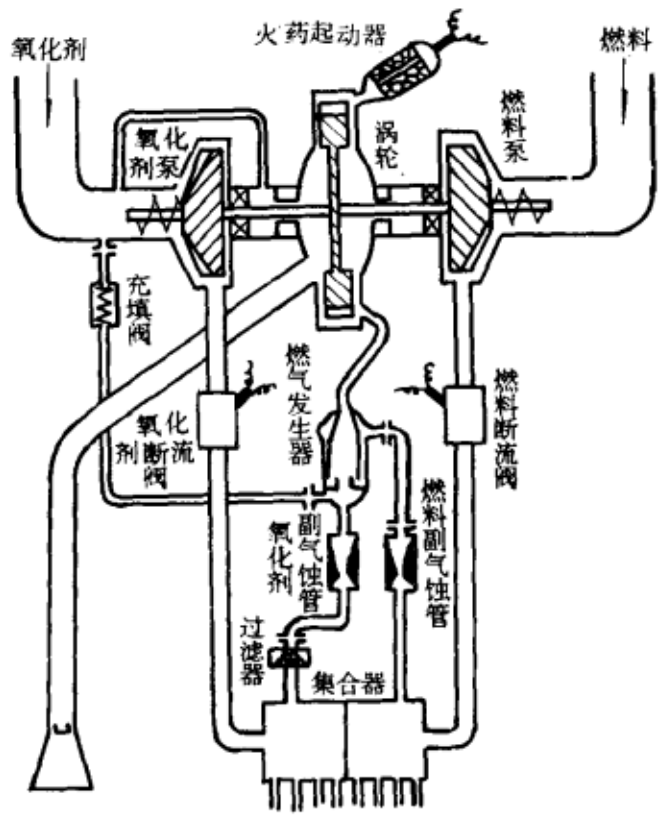
二子级的增压系统由自生增压系统、气瓶补压系统和地面增压系统三部分组成。

1. 自生增压系统　YF-22 发动机采用自生增压系统，由氧化剂自生增压系统和燃料自生增压系统两部分构成，其工作原理及各系统组成与一子级自生增压系统相似。但由于二子级仅有 1 台 YF-22 发动机自生增压系统，其增压流量较一子级单分机的增压流量有所增加，且推力室不摇摆，在具体的组成和结构上也有一定差别。

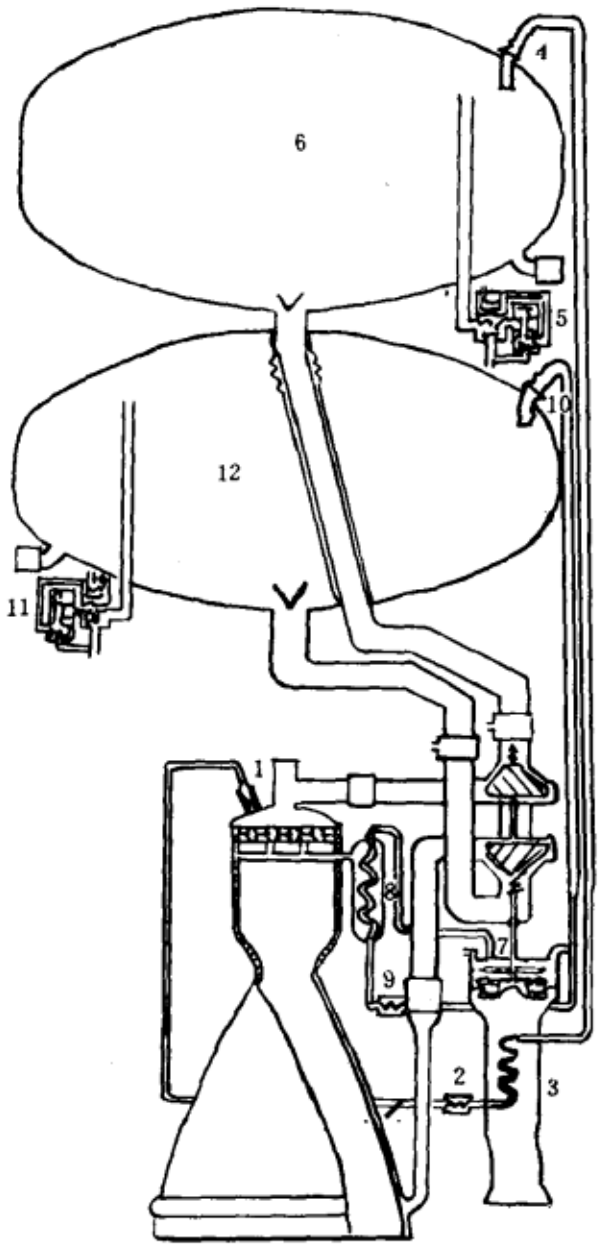
YF-23发动机无自生增压系统，在与主发动机同时工作时，依靠主发动机自生增压系统的工作满足其对贮箱压力的设计要求。当主发动机关闭后，游动发动机单独工作时，推进剂消耗量较小，依靠贮箱内气体的膨胀来满足其对泵入口处推进剂压力的要求。

2. 气瓶补压系统　气瓶补压系统与一子级气瓶补压系统不太相同，该系统仅有1个气瓶，只为氧化剂贮箱补压，以弥补氧化剂自生增压的滞后性，保证氧化剂贮箱内压力满足起动段的设计要求，燃料贮箱不需要气瓶补压。

3. 地面增压系统的功用和组成与一子级的地面增压系统相似。




游动发动机涡轮工质供应系统




二子级自生增压系统→

1. 氧化剂气蚀管；　2. 氧化剂单向阀门；　3. 蒸发器；　4. 氧化剂膜片组件；　5. 氧化剂安全溢出阀门；　6. 氧化剂贮箱；　7. 音速喷嘴；　8. 降温器；　9. 燃气单向阀门；　10. 燃料膜片组件；　11. 燃料安全溢出阀门；　12. 燃料贮箱。

## 分　离　系　统

### 级间分离

CZ-2C的级间分离采用热分离方式。

当级间分离程序开始时，首先起动二子级发动机，然后关闭一子级发动机，当二子级的YF-22发动机推力达到预定推力、一子级YF-21发动机推力减小到预定推力时，连接一子级和二子级的爆炸螺栓同时起爆，一、二子级在二子级发动机喷流和推力的作用下，开始分离，二

子级发动机的喷焰从级间杆系和分离面处排出。二子级 YF-22 发动机的喷管从级间壳段中最后脱离出来，实现分离。

在级间分离面上有 12 颗爆炸螺栓将两子级连接在一起，所有螺栓对称分布在 8 个连接点上。爆炸螺栓置于能防止爆炸后的螺栓飞出的防护盒内，以保证分离的安全。

### 星箭分离

卫星与有效载荷转接支架的连接采用包带或连接机构，用 2 颗锁紧爆炸螺栓将包带锁紧，使卫星与转接支架牢固连接。分离时，将两颗锁紧爆炸螺栓引爆，包带解锁，使卫星与运载火箭实现机械脱离。

星箭分离的分离力由安装在二子级箭体末端的 4 枚反推固体火箭提供。每枚反推固体火箭点火工作 0.5s，使分离后的二子级运载火箭箭体产生 1～1.5m/s 的分离速度，实现与卫星的分离。

星箭分离程序如下：

| | |
|---|---|
| $T+0$s | YF-23 发动机关机 |
| $T+3.0$s | 包带锁紧爆炸螺栓起爆 |
| $T+3.1$s | 分离反推固体火箭点火 |
| $T+3.6$s | 星箭分离结束 |

## 制导和控制系统

CZ-2C 制导和控制系统由制导系统、姿态控制系统组成。

### 制导系统

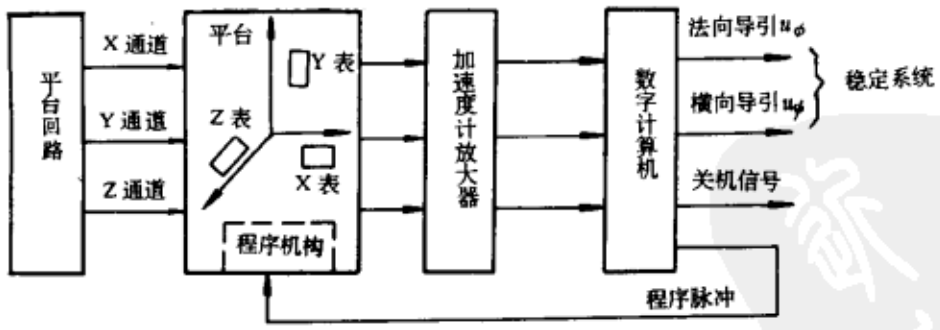
制导系统的功用是，控制火箭沿着预定的轨道飞行，当达到预定的运动参数，满足有效载荷精确入轨的要求时，关闭发动机，使有效载荷按预定要求准确入轨。

制导系统的具体任务是：

1)控制火箭按预定的程序转弯；

2)完成程序飞行的控制，保证关机时的程序角；

3)当火箭达到预定的关机特征量时，控制发动机关机。共发出三次关机信号，分别关闭一子级发动机、二子级主发动机和游动发动机；




制导系统原理框图

4)导引火箭按预定的轨道飞行。

制导系统的主要设备是惯性平台和数字计算机,称为平台-计算机制导系统。

**平台系统**

平台系统的功用:

1)建立与发射点的大地坐标系相重合的、并在飞行过程中始终保持的惯性坐标基准。建立这个惯性基准的目的,是为装在台体上的加速度计和姿态角传感器的测量提供计量基准。

2)测量并输出火箭飞行中沿 3 个方向的视速度增量信号(以正、负脉冲的形式表示),供关机、导引用。即利用安装在平台台体上的 3 个加速度计,分别测量惯性坐标系 3 个方向的视加速度,经一次积分得到视速度,并以脉冲电压形式输送给计算机,供关机和导引用。

3)测量并输出火箭飞行姿态角信号,供姿态稳定系统用。装在平台上的角度传感器,输出与箭体姿态角成比例的电信号给变换放大器,经变换放大后输送给伺服机构,带动发动机摆动,减小箭体飞行姿态偏差。

4)给出程序飞行控制信号。计算机按预定的飞行程序,以脉冲形式发出程序指令信号,送给平台上的程序机构,由程序机构将角度信号转换成相应的电压信号,送至综合放大器放大后,控制伺服机构,驱动发动机摆动,使火箭按预定的程序转弯。

5)当火箭在飞行中发生不可挽回的故障时,发出自毁信号。

平台系统的组成:

本系统所用的平台为三轴气浮陀螺稳定平台,由平台结构系统、平台稳定系统、初始对准系统、加速度测量系统、姿态角测量系统、步进电机程序机构、自毁触点和附属装置组成。

**计算机**

计算机的功用:

1)以 3 个方向的加速度计信号为输入,定时计算关机方程;求出关机余量,当其小于预定值时,发出关机信号;

2)以 3 个方向的加速度计信号为输入,定时计算导引方程,输出导引信号;

3)按预先存贮的程序,发出程序脉冲信号,送至平台程序机构;

4)在火箭起飞前完成所需的测试和自检任务;完成飞行诸元数据装订。

制导系统工作原理是:

关机控制　安装在平台台体上的 3 个加速度计测量出加速度,并转换成电脉冲形式,送入计算机按关机方程进行求和计算,尔后与存贮在存贮器里的标准关机脉冲相减。当把与子级关机相对应的脉冲全部减完时,计算机发出子级发动机关机指令信号。

程序转弯控制　火箭起飞后垂直上升,8s 开始由计算机制导程序控制,按标准轨道设计的要求,给平台程序机构发出程序脉冲,控制火箭按照要求进行程序转弯。

导引控制　加速度计输出脉冲进入计算机后,按导引方程进行计算,并实时地和事先装在存贮器里的标准轨道相比较,得出偏差值,把火箭导引到标准轨道上来。

## 姿态控制系统

姿态控制系统的功用是,稳定火箭的飞行姿态,控制火箭绕质心的转动。

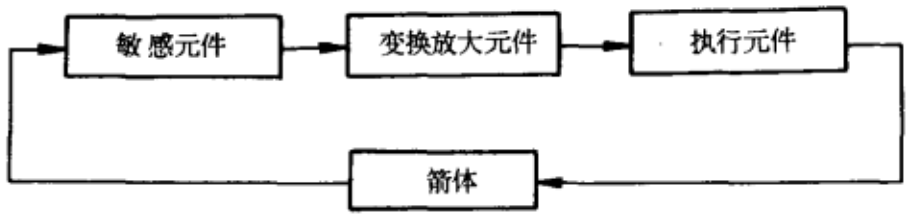
姿态控制系统的具体任务是:

1)消除火箭飞行中的姿态角偏差,使火箭在预定的轨道上稳定飞行;

2)配合制导系统完成火箭飞行的程序控制;

3)配合导引系统完成横、法向导引控制。

姿态控制系统由一子级姿态控制系统和二子级姿态控制系统两个系统组成，各系统均由敏感元件、变换放大器和执行机构三部分组成。




姿态控制系统原理框图

一子级姿态控制系统由平台、姿态角传感器、速率陀螺、横向和法向加速度计构成敏感元件，由检波器、有源校正网络、综合放大器构成变换放大器，由液压伺服机构构成执行机构。

二子级姿态控制系统只敏感姿态角信号，无速率陀螺和横、法向加速度计，但引入了导引信号，没有调零装置，其他组成基本与一子级姿态控制系统相同。

## 遥测和跟踪系统

### 遥测系统

遥测系统的功用是：获取火箭飞行中各系统和主要设备的工作参数、故障监测参数和环境参数。

遥测系统由参数测量装置、传输装置、数据记录和处理装置以及电源配电装置等组成。

遥测系统共测量 152 个参数，参数分类见下表。

| 参数类型 | 指令 | 电压 | 脉冲 | 电流 | 频率 | 压力 | 温度 | 转速 | 液位 | 过载 | 流速 | 振动 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 数量 | 19 | 41 | 11 | 8 | 2 | 30 | 9 | 6 | 4 | 4 | 2 | 16 |

**参数测量装置**

该装置的作用，是感受被测对象的参量，并按照一定规律将其转换成某种物理量。

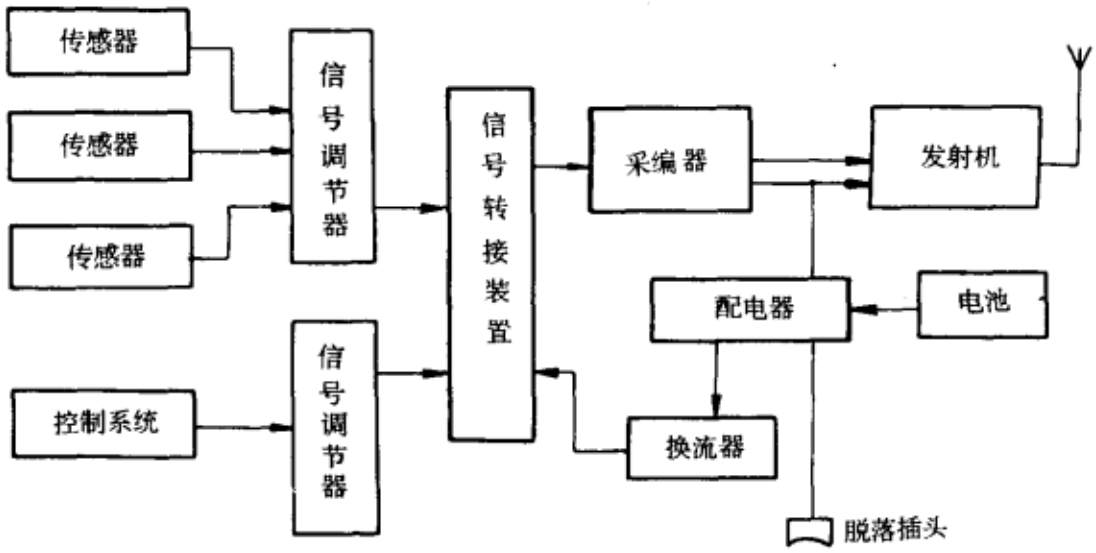
该装置主要由各种传感器、变换器组成。如，铂电阻式及热敏电阻式温度传感器，浮子式干簧开关型液位传感器，电位计式压力传感器，压电式振动传感器，涡轮及皮托管式流量传感器等。

**传输装置**

传输装置的功用，是将参数测量系统测得的数据从箭上传送到地面，并予以记录。

传输系统由发送(箭上)和接收(地面)两大部分组成。

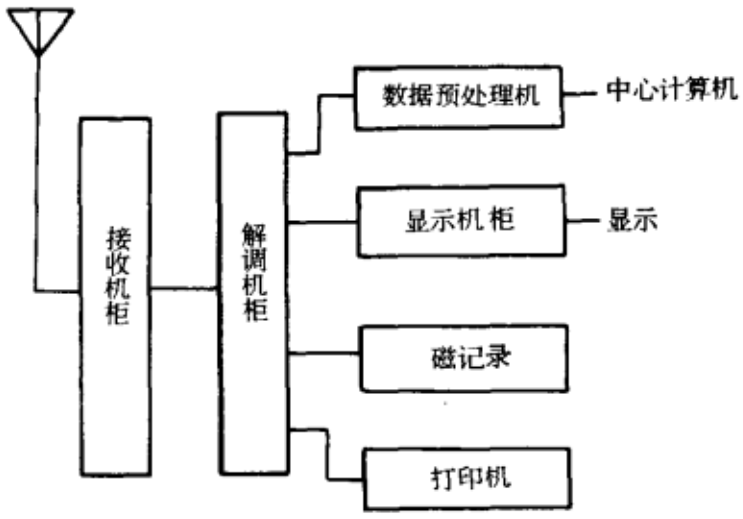
信号调节器的作用是采用隔离、斩波放大、相敏整流、脉冲计算等方法，将不符合传输设备输入格式要求的信号变换成满足其规范要求的信号。信号转接装置主要用于完成信号的汇集与配置及能量的馈配。采编器的作用是将缓变模拟信号变换成数字量编码信号，并与数字量信号和速率信号一起输出综合群信号。发射机对信号进行载频调制，经天线发送出去。地面接收




传输系统发送部分框图

则以逆变换方式，将传来的测量参数解调记录下来。

地面接收设备有固定站式和车载式两种。车载式接收设备可用于活动接收站。可以实现对部分重要测量参数的实时数据处理和显示，以及实时为指挥控制人员提供火箭工作情况。




传输系统接收部分框图

## 跟踪系统

跟踪系统由无线电跟踪分系统和无线电遥控分系统两部分组成。

**无线电跟踪分系统**

无线电跟踪分系统的功能，是实时跟踪、测量火箭飞行轨道，提供实时跟踪数据和无线电遥控判断信息。

无线电跟踪分系统由箭上和地面两部分组成。箭上部分由连续波雷达应答机Ⅰ、连续波雷达应答机Ⅱ、单脉冲雷达应答机和天线等组成。地面部分由连续波跟踪雷达和单脉冲跟踪雷达等组成，按飞行任务的不同布于国内 3～4 个区域。

**无线电遥控分系统**

无线电遥控分系统的功能是，当运载火箭飞行中发生不可挽回故障，偏离预定轨道，并危及规定的保护区域安全时，地面发出遥控炸毁指令，箭上接收指令后，给自毁系统发出炸毁指令信息，由自毁系统将故障火箭炸毁。

无线电遥控分系统由箭上部分和地面部分组成。箭上部分由一部遥控指令接收机及 3 副线极化天线组成，3 副天线沿箭体外壳周向安装，组成全向天线阵。地面部分由遥控雷达组成。

## 自　毁　系　统

自毁系统的作用是，当运载火箭在飞行过程中因故障而将导致飞行失败时，将火箭自行炸毁，以减轻或避免火箭坠落地面时，对人员和设施造成的危害。

自毁系统设有两种自毁机构。

1. 指令自毁　地面指挥控制人员，根据火箭飞行数据，判定火箭已经出现不可挽回的故障，并有危及地面安全的趋势时，可通过地面遥控雷达向运载火箭发出炸毁指令，箭上跟踪系统中的遥控安全指令接收机接收到炸毁指令后，给自毁控制器发出自毁信号，实施自毁。

2. 自主自毁　当火箭因故障导致姿态失去稳定、火箭姿态角超过允许值时(绝大部分故障都将导致火箭的姿态失控)，自毁触点接通，向自毁系统发出自毁信号，火箭进行自毁。

自毁系统由自毁控制器、引爆器、爆炸器、电缆网和电池组成。

## 电源与配电系统

遥测与跟踪系统和自毁系统均有独立的比较简单的电源。制导与控制系统的电源及配电系统比较复杂，此处主要介绍制导与控制系统的电源与配电系统。

制导与控制系统电源与配电系统的功用：

1)向制导与控制系统各仪器、推进系统火工品、级间分离和星箭分离火工品供电；

2)按预定程序发出各种指令以控制有关电路；

3)与地面测试设备配合完成制导与控制系统的测试。

制导与控制系统电源与配电系统的组成：

由电源和配电两部分仪器组成。电源部分由一次电源和二次电源组成。一次电源由蓄电池构成，直接或间接(经二次电源)给制导和控制系统各仪器设备、伺服机构和火工品供电。二次电源由换流器、稳压电源和脉冲电源构成，将一次电源的直流电转换成交流电或脉冲电源向所需此种电源的仪器设备供电。

配电部分由 2 台配电器和 2 台程序配电器组成，为各仪器设备配电。

## 其　它　系　统

### 方位瞄准系统

方位瞄准系统用来测量与调整箭体坐标系、平台坐标系，使它们与确定的轨道坐标系在方位上一致。

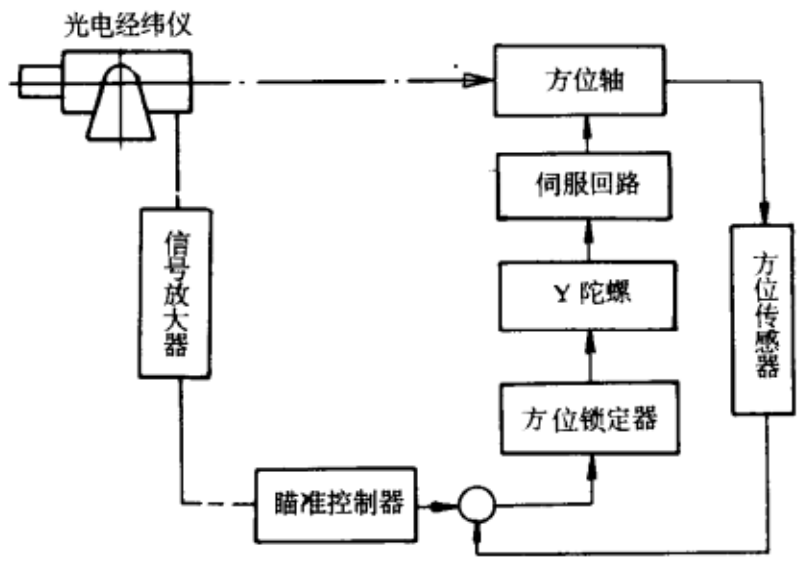
方位瞄准系统采用半自动光电瞄准系统，主要由光电经纬仪、瞄准控制器、平台棱镜、方位锁定放大器等组成。

方位瞄准采用转动发射台进行粗瞄、转动平台进行精瞄的方法完成方位瞄准。

1. 粗瞄　粗瞄分两步进行。第一步是在火箭上的平台处于机械锁定的情况下，用光电经纬仪瞄准固定在平台上的直角反射棱镜，当棱镜的法线与射向有较大偏差时，操纵发射台控制器，使火箭进行方位转动，直至平台上的棱镜基本上转到正确方位为止。第二步是在平台开锁正常工作的情况下，将控制台上的方位瞄准开关打开，使方位和调平一起工作，再次转动发射

台，直至平台处于零位状态。瞄准就位后，锁紧发射台。

2. 精瞄　精瞄就是将平台坐标系调整到正确方位上。当平台上棱镜的法线与射向不一致时，瞄准控制器输出信号，经方位锁定放大器放大，通过 Y 向陀螺和平台伺服回路，使平台台体转动一定角度，最终使平台坐标系与轨道坐标系在方位上精确一致，并保持到火箭起飞。




方位瞄准系统框图

## 垂直度调整系统

该系统用来检查和调整竖立在发射台上的运载火箭的垂直度，使火箭在起飞时刻，其推力线精确地垂直于当地水平面，以减小初始干扰。其主要设备是安装在一子级发动机机架平面上的水平测量仪(液体摆)。水平测量仪测得的信息通过电缆传送到地面水平检查仪。根据水平检查仪的指示调整发射台的水平状态，达到调整火箭垂直度的目的。

## 环境调节系统

环境调节系统由整流罩空气调节系统、舱段加温系统和氧化剂管路及文氏管加温系统三大部分组成。

**整流罩空气调节系统**

自有效载荷和整流罩组装完毕至火箭起飞前，均可使用整流罩空气调节系统，对整流罩内的环境进行空气调节。整流罩设有进气口和排气口，调节空气从进气口进入，在罩内环流后经排气管排出。

整流罩空气调节系统的基本参数为：

进入罩内的空气温度一般可调节在 15～25℃之间，也可以根据特殊需要进行超过此温度范围的调节。调节空气的温度偏差不大于±2℃

进入罩内的空气湿度不超过 55%；

空气流量可根据需要进行调节(一般为 2000L/s)；

罩内空气流动速度不大于 2m/s；

空气调节系统在罩内产生的噪声不大于 90dB。

**舱段加温系统**

在冬季进行发射准备时，当外界环境温度低于－10℃时，要给仪器设备较多的仪器舱(当使用 A 型整流罩时)和一、二子级的箱间段加温，为此设有舱段地面加温系统。

该系统由地面部分和箭上部分组成。地面部分主要有地面电源和温度控制器，箭上部分主要有加温套、测温传感器等。使用时，将加温套缚于舱段外壳上，通电加温，同时测量舱段内空间和舱段外壁的温度，以控制加温功率。

**氧化剂管路加温系统**

氧化剂(四氧化二氮)冰点比较高(－11℃)，当环境温度比较低时，在暴露的氧化剂管路中

的四氧化二氮就有可能结冰，将会导致推进系统无法正常工作，为此设有氧化剂管路及文氏管加温系统。需加温的管路为一、二子级氧化剂起动阀门前的输送管等部位，加温方式是对管路的外壁加温。

氧化剂管路加温系统由电源(直流)、加温器、保温套、测温器及控制器等组成。推进剂加注后，根据环境温度预计氧化剂管路中推进剂温度低于－6℃时，加温系统投入使用。

### 推进剂测温系统

推进剂测温系统用来测量、监测运载火箭加注后的贮箱内推进剂温度的变化情况，以便根据对发射时刻贮箱内推进剂温度的实际预测，决定是否采取补加推进剂或诸元修正等措施，并为事后分析发动机性能及推进剂利用情况提供原始依据。

该系统由安装在贮箱内的温度传感器、地面温度测量电桥和连接电缆组成。

**推进剂精确加注**

推进剂测温系统提供了对贮箱内推进剂的温度进行监测的手段，温度监测从加注后开始，一直持续到发射前。当发现贮箱内推进剂的温度因环境等因素的影响，偏离预计值时，将采取补充加注推进剂等措施，以保证推进剂两组元的配比最接近于火箭飞行中两组元的实际消耗配比。

### 防晃、防旋和防塌

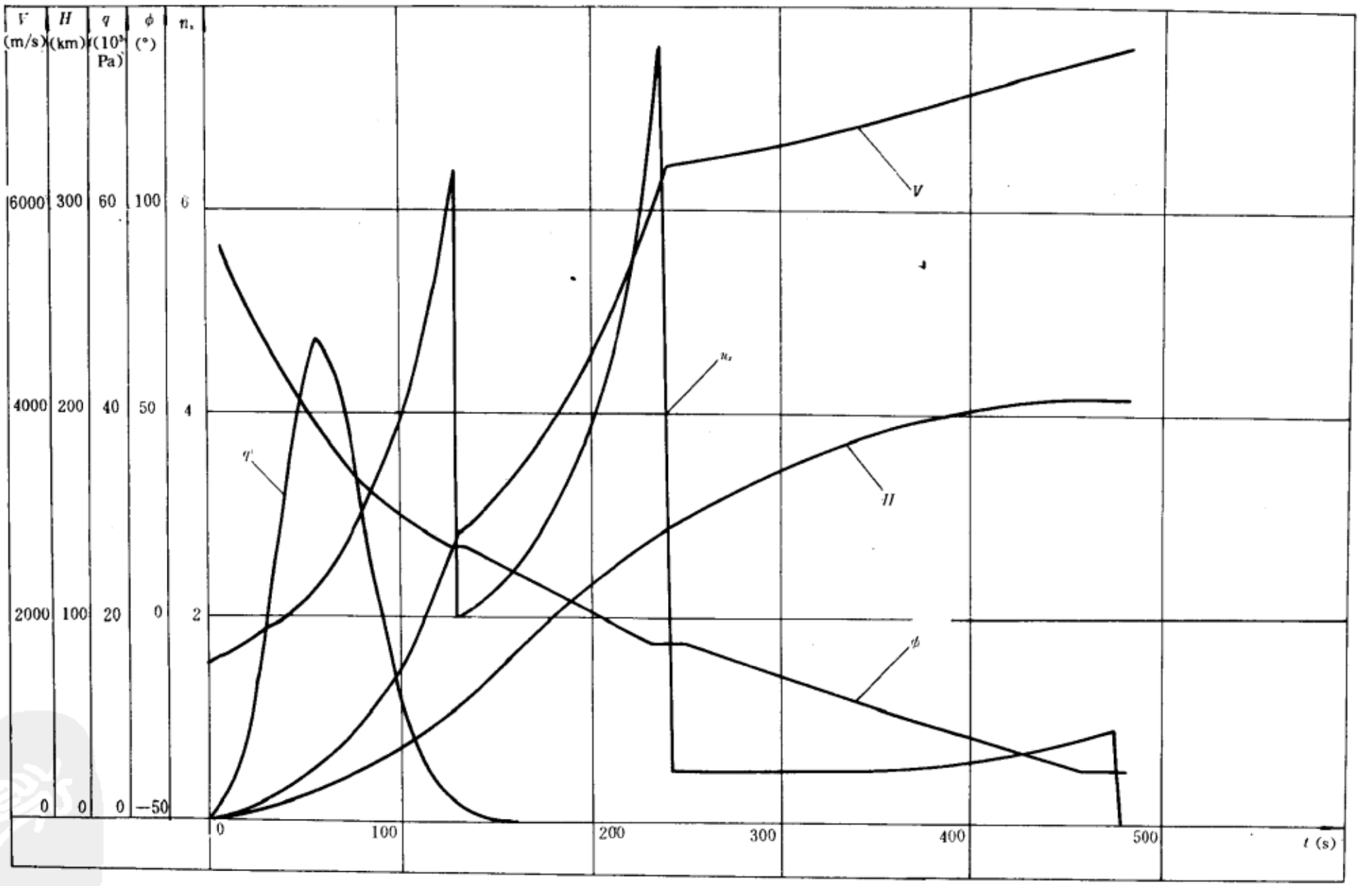
为增大推进剂在贮箱内的晃动阻尼，减小推进剂晃动幅值，降低晃动对控制的干扰，在各贮箱箱壁和后底上，均设置了半圆形阻尼板，在二子级氧化剂贮箱后底还设置了“十”字形防晃板。为了防止贮箱内推进剂较少时，在输送管的入口处出现推进剂的旋转和中部液面的塌陷现象，而使气体进入输送管内导致涡轮泵因气蚀而损坏，在各贮箱后底的推进剂输送管入口处，均设置了防旋、防塌装置。

## 典型飞行程序

CZ-2C 运载火箭发射近地轨道卫星时的典型飞行程序如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3$ | 一子级发动机点火 | $T+129$ | 级间分离 |
| $T+0$ | 火箭起飞 | $T+140$ | 导引引入 |
| $T+8$ | 开始程序转弯 | $T+250$ | 抛整流罩(120km 高度) |
| $T+44$ | 飞行马赫数达到 1 | $T+236.5$ | 二子级 YF-22 发动机预令关机 |
| $T+127$ | 二子级发动机起动 | $T+237.5$ | 二子级 YF-22 发动机主令关机 |
| $T+127.5$ | 一子级发动机预令关机 | $T+475$ | 游动发动机关机 |
| $T+128.5$ | 一子级发动机主令关机 | 478 | 有效载荷与运载火箭分离 |

CZ-2C 运载火箭在酒泉航天发射中心发射的典型发射轨道的主要特征参数见图。




典型发射轨道特征

$V$—飞行速度；$H$—高度；$q$—动压力；$\phi$—俯仰角；$n_x$—轴向过载

## 搭载轨道性能

搭载轨道 A：

轨道倾角 $i=57°\sim63°$

近地点高度 $H_p=175\text{km}$

运行周期 $T=5414\text{s}$

近地点幅角 $\omega=137°$

升交点经度 $\Omega=-46°$

当发射中国回收式科学试验卫星时，可搭载有效载荷 450kg。

搭载轨道 B：

轨道倾角 $i=57°\sim63°$

近地点高度 $H_p=210\text{km}$

运行周期 $T=5380\text{s}$

近地点幅角 $\omega=141°$

升交点经度 $\Omega=-54°$

当发射中国回收式科学试验卫星时，可搭载有效载荷 250kg。

## 分离精度

当运载火箭发动机关机后至星箭分离前不再进行姿态调整时，星箭分离时的姿态角偏差($1\sigma$)和姿态角速度($1\sigma$)如下：

俯仰角偏差 $\delta_\varphi\leqslant0.667°$

偏航角偏差 $\delta_\psi\leqslant0.667°$

滚动角偏差 $\delta_\gamma\leqslant0.333°$

俯仰角速度 $\dot{\varphi}\leqslant0.267°/\text{s}$

偏航角速度 $\dot{\psi}\leqslant0.267°/\text{s}$

滚动角速度 $\dot{\gamma}\leqslant0.167°/\text{s}$

当运载火箭发动机关机后至星箭分离前进行姿态调整，星箭分离时的姿态角偏差($1\sigma$)和姿态角速度($1\sigma$)如下：

俯仰角偏差 $\delta_\varphi\leqslant0.467°$

偏航角偏差 $\delta_\psi\leqslant0.467°$

滚动角偏差 $\delta_\gamma\leqslant0.167°$

俯仰角速度 $\dot{\varphi}\leqslant0.117°/\text{s}$

偏航角速度 $\dot{\psi}\leqslant0.117°/\text{s}$

滚动角速度 $\dot{\gamma}\leqslant0.083°/\text{s}$

## 入轨精度

(200～470km 近地轨道)($1\sigma$)

椭圆轨道半长轴 $a$ 标准方差 1.3km

轨道偏心率 $e$ 标准方差　　0.00023

轨道倾角 $i$ 标准方差　　0.05°

近地点幅角 ω 标准方差　　1.7°

升交点经度 Ω 标准方差　　0.1°

## 飞行记录(CZ-2)

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | | |
| 1* | 1974.11.5 | 试验星 | | | | | | | 失败① |
| 2 | 1975.11.26 | 返回式卫星 | 1790 | 177 | 479 | 63 | 91.1 | 酒泉 | |
| 3 | 1976.12.7 | 返回式卫星 | 1812 | 159 | 489 | 59.4 | 91.1 | 酒泉 | |
| 4 | 1978.1.26 | 返回式卫星 | 1810 | 167 | 509 | 57.0 | 91.2 | 酒泉 | |

① 由于俯仰速率陀螺信号导线暗伤、内部断裂，姿态控制系统收不到俯仰速率陀螺信号，火箭失去稳定，导致失败。

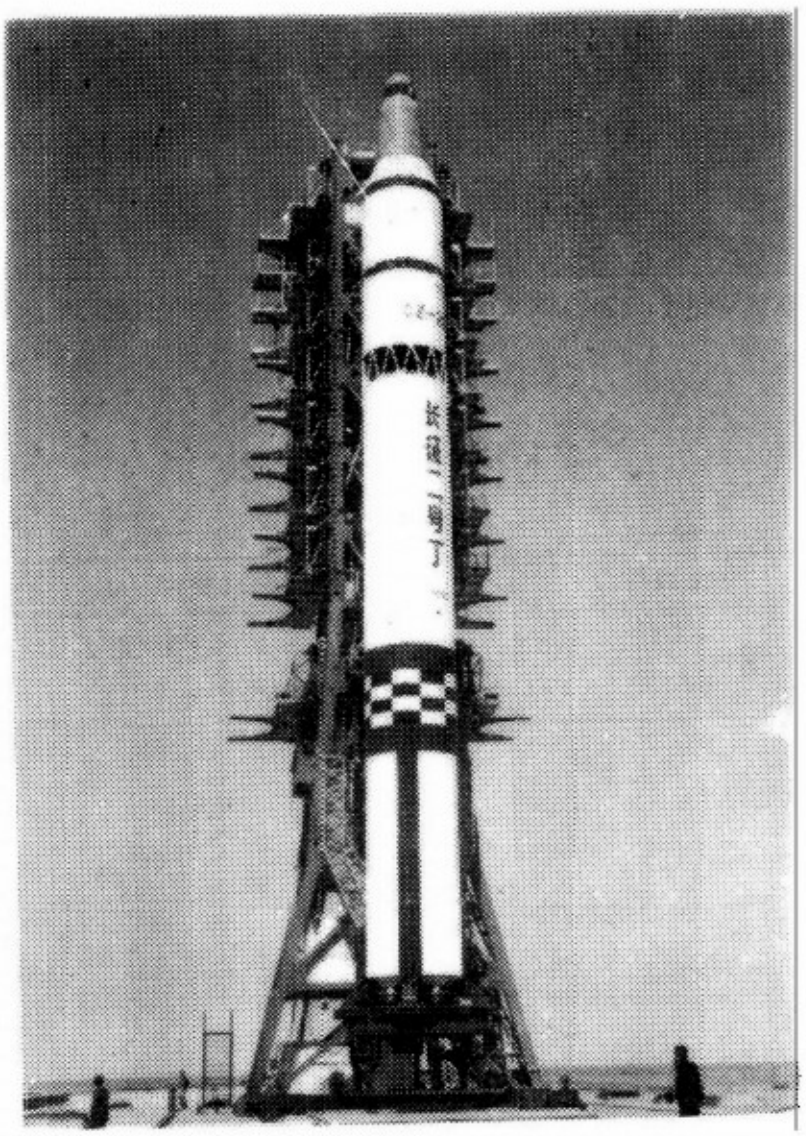
## 飞行记录(CZ-2C)

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | | |
| 1 | 1982.9.9 | 返回式卫星 | 1783 | 177 | 410 | 63 | 90.2 | 酒泉 | |
| 2 | 1983.8.19 | 返回式卫星 | 1842 | 175 | 410 | 63.3 | 91.2 | 酒泉 | |
| 3 | 1984.9.12 | 返回式卫星 | 1809 | 178 | 414 | 68 | 90.3 | 酒泉 | |
| 4 | 1985.10.21 | 返回式卫星 | 1809 | 175 | 409 | 63 | 90.12 | 酒泉 | |
| 5 | 1986.10.6 | 返回式卫星 | 1800 | 176 | 402 | 63 | 90.1 | 酒泉 | |
| 6 | 1987.8.5 | 返回式卫星 | 1819 | 175 | 400 | 69.96 | 90.24 | 酒泉 | |
| 7 | 1987.9.9 | 返回式卫星 | 2076 | 208 | 323 | 63.0 | 89.66 | 酒泉 | |
| 8 | 1988.8.5 | 返回式卫星 | 2129 | 208 | 313 | 63.02 | 89.7 | 酒泉 | |
| 9 | 1990.10.5 | 返回式卫星 | 2080 | 211 | 311 | 56.98 | 89.66 | 酒泉 | |
| 10 | 1992.10.6 | 返回式卫星 | 2080 | 210 | 329 | 63 | 89.78 | 酒泉 | |
| | | FREJA 卫星 | 259 | 600 | 1725 | 63 | 120.83 | | |
| 11 | 1993.10.8 | 返回式卫星 | 2099 | 209 | 300 | 56.95 | 89.60 | 酒泉 | |

宇航　世界航天运载器大全

# 长征二号 D

吴瑞华



长征二号 D 全貌图

“长征二号 D”运载火箭在“长征二号”基础上主要采取增加推进剂加注量和增大起飞推力的方法，使运载能力得到进一步提高。该火箭于 1990 年 2 月开始研制，1992 年 8 月 9 日进行了首次发射，成功地将中国新型返回式科学试验卫星准确地送入预定轨道。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 两级 | 运载能力 | (175/355km、倾角 63°椭圆轨道)≈3100kg |
| 全长(不含整流罩) | 33.667m | 入轨精度 | |
| 最大直径 | 3.35m | 轨道倾角偏差 | 0.2° |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 起飞质量 | 236.966t | 近地点高度偏差5km | |
| 起飞推力 | 2961.6kN | 近地点幅角偏差5° | |
| 推重比 | 1.28 | 升交点经度偏差0.1° | |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.660m | 地面总推力 | 2961.6kN |
| 直径 | 3.35m | 发动机 | YF-21B |
| 起飞质量 | 192.322t | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 结构质量 | 9820kg | 比冲 | 2550N·s/kg |
| 推进剂质量 | 183.038t | 工作时间 | 154.2s |

## 二 子 级

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 级长 | 9.007m | | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | |
| 直径 | 3.35m | | 真空推力 | 主机 | 719.8kN |
| 起飞质量 | 40.644t | | | 游机 | 46.1kN |
| 结构质量 | 3122kg | | 真空比冲 | 主机 | 2822N·s/kg |
| 推进剂质量 | 34.736t | | | 游机 | 2762N·s/kg |
| 发动机 | 主机 | YF-22 | 工作时间 | 主机 | 113.48s |
| | 游机 | YF-23F | | 游机 | 274.42s |

# 总 体 布 局

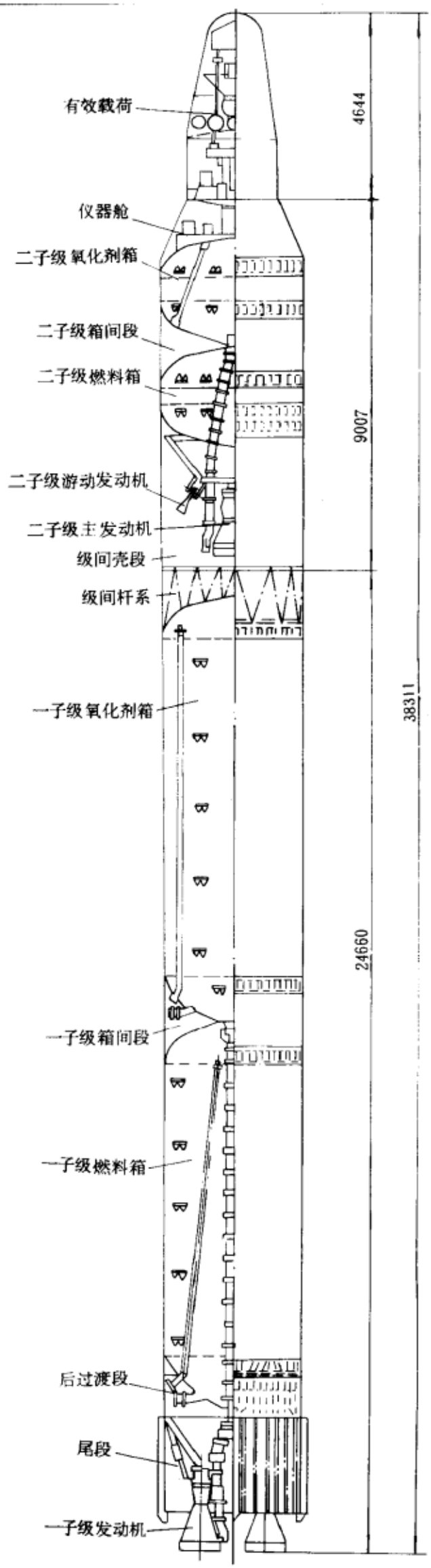
CZ-2D 为两级液体运载火箭，由箭体结构、推进系统、制导与控制系统、遥测、跟踪系统、电源配电系统、自毁系统等组成。另外还有方位瞄准系统、垂直度调整系统、加注系统、推进剂测温系统及防雷系统等，总体布局见图。

火箭由一子级、二子级组成，按照有效载荷的要求可以设置整流罩或不带整流罩。一、二子级的布局基本与 CZ-4A 的一、二子级相同，不同处为 CZ-2D 取消了尾翼。其二子级氧化剂箱前端设置有一个外仪器舱，通过它与有效载荷或整流罩连接。氧化剂箱前底上焊接了一个安装仪器的圆盘支架，控制系统的陀螺平台安放于氧化剂箱前底的中央。一、二子级分离方案同 CZ-4A，二子级与有效载荷分离方案同 FB-1。

火箭上的电子设备大部分安排在外仪器舱内的仪器圆盘上和二子级氧化剂箱的前底上，部分安排在箱间段及级间段和贮箱的前后短壳上。

# 箭 体 结 构

一、二子级的绝大部分贮箱及舱段结构同 CZ-4A，新设计的外仪器舱结构同 FB-1，取消了一级尾部的尾翼。二子级贮箱内均安装有“十”字隔板，二子级氧化剂箱前短壳加长 100mm。


有效载荷
仪器舱
二子级氧化剂箱
二子级箱间段
二子级燃料箱
二子级游动发动机
二子级主发动机
级间壳段
级间杆系
一子级氧化剂箱
一子级箱间段
一子级燃料箱
后过渡段
尾段
一子级发动机
4644
9007
38311
24660

CZ-2D 总体布局

## 推 进 系 统

一、二子级的推进系统部位安排、性能、结构组成与 CZ-4A 基本相同，仅按照飞行轨道设计的要求，适当调整了各级发动机的工作时间，为了提高运载能力，延长了二级主机关机后游机工作段的时间。二级游机滑行段两贮箱靠箱内气体膨胀增压，以满足游机泵入口压力要求。

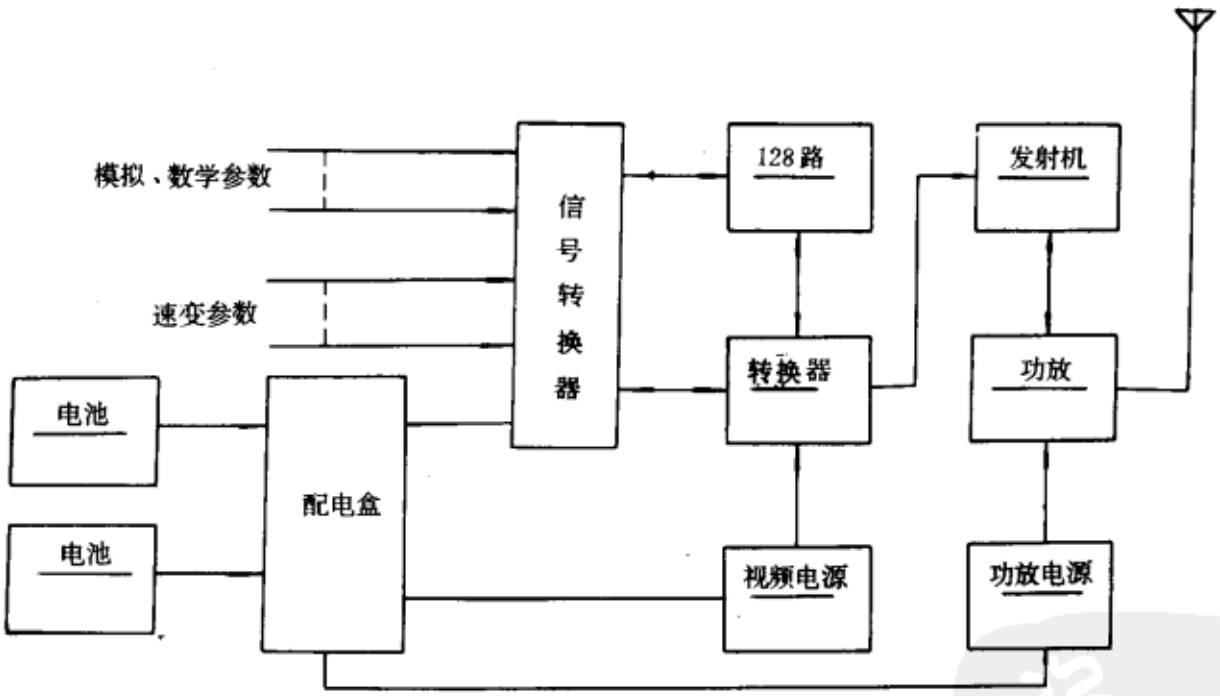
## 制导、控制系统

CZ-2D 的制导、控制系统方案基本同 CZ-4A，其不同点如下：不设置小过载关机方程，二级不设末速修正关机方程，二级游机导引段不分两段导引，采用浮动起导方法，起导时间随一级和二级主机关机时间浮动。取消二级的滚动速率陀螺，二级检波功放重新研制。控制系统箭上仪器连接框图见图。从第二发火箭开始，采用动力调谐陀螺平台(即挠性陀螺)。

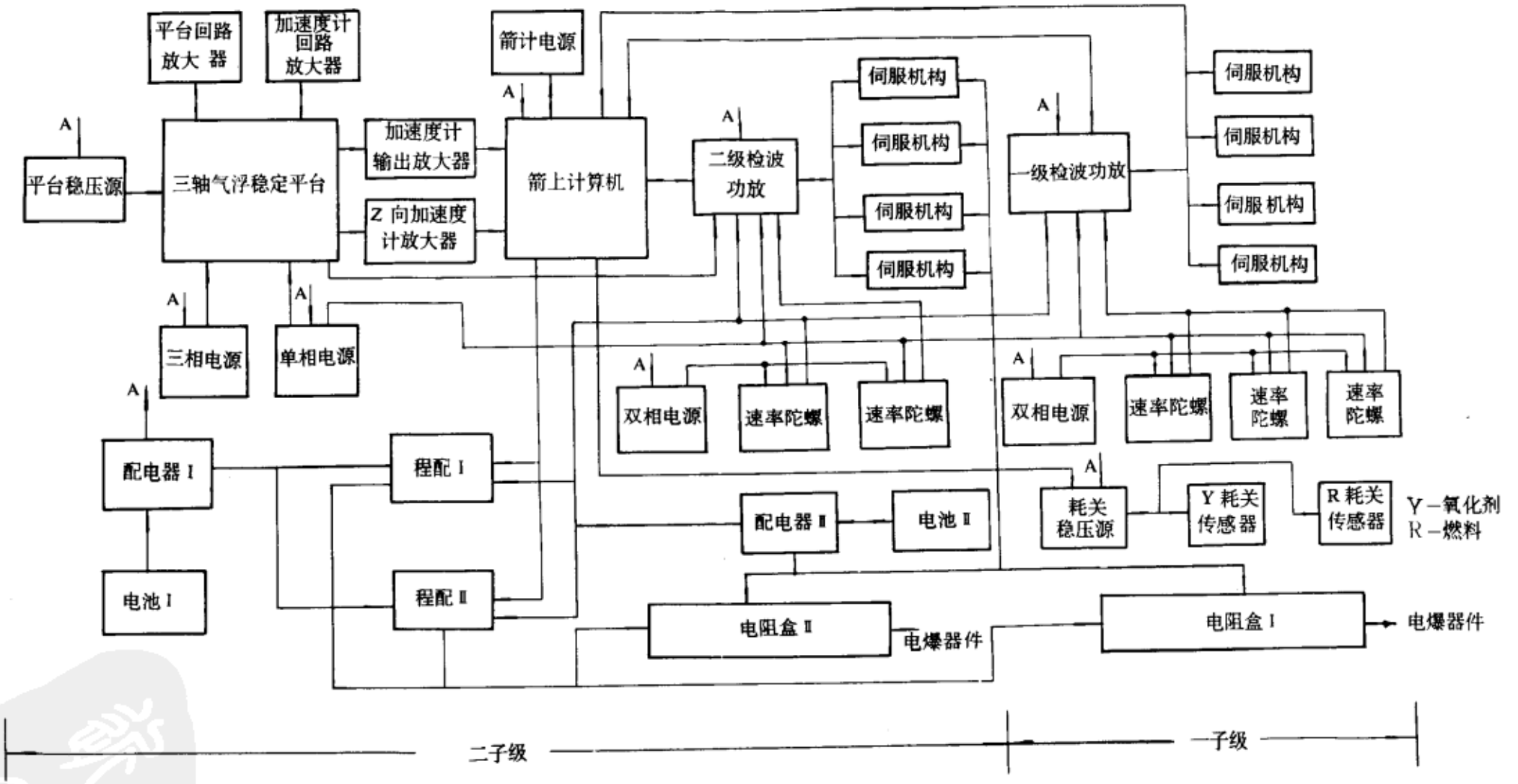
## 遥测与跟踪系统

遥测系统　测量方案仍采用 P 波段的大速变遥测体制(同 CZ-4A)，按测量参数的要求，对传感器、变换器进行重新配套设计和系统的原理设计。全箭采用一套大速变遥测设备，安装于二子级箱间段内，系统总体框图见图。根据靶场的现有条件，取消了箭上的信标发射机和信标天线。按 CZ-2D 的飞行轨道重新调整了箭上遥测天线的安装位置。

跟踪系统　方案同 CZ-4A，按 CZ-2D 的飞行轨道重新调整了箭上测量天线的安装位置。系统的箭上设备布置见图。




CZ-2D 遥测系统总体框图




CZ-2D 控制系统箭上仪器连接框图

## 电源配电系统

CZ-2D 的电源配电系统和时序系统的功能与 CZ-4A 的相同，根据 CZ-2D 的配电需要，安排了两个程序配电器和两个电池。

## 自 毁 系 统

CZ-2D 的自毁系统在一、二子级的箱间段中各安装一套自毁引爆和爆炸系统，箭上设备布置见图。

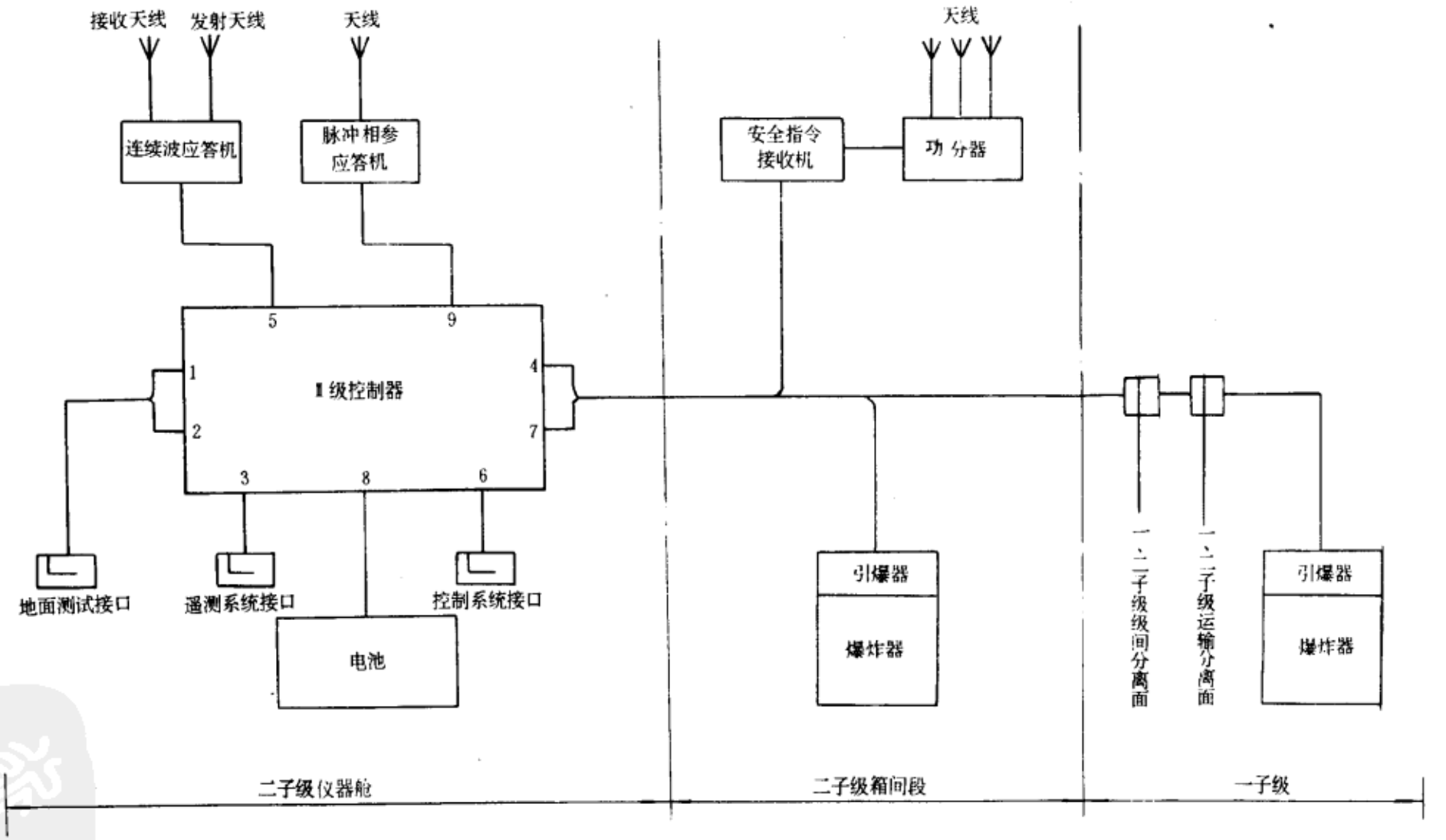
## 典型飞行程序、轨道与飞行记录

典型飞行程序如下：

| 时间(s) | 事 件 | 时间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T+0.0$ | 起飞 | $T+268.9$ | 二子级主机关机 |
| $T+144.2$ | 接通一子级允许关机电路 | $T+379.8$ | 接通二子级游机允许关机电路 |
| $T+154.2$ | 一子级关机 | $T+429.8$ | 二子级游机关机 |
| $T+155.4$ | 二子级起飞，一、二子级分离 | $T+432.8$ | 火箭与有效载荷分离 |
| $T+258.9$ | 接通二子级允许关机电路 | | |

轨道特征点参数如下：

| 参数 | 单位 | 一级关机点 | 二级主机关机点 | 二级游机关机点 | 星箭分离点 |
|---|---|---|---|---|---|
| 飞行总时间 | s | 154.213 | 268.8945 | 429.832 | 432.832 |
| 飞行分时间 | s | 154.213 | 113.4814 | 160.9375 | 163.9375 |
| 切向加速度 | $m/s^2$ | 61.4398 | 76.9083 | 4.9671 | 0.1320 |
| 相对速度 | m/s | 3079.424 | 6900.962 | 7665.648 | 7666.882 |
| 海拔高度 | m | 60426 | 133829 | 176612 | 176684 |
| 斜距 | m | 133073 | 641748 | 1793042 | 1815419 |
| 大地距离 | m | 118515 | 621563 | 1765697 | 1788074 |
| 火箭质量 | kg | 52625 | 9938 | 7153 | 7153 |
| 马赫数 | / | 9.7929 | 24.4041 | 27.1083 | 27.1126 |
| 轴向过载系数 | / | 6.5179 | 7.9348 | 0.6382 | 0.010 |
| 动压头 | Pa | 1398.75 | 0 | 0 | 0 |
| 大地经度 | (°) | 101.12 | 104.2824 | 110.3669 | 110.4740 |
| 大地纬度 | (°) | 40.4328 | 36.6440 | 27.7286 | 27.5511 |
| 弹道倾角 | (°) | 13.886 | −1.9324 | −15.7021 | −15.9069 |
| 攻角 | (°) | 1.0648 | −5.1788 | −37.1739 | −36.9636 |
| 地心角 | (°) | 1.0658 | 5.5898 | 15.8793 | 16.0805 |
| 俯仰角 | (°) | 14.9507 | −7.1112 | −52.8760 | −52.8705 |
| 程序角 | (°) | 14.6621 | −7.6032 | −53.6625 | −53.6625 |



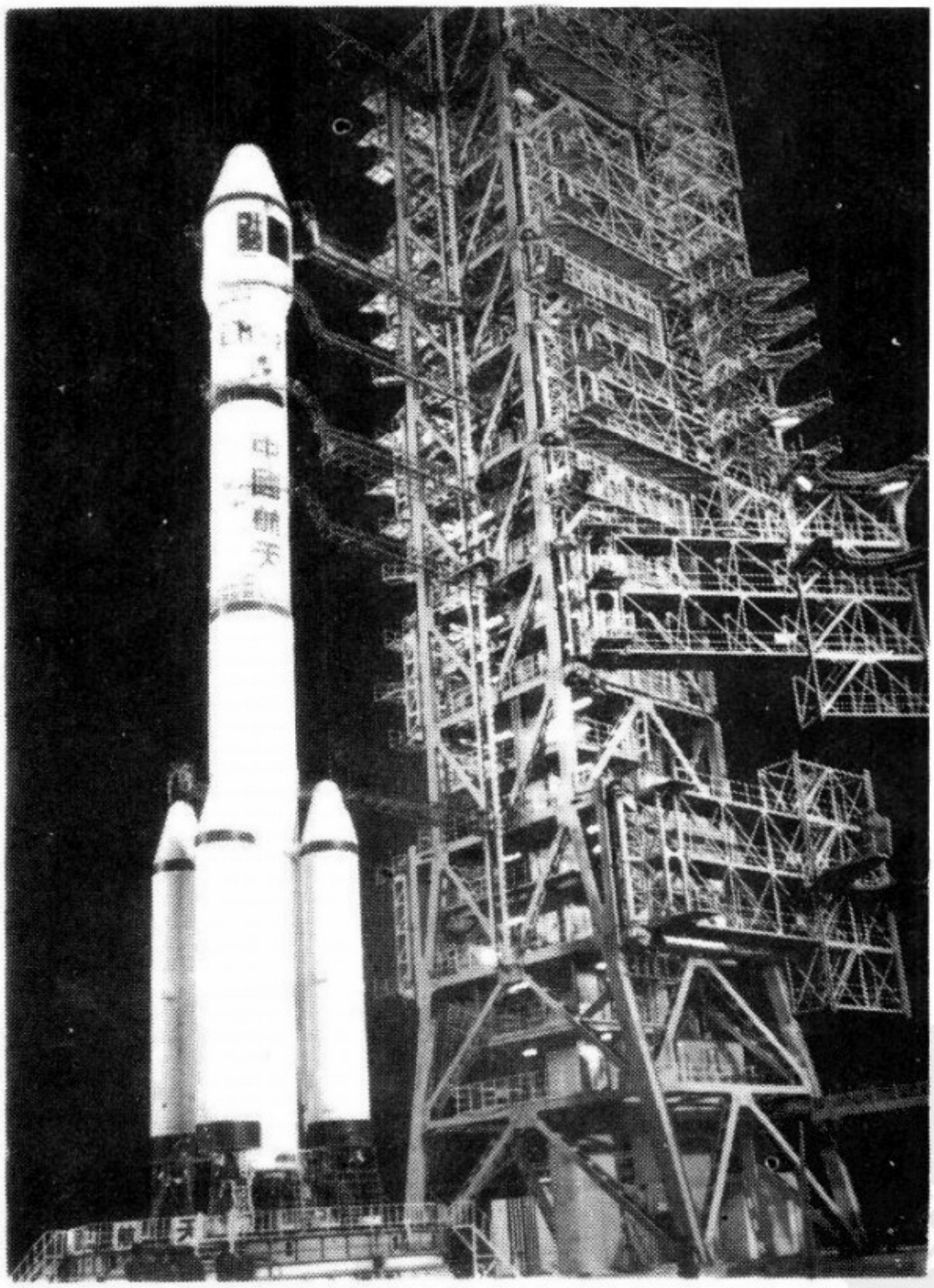

CZ-2D 自毁系统箭上设备布置图

## 飞 行 记 录

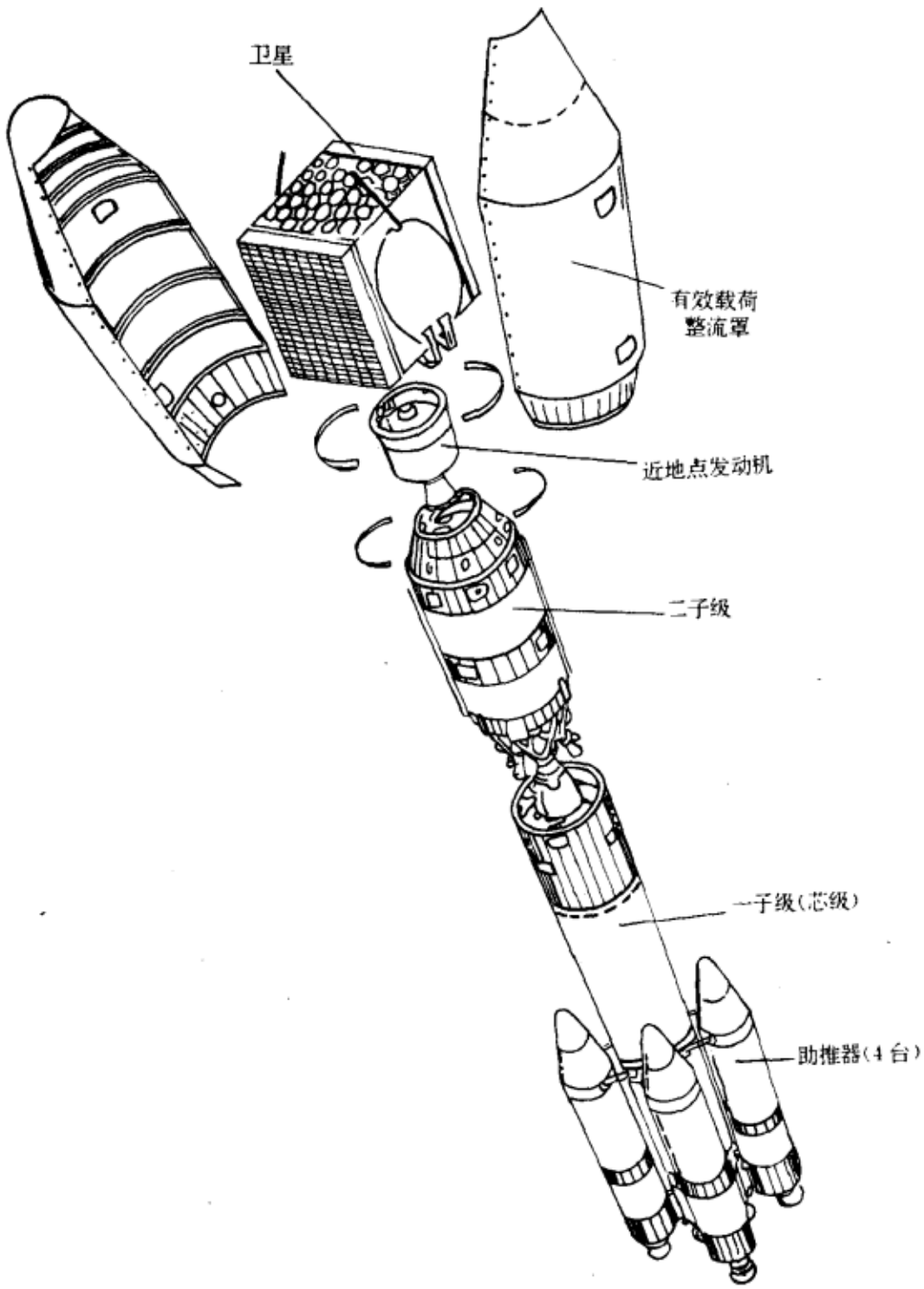
| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | | |
| 1 | 1992.8.9 | 返回式卫星 | 2592 | 176 | 351 | 63.02 | 89.63 | 酒泉 | |
| 2 | 1994.7.3 | 返回式卫星 | 2755 | 176 | 359 | 63.98 | 89.72 | 酒泉 | |

# 长征二号 E

朱维增



"长征二号 E"运载火箭




"长征二号E"运载火箭全貌

"长征二号E"(CZ-2E)是以加长型的"长征二号C"为芯级,捆绑四个液体助推器组成的低轨道两级液体推进剂运载火箭。

"长征二号E"运载火箭可以把9.2t的有效载荷送入倾角为28.5°、高度为200km的近地圆轨道。如配以合适的上面级,可把约3t的有效载荷送入地球同步转移轨道。"长征二号E"可以承担发射国内、外大型通信卫星任务。必要时,经适当适应性修改后还可以用来发射小型载人飞船。

"长征二号E"是以经多次飞行考验的、高可靠的"长征二号C"的研制经验及技术为基础,充分继承了"长征二号C"的成熟技术,并在此基础上进行改进,大幅度地提高了运载能力的运载火箭。

“长征二号E”运载火箭在“长征二号C”的基础上主要有下列改进：

1） 捆绑四枚液体助推器；

2） 加长箭体长度，一子级芯级加长 4.6m，二子级加长 5.2m；

3） 提高发动机性能，提高推力及比冲；

4） 二子级采用推进剂利用系统；

5） 二子级增加有效载荷调姿定向系统；

6） 增加二子级起旋和侧向机动固体火箭；

7） 采用直径为 4.2m 的大型有效载荷整流罩；

8） 一、二子级级间段由杆系改为开排焰舱口的壳段；

9） 姿控系统改用数控方案；

10） 遥测系统加大容量。

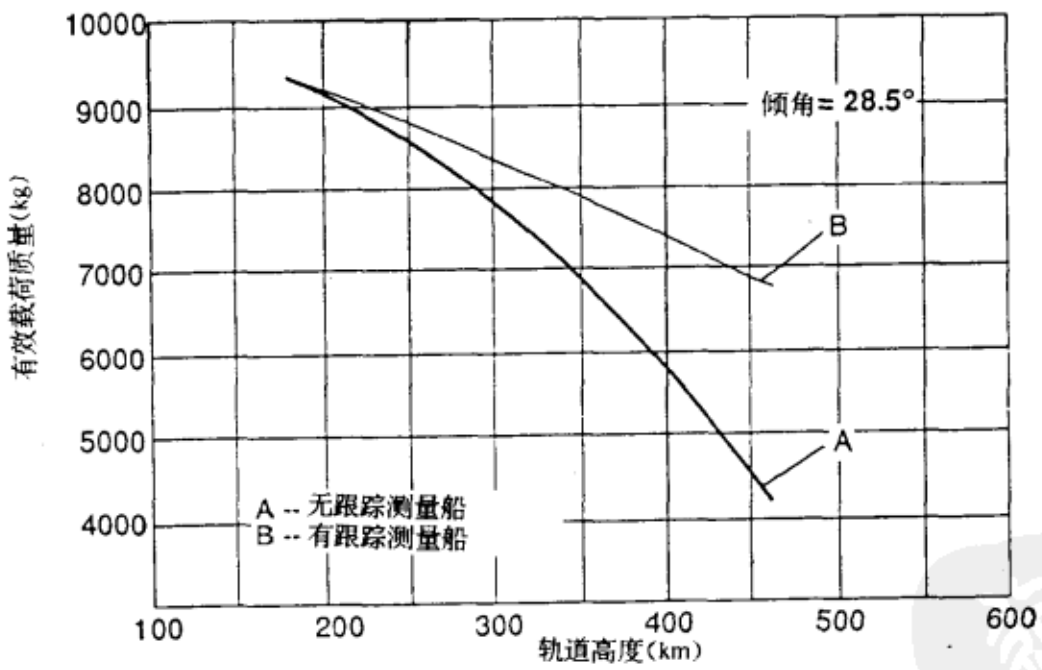
“长征二号E”的方案论证工作始于 1987 年初。1988 年初进行方案设计，同年 4 月开始初步设计，10 月开始技术设计并逐步投入生产。

1990 年 7 月 16 日“长征二号E”进行第一次研制性飞行试验，并获得成功。1992 年 3 月 22 日进行首次商业发射，将带近地点发动机的澳大利亚第二代通信卫星 OPTUS B1 送入高 200km 的停候轨道。但由于第一级控制系统程序配电器的故障，导致两台对称的助推器在正常点火后关机，发射中止。该发火箭于同年 8 月 14 日再次发射，成功地将该颗卫星送入了预定轨道。截止 1994 年底，“长征二号E”火箭成功地进行了 4 次发射。

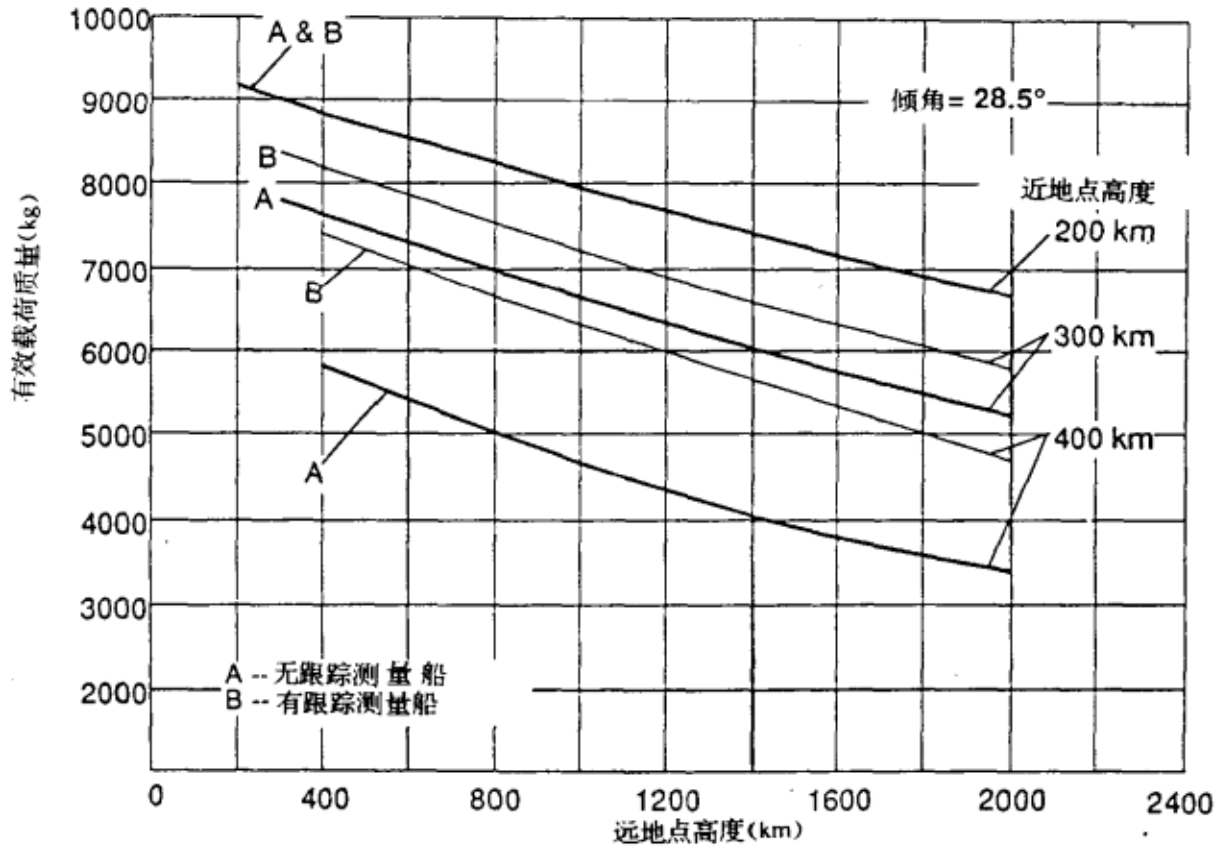
与“长征二号E”相配套的上面级（亦称近地点级）也可以由国外提供。近地点级包括一台固体推进剂发动机及与其相配套的电气系统、章动控制器及分离系统等。

“长征二号E”在西昌卫星发射中心实施发射。

“长征二号E”运载火箭的运载能力见图。




“长征二号E”运载火箭圆轨道运载能力




"长征二号E"运载火箭椭圆轨道运载能力

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 2级 |
| 全长 | 49.686m |
| 最大直径（包括助推器） | 11.45m |
| 起飞质量 | 462.46t |
| 起飞推力 | 5923.2kN |
| 推重比 | 1.31 |

运载能力(200/200km、倾角 28.5°)9.2t

入轨精度(200/200km、停候轨道、1σ 标准误差)

| | |
|---|---|
| 近地点高度偏差 | 2.0km |
| 偏心率偏差 | 0.00022 |
| 倾角偏差 | 0.05° |
| 近地点幅角偏差 | 1.0° |
| 升交点经度偏差 | 0.07° |

入轨姿态精度(1σ 标准误差)0.5°(任意方向)

### 助　推　器

| | |
|---|---|
| 长度 | 15.326m |
| 直径 | 2.25m |
| 起飞质量 | 4×40.754t |
| 结构质量 | 4×3.0t |
| 推进剂质量 | 4×37.754t |
| 发动机 | 4×YF-20B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面推力 | 4×740.4kN |
| 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 工作时间 | 127.26s |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 28.465m | 发动机 | YF-21B(4×YF-20B) |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 198.825t | 地面推力 | 2961.6kN |
| 结构质量 | 12.55t | 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 186.28t | 工作时间 | 160.43s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.223m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机 738.4kN |
| 质量 | 91.414t | | 游机 47.07kN(4台) |
| 结构质量 | 4.955t | 真空比冲 | 主机 2922.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 84.759t | | 游机 2834.1N·s/kg |
| 发动机 | 主机 YF-22B | 工作时间 | 主机 301.18s |
| | 游机 YF-23B | | 游机 414.68s |

### 近 地 点 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 3.62m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 1.7m | 发动机 | EPKM |
| 质量 | 6.084t | 真空比冲 | 2863.5N·s/kg |
| 推进剂质量 | 5.40t | 工作时间 | 70s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 10.5m | 质量 | 1.9t |
| 直径 | 4.2m | | |

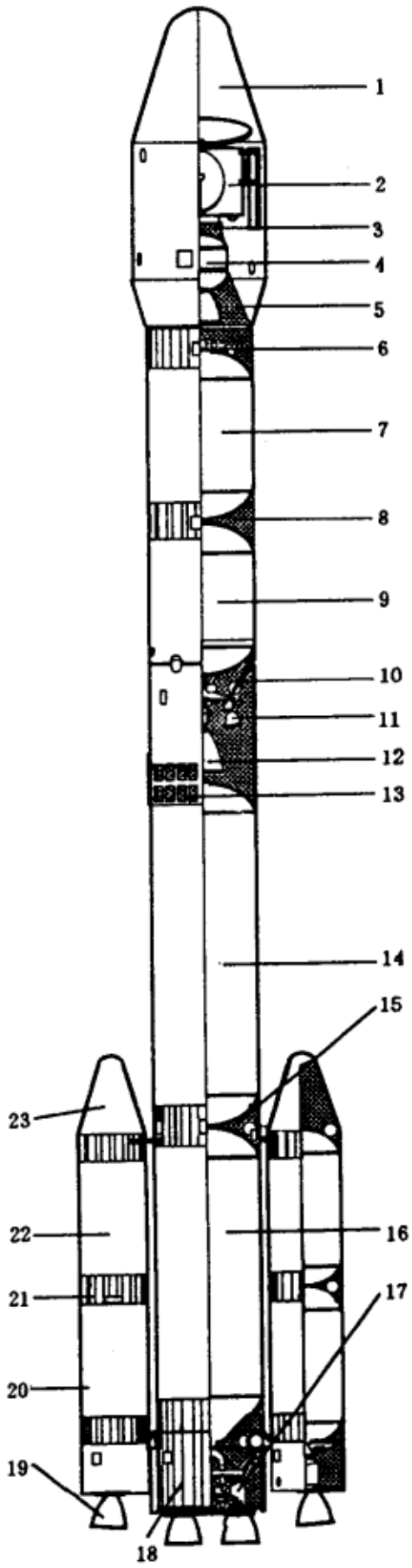
## 总 体 布 局

“长征二号E”为捆绑四枚液体助推器的两级串联式布局。从箭顶至箭尾，依次为有效载荷整流罩、二子级和一子级(包括四个液体推进剂助推器)。

有效载荷整流罩外形为“锥-柱-倒锥”形，锥段半锥角为17°，倒锥段的半锥角也为17°。与整流罩连接的是仪器舱。控制系统、遥测系统及其它电气系统大部分安装在仪器舱内。仪器舱是圆柱形结构，它的上部安装有有效载荷支架，有效载荷通过它与火箭相连。

与仪器舱连接的依次为二子级氧化剂箱、箱间段、二子级燃烧剂箱及二子级发动机系统。

一子级芯级外形为圆柱形。从上到下分别为级间段、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱及尾段。




长征二号 E 总体布局

1. 有效载荷整流罩；
2. 卫星；
3. 卫星支架；
4. 上面级固体发动机；
5. 有效载荷支架；
6. 仪器舱；
7. 二子级氧化剂箱；
8. 二子级箱间段；
9. 二子级燃烧剂箱；
10. 级间段；
11. 二子级游动发动机；
12. 二子级主发动机；
13. 排焰舱口；
14. 一子级氧化剂箱；
15. 一子级箱间段；
16. 一子级燃烧剂箱；
17. 一子级芯级发动机；
18. 子级尾段；
19. 助推器发动机；
20. 助推器燃烧剂箱；
21. 助推器箱间段；
22. 助推器氧化剂箱；
23. 助推器前锥

尾段的底部是四个发射支点。

在一子级燃烧剂箱四周捆绑四枚液体助推器。助推器的前连接机构位于箱间段;后连接机构位于发动机机架与箭体连接处,参见助推器总体布局图。

“长征二号E”一子级与二子级之间采用爆炸螺栓连接、热分离方式。二子级与有效载荷之间采用包带连接、冷分离方式。

助推器的前、后连接机构解锁后,助推器借助安装在其上的分离固体火箭的推力而横向分离。

有效载荷整流罩纵向分离面采用无污染爆炸索装置,它在解锁的同时,提供横向分离能源。整流罩的横向分离面由一组爆炸螺栓及分离弹簧构成。整流罩的纵、横向分离面同时解锁,分离能源使整流罩实施横推-旋转式分离。

## 箭 体 结 构

箭体结构包括助推器、一子级、二子级及有效载荷整流罩。

### 助推器结构

助推器箭体由前锥段、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱及尾段组成。前锥段系隔框、桁条及蒙皮组成的半硬壳式结构。前锥段的外表面贴有软木,以承受气动加热。两个推进剂贮箱均采用隔框、蒙皮硬壳式结构。尾段系隔框、桁梁及蒙皮半硬壳式结构。

### 一子级结构

为确保助推器的连接刚度,箱间段进行了结构加强,以便使助推器前连接点不会因受载而破坏。

与“长征二号C”比较,尾段由于发射支点下移而增加了四根纵向受力大梁。

为了提高运载火箭的抗扭刚度及简化结构,取消了原“长征二号C”的级间杆系段,改为开有排焰舱口的壳段。排焰舱口的开口总面积为 3.2m$^2$,共计有 132 个开口。

### 二子级结构

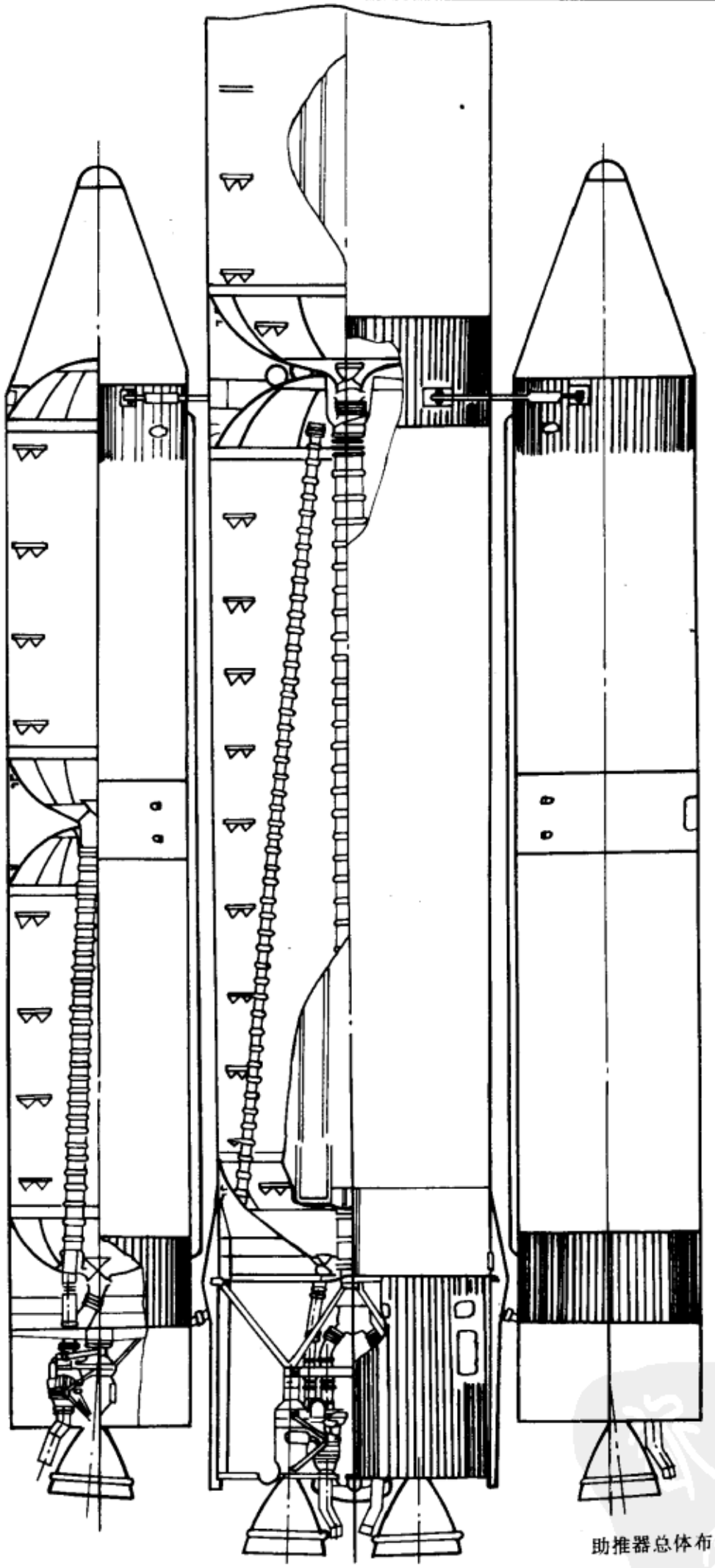
为适应有效载荷/整流罩组合体整体吊装,仪器舱由锥形改为圆柱形,仪器的布局基本同“长征二号C”。除仪器舱外,结构型式同“长征二号C”。仪器舱高 1.4m,系隔框、桁条及蒙皮结构。仪器舱开有 1 个 800mm×800mm 的操作舱口,可供控制系统平台更换时使用。

### 有效载荷整流罩

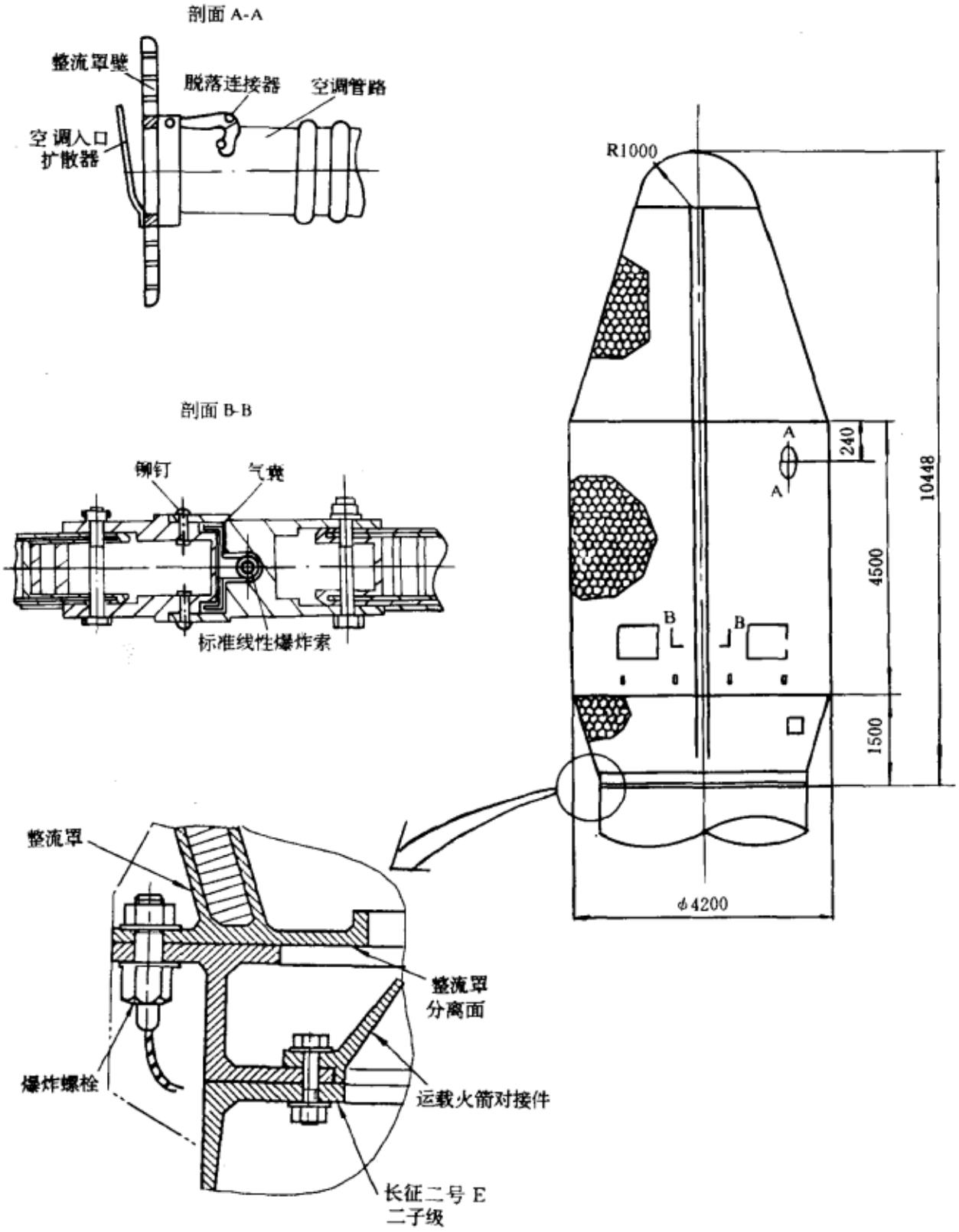
有效载荷整流罩的外形及结构布局见图。

有效载荷整流罩的前锥段采用非金属蜂窝夹层结构;柱段及后倒锥段采用金属蜂窝夹层结构。前锥段具有良好的透波特性。整流罩整体为有效载荷提供良好的防热、隔离噪声的环境条件。

有效载荷与有效载荷整流罩在西昌卫星发射中心的技术中心组装成一体,呈垂直状态整体运输到发射中心。在运输过程中,运输车上的空调净化设备对整流罩进行空调,使有效载荷保持如下的环境:



助推器总体布局




有效载荷整流罩外形及结构布局

温度：　　15～25℃

相对湿度：　　≤55%

空气洁净度：　　10 万级

到达发射中心后，有效载荷/整流罩组合体整体呈垂直状态起吊到运载火箭二子级上，与运载火箭相连接。

# 推　进　系　统

## 助推器推进系统

每台助推器采用一台 YF-20B 发动机，它与芯级一子级发动机的单台状态相同，但不作摆动。增压输送系统状态基本同“长征二号 C”的二子级增压输送系统，仅蒸发器流量略作调整。发动机机架采用径向交叉梁式结构。

## 一子级芯级推进系统

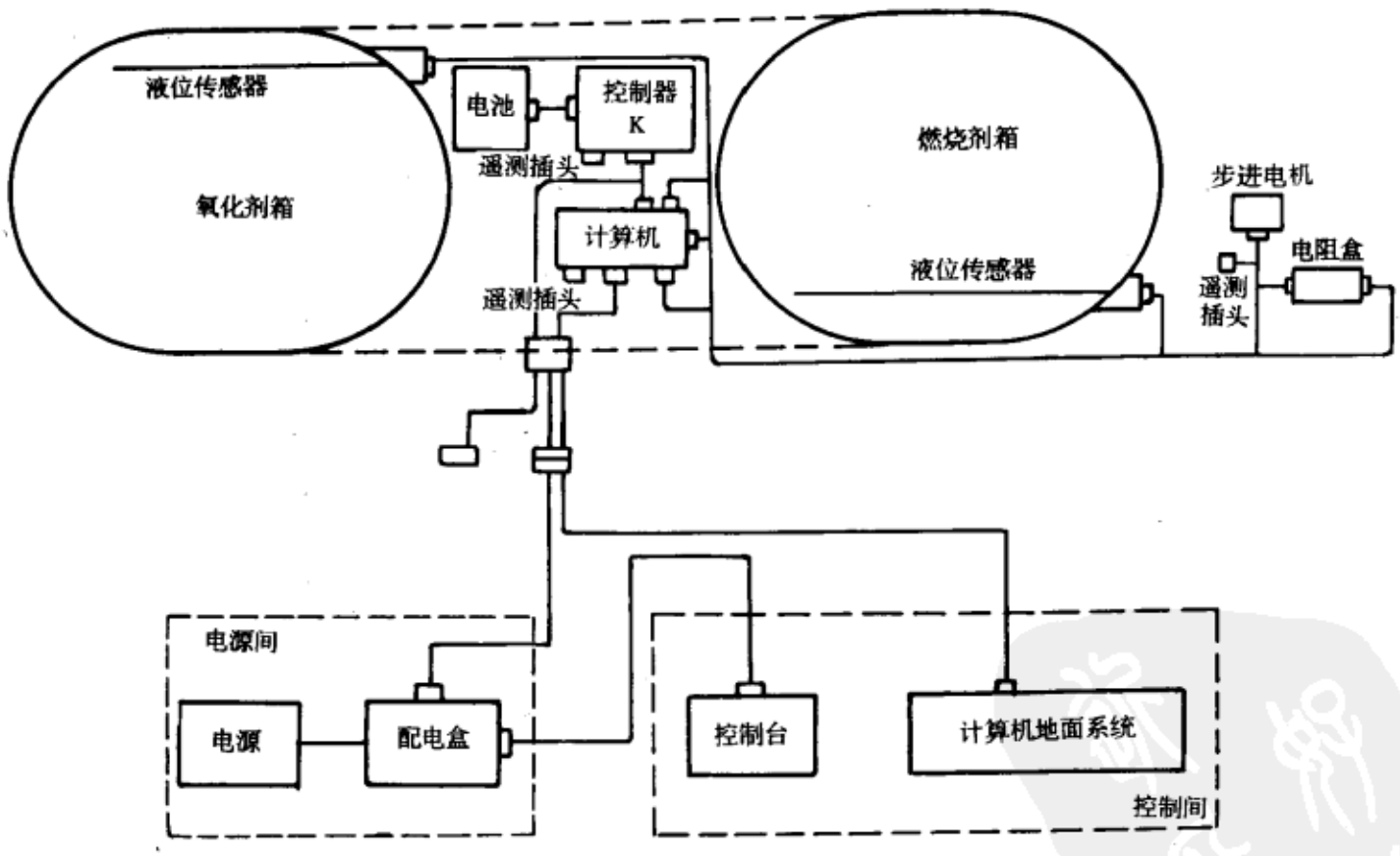
采用由四台 YF-20B 发动机组成的 YF-21B 簇式发动机。除推力稍有提高外，其技术状态均与“长征二号 C”YF-21 簇式发动机相同。

## 二子级推进系统

二子级采用 YF-24B 发动机，它由 YF-22B 发动机及四台游动发动机 YF-23B 组成。YF-22B 发动机除增加了高空喷管外，其它均与“长征二号 C”所使用的 YF-22 发动机相同。增压输送系统也与“长征二号 C”相同。

为提高运载能力，二子级推进系统增加一套推进剂利用系统。该系统采用泵后分流调节主机主系统燃料秒消耗量的数字化系统方案。推进剂利用系统在火箭飞行中能准确测量推进剂的剩余量，随时可靠地控制推进剂两组元之间的比例，使两组元推进剂同时耗尽。利用系统具有一定的应变能力，能预测各种故障模式，保证利用系统在所有的情况下可靠工作。即使利用系统出现故障，也不会影响发动机正常工作。

推进剂利用系统的原理方块图见图。箭上设备由计算机、控制器、电阻盒、电池、步进电机




推进剂利用系统原理方块图

燃烧剂液位传感器 CR、氧化剂液位传感器 CY 及箭上电缆网组成。计算机的任务是根据预先装订的数据实时接收液位传感器 CR 及 CY 测到的液位信号，完成控制方程运算，输出控制步进电机的脉冲信号，以控制推进剂的秒消耗量。液位传感器采用经飞行试验考验过的干簧点式液位传感器，在液面晃动情况下，测量误差为±2mm。

推进剂利用系统的地面设备完成对箭上仪器设备的配电、测试检查、并与控制系统协调完成参数装订，实施发射。

## 制导和控制系统

“长征二号 E”的制导和控制系统基本上沿用“长征二号 C”的，即平台-计算机制导系统。为实现有效载荷姿态调整及变向，对制导系统作如下修改：

1)提高 Y 陀螺仪力矩器力矩系数，并加适当的功放电路，以便能在脉冲信号控制下，陀螺仪可快速和较准确地进动，使平台绕台体轴的方向转动，实现对有效载荷姿态±37°范围内的定向；

2)增加台体轴方向的外程序机构。在程序脉冲控制下，控制系统可使运载火箭绕台体轴方向作程序飞行，在动力飞行段控制改变轨道倾角。

姿态控制系统采用数控方案，以适应箭体参数的多变性：

1)一子级同“长征二号 C”，即以平台、速率陀螺为敏感元件的数控方案，执行机构采用摆动芯级的四台发动机；

2)二子级采用速率陀螺仪控制方案，即以平台、速率陀螺为敏感元件的数控方案，执行机构采用单向切向摆动四台游动发动机。

“长征二号 E”的控制系统与“长征二号 C”相比较，增加了两套系统：有效载荷姿态定向系统及有效载荷起旋系统。

有效载荷姿态定向系统的功用是：在二子级游动发动机关机后，箭上控制系统通过以“单推三”为推进剂的开关喷管进行俯仰、偏航、滚动三个通道的断续控制，最终实现有效载荷的定向。姿态定向精度(1σ)可达到 0.5°(任何方向)。

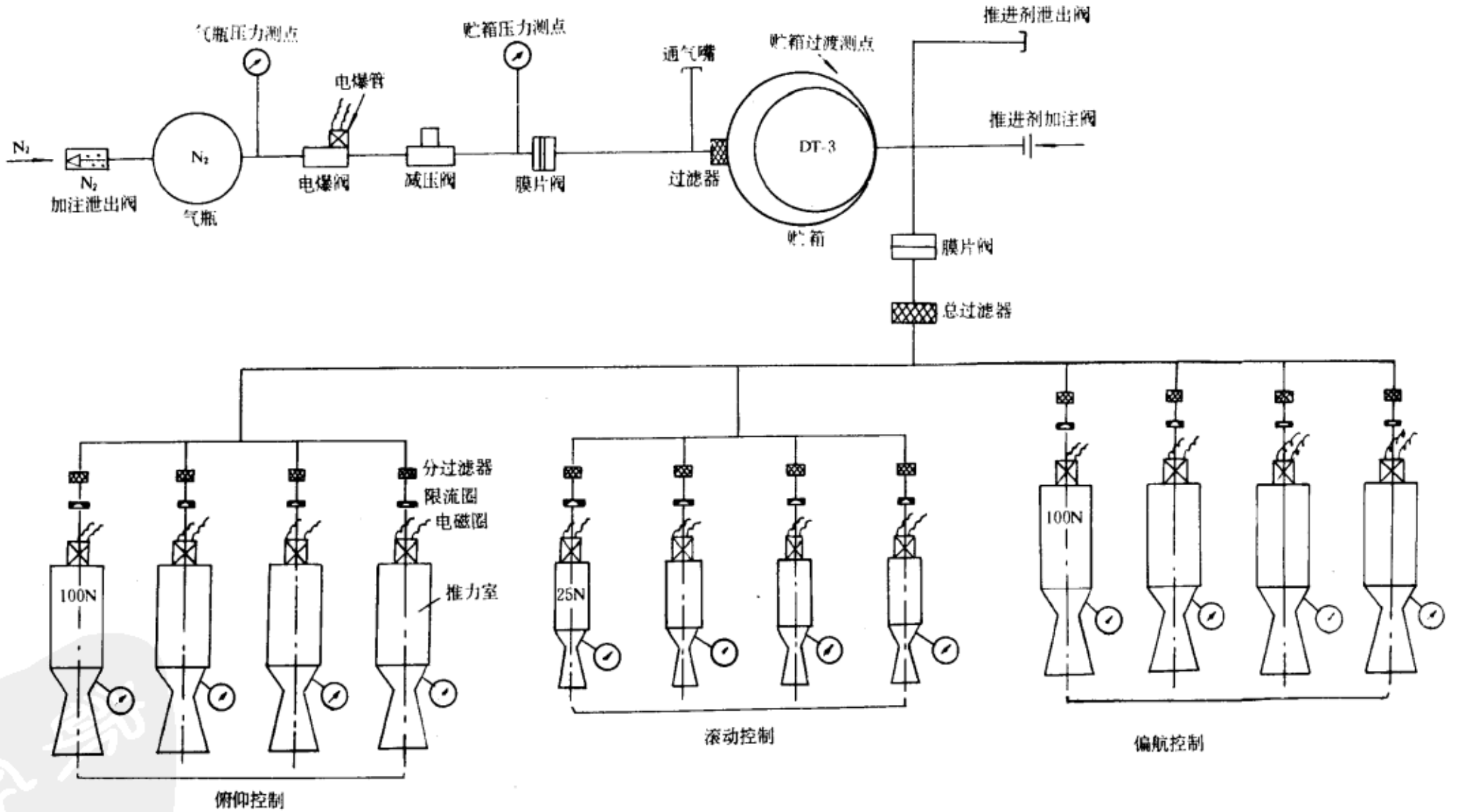
有效载荷姿态定向系统原理见图。整套系统安装在二子级发动机机架上。系统大部分元、组件都曾在“长征三号”运载火箭上得以考验。系统的开关喷管共三组：四个推力为 100N 的开关喷管控制俯仰；四个推力为 100N 的开关喷管控制偏航；四个推力为 25N 的开关喷管控制滚动。

有效载荷起旋系统采用固体火箭起旋第二级(连同有效载荷一起)的方式，但起旋速率不大于 10r/min。使有效载荷起旋的固体火箭在箭体上的安装如图所示。起旋火箭安装于二子级仪器舱的外表面。通过不同推力及不同数量固体火箭的组合，可以得到不同的起旋速率。

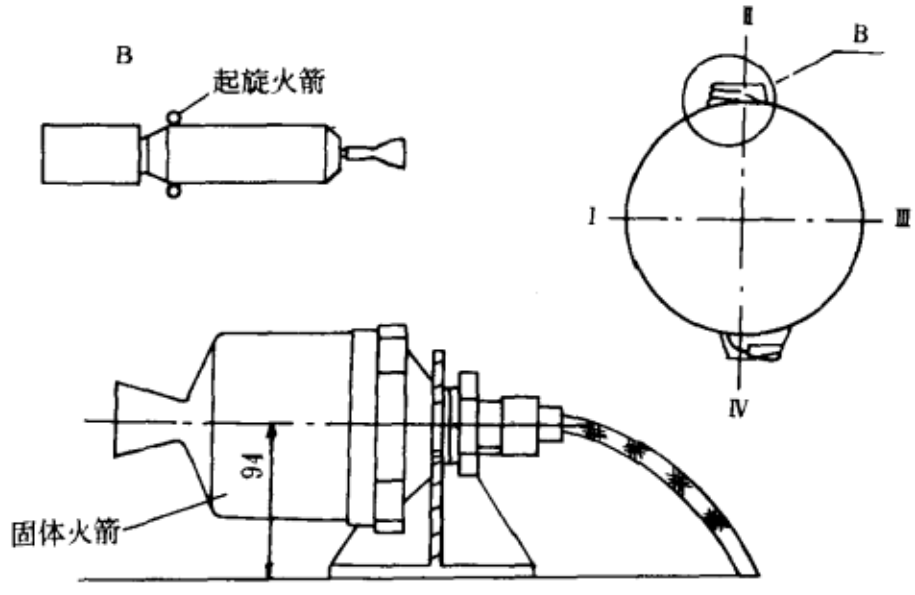
当有效载荷要求更高的起旋速率时，运载火箭的有效载荷支架可安装一套起旋平台。起旋平台工作时，二子级不起旋。起旋速率可达到 30～100r/min。

在二子级箭体上还安装了一台“防碰”固体火箭。有效载荷与运载火箭分离后，该固体火箭工作，使运载火箭侧向翻倒，防止二子级运载火箭与有效载荷碰撞。

为了充分利用助推器的推进剂，每个助推器推进剂贮箱(氧化剂箱或燃烧剂箱)都有两个耗尽关机传感器，它的技术状态与“长征二号 C”相同。当某个传感器发出推进剂耗尽信号时，即把该助推器及对称的助推器发动机关闭，以避免发动机推力不对称而造成干扰。




有效载荷姿态调整定向系统原理图




起旋系统固体火箭的安装示意图

## 遥 测 系 统

遥测系统完成火箭在动力飞行段约 500 余个遥测参数的测量。

遥测系统的主要箭上设备有：

1)Y4-3 磁记录设备一套。它由 YJ1-7 磁记录器(含运带机构 YD1-24；它将随一子级箭体坠地回收)及 YJ1-8 速变调制器两大部分组成。Y4-3 磁记录设备安装在芯级一子级，完成第一级飞行全箭高频振动及噪声参数、冲击参数的测量，以及一、二级分离行程信号等各类参数的记录。

2) BWY-3A 无线遥测传输设备两套，分别安装在一子级芯级及二子级，完成全箭的缓变参数、数字量参数及低频振动参数的测量。

遥测系统的地面部分主要有：

1)磁记录部分：YJ2-8C 计测磁带记录/重发器；YU1-1 数字时基校正器(DTBC)；YK2-25 箭上设备检查测试台；B7810-2 磁带转换器。

2)无线部分的测试设备：配置两套 BWY-3A 测控间设备。

3)航区测量设备：选用 Y7-1 综合遥测接收车或“851”车。

遥测系统的工作原理见图。

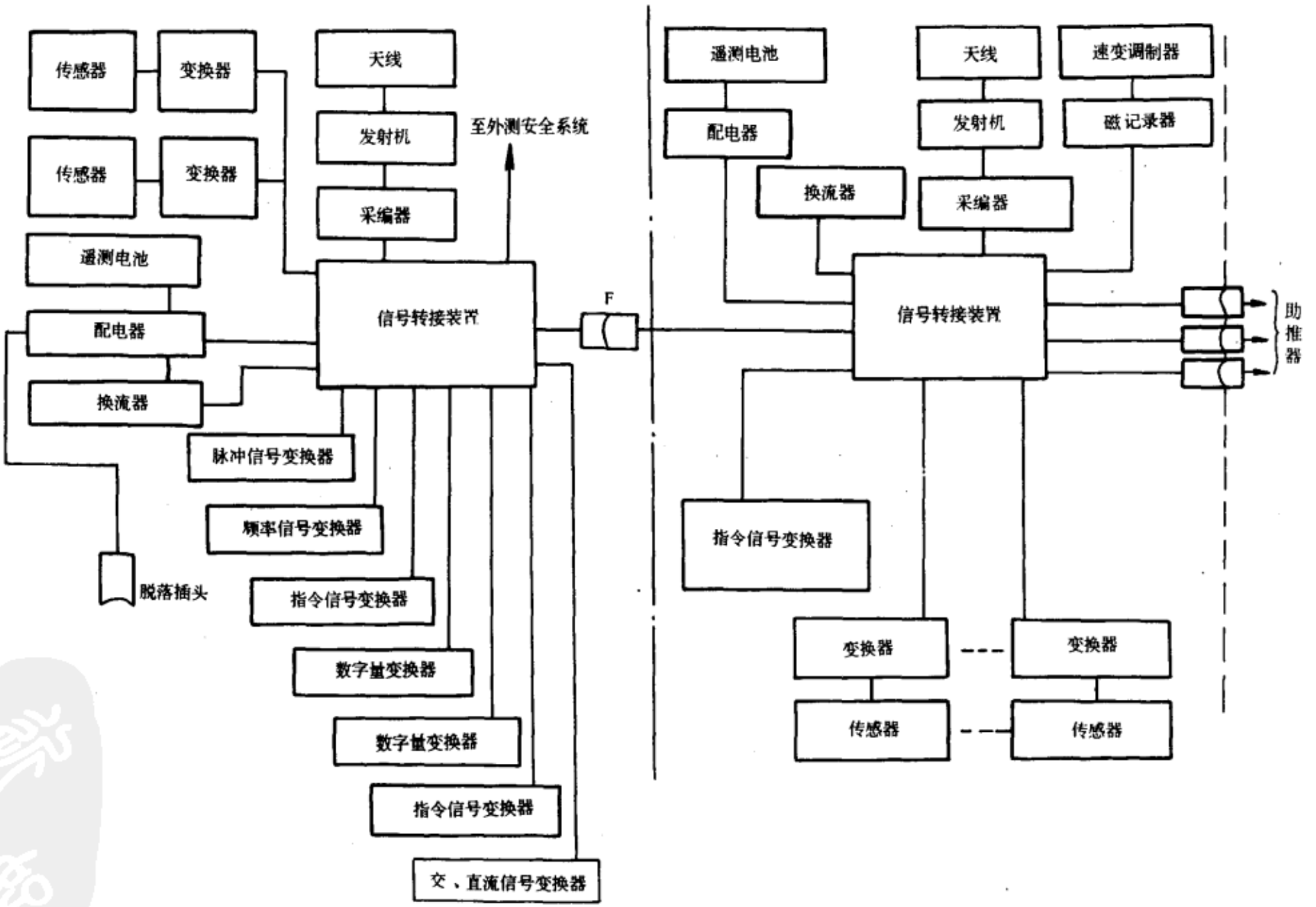
## 外测安全系统

“长征二号 E”的发射中心位于西昌，与“长征三号”及“长征三号 A”处于同一航区。航区的测控设备组成如下：

1)两台相参单脉冲雷达 154-Ⅰ乙；

2)一套遥控安全设备；

3)一套具有测距、测速和测角能力的连续波系统——158 工程；


传感器
变换器
传感器
变换器
遥测电池
配电器
换流器
脉冲信号变换器
频率信号变换器
脱落插头
指令信号变换器
数字量变换器
数字量变换器
指令信号变换器
交、直流信号变换器
天线
发射机
采编器
至外测安全系统
信号转接装置
F
遥测电池
配电器
换流器
天线
发射机
采编器
速变调制器
磁记录器
信号转接装置
助推器
指令信号变换器
变换器
变换器
传感器
传感器

遥测系统方框原理图

4)一套具有测速和测角能力的 159 干涉仪连续波系统；

5)三套具有激光测距能力的 331 电影经纬仪；

6)一套 160 电影经纬仪；

7)171 车载雷达。

箭上设备基本上与“长征三号 A”相同。采用了“二合一”方案，即箭上自主式安全、遥控安全和外测合一设计。箭上设备小型化。火箭起飞前引出检测参数，地面增加自动化测试和参数巡回检测系统，接口采用标准接口 CAMAC 设计。箭上设备组成如下：

1)158 雷达应答机；

2)158 雷达应答机天线及高频电缆；

3)159 雷达应答机；

4)159 雷达应答机天线及高频电缆；

5)安全指令接收机及其天线；

6)功率分配器及高频电缆；

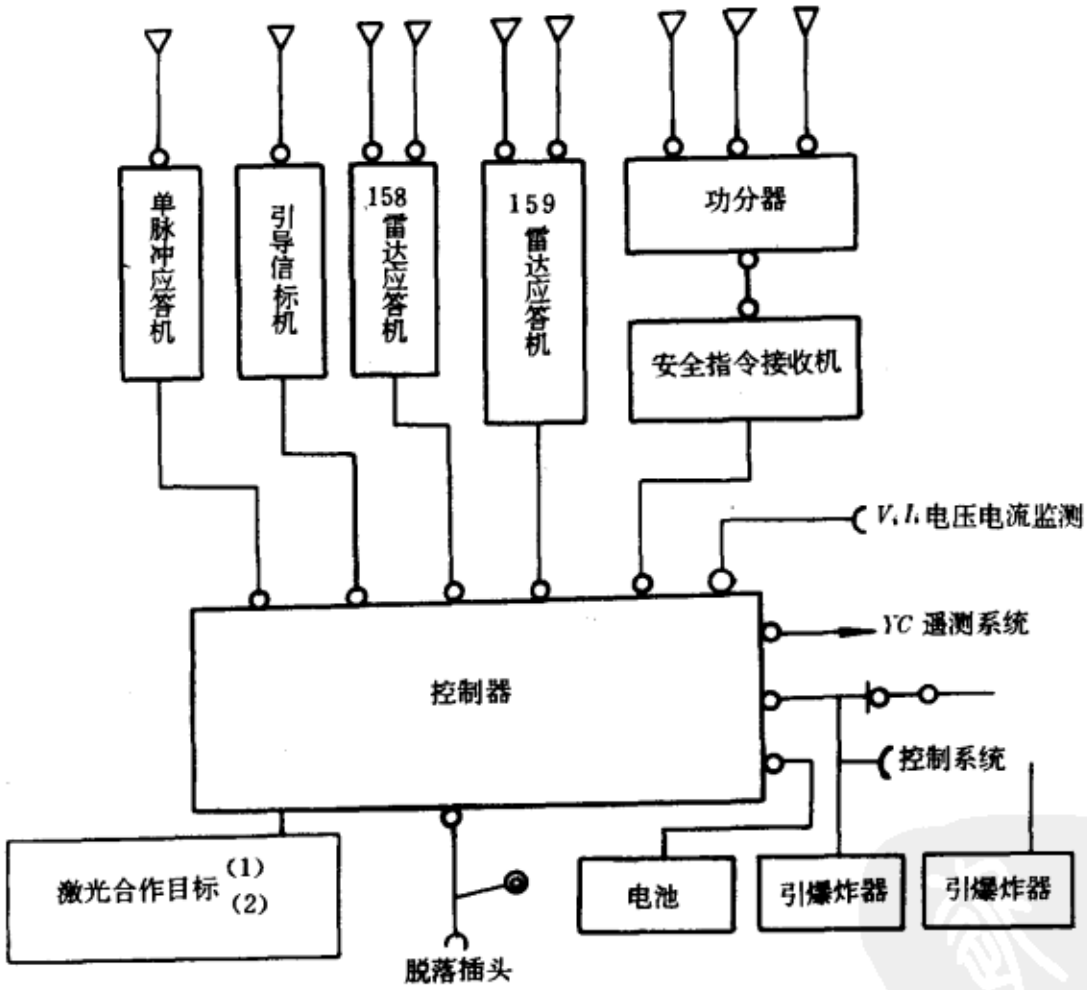
7)单脉冲雷达应答机；

8)10 公分引导信标机；

9)1A1W 钝感引爆器；

10)YB25-5 爆炸器；

11)激光合作目标。




外测安全系统箭上设备方块图

# 分　离　系　统

分离系统由以下分系统组成：有效载荷分离系统、整流罩分离系统，级间分离系统及助推器分离系统。

## 有效载荷分离系统

有效载荷分离系统由包带、两个无污染爆炸螺栓、12 个分离弹簧和 24 个牵制拉簧组成。

包带通过两个无污染爆炸螺栓实现对有效载荷的连接。当两个爆炸螺栓中的任意一个引爆时，均能使有效载荷解锁，实现分离。当包带解锁后，24 个牵制弹簧把包带牵制到有效载荷对接支架上。

## 整流罩分离系统

有效载荷整流罩的纵向分离面采用无污染爆炸索装置。当爆炸索装置引爆后，高温高压的气体使气囊膨胀，提供横向分离能源。横向分离面采用无污染爆炸螺栓实现连接及解锁，同时在横向分离面处还安装分离弹簧和转轴，使整流罩实现横推-旋转式分离。

## 级间分离系统

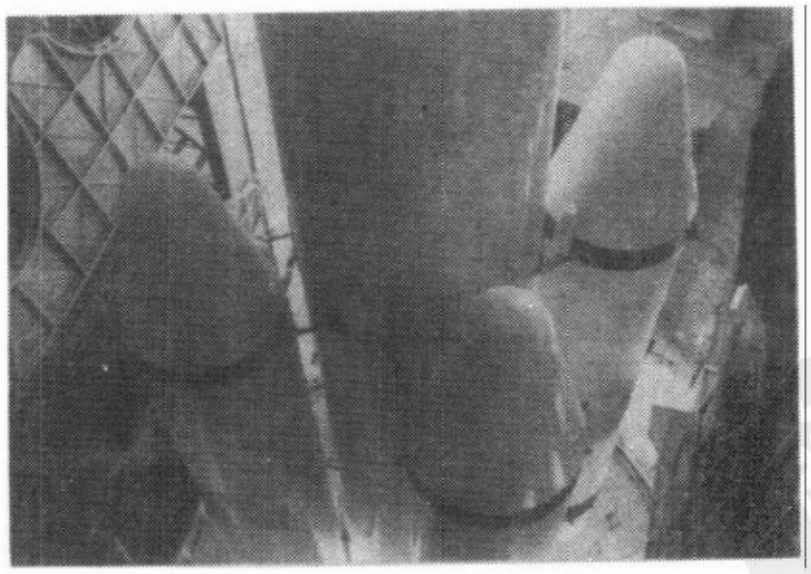
与“长征二号 C”相同。即采用爆炸螺栓解锁，级间热分离方式。

## 助推器分离系统

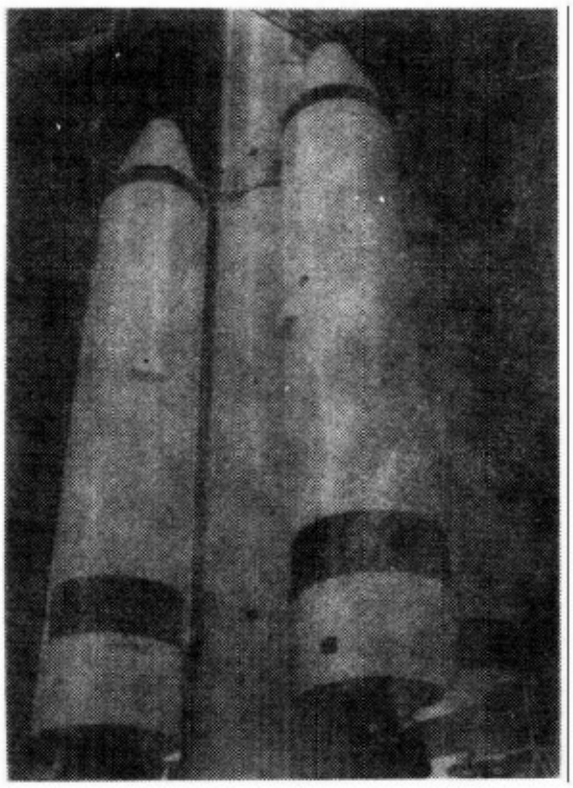
四台助推器发动机均关机后 0.5s，发出点燃横向分离固体火箭（每枚助推器有四台）信号。再隔 0.1s，助推器前、后连接机构解锁，助推器借助于分离固体火箭的推力而被横向分离。

助推器前连接机构由 3 根连杆组成。每根连杆分 3 段用两个爆炸螺栓连接。其中任一爆炸螺栓解爆，连杆即失去连接作用。前连接机构见图。

助推器后连接机构是一个球形铰链，通过聚能切割炸药索可以实现解锁。聚能切割炸药索用两个引爆器引爆，其中任一引爆器工作均能将炸药索引爆。后连接结构如图所示。



助推器分离系统前支点连杆机构结构



助推器分离系统后支点球形铰链结构

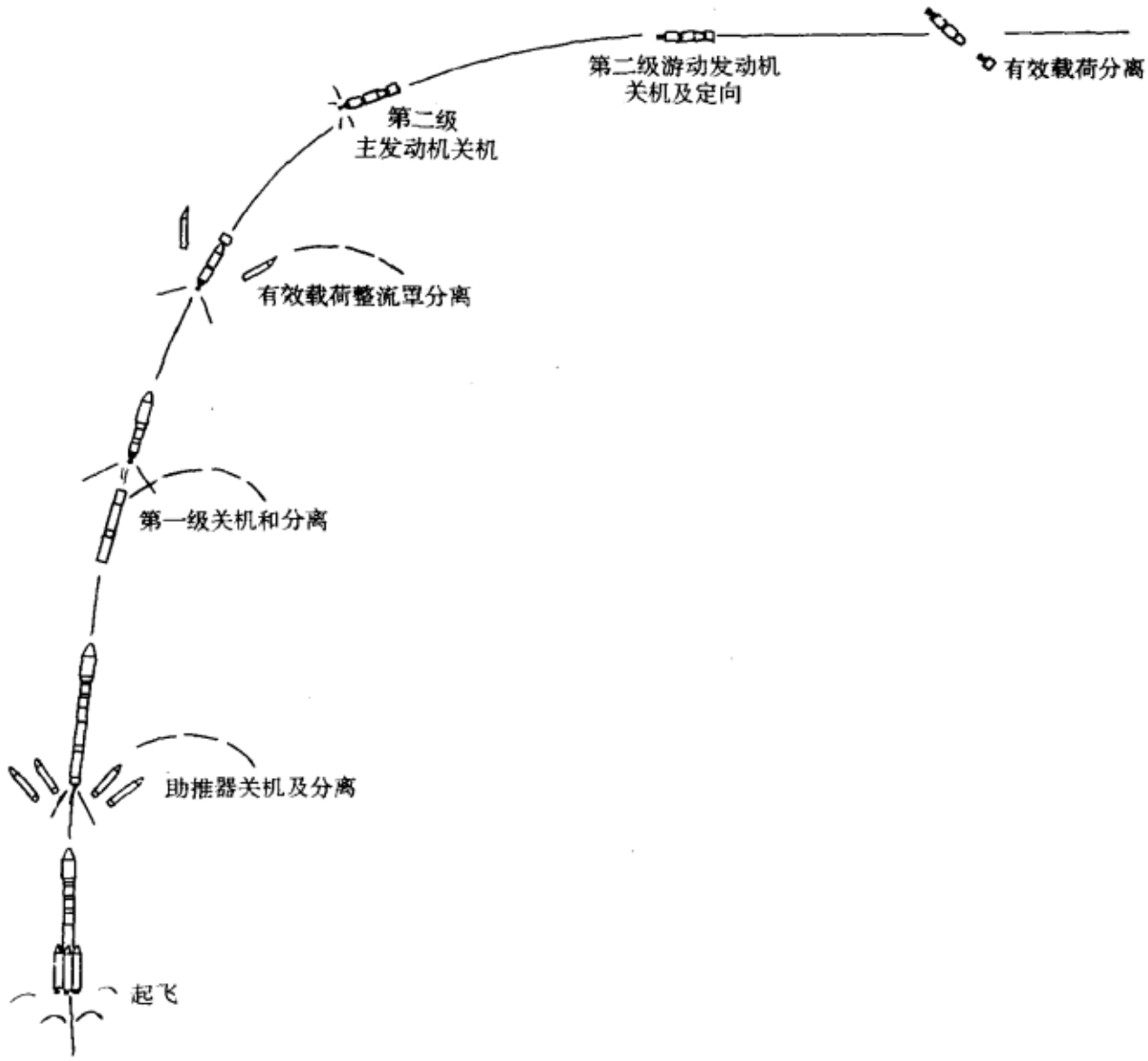
## 典型飞行程序

典型飞行程序如下图所示。

主要飞行事件如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+567.3$ | 二子级游动发动机关机 |
| $T+11.0$ | 程序转弯 | | (有效载荷/运载火箭　进入近地轨道) |
| $T+125.8$ | 助推器发动机关机 | $T+570.3$ | 有效载荷定向开始 |
| $T+127.3$ | 助推器分离 | $T+570.3$<br>$+t=S$ | 有效载荷定向结束 |
| $T+157.7$ | 一子级发动机关机 | $S+10.0$ | 起旋火箭点火 |
| $T+159.2$ | 一、二级分离 | $S+10.5$ | 起旋火箭工作结束 |
| $T+200.0$ | 有效载荷整流罩分离 | $S+10.7$ | 有效载荷/运载火箭分离 |
| $T+457.3$ | 二子级主发动机关机 | $S+14.7$ | 运载火箭侧向防撞火箭点火 |

注：$t$ 取决于有效载荷定向要求。




"CZ-2E"火箭典型飞行程序

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾　角<br>(°) | 周　期<br>(min) | | |
| 1 | 1990.7.16 | 模拟星<br>巴基斯坦星 BADR-A | 7338<br>70 | 200<br>200 | 1000<br>1000 | 28.5<br>28.5 | 96.7<br>96.7 | 西昌卫星发射中心 | 首次飞行试验 |
| 2 | 1992.8.14 | 澳大利亚第二代通信卫星 OPTUS B1 | 7597 | 200 | 1050 | 28.0 | 97.2 | 西昌卫星发射中心 | 首次商业发射 |
| 3 | 1992.12.21 | 澳大利亚第二代通信卫星 OPTUS B2 | 7615 | 200 | 1050 | 28.0 | 97.2 | 西昌卫星发射中心 | 第二次商业发射 |
| 4 | 1994.8.28 | 澳大利亚第二代通信卫星 OPTUS B3 | 7669 | 185 | 1105 | 27.86 | | 西昌卫星发射中心 | 第三次商业发射 |

# 长征三号系列

陈国华

## 概 述

“长征三号系列”运载火箭由“长征三号”、“长征三号A”、“长征三号B”和“长征三号C”四种火箭组成。它们都是由中国运载火箭技术研究院研制的。它们区别于“长征二号系列”的特点是：

1)都是三级火箭；

2)三子级使用液氧和液氢作为推进剂；

3)三子级的发动机可以多次起动；

4)可以直接将有效载荷送入地球同步转移轨道。

“长征三号系列”总体参数表

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 直径* (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 运载能力** (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 长征三号 | 3 | 44.86 | 3.35 | 204.88 | 2961.6 | 1600 |
| 长征三号A | 3 | 52.52 | 3.35 | 241.00 | 2961.6 | 2600 |
| 长征三号B | 3 (带助推) | 54.84 | 3.35 | 426.00 | 5923.2 | 5000 |
| 长征三号C | 3 (带助推) | 54.84 | 3.35 | 345.00 | 4442.4 | 3700 |

注：* 不含整流罩

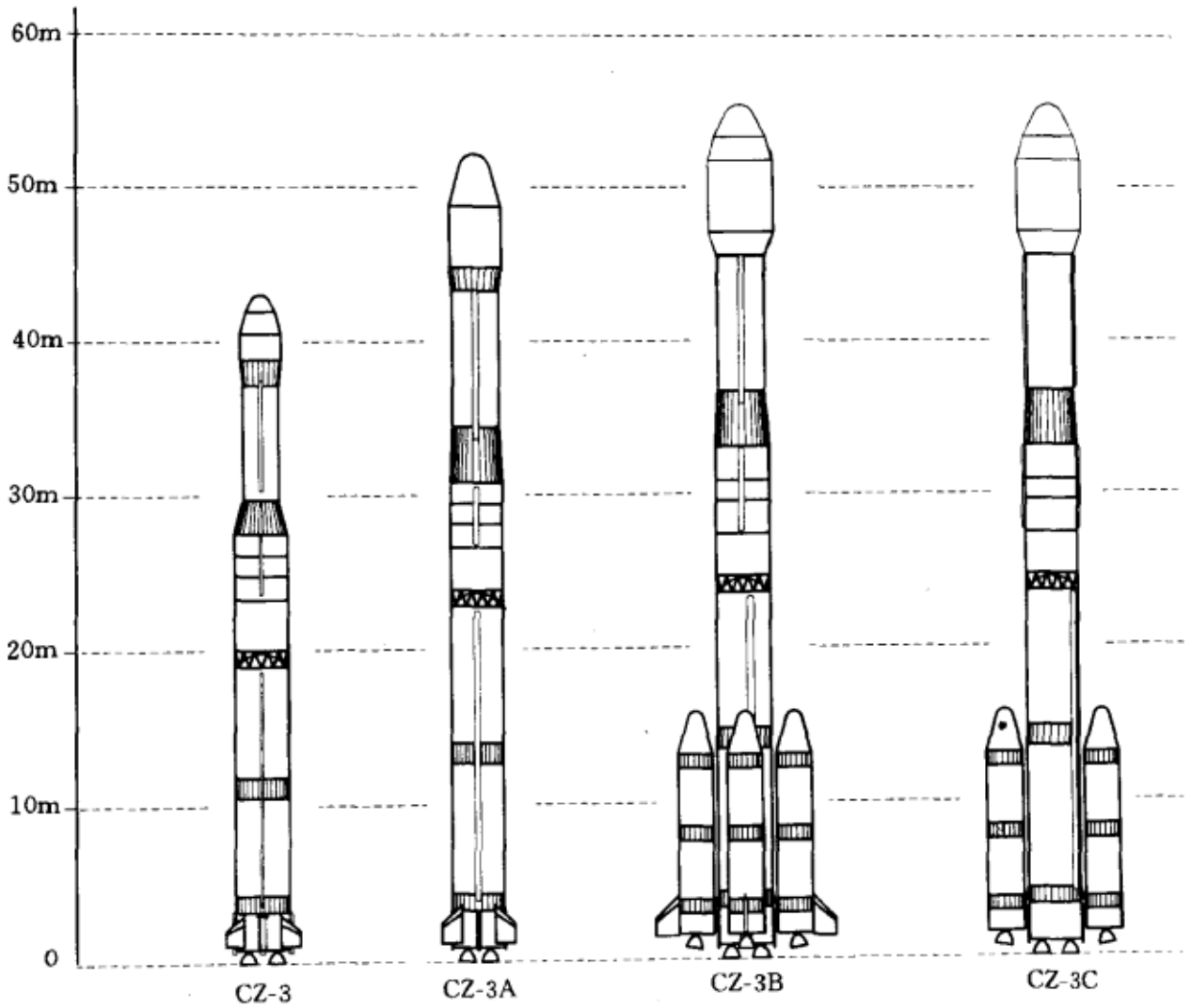
** 地球同步转移轨道的运载能力

## 长征三号

“长征三号”(CZ-3)是在“长征二号”火箭基础上发展起来的三级火箭，全长约45m，一子级和二子级的直径均为3.35m；三子级直径2.25m，卫星整流罩有A、B两种型号，A型的直径为2.6m，B型的直径为3m，尾翼翼展6.15m，火箭的起飞质量约204t。

“长征三号”的一子级和二子级均采用偏二甲肼和四氧化二氮作推进剂，三子级采用液氢和液氧作推进剂。

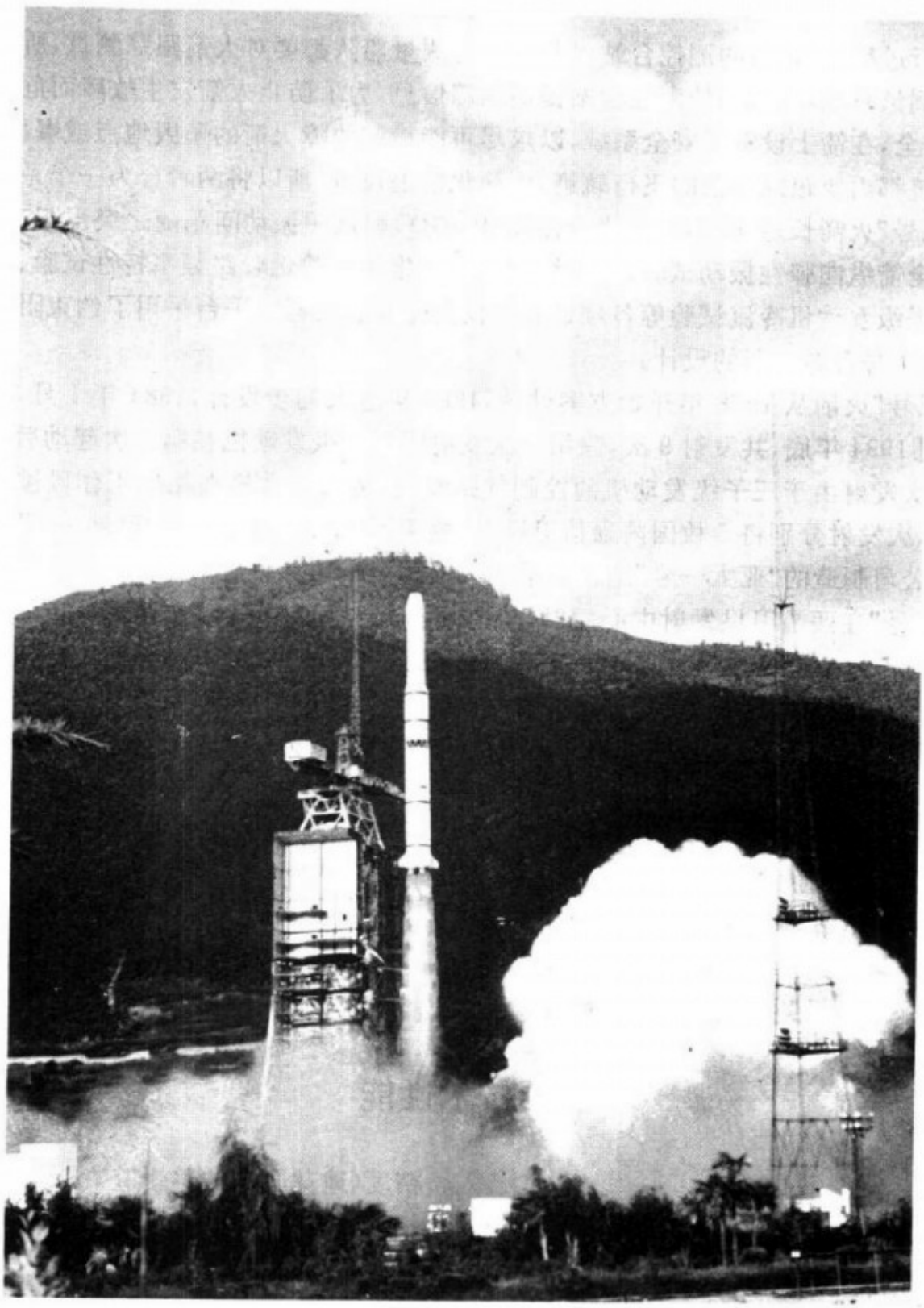
由于“长征三号”在中国率先采用液氢和液氧作推进剂，不可避免地会遇到许多新问题，诸




"长征三号系列"火箭汇总图

如研制氢氧发动机、低温绝热结构和防爆设计等。众所周知，在研制新发动机的过程中，"试车"占有重要的地位，设计中存在的问题靠试车来发现，改进措施是否得当也要靠试车来验证。氢氧发动机在正式参加飞行试验之前，共进行了约 120 次试车，累计时间 32000s。在三子级绝热共底贮箱的研制过程中，进行了缩比贮箱、短贮箱和全尺寸贮箱等各种试验，如推进剂的蒸发量试验、用液氢和液氮填充的爆破试验、共底的绝热试验、内压试验和外压试验等。通过这些试验，解决了贮箱的绝热性能、工艺性能、低温强度以及使用寿命等各项技术问题。同样，真空绝热的液氢输送管和各种低温阀门等也都在真空的介质中进行了严格的试验。针对液氢易爆的特点在火箭上采取了安全防爆措施：如在易于聚集氢气的地方进行吹除和开通气孔；在氢箱与仪器舱之间设隔离膜，防止氢气进入仪器舱；为了防止氢气进入伺服机构，对伺服机构进行氮气保护等。此外还采用了屏蔽、接地、设置放电针等防雷电措施。

火箭的制导系统采用平台-计算机全惯性补偿式方案，以保证卫星进入地球同步转移轨道的精度。火箭的姿态控制系统采用平台、速率陀螺、网络、摆动发动机连续式控制方案，而在三级滑行段飞行中则用继电器型开关控制系统，由开关放大器对无水肼喷管进行控制。姿态控制系统保证了火箭在给定的轨道上的稳定飞行，并将俯仰、偏航和滚动三个姿态角控制在一定的范围之内。



“长征三号”运载火箭

为了了解火箭飞行过程中箭上各系统的工作情况，在火箭上设置了三套遥测设备。一子级上装有一套 YE-3M 磁记录设备，记录分布于全箭各处的振动、冲击和噪声传感器送来的信息，它只在一级飞行时工作，一、二级火箭分离后随一子级箭体落至残骸落区，然后由人工收回处理。二子级上装有一套 Y7-1 速、缓变状态的大速变设备，它主要测量火箭在一级和二级飞行中的缓变参数和速变参数。三子级上也装有一套 Y7-1 速、缓变状态的大速变设备，它主要测量第三级火箭和全箭控制系统在飞行全过程中的各类缓变和速变参数。两套 Y7-1 设备所

测得的数据均实时地通过发射机发回地面。从第 11 发火箭开始，取消了一子级上的 YE-3M 磁记录设备。

火箭飞行过程中，地面的测控台站以及海上的测量船队都要对火箭跟踪测量，所以在箭上设有外弹道测量系统，给地面的测控台站提供跟踪信息。为了防止火箭发生故障而危及发射设施、城镇的安全，在箭上设置了安全系统，以求尽可能控制故障火箭的坠毁地点或爆炸时机。由于这两个系统都需要跟踪火箭的飞行轨迹，为简化箭上设备，所以将两者合为一个系统。

“长征三号”火箭长达 45m，纵向耦合振动(POGO)和低频振动问题随之突出起来，研制过程中进行了全箭纵向弹性振动试验、一子级和二子级推进剂输送管路频率特性试验、蓄压器方案试验和二子级发动机冷流试验等各项试验。仪器舱安装仪器的平台采用了约束阻尼复合板结构，并改进了平台减振器的设计。

“长征三号”火箭从 1978 年开始方案设计，1980 年进入初步设计，1984 年 1 月 29 日首次发射，截止到 1994 年底，共发射 9 次，除第一次发射因三子级发动机在第二次起动后未能正常工作和第八次发射由于三子级发动机的控制气路漏气，造成发动机在第二工作段被迫提前关机外，其它 7 次发射分别将 5 枚国内通信卫星、一枚美国休斯公司制造的“亚洲一号”通信卫星和一枚休斯公司制造的“亚太一号”通信卫星送入地球同步转移轨道。

“长征三号”在西昌卫星发射中心发射，轨道倾角 27°时，其地球同步转移轨道的运载能力为 1600kg(3σ)，如果需要抬高远地点高度，则每抬高 1000km 将减少运载能力 16kg，“长征三号”的发射费用在国际上是最低的，每发火箭的发射费约 3500 万美元(1993～1994 年价格)。

“长征三号”的研制成功，表明了中国火箭技术的提高，是中国火箭发展上的一个重要里程碑，这包括：

1)首次采用液氢、液氧作火箭推进剂；

2)首次实现火箭的多次起动；

3)首次将有效载荷送入地球同步转移轨道。

“长征三号”发射的“亚洲一号”通信卫星是中国首次发射外国制造的卫星，为后来其它型号火箭的对外发射服务建立了可遵循的模式。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 3 级 |
| 全长 | 44.86m |
| 直径 | 3.35m |
| 起飞质量 | 204.88t |
| 起飞推力 | 2961.6kN |
| 推重比 | 1.474 |
| 运载能力(地球同步转移轨道，3σ) | 1.6t |

入轨精度(地球同步转移轨道，1σ)

| | |
|---|---|
| 半长轴偏差 | 50km |
| 轨道倾角偏差 | 0.07° |
| 近地点高度偏差 | 6km |
| 近地点幅角偏差 | 0.29° |
| 升交点经度偏差 | 0.14° |

### 一　子　级

| | |
|---|---|
| 级长 | 23.49m |
| 直径 | 3.35m |
| 发动机 | YF-21B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 质量 | 153.07t | 地面总推力 | 2961.6kN |
| 结构质量 | 9.378t | 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 143.692t | 工作时间 | 121s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.47m | 真空推力 | |
| 直径 | 3.35m | 主机 | 742kN |
| 质量 | 39.44t | 游机 | 4×11.5=46kN |
| 结构质量 | 3.599t | 真空比冲 | |
| 推进剂质量 | 35.841t | 主机 | 2922.4N·s/kg |
| 发动机 | YF-24D | 游机 | 2762N·s/kg |
| 主机 | DaFY21-1 | 工作时间 | |
| 游机 | YF-23F | 主机 | 130s |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 游机 | 135s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.364m | 发动机 | YF-73 |
| 直径 | 2.25m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 质量 | 10.7t | 真空推力 | 44.43kN |
| 结构质量 | 1.965t | 真空比冲 | 4119N·s/kg |
| 推进剂质量 | 8.731t | 工作时间 | 729s |

## 卫星整流罩

| | A 型 | B 型 |
|---|---|---|
| 总长 | 6.54m | 7.106m |
| 圆筒段长度 | 1.7 或 2.4m | 2.6m |
| 最大直径 | 2.6m | 3.0m |
| 结构质量 | 450kg | 603kg |

# 总 体 布 局

“长征三号”是一枚三级液体火箭，由一子级、二子级、三子级和卫星整流罩等箭体结构及箭上的推进系统、控制系统、遥测系统、外测安全系统、滑行段推进剂管理和姿态控制系统等组成。

箭体结构一方面承受载荷，一方面又起着支承各个系统的作用，将它们连成一个整体。控制系统、遥测系统和外测安全系统的仪器主要安装在仪器舱内，也有少部分仪器根据需要分布

在尾段或箱间段。

为了减轻贮箱的结构质量，简化推进剂输送管道和尽可能提高液氢使用的安全性，三子级推进剂贮箱的配置与一、二子级的不同，将燃料箱安排在氧化剂箱的上面。

一、二级之间的分离采用热分离方式，一级发动机关闭之前二级发动机就开始起动，然后再令一、二级之间的连接爆炸螺栓起爆，在二级发动机推力的作用下，实现分离；二级飞行末期，在主发动机已经关闭，而游动发动机仍在工作的情况下，卫星整流罩被抛掉，然后游动发动机关闭，连接二、三级箭体的爆炸螺栓和安装在级间段的 8 台固体反推火箭同时点燃，在反向推力的作用下，二子级被推离三级。星、箭分离有两种方式，可以采用反推火箭，也可以采用分离弹簧。发射国内卫星时，包带解锁后，安装在三子级后短壳上的反推火箭点火，使三子级减速，实现分离，分离过程中卫星不受分离力的影响；而在发射外国卫星时，应用户要求，采用了分离弹簧。包带解锁后，分离弹簧的约束同时解除，弹簧力使卫星加速，同时使三子级减速，实现分离。

## 箭　体　结　构

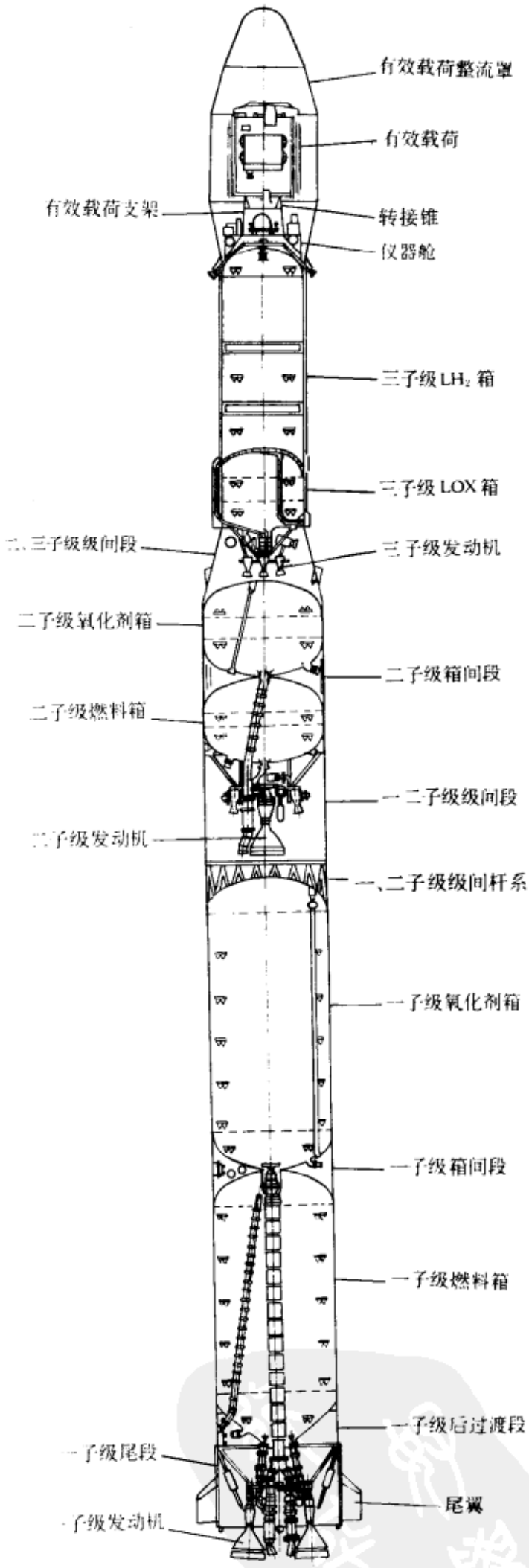
“长征三号”火箭的结构包括一子级、二子级、三子级和整流罩，主要结构材料是 LD10 铝合金。

### 一子级结构

一子级结构由尾翼、尾段、后过渡段、燃料箱、箱间段、氧化剂箱、级间段和导管、阀门等组成。

尾翼平面为直角梯形、翼根弦长 2.2m，翼展 1.4m，变厚度楔形双梁蜂窝夹芯结构。

尾段为外加桁梁式薄壁全铆接结构，由两个半壳沿纵向对接合拢而成。“长征三号”的尾段结构和功能与“长征二号 C”的尾段不完全相同：为了提高火箭的飞行稳定性，“长征三号”尾段上增加了四个尾翼及相应的安装结构；火箭竖立在发射台上时，“长征二号 C”的发射支点在尾段的上方，尾段不承受支承力，而“长征三号”的发射支点在尾段的下端，支承力由尾段承受和传递，为此在尾段壳体的表面设置了 8 根大梁，在尾段上端有四个前接头，在尾段




“长征三号”的外形及总体布局

下端有四个支承块，这样，支承块、大梁和前接头组成了承、传力结构。

后过渡段、燃料箱、箱间段、氧化剂箱以及导管、阀门等均与“长征二号 C”的相应部分相同。

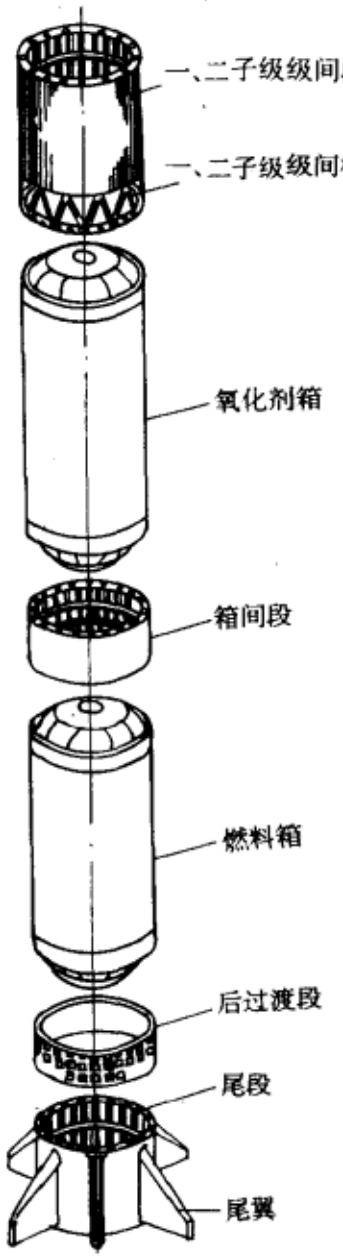
级间段包括筒段与杆系结构两部分，杆系由 24 根斜杆和上、下对接框组成，“长征三号”的斜杆比“长征二号 C”的少 8 根，相对来说其抗扭刚度高了，但减弱了抗弯曲能力。

## 二子级结构

二子级结构由燃料箱、箱间段、氧化剂箱、级间段及导管、阀门等组成。

燃料箱、箱间段和氧化剂箱的结构与“长征二号 C”相应部分相同，只是“长征三号”的氧化剂箱前底上设置了绝热帽，以防止三子级加注推进剂后低温对氧化剂箱的影响。

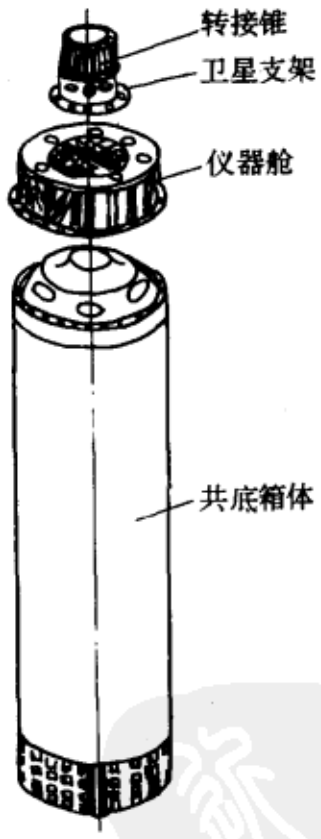
二子级的级间段是截锥形的半硬壳式结构，外表面粘贴了一层 301 软木防热层。它既是连接二/三子级的承力结构，又是三子级的发动机舱，由于二/三子级的级间分离是冷分离，所以不需要考虑排焰问题。




一子级结构图




二子级结构图




三子级结构图

### 三子级结构

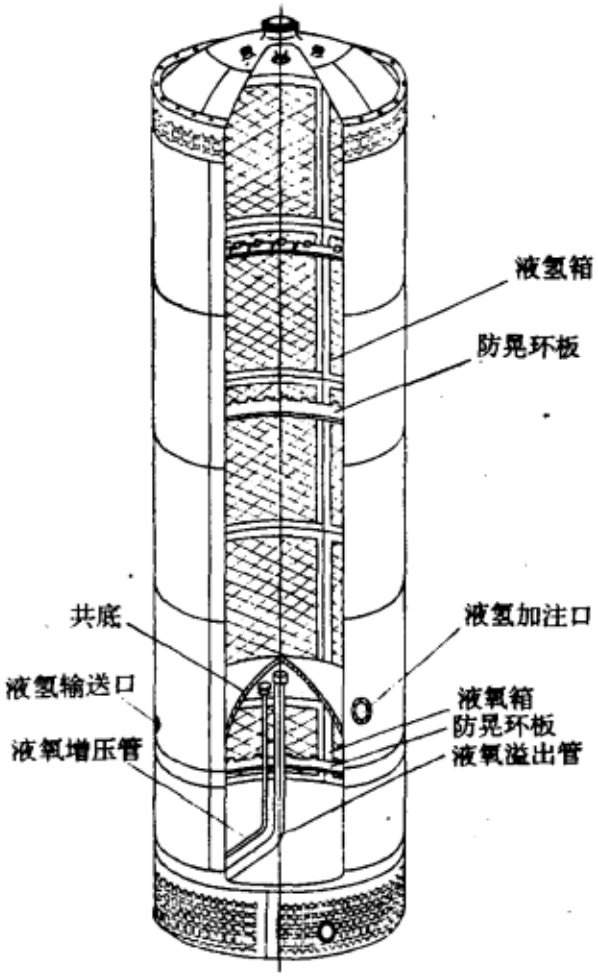
三子级结构由共底绝热贮箱、仪器舱、有效载荷支架、转接锥及阀门、导管等组成。

三子级贮箱为共底贮箱，上箱贮存液氢，下箱贮存液氧，为缩短火箭长度和减轻结构质量，两箱之间采用共底，共底凸向液氢箱。贮箱的外表面包覆了绝热层，对输送推进剂的导管也采取了绝热措施。

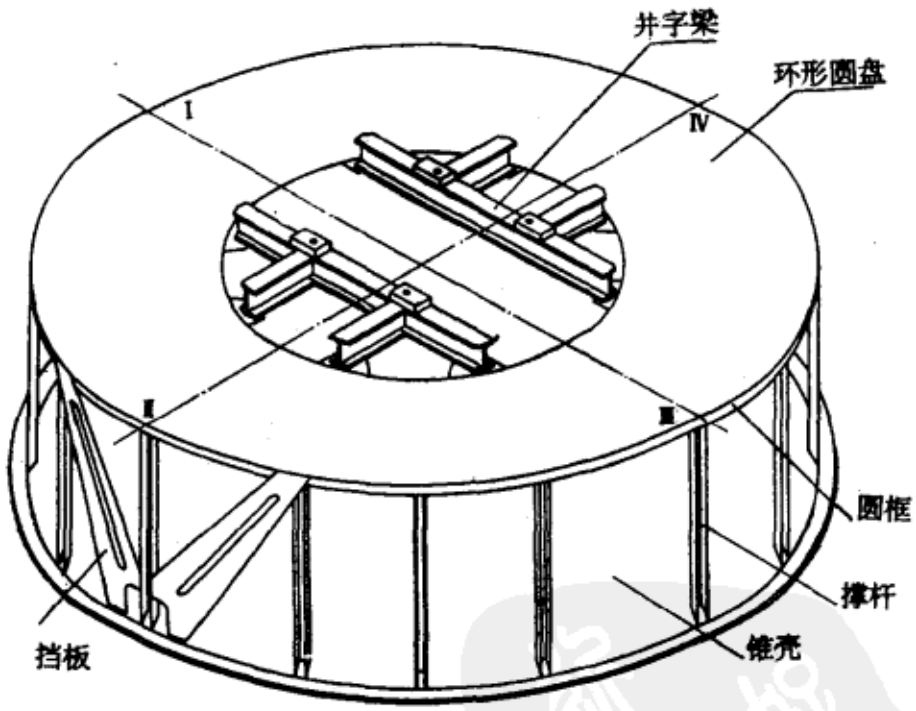
液氧箱由后短壳、后底、圆筒段和共底组成。后底为椭球底，在底的正中开有人孔，在液氧输送口处装有消旋器；圆筒段为化铣网格结构，筒内装了环形防晃板，以抑制液氧的晃动。此外，箱内还装有测量液位和温度的传感器。共底的型面与下底相同，由非金属蜂窝结构与上、下面板构成，其外侧焊有抽空管嘴和真空度测量及气体分析管嘴。加注推进剂之前，将共底抽至近于真空，加注后腔内气体冷凝，真空度进一步提高，达到绝热的目的，共底的边缘与上、下两个贮箱的箱壁相连，为了防止箱壁之间的热传导，在此处采用了绝热的承力结构。

液氢箱由共底、圆筒段、前底和前短壳组成。圆筒段由4个筒形壳段组焊而成，筒内分三层共装有6块扇形防晃板及一个环形防晃框，用以抑制晃动。还装有破坏液氢温度分层的环形结构。前底也是椭球形的，正中开有人孔。前短壳用化铣网格整体壁板构成。

贮箱外表面的绝热层是以喷涂聚氨酯泡沫塑料为主体的多层密封缠绕式结构。由缓冲层、隔热层和防护层三部分组成，缓冲层的作用是改善铝合金箱壁与泡沫塑料之间线膨胀系数不同而引起的变形不一致，使泡沫塑料牢固地粘接在箱壁上；隔热层起绝热作用；防护层的作用是防止气体渗透、防机械损伤、防热辐射和保护整个绝热层能经受飞行中的气流冲刷。




三子级箱体结构图



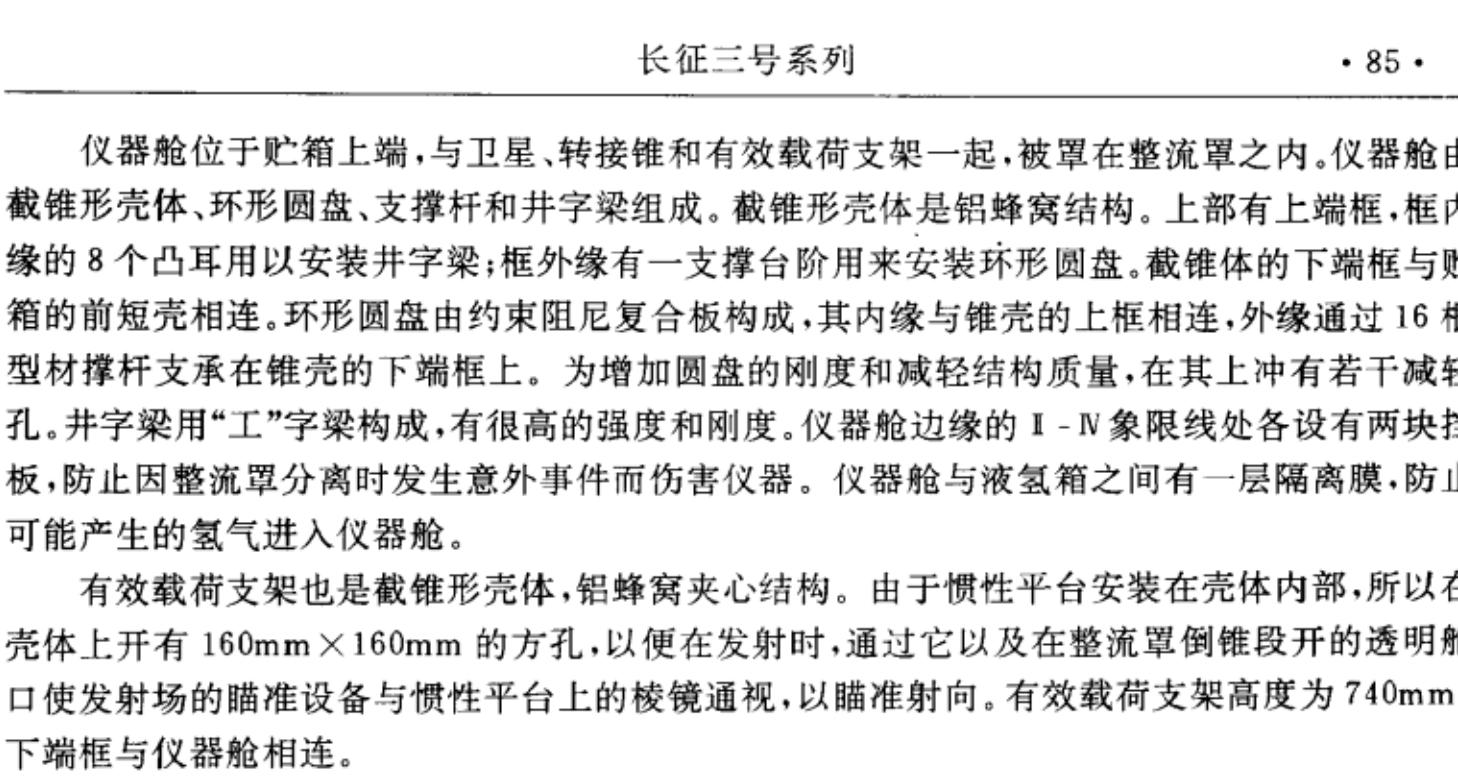

仪器舱结构图

仪器舱位于贮箱上端，与卫星、转接锥和有效载荷支架一起，被罩在整流罩之内。仪器舱由截锥形壳体、环形圆盘、支撑杆和井字梁组成。截锥形壳体是铝蜂窝结构。上部有上端框，框内缘的 8 个凸耳用以安装井字梁；框外缘有一支撑台阶用来安装环形圆盘。截锥体的下端框与贮箱的前短壳相连。环形圆盘由约束阻尼复合板构成，其内缘与锥壳的上框相连，外缘通过 16 根型材撑杆支承在锥壳的下端框上。为增加圆盘的刚度和减轻结构质量，在其上冲有若干减轻孔。井字梁用“工”字梁构成，有很高的强度和刚度。仪器舱边缘的Ⅱ-Ⅳ象限线处各设有两块挡板，防止因整流罩分离时发生意外事件而伤害仪器。仪器舱与液氢箱之间有一层隔离膜，防止可能产生的氢气进入仪器舱。

有效载荷支架也是截锥形壳体，铝蜂窝夹心结构。由于惯性平台安装在壳体内部，所以在壳体上开有 160mm×160mm 的方孔，以便在发射时，通过它以及在整流罩倒锥段开的透明舱口使发射场的瞄准设备与惯性平台上的棱镜通视，以瞄准射向。有效载荷支架高度为 740mm，下端框与仪器舱相连。

“长征三号”的转接锥有 A、B 两种型号，A 型用于发射国内卫星，锥高 680mm，与卫星的接口尺寸为 $\phi$872mm；B 型用于发射外国制造的卫星，锥高 300mm，与卫星的接口尺寸是国际上通用的标准接口 $\phi$937mm。两种型号的转接锥下对接框都是与有效载荷支架相连，对接尺寸为 $\phi$1036mm。上对接框通过包带与卫星的对接框相连。

液氢的粘度低，渗透性强，再加上超低温，给阀门、导管带来了密封和绝热的困难。三子级上除了对密封材料进行选择之外，还对阀门或导管接头的结构采用了气密设计。三子级共有阀门 17 种，导管 23 种，其中的液氢输送管比较复杂，它是双层的真空导管，由内管、外管和防辐射夹层组成，使用前将夹层之间抽成真空，使通过导管的液氢温升低于 0.003℃。液氢输送管设在贮箱外面，绕过液氧箱后，通向发动机。




抛罩过程示意图

## 整流罩

“长征三号”的整流罩有 A、B 两种型号，A 型罩的最大直径为 2.6m，圆筒长度 2.4m，B 型罩的最大直径是 3.0m，圆筒段长度 2.6m，除直径和高度不同之外，结构形式和分离方式都是

一样的。火箭处于临射状态时，发射场的空调系统可以对整流罩内部进行空调，确保罩内的温度、湿度和洁净度满足卫星的要求。整流罩由玻璃钢端头、非金属蜂窝的双锥段、金属蜂窝的圆筒段和化铣的倒锥段组成。成品是两个独立的半罩，发射前通过爆炸螺栓连成整体，并通过爆炸螺栓和铰链机构与三子级箭体相连。双锥段对无线电波是透明的，透波率约为85%。二级飞行末期，大气环境已不会危害卫星，整流罩与火箭分离。分离时，控制系统先令与三子级相连的爆炸螺栓起爆，然后再使将两个半罩连成整体的爆炸螺栓起爆，这时，两个半罩各自在分离弹簧的作用下，绕下端的铰链旋转，当转到一定的角度，铰链脱开，半罩在离心力的作用下，沿切线方向离开三子级箭体。由于瞄准的需要，在倒锥段的第Ⅲ象限线上开有瞄准窗口。因而在Ⅰ-Ⅲ象限线上不能设分离面，所以整流罩只能从Ⅱ-Ⅳ平面分离。

## 推 进 系 统

"长征三号"的推进系统由一、二、三子级的推进系统组成。一、二子级的推进剂是四氧化二氮和偏二甲肼，三子级的推进剂是液氧和液氢。

### 一子级推进系统

一子级推进系统与"长征二号C"的基本相同，只是"长征三号"的一子级发动机是FY-21，而"长征二号C"的是YF-21。由于两者由不同的工厂生产，存在着一些细微差别，但它们的组成、工作原理、功能和与箭体的接口都是一样的，可以互换。"长征三号"从第11发火箭开始，改用YF-21B发动机。

### 二子级推进系统

二子级推进系统原与"长征二号C"的完全一样，后改为加长喷管的YF-24D发动机。

### 三子级推进系统

三子级推进系统由YF-73氢氧发动机、输送系统、增压系统、推进剂管理系统和其它系统组成。

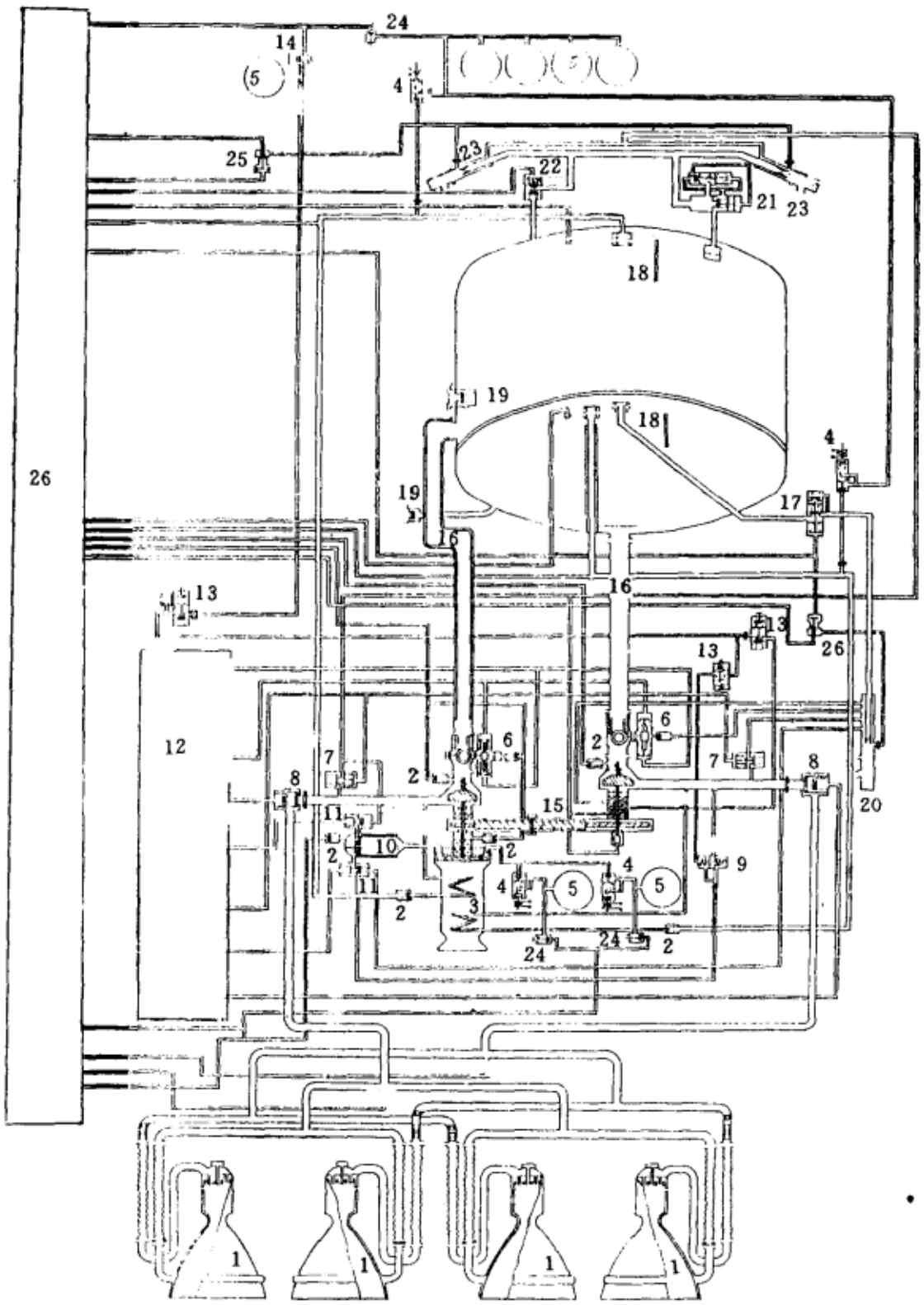
**YF-73氢氧发动机**

发动机采用燃气发生器循环系统，由一台涡轮泵供应四台推力室，液氢泵和液氧泵均为一级离心泵，涡轮为一级冲动式涡轮；发动机可作二次起动，每次起动都是用气瓶起动、用火药点火器点火。

发动机由推力室、涡轮泵、燃气发生器、自动器、起动气瓶和火药点火器等组成。

推力室分头部和身部两部分；头部采用平顶式结构，氧腔在上，氢腔在下。头部中心有安装火药点火器的四孔座，在孔座周围有三圈按同心圆排列的喷嘴，内圈的8个喷嘴和第二圈的12个喷嘴为中心喷嘴，它们的氧喷嘴为离心式结构，外圈的18个喷嘴为边区喷嘴，其氧喷嘴为直流式，喷注器面板为不锈钢丝编织烧结而成的金属纤维发汗材料。氢对面板进行发汗冷却，防止面板被烧蚀；身部由内、外壁钎焊连结而成，喷管型面按罗氏最佳推力喷管设计。内壁上铣有沟槽式冷却通道，冷却剂液氢进入冷却通道后先流向喷口，再由相邻槽返回头部。推力室的身部焊有传动轴，轴端有齿，与伺服机构啮合后实现推力室单向摆动。

涡轮泵由涡轮、液氢泵、液氧泵和齿轮箱等组成。涡轮和液氢泵同轴，是主动轴，液氧泵单




三子级推进系统

1.燃烧室；2 单向阀门；3 换热器；4 电动气阀门；5 气瓶；6 泵前阀门；7 泄出阀门；8 主阀门；9 稳压器；10. 燃气发生器；11. 副系统控制阀门；12. 阀门盒；13. 减压器；14. 卸荷开关；15. 涡轮泵；16. 输送管；17. 安全溢出阀门；18. 加注液位指示器；19. 加注阀门；20. 氧排气管；21. 保险阀门；22. 氢放气阀门；23. 氢排气管；24. 手动开关；25. 气动阀门 26. 地面配气台.

独一根轴，是从动轴，中间由减速齿轮传动。涡轮为单级冲动式结构，由涡轮盖、转子和主轴组成；液氢泵由诱导轮、离心轮、螺壳、前后密封环组成；液氧泵由进口管、泵轴、诱导轮、离心轮、前后密封环和氧泵壳体组成；齿轮箱由上盖、下盖、齿轮、中轴及限流嘴组成，限流嘴是用来控制冷却剂一液氢的流量的。

燃气发生器由头部和身部构成。头部为平顶式结构，有三层平底，第一、二层底之间为液氢腔，第二、三层底之间为液氧腔。头部中央为火药点火器喷口，其周围由 16 个双组元同轴式喷嘴排列成两个同心圆。身部由圆柱段和收敛段组成，两者均为双层壁结构，内壁上有铣槽，形成再生冷却通道。

自动器共有 24 种 41 个，主要包括：液氢泵前阀门、液氧泵前阀门、液氢主阀门、液氧主阀门、氢副系统控制阀门、氧副系统控制阀门、氢泄出阀门、氧泄出阀门、氮气减压器、液氧稳压器、气动阀门和电动气阀门等器件，用以控制发动机的起动和关机。

起动气瓶内贮高压氮气，当电动气阀门通电打开后，高压氮气通过起动喷嘴吹动涡轮，氮气耗尽后由燃气接替维持发动机正常工作，因为发动机要作两次起动，故设有两套独立的气瓶起动系统。

发动机上共有 20 个火药点火器，燃气发生器头部和每个推力室的头部各装 4 个，每次点火时各消耗两个，其中一个为冗余。点火器由电发火系统、能量释放系统（包括引燃药、烟火药、过渡药和惰性药等）和结构件组成。

YF-73 发动机主要性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 真空推力 | 44.43kN | 验收时的工作时间 | 第一次工作 800s |
| 真空比冲 | 4119N · s/kg | | 滑行段 200s |
| 推进剂总流量 | 10.786kg/s | | 第二次工作 600s |
| 推进剂质量混合比 | 5.0 | 外廓尺寸（高×直径） | 1438mm×2220mm |

**输送系统**

输送系统包括液氧系统和液氢系统两部分，其主要功能是在发射准备时，在液氧箱的安全溢出阀门和液氢箱的放气阀门打开的状态下，通过加注阀门和加注液位指示器，分别对液氧箱和液氢箱进行加注（或泄出）；在飞行中则通过装有漩涡消除器的贮箱出口和输送管向发动机输送液氧和液氢。液氧和液氢进入泵之后各自分成 3 路，其中主要的一路通过主阀门再分成 4 路分别进入 4 个推力室；另外两路中的一路进入燃气发生器，形成燃气，先吹动涡轮，然后加热换热器的蛇形管，最后排出箭体；另一路进入换热器中的蛇形管。

**增压系统**

增压系统的功能是对液氧箱和液氢箱进行增压。增压方案有起飞前的地面增压、箭上的气瓶补压和自生增压三种。地面增压是用地面设备及气源对贮箱增压，以保证起飞时贮箱有足够的压力；箭上气瓶补压系统由贮箱压力信号计、电动气阀门和气瓶组组成，主要用于在发动机第一次程序预冷导致贮箱气枕压力下降和因自生增压的气体在滑行段温度下降引起贮箱压力降低的情况下补压，补压的开始和结束均由压力信号计控制；在发动机工作阶段，贮箱的气枕压力由自生增压系统保证，也就是利用在换热器蛇形管中被加热的氧气和氢气进行增压。

**推进剂管理系统**

推进剂管理系统的动力部分是 FY-81 无水肼发动机，它直接受控制系统的开关放大器控

制。FY-81 发动机由气路系统、液路系统、温度控制系统及电缆网组成。气路系统包括手动阀门、钛合金气瓶、电爆阀门、减压器和导管；液路系统包括无水肼贮箱、破裂膜片、节流组件、过滤器和导管；推进装置包括 4 个推力为 9.8N 的喷管及电磁阀、2 个推力为 39N 的喷管及电磁阀、4 个推力为 59N 的喷管及电磁阀和 2 个推力为 196N 的喷管及电磁阀；温度控制系统包括贮箱加热器、组件加热器、导管加热器及温度传感器。

FY-81 发动机全部安装在三子级发动机的机架上，其推进剂输送方式为挤压式。工作时高压氦气通过减压器挤压无水肼贮箱内的橡胶囊，使无水肼冲破贮箱出口处的破裂膜片，分别流至 12 个电磁阀的入口处，当电磁阀接受控制系统的指令打开时，无水肼即进入喷管头部，与那里的催化剂起反应，产生高温气体，气体从喷管排出产生推力。

三子级发动机第一次关机后，火箭处于失重状态，这时无水肼喷管一方面保持火箭的姿态稳定，一方面产生轴向加速度使液氢和液氧沉于贮箱底部。氢氧发动机起动和关机过程对推进剂的扰动较大，这时 196N 的喷管工作，当推进剂已经沉于贮箱底部之后就由 39N 的喷管接替 196N 喷管，保持推进剂的沉底状态。三级发动机第二次关机后还利用 2 个 196N 的喷管进行末速修正。

**其它系统**

基于液氢、液氧的低温易爆的特点，三子级上还设有排气系统、吹除和气封系统。

排气系统由液氧箱的安全溢出阀门、液氢箱的放气阀门和保险阀门以及相应的导管组成。加注或泄出时安全溢出阀门和放气阀门打开，贮箱增压时则关闭；飞行中如果贮箱的气枕压力超过允许值时，则阀门将自动打开；发动机吹除时，吹除气体由吹除阀门进入需要吹除的流路，从排气口或泄出阀门或副控阀门汇入排气管排出；发动机预冷时主阀门关闭，泵前阀门和泄出阀门打开，推进剂经泵前阀门进入发动机，预冷后分别从排气口或泄出阀门或副控阀门汇入排气管排出。氧排气管道和氢排气管道是互相隔离的，氧气（或液氧）和氢气（或液氢）都通过各自的排气口集中排放。

吹除和气封系统由脱拔插头、导管和限流嘴组成。气源来自地面设备，从一子级尾段进入箭体，经一子级导管、一、二子级之间的脱拔插头、二子级导管、二、三子级之间的脱拔插头、三子级导管和限流嘴，对二、三级级间段、液氢箱与仪器舱之间的前底舱进行吹除和对氧排气管出口和氢排气管出口进行气封，以防止氢气聚集和防止空气及其中的水气通过排气管进入排气阀门而导致阀门冻死。

## 制导和控制系统

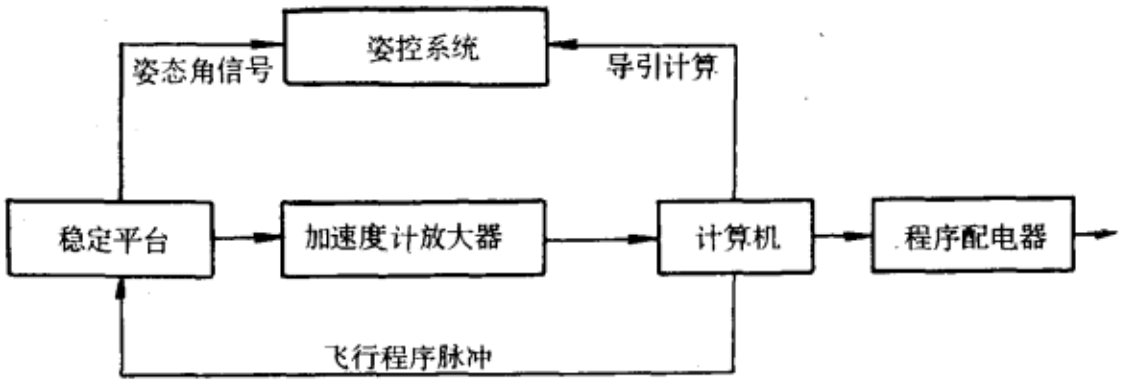
“长征三号”的制导和控制系统由制导系统和姿态控制系统组成。

### 制导系统

制导系统采用平台-计算机方案，其任务是发出各级关机（起动）指令，并在二、三级飞行期间进行法向、横向导引计算，将结果输往姿态控制系统。为了满足各级飞行的特定要求，采用了不同的制导方法：第一级采用射程关机，以控制残骸落点；第二级和第三级第一次飞行段均采用速度关机；第三级第二次起动采用绝对定时起动，以控制幅角；第三级第二次关机采用半长轴关机，以控制半长轴的偏差；末速修正段采用视速度增量关机。

当火箭的正常关机出现故障时，采用下列保护措施：第一级用耗尽关机；第二级采用判别

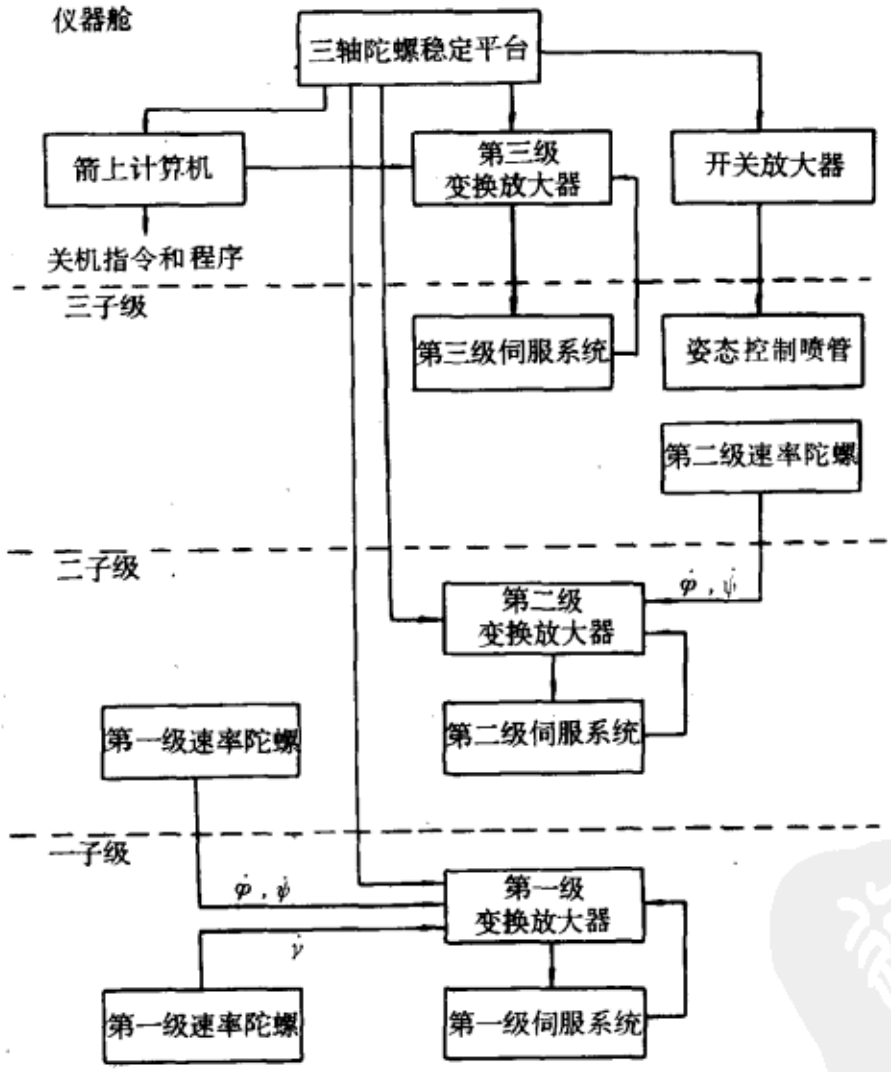
$X$ 向加速度计输出脉冲个数进行关机；第三级第一次飞行段采用定时关机；第三级第二次飞行段采用判别 $Y$ 向加速度计脉冲个数进行关机；末速修正段采用定时关机。




制导系统原理方框图

## 姿态控制系统

姿态控制系统采用平台速率陀螺网络、摇摆发动机控制方案；由三轴稳定平台、速率陀螺、变换放大器、开关放大器和伺服机构等组成，(见姿态控制系统方框图)。在第三级第一次工作




姿态控制系统方框图

段和第二次工作段由伺服机构带动发动机摇摆，实现姿态控制，而在滑行段则由开关放大器控制无水肼喷管的工作，实现姿态控制。

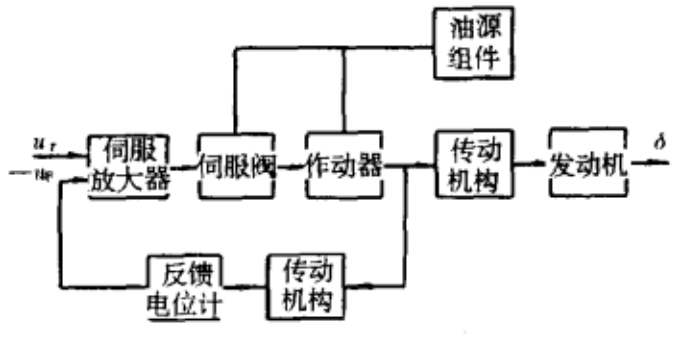
三轴稳定平台感应箭体姿态角和由弹性振动引起的附加姿态角，俯仰通道还接受由计算机发出的俯仰程序指令。平台的输出信号是1000Hz交流信号，其幅值表示姿态角偏差的大小，相位表示姿态角的极性。

速率陀螺感应箭体姿态角速度和因箭体弹性振动引起的附加姿态角速度，输出信号也是1000Hz交流信号，在一级俯仰、偏航、滚动通道和二级俯仰、偏航通道各用一个速率陀螺。

变换放大器由检波器、校正网络和综合放大器组成，检波器将平台和速率陀螺输来的交流信号解调为直流信号，送至校正网络进行整形和滤波，最后送至综合放大器进行放大。

伺服机构是姿态控制系统的执行元件，它带动发动机偏摆，以产生控制力矩。

图中示出了二、三子级的伺服机构。一子级伺服机构与之区别在于反馈电位计前面无传动机构。



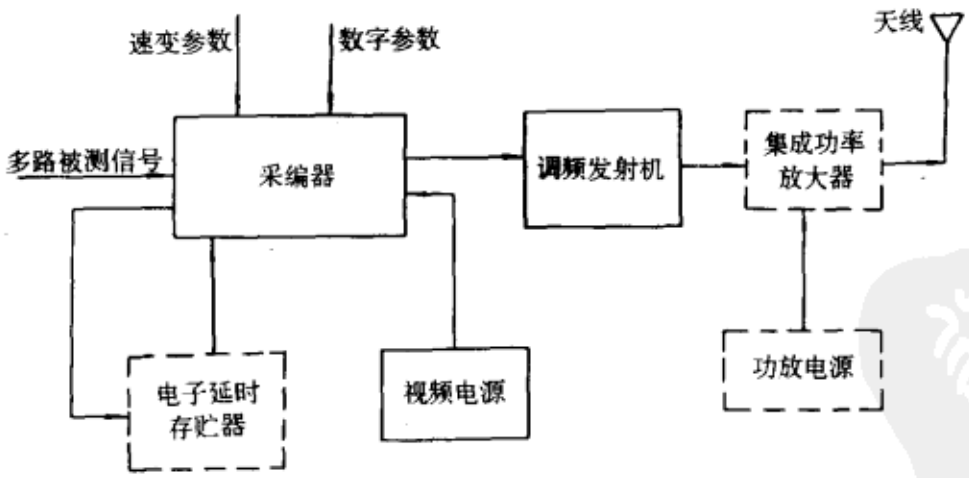

伺服机构方框图

开关放大器由检波器、网络和开关控制器组成。平台输入的信号经检波、放大，使开关控制器输出控制电流来控制电磁阀门的开闭，令相应的喷管工作。

## 遥 测 系 统

CZ-3遥测系统采用两种体制的遥测设备，一子级装一套硬回收式磁记录器，二、三子级各装一套大速变无线电遥测设备。为了给地面接收站提供自动跟踪的信号，三子级上还装有一套P波段的信标机。

磁记录器由速变调制组合、运带机构回收装置和稳频电源组成，主要用于测量一级飞行段箭体各部位的振动、冲击和噪声。被测信号进入速变调制组合经频率调制后记录于运带回收装置。该装置随一子级残骸坠回地面。




大速变设备方框图

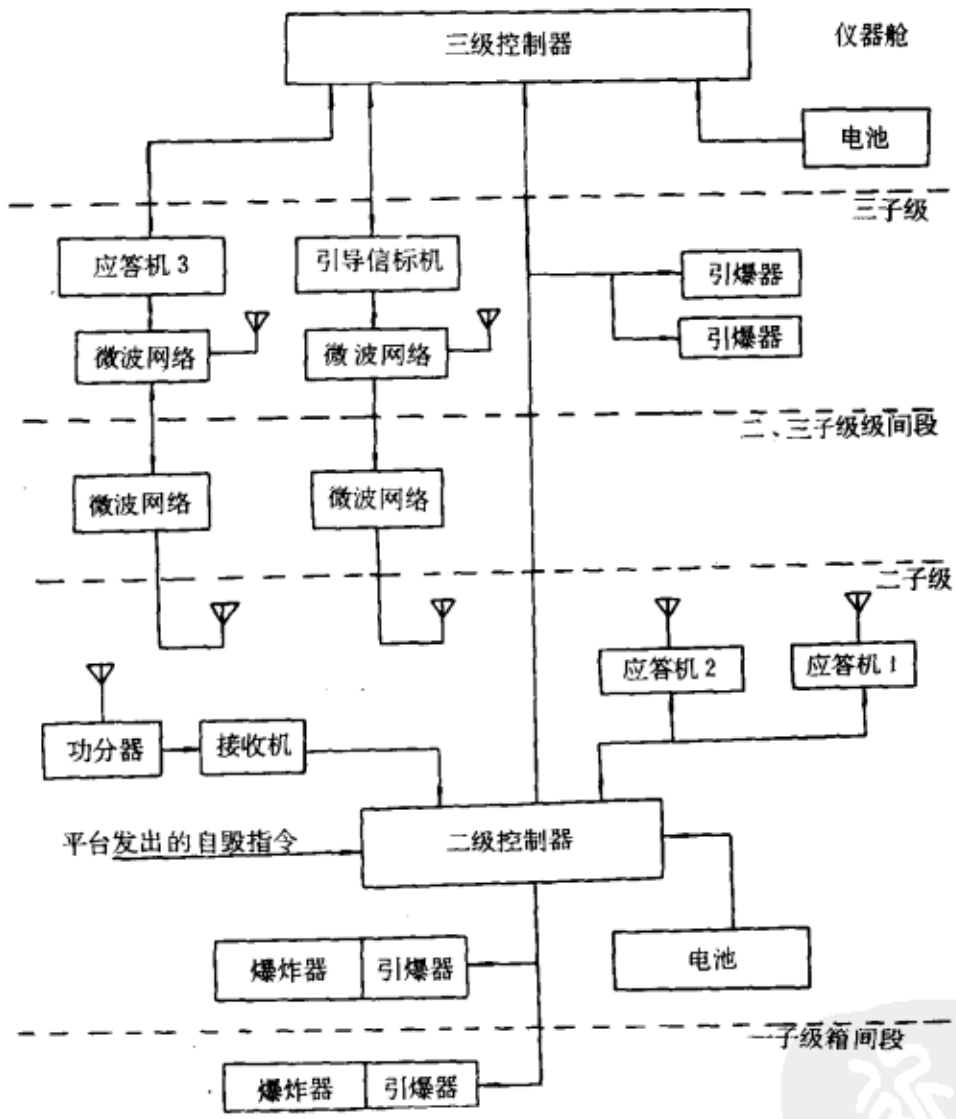
大速变无线电遥测设备由采编器、视频电源、调频发射机、电子延时存贮器、集成功率放大器、功放电源、天线以及若干传感器、变换器组成，见方框图，图示为安装于仪器舱的设备。安装于二子级的大速变遥测设备没有图中虚线示出的几部分。

装于二子级箱间段的大速变设备主要用于测量二级飞行时的冲击、噪声、振动和一级飞行时一子级的部分振动及一、二级的全部缓变参数。装于仪器舱的大速变设备主要用于测量三级的噪声、振动、冲击等速变参数以及缓变参数和数字量参数。

## 外测安全系统

CZ-3 火箭将外测系统和安全系统合并为一个外测安全系统，安全部分的作用时间为起飞后 20s 至第二级飞行结束。

外测安全系统的任务是与地面跟踪设备配合对火箭进行跟踪测量，并最终获得卫星入轨点的轨道参数；万一火箭在飞行中出现无可挽回的故障时，将火箭炸毁。




外测安全系统方框图

安全部分有遥控和自主式两种方式，由安全接收机、平台的安全触点、控制器、引爆器和爆炸器等组成。当火箭出现故障时可以由地面发出指令经接收机、控制器使引爆器和爆炸器起

爆。当平台的外环轴转角超过±(20°+2°)或内环轴、台体轴转角超过±(18°+2°)时，平台的安全触点接通，发出自毁信号令引爆器和爆炸器起爆。

## 电 源 系 统

CZ-3 火箭的控制系统、遥测系统和外测安全系统的电源是相互独立的。

控制系统的配电采用按分系统、大功率设备(如伺服机构、火工品和电磁阀等)分别供电的主副配电器方案，在地面测试时用整流电源和中频电机供电，射前转为箭上电池组供电。控制系统的电源由一次电源、配电器、程序配电器和二次电源组成。一次电源为 3 个蓄电池，由 3 个配电器和 4 个程序配电器配电；二次电源包括单相电源、双相电源、三相电源、平台系统电源(含高频电源、稳压电源)和计算机电源。

遥测系统的供电方案有两种，一、二子级采用电池加换流器方案，三子级采用纯电池方案。一子级的磁记录器由电池供电；安装在二子级的大速变遥测系统由电池、换流器和配电器供电。换流器的输入为 28±3V 直流电压，经直交流变换、整流滤波和稳压后输出 30V、+21V、−21V 和 6.3V 4 种直流电压。三子级的遥测系统电源由一块输出电压为 28V 的电池和一块输出电压为 21V 和 6V 的电池以及配电器组成。

外测安全系统的供电也是采用纯电池方案，一、二子级共用一块电池，三子级用一块电池。

## 其 它 系 统

CZ-3 火箭上的其它系统包括三级起旋系统、推进剂加注系统、火工品系统、方位瞄准系统和垂直度调整系统。

### 起旋系统

如果用户需要，CZ-3 第三级可以在末速修正段结束至星/箭分离这一段时间内使箭体绕纵轴慢速旋转。起旋系统由 4 个(两两同向)分两组安装于Ⅱ、Ⅳ象限的固体火箭组成，固体火箭的推力线均与箭体相切，点燃后形成力偶，使火箭以 7±10%r/min 的转速旋转。

### 推进剂加注系统

全箭的加注系统由一、二、三子级加注系统组成，一、二子级加注时，加注量由超声波点式传感器指示，它可指示三个液位，但考虑到贮箱的容积偏差和推进剂的温度影响，实际上只控制到第二液位，余下少量需要调节的补充加注量由地面系统控制，传感器的第三液位只起监视作用。三子级的推进剂加注采用点式电容传感器测量，由于遥测系统有连续式的电容液位传感器，为了确保可靠加注，所以遥测系统的传感器也参与加注指示。

### 火工品系统

箭上火工品分三类：第一类用于推进系统，如电爆管、点火器等；第二类用于级间分离，如爆炸螺栓、正推火箭、反推火箭等；第三类用于外测安全系统，如引爆器、爆炸器等。如按级分类，它们的名称、数量、用途见表。

**箭上火工品名称、数量及用途**

| 安装位置 | 名称 | 数量 | 用　途 |
|---|---|---|---|
| 一子级 | 电爆管 | 24 | 起动主阀门、起动阀门、断流阀门、火药起动器 |
| | 爆炸螺栓 | 12 | 一、二级级间连接及分离 |
| | 引爆器 | 1 | 引爆爆炸器 |
| | 爆炸器 | 1 | 自毁 |
| 二子级 | 电爆管 | 7 | 起动主阀门、起动阀门、断流阀门 |
| | 爆炸螺栓 | 26 | 二、三级级间连接及分离、整流罩的连接及分离 |
| | 正推火箭 | 2 | 二、三级级间分离、推进剂沉底 |
| | 反推火箭 | 8 | 二、三级级间分离 |
| | 点火器 | 10 | 点燃正、反推火箭 |
| | 引爆器 | 1 | 引爆爆炸器 |
| | 爆炸器 | 1 | 自毁 |
| 三子级 | 点火器 | 20 | 点燃发动机的燃气发生器和燃烧室 |
| | 电爆管 | 2 | 起动无水肼喷管系统 |
| | 爆炸螺栓 | 2 | 包带的连接及解锁 |
| | 反推火箭 | 2 | 星/箭分离(发射外星时改为 4 台起旋火箭) |
| | 点火器 | 2 | 点燃反推火箭(发射外星时 4 枚点火器点燃起旋火箭) |
| | 小型爆炸器 | 2 | 自毁 |

### 方位瞄准系统

系统的工作原理和箭上设备均与 CZ-2C 的相同，只是地面的设备有所改进，CZ-2C 采用光电经纬仪，而 CZ-3 采用激光瞄准仪。

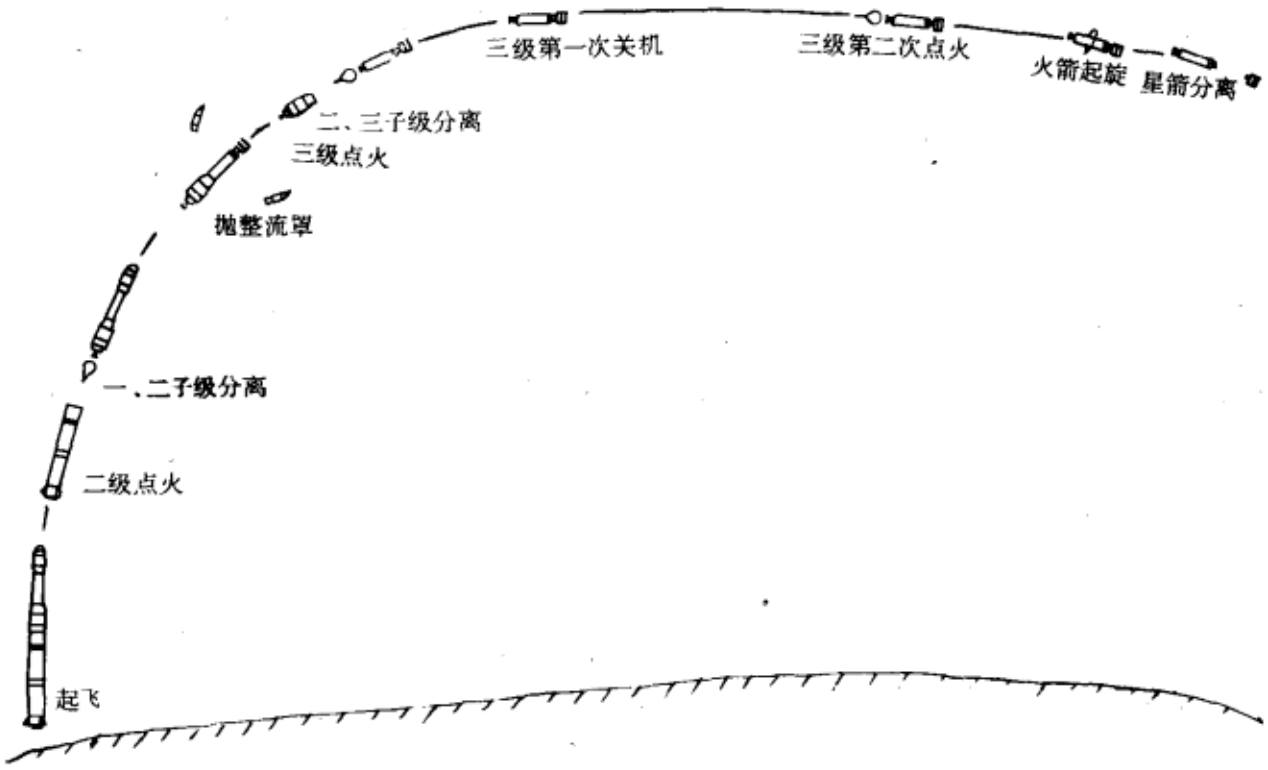
### 垂直度调整系统

垂直度调整系统由地面的水平指示仪、发射台自动调平系统和箭上的 2 台水平测量仪组成，2 台水平测量仪分别安装在平台底座和一子级发动机架下端面。垂直度调整的主要目的是减小火箭起飞段的横向漂移量。

## 典型飞行程序

CZ-3 的主要任务是发射地球同步卫星，在西昌卫星发射中心发射，轨道倾角为 31.1°～27°。CZ-3 的轨道可分为一级飞行段、二级飞行段、三级第一飞行段、滑行段(停候轨道)、三级第二飞行段、末速调整段和姿态保持段等 7 段，在姿态保持段末期可根据需要使火箭绕纵轴慢速旋转。该段结束后，星箭分离，卫星进入地球同步转移轨道。

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3$ | 第一级点火 | $T+263.25$ | 二/三级分离 |
| $T+0$ | 起飞 | $T+688.88$ | 三子级发动机第一次关机，进入停候轨道 |
| $T+10$ | 程序转弯开始 | $T+935.70$ | 三子级发动机第二次点火 |
| $T+126.66$ | 一子级发动机关机 | $T+1253.71$ | 三子级发动机第二次关机 |
| $T+127.89$ | 一/二级分离 | $T+1261.71$ | 末速调整喷管关机 |
| $T+255.25$ | 二子级主发动机关机 | $T+1291.71$ | 星/箭进入转移轨道，起旋火箭点火 |
| $T+259.25$ | 抛弃整流罩 | $T+1292.21$ | 起旋火箭熄火 |
| $T+262.25$ | 二子级游动发动机关机 | $T+1292.71$ | 星/箭分离 |




CZ-3 火箭典型飞行程序图

# 飞　行　记　录

| 序　号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 地球同步转移轨道 | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | |
| 1* | 1984.1.29 | 东方红二号 | 910 | 400 | / | 31.1 | 失败① |
| 2 | 1984.4.8 | 东方红二号 | 910 | 400 | 36111 | 31.1 | |
| 3 | 1986.2.1 | 东方红二号 | 917 | 400 | 36127 | 31.1 | |
| 4 | 1988.3.7 | 东方红二号A | 1024 | 200 | 36116 | 31.1 | |
| 5 | 1988.12.22 | 东方红二号A | 1024 | 200 | 36151 | 31.1 | |
| 6 | 1990.2.4 | 东方红二号A | 1024 | 200 | 36171 | 31.1 | |
| 7 | 1990.4.7 | 亚洲一号 | 1247 | 200 | 36140 | 31.1 | |
| 8* | 1991.12.28 | 东方红二号A | 1024 | 200 | / | 31.1 | 失败② |
| 9 | 1994.7.21 | 亚太一号 | 1385 | 200 | 42386 | 27 | |

①三子级发动机的燃气发生器富氧燃烧，第二次起动后约 5s 推力突然下降，卫星未进入地球同步转移轨道。

②三子级发动机的控制气路泄漏，第二次工作段提前关机，卫星未进入地球同步转移转道。

# 长征三号 A

“长征三号 A”(CZ-3A)运载火箭是在“长征三号”火箭成功之后重新研制的一种三级大型运载火箭，采用了百余项新技术，其技术性能、使用性能以及适应性等均较 CZ-3 有显著提高。它是长征三号系列火箭的基本型型号。CZ-3A 于 1985 年 3 月开始方案论证，1986 年 4 月正式研制，1994 年首次飞行试验成功。

“长征三号 A”运载火箭主要运载地球同步转移轨道的有效载荷，也可以运载低轨道、极轨道或逃逸轨道的有效载荷。CZ-3A 在西昌卫星发射中心发射，其地球同步转移轨道的运载能力为 2600kg。

CZ-3A 的一、二子级基本上与 CZ-3 的一、二子级相同，只是结构尺寸有某些改变，如尾翼加大，贮箱增长等。三子级则是新研制的，采用了许多先进的技术，如数字化、小型化的控制系统、四框架挠性平台、大推力氢氧发动机、冷氦增压系统、推进剂利用系统和用氢气气动机作动力的伺服机构等，但也尽可能地利用了 CZ-3 的经验和成果。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 级 | 运载能力(地球同步转移轨道) | 2.6t |
| 全长 | 52.52m | 入轨精度(地面同步转移轨道，1σ)： | |
| 最大直径 | 3.35m | 半长轴偏差 | 33km |
| 翼展 | 6.35m | 倾角偏差 | 0.07° |
| 起飞质量 | 241t | 近地点高度偏差 | 10km |
| 起飞推力 | 2961.6kN | 近地点幅角偏差 | 0.17° |
| 推重比 | 1.25 | 升交点经度偏差 | 0.17° |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 26.972m | 发动机 | DaFY6-2 |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 质量 | 183.28t | 地面推力 | 2961.6kN |
| 结构质量 | 11.23t | 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 172.05t | 工作时间 | 146s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.276m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机　742.04kN |
| 质量 | 34.116t | | 游机　4×11.77=47kN |
| 结构质量 | 3.561t | 真空比冲 | 主机　2922.4N·s/kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂质量 | 30.555t | | 游机 2834N·s/kg |
| 发动机 | 主机 DaFY21-1 | 工作时间 | 主机 114s |
| | 游机 YF-23B | | 游机 119s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 12.375m | 发动机 | YF-75 |
| 直径 | 3.0m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 质量 | 20.935t | 真空推力 | 2×78.453=156.9kN |
| 结构质量 | 2.742t | 真空比冲 | 4334.54N·s/kg |
| 推进剂质量 | 18.193t | 工作时间 | 469s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.887m | 直径 | 3.35m |
| 质量 | 500kg | | |

# 总 体 布 局

“长征三号A”运载火箭是三级液体火箭，其组成和布局与“长征三号”火箭相同，只是各部分的结构尺寸有所变化，详见“长征三号A”火箭外形及总体布局图。

# 箭 体 结 构

CZ-3A 箭体结构由一、二、三子级和整流罩组成。

### 一子级结构

一子级箭体的组成及结构形式与 CZ-3 的相同，只是贮箱长度和尾翼面积有所增加，另外，由于考虑到进一步的发展，为捆绑助推器作了预埋设计，对捆绑助推器的支点部位进行了局部加强。

### 二子级结构

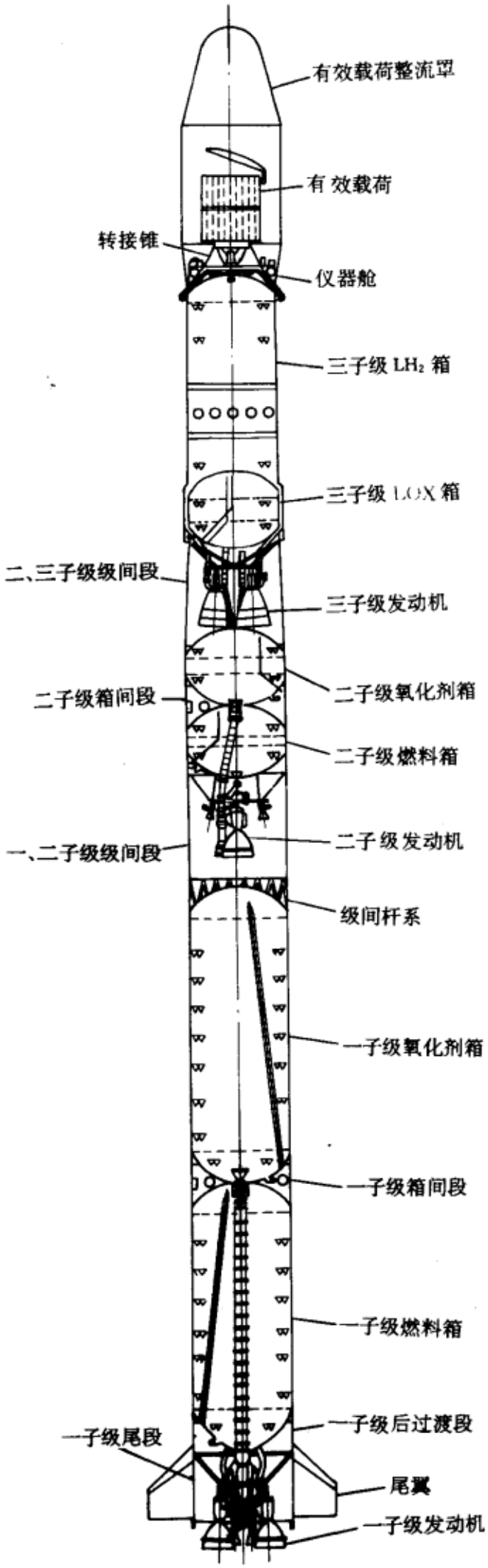
二子级结构的组成及结构形式与 CZ-3 基本相同。

### 三子级结构

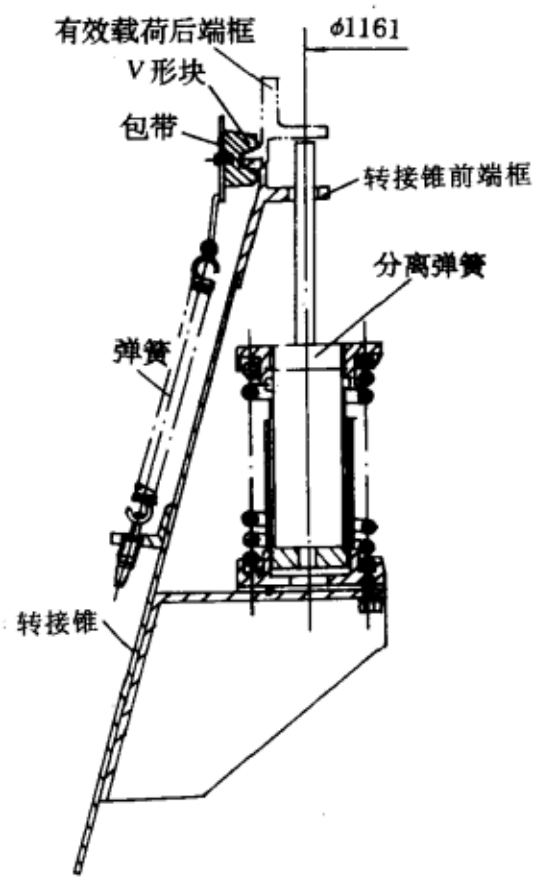
三子级结构由贮箱、仪器舱、过渡锥和包带装置组成。

贮箱直径 3m，结构形式同 CZ-3 三子级的贮箱。由于三子级发动机由双机构成，所以液氧箱和液氢箱各有两个输出口。又因为液氧箱采用冷氦增压，在液氢箱内安装了 7 个气瓶。

仪器舱由截锥形壳体、环形盘和 20 根支撑杆组成，高 740mm。锥壳的前框与过渡锥相连，直径 1748mm；后框与贮箱相连，其直径为 2990mm；壳段由铝合金蜂窝板构成，是主要的承力

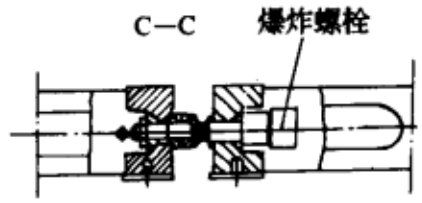



←“长征三号 A”火箭外形及总体布局图




星/箭连接结构图




包带-爆炸螺栓连接图

构件，其内壁设有绝热层，以隔绝液氢箱的低温。环形盘也由铝合金蜂窝板构成，蜂窝夹芯板的厚度约为 30mm，是安装仪器、电缆的主要结构。支撑杆由 U 形型材构成，与截锥壳段共同承担环形盘及盘上安装的仪器、电缆的重量。

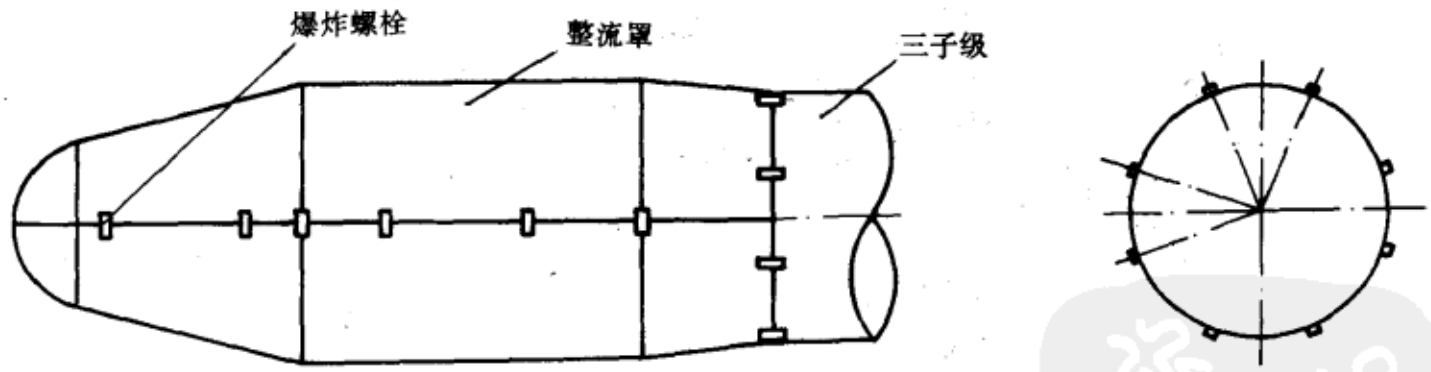
过渡锥呈一个截锥形结构由上、下端框和锥壳组成，下端框与仪器舱相连，上端框通过包带装置与卫星相连。锥壳是承力构件由碳纤维蜂窝构成，即面板是碳纤维板而夹芯是铝蜂窝。过渡锥上固定着 6 个分离弹簧支座、4 个分离传感器支架和用来安装拉伸弹簧、电缆等的耳片。过渡锥上端框的对接尺寸是国际上通用的，有 $\phi$937mm，$\phi$1194mm 和 $\phi$1497mm 三种尺寸可供用户选用。

包带装置包括 2 根钢带、2 个无污染爆炸螺栓、32 个夹块、14 根拉伸弹簧、4 根限位弹簧、1 个定位块和 2 个解锁遥测元件。32 个夹块和 1 个定位夹块固定在钢带上，2 根钢带通过爆炸螺栓连成整体，拉伸弹簧一端连在包带上另一端连在过渡锥的耳片上。当拧紧爆炸螺栓时，钢带被拉紧，夹块将卫星/过渡锥连接在一起。

星/箭分离时，两个爆炸螺栓（只要其中之一）被引爆，包带断开并向外扩张，但受到限位弹簧的约束，只能扩到一定的程度以免损伤卫星，然后在拉伸弹簧的作用下被拉向过渡锥一侧，并固定在锥壳上。在 6 根分离弹簧的作用下，星、箭被分开。包带的解锁信息和星、箭的分离信息分别通过解锁遥测元件和分离传感器被送往箭上的遥测系统。

## 整流罩

CZ-3A 整流罩由前锥段、圆筒段、倒锥段和连接/分离组件组成。前锥段包括球形端头和截锥壳，两者母线相切，锥段的半锥角为 15°，端头的半径为 1m。端头的材料是玻璃钢，锥段和圆筒段都是铝蜂窝结构。圆筒段直径为 3.35m。倒锥段为化铣结构。连接/分离组件包括爆炸螺栓、铰链和分离弹簧。整个整流罩由两个半罩组成，总高度 8.887m。射前在发射塔上用爆炸螺栓将两个半罩连成一体，并与三子级相连；分离时首先令与三子相连的爆炸螺栓解锁，然后再令连接两个半罩的爆炸螺栓解锁。在分离弹簧的作用下，像 CZ-3 抛罩时一样，两个半罩各自绕铰链的转轴旋转，最终沿切线方向飞离三子级。




CZ-3A 整流罩及爆炸螺栓分布图

# 推　进　系　统

CZ-3A 的推进系统由一、二、三子级的推进系统组成。一、二子级的推进剂是四氧化二氮和偏二甲肼，发动机的性能与 CZ-3 的基本相同；三子级的推进剂是液氧和液氢，发动机是新研制的氢氧发动机 YF-75。

## 一子级推进系统

一子级推进系统的发动机是 DaFY6-2，输送系统则与 CZ-3 一子级的相同。DaFY6-2 是 YF-21 的改进型，改进后推力增大了 196kN，与箭体的接口不变，但机架上预留了捆绑助推器的结构。

## 二子级推进系统

二子级推进系统的发动机是 DaFY20-1，由主机和游机组成，输送系统与 CZ-3 二子级的相同。DaFY20-1 是 YF-24 的改进型，改进后的主机喷管增长 450mm，游机喷管增长 104mm；主机推力增加 22kN，比冲增加 88N · s/kg；游机推力增加 1kN，比冲增加 72N · s/kg。

## 三子级推进系统

三子级推进系统由 YF-75 氢氧发动机、输送系统、增压系统、推进剂利用系统、推进剂管理系统及其它系统组成。

### YF-75 氢氧发动机

YF-75 是新研制的发动机，经历了方案论证、模样、初样和试样等阶段。从 1989 年开始进行发动机试车，到 1993 年 1 月为止，累计试车 22065s，累计起动 67 次，并做到了 6 倍工作时间无故障。YF-75 发动机由两台单机通过机架并联构成，每台单机自成系统，独立运行，可进行双向摇摆，最大摆角为 4°。

发动机采用燃气发生器动力循环方案，由两台气动串联的涡轮泵分别为推力室供应液氢和液氧。

发动机可进行二次起动，用固体火药起动器作为涡轮泵的起动能源，推力室用固体烟火点火器点火，两次起动之间的滑行时间不受限制。

YF-75 发动机由推力室、燃气发生器、涡轮泵、各种阀门和总装元件构成。

推力室包括头部、身部和延伸喷管三部分。头部采用同轴式氢氧喷嘴单元，氧喷嘴为离心式，氢喷嘴为直流缝隙式，所有的喷嘴单元都相同，并按同心圆排列。身部采用锆铜合金的沟槽内壁、用电铸镍形成外壁。喷管延伸段采用螺旋管束式结构方案，用氢作排放冷却剂。

燃气发生器头部采用离心式氧喷嘴，直流式氢喷嘴，并带有扰流装置，身部为单层壁不冷却结构。

涡轮泵包括氢涡轮泵和氧涡轮泵两部分，两者为非共轴气动串联系统，两台涡轮泵分别设在推力室两侧，燃气发生器供应的燃气首先驱动氢涡轮，然后再驱动氧涡轮。氢涡轮泵主要由氢涡轮、氢泵、上支座、下支座、动密封和轴承等组成。氢涡轮转子为超临界柔性转子、采用轮盘、叶片、主轴的整体结构。氢涡轮为超声速、轴流、速度复合级涡轮。氢泵采用离心泵，泵与涡轮之间设有动密封。轴承为滚珠轴承，由液氢冷却。从氢涡轮排出的燃气经过换热器之后进入

氧涡轮。氧涡轮泵由氧涡轮、氧泵、上支座、下支座、密封和轴承等组成。氧涡轮泵转速低于一阶临界转速。氧涡轮为轴流,速度复合级涡轮。氧泵采用离心泵。轴承为滚珠轴承。在泵与涡轮之间设有多道密封。

每台单机的阀门主要有:氢泵前阀、氧泵前阀、氢主阀、氧主阀、推进剂利用阀、氢副控阀、氧副控阀以及电动气阀门等。

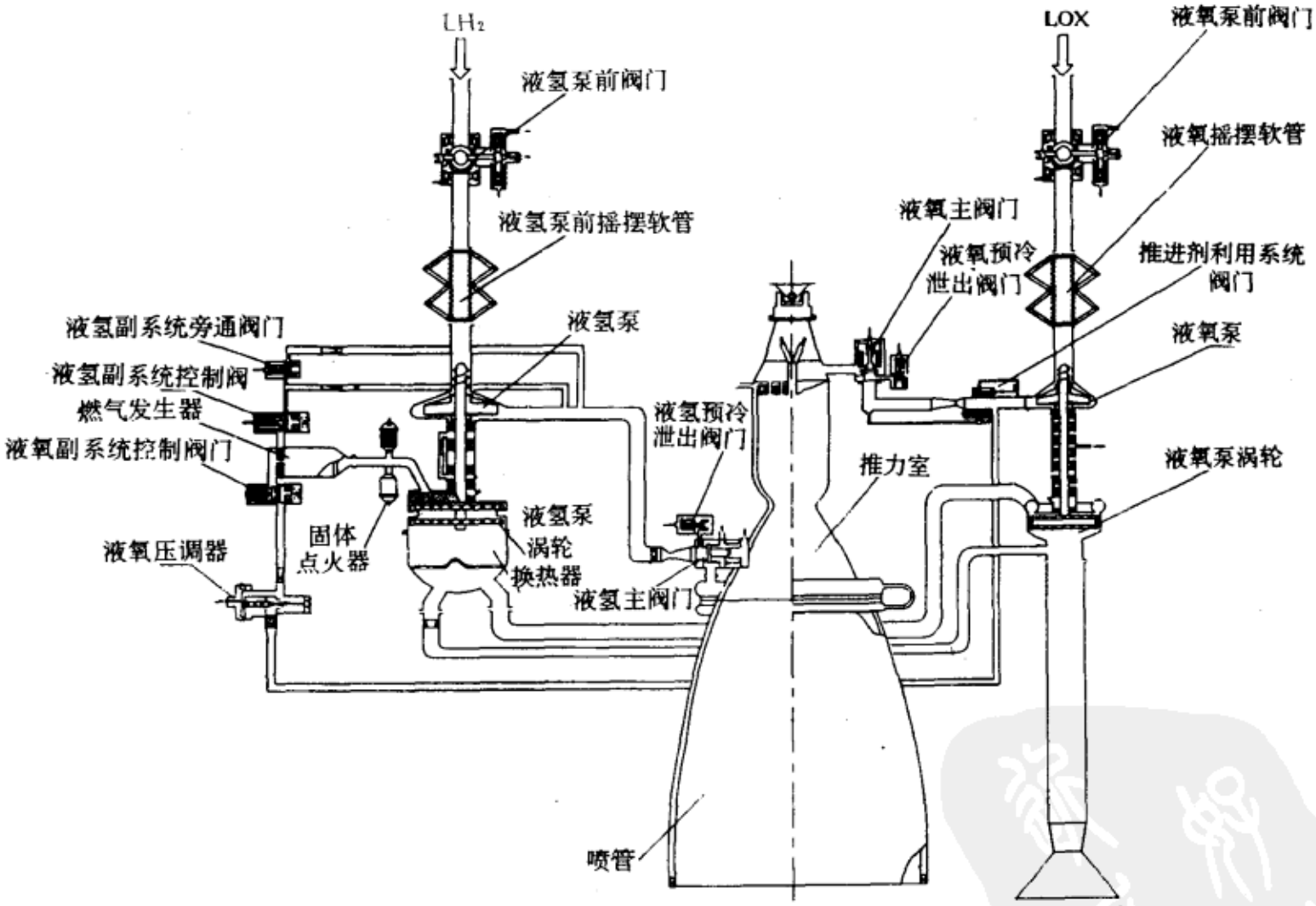
总装元件包括常平座、摇摆软管、换热器、点火器和火药起动器。

YF-75 发动机主要性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 真空推力 | 78.45kN | 推力室压力 | 3.67MPa |
| 真空比冲 | 4315N·s/kg | 液氢泵转速 | 40,000r/min |
| 质量混合比 | 5.0 | 液氧泵转速 | 20,000r/min |
| 液氢流量 | 3.08kg/s | 干质量 | 245kg |
| 液氧流量 | 15.15kg/s | 外廓尺寸 | 2805mm×3068mm(高×直径) |

**输送系统**

CZ-3A 的输送系统组成的功能与 CZ-3 的基本相同,只是由于三子级发动机由两台单机组成,所以两个贮箱各有两个推进剂输出口。液氧和液氢各自经输出口、泵前阀、摆动软管进入

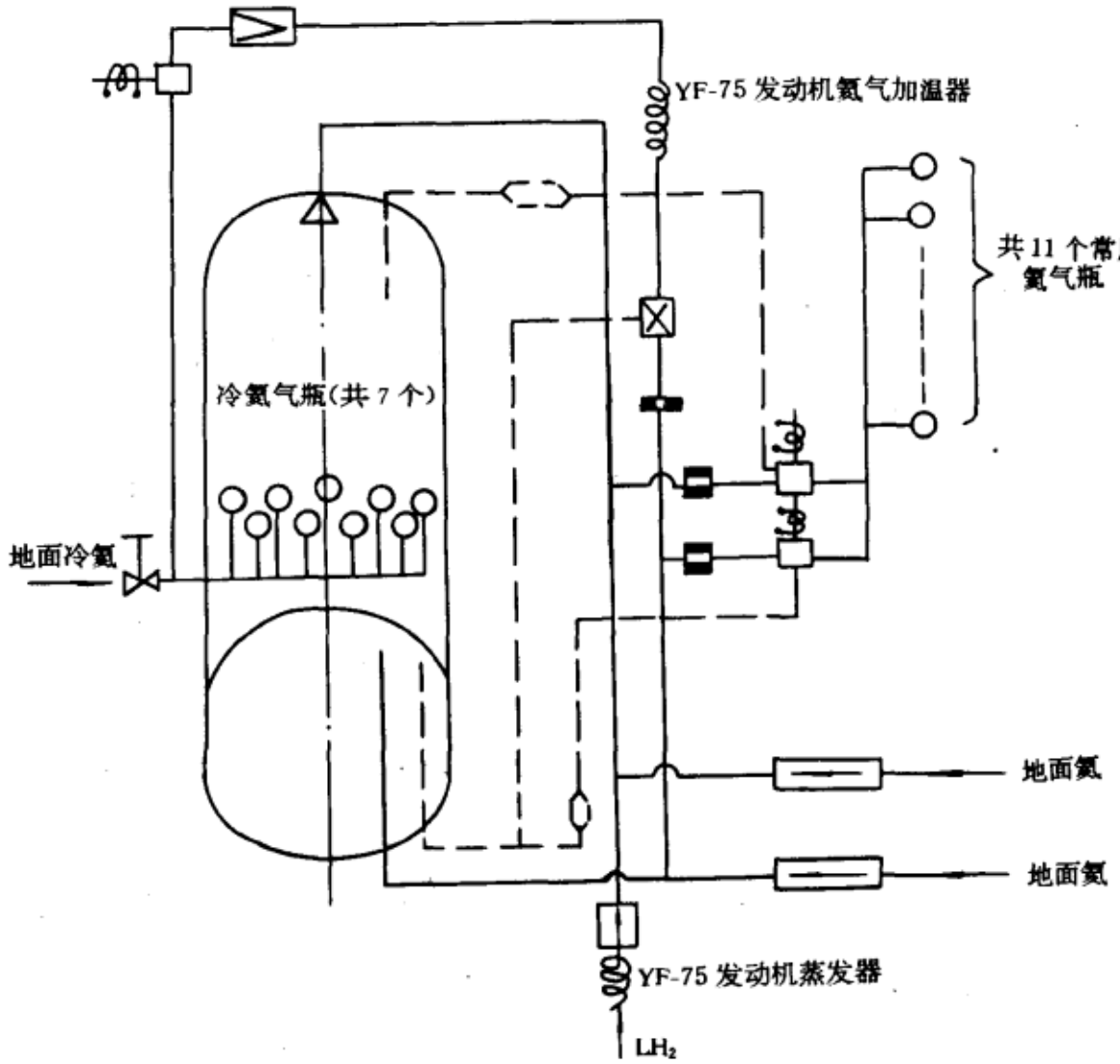



CZ-3A 三子级发动机系统图

泵腔。液氧从泵后分成三路，一路经文氏管抵达主阀；一路经并联的两台推进剂利用阀抵达主阀，然后两路会合后通过主阀进入推力室头部；第三路经压力调节器、副控阀进入燃气发生器。液氢从泵后分成 4 路，一路经文氏管抵达副控阀；一路经文氏管、旁通阀抵达副控阀，然后两路会合通过副控阀进入燃气发生器；第三路经文氏管、主阀进入推力室的冷却通道；第四路经氢涡轮后面的加温器，进入液氢贮箱，为贮箱增压。

**增压系统**

三子级的增压系统由常温氦气瓶、低温氦气瓶、压力信号计、加温器减压器和相应的阀门、导管等组成。液氢箱采用自生增压方案，从泵后引出少量液氢经氢涡轮后面的加温器加温后进行增压，另外从推力室的头部引出一股气氢经氧涡轮后的废气加热，先带动氢气气动机，然后也用来增压液氢箱。液氧箱用氦气增压，即将低温氦气瓶中的氦气经氢涡轮出口处的加温器加温，对液氧箱增压。在滑行段则两个贮箱都用常温氦气补压。



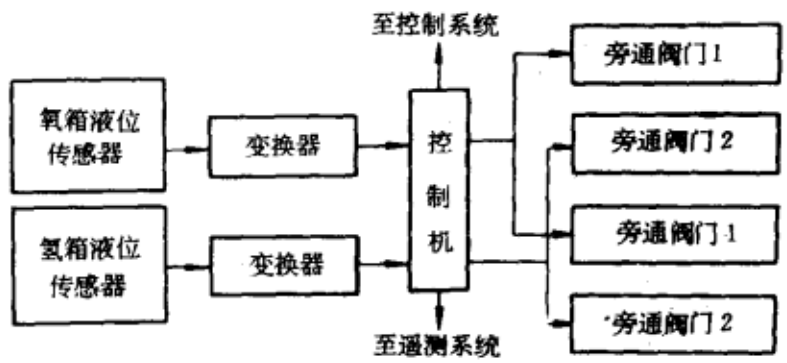

CZ-3A 三子级增压系统原理图

**推进剂利用系统**

推进剂利用系统由氧箱液位传感器、氧箱液位变换器、氢箱液位传感器、氢箱液位变换器、计算控制装置、推进剂利用阀和电缆网组成。液氢和液氧的液位传感器、变换器在原理和结构方面都相同，仅尺寸和电气参数不同。传感器为分节式电容，电容的两极为同心圆筒，液位改变将导致两极之间的介电常数变化从而使电容量发生变化。变换器将传感器输出的电容转换成

直流电压信号，送往计算控制装置。计算控制装置根据两个贮箱的液位高度计算出两种推进剂的剩余量，如果液氧与液氢的比例大于发动机的额定质量混合比($k=5$)，则令两个推进剂利用阀(指单台发动机)全部打开，以增大进入推力室的液氧流量；当该比例小于发动机的额定混合比时，则令两个推进剂利用阀全部关闭，以减小液氧的流量；如果该比例等于发动机的混合比，则令两个阀门一开一闭，维持正常的流量。

推进剂利用系统开始工作和停止工作的时间受控制系统控制；贮箱中推进剂的液位变化信息，在飞行状态下，同时送往推进剂利用系统和遥测系统，而在加注推进剂时，则送往地面的加注控制台。




CZ-3A 推进剂利用系统原理图

**推进剂管理系统**

CZ-3A 推进剂管理系统的原理、组成和功能都与 CZ-3 的相同，只是动力部分采用了 FY-83 发动机，其推进剂为单推 3(DT-3)。和 CZ-3 一样，该发动机的部分推力室用于推进剂管理，另一部分推力室则用于滑行段的姿态控制。

FY-83 的推力室参数

| 推力室功能 | 单室推力(N) | 推力室数量 | 推力室功能 | 单室推力(N) | 推力室数量 |
|---|---|---|---|---|---|
| 俯仰控制 | 70 | 2 | 滚动控制 | 40 | 4 |
| 偏航控制 | 70 | 2 | 推进剂管理 | 300 | 2 |
| | | | | 40 | 2 |

**其它系统**

CZ-3A 三子级推进系统中还包含有排气系统、吹除和气封系统，它们的组成和功能都与 CZ-3 的相同。

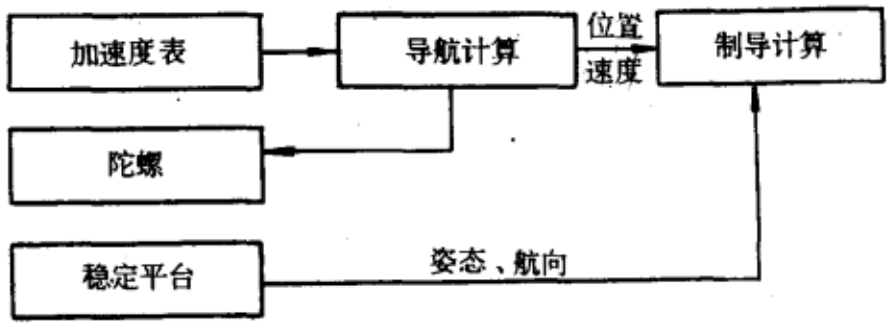
## 制导和控制系统

CZ-3A 火箭的制导与控制系统主要由制导系统和姿态控制系统组成。系统的主要特点是数字化、小型化并可加横向程序角。在“长征”火箭系列中首次采用了四轴挠性平台，箭上计算机的性能也大幅度提高。

### 制导系统

制导系统由四轴平台－箭上计算机组成，采用显式制导方案，制导原理如图所示。

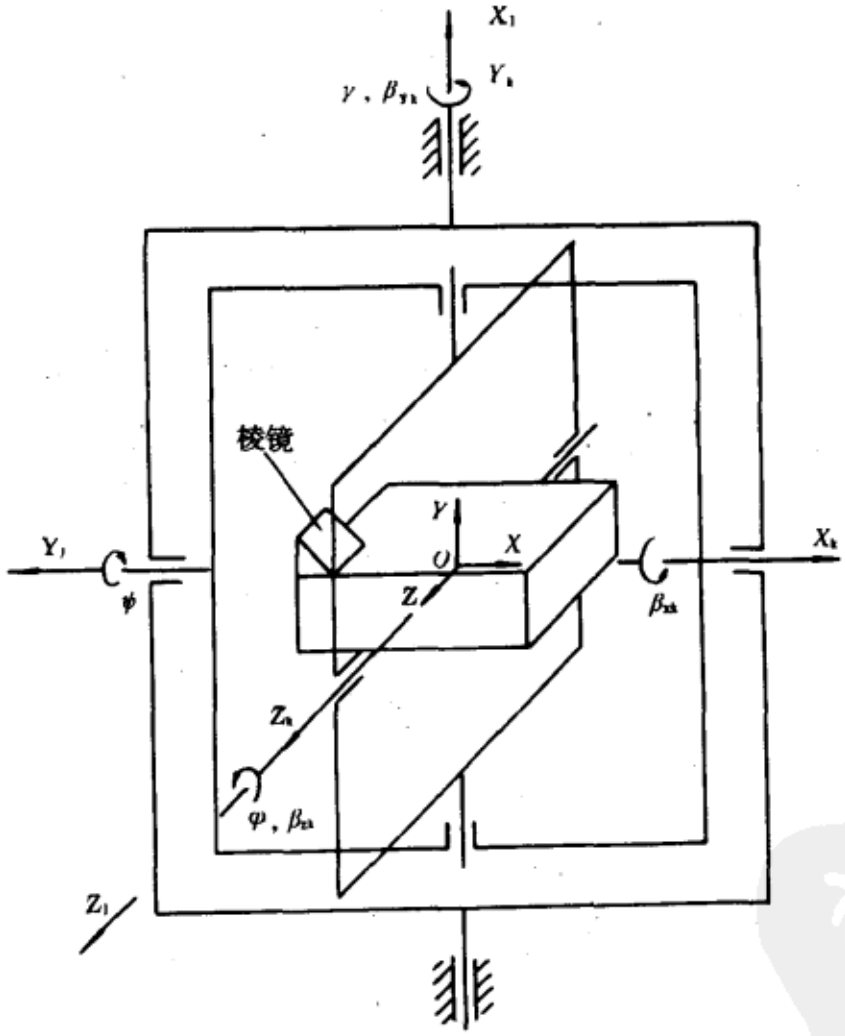
计算机在制导过程中将进行导航计算和制导计算。导航计算采用递推计算法，将视速度增量转换成速度和位置，其目的是实时地获得运载火箭的瞬时速度和位置，以保证有较高的制导精度。制导计算包括关机计算和导引计算两部分。关机计算按照一、二级飞行采用射程关机、三级第一飞行段采用速度型关机、三级第二次起动采用绝对定时、三级第二飞行段采用半长轴




CZ-3A 制导系统原理图

控制关机、末速修正段采用增量型关机的方案进行计算，然后发出各级发动机的关机、三级第二次起动和星箭分离等信号。导引计算方案为：一级飞行和末速修正段不进行导引，二级飞行进行减少横向散布的侧向导引，二级飞行和三级第一飞行段控制高度、三级第二飞行段控制近地点幅角的法向导引，以使火箭在受到各种干扰时，仍能在预定轨道的附近飞行。

四轴平台由台体、内环、中环、外环组成，采用挠性支承，全姿态数字输出。台体上安装有：互呈正交的三个挠性加速度计、两个三自由度的挠性陀螺、一个瞄准用的棱镜，各框架上安装有框架角传感器和力矩马达，外环轴上装有适应火箭自旋的导电环。平台的原理及定向如图所示，图中的 $X_1$、$Y_1$、$Z_1$ 为箭体坐标系，$X$、$Y$、$Z$ 为台体坐标系(惯性系)，$X_t$、$Y_t$、$Z_t$ 为平台框架坐




CZ-3A 四轴平台原理及定向图

标系，$\beta_{xp}$、$\beta_{yp}$、$\beta_{zp}$为框架角，$\phi$、$\psi$、$\gamma$ 为姿态角。

地球同步转移轨道的制导精度(1σ)

| | |
|---|---|
| 半长轴偏差 | $\|\Delta a\|=40\text{km}$ |
| 近地点高度偏差 | $\|\Delta hp\|=10\text{km}$ |
| 近地点幅角偏差 | $\|\Delta\omega\|=0.17°$ |
| 轨道倾角偏差 | $\|\Delta i\|=0.07°$ |
| 升交点赤经偏差 | $\|\Delta\Omega\|=0.17°$ |

## 姿态控制系统

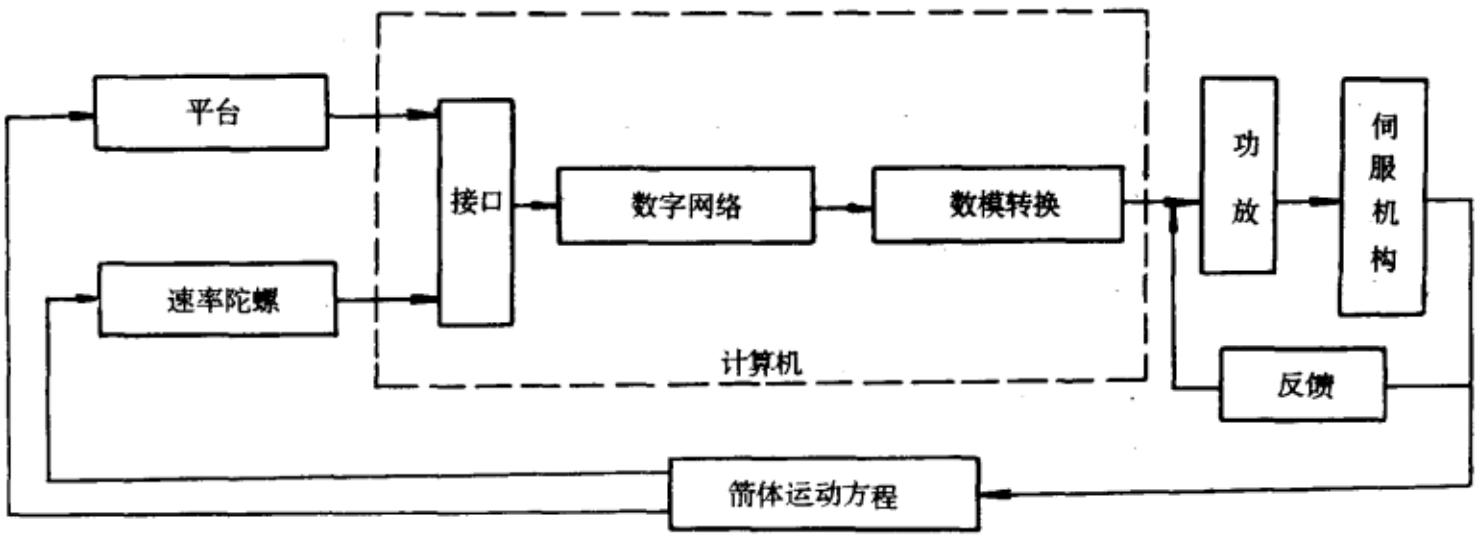
CZ-3A 姿态控制系统采用数字化控制方案，与 CZ-3 相比，有如下的不同点：

1)以计算机软件代替模拟量控制的多通道校正网络；

2)采用四轴平台，并在系统设计中考虑大姿态角的影响；

3)一、二、三级都采用 3 个速率陀螺的方案；

4)考虑了双星发射的姿态控制问题。



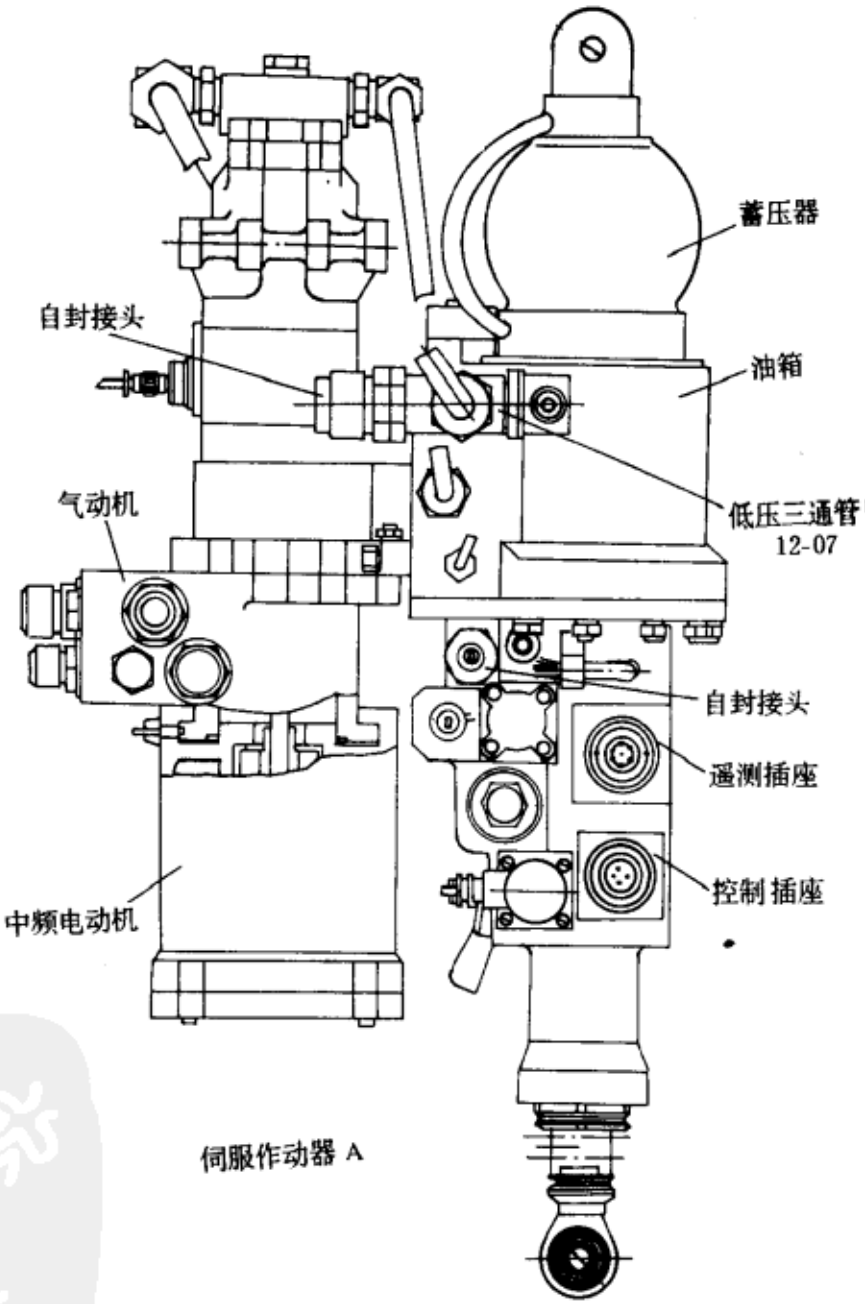

CZ-3A 姿态控制系统框图

伺服机构是姿态控制的执行元件。一、二子级的伺服机构与 CZ-3 的相同。三子级的伺服机构是新设计的，两套伺服机构控制两台推力室作双向摆动，每套都包括伺服作动器和液压源两部分，作动器又分 $A$、$B$ 两种状态，两者均受液压系统驱动而直接带动推力室。两种状态的作动器共用一个液压源，由带自封接头的软管联通。液压源安装在伺服作动器 $A$ 上，由气动机、液压泵、蓄压器、电磁阀、油箱、过滤器、中频电机及其它附件构成。

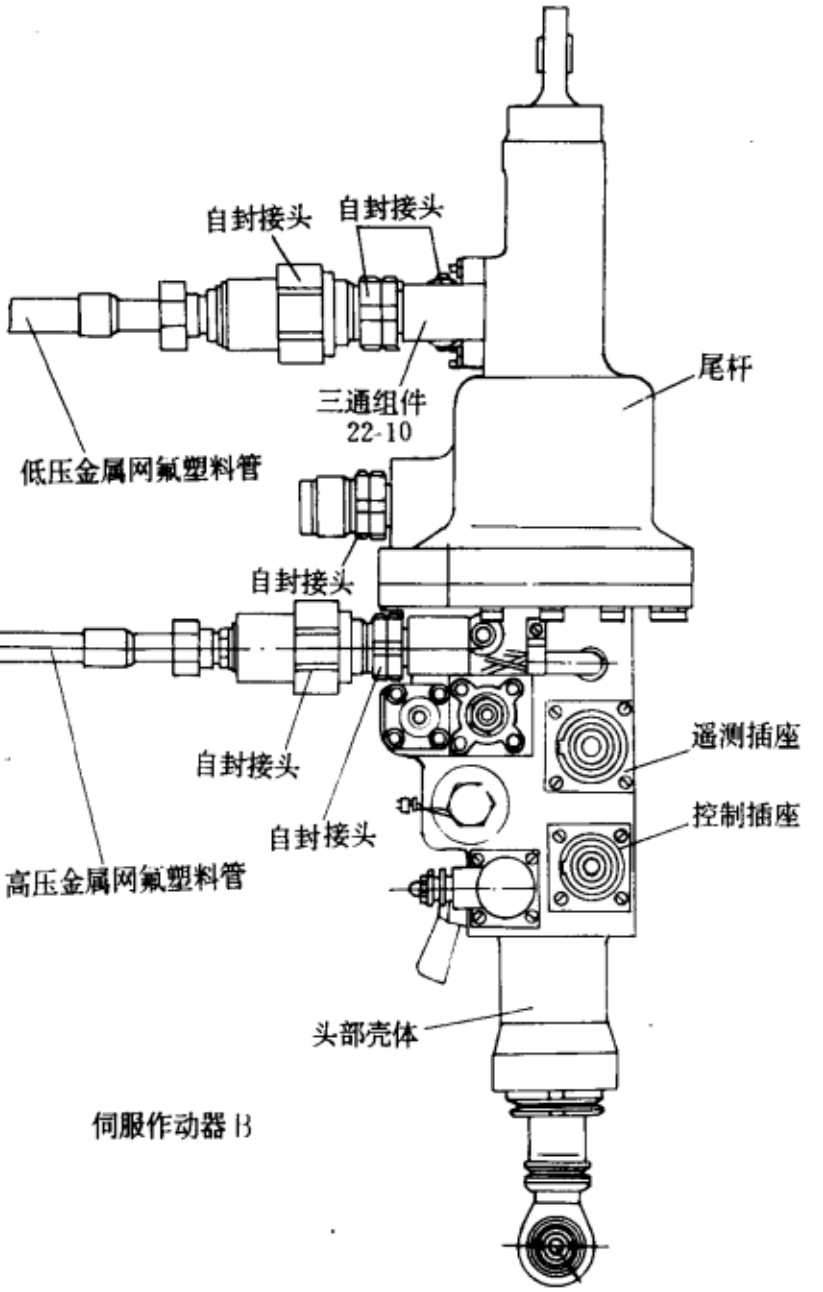
气动机是伺服机构的一次能源。三子级发动机工作时，从推力室头部引出一股氢气，推动气动机的转子旋转，从而带动液压泵工作，而作功后的氢气则通过导管进入液氢箱，对贮箱增压。

液压泵为变量泵。由于发动机的摆角随火箭受到的干扰量变化，当摆角较小时，液压系统所需的供油量下降，如果泵的供油量不变，将引起系统发热，而变量泵可以根据液压系统的需要供油，从而减少系统的温升。

蓄压器的开闭受电磁阀控制，临射前用地面氦气对蓄压器充压，在三子级发动机第一次工




伺服作动器 A




伺服作动器 B

CZ-3A 三子级双摆伺服机构

作之前，开启蓄压器，伺服机构将提前起控，使推力室摆至控制系统要求的位置，一旦推力室建压，就立即产生控制力矩。而在发动机第一次工作结束时，蓄压器已被重新充压，这样在发动机第二次起动前，伺服机构又将提前起控。

气动机与液压泵之间采用超越离合器连接，三子级发动机工作时，超越离合器处于结合状态，液压泵受气动机驱动；地面测试时，利用中频电机带动液压泵，这时超越离合器处于脱开状态，气动机转子不受中频电机的影响。射前可以将具有快卸机构的中频电机取下，此后如果还需要测试，还可以利用地面氮气源驱动气动机。

伺服机构采用机械反馈，并设有零位液压锁。机械反馈可以避免因电路故障导致伺服回路开环失控；而液压锁则保证推力室在非工作状态下不发生碰撞。

## 遥 测 系 统

在火箭飞行中，火箭遥测系统对火箭各系统工作参数进行测量并将测量数据传送至地面接收站或海上测量船。通过实时处理和事后分析，了解和分析火箭各部分工作状态，确定发射结果，发现问题及时修正或改进设计，为今后新型号研制提供依据。

遥测系统为独立系统，不直接影响火箭飞行的成败。

全箭遥测参数约有 574 个，包括总体参数 86 个、环境参数 97 个、推进系统参数 140 个、伺服机构参数 34 个、外测系统参数 13 个、控制系统一般量参数 100 个、控制系统时串指令参数 61 个、控制系统数字量参数 43 个。

遥测系统主要设备包括箭上和地面两部分，箭上部分由供电设备、传输设备、信号调节器、传感器以及变换器等组成。地面部分主要包括电源机柜、供电控制机柜、CAMAC 机柜、接收解调机柜及数据记录与数据处理设备等。

为了提高遥测参数精度和整个系统的可靠性，遥测系统箭上采用分布式采集供电方案，集中控制，就近采编，避免弱信号长距离传输，减少各信号之间、二次电源之间的干扰。地面自动化地面检测与数据处理系统则用于遥测设备装箭的联试、箭上遥测系统检测、遥测信号的接收、部分缓变参数的实时处理和显示，并通过计算机网络向各分系统提供有关的遥测参数。

箭上主要设备有：

一子级内的一套磁记录设备，用来记录全箭噪声信号和一子级高频、低频、POGO 振动、脉动压力参数。

代号：YE-4M

运用状态：10×8kHz＋10×2kHz＋10×100kHz

回收方式：随一子级残骸硬回收。

二子级内的一套分布式大速变遥测设备，用以测量一、二子级的缓变参数和数字参数、二子级的高频、低频、POGO 振动、脉动压力参数。

运用状态：80kB/S＋16×2kHz＋2 个副交换子

传输体制：PACM/FM

发射功率：≥4W

设备组成：综合程序器、采编器、电源变换器、调频发射机。

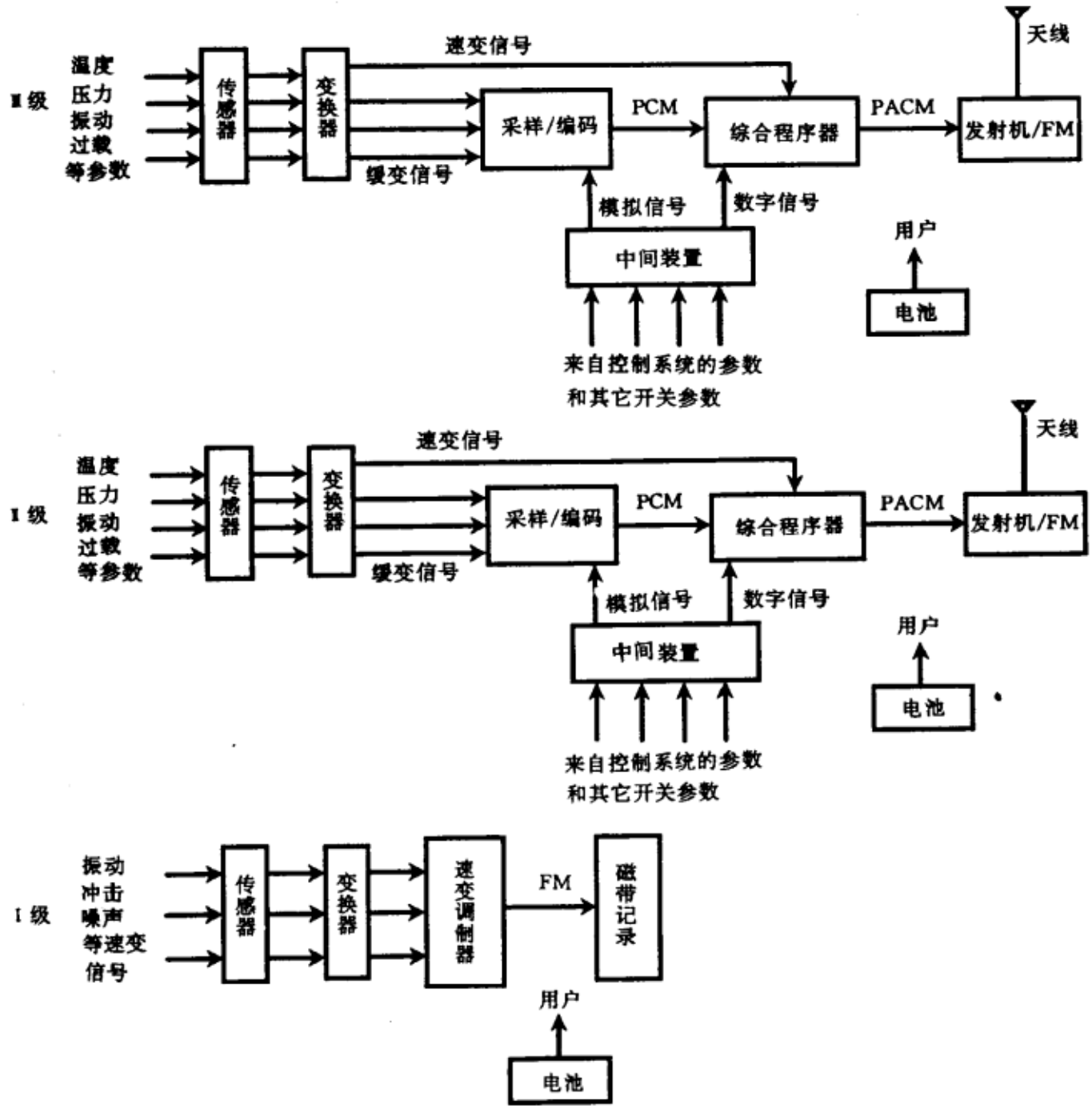
三子级内的一套分布式大速变遥测设备，用以测量二、三子级的缓变参数和数字参数、三子级的高、低频、POGO 振动、脉动压力参数。

运用状态：100kB/S＋20kB/S＋13×2kHz＋2 个副交换子

传输体制：PACM/FM

发射功率：≥15W

设备组成：综合程序器、采编器、延时存贮器、电源变换器、调频发射机。




遥测系统方框图

## 外测安全系统

CZ-3A 的发射方位在 95°～104°之间，地面测控设备的布置基本同 CZ-3。因此，外测安全系统箭上设备的种类基本同 CZ-3。为了提高整个系统的性能，采用了箭上设备小型化、集成化和优化设计，地面增加了自动巡回检测系统。

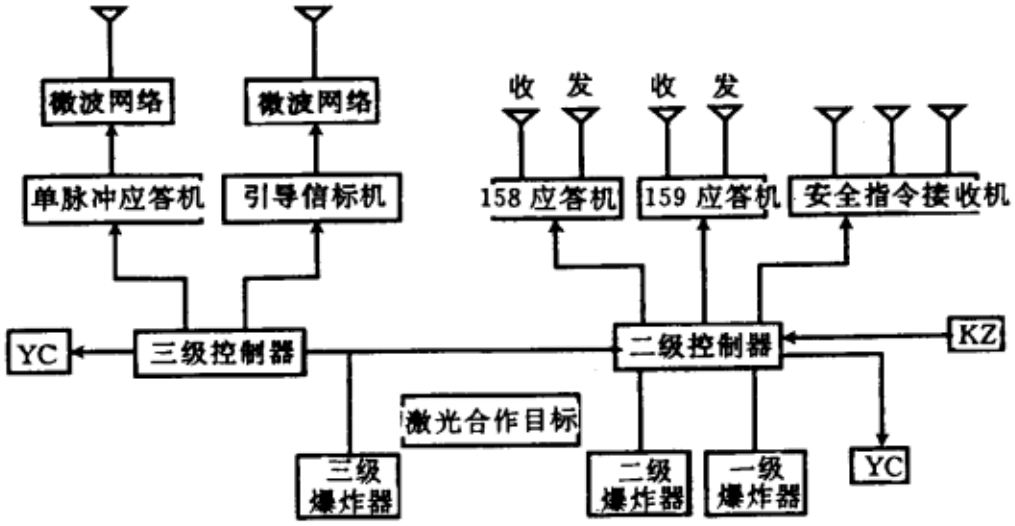
该系统继承 CZ-3 方案，外测和安全合一。

该系统在卫星入轨前对火箭轨道进行测量，星箭分离后，预报卫星的初始入轨轨道，同时，一旦发现火箭发生故障，偏离预定航线，由地面指挥部经过证实后，发出指令将其炸毁。如出现姿态发散的故障，也可由控制系统给出指令将故障箭炸毁。

测量部分由三个应答机、一个引导信标机、微波网络、天线、控制器、激光合作目标、电池等组成。

安全部分由安全指令接收机、天线，功分器、控制器、引爆器、爆炸器、电池等组成。自毁系统仅在一、二级飞行段起作用，安全指令接收机和控制器均安装在二子级。

系统地面测试设备由控制台、电源与配电机柜、记录机柜以及各单机的综合测试设备等组成一个自动化检测系统。




外测安全系统方框图

## 电 源 系 统

CZ-3A 箭上电源系统基本上与 CZ-3 的相同，只是控制系统取消了独立的二次电源，改为各用户自备，并且将程序配电器的电子部分和大电流触点部分分开成两个仪器，电子部分采用可编程方案，大电流触点部分采用大功率继电器。

## 其　它　系　统

CZ-3A 火箭还有垂直度调整系统、常规推进剂加注液位指示、温度测量系统、卫星整流罩空调系统等。

箭体垂直度由安装在一子级发动机机架和三级平台处的液体摆敏感，通过液压装置调整发射台支架，使箭体垂直。

CZ-3A 火箭的加注液位传感器首次采用记忆型干簧液位传感器，这种传感器相对普通的干簧液位传感器，有两个明显的优点：

1)具有“记忆”功能，当浮子由下至上随液面运动经过干簧管时，触点闭合，发出液位信号。此信号一直保持，直至浮子反向运动再次经过干簧管为止。这种“记忆”功能便于火箭加注时对液面的监测；

2)　在传感器发生掉电时仍能敏感液位变化，一旦电源恢复，便可马上显示新的液位。

卫星整流罩空调系统采用如下方案：温度、湿度、流速、噪声等传感器组合安装在整流罩上，测量罩内环境，传感器输出经 A/D 转换，计算机巡回检测，对整流罩内的环境进行监视。

## 典型飞行程序

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3$ | 第一级点火 | $T+262.633$ | 二、三级分离 |
| $T+0$ | 起飞 | $T+614.211$ | 三子级发动机第一次关机，进入停候轨道 |
| $T+146.451$ | 一子级发动机关机 | $T+1191.419$ | 三子级发动机第二次点火 |
| $T+147.951$ | 一、二级分离 | $T+1309.239$ | 三子级发动机第二次关机，末速修正开始 |
| $T+232.951$ | 抛弃整流罩 | $T+1329.239$ | 末速修正结束，保持姿态 |
| $T+256.633$ | 二子级主发动机关机 | $T+1389.239$ | 星/箭分离 |

CZ-3A 的主要任务是发射地球同步卫星。在西昌卫星发射中心的 2 号工位发射，(如果对 3 号工位的发射塔稍作改造，亦可在 3 号工位发射)，射向 104°。由于从三级第一飞行段开始可输入偏航程序，因而轨道倾角可降至 28.5°或更低。转移轨道的近地点高度为 200km，远地点高度为 35786km。发射轨道的类型与 CZ-3 的相同，其飞行程序见上表。

## 飞　行　记　录

| 序　号 | 发射日期<br>(年、月、日) | 有效载荷 | | 地球同步转移轨道 | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾　角<br>(°) | |
| 1 | 1994.2.8 | 夸父 1 号<br>实践 4 号 | 1342<br>396 | 200 | 36194 | 28.5 | 一箭双星 |
| 2 | 1994.11.30 | 东方红 3 号 | 2232 | 200 | 36197 | 28.5 | |

# 长征三号 B

“长征三号 B”(CZ-3B)运载火箭是在 CZ-3A 和 CZ-2E 火箭的基础上研制的大型三级液体捆绑火箭,芯级基本上就是 CZ-3A,而助推器及其捆绑结构则与 CZ-2E 的相同。

CZ-3B 于 1989 年 7 月开始总体方案设计,预计 1996 年开始飞行试验并投入使用,其主要任务是发射地球同步转移轨道的重型卫星,亦可进行轻型卫星的一箭多星发射或发射其它轨道的卫星。

CZ-3B 的地球同步转移轨道的运载能力为 5.0t。推销发射的发射费用为 5600 万美元,预计商业发射费用为 7000～8000 万美元(1993 年币值)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 级 | 运载能力(地球同步转移轨道) | 5.0t |
| 全长 | 54.838m | 入轨精度(地球同步转移轨道,1σ); | |
| 最大直径 | 8.45m | 半长轴偏差 | 40km |
| 翼展 | 11.450m | 倾角偏差 | 0.07° |
| 起飞质量 | 426t | 近地点高度偏差 | 10km |
| 起飞推力 | 5923.2kN | 近地点幅角偏差 | 0.2° |
| 推重比 | 1.42 | 升交点经度偏差 | 0.2° |

### 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 15.326m | 发动机 | DaFY5-1 |
| 直径 | 2.25m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 4×40.658t | 地面推力 | 4×740.4kN |
| 结构质量 | 4×2.8t | 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 4×37.75t | 工作时间 | 125s |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 23.272m | 发动机 | DaFY6-2 |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 质量 | 183.9t | 地面推力 | 2961.6kN |
| 结构质量 | 12.12t | 地面比冲 | 2556.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 171.8t | 工作时间 | 146s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.943m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机　742.04kN |
| 质量 | 49.6t | | 游机　4×11.77＝47kN |
| 结构质量 | 3.848t | 真空比冲 | 主机　2922.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.752t | | 游机　2834N·s/kg |
| 发动机 | 主机　DaFY21-1 | 工作时间 | 主机　178s |
| | 游机　YF-23B | | 游机　184s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 12.375m | 发动机 | YF-75 |
| 直径 | 3.0m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 质量 | 21.304t | 真空推力 | 2×78.453kN |
| 结构质量 | 3.062t | 真空比冲 | 4334.54N·s/kg |
| 推进剂质量 | 18.242t | 工作时间 | 300＋178＝478s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 9.561m | 直径 | 4.0m |
| 质量 | 1500kg | | |

# 总　体　布　局

CZ-3B 火箭芯级组成及布局同 CZ-3A，助推器的组成及布局同 CZ-2E 的助推器。由于稳定控制的需要每个助推器上各装一个尾翼。

# 箭　体　结　构

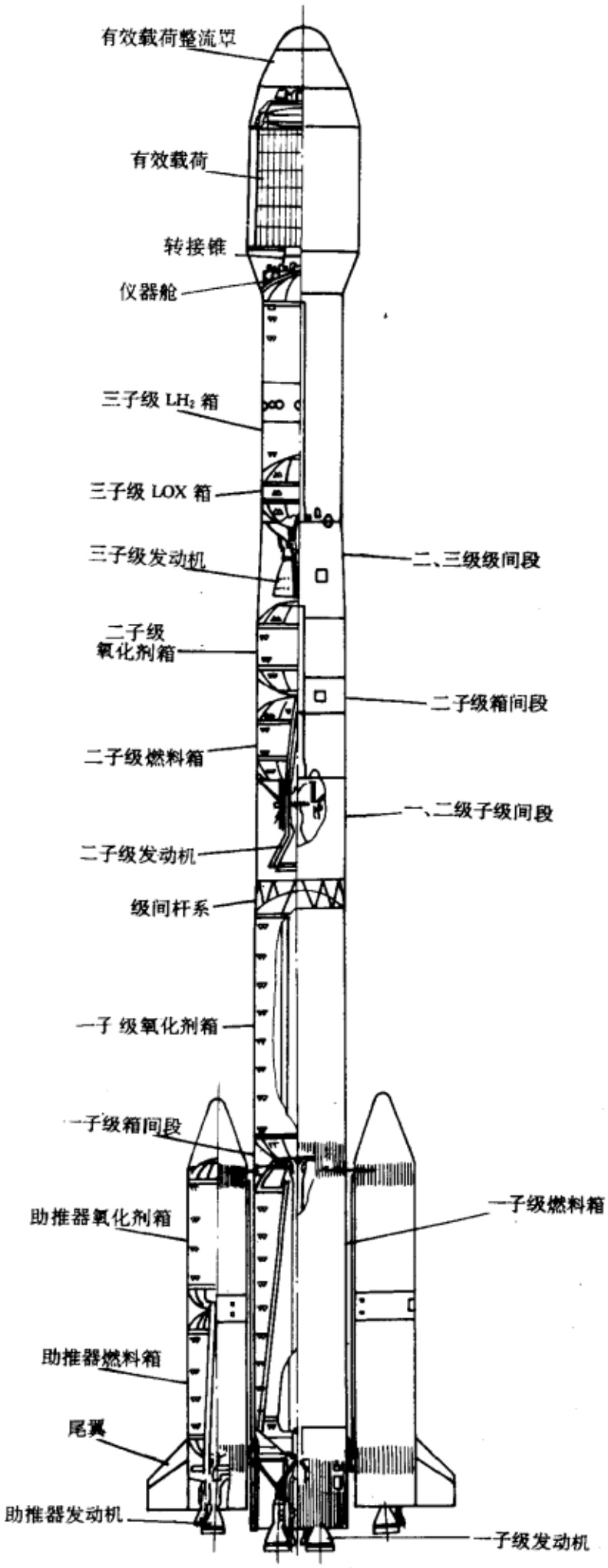
CZ-3B 的助推器结构基本上与 CZ-2E 的相同，芯级的结构形式与 CZ-3A 的相同，只是有些部段尺寸有变化或结构上采取了加强措施。

### 助推器

每个助推器上各有一个尾翼，尾翼的大小和结构形式与 CZ-3A 的完全相同。

### 一子级

一子级燃料箱的前短壳比 CZ-3A 的缩短 350mm，而箱间段增长 350mm；结构加强。




CZ-3B 火箭外形及总体布局

## 二子级

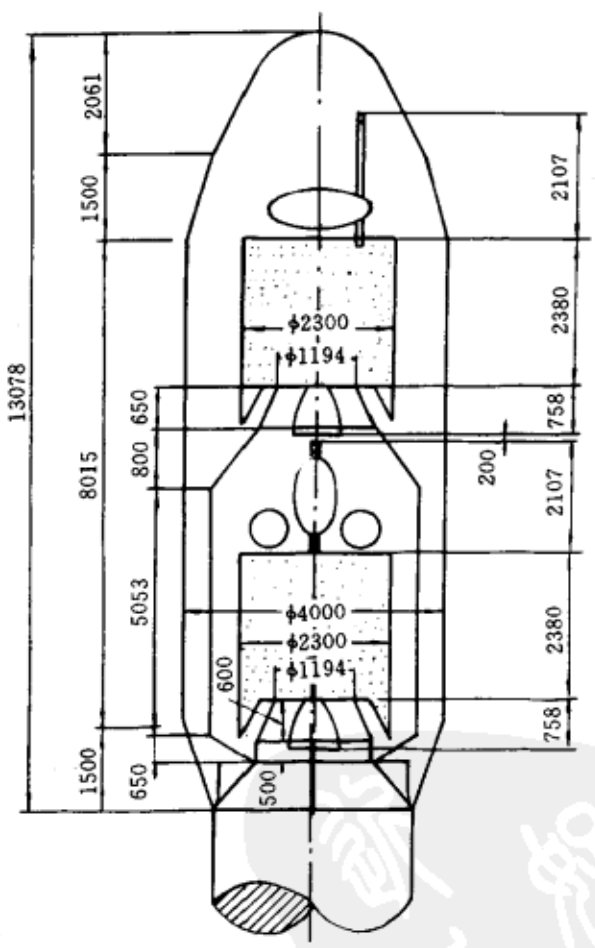
与 CZ-3A 相比，氧化剂箱增长 894mm，燃料箱增长 750mm，结构上也采取了加强措施。

## 三子级

与 CZ-3A 相比，只是结构上采用了加强措施。

## 整流罩

CZ-3B 的单星整流罩是新设计的，由倒锥段、圆筒段、双锥段、端头和连接/分离机构组成。倒锥段是化铣的金属壳段；圆筒段和双锥段都是铝蜂窝结构，圆筒段直径为 4m，双锥段由 15°和 25°的两个截锥组成；端头是用玻璃钢制造的，其半径为 1m；连接/分离机构与 CZ-3A 的相同，两个半罩由无污染爆炸螺栓连成一个整体，整流罩的总长为 9.561m，




内支撑双星整流罩结构简图

抛罩方式与 CZ-3A 的相同。

双星整流罩有内支撑与外支撑两种方案。外支撑方案的整流罩分成上、下两截，上星的过渡锥支撑在保护下星的下整流罩上，分离顺序是抛弃上星整流罩、上星与上过渡锥分离、上过渡锥与下星的整流罩分离、抛弃下星整流罩、下星与下过渡锥分离；内支撑方案如图所示，其分离顺序是：抛弃外罩、上星与上过渡锥分离、上过渡锥与内罩分离、抛弃内罩、下星与下过渡锥分离。

## 推 进 系 统

与 CZ-3A 相比增加了 4 个助推器，其推进系统与 CZ-2E 相同。三子级的推进剂管理系统按姿控要求作了相应改进。推进剂管理系统的推力室情况如表所示。

**推进剂管理系统推力室参数**

| 推力室功能 | 单室推力(N) | 推力室数量 | 推力室功能 | 单室推力(N) | 推力室数量 |
|---|---|---|---|---|---|
| 俯仰控制 | 70 | 2 | 滚动控制 | 40 | 4 |
| | 40 | 2 | | | |
| 偏航控制 | 70 | 2 | 推进剂管理 | 300 | 2 |
| | 40 | 2 | | 45 | 2 |

## 制导和控制系统

与 CZ-3A 相比，由于增加了助推器，相应地增加了助推器的起动、关机和分离等控制功能。

## 遥 测 系 统

遥测系统与 CZ-3A 的相同，只是增加助推器的测量参数。

## 外测安全系统

外测安全系统与 CZ-3A 的相同。

## 电 源 系 统

电源系统基本上与 CZ-3A 相同，只是由于增加了 4 个助推器，因而相应地增加了一个程序配电器。

## 典型飞行程序

CZ-3B 的主要任务是发射地球同步卫星，可作单星或多星发射。在西昌卫星发射中心的 2 号工位发射，射向 97.5°，轨道倾角 28.5°或更低。发射轨道的类型与 CZ-3A 的相同，其单星发射的飞行程序见程序表。

| 时　间(s) | 事　件 | 时　间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 火箭起飞 | $T+330.871$ | 二级游动发动机关机 |
| $T+125.55$ | 助推器发动机关机 | $T+331.871$ | 二、三级分离 |
| $T+127.05$ | 助推器分离 | $T+626.086$ | 三子级发动机第一次关机，进入滑行段。 |
| $T+147.367$ | 一子级发动机关机 | $T+1211.753$ | 三子级发动机第二次点火，滑行段结束。 |
| $T+148.867$ | 一、二级分离 | $T+1390.385$ | 三子级发动机第二次关机 |
| $T+228.867$ | 卫星整流罩分离 | $T+1470.384$ | 星/箭分离 |
| $T+325.871$ | 二子级主发动机关机 | | |

# 长征三号 C

“长征三号 C”(CZ-3C)与“长征三号 B”相比只有两处不同，一是取消了助推器上的尾翼；二是减少了两个助推器。其一、二、三子级的性能与结构与 CZ-3B 的一、二、三子级完全相同。

CZ-3C 预计于 1997 年年初开始飞行试验并投入使用，其主要任务是发射地球同步转移轨道的有效载荷，可以进行一箭多星发射或发射其它轨道的卫星。

CZ-3C 的地球同步转移轨道的运载能力为 3.7t，商业发射费用为 5600 万美元(1995 年价格)。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 3 级 |
| 全长 | 54.838m |
| 最大直径 | 8.45m |
| 起飞质量 | 345t |
| 起飞推力 | 4442.4kN |
| 推重比 | 1.31 |
| 运载能力(地球同步转移轨道) | 3.7t |

入轨精度(地球同步转移轨道，1σ)

| | |
|---|---|
| 半长轨偏差 | 40km |
| 倾角偏差 | 0.07° |
| 近地点高度偏差 | 10km |
| 近地点幅角偏差 | 0.2° |
| 升交点经度偏差 | 0.2° |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 15.326m | 发动机 | DaFY5-1 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 2.25m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 2×40.658t | 地面推力 | 2×740.4kN |
| 结构质量 | 2×2.8t | 地面比冲 | 2556.2 N·s/kg |
| 推进剂质量 | 2×37.75t | 工作时间 | 125s |

一子级、二子级、三子级及整流罩参数同 CZ-3B.

## 典型飞行程序

CZ-3C 的主要任务是发射地球同步转移轨道卫星，可作单星或多星发射，在西昌卫星发射中心的 2 号工位发射，射向 97.5°，轨道倾角 28.5°或更低。发射轨道的类型同 CZ-3B，当发射国际标准地球同步转移轨道卫星时，CZ-3C 的飞行程序为：

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+332.37$ | 二子级游动发动机关机 |
| $T+127.25$ | 助推器发动机关机 | $T+333.37$ | 二、三子级分离 |
| $T+128.75$ | 助推器分离 | $T+657.62$ | 三子级发动机第一次关机，进入滑行段。 |
| $T+145.77$ | 一子级发动机关机 | $T+1336.06$ | 三子级发动机第二次起动，滑行段结束。 |
| $T+147.27$ | 一、二子级分离 | $T+1488.09$ | 三子级发动机第二次关机 |
| $T+257.27$ | 卫星整流罩分离 | $T+1508.29$ | 末速修正段结束，开始调整火箭姿态。 |
| $T+327.37$ | 二子级主发动机关机 | $T+1588.29$ | 星/箭分离 |

当发射低倾角超同步转移轨道(目的在于提高卫星的在轨使用寿命)有效载荷时，CZ-3C 的飞行程序如下表：

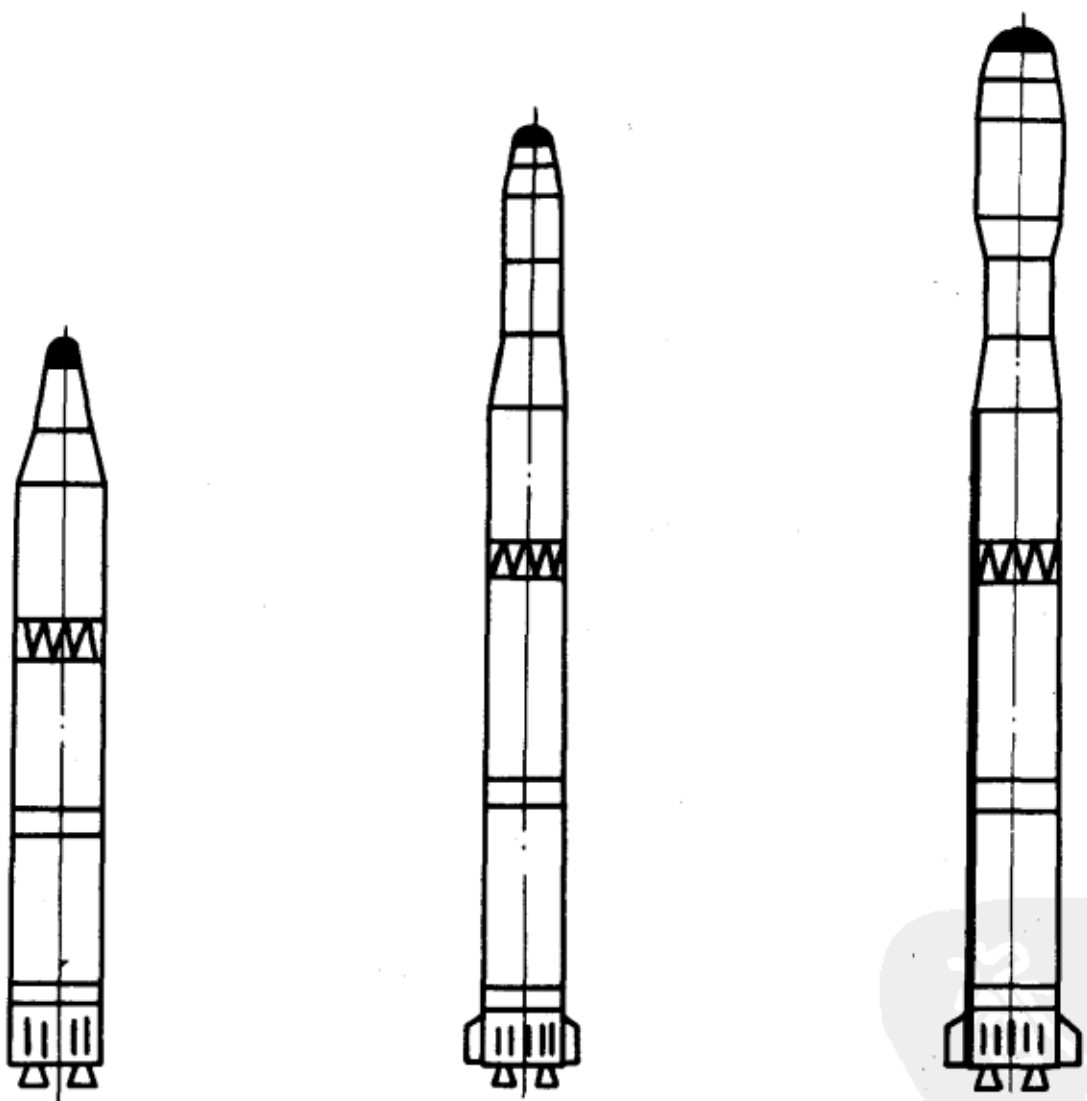
| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+332.37$ | 二子级游动发动机关机 |
| $T+127.25$ | 助推器发动机关机 | $T+333.37$ | 二、三子级分离 |
| $T+128.75$ | 助推器分离 | $T+615.73$ | 三子级发动机第一次关机，进入滑行段 |
| $T+145.77$ | 一子级发动机关机 | $T+1369.43$ | 三子级发动机第二次起动，滑行段结束 |
| $T+147.27$ | 一、二子级分离 | $T+1559.24$ | 三子级发动机第二次关机 |
| $T+255.77$ | 卫星整流罩分离 | $T+1579.44$ | 末速修正段结束，开始调整火箭姿态 |
| $T+327.37$ | 二子级主发动机关机 | $T+1659.44$ | 星/箭分离 |

# 长征四号系列

吴瑞华　顾颂安

## 概　述

“长征四号系列”运载火箭由“风暴一号”(FB-1)、“长征四号”(CZ-4)、“长征四号A”(CZ-4A)、“长征四号B”(CZ-4B)等火箭组成，上海航天局负责研制。FB-1是一种两级火箭，1969年8月开始研制，主要用来发射低轨道科学试验卫星，曾研制过三种状态的火箭，1982年停止使用。在FB-1基础上，于1979年开始研制三级常规运载火箭，代号为CZ-4，作为发射地球同步轨道卫星的运载火箭的另一方案，1982年停止研制。在此基础上转入研制CZ-4A火箭，用于发射太阳同步轨道卫星，并于1988年9月7日成功地将中国第一颗试验气象卫星——“风云




CZ-1系列运载火箭

一号"送入预定轨道。1990 年 9 月 3 日进行了第二次发射试验，将三颗卫星同时射入预定轨道。1989 年 2 月在 CZ-4A 基础上，又开始研制 CZ-4B 火箭，可运送尺寸和质量更大的对地观察应用卫星，预计 1997 年可投入使用。

"长征四号系列"火箭的总体参数和运载能力见表，系列型号对比见图。

**"长征四号系列"火箭总体参数和运载能力**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力(轨道) (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| FB-1 | 2 | 32.57 | 3.35 | 192.679 | 2746 | 1500(近地轨道) |
| CZ-4 | 3 | 41.901 | 3.35 | 248.926 | 2942 | 1250(地球同步转移轨道) |
| CZ-4A | 3 | 41.901 | 3.35 | 241.092 | 2942 | 1500(太阳同步轨道) |
| CZ-4B | 3 | 45.576 | 3.35 | 248.470 | 2971 | 2200(太阳同步轨道) |

# 风暴一号

顾颂安

"风暴一号"运载火箭是 1969 年 8 月国家下达的任务，由上海航天局负责研制的两级液体火箭。采用四氧化二氮、偏二甲肼作推进剂。主要用来发射低轨道卫星。根据不同的任务和用




FB-1 火箭全貌图

途，曾先后研制过三种状态的火箭，1972 年 8 月首次进行遥测试验火箭发射，取得了基本成功。1975 年 7 月发射了中国第一颗质量超过 1t 的卫星。1977 年 7 月用 FB-1 进行了低弹道第一次飞行试验。

FB-1 在我国酒泉卫星发射中心进行了 11 次飞行发射，取得了 7 次成功。共发射了 6 颗低轨道人造地球卫星(其中包括 1981 年 9 月我国第一次用一枚火箭同时发射的 3 颗卫星)，成功地为新技术试验进行了两次低弹道发射。FB-1 火箭于 1982 年停止使用。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 级 | 运载能力 (近地点高度 190km、轨道倾角 69°轨道) | 1500kg |
| 全长 | 32.570m | 入轨精度 | |
| 最大直径 | 3.35m | 近地点高度偏差 | 8km |
| 起飞质量 | 192679kg | 轨道倾角偏差 | 0.3° |
| 起飞推力 | 2746kN | 近地点幅角偏差 | 10° |
| 推重比 | 1.453 | 升交点经度偏差 | 0.2° |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 23.819m | 发动机 | FY-21 |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 151303kg | 地面推力 | 2746kN |
| 结构质量 | 8992kg | 地面比冲 | 2535N·s/kg |
| 推进剂质量 | 142730kg | 工作时间 | 128.089s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.607m | 发动机 | FY-23 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机 716kN |
| 起飞质量 | 39515kg | | 游机 44.13kN |
| 结构质量 | 3535kg | 真空比冲 | 主机 2815N·s/kg |
| 推进剂质量 | 36095kg | | 游机 2736N·s/kg |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 工作时间 | 主机 117.41s |
| | | | 游机 323.41s |

### 卫星整流罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.144m | 直径 | 2200mm(后端面) |
| 质量 | 242kg | 有效容积 | 5.10$m^3$ |

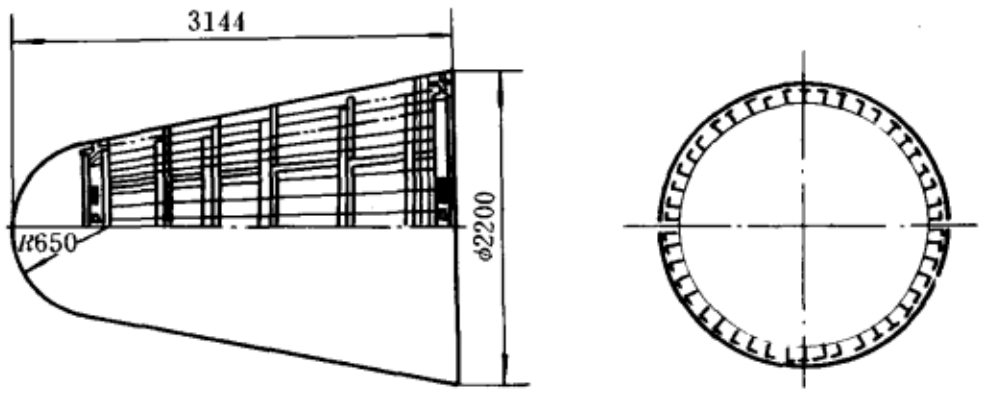
## 总　体　布　局

FB-1 运载火箭全长 32.570m，起飞质量 192679kg，火箭由一、二子级组成，除箭体结构外，箭上装有控制系统、遥测系统、跟踪测量系统、安全自毁系统、推进系统和电源配电系统等设备，火箭总体布局见图。

一、二子级的布局与 CZ-2C 的基本相同，主要不同处在火箭头部，为使卫星免受大气层气流冲刷，FB-1 在卫星外部装设了球锥形整流罩。仪器舱位于二子级前部，前端与卫星及整流罩相连，仪器舱壳体作为它们的支承件，内部装有控制系统、跟踪测量系统、安全自毁系统的大部分仪器。其他仪器安装在箱间段、级间段及尾段舱体内部。火箭外部Ⅱ、Ⅳ基准处分别设置有电缆和增压供气管路的通道。贮箱前底都开设人孔口盖，仪器舱、箱间段、尾段、级间壳段都设置设备检修窗口，给火箭维护使用带来了方便。

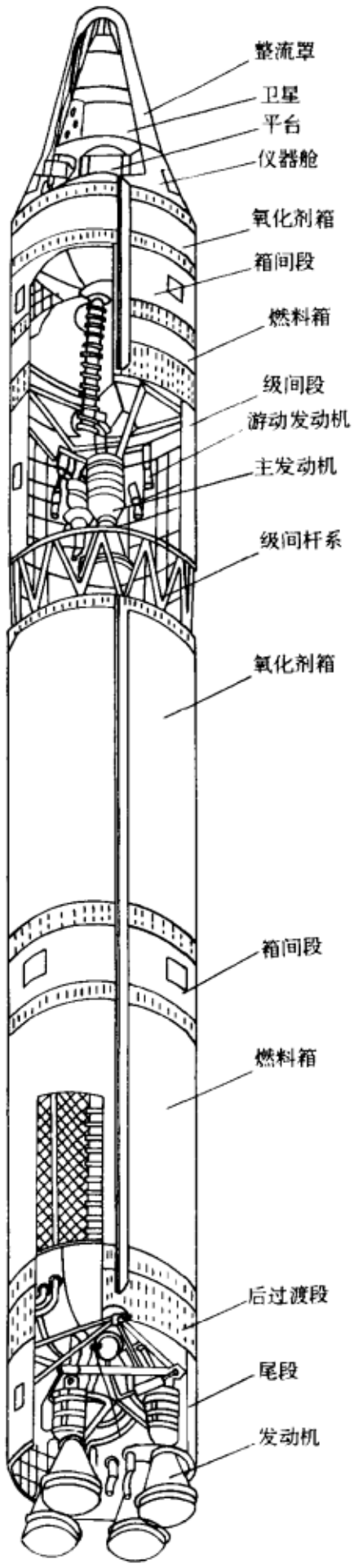
## 箭　体　结　构

一子级由级间壳段、杆系、氧化剂箱、箱间段、燃料箱、后过渡段和尾段组成。二子级由仪器舱、氧化剂箱、箱间段和燃料箱组成。头部有卫星整流罩。一、二子级的贮箱和舱段结构与 CZ-2C 的基本相同。




FB-1 卫星整流罩结构示意图

卫星整流罩是为保护卫星顺利穿越大气层而专门设计的舱体。它由半径为 650mm 的球壳和半锥角为 10°的截锥体分为两半壳组成。底部直径为 2200mm，总长为 3144mm。整流罩采用铆接结构。球头部分为酚醛玻璃钢模压件。截锥体部分为蒙皮桁条金属薄壁结构，中间设有加强框，为满足卫星透波率要求，在卫星天线的相应部位，整流罩局部的蒙皮使用 5mm 厚的环氧树脂玻璃钢。由于飞行中气动加热严重，表面涂覆耐高温涂层。整流罩在火箭飞行高度超过 110km 后与箭体分离，分离采用爆炸螺栓解锁，弹射筒平推分离方案，两个半罩的横向分离速度约为 5m/s。

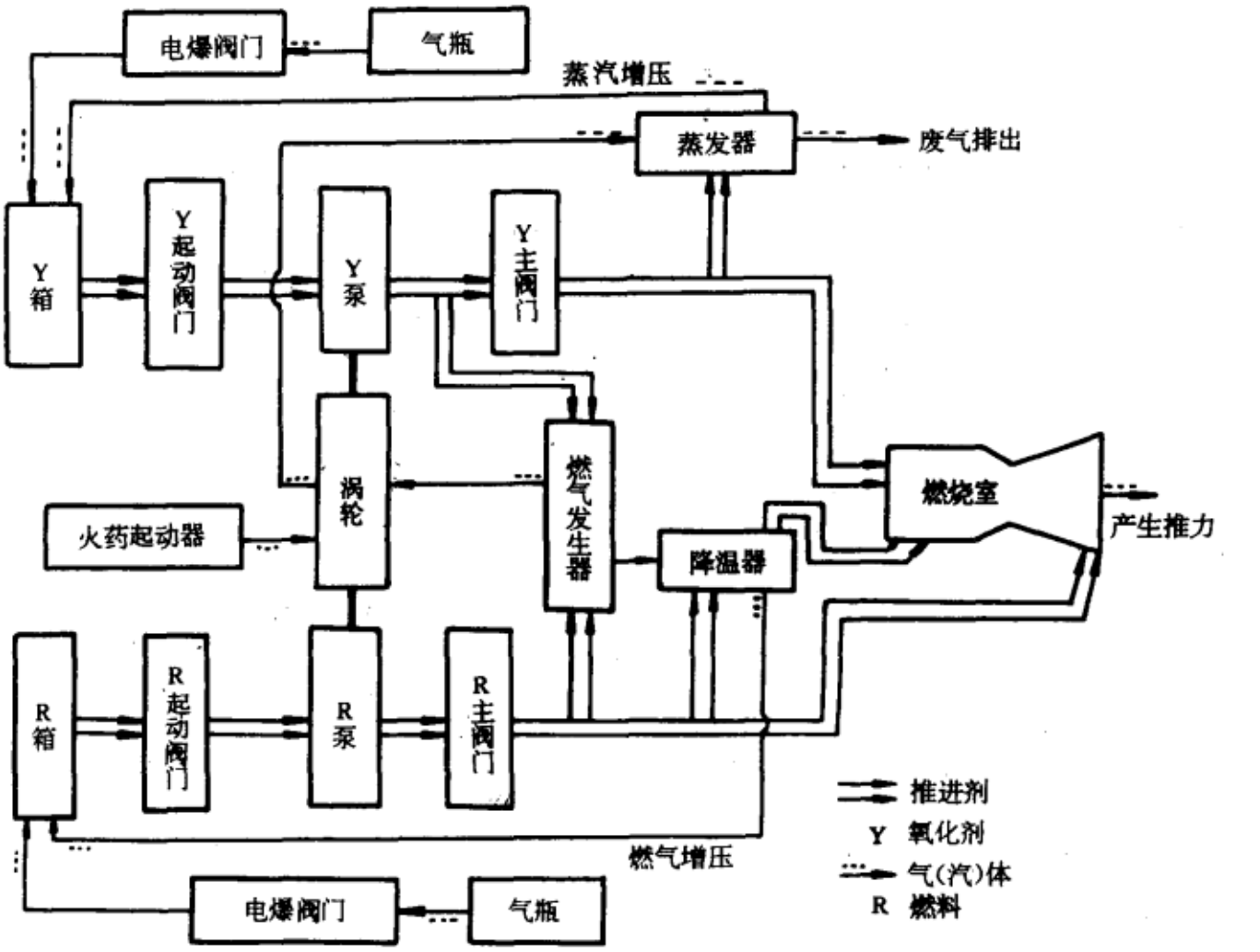

整流罩
卫星
平台
仪器舱
氧化剂箱
箱间段
燃料箱
级间段
游动发动机
主发动机
级间杆系
氧化剂箱
箱间段
燃料箱
后过渡段
尾段
发动机

FB-1 总体布局

# 推　进　系　统

FB-1 的推进系统由一、二子级发动机及推进剂增压输送系统等组成。详见一、二子级推进系统框图。

一、二子级发动机及二子级游机的性能参数见表。




FB-1 一子级推进系统框图

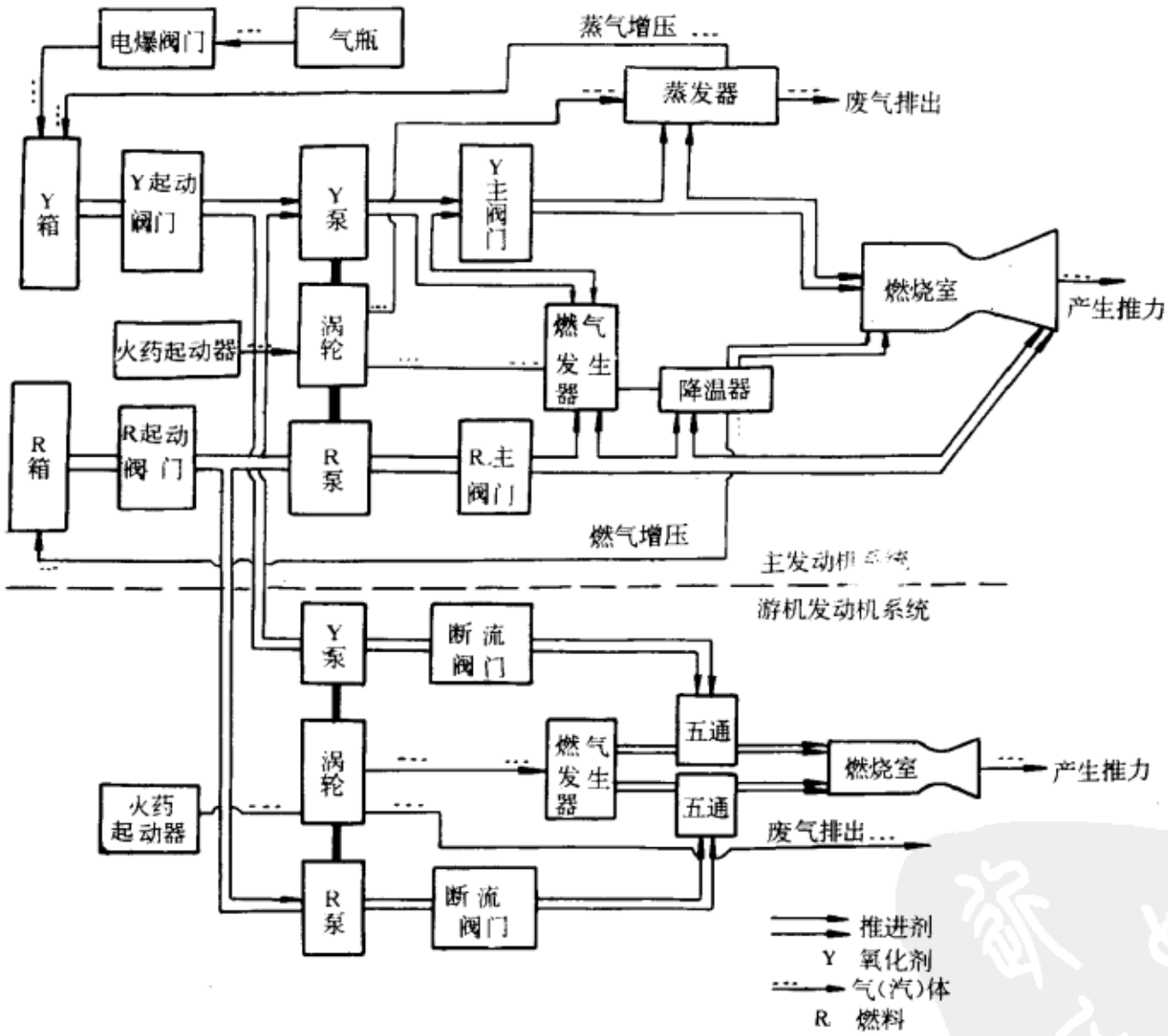
**额定状态发动机主要性能参数**

| 分类 | 项　目 | 一子级 | 二子级主机 | 二子级游机 |
|---|---|---|---|---|
| 额定状态 | 大气压力(MPa) | 0.1 | 0 | 0 |
| | 温度(℃) | 15 | 15 | 15 |
| | 氧化剂密度(kg/L) | 1.458 | 1.458 | 1.458 |
| | 燃料密度(kg/L) | 0.796 | 0.796 | 0.796 |
| | 氧化剂泵入口压力(MPa) | 0.31 | 0.31 | 0.30* |
| | 燃料泵入口压力(MPa) | 0.20 | 0.20 | 0.20* |

续表

| 分类 | 项　目 | 一子级 | 二子级主机 | 二子级游机 |
|---|---|---|---|---|
| 性能参数 | 推力(kN) | 2746 | 716 | 44.13 |
| | 推力偏差(kN) | ±41.2 | ±14.7 | ±3.43 |
| | 比冲(N·s/kg) | 2535 | 2815 | 2736 |
| | 质量混合比 | 2.09 | 2.15 | 1.76 |
| | 质量混合比偏差 | ±0.05 | ±0.05 | ±0.08 |
| | 氧化剂秒耗量(kg/s) | 732.64 | 173.61 | 10.29 |
| | 燃料秒耗量(kg/s) | 350.52 | 80.75 | 5.84 |
| | 蒸发器出口流量(kg/s) | 1.80 | 0.80 | — |
| | 蒸发器出口温度(℃) | ≈260 | ≈260 | — |
| | 降温器出口流量(kg/s) | 1.0 | 0.25 | — |
| | 降温器出口温度(℃) | ≈260 | ≈260 | — |
| 发动机结构质量(kg) | | 2811 | 884 | |

*此压力值系指分岔处值。




FB-1 二子级推进系统框图

**一子级发动机**

发动机代号为 FY-21，由四台 FY-20 单管泵压式发动机并联组成，用来提供第一级飞行的动力和控制力。每台发动机都由推力室、涡轮泵、火药起动器、起动阀门、主阀门、降温器、蒸发器、主断流阀门等组成。各台发动机推力通过机架传向箭体，发动机的安装角为 2°50′，分别与箭上推进剂主管路对接，各自构成独立的工作系统。氧化剂和燃料的泵前都装有补偿软管，能够实现泵前切向±10°摇摆。发动机具有自生增压系统，氧化剂增压用的四氧化二氮从主阀门前引出，用气蚀管控制发动机副系统流量，用节流圈控制主系统流量。发动机推力室的头部喷注器共有 2598 个直流式喷嘴，以同心圆布局在 15 个喷注器环上。整个喷注器面用隔板组件分隔成七个区，以防止横向燃烧不稳定；喷注器还采用了液相分区型的流强分布，以防止纵向燃烧不稳定。发动机的火药起动器和燃气发生器直接焊在涡轮盖上，四氧化二氮蒸发器与涡轮排气管之间采用无法兰焊接结构，燃气降温器固定在推力室身部圆柱段外。发动机上高压导管采用脉冲自动氩弧焊和线压紧式的钎焊接头连接。

一子级发动机的起动程序为先起动Ⅱ、Ⅳ分机，间隔 0.25s 再起动Ⅰ、Ⅲ分机。各分机的起动程序是先打开燃料起动阀门，过 0.36s 再打开氧化剂起动阀门，再过 0.65s 火药起动器工作。关机程序为四个分机的燃料主阀门、氧化剂主阀门和副系统氧化剂断流阀门同时通电，起爆电爆管关闭，截断推进剂通路，实现发动机关机。

**二子级发动机**

发动机代号为 FY-23，由 FY-22 主发动机(主机)和 FY-23U 游动发动机(游机)组成。主机和游机自成系统独立工作。发动机推力通过机架传向箭体。主机和游机的涡轮泵分别布置在火箭的Ⅰ、Ⅳ基准处，游机的涡轮泵装在主机推力室的头部。

FY-22 主发动机　它的基本组成及总体布局与 FY-20 发动机大体相同。主要不同处：主机与机架采用固定式连接，机上不设摇摆装置；燃料和氧化剂泵后主管路上均装有气蚀管，用气蚀管控制主、副系统的流量和混合比；蒸发器的四氧化二氮的引出点在推力室头部氧化剂入口处；蒸发器与涡轮泵间采用法兰连接。

FY-23U 游动发动机　主要由四台摇摆发动机组和一台共用的小型涡轮泵组成。各机组的安装角为 10°，在机组的框架上有伺服机构安装座，各分机可作±60°切向摇摆。游机用的推进剂在主发动机泵前管路引出，游机泵后推进剂由四通接头分散给四台游机的燃烧室。

二子级发动机的起动程序为：先打开燃料起动阀门，隔 0.4s 打开氧化剂起动阀门，再过 0.7s 主机火药起动器工作，再经 1.2s 游机火药起动器工作。关机程序为：主机采用氧化剂主阀门、燃料主阀门和副系统氧化剂断流阀门同时关闭的关机程序，游机采用氧化剂和燃料断流阀门同时关闭的程序，主机和游机的关机时间间隙可按发射任务需要确定。

二子级发动机 FY-23 从 1980 年起改用代号为 YF-24 的发动机。YF-24 发动机的结构和性能与 FY-23 的基本相同，详见 CZ-2C 火箭的二子级发动机部分。

**增压输送系统**

系统的组成和原理与 CZ-2C 的基本相同，FB-1 各贮箱起飞时的地面增压压力和安溢阀门打开压力见表。

**贮箱地面增压压力和安溢阀门打开压力**

| 项目 \ 贮箱 | 二子级氧化剂箱 | 二子级燃料箱 | 一子级氧化剂箱 | 一子级燃料箱 |
|---|---|---|---|---|
| 地面增压压力(MPa) | 0.29 | 0.25 | 0.22 | 0.22 |
| 安溢阀门打开压力(MPa) | 0.44±0.01 | 0.40±0.01 | 0.27±0.01 | 0.27±0.01 |

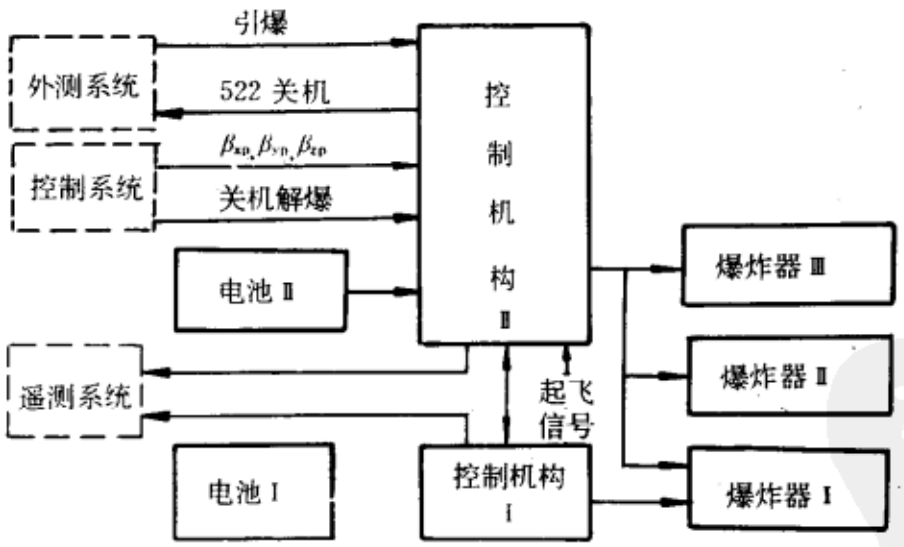
注:表内压力均为表压。

## 制导和控制系统

制导、控制系统由制导系统、姿态控制系统和电源配电系统组成。箭上设备和工作原理与CZ-2C的基本相同。FB-1火箭的主要特点是:制导系统采用平台、计算机方案,关机方程的运算是控制一、二子级发动机的关机时间,使卫星运行周期的偏差最小,运算时以视速度作为关机特征量,当火箭达到关机特征量时,即发出该级发动机的关机指令。第一级飞行中不进行导引控制,第二级在级间分离后16s开始导引,采用了速度导引和高度导引相结合的混合导引方案,从而提高了卫星入轨精度,第一级姿态控制系统对高次振型采用增益控制,即滤波网络的办法,对一阶振型采用相位控制,即采用速率陀螺使振动衰减,提高刚体运动的稳定性,在俯仰、偏航通道中增加加速度表反馈回路,限制箭体在大干扰作用下发动机的摆角。第二级姿态控制系统采取了增强校正网络微分作用、游机提前冷摆和变反馈等措施,以解决起控时的稳定性。在贮箱内设置"+"字隔板,提高推进剂晃动频率,改善晃动稳定性。电源配电系统中采用机电式程序配电器,由方波电源带动步进电磁铁,使凸轮组等速转动,控制簧片的接通和断开,实现对控制系统程序配电。

## 安全自毁系统

它的任务有两个:一是火箭在主动段飞行过程中,当发生严重故障,不能完成预定的飞行任务时,为保证航区的安全,系统可根据遥控指令或箭上姿态失稳信号将火箭在空中自毁;二是将完成飞行任务的一、二子级箭体在空中炸毁。箭上系统由电池、爆炸器、控制机构、安全指令接收机等组成(见图)。

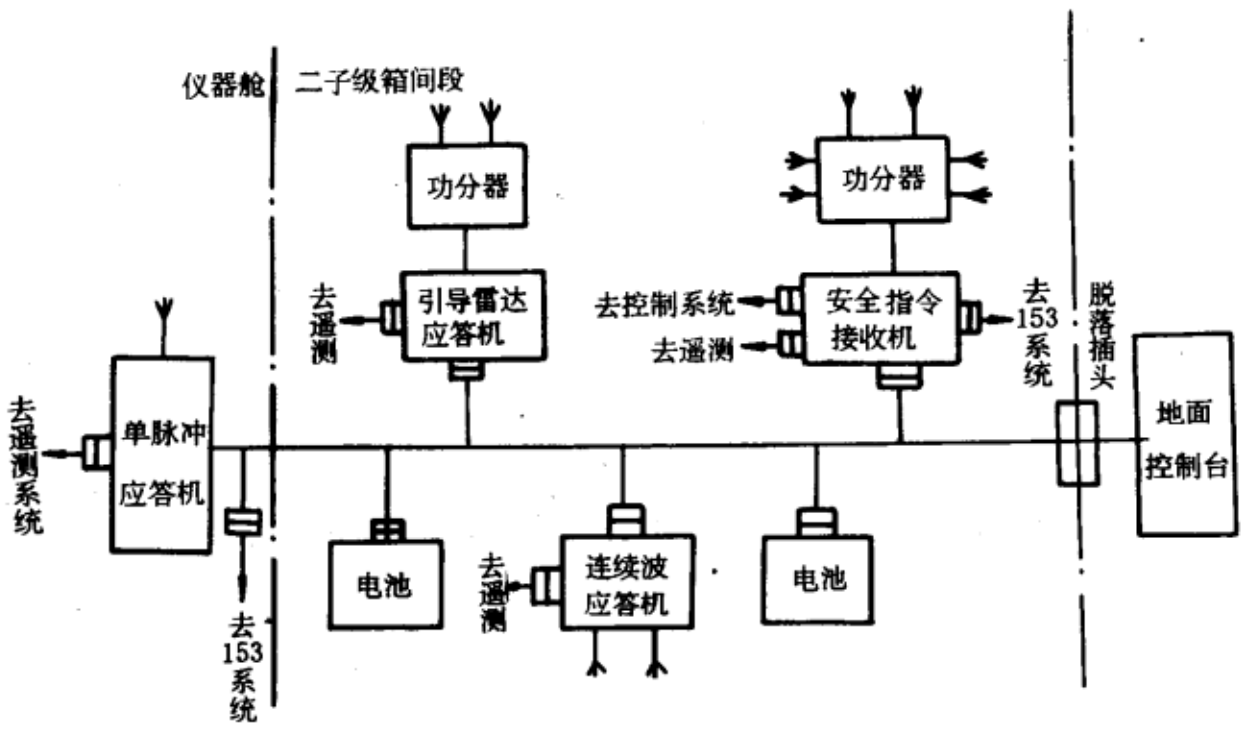



FB-1安全自毁系统框图

姿态失稳自毁和遥控自毁的工作原理与 CZ-2C 的相同，对完成飞行任务的一、二子级箭体，FB-1 采用钟表机构自动延时后在空中自行炸毁。

## 跟踪测量系统

该系统担负主动段外弹道测量和安全遥控任务，即实时测量飞行弹道数据，作为安全遥控的信息，并为飞行结果分析提供依据。箭上跟踪测量系统的设备主要有 WA521 连续波应答机、WA522 单脉冲应答机、WA523 引导雷达应答机、WA524 安全指令接收机及其相应的天线、功分器，还有电池等。详见箭上系统框图。




FB-1 箭上跟踪系统框图

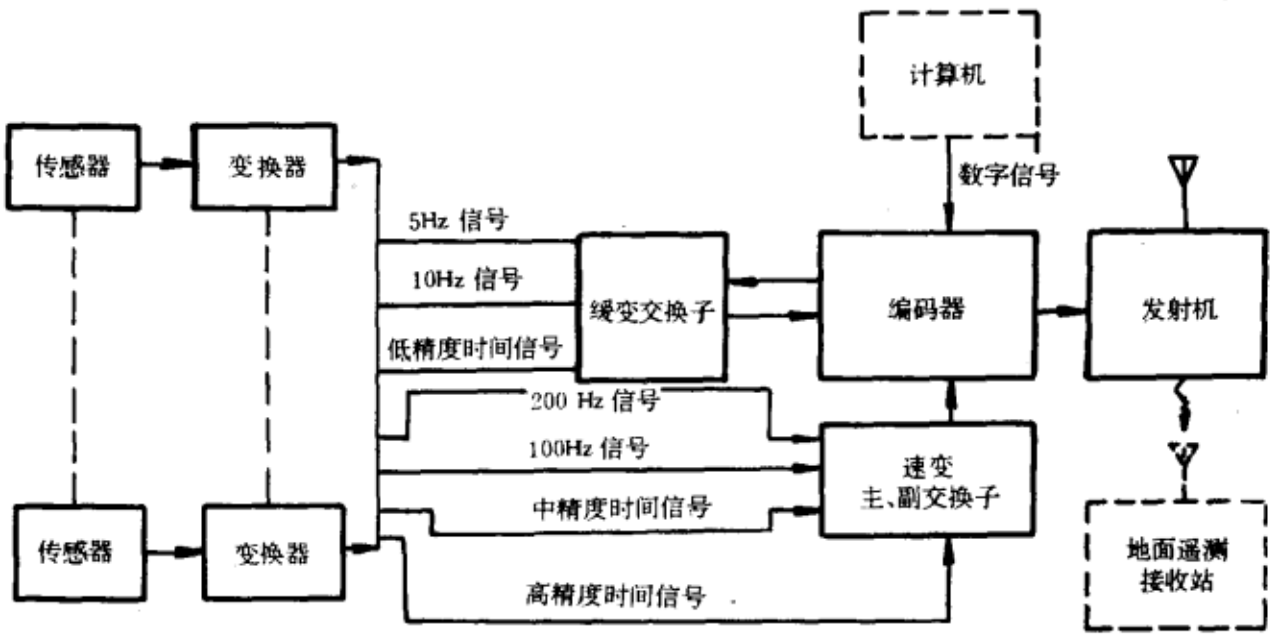
## 遥　测　系　统

该系统用来测量和监视各系统在飞行中的工作情况及环境条件，箭上采用一套大容量遥测设备来完成参数的监测。箭上遥测系统的设备主要有传感器、变换器以及缓变交换子、速变交换子、编码器、发射机（详见框图）。

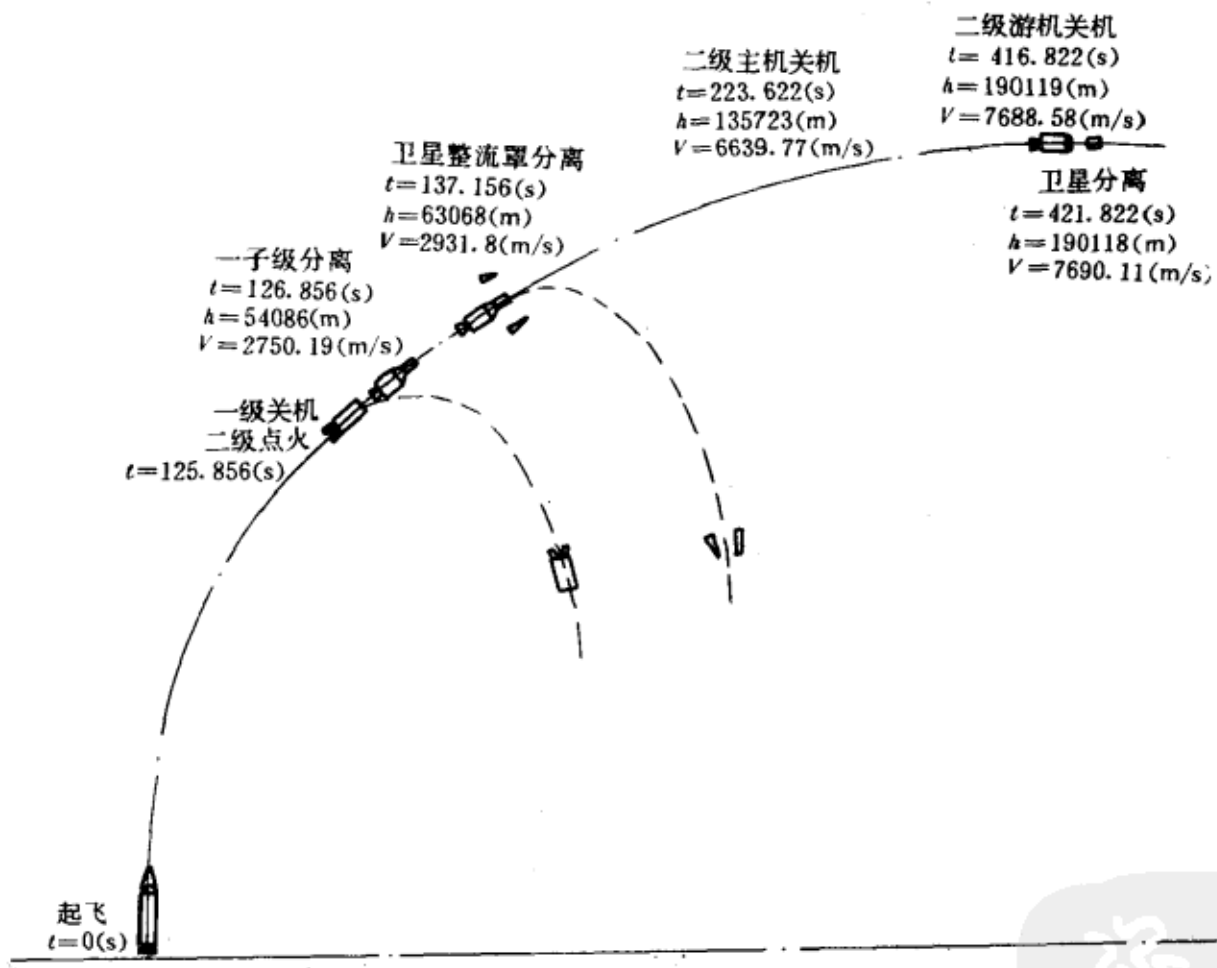
大容量遥测设备的使用状态是 30 千码缓变信号（A 组）、30 千码数字信息（B 组）、2 个副交换子和 2 个高精度时间参数。

## 典型飞行程序与轨道

“风暴一号”火箭发射科学试验卫星（一箭一星状态）典型飞行轨道见示意图。




FB-1 大容量遥测系统框图




FB-1 典型发射轨道示意图

**典型飞行程序**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 火箭起飞 | $T+233.622$ | 二子级主发动机关机 |
| $T+7$ | 程序转弯开始 | $T+416.822$ | 二子级游动发动机关机 |
| $T+123.156$ | 箭上计算机发出一子级发动机关机指令(预令) | $T+421.822$ | 星箭分离,二子级反推 |
| $T+125.856$ | 一子级发动机关机(主令),二子级主发动机点火 | $T+422.322$ | 二子级反推,转动 |
| $T+126.856$ | 一子级分离,二子级游动发动机点火 | $T+423.702$ | 控制系统断电,飞行结束 |
| $T+137.156$ | 卫星整流罩分离 | | |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(t) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾　角<br>(°) | 周　期<br>(min) | | |
| 1 | 1972.8.10 | 试验配重 | 1.050 | | | | | 酒泉 | |
| 2* | 1973.9.18 | 科学试验卫星 | 1.138 | | | | | 酒泉 | 失败① |
| 3* | 1974.7.12 | 科学试验卫星 | 1.108 | | | | | 酒泉 | 失败② |
| 4 | 1975.7.26 | 科学试验卫星 | 1.107 | 187 | 474 | 69.027 | 91.02 | 酒泉 | |
| 5 | 1975.12.16 | 科学试验卫星 | 1.108 | 184 | 387 | 68.991 | 90.22 | 酒泉 | |
| 6 | 1976.8.30 | 科学试验卫星 | 1.108 | 191 | 2145 | 69.166 | 108.44 | 酒泉 | |
| 7* | 1976.11.10 | 科学试验卫星 | 1.208 | | | | | 酒泉 | 失败① |
| 8 | 1977.9.14 | 试验配重 | 3.100 | | | | | 酒泉 | |
| 9 | 1978.4.15 | 试验配重 | 3.100 | | | | | 酒泉 | |
| 10* | 1979.7.28 | 科学试验卫星 | 0.250 | | | | | 酒泉 | 失败① |
| | | 科学试验卫星 | 0.480 | | | | | | |
| | | 科学试验卫星 | 0.030 | | | | | | |
| 11 | 1981.9.20 | 科学试验卫星 | 0.250 | 231.4 | 1610.4 | 59.44 | 103.43 | 酒泉 | |
| | | 科学试验卫星 | 0.480 | | | | | | |
| | | 科学试验卫星 | 0.030 | | | | | | |

①二子级游机故障;②二子级主机故障

# 长征四号 A

吴瑞华

CZ-4A 运载火箭由上海航天局负责研制,从 1979 年至 1988 年历时 10 年,1988 年 9 月 7 日在太原卫星发射中心进行了首次发射,将中国第一颗试验型气象卫星送入 901km 高度的太阳同步轨道,获得圆满成功,从此 CZ-4A 运载火箭开始进入使用阶段。

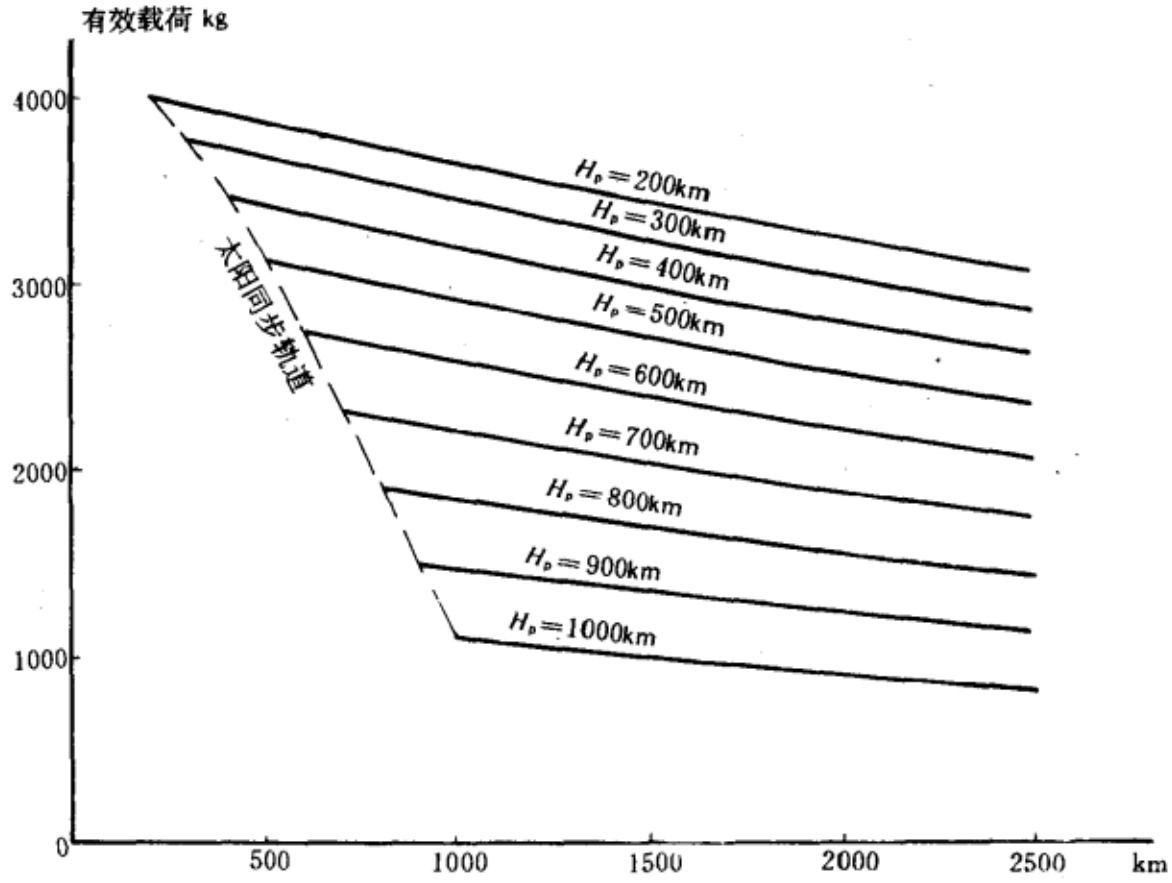
CZ-4A 是在"风暴一号"火箭的基础上增加了常规三子级,形成了三级火箭。全部采用常

温推进剂，增大了一子级发动机的推力，加长了一子级贮箱的长度。三子级贮箱采用高强铝单层薄壁共底结构和全程常温氦气定值增压，三子级发动机为双向摇摆式控制，发动机支撑形式采用铝合金铆接化铣混合型短舱结构，使用双向摇摆伺服机构，无水肼表面张力贮箱。CZ-4A 首次采用数字式控制系统，为适应卫星外形尺寸的需要，研制了大直径的卫星整流罩。

作为发射地球同步卫星的 CZ-4 火箭，除了上述特点外，原另有两项较大的改进，一是三子级发动机采用二次点火，二是二子级发动机采用大喷管，这些措施都是为了提高运载能力，但在以后的 CZ-4A 研制中均未采用。

CZ-4A 作为常规三级运载火箭的基本型号，主要任务是发射各种对地观测应用卫星系列。它具有较高的可靠性，成本低廉，使用方便。

CZ-4A 运载火箭相对于各种太阳同步轨道和椭圆轨道高度的运载能力示于图。




CZ-4A 运载能力

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 三级 | 运载能力(倾角 99°、高度 901km 轨道) | 1500kg |
| 全长 | 41.901m | 入轨精度 | |
| 最大直径 | 3.35m | 近地点高度偏差 | 40km |
| 翼展 | 6.15m | 远地点高度偏差 | 40km |
| 起飞质量 | 241.092t | 轨道倾角偏差 | 0.12° |
| 起飞推力 | 2942kN | 偏心率偏差 | 0.005 |
| 推重比 | 1.24 | | |

## 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.65m | 发动机 | 1×YF-21B |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 187.26t | 地面总推力 | 2942kN |
| 结构质量 | 9.87t | 比冲 | 2550N·s/kg |
| 推进剂质量 | 177.43t | 工作时间 | 150.6s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.40m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机　719.8kN |
| 起飞质量 | 38.58t | | 游机　46.1kN |
| 结构质量 | 3.08t | 真空比冲 | 主机　2835N·s/kg |
| 推进剂质量 | 35.5t | | 游机　2742N·s/kg |
| 发动机 | 主机　1×YF-22 | 工作时间 | 主机　126.8s |
| | 游机　1×YF-23F | | 游机　136.8s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.954m | 发动机 | 1×YF-40 |
| 直径 | 2.9m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 13.14t | 真空推力 | 98.0kN |
| 结构质量 | 1.80t | 真空比冲 | 2942N·s/kg |
| 推进剂质量 | 11.34t | 工作时间 | 329.8s |

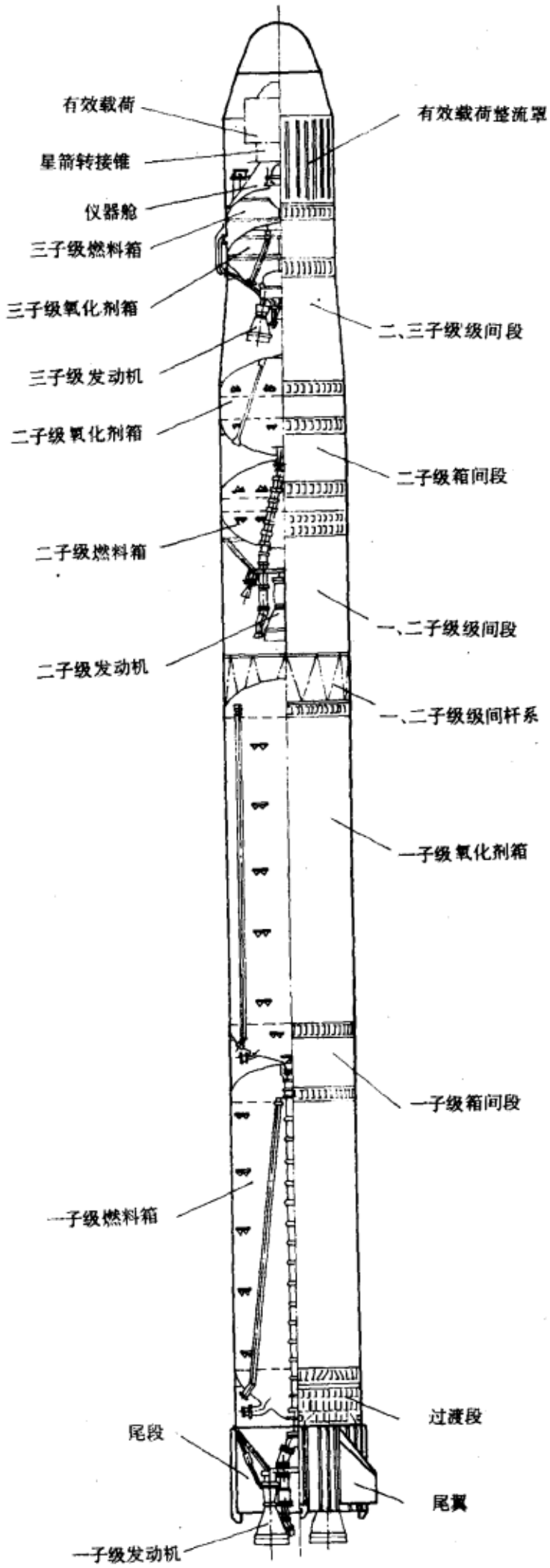
## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 4.908m | 质量 | 612kg |
| 直径 | 2.9m | 有效容积 | 10.5m$^3$ |

# 总　体　布　局

CZ-4A 为三级液体运载火箭，由箭体结构、推进系统、制导与控制系统、遥测系统、跟踪测量系统、电源配电系统、安全自毁系统等组成。总体布局见图。

火箭由一子级、二子级、三子级及有效载荷整流罩组成。一、二子级的布局基本同“长征三号”火箭，三子级的布局为发动机(含保护罩)—氧化剂箱—燃料箱—仪器舱。二、三子级之间通过级间壳段用 6 个爆炸螺栓相连，并采用冷分离方案，由安装在二子级火箭上的 8 台反推小火


有效载荷
有效载荷整流罩
星箭转接锥
仪器舱
三子级燃料箱
三子级氧化剂箱
二、三子级级间段
三子级发动机
二子级氧化剂箱
二子级箱间段
二子级燃料箱
一、二子级级间段
二子级发动机
一、二子级级间杆系
一子级氧化剂箱
一子级箱间段
一子级燃料箱
过渡段
尾段
尾翼
一子级发动机

CZ-4A 总体布局

箭产生分离力。有效载荷整流罩与三子级火箭前短壳用 6 个爆炸螺栓连接。整流罩两半用三对爆炸螺栓连接，解锁后，由整流罩两半壳上的火药弹射筒执行平推分离。有效载荷通过转接锥与三子级火箭的仪器舱相连，有效载荷上的包带解锁后，三子级火箭上的两台反推小火箭点火，使星箭分离。三子级火箭后短壳上的两台正推火箭在三子级发动机推力建立之前产生一个附加加速度，以使推进剂沉底，确保三子级发动机正常起动并可靠地工作。

火箭上的电子设备大部分安排在仪器舱中，部分安排在箱间段及级间段、贮箱前后短壳内。

三子级火箭安排有两台发动机，位于Ⅰ、Ⅲ基准对称位置，通过双向摆动来控制火箭的飞行姿态。

三子级火箭的姿控发动机布置在发动机短舱上，主机关机后控制火箭的俯仰、偏航、滚动三个方向的飞行姿态并进行末速修正。

## 箭　体　结　构

箭体结构由有效载荷整流罩、仪器舱、氧化剂箱、燃料箱、箱间段、级间段、后过渡段、尾段和尾翼等组成。

推进剂贮箱的主要材料是 LD10 铝合金，经化铣焊接而成，其它铆接舱段的主要材料是 LY12、LC9、LC4 等铝合金。

### 一子级箭体结构

为提高运载能力，在“长征三号”基础上将两只推进剂贮箱共增长 4m，将级间杆系加长至 1.4m。其余结构均同“长征三号”。主要参数见表。

**一子级箭体主要结构一览表**

| 舱段 \ 参数 | 长度 (mm) | 直径 (mm) | 主要材料 |
|---|---|---|---|
| 级间段 壳段 | 3250 | 3350 | LY12 |
| 级间段 杆系 | 1400 | 3370 | 30CrMnSiA |
| 氧化剂箱 | 9320 | 3350 | LD10 |
| 箱间段 | 1330 | 3350 | LY12 |
| 燃料箱 | 8229 | 3350 | LD10 |
| 后过渡段 | 1050 | 3350 | LD10、LC9、LY12 |
| 尾段 | 2400 | 3350 | LY12 |
| 尾翼 | 翼展 6150 | 翼弦 2200 | LY12 |

## 二子级箭体结构

为适应三子级直径及三子级发动机的工作需要，在“长征三号”基础上，将二、三子级级间段的锥角减小，并相应增加了长度，其余结构均同“长征三号”。主要参数见表。

**二子级箭体主要结构一览表**

| 参数 / 舱段 | 长度 (mm) | 直径 (mm) | 主要材料 |
|---|---|---|---|
| 级间段 | 2900 | 3350/2900 | LY12 |
| 氧化剂箱 | 1406 | 3350 | LD10 |
| 箱间段 | 1330 | 3350 | LY12 |
| 燃料箱 | 1521 | 3350 | LD10 |

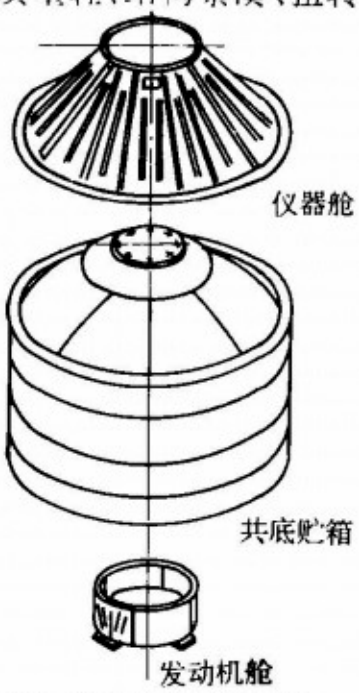
## 三子级箭体结构

三子级箭体结构由仪器舱、共底贮箱、发动机短舱等组成，外形见图。

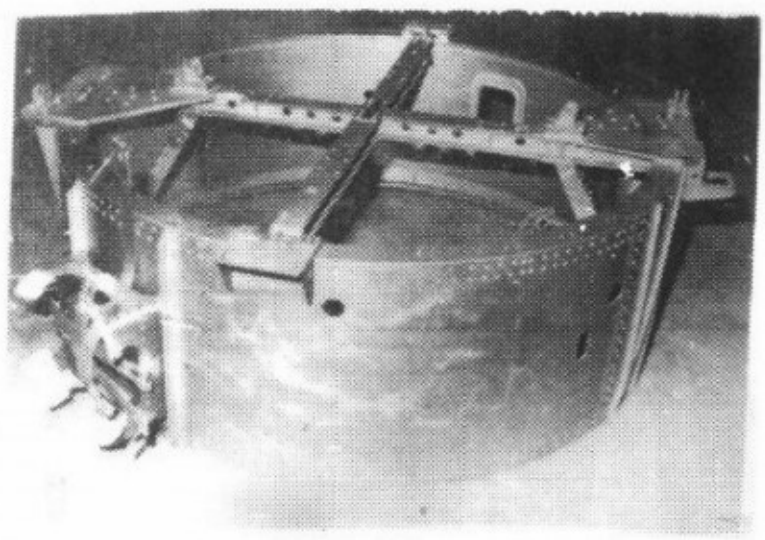
共底贮箱的共底为薄壁单层铝合金结构，减轻了结构质量。前箱为燃料箱，后箱为氧化剂箱。为解决刚晃交耦问题，箱内装有“米”字形及“十”字形隔板、防晃板和防漩装置。

仪器舱为截锥形，外加桁蒙皮铆接结构，蒙皮上压制了标准的加强槽，以增加结构刚度。

发动机舱采用放射肋壁板和蒙皮混合式结构的铝合金圆筒壳，它与传统的钢质桁架结构比较，具有质量轻、结构紧凑、扭转刚度好及传力路线短等显著优点，其结构形式见图。



CZ-4A 三子级箭体结构


CZ-4A 三子级发动机舱

发动机舱是三子级火箭安装主发动机、姿态控制发动机、伺服机构、胼瓶、气瓶和动力系统等主设备的舱体，它将推力、伺服机构作用力及各种质量力传递到贮箱的后底上，并经受发动机工作时的振动和热辐射的恶劣环境。三子级箭体主要参数见表。

三子级箭体主要结构一览表

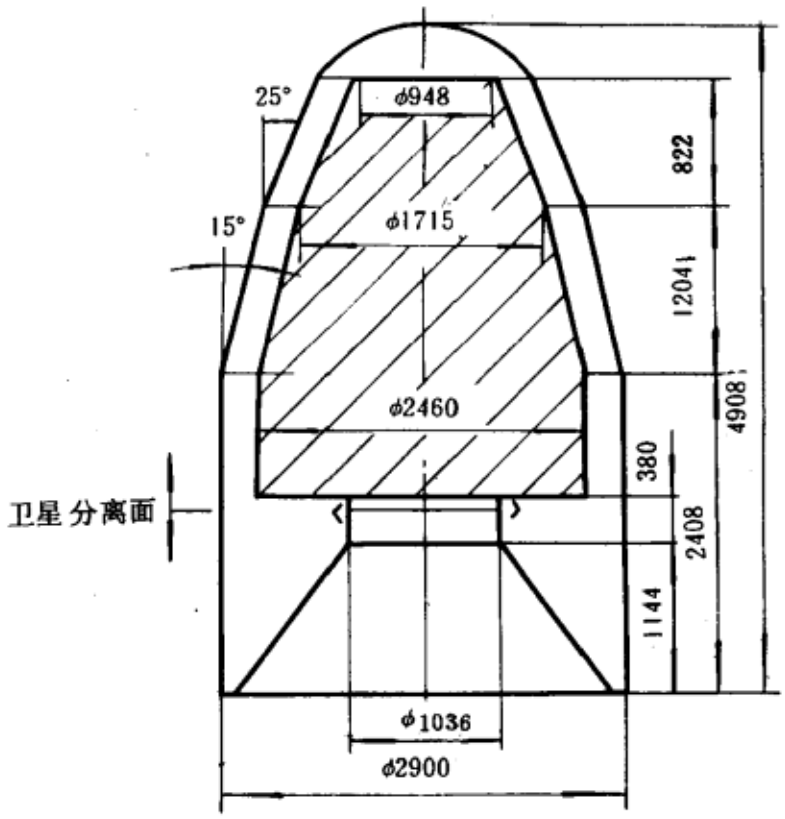
| 参数 / 舱段 | 长度 (mm) | 直径 (mm) | 主要材料 |
|---|---|---|---|
| 仪器舱 | 1150 | 1060/2896 | LY12、LC4 |
| 共底贮箱 | 1920 | 2900 | LD10、LC9 |
| 发动机舱 | 410 | 1154 | LD10、LC4、LY12 |

## 整流罩

有效载荷整流罩为蚌壳形纵向两半可分离结构，由球头、前锥、后锥、圆筒段和分离元件等组成，其外形见图。

球头、前锥、后锥为玻璃钢材料，筒段材料为铝合金，筒段两半壳连接及与三子级火箭连接均用爆炸螺栓。两半罩分离用火药弹射筒产生分离力。

为满足有效载荷无线电波透波要求，在筒段局部开有必要的透波口（玻璃钢结构）。筒段后部开有 14 个通气孔，以平衡第一级火箭飞行段罩内、外的压力。为防止飞行时的气流沿着对接缝进入罩内，在整流罩对接面处装有金属挡风板。整流罩主要参数见表。




CZ-4A 整流罩有效空间及外形图

整流罩主要结构一览表

| 部位 | 整流罩 | |
|---|---|---|
| | 尺寸 | 材料 |
| 球头 | R650mm | 玻璃钢 |
| 前锥 | 25° | 玻璃钢 |
| 后锥 | 15° | 玻璃钢 |
| 圆柱段长 | 2408mm | LY12 |
| 倒锥长 | / | / |
| 总　长 | 4908mm | |
| 最大直径 | 2900mm | |
| 有效空间直径 | 2360mm | |

# 推 进 系 统

CZ-4A 推进系统由推进剂贮箱、增压输送系统及发动机组成。增压输送系统提供发动机泵入口需要的最低压力，发动机为火箭提供推力和控制力矩。

## 一子级推进系统

### 发动机

由四台独立工作可切向摇摆的 YF-20B 单机通过机架并联而成，代号为 YF-21B，主要性能见表。YF-21B 发动机总质量为 2850kg，外廓最大直径为 3510mm，总长度为 3335mm，单机安装角为 2°50′，允许切向最大摆角±10°。发动机系统组成同“长征二号”YF-21。

### 增压输送系统

主要功用为确保发动机起动和飞行过程所需要的推进剂量并满足泵入口需要的最低压力，完成推进剂加注与排泄，并保证在充填情况下能够存放一定的时间。系统组成同“风暴一号”。

## 二子级推进系统

### 发动机

由固定在机架中央的一台主发动机 YF-22 和周围四台共泵的可切向摆动的游动发动机(YF-23F)组成，其代号为 YF-24F，发动机主要性能见表。

YF-24F 发动机外廓最大直径为 3318mm，总长度 3400mm，游动发动机安装角 10°，可切向摆动±60°。

发动机系统组成同 YF-24。

**一子级发动机主要性能**

| 序号 | 参数名称 | 单位 | 数值 |
|---|---|---|---|
| 1 | 地面推力 | kN | 2942 |
| 2 | 地面比冲 | N·s/kg | 2550 |
| 3 | 推进剂质量混合比 | | 2.12 |
| 4 | 氧化剂流量 | kg/s | 197.3×4 |
| 5 | 燃料流量 | kg/s | 93.1×4 |
| 6 | 起动加速性(从火药起动器点火到建立 90%推力的时间) | s | ≤1.3 |
| 7 | 后效冲量偏差 | kN·s | ≤19.6 |
| 8 | 蒸发器出口参数 $N_2O_4$ 流量<br>$N_2O_4$ 温度 | kg/s<br>℃ | 0.5×4<br>280 |
| 9 | 降温器出口参数 燃气流量<br>燃气温度 | kg/s<br>℃ | 0.24×4<br>280 |

**三子级发动机主要性能**

| 序号 | 参数名称 | 单位 | 数值 |
|---|---|---|---|
| 1 | 额定真空推力 | kN | 49.03 |
| 2 | 额定比冲 | N·s/kg | 2942 |
| 3 | 额定推进剂质量混合比 | | 2.15 |
| 4 | 发动机总流量 | kg/s | 16.67 |
| 5 | 发动机工作时间 | s | 329.8 |
| 6 | 真空后效冲量 | kN·s | 24.34 |
| 7 | 起动加速性 | s | <1.2 |
| 8 | 关机减速性 | s | 1.1～1.2 |
| 9 | 关机水击压力峰值 氧化剂 | MPa | 2.94 |
| | 燃料 | MPa | 1.96 |

**二子级发动机主要性能**

| 序　号 | 参　数　名　称 | | 单　位 | 数　值 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 额定真空推力 | YF-22 | kN | 719.8 |
| | | YF-23F | | 46.1 |
| 2 | 额定真空比冲 | YF-22 | N·s/kg | 2835 |
| | | YF-23F | | 2742 |
| 3 | 额定推进剂混合比 | YF-22 | | 2.18 |
| | | YF-23F | | 1.57 |
| 4 | 平均秒流量　氧化剂 | YF-22 | kg/s | 174.51 |
| | | YF-23F | | 10.17 |
| | 燃　料 | YF-22 | kg/s | 79.98 |
| | | YF-23F | | 6.50 |
| 5 | 发动机工作时间 | YF-22 | s | 126.8 |
| | | YF-23F | | 136.8 |
| 6 | 真空后效冲量 | YF-22 | kN·s | 255 |
| | | YF-23F | | 8.24 |
| 7 | 起动加速性 | YF-22 | s | 0.9 |
| | | YF-23F | | 0.5 |
| 8 | 关机减速性 | YF-22 | s | 0.5 |
| | | YF-23F | | 0.9 |
| 9 | 游机起动与关机相对两单机的推力差 | | kN | 3.92 |
| 10 | 发动机关机水击压力峰值　氧化剂 | | MPa | 3.43 |
| | 燃　料 | | MPa · | 3.43 |
| 11 | 蒸发器出口参数 | $N_2O_4$ 流量 | kg/s | 0.8 |
| | | $N_2O_4$ 温度 | ℃ | 250 |
| 12 | 降温器出口参数 | 燃气流量 | kg/s | 0.25 |
| | | 燃气温度 | ℃ | 250 |

**增压输送系统**

二子级增压方案同一子级。二子级氧化剂箱气瓶增压系统采用小气瓶，燃料箱无气瓶增压系统。

## 三子级推进系统

**发动机**

由两台独立工作，可双向摇摆的单机通过发动机舱并联而成，其代号为 YF-40。三子级发动机采用泵压式供应系统和燃气发生器动力循环系统。具有二次起动能力。外形见图。发动机主要性能见表。

YF-40 发动机总质量为 83kg（不含发动机舱），外廓最大直径为 650mm，总长度为 1233mm，最大摆角±4.5°。发动机由以下系统组成：

起动系统　是驱动涡轮转动，使发动机进入工作状态的最初动力源，由火药起动器、火工品、压力信号器等组成。

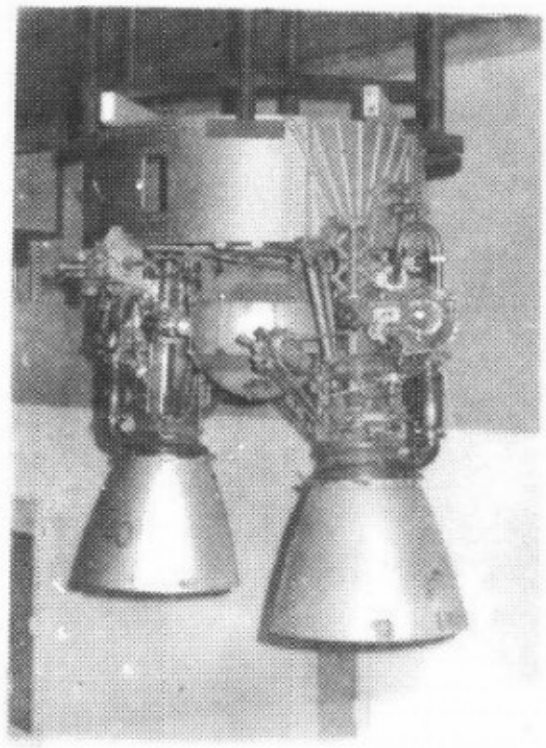
副系统　供应涡轮工质，维持涡轮正常工作的能源系统，由涡轮、燃气发生器、节流圈、过滤网、气蚀管、副阀门等组成。

主系统　向燃烧室供应推进剂并产生推力的系统，由泵、隔离阀门、主气蚀管、推力室、主阀门等组成。

电动气动控制系统　控制发动机上各阀门开启和关闭的系统，由电动气阀门、气体节流圈等组成。

排空系统　发动机第一次关机后，泄放发动机腔道内的剩余推进剂，为二次起动作准备，由排空阀门及排空导管组成。

油气源系统　当涡轮泵工作时，使端面密封处于良好状态。



CZ-4A 三子级发动机外形

**增压输送系统**

增压系统采用全程定压氦气增压及旁路增压方式，主、副两路增压，形成冗余系统。其原理见图，系统由主、副增压系统组成。

主增压系统　发动机起动前，主电动气阀门打开，氦气瓶组的氦气经减压器减压后分成两路，分别进入推进剂箱增压，其增压流量由节流圈限定。主增压系统由氦气瓶组、手动开关、主电动气阀门、减压器、气动阀门、节流圈、单向阀门等组成。

副增压系统　设置在主电动气阀门前，增压管路直通氧化剂箱和燃料箱，由补压电动气阀门控制。当贮箱压力低到一定值时，打开贮箱的补压电动气阀门进行补压。副增压系统由补压电动气阀门、压力信号器、节流圈等组成。

输送系统　由氧化剂和燃料的输送管路及加注、排泄阀门等组成。

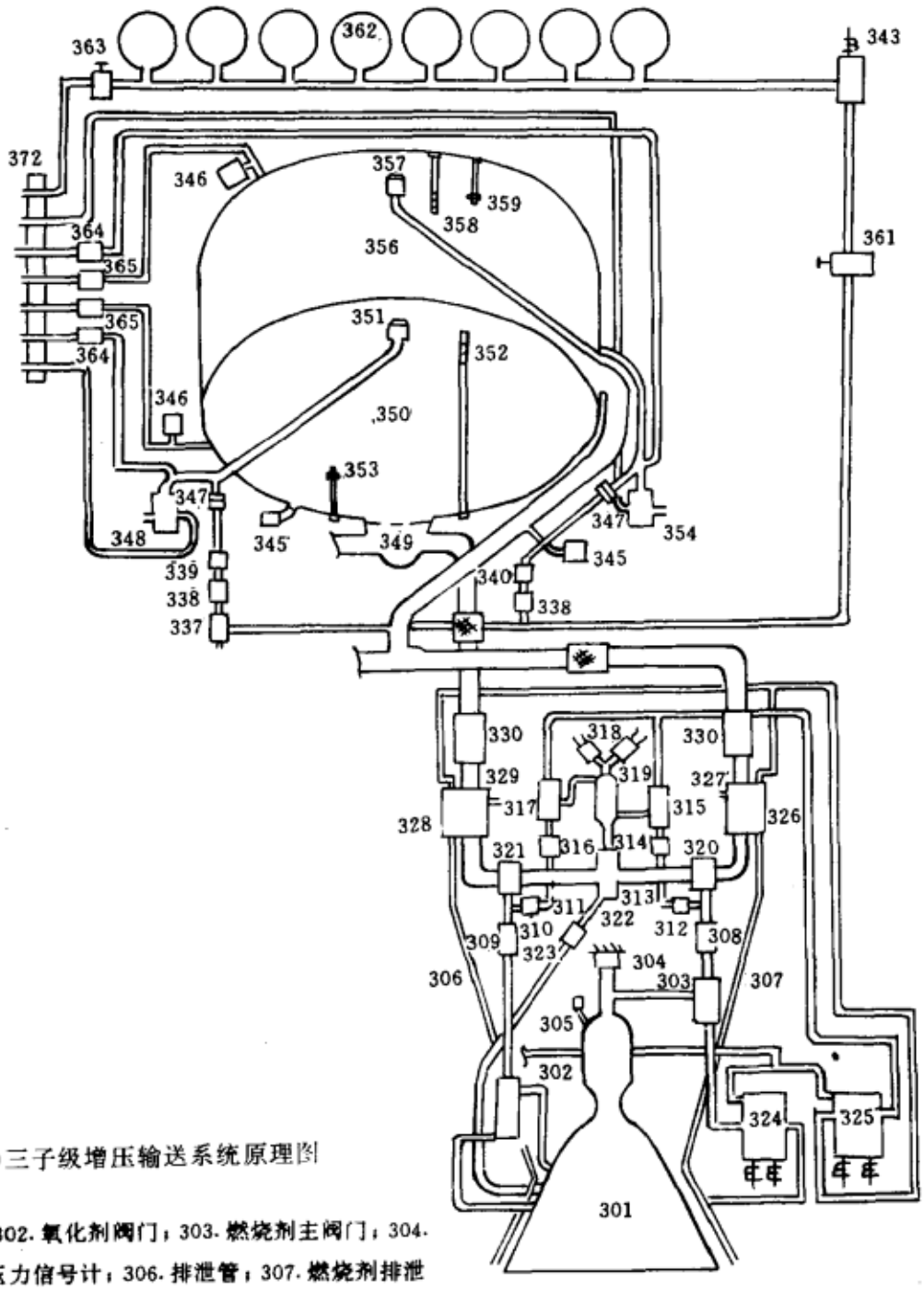
**末速修正与姿控发动机系统**

该系统发动机为氦气挤压式单组元无水肼发动机(FY-82)。用于对三子级火箭末速进行修正和姿态调整。发动机总质量为 54kg，无水肼加注量为 20kg，全部系统安装在发动机舱上。

系统由气路(充气阀门、钛合金气瓶、电爆阀门、减压器、破裂膜片、蓄留组件等)、液路(表面张力贮箱、破裂膜片、过滤器、节流孔板、加注阀门等)、推力室和电磁阀门(四种推力的 14 台推力室及相应的电磁阀门等)、温控系统、电缆及传感器等组成，系统原理见图。

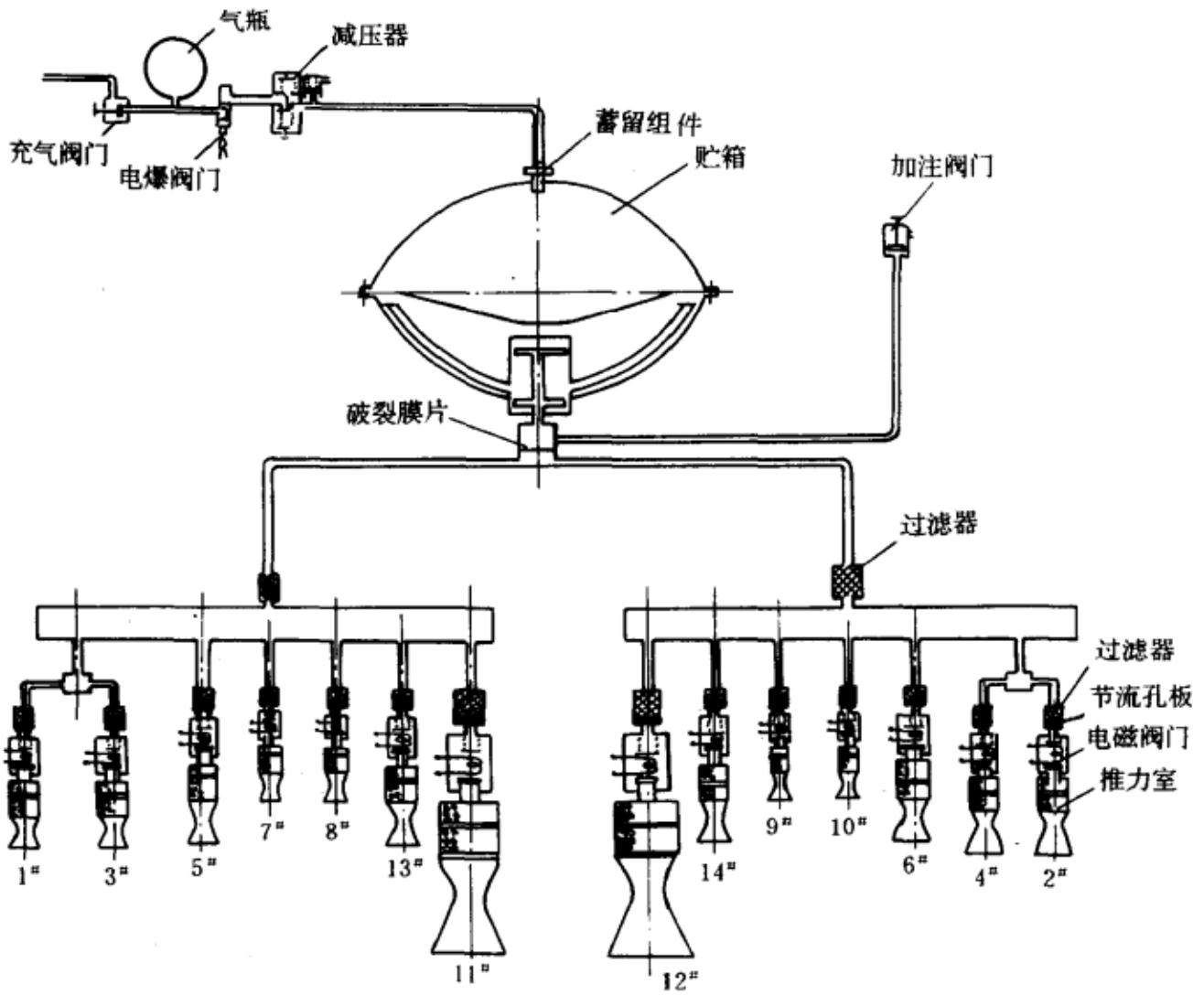
系统特点：长时间工作的末速修正发动机和多次脉冲式工作的姿控发动机，采用统一的推进剂输送系统和先进的表面张力贮箱，可使加注推进剂后的贮箱寿命大大提高；液路系统包括贮箱、导管、阀门等均采取了电加温和保温措施，保证推进剂使用温度不低于 5℃。

表面张力贮箱　它由两部分组成：贮箱外壳和推进剂管理装置。贮箱结构包括壳体、隔舱板、通道组件、气泡过滤器、进气蓄留组件和气路膜片等。贮箱外壳分为有推进剂管理的下舱和

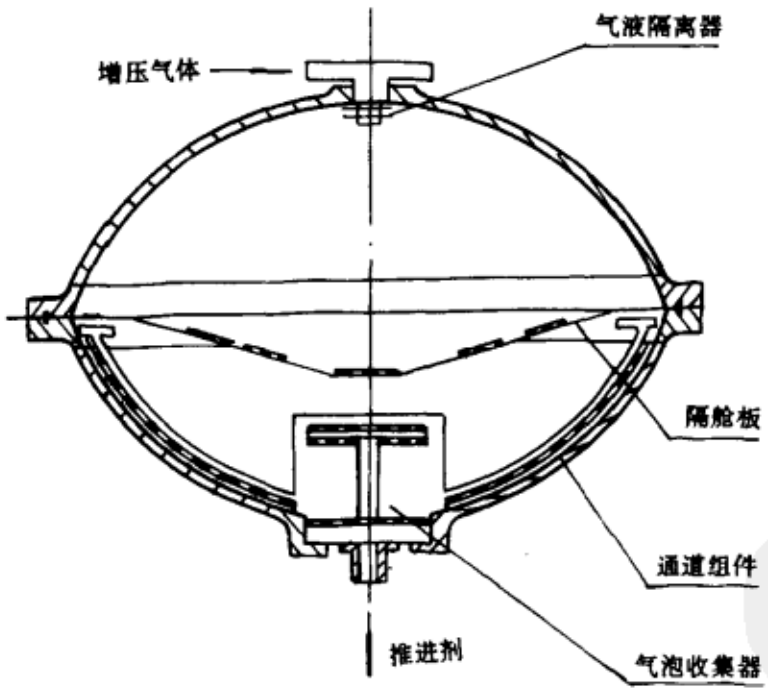



(Z-4(A)三子级增压输送系统原理图

301. 燃烧室；302. 氧化剂阀门；303. 燃烧剂主阀门；304. 常平座；305. 压力信号计；306. 排泄管；307. 燃烧剂排泄管；308. 燃烧剂文氏管；309. 氧化剂文氏管；310. 氧化剂节流圈；311. 氧化剂过滤器；312. 燃烧剂过滤器；313. 燃烧剂节流圈；314. 燃烧剂文氏管；315. 燃烧剂副阀门；316. 氧化剂文氏管；317. 氧化剂副阀门；318. 火药起动器；319. 燃气发生器；320. 燃烧剂泵；321. 氧化剂泵；324. 涡轮；323. 涡轮排气管；324. 电动气阀门；325. 电动气阀门；326. 燃烧剂隔离阀门；327. 燃烧剂排泄嘴；328. 氧化剂隔离阀门；329. 氧化剂排泄嘴；330. 摇摆软管；337. 气动阀门；338. 单向阀门；339. 氧化剂节流圈；340. 燃烧剂节流圈；343. 电动气阀门；345. 加注阀门；346. 压力信号器；347. 膜片组件；348. 氧化剂安溢阀门；349. 氧化剂三通；350. 氧化剂箱；351. 氧化剂扩散器；352. 氧化剂加注液位传感器；353. 氧化剂加注温度传感器；354. 燃烧剂安溢阀门；356. 燃烧剂箱；357. 燃烧剂扩散器；358. 燃烧剂加注液位传感器；359. 燃烧剂加注温度传感器；361. 减压器；362. 氮气瓶；363. 手动开关；364. 增压单向阀门；365. 测压单向阀门；372. 联接器




CZ-4A 姿控发动机系统原理图




CZ-4A 表面张力贮箱结构图

无推进剂管理的上舱，上、下舱由隔舱板分开，下舱容积占总容积的 40%。推进剂管理装置是保证在失重或低重力条件下推进剂始终能覆盖贮箱出口，随时向发动机提供不含气体的推进剂。

温控系统　为确保发动机可靠工作，设置了无水肼温控系统，它包括贮箱温控、导管组件地面温控、导管箭上温控。

## 纵向耦合振动抑制系统

纵向耦合振动（简称 POGO）是指大型液体推进剂火箭的结构纵向振动与推进系统相互作用而产生的正反馈闭合回路的自激振动。

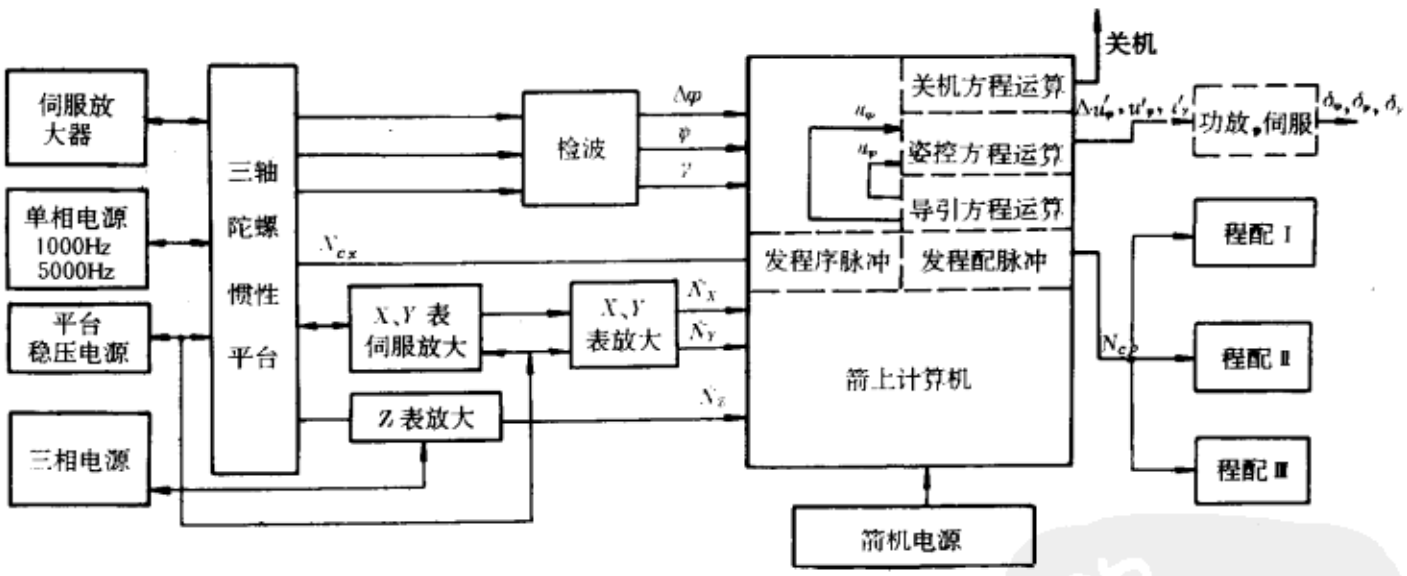
为避免火箭发生纵向耦合振动，在一子级和二子级的氧化剂输送管路的起动阀门前，均设置了抑制 POGO 效应的蓄压器。一子级蓄压器为整球形，初始最大容积为 2L。二子级蓄压器为半球形，初始最大容积为 1.4L。主要结构由壳体、盖、橡胶碗、档网和通道等组成。

## 制导、控制系统

CZ-4A 制导、控制系统由制导系统、姿态控制系统、计算机自动调零系统和时序系统组成。

### 制导系统

该系统由三轴陀螺惯性平台、箭上计算机、平台伺服放大器、加速度计放大器、检波功率放大器及电源等组件组成，其原理框图见图。

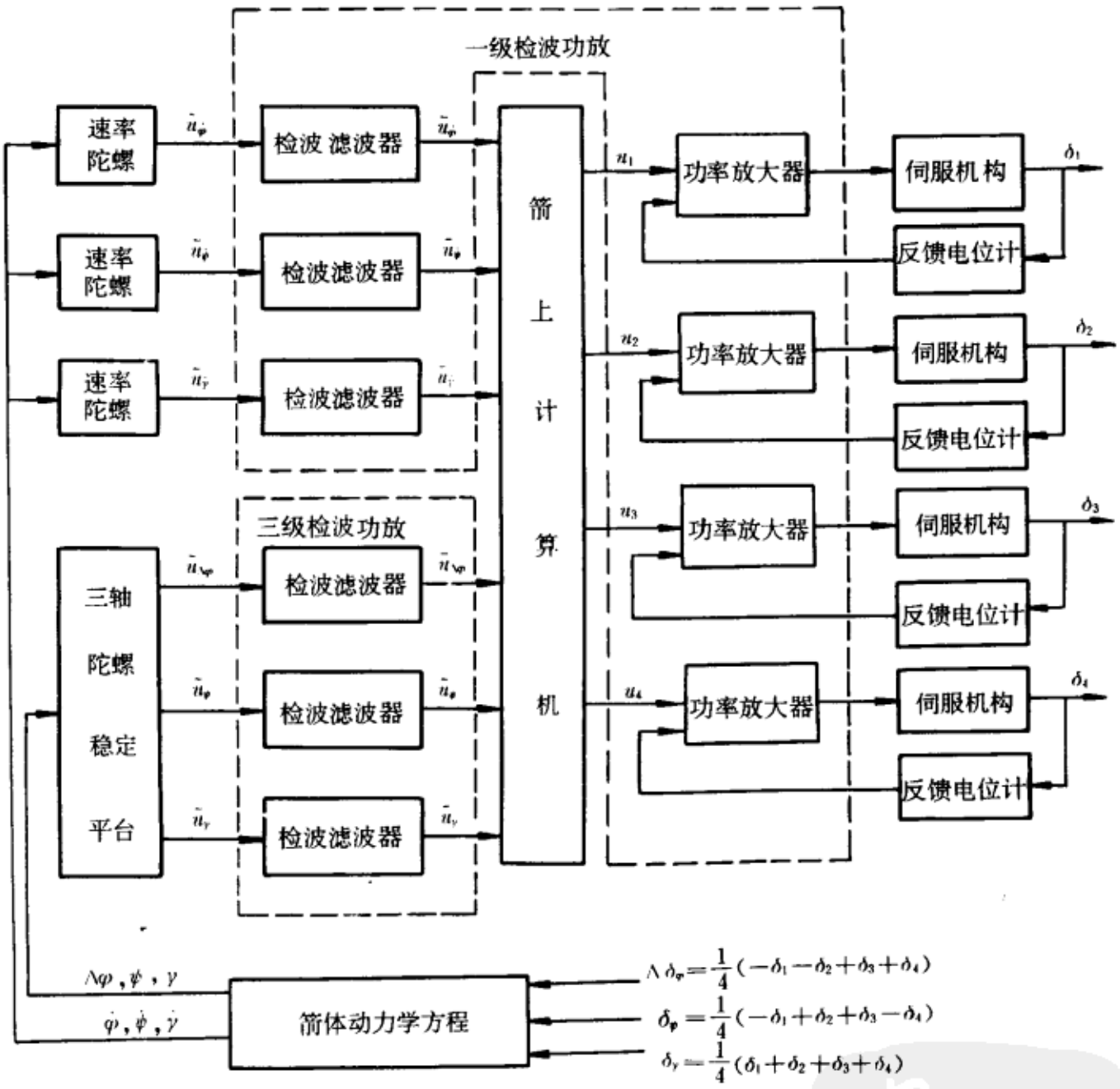



CZ-4A 制导系统方框图

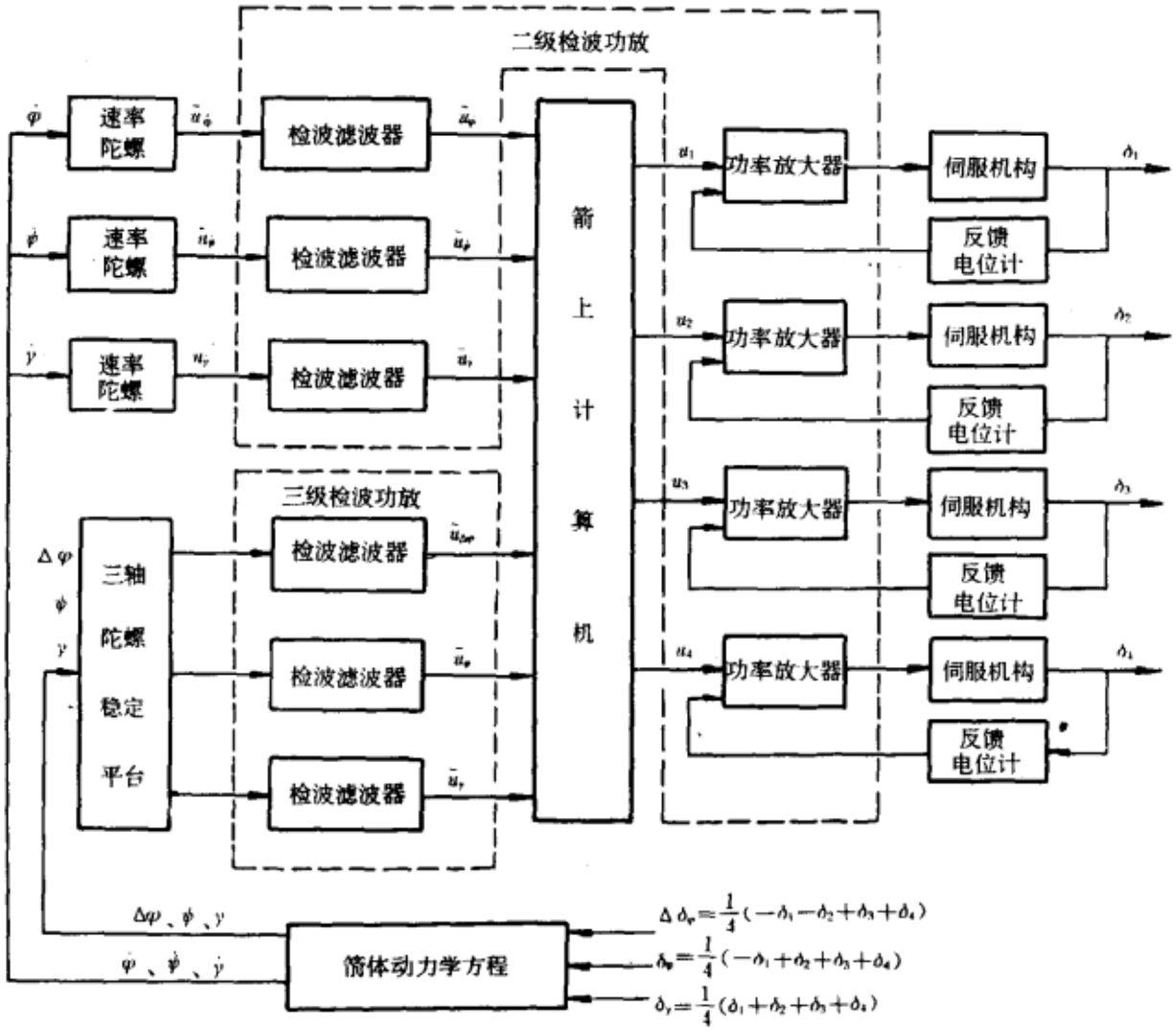
## 姿态控制系统

第一、二级火箭采用平台、速率陀螺、滤波网络和摇摆发动机的控制方案，第三级动力飞行段采用平台、微分网络和双向摇摆发动机方案，第三级末速修正段采用平台、计算机开关控制方案。系统中的滤波和微分网络参数、开关判别式、控制信号的综合均由箭上计算机实现，故CZ-4A 姿态控制系统是一个数字式控制系统。

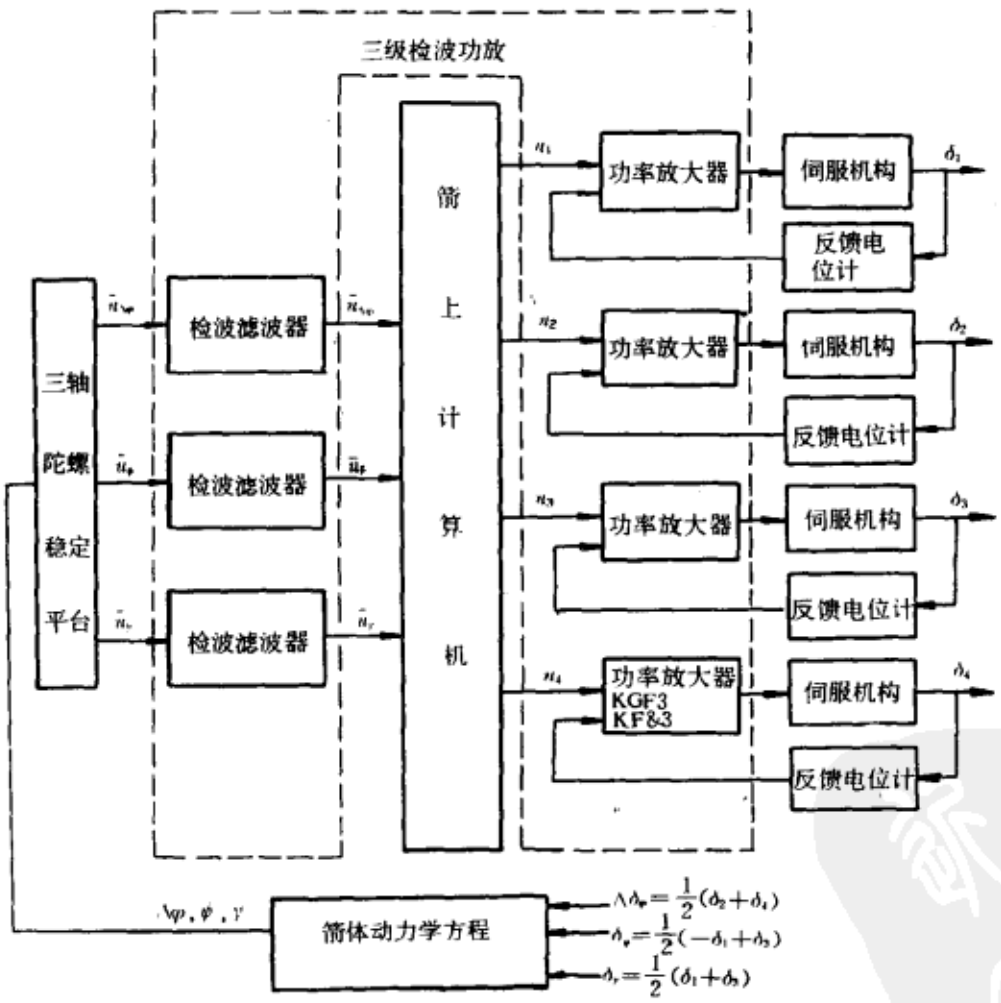
姿态控制系统由陀螺平台、箭上计算机、速率陀螺、检波功率放大器、姿控伺服系统等组成。各级姿态控制系统原理见框图。



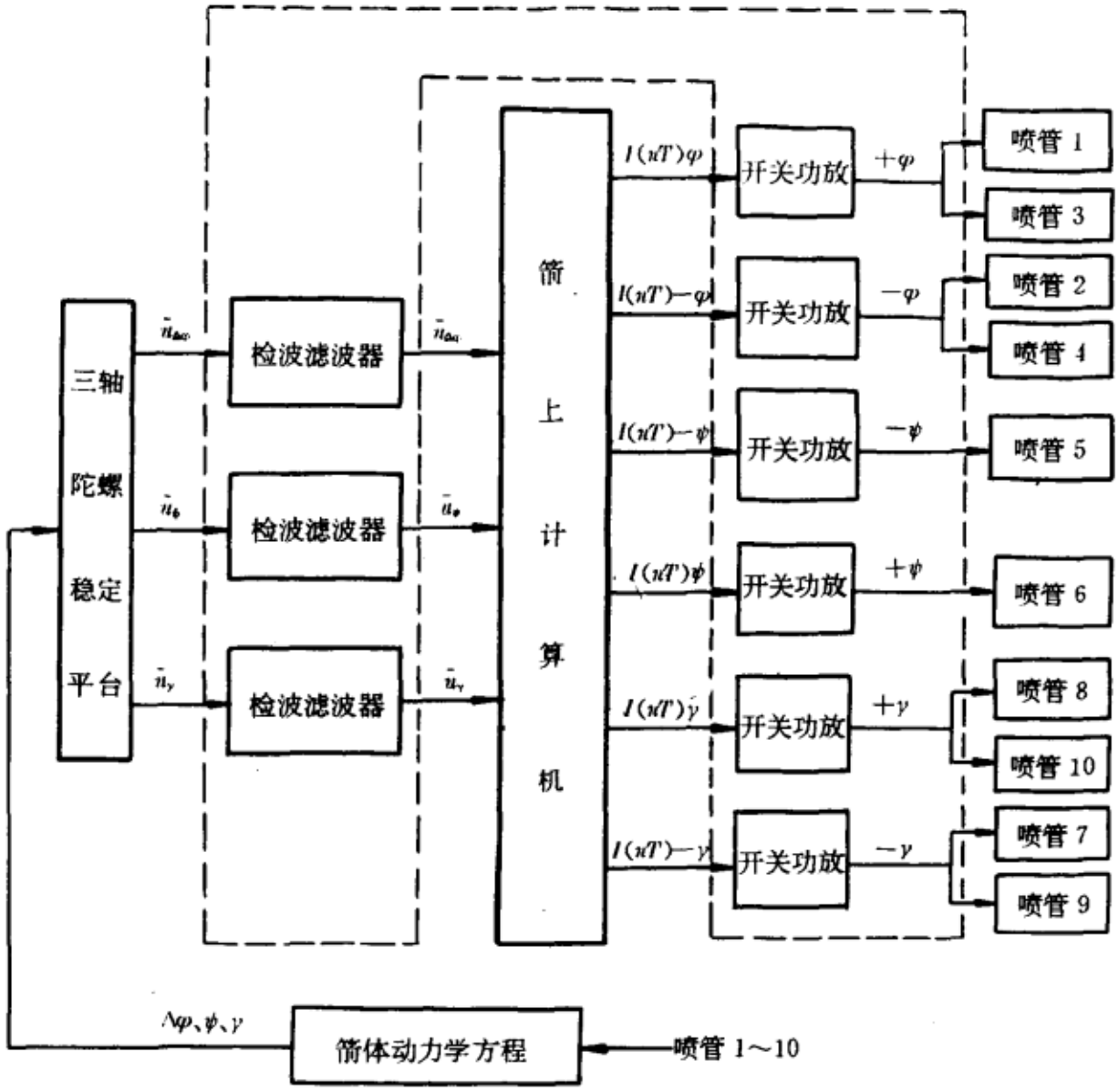

CZ-4A 一级姿态控制系统原理框图




CZ-4A 二级姿态控制系统原理框图




CZ-4A 三级姿态控制系统原理框图




CZ-4A 三级末速修正段姿态控制系统原理框图

## 计算机自动调零系统

为确保火箭起飞时不碰撞发射塔架，必须减小火箭起飞漂移量。为此，除了提高火箭结构、发动机制造精度和控制系统制造精度、限制发射地面风速（＜13m/s）外，还采用了调零装置，即临射前，调去发动机的虚假摆角，以减少火箭的起飞漂移量。

CZ-4A 采用计算机自动调零方案。火箭射前起动一子级伺服机构后，由地面向箭上发“调零”指令，箭上执行调零工作程序，输出控制和零位补偿信号，从而消除了四台发动机的虚假摆角。该方案比以往型号采用的调零装置简单，又提高了调零精度。

时序系统　它是控制系统的重要组成部分，其主要功能有：按预定的飞行程序对各级发动机实施点火和关机控制（第一级发动机点火除外）、贮箱增压、级间分离、星罩分离、星箭分离，以及某些时间指令的控制等。系统由箭上计算机和三台程序指令配电器组成。

# 遥测、跟踪测量系统

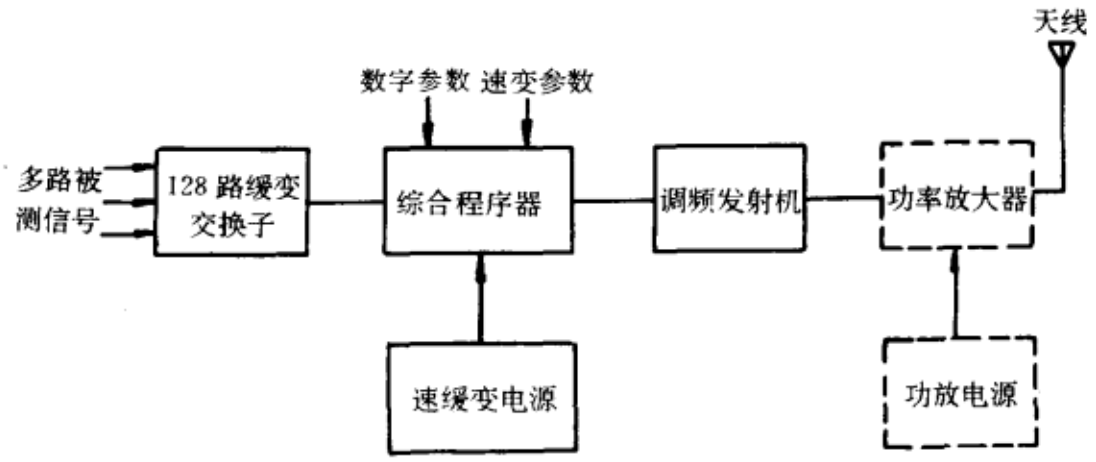
## 遥测系统

遥测系统的主要任务是完成箭上各系统在飞行时的参数测量，供指挥系统实时和事后了解箭上各系统的状态和性能，为各系统结果分析和改进设计提供依据。

全箭共遥测三百余个参数，其中信息频率较高的速变参数采用脉幅调制(PAM)体制，信息频率较低的缓变参数采用脉码调制(PCM)体制，全系统为脉冲幅度编码-调频(PACM-FM)体制。

系统采用两套 Y7-01 大速变遥测设备，分别装于三子级仪器舱及二子级箱间段，以完成三子级和一、二子级箭内各遥测参数的测量、传输任务。为配合地面站自动跟踪，在三子级上装有一台 P 波段 YF3-4A(T)信标机。

地面接收通过 Y7-5 固定站和 Y7-1 车载站，自动跟踪则用 303 车。箭上遥测系统组成见框图。




CZ-4A 箭上遥测系统框图

## 跟踪测量系统

配合地面测控站对火箭飞行轨道进行实时测量和监视，该系统同“长征二号”，其原理见框图。

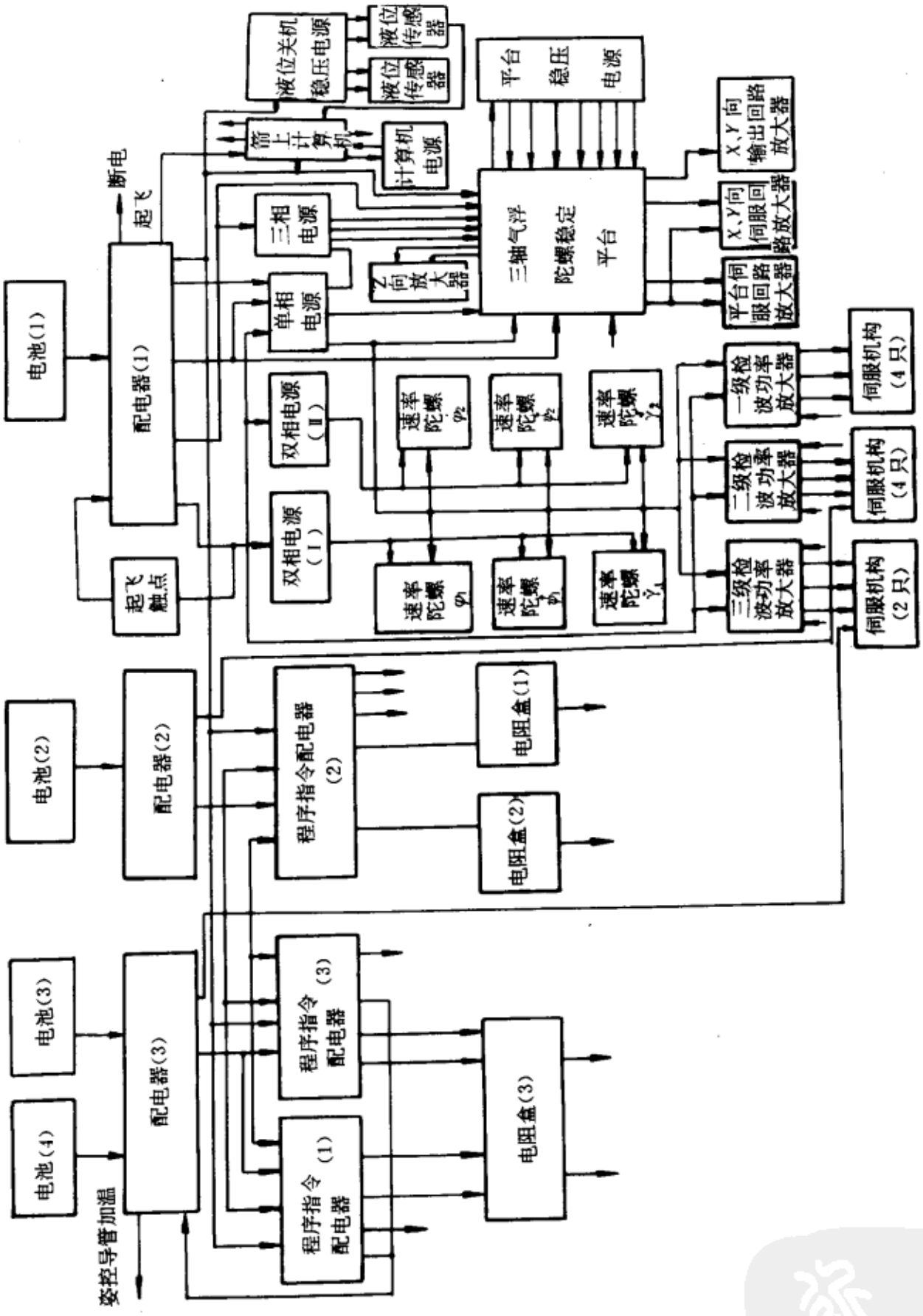
# 电源配电系统

采用按分系统和大、小功率设备分别供电的多配电器方案向箭上各仪器配电。

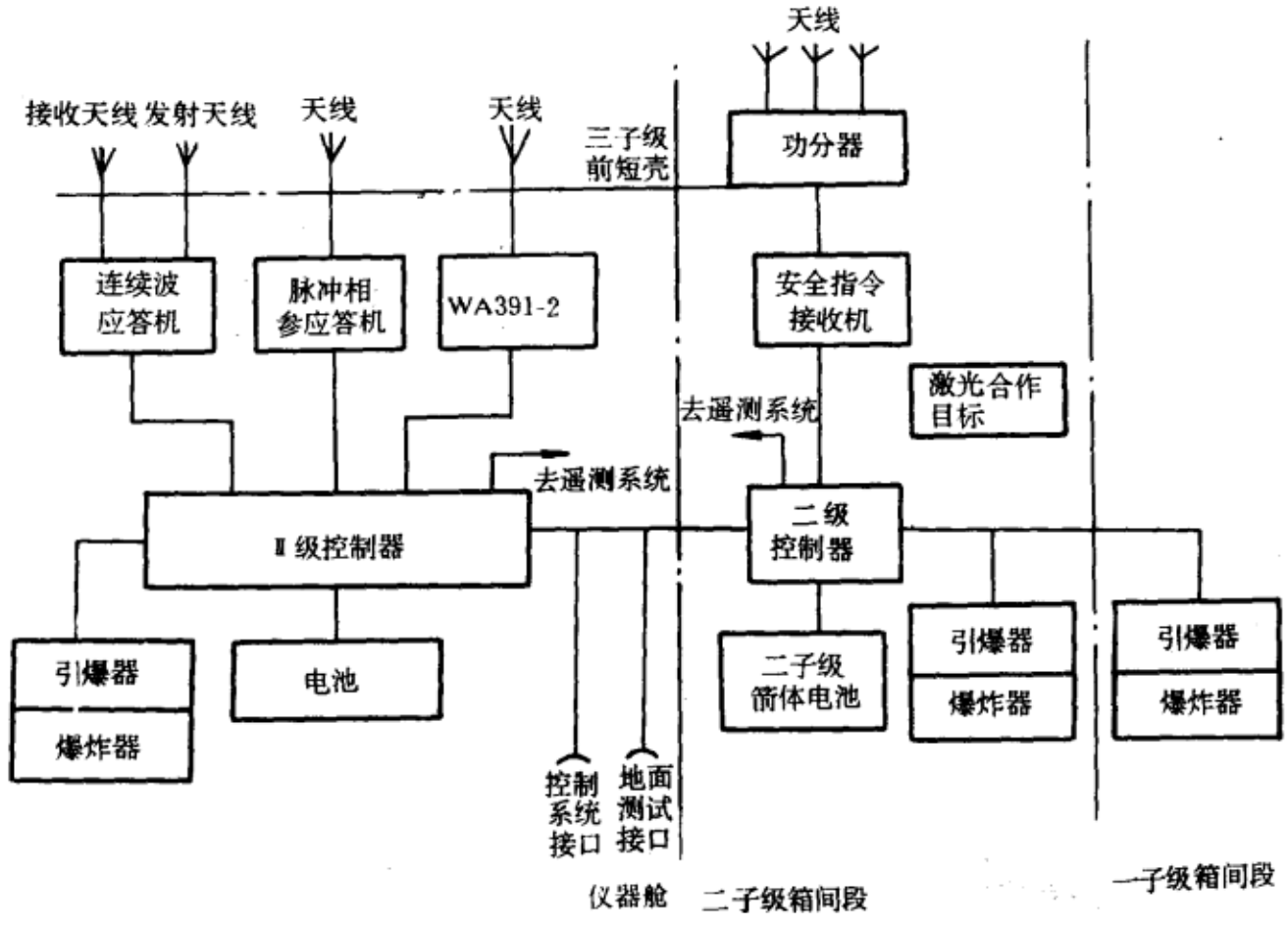
系统由一次电源、配电器、程序指令配电器和三次电源等组成。电源配电系统的供电如图所示。

# 安全自毁系统

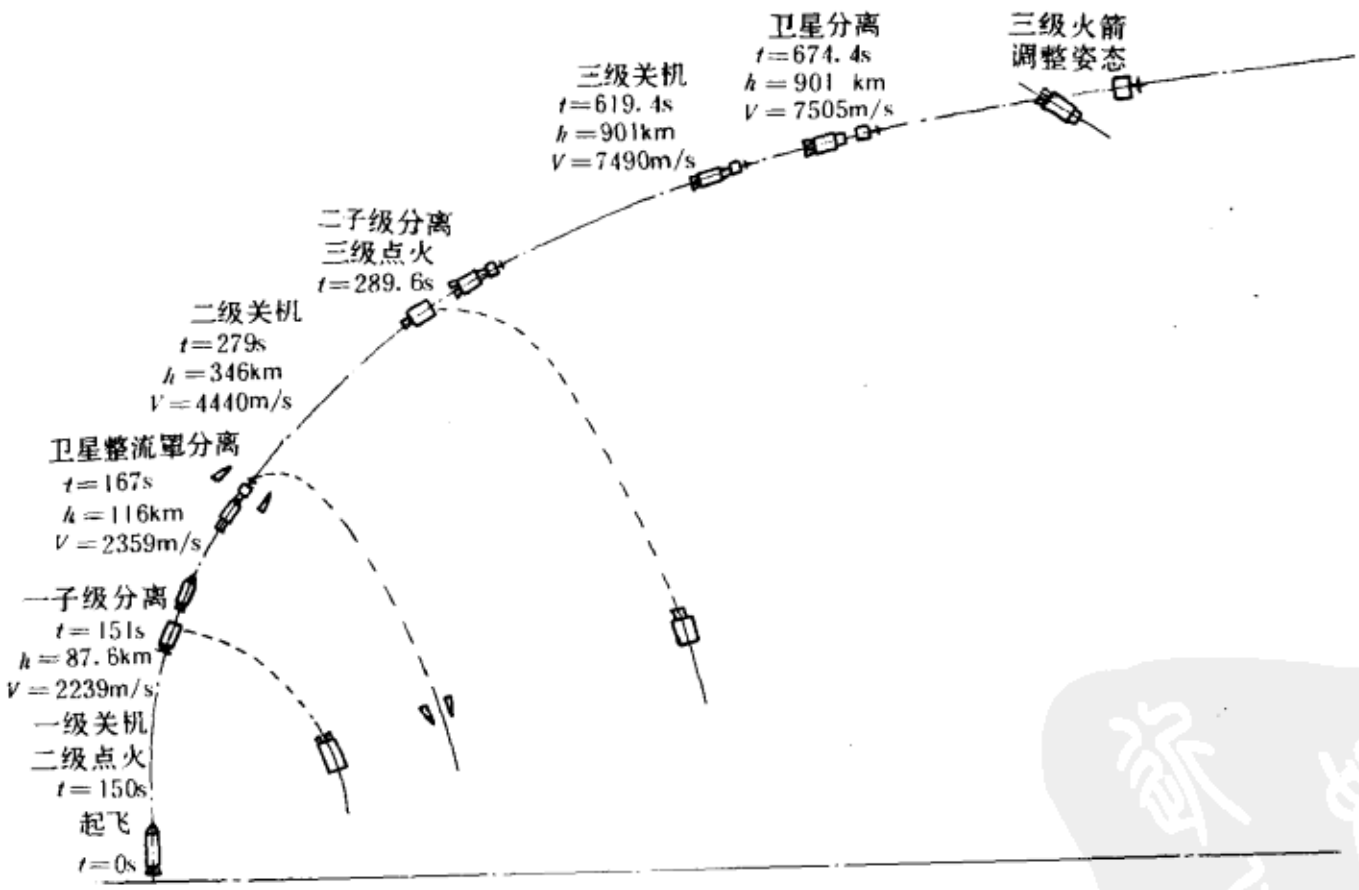
安全自毁系统功能与原理同“长征二号”，由安全指令接收机及其天线、控制器、引爆器和爆炸器等组成，安全自毁系统工作原理见框图。




CZ-4A 电源配电系统供电图




CZ-4A 跟踪测量与安全自毁系统原理框图




CZ-4A 太阳同步轨道典型任务飞行示意图

# 其 它 系 统

“CZ-4A”运载火箭除包括前述几大系统外，还设有瞄准、垂直度调整、推进剂加注液面指示系统、推进剂测温系统和防雷措施等。除防雷系统外基本上同“长征二号”。

防雷系统：运载火箭竖立在发射台上进行发射前的准备时，要受到各种环境条件的影响，其中之一就是火箭的电磁环境(包括雷电、静电、电磁感应和射频电磁辐射)。为了保证火箭发射测试的安全和飞行中的安全，在火箭上采取了一系列的防护措施，主要有以下几方面：

1)火箭壳段对接处采取等电位搭接；

2)外表面凸出物与箭体等电位搭接；

3)大操作舱口与箭体等电位搭接；

4)全箭与发射塔架等电位搭接；

5)全箭与发射场坪等电位搭接；

6)级间杆系处，用屏蔽罩加以屏蔽；

7)一级尾翼上设置静电放电器，消除火箭飞行中外表面上的静电；

8)火工品的插头(座)在不使用时加短路盖；

9)所有发射场暴露于大气中的电缆加屏蔽网套，进入箭体的测试电缆两端均接地；

10)脱落插头(座)的壳体之间有良好的接触。

## 典型飞行程序与轨道

1988 年 9 月 7 日在中国太原卫星发射中心用“长征四号 A”火箭(CZ-4A)，成功地发射了一枚轨道高度为 901km，倾角为 99°的太阳同步轨道气象卫星——“风云一号”。

1990 年 9 月 3 日又成功地用一枚 CZ-4A 发射了三颗卫星(一颗气象卫星，两颗搭载气球卫星)。

### 典型飞行程序

CZ-4A 的太阳同步轨道典型飞行示意图见上图。

**典型飞行程序**

| 时 间(s) | 事 件 | 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 火箭起飞 | $T+285.718$ | 二、三子级分离爆炸螺栓解锁 |
| $T+147.866$ | 发出一子级关机指令 | $T+286.918$ | 三级起控 |
| $T+151.766$ | 一、二子级分离爆炸螺栓解锁 | $T+603.968$ | 发三子级主系统关机指令 |
| $T+166.766$ | 卫星整流罩分离爆炸螺栓解锁 | $T+617.468$ | 发出末速修正关机指令 |
| $T+273.718$ | 发出二子级关机指令 | $T+658.468$ | 星箭分离爆炸螺栓解锁 |
| $T+284.718$ | 二子级游动发动机关机 | $T+658.668$ | 星箭分离反推火箭点火 |

### 轨道特征点参数见表

**轨道特征参数表**

| 名　称 | 符号 | 单位 | 一子级关机点 | 整流罩分离点 | 二子级主机关机点 | 二子级游机关机点 | 三子级关机点 | 理论入轨点 | 星箭分离点 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 飞行总时间 | $t$ | s | 150.566 | 166.766 | 278.618 | 288.618 | 619.368 | 633.368 | 674.368 |
| 飞行分时间 | $t^*$ | s | 150.566 | 15 | 126.852 | 136.852 | 329.750 | 343.750 | 384.750 |
| 切向加速度 | $\dot{v}$ | m/s$^2$ | 43.941 | 8.430 | 36.886 | −2.375 | 26.280 | 0.199 | 0.040 |
| 相对速度 | $v$ | m/s | 2238.88 | 2358.74 | 4440.45 | 4438.95 | 7490.44 | 7502.54 | 7505.46 |
| 海拔高度 | $h$ | m | 87563 | 116069 | 346330 | 371194 | 901011 | 901022 | 901043 |
| 斜距 | $r^*$ | m | 99411 | 136153 | 483347 | 526777 | 2196196 | 2285202 | 2548797 |
| 大地距离 | $L$ | m | 49295 | 72789 | 329785 | 364727 | 1881910 | 1973912 | 2243455 |
| 飞行器质量 | $m$ | kg | 64894 | 48996 | 18206 | 17892 | 3026 | 3001 | 3001 |
| 马赫数 | $M$ | / | 7.828 | 8.247 | 15.526 | 15.521 | 26.190 | 26.233 | 26.243 |
| 轴向过载系数 | $n_{x1}$ | / | 5.237 | 1.586 | 4.283 | 0.259 | 3.311 | 0.016 | 0 |
| 地理经度 | $\lambda$ | (°) | 111.447 | 111.378 | 110.630 | 110.530 | 106.609 | 106.401 | 105.801 |
| 地理纬度 | $B$ | (°) | 38.449 | 38.245 | 36.012 | 35.708 | 22.497 | 21.693 | 19.334 |
| 轨道倾角 | $\theta$ | (°) | 50.705 | 48.363 | 31.376 | 30.366 | −16.880 | −17.769 | −20.190 |
| 攻角 | $\alpha$ | (°) | 0.994 | 1.114 | −5.367 | −4.364 | −36.029 | −35.151 | −32.761 |
| 地心角 | $f$ | (°) | 0.443 | 0.655 | 2.966 | 3.280 | 16.924 | 17.752 | 20.176 |
| 俯仰角 | $\varphi$ | (°) | 51.698 | 49.477 | 26.010 | 26.002 | −52.910 | −52.920 | −52.951 |
| 程序角 | $\varphi_{kx}$ | (°) | 51.812 | 49.603 | 26.220 | 26.220 | −52.443 | −52.443 | −52.443 |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | | |
| 1 | 1988.9.7 | “风云一号”气象卫星 | 757 | 883 | 918 | 99.1 | 102.77 | 太原卫星发射中心 | 第一颗气象卫星 |
| 2 | 1990.9.3 | 气象卫星科学试验卫星 | 884 | 900.6 | 905.7 | 98.9 | 102.90 | 太原卫星发射中心 | 一箭三星 |

# 长征四号 B

吴瑞华

“长征四号 B”(CZ-4B)运载火箭由中国航天工业部委托上海航天局负责研制，1989 年 2 月开始方案设计，原计划 1997 年投入使用。

CZ-4B 是在 CZ-4A 基础上发展的一种运载能力更大的运载火箭，与 CZ-4A 相比，主要作了如下改进。

新研制一个大直径的卫星整流罩，外形尺寸如图所示；

为适应卫星对接尺寸需要，调整了三子级仪器舱的高度；

控制系统用的程序配电器，由机电式改为电子式，以提高发送时序指令的时间精度；

控制、遥测、跟踪测量、安全自毁系统的仪器和电缆网实施小型化与轻量化，减小质量、提高运载能力、方便操作；

二子级火箭发动机采用高空喷管方案，以提高比冲性能；

二子级火箭增加推进剂利用系统，以减少安全余量，提高运载能力；

控制系统采用小型化的陀螺平台，大大地减轻了结构质量；

三子级火箭上设置了剩余推进剂排放系统。

CZ-4B 运载火箭主要用于发射太阳同步轨道的对地观察应用卫星，在中国太原卫星发射中心发射，它的首期任务是发射中国与巴西合作研制的地球资源堪察卫星。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 三级 |
| 全长 | 45.576m |
| 最大直径 | 3.35m |
| 起飞质量 | 248.47t |
| 起飞推力 | 2971kN |
| 推重比 | 1.21 |
| 运载能力（轨道倾角 98°、高度 748km） | 2200kg |
| 入轨精度 | |
| 半长轴偏差 | 6.3m |
| 轨道倾角偏差 | 0.1° |
| 偏心率偏差 | 0.003 |
| 近地点幅角偏差 | 30° |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.65m | 发动机 | 1×YF-21B |
| 直径 | 3.35m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 193.337t | 地面总推力 | 2971kN |
| 结构质量 | 9.998t | 比冲 | 2550N·s/kg |
| 推进剂质量 | 183.339t | 工作时间 | 154.001s |

### 二 子 级

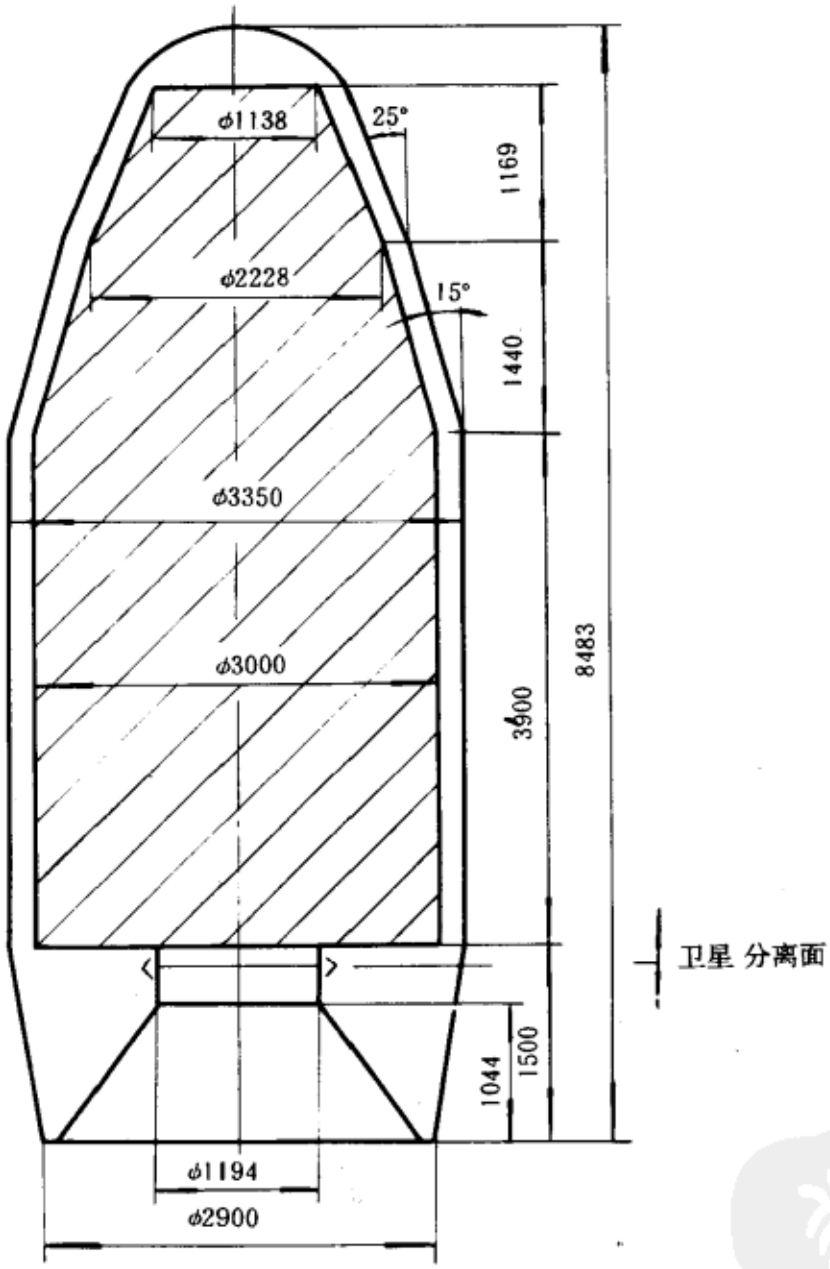
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.40m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3.35m | 真空推力 | 主机 742.0kN |
| 起飞质量 | 38.326t | | 游机 47.1kN |
| 结构质量 | 2.932t | 真空比冲 | 主机 2922.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 35.394t | | 游机 2834N·s/kg |
| 发动机 | 主机 1×YF-22B | 工作时间 | 主机 126.8s |
| | 游机 1×YF-23B | | 游机 136.8s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.932m | 发动机 | 1×YF-40 |
| 直径 | 2.9m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 14.561t | 真空推力 | 101.028kN |
| 结构质量 | 1.727t | 真空比冲 | 2971.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 12.814t | 工作时间 | 359.74s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.483m | 直径 | 3.35m |
| 质量 | 1350kg | 有效容积 | 41.56m$^3$ |

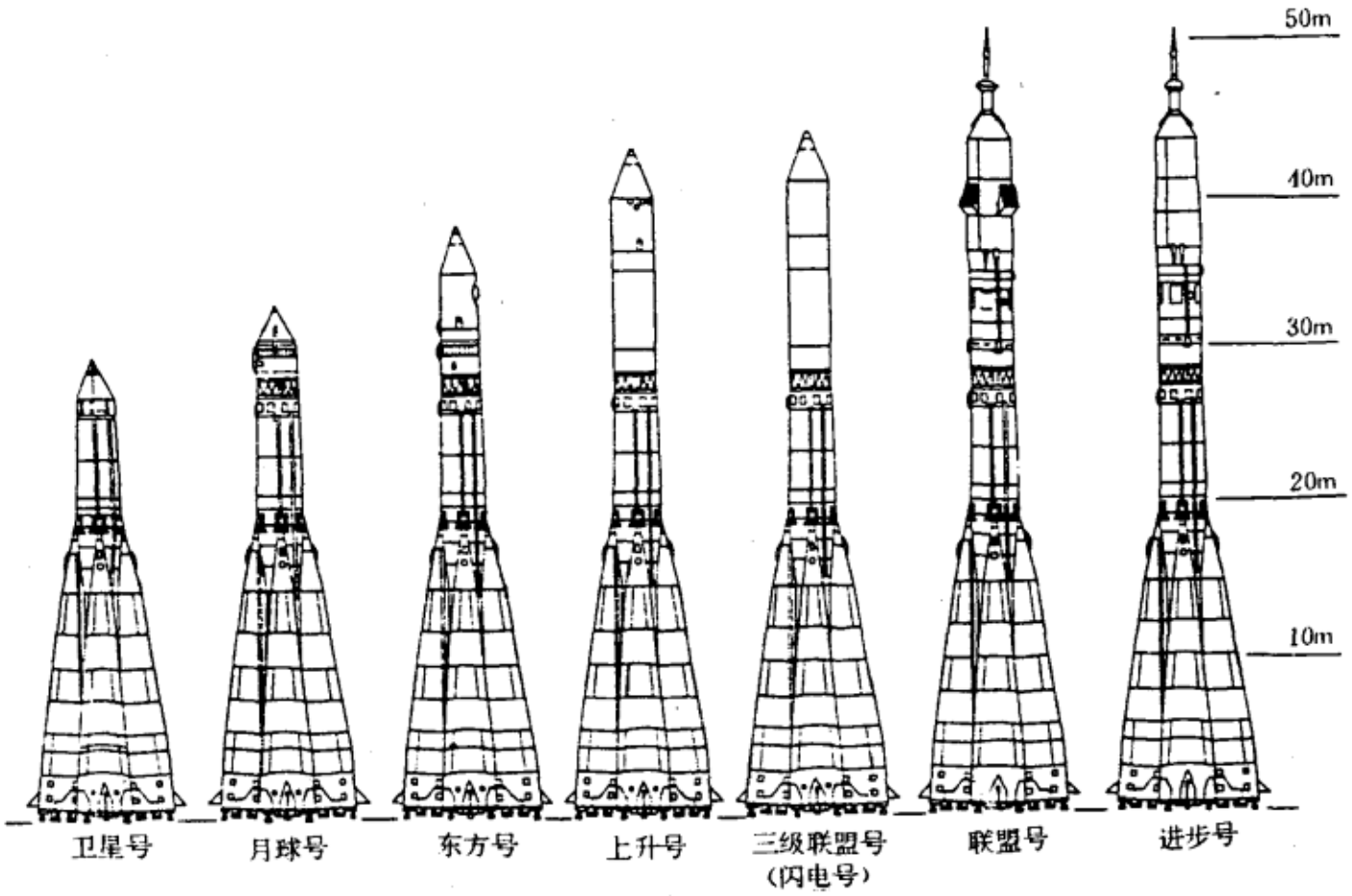



CZ-4B 整流罩有效空间及外形图

# 苏　联

## 东方号系列(СЕМЕЙСТВО ВОСТОК)

王基祥




“东方号系列”运载火箭

### 概　述

“东方号系列”是世界上第一个航天运载火箭系列。它开创了人类航天的新纪元，为苏联创造了航天史上的多个“世界第一”。“东方号系列”运载火箭发射了世界上第一颗人造地球卫星、

第一颗月球探测器、第一颗金星探测器、第一颗火星探测器、第一艘载人飞船、第一艘3名乘员的载人飞船、第一艘无人供货飞船等。

“东方号系列”也是世界上发射次数最多的一个运载火箭系列。从1957年10月至1994年底，共发射1469次，发射量位居世界第一。

“东方号系列”运载火箭包括“卫星号”、“月球号”、“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“进步号”、“闪电号”火箭。后4种火箭又构成了“联盟号子系列”运载火箭。但其中“上升号”火箭是‘联盟号”火箭的初始型，“进步号”火箭是“联盟号”火箭用于发射无人供货飞船时的构型，“闪电号”是三级“联盟号”火箭的别名。所以，“联盟号子系列”火箭实际上只有二级型“联盟号”和三级型“联盟号”两种火箭。

**“东方号系列”总体参数和运载能力表**

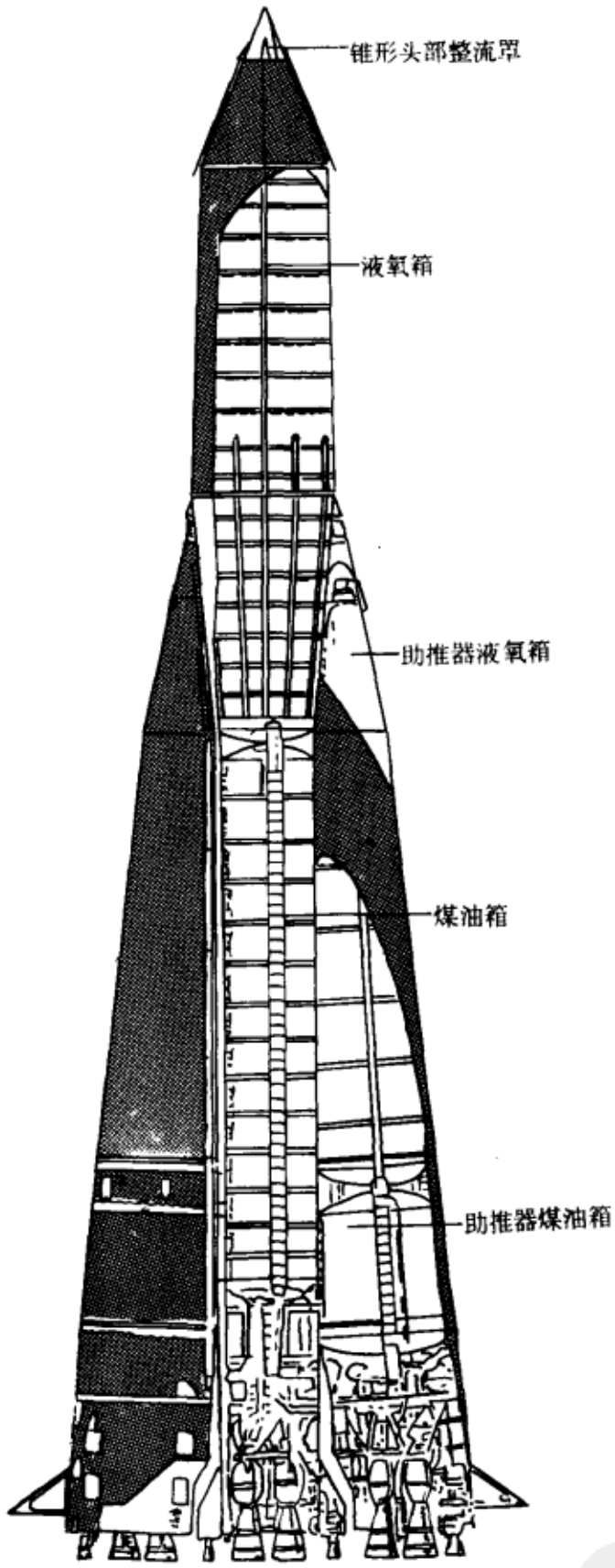
| 型　号 | 西方代号 | | 级数 | 全长(m) | 底部最大直径(m) | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 运载能力(kg) | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | 近地 | 大椭圆 | 绕月 |
| 卫星号 | A | SL-1/2 | 1+4枚助推器 | 29.17 | 10.3 | 267 | 3904.4 | 1327 | | |
| 月球号 | A-1(L) | SL-3 | 2+4枚助推器 | 33.5 | 10.3 | 279 | 4002.5 | | | 360 |
| 东方号 | A-1(V) | SL-3 | 2+4枚助推器 | 38.36 | 10.3 | 287 | 4002.5 | 4730 | • | |
| 联盟号 | A-2 | SL-4 | 2+4枚助推器 | 49.52 | 10.3 | 310 | 4002.5 | 7200 | | |
| 闪电号 | A-2-e | SL-6 | 3+4枚助推器 | 42 | 10.3 | 306 | 4002.5 | | 1600 | 1620 |

## 卫星号(СПУТНИК)

“卫星号”是苏联发射世界上第一颗人造地球卫星用的运载火箭，其基础级是世界上迄今发射次数最多的一种基础级运载火箭。“卫星号”运载火箭为苏联航天运载火箭的发展奠定了坚实的基础。1957年10月4日，“卫星号”运载火箭进行首次发射，把世界上第一颗人造地球卫星ПС-1送入轨道，开创了人类征服空间的新纪元。

“卫星号”运载火箭是苏联在第一种洲际弹道导弹P-7(北约编号SS-6，警棍—Sapwood)的基础上改装而成的第一种航天运载火箭。在著名的总设计师科罗廖夫(С. П. Королёв，1907～1966)领导下，从1954年开始，苏联集中力量突击研制P-7洲际弹道导弹。1957年8月21日，P-7首次完成全程飞行试验。仅仅6周之后就用一枚P-7改装的“卫星号”运载火箭把一颗简易卫星ПС-1射入近地轨道。此后又在1957年11月3日发射了ПС-2卫星，1958年5月15日发射了卫星3号。3枚“卫星号”火箭都是从咸海附近的拜科努尔(БАЙКОНУР)发射场发射的。3颗卫星都是科学研究卫星，质量分别为83.6kg、508kg和1327kg。“卫星号”运载火箭的近地轨道运载能力为1327kg。

“卫星号”运载火箭只进行了3次发射。此后，它作为苏联“东方号系列”运载火箭的基础级一直使用至今。




“卫星号”运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 1＋4 枚助推器 | 起飞推力 | 3904.4kN |
| 全长 | 29.167m | 推重比 | 1.49 |
| 底部最大直径 | 10.3m | 运载能力 | 近地轨道 1327kg |
| 起飞质量 | 267.3t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 19.8m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 2.68m | 海平面总推力 | 821×4＝3284kN |
| 起飞质量 | 42.5×4＝170t | 海平面比冲 | 主机　2452.5N·s/kg |
| 结构质量 | 3.5×4＝14t | | 游机　2442N·s/kg |
| 推进剂质量 | 39×4＝156t | 工作时间 | 120s |
| 发动机 | РД-107 共 4 台，每台有 4 个主推力室，2 个游动推力室 | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 28.75m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 2.95m | 海平面总推力 | 722.3kN(额定值) |
| 起飞质量 | 95.7t | | 620.4kN(减额值) |
| 结构质量 | 7.2t | 真空总推力 | 912.3kN |
| 推进剂质量 | 88.5t | 真空比冲 | 3021.5N·s/kg |
| 发动机 | РД-108 | 工作时间 | 300s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 1.2m | 质量 | ～0.3t |
| 直径 | 3m | | |

## 总　体　布　局

“卫星号”运载火箭由芯级(一子级)、4 枚侧挂助推器和整流罩组成。芯级装 1 台 РД-108 液体火箭发动机，4 枚侧挂助推器各装 1 台 РД-107 液体火箭发动机。РД-108 有 4 个主推力室和 4 个游动推力室，РД-107 有 4 个主推力室和 2 个游动推力室。起飞时，20 个主推力室和 12 个游动推力室同时点火，从而避免了串联构型运载火箭所遇到的二子级高空点火难题。另外，并联构型还大大降低了火箭总高度，减少了火箭在发射台上和在飞行中对风载的敏感性。

4 枚圆锥形助推器对称地配置在棒锤形中央芯级的周围。各助推器和芯级都有独立的推进系统，相互间没有液压和气动管路相连，只保持电路连接。各助推器通过上、下两端的承力结构和芯级相连。上端承力结构是固定在芯级液氧箱承力框上的 4 个支座。各侧挂助推器顶部

的球头直接插入此支座的球碗内，用来传递助推器的横向和轴向载荷。下端承力结构是一个装有爆炸分离机构的管形杆件装置和捆绑卡箍，用来传递助推器的横向载荷。

各助推器尾段上装一个翼展约 0.9m 的三角形稳定尾翼，用来改善火箭的稳定性。

整流罩呈圆锥形，底部直径近 3m，长 1.2m，质量约 300kg。

## 箭 体 结 构

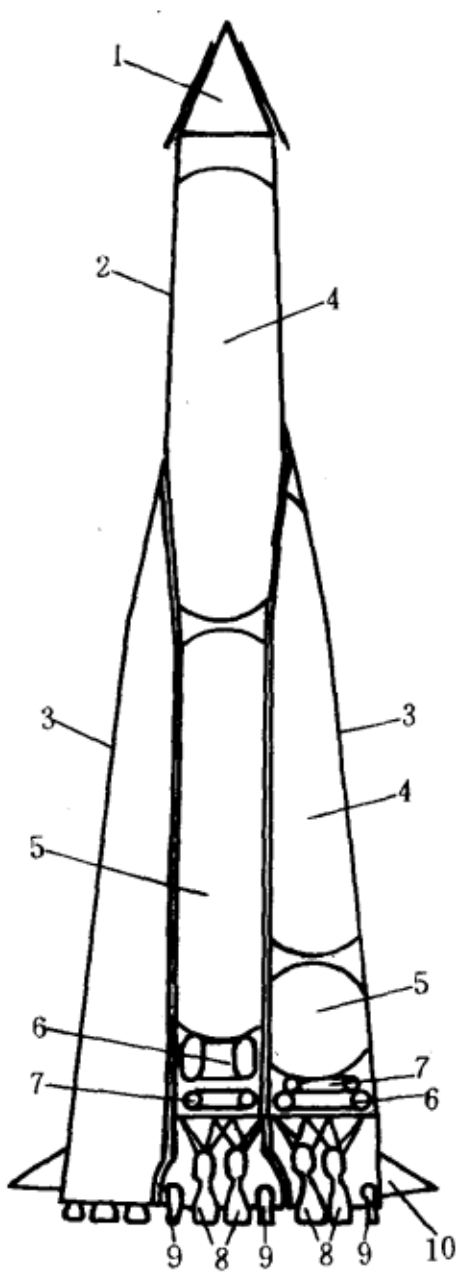
“卫星号”运载火箭的芯级和助推器都采用半硬壳式结构，主要结构材料为铝合金和合金钢。

### 助推器结构

助推器呈圆锥形，包括液氧箱、煤油箱、液氮环形贮箱、过氧化氢环形贮箱和尾段。各助推器的底部装有防热板，尾段外表面面向芯级的部分还包覆一层用抛光不锈钢板弯成的蒙皮，用来保护尾段，使其不受发动机燃气回流的影响。

### 一子级结构

一子级(芯级)呈棒锤形，锤头部分为截头圆锥体。棒锤构型增大了贮箱容积，从而增大了芯级的运载能力。芯级自上到下依次包括仪器舱、液氧箱、箱间段、煤油箱、过氧化氢箱、液氮箱和尾段。过氧化氢箱和液氮箱都是环形贮箱。




“卫星号”运载火箭总体布局

1. 头部整流罩； 2. 一子级； 3. 助推器；
4. 液氧箱； 5. 煤油箱； 6. 过氧化氢箱；
7. 液氮箱； 8. 主发动机推力室；
9. 游动发动机推力室； 10. 尾翼

## 推 进 系 统

“卫星号”运载火箭的推进系统包括 4 个助推器的推进系统和一子级推进系统。

### 助推器推进系统

**发动机**

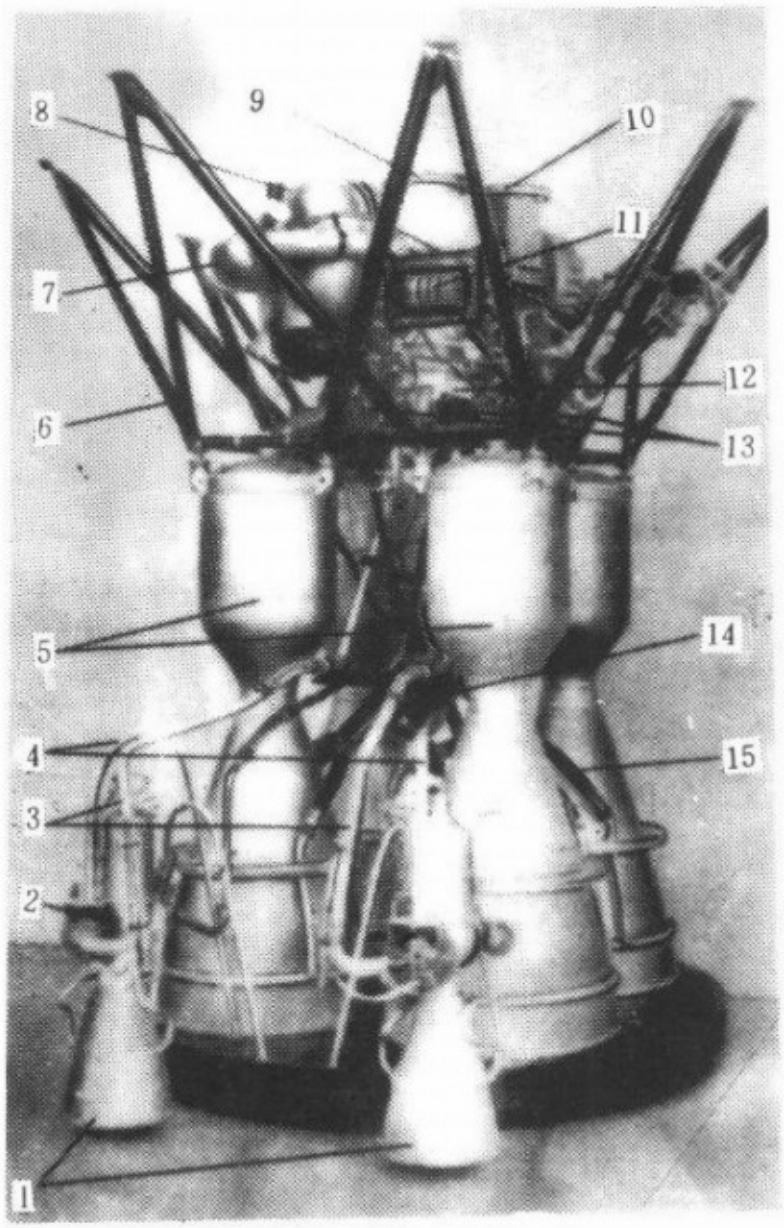
每枚助推器都装一台 РД-107 发动机，它包括 4 个固定的主推力室和 2 个游动推力室。РД-107 发动机由苏联著名的火箭发动机总设计师格鲁什柯(В. П. Глушко，1908～1989)领导的气体动力实验室(ГДЛ)于1954～1957年研制，采用双组元液体推进剂液氧和煤油，混合比为2.47。海平面推力为821kN，真空推力为1000kN；海平面比冲为2452.5N·s/kg，真空比冲为3010N·s/kg。РД-107火箭发动机的结构质量为1155kg，湿重(注入推进剂后的质量)为1275kg。在不计游动推力室时，其高度为2.86m，直径2.58m。额定推力下的工作时间约120s，可以工作到140s。

1. 主推力室 РД-107包括4个并联的固定式主推力室。每个主推力室由燃烧室、喷注器和

喷管组成。

1）燃烧室　呈圆筒形，内径430mm，喉部直径166mm。头部装有平板式喷注器，底部连接喷管。燃烧室为高温钎焊焊接结构，由两层壁组成，内壁用导热性能良好的耐热铜合金制成，外壁由合金钢制成，中间的波纹隔板由耐热铜合金制成。内外壁用惰性气体保护的钎焊和熔焊方法连接。燃烧室采用再生冷却，使煤油先进入燃烧室底部的集流环，再通过两壁间的冷却通道冷却燃烧室并被加热到480K，然后进入燃烧室头部。液氧则直接经中央管路流入燃烧室头部。在燃烧室最大截面处，燃烧室壁的最大热流密度可达16.28×$10^6$W/$m^2$以上，此处冷却通道的液流最大流速可达20m/s，燃烧室内壁的最高温度为650K。

燃烧室内燃气压力为5.85MPa，温度为3520K。燃气经尾喷管喷出时，压力降至39kPa，温度降到1960K。在燃气速度达到2950m/s 时，单台 P几-107发动机的4个推力室在真空中产生的总推力为920kN。




P几-107　液体火箭发动机

1. 游动推力室；　2. 游动推力室摆动支架；
3. 游动推力室氧化剂管路；　4. 游动推力室燃料管路；
5. 主推力室；　6. 发动机架；　7. 燃气发生器；
8. 涡轮；　9. 氧化剂泵入口；　10. 燃料泵入口；
11. 推力调节系统压力传感器；　12. 氧化剂主阀门；
13. 主推力室氧化剂管路；　14. 燃料主阀门；
15. 主推力室燃料管路

2）喷注器　平板式喷注器共有337个喷嘴，用来喷射推进剂。1个喷嘴位于喷注器中央，其余336个喷嘴配置在10个同心圆上。最外一圈是煤油喷嘴，能把煤油喷到燃烧室内壁表面上形成一层冷却液膜。

3）喷管　为收敛-扩散式喷管，喉部直径为166mm，出口直径为685mm，喷管膨胀比为17。

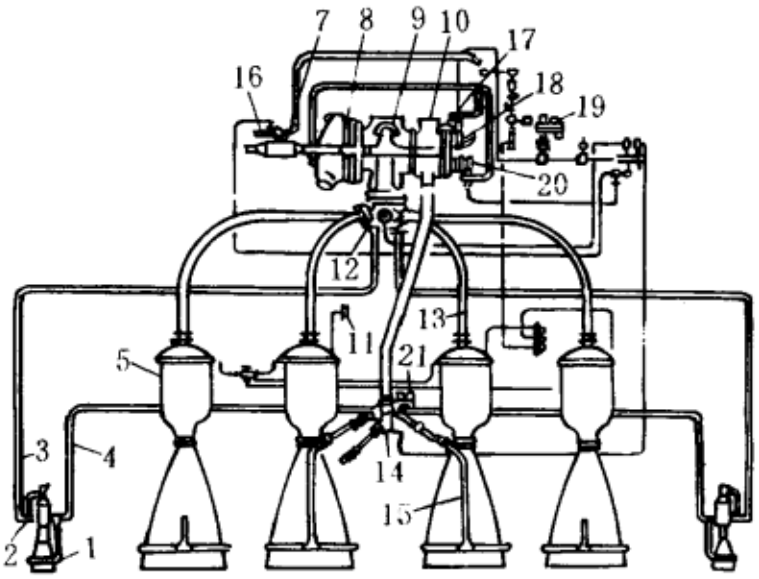
2. 游动推力室　P几-107发动机有2台游动推力室，其结构原理和燃烧室压力与主推力室相同，但每一个游动推力室产生的推力为主推力室的1/6，比冲仅比主推力室低9.8N·s/kg。游动推力室喷管喉部直径为76mm，出口直径为305mm，膨胀比为16.1。游动推力室装在空心枢轴上，由主泵通过软管和此枢轴向游动推力室供应推进剂。利用液压伺服机构可使游动推力室绕此轴单向摆动±45°。

**输送系统**

P几-107采用过氧化氢分解产生的气体驱动涡轮泵输送推进剂。

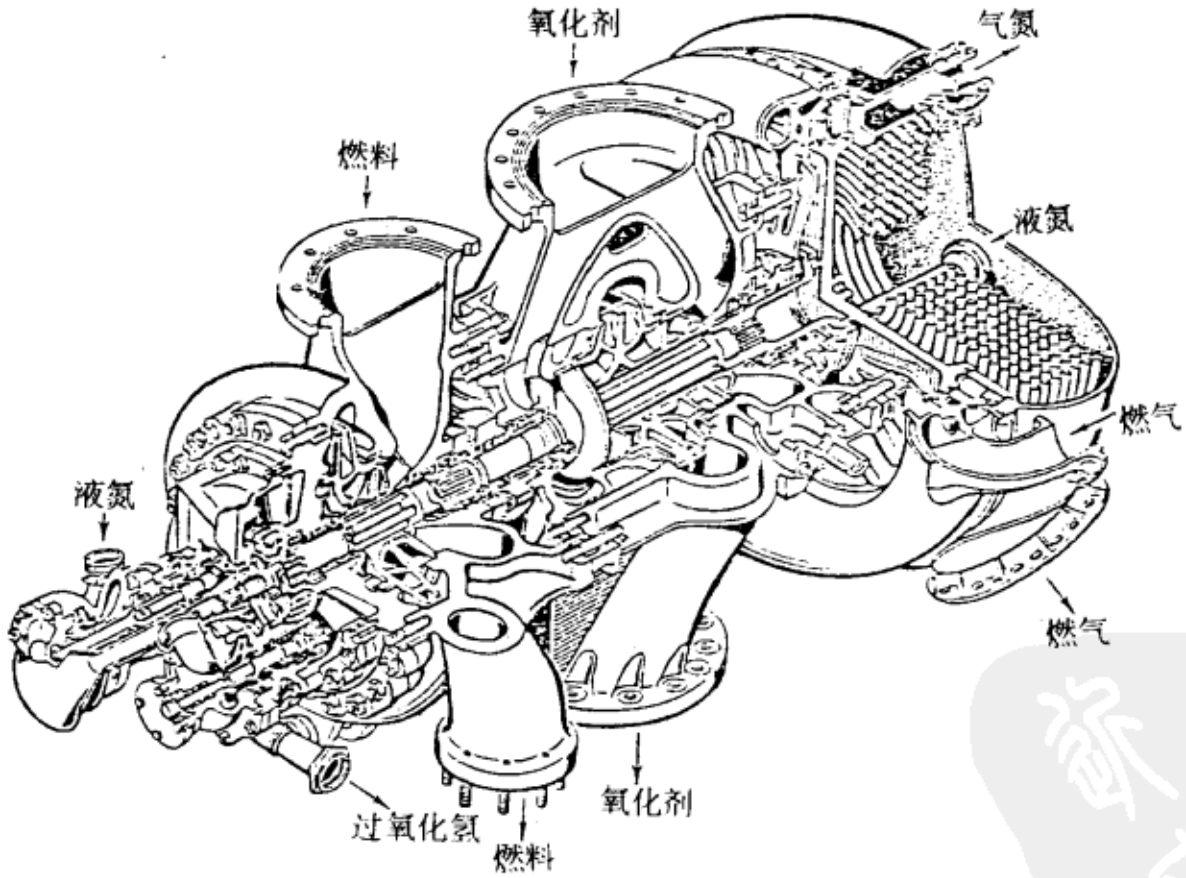
1. 涡轮泵　РД-107发动机用同一台涡轮泵向4个主推力室和2个游动推力室输送推进剂。这台涡轮泵包含2台主泵和2台副泵，还有1台涡轮，用来驱动泵组。主泵和副泵都是单级离心泵。涡轮是两级冲击式轴向涡轮，功率为3820kW。两台主泵与涡轮同轴安装，转速为138r/s，用来供应氧化剂和燃料。液氧泵在7.8MPa的压力下以226kg/s的流量供应液氧。燃料泵在9.3MPa的压力下以91kg/s的流量供应煤油。在燃料泵的主离心轮之前装有轴流式低压头叶轮，在氧化剂泵的主离心轮之前装有螺旋输送器，用以保证泵不发生气蚀现象。泵的壳体、离心轮和螺旋输送器都用铝合金制成，轴、轴向叶轮和涡轮的几乎所有零件都用钢制成。

两台副泵通过小齿轮传动装置，使转速达302r/s。一台副泵用于向装在涡轮排气管内的热交换器供应液氮，在此处汽化后的氮用于推进剂箱增压。另一台副泵用于向燃气发生器供应82%浓度的过




РД-107　液体火箭发动机系统简图

1. 游动推力室；　2. 游动推力室摆动支架；
3. 游动推力室氧化剂管路；　4. 游动推力室燃料管路；
5. 主推力室；　7. 燃气发生器；　8. 涡轮；
9. 氧化剂泵入口；　10. 燃料泵入口；
11. 推力调节系统压力传感器；　12. 氧化剂主阀门；
13. 主推力室氧化剂管路；　14. 燃料主阀门；
15. 主推力室燃料管路；　16. 过氧化氢通-断阀门；
17. 减压器；　18. 过氧化氢泵；　19. 电动气体减压器；
20. 液氮泵；　21. 推进剂利用系统电动节流阀




РД-107　发动机涡轮泵组剖面图

氧化氢，以便生成驱动涡轮所需的燃气。

2. 燃气发生器　为一个圆柱形贮箱，箱内有固体颗粒状催化剂。当过氧化氢通过时，此催化剂促使过氧化氢分解为水蒸气和氧气。此混合气体温度为560℃，压力为5.4MPa，以8.8kg/s的流量驱动涡轮叶片。涡轮废气压力降至1.5MPa，温度降为200℃左右，并以450m/s 的速度通过排气喷管喷出，产生7kN 的推力。

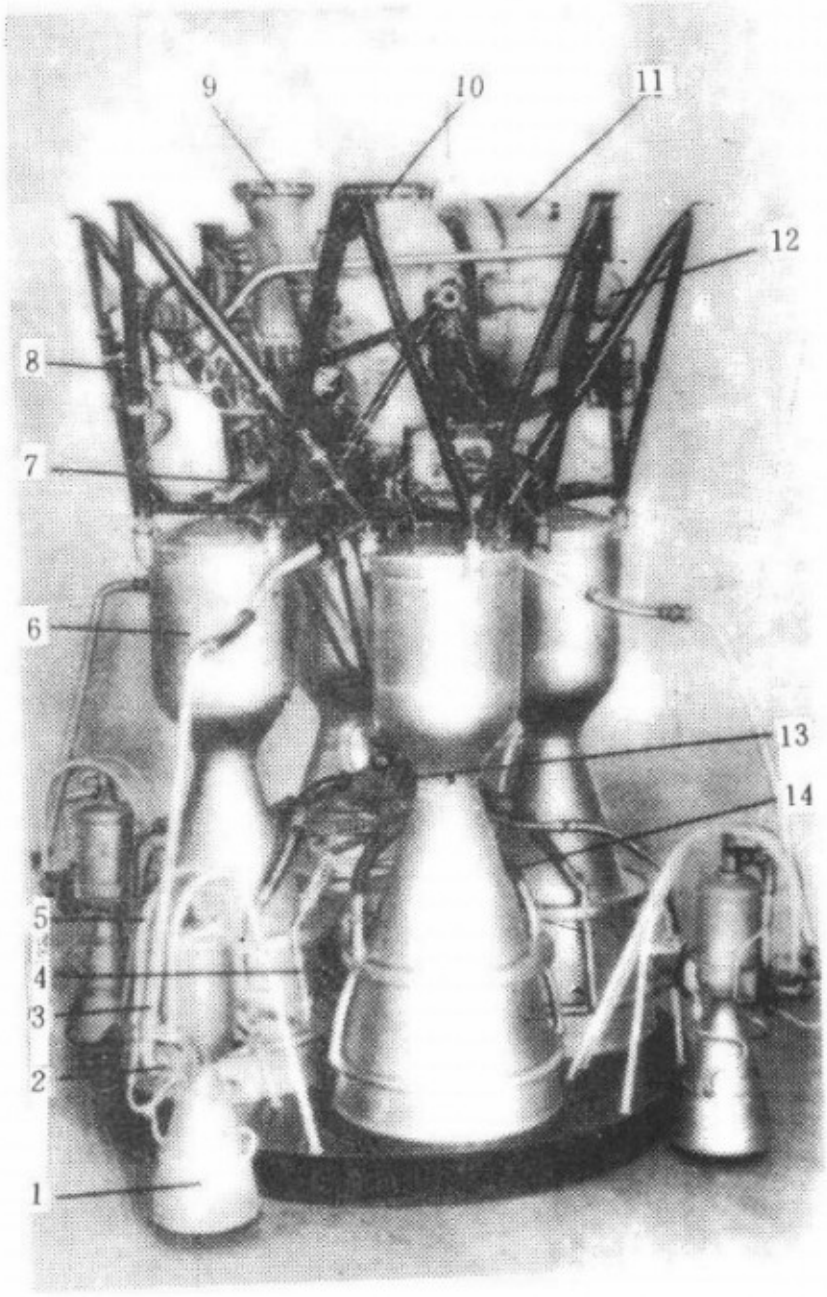
通过控制进入气体发生器的过氧化氢流量，可实现100%至75%的节流能力，以此调整发动机的推力。

**增压系统**

环形液氮贮箱中的液氮由一台副泵输送至涡轮排气管内的热交换器，利用涡轮废气的热量将液氮汽化，汽化形成的氮气通过压力调节器后送往推进剂箱用于对推进剂增压。

**推进剂利用系统**

每枚助推器都装有推进剂利用系统。用节点式液位传感器测量贮箱内燃料和氧化剂的液面高度，保证液氧和煤油同时耗尽。早期可能未装推进剂利用系统。




РД-108　液体火箭发动机

1. 游动推力室；　2. 游动推力室摆动支架和氧化剂入口；
3. 游动推力室氧化剂管路；　4. 游动推力室燃料管路；
5. 支架(真实发动机除去)；　6. 主燃烧室；　7. 氧化剂管路；
8. 发动机架；　9. 燃料泵入口孔；　10. 氧化剂泵入口孔；
11. 涡轮换热器壳体；　12. 燃气发生器；　13. 主燃料阀门；
14. 燃料管路

## 一子级推进系统

**发动机**

一子级(芯级)装1台 РД-108 液体火箭发动机。它包括4个固定的主推力室和4个游动推力室，也是在1954～1957年由苏联气体动力实验室研制的。采用双组元推进剂，氧化剂为液氧，燃料为煤油，混合比为2.39。海平面推力为722.5kN，但在“卫星号”运载火箭的头120s 飞行中，即在助推器分离之前，РД-108 以调小的推力工作，起飞时海平面推力为620.4kN，120s 后才以全推力912.3kN(真空推力)工作。海平面比冲2430N·s/kg，真空比冲3021.5N·s/kg。规定推力下的工作时间约300s，可以工作330s。РД-108发动机结构质量1250kg，加注后质量1350kg。在 不计游动推力室

时,高度2.86m,直径1.95m。

РД-108发动机与РД-107发动机的主要区别在于РД-108增设了2台游动推力室并在液氧主管路内安装了调节推进剂混合比的节流阀装置。此外,РД-108发动机采用了较低的主燃烧室压力和推力,以便能大大延长工作时间。主燃烧室在压力为5.1MPa 时,能产生大约85%额定值的发动机推力。

**输送系统**

РД-108发动机的推进剂输送系统基本与РД-107发动机相同,但涡轮泵转速为130r/s,功率为3240kW。每个主推力室的推进剂流量为:液氧52kg/s,煤油21kg/s。

通过控制进入燃气发生器的过氧化氢流量,可实现100%至30%的节流能力。

一子级的推进剂箱增压系统、推进剂利用系统与助推器的相应系统基本相同。

## 分 离 系 统

"卫星号"运载火箭分离系统包括助推器与一子级之间的分离机构和一子级与卫星之间的分离机构。

助推器与一子级之间的分离机构包括下端管形杆件连接结构中的爆炸分离件和上端承力结构中的球头/球碗连接件。一子级在飞行的前120s 中以调小的推力工作,以便将卫星送入预定轨道。因此,为避免分离时与箭体发生碰撞,在助推器分离前17s,РД-107发动机推力降至初始推力的75%,使分离时的火箭动压头从1422Pa 降至980Pa,飞行速度降低大约15m/s。这样,分离时的载荷减少,有利于保证芯级推进剂贮箱的安全。

在助推器同芯极分离时,助推器与芯级的下端管形杆件连接机构爆炸分离,助推器РД-107发动机靠近芯级的2个推力室先关机,外侧的2个推力室后关机。这样,外侧推力室的推力使助推器绕上端球碗向外转动。当转到一定角度时,助推器顶端的球头脱离芯级上的球碗。此时,助推器液氧箱上部的排气阀门打开,排出液氧箱中的增压气体。由此产生的侧向推力,将助推器推离芯级。这种分离方法保证了连接如此紧密的助推器和芯级顺利地分离。

卫星与芯级的分离是利用气动分离系统实现的,在卫星分离的同时由气动系统将芯级箭体推开。

## 制导和控制系统

采用惯性制导系统,此系统主要由平台和积分加速度计组成,另外还有一个安装在箭体上的捷联积分加速度计,它们一起用于控制全箭和芯级的飞行程序和姿态以及控制推力调节。制导和控制系统的仪器设备装在芯级顶部的仪器舱内。

助推器和芯级一起工作时,用12台游动推力室和尾翼控制火箭飞行姿态。芯级单独工作时,由РД-108发动机的4台游动推力室控制其飞行姿态。

## 典型飞行程序

起飞时,助推器与芯级的所有发动机,包括20台主推力室和12台游动推力室,同时点火。在未达到规定推力之前,火箭一直被牵制在发射台上。起飞后的前120s,芯级发动机在调小的推

力状态下工作。至120s，助推器发动机关机，并同芯级分离。此时火箭达到50km 高度和3200m/s 的飞行速度。此后，芯级再以全推力继续工作180s 左右。当火箭达到8km/s 的飞行速度后，主推力室关机，但4个游动推力室仍继续工作，以修正末速，最后将卫星送入预定轨道。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1957.10.4 | ПС-1 | 83.6 | 227 | 946 | 65.1 | 96.2 | 拜① | 研究大气密度 | 第一颗人造地球卫星 |
| 2 | 1957.11.3 | ПС-2 | 508.3 | 225 | 1671 | 65.3 | 103.8 | 拜 | 生物卫星 | |
| 3 | 1958.5.15 | СПУ ТНИК-3 | 1327 | 217 | 1864 | 65.2 | 106 | 拜 | 科学研究 | |

①指拜科努尔(БАЙКОНУР)发射场，下同。

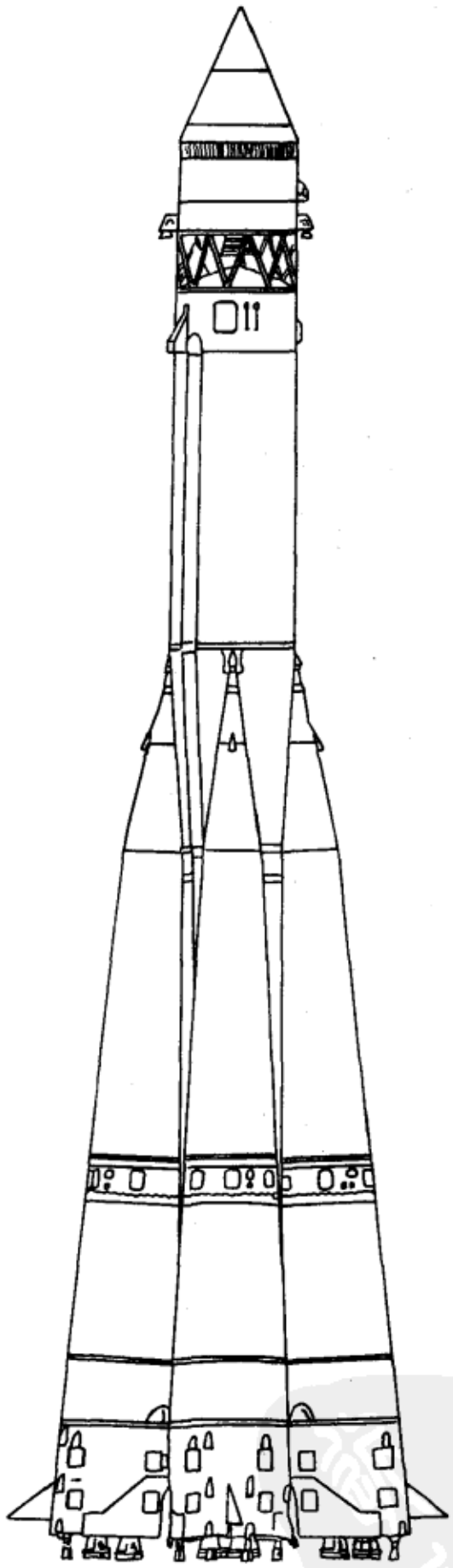
# 月球号(ЛУНА)

“月球号”运载火箭是“东方号系列”运载火箭中的第二种型号。它是世界上第一种发射月球探测器的火箭,也是第一种达到第二宇宙速度的运载火箭。它由增大推力的“卫星号”运载火箭助推器和一子级加上新研制的二子级构成,用来向月球发射探测器、拍摄月球背面照片和在近月轨道上进行科学实验。

在发射第一颗人造地球卫星之前,苏联就开始研究用火箭探测月球和实现载人航天的问题。1958年初正式确定实施“月球工程”。

1959年1月2日,“月球号”火箭首次发射成功,把质量为362kg 的“月球1号”(Луна-1)探测器送入靠近月球的日心轨道。“月球1号”探测器从距月面约5000km 处飞过,成为世界上第一颗人造行星。在首次发射成功之前,“月球号”运载火箭曾经历了4次发射失败。“月球号”运载火箭共发射了10次,均从拜科努尔发射场发射,仅有3次发射成功。

1959年9月12日,“月球号”火箭发射了质量390kg 的“月球2号”探测器,首次实现月球硬着陆。同年10月4日,又发射了质量280kg 的“月球3号”探测器,拍回了月球背面的第一张照片。至此“月球号”运载火箭完成了任务。后期的“月球号”探测器质量较重,改用“闪电号”运载火箭(“月球4号”~“月球14号”)和四级型“质子号”火箭(“月球15号”~“月球24号”)发射。



“月球号”运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2＋4枚助推器 | 起飞推力 | 4002.5kN |
| 全长 | 33.5m | 推重比 | 1.46 |
| 底部最大直径 | 10.3m | 运载能力 | 绕月轨道 360kg |
| 起飞质量 | 279t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 19.8m | 发动机 | 4台 РД-107 |
| 直径 | 2.68m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 起飞质量 | 43×4＝172t | 海平面总推力 | 821×4＝3284kN |
| 结构质量 | 3.5×4＝14t | 海平面比冲 | 2491.7N·s/kg |
| 推进剂质量 | 39.5×4＝158t | 工作时间 | 120～140s |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 28.75m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 2.95m | 海平面总推力 | 745kN(额定值) |
| 起飞质量 | 97.3t | 真空总推力 | 941.8kN |
| 结构质量 | 7.8t | 真空比冲 | 3090.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 89.5t | 工作时间 | ～320s |
| 发动机 | РД-108 | | |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.98m | 发动机 | РД-448初型 |
| 直径 | 2.58m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 8t | 真空推力 | 49.1kN |
| 结构质量 | 1.1t | 真空比冲 | 3100N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6.9t | 工作时间 | 430s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.4m | 质量 | ≈0.7t |
| 直径 | 2.58m | | |

## 总　体　布　局

“月球号”运载火箭为两级火箭，一子级并联有4个液体火箭助推器。它由“卫星号”的助推

器、一子级加上新的二子级和整流罩组成。一子级和二子级之间用桁架式级间段连接，采用热分离方法实现一、二子级间的分离。

## 箭 体 结 构

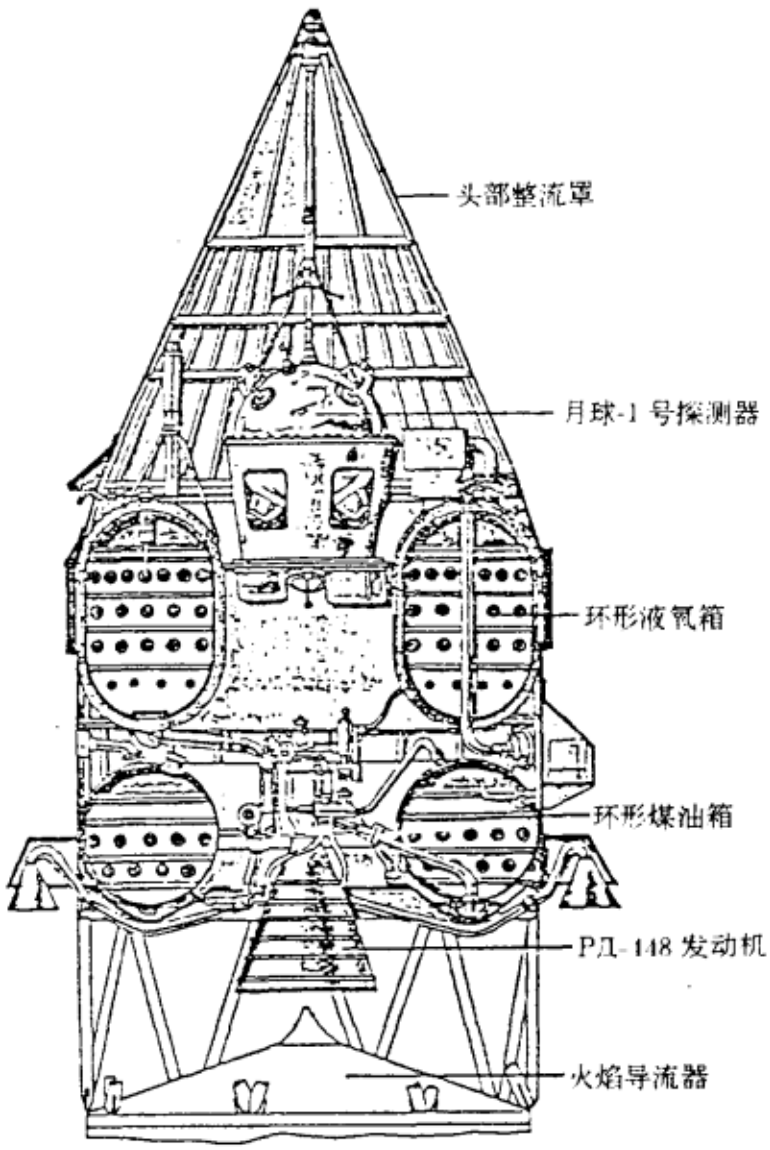
"月球号"运载火箭助推器和一子级的箭体结构与"卫星号"运载火箭基本相同。一子级顶部加装了钛合金火焰导流器，能使二子级发动机喷焰均匀地通过桁架级间段向外排出，同时保护一子级顶部结构，以保证顺利完成级间热分离。

### 二子级结构

二子级包括液氧箱、煤油箱、РД-448发动机和惯性制导装置。同样容量的推进剂箱中质量最轻的是球形贮箱，但因其直径比一子级直径和以后的"东方号"载人飞船的直径小得多，所以采用了有较大外径的两个环形贮箱。液氧箱在上，煤油箱在下。环形贮箱的中央空间安放发动机和一部分有效载荷，从而缩短了火箭全长。液氧箱表面覆有绝热层。煤油箱下面装有底部防热板。

### 整流罩结构

头部整流罩呈圆锥形，由轻质高强度硬铝合金制的两个半壳构成。当火箭飞出大气层后，连接整流罩两半壳的联锁机构松开，罩体沿纵向分为两半，并由弹簧顶杆推出抛掉。




"月球号"火箭二子级和"月球1号"探测器

## 推 进 系 统

助推器与一子级推进系统与"卫星号"运载火箭基本相同，性能略有提高。比冲与推力都比"卫星号"的相应值稍高一些。

### 二子级推进系统

**发动机**

二子级装有一台РД-448初型发动机，亦称РО-7发动机。它由柯兹贝格(С. А. Косберг，1903～1965)设计局设计，是苏联第一台在真空环境中点火起动的液氧/煤油发动机。发动机质量约121kg，真空推力为49.1kN，真空比冲3100N·s/kg。

РД-448发动机分两步实现关机，先将推力下降45%，持续4s后再关机。发动机分级关机可以减轻由此造成的干扰，有利于提高有效载荷入轨精度。

**输送系统**

由过氧化氢在燃气发生器内分解产生的燃气驱动涡轮，带动氧化剂泵和燃料泵，向燃烧室供应推进剂。涡轮废气作为4个小型摆动喷管的动力，用来控制第二级火箭的姿态。

РД-448发动机未采用推进剂利用系统。

## 分离系统

助推器与一子级(芯级)间的分离与“卫星号”运载火箭相同。一子级与二子级之间的分离步骤如下：

1)一子级发动机的4个主推力室熄火，4个游动推力室继续工作。这样可减轻分离干扰，同时可使РД-448发动机在过载状态下点火，而不是在失重状态下点火，使点火工作变得易于实现。

2)РД-448发动机进入初级工作状态。

3)РД-448发动机达到全推力工作状态，此时一子级的4台游动推力室熄火。

4)点燃一子级上的固体推进剂反推火箭，利用此火箭的反向推力和РД-448发动机的喷焰把一子级推开并使其远离二子级。

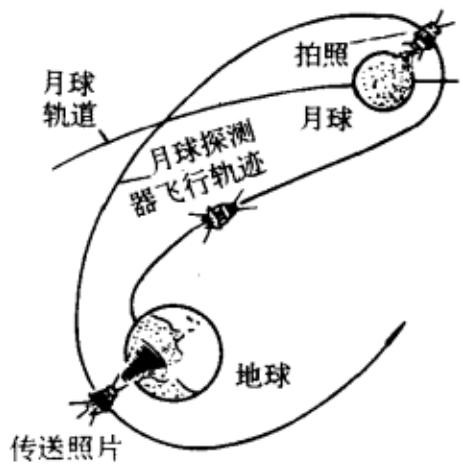
## 制导和控制系统

“月球号”运载火箭装有两套制导系统。一套装在一子级上部仪器舱内，用于助推器和一子级工作时的制导。这套制导系统与“卫星号”运载火箭基本相同。另一套制导系统装在二子级上，是一套捷联式惯性制导系统。在二子级箭体上沿轴向装有一个积分加速度计，用来积分沿飞行弹道的视加速度。

助推器和一子级的控制系统同“卫星号”火箭。二子级的控制系统执行机构为沿发动机四周均匀分布的4个摆动喷管，工质为涡轮废气。

## 典型飞行轨道

1959年10月4日，“月球号”运载火箭发射了“月球3号”探测器，进入远地点为48万千米的大椭圆轨道。靠月球引力把“月球3号”探测器拉到距月球6200km高度，探测器上的电视照像和发射装置拍摄了月球背面的照片。在绕回到近地点附近时，向地面发回了照片。



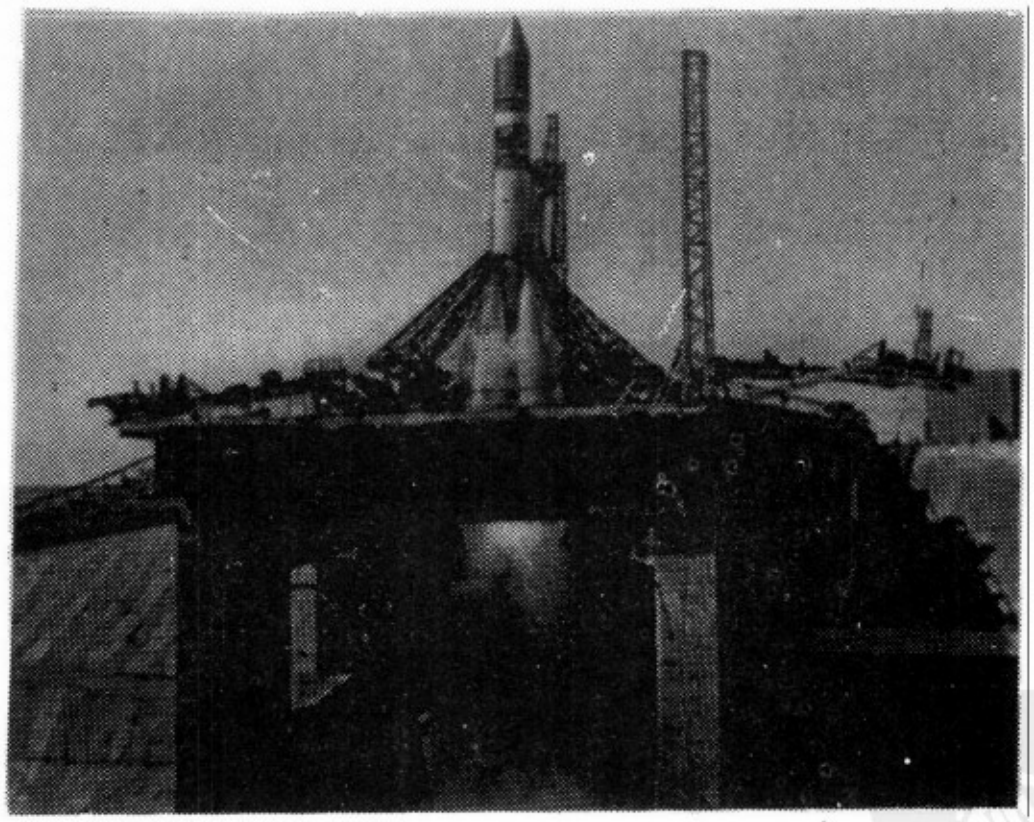

“月球3号”飞行示意图

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1958.5.1 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 2 | 1958.6.25 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 3 | 1958.9.22 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 4 | 1958.11.15 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 5 | 1959.1.2 | 月球-1 | 361.3 | 日心轨道 | | | | 拜 | 月球探测 | 距月球6000km 处飞过 |
| 6 | 1959.6.16 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 7 | 1959.9.12 | 月球-2 | 390.2 | | | | | 拜 | 月球硬着陆 | |
| 8 | 1959.10.4 | 月球-3 | 278.5 | 480000km | | | | 拜 | 月球探测 | 首次拍回月球背面照片 |
| 9 | 1960.4.12 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |
| 10 | 1960.4.18 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 火箭失败① |

①失败原因未见报道。

## 东方号 (ВОСТОК)



"东方号"运载火箭

"东方号"运载火箭是世界上第一种载人航天运载火箭。1961年4月12日,"东方号"运载火

箭把世界上第一位航天员尤里·加加林(Ю. А. Гагарин,1934～1968)送入轨道,绕地球飞行一圈后安全返回地面。这次飞行开创了人类航天新纪元。

苏联为实现载人航天的宏图,曾进行了大量的探索与准备工作。在50年代初就利用由 P-1、P-2弹道导弹改装成的地球物理火箭进行高层大气探测、生命保障系统、航天医学、生物实验与返回装置的研究。

"东方号"运载火箭是对"月球号"火箭略加改进而构成的,主要是增加了一子级的推进剂质量和提高了二子级发动机的性能。

1960年5月15日至1961年3月25日,"东方号"火箭先后进行了7次试验,内有2次发射失败,共发射了5艘不载人的卫星式飞船,其中2艘回收失败。在最后2艘连续飞行成功后,在1961年4月12日发射了第一艘载人"东方号"飞船。至1963年6月16日,共发射了6艘"东方号"载人飞船。此后,"东方号"运载火箭就用来发射军用照像侦察卫星、"电子"(ЭЛЕКТРОН)卫星、"流星"(METEOP)气象卫星和地球资源卫星,以及"宇宙(KOCMOC)号"系列卫星中的电子侦察卫星。

"东方号"运载火箭早期都从拜科努尔发射场发射,近地轨道运载能力为4730kg。1966年后,一部分"东方号"运载火箭从普列谢茨克(ПЛЕСЕЦК)发射场发射,有效载荷为遥感/科学卫星、电子侦察卫星和气象卫星。

至1991年底,"东方号"火箭共发射149次。据苏联宇航局1989年公布的数据,1970年1月至1989年3月底,"东方号"火箭共发射92次,成功91次,成功率为98.9%。1981～1989年,"东方号"火箭的飞行成功率为100%。

自1984年后,"东方号"运载火箭很少发射,它的发射任务大都转由"联盟号"和"旋风号"运载火箭承担。但是自1986年后,"东方号"运载火箭又投入世界商用发射市场。每次发射费用为1000～1400万美元(1988年币值),另外还加12%的保险费,并附有在发射失败时安排再次飞行的保证。

1988年3月17日,"东方号"火箭从拜科努尔发射场发射了印度950kg 重的 IRS-1A 遥感卫星,把它送入904km 高度的圆轨道。这是苏联为国外用户进行的首次商用发射。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 2＋4枚助推器 |
| 全长 | 38.36m |
| 底部最大直径 | 10.3m |
| 起飞质量 | 287t |
| 起飞推力 | 4002.5kN |
| 推重比 | 1.42 |

运载能力

| | | | |
|---|---|---|---|
| 近地轨道 | | | 4730kg |
| 太阳同步轨道 | 650km | 98° | 1840kg |
| | 920km | 99° | 1150kg |

入轨精度

| | |
|---|---|
| 太阳同步轨道倾角偏差 | ±0.17° |
| 近地轨道高度偏差 | ±40km |
| 周期偏差 | ±22s |

### 助　推　器

助推器技术性能同"月球号"运载火箭。

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 28.75m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 2.95m | 海平面总推力 | 745kN |
| 起飞质量 | 101t | 真空总推力 | 941.8kN |
| 结构质量 | 7.8t | 真空比冲 | 3090.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 93.2t | 工作时间 | 320s |
| 发动机 | РД-108 | | |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.98m | 发动机 | РД-448 |
| 直径 | 2.58m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 7t | 真空推力 | 54.9kN |
| 结构质量 | 1.1t | 真空比冲 | 3198.1N·s/kg |
| 推进剂质量 | 5.9t | 工作时间 | 440s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 6.8m | 质量 | 2.5t |
| 直径 | 2.7m | 有效容积 | 圆柱段直径 2.25m |
| | | | 长度 4.7m |

## 总 体 布 局

“东方号”运载火箭由4个捆绑助推器、一子级、桁架式级间段、二子级和整流罩组成。有效载荷为“东方号”飞船或人造地球卫星。除整流罩显著不同外,“东方号”火箭总体布局基本上与“月球号”火箭相同。

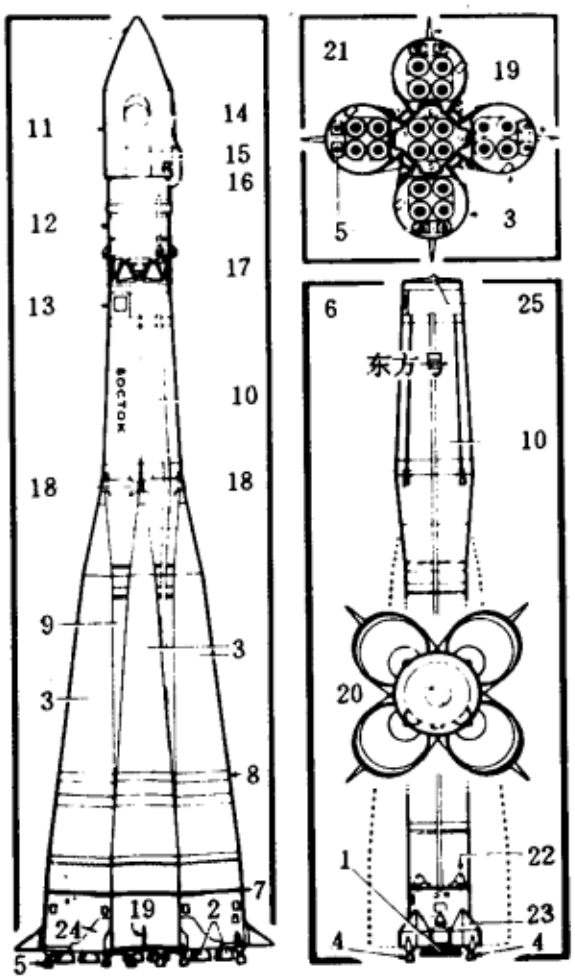
## 箭 体 结 构

“东方号”火箭的助推器、一子级和二子级的箭体结构基本上与“月球号”运载火箭相同。整流罩为锥-柱形,质量约2.5t。箭-船连接件质量约340kg。

## 推 进 系 统

助推器与一子级推进系统与“月球号”火箭基本相同。一子级多加注了4t 多推进剂。助推器与一子级的氧化剂输送管路上都安装了蓄压器,使压力脉动衰减,以解决火箭箭体-发动机纵向耦合振动(POGO)问题。

二子级推进剂质量较“月球号”减少了1t，РД-448发动机真空推力提高了5.8kN，真空比冲提高了98.1N·s/kg。РД-448发动机结构质量为121kg，高1.6m，燃烧室压力5MPa。



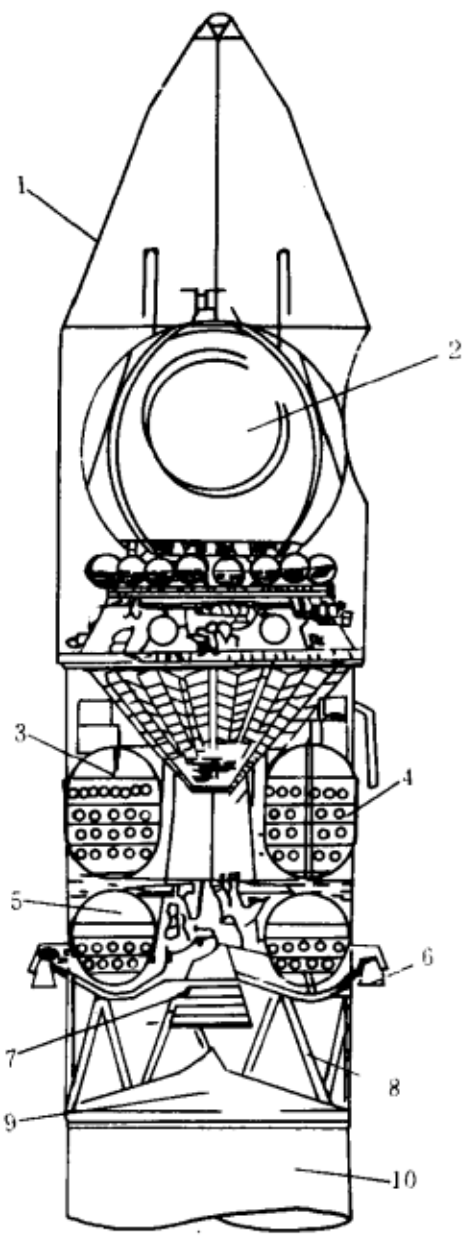

“东方号”运载火箭外形图

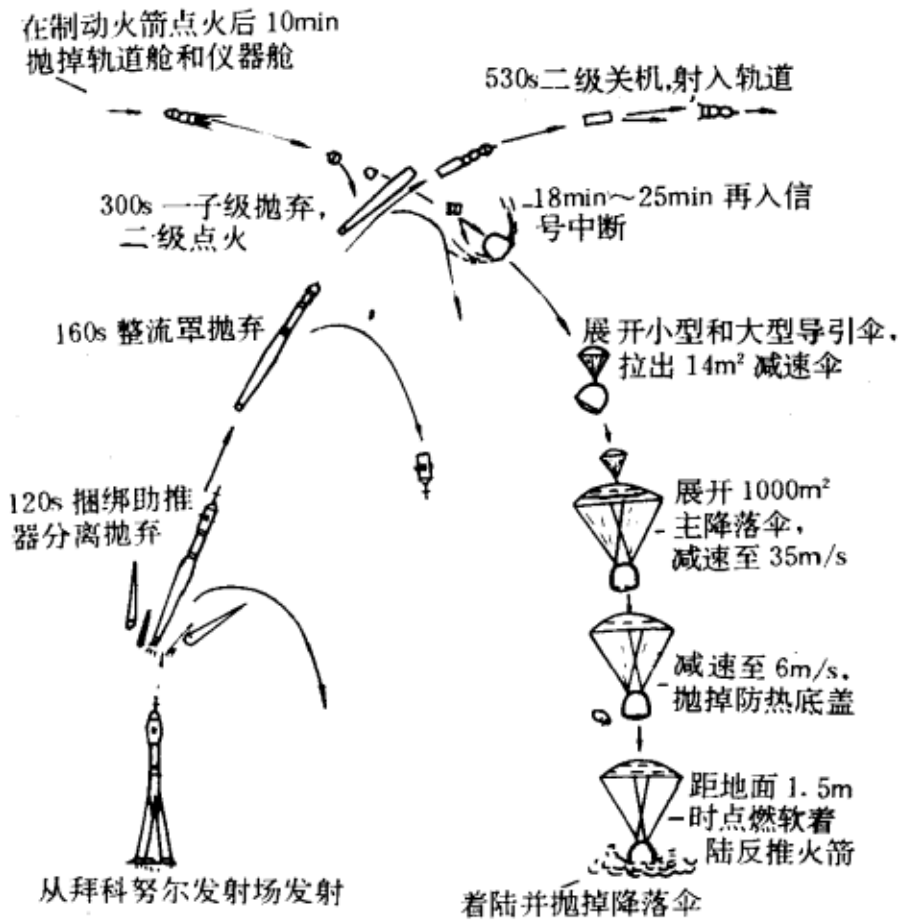
1. 一子级主发动机； 2. 助推器主发动机； 3. 助推器； 4. 一子级游动发动机； 5. 助推器游动发动机； 6. 一子级； 7. 助推器与一子级的下端管形连接件； 8. 助推器箱间段； 9. 一子级煤油箱； 10. 一子级液氧箱； 11. 整流罩； 12. 二子级； 13. 一子级仪器舱； 14. 弹射座椅舱口； 15. 分离火箭整流罩； 16. 飞船与二子级间的连接装置； 17. 一、二子级间桁架结构； 18. 助推器与一子级间上端球头/球碗连接件； 19. 稳定尾翼； 20. 捆绑系统俯视图； 21. 捆绑系统仰视图； 22. 组装助推器用的连接件；23. 游动发动机整流罩； 24. 助推器底部防热件；25. 一子级顶部钛合金火焰导流器形状

## 典型飞行程序

“东方号”运载火箭用于发射“东方号”载人飞船时的典型飞行程序如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 助推器和一子级同时点火 | $T+676$ | 飞船与二子级分离 |
| $T+119$ | 助推器关机并与一子级分离 | $T+4680$ | 制动发动机点火，飞船进入返回轨道，球形回收舱与飞船分离 |
| $T+156$ | 抛掉整流罩 | | |
| $T+300$ | 一子级关机并与二子级分离 | $T+6480$ | 在离地面7km高度时，宇航员座椅从座舱中弹出，宇航员与座舱分别用降落伞着陆。 |
| $T+665$ | 二子级关机并与载人飞船一起入轨 | | |




"东方号"运载火箭的发射程序与"东方号"飞船的返回

←"东方号"火箭二子级与"东方号"飞船

1. 头部整流罩； 2."东方号"飞船； 3. 液氧箱； 4. 绝热板； 5. 煤油箱； 6. 姿控喷管(4个)； 7. РД-448发动机； 8. 桁架式级间段； 9. 钛合金火焰导流器；10. 一子级仪器舱

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1960.5.15 | 卫星式飞船-1(卫星-4号) | 4540 | 312 | 369 | 65 | 91.2 | 拜 | 东方号飞船试飞 | 回收失败① |
| 2 | 1960.7.23 | 卫星式飞船 | 4600 | | | | | 拜 | 东方号飞船试飞 | 发射失败,未入轨 |
| 3 | 1960.8.19 | 卫星式飞船-2(卫星-5号) | 4600 | 306 | 339 | 64.95 | 90.7 | 拜 | 东方号飞船试飞 | 首次回收 |
| 4 | 1960.12.1 | 卫星式飞船-3(卫星-6号) | 4563 | 180 | 249 | 64.97 | 88.47 | 拜 | 东方号飞船试飞 | 回收失败② |
| 5 | 1960.12.22 | 卫星式飞船 | 4570 | | | | | 拜 | 东方号飞船试飞 | 发射失败③ |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 6 | 1961.3.9 | 卫星式飞船-4(卫星-9号) | 4700 | 183 | 248.8 | 64.93 | 88.6 | 拜 | 东方号飞船试飞 | 回收 |
| 7 | 1961.3.25 | 卫星式飞船-5(卫星-10号) | 4695 | 178 | 247 | 64.9 | 88.42 | 拜 | 东方号飞船试飞 | 回收 |
| 8 | 1961.4.12 | 东方号-1(BOCTOK-1) | 4725 | 181 | 327 | 64.95 | 89.34 | 拜 | 载人飞行 | 首次载人航天 |
| 9 | 1961.8.6 | 东方号-2 | 4731 | 183 | 244 | 64.93 | 88.46 | 拜 | 载人飞行 | |
| 10 | 1962.4.26 | 宇宙-4(KOCMOC-4) | 4750 | 298 | 330 | 65 | 90.6 | 拜 | 照相侦察 | 3天后回收 |
| 11 | 1962.7.28 | 宇宙-7 | 4700 | 210 | 369 | 65 | 90.1 | 拜 | 科学研究 | 研究太阳耀斑 |
| 12 | 1962.8.11 | 东方号-3 | 4722 | 180.7 | 234.6 | 64.98 | 88.33 | 拜 | 载人飞行 | 首次编队飞行 |
| 13 | 1962.8.12 | 东方号-4 | 4728 | 179.8 | 236.7 | 64.95 | 88.39 | 拜 | 载人飞行 | 首次编队飞行 |
| 14 | 1962.9.27 | 宇宙-9 | | 301 | 353 | 65 | 90.9 | 拜 | 照相侦察 | 5天后回收 |
| 15 | 1962.10.17 | 宇宙-10 | | 210 | 380 | 65 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 4天后回收 |
| 16 | 1962.12.22 | 宇宙-12 | 4600 | 211 | 405 | 65 | 90.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天后回收 |
| 17 | 1963.3.21 | 宇宙-13 | | 205 | 337 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天后回收 |
| 18 | 1963.4.22 | 宇宙-15 | | 173 | 371 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 5天后回收 |
| 19 | 1963.4.28 | 宇宙-16 | 4600 | 207 | 401 | 65 | 90.4 | 拜 | | 10天后回收 |
| 20 | 1963.5.24 | 宇宙-18 | 4600 | 209 | 301 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 21 | 1963.6.14 | 东方号-5 | 4720 | 174.7 | 222.1 | 64.96 | 88.27 | 拜 | 载人飞行 | |
| 22 | 1963.6.16 | 东方号-6 | 4713 | 180.9 | 231.1 | 64.95 | 88.3 | 拜 | 载人飞行 | 女宇航员首次航天 |
| 23 | 1963.10.18 | 宇宙-20 | | 206 | 311 | 65 | 99 | 拜 | | 12天 |
| 24 | 1963.12.19 | 宇宙-24 | | 211 | 408 | 65 | 90.5 | 拜 | | 10天 |
| 25 | 1964.1.30 | 电子-1(ЭЛЕКТРОН-1) | 350 | 406 | 7100 | 61 | 169 | 拜 | 研究内外范艾伦带 | 苏联首次一箭双星 |
| | 1964.1.30 | 电子-2 | 445 | 460 | 68000 | 61 | 1360 | 拜 | 研究内外范艾伦带 | 苏联首次一箭双星 |
| 26 | 1964.4.4 | 宇宙-28 | | 209 | 395 | 65 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 27 | 1964.4.25 | 宇宙-29 | | 204 | 309 | 65.1 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 7天 |
| 28 | 1964.6.10 | 宇宙-32 | | 209 | 333 | 51.3 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 29 | 1964.7.1 | 宇宙-34 | | 205 | 360 | 65 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 30 | 1964.7.11 | 电子-3 | | 405 | 7040 | 60.9 | 168.1 | 拜 | 研究内外范艾伦带 | 一箭双星 |
| | 1964.7.11 | 电子-4 | | 459 | 66235 | 60.9 | 1313 | 拜 | 研究内外范艾伦带 | |
| 31 | 1964.7.15 | 宇宙-35 | | 217 | 268 | 51.3 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 32 | 1964.8.14 | 宇宙-37 | | 205 | 300 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 33 | 1964.8.28 | 宇宙-44 | | 618 | 860 | 65 | 99.5 | 拜 | 气象 | 研制型 |
| 34 | 1964.9.24 | 宇宙-46 | | 215 | 271 | 51.3 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 35 | 1964.10.14 | 宇宙-48 | | 203 | 295 | 65.1 | 89.4 | 拜 | | 6天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 36 | 1964.10.28 | 宇宙-50 | | 196 | 241 | 51.3 | 88.7 | 拜 | | 37天 |
| 37 | 1965.1.11 | 宇宙-52 | | 205 | 304 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 38 | 1965.2.26 | 宇宙-58 | | 581 | 659 | 65 | 96.8 | 拜 | 气象 | 研制型 |
| 39 | 1965.3.25 | 宇宙-64 | | 206 | 271 | 65 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 40 | 1965.5.7 | 宇宙-66 | | 197 | 291 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 41 | 1965.8.3 | 宇宙-77 | | 200 | 291 | 51.8 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 42 | 1965.9.9 | 宇宙-85 | | 212 | 319 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 43 | 1965.10.28 | 宇宙-94 | | 211 | 293 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 44 | 1965.12.10 | 宇宙-99 | | 199 | 320 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 45 | 1965.12.17 | 宇宙-100 | | 650 | 650 | 65 | 97.7 | 拜 | 气象 | 研制型 |
| 46 | 1965.12.27 | 宇宙-102 | | 218 | 278 | 65 | 89.2 | 拜 | | 16天 |
| 47 | 1966.2.19 | 宇宙-109 | | 209 | 309 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 48 | 1966.3.17 | 宇宙-112 | | 214 | 565 | 72 | 92.1 | 普④ | 照相侦察 | 8天,首次从普发射 |
| 49 | 1966.4.6 | 宇宙-114 | | 210 | 374 | 73 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 50 | 1966.4.20 | 宇宙-115 | | 190 | 204 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 51 | 1966.5.6 | 宇宙-117 | | 207 | 308 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 52 | 1966.5.11 | 宇宙-118 | | 640 | 640 | 65 | 97.1 | 拜 | 气象 | 研制型 |
| 53 | 1966.6.17 | 宇宙-121 | | 210 | 354 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 54 | 1966.6.25 | 宇宙-122 | | 625 | 625 | 65 | 97.1 | 拜 | 气象 | 最后研制型 |
| 55 | 1966.7.25 | 宇宙-125 | | 250 | 250 | 65 | 89.5 | 拜 | | 13天 |
| 56 | 1966.10.14 | 宇宙-129 | | 202 | 307 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 57 | 1966.11.12 | 宇宙-131 | | 205 | 360 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 58 | 1966.11.19 | 宇宙-132 | | 207 | 280 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 59 | 1967.1.19 | 宇宙-138 | | 193 | 293 | 65 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 60 | 1967.2.8 | 宇宙-141 | | 210 | 345 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 61 | 1967.2.28 | 宇宙-144 | | 625 | 625 | 81.2 | 96.9 | 普 | 气象 | 实用型 |
| 62 | 1967.3.13 | 宇宙-147 | | 198 | 317 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 63 | 1967.4.4 | 宇宙-153 | | 202 | 291 | 64.6 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 8天,第一代最后一颗 |
| 64 | 1967.4.27 | 宇宙-156 | | 630 | 630 | 81.2 | 97 | 普 | 气象 | 实用型 |
| 65 | 1967.6.12 | 宇宙-165 | | 211 | 1542 | 81.9 | 102.1 | 普 | | |
| 66 | 1967.10.24 | 宇宙-184 | | 635 | 635 | 81.2 | 97.1 | 普 | 气象 | |
| 67 | 1968.3.14 | 宇宙-206 | | 630 | 630 | 81 | 97 | 普 | 气象 | |
| 68 | 1968.6.12 | 宇宙-226 | | 603 | 650 | 81.2 | 96.9 | 普 | 气象 | |
| 69 | 1969.3.26 | 流星-1 (METEOP-1) | | 644 | 713 | 81.2 | 97.9 | 普 | 气象 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 70 | 1969.10.6 | 流星-2 | | 630 | 690 | 81.2 | 97.7 | 普 | 气象 | |
| 71 | 1970.3.17 | 流星-3 | | 555 | 643 | 81.2 | 96.4 | 普 | 气象 | |
| 72 | 1970.4.28 | 流星-4 | | 637 | 736 | 81.2 | 98.1 | 普 | 气象 | |
| 73 | 1970.6.23 | 流星-5 | | 863 | 906 | 81.2 | 102 | 普 | 气象 | |
| 74 | 1970.10.15 | 流星-6 | | 633 | 674 | 81.2 | 97.5 | 普 | 气象 | |
| 75 | 1970.12.18 | 宇宙-389 | 3800 | 655 | 699 | 81 | 98.1 | 普 | 电子侦察 | 第一代重型首颗 |
| 76 | 1971.1.10 | 流星-7 | | 630 | 679 | 81.2 | 97.6 | 普 | 气象 | |
| 77 | 1971.4.7 | 宇宙-405 | 3800 | 676 | 706 | 81.3 | 98.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 78 | 1971.4.17 | 流星-8 | | 620 | 646 | 81.2 | 97.2 | 普 | 气象 | |
| 79 | 1971.7.16 | 流星-9 | | 618 | 650 | 81.2 | 97.2 | 普 | 气象 | |
| 80 | 1971.12.29 | 流星-10 | | 880 | 905 | 81.2 | 102.7 | 普 | 气象 | |
| 81 | 1972.3.1 | 宇宙-476 | 3800 | 618 | 651 | 81.2 | 97.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 82 | 1972.3.30 | 流星-11 | | 878 | 903 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 83 | 1972.4.7 | 国际宇宙-6 (ИНТЕРКОСМОС-6) | 4082 | 203 | 256 | 51.8 | 89 | 拜 | 科学研究 | |
| 84 | 1972.6.30 | 流星-12 | | 897 | 927 | 81.2 | 103 | 普 | 气象 | |
| 85 | 1972.10.27 | 流星-13 | | 893 | 904 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 86 | 1972.12.28 | 宇宙-542 | 3800 | 554 | 653 | 81.2 | 96.4 | 普 | 电子侦察 | |
| 87 | 1973.3.20 | 流星-14 | | 882 | 903 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 88 | 1973.5.29 | 流星-15 | | 867 | 909 | 81.2 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 89 | 1973.10.29 | 宇宙-604 | 3800 | 624 | 647 | 81.2 | 97.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 90 | 1974.3.5 | 流星-16 | | 853 | 906 | 81.2 | 102.2 | 普 | 气象 | |
| 91 | 1974.4.24 | 流星-17 | | 877 | 907 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 92 | 1974.7.9 | 流星-18 | | 877 | 905 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 93 | 1974.10.28 | 流星-19 | | 855 | 917 | 81.2 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 94 | 1974.12.17 | 流星-20 | | 861 | 910 | 81.2 | 102.4 | 普 | 气象 | |
| 95 | 1975.4.1 | 流星-21 | | 877 | 906 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 96 | 1975.6.20 | 宇宙-744 | 3800 | 612 | 650 | 81.2 | 97.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 97 | 1975.7.11 | 流星Ⅰ-1 | | 872 | 903 | 81.3 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 98 | 1975.8.22 | 宇宙-756 | 3800 | 627 | 649 | 81.2 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 99 | 1975.9.18 | 流星-22 | | 867 | 918 | 81.2 | 102.3 | 普 | 气象 | |
| 100 | 1975.12.25 | 流星-23 | | 857 | 913 | 81.3 | 102.4 | 普 | 气象 | |
| 101 | 1976.3.16 | 宇宙-808 | 3800 | 618 | 647 | 81.3 | 97.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 102 | 1976.4.7 | 流星-24 | | 863 | 906 | 81.2 | 102.3 | 普 | 气象 | |
| 103 | 1976.5.15 | 流星-25 | | 865 | 907.7 | 81.2 | 102.4 | 普 | 气象 | |
| 104 | 1976.8.27 | 宇宙-851 | 3800 | 592 | 649 | 81 | 96.2 | 普 | 电子侦察 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 105 | 1976.10.16 | 流星-26 | | 871 | 904 | 81.3 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 106 | 1977.1.7 | 流星Ⅰ-2 | | 892.9 | 932.1 | 81.3 | 103 | 普 | 气象 | |
| 107 | 1977.2.27 | 宇宙-895 | 3800 | 613 | 648 | 81.2 | 97.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 108 | 1977.4.5 | 流星-27 | | 869 | 909 | 81.2 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 109 | 1977.6.29 | 流星-28 | | 601 | 670 | 98 | 97.5 | 普 | 地球资源 | |
| 110 | 1977.7.7 | 宇宙-925 | 3800 | 622 | 645 | 81.2 | 97.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 111 | 1977.9.20 | 宇宙-955 | | 631 | 664 | 81.2 | 97.5 | 普 | 电子侦察 | |
| 112 | 1977.12.14 | 流星Ⅰ-3 | | 872 | 906 | 81.2 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 113 | 1978.1.10 | 宇宙-975 | 3800 | 637 | 680 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 114 | 1978.5.12 | 宇宙-1005 | 3800 | 626 | 672 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 115 | 1978.10.10 | 宇宙-1043 | 3800 | 625 | 650 | 81.1 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 116 | 1978.12.19 | 宇宙-1063 | 3800 | 623 | 661 | 81.2 | 97.4 | 普 | 电子侦察 | |
| 117 | 1978.12.23 | 宇宙-1066 | | 848 | 908 | 81.2 | 102.2 | 普 | 气象 | |
| 118 | 1978.1.25 | 流星-29 | | 621 | 643 | 98 | 97.4 | 普 | 气象 | |
| 119 | 1979.2.13 | 宇宙-1077 | 3800 | 629 | 651 | 81.2 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 120 | 1979.3.1 | 流星Ⅰ-4 | | 857 | 908 | 81.2 | 102.3 | 普 | 气象 | |
| 121 | 1979.4.14 | 宇宙-1093 | 3800 | 625 | 650 | 81.3 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 122 | 1979.7.20 | 宇宙-1116 | 3800 | 608 | 649 | 81.2 | 97.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 123 | 1979.10.26 | 宇宙-1143 | 3800 | 625 | 665 | 81.2 | 97.4 | 普 | 电子侦察 | |
| 124 | 1979.10.31 | 流星Ⅰ-5 | | 877 | 904 | 81.2 | 102.6 | 普 | 气象 | |
| 125 | 1979.11.27 | 宇宙-1145 | 3800 | 629 | 652 | 81.2 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 126 | 1980.1.30 | 宇宙-1154 | 3800 | 634 | 671 | 81.3 | 97.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 127 | 1980.6.4 | 宇宙-1184 | 3800 | 621 | 662 | 81.2 | 97.4 | 普 | 电子侦察 | |
| 128 | 1980.6.18 | 流星Ⅰ-30 | | 583 | 665 | 98 | 97.3 | 拜 | 地球资源 | 兼气象任务 |
| 129 | 1980.9.9 | 流星Ⅰ-6 | | 868 | 906 | 81.2 | 102.4 | 普 | 气象 | |
| 130 | 1980.11.21 | 宇宙-1222 | 3800 | 624 | 659 | 81.2 | 97.4 | 普 | 电子侦察 | |
| 131 | 1981.1.27 | 宇宙-1242 | 3800 | 635 | 684 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 132 | 1981.5.15 | 流星Ⅰ-7 | | 868 | 904 | 81.3 | 102.5 | 普 | 气象 | |
| 133 | 1981.5.19 | 宇宙-1271 | 3800 | 628 | 670 | 81.2 | 97.5 | 普 | 电子侦察 | |
| 134 | 1981.7.10 | 流星-自然(流星Ⅰ-31) | | 609 | 679 | 98 | 97.9 | 拜 | 地球资源 | 兼气象任务 |
| 135 | 1981.8.7 | 国际宇宙-22 | | 825 | 906 | 81.2 | 101.9 | 普 | 科学研究 | |
| 136 | 1981.10.14 | 宇宙-1315 | 3800 | 628 | 685 | 81.2 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 137 | 1982.2.19 | 宇宙-1340 | 3800 | 636 | 679 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 138 | 1982.3.31 | 宇宙-1346 | 3800 | 623 | 675 | 81 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 139 | 1982.5.5 | 宇宙-1356 | 3800 | 632 | 684 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 140 | 1982.8.5 | 宇宙-1400 | 3800 | 631 | 675 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 141 | 1982.12.15 | 流星Ⅰ-9 | | 836 | 904 | 81.3 | 102 | 普 | 气象 | |
| 142 | 1983.1.20 | 宇宙-1437 | 3800 | 629 | 678 | 81.2 | 97.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 143 | 1983.2.16 | 宇宙-1441 | 3800 | 632 | 667 | 81 | 97.5 | 普 | 电子侦察 | |
| 144 | 1983.7.25 | 宇宙-1484 | | 595 | 673 | 98 | 97.3 | 拜 | 地球资源 | |
| 145 | 1983.10.28 | 流星Ⅰ-10 | | 780 | 901 | 81.2 | 101 | 普 | 气象 | |
| 146 | 1985.10.3 | 宇宙-1689 | | 572 | 657 | 98 | 97 | 拜 | 地球资源 | |
| 147 | 1988.3.17 | 印度遥感卫星-1(IRS-1a) | 950 | 太阳同步极轨道 | | | | 拜 | 遥感 | 为印度发射 |
| 148 | 1988.4.20 | 宇宙-1939 | | 628 | 695 | 98 | 98 | 拜 | 地球资源 | |
| 149 | 1991.8.29 | 印度遥感卫星-2(IRS-1b) | | 857 | 918 | 99.25 | 102.8 | 拜 | 遥感 | 为印度发射 |

注：①因飞船定向和脱轨系统错误地把飞船推向高轨道而使回收失败。

②因再入角太陡引起飞船烧毁。

③未达到入轨速度，地面指令中止飞行。考验了应急救生系统，返回舱安全分离、着陆。

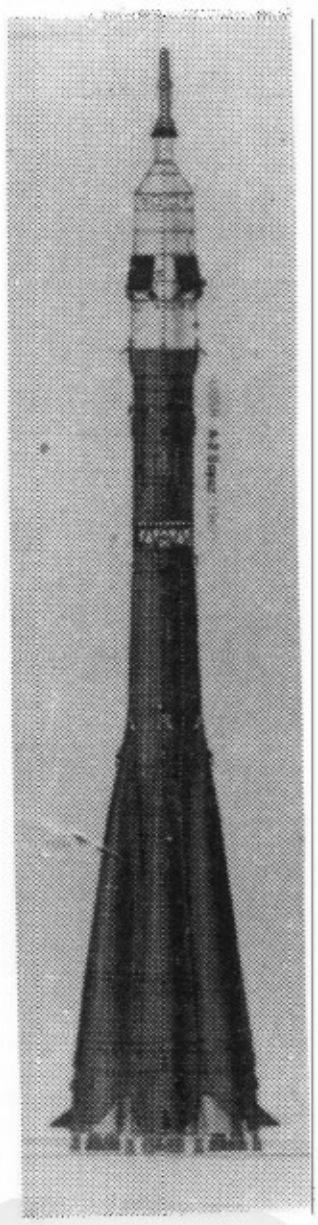
④指普列谢茨克(ПЛЕСЕЦК)，下同。

# 联盟号子系列(CEMEЙCTBO COЮЗ)

"联盟号"运载火箭是"东方号"运载火箭系列中的一个子系列。它分为二级型"联盟号"火箭和三级型"联盟号"火箭。二级型"联盟号"火箭根据有效载荷又可细分为"上升号"(ВОСХОД)、"联盟号"和"进步号"(ПРОГРЕСС)等几种状态。三级"联盟号"火箭于1960年10月开始发射,1961年2月首次发射成功,将第一颗"金星"探测器(ВЕНЕРА-1)送入日心轨道。后又用于发射世界上第一颗"火星"探测器(МАРС-1)和"月球4～14号"探测器。自1965年4月开始发射"闪电号"通信卫星后,三级型"联盟号"火箭就又称作"闪电号"(МОЛНИЯ)运载火箭。此外,该火箭还用于发射预警卫星。

二级型"联盟号"于1963年11月16日进行首次发射,将第二代照相侦察卫星"宇宙-22"送入近地轨道。1964年10月发射了第一艘"上升号"(ВОСХОД)载人飞船,首次实现了多人航天和空间舱外活动。从1967年4月开始发射"联盟号"载人飞船,从1978年1月开始发射"进步号"(ПРОГРЕСС)无人供货飞船。

"联盟号"是一种多用途运载火箭,也是世界上发射次数最多的一种火箭。至1994年底共发射1307次。"联盟号"和"闪电号"运载火箭至今一直在使用。



"联盟号"运载火箭

## 联盟号(СОЮЗ)

"联盟号"运载火箭是"联盟号"子系列中的两级型火箭。它是苏联和世界上发射次数最多的运载火箭,自1963年11月至1994年12月共进行1023次发射。从1964年10月以来,它是苏联一直在使用的唯一的载人飞船运载火箭。

"联盟号"运载火箭通过挖掘"东方号"运载火箭一子级的潜力和采用新的更大推力的二子级研制而成。其近地轨道运载能力从"东方号"火箭的4730kg 提高到7200kg。二子级可根据不同任务加注不同量的推进剂。

为确保宇航员的飞行安全,对火箭结构作了必要的加强,某些关键部件和线路采用冗余系统和降额准则,同时加强了全面质量管理工作,并在整流罩顶端安装了应急救生系统。一旦发射失败,运载火箭按程序中止飞行,应急救生系统使宇航员安全脱险。如果是非载人飞行任务,则用应急救生系统回收有效载荷。

"联盟号"运载火箭从1960年开始研制,至1963年11月16日以"上升号"运载火箭状态首次发射,把"宇宙-22"照相侦察卫星送入轨道。此后又陆续发射了4颗"宇宙号"系列卫星。1964年10月12日和1965年3月18日,完成了两艘"上升号"载人飞船的发射。直到1967年4月23日,才以

“联盟号”运载火箭状态首次发射“联盟号”载人飞船，宇航员 B·M·柯马罗夫(Комаров)在返回时因降落伞未展开不幸遇难。

“联盟号”运载火箭至今仍在频繁使用，每年发射大约40次，其中主要发射军用照相侦察卫星、“联盟号”(包括“联盟-T”和“联盟-TM”)载人飞船、“进步号”无人供货飞船(为“礼炮号”、“和平号”空间站补充燃料、生活补给品和试验仪器)、地球资源卫星、生物研究卫星等。发射场为拜科努尔和普列谢茨克。

从1986年开始，苏联把“联盟号”运载火箭投入世界商用发射服务市场，每枚“联盟号”发射费用为1500万美元(1988年币值)。“联盟号”运载火箭硬件成本约为200万卢布(1988年币值)。从1970年1月至1989年4月1日，“联盟号”火箭发射578次，成功566次，失败12次，成功率达97.9%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2+4枚助推器 | 起飞推力 | 4002.5kN |
| 全长 | 49.52m(载人型) | 推重比 | 1.32 |
| | 45.22m(非载人型) | 运载能力 | 近地轨道 7200kg |
| 底部最大直径 | 10.3m | 入轨精度 | 轨道高度偏差 ±40km |
| 起飞质量 | ≈310t | | 轨道周期偏差 ±22s |

助推器和一子级基本上与“东方号”火箭相同。

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.1m | 发动机 | РД-461 |
| 直径 | 2.66m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 24t | 真空推力 | 294.3 kN |
| 结构质量 | ≈3t | 真空比冲 | 3237.3N·s/kg |
| 推进剂质量 | ≈21t | 工作时间 | 245s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 11.36m(非载人型) | 质量 | 4.5t |
| 直径 | 3m | 有效容积 | 长7m |
| | | | 直径 2.7m |

## 总 体 布 局

“联盟号”运载火箭由4个捆绑助推器、一子级、桁架式级间结构、二子级、整流罩和救生塔组成。早期的“上升号”运载火箭状态无救生塔，全长约43m。在不计整流罩和救生塔时，“联盟号”火箭全长为39.3m。计入整流罩和救生塔后，载人型“联盟号”火箭全长49.52m，非载人型

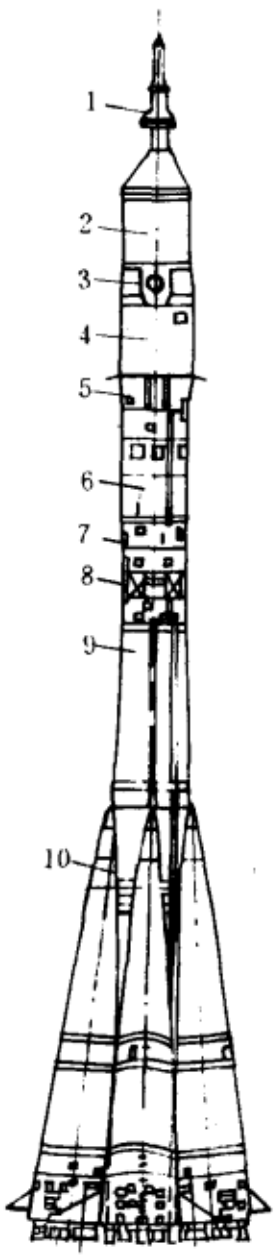
“联盟号”火箭全长45.22m。

## 箭 体 结 构

助推器和一子级的结构与“东方号”运载火箭基本相同。

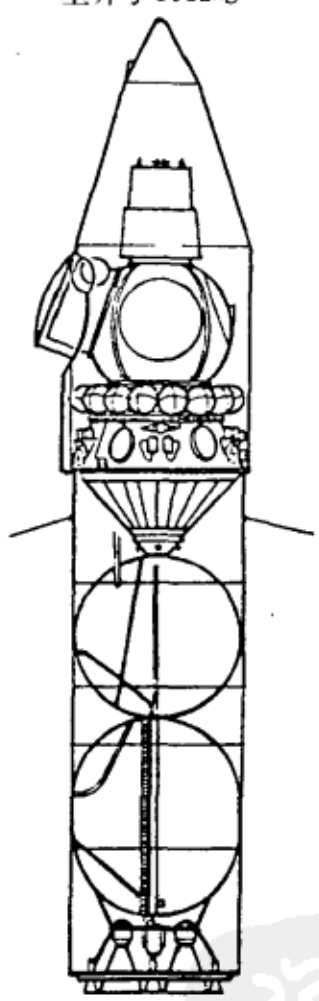
### 二子级结构

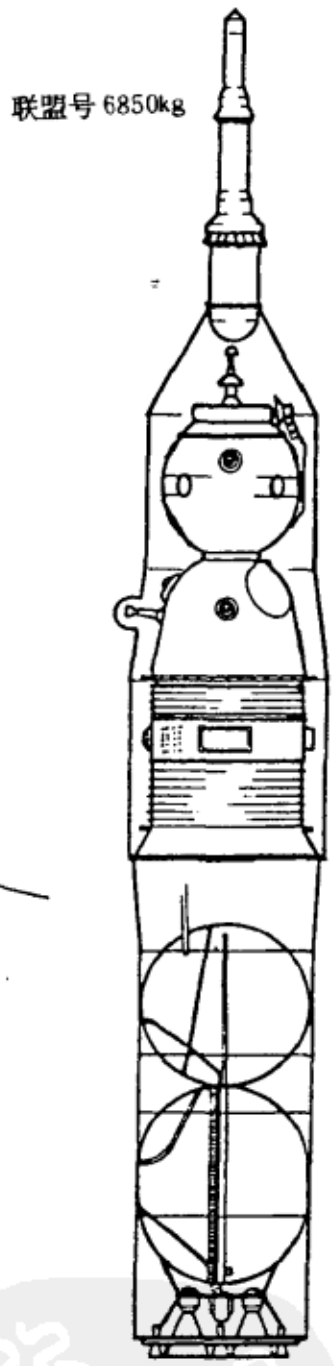
二子级由球形煤油箱、椭球形液氧箱、РД-461发动机和尾段构成，呈串联构形，结构质量约3t。










“东方号”、“上升号”、“联盟号”第二级火箭

“联盟号”运载火箭的总体布局

1. 应急救生发动机；
2. 头部整流罩上部结构；
3. 栅格翼；
4. 头部整流罩下部结构；
5. 过渡段；
6. 二子级；
7. 二子级裙段；
8. 桁架式级间段；
9. 一子级；
10. 捆绑助推器。

# 推　进　系　统

## 助推器推进系统

与“东方号”运载火箭助推器推进系统相同。

## 一子级推进系统

与“东方号”火箭一子级基本相同，但作了以下改进：РД -108发动机节流能力增强，由原来的节流范围100%～75%扩大为100%～30%，仍然通过控制流入燃气发生器的过氧化氢流量来实现。在80年代，РД -108发动机的真空比冲已提高到3167N·s/kg。

发动机分两步关机：第一步从100%推力逐渐降至55%，第二步从55%逐渐降至零。采用这种关机方式，大大减少了发动机关机后效冲量，提高了有效载荷的入轨精度。

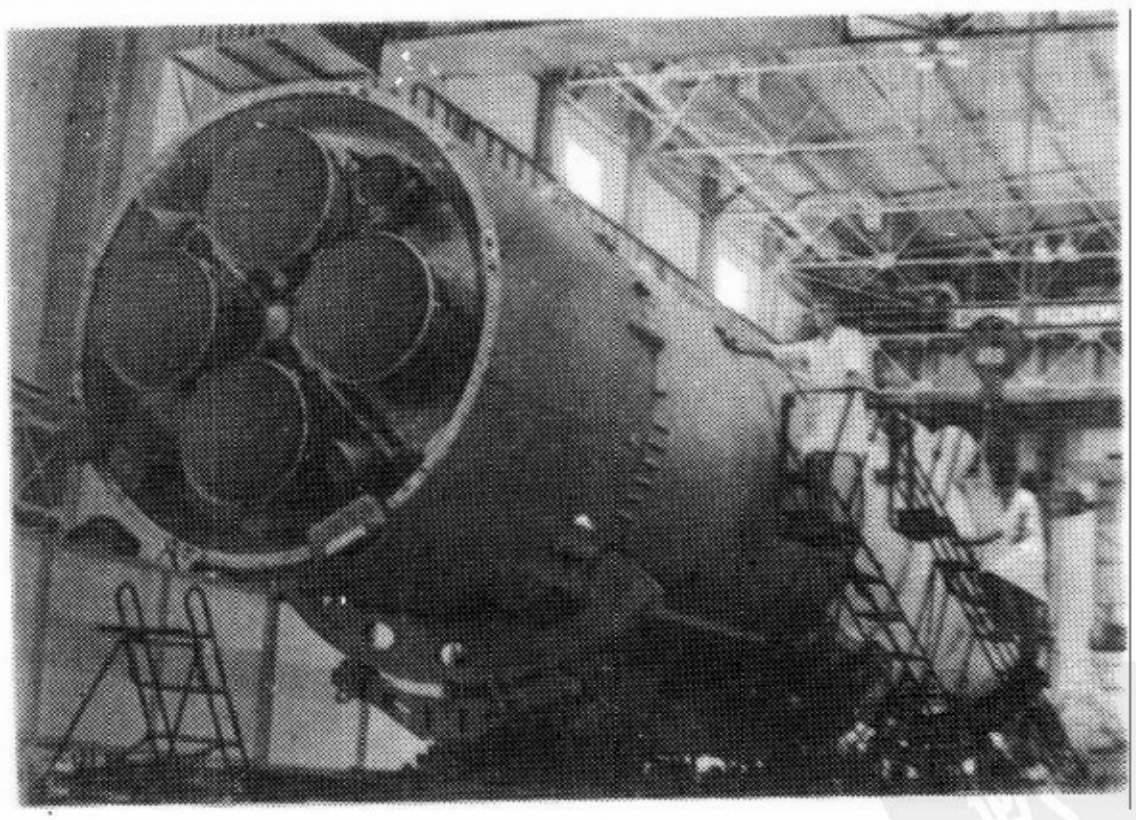
## 二子级推进系统

**发动机**

二子级装有一台固定式4管液体火箭发动机 РД -461，由柯兹贝格设计局设计，真空推力为294.3kN。推进剂为液氧/煤油。一次起动，发动机节流能力为50%。发动机工作时间为245s，可随飞行任务改变。

**输送系统**

由一台涡轮泵向4个燃烧室输送液氧和煤油。



“联盟号”二子级火箭底部

**推进剂利用系统**

在两个推进剂贮箱内都装有多个液面传感器。利用这些传感器的信号通过节流阀来调节推进剂混合比,确保燃料与氧化剂同时耗尽,从而提高火箭的运载能力。

## 分 离 系 统

助推器与一子级、一子级与二子级间的分离方法与"东方号"火箭基本相同。

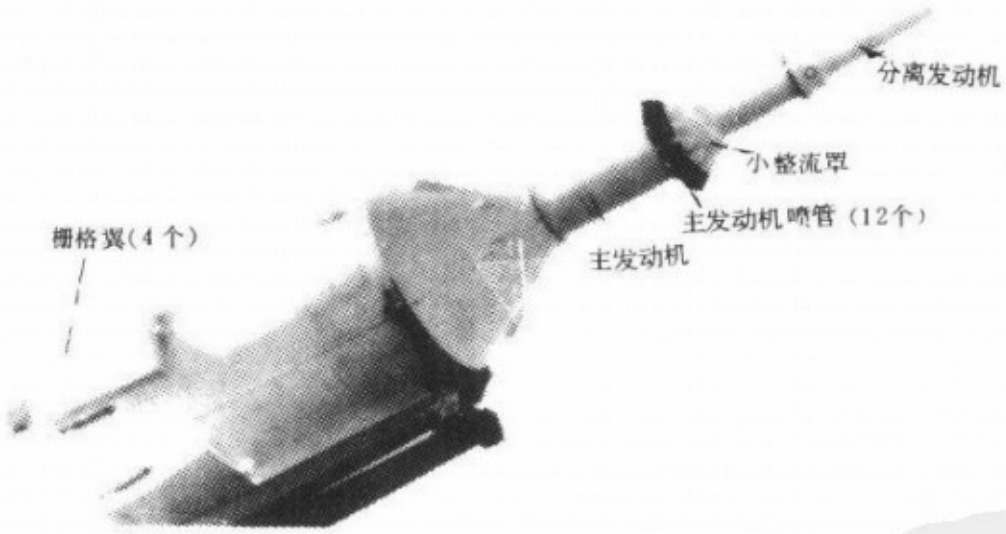
## 制导和控制系统

"联盟号"火箭同"东方号"火箭一样装有两套惯性制导系统。一套装在一子级液氧箱上部的仪器舱内,包括惯性平台和积分加速度计,还有一只捷联加速度计,用于推力调节的控制。第二套惯性制导系统装在二子级上,包括一只捷联积分加速度计,用于二子级的速度、推力和关机控制。

助推器和一子级的控制系统执行机构同"东方号"火箭。二子级的飞行控制由涡轮废气通过4个摆动喷管来实现。

## 应急救生系统

应急救生系统用来确保宇航员在运载火箭发射和上升段飞行期间的安全。在危急情况下,它能使整个返回舱迅速脱离运载火箭。"东方号"运载火箭装有弹射座椅式应急救生系统。在运载火箭发射和低空飞行中,一旦发生险情,只能用装小型火箭发动机的弹射座椅把宇航员从座舱中弹射出来,宇航员再借助降落伞返回地面。这种应急救生方式并不能确保宇航员的安全。




"联盟号"火箭逃逸救生塔

"联盟号"运载火箭的逃逸救生塔,包括3种固体火箭发动机:主发动机、控制发动机和分离发动机。主发动机装在头部整流罩的上方,推力为785kN,工作时间约为5s。它可把上部整流罩及其内部的轨道舱和返回舱迅速拉离运载火箭约1km。主发动机共有12个喷管,沿圆周均匀配

置，喷管轴线与纵轴的夹角为30°。在这12个喷管上方装有4台小型控制发动机。它们在主发动机点火后才起动，用来使被营救的系统转弯飞向一侧，落点距发射台约3km，以脱离险区。

在4台控制发动机上方有一个半球形小整流罩，位于最上端的是分离发动机。分离发动机最后点火，使头部整流罩脱离返回舱。然后，返回舱用降落伞和软着陆发动机实现软着陆。

为保证被营救的系统能在规定的方向上稳定地降落，不仅在分离发动机喷管上装有配重，而且在整流罩上部结构上装有4个栅格稳定翼。它们平时紧贴在整流罩外壳上，紧急情况下则展开并保持与飞行方向垂直。

“联盟号”火箭应急救生系统的具体工作步骤如下：

1)运载火箭发动机关机($T+20s$ 以前不关机)；

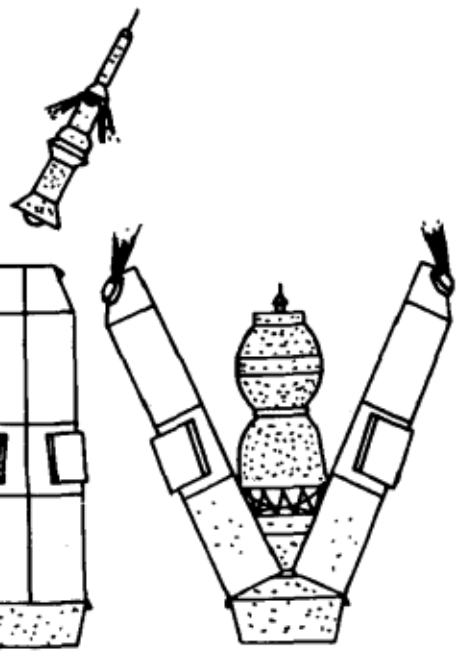
2)“联盟号”飞船轨道舱、返回舱和整流罩上部结构一起同飞船仪器舱解锁分离；

3)点燃主发动机，被营救系统迅速上升，脱离运载火箭；

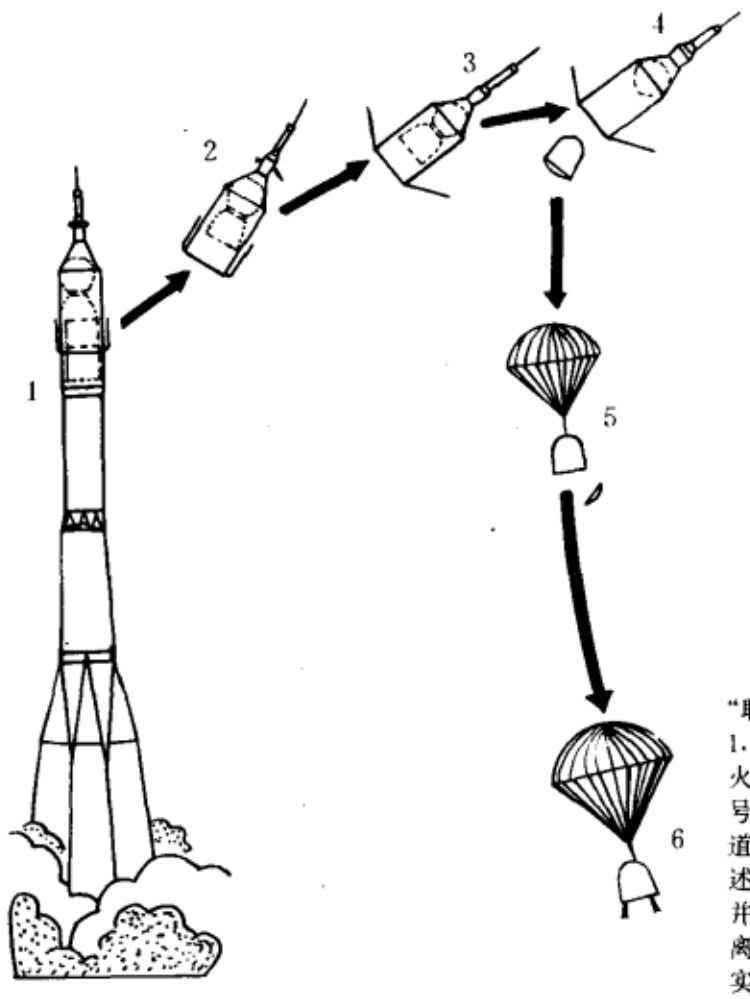
4)点燃控制发动机，被营救系统转弯脱离飞行轨道并转动至呈垂直状态；

5)主发动机燃尽，被营救系统的垂直速度接近零值；

6)返回舱同轨道舱脱开；



“联盟号”救生塔与整流罩正常分离程序




“联盟号”应急救生系统工作程序
1.“联盟号”火箭助推器底部失火； 2.逃逸救生塔点火，整流罩分离成上下两部分，爆炸螺栓起爆，使“联盟号”飞船返回舱和仪器舱分离。救生塔将上部整流罩、轨道舱和返回舱拉离助推火箭； 3.4个栅格翼展开，使上述远离助推火箭的组件稳定； 4.返回舱同轨道舱分离并从整流罩中脱出下降； 5.打开应急降落伞，同时分离返回舱底部防热底盖； 6.利用反推火箭点火缓冲，实现在距发射台2.5km 处安全着陆

7)分离发动机点火，救生塔、整流罩上部结构和轨道舱同返回舱分离；

8)自动定位系统对返回舱进行定位；

9)投弃返回舱上的防热底盖和降落伞口盖;

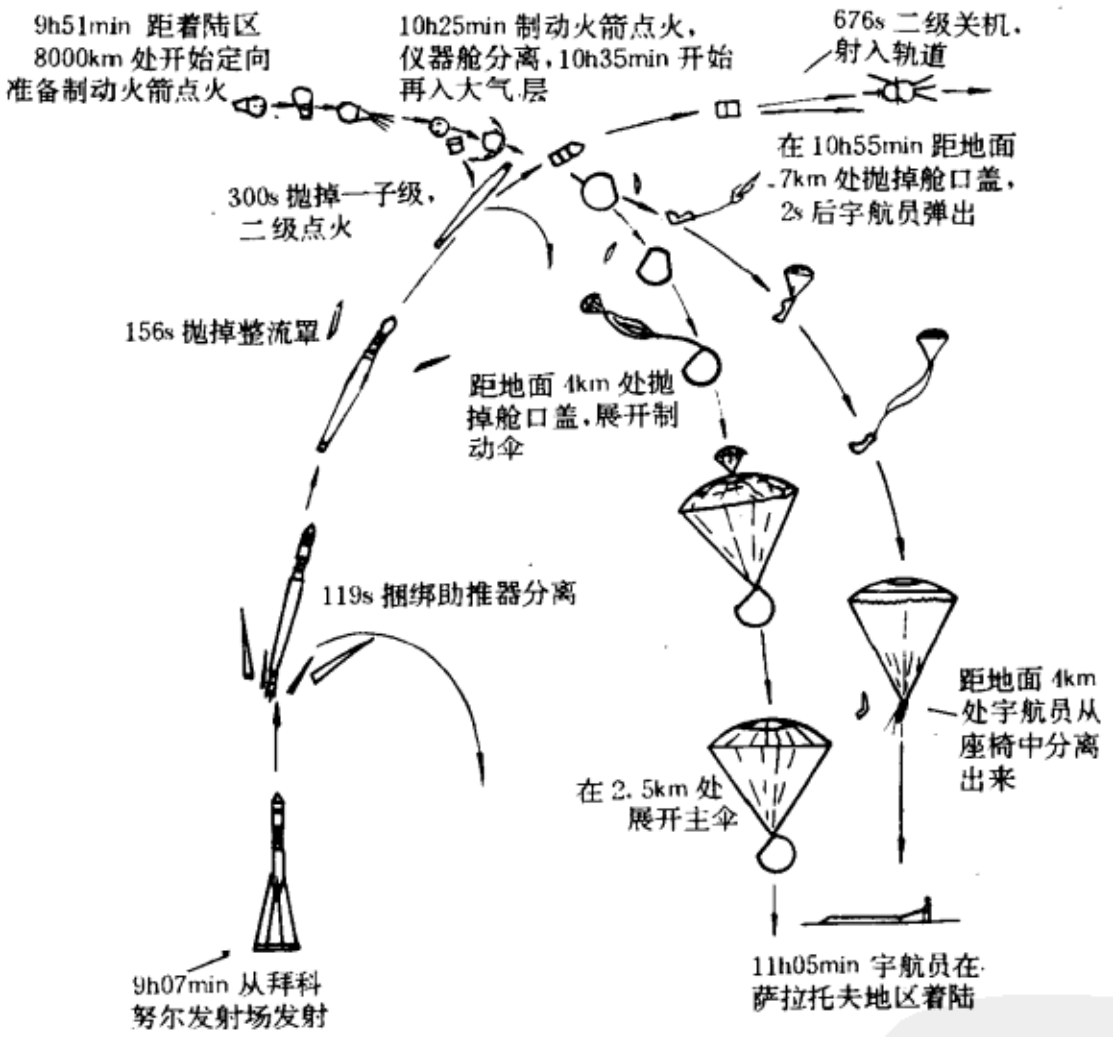
10)打开降落伞,返回舱下落并测定其距地面的高度;

11)点燃软着陆发动机,实施软着陆。

在飞行正常不需要应急救生时,在发射后大约160s,应急救生系统发动机在头部整流罩分离之前先点火,使救生塔飞离正常弹道。瞬时之后,整流罩沿纵轴分为两半,在分离发动机的作用下被抛掉。

从投弃救生塔之时起,直到脱轨时止,联盟号飞船的救生方法是分离返回舱或整个飞船,使其脱离运载火箭或脱离轨道,随后沿弹道降落飞行、大气制动和着陆。

联盟号应急救生系统包括救生塔上的推进装置、自动控制装置和专用组件。自动控制装置在接到从控制系统、箭载安全系统或地面发给的指令之后即工作。自动控制装置在不同飞行阶段按不同的程序工作,发生故障的时刻决定它选用何种程序。自动控制装置由控制运动装置、计算机、计时器、配电装置以及同执行机构、运载火箭控制系统、安全系统、飞船着陆系统相连接的接口装置组成。在发生故障时,应急救生系统的自动控制装置一直工作到返回舱自动飞行开始,随后的程序按其他系统(着陆自动控制系统等)的指令保证宇航员安全着陆。




"联盟号"载人飞船发射与返回程序

# 典型飞行程序

“联盟号”载人飞船的典型飞行程序列表如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+300$ | 一、二子级分离，二子级点火 |
| $T+118$ | 捆绑助推器分离 | $T+540$ | 二子级发动机关机 |
| $T+160$ | 应急救生系统投弃指令 | $T+583$ | 飞船入轨 |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾角<br>(°) | 周期<br>(min) | | | |
| 1 | 1963.11.16 | 宇宙-22 | 5530 | 205 | 394 | 64.9 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 第二代第一颗 |
| 2 | 1964.5.18 | 宇宙-30 | | 206.6 | 383.1 | 64.9 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天后回收 |
| 3 | 1964.6.23 | 宇宙-33 | | 209 | 293 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天后回收 |
| 4 | 1964.9.13 | 宇宙-45 | | 206 | 327 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 5天 |
| 5 | 1964.10.6 | 宇宙-47 | 5200 | 177 | 413 | 64.8 | 90 | 拜 | 上升号飞船试飞 | 1天 |
| 6 | 1964.10.12 | 上升号-1<br>(BOCXOД-1) | 5320 | 177 | 408 | 64.8 | 90.1 | 拜 | 载人航天 | 首次三人航天 |
| 7 | 1965.2.22 | 宇宙-57 | 5500 | 175 | 512 | 64.8 | 91.1 | 拜 | 上升号-2非载人飞行 | 在轨道上爆炸 |
| 8 | 1965.3.7 | 宇宙-59 | | 209 | 339 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 9 | 1965.3.18 | 上升号-2 | 5682 | 173 | 498 | 64.8 | 90.9 | 拜 | 载人航天 | 首次空间舱外活动 |
| 10 | 1965.4.17 | 宇宙-65 | | 210 | 342 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 11 | 1965.5.25 | 宇宙-67 | | 207 | 350 | 51.8 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 12 | 1965.6.15 | 宇宙-68 | | 205 | 334 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 13 | 1965.6.25 | 宇宙-69 | | 211 | 332 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 14 | 1965.8.14 | 宇宙-78 | | 206 | 329 | 69 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 15 | 1965.8.25 | 宇宙-79 | | 211 | 359 | 64.9 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 16 | 1965.9.23 | 宇宙-91 | | 212 | 342 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 17 | 1965.10.15 | 宇宙-92 | | 212 | 353 | 65 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 9天 |
| 18 | 1965.11.27 | 宇宙-98 | | 216 | 570 | 65 | 92 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 19 | 1966.1.7 | 宇宙-104 | | 204 | 401 | 65 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 20 | 1966.1.22 | 宇宙-105 | | 204 | 324 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 21 | 1966.2.10 | 宇宙-107 | | 204 | 322 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 22 | 1966.2.22 | 宇宙-110 | 5500 | 187 | 904 | 51.9 | 95.3 | 拜 | 生物卫星 | 16天 |
| 23 | 1966.3.21 | 宇宙-113 | | 210 | 327 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 24 | 1966.6.8 | 宇宙-120 | | 200 | 300 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天,第二代首颗 |
| 25 | 1966.7.14 | 宇宙-124 | | 208 | 303 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 26 | 1966.7.28 | 宇宙-126 | | 212 | 359 | 51.8 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 27 | 1966.8.8 | 宇宙-127 | | 204 | 279 | 51.9 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 28 | 1966.8.27 | 宇宙-128 | | 212 | 364 | 65 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 29 | 1966.10.20 | 宇宙-130 | | 211 | 340 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 30 | 1966.11.28 | 宇宙-133 | 6500 | 181 | 232 | 51.9 | 88.4 | 拜 | 联盟号飞船首航 | 2天,再入后指令自毁 |
| 31 | 1966.12.4 | 宇宙-134 | | 214 | 319 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 32 | 1966.12.19 | 宇宙-136 | | 198 | 305 | 64.6 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 33 | 1967.2.7 | 宇宙-140 | 6500 | 170 | 241 | 51.7 | 88.5 | 拜 | 联盟号飞船试飞 | 2天 |
| 34 | 1967.2.27 | 宇宙-143 | | 204 | 302 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 35 | 1967.3.22 | 宇宙-150 | | 206 | 373 | 65.7 | 90.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 36 | 1967.4.12 | 宇宙-155 | | 203 | 286 | 51.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 37 | 1967.4.23 | 联盟-1 (СОЮЗ-1) | 6451 | 201 | 224 | 51.7 | 88.6 | 拜 | 载人航天 | 1天,回收失败① |
| 38 | 1967.5.16 | 宇宙-159 | | 380 | 60600 | 51.8 | 1173 | 拜 | 推进舱试验 | |
| 39 | 1967.5.22 | 宇宙-161 | | 205 | 343 | 65.7 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 40 | 1967.6.1 | 宇宙-162 | | 201 | 288 | 51.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 41 | 1967.6.17 | 宇宙-167 | | 201 | 286 | 51.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 42 | 1967.7.4 | 宇宙-168 | | 199 | 268 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 43 | 1967.8.9 | 宇宙-172 | | 202 | 301 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 44 | 1967.9.11 | 宇宙-175 | | 210 | 386 | 72.9 | 92.2 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 45 | 1967.9.12 | 宇宙-176 | | 206 | 1581 | 81.9 | 102.5 | 普 | | |
| 46 | 1967.9.16 | 宇宙-177 | | 202 | 292 | 51.8 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 47 | 1967.9.26 | 宇宙-180 | | 212 | 370 | 72.9 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 48 | 1967.10.11 | 宇宙-181 | | 200 | 344 | 65.6 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 49 | 1967.10.16 | 宇宙-182 | | 210 | 355 | 65 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 50 | 1967.10.27 | 宇宙-186 | 6530 | 209 | 235 | 51.7 | 88.7 | 拜 | 自动交会与对接 | 首次自动对接 |
| 51 | 1967.10.30 | 宇宙-188 | 6530 | 200 | 276 | 51.7 | 89 | 拜 | 自动交会与对接 | 靶星 |
| 52 | 1967.11.3 | 宇宙-190 | | 201 | 347 | 65.7 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 53 | 1967.11.25 | 宇宙-193 | | 203 | 354 | 65.7 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 54 | 1967.12.3 | 宇宙-194 | | 205 | 333 | 65.7 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 55 | 1967.12.16 | 宇宙-195 | | 211 | 375 | 65.7 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 56 | 1968.1.16 | 宇宙-199 | | 204 | 386 | 65.7 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 57 | 1968.2.6 | 宇宙-201 | | 210 | 355 | 65 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 58 | 1968.3.5 | 宇宙-205 | | 201 | 310 | 65.7 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 8天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 59 | 1968.3.16 | 宇宙-207 | | 210 | 342 | 65.6 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 60 | 1968.3.21 | 宇宙-208 | | 207 | 305 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天第三代首颗 |
| 61 | 1968.4.3 | 宇宙-210 | | 217 | 395 | 81.2 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 62 | 1968.4.14 | 宇宙-212 | 6530 | 210 | 239 | 51.7 | 88.7 | 拜 | 自动交会与对接 | |
| 63 | 1968.4.15 | 宇宙-213 | 6530 | 205 | 291 | 51.4 | 89.2 | 拜 | 自动交会与对接 | 靶星 |
| 64 | 1968.4.18 | 宇宙-214 | | 211 | 403 | 81.4 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 65 | 1968.4.20 | 宇宙-216 | | 199 | 277 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 66 | 1968.6.1 | 宇宙-223 | | 212 | 374 | 72.9 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 67 | 1968.6.4 | 宇宙-224 | | 200 | 270 | 51.8 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 68 | 1968.6.18 | 宇宙-227 | | 194 | 281 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 69 | 1968.6.21 | 宇宙-228 | | 206 | 259 | 51.6 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 70 | 1968.6.26 | 宇宙-229 | | 210 | 354 | 72.8 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 71 | 1968.7.10 | 宇宙-231 | | 211 | 330 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 72 | 1968.7.16 | 宇宙-232 | | 202 | 352 | 65 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 73 | 1968.7.30 | 宇宙-234 | | 210 | 310 | 51.8 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 6天 |
| 74 | 1968.8.9 | 宇宙-235 | | 207 | 303 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 75 | 1968.8.27 | 宇宙-237 | | 201 | 343 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 76 | 1968.8.28 | 宇宙-238 | 6520 | 199 | 219 | 51.7 | 88.5 | 拜 | 联盟号再试验 | 3天 |
| 77 | 1968.9.5 | 宇宙-239 | | 202 | 282 | 51.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 78 | 1968.9.14 | 宇宙-240 | | 197 | 293 | 51.8 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 79 | 1968.9.16 | 宇宙-241 | | 201 | 343 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 80 | 1968.9.23 | 宇宙-243 | | 210 | 319 | 71.3 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 81 | 1968.10.7 | 宇宙-246 | | 147 | 348 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 5天 |
| 82 | 1968.10.11 | 宇宙-247 | | 205 | 362 | 65.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 83 | 1968.10.25 | 联盟-2 | 6570 | 185 | 224 | 51.7 | 88.5 | 拜 | 与联盟-3交会 | 靶船，不载人，3天 |
| 84 | 1968.10.26 | 联盟-3 | 6570 | 183 | 222 | 51.7 | 88.4 | 拜 | 与联盟-2交会 | 对接失败，4天 |
| 85 | 1968.10.31 | 宇宙-251 | 6000 | 198 | 270 | 65 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 18天，第三代首颗 |
| 86 | 1968.11.13 | 宇宙-253 | | 206 | 355 | 65.4 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 5天 |
| 87 | 1968.11.21 | 宇宙-254 | | 203 | 350 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 88 | 1968.11.29 | 宇宙-255 | | 201 | 336 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 89 | 1968.12.10 | 宇宙-258 | | 210 | 325 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 90 | 1969.1.12 | 宇宙-263 | | 205 | 346 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 91 | 1969.1.14 | 联盟-4 | 6625 | 173 | 225 | 51.7 | 88.2 | 拜 | 与联盟-5对接 | 首次载人对接，3天 |
| 92 | 1969.1.15 | 联盟-5 | 6585 | 199 | 230 | 51.7 | 88.4 | 拜 | 与联盟-4对接 | 3天 |
| 93 | 1969.1.23 | 宇宙-264 | | 219 | 330 | 70 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 94 | 1969.2.25 | 宇宙-266 | | 208 | 358 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 95 | 1969.2.26 | 宇宙-267 | | 210 | 346 | 65 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 96 | 1969.3.6 | 宇宙-270 | | 205 | 350 | 65.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 97 | 1969.3.15 | 宇宙-271 | | 200 | 342 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 98 | 1969.3.22 | 宇宙-273 | | 205 | 356 | 65.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 99 | 1969.3.24 | 宇宙-274 | | 213 | 323 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 100 | 1969.4.4 | 宇宙-276 | | 214 | 410 | 81.4 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 101 | 1969.4.9 | 宇宙-278 | | 203 | 338 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 102 | 1969.4.15 | 宇宙-279 | | 194 | 280 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 103 | 1969.4.23 | 宇宙-280 | | 206 | 272 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 104 | 1969.5.13 | 宇宙-281 | | 194 | 317 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 105 | 1969.5.20 | 宇宙-282 | | 209 | 343 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 106 | 1969.5.29 | 宇宙-284 | | 207 | 308 | 51.8 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 107 | 1969.6.15 | 宇宙-286 | | 206 | 349 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 108 | 1969.6.24 | 宇宙-287 | | 190 | 268 | 51.8 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 109 | 1969.6.27 | 宇宙-288 | | 201 | 281 | 51.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 110 | 1969.7.10 | 宇宙-289 | | 200 | 350 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 5天 |
| 111 | 1969.7.22 | 宇宙-290 | | 200 | 352 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 112 | 1969.8.16 | 宇宙-293 | | 208 | 270 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 113 | 1969.8.19 | 宇宙-294 | | 202 | 348 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 114 | 1969.8.29 | 宇宙-296 | | 211 | 322 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 115 | 1969.9.2 | 宇宙-297 | | 211 | 334 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 116 | 1969.9.18 | 宇宙-299 | | 214 | 311 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 4天 |
| 117 | 1969.9.24 | 宇宙-301 | | 197 | 307 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 118 | 1969.10.11 | 联盟-6 | 6577 | 186 | 223 | 51.7 | 88.4 | 拜 | 与联盟-7、-8交会 | 5天 |
| 119 | 1969.10.12 | 联盟-7 | 6576 | 207 | 226 | 51.7 | 88.6 | 拜 | 与联盟-6、-8交会 | 5天 |
| 120 | 1969.10.13 | 联盟-8 | 6646 | 204 | 224 | 51.7 | 88.6 | 拜 | 与联盟-6、-7交会 | 5天 |
| 121 | 1969.10.17 | 宇宙-302 | | 202 | 340 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 122 | 1969.10.24 | 宇宙-306 | | 208 | 332 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 123 | 1969.11.12 | 宇宙-309 | | 203 | 384 | 65.4 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 124 | 1969.11.15 | 宇宙-310 | | 208 | 347 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 125 | 1969.12.3 | 宇宙-313 | | 204 | 276 | 65.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 126 | 1969.12.23 | 宇宙-317 | | 209 | 302 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 127 | 1970.1.9 | 宇宙-318 | | 204 | 295 | 65 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 128 | 1970.1.20 | 宇宙-322 | | 200 | 337 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 129 | 1970.2.10 | 宇宙-323 | | 206 | 338 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 130 | 1970.3.4 | 宇宙-325 | | 207 | 348 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 131 | 1970.3.13 | 宇宙-326 | | 212 | 393 | 81.4 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 132 | 1970.3.27 | 宇宙-328 | | 213 | 340 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 133 | 1970.4.3 | 宇宙-329 | | 202 | 240 | 81.3 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 134 | 1970.4.8 | 宇宙-331 | | 213 | 347 | 65 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 135 | 1970.4.15 | 宇宙-333 | | 217 | 265 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 136 | 1970.5.12 | 宇宙-344 | | 206 | 347 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 137 | 1970.5.20 | 宇宙-345 | | 193 | 276 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 138 | 1970.6.1 | 联盟-9 | 6590 | 208 | 220 | 51.7 | 88.6 | 拜 | 载人航天 | 18天 |
| 139 | 1970.6.10 | 宇宙-346 | | 201 | 289 | 51.8 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 7天 |
| 140 | 1970.6.17 | 宇宙-349 | | 203 | 350 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 141 | 1970.6.26 | 宇宙-350 | | 204 | 267 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 142 | 1970.7.7 | 宇宙-352 | | 205 | 309 | 51.8 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 143 | 1970.7.9 | 宇宙-353 | | 211 | 309 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 144 | 1970.8.7 | 宇宙-355 | | 202 | 342 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 145 | 1970.8.29 | 宇宙-360 | | 209 | 318 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 10天 |
| 146 | 1970.9.8 | 宇宙-361 | | 207 | 326 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 147 | 1970.9.17 | 宇宙-363 | | 210 | 324 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 148 | 1970.9.22 | 宇宙-364 | | 211 | 330 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 149 | 1970.10.1 | 宇宙-366 | | 204 | 295 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 150 | 1970.10.8 | 宇宙-368 | | 212 | 421 | 65 | 90.6 | 拜 | 生物卫星 | 6天 |
| 151 | 1970.10.9 | 宇宙-370 | | 208 | 307 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 152 | 1970.10.30 | 宇宙-376 | | 216 | 311 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 153 | 1970.11.11 | 宇宙-377 | | 208 | 305 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 154 | 1970.11.24 | 宇宙-379 | 5425 | 198 | 253 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 月球任务推进系统试验 | |
| 155 | 1970.12.3 | 宇宙-383 | | 208 | 293 | 65.4 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 156 | 1970.12.10 | 宇宙-384 | | 212 | 314 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 157 | 1970.12.15 | 宇宙-386 | | 207 | 275 | 65 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 158 | 1971.1.12 | 宇宙-390 | | 208 | 296 | 65 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 159 | 1971.1.21 | 宇宙-392 | | 207 | 300 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 160 | 1971.2.18 | 宇宙-396 | | 212 | 310 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 161 | 1971.2.26 | 宇宙-398 | | 196 | 276 | 51.6 | 88.9 | 普 | 月球任务推进系统试验 | |
| 162 | 1971.3.3 | 宇宙-399 | | 209 | 310 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 163 | 1971.3.27 | 宇宙-401 | | 216 | 322 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 164 | 1971.4.2 | 宇宙-402 | | 216 | 251 | 81.4 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 165 | 1971.4.14 | 宇宙-406 | | 223 | 264 | 81.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | |
| 166 | 1971.4.23 | 联盟-10 | 6575 | 209 | 248 | 51.6 | 89.8 | 拜 | 与礼炮-1对接 | 对接后未能进入,2天 |
| 167 | 1971.5.6 | 宇宙-410 | | 207 | 300 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 168 | 1971.5.18 | 宇宙-420 | | 200 | 242 | 51.8 | 88.8 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 169 | 1971.5.28 | 宇宙-424 | | 214 | 309 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 170 | 1971.6.6 | 联盟-11 | 6565 | 191 | 220 | 51.6 | 88.4 | 拜 | 与礼炮-1对接 | 24天,回收失败② |
| 171 | 1971.6.11 | 宇宙-427 | | 211 | 337 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 172 | 1971.6.24 | 宇宙-428 | | 208 | 271 | 51.8 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 173 | 1971.7.20 | 宇宙-429 | | 204 | 260 | 51.8 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 174 | 1971.7.23 | 宇宙-430 | | 206 | 322 | 65.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 175 | 1971.7.30 | 宇宙-431 | | 202 | 262 | 51.8 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 176 | 1971.8.5 | 宇宙-432 | | 209 | 262 | 51.8 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 177 | 1971.8.12 | 宇宙-434 | 5740 | 197 | 285 | 51.6 | 89 | 拜 | 月球任务推进系统试验 | |
| 178 | 1971.9.14 | 宇宙-438 | | 212 | 321 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 179 | 1971.9.21 | 宇宙-439 | | 219 | 308 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 180 | 1971.9.28 | 宇宙-441 | | 209 | 288 | 65 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 181 | 1971.9.29 | 宇宙-442 | | 211 | 321 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 182 | 1971.10.7 | 宇宙-443 | | 211 | 325 | 65.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 183 | 1971.10.14 | 宇宙-452 | | 201 | 270 | 65 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 184 | 1971.11.2 | 宇宙-454 | | 210 | 284 | 65.4 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 185 | 1971.11.19 | 宇宙-456 | | 218 | 328 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 186 | 1971.12.6 | 宇宙-463 | | 215 | 307 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 5天 |
| 187 | 1971.12.10 | 宇宙-464 | | 206 | 405 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 6天 |
| 188 | 1971.12.16 | 宇宙-466 | | 207 | 302 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 189 | 1971.12.27 | 宇宙-470 | | 195 | 272 | 65.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 190 | 1972.1.12 | 宇宙-471 | | 202 | 323 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 191 | 1972.2.3 | 宇宙-473 | | 209 | 333 | 65 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 192 | 1972.2.16 | 宇宙-474 | | 207 | 347 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 193 | 1972.3.4 | 宇宙-477 | | 212 | 328 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 194 | 1972.3.15 | 宇宙-478 | | 213 | 319 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 195 | 1972.4.3 | 宇宙-483 | | 212 | 345 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 196 | 1972.4.6 | 宇宙-484 | | 203 | 236 | 81.3 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 197 | 1972.4.14 | 宇宙-486 | | 214 | 267 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 198 | 1972.5.5 | 宇宙-488 | | 211 | 310 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 199 | 1972.5.17 | 宇宙-490 | | 212 | 310 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 200 | 1972.5.25 | 宇宙-491 | | 210 | 303 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 201 | 1972.6.9 | 宇宙-492 | | 209 | 342 | 65 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 202 | 1972.6.21 | 宇宙-493 | | 213 | 308 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 203 | 1972.6.23 | 宇宙-495 | | 206 | 298 | 65.4 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 204 | 1972.6.26 | 宇宙-496 | 6570 | 195 | 342 | 51.6 | 89.6 | 拜 | 联盟11号失事后再次试验 | 6天 |
| 205 | 1972.7.6 | 宇宙-499 | | 209 | 283 | 51.8 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 206 | 1972.7.13 | 宇宙-502 | | 209 | 284 | 65.4 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 207 | 1972.7.19 | 宇宙-503 | | 208 | 304 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 208 | 1972.7.28 | 宇宙-512 | | 207 | 294 | 65.4 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 209 | 1972.8.2 | 宇宙-513 | | 209 | 340 | 65 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 210 | 1972.8.18 | 宇宙-515 | | 205 | 300 | 72.9 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 211 | 1972.8.30 | 宇宙-517 | | 207 | 305 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 212 | 1972.9.15 | 宇宙-518 | | 208 | 330 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 213 | 1972.9.16 | 宇宙-519 | | 210 | 343 | 71.3 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 9天 |
| 214 | 1972.10.4 | 宇宙-522 | | 214 | 342 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 215 | 1972.10.18 | 宇宙-525 | | 208 | 292 | 65.4 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 216 | 1972.10.31 | 宇宙-527 | | 214 | 330 | 65.4 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 217 | 1972.11.25 | 宇宙-537 | | 207 | 324 | 65 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 218 | 1972.12.14 | 宇宙-538 | | 212 | 305 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 219 | 1972.12.27 | 宇宙-541 | | 242 | 371 | 81.4 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 220 | 1973.1.11 | 宇宙-543 | | 211 | 333 | 65 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 221 | 1973.2.1 | 宇宙-547 | | 208 | 330 | 65 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 222 | 1973.2.8 | 宇宙-548 | | 214 | 322 | 65.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 223 | 1973.3.1 | 宇宙-550 | | 217 | 325 | 65.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 224 | 1973.3.6 | 宇宙-551 | | 210 | 316 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 225 | 1973.3.22 | 宇宙-552 | | 211 | 337 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 226 | 1973.4.19 | 宇宙-554 | | 212 | 318 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 38天 |
| 227 | 1973.4.25 | 宇宙-555 | | 216 | 253 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 228 | 1973.5.5 | 宇宙-556 | | 209 | 252 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 229 | 1973.5.18 | 宇宙-559 | | 217 | 345 | 65.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 5天 |
| 230 | 1973.5.23 | 宇宙-560 | | 203 | 313 | 72.85 | 89.68 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 231 | 1973.5.25 | 宇宙-561 | | 206 | 294 | 65.41 | 89.51 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 232 | 1973.6.6 | 宇宙-563 | | 206 | 297 | 65.4 | 89.53 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 233 | 1973.6.10 | 宇宙-572 | | 206 | 282 | 51.67 | 89.31 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 234 | 1973.6.15 | 宇宙-573 | 6570 | 209 | 268 | 51.5 | 89.2 | 拜 | 联盟号试验 | 2天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 235 | 1973.6.21 | 宇宙-575 | | 204 | 284 | 65.44 | 89.39 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 236 | 1973.6.27 | 宇宙-576 | | 207 | 329 | 72.86 | 89.89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 237 | 1973.7.25 | 宇宙-577 | | 209 | 312 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 238 | 1973.8.1 | 宇宙-578 | | 207 | 308 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 239 | 1973.8.21 | 宇宙-579 | | 209 | 315 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 240 | 1973.8.24 | 宇宙-581 | | 211 | 303 | 51.6 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 241 | 1973.8.30 | 宇宙-583 | | 208 | 316 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 242 | 1973.9.6 | 宇宙-584 | | 213 | 360 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 243 | 1973.9.21 | 宇宙-587 | | 215 | 330 | 65.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 244 | 1973.9.27 | 联盟-12 | 6720 | 193 | 249 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 试验飞行 | 3天 |
| 245 | 1973.10.3 | 宇宙-596 | | 211 | 310 | 65.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 246 | 1973.10.6 | 宇宙-597 | | 212 | 312 | 65.4 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 247 | 1973.10.10 | 宇宙-598 | | 213 | 360 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 248 | 1973.10.15 | 宇宙-599 | | 206 | 294 | 65 | 89.3 | 普 | | 6天 |
| 249 | 1973.10.16 | 宇宙-600 | | 215 | 366 | 72.9 | 90 | 普 | | 8天 |
| 250 | 1973.10.20 | 宇宙-602 | | 213 | 365 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 251 | 1973.10.27 | 宇宙-603 | | 213.5 | 380 | 72.9 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 252 | 1973.10.31 | 宇宙-605 | | 221 | 424 | 62.8 | 90.7 | 普 | 照相侦察 | 22天 |
| 253 | 1973.11.6 | 宇宙-607 | | 214 | 364 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 254 | 1973.11.21 | 宇宙-609 | | 207 | 370 | 70 | 90 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 255 | 1973.11.28 | 宇宙-612 | | 214 | 371 | 72.9 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 256 | 1973.11.30 | 宇宙-613 | 6570 | 195 | 295 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 联盟号飞船 60天长期试飞 | 60天 |
| 257 | 1973.12.17 | 宇宙-616 | | 214 | 355 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 258 | 1973.12.18 | 联盟-13 | 6680 | 193 | 273 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 研究 | 天文研究,对地观察,8天 |
| 259 | 1973.12.21 | 宇宙-625 | | 214 | 346 | 72.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 260 | 1974.1.24 | 宇宙-629 | | 202 | 315 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 261 | 1974.1.30 | 宇宙-630 | | 213 | 367 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 262 | 1974.2.12 | 宇宙-632 | | 184 | 333 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 263 | 1974.3.14 | 宇宙-635 | | 212 | 350 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 264 | 1974.3.20 | 宇宙-636 | | 174 | 409 | 65 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 265 | 1974.4.3 | 宇宙-638 | 6800 | 195 | 325 | 51.8 | 89.4 | 拜 | ASTP 试飞 | 阿波罗-联盟号试验计划 |
| 266 | 1974.4.4 | 宇宙-639 | | 209 | 238 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 267 | 1974.4.11 | 宇宙-640 | | 205 | 236 | 81.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 10天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 268 | 1974.4.29 | 宇宙-649 | | 189 | 320 | 62.8 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 269 | 1974.5.15 | 宇宙-652 | 6570 | 173 | 343 | 51.76 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 270 | 1974.5.15 | 宇宙-653 | | 196 | 309 | 62.8 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 271 | 1974.5.27 | 宇宙-656 | 6570 | 194 | 354 | 51.6 | 89.7 | 拜 | 试验联盟号对接设备 | |
| 272 | 1974.5.30 | 宇宙-657 | | 182 | 317 | 62.8 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 273 | 1974.6.6 | 宇宙-658 | | 206 | 304 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 274 | 1974.6.13 | 宇宙-659 | | 190 | 360 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 275 | 1974.6.29 | 宇宙-664 | | 212 | 364 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 276 | 1974.7.3 | 联盟-14 | 6570 | 196 | 243 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-3交会对接 | 16天 |
| 277 | 1974.7.12 | 宇宙-666 | | 191 | 351 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 278 | 1974.7.25 | 宇宙-667 | | 182 | 342 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 279 | 1974.7.26 | 宇宙-669 | | 210 | 244 | 81.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 280 | 1974.8.6 | 宇宙-670 | 6800 | 217 | 307 | 50.6 | 89.5 | 拜 | 试验新型供货飞船 | |
| 281 | 1974.8.7 | 宇宙-671 | | 191 | 369 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 282 | 1974.8.17 | 宇宙-672 | 6800 | 198 | 239 | 51.8 | 88.6 | 拜 | ASTP 试飞 | |
| 283 | 1974.8.26 | 联盟-15 | 6760 | 193 | 235 | 51.6 | 88.5 | 拜 | 与礼炮-3对接 | 3天，对接失败 |
| 284 | 1974.8.29 | 宇宙-674 | | 182 | 343 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 285 | 1974.9.20 | 宇宙-685 | | 208 | 303 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 8天 |
| 286 | 1974.10.18 | 宇宙-688 | | 188 | 371 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 287 | 1974.10.22 | 宇宙-690 | | 223 | 389 | 62.8 | 90.4 | 普 | 生物卫星 | 20天 |
| 288 | 1974.10.25 | 宇宙-691 | | 180 | 352 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 289 | 1974.11.1 | 宇宙-692 | | 201 | 315 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 290 | 1974.11.4 | 宇宙-693 | | 215 | 271 | 81.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 291 | 1974.11.16 | 宇宙-694 | | 213 | 344 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 292 | 1974.11.27 | 宇宙-696 | | 212 | 345 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 293 | 1974.12.2 | 联盟-16 | 6800 | 192 | 315 | 51.8 | 89.3 | 拜 | ASTP 试飞 | 6天 |
| 294 | 1974.12.13 | 宇宙-697 | | 182 | 415 | 62.8 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 295 | 1974.12.27 | 宇宙-701 | | 210 | 339 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 296 | 1975.1.10 | 联盟-17 | 6570 | 194 | 266 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 与礼炮-4对接 | 29天 |
| 297 | 1975.1.17 | 宇宙-702 | | 210 | 334 | 71.4 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 298 | 1975.1.23 | 宇宙-704 | | 213 | 329 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 299 | 1975.2.12 | 宇宙-709 | | 188 | 333 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 300 | 1975.2.26 | 宇宙-710 | | 180 | 355 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 301 | 1975.3.12 | 宇宙-719 | | 182 | 329 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 302 | 1975.3.21 | 宇宙-720 | | 223 | 280 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 303 | 1975.3.26 | 宇宙-721 | | 210 | 241 | 81.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 304 | 1975.3.27 | 宇宙-722 | | 210 | 359 | 71.4 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 305 | 1975.4.5 | 联盟-18A | 6750 | | | | | | 与礼炮-4对接 | 二子级未分离,中止飞行③ |
| 306 | 1975.4.16 | 宇宙-727 | | 180 | 358 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 307 | 1975.4.18 | 宇宙-728 | | 211 | 350 | 72.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 308 | 1975.4.24 | 宇宙-730 | | 212 | 251 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 309 | 1975.5.21 | 宇宙-731 | | 207 | 313 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 310 | 1975.5.24 | 联盟-18 | 6570 | 193 | 247 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-4对接 | 63天 |
| 311 | 1975.5.28 | 宇宙-740 | | 181 | 347 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 312 | 1975.5.30 | 宇宙-741 | | 210 | 246 | 81.4 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 313 | 1975.6.3 | 宇宙-742 | | 189 | 375 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 314 | 1975.6.12 | 宇宙-743 | | 190 | 355 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 315 | 1975.6.25 | 宇宙-746 | | 188 | 346 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 316 | 1975.6.27 | 宇宙-747 | | 197 | 309 | 62.8 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 317 | 1975.7.3 | 宇宙-748 | | 184 | 339 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 318 | 1975.7.15 | 联盟-19 | 6800 | 186 | 222 | 51.8 | 88.5 | 拜 | ASTP 任务 | 6天 |
| 319 | 1975.7.23 | 宇宙-751 | | 203 | 335 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 320 | 1975.7.31 | 宇宙-753 | | 189 | 351 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 321 | 1975.8.13 | 宇宙-754 | | 210 | 345 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 322 | 1975.8.27 | 宇宙-757 | | 190 | 337 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 323 | 1975.9.5 | 宇宙-758 | 7000 | 181 | 351 | 67.2 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 20天,第4代 |
| 324 | 1975.9.12 | 宇宙-759 | | 234 | 281 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 325 | 1975.9.16 | 宇宙-760 | | 181 | 355 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 326 | 1975.9.23 | 宇宙-769 | | 211 | 331 | 72.9 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 327 | 1975.9.25 | 宇宙-771 | | 219 | 247 | 81.3 | 88.9 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 328 | 1975.9.29 | 宇宙-772 | 6800 | 201 | 320 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 联盟 T 飞船试飞 | |
| 329 | 1975.10.1 | 宇宙-774 | | 212 | 353 | 71.4 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 330 | 1975.10.17 | 宇宙-776 | | 203 | 310 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 331 | 1975.11.4 | 宇宙-777 | | 437 | 456 | 65 | 93.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 332 | 1975.11.17 | 联盟-20 | 6570 | 200 | 264 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-4对接 | 非载人长期试验93天 |
| 333 | 1975.11.21 | 宇宙-780 | | 206 | 298 | 65 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 334 | 1975.11.25 | 宇宙-782 | | 227 | 405 | 62.8 | 90.5 | 普 | 国际生物卫星 | 19.5天 |
| 335 | 1975.12.3 | 宇宙-784 | | 216 | 252 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 336 | 1975.12.16 | 宇宙-786 | | 180 | 347 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 337 | 1976.1.7 | 宇宙-788 | | 191 | 343 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 338 | 1976.1.29 | 宇宙-799 | | 210 | 328 | 71.4 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 339 | 1976.2.11 | 宇宙-802 | | 180 | 355 | 65 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 340 | 1976.2.20 | 宇宙-805 | | 181 | 372 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 20天 |
| 341 | 1976.3.10 | 宇宙-806 | | 182 | 353 | 71.4 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 342 | 1976.3.18 | 宇宙-809 | | 210 | 322 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 343 | 1976.3.26 | 宇宙-810 | | 188 | 358 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 344 | 1976.3.31 | 宇宙-811 | | 212 | 361 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 345 | 1976.4.9 | 宇宙-813 | | 212 | 250 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 346 | 1976.4.28 | 宇宙-815 | | 218 | 254 | 81.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 347 | 1976.5.5 | 宇宙-817 | | 178 | 347 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 348 | 1976.5.20 | 宇宙-819 | | 204 | 307 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 349 | 1976.5.21 | 宇宙-820 | | 214 | 236 | 81.4 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 350 | 1976.5.26 | 宇宙-821 | | 212 | 338 | 72.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 351 | 1976.6.8 | 宇宙-824 | | 209 | 345 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 352 | 1976.6.16 | 宇宙-833 | | 189 | 335 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 353 | 1976.6.22 | 宇宙-834 | | 223 | 263 | 81.4 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 354 | 1976.6.29 | 宇宙-835 | | 180 | 338 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 355 | 1976.7.6 | 联盟-21 | 6570 | 193 | 253 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-5对接 | 49天 |
| 356 | 1976.7.14 | 宇宙-840 | | 212 | 343 | 62.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 357 | 1976.7.22 | 宇宙-844 | | 181 | 385 | 67.1 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 39天 |
| 358 | 1976.8.4 | 宇宙-847 | | 189 | 342 | | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 359 | 1976.8.12 | 宇宙-848 | | 214 | 325 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 360 | 1976.8.28 | 宇宙-852 | | 179 | 354 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 361 | 1976.9.3 | 宇宙-854 | | 177 | 337 | 81.4 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 362 | 1976.9.15 | 联盟-22 | 6500 | 193 | 318 | 64.7 | 89.3 | 拜 | 研究 | 8天 |
| 363 | 1976.9.21 | 宇宙-855 | | 212 | 366 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 364 | 1976.9.22 | 宇宙-856 | | 210 | 322 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 365 | 1976.9.24 | 宇宙-857 | | 185 | 346 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 366 | 1976.10.10 | 宇宙-859 | | 180 | 360 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 367 | 1976.10.14 | 联盟-23 | 6760 | 194 | 250 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-5对接 | 对接失败,3天 |
| 368 | 1976.10.25 | 宇宙-863 | | 187 | 370 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 369 | 1976.11.1 | 宇宙-865 | | 212 | 350 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 370 | 1976.11.11 | 宇宙-866 | | 182 | 306 | 65 | 89.1 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 371 | 1976.11.23 | 宇宙-867 | | 258 | 418 | 62.8 | 91 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 372 | 1976.11.29 | 宇宙-869 | 6800 | 202 | 307 | 51.8 | 89.3 | 拜 | 联盟 T 非载人试飞 | |
| 373 | 1976.12.9 | 宇宙-879 | | 217 | 241 | 81.4 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 374 | 1976.12.17 | 宇宙-884 | | 178 | 346 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 375 | 1977.1.6 | 宇宙-888 | | 178 | 346 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 376 | 1977.1.20 | 宇宙-889 | | 210 | 353 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 377 | 1977.2.7 | 联盟-24 | 6570 | 185 | 346 | 51.6 | 89.5 | 拜 | 与礼炮-5对接 | 18天 |
| 378 | 1977.2.9 | 宇宙-892 | | 170 | 454 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 379 | 1977.3.3 | 宇宙-896 | | 194 | 216 | 72.9 | 88.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 380 | 1977.3.10 | 宇宙-897 | | 182 | 371 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 381 | 1977.3.17 | 宇宙-898 | | 222 | 258 | 81.4 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 382 | 1977.4.7 | 宇宙-902 | | 179 | 307 | 81.4 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 383 | 1977.4.20 | 宇宙-904 | | 210 | 350 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 384 | 1977.4.26 | 宇宙-905 | | 179 | 366 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 29.5天 |
| 385 | 1977.5.5 | 宇宙-907 | | 187 | 388 | 62.8 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 386 | 1977.5.17 | 宇宙-908 | | 180 | 307 | 51.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 387 | 1977.5.26 | 宇宙-912 | | 219 | 257 | 81.4 | 89 | 普 | 地球资源 | 首次发射,12天 |
| 388 | 1977.5.31 | 宇宙-914 | | 210 | 327 | 65 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 389 | 1977.6.8 | 宇宙-915 | | 182 | 306 | 62.8 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 390 | 1977.6.10 | 宇宙-916 | | 250 | 307 | 62.8 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 391 | 1977.6.22 | 宇宙-920 | | 180 | 364 | 65 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 392 | 1977.6.30 | 宇宙-922 | | 212 | 323 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 393 | 1977.7.12 | 宇宙-927 | | 178 | 403 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 394 | 1977.7.20 | 宇宙-932 | | 180 | 342 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 395 | 1977.7.29 | 宇宙-934 | | 238 | 264 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 396 | 1977.7.29 | 宇宙-935 | | 225 | 276 | 81.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 397 | 1977.8.3 | 宇宙-936 | | 224 | 419 | 62.8 | 90.7 | 普 | 国际生物卫星 | 18天 |
| 398 | 1977.8.24 | 宇宙-938 | | 189 | 365 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 399 | 1977.8.27 | 宇宙-947 | | 211 | 346 | 72.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 400 | 1977.9.2 | 宇宙-948 | | 217 | 265 | 81.4 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 401 | 1977.9.6 | 宇宙-949 | | 184 | 348 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 29.5天 |
| 402 | 1977.9.13 | 宇宙-950 | | 213 | 305 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 403 | 1977.9.16 | 宇宙-953 | | 188 | 354 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 404 | 1977.9.30 | 宇宙-957 | | 181 | 381 | 65 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 405 | 1977.10.9 | 联盟-25 | 6860 | 198 | 258 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 对接失败,3天 |
| 406 | 1977.10.11 | 宇宙-958 | | 265 | 369 | 62.8 | 90.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 407 | 1977.12.4 | 宇宙-964 | | 180 | 391 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 408 | 1977.12.10 | 联盟-26 | 6570 | 193 | 246 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 36天,飞行96天后乘联盟-27返回 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 409 | 1977.12.12 | 宇宙-966 | | 210 | 316 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 410 | 1977.12.20 | 宇宙-969 | | 188 | 340 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 411 | 1977.12.27 | 宇宙-973 | | 210 | 348 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 412 | 1973.1.6 | 宇宙-974 | | 188 | 356 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 413 | 1978.1.10 | 联盟-27 | 6570 | 199 | 254 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 65天 |
| 414 | 1978.1.13 | 宇宙-984 | | 215 | 313 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 415 | 1978.1.20 | 进步-1 (ПРОГРЕСС-1) | 7020 | 194 | 262 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 无人供货飞船 | 18天 |
| 416 | 1978.1.24 | 宇宙-986 | | 179 | 341 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 417 | 1978.1.31 | 宇宙-987 | | 183 | 359 | 62.8 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 418 | 1978.2.8 | 宇宙-988 | | 210 | 363 | 72.8 | 89.9 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 419 | 1978.2.14 | 宇宙-989 | | 178 | 354 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 420 | 1978.3.2 | 联盟-28 | 6570 | 199 | 276 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 8天 |
| 421 | 1978.3.4 | 宇宙-992 | | 210 | 346 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 422 | 1978.3.10 | 宇宙-993 | | 182 | 368 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 423 | 1978.3.17 | 宇宙-995 | | 221 | 262 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 424 | 1978.3.30 | 宇宙-999 | | 180 | 376 | 71.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 425 | 1978.4.4 | 宇宙-1001 | 6800 | 205 | 249 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 联盟 T 试验 | 10天 |
| 426 | 1978.4.6 | 宇宙-1002 | | 209 | 305 | 65 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 427 | 1978.4.20 | 宇宙-1003 | | 185 | 349 | 62.8 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 428 | 1978.5.5 | 宇宙-1004 | | 213 | 311 | 62.8 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 429 | 1978.5.16 | 宇宙-1007 | | 180 | 384 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 430 | 1978.5.23 | 宇宙-1010 | | 218 | 257 | 81.4 | 89 | 普 | 地球资源 | 12天 |
| 431 | 1978.5.25 | 宇宙-1012 | | 214 | 280 | 62.8 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 432 | 1978.6.10 | 宇宙-1021 | | 180 | 336 | 65 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 433 | 1978.6.12 | 宇宙-1022 | | 182 | 374 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 434 | 1978.6.15 | 联盟-29 | 6570 | 198 | 266 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 140天 |
| 435 | 1978.6.27 | 联盟-30 | 6570 | 198 | 261 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 8天 |
| 436 | 1978.7.2 | 宇宙-1026 | | 209 | 261 | 51.8 | 89 | 拜 | | 4天 |
| 437 | 1978.7.7 | 进步-2 | 7020 | 193 | 262 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 无人供货飞船 | |
| 438 | 1978.8.5 | 宇宙-1028 | | 182 | 272 | 67.1 | 88.7 | 普 | 照相侦察 | 29天 |
| 439 | 1978.8.8 | 进步-3 | 7020 | 195 | 249 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 补给礼炮-6 | |
| 440 | 1978.8.26 | 联盟-31 | 6600 | 197 | 260 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 68天 |
| 441 | 1978.8.29 | 宇宙-1029 | | 186 | 353 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 442 | 1978.9.9 | 宇宙-1031 | | 191 | 351 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 443 | 1978.9.19 | 宇宙-1032 | | 218 | 249 | 81.4 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 444 | 1978.10.3 | 宇宙-1033 | | 223 | 268 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 445 | 1978.10.4 | 进步-4 | 7020 | 191 | 266 | 51.7 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | 22天 |
| 446 | 1978.10.6 | 宇宙-1042 | | 187 | 326 | 62.8 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 447 | 1978.10.17 | 宇宙-1044 | | 211 | 315 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 448 | 1978.11.1 | 宇宙-1046 | | 212 | 353 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 449 | 1978.11.15 | 宇宙-1047 | | 182 | 378 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 450 | 1978.11.21 | 宇宙-1049 | | 183 | 375 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 451 | 1978.11.28 | 宇宙-1050 | | 258 | 298 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 452 | 1978.12.7 | 宇宙-1059 | | 188 | 360 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 453 | 1978.12.8 | 宇宙-1060 | | 209 | 311 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 454 | 1978.12.14 | 宇宙-1061 | | 211 | 333 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 455 | 1978.12.26 | 宇宙-1068 | | 187 | 408 | 62.8 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 456 | 1978.12.28 | 宇宙-1069 | | 244 | 290 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 457 | 1979.1.11 | 宇宙-1070 | | 214 | 316 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 458 | 1979.1.13 | 宇宙-1071 | | 190 | 360 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 459 | 1979.1.30 | 宇宙-1073 | | 187 | 350 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 460 | 1979.1.31 | 宇宙-1074 | 6800 | 203 | 258 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 联盟T试验 | |
| 461 | 1979.2.22 | 宇宙-1078 | | 180 | 306 | 72.9 | 89 | 普 | 照相侦察 | 8天 |
| 462 | 1979.2.25 | 联盟-32 | 6570 | 198 | 274 | 51.6 | 89.9 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 106天，飞行175天后乘联盟-34返回 |
| 463 | 1979.2.27 | 宇宙-1079 | | 179 | 359 | 67.1 | 89.6 | 普 | 研究电离层和磁大气层 | |
| 464 | 1979.3.12 | 进步-5 | 7020 | 191 | 269 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | |
| 465 | 1979.3.14 | 宇宙-1080 | | 180 | 320 | 79.2 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 466 | 1979.3.31 | 宇宙-1090 | | 212 | 354 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 467 | 1979.4.10 | 联盟-33 | 6860 | 199 | 271 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 对接失败，2天 |
| 468 | 1979.4.20 | 宇宙-1095 | | 209 | 404 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 469 | 1979.4.27 | 宇宙-1097 | | 180 | 357 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 470 | 1979.5.13 | 进步-6 | 7020 | 193 | 268 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | 27天 |
| 471 | 1979.5.15 | 宇宙-1098 | | 180 | 382 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 472 | 1979.5.17 | 宇宙-1099 | | 224 | 274 | 81.4 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 473 | 1979.5.25 | 宇宙-1102 | | 222 | 288 | 81.4 | 89.2 | 普 | 地球资源 | 13天 |
| 474 | 1979.5.31 | 宇宙-1103 | | 264 | 396 | 62.8 | 90.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 475 | 1979.6.6 | 联盟-34 | 6800 | 199 | 271 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 75天，不载人发射，载联盟-32乘员返回 |
| 476 | 1979.6.8 | 宇宙-1105 | | 223 | 281 | 81.4 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 477 | 1979.6.12 | 宇宙-1106 | | 222 | 264 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 478 | 1979.6.15 | 宇宙-1107 | | 209 | 328 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 479 | 1979.6.22 | 宇宙-1108 | | 224 | 272 | 81.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 480 | 1979.6.28 | 进步-7 | 7020 | 193 | 270 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | 21天 |
| 481 | 1979.6.29 | 宇宙-1111 | | 264 | 353 | 63 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 482 | 1979.7.10 | 宇宙-1113 | | 180 | 350 | 65 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 483 | 1979.7.13 | 宇宙-1115 | | 222 | 263 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 484 | 1979.7.25 | 宇宙-1117 | | 187 | 349 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 485 | 1979.7.27 | 宇宙-1118 | | 222 | 273 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 486 | 1979.8.3 | 宇宙-1119 | | 222 | 267 | 81.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 487 | 1979.8.11 | 宇宙-1120 | | 181 | 376 | 70.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 488 | 1979.8.14 | 宇宙-1121 | | 180 | 375 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 489 | 1979.8.17 | 宇宙-1122 | | 218 | 260 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 490 | 1979.8.21 | 宇宙-1123 | | 221 | 266 | 81.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 491 | 1979.8.31 | 宇宙-1126 | | 208 | 421 | 72.9 | 90.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 492 | 1979.9.5 | 宇宙-1127 | | 226 | 300 | 81.4 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 493 | 1979.9.14 | 宇宙-1128 | | 184 | 352 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 494 | 1979.9.25 | 宇宙-1129 | 5500 | 226 | 406 | 62.8 | | 普 | 国际生物卫星 | 20天 |
| 495 | 1979.9.28 | 宇宙-1138 | | 210 | 398 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 496 | 1979.10.5 | 宇宙-1139 | | 212 | 357 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 497 | 1979.10.22 | 宇宙-1142 | | 208 | 408 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 498 | 1979.11.2 | 宇宙-1144 | | 179 | 378 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 499 | 1979.12.12 | 宇宙-1147 | | 207 | 407 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 500 | 1979.12.16 | 联盟 T-1 | 7000 | 201 | 232 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 99天，不载人 |
| 501 | 1979.12.28 | 宇宙-1148 | | 180 | 367 | 67.1 | 89.7 | 普 | 长寿照相侦察 | 30天 |
| 502 | 1980.1.9 | 宇宙-1149 | | 208 | 414 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 503 | 1980.1.24 | 宇宙-1152 | | 181 | 370 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 504 | 1980.2.7 | 宇宙-1155 | | 206 | 422 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 505 | 1980.2.21 | 宇宙-1165 | | 182 | 379 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 506 | 1980.3.4 | 宇宙-1166 | | 208 | 406 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 507 | 1980.3.27 | 进步-8 | 7020 | 192 | 266 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | 29天 |
| 508 | 1980.4.1 | 宇宙-1170 | | 181 | 386 | 70.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 509 | 1980.4.9 | 联盟-35 | 6700 | 198 | 260 | 51.6 | 88.9 | 普 | 与礼炮-6对接 | 55天，乘员飞行185天，乘联盟-37返回 |
| 510 | 1980.4.17 | 宇宙-1173 | | 180 | 379 | 70.3 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 511 | 1980.4.27 | 进步-9 | 7020 | 192 | 275 | 51.6 | 88.9 | 普 | 补给礼炮-6 | 25天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 512 | 1980.4.29 | 宇宙-1177 | | 181 | 365 | 67.2 | 89.7 | 普 | 长寿照相侦察 | 44天 |
| 513 | 1980.5.7 | 宇宙-1178 | | 207 | 417 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 514 | 1980.5.15 | 宇宙-1180 | | 240 | 298 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 515 | 1980.5.23 | 宇宙-1182 | | 221 | 278 | 82.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 516 | 1980.5.26 | 联盟-36 | 6700 | 198 | 282 | 51.6 | 89 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 66天 |
| 517 | 1980.5.28 | 宇宙-1183 | | 208 | 414 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 518 | 1980.6.5 | 联盟 T-2 | 7000 | 202 | 249 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 4天 |
| 519 | 1980.6.6 | 宇宙-1185 | | 226 | 308 | 82.3 | 89.5 | 普 | 地球资源 | 14天 |
| 520 | 1980.6.12 | 宇宙-1187 | | 210 | 332 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 521 | 1980.6.26 | 宇宙-1189 | | 203 | 330 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 522 | 1980.6.29 | 进步-10 | 7020 | 191 | 281 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给礼炮-6 | |
| 523 | 1980.7.9 | 宇宙-1200 | | 209 | 332 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 524 | 1980.7.15 | 宇宙-1201 | | 220 | 274 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 525 | 1980.7.23 | 联盟-37 | 6700 | 198 | 293 | 51.6 | 89 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 80天 |
| 526 | 1980.7.24 | 宇宙-1202 | | 209 | 333 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 527 | 1980.8.12 | 宇宙-1205 | | 208 | 332 | 72.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 528 | 1980.8.22 | 宇宙-1207 | | 218 | 282 | 82.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 529 | 1980.8.26 | 宇宙-1208 | | 181 | 362 | 67.1 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 29天 |
| 530 | 1980.9.3 | 宇宙-1209 | | 222 | 306 | 82.3 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 531 | 1980.9.18 | 联盟-38 | 6680 | 200 | 274 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 8天 |
| 532 | 1980.9.19 | 宇宙-1210 | | 195 | 268 | 82.3 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 533 | 1980.9.23 | 宇宙-1211 | | 215 | 261 | 82.4 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 534 | 1980.9.26 | 宇宙-1212 | | 216 | 275 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 535 | 1980.9.28 | 进步-11 | 7020 | 193 | 270 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-6 | |
| 536 | 1980.10.3 | 宇宙-1213 | | 207 | 343 | 72.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 537 | 1980.10.10 | 宇宙-1214 | | 181 | 368 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 538 | 1980.10.16 | 宇宙-1216 | | 209 | 404 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 539 | 1980.10.30 | 宇宙-1218 | | 178 | 374 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 540 | 1980.10.31 | 宇宙-1219 | | 205 | 353 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 541 | 1980.11.12 | 宇宙-1221 | | 207 | 424 | 72.9 | 90.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 542 | 1980.11.27 | 联盟 T-3 | 7000 | 200 | 251 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-6对接 | |
| 543 | 1980.12.1 | 宇宙-1224 | | 209 | 403 | 72.8 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 544 | 1980.12.16 | 宇宙-1227 | | 209 | 325 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 545 | 1980.12.26 | 宇宙-1236 | | 180 | 388 | 67.1 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 25天 |
| 546 | 1981.1.6 | 宇宙-1237 | | 207 | 410 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 547 | 1981.1.16 | 宇宙-1239 | | 222 | 265 | 82.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 12天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 548 | 1981.1.20 | 宇宙-1240 | | 178 | 377 | 64.9 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 28天 |
| 549 | 1981.1.24 | 进步-12 | 7020 | 188 | 299 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 补给礼炮-6 | |
| 550 | 1981.2.13 | 宇宙-1245 | | 208 | 403 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 551 | 1981.2.18 | 宇宙-1246 | | 202 | 292 | 64.9 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 23天 |
| 552 | 1981.3.5 | 宇宙-1248 | | 180 | 371 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 553 | 1981.3.12 | 联盟 T-4 | 7000 | 200 | 250 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 75天 |
| 554 | 1981.3.17 | 宇宙-1259 | | 215 | 405 | 70.4 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 555 | 1981.3.22 | 联盟-39 | 6680 | 198 | 283 | 51.6 | 89 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 8天 |
| 556 | 1981.4.7 | 宇宙-1262 | | 207 | 418 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 557 | 1981.4.15 | 宇宙-1264 | | 216 | 411 | 70.4 | 90.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 558 | 1981.4.16 | 宇宙-1265 | | 210 | 317 | 72.9 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 559 | 1981.4.28 | 宇宙-1268 | | 217 | 391 | 70.4 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 560 | 1981.5.14 | 联盟-40 | 6680 | 198 | 287 | 51.6 | 89 | 拜 | 与礼炮-6对接 | 8天 |
| 561 | 1981.5.18 | 宇宙-1270 | | 180 | 270 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 30天 |
| 562 | 1981.5.21 | 宇宙-1272 | | 217 | 403 | 70.4 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 563 | 1981.5.22 | 宇宙-1273 | | 221 | 277 | 82.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 564 | 1981.6.3 | 宇宙-1274 | | 183 | 380 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 565 | 1981.6.16 | 宇宙-1276 | | 224 | 265 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 566 | 1981.6.17 | 宇宙-1277 | | 216 | 393 | 70.4 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 567 | 1981.7.1 | 宇宙-1279 | | 218 | 385 | 70.4 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 568 | 1981.7.2 | 宇宙-1280 | | 222 | 312 | 82.3 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 569 | 1981.7.7 | 宇宙-1281 | | 208 | 419 | 72.8 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 570 | 1981.7.15 | 宇宙-1282 | | 179 | 357 | 64.9 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 30天 |
| 571 | 1981.7.17 | 宇宙-1283 | | 184 | 278 | 82.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 572 | 1981.7.29 | 宇宙-1284 | | 195 | 270 | 82.3 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 573 | 1981.8.13 | 宇宙-1296 | | 181 | 377 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 574 | 1981.8.18 | 宇宙-1297 | | 209 | 389 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 575 | 1981.8.21 | 宇宙-1298 | | 179 | 351 | 64.9 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 42天 |
| 576 | 1981.8.27 | 宇宙-1301 | | 224 | 300 | 82.3 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 577 | 1981.9.4 | 宇宙-1303 | | 216 | 398 | 70.4 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 578 | 1981.9.15 | 宇宙-1307 | | 209 | 419 | 72.9 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 579 | 1981.9.18 | 宇宙-1309 | | 225 | 282 | 82.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 580 | 1981.10.1 | 宇宙-1313 | | 214 | 314 | 70.4 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 581 | 1981.10.9 | 宇宙-1314 | | 220 | 263 | 82.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 582 | 1981.10.15 | 宇宙-1316 | | 215 | 407 | 70.3 | 90.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 583 | 1981.11.3 | 宇宙-1318 | | 183 | 379 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 30天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 584 | 1981.11.13 | 宇宙-1319 | | 216 | 400 | 70.4 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 585 | 1981.12.4 | 宇宙-1329 | | 237 | 283 | 65 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 586 | 1981.12.19 | 宇宙-1330 | | 177 | 403 | 70.4 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 31天 |
| 587 | 1982.1.12 | 宇宙-1332 | | 218 | 275 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 588 | 1982.1.20 | 宇宙-1334 | | 206 | 315 | 72.9 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 589 | 1982.1.30 | 宇宙-1336 | | 179 | 379 | 70.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 27天 |
| 590 | 1982.2.16 | 宇宙-1338 | | 208 | 393 | 72 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 591 | 1982.3.5 | 宇宙-1342 | | 207 | 326 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 592 | 1982.3.17 | 宇宙-1393 | | 208 | 314 | 72.9 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 593 | 1982.4.2 | 宇宙-1347 | | 181 | 364 | 70.4 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 50天 |
| 594 | 1982.4.15 | 宇宙-1350 | | 181 | 380 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 31天 |
| 595 | 1982.4.21 | 宇宙-1352 | | 216 | 383 | 70.4 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 596 | 1982.4.23 | 宇宙-1353 | | 218 | 269 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 597 | 1982.5.13 | 联盟 T-5 | 7000 | 195 | 247 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 106天 |
| 598 | 1982.5.21 | 宇宙-1368 | | 218 | 365 | 70.4 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 599 | 1982.5.23 | 进步-13 | | 191 | 278 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 600 | 1982.5.25 | 宇宙-1369 | | 229 | 296 | 82.3 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 601 | 1982.5.28 | 宇宙-1370 | | 203 | 290 | 649 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 44天 |
| 602 | 1982.6.2 | 宇宙-1373 | | 217 | 368 | 70.4 | 90.1 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 603 | 1982.6.8 | 宇宙-1376 | | 227 | 274 | 82.3 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 604 | 1982.6.8 | 宇宙-1377 | | 179 | 362 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 44天 |
| 605 | 1982.6.18 | 宇宙-1381 | | 216 | 395 | 70.4 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 606 | 1982.6.24 | 联盟 T-6 | 7000 | 199 | 249 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 8天 |
| 607 | 1982.6.30 | 宇宙-1384 | | 181 | 381 | 67.1 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 608 | 1982.7.6 | 宇宙-1385 | | 197 | 264 | 82.3 | 88.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 609 | 1982.7.10 | 进步-14 | 7020 | 192 | 258 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 610 | 1982.7.13 | 宇宙-1387 | | 219 | 271 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 611 | 1982.7.27 | 宇宙-1396 | | 208 | 323 | 72.9 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 612 | 1982.8.3 | 宇宙-1398 | | 225 | 262 | 82.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 613 | 1982.8.4 | 宇宙-1399 | | 179 | 371 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 43天 |
| 614 | 1982.8.19 | 联盟 T-7 | 7000 | 202 | 235 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 22天 |
| 615 | 1982.8.20 | 宇宙-1401 | | 226 | 282 | 82.3 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 616 | 1982.9.1 | 宇宙-1403 | | 216 | 380 | 70.4 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 617 | 1982.9.1 | 宇宙-1404 | | 211 | 394 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 618 | 1982.9.8 | 宇宙-1406 | | 222 | 253 | 82.3 | 89 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 619 | 1982.9.15 | 宇宙-1407 | | 181 | 364 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 31天 |

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾角<br>(°) | 周期<br>(min) | | | |
| 620 | 1982.9.18 | 进步-15 | 7020 | 190 | 230 | 51.6 | 89 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 621 | 1982.9.30 | 宇宙-1411 | | 208 | 284 | 72.9 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 622 | 1982.10.14 | 宇宙-1416 | | 217 | 380 | 70.4 | 90.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 623 | 1982.10.31 | 进步-16 | 7020 | 186 | 245 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 624 | 1982.11.2 | 宇宙-1419 | | 216 | 290 | 70.4 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 625 | 1982.11.18 | 宇宙-1421 | | 216 | 286 | 70.4 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 626 | 1982.12.3 | 宇宙-1422 | | 208 | 314 | 73 | 89 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 627 | 1982.12.16 | 宇宙-1424 | | 179 | 371 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 43天 |
| 628 | 1982.12.23 | 宇宙-1425 | | 237 | 371 | 70 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 629 | 1982.12.28 | 宇宙-1426 | 7000 | 209 | 377 | 50.6 | 90 | 拜 | 照相侦察 | 67天，第5代 |
| 630 | 1983.1.27 | 宇宙-1438 | | 213 | 254 | 70.4 | 88.9 | 拜 | 照相侦察 | 11天 |
| 631 | 1983.2.6 | 宇宙-1439 | | 180 | 371 | 70.4 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 16天 |
| 632 | 1983.2.10 | 宇宙-1440 | | 223 | 293 | 82.3 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 633 | 1983.2.25 | 宇宙-1442 | | 180 | 364 | 67.2 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 45天 |
| 634 | 1983.3.2 | 宇宙-1444 | | 203 | 413 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 635 | 1983.3.16 | 宇宙-1446 | | 237 | 368 | 70 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 636 | 1983.3.31 | 宇宙-1449 | | 207 | 402 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 637 | 1983.4.8 | 宇宙-1451 | | 194 | 264 | 82.3 | 88.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 638 | 1983.4.20 | 联盟 T-8 | 7000 | 200 | 230 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 3天，第5次对接失败④ |
| 639 | 1983.4.22 | 宇宙-1454 | | 181 | 374 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 640 | 1983.4.26 | 宇宙-1457 | | 180 | 376 | 70.4 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 42天 |
| 641 | 1983.4.28 | 宇宙-1458 | | 220 | 275 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 642 | 1983.5.6 | 宇宙-1460 | | 218 | 369 | 70.3 | 90.1 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 643 | 1983.5.17 | 宇宙-1462 | | 224 | 318 | 82.3 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 644 | 1983.5.26 | 宇宙-1466 | | 180 | 367 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 41天 |
| 645 | 1983.5.31 | 宇宙-1467 | | 209 | 389 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 646 | 1983.6.7 | 宇宙-1468 | | 227 | 283 | 82.3 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 647 | 1983.6.14 | 宇宙-1469 | | 211 | 377 | 72.8 | 90 | 普 | 照相侦察 | 10天 |
| 648 | 1983.6.27 | 联盟 T-9 | 7000 | 201 | 229 | 51.6 | 90.3 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 149天 |
| 649 | 1983.6.28 | 宇宙-1471 | | 182 | 369 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 30天 |
| 650 | 1983.7.5 | 宇宙-1472 | | 197 | 264 | 82.4 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 651 | 1983.7.13 | 宇宙-1482 | | 217 | 376 | 70 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 652 | 1983.7.20 | 宇宙-1483 | | 227 | 305 | 82.3 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 653 | 1983.7.26 | 宇宙-1485 | | 209 | 395 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 654 | 1983.8.5 | 宇宙-1487 | | 226 | 305 | 82.3 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 655 | 1983.8.9 | 宇宙-1488 | | 208 | 397 | 72.8 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 656 | 1983.8.10 | 宇宙-1489 | | 182 | 323 | 64.7 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 657 | 1983.8.17 | 进步-17 | | 319 | 339 | 51.6 | 91 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 658 | 1983.8.23 | 宇宙-1493 | | 207 | 396 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 659 | 1983.9.3 | 宇宙-1495 | | 211 | 248 | 82.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 660 | 1983.9.7 | 宇宙-1496 | | 182 | 362 | 67.2 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 661 | 1983.9.9 | 宇宙-1497 | | 208 | 403 | 72.8 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 662 | 1983.9.14 | 宇宙-1498 | | 222 | 305 | 82.3 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 663 | 1983.9.17 | 宇宙-1499 | | 208 | 396 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 664 | 1983.9.27 | 联盟 T-10A | 7000 | | | | | 拜 | 与礼炮-7对接 | 发射失败,中止飞行[3] |
| 665 | 1983.10.14 | 宇宙-1504 | | 180 | 328 | 64.9 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 23天 |
| 666 | 1983.10.20 | 进步-18 | 7020 | 193 | 242 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 667 | 1983.10.21 | 宇宙-1505 | | 210 | 377 | 72.9 | 90 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 668 | 1983.11.17 | 宇宙-1509 | | 209 | 309 | 72.9 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 669 | 1983.11.30 | 宇宙-1511 | | 181 | 368 | 67.2 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 44天 |
| 670 | 1983.12.7 | 宇宙-1512 | | 208 | 392 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 671 | 1983.12.14 | 宇宙-1514 | | 226 | 288 | 82.3 | 89.3 | 普 | 国际生物卫星 | 5天 |
| 672 | 1893.12.27 | 宇宙-1516 | | 205 | 299 | 65 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 42天 |
| 673 | 1984.1.11 | 宇宙-1530 | | 356 | 416 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 674 | 1984.1.13 | 宇宙-1532 | | 166 | 359 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 44天 |
| 675 | 1974.1.26 | 宇宙-1533 | | 346 | 415 | 70.4 | 92.1 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 676 | 1984.2.8 | 联盟 T-10 | 7000 | 289 | 296 | 51.6 | 90.3 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 61天,乘员飞行237天,乘联盟 T-11返回 |
| 677 | 1984.2.16 | 宇宙-1537 | | 259 | 273 | 82.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 678 | 1984.2.21 | 进步-19 | 7020 | 185 | 245 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 679 | 1984.2.28 | 宇宙-1539 | | 182 | 374 | 67.1 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 41天 |
| 680 | 1984.3.7 | 宇宙-1542 | | 348 | 414 | 70.4 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 681 | 1984.3.10 | 宇宙-1543 | | 216 | 395 | 62.8 | 90.6 | 普 | 照相侦察 | 25天 |
| 682 | 1984.3.21 | 宇宙-1545 | | 356 | 415 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 683 | 1984.4.3 | 联盟 T-11 | 7000 | 287 | 299 | 51.6 | 90.3 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 183天 |
| 684 | 1984.4.10 | 宇宙-1548 | | 167 | 333 | 67.1 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 45天 |
| 685 | 1984.4.15 | 进步-20 | 7020 | 280 | 291 | 51.6 | 90.2 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 686 | 1984.4.19 | 宇宙-1549 | | 356 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 687 | 1984.5.7 | 进步-21 | 7020 | 276 | 317 | 51.6 | 90.4 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 688 | 1984.5.11 | 宇宙-1551 | | 212 | 258 | 72.9 | 89.2 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 689 | 1984.5.14 | 宇宙-1552 | 7000 | 182 | 322 | 64.9 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 173天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 690 | 1985.5.22 | 宇宙-1557 | | 211 | 247 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 691 | 1984.5.25 | 宇宙-1558 | | 172 | 341 | 67.2 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 44天 |
| 692 | 1984.5.28 | 进步-22 | 7020 | 334 | 358 | 51.6 | 91.5 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 693 | 1984.6.1 | 宇宙-1568 | | 357 | 414 | 72.8 | 92.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 694 | 1984.6.11 | 宇宙-1571 | | 348 | 415 | 74 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 15天 |
| 695 | 1984.6.15 | 宇宙-1572 | | 259 | 273 | 82.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 696 | 1984.6.19 | 宇宙-1573 | | 229 | 312 | 72.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 697 | 1984.6.22 | 宇宙-1575 | | 258 | 274 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 698 | 1984.6.26 | 宇宙-1576 | | 170 | 351 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 699 | 1984.6.29 | 宇宙-1580 | | 228 | 271 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 700 | 1984.7.17 | 联盟 T-12 | 7000 | 334 | 354 | 51.6 | 91.4 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 12天 |
| 701 | 1984.7.19 | 宇宙-1582 | | 253 | 280 | 82.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 702 | 1984.7.24 | 宇宙-1583 | | 357 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 703 | 1984.7.27 | 宇宙-1584 | | 180 | 364 | 82.3 | 90 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 704 | 1984.7.31 | 宇宙-1585 | | 174 | 302 | 64.7 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 705 | 1984.8.6 | 宇宙-1587 | | 197 | 368 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 25天 |
| 706 | 1984.8.14 | 进步-23 | 7020 | 341 | 369 | 51.6 | 91.6 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 707 | 1984.8.16 | 宇宙-1590 | | 261 | 270 | 82.4 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 708 | 1984.8.30 | 宇宙-1591 | | 259 | 272 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 709 | 1984.9.4 | 宇宙-1592 | | 233 | 295 | 72.9 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 710 | 1984.9.13 | 宇宙-1597 | | 211 | 244 | 82.3 | 89.1 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 711 | 1984.9.25 | 宇宙-1599 | | 179 | 319 | 67.1 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 56天 |
| 712 | 1984.9.27 | 宇宙-1600 | | 349 | 416 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 713 | 1984.11.14 | 宇宙-1608 | | 197 | 251 | 70 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 33天 |
| 714 | 1984.11.14 | 宇宙-1609 | | 356 | 414 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 715 | 1984.11.21 | 宇宙-1611 | | 173 | 351 | 64.7 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 51天 |
| 716 | 1984.11.29 | 宇宙-1613 | | 197 | 356 | 72.8 | 90 | 普 | 照相侦察 | 25天 |
| 717 | 1985.1.9 | 宇宙-1616 | | 189 | 368 | 64.9 | 90.1 | 拜 | 照相侦察 | 56天 |
| 718 | 1985.1.16 | 宇宙-1623 | | 349 | 415 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 719 | 1985.2.6 | 宇宙-1628 | | 355 | 415 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 720 | 1985.2.27 | 宇宙-1630 | | 175 | 336 | 64.9 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 56天 |
| 721 | 1985.3.1 | 宇宙-1632 | | 209 | 267 | 72.9 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 722 | 1985.3.25 | 宇宙-1643 | 7000 | 223 | 294 | 64.8 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 207天 |
| 723 | 1985.4.3 | 宇宙-1644 | | 349 | 415 | 70.3 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 724 | 1985.4.16 | 宇宙-1645 | | 215 | 390 | 62.8 | 90.6 | 普 | 微重力材料加工 | 13天，光子首飞 |
| 725 | 1985.4.19 | 宇宙-1647 | | 169 | 323 | 67.1 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 17天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 726 | 1985.4.25 | 宇宙-1648 | | 229 | 327 | 82.3 | 90.1 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 727 | 1985.5.15 | 宇宙-1649 | | 356 | 415 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 728 | 1985.5.22 | 宇宙-1653 | | 259 | 273 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 729 | 1985.5.23 | 宇宙-1654 | | 172 | 343 | 64.8 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 730 | 1985.6.5 | 联盟 T-13 | 7000 | 356 | 359 | 51.6 | 91.7 | 拜 | 修理礼炮-7号 | 112天 |
| 731 | 1985.6.7 | 宇宙-1657 | | 257 | 274 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 732 | 1985.6.13 | 宇宙-1659 | | 357 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 733 | 1985.6.21 | 进步-24 | 7020 | 356 | 359 | 51.7 | 91.7 | 拜 | 补给礼炮-7 | |
| 734 | 1985.6.21 | 宇宙-1663 | | 259 | 273 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 735 | 1985.6.26 | 宇宙-1664 | | 224 | 379 | 72.8 | 90.6 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 736 | 1985.7.3 | 宇宙-1665 | | 224 | 292 | 72.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 737 | 1985.7.10 | 宇宙-1667 | | 211 | 270 | 82.4 | 89.3 | 普 | 生物卫星 | 7天 |
| 738 | 1985.7.15 | 宇宙-1668 | | 230 | 281 | 70.4 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 739 | 1985.7.19 | 宇宙-1669 | 7000 | 188 | 246 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 新型供货飞船试验 | |
| 740 | 1985.8.2 | 宇宙-1671 | | 229 | 258 | 72.9 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 741 | 1985.8.7 | 宇宙-1672 | | 258 | 273 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 742 | 1985.8.8 | 宇宙-1673 | | 198 | 273 | 64.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 42天 |
| 743 | 1985.8.16 | 宇宙-1676 | | 166 | 347 | 67.2 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 50天 |
| 744 | 1985.8.29 | 宇宙-1678 | | 258 | 272 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 745 | 1985.8.29 | 宇宙-1679 | | 173 | 343 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 50天 |
| 746 | 1985.9.6 | 宇宙-1681 | | 219 | 226 | 82.3 | 88.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 747 | 1985.9.17 | 联盟 T-14 | 7000 | 337 | 353 | 51.6 | 91.4 | 拜 | 与礼炮-7对接 | 65天 |
| 748 | 1985.9.19 | 宇宙-1683 | | 356 | 414 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 15天 |
| 749 | 1985.9.26 | 宇宙-1685 | | 356 | 416 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 750 | 1985.10.16 | 宇宙-1696 | | 230 | 281 | 70.4 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 751 | 1985.10.25 | 宇宙-1699 | | 167 | 339 | 67.1 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 752 | 1985.11.13 | 宇宙-1702 | | 356 | 414 | 72.8 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 753 | 1985.12.3 | 宇宙-1705 | | 356 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 754 | 1985.12.11 | 宇宙-1706 | | 167 | 334 | 67.2 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 60天 |
| 755 | 1985.12.13 | 宇宙-1708 | | 257 | 273 | 82.3 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 756 | 1985.12.27 | 宇宙-1713 | | 216 | 398 | 62.8 | 90.7 | 普 | 照相侦察 | 26天 |
| 757 | 1986.1.8 | 宇宙-1715 | | 227 | 283 | 72.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 758 | 1986.1.15 | 宇宙-1724 | | 169 | 332 | 67.2 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | |
| 759 | 1986.1.28 | 宇宙-1728 | | 225 | 273 | 70 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 760 | 1986.2.4 | 宇宙-1730 | | 194 | 300 | 72.9 | 89.4 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 761 | 1986.2.7 | 宇宙-1731 | | 232 | 312 | 64.7 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 259天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 762 | 1986.2.26 | 宇宙-1734 | | 167 | 345 | 67.1 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | |
| 763 | 1986.3.13 | 联盟 T-15 | 7000 | 193 | 238 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 送宇航员至和平号 | 125天 |
| 764 | 1986.3.19 | 进步-25 | 7100 | 183 | 249 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | |
| 765 | 1986.4.9 | 宇宙-1739 | | 173 | 328 | 64.9 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 58天 |
| 766 | 1986.4.15 | 宇宙-1740 | | 355 | 416 | 72.9 | 91.3 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 767 | 1986.4.23 | 进步-26 | 7100 | 184 | 256 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给和平号 | |
| 768 | 1986.5.14 | 宇宙-1742 | | 353 | 418 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 769 | 1986.5.21 | 联盟 TM-1 | 7070 | 195 | 224 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 非载人试验<br>同和平号对接 | 9天 |
| 770 | 1986.5.21 | 宇宙-1744 | | 219 | 373 | 62.8 | 90.4 | 普 | 材料加工 | 14天 |
| 771 | 1986.5.28 | 宇宙-1746 | | 258 | 274 | 82.3 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 15天 |
| 772 | 1986.5.29 | 宇宙-1747 | | 211 | 256 | 70.4 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 773 | 1986.6.6 | 宇宙-1756 | | 173 | 344 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | |
| 774 | 1986.6.11 | 宇宙-1757 | | 180 | 224 | 82.3 | 88.6 | 普 | 照相侦察 | |
| 775 | 1986.6.19 | 宇宙-1760 | | 349 | 415 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 776 | 1986.7.10 | 宇宙-1762 | | 259 | 272 | 82.6 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 777 | 1986.7.17 | 宇宙-1764 | | 173 | 341 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | |
| 778 | 1986.7.24 | 宇宙-1765 | | 365 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 779 | 1986.8.2 | 宇宙-1768 | | 259 | 273 | 82.6 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 780 | 1986.8.6 | 宇宙-1770 | | 238 | 281 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 180天 |
| 781 | 1986.8.21 | 宇宙-1772 | | 354 | 414 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 782 | 1986.8.27 | 宇宙-1773 | | 173 | 345 | 64.9 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 55天 |
| 783 | 1986.9.3 | 宇宙-1775 | | 348 | 414 | 70.4 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 784 | 1986.9.17 | 宇宙-1781 | | 346 | 416 | 70.4 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 785 | 1986.10.6 | 宇宙-1784 | | 211 | 281 | 64.8 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 36天 |
| 786 | 1986.10.22 | 宇宙-1787 | | 230 | 281 | 70 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 13天 |
| 787 | 1986.10.31 | 宇宙-1789 | | 322 | 342 | 82.6 | 91.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 788 | 1986.11.4 | 宇宙-1790 | | 228 | 282 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 789 | 1986.11.13 | 宇宙-1792 | | 173 | 335 | 64.5 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 53天 |
| 790 | 1986.12.4 | 宇宙-1804 | | 347 | 415 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 791 | 1986.12.16 | 宇宙-1807 | | 169 | 337 | 67.1 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 38天 |
| 792 | 1986.12.26 | 宇宙-1810 | | 248 | 265 | 64.8 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 259天 |
| 793 | 1987.1.9 | 宇宙-1811 | | 181 | 367 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 35天 |
| 794 | 1987.1.15 | 宇宙-1813 | | 208 | 387 | 73 | 90 | 普 | 照相侦察 | 18天，反推火箭点火失败 |
| 795 | 1987.1.16 | 进步-27 | 7020 | 189 | 280 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给和平号 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 796 | 1987.2.5 | 联盟 TM-2 | 7070 | 257 | 291 | 52 | 90 | 拜 | 与和平号对接 | 150天，1名乘员飞行326天后，乘联盟 TM-3返回 |
| 797 | 1987.2.7 | 宇宙-1819 | | 197 | 254 | 73 | 88.7 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 798 | 1987.2.19 | 宇宙-1822 | | 205 | 331 | 73 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 799 | 1987.2.26 | 宇宙-1824 | | 177 | 370 | 67.2 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 55天 |
| 800 | 1987.3.3 | 进步-28 | 7100 | 191 | 272 | 51.6 | 91.6 | 拜 | 补给和平号 | |
| 801 | 1987.3.11 | 宇宙-1826 | | 213 | 396 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 802 | 1987.4.9 | 宇宙-1835 | | 180 | 367 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 55天 |
| 803 | 1987.4.16 | 宇宙-1836 | | 188 | 313 | 64.8 | 89.2 | 普 | 成像卫星 | 230天 |
| 804 | 1987.4.21 | 进步-29 | 7100 | 194 | 257 | 52 | 88.7 | 拜 | 补给和平号 | |
| 805 | 1987.4.22 | 宇宙-1837 | | 198 | 255 | 83 | 88.7 | 普 | 照相侦察 | 6天 |
| 806 | 1987.4.24 | 宇宙-1841 | | 225 | 403 | 62.8 | 90.5 | 普 | 材料加工 | 14天 |
| 807 | 1987.5.5 | 宇宙-1843 | | 214 | 312 | 70.4 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 808 | 1987.5.13 | 宇宙-1845 | | 217 | 400 | 70 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 809 | 1987.5.19 | 进步-30 | 7100 | 192 | 265 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | |
| 810 | 1987.5.21 | 宇宙-1846 | | 202 | 345 | 82 | 89.5 | 普 | 地球资源照相卫星 | 14天 |
| 811 | 1987.5.26 | 宇宙-1847 | | 177 | 373 | 67 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 57天 |
| 812 | 1987.5.28 | 宇宙-1848 | | 208 | 400 | 72.9 | 90.2 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 813 | 1987.7.4 | 宇宙-1863 | | 208 | 383 | 73 | 90.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 814 | 1987.7.8 | 宇宙-1865 | | 208 | 268 | 64.8 | 89.3 | 拜 | 地球物理照相 | 37天 |
| 815 | 1987.7.9 | 宇宙-1866 | | 177 | 386 | 67 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 17天 |
| 816 | 1987.7.22 | 联盟 TM-3 | 7070 | 197 | 217 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与和平号对接 | 160天 |
| 817 | 1987.8.3 | 进步-31 | 7100 | 193 | 269 | 52 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | |
| 818 | 1987.8.19 | 宇宙-1872 | | 208 | 333 | 73 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 11天 |
| 819 | 1987.9.3 | 宇宙-1874 | | 208 | 333 | 72.8 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 820 | 1987.9.11 | 宇宙-1881 | | 249 | 304 | 64.7 | 89.7 | 拜 | 成像卫星 | 201天 |
| 821 | 1987.9.15 | 宇宙-1882 | | 196 | 253 | 82.3 | 88.6 | 普 | 地球资源照相 | 21天 |
| 822 | 1987.9.17 | 宇宙-1886 | | 178 | 384 | 67.2 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 45天 |
| 823 | 1987.9.23 | 进步-32 | 7100 | 193 | 267 | 52 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | 57天 |
| 824 | 1987.9.29 | 宇宙-1887 | | 224 | 406 | 62.3 | 90.5 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 825 | 1987.10.9 | 宇宙-1889 | | 223 | 392 | 70 | 90.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 826 | 1987.10.22 | 宇宙-1893 | | 179 | 374 | 67 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 54天 |
| 827 | 1987.11.11 | 宇宙-1895 | | 217 | 402 | 70.4 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 15天 |
| 828 | 1987.11.14 | 宇宙-1896 | | 203 | 319 | 64.8 | 89.4 | 拜 | 地球物理 | 41天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 829 | 1987.11.20 | 进步-33 | 7100 | 193 | 268 | 51.6 | 88.8 | 普 | 补给和平号 | |
| 830 | 1987.12.7 | 宇宙-1899 | | 226 | 297 | 70.4 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 831 | 1987.12.14 | 宇宙-1901 | | 181 | 376 | 65 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | |
| 832 | 1987.12.21 | 联盟 TM-4 | 7070 | 168 | 243 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 与和平号对接 | 179天，2名乘员飞366天后乘联盟 TM-6返回 |
| 833 | 1987.12.25 | 宇宙-1905 | | 224 | 290 | 70 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 834 | 1987.12.26 | 宇宙-1906 | | 201 | 265 | 82.6 | 88.8 | 普 | 地球资源 | 36天 |
| 835 | 1987.12.29 | 宇宙-1907 | | 353 | 420 | 73 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 836 | 1988.1.20 | 进步-34 | 7100 | 185 | 258 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给和平号 | |
| 837 | 1988.1.26 | 宇宙-1915 | | 196 | 375 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 838 | 1988.2.3 | 宇宙-1916 | | 171 | 361 | 64.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | |
| 839 | 1988.2.18 | 宇宙-1920 | | 323 | 341 | 82.6 | 91.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 840 | 1988.2.19 | 宇宙-1921 | | 346 | 415 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 841 | 1988.3.10 | 宇宙-1923 | | 227 | 349 | 72.9 | 90.3 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 842 | 1988.3.23 | 进步-35 | 7100 | 184 | 262 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给和平号 | |
| 843 | 1988.3.24 | 宇宙-1935 | | 167 | 333 | 67.2 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | |
| 844 | 1988.3.30 | 宇宙-1936 | | 230 | 208 | 64.7 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 49天 |
| 845 | 1988.4.12 | 宇宙-1938 | | 224 | 290 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 846 | 1988.4.14 | 光子-1 (ФОТОН-1) | | 217 | 375 | 62.8 | 90.4 | 普 | 微重力试验 | 14天 |
| 847 | 1988.4.27 | 宇宙-1941 | | 224 | 257 | 70.3 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 848 | 1988.5.12 | 宇宙-1942 | | 166 | 361 | 67.1 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | |
| 849 | 1988.5.13 | 进步-36 | 7100 | 185 | 246 | 51.7 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | |
| 850 | 1988.5.19 | 宇宙-1944 | | 212 | 261 | 64.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | |
| 851 | 1988.5.19 | 宇宙-1945 | | 232 | 321 | 70.4 | 90.1 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 852 | 1988.6.1 | 宇宙-1951 | | 259 | 275 | 82.3 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 853 | 1988.6.7 | 联盟 TM-5 | 7070 | 198 | 216 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 送宇航员至和平号 | 90天 |
| 854 | 1988.6.11 | 宇宙-1952 | | 230 | 287 | 70 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 855 | 1988.6.22 | 宇宙-1955 | | 258 | 273 | 64.8 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | |
| 856 | 1988.6.23 | 宇宙-1956 | | 333 | 368 | 82.3 | 91.6 | 普 | 照相侦察 | |
| 857 | 1988.7.7 | 宇宙-1957 | | 260 | 275 | 82.6 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | |
| 858 | 1988.7.18 | 进步-37 | 7100 | 187 | 256 | 51.6 | 88.9 | 拜 | 补给和平号 | |
| 859 | 1988.8.8 | 宇宙-1962 | | 231 | 285 | 70 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 860 | 1988.8.23 | 宇宙-1964 | | 231 | 285 | 70 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 15天 |
| 861 | 1988.8.23 | 宇宙-1965 | | 257 | 277 | 82.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 30天 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 862 | 1988.8.29 | 联盟 TM-6 | 7070 | 195 | 228 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 送宇航员至和平号 | 114天 |
| 863 | 1988.9.6 | 宇宙-1967 | | 228 | 278 | 72.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 864 | 1988.9.9 | 宇宙-1968 | | 260 | 275 | 82.3 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | |
| 865 | 1988.9.9 | 进步-38 | 7100 | 186 | 246 | 51.6 | 88.8 | 拜 | 补给和平号 | |
| 866 | 1988.9.15 | 宇宙-1969 | | 168 | 348 | 67.1 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | |
| 867 | 1988.9.22 | 宇宙-1973 | | 356 | 415 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 18天 |
| 868 | 1988.10.13 | 宇宙-1976 | | 359 | 410 | 72.9 | 92.3 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 869 | 1988.10.27 | 宇宙-1978 | | 220 | 282 | 72.9 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 870 | 1988.11.24 | 宇宙-1981 | | 227 | 272 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 871 | 1988.11.26 | 联盟 TM-7 | 7070 | 194 | 235 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 送乘员至和平号 | 151天 |
| 872 | 1988.11.30 | 宇宙-1982 | | 356 | 406 | 70 | 92.2 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 873 | 1988.12.8 | 宇宙-1983 | | 200 | 254 | 62.8 | 89 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 874 | 1988.12.16 | 宇宙-1984 | | 188 | 325 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 875 | 1988.12.25 | 进步-39 | 7100 | 187 | 237 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 补给和平号 | |
| 876 | 1988.12.29 | 宇宙-1986 | | 212 | 261 | 64.8 | 89.2 | 拜 | 照相侦察 | 44天 |
| 877 | 1989.1.12 | 宇宙-1990 | | 256 | 269 | 82.6 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 30天 |
| 878 | 1989.1.18 | 宇宙-1991 | | 207 | 376 | 70 | 90.4 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 879 | 1989.1.28 | 宇宙-1993 | | 170 | 350 | 64.8 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | 59天 |
| 880 | 1989.2.10 | 进步-40 | 7100 | 186 | 234 | 51.6 | 88.6 | 拜 | 补给和平号 | |
| 881 | 1989.2.10 | 宇宙-2000 | | 341 | 390 | 82.4 | 91.9 | 普 | 地球资源 | 21天 |
| 882 | 1989.2.17 | 宇宙-2003 | | 233 | 267 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 883 | 1989.3.2 | 宇宙-2005 | | 189 | 326 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 54天 |
| 884 | 1989.3.16 | 宇宙-2006 | | 244 | 380 | 62.8 | 90.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 885 | 1989.3.16 | 进步-41 | 7100 | 276 | 373 | 51.6 | 91 | 拜 | 补给和平号 | |
| 886 | 1989.3.23 | 宇宙-2007 | | 230 | 385 | 64.7 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | |
| 887 | 1989.4.6 | 宇宙-2017 | | 231 | 299 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 888 | 1989.4.20 | 宇宙-2018 | | 188 | 350 | 62.8 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | |
| 889 | 1989.4.26 | 光子-2 | | 216 | 380 | 62.8 | 90.5 | 普 | 微重力材料加工 | 14天 |
| 890 | 1989.5.5 | 宇宙-2019 | | 190 | 354 | 62.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 13天 |
| 891 | 1989.5.17 | 宇宙-2020 | | 172 | 341 | 648 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | |
| 892 | 1989.5.24 | 宇宙-2021 | | 213 | 277 | 69.9 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | 43天 |
| 893 | 1989.5.25 | 资源 F-1 (РЕСУРСЫ-1) | | 255 | 272 | 82.3 | 89.8 | 普 | 地球资源 | 23天 |
| 894 | 1989.6.1 | 宇宙-2025 | | 180 | 356 | 62.8 | 89.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 895 | 1989.6.16 | 宇宙-2028 | | 208 | 288 | 70 | 89.5 | 拜 | 照相侦察 | 20天 |
| 896 | 1989.6.27 | 资源 F-2 | | 260 | 274 | 82.6 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 14天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 897 | 1989.7.5 | 宇宙-2029 | | 180 | 242 | 82.3 | 88.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 898 | 1989.7.12 | 宇宙-2030 | | 166 | 347 | 67.1 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 899 | 1989.7.18 | 资源 F-3 | | 260 | 275 | 82.6 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 27天 |
| 900 | 1989.7.18 | 宇宙-2031 | | 194 | 265 | 50.56 | 89 | 拜 | 照相侦察 | 44天 |
| 901 | 1989.7.20 | 宇宙-2032 | | 181 | 427 | 65 | 92.8 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 902 | 1989.8.2 | 宇宙-2035 | | 230 | 356 | 82.6 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 903 | 1989.8.15 | 资源 F-4 | | 259 | 268 | 82.3 | 89.8 | 普 | 地球资源 | 30天 |
| 904 | 1989.8.22 | 宇宙-2036 | | 256 | 299 | 62.8 | 90 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 905 | 1989.8.23 | 进步 M-1 | | 266 | 398 | 51.6 | 91.1 | 拜 | 补给和平号 | |
| 906 | 1989.9.5 | 联盟 TM-8 | 7070 | 325 | 369 | 51.6 | 91.4 | 拜 | 与和平号对接 | 167天 |
| 907 | 1989.9.6 | 资源 F-5 | | 262 | 273 | 82.3 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 16天 |
| 908 | 1989.9.22 | 宇宙-2044 | | 206 | 264 | 82.3 | 89.3 | 普 | 生物卫星 | 7天 |
| 909 | 1989.9.22 | 宇宙-2045 | | 207 | 297 | 70 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | 10天 |
| 910 | 1989.10.3 | 宇宙-2047 | | 167 | 333 | 67.1 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | |
| 911 | 1989.10.17 | 宇宙-2048 | | 239 | 359 | 62.8 | 90.5 | 普 | 照相侦察 | 9天 |
| 912 | 1989.11.17 | 宇宙-2049 | | 236 | 290 | 64.8 | 98.8 | 普 | 照相侦察 | |
| 913 | 1989.11.30 | 宇宙-2052 | | 163 | 341 | 67.2 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | |
| 914 | 1989.12.20 | 进步 M-2 | | 179 | 189 | 51.6 | 88.1 | 拜 | 补给和平号 | |
| 915 | 1990.1.17 | 宇宙-2055 | | 249 | 262 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 916 | 1990.1.25 | 宇宙-2057 | | 179 | 341 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | |
| 917 | 1990.2.11 | 联盟 TM-9 | 7070 | 290 | 334 | 51.6 | 90.7 | 拜 | 送乘员至和平号 | 179天[6] |
| 918 | 1990.2.28 | 进步 M-3 | | 277 | 331 | 51.6 | 90.5 | 拜 | 补给和平号 | |
| 919 | 1990.3.22 | 宇宙-2062 | | 241 | 375 | 82.3 | 90.7 | 普 | 照相侦察 | |
| 920 | 1990.4.11 | 光子-3 | | 216 | 374 | 62.8 | 90.4 | 普 | 微重力材料加工 | |
| 921 | 1990.4.13 | 宇宙-2072 | | 241 | 288 | 64.8 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | 15天 |
| 922 | 1990.4.17 | 宇宙-2073 | | 232 | 298 | 82.4 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 12天 |
| 923 | 1990.5.2 | 进步-42 | | 324 | 398 | 51.63 | 91.70 | 拜 | 补给和平号 | |
| 924 | 1990.5.7 | 宇宙-2077 | | 174 | 374 | 62.84 | 89.99 | 普 | 照相侦察 | 58天 |
| 925 | 1990.5.15 | 宇宙-2078 | | 212 | 276 | 69.99 | 89.41 | 拜 | 照相侦察 | |
| 926 | 1990.5.29 | 资源 F-6 | | 259 | 272 | 82.3 | 89.9 | 普 | 地球资源 | 16天 |
| 927 | 1990.6.19 | 宇宙-2083 | | 297 | 412 | 82.6 | 91.7 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 928 | 1990.7.11 | 伽玛(ГАММА) | | 417 | 436 | 51.6 | 93.05 | 拜 | γ射线观测 | |
| 929 | 1990.7.17 | 资源 F-7 | | 261 | 268 | 82.3 | 89.9 | 普 | 地球资源 | |
| 930 | 1990.7.20 | 宇宙-2086 | | 236 | 269 | 82.3 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 931 | 1990.8.1 | 联盟 TM-10 | 7070 | 312 | 371 | 51.6 | 91.3 | 拜 | 与和平号对接 | 102天 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 932 | 1990.8.3 | 宇宙-2089 | | 187 | 309 | 62.8 | 89.5 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 933 | 1990.8.15 | 进步 M-4 | | 251 | 269 | 51.6 | 89.7 | 拜 | 补给和平号 | |
| 934 | 1990.8.16 | 资源 F-8 | | 258 | 272 | 82.3 | 89.9 | 普 | 地球资源 | |
| 935 | 1990.8.31 | 宇宙-2099 | | 226 | 273 | 82.9 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | 14天 |
| 936 | 1990.9.7 | 资源 F-9 | | 261 | 274 | 82.6 | 89.9 | 普 | 地球资源 | |
| 937 | 1990.9.27 | 进步 M-5 | | 284 | 317 | 51.6 | 90.5 | 拜 | 补给和平号 | |
| 938 | 1990.10.1 | 宇宙-2101 | | 212 | 292 | 64.8 | 89.6 | 拜 | 照相侦察 | |
| 939 | 1990.10.16 | 宇宙-2102 | | 191 | 357 | 62.9 | 89.9 | 普 | 照相侦察 | 57天 |
| 940 | 1990.11.16 | 宇宙-2104 | | 232 | 283 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | |
| 941 | 1990.12.2 | 联盟 TM-11 | 7070 | 275 | 308 | 51.6 | 90.3 | 拜 | 与和平号对接 | 205天 |
| 942 | 1990.12.4 | 宇宙-2108 | | 186 | 336 | 62.8 | 89.7 | 普 | 照相侦察 | |
| 943 | 1990.12.21 | 宇宙-2113 | | 237 | 278 | 64.8 | 89.7 | 拜 | 照相侦察 | |
| 944 | 1990.12.26 | 宇宙-2120 | | 237 | 347 | 82.6 | 90.4 | 普 | 照相侦察 | |
| 945 | 1991.1.14 | 进步 M-6 | | 248 | 342 | 51.6 | 90.35 | 拜 | 补给和平号 | |
| 946 | 1991.1.17 | 宇宙-2121 | | 229 | 268 | 82.59 | 89.54 | 普 | 照相侦察 | 24天 |
| 947 | 1991.2.7 | 宇宙-2124 | | 182 | 287 | 62.84 | 89.18 | 普 | 照相侦察 | |
| 948 | 1991.2.15 | 宇宙-2134 | | 212 | 262 | 64.73 | 89.25 | 拜 | 照相侦察 | |
| 949 | 1991.3.6 | 宇宙-2136 | | 206 | 255 | 62.85 | 89.11 | 拜 | 照相侦察 | 12天 |
| 950 | 1991.3.19 | 进步 M-7 | | 366 | 389 | 51.61 | 92.04 | 拜 | 补给和平号 | |
| 951 | 1991.3.26 | 宇宙-2138 | | 192 | 364 | 67.16 | 90.09 | 拜 | 照相侦察 | 59天 |
| 952 | 1991.5.18 | 联盟 TM-12 | 7070 | 259 | 318 | 51.61 | 90.22 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 953 | 1991.5.21 | 资源 F-10 | | 230 | 235 | 82.32 | 89.21 | 普 | 地球资源 | |
| 954 | 1991.5.24 | 宇宙-2149 | | 189 | 379 | 67.14 | 90.21 | 普 | 照相侦察 | |
| 955 | 1991.5.30 | 进步 M-8 | | 279 | 290 | 51.6 | 90.14 | 拜 | 补给和平号 | |
| 956 | 1991.6.28 | 资源 F-11 | | 258 | 273 | 82.34 | 89.88 | 普 | 地球资源 | 24天 |
| 957 | 1991.7.9 | 宇宙-2152 | | 233 | 258 | 82.34 | 89.47 | 拜 | 照相侦察 | 14天 |
| 958 | 1991.7.10 | 宇宙-2153 | | 242 | 281 | 64.87 | 89.74 | 拜 | 照相侦察 | |
| 959 | 1991.7.23 | 资源 F-12 | | 257 | 272 | 82.33 | 89.86 | 普 | 地球资源 | |
| 960 | 1991.8.20 | 进步 M-9 | | 312 | 318 | 51.61 | 90.76 | 拜 | 补给和平号 | |
| 961 | 1991.8.21 | 资源 F-13 | | 230 | 233 | 82.31 | 89.19 | 普 | 地球资源 | 31天 |
| 962 | 1991.9.19 | 宇宙-2156 | | 185 | 348 | 67.13 | 89.85 | 普 | 照相侦察 | 59天 |
| 963 | 1991.10.2 | 联盟 TM-13 | 7070 | 271 | 298 | 51.61 | 90.14 | 拜 | 与和平号对接 | 312天 |
| 964 | 1991.10.4 | 光子-4 | | 215 | 395 | 62.81 | 90.62 | 普 | 微重力材料加工 | |
| 965 | 1991.10.9 | 宇宙-2163 | | 214 | 360 | 64.78 | 90.26 | 拜 | 照相侦察 | |
| 966 | 1991.10.17 | 进步 M-10 | | 182 | 213 | 51.64 | 88.38 | 拜 | 补给和平号 | |
| 967 | 1991.11.20 | 宇宙-2171 | | 189 | 321 | 62.8 | 89.6 | 普 | 照相侦察 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 968 | 1991.12.17 | 宇宙-2174 | | 209 | 266 | 64.8 | 89.3 | 拜 | 照相侦察 | |
| 969 | 1992.1.25 | 进步 M-11 | | 264 | 304 | 51.6 | 90.1 | 拜 | 补给和平号 | |
| 970 | 1992.3.17 | 联盟 TM-14 | 7070 | 263 | 303 | 51.6 | 90.1 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 971 | 1992.4.1 | 宇宙-2182 | | 166 | 315 | 67.2 | 89.3 | 普 | 照相侦察 | |
| 972 | 1992.4.8 | 宇宙-2183 | | 240 | 294 | 64.9 | 89.8 | 拜 | 照相侦察 | |
| 973 | 1992.4.19 | 进步 M-12 | | 279 | 321 | 51.6 | 90.5 | 拜 | 补给和平号 | |
| 974 | 1992.4.29 | 资源 F-14 | | 231 | 235 | 82.1 | 89.2 | 普 | 地球资源 | |
| 975 | 1992.4.29 | 宇宙-2185 | | 211 | 279 | 69.9 | 89.4 | 拜 | 照相侦察 | |
| 976 | 1992.5.28 | 宇宙-2186 | | 182 | 352 | 62.85 | 89.84 | 拜 | 照相侦察 | |
| 977 | 1992.6.23 | 资源 F-15 | | 226 | 233 | 82.32 | 89.15 | 普 | 地球资源 | |
| 978 | 1992.6.30 | 进步 M-13 | | 391 | 411 | 51.6 | 92.51 | 拜 | 补给和平号 | |
| 979 | 1992.7.24 | 宇宙-2203 | | 190 | 312 | 62.81 | 89.53 | 普 | 照相侦察 | |
| 980 | 1992.7.27 | 联盟 TM-15 | 7070 | 223 | 344 | 51.62 | 90.12 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 981 | 1992.7.30 | 宇宙-2207 | | 237 | 355 | 82.33 | 90.49 | 普 | 照相侦察 | |
| 982 | 1992.8.15 | 进步 M-14 | | 288 | 352 | 51.63 | 90.87 | 拜 | 补给和平号 | |
| 983 | 1992.8.19 | 资源 F-16 | | 221 | 238 | 82.57 | 89.15 | 普 | 地球资源 | |
| 984 | 1992.9.22 | 宇宙-2210 | | 175 | 349 | 67.16 | 89.76 | 普 | 照相侦察 | |
| 985 | 1992.10.8 | 光子-5 | | 220 | 359 | 62.81 | 90.31 | 普 | 微重力材料加工 | |
| 986 | 1992.10.27 | 进步 M-15 | | 269 | 323 | 51.62 | 90.38 | 拜 | 与量子号对接 | |
| 987 | 1992.11.15 | 资源-500 | | 187 | 303 | 82.58 | 89.46 | 普 | 地球资源 | |
| 988 | 1992.11.20 | 宇宙-2220 | | 167 | 342 | 67.14 | 89.62 | 普 | 照相侦察 | |
| 989 | 1992.12.9 | 宇宙-2223 | 7000 | 241 | 293 | 64.66 | 89.85 | 拜 | 照相侦察 | |
| 990 | 1992.12.22 | 宇宙-2225 | | 214 | 309 | 64.91 | 89.73 | 拜 | 照相侦察 | |
| 991 | 1992.12.29 | 宇宙-2229 | | 218 | 376 | 62.81 | 90.45 | 普 | 生物卫星 | 11天 |
| 992 | 1993.1.19 | 宇宙-2231 | | 179 | 376 | 67.13 | 90.06 | 普 | 照相侦察 | |
| 993 | 1993.1.24 | 联盟 TM-16 | | 391 | 394 | 51.62 | 92.41 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 994 | 1993.2.21 | 进步 M-16 | | 388 | 392 | 51.62 | 92.36 | 拜 | 补给和平号 | |
| 995 | 1993.3.31 | 进步 M-17 | | 255 | 310 | 51.62 | 90.16 | 拜 | 补给和平号 | |
| 996 | 1993.4.2 | 宇宙-2240 | | 190 | 322 | 62.85 | 89.62 | 普 | 照相侦察 | |
| 997 | 1993.4.27 | 宇宙-2243 | | 192 | 236 | 70.35 | 88.77 | 拜 | 照相侦察 | |
| 998 | 1993.5.21 | 资源 F-17 | | 230 | 237 | 82.57 | 89.17 | 普 | 地球资源 | |
| 999 | 1993.5.22 | 进步 M-18 | | 390 | 391 | 51.62 | 92.36 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1000 | 1993.6.25 | 资源 F-18 | | 223 | 241 | 82.58 | 89.14 | 普 | 地球资源 | |
| 1001 | 1993.7.1 | 联盟 TM-17 | | 388 | 395 | 51.62 | 92.39 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 1002 | 1993.7.14 | 宇宙-2259 | | 170 | 366 | 67.12 | 89.99 | 普 | 照相侦察 | |
| 1003 | 1993.7.22 | 宇宙-2260 | | 241 | 297 | 82.29 | 89.89 | 普 | 遥感 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1004 | 1993.8.10 | 进步 M-19 | | 387 | 393 | 51.62 | 92.36 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1005 | 1993.8.24 | 资源 F-19 | | 224 | 234 | 82.59 | 89.08 | 普 | 遥感(可回收) | |
| 1006 | 1993.9.7 | 宇宙-2262 | | 207 | 325 | 64.89 | 89.83 | 拜 | 照相侦察 | |
| 1007 | 1993.10.11 | 进步 M-20 | | 388 | 397 | 51.62 | 92.41 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1008 | 1993.11.5 | 宇宙-2267 | | 240 | 304 | 70.39 | 89.95 | 拜 | 照相侦察 | |
| 1009 | 1994.1.8 | 联盟 TM-18 | 7150 | 385 | 392 | 51.62 | 92.24 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 1010 | 1994.1.28 | 进步 M-21 | 7250 | 309 | 334 | 51.67 | 90.96 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1011 | 1994.3.17 | 宇宙-2274 | | 163 | 350 | 67.13 | 89.64 | 普 | 照相侦察 | |
| 1012 | 1994.3.17 | 进步 M-22 | 7250 | 255 | 318 | 51.64 | 90.24 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1013 | 1994.4.28 | 宇宙-2280 | | 241 | 306 | 70.38 | 89.98 | 拜 | 照相侦察 | |
| 1014 | 1994.5.22 | 进步 M-23 | 7250 | 398 | 400 | 51.65 | 92.53 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1015 | 1994.6.7 | 宇宙-2281 | | 237 | 296 | 82.58 | 89.84 | 普 | 照相侦察 | |
| 1016 | 1994.6.14 | 光子-6 | | 221 | 364 | 62.81 | 90.36 | 普 | 微重力材料加工 | 18天,回收 |
| 1017 | 1994.7.1 | 联盟 TM-19 | 7150 | 396 | 400 | 51.65 | 92.52 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 1018 | 1994.7.20 | 宇宙-2283 | | 169 | 330 | 67.11 | 89.50 | 普 | 照相侦察 | |
| 1019 | 1994.7.29 | 宇宙-2284 | | 214 | 277 | 70.38 | 89.41 | 拜 | 照相侦察 | |
| 1020 | 1994.8.25 | 进步 M-24 | 7250 | 394 | 398 | 51.65 | 92.48 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1021 | 1994.10.3 | 联盟 TM-20 | 7150 | 393 | 397 | 51.65 | 92.46 | 拜 | 与和平号对接 | |
| 1022 | 1994.11.11 | 进步 M-25 | 7250 | 393 | 395 | 51.65 | 92.43 | 拜 | 补给和平号 | |
| 1023 | 1994.12.29 | 宇宙-2305 | | 240 | 298 | 64.91 | 89.89 | 拜 | 照相侦察 | |

注:

①设计缺陷导致小制动伞未拉出主伞,起动的备份伞又与制动伞缠在一起,返回舱坠毁,宇航员柯马洛夫遇难。

②返回舱在同轨道舱分离时,12个火工品装置不正常地同时点火,产生过大的冲击,引起座舱压力平衡阀在156km 高度过早打开(应在5km 高度打开),30s 内舱内漏气、减压,使3名宇航员(未穿航天服)死亡。

③二子级与一子 级分离时,6个爆炸螺栓中的3个提前引爆,引起电路故障,使其余3个爆炸螺栓失效。二子级点火后,一二子级仍相连。陀螺仪测出飞行弹道偏离了10°,在二子级点火后4s,飞船离开火箭。返回舱在同轨道舱和设备舱分离后,进入高过载升力再入过程,宇航员经受14～15g,返回舱着落在西伯利亚距中苏边界320km 处。

④头部整流罩分离时碰掉了飞船交会雷达天线,使飞船无法与礼炮-7号交会对接,手动交会对接也失败。

⑤起飞前90s,因推进剂阀门未关闭而引起燃料溢出流到火箭底部着火,火焰很快吞没火箭。在自动中止飞行系统起动前导线已烧毁。发控人员认清这一情况并发出无线电中止飞行指令时又过去10s。逃逸救生塔拉着整流罩上部、轨道舱和返回舱升至950m 高度,投弃整流罩和轨道舱,快速展开备用降落伞使返回舱在离发射台3km 处安全着陆。乘员经受了14g 的短时过载。飞船脱离火箭后6s,火箭爆炸在发射台上。

⑥头部整流罩分离时损坏了飞船返回舱外表面8块绝热毡中的3块。舱内温度下降、湿度增加、出现冷凝,增加了电气系统失效的可能性。这3块脱落漂浮的绝热毡还挡住了船载水平传感器和垂直传感器的探测通路。后经2名宇航员6小时舱外修理活动将它们卷起用卡箍固定,才排除障碍。

⑦表中未列入最近报道的1966年底联盟号载人飞船的第二次非载人飞行试验。此枚联盟号火箭在点火前几秒自动中止发射程序,发射勤务塔臂摆回,人员回到发射台上检查。此时,应急救生系统逃逸救生塔上的固体火箭按陀螺仪指令突然点火,飞船热控系统的热载体着火,几秒后飞船燃料箱爆炸,波及到二子级和火箭其余部分爆炸。

# 闪电号(МОЛНИЯ)

"闪电号"运载火箭是三级型"联盟号"运载火箭的一种构形，是"东方号"系列运载火箭中的一个型号。它因1965年4月发射"闪电号"通信卫星而得名，现今已成为三级型"联盟号"火箭的代称。西方代号为 A-2(e)、SL-6。

三级型"联盟号"运载火箭是苏联第一种三级运载火箭，也是世界上发射第一颗金星探测器和火星探测器的运载火箭。它能将有效载荷与末级火箭一起送入停候轨道，再从停候轨道发射末级火箭，将有效载荷加速到行星际航行所需要的速度。这样还可使月球和行星探测飞行不再受发射窗口的严格限制。

三级型"联盟号"火箭仍由科罗廖夫设计局设计。它由"东方号"火箭的助推器、一子级加新的二子级、三子级构成。研制时间为1958～1961年。1960年10月10日和14日进行首批2次发射，结果都失败，损失了两颗火星探测器。1961年2月4日取得首次发射成功，试验了二子级火箭，但三子级点火失败，使一颗金星探测器和三子级一起留在近地轨道上，成为苏联第七颗人造地球卫星，创造了当时近地轨道入轨质量6483kg 的世界记录。1961年2月12日发射了世界上第一枚金星探测器"金星1号"。1962年11月1日又成功发射了世界第一枚火星探测器"火星1号"。此后，又继续发射了其他金星和火星探测器、月球探测器("月球4号～14号")、"闪电号"通信卫星、预警卫星等。



"闪电号"运载火箭

"闪电号"运载火箭从拜科努尔发射场和普列谢茨克发射场发射，至今仍在使用。从1960年10月至1994年底，已发射284次。1970年1月至1989年3月，"闪电号"火箭共发射193次，失败10次，成功率为94.8%。

1986年后"闪电号"火箭投入世界商用发射市场，每次发射费用为1500万美元(1989年币值)。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数 | 3+4枚助推器 |
| 全长 | 43.4m |
| 底部最大直径 | 10.3m |
| 起飞质量 | 306t |
| 起飞推力 | 4002.5kN |
| 推重比 | 1.33 |

运载能力

| | | |
|---|---|---|
| "闪电号"卫星400/40000km 65° | | 1600kg |
| "预报号"卫星400/200000km 65° | | 900kg |
| "月球号"探测器 | | 1620kg |
| "金星号"探测器 | | 1180kg |
| "火星号"探测器 | | 950kg |
| 入轨精度 | 轨道高度偏差 | ±40km |
| | 轨道周期偏差 | ±22s |

助推器和一子级基本同"东方号"火箭。二子级同二级型"联盟号"火箭。

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.1m | 发动机 | 液体火箭发动机 |
| 直径 | 2.58m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 5.1t | 真空推力 | 68.7kN |
| 结构质量 | 1.0t | 真空比冲 | 3335.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 4.1t | 工作时间 | 200s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 6m | 质量 | 2t |
| 直径 | 2.7m | 有效容积 | 高度3.7m<br>圆柱段直径2.3m |

## 总 体 布 局

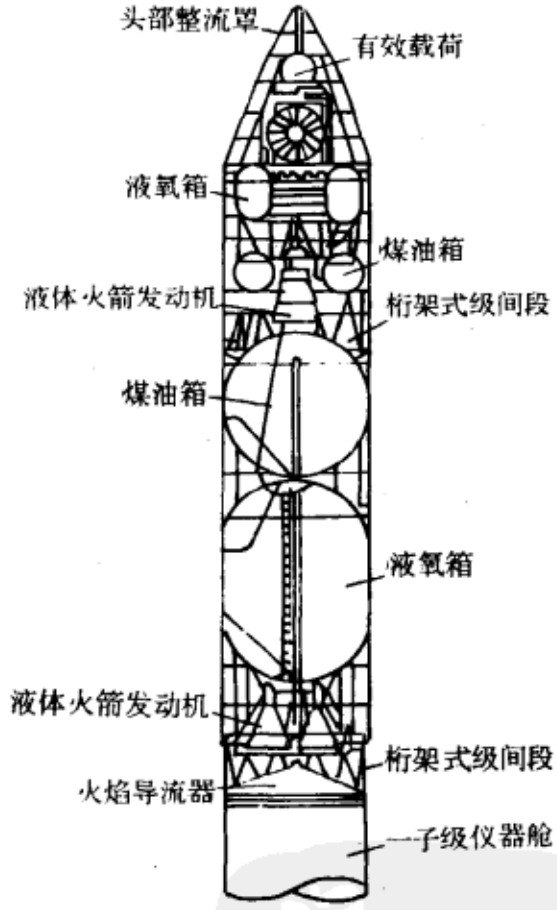
“闪电号”运载火箭由4枚捆绑助推器、一子级、一、二子级桁架式级间段、二子级、二、三子级级间段、三子级和整流罩组成。一、二子级间采用热分离方式，二、三子级间采用冷分离方式。

## 箭 体 结 构

助推器与一子级结构同“东方号”火箭，二子级结构同二级型“联盟号”。

### 三子级结构

“闪电号”运载火箭三子级与“东方号”火箭的二子级非常相似，也是由环形液氧箱、环形煤油箱、单管发动机组成。三子级装在整流罩内，部分有效载荷可插入环形液氧箱中间安装。



“闪电号”运载火箭上部结构

## 推 进 系 统

助推器、一子级推进系统与“东方号”火箭基本相同。二子级推进系统同“联盟号”火箭。

### 三子级推进系统

三子级装有一台柯兹贝格设计局研制的液氧/煤油火箭发动机，该发动机单推力室，一次起动，真空推力68.7kN。它是苏联第一台利用涡轮废气工作的火箭发动机。燃气发生器产生的燃气驱动涡轮后通过姿控喷管排出，实现姿态控制。它也是苏联第一台在真空失重条件下经长时间滑行后点火工作的火箭发动机。在二子级分离后至三子级发动机点火之间，有一滑行段。因此，液氧箱采取了严密的绝热措施以减少蒸发量。

## 分　离　系　统

助推器与一子级间的分离系统与分离步骤同“东方号”火箭。

一子级与二子级间采用热分离法。在一子级发动机4个主推力室关机后，4个游动推力室继续工作。在此期间起动二子级发动机。待一子级游动推力室完全关机后，利用固体推进剂小火箭和二子级发动机的喷焰把一子级推离。

二子级与三子级之间采用冷分离。二子级发动机关机后，用固体推进剂小火箭将二子级推离。在滑行段结束时，三子级发动机才点火。

三子级与有效载荷之间的分离：在三子级发动机关机后，用固体推进剂小火箭将三子级推离。

## 制导和控制系统

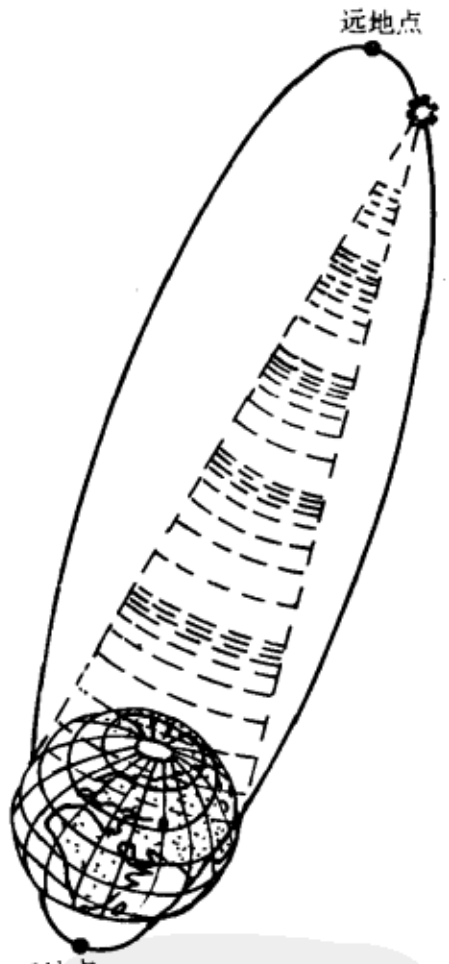
“闪电号”火箭装有两套惯性制导系统。一套装在一子级上部的仪器舱内，与“东方号”火箭相同。另一套捷联式惯性制导系统装在三子级箱间段内的箱体上，用来控制第二、三级火箭的飞行。当三子级达到预定飞行速度时，由积分加速度计给发动机发出关机信号。

助推器、一子级、二子级的控制系统执行机构同“联盟号”火箭。

三子级与二子级之间采用桁架式级间结构，分离面在二子级与桁架结构之间。第三级在滑行期间靠装在桁架结构上的定向与稳定系统保持飞行稳定。在桁架结构上还装有4台小型固体火箭发动机，用来提供初始轴向过载，使推进剂沉底，保证三子级发动机在失重条件下顺利点火。三子级发动机点火后，就由4个摆动喷管来控制。此时，桁架结构及其上面的定向和稳定系统、沉底发动机一起被抛掉，并在绕地轨道上自然坠毁。

## 典型飞行轨道

“闪电Ⅰ”国内通信卫星运行于远地点40000km，近地点460～650km，轨道倾角62.8°～65.5°，周期12h 的大椭圆轨道上。间隔120°的3颗卫星能提供24h 通信服务。




“闪电Ⅰ”通信卫星典型轨道

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 1* | 1960.10.10 | 火星 | | | | | | 拜 | 火星探测 | 失败,未入轨 |
| 2* | 1960.10.14 | 火星 | | | | | | 拜 | 火星探测 | 失败,未入轨 |
| 3* | 1961.2.4 | 卫星-7 | 6483 | 224 | 328 | 65 | 89.8 | 拜 | 金星探测 | 末级点火失败,留在近地轨道上 |
| 4 | 1961.2.12 | 金星-1 | 643.5 | 0.7183 AU | 1.0190 AU | 0.58 | 300d | 拜 | 金星探测 | 1AU=1.496×$10^{11}$m 世界第一枚金星探测器 |
| | | 卫星-8 | 6474 | 198 | 319 | 65 | 89.7 | 拜 | 轨道上发射金星-1 | |
| 5* | 1962.8.25 | 金星 | 890 | 173 | 252 | 64.9 | 88.7 | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 6* | 1962.9.1 | 金星 | 890 | | | | | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 7* | 1962.9.12 | 金星 | 890 | | | | | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 8* | 1962.10.24 | 卫星-22 | | 180 | 450 | 64 | | 拜 | 火星探测 | 失败,末级爆炸 |
| 9 | 1962.11.1 | 火星-1 | 893.5 | 0.9237 AU | 1.604 AU | 2.683 | 519d | 拜 | 火星探测 | 日心轨道,世界第一枚火星探测器 |
| 10* | 1962.11.4 | 卫星-24 | | 196 | 590 | 64 | | 拜 | 火星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 11* | 1963.1.4 | 月球 | 1420 | | | | | 拜 | 月球探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 12* | 1963.2.2 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 发射失败 |
| 13 | 1963.4.2 | 月球-4 | 1422 | 89800 | 698455 | 65 | | 拜 | 月球探测 | 距月球8500km |
| 14* | 1963.11.11 | 宇宙-21 | | 195 | 229 | 64.8 | 88.5 | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 15* | 1964.3.27 | 宇宙-27 | 890 | 192 | 237 | 64.8 | 88.4 | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 16 | 1964.4.2 | 探测器-1 (ЗОНД-1) | 950 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星探测 | 通信中断 |
| 17* | 1964.4.20 | 月球 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 发射失败 |
| 18 | 1964.8.22 | 宇宙-41 | | 894 | 39855 | 64 | 715 | 拜 | 国内通信 | |
| 19 | 1964.11.30 | 探测器-2 | 950 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |
| 20* | 1965.3.12 | 宇宙-60 | 1450 | 201 | 287 | 64.7 | 89.1 | 拜 | 月球探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 21 | 1965.4.23 | 闪电Ⅰ-1 | 1750 | 407 | 39380 | 65 | 708 | 拜 | 国内通信 | 闪电Ⅰ首射 |
| 22* | 1965.5.9 | 月球-5 | 1476 | | | | | 拜 | 月球软着陆 | 失败,撞在月面上 |
| 23* | 1965.6.8 | 月球-6 | 1442 | 日心轨道 | | | | 拜 | 月球软着陆 | 距月球16万 km |
| 24 | 1965.7.18 | 探测器-3 | 950 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | 失去通信 |
| 25* | 1965.10.4 | 月球-7 | 1505 | | | | | 拜 | 月球软着陆 | 失败,撞在月面上 |
| 26 | 1965.10.14 | 闪电Ⅰ-2 | 1600 | 500 | 40000 | 65 | 719 | 拜 | 国内通信 | |
| 27 | 1965.11.12 | 金星-2 | 963 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星探测 | |
| 28 | 1965.11.16 | 金星-3 | 960 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星探测 | |
| 29* | 1965.11.23 | 宇宙-96 | | 227 | 310 | 51.9 | 89.6 | 拜 | 金星探测 | 失败,留在近地轨道上 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 30* | 1965.12.3 | 月球-8 | 1552 | | | | | 拜 | 月球软着陆 | 失败,撞在月面上 |
| 31 | 1966.1.31 | 月球-9 | 1583 | | | | | 拜 | 月球软着陆 | 首次成功,发回照片 |
| 32* | 1966.3.1 | 宇宙-111 | 1600 | 191 | 226 | 51.9 | 88.6 | 拜 | 月球探测 | 失败,留在近地轨道上 |
| 33 | 1966.3.31 | 月球-10 | 1600 | 350 | 1000 | 72 | 178 | 拜 | 绕月飞行 | 月心轨道 |
| 34 | 1966.4.25 | 闪电 I-3 | | 499 | 39500 | 64.5 | 710 | 拜 | 国内通信 | |
| 35 | 1966.8.24 | 月球-11 | 1640 | 159 | 1200 | 27 | 178 | 拜 | 绕月飞行 | 月心轨道 |
| 36 | 1966.10.20 | 闪电 I-4 | | 485 | 39700 | 64.9 | 713 | 拜 | 国内通信 | |
| 37 | 1966.10.22 | 月球-12 | 1620 | 100 | 1739 | | 205 | 拜 | 绕月飞行 | 月心轨道 |
| 38 | 1966.12.21 | 月球-13 | 1620 | | | | | 拜 | 月球软着陆 | |
| 39 | 1967.5.25 | 闪电 I-5 | | 460 | 39810 | 64.8 | 319 | 拜 | 国内通信 | |
| 40 | 1967.6.12 | 金星-4 | 1106 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星探测 | |
| 41 | 1967.8.31 | 宇宙-174 | | 500 | 39750 | 64.5 | 715 | 拜 | | |
| 42 | 1967.10.3 | 闪电 I-6 | | 485 | 39600 | 65 | 712 | 拜 | 国内通信 | |
| 43 | 1967.10.22 | 闪电 I-7 | | 456 | 39740 | 64.7 | 714 | 拜 | 国内通信 | |
| 44 | 1968.4.7 | 月球-14 | 1615 | 160 | 870 | 42 | 160 | 拜 | 绕月飞行 | 月心轨道 |
| 45 | 1968.4.21 | 闪电 I-8 | | 460 | 39700 | 65 | 713 | 拜 | 国内通信 | |
| 46 | 1968.7.5 | 闪电 I-9 | | 470 | 39770 | 65 | 715 | 拜 | 国内通信 | |
| 47 | 1968.10.5 | 闪电 I-10 | | 490 | 39600 | 65 | 712 | 拜 | 国内通信 | |
| 48 | 1968.12.16 | 宇宙-260 | | 500 | 39600 | 65 | 712 | 拜 | | |
| 49 | 1969.1.5 | 金星-5 | 1130 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星大气探测 | |
| 50 | 1969.1.10 | 金星-6 | 1130 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星大气探测 | |
| 51 | 1969.4.11 | 闪电 I-11 | | 470 | 39700 | 65 | 713 | 拜 | 国内通信 | |
| 52 | 1969.7.22 | 闪电 I-12 | | 520 | 39540 | 64.9 | 711 | 拜 | 国内通信 | |
| 53 | 1970.2.19 | 闪电 I-13 | | 487 | 39175 | 65.3 | 703 | 普 | 国内通信 | |
| 54 | 1970.6.26 | 闪电 I-14 | | 470 | 39280 | 65 | 705 | 普 | 国内通信 | |
| 55 | 1970.8.17 | 金星-7 | 1180 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | 首次金星软着陆 |
| 56* | 1970.8.22 | 宇宙-359 | | 210 | 910 | 51.5 | 95.5 | 拜 | 金星软着陆 | 失败,留在近地轨道上 |
| 57 | 1970.9.29 | 闪电 I-15 | | 480 | 39300 | 65.5 | 706 | 拜 | 国内通信 | |
| 58 | 1970.11.27 | 闪电 I-16 | | 435 | 39430 | 65.3 | 707 | 拜 | 国内通信 | |
| 59 | 1970.12.25 | 闪电 I-17 | | 480 | 39600 | 65 | 712 | 拜 | 国内通信 | |
| 60 | 1971.7.28 | 闪电 I-18 | | 470 | 39300 | 65.4 | 705 | 拜 | 国内通信 | |
| 61 | 1971.11.24 | 闪电 I-1 | | 460 | 39350 | 65.4 | 706 | 拜 | 国内通信 | 闪电 I 首射 |
| 62 | 1971.12.20 | 闪电 I-19 | | 490 | 39200 | 65.5 | 703 | 拜 | 国内通信 | |
| 63 | 1972.3.27 | 金星-8 | 1184 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星探测 | |
| 64* | 1972.3.31 | 宇宙-482 | 1180 | 210 | 9813 | 52 | 201.4 | 拜 | 金星探测 | 失败,留在绕地轨道上 |
| 65 | 1972.4.4 | 闪电 I-20 | | 480 | 39250 | 65.6 | 705 | 拜 | 国内通信 | 搭载 SRET-1 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 66 | 1972.4.14 | 预报-1(ПРОГНОЗ-1) | 845 | 950 | 200000 | 65 | 97h | 拜 | 科学研究 | |
| 67 | 1972.5.19 | 闪电Ⅰ-2 | | 460 | 39300 | 65.5 | 705 | 拜 | 国内通信 | |
| 68 | 1972.6.29 | 预报-2 | 845 | 550 | 200000 | 65 | 97h | 拜 | 科学研究 | |
| 69 | 1972.9.19 | 宇宙-520 | | 652 | 39319 | 62.8 | 710 | 普 | 预警 | 首颗实用导弹预警卫星 |
| 70 | 1972.9.30 | 闪电Ⅰ-3 | | 480 | 39200 | 65.3 | 703 | 普 | 国内通信 | |
| 71 | 1972.10.14 | 闪电Ⅰ-21 | | 480 | 39300 | 65.3 | 705 | 普 | 国内通信 | |
| 72 | 1972.12.2 | 闪电Ⅰ-22 | | 500 | 39100 | 65 | 703 | 普 | 国内通信 | |
| 73 | 1972.12.12 | 闪电Ⅰ-4 | | 470 | 39200 | 65 | 705 | 普 | 国内通信 | |
| 74 | 1973.2.3 | 闪电Ⅰ-23 | | 470 | 39200 | 65 | 703 | 普 | 国内通信 | |
| 75 | 1973.2.15 | 预报-3 | 845 | 590 | 200000 | 65 | 5783 | 拜 | 太阳观测 | |
| 76 | 1973.4.5 | 闪电Ⅰ-5 | | 500 | 39100 | 65 | 702 | 普 | 国内通信 | |
| 77 | 1973.7.11 | 闪电Ⅰ-6 | | 480 | 39280 | 65.3 | 705 | 普 | 国内通信 | |
| 78 | 1973.8.30 | 闪电Ⅰ-24 | | 480 | 37970 | 65.3 | 679 | 普 | 国内通信 | |
| 79 | 1973.10.19 | 闪电Ⅰ-7 | | 630 | 40600 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 80 | 1973.11.2 | 宇宙-606 | | 626 | 39360 | 62.8 | 710 | 普 | 预警 | |
| 81 | 1973.11.14 | 闪电Ⅰ-25 | | 480 | 49140 | 65 | 702 | 普 | 国内通信 | |
| 82 | 1973.11.30 | 闪电Ⅰ-26 | | 460 | 40900 | 62.7 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 83 | 1973.12.25 | 闪电Ⅰ-8 | | 466 | 40865 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 84 | 1974.4.20 | 闪电Ⅰ-27 | | 646 | 40713 | 62.9 | 738 | 普 | 国内通信 | |
| 85 | 1974.4.26 | 闪电Ⅰ-9 | | 463 | 40850 | 62.9 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 86 | 1974.6.29 | 宇宙-665 | | 633 | 39384 | 62.9 | 710 | 普 | 预警 | |
| 87 | 1974.7.23 | 闪电Ⅰ-10 | | 460 | 40900 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 88 | 1974.10.24 | 闪电Ⅰ-28 | | 683 | 40617 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 89 | 1974.11.21 | 闪电Ⅱ-1 | | 650 | 40690 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 90 | 1974.12.21 | 闪电Ⅰ-11 | | 640 | 40675 | 62.9 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 91 | 1975.1.30 | 宇宙-706 | | 635 | 39812 | 62.8 | 719 | 普 | 预警 | |
| 92 | 1975.2.6 | 闪电Ⅰ-12 | | 640 | 40685 | 62.8 | 719 | 普 | 国内通信 | |
| 93 | 1975.4.14 | 闪电Ⅱ-2 | | 636 | 40660 | 63 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 94 | 1975.4.29 | 闪电Ⅰ-29 | | 468 | 40848 | 63 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 95 | 1975.6.5 | 闪电Ⅰ-30 | | 450 | 40890 | 63 | 737 | 普 | 国内通信 | 搭载 SRET-2 |
| 96 | 1975.7.8 | 闪电Ⅰ-13 | | 465 | 40864 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 97 | 1975.9.2 | 闪电Ⅰ-31 | | 639 | 40681 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 98 | 1975.9.9 | 闪电Ⅰ-14 | | 470 | 40836 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 99 | 1975.11.14 | 闪电Ⅱ-3 | | 470 | 40830 | 62.4 | 736 | 普 | 国内通信 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 100 | 1975.12.17 | 闪电Ⅰ-15 | | 451 | 40836 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 101 | 1975.12.22 | 预报-4 | 905 | 634 | 199000 | 65 | 5740 | 拜 | 研究太阳辐射 | |
| 102 | 1975.12.27 | 闪电Ⅱ-4 | | 470 | 40800 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 103 | 1976.1.22 | 闪电Ⅰ-32 | | 491 | 38934 | 62.5 | 698 | 普 | 国内通信 | |
| 104 | 1976.3.11 | 闪电Ⅰ-33 | | 518 | 40683 | 62.5 | 734 | 普 | 国内通信 | |
| 105 | 1976.3.19 | 闪电Ⅰ-34 | | 494 | 38984 | | 699 | 普 | 国内通信 | |
| 106 | 1976.5.12 | 闪电Ⅱ-5 | | 625 | 40660 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 107* | 1976.7.1 | 宇宙-837 | | 505 | 860 | 62.8 | 98.1 | 普 | 国内通信 | 发射失败的闪电Ⅰ，末级点火故障 |
| 108 | 1976.7.23 | 闪电Ⅰ-35 | | 499 | 39059 | 62.9 | 701 | 拜 | 国内通信 | |
| 109* | 1976.9.1 | 宇宙-853 | | 243 | 498 | 62.8 | 91.7 | 普 | 国内通信 | 发射失败的闪电卫星 |
| 110 | 1976.11.25 | 预报-5 | 930 | 510 | 199000 | 65 | 5713 | 拜 | 研究太阳辐射与磁大气层 | |
| 111 | 1976.12.2 | 闪电Ⅱ-16 | | 657 | 40608 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 112 | 1976.12.28 | 闪电Ⅱ-6 | | 640 | 40630 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 113 | 1977.2.11 | 闪电Ⅰ-17 | | 493 | 40757 | 62.5 | 735 | 普 | 国内通信 | 闪电Ⅰ最后一颗 |
| 114 | 1977.3.24 | 闪电Ⅰ-36 | | 484 | 40816 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 115 | 1977.4.11 | 宇宙-903 | | 630 | 40170 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 116 | 1977.4.28 | 闪电Ⅱ-7 | | 467 | 40817 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 117 | 1977.6.16 | 宇宙-917 | | 625 | 40150 | 62.9 | 725 | 普 | 预警 | |
| 118 | 1977.6.24 | 闪电Ⅰ-37 | | 480 | 39016 | 62.9 | 700 | 拜 | 国内通信 | |
| 119 | 1977.7.20 | 宇宙-931 | | 600 | 40180 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 120 | 1977.8.30 | 闪电Ⅰ-38 | | 480 | 40800 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 121 | 1977.9.22 | 预报-6 | 910 | 498 | 197867 | 65 | 5688 | 拜 | 研究磁大气层和太阳风 | |
| 123 | 1977.10.28 | 闪电Ⅱ-8 | | 478 | 40764 | 62.8 | 735 | 普 | 国内通信 | |
| 124 | 1978.1.24 | 闪电Ⅱ-9 | | 661 | 40631 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 125 | 1978.3.3 | 闪电Ⅰ-39 | | 632 | 40733 | 62.8 | 738 | 普 | 国内通信 | |
| 126 | 1978.6.2 | 闪电Ⅰ-40 | | 457 | 40837 | 62.5 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 127 | 1978.6.28 | 宇宙-1024 | | 630 | 40000 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 128 | 1978.7.14 | 闪电Ⅰ-41 | | 650 | 40660 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 129 | 1978.8.23 | 闪电Ⅰ-42 | | 480 | 40788 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 130 | 1978.9.6 | 宇宙-1030 | | 650 | 40100 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 131 | 1978.10.13 | 闪电Ⅱ-10 | | 467 | 40825 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 132 | 1978.10.30 | 预报-7 | 910 | 483 | 202965 | 65 | 5894 | 拜 | 研究磁大气层和辐射 | |
| 133 | 1979.1.18 | 闪电Ⅱ-11 | | 474 | 40806 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 134 | 1979.4.12 | 闪电Ⅰ-43 | | 656 | 40590 | 62.9 | 735 | 普 | 国内通信 | |
| 135 | 1979.6.6 | 闪电Ⅱ-12 | | 473 | 40769 | 62.5 | 735 | 普 | 国内通信 | |
| 136 | 1979.6.27 | 宇宙-1109 | | 626 | 40130 | 62.8 | 720 | 普 | 预警 | |
| 137 | 1979.7.31 | 闪电Ⅰ-44 | | 470 | 40860 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 138 | 1979.8.28 | 宇宙-1124 | | 620 | 40700 | 62.8 | 724 | 普 | 预警 | |
| 139 | 1979.10.20 | 闪电Ⅰ-45 | | 640 | 40640 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 140 | 1980.1.11 | 闪电Ⅰ-46 | | 478 | 40830 | 62.83 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 141* | 1980.2.12 | 宇宙-1164 | | 220 | 640 | 62.8 | 92.6 | 普 | 预警 | 失败,留在低轨道上 |
| 142 | 1980.4.12 | 宇宙-1172 | | 637 | 40160 | 62.89 | 726 | 普 | 预警 | |
| 143* | 1980.4.18 | 宇宙-1175 | | 317 | 485 | 62.5 | 92.3 | 普 | 国内通信 | 发射失败的闪电Ⅱ |
| 144 | 1980.6.14 | 宇宙-1188 | | 628 | 40165 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 145 | 1980.6.21 | 闪电Ⅰ-47 | | 658 | 40707 | 62.8 | 717.1 | 普 | 国内通信 | |
| 146 | 1980.7.2 | 宇宙-1191 | | 646 | 40165 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 147 | 1980.7.18 | 闪电Ⅱ-13 | | 467 | 40815 | 62.8 | 736.4 | 普 | 国内通信 | |
| 148 | 1980.10.24 | 宇宙-1217 | | 642 | 40165 | 62.8 | 728 | 普 | 预警 | |
| 149 | 1980.11.16 | 闪电Ⅰ-48 | | 640 | 40651 | 62.3 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 150 | 1980.11.27 | 宇宙-1223 | | 614 | 40165 | 62.8 | 726 | 普 | 预警 | |
| 151 | 1980.12.25 | 预报-8 | 910 | 550 | 199000 | 65 | 572.3 | 拜 | 研究太阳活动对地磁影响 | |
| 152 | 1981.1.9 | 闪电Ⅱ-14 | | 485 | 40784 | 62.5 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 153 | 1981.1.30 | 闪电Ⅰ-49 | | 464 | 40801 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 154 | 1981.2.19 | 宇宙-1247 | | 613 | 39540 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 155 | 1981.3.24 | 闪电Ⅱ-15 | | 641 | 40655 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 156 | 1981.3.31 | 宇宙-1261 | | 615 | 40170 | 62.8 | 710 | 普 | 预警 | |
| 157 | 1981.6.9 | 闪电Ⅱ-16 | | 471 | 40437 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 158 | 1981.6.19 | 宇宙-1278 | | 614 | 40165 | 62.8 | 720 | 普 | 早期预警 | |
| 159 | 1981.6.24 | 闪电Ⅰ-50 | | 645 | 40640 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 160 | 1981.8.4 | 宇宙-1285 | | 630 | 40165 | 62.8 | 720 | 普 | 预警 | |
| 161* | 1981.9.11 | 宇宙-1305 | | 648 | 13870 | 63 | 240 | 普 | 国内通信 | 发射失败的闪电Ⅱ末级提前关机 |
| 162 | 1981.10.17 | 闪电Ⅱ-17 | | 649 | 40644 | 63 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 163 | 1981.11.1 | 宇宙-1317 | | 636 | 40165 | 62.9 | 720 | 普 | 预警 | |
| 164 | 1981.11.17 | 闪电Ⅰ-51 | | 472 | 39117 | 62.8 | 702 | 普 | 国内通信 | |
| 165 | 1981.12.23 | 闪电Ⅰ-52 | | 485 | 38990 | 63 | 699 | 拜 | 国内通信 | |
| 166 | 1982.2.26 | 闪电Ⅰ-53 | | 490 | 40765 | 62.8 | 735 | 普 | 国内通信 | |
| 167 | 1982.3.3 | 宇宙-1341 | | 614 | 40165 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 168 | 1982.3.24 | 闪电Ⅲ-18 | | 656 | 40615 | 62.9 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 169 | 1982.4.7 | 宇宙-1348 | | 613 | 39342 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 170 | 1982.5.20 | 宇宙-1367 | | 612 | 39530 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 171 | 1982.5.29 | 闪电Ⅰ-54 | | 653 | 40633 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 172 | 1982.6.25 | 宇宙-1382 | | 614 | 39540 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 173 | 1982.7.21 | 闪电Ⅰ-55 | | 650 | 38900 | 63 | 701 | 普 | 国内通信 | |
| 174 | 1982.8.27 | 闪电Ⅲ-19 | | 494 | 40814 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 175 | 1982.9.22 | 宇宙-1409 | | 613 | 39340 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 176 | 1982.12.8 | 宇宙-1423 | | 401 | 575 | 62.8 | 94.4 | 拜 | 国内通信 | 发射失败的闪电Ⅰ,末级火箭点火时爆炸 |
| 177 | 1983.3.11 | 闪电Ⅲ-20 | | 474 | 40773 | 62.8 | 735 | 普 | 国内通信 | |
| 178 | 1983.3.16 | 闪电Ⅰ-56 | | 488 | 40821 | 62.8 | 737 | 普 | 国内通信 | |
| 179 | 1983.4.2 | 闪电Ⅰ-57 | | 483 | 39023 | 62.9 | 706 | 拜 | 国内通信 | |
| 180 | 1983.4.25 | 宇宙-1456 | | 613 | 39343 | 62.8 | 660 | 普 | 早期预警 | |
| 181 | 1983.7.1 | 预报-9 | 910 | 380 | 720000 | 65.5 | | 拜 | 科学研究 | |
| 182 | 1983.7.8 | 宇宙-1481 | | 615 | 40165 | 62.8 | 660 | 普 | 早期预警 | |
| 183 | 1983.7.19 | 闪电Ⅰ-58 | | 480 | 39025 | 62.9 | 706 | 拜 | 国内通信 | |
| 184 | 1983.8.31 | 闪电Ⅲ-21 | | 497 | 40815 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 185 | 1983.11.23 | 闪电Ⅰ-59 | | 465 | 39150 | 62.8 | 702 | 普 | 国内通信 | |
| 186 | 1983.12.21 | 闪电Ⅰ-22 | | 645 | 40635 | 62.8 | 736 | 普 | 国内通信 | |
| 187 | 1983.12.28 | 宇宙-1518 | | 614 | 39345 | 62.8 | 660 | 普 | 早期预警 | |
| 188 | 1984.3.6 | 宇宙-1541 | | 599 | 39747 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 189 | 1984.3.16 | 闪电Ⅰ-60 | | 620 | 39766 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 190 | 1984.4.4 | 宇宙-1547 | | 594 | 39750 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 191 | 1984.6.6 | 宇宙-1569 | | 594 | 39758 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 192 | 1984.7.3 | 宇宙-1581 | | 621 | 39723 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 193 | 1984.8.2 | 宇宙-1586 | | 610 | 39741 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 194 | 1984.8.10 | 闪电Ⅰ-61 | | 609 | 39745 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 195 | 1984.8.24 | 闪电Ⅰ-62 | | 457 | 39896 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 196 | 1984.9.7 | 宇宙-1596 | | 626 | 39728 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 197 | 1984.10.4 | 宇宙-1604 | | 598 | 39722 | 62.9 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 198 | 1984.12.14 | 闪电Ⅰ-63 | | 454 | 39903 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 199 | 1985.1.16 | 闪电Ⅲ-23 | | 630 | 39727 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 200 | 1985.4.26 | 预报-10 | 910 | 421 | 200320 | 65 | 5785 | 拜 | 研究磁大气层 | |
| 201 | 1985.5.29 | 闪电Ⅲ-24 | | 470 | 39886 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 202 | 1985.6.11 | 宇宙-1658 | | 592 | 39758 | 62.8 | 717 | 普 | 早期预警 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 203 | 1985.6.18 | 宇宙-1661 | | 586 | 39761 | 62.9 | 718 | 普 | 早期预警 | |
| 204 | 1985.7.17 | 闪电Ⅱ-25 | | 445 | 39904 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 205 | 1985.8.12 | 宇宙-1675 | | 602 | 39732 | 62.8 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 206 | 1985.8.22 | 闪电Ⅰ-64 | | 654 | 39698 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 207 | 1985.9.24 | 宇宙-1684 | | 583 | 39762 | 62.9 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 208 | 1985.9.30 | 宇宙-1687 | | 626 | 39710 | 63 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 209 | 1985.10.3 | 闪电Ⅱ-26 | | 609 | 39738 | 62.9 | 717 | 普 | 国内通信 | |
| 210 | 1985.10.22 | 宇宙-1698 | | 605 | 39726 | 62.9 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 211 | 1985.10.23 | 闪电Ⅰ-65 | | 630 | 39731 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 212 | 1985.10.28 | 闪电Ⅰ-66 | | 508 | 39875 | 62.8 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 213 | 1985.11.9 | 宇宙-1701 | | 619 | 39719 | 63 | 717 | 普 | 早期预警 | |
| 214 | 1985.12.24 | 闪电Ⅱ-27 | | 490 | 39857 | 62.8 | 717 | 普 | 国内通信 | |
| 215 | 1986.2.1 | 宇宙-1729 | | 632 | 39710 | 62.9 | 717.5 | 普 | 早期预警 | |
| 216 | 1986.4.18 | 闪电Ⅱ-28 | | 619 | 39713 | 62.8 | 717.2 | 普 | 国内通信 | |
| 217 | 1986.6.19 | 闪电Ⅱ-29 | | 620 | 39753 | 62.9 | 718.1 | 普 | 国内通信 | |
| 218 | 1986.7.5 | 宇宙-1761 | | 585 | 39757 | 62.9 | 717.5 | 普 | 早期预警 | |
| 219 | 1986.7.30 | 闪电Ⅰ-67 | | 622 | 39873 | 62.7 | 718.8 | 普 | 国内通信 | |
| 220 | 1986.8.28 | 宇宙-1774 | | 601 | 39799 | 62.9 | 718.3 | 普 | 早期预警 | |
| 221 | 1986.9.5 | 闪电Ⅰ-68 | | 613 | 39722 | 62.9 | 717.7 | 普 | 国内通信 | |
| 222 | 1986.10.3 | 宇宙-1783 | | 598 | 20058 | 62.8 | 358 | 普 | 早期预警 | 失败,末级火箭提前关机 |
| 223 | 1986.10.15 | 宇宙-1785 | | 595 | 39740 | 63 | 717.4 | 普 | 早期预警 | |
| 224 | 1986.10.20 | 闪电Ⅱ-30 | | 625 | 39724 | 62.9 | 717.7 | 普 | 国内通信 | |
| 225 | 1986.11.15 | 闪电Ⅰ-69 | | 469 | 39891 | 62.9 | 717.9 | 普 | 国内通信 | |
| 226 | 1986.11.20 | 宇宙-1793 | | 613 | 39739 | 63 | 717.7 | 普 | 早期预警 | |
| 227 | 1986.12.12 | 宇宙-1806 | | 619 | 39730 | 62.9 | 717.7 | 普 | 早期预警 | |
| 228 | 1986.12.26 | 闪电Ⅰ-70 | | 475 | 39876 | 62.8 | 717.7 | 普 | 国内通信 | |
| 229 | 1987.1.22 | 闪电Ⅱ-31 | | 461 | 39893 | 62.8 | 717.8 | 普 | 国内通信 | |
| 230 | 1987.6.4 | 宇宙-1849 | | 627 | 39728 | 62.9 | 717.8 | 普 | 早期预警 | |
| 231 | 1987.6.12 | 宇宙-1851 | | 600 | 39728 | 62.9 | 717.2 | 普 | 早期预警 | |
| 232 | 1987.12.21 | 宇宙-1903 | | 586 | 39759 | 63 | 717.6 | 普 | 早期预警 | |
| 233 | 1988.2.26 | 宇宙-1922 | | 615 | 39744 | 63 | 717.9 | 普 | 早期预警 | |
| 234 | 1988.3.11 | 闪电Ⅰ-71 | | 458 | 39879 | 63 | 717 | 拜 | 国内通信 | |
| 235 | 1988.3.17 | 闪电Ⅰ-72 | | 644 | 39730 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |
| 236 | 1988.5.26 | 闪电Ⅱ-32 | | 587 | 39782 | 62.8 | 737.5 | 普 | 国内通信 | |
| 237 | 1988.8.12 | 闪电Ⅰ-73 | | 582 | 39796 | 62.9 | 718 | 普 | 国内通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 238 | 1988.8.30 | 宇宙-1966 | | | | | | 普 | 预警 | |
| 239 | 1988.9.29 | 闪电Ⅱ-33 | | 628 | 39714 | 62.9 | 717.5 | 普 | 预警 | |
| 240 | 1988.10.3 | 宇宙-1974 | | 586 | 39784 | | | 普 | 预警 | |
| 241 | 1988.10.25 | 宇宙-1977 | | 634 | 39728 | 62.9 | 717.9 | 普 | 预警 | |
| 242 | 1988.12.22 | 闪电Ⅲ-34 | | 444 | 39889 | 62.8 | 717.3 | 普 | 通信 | |
| 243 | 1988.12.28 | 闪电Ⅰ-74 | | 617 | 39736 | 62.8 | 717.8 | 普 | 通信 | |
| 244 | 1989.2.14 | 宇宙-2001 | | 624 | 39727 | 62.8 | 717.7 | 普 | 预警 | |
| 245 | 1989.2.15 | 闪电Ⅰ-75 | | 462 | 39897 | 62.9 | 717.7 | 拜 | 通信 | |
| 246 | 1989.6.8 | 闪电Ⅲ-35 | | 593 | 39763 | 62.8 | 717.8 | 普 | 通信 | |
| 247 | 1989.9.27 | 闪电Ⅰ-76 | | 618 | 38961 | 62.8 | 702.1 | 普 | 通信 | |
| 248 | 1989.11.23 | 宇宙-2050 | | 592 | 39280 | 63 | 708 | 普 | 预警 | |
| 249 | 1989.11.28 | 闪电Ⅱ-36 | | 633 | 40600 | 62.8 | 735.6 | 普 | 通信 | |
| 250 | 1990.1.23 | 闪电Ⅱ-37 | | 598 | 39748 | 62.8 | 717.6 | 普 | 通信 | |
| 251 | 1990.3.27 | 宇宙-2063 | | 606 | 39328 | 62.8 | 709 | 普 | 预警 | |
| 252 | 1990.4.26 | 闪电Ⅰ-77 | | 612 | 40659 | 63 | 736.4 | 普 | 通信 | |
| 253 | 1990.4.28 | 宇宙-2076 | | 571 | 39319 | 63 | 708.4 | 普 | 预警 | |
| 254 | 1990.6.13 | 闪电Ⅱ-38 | | 464 | 39889 | 62.8 | 717.7 | 普 | 通信 | |
| 255 | 1990.6.21 | 宇宙-2084 | | 585 | 758 | 62.8 | 98.2 | 普 | 预警 | 末级故障，留在无用的轨道上 |
| 256 | 1990.7.25 | 宇宙-2087 | | 615 | 39749 | 62.9 | 717.9 | 普 | 预警 | |
| 257 | 1990.8.10 | 闪电Ⅰ-78 | | 647 | 39707 | 62.9 | 717.8 | 普 | 通信 | |
| 258 | 1990.8.28 | 宇宙-2097 | | 614 | 39751 | 62.9 | 717.9 | 普 | 预警 | |
| 259 | 1990.9.20 | 闪电Ⅲ-39 | | 446 | 40759 | 62.9 | 735.1 | 普 | 通信 | |
| 260 | 1990.11.20 | 宇宙-2105 | | 580 | 39760 | 62.8 | 717.5 | 普 | 预警 | |
| 261 | 1990.11.23 | 闪电Ⅰ-79 | | 607 | 39734 | 62.8 | 717.5 | 普 | 通信 | |
| 262 | 1991.2.15 | 闪电Ⅰ-80 | | 422 | 39941 | 62.79 | 717.9 | 普 | 通信 | |
| 263 | 1991.3.22 | 闪电Ⅱ-40 | | 429 | 39090 | 62.87 | 700.9 | 普 | 通信 | |
| 264 | 1991.6.18 | 闪电Ⅰ-81 | | 446 | 39900 | 62.89 | 717.6 | 普 | 通信 | |
| 265 | 1991.8.1 | 闪电Ⅰ-82 | | 620 | 39737 | 62.86 | 717.8 | 普 | 通信 | |
| 266 | 1991.9.17 | 闪电Ⅲ-41 | | 453 | 39911 | 62.85 | 717.9 | 普 | 通信 | |
| 267 | 1992.1.24 | 宇宙-2176 | | 604 | 39747 | 62.8 | 717.7 | 普 | 预警 | |
| 268 | 1992.3.4 | 闪电Ⅰ-83 | | 620 | 39731 | 62.8 | 717.7 | 普 | 通信 | |
| 269 | 1992.7.8 | 宇宙-2196 | | 590 | 39733 | 62.95 | 717.14 | 普 | 通信 | |
| 270 | 1992.8.6 | 闪电Ⅰ-84 | | 632 | 39721 | 62.85 | 717.73 | 普 | 通信 | |
| 271 | 1992.10.14 | 闪电Ⅱ-42 | | 477 | 39877 | 62.84 | 717.75 | 普 | 通信 | |
| 272 | 1992.10.21 | 宇宙-2217 | | 599 | 39757 | 62.95 | 717.79 | 普 | 预警 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 273 | 1992.11.25 | 宇宙-2222 | | 591 | 39288 | 62.88 | 708.15 | 普 | 预警 | |
| 274 | 1992.12.2 | 闪电Ⅲ-43 | | 416 | 39939 | 62.83 | 717.77 | 普 | 通信 | |
| 275 | 1993.1.13 | 闪电Ⅰ-85 | | 606 | 39746 | 62.85 | 717.72 | 普 | 通信 | |
| 276 | 1993.1.26 | 宇宙-2232 | | 591 | 39363 | 62.78 | 709.66 | 普 | 预警 | |
| 277 | 1993.4.21 | 闪电Ⅲ-44 | | 614 | 40618 | 62.83 | 735.63 | 普 | 通信 | |
| 278 | 1993.5.26 | 闪电Ⅰ-86 | | 401 | 40884 | 62.88 | 736.72 | 普 | 通信 | |
| 279 | 1993.8.4 | 闪电Ⅲ-45 | | 412 | 39931 | 62.80 | 717.53 | 普 | 通信 | |
| 280 | 1993.8.10 | 宇宙-2261 | | 582 | 39760 | 62.89 | 717.52 | 普 | 预警 | |
| 281 | 1993.12.22 | 闪电Ⅰ-87 | | 440 | 39182 | 62.82 | 702.98 | 普 | 通信 | |
| 282 | 1994.8.5 | 宇宙-2286 | | 569 | 39767 | 62.89 | 717.40 | 普 | 预警 | |
| 283 | 1994.8.23 | 闪电Ⅲ-46 | | 605 | 39756 | 62.79 | 717.90 | 普 | 通信 | |
| 284 | 1994.12.14 | 闪电Ⅰ-88 | | 441 | 39910 | 62.78 | 717.69 | 普 | 通信 | |

# 宇宙号(KOCMOC)

王基祥

## 概　述

“宇宙号”运载火箭包括“宇宙号Ⅰ”和“宇宙号Ⅱ”两种运载火箭，西方代号分别为B-1、SL-7和C-1、SL-8。它们是苏联扬格尔(М. К. Янгель，1911～1971)设计局在中程弹道导弹基础上研制的两级液体运载火箭，用于发射中小型卫星。研制时间分别为1958～1962年和1961～1964年。

“宇宙号”火箭因主要用于发射“宇宙号”系列卫星而得名。“宇宙号”系列卫星包括科学卫星、军用卫星、电子侦察卫星、导航卫星、地球资源卫星、战术通信卫星、数据中继卫星、海洋科学卫星、雷达支援卫星、反卫星靶星等。“宇宙号Ⅱ”火箭具有更广泛的用途，因为它的二子级装有可再起动的火箭发动机。

“宇宙号Ⅰ”火箭从1962年3月开始使用，1977年6月停止使用，共发射144次。“宇宙号Ⅱ”火箭从1964年8月开始发射，一直使用至今。至1994年底，“宇宙号Ⅱ”火箭共发射410次。“宇宙号”运载火箭的发射次数位居世界第二，仅次于“东方号系列”运载火箭。

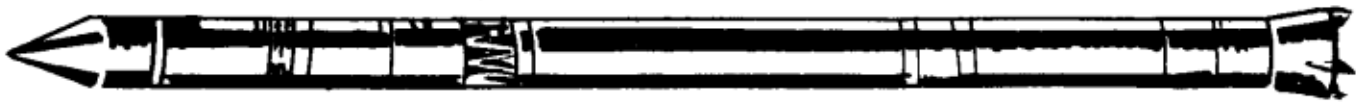
**“宇宙号”总体参数和运载能力**

| 型　号 | 西方代号 | | 级　数 | 全　长 (m) | 底部最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力(近地轨道) (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 宇宙号Ⅰ | B-1 | SL-7 | 2 | 30 | 2.26 | 43 | 635 | 600 |
| 宇宙号Ⅱ | C-1 | SL-8 | 2 | 31.4 | 2.44 | 108 | 1469 | 1350 |

## 宇宙号Ⅰ(KOCMOCⅠ)

“宇宙号Ⅰ”运载火箭是苏联发射中、小型卫星的第一种小型两级液体运载火箭，近地轨道运载能力为600kg。它以单级中程弹道导弹SS-4的助推火箭作基础级加上二子级构成。

“宇宙号Ⅰ”运载火箭一子级基本上采用了SS-4导弹的助推级，用桁架式级间结构与二子级相连。“宇宙号Ⅰ”火箭在1958～1962年进行研制，1962年3月16日从卡普斯丁·亚尔(Капустин Яр)发射场进行首次实用发射，把“宇宙号Ⅰ”卫星送入轨道。从1967年3月16日(庆祝“宇宙号Ⅰ”首射5周年之日)开始在普列谢茨克(Плесецк)发射场发射，有效载荷为宇宙-



“宇宙号Ⅰ”运载火箭

148。1973年4月19日,“宇宙号Ⅰ”运载火箭进行了在卡普斯丁·亚尔发射场的最后一次发射,送“国际宇宙-9”卫星入轨。其后一直在普列谢茨克发射场发射。到1977年6月18日发射“宇宙-919”卫星之后,“宇宙号Ⅰ”火箭就停止使用。

从1962年3月到1977年6月,“宇宙号Ⅰ”火箭共发射了144颗“宇宙号”系列卫星,其中包括为东欧国家、印度和法国发射的科学卫星和应用卫星。这些卫星的典型轨道倾角为49°(从卡普斯丁·亚尔发射)和71°(从普列谢茨克发射)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 635kN |
| 全长 | 30m | 推重比 | 1.5 |
| 底部最大直径 | 2.26m | 动载能力 | 近地轨道 600kg |
| 起飞质量 | 43t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 19.7m | 推进剂 | 硝酸+氧化氮/煤油 |
| 直径 | 1.65m | 地面总推力 | 635kN |
| 起飞质量 | ≈28t | 地面比冲 | 2255N·s/kg |
| 结构质量 | 3.75t | 真空推力 | 730kN |
| 推进剂质量 | 24.25t | 真空比冲 | 2590N·s/kg |
| 发动机 | РД-214 | 工作时间 | 140s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.74m | 发动机 | РД-119 |
| 直径 | 1.65m | 推进剂 | 液氧/偏二甲肼 |
| 子级质量 | ≈14t | 真空推力 | 105kN |
| 结构质量 | 1.5t | 真空比冲 | 3450N·s/kg |
| 推进剂质量 | 12.5t | 工作时间 | 260s |

### 整　流　罩

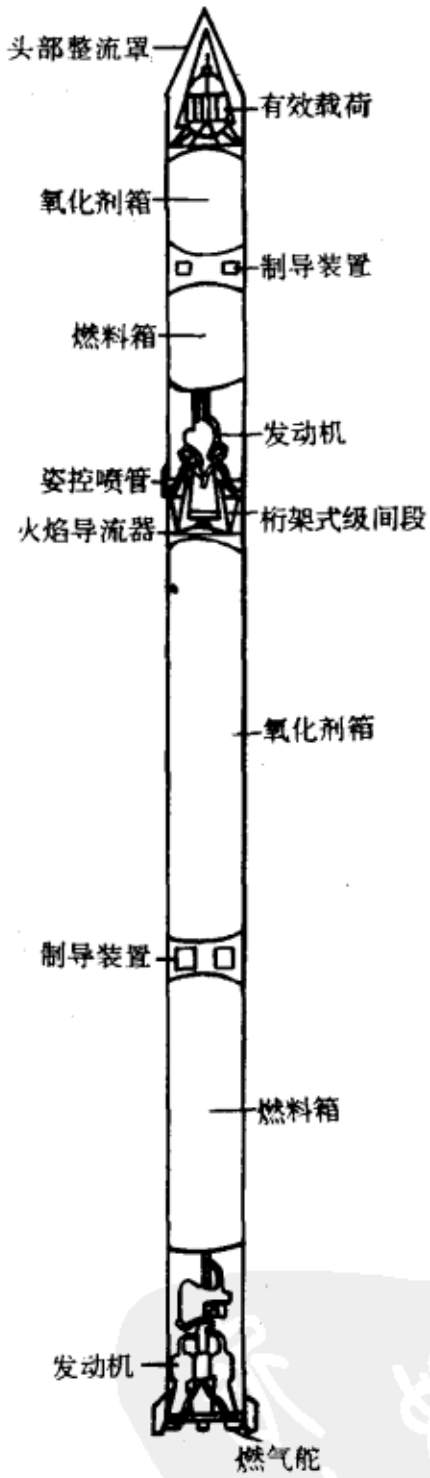
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.75m | 质量 | ～300kg |
| 直径 | 1.65m | | |

## 总　体　布　局

“宇宙号Ⅰ”运载火箭包括一子级、桁架式级间结构(长1.2m)、二子级和整流罩。一、二子级之间的分离方法为热分离法，一子级顶部装有喷焰导流器。

一子级从上到下依次包括氧化剂箱、箱间段、燃料箱、尾裙和РД-214发动机。尾裙呈锥筒形，底部最大直径2.26m。

二子级由氧化剂箱、箱间段、燃料箱、尾段和РД-119发动机构成。发动机的喷管从二子级底面向桁架式级间段伸入0.8m。



“宇宙号Ⅰ”运载火箭的结构

## 推　进　系　统

### 一子级推进系统

**发动机**

一子级装有一台4燃烧室发动机，代号РД-214，这是苏联第一种可贮推进剂火箭发动机。这种发动机由格鲁什柯设计局于1952～1957年研制，高2.38m，直径1.5m，结构质量645kg，加注推进剂后质量755kg。РД-214发动机的地面推力为635kN，真空推力为730kN。

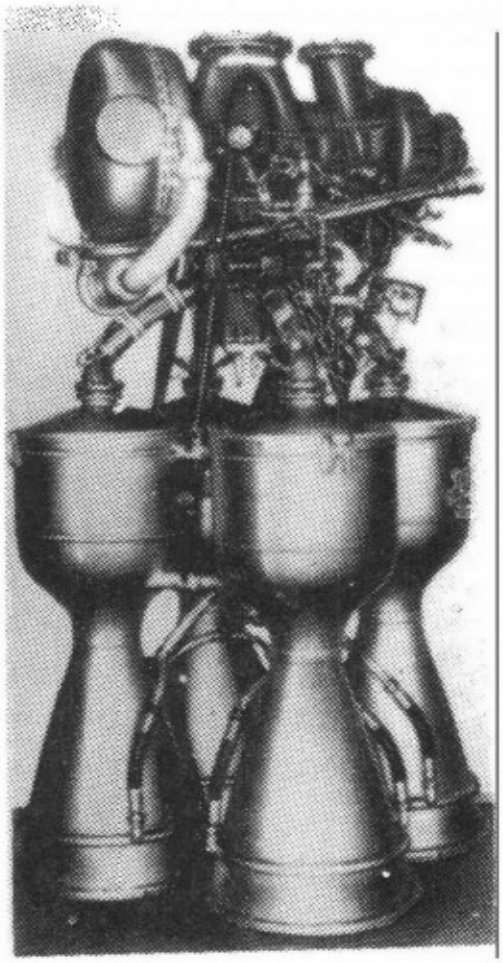
РД-214火箭发动机包括4个固定式燃烧室、一台涡轮泵、燃气发生器、操纵装置等，没有游动发动机，由燃气舵进行推力矢量控制。

4个固定的燃烧室为圆柱形，内径480mm，喉部直径176mm，采用再生冷却方法，以煤油作冷却剂。燃烧室内壁还用液膜冷却。燃烧室压力为4.36MPa。喷管面积比为64∶1。喷管出口压力为69kPa。

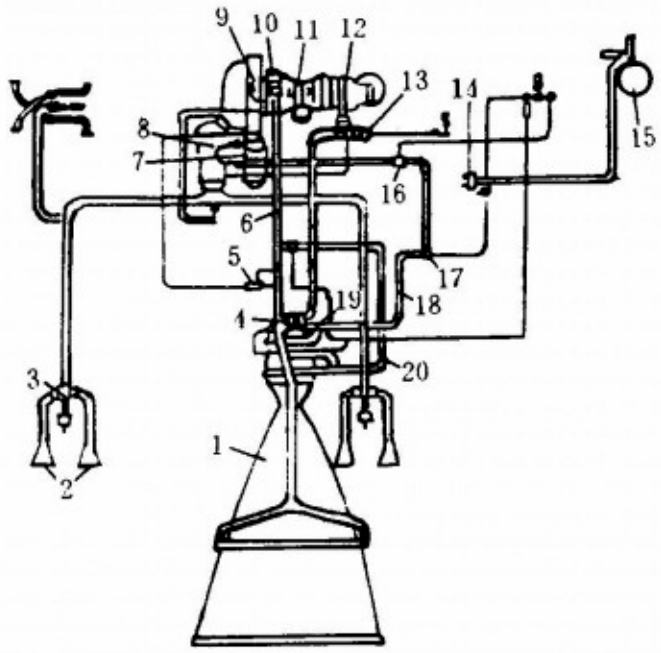
**输送系统**

РД-214火箭发动机的氧化剂为硝酸和氧化氮的混合物，燃料为精制煤油，由安装在4个燃烧室上方的一台

涡轮泵供应。推进剂混合比为3.97。涡轮泵由两级轴流冲动式涡轮、氧化剂单级离心泵、燃料单级离心泵和向燃气发生器供应过氧化氢的单级离心泵组成。涡轮由燃气发生器内过氧化氢催化分解的产物来驱动，转速133r/s，功率1880kW。通过改变燃气发生器内的过氧化氢耗量可实现推力调节。



РД-214液体火箭发动机




РД-119液体火箭发动机简图

1. 推力室； 2. 姿态控制喷管； 3. 电动气体分配器； 4. 氧化剂电爆断流阀门； 5. 混合器； 6. 燃烧室导管； 7. 燃气发生器； 8. 热交换器-蒸发器； 9. 涡轮； 10. 起动-断流阀门； 11. 燃料泵； 12. 氧化剂泵； 13. 氧化剂起动阀门； 14. 氮气电动减压器； 15. 高压氮气瓶； 16. 起动-断流阀门； 17. 燃料压力减压器； 18. 燃气发生器导管； 19. 燃烧室断流阀门； 20. 冷却用燃料导管.

## 二子级推进系统

### 发动机

二子级装一台单燃烧室РД-119发动机。这种发动机是由格鲁什柯设计局在1958～1962年研制的，高2.17m，直径1.02m，结构质量168kg，加注推进剂后质量179kg。推进剂为液氧/偏二甲肼，混合比为1.5。РД-119发动机真空推力105kN，真空比冲3450N·s/kg。

РД-119发动机包括固定式燃烧室、涡轮泵、燃气发生器、喷管、4大4小涡轮废气排出喷管、操纵装置及其他组件。为减轻结构质量，燃烧室、燃气发生器、燃气导管系统和配气装置中广泛应用了钛合金。

燃烧室采用内外壁加中间波纹隔板结构，用再生冷却法和液膜冷却法冷却室壁。燃烧室压力达7.89MPa，喷管出口压力为6.2kPa。在起动发动机时，推进剂在燃烧室中的点火用火工品来实现。

### 输送系统

РД-119发动机采用涡轮泵供应推进剂。涡轮泵包括一台两级轴流冲动式涡轮、氧化剂螺

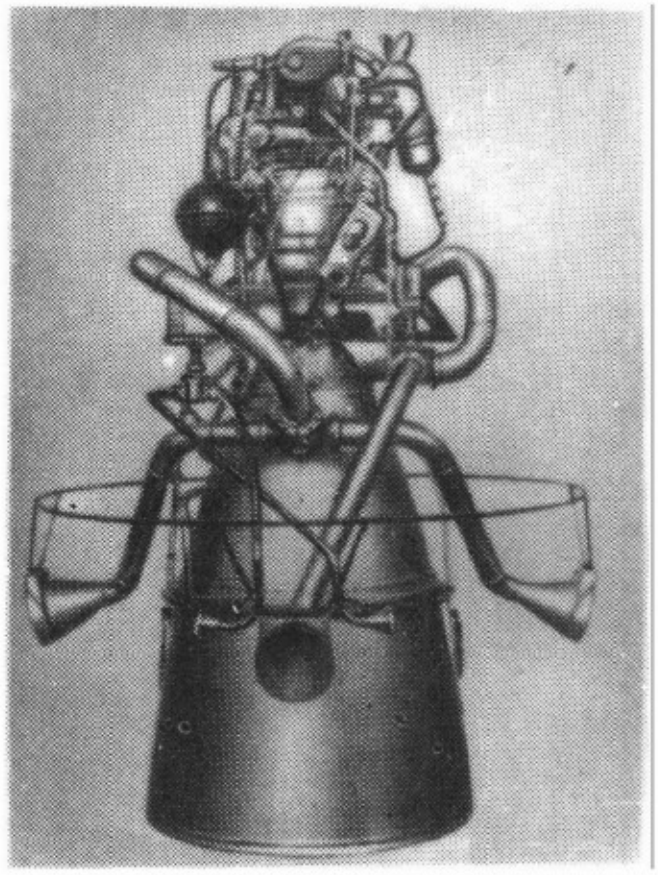
旋离心泵和燃料螺旋离心泵。它们被安装在两根同心轴上，两轴通过一根短挠性轴用花键连接。在一根轴上装着燃料泵和涡轮，在另一根轴上装着氧化剂泵。

涡轮由温度达1030K 的燃气驱动。此燃气由燃气发生器中的燃料热分解生成。开始分解时所必需的温度由固体装药点火燃烧产生。在起动此发动机时，这一装药也用于使涡轮快速旋转。涡轮和泵的转速都为350r/s，功率为566kW。通过改变燃气发生器中的工质耗量可调节推力。

涡轮废气通过固定的4大、4小姿态控制喷管排出。利用电动操纵的气体分配器调节通过姿态控制喷管的气体流量，即可控制第二级火箭的飞行方向和姿态。

**增压系统**

氧化剂箱用装在涡轮排气管中的热交换器产生的氧化剂蒸气来增压。燃料箱用部分燃气发生器气体与燃料混合生成的气体增压。



P21-119液体火箭发动机

## 制导和控制系统

“宇宙号Ⅰ”火箭采用惯性制导系统。一子级飞行控制系统的执行机构为以4个石墨为基体的燃气舵。二子级利用涡轮废气通过控制喷管来实现飞行姿态控制。

## 飞　行　记　录①

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1962.3.16 | 宇宙-1 | 200 | 217 | 980 | 49 | 96.35 | 卡② | 科学研究 | 电离层结构 |
| 2 | 1962.4.6 | 宇宙-2 | 400 | 212 | 1546 | 49 | 102.25 | 卡 | 科学研究 | 辐射带、宇宙射线 |
| 3 | 1962.4.24 | 宇宙-3 | 400 | 229 | 720 | 49 | 93.8 | 卡 | 科学研究 | 北极光 |
| 4 | 1962.5.28 | 宇宙-5 | | 203 | 1600 | 49.1 | 102.7 | 卡 | | |
| 5 | 1962.6.30 | 宇宙-6 | | 274 | 360 | 49 | 90.6 | 卡 | | |
| 6 | 1962.8.18 | 宇宙-8 | | 256 | 604 | 49 | 92.9 | 卡 | | |
| 7 | 1962.10.20 | 宇宙-11 | | 245 | 921 | 49 | 96.1 | 卡 | | |
| 8 | 1963.4.13 | 宇宙-14 | | 265 | 512 | 48.9 | 92.1 | 卡 | 地球物理 | |
| 9 | 1963.5.22 | 宇宙-17 | | 260 | 788 | 49 | 94.8 | 卡 | | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 10 | 1963.8.6 | 宇宙-19 | | 270 | 519 | 49 | 92.2 | 卡 | | |
| 11 | 1963.12.13 | 宇宙-23 | | 240 | 613 | 49 | 92.9 | 卡 | 地球物理 | |
| 12 | 1964.2.27 | 宇宙-25 | | 272 | 526 | 49 | 92.3 | 卡 | | |
| 13 | 1964.3.18 | 宇宙-26 | | 271 | 403 | 49 | 91 | 卡 | 研究地磁场 | |
| 14 | 1962.6.6 | 宇宙-31 | | 228 | 508 | 49 | 91.6 | 卡 | | |
| 15 | 1964.7.30 | 宇宙-36 | | 259 | 503 | 49 | 91.9 | 卡 | | |
| 16 | 1964.8.22 | 宇宙-42<br>宇宙-43 | | 232 | 1099 | 49 | 97.8 | 卡 | 首次一箭双星 | |
| 17 | 1964.10.24 | 宇宙-49 | | 260 | 490 | 49 | 91.8 | 卡 | | |
| 18 | 1964.12.10 | 宇宙-51 | | 264 | 554 | 49.8 | 92.5 | 卡 | | |
| 19 | 1965.1.30 | 宇宙-53 | | 227 | 1192 | 48.8 | 98.7 | 卡 | | |
| 20 | 1965.7.2 | 宇宙-70 | | 229 | 1154 | 48.8 | 98.4 | 卡 | | |
| 21 | 1965.7.23 | 宇宙-76 | | 261 | 530 | 48.8 | 92.2 | 卡 | | |
| 22 | 1965.10.19 | 宇宙-93 | | 220 | 522 | 48.4 | 91.7 | 卡 | | |
| 23 | 1965.11.4 | 宇宙-95 | | 207 | 521 | 48.4 | 91.7 | 卡 | | |
| 24 | 1965.11.26 | 宇宙-97 | 400 | 220 | 2100 | 49 | 108.3 | 卡 | 脉泽通信 | |
| 25 | 1965.12.21 | 宇宙-101 | | 260 | 550 | 49 | 92.4 | 卡 | | |
| 26 | 1966.1.25 | 宇宙-106 | | 290 | 564 | 48.4 | 92.8 | 卡 | | |
| 27 | 1966.2.11 | 宇宙-108 | | 227 | 865 | 48.9 | 95.3 | 卡 | | |
| 28 | 1966.4.26 | 宇宙-116 | | 294 | 478 | 48.4 | 92 | 卡 | | |
| 29 | 1966.5.24 | 宇宙-119 | | 219 | 1305 | 48.5 | 99.8 | 卡 | | |
| 30 | 1966.7.8 | 宇宙-123 | | 263 | 529 | 48.8 | 92.2 | 卡 | | |
| 31 | 1966.9.17 | | | 137 | 821 | 49.6 | 94.6 | 卡 | | |
| 32 | 1966.11.2 | | | 140 | 756 | 49.6 | 94.6 | 卡 | | |
| 33 | 1966.12.12 | 宇宙-135 | | 259 | 662 | 48.5 | 93.5 | 卡 | | |
| 34 | 1966.12.21 | 宇宙-137 | | 230 | 1720 | 48.8 | 104.3 | 卡 | | |
| 35 | 1967.2.14 | 宇宙-142 | | 214 | 1362 | 48.4 | 100.3 | 卡 | | |
| 36 | 1967.3.3 | 宇宙-145 | | 220 | 2135 | 48.4 | 186 | 卡 | | |
| 37 | 1967.3.16 | 宇宙-148 | 400 | 275 | 436 | 71 | 91.3 | 普 | 电子侦察 | 第一颗 |
| 38 | 1967.3.21 | 宇宙-149 | | 248 | 297 | 48.4 | 89.8 | 卡 | | |
| 39 | 1967.3.25 | 宇宙-152 | | 283 | 512 | 71 | 92.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 40 | 1967.6.5 | 宇宙-163 | | 261 | 616 | 48.4 | 93.1 | 卡 | | |
| 41 | 1967.6.16 | 宇宙-166 | 400 | 283 | 578 | 48.4 | 92.9 | 卡 | 研究太阳辐射 | |
| 42 | 1967.8.24 | 宇宙-173 | | 280 | 528 | 71 | 92.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 43 | 1967.11.21 | 宇宙-191 | | 281 | 518 | 71 | 92.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 44 | 1967.12.19 | 宇宙-196 | | 225 | 887 | 49 | 95.5 | 卡 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 45 | 1967.12.26 | 宇宙-197 | | 220 | 505 | 48.5 | 91.5 | 卡 | | |
| 46 | 1968.2.20 | 宇宙-202 | | 220 | 502 | 48.4 | 91.5 | 卡 | | |
| 47 | 1968.3.5 | 宇宙-204 | | 282 | 873 | 71 | 95.9 | 普 | 电子侦察 | |
| 48 | 1968.4.19 | 宇宙-215 | 400 | 261 | 426 | 48.5 | 91.1 | 卡 | 研究太阳辐射 | |
| 49 | 1968.4.26 | 宇宙-219 | 400 | 222 | 1770 | 48.4 | 104.7 | 卡 | | |
| 50 | 1968.5.24 | 宇宙-221 | 400 | 220 | 2108 | 48.4 | 108.3 | 卡 | | |
| 51 | 1968.5.30 | 宇宙-222 | 400 | 277 | 528 | 71 | 92.3 | 普 | 电子侦察 | |
| 52 | 1968.6.12 | 宇宙-225 | 400 | 257 | 530 | 48.4 | 92.2 | 卡 | | |
| 53 | 1968.7.5 | 宇宙-230 | 400 | 290 | 580 | 48.5 | 93 | 卡 | | |
| 54 | 1968.9.20 | 宇宙-242 | | 280 | 440 | 71 | 91.3 | 普 | | |
| 55 | 1968.10.3 | 宇宙-245 | 400 | 282 | 509 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 56 | 1968.12.3 | 宇宙-257 | 400 | 282 | 470 | 71 | 91.7 | 普 | | |
| 57 | 1968.12.14 | 宇宙-259 | | 219 | 1353 | 48.5 | 100.3 | 卡 | | |
| 58 | 1968.12.20 | 宇宙-261 | 347 | 217 | 670 | 71 | 93.1 | 普 | 研究上层大气和极光 | |
| 59 | 1968.12.26 | 宇宙-262 | | 263 | 818 | 48.5 | 95.2 | 卡 | 研究紫外辐射和上层大气 | |
| 60 | 1969.2.7 | 宇宙-265 | 400 | 283 | 485 | 71 | 91.9 | 普 | | |
| 61 | 1969.3.5 | 宇宙-268 | | 219 | 2186 | 48.4 | 109.2 | 卡 | | |
| 62 | 1969.3.28 | 宇宙-275 | | 284 | 805 | 71 | 95.2 | 普 | | |
| 63 | 1969.4.4 | 宇宙-277 | | 280 | 494 | 71 | 92 | 普 | | |
| 64 | 1969.6.3 | 宇宙-285 | | 279 | 518 | 71 | 92.2 | 普 | 小型军用 | |
| 65 | 1969.8.22 | 宇宙-295 | | 282 | 500 | 71 | 92 | 普 | | |
| 66 | 1969.10.14 | 国际宇宙-1 | 350 | 260 | 640 | 48.4 | 93.4 | 卡 | 研究太阳辐射 | |
| 67 | 1969.10.18 | 宇宙-303 | | 282 | 492 | 71 | 91.9 | 普 | | |
| 68 | 1969.10.24 | 宇宙-307 | 400 | 220 | 2178 | 48.4 | 109.1 | 卡 | | |
| 69 | 1969.11.4 | 宇宙-308 | 400 | 281 | 422 | 71 | 91.3 | 普 | | |
| 70 | 1969.11.24 | 宇宙-311 | 400 | 284 | 496 | 71 | 92 | 普 | | |
| 71 | 1969.12.11 | 宇宙-314 | 400 | 282 | 491 | 71 | 91.9 | 普 | | |
| 72 | 1969.12.23 | 宇宙-316 | | 154 | 1650 | 49.5 | 102.7 | 卡 | | |
| 73 | 1969.12.25 | 国际宇宙-2 | 400 | 206 | 1200 | 48.4 | 98.5 | 卡 | 研究电离层 | |
| 74 | 1970.1.16 | 宇宙-320 | | 240 | 342 | 48.5 | 90 | 卡 | | |
| 75 | 1970.1.20 | 宇宙-321 | | 280 | 507 | 71 | 92 | 普 | | |
| 76 | 1970.2.27 | 宇宙-324 | | 283 | 492 | 71 | 92 | 普 | | |
| 77 | 1970.3.18 | 宇宙-327 | | 279 | 855 | 71 | 95.6 | 普 | | |
| 78 | 1970.4.23 | 宇宙-334 | | 281 | 508 | 71 | 92.1 | 普 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 79 | 1970.4.24 | 宇宙-335 | | 254 | 415 | 48.7 | 91 | 卡 | | |
| 80 | 1970.6.12 | 宇宙-347 | | 223 | 2073 | 48.4 | 108 | 卡 | | |
| 81 | 1970.6.13 | 宇宙-348 | 357 | 212 | 680 | 71 | 93 | 普 | 科学研究 | |
| 82 | 1970.6.27 | 宇宙-351 | | 282 | 494 | 71 | 92 | 普 | | |
| 83 | 1970.8.7 | 国际宇宙-3 | 340 | 207 | 1320 | 49 | 99.8 | 卡 | 科学研究 | |
| 84 | 1970.8.19 | 宇宙-357 | | 282 | 500 | 71 | 92 | 普 | | |
| 85 | 1970.9.16 | 宇宙-362 | | 281 | 854 | 71 | 95.7 | 普 | | |
| 86 | 1970.10.8 | 宇宙-369 | | 278 | 534 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 87 | 1970.10.14 | 国际宇宙-4 | 350 | 263 | 668 | 48.5 | 93.6 | 卡 | 研究太阳紫外线和X射线 | |
| 88 | 1970.12.16 | 宇宙-387 | | 281 | 532 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 89 | 1970.12.18 | 宇宙-388 | 400 | 281 | 532 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 90 | 1971.1.14 | 宇宙-391 | 400 | 277 | 828 | 71 | 95.4 | 普 | | |
| 91 | 1971.1.26 | 宇宙-393 | 400 | 283 | 512 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 92 | 1971.5.19 | 宇宙-421 | 400 | 283 | 492 | 71 | 92 | 普 | | |
| 93 | 1971.5.27 | 宇宙-423 | | 282 | 511 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 94 | 1971.8.27 | 宇宙-435 | | 282 | 505 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 95 | 1971.9.24 | 宇宙-440 | | 282 | 814 | 71 | 95.3 | 普 | | |
| 96 | 1971.10.19 | 宇宙-453 | | 281 | 522 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 97 | 1971.11.17 | 宇宙-455 | | 282 | 516 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 98 | 1971.11.29 | 宇宙-458 | | 281 | 523 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 99 | 1971.12.2 | 国际宇宙-5 | 340 | 205 | 1200 | 48.4 | 98.5 | 卡 | 研究宇宙射线 | |
| 100 | 1971.12.17 | 宇宙-467 | | 279 | 502 | 71 | 92 | 普 | | |
| 101 | 1972.3.25 | 宇宙-481 | | 279 | 540 | 71 | 92.4 | 普 | | |
| 102 | 1972.4.11 | 宇宙-485 | | 208 | 506 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 103 | 1972.4.21 | 宇宙-487 | | 278 | 531 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 104 | 1972.6.30 | 宇宙-497 | | 282 | 812 | 71 | 95.2 | 普 | | |
| 105 | 1972.6.30 | 国际宇宙-7 | 375 | 267 | 568 | 48.4 | 92.6 | 卡 | 研究太阳辐射 | |
| 106 | 1972.7.1 | 宇宙-498 | | 282 | 511 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 107 | 1972.7.12 | 宇宙-501 | | 222 | 2149 | 48.5 | 108.8 | 卡 | | |
| 108 | 1972.9.16 | 宇宙-519 | | 210 | 343 | 71.3 | 89.8 | 普 | | |
| 109 | 1972.10.5 | 宇宙-523 | | 283 | 507 | 71 | 92 | 普 | | |
| 110 | 1972.10.11 | 宇宙-524 | | 277 | 537 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 111 | 1972.10.25 | 宇宙-526 | | 232 | 511 | 71 | 92 | 普 | | |
| 112 | 1972.12.1 | 国际宇宙-8 | 340 | 214 | 679 | 71 | 93.2 | 普 | | |
| 113 | 1973.1.24 | 宇宙-545 | | 279 | 521 | 71 | 92.2 | 普 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 114 | 1973.4.12 | 宇宙-553 | | 282 | 519 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 115 | 1973.4.19 | 国际宇宙-9(哥白尼500) | 340 | 202 | 1551 | 48.5 | 102.3 | 卡 | | |
| 116 | 1973.5.17 | 宇宙-558 | | 279 | 526 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 117 | 1973.6.5 | 宇宙-562 | | 270 | 487 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 118 | 1973.8.22 | 宇宙-580 | | 283 | 518 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 119 | 1973.10.16 | 宇宙-601 | | 214 | 1561 | 72 | 102.3 | 普 | | |
| 120 | 1973.11.20 | 宇宙-608 | | 281 | 528 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 121 | 1973.11.28 | 宇宙-611 | | 280 | 507 | 71 | 92 | 普 | | |
| 122 | 1973.12.13 | 宇宙-615 | | 280 | 859 | 71 | 95.7 | 普 | | |
| 123 | 1974.2.27 | 宇宙-633 | | 280 | 516 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 124 | 1974.3.5 | 宇宙-634 | | 281 | 516 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 125 | 1974.6.26 | 宇宙-662 | | 282 | 838 | 71 | 95.5 | 普 | | |
| 126 | 1974.7.25 | 宇宙-668 | | 281 | 519 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 127 | 1974.9.26 | 宇宙-686 | | 281 | 515 | 71 | 92.2 | 普 | | |
| 128 | 1974.11.20 | 宇宙-695 | 400 | 283 | 493 | 71 | 92 | 普 | | |
| 129 | 1975.1.21 | 宇宙-703 | | 207 | 1545 | 82 | 102 | 普 | | |
| 130 | 1975.1.28 | 宇宙-705 | | 281 | 524 | 71 | 92.3 | 普 | | |
| 131 | 1975.4.8 | 宇宙-725 | | 283 | 508 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 132 | 1975.6.24 | 宇宙-745 | | 274 | 540 | 71 | 92.4 | 普 | | |
| 133 | 1975.7.17 | 宇宙-750 | | 281 | 830 | 71 | 95.4 | 普 | | |
| 134 | 1976.2.5 | 宇宙-801 | | 279 | 823 | 71 | 95.3 | 普 | | |
| 135 | 1976.5.18 | 宇宙-818 | | 281 | 506 | 71 | 92.1 | 普 | | |
| 136 | 1976.8.18 | 宇宙-849 | | 276 | 889 | 71 | 96 | 普 | | |
| 137 | 1976.8.26 | 宇宙-850 | | 280 | 518 | 71 | 92 | 普 | | |
| 138 | 1977.4.5 | 宇宙-901 | | 279 | 845 | 71 | 95.5 | 普 | | |
| 139 | 1977.6.18 | 宇宙-919 | 400 | 278 | 847 | 71 | 95.6 | 普 | 电子侦察 | |

① 另有5次发射未见报道，未统计入表内。

② 指卡普斯丁·亚尔(Капустин Яр)发射场。下同。

## 宇宙号Ⅱ（KOCMOCⅡ）

“宇宙号Ⅱ”运载火箭是一种多用途两级小型液体火箭，其近地轨道运载能力为1350kg，180km 高度近地圆轨道运载能力为1700kg。它是苏联现有运载火箭中运载能力最小的一种。“宇宙号Ⅱ”运载火箭发射次数仅低于“联盟号”火箭，位居世界第二。

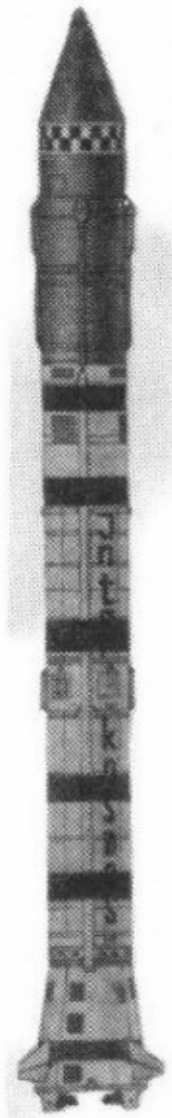
1961～1964年期间，苏联扬格尔设计局在SS-5(美国代号，北约代号为“短剑”，SKEAN)中程弹道导弹基础上，加上具有再起动能力的二子级，就研制成“宇宙号Ⅱ”运载火箭。

SS-5中程弹道导弹于1958～1960年研制，1961年装备部队。“宇宙号Ⅱ”运载火箭于1964年8月18日从拜科努尔发射场进行首次发射，一次发射了“宇宙-38、39、40”三颗卫星。自1967年5月15日开始，“宇宙号Ⅱ”火箭又从普列谢茨克发射场发射(“宇宙-158号”)。到1973年1月26日，开始从卡普斯丁·亚尔发射场发射(“宇宙-546号”)。“宇宙号Ⅱ”运载火箭是苏联所有运载火箭中唯一曾在3个发射场发射的型号。1968年8月27日从拜科努尔发射场发射了“宇宙-236”之后，就停止了“宇宙号Ⅱ”火箭在该发射场的发射活动。目前，“宇宙号Ⅱ”运载火箭仍在频繁使用，绝大多数发射都从普列谢茨克发射场进行。

“宇宙号Ⅱ”火箭的运载能力随轨道倾角大小而变化，在轨道高度400km时为1100～1350kg，在轨道高度1600km时为600～800kg。

从1964年8月至1994年底，“宇宙号Ⅱ”火箭共进行了410次发射，发射量仅次于“联盟号”运载火箭。自1970年1月至1989年3月，“宇宙号Ⅱ”火箭进行的333次发射中，失败14次，成功率为95.8%。1973年6月底，一枚“宇宙号Ⅱ”火箭在加注时爆炸，9名操作人员丧生。

“宇宙号Ⅱ”火箭的有效载荷主要包括导航卫星、地球资源卫星、战术通信卫星(一箭8星)、数据中继卫星、电子侦察卫星、海洋科学卫星、国际宇宙系列卫星和反卫星武器试验用的靶星。另外，这种运载火箭还曾改用作洲际弹道导弹和中程弹道导弹的弹头试验弹。自1977年后，较大的新一代卫星转由三级型“旋风号”运载火箭(F-2)发射，“宇宙号Ⅱ”火箭的发射次数逐渐下降。1986年后苏联把“宇宙号Ⅱ”运载火箭投入商用发射市场。



“宇宙号Ⅰ”运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 1469kN |
| 全长 | 31.4m | 推重比 | 1.39 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力 | 近地轨道1350kg |
| 起飞质量 | 108t | | |

## 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 19.3m | 推进剂 | 硝酸＋四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 2.44m | 地面总推力 | 1469　kN |
| 起飞质量 | 85.7t | 地面比冲 | 2429　N·s/kg |
| 结构质量 | 6t | 真空推力 | 1728　kN |
| 推进剂质量 | 79.7t | 真空比冲 | 2857　N·s/kg |
| 发动机 | 2台 РД-216 | 工作时间 | ≈170　s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7m | 发动机 | 再起动液体火箭发动机 |
| 直径 | 2.44m | 推进剂 | 硝酸＋氧化氮/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 20.4t | 真空推力 | 180kN |
| 结构质量 | 1.9t | 真空比冲 | 2960N·s/kg |
| 推进剂质量 | 18.5t | 工作时间 | 353s |

## 整　流　罩

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 长度 | 4.8m | 有效容积 | 高度 | 2.92m |
| 直径 | 2.44m | | 圆柱段直径 | 2.2m |
| 质量 | 500kg | | | |

## 总　体　布　局

“宇宙号Ⅱ”运载火箭包括一子级、壳段式级间段、二子级和整流罩。一、二子级间的分离采用冷分离法。

一子级包括氧化剂箱、箱间段、燃料箱、РД-216发动机、尾段和尾翼，基本上由SS-5导弹的助推器部分组成。尾段呈截锥形，最大直径约为2.85m。底部最大直径(含尾翼)为4.4m。

二子级包括氧化剂箱、燃料箱、发动机和尾段。氧化剂箱和燃料箱采用共底结构。

# 推 进 系 统

## 一子级推进系统

### 发动机

一子级装有两台 РД -216发动机。每台 РД -216发动机有双燃烧室和一台涡轮泵。一子级共有4个燃烧室和两套涡轮泵装置。推进剂为硝酸和四氧化二氮/偏二甲肼。两台 РД -216发动机高3.49m，直径2.3m，结构质量1325kg，加注后质量1515kg。两台 РД -216发动机的地面推力共1469kN，真空推力1728kN，工作时间约170s.

РД -216液体火箭发动机由苏联气体动力实验室(ГДЛ-ОКБ)于1958～1960年研制。两台 РД -216发动机用一组机架同箭体相连，且具有共同的起动系统。燃烧室压力为7.35MPa，喷管出口压力为43kPa。РД -216发动机没有推进剂利用系统和利用涡轮废气进行控制的喷管。

### 输送系统

用两台涡轮泵分别向两台 РД -216发动机供应推进剂。每台涡轮泵功率3270kW，转速为155r/s。涡轮靠燃气发生器产生的燃气驱动。燃气发生器利用主推进剂组元工作，产生的燃气温度不超过800℃，涡轮废气的温度降为600℃。涡轮泵装在它所供应推进剂的两个燃烧室之间的空位处，以充分利用发动机舱的空间和缩短发动机的长度。

## 二子级推进系统

### 发动机

二子级装有一台单燃烧室、具有再起动能力的火箭发动机。推进剂与一子级相同，为硝酸和四氧化二氮/偏二甲肼。燃烧室压力为7.24MPa，喷管面积比为40。真空推力为180kN，真空比冲为2960N·s/kg。推力调节能力为±10%。

采用涡轮泵输送系统供给推进剂，由燃气发生器燃烧富燃料主推进剂产生的燃气驱动涡轮。此燃气发生器可单独工作，通过一组燃气阀门和喷管将涡轮废气排出，产生的推力约为11kN。此时，二子级处于微调状态。

二子级发动机起动和关机程序如下：一子级发动机关机半秒后，二子级的燃气发生器点火，使二子级处于微调状态。此后4s 内，一子级分离抛掉，二子级逐渐达到全推力状态。发动机第一次关机时，先关掉主机，使二子级处于微调状态。然后，用于轨道滑行的燃气发生器点火工作，所产生的燃气同驱动涡轮用燃气一样通过同一组燃气阀门和喷管，在此同时二子级微调状态结束。此时，在轨道滑行燃气发生器单独工作状态下，进入滑行段。发动机第二次起动、关机程序与第一次基本相同。

轨道滑行燃气发生器的推进剂为过氧化氢。过氧化氢箱为两个长圆筒形箱，附在主推进剂贮箱外侧。轨道滑行燃气发生器最长工作时间为3240s。它在二子级主发动机关机后和微调状态结束前点火，一直工作到二子级发动机第二次起动后关机。其作用有二：一是在第二级轨道滑行段向姿态控制喷管提供燃气，保证实现第二级的姿态控制；二是保证二子级发动机再次起动时推进剂的沉底和稳定。

## 分　离　系　统

一、二子级间的分离：在二子级发动机燃气发生器点火后4s 内，即二子级处于微调状态时，由装在一子级上的固体反推火箭将一子级推离。

整流罩分离：二子级发动机点火后，用火工品使整流罩分成两半后抛掉。

有效载荷与二子级的分离：有效载荷入轨后，通过弹簧分离机构实现它与二子级之间的分离。

## 制导和控制系统

采用惯性制导方式。加速度计捷联在二子级箭体上，其中沿火箭纵轴方向安装3个加速度计，按照俯仰程序装置和速度程序装置发出的指令在俯仰平面内实施制导。

一子级的飞行姿态控制由4个燃气舵和4个尾翼来实现。二子级的飞行姿态控制，在主发动机工作时，利用涡轮废气通过一组燃气阀门和相应的喷管来实现；在滑行段，由轨道滑行用燃气发生器的燃气通过同一组阀门和喷管来实现。

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1964.8.18 | 宇宙-38 | | 210 | 876 | 56.17 | 95.2 | 拜 | | 苏联首次一箭三星 |
| | 1964.8.18 | 宇宙-39 | | 210 | 876 | 56.17 | 95.2 | 拜 | | |
| | 1964.8.18 | 宇宙-40 | | 210 | 876 | 56.17 | 95.2 | 拜 | | |
| 2 | 1965.2.21 | 宇宙-54 | | 280 | 1856 | 56.1 | 106.2 | 拜 | | 一箭三星-2 |
| | 1965.2.21 | 宇宙-55 | | 280 | 1856 | 56.1 | 106.2 | 拜 | | |
| | 1965.2.21 | 宇宙-56 | | 280 | 1856 | 56.1 | 106.2 | 拜 | | |
| 3 | 1965.3.15 | 宇宙-61 | | 273 | 1837 | 56 | 106 | 拜 | | 一箭三星-3 |
| | 1965.3.15 | 宇宙-62 | | 273 | 1837 | 56 | 106 | 拜 | | |
| | 1965.3.15 | 宇宙-63 | | 273 | 1837 | 56 | 106 | 拜 | | |
| 4 | 1965.7.16 | 宇宙-71 | | 550 | 550 | 56.1 | 95.5 | 拜 | | 一箭五星-1 |
| | 1965.7.16 | 宇宙-72 | | 550 | 550 | 56.1 | 95.5 | 拜 | | |
| | 1965.7.16 | 宇宙-73 | | 550 | 550 | 56.1 | 95.5 | 拜 | | |
| | 1965.7.16 | 宇宙-74 | | 550 | 550 | 56.1 | 95.5 | 拜 | | |
| | 1965.7.16 | 宇宙-75 | | 550 | 550 | 56.1 | 95.5 | 拜 | | |
| 5 | 1965.9.3 | 宇宙-80 | | 1500 | 1500 | 56 | 116.6 | 拜 | | 一箭五星-2 |
| | 1965.9.3 | 宇宙-81 | | 1500 | 1500 | 56 | 116.6 | 拜 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1965.9.3 | 宇宙-82 | | 1500 | 1500 | 56 | 116.6 | 拜 | | |
| | 1965.9.3 | 宇宙-83 | | 1500 | 1500 | 56 | 116.6 | 拜 | | |
| | 1965.9.3 | 宇宙-84 | | 1500 | 1500 | 56 | 116.6 | 拜 | | |
| 6 | 1965.9.18 | 宇宙-86 | | 1380 | 1690 | 56 | 116.7 | 拜 | | 一箭五星-3 |
| | 1965.9.18 | 宇宙-87 | | 1380 | 1690 | 56 | 116.7 | 拜 | | |
| | 1965.9.18 | 宇宙-88 | | 1380 | 1690 | 56 | 116.7 | 拜 | | |
| | 1965.9.18 | 宇宙-89 | | 1380 | 1690 | 56 | 116.7 | 拜 | | |
| | 1965.9.18 | 宇宙-90 | | 1380 | 1690 | 56 | 116.7 | 拜 | | |
| 7 | 1965.12.28 | 宇宙-103 | | 600 | 600 | 56 | 97 | 拜 | | |
| 8 | 1967.3.24 | 宇宙-151 | | 630 | 630 | 56 | 97.1 | 拜 | | |
| 9 | 1967.5.15 | 宇宙-158 | | 850 | 850 | 74 | 100.7 | 普 | | |
| 10 | 1967.10.30 | 宇宙-189 | | 535 | 600 | 74 | 95.7 | 普 | | |
| 11 | 1967.11.23 | 宇宙-192 | | 760 | 760 | 74 | 99.9 | 普 | | |
| 12 | 1968.1.20 | 宇宙-200 | | 536 | 536 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 13 | 1968.2.20 | 宇宙-203 | | 1200 | 1200 | 74.1 | 109.4 | 普 | | |
| 14 | 1968.5.7 | 宇宙-220 | | 670 | 760 | 74 | 99.2 | 普 | | |
| 15 | 1968.7.18 | 宇宙-233 | | 210 | 1545 | 82 | 102.1 | 普 | | |
| 16 | 1968.8.27 | 宇宙-236 | | 600 | 655 | 56 | 96.9 | 拜 | | |
| 17 | 1968.10.31 | 宇宙-250 | | 523 | 556 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 18 | 1968.11.30 | 宇宙-256 | | 1168 | 1234 | 74.1 | 109.3 | 普 | | |
| 19 | 1969.3.5 | 宇宙-269 | | 526 | 558 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 20 | 1969.3.17 | 宇宙-272 | | 1195 | 1220 | 74 | 109.35 | 普 | 战术通信 | |
| 21 | 1969.5.27 | 宇宙-283 | | 210 | 1539 | 82 | 102.1 | 普 | | |
| 22 | 1969.8.14 | 宇宙-292 | | 747 | 786 | 74 | 99.9 | 普 | | |
| 23 | 1969.10.21 | 宇宙-304 | | 747 | 774 | 74 | 99.9 | 普 | 数据中继 | |
| 24 | 1969.11.24 | 宇宙-312 | | 1145 | 1187 | 74 | 108.6 | 普 | 战术通信 | |
| 25 | 1969.12.20 | 宇宙-315 | | 521 | 556 | 74.06 | 95.3 | 普 | | |
| 26 | 1970.1.15 | 宇宙-319 | | 209 | 1537 | 82 | 102 | 普 | | |
| 27 | 1970.4.7 | 宇宙-330 | | 514 | 548 | 74.1 | 95.2 | 普 | | |
| 28 | 1970.4.11 | 宇宙-332 | | 755 | 786 | 74.5 | 100 | 普 | 数据中继 | |
| 29 | 1970.4.25 | 宇宙-336 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | 苏首次一箭八星 |
| | 1970.4.25 | 宇宙-337 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1970.4.25 | 宇宙-338 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1970.4.25 | 宇宙-339 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1970.4.25 | 宇宙-340 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1970.4.25 | 宇宙-341 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 1970.4.25 | 宇宙-342 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1970.4.25 | 宇宙-343 | | 1400 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 30 | 1970.8.10 | 宇宙-356 | | 240 | 600 | 82 | 92.6 | 普 | | |
| 31 | 1970.8.20 | 宇宙-358 | | 517 | 549 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 32 | 1970.10.12 | 宇宙-371 | | 754 | 780 | 74 | 99.9 | 普 | | |
| 33 | 1970.10.16 | 宇宙-372 | | 786 | 828 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 34 | 1970.11.17 | 宇宙-378 | | 241 | 1763 | 74 | 105 | 普 | | |
| 35 | 1970.11.24 | 宇宙-380 | 400 | 210 | 1548 | 82 | 102.2 | 普 | | |
| 36 | 1970.12.2 | 宇宙-381 | | 985 | 1023 | 74 | 105 | 普 | 研究电离层 | |
| 37 | 1970.12.2 | 宇宙-382 | | 320 | 5040 | 51.5 | 143 | 拜 | | |
| 38 | 1970.12.12 | 宇宙-385 | | 982 | 1005 | 74 | 104.8 | 普 | | |
| 39 | 1971.2.9 | 宇宙-394 | | 574 | 619 | 65.9 | 96.5 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 40 | 1971.2.18 | 宇宙-395 | | 534 | 570 | 74 | 95.4 | 普 | | |
| 41 | 1971.3.19 | 宇宙-400 | | 995 | 1016 | 65.8 | 105 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 42 | 1971.4.23 | 宇宙-407 | | 799 | 844 | 74 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 43 | 1971.4.24 | 宇宙-408 | | 211 | 1542 | 82 | 102.1 | 普 | | |
| 44 | 1971.4.28 | 宇宙-409 | | 1185 | 1222 | 74 | 109.4 | 普 | | |
| 45 | 1971.5.7 | 宇宙-411 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-2 |
| | 1971.5.7 | 宇宙-412 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-413 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-414 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-415 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-416 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-417 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.5.7 | 宇宙-418 | | 1408 | 1530 | 74.5 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 46 | 1971.5.22 | 宇宙-422 | | 994 | 1020 | 74 | 105.1 | 普 | | |
| 47 | 1971.5.29 | 宇宙-425 | | 511 | 556 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 48 | 1971.6.4 | 宇宙-426 | | 394 | 2012 | 74 | 109.3 | 普 | | |
| 49 | 1971.9.7 | 宇宙-436 | | 514 | 550 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 50 | 1971.9.10 | 宇宙-437 | | 523 | 558 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 51 | 1971.10.13 | 宇宙-444 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-3 |
| | 1971.10.13 | 宇宙-445 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-446 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-447 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-448 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-449 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-450 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1971.10.13 | 宇宙-451 | 40 | 1415 | 1550 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 52 | 1971.11.20 | 宇宙-457 | | 1192 | 1229 | 74 | 109.5 | 普 | | |
| 53 | 1971.11.29 | 宇宙-459 | | 226 | 277 | 65.8 | 89.4 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 54 | 1971.11.30 | 宇宙-460 | | 520 | 553 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 55 | 1971.12.2 | 宇宙-461 | | 490 | 524 | 69.2 | 94.6 | 普 | | |
| 56 | 1971.12.3 | 宇宙-462 | | 237 | 1840 | 65.8 | 105.7 | 普 | | |
| 57 | 1971.12.15 | 宇宙-465 | | 984 | 1023 | 74 | 105 | 普 | | |
| 58 | 1971.12.17 | 宇宙-468 | | 788 | 830 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 59 | 1971.12.27 | 光环-1(Aurole-1) | | 410 | 2500 | 74 | 114.7 | 普 | 研究上层大气和极光 | 法苏合作计划 |
| 60 | 1972.1.25 | 宇宙-472 | 400 | 207 | 1568 | 82 | 102.4 | 普 | | |
| 61 | 1972.2.25 | 宇宙-475 | | 977 | 1013 | 74 | 105 | 普 | | |
| 62 | 1972.3.22 | 宇宙-479 | | 517 | 549 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 63 | 1972.3.25 | 宇宙-480 | | 1183 | 1212 | 83 | 102.2 | 普 | 导航 | |
| 64 | 1972.5.6 | 宇宙-489 | | 980 | 1010 | 74 | 105 | 普 | | |
| 65 | 1972.6.23 | 宇宙-494 | | 791 | 829 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 66 | 1972.7.10 | 宇宙-500 | | 509 | 554 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 67 | 1972.7.20 | 宇宙-504 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-4 |
| | 1972.7.20 | 宇宙-505 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-506 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-507 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-508 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-509 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-510 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.7.20 | 宇宙-511 | | 1425 | 1540 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| 68 | 1972.8.16 | 宇宙-514 | | 959 | 999 | 83 | 104.4 | 普 | 导航 | |
| 69 | 1972.9.29 | 宇宙-521 | | 973 | 1030 | 65.8 | 105 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 70 | 1972.11.1 | 宇宙-528 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-5 |
| | 1972.11.1 | 宇宙-529 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-530 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-531 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-532 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-533 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-534 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1972.11.1 | 宇宙-535 | | 1375 | 1495 | 74 | 114 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 71 | 1972.11.3 | 宇宙-536 | | 514 | 555 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 72 | 1972.12.21 | 宇宙-539 | | 1353 | 1392 | 74 | 113 | 普 | | |
| 73 | 1972.12.26 | 宇宙-540 | | 779 | 823 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 74 | 1973.1.20 | 宇宙-544 | | 513 | 561 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 75 | 1973.2.28 | 宇宙-546 | | 585 | 630 | 51.7 | 96.6 | 卡 | | |
| 76 | 1973.2.28 | 宇宙-549 | | 513 | 556 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 77 | 1973.6.8 | 宇宙-564 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-6 |
| | 1973.6.8 | 宇宙-565 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-566 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-567 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-568 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-569 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-570 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.6.8 | 宇宙-571 | | 1392 | 1507 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 78 | 1973.6.20 | 宇宙-574 | | 995 | 1024 | 82.94 | 105.14 | 普 | 导航 | |
| 79 | 1973.8.28 | 宇宙-582 | | 521 | 559 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 80 | 1973.9.8 | 宇宙-585 | | 1385 | 1416 | 74 | 113.6 | 普 | 通信 | |
| 81 | 1973.9.14 | 宇宙-586 | | 986 | 1020 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 82 | 1973.10.2 | 宇宙-588 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-7 |
| | 1973.10.2 | 宇宙-589 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-590 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-591 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-592 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-593 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-594 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.10.2 | 宇宙-595 | | 1397 | 1512 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 83 | 1973.10.30 | 国际宇宙-10 | | 265 | 1477 | 74 | 102 | 普 | 研究磁大气层 | |
| 84 | 1973.11.27 | 宇宙-610 | | 515 | 560 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 85 | 1973.12.4 | 宇宙-614 | | 770 | 830 | 74 | 100.7 | 普 | 数据中继 | |
| 86 | 1973.12.19 | 宇宙-617 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-8 |
| | 1973.12.19 | 宇宙-618 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-619 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-620 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-621 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-622 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-623 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1973.12.19 | 宇宙-624 | | 1404 | 1511 | 74 | 114.8 | 普 | 战术通信 | |
| 87 | 1973.12.26 | 光环-2 | | 400 | 1975 | 74 | 109.1 | 普 | 研究上大气层和极光 | 为法国发射 |
| 88 | 1973.12.29 | 宇宙-627 | | 991 | 1032 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 89 | 1974.1.17 | 宇宙-628 | | 975 | 1026 | 83 | 105 | 普 | | |
| 90 | 1974.2.6 | 宇宙-631 | | 522 | 565 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 91 | 1974.4.23 | 宇宙-641 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-9 |
| | 1974.4.23 | 宇宙-642 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-643 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-644 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-645 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-646 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-647 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.4.23 | 宇宙-648 | | 1385 | 1508 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 92 | 1974.4.29 | 宇宙-650 | | 1380 | 1413 | 74 | 113.5 | 普 | 通信 | |
| 93 | 1974.5.17 | 国际宇宙-11 | | 484 | 526 | 50.7 | 94.5 | 卡 | 研究太阳辐射 | |
| 94 | 1974.5.21 | 宇宙-655 | | 520 | 549 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 95 | 1974.6.18 | 宇宙-660 | | 409 | 1995 | 83 | 109.2 | 普 | | |
| 96 | 1974.6.21 | 宇宙-661 | | 513 | 555 | 74 | 95 | 普 | | |
| 97 | 1974.6.27 | 宇宙-663 | | 983 | 1017 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 98 | 1974.8.16 | 宇宙-673 | | 620 | 648 | 81 | 97 | 普 | | |
| 99 | 1974.8.29 | 宇宙-675 | | 1370 | 1429 | 74 | 113.7 | 普 | 通信 | |
| 100 | 1974.9.11 | 宇宙-676 | | 799 | 840 | 74 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 101 | 1974.9.19 | 宇宙-677 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-10 |
| | 1974.9.19 | 宇宙-678 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-679 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-680 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-681 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-682 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-683 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1974.9.19 | 宇宙-684 | | 1451 | 1519 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| 102 | 1974.10.11 | 宇宙-687 | | 292 | 717 | 74 | 94.5 | 普 | | |
| 103 | 1974.10.19 | 宇宙-689 | | 992 | 1032 | 83 | 105.1 | 普 | 导航 | |
| 104 | 1974.10.31 | 国际宇宙-12 | 400 | 264 | 708 | 74.1 | 94.1 | 普 | 研究上层大气和电离层 | |
| 105 | 1974.12.18 | 宇宙-698 | | 515 | 566 | 74 | 95.3 | 普 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 106 | 1974.12.26 | 宇宙-700 | | 976 | 1012 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 107 | 1975.2.5 | 宇宙-707 | | 505 | 550 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 108 | 1975.2.12 | 宇宙-708 | | 1387 | 1423 | 69.2 | 113.6 | 普 | 战术通信 | |
| 109 | 1975.2.28 | 宇宙-711 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-11 |
| | 1975.2.28 | 宇宙-712 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-713 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-714 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-715 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-716 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-717 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.2.28 | 宇宙-718 | | 1449 | 1530 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 110 | 1975.3.27 | 国际宇宙-13 | | 296 | 1714 | 83 | 104.9 | 普 | 研究宇宙射线 | |
| 111 | 1975.4.11 | 国际宇宙-726 | | 972 | 1008 | 83 | 104.7 | 普 | 导航 | |
| 112 | 1975.4.19 | 阿里阿巴哈达(Ариабхата) | 360 | 563 | 619 | 50.7 | 96.4 | 卡 | 研究X射线天文学 | 为印度发射 |
| 113 | 1975.4.23 | 宇宙-729 | | 995 | 1023 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 114 | 1975.5.28 | 宇宙-732 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-12 |
| | 1975.5.28 | 宇宙-733 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-734 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-735 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-736 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-737 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-738 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.5.28 | 宇宙-739 | | 1475 | 1532 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| 115 | 1975.7.4 | 宇宙-749 | | 511 | 557 | 74 | 95.3 | 普 | 战术通信 | |
| 116 | 1975.7.24 | 宇宙-752 | | 480 | 526 | 65.9 | 94.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 117 | 1975.8.14 | 宇宙-755 | | 991 | 1025 | 82.9 | 105 | 普 | | |
| 118 | 1975.9.17 | 宇宙-761 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-13 |
| | 1975.9.17 | 宇宙-762 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-763 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-764 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-765 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-766 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-767 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1975.9.17 | 宇宙-768 | | 1450 | 1537 | 74 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| 119 | 1975.9.24 | 宇宙-770 | | 1188 | 1222 | 83 | 109.2 | 普 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 120 | 1975.9.30 | 宇宙-773 | | 791 | 828 | 74.1 | 100.9 | 普 | 数据中继 | |
| 121 | 1975.11.4 | 宇宙-778 | | 989 | 1018 | 83 | 104.9 | 普 | | |
| 122 | 1975.11.21 | 宇宙-781 | | 508 | 557 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 123 | 1975.11.28 | 宇宙-783 | | 797 | 838 | 74 | 101 | 普 | | |
| 124 | 1975.12.11 | 国际宇宙-14 | 550 | 345 | 1707 | 74 | 105.3 | 普 | 研究 | |
| 125 | 1976.1.6 | 宇宙-787 | | 519 | 564 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 126 | 1976.1.20 | 宇宙-789 | | 993 | 1029 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 127 | 1976.1.25 | 宇宙-790 | | 513 | 559 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 128 | 1976.1.28 | 宇宙-791 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-14 |
| | 1976.1.28 | 宇宙-792 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-793 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-794 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-795 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-796 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-797 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.1.28 | 宇宙-798 | | 1453 | 1538 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| 129 | 1976.2.3 | 宇宙-800 | | 1000 | 1027 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 130 | 1976.2.12 | 宇宙-803 | | 554 | 624 | 66 | 96.4 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 131 | 1976.3.12 | 宇宙-807 | | 403 | 1985 | 83 | 109.1 | 普 | 小型军用 | |
| 132 | 1976.4.6 | 宇宙-812 | | 504 | 558 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 133 | 1976.4.28 | 宇宙-816 | | 482 | 525 | 65.9 | 94.6 | 普 | | |
| 134 | 1976.5.28 | 宇宙-822 | | 284 | 729 | 74 | 94.6 | 普 | | |
| 135 | 1976.6.3 | 宇宙-823 | | 996 | 1023 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 136 | 1976.6.15 | 宇宙-825 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-15 |
| | 1976.6.15 | 宇宙-826 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-827 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-828 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-829 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-830 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-831 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.6.15 | 宇宙-832 | | 1450 | 1530 | 74 | 111.5 | 普 | 战术通信 | |
| 137 | 1976.6.19 | 国际宇宙-15 | | 481 | 521 | 74 | 94.6 | 普 | 陨石研究 | |
| 138 | 1976.6.29 | 宇宙-836 | | 796 | 843 | 74 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 139 | 1976.7.9 | 宇宙-839 | | 984 | 2012 | 65.9 | 117 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 140 | 1976.7.15 | 宇宙-841 | | 789 | 826 | 74 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 141 | 1976.7.21 | 宇宙-842 | | 987 | 1023 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 142 | 1976.7.27 | 宇宙-845 | | 505 | 557 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 143 | 1976.7.27 | 国际宇宙-16 | | 465 | 523 | 50.6 | 94.4 | 卡 | 太阳观测 | |
| 144 | 1976.7.29 | 宇宙-846 | | 967 | 1025 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 145 | 1976.8.27 | 宇宙-851 | | 592 | 649 | 81 | 96.2 | 普 | | |
| 146 | 1976.9.29 | 宇宙-858 | | 792 | 833 | 74 | 101 | 普 | | |
| 147 | 1976.10.29 | 宇宙-864 | | 980 | 1021 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 148 | 1976.12.2 | 宇宙-870 | | 514 | 560 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 149 | 1976.12.7 | 宇宙-871 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-16 |
| | 1976.12.7 | 宇宙-872 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-873 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-874 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-875 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-876 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-877 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1976.12.7 | 宇宙-878 | | 1450 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| 150 | 1976.12.9 | 宇宙-880 | | 562 | 624 | 66 | 96.4 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 151 | 1976.12.15 | 宇宙-883 | | 975 | 1023 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 152 | 1976.12.17 | 宇宙-885 | | 470 | 513 | 66 | 94.4 | 普 | | |
| 153 | 1976.12.28 | 宇宙-887 | | 973 | 1030 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 154 | 1977.1.20 | 宇宙-890 | | 1000 | 1032 | 83 | 105 | 普 | 通信 | |
| 155 | 1977.2.2 | 宇宙-891 | | 465 | 518 | 65.8 | 94.4 | 普 | | |
| 156 | 1977.2.15 | 宇宙-893 | | 341 | 1703 | 74 | 105.3 | 普 | | |
| 157 | 1977.2.21 | 宇宙-894 | | 988 | 1026 | 83 | 105.1 | 普 | 导航 | |
| 158 | 1977.3.25 | 宇宙-899 | | 505 | 552 | 74.1 | 95.2 | 普 | | |
| 159 | 1977.3.30 | 宇宙-900 | | 460 | 523 | 83 | 94.4 | 普 | | |
| 160 | 1977.4.27 | 宇宙-906 | | 466 | 523 | 50.7 | 94.3 | 卡 | | |
| 161 | 1977.5.19 | 宇宙-909 | | 991 | 2112 | 65.9 | 117 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 162 | 1977.5.25 | 宇宙-911 | | 984 | 1018 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 163 | 1977.5.31 | 宇宙-913 | | 475 | 523 | 74 | 94.5 | 普 | | |
| 164 | 1977.6.17 | 信号-3 (Signe-3) | 102 | 495 | 495 | 50.6 | 94.5 | 卡 | 研究X射线 | 为法国发射 |
| 165 | 1977.7.1 | 宇宙-923 | | 804 | 842 | 74 | 101.4 | 普 | 通信 | |
| 166 | 1977.7.5 | 宇宙-924 | | 514 | 560 | 74 | 95.3 | 普 | | |
| 167 | 1977.7.8 | 宇宙-926 | | 997 | 1025 | 82.9 | 105.1 | 普 | 导航 | |
| 168 | 1977.7.13 | 宇宙-928 | | 977 | 1022 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 169 | 1977.7.19 | 宇宙-930 | | 482 | 528 | 74 | 94.6 | 普 | | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 170 | 1977.7.22 | 宇宙-933 | | 385 | 418 | 65.8 | 92.5 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 171 | 1977.8.24 | 宇宙-939 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-17 |
| | 1977.8.24 | 宇宙-940 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-941 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-942 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-943 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-944 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-945 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1977.8.24 | 宇宙-946 | | 1448 | 1518 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| 172 | 1977.9.13 | 宇宙-951 | | 989 | 1029 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 173 | 1977.9.24 | 国际宇宙-17 | | 468 | 519 | 83 | 94.4 | 普 | 陨石研究 | |
| 174 | 1977.10.21 | 宇宙-959 | | 153 | 891 | 66 | 94.8 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 175 | 1977.10.25 | 宇宙-960 | | 505 | 549 | 74 | 95.1 | 普 | | |
| 176 | 1977.10.28 | 宇宙-962 | | 983 | 1022 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 177 | 1977.11.24 | 宇宙-963 | | 1190 | 1220 | 82.9 | 109.3 | 普 | | |
| 178 | 1977.12.8 | 宇宙-965 | | 469 | 520 | 74 | 94.4 | 普 | | |
| 179 | 1977.12.13 | 宇宙-967 | | 973 | 1013 | 66 | 105 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 180 | 1977.12.16 | 宇宙-968 | | 783 | 822 | 74 | 101 | 普 | 战术通信 | |
| 181 | 1977.12.23 | 宇宙-971 | | 993 | 1021 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 182 | 1978.1.10 | 宇宙-976 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-18 |
| | 1978.1.10 | 宇宙-977 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-978 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-979 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-980 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-981 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-982 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.1.10 | 宇宙-983 | | 1452 | 1520 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| 183 | 1978.1.17 | 宇宙-985 | | 960 | 1032 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 184 | 1978.2.17 | 宇宙-990 | | 783 | 824 | 74 | 101 | 普 | 军用通信 | |
| 185 | 1978.2.18 | 宇宙-991 | 700 | 972 | 1022 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 186 | 1978.3.15 | 宇宙-994 | 700 | 996 | 1023 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 187 | 1978.3.28 | 宇宙-996 | 700 | 970 | 1021 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 188 | 1978.3.31 | 宇宙-1000 | 700 | 978 | 1024 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 189 | 1978.5.12 | 宇宙-1006 | | 383 | 417 | 65.8 | 92.5 | 普 | | |
| 190 | 1978.5.17 | 宇宙-1008 | | 501 | 551 | 74 | 95.1 | 普 | | |
| 191 | 1978.5.23 | 宇宙-1011 | | 978 | 1026 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 192 | 1978.6.8 | 宇宙-1013 | 40 | 1456 | 1539 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-19 |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1014 | 40 | 1456 | 1539 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1015 | 40 | 1456 | 1539 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1016 | 40 | 1456 | 1539 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1017 | 40 | 1456 | 1539 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1018 | 40 | 1456 | 1593 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1019 | 40 | 1456 | 1593 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.6.8 | 宇宙-1020 | 40 | 1456 | 1593 | 74 | 115.6 | 普 | 战术通信 | |
| 193 | 1978.6.21 | 宇宙-1023 | | 784 | 822 | 74.1 | 100.8 | 普 | | |
| 194 | 1978.7.27 | 宇宙-1027 | | 979 | 1015 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 195 | 1978.10.4 | 宇宙-1034 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-20 |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1035 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1036 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1037 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1038 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1039 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1040 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1978.10.4 | 宇宙-1041 | | 1458 | 1536 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| 196 | 1978.10.24 | 国际宇宙-18 | | 401 | 768 | 83 | 96.4 | 普 | 研究磁大气层 | |
| 197 | 1978.11.17 | 宇宙-1048 | 750 | 788 | 824 | 74 | 101 | 普 | | |
| 198 | 1978.12.5 | 宇宙-1051 | 40 | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | 一箭八星-21 |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1052 | 40 | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1053 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1054 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1055 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1056 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1057 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| | 1978.12.5 | 宇宙-1058 | | 1451 | 1530 | 74 | 115.5 | 普 | 军用通信 | |
| 199 | 1978.12.15 | 宇宙-1062 | | 508 | 548 | 74 | 95.1 | 普 | | |
| 200 | 1978.12.20 | 宇宙-1064 | | 435 | 991 | 83 | 98.7 | 普 | 导航 | |
| 201 | 1978.12.22 | 宇宙-1065 | | 346 | 556 | 50.7 | 93.4 | 卡 | | |
| 202 | 1978.12.26 | 宇宙-1067 | | 1184 | 1226 | 83 | 109.2 | 普 | | |
| 203 | 1979.1.16 | 宇宙-1072 | | 983 | 1030 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 204 | 1979.2.8 | 宇宙-1075 | | 475 | 521 | 65.8 | 94.6 | 普 | | |
| 205 | 1979.2.27 | 国际宇宙-19 | | 502 | 996 | 74 | 99.8 | 普 | 研　究 | |
| 206 | 1979.3.15 | 宇宙-1081 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | 一箭八星-22 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1082 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1083 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1084 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1085 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1086 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1087 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| | 1979.3.15 | 宇宙-1088 | | 1455 | 1526 | 74 | 115.4 | 普 | 军用通信 | |
| 207 | 1979.3.21 | 宇宙-1089 | 700 | 986 | 1016 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 208 | 1979.4.7 | 宇宙-1091 | 700 | 985 | 1024 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 209 | 1979.4.12 | 宇宙-1092 | 700 | 983 | 1021 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 210 | 1979.5.31 | 宇宙-1104 | 442 | 979 | 1022 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 211 | 1979.6.7 | 巴斯卡拉-1(Бхаскара-1) | 442 | 519 | 541 | 50.7 | 95.2 | 卡 | 地球观测和水资源 | 为印度发射 |
| 212 | 1979.6.28 | 宇宙-1110 | 750 | 792 | 833 | 74 | 101 | 普 | | |
| 213 | 1979.7.6 | 宇宙-1112 | 900 | | | | | 卡 | | |
| 214 | 1979.7.11 | 宇宙-1114 | 900 | 507 | 558 | 74 | 95.2 | 普 | | |
| 215 | 1979.8.28 | 宇宙-1125 | 750 | 795 | 834 | 74 | 100.9 | 普 | | |
| 216 | 1979.9.26 | 宇宙-1130 | 40 | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | --箭八星-23 |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1131 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1132 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1133 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1134 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1135 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1136 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| | 1979.9.26 | 宇宙-1137 | | 1446 | 1515 | 74 | 115 | 普 | 军事通信 | |
| 217 | 1979.10.11 | 宇宙-1140 | 750 | 781 | 818 | 74 | 101 | 普 | | |
| 218 | 1979.10.16 | 宇宙-1141 | 700 | 976 | 1014 | 82.9 | 104.7 | 普 | 导航 | |
| 219 | 1979.11.1 | 国际宇宙-20 | | 467 | 523 | 74 | 99.4 | 普 | 科学 | |
| 220 | 1979.12.5 | 宇宙-1146 | | 441 | 497 | 65.9 | 93.9 | 普 | | |
| 221 | 1980.1.14 | 宇宙-1150 | 700 | 989 | 1028 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 222 | 1980.1.25 | 宇宙-1153 | 700 | 983 | 1031 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 223 | 1980.2.12 | 宇宙-1156 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-24 |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1157 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1158 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1159 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1160 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1161 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1162 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.2.12 | 宇宙-1163 | 40 | 1450 | 1528 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| 224 | 1980.3.14 | 宇宙-1168 | | 981 | 1026 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 225 | 1980.3.27 | 宇宙-1169 | | 478 | 521 | 65.8 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 226 | 1980.4.3 | 宇宙-1171 | | 976 | 1117 | 65.8 | 105 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 227 | 1980.5.14 | 宇宙-1179 | | 310 | 1570 | 83 | 101.5 | 普 | 导航 | |
| 228 | 1980.5.20 | 宇宙-1181 | | 992 | 1020 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 229 | 1980.6.6 | 宇宙-1186 | | 473 | 519 | 74 | 94.5 | 普 | 电子侦察 | |
| 230 | 1980.7.1 | 宇宙-1190 | | 792 | 829 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 231 | 1980.7.9 | 宇宙-1192 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-25 |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1193 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1194 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1195 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1196 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1197 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1198 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.7.9 | 宇宙-1199 | | 1451 | 1522 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| 232 | 1980.7.31 | 宇宙-1204 | | 346 | 546 | 50.7 | 93.3 | 卡 | 雷达支援 | |
| 233 | 1980.10.14 | 宇宙-1215 | | 499 | 553 | 74 | 95.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 234 | 1980.12.5 | 宇宙-1225 | | 967 | 1041 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 235 | 1980.12.10 | 宇宙-1226 | | 982 | 1025 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 236 | 1980.12.24 | 宇宙-1228 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-26 |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1229 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1230 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1231 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1232 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1233 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1234 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| | 1980.12.24 | 宇宙-1235 | | 1415 | 1491 | 74 | 114.6 | 普 | 战术通信 | |
| 237 | 1981.1.14 | 宇宙-1238 | | 411 | 1936 | 83 | 109.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 238 | 1981.1.21 | 宇宙-1241 | | 1000 | 1000 | 65.8 | 105 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 239 | 1981.2.6 | 国际宇宙-21 | | 475 | 520 | 74 | 94.5 | 普 | 海洋资源 | |
| 240 | 1981.2.12 | 宇宙-1244 | | 975 | 1024 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 241 | 1981.3.6 | 宇宙-1250 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-27 |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1251 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1252 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1253 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1254 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1255 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1256 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.3.6 | 宇宙-1257 | | 1450 | 1500 | 74 | 115 | 普 | 战术通信 | |
| 242 | 1981.4.9 | 宇宙-1263 | | 403 | 1988 | 83 | 109.1 | 普 | 电子侦察 | |
| 243 | 1981.5.7 | 宇宙-1269 | | 797 | 833 | 74 | 100.9 | 普 | 数据中继 | |
| 244 | 1981.6.4 | 宇宙-1275 | | 983 | 1026 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 245 | 1981.8.6 | 宇宙-1287 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-28 |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1288 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1289 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1290 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1291 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1292 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1293 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.8.6 | 宇宙-1294 | | 1446 | 1508 | 74 | 115.2 | 普 | 战术通信 | |
| 246 | 1981.8.12 | 宇宙-1295 | | 966 | 1026 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 247 | 1981.8.28 | 宇宙-1302 | | 783 | 824 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 248 | 1981.9.4 | 宇宙-1304 | | 917 | 984 | 83 | 104 | 普 | 导航 | |
| 249 | 1981.9.18 | 宇宙-1308 | | 978 | 1017 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 250 | 1981.9.23 | 宇宙-1310 | | 478 | 524 | 65.9 | 94.6 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 251 | 1981.9.28 | 宇宙-1311 | | 470 | 521 | 83 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 252 | 1981.11.20 | 巴斯卡拉-2 | 444 | 541 | 557 | 50.7 | | 卡 | | |
| 253 | 1981.11.28 | 宇宙-1320 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-29 |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1321 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1322 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1323 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1324 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1325 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1326 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| | 1981.11.28 | 宇宙-1327 | | 1507 | 1623 | 74 | 117 | 普 | 战术通信 | |
| 254 | 1981.12.17 | 无线电3 (Радио3) | | 1564 | 1660 | 83 | 118.5 | 普 | 通信 | 一箭六星-1 |
| | 1981.12.17 | 无线电4 | | 1564 | 1660 | 83 | 118.5 | 普 | 通信 | |
| | 1981.12.17 | 无线电5 | | 1564 | 1660 | 83 | 118.5 | 普 | 通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1981.12.17 | 无线电6 | | 1564 | 1660 | 83 | 118.5 | 普 | 通信 | |
| | 1981.12.17 | 无线电7 | | 1564 | 1660 | 83 | 118.5 | 普 | 通信 | |
| | 1981.12.17 | 无线电8 | | 1653 | 1682 | 83 | 119.8 | 普 | 通信 | |
| 255 | 1982.1.7 | 宇宙-1331 | | 776 | 819 | 74 | 100.7 | 普 | 数据中继 | |
| 256 | 1982.1.14 | 宇宙-1333 | | 989 | 1029 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 257 | 1982.1.29 | 宇宙-1335 | | 487 | 535 | 74 | 94.7 | 普 | 雷达支援 | |
| 258 | 1982.2.18 | 宇宙-1339 | | 975 | 1029 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 259 | 1982.3.24 | 宇宙-1344 | | 987 | 1023 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 260 | 1982.3.31 | 宇宙-1345 | | 507 | 550 | 74 | 95.2 | 普 | 雷达支援 | |
| 261 | 1982.4.8 | 宇宙-1349 | | 984 | 1025 | 83 | 105 | 普 | 军用导航 | |
| 262 | 1982.4.21 | 宇宙-1351 | | 349 | 555 | 50.7 | 93.5 | 卡 | 雷达支援 | |
| 263 | 1982.4.28 | 宇宙-1354 | | 795 | 829 | 74 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 264 | 1982.5.6 | 宇宙-1357 | 40 | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-30 |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1358 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1359 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1360 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1361 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1362 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1363 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.5.6 | 宇宙-1364 | | 1449 | 1520 | 74 | 115.4 | 普 | 战术通信 | |
| 265 | 1982.6.1 | 宇宙-1371 | | 793 | 833 | 74.1 | 101 | 普 | 数据中继 | |
| 266 | 1982.6.4 | 宇宙-1374 | | 225 | 225 | 50.7 | | 卡 | 小型航天飞机试验 | |
| 267 | 1982.6.6 | 宇宙-1375 | | 990 | 1021 | 65.9 | 105 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 268 | 1982.6.18 | 宇宙-1380 | | 156 | 732 | 82.9 | 93.1 | 普 | 导航 | 失败，末级提前关机 |
| 269 | 1982.6.30 | 宇宙-1383 | | 1004 | 1041 | 83 | 105.4 | 普 | 导航 | |
| 270 | 1982.7.7 | 宇宙-1386 | | 965 | 1010 | 83 | 104.6 | 普 | 导航 | |
| 271 | 1982.7.21 | 宇宙-1388 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-31 |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1389 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1390 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1391 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1392 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1393 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1394 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1982.7.21 | 宇宙-1395 | | 1448 | 1515 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 272 | 1982.7.29 | 宇宙-1397 | | 346 | 547 | 50.7 | 93.4 | 卡 | 雷达支援 | |
| 273 | 1982.10.19 | 宇宙-1417 | | 978 | 1023 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 274 | 1982.10.21 | 宇宙-1418 | | 362 | 417 | 50.7 | 92.2 | 卡 | 雷达支援 | |
| 275 | 1982.11.11 | 宇宙-1420 | | 782 | 820 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 276 | 1982.12.29 | 宇宙-1427 | | 460 | 494 | 65.8 | 94 | 普 | 反卫星靶星 | |
| 277 | 1983.1.12 | 宇宙-1428 | | 972 | 1017 | 82.9 | 104.7 | 普 | 导航 | |
| 278 | 1983.1.19 | 宇宙-1429 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-32 |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1430 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1431 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1432 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1433 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1434 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1435 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.1.19 | 宇宙-1436 | | 1449 | 1513 | 74 | 115.3 | 普 | 战术通信 | |
| 279 | 1983.3.16 | 宇宙-1445 | | 219 | 275 | 51.6 | 81.9 | 卡 | 小型航天飞机试验 | |
| 280 | 1983.3.25 | 宇宙-1447 | | 975 | 1025 | 83 | 104.9 | 普 | 营救 | |
| 281 | 1983.3.30 | 宇宙-1448 | | 977 | 1017 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 282 | 1983.4.6 | 宇宙-1450 | | 474 | 515 | 65.9 | 94.7 | 普 | 雷达支援 | |
| 283 | 1983.4.12 | 宇宙-1452 | | 786 | 826 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 284 | 1983.4.19 | 宇宙-1453 | | 473 | 520 | 74 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 285 | 1983.5.6 | 宇宙-1459 | | 960 | 1028 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 286 | 1983.5.19 | 宇宙-1463 | | 307 | 1570 | 82.9 | 103.5 | 普 | 导航 | |
| 287 | 1983.5.24 | 宇宙-1464 | | 985 | 1022 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 288 | 1983.5.26 | 宇宙-1465 | | 349 | 551 | 50.7 | 93.4 | 卡 | 雷达支援 | |
| 289 | 1983.7.6 | 宇宙-1473 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-33 |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1474 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1475 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1476 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1477 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1478 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1479 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| | 1983.7.6 | 宇宙-1480 | | 1448 | 1511 | 74 | 115.1 | 普 | 战术通信 | |
| 290 | 1983.8.3 | 宇宙-1486 | | 786 | 820 | 74.1 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 291 | 1983.8.31 | 宇宙-1494 | | 341 | 561 | 50.7 | 93.5 | 卡 | 雷达支援 | |
| 292 | 1983.9.30 | 宇宙-1501 | | 470 | 516 | 82.9 | 94.4 | 普 | 雷达支援 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 293 | 1983.10.5 | 宇宙-1502 | | 372 | 411 | 75.9 | 92.3 | 普 | 雷达支援 | |
| 294 | 1983.10.12 | 宇宙-1503 | | 791 | 827 | 74 | 100.9 | 普 | 数据中继 | |
| 295 | 1983.10.26 | 宇宙-1506 | | 969 | 1026 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 296 | 1983.11.11 | 宇宙-1508 | | 400 | 1964 | 83 | 108.8 | 普 | 雷达支援 | |
| 297 | 1983.12.8 | 宇宙-1513 | | 977 | 1029 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 298 | 1983.12.27 | 宇宙-1517 | | 181 | 221 | 50.7 | 88.5 | 卡 | 小型航天飞机试验 | 落于黑海 |
| 299 | 1984.1.5 | 宇宙-1522 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-34 |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1523 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1524 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1525 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1526 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1527 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1528 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.1.5 | 宇宙-1529 | | 1461 | 1494 | 74.01 | 115.5 | 普 | 战术通信 | |
| 300 | 1984.1.11 | 宇宙-1531 | | 982 | 1010 | 82.9 | 105 | 普 | 军用导航 | |
| 301 | 1984.1.26 | 宇宙-1534 | | 468 | 516 | 94.4 | 65.8 | 普 | 雷达支援 | |
| 302 | 1984.2.2 | 宇宙-1535 | | 956 | 1017 | 82.9 | 104.8 | 普 | 军用导航 | |
| 303 | 1984.2.21 | 宇宙-1538 | | 778 | 810 | 74 | 100.7 | 普 | 数据中继 | |
| 304 | 1984.5.11 | 宇宙-1550 | | 976 | 1012 | 82.98 | 105 | 普 | 军用导航 | |
| 305 | 1984.5.17 | 宇宙-1553 | | 963 | 1008 | 82.94 | 104.8 | 普 | 军用导航 | |
| 306 | 1984.5.28 | 宇宙-1559 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-35 |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1560 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1561 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1562 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1563 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1564 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1565 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1984.5.28 | 宇宙-1566 | | 1471 | 1510 | 74 | 115.8 | 普 | 战术通信 | |
| 307 | 1984.6.8 | 宇宙-1570 | | 791 | 809 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 308 | 1984.6.21 | 宇宙-1574 | | 969 | 1008 | 83 | 105 | 普 | 国际救援 | |
| 309 | 1984.6.27 | 宇宙-1577 | | 959 | 1011 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 310 | 1984.6.28 | 宇宙-1578 | | 295 | 1643 | 50.49 | 104.5 | 卡 | 小型军用 | |
| 311 | 1984.9.13 | 宇宙-1598 | | 970 | 101 | 83 | 105 | 普 | 军用导航 | |
| 312 | 1984.9.27 | 宇宙-1601 | | 475 | 515 | 65.8 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 313 | 1984.10.10 | 宇宙-1605 | | 952 | 1019 | 82.9 | 104.8 | 普 | 军用导航 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 314 | 1984.11.15 | 宇宙-1610 | | 968 | 1013 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 315 | 1984.12.19 | 宇宙-1614 | | 176 | 223 | 50.7 | 88.5 | 卡 | 小型航天飞机试验 | 试验结束,共4次 |
| 316 | 1984.12.20 | 宇宙-1615 | | 440 | 500 | 65.8 | 94 | 普 | 小型军用 | |
| 317 | 1985.1.17 | 宇宙-1624 | | 785 | 808 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 318 | 1985.2.2 | 宇宙-1627 | | 958 | 1018 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 319 | 1985.2.27 | 宇宙-1631 | | 472 | 512 | 65.9 | 94.4 | 普 | 雷达支援 | |
| 320 | 1985.3.14 | 宇宙-1634 | | 960 | 1011 | 83 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 321 | 1985.3.21 | 宇宙-1635 | 40 | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-36 |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1636 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1637 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1638 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1639 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1640 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1641 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1985.3.21 | 宇宙-1642 | | 1474 | 1513 | 74 | 115.9 | 普 | 战术通信 | |
| 322 | 1985.5.30 | 宇宙-1655 | | 979 | 1016 | 83 | 105 | 普 | 导航 | |
| 323 | 1985.6.19 | 宇宙-1662 | | 476 | 513 | 65.8 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 324 | 1985.9.4 | 宇宙-1680 | | 784 | 807 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 325 | 1985.10.2 | 宇宙-1688 | | 347 | 548 | 50.7 | 93.5 | 卡 | 雷达支援 | |
| 326 | 1985.11.28 | 宇宙-1704 | | 965 | 1110 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 327 | 1985.12.19 | 宇宙-1709 | | 963 | 1013 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 328 | 1986.1.9 | 宇宙-1716 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-37 |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1717 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1718 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1719 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1720 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1721 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1722 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.1.9 | 宇宙-1723 | | 1480 | 1698 | 74 | 118 | 普 | 战术通信 | |
| 329 | 1986.1.16 | 宇宙-1725 | | 972 | 1003 | 82 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 330 | 1986.1.23 | 宇宙-1727 | | 962 | 1016 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 331 | 1986.4.17 | 宇宙-1741 | | 782 | 811 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 332 | 1986.5.23 | 宇宙-1745 | | 968 | 1012 | 83 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 333 | 1986.6.6 | 宇宙-1748 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-38 |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1749 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1750 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1751 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1752 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1753 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1754 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.6.6 | 宇宙-1755 | | 1409 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 334 | 1986.6.18 | 宇宙-1759 | | 969 | 1003 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 335 | 1986.7.16 | 宇宙-1763 | | 757 | 807 | 74 | 100.5 | 普 | 数据中继 | |
| 336 | 1986.9.3 | 宇宙-1776 | | 474 | 516 | 74 | 94.6 | 普 | 雷达支援 | |
| 337 | 1986.9.9 | 宇宙-1777 | | 776 | 813 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 338 | 1986.10.27 | 宇宙-1788 | | 468 | 517 | 65.8 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 339 | 1986.11.13 | 宇宙-1791 | | 954 | 1013 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 340 | 1986.11.21 | 宇宙-1794 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-39 |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1795 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1796 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1797 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1798 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1799 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1800 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1986.11.21 | 宇宙-1801 | | 1386 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 341 | 1986.11.24 | 宇宙-1802 | | 963 | 1025 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 342 | 1986.12.17 | 宇宙-1808 | | 973 | 1020 | 82.9 | 105.1 | 普 | 导航 | |
| 343 | 1987.1.21 | 宇宙-1814 | | 771 | 810 | 74 | 100.7 | 普 | 数据中继 | |
| 344 | 1987.1.22 | 宇宙-1815 | | 374 | 580 | 50.6 | 94.1 | 普 | 雷达支援 | |
| 345 | 1987.1.29 | 宇宙-1816 | | 965 | 1011 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 346 | 1987.2.18 | 宇宙-1821 | | 963 | 1016 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 347 | 1987.6.9 | 宇宙-1850 | | 783 | 807 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 348 | 1987.6.16 | 宇宙-1852 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-40 |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1853 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1854 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1855 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1856 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1857 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1858 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1987.6.16 | 宇宙-1859 | | 1388 | 1477 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 349 | 1987.6.28 | 宇宙-1861 | | 985 | 1001 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 350 | 1987.7.8 | 宇宙-1864 | | 961 | 1006 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 351 | 1987.7.14 | 宇宙-1868 | | 285 | 709 | 74 | 94.6 | 普 | 雷达支援 | 末级故障,进入不正常轨道 |
| 352 | 987.10.14 | 宇宙-1891 | | 953 | 1028 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 353 | 1987.12.1 | 宇宙-1898 | | 798 | 811 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 354 | 1987.12.15 | 宇宙-1902 | | 368 | 411 | 65.8 | 92.4 | 普 | 雷达支援 | |
| 355 | 1987.12.23 | 宇宙-1904 | | 968 | 1009 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 356 | 1988.3.11 | 宇宙-1924 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-41 |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1925 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1926 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1927 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1928 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1929 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1930 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.3.11 | 宇宙-1931 | | 1400 | 1461 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 357 | 1988.3.22 | 宇宙-1934 | | 952 | 1009 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 358 | 1988.4.5 | 宇宙-1937 | | 769 | 806 | 74 | 100.7 | 普 | 数据中继 | |
| 359 | 1988.6.21 | 宇宙-1954 | | 780 | 806 | 74 | 100.8 | 普 | 数据中继 | |
| 360 | 1988.7.14 | 宇宙-1958 | | 373 | 412 | 65.8 | 92.4 | 普 | 雷达支援 | |
| 361 | 1988.7.18 | 宇宙-1959 | | 958 | 1006 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 362 | 1988.7.28 | 宇宙-1960 | | 473 | 512 | 65.9 | 94.5 | 普 | 雷达支援 | |
| 363 | 1989.1.26 | 宇宙-1992 | | 772 | 808 | 74 | 100.7 | 普 | 通信 | |
| 364 | 1989.2.14 | 宇宙-2002 | | 185 | 2293 | 65.9 | 110.3 | 普 | | |
| 365 | 1989.2.22 | 宇宙-2004 | | 972 | 1018 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 366 | 1989.3.24 | 宇宙-2008 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-42 |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2009 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2010 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2011 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2012 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2013 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2014 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.3.24 | 宇宙-2015 | | 1394 | 1471 | 74 | 114.5 | 普 | 战术通信 | |
| 367 | 1989.4.4 | 宇宙-2016 | | 957 | 1014 | 82.9 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 368 | 1989.6.7 | 宇宙-2026 | | 953 | 1010 | 82.9 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 369 | 1989.6.14 | 宇宙-2027 | | 482 | 513 | 65.8 | 94.6 | 普 | 小型军用 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 370 | 1989. 7. 4 | 希望1 (Надежда 1) | | 960 | 1014 | 82. 9 | 104. 9 | 普 | 导航 | 国际营救卫星 |
| 371 | 1989. 7. 25 | 宇宙-2034 | | 968 | 1013 | 82. 9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 372 | 1990. 1. 18 | 宇宙-2056 | | 776 | 810 | 74 | 100. 8 | 普 | 数据中继 | |
| 373 | 1990. 2. 6 | 宇宙-2059 | | 179 | 2265 | 65. 9 | 109. 9 | 普 | 小型军用 | |
| 374 | 1990. 2. 27 | 希望2 | | 956 | 1020 | 82. 9 | 104. 9 | 普 | 导航 | 国际营救卫星 |
| 375 | 1990. 3. 20 | 宇宙-2061 | | 973 | 1017 | 82. 9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 376 | 1990. 4. 6 | 宇宙-2064 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | 一箭八星-43 |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2065 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2066 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2067 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2068 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2069 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2070 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| | 1990. 4. 6 | 宇宙-2071 | | 1463 | 1491 | 74 | 115. 5 | 普 | 战术通信 | |
| 377 | 1990. 4. 20 | 宇宙-2074 | | 967 | 1006 | 82. 9 | 104. 9 | 普 | 导航 | |
| 378 | 1990. 4. 25 | 宇宙-2075 | | 484 | 515 | 74 | 94. 6 | 普 | 小型军用 | 雷达校准 |
| 379 | 1990. 8. 28 | 宇宙-2098 | | 396 | 1977 | 82. 9 | 109. 2 | 普 | 导航 | |
| 380 | 1990. 9. 14 | 宇宙-2100 | | 961 | 1014 | 82. 9 | 104. 9 | 普 | 导航 | |
| 381 | 1990. 12. 10 | 宇宙-2112 | | 771 | 813 | 74. 1 | 100. 7 | 普 | 军事通信 | |
| 382 | 1991. 1. 29 | 信息员-1 | | 959 | 1009 | 82. 95 | 104. 84 | 普 | 通信 | 苏联地质部 |
| 383 | 1991. 2. 5 | 宇宙-2123 | | 965 | 1006 | 82. 92 | 104. 87 | 普 | 导航 | |
| 384 | 1991. 2. 12 | 宇宙-2125 | | 1458 | 1473 | 74. 03 | 115. 26 | 普 | 军事通信 | 一箭八星-44 |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2126 | | 1467 | 1497 | 74. 03 | 115. 26 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2127 | | 1467 | 1479 | 74. 03 | 115. 43 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2128 | | 1466 | 1469 | 74. 03 | 115. 08 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2129 | | 1431 | 1469 | 74. 03 | 114. 91 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2130 | | 1402 | 1469 | 74. 03 | 114. 60 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2131 | | 1468 | 1488 | 74. 03 | 114. 44 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991. 2. 12 | 宇宙-2132 | | 1416 | 1469 | 74. 03 | 114. 75 | 普 | 军事通信 | |
| 385 | 1991. 2. 26 | 宇宙-2135 | | 925 | 1020 | 82. 82 | 104. 59 | 普 | 导航 | |
| 386 | 1991. 3. 12 | 希望-3 | | 958 | 1018 | 82. 93 | 104. 92 | 普 | 导航 | 又称 COSPAS6 |
| 387 | 1991. 3. 19 | 宇宙-2137 | | 449 | 495 | 62. 85 | 94. 05 | 普 | 小型军用 | |
| 388 | 1991. 4. 16 | 宇宙-2142 | | 902 | 1021 | 82. 96 | 104. 99 | 普 | 导航 | |
| 389 | 1991. 6. 11 | 宇宙-2150 | | 783 | 809 | 74. 04 | 100. 83 | 普 | 军事通信 | |
| 390 | 1991. 8. 22 | 宇宙-2154 | | 973 | 1008 | 82. 91 | 104. 97 | 普 | 导航 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 391 | 1991.10.10 | 宇宙-2164 | | 285 | 708 | 73.99 | 94.59 | 普 | 小型军用 | |
| 392 | 1991.11.27 | 宇宙-2173 | | 947 | 1019 | 82.95 | 104.8 | 普 | 导航 | |
| 393 | 1992.2.17 | 宇宙-2180 | | 962 | 1016 | 82.93 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 394 | 1992.3.9 | 宇宙-2181 | | 973 | 1013 | 82.95 | 105 | 普 | 导航 | |
| 395 | 1992.4.15 | 宇宙-2184 | | 967 | 1014 | 82.9 | 105 | 普 | 导航 | |
| 396 | 1992.6.3 | 宇宙-2187 | | 1402 | 1480 | 74.01 | 114.73 | 普 | 军事通信 | 一箭八星-45 |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2188 | | 1389 | 1479 | 74 | 114.56 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2189 | | 1418 | 1479 | 74 | 114.89 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2190 | | 1431 | 1480 | 74 | 115.05 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2191 | | 1473 | 1503 | 74.01 | 115.76 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2192 | | 1472 | 1486 | 74 | 115.56 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2193 | | 1447 | 1480 | 74.01 | 115.21 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.6.3 | 宇宙-2194 | | 1459 | 1485 | 74 | 115.4 | 普 | 军事通信 | |
| 397 | 1992.7.1 | 宇宙-2195 | | 958 | 1011 | 82.93 | 104.83 | 普 | 导航 | |
| 398 | 1992.8.12 | 宇宙-2208 | | 788 | 807 | 74.04 | 100.86 | 普 | 军事通信 | |
| 399 | 1992.10.29 | 宇宙-2218 | | 968 | 1015 | 82.92 | 105 | 普 | 导航 | |
| 400 | 1993.1.12 | 宇宙-2230 | | 973 | 1007 | 82.94 | 104.9 | 普 | 导航 | |
| 401 | 1993.2.9 | 宇宙-2233 | | 954 | 1009 | 82.94 | 104.72 | 普 | 导航 | |
| 402 | 1993.4.1 | 宇宙-2239 | | 967 | 999 | 82.93 | 104.75 | 普 | 导航 | |
| 403 | 1993.6.16 | 宇宙-2251 | | 781 | 806 | 74.04 | 100.74 | 普 | 军事通信 | |
| 404 | 1993.10.26 | 宇宙-2265 | 500 | 291 | 1574 | 82.94 | 103.68 | 普 | 大气密度监测 | |
| 405 | 1993.11.2 | 宇宙-2266 | 825 | 950 | 1019 | 82.95 | 104.79 | 普 | 导航 | |
| 406 | 1994.4.28 | 宇宙-2279 | 825 | 957 | 1007 | 82.95 | 104.73 | 普 | 导航 | 军用 |
| 407 | 1994.7.14 | 希望-4 | 825 | 954 | 1005 | 82.95 | 104.68 | 普 | 导航 | 民用 |
| 408 | 1994.8.2 | 宇宙-2285 | | 974 | 1013 | 74.03 | 104.98 | 普 | | |
| 409 | 1994.9.27 | 宇宙-2292 | 500 | 400 | 1954 | 82.99 | 108.93 | 普 | 大气密度监测 | |
| 410 | 1994.12.20 | 宇宙-2298 | | 786 | 810 | 74.03 | 100.83 | 普 | 军事通信 | |

# 质子号系列(СЕМЕЙСТВО ПРОТОН)

王基祥

## 概　　述

“质子号”运载火箭是苏联第一种非导弹衍生的、专为航天任务设计的大型运载器。该系列共有3种型号：二级型(西方代号 D 型，SL-9)、三级型(D-1，SL-13)和四级型(D-1-e，SL-12)。西方将这三种火箭称作 D 系列火箭。

二级型“质子号”火箭在1965年7月至1966年7月发射了三颗“质子号”卫星，此后即停止使用。三级型“质子号”火箭于1968年11月16日首次发射，有效载荷为“质子-4号”卫星，此后主要用于发射“礼炮号”(САЛЮТ)、“和平号”(МИР)空间站及“晶体号”(КРИСТАЛЛ)和“量子号”(КВАНТ)空间站舱体和航天飞机模型等。四级型“质子号”火箭于1967年3月首次发射，有效载荷为“宇宙-146”。后来主要用于发射各类大型星际探测器，如“月球-15～24”、“金星-9～16”、“火星-2～7”、“探测器-4～8”、“韦加”(ВЕГА)和“火卫”(ФОБОС)等，还用于发射地球同步轨道卫星，包括“虹”、“荧光屏”、“地平线”、“射线”和“宇宙号”系列中的军用对地静止卫星。此外，四级型“质子号”火箭还具有一箭三星能力，用来发射苏联的全球导航卫星。

“质子号”是苏联的主要运载火箭之一。在“能源号”(Энергия)重型运载火箭1987年投入使用之前，“质子号”是苏联运载能力最大的运载火箭。“三级型质子号”火箭能把21t 有效载荷送入近地轨道，“四级型质子号”能把2.2t 有效载荷送入地球同步轨道。“质子号”运载火箭的发射场为拜科努尔发射场。

从1965年至1994年底，“质子号”运载火箭共发射224次，其中失败25次，成功率为84%。自1970年1月至1989年4月1日，“质子号”火箭发射132次，失败10次，成功率为92.4%。相比之下，“质子号”运载火箭是苏联现有运载火箭中成功率最低的一种型号。

从1986年开始，苏联把“质子号”运载火箭投入世界商用发射市场。“质子号”火箭的出厂价约为800万卢布。1988年规定地球同步轨道任务发射费用为3500万美元，地球同步转移轨道任务发射费用为2800万美元。后来把地球同步轨道任务发射费用提高到4000～6500万美元(1989年币值)。1987年确定三级型“质子号”运载火箭的近地轨道任务的发射费用为2000万美元。

**“质子号系列”运载火箭总体参数和运载能力**

| 型号 | 西方代号 | | 级数 | 全长(m) | 最大直径(m) | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 运载能力(t) | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | 近地轨道 | 地球同步轨道 | 月球轨道 | 金星轨道 | 火星轨道 |
| 二级质子号 | D | SL-9 | 2 | 41 | 7.4 | 633 | 8840 | 12.25 | | | | |
| 三级质子号 | D-1 | SL-13 | 3 | 57 | 7.4 | 686 | 8840 | 21 | | | | |
| 四级质子号 | D-1-e | SL-12 | 4 | 57.2 | 7.4 | 686 | 8840 | | 2.2 | 5.7 | 5.3 | 4.6 |

# 二级质子号 (ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ ПРОТОН)

"二级质子号"运载火箭于1961～1965年由切洛梅(В. Н. Челомей)设计局研制。1965年7月16日,从拜科努尔发射场首次发射,把质量为12.25t 的"质子-1号"卫星送入190/630km,$i$=63.5°的近地轨道。这是苏联首次发射如此重的卫星。1965年11月和1966年7月又分别发射了"质子-2号"和"质子-3号"卫星。1966年3月24日进行的一次发射遭到失败。1966年7月以后,它被停止使用。"二级质子号"共发射4次,1次失败,成功率为75%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 8844kN |
| 全长 | 41m | 推重比 | 1.42 |
| 最大直径 | 7.4m | 运载能力 | 190/630km、63.5°轨道, |
| 起飞质量 | 633t | | 12.25t |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 20.7m | 发动机 | 6台 РД-253 |
| 直径 | 7.4m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 461t | 地面总推力 | 6×1474=8844kN |
| 结构质量 | 44t | 地面比冲 | 2795N·s/kg |
| 推进剂质量 | 417t | 工作时间 | 130s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.4m | 发动机 | 4台 РД-0210液体火箭发动机 |
| 直径 | 4.15m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 157t | 真空推力 | 4×600=2400kN |
| 结构质量 | 12t | 真空比冲 | 3180N·s/kg |
| 推进剂质量 | 145t | 工作时间 | 208s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5m | 质量 | ≈3t |
| 直径 | 4.15m | | |

## 总　体　布　局

“二级质子号”运载火箭由一子级、桁架式级间段、二子级和整流罩组成。一子级的推进剂箱采用并联构型，由一个中央氧化剂箱和周围并联的6个燃料箱构成。在6个燃料箱下方偏向中央氧化剂箱处各装1台 РД -253液体火箭发动机。二子级推进剂箱采用串联共底构型，动力装置为4台液体火箭发动机。一、二子级各带一段桁架式级间段，级间分离面在级间段中间位置。

## 箭　体　结　构

一子级中央氧化剂箱直径4.1m，周围6个燃料箱直径1.65m。它们之间通过上、中、下三个连接点用拉杆相连。下部连接点为铰链结构，是将发动机推力直接传给氧化剂箱的传力点。氧化剂箱内装有防晃板，纵向6块，横向3块(环形)。防晃板上开有减轻孔。氧化剂箱箱底由4块瓜瓣形钣金件焊接而成，箱底及箱体筒段全部用自动焊接方法制成。氧化剂箱箱底开有6个输送管口，用来向6台发动机输送氧化剂。管口上方装有防旋装置，其外形像一个大凹圆盘，上面焊有两种长度不同的辐射状肋。一子级燃料箱未安装防晃板。

## 推　进　系　统

### 一子级推进系统

**发动机**

一子级装有6台单燃烧室高压补燃液体火箭发动机(РД -253)。РД -253是苏联第一种闭路循环火箭发动机，由格鲁什柯领导的气体动力实验室于1961～1965年研制成功。采用双组元自燃液体推进剂，氧化剂为四氧化二氮，燃料为偏二甲肼，推进剂混合比为2.69。单台 РД -253发动机的地面推力为1474kN，真空推力1635kN；地面比冲2795N·s/kg，真空比冲3100N·s/kg。РД -253火箭发动机的结构质量为1280kg，加注推进剂以后的发动机质量为1460kg。РД -253发动机的高度2.72m，燃烧室最大直径1.5m。工作时间为130s。

РД -253液体火箭发动机包括燃烧室、涡轮泵装置、燃气发生器、自动控制装置、喷管及其他组件。在泵后氧化剂同少许燃料被输送到燃气发生器，其余燃料被输送到再生冷却推力室内、外壁间的冷却管路中。燃气发生器产生的富氧化剂燃气在驱动涡轮后沿气路进入燃烧室，与流经冷却管路后进入燃烧室的燃料相遇燃烧。

РД -253发动机的推力室除采用再生冷却外，还在其易烧蚀处补加耐热陶瓷涂层和利用气液薄膜进行冷却。燃烧室压力高达14.7MPa，喷管出口压力61kPa。流入燃烧室壁内的热流密度达120MW/m$^2$。喷管面积比为26∶1。

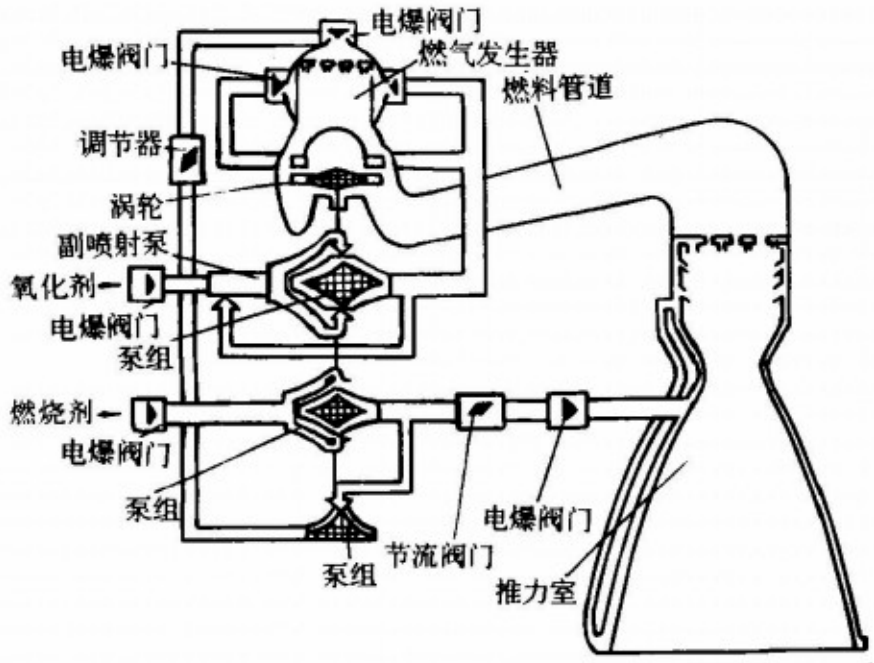
**输送系统**

采用涡轮泵输送系统。РД -253发动机的涡轮泵组包含2台带双侧入口的螺旋离心燃料泵和一台轴流反作用式涡轮。它们装在两根轴上，一根轴上装氧化剂泵和涡轮，另一根轴上装燃料泵。两轴间的扭转力矩通过中间的一根短挠性轴传递。燃料泵为两级：第一级供应燃烧室，第二级供应燃气发生器。在氧化剂输入管路内装有喷射器。涡轮泵装置功率为18.74MW，转速231r/s。燃气发生器呈球形，由氧化剂冷却。燃气发生器所产生的气体温度为780K，压力为

24MPa。

РД -253发动机主管路内的压力达40MPa，为保证其结构可靠性，广泛采用焊接连接工艺方法，在主管路内只有11个接头。发动机起动时采用自燃点火，点火与关机都用结构简单的电爆阀门(共9个)来保障。为了按推力或按推进剂混合比调节此火箭发动机，在主管路内装有电动调节器和节流阀。

РД -253发动机装有小型燃气发生器，它产生的气体用于推进剂贮箱增压。



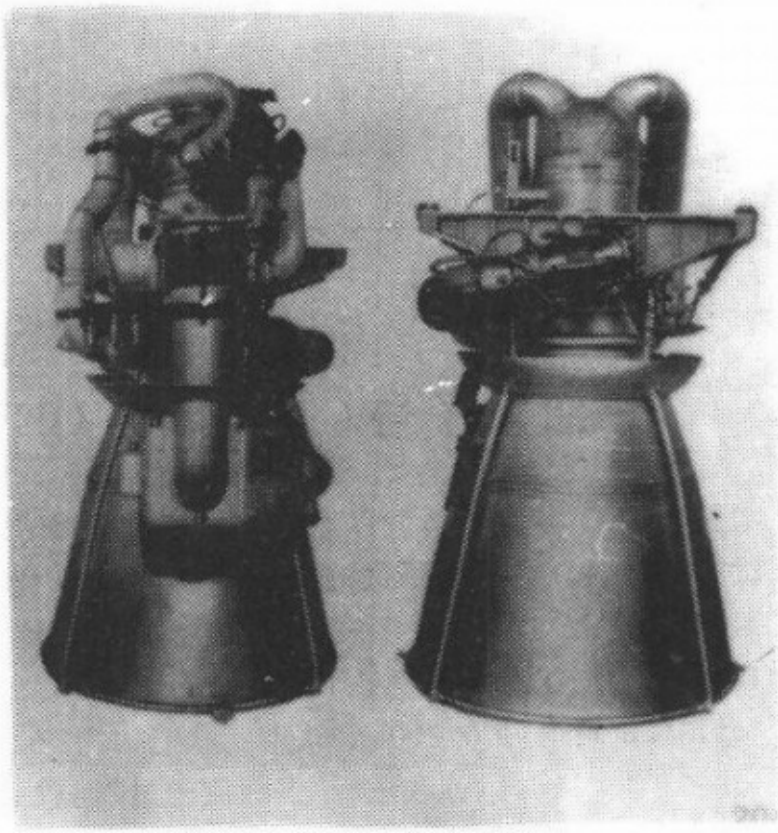

РД -253液体火箭发动机简图

一子级推进系统装有推进剂利用系统，以控制两组元同时耗尽。

## 二子级推进系统

二子级装有4台柯兹贝格设计局研制的 РД -0210单燃烧室闭路循环可摆动液体火箭发动机。由涡轮泵供应推进剂，推进剂与一子级相同，为四氧化二氮/偏二甲肼。用氧化剂对推力室进行再生冷却。采用钟形喷管，喷管面积比64∶1。推进剂容积混合比1.25∶1，额定流量173kg/s。燃烧室压力14.87MPa，真空比冲3180N·s/kg，单台发动机真空推力600kN，工作时间208s。二子级发动机无再起动能力。

二子级装有推进剂利用系统，以控制燃料和氧化剂同时耗尽。通过节流阀来控制流入预燃室的流量，以调节发动机的推力。



РД -253液体火箭发动机

## 分 离 系 统

一、二子级间采用热分离法。在一子级发动机关机过程中，二子级发动机即开始点火。当一子级发动机推力为零时，一子级上的固体反推火箭点火，并借助二子级发动机排出的尾焰使两级分开。

## 制导和控制系统

“二级质子号”火箭采用计算机-捷联惯性制导系统。两个子级的姿态控制均通过摆动主发动机来实现。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 1 | 1965.7.16 | 质子-1号 | 12.25 | 190 | 630 | 63.5 | 92.5 | 拜 | 科学研究 | |
| 2 | 1965.11.2 | 质子-2号 | 12.25 | 192 | 637 | 63.5 | 92.6 | 拜 | 科学研究 | |
| 3* | 1966.3.24 | 质子-3A 号 | 12.25 | | | | | 拜 | 科学研究 | 失败，未入轨① |
| 4 | 1966.7.6 | 质子-3号 | 12.25 | 190 | 630 | 63.5 | 92.5 | 拜 | 科学研究 | |

注：①二子级故障

## 三级质子号（ТРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ПРОТОН）

“三级质子号”火箭是世界上第一种发射空间站用的运载火箭。它由“二级质子号”的一、二子级加三子级构成。三个子级的推进剂都是 $N_2O_4$和偏二甲肼。“三级质子号”火箭的西方代号为 D-1和 SL-13。它主要用于发射苏联空间站“礼炮号”、“和平号”、空间站舱“量子号”、“晶体号”（КРИСТАЛЛ）及“宇宙号”。同“二级质子号”火箭一样，“三级质子号”也只从拜科努尔发射场发射，51.6°倾角、170/300km 轨道运载能力为21t。

1968年11月16日，苏联进行“三级质子号”运载火箭的首次发射，把“质子-4号”卫星送入近地轨道。卫星质量为17t，其中各种科学仪器重约12.5t。1971～1986年，苏联用“三级质子号”火箭发射了“礼炮-1～5”，“礼炮-6～7”与“和平号”三代空间站。它们的初始轨道高度约为220/270km，倾角51.6°，周期约90min。苏联航天员在“礼炮号”、“和平号”空间站上连续创造了96天、139天、174天、185天、211天、237天、326天、366天和447天空间持续飞行的世界记录，在长时间载人空间飞行方面远远领先。这些空间站不仅具有巨大的民用科学价值，而且也具有重要的军事价值。

至1991年底，“三级质子号”共发射27次，其中失败4次，成功率为85.2%。

自1986年后“三级质子号”火箭投入商用发射市场，1987年的发射费用为2000万美元。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 8844kN |
| 全长 | 57m | 推重比 | 1.31 |
| 最大直径 | 7.4m | 运载能力 | 170/300km、51.6°轨道 21t |
| 起飞质量 | 686t | 入轨精度 | 轨道高度偏差 ±17km |
| | | | 周期偏差 ±12s |

一、二子级性能同“二级质子号”运载火箭。

### 三 子 级

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级长 | 6.6m | | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 4.15m | | 真空推力 | 主机 600kN |
| 子级质量 | 44.5t | | | 游机 4×7.5=30kN |
| 结构质量 | 4t | | 真空比冲 | 主机 3160N·s/kg |
| 推进剂质量 | 40.5t | | | 游机 3150N·s/kg |
| 发动机 | 主机 | 1台液体火箭发动机 | 工作时间 | 主机 236s |
| | 游机 | 4台 | | 游机 257s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 15m | 结构质量 | ≈3t |
| 直径 | 4.15m | | |

## 总 体 布 局

“三级质子号”运载火箭由一子级、桁架式级间段、二子级、壳段式级间段、三子级和整流罩构成。一、二子级及其级间段与“二级质子号”火箭相同。三子级由串联共底结构的推进剂箱、动力装置、裙段及有关系统构成。三子级采用了二子级所用发动机中的一台作动力装置,但不摆动,另外用4台摆角为45°的游动发动机进行姿态控制和主发动机关机后的速度调节。

## 推 进 系 统

一、二子级推进系统同“二级质子号”火箭。80年代以来,РД-253发动机的真空推力提高到1745kN,使一子级的真空总推力达到10470kN。

### 三子级推进系统

由一台主发动机和4台游动发动机及燃气发生器、涡轮泵装置组成。主发动机为二子级所用的同一种发动机，采用涡轮泵装置供应推进剂。性能与二子级的单台发动机基本相同，但比冲与推力稍有下降，工作时间稍延长(236s)。

4台游动发动机采用与主机相同的推进剂，燃烧室压力为6.86MPa，真空比冲3150N·s/kg，真空推力30kN，工作时间257s，无节流和再起动能力。

## 分离系统

“三级质子号”运载火箭各级间的分离都借助固体反推火箭来完成。

一、二子级间采用热分离方式，与“二级质子号”火箭的级间分离方法相同。

二、三子级之间的分离步骤如下：二子级发动机关机前约2s，三子级上的游动发动机点火工作。在二子级发动机关机后，二子级上的6台固体反推火箭点火工作，把二、三子级分开。

## 制导和控制系统

“三级质子号”运载火箭采用计算机-捷联惯性制导系统，与“二级质子号”火箭的制导系统基本相同，但装在三子级上。

一、二子级的姿态控制由摆动主发动机完成，三子级用4台游动发动机实现姿态控制。

## 飞行记录

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 1 | 1968.11.16 | 质子-4 | 17000 | 255 | 493 | 51.55 | 91.75 | 拜 | 研究宇宙射线 | |
| 2* | 1969.11.28 | | 18700 | | | | | 拜 | 登月舱首飞 | 发射失败，二子级故障 |
| 3* | 1970.8.8 | | | | | | | 拜 | 空间飞机 | 发射失败 |
| 4 | 1970.12.2 | 宇宙-382 | 18700 | 320 | 5040 | 51.5 | 143 | 拜 | 登月舱试验 | |
| 5 | 1971.4.19 | 礼炮-1 | 18900 | 200 | 222 | 51.6 | 88.5 | 拜 | 空间站 | 首座轨道科学站 |
| 6* | 1972.7.29 | 礼炮 | | | | | | 拜 | 空间站 | 失败，二子级故障 |
| 7 | 1973.4.3 | 礼炮-2 | 18900 | 215 | 260 | 51.6 | 89 | 拜 | 空间站 | 轨道上失控、翻滚、爆炸 |
| 8 | 1973.5.11 | 宇宙-557 | 18900 | 218 | 266 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 空间站舱 | |
| 9 | 1974.6.25 | 礼炮-3 | 18900 | 219 | 270 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 空间站(军用) | |
| 10 | 1974.12.26 | 礼炮-4 | 18900 | 219 | 270 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 空间站 | |
| 11 | 1976.6.22 | 礼炮-5 | 18900 | 219 | 260 | 51.1 | 89 | 拜 | 空间站(军用) | |
| 12 | 1976.12.15 | 宇宙-881 | | 202 | 248 | 51.6 | 88.5 | 拜 | 空间飞机 | 一箭双星 |
| | 1976.12.15 | 宇宙-882 | | 202 | 248 | 51.6 | 88.5 | 拜 | 空间飞机 | 模型试验 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 13 | 1977.7.17 | 宇宙-929 | 20000 | 211 | 298 | 51.6 | 89.4 | 拜 | 空间站舱 | |
| 14* | 1977.8.4 | 宇宙双星 | | | | | | 拜 | 空间飞机 | 发射失败,二子级故障 |
| 15 | 1977.9.29 | 礼炮-6 | 18900 | 219 | 275 | 51.6 | 89.1 | 拜 | 空间站 | |
| 16 | 1978.3.30 | 宇宙-997 | | 200 | 230 | 51.6 | | 拜 | 空间飞机 | 一箭双星 |
| | 1978.3.30 | 宇宙-998 | | 200 | 230 | 51.6 | | 拜 | 空间飞机 | 模型试验 |
| 17 | 1979.5.22 | 宇宙-1100 | | 199 | 230 | 51.6 | | 拜 | 空间飞机 | 一箭双星 |
| | 1979.5.22 | 宇宙-1101 | | 199 | 230 | 51.6 | | 拜 | 空间飞机 | 模型试验 |
| 18 | 1981.4.25 | 宇宙-1267 | | 200 | 278 | 51.6 | 89 | 拜 | 空间站舱 | |
| 19 | 1982.4.19 | 礼炮-7 | 18900 | 213 | 261 | 51.6 | 89.2 | 拜 | 空间站 | |
| 20 | 1983.3.2 | 宇宙-1443 | | 195 | 235 | 51.6 | 88.7 | 拜 | 礼炮-7空间站舱 | |
| 21 | 1985.9.27 | 宇宙-1686 | | 172 | 301 | 51.6 | 89.2 | 拜 | 礼炮-7空间站舱 | |
| 22 | 1986.2.20 | 和平号 | 20600 | 172 | 301 | 51.6 | 89.2 | 拜 | 空间站 | |
| 23 | 1987.3.31 | 量子-1 | 20600 | 171 | 300 | 51.6 | 89.2 | 拜 | 空间站舱 | 天文物理舱 |
| 24 | 1987.7.25 | 宇宙-1870 | | 237 | 249 | 71.9 | 89.4 | 拜 | 遥感 | |
| 25 | 1989.11.26 | 量子-2 | 18500 | 215 | 321 | 51.6 | 89.8 | 拜 | 和平号附加舱 | |
| 26 | 1990.5.31 | 晶体 | | 213 | 355 | 51.6 | 90.1 | 拜 | 和平号站舱 | 前称工艺舱 |
| 27 | 1991.3.31 | 金钢石-1 (АЛМАЗ-1) | | 268 | 281 | 72.7 | 90.04 | 拜 | 雷达成像 | |

## 四级质子号(ЧЕТЫРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ЕПРОТОН)

"四级质子号"运载火箭是苏联迄今唯一能发射地球同步卫星的运载火箭,它同时也广泛用于发射"月球号"、"火星号"、"金星号"等多种探测器、大型电子侦察卫星和全球导航卫星。

"四级质子号"运载火箭是在"二级质子号"火箭的基础上增加三子级和四子级构成的。它先于"三级质子号"火箭发射,1967年3月10日首次发射,从拜科努尔发射场把"宇宙-146号"送入近地轨道,试验了月球探测器。1968年3月2日开始发射"探测器"(ЗОНД-4)。1969年7月13日开始发射"月球号"(ЛУНА-15)。1971年5月19日开始发射"火星号"(МАРС-2)。1974年3月26日开始发射试验型同步通信卫星"宇宙-637号"。"四级质子号"火箭的地球同步轨道运载能力为2.2t。1975年6月5日开始发射大型"金星号"(ВЕНЕРА-9)探测器。1984年9月28日开始发射大型电子侦察卫星。

"四级质子号"运载火箭除了能发射各种地球同步轨道卫星"虹"(РАДУГА)、"荧光屏"(ЭКРАН)、"地平线"(ГОРИЗОНТ)、"射线"(ЛУЧ)和月球探测器、星际探测器以外,还具备一箭三星的发射能力。苏联的全球导航卫星系统就是利用"四级质子号"火箭的一箭三星发射装置发射的。

至1994年底,"四级质子号"已发射193次,失败20次,成功率为89.6%。

自1986年以来，苏联把“四级质子号”火箭投入世界商用发射市场。1988年规定的每次发射费用如下：地球同步轨道3500万美元；地球同步转移轨道2800万美元；双星发射各收1200万美元；三星发射各收800万美元。此外，还加收12%的保险金，在发射失败时负责再次发射。1989年把地球同步轨道任务发射费用提高到4000～6500万美元。

## 主要技术性能

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 运载能力 | 地球同步轨道 | 2.2t |
| 全长 | 57.2m | | 地球同步转移轨道 | 4.6t |
| 最大直径 | 7.4m | | 绕月轨道 | 5.7t |
| 起飞质量 | ≈686t | | 金星轨道 | 5.3t |
| 起飞推力 | 8844kN | | 火星轨道 | 4.6t |
| 推重比 | 1.31 | 入轨精度 | 地球同步轨道 | |
| | | | 轨道周期偏差 | ±20min |
| | | | 偏心率偏差 | 0.01 |
| | | | 倾角偏差 | ±1° |

一、二、三子级性能同“三级质子号”火箭。

### 四 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.6m | 发动机 | 1台液体火箭发动机 |
| 直径 | 3.7m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 15.7t | 真空推力 | 83kN |
| 结构质量 | 2t | 真空比冲 | 3450N·s/kg |
| 推进剂质量 | 13.7t | 工作时间 | 563s |

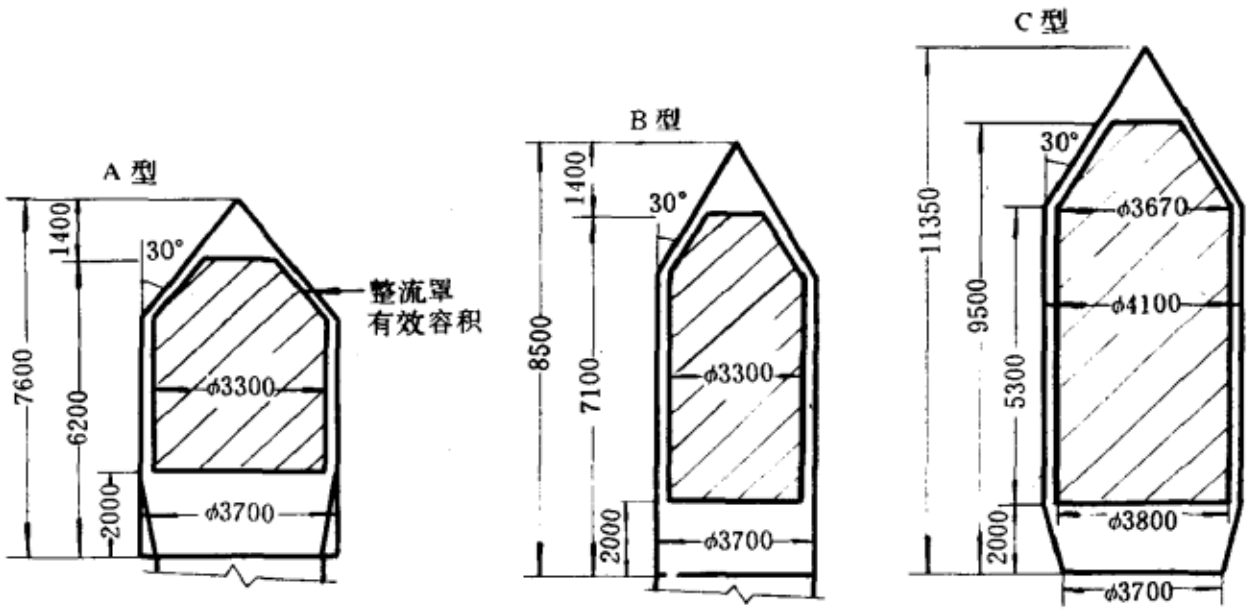
### 整 流 罩(A 型)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.6m | 质量 | ≈1.8t |
| 直径 | 3.7m | 有效容积 | 长4.2m、直径3.3m |

## 总 体 布 局

“四级质子号”运载火箭由推进剂箱并联的一子级、一、二子级桁架式级间段、二子级、二、三子级壳段式级间段、三子级、三、四子级壳段式级间段、四子级和整流罩构成。一、二、三子级的总体布局同“三级质子号”火箭，四子级由推进剂箱(包括球形液氧箱和环形煤油箱)、一台单燃烧室发动机、燃气发生器、涡轮泵装置、姿态控制系统、圆筒壳段及有关系统构成。

整流罩有3种，都由两个沿纵向分开的铝合金半壳组成，必要时可在内侧胶接上消声覆盖层。整流罩可在发射后183～185s 或110km 高度上分离投弃。




"四级质子号"火箭三种整流罩尺寸(mm)

## 推 进 系 统

一、二、三子级推进系统同"三级质子号"火箭。四子级装一台能够再起动7次的泵压输送单燃烧室发动机。推进剂为液氧和煤油,用煤油对推力室进行再生冷却。喷管呈钟形,膨胀比为50:1。真空比冲约3450N·s/kg,真空推力83kN,工作时间563s。

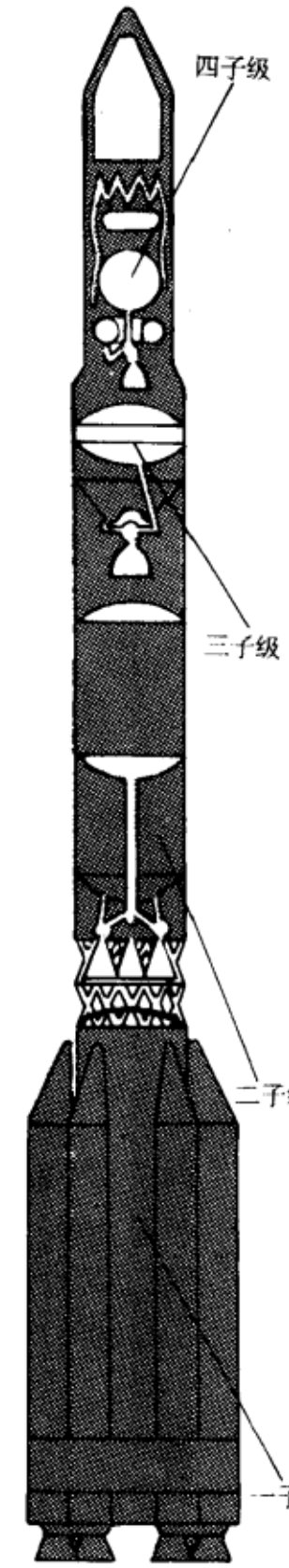
## 分 离 系 统

"四级质子号"运载火箭各级间的分离全部利用固体燃料反推火箭来完成。

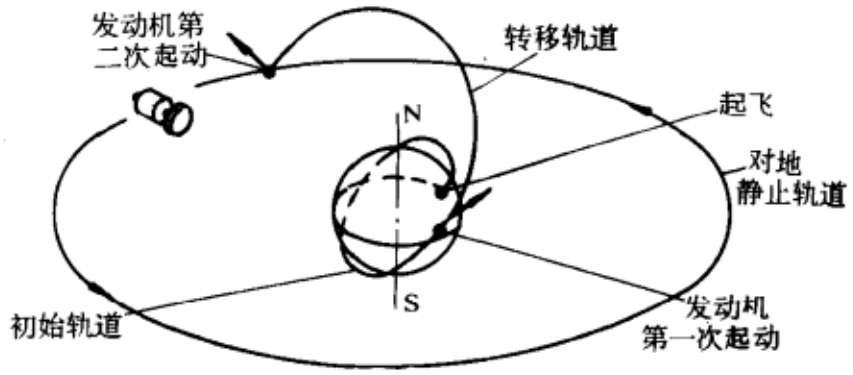
一、二子级之间、二、三子级之间的分离同"三级质子号"运载火箭。三、四子级之间的分离步骤如下:三子级主发动机关机后,游动发动机继续工作约10s,在对火箭飞行速度进行修正后再关机,使第四级火箭能精确入轨。三子级游动发动机关机后0.1～2s,三子级上的4台固体燃料反推火箭点火工作,使三、四子级分离。在与三子级分离后大约80min,四子级发动机才第一次点火。

## 制导和控制系统

同"三级质子号"火箭一样,"四级质子号"也采用计算机-捷联惯性制导系统,主要制导器件(三套冗余的制导装置)安装在三子级上,负责一、二、三子级的制导和控制。四子级装有另一套制导系统。一、二子级的姿态控制由摆动主发动机完成,三子级利用4台游动发动机实现姿态控制。四子级利用涡轮废气通过姿控喷管来控制姿态。




"四级质子号"运载火箭剖面图




"四级质子号"发射地球同步卫星入轨图

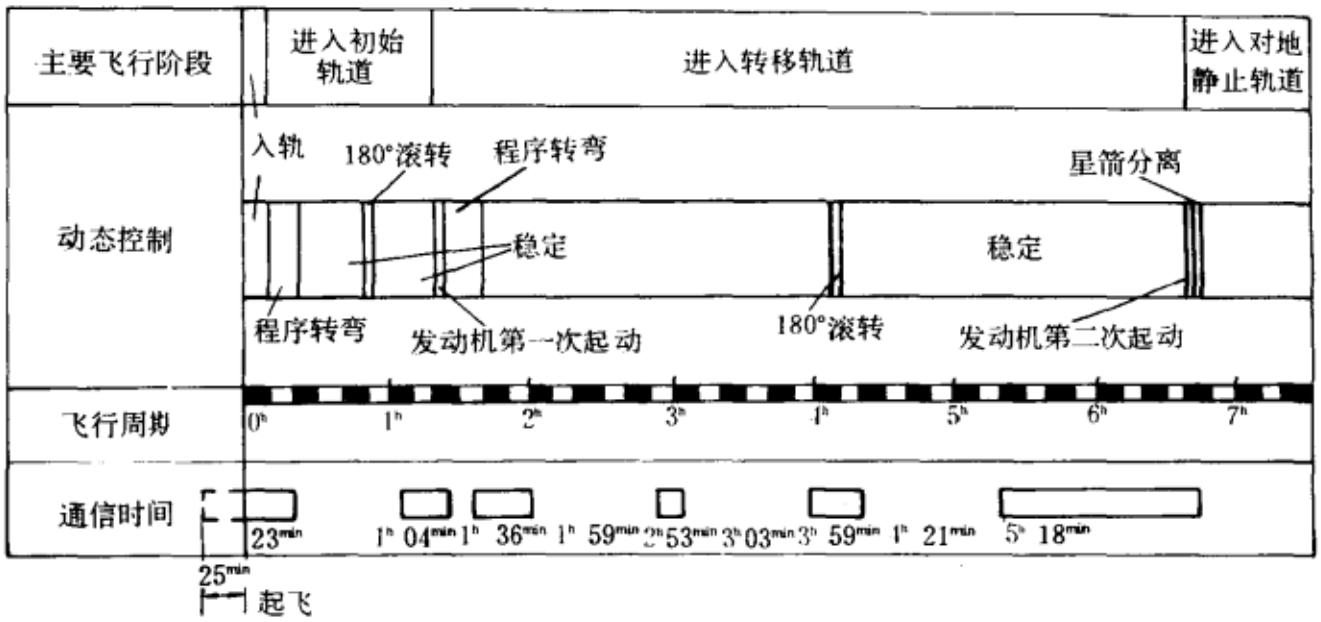
## 典型飞行程序

"四级质子号"火箭从拜科努尔发射场发射地球同步轨道卫星时，前三个子级把第四级（包括有效载荷）送入约200km、倾角约51.6°、周期88.5min 的近地圆轨道上，所用时间为10min 左右。

第四级火箭首次从南向北飞越赤道上空（初始轨道的升交点）时，大约在与三子级分离后80min，四子级发动机第一次点火工作，把第四级送入远地点约35800km、倾角约48.5°、轨道周期约636min、偏心率为0.7305的椭圆转移轨道。

四子级发动机第一次点火工作持续时间不多于450s。关机后第四级火箭沿地球同步转移轨道滑行，在途中进行调姿定向。一直滑到地球同步转移轨道的远地点（此点与转移轨道的降交点相重合），此时大约在发射后400min，四子级发动机第二次点火工作，最长达230s，把有效载荷送入地球同步轨道。

四子级第二次关机瞬间，发送给卫星一个星箭分离指令。在发出指令后14.8±0.05s，卫星与四子级分离。此后再控制卫星到达定点位置。




"四级质子号"发射地球同步卫星的阶段

"四级质子号"发射地球同步轨道卫星时的典型飞行程序如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+597$ | 三子级反推火箭点火，与四子级分离 |
| $T+1$ | 起飞用辅助机构分离 | $T+600$ | 四子级入轨 |
| $T+10$ | 辅助电源设备起动 | $T+605$ | 按程序调定方向 |
| $T+21$ | 滚动程序开始 | $T+25$(min) | 三向稳定无动力飞行 |
| $T+60$ | 最大动压 | $T+40$(min) | 180°滚动机动，制导系统补偿修正 |
| $T+122$ | 二子级发动机起动点火 | $T+42$min30s | 三向稳定无动力飞行 |
| $T+127$ | 一子级发动机关机，一二子级分离 | $T+1$h20min | 四子级发动机第一次起动，转移到椭圆轨道 |
| $T+183$ | 发出容许头部整流罩投弃指令 | $T+1$h27min30s | 四子级发动机第一次关机，按程序调定方向 |
| $T+334$ | 三子级4台游动发动机起动 | $T+1$h42min30s | 按程序调定方向结束 |
| $T+337$ | 二子级发动机关机 | $T+3$h59min10s | 对持续时间为2.5min的180°滚动机动进行补偿 |
| $T+338$ | 二、三子级分离，二子级6台反推火箭点火 | $T+4$h24min | 上述补偿结束 |
| $T+341$ | 三子级主发动机起动 | $T+6$h58min | 四子级发动机第二次起动，总工作时间680s |
| $T+370$ | 头部整流罩分成两半投弃 | $T+7$h9min20s | 四子级发动机第二次关机 |
| $T+578$ | 三子级主发动机关机 | $T+7$h9min22s | 星箭分离前14s，对卫星发送机通以脉冲 |
| $T+592$ | 三子级游动发动机关机 | $T+7$h9min36s | 卫星与四子级分离并移动到位 |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾角<br>(°) | 周期<br>(min) | | | |
| 1 | 1967.3.10 | 宇宙-146 | | 190 | 310 | 51.5 | 89.2 | 拜 | 月球探测器试飞 | |
| 2 | 1967.4.8 | 宇宙-154 | | 186 | 232 | 51.6 | 88.5 | 拜 | 月球探测器试飞 | |
| 3* | 1967.11.21 | 探测器 | | | | | | 拜 | 月球探测 | 发射失败，二子级故障 |
| 4 | 1968.3.2 | 探测器-4 | 5375 | 210 | 289 | 51.6 | 89.5 | 拜 | 登月飞行器试验 | |
| 5* | 1968.4.22 | 探测器 | | | | | | 拜 | 登月飞行器试验 | 发射失败，二子级故障 |
| 6 | 1968.9.15 | 探测器-5 | 5375 | 地-月质心轨道 | | | | 拜 | 登月飞行器试验 | 首次绕月飞行返回地球 |
| 7 | 1968.11.10 | 探测器-6 | 5375 | 地-月质心轨道 | | | | 拜 | 月球拍照 | 苏首次海上回收 |
| 8* | 1969.1.19 | 探测器 | | | | | | 拜 | 月面取样 | 发射失败，二子级故障 |
| 9* | 1969.3.27 | 火星 | | | | | | 拜 | 火星着陆 | 发射失败，二子级故障 |
| 10* | 1969.4.14 | 火星 | | | | | | 拜 | 火星着陆 | 发射失败，一子级故障 |
| 11* | 1969.6.4 | 月球 | | | | | | 拜 | 月面取样 | 发射失败，二子级故障 |
| 12 | 1969.7.13 | 月球-15 | 5700 | 16 | 110 | 127 | 114 | 拜 | 月面取样 | 月心轨道，软着陆失败 |
| 13 | 1969.8.8 | 探测器-7 | 5375 | 地-月质心轨道 | | | | 拜 | 登月飞行器试验 | |
| 14* | 1969.9.23 | 宇宙-300 | 5600 | 190 | 208 | 51.5 | 88.24 | 拜 | 月球探测 | 失败，留在近地轨道上，四子级故障 |
| 15* | 1969.10.22 | 宇宙-305 | 5600 | 193 | 205 | 51.5 | | 拜 | 月球探测 | 失败，留在近地轨道上，四子级故障 |
| 16* | 1970.2.6 | 月球 | | | | | | 拜 | 月面取样 | 失败，一子级指令自毁故障 |
| 17 | 1970.9.12 | 月球-16 | 5727 | | | | | 拜 | 月面取样 | 苏首次自动取月样 |
| 18 | 1970.10.20 | 探测器-8 | 5375 | 地-月质心轨道 | | | | 拜 | 绕月飞行 | |
| 19 | 1970.11.11 | 月球-17 | 5700 | | | | | 拜 | 旅月车漫游 | 苏旅月车首次在月面漫游 |
| 20* | 1971.5.10 | 宇宙-419 | 4650 | 158 | 172 | 51.4 | 87.7 | 拜 | 火星探测 | 失败，留在近地轨道上，四子级故障 |
| 21 | 1971.5.19 | 火星-2 | 4650 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | 软着陆失败 |
| 22 | 1971.5.28 | 火星-3 | 4650 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |
| 23 | 1971.9.2 | 月球-18 | 5700 | | | | | 拜 | 月面取样 | 失败，撞在月面上 |
| 24 | 1971.9.28 | 月球-19 | 5700 | | | | | 拜 | 绕月飞行 | |
| 25 | 1972.2.14 | 月球-20 | 5700 | | | | | 拜 | 月面取样 | |
| 26 | 1973.1.8 | 月球-21 | 5700 | | | | | 拜 | 旅月车漫游 | |
| 27 | 1973.7.21 | 火星-4 | 4385 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |
| 28 | 1973.7.25 | 火星-5 | 4385 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |
| 29 | 1973.8.5 | 火星-6 | 4495 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 30 | 1973.8.9 | 火星-7 | 4495 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星探测 | |
| 31 | 1974.3.26 | 宇宙-637 | | 35600 | 35600 | 0.25 | 1426 | 拜 | 通信 | 苏首颗同步轨道卫星 |
| 32 | 1974.5.29 | 月球-22 | 5700 | 220 | 220 | 19.35 | 130 | 拜 | 绕月飞行 | |
| 33 | 1974.7.29 | 闪电-1S | | 35850 | 35850 | 0.4 | 1439 | 拜 | 通信 | 试验星 |
| 34 | 1974.10.28 | 月球-23 | 5600 | | | | | 拜 | 取月面石样 | 失败,取石器损坏 |
| 35 | 1975.6.6 | 金星-9 | 4936 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 36 | 1975.6.14 | 金星-10 | 5033 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 37 | 1975.10.8 | 宇宙-775 | | 35900 | 35900 | 0.1 | 1446 | 拜 | 通信 | |
| 38* | 1975.10.16 | 月球 | | | | | | 拜 | 月面取样 | 失败,未入轨,三子级故障 |
| 39 | 1975.12.22 | 虹-1 | 1940 | 35800 | 35800 | 0.1 | 1434 | 拜 | 通信 | |
| 40 | 1976.8.9 | 月球-24 | 5600 | | | | | 拜 | 取月面石样 | |
| 41 | 1976.9.11 | 虹-2 | | 35850 | 35850 | 0.2 | 1437 | 拜 | 通信 | |
| 42 | 1976.10.26 | 荧光屏-1 | 1970 | 35900 | 35900 | 0.3 | 1436 | 拜 | 通信 | 电视、广播中继 |
| 43 | 1977.7.24 | 虹-3 | | 35730 | 35854 | 0.21 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 44 | 1977.9.20 | 荧光屏-2 | | 35580 | 35622 | 0.4 | 1426 | 拜 | 通信 | |
| 45* | 1978.5.27 | 荧光屏 | | | | | | 拜 | 通信 | 发射失败,一子级故障 |
| 46 | 1978.7.18 | 虹-4 | | 35716 | 35859 | 0.44 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 47* | 1978.8.17 | 荧光屏 | | | | | | 拜 | 通信 | 发射失败,二子级故障 |
| 48 | 1978.9.9 | 金星-11 | 4940 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 49 | 1978.9.14 | 金星-12 | 4940 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 50* | 1978.10.17 | 荧光屏 | | | | | | 拜 | 通信 | 失败,二子级故障 |
| 51 | 1978.12.19 | 地平线-1 | 2120 | 23311 | 48952 | 10.7 | 1454 | 拜 | 通信 | |
| 52 | 1979.2.21 | 荧光屏-3 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 53 | 1979.4.25 | 虹-5 | | 35789 | 35789 | 0.41 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 54 | 1979.7.5 | 地平线-2 | | 35769 | 35809 | 0.79 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 55 | 1979.10.3 | 荧光屏-4 | | 对地静止轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 56 | 1979.12.28 | 地平线-3 | | 36290 | 36333 | 0.8 | 1463 | 拜 | 通信 | |
| 57 | 1980.2.20 | 虹-6 | | 35740 | 35837 | 0.35 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 58 | 1980.6.14 | 地平线-4 | | 35744 | 35827 | 0.81 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 59 | 1980.7.14 | 荧光屏-5 | | 35785 | 35785 | 2 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 60 | 1980.10.5 | 虹-7 | | 35750 | 35820 | 0.34 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 61 | 1980.12.26 | 荧光屏-6 | | 35737 | 35832 | 0.06 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 62 | 1981.3.18 | 虹-8 | | 35776 | 35798 | 0.13 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 63 | 1981.6.25 | 荧光屏-7 | | 35755 | 35821 | 0.03 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 64 | 1981.7.30 | 虹-9 | | 35708 | 35853 | 0.39 | 1435.8 | 拜 | 通信 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 65 | 1981.10.9 | 虹-10 | | 35676 | 35891 | 0.33 | 1435.9 | 拜 | 通信 | |
| 66 | 1981.10.30 | 金星-13 | 4363 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 67 | 1981.11.4 | 金星-14 | 4363 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星软着陆 | |
| 68 | 1982.2.5 | 荧光屏-8 | | 35588 | 35998 | 0.22 | 1436.3 | 拜 | 通信 | |
| 69 | 1982.3.15 | 地平线-5 | | 35597 | 35961 | 0.63 | 1435.7 | 拜 | 通信 | |
| 70 | 1982.5.17 | 宇宙-1366 | | 35758 | 35810 | 1.36 | 1436 | 拜 | 中继试验 | “射线号”首射 |
| 71* | 1982.7.23 | 荧光屏 | | | | | | 拜 | 通信 | 失败,一子级故障 |
| 72 | 1982.8.16 | 荧光屏-9 | | 35781 | 35789 | 0.4 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 73 | 1982.10.12 | 宇宙-1413 | | 19068 | 19070 | 64.83 | 673.3 | 拜 | 金球导航卫星-1 | 一箭三星 |
| | 1982.10.12 | 宇宙-1414 | | 19068 | 19070 | 64.83 | 673.3 | 拜 | 全球导航卫星-1 | |
| | 1982.10.12 | 宇宙-1415 | | 19068 | 19070 | 64.83 | 673.3 | 拜 | 全球导航卫星-1 | |
| 74 | 1982.10.20 | 地平线-6 | | 35746 | 35820 | 0.79 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 75 | 1982.11.26 | 虹-11 | | 35778 | 35803 | 1.22 | 1436.3 | 拜 | 通信 | |
| 76* | 1982.12.24 | 地平线 | | | | | | 拜 | 通信 | 失败,二子级故障 |
| 77 | 1983.3.12 | 荧光屏-10 | | 35428 | 36149 | 0.14 | 1436.2 | 拜 | 通信 | |
| 78 | 1983.3.23 | 天文卫星 | | 1950 | 201200 | 51.09 | 5880 | 拜 | 科学研究 | 法苏天文物理卫星 |
| 79 | 1983.4.8 | 虹-12 | | 35783 | 35786 | 1.23 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 80 | 1983.6.2 | 金星-15 | 5250 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星轨道器 | |
| 81 | 1983.6.7 | 金星-16 | 5300 | 日心轨道 | | | | 拜 | 金星轨道器 | |
| 82 | 1983.7.1 | 地平线-7 | | 35747 | 35826 | 1.35 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 83 | 1983.8.10 | 宇宙-1490 | | 19088 | 19172 | 64.82 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-2 | 一箭三星 |
| | 1983.8.10 | 宇宙-1491 | | 19088 | 19172 | 64.82 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-2 | |
| | 1983.8.10 | 宇宙-1492 | | 19088 | 19172 | 64.82 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-2 | |
| 84 | 1983.8.25 | 虹-13 | | 35734 | 35843 | 1.35 | 1436.2 | 拜 | 通信 | |
| 85 | 1983.9.29 | 荧光屏-11 | | 35849 | 35861 | 0.32 | 1439.6 | 拜 | 通信 | |
| 86 | 1983.11.30 | 地平线-8 | | 35649 | 35935 | 1.43 | 1436.4 | 拜 | 通信 | |
| 87 | 1983.12.29 | 宇宙-1519 | | 19103 | 19156 | 64.7 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-3 | 一箭三星 |
| | 1983.12.29 | 宇宙-1520 | | 19103 | 19156 | 64.7 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-3 | |
| | 1983.12.29 | 宇宙-1521 | | 19103 | 19156 | 64.7 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-3 | |
| 88 | 1984.2.15 | 虹-14 | | 35772 | 35796 | 1.26 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 89 | 1984.3.2 | 宇宙-1540 | | 35755 | 35810 | 1.41 | 1435.9 | 拜 | 中断卫星 | 射线号(ЛУЧ)试验 |
| 90 | 1984.3.16 | 荧光屏-12 | | 35736 | 35835 | 0.07 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 91 | 1984.3.29 | 宇宙-1546 | | 35777 | 35801 | 1.13 | 1436.2 | 拜 | 通信 | |
| 92 | 1984.4.22 | 地平线-9 | | 35743 | 35827 | 1.49 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 93 | 1984.5.19 | 宇宙-1554 | | 19080 | 19180 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-4 | 一箭三星 |
| | 1984.5.19 | 宇宙-1555 | | 19080 | 19180 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-4 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1984.5.19 | 宇宙-1556 | | 19080 | 19180 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-4 | |
| 94 | 1984.6.22 | 虹-15 | | 35752 | 35807 | 1.25 | 1435.7 | 拜 | 通信 | |
| 95 | 1984.8.1 | 地平线-10 | | 35727 | 35844 | 1.4 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 96 | 1984.8.24 | 荧光屏-13 | | 35757 | 35816 | 0.54 | 1436.1 | 拜 | 通信 | |
| 97 | 1984.9.4 | 宇宙-1593 | | 19088 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-5 | 一箭三星 |
| | 1984.9.4 | 宇宙-1594 | | 19088 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-5 | |
| | 1984.9.4 | 宇宙-1595 | | 19088 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-5 | |
| 98 | 1984.9.28 | 宇宙-1603 | | 850 | 856 | 71 | 102 | 拜 | 大型电子侦察 | 首颗 |
| 99 | 1984.12.15 | 韦加-1 (ВЕГА-1) | | 168 | 204 | 51.5 | 88.2 | 拜 | 金星着陆与哈雷彗星探测 | |
| 100 | 1984.12.21 | 韦加-2 | | 168 | 207 | 51.5 | 88.2 | 拜 | 金星着陆与哈雷彗星探测 | |
| 101 | 1985.1.18 | 地平线-11 | | 35751 | 35917 | 1.49 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 102 | 1985.2.21 | 宇宙-1629 | | 35775 | 35803 | 1.37 | 1436.2 | 拜 | 数据中继 | 射线号 |
| 103 | 1985.3.22 | 荧光屏-14 | | 35777 | 35789 | 0.41 | 1435.9 | 拜 | 通信 | |
| 104 | 1985.5.17 | 宇宙-1650 | | 19089 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-6 | 一箭三星 |
| | 1985.5.17 | 宇宙-1651 | | 19089 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-6 | |
| | 1985.5.17 | 宇宙-1652 | | 19089 | 19171 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-6 | |
| 105 | 1985.5.30 | 宇宙-1656 | | 807 | 861 | 71.1 | 101.6 | 拜 | 大型电子侦察 | |
| 106 | 1985.8.8 | 虹-16 | | 35740 | 35831 | 1.29 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 107 | 1985.10.25 | 宇宙-1700 | | 35755 | 35814 | 1.43 | 1436 | 拜 | 数据中继 | 射线号 |
| 108 | 1985.11.15 | 虹-17 | | 35791 | 35798 | 1.37 | 1436.5 | 拜 | 通信 | |
| 109 | 1985.12.24 | 宇宙-1710 | | 19113 | 19147 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-7 | 一箭三星 |
| | 1985.12.24 | 宇宙-1711 | | 19113 | 19147 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-7 | |
| | 1985.12.24 | 宇宙-1712 | | 19113 | 19147 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-7 | |
| 110 | 1986.1.17 | 虹-18 | | | | | | 拜 | 通信 | |
| 111 | 1986.4.4 | 宇宙-1738 | | | | | | 拜 | 数据中继 | 射线号 |
| 112 | 1986.5.24 | 荧光屏-15 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 113 | 1986.6.10 | 地平线-12 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 114 | 1986.9.16 | 宇宙-1778 | | 19132 | 19142 | 64.8 | 676 | 拜 | 全球导航卫星-8 | 一箭三星 |
| | 1986.9.16 | 宇宙-1779 | | 19132 | 19142 | 64.8 | 676 | 拜 | 全球导航卫星-8 | |
| | 1986.9.16 | 宇宙-1780 | | 19132 | 19142 | 64.8 | 676 | 拜 | 全球导航卫星-8 | |
| 115 | 1986.10.28 | 虹-19 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 116 | 1986.11.18 | 地平线-13 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 117 | 1987.1.30 | 宇宙-1817 | | 212 | 260 | 51.6 | 89.2 | 拜 | 通信 | 末级点火失败，留在停候轨道上 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 118 | 1987.3.19 | 虹-20 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 119 | 1987.4.24 | 宇宙-1838 | | 191 | 17145 | 64.7 | 306.3 | 拜 | 全球导航卫星-9 | 一箭三星，末级二次点火失败 |
| | 1987.4.24 | 宇宙-1839 | | 191 | 17145 | 64.7 | 306.3 | 拜 | 全球导航卫星-9 | |
| | 1987.4.24 | 宇宙-1840 | | 191 | 17145 | 64.7 | 306.3 | 拜 | 全球导航卫星-9 | |
| 120 | 1987.5.11 | 地平线-14 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 121 | 1987.9.3 | 荧光屏-16 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 122 | 1987.9.16 | 宇宙-1883 | | 19108 | 19151 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-10 | 一箭三星 |
| | 1987.9.16 | 宇宙-1884 | | 19108 | 19151 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-10 | |
| | 1987.9.16 | 宇宙-1885 | | 19108 | 19151 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-10 | |
| 123 | 1987.10.1 | 宇宙-1888 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 数据中继 | 射线号 |
| 124 | 1987.10.28 | 宇宙-1894 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 数据中继 | |
| 125 | 1987.11.26 | 宇宙-1897 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 数据中继 | |
| 126 | 1987.12.10 | 虹-21 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 127 | 1987.12.27 | 荧光屏-17 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 128 | 1988.2.17 | 宇宙-1917 | | 141 | 315 | 64.8 | 89.1 | 拜 | 全球导航卫星-11 | 一箭三星，三、四子级分离失败 |
| | 1988.2.17 | 宇宙-1918 | | 141 | 315 | 64.8 | 89.1 | 拜 | 全球导航卫星-11 | |
| | 1988.2.17 | 宇宙-1919 | | 141 | 315 | 64.8 | 89.1 | 拜 | 全球导航卫星-11 | |
| 129 | 1988.3.31 | 地平线-15 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 130 | 1988.4.26 | 宇宙-1940 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 海洋和大气研究 | |
| 131 | 1988.5.6 | 荧光屏-18 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 132 | 1988.5.21 | 宇宙-1946 | | 19114 | 19144 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-12 | 一箭三星 |
| | 1988.5.21 | 宇宙-1947 | | 19114 | 19144 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-12 | |
| | 1988.5.21 | 宇宙-1948 | | 19114 | 19144 | 64.9 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-12 | |
| 133 | 1988.7.7 | 火卫-1 (ФОБОС-1) | 6220 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星轨道器 | |
| 134 | 1988.7.12 | 火卫-2 | 6220 | 日心轨道 | | | | 拜 | 火星轨道器 | |
| 135 | 1988.8.1 | 宇宙-1961 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 136 | 1988.8.18 | 地平线-16 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 137 | 1988.9.16 | 宇宙-1970 | | 19115 | 19146 | 64.9 | 675.8 | 拜 | 全球导航卫星-13 | 一箭三星 |
| | 1988.9.16 | 宇宙-1971 | | 19115 | 19146 | 64.9 | 675.8 | 拜 | 全球导航卫星-13 | |
| | 1988.9.16 | 宇宙-1972 | | 19115 | 19146 | 64.9 | 675.8 | 拜 | 全球导航卫星-13 | |
| 138 | 1988.10.20 | 虹-22 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 139 | 1988.12.10 | 荧光屏-19 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 140 | 1989.1.10 | 宇宙-1987 | | 19135 | 19194 | 64.9 | 677.1 | 拜 | 全球导航卫星-14 | 一箭三星 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 1989.1.10 | 宇宙-1988 | | 19140 | 19380 | 64.9 | 680.9 | 拜 | 全球导航卫星-14 | |
| | 1989.1.10 | 宇宙-1989 | | 19102 | 19149 | 64.9 | 675.6 | 拜 | 测地 | |
| 141 | 1989.1.26 | 地平线-17 | | 35776 | 35803 | 1.49 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 142 | 1989.4.14 | 虹-23 | | 36491 | 36615 | 1.43 | 1494 | 拜 | 通信 | |
| 143 | 1989.5.31 | 宇宙-2022 | | 19122 | 19137 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-15 | 一箭三星 |
| | 1989.5.31 | 宇宙-2023 | | 19095 | 19165 | 64.8 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-15 | |
| | 1989.5.31 | 宇宙-2024 | | 19099 | 19144 | 64.8 | 675.4 | 拜 | 测地 | |
| 144 | 1989.6.21 | 虹-24 | | 35768 | 35814 | 1.45 | 1436.2 | 拜 | 通信 | |
| 145 | 1989.7.5 | 地平线-18 | | 35774 | 35796 | 1.47 | 1435.9 | 拜 | 通信 | |
| 146 | 1989.9.28 | 地平线-19 | | 35647 | 35876 | 1.4 | 1434.7 | 拜 | 通信 | |
| 147 | 1989.12.1 | 天文卫星-2 | | 1957 | 201693 | 52 | 5903 | 拜 | 观测γ射线 | |
| 148 | 1989.12.15 | 虹-25 | | 36511 | 36592 | 1.52 | 1475 | 拜 | 通信 | |
| 149 | 1989.12.27 | 宇宙-2054 | | 36374 | 36505 | 1.52 | 1469 | 拜 | 数据中继 | 射线号 |
| 150 | 1990.2.15 | 虹-26 | | 35766 | 35808 | 1.46 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 151 | 1990.5.19 | 宇宙-2079 | | 18565 | 19131 | 64.9 | 644.6 | 拜 | 全球导航卫星-16 | 一箭三星 |
| | 1990.5.19 | 宇宙-2080 | | 18910 | 19127 | 64.9 | 671.3 | 拜 | 全球导航卫星-16 | |
| | 1990.5.19 | 宇宙-2081 | | 19099 | 19160 | 64.9 | 671.7 | 拜 | 全球导航卫星-16 | |
| 152 | 1990.6.20 | 地平线-20 | | 35718 | 35863 | 1.52 | 1436.2 | 拜 | 通信 | |
| 153 | 1990.7.18 | 宇宙-2085 | | 35775 | 35820 | 1.53 | 1436.6 | 拜 | 通信 | 和平号中继 |
| 154 | 1990.11.3 | 地平线-21 | | 35780 | 35794 | 1.40 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 155 | 1990.11.23 | 地平线-22 | | 36487 | 36601 | 1.47 | 1474 | 拜 | 通信 | |
| 156 | 1990.12.8 | 宇宙-2109 | | 18970 | 19290 | 64.83 | 675.73 | 拜 | 全球导航卫星-17 | 一箭三星 |
| | 1990.12.8 | 宇宙-2110 | | 19028 | 19232 | 64.85 | 675.74 | 拜 | 全球导航卫星-17 | |
| | 1990.12.8 | 宇宙-2111 | | 19111 | 19150 | 64.83 | 675.75 | 拜 | 全球导航卫星-17 | |
| 157 | 1990.12.20 | 虹-27 | | 35756 | 35803 | 1.45 | 1435.6 | 拜 | 通信 | |
| 158 | 1990.12.27 | 虹-1-02 | | 36189 | 36463 | 1.51 | 1463.65 | 拜 | 通信 | |
| 159 | 1991.2.14 | 宇宙-2133 | | 35760 | 35812 | 2.3 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 160 | 1991.2.28 | 虹-27 | | 35492 | 35551 | 1.51 | 1422 | 拜 | 通信 | |
| 161 | 1991.4.4 | 宇宙-2139 | | 19111 | 19149 | 64.81 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-18 | 一箭三星 |
| | 1991.4.4 | 宇宙-2140 | | 19105 | 19154 | 64.81 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-18 | |
| | 1991.4.4 | 宇宙-2141 | | 19108 | 19151 | 64.80 | 675.7 | 拜 | 全球导航卫星-18 | |
| 162 | 1991.7.1 | 地平线-23 | | 35687 | 35883 | 1.47 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 163 | 1991.9.13 | 宇宙-2155 | | 35761 | 35810 | 1.32 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 164 | 1991.10.23 | 地平线-24 | | 35776 | 35793 | 1.46 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 165 | 1991.11.22 | 宇宙-2172 | | 36298 | 36336 | 1.41 | 1463 | 拜 | 通信 | |
| 166 | 1991.12.19 | 虹-28 | | 35761 | 35831 | 1.45 | 1436 | 拜 | 通信 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 167 | 1992.1.27 | 宇宙-2177 | | 19111 | 19149 | 64.8 | 676 | 拜 | 全球导航卫星-19 | 一箭三星 |
| | 1992.1.27 | 宇宙-2178 | | 19088 | 19149 | 64.8 | 676 | 拜 | 全球导航卫星-19 | |
| | 1992.1.27 | 宇宙-2179 | | | | | | 拜 | 全球导航卫星-19 | |
| 168 | 1992.4.2 | 地平线-25 | | 35769 | 35796 | 1.44 | 1436 | 拜 | 通信 | |
| 169 | 1992.7.14 | 地平线-26 | | 35762 | 35799 | 1.48 | 1435.68 | 拜 | 通信 | |
| 170 | 1992.7.30 | 宇宙-2204 | | 19121 | 19140 | 64.83 | 675.76 | 拜 | 全球导航卫星-20 | 一箭三星 |
| | 1992.7.30 | 宇宙-2205 | | 19117 | 19142 | 64.87 | 675.72 | 拜 | 全球导航卫星-20 | |
| | 1992.7.30 | 宇宙-2206 | | 19103 | 19156 | 64.82 | 675.73 | 拜 | 全球导航卫星-20 | |
| 171 | 1992.9.10 | 宇宙-2209 | | 35764 | 35806 | 1.32 | 1435.9 | 拜 | 遥感 | |
| 172 | 1992.10.30 | 荧光屏-20 | | 35575 | 35692 | 1.58 | 1428.2 | 拜 | 通信 | |
| 173 | 1992.11.27 | 地平线-27 | | 36469 | 36523 | 1.46 | 1472.38 | 拜 | 通信 | |
| 174 | 1992.12.17 | 宇宙-2224 | 2200 | 35877 | 36179 | 2.30 | 1448.43 | 拜 | 遥感 | |
| 175 | 1993.2.17 | 宇宙-2234 | | 19115 | 19138 | 64.85 | 675.59 | 拜 | 全球导航卫星-21 | 一箭三星 |
| | 1993.2.17 | 宇宙-2235 | | 19119 | 19134 | 64.86 | 675.59 | 拜 | 全球导航卫星-21 | |
| | 1993.2.17 | 宇宙-2236 | | 19117 | 19135 | 64.85 | 675.58 | 拜 | 全球导航卫星-21 | |
| 176 | 1993.3.25 | 虹-29 | | 35981 | 36297 | 1.42 | 1454.13 | 拜 | 通信 | |
| 177 | 1993.5.27 | 地平线 | | | | | | 拜 | 通信 | 二子级推进系统故障，未入轨 |
| 178 | 1993.9.30 | | | 35849 | 35920 | 1.52 | 1441.09 | 拜 | 通信 | |
| 179 | 1993.10.28 | 地平线-28 | 2125 | 35752 | 35789 | 1.51 | 1435.25 | 拜 | 通信 | |
| 180 | 1993.11.18 | 地平线-29 | 2125 | 35039 | 35100 | 1.48 | 1399.6 | 拜 | 通信 | |
| 181 | 1994.1.20 | 航向-1 (ГАЛС-1) | 2500 | 35888 | 35959 | 0.21 | 1443.08 | 拜 | 通信 | |
| 182 | 1994.2.5 | 虹-Ⅰ-3 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | 新一代“虹” |
| 183 | 1994.2.18 | 虹-31 | | 地球同步轨道 | | | | 拜 | 通信 | |
| 184 | 1994.4.11 | 宇宙-2275 | | 19114 | 19143 | 64.82 | 675.68 | 拜 | 全球导航卫星-22 | 一箭三星 |
| | 1994.4.11 | 宇宙-2276 | | 19060 | 19203 | 64.81 | 675.81 | 拜 | 全球导航卫星-22 | |
| | 1994.4.11 | 宇宙-2277 | | 19111 | 19147 | 64.78 | 675.68 | 拜 | 全球导航卫星-22 | |
| 185 | 1994.5.20 | 地平线-30 | 2125 | 35773 | 35787 | 1.33 | 1435.76 | 拜 | 通信 | |
| 186 | 1994.7.7 | 宇宙-2282 | | 35755 | 35813 | 2.29 | 1435.96 | 拜 | 预警 | 第二代 |
| 187 | 1994.8.11 | 宇宙-2287 | | 19112 | 19134 | 64.88 | 675.46 | 拜 | 全球导航卫星-23 | 一箭三星 |
| | 1994.8.11 | 宇宙-2288 | | 19013 | 19171 | 64.82 | 675.81 | 拜 | 全球导航卫星-23 | |
| | 1994.8.11 | 宇宙-2289 | | 19113 | 19139 | 64.84 | 675.58 | 拜 | 全球导航卫星-23 | |
| 188 | 1994.9.21 | 宇宙-2291 | | 35758 | 35817 | 1.53 | 1436.13 | 拜 | 通信和数据中继 | |
| 189 | 1994.10.13 | 特快-1 (ЭКСПРЕСС) | | 35777 | 35808 | 0.21 | 1436.39 | 拜 | 通信 | 新一代，取代“地平线”卫星 |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 190 | 1994.10.31 | 电-1 | | 35851 | 35922 | 1.30 | 1441.21 | 拜 | 气象 | |
| 191 | 1994.11.20 | 宇宙-2294 | | 18792 | 19135 | 64.89 | 669.14 | 拜 | 全球导航卫星-24 | 一箭三星 |
| | 1994.11.20 | 宇宙-2295 | | 19152 | 19503 | 64.82 | 683.58 | 拜 | 全球导航卫星-24 | |
| | 1994.11.20 | 宇宙-2296 | | 19129 | 19142 | 64.85 | 675.95 | 拜 | 全球导航卫星-24 | |
| 192 | 1994.12.16 | 射线-1 | | 35755 | 35815 | 2.58 | 1436.01 | 拜 | 数据中继 | |
| 193 | 1994.12.28 | 虹-32 | | 35796 | 35900 | 1.50 | 1439.24 | 拜 | 通信 | |

## 发展趋势

切洛梅设计局(现称机械制造科学生产联合体或赫鲁尼切夫联合体)自90年代以来一直在研制新型"质子号"运载火箭"质子 M",预定1998年进行它的首次发射。"四级质子 M"运载火箭能将5.44t 的有效载荷送入地球同步转移轨道。"质子 M"运载火箭的主要改进如下:(1)使一、二子级绝大部分推进剂在飞行中都消耗掉,以便尽量减少投弃后一、二子级的毒性;(2)提高一子级发动机比冲达7%;(3)采用新的数字制导和导航系统,以提高有效载荷的发射灵活性;(4)采用赫鲁尼切夫联合体自己研制的新四子级。

# 旋风号系列(СЕМЕЙСТВО ЦИКЛОН)

王基祥

苏联“旋风号系列”运载火箭包括“二级旋风号”和“三级旋风号”两种型号,西方代号分别为 F-1、SL-11和 F-2、SL-14。它们都是以采用可贮液体推进剂的第二代洲际弹道导弹 SS-9为基础发展而来的,具有快速灵活反应能力,主要用于发射军用卫星。

SS-9“悬崖”(Scarp)两级可贮液体洲际弹道导弹于1965年开始服役,1967年11月在莫斯科红场阅兵式上首次展出。它可装载单弹头、集束式多弹头(3个子弹头)、部分轨道轰炸系统或反卫星系统。后两种系统的有效载荷都进入绕地轨道,其运载器可以认为是“二级旋风号”。西方曾分别给这两种系统的运载器编号为 F-1-r 和 F-1-m。r 表示反推火箭级,m 表示反卫星卫星和海洋侦察卫星所用的星载机动系统。

“二级旋风号”运载火箭只从拜科努尔发射场发射,近地轨道运载能力为4t。从1967年12月开始正式投入使用,主要用来发射雷达海洋侦察卫星、反卫星卫星和电子海洋侦察卫星。

“三级旋风号”火箭只从普列谢茨克发射场发射,近地轨道运载能力为4t。1977年6月首次发射,此后主要用于发射“宇宙号”卫星系列中的电子侦察卫星、海洋学卫星、测地卫星、资源卫星、“流星Ⅱ”和“流星Ⅲ”气象卫星、6单元通信卫星等。近年来,“三级旋风号”已逐步取代“东方号”和“宇宙号Ⅱ”运载火箭,承担了它们的部分发射任务。

至1994年底,“二级和三级旋风号”火箭共发射233次。自1970年1月至1989年3月,“三级旋风号”的75次发射中,失败2次,成功率97.3%。

**“旋风号”总体参数和运载能力**

| 型　号 | 西方代号 | | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 近地轨道运载能力 (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 二级旋风号 | F-1 | SL-11 | 2 | 39 | 3.9 | 180 | 2970 | 4000 |
| 三级旋风号 | F-2 | SL-14 | 3 | 39.27 | 3.9 | 185 | 2970 | 4000 |

## 二级旋风号 (ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ ЦИКЛОН)

“二级旋风号”运载火箭是直接从 SS-9“悬崖”洲际弹道导弹演变来的军用液体运载火箭。两级都采用自燃可贮推进剂硝酸和氧化氮的混合物/偏二甲肼,具有快速灵活反应能力,适应军事应用要求。

“二级旋风号”自1967年12月27日从拜科努尔进行正式首次发射,把“宇宙-198”雷达海洋

侦察卫星送入近地轨道。在此之前，曾于1966年内发射过未宣布的性质不明的卫星，1967年内曾发射过部分轨道轰炸系统(FOBS)。1967年以后主要用于发射军用卫星，除继续发射雷达海洋侦察卫星外，从1968年4月24日开始用于发射反卫星卫星，从1974年12月24日开始用于发射电子海洋侦察卫星。这些有效载荷都带有轨道机动推进装置。

“二级旋风号”火箭只从拜科努尔发射场发射，近地轨道运载能力为4000kg。从1967年正式投入使用以来，至1994年底已发射123次。其中1975年以前10年共发射44次，1976～1987年间共发射62次。1976年后的10年内，“二级旋风号”的发射频率明显增高。这是因为SS-9导弹已被SS-18新一代洲际弹道导弹逐渐取代，由SS-9导弹改装成的“二级旋风号”火箭明显增多。自1980～1987年底，“二级旋风号”共发射了44次，成功41次，成功率为93.18%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 2970kN |
| 全长 | 39m | 推重比 | 1.68 |
| 最大直径 | 3.9m | 运载能力 | 近地轨道 4000kg |
| 起飞质量 | 180t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.23m | 推进剂 | 硝酸＋氧化氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3m | 地面总推力 | 2970kN |
| 起飞质量 | 122t | 地面比冲 | 主机 2650N·s/kg |
| 结构质量 | 8t | | 游机 2500N·s/kg |
| 推进剂质量 | 114t | 工作时间 | 115s |
| 发动机 | 主机 3台双室液体火箭发动机 | | |
| | 游机 4台游动发动机 | | |

### 二 子 级

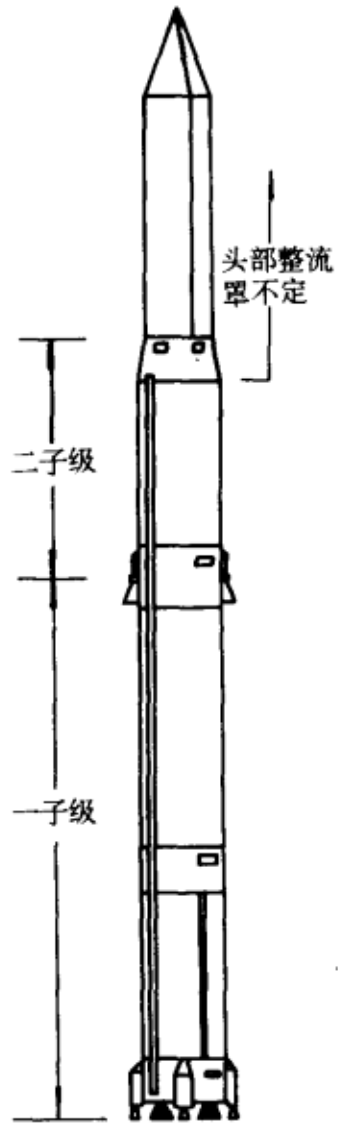
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.52m | 推进剂 | 硝酸＋氧化氮/偏二甲肼 |
| 直径 | 3m | 真空推力 | 主机 990kN |
| 子级质量 | 52t | | 游机 60kN |
| 结构质量 | 3t | 真空比冲 | 主机 3110N·s/kg |
| 推进剂质量 | 49t | | 游机 2850N·s/kg |
| 发动机 | 主机 1台 РД-219 | 工作时间 | 148s |
| | 游机 4台 | | |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 9m | 结构质量 | 2.5t |
| 直径 | 2.7m | | |

## 总　体　布　局

“两级旋风号”呈串联构型，由一、二子级、级间段和整流罩构成。一子级由氧化剂箱、燃料箱、3台双室主发动机、4台游动发动机和尾段构成。二子级由共底型氧化剂箱和燃料箱、1台双室主发动机、4台游动发动机和裙段构成。有效载荷带有轨道机动推进系统。




“二级旋风号”运载火箭

## 推　进　系　统

### 一子级推进系统

发动机装置包括3台双室主发动机和4台游动发动机，共有6个主喷管和4个游动喷管，都采用硝酸和氧化氮混合物/偏二甲肼可贮自燃推进剂。发动机地面总推力为2970kN。每台主发动机各用一台燃气发生器-涡轮泵组供应推进剂。主发动机推力室用氧化剂进行再生冷却，燃烧室压力为11MPa。主发动机地面总推力2680kN，地面比冲2650N·s/kg。工作时间115s。

游动发动机用燃料进行再生冷却，燃烧室压力7.24MPa，地面总推力290kN，地面比冲2500N·s/kg。工作时间比主发动机稍长。

主发动机装置装有推进剂利用系统，在燃料主管路内装有推进剂流量控制阀门，保证氧化剂与燃料同时耗尽。

### 二子级推进系统

由1台双室主发动机 РД-219和4台游动发动机构成，无再起动能力。主发动机和游动发动机各自用1台燃气发生器-涡轮泵装置输送推进剂。两种发动机都采用硝酸和氧化氮混合物/偏二甲肼推进剂。主发动机用氧化剂进行再生冷却，燃烧室压力7.5MPa，真空推力约990kN，真空比冲3110N·s/kg。工作时间148s。

游动发动机用燃料进行再生冷却，燃烧室压力7.24MPa，真空推力60kN，真空比冲2850N·s/kg。工作时间150余秒。

## 分　离　系　统

“二级旋风号”的级间分离和二子级与卫星之间的分离都采用固体反推火箭来实现。

一子级和二子级间的分离：一子级主发动机关机后，游动发动机继续工作。在一子级游动发动机关机，二子级游动发动机点火后，一子级上的4台固体反推火箭点火不到1s时，一、二子

级分离。分离后2.5s,二子级主发动机点火。

二子级与有效载荷之间的分离:二子级主发动机关机后,游动发动机继续工作约3s,以提供姿态控制力和对末速进行修正。二子级游动发动机关机的同时,二子级上的4台固体反推火箭点火,使二子级与有效载荷分离。

## 制导和控制系统

"二级旋风号"火箭采用平台惯性制导系统,惯性测量装置包括陀螺稳定平台和加速度计,它们都装在二子级上。

一、二子级的飞行姿态控制均由各自的游动发动机提供。

## 有 效 载 荷

"二级旋风号"火箭在发射不同的有效载荷时有不同的轨道要求。为实现这些要求,有效载荷上装有各自的轨道机动推进系统。"二级旋风号"把有效载荷射入近地点轨道,滑行一段不同的时间后,各有效载荷再根据各自的轨道要求,起动轨道机动推进系统,射入各自要求的轨道。

反卫星卫星是一种带有雷达和光学跟踪识别装置、机动推进装置和常规杀伤装置的卫星,能摧毁敌方在太空的军用卫星。苏联反卫星卫星进行了两个阶段的试验。1968年4月至1972年9月为第一阶段试验。1976年2月开始第二阶段试验,1986年6月完成最后一次试验。反卫星卫星外形呈圆柱体,直径2m,长约6m,总质量约3t,推进剂约1.5t。作战高度范围为200～2000km,地面发射准备时间为90min,起飞后能在第一圈或第二圈轨道实施拦截。

苏联海洋侦察卫星用于探测跟踪水面舰只和核潜艇。它分雷达型和电子型两种。两者的侦察手段不同,前者利用主动式雷达成像装置,后者利用无线电发射频率和雷达脉冲图形监测装置。两者的结合使苏联具有近实时确定海上目标位置的能力。雷达海洋侦察卫星使用装有50kg 铀235的核反应堆作电源。在280km 低轨道上运行寿命结束后,分裂成3部分。其中核电源部分被送入近1000km 高度的轨道,将在轨道上再运行500～750年,使放射性物质衰变。

电子海洋侦察卫星由太阳能电池板和可充电的蓄电池供电。用一台微型离子推力器调整轨道,先进入150/(400～450)km 的椭圆轨道,然后进入400～450km 的近圆轨道。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 1 | 1966.9.17 | 无名 | | 137 | 821 | 49.6 | 94.6 | 拜 | | |
| 2 | 1966.11.2 | 无名 | | 140 | 256 | 49.6 | | 拜 | | |
| 3 | 1967.1.25 | 宇宙-139 | 5000 | 144 | 210 | 50 | 87.5 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 4 | 1967.5.17 | 宇宙-160 | 5000 | 142 | 205 | 49.6 | ～88 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 5 | 1967.7.19 | 宇宙-169 | 5000 | 144 | 208 | 50 | 88.8 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 6 | 1967.7.31 | 宇宙-170 | 5000 | 145 | 208 | 50 | ~88 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 7 | 1967.8.8 | 宇宙-171 | 5000 | 145 | 220 | 50 | ~88 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 8 | 1967.9.19 | 宇宙-178 | 5000 | 145 | 205 | 50 | ~88 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 9 | 1967.9.22 | 宇宙-179 | 5000 | 145 | 208 | 50 | ~88 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 10 | 1967.10.18 | 宇宙-183 | 5000 | 145 | 212 | 50 | 88.9 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 11 | 1967.10.27 | 宇宙-185 | | 522 | 888 | 64.1 | 98.7 | 拜 | | |
| 12 | 1967.10.28 | 宇宙-187 | 5000 | 145 | 210 | 50 | 88.9 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 13 | 1967.12.27 | 宇宙-198 | 4540 | 265 | 281 | 65.1 | 89.8 | 拜 | 雷达海洋侦察 | 首颗核电源卫星 |
| 14 | 1968.3.22 | 宇宙-209 | 4540 | 250 | 282 | 65.1 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 15 | 1968.4.24 | 宇宙-217 | | 396 | 520 | 62.2 | 93.4 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 16 | 1968.4.25 | 宇宙-218 | 5000 | 144 | 210 | 50 | 87.3 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 17 | 1968.10.2 | 宇宙-244 | 5000 | 140 | 212 | 50 | 87.3 | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 18 | 1968.10.19 | 宇宙-248 | | 490 | 551 | 62.3 | 94.8 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 19 | 1968.10.20 | 宇宙-249 | | 514 | 2177 | 62.4 | 112.2 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 20 | 1968.11.1 | 宇宙-252 | | 538 | 2172 | 61.9 | 112.5 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 21 | 1969.8.6 | 宇宙-291 | | 153 | 574 | 62.3 | 91.5 | 拜 | | |
| 22 | 1969.9.15 | 宇宙-298 | | 140 | 212 | 50 | | 拜 | | |
| 23 | 1969.12.23 | 宇宙-316 | | 154 | 1650 | 49.5 | 102.7 | 拜 | | |
| 24 | 1970.7.23 | 宇宙-354 | 5000 | 144 | 208 | 50 | | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 25 | 1970.9.25 | 宇宙-365 | 5000 | 144 | 210 | 49.5 | | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 26 | 1970.10.3 | 宇宙-367 | 4540 | 250 | 280 | 65.28 | 89 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 27 | 1970.10.20 | 宇宙-373 | | 490 | 553 | 62.9 | 94.8 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 28 | 1970.10.23 | 宇宙-374 | | 536 | 2153 | 63 | 112.3 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 29 | 1970.10.30 | 宇宙-375 | | 538 | 2164 | 63 | 112.4 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 30 | 1971.2.9 | 宇宙-394 | | 572 | 614 | 65.8 | 96.5 | 拜 | 反卫星靶星 | |
| 31 | 1971.2.25 | 宇宙-397 | | 593 | 2317 | 65.8 | 114.7 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 32 | 1971.3.18 | 宇宙-400 | | 983 | 1006 | 65.8 | 104.9 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 33 | 1971.4.1 | 宇宙-402 | 4540 | 216 | 279 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 34 | 1971.4.4 | 宇宙-404 | | 811 | 1009 | 65.9 | 103 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 35 | 1971.8.9 | 宇宙-433 | 5000 | 159 | 259 | 49.5 | | 拜 | 部分轨道轰炸系统 | |
| 36 | 1971.12.3 | 宇宙-462 | | 237 | 1840 | 65.8 | 105.7 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 37 | 1971.12.25 | 宇宙-469 | 4540 | 259 | 276 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 38 | 1972.8.21 | 宇宙-516 | 4540 | 256 | 277 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 39 | 1973.12.27 | 宇宙-626 | 4540 | 257 | 280 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 40 | 1974.5.15 | 宇宙-651 | 4540 | 256 | 276 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 41 | 1974.5.17 | 宇宙-654 | 4540 | 261 | 270 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 42 | 1974.12.24 | 宇宙-699 | 4150 | 436 | 454 | 65 | 93.2 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 43 | 1975.4.2 | 宇宙-723 | 4540 | 256 | 277 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 44 | 1975.4.7 | 宇宙-724 | 4540 | 258 | 276 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 45 | 1975.10.29 | 宇宙-777 | 4150 | 437 | 456 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 46 | 1975.12.12 | 宇宙-785 | 4540 | 259 | 278 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 47 | 1976.2.16 | 宇宙-804 | | 149 | 628 | 61.5 | 92.8 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 48 | 1976.4.13 | 宇宙-814 | | 150 | 474 | 65.1 | 90.6 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 49 | 1976.7.2 | 宇宙-838 | 4150 | 438 | 456 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 50 | 1976.7.21 | 宇宙-843 | | 149 | 360 | 65.1 | 89.4 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 51 | 1976.10.17 | 宇宙-860 | 4540 | 260 | 278 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 52 | 1976.10.21 | 宇宙-861 | 4540 | 256 | 280 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 53 | 1976.11.26 | 宇宙-868 | 4150 | 438 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 54 | 1976.12.27 | 宇宙-886 | | 581 | 2328 | 65 | 115 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 55 | 1977.5.23 | 宇宙-910 | | 149 | 506 | 65.1 | 91 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 56 | 1977.6.17 | 宇宙-918 | | 131 | 265 | 65.1 | 88.4 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 57 | 1977.8.24 | 宇宙-937 | 4150 | 438 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 58 | 1977.9.16 | 宇宙-952 | 4540 | 258 | 278 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 59 | 1977.9.18 | 宇宙-954 | 4540 | 259 | 277 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | 陨落于加拿大 |
| 60 | 1977.10.26 | 宇宙-961 | | 125 | 302 | 66 | 88.5 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 61 | 1977.12.21 | 宇宙-970 | | 954 | 1160 | 65.8 | 106 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 62 | 1978.5.19 | 宇宙-1009 | | 971 | 978 | 66 | 109 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 63 | 1979.4.18 | 宇宙-1094 | 4150 | 437 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 64 | 1979.4.25 | 宇宙-1096 | 4150 | 439 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 65 | 1980.3.14 | 宇宙-1167 | 4150 | 438 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 66 | 1980.4.18 | 宇宙-1174 | | 387 | 1035 | 65.8 | 98.6 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 67 | 1980.4.29 | 宇宙-1176 | 4540 | 181 | 365 | 67.2 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 68 | 1980.11.4 | 宇宙-1220 | 4150 | 432 | 454 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 69 | 1981.2.2 | 宇宙-1243 | | 316 | 1026 | 66 | 98 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 70 | 1981.3.5 | 宇宙-1249 | 4540 | 258 | 282 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 71 | 1981.3.14 | 宇宙-1258 | | 322 | 1032 | 65.8 | 98 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 72 | 1981.3.20 | 宇宙-1260 | 4150 | 435 | 459 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 73 | 1981.4.21 | 宇宙-1266 | 4540 | 259 | 278 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 74 | 1981.8.4 | 宇宙-1286 | 4150 | 433 | 453 | 65 | 93.2 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 75 | 1981.8.24 | 宇宙-1299 | 4540 | 250 | 281 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 76 | 1981.9.14 | 宇宙-1306 | 4150 | 156 | 494 | 65 | 90.9 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 77 | 1982.2.11 | 宇宙-1337 | 4150 | 436 | 456 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| 78 | 1982.4.29 | 宇宙-1355 | 4150 | 438 | 459 | 65.1 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 79 | 1982.5.14 | 宇宙-1365 | 4540 | 259 | 276 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 80 | 1982.6.1 | 宇宙-1372 | 4540 | 258 | 277 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 81 | 1982.6.18 | 宇宙-1379 | | 552 | 1027 | 65.8 | 100.3 | 拜 | 反卫星卫星 | |
| 82 | 1982.8.30 | 宇宙-1402 | 4540 | 254 | 279 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 83 | 1982.9.4 | 宇宙-1405 | 4150 | 438 | 456 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 84 | 1982.10.2 | 宇宙-1412 | 4540 | 255 | 280 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 85 | 1983.5.7 | 宇宙-1461 | 4150 | 438 | 457 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 86 | 1983.10.29 | 宇宙-1507 | 4150 | 431 | 449 | 65 | 93 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 87 | 1984.5.30 | 宇宙-1567 | 4150 | 431 | 441 | 65 | 93 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 88 | 1984.6.29 | 宇宙-1579 | 4540 | 250 | 264 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 89 | 1984.8.7 | 宇宙-1588 | 4150 | 426 | 446 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 90 | 1984.10.31 | 宇宙-1607 | 4540 | 251 | 263 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 91* | 1985.1.23 | 宇宙-1625 | 4150 | 120 | 392 | 65 | 89.6 | 拜 | 电子海洋侦察 | 末级再起动失败，未进入正常轨道 |
| 92 | 1985.4.18 | 宇宙-1646 | 4150 | 428 | 444 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 93* | 1985.6.21 | (未宣布) | | 195 | 340 | 64.4 | 89.9 | 拜 | 雷达海洋侦察 | 失败，未进入正常轨道 |
| 94 | 1985.8.1 | 宇宙-1670 | 4540 | 252 | 264 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 95 | 1985.8.23 | 宇宙-1677 | 4540 | 251 | 263 | 65 | 89.6 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 96 | 1985.9.19 | 宇宙-1682 | 4150 | 429 | 443 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 97 | 1986.2.27 | 宇宙-1735 | 4150 | 403 | 418 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 98 | 1986.3.21 | 宇宙-1736 | 4540 | 251 | 264 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 99 | 1986.3.25 | 宇宙-1737 | 4150 | 416 | 430 | | 93.1 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 100 | 1986.8.4 | 宇宙-1769 | 4150 | 429 | 443 | 65 | 93.3 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 101 | 1986.8.20 | 宇宙-1771 | 4540 | 251 | 265 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 102 | 1987.2.1 | 宇宙-1818 | 4150 | 786 | 800 | 65 | 100.7 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 103 | 1987.4.8 | 宇宙-1834 | 4150 | 404 | 418 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 104 | 1987.6.18 | 宇宙-1860 | 4540 | 251 | 264 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 105 | 1987.7.10 | 宇宙-1867 | 4150 | 788 | 801 | 65 | 100.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 106 | 1987.10.10 | 宇宙-1890 | 4150 | 403 | 417 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 107 | 1987.12.12 | 宇宙-1900 | 4540 | 257 | 271 | 65 | 89.8 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 108 | 1988.3.14 | 宇宙-1932 | 4540 | 251 | 263 | 65 | 89.7 | 拜 | 雷达海洋侦察 | |
| 109 | 1988.5.27 | 宇宙-1949 | 4150 | 403 | 418 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 110 | 1988.11.18 | 宇宙-1979 | | 403 | 417 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 111 | 1989.7.24 | 宇宙-2033 | 4150 | 397 | 427 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 112 | 1989.9.27 | 宇宙-2046 | 4150 | 405 | 417 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 113 | 1989.11.24 | 宇宙-2051 | 4150 | 368 | 453 | 64.9 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 114 | 1990.3.14 | 宇宙-2060 | 4150 | 404 | 417 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 115 | 1990.8.23 | 宇宙-2096 | 4150 | 403 | 418 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 116 | 1990.11.14 | 宇宙-2103 | 4150 | 403 | 419 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 117 | 1990.12.4 | 宇宙-2107 | 4150 | 404 | 418 | 65 | 92.8 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 118 | 1991.1.18 | 宇宙-2122 | 4150 | 404 | 417 | 65.02 | 92.78 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 119 | 1993.3.30 | 宇宙-2238 | 4150 | 404 | 418 | 65.03 | 92.78 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 120 | 1993.4.28 | 宇宙-2244 | 4150 | 404 | 418 | 65.03 | 92.78 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 121 | 1993.7.7 | 宇宙-2258 | | 404 | 418 | 65.05 | 92.78 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 122 | 1993.9.17 | 宇宙-2264 | | 403 | 418 | 65.03 | 92.77 | 拜 | 电子海洋侦察 | |
| 123 | 1994.11.2 | 宇宙-2293 | | 404 | 417 | 65.03 | 92.78 | 拜 | 电子海洋侦察 | |

注:①已知“二级旋风号”至少有3次发射失败,表中发射失败记录统计不全。1969年1月24日和1973年4月25日曾发射失败。

## 三级旋风号(ТРЁХСТУПЕНЧАТЫЙ ЦИКЛОН)

“三级旋风号”液体运载火箭是在“二级旋风号”火箭的基础上加一级能再次起动的三子级构成的。三个子级都采用双组元可贮自燃液体推进剂硝酸和氧化氮化物/偏二甲肼。1977年6月24日从普列谢茨克进行了“三级旋风号”运载火箭的首次发射,将“宇宙-921”电子侦察卫星送入近地轨道。“三级旋风号”火箭主要用于发射军用卫星,包括电子侦察卫星、海洋卫星(OKEAH)、测地卫星、“流星Ⅲ”气象卫星、6单元通信卫星,也发射部分民用卫星。其200/1500km 轨道运载能力为4000kg,200/(3000～8000)km 轨道运载能力为550kg。“三级旋风号”火箭仅从普列谢茨克发射场发射。

“三级旋风号”火箭的西方代号是 F-2,SL-14。“旋风号”是世界上第一种采用全自动准备与发射技术的运载火箭。它在发射场总装厂房内完成总装和测试后,就不再需要人直接操作,而是自动按程序沿铁路水平运往发射台,由控制室监控起竖到垂直位置、自动进行推进剂加注、测试和发射。高度自动化的过程简化了地面操作工序,提高了发射可靠性。

从1977年6月首次发射以来,“三级旋风号”火箭到1989年3月底共发射了75次,成功73次,失败2次,成功率达97.3%。至1994年底共发射成功110次。

自1987年10月开始,苏联把“旋风号”运载火箭投入世界商用发射市场,积极寻求国外用户,每次发射费用为1000万美元(1989年币值)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 运载能力 | 近地轨道　4000kg |
| 全长 | 39.27m | | 200/1500km　400kg |
| 最大直径 | 3.9m | | 200/(3000～8000)km　550kg |
| 起飞质量 | 185t | 入轨精度 | 轨道高度偏差　±25km |
| 起飞推力 | 2970kN | | 周期偏差　±12s |
| 推重比 | 1.64 | | 倾角偏差　±5′ |

一子级和二子级的技术性能同“二级旋风号”。

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.1m | 发动机 | 可再起动液体火箭发动机 |
| 直径 | 2m | 推进剂 | 硝酸＋氧化氮/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 3.76t | 真空推力 | 78kN |
| 结构质量 | 0.56t | 工作时间 | 118s |
| 推进剂质量 | 3.2t | | |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | ≈10m | 质量 | ≈2.8t |
| 直径 | 2.7m | 有效容积 | 19m$^3$，高度6.7m，圆柱段直径2.3m，圆柱段容积15m$^3$ |

## 总　体　布　局

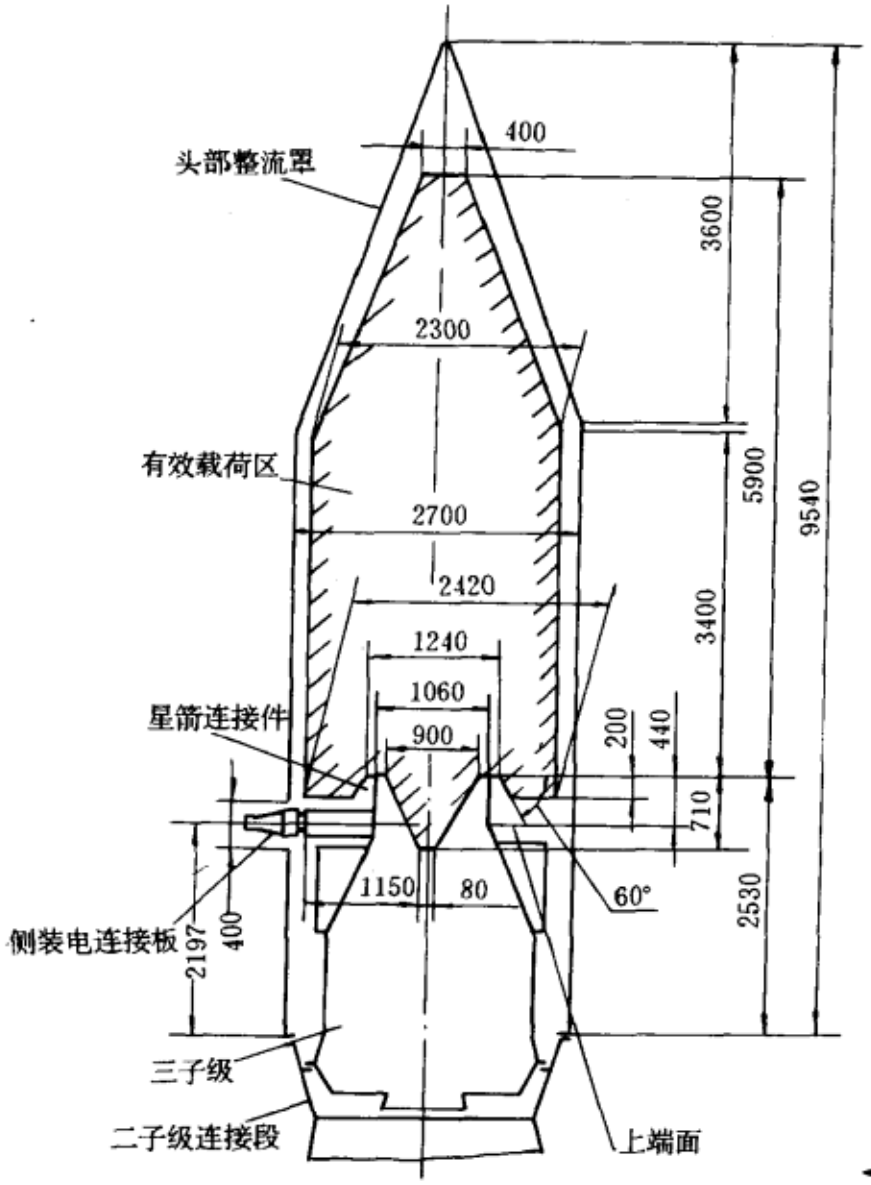
“三级旋风号”运载火箭由一、二、三子级、级间段和整流罩构成。整流罩呈锥-柱形，包容着三子级和有效载荷。

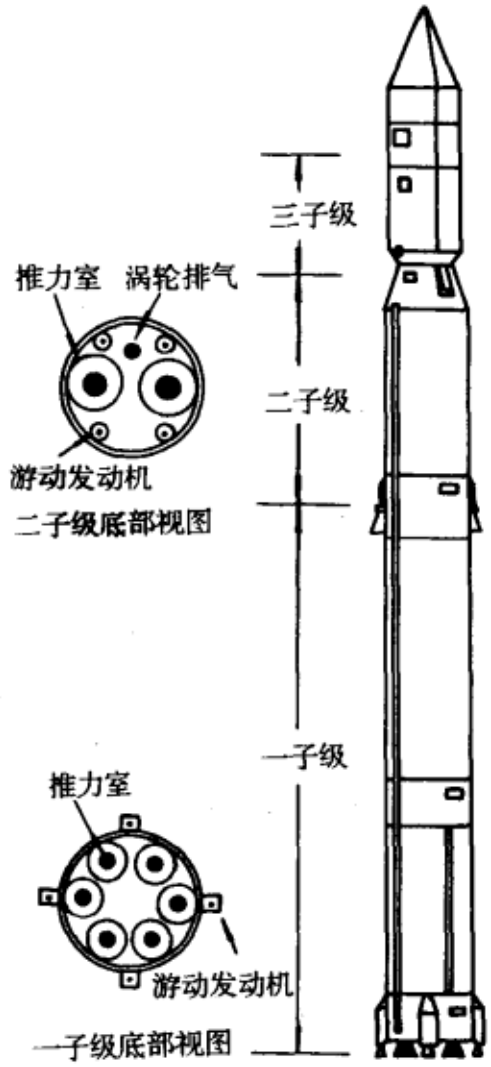
“旋风号”火箭整流罩能在发射前5h 安装上，便于发射微重力材料加工和生物研究卫星。

一子级和二子级同“二级旋风号”运载火箭。三子级具有在失重状态下起动1～2次的能力。

## 典型飞行程序

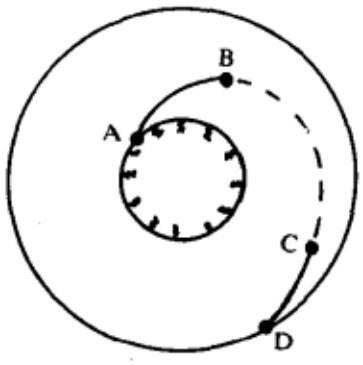
“旋风号”火箭从普列谢茨克发射场发射，一般将卫星送入倾角为73.5°和82.5°的轨道。三子级主发动机一次起动，主要用于把卫星送入高度为200～250km 的近地轨道，二次起动主要用于把卫星送入高度250km 以上的轨道。三子级主发动机在这些轨道高度上的再起动能力，保证了最充分地利用火箭的推进能量。三子级还能利用其小推力姿态调整推力器依次送多颗卫星进入各自的轨道。




"旋风号"运载火箭简图

←"旋风号"火箭整流罩简图(单位 mm)

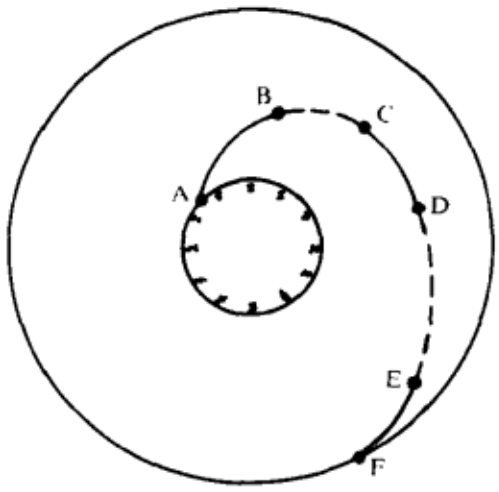



三子级主发动机一次起动送卫星入轨

AB. 一、二子级动力飞行段弹道,持续约280s;

BC. 第三级滑行段,至少持续40s;

CD. 三子级动力飞行段,持续5～118s。




三子级主发动机二次起动送卫星入轨

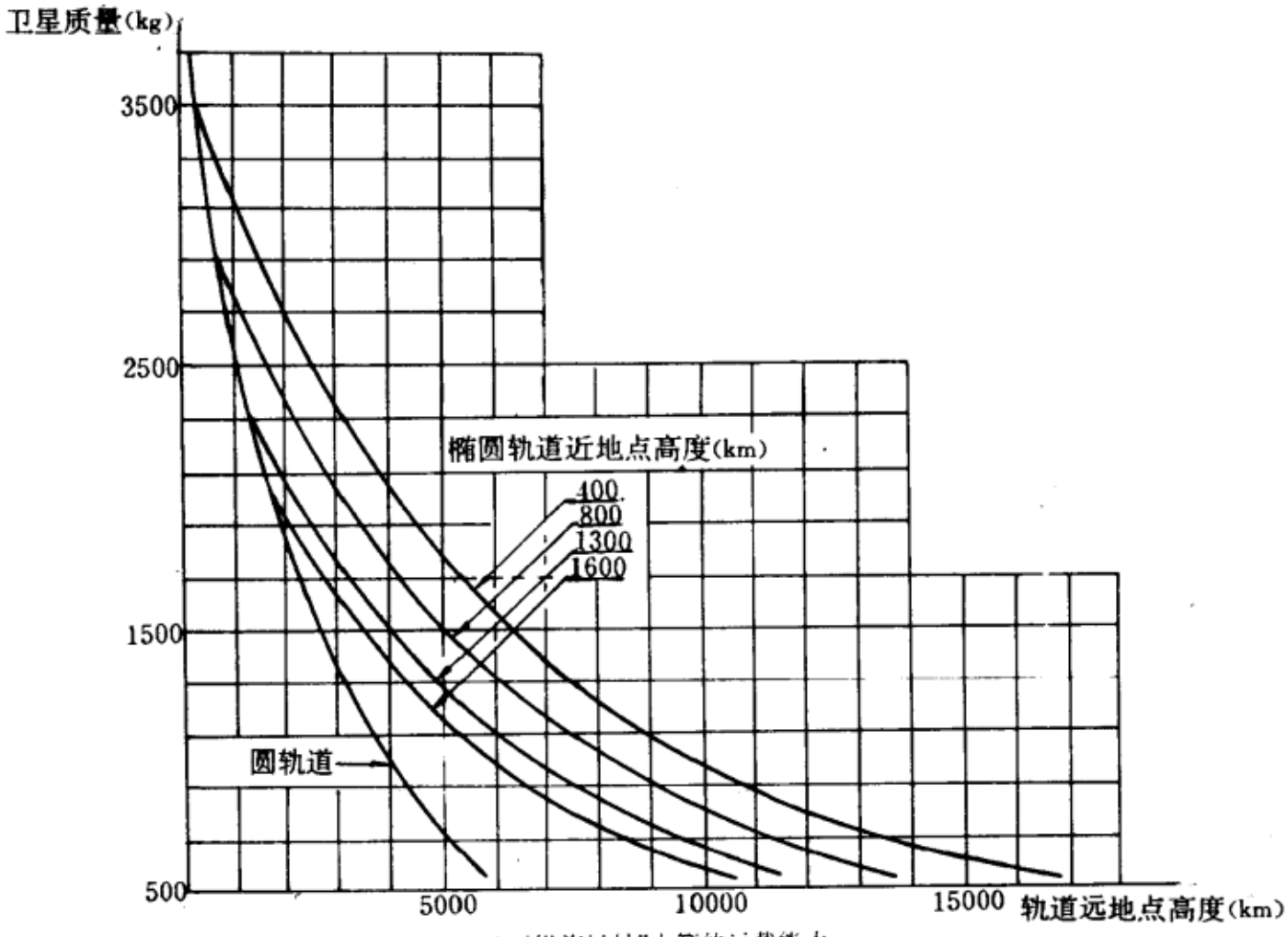
AB. 一、二子级动力飞行段,持续280s;

BC. 第三级第一滑行段,至少持续40s;

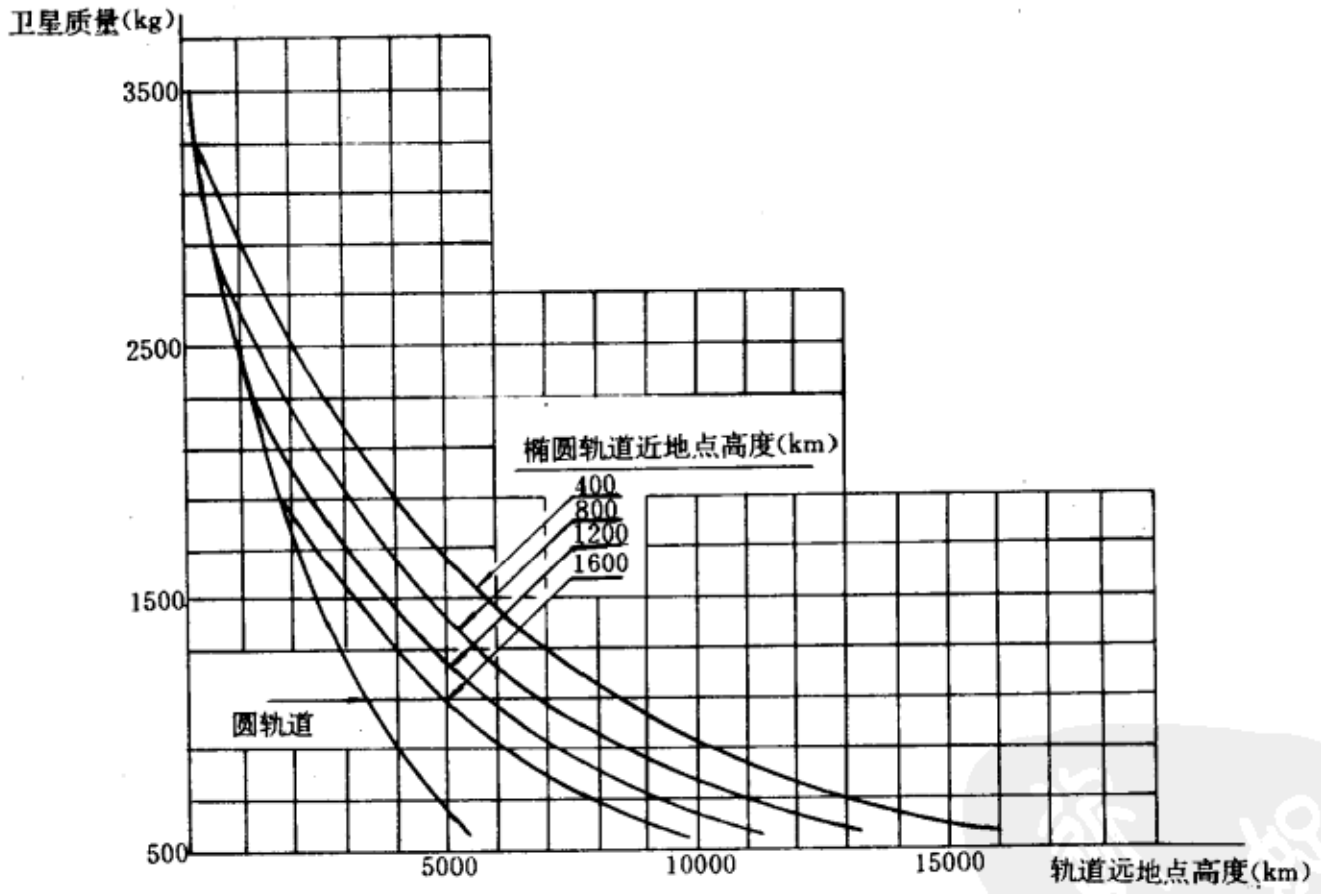
CD. 三子级第一次动力飞行段,持续5～113s;

DE. 第三级第二滑行段,至少持续150s;

EF. 三子级第二次动力飞行段,持续5～113s。




"三级旋风号"火箭的运载能力
(发射卫星进入73.5°倾角轨道)




"三级旋风号"火箭的运载能力
(发射卫星进入82.5°倾角轨道)

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | | |
| 1 | 1977.6.24 | 宇宙-921 (КОСМОС-921) | | 644 | 711 | 76 | 98 | 普 | | |
| 2 | 1977.9.24 | 宇宙-956 | | 358 | 865 | 75.8 | 96.9 | 普 | | |
| 3 | 1977.12.27 | 宇宙-972 | | 722 | 1189 | 75.8 | 104 | 普 | | |
| 4 | 1978.6.28 | 宇宙-1025 | | 649 | 680 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | 第二代 |
| 5 | 1978.10.26 | 宇宙-1045 | 3400 | 1688 | 1724 | 82.6 | 120.4 | 普 | 测地 | 第二代试验星 |
| 6 | 1979.2.12 | 宇宙-1076 | | 647 | 678 | 82 | 97 | 普 | 海洋环境研究 | |
| 7 | 1980.1.23 | 宇宙-1151 | | 650 | 678 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 8 | 1981.8.25 | 宇宙-1300 | | 648 | 675 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 9 | 1981.9.21 | 光环-3 (Aureole) | 1000 | 404 | 1999 | 82.5 | 109.5 | 普 | 科学卫星 | 苏法合作 |
| 10 | 1981.9.30 | 宇宙-1312 | 3400 | 1495 | 1504 | 82.6 | 116 | 普 | 测地卫星 | 第二代第一颗 |
| 11 | 1981.12.3 | 宇宙-1328 | | 647 | 677 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 12 | 1982.3.25 | 流星Ⅰ-8 (METEOPⅠ-8) | | 954 | 976 | 82.5 | 104.2 | 普 | 军民两用气象 | |
| 13 | 1982.6.10 | 宇宙-1378 | | 208 | 393 | 72 | 90.2 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 14 | 1982.9.16 | 宇宙-1408 | | 645 | 679 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 15 | 1982.9.24 | 宇宙-1410 | 3400 | 1500 | 1522 | 82.6 | 116 | 普 | 测地卫星 | |
| 16 | 1983.4.23 | 宇宙-1455 | | 648 | 676 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 17 | 1983.6.23 | 宇宙-1470 | | 645 | 680 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 18 | 1983.9.28 | 宇宙-1500 | | 649 | 679 | 82.6 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | 首次载侧视雷达 |
| 19 | 1983.11.24 | 宇宙-1510 | 3400 | 1497 | 1537 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地 | |
| 20 | 1983.12.15 | 宇宙-1515 | | 648 | 676 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 21 | 1984.2.8 | 宇宙-1536 | | 634 | 665 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察卫星 | |
| 22 | 1984.3.15 | 宇宙-1544 | | 634 | 664 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 23 | 1984.7.5 | 流星Ⅰ-11 | | 943 | 960 | 82.5 | 104.1 | 普 | 气象卫星 | |
| 24 | 1984.8.8 | 宇宙-1589 | 3400 | 1494 | 1502 | 82.6 | 115.9 | 普 | 测地 | |
| 25 | 1984.9.28 | 宇宙-1602 | | 634 | 667 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 26 | 1984.10.18 | 宇宙-1606 | | 632 | 664 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察卫星 | |
| 27* | 1984.11.27 | 宇宙-1612 | | 135 | 1230 | 82.6 | 98.4 | 普 | 气象卫星 | 末级二次点火失败 |
| 28 | 1985.1.15 | 宇宙-1617 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | 一箭六星-1 |
| | 1985.1.15 | 宇宙-1618 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.1.15 | 宇宙-1619 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任　务 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 1985.1.15 | 宇宙-1620 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.1.15 | 宇宙-1621 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.1.15 | 宇宙-1622 | | 1414 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军用通信卫星 | |
| 29 | 1985.1.24 | 宇宙-1626 | | 630 | 664 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋观测兼电子侦察 | |
| 30 | 1985.2.6 | 流星Ⅰ-12 | | 939 | 961 | 82.5 | 104 | 普 | 气象卫星 | |
| 31 | 1985.3.5 | 宇宙-1633 | | 637 | 658 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 32 | 1985.6.14 | 宇宙-1660 | 3400 | 1482 | 1526 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地卫星 | |
| 33 | 1985.7.8 | 宇宙-1666 | | 634 | 666 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋观测兼电子侦察 | |
| 34 | 1985.8.8 | 宇宙-1674 | | 632 | 664 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋观测兼电子侦察 | |
| 35 | 1985.10.9 | 宇宙-1690 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | 一箭六星-2 |
| | 1985.10.9 | 宇宙-1691 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.10.9 | 宇宙-1692 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.10.9 | 宇宙-1693 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.10.9 | 宇宙-1694 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | |
| | 1985.10.9 | 宇宙-1695 | | 1382 | 1417 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军用通信卫星 | |
| 36 | 1985.10.24 | 流星Ⅱ-1 | | 1227 | 1251 | 82.6 | 110.3 | 普 | 军民两用气象 | |
| 37 | 1985.11.22 | 宇宙-1703 | | 635 | 666 | 82.5 | 97.7 | 普 | 海洋观测兼电子侦察 | |
| 38 | 1985.12.12 | 宇宙-1707 | | 634 | 665 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 39 | 1985.12.26 | 流星Ⅰ-13 | | 939 | 962 | 82.5 | 104.1 | 普 | 气象卫星 | |
| 40 | 1986.1.17 | 宇宙-1726 | | 632 | 663 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 41 | 1986.2.11 | 宇宙-1732 | 3400 | 1480 | 1526 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地卫星 | |
| 42 | 1986.2.19 | 宇宙-1733 | | 633 | 662 | 82.5 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 43 | 1986.5.15 | 宇宙-1743 | | 167 | 345 | 67.1 | 89.6 | 普 | 电子侦察 | |
| 44 | 1986.5.27 | 流星Ⅰ-14 | | 941 | 960 | 82.5 | 104.1 | 普 | 气象和遥感 | |
| 45 | 1986.6.12 | 宇宙-1758 | | 631 | 669 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 46 | 1986.7.28 | 宇宙-1766 | | 635 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 遥感海洋学 | |
| 47 | 1986.9.30 | 宇宙-1782 | | 636 | 663 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 48 | 1986.12.2 | 宇宙-1803 | | 963 | 1025 | 82.9 | 105 | 普 | 测地 | |
| 49 | 1986.12.10 | 宇宙-1805 | | 636 | 660 | 82.6 | 97.7 | 普 | 电子侦察 | |
| 50 | 1986.12.18 | 宇宙-1809 | | 945 | 965 | 82.5 | 104.2 | 普 | 科学研究 | |
| 51 | 1987.1.5 | 流星Ⅰ-15 | | 945 | 965 | 82.5 | 97.8 | 普 | 气象 | |
| 52 | 1987.1.14 | 宇宙-1812 | | 634 | 665 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 53 | 1987.2.20 | 宇宙-1823 | | 1481 | 1524 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地 | |
| 54 | 1987.3.3 | 宇宙-1825 | | 633 | 664 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 55 | 1987.3.13 | 宇宙-1827 | | 1385 | 1412 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | 一箭六星-3 |
| | 1987.3.13 | 宇宙-1828 | | 1385 | 1412 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1987.3.13 | 宇宙-1829 | | 1385 | 1412 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1987.3.13 | 宇宙-1830 | | 1385 | 1412 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1987.3.13 | 宇宙-1831 | | 1385 | 1412 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1987.3.13 | 宇宙-1832 | | 1385 | 1414 | 82.5 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| 56 | 1987.4.27 | 宇宙-1842 | | 634 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 57 | 1987.7.1 | 宇宙-1862 | | 633 | 667 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 58 | 1987.7.16 | 宇宙-1869 | 1600 | 635 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 59 | 1987.8.18 | 流星Ⅰ-16 | | 938 | 962 | 82.6 | 104.1 | 普 | 气象 | |
| 60 | 1989.9.7 | 宇宙-1875 | | 1387 | 1411 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | 一箭六星-4 |
| | 1989.9.7 | 宇宙-1876 | | 1387 | 1411 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1989.9.7 | 宇宙-1877 | | 1387 | 1414 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1989.9.7 | 宇宙-1878 | | 1387 | 1414 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1989.9.7 | 宇宙-1879 | | 1387 | 1414 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| | 1989.9.7 | 宇宙-1880 | | 1387 | 1414 | 82.6 | 113.8 | 普 | 通信卫星 | |
| 61 | 1987.10.20 | 宇宙-1892 | | 635 | 665 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 62 | 1988.1.6 | 宇宙-1908 | | 635 | 664 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 63 | 1988.1.15 | 宇宙-1909 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | 一箭六星-5 |
| | 1988.1.15 | 宇宙-1910 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.1.15 | 宇宙-1911 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.1.15 | 宇宙-1912 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.1.15 | 宇宙-1913 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | |
| | 1988.1.15 | 宇宙-1914 | | 1385 | 1412 | 82.6 | 113.8 | 普 | 战术通信 | |
| 64 | 1988.1.30 | 流星Ⅰ-17 | | 938 | 960 | 82.5 | 104.1 | 普 | 气象卫星 | |
| 65 | 1988.3.15 | 宇宙-1933 | | 635 | 661 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 66 | 1988.5.30 | 宇宙-1950 | 3400 | 1484 | 1522 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地 | |
| 67 | 1988.6.14 | 宇宙-1953 | | 635 | 667 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 68 | 1988.7.5 | 海洋-1 (OKEAH) | | 635 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 69 | 1988.7.26 | 流星Ⅱ-2 | 2000 | 1186 | 1209 | 82.6 | 109.4 | 普 | 气象和遥感 | |
| 70 | 1988.10.11 | 宇宙-1975 | | 631 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 71 | 1988.12.23 | 宇宙-1985 | | 526 | 534 | 73.6 | 95.3 | 普 | 军用卫星 | |
| 72 | 1989.2.10 | 宇宙-1994 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | 一箭六星-6 |
| | 1989.2.10 | 宇宙-1995 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.2.10 | 宇宙-1996 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.2.10 | 宇宙-1997 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.2.10 | 宇宙-1998 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1989.2.10 | 宇宙-1999 | | 1397 | 1416 | 82.6 | 114 | 普 | 战术通信 | |
| 73 | 1989.2.28 | 流星Ⅰ-18 | | 941 | 960 | 82.5 | 104.1 | 普 | 气象和遥感 | |
| 74 | 1989.8.29 | 宇宙-2037 | | 1484 | 1525 | 73.6 | 116.1 | 普 | | |
| 75 | 1989.9.14 | 宇宙-2038 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | 一箭六星-7 |
| | 1989.9.14 | 宇宙-2039 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.9.14 | 宇宙-2040 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.9.14 | 宇宙-2041 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.9.14 | 宇宙-2042 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | |
| | 1989.9.14 | 宇宙-2043 | | 1392 | 1412 | 82.5 | 113.9 | 普 | 战术通信 | |
| 76 | 1989.9.28 | 国际宇宙-24 | | 907 | 2491 | 82.6 | 116 | 普 | 科学研究 | |
| 77 | 1989.10.24 | 流星Ⅲ-3 | | 1188 | 1213 | 82.6 | 109.5 | 普 | 气象 | |
| 78 | 1989.12.27 | 宇宙-2053 | | 518 | 536 | 73.6 | 95.2 | 普 | 小型军用 | |
| 79 | 1990.1.30 | 宇宙-2058 | | 633 | 665 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 80 | 1990.2.28 | 海洋-2 | | 639 | 666 | 82.5 | 97.8 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 81 | 1990.6.27 | 流星Ⅰ-19 | | 940 | 961 | 82.6 | 104.1 | 普 | 气象和遥感 | |
| 82 | 1990.7.30 | 宇宙-2088 | | 1483 | 1525 | 73.6 | 116.1 | 普 | 测地 | |
| 83 | 1990.8.8 | 宇宙-2090 | | 1391 | 1414 | 82.6 | 113.9 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-8 |
| | 1990.8.8 | 宇宙-2091 | | 1413 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.8.8 | 宇宙-2092 | | 1407 | 1414 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.8.8 | 宇宙-2093 | | 1401 | 1414 | 82.6 | 114.0 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.8.8 | 宇宙-2094 | | 1395 | 1414 | 82.6 | 113.9 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.8.8 | 宇宙-2095 | | 1384 | 1414 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军事通信 | |
| 84 | 1990.9.28 | 流星Ⅰ-20 | | 943 | 962 | 82.6 | 104.1 | 普 | 气象和遥感 | |
| 85 | 1990.11.28 | 宇宙-2106 | | 518 | 537 | 82.5 | 95.2 | 普 | 电子侦察 | |
| 86 | 1990.12.22 | 宇宙-2114 | | 1410 | 1415 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-9 |
| | 1990.12.22 | 宇宙-2115 | | 1408 | 1411 | 82.6 | 114.1 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.12.22 | 宇宙-2116 | | 1402 | 1411 | 82.6 | 114 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.12.22 | 宇宙-2117 | | 1397 | 1411 | 82.6 | 113.9 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.12.22 | 宇宙-2118 | | 1392 | 1411 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军事通信 | |
| | 1990.12.22 | 宇宙-2119 | | 1386 | 1411 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军事通信 | |
| 87 | 1991.4.24 | 流星Ⅲ-4 | | 1187 | 1213 | 82.54 | 109.48 | 普 | 气象 | |
| 88 | 1991.5.16 | 宇宙-2143 | 230 | 1400 | 1416 | 82.57 | 114.02 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-10 |
| | 1991.5.16 | 宇宙-2144 | 230 | 1413 | 1416 | 82.58 | 114.16 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.5.16 | 宇宙-2145 | 230 | 1406 | 1416 | 82.57 | 114.09 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.5.16 | 宇宙-2146 | 230 | 1395 | 1416 | 82.58 | 113.96 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.5.16 | 宇宙-2147 | 230 | 1390 | 1416 | 82.57 | 113.91 | 普 | 军事通信 | |

| 序号 | 发射日期年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | | |
| | 1991.5.16 | 宇宙-2148 | 230 | 1384 | 1416 | 82.57 | 113.83 | 普 | 军事通信 | |
| 89 | 1991.6.4 | 海洋-3 | | 634 | 666 | 82.53 | 97.78 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 90 | 1991.6.13 | 宇宙-2151 | | 637 | 663 | 82.51 | 97.78 | 普 | 电子侦察 | |
| 91 | 1991.8.15 | 流星Ⅲ-5 | | 1188 | 1206 | 82.56 | 109.42 | 普 | 气象 | |
| 92 | 1991.9.28 | 宇宙-2157 | | 1407 | 1415 | 82.58 | 114.08 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-11 |
| | 1991.9.28 | 宇宙-2158 | | 1404 | 1411 | 82.58 | 114.01 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.9.28 | 宇宙-2159 | | 1389 | 1410 | 82.58 | 113.83 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.9.28 | 宇宙-2160 | | 1400 | 1410 | 82.56 | 113.95 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.9.28 | 宇宙-2161 | | 1395 | 1410 | 82.58 | 113.90 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.9.28 | 宇宙-2162 | | 1408 | 1420 | 82.59 | 114.15 | 普 | 军事通信 | |
| 93 | 1991.11.12 | 宇宙-2165 | | 1395 | 1413 | 82.6 | 113.9 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-12 |
| | 1991.11.12 | 宇宙-2166 | | 1407 | 1413 | 82.6 | 114 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.11.12 | 宇宙-2167 | | 1400 | 1413 | 82.6 | 114 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.11.12 | 宇宙-2168 | | 1390 | 1413 | 82.6 | 113.9 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.11.12 | 宇宙-2169 | | 1383 | 1413 | 82.6 | 113.8 | 普 | 军事通信 | |
| | 1991.11.12 | 宇宙-2170 | | 1412 | 1415 | 82.6 | 114 | 普 | 军事通信 | |
| 94 | 1991.12.18 | 国际宇宙-25 | | 437 | 3073 | 82.56 | 121.7 | 普 | 科学研究 | 一箭双星 |
| | 1991.12.18 | 玛吉奥3 | | 438 | 3071 | 82.56 | 121.7 | 普 | 科学研究 | |
| 95 | 1992.7.13 | 宇宙-2197 | | 1397 | 1416 | 82.59 | 113.99 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-13 |
| | 1992.7.13 | 宇宙-2198 | | 1410 | 1416 | 82.59 | 114.13 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.7.13 | 宇宙-2199 | | 1414 | 1426 | 82.60 | 114.28 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.7.13 | 宇宙-2200 | | 1405 | 1416 | 82.59 | 114.07 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.7.13 | 宇宙-2201 | | 1413 | 1421 | 82.59 | 114.21 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.7.13 | 宇宙-2202 | | 1409 | 1419 | 82.59 | 114.14 | 普 | 军事通信 | |
| 96 | 1992.10.20 | 宇宙-2211 | | 1400 | 1415 | 82.59 | 114.00 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-14 |
| | 1992.10.20 | 宇宙-2212 | | 1408 | 1414 | 82.59 | 114.09 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.10.20 | 宇宙-2213 | | 1409 | 1428 | 82.59 | 114.14 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.10.20 | 宇宙-2214 | | 1414 | 1423 | 82.59 | 114.23 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.10.20 | 宇宙-2215 | | 1413 | 1428 | 82.6 | 114.29 | 普 | 军事通信 | |
| | 1992.10.20 | 宇宙-2216 | | 1410 | 1417 | 82.6 | 114.14 | 普 | 军事通信 | |
| 97 | 1992.11.24 | 宇宙-2221 | | 636 | 665 | 82.5 | 97.8 | 普 | 电子侦察 | |
| 98 | 1992.12.22 | 宇宙-2226 | | 1479 | 1526 | 73.63 | 116.03 | 普 | 测地 | |
| 99 | 1992.12.25 | 宇宙-2228 | | 633 | 669 | 82.53 | 97.75 | 普 | 电子侦察 | |
| 100 | 1993.4.16 | 宇宙-2242 | | 634 | 668 | 82.53 | 97.74 | 普 | 电子侦察 | |
| 101 | 1993.5.11 | 宇宙-2245 | | 1398 | 1417 | 82.59 | 113.95 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-15 |
| | 1993.5.11 | 宇宙-2246 | | 1400 | 1418 | 82.58 | 113.93 | 普 | 军事通信 | |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 任务 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 1993.5.11 | 宇宙-2247 | | 1404 | 1418 | 82.60 | 114.02 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.5.11 | 宇宙-2248 | | 1401 | 1418 | 82.58 | 113.99 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.5.11 | 宇宙-2249 | | 1410 | 1412 | 82.58 | 114.02 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.5.11 | 宇宙-2250 | | 1399 | 1419 | 82.58 | 113.98 | 普 | 军事通信 | |
| 102 | 1993.6.24 | 宇宙-2252 | | 1409 | 1481 | 82.59 | 114.77 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-16 |
| | 1993.6.24 | 宇宙-2253 | | 1410 | 1425 | 82.59 | 114.17 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.6.24 | 宇宙-2254 | | 1393 | 1415 | 82.58 | 113.87 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.6.24 | 宇宙-2255 | | 1404 | 1417 | 82.62 | 114.01 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.6.24 | 宇宙-2256 | | 1401 | 1415 | 82.58 | 113.96 | 普 | 军事通信 | |
| | 1993.6.24 | 宇宙-2257 | | 1410 | 1420 | 82.58 | 114.10 | 普 | 军事通信 | |
| 103 | 1993.8.31 | 流星Ⅰ-21 | | 938 | 969 | 82.55 | 104.12 | 普 | 气象 | |
| 104 | 1994.1.25 | 流星Ⅱ-6 | | 1186 | 1208 | 82.56 | 109.36 | 普 | 气象 | |
| 105 | 1994.2.12 | 宇宙-2268 | | 1412 | 1426 | 82.58 | 114.20 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-17 |
| | 1994.2.12 | 宇宙-2269 | | 1410 | 1421 | 82.58 | 114.13 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.2.12 | 宇宙-2270 | | 1407 | 1416 | 82.58 | 114.04 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.2.12 | 宇宙-2271 | | 1402 | 1417 | 82.57 | 113.99 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.2.12 | 宇宙-2272 | | 1395 | 1417 | 82.57 | 113.91 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.2.12 | 宇宙-2273 | | 1407 | 1417 | 82.57 | 114.05 | 普 | 军事通信 | |
| 106 | 1994.3.2 | 日冕-1 | 2160 | 487 | 528 | 82.49 | 94.78 | 普 | 科学研究 | 太阳观测 |
| 107 | 1994.3.25 | 宇宙-2281 | | | | | | 普 | | 二、三子级未分离，卫星未入轨 |
| 108 | 1994.10.11 | 海洋-4 | | 632 | 666 | 82.55 | 97.70 | 普 | 海洋学卫星 | |
| 109 | 1994.11.29 | 测地1K-1 | 900 | 1480 | 1527 | 73.61 | 116.06 | 普 | 测地 | |
| 110 | 1994.12.28 | 宇宙-2299 | | 1402 | 1416 | 82.57 | 113.97 | 普 | 军事通信 | 一箭六星-18 |
| | 1994.12.28 | 宇宙-2300 | | 1409 | 1416 | 82.57 | 114.05 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.12.28 | 宇宙-2301 | | 1412 | 1418 | 82.58 | 114.01 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.12.28 | 宇宙-2302 | | 1414 | 1423 | 82.57 | 114.20 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.12.28 | 宇宙-2303 | | 1415 | 1429 | 82.58 | 114.26 | 普 | 军事通信 | |
| | 1994.12.28 | 宇宙-2304 | | 1411 | 1419 | 82.57 | 114.11 | 普 | 军事通信 | |

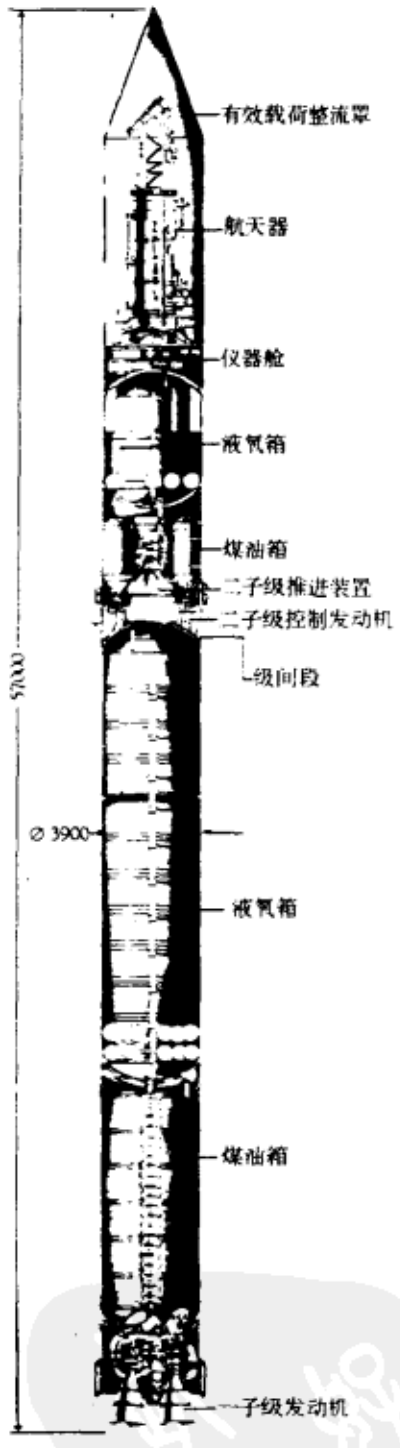
注：上表中发射失败记录统计不全。

中国航天科技集团公司

# 天顶号(ЗЕНИТ)

谢佐慰

"天顶号"是苏联的一种中型运载火箭,由第聂伯罗彼德罗夫斯克(Днепропетровск)南方科研生产联合体研制。1985年投入使用的是"天顶号"的基本型,即"天顶号"2型,主要用来发射轨道高度在1500km 以下的军用和民用卫星、经过改进的"联盟号"(СОЮЗ)TM 型载人飞船和"进步号"(ПРОГРЕСС)改进型货运飞船。西方国家对"天顶号"2型取的代号是 SL-16。"天顶号"2型是两级运载火箭,其一子级还被用作"能源号"(ЭНЕРГИЯ )火箭助推级的助推器。"天顶号"2型于1976年开始研制,1985年4月进行首次飞行试验,至1994年12月共发射25次,成功率为88%。"天顶号3"型是三级运载火箭,目前仍在研制之中,原计划在1993年进行首次飞行试验。3型是在2型的基础上,增加一个远地点级而构成的,用于将有效载荷送入地球同步轨道、其它高轨道或者星际飞行轨道。2型与3型火箭用的一子级和二子级是相同的。1989年5月,苏联宣布将"天顶号"作为商用运载火箭投入国际航天发射服务市场,其每1000克有效载荷的运载费用为5000美元(地球同步转移轨道);12500美元(地球同步或太阳同步轨道),均为1989年币值。



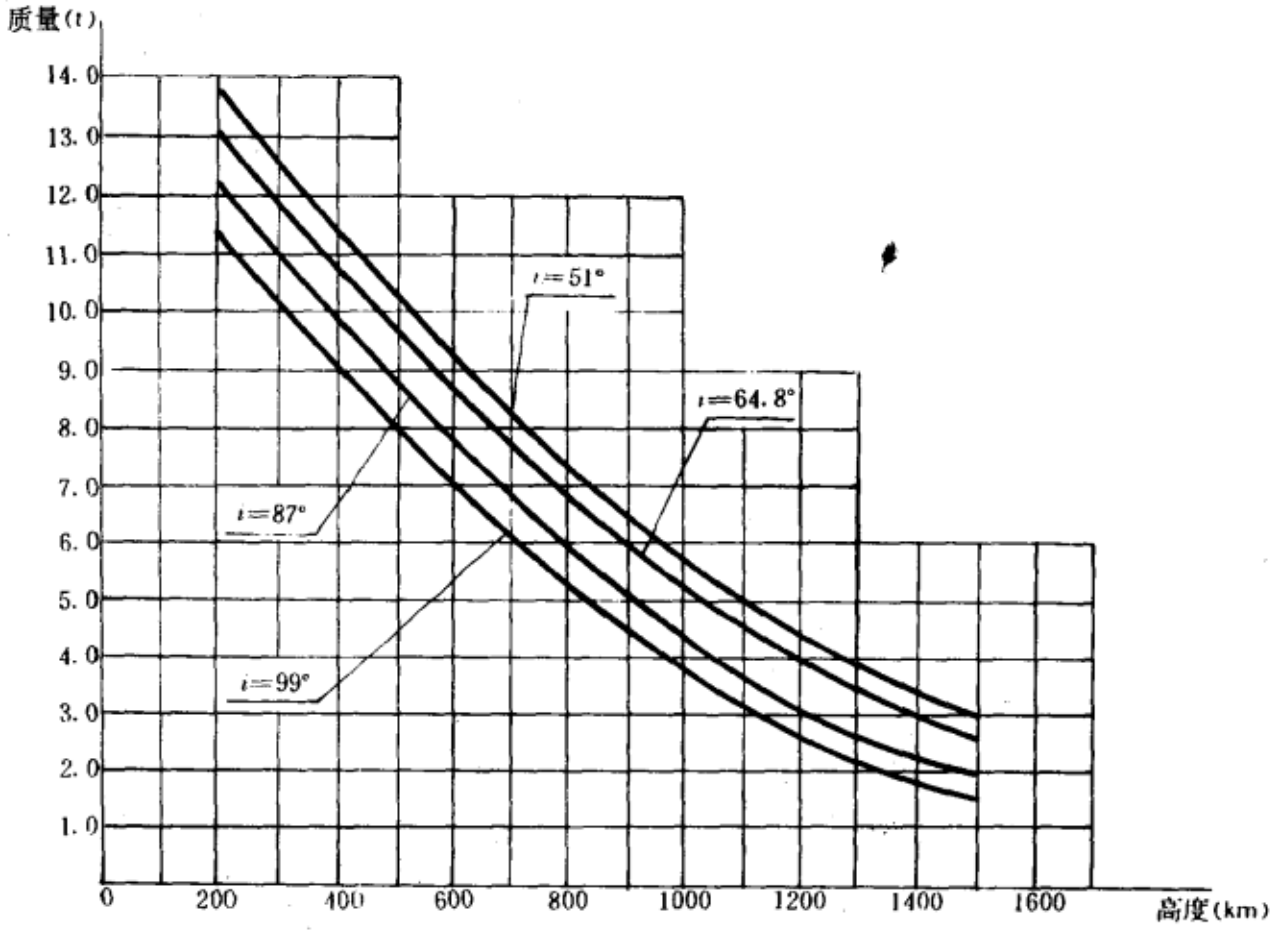
"天顶号"2型火箭

"天顶号"火箭当前以拜科努尔(БАЙКОНУР)发射场作为发射基地。由于该发射场的纬度较高,使火箭的运载能力有所下降。苏联正在和澳大利亚合作,计划到1992～1993年开始利用澳大利亚北部坦普尔(TEMPLE)湾的靠近赤道的发射场进行"天顶号"火箭的商业性发射。

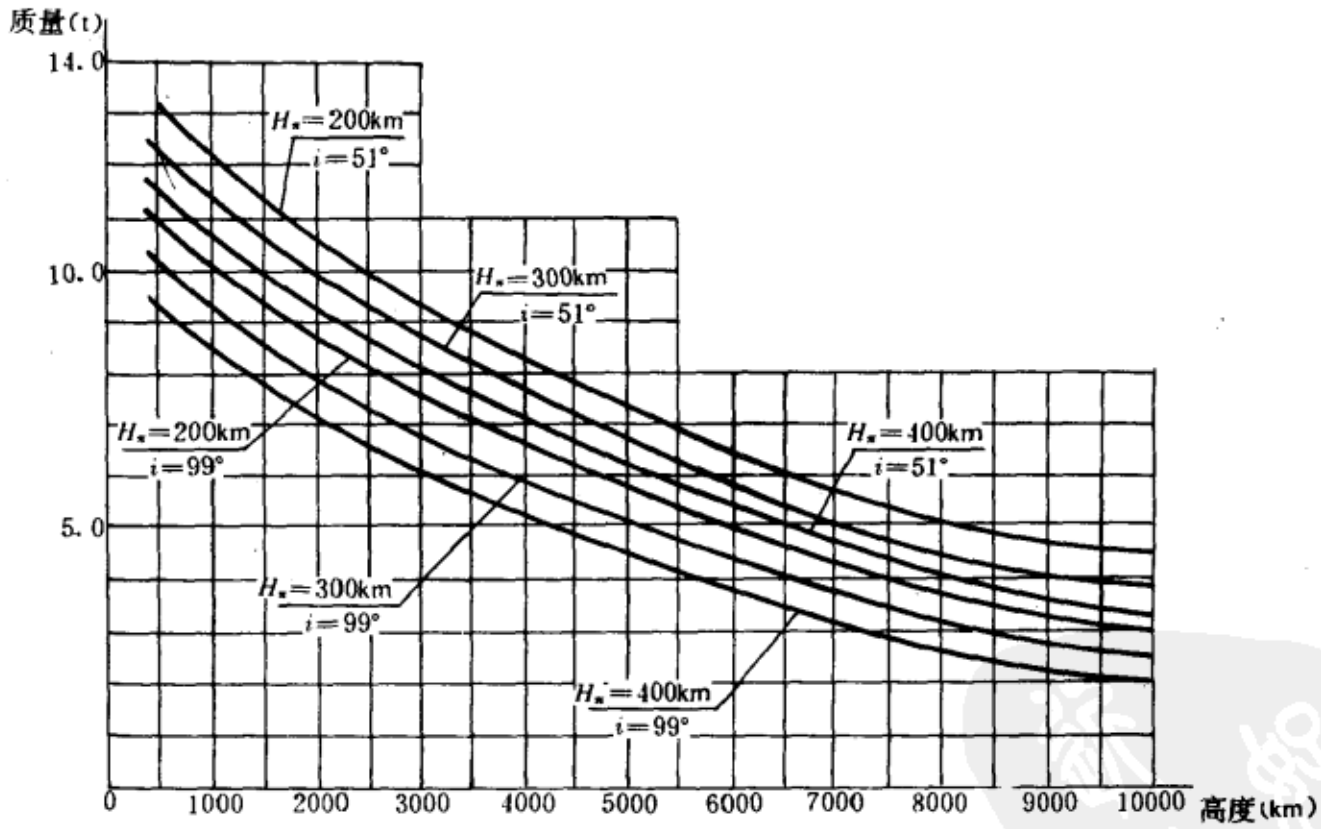
在"天顶号"火箭的动力飞行段,火箭的一子级和整流罩将与运载火箭分离。其落区的中心与火箭发射点之间的距离是800～1100km(一子级)和860～1900km(整流罩)。为了减少这些可分离部件的落区面积,火箭的第二级按设计要求可在一子级和整流罩分离之后,进行侧向机动飞行,以便在±15°的范围内改变轨道倾角。也可以通过选择适当的抛罩时间来实现。

"天顶号"火箭的运载能力分别由下面4个图给出。

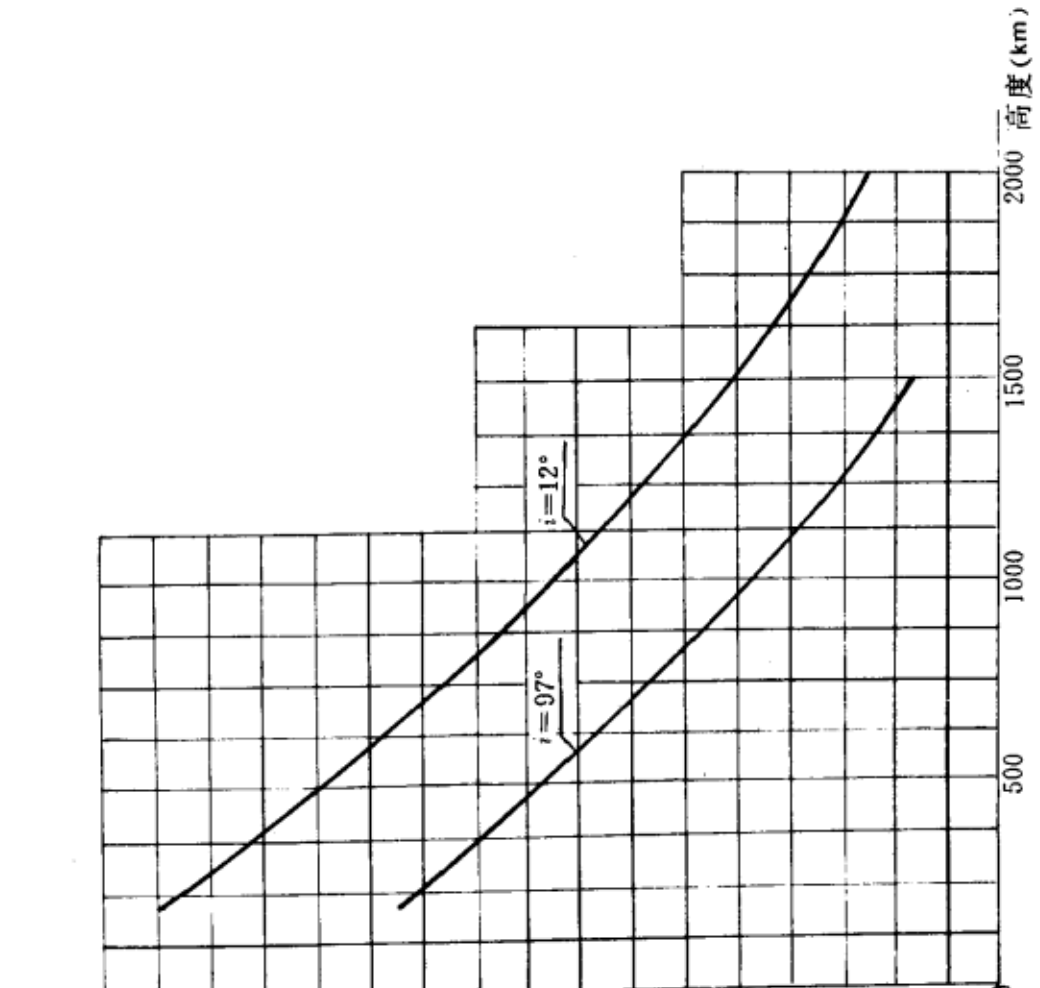
"天顶号"是苏联继"旋风号"(ЦИКЛОН)之后第二个利用全自动发射系统实施发射的运载火箭。在发射场,火箭呈水平状态进行总装、测试、转运至发射台。所有发射操作,包括火箭离开总装测试厂房,由铁路转运至发射台,起竖,连



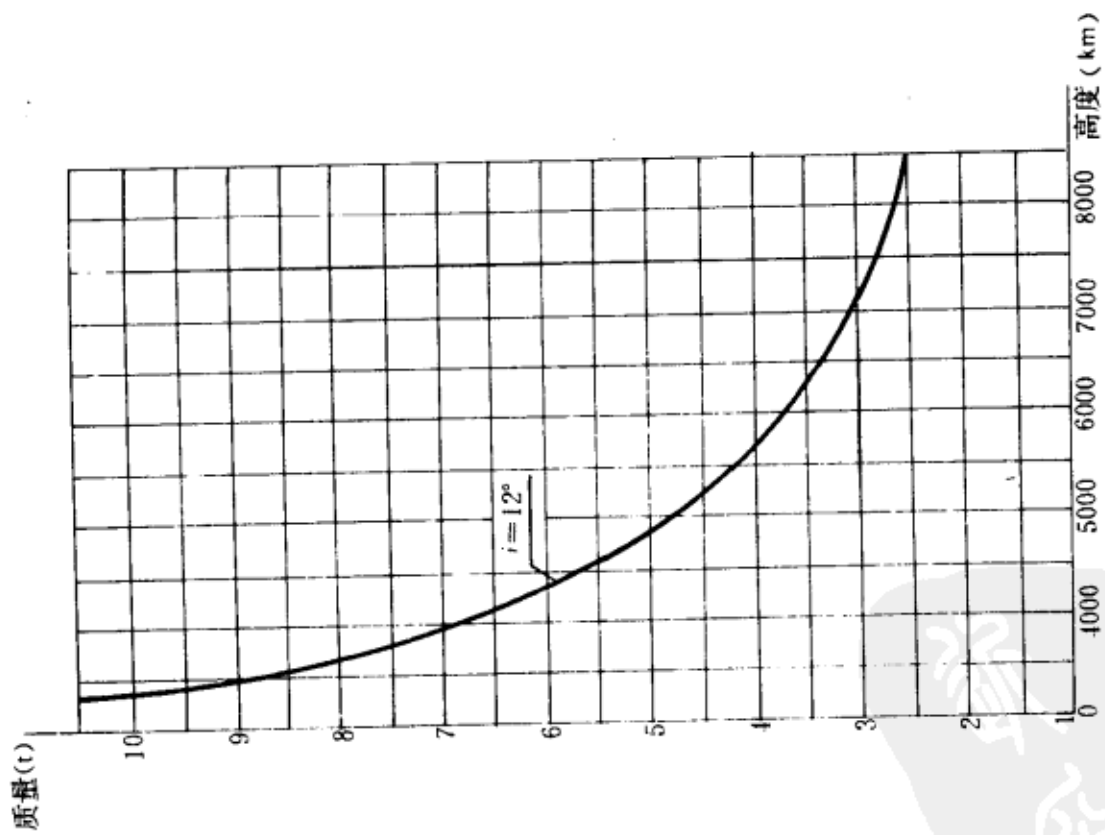

从苏联发射的“天顶号”2型火箭的运载能力(圆轨道)




从苏联发射的“天顶号”2型火箭的运载能力(椭圆轨道)




从近赤道地区发射的"天顶号"2型火箭的运载能力(圆轨道)




从近赤道地区发射的"天顶号3"型火箭的运载能力(圆轨道)

接电路、气动与液压系统，测试，加注推进剂，点火等都是按照事先确定的程序自动进行的。在火箭点火与起飞之间还留有一短暂的间隔时间，以便在必要时采取措施中止发射，但至今尚未遇到这种情况。整个发射操作可在一名操作人员监控之下进行。发射准备时间为21h，可以根据用户的需要，确保火箭起飞的时间精度在±0.5s 的范围内。在拜科努尔发射场建有“天顶号”火箭的两个发射点，可交叉进行两枚火箭的发射准备与发射，这里每年至少可以进行15枚“天顶号”火箭的发射。

## 主要技术性能

| | “天顶号2”型 | “天顶号3”型 |
|---|---|---|
| 级数 | 2级 | 3级 |
| 全长 | 57m(大整流罩) | 61.4(大整流罩) |
| | 54.5m(小整流罩) | 58.9m(小整流罩) |
| 最大直径 | 3.9m | 3.9m |
| 起飞质量 | 459t(有效载荷质量为13.8t) | 466t(有效载荷质量为2t) |
| 起飞推力 | 7257kN | 7257kN |
| 推重比 | 1.61 | 1.59 |
| 可靠性 | 0.958 | 0.95 |
| 运载能力 | | |
| 近地轨道(200km/51°) | 13.8t | |
| (从苏联发射) | | |
| 近地轨道(200km/12°) | 15.7t | |
| (从近赤道地区发射) | | |
| 地球同步转移轨道 | | 4.5～6t |
| (近地点200km，远地点35800km) | | |
| 地球同步轨道 | | 1.9～2.4t |
| (高度36000km，倾角0°) | | |
| 入轨精度 | | |
| 高度偏差 | ±3.5km | ±300km |
| 倾角偏差 | ±2(′) | ±42(′) |
| 轨道周期偏差 | ±2.5s | ±900s |
| 在发射台上的发射准备时间 | 21h | 21h |

### 一子级(2型与3型)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 33m | 发动机代号 | РД-170 |
| 直径 | 3.9m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 354t | 地面推力 | 7257kN |
| 结构质量 | 28.7t | 地面比冲 | 3033N·s/kg |
| 推进剂质量 | 325.3t | 工作时间 | 140～150s |

## 二子级(2型与3型)

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级长 | 10.4m | | | |
| 直径 | 3.9m | 真空推力 | 主机 | 833.6kN |
| 子级质量 | 91t | | 游机 | 4×19.6kN |
| 结构质量 | 8.5t | 真空比冲 | 主机 | 3432N·s/kg |
| 推进剂质量 | 82.5t | | 游机 | 3354N·s/kg |
| 发动机代号 | 主机 РД-120 | 工作时间 | 主机 | 200～315s(2型) |
| | 游机 РД-8 | | | 300s(3型) |
| 推进剂 | 主机 液氧/煤油 | | 游机 | 300～1100s(2型) |
| | 游机 液氧/煤油 | | | 375s(3型) |

## 三子级(3型)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | ≈4.4m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 3.7m | 真空推力 | 83.36kN |
| 发动机 | 液体火箭发动机 | 工作时间 | 660s |

## 整流罩

| | | “天顶号”2型 | “天顶号3”型 |
|---|---|---|---|
| 大整流罩 | 全长 | 13.65m | 13.65m |
| | 直径 | 3.9m | 3.9m |
| 小整流罩 | 全长 | 11.155m | 11.155m |
| | 直径 | 3.9m | 3.9m |

# 总体布局

“天顶号”2型火箭由一子级、级间段、二子级、仪器舱和整流罩组成。3型火箭是在2型的基础上增加一个三子级。2型与3型的总体布局如图所示。

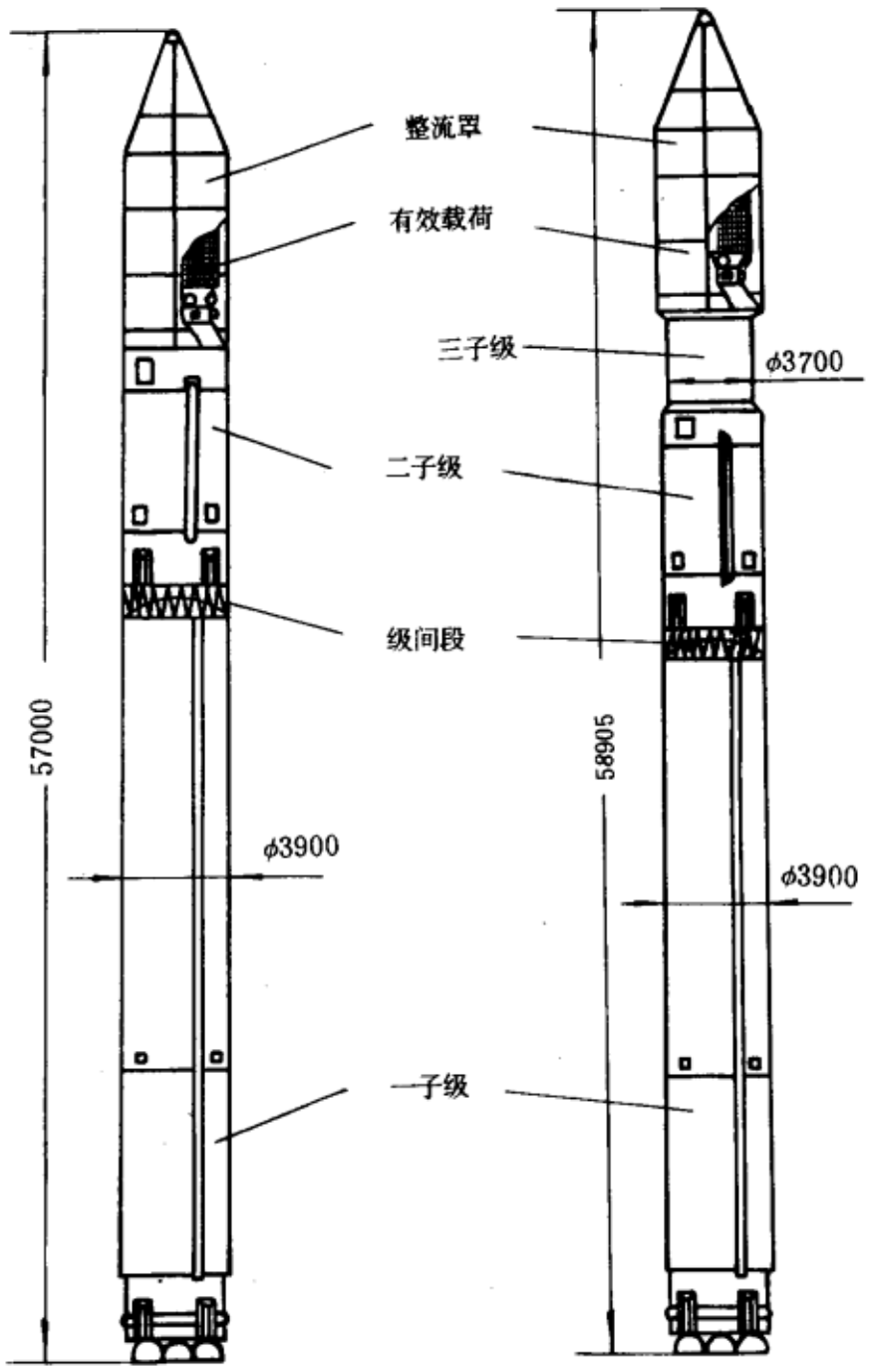
# 箭体结构

“天顶号”2型与3型采用完全相同的一子级和二子级。

一子级箭体结构包括液氧箱、箱间段、煤油箱和尾段。尾段内部安装一台4燃烧室的液体火箭发动机,每个燃烧室可以借助2个液压作动器进行双向摆动,以控制火箭的飞行。

一、二子级之间的级间段采用杆系结构。一、二子级各带一段杆系,级间分离面处在杆系的中间位置。

二子级箭体结构由液氧箱、箱间段、煤油箱、尾舱等组成。煤油箱后底前拱,在后底的中空




“天顶号”2型(左)和3型(右)的总体布局图(单位 mm)

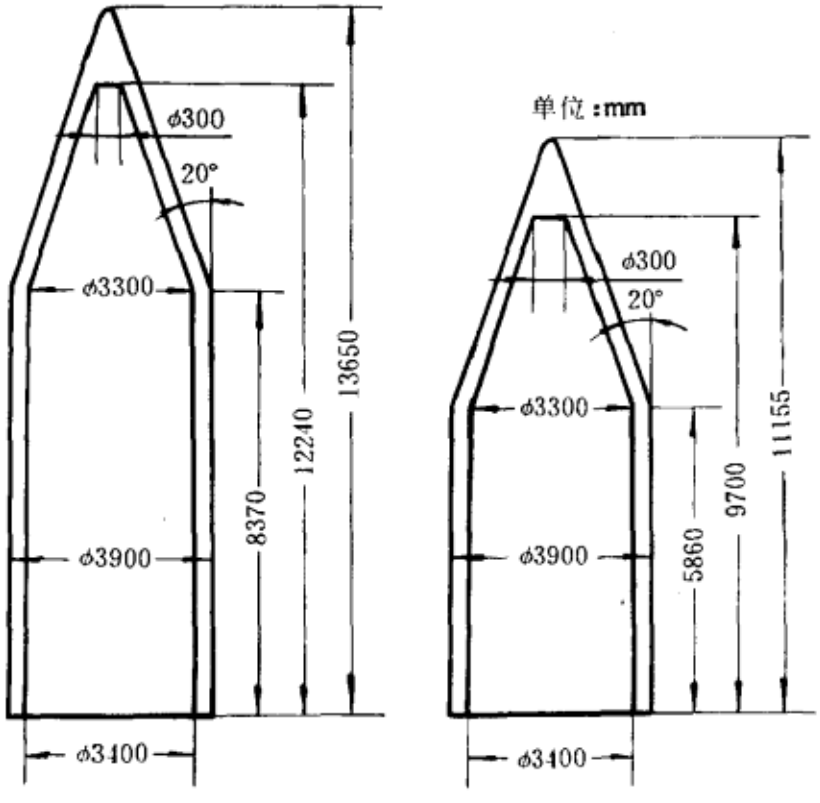
部位配置一台单燃烧室的液体火箭发动机，采用这种结构形式可以缩短二子级的长度。用于姿态控制的游动发动机的4个燃烧室配置在二子级底部四周。

一、二子级均利用冷氦增压系统向推进剂贮箱增压。氦气瓶均浸泡在液氧箱的下部，气瓶的充气压力为21.6～29.4MPa。氦气经液氮换热器预冷后充入氦气瓶，氦气的纯度要求大于99.99%，由气源保证氦气的纯度，而不在充气管路中设置纯化器。增压时来自氦气瓶的冷氦气要经加温器加热到要求值(～400℃)后，才用于向液氧箱和煤油箱增压。

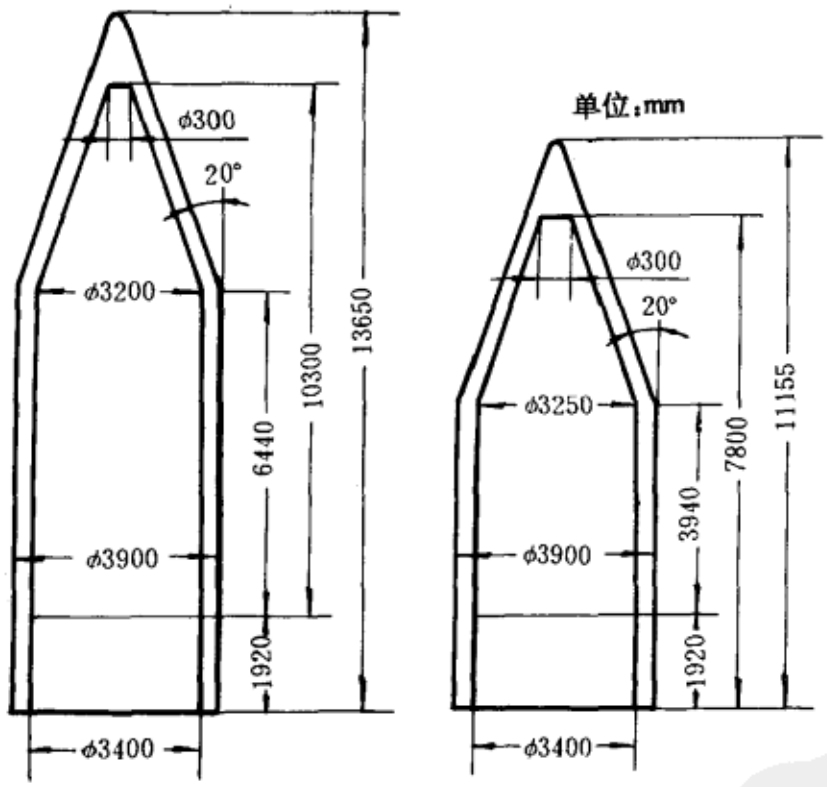
三子级仅用于3型，它借用“质子号”(ПРОТОН)运载火箭的四子级，采用球形液氧箱和环形煤油箱。

“天顶号”2型与3型火箭均可采用两种有效载荷整流罩，即大整流罩和小整流罩，以适应不同有效载荷的运载需要。“天顶号”2型和3型用的大、小整流罩的外形与尺寸见图。整流罩的外壳材料为铝合金，外壳上设有玻璃钢天线窗，以便于在有效载荷与地面站之间进行直接通信。

大、小整流罩所能容纳的有效载荷容积为90m³和67m³。




"天顶号"2型的大、小整流罩示意图(单位为 mm)

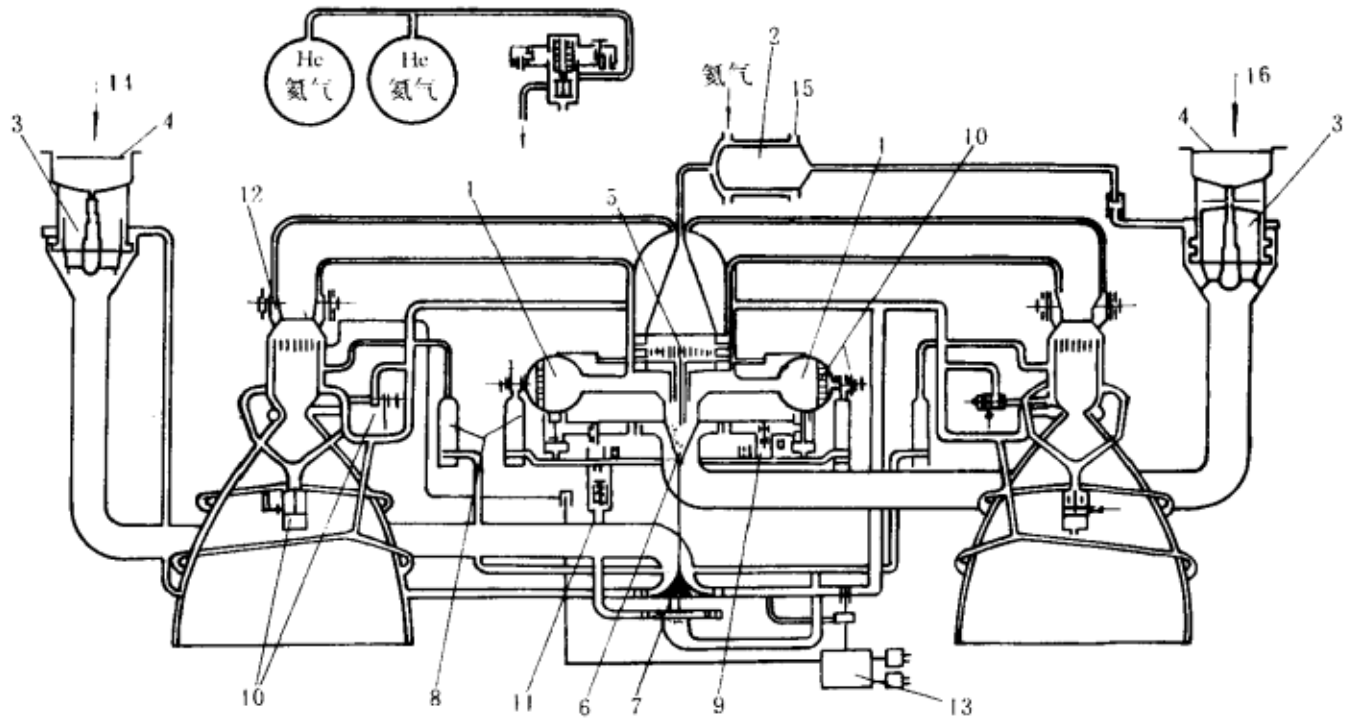



"天顶号"3型的大、小整流罩示意图(单位为 mm)

# 推　进　系　统

一、二子级推进系统由动力机械科研生产联合体研制。研制中遵循的原则是：1)发动机的数量为最少；2)通用性好，能一机多用；3)结构紧凑，性能高。

一子级采用一台高压补燃发动机，代号为 PД -170。这种发动机已作过740次试车，可靠性达0.999。系统的原理如图所示。PД -170发动机的结构特点是用一个配置在4个燃烧室中央部位的涡轮泵同时向4个燃烧室输送推进剂。采用这种结构的主要原因是：1)发动机最容易出问题的部位是涡轮泵系统和自动器部分，涡轮泵系统的压力高、流量大、转速快，将其固定起来不摆动，而只让燃烧室摆动，可以提高系统的可靠性；2)从结构上将涡轮泵系统置于4个燃烧室的中央，可以降低发动机的高度，使结构更紧凑；3)仅使燃烧室摆动，伺服机构的功率就小，否则要使整个发动机摆动，就要求用大功率的伺服机构。




PД -170发动机系统原理图

1. 预燃室；2. 热交换器；3. 增压泵；4. 过滤器；5. 涡轮；　6. 液氧泵；7. 煤油泵；8. 起动燃料管；9. 节流阀；　10. 阀门；11. 压调器；12. 摆动装置；13. 指令压力测定器；　14. 燃料；15. 增压；16. 氧化剂

PД -170发动机的技术条件如下：

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 燃烧室压力 | 25.3MPa |
| 海平面推力 | 7257kN | 燃烧室温度 | 3000℃ |
| 真空推力 | 7904.2kN | 混合比 | 2.6 |
| 海平面比冲 | 3020.4N·s/kg | 涡轮泵功率 | 196MW |
| 真空比冲 | 3304.8N·s/kg | 发动机高度 | 3.56m |
| 发动机直径 | 4m | 煤油流量 | 664.7kg/s |
| 发动机质量 | 9755kg | 工作时间 | ～150s |
| 液氧流量 | 1728.2kg/s | | |

РД-170是苏联标准化的大推力液体火箭发动机,按最经济的闭环方式工作。它利用燃气发生器带动涡轮。燃气在吹动涡轮后,大部分进入燃烧室头腔,小部分经增压用的氦加温器后进入液氧预压泵,再进入液氧泵前。在液氧泵和煤油泵前都装有预压泵,在每个预压泵前还装有过滤器。设置预压泵可以降低贮箱的增压压力,减少增压系统与贮箱结构的质量。液氧经液氧泵进入预燃室,预燃室采用液氧冷却、富氧燃烧,以解决积碳问题。煤油泵为二级泵。煤油经一级泵后、大部分进入燃烧室冷却套,一小部分在吹动煤油预压泵后,进入煤油泵前,还有少量进入二级泵;再经推力调节器到达预燃室。发动机起动时,燃烧室和预燃室都利用遇氧自燃的点火燃料〔13%$Al(C_2H_5)_3$+87%$B(C_2H_5)_3$〕实现点火。发动机用氦气控制。为了提高发动机的可靠性,进行了充分的地面试验,在某些试验中曾有意识地在推进剂中添加了某种微粒。发动机试车的时间要求不低于其工作寿命的3倍。

二子级的推进系统采用一台单燃烧室主发动机和一台4燃烧室游动发动机。主发动机代号РД-120,是苏联新研制的高压补燃发动机。发动机的基本性能参数如下:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 液氧流量 | 175.4kg/s |
| 真空推力 | 833.6kN | 煤油流量 | 67.46kg/s |
| 真空比冲 | 3432N·s/kg | 发动机混合比调节范围 | |
| 燃烧室压力 | 16.28MPa | | ±10%(距额定值) |
| 喷管出口压力 | 12.75kPa | 发动机推力调节范围 | $^{+3.5}_{-8.5}$%(距额定值) |
| 液氧泵额定入口压力 | | | |
| (ΔP 管除外) | 68.6kPa | 发动机质量(发动机质量比) | |
| 煤油泵额定入口压力 | | | |
| (ΔP 管除外) | 68.6kPa | 灌注推进剂 | 1285kg(15.1kg/t) |
| 燃气发生器温度 额定值 | 462℃ | 不灌注推进剂 | 1125kg(13.2kg/t) |
| 最大值 | 568℃ | 发动机外廓尺寸 | |
| 飞行工作时间 | 315s | 高度 | 3.872m |
| 已证实的无故障工作概率 | | | |
| ($\gamma$=0.95) | 0.99 | 直径 | 1.954m |

发动机的工作范围如表所示。在液氧泵和煤油泵前都设有预压泵。液氧预压泵前装有过滤器,用以保证进入燃烧室的液氧清洁度。发动机起动时预压泵均由氦气吹动,起动后分别用液氧泵后的高压液氧和煤油泵后的高压煤油带动液氧和煤油预压泵。液氧泵为一级泵,其出口的液氧,大部分进入预燃室,小部分用于带动液氧预压泵。煤油泵为二级泵,第一级泵的出口压力为29.42MPa。出口的煤油分为三股:大部分进入燃烧室冷却套;一小部分用于带动煤油预压泵;另一小部分经二级泵将出口压力提高到49MPa,再经推力调节器进入预燃室。预燃室用液氧冷却、富氧燃烧,以解决积碳问题。富氧燃气流经涡轮后,大部分进入燃烧室头腔,小部分流经氦加温器后进入液氧泵前。氦加温器用于将浸泡在液氧箱中的冷氦气瓶的氦气加温到约400℃,再向液氧箱和煤油箱增压。燃烧室采用再生冷却,冷却介质为煤油,在喉部截面前有三个冷却环,使燃烧室内壁温度小于500℃。为了保证燃烧稳定,燃烧室头部利用喷嘴排列成7个燃烧区。燃烧室和预燃室利用遇氧自燃的燃料〔13%$Al(C_2H_5)_3$+87%$B(C_2H_5)_3$〕点火。发动机身部插入煤油箱后底的中空部位,通过喷管扩散段前部延伸的8个支点与贮箱下端框连接,以传递推力。液氧预压泵入口朝上,煤油预压泵入口朝下。利用容积20L、充压压力21.57±0.98MPa的氦气瓶提供发动机起动时吹动涡轮所需要的氦气。利用容积20L、充压压力21.57

±0.98MPa 的氮气瓶提供控制发动机自动器和发动机起动时吹动预压泵涡轮所需要的氮气。发动机在装箭前要进行调整热试车，装箭后不再分解，并可重复试车 6 次。

РД -120 发动机的工作范围

| 参数变化范围 | 发动机入口参数 | | | | | | | | 推力和混合比相对其额定值的变化（%） | | 寿命 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 液氧压力（kPa） | | 液氧温度（℃） | | 煤油压力（kPa） | | 煤油温度（℃） | | | | 飞行时间的倍数 | 点火次数 |
| | 起动时 | 工作状态 | 起动时 | 工作状态 | 起动时 | 工作状态 | 起动时 | 工作状态 | 按推力水平 | 按推进剂组元混合比 | | |
| 使用范围（按技术条件） | 358 ～ 449 | $p_s$+68.6 ～ 784.5 | −179 ～ −183.5 | −176 ～ −183.5 | 163.8 ～ 222.6 | $p_s$+68.6 ～ 392.3 | −40 ～ +15 | −30 ～ +10 | +3.5 ～ −8.5 | ±10 | 2（飞行时为 1） | 2（飞行时为 1） |
| 寿命试车时检验范围 | 343.2 ～ 627.6 | $p_s$+22.6 ～ 1068.9 | −172.1 ～ −184.5 | −174.5 ～ −185.6 | 151 ～ 666.8 | $p_s$+56.00 ～ 686.5 | −41.2 ～ +45.0 | −48.2 ～ +46.0 | +19 ～ −31.5 | +21 ～ −21 | 11 | 11 |

$p_s$ 为饱和蒸气压

游动发动机代号 РД -8，由南方科研生产联合体自行设计与生产。РД -8 用一个涡轮泵带 4 个均匀分布在二子级底部的燃烧室。РД -8 发动机的主要性能参数是：

| | | | |
|---|---|---|---|
| 真空推力 | 4×19.6kN | 工作时间 | 1100s |
| 真空比冲 | 3354N · s/kg | 寿命时间 | 4500s |
| 燃烧室压力 | 7.65MPa | 燃气发生器混合比（$K$） | 22 |
| 喷管出口压力 | 4.9kPa | 燃气温度 | 840℃ |

燃气发生器产生的燃气流经涡轮后，其温度降至约 400℃，然后燃气进入燃烧室。采用富氧燃烧以防止积碳。在发动机起动时，利用气瓶的气体来吹动涡轮。发动机的点火方式与 РД -120 的相同。

“天顶号 3”型火箭的三子级是从“质子号”火箭借用的，它采用一台可以双向摆动的液氧/煤油火箭发动机。

## 飞 行 记 录

至 1994 年 12 月底，“天顶号”火箭共发射 25 次，其中 21 次成功，1 次部分成功，3 次失败。

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 1 | 1985.4.13 | | | | | | | | 亚轨道飞行 |
| 2 | 1985.6.21 | | | | | | | | 轨道飞行 |
| 3 | 1985.10.22 | 宇宙-1697 | | 849 | 854 | 71 | 102 | 拜⑧ | 电子侦察卫星 |
| 4 | 1985.12.28 | 宇宙-1714 | | 163 | 850 | 71 | 94.75 | 拜⑧ | 电子侦察卫星，未进入预定轨道，部分成功 |

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 5 | 1986.7.30 | 宇宙-1767 | | 197 | 205 | 64.89 | 88.54 | 拜 | |
| 6 | 1986.10.22 | 宇宙-1786 | | 191 | 2564 | 64.89 | 113.29 | 拜 | |
| 7 | 1987.2.14 | 宇宙-1820 | | 180 | 252 | 64.84 | 88.83 | 拜 | |
| 8 | 1987.3.18 | 宇宙-1833 | ≈1600 | 849 | 852 | 71.02 | 101.98 | 拜 | 电子侦察卫星 |
| 9 | 1987.5.13 | 宇宙-1844 | | 849 | 853 | 71.01 | 101.99 | 拜 | 电子侦察卫星 |
| 10 | 1987.8.1 | 宇宙-1871 | | 173 | 216 | 97.04 | 88.45 | 拜 | |
| 11 | 1987.8.28 | 宇宙-1873 | | 177 | 255 | 64.84 | 88.83 | 拜 | |
| 12 | 1988.5.15 | 宇宙-1943 | | 849 | 851 | 71.02 | 101.97 | 拜 | 电子侦察卫星 |
| 13 | 1988.11.23 | 宇宙-1980 | | 849 | 854 | 71.01 | 102.00 | 拜 | 电子侦察卫星 |
| 14 | 1990.5.25 | 宇宙-2083 | | 849 | 855 | 71.00 | 102.00 | 拜 | 电子侦察卫星 |
| 15* | 1990.10.4 | | | | | | | 拜 | 失败① |
| 16* | 1991.8.30 | | | | | | | 拜 | 失败② |
| 17* | 1992.2.5 | | | | | | | | 失败，二子级故障 |
| 18 | 1992.11.21 | 宇宙-2219 | | 849 | 855 | 71.01 | 102.00 | 拜 | |
| 19 | 1992.12.25 | 宇宙-2227 | | 849 | 854 | 71.02 | 101.96 | 拜 | |
| 20 | 1993.5.26 | 宇宙-2237 | | 849 | 853 | 71.02 | 101.95 | 拜 | |
| 21 | 1993.9.16 | 宇宙-2263 | | 849 | 855 | 71.00 | 101.96 | 拜 | |
| 22 | 1994.4.23 | 宇宙-2278 | | 855 | 849 | 71.01 | 101.97 | 拜 | |
| 23 | 1994.8.26 | 宇宙-2290 | | 293 | 212 | 64.81 | 89.55 | 拜 | |
| 23 | 1994.11.4 | 资源-01-1 | | 663 | 661 | 98.05 | 97.98 | 拜 | |
| 25 | 1994.11.24 | 宇宙2297 | | | | | | 拜 | |

①RD-170发动机4个燃烧室之一的液氧冷却通道处，遭油类有机物质污染，使发动机工作中断，导致运载火箭和发射台毁坏。

②这是由于在发动机静态点火试验缺乏质量控制所致。是人为错误造成的。

③拜科努尔发射场。

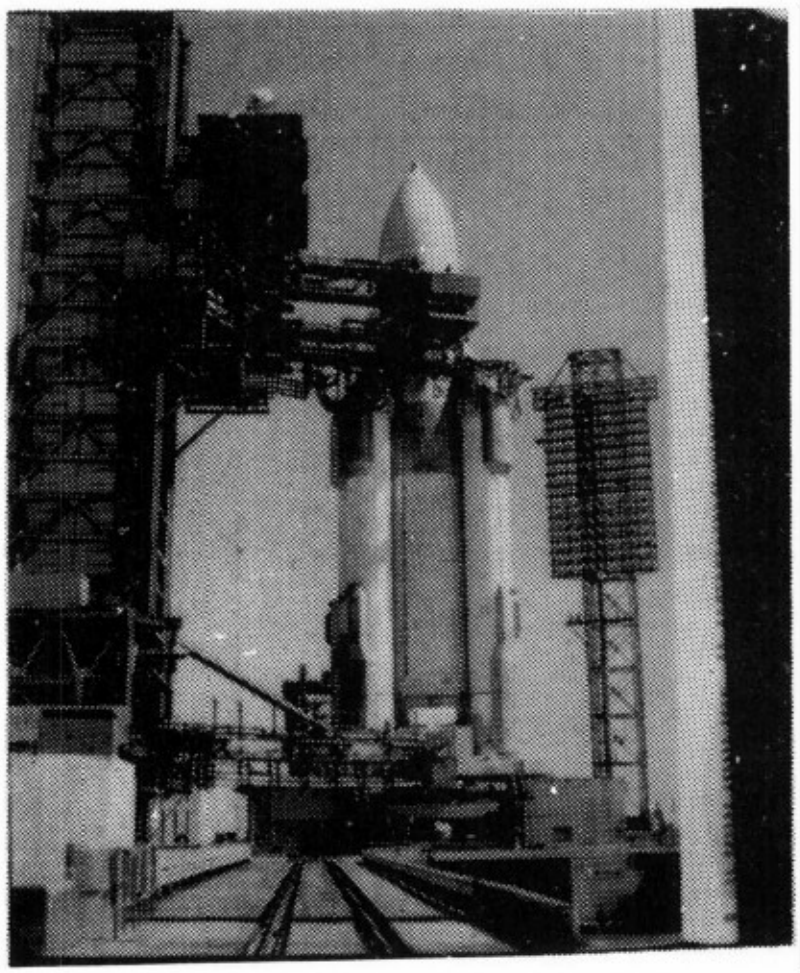
# 能源号(ЭНЕРГИЯ )

## 谢佐慰

“能源号”是苏联的一种重型通用运载火箭，也是目前世界上起飞质量与推力最大的火箭。西方国家取的代号是SL-17。

为实现载人登月，苏联从50年代末就开始研制H-1重型运载火箭(西方国家称之为G型火箭，取代号为SL-15)，但在研制过程中屡遭挫折。1974年5月，苏联停止执行H-1火箭计划，开始了“能源号”火箭的方案论证工作。

“能源号”是苏联为了满足90年代、特别是21世纪初载人与不载人、军用与民用航天任务的需要，推进近地空间的工业化和战略防御研究而研制的。它的主要任务包括：发射多次使用的轨道飞行器；向近地空间发射大型飞行器、大型空间站的基本舱或其它舱段、大型太阳能装置；



"能源号"火箭外形示意图

向近地轨道或地球同步轨道发射重型军用与民用卫星；向月球、火星或向深空发射大型有效载荷。

"能源号"是作为火箭-空间大系统的一个组成部分和这个大系统的其它组成部分统一协调发展的。大系统自1976年开始，由能源科研生产联合体负责研制。整个系统的研制费用高达140亿卢布或224亿美元(1989年币值)。大系统中"能源号"火箭的总设计师是古巴诺夫(Б. Н. Губанов)。有近百个设计局、工厂、企业和研究所直接参加了"能源号"的研制工作。目前投入使用的仅是"能源号"的基本型，于1987年5月15日首次发射，1988年11月15日第二次发射，运载了"暴风雪号"轨道飞行器，两次发射都获得成功。

## 主要技术性能(基本型)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2级 | 起飞推力 | 34833kN |
| 全长 | 60m | 推重比 | 1.48:1 |
| 最大宽度 | 20m | 运载能力(200km 轨道) | 105t |
| 子级质量 | 2400t | | |
| 推进剂质量 | ~2000t | | |

## 助　推　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 32m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | ≈1500t | 地面比冲 | 3033N·s/kg |
| 地面推力 | 29028kN | 工作时间 | ≈150s |
| 真空推力 | 31616.8kN | | |
| 发动机 | 4台 РД-170发动机 | | |

## 芯　　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 60m | 推进剂质量 | ≈700t |
| 直径 | 8m | 发动机 | 液体火箭发动机 |
| 子级质量 | ≈800t | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 地面推力 | 5805kN | 真空比冲 | 4452N·s/kg |
| 真空推力 | 7845.2kN | 工作时间 | ≈380s |

# 总　体　布　局

“能源号”火箭在总体布局上继续沿用了苏联大型运载火箭自50年代后期以来广泛采用的横向捆绑助推器的结构形式，即在芯级周围捆绑不同数量的助推器，用以构成助推级。1987年5月投入使用的仅是“能源号”火箭的基本型。从外形图可以看出，它由芯级、助推级与有效载荷组成，助推级则由捆绑在芯级两侧的4个相同的液体火箭助推器组成。

“能源号”与苏联以往的运载火箭相比，具有如下的特点：

1)有效载荷并不配置在火箭的头部，而是安装在芯级的一侧。

2)“能源号”火箭并不直接将有效载荷运送入轨，而仅将其加速到亚轨道速度，在预定的轨道高度(通常约为110km)与有效载荷分离。有效载荷在分离后尚需依靠自身的发动机提供推力，加速飞行，直至进入所要求的轨道。采用这种工作模式既可使芯级在与有效载荷分离后自毁时所产生的大量碎片不会对近地空间造成污染，又可使运载火箭具有较大的使用灵活性，以满足多种有效载荷与不同用途的运载需要。

3)十分重视安全与可靠性，强化了地面试验。在飞行中即使助推级或芯级有一台发动机出现故障，火箭仍可继续进行有控制的飞行。火箭的推重比可以降低到1.25:1。

4)从一开始就把火箭设计成积木式系统。火箭采用标准的液体火箭助推器，可以通过在芯级周围捆绑2个、4个、6个或8个助推器，或者以一组助推器为基础，增加不同的上面级，组成运载火箭系列，具有向低地球轨道发射小至10t，大至200t 有效载荷的能力。捆绑8个助推器时，有效载荷将配置在芯级的上方。

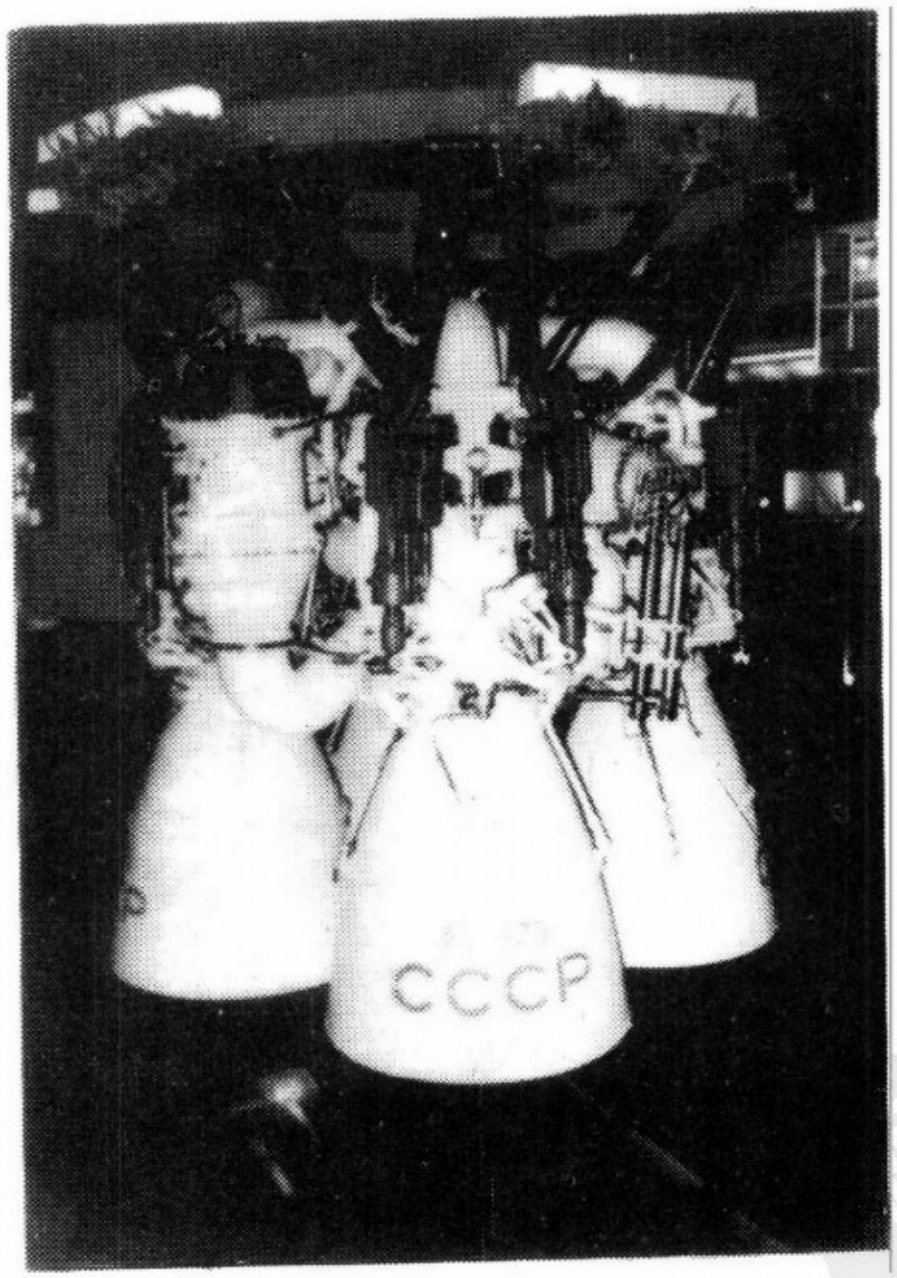
5)为解决与运载火箭多次重复使用有关的结构、回收等问题创造了必要的试验与研究条件。“能源号”迄今仍是一次使用的运载火箭，费用昂贵。为了大幅度地降低使用成本，苏联正在进行火箭助推级和芯级回收与重复使用的可行性研究。在“能源号”火箭每个助推器外侧的上、下两端增设了回收设备舱，在底部还可以安装一个独特的折叠式桨叶状减速机构。在“能源号”

发射后可以借助回收系统来回收助推级乃至芯级。

## 助 推 级

助推级由4个相同的助推器构成，每个助推器长32m，直径4m，质量约为375t。这种助推器设计成一种标准的通用部件，可用于多种运载火箭，最初是作为“天顶号”(3EHIT)运载火箭的一子级而进行研制的，其性能已通过“天顶号”火箭从1985年开始的10多次飞行试验成功地得到了验证。“天顶号”一子级用作“能源号”的助推器时，在结构上作了局部改进与加强，以适应捆绑助推级的需要。

助推器由南方科研生产联合体研制。每个助推器在结构上由液氧箱、箱间段、煤油箱和尾段组成。尾段内装设一台4燃烧室的 РД-170发动机，由一个配置在4个燃烧室之间的涡轮泵同时向4个燃烧室输送推进剂。发动机的性能参数与“天顶号”火箭一子级发动机的相同。液氧箱与煤油箱均利用冷氦增压系统增压，氦气来自浸泡在液氧箱内的氦气瓶，经加温器加温后，向贮箱增压。




РД-170发动机

为了控制火箭在上升段的运动,助推器发动机的每一个燃烧室都可以按照控制系统的指令进行双向摆动,在每个控制平面上能够产生约490kN 的控制力。控制执行机构是精密的电动液压舵机传动系统,传动系统的精度是其移动范围的1%。

## 芯　级

芯级是苏联第一个采用液氧液氢火箭发动机的火箭级,长60m,直径8m,总质量约为800t。推进剂约700t,其中液氢100t,液氧600t。芯级上部是液氢箱和液氧箱,液氢箱长约40m,底部装有4台单燃烧室的液体火箭发动机。每台发动机可以双向摆动,由精密的电动液压舵机传动系统来控制其摆动范围,可在每个控制平面上产生294kN 控制力。液氢箱采用由发动机引出的气氢增压,增压气氢温度 $T=\pm 50℃$,靠压调器将液氢箱的增压压力保持在171.6±9.8kPa的范围内。液氧箱采用冷氦增压系统,氦气瓶浸泡在液氢箱的下部,气瓶充气压力达22.56MPa,气瓶使用末压到1.96MPa。由气瓶流出来的冷氦经发动机系统加温器加温至100～150℃,然后经压调器进入液氧箱。靠压调器将液氧箱的增压压力控制在137±9.8kPa的范围内。为了制造耐低温的大直径推进剂贮箱、导管、自动器等附件,曾研制出高比强度的特殊结构,采用了新型高强度钢与铝合金,研制了防热与隔热涂层,还掌握了制造大型蜂窝结构壳体的工艺和大直径部件的组装方法。

芯级采用4台高压补燃的单燃烧室液氧液氢发动机,每台发动机的地面推力为1451kN,真空推力为1961.3kN,真空比冲4452.2N·s/kg,燃烧室压力20.6MPa,工作时间约380s,发动机质量3.25t。这种发动机能在最小气动耗损与再生冷却以及材料在液氢介质中能保持稳定的条件下,保证火箭很高的预定性能。它还具有长寿命与可重复使用的特点。

## 有　效　载　荷

"能源号"火箭的有效载荷大致可以分为轨道飞行器与其它载荷两大类,均配置在运载火箭的一侧。由于"能源号"并不直接将有效载荷运送入轨,因此除轨道飞行器外,其它有效载荷都装在火箭旁侧的大型通用货舱内。货舱实际上起上面级的作用,配有自己的推进系统。货舱长42m,直径6.7m,内部有效容积达1000m$^3$,净质量(不包括推进系统)约15t。货舱有三种不同的状态,但采用相同的外形尺寸,可以满足不同轨道的运载需要。

第一种状态的货舱包括上部的有效载荷和下部的喷气操纵级(RCS)。RCS 采用一台推力达85kN 的液氧/煤油主发动机提供推力,并用游动发动机控制货舱的飞行姿态。主发动机系统长5.5m,直径3.7m,推进剂质量11～15t。主发动机可以多次起动。这种货舱能把88t 载荷送入200km 轨道或把81.5t 载荷送入600km 轨道。除向低地球轨道运送有效载荷外,这种货舱还可用作轨道间的空间拖船或用于与行星交会的机动飞行器。

第二种状态的货舱与第一种状态的基本上相同,但用"能源号"上面级(EUS)取代了RCS。EUS 用一台推力达100kN 的液氧/液氢主发动机提供推力,并用游动发动机进行姿态控制。主发动机系统长16.47m,可以多次起动,推进剂质量70t。这种货舱的主要用途是将有效载荷送入高轨道(包括地球静止轨道)、月球轨道和行星际轨道。

第三种状态的货舱既使用 RCS,又使用 EUS,主要用于执行行星际轨道飞行与着陆任务。

对于第一、二、三种状态的货舱来说,有效载荷的长度分别可达35m、23.5m 和19.5m,最

大直径均为5.5m。

## 典型飞行程序

在起飞前约13s，助推器与芯级的发动机几乎同时在地面点火工作。芯级发动机先点燃，紧接着助推级的发动机也点燃。采用地面同时点火的方案可以避开发动机高空点火的问题，有利于提高发射可靠性。火箭在起飞前3s 达到全推力，起飞后20s 需要适当降低芯级发动机的推力，以使火箭在主动段的气动载荷不致过大。火箭起飞后不久，即开始偏东飞行。

助推级的4台发动机在工作约148s 后关机，这时火箭达到40km 高度与1.8km/s 速度。在此高度上4个助推器分成两对先后与芯级分离，落在距发射点约400km 的预定区域。助推器也可借助回收系统在地面回收。

芯级继续工作，直至点火后约380s 关机。这时火箭达到110km 高度与亚轨道速度（约6km/s）。芯级在此高度与有效载荷分离，滑行约30min 后再入大气层，最后溅落在太平洋的预定水域。有效载荷再依靠自身发动机的推力加速飞行，直至进入预定的轨道。

## 飞　行　记　录

至1994年12月，“能源号”火箭共发射了2次，各次的飞行情况如下表所示。

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量<br>(t) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾　角<br>(°) | 周　期<br>(min) | |
| 1 | 1987.5.15 | 全尺寸质量模型 | ≈100 | | | | | 基本成功① |
| 2 | 1988.11.15 | 暴风雪号轨道器 | ≈75 | 250 | 250 | 51.6 | | 成功 |

①火箭飞行正常，但长约24m、直径4m 的全尺寸质量模型在分离后由于仪器电路故障而未能入轨，溅落在太平洋水域。

## 发　展　趋　势

“能源号”火箭的主要发展趋势是：

1）以基本型为基础，逐步扩展，形成不同运载能力的运载火箭系列。考虑采用的方案有：

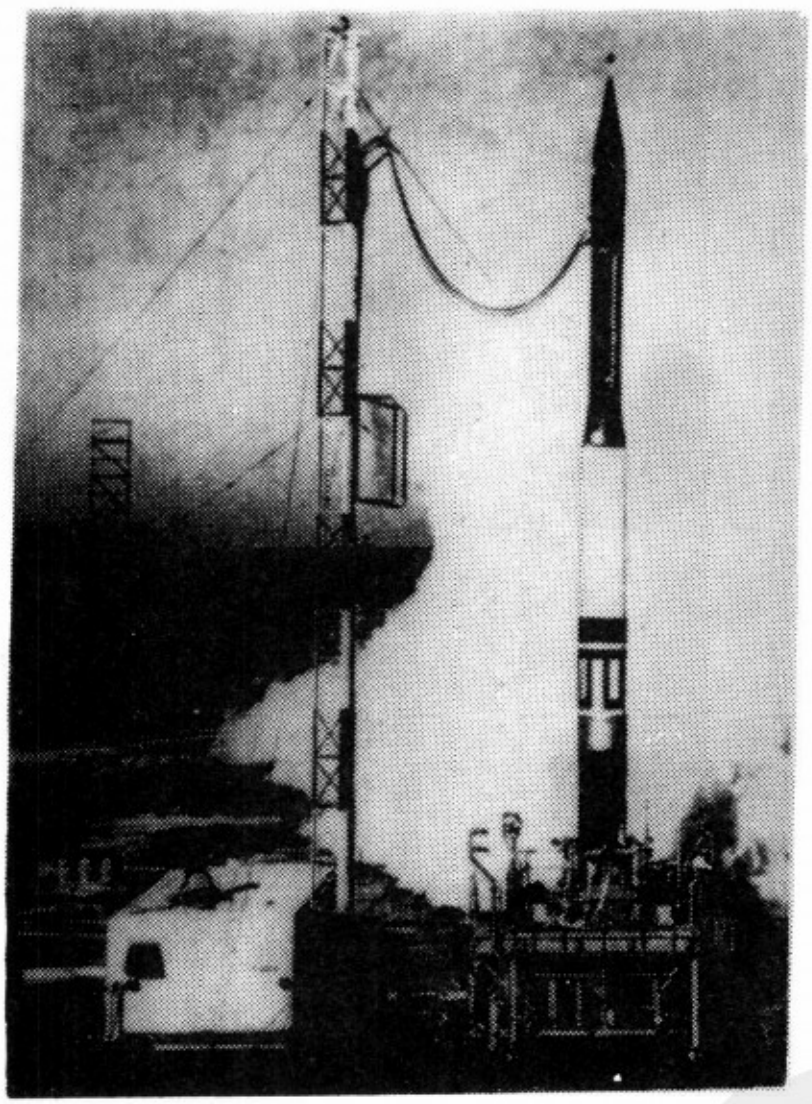
在芯级两侧捆绑2个助推器，火箭质量1700t，地面推力19613kN，真空推力23536kN，运载能力65t（近地轨道），可能于1995年首次发射；在芯级周围捆绑6个助推器，运载能力提高到150t（近地轨道），可能在2000～2010年间使用；在芯级四周捆绑8个助推器，火箭质量4000t，地面推力63740kN，真空推力70608kN，运载能力200t（近地轨道），可望在2000～2010年间开始使用。

2）研究与解决运载火箭的回收与重复使用问题，以便大幅度地降低运载成本。正在研究两个基本方案：助推器装备回收系统（降落伞、反推火箭、着陆装置等），使助推器在分离后能够有控制地下降与着陆；芯级装机翼，使其能滑翔返回发射场。前一方案正在研究中，后一方案是长远方案，当前仅在进行可行性研究。

# 美　国

## 先锋号(VANGUARD)

丁　华



"先锋号"运载火箭全貌图

"先锋号"是美国政府批准研制的第一种未以导弹型号为基础发展的专用运载火箭。其计划于1955年7月28日批准,由海军研究实验室负责计划管理并委托马丁公司(Martin Company)研制。设计工作于1956年春结束,在计划接近结束时,移交美国国家航空航天局

(NASA)管理。经过三次考验单个部件、系统和程序的发射试验后，1957 年 12 月 6 日进行第一次全箭发射，但这次试验，火箭在发射台上烧毁。1958 年 2 月 5 日，第二次试验也失败了。1958 年 3 月 17 日，才成功地将 1.47kg 重的“先锋 1 号”试验卫星送上地球轨道。又经过四次发射失败后，1959 年 2 月 17 日成功地发射了“先锋 2 号”卫星。此后又有二次发射失败，直到 1959 年 9 月 18 日，又将“先锋 3 号”高空测量卫星送上轨道。计划到此结束。总共进行了 14 次试验，只有 3 次发射成功，远未达到预期的目标。

该计划从开始到完成总投资估计是 1.11 亿美元〔1958 年币值〕，其中火箭研制、试验、制造、发射和飞行操作、后勤保障、遥测及辅助设备费用为 0.73 亿美元(1958 年币值)。

## 主要技术性能①

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 120.13kN |
| 全长 | 21.95m | 推重比 | 1.2 |
| 最大直径 | 1.14m | 运载能力 | 500km 圆轨道 25kg |
| 起飞质量 | 10.2t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 13.41m | 发动机 | 1×X-405 液体发动机 |
| 直径 | 1.14m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 起飞质量 | 8t | 地面总推力 | 120.13kN |
| 结构质量 | 850kg | 比冲 | 2471N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.15t | 工作时间 | 145s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.79m | 发动机 | 1×AJ10-37 液体发动机 |
| 直径 | 0.81m | 推进剂 | 白色发烟硝酸/偏二甲肼 |
| 起飞质量 | 1.975t | 真空推力 | 33.34kN |
| 结构质量 | 400kg | 真空比冲 | 2618N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.575t | 工作时间 | 112s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.52m | 发动机 | 1×X-242 固体发动机 |
| 直径 | 0.46m | 推进剂 | 钾—高氯酸盐混合物 |
| 起飞质量 | 200kg | 真空推力 | 11.77kN |
| 结构质量 | 25kg | 真空比冲 | 2256N·s/kg |
| 推进剂质量 | 175kg | 工作时间 | 35s |

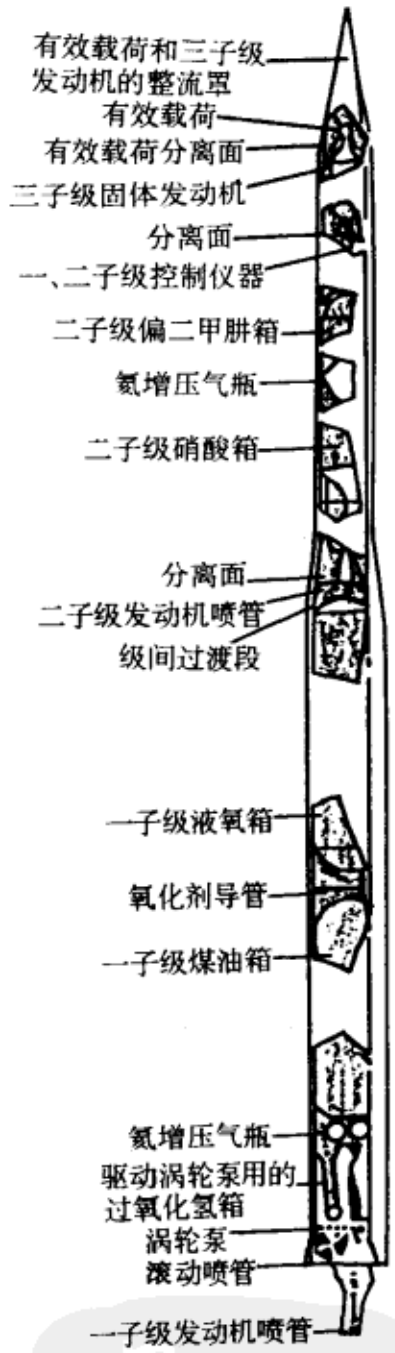
## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.14m | 结构质量 | 15kg |
| 最大直径 | 0.81m | | |

①该数据仅适用于发射“先锋2号”人造卫星用的型号SLV-4(Satellite Launch Vehicle-4)

# 总 体 布 局

“先锋号”是三级火箭,一、二子级为液体推进级,三子级为固体级。箭体呈细长形,细长比约为19.25,结构质量比约为0.127。箭体的主要材料是铝合金和镁合金。火箭总体布局如图所示。



“先锋号”总体布局图

# 箭 体 结 构

一子级为“维金”(Viking)探空火箭的改进型,推进剂箱是箭体的主要组成部分,它是由6061-T6铝合金板制成的整体半硬壳式结构。箱壁就是箭体的结构蒙皮。箱体由外蒙皮、内框、端框和半球形箱底构成。

隔框和纵向大梁均是由7075-T6或2024-T3铝制成的。

贮箱裙段和箭体的电子仪器支架、增压箱、涡轮泵壳体等均是由镁合金制成的。

发动机舱和箭体的其余部分是由铝桁条和隔框以及镁合金蒙皮铆接而成。发动机架可保证燃烧室在5.5°圆锥体内自由摆动。

级间过渡段是由镁-钍板制成的,并且有六个爆炸螺栓,靠电爆分离一子级。

二子级的基本构造与一子级的相同,但推进剂贮箱是用410不锈钢制成的焊接结构。

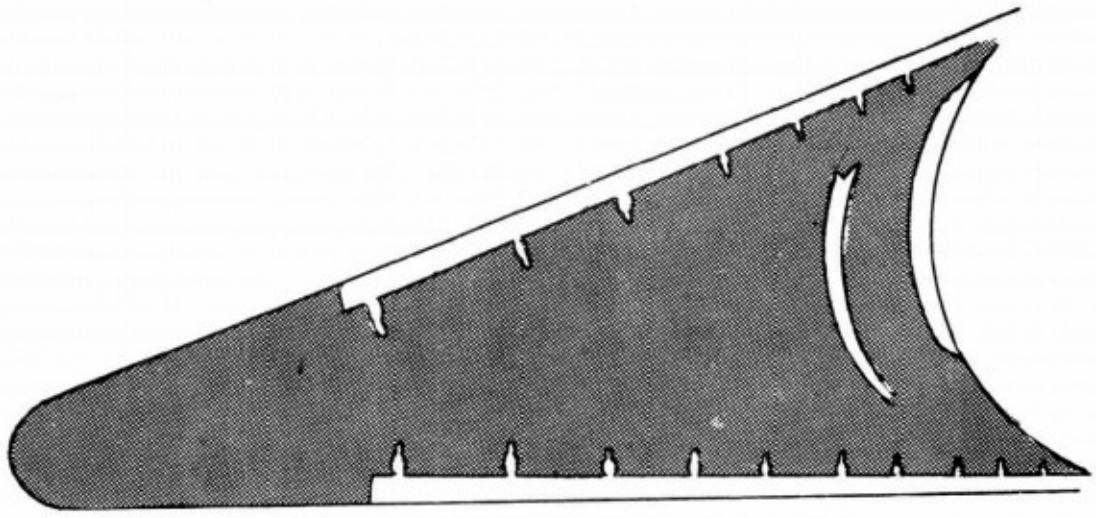
三子级由X-242固体发动机构成,实际上放置在二子级箭体内。

整流罩的材料为浸渍酚醛的石棉毡。用模塑法制成两半块,经过二次硫化处理后,用铝合金桁条加强其内部。整流罩的钛端头用大约7.62cm长的内搭接接头粘接到锥体上,然后,通过爆炸索连接整流罩的两个半壳,并固定到箭体上。

整流罩在二子级点火后,便即刻分离并脱落。

# 推 进 系 统

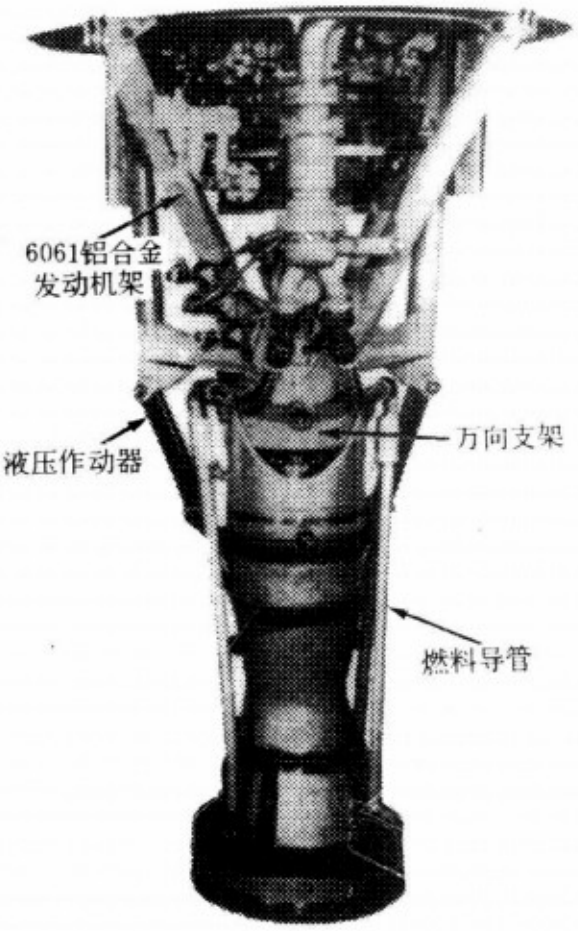
“先锋号”的推进系统由一、二、三级发动机组成。

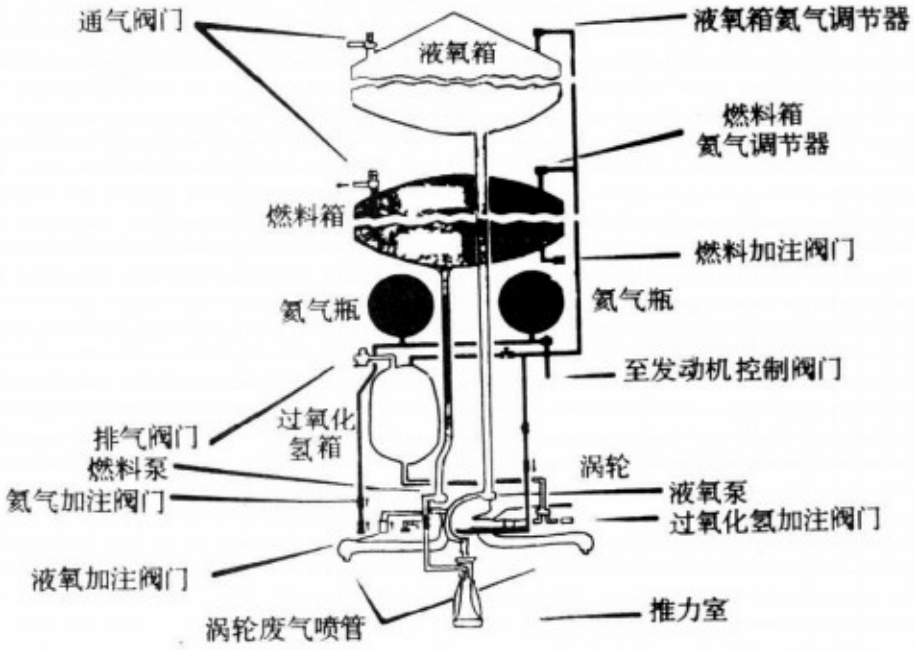


整流罩结构

### 一子级发动机

一子级发动机是一台通用电气公司的 X-405 液体发动机，见图。发动机用万向接头固定在发动机架上，能摆动±5°。在其单个再生冷却燃烧室内点燃液氧/煤油可提供 120.13kN 推力，工作 145s。推进剂由一个冲动式涡轮带动的两个离心式泵输送，涡轮由过氧化氢的分解物来驱动。




一子级推进系统图

←X-405 发动机

一子级推进系统如图,它包含氧化剂系统和燃料系统。两系统分别由相应的主阀门、输送导管及流量表、温度传感器组成。液氧、煤油从贮箱流出,分别经由 10.2cm 和 8.89cm 的管路到达各自泵的入口,并在流动状态下,分别以 0.33±0.01MPa 和 0.18±0.01MPa(绝对压力)传输给泵。当泵出口的绝对压力增至 6.4MPa 和 6.7MPa 时,氧化剂、燃料以约 34.2kg/s 和 15.6kg/s 的流率供给喷注器。来自发动机程序装置的信号激励电磁分流阀门使增压气体打开相应的主阀门。

一子级推进系统采用一套涡轮泵供给系统,将液氧和煤油输送到喷注器。由主调节器、各种阀门组成的供给系统可保证煤油和液氧贮箱增压,直至泵的进口压力达到 0.20±0.01MPa 和 0.41±0.01MPa,过氧化氢贮箱压力增至 4.57±0.14MPa。过氧化氢系统由供气管路,亚音速收敛扩散喷管、主过氧化氢阀门和催化剂组成。过氧化氢经阀门和限流孔到达催化室后分解为氧气和过热蒸汽的气体混合物。该混合物进入涡轮导向器,驱动涡轮。涡轮导向器的温度为 704.5℃、压力为 3.8MPa。额定涡轮速度为 31000r/min。功率从涡轮传输到齿轮箱,用于驱动液氧、燃料和液压泵。过氧化氢分解气体聚集在排气套管内并经过两个排气口到滚转操纵喷管。废气温度为 465.6℃,压力为 0.21MPa。

发动机系统的工作过程是:发动机由点火开关激发点火,在液氧阀门开到预定位置的同时,激励乙烷气体供给阀门,乙烷气体通过燃料喷注器测压嘴进入燃烧室,与气化氧混合并在点火器前燃烧直至煤油进入燃烧室。燃料阀门在液氧阀门开启 1.5s 后打开。约 2s 后,煤油进入燃烧室。当燃烧室压力增加到 0.16～0.2MPa 时,燃烧指示器和点火器从发动机壳体喷管射出,断开附属微动开关。有效燃烧指示信号关闭乙烷供给阀门及打开过氧化氢阀门。过氧化氢进入气体发生器,分解为高温、高压气体而进入涡轮导向器。同时,涡轮和推进剂泵开始工作。当氧化剂泵出口压力接近额定值时,氧化剂阀门达到全开位置,发动机提供全推力。发动机的关机由液氧或煤油的耗尽关机。当任一泵出口压力降至 3.52±0.35MPa 时,泵的出口压力触点式传感器激励断路继电器。然后,断路继电器切断发动机控制装置,关闭过氧化氢、燃料和氧化剂阀门。

发动机组件如下:

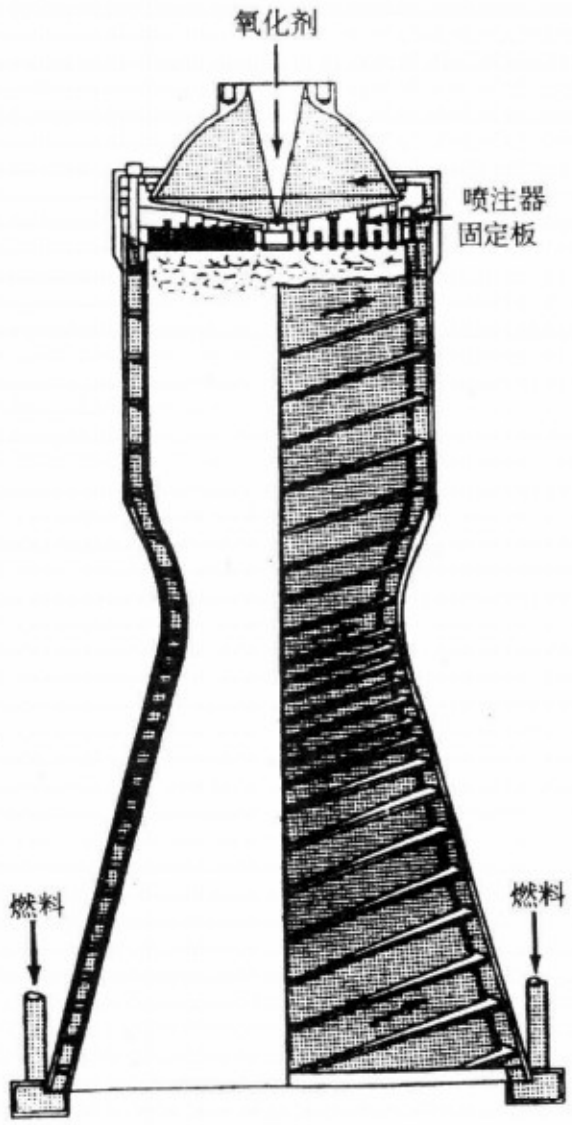
1.推力室　推力室是由内套和外套组成的双壁结构,大部分用 4130 钢制成。如图所示,内套上焊有一精密绕制的螺旋隔条,为煤油从推力室底部进入冷却套提供了再生冷却循环通道。煤油在冷却燃烧室壁的同时,也吸收了其燃烧的热量。

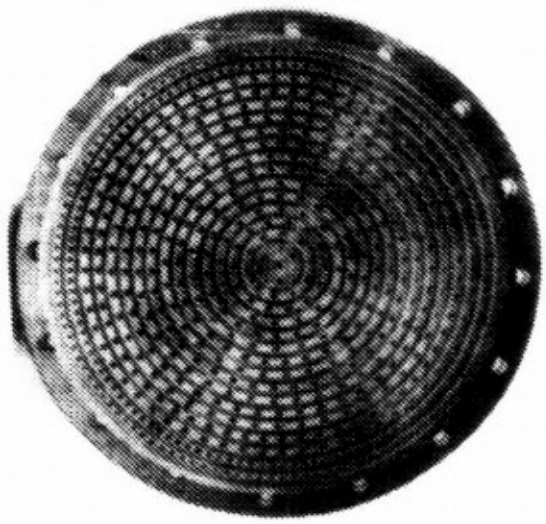
内套是在液压成形机上制造的。外套的文氏管段先按两部分辊轧成形,然后焊接而成。用 4130 钢材制成的外套体上、下两段也是分两部分辊轧成形的,而后在标准夹具上与文氏管段焊接。

煤油和液氧通过喷注器面板内的各自的通道后,首先汇聚于燃烧室的顶端。喷注器面板包括 16 个用 300 系列不锈钢制造的同心环(见图)。这些同心环在钎焊之前,需钻大约 1600 个孔,以便为液体推进剂提供通道。其中氧化剂从燃烧室圆顶罩内向下通过间隔开的通道到达同心槽,并沿这些槽流向喷注器。而燃料从冷却套直接进入喷注器,经过径向孔并通过一系列的通道和孔再次进入同心喷嘴。氧化剂和燃料的混合比是 2.2。

2.涡轮泵　如图所示,燃料和氧化剂的输送通过与涡轮泵组件顶端的进气口相垂直的管路输入,然后从泵周缘叶片上的切向出口排出。一个单级冲动式涡轮通过齿轮带动两个泵。两泵的轴和涡轮轴均与发动机轴相平行。

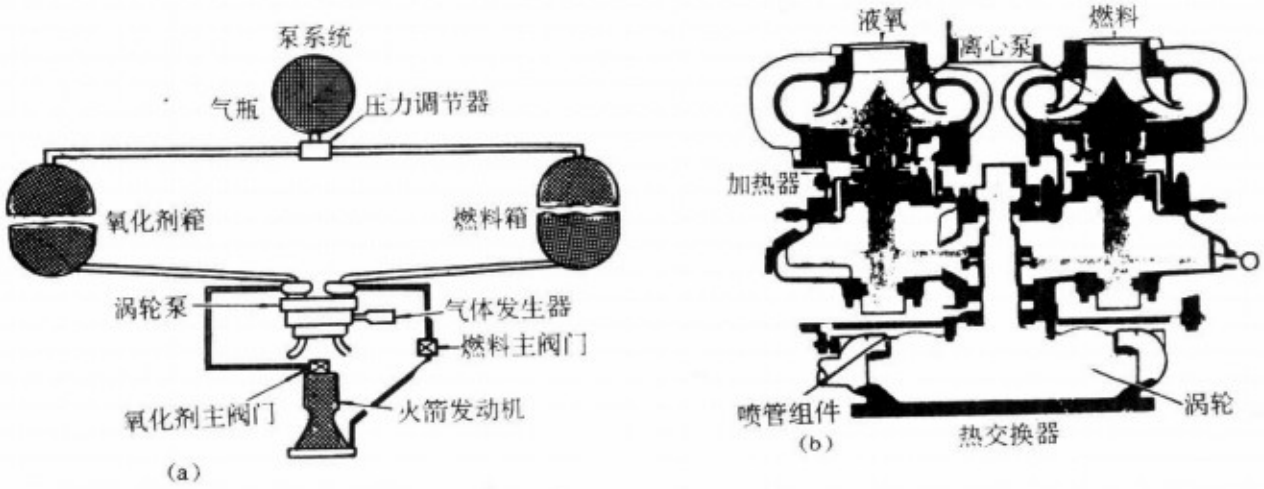
过氧化氢在氮气压力作用下通过一控制阀门进入气体发生器。气体发生器有一银滤网座,



喷注器

←一子级发动机推力室




涡轮泵

(a)泵系统；　　(b)泵组件

它可对 90%的过氧化氢起催化作用，将其分解为高压气体。

3. 主阀门　发动机系统有三个主阀门，燃料阀门、氧化剂阀门和过氧化氢控制阀门。

燃料阀门必须能立即打开和严密关闭，并设有两道 O 型环以防燃料渗漏到气动控制系统。燃料阀门的气动延迟是用来防止快速关闭和消除在燃料管路中的液压撞击的。

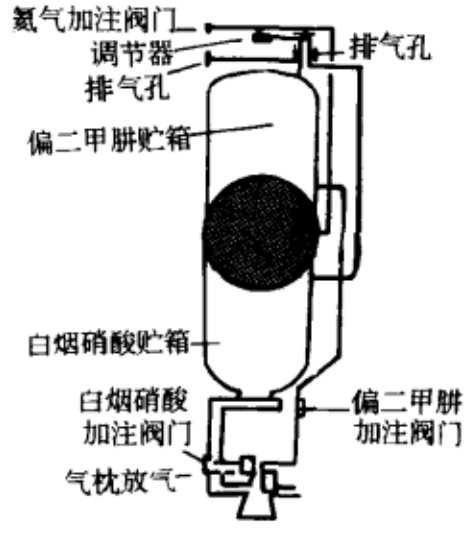
氧化剂阀门在发动机起动和关闭的瞬间可提供比例控制。

**二子级发动机**

二子级发动机是一台航空喷气通用公司的 AJ-10-37 液体发动机，用单球万向架连到氧化剂箱底上。推进剂为偏二甲肼和白烟硝酸。用从高压气瓶送出的氮增压气体输送推进剂组元。其喷入燃烧室的标准混合比为 2.8～1.0。由于推进剂是自燃燃料，因此无需点火系统。

二子级推力室采用铝合金束式结构。5250 铝合金管焊接成形后，用横截面为方形的钢丝线缠绕构成整体气密结构。该管壁式结构使得硝酸能通过燃烧室壁间的冷却套循环。其过程与一子级的再生冷却方式相同。二子级推进系统如图所示

二子级发动机最大净质量为 172.4kg，最小真空总冲与总重的比值是 238s。




二子级推进系统

**三子级发动机**

三子级发动机是一台格兰德中心火箭公司(Grand Central Rocket Company)的 X-242 固体发动机，它的外壳由厚约 0.07cm 的 410 不锈钢制成。但在最后三次试射时，该发动机被一台阿勒格尼弹道实验室(Allegany Ballistic Laboratory)的 X-248 发动机(已用在“雷神-艾布尔 3”上)所取代。X-248 发动机有玻璃纤维外壳，燃烧时间延长了约 10s。

## 制导和控制系统

“先锋号”的制导和控制系统是用来稳定火箭的飞行姿态及按最佳入轨角确定三子级的起动时间。

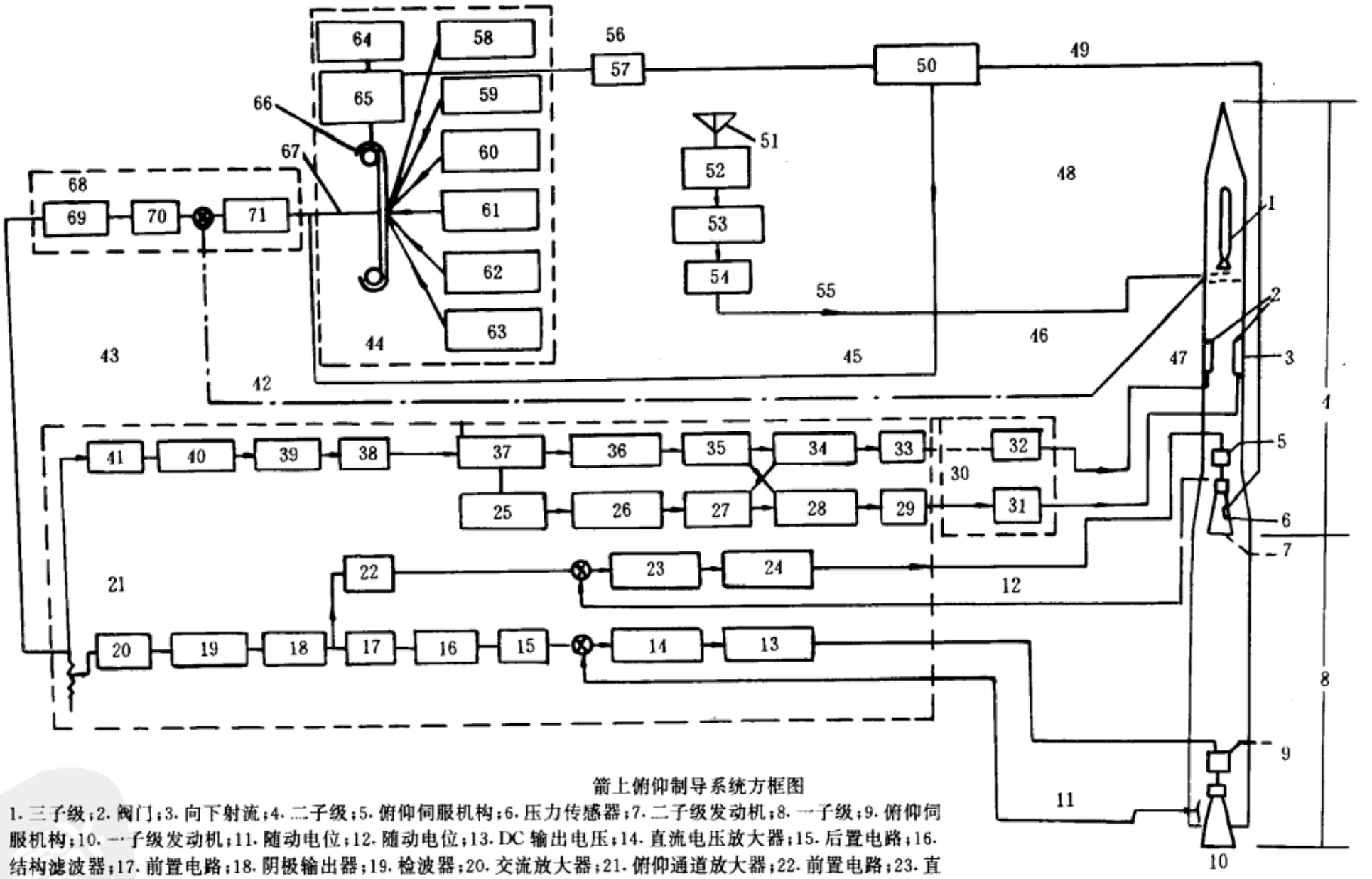
### 制导系统

箭上制导系统装在二子级的顶部，包括陀螺基准系统、程序计时装置和三子级箭上点火系统。图为箭上俯仰制导系统方框图。偏航制导系统框图除无偏航程序外与俯仰制导系统的相同，滚动制导系统框图也与之十分相似。

1. 陀螺基准系统　陀螺基准系统质量 31.8kg，工作精度在 10min 内为 0.5°。系统由三个改型的 HIG-6 陀螺、一台三波道隔离放大器、三台陀螺温度控制放大器、一台频率修正电动机电源、一台偏移配平调节器和一台直流稳压电源组成。这 10 个主要构件和所有电路固定在一个 35.6cm×35.6cm×33.0cm、质量约 13.6kg 的容器内。

HIG-6 改进型陀螺的旋转电机角动量减少了 1/2，可使陀螺在接触机械限动器前对较大的输入角(约±12°)响应。在传感器输出端采用隔离放大器，用以控制负荷来补偿陀螺挠性接头弹性约束效应，在大输入角范围均匀偏移。交直流转换电路取代了三相 400Hz 电源为陀螺提供与输入频率成比例的直流输出以补偿输入电压和温度的变化。

陀螺基准系统的功能是：作为控制系统的组成部分，将误差信号传递给控制元件以稳定火箭姿态；作为制导系统组成部分，借助高精度俯仰程序操纵火箭沿指定弹道飞行。“先锋号”基准系统的基本敏感元件是三个捷联式、单轴、密闭积分陀螺仪。来自基准系统(俯仰、偏航和滚转)的输出信号以电压形式提供给控制系统。该电压与相对理想参考坐标系的角偏差成比例。火箭偏离基准就会产生绕输出轴的回转力矩。该力矩与浮体的粘性阻尼矩相反，产生一个与火




箭上俯仰制导系统方框图

1. 三子级；2. 阀门；3. 向下射流；4. 二子级；5. 俯仰伺服机构；6. 压力传感器；7. 二子级发动机；8. 一子级；9. 俯仰伺服机构；10. 一子级发动机；11. 随动电位；12. 随动电位；13. DC 输出电压；14. 直流电压放大器；15. 后置电路；16. 结构滤波器；17. 前置电路；18. 阴极输出器；19. 检波器；20. 交流放大器；21. 俯仰通道放大器；22. 前置电路；23. 直流电压放大器；24. 直流输出电压；25. 一子级直流电压放大器；26. 二子级直流电压放大器；27. 阴极输出器；28. 直流输出放大器；29. 阳极继电器；30. 从动电器部分；31. 从动继电器；32. 从动继电器；33. 阳极继电器；34. 直流输出放大器；35. 阴极输出器；36. 二子级直流电压放大器；37. 一子级直流电压放大器；38. 前置电路；39. 阴极输出器；40. 检波器；41. 交流放大器；42. 结构和空气动力回授；43. 用于恒扭矩补偿的备用信号，$T=540s$ 使三子级旋转并分离；44. 程序计时装置；45. 二子级求助备用信号 $T=540s$；46. 三子级旋转和分离信号；47. 向上射流；48. 直流信号 $T=480s$(近似值)；49. 二子级熄火信号 $T=258s$(近似值)；50. 惯性飞行时间计算机；51. 用于恒扭矩补偿、以地面为基地的备用信号；52. AN/ARW-59 指令接收机；53. 译码器，通道 8 和 9；54. 100s 延迟继电器；55. 一子级求助备用信号 $T=480\sim540s$；56. 发射 $T=0$ 时的起动信号；57. 尾部电平；58. 用于恒扭矩补偿的备用信号 $T=540s$；59. 第五次俯仰角速度 0.02(°)/s，持续时间 320s；60. 第四次俯仰角速度 0.2139(°)/s，持续时间 286s；61. 第三次俯仰角速度 0.4762(°)/s，持续时间 67s；62. 第二次俯仰角速度 0.275(°)/s，持续时间 21s；63. 第一次俯仰角速度 0.07143(°)/s，持续时间 14s；64. 400Hz 精密电源；65. 同步电动机传动装置和齿轮系；66. 打印有俯仰程序的钢卷尺顺序选择俯仰角速度并以此求得需用时间；67. 俯仰程序；68. 陀螺仪；69. 信号发生器；70. 粘性阻尼器；71. 扭矩发生器。

箭偏角成比例的运动速率和框架转角。这样的偏转使陀螺信号发生器产生比例电压，并通过隔离放大器传递给自动驾驶仪。俯仰基准轴的改变是通过陀螺电转矩发生器线圈感应电流(用电阻控制的)实现的，使陀螺旋转轴产生进动。俯仰程序电阻固定在控制器内的单独插件内。

2. 程序计时装置　由工业设计师公司(Designers for Industry，Inc)设计、制造的程序计时装置采用一台同步电动机来驱动穿孔膜片。该装置有 10 路通道，精度为±0.1s(大于 720s 时)，以 25.6kHz 晶体振荡器的频率作主频率标准。这一主频率通过一晶体管网络分频为 400±0.04Hz。晶体管输出极提供驱动同步电动机的所需功率，电动机通过适当的齿轮系和离合器带动磁带。发射前，由激励程序计时装置保证振荡器和电动机获得稳定的工作状态。起飞时，火箭底座的起飞开关向连接电动机和齿轮系的离合器发出信号，使不锈钢磁带开始移动，然后微动开关和继电器开始工作。

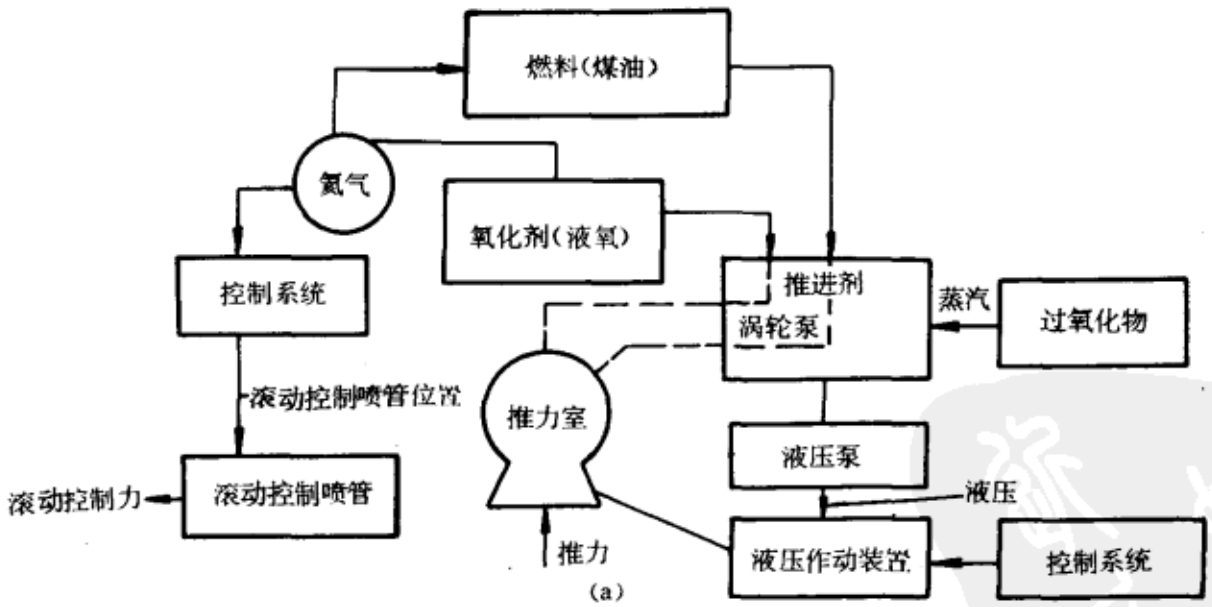
3. 箭上三子级点火系统　箭上三子级点火系统设置一加速度计用来累计(从起飞至二子级熄火)因外力(非重力)引起的纵向加速度。因此该系统通过计算一、二子级推进系统产生的速度增量来确定一、二子级的总性能。由一、二子级提供的指示速度反馈给滑行时间计算机，用它调定惯性飞行时间，使入轨角误差降至最小。

滑行时间计算机由电子通信公司(Electronics Communications，Inc)设计，包括 4 个主要部件：速度表、时间指示器、计算机和精密电源。速度表为一 HIG 型感受火箭轴向线加速度的不平衡陀螺仪。其输出是与速度成比例的轴位角。时间指示器由滞后同步电动机和齿轮系组成，提供与时间成比例的轴位输出。为求解线性方程，机械模拟计算机综合了两轴位置。400Hz 的精密电源保证陀螺转子和电动机以一定的速度旋转。

滑行时间计算机在发射时从初始发射移动开关接收一起动信号。积分加速度计通过积分加速度来计算火箭速度。该过程在一、二子级动力飞行期间不断进行，最终导致滑行时间计算机中的速度臂转动。二子级熄火时，给滑行时间计算机发出停止速度臂转动的信号。同时定时机构开始计时。时间机构转动一个定时臂，直至滑行期结束，它与固定的速度臂接触。一旦接触，计算机发出信号，三子级起旋，并开始分离程序。

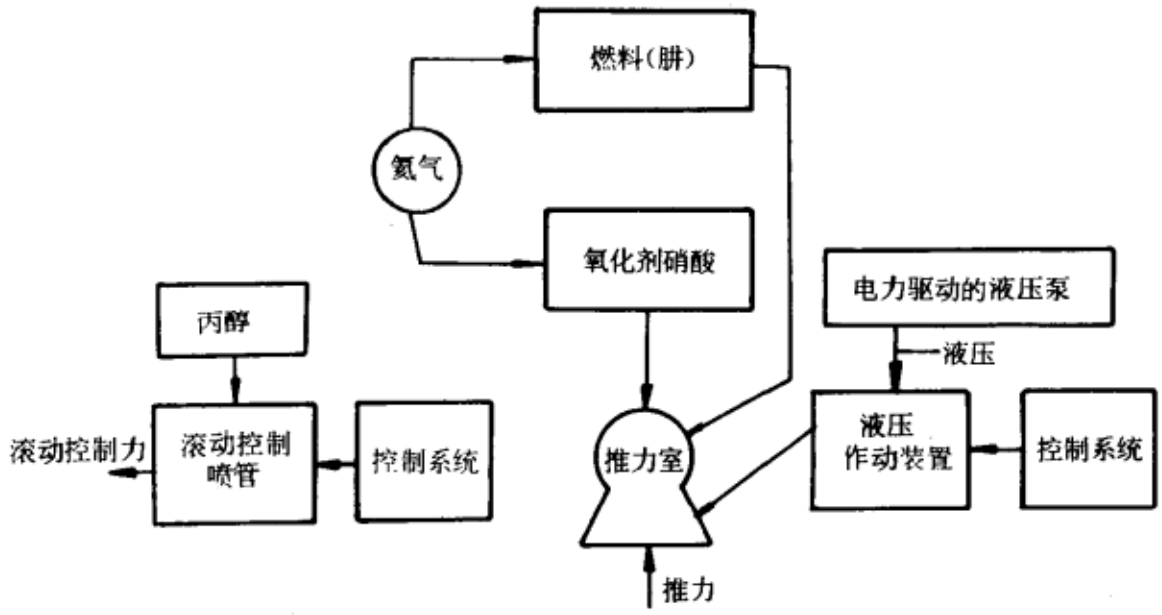
## 控制系统

见控制系统方框图，图(a)、(b)、(c)、(d)分别说明了一子级、二子级、滑行段二子级控制系

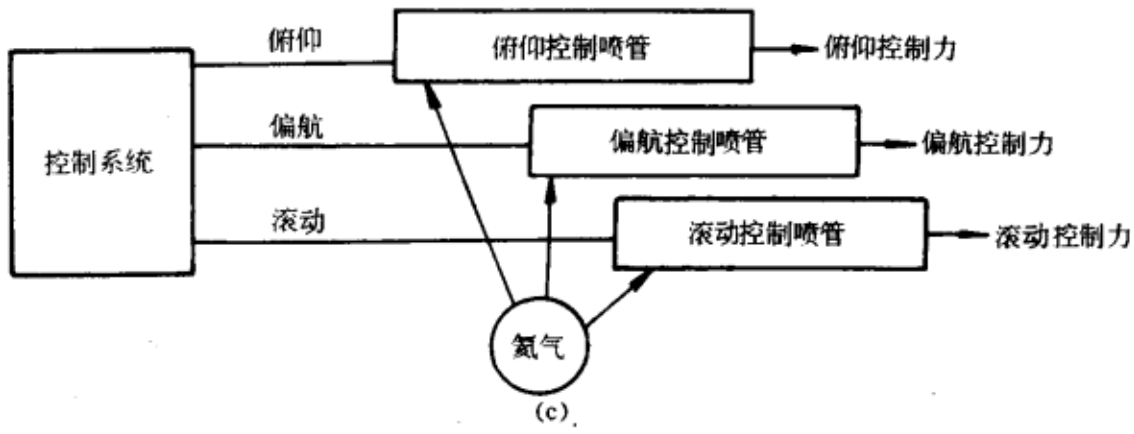



(a)

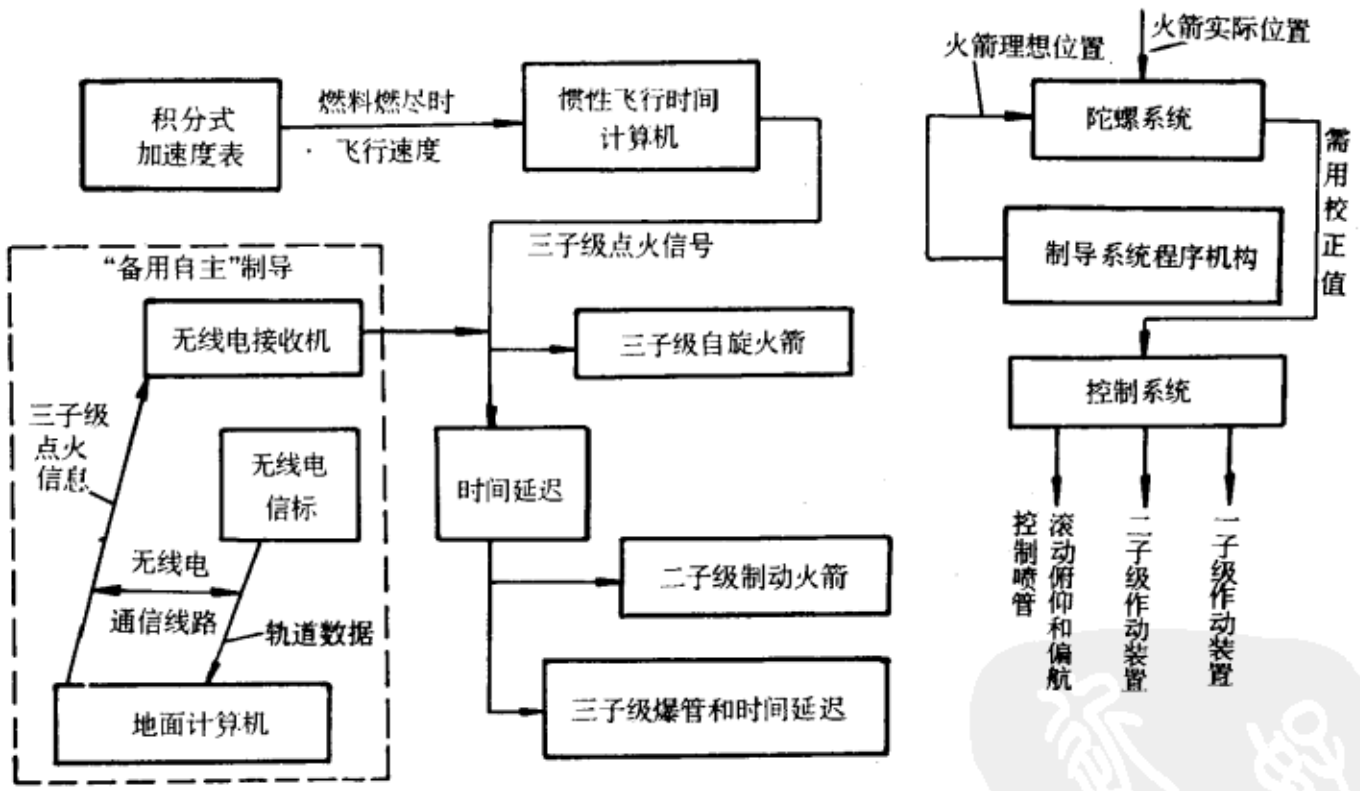
控制系统方框图　(a)


燃料(肼)
氮气
氧化剂硝酸
丙醇
滚动控制力
滚动控制喷管
控制系统
推力室
电力驱动的液压泵
液压
液压作动装置
控制系统
推力

(b)

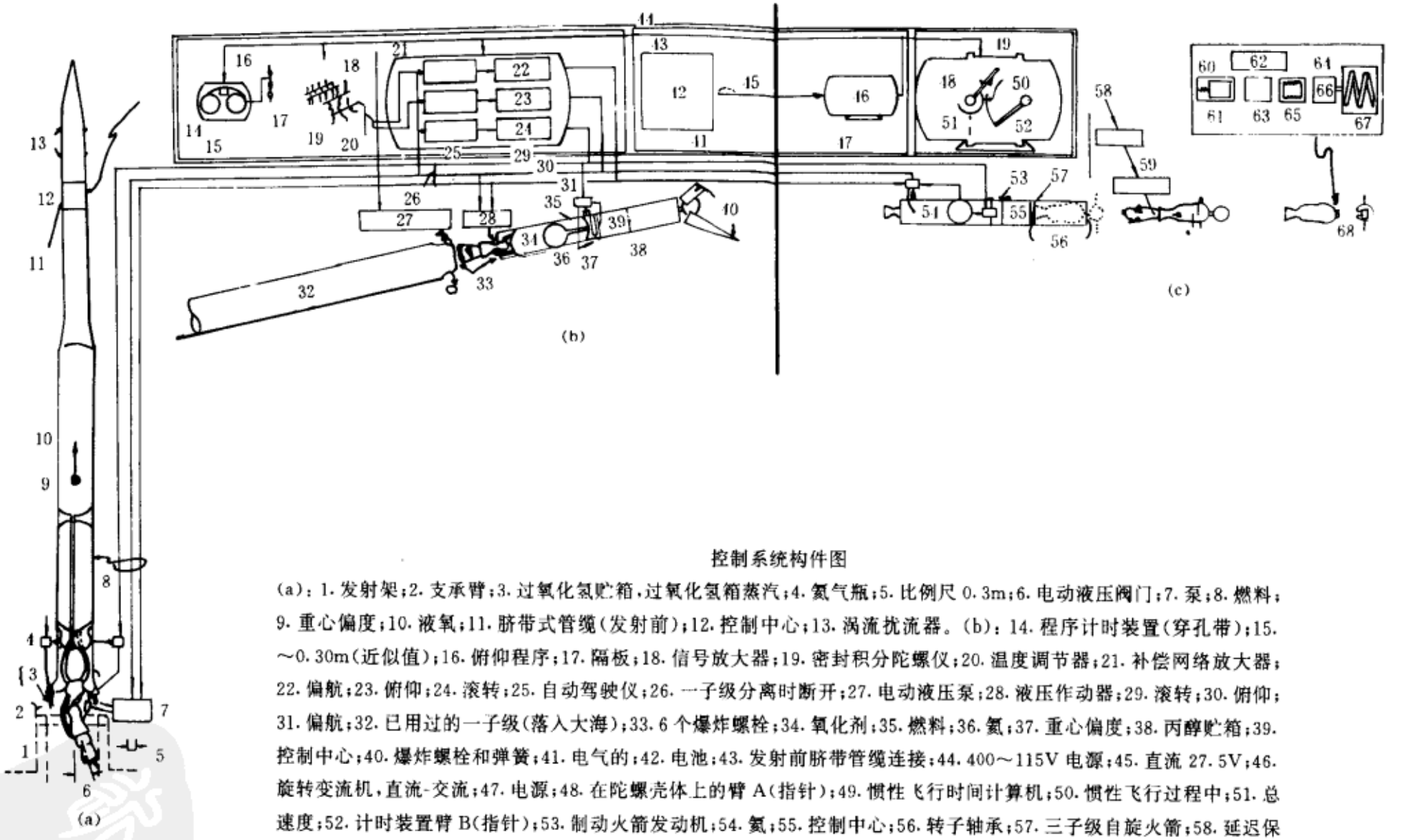

控制系统
俯仰
偏航
滚动
俯仰控制喷管
偏航控制喷管
滚动控制喷管
俯仰控制力
偏航控制力
滚动控制力
氮气

(c)


积分式加速度表
燃料燃尽时
飞行速度
惯性飞行时间计算机
三子级点火信号
"备用自主"制导
无线电接收机
三子级点火信息
无线电信标
无线电通信线路
轨道数据
地面计算机
三子级自旋火箭
时间延迟
二子级制动火箭
三子级爆管和时间延迟
火箭理想位置
火箭实际位置
陀螺系统
制导系统程序机构
需用校正值
控制系统
控制喷管
滚动俯仰和偏航
二子级作动装置
一子级作动装置

(d)

控制系统方框图




控制系统构件图

(a)：1. 发射架；2. 支承臂；3. 过氧化氢贮箱，过氧化氢箱蒸汽；4. 氮气瓶；5. 比例尺 0.3m；6. 电动液压阀门；7. 泵；8. 燃料；9. 重心偏度；10. 液氧；11. 脐带式管缆(发射前)；12. 控制中心；13. 涡流扰流器。(b)：14. 程序计时装置(穿孔带)；15. ～0.30m(近似值)；16. 俯仰程序；17. 隔板；18. 信号放大器；19. 密封积分陀螺仪；20. 温度调节器；21. 补偿网络放大器；22. 偏航；23. 俯仰；24. 滚转；25. 自动驾驶仪；26. 一子级分离时断开；27. 电动液压泵；28. 液压作动器；29. 滚转；30. 俯仰；31. 偏航；32. 已用过的一子级(落入大海)；33. 6 个爆炸螺栓；34. 氧化剂；35. 燃料；36. 氦；37. 重心偏度；38. 丙醇贮箱；39. 控制中心；40. 爆炸螺栓和弹簧；41. 电气的；42. 电池；43. 发射前脐带管缆连接；44. 400～115V 电源；45. 直流 27.5V；46. 旋转变流机，直流-交流；47. 电源；48. 在陀螺壳体上的臂 A(指针)；49. 惯性飞行时间计算机；50. 惯性飞行过程中；51. 总速度；52. 计时装置臂 B(指针)；53. 制动火箭发动机；54. 氦；55. 控制中心；56. 转子轴承；57. 三子级自旋火箭；58. 延迟保险丝；59. 三子级点火电爆管。(c)：60. “g”质量；61. 减速传感器；62. 水银电池组；63. 定时机构；64. 炸药；65. 爆发电动机；66. 保险销；67. 弹射弹簧；68. 有效载荷。

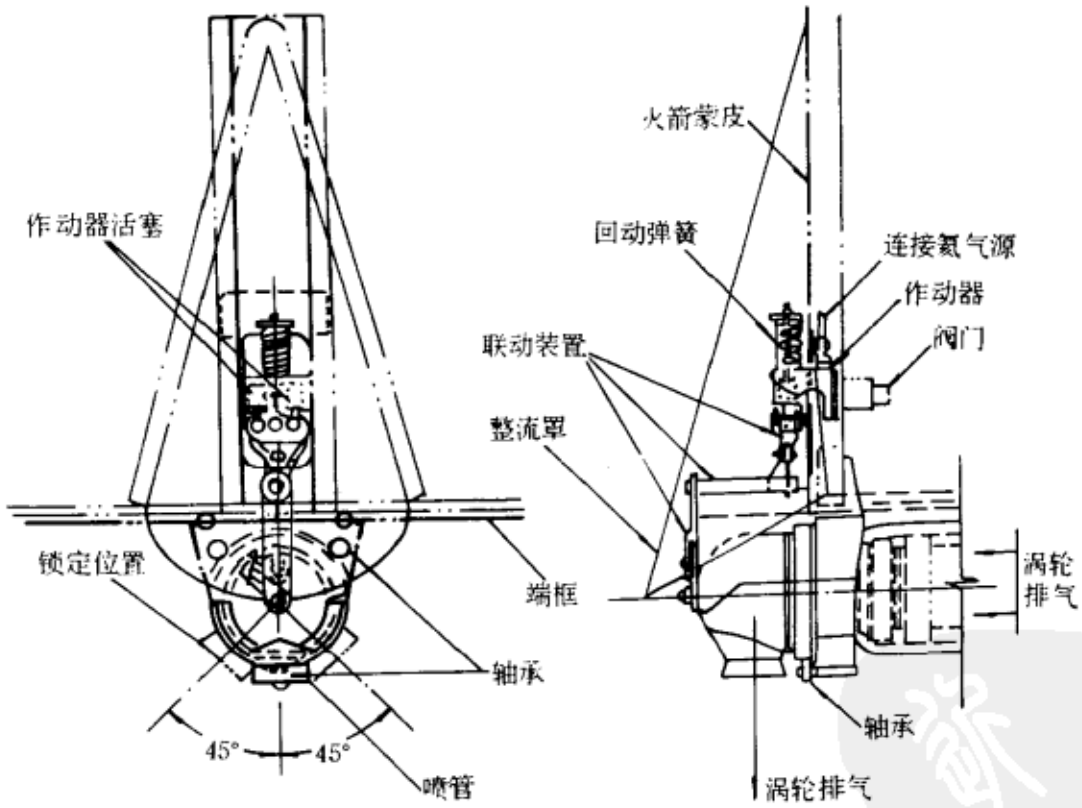
统的工作情况及制导、控制、三子级点火系统的工作情况。

控制系统构件图中：(a)为“先锋号”的发射情况；(b)图表明了二子级点火，二级滑行、二子级与三子级分离和三子级点火情况；(c)为卫星释放情况。

火箭一、二子级动力飞行期间的俯仰和偏航控制靠摆动发动机完成，发动机由伺服机构按照陀螺基准系统通过电-液零型控制装置发出的指令定位。火箭飞行姿态偏离陀螺基准轴时，被陀螺所敏感并产生一个输出信号。该信号经增益控制，放大、检波，产生直流信号。直流信号经阴极输出器分为两路：一路经结构反馈滤波器、超前网络、滞后网络到一子级环路。另一路经超前网络到二子级回路。每级回路均有直流放大器，可将直流信号转换为适于液压传输阀门的差动电流。阀门使液压油按相应的方向流动，以移动作动器的活塞和推动发动机摆动。发动机摆动直至与活塞相连的随动电位计的反馈电压等于内环输入的陀螺信号补偿电压为止。

滑行段俯仰和偏航的控制由通-断喷气操纵系统进行。四个俯仰/偏航操纵喷管用二子级氧化剂贮箱内残余氮气作为能源。俯仰/偏航操纵喷管放大器是相同的，有 0.4°的系统死区。各喷管喷出的氮气流经过电磁阀节流孔调节后，产生 32.36N(设计值)推力。当姿态误差减到指定值时，板极继电器打开，停止对从动继电器和喷管电磁阀门的激励。然后火箭以一定速度绕重心旋转直至陀螺误差信号起动反向喷管。该通-断过程贯穿于整个滑行段。高 α 超前网络($\alpha=30$)为俯仰/偏航喷管系统提供短射流接通时间(约 0.1s)和长射流关闭时间(约 7s)，以使残余氮气的消耗最小。

一子级滚动控制是通过一子级发动机涡轮排气提供修正力矩实现的。两个排气喷管(见图)面朝后，提供一个小的附加推力，但是当火箭姿态误差超过 3°时，喷管可向两个方向的任一方向旋转 45°进行滚动控制(最小设计滚动喷气推力是 222.6N/每个)。在一子级分离过程中通过同一喷管排出的残余氮气来增加滚动控制。




一子级滚转操纵喷管作动机构

二子级滚动控制由喷气操纵系统承担,该系统有两组(4 个)切向喷管,用于提供顺时针或逆时针方向的修正力矩。喷管用丙烷作工质。液态丙烷贮存在电加热的铝制贮箱中,其压力为 1657.3kPa,温度 48.9℃。滚动控制时,控制系统打开电磁阀,使气态丙烷从箱内流出,经压调器减压到 431.5kPa,从喷管喷出,每个喷管能产生 38.25N 的控制力。二子级发动机关机后,滚动控制改用残余氮气作工质。这是通过电磁操纵三通阀门切换的。

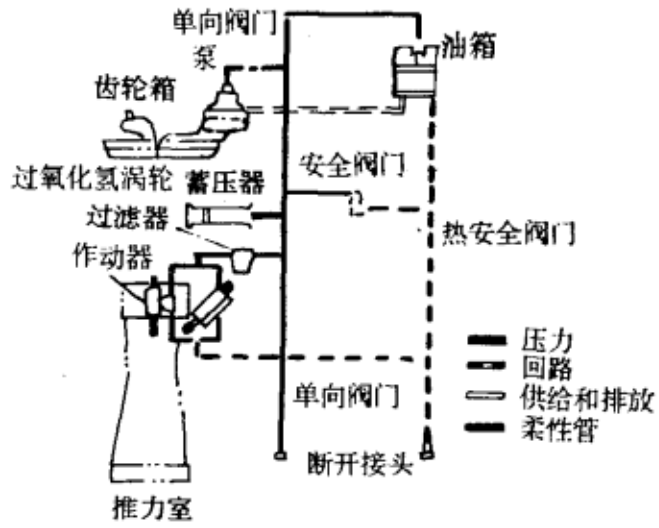
一子级、二子级动力飞行段和二子级滑行段用一滚转通道放大器激励滚转系统。由于系统滚转死区为±3°,所以滚动操纵喷管放大器的使用与上述俯仰/偏航放大器相同。另外,高 α 超前网络(α=40)提供了最小喷流接通时间(约 0.1s)和最大喷流关闭时间(约 2.2s)。

三子级内无控制装置。箭体以 200r/min 的速度绕纵轴旋转,克服扰动力矩,稳定飞行。三子级是固定在回转台上的,该回转台为二子级的一部分。大西洋研究公司(Atlantic Research Corp.)制造的小型助旋火箭固定在回转台的边缘。参考系统和飞行程序装置都固定在二子级内,三子级的旋转机构也在二子级内。

## 推力矢量控制系统

系统由一子级、二子级发动机万向架固定系统和液压系统组成。一子级液压系统(见图)和一、二子级发动机摆动系统原理(见图)。

一子级发动机安装在万向接头上,靠液压作动器摆动,其摆角为±3.2°。两个作动器在俯仰和偏航面安装,其作用线通过推力室振动撞击中心,液压油输送阀和随动电位计直接固定在作动器上。输送阀依照控制系统信号大小成比例地给作动器输送液压油。随动电位计将作动器位置信息反馈给自动控制装置。在作动器活塞上钻一小阻尼孔以增加控制系统的稳定性。




一子级液压系统

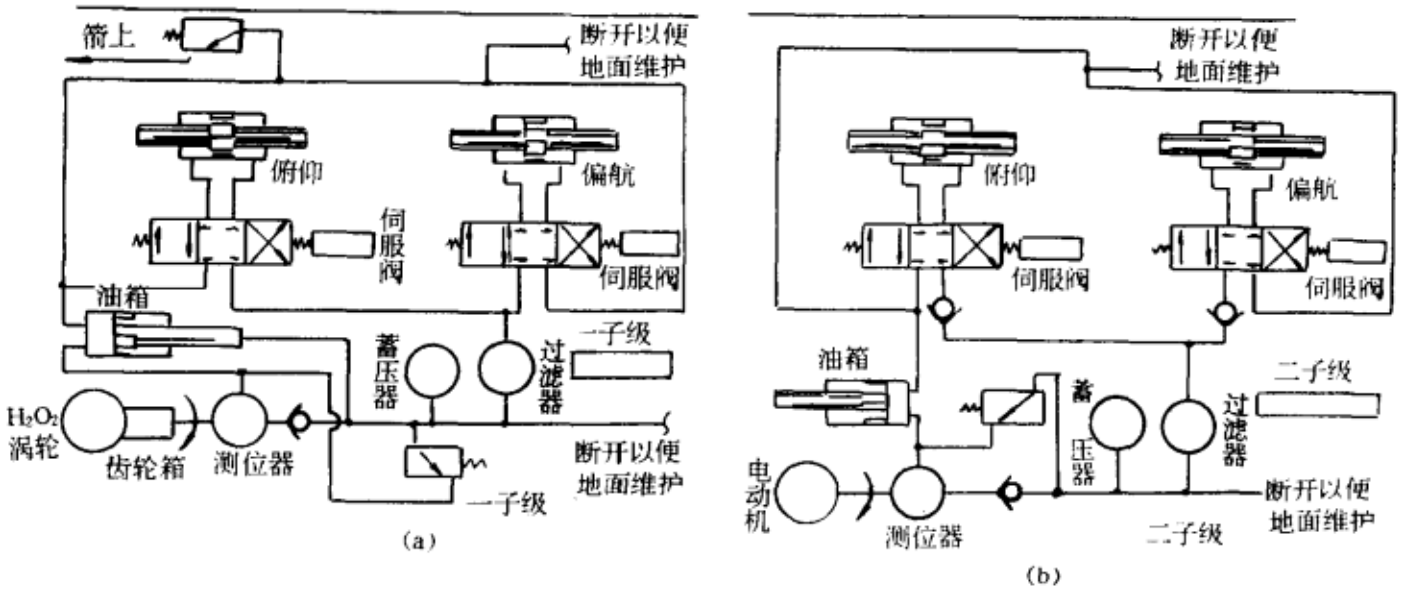
液压动力由过氧化氢涡轮带动的定排量泵提供,液压泵功率约为 3.68kW。当作动器未工作时,工质以 105.5kg/cm³ 流量通过安全阀门。液压系统采用飞机液压油。发射前,液压动力由自动断接器供给以保障发射时的控制和进行控制系统的最后检查。

二子级中用作推力矢量控制的万向架固定系统和液压作动装置与一子级相同。

二子级发动机最大摆角是 3°。由于发动机中无推进剂泵,因此二子级控制作动器的液压动力来自蓄压器、单组元燃料涡轮带动的液压泵和电动泵。电动机在发射前开始起动,以检查二子级控制系统。

## 遥测和跟踪系统

遥测系统包括天线、指令接收机、一子级脉冲相位调制(PPM)/振幅调制(AM)遥测装置、二子级脉宽调制(PWM)/调频(FM)遥测装置和雷达信标超高频装置(SHF)。

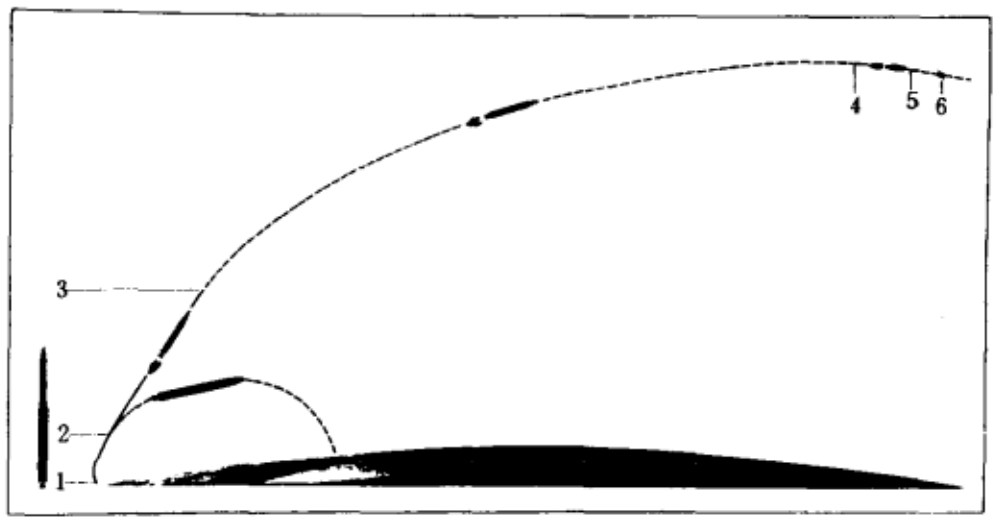



发动机摆动系统原理图

跟踪系统为电子干涉仪跟踪测角器系统，用以接收火箭无线电信号。该系统包括时间标准设备和相位测量部分。相位测量部分由滤波器、缓冲器、基准脉冲发生器、模拟式相位计等组成。

## 典型飞行程序

“先锋号”首先从佛罗里达州卡纳维拉尔角的美国空军导弹试验场起飞；经过 10s 的垂直




“先锋号”火箭典型飞行轨道

1. $T=0$：发射
2. $T+140\sim145$s：一子级关机（高度：约 58km；速度：约 1870m/s）；一子级分离，二子级点火
3. $T+250\sim265$s：二子级关机（高度：约 225km；速度：约 4460m/s）；开始滑行
4. $T+535\sim550$s：三子级点火（高度：约 480km；初始速度：约 4050m/s）
5. $T+570\sim585$s：三子级关机（高度：约 480km；速度：约 7600m/s）
6. $T+600$s：释放卫星

（上述参数为近似值，它与每次发射时的预定值之间，往往存在着不同程度的偏离。）

飞行后，保持一段近似无法向力轨道飞行直至空气动力不再是危险因素；开始一子级和二子级的分离；在二子级飞行末期，抛弃整流罩，露出三子级和卫星；二子级关机后，按程序转弯滑行，当 $T+535s\sim550s$ 时，二子级分离，并点燃大致与当地地平线平行的三子级；三子级燃烧直至获得轨道速度；三子级燃尽后减速，专用分离装置计时器等候 26s，然后闭合通向电动机的电路，拔掉电动机的固定销并使弹簧释放器旋转。弹簧给卫星一个约 0.91m/s 的相对速度，使其与三子级分离。

## 飞 行 记 录

| 序 号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | | |
| TV-0 | 1956.2.8 | | | 高度：202.8<br>距离：294.5 | | 东靶场 | 验证可行性 |
| TV-1 | 1957.5.1 | | | 高度：193.1<br>距离：724.2 | | 东靶场 | 飞行试验 |
| TV-2 | 1957.10.23 | | | 高度：175.4<br>距离：531.1 | | 东靶场 | |
| TV-3* | 1957.12.6 | 6″试验球体 | | | | 东靶场 | 失败① |
| TV-3 备* | 1958.2.5 | 6″试验球体 | | | | 东靶场 | 失败② |
| TV-4 | 1958.3.17 | 6″试验球体 | 1.47 | 643.7 | 3968.5 | 东靶场 | |
| TV-5* | 1958.4.28 | 20″试验卫星 | | | | 东靶场 | 失败③ |
| SLV-1* | 1958.5.27 | IGY 卫星 | 0.45 | | | 东靶场 | 失败④ |
| SLV-2* | 1958.6.26 | 20″卫星 | | | | 东靶场 | 失败⑤ |
| SLV-3* | 1958.9.26 | 地球反射仪 | | | | 东靶场 | 失败⑥ |
| SLV-4 | 1959.2.17 | V-2 | 10.8 | 558.4 | 3321.6 | 东靶场 | |
| SLV-5* | 1959.4.13 | | | | | 东靶场 | 失败⑦ |
| SLV-6* | 1959.6.2 | | | | | 东靶场 | 失败⑧ |
| SLV-6 备 | 1959.9.18 | V-3 | 24.0 | 513.4 | 3748.1 | 东靶场 | |

①一子级点火失败，箭体烧毁；

②控制系统组件出故障，发动机失控，二子级未点火；

③二子级继电器出现故障，未发出信号点燃三子级；

④二子级发动机在主动段末期没能正确关闭；

⑤二子级发动机过早关机，导致燃烧压力过低；

⑥二子级出现故障；

⑦俯仰控制失败；

⑧二子级燃料箱压力降低。

# 丘诺系列(THE JUNO FAMILY)

丁 华

## 概 述

"丘诺系列"运载火箭包括"丘诺 I "和"丘诺 II "二种型号。

"丘诺系列"运载火箭总体参数表

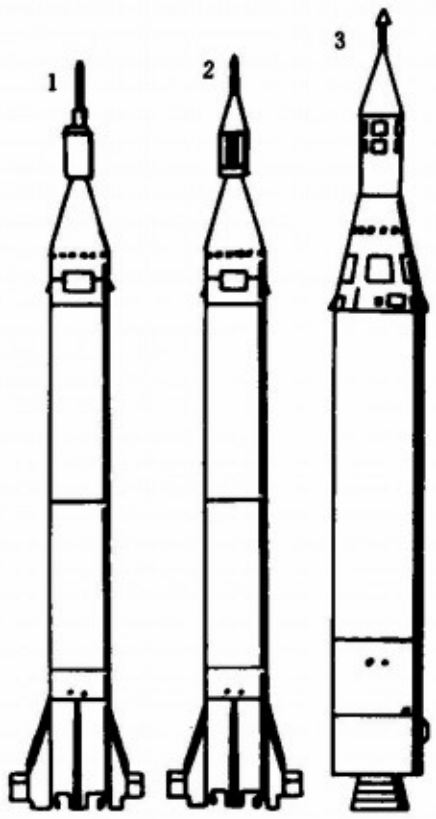
| 数值 参数 / 单位 / 型号名称 | 级 数 | 全 长 | 最大直径 | 起飞质量 | 起飞推力 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | m | m | kg | kN |
| 丘诺 I | 4 | 21.72 | 1.78 | 28500 | 368.73 |
| 丘诺 II | 4 | 23.4 | 2.67 | 9980 | 666.85 |

## 丘诺 I (JUNO I)

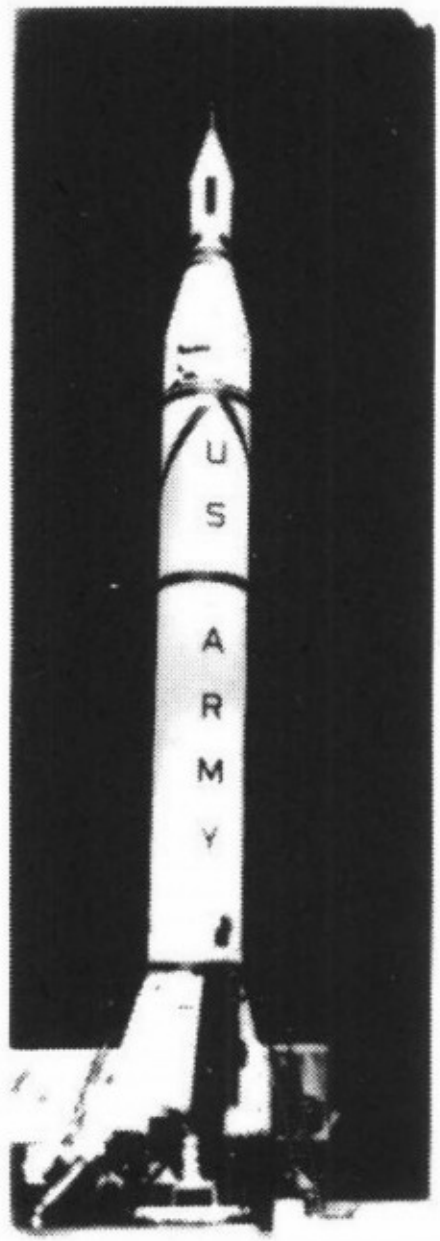
"丘诺 I "型运载火箭又称"丘辟特-C"(Jupiter-C),是美国最早投入使用的运载火箭。其研制工作是在 1957 年苏联发射了世界上第一颗和第二颗人造地球卫星之后,而"先锋号"运载火箭远未成熟的情况下,由汉茨维尔(Huntsville)美国陆军弹道导弹局(Army Ballistic Missile Agency)的红石兵工厂(Redstone Arsenal)负责进行,由于有预先研制的基础,进展很快。1958 年 2 月 1 日进行了首次发射,将美国第一颗人造卫星"探险者 1 号"(Explorer 1)送上轨道。随后,1958 年 3 月 5 日发射"探险者 2 号"失败,同年 3 月 26 日和 7 月 26 日发射"探险者 3 号"和"探险者 4 号"人造地球卫星成功。接着,于 8 月 24 日和 10 月 22 日,又发射了"探险者 5 号"和"灯塔"(Beacon)型气球式卫星。到此,"丘诺 I "型火箭共发射了 6 次,成功与失败各 3 次。此后,为加快"雷神-艾布尔"(Thor-Able)和"丘诺 II "型的研制工作,"丘诺 I "型运载火箭停止使用。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 368.73kN |
| 全长(包括有效载荷) | 21.72m | 推重比 | 1.32 |
| 最大直径 | 1.78m | 运载能力 | 最大有效载荷质量 20kg (500km 圆轨道) |
| 起飞质量 | 28.5t | | |




"丘诺系列"运载火箭示意图
1、2."丘诺 I "型运载火箭;3."丘诺 II "型运载火箭。




"丘诺 I "型运载火箭全貌

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.39m | 推进剂 | 液氧/海登(hydyne),(60/40 偏二甲肼和二乙撑三胺混合物) |
| 直径 | 1.78m | | |
| 起飞质量 | 28t | 地面总推力 | 368.73kN |
| 结构质量 | 6t | 比冲 | 2255.53N·s/kg |
| 推进剂质量 | 22t | 工作时间 | 150s |
| 发动机 | 一台洛克达因公司(Rocketdyne) A-6 液体发动机 | | |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.3m | 真空推力 | 77.47kN |
| 直径 | 0.96m | 真空比冲 | 1961.33N·s/kg |
| 发动机 | 11 台中士(Sergeant) 固体发动机 | 发动机质量 | 330kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 固体 | 工作时间 | 6s |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.3m | 真空推力 | 21.57kN |
| 直径 | 0.4m | 真空比冲 | 1961.33N·s/kg |
| 发动机 | 3台中士固体发动机 | 工作时间 | 6s |
| 推进剂 | 固体 | 发动机质量 | 90kg |

### 四 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.17m | 真空推力 | 6.86kN |
| 直径 | 0.15m | 真空比冲 | 1961.33N·s/kg |
| 发动机 | 1台中士固体发动机 | 工作时间 | 6s |
| 推进剂 | 固体 | 发动机质量 | 30kg |

## 总 体 布 局

“丘诺Ⅰ”型是一种四级火箭。一子级是“红石”火箭的改进型，上面三级为束式固体发动机组。一子级承包单位为克莱斯勒公司(Chrysler)，其他三级均为美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory)负责研制的。一子级贮箱顶部为仪器舱。仪器舱内装有为第一级飞行提供制导和控制的设备及姿态控制系统。上面三级放在旋转外壳内，固定在一子级仪器舱内。

## 箭 体 结 构

“丘诺Ⅰ”型运载火箭结构分一子级和上面级两部分。

### 一子级结构

该级是“红石”火箭的改进型，由贮箱和仪器舱组成。其基本结构与“红石”火箭相同。但为了增加推进剂贮量，贮箱加长了2.44m，使燃烧时间从121s增至155s。而且发动机的推进剂改用能量较高的液氧和海登，使推力提高约12%。同时，增加一个过氧化氢箱以保证涡轮泵的运转。“丘诺Ⅰ”的仪器舱比“红石”火箭的轻、且尺寸小，这是因为减少了舱体蒙皮厚度，且用弹簧分离取代了气压作动筒分离。在仪器舱的圆柱部分装有天线，包括遥测天线、多普勒天线系统、无线电指令控制系统天线。底部凸出处装有姿态控制系统的压缩空气喷嘴。

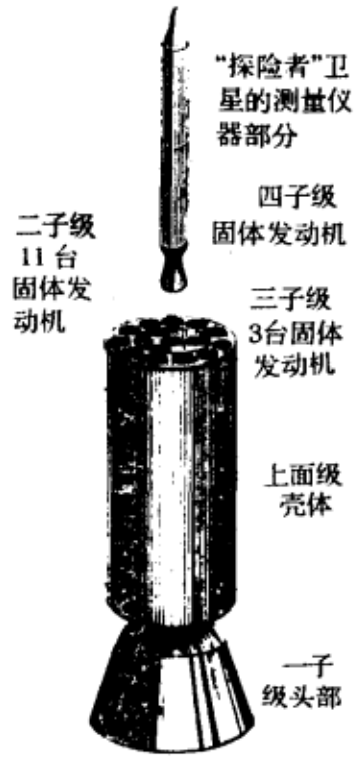
仪器舱用6个卷绕有螺旋弹簧的爆炸螺栓固定在一子级上，并且液压作动筒使一子级和仪器舱压在一起以克服弹簧压力。仪器舱和基础级间有许多电缆和导管，但都带有快卸接头，以保证分离时插座与导线快速脱开。

### 上面级结构

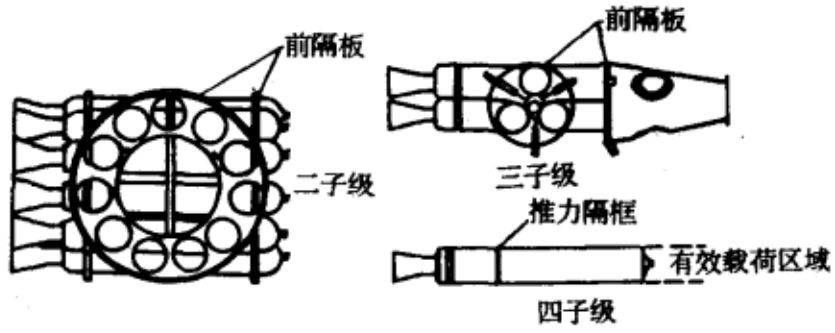
上面级由二子级11台发动机、三子级3台发动机和四子级1台发动机组成并集束在一桶




←"丘诺Ⅰ"型运载火箭总体布局




"丘诺Ⅰ"型上面级发动机




各子级构造分解图

状装置内。"丘诺Ⅰ"型上面级发动机如图所示。

该桶状装置由一个筒形铝合金外壳、一个成丝网状的底板和一个固定在一子级仪器舱上的带滚珠轴承支架的空心轴组成。发动机用隔板和钢环安装在相应位置。各级构造如图所示。

二子级发动机用三个横向隔板环形安排，借助于一个内部环绕的管子固定在旋转桶中。三子级3台发动机用横向隔板捆在一起，并插入支撑二子级发动机组的旋转桶的中央。在三子级前端连接一圆锥形铝壳以支撑四子级。铝壳上开有3个孔保证四子级点火时排出废气，同时便于地面安装发动机点火器。沿三子级中心线长度方向设置一直径为0.04m的圆筒，用于装载上面级点火电池和定时机构。二、三子级的前后隔板及中间隔板均用来支撑发动机以承受因旋转带来的径向载荷。

四子级与有效载荷串接固定在三子级的正中一圆锥壳内。二、三、四子级发动机壳体材料均为410型不锈钢。

整流罩结构

第一发“丘诺 I ”型无有效载荷整流罩，以后几发均带整流罩。整流罩材料为 430 不锈钢。

## 推 进 系 统

“丘诺 I ”型运载火箭推进系统由一子级和上面三级发动机组成。

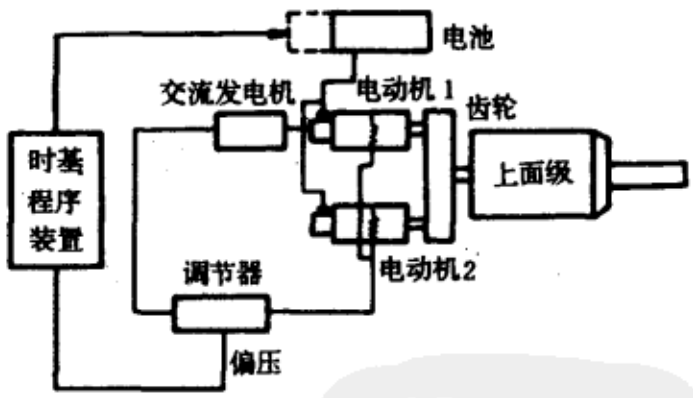
一子级发动机是“红石”的改进型，采用能量较高的推进剂：液氧和海登（由 60%偏二甲肼和 40%二乙撑三胺混合而成），使推力提高至 368.73kN，比冲提高 10%～15%（详见“红石”火箭）。

上面三级发动机共 15 台，均采用长 1.22m，直径 0.15m 的缩比“中士”导弹固体发动机。每台发动机的喷管出口都装有一个密封用的薄爆破隔膜以便与大气环境隔绝，并有两套点火系统，以保证点火的可靠性。

## 制导和控制系统

“丘诺 I ”的制导和控制系统装在一子级贮箱与上面级之间的仪器舱内。此外，仪器舱内还装有两台 26V、2.6kW、负荷变化范围为 1∶5，电池电压相对初值变化 30%的电动机。两台电动机并联，并通过齿传动带与中心轴相接来驱动上面级旋转，进行姿态稳定。飞行中，转速由预定程序旋转调节器控制，以使旋转频率不与一子级谐振频率（随燃料流出而变化）耦合而产生共振。为避免火箭遥测干扰，驱动系统和调节器采用射频滤波器。火箭发射前上面级就以 460r/min 的速度旋转，当与一子级仪器舱分离前，转速提高到 760r/min。旋转控制系统工作原理见图。载荷和电源电压的变化由电压调节系统控制，并在封闭回路系统内控制电动机的转速。峰值载荷时电源电压增加约 4V。交流电机与驱动电动机的轴连接，其输出频率与频率基准比较，误差被放大并反馈给电动机。放大器由一台磁调制器和一台晶体管功放级组成。而调制器的基准是由两套谐振电路组成的鉴频器提供的。

“丘诺 I ”型的控制程序分两个阶段——动力飞行段和自旋稳定飞行段。

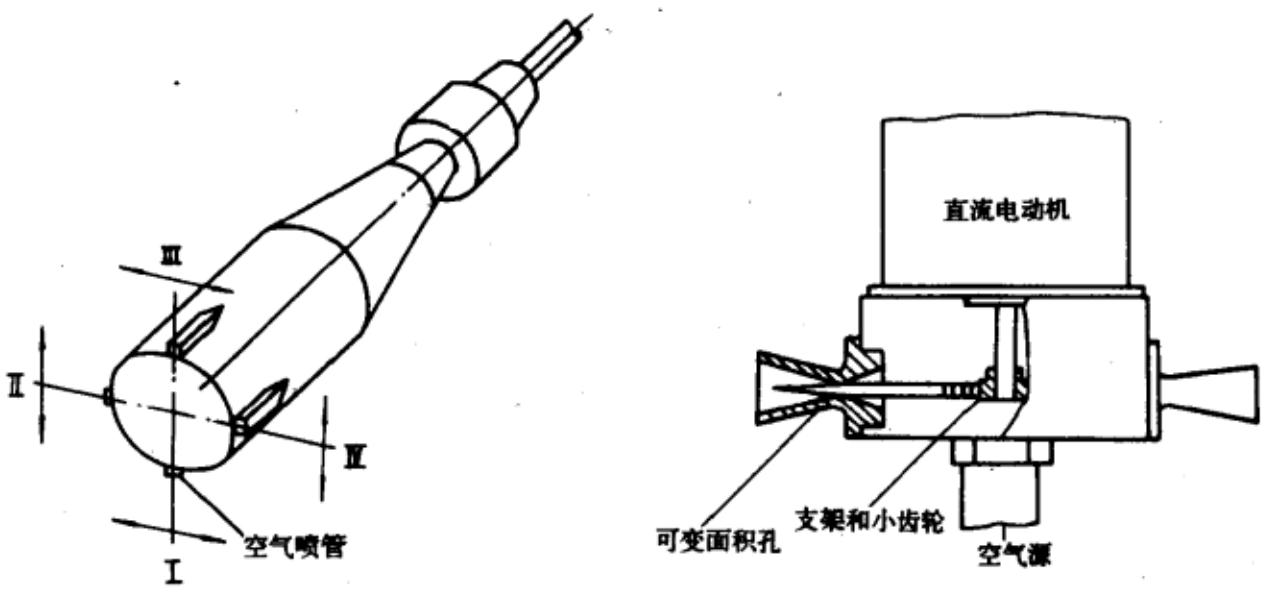


旋转控制系统工作原理图

在动力飞行段，一子级的控制系统与“红石”相同，即采用了由陀螺控制系统伺服机构操纵的燃气舵和空气舵技术。火箭的姿态（俯仰、偏航和滚动）用一改型的自动驾驶系统来控制。该系统由两套自由陀螺仪组成。瓦斯特金（Waste King）公司制造的 LEV-3 陀螺，用于偏航和滚动控制；福特仪器公司（Ford Instrument）的气浮陀螺控制俯仰。两套陀螺仪均带有万向架、控制电位计、电流互感装置、程序发射机、摆、伺服机构和固定件。测速、测距的气浮陀螺加速度表固定在陀螺稳定平台上。俯仰陀螺采用空气轴承为俯仰控制和摆动提供信号。偏航-滚动陀螺敏感火箭的偏航与滚动姿态。控制电

位计显示陀螺构件的位置偏差，并向火箭控制系统发出信号进行校正；以保证要求的飞行轨道。陀螺积分仪-加速度表和计时装置产生的信号触发上面级点火装置。

一子级发动机关机后，与仪器舱和上面级分离，火箭进入自旋稳定飞行段。为使二子级点火时箭体正好处于水平状态，通过喷气操纵系统(有四个压缩空气喷管)使仪器舱与上面级一起作程序转弯(如图)。喷管采用一台 10W 直流电动机驱动的针形阀门，当高压气体从腔体下部开口进入达到满流量时，两喷口产生一向右或向左的推力(约 22.26N)。气体流动由小电动机驱动的齿轮与推挽指针的齿条牙相啮合来控制，当指针向右或向左移动时，改变喷口面积。指针的平稳移动比“红石”的开关式控制更为精密(摆动试验精度为 1/10 度)。四只空气喷管，两只用于俯仰，两只用于偏航。滚动控制则以不同形式的信号馈入四个电动机内。




“丘诺Ⅰ”的姿态控制

## 推力矢量控制系统

“丘诺Ⅰ”型的推力矢量控制系统采用电动机械系统，由四个驱动空气舵和燃气舵的旋转式作动器构成。

该系统是一种继电器式系统，使用一个极化继电器接收来自放大器的误差信号。该继电器激励重型继电器，使电流接通永磁铁电动机，而后通过扭力杆和链条传动空气舵和燃气舵。

电动机械作动装置数据为：输出轴扭矩 786.49Nm，速度 60°/s，输出功率 0.74kW，偏移±30°，直流电压 28V，电流平均值 28A，峰值 150A，时间常数 11ms，总质量(继电器箱加上四个作动装置)81.6kg，继电器箱质量 14.5kg，直流电动机质量 2.5kg，作动装置(包括电动机)质量 8.6kg。

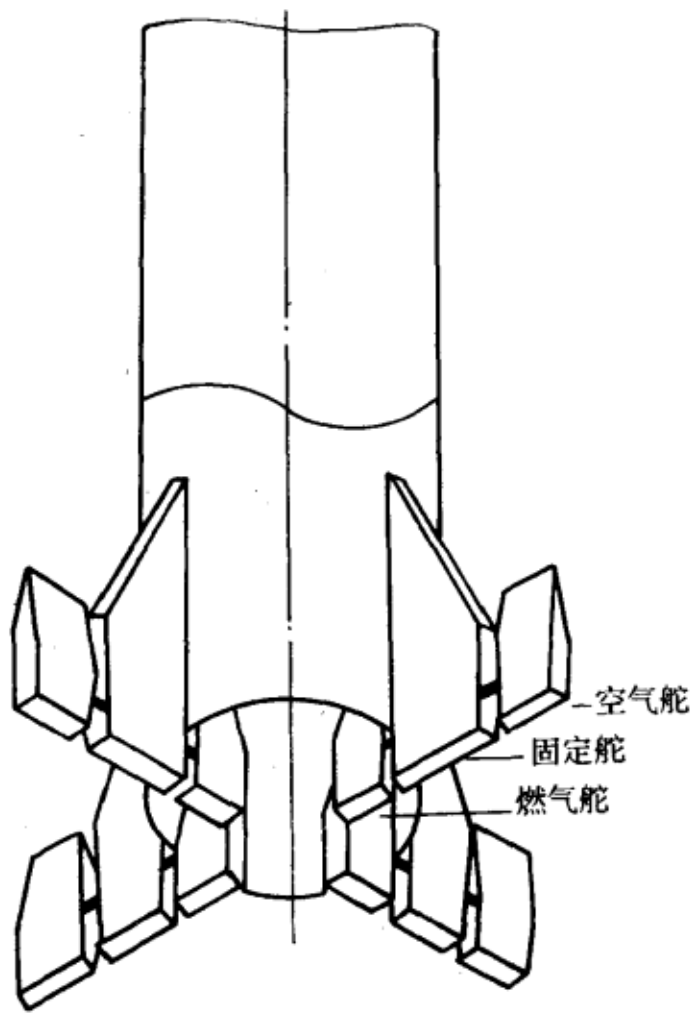
## 遥测和跟踪系统

“丘诺Ⅰ”运载火箭要求一套质量小、低信号电平的检测、跟踪和遥测系统。为此采用了一套微波锁定、锁相环路。接收系统具有跟踪极低电平信号的能力。有效载荷发射机由调相、晶体控制振荡器组成。

在测定最高点时，火箭采用三种独立方法。第一种，雷达跟踪，用雷达标示的航迹图预测最高点。第二种，在箭上装有一加速度计，借助遥测装置将一子级速度累积传递给地面。关机速度反馈给地面计算机以确定最高点的到达时间。第三种，采用标准的多普勒跟踪网络来提供同一信息。三种预测均输入到一小型手控计算机中进行对比，计算出二子级点火时间。然后，时钟自行调整发出点火信号。

## 典型飞行程序

“丘诺 I ”型火箭发射卫星时，在起飞前先起旋上面级，并使之以 460r/min 的转速持续旋转，起飞后的主要飞行程序如表所示。

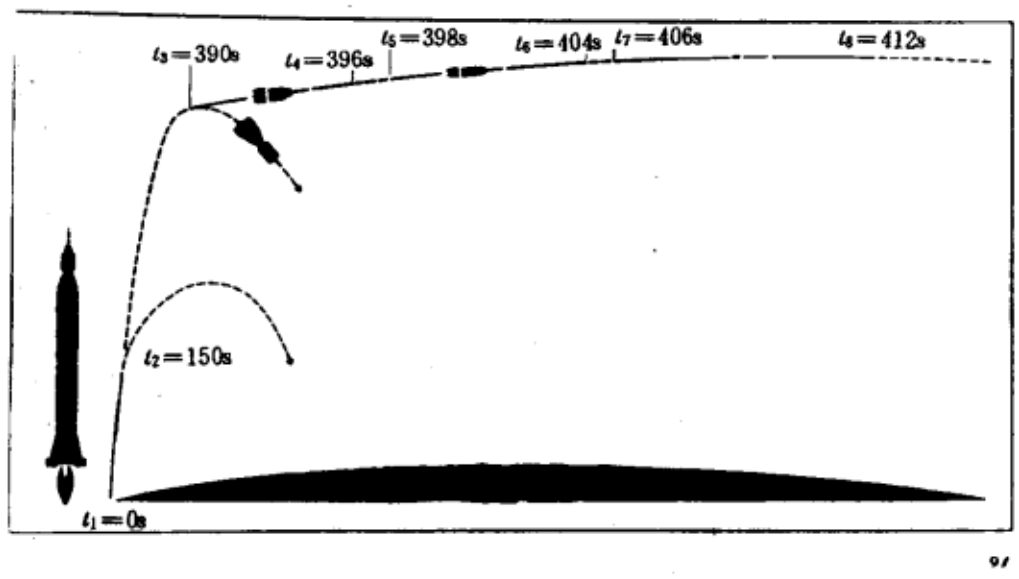



舵的结构

**典型飞行程序**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 发射，火箭垂直起飞 | $T+396$ | 二子级关机 |
| $T+70$ | 程序装置控制的调制器将上面级转速渐增至 650r/min | $T+398$ | 三子级 3 台固体发动机点火 |
| $T+115$ | 上面级转速增至 750r/min | $T+404$ | 三子级关机 |
| $T+150$ | 一子级关机，火箭与水平线成 45°倾角进入轨道(高度：约 60km)，自旋稳定飞行开始 | $T+406$ | 四子级发动机点火 |
| $T+155$ | 计时装置激活六个爆炸螺栓，使助推级与上面级、仪器舱分离 | $T+412$ | 四子级关机，进入卫星轨道 |
| $T+390$ | 二子级 11 台固体发动机由无线电控制点火 | | |

“丘诺Ⅰ”型典型飞行轨道如图所示。




"丘诺Ⅰ"典型飞行轨道

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | | |
| 1 | 1958.1.31 | Explorer 1 辐射探测卫星 | 8.22 | 360 | 2551 | 33.3 | 114.7 | 东靶场 | |
| 2* | 1958.3.5 | Explorer 2 卫星 | 8.54 | | | | | 东靶场 | 失败① |
| 3 | 1958.3.26 | Explorer 3 辐射探测卫星 | 8.41 | 188 | 2801 | 33.5 | 114.7 | 东靶场 | |
| 4 | 1958.6.26 | Explorer 4 自然和人造辐射探测卫星 | 11.68 | 262 | 2210 | 50.1 | 110.1 | 东靶场 | |
| 5* | 1958.8.24 | Explorer 5 卫星 | 11.68 | | | | | 东靶场 | 失败② |
| 6* | 1958.10.22 | Beacon 1 卫星 | 12.50 | | | | | 东靶场 | 失败③ |

①四子级未点火；

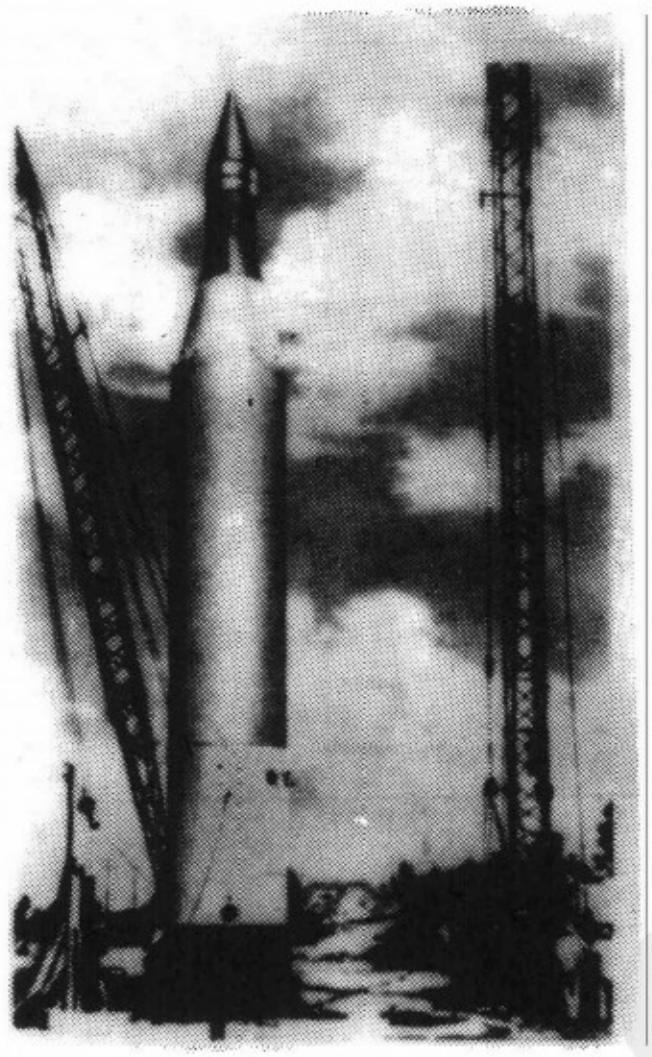
②因制导基准扰动，上面级点火角偏离；

③载荷从上面级脱落。

# 丘诺Ⅱ(JUNO Ⅱ)

“丘诺Ⅰ”型火箭是陆军弹道导弹局所属红石兵工厂研制的一种四级运载火箭。“丘诺Ⅱ”型火箭是“丘诺Ⅰ”型的改进型,除一子级有改变外,上面级相同。一子级改用装有S-3D型发动机的SM-78“丘辟特”中程导弹的运载火箭。为增大推进剂的容量,贮箱加长了0.9m,使发动机工作时间延长到170s。惯性制导系统装在一子级顶部仪器舱中。火箭飞行通过摆动主发动机和摆动涡轮排气喷管,以及装在头部的4只压缩空气喷管来控制。“丘诺Ⅰ”头部还装有与“丘诺Ⅰ”类似的整流罩,以保护上面级和有效载荷。

1958年12月6日“丘诺Ⅰ”首次飞行试验,由于一子级提前关机而失败,未能将“先驱者3号”(Pioneer3)宇宙探测器送入月球轨道。1959年3月3日第二次试验获得成功,其末级连同6kg重的“先驱者4号”宇宙探测器达到第二宇宙速度。这是美国在苏联“月球1号”之后发射的第一个宇宙飞行器。鉴于“丘诺Ⅰ”对星际飞行运载能力太小,以后只用来发射人造地球卫星。从1958～1961年“丘诺Ⅰ”运载火箭共发射了10次,4次成功,6次失败,其中3次是上面级点火失败,2次是控制系统出现故障,一次是姿态控制系统失灵。



“丘诺Ⅰ”型运载火箭全貌

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 666.85kN |
| 全长(包括有效载荷的高度) | 23.4m | 运载能力 | 有效载荷质量 43.1kg(482.7km圆轨道),6.8kg(逃逸轨道) |
| 最大直径 | 2.67m | | |
| 起飞质量 | 55.34t | | |

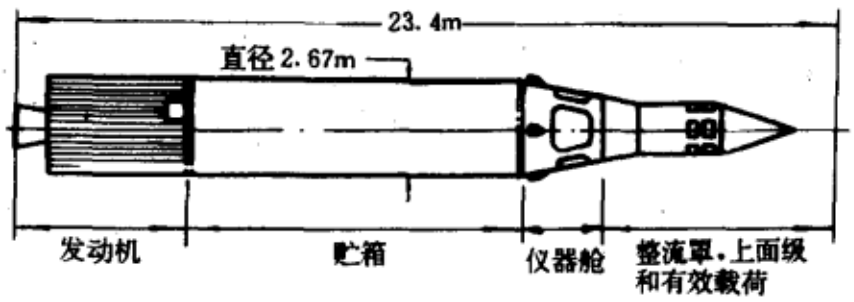
### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 16.8m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 2.67m | 地面推力 | 666.85kN |
| 发动机 | 一台洛克达因公司的S-3D液体发动机 | 比冲 | 2402.6N·s/kg |
| | | 工作时间 | 170s |
| 发动机质量 | 875kg | | |

### 上 面 级

上面级技术性能参数与"丘诺Ⅰ"型火箭的上面级相同。

## 总 体 布 局




"丘诺Ⅰ"型运载火箭总体布局

"丘诺Ⅰ"型火箭的总体布局基本上与"丘诺Ⅰ"型相似,以经过改型的"丘辟特"中程导弹作为一子级。贮箱上方是仪器舱、上面级、整流罩和有效载荷等。

## 箭 体 结 构

"丘诺Ⅰ"型运载火箭结构由一子级和上面级两部分组成。

一子级由发动机舱、贮箱和仪器舱组成,均为半硬壳式结构。推进剂贮箱壳体用1.4mm厚

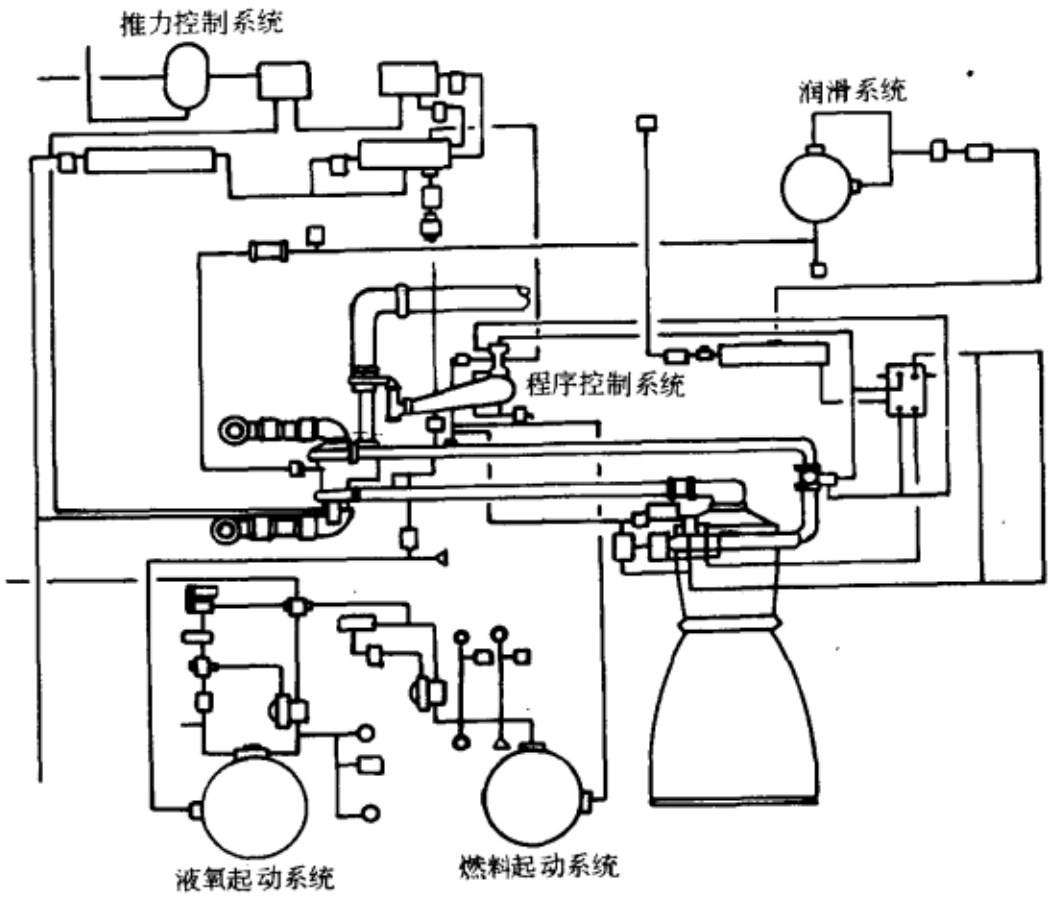
的 5086 号铝合金板滚弯成半圆形，然后对焊而成。发动机舱的外蒙皮用 2024 号铝合金波纹板制成，以增加刚度。壁板长约 3.6m，是用 10 个截面为 Z 形的铝合金隔框、2 根铝制大梁、斜支柱和一块横壁板组成主要受力构件。钢制发动机架固定在大梁上。仪器舱为一截锥体，用经过强化处理的镁钍合金作蒙皮，并用一个密封的隔板与贮箱部分隔开。各部分用密封铆接和焊接连接。铆接后涂一层密封涂料。在安装电子仪器之前，仪器舱需进行气密性试验。

“丘诺Ⅱ”上面级结构与“丘诺Ⅰ”的基本相同(详见“丘诺Ⅰ”火箭)，但其四子级与有效载荷可以分离。四子级的壳体用作有效载荷的结构支架，并通过一校准环与上面级组件对准。四子级发动机的壳体材料改用 6A1-4V 钛合金。用涂有陶瓷的钢材制成的喷管拧入发动机的底端。

## 推 进 系 统

“丘诺Ⅱ”运载火箭推进系统由一子级和上面三个子级的发动机组成。

一子级发动机为洛克达因公司的 S-3D 型发动机。推进剂为液氧和 RP-1 煤油，由双涡轮泵系统输送给燃烧室。涡轮泵用过氧化氢蒸汽驱动。




S-3D 发动机系统简图

## 制导和控制系统

“丘诺Ⅱ”的控制程序分两阶段：动力飞行段和自旋稳定飞行段。

动力飞行段中，火箭由一套闭环伺服系统控制，控制力由摆动发动机和涡轮排气喷管提供。火箭姿态轴偏差由稳定平台测定，并作为伺服驱动放大器的输入。放大器控制液压阀门作

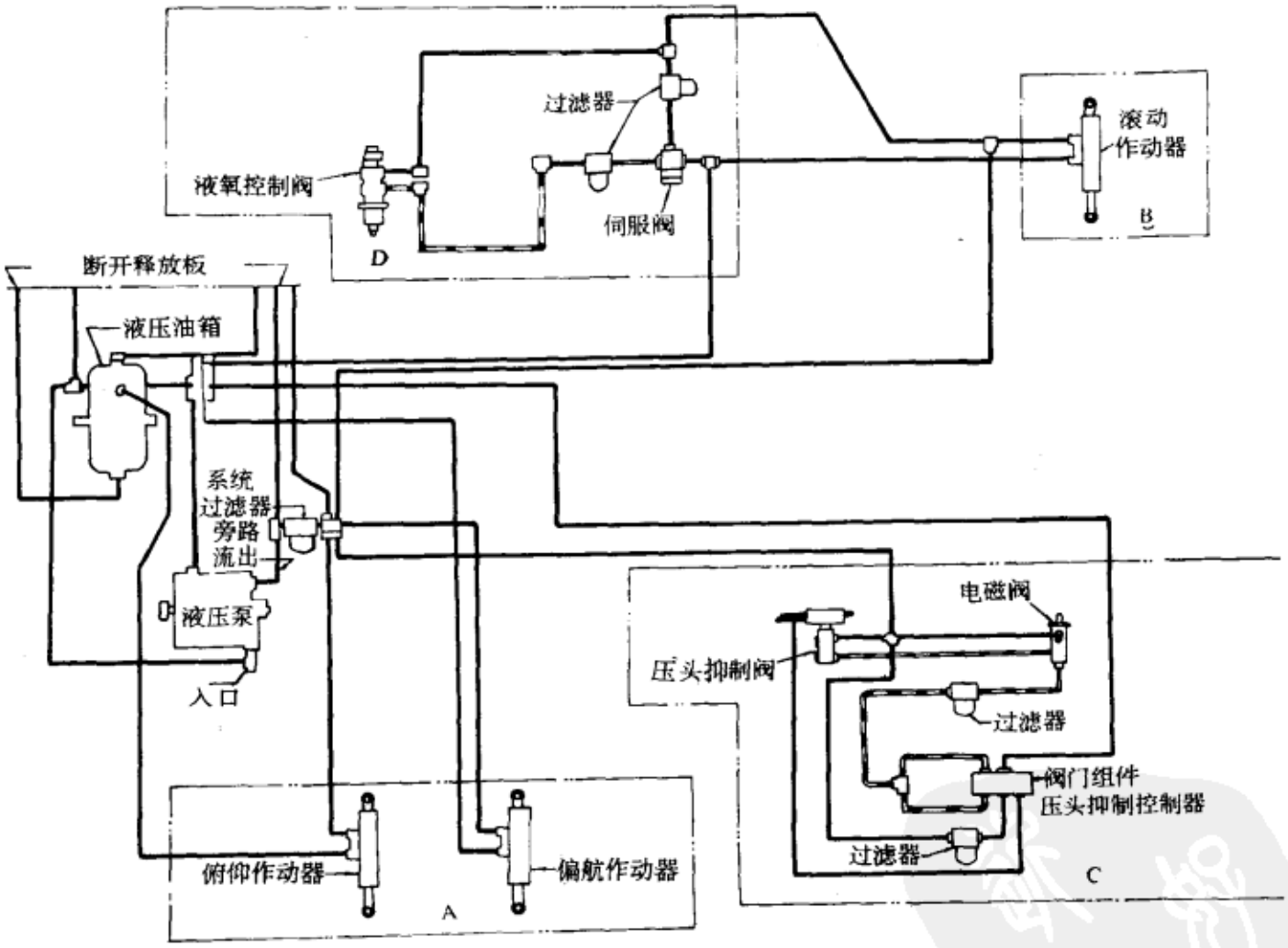
动装置以确定发动机和涡轮排气喷管的位置。自旋稳定飞行段姿态控制也利用两级冷气比例反馈控制器,其输入功率为100～200MW。火箭的惯性制导系统为“德尔它”(Delta)-最小量惯性系统。

“丘诺Ⅱ”控制系统中增加了迎角控制,以减少因风载引起的火箭结构挠曲。传感器在俯仰和偏航平面上测量火箭纵轴与气流矢量间的夹角(迎角),而后将输入供给伺服驱动放大器,使火箭姿态转到正对风的方向。火箭结构挠曲对控制系统的干扰由姿态和迎角通道内的低通滤波器抑制。

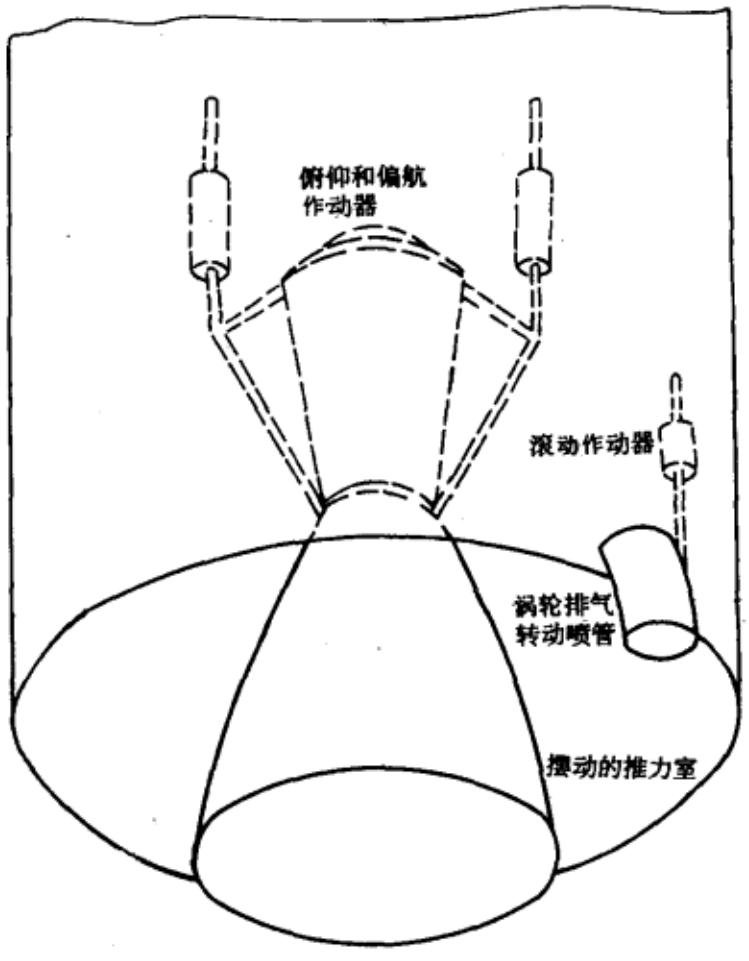
在一子级分离时,稳定平台的输出从液压驱动放大器转换给驱动闭环线性空气喷管。这些喷管(四对以90°间隔固定安装在二子级的周围)在自旋稳定飞行段控制箭体。在此飞行段中,无需迎角控制。

## 液 压 系 统

液压系统在俯仰、偏航平面上利用液压作动器(图中A)摆动推力室。滚转控制通过四个反馈喷管实现,即作动器(图中B)按比例确定涡轮排气喷管的位置来控制箭体的滚转。压头抑制系统(图中C)在火箭起飞阶段限制发动机涡轮泵进气管的压力。发动机是借助液压操作阀门调节供给气体发生器的液氧来保持推力恒定的(图中D)。




“丘诺Ⅰ”液压系统简图




"丘诺 I "液压控制系统

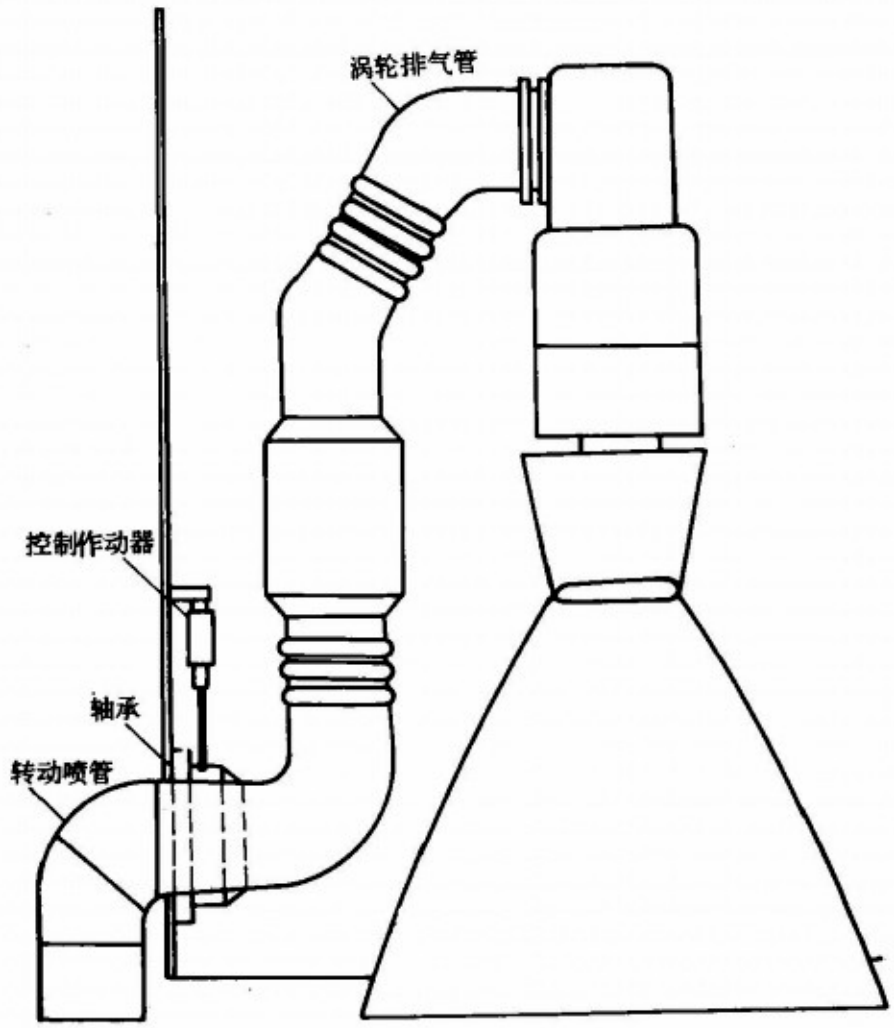
作动器系统的液压动力来自一台变流量液压泵。液压泵固定在发动机涡轮泵附件传动装置的安装座上。作动器系统数据如下：

| | |
|---|---|
| 万向支架滚动范围(俯仰和偏航) | ±7.5° |
| 输出轴扭矩(俯仰和偏航) | 17.36Nm |
| 输出速率(俯仰和偏航) | 23°/s |
| 输出功率 | 6.6kW |
| 作动器(俯仰和偏航)质量 | 8.4kg |
| 作动器(滚转)质量 | 3.0kg |
| 系统质量 | 46.2kg |

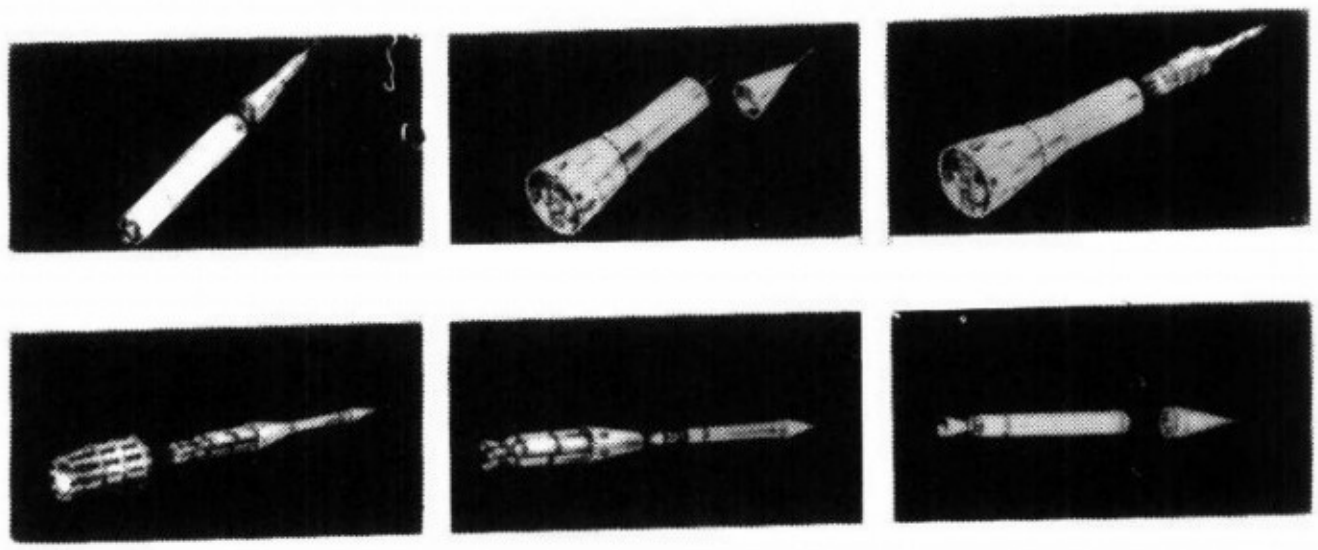
## 典型飞行程序

火箭起飞后不久，开始程序转弯。起飞后 170s 一子级关机，与仪器舱和上面级分离，侧向发动机点火使一子级减速，并移向一边以防与上面级相撞。接着爆炸螺栓解锁，整流罩分离，间隔 9s 后，上面级点火。根据飞行任务需要，有效载荷可与四子级的发动机一起进入轨道。

主要飞行程序(适用于发射"先驱者 4 号"宇宙探测器)如图所示。




“丘诺Ⅰ”涡轮排气滚转控制



“丘诺Ⅰ”型典型飞行程序

$T=0$:发射;$t=170s$:一子级关机(高度约 112km);1. 一子级分离;2. 有效载荷整流罩分离;3. $t=195s$:二子级 11 台发动机点火,$t=201s$:二子级关机;4. $t=203s$:三子级 3 台发动机点火,$t=209s$:三子级关机;5. $t=211s$:四子级点火,$t=217s$:四子级关机(高度约 220km,速度为 11150m/s);6. $t=840s$:有效载荷与四子级分离。

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | | |
| 1* | 1958.12.6 | 先驱者3 | 6.92 | | | | | 东靶场 | 失败① |
| 2 | 1959.3.3 | 先驱者4 | 6.92 | 逃逸轨道 | | | | 东靶场 | |
| 3* | 1959.7.16 | IGY 辐射探测卫星 | 39.69 | | | | | 东靶场 | 失败② |
| 4* | 1959.8.14 | 灯塔2充气球式卫星 | 11.79 | | | | | 东靶场 | 失败③ |
| 5 | 1959.10.13 | 探险者7辐射探测卫星 | 41.87 | 557 | 1069 | 50.3 | 101.2 | 东靶场 | |
| 6* | 1960.3.23 | 辐射层探测卫星 | 10.21 | | | | | 东靶场 | 失败④ |
| 7 | 1960.11.3 | 探险者8电离层探测卫星 | 39.30 | 459 | 2289 | 50.0 | 112.7 | 东靶场 | |
| 8* | 1961.2.24 | 电离层灯塔卫星 | 34.02 | | | | | 东靶场 | 失败⑤ |
| 9 | 1961.4.27 | 探险者11 γ射线天文学卫星 | 43.14 | 497 | 1793 | 28.5 | 108.1 | 东靶场 | |
| 10* | 1961.5.24 | 电离层灯塔卫星 | 34.02 | | | | | 东靶场 | 失败⑥ |

①一子级提前关机；

②主功率变换器短路，失去控制；

③一子级推进剂提前耗尽，并因一跟踪用曳光管在仪器舱内爆炸，导致压力下降，终止姿态控制；

④上面级出现故障；

⑤一子级与上面级分离10s后，无线电传送失灵；

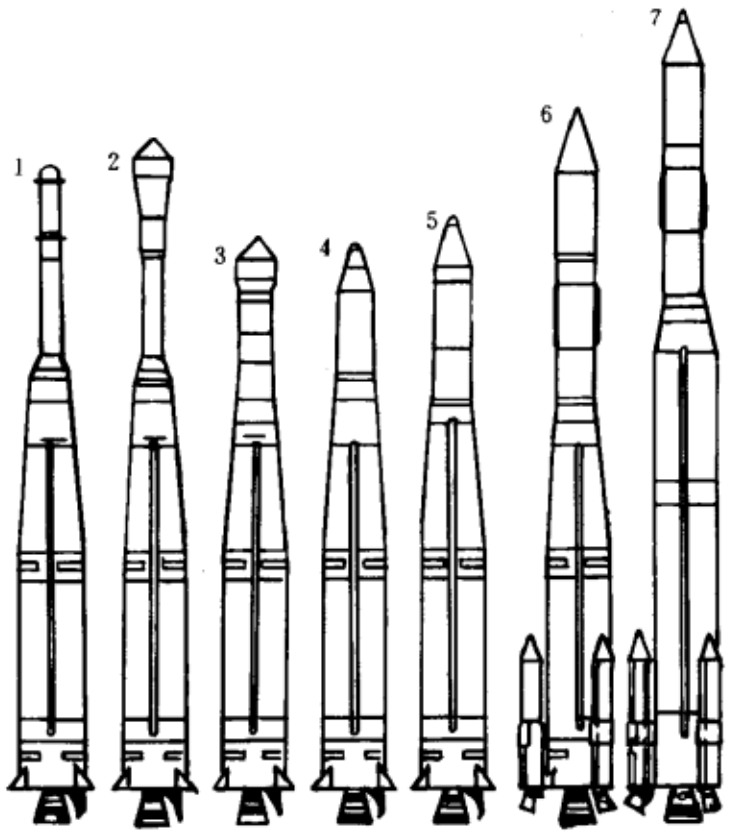
⑥二子级出现故障。

# 雷神系列(THE THOR FAMILY)

吴宏斌

## 概 述

“雷神系列”运载火箭是在“雷神”中程弹道导弹的基础上发展起来的。在道格拉斯飞机公司(Douglas Aircraft Co.)研制的“雷神”基础级上,增加不同的上面级,就构成“雷神-艾布尔”、“雷神-艾布尔星”、“雷神-阿金纳 A”、“雷神-阿金纳 B”、“雷神-阿金纳 D”、“雷神-博纳 Ⅰ”、“雷神-博纳 Ⅱ”等运载火箭。




“雷神系列”

1.“雷神-艾布尔”(发射航天探测器);2.“雷神-艾布尔”(发射地球卫星);
3.“雷神-艾布尔星”;4.“雷神-博纳 Ⅰ”;5.“雷神-博纳 Ⅰ”;
6.“加大推力雷神-阿金纳 D”;7.“长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D”

自从 1958 年投入使用之后,用于航天发射的“雷神”基础级经过了多次改型,其中最重要的有两次。1963 年,在“雷神 SLV-2A”上捆绑三台固体助推器,形成“加大推力雷神”基础级;1966 年,通过增加贮箱长度,形成“长贮箱加大推力雷神”基础级。

“雷神系列”运载火箭主要用来发射美国空军的军用卫星和早期的航天探测器，也发射过航宇局的一些科学及应用卫星，这些火箭都从美国西部靶场发射。

**“雷神”系列型号总体参数和近地轨道运载能力**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 运载能力 (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 雷神-艾布尔 | 3 | 27.28 | 2.44 | 51670 | 676.82 | 122.5 |
| 雷神-艾布尔星 | 2 | 24.11 | 2.44 | 53810 | 676.82 | 277.0 |
| 雷神-博纳 I | 2 | 21.56 | 2.44 | 49320 | 676.82 | 91.0 |
| 雷神-博纳 II | 2 | 21.77 | 2.44 | 49750 | 676.82 | 136.0 |
| 雷神-博纳 II A | 3 | 24.31 | 2.44 | 50450 | 676.82 | 226.8 |
| 雷神-阿金纳 A | 2 | 25.61 | 2.44 | 53200 | 676.82 | 771.12 |
| 雷神-阿金纳 B | 2 | 26.02 | 2.44 | 56600 | 765.62 | 952.5 |
| 雷神-阿金纳 D | 2 | 25.51 | 2.44 | 56600 | 765.62 | 953.5 |
| 加大推力雷神-阿金纳 D | 2 | 29.0 | 2.44 | 68950 | 1485.32 | 1500 |
| 长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D | 2 | 33.0 | 2.44 | 91630 | 1461.62 | 2000 |

# 雷神-艾布尔(THOR-ABLE)

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 27.28m | 推重比 | 1.32 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 122.5kg |
| 起飞质量 | 51.67t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 19.81m | 地面总推力 | 676.82kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-1 |
| 子级质量 | 48.5t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 3.1t | 比冲 | 2452.50N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 157～163s |

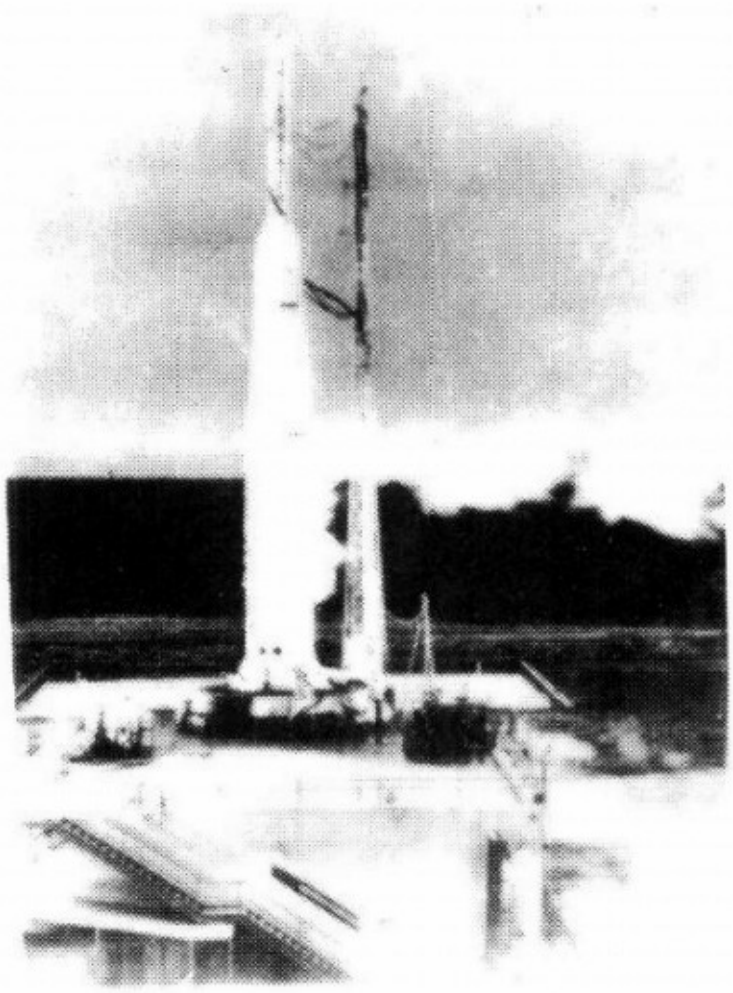
### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.91m | 真空推力 | 34.25kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.84m | 真空比冲 | 2619.27N·s/kg |
| 发动机 | AJ-10-101 | 工作时间 | 100s |
| 推进剂 | 白烟硝酸/偏二甲肼 | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.25m | 真空推力 | 13.79kN |
| 直径 | 0.56m | 真空比冲 | 2452.50N·s/kg |
| 发动机 | X-248A7 | 工作时间 | 40s |
| 推进剂 | 固体 | | |



"雷神-艾布尔"概貌

## 总 体 布 局

"雷神-艾布尔"是三级运载火箭。一子级是"雷神"中程弹道导弹的改型,代号为DM-18;二子级是"先锋号"运载火箭二子级的改型;三子级是固体火箭,采用阿勒格尼弹道实验室(Allegany Ballistics Laboratory)的X-248A7型动力装置。此外,根据不同发射任务的需要,还可以增加四子级,用来修正弹道和进行轨道机动。

# 箭　体　结　构

## 一子级结构

“雷神”一子级采用传统的蒙皮-桁条半硬壳式结构，结构设计要求坚固可靠，不太强调质量轻。整个结构包括级间段、燃料箱、箱间段、氧化剂箱、贮箱裙段和尾段。

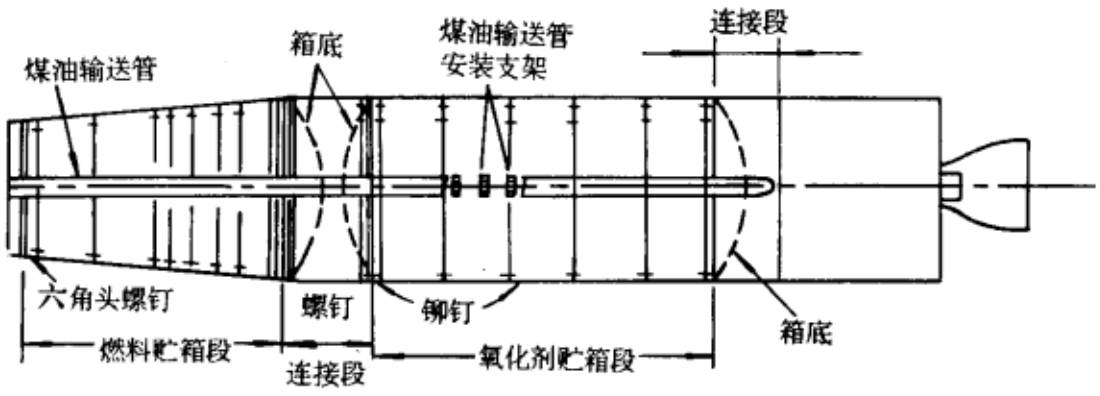
级间段是用铝合金桁条和 1.60mm 厚的蒙皮制成的锥形壳体，最大和最小直径分别为 1897.4mm 和 1615.4mm。级间段设置了铰接检修舱门。

燃料箱和氧化剂箱都是整体式结构，燃料箱是截锥体，氧化剂箱是圆柱体。贮箱由三块滚压成 120°的弧形板焊接而成，穹形箱底用冲压件焊接制成。铝合金蒙皮的厚度为 6.35mm，内表面用化学铣切加工成 76.2mm 见方的网格。

箱间段是圆柱形半硬壳式结构，由铝合金桁条和 1.60mm 厚的铝合金蒙皮制成。

贮箱裙段用于使氧化剂箱受到的周向载荷均匀化，是由 1.27mm 厚的铝合金蒙皮制成的圆柱形半硬壳式结构。

尾段安装主发动机推力结构和发动机的全部附件，由 1.60mm 和 1.02mm 的铝合金蒙皮制成。




雷神基础级的结构

## 二、三子级结构

二、三子级结构与“先锋号”运载火箭的基本相同，差别在于二子级上安装了道格拉斯公司或空间技术实验室(Space Technology Laboratories，inc.)研制的电子设备。

## 整流罩结构

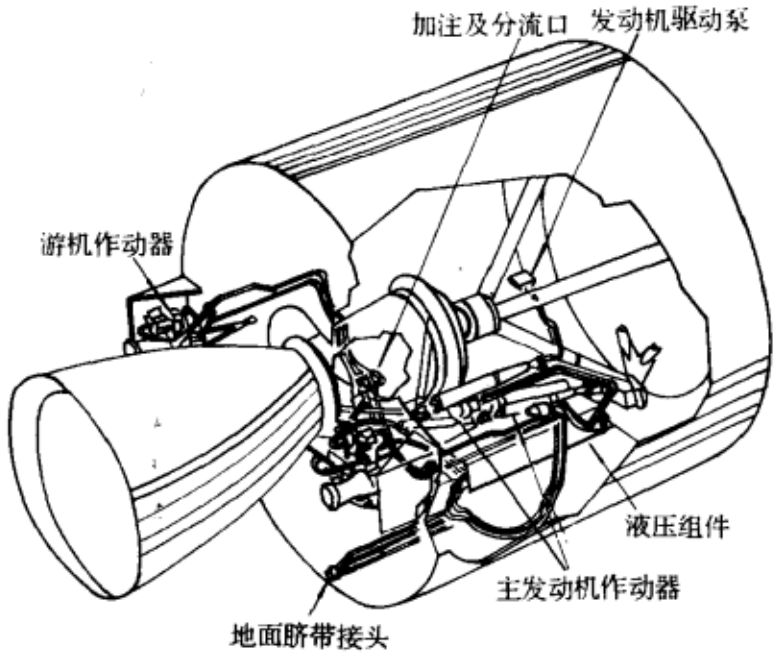
整流罩采用玻璃钢结构。

# 推　进　系　统

## 一子级推进系统

1. 主发动机　一子级推进系统使用一台洛克达因公司研制的 MB-3-1 型主发动机。MB-

3-1 发动机是采用液氧/煤油(RP-1)作推进剂的燃气发生器循环火箭发动机,在动力飞行阶段,通过常平座摆动,对火箭进行俯仰和偏航控制。整台发动机分上、下两部分,上半部分固定在钢管焊接成的框架上,包括燃气发生器、涡轮泵和其他附件,下半部分是常平座和推力室。推力室由纵向排列的约 300 根直径为 11.43mm 的耐热镍合金管构成,管子由银焊剂焊接在一起,外面箍着钢带或用环氧树脂浸渍过的玻璃纤维缠绕。推力室由在管内循环流动的煤油冷却。




MB-3-1 发动机组成图

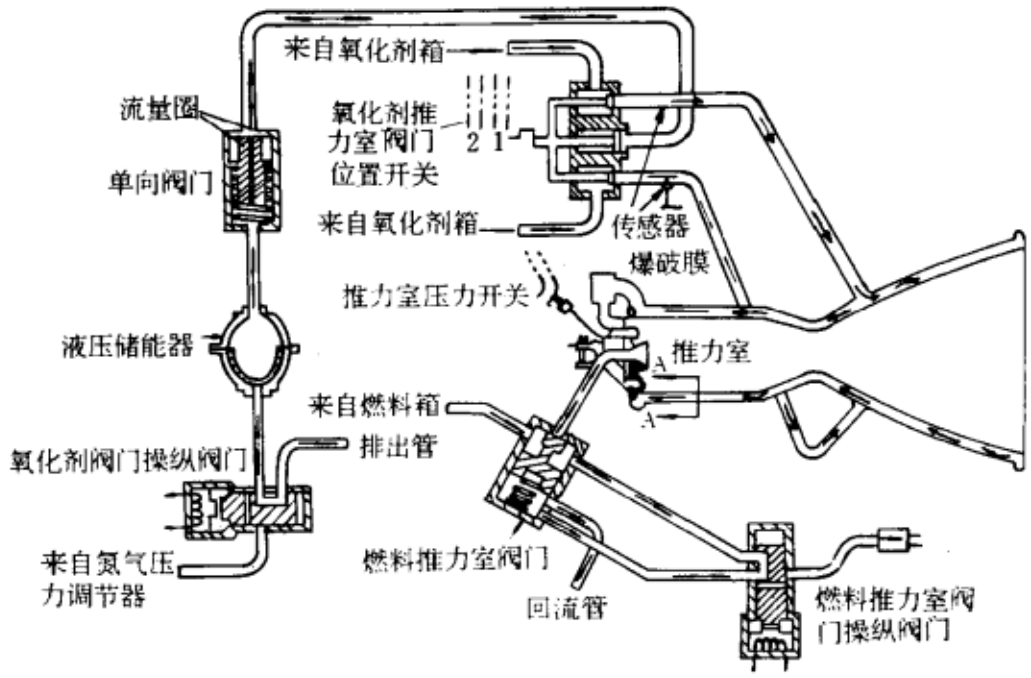
2. 游动发动机　一子级推进系统有两台游动发动机。在动力飞行阶段,游机对火箭的滚动进行控制;主发动机关机后,游动发动机继续工作 14s,在上面级点火之前对火箭进行最终姿态调整。游机推力室是由 4130 号钢经过旋压加工成的双层结构,煤油流过夹层进行再生冷却。

## 二子级推进系统

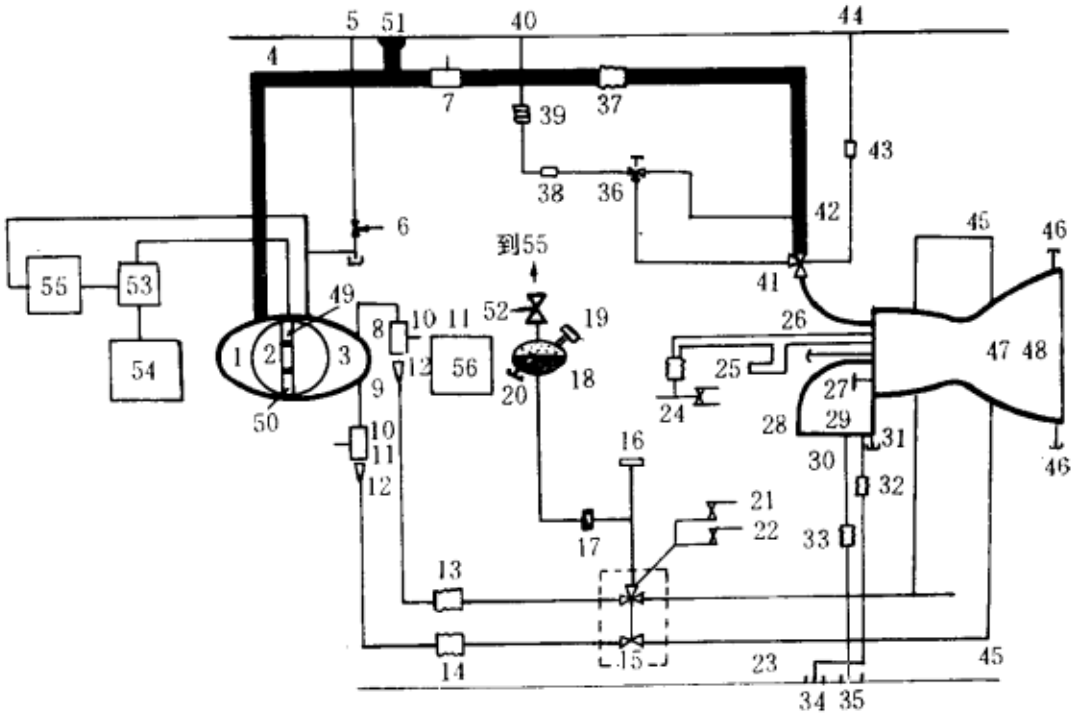
二子级采用航空喷气公司(Aerojet General)研制的 AJ-10-101 型挤压式液体火箭发动机,真空推力 34.25kN,推进剂为白烟硝酸/偏二甲肼。通过摆动发动机控制火箭的俯仰和偏航。发动机推力室为铝合金管焊接结构,燃烧室由 162 根外径 4.76mm、壁厚 0.9mm 的管子构成,喷管延伸段由 258 根外径 6.30mm、壁厚 0.9mm 的管子构成。推力室由氧化剂冷却。氧化剂从膨胀比为 5 的截面流入推力室冷却通道,先流过延伸段,再通过燃烧室向前流进喷注器,燃料经过燃料阀直接进入喷注器。发动机起动时,氧化剂阀的控制阀先通电,氧化剂阀打开,当其下游管路压力增加到 0.608～9.12MPa 时,氧化剂爆破阀破裂,氧化剂流入燃烧室。当氧化剂阀达到全开位置的 27%时,燃料阀的控制阀通电,依靠燃料压力打开燃料阀。燃料或氧化剂耗尽时,发动机关机。

## 三子级推进系统

三子级采用阿勒格尼弹道实验室研制的 X-248A7 型固体火箭发动机,真空推力 13.79kN,总冲约 552000N·s。




AJ-10-101 发动机的主要部件示意图




AJ-10-101 发动机系统图

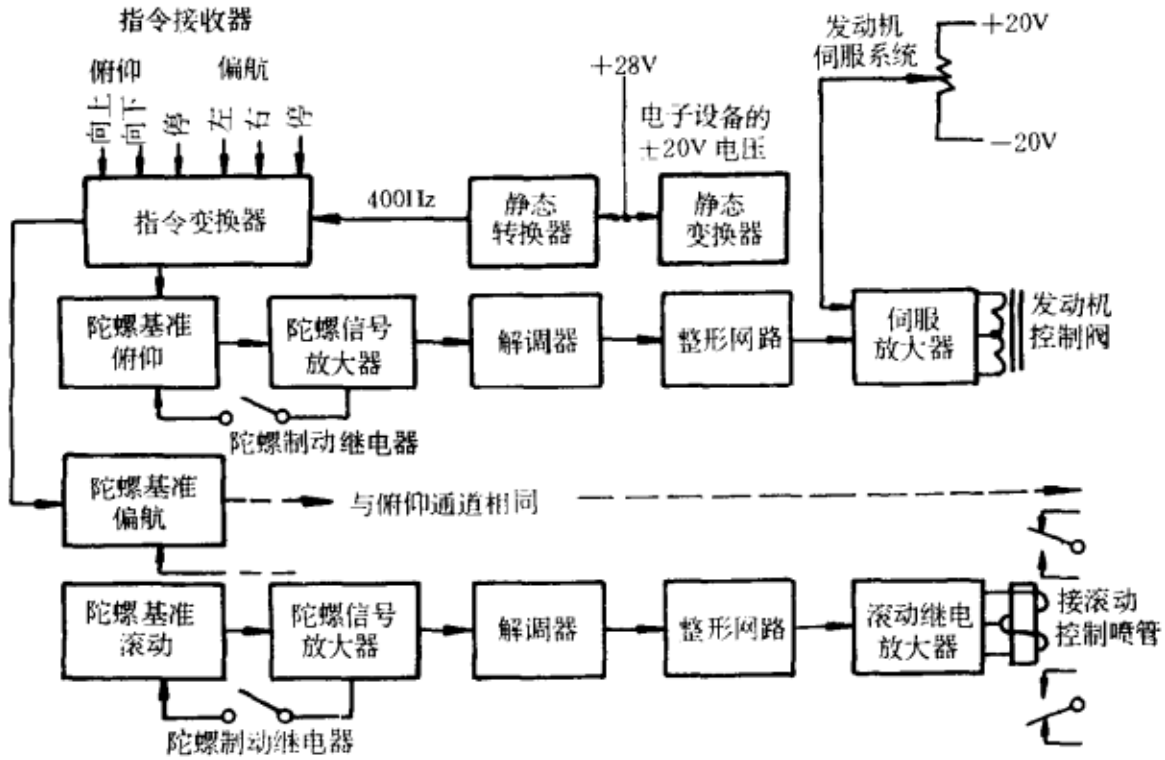
1. 燃料贮箱；2. 氮气瓶；3. 氧化剂贮箱；4. 燃料管路温度测量孔；5. 氧化剂贮箱排放孔；6. 溢出阀；7. 燃料管路流量计；8. 氧化剂管路温度测量孔；9. 氧化剂箱排放孔；10. 氧化剂管路流量计；11. 氧化剂管路节流孔；12. 氧化剂过滤器；13、14. 氧化剂软管；15. 氧化剂阀；16. 加注接头；17. 单向阀；18. 液压储能器；19. 接头；20. 加注接头；21、22. 氧化剂阀位置开关；23. 氧化剂探测器；24. 推力室压力开关；25. 推力室压力测量孔；26. 燃料喷注器压力测量孔；27. 氧化剂喷注器压力测量孔；28. 氧化剂喷注器爆破薄膜；29. 氧化剂节流孔；30. 氧化剂温度测量孔；31. 氧化剂压力测量孔；32. 氧化剂加注管；33. 氧化剂排放管；34. 氧化剂加注接头；35. 氧化剂排放管接头；36. 燃料阀；37. 燃料软管；38. 燃料节流孔；39. 排放管；40. 排放接头；41. 推力室燃料阀；42. 推力室燃料节流孔；43. 燃料阀排放管；44. 接头；45. 推力室温度测量孔；46. 推力室排放管；47. 喷管挡板；48. 推力室；49. 固体装药点火器；50. 氦气瓶内固体装药；51. 燃料加注管接头；52. 氧化剂阀的控制阀；53. 调节阀；54. 滚动控制系统；55. 泄压系统；56. 摆动作动系统。

## 制导和控制系统

一子级用美国无线电公司(RCA)设计的自动驾驶仪替换了“雷神”导弹上由交流火花塞公司(AC Electronics)设计的无线电-惯性制导系统。通过摆动主发动机的推力室和两台游动发动机,使运载火箭沿预定的弹道飞行。

二子级由安装在发动机上方的自动驾驶仪和精确积分加速计控制。自动驾驶仪由空间技术实验室设计,无线电公司组装。自动驾驶仪在一子级分离时开始工作。俯仰和偏航通过摆动发动机推力室来控制,滚动由 4 台氦气推力器控制。氦气推力器是固定的,由电磁阀控制,每台推力 66.7N。氦气由贮箱增压系统提供。二子级的发动机关机信号由精密加速度计提供。

三子级是自旋稳定的。三子级关机后,起动 8 台小型火箭发动机,使飞行器沿纵轴以一定的转速自旋。在整个飞行阶段,飞行器都指向相同的方向。三子级与有效载荷的分离由多普勒接收机接收到的地面信号控制。




姿控系统框图

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾 角<br>(°) | 周 期<br>(min) | |
| 1* | 1958.8.17 | 月球探测器 | 38 | — | — | — | — | 失败① |
| 2 | 1958.10.11 | 先驱者 1 号 | 38 | | 113808 | | | |
| 3* | 1958.11.8 | 先驱者 2 号 | 39 | | 1783.5 | | | 失败② |
| 4 | 1958.8.7 | 探险者 6 号 | 65 | 253 | 42432 | 47.0 | 768 | |
| 5* | 1959.9.17 | Transit 1A | 120 | — | — | — | — | 失败③ |
| 6 | 1960.3.11 | 先驱者 5 号 | 43 | 138838.9 | 171047.0 | 3.35 | | |
| 7 | 1960.4.1 | Tiros 1 | 122 | 692 | 753 | 48.3 | 99.2 | |

①起飞后 77s 爆炸； ②三子级点火失败； ③反作用推进系统故障。

# 雷神-艾布尔星(THOR-ABLESTAR)

“雷神-艾布尔星”是在“雷神-艾布尔”的基础上发展起来的两级运载火箭。与后者相比，“雷神-艾布尔星”的长度缩短，运载能力增大，结构简化，可靠性增加。

由于“雷神-艾布尔”的运载能力不能满足当时美国已开始执行的军事卫星计划的需要，美国空军委托有关部门研制新的上面级，其中之一便是“艾布尔星”。“艾布尔星”是美国首次研制的具备空中再起动能力的上面级，由航空喷气公司于1959年10月开始研制。其设计宗旨是用简单可靠的一个上面级代替原来的“艾布尔”二、三子级。

“雷神-艾布尔星”经过一次飞行试验后，1960年4月13日首次发射了子午仪(Transit)1B军事导航卫星，同年6月22日完成了美国的首次一箭双星发射任务，最后一次发射是1965年8月13日。“雷神-艾布尔星”共发射19次，成功14次，发射成功率74%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 24.11m | 推重比 | 1.26 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 227kg |
| 起飞质量 | 53.81t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.42m | 地面总推力 | 676.82kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-1 |
| 子级质量 | 48.3t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 2.9t | 比冲 | 2452.50N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 165s |

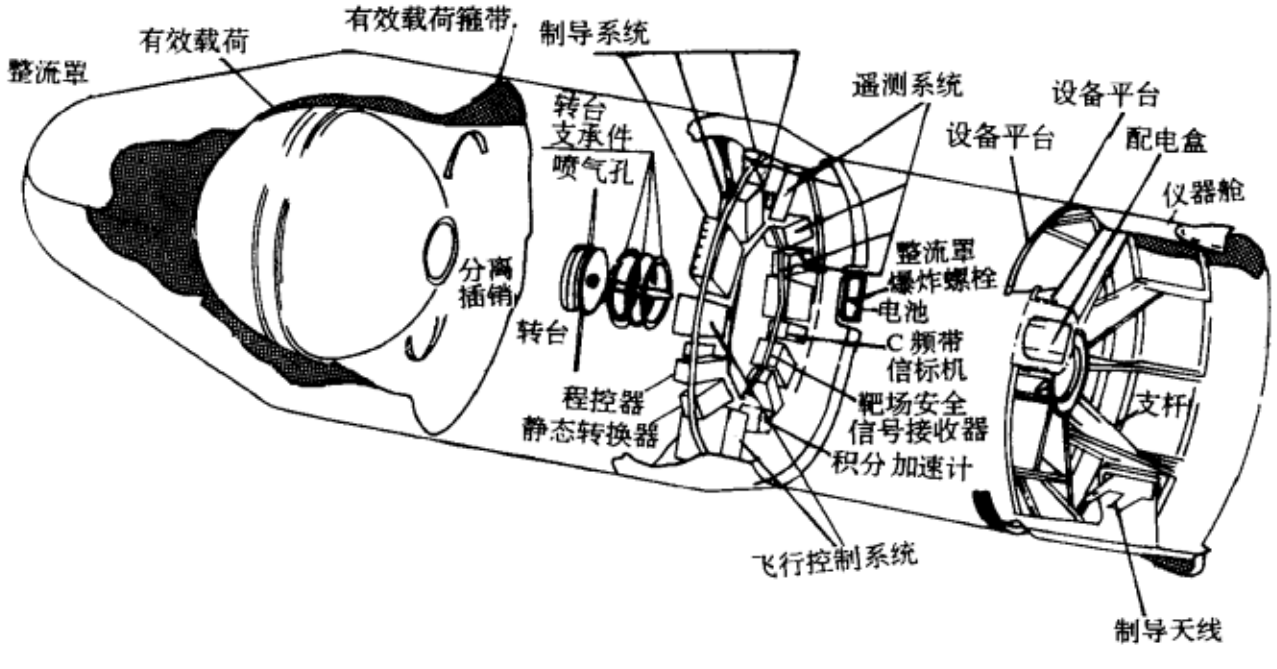
### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.52m | 发动机 | AJ-10-104 |
| 直径 | 1.61m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 4295kg | 真空推力 | 35.79kN |
| 结构质量 | 418kg | 真空比冲 | 2727.18N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3850kg | 工作时间 | 300s |

## 总　体　布　局

“雷神-艾布尔星”全长24.11m，一子级是道格拉斯飞机公司的“雷神”DM-21基础级，二

子级是航空喷气公司研制的“艾布尔星”上面级。级间段安装飞行控制设备、电源，二子级头部装有制导系统、遥测系统和其他设备，见图。一、二子级以爆炸螺栓联接，分离时，二子级先点火，再引爆爆炸螺栓。




“雷神-艾布尔星”的头部布局

## 箭 体 结 构

### 一子级结构

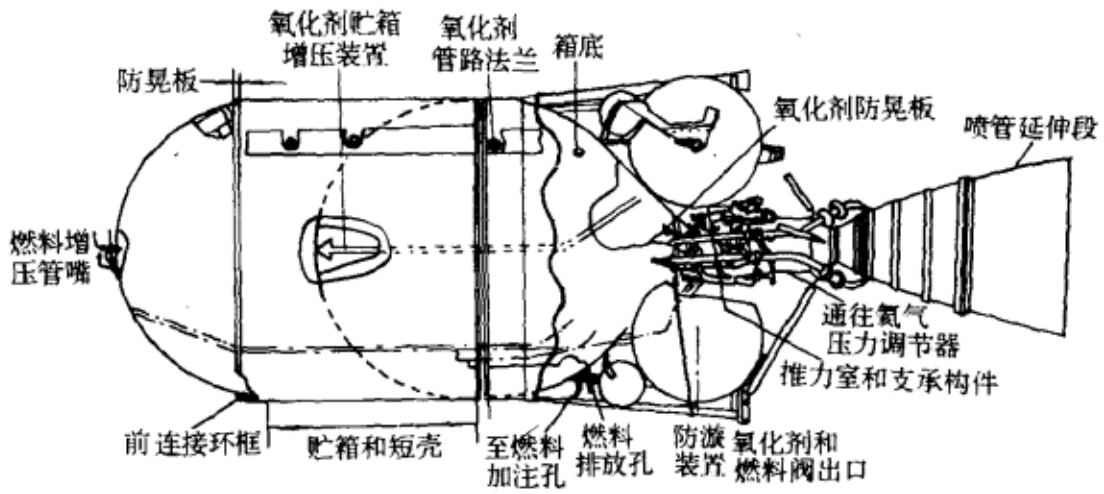
“雷神”DM-21 基础级与“雷神-艾布尔”的 DM-18 基础级类似，只是 DM-21 的长度缩短了 1.4m，质量也随之减轻。级间段是刚性圆柱体结构，壳体内侧装有三条 360mm 长的导轨，导引二子级脱离“雷神”基础级。

### 二子级结构

“艾布尔星”采用整体式贮箱，整个贮箱由共底分成氧化剂贮箱和燃料贮箱两部分，箱壁也起到蒙皮的作用。贮箱是用热处理后的 AISI410 不锈钢焊接成的，出口处安装了金属防漩装置。贮箱两端是半球体，中间圆柱段的长度可以改变，以适应不同飞行任务的需要。贮箱后裙段是铝合金制成的，内部安装推力结构、三个用 6AI4-V 钛合金制成的增压氦气瓶以及液压、气压等其它系统。发动机推力通过一个球体直接传给贮箱壁，箱底承受压力。二子级通过铝合金硬壳式过渡段与一子级联接在一起。贮箱上端的仪器舱壳体是玻璃钢蜂窝结构。

### 整流罩

蛤壳式整流罩采用玻璃钢夹层结构，抛罩时，用爆炸螺栓和作动装置使整流罩分开。整流罩尺寸有两种，一种适合于发射 Transit 1B 一类的卫星，另一种适用于发射双星。有效载荷由包带固定在转台上，再安装在由 8 根支杆构成的镁合金支架上。




"雷神-艾布尔星"二子级

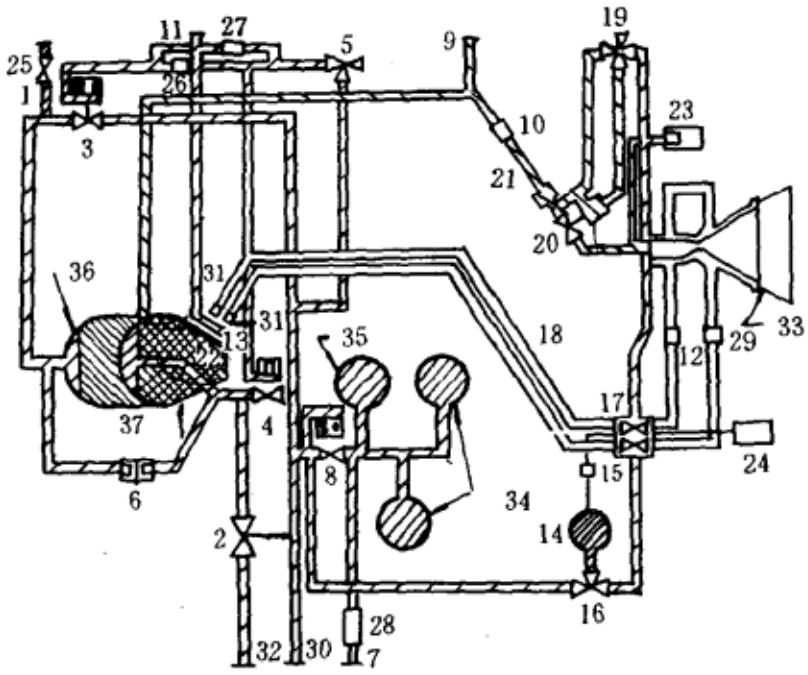
# 推　进　系　统

## 一子级推进系统

一子级推进系统早期采用 1 台 MB-3-1 型主发动机和 2 台游动发动机(见"雷神-艾布尔");后期改用 MB-3-2 型主发动机(见加大推力"雷神")。

## 二子级推进系统

二子级采用航空喷气公司的 AJ-10-104 型挤压式火箭发动机,推进剂为红烟硝酸/偏二甲肼,燃烧室压力 1.422MPa,推力 35.79kN,比冲约 2727N·s/kg。发动机推力室是管束焊接结构,喉部到膨胀比达 20 的喷管段,由 162 根直径 6mm,壁厚 0.9mm 的铝合金管构成,并由流经管壁的红烟硝酸进行冷却;膨胀比 20 之后的喷管延伸段由钛合金制成,不需要冷却。发动机起动时,点火信号给两个电磁阀通电,其中一个电磁阀使氦气瓶与推进剂贮箱接通;另一个使氦气进入液压蓄能器,打开通往推力室的氧化剂阀。氧化剂阀完全打开时,第三个电磁控制阀




AJ-10-104 发动机系统图

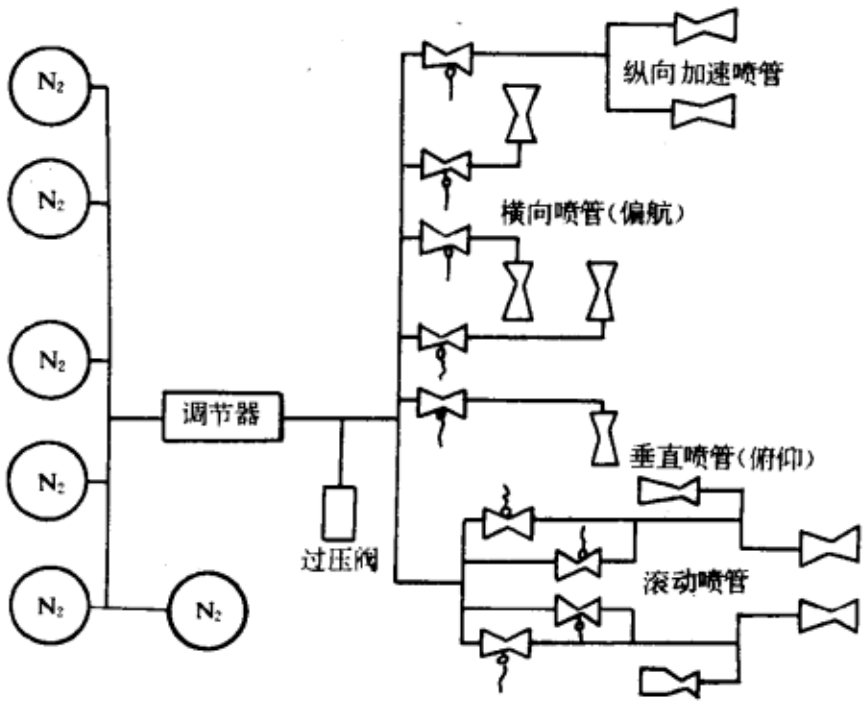
1. 燃料箱放气阀;2. 氧化剂箱放气阀;3. 燃料箱关闭阀;4. 氧化剂箱关闭阀;5. 控制阀;6. 压差计;7. 氦气瓶充气管;8. 压力调节器;9. 燃料箱加注管;10. 燃料流量计;11. 氧化剂箱加注管;12. 氧化剂箱流量计;13. 氧化剂过滤器;14. 储能器;15. 缓冲阀;16. 氧化剂主阀的电磁控制阀;17. 氧化剂主阀;18. 氧化剂软管;19. 燃料主阀的电磁控制阀;20. 燃料主阀;21. 燃料软管;22. 传感器;23. 燃烧室压力开关;24. 氧化剂主阀的开度指示器;25. 燃料箱通气孔;26. 过滤器;27. 缓冲阀;28. 氦气加注单向阀;29. 节流孔;30. 通气孔;31. 氧化剂箱导管检测孔;32. 氧化剂箱通气孔;33. 喷管延伸段;34. 高压氦气瓶;35. 高压氦气瓶;36. 燃料箱;37. 氧化剂箱

通电，通往推力室的燃料阀打开，红烟硝酸和偏二甲肼实现自燃点火。发动机接到关机指令后，三个电磁控制阀全部断电，实现指令关机。AJ-10-104 型发动机具备重新起动能力，再起动程序与首次起动程序类似。在重新起动前，两台推力为 40N 的推力器在推力控制系统的控制下，工作 30s，保证推进剂顺利沉底。

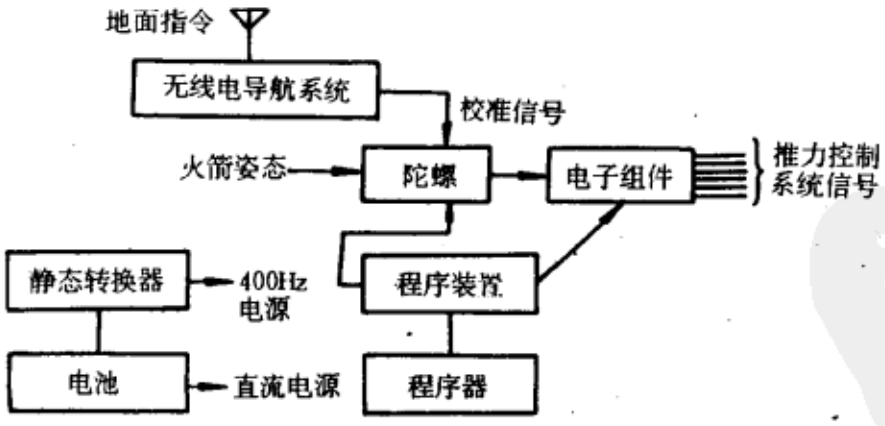
## 制导和控制系统

一子级的控制通过自动驾驶仪实现(见“雷神-艾布尔”)。

二子级的制导控制系统包括推力控制系统、电子组件和无线电制导系统三个部分。在动力飞行段，通过摆动 AJ-10-104 发动机的推力室，控制俯仰和偏航；通过 2 台氮气推力器进行滚转控制。摆动推力室的液压作动系统的工作压力为 7.24MPa，最大输出力 4225.8N，力臂长度 0.1524m，液压由电动机驱动的泵提供，并由俯仰和偏航平面上的两台伺服作动器转换成作动力。在滑行段，俯仰、偏航、滚动均由氮气喷管控制。氮气贮存在 6 个气瓶内，压力 27.58MPa，通过电磁阀输送给各喷管。姿态控制系统各个喷管的推力为 17.79N，控制滚动喷管的推力为 2.22N。




姿态控制系统




“雷神-艾布尔星”的二子级制导系统

电子组件包括信号整形网路、放大器、解调器等部件，用三个精密陀螺测量滚转、俯仰和偏航。电子组件为姿态控制系统提供输入信号。二子级的工作程序由程序器确定，程序器为陀螺系统提供指令、为发动机提供起动信号、发出抛罩指令以及各种安全信号。

无线电制导系统是由贝尔电话实验室设计的，其作用是在一子级提前关机的情况下对系统进行校准，给出发动机首次关机指令。滑行段结束时，无线电制导系统不起作用，由程序器提供发动机二次点火信号。当轴向速度达到预定值时，积分加速度计给出二次关机信号。

## 典型飞行程序

1960 年 4 月 13 日，“雷神-艾布尔星”成功地从西部靶场把 Transit 1B 导航卫星送入轨道，轨道远地点 887.11km，近地点 431.52km，倾角 51.3°，飞行程序如表所示。

| 时　间(s) | 事　件 | 时　间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 起飞 | $T+225$ | 抛掉整流罩 |
| $T+10$ | 程序转弯 | $T+450$ | 二子级关机，开始滑行 |
| $T+165$ | 程序转弯结束，一子级关机 | $T+1650$ | 滑行结束，二子级二次点火 |
| $T+168$ | 二子级首次点火 | | |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 1 | 1960.4.13 | 子午仪 1B | 120 | 431.52 | 887.11 | 51.3 | 95.8 | |
| 2 | 1960.6.22 | 子午仪 2A | 101 | 720.43 | 1216.76 | 66.7 | 101.7 | |
| | | 太阳辐射 1 | 19 | 707.46 | 1216.76 | 66.8 | 101.6 | |
| 3* | 1960.8.18 | 信使 1A | 227 | | | | | 失败① |
| 4 | 1960.10.4 | 信使 1B | 227 | 1087.12 | 1426.04 | 28.3 | 106.9 | |
| 5* | 1960.11.30 | 子午仪 3A | 92 | | | | | 失败② |
| 6 | 1961.2.21 | 子午仪 3B | 113 | 216.68 | 946.37 | 28.4 | 94.5 | |
| | | 洛夫蒂 1 | 26 | 946.37 | 946.37 | 28.4 | 94.5 | |
| 7 | 1961.6.29 | 子午仪 4A | 80 | 988.97 | 1153.80 | 67.0 | 103.7 | |
| | | 格雷布 3 | 18 | 988.97 | 1174.17 | 67.0 | 103.8 | |
| | | 英琼 1 | 25 | 988.97 | 1174.17 | 67.0 | 103.8 | |
| 8 | 1961.11.15 | 子午仪 4B | 85 | 1085.27 | 1285.29 | 32.4 | 105.6 | |
| | | 特拉克 | 110 | 1040.82 | 1333.44 | 32.4 | 105.6 | |
| 9* | 1962.1.24 | 复合卫星 1 | 99 | | | | | 失败③ |
| 10* | 1962.5.10 | 安娜 1A | 160 | | | | | 失败④ |
| 11 | 1962.10.31 | 安娜 1B | 160 | 1240.84 | 1346.40 | 50.1 | 170.8 | |
| 12 | 1963.9.28 | 1963-38B | 73 | 1088.36 | 1149.54 | 89.9 | 107.4 | |
| | | 1963-38C | 55 | 1073.87 | 1135.05 | 89.9 | 107.4 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 13 | 1963.12.5 | 1963-49B | | 1070.65 | 1110.90 | 90.0 | 107.2 | |
| | | 1963-49C | | 1072.26 | 1109.29 | 90.0 | 107.2 | |
| 14* | 1964.4.21 | 无编号 | | | | | | 失败⑤ |
| 15 | 1964.10.6 | 1964-63B | | 1057.77 | 1083.53 | 89.9 | 106.6 | |
| | | 1964-63C | | 1054.55 | 1085.14 | 89.9 | 106.6 | |
| | | 1964-63E | | 1057.77 | 1083.53 | 90.0 | 106.6 | |
| 16 | 1964.12.12 | 1964-83C | | 1028.79 | 1081.92 | 90.0 | 106.3 | |
| | | 1964-83D | | 1028.79 | 1081.92 | 90.0 | 106.3 | |
| 17 | 1965.3.11 | 1965-17A | | 296.24 | 1020.74 | 89.9 | 97.8 | |
| | | 1965-17B | 18 | 331.66 | 1004.64 | 89.9 | 98.7 | |
| 18 | 1965.6.24 | 1965-48A | 60 | 1033.62 | 1135.05 | 90.0 | 106.9 | |
| 19 | 1965.8.13 | 1965-65B | 60 | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |
| | | 1965-65C | | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |
| | | 1965-65E | | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |
| | | 1965-65F | | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |
| | | 1965-65H | | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |
| | | 1965-65L | | 1094.80 | 1188.18 | 90.0 | 108.1 | |

①～⑤未入轨。

# 雷神-阿金纳 A(THOR-AGENA A)

1959 年 2 月 28 日，“雷神”DM-18 基础级首次与“阿金纳 A”上面级组合，成功地发射了“发现者 1 号”军事侦察卫星。到 1960 年 9 月止，“雷神-阿金纳 A”运载火箭共发射 16 次，成功 10 次，成功率 63.0%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 25.61m | 推重比 | 1.29 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 771.12kg |
| 起飞质量 | 53.2t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 19.81m | 地面总推力 | 676.82kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-1 |
| 子级质量 | 48.5t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 3.1t | 比冲 | 2452.50N·s/kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 165s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.8m | 发动机 | 贝尔 8048 |
| 直径 | 1.52m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 3860kg | 真空推力 | 69.1kN |
| 结构质量 | 790kg | 真空比冲 | 2697N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3070kg | 工作时间 | 120s |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 1* | 1959.1.21 | | | | | | | 失败① |
| 2 | 1959.2.28 | 发现者 1 | 590 | 183 | 1122 | 90.0 | 96 | |
| 3 | 1959.4.13 | 发现者 2 | 725 | 245 | 362 | 89.9 | 90.6 | |
| 4 | 1959.6.3 | 发现者 3 | 725 | | | | | 失败② |
| 5 | 1959.6.26 | 发现者 4 | 725 | | | | | 失败③ |
| 6 | 1959.8.13 | 发现者 5 | 770 | 217 | 734 | 80.0 | 94.1 | |
| 7 | 1959.8.19 | 发现者 6 | 770 | 211 | 850 | 84.0 | 95.2 | |
| 8 | 1959.11.7 | 发现者 7 | 770 | 159 | 885 | 81.6 | 94.6 | |
| 9 | 1959.11.20 | 发现者 8 | 770 | 193 | 1661 | 80.6 | 103.7 | |
| 10 | 1960.2.4 | 发现者 9 | 770 | | | | | 失败④ |
| 11 | 1960.2.19 | 发现者 10 | 770 | | | | | 失败⑤ |
| 12 | 1960.4.15 | 发现者 11 | 770 | 166 | 604 | 80.1 | 92.3 | |
| 13 | 1960.6.30 | 发现者 12 | 770 | | | | | 失败⑥ |
| 14 | 1960.8.10 | 发现者 13 | 770 | 253 | 694 | 94.1 | 82.8 | |
| 15 | 1960.8.18 | 发现者 14 | 770 | 182 | 808 | 79.6 | 94.5 | |
| 16 | 1960.9.13 | 发现者 15 | 770 | 201 | 755 | 80.9 | 94.2 | |

①“阿金纳 A”在发射台上爆炸；②未入轨；③未入轨；④“阿金纳 A”被发射塔撞毁；⑤未入轨；⑥未入轨

# 雷神-阿金纳 B(THOR-AGENA B)

“雷神-阿金纳 B”是由“雷神”DM-21 基础级与“阿金纳 B”上面级构成的两级运载火箭，运载能力大于“雷神-阿金纳 A”。从 1960 年 10 月开始，“雷神-阿金纳 B”代替“雷神-阿金纳 A”执行美国空军的“发现者”侦察卫星计划。1960 年 10 月 26 日首次发射“发现者 16”失败，11 月 12 日成功地把“发现者 17”送入轨道。在长达 5 年多的服役时间内，“雷神-阿金纳 B”主要用于发

射“发现者”和地表观测计划的军事卫星，也发射过航空航天局的一些科学卫星，共发射 41 次，成功 33 次，成功率 80.49%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 765.62kN |
| 全长 | 26.02m | 推重比 | 1.38 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 952.5kg |
| 起飞质量 | 56.6t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.42m | 地面总推力 | 765.62kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-2 |
| 子级质量 | 48.3t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 2.9t | 地面比冲 | 2500N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 150s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.6m | 发动机 | 贝尔 8096 |
| 直径 | 1.52m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 7050kg | 真空推力 | 71.1kN |
| 结构质量 | 910kg | 真空比冲 | 2795N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6140kg | 工作时间 | 240s |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1* | 1960.10.26 | 发现者 16 | 955 | | | | | 失败① |
| 2 | 1960.11.12 | 发现者 17 | 955 | 182 | 988 | 81.9 | 96.4 | |
| 3 | 1960.12.7 | 发现者 18 | 955 | 230 | 686 | 81.5 | 93.8 | |
| 4 | 1960.12.20 | 发现者 19 | 955 | 206 | 628 | 82.8 | 93.0 | |
| 5 | 1961.2.17 | 发现者 20 | 1110 | 285 | 782 | 80.4 | 95.4 | |
| 6 | 1961.2.18 | 发现者 21 | 955 | 240 | 1061 | 80.7 | 93.8 | |
| 7* | 1961.3.30 | 发现者 22 | | | | | | 失败② |
| 8 | 1961.4.8 | 发现者 23 | 955 | 203 | 1419 | 89.1 | 101.2 | |
| 9* | 1961.6.9 | 发现者 24 | 955 | | | | | 失败③ |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 10 | 1961.6.16 | 发现者 25 | 955 | 224 | 404 | 82.1 | 90.9 | |
| 11 | 1961.7.7 | 发现者 26 | 955 | 235 | 810 | 82.9 | 95.0 | |
| 12* | 1961.7.22 | 发现者 27 | 955 | | | | | 失败④ |
| 13* | 1961.8.4 | 发现者 28 | 955 | | | | | 失败⑤ |
| 14 | 1961.8.30 | 发现者 29 | 955 | 220 | 555 | 82.1 | 91.0 | |
| 15 | 1961.9.12 | 发现者 30 | 955 | 248 | 555 | 82.6 | 92.4 | |
| 16 | 1961.9.17 | 发现者 31 | 955 | 245 | 410 | 82.7 | 91.0 | |
| 17 | 1961.10.13 | 发现者 32 | 955 | 237 | 396 | 81.7 | 90.8 | |
| 18* | 1961.10.23 | 发现者 33 | 955 | | | | | 失败⑥ |
| 19 | 1961.11.5 | 发现者 34 | 955 | 216 | 1025 | 82.7 | 97.2 | |
| 20 | 1961.11.15 | 发现者 35 | 955 | 237 | 278 | 81.6 | 89.8 | |
| 21 | 1961.12.12 | 发现者 36 | 955 | 238 | 451 | 81.2 | 91.5 | |
| | | 奥斯卡 1 | 5 | 235 | 415 | | 91.1 | |
| 22* | 1962.1.13 | 发现者 37 | 955 | | | | | 失败⑦ |
| 23 | 1962.2.21 | 地面观测卫星 | | 167 | 375 | 82.0 | 89.7 | |
| 24 | 1962.2.27 | 发现者 38 | 955 | 335 | 496 | 82.2 | 89.7 | |
| 25 | 1962.4.18 | 地面观测卫星 | | 158 | 536 | 73.5 | 91.5 | |
| 26 | 1962.5.15 | 电子侦察卫星 (Ferret) | | 290 | 645 | 82.5 | 94.0 | |
| 27 | 1962.5.30 | 地面观测卫星 | | 195 | 341 | 74.1 | 89.9 | |
| 28 | 1962.6.2 | 地面观测卫星 | | 211 | 388 | 74.3 | 90.5 | |
| | | 奥斯卡 2 | 5 | 208 | 386 | 74.3 | 90.5 | |
| 29 | 1962.6.18 | 电子侦察卫星 | | 377 | 393 | 82.0 | 92.3 | |
| 30 | 1962.6.23 | 地面观测卫星 | | 209 | 241 | 75.1 | 89 | |
| 31 | 1962.7.21 | 地面观测卫星 | | 196 | 351 | 70.3 | 90.0 | |
| 32 | 1962.7.28 | 地面观测卫星 | | 208 | 407 | 71.1 | 90.7 | |
| 33 | 1962.9.1 | 电子侦察卫星 | | 304 | 673 | 82.8 | 94.4 | |
| 34* | 1962.9.17 | 地面观测卫星 ERS-2 | | 200 | 616 | 81.9 | 92.8 | 失败⑧ |
| 35 | 1962.9.29 | 阿卢埃特 1 (Alouette 1) | 145 | 998 | 1027 | 80.5 | 105.4 | 第一颗加拿大卫星 |
| 36 | 1962.10.9 | 地面观测卫星 | | 166 | 468 | 81.5 | 90.9 | |
| 37 | 1962.11.5 | 地面观测卫星 | | 209 | 402 | 75.0 | 90.7 | |
| 38 | 1962.11.24 | 地面观测卫星 | | 208 | 325 | 65.1 | 89.9 | |
| 39 | 1964.1.25 | 回声 2(Echo2) | 248 | 1033 | 1313 | 81.5 | 108.8 | 首次与苏联合作 |
| 40 | 1964.8.28 | 雨云 1(Nimbus) | 375 | 423 | 932 | 98.6 | 98.3 | |

①二子级分离失败；②未入轨；③“阿金纳 B”点火失败；④$T+60$s 地面指令自毁；⑤“阿金纳 B”故障；⑥“阿金纳 B”提前关机⑦未入轨；⑧ERS-2 弹射失败。

# 雷神-阿金纳 D(THOR-AGENA D)

“雷神-阿金纳 D”是由“雷神”DM-21(或称 DSV-2A)基础级和“阿金纳 D”上面级组成的两级运载火箭。从 1962 年 6 月 28 日首次发射地面观测计划的卫星开始,“雷神-阿金纳 D”逐渐替代了“雷神-阿金纳 B”在军事侦察卫星计划中的作用,原因是“阿金纳 D”具有多次起动能力,可以使卫星的轨道升高并延长其寿命。到 1967 年,“雷神-阿金纳 D”共发射 21 次,成功 19 次,成功率 90.48%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 765.62kN |
| 全长 | 25.51m | 推重比 | 1.38 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 953.5kg |
| 起飞质量 | 56.6t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.42m | 地面总推力 | 765.62kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-2 |
| 子级质量 | 48.3t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 2.9t | 地面比冲 | 2500N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 150s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.09m | 发动机 | 贝尔 8096、8247 |
| 直径 | 1.52m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 6812kg | 真空推力 | 71.1kN |
| 结构质量 | 697kg | 真空比冲 | 2795N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6115kg | 工作时间 | 240s |

分卷编辑:王铁男 共十卷

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 1 | 1962.6.28 | 地面观测卫星 | | 211 | 641 | 76.0 | 93.6 | |
| 2 | 1962.8.2 | 地面观测卫星 | | 195 | 365 | 32.3 | 90.2 | |
| 3 | 1962.8.28 | 地面观测卫星 | | 183 | 402 | 65.2 | 90.4 | |
| 4 | 1962.9.29 | 地面观测卫星 | | 192 | 388 | 65.4 | 90.3 | |
| 5 | 1962.10.26 | 海星纲(STARFISH) | | 193 | 5555 | 71.4 | 147.8 | |
| 6 | 1962.12.4 | 地面观测卫星 | | 192 | 282 | 65.0 | 89.2 | |
| 7 | 1962.12.13 | 秘密卫星 | | 246 | 2775 | 70.4 | 116.0 | |
| | | 英琼 3 | | 246 | 2783 | 70.3 | 116.3 | |
| | | 秘密卫星 | | 224 | 2736 | 70.3 | 115.8 | |
| | | 沙克尔 1A | | 233 | 2701 | 70.4 | 116.2 | |
| | | 秘密卫星 | | 235 | 2765 | 70.3 | 116.0 | |
| 8 | 1962.12.14 | 地面观测卫星 | | 203 | 388 | 70.0 | 90.5 | |
| 9 | 1963.1.7 | 地面观测卫星 | | 209 | 391 | 82.0 | 90.5 | |
| 10 | 1963.1.16 | 电子侦察卫星 | | 478 | 518 | 82.0 | 94.7 | |
| 11 | 1963.4.1 | 地面观测卫星 | | 208 | 409 | 75.4 | 90.6 | |
| 12 | 1963.4.26 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败[1] |
| 13 | 1963.6.15 | LOFTI-2A | | 175 | 885 | 69.9 | 95.2 | |
| | | 太阳辐射卫星 6 | | 175 | 879 | 69.9 | 95.1 | |
| | | 辐射剂量器 | | 175 | 884 | 69.9 | 95.2 | |
| | | 秘密卫星 | | 175 | 871 | 69.9 | 95.0 | |
| | | 监察校正卫星 1B | | 183 | 858 | 69.9 | 94.9 | |
| 14 | 1963.7.18 | 地面观测卫星 | | 193 | 332 | 82.9 | 89.8 | |
| 15 | 1963.8.29 | 地面观测卫星 | | 295 | 325 | 81.9 | 90.8 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 314 | 422 | 81.9 | 92.0 | 搭载 |
| 16* | 1963.11.9 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败[2] |
| 17 | 1963.11.27 | 地面观测卫星 | | 175 | 380 | 70.0 | 90.1 | |
| 18 | 1964.1.19 | 秘密卫星 | | 805 | 834 | 99.0 | 101.3 | |
| | | 秘密卫星 | | 806 | 827 | 99.1 | 101.3 | |
| 19 | 1964.6.18 | 秘密卫星 | | 827 | 842 | 99.8 | 101.6 | |
| | | 秘密卫星 | | 829 | 842 | 99.8 | 101.6 | |
| 20 | 1965.3.9 | 秘密卫星 | | 908 | 940 | 70.1 | 103.5 | |
| | | 重力梯度稳定试验卫星-2 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.5 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| | | 重力梯度稳定试验卫星-3 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.5 | |
| | | 太阳辐射卫星 7B | | 904 | 938 | 70.1 | 103.4 | |
| | | 西可尔-3 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.4 | |
| | | 奥斯卡 | | 908 | 941 | 70.1 | 103.4 | |
| | | 监察校正卫星 | | 909 | 941 | 70.1 | 103.5 | |
| | | 监察校正卫星 | | 906 | 943 | 70.1 | 103.5 | |
| 21 | 1967.5.31 | 秘密卫星 | | 91.5 | 92.7 | 69.9 | 103.4 | |
| | | 监察校正卫星 | | 917 | 926 | 70.0 | 103.5 | |
| | | 重力梯度稳定试验卫星-4 | | 916 | 928 | 70.0 | 103.4 | |
| | | 重力梯度稳定试验卫星-5 | | 917 | 926 | 70.0 | 103.4 | |
| | | 秘密卫星 | | 916 | 921 | 69.9 | 102.4 | |
| | | 监察校正卫星 | | 915 | 926 | 69.9 | 103.4 | |
| | | 秘密卫星 | | 923 | 926 | 69.9 | 103.4 | |
| | | 秘密卫星 | | 922 | 926 | 69.9 | 103.4 | |
| | | 监察校正卫星 | | | | | | |

①未入轨；②未入轨。

# 加大推力雷神-阿金纳 D
# (THRUST AUGMENTED THOR-AGENA D)

1963 年初，美国空军为了延长地面观测计划的侦察卫星的在轨寿命，让卫星携带更多胶卷和消耗品，使卫星质量增加到 1500kg。为发射这种卫星，在“雷神”基础级上增加了三台固体助推器，形成“加大推力雷神”基础级。按设计要求，这种基础级可以和“阿金纳 B”及“阿金纳 D”上面级组合使用，但实际上主要是与后者组合。1963 年 2 月 28 日和 3 月 18 日，“加大推力雷神-阿金纳 D”两次发射地面观测卫星分别失败，同年 5 月 18 日的第三次发射获得成功。到 1972 年 5 月，“加大推力雷神-阿金纳 D”共发射 70 次，成功 66 次，成功率 92.96%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 1485.32kN |
| 全长 | 29.0m | 推重比 | 2.2 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 1500kg |
| 起飞质量 | 68.95t | | |

## 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 6m | 地面平均推力 | 3×239.9kN |
| 直径 | 0.8m | 地面比冲 | 2190N·s/kg |
| 发动机 | TX-33-52(3 台) | 工作时间 | 42s |
| 推进剂 | 聚丁二烯丙烯酸·过氯酸铵 | | |

## 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 17.0m | 发动机 | MB-3-2 |
| 直径 | 2.44m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 子级质量 | 48.7t | 海平面总推力 | 765.62kN |
| 结构质量 | 3.3t | 比冲 | 2500N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 150s |

## 二　子　级

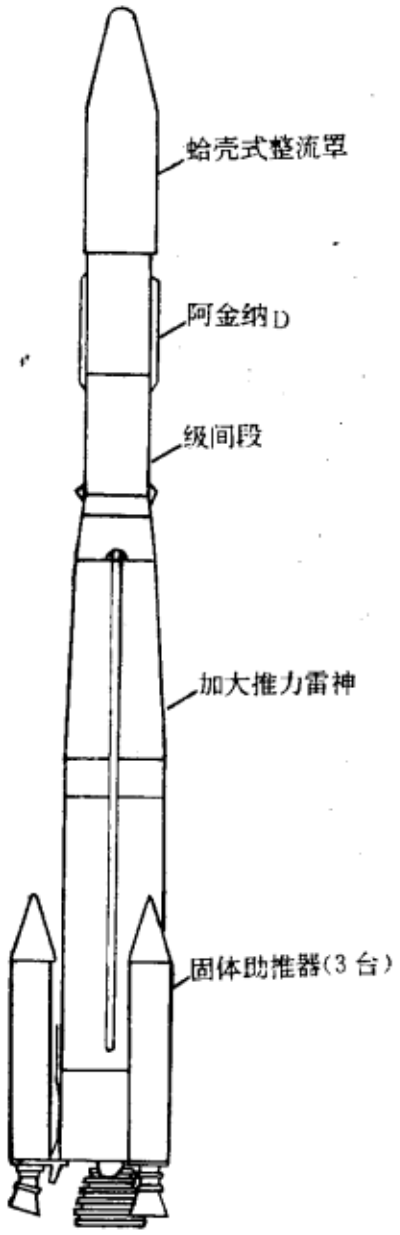
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.09m | 发动机 | 贝尔 8096、8247 |
| 直径 | 1.52m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 子级质量 | 6812kg | 真空推力 | 71.1kN |
| 结构质量 | 697kg | 真空比冲 | 2795N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6115kg | 工作时间 | 240s |

## 整　流　罩

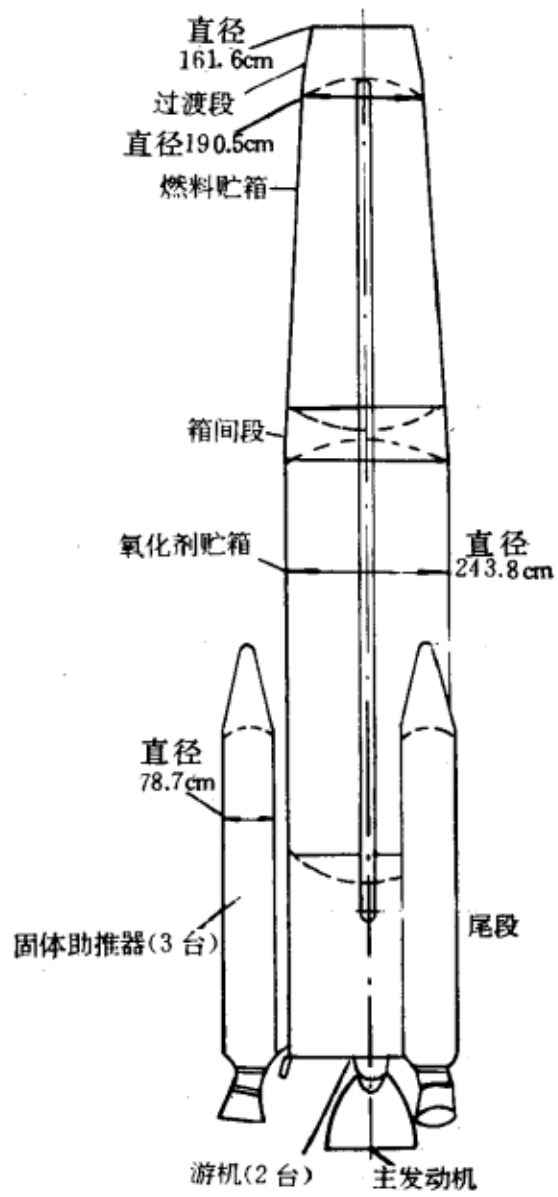
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.67m | 结构质量 | 282.8kg |
| 直径 | 1.65m | | |

# 总　体　布　局

“加大推力雷神-阿金纳 D”是两级运载火箭，一子级由“雷神”SLV-2A 芯级和三台 Castor Ⅰ固体助推器构成，二子级是“阿金纳 D”上面级。一、二子级间的分离是通过安装在级间段的缓爆引信系统和反推火箭系统实现的。




“加大推力雷神-阿金纳 D”总体图




“加大推力雷神”基础级

## 箭 体 结 构

### 一子级结构

“加大推力雷神”基础级的结构包括 5 个部分：过渡段、燃料贮箱、箱间段、氧化剂贮箱和尾段。

过渡段是 1.1m 长的半硬壳式截锥，两个端面的直径分别为 1616mm 和 1905mm，内部安装着飞行控制设备、电源、电缆联接组件和飞行终止设备。为便于检测和更换部件，在过渡段设置了检修孔。燃料贮箱的长度为 4.7m，是纵向焊接的铝合金截锥体，包括穹形箱底、内部框架、周向隔板、防涡流隔板以及燃料输送管。箱间段是 0.8m 长的半硬壳式结构，内部安装遥测设备。氧化剂贮箱长 6.8m，是纵向焊接的铝合金圆柱体，贮箱后端安装着氦增压气瓶和氧化剂加注阀。尾段是由桁条和框架构成的铝合金半硬壳式结构，主发动机通过常平座和三角型推力架与三根间隔均匀的推力梁联接。三台固体助推器也与这三根推力梁联接。涡轮泵、润滑装置、燃气发生器、液压装置和箭上起动系统都安装在尾段。

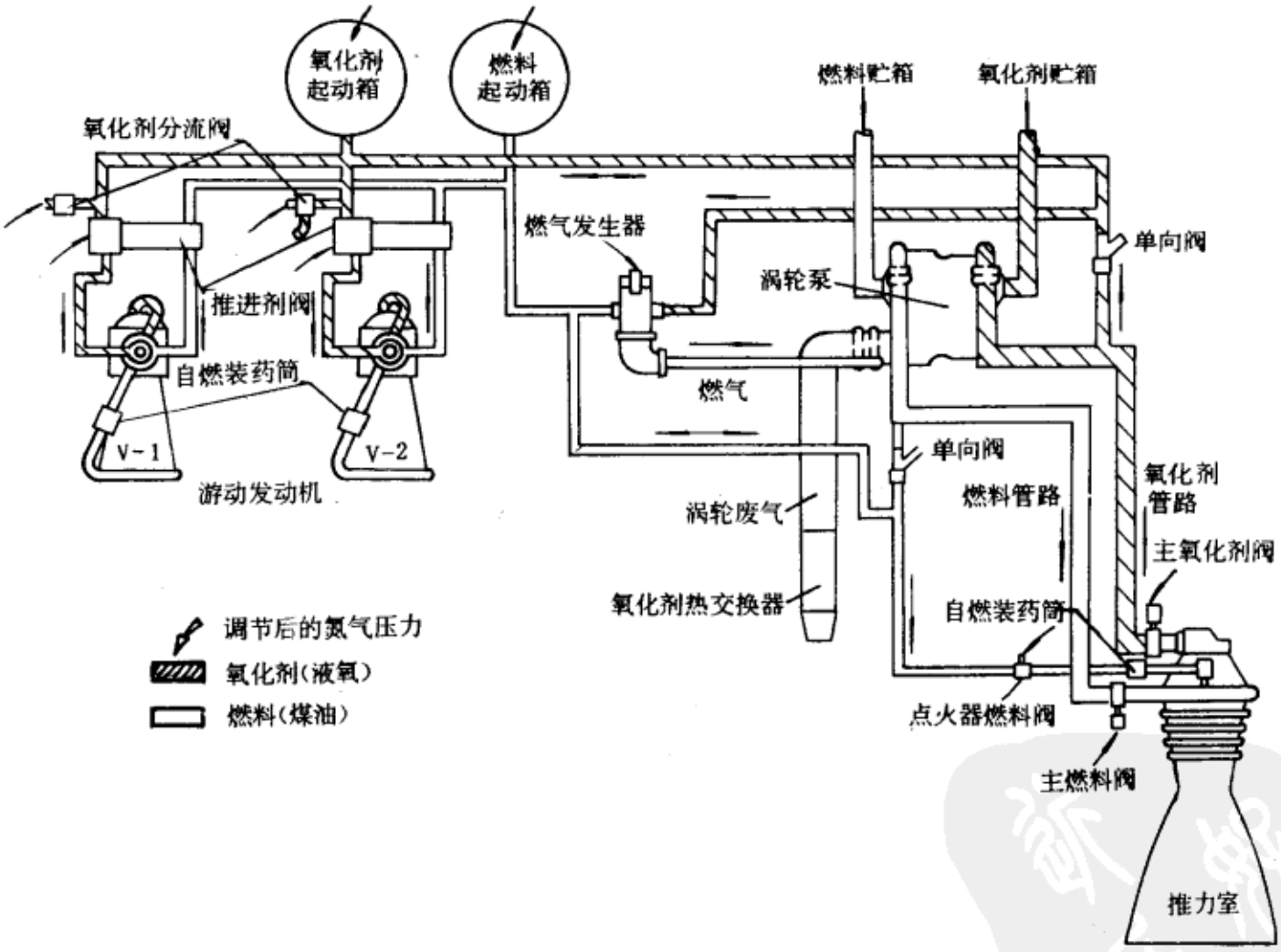
# 推　进　系　统

## 助推器

“加大推力雷神”基础级使用 3 台 Castor Ⅰ固体助推器，助推器安装在尾段，每台相隔 120°，喷管是固定的，斜切角 11°。每台助推器的海平面额定推力为 239.9kN。当主发动机推力达到 60%额定值时，由压力开关给助推器提供点火信号。助推器使用 TX-33-52 型固体火箭发动机，推进剂是以聚丁二烯和过氯酸铵为主的固体装药。助推器满推力工作时间约 28s，再经过 14s，推力衰减到零。

## 一子级推进系统

一子级的液体推进系统由 1 台 MB-3-2 型主发动机、两台游动发动机、起动系统和电气控制系统构成。主发动机和游动发动机都用液氧/煤油作推进剂。在主发动机工作期间，主、游机由同一台涡轮泵输送推进剂，在这种情况下，每台游机的海平面额定推力为 4.45kN；主发动机关机后，游机继续工作，推进剂由起动箱提供，此时游机的海平面额定推力为 3.68kN。燃气发生器由电起动火药点火器点火，主发动机和游机的推力室都使用自燃点火器。发动机起动系统由两个小型推进剂贮箱和增压系统组成，每个贮箱的容积约 0.028m³。贮箱在发射前加注并增压，在飞行过程中，要重新加注并保持增压状态。

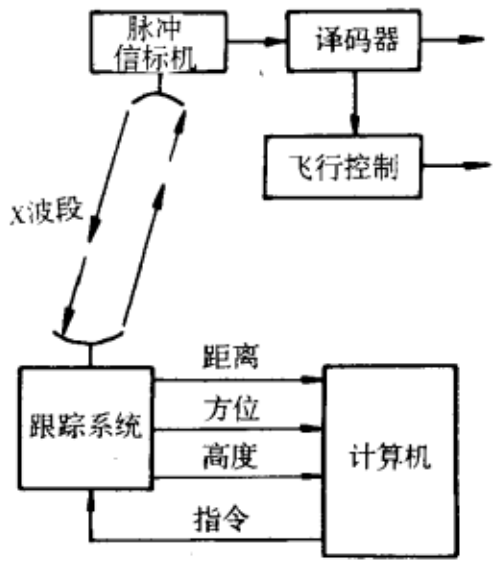



“加大推力雷神”的液体推进系统

## 制导和控制系统

“雷神”基础级由飞行控制系统和无线电制导系统两套相关的系统进行控制。从起飞至游机关机，飞行控制系统按照程序方式工作，$T+90s$ 时，控制系统开始接收地面无线电制导指令，但只在 $T+92.4s\sim T+146.1s$ 的时间内使用这种指令。无线电制导系统还为主发动机关机和上面级分离提供离散指令。

飞行控制系统的主要部件是电子控制组件和三个单独安装的速率陀螺。电子控制组件包括 1 台程序装置和 3 个位移陀螺以及有关的电子线路。位移陀螺是单自由度悬浮式的，以正交方式安装，每个陀螺的输入轴都与相应的俯仰、偏航或滚转轴对齐。程序装置为控制系统提供程序指令，指令顺序由电机驱动的预穿孔纸带控制。3 个速率陀螺都是弹簧限定式单自由度陀螺，滚动速率陀螺安装在箱间段，俯仰和偏航速率陀螺安装在燃料箱外的电缆隧道管内。



无线电制导系统

无线电制导系统由地面 X 波段脉冲式跟踪雷达、地面计算机及箭上制导设备构成。箭上制导设备安装在“阿金纳 D”上，其指令信号通过电缆传给“雷神”基础级。

“加大推力雷神”的液压系统用于摆动主发动机和游动发动机的推力室，由泵、油箱、蓄压器、过滤器、泄压阀、单向阀以及作动器构成。在主发动机工作期间，液压流体由正排量泵提供，主发动机关机后，由蓄压器提供。油箱的功能是把系统回流管中的液压流体送到泵的入口。每个推力室使用 2 套作动器。作动器用伺服阀控制流量，用反馈电位计测量发动机推力室的位置。

## 遥 测 系 统

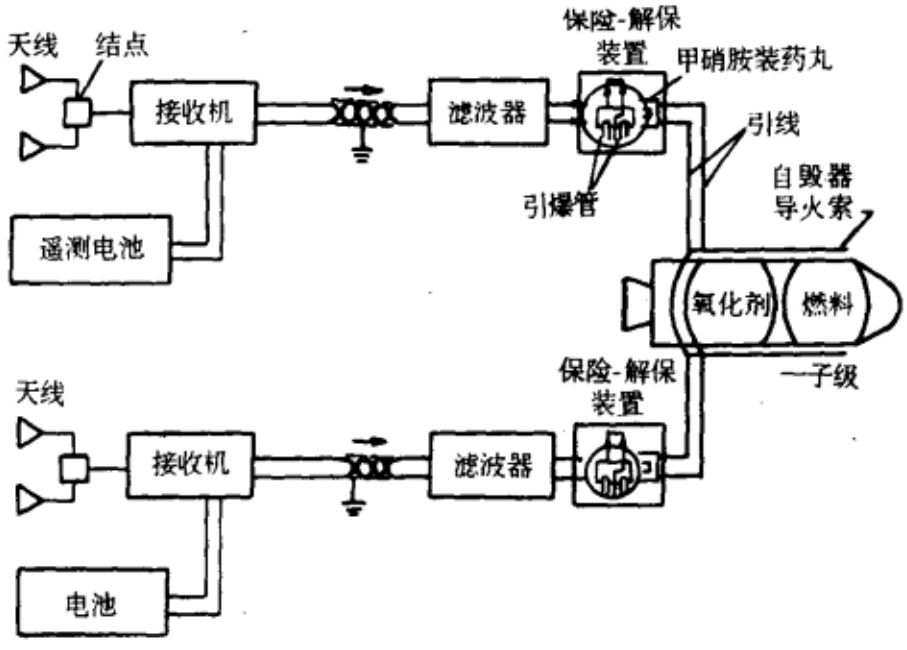
“加大推力雷神”的遥测系统安装在箱间段，由 2 套天线、1 台 FM 发送机、信号处理网路、1 个 2.8V 电池以及 1 台多路编码器组成。用一条射频线路，采用 FM/FM 和 PDM/FM/FM 两种发送机调制方式。

PDM/FM/FM 系统的 FM/FM 部分有 8 条连续数据通道。副载波振荡器在传感器信号调制下，产生 FM 输出信号，该信号经过复合后输入宽波段放大器。放大器的复合 FM 输出信号用来调制 FM 发送机的输出，形成 FM/FM 信号。遥测系统的 PDM/FM 部分则通过多路编码器对传感器数据进行定时多路传输。多路编码共有 43 条转换数据通道。

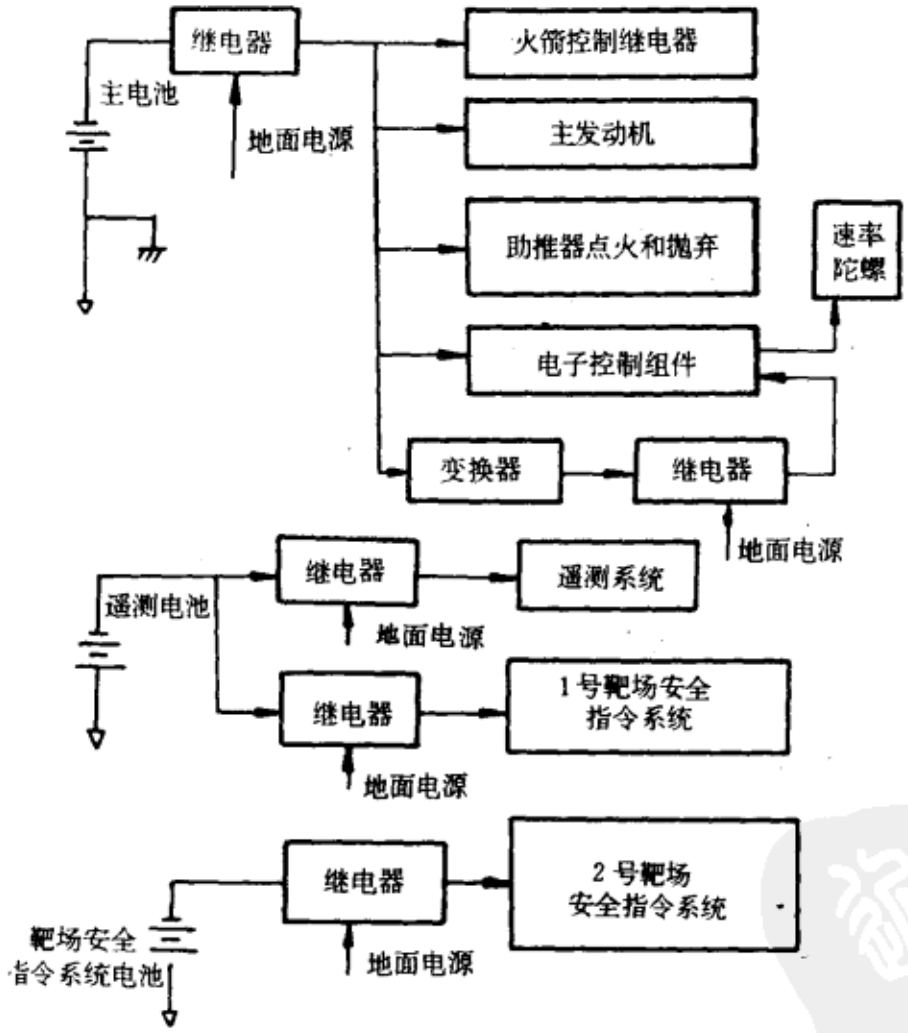
## 自 毁 系 统

在需要的情况下，自毁系统能够在上面级分离前摧毁整个运载火箭，在分离过早的情况

下，也能摧毁“阿金纳 D”上面级。安装在“雷神”基础级上的自毁系统是由两套天线、两台指令接收机、两套安全-解保装置和导火索构成的冗余系统。每台指令接收机使用 2 台安装在过渡段的空腔天线。只要收到指令，任何一台指令接收机都能接通引爆电路。




自毁系统




配电系统框图

## 电源与配电系统

“雷神”基础级的电力由3个28V银锌碱性电池和400Hz的旋转式变换器提供。主电池容量为20Ah,除遥测系统和第一、第二套靶场安全指令系统外,其他用电设备都由主电池供电。遥测电池容量3Ah,给遥测系统和第一套靶场安全指令系统供电。第二套靶场安全指令系统的电池容量为1Ah。旋转式变换器是由直流电机驱动的交流变压器,提供400Hz、115/208V的三相交流电,电压输出及频率变化范围为±1.5%。见前图。

## 典型飞行程序

1967年7月28日,“加大推力雷神-阿金纳D”从西部靶场将地球物理观测卫星Ⅳ(OGOⅣ)送入轨道,轨道近地点412km,远地点907km,倾角86°,周期98.1min,飞行程序见表。

| 时 间(s) | 事 件 | 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 起飞 | $T+224.05$ | “阿金纳”点火器起动,关闭冷气推力器 |
| $T+42.70$ | 固体助推器熄火 | $T+225.23$ | “阿金纳”推力室压力达到90%额定值 |
| $T+65.28$ | 抛掉固体助推器 | $T+234.07$ | 整流罩分离 |
| $T+92.36$ | 无线电制导开始 | $T+234.45$ | 无线电制导开始 |
| $T+146.12$ | 无线电制导结束 | $T+464.75$ | 无线电制导结束 |
| $T+149.05$ | “雷神”主发动机关机,“阿金纳”定时器起动 | $T+466.16$ | “阿金纳”发动机关机,俯仰和偏航冷气推力器起动 |
| $T+157.96$ | 游机关机,解除分离保险 | $T+487.1$ | 遥测校准开始 |
| $T+162.36$ | “雷神”与“阿金纳”分离 | $T+509.1$ | 无线电制导断电 |
| $T+162.9$ | 无线电制导转换到“阿金纳” | $T+567.31$ | 有效载荷分离 |
| $T+164.70$ | 冷气姿控起动 | $T+570.00$ | “阿金纳”90°偏航机动飞行开始 |
| $T+212.01$ | 开始以−60°/min的俯仰速率飞行 | $T+600.1$ | “阿金纳”90°偏航机动飞行结束 |
| $T+217.97$ | 换到−12.1°/min的俯仰速率飞行 | $T+636.83$ | “阿金纳”定时器关闭 |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾 角(°) | 周 期(min) | |
| 1* | 1963.2.28 | 地面观察卫星 | | | | | | 失败① |
| 2* | 1963.3.18 | 地面观察卫星 | | | | | | 失败② |
| 3 | 1963.5.18 | 地面观察卫星 | | 153 | 484 | 74.5 | 91.1 | |
| 4 | 1963.6.12 | 地面观察卫星 | | 204 | 423 | 81.9 | 90.7 | |
| 5 | 1963.6.27 | 地面观察卫星 | | 203 | 410 | 80.8 | 90.1 | |
| 6 | 1963.7.31 | 地面观察卫星 | | 159 | 163 | 75.0 | 90.5 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 7 | 1963. 8. 24 | 地面观察卫星 | | 167 | 325 | 75. 0 | 89. 5 | |
| 8 | 1963. 9. 24 | 地面观察卫星 | | 161 | 441 | 74. 9 | 90. 6 | |
| 9 | 1963. 10. 29 | 地面观察卫星 | | 278 | 351 | 89. 9 | 90. 9 | |
| 10 | 1963. 12. 21 | 地面观察卫星 | | 172 | 304 | 64. 9 | 89. 3 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 315 | 394 | 64. 5 | 91. 7 | 搭载 |
| 11 | 1964. 1. 11 | 秘密卫星 | | 906 | 930 | 69. 5 | 103. 5 | |
| | | 重力梯度稳定试验卫星-1 | | 901 | 941 | 70. 0 | 103. 5 | |
| | | 西可尔-1 | 45 | 906 | 931 | 69. 9 | 103. 5 | |
| | | 太阳辐射卫星 7A | | 906 | 931 | 69. 9 | 103. 5 | |
| | | 秘密卫星 | | 893 | 951 | 69. 9 | 103. 5 | |
| 12 | 1964. 2. 15 | 地面观测卫星 | | 192 | 447 | 75. 1 | 90. 9 | |
| 13 | 1964. 2. 28 | 电子侦察卫星 | | 486 | 513 | 82. 1 | 94. 6 | |
| 14 | 1964. 3. 24 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败[8] |
| 15 | 1964. 4. 27 | 地面观测卫星 | | 175 | 446 | 80. 0 | 90. 3 | |
| 16 | 1964. 6. 4 | 地面观测卫星 | | 150 | 430 | 80. 0 | 90. 2 | |
| 17 | 1964. 6. 13 | 秘密卫星 | | 352 | 362 | 115. 0 | 91. 7 | |
| 18 | 1964. 6. 18 | 秘密卫星 | | 827 | 842 | 99. 8 | 108. 6 | |
| 19 | 1964. 6. 19 | 地面观测卫星 | | 175 | 462 | 85. 0 | 91. 0 | |
| 20 | 1964. 7. 2 | 电子侦察卫星 | | 501 | 529 | 82. 1 | 94. 9 | |
| 21 | 1964. 7. 10 | 地面观测卫星 | | 180 | 460 | 85. 0 | 91. 0 | |
| 22 | 1964. 8. 5 | 地面观测卫星 | | 436 | 6560 | 80. 0 | 90. 7 | |
| 23 | 1964. 8. 21 | 秘密卫星 | | 349 | 364 | 115. 0 | 91. 6 | |
| 24 | 1964. 9. 14 | 地面观测卫星 | | 192 | 480 | 85. 0 | 90. 8 | |
| 25 | 1964. 10. 5 | 地面观测卫星 | | 175 | 391 | 80. 0 | 90. 4 | |
| 26 | 1964. 10. 17 | 地面观测卫星 | | 188 | 415 | 75. 0 | 90. 6 | |
| 27 | 1964. 11. 2 | 地面观测卫星 | | 180 | 447 | 80. 0 | 90. 7 | |
| 28 | 1964. 11. 4 | 电子侦察卫星 | | 512 | 526 | 82. 0 | 95. 1 | |
| 29 | 1964. 11. 18 | 地面观测卫星 | | 180 | 340 | 70. 0 | 89. 7 | |
| 30 | 1964. 12. 19 | 地面观测卫星 | | 183 | 381 | 75. 0 | 90. 3 | |
| 31 | 1964. 12. 21 | 地面观测卫星 | | 232 | 249 | 70. 1 | 89. 4 | |
| 32 | 1965. 1. 15 | 地面观测卫星 | | 180 | 420 | 75. 0 | 90. 5 | |
| 33 | 1965. 2. 25 | 地面观测卫星 | | 177 | 377 | 75. 1 | 90. 1 | |
| 34 | 1965. 3. 25 | 地面观测卫星 | | 187 | 266 | 96. 1 | 89. 1 | |
| 35 | 1965. 4. 29 | 地面观测卫星 | | 183 | 468 | 85. 0 | 91. 0 | |
| 36 | 1965. 5. 18 | 地面观测卫星 | | 197 | 291 | 65. 0 | 89. 7 | |
| 37 | 1965. 6. 9 | 地面观测卫星 | | 175 | 358 | 75. 1 | 89. 9 | |
| 38 | 1965. 7. 17 | 电子侦察卫星 | | 468 | 515 | 70. 2 | 94. 4 | |
| 39 | 1965. 7. 19 | 地面观测卫星 | | 183 | 446 | 85. 1 | 90. 9 | |
| 40 | 1965. 8. 17 | 地面观测卫星 | | 180 | 407 | 70. 0 | 90. 4 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 41 | 1965.9.2 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败④ |
| 42 | 1965.9.22 | 地面观测卫星 | | 192 | 364 | 80.0 | 90.0 | |
| 43 | 1965.10.5 | 地面观测卫星 | | 203 | 323 | 75.1 | 89.8 | |
| 44 | 1965.10.14 | 极地轨道地球物理观察卫星-2 | 507 | 418 | 1514 | 87.4 | 104.3 | |
| 45 | 1965.10.28 | 地面观测卫星 | | 172 | 431 | 75.0 | 90.6 | |
| 46 | 1965.12.9 | 地面观测卫星 | | 180 | 422 | 80.0 | 90.5 | |
| 47 | 1965.12.24 | 地面观测卫星 | | 180 | 423 | 80.0 | 90.7 | |
| 48 | 1966.2.2 | 地面观测卫星 | | 180 | 407 | 75.0 | 90.4 | |
| 49 | 1966.2.9 | 电子侦察卫星 | | 507 | 509 | 82.1 | 94.8 | |
| 50 | 1966.3.9 | 地面观测卫星 | | 178 | 432 | 75.0 | 90.6 | |
| 51 | 1966.4.7 | 秘密卫星 | | 137 | 236 | 1000.9 | 89.0 | |
| 52* | 1966.5.3 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败⑤ |
| 53 | 1966.5.15 | 雨云 2 | 414 | 1101 | 1181 | 100.3 | 108.1 | |
| 54 | 1966.5.23 | 地面观测卫星 | | 179 | 271 | 89.0 | 66.0 | |
| 55 | 1966.6.21 | 地面观测卫星 | | 194 | 367 | 80.1 | 90.2 | |
| 56 | 1966.6.24 | 帕吉奥斯 1 | 57 | 4196 | 4284 | 87.1 | 181.4 | 气球卫星 |
| 57 | 1966.9.20 | 地面观测卫星 | | 182 | 417 | 85.1 | 90.6 | |
| 58 | 1966.11.8 | 地面观测卫星 | | 172 | 303 | 100.1 | 89.4 | |
| 59 | 1966.12.28 | 电子侦察卫星 | | 486 | 530 | 75 | 94.4 | |
| 60 | 1967.1.14 | 地面观测卫星 | | 180 | 366 | 80.1 | 90.0 | |
| 61 | 1967.2.22 | 地面观测卫星 | | 179 | 379 | 80.0 | 90.1 | |
| 62 | 1967.3.30 | 地面观测卫星 | | 187 | 388 | 85.0 | 90.1 | |
| 63 | 1967.7.24 | 电子侦察卫星 | | 476 | 689 | 75.0 | 94.3 | |
| 64 | 1967.7.28 | 地球物理观察卫星 4 | | 412 | 907 | 86.0 | 98.1 | |
| 65 | 1968.1.17 | 电子侦察卫星 | | 457 | 539 | 75.1 | 94.5 | |
| 66 | 1969.6.5 | 地球物理观测卫星 6 | 631 | 397 | 1089 | 82.0 | 99.7 | |
| 67 | 1970.2.4 | 空间电火箭试验器 2 (SERT) | 1500 | 997 | 1003 | 99.13 | 105.15 | |
| 68 | 1970.4.8 | 雨云 4 | 619 | 1095 | 1100 | 99.89 | 107.29 | |
| | | 测绘指令卫星 1 | 18 | 1065 | 1111 | 99.76 | 107.09 | |
| 69 | 1971.10.17 | 秘密卫星 | 1185 | 773 | 803 | 92.72 | 100.65 | |
| 70 | 1971.12.14 | 秘密卫星 | | 983 | 999 | 70.0 | 104.93 | |

①、②、③卫星未入轨；④制导失灵、地面指令自毁；⑤卫星未入轨。

# 长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D
# (LONG TANK THRUST AUGMENTED THOR-AGENA D)

“长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D”是两级运载火箭。为了发射质量更大的军事侦察卫星，将“雷神”基础级的长度增加了 4.3m，贮箱容积增加 50%左右。3 台卡斯托Ⅱ(Castor Ⅱ)固体助推器与“加大推力雷神”的卡斯托Ⅰ(Castor Ⅰ)固体助推器相比，总冲增加 3829kN·s。1966 年 8 月 9 日，“长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D”首次发射，将地面观测计划的一颗军事侦察卫星送入轨道。此后，它主要承担地面观测计划和电子侦察卫星计划的发射任务，也发射航宇局的少量卫星。共发射 36 次，成功 35 次，成功率 97.22%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 1461.62kN |
| 全长 | 33m | 推重比 | 1.63 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 2000kg |
| 起飞质量 | 91.63t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.3m | 推进剂 | 聚丁二烯丙烯酸·过氯酸铵 |
| 直径 | 0.8m | 海平面推力 | 3×232kN |
| 总质量 | 13.4t | 海平面比冲 | 2193N·s/kg |
| 发动机 | TX-354-5(3 台) | 工作时间 | 39s |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.4m | 推进剂质量 | 65.80t |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-2 |
| 子级质量 | 70.51t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 4.71t | 比冲 | 2500N·s/kg |
| 海平面总推力 | 765.62kN | 工作时间 | 216s |

### 二　子　级

(见“雷神-阿金纳 D”二子级)

## 总 体 布 局

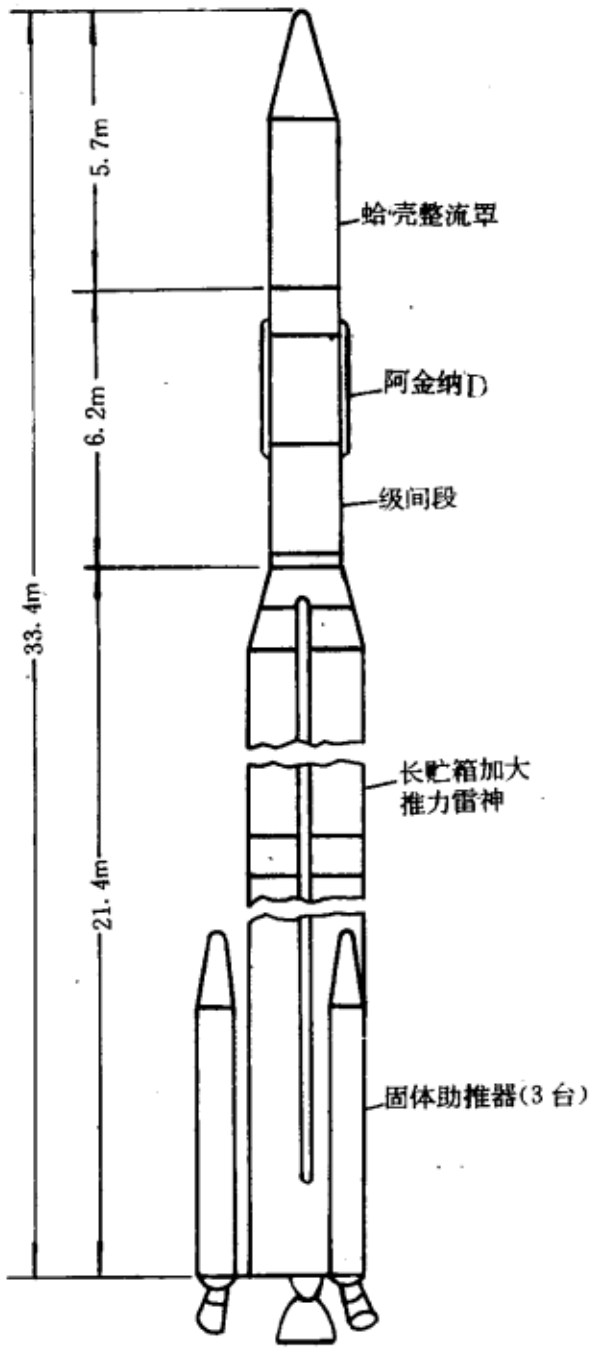
火箭由“长贮箱加大推力雷神”和“阿金纳D”构成。3台Castor Ⅱ固体助推器位于“长贮箱雷神”的尾段，每台相隔120°。飞行控制装置、电源、飞行终止系统安装在过渡段，遥测系统安装在箱间段。

## 箭 体 结 构

“长贮箱加大推力雷神”的芯级(代号DSV-3L)的结构与“雷神SLV-2A”类似(见“加大推力雷神-阿金纳D”)，差别在于燃料贮箱由截锥体改成5.4m长的圆柱体，同时，为适应这种变化，在过渡段与燃料贮箱之间增加一段1m长的截锥作为级间段。氧化剂贮箱的长度由6.8m增加到9.5m。

## 推 进 系 统

与“加大推力雷神”相比，“长贮箱加大推力雷神”的液体推进系统不变，但工作时间延长了60s，固体助推器改用TX-354-5型发动机，装药量增加，总冲加大了16%。




“长贮箱加大推力雷神-阿金纳D”

## 典型飞行程序

1969年4月14日，“长贮箱加大推力雷神-阿金纳D”从范登堡空军基地把雨云3(Nimbus Ⅲ)卫星送入轨道，轨道近地点1142.8km，远地点高度7510.2km，其飞行程序见表。

| 时间(s) | 事 件 | 时间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 起飞 | $T+268$ | 整流罩分离 |
| $T+39$ | 助推器关机 | $T+493$ | 二子级关机 |
| $T+102$ | 助推器分离 | $T+3250$ | 二子级再次点火 |
| $T+216$ | 一子级关机 | $T+3255$ | 二子级关机 |
| $T+235$ | 一子级分离 | $T+3503$ | 释放有效载荷 |
| $T+259$ | 二子级首次点火 | | |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1966. 8. 9 | 地面观测卫星 | | 193 | 239 | 100. 1 | 89. 4 | |
| 2 | 1967. 5. 9 | 地面观测卫星 | | 183 | 786 | 85. 1 | 94. 3 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 555 | 809 | 85. 10 | 98. 38 | 搭载 |
| 3 | 1967. 6. 16 | 地面观测卫星 | | 181 | 357 | 80. 1 | 89. 9 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 503 | 516 | 80. 2 | 94. 9 | |
| 4 | 1967. 8. 7 | 地面观测卫星 | | 189 | 354 | 83. 0 | 89. 9 | |
| 5 | 1967. 9. 15 | 地面观测卫星 | | 164 | 314 | 80. 1 | 89. 8 | |
| 6 | 1967. 11. 2 | 地面观测卫星 | | 187 | 437 | 81. 5 | 90. 7 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 452 | 526 | 81. 6 | 94. 3 | |
| 7 | 1967. 12. 9 | 地面观测卫星 | | 151 | 248 | 81. 6 | 88. 4 | |
| 8 | 1968. 1. 24 | 地面观测卫星 | | 176 | 434 | 81. 4 | 90. 6 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 469 | 544 | 81. 6 | 94. 7 | |
| 9 | 1968. 3. 14 | 地面观测卫星 | | 183 | 390 | 83. 0 | 90. 2 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 481 | 524 | 83. 1 | 94. 6 | |
| 10 | 1968. 5. 1 | 地面观测卫星 | | 156 | 259 | 83. 0 | 88. 6 | |
| 11 | 1968. 6. 20 | 地面观测卫星 | | 182 | 403 | 85. 0 | 90. 3 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 438 | 517 | 85. 1 | 94. 1 | |
| 12 | 1968. 8. 7 | 地面观测卫星 | 1500 | 152 | 257 | 82. 1 | 88. 6 | |
| 13 | 1968. 9. 18 | 地面观测卫星 | 1500 | 167 | 393 | 83. 02 | 90. 12 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 500 | 514 | 83. 22 | 94. 75 | |
| 14 | 1968. 10. 5 | 电子侦察卫星 | 1500 | 483 | 511 | 74. 97 | 94. 55 | |
| 15 | 1968. 11. 3 | 地面观测卫星 | 1500 | 150 | 288 | 82. 15 | 88. 9 | |
| 16 | 1968. 12. 12 | 地面观测卫星 | | 169 | 248 | 81. 02 | 88. 67 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 1391 | 1468 | 80. 33 | 114. 45 | |
| 17 | 1969. 2. 5 | 地面观测卫星 | 1700 | 178 | 239 | 81. 54 | 88. 7 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 1396 | 1441 | 80. 41 | 114. 22 | |
| 18 | 1969. 3. 4 | 工作星 4248 | 2000 | 134 | 461 | 92. 0 | 90. 5 | |
| 19 | 1969. 3. 19 | 地面观测卫星 | 2000 | 179 | 241 | 83. 04 | 88. 73 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 504 | 513 | 83. 08 | 94. 82 | |
| 20 | 1969. 4. 14 | 雨云 3 | | 1142. 8 | 7510. 2 | | | |
| 21 | 1969. 5. 2 | 地面观测卫星 | 2000 | 179 | 326 | 64. 97 | 89. 54 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 401 | 473 | 65. 71 | 93. 37 | |
| 22 | 1969. 7. 24 | 地面观测卫星 | 2000 | 178 | 220 | 74. 98 | 88. 49 | |

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 23 | 1969.7.31 | 电子侦察卫星 | 1500 | 462 | 541 | 75.02 | 94.67 | |
| 24 | 1969.9.22 | 地面观测卫星 | 2000 | 178 | 253 | 85.03 | 88.83 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 490 | 496 | 85.16 | 94.5 | |
| 25 | 1969.12.4 | 地面观测卫星 | 2000 | 159 | 251 | 81.48 | 88.61 | |
| 26 | 1970.3.4 | 地面观测卫星 | 2000 | 167 | 257 | 88.02 | 88.76 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 442 | 510 | 88.14 | 94.16 | |
| 27 | 1970.5.20 | 地面观测卫星 | 2000 | 162 | 247 | 83.0 | 88.6 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 491 | 503 | 83.12 | 94.59 | |
| 28 | 1970.7.23 | 地面观测卫星 | 2000 | 158 | 398 | 60.0 | 90.04 | |
| 29 | 1970.8.26 | 电子侦察卫星 | 2000 | 484 | 504 | 74.99 | 94.51 | |
| 30 | 1970.11.18 | 地面观测卫星 | 2000 | 185 | 232 | 82.99 | 88.7 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 487 | 511 | 83.18 | 94.63 | |
| 31* | 1971.2.17 | 地面观测卫星 | | | | | | 失败① |
| 32 | 1971.3.24 | 地面观测卫星 | 2000 | 157 | 246 | 81.52 | 88.56 | |
| 33 | 1971.6.8 | 秘密卫星 | 2000 | 545 | 581 | 90.22 | 95.95 | |
| 34 | 1971.7.16 | 电子侦察卫星 | 2000 | 488 | 508 | 75.0 | 94.59 | |
| 35 | 1971.9.10 | 地面观测卫星 | 2000 | 156 | 244 | 74.95 | 88.49 | |
| | | 电子侦察卫星 | 60 | 492 | 507 | 75.07 | 94.64 | |
| 36 | 1972.4.19 | 地面观测卫星 | 2000 | 155 | 277 | 81.48 | 88.85 | |
| 37 | 1972.5.25 | 地面观测卫星 | 2000 | 158 | 305 | 96.34 | 89.17 | |

①$T$+40s 后爆炸。

# 雷神-博纳 I (THOR-BURNER I)

60 年代,美国空军需要一种可靠性高、成本低、运载能力介于"侦察兵"和"雷神-艾布尔星"之间的运载火箭,用于发射中、小型卫星,由此便产生了"博纳"固体上面级研制计划。1961 年 9 月 2 日,空军空间与导弹系统部和波音公司及 LTV 公司签订研究合同,由波音公司负责研制。"雷神-博纳 I"是由"雷神"基础级和"博纳 I"固体上面级组成的两级运载火箭,由于"博纳 I"上面级最初使用"侦察兵"四子级的牵牛星(Atlair)X-258 型固体火箭发动机,所以又称作"雷神-牵牛星"运载火箭,后期的"博纳 I"改用 FW-4 型固体火箭发动机。在 1965 年 1 月至 1966 年 3 月期间,"雷神-博纳 I"共发射 6 次,成功 5 次,成功率 83%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 21.56m | 推重比 | 1.38 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 91.0kg |
| 起飞质量 | 49.32t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.42m | 地面总推力 | 676.82kN |
| 直径 | 2.44m | 发动机 | MB-3-1 |
| 子级质量 | 48.3t | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 2.9t | 比冲 | 2452.50N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.4t | 工作时间 | 165s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.14m | 推进剂 | 过氯酸铵/铝粉/碳氢化合物 |
| 直径 | 1.05m | 真空推力 | 22.56kN |
| 发动机 | X-258 | 工作时间 | 23s |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | |
| 1 | 1965.1.19 | 国防气象卫星 4A | 91.0 | 472 | 822 | 98.78 | 97.7 | |
| 2 | 1965.3.18 | 国防气象卫星 4A | | 524.63 | 764.42 | 99.08 | 97.7 | |
| 3 | 1965.5.20 | 国防气象卫星 4A | | 566.47 | 952.71 | 98.69 | 100.1 | |
| 4 | 1965.9.10 | 国防气象卫星 4A | | 645 | 1057 | 98.65 | 101.9 | |
| 5* | 1966.1.6 | 国防气象卫星 4A | | | | | | 失败① |
| 6 | 1966.3.31 | 国防气象卫星 4A | | 634 | 935 | 98.6 | 100.5 | |

①未入轨。

## 雷神-博纳Ⅱ(THOR-BURNER Ⅱ)

“雷神-博纳Ⅱ”是由“雷神”基础级和“博纳Ⅰ”固体上面级组成的两级运载火箭,是为发射国防气象卫星 5A 研制的。1965 年 4 月 1 日,空军空间与导弹系统部和波音公司签订了 650 万美元(1965 年币值)的固定金额合同,交付 1 台地面试验和 3 台用于飞行的“博纳Ⅰ”上面级。1966 年 9 月 16 日,“雷神-博纳Ⅱ”首次发射成功。截止 1971 年 6 月,共发射 12 次,成功率 100%。



“雷神-博纳Ⅰ”运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 21.77m | 推重比 | 1.37 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 136.0kg |
| 起飞质量 | 49.75t | | |

### 一 子 级

(见“雷神-博纳Ⅰ”的一子级)

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.73m | 发动机 | TE-M-364-2 |
| 直径 | 1.65m | 推进剂 | 过氯酸铵/铝粉/碳氢化合物 |
| 子级质量 | 807kg | 真空推力 | 43.11kN |
| 结构质量 | 143kg | 真空比冲 | 2848.82N·s/kg |
| 推进剂质量 | 654kg | 工作时间 | 42.2s |

## 整　流　罩

长度　　3.35m　　直径　　1.65m

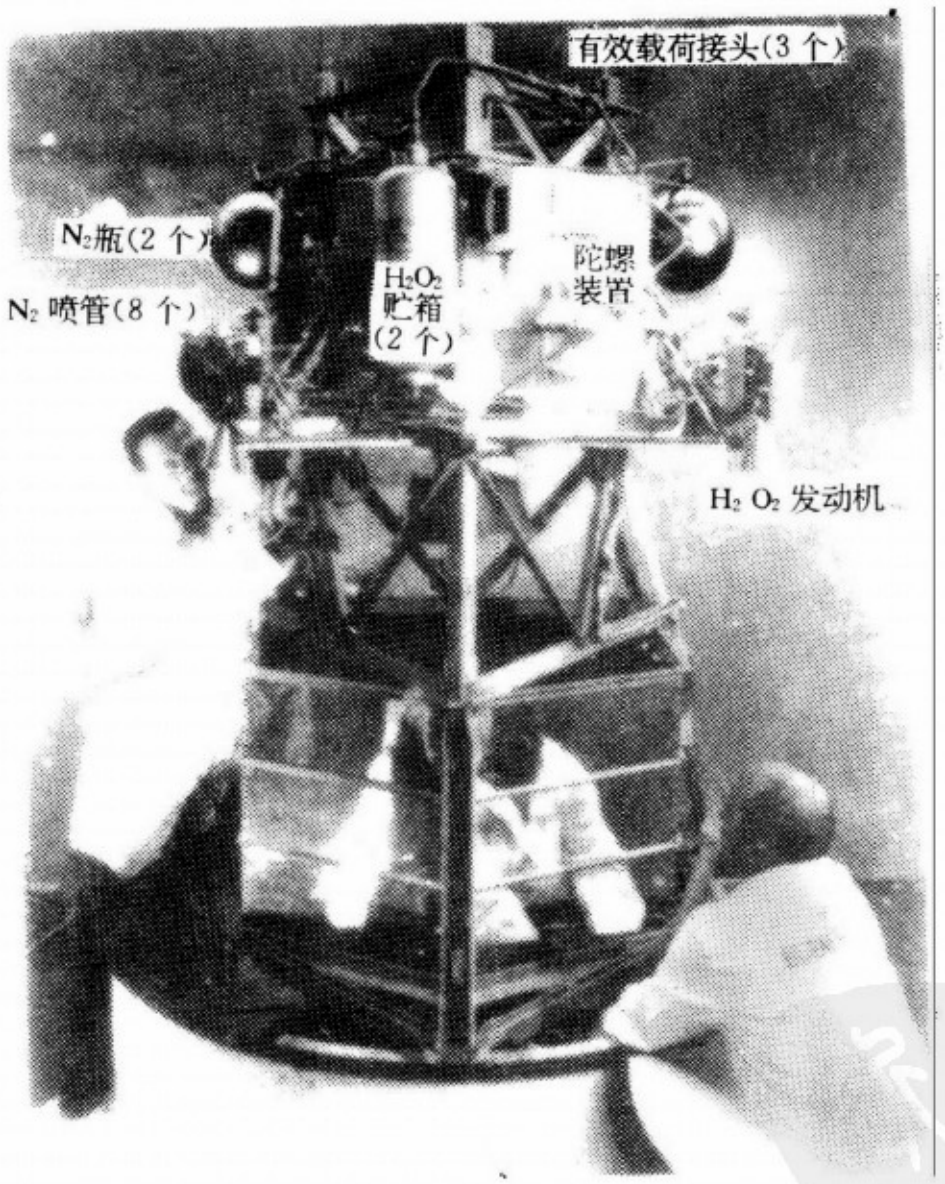
# 总　体　布　局

“雷神-博纳Ⅰ”总长度 21.77m，最大直径 2.44m，包括“雷神”基础级、级间段、博纳Ⅰ上面级和古德伊尔(Goodyear)飞机公司制造的整流罩。

# 箭　体　结　构

## 一子级结构

(见“雷神”基础级)




“博纳Ⅰ”的基本构成图

### 二子级结构

发动机壳体由高强度钢制成,用石棉和橡胶绝缘,整台发动机装在整流罩内,与三根等间隔垂直桁梁铆接在一起,前、后两端都用连接件固定。有效载荷由 3 个爆炸螺栓连接在三角形支架的前端。

### 整流罩结构

整流罩用酚醛材料制成、头锥上粘接烧蚀材料防热层。

## 推 进 系 统

### 一子级推进系统

(见"雷神-艾布尔"一子级)

### 二子级推进系统

采用锡奥科耳(Thiokol)公司制造的 TE-M-364-2 球形固体火箭发动机。发动机外壳直径 0.935m,长度 1.32m,总质量约 718.7kg,内装 654kg 过氯酸铵/铝粉/碳氢化合物,真空推力 43.11kN,总冲 1862.11kN·s。

## 制导和控制系统

### 制导系统

"博纳Ⅱ"上面级采用亨尼威尔公司(Honeywell)研制的三轴预编程捷联式惯性制导系统,该系统包括定时器、变换器、程序装置、加速度计、陀螺装置和其它电子组件。

### 控制系统

"博纳Ⅱ"用 4 台推力为 98.1N 的过氧化氢单组元推力器修正火箭分离时的俯仰和偏航偏差并提供轴向加速度,用 8 台冷氮气推力器对火箭进行滚动控制并在滑行期间进行俯仰和偏航控制。过氧化氢贮存在两个容量为 4.08kg 的贮箱内。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1966.9.6 | 国防气象卫星 4A | | 704.87 | 889.24 | 98.46 | | |
| 2 | 1967.2.8 | 国防气象卫星 4A | | 787.0 | 875.0 | 98.8 | | |
| 3 | 1967.6.29 | 西可尔 9 | | 3803 | 3946 | 89.8 | | |
| 4 | 1967.8.23 | 国防气象卫星 4A | | 831 | 897 | 99.0 | | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 5 | 1967.10.11 | 国防气象卫星 4A | | 668 | 863 | 99.16 | | |
| 6 | 1968.5.23 | 国防气象卫星 4B | | 819 | 901 | 98.9 | | |
| 7 | 1968.10.23 | 国防气象卫星 4B | | 800 | 851 | 99.0 | | |
| 8 | 1969.7.23 | 国防气象卫星 4B | | 785.2 | 857.6 | 98.8 | | |
| 9 | 1970.2.11 | 国防气象卫星 5A | | 773 | 874 | 98.71 | | |
| 10 | 1970.9.3 | 国防气象卫星 5A | | 764 | 874 | 98.73 | | |
| 11 | 1971.2.17 | 国防气象卫星 5A | | 779 | 829 | 98.78 | | |
| 12 | 1971.6.8 | 红外试验卫星 | | | | | | |

# 雷神-博纳Ⅱ A(THOR-BURNER Ⅱ A)

由于国防气象卫星 5A 的后继型卫星质量增加了近一倍，“雷神-博纳Ⅱ”的运载能力不能满足要求，因此，美国空军空间与导弹系统部于 1969 年 6 月 2 日与波音公司签订了“博纳Ⅱ A”研制合同。“雷神-博纳Ⅱ A”是三级运载火箭，即在“雷神-博纳Ⅱ”上增加了使用 TE-M-442-1 型发动机的固体三子级，将“博纳Ⅱ”的制导、飞行控制、反作用控制、电气和遥测系统移到三子级上。反作用控制系统用的 4 台过氧化氢推力器的推力增加到 245N，两个贮箱的容量增加到8.16kg。整流罩尺寸也相应地增大。至 1976 年 2 月，共发射 8 次，成功率 88%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 676.82kN |
| 全长 | 24.31m | 推重比 | 1.35 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力(近地轨道) | 226.8kg |
| 起飞质量 | 50.45t | | |

### 一　子　级

（见“雷神-博纳Ⅰ”的一子级）

### 二　子　级

（见“雷神-博纳Ⅱ”的二子级）

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.91m | 发动机 | TE-M-442-1 |
| 直径 | 1.57m | 推进剂 | 碳氢化合物/铝粉/过氯酸铵 |
| 子级质量 | 408kg | 真空推力 | 35.6kN |
| 结构质量 | 115kg | 真空比冲 | 2672.24N·s/kg |
| 推进剂质量 | 238kg | 工作时间 | 17.8s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.89m | 结构质量 | 304kg |
| 直径 | 1.65m | | |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1971.10.14 | 国防气象卫星 5B | | 796 | 877 | 98.96 | | |
| 2 | 1972.3.24 | 国防气象卫星 5B | | 803.3 | 885.1 | 98.80 | | |
| 3 | 1972.11.9 | 国防气象卫星 5B | | 812.7 | 872.2 | 98.65 | | |
| 4 | 1973.8.17 | 国防气象卫星 5B | | 812.7 | 851.3 | 98.86 | | |
| 5 | 1974.3.16 | 国防气象卫星 5B | | 782 | 877 | 98.94 | | |
| 6 | 1974.8.9 | 国防气象卫星 5C | | 806 | 875 | 98.60 | | |
| 7 | 1975.5.24 | 国防气象卫星 5C | | 830 | 904 | 98.90 | | |
| 8.* | 1976.2.19 | 国防气象卫星 5C | | | | | | 失败① |

①未入轨,“雷神”基础级故障。

# 宇宙神系列(THE ATLAS FAMILY)

张振华

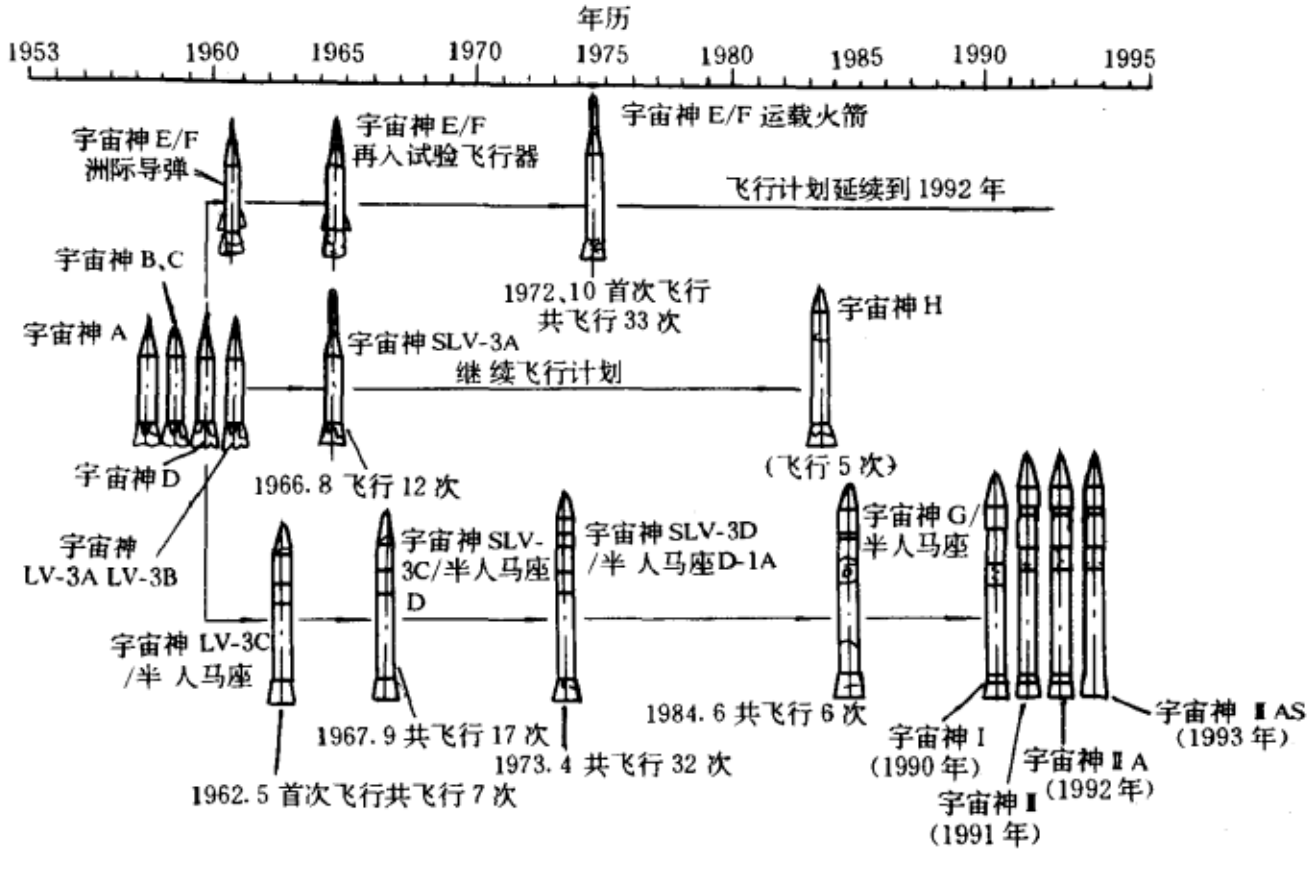
## 概 述

“宇宙神系列”运载火箭是以“宇宙神”洲际弹道导弹为基础发展起来的。美国空军负责研制,美国通用动力公司康维尔分公司(Convair Division of General Dynamics Corporation)是主承包商。“宇宙神系列”总计 20 种型号。基础级共 16 种:“宇宙神 B(又称 LV-3A)、D、LV-3B、LV-3C、E、F、SLV-3、SLV-3A、SLV-3C、SLV-3D、G、H”和新研制的“宇宙神 I(已试飞 8 次)、Ⅱ、ⅡA、ⅡAS”。其中 2 种 B 和 D(包括 LV-3B)为单级运载火箭;10 种基础级与不同的上面级构成 14 种多级火箭:即“宇宙神 LV-3A-艾布尔”、“LV-3A-阿金纳 A”、“LV-3A-阿金纳 B”、“LV-3C-半人马座 D”、“宇宙神 E、F”与固体或液体上面级、“SLV-3-阿金纳 B”、“SLV-3-阿金纳 D”、“SLV-3A-阿金纳 D”、“SLV-3A-博纳Ⅱ”、“SLV-3C-半人马座 D”、“SLV-3D-半人马座 D-1A”、“宇宙神 G-半人马座 D-1A”、“宇宙神 H-固体上面级”;另外还有 4 种新研制的多级火箭:“宇宙神Ⅰ、Ⅱ、ⅡA 和ⅡAS”与半人马座上面级。

系列发展简历:50 年代末美国空军在“宇宙神”试验弹和洲际导弹 A、B、C、D 的基础上研制改进成运载火箭,其发展可分为四个分支:第一分支是 1958～1961 年发展的单级“宇宙神火箭 B、D”;第二分支是 1959～1968 年在“宇宙神”D 基础上改进成的 LV-3 系列和将“宇宙神 E/F”导弹改装成运载火箭;第三分支是 1964～1984 年在 LV-3 基础上发展成了“宇宙神 SLV-3”(其中包括 SLV-3A、SLV-3C、SLV-3D)标准运载火箭,同时在 SLV-3D 基础上发展“宇宙神 G 和 H”;第四分支是 1990 开始在“宇宙神 G”基础上发展了 4 种新型商用和军用火箭。“宇宙神系列”发展简历及 16 种典型型号见图。

1958 至 1990 年底,“宇宙神系列”火箭承担了 245 次发射任务。成功率为 86.9%。20 种“宇宙神”火箭中迄今已经被淘汰了 11 种:“宇宙神 B、D”、“宇宙神 LV-3A-艾布尔”、“LV-3A-阿金纳 A”、“LV-3A-阿金纳 B”、“LV-3C-半人马座 D”、“SLV-3-阿金纳 B”、“SLV-3-阿金纳 D”、“SLV-3A-阿金纳 D”、“SLV-3A-博纳Ⅱ”、“SLV-3C-半人马座 D”;仍在使用的有:“宇宙神 E、F、H、SLV-3D-半人马座”、“宇宙神 G-半人马座”和 4 种新研制的宇宙神火箭。

“宇宙神”基础级单价约为 450 万美元(1963 年财年币值);“宇宙神-阿金纳 A 或 B”单价约为 850 万美元(1963 年财年币值);“宇宙神-半人马座”单价为 7300 万美元(1987 年财年币值);“宇宙神-水星”载人飞船飞行计划共投资 3.84 亿美元(1958 年～1963 年财年),其中“宇宙神 D”的经费占 23.7%,约为 9100 万美元。“宇宙神-半人马座”计划(1959 年～1973 年)研制经费约为 6.35 亿美元。“宇宙神-半人马座”的发射费用为 5900 万美元(1988 年财年币值)。1987 年通用动力公司为新研制的“宇宙神”火箭投资 1 亿美元,生产 18 枚火箭,“宇宙神Ⅱ-半人马座”军用运载火箭发射费用目标值低于 4000 万美元。系列型号总体参数及运载能力见表。




"宇宙神系列"发展简历




16 种典型的"宇宙神"火箭

**系列型号总体参数和运载能力表**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 直径/最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力(近地轨道) (t) | 首次飞行时间 年、月、日 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 宇宙神 B | 一级半 | 25.91 | 3.05/4.876 | 110.66 | 1610.26 | 0.07258 | 1958.12.18 |
| 宇宙神 D | 一级半 | 29.07 | 3.05/4.876 | 117.93 | 1610.26 | 1.36 | 1961.4.25 |
| 宇宙神 LV-3A-艾布尔 | 三级半 | 30.3 | 3.05/4.876 | 117.915 | 1610.26 | 0.68 | 1959.9.24 |
| 宇宙神 LV-3A-阿金纳 A | 二级半 | 30.2 | 3.05/4.876 | 123.81 | 1610.26 | 1.86 | 1960.2.26 |
| 宇宙神 LV-3A-阿金纳 B | 二级半 | 29.87 | 3.05/4.876 | 124.85 | 1610.26 | 2.27 | 1961.7.12 |
| 宇宙神 LV-3C-半人马座 D | 二级半 | 32.81 | 3.05/4.876 | 136.055 | 1730.358 | 4.85 | 1962.5.8 |
| 宇宙神 E/F | 二级半 | 25.9 | 3.05/4.876 | 121.95 | 1730.61 | 1.712 | 1980/1968 |
| 宇宙神 SLV-3-阿金纳 B | 二级半 | 30.1 | 3.05/4.876 | 131.414 | 1730.358 | 2.77 | 1964.1.30 |
| 宇宙神 SLV-3-阿金纳 D | 二级半 | 33.2 | 3.05/4.876 | 127 | 1727.41 | 3.81 | 1963.7.12 |
| 宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D | 二级半 | 36.7 | 3.05/4.876 | 148.8 | 1758.558 | 3.856 | 1968.3.4 |
| 宇宙神 SLV-3A-博纳 I | 二级半 | ≥28.15 | 3.05/4.876 | 129.905 | 1758.558 | 0.684 | 1968.8.16 |
| 宇宙神 SLV-3C-半人马座 D | 二级半 | 38.35 | 3.05/4.876 | 146.732 | 1758.558 | 3.851 | 1967.9.8 |
| 宇宙神 SLV-3D-半人马座 D-1A | 二级半 | 39.9 | 3.05/4.876 | 130.79 | 1918.962 | 5.119 | 1973.4.6 |
| 宇宙神 G-半人马座 D-1A | 二级半 | 42～43.9 | 3.05/4.876 | 163.565 | 1952.324 | 6.8 | 1984.6.9 |
| 宇宙神 H | 二级半 | 31.9 | 3.05/4.876 | 132.8 | 1952.324 | 1.36(太阳同步轨道) | 1983.2.9 |
| 宇宙神 I -半人马座 D-1A | 二级半 | 42～43.9 | 3.05/4.876 | 163.9～164.29 | 1953.95 | 5.7～5.9 | 1990.7.25 |
| 宇宙神 I -半人马座 | 二级半 | 45.6～47.5 | 3.05/4.876 | 187.17～187.56 | 2084 | 6.58～6.78 | 1991.12.7 |
| 宇宙神 I A-半人马座 | 二级半 | 45.6～47.5 | 3.05/4.876 | 187.31～187.7 | 2084 | 6.92～7.12 | 1992.6.10 |
| 宇宙神 I AS-半人马座 | 二级半 | 45.6～47.5 | 3.05/4.876 | 233.6～234.01 | 2950 | 7.44～7.64 | 1993.12.16 |

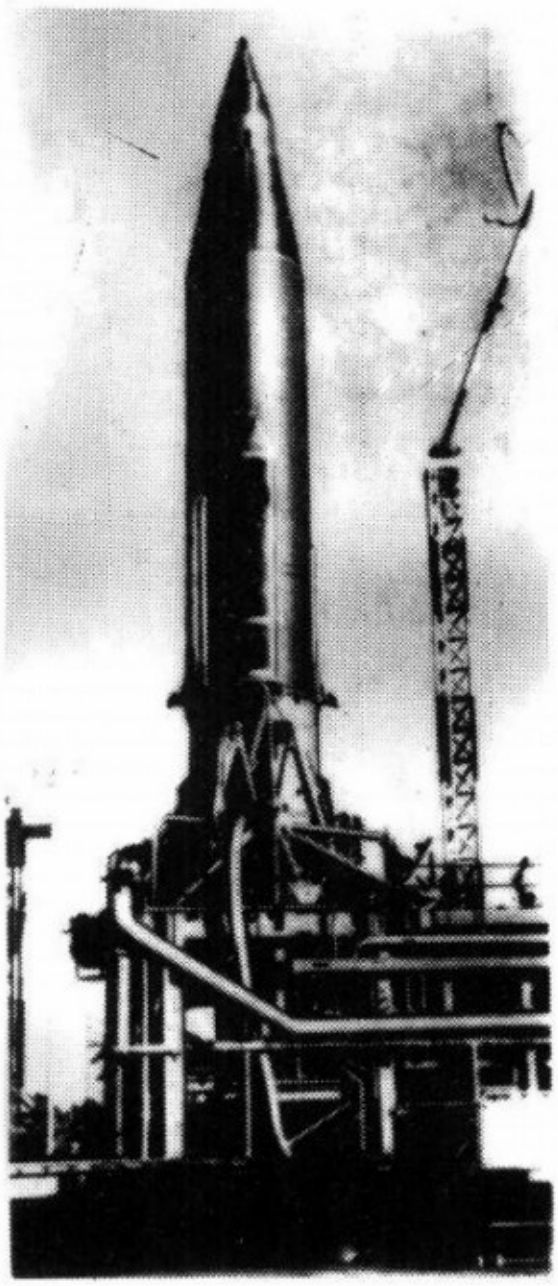
# 单级宇宙神系列
# (THE SINGLE STAGE ATLAS FAMILY)

“单级(或称一级半)宇宙神运载火箭 B、D”有以下特点:第一,助推器只有两台助推发动机,它们使用一子级贮箱中的推进剂,完成助推任务后与主级分离;第二,贮箱为薄壁硬壳式结构,贮箱结构强度依靠内部充压来保持;第三,单级火箭完成了多项首次空间发射,如发射世界上第一颗斯科尔(Score)通信卫星和美国第一艘载人飞船。上述火箭异同之处为:1)总体布局

相同;2)箭体结构、材料相同;3)“宇宙神 B、D”用 MA-2 推进系统;4)“宇宙神 B、D”采用无线电/惯性混合制导;5)2 种单级火箭的尺寸、推力、起飞质量和发射任务各不相同。鉴于它们的布局、组成和特点类似,下面只简述“宇宙神 B”的主要性能、应用和特点,而详细介绍“宇宙神 D”总体布局和各个分系统。

## 宇宙神 B (ATLAS B)

“宇宙神 B”(又称 LV-3A)运载火箭是由“宇宙神 B”试验型导弹(武器系统编号 WS-107A-1)改装而成的。1958 年 12 月 18 日,该火箭发射了世界上第一颗通信卫星“斯科尔”,卫星质量为 72.58kg,卫星近地点 177.0km,远地点 1480.6km,倾角 32.3°,周期 101.46min。火箭发射后,星箭未能分离,一起进入轨道。星上发射机工作了 13 天。卫星运行 34 天后于 1959 年 1 月 21 日在太平洋中途岛上空烧毁。火箭的各个分系统详见“宇宙神 D”。



“宇宙神 B”运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 一级半 | 起飞推力 | 1610.26kN |
| 全长 | 25.908m | 推重比 | 1.483 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力(近地轨道) | 72.58kg |
| 起飞质量 | 110.66t | | |

### 基　础　级

| | |
|---|---|
| 级长 | 20.116m |
| 芯级直径 | 3.05m |
| 发动机 | MA-2 |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA3 |
| 主机 | 1×LR-105-NA3 |
| 游机 | 2×LR-101 |
| 推进剂 | 液氧/煤油 |

| | |
|---|---|
| 地面推力 | |
| 助推发动机 | 1334.47kN |
| 主机 | 266.89kN |
| 游机 | 8.896kN |
| 总推力 | 1610.26kN |
| 工作时间 | |
| 助推发动机 | 145s |
| 主机 | 280s |
| 游机 | 280s |

# 宇宙神 D (ATLAS D)

“宇宙神 D”(包括宇宙神 LV-3B)运载火箭是在“宇宙神 D”洲际导弹基础上改装而成的，它是美国发射载人飞船的第一枚运载火箭。为了确保宇航员的安全，要求火箭有极高的可靠性。为此，对发射“水星”飞船的“宇宙神 D”火箭作了如下改进：1)在结构方面：增加了一段与飞船的对接段；将反推火箭移到飞船上变为正推火箭，用于飞船与火箭的分离，为此在液氧箱前底增加玻璃纤维防热层；增加了氧化剂贮箱蒙皮的厚度。2)在推进系统方面：助推发动机采用带隔板的喷注器抑制燃烧不稳定；增加监视不稳定燃烧的监测器以监测发动机的振动特性；取消游动发动机单独工作阶段。3)在控制系统方面：加装一个新型自动驾驶仪用的速率陀螺，位于液氧箱侧面，用来提供最佳姿态速率信号，以弥补较长的“水星”飞船(长 8.534m)对贮箱柔性的影响，使发动机摆角最小；4)在保证宇航员安全方面：其最重要的改变是在仪器舱内安装了一套中止飞行敏感和执行系统(ASIS)，以探测灾难性故障并采取挽救措施。“宇宙神 D”于 1959 年 9 月 9 日执行了命名为大兵(Big Joe)的第一次水星亚轨道发射任务，之后正式开始执行水星-宇宙神系列 9 次发射任务。1960 年 7 月 29 日水星-宇宙神 1(MA-1)火箭首次发射不带逃逸系统和试验物(人或动物)的水星飞船。1962 年 2 月 20 日，将美国第一艘载人飞船送入轨道，从 1959～1967 年 7 月 27 日止“宇宙神 D”飞行了 18 次，失败 6 次，成功率为 67%，下面以发射“水星”飞船为例说明宇宙神 D 的情况。



"宇宙神 D"运载火箭

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 一级半 | 起飞推力 | 1610.26kN |
| 全长 | 29.07m | 推重比 | 1.392 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | 1.36t |
| 起飞质量 | 117.93t | (高 470km、倾角 32°圆轨道) | |

### 基　础　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 20.52m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 结构质量 | 7.854t | 助推发动机 | 1334.47kN |

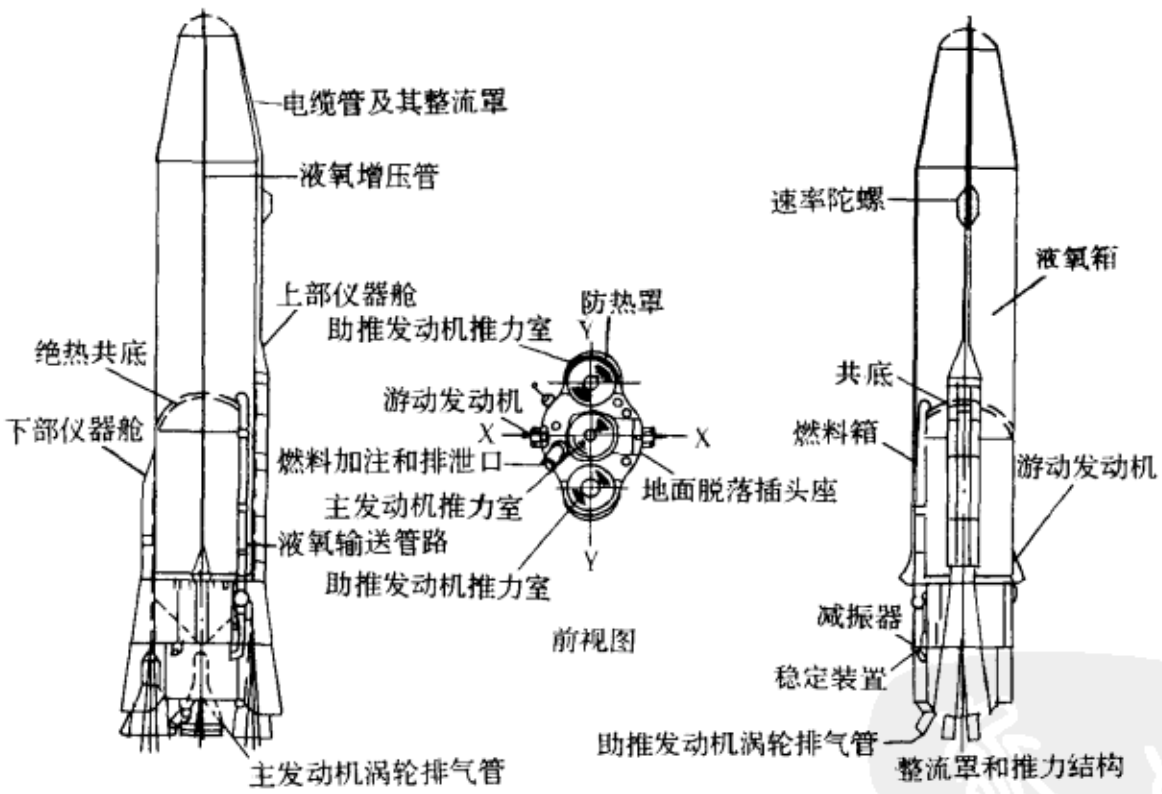
| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机 | MA-2 | 主机 | 266.89kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA3 | 游机 | 8.896kN |
| 主机 | 1×LR-105-NA3 | 总推力 | 1610.26kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 工作时间 | |
| | | 助推发动机 | 145s |
| | | 主机 | 280s |
| | | 游机 | 280s |

### “水星”飞船

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度(包括救生塔) | 8.534m | 结构质量 | |
| 直径 | 1.89m | 发射时 | 1.935t |
| | | 回收时 | 1.099t |

## 总　体　布　局

“宇宙神D”运载火箭外形及组成见图。火箭由中心一子级和尾段的助推器组成。中心级包括贮箱和主发动机。贮箱前面的截锥形对接段将“水星”飞船与运载火箭连成一个整体。贮箱两侧的上、下两个仪器舱中安装制导、控制和电子装置。助推器的两台助推发动机借助可分离的机械系统安装在一子级推力环上，外边用锥形整流罩保护。助推发动机完成飞行任务后与尾段一起沿纵向与一子级分离。




“宇宙神D”运载火箭布局

## 箭 体 结 构

箭体结构由贮箱、尾段和分离机构组成。

贮箱由一个长 15.24m 的圆筒形壳段和半球形上底、圆锥形下底和半球形中间共底组成。共底将贮箱分隔成上、下两部分，上面为液氧箱，下面为煤油箱，液氧箱容积比煤油箱大。贮箱材料应适合于贮存－183℃液氧，要求材料强度高、刚性好、耐腐蚀、加工焊接性好。因此，选用美国 AISI301 不锈钢。它在－196℃下拉伸强度可达 1792.66MPa，在常温下为 686.47MPa。贮箱筒段用宽 90cm，厚 1mm 左右的钢板制造，蒙皮厚度不等，为 0.38～1.22mm。为了加强焊缝强度，沿焊缝点焊了内衬板条。筒段焊好后，焊接前底、后底和共底。箱体加工、装配好后，内部充以氮气，保持一定的内压，以维持结构的稳定。箱内装有用于抑制液体晃动或产生旋涡的 12 块防晃、防旋板。贮箱上部有一段有效载荷对接的锥形对接段。推力环段连接贮箱的锥形下底和圆筒段，外面用加肋条加强。游动发动机装在贮箱圆筒段下端框的外侧，与助推发动机互成 90°间隔配置，外面有酚基树脂整流罩。

贮箱两侧上、下 2 个仪器舱与游动发动机相隔 90°安装到贮箱外蒙皮上。

尾段用来保护主发动机和两台助推发动机。尾段整流罩是波纹形蒙皮和桁条构成的半硬壳式结构。助推发动机外有扩散裙形整流罩。尾段底部安装有玻璃纤维面板、铝蜂窝和石棉防护层构成的蜂窝结构防热屏。整个尾段连同 2 台助推发动机通过分离机构与贮箱上的推力环段相连接，即用 10 个氦气作动锁紧机构把尾段连接到贮箱上。火箭助推飞行段结束后，尾段由分离导轨引导沿纵向与箭体分离。

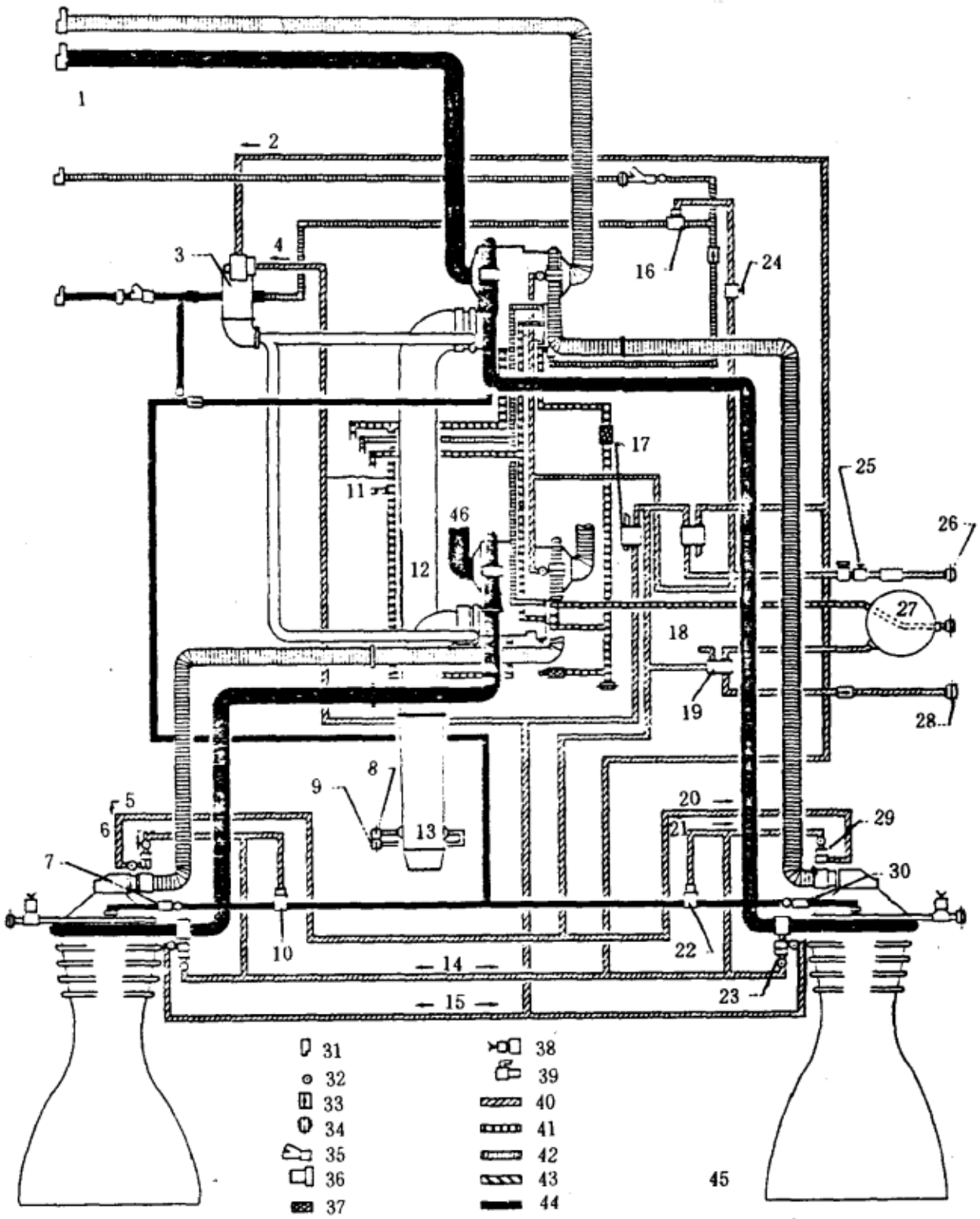
## 推 进 系 统

“宇宙神 D”推进系统采用 MA-2 发动机系统，该系统由 2 台助推发动机、1 台主发动机、2 台游动发动机、一套推进剂利用系统和气动系统组成。5 台发动机均由万向支架支撑，可进行摆动以控制火箭飞行姿态，系统采用燃气发生器动力循环。推力室为管壁式，采用再生冷却。燃烧室采用玻璃纤维缠绕，可克服室壁横向应力过大导致室壁破裂的缺陷。MA-2 系统采用液氧/煤油(RP-1)推进剂。推进系统的可靠性为 0.991。

**助推发动机**

助推发动机是由洛克达因分公司(Rocketdyne Division)研制的 LR-89-NA5 液氧/煤油发动机，主要由推力室、涡轮泵、燃气发生器、喷注器和发动机起动系统组成。推力室为钟形管壁式结构，由细管沿纵向集束，再用铜钎焊制成，燃烧室温度高达 3350～3400℃，燃料从室壁的细管中通过，进行预热并对燃烧室进行再生冷却。燃烧室材料用镍材，这种材料具有耐热、耐氧化和抗腐蚀的特点，加工性也好。镍的熔点高达 1455℃。燃烧室和喷管外部有数处用 AISI 4130 钢环加强。涡轮泵由燃气发生器产生的高速燃气驱动，不允许有起动加热过程，要求它在发射 0.5s 内由静止状态达到 30000r/min。因此选用耐热、抗冲击的合金钢制造。涡轮盘是 A-286 钢锻件，叶片是 HS-21 铸件。A-286 是在镍-铬合金钢中加入钛和铝冶炼而成；HS-21 是钴基耐热合金钢。管路等用耐盐酸镍基合金(Hastelloy)，内含钼，在高温下富有韧性。燃气发生器由球形燃烧室和排气歧管组成。助推发动机装在万向支架上，可沿俯仰和偏航方向摆动(摆角 5°)以保持火箭飞行稳定。

助推发动机(2 台)地面推力 1334.47kN。燃烧时间 145s。宇宙神 D 助推发动机系统见图。

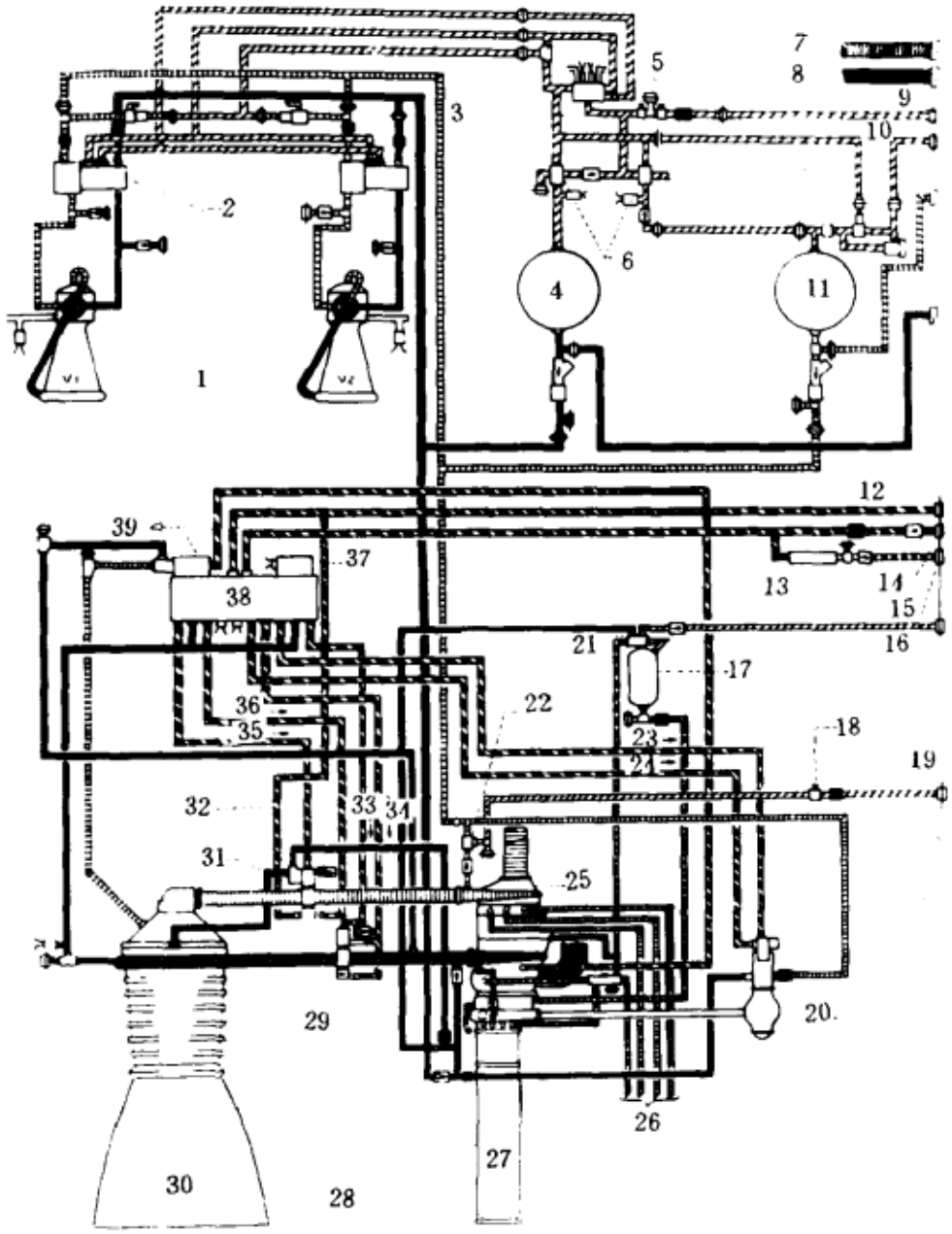



"宇宙神 D"助推发动机推进系统

1. 助推器脱落插头座;2. 关闭;3. 气体发生器;4. 打开;5. 打开;6. 关闭;7. 自燃点火器;8. 氦气入口(约 20.68MPa);9. 氦气出口;10. 燃料点火器阀;11. 排放管;12. 涡轮排气管;13. 热交换器;14. 关闭;15. 打开;16. 氧化剂压力调节器;17. 主级控制阀;18. 点火控制阀;19. 增压阀门;20. 打开;21. 关闭;22. 燃料点火器阀门;23. 主燃料阀门;24. 基准压力调节器;25. 压力调节器 5.17MPa;26. 氦气供应;27. 润滑油箱;28. 氦气供应 393kPa;29. 氧化剂主阀门;30. 自燃点火器;31. 断流阀门;32. 小孔;33. 单向阀;34. 连接件(CVAC 与 GFAE);35. 加注单向阀;36. 安全阀;37. 过滤器;38. 压力开关;39. 泄放和回压阀;40. 气压管路;41. 润滑油管路;42. 氧化剂管路;43. 液压管路;44. 燃料管路;45. 助推发动机。

**主发动机**

主发动机是由洛克达因公司研制的液氧/煤油 LR-105-NA3 发动机。主发动机主要由推力室、涡轮泵、喷注器和发动机起动系统等组成。主要部件结构和材料与助推发动机相似。主发动机装在箭体轴线万向支座上。助推发动机分离后主发动机开始作俯仰和偏航摆动,摆角可达 3°。主发动机地面推力为 266.89kN。燃烧时间约为 280s。主发动机推进系统图见图。




"宇宙神 D"主发动机和游机发动机推进系统

1. 游动发动机;2. 推进剂阀门;3. 游动发动机点火和发动机贮箱增压阀门;4. 发动机的燃料箱;5. 压调器;6. 增压阀门;7. 接氧化剂箱;8. 接燃料箱;9. 供应氮气;压力为 20.68MPa;10. 氧化剂排气管;11. 发动机的氧化剂贮箱;12. 液压回流;13. 液压蓄压器;14. 液压压力为 20.68MPa;15. 充氮气;16. 氮气,压力为 393kPa;17. 润滑油瓶;18. 基准压调器;19. 氮气,压力为 20.68MPa;20. 气体发生器;21. 增压阀门;22. 氧化剂压调器;23. 关闭;24. 打开;25. 泵;26. 排泄管;27. 涡轮排气管;28. 主发动机;29. 推进剂利用阀门;30. 主发动机;31. 压头抑制阀门;32. 点火器阀门;33. 关闭;34. 打开;35. 关闭;36. 打开;37. 推进剂利用系统伺服阀;38. 液压控制歧管;39. 液压系统伺服阀门。

**游动发动机**

2 台游动发动机是由洛克达因分公司研制的液氧/煤油 LR-101 发动机。它是靠起动箱提供的推进剂起动的。飞行期间由主发动机涡轮泵提供推进剂。推力室是双壁式的,用燃料进行

再生冷却。每台游动发动机的推力约为 4.448kN。2 台游动发动机在整个飞行阶段提供滚动控制力，在游机单独工作阶段① 进行滚动、偏航和俯仰控制。燃烧时间约为 280s。游机的推进系统见图。

**推进剂利用系统**

系统的功能是使液氧和煤油尽可能同时耗尽。该系统由 2 个水银压力计和 1 个计算器比较器组成。工作时，系统不断地测量贮箱中的推进剂质量，计算出贮箱内燃料和氧化剂的质量比，并与正常混合比作比较，得出误差信号，调节主发动机相应的燃料控制阀改变燃料流量，保持所要求的质量比，使贮箱中推进剂接近全部耗尽。

**气动系统**

系统为贮箱、发动机控制系统和助推发动机抛掷系统提供氮气。系统由 5 个氮气瓶、1 个热交换器、控制调节器和安全阀等组成，系统见图。

## 分　离　系　统

尾段分离系统由爆炸螺栓、气压式分离机构和滑轨组成(见图)。分离时，引爆爆炸螺栓，分离爆炸阀动作，氮气分配歧管为连接分离面的 10 个氮气作动锁紧机构提供 20.68MPa 压力的氮气，使尾段与箭体分离，尾段连同助推发动机一起沿滑轨下滑，向后分离。

## 制导和控制系统

“宇宙神 D”火箭的飞行轨道由两套互相关联的系统进行制导和控制：即无线电-惯性混合制导系统和自动驾驶仪飞行控制系统。

### 制导系统

制导系统由通用电气公司(GeneralElectricCompany)研制，分地面和箭载两部分(见图)。

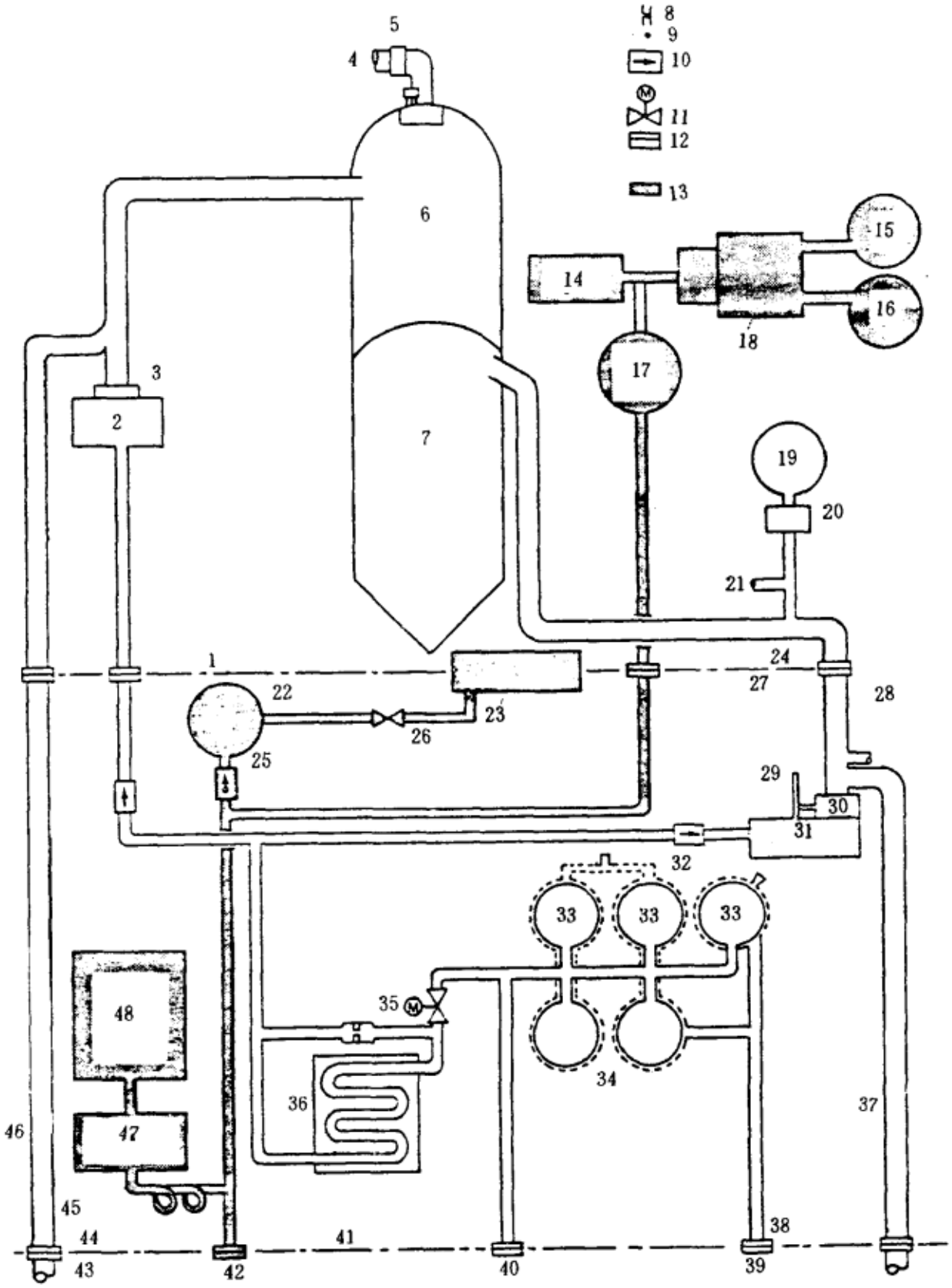
地面部分由一台单脉冲 X 波段雷达、一台 L 波段连续波速率分系统雷达和一台由柏洛兹(Burroughs)公司研制的 A-Ⅰ型地面计算机组成。

1. 单脉冲 X 波段跟踪雷达　它用来测量火箭的距离、方位角和仰角，并把一组组合信号(包括地址码、编码控制指令或离散指令)发送出去。当箭载Ⅲ型制导系统接收到修正地址码时，箭载脉冲无线电指令仪向地面站发出一个回波脉冲，同时箭载解码器发出指令并将这些控制指令和离散指令传送给飞行控制系统，对火箭飞行进行控制。解码器输出的合成控制指令信号是 400Hz 的可变相位和可变幅值的矩形波信号。

2. L 波段连续波测速雷达　它是多普勒测速雷达，从一根天线发射两束不同频率的连续波信号，箭载测速无线电指令仪根据来自地面站发出的信号进行应答。箭载无线电指令仪发出一个连续波信号，其频率等于接收信号的算术平均频率。该信号被地面中心速率站和两个远离中心站分速率站接收。分布在不同位置的 3 个地面站接收到两路多普勒频移信号和相位相关信号就可确定火箭的距离、方位角和仰角的变化率。

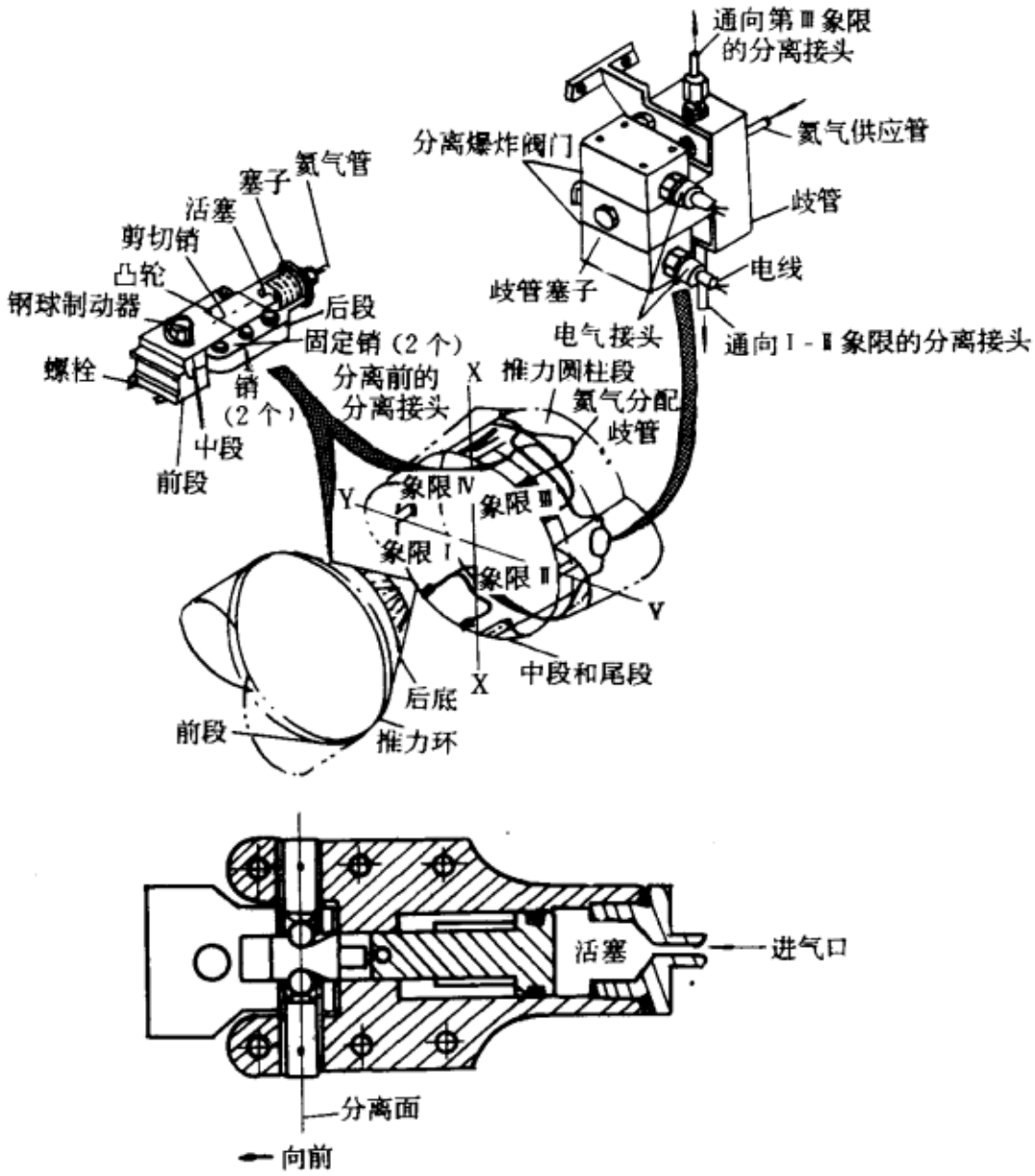
3. 地面 A-Ⅰ型制导计算机　该计算机接收来自地面单脉冲跟踪雷达和地面速率分系统

① “宇宙神 D”执行发射“水星”飞船任务时取消了游机单独工作阶段。

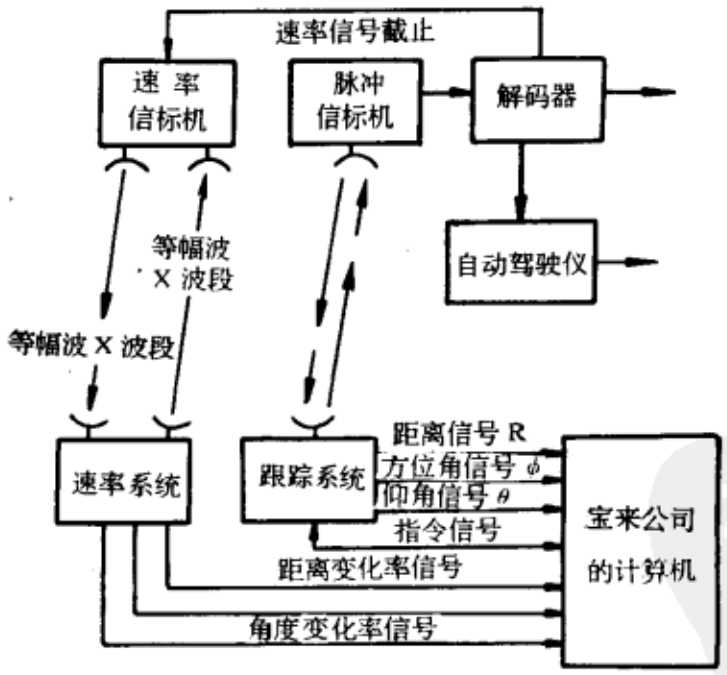



"宇宙神 D"气动系统

1. 级间分离线；2. 液氧箱调节器；3. 安全阀；4. 排向大气；5. 液氧蒸发阀；6. 液氧箱；7. 燃料箱；8. 孔板；9. 仪器位置；10. 单向阀门；11. 电机操作阀门；12. 脱落插头座；13. 控制系统；14. 氧化剂基准压调器；15. 燃料起动箱；16. 氧化剂起动箱；17. 控制用氮气气瓶；18. 主起动系统和游动发动机推进剂阀门控制歧管；19. 主发动机润滑油箱；20. 润滑油箱压力阀门；21. 给主发动机液压油箱增压的氦气；22. 20.68MPa 分离气瓶；23. 分离系统接头；24. 中心主级；25. 泄放单向阀；26. 爆炸阀门；27. 助推器；28. 向助推器液压箱和润滑油箱输送的氦气；29. 敏感管；30. 安全阀门；31. 燃料箱调节器；32. 液氦套；33. 贮箱增压用氦气瓶；34. 液氦套；35. 0.64cm 旁通孔；36. 助推器贮箱热交换器；37. 燃料箱地面增压管；38. 快速脱落接头；39. 液氦加注和泄出管；40. 氦气加注管；41. 起飞线；42. 氦气加注管；43. 发射台；44. 助推器；45. 热交换器；46. 氧化剂箱地面增压管路；47. 助推发动机控制调节器；48. 助推发动机控制歧管，压力为 5167.5±207kPa。




“宇宙神 D”尾段分离系统




“宇宙神 D”火箭制导系统框图

所测到的火箭位置和速率信息,求解制导方程,发出控制和离散指令(关机指令),使箭载制导系统执行制导任务。

箭载部分制导系统由无线电速率信标机、脉冲无线电信标机、解码器等组成。系统发出各种制导信息,使助推发动机和主发动机关机,并使助推发动机与一子级分离。

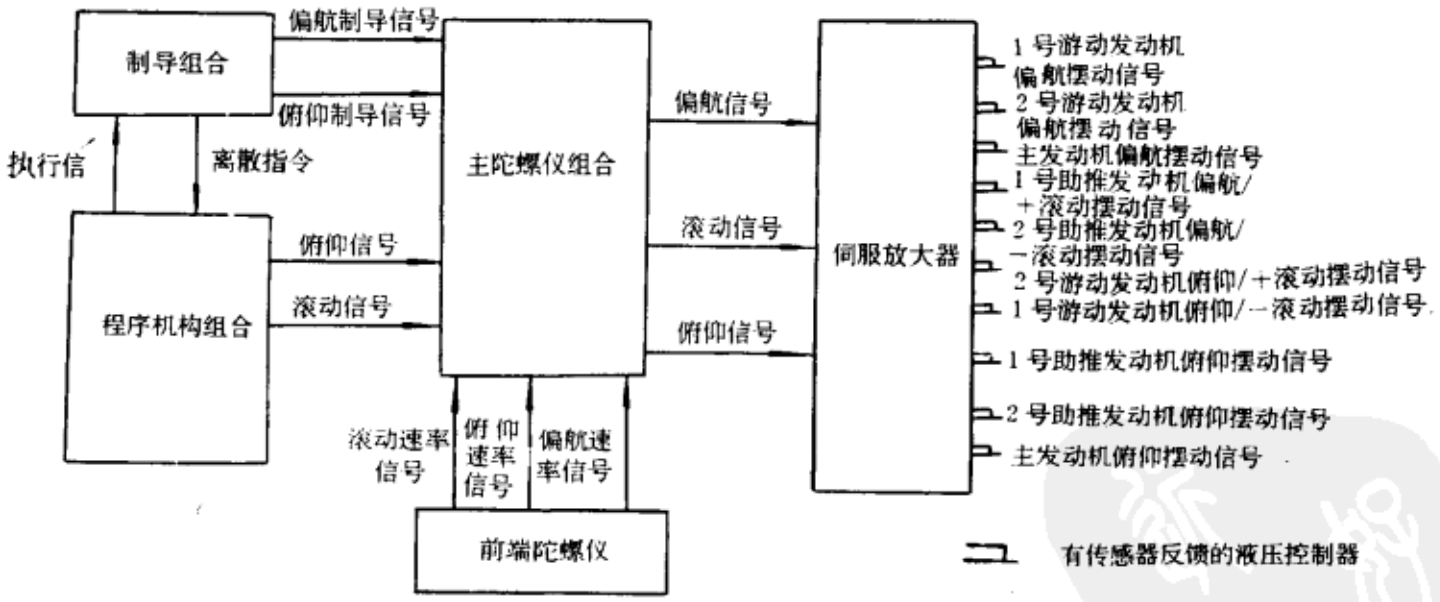
## 控制系统

系统由 1 台自动驾驶仪和用来摆动助推发动机、主发动机和游动发动机的 10 个推力室作动器组成。系统的功能是控制发动机推力矢量,稳定和控制火箭沿所要求的飞行轨道飞行。助推飞行时,由箭载飞行程序机构产生控制指令,助推级分离后,由制导系统将控制指令传到自动驾驶仪控制主发动机摆动,使火箭稳定飞行。自动驾驶仪由陀螺仪组合、程序机构和伺服放大器等组成。

1. 陀螺仪组合　该组合由 3 个位移陀螺仪、2 个速率陀螺仪和有关电子组件组成。3 个位移陀螺仪是单自由度悬浮速率积分陀螺仪。它们正交地组成一个组合件安装在箭上,3 个陀螺的输入轴分别对准箭体的俯仰、偏航和滚动轴。陀螺仪的输出信号正比于陀螺偏离其基准轴角速率的积分。2 个速率陀螺仪是单自由度悬浮速率陀螺。其输入轴分别与火箭的俯仰、偏航和滚动轴对准。陀螺的输出信号正比于火箭绕陀螺输入轴旋转的角速率。

2. 程序机构组件　它由晶体管线路定时装置、安全开关、电源电子开关、装订好的程序机构和执行滚动程序的电路等组成,该组件用于控制诸如滚动、俯仰程序、助推器分离、启动制导等。程序主要有两段:一段从火箭起飞离地 5.08cm 开始,另一段从收到地面助推器分离指令开始。滚动程序是根据地面发射设备的要求预先装定好的。程序机构根据需要把各离散指令信号送到飞行控制系统的各个装置中,也可把离散指令送到推进系统、气动系统和助推发动机抛掷分离系统中。

3. 伺服放大器　它是一种集成电路放大器,对飞行控制系统的各种陀螺输出信号、发动机位置反馈信号进行综合、放大、滤波、积分和代数求和。其输出信号送给液压作动器,作动器根据控制信号摆动各类发动机进行推力矢量控制。



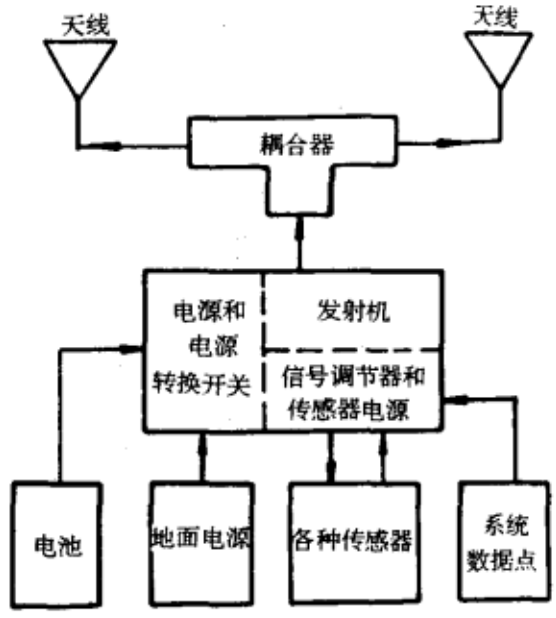

"宇宙神 D"控制系统框图

## 遥　测　系　统

“宇宙神 D”火箭在执行前 4 次发射“水星”飞船计划中采用的是标准遥测系统，之后改用轻型的全晶体管化的遥测系统，轻型系统比原标准系统质量轻 38.59～40.86kg。该系统的主要装置有各种传感器、信号调节器、传感器电路、各种电源及电源转换开关、发射机、耦合器和天线等。

## 跟　踪　系　统

为了保证靶场安全，安装了安全指令和跟踪系统。安全指令系统能接收、解码和起动解保信号、发出关闭发动机和进行自毁的指令。Azusa 跟踪系统监视火箭飞行位置和速度，将数据送给大西洋导弹靶场 IBM 7090 型计算机，不断预测火箭落点。



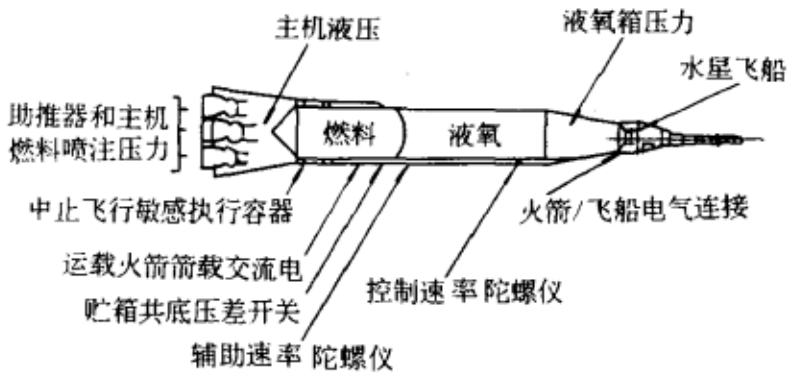

“宇宙神 D”遥测系统框图

## 中止飞行敏感和执行系统

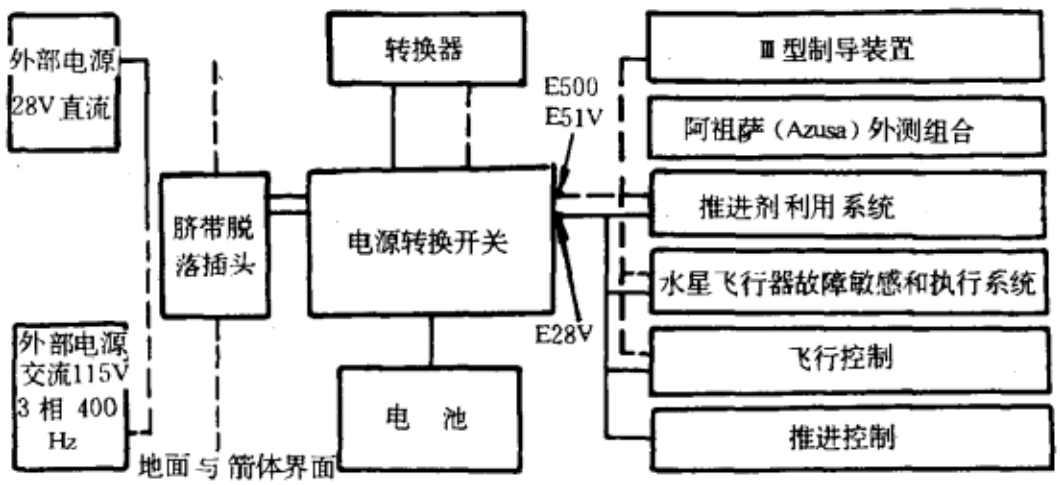
中止飞行敏感与执行系统(ASIS)是为确保宇航员绝对安全而设计的，是用于弥补运载器固有不可靠性与载人航天绝对安全之间差距的核心系统。系统由两部分组成，一部分是安装在火箭各分系统上的各种传感器和电子线路；另一部分是安装在飞船座舱内的显示器。它的功能是监测运载火箭在飞行中的各种参数，如主发动机燃料喷注压力、主发动机液压压力、助推发动机燃料喷注压力、贮箱共底压差、液氧箱压力、运载火箭三个轴(俯仰、偏航、滚动)的姿态速率、液压系统压力、级间分离、箭载交流电源(交流 400Hz，115V 和直流 28V)等。当某传感器敏感到某一参数超过临界值时，系统立即送出故障信号，并在显示器上显示，宇航员可正确判定是否发生灾难性故障，若有足够的时间可手动(但多数情况自动进行)起动“水星”飞船救生系统使之与火箭脱离，以确保安全。“宇宙神 D-水星”飞船的 ASIS 系统的传感器分布情况见图。ASIS 的可靠性由冗余的传感器及电子线路来保证。ASIS 的应急救生措施如下：火箭飞离发射台 0.6096m 前，若发生故障，由试验人员通过发射台与飞船间的电路中止火箭飞行；火箭升空后，宇航员可根据测得的故障性质经无线电通信线路中止飞行，在无动力段时若发生故障，宇航员可随时中止飞行。

## 电源与配电

系统由 28V 直流主电池和 115V、3 相、400Hz 变流器组成。电池给变流器、推进分系统、飞行控制系统、推进剂利用系统和中止飞行敏感与执行系统供电。电源转换开关用于将交、直流电源由地面切换到箭上供电。主电池为 20 个串联银锌电池组。置于密封容器内。变流器是采用磁放大器式的电压和频率调节器及有关噪声过滤器的旋转型三相星形连接变流器。




"宇宙神 D-水星"火箭 ASIS 系统传感器分布图




"宇宙神 D"电源系统框图

# 宇宙神 D(LV-3B)**飞行记录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1959.9.9 | 大兵(Big Joe) | | | | | | 亚轨道飞行 |
| 2* | 1960.7.29 | 水星-1 | | | | | | 亚轨道,因火箭结构问题发射失败① |
| 3 | 1961.2.21 | 水星-2 | | | | | | |
| 4* | 1961.4.25 | 水星-3 | 1360 | 472.0 | 549.0 | | 95 | 发射失败② |
| 5 | 1961.9.13 | 水星-4 | 1225 | 160.9 | 2559 | 32.6 | 88.6 | 飞行 110min,海上回收 |
| 6 | 1961.11.29 | 水星-5 | 1315 | 160.9 | 238.2 | 32.5 | 88.5 | 载有黑猩猩,飞行 2 圈 |
| 7 | 1962.2.20 | 水星-6(友谊-7) | 1315 | 157.7 | 257.5 | 32.5 | 88.2 | 美国第一艘载人飞船 |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 8 | 1962.5.24 | 水星-7<br>（曙光-7） | 1350 | 160.9 | 268.8 | 32.5 | 88.3 | 载人飞船 |
| 9 | 1962.10.3 | 水星-8 | 1374 | 152.9 | 284.9 | 32.6 | 88.8 | 载人飞船 |
| 10 | 1963.5.15 | 水星-9 | 1360 | 160.9 | 267.1 | 32.5 | 88.7 | 最后一艘水星飞船 |
| 11* | 1965.1.21 | 轨道飞行器 1-1<br>OV1-1 | 85 | | | | | 失败③ |
| 12* | 1965.5.27 | 轨道飞行器 1-3<br>（科学卫星 1-3） | 91.4 | | | | | 发射失败④ |
| 13 | 1965.10.5 | 轨道飞行器 1-2 | 85.5 | 407.2 | 3455.2 | 144.3 | 125.6 | 轨道飞行器首次发射成功 |
| 14 | 1966.3.30 | 轨道飞行器 1-4 | 86.8 | 877.1 | 1010.6 | 144.5 | 103.9 | 一箭双星 |
| | | 轨道飞行器 1-5 | 113.4 | 996.2 | 1047.7 | 144.7 | 104.4 | |
| 15* | 1966.7.13 | 轨道飞行器 1-7 | 117 | | | | | 失败，原因不详⑤ |
| 16 | 1966.7.14 | 轨道飞行器 1-8 | 34 | 997.8 | 1012.3 | 144.2 | 105.2 | |
| 17 | 1966.12.11 | 轨道飞行器 1-9 | 103.5 | 473.1 | 4827.9 | 99.4 | 142.3 | 一箭双星 |
| | | 轨道飞行器 1-10 | 129.2 | 640.5 | 769.3 | 99.5 | 98.9 | |
| 18* | 1967.7.27 | 轨道飞行器 1-11 | 133.7 | | | | | 一箭三星，轨道飞行 |
| | | 轨道飞行器 1-86 | 117 | 488 | 628 | 101.7 | 95.5 | 器 1-11 远地点发动 |
| | | 轨道飞行器 1-12 | 140 | 551 | 554 | 101.6 | 95.6 | 机失灵未入轨⑥ |

①飞船仪表失灵，使反推火箭关闭，手控再入；

②绕地飞行 3 圈后回收，水平扫描仪失灵，手控反推火箭点火；

③绕地飞行 6 圈，致冷剂阀门部分堵塞；

④控制电子仪器短路，手控再入；

⑤轨道飞行器未入轨；

⑥轨道飞行器未入轨；

* *“宇宙神 D”是在卡纳维拉尔角发射场发射的，1960～1963 年间以代号为宇宙神 LV-3B 发射了 9 次水星载人飞船，1965 后以宇宙神 D 命名发射了各种轨道飞行器。

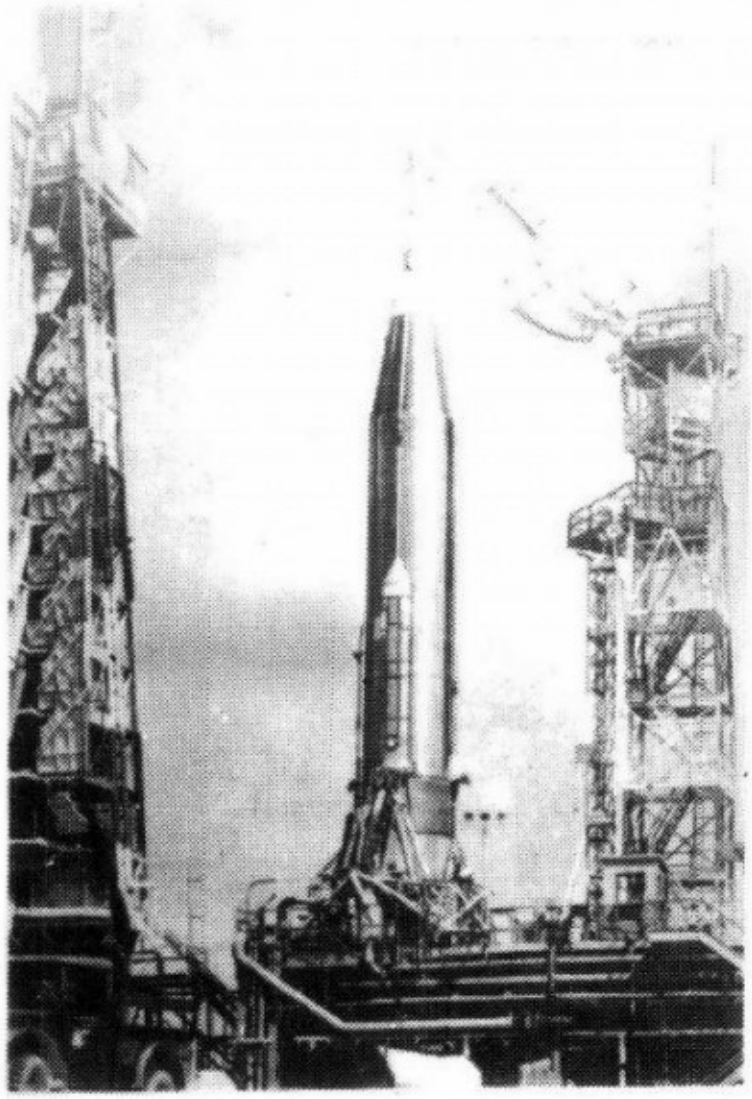
# 多级宇宙神火箭系列
# (THE MULTISTAGE ATLAS FAMILY)

“宇宙神多级火箭系列”是以“宇宙神 LV-3A、E/F、SLV-3、SLV-3A、SLV-3C 和 SLV-3D”等为基础级，配备不同的上面级而形成的。所配备的上面级包括固体“艾布尔”、“博纳Ⅱ”，常规液体的“阿金纳 A、B、D”和低温液体的“半人马座 D、D1-A”等。鉴于“宇宙神”火箭可以一种基础级与多种上面级搭配构成一个单独的系列，如“宇宙神 SLV-3-阿金纳 B”和“宇宙神 SLV-3-阿金纳 D”等。各上面级将另有专述，下面仅按“宇宙神”各系列重点介绍其基础级的组成特点及其与上面级组成的火箭的性能与使用情况。

# 宇宙神 LV-3 系列 (ATLAS LV-3 FAMILY)

"宇宙神 LV-3"(包括 LV-3A,LV-3B)是在"宇宙神 D"基础上改进而成的,它与 4 种上面级构成的多级运载火箭为:"宇宙神 LV-3A-艾布尔"、"宇宙神 LV-3A-阿金纳 A"、"宇宙神 LV-3A-阿金纳 B"和"宇宙神 LV-3C-半人马座 D"。

## 宇宙神 LV-3A-艾布尔(ATLAS LV-3A-ABLE)



"宇宙神 LV-3A-艾布尔"

"宇宙神 LV-3A-艾布尔"运载火箭是美国早期不成功的三级火箭。基础级为"宇宙神 LV-3"。二子级是"艾布尔"液体火箭,采用一台由通用航空喷气发动机公司(Aerojet-General Corporation)研制的 AJ-10-11B 液体火箭发动机,推进剂为加阻蚀剂的白烟硝酸和偏二甲肼,三子级是固体级,采用由阿利根尼弹道学实验室(Allegany Ballistics Laboratory)研制的 ABLX-248-3 Altair 固体火箭发动机。两个上面级类似于第二代"雷神-艾布尔"火箭的上面级。"宇宙

神 LV-3A-艾布尔"火箭主要承担发射环月卫星(Lunar Satellite)等任务。它能将 681kg 的有效载荷送到 482.8km 的近地轨道。将 90.8kg 的有效载荷送往逃逸轨道。"宇宙神 LV-3A-艾布尔"共发射 4 次,均遭失败。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 三级半 | 起飞推力 | 1610.26kN |
| 全长 | 28.45～30.30m | 推重比 | 1.419 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 117.915t | 近地轨道 | 0.681t |
| | | 逃逸轨道 | 0.09t |

### 基 础 级

见"宇宙神 D"基础级。

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.91m | 发动机 | 1×AJ-10-11B |
| 直径 | 0.84m | 推进剂 | 白色发烟硝酸/偏二甲肼(IWFNA/VDMH) |
| | | 真空推力 | 34.25kN |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.25m | 发动机 | LX-248-A7 |
| 直径 | 0.56m | 真空推力 | 13.79kN |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1* | 1959.9.24 | 先驱者-1(Pioneer-1)(月球探测器) | 0.17 | 逃 | 逸 | 轨 | 道 | 失败① |
| 2* | 1959.11.26 | 先驱者-3 | 0.169 | 逃 | 逸 | 轨 | 道 | 失败② |
| 3* | 1960.9.25 | 先驱者-30 | 0.176 | 逃 | 逸 | 轨 | 道 | 失败③ |
| 4* | 1960.12.15 | 先驱者-31 | 0.176 | 逃 | 逸 | 轨 | 道 | 失败④ |

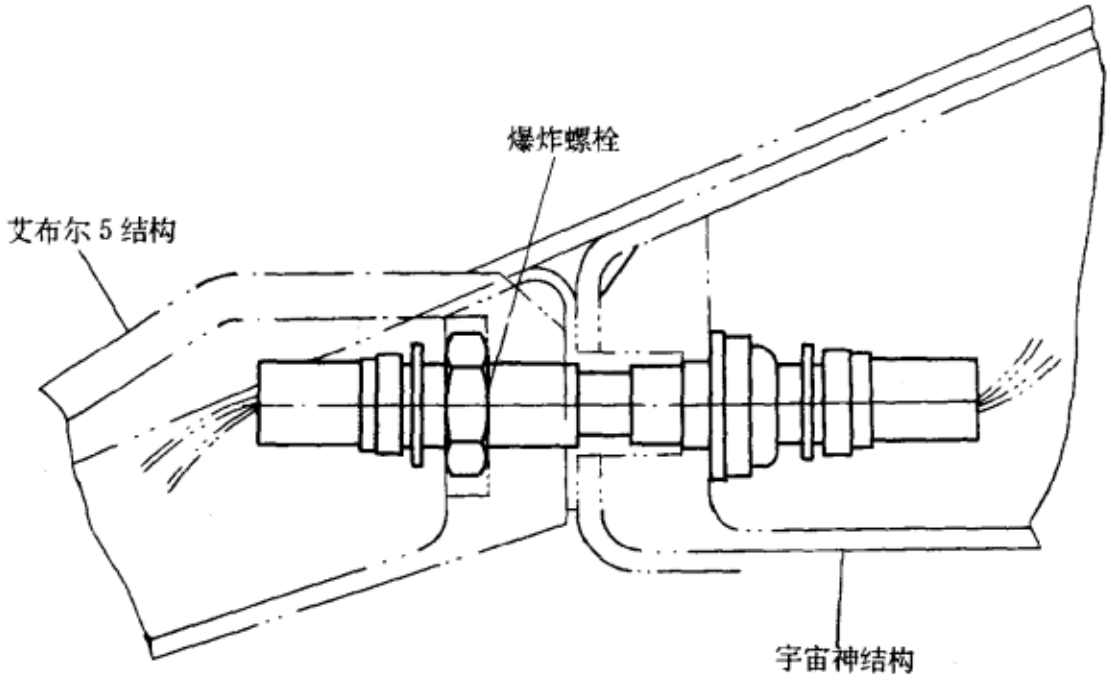
①静态试车时爆炸;

②二子级未工作,有效载荷整流罩分离失败;

③二子级氧化剂系统发生故障,二子级点火失败;

④发射后 70s,在 12km 高空,火箭一子级爆炸。

“宇宙神 LV-3A-艾布尔”的基础级详见“宇宙神 D”。上面级详见“雷神-艾布尔”火箭。“宇宙神 LV-3A-艾布尔”火箭级间段是用爆炸螺栓连接的，见图。




“宇宙神 LV-3A-艾布尔”级间段连接示意图

# 宇宙神 LV-3A-阿金纳 A(ATLAS LV-3A-AGENA A)

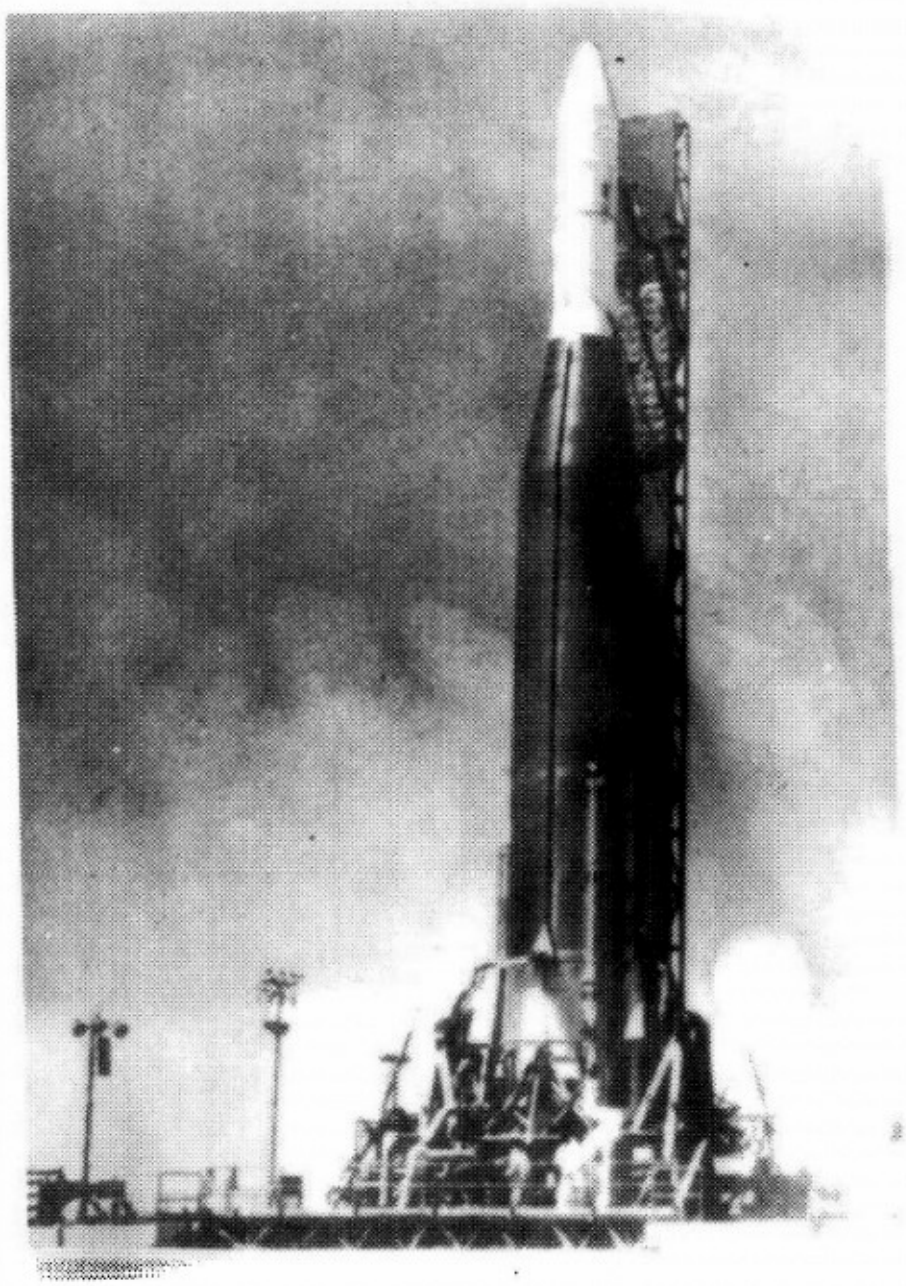
“宇宙神 LV-3A-阿金纳 A”由“宇宙神 LV-3A”与上面级“阿金纳 A”组合而成(基础级详见“宇宙神 D”，上面级详见“阿金纳 A”)。该运载火箭发射了迈达斯(Midas)1、2 和萨莫斯(Samos)1、2 试验型侦察卫星。“宇宙神 LV-3A-阿金纳 A”于 1960 年 2 月 26 日首次飞行。截止 1961 年 1 月 31 日共飞行 4 次，2 次成功，2 次失败。成功率为 50%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1610.26kN |
| 全长 | 30.2m | 推重比 | 1.35 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 123.81t | 近地轨道 | 1.86t |
| | | 逃逸轨道 | 0.16t |

## 基 础 级

见“宇宙神 D”基础级。



"宇宙神 LV-3A-阿金纳 A"运载火箭

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.8m | 发动机 | 1×Bell 8048 |
| 直径 | 1.5m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 (IRFNA/UDMH) |
| 推进剂质量 | 3.07t | | |
| | | 真空推力 | 69.1kN |
| | | 真空比冲 | 2697N·s/kg |
| | | 工作时间 | 120s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 直径 | 1.5m |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾 角(°) | 周 期(min) | |
| 1* | 1960.2.26 | 迈达斯-1(Midas-1) | 2.110 | | | | | 失败① |
| 2 | 1960.5.24 | 迈达斯-2 | 2.268 | 469.9 | 518.2 | 33.0 | 94.4 | 监测苏联导弹发射 |
| 3* | 1960.10.11 | 萨姆斯-1(Samos-1) | 1.86 | | | | | 失败② |
| 4 | 1961.1.31 | 萨姆斯-2 | 1.86 | 472.0 | 549.0 | 97.0 | 95.0 | 美国发射的第一颗侦察卫星 |

①第二级火箭未分离;

②阿金纳 A 火箭高空点火失败。

# 宇宙神 LV-3A-阿金纳 B(ATLAS LV-3A-AGENA B)

"宇宙神 LV-3A-阿金纳 B"自 1961 年起承担发射秘密卫星任务。基础级见"宇宙神 D",上面级见"阿金纳 B"。该火箭于 1961 年 7 月 12 日首次飞行,至 1963 年 7 月 18 日止共飞行了 23 次。飞行记录见后。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1610.26kN |
| 全长 | 29.87m | 推重比 | 1.34 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 124.85t | 近地轨道 | 2.27t |

### 基 础 级

见"宇宙神 D"基础级。

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.6m | 发动机 | 1×Bell 8096 |
| 直径 | 1.5m | 推进剂 | IRFNA/UDMH |
| 子级质量 | 7.05t | 真空推力 | 71.1kN |
| 结构质量 | 0.91t | 真空比冲 | 2795N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6.14t | 工作时间 | 240s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 直径 | 1.5m |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1961.7.12 | 迈达斯-3 | 1.588 | 3426.2 | 3464.8 | 91.1 | 160 | |
| 2· | 1961.8.23 | 徘徊者-1(Ranger-1)（第一个月球探测器） | 0.306 | 169.0 | 502.1 | 32.9 | 91.1 | 失败① |
| 3· | 1961.9.9 | 萨姆斯-3 | 0.186 | | | | | 失败② |
| 4· | 1961.10.21 | 迈达斯-4 | 1.588 | 3503.5 | 3746.5 | 95.9 | 166 | 失败③ |
| 5· | 1961.11.18 | 徘徊者-2 | 0.3062 | 152.9 | 235.0 | 33.3 | 88.3 | 失败④ |
| 6· | 1961.11.22 | 秘密卫星 | | | | | | 失败⑤ |
| 7 | 1961.12.22 | 秘密卫星 | | 233.4 | 751.5 | 89.6 | 94.5 | |
| 8· | 1962.1.26 | 徘徊者-3 | 0.3298 | | | | | ⑥ |
| 9 | 1962.3.7 | 秘密卫星 | | 249.4 | 635.7 | 90.9 | 93.9 | · |
| 10 | 1962.4.9 | 迈达斯-5 | 2.0 | 2814.7 | 3379.5 | 86.7 | 153 | |
| 11 | 1962.4.23 | 徘徊者-4 | 0.331 | | | | | 美国飞行器第一次击中月球 |
| 12 | 1962.4.26 | 秘密卫星 | | 170.8 | 351.4 | 73.1 | 90.0 | |
| 13 | 1962.6.18 | 秘密卫星 | | 366.9 | 410.4 | 82.1 | 92.4 | |
| 14 | 1962.7.18 | 秘密卫星 | | 180.2 | 228.5 | 96.1 | 88.7 | |
| 15· | 1962.7.22 | 水手-1(Mariner-1)（金星探测器） | 0.2 | | | | | 发射失败⑦ |
| 16 | 1962.8.5 | 秘密卫星 | | 273.7 | 273.8 | 96.3 | 88.6 | |
| 17 | 1962.8.26 | 水手-2（金星探测器） | 0.202 | | | | | 进入太阳轨道 |
| 18 | 1962.10.18 | 徘徊者-5 | 0.3425 | | | | | 进入太阳轨道 |
| 19 | 1962.11.11 | 秘密卫星 | | 206.0 | 206.0 | 96.0 | 88.7 | |
| 20· | 1962.12.17 | 秘密卫星，环境研究卫星3，4 | | | | | | 发射失败⑧ |
| 21 | 1963.5.9 | 迈达斯-6 | 2.0 | 3603.2 | 3680.5 | 87.4 | 166.5 | 一箭四星 |
| | | 西福特卫星 | 0.0227 | 3603.2 | 3680.5 | 87.4 | 166.5 | |
| | | 环境研究卫星-5 | 0.00068 | 3603.2 | 3683.7 | 87.4 | 166.5 | 测量辐射 |
| | | 环境研究卫星-6 | 0.00068 | 3603.4 | 6677.3 | 87.4 | 166.5 | 测量辐射 |
| 22· | 1963.6.12 | 秘密卫星 | | | | | | 发射失败⑨ |
| 23 | 1963.7.18 | 迈达斯-7 | 2.0 | 3659.6 | 3728.8 | 88.4 | 167.9 | 一箭四星 |
| | | 环境研究卫星-9、10 | 0.00068 | 3661.2 | 3733.6 | 88.4 | 167.9 | |
| | | 秘密卫星 | | 3661 | 3744.8 | 88.4 | 168.0 | |

①阿金纳 B 再次起动失败，仅沿近地轨道飞行；
②在发射台上爆炸；
③双星发射，两星未分离；
④星-箭未分离；
⑤飞行控制故障；
⑥载有地震仪的容器，在月球上硬着陆。
⑦失败原因不详；
⑧失败原因不详；
⑨失败原因不详。

# 宇宙神 LV-3C-半人马座 D
# (ATLAS LV-3C-CENTAUR D)

"宇宙神 LV-3C-半人马座 D"运载火箭是由美国通用动力公司宇航分公司自 1958 年 8 月至 1962 年 5 月研制的第一枚用液氢/液氧上面级的二级火箭。基础级宇宙神 LV-3C 是"宇宙神 D"的改型。它是将"宇宙神 LV-3"加长了 1.3m,可以多加注 9.5t 推进剂。基础级详见"宇宙神 D",上面级"半人马座 D"详见半人马座系列。"宇宙神 LV-3C-半人马座 D"于 1962 年 5 月 8 日首次试飞(AC-1),因绝热结构毁坏,发射失败,直至 1967 年 9 月被"宇宙神 SLV-3C-半人马座 D"所取代。"宇宙神 LV-3C-半人马座 D"从 1962 年 5 月 8 日至 1967 年 7 月 14 日共发射了 12 次。其中发射研制模型卫星(R/D)8 颗,"勘测者"(Surveyor)卫星 4 颗。飞行记录见表。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1730.358kN |
| 全长 | 32.817m | 推重比 | 1.296 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 136.055t | 近地轨道 | 4.85t |

### 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.9m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 发动机 | MA-3 | 助推发动机 | 1467.912kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA5 | 主机 | 253.549kN |
| 主发动机 | 1×LR-105-NA5 | 游机 | 8.896kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 总推力 | 1730.36kN |
| | | 工作时间 | |
| | | 助推发动机 | 145s |
| | | 主机 | 300s |
| | | 游机 | 300s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.1m | 发动机 | 2×RL-10A-3 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 液氢/液氧 |
| 子级质量 | 17.44t | 真空推力 | 2×66.7kN |
| 结构质量 | 2.244t | 真空比冲 | 4354.2N·s/kg |

工作时间　　450s

## 整　流　罩

长度　　直径(圆柱段)　　3.05m

## 飞　行　记　录

| 序号 | 代号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1· | AC-1 | 1962.5.8 | 研制型勘测者模型 | | | | | | 首次发射,(AC-1失败)① |
| 2 | AC-2 | 1963.11.27 | 研制型 | 4.855 | 490 | 750 | 30.35 | 107.5 | |
| 3· | AC-3 | 1964.6.30 | 研制型 | | | | | | 发射失败② |
| 4 | AC-4 | 1964.12.11 | 研制型 | | 162.6 | 172.2 | 30.6 | 87.9 | |
| 5· | AC-5 | 1965.3.2 | 研制型 | | | | | | 失败③ |
| 6 | AC-6 | 1965.8.11 | 研制型 | 0.955 | 169 | 28.6 | | | |
| 7· | AC-8 | 1966.4.7 | 研制型 | 3.0 | 175 | 333.1 | 30.7 | 89.5 | 失败④ |
| 8· | AC-10 | 1966.5.30 | 勘测者-1 | 0.995 | | | | | 美国第一个月球探测器,发回11237张照片 |
| 9 | AC-7 | 1966.9.20 | 勘测者-2 | 1.0 | | | | | 软着陆失败⑤ |
| 10 | AC-9 | 1966.10.20 | 研制型 | 0.726 | 173 | 47259 | 29.60 | 19159 | 月面着陆,发回了6315张电视照片 |
| 11 | AC-12 | 1967.4.17 | 勘测者-3 | 1.033 | | | | | |
| 12· | AC-11 | 1967.7.14 | 勘测者-4 | 1.039 | | | | | 失败⑥ |

①代号AC表示"宇宙神-半人马座"(Atlas-Centaur英文缩写),-1表示火箭序号。AC-1发射失败原因是隔热结构毁坏,液氧爆炸;

②"半人马座"级液氧泵故障,发动机提前关机;

③火箭在发射台上爆炸;

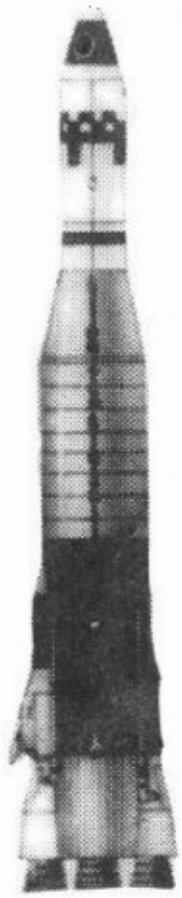
④"半人马座"液氧/液氢系统故障;

⑤软着陆失败,登月舱在哥白尼环形山东南坠毁;

⑥软着陆失败,登月舱坠毁。

## 宇宙神E/F(ATLAS E/F)

"宇宙神E/F"运载火箭是由"宇宙神E/F"作战型导弹改装而成的。它们除承担的发射任务不同外,两者的结构、布局、总体参数和各个分系统并无区别,因此可归一类。美国空军于1967年底决定把1965年1月退役的"宇宙神E/F"导弹95枚中的47枚改装成运载火箭,接替



"宇宙神 E/F"运载火箭

"宇宙神 D"火箭执行各种发射任务。"宇宙神 E/F"自 1968 年 4 月 6 日以来共发射了 45 枚。其中"宇宙神 E"发射了 22 次,"宇宙神 F"发射了 23 次。今后还要为美国航空航天局发射 NOAA(国家海洋与大气局卫星)。

"宇宙神 E/F"与固体或液体上面级构成多级火箭进行各种发射任务,为了把有效载荷送入所要求的各种轨道,在"宇宙神 E/F"基础级上配置各种固体上面级,如"轨道飞行器 I "推进舱(OV I Propulsion Module)、有效载荷转移系统(PTS, Payload Transfer System)、TEM-521-5 固体发动机、级飞行系统(SVS, Stage Vehicle System)、一对固体发动机上面级(SGS-Ⅱ)、ISS 固体上面级和轨道入轨系统(OIS, Orbit Insertion System)上面级等 7 种。此外,"宇宙神 E/F"曾用一枚"博纳Ⅱ"和一枚"阿金纳 D"作为上面级分别发射 P72-1 和海洋卫星。

**"宇宙神 E/F"的固体上面级性能表**

| | 轨道飞行器 I 推进舱 | 有效载荷转移系统 | TEM-521-5 | 级飞行系统 | 一对固体发动机上面级 | ISS 固体上面级 | 轨道入轨系统 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 直径(m) | 0.724 | 1.5 | 0.442 | 1.5 | 1.2 | 0.94 | 1.4 |
| 长度(m) | 2.05 | 1.65 | 0.97 | 3.4 | 3.96 | 1.32 | 1.8 |
| 质量(kg) | 345 | 1270 | 123.9 | 2497 | 4540 | 666 | 573.4 |
| 发动机型号 | FW-4S | TE-M-364-4 (星-37E) | TE-M-364-4 (星-17A) | TE-M-364-4 (星-37E)① | TE-M-711-8 (星-48E)① | TE-M-364-15 (星-37S) | TE-M-616 (星-27) |
| 推力(kN) | 26.6 | 69.0 | 15.1 | 75.6 | 65.4 | 43.9 | 27 |
| 燃烧时间(s) | 32 | 44 | 21 | 44 | 90 | 40 | 33.5 |

①一对发动机

“宇宙神 E/F”与“宇宙神 D”相似，其不同点是：1)推进系统采用 MA-3 发动机系统，系统特点见“宇宙神 SLV-3-阿金纳 B”。2)制导系统采用全惯性制导，替代无线电-惯性制导。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 一级半 | 起飞推力 | 1730.34kN |
| 全长 | 25.9m | 推重比 | 1.447 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | 1.712t |
| 起飞质量 | 121.95t | (高 800km、倾角 98°圆轨道) | |

### 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 20.5m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 发动机 | MA-3 | 助推发动机 | 1467.9kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA5 | 主机 | 253.549kN |
| 主机 | 1×LR-105-NA5 | 游机 | 8.896kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 总推力 | 1730.34kN |
| | | 燃烧时间 | |
| | | 助推发动机 | 145s |
| 芯级结构质量 | 6.8t | 主机 | 300s |
| 推进剂质量 | 112.7t | 游机 | 330s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 6.9m | 直径 | 2.1m |
| 质量 | 735kg | | |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1968.4.6 | 轨道飞行器 1-13 | 105.8 | 548.7 | 9319.3 | 100 | 199.5 | 一箭双星② |
| | | 轨道飞行器 1-14 | 100.8 | 551.9 | 9964.5 | 100 | 207.8 | |
| 2 | 1968.7.11 | 轨道飞行器 1-15 | 213.4 | 151.2 | 1728 | 89.8 | 10.38 | 一箭双星② |
| | | 轨道飞行器 1-16 | 272.0 | 141.6 | 508.4 | 89.7 | 91.0 | |
| 3 | 1969.3.17 | 轨道飞行器 1-17 | 141.5 | 397.4 | 468.2 | 99.1 | 93.2 | 一箭四星② |
| | | 轨道飞行器 1-17A | 220.9 | 172.2 | 374.9 | 99 | 89.9 | |

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| | | 轨道飞行器 1-18 | 124.7 | 465 | 582.5 | 98.8 | 95 | |
| | | 轨道飞行器 1-19 | 123.8 | 466.6 | 5779.5 | 104.7 | 153.5 | |
| 4 | 1971.8.6 | 轨道飞行器 1-20 | 70 | 134 | 1970 | 92 | 106.3 | 一箭八星[2] |
| | | 轨道飞行器 1-21 | | 134 | 1957 | 92 | 106.3 | |
| | | | 60.8 | 137 | 844 | 87.6 | 94.9 | |
| | | 气球 | 0.9 | 790 | 914 | 876 | 102 | |
| | | 气球 | 4.0 | 792 | 914 | 87.6 | 102 | |
| | | 气球 | 6.4 | 777 | 914 | 87.6 | 101.9 | |
| | | 刚性球 | 1.2 | 790.1 | 914 | 87.6 | 102 | |
| | | 刚性球 | 34 | 794.1 | 907 | 87.6 | 102 | |
| 5 | 1972.10.2 | P72-1,RADCAT | | | | | | 上面级为博纳 I |
| 6 | 1974.7.13 | 导航技术卫星-1(NTS-1) | | 13445 | 13767 | 125.08 | 468.4 | PTS 为上面级 |
| 7* | 1975.4.12 | P72—2 | | | | | | 失败[8] |
| 8 | 1976.4.30 | 海军海洋监视卫星-1 (NOSS-1) | 900 | 110 | 1122 | 63.5 | 107.5 | |
| 9 | 1977.6.23 | 导航技术卫星-2 | 431 | 19545 | 20187 | 63.3 | 705.2 | 上面级为 SVS |
| 10 | 1977.12.8 | 海军海洋监视卫星-2 | | 110.2 | 1119.4 | 634 | 107.5 | |
| 11 | 1978.2.22 | 导航星全球定位系统-1 (Navstar GPS-1) | 450 | 20095 | 20308 | 63.27 | 718.67 | 上面级为 SVS[3] |
| 12 | 1978.5.18 | 全球定位系统-2 | 453 | 19958 | 20094 | 63.13 | 711.65 | 上面级为 SVS |
| 13 | 1978.6.26 | 海洋卫星 Seasat | | | | | | 上面级阿金纳 D |
| 14 | 1978.10.6 | 全球定位系统-3 | 450 | 20283 | 20310 | 62.81 | 722.6 | 上面级为 SVS |
| 15 | 1978.10.13 | 泰罗斯-N(Tiros-N) | 734 | 849 | 864 | 98.92 | 102.17 | 第三代极地轨道环境卫星[4] |
| 16 | 1978.12.10 | 全球定位系统-4 | 450 | 20267 | 20316 | 63.27 | 722.38 | 上面级为 SVS |
| 17 | 1979.2.24 | P78-1 | | | | | | 上面级为 OIS |
| 18 | 1979.6.27 | 国家海洋与大气局卫星-6 | | 810 | 826 | 98.74 | 101.32 | 上面级为 ISS |
| 19 | 1980.2.9 | 全球定位系统-5 | 433 | 20095 | 20165 | 63.7 | 715.9 | 上面级为 SVS |
| 20 | 1980.3.3 | 海军海洋监视卫星-3 | | 1053 | 1150 | 63.5 | 107.1 | |
| 21 | 1980.4.26 | 全球定位系统-6 | 450 | 19622 | 20231 | 63 | 354.91 | 上面级为 SVS |
| 22* | 1980.5.29 | 国家海洋与大气局卫星-B (NOAA-B) | 1405 | 273 | 1453 | 92.3 | 102.2 | 发射故障[5] |
| 23 | 1980.12.8 | 海军海洋监视卫星-4 | | | | | | 装有 TE-M-346-4 固体发动机 |
| 24 | 1981.6.23 | 国家海洋与大气局卫星-7 | | 844 | 862 | 98.9 | 102.05 | 上面级为 ISS |
| 25* | 1981.12.18 | 导航星全球定位系统-7 | | | | | | 装有 SVS 上面级,失败[6] |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 26 | 1982.12.20 | 国家气象卫星计划 SD-2F6 (DMSP 5D-2F6) | | | | | | |
| 27 | 1983.3.28 | 国家海洋与大气局卫星-8 | 1712 | 806 | 829 | 98.88 | 101.2 | |
| 28 | 1983.7.14 | 全球定位系统-8 | 433 | 11921 | 20442 | 62.8 | 718 | 装有 SGS-Ⅰ一对固体发动机上面级 |
| 29 | 1983.11.17 | 国家气象卫星计划 5D-2F7 | 751 | 823 | 835 | 98.7 | 101.4 | |
| 30 | 1984.6.13 | 全球定位系统-9 | 433 | 20200 | | 62.5 | 62.5 | 上面级为 SGS-Ⅰ |
| 31 | 1984.9.8 | 全球定位系统-10 | | | | | | 上面级为 SGS-Ⅰ |
| 32 | 1984.12.12 | 国家海洋与大气局卫星-9 | 171.2 | 841 | 862 | 98.9 | 107 | |
| 33 | 1985.3.12 | 测地卫星(Geosat) | 636 | 757 | 814 | 108.1 | 100.6 | 上面级 OIS |
| 34 | 1985.10.8 | 全球定位系统-11 | | | | | | 上面级 SGS-Ⅰ |
| 35 | 1986.9.17 | 国家海洋与大气局卫星-10 | | 808 | 826 | 98.96 | 101.29 | 上面级 ISS |
| 36 | 1987.6.19 | 国家气象卫星计划 5D-2F8 | 700 | 985 | 1001 | 82.93 | 105.03 | |
| 37 | 1988.2.2 | 国家气象卫星计划 5D-2F9 | 700 | 820 | 829 | 9877 | 101.45 | |
| 38 | 1988.9.24 | 国家海洋与大气局卫星-11 | | | | | | 上面级 ISS |
| 39 | 1990.4.11 | P87-2 | | 极 | 轨 | 道 | | |
| 40 | 1990.12.1 | 国家气象卫星计划 | | 732 | 849 | 98.96 | 108.73 | |
| 41 | 1991.5.14 | 国家海洋与大气局卫星-12 | | 812 | 829 | 98.73 | 101.37 | |
| 42 | 1991.11.28 | 国家气象卫星计划 | | 840 | 857 | 98.92 | 101.97 | |
| 43 | 1993.8.9 | 国家海洋与大气局卫星-13 | 1030 | 850 | 863 | 98.1 | 102.07 | |
| 44 | 1994.8.29 | 国家气象卫星计划-27 | 823 | 843 | 859 | 98.92 | 101.95 | |
| 45 | 1994.12.30 | 国家海洋与大气局卫星-14 | 1712 | 848 | 863 | 98.90 | 102.05 | |

①“宇宙神 E/F”在美国西靶场发射，序号 1～22、24 为“宇宙神 F”火箭飞行记录；序号 22、25～45 为“宇宙神 E”飞行记录；

②上面级为轨道飞行器推进舱(Propulsion Module)；

③SVS 级飞行系统内装 TE-M-364-4 固体发动机，它使全球定位系统 GPS 入轨，近地点轨道高度 20095km，远地点轨道高度 20442km；

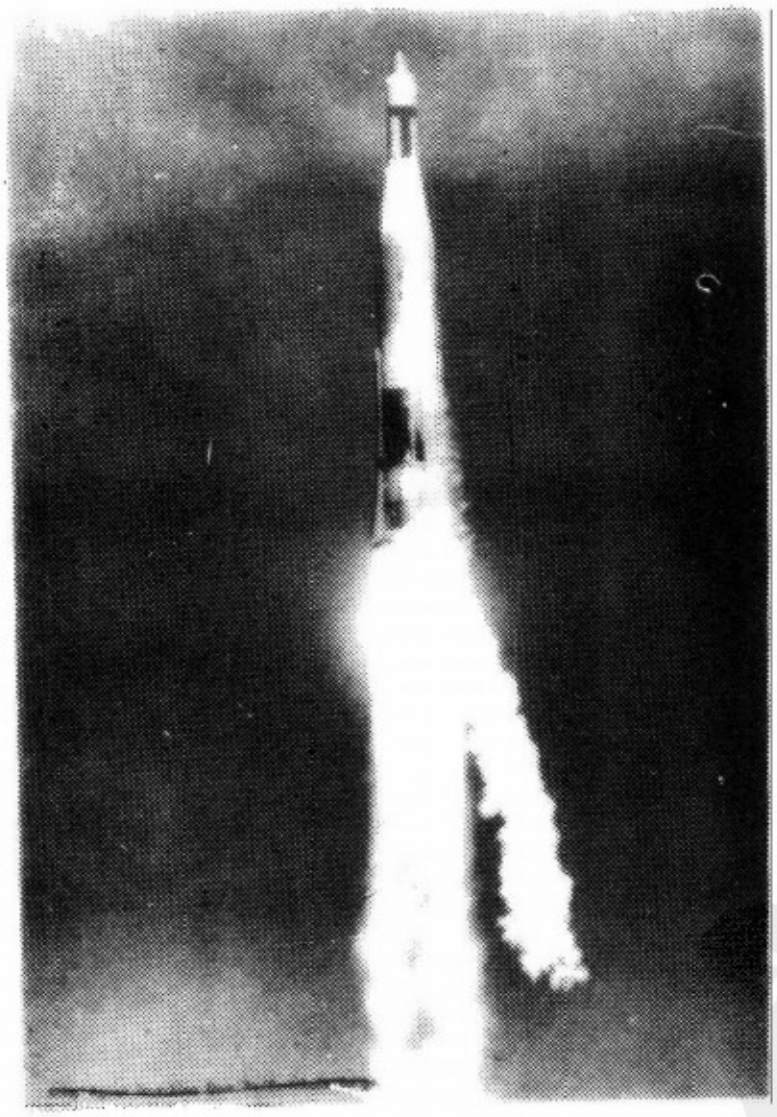
④上面级为 ISS；

⑤基础级“宇宙神 E”故障，原因不明，发射失败；

⑥故障原因不明。

# 宇宙神 SLV-3 系列
# (ATLAS SLV-3 FAMILY)

"宇宙神 SLV-3"是在"宇宙神 LV-3"基础上改进的标准运载火箭之一。由它发展成"宇宙神 SLV-3A、SLV-3C、SLV-3D"基础级。这 4 种基础级的主要区别是:SLV-3 采用的是 MA-3(或 MA-5)发动机,而 SLV-3A、SLV-3C 和 SLV-3D 均采用 MA-5 发动机;SLV-3 和 SLV-3A 为无线电-惯性混合制导系统,而 SLV-3C 和 SLV-3D 则采用平台-计算机全惯性制导系统。这 4 种基础级分别与"阿金纳 B"、"阿金纳 D"、"博纳Ⅱ"和"半人马座"上面级组成多级火箭:"宇宙神 SLV-3-阿金纳 B"、"SLV-3-阿金纳 D"、"SLV-3A-阿金纳 D"、"SLV-3A-博纳Ⅰ"、"SLV-3C-半人马座"和"SLV-3D-半人马座"。鉴于上述 4 种基础级的总体布局、箭体结构和分离、液压、遥测等系统类似,这里详细介绍"宇宙神 SLV-3C-半人马座"基础级的情况,其他各基础级只作简略介绍。



"宇宙神 SLV-3-阿金纳 B"运载火箭

# 宇宙神 SLV-3-阿金纳 B(ATLAS SLV-3-AGENA B)

“宇宙神 SLV-3-阿金纳 B”火箭外形如图所示。“宇宙神 SLV-3”基础级的布局、结构和组成与“宇宙神 D”相同。两者的主要区别在于 SLV-3 采用了推力更大的 MA-3 发动机。MA-3 发动机是在 MA-2 基础上改进的。其组成、工作原理、系统图均与 MA-2 系统相似。MA-3 发动机的改进部分如下：起动程序采用压力阶梯式的，不再采用电动气动式的；起动系统采用固体火药起动器而不再用起动箱方案；推力室点火采用自燃流体点火而不用烟火点火；助推器涡轮驱动装置改成独立的燃气发生器(MA-2 则采用一个中心燃气发生器)。这些措施使 MA-3 发动机的推力大大提高。火箭起飞推力可达 1730.358kN，比 MA-2 发动机推力大 88.965kN。而且 MA-3 发动机要求的设计可靠性达 0.991。

“宇宙神 SLV-3-阿金纳 B”火箭于 1964 年开始飞行，它发射了“徘徊者”等侦察和科学卫星。截至 1966 年 6 月 6 日共飞行了 6 次。该火箭每枚价格约为 850 万美元(1963 财年)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1730.358kN |
| 全长 | 30.11m | 推重比 | 1.342 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 131.414t | 近地轨道 | 2.77t |
| | | 逃逸轨道 | 0.34t |

### 基　础　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 20.665m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 发动机 | MA-3 | 助推发动机 | 1467.912kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA5 | 主机 | 253.549kN |
| 主机 | 1×LR-105-NA5 | 游机 | 8.896kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 总推力 | 1730.358kN |
| | | 工作时间 | |
| | | 助推发动机 | 129s |
| | | 主机 | 293s |
| | | 游机 | 293s |

### 二　子　级

见“宇宙神 LV-3-阿金纳 B”。

## 整 流 罩

长度 直径 1.5m

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1 | 1964.1.30 | 徘徊者-6 | 0.3618 | | | | | 月球探测器 |
| 2 | 1964.7.28 | 徘徊者-7 | 0.365 | | | | | 考察月球,共拍4316张照片 |
| 3 | 1964.9.4 | 轨道地球物理观测卫星-1(OGO-1) | 0.4829 | 282.0 | 4939 | 31.1 | 64 | |
| 4 | 1965.2.17 | 徘徊者-8 | 0.3641 | | | | 64.9 | 击中月球 |
| 5 | 1965.3.21 | 徘徊者-9 | 0.3641 | | | | | 击中月球 |
| 6 | 1966.6.6 | 轨道地球物理观测卫星-3 | 0.5167 | 288.07 | 121341.2 | 30.9 | 2907.8 | |

# 宇宙神 SLV-3-阿金纳 D
# (ATLAS SLV-3-AGENA D)

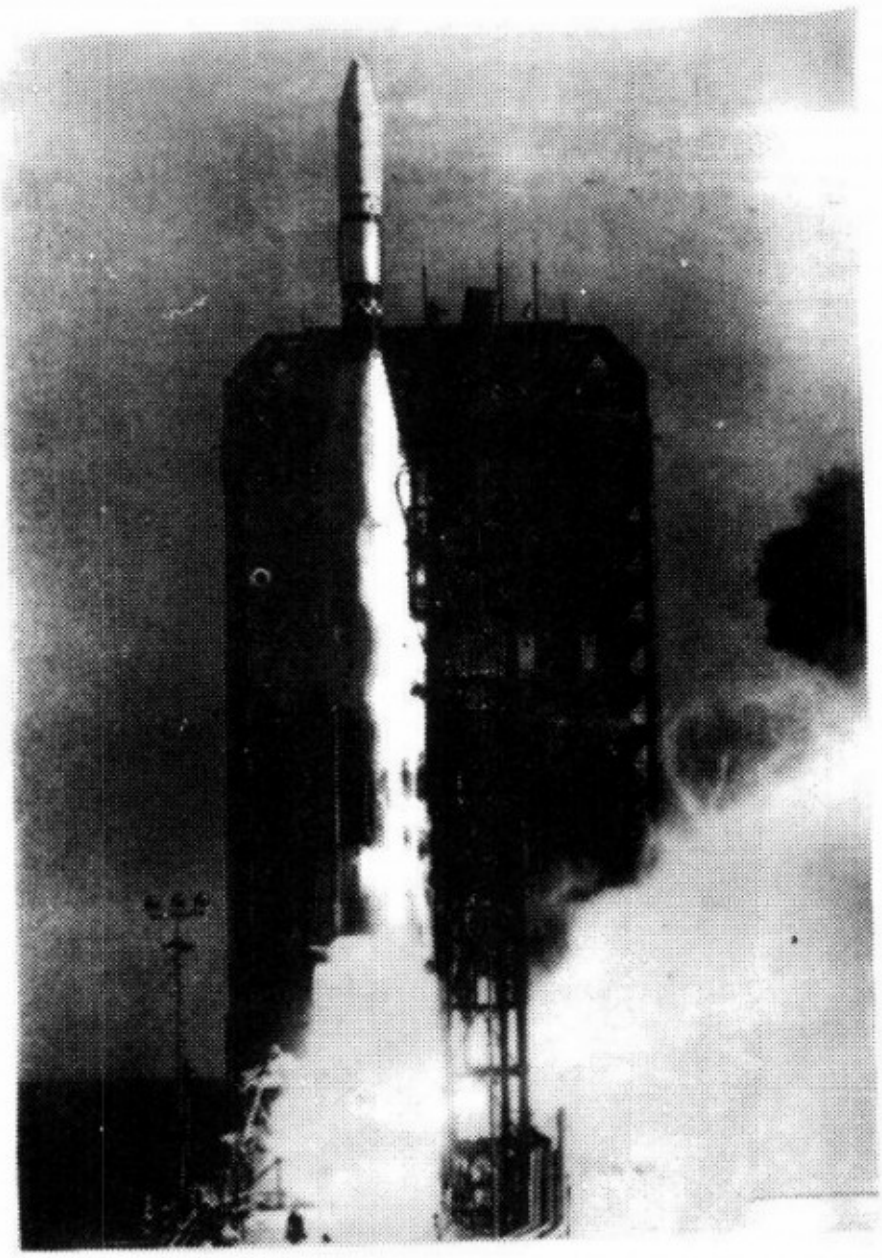
"宇宙神 SLV-3-阿金纳 D"是美国空军负责研究的火箭,外形见图。它和"宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D"一起发射了各种秘密卫星、轨道飞行器(OV)、应用技术卫星-1、2(ATS-1、ATS—2)、预警卫星、地球观察卫星、月球轨道飞行器、目标卫星、探测火星和金星的无人飞船"水手"(Mariner)以及与"双子星座"飞船对接的靶星等。1963 年 7 月 12 日首次发射,截至 1967 年共发射 65 次,成功率为 95%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.387 |
| 全长 | 33.2m | 运载能力 | |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 近地轨道 | 3.81t |
| 起飞质量 | 127t | 地球同步转移轨道 | 1.23t |
| 飞起推力 | 1727.41kN | 逃逸轨道 | 0.43t |

## 基 础 级

见"宇宙神 SLV-3-阿金纳 B"火箭基础级



"宇宙神 SLV-3-阿金纳 D"运载火箭

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.09m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 直径 | 1.5m | 真空推力 | 71.1kN |
| 子级质量 | 6.812t | 真空比冲 | 2795N · s/kg |
| 结构质量 | 0.697t | 工作时间 | 240s |
| 推进剂质量 | 6.115t | | |
| 发动机 1×Bell | 8096 | | |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 直径 | 1.5m |

## 典型飞行程序

"宇宙神 SLV-3-阿金纳 D"执行"应用技术卫星-1"发射任务的典型飞行程序。

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 火箭起飞 | $T+751.3$ | 引爆关闭氮气阀的电爆管 |
| $T+129.1$ | 助推发动机关机 | $T+753.3$ | 停止主定时器工作 |
| $T+293.0$ | 主发动机关机 | $T+1104.3$ | 起动主定时器 |
| $T+298.2$ | 起动"阿金纳 D"定时器 | $T+1110.3$ | 遥测系统工作 |
| $T+312.9$ | 游动发动机关机 | $T+1111.3$ | 气动系统增压至高压 |
| $T+315.1$ | "宇宙神-阿金纳"分离 | $T+1168.3$ | 加速度计输出与遥测装置相接 |
| $T+317.4$ | 起动气动系统 | $T+1170.3$ | 俯仰和偏航气动系统停止工作 |
| $T+359.2$ | 点燃"阿金纳"第一次工作的点火器 | $T+1171.4$ | "阿金纳"火箭处于稳定推力状态 |
| $T+360.4$ | "阿金纳"级处于稳定推力状态 | $T+1246.3$ | 解开发动机关机保险 |
| $T+360.7$ | 引爆氦气增压火工品 | $T+1248.3$ | "阿金纳"发动机关机 |
| $T+369.7$ | 引爆整流罩火工品 | $T+1259.3$ | 停止遥测校验 |
| $T+504.3$ | 解开发动机保险 | $T+1327.3$ | 转移到 28.1°/min 俯仰速率 |
| $T+521.7$ | "阿金纳"发动机关机 | $T+1387.4$ | 引爆飞行器分离电爆管 |
| $T+527.2$ | 断开俯仰和偏航气动系统的 28V 电源 | $T+1489.3$ | 气动系统降到低压 |
| $T+544.3$ | 停止遥测校验和解开指令自毁的保险 | $T+2117.3$ | 气动系统增压到高压 |
| $T+549.3$ | 引爆水平敏感器的零度火工品 | $T+2177.3$ | 断开所有电源,C 波段信标机除外 |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | |
| 1 | 1963.7.12 | 秘密卫星 | | 178.6 | 206.0 | 95.3 | 88.5 | |
| 2 | 1963.9.6 | 秘密卫星 | | 168.0 | 265.0 | 94 | 89.1 | |
| 3 | 1963.10.16 | 维拉·霍特尔-1 (Vela Hotal-1) | 220 | | | | | 一箭三星 |
| | | 环境研究卫星-1 (核爆炸测量卫星) | 1.81 | | | | | |
| | | 维拉·霍特尔-2 | 220 | | | | | |
| 4 | 1963.10.25 | 秘密卫星 | | 145.0 | 335.0 | 99.1 | 89.0 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 120.8 | 291.4 | 99.1 | 88.7 | |
| 5 | 1963.12.18 | 秘密卫星 | | 140.0 | 285.0 | 97.9 | 88.5 | |
| 6 | 1964.2.25 | 秘密卫星(照相侦察卫星) | | 172.2 | 189.9 | 95.7 | 88.2 | |
| 7 | 1964.3.11 | 秘密卫星(照相侦察卫星) | | 162.2 | 202.8 | 95.7 | 88.4 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 8 | 1964.4.23 | 秘密卫星（照相侦察卫星） | | 156.1 | 378.2 | 103.6 | 89.4 | |
| 9 | 1964.5.19 | 秘密卫星（照相侦察卫星） | | 141.6 | 379.8 | 101.1 | 89.7 | |
| 10 | 1964.7.6 | 秘密卫星 | | 120.7 | 354.1 | 92.9 | 89.3 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 329.92 | 399.1 | 93.0 | 91.5 | |
| 11 | 1964.7.17 | 维拉·霍特尔-3 | 143.6 | | | | | |
| | | 维拉·霍特尔-4 | 143.6 | | | | | |
| | | 环境研究卫星-13 | 2 | | | | | |
| 12 | 1964.8.14 | 秘密卫星 | | 165.0 | 310.0 | 95.5 | 89.0 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 263.0 | 3753.0 | 95.6 | 127.4 | |
| 13 | 1964.9.23 | 秘密卫星 | | 150.0 | 298.0 | 92.9 | 89.0 | |
| 14* | 1964.10.8 | 秘密卫星 | | | | | | 失败，原因不详 |
| 15 | 1964.10.23 | 秘密卫星 | | 140.0 | 270.0 | 95.6 | 88.6 | 一箭三星 |
| | | 秘密卫星 | | 310.7 | 354.5 | 95.5 | 91.1 | |
| | | 秘密卫星 | | 286.6 | 311.3 | 95.5 | 90.5 | |
| 16 | 1964.11.5 | 水手-3 | 258.8 | | | | | 火星探测器 |
| 17 | 1964.11.28 | 水手-4 | 258.8 | | | | | 进入太阳轨道 |
| 18 | 1964.12.4 | 秘密卫星 | | 160.0 | 355.0 | 97.0 | 89.7 | |
| 19 | 1965.1.23 | 秘密卫星 | | 144.8 | 289.7 | 102.5 | 88.9 | 照相侦察卫星 |
| 20 | 1965.3.12 | 秘密卫星 | | 152.9 | 283.2 | 107.6 | 88.8 | |
| 21 | 1965.4.3 | 快照 | 440 | 1282.6 | 1311.6 | 90.2 | 111.5 | 一箭三星 |
| | | 西可尔-4 | 18 | 1281.2 | 1313.8 | 90.2 | 111.6 | |
| | | 秘密卫星 | | 1280.0 | 1315.8 | 90.2 | 111.5 | |
| 22 | 1965.4.28 | 秘密卫星 | | 180.2 | 259.1 | 95.7 | 88.94 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 489.2 | 558.4 | 95.3 | 95.2 | |
| 23 | 1965.5.27 | 秘密卫星 | | 149.7 | 265.5 | 95.8 | 88.7 | |
| 24 | 1965.6.25 | 秘密卫星 | | 498.9 | 508.5 | 107.7 | 94.7 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 149.7 | 254.3 | 107.6 | 88.8 | |
| 25* | 1965.7.12 | 秘密卫星 | | | | | | 发射失败，原因不详 |
| 26 | 1965.7.20 | 维拉·霍特尔-5 | 150.3 | 88431.0 | 96075.2 | 35.2 | 6713 | 一箭三星 |
| | | 维拉·霍特尔-6 | 150.3 | 101707.8 | 121341.2 | 35.2 | 6713 | |
| | | 环境研究卫星-17 | 5.4 | 152.88 | 112651.0 | 35.0 | 2595 | |
| 27 | 1965.8.3 | 秘密卫星 | | 148.1 | 305.8 | 107.5 | 89.7 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | 502.1 | 515.0 | 107.5 | 94.7 | | |
| 28 | 1965.9.30 | 秘密卫星 | | 157.7 | 263.9 | 95.6 | 88.8 | |
| 29* | 1965.10.25 | 目标卫星 | 3240 | | | | | 发射失败，原因不详 |
| 30 | 1965.11.8 | 秘密卫星 | | 144.8 | 276.8 | 93.9 | 88.7 | 一箭双星 |

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| | | 秘密卫星 | | | | | | |
| 31 | 1966.1.19 | 秘密卫星 | | 149.7 | 268.8 | 93.9 | 88.7 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 148.1 | 196.4 | 83.8 | 87.6 | |
| 32 | 1966.2.15 | 秘密卫星 | | 148.1 | 292.9 | 96.5 | 89 | 一箭三星 |
| | | 秘密卫星 | | | | | | |
| | | 秘密卫星 | | | | | | |
| 33 | 1966.3.16 | 目标卫星-8 | 3150 | 400.72 | 407.15 | 28.9 | 92.4 | ① |
| 34 | 1966.3.18 | 秘密卫星 | | 162.5 | 307.4 | 101.0 | 89.0 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 136.9 | 236.7 | 100.9 | 88.2 | |
| 35 | 1966.4.8 | 轨道天文观察卫星-1 | 1746 | 791.8 | 806.3 | 35.0 | 100.7 | |
| 36 | 1966.4.19 | 秘密卫星 | | 144.8 | 397.5 | 116.9 | 89.6 | |
| 37 | 1966.5.14 | 秘密卫星 | | 133.6 | 357.3 | 110.5 | 89.4 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 518.2 | 558.4 | 109.9 | 95.4 | |
| 38* | 1966.5.17 | 目标卫星-9A | 3264.5 | | | | | 发射失败,原因不详 |
| 39 | 1966.6.1 | 目标卫星-9B/双子星座-9 | 765 | 288.1 | 292.9 | 28.9 | 90.4 | |
| 40 | 1966.6.3 | 秘密卫星 | | 143.3 | 204.5 | 86.9 | 88.4 | 一星双星 |
| | | 秘密卫星 | | 120.8 | 120.8 | 87.0 | 88.3 | |
| 41 | 1966.6.9 | 秘密卫星 | | 173.9 | 3616.1 | 90.1 | 124.8 | 一箭三星 |
| | | 西可尔-6 | 17.1 | 170.6 | 3630.6 | 90.1 | 125.1 | |
| | | 环境研究卫星-16 | 5 | 180.3 | 3626.1 | 90.1 | 125.0 | |
| 42 | 1966.7.12 | 秘密卫星 | | 136.8 | 236.6 | 95.5 | 88.7 | |
| 43 | 1966.7.18 | 目标卫星-10 | 3260 | 289.7 | 296.1 | 28.9 | 90.2 | |
| 44 | 1966.8.10 | 月球卫星-1 | 380 | | | | | |
| 45 | 1966.8.16 | 秘密卫星 | 544 | 146.5 | 357.3 | 93.3 | 89.4 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | 59 | 510.2 | 524.6 | 93.2 | 94.9 | |
| 46 | 1966.8.19 | 秘密卫星 | 2041 | 3678.9 | 3701.4 | 90.1 | 167.6 | 一箭三星 |
| | | 西可尔-7 | 17 | 3678.9 | 3701.4 | 90.1 | 167.6 | |
| | | 环境研究卫星-15 | 5 | 3659.2 | 3703.0 | 90.1 | 167.5 | |
| 47 | 1966.9.12 | 目标卫星-11 | 3239 | 289.8 | 297.5 | 28.8 | 90.4 | |
| 48 | 1966.9.16 | 秘密卫星 | 544 | 148.1 | 333.1 | 93.9 | 89.1 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 335.7 | 500.5 | 94.0 | 94.2 | |
| 49 | 1966.10.5 | 秘密卫星 | | 3682.1 | 3706.0 | 90.2 | 167.3 | 一箭双星 |
| | | 西可尔-8 | 17.1 | 3677.3 | 3706.2 | 90.2 | 167.3 | |
| 50 | 1966.10.12 | 秘密卫星 | | 154.5 | 212.5 | 91.0 | 88.6 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 165.8 | 165.8 | 90.9 | 88.9 | |
| 51 | 1966.11.2 | 秘密卫星 | | 159.3 | 304.2 | 91.0 | 88.9 | 一箭双星 |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| | | 秘密卫星 | | 207.6 | 323.5 | 91.0 | 88.6 | |
| 52 | 1966.11.6 | 月球卫星-2（环月飞行，为阿波罗登月寻找着陆点） | 386 | | | | | |
| 53 | 1966.11.11 | 目标卫星-12 | 3266 | 243.0 | 310.6 | 28.9 | 90.4 | |
| 54 | 1966.12.6 | 秘密卫星 | | 136.8 | 387.8 | 104.6 | 89.7 | |
| 55 | 1966.12.7 | 应用技术卫星-1（通信气象卫星） | 352 | 35823.0 | 36853.0 | 0.23 | 1465.9 | |
| 56 | 1967.1.14 | 秘密卫星 | | | | | | |
| 57 | 1967.2.2 | 秘密卫星 | | 154.6 | 294.6 | 102.4 | 88.8 | |
| 58 | 1967.2.4 | 月球卫星-3 | 383 | | | | | 绕月飞行 |
| 59 | 1967.4.5 | 应用技术卫星-2 | 366.8 | 185 | 11185 | 28.4 | 218.9 | ② |
| 60 | 1967.5.4 | 月球卫星-4 | 387 | | | | | |
| 61 | 1967.5.22 | 秘密卫星 | 15.7 | 141.7 | 312.3 | 91.5 | 89.1 | 一箭双星 |
| | | 秘密卫星 | | 159.4 | 194.8 | 88.5 | 88.3 | |
| 62 | 1967.6.4 | 秘密卫星 | | 238.3 | 252.8 | 104.8 | 89.3 | |
| 63 | 1967.6.14 | 水手-5（金星探测器进入太阳轨道） | 243 | | | | | |
| 64 | 1967.8.1 | 月球卫星-5（最后一颗月球卫星） | 387 | | | | | |
| 65 | 1967.11.5 | 应用技术卫星-3 | 362 | 35787 | 35829 | 0.4 | 1436.4 | |

①与“双子星座”飞船对接成功；

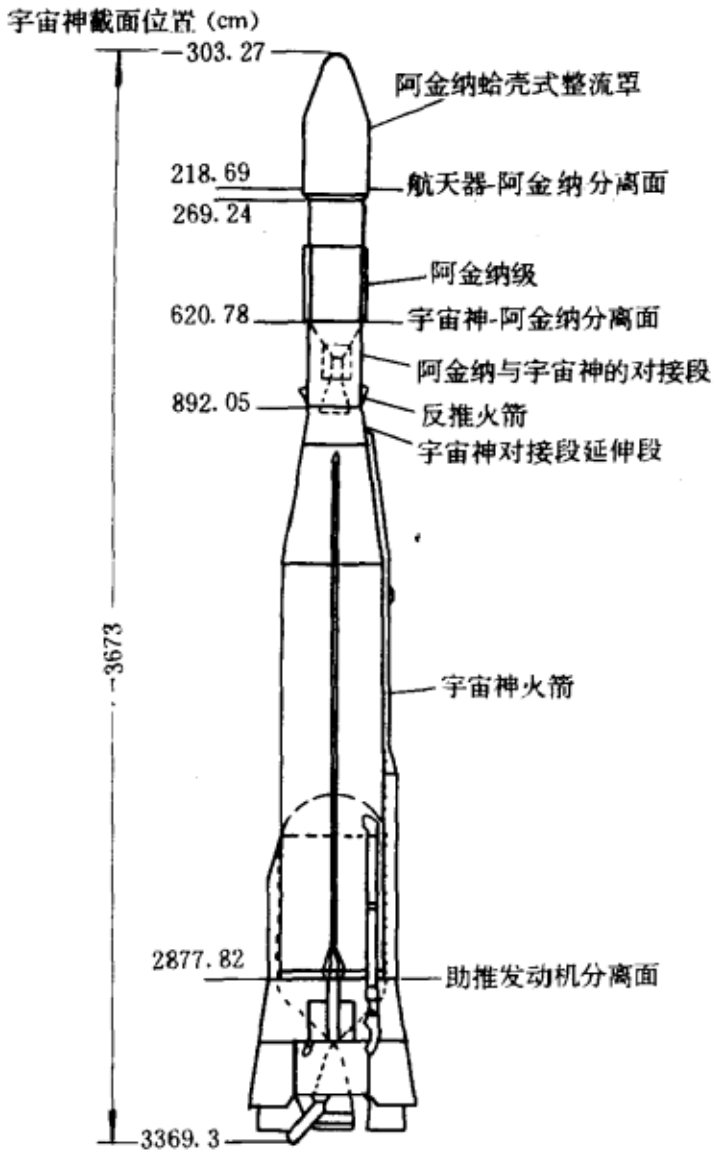
②作重力梯度控制实验。

# 宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D
# (ATLAS SLV-3A-AGENA D)

“宇宙神 SLV-3A”是“宇宙神 SLV-3”的加长型，全长 24.8m。它的总体布局、结构与“宇宙神 D”相同。推进系统采用 MA-5 发动机系统（详见“宇宙神 SLV-3C”）。“宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D”于 1968 年开始执行飞行任务，共飞行了 13 次。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 一级半 | 起飞推力 | 1758.558kN |
| 全长 | 36.7m | 推重比 | 1.204 |
| 最大直径（含助推器） | 4.876m | 运载能力 | |




"宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D"运载火箭

| | | | |
|---|---|---|---|
| 起飞质量 | 148.8t | 近地轨道 | 3.856t |
| | | 地球同步转移轨道 | 1.238t |
| | | 逃逸轨道 | 0.68t |

## 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.8m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 质量 | 141.32t | 助推发动机 | 1494.601kN |
| 推进剂质量 | 134.128t | 主机 | 257.997kN |
| 发动机 | MA-5K | 游机 | 5.96kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA7 | 总推力 | 1758.558kN |
| | | 比冲 | |
| 主机 | 1×LR-105-NA7 | 助推发动机 | |
| 游机 | 2×LR-101 | 地面 | 2490N·s/kg |
| | | 真空 | 2844.9N·s/kg |

主发动机

| | |
|---|---|
| 地面 | 2140.54N·s/kg |
| 真空 | 3052.87N·s/kg |

## 二　子　级

见“宇宙神 SLV-阿金纳 D”

## 整　流　罩

| | | |
|---|---|---|
| 长度 | 直径 | 1.5m |

# 箭　体　结　构

“宇宙神 SLV-3A”的结构与“宇宙神 SLV-3”的基本相同，但作了如下改进：

增加了贮箱的长度，贮箱总长为 21.2m，它比“宇宙神 SLV-3”的贮箱加长了，并相应改变了共底的位置；重新确定位于箭体两侧的仪器舱 $B_1$ 和 $B_2$ 的前端位置；增加了贮箱增压系统的 2 个氦气瓶和安装了新的氦气增压导管整流罩。

# 制导和控制系统

“宇宙神 SLV-3A”的制导和控制系统与“宇宙神 D”基本相同，但作如下改进：

1)采用质量轻的先进自动驾驶仪。它包括 6 部分：位移陀螺仪/变换器、速率陀螺仪、伺服放大器/滤波器、程序机构和备用加速度计。该自动驾驶仪的优点是：提高了关机的可靠性；减小了硬件质量；增加了火箭承担各种任务的灵活性；由于采用了高可靠性元件、组件和冗余技术与集成电路技术，提高了系统的可靠性；由于陀螺仪组合的重大改进，使其漂移率降低了一个数量级；

2)程序机构采用新型电子开关；

3)为适应“宇宙神 SLV-3A”的要求，改变了终端与终端间系统增益；

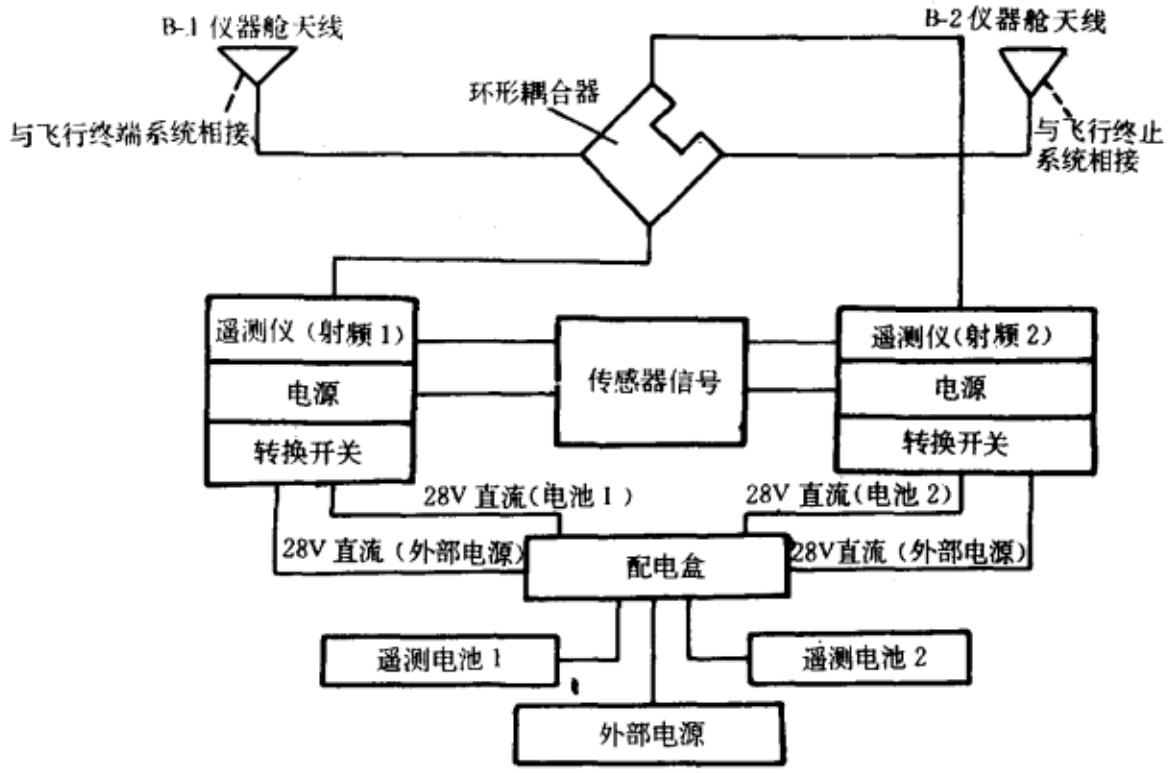
4)为满足控制动态特性的要求，改进了俯仰、偏航和滚动通道的滤波器。

# 遥　测　系　统

“宇宙神 SLV-3A”遥测系统与“宇宙神 D”的不同，它采用了两套遥测(RF-1 和 RF-2)系统、两组 28V 直流电池、1 个环形耦合器和 2 根天线。遥测系统体制为脉幅调制/调频/调频(PAM/FM/FM)。RF-1 系统采用靶场间仪表小组(IRIG)规定的 1 和 3～18 通道，工作频率为 249.9MHz。RF-2 采用 IRIG 的 1～19 通道，工作频率为 232.4MHz。发射机射频输出功率为 5W。

两套遥测系统中的一套专门用于评估“宇宙神 SLV-3A”的飞行性能。它提供如下有关数据：

1)有效载荷对接段处的环境；
2)推进剂贮箱温度；
3)结构温度；
4)箭体弯曲变形；
5)作用在仪器舱上的气动载荷；
6)液氧箱的应力；
7)发动机关机时的瞬时振动；
8)仪器舱和发动机区域的振动参数；
9)箭体纵向耦合振动——POGO 效应。




“宇宙神 SLV-3A”遥测系统

## 典型飞行程序

“宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D”执行“轨道地球物理观察卫星-V”(OGO-V)发射任务的典型飞行程序：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 火箭起飞 | $T+409.14$ | “阿金纳”级处于稳定推力状态 |
| $T+153.9$ | 助推发动机关机 | $T+417.94$ | 整流罩分离 |
| $T+156.9$ | 抛掉助推发动机 | $T+554.78$ | “阿金纳”发动机第一次关机 |
| $T+324.24$ | 主发动机关机 | $T+3172.94$ | “阿金纳”发动机第二次起动 |
| $T+334.95$ | 起动“阿金纳”定时器 | $T+3174.02$ | “阿金纳”级处于稳定推力状态 |
| $T+344.35$ | 游动发动机关机 | $T+3269.39$ | “阿金纳”发动机第二次关机 |
| $T+348.85$ | “宇宙神 SLV-3A”与“阿金纳 D”分离 | $T+3364.00$ | 引爆有效载荷分离电爆管，有效载荷分离 |
| $T+407.94$ | “阿金纳”发动机第一次起动 | | |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1968.3.4 | 轨道地球物理观察卫星-Ⅴ | 611.5 | 271 | 14818.6 | 31.1 | 3795.9 | |
| 2 | 1968.8.6 | 秘密卫星 | | 31675 | 39853 | 9.9 | 1436 | |
| 3 | 1969.4.12 | | | 31674.8 | 39853.3 | 9.9 | 1436 | |
| 4 | 1970.6.19 | | | 31680 | 39860 | 9.9 | 1436 | |
| 5 | 1970.9.1 | | | 31680 | 39860 | 9.9 | 1436 | |
| 6* | 1971.12.4 | 预警卫星 | | | | | | 失败① |
| 7 | 1975.6.18 | 秘密卫星 | 700 | 32100 | 39660 | 0.2 | 1441 | |
| 8* | 1975.12.14 | 预警卫星 | | | | | | 失败，原因不详 |
| 9 | 1977.5.23 | 秘密卫星 | 700 | 35679 | 55855 | 0.2 | 1435.1 | |
| 10 | 1977.12.11 | 秘密卫星（特殊侦察卫星） | 350 | 191 | 41002 | 28.2 | 733.2 | 监视实验卫星 |
| 11 | 1978.2.25 | 秘密卫星（数据中继卫星） | | 311 | 39377 | 63.15 | 703.7 | |
| 12 | 1978.4.4 | 秘密卫星 | 700 | 149 | 189 | 29.9 | 87.72 | |
| 13 | 1978.6.27 | 海洋卫星-1 | 2300 | 776 | 800 | 108.02 | 100.63 | |

①第一级制导系统发生故障，火箭自毁。

## 宇宙神 SLV-3A-博纳Ⅱ
## (ATLAS SLV-3A-BURNER Ⅱ)

“宇宙神-博纳Ⅱ”由基础级“宇宙神 SLV-3A”和廉价、可靠的固体上面级“博纳Ⅱ”火箭组成。基础级各分系统详见“宇宙神 SLV-3A”，上面级详见“雷神-博纳Ⅱ”。1968 年以后，该火箭发射了小型军用卫星，共发射 3 次，2 次成功，1 次失败，成功率约为 70%。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1758.558kN |
| 全长 | ≥28.15m | 推重比 | 1.379 |
| 最大直径（含助推器） | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 129.905t | 近地轨道 | 0.684t |

### 基　础　级

见“宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D”火箭基础级。

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.73m | 推进剂 | 过氯酸铵/铝粉/碳氢化合物 |
| 直径 | 1.65m | 真空推力 | 43.112kN |
| 结构质量 | 0.807t | 真空比冲 | 2848.82N·s/kg |
| 推进剂质量 | 0.654t | 工作时间 | 42.2s |
| 发动机 | TE-M-364-2 | | |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.35m | 直径 | 1.65m |

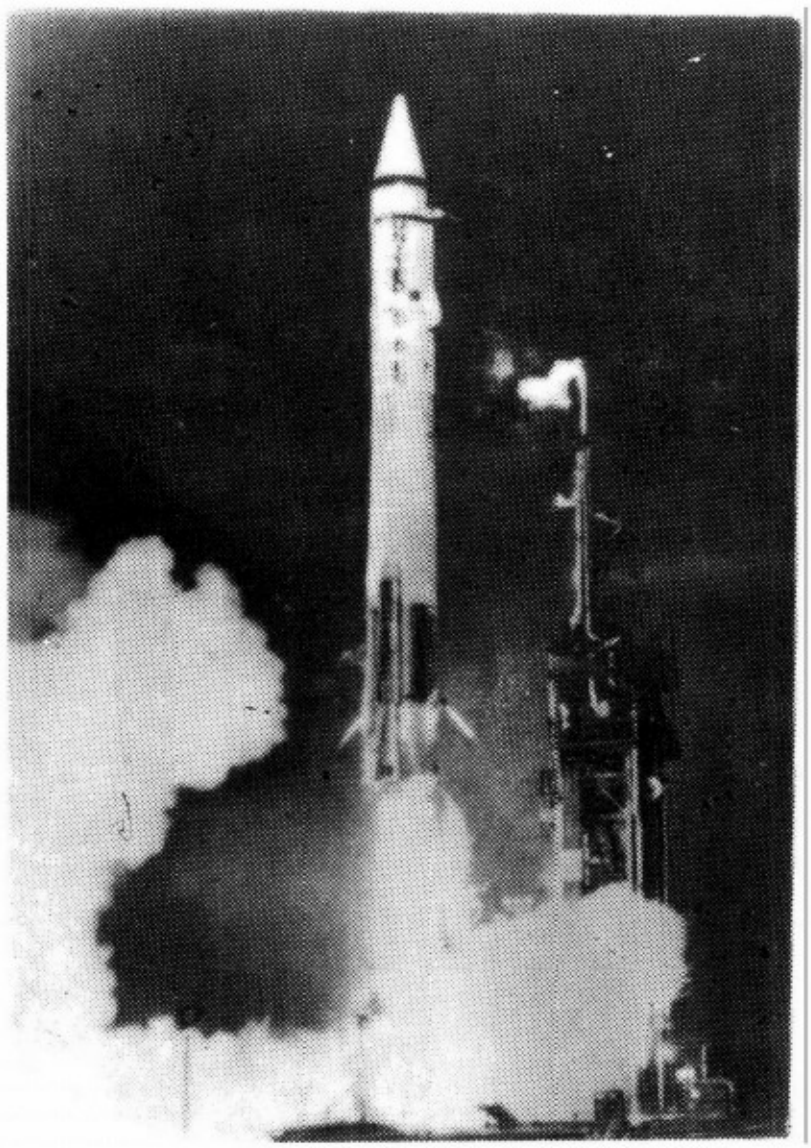
# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1* | 1968.8.16 | 轨道飞行器 5-8 | 9.08 | | | | | 一箭十星 |
| | | 雷达校正卫星 | 179.8 | | | | | 发射失败② |
| | | 林肯定位卫星 | 34 | | | | | |
| | | 刚性球 | | | | | | |
| | | Orbis-Cal | | | | | | |
| | | 西可尔 | | | | | | |
| | | 西可尔 | | | | | | |
| | | Lidos | 53.1 | | | | | |
| | | RM18 | | | | | | |
| | | 紫外线辐射测量卫星 | | | | | | |
| 2 | 1969.9.30 | 代号为 1969-82A 卫星 | 60 | 446 | 484 | 69.64 | 93.91 | 一箭双星 |
| | | 代号为 1969-82B 卫星 | 142.89 | 910 | 933 | 70.04 | 103.52 | |
| 3 | 1972.10.2 | 雷达校正卫星(Radcat) | 207 | 730.6 | 748.3 | 98.47 | 99.64 | 一箭双星 |
| | | 辐射卫星-1 | 725.76 | 732.2 | 751.5 | 98.45 | 99.69 | |

①宇宙神 SLV-3A-博纳Ⅰ在美国西靶场发射;

②因整流罩机械故障,卫星未入轨。

# 宇宙神 SLV-3C-半人马座 D
# (ATLAS SLV-3C-CENTAUR D)



"宇宙神 SLV-3C-半人马座 D"运载火箭

"宇宙神 SLV-3C-半人马座 D"运载火箭是"宇宙神"火箭系列中首次使用低温液氢/液氧上面级的火箭，由美国国家航空航天局和国防部共同使用，其前身为"宇宙神 LV-3C-半人马座"。

"宇宙神 SLV-3C-半人马座 D"火箭从 1967 年 9 月 8 日开始使用至 1972 年 8 月 21 日共发射了 17 颗卫星，它们是：3 颗"勘测者"、2 颗"应用技术卫星"、3 颗"轨道天文观察"卫星、4 颗"水手"(Mariner)、1 颗"先驱者"、4 颗"国际通信卫星Ⅳ"(Intelsat Ⅳ)。发射费用为 5900 万美元(1988 财年)。现以发射"应用技术卫星 D"(ATS-D)为例说明"宇宙神 SLV-3C"基础级的情况。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 运载能力 | |
| 全长 | 38.35m | 近地轨道 | 3.851t |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 地球同步轨道 | 0.899t |
| 起飞质量 | 146.732t | 地球同步转移轨道 | 1.844t |
| 起飞推力 | 1758.56kN | 逃逸轨道 | 1.042t |
| 推重比 | 1.22 | | |

### 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.03m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 子级质量 | 128.49t | 助推发动机 | 1494.601kN |
| 结构质量 | 3.352t | 主机 | 257.997kN |
| 推进剂质量 | 120.764t | 游机 | 5.96kN |
| 发动机 | MA-5 | 总推力 | 1758.56kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA7 | 工作时间 | |
| 主机 | 1×LR-105-NA7 | 助推发动机 | 152.8s |
| 游机 | 2×LR-101 | 主机 | 247.8s |
| | | 游机 | 247.8s |

### 二 子 级

见“宇宙神 LV-3C-半人马座 D”上面级

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 6.7～8.229m | 直径(圆柱段) | 3.05m |

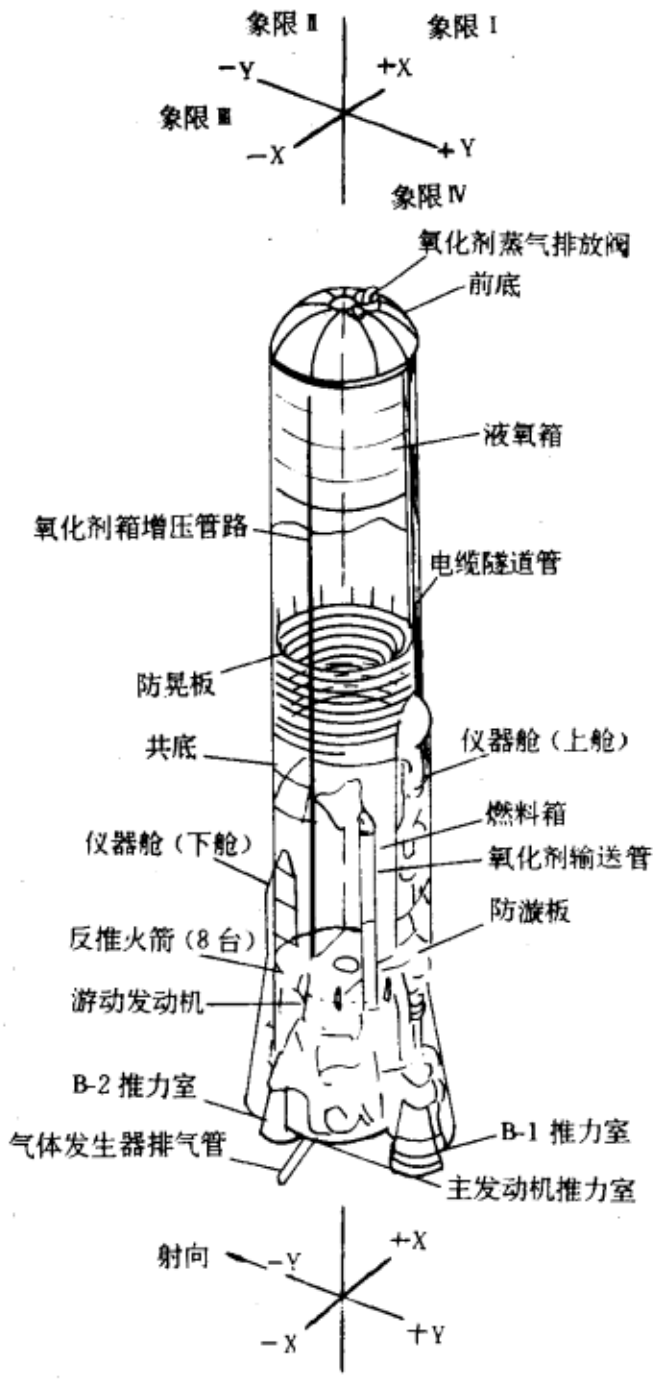
## 总 体 布 局

“宇宙神 SLV-3C”的总体布局与“宇宙神 D”相似,见图。

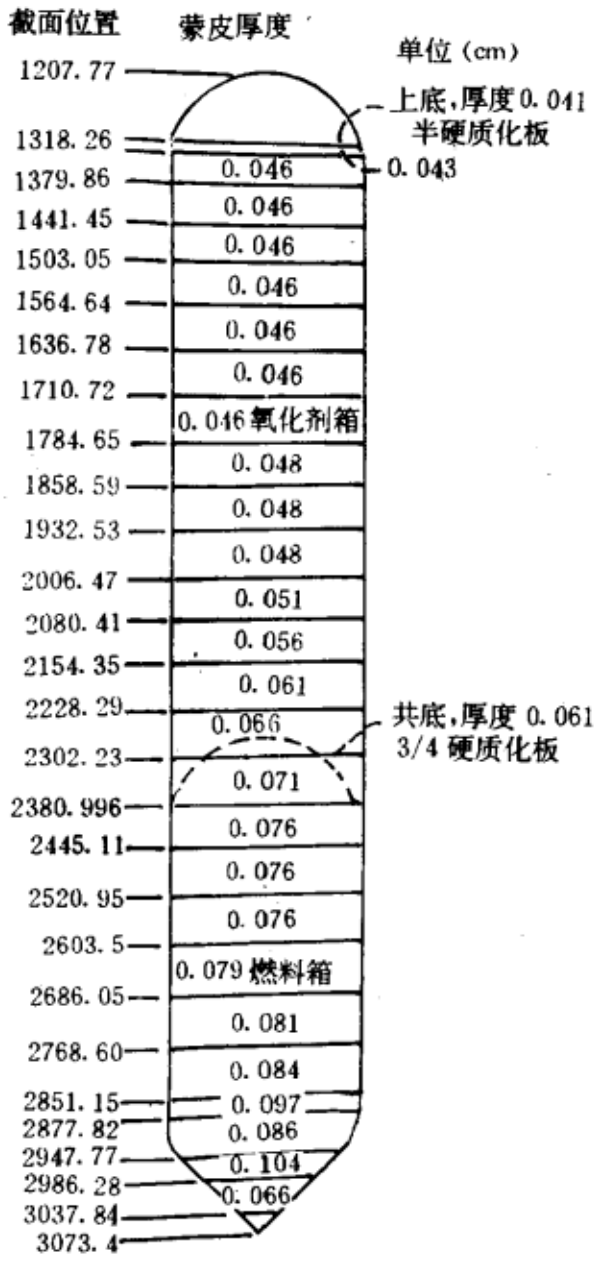
## 箭 体 结 构

箭体结构与“宇宙神 D”相似,仅略加更改。箱体前端框与级间对接段相接。后端框与助推发动机壳段相接,承受助推发动机和主发动机的推力载荷。“宇宙神 SLV-3C”箱体钢板厚度不等,这是由于箱体各段在飞行中受力不同。上底厚度为 0.041cm;液氧箱筒段厚度从上到下由

0.046cm 变到 0.066cm；共底厚度为 0.061cm；煤油箱筒段厚度从上到下由 0.071cm 变到 0.097cm；下底厚度最薄处为 0.066cm，最厚处为 0.104cm。贮箱结构、壁厚尺寸见图。



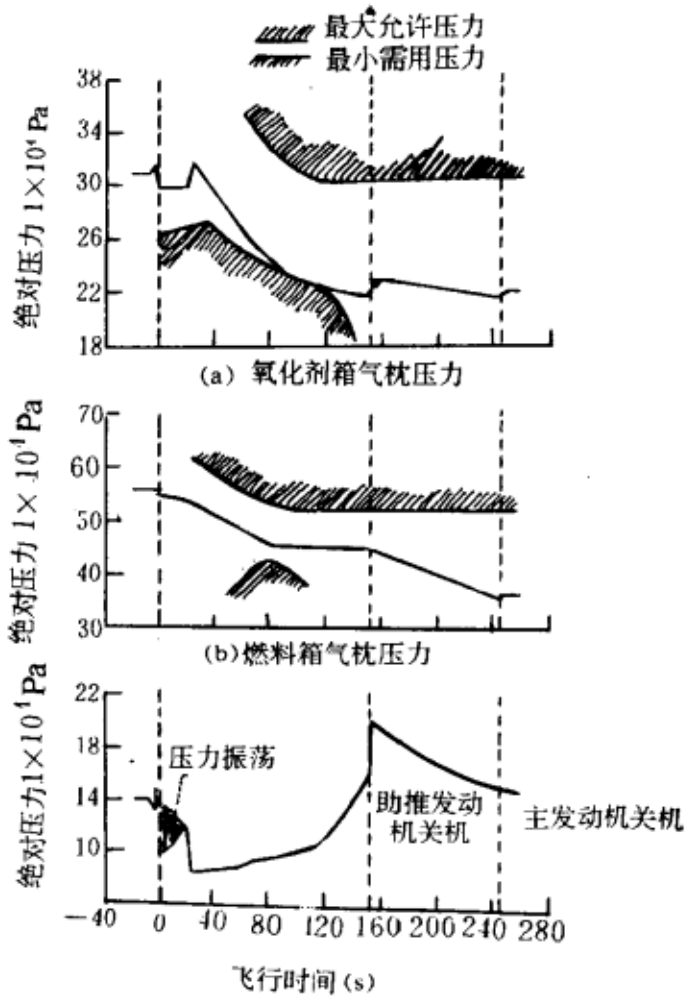

“宇宙神 SLV-3C”运载火箭总体布局




“宇宙神 SLV-3C”贮箱结构及壁厚尺寸

贮箱制造好后需要充压，“宇宙神 SLV-3C”贮箱充压的最大允许压力值和所需的最低压力值见图。燃料箱的压力要大于氧化剂箱压力以免共底翻转。由于飞行中气动载荷、惯性载荷等是变化的，故贮箱压力极限值并非常数。火箭飞行在 $T+40s$ 和 $T+110s$ 时受到最大弯曲载荷作用。

级间段呈圆柱状，为铝合金蒙皮、桁条和隔框组成的半硬壳式结构，它是“宇宙神 SLV-3C”和“半人马座”之间的连接件。




(c) 共底压差,最大允许压差420 kPa ,最小要求压差 14kPa

"宇宙神 SLV-3C"贮箱压力分布曲线

## 推 进 系 统

"宇宙神 SLV-3C"推进系统采用 MA-5 发动机系统。MA-5 系统是专门为运载火箭设计的,它保持了 MA-2 发动机系统的总体方案,但作了许多改进。MA-5 发动机系统与 MA-2 系统相同点是:起动程序均为电动气动式;起动系统均采用起动箱;两台助推发动机涡轮共用一个燃气发生器(MA-3 系统是两台助推发动机各有一台燃气发生器)。不同点是:MA-5 系统的推力室采用自燃流体点火,而 MA-2 系统则为烟火点火。MA-5 系统的推力比 MA-2 系统的大很多。

MA-5 发动机是由洛克达因公司于 1961 年研制的。至 1989 年 3 月共参加过 118 次飞行任务。MA-5 发动机系统主要结构与 MA-2 相同,系统的性能见表。

**助推发动机**

两台助推发动机代号为 LR-89-NA7,它们由 2 个可摆动的推力室、推进剂主阀门、1 个中心燃气发生器驱动的 2 台涡轮泵(每个推力室一台)、一套润滑油系统和一个热交换器组成。助推发动机系统见图。

MA-5 发动机系统性能

| 性能 \ 发动机 | | 助推发动机（2 台） | 主发动机（1 台） | 游动发动机（2 台） |
|---|---|---|---|---|
| 干重 | kg | 1423 | 470 | 48.2 |
| 长度 | cm | 340 | 269 | |
| 最大直径 | cm | 119 | 117 | |
| 氧化剂涡轮泵 | | | | |
| 功率 | kW | 1678 | 846 | |
| 出口压力 | kPa | 6890.1 | 7396.73 | |
| 转速 | r/min | 6232 | 10568 | |
| 燃料涡轮泵 | | | | |
| 功率 | kW | 1116 | 508 | |
| 出口压力 | kPa | 6890.1 | 7396.73 | |
| 膨胀比 | | 8∶1 | 25∶1 | |
| 混合比 | | 2.25∶1 | 2.27∶1 | |
| 比冲　海平面 | N·s/kg | 2490 | | |
| 真空 | N·s/kg | 2845 | 2943 | |
| 推力　海平面 | kN | 1494.602 | 257.997 | 5.96 |
| 工作时间 | s | 152.8 | 247.8 | 247.8 |

**主发动机**

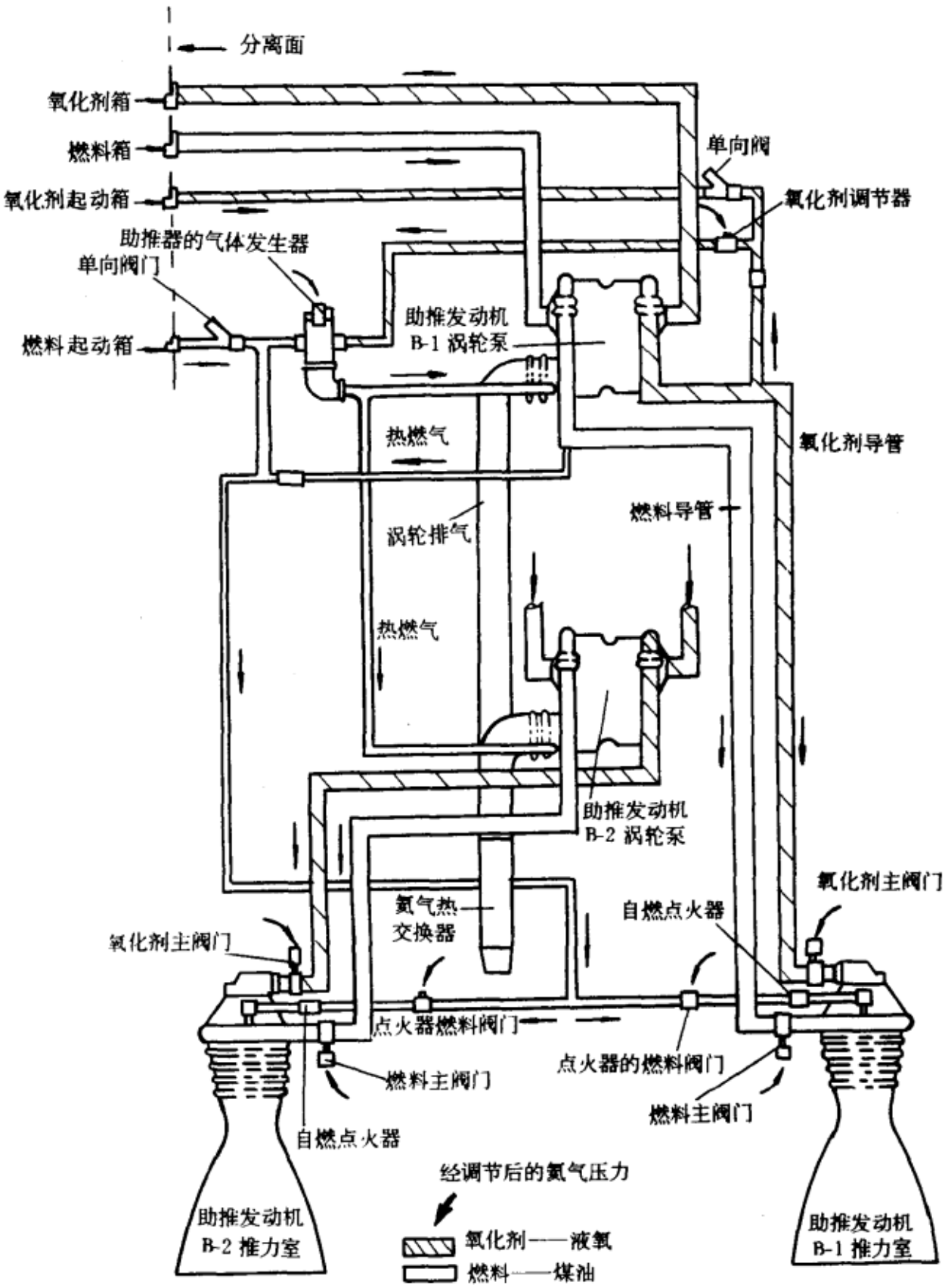
主发动机代号为 LR-105-NA7，由 1 个推力室、推进剂主阀门、一台涡轮泵和一套润滑油系统组成。主发动机沿箭体轴线安装在万向接头上，可以摆动，提供俯仰和偏航操纵力，工作时间约 247.8s。

**游动发动机**

2 台游动发动机与“宇宙神 D”类似，每台海平面推力为 2.98kN，工作时间约为 247.8s。

**增压系统**

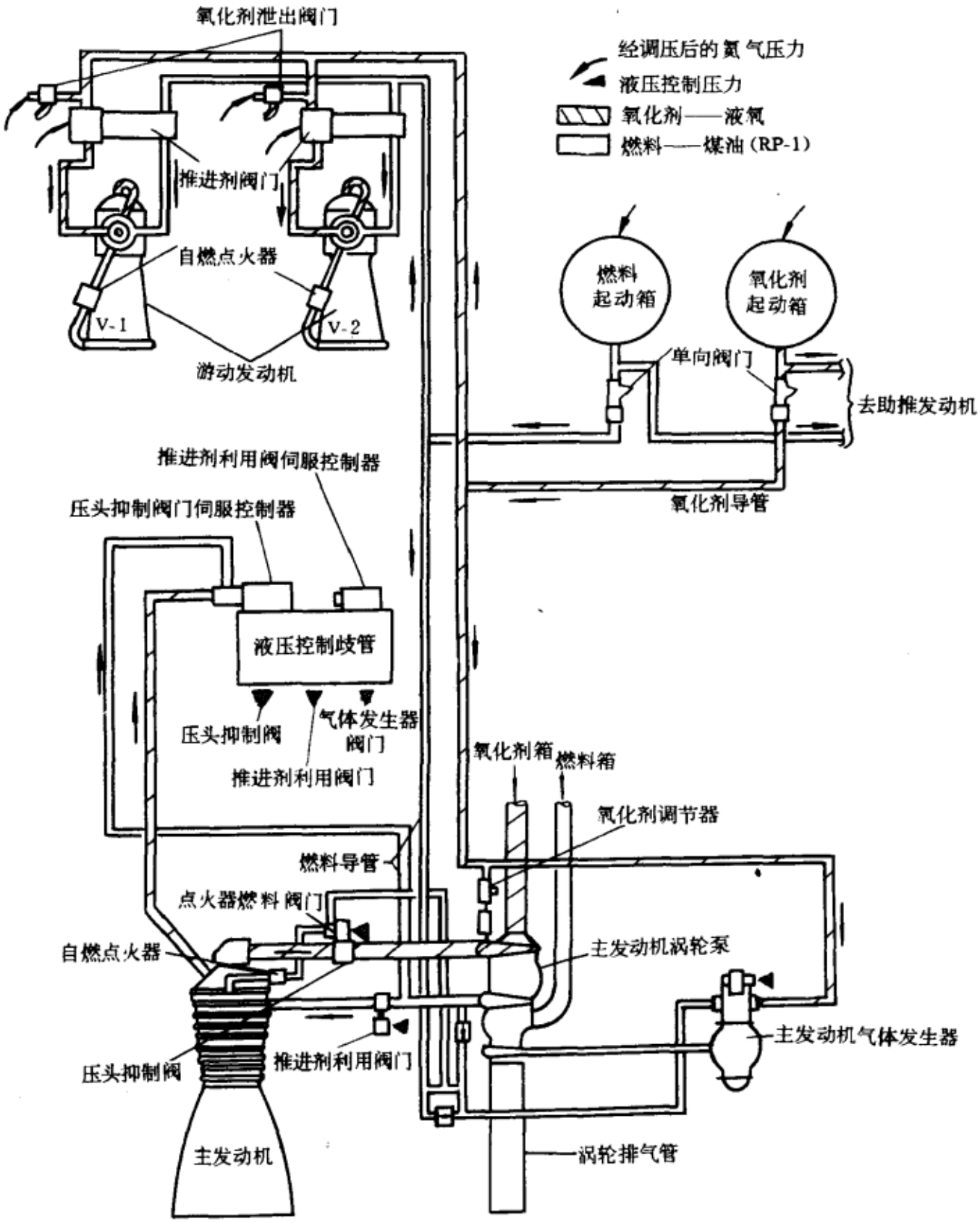
增压系统由 8 个带冷却套的氦气瓶、1 个热交换器、燃料和氧化剂箱压力调节器和安全阀门组成。利用这个系统把贮箱压力维持在要求值，以保证贮箱结构稳定和满足涡轮泵入口压力要求。另外，燃料箱增压管路的氦气还对液压油箱和涡轮泵润滑油箱增压。8 个氦气瓶的总容量为 96700cm$^3$，安装在可抛掷的助推发动机段。系统工作过程如下：发射前，氦气瓶护罩内注入液氮，冷却氦气瓶，以便能以 23730kPa 的压力向瓶内充填最大容量的氦气。起飞前，将液氮从气瓶护罩内排出。发射前 1 分钟，对贮箱增压由地面切换至箭载系统进行。箭载压力调节器可将燃料箱表压控制在 441～462kPa 之间，液氧箱的表压控制在 195～214kPa 之间。约在 $T$－60s～$T$＋20s 之间，给液氧调节器测定管路加一个偏压，将液氧箱压力控制在低于正常值，使两贮箱间产生压差，用于抵消发射时可能使贮箱共底翻转的瞬变载荷。当 $T$＋20s 时，关闭爆炸作动阀门，消除偏压，使液氧箱的气枕压力恢复到调节器控制的正常范围。助推器分离后，贮箱压力调节工作结束。此后，燃料箱压力逐渐降低，液氧箱压力因液氧蒸发而增加，但均在允许值内。增压系统见图。




"宇宙神 SLV-3C"助推发动机系统图

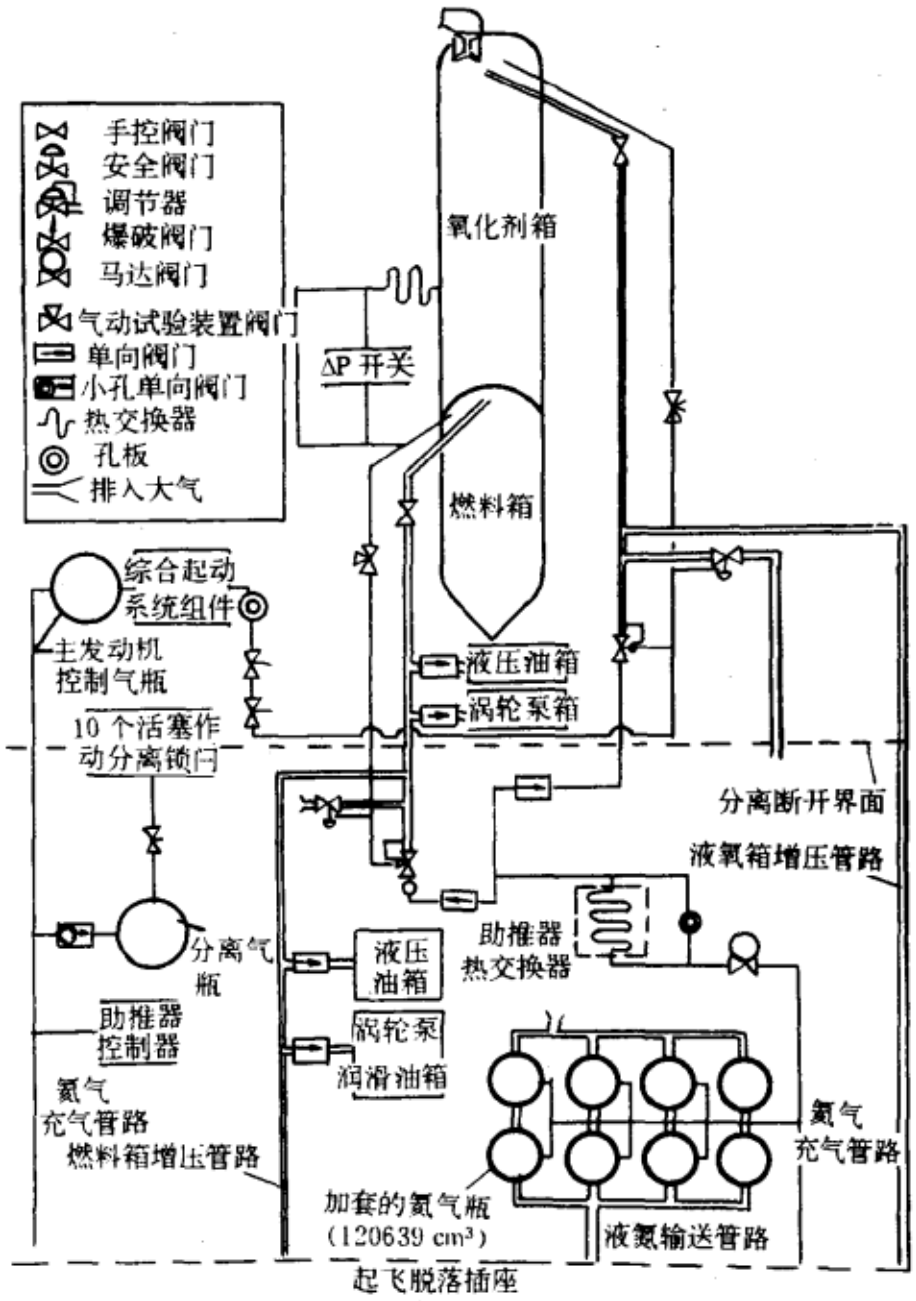
**推进剂利用系统**

"宇宙神 SLV-3C"推进剂利用系统与"宇宙神 D"的类似,由 2 个水银压力计、1 个计算比较器、1 个液压作动推进剂利用阀门、燃料检测管路和有关电气装置组成。该系统在主发动机关机时确保推进剂两组元几乎同时耗尽或使推进剂剩余量最小。这是靠控制推进剂混合比(氧化剂流率与燃料剂流率之比)来实现的。飞行时水银压力计测定表示推进剂质量的推进剂液压




"宇宙神 SLV-3C"主发动机、游动发动机系统图

头。然后,在计算比较器中将实际混合比与基准混合比作比较(起飞时混合比为 2.27)。对比后,把需要校正的信号送到推进剂利用阀门来控制送入主发动机的燃料流量。用压头抑制阀门调节氧化剂流量。压头抑制阀门测定推进剂利用阀门的开启程度,并向推进剂利用阀门反方向开启,来改变推进剂的混合比,使发动机推进剂流量保持恒定。在飞行前 13s 期间,推进剂利用阀门保持零位状态,以免阀门在火箭起飞时发生振荡。推进剂利用系统见图。




"宇宙神 SLV-3C"增压系统

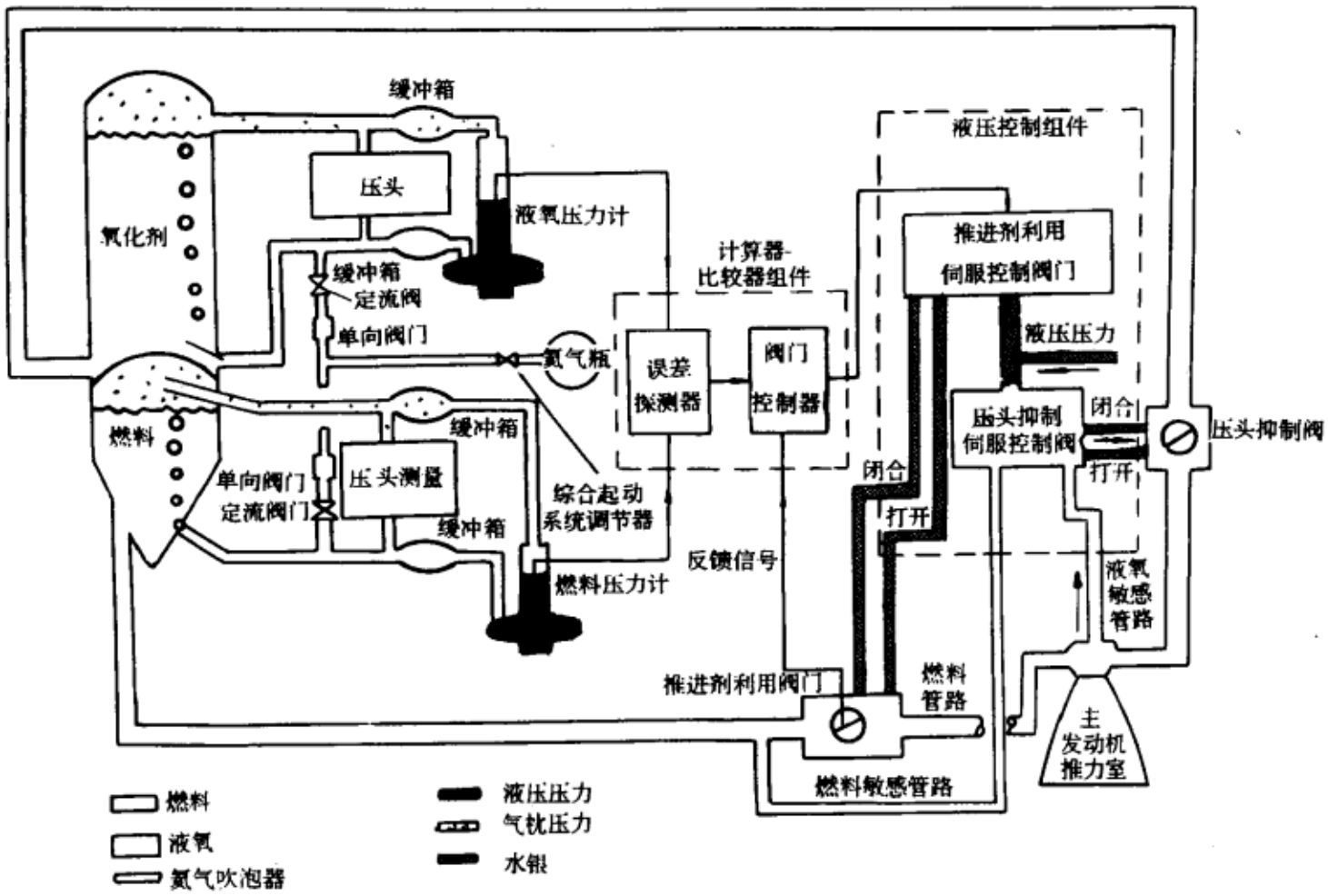
## 分 离 系 统

"宇宙神 SLV-3C"尾段与箭体分离的分离系统和"宇宙神 D"的相同,见图。

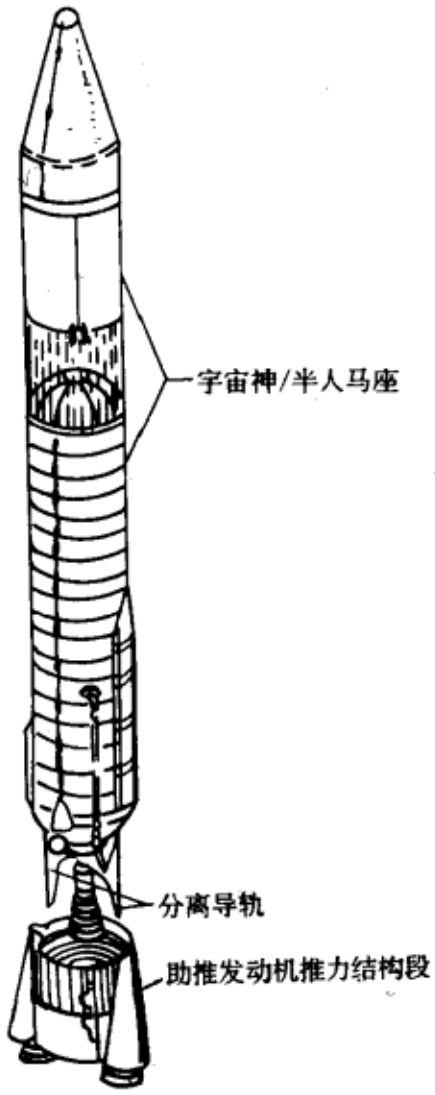
"宇宙神"和"半人马座"级的分离是靠级间段前端沿周向安装的柔性爆炸索实现的,分离时爆炸索起爆,切断级间段,使两级分离。宇宙神 SLV-3C 贮箱尾部安装 8 个反推火箭,分离时使"宇宙神"火箭减速。分离系统见图。

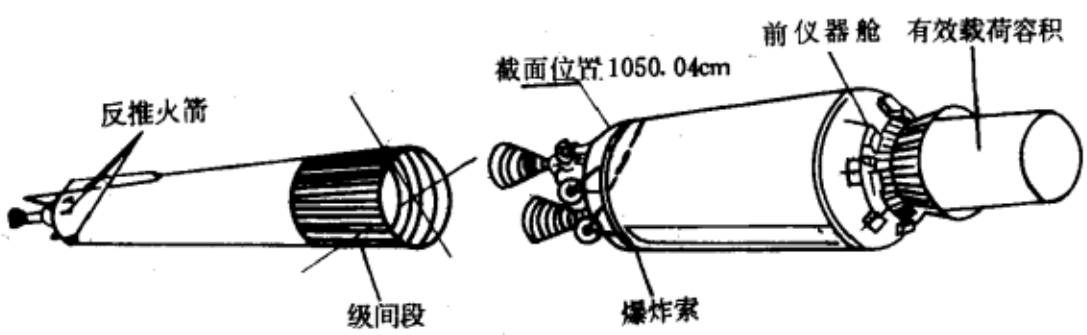
## 制导和控制系统

"宇宙神 SLV-3C-半人马座"运载火箭的制导系统采用惯性平台-计算机方案。惯性制导系统由惯性平台、平台电子装置、耦合器、制导计算机和信号调节器组成。各部件均安装在"半人




“宇宙神 SLV-3C”推进剂利用系统




“宇宙神 SLV-3C”级间段分离系统

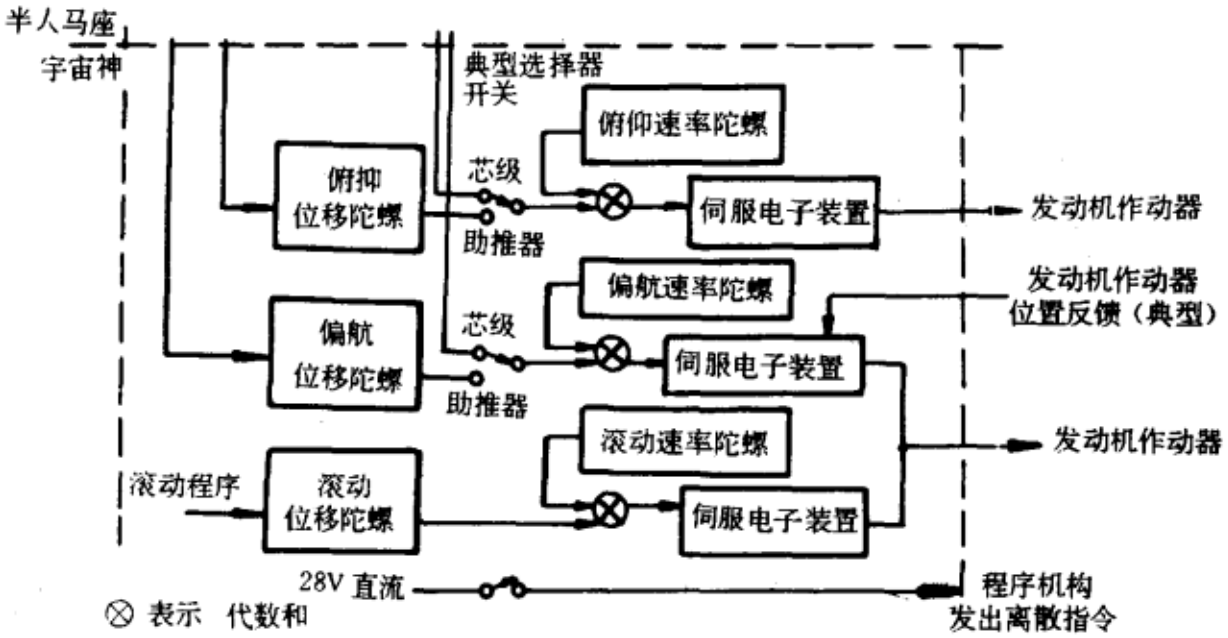
←“宇宙神 SLV-3C”尾段分离系统示意图

马座"仪器舱内。制导系统对整个火箭进行制导。系统说明详见"半人马座"火箭制导系统。

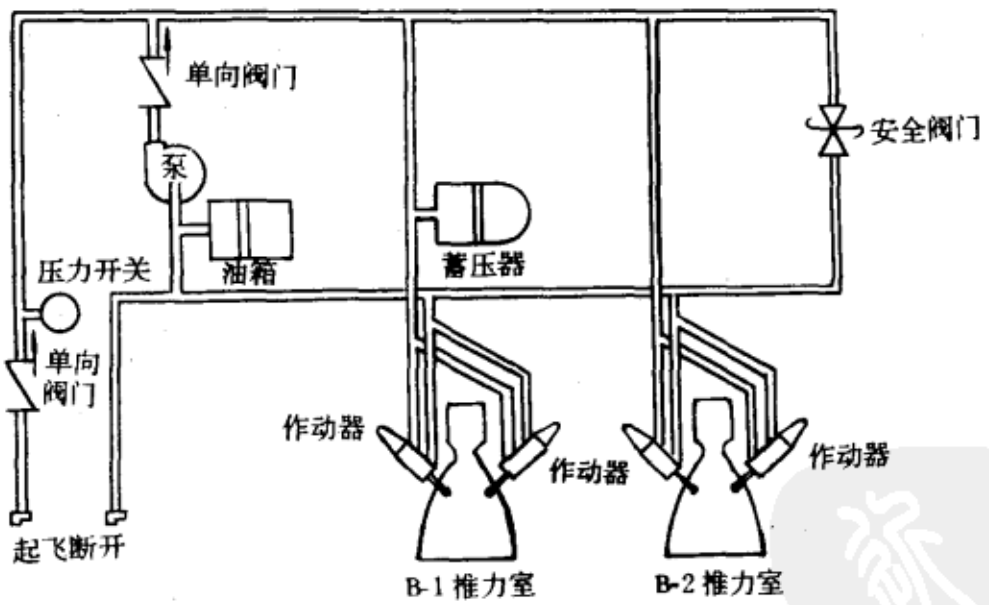
"宇宙神 SLV-3C-半人马座"火箭的控制系统是两套独立的系统,它们分别控制"宇宙神 SLV-3C"和"半人马座"火箭的稳定飞行和按轨道程序飞行。"宇宙神 SLV-3C"控制系统发出指令摆动助推发动机、主发动机和游动发动机,控制整个火箭飞行。"半人马座"飞行控制系统功能和组成见"半人马座"火箭。

控制系统有以下 3 种工作方式:1)速率稳定控制方式:用于两级分离后连续稳定"半人马座"火箭的滚动轴。2)速率稳定-姿态控制方式:用于助推发动机工作阶段的俯仰、偏航和滚动控制以及主发动机工作时滚动控制。3)速率稳定-制导控制方式:用于"宇宙神"和"半人马座"主发动机工作阶段及主发动机关机后滑行阶段的偏航和俯仰控制。

"宇宙神 SLV-3C"控制系统与"宇宙神 D"相同,由位移陀螺组件、速率陀螺组件、程序机构和伺服放大器组成,见系统框图。




"宇宙神 SLV-3C"控制系统框图



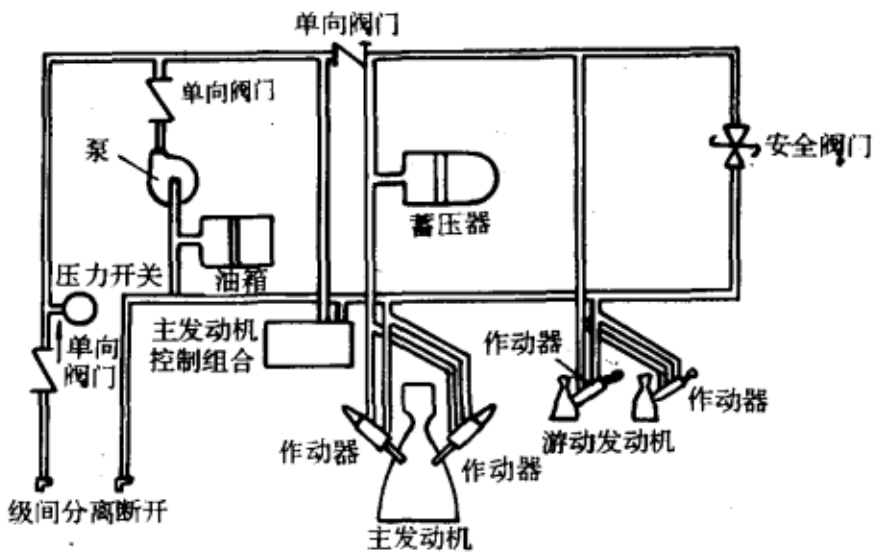

"宇宙神 SLV-3C"助推发动机液压系统

## 液　压　系　统

“宇宙神 SLV-3C”火箭有两套独立的液压系统：助推发动机液压系统和主发动机-游动发动机液压系统。

1. 助推发动机液压系统　系统由蓄压器、油箱、变流量泵、安全阀门、单向阀门、压力开关、作动器等组成。系统的压力由发动机涡轮泵辅助装置驱动的一台压力补偿变流量泵提供。液压系统接收飞行控制系统的指令使作动器动作，摆动助推发动机进行俯仰、偏航和滚动控制。助推发动机液压系统见图。

2. 主发动机和游动发动机液压系统　该系统的组成和功能与助推发动机的液压系统相似。该系统为主发动机和两台游动发动机的摆动提供液压动力。主发动机工作段的滚动控制由游动发动机差动摆动完成。



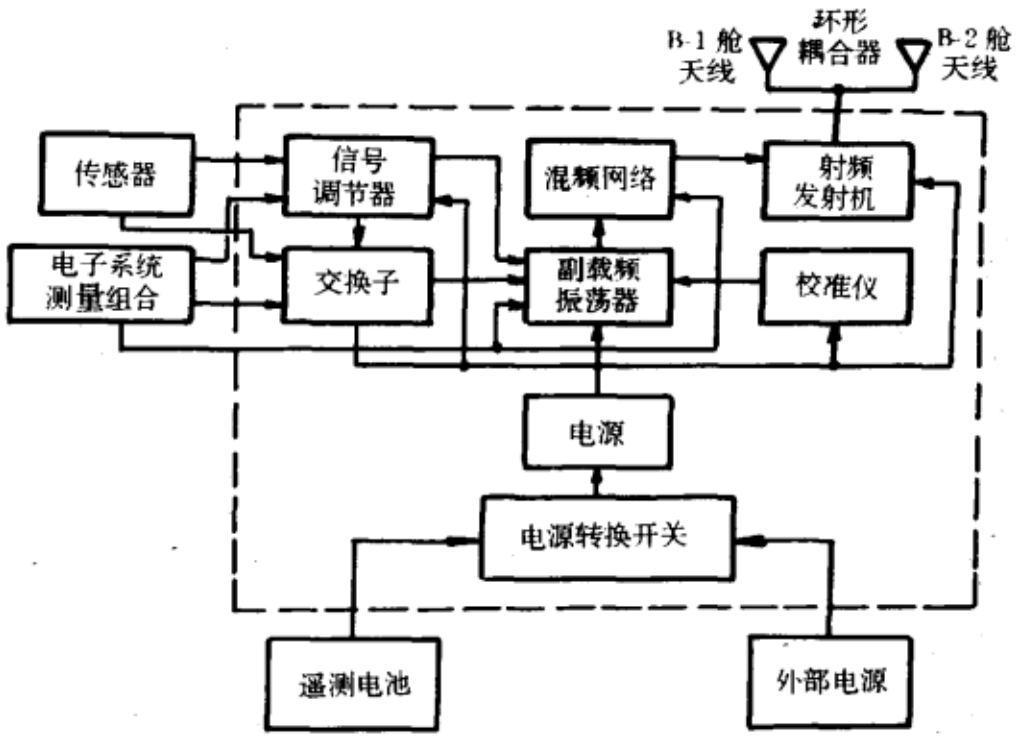

“宇宙神 SLV-3C”主发动机和游动发动机液压系统

## 遥测系统

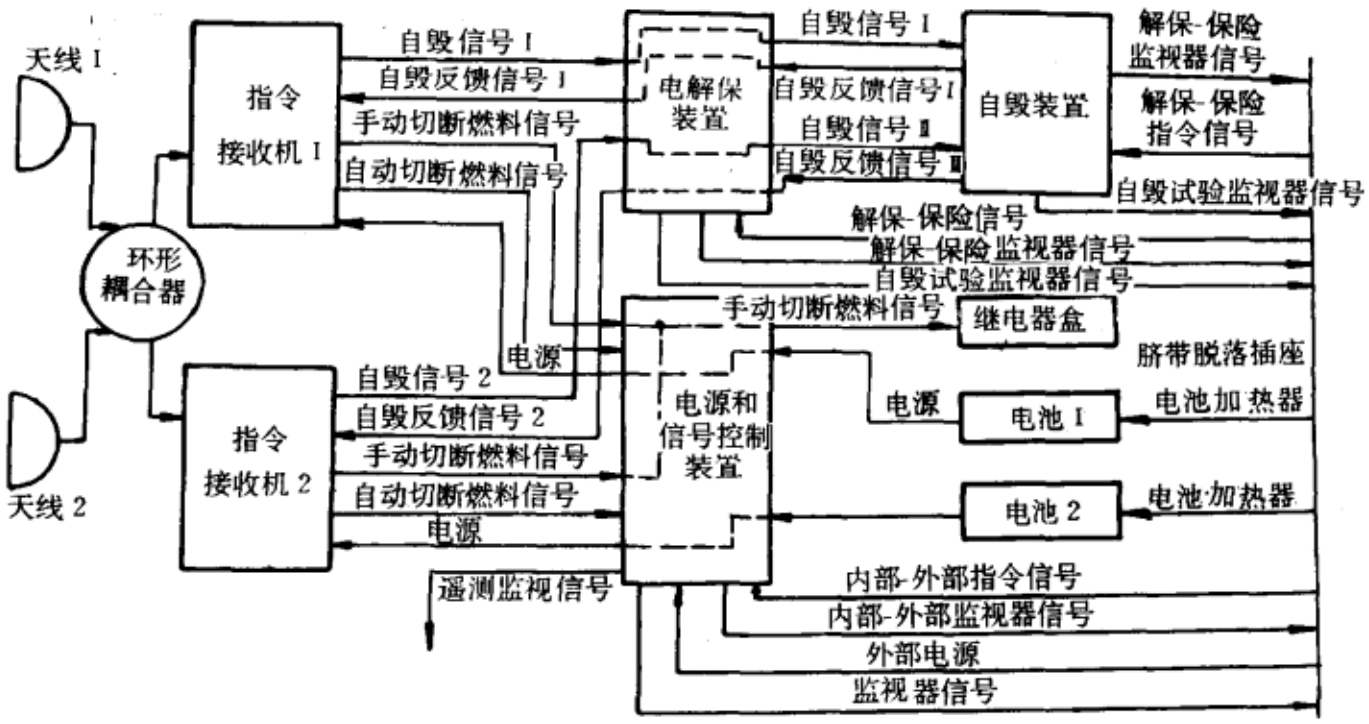
“宇宙神 SLV-3C”遥测系统由一套射频遥测仪、2 根天线、1 组遥测电池、各种传感器和电缆组成。遥测系统采用脉幅调制/调频/调频(PAM/FM/FM)标准遥测体制。系统工作的载波频率为 229.0MHz。

## 自　毁　系　统

“宇宙神 SLV-3C”装有单独的自毁系统。系统包括 2 台(复式)接收机、电源控制组件、自毁器、2 根天线和独立的电池组。自毁系统在紧急的情况下能关闭发动机或炸毁火箭。推进剂贮箱上装有能炸开箱体并消散推进剂的爆炸索(自毁装置)。



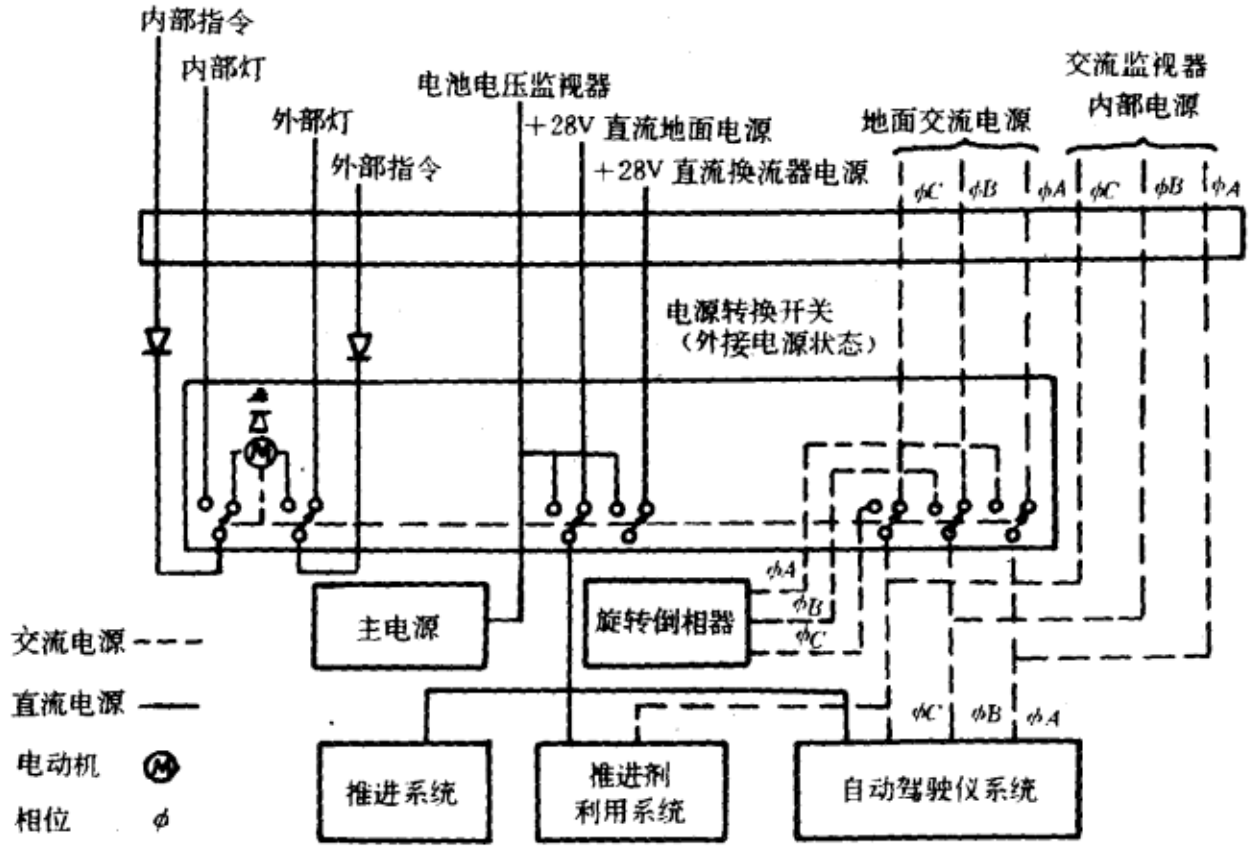

"宇宙神 SLV-3C"遥测系统框图




"宇宙神 SLV-3C"自毁系统

## 电源与配电系统

"宇宙神 SLV-3C"电源系统由 1 个电源转换开关、1 组主电池组、1 组遥测电池、2 组独立的靶场安全指令系统电池、1 个三相 400Hz 旋转式变流器组成。




"宇宙神 SLV-3C"电源系统框图

## 典型飞行程序

1971 年 12 月 20 日"宇宙神 SLV-3C-半人马座-26"(AC-26)运载火箭从东靶场发射"国际通信卫星Ⅳ",典型飞行程序列表如下。

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 上升 5.08cm(起飞) | $T+257.2$ | 恢复制导 |
| $T+2$ | 开始滚转控制 | $T+265.2$ | 抛整流罩 |
| $T+15$ | 停止滚转机动 | $T+541.7$ | 容许主发动机关机 |
| | 启动制导、俯仰和偏航程序 | $T+625.8$ | 主发动机一次工作关机 |
| $T+144$ | 容许助推发动机分离 | $T+625.8$ | 主发动机一次工作备份关机 |
| $T+151.8$ | 助推发动机关机 | $T+625.8$ | 保持沉底发动机起动 |
| $T+154.9$ | 抛掉尾段(包括助推发动机) | $T+701.8$ | 保持沉底发动机停止工作,推进剂沉底发动机工作 |
| $T+159.8$ | 恢复制导控制 | $T+1219$ | "半人马座"级为准备二次工作重新定向 |
| $T+196.8$ | 抛掉"半人马座"级贮箱绝热板 | $T+1459$ | 制导 |
| $T+211.8$ | 起动"半人马座"级增压泵 | $T+1479$ | 推进剂沉底发动机停止工作,保持沉底发动机工作 |
| $T+220.8$ | 容许"宇宙神-半人马座"级分离 | $T+1491$ | 开动增压泵 |
| $T+241.7$ | "宇宙神"级主发动机推进剂耗尽关机 | $T+1502$ | 主发动机二次预起动 |
| | 抑制制导 | $T+1519$ | 主发动机二次起动 |
| $T+243.6$ | "宇宙神-半人马座"分离 | | 气枕发动机停止工作 |
| $T+243.7$ | "宇宙神"反推火箭点火 | $T+1595$ | 抑制制导 |
| $T+245.2$ | "半人马座"发动机一次预起动 | | 恢复制导 |
| $T+253.2$ | 主发动机一次点火 | | |

# 飞 行 记 录

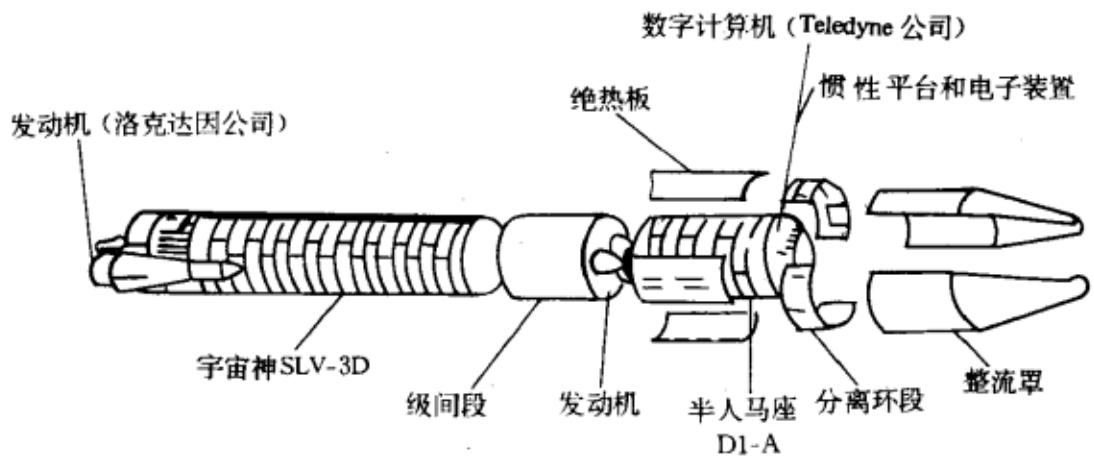
| 序号 | 代号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质 量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1 | AC-13 | 1967.9.8 | 勘测者-5 | 1.005 | | | | | 月面着陆,发回18000张电视照片,首次作月球土壤分析 |
| 2 | AC-14 | 1967.11.17 | 勘测者-6 | 1.008<br>(勘测者)<br>0.281 | | | | | 月面软着陆,发回3万张照片 |
| 3 | AC-15 | 1968.1.7 | 勘测者-7 | 1.040 | | | | | |
| 4* | AC-17 | 1968.8.10 | 应用技术卫星-4 | 2.588 | 217.2 | 772.3 | 29 | 94.5 | 失败① |
| 5 | AC-16 | 1968.12.7 | 轨道天文观察卫星-A2 | 2.018 | 711 | 780 | 35 | 100.3 | |
| 6 | AC-20 | 1969.2.24 | 水手-6 | 0.413 | | | | | 火星探测器 |
| 7 | AC-19 | 1969.3.27 | 水手-7 | 0.413 | | | | | |
| 8 | AC-18 | 1969.8.12 | 应用技术卫星-5 | 0.433 | 3513.4 | 35813.7 | 2.6 | 1436 | |
| 9 | AC-21 | 1970.11.30 | 轨道天文观察卫星-2 | 2.125 | | | | | 失败② |
| 10 | AC-23 | 1971.1.25 | 国际通信卫星Ⅳ-1 (F-2) | 0.720 | 35800 | 36330 | 0.55 | 130.133 | |
| 11* | AC-24 | 1971.5.8 | 水手-8 | 1.03 | | | | | 失败③ |
| 12 | AC-25 | 1971.5.30 | 水手-9 | 0.975 | | | | | |
| 13 | AC-26 | 1971.12.19 | 国际通信卫星Ⅳ-2 (F-3) | 0.720 | 35780 | 35795 | 0.3 | 1436 | |
| 14 | AC-28 | 1971.1.22 | 国际通信卫星Ⅳ-3 (F-4) | 0.576 | 35598 | 35887 | 0.7 | 1432 | |
| 15 | AC-27 | 1972.3.2 | 先驱者-10 (Pioneer-10) | 0.26 | | | | | 第一颗木星探测器,1973年12月3日飞过木星 |
| 16 | AC-29 | 1972.6.13 | 国际通信卫星Ⅳ-4 (F-5) | 0.576 | 35759 | 35790 | 0.5 | 176 | |
| 17 | AC-22 | 1972.8.21 | 轨道天文观察卫星-4 | 2.15 | 735.5 | 743.5 | 35.01 | 99.49 | |

①“半人马座”再次起动失败,卫星未入轨;

②整流罩未按程序分离,二级未达到入轨速度,再入烧毁;

③速率陀螺故障,二子级发动机急剧摆动,起飞后4分2秒时发动机熄火,火箭翻滚坠毁。

# 宇宙神 SLV-3D-半人马座 D1-A
# (ATLAS SLV-3D-CENTAUR D1-A)




"宇宙神 SLV-3D-半人马座 D1-A"

"宇宙神 SLV-3D-半人马座"火箭是"宇宙神 SLV-3C"的后续型，用来发射中等质量的有效载荷。它的结构、组成和各分系统详见"宇宙神 SLV-3C"。1973 年 4 月 6 日"宇宙神 SLV-3D-半人马座"(AC-30)首次发射"先驱者-11"飞行器，至 1983 年 5 月 19 日止共发射了 32 颗卫星，它们是："先驱者"卫星 3 颗、"水手"1 颗、"国际通信卫星Ⅳ"4 颗、"国际通信卫星ⅣA"6 颗、"国际通信卫星Ⅴ"6 颗、"通信星卫星"(Comstar)4 颗、"高能天文观察卫星"(HEAO)3 颗、"舰队通信卫星"(Fltsatcom)5 颗。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.496 |
| 全长 | 39.9m | 运载能力 | |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 近地轨道 | 5.119t |
| 起飞质量 | 130.79t | 地球同步转移轨道 | 2.1t |
| 起飞推力 | 1918.962kN | 逃逸轨道 | 1.2t |

### 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.2m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 推进剂质量 | 121.68t | 助推发动机 | 1645.841kN |
| 发动机 | MA-5 | 主机 | 266.893kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA7 | 游机 | 6.228kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 主机 | 1×LR-105-NA7 | 总推力 | 1918.962kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 比冲 | |
| | | 助推发动机 | |
| | | 地面比冲 | 2508.42N·s/kg |
| | | 真空比冲 | 2836.07N·s/kg |
| | | 主机 | |
| | | 地面比冲 | 2186.65N·s/kg |
| | | 真空比冲 | 3052.87N·s/kg |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.61m | 发动机 | 2×RL-10A-3-3A |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 液氢/液氧 |
| 子级质量 | 15.68t | 真空推力 | 2×73.4kN |
| | | 真空比冲 | 4354.2N·s/kg |
| | | 工作时间 | 437s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.82m | 直径(圆柱段) | 3.05m |

# 典型飞行程序

“宇宙神 SLV-3D-半人马座 D1-A”(AC-30)典型飞行程序列表如下：

| 时间(s) | 事 件 | 时间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T=0$ | 火箭起飞 | $T+251.8$ | “半人马座”预起动 |
| $T+2$ | 开始滚动 | $T+259.8$ | “半人马座”主发动机起动 |
| $T+15$ | 滚动结束,开始按程序转弯 | $T+271.8$ | 抛掉有效载荷整流罩 |
| $T+99$ | 容许助推发动机分离 | $T+279.8$ | 恢复制导和控制 |
| $T+139.1$ | 助推发动机关机 | …… | …… |
| $T+142.2$ | 助推器与主级分离 | $T+715.1$ | “半人马座”主发动机关机 |
| $T+147.1$ | 恢复制导和控制 | $T+785.1$ | 3子级(TE-M-364-4远地点发动机)起旋 |
| $T+184.1$ | 抛掉绝热板 | $T+786.1$ | 3子级导线切断器工作 |
| $T+212.6$ | 起动“半人马座”助推泵 | $T+787.1$ | 3子级/半人马座级分离 |
| $T+237.1$ | 容许“宇宙神”主发动机关机 | $T+787.12$ | 起动“半人马座”反推火箭 |
| $T+248.3$ | 主发动机和游动发动机关机 | $T+800.1$ | 3子级点火 |
| …… | | $T+843.8$ | 3子级关机 |
| $T+248.3$ | 抑制制导 | $T+945.1$ | 有效载荷(“先驱者”飞行器)/3子级分离 |
| $T+250.2$ | “宇宙神-半人马座”分离 | $T+947.1$ | 3子级开始翻滚机动 |
| $T+250.3$ | 点燃“宇宙神”反推火箭 | | |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 代号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质　量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 1 | AC-30 | 1973.4.5 | 先驱者-11 | 0.258 | | | | | 木星探测器 |
| 2 | AC-31 | 1973.8.23 | 国际通信卫星Ⅳ-5 (F-7) | 0.7197 | 35743.4 | 35759.5 | 0.3 | 1436 | |
| 3 | AC-34 | 1973.11.3 | 水手-10 | 0.562 | | | | | 第一颗水星探测器 |
| 4 | AC-32 | 1974.11.21 | 国际通信卫星Ⅳ-6 (F-8) | 0.720 | 35781 | 35795 | 0.4 | 1436.2 | 定位于东径174°赤道上空 |
| 5* | AC-33 | 1975.2.20 | 国际通信卫星Ⅳ-7 (F-6) | | | | | | 失败① |
| 6 | AC-35 | 1975.5.22 | 国际通信卫星Ⅳ-8 (F-1) | 0.720 | 35704 | 36184 | 0.47 | 1444.2 | |
| 7 | AC-36 | 1975.9.25 | 国际通信卫星ⅣA (F-1) | 0.825 | | | | | |
| 8 | AC-37 | 1976.1.29 | 国际通信卫星ⅣA (F-2) | 1.5 | 35084 | 35869 | 0.1 | 1420.0 | 6250路双向电话，2条电视频道 |
| 9 | AC-38 | 1976.5.13 | 通信卫星-1 (Comstar-1) | 0.792 | 35780 | 35795 | 1.0 | 1436.2 | 美国国内通信卫星，通信容量14000路电话 |
| 10 | AC-40 | 1976.7.22 | 通信卫星-2 | 0.792 | 35780 | 35795 | 1.0 | 1436.2 | |
| 11 | AC-39 | 1977.5.26 | 国际通信卫星ⅣA (F-4) | 0.825 | 35346 | 35755 | 0.28 | 1425 | 6520路双向电话，2条电视频道，20台转发器 |
| 12 | AC-45 | 1977.8.12 | 高能天文观察卫星-A (HEAO-A) | 2.72 | 428 | 447 | 22.8 | 93.2 | 研究 $x$，$\gamma$ 和宇宙射线 |
| 13* | AC-43 | 1977.9.29 | 国际通信卫星ⅣA (F-5) | | | | | | 失败② |
| 14 | | 1978.1.6 | 国际通信卫星ⅣA (F-3) | 0.826 | 35768 | 35806 | 0.3 | 1436.1 | |
| 15 | | 1978.2.9 | 舰队通信卫星-1 (Fltsatcom-1) | 1.875 | 35522 | 35666 | 2.77 | 1426.1 | |
| 16 | | 1978.3.31 | 国际通信卫星ⅣA (F-6) | 0.825 | 35768 | 35806 | 0.3 | 1436.1 | |
| 17 | | 1978.5.20 | 先驱者-金星轨道器-1 (Pioneer Venus-1) | | | | | | |
| 18 | | 1978.6.29 | 通信卫星-3 | 1.52 | 35470 | 35780 | 0.08 | 1428.1 | |
| 19 | | 1978.8.8 | 先驱者-金星轨道器-2 | 0.904 | | | | | |
| 20 | | 1978.11.13 | 高能天文观察卫星-2 | 3.15 | 523 | 542 | 23.5 | 95.08 | |

| 序号 | 代号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 21 | | 1979.5.4 | 舰队通信卫星-2 | 1.884 | | | | | |
| 22 | | 1979.9.20 | 高能天文观察卫星-3 | 3.15 | 484 | 500 | 43.6 | 94.38 | |
| 23 | AC-49 | 1980.1.17 | 舰队通信卫星-3（三轴稳定卫星） | 1.884 | 35653 | 35919 | 2.67 | 1436.0 | |
| 24 | AC-57 | 1980.10.30 | 舰队通信卫星-4 | 1.884 | 35032 | 36236 | 2.46 | 1428.2 | |
| 25 | AC-54 | 1980.12.6 | 国际通信卫星Ⅴ(F-1) | 1.065 | 35638 | 35734 | 0.86 | 1430.9 | |
| 26 | AC-42 | 1981.2.21 | 通信卫星-4 | 1.516 | 35385 | 35788 | 0.2 | 1425.8 | |
| 27 | AC-56 | 1981.5.23 | 国际通信卫星Ⅴ(F-2) | 1.95 | | | | | |
| 28 | AC-59 | 1981.8.6 | 舰队通信卫星-5 | 1.884 | | | | | |
| 29 | AC-55 | 1981.12.15 | 国际通信卫星Ⅴ(F-3) | 1.95 | | | | | |
| 30 | AC-58 | 1982.3.4 | 国际通信卫星Ⅴ(F-4) | 1.87 | | | | | |
| 31 | AC-61 | 1982.9.28 | 国际通信卫星Ⅴ(F-5) | | | | | | |
| 32 | | 1983.5.19 | 国际通信卫星Ⅴ(F-6) | | | | | | |

①“宇宙神”助推发动机失控，火箭翻滚，$T+14s$ 自毁；

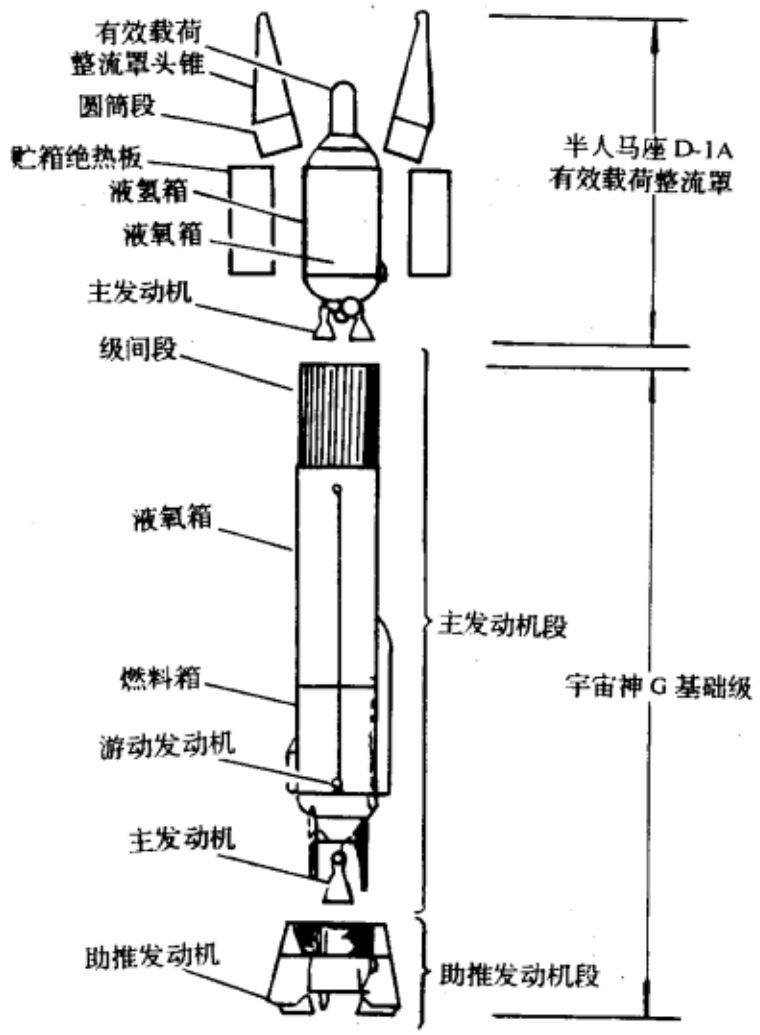
②起飞 55s 后助推发动机燃气发生器波纹管腐蚀断裂引起底部起火，火箭自毁。

# 宇宙神 G-半人马座 D1-A
# (ATLAS G-CENTAUR D1-A)

“宇宙神 G”基础级是“宇宙神 SLV-3D”的改型。“宇宙神 G”全长比“宇宙神 SLV-3D”加长 2.06m。它采用 MA-5 发动机系统。“宇宙神 G-半人马座 D1-A”自 1984 年 6 月 9 日执行 AC-62 任务至 1989 年 9 月 25 日止共发射了 7 颗卫星。它们是 1 颗“国际通信卫星Ⅴ”、3 颗“国际通信卫星ⅤA”和 3 颗“舰队通信卫星”。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1952.324kN |
| 全长 | 42～43.9m | 推重比 | 1.217 |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 163.565t | 近地轨道 | 6.8t |
| | | 地球同步转移轨道 | 2.177～2.358t |




“宇宙神 G-半人马座 D1-A”

## 基　础　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.86m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 芯级直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 发动机 | MA-5 | 助推发动机 | 1679.203kN |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA7 | 主机 | 266.893kN |
| 主机 | 1×LR-105-NA7 | 游机 | 6.228kN |
| 游机 | 2×LR-101 | 总推力 | 1952.324kN |

## 二　子　级

见“宇宙神 SLV-3D-人马座 D1-A”

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.2～3.4m | 直径 | 2.92～3.7m |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 代号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质 量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1* | AC-62 | 1984.6.9 | 国际通信卫星Ⅴ (F-9) | 1 | 200 | 1207 | 28.7 | 99.06 | 失败① |
| 2 | AC-63 | 1985.3.22 | 国际通信卫星ⅤA (F-10)<br>1.098 (干质量) | 2.013 (包括推进剂) | | | | | |
| 3 | AC-64 | 1985.6.29 | 国际通信卫星ⅤA (F-11) | 2.013 | 34401 | 35774 | 0.1 | 1400.1 | 15000 路电话，2 路彩电频道 |
| 4 | AC-65 | 1985.9.28 | 国际通信卫星ⅤA (F-12) | 2.013 | | | | | |
| 5 | AC-66 | 1986.12.4 | 舰队通信卫星-7 | 1.00 | 35326 | 35860 | 5.3 | 1426.3 | |
| 6 | AC-67 | 1987.3.26 | 舰队通信卫星-6 | | | | | | |
| 7 | AC-68 | 1989.9.25 | 舰队通信卫星-8 | | 35643 | 35876 | 1.4 | 1434 | |

①半人马座级液氧渗漏。

# 宇宙神 H（ATLAS H）

“宇宙神 H”是由“宇宙神 SLV-3D”发展而来的。该火箭的总体布局、箭体结构和各分系统详见“宇宙神 SLV-3C、SLV-3D”。在“宇宙神 H”上面装有 TE-M-364-4 上面级固体发动机，自 1983 年以来共发射了 5 枚海军海洋监视卫星。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 起飞推力 | 1952.324kN |
| 全长（包括有效载荷） | 31.9m | 推重比 | 1.499 |
| 最大直径 | 4.876m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 132.8t | 太阳同步轨道 | 1.36t |

## 基 础 级

见 SLV-3D 基础级

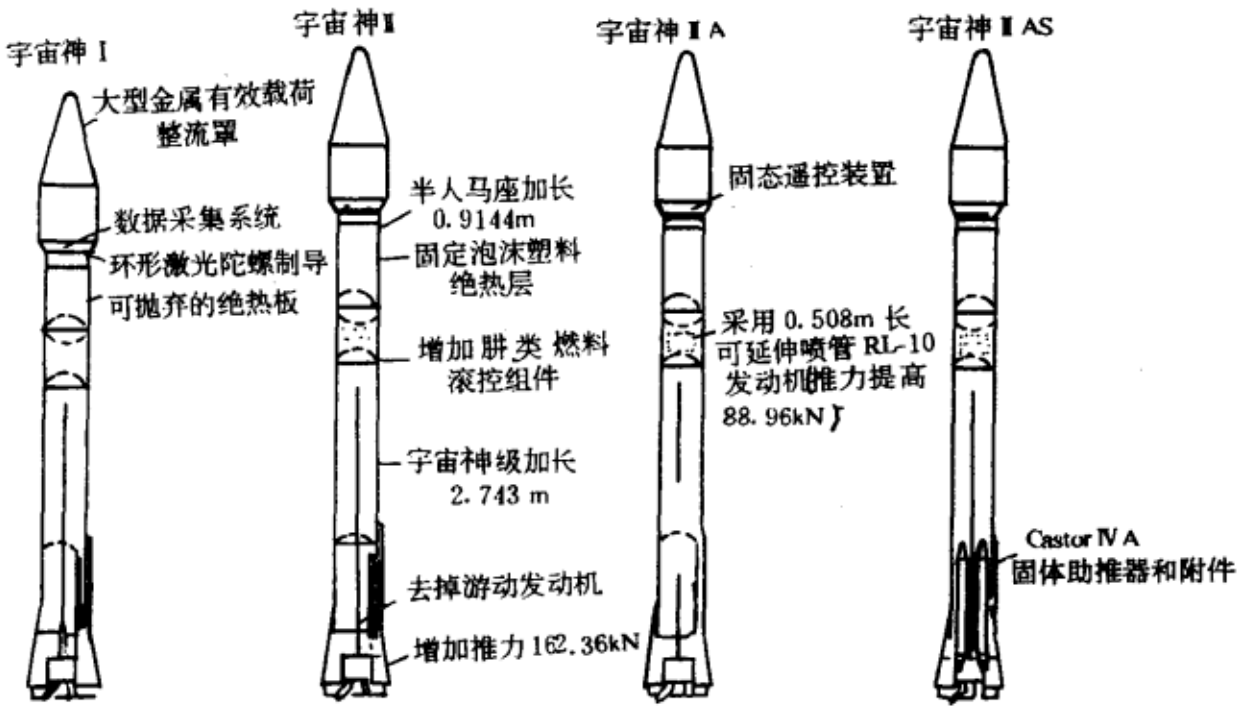
# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1983.2.9 | 海军海洋监视卫星-5 | | 1052 | 1167 | 63.44 | 107.46 | ② |
| 2 | 1983.6.13 | 海军海洋监视卫星-6 | | 1168 | 1170 | 63.34 | 107.42 | |
| 3 | 1984.2.5 | 海军海洋监视卫星-7 | | 1052 | 1172 | 63.4 | 107.5 | |
| 4 | 1986.2.9 | 海军海洋监视卫星-8 | 64 | 1050 | 1170 | 63.4 | 107.5 | |
| 5 | 1987.5.17 | 海军海洋监视卫星-9 | | 1050 | 1170 | 63.4 | 107.5 | |

①“宇宙神 H”均在西靶场发射。

②5 枚“宇宙神 H”火箭均装有 TE-M-364-4 上面级固体发动机。

# 新型“宇宙神-半人马座”系列
# (THE ADVANCED ATLAS-CENTAUR FAMILY)

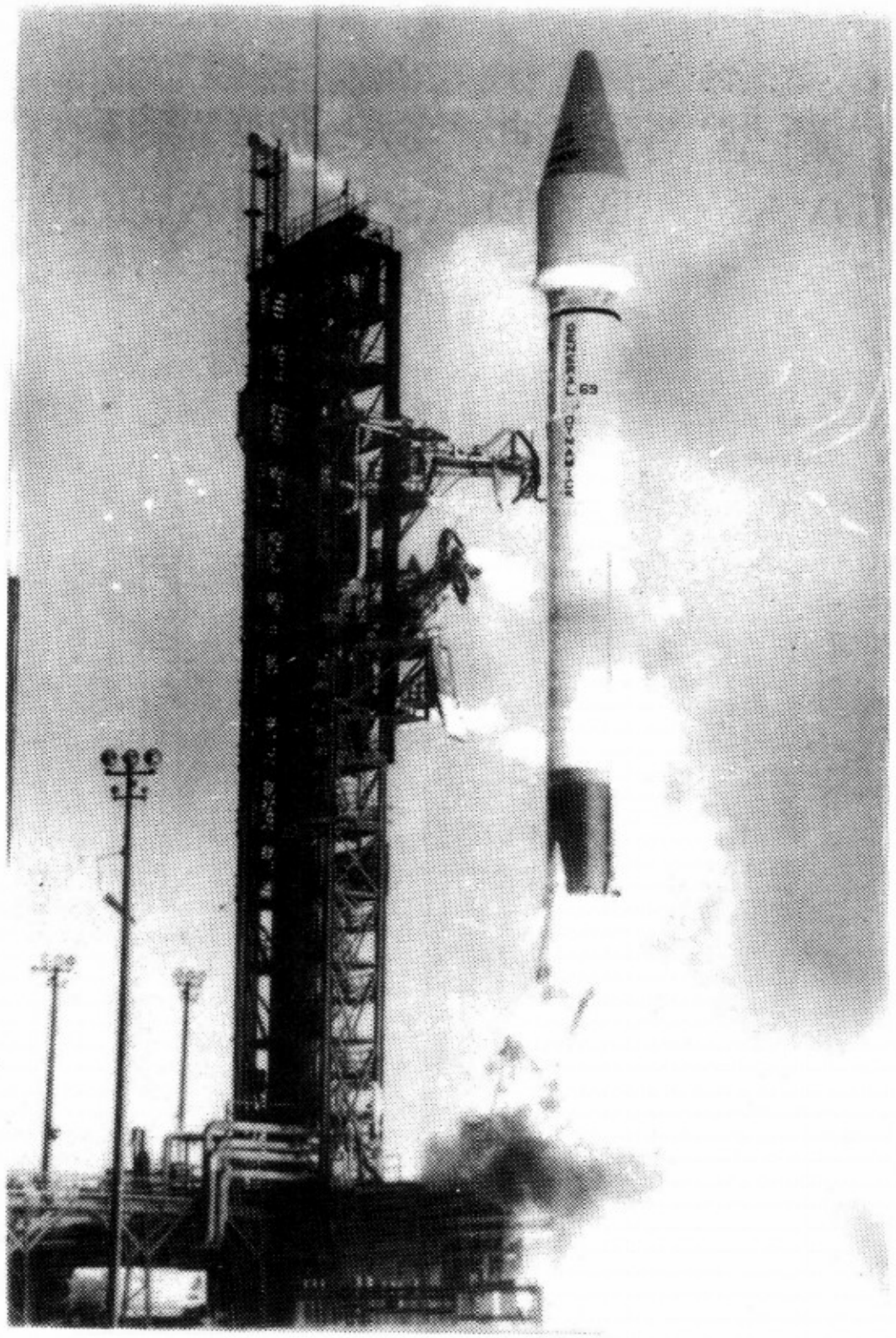



四种新型“宇宙神-半人马座”运载火箭

1987 年 6 月,美国通用动力公司投资 1 亿美元研制新型“宇宙神-半人马座”火箭:“宇宙神Ⅰ、Ⅱ、ⅡA、ⅡAS”和“半人马座”上面级。在 1989～1997 年间,该公司生产 60 枚商用火箭,20 枚“宇宙神Ⅱ”(MLV-Ⅱ)军用火箭。商用火箭发射价格为 0.59 亿美元。“宇宙神Ⅰ”军用火箭发射费用低于 0.4 亿美元。

## 宇宙神Ⅰ-半人马座 D1-A
## (ATLAS Ⅰ-CENTAUR D1-A)

“宇宙神Ⅰ”已发射 8 次,第一次于 1990 年 7 月 25 日成功地发射了一颗辐射和释放效应综合探测卫星(CRRES)。第二次是 1991 年 4 月 18 日发射一颗日本 NHK 的 BS-3H 广播卫星,因“半人马座”上面级发动机未点火,发射后 6 分钟引爆,发射失败。该型号是“宇宙神 G-半人马座 D-1A”的改型。地球同步转移轨道运载能力为 2.25～2.34t。火箭推进系统仍采用 MA-5 发动机系统。其改进的要点为:增加贮箱压力;增加蒙皮厚度;加强级间段(段长3.96m,直径



“宇宙神Ⅰ-半人马座 D1-A”首次发射成功

3.05m，质量 477kg)；改进了贮箱压力控制系统和电子系统；制导系统采用激光陀螺平台-计算机方案；采用新的数据采集系统。配备两种直径为 3.3m 和 4.2m、高度为 12m 的新型整流罩。整流罩结构为铝质蒙皮和桁条/框架结构，采用了现有的无污染的火工品分离装置。3.3m 直径的整流罩，结构质量小，可减小气动阻力。4.2m 直径整流罩适于较大有效载荷容积的发射任务。

# 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.215 |
| 全长 | 42～43.9m | 运载能力 | 4.876m |
| 最大直径(含助推器) | | 近地轨道 | 5.7～5.9t |
| 起飞质量 | 163.9t | 地球同步转移轨道 | 2.25～2.34t |
| 起飞推力 | 1953.95kN | 逃逸轨道 | 1.4～1.52t |

## 基 础 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.2m | 主机 | 269kN |
| 直径 | 3.05m | 游机 | 5.95kN |
| 推进剂质量 | 137.53t | 总推力 | 1953.95kN |
| 发动机 | MA-5 | 比冲 | |
| 助推发动机 | 2×LR-89-NA7 | 助推发动机 | 2541.79N·s/kg |
| 主机 | 1×LR-105-NA7 | 主机 | 2162.124N·s/kg |
| 游机 | 2×LR-101 | 游机 | 1831.53N·s/kg |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 工作时间 | |
| 地面推力 | | 助推发动机 | 169s |
| 助推发动机 | 1679kN | 主机 | 288s |

## 二 子 级

见“宇宙神 G-半人马座 D-1A”。

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 结构质量 | |
| 短型 | 10.36m | 长型 | 1730kg |
| 长型 | 12.22m | 短型 | 1375kg |
| 直径 | | | |
| 中型 | 3.3m | | |
| 大型 | 4.2m | | |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1990.7.25 | 辐射和释放效应综合探测卫星(CRRES) | | 334 | 33604 | 18.13 | 591.19 | |
| 2* | 1991.4.19 | 日本 BS-3H 电视直播卫星 | 1323 | | | | | 半人马座上面级发动机点火失败 |
| 3 | 1992.3.14 | 银河-Ⅴ通信卫星 Galaxy Ⅴ | | 35695 | 35881 | 0.14 | 1436.06 | |
| 4* | 1992.8.22 | 银河-1 通信卫星 | | | | | | 发射失败：第三级发动机未点火① |
| 5* | 1993.3.25 | 超高频卫星(UFH)-1 | | 215 | 9746 | 27.76 | 200.78 | 因主发动机提前关机，第二级未能使卫星达到预定的转移轨道 |
| 6 | 1993.9.3 | 超高频后继卫星(UFO) | | 35138 | 36443 | 5.11 | 1436.30 | |
| 7 | 1994.4.13 | 地球同步工作环境卫星-8(GOES-8) | 2105 | 35298 | 36193 | 0.49 | 1434.00 | |
| 8 | 1994.6.24 | 超高频后继卫星-3 | 2847 | | | | | 轨道参数不详 |

①在美国东靶场发射。

# 宇宙神Ⅱ-半人马座Ⅱ
# (ATLAS Ⅱ-CENTAUR Ⅱ)

“宇宙神Ⅰ-半人马座Ⅱ”为发射商业和军用有效载荷的运载火箭，与“宇宙神Ⅰ”相比箭体结构和推进剂系统方面均作了重要改进，该火箭于 1991 年 12 月 7 日后发射了 5 次。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.135 |
| 全长 | 45.6～47.5m | 运载能力 | |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 近地轨道 | 6.58～6.78t |
| 起飞质量 | 187.17～187.56t | 地球同步转移轨道 | 2.68～2.77t |
| 起飞推力 | 2084kN | 逃逸轨道 | 1.82～1.94t |

### 基　础　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.95m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 直径 | 3.05m | 地面推力 | |
| 推进剂质量 | 156.26t | 助推发动机 | 1815kN |
| 发动机 | MA-5A | 主机 | 269kN |

| | |
|---|---|
| 总推力 | 2084kN |
| 比冲 | |
| 助推发动机 | 2581.01N·s/kg |
| 主机 | 2162.124N·s/kg |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.53m | 推进剂 | 液氢/液氧 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 2×74.5kN |
| 推进剂质量 | 16.78t | 真空比冲 | 4344.3N·s/kg |
| 发动机 | 2×RL-10A-3-3A | | |

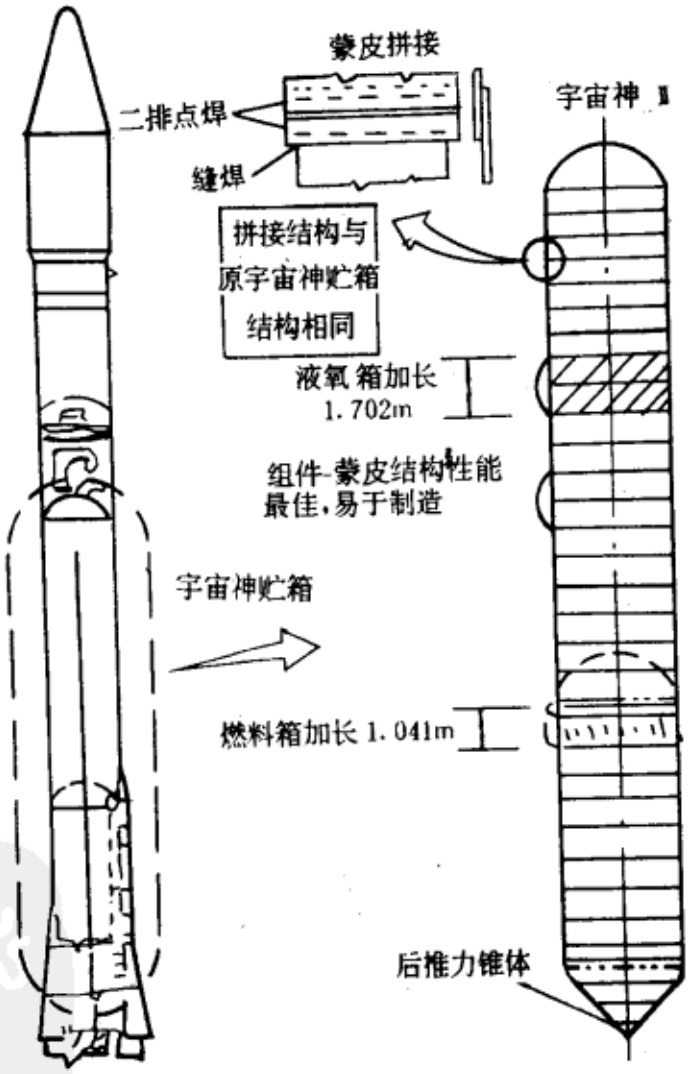
## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 12.22m | 结构质量 | 1.856t |
| 直径 | 4.2m | | |

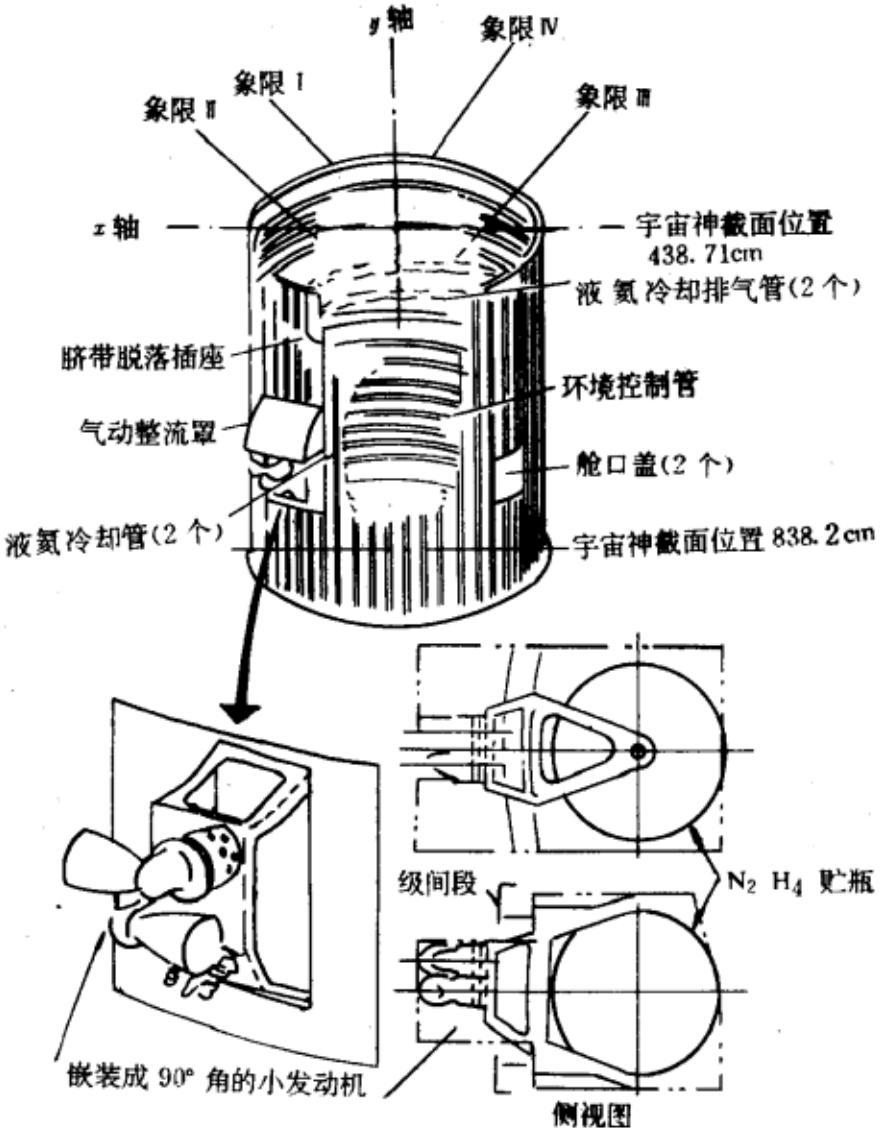
1. 布局与结构的改进 “宇宙神Ⅱ-半人马座Ⅱ”的长度比“宇宙神Ⅰ-半人马座D-1A”增加了3.66m,“宇宙神”级和“半人马座”级分别加长约2.75m和0.92m,“宇宙神”级液氧箱增加1.702m,煤油箱加长1.041m,见图。在级间段上装一套新型$N_2H_4$肼类燃料滚动控制系统。该系统取代游机发动机的原因是采用了较大推力的助推发动机。$N_2H_4$滚控系统和级间段设计特点见图。

2. 推进系统改进 推进系统采用MA-5A发动机系统,它比MA-5系统简单并且有较大的推力。MA-5A系统的助推发动机的大部分零部件是利用了土星/德尔它的H-1/RS-27两台发动机的部件。MA-5A助推发动机的性能数据如下:

| | |
|---|---|
| 结构质量 | 1610kg |
| 长度 | 343cm |
| 最大直径 | 119cm |
| 氧化剂 | 液氧,由液氧泵以494kg/s流量输送 |
| 燃料 | 煤油、由煤油泵以220kg/s流量输送 |
| 混合比 | 2.25∶1 |
| 液氧泵 | 功率1864kW;转速7014r/min;出口压力7092.75kPa |
| 燃料泵 | 功率1298kW;出口压力为7599.38kPa |
| 膨胀比 | 8∶1 |
| 额定推力 | |
| 海平面 | 1815kN |
| 真空 | 2060kN |
| 比冲 | |
| 海平面 | 2581.01N·s/kg |
| 真空 | 2893.95N·s/kg |
| 推力室 | |



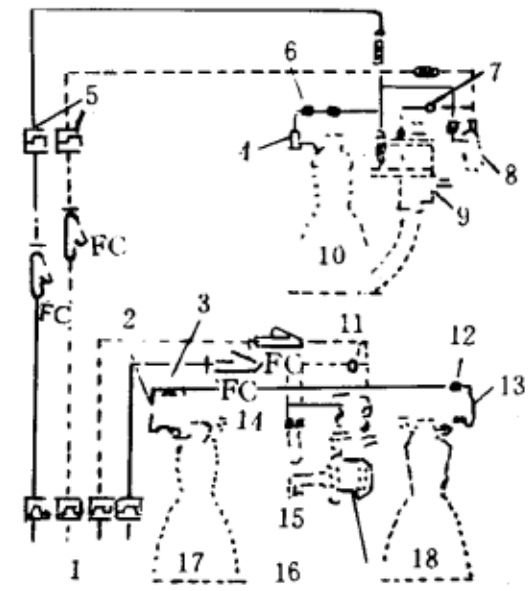

"宇宙神 I "结构的改进




$N_2H_4$ 滚控系统和级间段设计特点

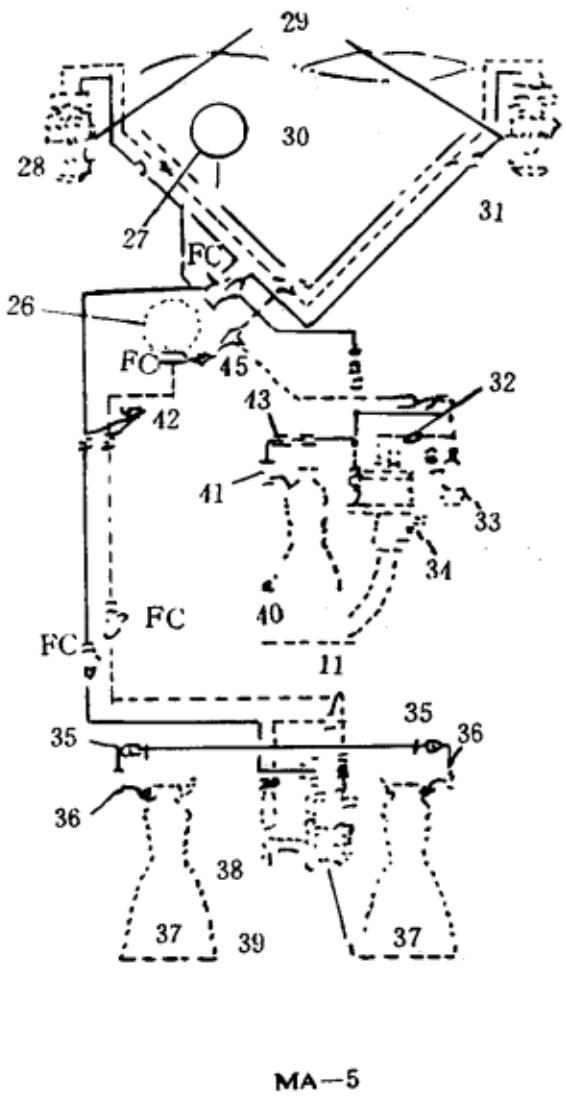
| | |
|---|---|
| 长度 | 249cm |
| 材料 | 347CRES 奥氏体不锈钢 |
| 冷却方式 | 双燃料再生冷却 |
| 燃烧室 | |
| 压力 | 入口压力 4863.6kPa |
| 温度 | 3316℃ |
| 材料 | 347CRES 奥氏体不锈钢 |
| 冷却方式 | 同推力室 |
| 工作时间 | 167s |

MA-5A 和 MA-5 两种发动机系统的对照见图。




MA—5A




MA—5

MA-5A 和 MA-5 发动机系统的对照

1. 起飞时与地面起动系统断开；2. 自燃点火器；3. 点火器燃料阀门；4. 自燃点火器；5. 级间分离断开接头；6. 点火器燃料阀门；7. 液氧调节器；8. 主发动机燃气发生器；9. 主发动机涡轮泵；10. 主发动机；11. 液氧调节器；12. 点火器燃料阀门；13. 自燃点火器；14. 助推器燃气发生器；15. 来自主加注管道的燃料；16. 助推发动机 1 号涡轮泵(2 号未示出)；17. 1 号助推发动机推力室；18. 2 号助推发动机推力室；19. 过滤器；20. 节流孔；21. 发动机接头；22. FC-加注和单向阀门；23. 节流单向阀；24. 燃料管路；25. 液氧管路；26. 发动机起动用液氧箱；27. 发动机起动用燃料箱；28. 1 号游动发动机；29. 自燃点火器；30. 主燃料箱；31. 2 号游动发动机；32. 液氧调节器；33. 主发动机燃气发生器；34. 主发动机涡轮泵；35. 点火器燃料阀门；36. 自燃点火器；37. 1、2 号助推发动机推力室；38. 来自主加注管路的燃料；39. 助推发动机 1 号涡轮泵(2 号未示出)；40. 主发动机；41. 自燃点火器；42. 级间分离断开接头；43. 点火器燃料阀门

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | |
| 1 | 1991.12.7 | EUTELSAT-2 电信卫星 | | 35587 | 35996 | 0.07 | 1436.25 | |
| 2 | 1992.2.11 | 国防通信卫星系统-38-01（DSCS-38-01） | | | | | | 轨道数据不详 |
| 3 | 1992.7.2 | 国防通信卫星系统-38-02 IABS-02 | | | | | | 一箭双星，轨道数据不详 |
| 4 | 1993.7.19 | 国防通信卫星系统-38-03 | | 35768 | 35768 | 0 | 1435.10 | |
| 5 | 1993.11.28 | 国防通信卫星系统-38-04 | ～1040 | 185 | 35513 | 26.50 | 625.47 | |

# 宇宙神Ⅱ A-半人马座Ⅱ A
# (ATLAS Ⅱ A-CENTAUR Ⅱ A)

“宇宙神Ⅰ A-半人马座Ⅰ A”是“宇宙神Ⅰ-半人马座Ⅰ”的改型。“宇宙神Ⅰ A”与“宇宙神Ⅰ”完全相同，推进系统采用 MA-5A 发动机系统。“宇宙神Ⅰ A-半人马座Ⅰ A”火箭的改进包括：在“半人马座”RL-10 发动机上加装可延伸喷管使其比冲从 4344.3N·s/kg 提高到4408.1 N·s/kg；此外，用固态遥控装置(RCU)取代程控器和伺服转换装置，以减少质量。Ⅰ A 型与Ⅰ型比较，地球同步转移轨道运载能力提高 136kg。

“宇宙神Ⅰ A-半人马座Ⅰ A”火箭于 1992 年 6 月 10 日首次发射了一颗国际通信卫星 K。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.134 |
| 全长 | 45.6～47.5m | 运载能力 | |
| 最大直径(含助推器) | 4.876m | 近地轨道 | 6.92～7.12t |
| 起飞质量 | 187.31～187.7t | 地球同步转移轨道 | 2.81～2.90t |
| 起飞推力 | 2084kN | 逃逸轨道 | 1.98～2.10t |

### 基　础　级

见“宇宙神Ⅱ”基础级。

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.03m | 推进剂 | 液氢/液氧 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 2×90.5kN |
| 推进剂质量 | 16.78t | 真空比冲 | 4408.1N·s/kg |
| 发动机 | 2×RL-10A-4N | | |

## 整 流 罩

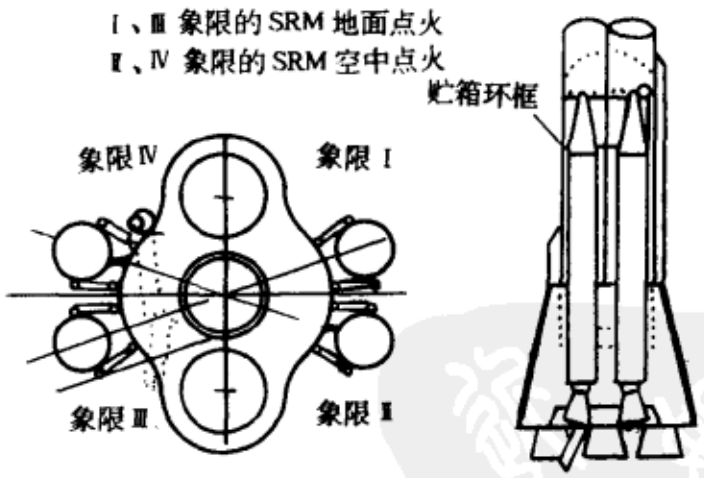
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 12.22m | 直径 | 4.2m |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1992.6.10 | 国际通信卫星K | | 22065 | 35804 | 2.65 | 1100.53 | |
| 2 | 1994.8.4 | 直播卫星-2 | 2860 | 35775 | 35813 | 0.04 | 1436.50 | |
| 3 | 1994.11.29 | 奥里翁-1(Orion-1) | 2340 | 25074 | 112543 | 3.43 | 3766.27 | |

# 宇宙神ⅡAS-半人马座ⅡA (ATLAS ⅡAS-CENTAUR ⅡA)

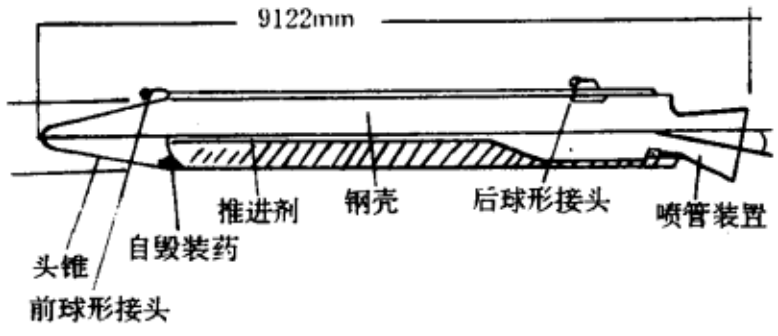
"宇宙神ⅡAS-半人马座ⅡA"的近地轨道运载能力为7.44～7.64t,1993年12月16日首次发射成功。"宇宙神ⅡAS"与"ⅠA"的主要区别是在总体布局上增加了4台每台平均推力433kN的Castor ⅣA固体助推器(SRM),它们捆绑在尾段上,见图。SRM全长9.112m,直径1.016m,喷管安装倾斜度为11°,装填端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂后的固体助推器重11.575t,其组成见图。Castor ⅣA固体助推器用4个分离作动器(2个在前,2个在后)进行分离。分离机构见图。火箭发射时,其中一对固体助推器和MA-5A在发射台上同时点火,56s后,点火的一对固体助推器燃料耗尽分离。约60s时,第二对固体助推器点火工作,



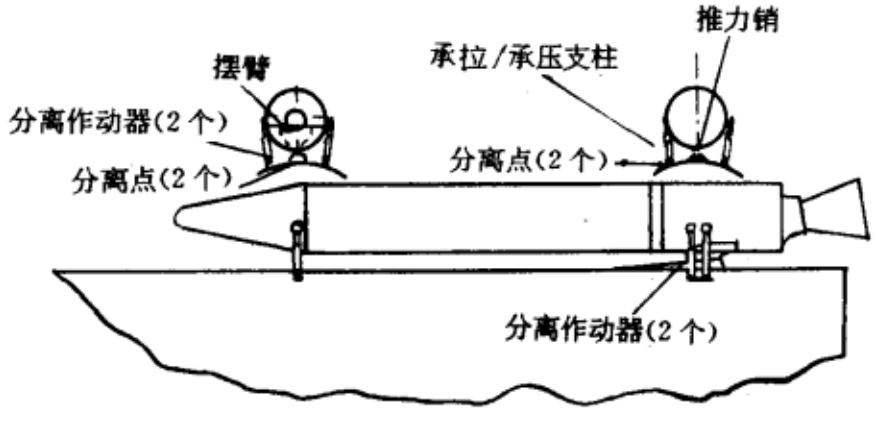

SRM固体助推器

固体助推器捆绑在"宇宙神ⅠAS"上

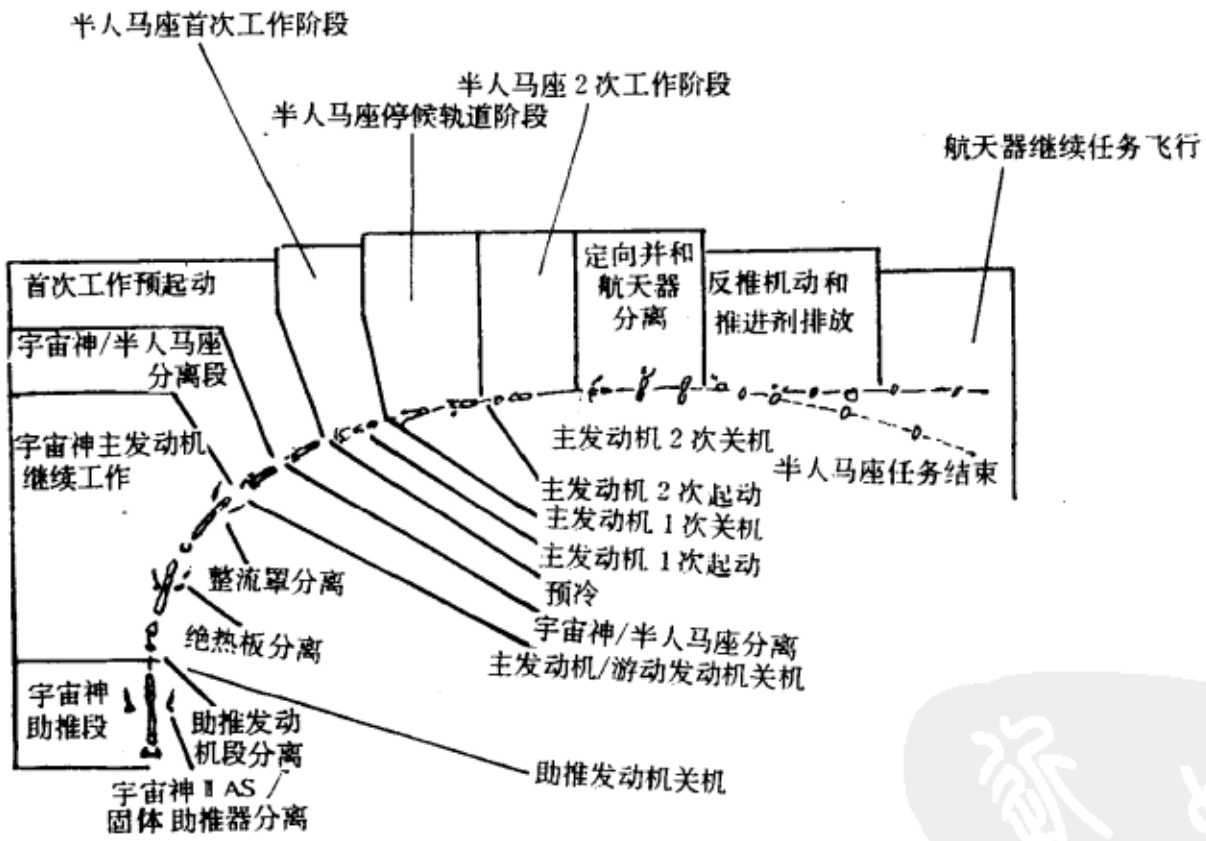
56s 后分离，“宇宙神Ⅱ AS-半人马座Ⅱ A”飞行程序见图。




Castor Ⅳ A 固体助推器




Castor Ⅳ A 分离机构示意图




“宇宙神Ⅱ AS”飞行程序

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 二级半 | 推重比 | 1.287 |
| 全长 | 45.6～47.5m | 运载能力 | |
| 最大直径(含助推器) | 约 5.10m | 近地轨道 | 7.44～7.64t |
| 起飞质量 | 233.6～234.01t | 地球同步转移轨道 | 3.06～3.15t |
| 起飞推力 | 2950kN | 逃逸轨道 | 2.25～2.73t |

### 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 9.112m | 质量 | 4×11.575t |
| 直径 | 1.016m | 推进剂 | HTPB(端羟基聚丁二烯) |
| | | 地面推力 | 4×433kN |

### 基 础 级

见“宇宙神Ⅰ”基础级

### 二 子 级

见“宇宙神Ⅱ-半人马座ⅡA”

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 12.22m | 直径 | 4.2m |
| | | 结构质量 | 1.856t |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1993.12.16 | 电星卫星(Telstar)401 | 3375 | 19100 | 35724 | 3.82 | 1030.24 | |
| 2 | 1994.10.7 | 国际通信卫星 703 | 3720 | 35662 | 35928 | 0.24 | 1436.62 | |

# 德尔它系列　(THE DELTA FAMILY)

王丹阳

## 概　述

美国"德尔它系列"火箭是在"雷神"中程导弹基础上发展起来的航天运载器。它是世界上成员最多，改型最快的运载火箭系列。其发射次数居美国之首，美国近18%的卫星都是由它发射的。"德尔它"发射了世界第一颗地球同步轨道卫星。

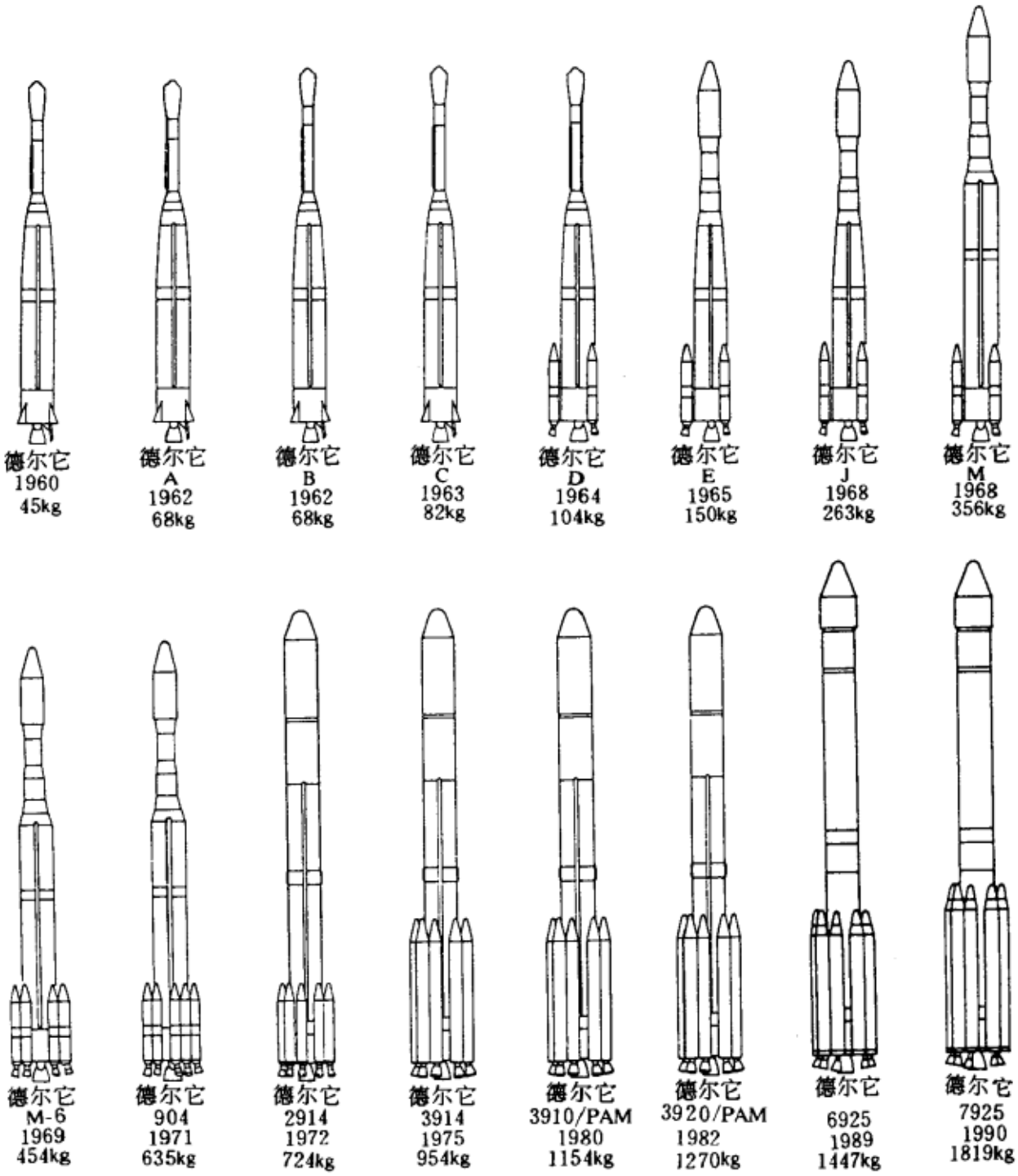
1959年4月美国国家航空航天局(NASA)与道格拉斯公司(Douglas Comp)签订合同，以"雷神艾布尔"火箭为基础制造12枚"德尔它"火箭，以便在"侦察兵"和"阿金纳"火箭研制出来以前作为1960～1961年期间的临时过渡性运载火箭。到1962年完成了规定的12次飞行任务，接着又追加了12次任务。但当时卫星的质量已超过"德尔它"的运载能力，要求火箭作进一步改进，自此火箭便走上了逐步发展的道路。到目前为止已出现40种"德尔它"型号(见表)，其370km近地轨道的运载能力已由最初的271.8kg增加到3624kg，增加12.3倍；地球同步转移轨道运载能力已由最初的45kg增加到1819kg，增加39.4倍。

"德尔它"自1960年5月第一次发射以来已改型22次。1984～1986年美国决定由一次使用火箭向部分重复使用运载器——航天飞机过渡，NASA宣布停止"德尔它"生产期间外，几乎年年改型，1972年和1989年一年改型高达3次(见表)。到1972年由于出现的型号太多，无法再用"德尔它A"、B"、C"…英文字母继续命名而改用四位数码命名法(见图)。

**新型号出现年份**

| 年　份 | 新型号 | 年　份 | 新型号 | 年　份 | 新型号 |
|---|---|---|---|---|---|
| 1960 | 德尔它原型 | 1969 | 德尔它L | 1980 | 德尔它3910PAM |
| 1962 | 德尔它A、B | 1971 | 德尔它M6 | 1982 | 德尔它3920 |
| 1964 | 德尔它C、D | 1972 | 德尔它900、1604、1914 | 1983 | 德尔它3920PAM |
| 1965 | 德尔它E | 1974 | 德尔它2914 | 1989 | 德尔它6925、4925、5920 |
| 1968 | 德尔它J、M | 1975 | 德尔它3914 | 1990 | 德尔它7925或7920 |

命名法数码中的第一位数字表示一子级的状态，第二位数字表示一子级助推器的数量，第三位数字表示二子级的基本状态，第四位数字表示三子级的状态。自采用这种命名法以来一子级已出现8种状态、助推器4种、二子级5种、三子级5种。其详细内容如图所示。以"德尔它3914为例"，首位数字3表示一子级采用增长型长贮箱，RS-27发动机和卡斯托Ⅳ型助推器，




6925-型号,1989-起用日期,1447 kg -从卡纳维拉尔角发射的地球同步转移轨道运载能力

德尔它系列运载火箭

第二位数字 9 表示捆绑 9 枚助推器，第三位数字 1 表示二子级采用 TRW-201 发动机且子级和整流罩直径均为 2.44m，第 4 位数字 4 表示三子级采用 TE-364-4 固体发动机。

“德尔它”因有较强的适应性而得到广泛使用。“德尔它”已将 200 多颗不同用途的卫星和试验物送入轨道。在这些卫星中有近地、极地和高椭圆轨道卫星，也有地球同步、太阳同步、日心和月球轨道卫星；有通信、导航、气象卫星，也有科学、对地观察和各种特殊用途卫星。“德尔它”不仅是美国使用最多的运载器，而且已多次为英国、加拿大、日本、印度尼西亚、印度等国以及国际通信卫星组织、北大西洋公约组织、欧洲空间局等发射卫星。到 1994 年底“德尔它”共发射 227 次，成功 215 次，失败 12 次（未计因卫星远地点发动机故障而造成的失败），成功率达

## “德尔它系列”运载火箭一览表

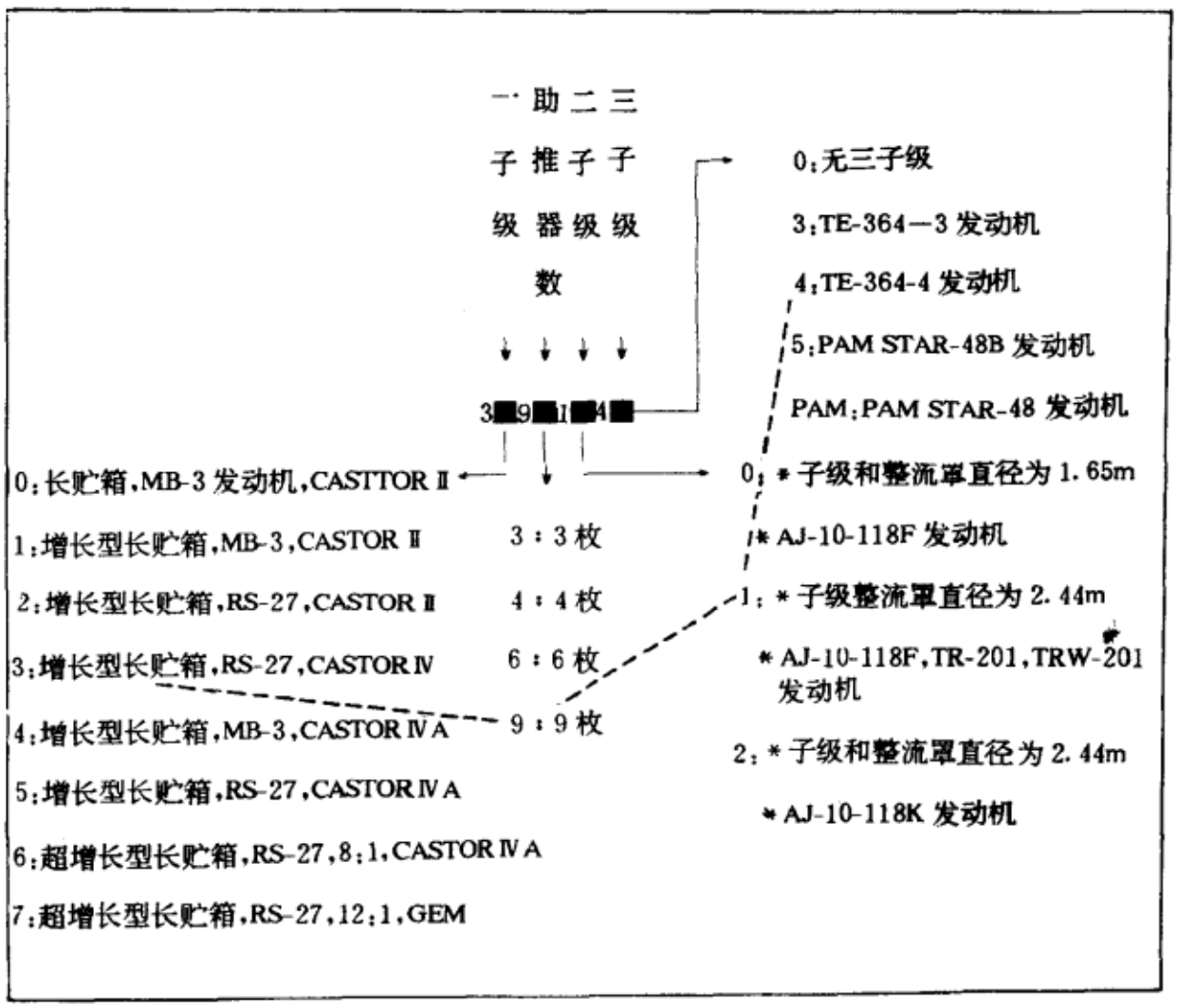
| 序号 | 火箭名称 | 使用起止日期 | 全长(m) | 底部最大直径(m) | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 运载能力(kg) 近地370km | 运载能力(kg) 同步转移 | 一子级 级长(m) | 一子级 助推器 | 一子级 主发动机 | 二子级 最大直径(m) | 二子级 级长(m) | 二子级 发动机 | 三子级 最大直径(m) | 三子级 级长(m) | 三子级 发动机 | 整流罩直径(m) | 制导系统 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 德尔它 | 1960.5—1962.9 | 28.06 | 2.44 | 50.8 | 675.78 | 271.8 | 45 | 17.05 | 无 | MB-3-1 | 0.81 | 4.63 | AJ-10-118 | 0.45 | 1.53 | X-248 | 0.85 | BTL300无线电惯性制导 |
| 2 | 德尔它A | 1962.1—1962.10 | 28.06 | 2.44 | 50.8 | 741.88 | 317.1 | 68 | 17.05 | 无 | MB-3-2 | 0.81 | 4.63 | AJ-10-118 | 0.45 | 1.53 | X-248 | 0.85 | |
| 3 | 德尔它B | 1962.12—1964.3 | 28.3 | 2.44 | 57.8 | 764.08 | 376.0 | 68 | 17.4 | 无 | MB-3-2 | 0.81 | 5.55 | AJ-10-118A | 0.45 | 1.53 | X-248 | 0.85 | BTL600无线电惯性制导 |
| 4 | 德尔它C | 1964.10—1969.1 | 28.3 | 2.44 | | 764.08 | 407.7 | 82 | 17.4 | 无 | MB-3-2 | 0.81 | 5.55 | AJ-10-118D | 0.46 | 1.83 | X-258/FW-4 | 0.85 | |
| 5 | 德尔它D | 1964.8—1965.4 | 28.3 | 4.11 | 65.0 | 1492.69 | 575.3 | 104 | 17.4 | 3×CASTOR I | MB-3-3 | 0.81 | 5.55 | AJ-10-118D | 0.46 | 1.83 | X-258 | 0.85 | |
| 6 | 德尔它E | 1965.11—1971.4 | 29.2 | 4.11 | 75.0 | 1492.69 | 733.9 | 150 | 17.4 | 3×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.46 | 1.83 | X-258 | 1.65 | |
| 7 | 德尔它E-1 | 1966.7—1969.6 | 29.3 | 4.11 | | 1492.69 | 732.0 | 200 | 17.4 | 3×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.49 | 1.46 | FW-4D | 1.65 | |
| 8 | 德尔它G | 1966.12—1967.9 | | 4.11 | | 1492.69 | | | 17.4 | 3×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | | | — | 1.65 | |
| 9 | 德尔它J | 1968.7 | 29.2 | 4.11 | | 1492.69 | 818* | 262 | 17.4 | 3×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 1.65 | |
| 10 | 德尔它L | 1969.8—1972.1 | 32.3 | 4.11 | ~91 | 1492.69 | | 340 | 18.3 | 3×CASTOR I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.49 | 1.46 | FW-4D | 1.65 | |
| 11 | 德尔它M | 1968.9—1971.2 | 32.3 | 4.11 | ~92 | 1492.69 | | 356 | 18.3 | 3×CASTOR I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 1.65 | |
| 12 | 德尔它N | 1968.8—1972.3 | 30.27 | 4.11 | ~92 | 1492.69 | 907 | | 18.3 | 3×CASTOR I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | | | — | 1.65 | |
| 13 | 德尔它M6 | 1971.3 | 32.3 | 4.11 | ~106 | 2164.81 | | 454 | 18.3 | 6×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 1.65 | |
| 14 | 德尔它N6 | 1970.1—1971.3 | 30.27 | 4.11 | ~106 | 2164.81 | 1270 | | 18.3 | 6×CASTOR I/I | MB-3-3 | 1.37 | 5.55 | AJ-10-118E | | | — | 1.65 | |
| 15 | 德尔它300 | 1972.10—1973.11 | | 4.11 | | 1492.69 | | | 18.3 | 3×CASTOR I | MB-3-3 | 1.65 | 5.55 | AJ-10-118F | | | — | 1.65 | 德尔它惯性制导系统DIGS |
| 16 | 德尔它900 | 1972.7—1972.10 | | 4.11 | ~120 | 2164.81 | 1723 | | 18.3 | 9×CASTOR I | MB-3-3 | 1.65 | 5.55 | AJ-10-118F | | | — | 1.65 | |
| 17 | 德尔它1604 | 1972.2—1973.10 | 35.36 | 4.11 | | 2164.81 | | | 22.43 | 6×CASTOR I | MB-3-3 | 1.65 | 5.55 | AJ-10-118F | 0.98 | 2.07 | TE-364-4 | 1.65 | |
| 18 | 德尔它1900 | 1973.12 | | 4.11 | | 2164.81 | | | 22.43 | 9×CASTOR I | MB-3-3 | 1.65 | 5.55 | AJ-10-118F | | | — | 1.65 | |
| 19 | 德尔它1410 | 1975.4 | | 4.11 | | 1700.87 | | | 22.43 | 4×CASTOR I | MB-3-3 | 2.44 | 5.55 | AJ-10-118F | | | — | 2.44 | |
| 20 | 德尔它1910 | 1975.6 | | 4.11 | | 2164.81 | | | 22.43 | 9×CASTOR I | MB-3-3 | 2.44 | 5.55 | AJ-10-118F | | | — | 2.44 | |
| 21 | 德尔它1913 | 1973.6 | 35.36 | 4.11 | | 2164.81 | | | 22.43 | 9×CASTOR I | MB-3-3 | 2.44 | 5.55 | AJ-10-118F | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 2.44 | |

| 序号 | 火箭名称 | 使用起止日期 | 全长 (m) | 底部最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力 (kg) | | 一子级 | | | 二子级 | | | 三子级 | | | 整流罩直径 (m) | 制导系统 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | 近地370km | 同步转移 | 级长 (m) | 助推器 | 主发动机 | 最大直径(m) | 级长 (m) | 发动机 | 最大直径(m) | 级长 (m) | 发动机 | | |
| 22 | 德尔它 1914 | 1972.11—1973.4 | 35.36 | 4.11 | ~134 | 2164.81 | 1800* | 680 | 22.43 | 9×CASTOR I | MB-3-3 | 2.44 | 5.55 | AJ-10-118F | 0.98 | 2.07 | TE-364-4 | 2.44 | 德尔它惯性制导系统DIGS |
| 23 | 德尔它 2310 | 1974.11—1981.10 | 33.31 | 4.11 | 106.6 | 1615.42 | 1540.2 | | 22.43 | 3×CASTOR I | RS-27 | 2.44 | 5.58 | TR-201 | | | | 2.44 | |
| 24 | 德尔它 2313 | 1974.1—1977.8 | 35.36 | 4.11 | ~105 | 1615.42 | | ~554 | 22.43 | 3×CASTOR I | RS-27 | 2.44 | 5.58 | TR-201 | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 2.44 | |
| 25 | 德尔它 2910 | 1975.1—1978.10 | 33.31 | 4.11 | 134.8 | 2311.33 | 1947.2 | | 22.43 | 9×CASTOR I | RS-27 | 2.44 | 5.58 | TR-201 | | | | 2.44 | |
| 26 | 德尔它 2913 | 1975.8—1976.5 | 35.36 | 4.11 | | 2311.33 | | | 22.43 | 9×CASTOR I | RS-27 | 2.44 | 5.58 | TR-201 | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 2.44 | |
| 27 | 德尔它 2914 | 1974.4—1979.8 | 35.36 | 4.11 | 134.9 | 2311.33 | | 724 | 22.43 | 9×CASTOR I | RS-27 | 2.44 | 5.58 | TR-201 | 0.98 | 2.07 | TE-364-4 | 2.44 | |
| 28 | 德尔它 3910 | 1980.2—1983.1 | 35.36 | 4.57 | 190.3 | 3188.19 | 2750 | | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | TRW-201 | | | | 2.44 | |
| 29 | 德尔它 3913 | 1981.8—1981 | 35.36 | 4.57 | 188.4 | 3188.19 | | 830 | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | TRW-201 | 0.98 | 2.03 | TE-364-3 | 2.44 | |
| 30 | 德尔它 3914 | 1975.12—1986.5 | 35.36 | 4.57 | 189.7 | 3188.19 | | 954 | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | TRW-201 | 0.98 | 2.07 | TE-364-4 | 2.44 | |
| 31 | 德尔它 3910/PAM | 1980.11—1982.6 | 35.36 | 4.57 | 190.8 | 3188.19 | | 1154 | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | TRW-201 | 1.24 | 2.2 | PAM | 2.44 | |
| 32 | 德尔它 3920 | 1982.7—1986.9 | 35.36 | 4.57 | 191.9 | 3188.19 | 2800 | | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | | | | 2.44 | |
| 33 | 德尔它 3924 | 1982.10—1987.2 | 35.36 | 4.57 | 191.3 | 3188.19 | | 1080 | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | 0.98 | 2.07 | TE-364-4 | 2.44 | |
| 34 | 德尔它 3920/PAM | 1982.8—1987.3 | 35.36 | 4.57 | 192.5 | 3188.19 | | 1270 | 22.43 | 9×CASTOR IV | RS-27 | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | 1.24 | 2.2 | PAM | 2.44 | |
| 35 | 德尔它 4925 | 1989.8 | 35.36 | 4.57 | ~201 | 3364.81 | | 1270 | 22.43 | 9×CASTOR IV A | MB-3-3 | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | 1.25 | 2.2 | PAM-STAR48B | 2.44 | |
| 36 | 德尔它 5920 | 1989.11 | 35.36 | 4.57 | | 3511.41 | | | 22.43 | 9×CASTOR IV A | RS-27 | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | | | | 2.44 | |
| 37 | 德尔它 6920 | 1990.2 | 37.16 | 4.57 | 217.3 | 3572.08 | 2840 | | 26.09 | 9×CASTOR IV A | RS-27B | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | | | | 2.44 | |
| 38 | 德尔它 6925 | 1989.2 | 37.16 | 4.57 | 218.1 | 3572.08 | | 1447 | 26.09 | 9×CASTOR IV A | RS-27B | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | 1.25 | 2.2 | PAM-STAR48B | 2.44 | |
| 39 | 德尔它 7920 | | 37.16 | 4.59 | 229.8 | 3968.04 | 3624 | | 26.09 | 9×GEM① | RS-27C | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | | | | 2.44 | |
| 40 | 德尔它 7925 | | 37.16 | 4.59 | 230.2 | 3968.04 | | 1819 | 26.09 | 9×GEM | RS-27C | 2.44 | 5.97 | AJ-10-118K | 1.25 | 2.2 | PAM-STAR48B | 2.44 | |

## “德尔它”火箭 27 种发动机

| 助推器 | | | | 一子级 | | | | 二子级 | | | | 三子级 | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 发动机 | 平均推力 (kN) | 海平面比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | 发动机 | 海平面推力 (kN) | 海平面比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | 发动机 | 真空推力 (kN) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | 发动机 | 平均推力 (kN) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) |
| CASTOR Ⅰ | 239.9 | | 40 | MB-3-1 | 666.86 | 2452.5 | 146 | AJ-10-118 | 33.31 | 2618.4 | 109 | X-248 | 12.44 | | 42 |
| CASTOR Ⅱ | 231.97 | 2330 | 40 | MB-3-2 | 755.22 | 2481.1 | 146 | AJ-10-118A | 33.65 | 2618.4 | 170 | X-258 | 25.51 | | 30 |
| CASTOR Ⅳ | 378.1 | | 57 | MB-3-3 | 764.11 | 2499.7 | 150~265 | AJ-10-118D | 34.2 | | 174 | FW-4 | 24.21 | | 30 |
| CASTOR Ⅳ A | 431.97 | 2327.1 | 56.3 | RS-27 | 910.71 | 2579.2 | 242 | AJ-10-118E | 34.62 | | 398 | FW-4D | 32.87 | | 31 |
| GEM | 511.24 | 2411.5 | 63.7 | RS-27-B | 971.0 | 2588.96 | 264.9 | AJ-10-118F | 42.85 | 3003.7 | 342 | TE-364-3 | 44.48 | 2853.7 | 44 |
| | | | | RS-27-C | 890.0 | 2500.7 | 265.9 | TR-201 | 43.31 | 2961.6 | 345 | TE-364-4 | 66.59 | 2843.9 | 44 |
| | | | | | | | | TRW-201 | 43.65 | 2954.7 | 320 | STAR-48 | 66.64 | 2872.4 | 85.3 |
| | | | | | | | | AJ-10-118K | 42.85 | 3130.3 | 439.7 | STAR-48B | 66.64 | 2869.4 | 88.1 |

①GEM——石墨环氧树脂壳体发动机；




“德尔它”四位数码命名法

94.71%。

到 1990 年“德尔它”共花费研制费 31.23 亿美元(历年经费之总和，未经折算)，其中有 20.2 亿美元是商业“德尔它Ⅱ”(6900 和 7900 系列)的研制费。其历年的费用分配如下：

**研制经费(亿美元)**

| 1957～1978 | 1979 | 1980 | 1981 | 1982 | 1983 | 1984 | 1985 | 1986 | 1987 | 1988 | 1989 | 1990 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | (年) | | | | | | | |
| 7.373 | 0.386 | 0.413 | 0.479 | 0.304 | 0.40 | 0.607 | 0.814 | 3.516 | 2.744 | 4.549 | 4.728 | 4.90 |

“德尔它 3914”的生产成本为 2900 万美元(1984 年币值)，“德尔它 3910/PAM-D”的发射费用为 5000 万美元(1986 年币值)，“德尔它Ⅱ”的发射费用为 4000～4500 万美元(1989 年币值)。

“德尔它”可从卡纳维拉尔角(以下简称卡角)东部空间和导弹中心(ESMC)或范登堡空军基地西部空间和导弹中心(WSMC)发射。

火箭由 NASA 委托麦克唐纳--道格拉斯公司进行研制和生产并负责测试和发射服务，哥达德航天中心(GSFC)负责计划发展，肯尼迪航天中心(KSFC)负责发射操作。

由于“德尔它 2914”是系列中发射次数较多的一种火箭，这里对它作重点介绍。

# 德尔它原型(DELTA)

1955 年美国为参加国际地球物理年开始研制“先锋号”三级火箭，同年美国空军开始研制中程导弹“雷神”。经过改进的“雷神”成为“德尔它”的一子级，“艾布尔”计划的“先锋号”二子级推进系统为“德尔它”二子级所采用，“先锋号”三子级 X-248 固体发动机成为“德尔它”三子级。火箭的研制和改型是由当时的道格拉斯飞机公司(Douglas Aircraft Company)于 1959 年初开始进行的。火箭于 1960 年 5 月进行首次发射。到 1962 年 9 月完成了 12 次飞行任务，取得了 91.67%的成功率。包括生产 12 发火箭在内的研制和发射费用为 4300 万美元(1962 年币值)。火箭从卡纳维拉尔角基地发射。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 675.78kN |
| 全长 | 28.06m | 推重比 | 1.35 |
| 最大直径 | 2.44m | 运载能力 | 370km 圆轨道 271.8kg |
| | | | 地球同步转移轨道 43.3kg |
| 起飞质量 | 50.80t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 17.05m | 地面推力 | 主机 666.86kN |
| 最大直径 | 2.44m | | 游机 2×4.44kN |
| 发动机 | 主机 MB-3-1 | 地面比冲 | 主机 2452.5N.s/kg |
| | 游机 2 台 | | 游机 2039.8N.s/kg |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 工作时间 | 146s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.63m | 真空推力 | 33.31kN |
| 最大直径 | 0.81m | 真空比冲 | 2618.38N.s/kg |
| 发动机 | AJ-10-118 | 工作时间 | 109s |
| 推进剂 | 发烟硝酸/偏二甲肼 | | |

### 三 子 级

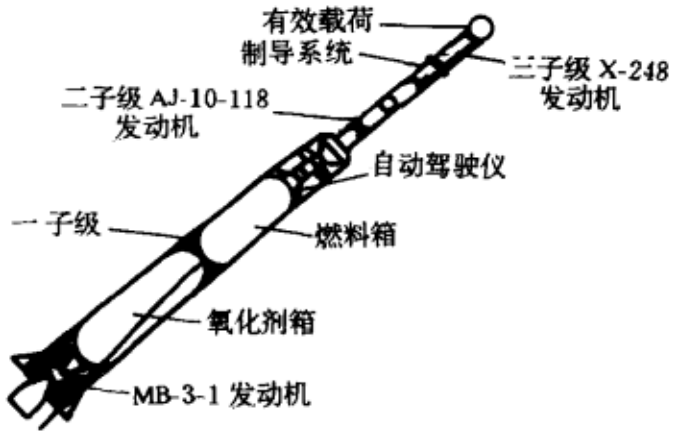
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.53m | 推进剂 | 固体 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 最大直径 | 0.45m | 真空推力 | 12.44kN |
| 发动机 | X-248A7 | 工作时间 | 42s |

## 总 体 布 局

“德尔它原型”为三级火箭，总长 28.06m。火箭一子级底部直径 2.44m，三子级直径 0.45m，箭体自下而上逐渐变细，气动外形较好。火箭的基本组成和部位安排如图所示。

一子级由“雷神”改型。去掉了“雷神”的反推火箭、制导系统先进型控制信号处理机(Acsp)和一高压气瓶。增加了指令自毁系统、Asusa 应答机跟踪辅助装置、脉宽调制/调频 30×30 遥测装置。串联并组装了 4 个提供主发动机点火信号的压力开关等装置。




“德尔它原型”总体布局图

一子级自下而上由尾段、贮箱裙段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱和仪器舱组成。MB-3-1 发动机安装在尾段发动机架上。箱间段装有指令自毁系统和遥测系统各种组件。火箭自动驾驶仪安装在子级前部的仪器舱内。

一、二子级采用热分离方式。二子级在分离前点火。

二子级是“先锋号”火箭二子级的改型，由尾段、箱体段和仪器舱组成。AJ-10-118 发动机安装在尾段内。增压氮气瓶将箱体段分为两部分，前面为氧化剂箱，后面为燃料箱。前部仪器舱内装有 BTL300 无线电惯性制导系统、控制系统、电源系统、指令自毁系统和遥测系统的组件。

三子级采用自旋稳定，分离前由旋转火箭起旋，几秒钟后与二子级分离。

三子级由固体发动机和卫星对接支架组成。半球形卫星整流罩与三子级箭体相接。

## 箭 体 结 构

一子级箭体长 17.05m，最大直径2.44m。尾段为铝合金半硬壳式结构，蒙皮厚度 0.106～0.16cm。氧化剂箱裙段为铝合金筒形半硬壳式结构，蒙皮厚 0.127cm。氧化剂箱和燃料箱均由 3 块滚压成形的铝合金板焊接而成，箱底由冲压件焊接而成。箱体内壁机加工成等边三角形网格结构。氧化剂箱直径 2.44m、容积 28.32$m^3$，箱内有燃料输送管路通过。燃料箱最大直径 2.44m，最小直径 1.897m，贮箱容积 18.22$m^3$。箱间段为筒形铝合金蒙皮桁条半硬壳式结构，蒙皮厚 0.16cm。仪器舱呈截锥形，亦为铝合金半硬壳式结构，蒙皮厚 0.16cm。蒙皮母线与箭体中线的夹角为 7.2°。舱体最大直径 1.897m、最小直径 1.62m。

二子级箭体长 4.63m，最大直径 0.81m。尾段为铝、镁合金半硬壳式结构。贮箱为用 410 不锈钢焊接而成的整体结构，内部装有部分铝合金构件。贮箱裙段和仪器舱均由镁合金制成。

三子级长 1.53m，最大直径 0.45m，子级的 X-248 发动机套装在由镁、钛合金制成的级间

段壳体内。

整流罩直径 0.85m，其内、外表面均设有防热层。

## 推　进　系　统

一子级推进系统由一台主发动机和二台游动发动机组成。它们均为可摆动的、一次起动的双组元、泵压式输送液体推进剂发动机。发动机采用液氧/煤油推进剂。主发动机的推力室是用 300 根直径为 11.43mm 的耐热镍合金管，纵向排列银焊而成。推力室由循环于管内的煤油冷却。游动发动机推力室为双层结构，用 4130 号钢旋压加工而成，由流经室壁冷却通道的煤油再生冷却。主发动机在动力飞行段提供 666.86kN 推力，并提供俯仰和偏航控制力。2 台游动发动机除了提供动力飞行段的滚动控制外，还在主发动机熄火后的 14s 内在二级点火前对箭体进行姿态调整。主机和游机的主要性能为

**主机**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 地面推力 | 666.86kN | 总流量 | 308.04kg/s |
| 地面比冲 | 2452.5N.s/kg | 工作时间 | 146s |
| 燃烧室压力 | 3.98MPa | 循环方式 | 燃气发生器循环 |
| 喷管膨胀比 | 8:1 | 推进剂利用率 | 99.6% |
| 混合比 | 2.15 | | |

**游机**

| | |
|---|---|
| 单台地面推力 | 4.44kN |
| 地面比冲 | 2039.8N · s/kg |
| 主机关机后的工作时间 | 14s |

一子级燃料箱用氮气增压。利用涡轮废气将部分液氧加热气化所产生的气氧对氧化剂箱进行增压。

二子级装有一台 AJ-10-118 发动机，采用发烟硝酸/偏二甲肼推进剂。真空推力 33.31kN、真空比冲 2618.38N · s/kg，工作 109s。子级采用 2 枚 2KS-40 旋转火箭和 1 枚 0.6KS-40 旋转火箭在二、三子级分离之前使第三级箭体旋转。由氮气反推系统提供二、三子级的分离力。

三子级采用真空推力为 12.44kN 的 ABL X-248 固体发动机。燃烧室为玻璃纤维环氧树脂结构，壁厚 1.44mm，封头呈半球形。

## 制导与控制系统

火箭第一、二级用自动驾驶仪和 BTL-300 无线电制导系统导引火箭沿预定轨道飞行。第二级滑行段采用道格拉斯公司的控制系统进行姿态控制，第三级采用自旋稳定。

火箭第一级的俯仰和偏航由主发动机推力室的双向摆动控制，滚动由游动发动机的差动控制。主发动机熄火到第二级点火期间的俯仰、偏航和滚动均由游动发动机控制。

飞行中，程序机构按时序发出信号，并送至自动驾驶仪陀螺，使第一级沿预定轨道飞行。当

地面跟踪站发现由于火箭性能变化而偏离预定轨道时，通过无线电惯性制导系统将修正指令送给自动驾驶仪的陀螺，予以纠正。

火箭第二级动力飞行段的俯仰和偏航由 AJ-10-118 发动机推力室双向摆动控制，滚动由冷气喷气系统控制。滑行段的俯仰、偏航、滚动控制由冷气喷气系统提供。

第二级飞行时由飞行程序装置进行控制，由地面站通过无线电制导系统对火箭发出修正指令。当第二级达到预定的能量状态时由地面站起动速度关机系统。系统靠积分加速度计测定速度。速度关机系统起动后，程序装置开始控制火箭。滑行段由程序装置进行相应的姿态控制，以便第三级点火。

三子级与卫星一起由旋转火箭起旋，直至与二子级分离。

## 飞 行 程 序

火箭在一子级发动机点火后起飞。主发动机在起飞后约 146s 时耗尽关机。主机关机后，2 台推力均为 4.44kN 的游动发动机继续工作，以提供二子级贮箱推进剂沉底推力，防止泵内产生气蚀，保证二子级顺利点火。二子级在分离前点火。一、二子级级间段设有排气孔，防止箭体在二子级点火瞬间出现超压。点火前排气孔用金属带包复。此包带在一子级熄火后和二子级点火前抛掉。二级在工作约 109s 后由程序装置进行速度关机，滑行一段后将三子级和卫星送入预定轨道。接着三级起旋，点火，工作 42s，将卫星送至指定轨道后与卫星分离。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1* | 1960.5.13 | 回声 I（ECHO I） | 62 | 1667 | 1667 | 48 | | 失败① |
| 2 | 1960.8.12 | 回声 I A | 62 | 1667 | 1667 | 47 | | |
| 3 | 1960.11.23 | 泰罗斯 Ⅱ（TIROS） | 127 | 704 | 704 | 48 | | |
| 4 | 1961.3.25 | 探险者 10（EXPLORER） | 35 | 174 | 222240 | 33 | | |
| 5 | 1961.7.21 | 泰罗斯 Ⅲ | 102 | 704 | 704 | 48 | | |
| 6 | 1961.8.16 | 探险者 12 | 38 | 296 | 87044 | 33 | | |
| 7 | 1962.2.8 | 泰罗斯 Ⅳ | 129 | 704 | 704 | 48 | | |
| 8 | 1962.3.7 | 太阳观察卫星 A（OSOA） | 208 | 556 | 556 | 33 | | |
| 9 | 1962.4.26 | 羚羊-1（ARIEL1） | 78 | 1296 | 7408 | 48 | | |
| 10 | 1962.6.19 | 泰罗斯 Ⅴ | 102 | 648 | 648 | 58 | | |
| 11 | 1962.7.10 | 电星 I | 77 | 926 | 5556 | 45 | | |
| 12 | 1962.9.18 | 泰罗斯 Ⅵ | 129 | 648 | 648 | 58 | | |

①二子级姿态控制故障

# 德尔它 A(DELTA A)

1961 年“德尔它”的一子级 MB-3-1 型发动机改为 MB-3-2 型，推力由 666.86kN 提高到 733.0～755.22kN。370km 近地轨道运载能力由 271.8kg 提高到 317.1kg，地球同步转移轨道运载能力由 45kg 提高到 68kg。改型后的“德尔它”称“德尔它 A”。

“德尔它 A”于 1962 年 1 月进行首次发射，共执行两次任务，全部成功。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1 | 1962.10.2 | 探险者 14 | 40 | 296 | 87044 | 33 | | 卡角 |
| 2 | 1962.10.27 | 探险者 15 | 44 | 278 | 16668 | 18 | | 卡角 |

# 德尔它 B(DELTA B)

1962 年在“德尔它 A”的基础上加长了一子级，将火箭的二子级改用推力为 33.65kN 的 AJ-10-118A 发动机，子级贮箱增长 0.92m，并采用能量更高的氧化剂——红烟硝酸，子级质量 2.68t。制导系统改用晶体管化的 BTL-600 无线电系统。在关键的飞行电路中尽可能更多地采用可靠性更高的半导体器件。三子级采用 X-248A5DM 固体发动机，推力 12.46kN，子级质量 239.2kg。改进后的火箭称“德尔它 B”，其 370km 近地轨道运载能力提高为 376kg。“德尔它 B”发射了美国第一颗主动式通信卫星——“辛康-1”。火箭于 1962 年 12 月进行首次发射，共执行了 10 次任务，失败一次，成功率为 90%。火箭从卡纳维拉尔角发射。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1 | 1962.12.13 | 中继 1(RELAY) | 78 | 1296 | 7408 | 48 | | |
| 2* | 1962.2.13 | 辛康 1(SYCOM) | 68 | 34110 | 36939 | 33.5 | | 失败① |
| 3 | 1963.4.2 | 探险者 16 | 186 | 250 | 898 | 58 | | |
| 4 | 1963.5.7 | 电星 2(TELESTAR) | 79 | 926 | 10556 | 43 | | |
| 5 | 1963.6.19 | 泰罗斯 7 | 129 | 657 | 647 | 58 | | |
| 6 | 1963.7.26 | 辛康 2 | 67 | 35507 | 36613 | 33.1 | | |

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 7 | 1963.11.26 | 星际监测台A(IMP) | 63 | 194 | 277800 | 33 | | |
| 8 | 1963.12.21 | 泰罗斯8 | 129 | 685 | 685 | 59 | | |
| 9 | 1964.1.21 | 中断2 | 83 | 2130 | 7408 | 47 | | |
| 10· | 1964.3.19 | 电离层信标(IONOSPHERE BEACON) | 52 | 1189 | 1198 | 71 | | 失败② |

①远地点发动机点火后20s全部通信中断。可能因导线断开或氮气瓶爆炸引起;

②三子级推力不足,提前关机。

# 德尔它C(DELTA C)

1963年在"德尔它B"的基础上将二子级发动机换用推力为34.2kN的AJ-10-118D发动机,发动机工作174s,子级长5.55m,直径0.81m;三子级换用推力为25.51kN的"侦察兵"火箭X-258发动机或推力为24.21kN的"侦察兵"FW-4发动机,子级长1.83m,直径0.46m。改进后的火箭称"德尔它C",它可将407.7kg的有效载荷送入370km近地轨道,82kg的有效载荷送入地球同步轨道。"德尔它C"发射了美国第一颗从卡纳维拉尔角发射的极地轨道气象卫星——"泰罗斯9"。火箭于1964年10月进行首次发射,共执行12次任务,失败一次,成功率91.67%。火箭从卡纳维拉尔角发射。

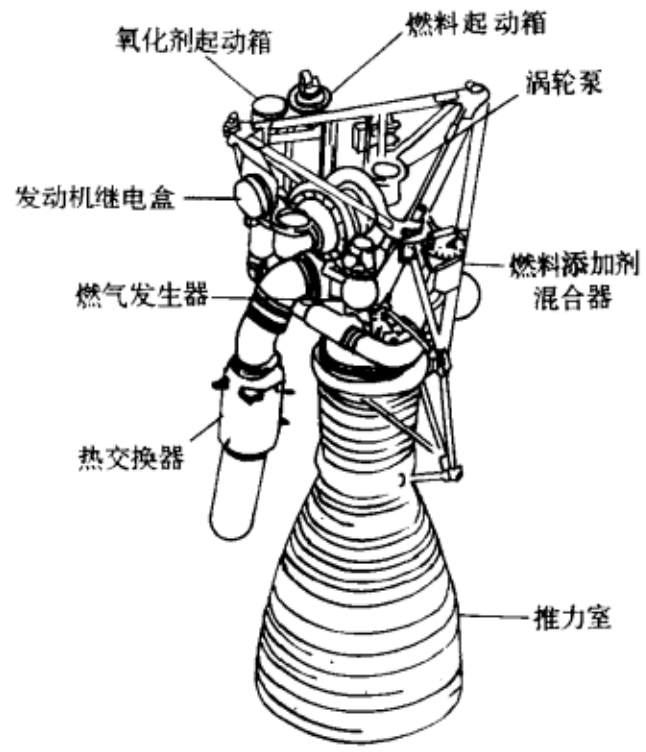
## 飞行记录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1964.10.3 | 星际监测台B | 61 | 196 | 95358 | 33.5 | 35h | ① |
| 2 | 1964.12.21 | 探险者26 | 46 | 306 | 26200 | 20.2 | 456 | |
| 3 | 1965.1.22 | 泰罗斯9 | 138 | 700 | 2578 | 96.4 | 119.2 | |
| 4 | 1965.2.3 | 太阳观察卫星B | 247 | 552 | 632 | 32.9 | 96.5 | |
| 5 | 1965.5.29 | 星际监测台C | 60 | 195 | 263600 | 33 | 8558 | |
| 6 | 1965.7.1 | 泰罗斯10 | 127 | 737 | 832 | 98.6 | 100.6 | 太阳同步轨道 |
| 7· | 1965.8.25 | 太阳观察卫星C | 280 | — | — | — | — | 失败② |
| 8 | 1966.2.3 | 泰罗斯OT-3 | 138 | 697 | 841 | 81.1 | 100.2 | |
| 9 | 1965.5.25 | 探险者32 | 225 | 278 | 2622 | 64.7 | 116.0 | |
| 10 | 1967.3.8 | 太阳观察卫星E1 | 284 | 541 | 570 | 32.9 | 95.9 | |
| 11 | 1967.10.18 | 奥索-4OSO-4 | 270 | 537 | 570 | 32.9 | 95.7 | |
| 12 | 1969.1.22 | 太阳观察卫星F | 290.76 | 532 | 570 | 32.95 | 95.53 | |

①远地点低于原定值;②三子级提前点火,未入轨。

# 德尔它 D(DELTA D)

为了满足从卡纳维拉尔角发射 100kg 以上地球同步转移轨道卫星的需要，1963 年决定将“德尔它 C”的一子级改用推力更大的 MB-3-3 发动机，并加装 3 枚卡斯托 I (CASTOR Ⅰ)固体助推器，使火箭一子级海平面推力提高为 1492.7kN。MB-3-3 发动机海平面推力764.11kN，海平面比冲 2499.7N · s/kg，工作 150s。卡斯托 I 固体发动机每台平均推力 239.9kN，初始推力 106.03kN，工作 40s。改进后火箭称“德尔它 D”，它可将 104kg 的卫星送入地球同步转移轨道，将 575.3kg 的卫星送入 370km 轨道。1964 年 8 月“德尔它 D”发射了美国第一颗地球同步定点通信卫星“辛康-3”，次年 4 月又发射了美国第一颗国际商业通信卫星——“晨鸟”。火箭共执行 2 次任务，成功率 100%。




MB-3-3 发动机

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 1492.69kN |
| 全长 | 28.3m | 推重比 | 2.34 |
| 最大直径(包括助推器) | 4.11m | 运载能力 | 370km 圆轨道　575.3kg |
| 起飞质量 | 65t | | 地球同步转移轨道 104kg |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.32m | 推进剂 | 固体 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.76m | 海平面平均推力 | 3×239.9kN |
| 质量 | 3×4.17t | 工作时间 | 40s |
| 发动机 | 3×CASTOR Ⅰ | | |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 17.4m | 海平面推力 | 主机 764.11kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机 2×4.44kN |
| 发动机 | 主机 MB-3-3 | 海平面比冲 | 主机 2499.7N·s/kg |
| | 游机 2 台 | | 游机 2039.8N·s/kg |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 工作时间 | 150s |

## 二 子 级

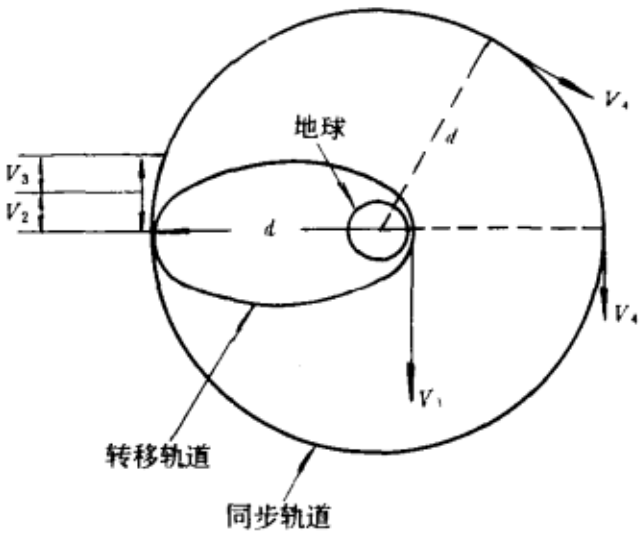
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.55m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 最大直径 | 0.81m | 真空推力 | 34.2kN |
| 发动机 | AJ-10-118D | 工作时间 | 174s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.83m | 推进剂 | 固体 |
| 最大直径 | 0.46m | 真空推力 | 25.51kN |
| 发动机 | X-258 | 工作时间 | ≈30s |

# 典型飞行程序

“辛康-3”是美国发射成功的第一颗地球同步定点通信卫星，其发射方法具有一定的典型性。火箭的一、二级先要将卫星和三子级送到近地停候轨道，在停候轨道的远地点上三子级点



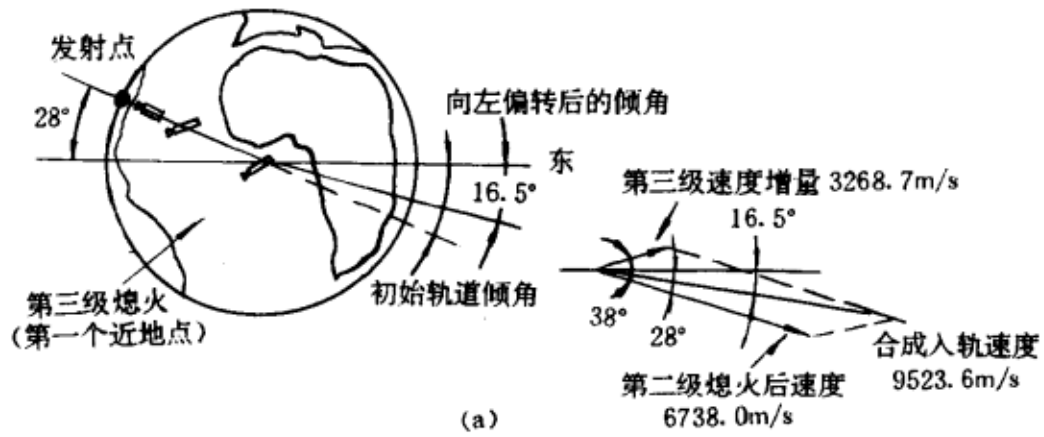

将“辛康-3”送入同步轨道的基本方法

$d$——同步轨道半径；
$V_1$——转移轨道近地点速度；
$V_2$——转移轨道远地点速度；
$V_3$——远地点发动机速度增量；
$V_4$——同步轨道速度 $V_4=V_2+V_3$

火并将卫星送入转移轨道。最后卫星远地点发动机在转移轨道远地点(同步轨道高度)上点火，将卫星送入轨道。

卫星到达转移轨道远地点之前必须重新定向，以使远地点发动机点火后的速度增量的方向平行于当地地球表面，并与转移轨道速度方向成一定角度，二者的合成速度方向要位于赤道面内，其值应等于同步轨道速度。这样卫星方能进入运行周期约 24h 的地球同步圆轨道。

为将“辛康-3”送入地球同步轨道需要二次改变轨道面。一次在停候轨道的近地点，在二子级熄火后的滑行段将运载器左偏 38°，使三子级熄火后的轨道面与赤道的夹角减小到 16.5°。在转移轨道的第 3 个远地点上，卫星远地点发动机点火进行第二次机动，将轨道倾角减小到接近于 0°。




“辛康-3”轨道面机动程序图

(a)　起飞到第三级熄火，第一次轨道面机动；

(b)　在第二个远地点上改变姿态；

(c)　远地点发动机点火，第二次轨道面机动，卫星入轨。

发射时主发动机与固体助推器同时点火，当 $T+71s$ 时，固体助推器分离。一子级在消耗96%有效推进剂时关机。此时火箭运行于倾角 28.6°、偏心率 0.628、周期 44.4min 的 1119km 高度轨道。一子级关机后，游动发动机继续工作 4s，随后二子级点火。一、二子级在二子级发动机燃烧室压力达 90%额定值后 0.1s 时分离。轨道俯仰程序在一子级主发动机关机后 6s 再次开始，二子级关机前 16s 停止。一子级熄火后 14s 抛整流罩。二子级在消耗 96%有效推进剂，工作 161.5s 时熄火，此时火箭运行于倾角 28.7°、偏心率 0.147、周期 87.8min 的 306.9km 轨道上。二子级熄火后连同三子级及卫星沿停候轨道滑行 1255.2s 直至赤道上空附近的远地点。在此期间二子级向左偏转 38°，以定向三子级推力线。在快到达远地点时自旋火箭点火，三级起旋。2s 后二子级氮气制动系统开始工作，二、三子级分离。分离后 4s 第三级点火并工作 22.6s。三子级点后的轨道为 16.5°倾角、0.705 偏心率、轨道周期为 674.9min 的1126.6km轨道。三子级熄火后，卫星连同三子级进入转移轨道。"辛康-3"在三子级熄火后47.4s与三子级分离，并在转移轨道上运行 2.5 圈。转移轨道的周期是 11.25h，从入轨点到第一个远地点约需飞行 6h，在此期间需要测定卫星的轨道和姿态，以便在远地点发动机点火前重新定向发动机的推力线。辛康-3 的远地点发动机是在第 2 个远地点上定向，在第 3 个远地点上点火的。卫星自旋轴与三子级推力方向的夹角为 11°～13.1°。星体自旋定向后远地点发动机在第三个远地点点火。发动机熄火后卫星进入准同步轨道。最后利用星上的控制系统调整到0.095°倾角、0.002偏心率的轨道。由于火箭三子级无控制系统，故辛康-3 的初轨精度较差，它是在进入准同步轨道后的 41d3h53min 的期间内经过 8 次速度修正方进入地球同步定点轨道的。

"辛康-3"飞行程序

| 时　间(s) | 事　件 | 时　间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+162.7$ | 抛整流罩 |
| (1964 年 8 月 19 日) | | $T+314.2$ | 二子级发动机关机 |
| $T+4-T+126$ | 俯仰程序起动-暂停 | $T+1569.2$ | 三子级自旋火箭点火 |
| $T+40$ | 固体助推器熄火 | $T+1571.4$ | 二、三级分离 |
| $T+71$ | 固体助推器分离 | $T+1575.4$ | 三子级发动机点火 |
| $T+148.7$ | 一子级发动机关机 | $T+1598.0$ | 三子级熄火 |
| $T+152.7$ | 二子级发动机点火 | $T+1645.4$ | 卫星与三子级分离 |
| $T+153$ | 一、二级分离 | 1964 年 8 月 20 日 17 时 56.25 分 | 远地点发动机点火 |
| $T+154.7\sim T+298.2$ | 俯仰程序再起动—停止 | 1964 年 10 月 2 日 8 时 48 分 | 卫星定点 |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | |
| 1 | 1964.8.19 | 辛康-3 | 66 | 35670 | 35908 | 0.1 | 1436.2 | 卡角 |
| 2 | 1965.4.6 | 晨鸟 (EARLY BIRD) | 68 | 35000 | 36585 | 0.1 | 1436.4 | 卡角 |

# 德尔它 E(DELTA E)

1965 年将“德尔它 D”的二子级直径由原来的 0.81m 增加到 1.37m，使子级贮箱容积增加将近一倍。子级改用“艾布尔星”的发动机 AJ-10-118E，推力 34.62kN，工作时间从 174s 增加到 398s，并具备再次起动能力。整流罩直径由原来的 0.85m 增加到 1.65m。

火箭可从东部卡角或西部范登堡基地发射。自此“德尔它”便具备了从西部基地发射极地轨道卫星的能力。火箭从东部发射的 185km 轨道运载能力为 733.9kg，同步转移轨道运载能力为 150kg，它也可使 102kg 的有效载荷达到逃逸速度。

“德尔它 E”于 1965 年 11 月首次发射了“探险者 29”卫星，同年 12 月发射了 63.5kg 的“先驱者 A”，自此“德尔它”又具备了发射日心轨道卫星的能力。“德尔它 E”共发射 6 次，成功率 100%。

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | |
| 1 | 1965.11.6 | 探险者 29 | 174 | 1114 | 2276 | 59.4 | 120.3 | 卡角 |
| 2 | 1965.12.16 | 先驱者(PIONEER) | 63.5 | 日心轨道 | | | | 卡角 |
| 3 | 1966.2.28 | 泰罗斯 OT-2 | 148 | 1357 | 1424 | 101 | 113.6 | 卡角 |
| 4 | 1967.1.11 | 国际通信卫星-2 | 163 | 35567 | 36493 | 2.1 | 1448.5 | 卡角 |
| 5 | 1969.1.30 | 国际电离层研究试验卫星(ISIS-A) | 242 | 578 | 3526 | 88.42 | 128.42 | 范登堡 |
| 6 | 1971.4.1 | ISIS-B(加拿大卫星) | 264 | 1358 | 1429 | 88.15 | 113.67 | 范登堡 |

# 德尔它 E-1 (DELTA E-1)

1966 年又将“德尔它 E”的三子级 X-258 发动机换用“侦察兵”火箭的 FW-4D 发动机，发展成“德尔它 E-1”。FW-4D 发动机推力 32.87kN、工作 31s、质量约 289kg。

“德尔它 E-1”从西部范登堡基地发射的 370km 极地轨道运载能力为 522.7kg，从东部卡角发射的 320km 近地轨道运载能力为 732kg。火箭可使 136kg 有效载荷达到逃逸速度。

1967 年 12 月“德尔它 E-1”将两颗卫星一次送入轨道。两颗卫星运行于完全不同的两种轨道。“先驱者 8”绕太阳运转，而第二颗卫星——实验教练卫星则运行于 293/482km 的近地轨道上。自此，德尔它火箭具备了双星发射能力。

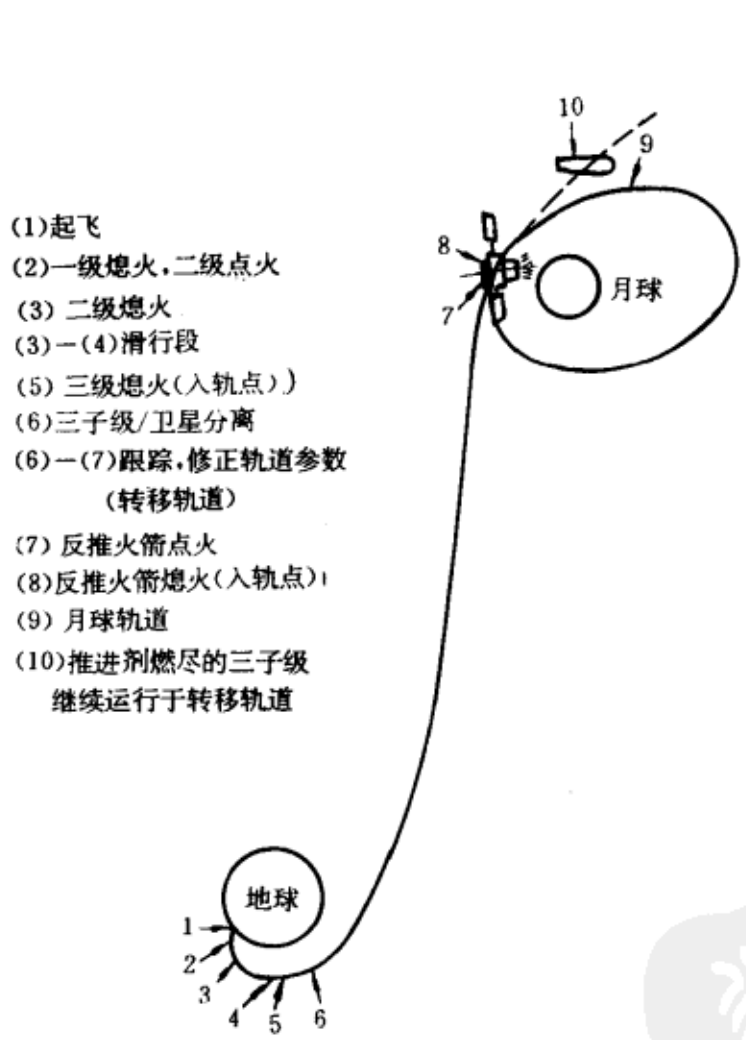
“德尔它 E-1”于 1966 年 7 月进行了首次发射，共执行 16 次任务，成功率 100%。

# 典型飞行程序

1966 年 7 月 1 日“德尔它 E-1”发射月球探测器——“探险者 33”。火箭起飞后垂直飞行 4s，并按程序从发射方位滚动到初始飞行方位。$T+4$s 停止滚动程序，开始俯仰程序，俯仰机动 4 次使运载器接近零攻角飞行。3 枚固体助推器在 $T+40$s 熄火，$T+70$s 与一子级分离。在 $T+150$s 主发动机关机，游动发动机继续工作 9s。

主发动机关机后 4s，一、二子级分离，二子级点火。3s 后开始 2 次改变俯仰速率的俯仰程序。$T+550$s 二子级发动机关机并开始滑行。滑行段二子级自动驾驶仪程序装置使火箭处于第三级点火姿态，并在适当时刻由自动驾驶仪定时器起动旋转台火箭，起旋第三级，并发出三级分离和点火信号。

三级熄火时有效载荷位于月球椭圆转移轨道。滑行一段后卫星与三子级分离，分离弹簧施于卫星 1.83m/s 的速度。卫星继续运行于转移轨道。在此期间，地面跟踪系统获取用于实时计算的各种数据，计算机预测并更新决定月球轨道特征的转移轨道以及与反推火箭点火时间有关的数据。飞行器接近月球时的数据用于确定反推火箭最佳点火时间。点火命令可直接发送，也可通过延时装置发送。如果连续的遥测跟踪数据指示反推火箭未曾点火，则立即发送第 2 个点火指令。如不出现其它故障或过大的轨道偏差，则反推火箭结束工作时便可达到要求的轨道。




“探险者 33”(AIMP-D)飞行轨道

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | | |
| 1 | 1966.7.1 | 探险者 33(AIMP-D) | 93 | 15900 | 435425 | 28.7 | 8540 | 卡角 | |
| 2 | 1966.8.17 | 先驱者 7 | 62.5 | 日心轨道 | | | | 卡角 | |
| 3 | 1966.10.2 | 环境监测卫星 3 | 148 | 1384 | 1485 | 101.9 | 114.5 | 范登堡 | |
| 4* | 1966.10.26 | 国际通信卫星 2(F-1) | 162 | 243.3 | 37144 | 17.2 | 720 | 卡角 | 失败① |
| 5 | 1967.1.26 | 环境监测卫星 4 | 129 | 1323 | 1438 | 102 | 113.4 | 范登堡 | |
| 6 | 1967.3.22 | 国际通信卫星 2(F-3) | 163 | 35801 | 35814 | 2.0 | 1436.1 | 卡角 | |
| 7 | 1967.4.20 | 环境监测卫星 5 | 148 | 1352 | 1421 | 101.9 | 113.5 | 范登堡 | |
| 8 | 1967.5.24 | 星际监测台-6 | 74 | 248 | 211125 | 67.1 | 6231 | 范登堡 | |
| 9 | 1967.7.19 | 探险者 35 | 104 | 650 | 498000 | 29.3 | 684 | 卡角 | ② |
| 10 | 1967.9.27 | 国际通信卫星 2(F-4) | 162 | 35760 | 35799 | 0.9 | 1439.5 | 卡角 | |
| 11 | 1967.11.10 | 环境监测卫星 6 | 148 | 1410 | 1488 | 102.1 | 114.8 | 范登堡 | |
| 12 | 1967.12.13 | 先驱者 8 | 66 | 日心轨道 | | | | 卡角 | |
| | | 实验教练卫星(TTS) | 20 | 293 | 482 | 32.9 | 92.3 | | |
| 13 | 1968.1.11 | 探险者 36(GEOS-B) | 209.5 | 1080 | 1571 | 105.8 | 112.2 | 范登堡 | ③ |
| 14 | 1968.11.8 | 先驱者 9 | 67 | 日心轨道 | | | | 卡角 | |
| | | 实验教练卫星 | 18.46 | 378 | 940 | 32.87 | 97.78 | | |
| 15 | 1968.12.05 | 高偏心轨道卫星 A(HEOS) | 108 | 418 | 223440 | 28.28 | 6750 | 卡角 | |
| 16 | 1969.6.21 | 星际监测台 7 | 79 | 378 | 176434 | 83.8 | 4843.5 | 范登堡 | |

①远地点发动机燃烧室后部处于－34℃低温环境点火时，喷管与燃烧室后端脱开，发动机工作 4.7s 熄火，卫星未入同步轨道；

②月球轨道；③带第 2 颗卫星。

# 德尔它 G(DELTA G)

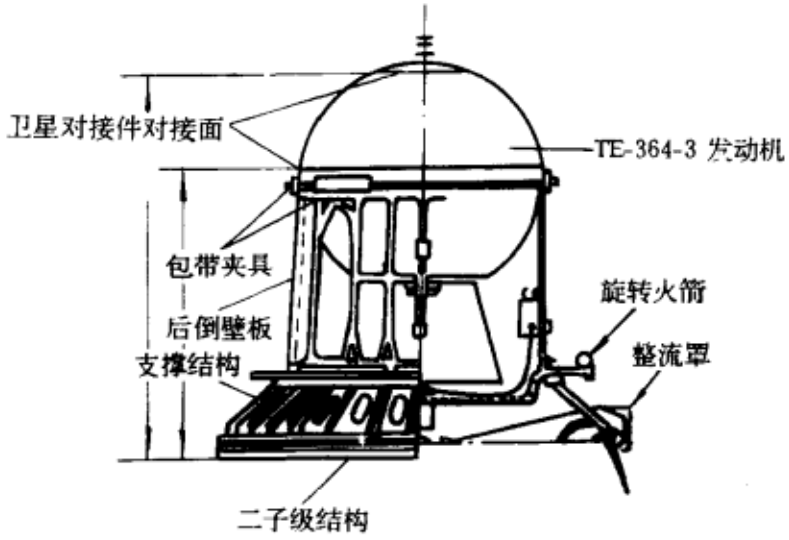
“德尔它 G”是“德尔它 E”的二级状态。火箭于 1966 年 10 月首次发射，共执行两次任务，成功率 100%

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| 1 | 1966.12.14 | 生物卫星 A(BIOS-A) | 424.5 | 307 | 317 | 33.5 | 90.7 | 卡角 |
| 2 | 1967.9.7 | 生物卫星 B | 433 | 328 | 327 | 325 | 92.8 | 卡角 |

# 德尔它 J(DELTA J)

1966 年开始着手月球勘察者飞行器固体发动机的改型，使其能与旋转台相接并满足旋转环境要求，以作为“德尔它”新的三子级。改型后的发动机称作 TE-364-3。发动机高 1.47m、直径 0.95m、装药 652kg、总质量 715kg、推力 44.48kN、工作 44s。采用 TE-364-3 作为三子级发动机的“德尔它”称作“德尔它 J”。




TE-364-3 发动机及旋转台

“德尔它 J”可将 262kg 的有效载荷送入地球同步转移轨道，将 818kg 有效载荷送入 320km 近地轨道或使 187kg 的有效载荷达到逃逸速度。火箭只在 1968 年 7 月执行过一次任务，将质量为 276kg 的“探险者 38”送入倾角为 120.8°的 5860km 圆轨道。火箭从范登堡基地发射。

# 德尔它 L、M、N(DELTA L、M、N)

几乎在“德尔它 J”三子级采用 TE-364-3 发动机的同时，美国空军开始加长“雷神”的氧化剂箱和燃料箱并将燃料箱改为 2.44m 直筒形箱体。改型后，一子级加长到 18.3m，贮箱容积增加约 47%，可加注推进剂 66.5t。1968 年将加装 3 枚卡斯托Ⅱ助推器的长贮箱“雷神”一子级，改进型二子级与 FW-4D 三子级组装成了“德尔它 L”，用 TE-364-3 取代 FW-4D 三子级组装成“德尔它 M”。二级状态的“德尔它 M”被称为“德尔它 N”。改型后的“德尔它 M”同步转移轨道运载能力提高到 356kg，“德尔它 N”的 370km 圆轨道运载能力为 907kg。

“德尔它 L”1969 年 8 月首飞因一子级液压系统故障而失败。该火箭共执行两次任务，成功率 50%。“德尔它 M”于 1968 年 9 月首飞，因二子级故障也遭失败。该火箭共执行 12 次任务，因火箭故障失败两次，成功率 83.33%。“德尔它 N”于 1968 年 8 月首飞，共执行 7 次任务，成功率 100%。

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量（kg） | 轨道参数 近地点（km） | 轨道参数 远地点（km） | 轨道参数 倾角（°） | 轨道参数 周期（min） | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **德尔它 L** | | | | | | | | | |
| 1· | 1969. 8. 27 | 先驱者 5 | 67 | | | | | 卡角 | 失败① |
| 2 | 1972. 1. 31 | 高偏心轨道卫星 A2 | 117 | 439 | 248160 | 90. 2 | 7835. 4 | 范登堡 | |
| **德尔它 M** | | | | | | | | | |
| 1· | 1968. 9. 18 | 国际通信卫星 3A | 291 | | | | | 卡角 | 失败② |
| 2 | 1968. 12. 18 | 国际通信卫星 3C | 293 | 35770 | 35790 | | | 卡角 | |
| 3 | 1969. 2. 5 | 国际通信卫星 3B | 293 | 35796 | 35809 | 1. 3 | | 卡角 | |
| 4 | 1969. 5. 21 | 国际通信卫星 3D | 293 | 35226 | 35671 | 0. 5 | 1418. 9 | 卡角 | |
| 5· | 1969. 7. 26 | 国际通信卫星 3E | 293 | | | | | 卡角 | 失败③ |
| 6 | 1969. 11. 22 | 天网-1(SKYNET) | 243 | 34702 | 35838 | 2. 4 | 1407. 8 | 卡角 | ④ |
| 7 | 1970. 1. 14 | 国际通信卫星 3F | 293 | 35779 | 35803 | 0. 28 | 1436. 5 | 卡角 | |
| 8 | 1970. 3. 20 | 大西洋公约军用卫星 A (NATO) | 243 | 34429 | 35786 | 2. 8 | 1401. 6 | 卡角 | |
| 9 | 1970. 4. 22 | 国际通信卫星 3G | 293 | 35228 | 35247 | 0. 3 | | 卡角 | |
| 10· | 1970. 7. 23 | 国际通信卫星 3H | 293 | 282 | 36294 | 27. 98 | | 卡角 | 失败⑤ |
| 11· | 1970. 8. 19 | 天网 1B | 243 | | | | | 卡角 | 失败⑥ |
| 12 | 1971. 2. 3 | 大西洋公约军用卫星 B | 243 | 34429 | 35860 | 2. 8 | 1403. 4 | 卡角 | |
| **德尔它 N** | | | | | | | | | |
| 1 | 1968. 8. 16 | 环境观察卫星 7 | 157 | 1469 | 1472 | 101. 72 | 114. 9 | 范登堡 | |
| 2 | 1968. 12. 15 | 环境观察卫星 8 | 154 | 1410 | 1473 | 101. 9 | 115 | 范登堡 | |
| 3 | 1969. 2. 26 | 环境观察卫星 9 | 156 | 1427 | 1508 | 101. 79 | 115. 28 | 范登堡 | |
| 4 | 1969. 6. 29 | 生物卫星 D | 701 | 356 | 388 | 33. 56 | 91. 86 | 卡角 | |
| 5 | 1969. 8. 9 | 太阳观察卫星 G | 289 | 491 | 554 | 32. 96 | 94. 95 | 卡角 | |
| | | PAC-1 | 350 | 485 | 554 | 32. 95 | 94. 89 | 卡角 | |
| 6 | 1971. 9. 29 | 太阳观察卫星 H | 636 | 323 | 571 | 33. 13 | 93. 4 | 卡角 | |
| | | 实验教练卫星 3 | 20. 4 | 398 | 572 | 33. 09 | 94. 17 | 卡角 | |
| 7 | 1972. 3. 11 | TD-1A(科学卫星) | 476 | 524 | 551 | 97. 55 | 95. 41 | 范登堡 | |

①一子级液压系统故障 $T+8$min 指令自毁；②俯仰速率控制系统有一根导线松动，飞行初期俯仰面内有间歇振荡，$T+20$s 振荡逐渐加大，$T+102$s 指令自毁；③三子级故障，卫星远地点太低未入同步轨道；④英国军用卫星；⑤卫星远地点发动机故障卫星未入同步轨道；⑥远地点发动机点火后 13. 9s，遥测数据中断，卫星未入同步轨道。故障原因：浇铸湿度不当，推进剂过潮，粘力不够。

# 德尔它 M6、N6(DELTA M6、N6)

1968 年开始对“德尔它 M”火箭一子级进行改型,使其能加装 6 台卡斯托Ⅱ助推器。改型后的火箭被称为“德尔它 M6”。火箭可将 454kg 的有效载荷送入同步转移轨道。二级状态的“德尔它 M6”称为“德尔它 N6”,它可将 1270kg 的有效载荷送入 370km 近地轨道。“德尔它 N6”于 1970 年 1 月首飞,共执行 3 次任务,一次失败,成功率 66.67%。“德尔它 M6”于 1971 年 3 月首飞后便再未执行任务。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| “德尔它 N6” | | | | | | | | | |
| 1 | 1970.1.23 | 泰罗斯 M | 308 | 1428 | 1490 | 102 | 1428 | 卡角 | |
| | | OSCAR-5 | 17.69 | 1434 | 1482 | 101.96 | 1434 | | |
| 2 | 1970.12.11 | 改进型泰罗斯应用卫星 A(ITOS) | 308 | 1429 | 1473 | 101.94 | 114.93 | 卡角 | |
| | | 圆柱形静电探测器 1 | 350.2 | 1425 | 1475 | 101.92 | 114.91 | | |
| 3* | 1971.10.21 | 改进型泰罗斯应用卫星 B | 309 | 279 | 1474 | 102.53 | 102.62 | 范登堡 | 失败① |
| “德尔它 M6” | | | | | | | | | |
| 1 | 1971.3.13 | 星际监测台-I | 228 | 353 | 204577 | 28.8 | 5956.1 | 卡角 | |

①姿控系统故障,二级翻滚

# 德尔它 300、900(DELTA 300、900)

1969 年“德尔它”又开始了提高性能的改进。一子级换用最多可装 9 枚卡斯托Ⅱ助推器的通用尾段。二子级改用 AJ-10-118F 发动机。火箭的第三项改进是用捷联式惯性制导系统代替原来两个完全独立的一、二子级自动驾驶仪和西方电气公司无线电制导系统(见图)。

## 主要技术性能

(“德尔它 900”)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2164.81kN |
| 全长 | 30.27m | 推重比 | 1.84 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 最大直径(包括助推器) | 4.11m | 运载能力 | 370km 近地轨道 1723kg |
| 起飞质量 | ≈120t | | |

## 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 7.32m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 9×231.97kN |
| 质量 | 9×4.63t | 海平面比冲 | 2330N·s/kg |
| 发动机 | 9×CASTOR Ⅰ<br>(起飞时 6 枚先工作) | 工作时间 | 40s |

## 一　子　级

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级长 | 18.3m | 海平面推力 | 主机 | 764.11kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机 | 2×4.44kN |
| 发动机 | 主机 MB-3-3 | 海平面比冲 | 主机 | 2499.7N·s/kg |
| | 游机 2 台 | | 游机 | 2039.8N·s/kg |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 工作时间 | 220s | |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.55m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 最大直径 | 1.65m | 真空推力 | 42.85kN |
| 子级质量 | 5.4t | 真空比冲 | 3003.7N·s/kg |
| 发动机 | AJ-10-118F | 工作时间 | 342s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 5.7m | 直径 | 1.65m |

火箭一子级仍采用 MB-3-3 发动机，它的通用尾段可允许加装 3、4、6 或 9 枚助推器。邻近助推器的箭体部位采取了绝热措施。一般在起飞时最多可与 MB-3-3 发动机同时点燃 6 枚助推器，其它 3 枚在空中点火，燃尽后三个一组地抛掷。

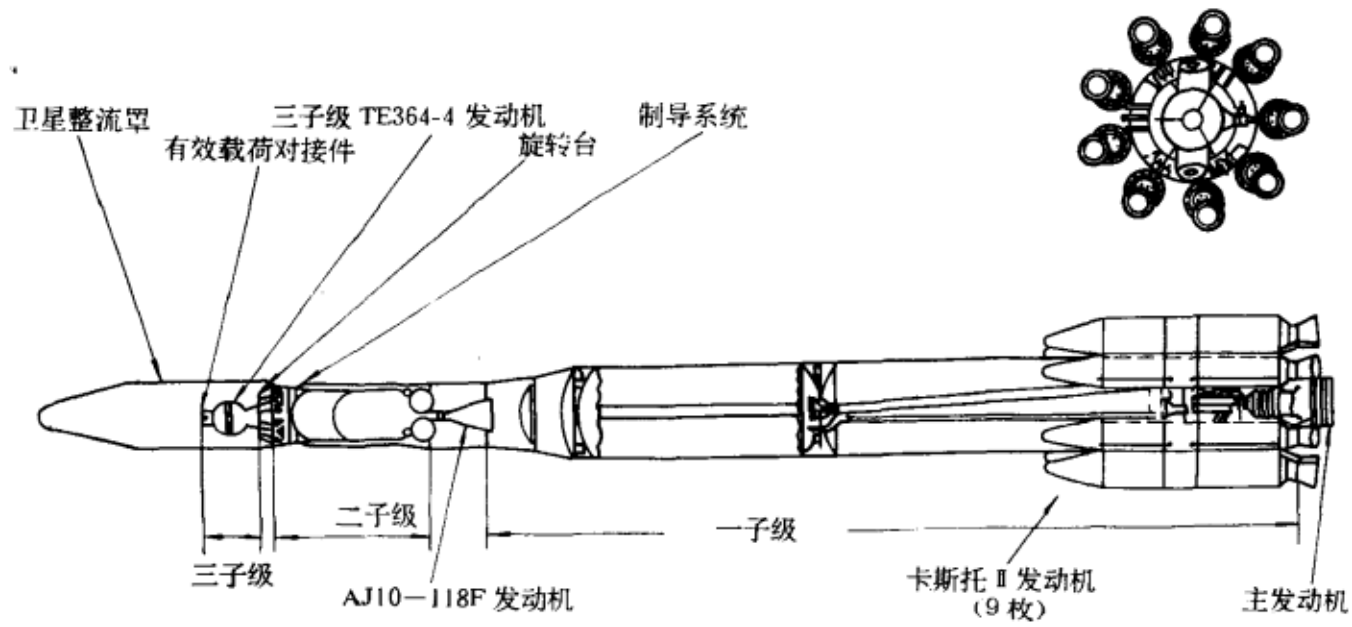
该系列自“德尔它 300”起，火箭一、二子级采用冷分离方式。二子级在分离后点火。

二子级长 5.55m、直径 1.65m、起飞质量 5.4t。子级 AJ-10-118F 发动机是“大力神 3C”末级发动机的改型。AJ-10-118F 为挤压式输送烧蚀和辐射冷却发动机，采用四氧化二氮/混肼 50 推进剂，真空推力 42.85kN、真空比冲 3003.7N·s/kg、燃烧室压力 0.858MPa、工作 342s。为使发动机的尺寸与箭体相适配，将“大力神 3C”过渡级发动机的喷管膨胀比由 40∶1 改为 26∶1。贮箱共底稍向后靠以适应新的混合比要求。发动机采用双组元推进剂阀门，提高了可靠

性，子级性能提高 8%。贮箱在起飞前增压，以增强结构强度并抑制氧化剂蒸发。子级的氮气控制系统可对第二级进行 2h 姿态控制。在三子级自旋和分离前的长期滑行中第二级可对太阳进行再定向或对偏航和俯仰进行微调，以平衡卫星不对称的太阳辐射热。此外二子级还装有 C 波段跟踪信标机，PDM/PCM/FM/FM 40×20S 波段遥测系统和自毁指令接收机。

整流罩由 3 条包带缚紧的两个玻璃纤维半壳组成。飞行中包带由爆炸螺栓打开，压缩弹簧将半壳推向两侧。整流罩设有防止内压破坏的放气装置和使温度低于升华点的烧蚀涂层。

原设计三子级换用 TE-364-4 发动机，但三级状态的“德尔它 904”的运载能力与 1972 年投入使用的“德尔它 1914”相当，故未被起用。




“德尔它 904”

“德尔它 900”的 370km 圆轨道运载能力为 1723kg。捆绑 3 枚助推器的二级状态德尔它 300 和捆绑 9 枚助推器的二级状态“德尔它 900”共进行 5 次发射，失败一次，成功率 80%。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| “德尔它 300” | | | | | | | | | |
| 1 | 1972.10.15 | 改进型泰罗斯应用卫星 D | 337 | 1451 | 1458 | 101.7 | 115.01 | 范登堡 | ② |
| | | OSCAR-6 | 18.1 | 1450 | 1459 | 101.76 | | 范登堡 | |
| 2* | 1973.7.16 | 改进型泰罗斯应用卫星 E | 340 | | | | | 范登堡 | 失败① |
| 3 | 1973.11.6 | 改进型泰罗斯应用卫星 F | 340 | 1500 | 1509 | 102.08 | 116.12 | 范登堡 | ② |
| “德尔它 900” | | | | | | | | | |
| 1 | 1972.7.23 | 地球资源卫星 A(ERTS) | 939 | 903 | 921 | 99.12 | 103.27 | | ② |
| 2 | 1972.12.11 | 云雨-E(NIMBUS) | 803 | 1112 | 1112 | | | | ② |

①二子级姿态控制系统故障；②太阳同步轨道

# 德尔它 1000 系列
# (THE DELTA 1000 FAMILY)

1972 年推出 1000 系列“德尔它”火箭。该系列火箭由捆有 4～9 枚卡斯托 Ⅱ 固体助推器的增长型长贮箱通用尾段“雷神”一子级，采用 AJ-10-118F 发动机的二子级和采用 TE-364-3 或 TE-364-4 固体发动机的三子级组成。火箭有二级和三级两种状态。

该系列包括二子级和整流罩直径均为 1.65m 的“德尔它 1604、1900”和二子级和整流罩直径均为 2.44m 的“八呎直筒型德尔它(STRAIGHT 8 DELTA)1410、1910、1913、1914”等两类 6 种型号。

## 德尔它 1604、1900(DELTA 1604、1900)

火箭一子级改型后壳体由 18.3m 增长到 21.45m，从而使推进剂由 66.5t 增为 80.2t。1972～1973 年期间捆绑 6 枚卡斯托 Ⅱ 的“德尔它 1604”进行两次发射，捆绑 9 枚助推器的二级状态“德尔它 1900”只进行了一次发射，成功率 100%。

### 主要技术性能

“德尔它 1604”

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2164.81kN |
| 全长 | 35.38m | 运载能力 | 200000km 轨道 |
| 最大直径(包括助推器) | 4.11 | | 400kg |

助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 7.32m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 6×231.97kN |
| 质量 | 6×4.63t | 海平面比冲 | 2330N · s/kg |
| 发动机 | 6×CASTOR Ⅰ | 工作时间 | 40s |

一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.43m | 海平面推力 | 主机 764.11kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机 2×4.44kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机 | 主机 MB-3-3 | 海平面比冲 | 主机 2499.7N·s/kg |
| | 游机 2 台 | | 游机 2039.8N·s/kg |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 工作时间 | 265s |

## 二 子 级

同“德尔它 900”

## 三 子 级

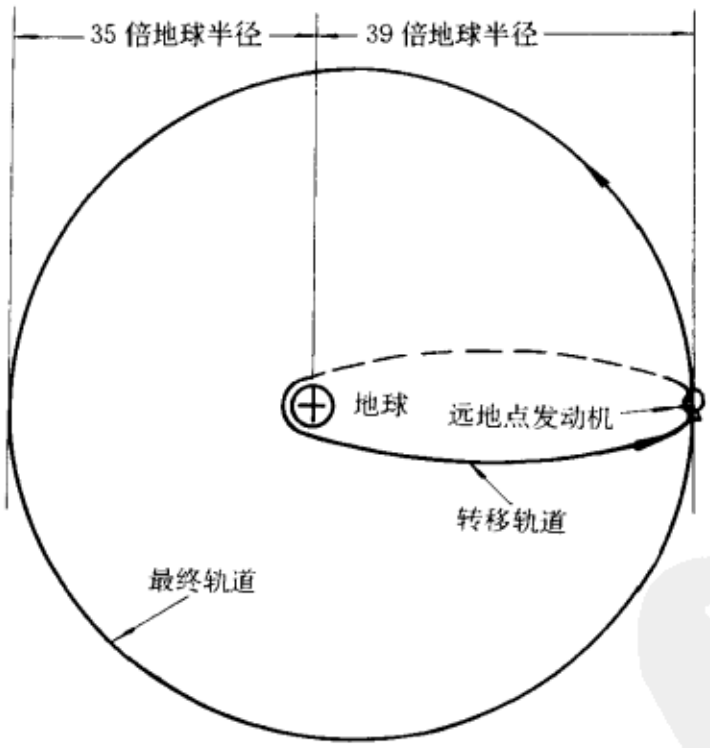
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.07m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 0.98m | 真空推力 | 66.59kN |
| 子级质量 | 1.16t | 真空比冲 | 2843.9N·s/kg |
| 发动机 | TE-364-4 | 工作时间 | 44s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 5.7m | 直径 | 1.65m |

# 典型飞行程序

1972 年 9 月 22 日由“德尔它 1604”发射了高轨道卫星——星际监测台 H，其飞行程序如表所示。




星际监测台-H 轨道

| 时间(s) | 事件 | 时间(s) | 事件 |
|---|---|---|---|
| $T$ −0.2 | 固体助推器点火 | $T$ +274.2 | 解除第一级离散信号 |
| | 起动固体助推器分离定时器 | | 滤波和增益变化——俯仰、偏航滚动 |
| $T$ +0 | 起飞 | $T$ +276.2 | 解除分离离散信号 |
| $T$ +2 | 开始第一级滚动程序 | | 贮箱增压 |
| $T$ +6.5 | 开始第一次俯仰程序 | $T$ +277.2 | 起动二子级发动机 |
| $T$ +6.5 | 第一级滚动程序结束 | | 滤波和增益变化一俯仰、偏航 |
| $T$ +11 | 结束第一俯仰程序 | | 冷气喷管滤波和增益变化控制——滚动 |
| $T$ +14 | 开始第二俯仰程序 | $T$ +278.2 | 解除贮箱增压和发动机起动离散信号 |
| $T$ +25 | 结束第二俯仰程序 | $T$ +290.0 | 开始第二级第一俯仰程序 |
| $T$ +25 | 开始第三俯仰程序 | $T$ +290.0 | 开始制导 |
| $T$ +38 | 增益变化一俯仰、偏航、滚动 | $T$ +295 | 结束第二级第一俯仰程序 |
| $T$ +38.2 | 固体助推器熄火 | | 开始第二级第二俯仰程序 |
| $T$ +40 | 结束第三俯仰程序 | | 整流罩分离 |
| $T$ +40 | 开始第四俯仰程序 | $T$ +297 | 解除整流罩分离离散信号 |
| $T$ +50 | 结束第四俯仰程序 | $T$ +530.2 | 增益变化——俯仰、偏航 |
| $T$ +50 | 开始第五俯仰程序 | $T$ +552.2 | 转换到速度控制 |
| $T$ +60 | 结束第五俯仰程序 | $T$ +598.2 | 开始检测推力压力开关 |
| $T$ +60 | 开始第六俯仰程序 | $T$ +599.2 | 停止计算制导控制修正值 |
| $T$ +85 | 固体助推器分离指令 | $T$ +601.2 | 停止制导 |
| $T$ +85 | 结束第六俯仰程序 | $T$ +602.2 | 二子级发动机关机 |
| $T$ +85 | 开始第七俯仰程序 | | 结束第二级第二俯仰、速率程序 |
| $T$ +110 | 结束第七俯仰程序 | | 关闭液压泵 |
| | 开始第八俯仰程序 | | 改变冷气喷管控制、俯仰/偏航滤波 |
| $T$ +120 | 开始制导 | $T$ +640 | 开始第二级第三俯仰程序 |
| | 增益变化一俯仰、偏航 | $T$ +662.2 | 指令自毁接收机系统(CDRS)关机 |
| $T$ +240 | 起动主发动机关机程序 | $T$ +740 | 结束第二级第三俯仰程序 |
| $T$ +245.2 | 转换到速度控制 | $T$ +870 | 开始滑行制导 No. 1 |
| $T$ +260.2 | 停止计算制导、控制修正值 | $T$ +920 | 停止滑行制导 No. 1 |
| $T$ +261.2 | 停止一级回路制导 | $T$ +925.2 | 旋转火箭点火 |
| $T$ +265.2 | 主发动机关机 | | 三子级点火延时开始 |
| | 起动二子级液压泵 | | 起动三子级程序定时器 |
| | 为二子级点火器供电 | $T$ +926.2 | 起爆三子级电缆切割器 |
| | 对贮箱增压 | | 解除自旋火箭离散信号 |
| $T$ +265.2 | 结束第八俯仰程序 | $T$ +927.2 | 起爆二、三子级分离螺栓 |
| $T$ +268.2 | 发出结束贮箱增压指令 | | 反推火箭点火 |
| | 关闭贮箱增压阀门 | $T$ +940.2 | 三子级点火 |
| $T$ +271.2 | 游动发动机关机 | $T$ +983.8 | 三子级熄火 |
| $T$ +273.2 | 起爆一、二子级分离螺栓 | $T$ +1085.2 | 有效载荷分离 |
| | 解除游动发动机关机离散信号 | $T$ +1087.2 | 释放 YO 重块 |

火箭将卫星送入椭圆转移轨道后滚动 95°,远地点发动机点火将卫星送入高 200000km 的地球圆轨道。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾 角 (°) | 周 期 (min) | |
| | | | | “德尔它 1604” | | | | |
| 1 | 1972.9.22 | 星际监测台 H | 390 | 201110 | 235606 | 17.2 | 17671.3 | 卡角 |
| 2 | 1973.10.26 | 星际监测台 J | 398 | 141185 | 288857 | 28.6 | 17279 | 卡角 |
| | | | | “德尔它 1900” | | | | |
| 1 | 1973.12.16 | 大气探测器 C(AE) | 681 | 158 | 4303 | 68.12 | 132.5 | 范登堡 |

# 德尔它 1410、1910、1913、1914
# (DELTA 1410、1910、1913、1914)

为适应不断增长的卫星尺寸需要,1971 年初决定研制直径 2.44m 的大直径整流罩,加长一子级贮箱就是为了弥补由此而引起的运载能力损失而采取的措施。为与加大直径的整流罩相接,二子级上部加装一锥形支架和一 2.44m 直径的短裙,裙段后端与级间段相接。二子级被罩在一加长的级间段和整流罩内。这样便出现了“八呎直筒形德尔它”。

已发射的 1000 系列“八呎直筒形德尔它”有 1410、1910、1913、1914 四种。“德尔它 1914”可向 320km 轨道运送 1800kg 有效载荷,向同步转移轨道发射 680kg 有效载荷。1972～1975 年期间 1000 系列“八呎直筒形德尔它”共进行 5 次发射,成功率 100%。

## 主要技术性能

(“德尔它 1914”)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2164.81 |
| 全长 | 35.36m | 推重比 | 1.65 |
| 最大直径(包括助推器) | 4.11m | 运载能力 | 320km 近地轨道 1800kg |
| 起飞质量 | ≈134t | 地球同步转移轨道 | 680kg |

### 助 推 器

同“德尔它 904”。

### 一 子 级

同“德尔它 1604”。

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.55m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 2.44m | 真空推力 | 42.85kN |
| 子级质量 | 5.4t | 真空比冲 | 3003.7N·s/kg |
| 发动机 | AJ-10-118F | 工作时间 | 342s |

### 三 子 级

同“德尔它 1604”。

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 7.93m | 直径 | 2.44m |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量（kg） | 轨道参数 近地点（km） | 轨道参数 远地点（km） | 轨道参数 倾角（°） | 轨道参数 周期（min） | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **德尔它 1410** | | | | | | | | |
| 1 | 1975.4.9 | 大地测量卫星 C(GEOS-C) | 336 | 839 | 853 | 114.96 | 101.28 | 范登堡 |
| **德尔它 1910** | | | | | | | | |
| 1 | 1975.6.21 | 太阳观察卫星 1(OSO) | 1088 | 544 | 560 | 32.94 | 95.53 | 卡角 |
| **德尔它 1913** | | | | | | | | |
| 1 | 1973.6.10 | 射电天文学探险者 B (RAE-B) | 333 | 月球轨道 | | | | 卡角 |
| **德尔它 1914** | | | | | | | | |
| 1 | 1972.11.10 | 电星 A(TELESAT A) | 562 | 35780 | 35791 | 0.1 | 1436.0 | 卡角 |
| 2 | 1973.4.20 | 电星 B | 562 | 35781 | 35788 | 0.1 | 1436.0 | 卡角 |

# 德尔它 2000 系列
# (THE DELTA 2000 FAMILY)

1971 年开始研制运载能力更大的 2000 系列火箭。火箭一子级改用推力更大的 RS-27 发动机，二子级改用可多次起动的 TR-201 发动机，三子级仍采用 TE-364-3、TE-364-4 固体发动机。火箭分二级和三级两种状态，共出现过“德尔它 2310”、2313”、2910”、2913”、2914”等 5 种型号。改型使火箭的同步转移轨道运载能力提高 44kg。

“2000 系列德尔它”火箭可执行近地轨道，地球同步转移轨道和行星探测等三种任务。

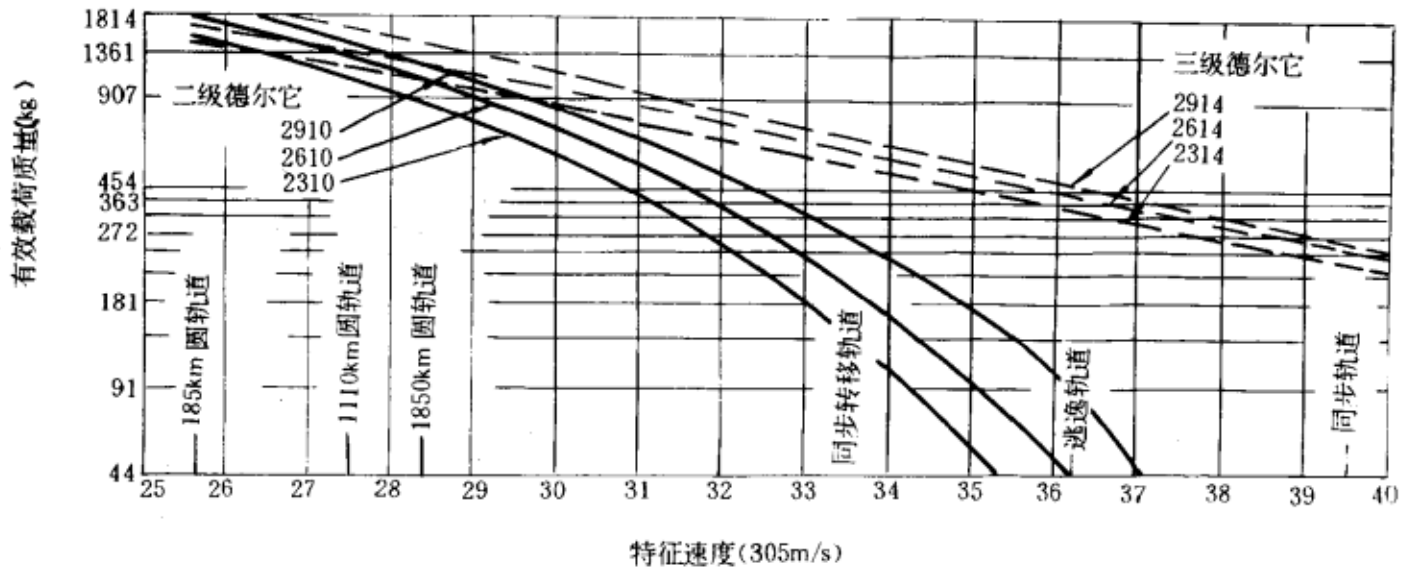
由于二子级可多次起动，二级状态“德尔它”可一次点火直接爬升将卫星送入指定轨道，也可采用霍曼转移轨道二次点火飞行模式。为获得最佳性能，一般采用后一种模式。二子级可使有效载荷以 3 轴稳定姿态入轨。如需要也可使卫星低速旋转。在滑行段可作姿态机动以适应卫星的特殊要求，如对称的阳光加热量、传感器位置等。

三级状态“德尔它”用于发射高椭圆轨道卫星。发射地球同步轨道卫星时要求卫星携带远地点发动机，以提供改变轨道面和进入同步轨道的速度增量。三级状态“德尔它”还可完成月球探测、太阳探测等任务。

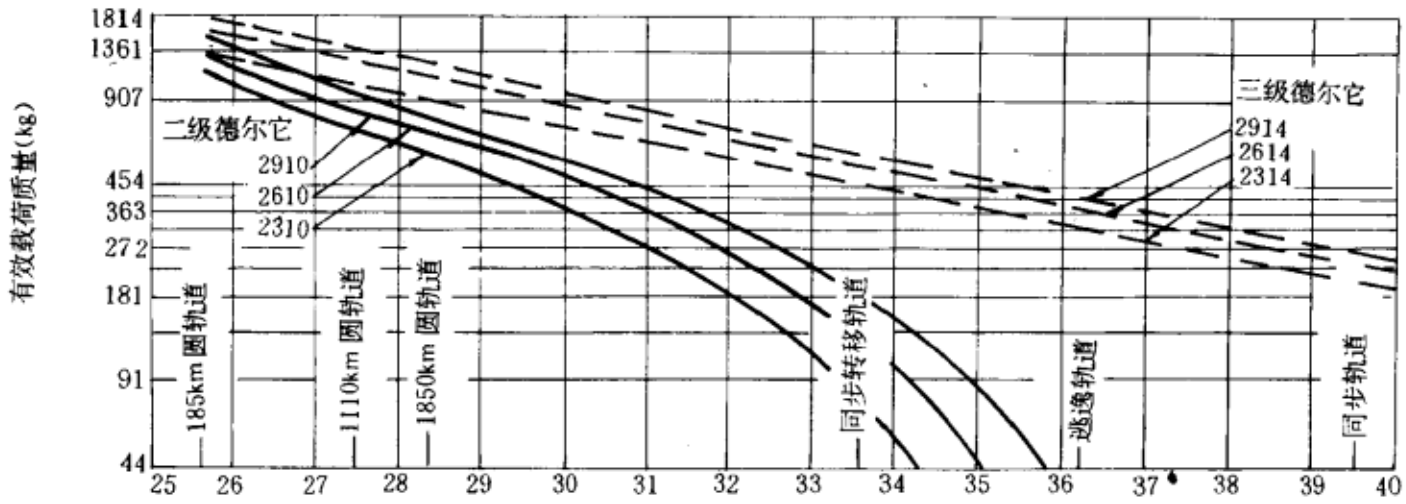
该系列火箭的运载能力如表所示。

**“德尔它 2000 系列”火箭运载能力**

| 火箭状态 | 任务 | 飞行模式 | 运载能力(kg) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 火箭 | | | | | |
| | | | 2310 | 2314 | 2610 | 2614 | 2910 | 2914 |
| 二级状态 | 生物卫星<br>370km 圆轨道，倾角 38° | 再次起动<br>185/370km 霍曼转移轨道 | 1540.2 | | 1812.0 | | 1947.9 | |
| | 地球资源卫星<br>926km 太阳同步圆轨道，倾角 99° | 再次起动<br>185/370km 霍曼转移轨道 | 883.4 | | 1064.6 | | 1177.6 | |
| | 先进型泰罗斯气象卫星<br>1482km 太阳同步圆轨道，倾角 102° | 再次起动<br>185/370km 霍曼转移轨道 | 702.2 | | 838.1 | | 951.3 | |
| 三级状态 | 天网 I<br>185/35948.2km 同步转移轨道，倾角 28.5° | 直接爬升二级进入 185km 停候轨道 | | 554.9 | | 634.2 | | 702.2 |
| | 行星探测器<br>金星一型 I<br>$C_3=8231km^2/s^2$ | 直接爬升，二级进入 185km 停候轨道 | | 362.4 | | 407.7 | | 441.7 |




"2000 系列德尔它"运载能力(卡角发射)




"2000 系列德尔它"运载能力(范登堡发射)

**"2000 系列德尔它"入轨精度**

| 任务 | 轨道 | 精度 |
|---|---|---|
| 同步转移轨道(三级) | 185/35890km<br>$i=28.5°$ | $3\sigma\Delta h_p^{①}=\pm 18.5$km<br>$3\sigma\Delta h_a^{②}=\pm 1110$km<br>$3\sigma\Delta i^{③}=\pm 0.5°$ |
| 高圆轨道(二级) | 1480km 圆轨道<br>$i=102°$ | $3\sigma h_c^{④}=\pm 29.6$km<br>$3\sigma\Delta i=\pm 0.04°$ |
| 低圆轨道(二级) | 185km 圆轨道<br>$i=90°$ | $3\sigma\Delta h_c=\pm 22.2$km<br>$3\sigma\Delta i=\pm 0.09°$ |
| 逃逸轨道(三级) | $C_3=16\text{km}^2/\text{s}^2$ | $3\sigma\Delta V=\pm 22.88$m/s<br>$3\sigma\Delta\gamma_1^{⑤}=\pm 0.75°$<br>$3\sigma\Delta\gamma_2^{⑤}=\pm 0.75°$ |

①$\Delta h_p$：近地点偏差；②$\Delta h_a$：远地点偏差；③$\Delta i$：倾角偏差；④$\Delta h_c$：圆轨道高度偏差；⑤$\Delta\gamma$：偏心率偏差。

由于“德尔它”的制导系统设于二子级，因而二级状态“德尔它”的入轨精度较高。“三级状态德尔它”的入轨精度靠卫星携带的动力装置修正补偿。

“2000 系列德尔它”火箭共发射 44 次，失败 2 次，成功率 95.45%。

# 德尔它 2914(DELTA 2914)

“德尔它 2914”是“德尔它系列”中发射次数最多的一种火箭。1974 年 4 月执行首次发射任务后共发射 30 次，仅一次失败，成功率 96.67%。火箭主要用于发射地球同步轨道卫星，其同步转移轨道运载能力为 724kg。从卡纳维拉尔角发射“德尔它 2914”的费用为 571 万美元(1973 年币值)。其中硬件费 379.5 万美元，发射服务费 170 万美元，管理费 17 万美元。每千克同步转移轨道有效载荷的发射费用为 7887 美元。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 级 | 起飞推力 | 2311.33kN |
| 全长 | 35.36m | 推重比 | 1.75 |
| 最大直径(包括助推器) | 4.11m | 运载能力 | 地球同步转移轨道 724kg |
| 起飞质量 | 134.9t | | |

### 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 7.32m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 9×231.97kN |
| 质量 | 9×4.63t | 海平面比冲 | 2330N·s/kg |
| 发动机 | 9×CASTOR Ⅰ (起飞时 6 枚先工作) | 工作时间 | 40s |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长(不带级间段) | 22.43m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| (带级间段) | 25.7m | 海平面推力 | 主机 910.74kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机 2×4.44kN |
| 结构质量(不带级间段) | 4.5t | 海平面比冲 | 主机 2579.15N·s/kg |
| (带级间段) | 5.0t | | 游机 2039.8N·s/kg |
| 推进剂质量 | 80.2t | 真空比冲 | 主机 2785.09N·s/kg |
| 发动机 | RS-27 | 主机工作时间 | 242s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.58m | 发动机 | TR-201 |
| 直径 | 2.44m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 子级质量 | 5.4t | 真空推力 | 43.31kN |
| 结构质量(含控制系统) | 0.9t | 真空比冲 | 2961.61N·s/kg |
| 推进剂质量 | 4.5t | 工作时间 | 345s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.07m | 发动机 | TE-364-4 |
| 子级直径 | 0.98m | 推进剂 | 固体 |
| 子级质量 | 1122kg | 真空推力 | 66.59kN |
| (不带卫星对接件) | | | |
| 结构质量 | 77kg | 真空比冲 | 2843.93N·s/kg |
| (不带仪器) | | | |
| 推进剂质量 | 1045kg | 工作时间 | ≈44s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 7.93m | 直径 | 2.44m |
| 质量 | 578kg | | |

# 总　体　布　局

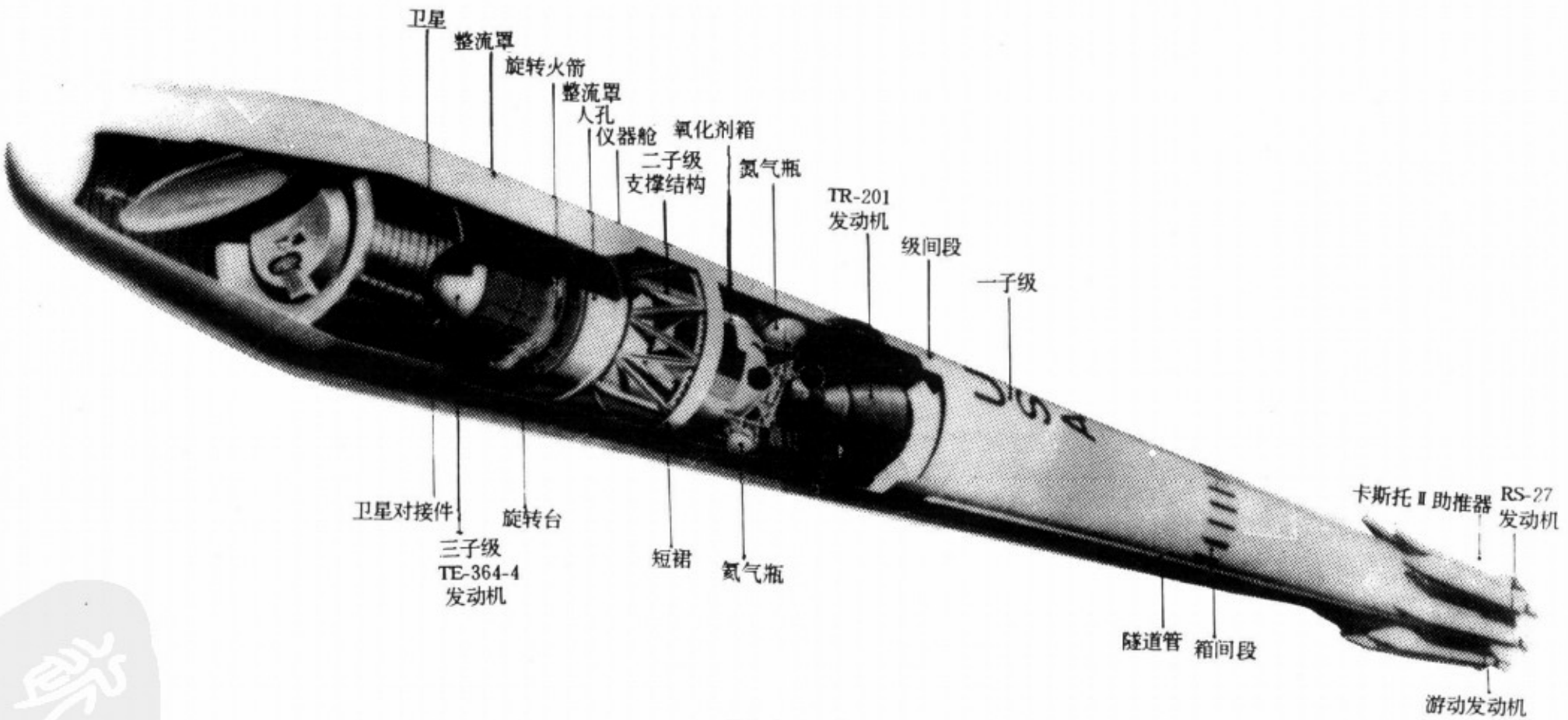
“德尔它 2914”为一子级捆绑 9 枚助推器的 3 级火箭。芯级直径 2.44m，箭体呈直筒形。火箭的组成与布局如图所示。

一子级捆有 9 枚卡斯托Ⅱ助推器。芯级自下而上由尾段、贮箱裙段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱组成。子级 RS-27 发动机、游动发动机、伺服机构组件、指令自毁系统保险-解保装置、后部脐带脱落插座、推进剂加注管路等均安装在箭体尾段内。氧化剂箱裙段内装有氮气供给装置。箭体外部两侧从裙段下部到级间段下部设有 2 条隧道，隧道管内装有推进剂增压管路、电缆及导爆索。箱间段内装有制导电子设备、控制配电盒、遥测装置、指令自毁装置和电源。

级间段罩住二子级大部分组件。在该段内装有一、二子级分离弹簧。

二子级自下而上由发动机、贮箱、短裙、截锥形支撑结构和仪器舱组成。子级由整流罩和级间段覆盖。短裙段装有脐带脱落插座和天线。子级主要电子设备-制导计算机、电子组件、自毁指令接收机和遥测组件等均安装于仪器舱内。仪器舱开有仪器安装孔。

三子级自下而上由旋转台、固体发动机和有效载荷对接件组成。有效载荷对接件上装有分离弹簧或弹簧分离夹具、电池、分离定时器、翻转系统、遥测系统及分离所需的各种电子组件。


卫星
整流罩
旋转火箭
整流罩
人孔
仪器舱
氧化剂箱
二子级
支撑结构
氮气瓶
TR-201
发动机
级间段
一子级
卫星对接件
三子级
TE-364-4
发动机
旋转台
短裙
氦气瓶
卡斯托Ⅱ助推器
RS-27
发动机
隧道管
箱间段
游动发动机

"德尔它 2914"

有效载荷对接件上还设有消旋和卫星释放装置。

为保证箱体过载不超过允许值，起飞时，与一子级 RS-27 发动机点火的同时，先点燃 6 枚助推器。起飞后 38 s 再点燃其余 3 枚。综合考虑作用于抛掷装置的攻角动压、地面安全等因素，在起飞 85 s 后的 5 s 内助推器三枚为一组相继抛掷。助推器与芯级分离时，连接件爆炸螺栓起爆，助推器在火箭主体的加速度及其本身的气动阻力下，沿导轨离开主体。

一、二子级采用冷分离方式。一子级主发动机熄火后 8 s，游动发动机熄火后 2 s 左右连接子级的爆炸螺栓起爆，装在级间段内的弹簧分离装置将第二级弹离一子级。5 s 后二子级点火。

二子级熄火后，三子级与卫星由旋转台起旋直至与二子级分离。装有蛇形电缆的螺旋管允许在旋转火箭点火后，在二、三子级间有 2 s 的信号传递时间。二子级程序装置给出 15 s 的发动机点火延迟时间，使二、三子级在三子级点火前有足够的分离时间。

星箭分离的程序是：爆炸螺栓起爆，打开 V 形包带，释放卫星，由卫星分离弹簧提供分离速度，卫星对接件反推火箭点火，防止子级因后效冲量与卫星碰撞。消旋系统在卫星分离前消除卫星的旋转。

## 箭 体 结 构

### 助推器结构

卡斯托 Ⅱ 固体助推器长 7.32m、直径 0.79m、结构质量 0.89t。助推器自下而上由喷管、后封头、筒段、前封头和鼻锥组成。壳体尾部和中部装有与芯级箭体连接的紧固件。发动机壳体由 AISI 4130 钢板滚压成型后焊接而成。壁厚约 2.79mm。前后封头采用石棉粉充填的聚硫环氧树脂绝热层。绝热层成形后粘贴到壳体上，待固化后再贴两层包履层。第一层为聚硫橡胶层，第二层为聚丁乙烯丙烯酸聚合物层，两层间用环氧树脂粘接。

助推器用爆炸螺栓夹紧的球头-球碗接头与芯级连接。

### 一子级结构

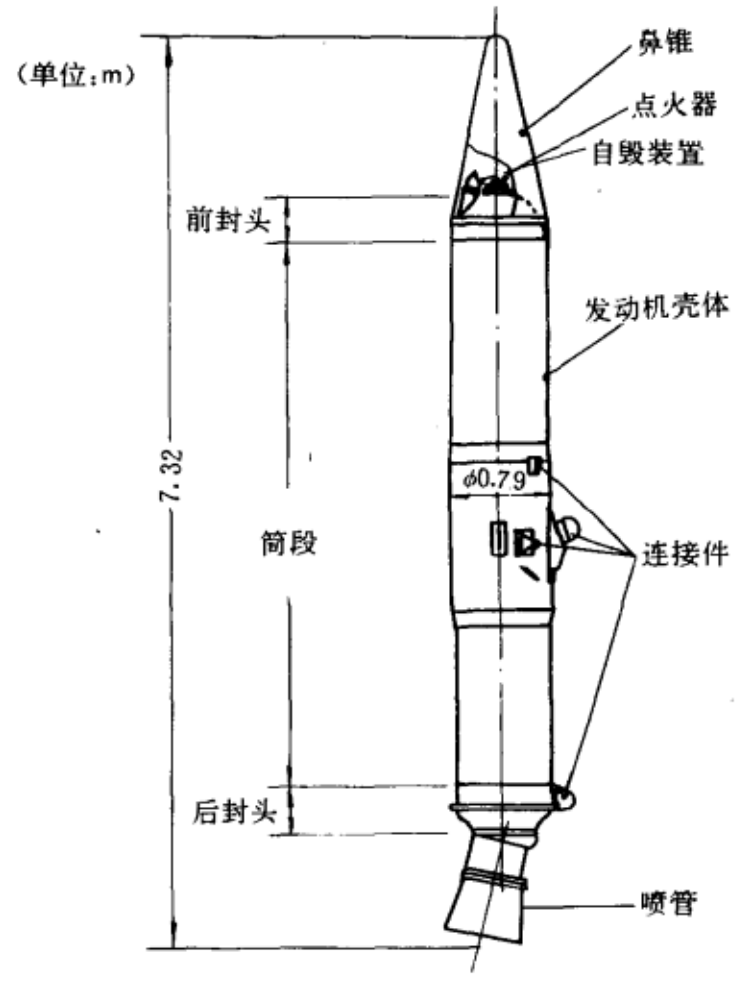
一子级箭体长 22.43m、直径 2.44m、结构质量 4.5t。燃料箱和氧化剂箱各由 3 块 12.7mm 厚的铝合金板材沿纵向焊接而成。为增强筒段的结构强度和刚度将箱壁内表面机加工成等边三角形网格结构。筒段两端用螺栓连接并焊接拱形箱底。燃料箱长 7.49m，氧化剂箱长 11.5m。燃料箱容积 32.1$m^3$，氧化剂箱容积 49.5$m^3$。箱间段、裙段和尾段均为铝合金半硬壳式结构。尾段设有助推器连接装置和助推器燃气流防护装置。

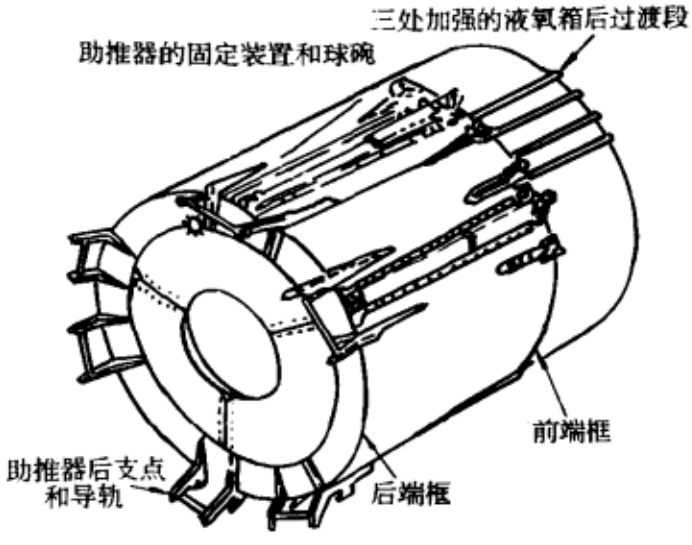
### 级间段结构

级间段为铝合金半硬壳式结构，长 4.25m，从一子级顶部一直延伸到二子级短裙，罩住二子级大部分箭体。级间段装有分离弹簧，并开有 4 个检修孔。级间段用螺栓与一子级连接，级间分离时随一子级抛掷。

### 二子级结构

二子级推进剂箱采用共底结构，由 3 个不锈钢箱底和一个圆筒段焊接而成，直径 1.8m，长约 2.73m。从 1000 系列小直径和“八呎直筒形德尔它”二子级的对比图上可见，短裙和锥形支架是新增加的。二子级在飞行中由原来的受压结构转为受拉结构。原来通过后裙段和贮箱箱




一子级尾段助推器连接装置

←卡斯托 I 固体助推器



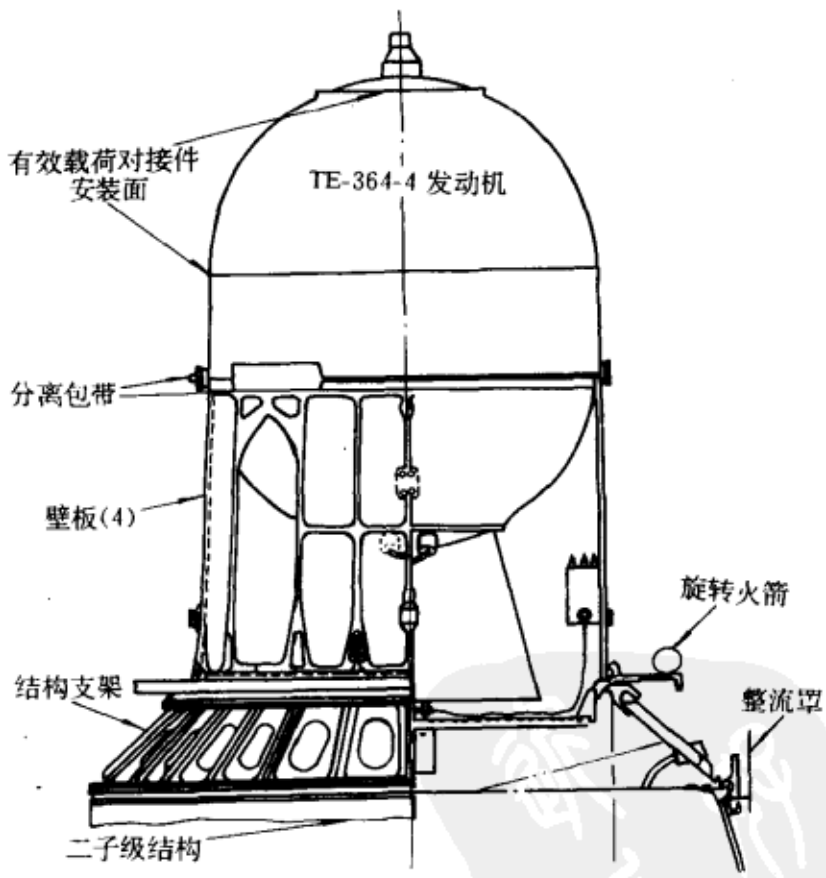




二子级对比图

(a)1000 系列小直径德尔它二子级；

(b)“德尔它 2914”二子级。




三子级旋转台和 TE-364-4 固体发动机

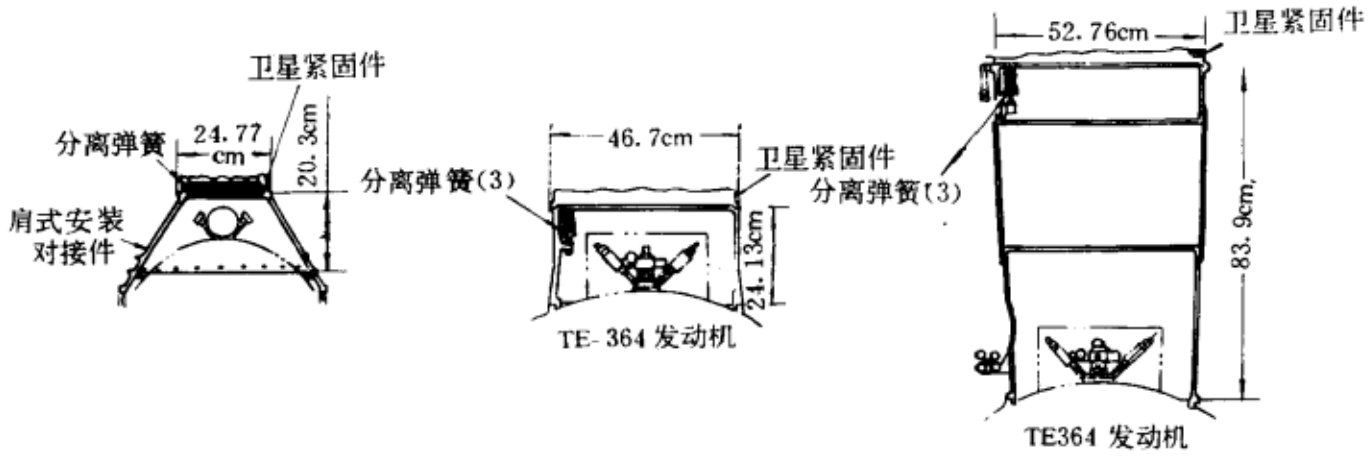
壁传递的载荷现在通过级间段直接传递给短裙。这样便取消了笨重的后裙。此外由于有了足够的空间，将原来的 8 个氮气瓶换用 1 个大气瓶。氮气瓶和两个氦气瓶间的三块等边三角形网格加筋板上置有 3 套独立的控制装置。一套控制氦气系统、一套控制氮气系统，另一套控制液压系统。

## 三子级结构

三子级由旋转台、固体发动机和有效载荷对接件组成，长 2.07m，结构质量 77kg（不带仪器）

旋转台底部结构与二子级相连。旋转台有轴承和轴承架。轴承架与三子级相连。4 块活动壁板用一条 V 形包带紧固在三子级上。包带由爆炸螺栓起爆释放。沿旋转台外缘按切线方向装有数台小的固体旋转发动机，它们按转速要求以各种组合起动。

“2000 系列德尔它”的有效载荷对接件共有 9 种。7 种用于“三级德尔它”，两种用于“二级德尔它”。用于“三级德尔它”的对接件均装有遥测装置。




有效载荷对接件

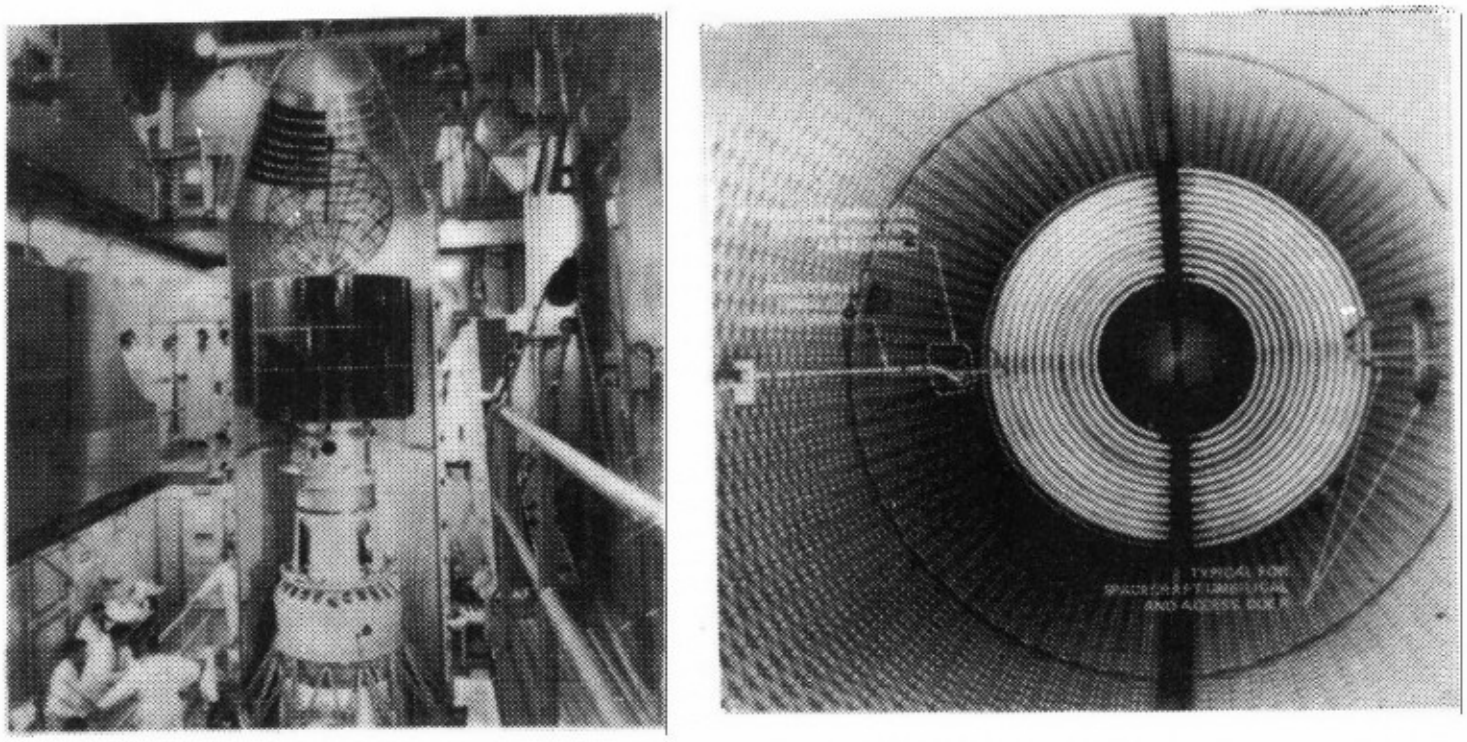
**有效载荷对接件**

| 型　号 | | 系统质量(kg) | | 卫星质量(kg) |
|---|---|---|---|---|
| | | 对接件① | 遥测组件 | |
| 三级状态“德尔它”有效载荷对接件 | 0908 | 6.8 | 6.8 | 362.4 |
| | 1809 | 9.97 | 6.8 | 543.6 |
| | 2030A | 13.59 | 6.8 | 242.36 |
| | 2512 | 13.14 | 6.8 | 317.1 |
| | 3731 | 25.37 | 6.8 | 724.8 |
| | 3731A | 27.63 | 6.8 | 906.0 |
| | 3740 | 29.45 | 6.8 | 906.0 |
| | 3740 | 29.45 | 6.8 | 906.0 |
| 二级状态“德尔它”有效载荷对接件 | 5414 | 26.73 | — | 543.6 |
| | 5724 | 37.60 | — | 1132.6 |

①包括结构、包带、切割器、火工品装置、电源开关、定时装置和分离弹簧的质量。

### 整流罩

"德尔它"标准整流罩长 7.92m、直径 2.44mm、质量 578kg，可通用于二级和三级状态火箭。整流罩锥段由上、下两部分组成。上半部为铝合金半硬壳式结构，下半部为覆有可拆卸铝箔层的玻璃纤维结构。铝箔可按要求拆去，开出电波穿透窗。直筒段箱壁内表面机加工成等边三角形网格结构。整流罩采用热防护措施，使温度维持在 20.4°之内。"德尔它"标准整流罩还采用已在"大力神 3C"火箭上使用 7 年的无污染分离系统，以保证安全、可靠的抛罩。



整流罩

(a)剖视图； (b)前视图。

1. 卫星脐带孔和安装孔舱盖(4 处)；2. 按要求开设的卫星脐带孔位置；3. 卫星脐带。

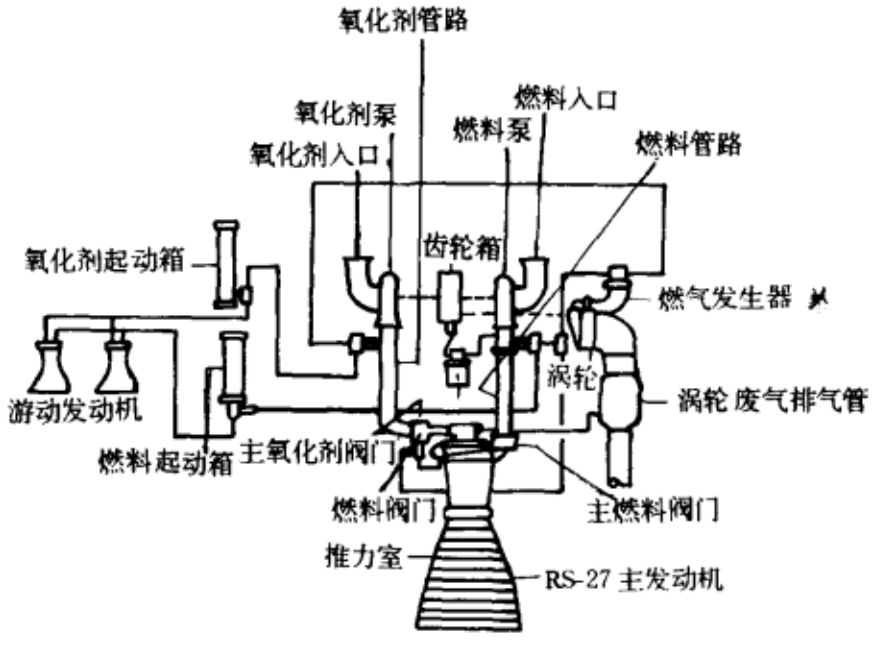
## 推 进 系 统

### 一子级推进系统

一子级推进系统由 RS-27 双组元主发动机、两台游动发动机、相应的推进剂输送、增压等系统以及 9 枚卡斯托 Ⅱ 固体助推器组成。

RS-27 为泵压输送、再生冷却型发动机。它是"土星"计划 H-1 发动机的改型。发动机质量 1.02t、高 3.61m、直径 1.92m，采用液氧/煤油推进剂。氧化剂流量 245.07kg/s、燃料流量 108.72kg/s。发动机海平面推力 910.74kN、海平面比冲 2579.15N·s/kg。发动机工作 242s，耗尽关机。游动发动机单台推力 4.44kN。子级燃料箱用氮气增压；利用涡轮废气将部分液氧加热气化所产生的气氧对氧化剂箱增压。

卡斯托 Ⅱ 固体助推器长 7.32m、直径 0.79m、结构质量 735.4kg、装药 3.74t。药柱为带两个环向开槽的圆柱形装药。发动机初始推力 156.38kN、平均推力 239.9kN、最大推力 322.2kN，工作约 40s。发动机的 AISI 4130 钢喷管采用陶瓷环氧包覆的 ATJ 石墨喉衬、玻璃




RS-27 发动机简图

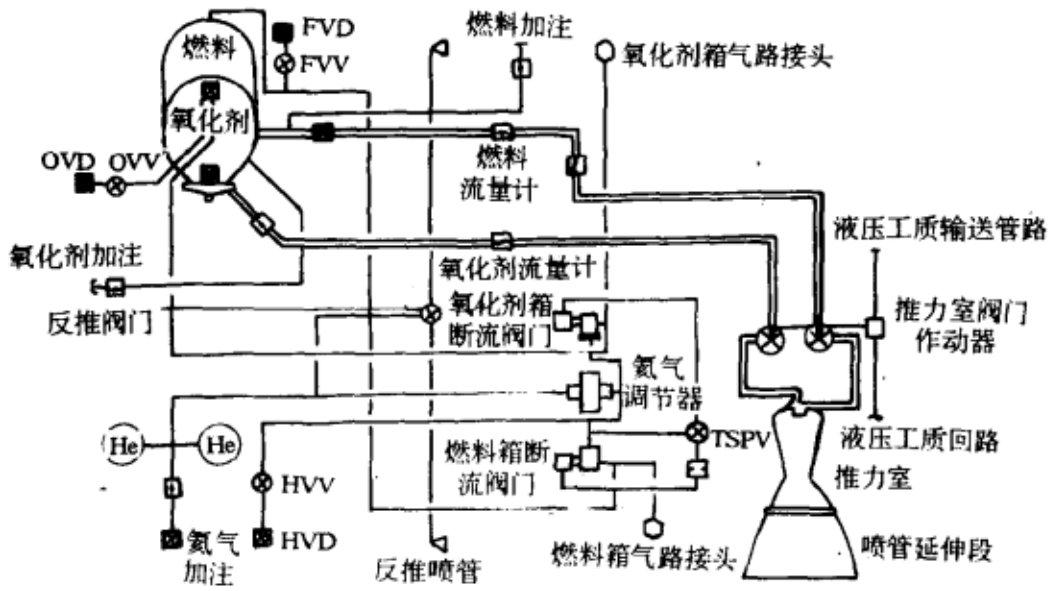
纤维酚醛/石棉酚醛收敛段和硅酚醛扩散段。膨胀比 21.21。

## 二子级推进系统

二子级推进系统由主推进系统和辅助推进系统组成。子级贮箱用氦气增压。

### 主推进系统

二子级主推进系统由 TR-201 发动机和增压/输送系统组成。



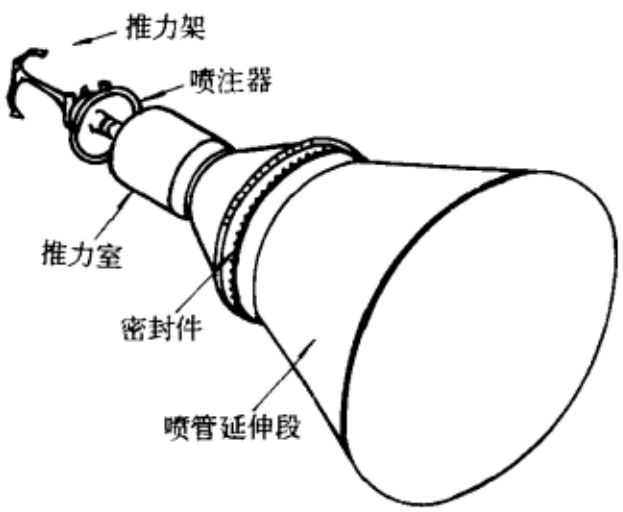

二子级推进系统

FVD 燃料箱溢出阀;FVV 燃料箱放气阀;OVD 氧化剂箱溢出阀;OVV 氧化剂箱放气阀;HVD 氦气排气阀;HVV 氦气放气阀;TSPV 贮箱断流气动阀。

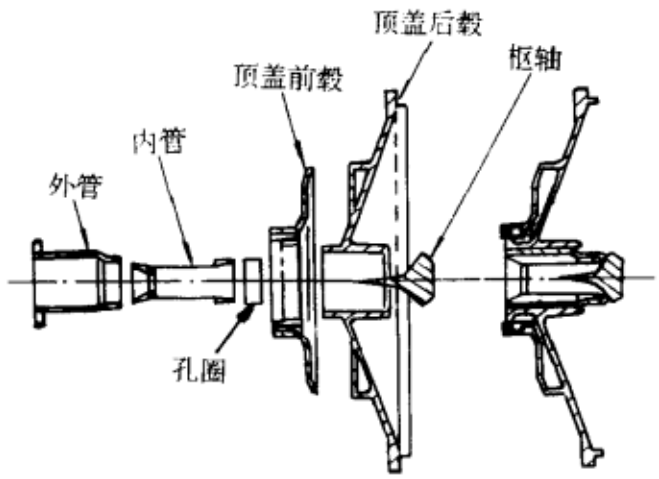
1. 发动机　二子级采用挤压式输送、多次起动、固定推力 TR-201 发动机。推进剂为四氧化二氮/混肼 50。发动机通过万向接头与箭体连接,可作±3°双向摆动。其主要技术性能为:真空推力 43.31kN、真空比冲 2961.61N · s/kg、混合比 1.6、燃烧室压力 0.7MPa、喷管膨胀比

43∶1、入口压力 1.55MPa、工作时间 345s。一般情况下,发动机先工作约 340s,消耗推进剂 4.5t,最后 80s 在放空状态下工作,推力由 43.31kN 降为 35.54kN。

TR-201 发动机由头部和推力室组成。发动机头部组件包括推力架、喷注器、推进剂断流阀门及其作动器、推进剂管路和相应的限流圈和滤网。除了枢轴顶端由铌制成外,其余均为钛合金制件。喷注器直径 6.35cm,由 70 个矩形氧化剂孔,一个连续的燃料环和 36 个燃料冷却套冷却剂喷嘴组成。



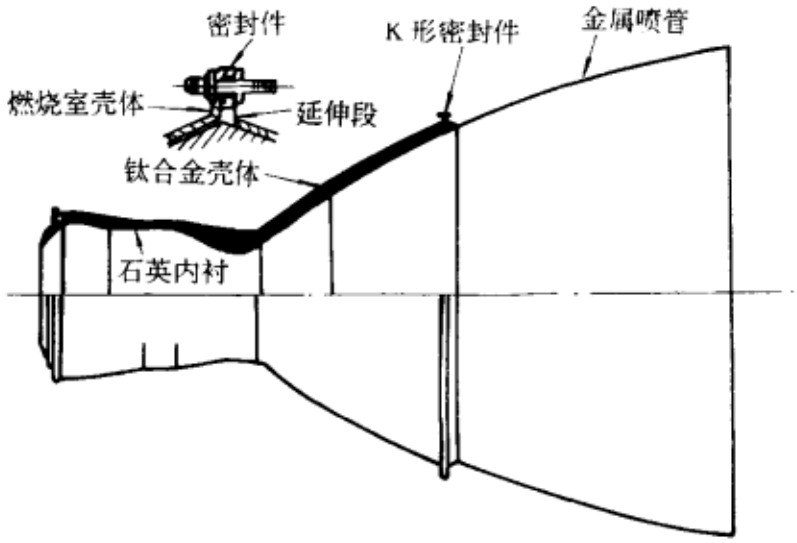

"德尔它"二子级发动机装置




TR-201 发动机头部

推进剂由两个简单的通-断蝶式阀门控制。阀门按指令由一单液压作动器作动。在通往阀门的推进剂输送管路中设限流孔。孔径按混合比为 1.6 时推进剂界面压力等于 1.55MPa 的要求设定。此外在冷却输送管路上设有第 3 个限流孔,保持 10%燃料流入喷注器冷却歧管。

推力室由烧蚀式钛合金燃烧室和辐射冷却铌合金喷管延伸段组成。




TR-201 发动机推力室

燃烧室内衬用硅合成橡胶粘接。燃烧室前部和喉部的烧蚀材料内衬由较重的强抗烧蚀石英-酚酞材料制成,内衬缠有硅-酚醛带。喉衬与中轴线呈 60°夹角。到面积比为 6 的扩散段的内衬由以轻质 NARMCO4065 为底衬的重硅质衬垫组成。面积比 6～16 部分为轻质衬垫。

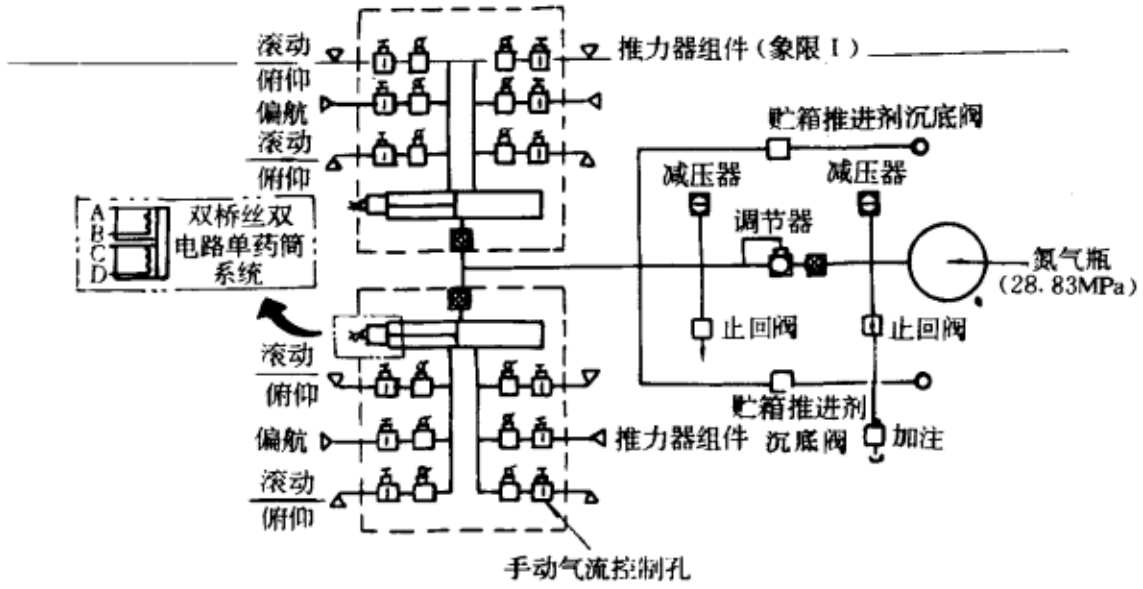
C-103 铌合金辐射冷却钟形喷管延伸段与燃烧室壳体相接,并延伸到面积比为 43 处。钟形和锥形喷管连接部设有一钛合金加强环。钟形铌合金喷管表面镀有高辐射,抗 1482℃高温、

耐氧化的铝化物镀层。钛合金表面复有高辐射磷酸盐基镀层。喷管连接界面处壁厚 0.15cm，喷管出口壁厚 0.018cm，此处设有钛合金加强环，防止发射时受振破坏。燃烧室和钟形喷管延伸段连接处设有因康镍 X750K 形密封件。

2. 贮箱增压和推进剂输送系统　系统用两个气瓶的 30.2MPa 高压氮气按推进剂额定流量和混合比偏差要求向推力室挤压输送推进剂。系统还为子级提供反向推力以确保三子级正常点火。为保护组件和保证操作方便，氮气系统以“直接向前”的方式进行过滤、卸载、加注和放空。到调节器出口为止系统管路是公用的。之后，为了隔离贮箱气体，分两路通往氧化剂箱断流阀门和燃料断流阀门。下游，通往燃料箱的增压管路较氧化剂箱管路更迂迴以保证氧化剂箱先达到增压控制极限值。这样便可防止在二子级点火、指令打开阀门的瞬间贮箱共底翻转或破裂。控制贮瓶供气量，使气瓶压力在发动机工作全程¾时间时低于调节器规定值。推进剂通过节流孔进行节流、过滤、计量后送往发动机断流阀。气动阀门的气动作动工作压力为2.06MPa，系统发生故障时阀门最高可承受 32.95MPa 压力。

**辅助推进系统**

二子级尾部装有两套冗余冷气姿态控制系统(ACS)组件。每套有 6 个冷气推力器，每个产生推力 16.44N。系统用以在第二级动力飞行段进行滚动控制、滑行段进行俯仰、偏航、滚动的三轴稳定控制(每轴 6.5°)，系统也用其轴向喷管在发动机再次起动前提供推进剂沉底推力。该系统以氮气为工质，气瓶直径 43.18cm。

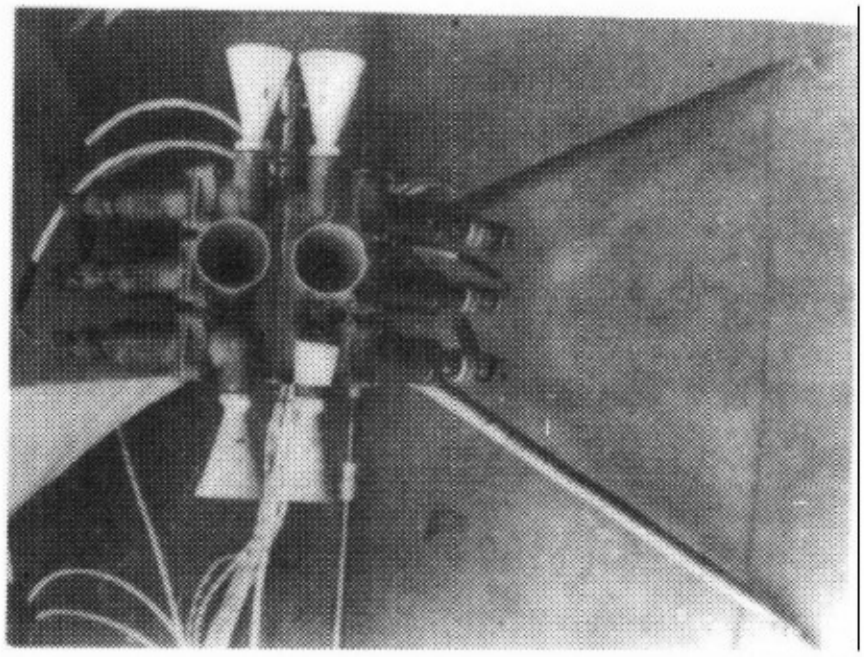



二子级姿态控制系统

系统按冗余原则设计，设有冗余阀门，冗余控制电子组件并具有隔离阀门故障的能力。系统有动力和无动力飞行控制模式的转换，主喷管和备用喷管转换、推进剂沉底喷管或姿态控制喷管的起动均由安装于二子级制导舱的数字计算机控制。

6 套阀门-喷管组件和一隔离 2 组推力器的快速作动梭动阀(SHUTTLE VALVE)安装在一质量为 425.24g 的轻质歧管上。梭动阀工作时可将一组推力器转换到另一组。当阀门按指令打开时，高压气瓶的氮气经调节器送往推力器。

辅助推进系统用一全软件故障探测系统探测阀门不能全开、阀门连续关闭、阀门部分打开、气体大量泄漏、小量泄漏等故障。



"德尔它"姿态控制推力器组件

### 三子级推进系统

三子级采用TE-364-4固体发动机。发动机直径96.4cm，长183.3cm，由复合材料喷管、钛合金发动机壳体、橡胶充填绝热系统、电气-机械保险-解保点火系统、高氯酸铵多元酸化物推进剂和连接法兰组成。TE-364-4发动机可以部分装药模式或全装药模式工作。其最低装药量为964kg，满载装药1039kg。发动机24℃真空环境下的性能如表所示。

TE-364-4 **发动机性能**

| 指 标 | 燃烧前 | 燃烧后 |
|---|---|---|
| 质量(kg) | 1122 | 76.6 |
| 滚动转动惯量(绕旋转轴)(kg·m²) | 113.6 | 9.1 |
| 横向转动惯量(kg·m²) | 162.4 | 19.4 |
| 工作时间(s) | 43.6 | |
| 总冲量(N·s) | $2.903\times10^6$ | |
| 最大推力(kN) | 80.07 | |
| 平均推力(kN) | 66.59 | |

## 制导控制系统

"德尔它2914"采用捷联式全惯性制导系统，由"德尔它"冗余惯性测量系统(DRIMS)和制导计算机(GC)组成。"德尔它"制导系统的组件几乎都是现成的。惯性测量组件选用"阿波罗"登月舱飞行中止制导系统惯性测量组件，制导计算机是TELEDYNE计算机的改型。

"德尔它"惯性测量组件由3个陀螺仪、4个加速度计和一电子组件组成。电子组件包括加法放大器、伺服放大器、转换放大器、电源以及为制导系统和二子级控制设备提供接口的反馈

网络组成。

"德尔它"制导计算机的特性为：

字长：23 位

数字模拟输出信号：12 位、6 个通道、±10V

内存：4096 字，随机存取

离散输出信号：35 个时序信号，6 条通-断控制通道

计算时间：加法 6μs

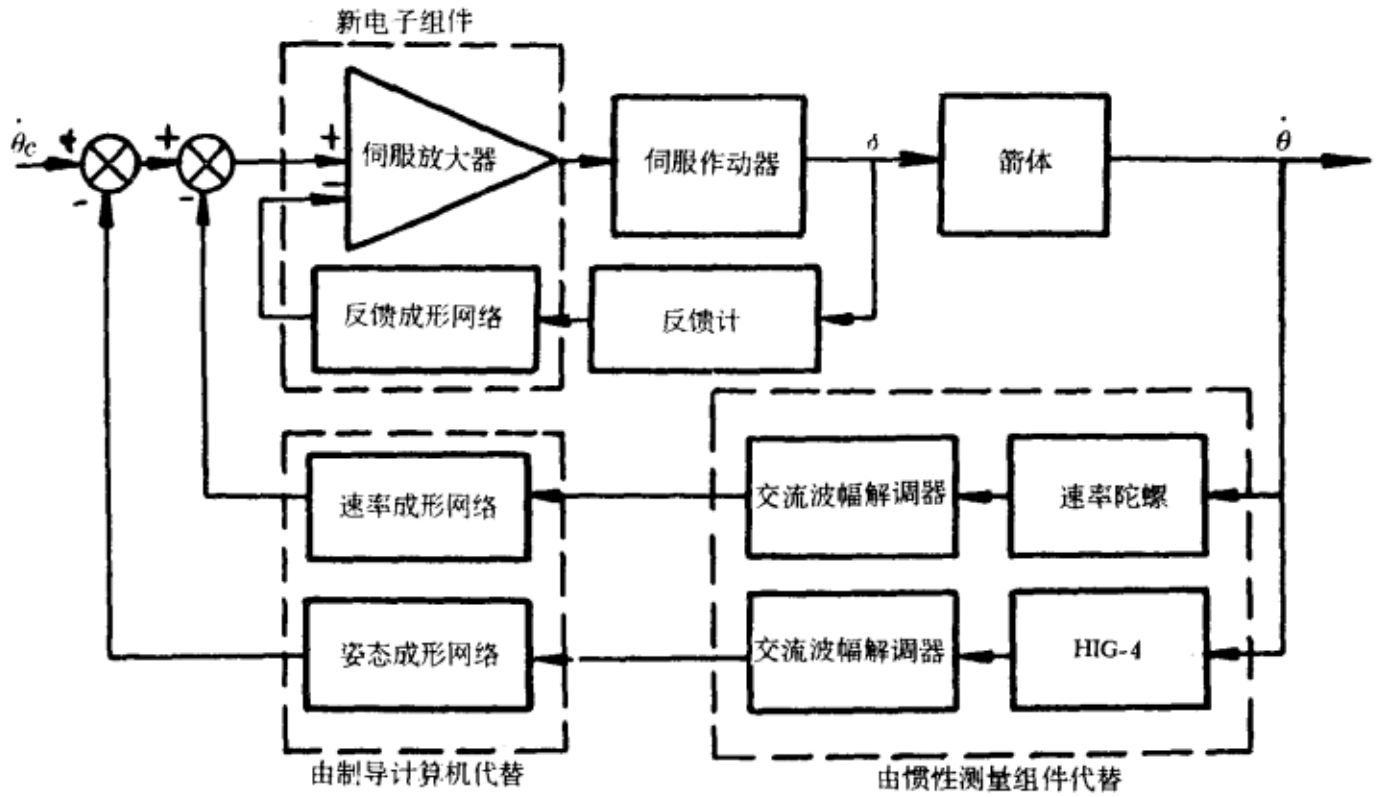
乘法 22.5μs

除法 40.5μs

非算术运算 6μs

标志寄存器：3 个

"德尔它"冗余惯性测量系统(DRIMS)每秒向制导计算机发送 50 次信息。计算机处理 DRIMS 数据，求得姿态基准和导航(位置和速度)信息，并在比较实时和预定轨道的基础上连续地每秒提供两次制导修正信号。计算机也在动力飞行段和滑行段飞行时发出预装订的时序指令，并提供控制系统稳定逻辑。一、二子级电子组件从制导计算机接收制导命令，并依次驱动伺服放大器、摆动主发动机、起动游动喷管或冷气喷射转换放大器。

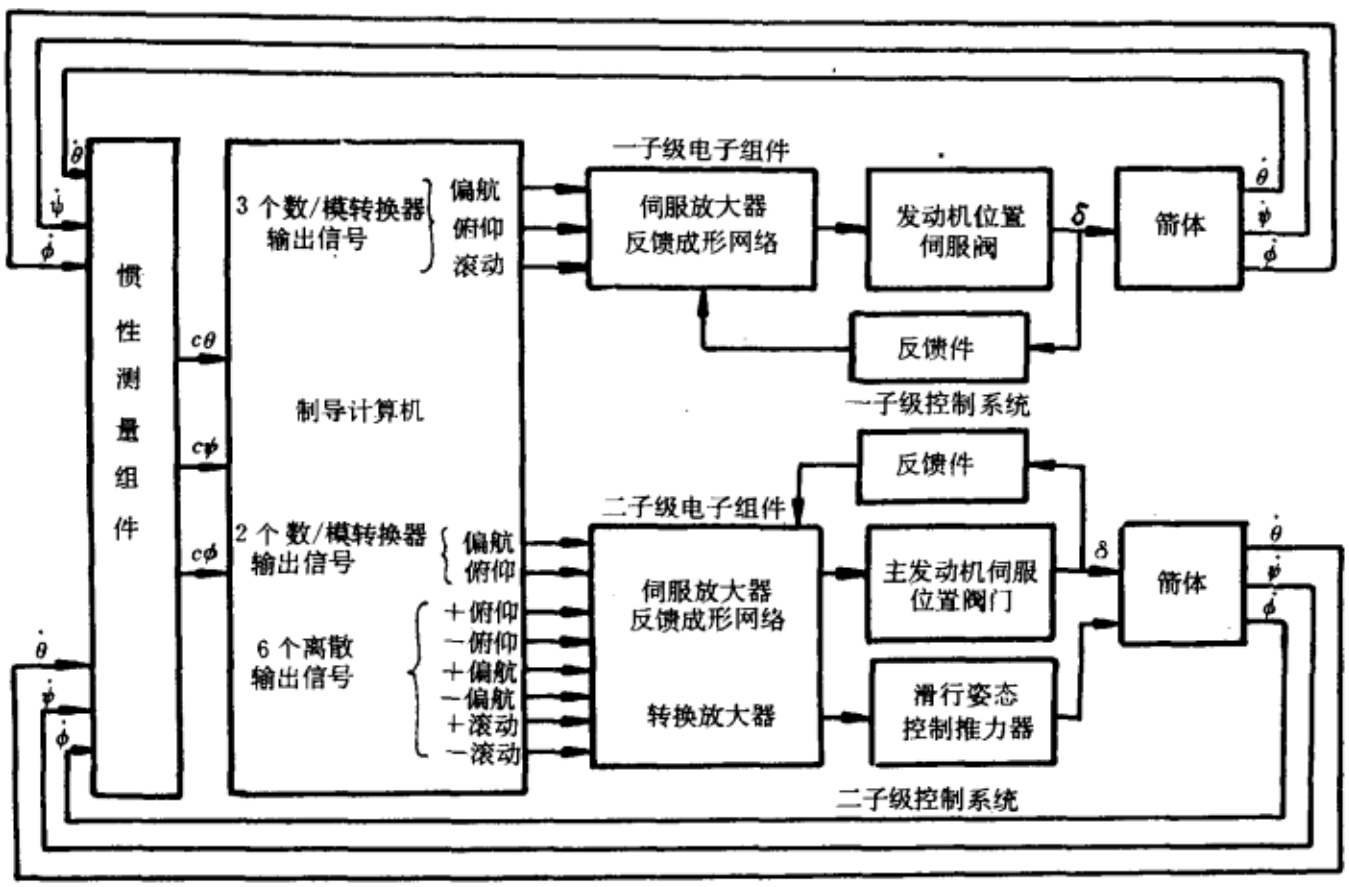



"德尔它"惯性制导系统
对原一子级控制系统的改进

火箭第一级的俯仰和偏航由主发动机推力室的双向摆动控制，滚动由游动发动机的差动控制。滑行段的俯仰、偏航和滚动均由游动发动机控制。

火箭第二级动力飞行段的俯仰和偏航由 TR-201 发动机的双向摆动控制，滚动由冷气姿控系统控制；滑行段的俯仰、偏航、滚动由冷气姿控系统控制。

三子级及有效载荷组合采用自旋稳定。旋转台、三子级发动机、有效载荷对接件和有效载




“德尔它”惯性制导系统——一、二子级控制系统框图

荷在三子级点火前用安装在旋转台上的旋转火箭(4 枚、6 枚或 8 枚)提供 30～100r/min 的转速。有 5 种不同尺寸的旋转火箭可供选择，以达到误差在 10%范围内的旋转速率。

二级状态“德尔它”执行任务时可利用二子级姿态控制系统喷管使卫星作低速旋转，在“德尔它”惯性制导系统的直接控制下达到误差为±2%的 5r/min 旋转速率。可按要求提高卫星旋转速率，但随转速的上升，误差将随之加大。

三子级用一安装在卫星对接件上的机械定时器提供程序信号。定时器由二子级计算机起动，它最多可提供 6 个完成不同功能的程序信号，如 $Y_0$-$Y_0$ 消旋、发动机壳体翻转、释放卫星附件(如太阳电池帆板、天线、测量仪器构架)和卫星分离等。

## 电 源 系 统

一、二子级均采用电池直流供电系统。制导控制系统、发动机和火工品系统、测量系统均各自采用独立的电源。

## 遥测和跟踪系统

一、二子级均采用脉宽调制和调频(PDM/FM/FM 和 FM/FM)S 波段遥测系统。

二子级遥测系统也提供一PCM/FM/FM 通道，用作制导参数的输入和监测。

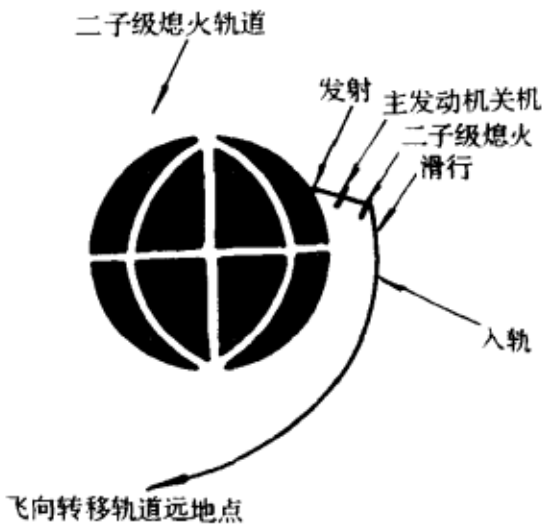
三子级装有独立的遥测系统，用来测定燃烧室压力、加速度等性能数据和卫星发射环境数据，如低频和高频振动、加速度瞬变、卫星分离速度增量及温度等。此外还可按要求设专用遥测系统，系统标准质量 6.8kg。测量组件可安装在卫星对接件或发动机壳体上。遥测发射机的工

作频率为 2250.5MHz，输出功率为 2～8W。

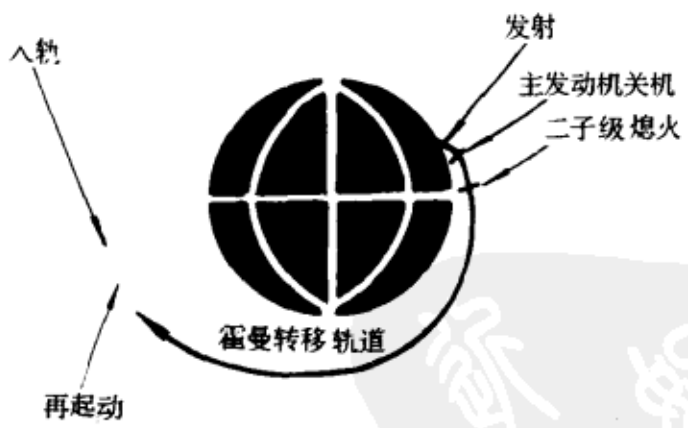
一子级和二子级均设有指令自毁接收机，它们以同一频率响应由地面发射站来的同一 RF 调制信号。二子级装有双指令自毁系统。根据任务要求尚可安装三子级跟踪系统，该系统一般采用 C 波段雷达应答机。跟踪系统质量约 3.6kg，其中包括电池、天线、控制电路等，若装入遥测系统中，因电源共用，则质量可降为 2.3kg。C 波段接收频率 5690MHz、发射频率 5765MHz。

## 典型飞行程序与轨道

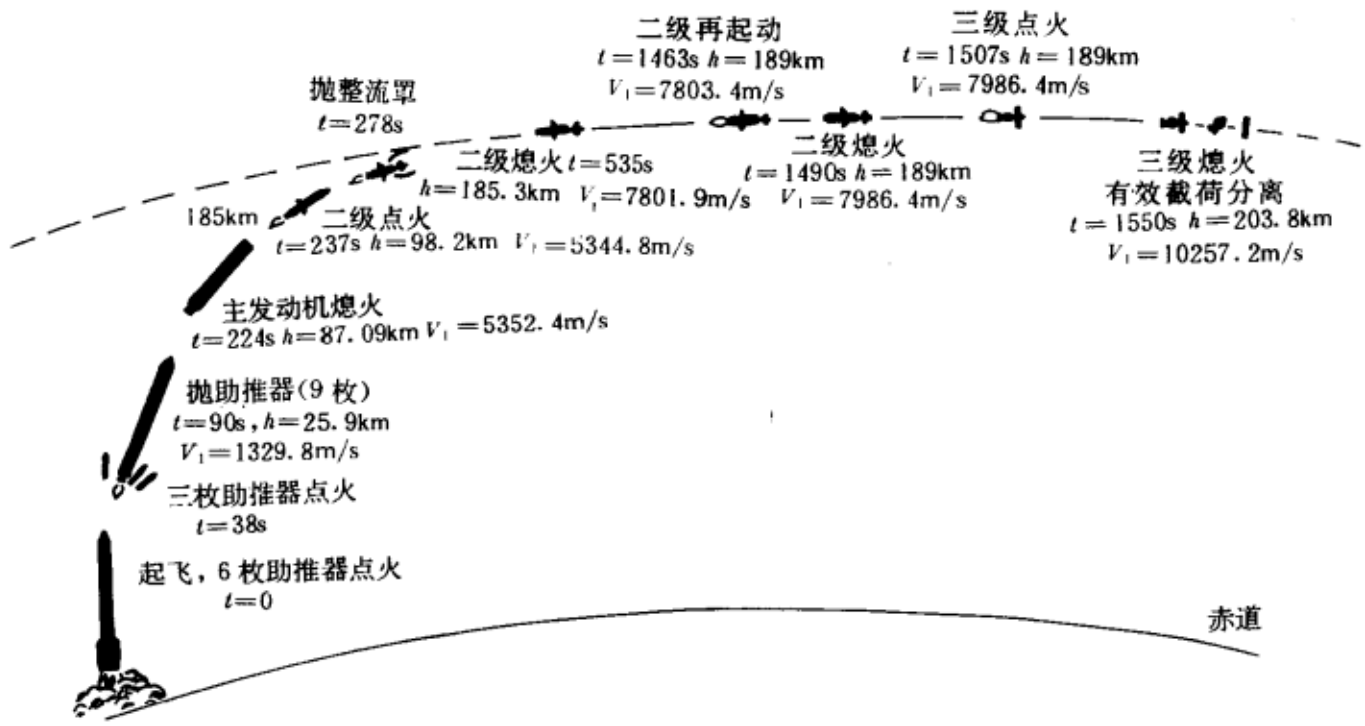
| 事　件 | 1390km 圆轨道 | 地球同步转移轨道 |
|---|---|---|
| | “德尔它 2910” | “德尔它 2914” |
| | (s) | (s) |
| 固体助推器点火命令 No1 | $T+0$ | $T+0$ |
| 起飞信号 | $T+0$ | $T+0$ |
| 固体助推器点火命令 No2 | $T+38$ | $T+38$ |
| 固体助推器分离命令 | $T+87$ | $T+87$ |
| 主发动机关机 | $T+227.5$ | $T+227.5$ |
| 一子级分离 | $T+235.5$ | $T+235.5$ |
| 二级点火 | $T+240.5$ | $T+240.5$ |
| 抛掷整流罩 | $T+273$ | $T+273$ |
| 二子级发动机关机 No1 | $T+542$ | $T+531$ |
| 再起动程序 | $T+3550$ | $T+1268$ |
| 发动机再次点火 | $T+3590$ | $T+1308$ |
| 二子级发动机关机 No2 | $T+3607$ | $T+1315$ |
| 开始三级程序 | | $T+1365$ |
| 二、三子级分离 | | $T+1367$ |
| 二子级翻转 | $T+3632$ | $T+1367$ |
| 三级点火 | | $T+1405$ |
| 三级熄火 | | $T+1449$ |
| 有效载荷分离 | $T+3632$ | $T+1525$ |




三级同步转移轨道




二级霍曼转移轨道




三级地球同步转移轨道任务

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| **"德尔它 2310"** | | | | | | | | | |
| 1 | 1974.11.15 | 先进型泰罗斯应用卫星 G | 340 | 1447 | 1462 | 101.75 | 115 | 范登堡 | |
| 2 | 1976.7.29 | 先进型泰罗斯应用卫星 E-2 | 340 | 1509 | 1522 | 102.1 | 116.34 | 范登堡 | |
| 3 | 1981.10.6 | 太阳中层探测器(SME) | 437 | 536 | 540 | 97.47 | 95.45 | 范登堡 | ① |
| | | UOSAT | 50 | 536 | 540 | 97.47 | 95.45 | | |
| **"德尔它 2313"** | | | | | | | | | |
| 1* | 1974.1.18 | 天网 2A | 435 | | | | | 卡角 | 失败② |
| 2 | 1974.11.22 | 天网 2B | 435 | 36255 | 36621 | 2.3 | 1469.5 | 卡角 | |
| 3 | 1977.8.25 | 西里奥(SIRIO) | 398 | 33653 | 37208 | 0.24 | 1417.95 | 卡角 | |
| **"德尔它 2910"** | | | | | | | | | |
| 1 | 1975.1.22 | 地球资源卫星 B | 964 | 907 | 918 | 99.09 | 103.28 | 范登堡 | |
| 2 | 1975.6.12 | 云雨 F | 907 | 1092 | 1104 | 99.96 | 107.3 | 范登堡 | ① |
| 3 | 1975.10.6 | 探险者 54 | 675 | 155 | 3816 | 90.1 | 126.87 | 范登堡 | |
| 4 | 1975.11.19 | 探险者 55 | 739 | 156 | 2983 | 19.7 | 117.29 | 卡角 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 5 | 1978.3.5 | 陆地卫星C（LANDSAT）OSCAR、PIX | 940 | 900 | 918 | 99.14 | 103.21 | 范登堡 | ① |
| 6 | 1978.10.24 | 云雨G | 938 | 943 | 955 | 99.28 | 104.09 | 范登堡 | ① |
| | | “德尔它2913” | | | | | | | |
| 1 | 1975.8.8 | 天体观察卫星(COS) | 277 | 342 | 99873 | 90.13 | 2226.7 | 范登堡 | ③ |
| 2 | 1976.5.4 | 激光地球动力学卫星(LAGEOS) | 408 | 5837 | 5945 | 109.86 | 225.41 | 卡角 | |
| | | “德尔它2914” | | | | | | | |
| 1 | 1974.4.13 | 西联星A(WESTAR) | 574 | 35786 | 35786 | 0 | 1436 | 卡角 | |
| 2 | 1974.5.17 | 同步气象卫星(SMS) | 626 | 32345 | 35440 | 1.87 | 1340.4 | 卡角 | |
| 3 | 1974.10.10 | 西联星B | 574 | 35761 | 35770 | 0 | 1435.4 | 卡角 | |
| 4 | 1974.12.18 | 交响乐A（SYMPHONIE） | 402 | 38705 | 40919 | 1.18 | 1646.6 | 卡角 | ③ |
| 5 | 1975.2.6 | 同步气象卫星B | 630 | 35680 | 36685 | 1.1 | 1456.4 | 卡角 | |
| 6 | 1975.5.7 | 电星3 | 574 | 35222 | 35933 | 0.05 | 1424.8 | 卡角 | ④ |
| 7 | 1975.8.26 | 交响乐B | 402 | 35768 | 35806 | 0.2 | 1436.1 | 卡角 | |
| 8 | 1975.10.16 | 地球同步环境卫星1（GEOS） | 630 | 35770 | 35796 | 1.0 | 1435.9 | 卡角 | |
| 9 | 1976.1.17 | 加拿大试验卫星1（CTS） | 676 | 35786 | 36028 | 0.67 | 1442.2 | 卡角 | |
| 10 | 1976.2.19 | 海事通信卫星A（MARISAT） | 655 | 35703 | 35867 | 2.4 | 1436.1 | 卡角 | |
| 11 | 1976.4.22 | 大西洋公约军事卫星3A | 700 | 34429 | 35860 | 2.8 | 1403.4 | 卡角 | |
| 12 | 1976.6.10 | 海事通信卫星B | 655 | 35788 | 35807 | 2.5 | 1436.0 | 卡角 | |
| 13 | 1976.7.8 | 帕拉帕-A(PALAPA) | 577 | 35783 | 35792 | 0.05 | 1436.1 | 卡角 | ⑪ |
| 14 | 1976.10.4 | 海事通信卫星C | 655 | 35051 | 36525 | 2.6 | 1436.2 | 卡角 | |
| 15 | 1977.1.28 | 大西洋公约军事卫星3A | 700 | 35777 | 35797 | 2.6 | 1436.2 | 卡角 | |
| 16 | 1977.3.10 | 帕拉帕B | 577 | 35764 | 35809 | 0.1 | 1436.1 | 卡角 | |
| 17* | 1977.4.20 | 地球同步环境卫星A | 574 | 2110 | 38357 | 26.5 | 720.1 | 卡角 | 失败⑧ |
| 18 | 1977.6.16 | 地球同步环境卫星B | 630 | 35266 | 36304 | 0.88 | 1436.0 | 卡角 | |
| 19 | 1977.7.14 | 同步定点气象卫星（GMS） | 669 | 35531 | 35779 | 1.2 | 1429.4 | 卡角 | ⑥ |
| 20 | 1977.10.22 | 以赛-A(ISEE) | 340 | 337 | 137904 | 28.95 | 3440.9 | 卡角 | ⑦ |
| | | 以赛-B | 158 | 341 | 137847 | 28.96 | 3439.1 | 卡角 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 21 | 1977.11.22 | 气象卫星（METEOSAT） | 663 | 34913 | 35692 | 0.73 | 1411.5 | 卡角 | |
| 22 | 1977.12.14 | 樱花（さくら） | 675 | 35568 | 36157 | 0.06 | 1440.0 | 卡角 | ⑧ |
| 23 | 1978.1.26 | 国际紫外线探测器1（IUE） | 671 | 25669 | 45888 | 28.7 | 1435.7 | 卡角 | |
| 24 | 1978.4.7 | 试验广播卫星1（BSE） | 676 | 35784 | 35786 | 0.08 | 1436 | 卡角 | ⑨ |
| 25 | 1978.6.16 | 地球同步环境卫星C | 635 | 35776 | 35802 | 1.0 | 1436.2 | 卡角 | |
| 26 | 1978.7.14 | 地球同步环境卫星2 | 574 | 35592 | 25640 | 0.77 | 1427.3 | 卡角 | ③ |
| 27 | 1978.8.12 | 以赛C | 478 | 180 | 189000 | 28.78 | | 卡角 | |
| 28 | 1978.11.18 | 大西洋公约军事卫星3C | 700 | 35495 | 35783 | 4.4 | 1428.5 | 卡角 | |
| 29 | 1979.1.30 | 斯卡脱哈（SCATHA） | 659 | 180 | 43260 | 27.32 | 780.13 | 卡角 | ⑩ |
| 30 | 1979.8.9 | 西联星C | 574 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |

①太阳同步轨道；②助推器中一控制器发生故障，火箭翻滚；③欧洲空间局卫星；④最后一颗加拿大阿尼克卫星；⑤因二、三子级故障，卫星运行于地球同步转移轨道；⑥日本卫星；⑦测量太阳对近地空间的效应；⑧日本电话电视试验通信卫星；⑨日本中型广播试验卫星；⑩科学卫星；⑪印度尼西亚国内通信卫星。

# 德尔它 3000 系列
# (THE DELTA 3000 FAMILY)

1975 年出现了运载能力更大的“德尔它 3000 系列”运载火箭。系列由 391X 和 392X 两个子系列组成。

391X 系列火箭一子级改用海平面平均推力为 378.1kN 的卡斯托Ⅳ固体助推器；二子级改用真空推力为 43.65kN 的挤压输送 TRW-201 发动机；三子级仍采用 2000 系列的 TE-364-3 和 TE-364-4 固体发动机，此外也可选用带有推力为 66.64kN 的 STAR-48 固体发动机的 PAM(PAYLOAD ASSIST MODULE)上面级。系列有二级状态的“德尔它 3910”和三级状态的“德尔它 3913、3914 和 3910/PAM”等 4 种火箭。

1979 年由于美国一次使用火箭向航天飞机过渡的推迟，要求生产更多的“德尔它”火箭来发射原计划用航天飞机发射的各种卫星。但当时 3000 系列火箭的运载能力已不能满足需求，要求“德尔它”作进一步改进。这样便出现了二子级改用空军 AJ-10-118K 发动机的 392X 系列。该系列共有“二级德尔它 3920”和“三级德尔它 3923、3924 和 3920/PAM”等 4 种火箭。

“德尔它”几经改进后运载能力大幅度提高，火箭地球同步转移轨道的运载能力已从 2000 系列的 724kg 提高为 1270kg。

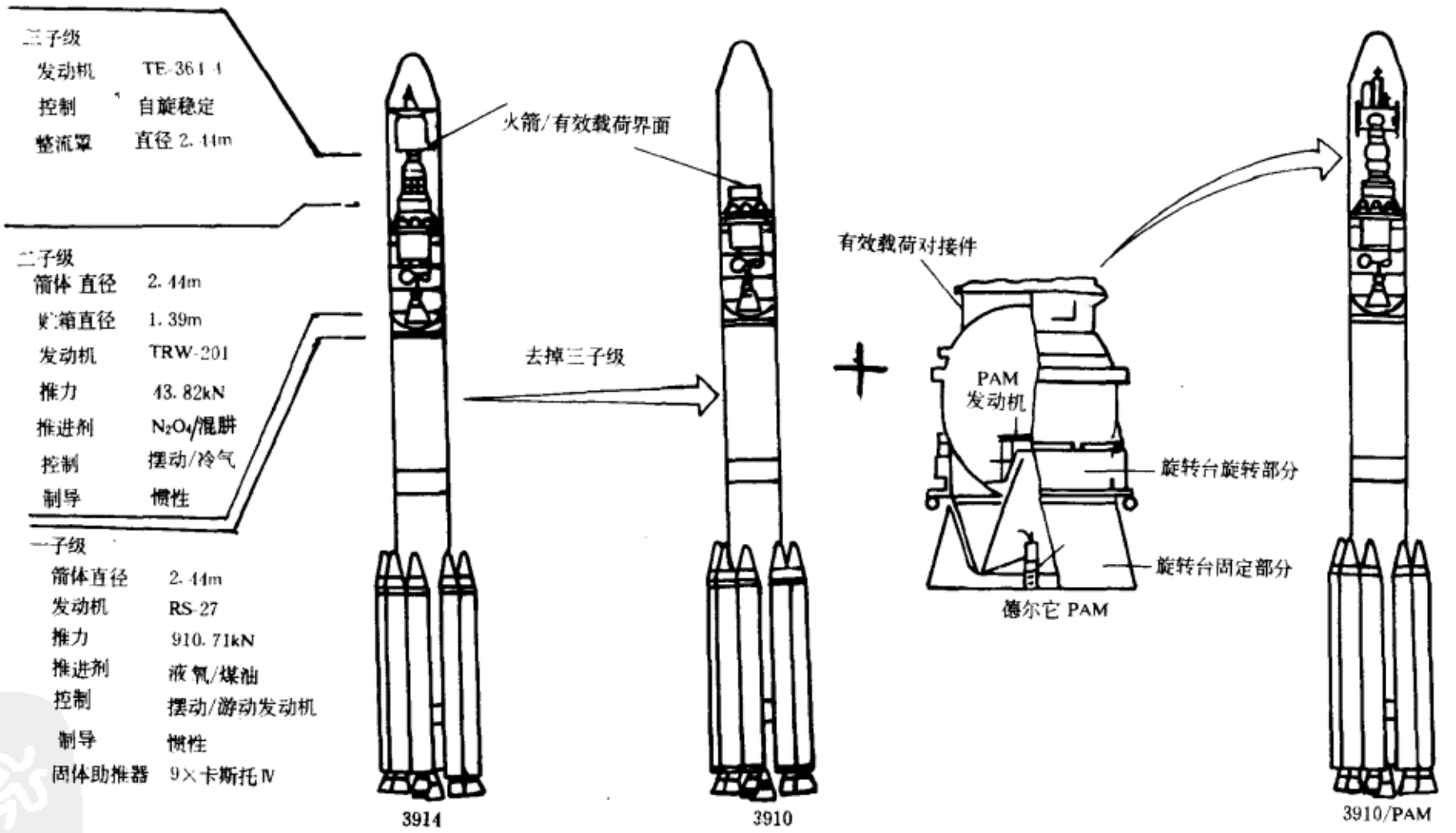
多数二级状态“德尔它”任务的近地圆轨道高度在 185.2～1852km 之间，其 3σ 轨道高度偏差≤18.5km，倾角偏差≤0.05°。三级状态地球同步转移轨道任务的 3σ 转移轨道近地点高度偏差≤18.5km，TE-364-3 三子级的 3σ 倾角偏差为 0.13°≤$\Delta i$≤0.5°、TE-364-4 为 0.24°≤$\Delta i$≤0.7°。

“德尔它 3914、3910/PAM、3920/PAM”的发射费用各为 2660 万美元、2985 万美元和 3510 万美元(1983 年币值)。

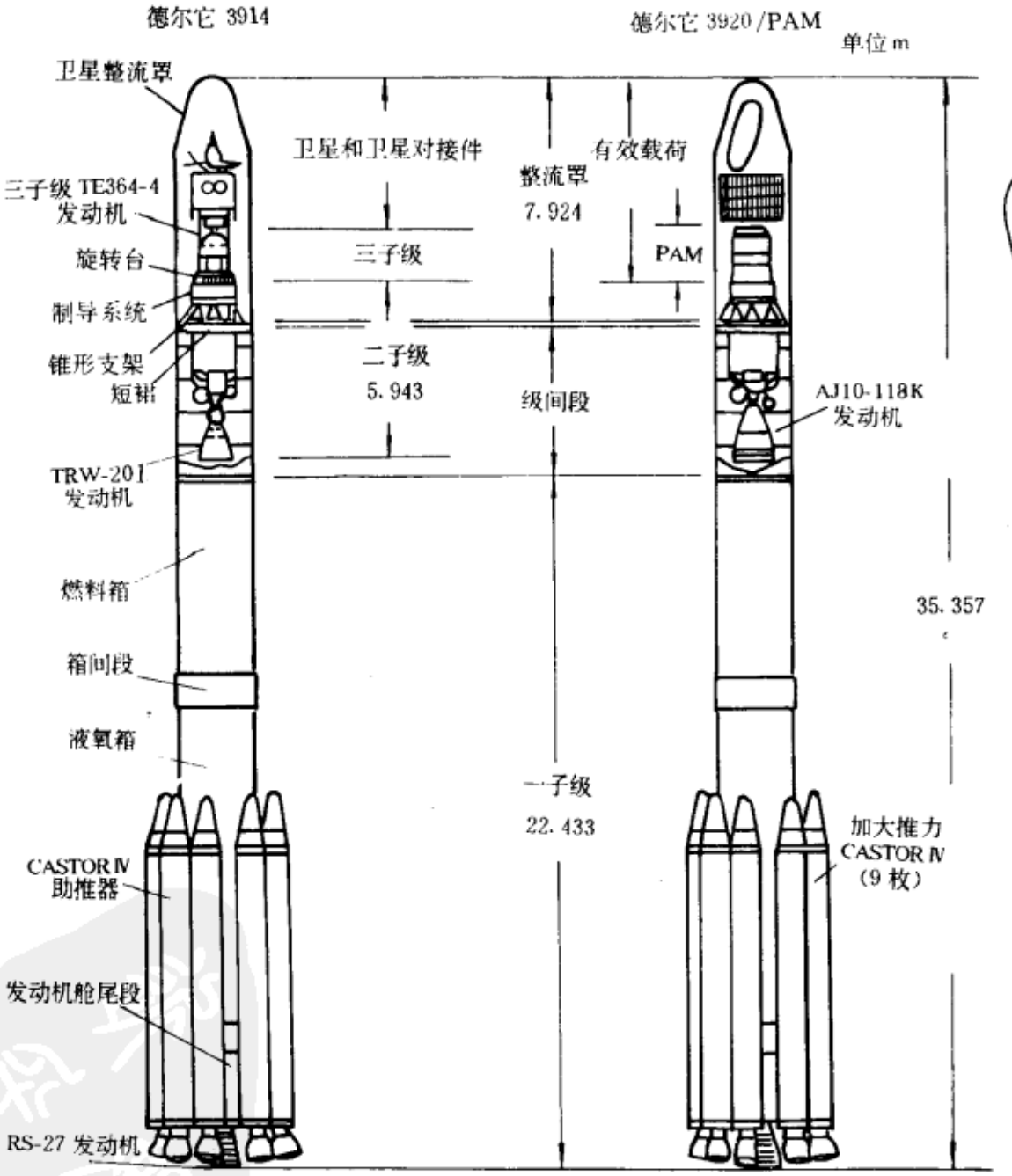
**发射费用(万美元，1983 年币值)**

| 项目 \ 型号 | “德尔它 3914 | 德尔它 3910/PAM | 德尔它 3920/PAM |
|---|---|---|---|
| 德尔它芯级 | 2535 | 2500 | 2500 |
| 卡斯托Ⅳ | 125 | 125 | 125 |
| PAM(有效载荷辅助舱) | | 360 | 360 |
| 3920 改进部分 | | | 525 |
| | 2660 | 2985 | 3510 |

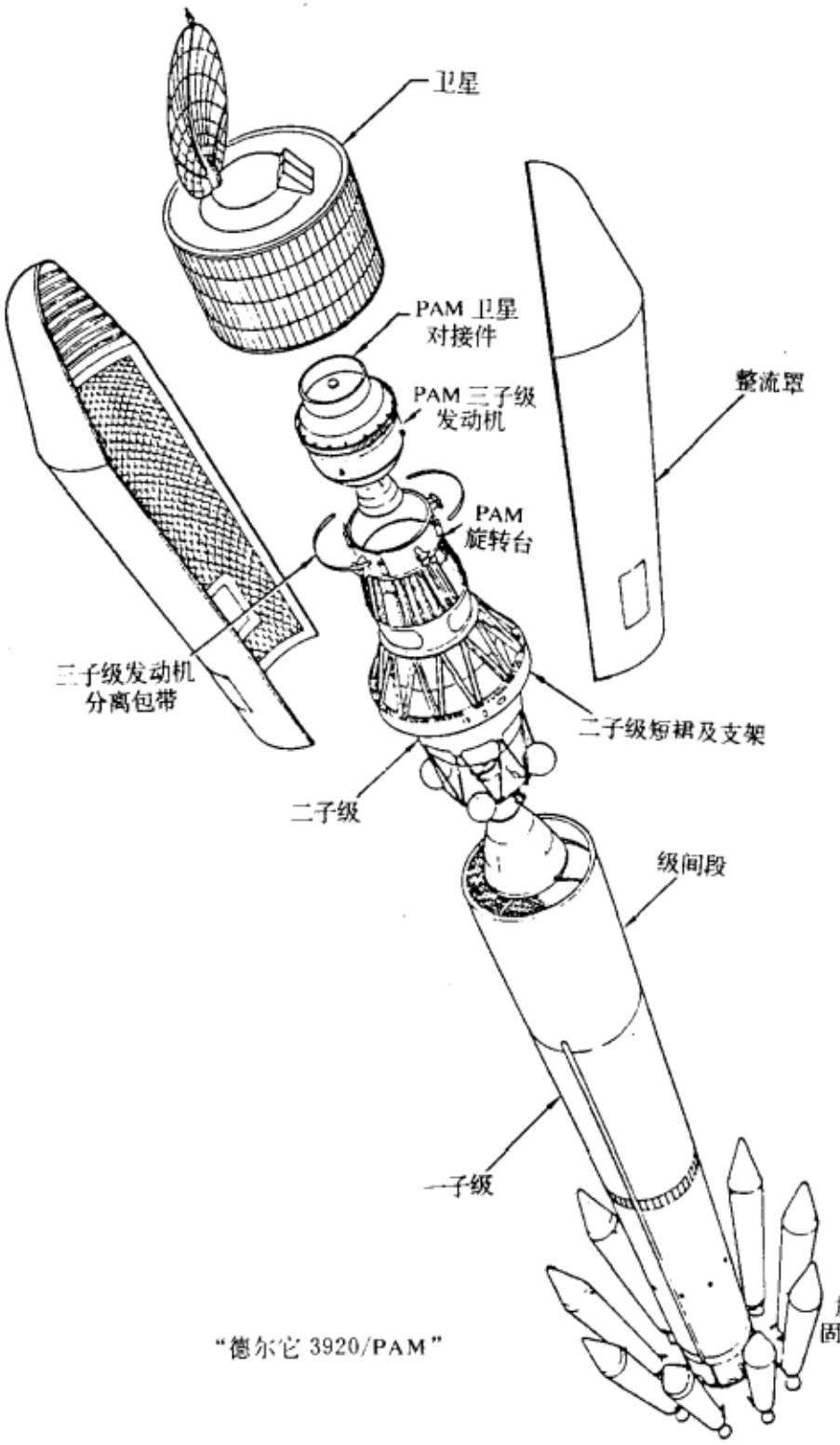
该系列火箭自 1975 年 12 月首次发射以来共执行 38 次任务，失败两次，成功率 94.74%。



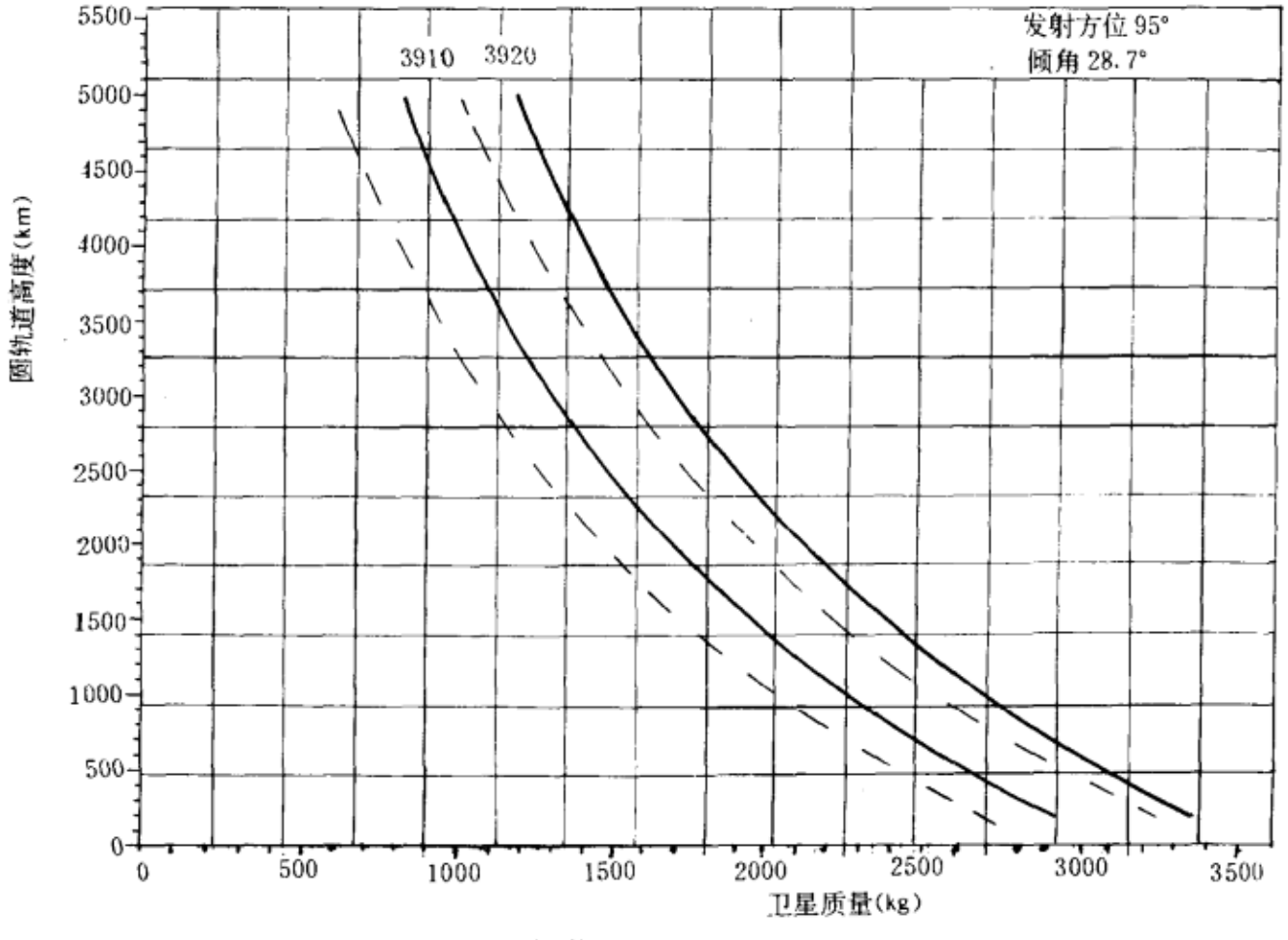

"德尔它 391X 系列"火箭




"德尔它 3911"与"德尔它 3920/PAM"对比图

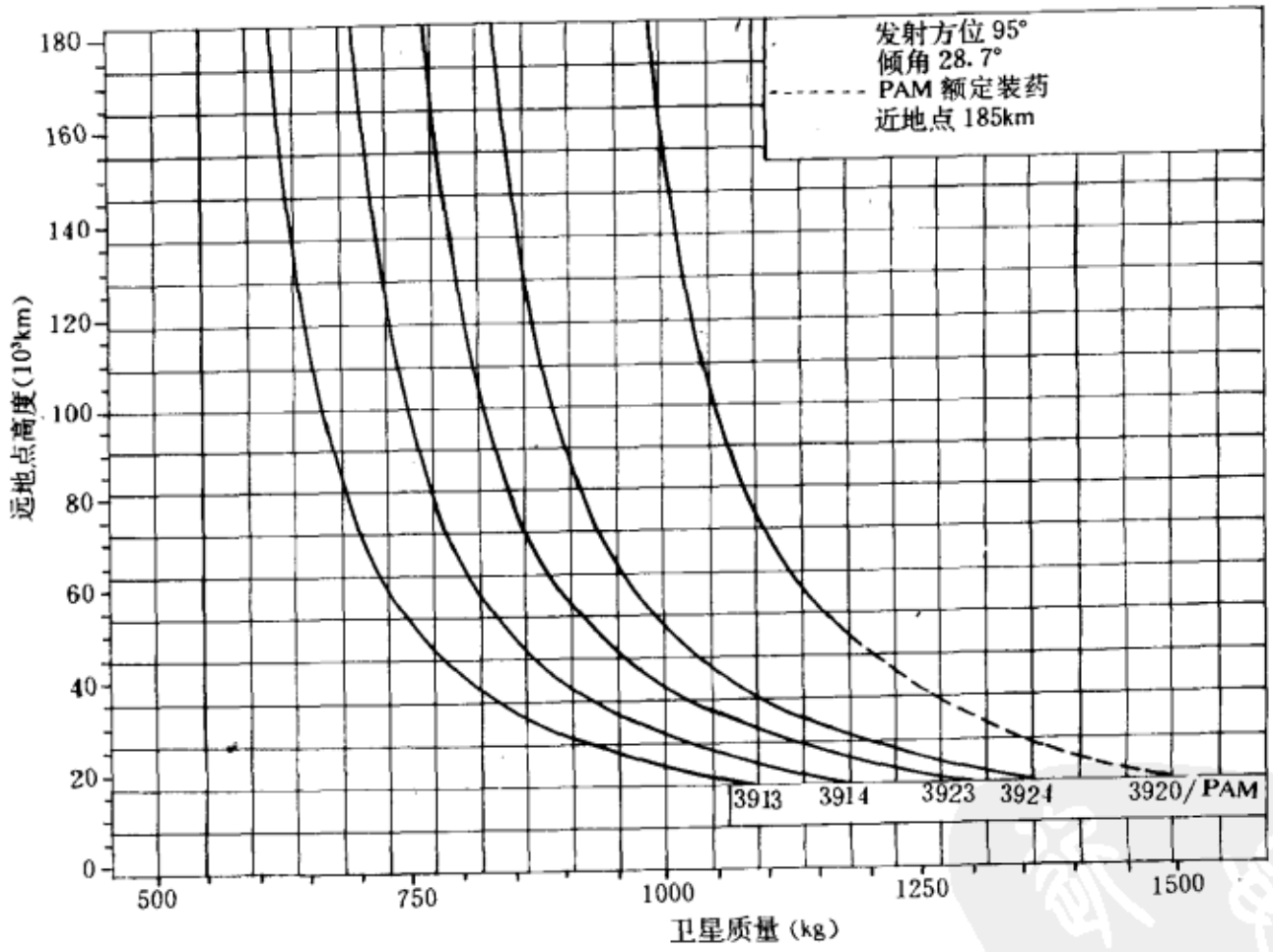



"德尔它 3920/PAM"

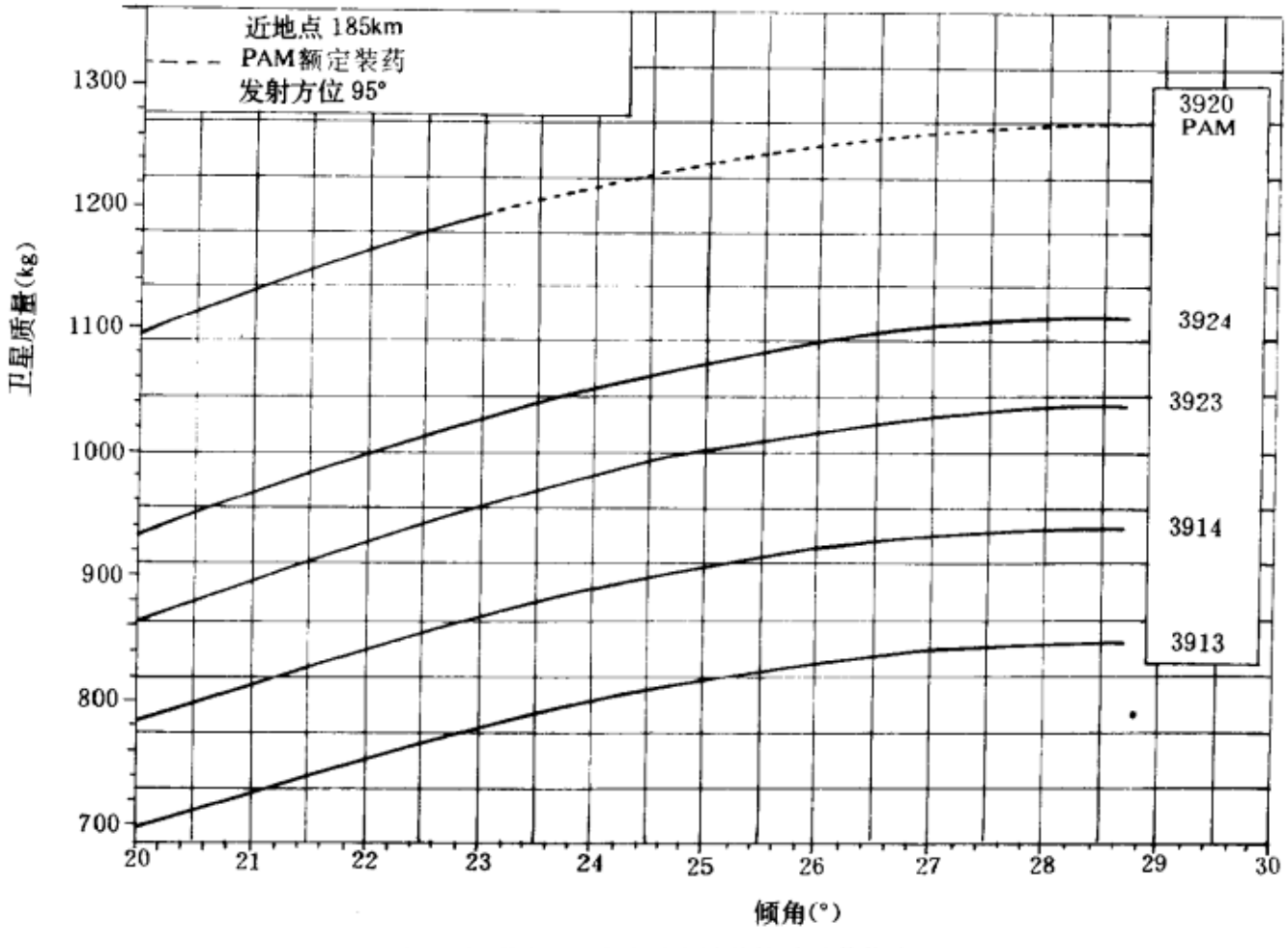



二级状态“德尔它”圆轨道运载能力

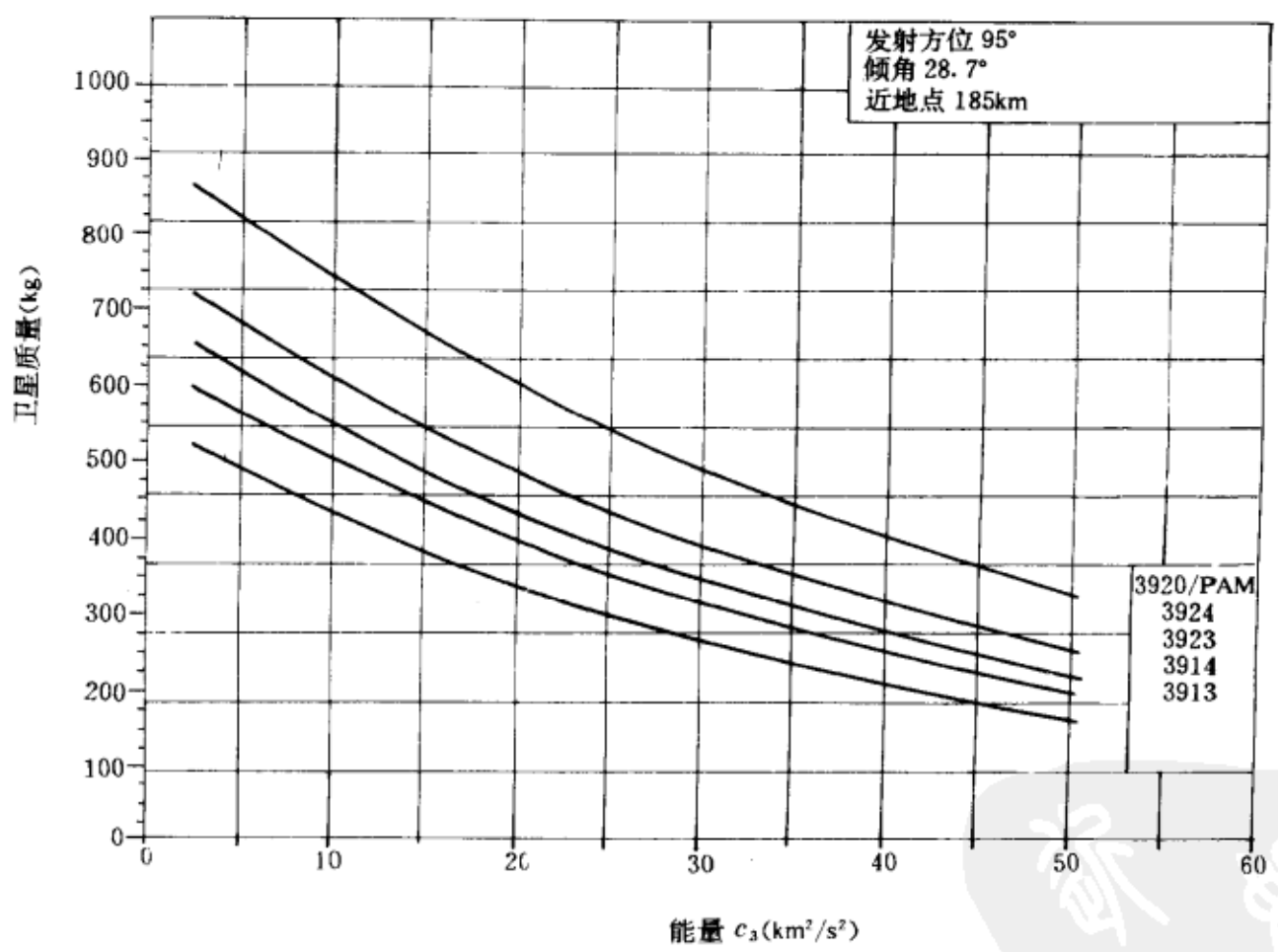
——卡纳维拉尔角发射，发射方位 95°倾角 28.7°　　……范登堡发射，发射方位 186°，倾角 90°




三级状态“德尔它”椭圆轨道运载能力




三级状态"德尔它"地球同步转移轨道运载能力




星际飞行任务运载能力

# 主要技术性能

| | 德尔它 3910/PAM | 德尔它 3924 |
|---|---|---|
| 级数 | 3 | 3 |
| 全长(m) | 35.36 | 35.36 |
| 最大直径(包括助推器在内)(m) | 4.57 | 4.57 |
| 起飞质量(t) | 190.8 | 191.3 |
| 起飞推力(kN) | 3188.9 | 3188.9 |
| 推重比 | 1.7 | 1.69 |
| 运载能力(地球同步转移轨道)(kg) | 1154 | 1080 |

## 助 推 器

| | |
|---|---|
| 长(m) | 9.74 |
| 直径(m) | 1.02 |
| 质量(t) | 9×10.71 |
| 发动机 | 9×CASTOR Ⅳ(起飞时 6 枚先工作) |
| 推进剂 | 固体 |
| 海平面平均推力(kN) | 9×378.1 |
| 工作时间(s) | 57 |

## 一 子 级

| | |
|---|---|
| 级长(m) | 22.43 |
| 直径(m) | 2.44 |
| 结构质量(t) | 5.0 |
| 推进剂质量(t) | 80.2 |
| 发动机 | RS-27 |
| 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 海平面推力(kN) | 910.74 |
| 海平面比冲(N·s/kg) | 2579.15 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2785.09 |
| 工作时间(s) | 242 |

## 二 子 级

| | | |
|---|---|---|
| 级长(m) | 5.97 | 5.97 |
| 直径(m) | 2.44 | 2.44 |
| 子级质量(t) | 5.4 | 6.9 |

| | | |
|---|---|---|
| 推进剂质量(t) | 4.56 | 6.0 |
| 发动机 | TRW-201 | AJ-10-118K |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 真空推力(kN) | 43.65 | 42.85 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2954.7 | 3130.3 |
| 工作时间(s) | 320 | 439.7 |

### 三　子　级

| | | |
|---|---|---|
| 级长(m) | 2.2 | 2.07 |
| 直径(m) | 1.24 | 0.98 |
| 子级质量(t) | 2.15 | 1.16 |
| 推进剂质量(t) | 1.74 | 1.05 |
| 发动机 | STAR-48 | TE-364-4 |
| 推进剂 | 固体 | 固体 |
| 真空推力(kN) | 66.64 | 66.59 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2872.4 | 2843.9 |
| 工作时间(s) | 85.3 | 44 |

### 整　流　罩

| | |
|---|---|
| 长(m) | 7.93 |
| 直径(m) | 2.44 |
| 质量(kg) | 578 |

以下仅对 3000 系列采用的新组件作简要说明。

## 卡斯托Ⅳ固体助推器

卡斯托Ⅳ固体发动机由筒形钢质燃烧室和倾斜 7°安装的喷管组成。

发动机壳体前封头由 4130 钢质板材冲压而成，筒段由 A1S1 4130 钢质板材滚压焊接而成，壁厚 2.8mm。前后裙段、后底由 A1S1 4135 钢质锻件机加工而成。

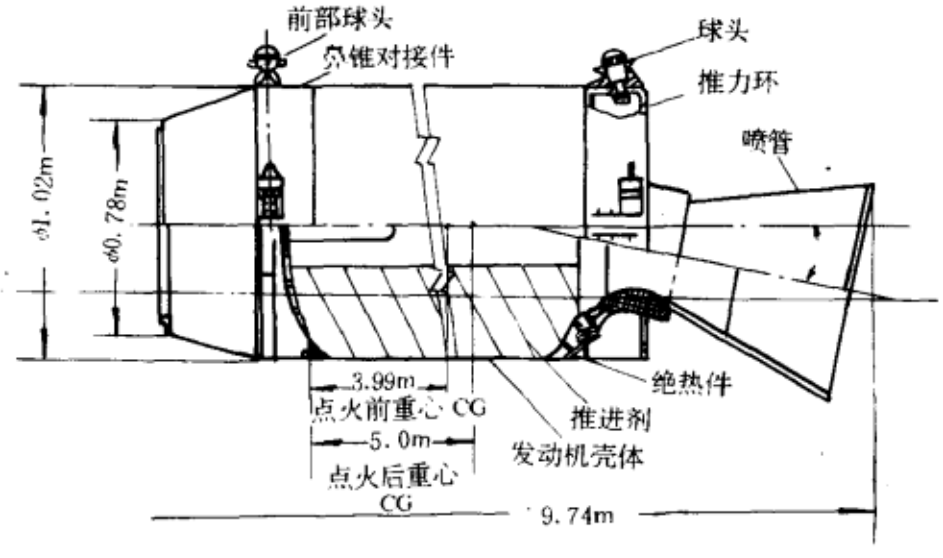
发动机装药 9.38t，TP-H8038 推进剂由 84%铝粉-高氯酸铵和 16%的聚丁二烯丙烯酸聚合物粘接剂组成。头部到 5.69m 处的药柱为孔径 31.7cm 的筒形装药，之后向六角形孔过渡。

发动机头部和尾部内表面敷设充二氧化硅和石棉的聚异戊二烯橡胶。发动机壳体经喷砂处理并喷有 CHEMLOK 205/234 涂层以增强防热层的粘接度。

喷管为钢套塑料结构，由钢质喷管、绝热的 AJJ 石墨喉衬、模压入口绝热件和缠带固化的喷管出口绝热件组成。喷管是用 36 个 NAS 150DH-26 螺栓螺接到发动机底部法兰上去的。

发动机采用 TX-544 火药点火器。点火器由助燃装药起燃，再由其燃气点燃发动机推进剂。点火器用蛇形环安装在发动机头部，并用 BUNAN "O"形环密封。点火器连接件内装有监测发动机燃烧室压力的传感器。发动机装有保险/解保装置。该装置由两个瞬发/断续波(1A/

1W）电点火起爆器和两个点燃起燃器的传爆装置组成。

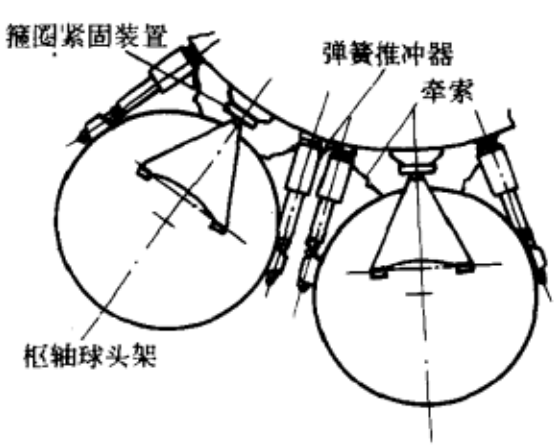



卡斯托Ⅳ发动机装置

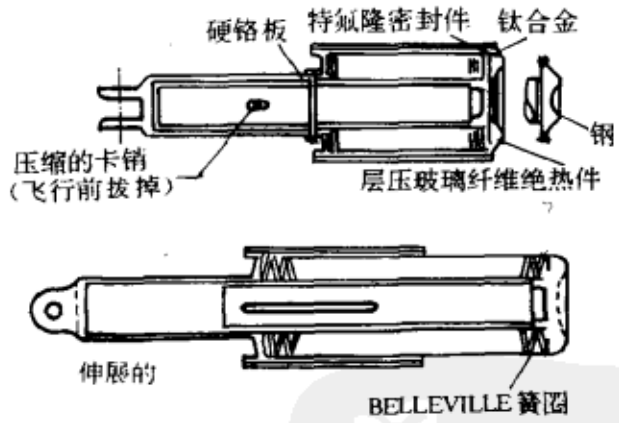
卡斯托Ⅳ与芯级是通过助推器上的球头与芯级液氧箱和尾部推力框上的球碗相连接的。球头、球碗接合部位由箍圈夹紧装置固定，夹紧装置端接易脆螺母。助推器下部 4340 钢球头用自锁螺母连接于 4130 钢后裙段。后裙段还装有弹簧推力器的连接装置。螺接在助推器上的铝合金头罩对接件装有与后裙段相似的各种连接件。前部铝合金连接球头安装在一允许液氧箱球碗前后移动的枢轴架上。这种前后移动是因贮箱低温收缩而引起的。助推器下部球头传递推力载荷，前部球头只承受侧向加载。

与 2000 系列不同，3000 系列固体助推器采用弹簧抛掷分离方案。3000 系列以前的助推器只采用单推力球头、回顶杆和导轨分离系统。3000 系列助推器有两组弹簧抛掷器，一组装在助推器尾部推力框上，另一组装在头锥对接件上。抛掷器实际上是一些由若干 BELLEVILLE 簧圈组成的弹簧，前部弹簧 44 圈，后部 42 圈。

弹簧抛掷器为固体助推器和芯级间提供 2°调整能力，通过调整各抛掷器的长度使发动机推力通过运载器中心线。




卡斯托Ⅳ前部连接件



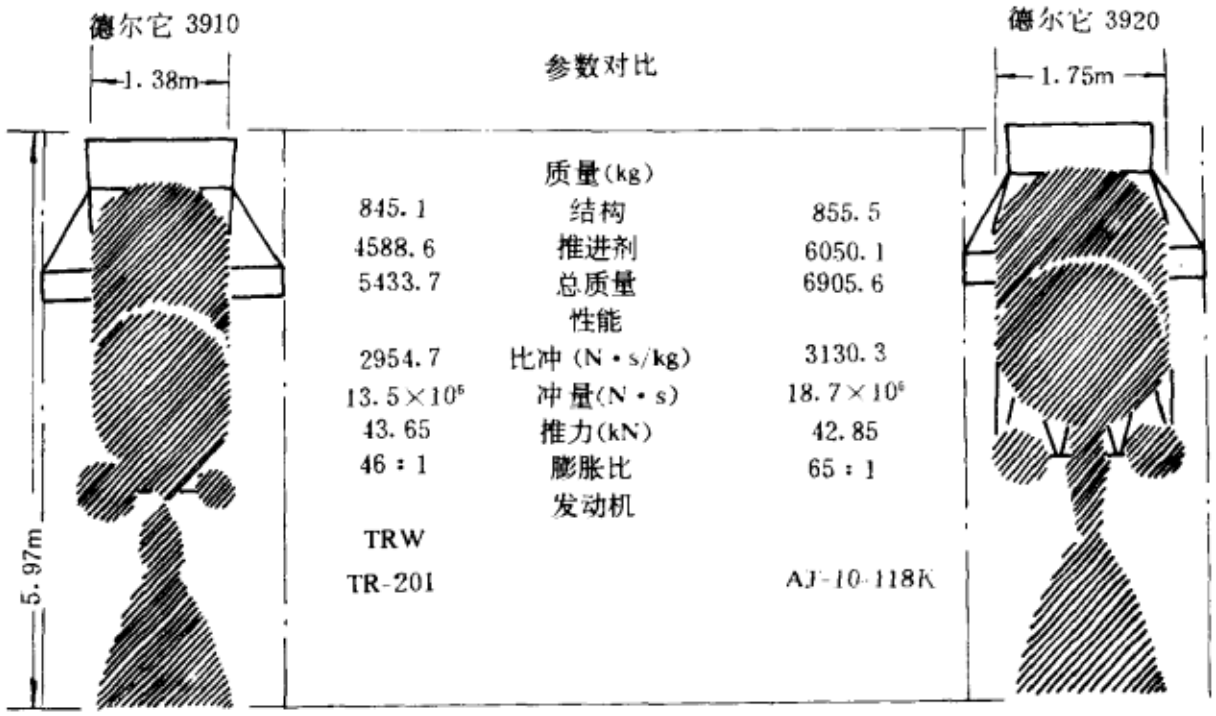

卡斯托Ⅳ分离弹簧

分离时分离系统电信号通过电缆传送给冗余的限爆引信(CDF)歧管。这些歧管在起爆器点火处与一个跨路桥丝相接。由起爆器输出信号起动 CDF，CDF 起爆前球头的易脆螺母，然后沿助推器向下起爆后球头的易脆螺母。起爆的冗余是这样实现的，任一起爆器点火将截断两个

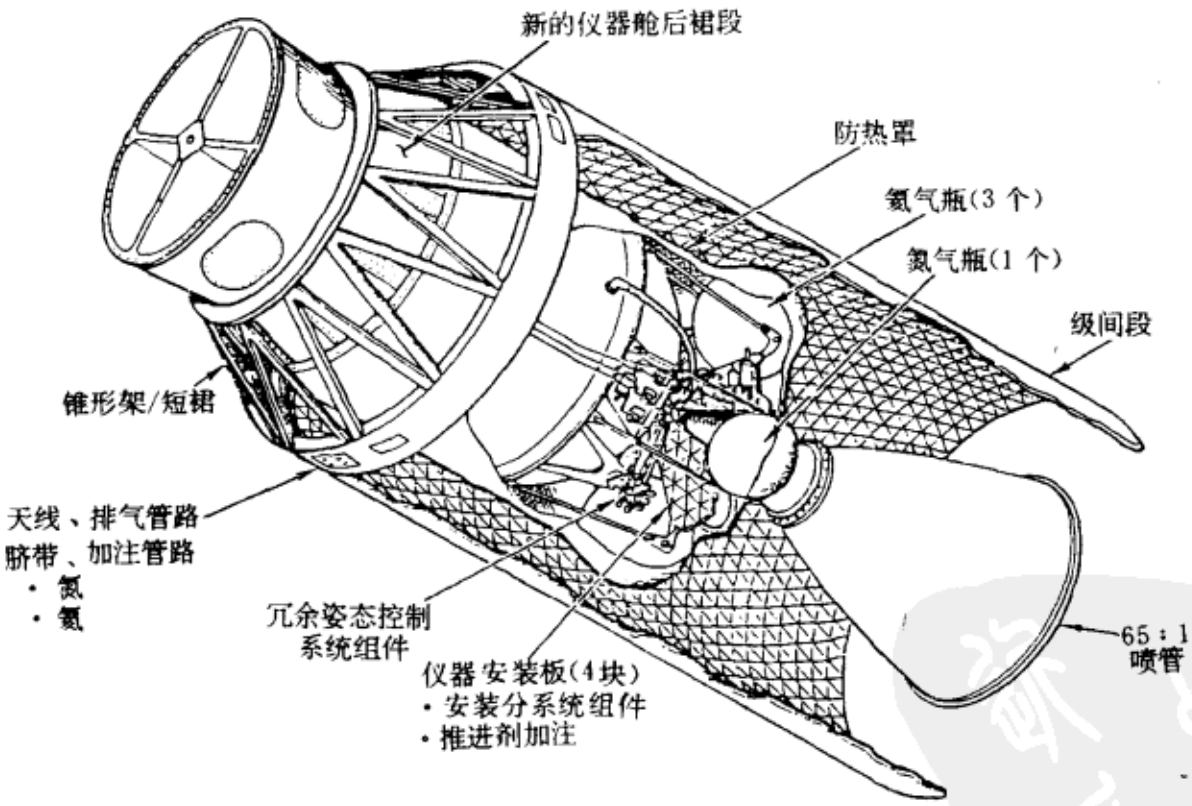
螺母，任一 CDF 歧管的任一引线点火也会将两个螺母截断。

## “德尔它 3920”改进型二子级

3000 系列“德尔它”二子级采用挤压式输送发动机。子级主要特征如图所示。392X 系列改




“德尔它 3910”和“德尔它 3920”二子级对比图



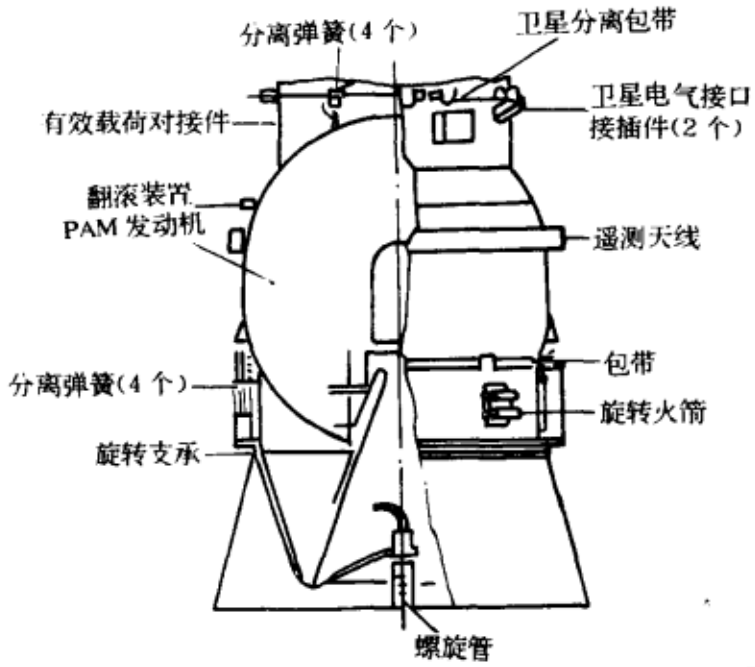

“德尔它 3920”改进型二子级

进型二子级贮箱直径由原 1.38m 增加到 1.75m，推进剂容量增加 1458kg，仪器舱和短裙段加长，以适应加大的载荷。另外还换用了等边三角形网格加筋结构的仪器安装板。氮气瓶上移，置放于二子级箭体内。子级换用 AJ-10-118K 发动机，其主要特性为：

| | |
|---|---|
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 氧化剂流量 | 9.1kg/s |
| 燃料流量 | 4.76kg/s |
| 混合比 | 1.9 |
| 真空推力 | 42.85kN |
| 真空比冲 | 3130.3N·s/kg |
| 总冲量 | 18.7MN·s |
| 膨胀比 | 65∶1 |
| 燃烧室压力 | 0.896MPa |
| 冷却方式 | 燃烧室为燃料再生冷却，喷管为辐射冷却 |
| 工作时间 | 439.7s |
| 起动次数 | 不限 |

## PAM-D 三子级

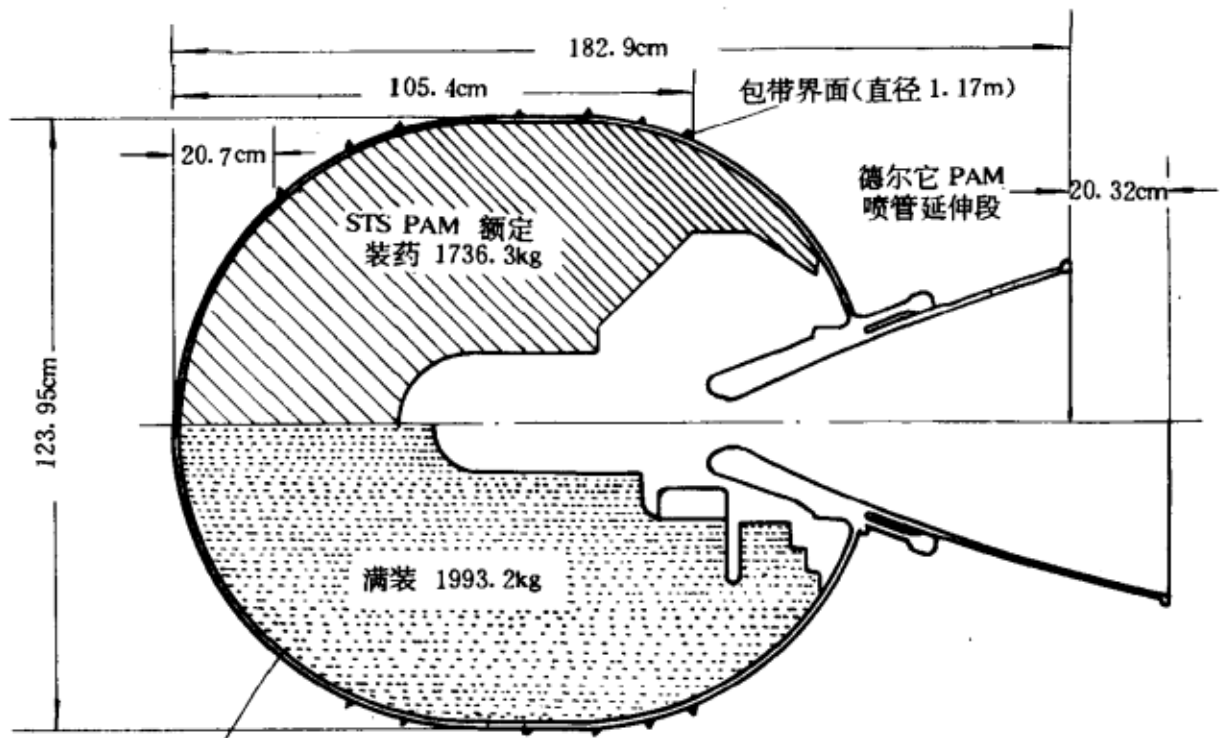
PAM-D 三子级长 2.2m，直径 1.24m，质量 2152kg。子级由旋转台、STAR-48 固体发动机、有效载荷对接件及分离系统、翻滚装置及遥测系统等组成。




“德尔它 PAM-D”三子级

旋转台系统由旋转、分离和电气接口 3 部分组成。转台由旋转火箭起旋，为 PAM-D/有效载荷组合提供旋转稳定转速。旋转台用螺栓安装在德尔它火箭二子级仪器舱顶部，它通过一螺旋电缆管与火箭二子级接口，分离时螺旋管由切割器切断。

STAR-48 固体发动机由钛合金壳体、环形高温点火系统、三维碳-碳喉衬和碳-碳喷管等组成。发动机采用 89%固体端羟基聚丁二烯推进剂，分 1996kg 全装药和 1736kg 额定装药两种，药柱形状如图所示。发动机真空推力 66.64kN、总冲 5635.2kN·s，工作 85.3s。



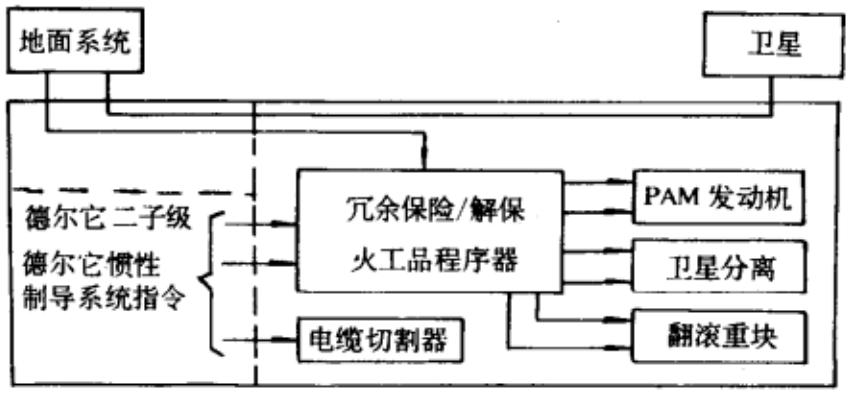

PAM-D 发动机

STAR-48 发动机用马蒙型包带固定在旋转台顶部。分离时包带用有冗余的螺栓切割器释放，装在旋转台上的分离弹簧提供 0.76m/s 的分离速度。

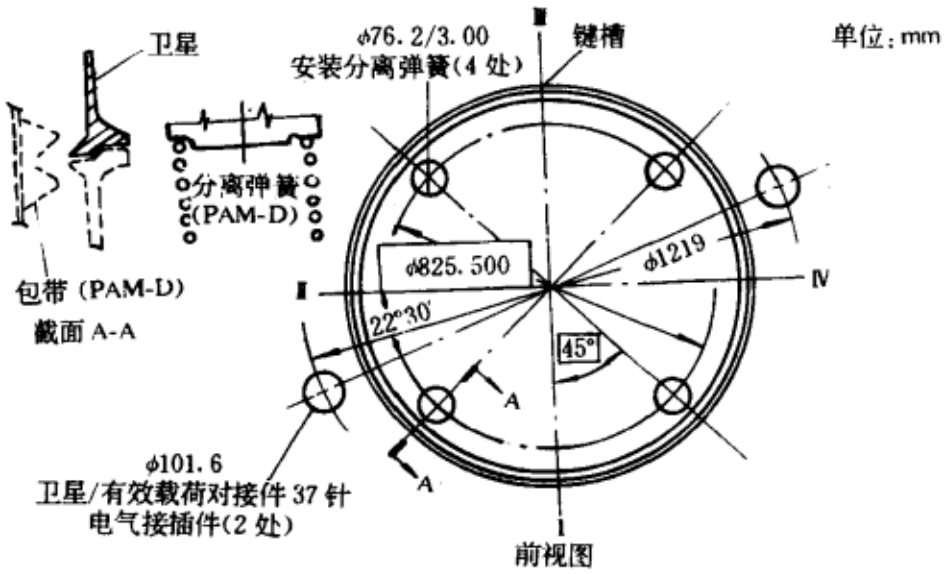
机加工有效载荷对接件安装在发动机壳体的前环框上。卫星用马蒙型包带与有效载荷对接件连接。经过预加载(25.35kN)的包带用螺栓固紧，分离时带冗余的螺栓切割器切断包带。断开的包带由收缩弹簧收回。装在有效载荷对接件内的 4 个分离弹簧提供 0.61～2.44m/s 分离速度。

为防止卫星与 PAM-D 再次相接、碰撞，子级装有 $Y_0$-$Y_0$ 重块翻滚装置。包带切断后约 2s 由缆索切割器将装在发动机凸缘上的 $Y_0$ 重块/缆索组件释放，对子级施加一侧向速度，使子级翻滚。

子级的电子系统安装在有效载荷对接件上。PAM-D 用限爆引信程序系统起动发动机点火、有效载荷分离和释放 $Y_0$-$Y_0$ 重块等。如图所示子级程序系统含有一冗余的保险-解保火工品程序器，发射前由地面控制中心监控，飞行中由二子级制导系统起动。子级通过有效载荷对接件上的两处 37 针插座与卫星进行电气连接。




PAM-D 程序系统



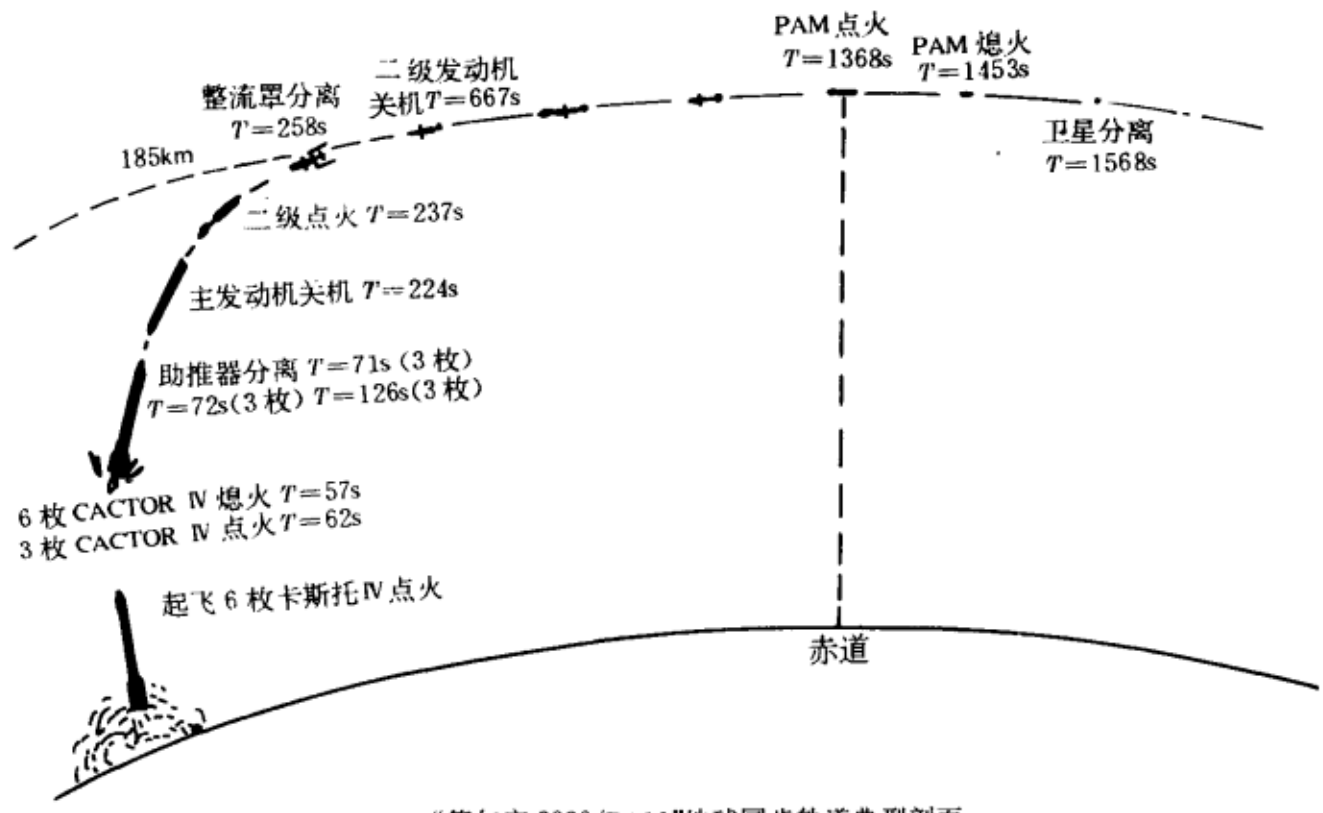

卫星/PAM-D 机械、电气接口

## 典型飞行程序及轨道

“德尔它”3000 系列火箭的典型飞行程序如表所示。

| 事　件 | “德尔它” | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 3910 | 3920 | 3910/PAM | 3920/PAM |
| | (s) | | | |
| 主发动机点火 | $T+0$ | | | |
| 固体助推器点火(6 枚) | $T+0$ | | | |
| 固体助推器熄火(6 枚) | $T+57$ | | | |
| 固体助推器点火(3 枚) | $T+62$ | | | |
| 固体助推器分离(3 枚/3 枚) | $T+71/72$ | | | |
| 固体助推器熄火(3 枚) | $T+119$ | | | |
| 固体助推器分离(3 枚) | $T+126$ | | | |
| 主发动机关机(MECO) | $T+224$ | | | |

| 事　件 | “德尔它” | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 3910 | 3920 | 3910/PAM | 3920/PAM |
| | (s) | | | |
| 一、二子级分离螺栓起爆 | $M+8$ | $M+8$ | $M+8$ | $M+8$ |
| 二子级点火 | $M+13$ | $M+13$ | $M+13$ | $M+13$ |
| 整流罩分离 | $M+27$ | $M+21$ | $M+16$ | $M+34$ |
| 二子级关机指令 1(S1) | $M+270$ | $M+437$ | $M+318$ | $M+443$ |
| 二子级发动机再起动 | $S1+2871$ | $S1+2806$ | — | — |
| 二子级关机指令 2(S2) | $S1+2884$ | $S1+2819$ | — | — |
| 旋转火箭点火，开始三级程序 | | | $S1+668$ | $S1+661$ |
| 二级分离 | | | $S1+670$ | $S1+663$ |
| 三子级点火 | | | $S1+708$ | $S1+701$ |
| 三子级熄火 | | | $S1+793$ | $S1+786$ |
| 卫星分离 | $S2+200$ | $S2+200$ | $S1+908$ | $S1+901$ |




“德尔它 3920/PAM”地球同步轨道典型剖面

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期 (年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾　角 (°) | 周　期 (min) | | |
| “德尔它 3910” | | | | | | | | | |
| 1 | 1980.2.14 | 太阳观测任务(SMM) | 2248 | 563 | 570 | 28.51 | 95.8 | 卡角 | ① |
| 2 | 1983.1.25 | 红外线辐射源(IRAS) | 1072 | 896 | 913 | 99.1 | 103.1 | 范登堡 | ② |
| 3 | 1988.2.8 | 推力矢量卫星 | | 221 | 338 | 28.59 | 89.9 | 卡角 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | **“德尔它 3913”** | | | | | | |
| 1 | 1981.8.3 | 动力学探测器½(DE) | 415 | 558<br>298 | 23925<br>996 | 89.91<br>89.99 | 410.92<br>97.66 | 范登堡 | |
| | | | **“德尔它 3914”** | | | | | | |
| 1 | 1975.12.12 | 卫星通信 A (SATCOM) | 868 | 35770 | 35800 | 1.0 | 1436 | 卡角 | ③ |
| 2 | 1976.3.26 | 卫星通信 B | 868 | 35780 | 35789 | 0 | 1436 | 卡角 | |
| 3* | 1977.9.13 | 轨道试验卫星 1(OTS) | 865 | | | | | 卡角 | 失败④ |
| 4 | 1978.5.11 | 轨道试验卫星 2 | 865 | 35072 | 35779 | 0.1 | 1417 | 卡角 | ⑤ |
| 5 | 1978.12.15 | 电星-D | 887 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | ⑥ |
| 6* | 1979.12.6 | 卫星通信 C | 895 | 162 | 35798 | 23.85 | 630 | 卡角 | 失败⑦ |
| 7 | 1980.9.9 | 地球同步环境卫星 D | 833 | 35774 | 35800 | | | 卡角 | |
| 8 | 1981.5.22 | 地球同步环境卫星 E | 835 | 35451 | 37010 | | | 卡角 | |
| 9 | 1983.4.28 | 地球同步环境卫星 F | 835 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 10 | 1983.5.26 | EXOSAT | 510 | 356 | 191581 | 72.46 | 5431 | 卡角 | ⑧ |
| 11 | 1984.11.13 | 大西洋公约军事卫星 3D | 760 | 地球同步轨道 | | | | | |
| 12* | 1986.5.3 | GES-G | 838 | | | | | | 失败⑨ |
| | | | **“德尔它 3910/PAM”** | | | | | | |
| 1 | 1980.11.15 | 卫星商业系统 A(SBS) | 1083 | 35781 | 35793 | 0.19 | 1436 | 卡角 | ⑩ |
| 2 | 1981.9.24 | 卫星商业系统 B | 1086 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 3 | 1981.11.19 | 卫星通信 C | 1081 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 4 | 1982.1.15 | 卫星通信 D | 1081 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 5 | 1982.2.25 | 西联星 4 | 1108 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 6 | 1982.4.10 | 印度卫星 1A(INSAT) | 1153 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | ⑪ |
| 7 | 1982.6.8 | 西联星 5 | 1108 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| | | | **“德尔它 3920”** | | | | | | |
| 1 | 1982.7.16 | 陆地卫星 D | 1972 | 680 | 700 | 98.26 | 98.62 | 范登堡 | |
| 2 | 1984.3.1 | 陆地卫星 D/UOSAT | 1973 | 683 | 698 | 98.25 | 98.64 | 范登堡 | |
| 3 | 1986.9.5 | DM43 | 2495 | 219 | 611 | 22.79 | 92.66 | 卡角 | ⑫ |
| 4 | 1989.3.24 | 三角星 | | 482 | 504 | 47.69 | 94.39 | 卡角 | |
| | | | **“德尔它 3924”** | | | | | | |
| 1 | 1982.10.27 | 卫星通信 E | 1110 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | ⑫ |
| 2 | 1983.4.11 | 卫星通信 F | 1121 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 3 | 1984.8.16 | 主动式磁层核子探测器1(AMPTE) | 997 | 1124 | 49925 | 4.83 | 944.23 | 卡角 | |
| 4 | 1987.2.26 | 地球同步环境卫星H | 841 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| “德尔它 3920 PAM” | | | | | | | | | |
| 1 | 1982.8.26 | 电星F | 1238 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 2 | 1983.6.28 | GALAXY-A | 1218 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | ⑭ |
| 3 | 1983.7.28 | 电星3A | 1218 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 4 | 1983.9.8 | 卫星通信G | 1121 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 5 | 1983.9.22 | GALAXY-B | 1218 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 6 | 1984.9.21 | GALAXY-C | 1218 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 7 | 1987.3.20 | 帕拉帕-B2P | 1244 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |

①太阳观察卫星；②研究宇宙红外线辐射源；③国内通信卫星；④推进剂固化不良，在 $T+54s$ 时，一枚助推器爆炸；⑤欧洲空间局卫星；⑥加拿大国内通信卫星；⑦远地点发动机点火后 7s 通信中断，卫星爆炸；⑧研究 X 射线；⑨一子级故障；⑩商业通信系统卫星；⑪印度卫星；⑫SD1 试验件；⑬科学卫星；⑭商业通信卫星。

# 德尔它 4925、5920(DELTA 4925、5920)

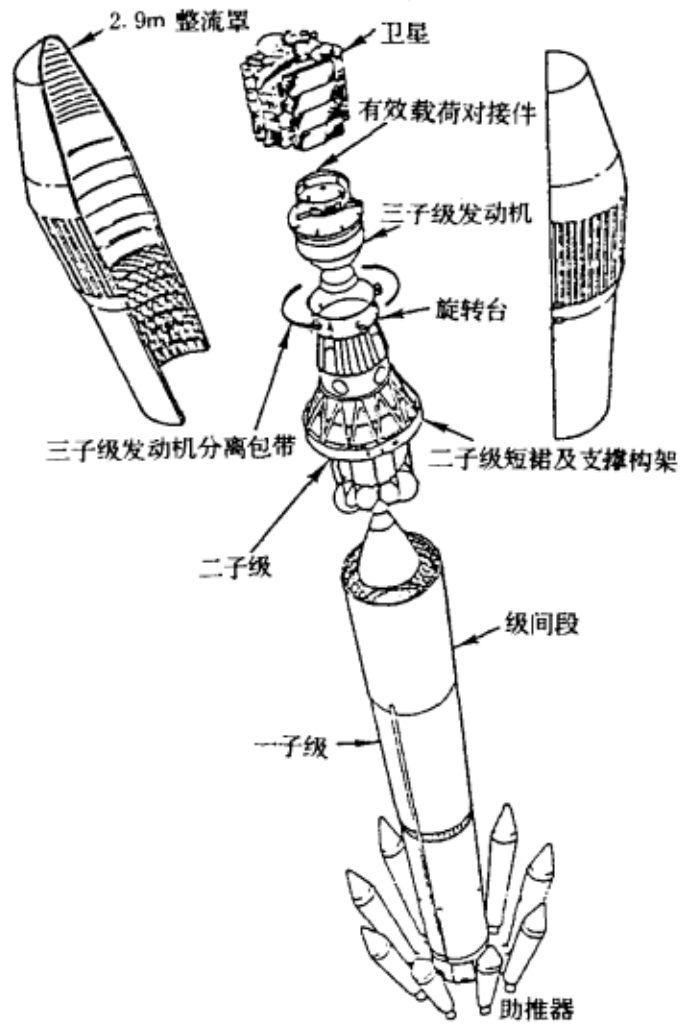
“德尔它 4925 和 5920”是“德尔它 I ”投入使用前的应急商用火箭。“德尔它 4925”由采用增长型长贮箱、MB-3-3 主发动机和捆绑 9 枚卡斯托ⅣA 固体助推器的一子级、采用 AJ-10-118K 发动机的二子级和采用 STAR-48B 发动机的 PAM-D 三子级组成。“德尔它 5920”为二级火箭，除一子级采用 RS-27 主发动机外，其它同“德尔它 4925”。

## 飞行记录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| “德尔它 4925” | | | | | | | | | |
| 1 | 1989.8.27 | 马可波罗 I (MARCOPOLO) | 1225 | 36777 | 36787 | 0.15 | 1435.7 | 卡角 | ① |
| 2 | 1990.6.12 | INSAT-1D | | 35768 | 35811 | 0.18 | 1436.14 | 卡角 | ② |
| “德尔它 5920” | | | | | | | | | |
| 1 | 1989.11.18 | 考贝(COBE) | 2200 | 888 | 897 | 99.02 | 102.89 | 范登堡 | ③ |

①直接广播卫星；②印尼通信卫星；③科学卫星。

# 商业性德尔它Ⅱ,德尔它6000、7000系列 (THE DELTA 6000、7000 FAMILY)




"德尔它Ⅰ"

1984年美国国家航空航天局宣布由航天飞机代替一次性使用火箭,"德尔它"火箭因此停产。1986年"挑战者号"失事后美国重新恢复了一次性使用火箭的生产,在激烈的竞争下"德尔它Ⅱ"被选中作为全球定位系统GPS卫星的运载工具。1987年美国麦克唐纳-道格拉斯公司接到空军6.69亿美元研制生产20发"德尔它Ⅱ"的合同,1989年2月14日"德尔它6925"首次发射,将全球定位系统卫星NAVSTAR2-1送入了20350km圆轨道。

商业"德尔它Ⅱ"是"德尔它3920/PAM"的改型。改进的项目有:1)一子级贮箱加长3.65m,使推进剂贮量从80.2t增加到96.5t,推进系统换用喷管膨胀比更大的RS-27B和RS-27C发动机;2)以更高性能的卡斯托ⅣA固体发动机和赫尔克里士(HERCULES)公司研制的轻质环氧树脂壳体发动机代替卡斯托Ⅳ发动机;3)PAM-D三子级换用STAR48B发动机;4)

整流罩直径加大到 2.9m。

改型后的“德尔它”分为两类。一类是一子级是用 9 枚卡斯托ⅣA 助推器和 RS-27B 发动机的“德尔它 6920”(二级)和“德尔它 6925”(三级)火箭;另一类是一子级采用 9 枚 HERCULES 环氧树脂壳体助推器和 RS-27C 发动机的“德尔它 7920”(二级)和“德尔它 7925”(三级)火箭。

改型后两种类型“德尔它”火箭的同步转移轨道运载能力各为 1447kg 和 1819kg,与 3000 系列相比各提高 177kg 和 549kg。

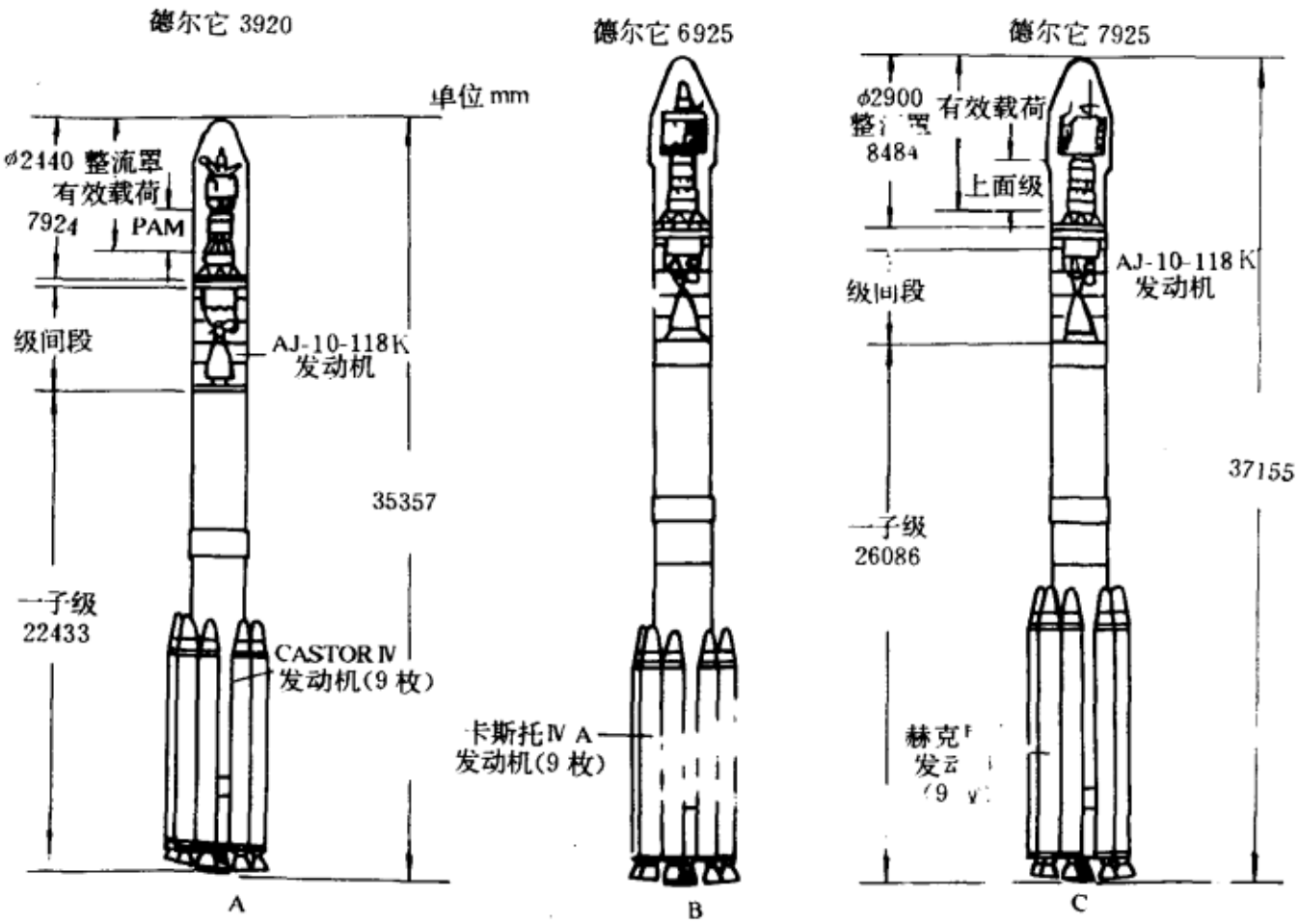
**运　载　能　力**

| 轨　道 | 三级状态“德尔它Ⅰ” | |
|---|---|---|
| | 6925 | 7925 |
| | (kg) | |
| ·地球同步转移轨道 | 1447 | 1819 |
| 185/35747km　$i=28.7°$ | | |
| 卡角发射 | | |
| ·全球定位系统轨道 | | |
| 19943/19943km　$i=55°$ | | |
| 卡角发射　发射方位 50° | 850 | 1134 |
| 发射方位 112° | 839 | 1066 |
| ·“闪电”轨道 | 962 | 1275 |
| 366/40051km　$i=63.4°$ | | |
| 范登堡基地发射 | | |

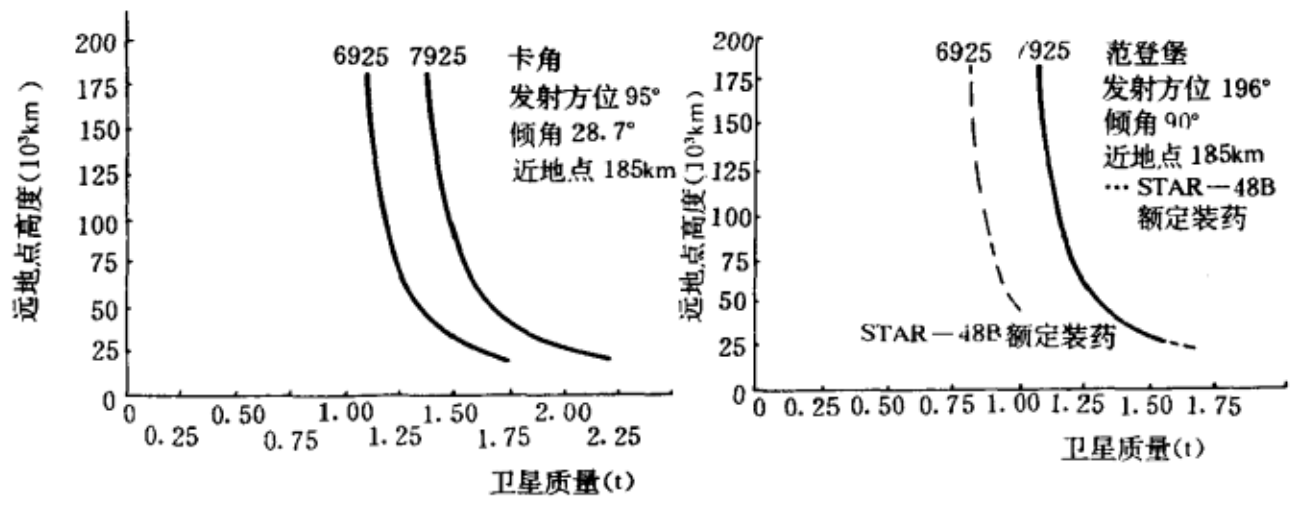
| 轨　道 | 二级状态“德尔它Ⅰ” | |
|---|---|---|
| | 6920 | 7920 |
| | (kg) | |
| ·太阳同步轨道 | 2567 | 3261 |
| 824/824km　$i=98.7°$ | | |
| 范登堡基地发射 | | |
| ·近地轨道 | | |
| 185/185km　$i=28.7°$ | 3983 | 5039 |
| 卡角发射 | | |
| 185/185km　$i=90°$ | 3025 | 3819 |
| 范登堡基地发射 | | |

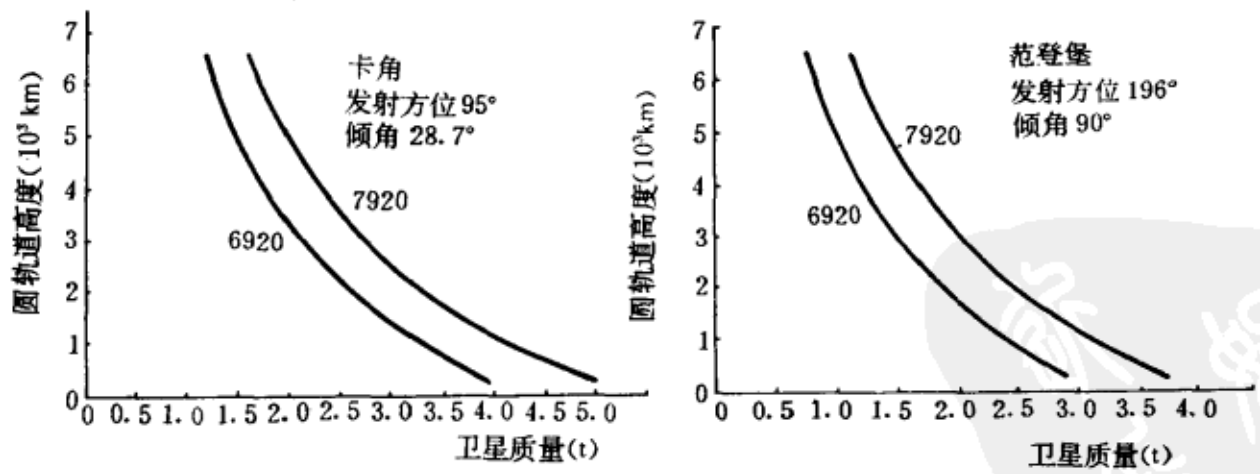
多数二级状态任务的近地圆轨道高度在 185.2～1852km 之间,其 3σ 轨道高度偏差小于 18.5km,倾角偏差≤0.05°。三级状态同步轨道任务的 3σ 转移轨道近地点高度偏差<5.6km,3σ 轨道倾角偏差为 $0.2°<\Delta i<0.6°$。

到 1994 年底,“德尔它Ⅱ”共发射 41 次,全部成功。

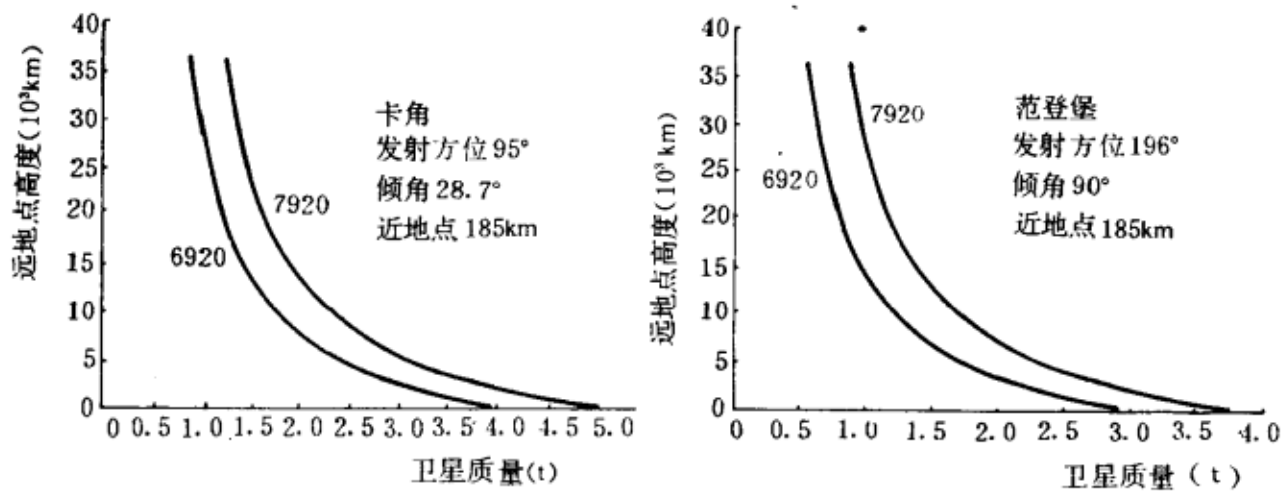



火箭对比图




"德尔它 1"火箭运载能力




"德尔它Ⅱ"火箭运载能力

## 主要技术性能

| | "德尔它6925" | "德尔它7925" |
|---|---|---|
| 级数 | 3 | 3 |
| 全长(m) | 37.16 | 37.16 |
| 最大直径(包括助推器在内)(m) | 4.57 | 4.59 |
| 起飞质量(t) | 218.1 | 230.2 |
| 起飞推力(kN) | 3572.08 | 3968.04 |
| 推重比 | 1.67 | 1.76 |
| 地球同步转移轨道运载能力(kg) | 1447 | 1819 |
| **助　推　器** | | |
| 长(m) | 11.16 | 12.96 |
| 直径(m) | 1.02 | 1.03 |
| 质量(t) | 9×11.69 | 9×12.98 |
| 发动机 | 9×TX-780 (CASTOR IVA) | 9×GEM |
| 推进剂 | 固体 | 固体 |
| 推进剂有用质量(t) | 9×10.11 | 9×10.34 |
| 平均推力　海平面(kN) | 9×431.97 | 9×511.24 |
| 真空(kN) | 9×483.5 | 9×492.93 |
| 比冲　海平面(N·s/kg) | 2327.1 | 2411.5 |
| 真空(N·s/kg) | 2605.6 | 2690 |
| 膨胀比 | 8.29∶1 | 10.65∶1 |
| 燃烧室压力(MPa) | 4.68 | 5.74 |
| 工作时间(s) | 56.3 | 63.7 |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长(m) | | 26.09 | 26.09 |
| 直径(m) | | 2.44 | 2.44 |
| 质量(t) | | 101.5 | 101.6 |
| 发动机 | 主机 | RS-27B | RS-27C |
| | 游机 | LR101-NA-11 | LR101-NA-11 |
| 推进剂 | | 液氧/煤油 | 液氧/煤油 |
| 推进剂有用质量(t) | | 95.66 | 95.66 |
| 海平面推力 | 主机(kN) | 971 | 890 |
| | 游机 | 2×4.63 | 2×4.63 |
| 真空推力 | 主机(kN) | 1032 | 1054.2 |
| | 游机(kN) | 2×5.30 | 2×5.30 |
| 海平面比冲 | 主机(N·s/kg) | 2588.96 | 2500.7 |
| | 游机(N·s/kg) | 2049.6 | 2049.6 |
| 真空比冲 | 主机(N·s/kg) | 2892.96 | 2961.6 |
| | 游机(N·s/kg) | 2412.4 | 2412.4 |
| 膨胀比 | 主机 | 8∶1 | 12∶1 |
| | 游机 | 5.6∶1 | 5.6∶1 |
| 混合比 | 主机 | 2.245 | 2.245 |
| | 游机 | 1.8 | 1.8 |
| 燃烧室压力(MPa) | | 4.516 | 4.516 |
| 工作时间(s) | | 264.9 | 265.9 |

## 二 子 级

| | |
|---|---|
| 级长(m) | 5.97 |
| 直径(m) | 2.44 |
| 子级质量(t) | 6.91 |
| 发动机 | AJ-10-118K |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼-50 |
| 推进剂有用质量(t) | 6.06 |
| 真空推力(kN) | 42.85 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 3130.3 |
| 膨胀比 | 65∶1 |
| 混合比 | 1.899∶1 |
| 燃烧室压力(MPa) | 0.896 |
| 工作时间(s) | 439.7 |

## 三　子　级

| | |
|---|---|
| 级长(m) | 2.2 |
| 直径(m) | 1.25 |
| 子级质量(t) | 2.2 |
| 发动机 | STAR-48B |
| 推进剂 | 固体 |
| 推进剂有用质量(t) | 2.008 |
| 真空推力(kN) | 66.64 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2869.4 |
| 膨胀比 | 54.8∶1 |
| 燃烧室压力(MPa) | 3.99 |
| 工作时间(s) | 88.1 |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 8.48m | 质量 | 0.839t |
| 直径 | 2.9m | | |

下面对 6000、7000 系列火箭新组件作简要说明。

# 卡斯托Ⅳ固体助推器

卡斯托ⅣA 固体发动机与其前身卡斯托Ⅳ的构造十分相近，其不同点如图(见下页)所示。

# 石墨环氧树脂壳体发动机(GEM)

“7000 系列德尔它”石墨环氧树脂壳体发动机长 12.96m、直径 1.03m、装药 10.34t、海平面平均推力 511.24kN。

发动机平截头形头锥为一轻质半硬壳式结构，用 IM6/3501-6 预渍板和 AW193-PW/3501-6 预渍罩制成。1.03m 直径筒段用 HBRF 55A 环氧树脂浸渍的 IM7 石墨纤维材料制成，壳体用纤维缠绕。后封头为一覆有软木层的铝合金构件。

发动机采用 88%固体端羟基聚丁二烯推进剂。药柱孔呈五角形。

发动机用过氧化物——固化的乙烯/聚丙烯-二烯单基物(EPDM)作为内部绝热材料。壳体前段采用 EPDM/二氧化硅绝热层，壳体后段和燃烧室采用 EPDM-聚氯丁橡胶-芳族聚酰胺绝热层，应力释放板用 EPDM/聚氯丁橡胶-二氧化硅作绝热材料。

推进剂-绝热层粘接系统由 EPDM 前底、聚氨基甲酸酯层和 HTPB 等三部分组成。

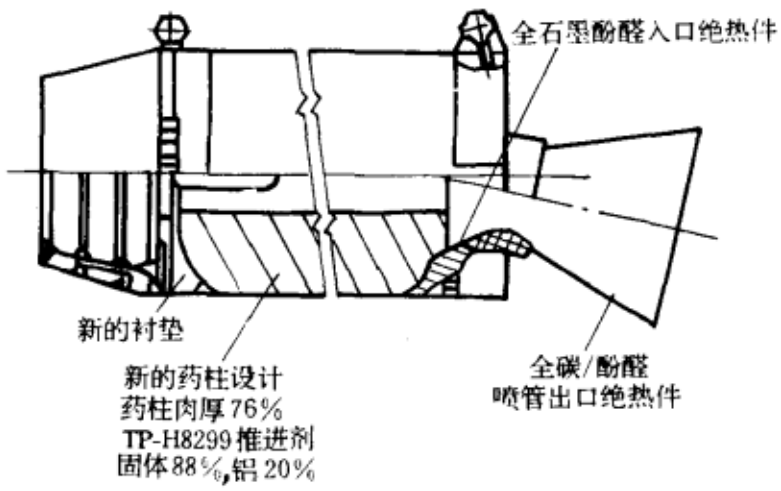
发动机用软木进行外部绝热。高空点火的发动机筒段表面全部用软木覆盖，地面点火的发动机只在筒段的前、后两部分用软木覆盖。

发动机喷管与壳体轴线呈 10°夹角倾斜安装。喷管由钢壳、缠带式二氧化硅/酚醛前部绝热套，缠带式硅/酚醛中后部绝热套和位于绝热层和壳体间的芳族聚酰胺纤维充填的 EPDM

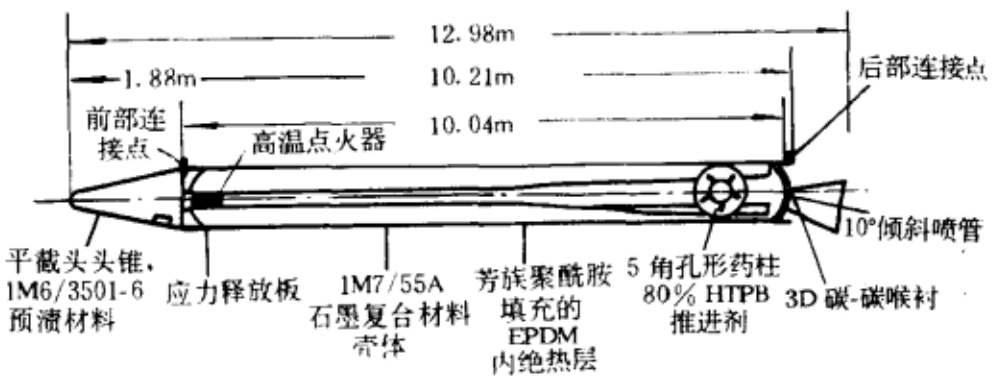
橡胶抗剪层组成。喷管的整体喉衬-入口段(ITE)用 3D 编织碳-碳材料制成。喷管 ITE 和壳体间设有缠带碳/酚醛-ITE 绝热层。喷管出口由缠带式碳/酚醛制成并设有单向石墨纤维环氧树脂套。

发动机采用高温盒式装药点火器。它由石墨/环氧树脂复合材料盒,装 B/$KNO_3$ 药柱的二氧化硅药柱室、控制从药柱到点火器装药气流的不锈钢孔板等组成。点火器采用 88%固体 HTPB 装药。

GEM 助推器与芯级用球头(助推器壳体上)-球碗(芯级箭体上)连接件连接。发动机通过后连接点传力。前连接点不传




卡斯托ⅣA 发动机的新设计项目






力,但允许发动机作轴向移动。GEM 与"德尔它"其它助推器不同,用安装于发动机前后两端的小发动机提供分离推力。

## 一子级 RS-27B、RS-27C 发动机

动力装置 RS-27 由主发动机和两台 LR101-NA-11 游动发动机组成。发动机采用土星 H-Ⅰ发动机的涡轮泵、涡轮、气体发生器、阀门和推力室,MB-3 发动机的控制系统、起动系统和部件布局方案。发动机结构质量 1027kg(1091kg)① 、高 363cm、最大直径 170cm。RS-27 可作双向摆动,为火箭动力飞行段提供俯仰、偏航控制。发动机采用气体发生器循环系统,氧化剂流量 250kg/s,燃料流量 111kg/s、混合比 2.25∶1。氧化剂涡轮泵功率 1900kW、转速 6784r/min、高空转速 7085r/min,燃料泵功率 1289kW。推力室长 2.26m(2.29m),由 347CRES 奥氏体不锈钢制成,燃料再生冷却。燃烧室喷注器面板部位压力 4.86MPa,温度 3315℃。游动发动机每台质量 21.8kg。

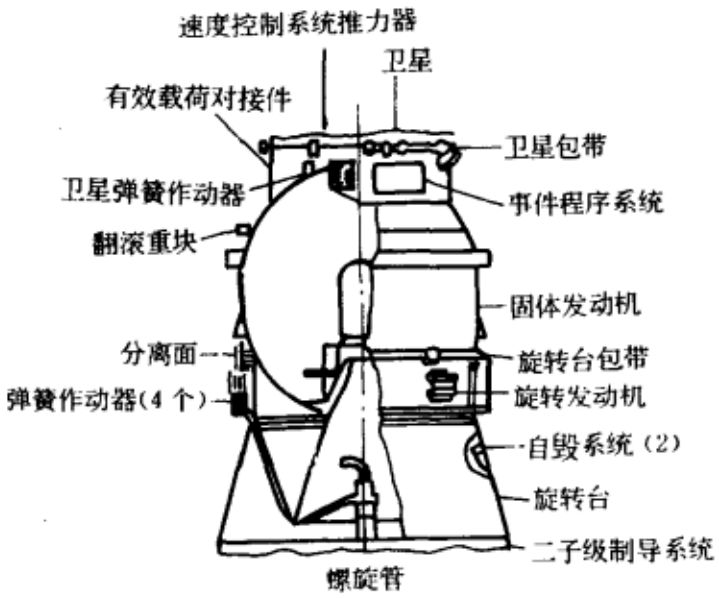
发动机其它性能见主要技术性能表。

① 括号外为 RS-27 数据,括号内为 RS-27C 数据。

## PAM STAR 48-B 三子级

PAM 三子级由 STAR 48B 固体发动机、有效载荷对接件、旋转台、分离系统、火工品程序系统、遥测系统、$Y_0$-$Y_0$ 翻滚系统和章动控制系统等组成。

STAR 48B 固体发动机接近于球形，直径1.24 m、长 2.03m，由碳-酚醛喷管、6AL-4V 钛合金高强度发动机壳体、硅橡胶绝热系统和高能 TP-H-3340 过氯酸铵＋铝粉和 HTPB 粘接剂推进剂系统组成。发动机可根据卫星质量和任务速度要求，按满装药 2009kg 和部分装药 1739～2009kg 形式工作。STAR 48B 通过其上、下两个法兰与有效载荷对接件和旋转台相接。



"德尔它 I "二子级

PAM-D 装有专用遥测系统。遥测发射机以 2252.5MHz 和 5～8W 输出功率工作，用标准的惯性速率积分陀螺副载波进行 FM/FM 调制。除遥测系统外，还可按要求加装跟踪系统，以作早期轨道测量。跟踪系统为 C 波段雷达应答机。系统质量 3.6kg，其中包括电池、天线、控制电路等，当组装于遥测系统时，由于与遥测系统共用电池，质量减轻 1.3kg。C 波段应答机的接收频率为 5690MHz、发射频率为 5765MHz、最大输出功率为 400W。

子级其它系统与组件同"德尔它 3000 系列"PAM-D。

## 整 流 罩

"德尔它 Ⅱ "整流罩为两个半壳组成的全铝合金结构，罩长 8.49m、底部直径 2.44m，最大直径 2.9m、质量 839kg。整流罩由半球形鼻锥罩、双锥段和筒段组成。双锥段为一用加强框加强的半硬壳式结构，其中有一部分为覆有可拆卸铝箔层的玻璃纤维结构。直径为 2.44m 的下部筒段为整件加强等边三角形网状加筋结构。直径为 2.9m 的上部筒段为蒙皮-桁条结构。

从鼻锥罩到 491 截面处的半壳内壁粘有噪声吸收层。该层在鼻锥部的层厚为 38.1mm，2.9m直径筒段的层厚为 76.2mm，2.44m 直径筒段的层厚为 38.1mm。噪声吸收毡由 25.4～76.2mm厚的硅粘接热处理玻璃纤维被组成。玻璃纤维被覆罩在两层厚 0.076mm 的泰氟隆浸渍玻璃纤维面板之间。面板用热密封方法粘接。噪声吸收毡通过一非常细的不锈钢过滤网排气，保持 $10^4$ 级清洁度。吸收层满足总质量损失小于 1.0%，挥发冷凝物小于 0.1%的要求。

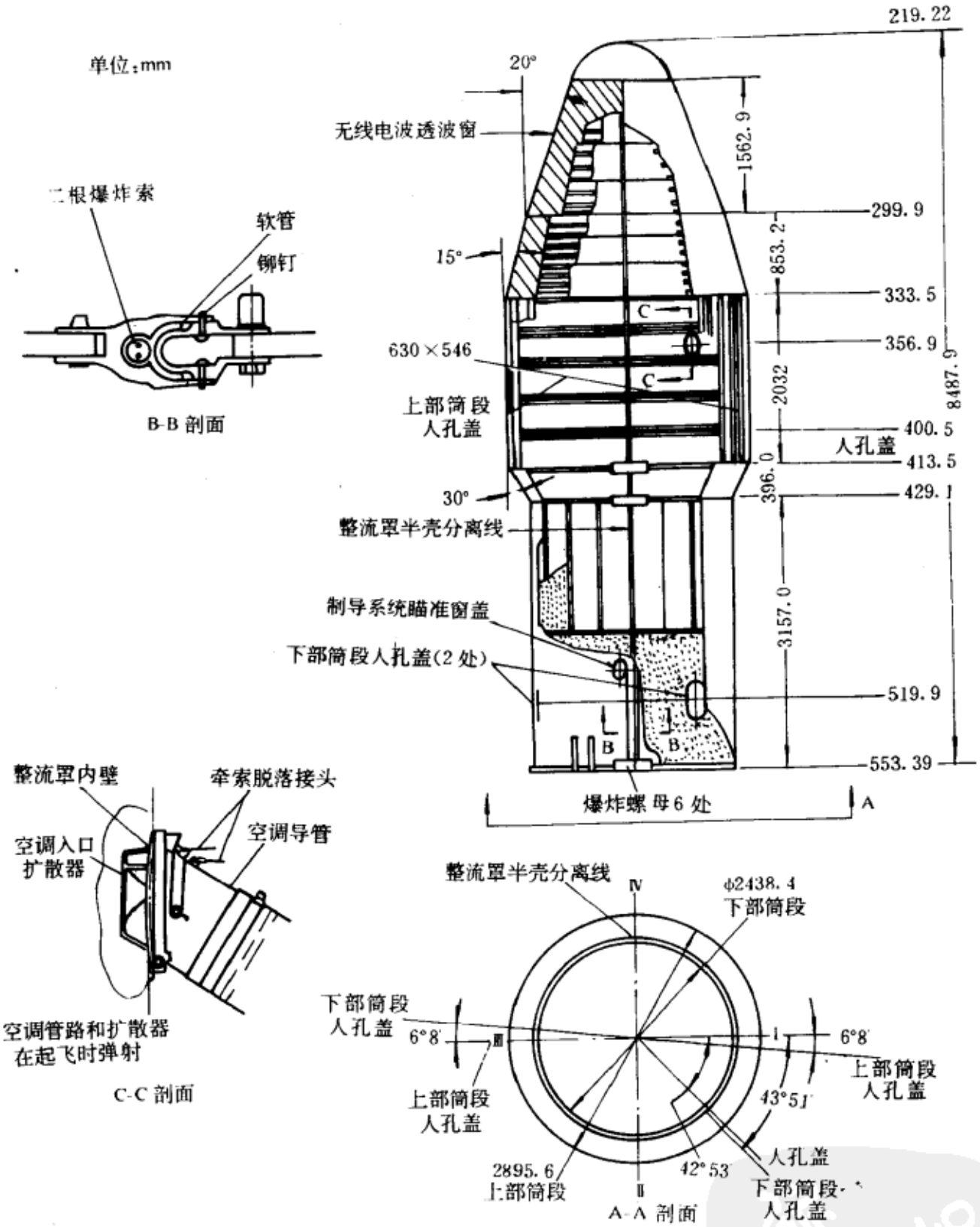
整流罩半壳由无污染爆炸索活塞/气筒推冲分离系统连接。该系统纵向沿整流罩全长分布。活塞用铆钉与气缸连接。系统无需采用弹簧推冲器、鼻锥闩锁、分离包带和支枢铰链等辅助装置。整流罩底部环框由两个冗余爆炸螺母连接。在 2896mm 直径和 2438mm 直径整流罩部段间的 30°过渡段由 4 个爆炸螺母(每片两个)提供环向连接。分离时由连接于整流罩外表面的电缆送电起爆底部环框和 30°过渡段间的分离螺母和气缸孔腔中的爆炸索引信。爆炸索燃气压力剪断连接铆钉，并从侧向将半壳推离卫星和箭体，电缆的快速脱落插头脱开并断电。由

气缸内的一个软管装置持留温性爆炸引信气体，保护卫星免受污染。

去掉玻璃纤维/铝箔双锥段的铝箔，便可按要求在指定部位开无线电波穿透窗口。

整流罩开有空调脐带窗口，用于在发射前对卫星/运载火箭二子级进行环境控制。气体流量为 42.5m³/min±5%，可满足 13.9～26.7℃和最大相对湿度为 50%的卫星环境要求。

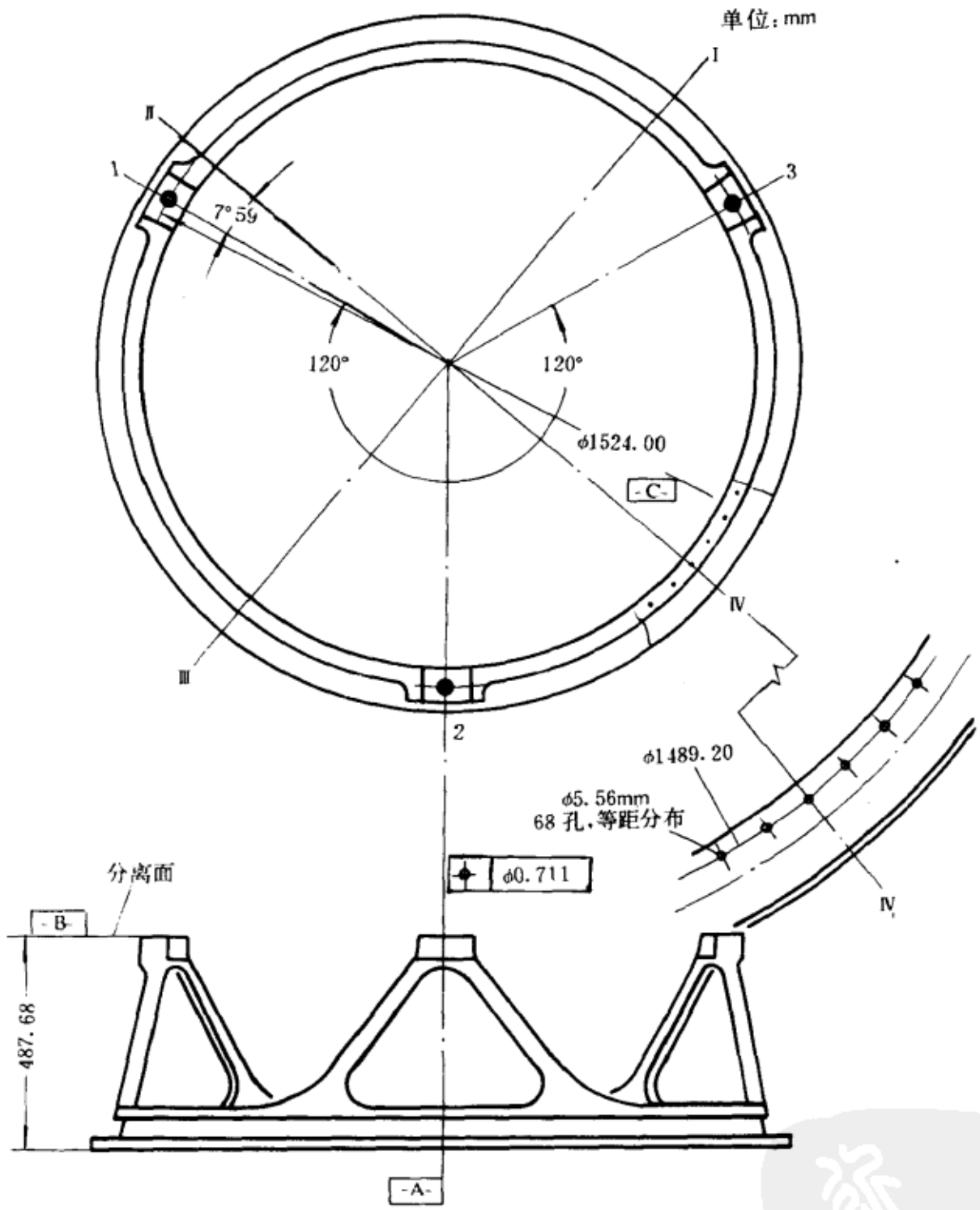
整流罩上开有 4 个人孔，此外还可按要求在其它部位开口。




“德尔它Ⅰ”整流罩

## 有效载荷对接件

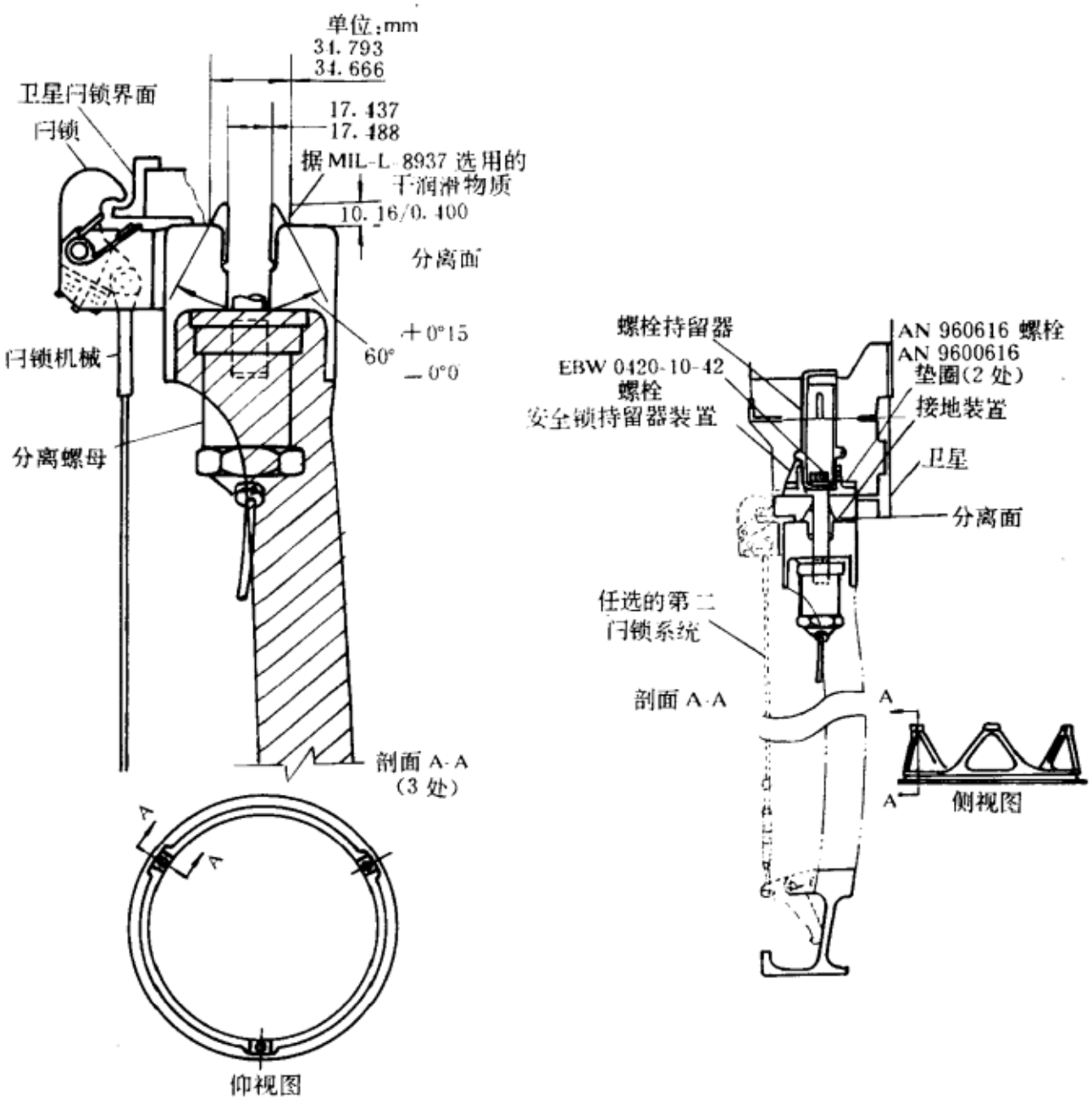
有用于二级和三级火箭的两类有效载荷对接件可供选择。二级火箭有效载荷对接件的分离系统按二子级信号工作。三级火箭对接件则由自身安装的组件指令工作。




二级“德尔它”6019 型有效载荷对接件

三级“德尔它Ⅱ”的卫星用V形夹块包带固定在对接件上。包带由两个双头螺栓固定。由火工品切割器切断螺栓，分离卫星。包带设计成在切断任一双头螺栓时均能分离卫星。弹簧使包带在释放卫星后缩回持留器。4个分离弹簧对卫星施加0.61～2.4m/s相对分离速度。$Y_0$-$Y_0$翻滚系统在卫星分离后2s使耗尽燃料的三子级发动机消旋并改变火箭力矩矢量，防止卫星再次与三子级接触。

二级“德尔它Ⅱ”6019型有效载荷对接件的分离系统由3个分离螺母和一闩锁系统组成。由二子级冷气系统提供必要的分离能量，其相对分离速度为0.31m/s。




二级“德尔它”6019型有效载荷对接件

## 典型飞行程序与轨道

“德尔它Ⅱ”典型飞行程序如表所示。

| 型号 / 时间 / 事件 | “德尔它” | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 6920 | 6925 | 7920 | 7925 |
| | (s) | | | |
| 主发动机点火 | $T+0$ | $T+0$ | $T+0$ | $T+0$ |
| 固体助推器点火(6 枚) | $T+0$ | $T+0$ | $T+0$ | $T+0$ |
| 固体助推器熄火(6 枚) | $T+56$ | $T+56$ | $T+59$ | $T+59$ |
| 固体助推器点火(3 枚) | $T+62$ | $T+62$ | $T+64$ | $T+64$ |
| 固体助推器分离(3 枚/3 枚) | $T+63/64$ | $T+63/64$ | $T+65/66$ | $T+65/66$ |
| 固体助推器熄火(3 枚) | $T+118$ | $T+118$ | $T+123$ | $T+123$ |
| 固体助推器分离(3 枚) | $T+124$ | $T+124$ | $T+128$ | $T+128$ |
| 主发动机关机(M) | $T+265$ | $T+265$ | $T+265$ | $T+266$ |
| 一、二子级分离螺栓点火 | $M+8$ | $M+8$ | $M+8$ | $M+8$ |
| 二子级点火 | $M+13$ | $M+13$ | $M+13$ | $M+13$ |
| 整流罩分离 | $M+40$ | $M+40$ | $M+35$ | $M+35$ |
| 二子级发动机关机(S1) | $M+390$ | $M+427$ | $M+370$ | $M+376$ |
| 二子级发动机再起动 | $S1+2900$ | $S1+608$ | $S1+2900$ | $S1+609$ |
| 二子级发动机关机(S2) | $S1+2925$ | $S1+618$ | $S1+2956$ | $S1+659$ |
| 旋转火箭点火开始三级程序 | | $S2+50$ | | $S2+50$ |
| 三级分离 | | $S2+52$ | | $S2+52$ |
| 三子级点火 | | $S2+90$ | | $S2+90$ |
| 三子级熄火 | | $S2+177$ | | $S2+177$ |
| 卫星分离 | $S2+250$ | $S2+290$ | $S2+250$ | $S2+290$ |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| “德尔它 6920” | | | | | | | | | |
| 1 | 1990. 2. 14 | 低功率大气补偿试验(LACE) | | 531 | 550 | 43. 1 | 95. 34 | 卡角 | ① |
| 2 | 1990. 6. 1 | ROSAT | | 565 | 584 | 52. 99 | 96. 10 | 卡角 | ② |
| 3 | 1992. 6. 7 | EUVE | | 514 | 529 | 28. 43 | 94. 87 | | |

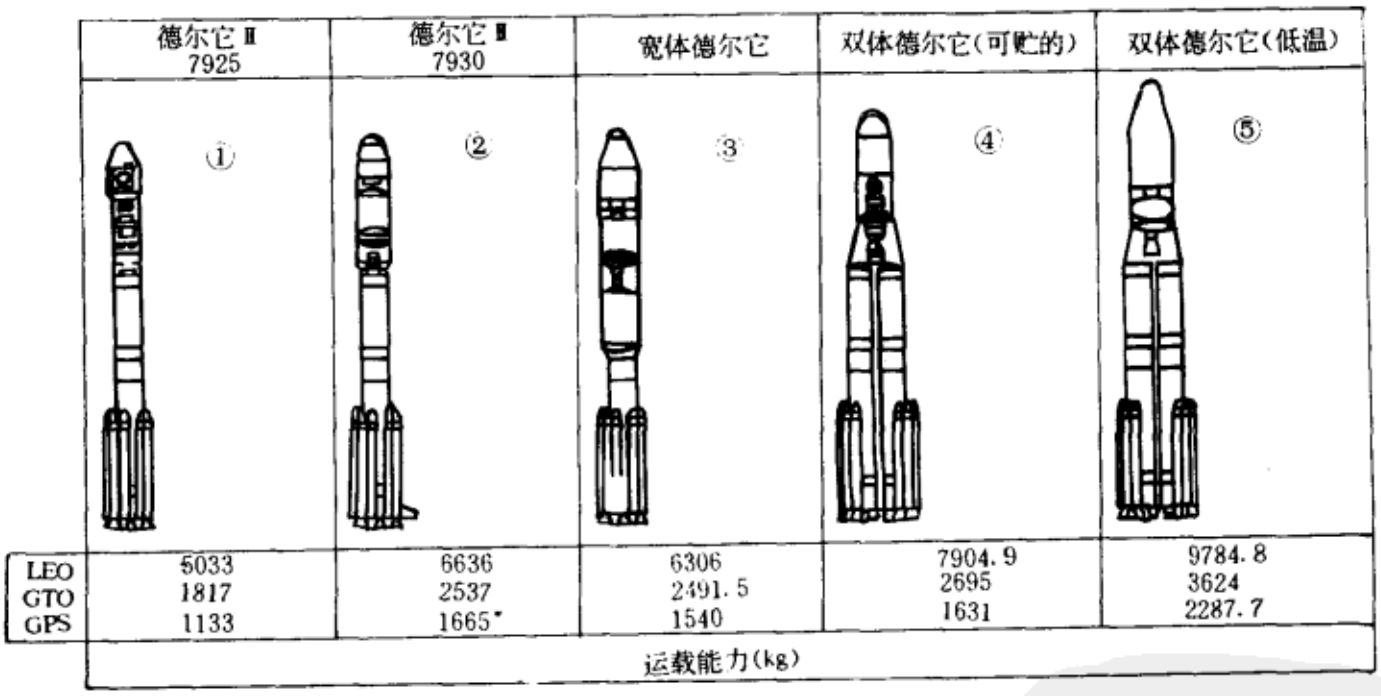
| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| | | | | “德尔它 6925” | | | | | |
| 1 | 1989.2.14 | 导航星 2-1 (NAVSTAR) | | 18860 | 20270 | 55.11 | 713.2 | 卡角 | |
| 2 | 1989.6.10 | 导航星 2-2 | | 19870 | 20210 | 54.63 | 714.2 | 卡角 | |
| 3 | 1989.8.18 | 导航星 2-3 | | 19937 | 20130 | 54.96 | 711.93 | 卡角 | |
| 4 | 1989.10.21 | 导航星 2-4 | | 20162 | 20462 | 54.78 | 723.21 | 卡角 | |
| 5 | 1989.12.11 | 导航星 2-5 | | 20211 | 20552 | 54.96 | 726.1 | 卡角 | |
| 6 | 1990.1.24 | 导航星 2-6 | | 19975 | 20172 | 54.65 | 713.56 | 卡角 | |
| 7 | 1990.3.26 | 导航星 2-7 | | 19769 | 20085 | 54.94 | 707.6 | 卡角 | |
| 8 | 1990.4.13 | 帕拉帕 | | 35717 | 37785 | 0.36 | 1485.5 | 卡角 | |
| 9 | 1990.8.2 | 导航星 2-8 | | 19932 | 20435 | 54.7 | 718 | 卡角 | |
| 10 | 1990.8.18 | 马可波罗Ⅰ | | 35716 | 35859 | 0.36 | 1436.02 | 卡角 | ③ |
| 11 | 1990.10.1 | 导航星 2-9 | | 19972 | 20392 | 54.89 | 717.95 | 卡角 | |
| 12 | 1990.10.30 | 国际海事通信卫星 2F-1(INMARSAT) | | 35456 | 36808 | 2.70 | 1453.0 | 卡角 | |
| 13 | 1990.11.26 | 导航星 2A-1 | | 19933 | 20280 | 54.89 | 714.88 | 卡角 | |
| 14 | 1991.1.8 | 北大西洋公约军事通信卫星 4A(NATO) | | 34915 | 35614 | 4.23 | 1409.4 | 卡角 | |
| 15 | 1991.3.8 | 国际海事通信卫星 2F-2 | | 35767 | 35815 | 2.71 | 1436.21 | 卡角 | ① |
| 16 | 1991.5.29 | 曙光 2(AURORA) | | 34658 | 35508 | 0.19 | 1400.2 | 卡角 | ⑤ |
| 17 | 1991.7.4 | 导航星 2A-2 | | 20083 | 20278 | 55.26 | 717.88 | 卡角 | |
| 18 | 1992.2.23 | 导航星 2A-3 | | 19901 | 20319 | 54.98 | 715.02 | 卡角 | |
| 19 | 1992.4.10 | 导航星 2A-4 | | 19979 | 20385 | 55.12 | 717.94 | 卡角 | |
| 20 | 1992.5.14 | 帕拉帕 7 | | 34924 | 35802 | 0.15 | 1414.4 | 卡角 | |
| 21 | 1992.7.7 | 导航星 2A-5 | | 19960 | 20404 | 55.05 | 717.93 | 卡角 | |
| 22 | 1992.9.9 | 导航星 2A-6 | | 19980 | 20630 | 54.79 | 722.94 | 卡角 | |
| 23 | 1992.11.23 | 导航星 2A-7 | | 19926 | 20279 | 54.83 | 714.72 | 卡角 | |
| 24 | 1992.12.18 | 导航星 17 | 1667 | 20040 | 20325 | 54.75 | 717.98 | 卡角 | |
| 25 | 1993.2.3 | 导航星 18 | 1881 | 20008 | 20355 | 54.85 | 717.93 | 卡角 | |
| 26 | 1993.3.30 | 导航星 19 | 1881 | 186 | 20440 | 34.86 | 357.68 | 卡角 | ⑧ |
| 27 | 1993.5.13 | 导航星 20 | 1881 | 20005 | 20265 | 54.95 | 716.05 | 卡角 | |
| 28 | 1993.6.26 | 导航星 21 | 1881 | 187 | 20383 | 34.72 | 356.77 | 卡角 | ⑨ |
| 29 | 1993.8.30 | 导航星 22 | 1881 | 196 | 20359 | 35.85 | 356.52 | 卡角 | ⑩ |
| 30 | 1993.10.26 | 导航星 23 | 1881 | 19909 | 20147 | 55.06 | 711.73 | 卡角 | |
| 31 | 1994.3.10 | 导航星 24 | 1881 | 19927 | 20268 | 54.92 | 714.56 | 卡角 | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| | | | | “德尔它 7925” | | | | | |
| 1 | 1991.4.13 | ASC-2 | | 35559 | 35712 | 0.26 | 1428 | 卡角 | ⑥ |
| 2 | 1992.7.24 | GEOTAIL | | 185 | 341100 | 28.65 | 12346.64 | 卡角 | |
| | | DUVE | | 218 | 1489 | 27.46 | 101.81 | 卡角 | |
| 3 | 1992.8.31 | SATCOM C4 | | 35815 | 36168 | 0.1 | 36168 | 卡角 | |
| 4 | 1992.10.12 | DFS 3 | | 35778 | 35797 | 0.05 | 1436.04 | 卡角 | ⑦ |
| 5 | 1993.12.8 | NATO 4B | 1434 | 35107 | 36549 | 4.16 | 1440.76 | 卡角 | ⑪ |
| 6 | 1994.2.19 | Galaxy-1R | 1390 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 7 | 1994.11.1 | 风(Wind) | 1267 | 187 | 486099 | 28.76 | 20673.75 | 卡角 | |

①SD1 试验；②西德/英国/美国联合观察卫星，研究 X 射线和紫外线；③直接广播卫星；④国际 INMARSAT 组织通信卫星；⑤电信通信卫星；⑥覆盖全美的美国和外国商业通信卫星；⑦德国多用途通信卫星；⑧转移轨道，二子级带第二有效载荷 SEDS；⑨转移轨道，二子级带第二有效载荷 PMG（等离子发动机发电机）试验件；⑩转移轨道；⑪英国生产的军事通信卫星。

## 发展与改进

为进一步适应用户需求，麦克唐纳-道格拉斯公司研究了“德尔它”的下一步改进计划。改进的主要项目有：1）研制 3.04m 直径、9.25m 长整流罩；2）引入液氧/液氢二子级；3）换用钛合金燃料箱；4）研制高能上面级；图中所示为正在考虑的“德尔它Ⅱ”改进型号。




“德尔它”改进

LEO－近地轨道；　GTO－地球同步转移轨道；　GPS－全球定位系统轨道

①：· 基础型；　②：· 3.2m 直径整流罩　· 二子级采用液氧/液氢 RL-10 发动机；　③：· 3.97m 直径整流罩　· 3.2m 直径整流罩　· 二子级采用液氧/液氢 RL-10 发动机；　④：· 3.05m 直径整流罩　· PAM-D 三子级　· 加长型“德尔它Ⅰ”二子级　· 两枚“德尔它Ⅰ7925”一子级　· 12 枚 GEM 固体助推器；　⑤：· 3.97m 直径整流罩　· 二子级采用液氧/液氢 RL-10 发动机　· 两枚“德尔它Ⅰ7925”一子级　· 12 枚 GEM 固体助推器

# 侦察兵系列(THE SCOUT FAMILY)

王向阳

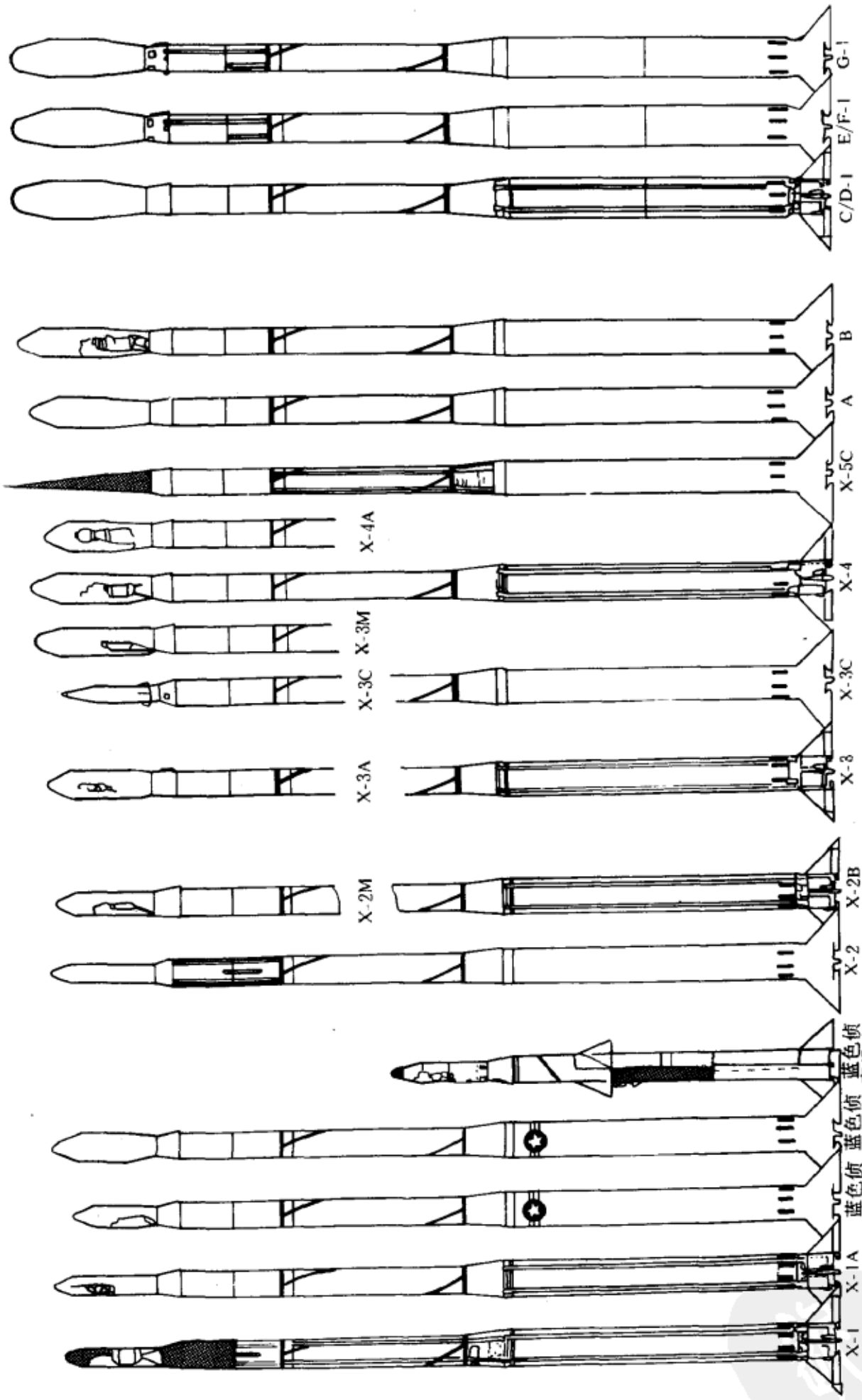
## 概 述

"侦察兵"是美国研制的一种四级固体小型卫星运载火箭。"侦察兵系列"由美国国家航空航天局(NASA)试验/试用型X系列、实用型A、B、C、D-1、E/F-1、G-1系列和美国空军(USAF)"蓝色侦察兵"系列组成。基本情况如图、表所示。到1994年底,"侦察兵系列"运载火箭已发射157次,成功130次,成功率82.8%。

"侦察兵系列"火箭的组成

| 型 号 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| V | 英仙座ⅠA | 模拟件 | 天蝎座ⅠA | 模拟件 |
| X-1 | 英仙座ⅠB或ⅠC | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| X-1A | 英仙座1C | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| X-2 | 英仙座1C或1D | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星 |
| X-2B | 英仙座1D | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| X-2M | 英仙座1D | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | M-2[①] |
| X-3 | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| X-3A | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| X-3C[②] | 英仙座ⅡB | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | — |
| X-3M | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | M-2 |
| X-4 | 英仙座ⅠA或ⅠБ | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| X-4A | 英仙座ⅡB | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| X-5C[②] | 英仙座ⅡB | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | — |
| A | 英仙座ⅡB | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| A-1 | 英仙座ⅡC | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| A-2 | 英仙座ⅡC | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠB | 牵牛星ⅡA |
| B | 英仙座ⅡB | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅢA |
| B-1 | 英仙座ⅡC | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅢA |
| B-2 | 英仙座ⅡC | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠB | 牵牛星ⅢA |
| C | 英仙座ⅡC | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅢA |
| D-1 | 英仙座ⅢA | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅢA |
| E/F-1 | 英仙座ⅢA | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅠB | 牵牛星ⅢA |
| G-1 | 英仙座ⅢA | 卡斯托ⅡA | 天蝎座ⅢA | 牵牛星ⅢA |
| 蓝色侦察兵Jr | 卡斯托(XM－33) | 天蝎座 | 大熊座(30KS 8000) | 鲸鱼座 |
| 蓝色侦察兵Ⅰ | 英仙座 | 卡斯托(XM－33) | 天蝎座(X－254) | |
| 蓝色侦察兵Ⅱ | 英仙座 | 卡斯托(XM－33) | 天蝎座(X－254) | 牵牛星(X－248) |
| 侦察兵Ⅰ[③] | | | | |

①M-2是有效载荷发动机,主要用于再入试验;
②"侦察兵X-3C"和"侦察兵X-5C"都是由一、二、三子级组成的三级运载火箭;
③"侦察兵Ⅰ"是捆绑有固体助推器的四级运载火箭。


C/D-1
E/F-1
G-1
X-3C
X-3M
X-4A
X-4
X-5C
A
B
X-3
X-3A
X-2M
X-2
X-2B
X-1
X-1A
蓝色侦察兵Ⅰ
蓝色侦察兵Ⅱ
蓝色侦察兵Jr

“侦察兵系列”运载火箭

"侦察兵系列"型号总体参数和运载能力表

| 数值 参数 / 单位 / 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 箭体最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 近地轨道运载能力 (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 X-1 | 4 | 21.76 | 1.016 | 20 | 444.92 | 60 |
| 侦察兵 X-2 | 4 | 21.76 | 1.016 | | | 76 |
| 侦察兵 X-3 | 4 | 21.76 | 1.016 | | | 88 |
| 侦察兵 X-4 | 4 | | 1.016 | | 449.14 | 103 |
| 侦察兵 A | 4 | 22.00 | 1.016 | 18 | 449.14 | 120 |
| 侦察兵 B | 4 | 22.39 | 1.016 | 18.1 | 449.14 | 150 |
| 侦察兵 D-1 | 4 | 23.00 | 1.14 | 21.25 | | 180 |
| 侦察兵 E/F-1 | 4 | | | | | 190 |
| 侦察兵 G-1 | 4 | 22.44 | 1.14 | 22 | | 210 |
| 蓝色侦察兵 Jr | 4 | 12.30 | 0.79 | 5.8 | 222.61 | |
| 蓝色侦察兵 I | 3 | 21.90 | 1.01 | 16.750 | 512 | |
| 蓝色侦察兵 II | 4 | 22.00 | 1.01 | 16.890 | 512 | |

1957 年,美国 NASA 兰利(Langley)研究中心着手研究一种采用固体发动机的小型运载火箭。与此同时,美国空军也动议研制一种先进的固体试验火箭。1958 年,美国 NASA 和空军决定共同制定小型运载火箭研制计划,由兰利研究中心负责计划管理,运载火箭命名为"侦察兵"。同年 10 月,美国正式开始该型号的研制工作,先后研制了 20 多种"侦察兵"。到 80 年代初,美国才停止"侦察兵"运载火箭生产线。在整个研制计划期间,仅美国 NASA 就生产 118 枚火箭。其研制过程分为 7 个阶段。它们是试制阶段(1958 年 10 月～1962 年 4 月,包括方案论证工作);样机生产和试用阶段(1962 年 5 月～1963 年 9 月),反复鉴定阶段(1963 年 12 月～1965 年 8 月);系统管理阶段(1965 年 11 月～1971 年 6 月);销售阶段(1968 年 4 月～1971 年 12 月);生产承包阶段(1971 年 6 月～1975 年 12 月);继续研制阶段(1976 年 1 月～1981 年)。各阶段生产的火箭见图。

原计划在 1990 年左右停止使用"侦察兵"运载火箭。但考虑到美国和世界其它地区还有小型卫星发射市场,沃特(Vought)分公司正和意大利 SNIA BPD 公司协商合作研制运载能力更大的"侦察兵 II"。

"侦察兵"运载火箭开始研制时的主要目标是在较短时间内提供一种价廉而可靠的小型运载火箭。其主要任务是:将 68kg 有效载荷送入 483km 圆轨道;将 90.7kg 有效载荷沿垂直弹道送到超过地球半径的高度;研究绕地轨道速度或超过绕地轨道速度的再入问题。"侦察兵"在发展过程中又经历了多次改进,运载能力不断提高。1979 年投入使用的"侦察兵 G-1"能把 210kg 有效载荷送入近地点高度为 555km,38°倾角的圆轨道,几乎是原来运载能力的 3 倍。

火箭的主承包商为林-坦姆科-沃特航空航天公司(LTV Aerospace Corp.)的沃特分公司。另有 17 家子承包商。各承包商及其承包项目见表。

"侦察兵"运载火箭在研制计划的第 1～5 阶段的研制费用和生产费用见表。

| | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | X-1 ST-1 | X-1 ST-2 | X-1● ST-3 | X-1 ST-4 | X-1● ST-5 | X-1● ST-6 | X-1 ST-7 | X-1A ST-8 | X-2 ST-9 | 试制阶段 |
| X-2● 111 | X-2M● 112 | X-2M 117 | X-3A● 114 | X-3 115 | X-3 118 | X-3M 126 | X-3● 119 | X-2M● 121 | X-3 116 | 样机生产和试用阶段 |
| X-3 120 | X-4 113 | X-3A● 110 | X-2B● 132 | X-4 122R | 4 12 | 4 125R | X-4● 128R | X-4 124R | X-4A 129R | 反复鉴定阶段 |
| X-4 134R | X-3C 130R | X-4 123RR | X-4 133R | X-4 135R | X-4 137R | X-4 136R | B 131R | X-4 138R | X-4 139R | |
| A 140C | A 142C | X-4A 141C | A 143C | B 145C | A 146C | B 147C | B 148C | A 149C | B 150C | 系统管理阶段 |
| B● 151C | A 154C | B 153C | A 155C | A 156C | B● 152C | A 157C | B 159C | B 158C | A 162C | |
| B 160C | X-5C 164C | B 161C | B 165C | B 168C | B 167C | B 172C | B 169C | A 176C | B 171C | 销售阶段 |
| B 174C | B 175C | B 173C | B 144CR | B 177C | B-1 180C | B 166C | B 163C | B-1 183C | D-1 184C | 生产承包阶段 |
| B-1 182C | D-1 170CR | D-1 185C | D-1 181C | A-1 178C | D-1 190C | D-1 188C | E-1 191C | D-1 186C | D-1 189C | |
| B-1 187C | F-1 194C | D-1 195C | F-1● 196C | B-1 179CR | D-1 193C | D-1 197C | D-1 200C | D-1 201C | D-1 202C | 继续研制阶段 |

● "侦察兵"运载火箭发生故障

"侦察兵"运载火箭研制各阶段生产的火箭

**"侦察兵"运载火箭的承包商及其承包项目**

| 承包商 | 承包项目 |
|---|---|
| 沃特公司(Vought Corp.) | "侦察兵"各子级及总体,发射塔架的制造 |
| 航空喷气通用公司(Aerojet-General Corp.) | 一子级英仙座Ⅰ B 发动机 |
| 联合工艺公司(United Technologies Corp.) | 一子级英仙座Ⅱ B 发动机,四子级牵牛星Ⅱ A 发动机 |
| 赫尔克里士公司(Hercules Inc.) | 三子级天蝎座Ⅰ B 发动机 |
| 锡奥科耳化学公司的亨茨维尔分公司(Thiokol Chemical Corp. Huntsville Div.) | 二子级卡斯托Ⅰ A 发动机 |
| 锡奥科耳化学公司的埃尔克顿分公司(Thiokol Chemical Corp. Elkton Div.) | 三子级天蝎座Ⅱ发动机,四子级牵牛星Ⅱ A(FW-4S)发动机改型 |
| 美国碳氢化合物公司、全球制造公司(American Hydrocarbon Corp. Intercontinental mfg. Co.) | 发动机壳体 |
| 赫尔克里士公司的阿里根尼弹道试验室火箭中心(Hercules Inc. Alleghang Ballistics Laboratory Rocket Center) | 四子级牵牛星Ⅰ发动机 |
| 欧文斯-科宁公司(Owens Corning Co.) | 玻璃纤维/环氧壳体 |
| TRW 公司(TRW Inc.) | 发动机喷管 |
| 通用电气公司(Genernal Electric Co.) | 喷管材料的热物理性能研究 |
| 马丁-玛丽埃塔公司(Martin Marietta Corp.) | 改进制导部件的研究 |
| 霍尼韦尔公司(Honenywell Inc.) | 制导系统和四子级旋转稳定系统 |
| 特里达因系统公司(Teledyne System Corp.) | 新的制导系统设计 |
| 沃尔特-基德公司(Walter Kidde Inc.) | 反作用控制系统 |
| 纽约气动制动装置公司(New York Air Brake Co.) | 液压作动系统 |
| 应用磁力学公司(Applied Magnetics Corp.) | 时间滞后记录器 |
| 塔马电子工业公司(Tamar Electronic Industries) | 加速器 |

**第 1～5 阶段的研制费用和生产费用**

| 阶　段 | 研制费用（万美元） | 生产费用（万美元） |
|---|---|---|
| 试制阶段 | 1561 | |
| 样机生产和试用阶段 | 1346.3 | 1871.7 |
| 反复鉴定阶段 | 5138.4 | 182.4 |
| 系统管理阶段 | 4551.2 | 1031.2 |
| 销售阶段 | 4147.8 | 2657.6 |

**第 4 和第 5 阶段二批“侦察兵”运载火箭生产成本(1978 财年美元币值)**

| 项　目 | 第 4 阶段 25 枚生产成本（万美元） | 第 5 阶段 15 枚生产成本（万美元） |
|---|---|---|
| 运载火箭 | 1933.1984 | 1083.0475 |
| 发动机 | 898.0605 | 620.6785 |
| 一子级 | 326.7929 | 231.5647 |
| 二子级 | 116.9104 | 169.0489 |
| 三子级 | 174.1651 | 115.0973 |
| 四子级 | 230.1919 | 104.9674 |
| 备用件 | 127.5231 | 68.7655 |
| 运输费 | 8.9945 | 13.2107 |
| 合计 | 2967.7766 | 1785.7023 |
| 每枚生产成本 | 118.0361 | 119.0468 |

“侦察兵”运载火箭的生产成本见表(以第 4 阶段 25 枚和第 5 阶段 15 枚为例)。

“侦察兵”运载火箭销售价格为 120.27～145.93 万美元,平均每枚价格为 124.2794 万美元(1978 财年美元币值)。“侦察兵”运载火箭商业发射费用为 800～900 万美元(1986 财年美元币值)。

“侦察兵”运载火箭可以垂直发射或者在与垂直方向成 20°夹角的范围内发射,共有弗吉尼亚州的沃洛普斯岛(Wallops Island)发射场、范登堡(Vandenberg)空军基地和赤道肯尼亚附近圣马科(San Marco)发射场等 3 个发射场可供选用。

用“侦察兵”运载火箭曾先后发射了美国的“探险者”(Explorer)轨道飞行器(OV)、电火箭试验卫星(SERT)以及许多军用有效载荷。此外,还为其它国家发射了许多航天器,其中有英国的“羚羊”(Ariel)、法国的“法兰西 1”号(FR-1)和意大利的“圣马科”(San Marco)等。

# 侦察兵 X 系列
# (THE SCOUT X FAMILY)

该子系列共有 X、X-1、X-1A、X-2、X-2B、X-2M、X-3、X-3A、X-3C、X-3M、X-4、X-4A、X-5C 等 13 种型号。从 1960 年始,X-1 和 X-2 进行 9 次飞行试验。1962 年美国 NASA 宣布该火箭飞行试验结束,正式投入使用。到 1968 年 4 月 27 日用 X-5C 发射再入试验飞行器为止,共发射 40 次。系列中,除 X-3C 和 X-5C 外,均为四级固体运载火箭。除发动机外,其总体布局、各子级结构和分系统基本相同。下面以 X-1 中第 1 枚飞行试验运载火箭“侦察兵 ST-1”为例加以说明,其它型号中所用的发动机性能请参看“侦察兵系列”运载火箭发动机性能总表。

## “侦察兵系列”运载火箭

| 型号 \ 子级 | | 一子级(英仙座) | | | | 二子级(卡斯托) | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | ⅠB | ⅠB | ⅡA | Ⅱ | ⅠA | ⅡA | ⅠA | Ⅰ |
| 发动机外形和性能 | 总长 mm | 9083 | 9083 | | 9118.6 | 6248.4 | 5940 | 2912.8 | 2890.5 |
| | 直径 mm | 1016 | 1016 | | 1143 | 787.4 | 790 | 763.3 | 774.7 |
| | 总质量 kg | 10276 | 10782.5 | 14181 | 14164.8 | 4022.9 | 4429±7 | 1037.4 | 1261.2 |
| | 消耗质量 kg | 8751.3 | 9695.2 | 12827 | | 3383.2 | 3757±8 | 956.6 | 1172.2 |
| | 推进剂质量 kg | 8626 | 9597.1 | 12706 | 12666 | 3323.7 | 3732±7 | 916.96 | 1160.8 |
| | 真空总冲 N·s | 19144542 | 24364102.2 | | 32055977.5 | 8904438 | 10276849 | 2377838 | 3203372 |
| | 真空比冲 N·s/kg | | 2538.9 | 2545.8 | | 2679.2 | 2764.5 | | 2759.6 |
| | 地面比冲 N·s/kg | | 2194.7 | 2248.7 | 2422.2 | | | | |
| | 平均工作压力 MPa | | 3.78 | 3.47 | | 3.5 | 4.47 | | 2.24 |
| | 最大预期工作压力 MPa | | 4.03 | 6.69 | 6.69 | 4.69 | 5.51 | | 2.41 |
| | 平均真空推力 kN | | 453.1 | 437.7 | | 280.7 | 274.7 | | 91.7 |
| | 最大真空推力 kN | | 487.6 | | 667.2 | 333.6 | | 62.8 | 98.6 |
| | 最长工作时间 s | 41.29 | 80.0 | 72.3 | 73 | 39.9 | 39 | 39.7 | 34.9 |
| | 平均工作时间 s | 26.06 | 45.7 | 56.7 | 58 | 27.57 | 35.9 | 36.8 | 34.0 |
| | 装填密度 % | | | | 93 | 86 | | | |
| | 质量比 | 0.839 | 0.891 | 0.896 | 0.895 | 0.827 | 0.843 | 0.912 | 0.92 |
| 燃烧室 | 壳体材料 | 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | SAE 4130 钢 | AISI 4130 钢 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 |
| | 长度 mm | 7950.7 | 8087.4 | | 8077.2 | 4686.3 | | 1545.7 | 1933.2 |
| | 壁厚 mm | | 2.84 | | 1.06 | 2.79 | | 2.54 | 3.56 |
| | 绝热层材料 | | 石棉填充的橡胶 | | 二氧化硅、石棉填充的丁腈橡胶 | | | | 石棉填充的丁苯橡胶 |
| | 喷管材料 | 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | AISI 4130 钢 | | 复合材料 |
| 喷管 | 喉衬 | 石墨 | RVA 石墨 | 石墨酚醛 | 石墨酚醛 | CS-312 石墨 | ATJ 石墨(瓷环氧包复) | ATJ 石墨 | ATJ 石墨 |
| | 收敛段 | | 硅酚醛 | 硅酚醛 碳酚醛 | 硅酚醛 碳酚醛 | 玻璃纤维酚醛 | 玻璃纤维酚醛石棉酚醛 | | 石棉酚醛 |
| | 扩散段 | | 硅酚醛 | 硅酚醛 | 硅酚醛 | 陶瓷镍铬合金 | 硅酚醛 | | |
| | 扩散锥半角 | | 17° | 17° | 17°. | 21°40′ | 22°37′ | | 15° |
| | 喉径 mm | | 304 | 318.8 | | 247.7 | 211 | | 171.5 |
| | 出口直径 mm | 856 | 819 | 847.8 | | 979.6 | 969 | 744.9 | 717.4 |
| | 膨胀比 | | 7.25 | 7.07 | 6.5 | 15.6 | 21.21 | | 17.5 |

**发动机性能总表**

| 三子级(天蝎座) | | | | 四子级(牵牛星) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ⅠA | ⅠB | ⅡA | Ⅱ | ⅠA | ⅠC | ⅠA | ⅡA(FWS) | ⅡA | ⅡA |
| 3040 | 2720 | | 2870.2 | 1501 | 1505 | | 1690 | 1830 | |
| 760 | 790 | 769 | 769 | 457.2 | 458.2 | | 520 | 508 | |
| 1278±12 | 1270±12 | 1362.9 | 1393.4 | 233.6 | 261.5 | 261.95 | 301.5 | 301 | 316.0 |
| 1175 | 1170 | 1263.5 | 1312.2 | 210.9 | 228.6 | 231.54 | 277.4 | 275 | 287.9 |
| $1162^{+11}_{-7}$ | $1163^{+11}_{-7}$ | 1256.2 | 1286.4 | 206.8 | 227.9 | 229.3 | 275.1 | 273 | 286.5 |
| | 3255563 | 3651877 | 3725448 | 517777 | 623311 | | | | 823527 |
| 2757.6 | 2794.4 | 2894.9 | 2892.9 | | 2757.6 | 2736.1 | 2786.1 | 2826.3 | 2874.7 |
| | | | | | | | | | |
| 2.32 | 3.61 | | 4.98 | | 2.59 | 3.1 | 4.61 | 4.83 | |
| 2.86 | 4.75 | | 5.65 | | 3.12 | 3.34 | 5.92 | 5.92 | |
| 95.99 | 126.84 | | | 13.7 | 25.8 | 29.1 | 26.1 | 25.9 | |
| | | | 89.3 | | 29.8 | | | | |
| 33.7±4.2 | 28.9 | 33.1 | | 41.40 | | 22.2 | 31.5 | 31 | |
| 32.8 | 26.0±3.3 | | 46.6 | 38.5 | 22 | 21.2 | 28.9 | 27.9 | |
| | | | | | | | | | |
| 0.909 | 0.916 | 0.922 | 0.923 | 0.885 | 0.87 | 0.875 | 0.913 | 0.907 | 0.907 |
| 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 凯夫隆纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 | 玻璃纤维环氧 |
| | | | 1892.3 | | 1087.6 | | | | |
| | | | 5.13 | 1.4 | | | 2 | | |
| | | | 硅填充的EPDM | 石棉填充的丁腈橡胶 | | | 硅充填的丁腈橡胶 | | |
| 复合材料 | 复合材料 | | 钛合金 | | 复合材料 | 复合材料 | 复合材料 | 钼钢 | |
| ATJ石墨 | 石墨酚醛 | | 4维碳/碳 | | 石墨 | ATJ石墨 | G石墨 | G-90石墨 | |
| 石棉酚醛 | 石墨酚醛 | | 碳酚醛 | | | 石棉酚醛 | 碳酚醛 | 碳酚醛 | |
| 石棉酚醛硅酚醛 | | | | | | 石墨酚醛硅酚醛 | 石墨酚醛硅酚醛 | 石墨酚醛硅酚醛 | |
| 18° | 15°25′ | | | | 18° | 18° | 26° | | |
| 169 | 150 | | 91.62 | | 81.69 | 80 | 59 | 59.2 | 50 |
| 717 | 723 | | 735.84 | 432 | 408.5 | 402 | 421 | 429.8 | |
| 17.91 | 23.23 | | 64.5 | | 25 | 25 | 50.37 | 52.71 | |

| | 子级 / 型号 | 一子级(英仙座) | | | | 二子级(卡斯托) | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | ⅠB | ⅠB | ⅡA | Ⅱ | ⅠA | ⅠA | ⅠA | Ⅰ |
| 点火系统 | 点火器类型 | Alclo 型 | Alcojet 型 | 火箭式 | 火箭式 | 火箭式 | 火箭式 | 火箭式 | 火箭式 |
| | 主装药 | | 烟火药 | | | TP-E8085 推进剂 | | | |
| | 主装药质量　kg | | 2030 | | | 1.36 | | | 3.629 |
| | 引火药 | 黑火药 | | | | 烟火药 | | 硼硝酸钾 | 硼硝酸钾 |
| | 引火药质量　g | | | | | | | | 25 |
| | 电爆管类型 | | Holex 型 3184A 电爆管 | | | M-1251 型电爆管 | | | SD55A3 型电爆管 |
| | 电爆管数目 | | 2 | | | 2 | | | |
| 推进剂药柱 | 配方名称 | | ANP-2872 | UTP-3096C | UTP-3096C | TP-H8038 | TP-H7036 | | |
| | 推进剂类型 | PU 加铝粉和过氯酸铵 | PU 20% AP61% Al 19% | PBAN AP Al 17% | PBAN AP Al 17% | PBAN15% AP71% Al 14% | CTPB20% AP60% Al 20% | CDB (复合双基) | CMDB (复合改性双基) |
| | 密度　$g/cm^3$ | | 1.736 | 1.755 | 1.755 | 1.705 | | | 1.76 |
| | 燃速　mm/s | | 5.36 | 5.99 | 5.99 | 6.2 | | | 7.62 |
| | 药柱芯孔形状 | | 四棱星形 | 四棱星形 | 四棱星形 | 五角星形 | 带两个环向开槽的圆柱形 | | 间隔 60°、12°径向开 4 个槽的圆柱形 |
| 燃烧室燃气特性 | 比热比 | | 1.18 | 1.18 | 1.18 | 1.51 | | | 1.18 |
| | 定压比热容　J/(kg·K) | | | 1838 | 582 | | | | |
| | 分子量 | | | 20.11 | 20.11 | | | | |
| | 特征速度　m/s | | 1550 | 1537 | 1537 | 1601 | | | 1616 |
| | 火焰温度　K | | | 3366 | 3066 | | | | |

| 三子级(天蝎座) | | | | 四子级(牵牛星) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ⅠA | ⅠB | ⅡA | Ⅱ | ⅠA | ⅠC | ⅠA | ⅡA(FWS) | ⅡA | ⅡA |
| 火箭式 | 火箭式 | | TE-P-7<br>61 火箭式 | | 火箭式 | | | | |
| | | | TP-H<br>-3062 | | | | | | |
| | | | 0.55 | | 0.907 | | | | |
| | | | 硼粒状药 | | 硼硝酸钾 | | | | |
| | | | 19 | | 10 | | | | |
| | | | SBASI 型<br>电爆管 | | SD6AO 型<br>电爆管 | | | | |
| | | | 2 | | 2 | | | | |
| CY Ⅰ-75 | CY Ⅰ-75 | | TP-H<br>-3340 | | CY Ⅰ-75 | CY Ⅰ-75 | UTP-<br>3096A | TP-H<br>3062M | |
| 含 Al<br>20.5%<br>的 CMDB | 含 Al<br>20.5%的<br>CMDB | XLDB<br>(交联双<br>基) | HTPB11%<br>AP71%<br>Al 18% | | CMDB | CMDB | PBAN<br>AP<br>Al | CTPB14%<br>AP70%<br>Al 16% | HTPB<br>(端羟基聚<br>丁二烯) |
| | | | | | 1.738 | | | | |
| | | | | | 7.26 | | | | |
| 前端圆柱<br>后端四翼<br>的翼柱形 | 前端圆柱<br>后端四翼<br>的翼柱形 | | 带一个环向<br>开槽(后端)<br>的圆柱形 | | 后端径向<br>开槽(4 深 8<br>浅)12 个的<br>圆柱形 | 后端径向<br>开槽(4 深 6<br>浅)10 个的<br>圆柱形 | 前端带一个<br>环向开槽<br>的圆柱形 | 前端带一个<br>环向开槽<br>的圆柱形 | |
| 1.15 | 1.15 | | | | 1.18 | 1.13 | 1.18 | 1.16 | |
| 1780 | 1780 | | | | | 1780 | 1838 | 992 | |
| 19.3 | 19.3 | | | | | 19.3 | 20.11 | 28.98 | |
| 1618 | 1618 | | | | 1616 | 1618 | 1535 | 1580 | |
| 3086 | 3138 | | | | | 3802 | 3366 | 3320 | |

# 侦察兵 X（SCOUT X）

“侦察兵 X”是初期研制的四级模拟试验火箭。一子级采用航空喷气公司生产的英仙座 1A 发动机，代号为 Aerojet Senior 或 XM 68。二子级是模拟件。三子级采用天蝎座 1A 发动机，代号为 X-248 或 XM 69。四子级也是模拟件。此种火箭主要用于地面模拟试验。

# 侦察兵 X-1（SCOUT X-1）

“侦察兵 X-1”是 X 系列火箭中的第 1 种型号，主要用于飞行试验。该火箭于 1960 年 7 月 1 日进行首次飞行后又连续进行了 7 次飞行试验。1962 年春，“侦察兵 X-1”正式投入使用。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞质量 | 20t |
| 全长 | 21.76m | 起飞推力 | 444.92kN |
| 箭体最大直径 | 1.016m | 推重比 | 2.27 |
| 翼展 | 2.84m | 近地轨道运载能力 | 60kg |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.083m | 地面总推力 | 444.92kN |
| 直径 | 1.016m | 地面总冲 | 18127060N·s |
| 发动机质量 | 10.276t | 真空总冲 | 19144542N·s |
| 结构质量 | 1.65t | 平均工作时间 | 26.06s |
| 推进剂质量 | 8.626t | 最长工作时间 | 41.29s |
| 发动机 | 英仙座 I B | | |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.2484m | 平均真空推力 | 280.7kN |
| 直径 | 0.7874m | 最大真空推力 | 333.6kN |
| 发动机质量 | 4.0229t | 真空总冲 | 8904438N·s |
| 结构质量 | 0.6992t | 平均工作时间 | 27.57s |
| 推进剂质量 | 3.3237t | 最长工作时间 | 39.9s |
| 发动机 | 卡斯托 1A | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.9128m | 发动机 | 天蝎座 1A |
| 直径 | 0.7633m | 最大真空推力 | 62.8kN |
| 发动机质量 | 1.0374t | 真空总冲 | 2377838N·s |
| 结构质量 | 0.12044t | 平均工作时间 | 36.8s |
| 推进剂质量 | 0.91696t | 最长工作时间 | 39.7s |

### 四 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.501m | 发动机 | 牵牛星 |
| 直径 | 0.4572m | 平均真空推力 | 13.7kN |
| 发动机质量 | 0.2336t | 真空总冲 | 517777N·s |
| 结构质量 | 0.0268t | 平均工作时间 | 38.5s |
| 推进剂质量 | 0.2068t | 最长工作时间 | 41.4s |

## 总 体 布 局

"侦察兵 X-1"第 1 发飞行试验火箭 ST-1 的全长为 21.76m,起飞质量为 20t。火箭由一、二、三、四子级、尾段、3 个过渡段和有效载荷整流罩等组成。一、二子级采用热分离系统,三、四子级采用冷分离系统。各子级控制系统都分布在各自子级上。运载火箭的制导系统安装在三子级上(见图)。

一子级由尾段 A、英仙座 1B、过渡段 B 下段等组成。尾段 A 上装有 4 个三角形尾翼和 4 个燃气舵。尾翼高为 0.91m。尾段内装有液压伺服系统、一子级遥测设备和天线。在过渡段 B 下段内装有自毁装置。

二子级由过渡段 B 上段、卡斯托 1A 发动机和过渡段 C 下段等组成。过渡段 B 上段内装有二子级反作用控制喷管以及系统的过氧化氢和氮气贮瓶。过渡段 C 下段内装有自毁装置。

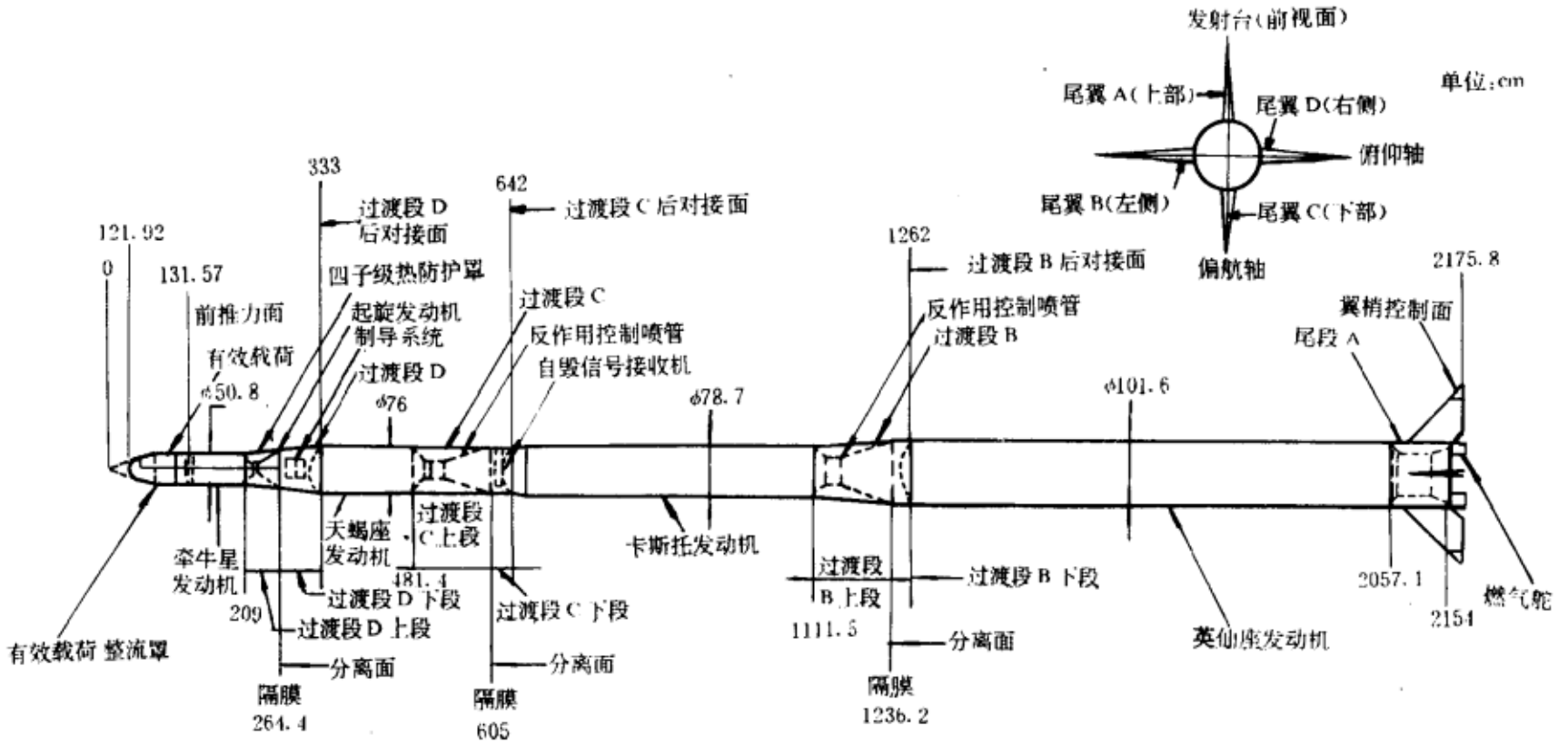
三子级由过渡段 C 上段、天蝎座 1A 发动机和过渡段 D 下段等组成。过渡段 C 上段内装有三子级反作用控制喷管以及系统的过氧化氢和氮气贮瓶,自毁点火电源,自毁指令接收机。过渡段 D 下段内装有跟踪信标机、制导系统和遥测装置。

四子级由过渡段 D 上段、旋转平台、冷分离系统、牵牛星 1A 发动机、四子级热防护罩和有效载荷整流罩等组成。

## 箭 体 结 构

火箭采用硬壳式结构。箭体结构由下到上为尾段、3 个级间过渡段(过渡段 B、过渡段 C 和过渡段 D)和有效载荷整流罩。4 个子级固体火箭发动机靠 3 个级间过渡段连接在一起。三、四子级和有效载荷组件外面都设有热防护罩。

尾段 A 由钢和铝合金制半壳式壳段和喷管出口堵盖组成。壳段与英仙座发动机后端框相螺接,尾段 A 装有 4 个由钢质蒙皮、翼肋、翼梁组成的三角形尾翼。尾翼沿壳段正交安装。在每




"侦察兵 X 1"(ST 1)运载火箭

个尾翼的控制轴两端装有尾翼翼梢和燃气舵,控制轴由制导系统指令液压作动。为防止被发动机燃气流喷射,轴承装有喷涂烧蚀材料的钢质防护板。

位于一、二子级发动机之间的过渡段 B 为火箭主要承载组件,由上、下两个硬壳式结构段组成。下段为钢质硬壳式结构,两端装有钢质连接框,其前连接框为卡斯托发动机与部段的分离面,该处装有铝金属隔膜。上段由内部用铝合金框加强的两个多层玻璃纤维半壳组成。

过渡段 C 也是硬壳式构件,由多层玻璃纤维壳体支承全部结构载荷。

过渡段 D 由在旋转平台铝金属隔膜处对接的两段构件组成。下端是一个由大梁和端框支承的钢质构件。前端框作为旋转轴承和铝金属隔膜的支撑结构。上段为镁合金构件,由它向牵牛星 1A 发动机传送旋转轴承组件的载荷。

有效载荷组件包括有效载荷对接件、有效载荷测试设备和遥测装置。有效载荷对接件是一种铝合金构件。它与牵牛星 1A 发动机的前端框相接。多层玻璃纤维盖板用来保护测试设备和遥测装置。

三子级天蝎座 1A 发动机采用由多层玻璃纤维半壳组成的气动加热防护罩。三子级发动机点火时,由安装在二子级卡斯托 1A 发动机上的牵索将热防护罩拉离三子级。

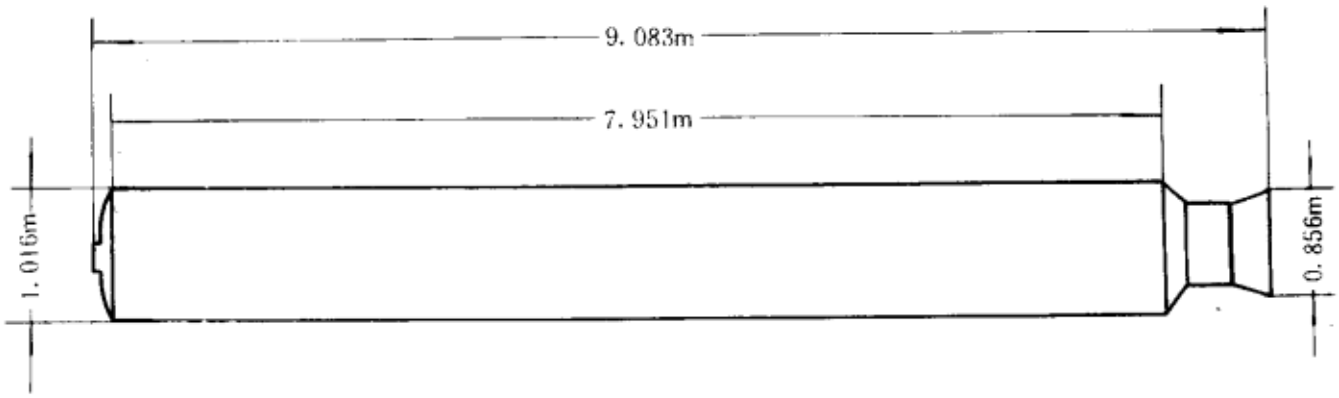
四子级采用不锈钢热防护罩。此构件从有效载荷对接件后端一直延伸到过渡段 D 的旋转轴承处。热防护罩由两个用弹簧加载凸轮锁合机构连接的构件组成。锁合机构开锁,热防护罩被弹离箭体。

有效载荷整流罩为多层玻璃纤维结构,它的两个半壳与有效载荷对接件通过剪切销连接。组件由装在有效载荷组件上端的冲击式作动器分离。

## 推 进 系 统

### 一子级发动机

一子级采用英仙座 1B 发动机,其外形和尺寸见图。英仙座 1B 发动机为 40KS100000 发动机的改型,由航空喷气公司研制。发动机的地面推力为 445kN,平均工作时间为 26.06s,最长工作时间为 41.29s。发动机采用全金属固定喷管、石墨喉衬、不锈钢燃烧室壳体。

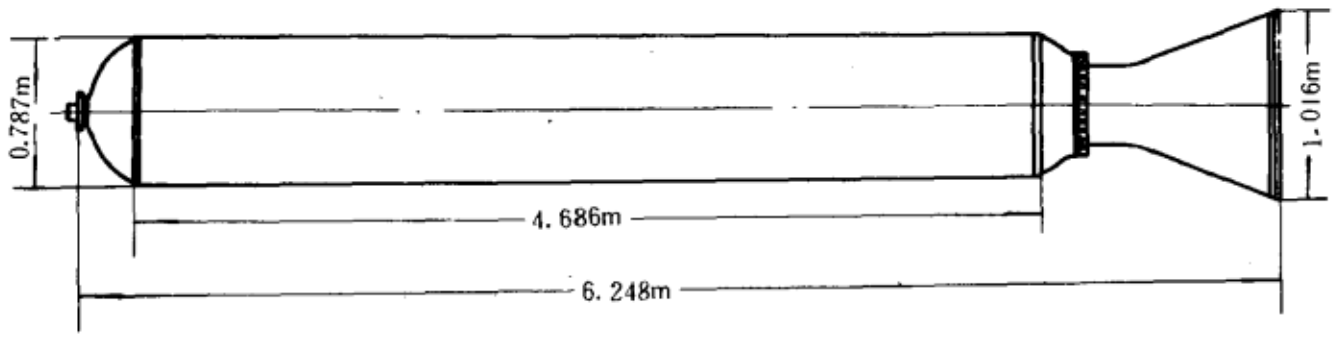



英仙座 1B 发动机

### 二子级发动机

二子级采用卡斯托 1A 发动机。其外形和尺寸见图。发动机由锡奥科尔化学公司研制。发动机的平均真空推力为 280.7kN,最大真空推力为 333.6kN,平均工作时间为27.57s,最长工

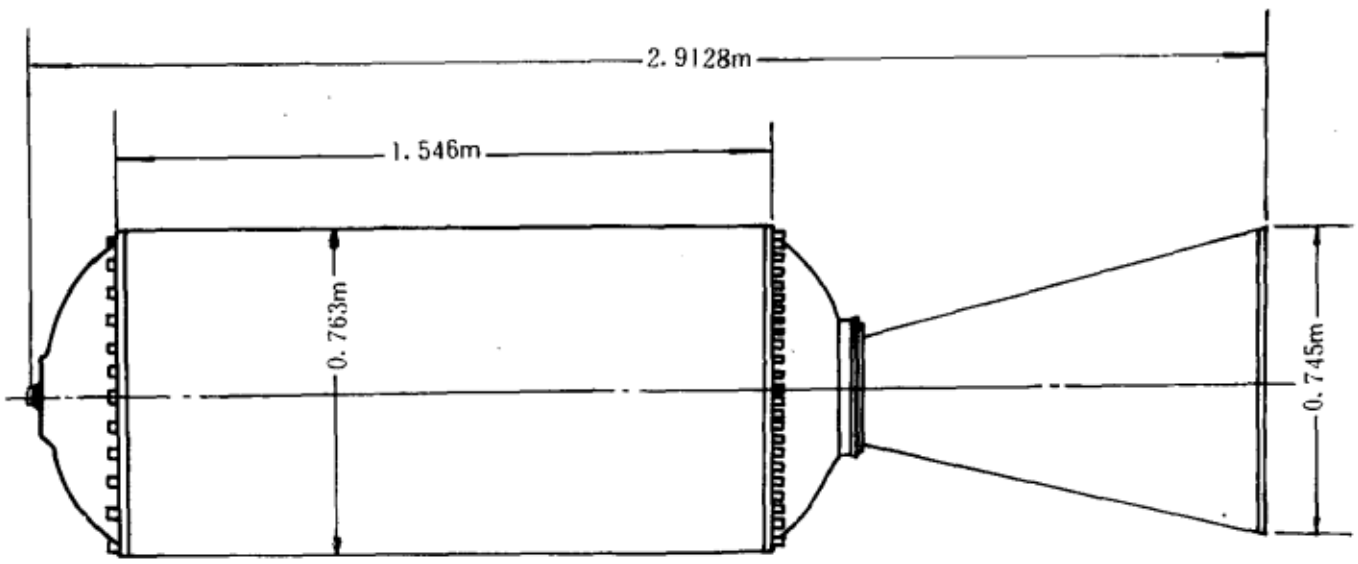
作时间为 39.9s。发动机壳体由 AISI4130 钢板辊压焊接而成，壁厚 2.79mm。前、后封头绝热层均为石棉粉充填的聚硫/环氧树脂层。绝热层成型后用刮模贴到壳体上，待固化后再贴两层包覆层。第一层用聚硫橡胶，第二层用聚丁乙烯丙烯酸聚合物。两层间用环氧树脂粘接。发动机采用固定喷管，用 AISI4130 钢机加工而成。喉衬为 CS-312 石墨机加工件。喷管收敛段采用玻璃纤维酚醛材料，扩散段采用镍铬合金钢并覆盖有 Rockide 陶瓷，扩散段半角为 21°40′。推进剂密度为 1.705kg/cm³，含 PBAN15%，含 AP71%，含铝粉 14%。药柱芯孔呈五角星形，推进剂燃速为 6.2mm/s。




卡斯托 1A 发动机

## 三子级发动机

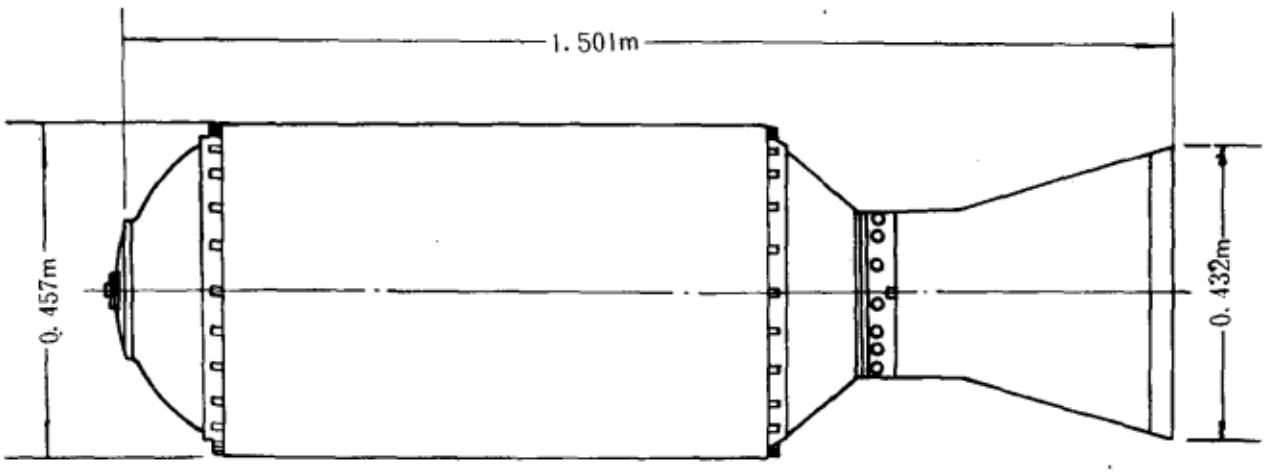
三子级采用天蝎座 1A 发动机。其外形和尺寸如图所示。发动机由赫尔克里士公司研制，代号为 X-254。发动机的最大真空推力为 62.8kN，平均工作时间为 36.8s，最长工作时间为 39.7s，其燃烧室采用玻璃纤维缠绕增强的环氧树脂结构件并和前、后两个高强度铝合金加强框整体缠绕在一起，壳体壁厚为 2.54mm。为了提高强度-质量比，燃烧室壳体的两个封头都做成椭球形。前端框作为谐振抑制器和点火器的支座，而后端框作为喷管连接件。发动机采用 ATJ 石墨喉衬。




天蝎座 1A 发动机

## 四子级发动机

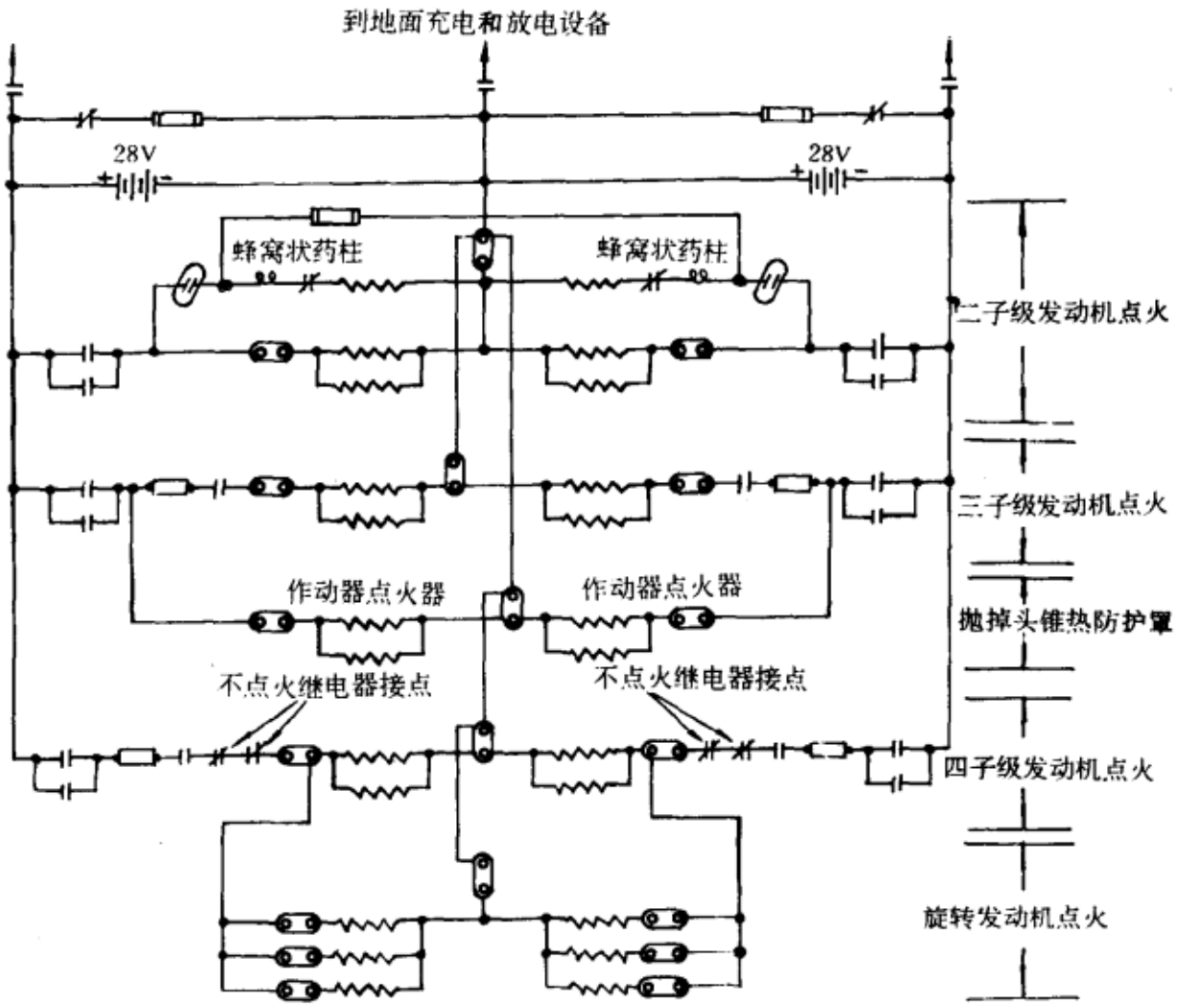
四子级发动机采用“先锋”号运载火箭三子级的牵牛星 1A 发动机，代号为 X-248。发动机的真空推力为 13.7kN，平均工作时间为 38.5s，最长工作时间为 41.4s。其燃烧室采用玻璃纤维缠绕增强的环氧树脂结构件。壳体壁厚为 1.4mm。前、后两个封头做成半球形。




牵牛星 1A 发动机

## 点火系统

X-1(ST-1)运载火箭的点火系统为双冗余结构。点火系统由两个提供点火电源的 37V 电

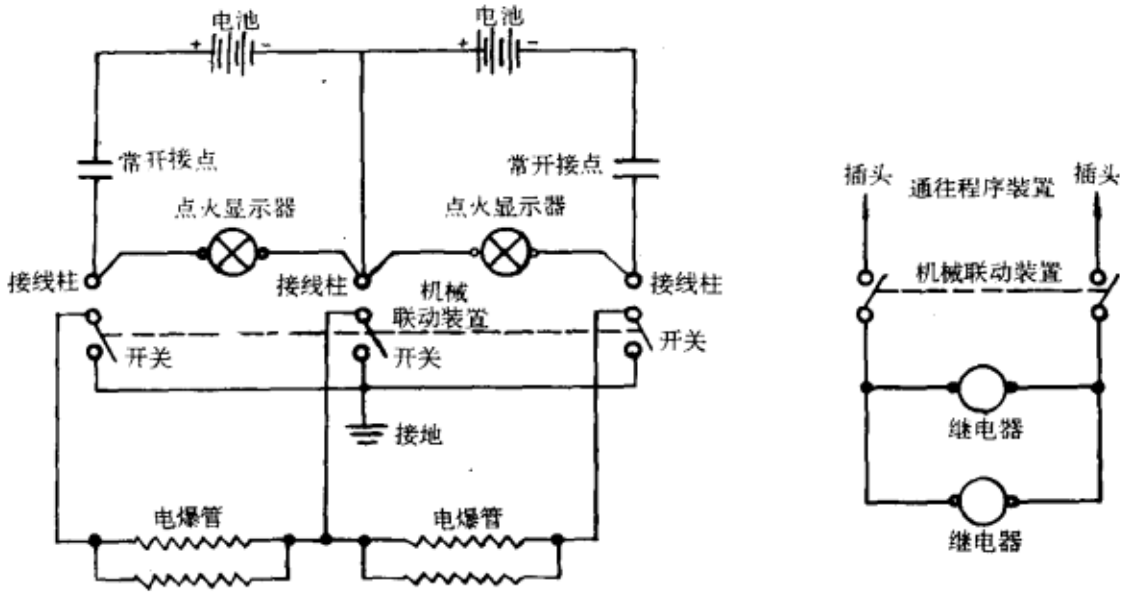



X-1(ST-1)箭上点火系统

池组和一个程序装置定时器组成。由于定时器触点功率不足，系统中还设置了一个电爆管继电器。

点火电路中安装有联锁装置，确保起飞前定时器发生故障时电路不工作。在起飞时，电爆管开关联入此电路中以便由定时器发出点火信号。

一子级发动机的点火器是一个装有 Alclo 雷管和黑火药的双管式组件。它设有 4 个电爆管，电路两边各并联两个，以确保每个雷管由两个电爆管引爆。




一子级点火系统

二子级发动机采用备有引爆管的标准高温点火器。发动机装有一个压力开关，在起飞前锁定在断路位置。二子级发动机建压后释放锁销。二子级发动机压力消失时，压力开关闭合，允许三、四子级点火。

三子级发动机的点火系统和热防护罩的弹射机构并联。点火器由装有硼钾硝酸盐炸药的雷管组成。它由四个 1.3s 延时电爆管引爆，以便在三子级发动机点火前抛掉热防护罩。

四子级发动机的点火系统和旋转发动机并联。点火器由装有硼钾硝酸盐炸药的双管式组件和推进剂引爆条组成。这些推进剂引爆条由四个 1.8s 延时电爆管点火。1.8s 的延时能确保旋转发动机在四子级发动机点火之前产生姿态稳定所需的旋转速率。

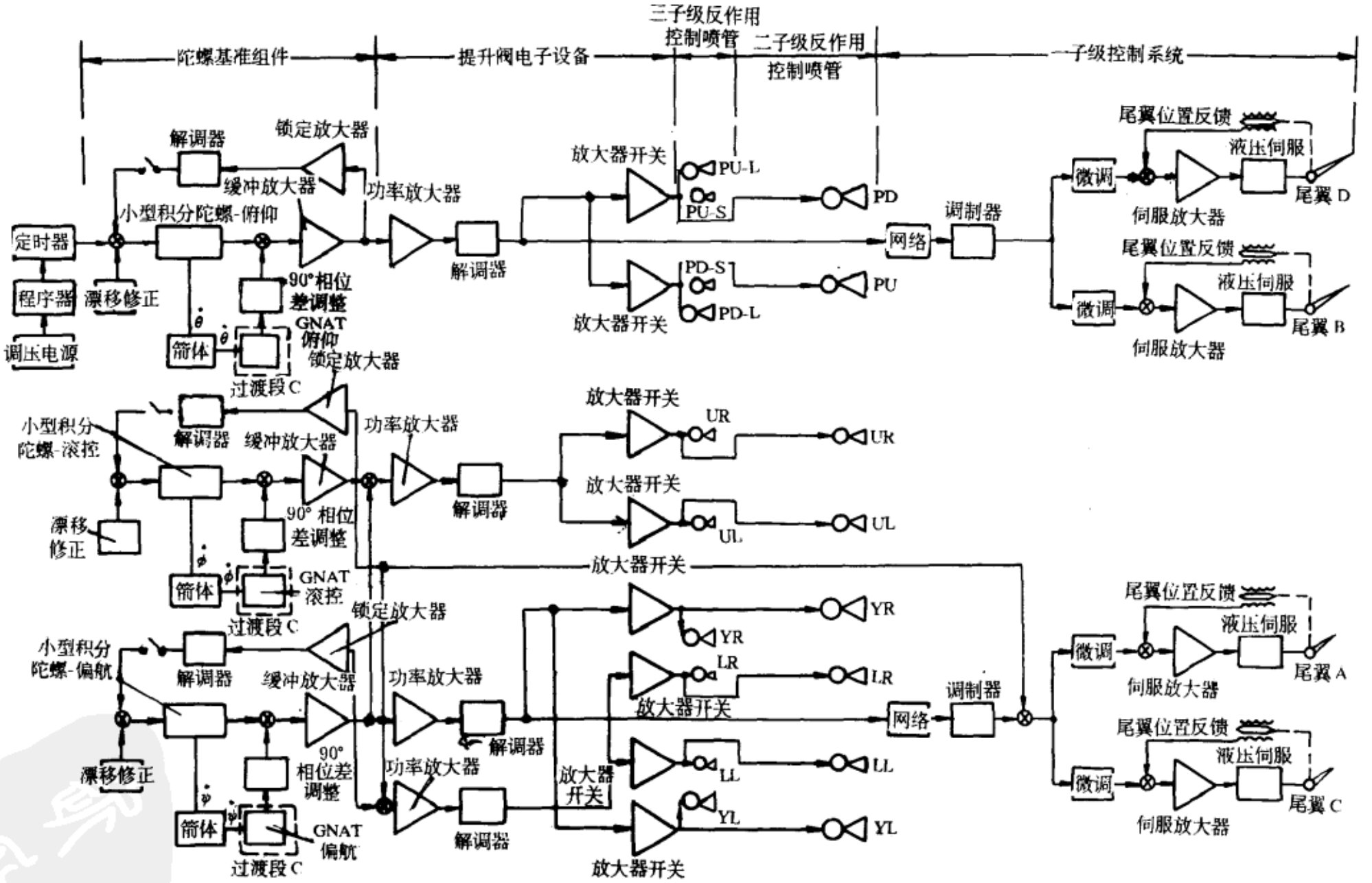
点火系统和自毁系统是 2 个各自独立的双冗余系统。为可靠起见，两者均采用三线串-并联电路，其中一条电路对 2 个双冗余系统中的一套装置是公用的。

## 制导和控制系统

X-1(ST-1)的制导和控制系统由捷联式惯性基准组件(IRI)和姿态与速率控制系统(AVC)组成。系统的组成和功能见图。

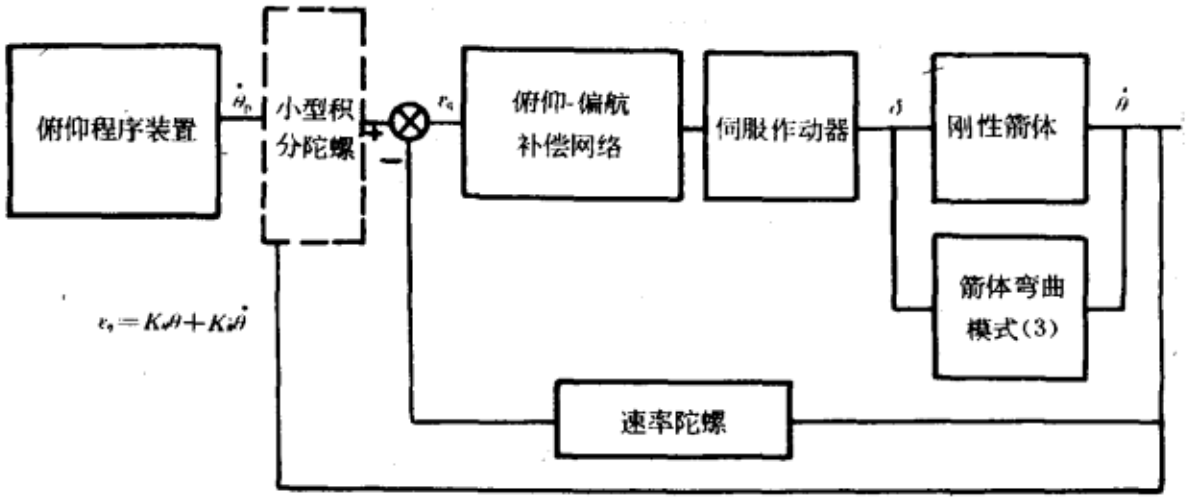
制导和控制系统的作用是在火箭前三子级发动机工作期间使火箭纵轴保持在程序规定的俯仰和偏航姿态的±2°范围内，并使三、四子级的纵轴与程序角一致，允许偏差范围为 0.5°。

捷联式惯性基准组件由偏航、俯仰和滚动位置陀螺、速率陀螺和电子装置组成。组件安装在三子级过渡段 D 上，用以提供相对于初始发射坐标的偏航与滚动偏差信息、俯仰程序的偏差信息，一、二、三子级及热防护罩的分离信息。

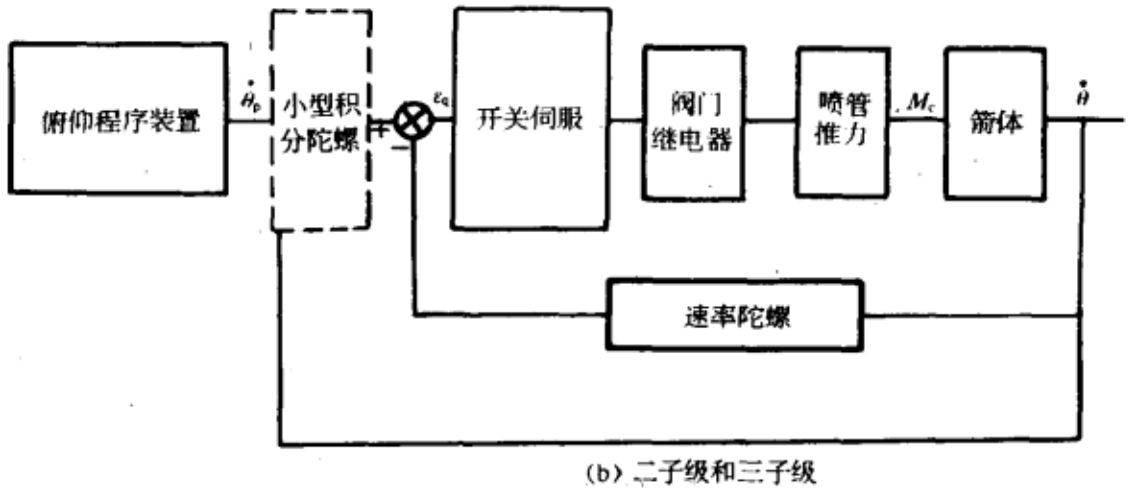



ST-1 的制导和控制系统原理图

PU-L—俯仰向上(左侧);YL-偏航(向左);YR-偏航(向右);LL-滚转(下左);LR-滚转(下右);UR-滚转(上右);UL-滚转(上左);PU-俯仰(向上);PD-俯仰(向下);PD-L-俯仰向下(左侧);PD-S 俯仰向下(右侧);PU-S 俯仰向上(右侧)。

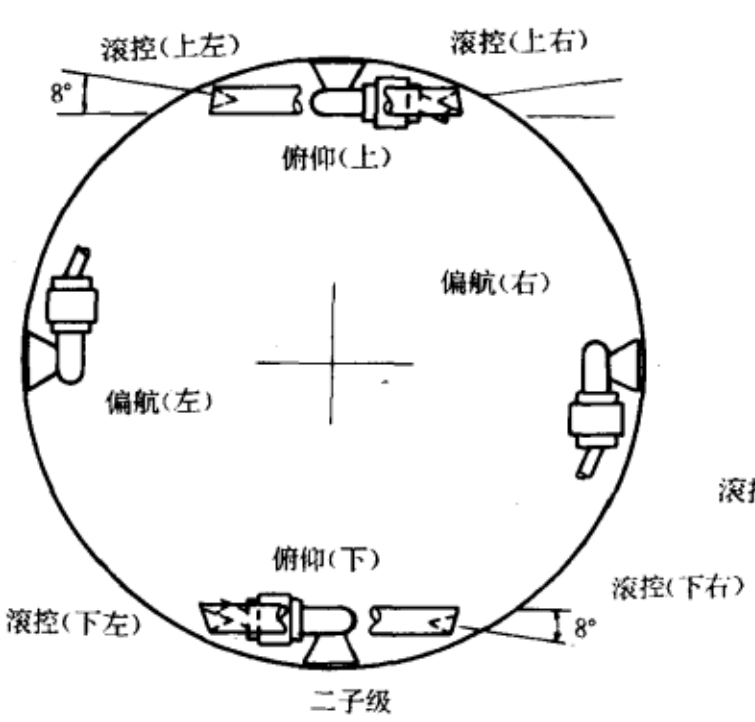


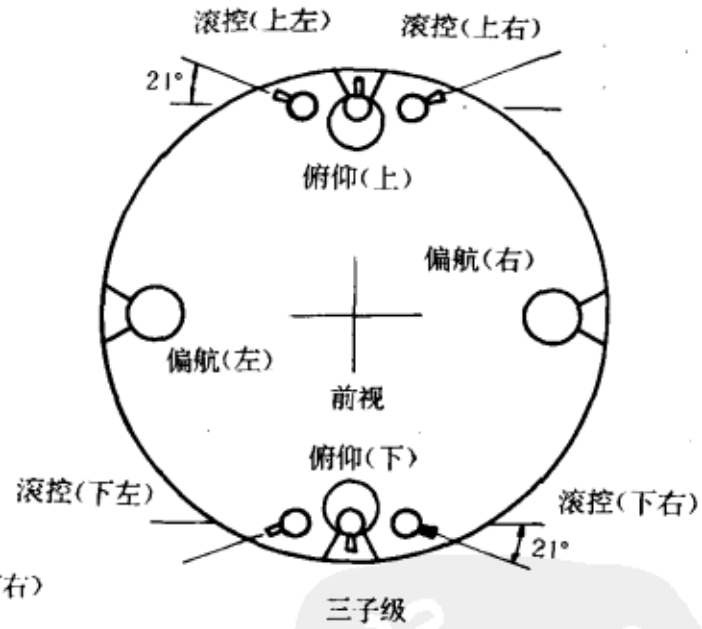

(a) 一子级



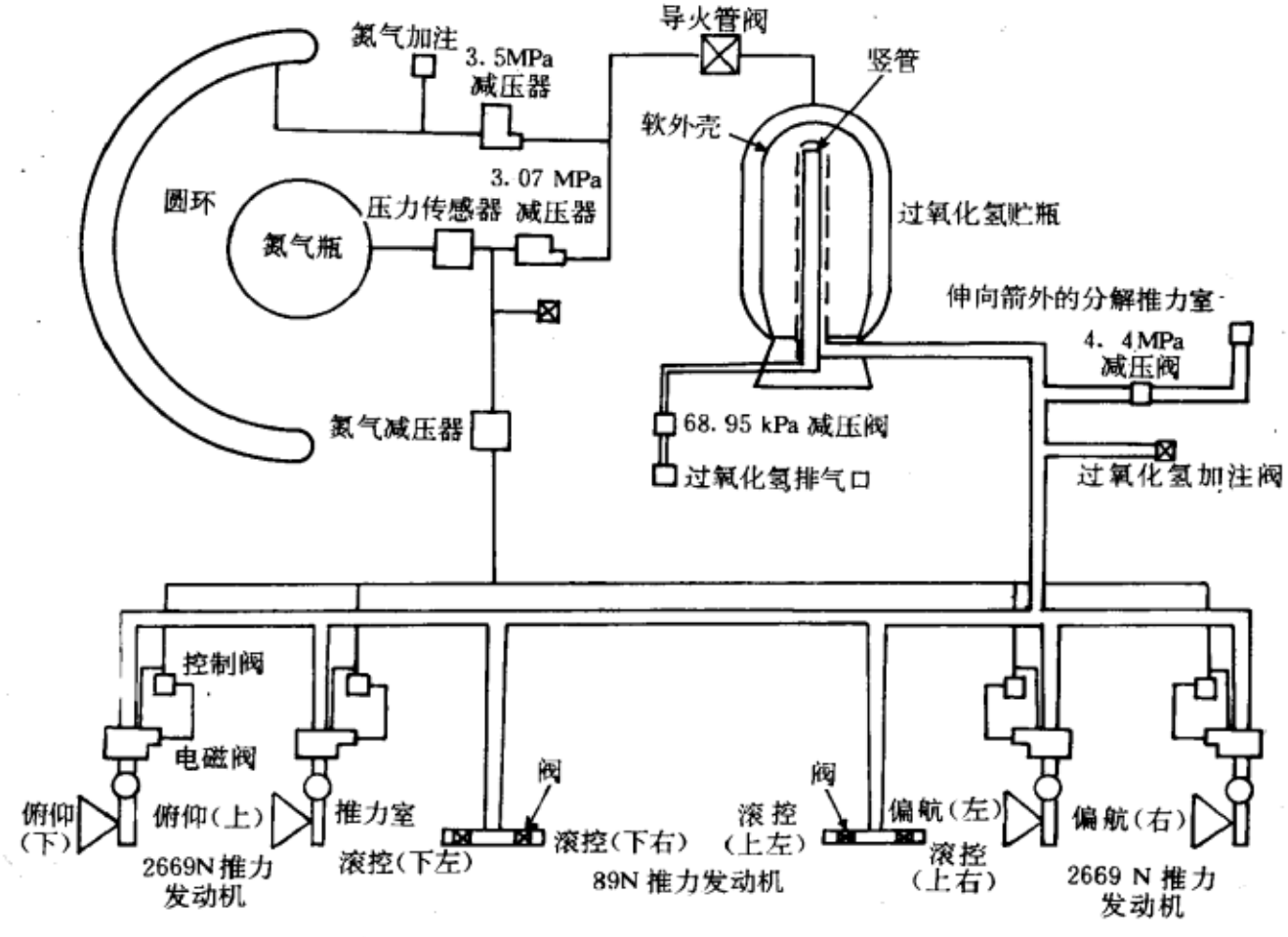

(b) 二子级和三子级

ST-1 的制导和控制系统框图

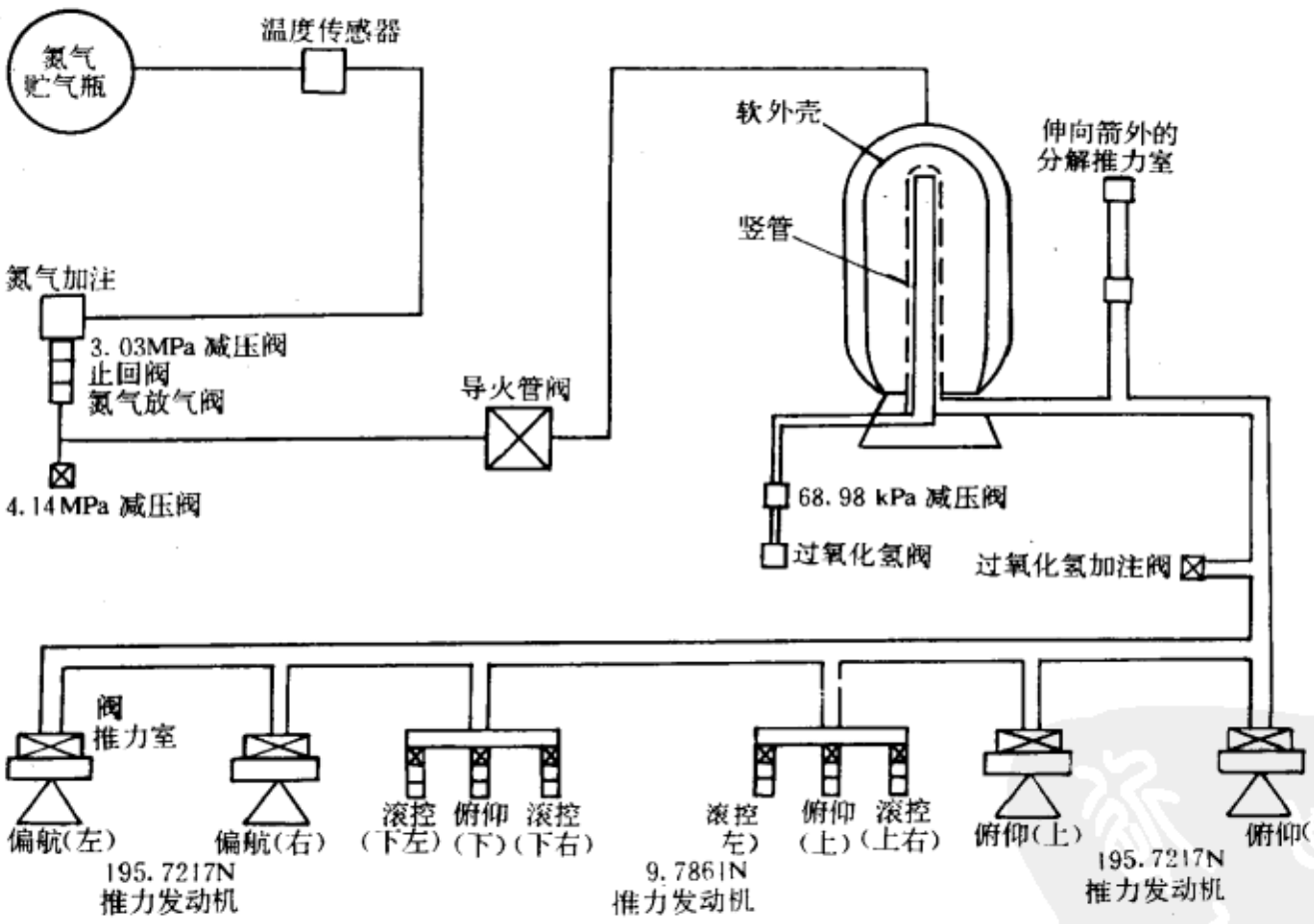



二、三子级的过氧化氢反作用控制系统




二子级过氧化氢反作用控制喷管及其管路连接



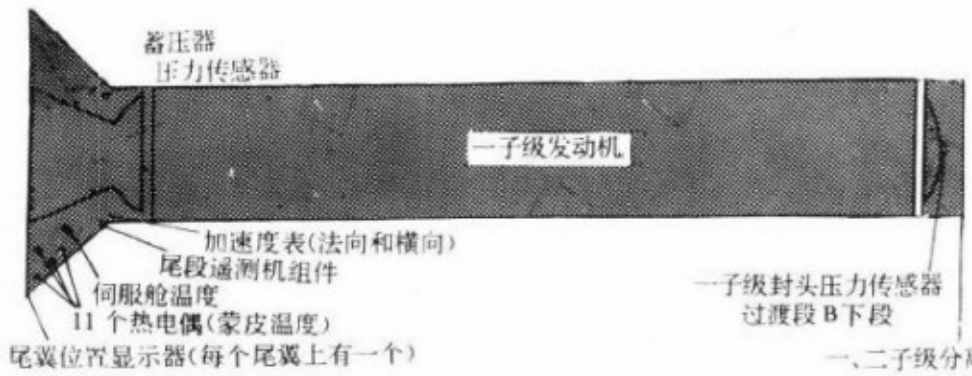

三子级过氧化氢反作用控制喷管及其管路连接

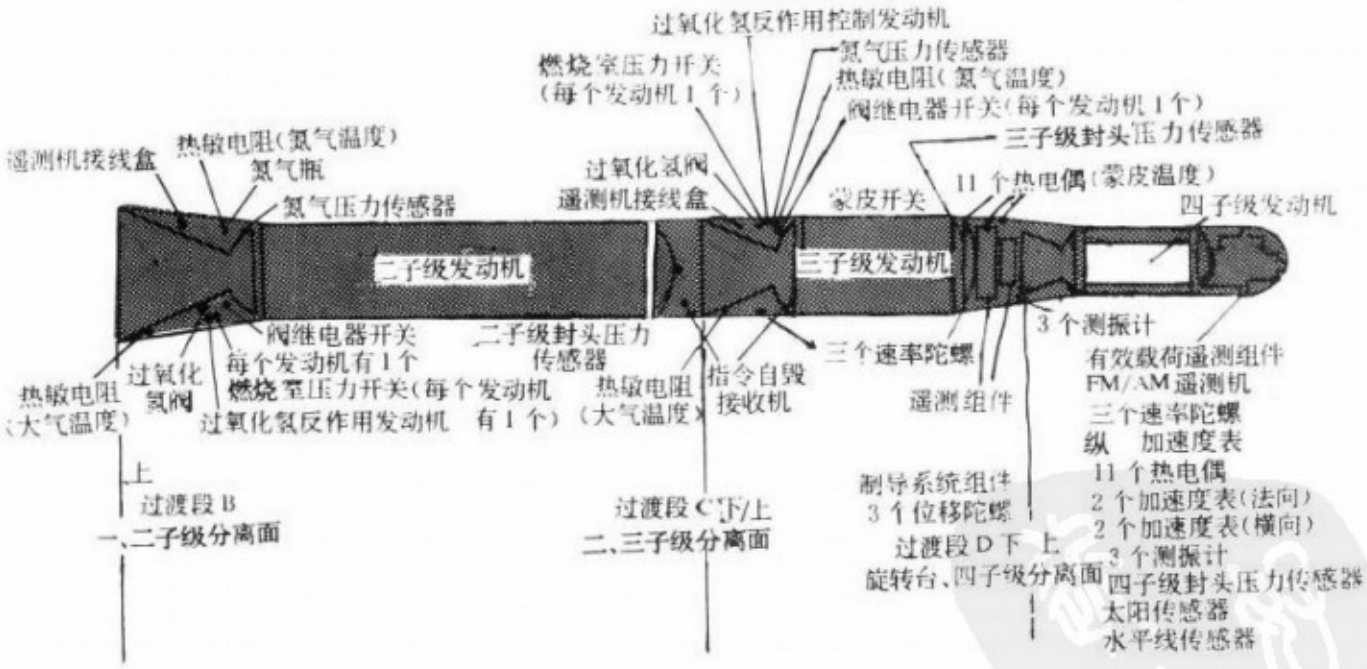
一子级通过液压系统操纵 4 个燃气舵和 4 个尾翼翼梢控制面进行姿态控制。在第一级滑行段，仅用尾翼翼梢控制面提供所需控制力。4 组尾翼翼梢控制面和燃气舵成对工作提供三轴控制。尾翼 A 和 C 的翼梢控制面同向转动作偏航控制，反向转动作滚动控制，尾翼 D 和 B 的翼梢控制面转动提供俯仰控制。

二、三子级由过氧化氢反作用控制系统提供姿态控制。二子级过氧化氢反作用控制系统设有 8 个喷管(2 个俯仰、2 个偏航、4 个滚动)。三子级过氧化氢反作用控制系统设有 10 个喷管(4 个俯仰、2 个偏航、4 个滚动)。喷管有高、低两种推力状态。四子级用 4 个小固体发动机以 160r/min 的转速作旋转稳定。

## 遥 测 系 统

X-1(ST-1)火箭的遥测系统由安装在尾段 A 中的一子级 FM-AM 遥测装置、安装在过渡段 D 中的三子级 FM-FM 遥测装置、安装在有效载荷整流罩中的有效载荷遥测装置(FM-AM 和 FM-FM)、天线、雷达应答机以及一些指令系统等组成。见图。

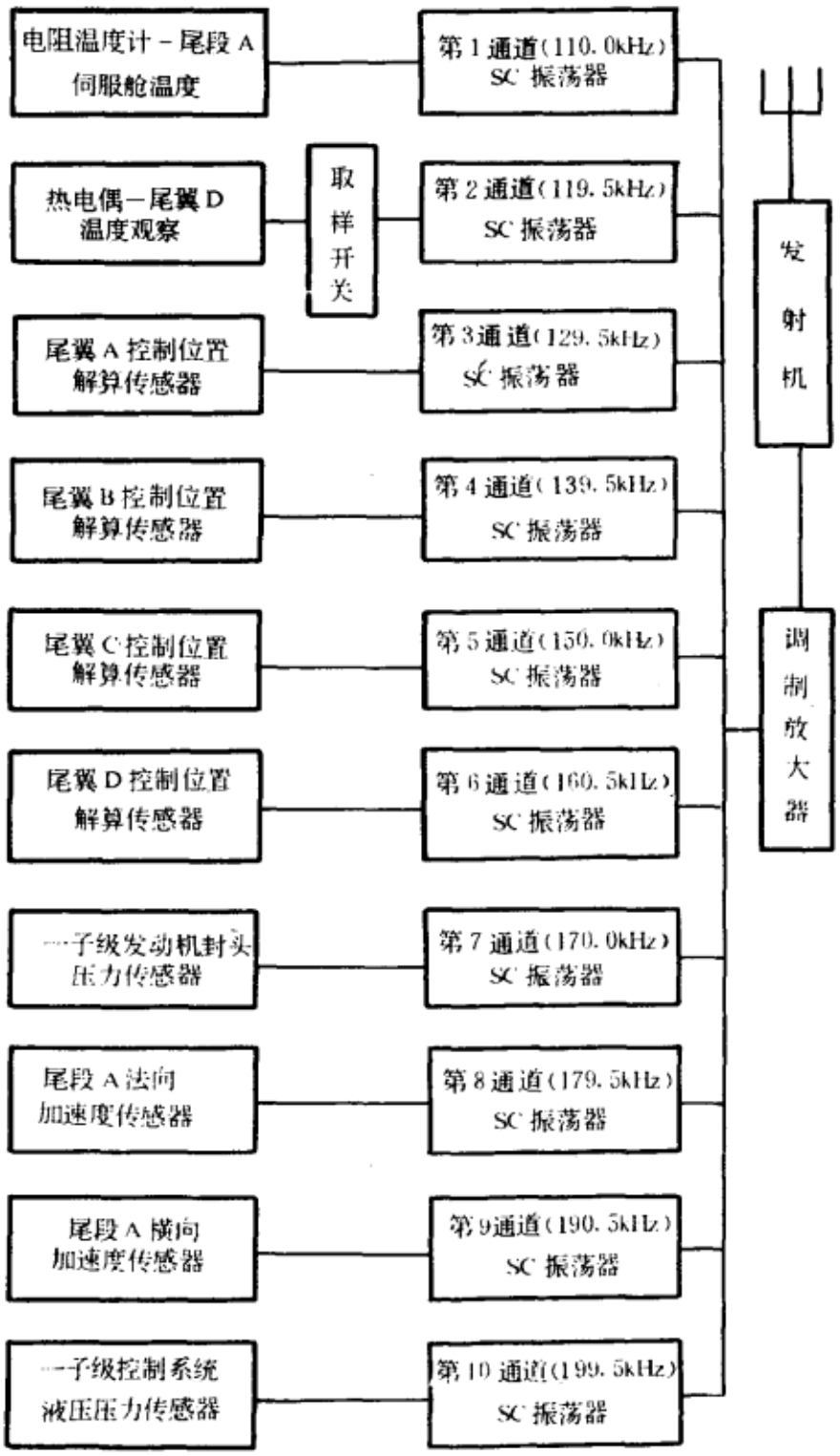



遥测系统各部件布局

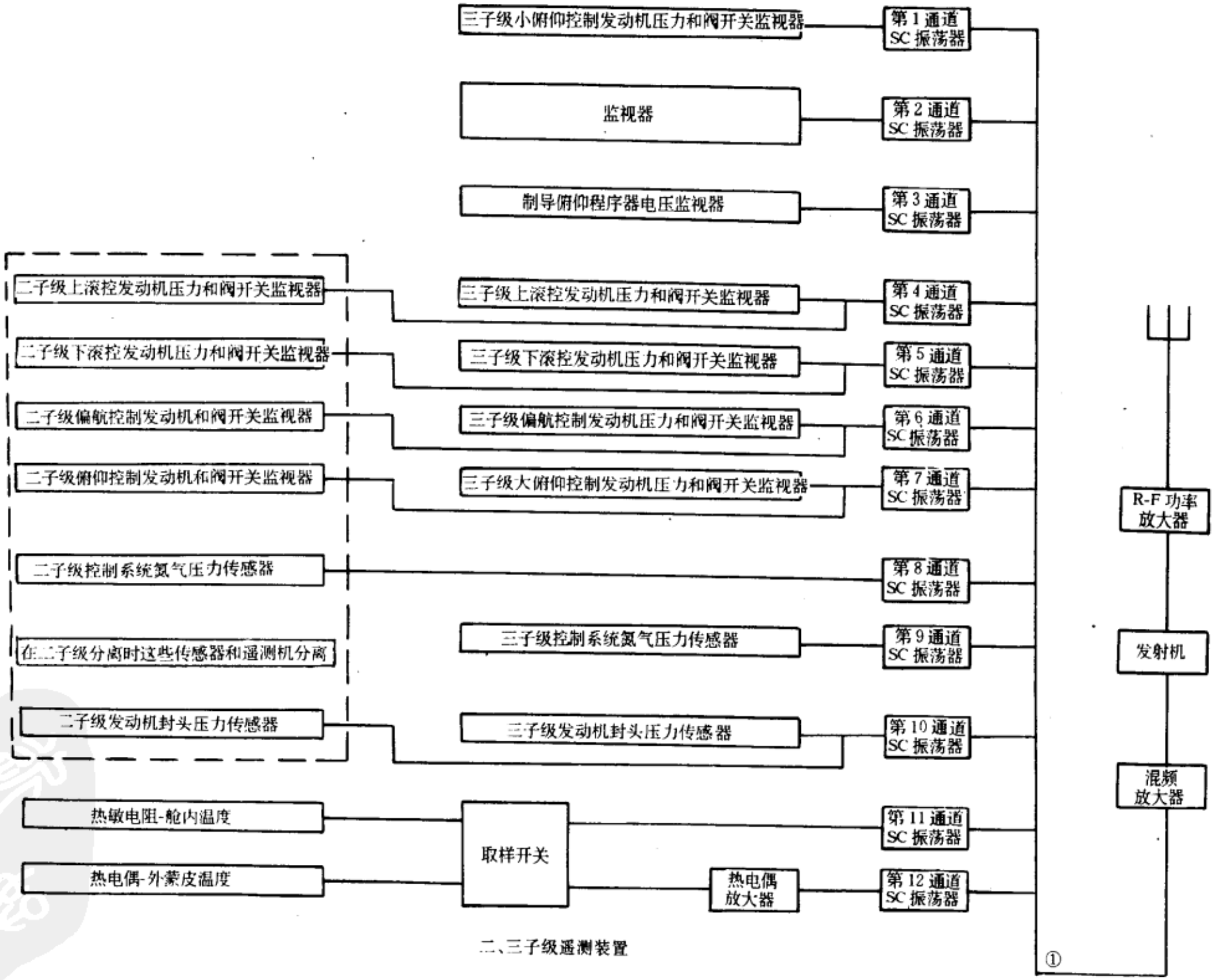
一子级 FM-AM 遥测装置在工作频率为 225.7MHz 时的射频功率为 1.7W。测量的主要参数有液压控制系统性能、伺服舱温度、发动机燃烧室压力、尾翼蒙皮温度和火箭线性加速度。

二、三子级采用标准 IRIG 型 18 通道 FM-FM 遥测装置。工作频率为 259.7MHz 时的射频功率为 12W。测量的主要参数有制导系统性能以及二、三子级反作用控制喷管性能。

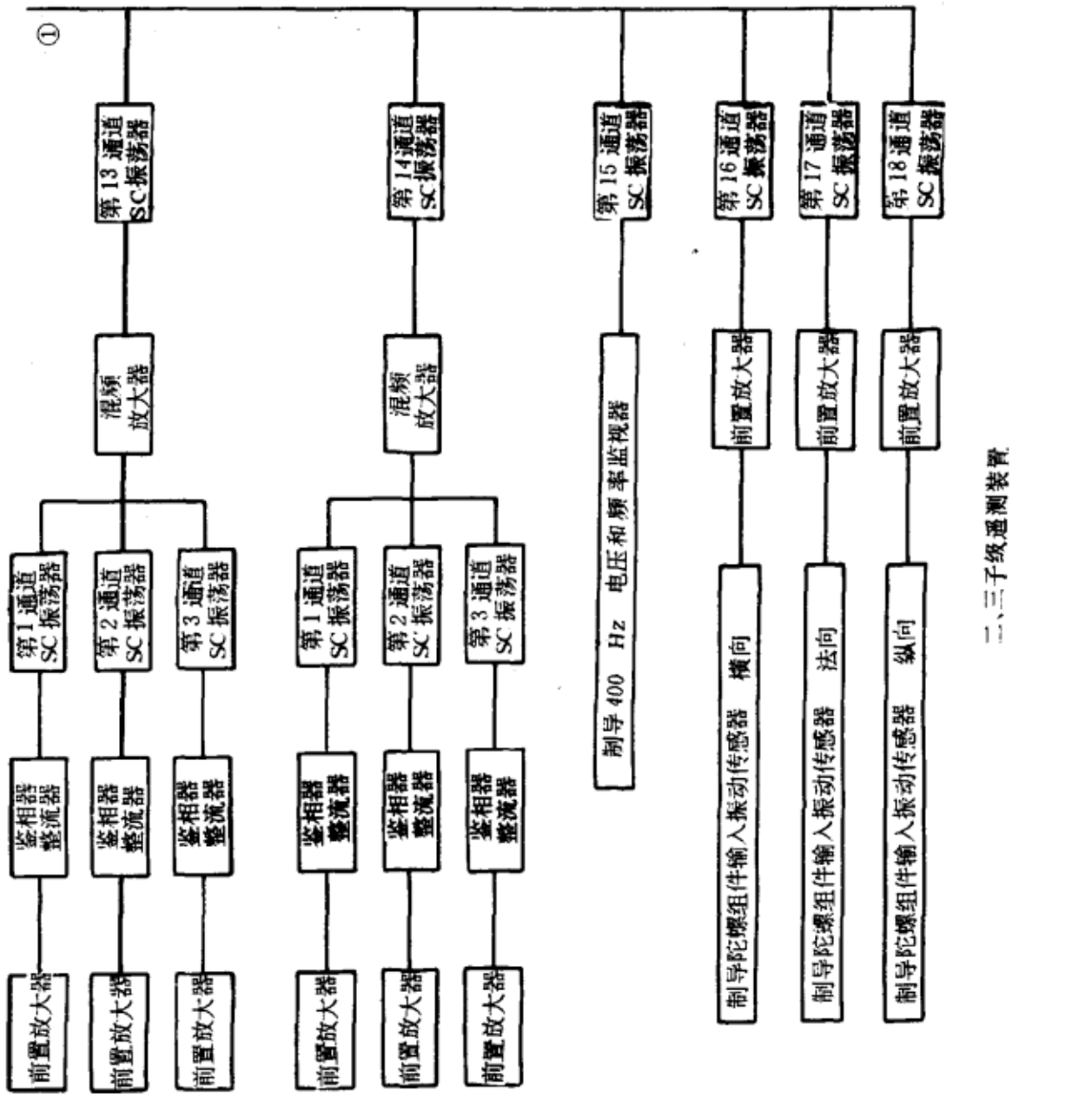



一子级遥测装置

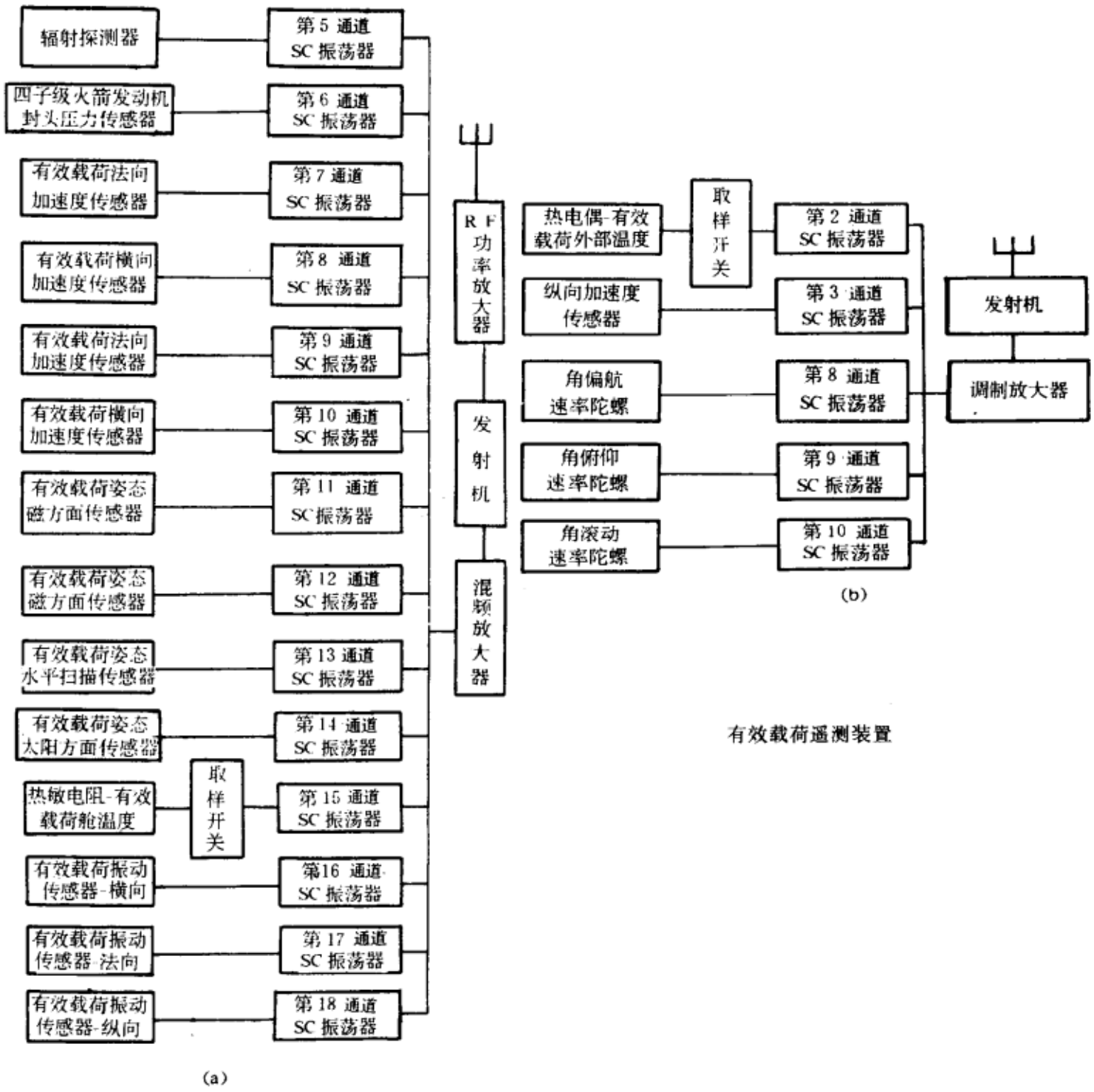
有效载荷遥测装置的工作原理如图所示。其中一台性能与一子级遥测装置相同，为 5 通道 FM-AM 遥测装置。工作频率为 244.3MHz 时的射频功率为 1.7W。测量的主要参数为运载火箭角速率、纵向线性加速度以及有效载荷外部温度。另一台性能和二、三子级遥测装置相同，为 14 通道 FM-FM 遥测机。工作频率为 240.2MHz 时射频功率为 8W。测量的主要参数为四子级发动机燃烧室压力，有效载荷环境(温度、加速度、振动和宇宙辐射)等。


三子级小俯仰控制发动机压力和阀开关监视器
第1通道 SC振荡器
监视器
第2通道 SC振荡器
制导俯仰程序器电压监视器
第3通道 SC振荡器
二子级上滚控发动机压力和阀开关监视器
三子级上滚控发动机压力和阀开关监视器
第4通道 SC振荡器
二子级下滚控发动机压力和阀开关监视器
三子级下滚控发动机压力和阀开关监视器
第5通道 SC振荡器
二子级偏航控制发动机和阀开关监视器
三子级偏航控制发动机压力和阀开关监视器
第6通道 SC振荡器
二子级俯仰控制发动机和阀开关监视器
三子级大俯仰控制发动机压力和阀开关监视器
第7通道 SC振荡器
二子级控制系统氮气压力传感器
第8通道 SC振荡器
在二子级分离时这些传感器和遥测机分离
三子级控制系统氮气压力传感器
第9通道 SC振荡器
二子级发动机封头压力传感器
三子级发动机封头压力传感器
第10通道 SC振荡器
热敏电阻-舱内温度
热电偶-外蒙皮温度
取样开关
第11通道 SC振荡器
热电偶放大器
第12通道 SC振荡器
①
R-F功率放大器
发射机
混频放大器

二、三子级遥测装置


①
第13通道SC振荡器
第14通道SC振荡器
第15通道SC振荡器
第16通道SC振荡器
第17通道SC振荡器
第18通道SC振荡器
混频放大器
混频放大器
频率监视器
前置放大器
前置放大器
前置放大器
第1通道SC振荡器
第2通道SC振荡器
第3通道SC振荡器
鉴相器整流器
鉴相器整流器
鉴相器整流器
前置放大器
前置放大器
前置放大器
第1通道SC振荡器
第2通道SC振荡器
第3通道SC振荡器
鉴相器整流器
鉴相器整流器
鉴相器整流器
前置放大器
前置放大器
前置放大器
制导400 Hz 电压和频率监
制导陀螺组件输入振动传感器 横向
制导陀螺组件输入振动传感器 法向
制导陀螺组件输入振动传感器 纵向

二、三子级遥测装置




有效载荷遥测装置

# 自　毁　系　统

## 自毁装置

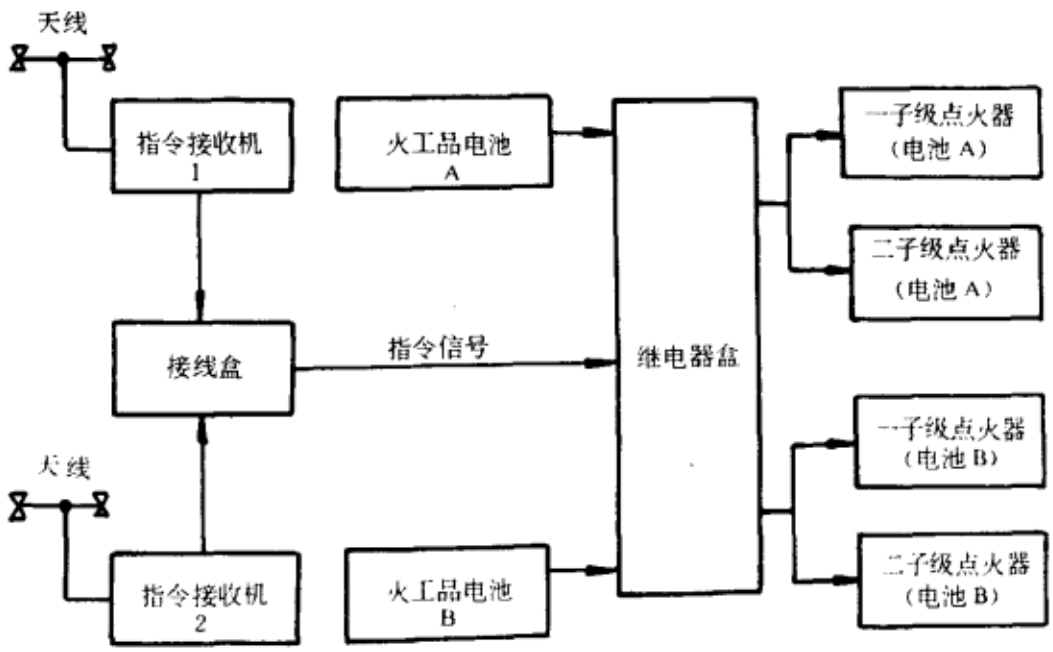
X-1(ST-1)的自毁装置设计成为一种可靠的双冗余系统，以确保一、二两级在动力飞行段和滑行段发生不稳定飞行和偏离轨道时运载火箭及时自毁。此外，在四子级点火系统中还装有禁止点火的地面指令装置，以防在三子级点火后偏离航向时点燃四子级发动机和旋转发动机。

自毁装置由聚能爆炸索组成。爆炸索沿一、二子级箭体纵向放置。爆炸索由直径为 9.52mm 的铝管组成，壁厚为 0.712mm。

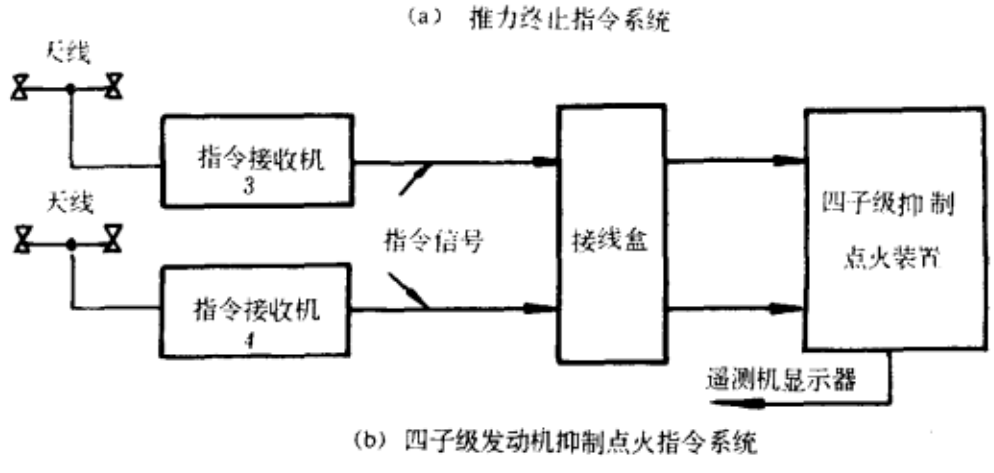
## 推力终止指令系统

推力终止指令系统如图所示，由主指令系统指令炸毁固体发动机壳体，终止一、二子级推力。三子级还安装有一个独立的指令系统防止四子级在程序点火之前工作。由于指令系统安

装在不导电的过渡段 C 玻璃纤维壳体上，故每个指令系统各装 2 个黄铜弓形天线。




(a) 推力终止指令系统




(b) 四子级发动机抑制点火指令系统

指令系统

## 典型飞行程序

X-1(ST-1)火箭的飞行程序是按发射亚轨道空间探测器任务制定的，同时确保从沃洛普斯岛发射场到三、四子级发动机工作期间雷达跟踪目标和获得遥测数据。发射 2.8kg 质量的空间探测器时飞行弹道的最高点高度为 3743km，落点离发射场 8154km。在四子级发动机关机时达到 7333m/s 最大飞行速度。主要飞行程序见表。

X-1(ST-1)的飞行程序

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级英仙座发动机点火工作，火箭起飞 | $T+107.8$ | 抛掉三子级热防护罩，三子级天蝎座发动机点火工作 |
| $T+44.2$ | 英仙座发动机关机，火箭开始滑行 | | |
| $T+62.8$ | 火箭滑行到 33.02km 高空，二子级卡斯托发动机点火工作 | $T+147.8$ | 天蝎座发动机关机，火箭第三次开始滑行 |
| | | $T+177.8$ | 四子级起旋，该级牵牛星发动机开始工作 |
| $T+102.8$ | 二子级卡斯托发动机关机，火箭第二次开始滑行 | $T+216.6$ | 牵牛星发动机关机 |
| | | $T+322.2$ | 溅落 |

## 飞　行　记　录

截至到1962年3月，侦察兵X-1(包括侦察X-1A)共发射8次，各次飞行情况见表。

飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | | |
| 1* | 1960.7.1 | | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器，失败 |
| 2 | 1960.10.4 | | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器，成功 |
| 3* | 1960.12.4 | 探险者S56号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，失败，未入轨 |
| 4 | 1961.2.16 | 探险者9号 | 7 | 636 | 2583 | 38.6 | 118.3 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，成功 |
| 5* | 1961.6.30 | 探险者S55号 | 85 | | | | | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，未入轨 |
| 6* | 1961.8.25 | 探险者13号 | 85 | 282 | 975 | 36.4 | 97.3 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，失败 |
| 7 | 1961.10.19 | P-21 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器，成功 |
| 8 | 1962.3.1 | 再入试验飞行器1号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，成功 |

## 侦察兵X-2（SCOUT X-2）

“侦察兵X-2”是“侦察兵X-1”的改型，共有“侦察兵X-2”基本型、X-2B和X-2M三种。一子级改用英仙座1D发动机，三子级改用天蝎座ⅠA发动机，四子级改用牵牛星ⅠA发动机。“侦察兵X-2”各型子级组成见表。各子级性能详见侦察兵火箭发动机性能总表。“侦察兵X-2”基本型的555km圆轨道(倾角为38°)的运载能力为76kg，极轨道运载能力为59kg。“侦察兵X-2”自1962年3月29日首次发射探险者21A号以来到1963年9月底共发射6次，失败4次。其成功率为33%。

“侦察兵X-1”与“侦察兵X-2”对比及其组成

| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵X-1 | 英仙座1B或1C | 卡斯托1A | 天蝎座1A | 牵牛星1A |
| 侦察兵X-2基本型 | 英仙座1C或1D | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星1A |
| 侦察兵X-2B | 英仙座1D | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA |
| 侦察兵X-2M | 英仙座1D | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | M-2① |

①M-2为上面级发动机，主要用于再入试验，属有效载荷。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1962.3.29 | P-21A | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器,成功 |
| 2* | 1962.4.26 | 太阳辐射研究卫星4B(Solrad 4B) | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星,失败①,未入轨 |
| 3* | 1962.5.24 | | | | | | | 西靶场 | 美国空军任务,失败①,未入轨 |
| 4 | 1962.8.23 | | | 624 | 847 | 98.6 | 99.6 | 西靶场 | 美国空军任务,成功 |
| 5* | 1963.4.26 | | | | | | | 西靶场 | 美国空军任务,失败①,未入轨 |
| 6* | 1963.9.27 | | | | | | | 西靶场 | 美国空军任务,失败①,未入轨 |

①失败,原因不详。

## 侦察兵 X-3 (SCOUT X-3)

"侦察兵 X-3"是"侦察兵 X-2"的改型,共有"侦察兵 X-3"基本型、X-3A、X-3C 和 X-3M 四种。一子级换用英仙座Ⅱ型发动机。"侦察兵 X-3"各型子级组成如表所示,各子级性能详见"侦察兵"火箭发动机性能总表。"侦察兵 X-3"基本型的 555km 圆轨道(倾角为 38°)的运载能力为 88kg,极轨道运载能力为 68kg。"侦察兵 X-3A"于 1962 年 8 月 31 日发射再入试验飞行器 2 号未获成功。到 1964 年底,"侦察兵 X-3"各型共进行 10 次发射,失败 3 次,成功率为 70%。

**"侦察兵 X-2"与"侦察兵 X-3"对比及组成**

| 项目 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 | 有效载荷上面级(用于再入试验) |
|---|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 X-2 | 英仙座 1D | 卡斯托 1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星 1A | |
| 侦察兵 X-3 基本型 | 英仙座ⅠA | 卡斯托 1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星 1A | |
| 侦察兵 X-3A | 英仙座ⅠA | 卡斯托 1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星 1A | NOTS-17 |
| 侦察兵 X-3C | 英仙座ⅠB | 卡斯托 1A | 天蝎座ⅠA | | |
| 侦察兵 X-3M | 英仙座ⅠA | 卡斯托 1A | 天蝎座ⅠA | | |

# 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | | |
| 1* | 1962.8.31 | 再入试验飞行器2号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，失败，未入轨 |
| 2 | 1962.12.16 | 探险者16号 | 100 | 750 | 1180 | 52 | 104.4 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，成功 |
| 3 | 1962.12.18 | 子午仪5A（Transit 5A） | 60 | 695 | 732 | 90.7 | 99.2 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 4 | 1963.2.19 | | | 489 | 798 | 100.5 | 97.8 | 西靶场 | 美国空军任务，成功 |
| 5* | 1963.4.5 | 美海军军用卫星2号（Navy 2） | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星，失败，未入轨 |
| 6 | 1963.5.22 | RFD-1 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，成功 |
| 7 | 1963.6.16 | 美海军军用卫星3号 | | 745 | 850 | 90.0 | 100.7 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 8* | 1963.7.20 | 再入试验飞行器3号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，失败 |
| 9 | 1964.3.27 | 羚羊2号 | 68 | 290 | 1357 | 51.6 | 101.3 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星，成功 |
| 10 | 1964.10.9 | RFD-2 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，成功 |

# 侦察兵 X-4（SCOUT X-4）

“侦察兵X-4”是“侦察兵X-3”的改型，共有“侦察兵X-4”基本型和“侦察兵X-4A”两种。一子级换用英仙座ⅡB发动机，四子级换用牵牛星ⅡA发动机。“侦察兵X-4”各型子级组成见表，各子级性能详见“侦察兵”火箭发动机性能总表。“侦察兵X-4”基本型的555km圆轨道（倾角为38°）的运载能力为103kg，极轨道运载能力为80kg。“侦察兵X-4”于1963年6月28日首次发射空军军用卫星以来到1966年初，共发射15次，失败1次，成功率达93.3%。

**“侦察兵X-3”与“侦察兵X-4”对比及其组成**

| 子级 / 项　目 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 | 有效载荷上面级 |
|---|---|---|---|---|---|
| 侦察兵X-3 | 英仙座ⅠA | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星1A | |
| 侦察兵X-4 | 英仙座ⅠA | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA | |
| 侦察兵X-4A | 英仙座ⅠB | 卡斯托1A | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅠA | NOTS |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1963.6.28 | 美空军军用卫星 | | 430 | 1300 | 49.8 | 102.1 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 2 | 1963.12.19 | 探险者19号 | 8 | 589 | 2393 | 78.6 | 115.9 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 3 | 1964.6.3 | 美海军军用卫星4号 | | 855 | 956 | 90.4 | 103.1 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 4 | 1964.6.25 | CRL-2 | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星,失败,未入轨 |
| 5 | 1964.7.20 | 电火箭试验卫星1号(SERT-1) | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器,成功 |
| 6 | 1964.8.18 | 再入试验飞行器4号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器,成功 |
| 7 | 1964.8.25 | 探险者20号 | 44 | 869 | 1020 | 79.9 | 103.9 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 8 | 1964.10.10 | 探险者22号 | 53 | 884 | 107.7 | 79.7 | 104.7 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 9 | 1964.11.6 | 探险者23号 | 135 | 463 | 982 | 51.9 | 99.2 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 10 | 1964.11.21 | 探险者24、25号 | 9/41 | 554/555 | 2496/2490 | 81.4/81.4 | 116.3/116.3 | 西靶场 | 轨道卫星,成功,双星发射 |
| 11 | 1964.12.15 | 圣马科1号(San Marco1) | 115 | 206 | 821 | 37.8 | 94.9 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 12 | 1965.4.29 | 探险者27号 | 60 | 940 | 1318 | 41.2 | 107.8 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 13 | 1965.11.18 | 探险者30号 | 57 | 708 | 882 | 59.7 | 102.8 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 14 | 1965.12.6 | FR-1 | 60 | 737 | 779 | 75.9 | 99.9 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 15 | 1966.2.9 | 再入试验飞行器48号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器,成功 |

## 侦察兵X-5C(SCOUT X-5C)

"侦察兵X-5C"是"侦察兵X-4"的改型。为三级固体运载火箭。二子级换用卡斯托ⅡA发动机。卡斯托ⅡA型与卡斯托ⅠA型相比,装药质量由3323.7kg增加到3732kg,真空总冲由8904.438kN·s增加到10276.849kN·s,真空比冲由2679.2N·s/kg增加到2764.5N·s/kg,燃烧室工作压力由3.5MPa增加到4.47MPa,平均工作时间由原来的27.57s增加到35.9s,最长工作时间由39.9s调整到39s。装药形状为带两个环向开槽的圆柱形。1968年4月27日,"侦察兵X-5C"从沃洛普斯岛发射场成功地发射了再入试验飞行器5号。以后,便在X系列火箭的基础上转入使用型"侦察兵"的研制和生产。

“侦察兵 X-5C”的子级组成见表，各子级性能详见“侦察兵”火箭发动机性能总表。

**“侦察兵 X-4”与“侦察兵 X-5C”对比及组成**

| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 X-4 | 英仙座 I B | 卡斯托 1A | 天蝎座 I A | 牵牛星 I A |
| 侦察兵 X-5C | 英仙座 I B | 卡斯托 I A | 天蝎座 I A | |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 1 | 1968.4.27 | 再入试验飞行器 5 号 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器，成功 |

# 使用型侦察兵系列
# (THE APPLICATION SCOUT FAMILY)

“使用型侦察兵”运载火箭系列由“侦察兵 A”、“侦察兵 B”、“侦察兵 D-1”、“侦察兵 E/F-1”以及“侦察兵 G-1”等火箭组成。到 80 年代初，美国 NASA 一共生产了 79 枚“使用型侦察兵”。自 1965 年 8 月 10 日首次发射“侦察兵 B”以来到 1994 年底共发射各种“使用型侦察兵”78 枚，仅失败 3 次，成功率为 96.15%。

“使用型侦察兵”运载火箭经多次改型，555km 圆轨道运载能力由 120kg 提高到 210kg。各种“使用型侦察兵”火箭的尺寸和起飞质量也略有差别，长为 21～23m，直径为 1.016～1.14m，起飞质量为 16.9～22t。但总体布局没有改变。制导和飞行控制等系统也没有多大改变。为了改进运载性能，根据不同的任务要求选用各种改进型发动机。发动机改进重点是选用性能较好的推进剂、强度高而质量小的壳体和耐烧蚀的喉衬材料。此外，可根据任务要求选用不同尺寸和结构的有效载荷整流罩。在本系列火箭中重点介绍“侦察兵 B”。

## 侦察兵 A（SCOUT A）

“侦察兵 A”是“侦察兵 X-5C”的改型，它由 X-5C 的一、二、三子级加上牵牛星 I A 四子级组成。以后一子级换用英仙座 II C 便形成“侦察兵 A-1”型火箭。曾计划研制“侦察兵 A-2”型火

箭，但没有投入生产。到 1971 年中期，共生产“侦察兵 A”基本型和 A-1 改型 12 枚。“侦察兵 A”基本型的 555km 圆轨道(倾角为 28°)的运载能力为 120kg，极轨道运载能力为 94kg。“侦察兵 A”于 1965 年 12 月 22 日从西靶场首次发射获得成功。到 1973 年 10 月底共发射 12 枚，全部成功。“侦察兵 A”各型子级组成见表，各子级性能详见“侦察兵”火箭发动机性能总表。

**“侦察兵 X-5C”与“侦察兵 A”对比及其组成**

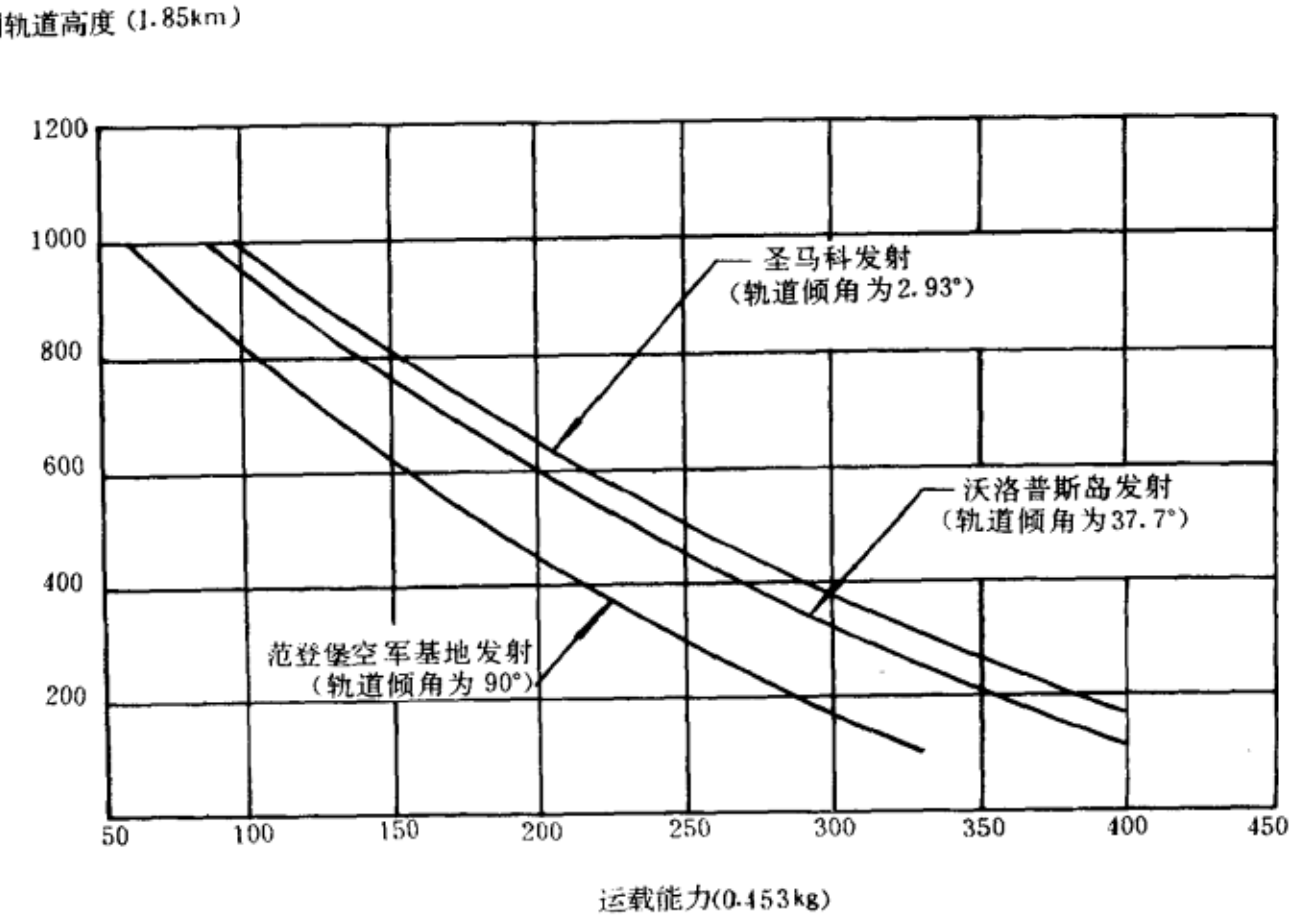
| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 X-5C | 英仙座 I B | 卡斯托 I A | 天蝎座 I A | |
| 侦察兵 A 基本型 | 英仙座 I B | 卡斯托 I A | 天蝎座 I A | 牵牛星 I A |
| 侦察兵 A-1 | 英仙座 I C | 卡斯托 I A | 天蝎座 I A | 牵牛星 I A |
| 侦察兵 A-2 | 英仙座 I C | 卡斯托 I A | 天蝎座 I B | 牵牛星 I A |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1965.12.22 | 美国海军军用卫星 5 号 | | 908 | 1086 | 89.1 | 105.0 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 2 | 1966.1.28 | 美国海军军用卫星 6 号 | | 863 | 1215 | 89.7 | 105.9 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 3 | 1966.3.26 | 美国海军军用卫星 7 号 | | 891 | 1128 | 89.7 | 105.3 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 4 | 1966.5.19 | 美国海军军用卫星 8 号 | | 863 | 981 | 90.0 | 103.4 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 5 | 1966.8.17 | 美国海军军用卫星 9 号 | | 1052 | 1105 | 88.9 | 106.8 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 6 | 1967.4.14 | 美国海军军用卫星 10 号 | | 1050 | 1082 | 90.3 | 106.5 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 7 | 1967.5.5 | 羚羊 3 号 | 90 | 492 | 600 | 80.2. | 95.6 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 8 | 1967.5.18 | 美国海军军用卫星 11 号 | | 1074 | 1103 | 89.6 | 107.0 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 9 | 1967.9.25 | 美国海军军用卫星 12 号 | | 1042 | 1116 | 89.3 | 106.8 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 10 | 1968.3.1 | 美国海军军用卫星 13 号 | | 1030 | 1144 | 89.9 | 106.9 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 11 | 1970.8.27 | 美国海军军用卫星 14 号 | | 955 | 1221 | 90.02 | 107.04 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 12 | 1973.10.30 | 美国海军军用卫星 15 号 | | | | | | | |

# 侦察兵 B（SCOUT B）

“侦察兵 B”是“侦察兵 A”的改型。“侦察兵 B”四子级换用牵牛星 ⅡA 发动机。“侦察兵 B”共有“侦察兵 B”基本型、B-1 和 B-2 三种设计方案。但在整个研制计划中只生产前面两种。“侦察兵 B”基本型的 500km 圆轨道运载能力为 150kg，1000km 圆轨道的运载能力为 90kg，“侦察兵 B-1”的一子级采用性能更好的英仙座 ⅠC 发动机，555km 圆轨道（倾角为 39°）的运载能力为 143kg，极轨道运载能力为 116kg，“侦察兵 B-1”还可用于赤道轨道卫星发射任务，运载能力为 151kg。“侦察兵 B”于 1965 年 8 月 10 日首次发射成功以后，到 1976 年 5 月底共发射 30 次，失败 2 次，成功率为 93.3%。到目前为止，“侦察兵 B”是“侦察兵”运载火箭系列中使用次数最多而且较为成功的火箭。“侦察兵 B”各型子级组成见表，各子级性能详见“侦察兵”火箭发动机性能总表。




“侦察兵 B”圆轨道运载能力

**“侦察兵 A”与“侦察兵 B”对比及其组成**

| 子级 / 型号 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| “侦察兵 A” | 英仙座 ⅠB | 卡斯托 ⅠA | 天蝎座 ⅠA | 牵牛星 ⅠA |
| “侦察兵 B”基本型 | 英仙座 ⅠB | 卡斯托 ⅠA | 天蝎座 ⅠA | 牵牛星 ⅡA |
| “侦察兵 B-1” | 英仙座 ⅠC | 卡斯托 ⅠA | 天蝎座 ⅠA | 牵牛星 ⅡA |
| “侦察兵 B-2” | 英仙座 ⅠC | 卡斯托 ⅠA | 天蝎座 ⅠB | 牵牛星 ⅡA |

“侦察兵B”于1965年8月10日从沃洛普斯岛发射场首次成功地发射西可尔5(Secor 5)卫星。到1971年底,共发射25次,失败2次,成功率为92%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 449.14kN |
| 全长 | 22.39m | 推重比 | 2.53 |
| 箭体最大直径 | 1.016m | 运载能力 | |
| 翼展 | 2.84m | 500km 圆轨道 | 150kg |
| 起飞质量 | 18.1t | 1000km 圆轨道 | 90kg |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.09m | 推进剂 | 聚氨酯加铝粉以及过氯酸氨 |
| 直径 | 1.02m | 地面推力 | 449.14kN |
| 发动机质量 | 10.78t | 比冲 | |
| 结构质量 | 1.19t | 真空 | 2538.9N·s/kg |
| 推进剂质量 | 9.59t | 地面 | 2194.7N·s/kg |
| 发动机 | 英仙座ⅡB | 最长工作时间 | 80s |
| | | 平均工作时间 | 45.7s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.94m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(CTPB) |
| 直径 | 0.79m | 平均真空推力 | 274.7kN |
| 发动机质量 | 4.43t | 真空总冲 | 10276.849kN·s |
| 结构质量 | 0.69t | 真空比冲 | 2764.5N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3.73t | 最长工作时间 | 39s |
| 发动机 | 卡斯托ⅡA | 平均工作时间 | 35.9s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.04m | 发动机 | 天蝎座ⅡA |
| 直径 | 0.76m | 推进剂 | 复合双基固体推进剂 |
| | | 平均真空推力 | 96kN |
| 发动机质量 | 1.28t | 真空比冲 | 2757.6N·s/kg |
| 结构质量 | 0.11t | 最长工作时间 | 33.7s |
| 推进剂质量 | 1.16t | 平均工作时间 | 32.8s |

### 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.69m | 发动机 | 牵牛星ⅢA |
| 直径 | 0.52m | 推进剂 | 聚丁二烯-丙烯酸/丙烯腈 |
| | | 平均真空推力 | 26kN |
| 发动机质量 | 0.3t | 真空比冲 | 2786.1N·s/kg |
| 结构质量 | 0.03t | 总工作时间 | 31.5s |
| 推进剂质量 | 0.27t | 平均工作时间 | 28.9s |

### 有效载荷整流罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.27m | 结构质量 | 0.115t |
| 直径 | 0.86m | | |

## 总体布局和结构

“侦察兵B”是四级固体运载火箭，全长22.39m，最大直径为1.016m，起飞质量18.1t。总体布局和其它“侦察兵”型号相同。运载火箭由一、二、三、四子级固体火箭发动机、级间过渡段B、C、D、E、尾翼和有效载荷整流罩等组成，如图所示。

一子级由尾段A、英仙座ⅡB和过渡段B下段等组成。尾段上装有4个三角形尾翼和4个燃气舵。翼高为0.91m，翼展为2.84m。尾翼翼梢控制面和燃气舵由装在尾段内的液压伺服系统进行控制。每一个过渡段一般在级间分离面处分为上、下段。在过渡段B下段装有自毁装置，见图。

二子级由过渡段B上段，卡斯托ⅡA(TX-354-3)发动机和过渡段C下段等组成。过渡段B上段装有4台178N推力滚控发动机，4台2224N推力发动机以及过氧化氢贮瓶。过渡段C下段装有自毁装置。

三子级由过渡段C上段，天蝎座ⅡA(X-259-B3)发动机和过渡段D等组成。过渡段C上段装有4台178N推力反作用控制发动机，4台62N推力反作用控制发动机、自毁点火电池组和自毁指令接收机。过渡段D装有跟踪信标机、制导系统和遥测装置。

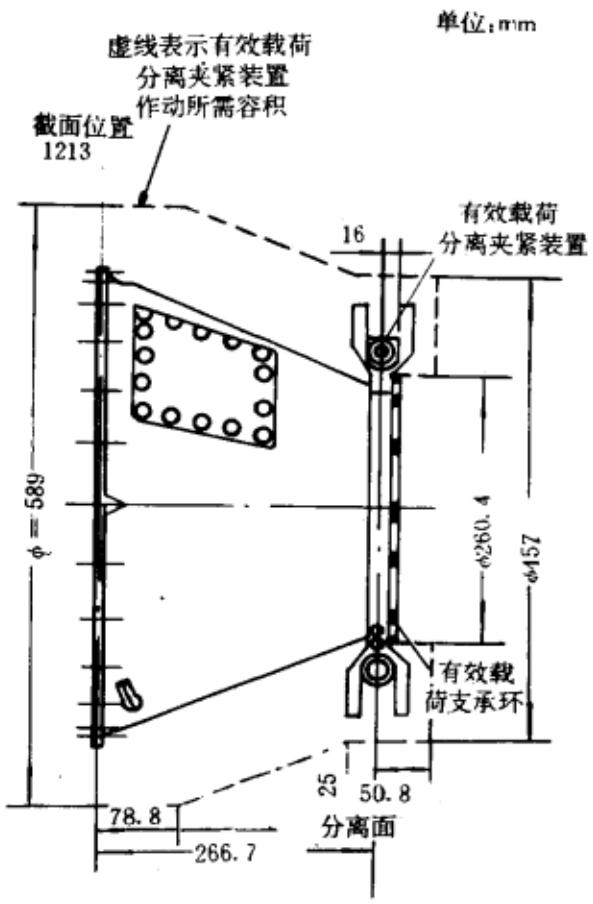
四子级由旋转平台、冷分离系统、牵牛星ⅢA(FW-4S)发动机和过渡段E等组成。3台小固体发动机绕箭体切向安装，使箭体以160r/min转速进行旋转稳定。

一、二子级和二、三子级采用热分离方式：一子级发动机点火产生的排气压力使隔膜破裂，一、二子级分离。三、四子级采用冷分离方式，爆炸螺栓起爆开锁，弹簧弹射使三、四子级分离。

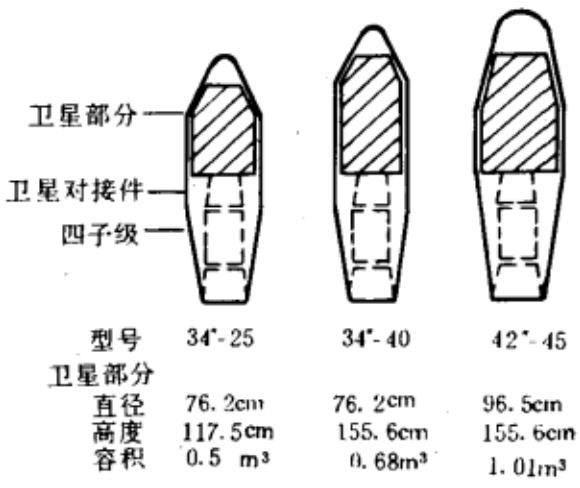
“侦察兵B”运载火箭采用两种有效载荷对接件，即小型有效载荷E-G型对接件和大型有效载荷E型对接件。它们均为截锥形镁合金半硬壳式结构件，以便安装检查分离系统和四子级发动机点火器。E型有效载荷对接件由锥形结构、有效载荷支承环和有效载荷分离夹紧装置等组成。这种有效载荷对接件的分离系统能为91kg质量的有效载荷提供1.13m/s的分离速度。E型有效载荷对接件质量为3.5kg，加上分离系统后的质量为9.5kg。

“侦察兵B”基本型一般采用G、J、K3种有效载荷整流罩。

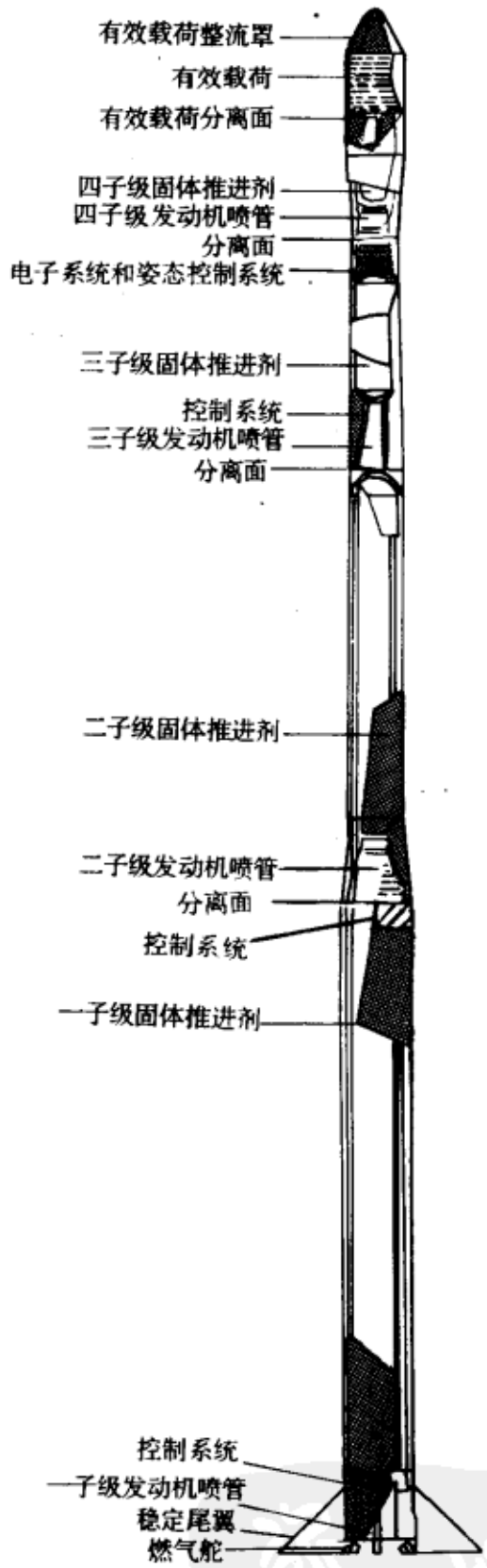
"侦察兵B"的自毁装置装在过渡段B、C上。当"侦察兵B"偏离预定轨道时，由控制系统指令自毁。该装置与发动机点火系统共用电源。



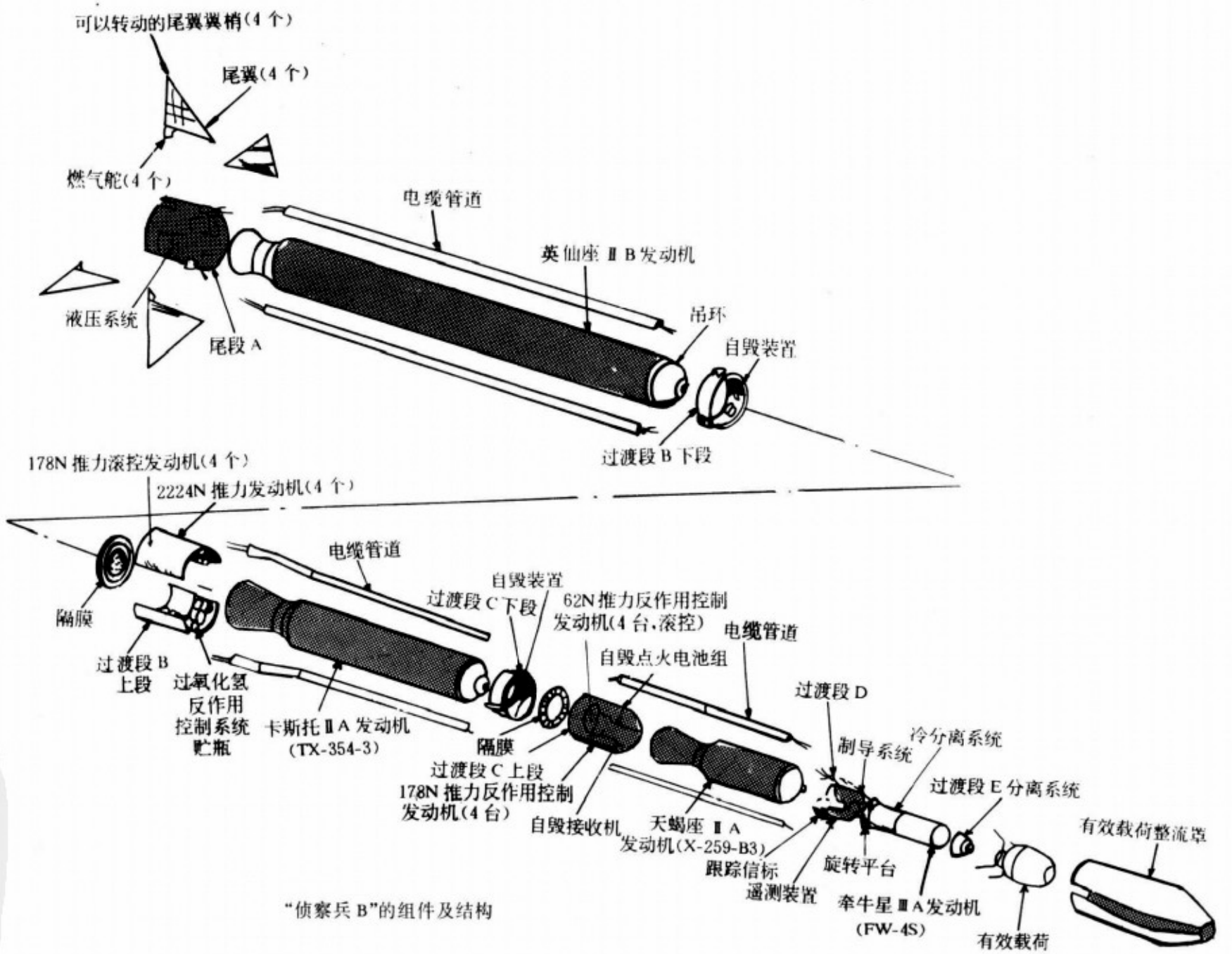

E型有效载荷对接件




"侦察兵B"的3种有效载荷整流罩




"侦察兵B"运载火箭总体布局


可以转动的尾翼翼梢(4 个)
尾翼(4 个)
燃气舵(4 个)
电缆管道
英仙座 Ⅱ B 发动机
吊环
自毁装置
液压系统
尾段 A
过渡段 B 下段
178N 推力滚控发动机(4 个)
2224N 推力发动机(4 个)
电缆管道
自毁装置
过渡段 C 下段
62N 推力反作用控制
发动机(4 台,滚控)
电缆管道
隔膜
过渡段 B
上段
过氧化氢
反作用
控制系统
贮瓶
卡斯托 Ⅱ A 发动机
(TX-354-3)
自毁点火电池组
过渡段 D
隔膜
过渡段 C 上段
178N 推力反作用控制
发动机(4 台)
自毁接收机
天蝎座 Ⅱ A
发动机(X-259-B3)
制导系统
冷分离系统
过渡段 E 分离系统
有效载荷整流罩
跟踪信标
遥测装置
旋转平台
牵牛星 Ⅲ A 发动机
(FW-4S)
有效载荷

"侦察兵 B"的组件及结构

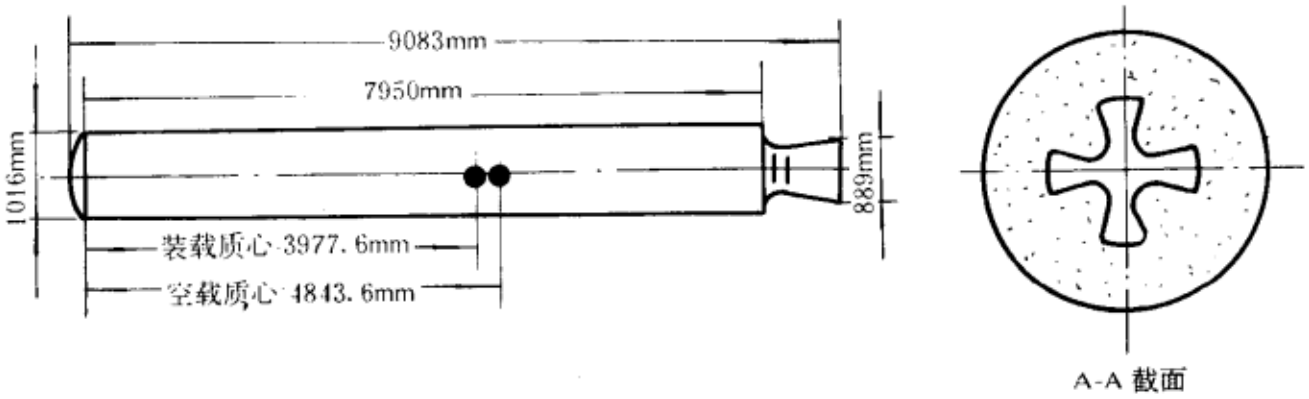
# 推 进 系 统

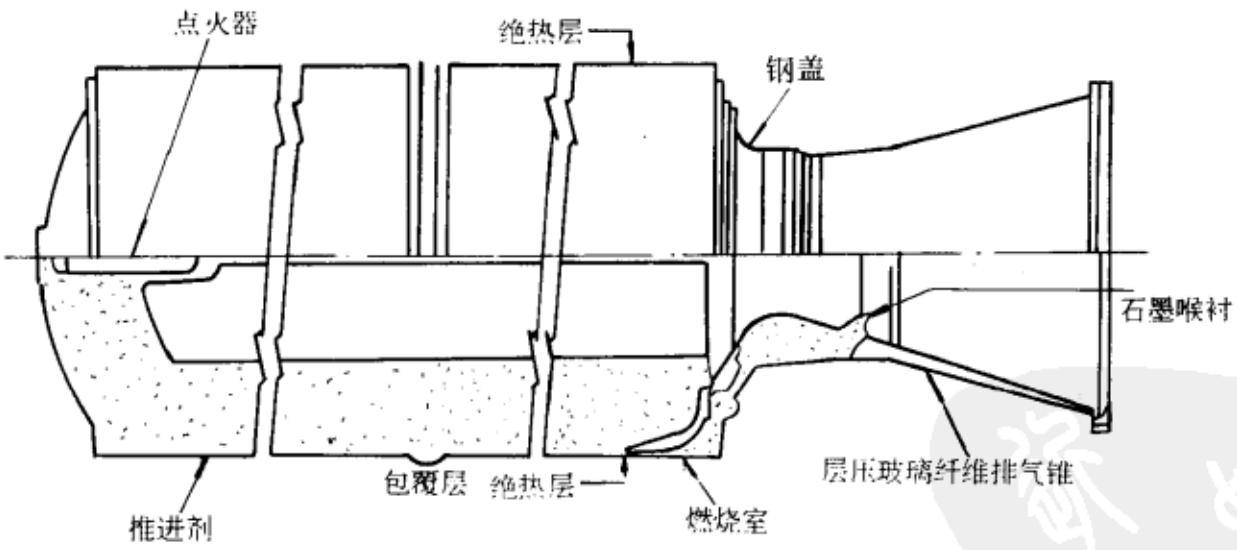
## 一子级发动机

一子级推进系统采用一台英仙座ⅡB发动机，其外形和尺寸如图所示。发动机的地面比冲为2757.6N·s/kg。平均工作时间为45.7s，最长工作时间为80s。发动机壳体采用AISI4130辊轧钢板焊接而成。并经过热处理。壳体壁厚2.84mm。绝热层采用石棉充填橡胶。喷管由AISI4-130钢端盖和主结构件、MX2600硅酚醛收敛段和扩散段以及石墨喉衬等组成。喷管膨胀比为7.25。发动机采用ANP-2872JM推进剂。其配方为20%聚氨酯、61%过氯酸氨、19%铝粉。密度为1.736g/cm$^3$，燃速为5.36mm/s。药柱芯孔呈四棱星形。

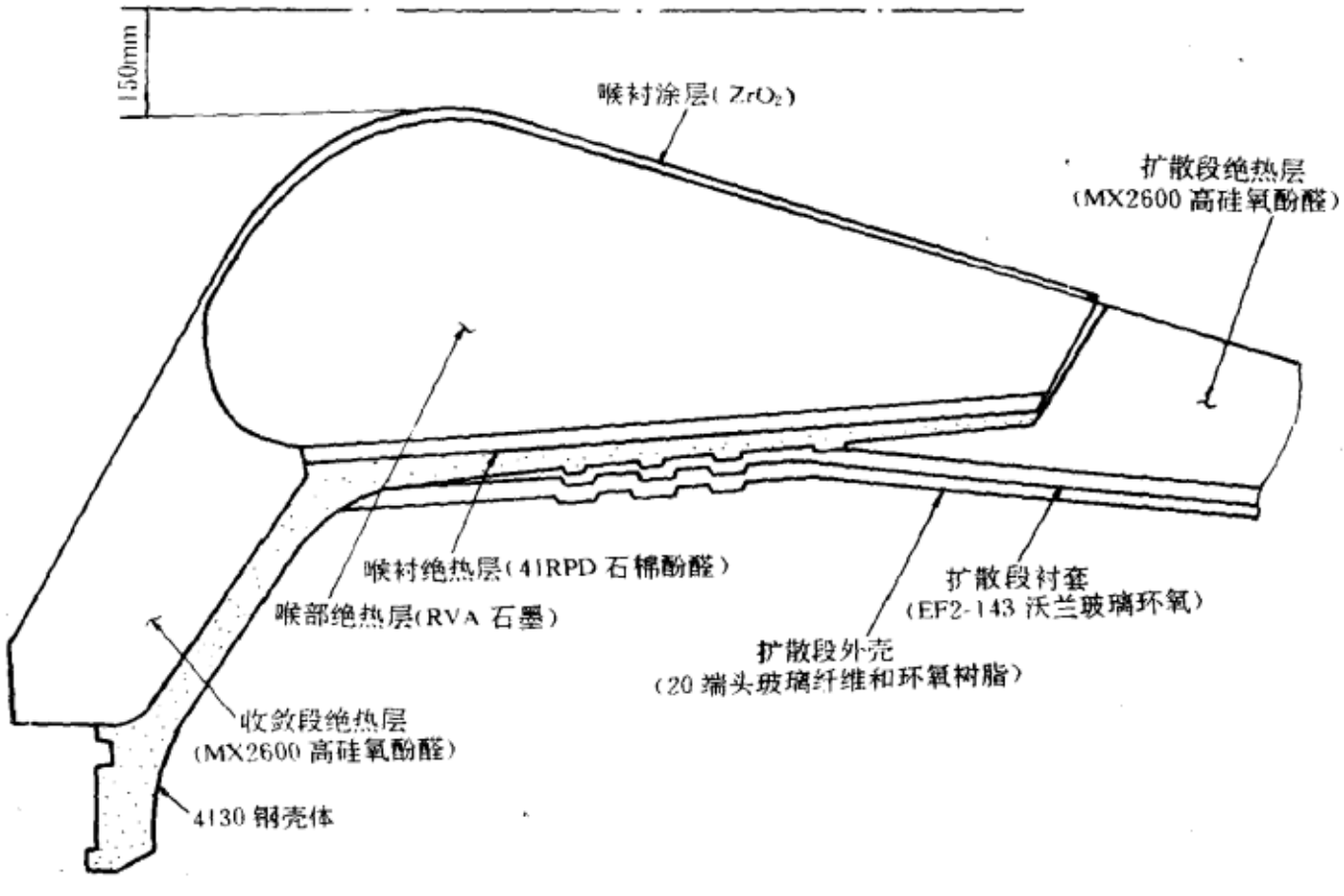
## 二子级发动机

二子级推进系统采用一台卡斯托ⅡA发动机，其外形和尺寸如图所示。真空比冲为2764.5N·s/kg，平均真空推力为274.7kN。平均工作时间为35.9s，总工作时间为39s。卡斯托ⅡA和卡斯托ⅠA不同，改用ATJ石墨喉衬并用陶瓷环氧包覆。此外，还采用PRD41石棉酚醛背衬绝热层、硅酚醛喷管扩散段和玻璃纤维酚醛、石墨酚醛收敛段。推进剂改用TP-H7036。其配方为20%端羟基聚丁二烯、60%过氯酸铵、20%铝粉。药柱改为带两个环向开槽的圆柱内孔装药。

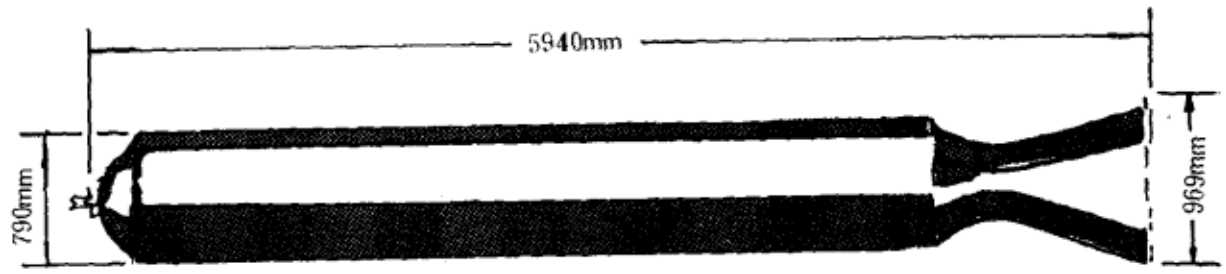


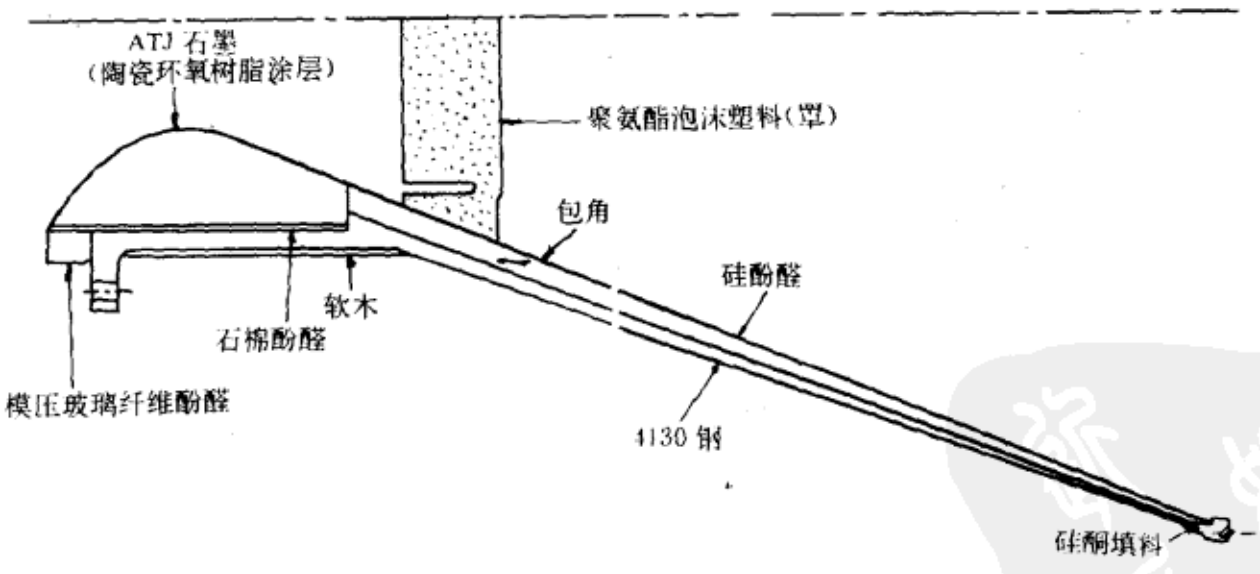

英仙座ⅡB发动机



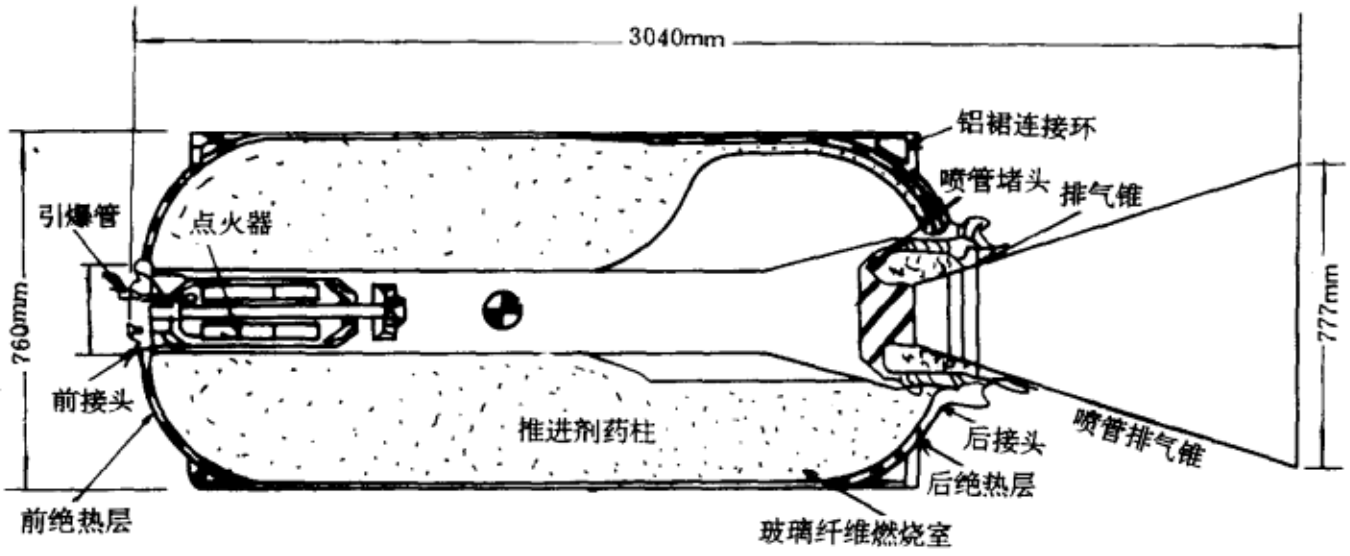

英仙座 1B 发动机喷管



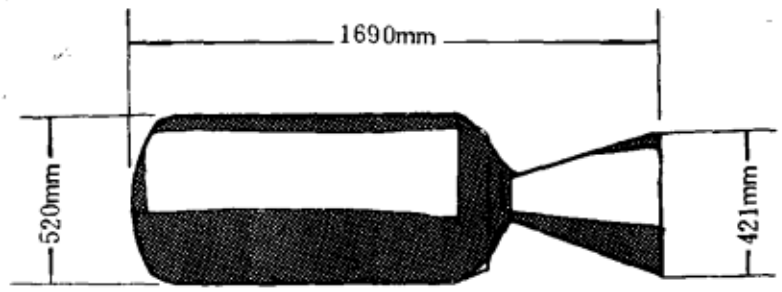

卡斯托 1A 发动机



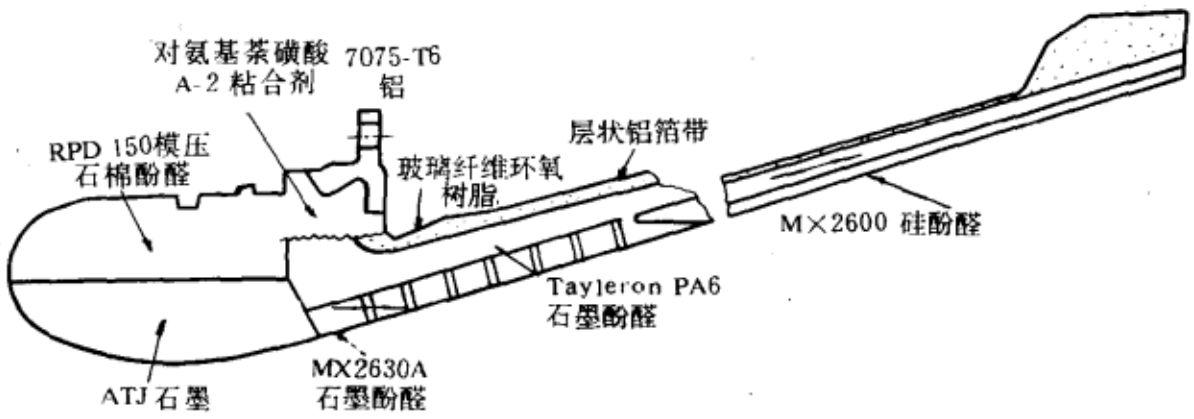

卡斯托 1A 发动机喷管




天蝎座 I A 发动机



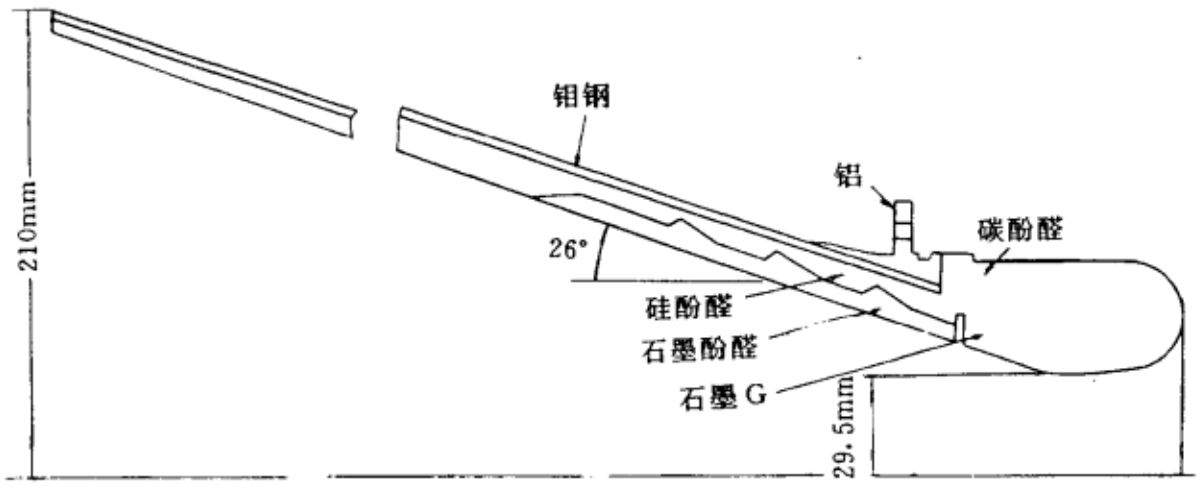

牵牛星(FW-4S)发动机



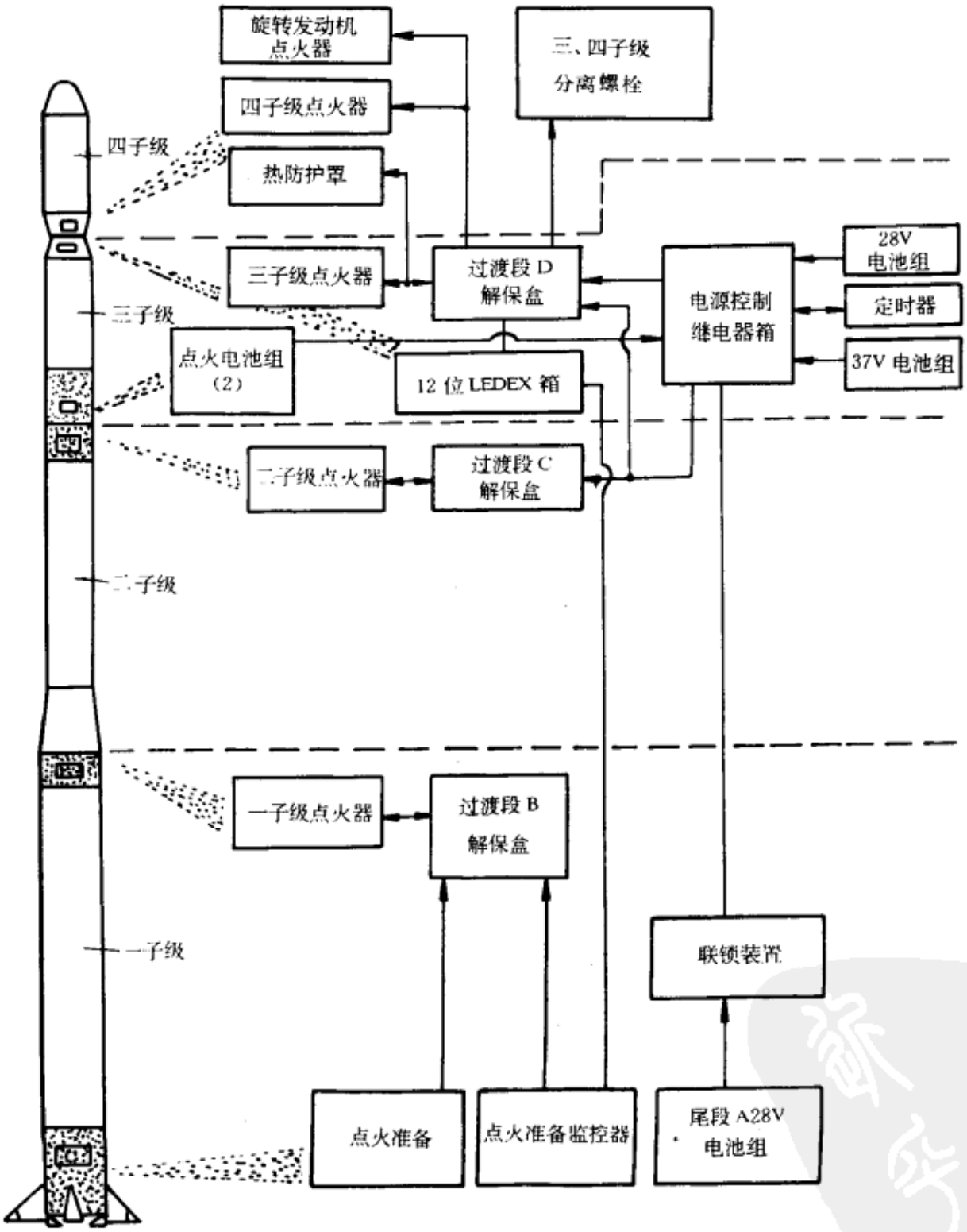

天蝎座 I A 发动机喷管

## 三子级发动机

三子级推进系统用一台天蝎座 I A 发动机。其外形和尺寸如图所示。真空比冲为 2757.6N·s/kg,平均真空推力为 95.99kN,平均工作时间为 32.8s,最长工作时间为 33.7s。发动机壳体用玻璃纤维/环氧树脂缠绕而成(壁厚 3.56mm)。用铝合金接头和连接环使其构成




牵牛星(FW-4S)发动机喷管




"侦察兵 B"的发动机点火系统

一个整体。绝热层采用石棉充填的丁苯橡胶。喷管由石墨喉衬、承托环、石棉酚醛收敛段和扩散段组成。发动机采用含铝 20.5%的复合改性双基固体推进剂。药柱芯孔改为前端圆柱、后端四翼的翼柱形。

### 四子级发动机

四子级推进系统采用一台牵牛星ⅢA(FW-4S)发动机。发动机真空比冲为 2786N·s/kg，平均真空推力为 26.1kN，平均工作时间为 28.9s，最长工作时间为 31.5s。发动机壳体用玻璃纤维/环氧树脂缠绕而成。壁厚 2mm。壳体用充填有二氧化硅的布纳-N 橡胶绝热。发动机喷管由铝合金法兰、G 石墨喉衬、碳酚醛石墨收敛段、硅酚醛/石墨酚醛扩散段和 0.25mm 钼钢外壳组成。钢壳是用铆钉铆接到铝合金连接法兰盘上的。喷管喉部通过硅酚醛环形构件与法兰盘相连接。喷管喉径为 59mm，出口直径为 421mm，膨胀比为 50.37。发动机采用聚丁乙烯一丙烯酸/丙烯腈固体推进剂。药柱芯孔为前端带-环向开槽的圆柱形。

### 点火系统

“侦察兵B”发动机点火系统如图所示。系统采用双冗余设计，全部点火器均采用 2 个引爆管并由各自的电源供电，以确保当其中一个引爆管失效时发动机正常点火。

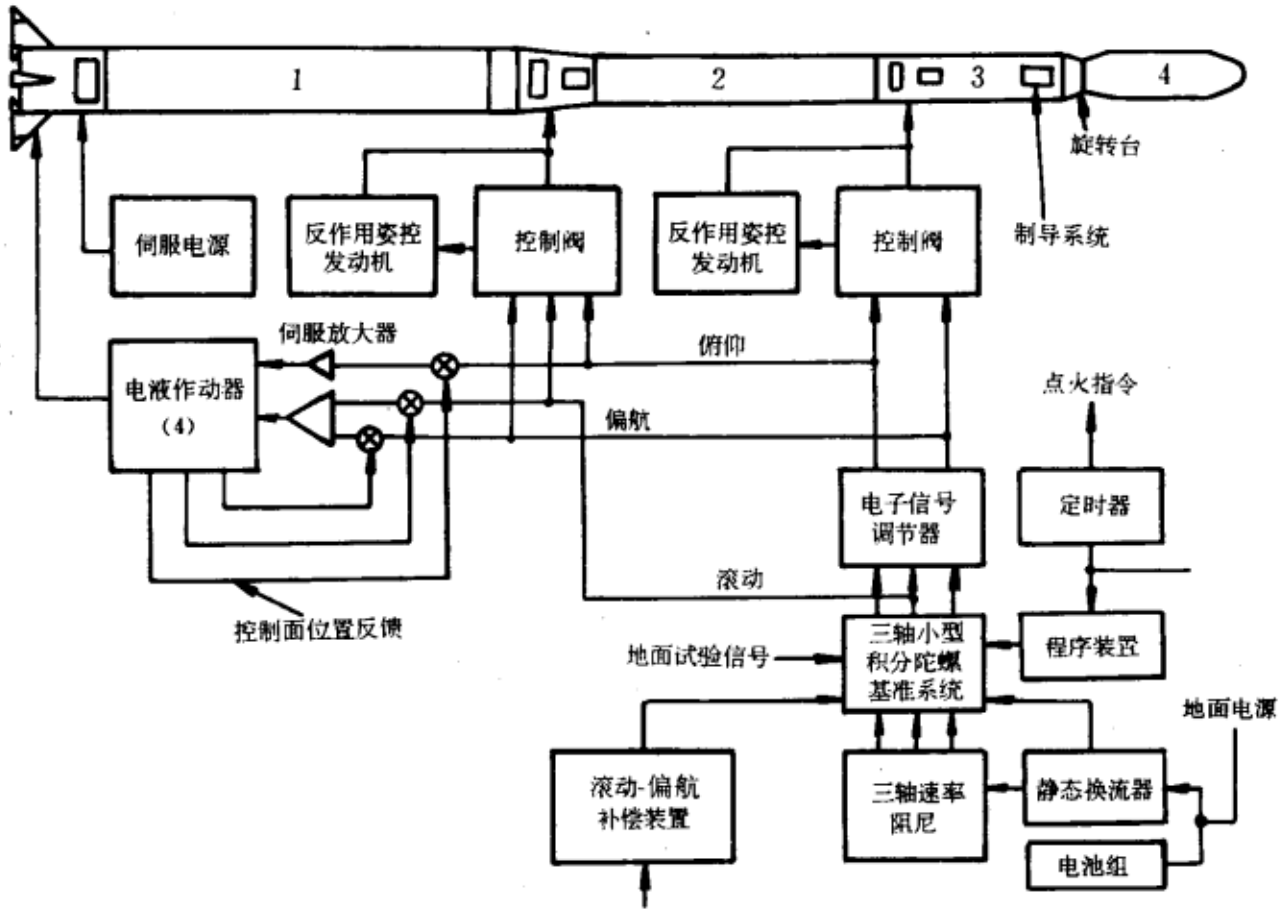
一子级发动机由发射指挥中心指令点火，二、三、四子级由制导系统的程序装置定时器按程序点火。系统由电池组、定时器、电源控制继电器、解保引爆电路盒、12 位 LEDEX 盒和点火器等组成。

## 制导和控制系统

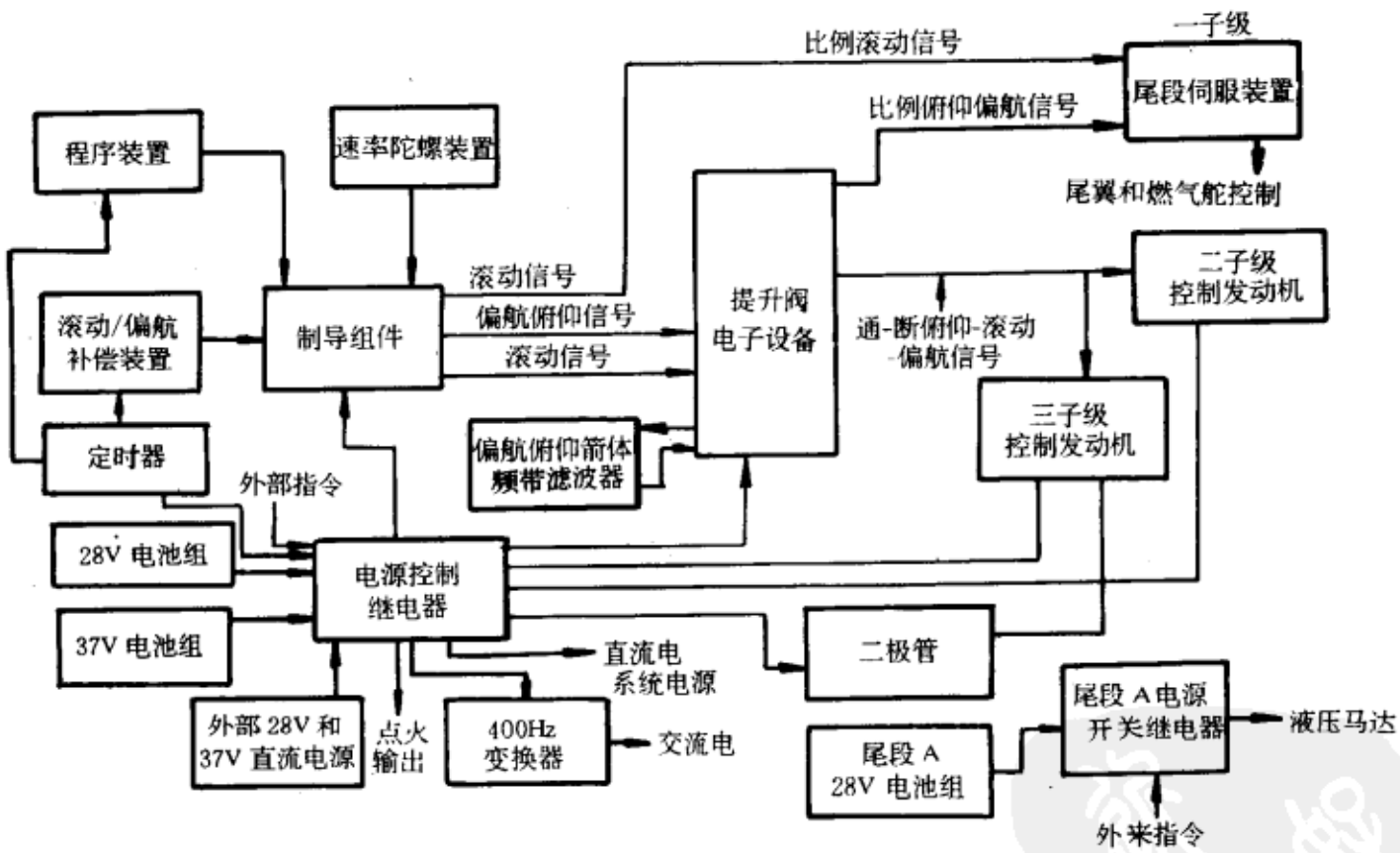
“侦察兵 B”的制导和控制系统和“侦察兵 X-1”基本相同。该系统应在火箭的一、二、三子级的发动机工作期间使火箭的纵轴与程序规定的俯仰和偏航姿态间的偏差不超过 2°，并使一、二子级的纵轴与程序角的偏差不超过 0.5°。

“侦察兵 B”的制导和控制系统由位于一子级的稳定尾翼、燃气舵、电液伺服作动器、伺服电源、位于二、三子级的反作用控制发动机及相应的控制阀门、位于三子级的捷联式惯性基准组件、组合式制导系统以及相应的电子组件组成。火箭的四子级用旋转平台进行自旋稳定。系统的组件、部位及其工作原理见图。

一子级发动机工作期间，利用比例控制系统进行姿态控制。该比例控制系统是由电液伺服操纵的 4 个燃气舵和 4 个稳定尾翼所组成。在动力飞行段，由燃气舵提供大部分控制力。在一子级发动机熄火后的滑行段，则由尾翼翼梢控制面提供所需的全部控制力。二、三子级发动机工作时，由过氧化氢反作用控制系统进行姿态控制。二子级按程序操纵 8 个反作用控制发动机以实现俯仰，偏航和滚动姿态控制。两台推力各为 2223N 的发动机控制俯仰，另两台发动机控制偏航，四台推力各为 178N 的发动机控制滚动。三子级的姿态控制与二子级相似，仅所用发动机大小不同。它采用 4 台推力各为 178N 的发动机分别进行俯仰和偏航控制，4 台推力各为 62N 的发动机进行滚动控制。三子级分离后由四子级的旋转台提供自旋稳定，一般是在四子级发动机点火前 6s 就开始自旋稳定。旋转平台靠 4 个推力各为 62N 的小固体发动机以 160r/min的转速进行旋转稳定。




“侦察兵 B”的制导和飞行控制系统框图

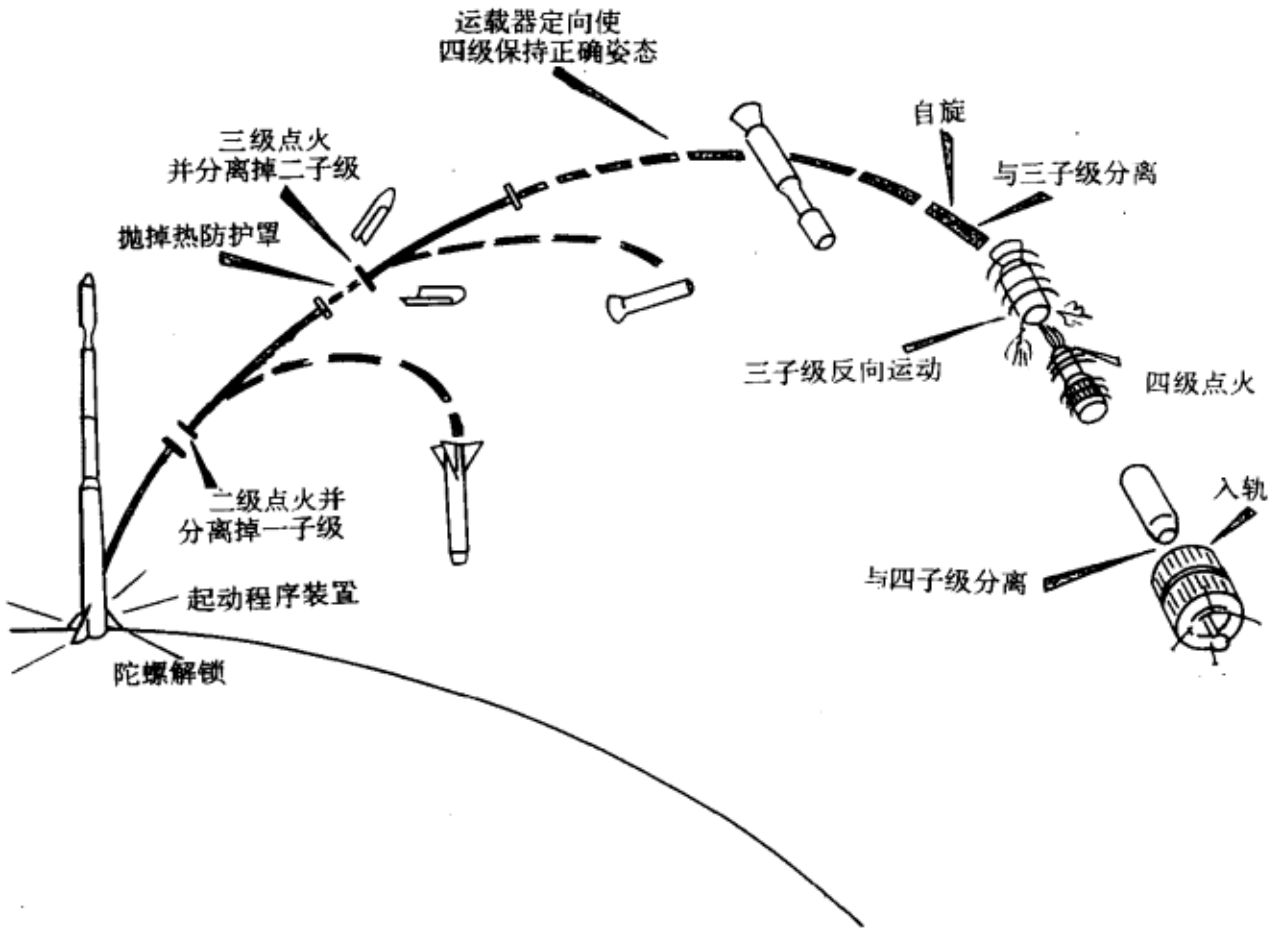



“侦察兵 B”的制导和飞行控制系统框图

## 典型飞行程序

“侦察兵B”能发射多种轨道卫星,进行高空探测和再入试验。一子级在该级发动机熄火后滑行到动压为1915Pa的飞行高度时与火箭分离。

发射轨道卫星时,“侦察兵B”达到入轨高度后,由四子级提供入轨速度,将有效载荷送入预定轨道。其飞行程序见图、表。

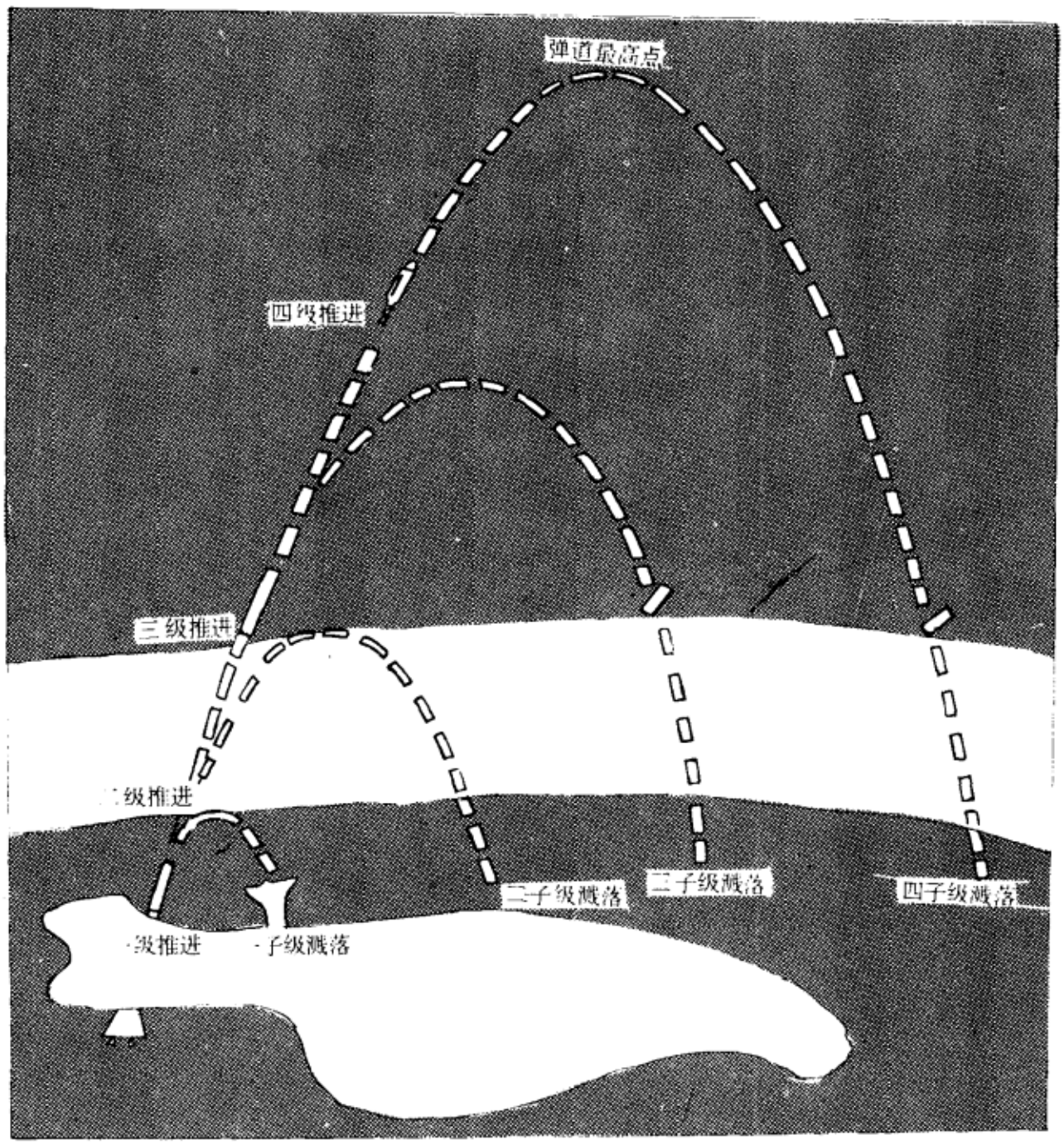



“侦察兵B”的飞行程序

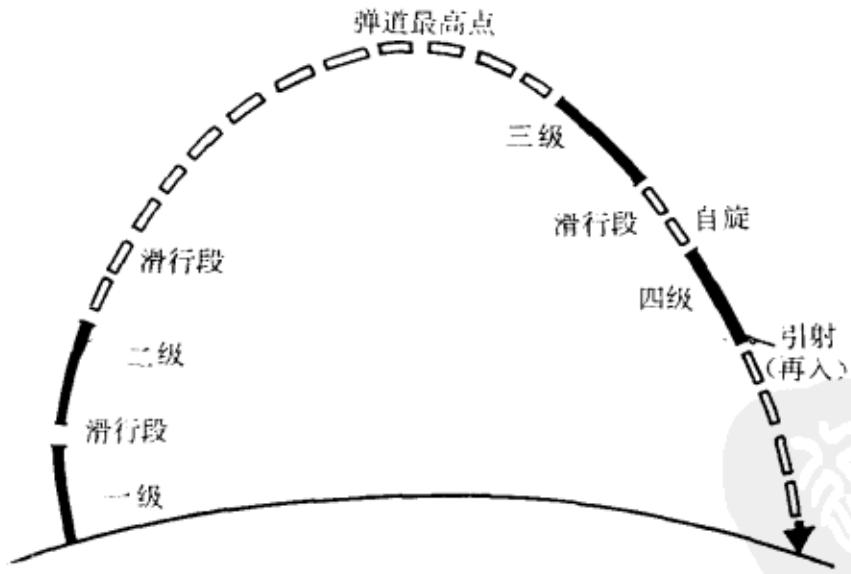
**“侦察兵B”典型飞行程序**

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T-0.13$ | 一子级点火 | $T+134.51$ | 三子级点火,开始姿控,二子级分离 |
| $T+0$ | 起飞 | $T+170.80$ | 三子级关机 |
| $T+82.82$ | 一子级关机 | $T+585.09$ | 四子级自旋稳定 |
| $T+90.28$ | 二子级点火,开始姿控,一子级分离 | $T+586.59$ | 三子级分离 |
| $T+129.51$ | 二子级关机 | $T+591.44$ | 四子级点火 |
| $T+132.81$ | 有效载荷整流罩分离 | $T+624.13$ | 四子级关机 |

“侦察兵B”发射高空探测器时,四子级一般在三子级发动机熄火后20s便点火工作。滑行期较短,为5s。在滑行期内,四子级自旋稳定。与三子级分离后,四子级发动机点火工作,将有效载荷送到远地点,获得一定的零重力试验时间。火箭飞行轨道以及不同质量、不同远地点高



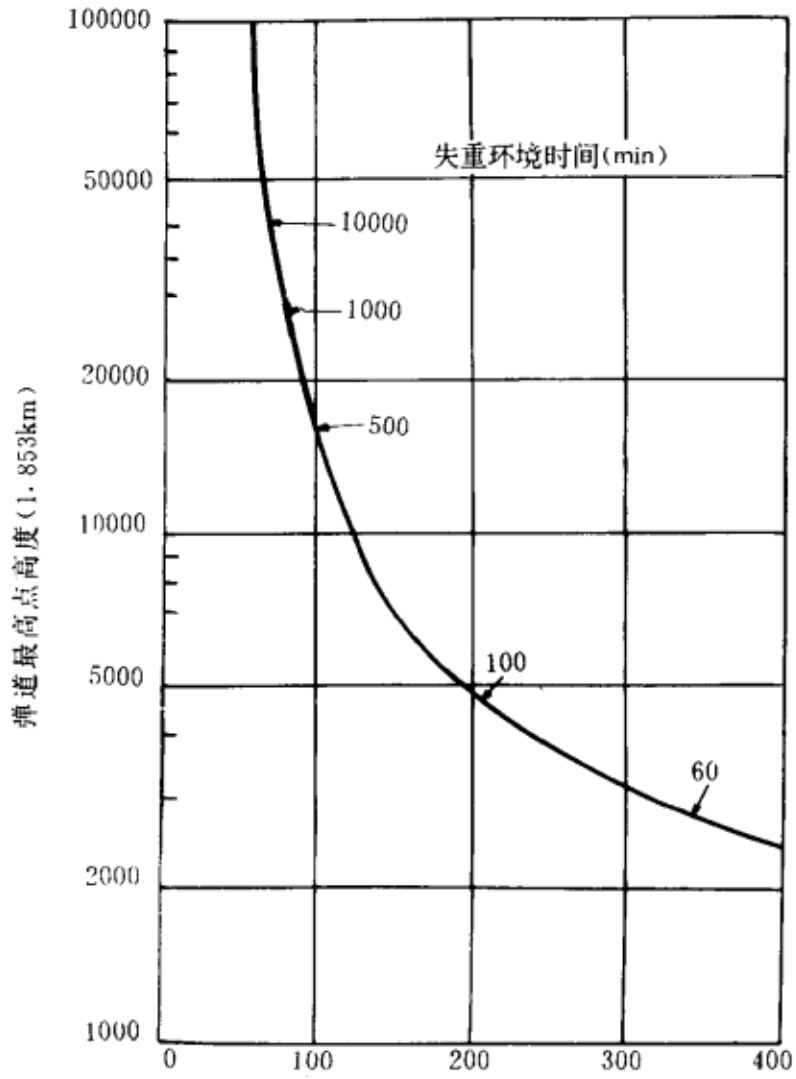

"侦察兵B"发射高空探测器时的飞行轨道

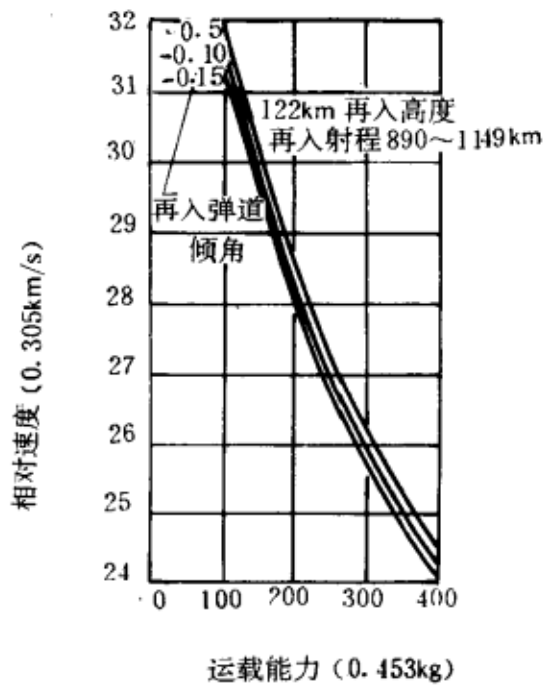



"侦察兵B"发射再入试验飞行器时的飞行轨道

度的有效载荷所获得的试验时间如图所示。

“侦察兵 B”执行再入试验飞行任务时，二级滑行到远地点后，三子级点火工作，滑行段较长。三、四子级需使有效载荷获得一段再入试验时间。三子级点火高度与时间由再入试验条件确定。在三子级熄火后，至少需滑行 20s 以便四子级自旋稳定并与三子级分离。“侦察兵 B”发射再入试验飞行器时的飞行轨道和性能性特点见图。




侦察兵 B”再入试验飞行性能

←“侦察兵 B”109°发射方位角高空探测任务特性

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1965.8.10 | 西可尔 5 号(Secor 5) | 20 | 1130 | 2419 | 69.2 | 122.1 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星 |
| 2 | 1966.4.22 | 轨道飞行器 3-1 (OV3-1) | 69 | 356 | 5726 | 82.5 | 151.7 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 3 | 1966.6.9 | 轨道飞行器 3-4 | 18 | 642 | 4730 | 40.8 | 143.2 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星 |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 4 | 1966.8.4 | 轨道飞行器 3-3 | 75 | 354 | 4474 | 81.6 | 136.6 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 5 | 1966.10.28 | 轨道飞行器 3-2 | 80 | 319 | 1598 | 82 | 104.2 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 6* | 1967.1.31 | 轨道飞行器 3-5 | 94 | | | | | 西靶场 | 轨道卫星，失败 |
| 7 | 1967.4.26 | 圣马科 2 号(San Marco 2) | 129 | 217 | 801 | 2.9 | 94.9 | 圣马科发射场 | 轨道卫星 |
| 8* | 1967.5.29 | 阿联 2A（ESRO 2A） | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星，未入轨 |
| 9 | 1967.10.19 | RAM C-1 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器 |
| 10 | 1967.12.4 | 轨道飞行器 3-6 | 101 | 405 | 436 | 90.6 | 92.9 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 11 | 1968.3.5 | 探险者 37 (Explorer37) | 90 | 521 | 877 | 59.4 | 98.7 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星 |
| 12 | 1968.5.16 | 欧联 2B | 74 | 330 | 1090 | 97.2 | 98.9 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 13 | 1968.8.8 | 探险者 39/40 号 | | 673/681 | 2533/2533 | 80.6/80.67 | 118.2/118.33 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 14 | 1968.8.22 | RAM C-2 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器 |
| 15 | 1968.10.3 | 阿联 1A | 83.92 | 258 | 1538 | 93.76 | 103.00 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 16 | 1969.10.1 | 阿联 1B | 79.83 | 291 | 389 | 85.11 | 91.39 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 17 | 1969.11.7 | 阿祖尔(Azur) | 71.22 | 387 | 3147 | 102.97 | 121.96 | 西靶场 | 轨道卫星 |
| 18 | 1970.9.30 | RAM C-3 | | | | | | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器 |
| 19 | 1970.11.9 | OFO-1 | 132.9 | 304 | 518 | 37.41 | 92.64 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星 |
| 20 | 1970.12.12 | 探险者 42 号 | 142.88 | 522 | 563 | 3.04 | 95.30 | 圣马科发射场 | 轨道卫星 |
| 21 | 1971.4.24 | 圣马科 3 号 | 163.3 | 222 | 718 | 3.23 | 93.82 | 沃洛普斯岛 | 再入试验飞行器 |
| 22 | 1971.6.20 | PAET | | | | | | | |
| 23 | 1971.7.8 | 探险者 44 号 | 117.94 | 433 | 632 | 51.06 | 95.23 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星 |
| 24 | 1971.9.20 | GRP | | | | | | 沃洛普斯岛 | 空间探测器 |
| 25 | 1971.11.15 | 探险者 45 号 | 51.91 | 233 | 26895 | 3.58 | 466.85 | 圣马科发射场 | 轨道卫星 |

## 侦察兵 B-1（SCOUT B-1）

“侦察兵”基本型一子级换用英仙座ⅡC形成“侦察兵 B-1”。英仙座ⅡC发动机是英仙座ⅡB发动机的改型。“侦察兵 B-1”从沃洛普斯岛发射时的近地轨道运载能力为 143kg，极轨道运载能力为 116kg，赤道轨道运载能力为 151kg。“侦察兵 B-1”共发射 5 次，全部成功。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1971.8.16 | Eolc | 84.37 | 677 | 904 | 50.16 | 100.62 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 2 | 1971.12.11 | 羚羊4号 | 99.79 | 477 | 593 | 82.99 | 95.35 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 3 | 1972.9.2 | Tiros 改进计划卫星1号(Triad 1) | 93.89 | 716 | 863 | 90.14 | 100.68 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 4 | 1974.10.15 | 羚羊5号 | 129 | 504 | 549 | 2.88 | 94.96 | 圣马科发射场 | 轨道卫星,成功 |
| 5 | 1976.5.22 | STP 75-6 | 58 | 996 | 1060 | 99.68 | 105.73 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |

# 侦察兵 D-1 (SCOUT D-1)

"侦察兵 D-1"是"侦察兵 B"的改型。一子级换用英仙座ⅢA 发动机。英仙座ⅢA 发动机比其前期型号有很大改进。其地面比冲为 2248.7N·s/kg,平均真空推力为 437.7kN,平均工作时间为 56.7s,最长工作时间为 72.3s。"侦察兵 D-1"火箭各子级组成见表,各子级性能详见"侦察兵"火箭发动机性能总表。"侦察兵 D-1"从沃洛普斯岛发射时的近地轨道运载能力为 185kg,极轨道运载能力为 148kg,赤道轨道运载能力为 198kg。"侦察兵 D-1"于 1972 年 8 月 13 日首次发射,将"探险者 46 号"送入预定轨道,截至 1979 年 6 月共发射 15 枚,全部成功。

**"侦察兵 B"与"侦察兵 D-1"比较及组成**

| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 B | 英仙座ⅠB | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| 侦察兵 D-1 | 英仙座ⅢA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1972.8.13 | 探险者46号 | 175.09. | 492 | 811 | 37.70 | 97.65 | 沃洛普斯岛 | 轨道卫星,成功 |
| 2 | 1972.11.16 | 探险者48号 | 185.98 | 444 | 632 | 1.90 | 95.20 | 圣马科发射场 | 轨道卫星,成功 |
| 3 | 1972.11.20 | 欧联4号 | 113.30 | 245 | 1173 | 91.11 | 99.00 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾　角（°） | 周　期（min） | | |
| 4 | 1972.12.16 | 艾鲁斯1号（Aeros 1） | 127.01 | 223 | 867 | 96.94 | 95.57 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 5 | 1974.2.18 | 圣马科4号 | | 231 | 910 | 2.92 | 95.89 | 圣马科发射场 | 轨道卫星，成功 |
| 6 | 1974.3.8 | 英国X4号（UK X4） | 93 | 714 | 916 | 97.81 | 101.23 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 7 | 1974.7.16 | 艾鲁斯2号 | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 8 | 1974.8.30 | 荷兰天文卫星（ANS） | 129 | 258 | 1173 | 98.03 | 99.13 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 9 | 1975.10.11 | 子午仪改进计划2号（ITV-2） | 94 | 362 | 705 | 90.74 | 95.34 | 西靶场 | 轨道卫星，成功 |
| 10 | 1976.6.18 | GP | | | | | | 西靶场 | 空间探测器，成功 |
| 11 | 1976.9.1 | 子午仪改进计划3号 | 94 | 348 | 789 | 90.31 | 96.02 | 西靶场 | 空间探测器，成功 |
| 12 | 1977.10.27 | 子午仪（Transit） | | 1069 | 1107 | 89.92 | 107.03 | 西靶场 | 空间探测器，成功 |
| 13 | 1978.4.26 | 热量测绘卫星（HCMM） | 134 | 559 | 651 | 97.60 | 96.85 | 西靶场 | 空间探测器，成功 |
| 14 | 1979.2.18 | 同温层微粒气体实验卫星（SAGE） | 147 | 549 | 661 | 54.93 | 96.73 | 沃洛普斯岛 | 空间探测器，成功 |
| 15 | 1979.6.2 | 英国6号 | 154 | 599 | 656 | 54.95 | 97.19 | 西靶场 | 空间探测器，成功 |

## 侦察兵 E/F-1（SCOUT E/F-1）

“侦察兵E/F-1”是“侦察兵D-1”的改型，三子级改用了性能更好的天蝎座ⅡB发动机。其真空总冲为3255.563kN·s，真空比冲增加到2794.4N·s/kg，平均真空推力增加到126.84kN。“侦察兵E/F-1”火箭各子级组成见表，各子级性能详见“侦察兵”火箭子级发动机性能总表。“侦察兵E/F-1”于1974年6月3日首次从西靶场成功地发射了“探险者”52号。之后又发射2次，一次失败。成功率为0.67%。

**“侦察兵D”与“侦察兵E/F-1”比较及组成**

| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵D | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠA | 牵牛星ⅡA |
| 侦察兵E-1/F-1 | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠB | 牵牛星ⅡA |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾 角(°) | 周 期(min) | | |
| 1 | 1974.6.3 | 探险者52号 | 27 | 513 | 126896 | 89.80 | 3077.9 | 西靶场 | 轨道卫星,成功 |
| 2 | 1975.5.8 | 探险者53号 | 193 | 499 | 508 | 2.99 | 94.49 | 圣马科发射场 | 轨道卫星,成功 |
| 3* | 1975.12.5 | DAD | | | | | | 西靶场 | 轨道卫星,失败 |

# 侦察兵 G-1 (SCOUT G-1)

"侦察兵 G-1"是在"侦察兵"研制计划结束后研制的加大推力的"侦察兵"型号,实际上是"侦察兵 E/F-1"的改型。其三子级换用性能更高的天蝎座ⅢA发动机,发动机的真空比冲提高到 2894.9N·s/kg,真空总冲提高到 3651.877kN·s。"侦察兵 G-1"火箭各子级组成见表,各子级性能详见"侦察兵"火箭子级发动机性能总表。"侦察兵 G-1"的有效载荷整流罩的直径为 0.86m,有长度不同的 2 种型号,其有效载荷容积分别由原来的 0.14m³ 增加到 0.48m³ 和 0.68m³。当前最常用的一种有效载荷整流罩的直径增加到 1.07m,其有效载荷容积为 0.99m³。

"侦察兵 G-1"运载能力为:

1)从沃洛普斯岛发射场发射,可将 210kg 重的有效载荷送入高 555km、倾角 38°的圆轨道。

2)从西靶场能把 166kg 重的有效载荷送入高 555km、倾角 90°的圆轨道。

3)从圣马科发射场能把 220kg 重的有效载荷送入高 555km、倾角 2.9°的圆轨道。

"侦察兵"还能发射 270kg 重的再入试验飞行器,其轨道参数为

| 轨道参数 | 四子级熄火时再入参数 | |
|---|---|---|
| 射程 | 1200km | 7775km |
| 高度 | 91km | 122km |
| 相对速度 | 5.4km/s | 6.9km/s |
| 飞行轨道角 | −20° | −20° |

"侦察兵 G-1"从沃洛普斯岛发射场发射空间探测器执行微重力试验任务时的特性为:

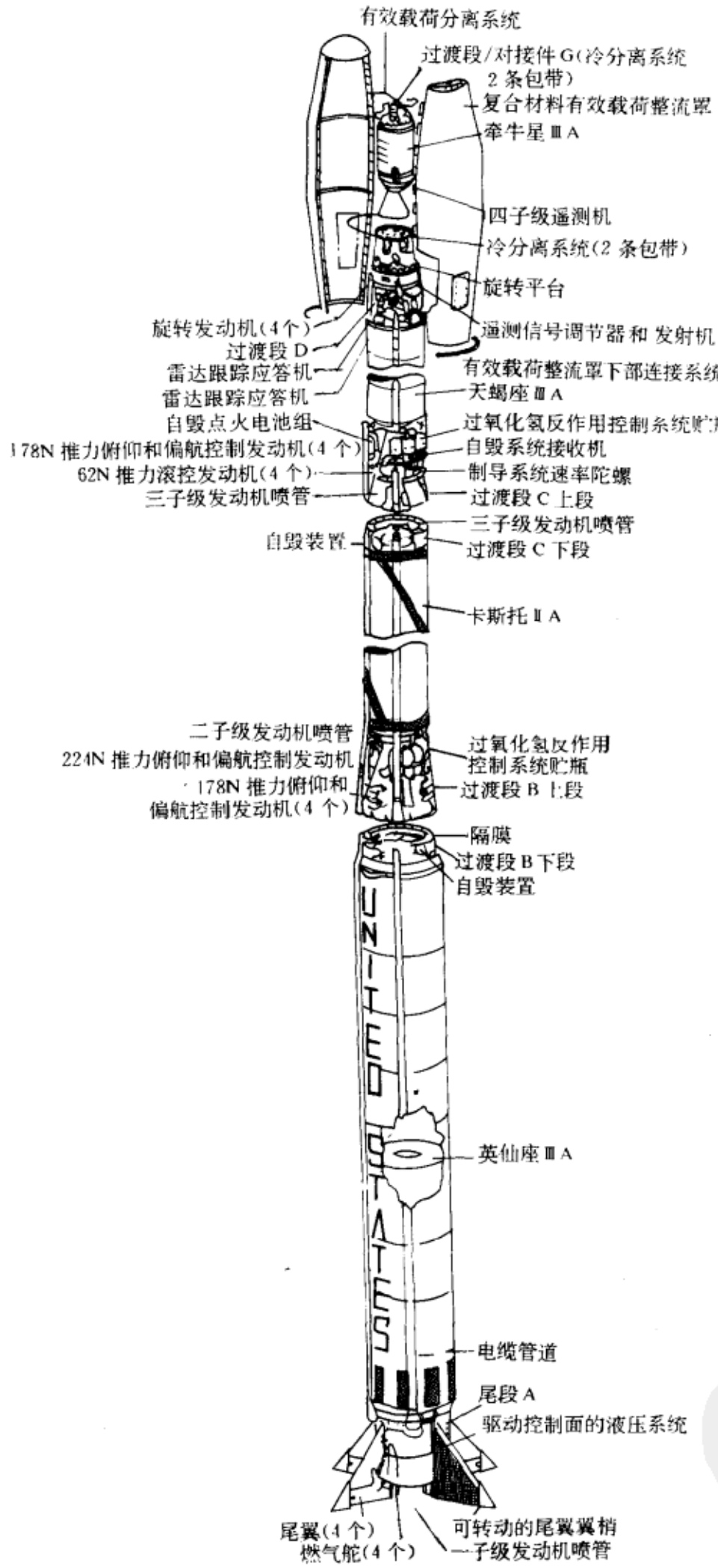
| 空间探测器质量 | 弹道最高点高度 | 微重力时间 |
|---|---|---|
| 91kg | 14631km | 4.38h |
| 181kg | 3111km | 1.93h |

截至 1994 年 9 月 12 日,"侦察兵 G-1"共发射 18 次,全部成功。

**"侦察兵 G-1"的组成**

| 型号 \ 子级 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|
| 侦察兵 E/F-1 | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅠB | 牵牛星ⅡA |
| 侦察兵 G-1 | 英仙座ⅡA | 卡斯托ⅠA | 天蝎座ⅡA | 牵牛星ⅡA |

"侦察兵 G-1"总体布局见图。


有效载荷分离系统
过渡段/对接件G(冷分离系统2条包带)
复合材料有效载荷整流罩
牵牛星ⅢA
四子级遥测机
冷分离系统(2条包带)
旋转平台
旋转发动机(4个)
过渡段D
雷达跟踪应答机
雷达跟踪应答机
遥测信号调节器和发射机
有效载荷整流罩下部连接系统(2条包带)
天蝎座ⅢA
自毁点火电池组
178N推力俯仰和偏航控制发动机(4个)
62N推力滚控发动机(4个)
三子级发动机喷管
过氧化氢反作用控制系统贮瓶
自毁系统接收机
制导系统速率陀螺
过渡段C上段
三子级发动机喷管
自毁装置
过渡段C下段
卡斯托ⅡA
二子级发动机喷管
224N推力俯仰和偏航控制发动机
178N推力俯仰和偏航控制发动机(4个)
过氧化氢反作用控制系统贮瓶
过渡段B上段
隔膜
过渡段B下段
自毁装置
UNITED STATES
英仙座ⅢA
电缆管道
尾段A
驱动控制面的液压系统
尾翼(4个)
燃气舵(4个)
可转动的尾翼翼梢
一子级发动机喷管

"侦察兵G-1"总体布局

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾 角(°) | 周 期(min) | |
| 1 | 1979.10.30 | 美国航空航天局科学卫星(Magsat) | 181 | 354 | 561 | 96.80 | 93.80 | 西靶场 |
| 2 | 1981.5.14 | 美国海军导航卫星1号(Navy 1) | | 353 | 935 | 90.16 | 97.67 | 西靶场 |
| 3 | 1983.6.27 | Hilat | 113 | 770 | 838 | 82.03 | 101.02 | 西靶场 |
| 4 | 1984.10.11 | 美国海军导航卫星3号 | | 1155 | 1202 | 90.07 | 109.02 | 西靶场 |
| 5 | 1985.8.2 | 发射到轨道贮存待用导航卫星1号(SOOS-1) | 55 | 1006 | 1261 | 89.82 | 108.06 | 西靶场 |
| 6 | 1985.12.12 | ITV | | 313 | 774 | 37.07 | 95.38 | 沃洛普斯岛 |
| 7 | 1986.11.13 | 改装用于极光试验子午仪卫星(Polar Bear) | 125 | 963 | 1019 | 89.56 | 105.00 | 西靶场 |
| 8 | 1987.9.16 | 发射到轨道贮存待用导航卫星2号 | | 1017 | 1185 | 90.32 | 107.35 | 西靶场 |
| 9 | 1988.3.25 | 圣马科DL号 | 240 | 263 | 618 | 3.00 | 93.14 | 圣马科发射场 |
| 10 | 1988.4.26 | 发射到轨道贮存待用导航卫星3号 | | 1019 | 1307 | 90.36 | 109.01 | 西靶场 |
| 11 | 1988.6.15 | 美国海军导航卫星2号 | 165 | 1154 | 1202 | 90.06 | 109.01 | 西靶场 |
| 12 | 1988.8.24 | 发射到轨道贮存待用导航卫星4号 | | 1036 | 1182 | 89.99 | 107.53 | 西靶场 |
| 13 | 1990.9.5 | 多用途通信卫星1,2(MACST) | | 613 | 769 | 89.89 | 98.64 | 西靶场 |
| 14 | 1991.6.29 | 美空军辐射实验卫星 | | 773 | 875 | 89.57 | 101.44 | 西靶场 |
| 15 | 1992.7.3 | (SAMPEX) | | 515 | 691 | 81.67 | 96.81 | 西靶场 |
| 16 | 1992.11 | 小型自动寻的技术综合卫星(MSTI) | | 331 | 444 | 96.75 | 92.37 | |
| 17 | 1993.6.25 | 雷达校准卫星(RADCAL) | 87 | 759 | 888 | 89.56 | 101.37 | |
| 18* | 1994.9.12 | 小型自动寻的技术综合飞行器(MSTI) | | 357 | 448 | 96.94 | 92.61 | 西靶场 |

* 为侦察兵G-1最后一次发射。

# 蓝色侦察兵系列
# (THE BLUE SCOUT FAMILY)

“蓝色侦察兵”运载火箭又称超高空环境试验系统 609A(HETS 609A),是美国空军研制的一种小型军用固体运载火箭,一般由三级和四级固体发动机火箭组成,共有 4 种主要型号:“蓝色侦察兵 Jr 型(XRM-91)、Ⅰ型(XRM-89)、Ⅱ型(XRM-90)和带旋转稳定顶级的Ⅱ型(XRM-92)”。1962 年,美国空军又开始对“蓝色侦察兵 Jr”型进行改进,共研制了 SLV-1B 型、SLV-1B 改进型和 SLV-1C 型。

早在 1959 年,美国空军为了适应特殊的空间研究和进行亚轨道飞行试验的需要,就着手研制小型军用固体运载火箭。其主要设计思想是尽可能采用现有成熟的导弹部件,特别是固体火箭发动机,以便减少研制经费并缩短研制周期。当时,美国 NASA 也在研究多用途小型固体运载火箭。最后,两家合作提出一个共同方案,定名为“侦察兵”。美国空军研制的小型军用固体运载火箭,取名为“蓝色侦察兵”,以示区别。“蓝色侦察兵”是在美国 NASA 的“侦察兵”基础上发展起来的。它可以根据不同任务要求,选用不同的子级组合和某些箭体部件。

“蓝色侦察兵”的首次飞行试验是在 1960 年 9 月 21 日进行的,但未获成功。接着又进行了 8 次飞行试验,失败 3 次。1962 年 5 月,“蓝色侦察兵”正式提供空军使用。“蓝色侦察兵”共发射 40 次,失败 9 次,成功率为 77.5%。“蓝色侦察兵”主要用于无线电中继试验、离子发动机试验、宇宙空间无线电波研究、全球磁场研究、辐射效应研究、应急喷射分离试验、宇宙空间紫外线摄影等。带旋转稳定顶级的“蓝色侦察兵Ⅱ型”从 1962 年 4 月以来发射过多种军用秘密卫星。

“蓝色侦察兵”的研制工作是由美国空军弹道局全面负责。主承包商是林-坦姆科-沃特宇航公司,霍尼韦尔公司负责制导、控制、辅助动力装置等分系统的研制。

**蓝色侦察兵运载火箭主要特性**

| 运载火箭 | 级数 | 全 长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 首次飞行时间 (年、月、日) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| “蓝色侦察兵 Jr” | 4 | 12.3 | 0.79 | 5.8 | 222 | 1960.9.21 |
| “蓝色侦察兵Ⅰ” | 3 | 21.9 | 1.01 | 16.75 | 512 | 1961.1.7 |
| “蓝色侦察兵Ⅰ” | 4 | 22 | 1.01 | 16.9 | 512 | 1961.3.3 |

## 蓝色侦察兵 Jr(BLUE SCOUT Jr)

“蓝色侦察兵 Jr”代号为 XRM91,是四级固体运载火箭。1960 年 9 月 21 日,“蓝色侦察兵

Jr"从东靶场首次进行 D-1 任务飞行试验。在四子级发动机熄火前 8s,遥测电路中的焊接接头受四子级发动机的排气熔化而导致部分失败。同年 11 月 8 日,"蓝色侦察兵 Jr"又进行第二次飞行试验和两次任务飞行,全部成功。此种运载火箭主要用于空间辐射效应和应急喷射分离试验,从东靶场第 18A 发射台发射。SLV-ⅠB 8 次发射都在东靶场进行,失败 2 次。SLV-ⅠC 7 次发射都在西靶场进行,全部成功。SLV-ⅠB 改型 2 次发射也在西靶场进行,全部成功。

"蓝色侦察兵 Jr"是该系列中尺寸最小、质量最小的运载火箭。全长 12.3m,起飞质量为 5.8t。起飞时,安装在一子级上的旋转发动机点火工作,以 3r/s 转速旋转运载火箭。与此同时,由一、二子级上的尾翼和安定面稳定运载火箭。二子级发动机熄火后,抛掉有效载荷整流罩,同时展开天线。三、四子级用的防热罩在二子级发动机熄火后被弹射开。四子级在三子级发动机熄火后与之分离并开始点火工作。火箭全部工作时间为 3min。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 222kN |
| 全长 | 12.3m | 推重比 | 3.9 |
| 最大直径 | 0.79m | | |
| 起飞质量 | 5.8t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.3m | 发动机 | 卡斯托 XM-33 |
| 最大直径 | 0.79m | 地面推力 | 222kN |
| 子级质量 | 4.36t | 工作时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 3.31t | | |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.38m | 发动机 | 天蝎座 αABL X-254 |
| 最大直径 | 0.76m | 真空推力 | 60.76kN |
| 子级质量 | 1.23t | 工作时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 0.93t | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.37m | 发动机 | 30 KS-8000 型鲸大熊座 |
| 直径 | 0.46m | 真空推力 | 35.3kN |
| | | 工作时间 | 30s |

## 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 0.51m | 发动机 | NOTS 17 英寸 100A 型鲸鱼座 |
| 直径 | 0.43m | 真空推力 | 4kN |
| | | 工作时间 | 78s |

## 飞　行　记　录

| 序　号 | 运载火箭编号 | 发射日期（年、月、日） | 备　注 |
|---|---|---|---|
| 1* | 侦察兵 D-1 | 1960.9.21 | 辐射测量，部分失败 |
| 2* | 侦察兵 D-2 | 1960.11.8 | 辐射测量，失败 |
| 3* | 侦察兵 O-1 | 1961.8.17 | 辐射测量，失败 |
| 4 | 侦察兵 O-3 | 1961.12.4 | 辐射测量 |
| 5 | 侦察兵 | 1967.1.11 | 应急喷射分离试验 |
| 6 | 侦察兵 NB 22208 | 1970.11.24 | 紫外线天文学研究 |

# 蓝色侦察兵 Jr 改型
# （ADVANCED SCOUT Jr）

美国空军认为“蓝色侦察兵 Jr”较为灵活，从 1962 以后，便由“蓝色侦察兵 Jr 改型”代替“蓝色侦察兵 I 型和 II 型”作亚轨道飞行。SLV-IB 型主要改进是在尾段和有效载荷整流罩，并取消二子级上的安定面。还可以根据不同发射任务需要选用有效载荷整流罩。SLV-IC 型和 SLV-IB 改型在外形上作了某些改进并采用改进性能的固体发动机。前者用于军事保密性试验飞行，而后者主要用于离子发动机试验飞行。

## 飞　行　记　录

| 序　号 | 发射日期（年、月、日） | 备　注 |
|---|---|---|
| SLV-IB | | |
| 1 | 1963.7.30 | 空间无线电发射 |
| 2 | 1963.3.13 | 全球磁场试验 |
| 3 | 1964.12.21 | 秘密卫星 |
| 4 | 1965.1.28 | 秘密卫星 |

| 序　号 | 发射日期<br>(年、月、日) | 备　　注 |
|---|---|---|
| 5 | 1965.3.30 | 全球磁场试验 |
| 6 | 1965.4.9 | 辐射效应研究 |
| 7 | 1965.5.12 | 磁场研究 |
| 8 | 1965.6.9 | 辐射效应研究 |
| SLV-1B 改型 | | |
| 1 | 1962.12.18 | 离子发动机试验 |
| 2 | 1964.8.29 | 离子发动机试验 |
| SLV-1C | | |
| 1 | 1962.5.31 | 火箭应急通讯系统试验 |
| 2 | 1962.7.24 | 秘密卫星 |
| 3 | 1962.11.21 | 秘密卫星 |
| 4 | 1963.2.1 | 秘密卫星 |
| 5* | 1963.3.13 | 秘密卫星 |
| 6 | 1963.5.17 | 秘密卫星 |
| 7 | 1963.12.17 | 秘密卫星 |

# 蓝色侦察兵 I
# (BLUE SCOUT I)

“蓝色侦察兵 I ”代号为 XRM-89，是三级固体运载火箭。一子级用尾翼稳定飞行姿态，二、三子级均采用过氧化氢反作用姿态控制系统。

“蓝色侦察兵 I ”于 1961 年 1 月 7 日从东靶场首次进行飞行试验成功。以后在 1961 年 5 月 9 日和 1962 年 4 月 12 日分别进行辐射测量和再入试验，飞行都失败。前者是在火箭起飞 82s，一子级分离后火箭偏离飞行轨道，靶场安全指挥官指令自毁，后者由于二子级未能点火工作而失败。“蓝色侦察兵 I ”发射时使用东靶场 18B 发射台。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 512kN |
| 全长 | 21.9m | 推重比 | 3.1 |
| 最大直径 | 1.01m | | |
| 起飞质量 | 16.8t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.4m | 发动机 | 英仙座 B |
| 直径 | 1.01m | 地面推力 | 512kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 子级质量 | 10.7t | 燃烧时间 | 40s |
| 推进剂质量 | 8.65t | | |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.3m | 发动机 | 卡斯托(XM-33) |
| 直径 | 0.79m | 地面推力 | 222kN |
| 子级质量 | 4.35t | 燃烧时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 3.68t | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.2m | 发动机 | 天蝎座 α (ABLX 254 型) |
| 直径 | 0.76m | 真空推力 | 60.8kN |
| | | 燃烧时间 | 39s |

## 飞 行 记 录

| 序 号 | 发射日期<br>(年、月、日) | 备 注 |
|---|---|---|
| 1 | 1961.1.7 | 辐射测量,成功 |
| 2* | 1961.5.9 | 辐射测量,失败 |
| 3* | 1962.4.12 | 再入试验飞行,失败 |

# 蓝色侦察兵Ⅱ (BLUE SCOUT Ⅱ)

"蓝色侦察兵Ⅱ"为四级固体运载火箭,由"蓝色侦察兵Ⅰ"加上四子级牵牛星发动机组成的。一子级用尾翼稳定飞行姿态,二子级用过氧化氢反作用姿态控制系统,三、四子级靠自旋稳定。火箭于1961年3月3日首次飞行成功,执行2次飞行任务后便未再使用过。"蓝色侦察兵Ⅱ"发射时使用东靶场18B发射台。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 512kN |
| 全长 | 22m | 推重比 | 3.1 |
| 最大直径 | 1.01m | | |
| 起飞质量 | 16.9t | | |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.4m | 发动机 | 英仙座 B |
| 直径 | 1.01m | 地面推力 | 512kN |
| 子级质量 | 10.7t | 工作时间 | 40s |
| 推进剂质量 | 8.65t | | |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.3m | 发动机 | 卡斯托 |
| 直径 | 0.79m | 地面推力 | 222kN |
| 子级质量 | 4.35t | 工作时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 3.68t | | |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.38m | 发动机 | 天蝎座 α(ABLX－254 型) |
| 直径 | 0.76m | 真空推力 | 60.8kN |
| 子级质量 | 1.1t | 工作时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 0.93t | | |

## 四 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.83m | 发动机 | 牵牛星(ABLX-24 型) |
| 直径 | 0.46m | 真空推力 | 13.7kN |
| | | 工作时间 | 38s |

# 飞 行 记 录

| 序 号 | 发射日期<br>(年、月、日) | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|
| 1 | 1961.3.3 | 东靶场 | 辐射测量,成功 |
| 2 | 1961.4.12 | 东靶场 | 辐射测量,成功 |

# 带旋转稳定顶级的蓝色侦察兵Ⅱ（XRM92）

“带旋转稳定顶级的蓝色侦察兵Ⅰ”代号为XRM 92，是“蓝色侦察兵Ⅰ”的改型。三子级采用过氧化氢反作用控制系统，仅四子级旋转稳定。“蓝色侦察兵Ⅰ”运载火箭专为空军发射军用秘密卫星，但它的发射操作都是由美国NASA负责。截至1966年4月底，共发射12次，失败5次，成功率为58.3%。

## 飞　行　记　录

| 序　号 | 发射日期（年、月、日） | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|
| 1· | 1962.4.12 | 东靶场 | 军用秘密卫星，失败① |
| 2· | 1962.4.26 | 东靶场 | 军用秘密卫星，失败 |
| 3· | 1962.5.23 | 东靶场 | 军用秘密卫星，失败 |
| 4 | 1962.8.23 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 5 | 1962.9.10 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 6 | 1962.12.19 | 东靶场 | 子午仪5A(Transit 5A) |
| 7 | 1963.2.19 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 8 | 1963.4.5 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 9 | 1963.4.26 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 10 | 1963.6.15 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 11 | 1964.6.4 | 东靶场 | 军用秘密卫星 |
| 12 | 1966.4.22 | 西靶场 | 轨道飞行器3-1号 |

①由于二子级点火失败，发射卫星未成功。

## 发展与改进

“侦察兵”运载火箭计划于1981年结束，共生产118枚火箭，最后1枚侦察兵运载火箭已在1994年9月12日发射。但是在美国和世界其它地区还有一定数量小型有效载荷发射市场。“侦察兵”运载火箭主要承包商林-坦姆科-沃特宇航公司的沃特分公司与意大利的SNIA BPD公司合作研制新一代“侦察兵Ⅱ”。初步方案是在“侦察兵”火箭上捆绑两台改进的“阿里安4”固体助推器。四子级采用已在欧洲空间局几颗卫星上经飞行验证过的固体发动机。此外，“侦察兵Ⅰ”火箭将采用直径为1.35m的大型有效载荷整流罩。固体助推器可增加到4台。初步决定，火箭的芯级由沃特分公司组织美国有关公司生产，而捆绑固体助推器、四子级以及大型有效载荷整流罩由意大利的SNIA BPD公司组织生产。第一次发射预计在1993年进行。

“侦察兵Ⅰ”运载火箭的运载能力如下：

1)从圣马科发射场发射,能将 523kg 有效载荷送入高 278km、倾角 3°的圆轨道,或将 451kg 有效载荷送入高 555km、倾角 3°的圆轨道,或将 331kg 的有效载荷送入高 1110km、倾角 3°的圆轨道;

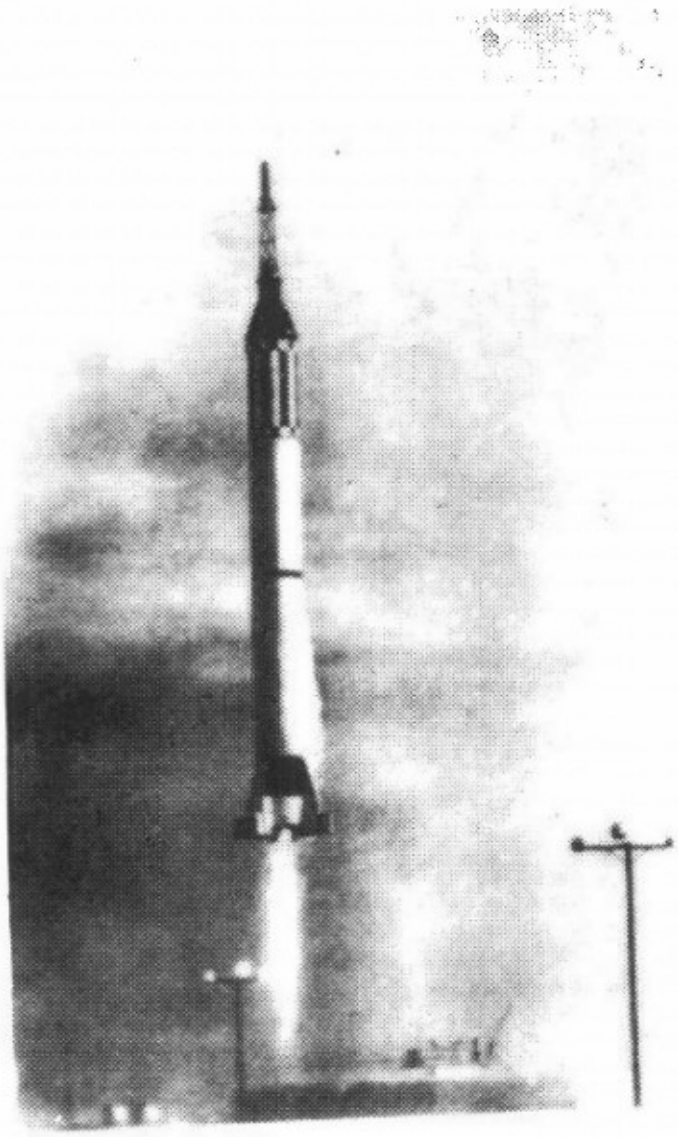
2)从西靶场发射时,能将 413kg 有效载荷送入高 278km、倾角 90°的圆轨道,或将 353kg 有效载荷送入高 555km、倾角 90°的圆轨道,或将 254kg 有效载荷送入高 1110km、倾角 90°的圆轨道;

3)从沃洛普斯岛发射场发射时,能将 495kg 有效载荷送入高 278km、倾角 37.7°的圆轨道,或将 426kg 有效载荷送入高 555km、倾角 37.7°的圆轨道,或将 312kg 有效载荷送入高 1110km、倾角 37.7°的圆轨道。

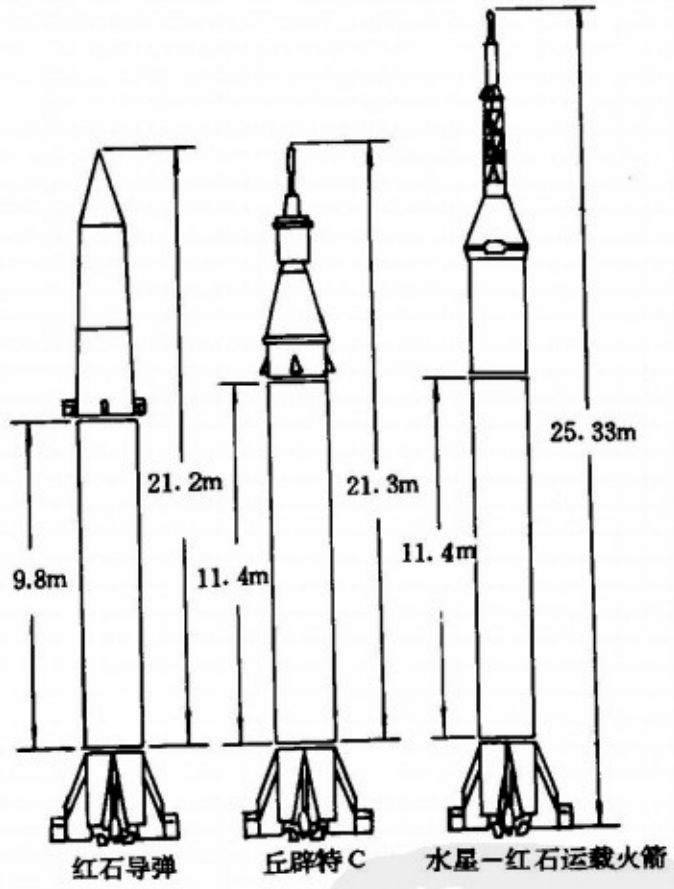
# 水星-红石 (MERCURY REDSTONE)

王向阳

"水星-红石"运载火箭是美国航空航天局(NASA)在水星计划中使用的第一种载人亚轨道飞行运载器。见图。1958 年 10 月,美国航空航天局决定开始执行第一个载人空间飞行计划



←"水星-红石"运载火箭




"水星-红石"运载火箭及其先驱型号
("红石"导弹、"丘辟特 C"运载火箭)

——水星计划。其目的是将载有1个人的“水星”飞船送到近地轨道飞行并安全返回地面。该计划分为二步：第一步是用“水星-红石”运载火箭进行载人亚轨道飞行；第二步是用“水星-宇宙神”运载火箭进行载人近地轨道飞行。

1959年初，对于该计划的第一阶段运载火箭的性能要求作了明确规定。运载火箭必须绝对可靠、确保载人飞行安全，并能把2t重的有效载荷送入远地点为185.32km的亚轨道，至少要获得5min失重环境试验时间。当时选用的“丘辟特C”运载火箭是从“红石”导弹演变过来的，主要改进是，加长了推进剂贮箱、采用轻型结构件。“丘辟特C”运载火箭虽然已用于再入飞行试验，且把美国第一个“探险者1”号人造地球卫星送入轨道，具备了把“水星”飞船送入轨道的运载能力，但不具备载人飞行所需的绝对可靠及安全的性能要求。因此，有必要在此基础上按载人可靠性、工作满意和有足够的性能余量等要求对“丘辟特C”运载火箭作进一步改进。先后经历了基本改进、地面试验后改进和飞行试验后改进三个阶段。主要改进是加长箱体长度和蒙皮厚度，以便装纳更多的推进剂。为了在其顶部安装“水星”飞船，加强了箭体上部结构。运载火箭还采用应急救生逃逸塔以及故障指示装置，以确保载人飞行安全、可靠。此外，对推进系统和制导控制系统也作了适当改进。但对该火箭的设计方案未作重大修改，见图。改进后的“丘辟特C”称为“水星-红石”火箭。

“水星-红石”运载火箭由NASA委托美国陆军弹道导弹局(ABMA)/红石兵工厂研制。主要承包商为克莱斯勒汽车制造公司(Chrysler Corp.)。箭体分包给雷诺兹金属公司(Reynolds Metel Company)，制导系统分包给福特仪器公司(Ford Instrument Company)，发动机分包给北美航空公司火箭达因分公司(North American Aviation Inc. Rocketdyne Division)，专用地面辅助设备分包给兰德公司(Rand Corp.)、克拉克-密执安公司、工业设计公司(Industry Design Inc.)，燃料加注设备分包给北美航空公司(North American Aviation Inc.)。

“水星-红石”运载火箭于1960年11月20日首次发射了一颗不载人的MR-1“水星”飞船，由于推力矢量控制系统故障，飞船提前分离。这次发射的飞船未能达到预定的轨道。一个月以后，又连续进行5次亚轨道飞行，皆获成功。此后，该项计划由“水星-宇宙神”运载火箭执行。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 1级(另加1个飞船) | 起飞推力 | 347kN |
| 全长 | 25.41m | 质量比 | 0.25 |
| 箭体最大直径 | 1.78m | 推重比 | 1.1065 |
| 垂直尾翼翼展 | 3.66m | 运载能力(近地轨道) | 2t |
| 起飞质量 | 32t | 有效载荷质量比 | 0.0625 |

### “红石”助推火箭

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.4m<br>(不包括推进舱长度) | 海平面推力 | 347kN |
| 直径 | 1.78m | 比冲 | 2256N·s/kg |
| 结构质量 | 8t | | |
| 推进剂质量 | 22t | 推进剂 | 液氧/酒精 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机 | | 工作时间 | 143s |
| NA-75-110-A7 液体发动机 | | | |

## “水星”飞船

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 2.74m（不包括救生塔架和测量仪器支架等长度） | 起飞质量 | 2t |
| | | 姿控发动机 | 固体火箭发动机 |
| | | 推力 | 230kN |
| 底部直径 | 1.83m | 推进剂 | 固体推进剂 |

# 总 体 布 局

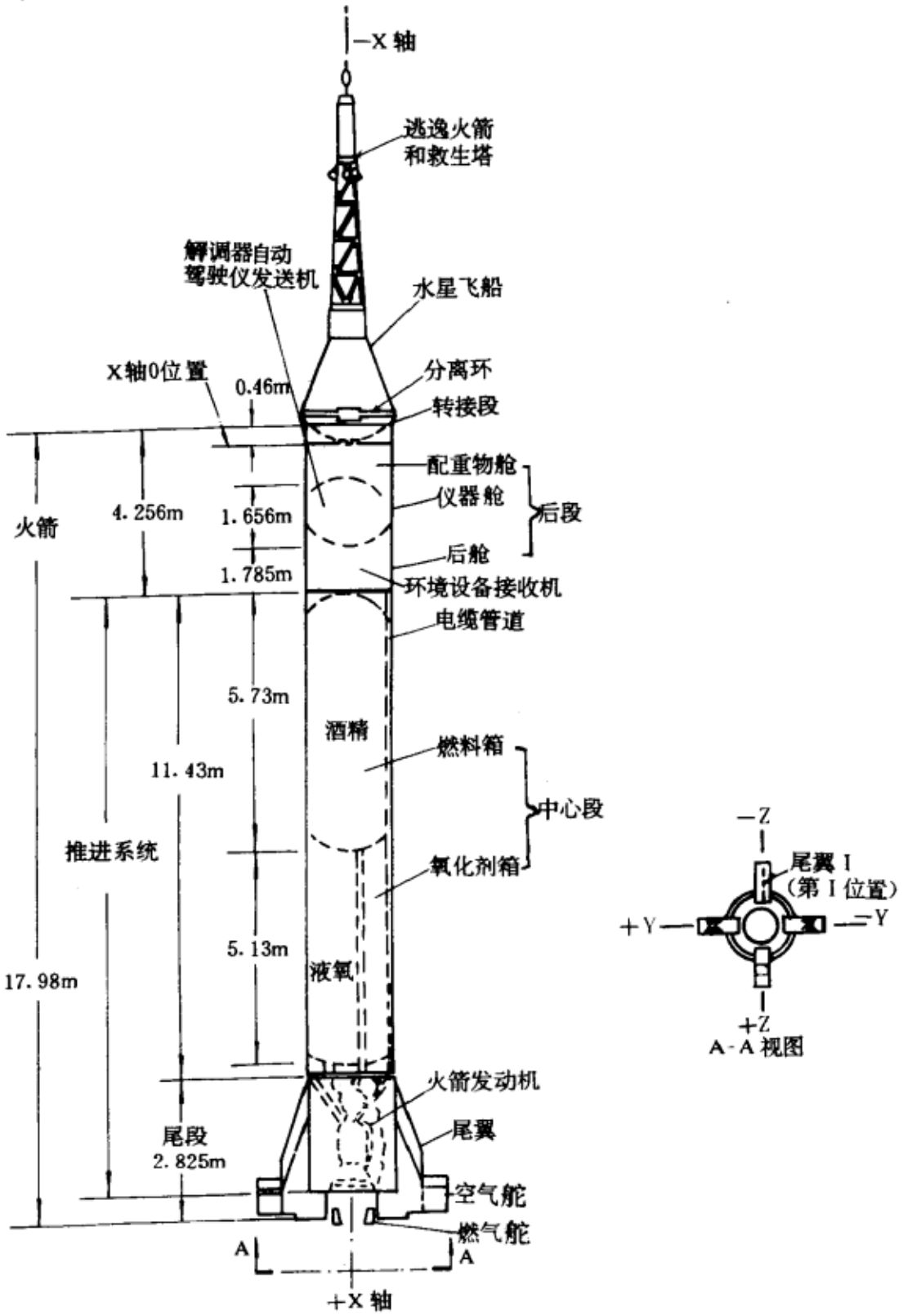
“水星-红石”运载火箭的总体布局见图。从上到下为飞船（包括测量仪器支架、逃逸系统以及飞船本身）、转接段、后段、中心段和尾段等五大部分。火箭全长 25.41m（包括飞船部分），其中后段长 4.256m。仪器舱位于后段中部，长 1.636m，其前面为配重物，后面舱内装有氦气增压系统、通信天线和接收机。仪器舱上开有四个检修窗口。舱内置有控制系统的仪表和电源、电气系统、遥测系统、应急系统和指令自毁系统。这些仪表和系统都安装在相互垂直的两块板组成的 T 形结构上。中心段系采用共底结构的推进剂贮箱。共底上部为燃料箱、下部为液氧箱。其容积分别为 15.2$m^3$ 和 13.96$m^3$。尾段为圆柱形结构，内部装有 A-7 液体火箭发动机。其上部还装有 7 个贮箱增压系统的高压氮气瓶，2 个过氧化氢气瓶和辅助推进剂箱。发动机喷管出口处有 4 个燃气舵。在尾段的外部安装有 4 个垂直尾翼以及空气舵。在其底部为 2 个用于机械连接和电源连接的接头。连接“红石”运载火箭和“水星”飞船的转接段为锥形结构，下端以螺栓与后段相连接，前面借助连接紧固件（夹紧环）与“水星”飞船连接。箭体外部有电缆通道和自生增压系统的管道。

# 箭 体 结 构

运载火箭中心段采用蒙皮和环框组成的硬壳式结构，用 5052 型铝合金制成。后段和尾段采用以纵梁和桁条作为纵向构件组成的半硬壳式结构。推进剂箱设计安全系数为 1.35。后段和尾段的蒙皮厚度为 0.27cm 和 0.38cm，燃料箱和液氧箱蒙皮厚度为 0.19cm 和 0.24cm。液氧箱底和通过液氧箱的燃料输送管道用玻璃纤维材料绝热。发动机的推力通过四支柱框架传送到中心段。然后，再经中心段的蒙皮把推力传送到设有加强条的后段下部。后段下部通过 6 个压缩紧固件与中心段相连接，而尾段则通过 12 个拉伸紧固件与中心段相连接。

夹紧包带把飞船的下边和转接段的上边固定在一起。夹紧包带分为三段，彼此用爆炸螺栓连接在一起。每个爆炸螺栓都覆盖有档板以免爆炸时产生的碎片击坏飞船和火箭。为确保整个运载火箭的电气连接，飞船和转接段间安装 2 个电气插头连接器的接线板。

飞船和运载火箭靠飞船上的正推火箭工作进行分离。正推火箭延伸到配重物舱段内。点火后的排气进入后段上部，充满整个配重物舱段。所产生的气压把飞船推离开运载火箭。

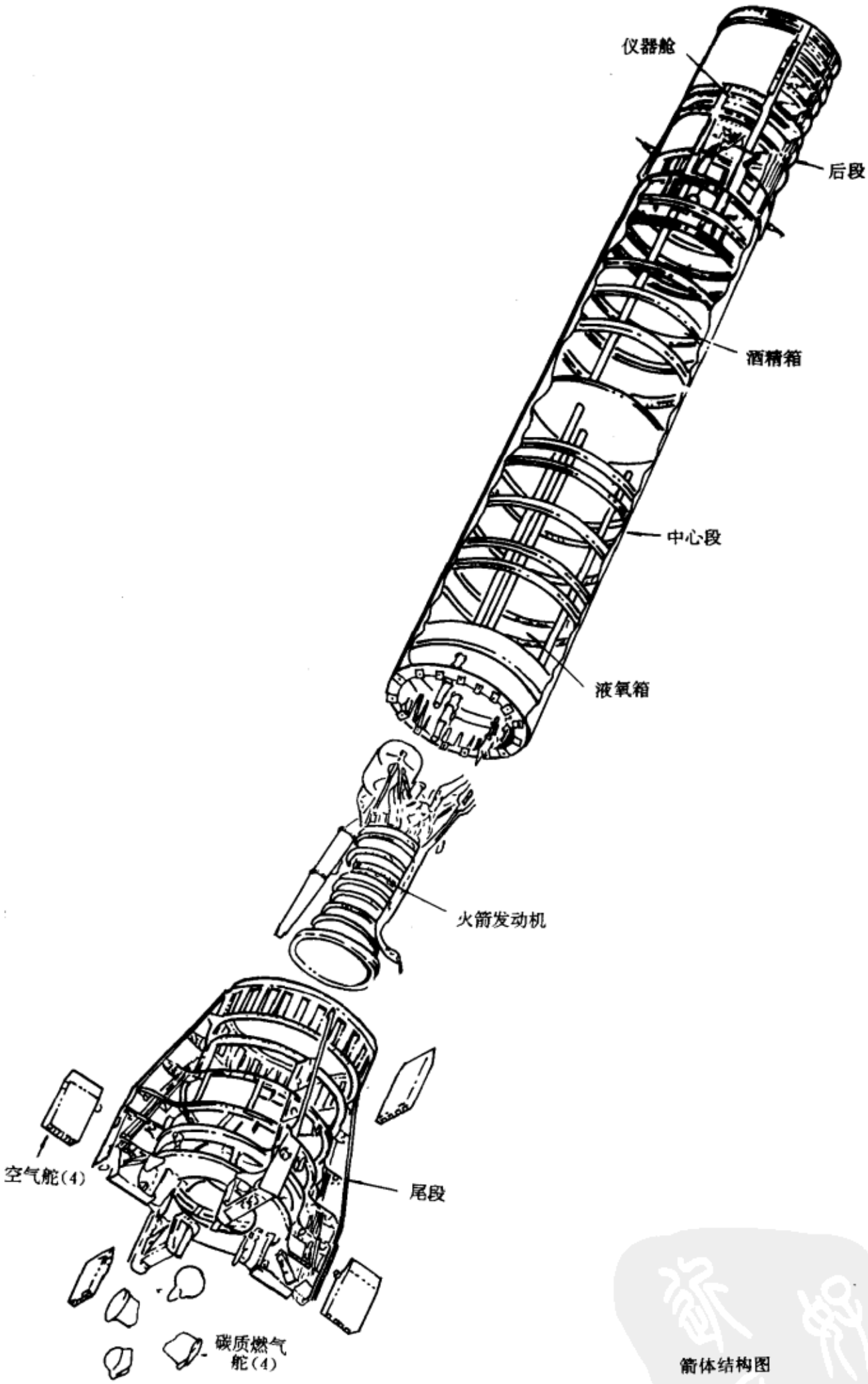



总体布局图

## 推　进　系　统

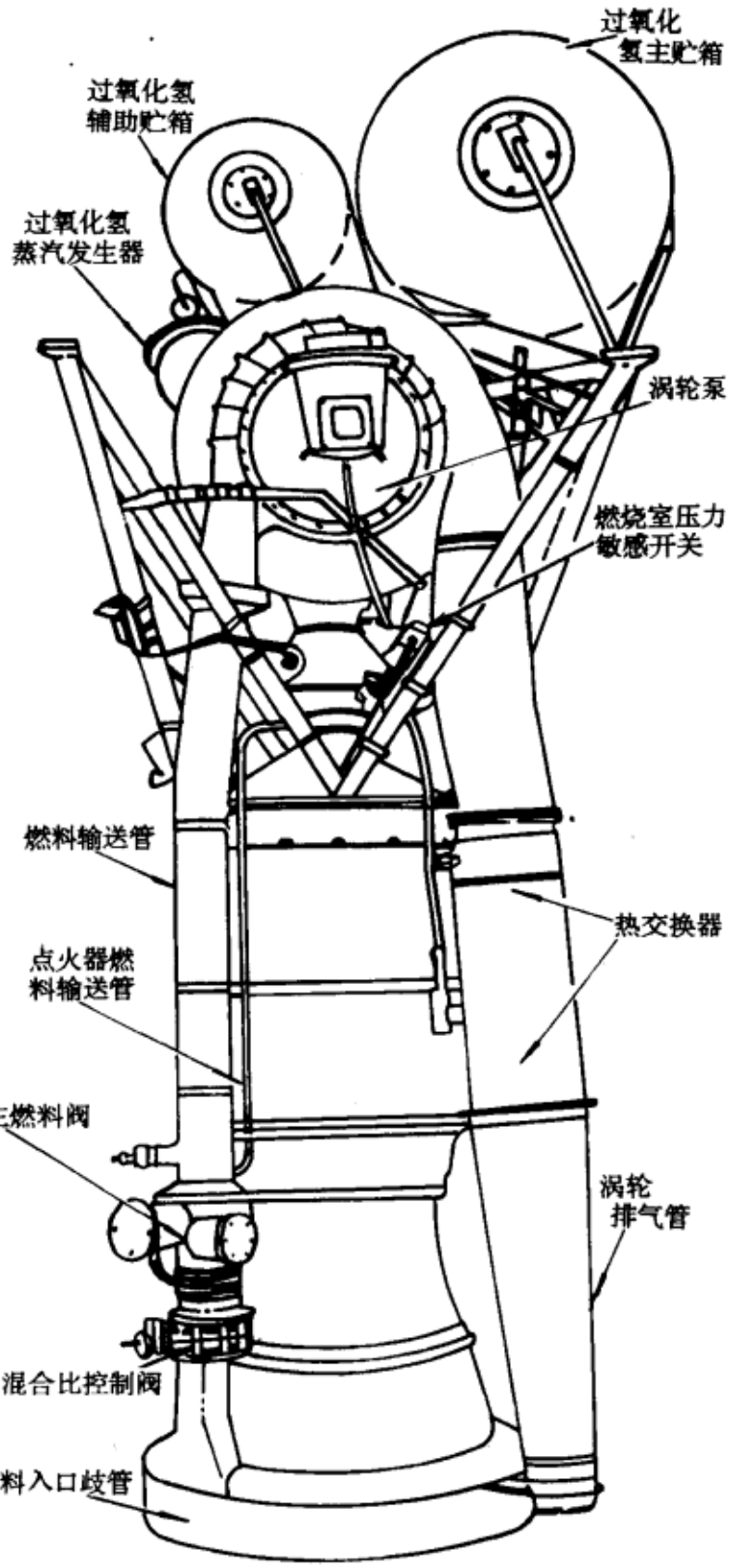
运载火箭的推进系统由 A-7 液体火箭发动机(见图)、推进剂供给系统、过氧化氢气瓶和氦气增压系统等组成。A-7 液体火箭发动机的海平面推力为 347kN。推进剂为酒精和液氧。涡轮泵用过氧化氢气体驱动。

发动机的推力由推力控制系统控制,改变过氧化氢流量来控制涡轮泵的转速从而控制进




箭体结构图

入燃烧室的推进剂流量。推进剂供给系统按规定的压力和流量速率向发动机供给推进剂，并且控制点火用的燃料。推进剂经涡轮泵、主阀和控制节流器流向发动机。燃料通过燃烧室夹壁进行再生冷却后进入燃烧室，氧化剂则直接进入。涡轮泵由涡轮、齿轮减速装置和两个离心式推进剂泵等组成。涡轮额定转速为 4800r/min，最大安全转速为 6000r/min。最小的燃料入口压力为 0.11MPa，最小的氧化剂入口压力为 0.16MPa。气压控制系统以 4.0MPa 额定压力的氮气控制推进剂阀门和增压过氧化氢气瓶。该系统也用于对飞行前和飞行期间的燃料箱增压，飞行前液氧箱用氦气增压，飞行期间靠液氧经过热交换器转化为气氧增压。




A-7 液体火箭发动机

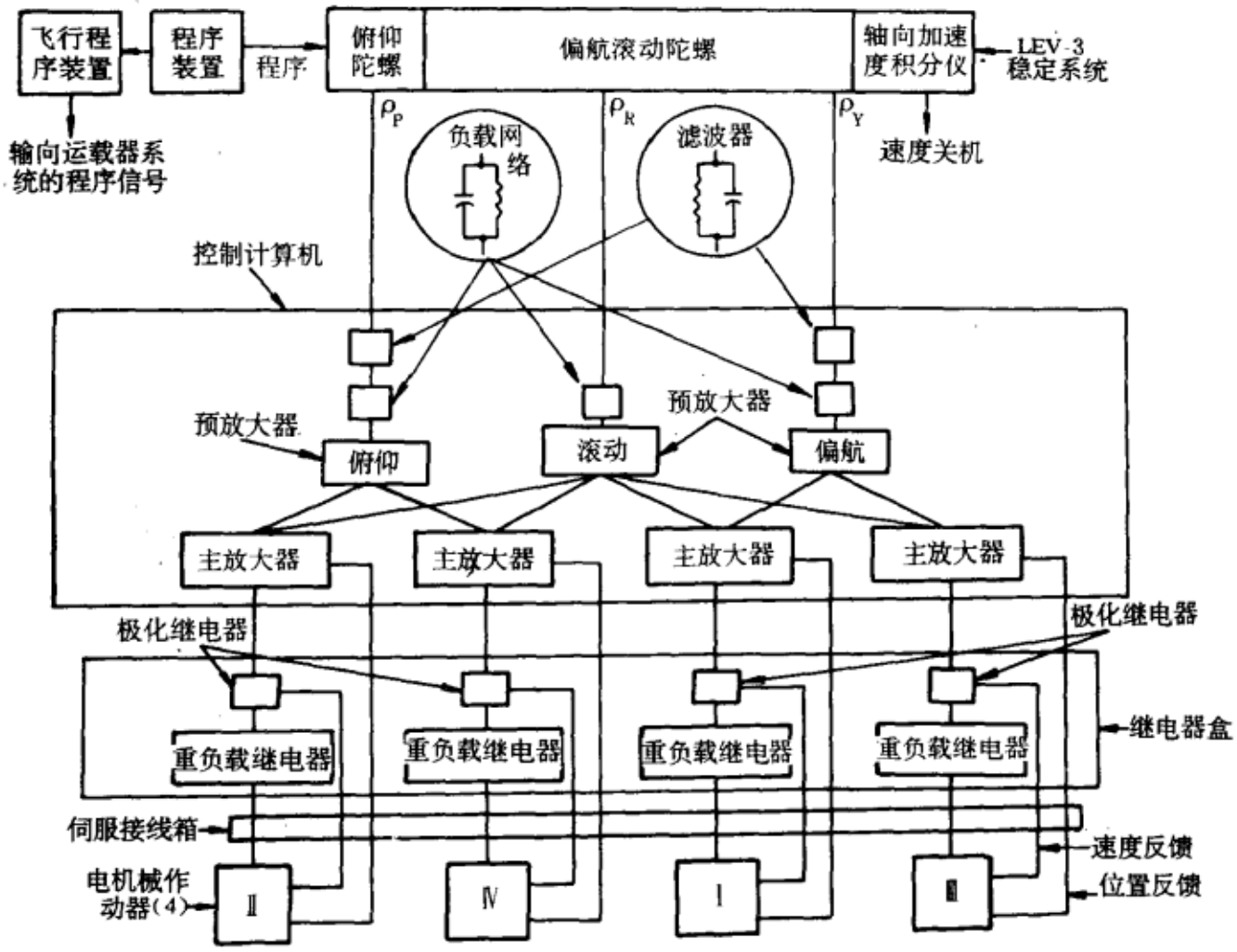
## 飞行控制系统

“红石”运载火箭的飞行控制系统由 LEV-3 稳定系统、计算机、继电器箱、程序装置、飞行程序器和四个机-电作动器等组成。该系统用来保持运载火箭在整个飞行期间的姿态。其工作原理见下图。LEV-3 稳定系统由俯仰陀螺、偏航陀螺、积分器陀螺和摆动基板等组成，为运载火箭提供飞行姿态和加速度测量的基准坐标。LEV-3 稳定系统与 ST-8 惯性平台相比较，较为简单。因而更符合载人运载火箭的可靠性要求。石墨燃气舵和尾段上的空气舵用来控制运载火箭的飞行姿态。

燃气舵和空气舵由四个旋转式机-电作动器操纵。燃气舵的最大偏转角为±27.5°，空气舵的最大偏转角为±11°。

## 通信和遥测设备

运载火箭的仪器舱中备有在起飞和飞行期间接收和发送信息的各种通信和遥测设备。这




飞行控制系统原理图

些设备包括 2 台指令接收机及其解调器、1 台 DOVAP 转发器、1 台 AZUSA 转发器，1 台遥测装置和 10 个天线。指令接收机及其解调器是指令自毁系统的主要部件。DOVAP 转发器是按照多普勒(Doppler)原理制造的长基线连续波系统，用来确定瞬时速度和位置并预计飞行轨道和溅落点。AZUSA 转发器是根据干涉仪原理制造的自动全天候电子轨道测量系统，主要用于飞行轨道和溅落点预测。

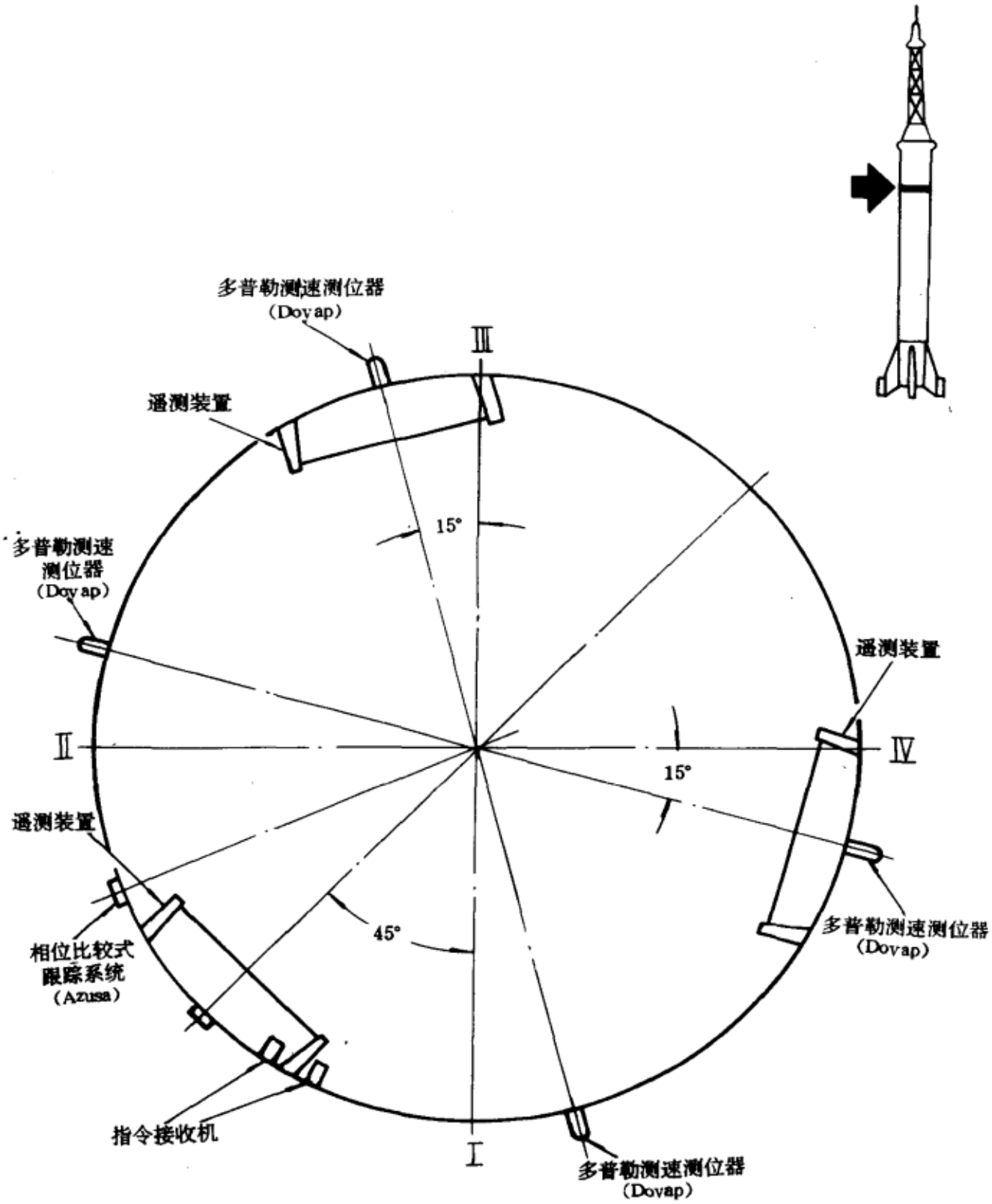
运载火箭采用 1 台 PAM-FM-FM 型遥测装置。此装置采用 17 个标准副载频，能在 1 秒钟内调制 221.5MHz 的 RF 载体。其中，16 个通道连续地发送信息。该遥测装置由 1 个 XO-2 型 FM-FM 组件、1 个 1101 型功率放大器和 1 个功率分配器组成。在运载火箭飞行期间可以测量 41 个数据。运载火箭上的 10 个天线的布局见下图。其用途如下：

1)1 对同相腔缝式天线用于指令接收机的信号接收；

2)2 对 180°把柄形天线用于 DOVAP 转发机的信号发送；

3)1 个锥形波导式天线用于 AZUSA 转发机的信号发送；

4)3 个天线用于遥测装置的数据传递。



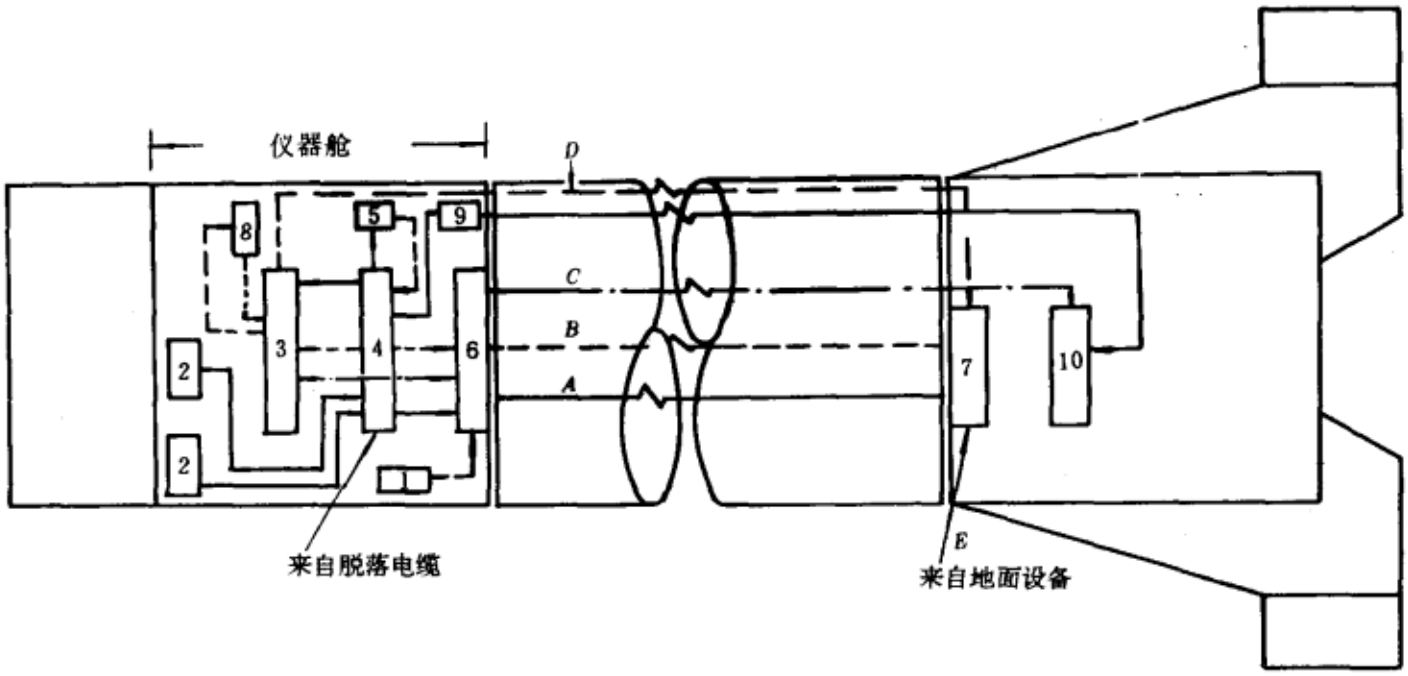

天线布局

## 电源及其配电系统

运载火箭的电源系统是由一般工作网络和测量网络等两部分组成。电源系统中所有部件，除了伺服终端盒和尾段分配器置在尾段外，其它都置在后段居中预调好温度和压力的仪器舱中。功率要求、电源及其分配见表。其电功率分配见图。

**功率要求、电源及配电**

| 功率要求 | 电　源 | 电 源 分 配 |
|---|---|---|
| 28V 直流 | 1 个 30.8A·h 电池组，供电 10 分钟，锌-氧化银电池，72 小时旁置寿命 | 控制作动器<br>1 个自毁指令接收机 |
| 28V 直流 | 1 个 44.1A·h 电池组，供电 10 分钟，锌-氧化银电池，72 小时旁置寿命 | 一般工作网络转换器<br>1 个自毁指令接收机 |
| 60V 直流 | 1 个 0.83A·h 电池组，供电 10 分钟，锌-氧化银电池，72 小时旁置寿命 | 控制信号 |
| 5V 直流 | 仪表电池 | |
| 115V 交流 400Hz | 1 个 1800V·A 换流器 | LEV-3 自动驾驶仪，控制计算机，程序装置，AZUSA 和 DOVAP 转发器，速率开关和测量系统等。 |
| 115V 交流 60Hz | 地面电源（不用于飞行）通过空气舱 I 上两个接头供电 | 发射前，给加热器、过氧化氢加热套供电 |




电源及其配电系统

1. 60V 直流控制电池；
2. 电池仪表舱（需要 2 个）；
3. 测量分配器（仪表设备舱）；
4. 电源配电器；
5. 转换器；
6. 主配电器；
7. 尾端分配器；
8. 5V 直流电流（仪表设备舱测量用电）；
9. 继电器控制箱；
10. 伺服终端盒；
A. 28V 直流
B. 115V 交流，400Hz
C. 60V 直流
D. 5V 直流
E. 115V 交流，60Hz

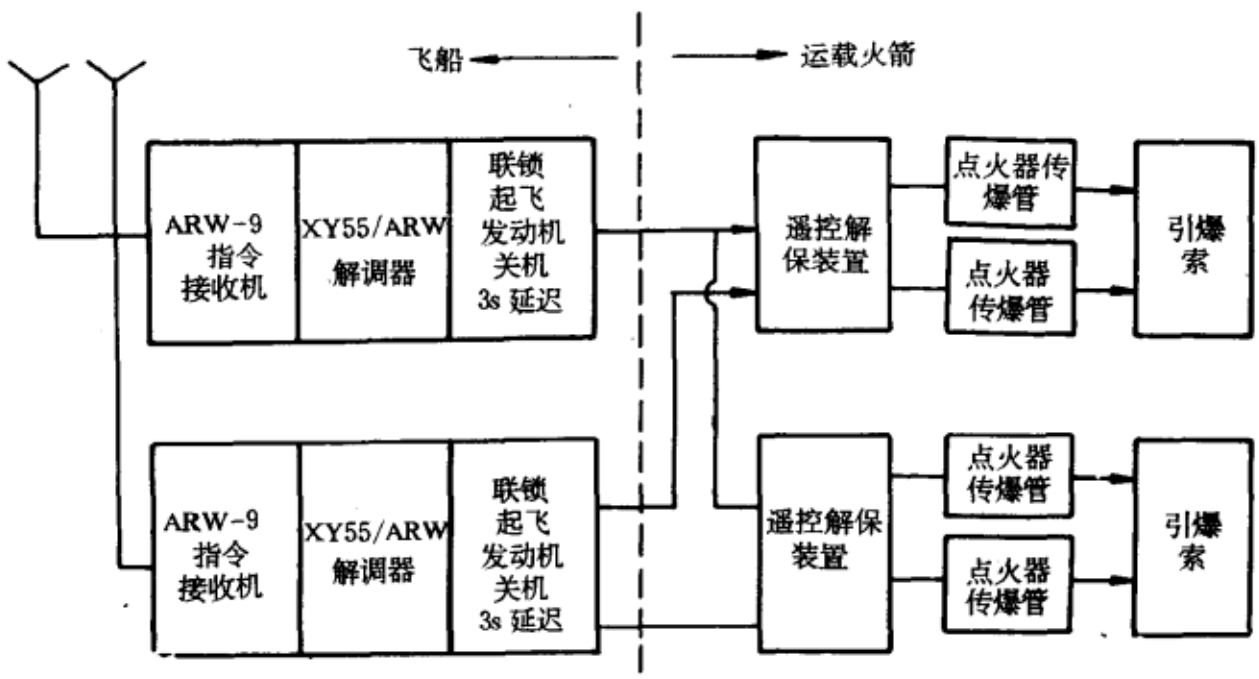
宇航 也乔航大运载器大全

# 自毁燃料消散系统

自毁燃料消散系统由两个冗余连接的指令接收机、遥控解保装置以及置于推进剂贮箱上的引爆索等组成。

遥控解保装置采用两个独立的点火器传爆管。这种装置在运载火箭发射前由发射操作人员解保，点火器传爆管根据任一个指令接收机发出的点火信号点火。

燃料消散系统工作原理见图。




自毁用燃料消散系统原理图

# 应急救生系统

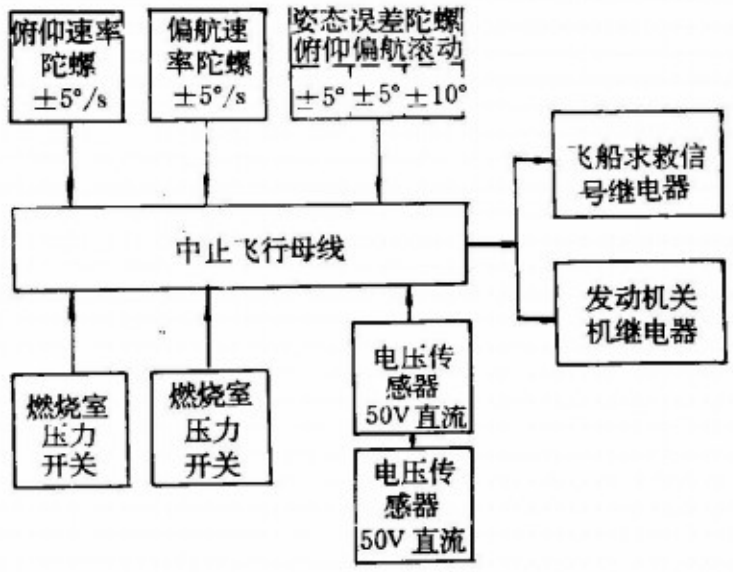
为了确保“水星”飞船内宇航员的安全，除了提高“红石”火箭可靠性外，还在“水星-红石”运载火箭的顶部安装了一个在发射失败时使飞船脱离危险区的应急救生逃逸塔。它由安装在飞船顶部的逃逸火箭和塔架以及安装在“红石”火箭仪器舱内的飞行失败自动应急救生敏感系统等组成。自动应急救生敏感系统如图所示。

在“红石”火箭发生故障的一瞬间，其飞行失败应急救生敏感系统向飞船发出应急救生信号。宇航员接收信号后立即关闭“红石”火箭的 A-7 发动机并使逃逸火箭点火，飞船与“红石”火箭分离，逃逸火箭和塔架将飞船带离危险区。由于“红石”火箭要运载载人飞船，因此其自毁指令应有 3s 滞后时间，以便使飞船有足够时间远离它。应急救生敏感系统能敏感下列紧急危险信号并起动工作：“红石”火箭程序姿态偏差超过安全值；过度燃烧速率；推力损失；电功率损失等。

应急救生敏感系统设计有足够冗余度。燃烧室压力开关并联连接以确保在一个敏感器发生故障时仍有应急救生能力。为了给应急救生敏感系统必要的定时功能，采用了继电器联锁装置以免在起飞前打开并确保在 A-7 发动机关机前加上保险。

运载火箭的一些故障可能非常快地导致发射失败，这时应急救生系统应设计成能自动地起动。而另一些故障不会导致立即的发射失败，这时可采用一些人工备份方法，宇航员和飞行任务控制中心的工作人员以及靶场安全指挥人员可负责各飞行段应急救生系统的起动工作。

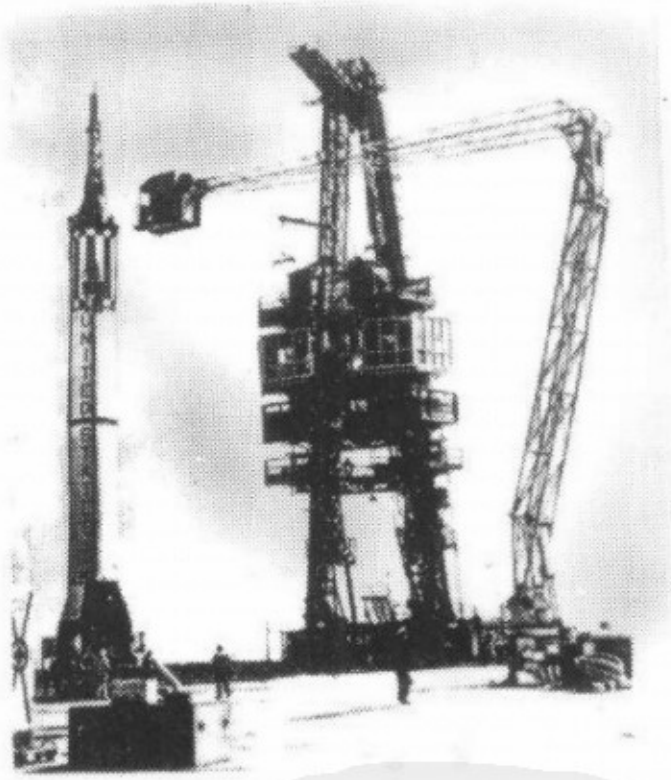
除了“红石”火箭上的应急救生敏感系统外，在发射阵地上也增设了运载火箭起飞前在发射台上发生意外情况时所需的应急逃逸装置和安全救生设备，如图所示。发射指挥所控制的机动服务塔及车载升降台提供了这方面有效的应急救生。为安全起见，在发射场还配置了必要的消防车、直升飞机和其它救护设备。




“水星-红石”运载火箭飞行失败自动应急救生敏感系统

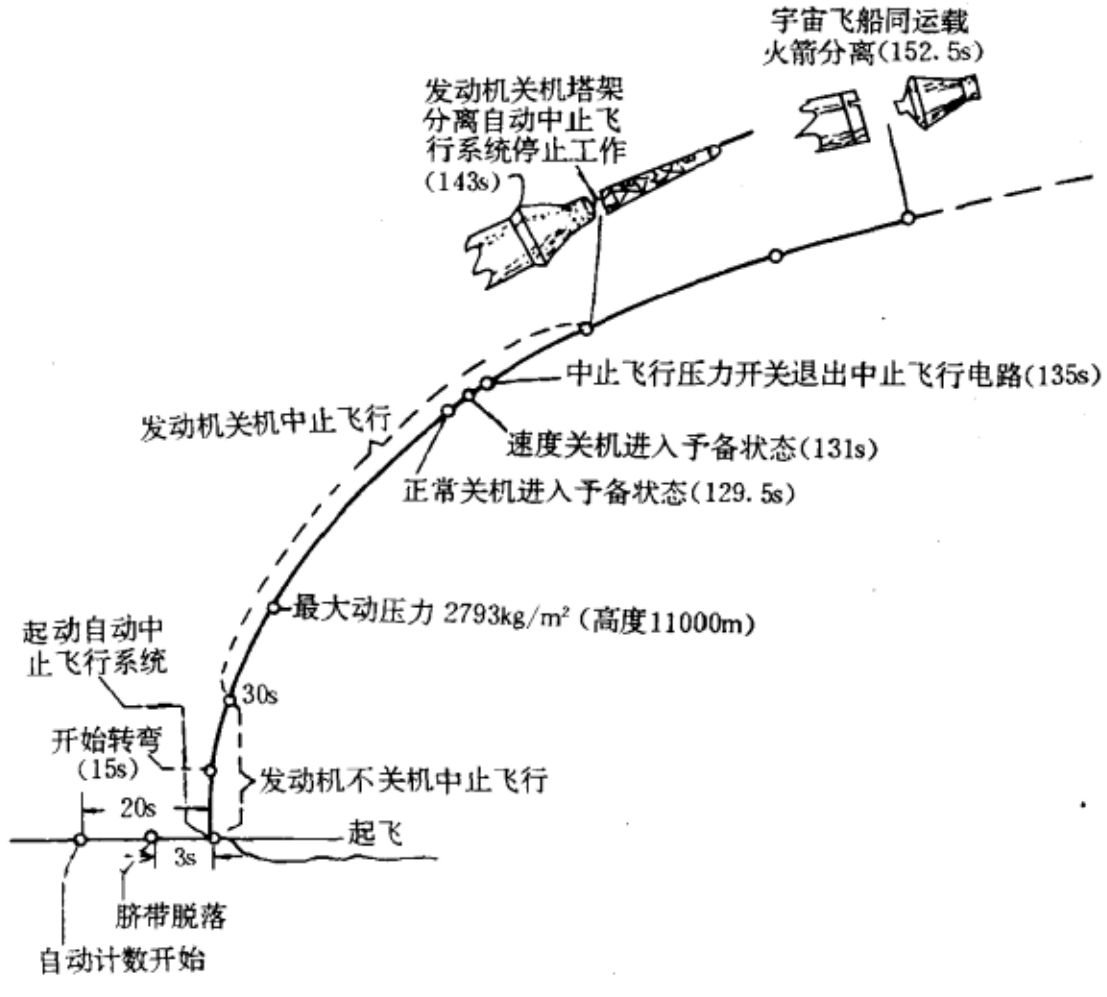
## 飞 行 程 序

“水星-红石”运载火箭的主动段飞行程序如图所示。在运载火箭起飞后 152.5s 时，“红石”火箭和“水星”飞船分离。此时，飞行轨道角为 41.8°，飞行高度为 60960 m，飞行马赫数为 5。A-7 发动机关机时的最大加速度为 6.3$g$。飞行中几个重要的程序事件叙述如下：在起飞后 30s 激活一条在应急救生前能使发动机自动关机的电路。在此以前，该电路是不能工作的。因为在最初 30s 内，发动机关机会导致运载火箭触地，这是应加以避免的。因此，在此期间，只有靶场安全指挥人员才有权使发动机关机。为了预防应急救生逃逸塔过早地被抛弃，直到起飞 129.5s 之后，正常关机电路才解保。在起飞后 131s，速度关机加速度表解保。火箭的应急救生自动敏感系统中的燃烧室压力传感器在 135s 时钝化，防止在正常关机时发出应急救生信号。发动机额定关机时间在起飞后 143s。此时，应急救生系统不起作用，可把救生塔抛弃。在关机后 9.5s，“水星”飞船和“红石”火箭分离。



“水星-红石”运载火箭发射时使用的车载升降应急救生台和机动服务塔

在 1961 年 5 月 5 日美国太平洋东部地区时间上午 9 时 34 分，美国宇航员 A·谢泼德乘坐由“水星-红石”运载火箭发射的“自由”7 号（即 MR-3 号“水星”飞船）进行了 15min 22s 亚轨道飞行。其飞行程序如图所示。在起飞后 1min 24s 时飞行达到了最大动压区。在 2min 22s 时，

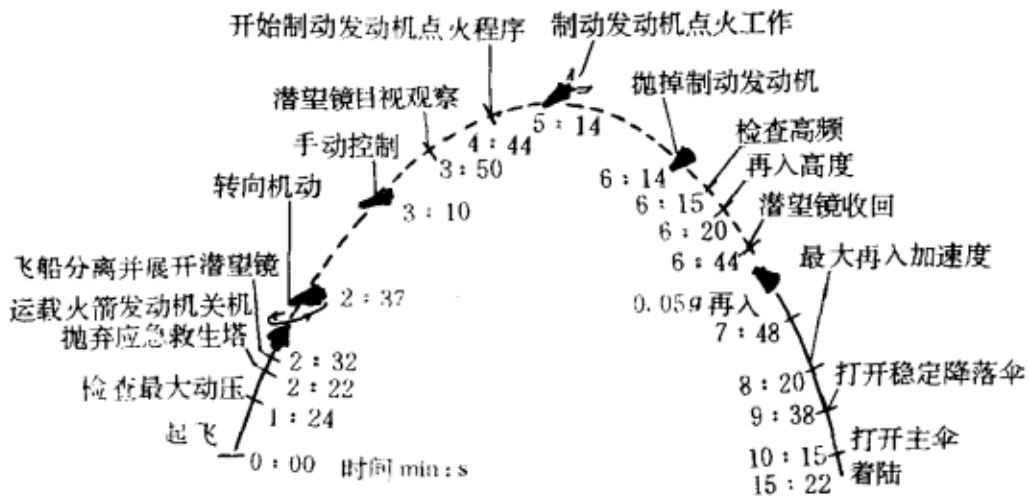



"水星-红石"运载火箭的主动段飞行程序

取得 2316m/s 最大飞行速度。此时，发动机关机并向飞船发出指令，应急救生塔分离掉。10s 后，飞船随着马蒙夹紧装置松开和正推火箭工作而被分离。随后，展开飞船上的潜望镜。飞船滑行 5s 后，作转向机动转 180°直至飞船防热板朝前飞行，将俯仰角调整到 14.5°。在 3min 10s 时，宇航员关掉自动控制系统，开始手控飞船姿态。在 3min 50s 时，宇航员用潜望镜进行一系列目视观察。在 4min 44s 时，箭载计算机开始制动发动机点火程序。5min 11s 时，飞船达到 187.173km 最大高度。5min 14s 时，3 台制动发动机开始依次点火工作。每台发动机工作 10s，相互间隔 5s。6min 14s 时，抛掉制动发动机组件。在 6min 20s 时，宇航员把飞船置在 45°再入角方位，即飞船防热板朝下沿与水平线成 45°的方位角飞行。在 6min 44s 时，收回潜望镜。7min 48s 时，再入开始。此时，加速度为 $-0.05g$。在 8min 20s 时，达到 $-11g$ 最大加速度。此时的飞行高度为 25.298km。在 9min 38s 时，飞船处在 6.401km 高度，打开减速伞，飞船将继续下降。在 10min 15s 时，飞船处在 3.048km 高度。此时，打开主伞，飞船下降速度为 9m/s。又过 5min 7s 后(即在起飞后 15min 22s 时)，飞船才降落地面，整个行程为 487.339km。

## 飞 行 记 录

"水星-红石"运载火箭于 1960 年 11 月 21 日首次发射不载人的 MR-1"水星"飞船，由于推力矢量控制系统出故障未成功。截止 1961 年 7 月 21 日，共发射 6 次，仅失败 1 次，成功率为 83.3%。




MR-3 号“水星”飞船的飞行程序

## 飞 行 记 录

| 序号 | 运载火箭编号 | 发射日期（年、月、日） | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾 角（°） | 周 期（min） | | |
| 1 | MR-1 | 1960.11.21 | | | | | 东靶场 | 不载人亚轨道飞行，失败① |
| 2 | MR-1A | 1960.12.19 | 亚 轨 道 | | | 15：45 | 东靶场 | 不载人亚轨道飞行，成功 |
| 3 | MR-2 | 1961.1.31 | 亚 轨 道 | | | 16：39 | 东靶场 | 不载人亚轨道飞行，成功 |
| 4 | MR-BD | 1961.3.24 | 亚 轨 道 | | | 8：23 | 东靶场 | 研制试验，成功 |
| 5 | MR-3 | 1961.5.5 | 亚 轨 道 | | | 15：22 | 东靶场 | 首次载人亚轨道飞行，成功 |
| 6 | MR-4 | 1961.7.21 | 亚 轨 道 | | | 15：37 | 东靶场 | 载人轨道飞行，成功 |

①由于推力矢量控制系统故障，飞船提前分离，未能进入预定轨道。

# 土星系列(THE SATURN FAMILY)

孟佩弦　李　宏

## 概　述

“土星系列”运载火箭是美国国家航空航天局(NASA)专为阿波罗登月任务而研制的大型液体运载火箭,先后研制的型号有“土星Ⅰ”、“土星ⅠB”、“土星Ⅴ”三种。

1957年美国陆军弹道导弹局向政府提出发展大推力运载火箭的建议,1958年初该项建议得到采纳,陆军弹道导弹局即着手研究,1959年将所研究的火箭正式命名为“土星”运载火箭。1960年陆军弹道导弹局划归国家航空航天局领导,发展“土星”的任务亦转交该局负责。

“土星系列”运载火箭共有三种型号:“土星Ⅰ”、“土星ⅠB”、“土星Ⅴ”。该火箭的最终任务是把载有三名宇航员的“阿波罗”飞船送往月球,并安全返回。这三种型号的任务分工是:

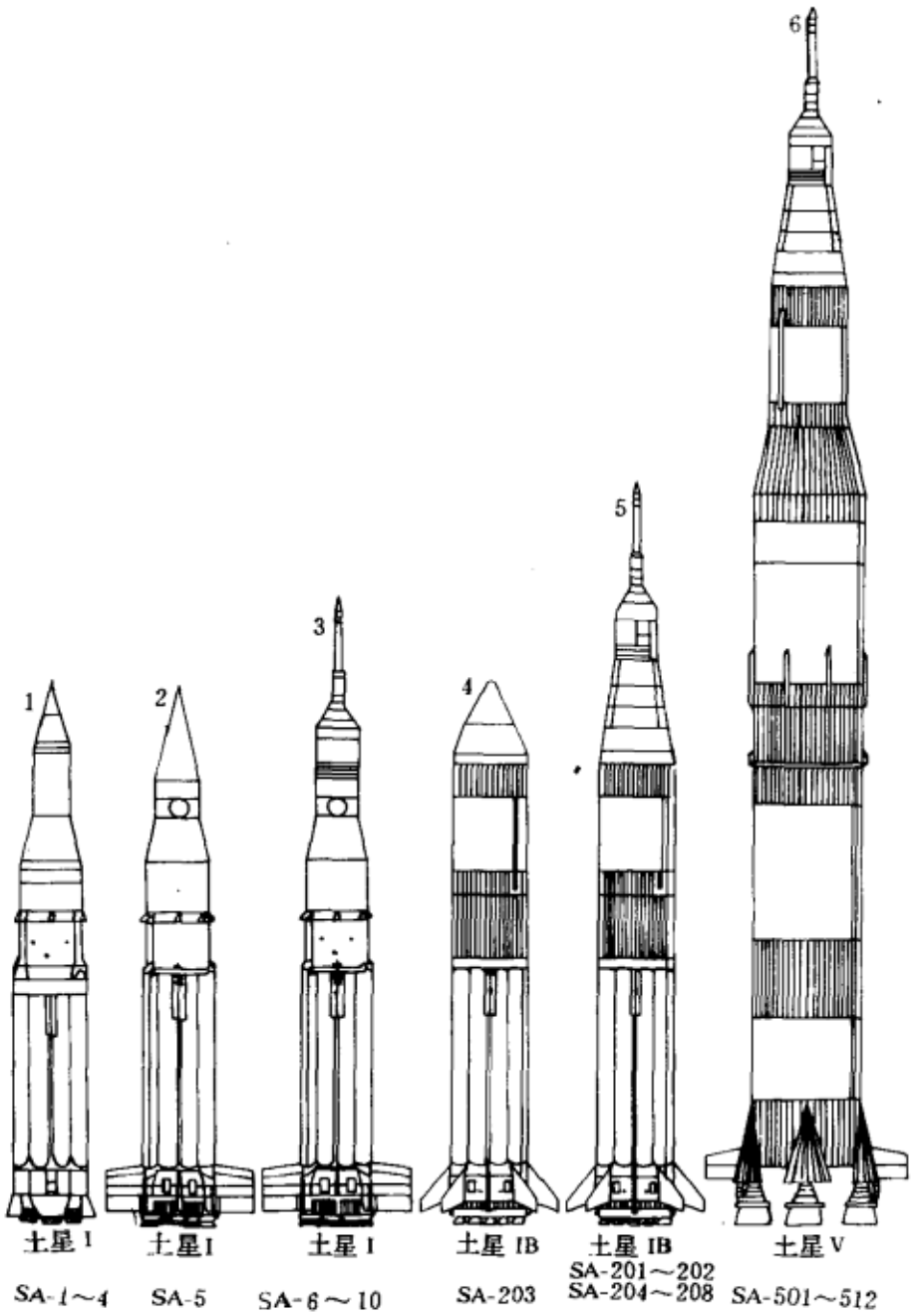
“土星Ⅰ”——研制型,它是执行“阿波罗”计划的第一个型号,用于“阿波罗”计划早期地球轨道飞行试验和发射“飞马座”宇宙尘探测卫星。“土星ⅠB”——改进型,用于不载人或载人“阿波罗”飞船地球轨道飞行试验,“土星Ⅴ”和飞船程序及部件、系统的试验,以及发射“天空实验室”。“土星Ⅴ”——最终型,专为实现“阿波罗”飞船登月而研制,目标是要在美、苏“登月竞赛”中赢得胜利。

自1961年开始至1972年12月结束,在历时11年7个月中,“土星系列”运载火箭总共发射17次,包括11次载人飞行,其中6次载人登月飞行。这是美国60年代规模最大、耗资最多的一项载人航天计划,到1969年7月,总共耗资193亿美元(1965年美元值),其中近80亿美元用于研制运载火箭“土星Ⅰ”(7.67亿美元)、“土星ⅠB”(11.27亿美元)和“土星Ⅴ”(60.46亿美元)。

自1973年5月15日开始至1974年2月8日,“土星”运载火箭被用于发射“天空实验室”,共4次。首次是用“土星Ⅴ”运载火箭将无人的“土星工场”送入近地圆轨道,后三次用“土星ⅠB”运载火箭分别将载有三名宇航员的“阿波罗”指令服务舱与“土星工场”对接。整个该项计划的经费约为25亿美元(1965年美元值)。

**“土星系列”型号总体参数和运载能力表**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力 (t) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 土星Ⅰ | 2 | 57.3 | 6.53 | 508 | 6690 | 9(圆轨道) |
| 土星ⅠB | 2 | 68.63 | 6.6 | 589 | 7296 | 18(185km圆轨道、倾角28.5°) |
| 土星Ⅴ | 3 | 110.64 | 10.06 | 2945.95 | 34029 | 50(逃逸轨道、倾角28.5°) |

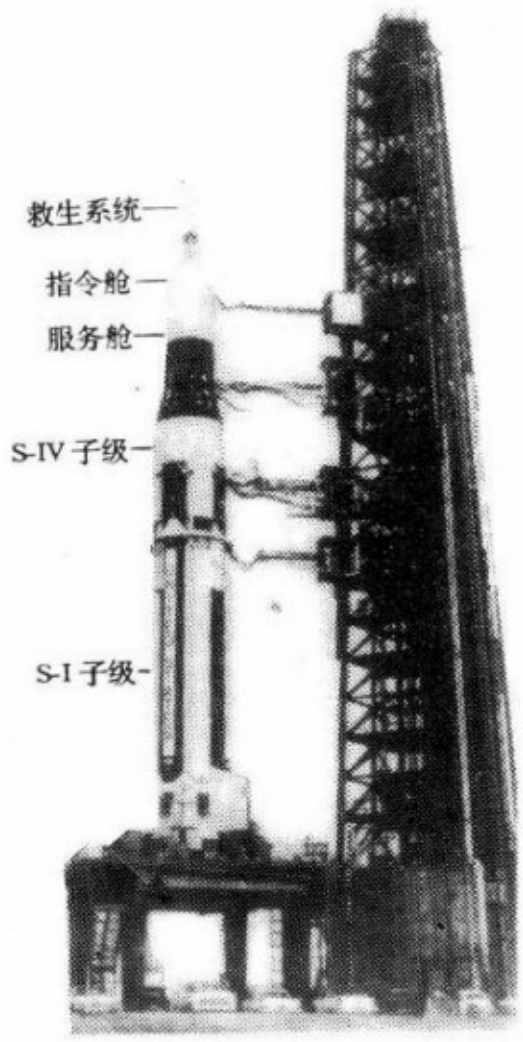



"土星系列"型号汇总图

1. 土星 I /第一批(SA-1～SA-4)由一子级 S-Ⅰ、上面级 S-Ⅳ的模拟件和载水的有效载荷构成；
2. 土星 I /第二批(SA-5)由一子级 S-ⅠA、二子级 S-Ⅳ和带测量仪器的顶端有效载荷锥体构成；
3. 土星 I /第二批(SA-6～SA-10)由一子级 S-ⅠB 和二子级 S-ⅣB 组成，其中 SA-6、SA-7 载有带救生系统的"阿波罗"飞船模拟件，SA-8～SA-10 载有与二子级连接的"飞马座"宇宙尘探测卫星；
4. 土星 IB(SA-203)由一子级 S-ⅠB、二子级 S-ⅣB 和带测量仪器的顶端有效载荷锥体构成；
5. 土星 IB(SA-201～202，SA204～208)由一子级 S-ⅠB、二子级 S-ⅣB 和不载人的"阿波罗"飞船(SA-201、202 和 204)，或"阿波罗 7"号载人飞船(SA-205)，或向"天空实验室"(SL-2～1)运接宇航员的载人"阿波罗"飞船构成；
6. 土星 V (SA501～512)由一子级 S-ⅠC，二子级 S-Ⅱ、三子级 S-ⅣB 和"阿波罗 4"号或 6 号不载人飞船或"阿波罗 8～17"号载人飞船构成。

# 土星 I（SATURN I）

李　宏




“土星 I”火箭全貌图

“土星 I”运载火箭是为了实现载人登月的“阿波罗”计划而研制的美国第一种大型液体运载火箭，主要用于近地轨道飞行任务。

发展“土星 I”运载火箭的目的是推进大型运载火箭研制技术，通过飞行试验，获得多台并联发动机推进系统的飞行工作经验，确定装有多台并联发动机的氢氧级的飞行和运行特性，以及推动制导和测量技术的进步。

“土星 I”运载火箭由美国国家航空航天局委托马歇尔航天中心(MSFC)研制。研制工作于 1958 年开始，研制过程大致如下：

1958 年　8 月 15 日，美国国防部先进研究计划局(ARPA)正式批准发展一种推力为 6670kN 的运载火箭的研制计划，并委托陆军弹道导弹局(ABMA)负责研制。9 月陆军弹道导弹局与洛克达因(Rocketdyne)公司签订合同，发展推力为 738kN 的新型发动机 H-1，10 月又与普拉特-惠特尼(Pratt-Whitney)公司(简称普惠公司)签订了研制液氢、液氧发动机 XLR-

115 的合同。

1959 年　年初计划更名为“土星”计划，根据研究与发展(R&D)规划，研制两批共 10 枚“土星 C-1”运载火箭。

1960 年　1 月 1 日，土星计划和它的整套人员及设备全部移交给马歇尔航天中心。5 月与道格拉斯飞机公司签订了研制“土星 C-1”火箭二子级 S-Ⅳ的合同。

1961 年　10 月 27 日，第一枚“土星 C-1”运载火箭 SA-1 发射成功之后，对第二批“土星 C-1”火箭的设计进行了一些重要修改。

1962 年　4 月 25 日和 11 月 6 日，成功地进行了“土星 C-1”火箭 SA-2 和 SA-3 的飞行试验。

1963 年　3 月 8 日，第一批“土星 C-1”火箭中最后一枚(SA-4)飞行试验获得成功。至此，“土星 C-1”火箭一子级 S-Ⅰ的研制试飞工作圆满结束。“土星 C-1”火箭正式改称为“土星Ⅰ”运载火箭。11 月 XLR-115 发动机通过了验收试验并交付使用，发动机定型后命名为 RL10A-3 发动机。

1964 年　1 月 29 日，成功地进行了“土星Ⅰ”SA-5 火箭的飞行试验，5 月 28 日和 9 月 18 日，又成功地进行了 SA-6 和 SA-7 的飞行试验。由于“土星Ⅰ”火箭在研制试飞阶段具有极高的成功率，因此在第七次飞行试验(SA-7)以后，决定“土星Ⅰ”运载火箭提前转入正式使用。

1965 年　2 月 16 日，第八枚“土星Ⅰ”运载火箭 SA-9 成功地将一颗“飞马座”(Pegasus)宇宙尘探测卫星送入轨道。5 月 25 日和 7 月 30 日，最后两枚“土星Ⅰ”火箭 SA-8、SA-10 各将一颗“飞马座”卫星送入轨道。至此，“土星Ⅰ”运载火箭研究与发展计划结束，火箭共进行了 10 次发展，成功率达 100%。

“土星Ⅰ”火箭是一种试验性火箭，通过飞行试验对火箭进行了不断地改进。第二批火箭与第一批火箭相比，在设计上有许多不同，主要的设计变动见附表。

**“土星Ⅰ”火箭设计上的主要更动**

| 系统和部件 | 第一批<br>SA-1～SA-4 | 第二批<br>SA-5～SA-10 | 备　注 |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 2 | |
| S-Ⅰ级 | 子级前端有承受上面级传力的复合式桁架、锥形级间段 | 取消复合式桁架和锥形级间段 | 简化结构，S-Ⅰ级长度缩短 |
| 贮箱长度 | 17.03m | 18.86m | 增加推进剂 |
| 防晃板 | 贮箱中装有防晃板 | 在贮箱的上、下底部增加防晃板 | |
| 气动尾翼 | 无 | 装有 4 个大型尾翼与 4 个小型安定面 | 提高动力飞行的稳定性 |
| H-1 发动机推力 | 734.0kN | 836.3kN | |
| 推进剂质量 | 340.2t | 385.6t | |
| 液氧增压系统 | 抽吸管道中装流量计，利用正放泄由压力开关控制 4 个增压阀门。增压管道通过中央贮箱的顶部集管。 | 每个贮箱内装 15 个独立的液面传感箱，流量控制阀门根据指令控制气氧流量，不放泄。增压管道通过中央贮箱 | 更准确测量液面高度，减轻质量，改进压力分布特性 |

| 系统和部件 | 第一批<br>SA-1～SA-4 | 第二批<br>SA-5～SA-10 | 备　注 |
|---|---|---|---|
| 燃料增压系统 | 48 个容积为 0.028m³ 的氮气瓶，整个飞行中增压 | 2 个容积为 0.566m³ 的氮气瓶，只增压 70s | |
| 液氧连通 | 外圈贮箱有隔板和主管连通 | 通过贮槽的 Y 型导管连通。 | 增大推进剂利用率 |
| 前置阀门 | 蝶形前置阀门 | 球形前置阀门 | 改进流动特性 |
| H-1 发动机摆角 | 外圈 4 台可摆动±7° | 外圈 4 台可摆动±8° | 提高控制能力 |
| S-Ⅳ级 | 模拟 | 真 | |
| 液氧-固氧吹除处理 | 无 | S-Ⅳ级发动机燃烧室用氮气吹除 | |
| S-Ⅴ级 | 模拟 | 无 | 取消了 S-Ⅴ级发展计划 |
| 仪器舱 | 无(所有仪器设备装在 S-Ⅰ级顶部锥形级间段) | 增压式仪器舱(SA-5～SA-7)，非增压式仪器舱(SA-8～SA-10) | |
| 发射过程 | 约 3.6s 系留时间 | 约 3.1s 系留时间 | 改进性能减少发射架损坏 |

下面对用来发射“飞马座”探测器的 SA-8“土星Ⅰ”火箭的情况加以介绍。

SA-8 火箭是一枚实用型“土星Ⅰ”火箭，其飞行任务是将一颗“飞马座”宇宙尘探测卫星送入近地轨道。

与以往的“土星Ⅰ”火箭相比，SA-8 火箭明显的不同在于，它完全是一枚工业化生产出来的火箭。SA-8 火箭的 S-Ⅰ级由克莱斯勒(Chrysler)公司承包制造。

SA-8 火箭于 1965 年 5 月 25 日，从肯尼迪角发射升空，成功地将“飞马座”卫星送入预定的近地轨道。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 6690kN |
| 全长 | 57.3m | 推重比 | 1.36 |
| 最大直径 | 6.53m | 运载能力(482km 近地轨道) | 9t |
| 翼展 | 12m | | |
| 起飞质量 | 508t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.43m | 发动机 | 8×H-1 |
| 直径 | 6.53m | 推进剂 | LOX+RP-1 |
| 起飞质量 | 436t | 地面总推力 | 8×836.25kN |
| 结构质量 | 50t | 地面比冲 | 2500.7N·s/kg |
| 推进剂质量 | 386t | 工作时间 | 145s |

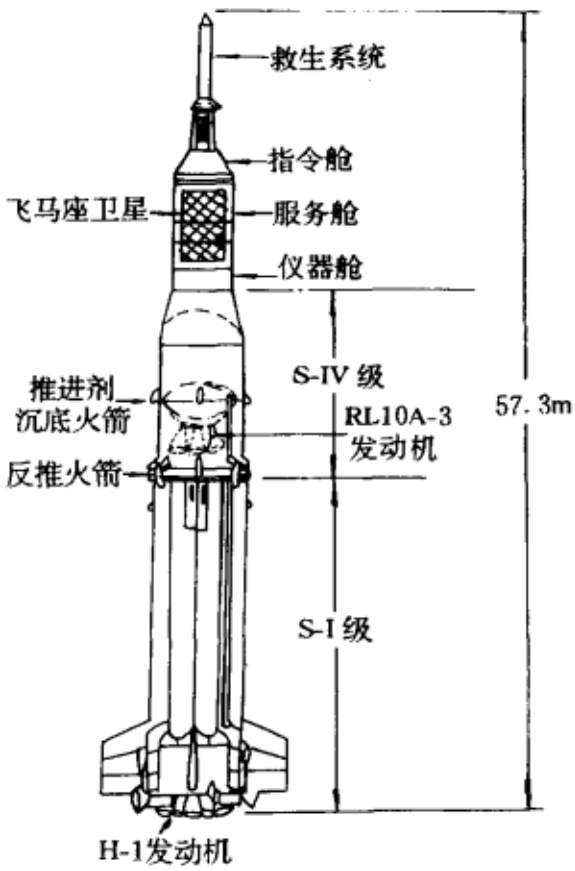
## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 12.65m | 发动机 | 6×RL10A-3 |
| 直径 | 5.59m | 推进剂 | LOX+$LH_2$ |
| 子级质量 | 51.86t | 真空推力 | 6×66.7kN |
| 结构质量 | 6.5t | 真空比冲 | 4246.3N·s/kg |
| 推进剂质量 | 45.36t | 工作时间(最大) | 490s |

# 总 体 布 局

"土星Ⅰ"(SA-8)运载火箭由一子级(S-Ⅰ)、二子级(S-Ⅳ)、S-Ⅰ/S-Ⅳ级间段、仪器舱和带有救生系统的"阿波罗"飞船金属模型件组成。

SA-8 火箭 S-Ⅰ级的 8 台 H-1 发动机固定在尾段内的发动机架上,在其上边的 9 个推进剂贮箱构成了 S-Ⅰ级的主体结构,S-Ⅰ级通过其前裙段与 S-Ⅰ/S-Ⅳ级间段连接。S-Ⅰ/S-Ⅳ级间段中装有级间分离装置和液氧-固氧吹除处理系统,二子级的后裙段与级间段相连。二子级装有 6 台 RL10A-3 氢氧发动机,采用共底结构的推进剂贮箱,并通过其前裙段与仪器舱相连。火箭的制导与控制系统、遥测和测量设备以及辅助电源系统都装在仪器舱内,而"阿波罗"飞船模拟件位于仪器舱上面的有效载荷对接件上,起到有效载荷舱整流罩的作用。




"土星Ⅰ"(SA-8)火箭总体布局图

## 箭 体 结 构

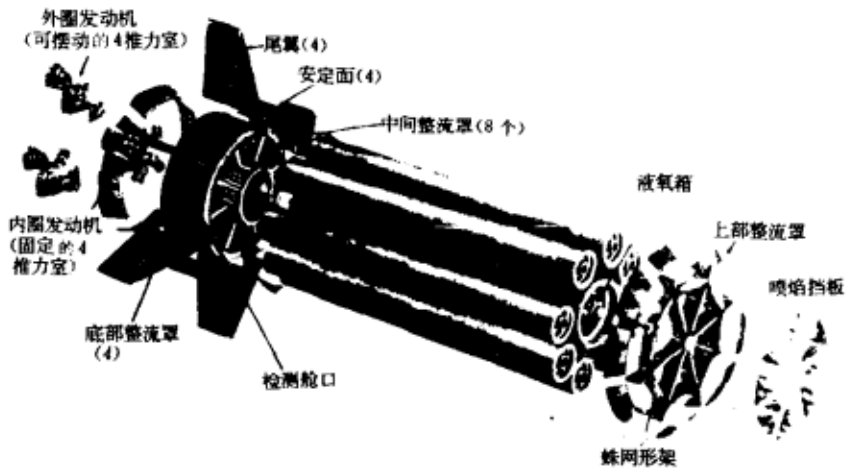
"土星Ⅰ"火箭的箭体结构主要包括 S-Ⅰ级和 S-Ⅳ级结构,仪器舱以及整流罩结构。其中,火箭的整流罩结构实质上是模拟的"阿波罗"飞船结构,在此不详细描述。

### 一子级(S-Ⅰ级)结构

S-Ⅰ级是硬壳式结构(见图),长 24.43m,壳体直径 6.53m。它由并联式推进剂贮箱、后裙、蛛网形架以及发动机推力架组成。另外,在贮箱后裙上装有 4 个大尾翼和 4 个小型安定面。

发动机产生的推力通过发动机推力架传递给液氧贮箱,而液氧箱通过与其连接的蛛网形架将载荷传到上面级。

推进剂箱体是 S-Ⅰ级的主要组成部分,它由 1 个中央贮箱和 8 个外围贮箱并联组成。中央贮箱是液氧箱,长 18.86m,直径 2.67m,壁厚 6.35mm。外围贮箱中有 4 个液氧箱和 4 个煤




S-Ⅰ级结构示意图

油箱,两者相间配置。外围贮箱直径均是 1.78m,壁厚 2.3mm。外围液氧箱与中央液氧箱等长,煤油箱比液氧箱稍短,长 18.56m。几个液氧箱由 Y 型集散器相连通。液氧箱为受力式贮箱,中央液氧箱承受 60%的载荷,外围 4 个液氧箱各承受 10%的载荷。在燃料箱的前底内部以及下边 3 个环形隔框之间安装了折叠式防晃板。同样,在直径 1.78m 的液氧箱前底内部和下边的 4 个环形隔框之间也安装了相同的防晃板。

S-Ⅰ级的箱体采用焊接性能较好的 5456-H34 铝合金板材对接焊而成。先将铝合金板磨铣整平,裁成一定尺寸,滚压以后用自动焊接法焊接成圆筒。每个圆筒用点焊装上两个隔框。半球形的箱底采用整块 5086-A 铝合金板旋压而成。箱底成型以后,镶在圆筒两端的里面,用圆周围焊接法焊接。推进剂箱两端前、后裙段的直径与箱体的直径相同,裙段由桁条、隔框和蒙皮构成。结构彼此独立的 9 个推进剂箱体,两端分别固定在上端的蛛网形架和下边的发动机推力架上。

蛛网形架是一、二子级之间的接合部件,通过级间段,蛛网形架把一子级与二子级连接在一起。蛛网形架有 8 个臂,由工字形梁铆接而成,材料是 7075-T6 铝合金。在蛛网形架的 8 条边上,原装有 48 个给煤油箱充压的高压气瓶,而在实用型的 SA-8 火箭上改为只装 2 个氦气瓶。蛛网形架的下边装有推进剂箱的定位销钉。

发动机架位于推进剂箱下边,它包括一个中央圆筒和 8 个撑臂。由圆筒底、纵梁和切力板等零件在成型机上制成中央圆筒的骨架,然后蒙上蒙皮。蒙皮上有纵向加强肋。圆筒的直径与中央液氧箱相同。圆筒的材料为 7075-T6 铝合金,筒底部有 4 个发动机的支承座,8 条撑臂均匀分布在它的周围。

撑臂是一桁架式结构,其中 4 条撑臂上面装有发动机的常平推力座,这 4 条撑臂与另外 4 条在结构上略有不同。

一子级的尾部安装了 4 个面积为 11.15$m^2$ 的大尾翼和 4 个面积为 4.64$m^2$ 的小型安定面,以提高火箭动力飞行时的气动稳定性,并作为火箭竖立在发射台上时的固定点和支持点。4 个尾翼沿着一子级尾部周向、彼此呈 90°固定在推力结构上。4 个较小的安定面对称布置在尾翼之间。

考虑到底部加热问题,一子级尾部的蒙皮制成裙状,同时使外圈相邻两发动机之间的蒙皮向内凹进。在燃烧室之间嵌以厚的防火壁。防火壁用石英纤维布制成,外表面有反射率很高的镀金板。为保护一子级的泵、阀门、控制装置和测量设备等重要的发动机组件免受高温气流的

喷蚀,使用了一种柔性防热屏,8 台发动机的喷管穿过它伸向外边。防热屏由玻璃纤维织物、硅橡胶材料、硅化纤维和一种反射涂层制成。在防热屏和助推火箭底部之间装有一个防热罩,它在空气中部分固化,并在飞行加热的过程中完全固化。

## 二子级(S-Ⅳ级)结构

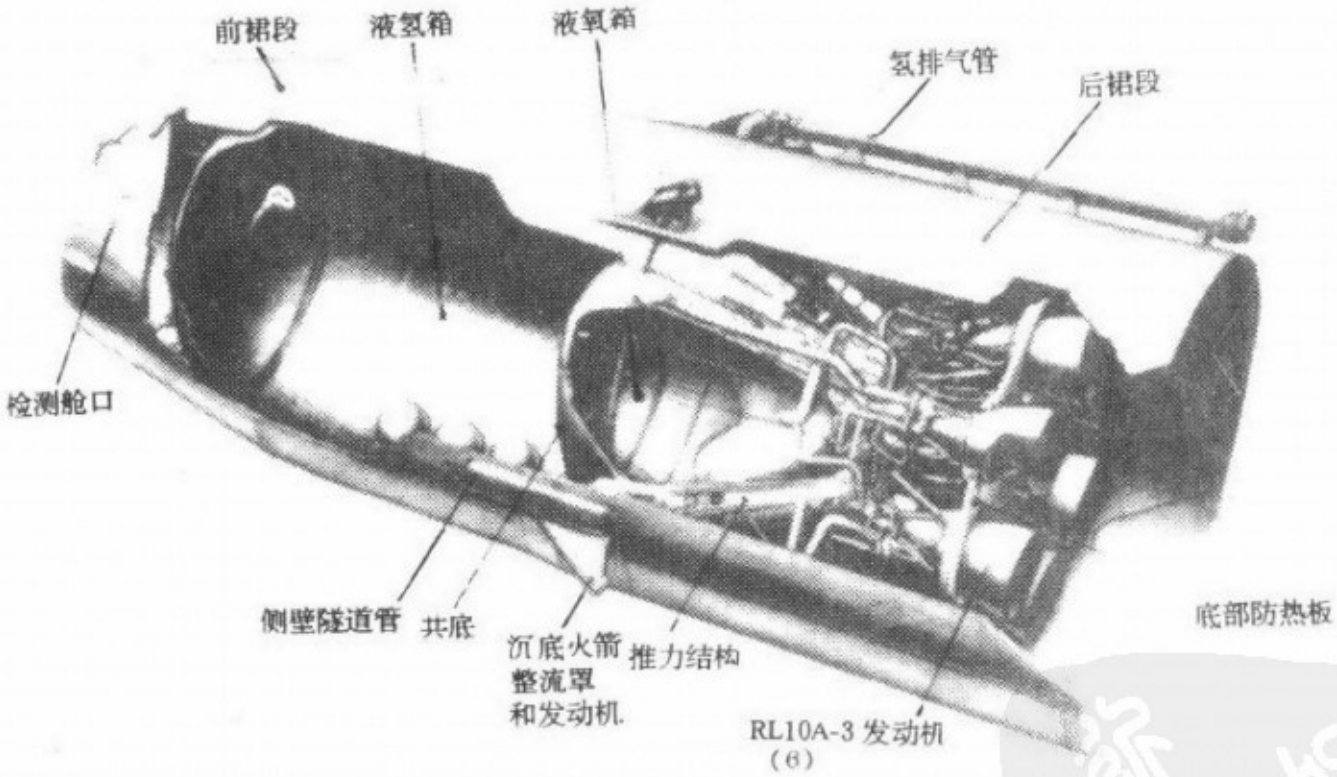
二子级长 12.65m,直径 5.59m。它由前裙段、推进剂贮箱、后裙段和发动机推力结构 4 个主要组件构成。

二子级的贮箱在设计中吸收了"雷神"火箭贮箱的设计思想。贮箱为一整件刚性圆筒形结构,箱体由共底分为上、下两部分,上部为液氢箱,下部为液氧箱。贮箱的箱壁、箱底以及共底面板均由 2014 铝合金板加薄板制成。贮箱的箱壁用网格加筋加强,箱底用整体径向加筋加强。在金属板加工成贮箱外形之前,先用机械铣成网格形,即先用厚 1.27cm 的 2014 铝合金板铣成 24.1cm 的方形网格壁板,网格加筋角度为±45°,然后采用纵向对接焊将壁板拼焊在一起,共由 3 块弧形壁板焊接而成。

共底是一种由 2014-T6 铝合金面板和非金属材料蜂窝夹芯组成的厚度为 4.44cm 的蜂窝夹层结构。作为液氢箱和液氧箱的共底,蜂窝夹层底板还起到阻止热流由液氧流入液氢的绝热作用。共底的两个面板均由 9 块 2014-T6 铝合金球面三角形板制成。先将球面三角形板对接焊在一起,然后将面板沿周边对接焊到挤压成型的 2014-T6 铝合金 Y 形环上。最后面板凸面向上粘在夹芯上,一次粘一块面板。装配好的共底用结构搭接焊和机械固定件连接到后底上。

二子级的后裙段与一子级相连接,并在两级分离时随一子级一同分离。前裙段与后裙段的结构相似,它起着连接二子级和仪器舱的作用。

二子级的结构详见二子级剖视图。




二子级剖视图

### 仪器舱结构

SA-8 火箭的仪器舱直径 3.91m，高 0.86m。它是一个非增压式实用型仪器舱，与先前在试验型“土星 I ”火箭上使用的仪器舱相比，其质量和高度均小于后者。新型仪器舱内装载的电子设备沿仪器舱周壁固定，并通过冷却板降温控制设备的环境，而原设计中的承受增压气体的中央圆筒容器被去掉。

## 推 进 系 统

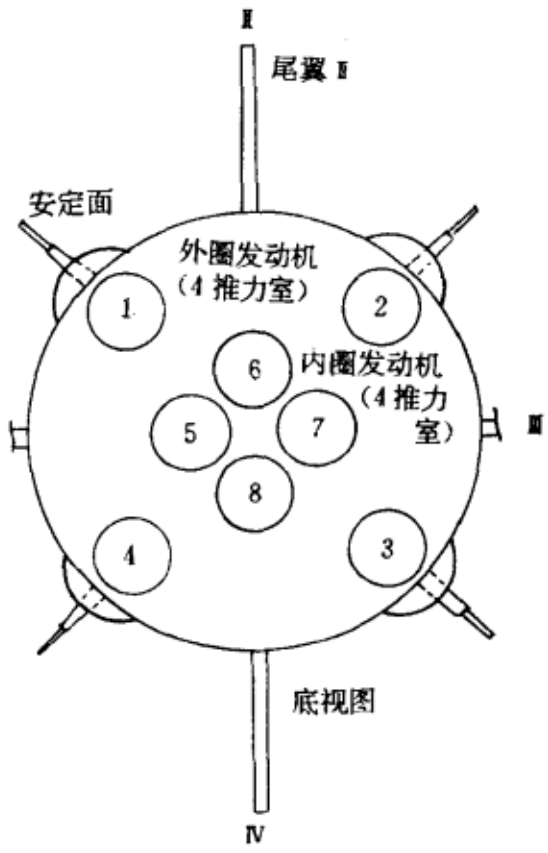
“土星 I ”火箭一子级的推进系统采用 8 台 H-1 并联发动机，总推力 6690kN，推进剂为液氧和 RP-1 煤油。H-1 发动机是泵压式液体火箭发动机。为提高火箭性能，二子级采用 6 台 RL10A-3 泵压式氢氧发动机，发动机并联总推力达 400.3kN。

### 一子级推进系统

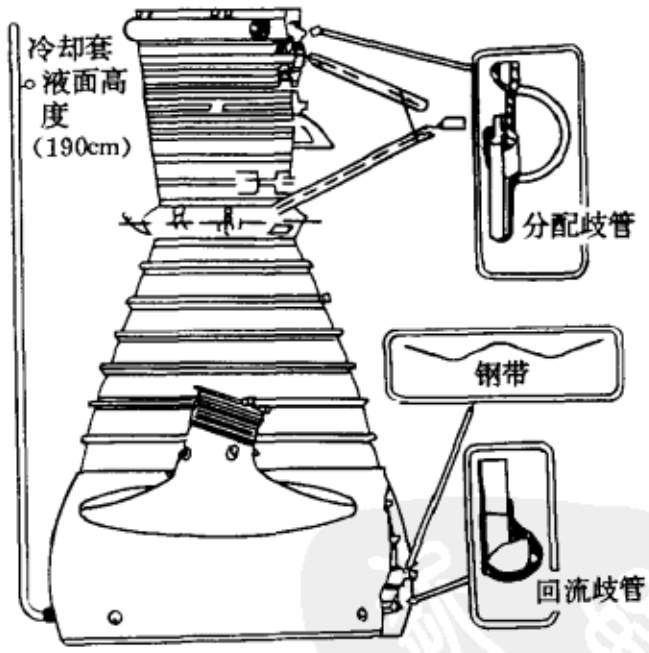
一子级装有 8 台 H-1 发动面，而实质上是按 7 台发动机的推力来设计的，第 8 台发动机是为提高子级的工作可靠性，改善发射性能而准备的。8 台发动机配置成内、外两圈，内圈 4 台固定在发动机架的中央圆筒上，发动机与火箭轴线成 3°夹角，4 个固定点连成一正方形，其外接圆半径为 0.98m。外圈 4 台发动机用常平架安装在发动机架的 4 个撑臂上，发动机与火箭轴线成 6°夹角，径向最大摆动角为 10°，侧向为 ±8°。4 个常平架连成一个正方形，其外接圆半径为 2.43m。内、外圈发动机交错配置。

#### 发动机

一子级采用的 H-1 发动机（见图）由洛克达因公司通过提高“丘辟特”导弹 S-3D 发动机的




H-1 发动机与尾翼的相互位置示意图




推力室组件

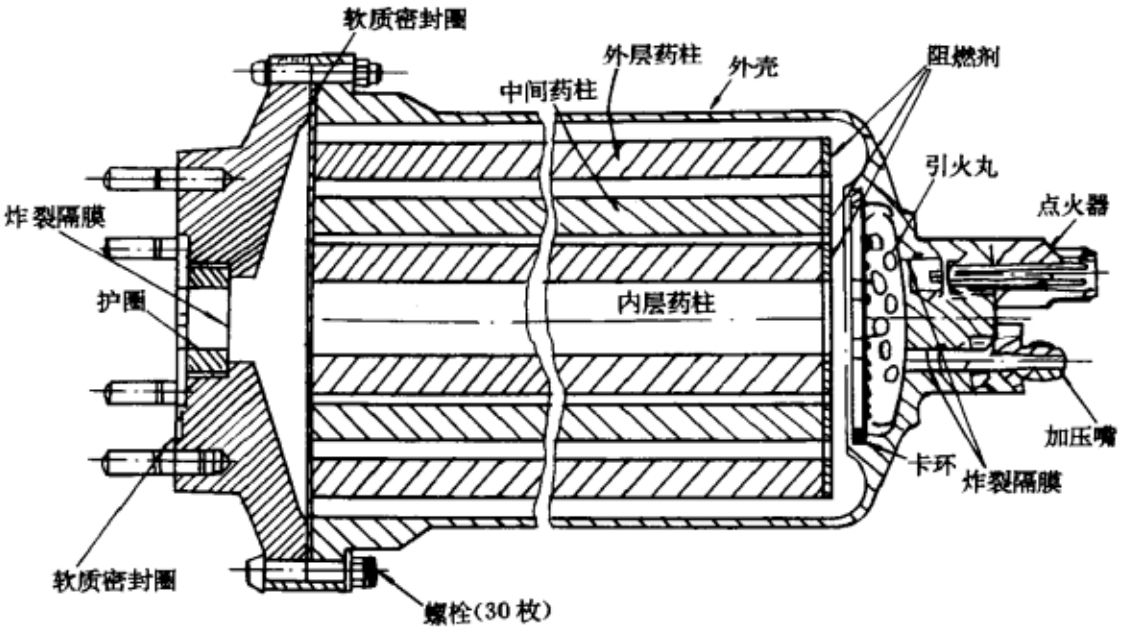
推力改进而成。H-1 发动机的地面推力为 836.25kN，地面比冲 2500.7N·s/kg，工作时间 145s，喷管形状为钟形，材料是镍，膨胀比 8∶1。

H-1 发动机的主要部件有：推力室组件、燃气发生器、自燃点火剂容器、涡轮泵组、火药起动器、控制阀和故障探测器。

推力室组件由燃烧室、隔板式推进剂喷注器和整体式液氧汇流室组成(见图)。推力室为管束式的，由许多 A 型断面的镍管钎焊而成。推力室采用再生冷却。煤油从燃烧室顶部的钢制环形分配歧管进来，通过管束向下流到喷管出口的环形回流歧管，最后通过喷注器喷入燃烧室。

涡轮泵组包括一个两级涡轮，两台离心泵和一个齿轮箱。涡轮通过齿轮箱带动两台离心泵。外圈 4 台发动机的涡轮排气通过一个热交换器后被吸入发动机喷管。

火药起动器(见图)在起动时供应涡轮初始功率。火药起动器外壳用钢制成，内装 2.7kg 硝酸铵。药柱是同心式的，有 3 层。




火药起动器

在涡轮起动以后，由燃气发生器为其提供动力。燃气发生器包括一个钢制的半球形燃烧室和一个喷管，使用发动机的推进剂，采用富燃料混合比。燃烧室壁用薄膜冷却法冷却。燃气发生器的推进剂流由装在燃料和氧化剂主阀门后面的两个弹簧阀来控制。这样，当任何一个主阀门出了故障而未能打开时，燃气发生器都不会产生燃气，保证发动机的安全。

液氧主阀门组件是液氧流动的调节阀，又是发动机起动和关闭的控制机构。它包括一个球形前置阀和一套活塞控制器。

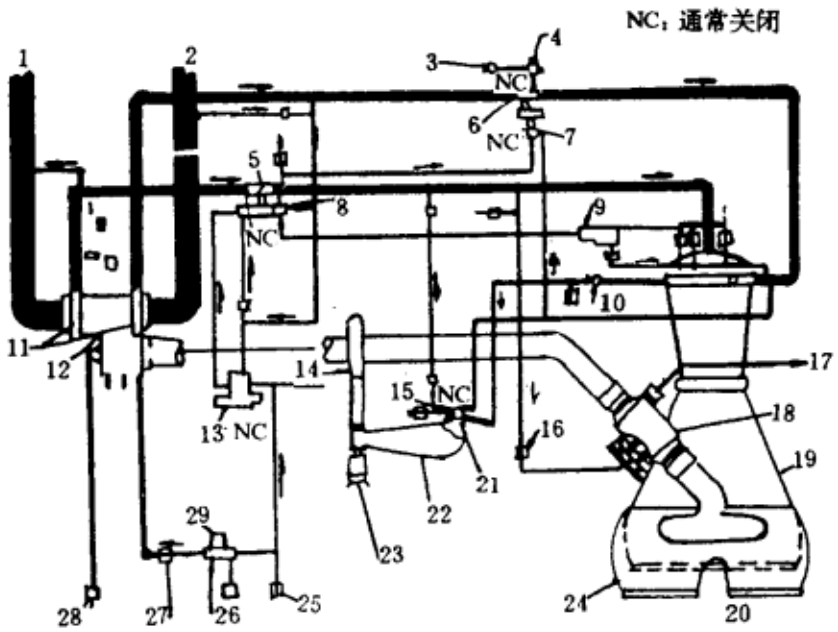
为了避免因故障而使发动机爆炸，设置了发动机故障探测器。在发现故障以后，探测器立即发出关闭发动机的信号。故障探测器包括燃烧室压力计、振动探测器、涡轮转数计、推进剂温度计和燃气发生器温度计。

H-1 发动机的工作流程：倒数计时时，按准备信号打开泵前阀门。推进剂充填燃烧室阀门以上的发动机部分。根据发射指令，起动电脉冲点燃电爆管后，火药起动器工作，火药燃气经过滤器并通过涡轮喷嘴吹动涡轮。涡轮在火药起动器的初始功率作用下加速，泵出口压力升高。当燃料泵后压力升高至一定值时，推动液氧主阀门的活塞，活塞带动曲柄连杆装置使球形阀打开，液氧开始喷入燃烧室。同时，曲柄上一个凸轮转动打开另一点火阀，煤油通过点火阀和自燃

液体点火系统的煤油歧管进入三乙基铝 $Al(CH_2\text{-}CH_3)_8$ 自燃液体容器。自燃液体在压力作用下，冲破薄膜进入燃烧室喷注器最外围点火喷嘴，喷入燃烧室与液氧接触即行燃烧，形成空心的锥形火焰。涡轮泵继续加速，燃料主阀门被推开，大量煤油进入燃烧室，开始猛烈燃烧。燃气发生器也同时开始正常工作。发动机进入正常工作，起动程序结束。此后，发动机推力的大小靠调节燃气发生器控制阀来控制燃气发生器的推进剂流量，即依靠调节涡轮泵的功率大小来进行调节。

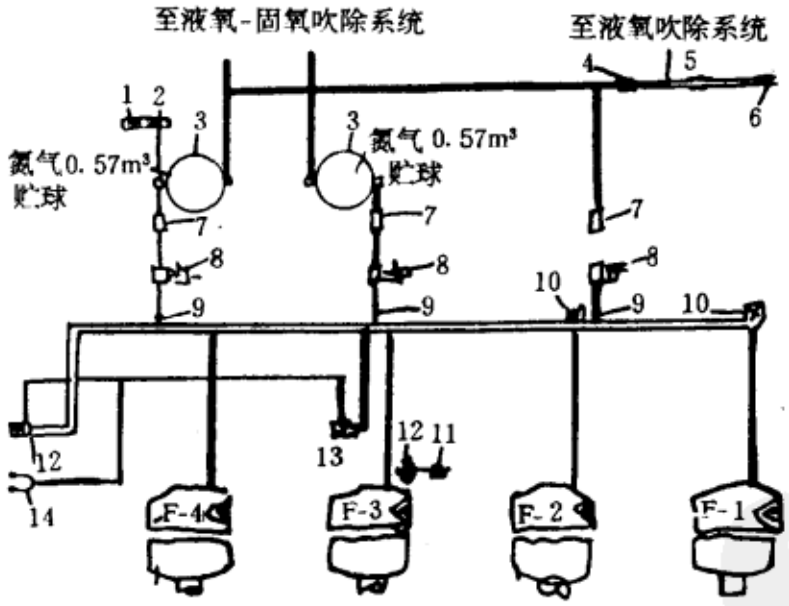
当发动机准备关机时，控制系统发出关机信号，关机电脉冲点燃两个并列的电爆管，火药燃气爆破一个隔膜，煤油进入液氧主阀门活塞的另一腔，活塞在弹簧力作用下移动，带动曲柄连杆装置将液氧主阀门关闭。燃气发生器断绝了液氧的供应而熄火，涡轮转数下降，泵后压力降低，煤油主阀门，燃气发生器阀门在弹簧作用下逐渐关闭，发动机关机。

H-1 发动机系统见图。




H-1 发动机系统

1. 液氧进口；2. 燃料进口；3. 推力"正常"压力开关；4. 三通针形阀；5. 液氧主阀门；6. 燃料主阀门；7. 点火监视阀；8. 程序阀；9. 自燃引火剂容器；10. 节流孔；11. 泄放塞；12. 涡轮泵；13. 阀；14. 燃气涡轮；15. 控制阀；16. 单向阀；17. 氧气歧管；18. 热交换器；19. 推力室；20. 排气；21. 点火器；22. 燃气发生器燃烧室；23. 燃气发生器固体推进剂；24. 吸气器；25. 快速脱落接头；26. 泄放塞；27. 过滤器；28. 润滑油泄放安全阀；29. 燃料添加剂搅拌装置。




S-Ⅰ级燃料系统简图

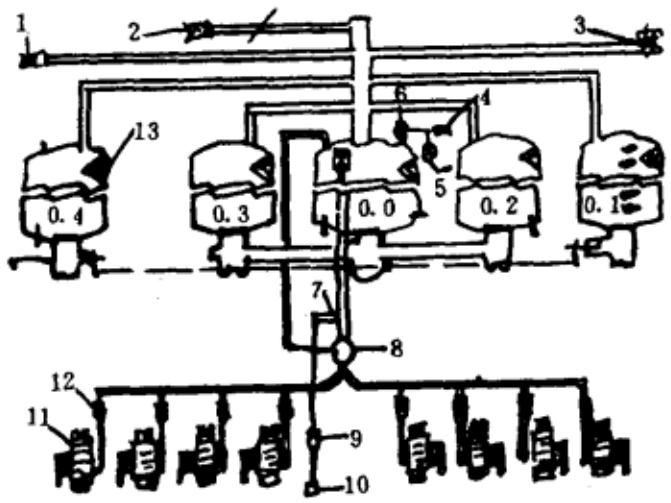
1. 高压"正常"开关；2. 标准阀；3. 高压球(2 个)；4. 单向阀；5. 过滤器；6. 快速脱落接头；7. 过滤器；8. 增压控制阀(3 个)；9. 节流孔(3 个)；10. 安全阀；11. 增压开关；12. 标准阀；13. 通气阀；14. 快速脱落接头。

**推进剂系统**

SA-8 火箭 S-Ⅰ级的推进剂系统是在试验型“土星Ⅰ”火箭推进剂系统的基础上，通过不断地改进而得到的。

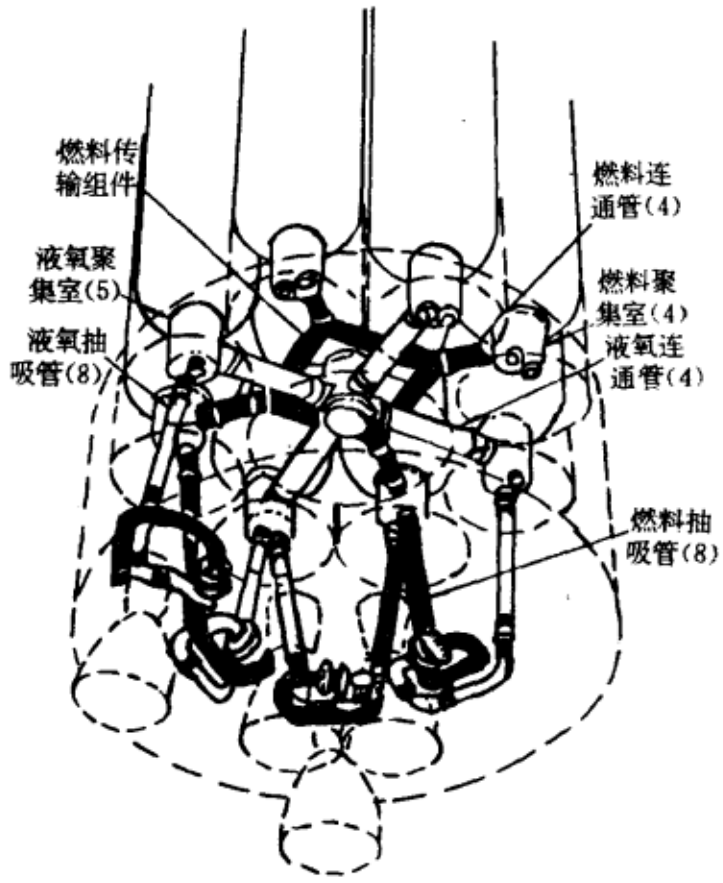
该级的燃料系统(见上图)包括 4 个燃料箱，每个燃料箱向内圈的一台发动机和外圈的一台发动机供给燃料。每条抽吸管道中都装有球形前置阀，当发动机发生故障或遇有其它危险时，球形阀便关闭。燃料箱的底端还安装了 Y 型连通管道，以保证所有燃料箱中液面同高，以及当某一台发动机发生故障时，将燃料送给其余的发动机。另外，在每个燃料箱内分别装上 15 个独立的液位传感器来测量流量。

S-Ⅰ级液氧系统(见图)包括中央液氧箱和外圈的 4 个与燃料箱间隔放置的液氧箱。与燃料系统一样，外圈每个液氧箱分别向一台外圈发动机和一台内圈发动机供给液氧。液氧系统使用了重新设计的液氧连通装置(见图)，在外圈液氧箱上加了贮槽，而不再需要原设计的主管和隔板系统。这种设计能保证当内圈发动机关机后，外圈有一台发动机发生故障时，剩留在该台发动机相应贮箱中的液氧可分配到其它贮箱中。原设计则不行。同样，每个液氧箱中装有 15 个液位传感器。




S-Ⅰ级液氧系统简图

1. 安全阀；2. 安全阀(2)；3. 通气阀；4. 应急通气开关组件；5. 安全和增压开关组件；6. 标准阀；7. 地面增压口；8. 流量控制阀；9. 单向阀；10. 快速脱落接头；11. 热交换器(8)；12. 单向阀(8)；13. 防晃板。




S-Ⅰ级液氧连通和抽吸管道

**增压系统**

S-Ⅰ级液氧增压系统用氧气流量控制阀来调节增压用的氧气流量。控制阀感测中央液氧箱中的压力，并据此调节热交换器的输出(气氧)至所需的压力。该系统无需通过放气来控制贮箱压力，因而能增加有效载荷，防止二子级产生的氢气和一子级放出的氧气发生接触，从而提高了安全性。

燃料增压系统使用两个容积为 0.566m³ 的球形氮气瓶代替 48 个容积为 0.028m³ 的气

瓶，使结构质量减小。高压氮气瓶通过歧管为燃料箱增压，氮气压强通过安置在集气管系统的3个燃料箱增压阀加以控制。这些阀由该系统的一个压力开关的电力驱动。在火箭动力飞行段，这3个增压阀根据飞行程序装置给压力开关的信号按程序动作，压力开关将增压阀插入压力系统或断开。通过打开或关闭阀门来调节增压值，以保持贮箱符合规定的压力要求。一子级飞行70s后，关闭燃料压力阀，停止增压。两个气瓶中的氮气便经歧管通向液氧-固氧处理系统气瓶。

**推进剂利用系统**

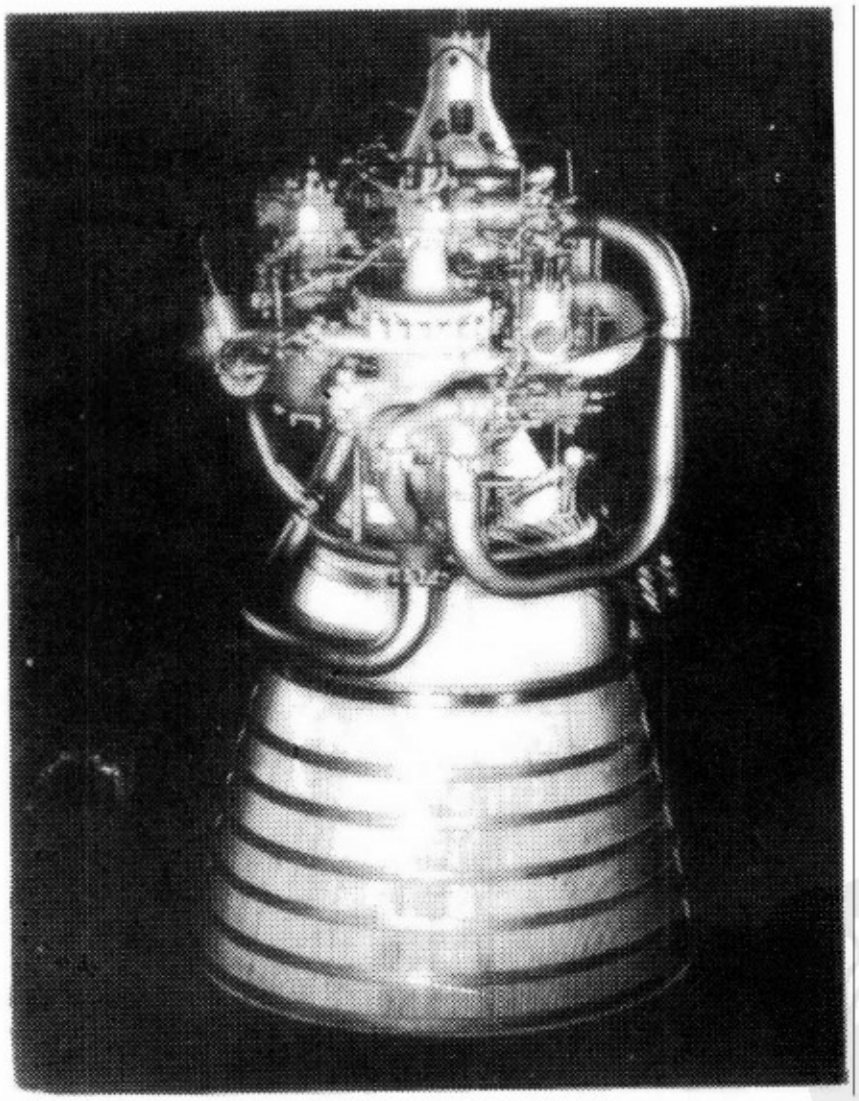
S-Ⅰ级的推进剂利用系统采用电容式液位计和非连续式光学系统液位计作为推进剂液位的敏感元件。

其中光学传感器放在9个推进剂贮箱中的12个预测点上，并用15m长的泰氟隆装具串连接起来。在火箭飞行中，当液氧和燃料液面通过每一传感器时，便发出信号，并将信号下行传输至中心控制站。所得数据将用来分析和研究推进剂及其混合情况，并控制一子级的推进剂利用系统。

## 二子级推进系统

**发动机**

二子级的发动机系统由6台RL10A-3氢氧发动机并联组成。RL10A-3发动机由普惠公

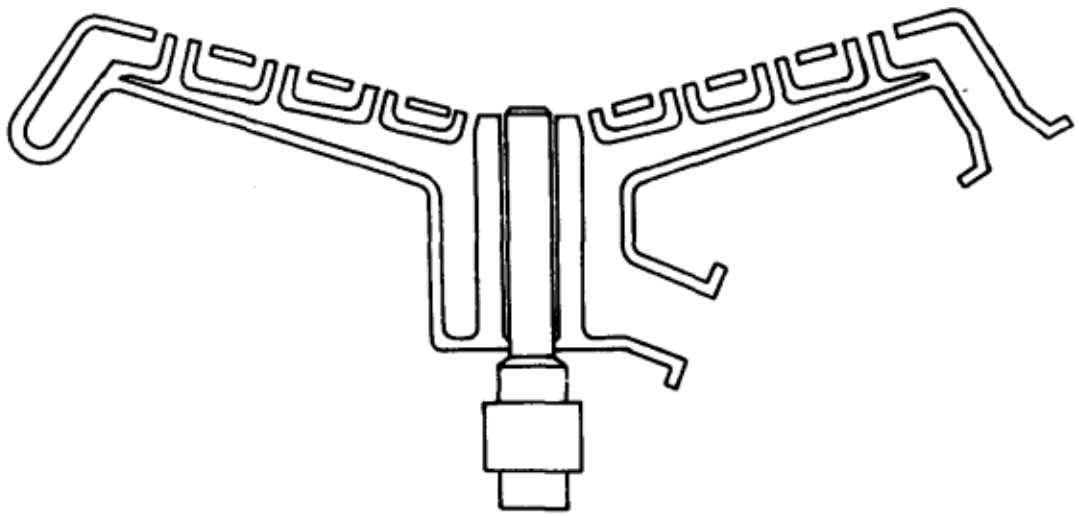


RL10A-3发动机外貌

司研制,定型前称为XLR-115发动机。发动机真空推力66.7kN,真空比冲4246.3N·s/kg,推进剂混合比5∶1,燃料时间(最大)490s。

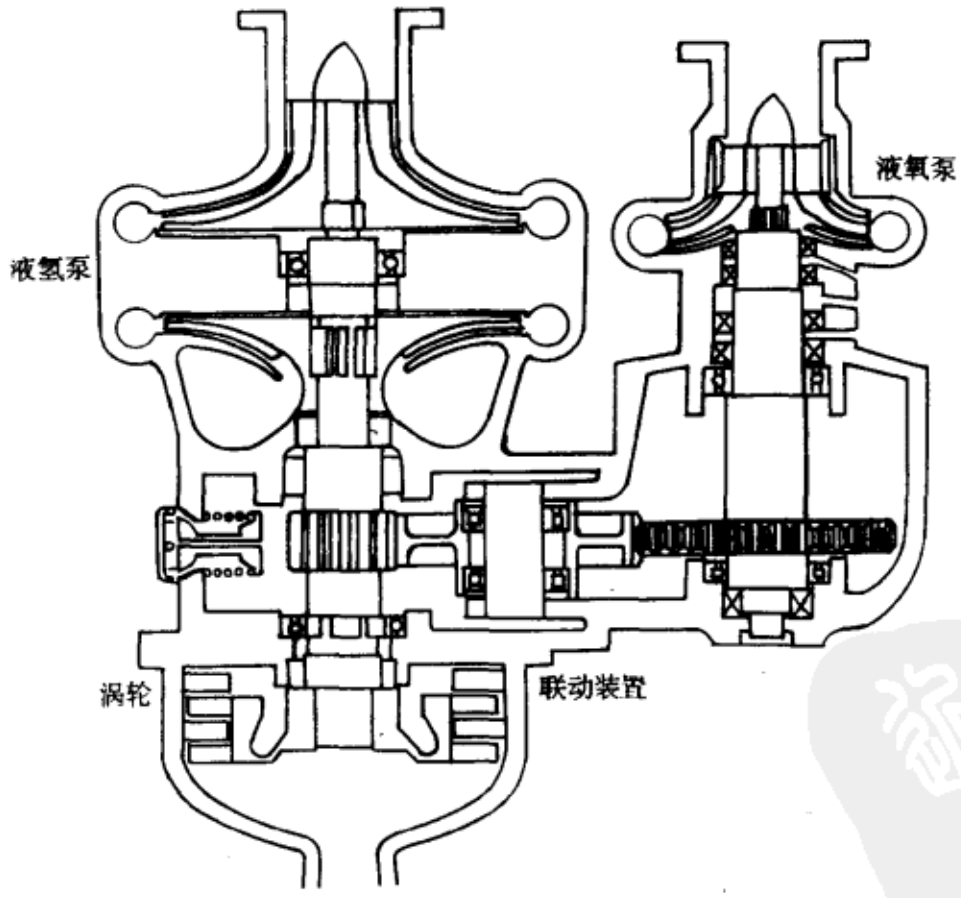
RL10A-3发动机(见图)由推力室组件、涡轮泵、自动器以及高能点火器构成。

推力室为管束式结构,整个推力室由长管和短管各180根钎焊而成,管子为长方形变截面AISI347不锈钢管。推力室膨胀比为40∶1。推力室用液氢再生冷却。发动机的喷注器(见图)为同心喷注型,在每一个喷孔上,中间喷射液氧流,而周围喷射环形氢气流,两股射流相剪切便实现了二组元的混合。喷注器面上装有中央分配器,用来把二组元分开并使液氧流汇集。



喷注器截面图

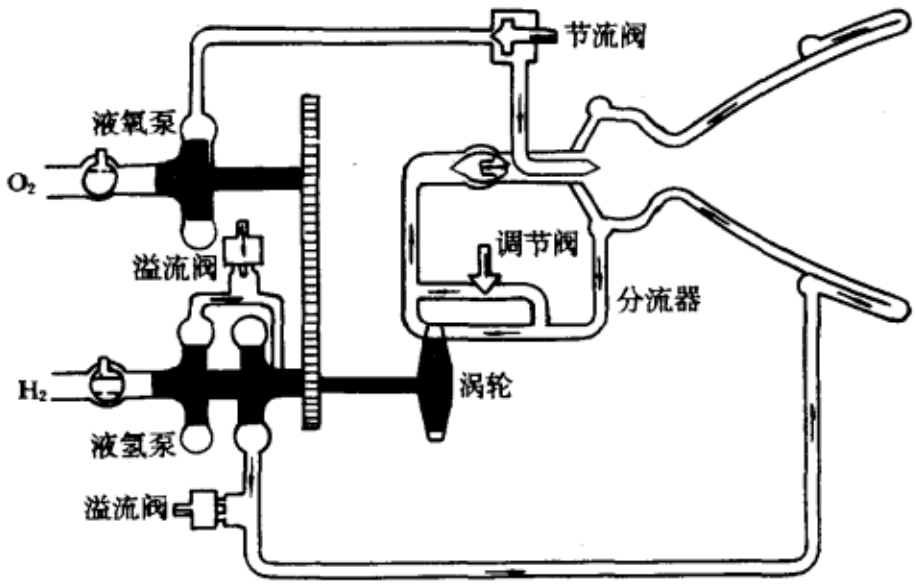
涡轮泵由两级离心泵,单级液氧泵,诱导轮,齿轮减速装置和两级反力式涡轮组成。涡轮由来自推力室冷却套的气氢驱动,气氢从整个圆周的一段进入。涡轮泵的轴承和齿轮采用润滑油来润滑并且用氢气对其进行冷却。涡轮泵的结构如图所示。




涡轮泵的剖视图

发动机采用高能电点火系统，点火器装于喷注器中央的凹处。点火器系统的大部分组件直接选自普惠公司研制的 J-57 涡轮喷气发动机。

发动机的工作原理见图，在 $T-20s$ 左右，发动机进入预起动状态，发动机系统管路都充满推进剂，推进剂泵预冷到能够承受低温流体的状态。此时，级间阀门和燃料泵后阀门打开，有少量推进剂流到燃料主阀门处。发出起动信号后，燃料主阀门便打开，氢气喷入燃烧室；与此同时，随着液氧泵出口压力的自动升高，液氧控制阀打开，使氧化剂也喷入燃烧室。点火器开始工作，引燃推进剂混合气体，完成点火。点火之前，流经冷却套的少量液氢在推力室壁温下汽化，气氢驱动涡轮，使其开始加速。此后便在燃烧室压力很低的情况下开始喷注。随着涡轮转速的增大，发动机逐渐达到额定推力。当发动机工作要结束时，液氢贮箱中的燃料液面探测器发出关机信号。在第一台发动机显示出作用于压力开关的推力降低后，便发出一信号，所有 6 台发动机上的电磁阀打开。在弹簧力作用下，液氧和燃料箱入口处的截流阀关闭，并截断了液氢和液氧向推进剂泵的流动。同样关闭了主燃料截流阀，关闭液氧流量控制阀的控制定位器，发动机关机。




RL10A-3 发动机工作原理

**推进剂利用系统**

火箭二子级的推进剂利用系统见图，它包括测量推进剂质量的电容式传感器、比较质量的求和装置、消除周期性干扰的成形网络和六个随质量误差信号而改变液氧流量的控制阀。推进剂利用系统的作用是：

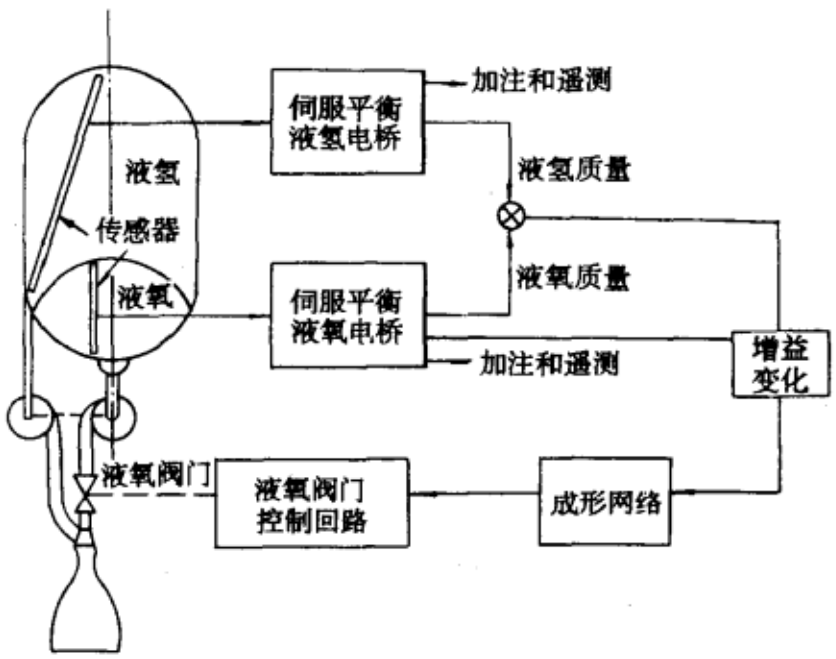
1)实现对流量的控制，使发动机关机时推进剂剩余量不超过 227kg，同时保持发动机推进剂混合比 5∶1 的误差在±10%范围之内；

2)控制推进剂加注，准确地指示已加注的推进剂量；

3)在飞行中为遥测系统提供推进剂剩余量的信号；

4)为推进剂耗尽逻辑开关系统和贮箱增压系统提供信号。

二子级推进剂利用系统采用霍尼维尔(Honey well)公司制造的电容式液位传感器，装于该级的每一个贮箱中。当传感器构成的随动平衡电桥不平衡时，伺服电机便动作，由反馈电位计再平衡。在电桥再平衡过程中，伺服电机给出信号到推进剂利用系统流量控制阀，同时给出加注情况信号、遥测推进剂剩余量信号及逻辑开关信号等。每台发动机都有自己的推进剂耗量




二子级推进剂利用系统框图

控制阀。

**推进剂排气系统**

SA-8 火箭的 S-Ⅳ级上装的新型排气系统是无推进力和不产生转动力矩的系统。它是为发射“飞马座”卫星专门设计的,以便卫星能稳定地收集正确的数据并将其解译。

S-Ⅳ级推进剂箱中的气态氧和氢蒸发出来,通常被排泄到火箭外,使火箭向排气的反方向转动。这种滚动将对“飞马座”卫星的性能产生有害影响。

道格拉斯航空公司的设计方案是,在该级的每个液氧和液氢贮箱上装一套相同的阀门,蒸发出的气体由独立的铝导管输送到子级的顶部,并排入各自独立的、相互垂直安置的直径为 7.62cm 的管路中。气态的氧和氢通过相匹配安装在管路终端的阀门排放出去。大小相同,但方向相反的推力通过各个阀门,从而减少了滚动。氧和氢的排气工作彼此独立。

## 分 离 系 统

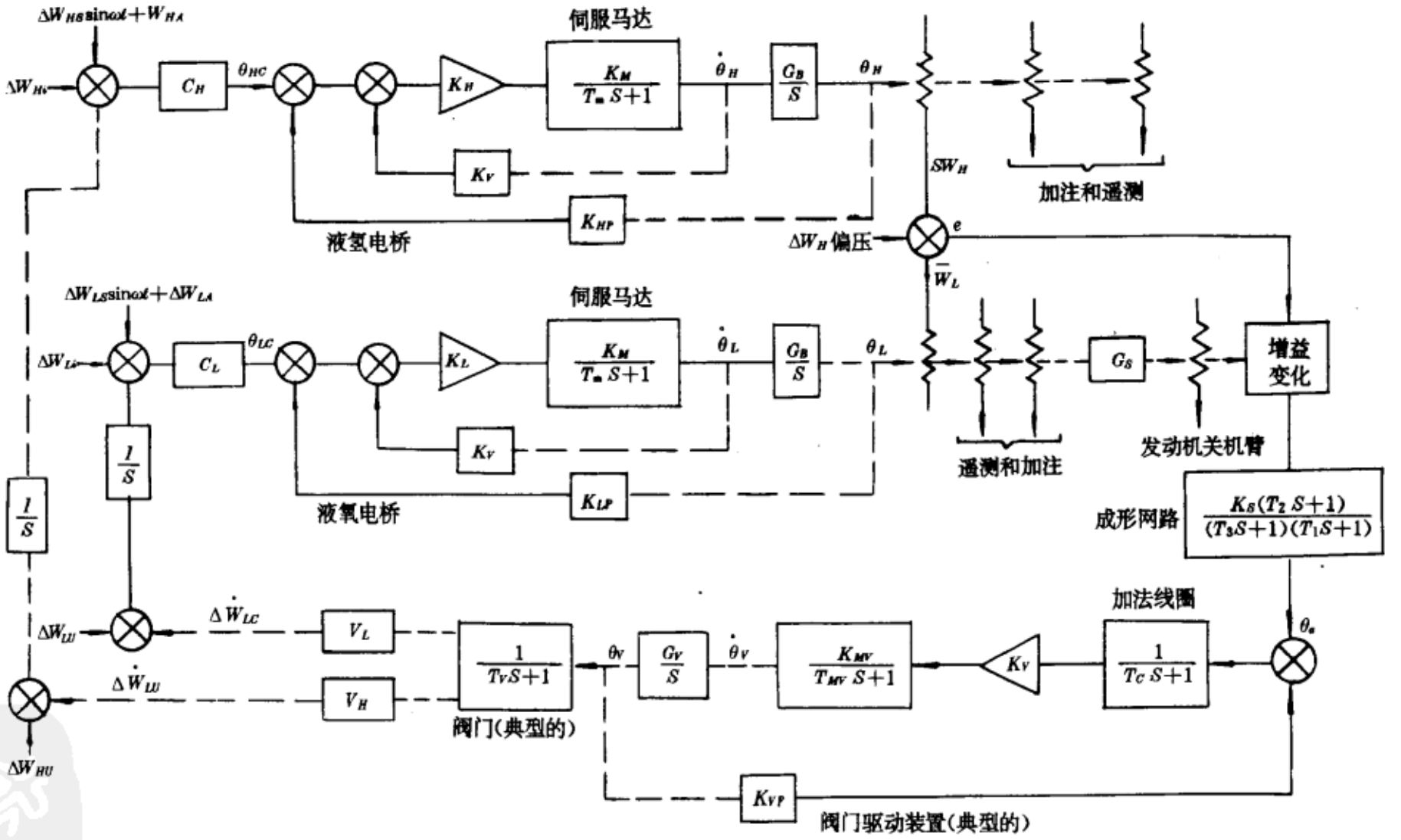
“土星 I ”运载火箭的级间分离系统主要包括:四个推进剂沉底固体火箭,四个固体推进剂反推火箭和四个爆炸螺栓。

四个爆炸螺栓安装在一、二子级级间段与二子级后裙段之间的分离面上。每个螺栓组件基本上由螺栓、装在螺栓头部与二子级后裙之间的弹簧组件以及级间段上端环框下边的易碎螺母组成,螺母上开有两个空腔,内装爆炸装药。

反推固体火箭 2KS-36250 由航空喷气通用公司(Aerojet)研制。火箭彼此相隔 90°,对称地安装在一子级上端的蛛网形架上,并位于两个尾翼之间的中央线上。反推火箭的喷管指向前方,与火箭的纵轴成 12°夹角,反推火箭的推力矢量通过一子级的压心。

推进剂沉底固体火箭对称地放置在二子级的后裙段,固体火箭的喷管向下,与火箭纵轴成 35°夹角。推进剂沉底火箭的安装部位及其与二子级的连接固定方法见图。在推进剂沉底火箭外面还套有整流罩。

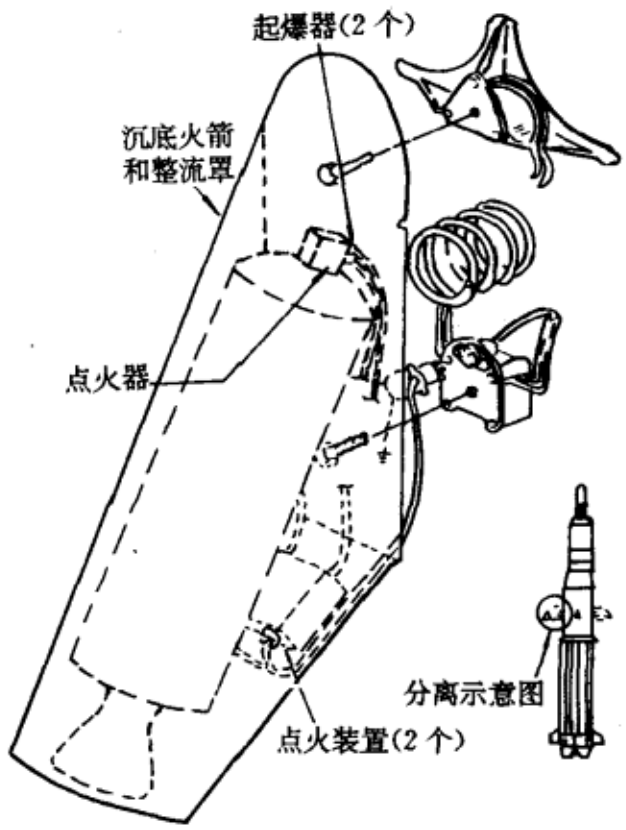
“土星 I ”火箭的一、二子级之间采用冷分离技术。当一子级外圈的 4 台发动机根据液氧箱




S-Ⅳ级推进剂利用系统电路

内液面传感器探测的信号耗尽关机后，约 2s 内，二子级上的 4 个推进剂沉底固体火箭点火。2s 之内，一子级上的 4 个固体反推火箭也开始点火。

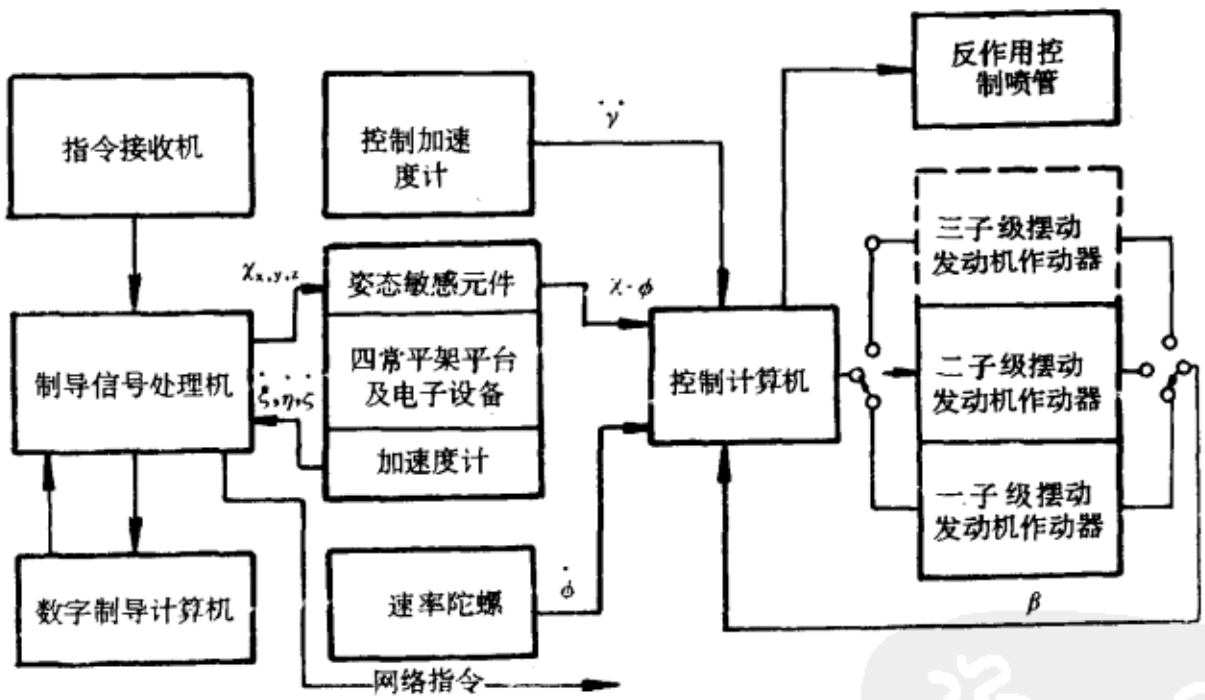
在反推火箭点火前，由计算机发出分离指令，使连接两级的爆炸螺栓点燃，炸裂易碎螺母，并在弹簧力的作用下抛掉螺栓，从而使两级分离。推进剂沉度火箭的工作时间为 3～4s，反推火箭的工作时间则为 2s。一子级和二子级在发出分离信号后 1.1s 完成脱离，此时两级相隔 3.6m。二子级在发出分离信号后 1.7s 点火，在级间分离后约 12.8s，就将二子级上的 4 个推进剂沉底火箭抛掉，以减小质量。二子级在发动机关机后并不与有效载荷部分分离，而是随同“飞马座”卫星一起进入轨道。




推进剂沉底火箭的安装部位及连接

## 制导和控制系统

“土星 I ”(SA-8)火箭采用全惯性制导和控制系统，按自适应制导和控制模式工作。与试验型“土星 I ”火箭的制导和控制系统的主要区别在于去掉了老式的 ST-90 平台，而采用了 ST-124 稳定平台。

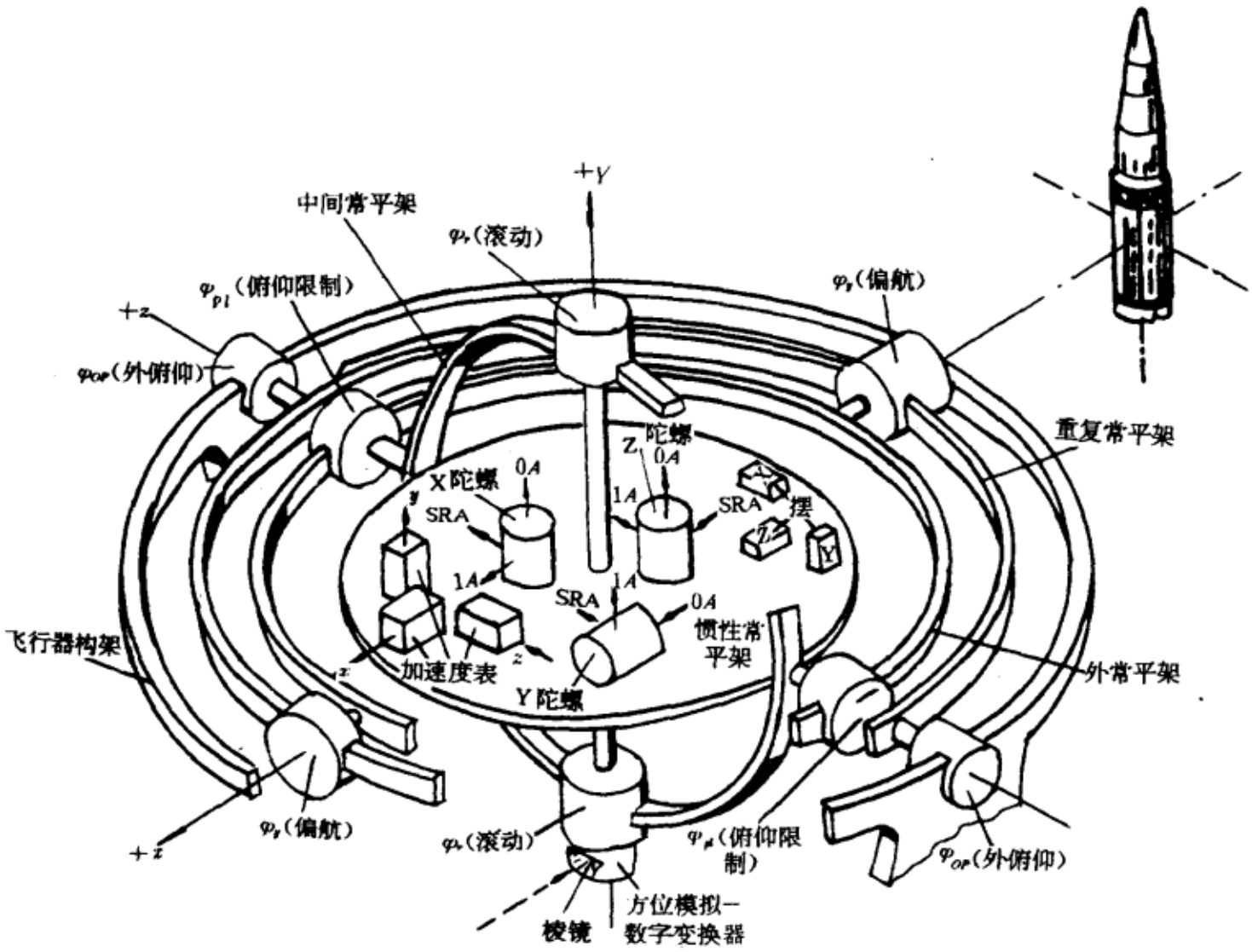



“土星 I ”制导和控制系统框图

## 制导系统

制导系统包括3个重要的组成部分:ST-124稳定平台、ASC-15数字式通用制导计算机和制导信号处理机。

ST-124稳定平台既为制导系统提供惯性基准坐标,也为控制系统提供基准姿态。该平台有4个常平架,可以无限制地绕3个轴任意转动。装在稳定平台上的主要元件和常平架的排列见图。常平架转动角度的记号和飞行器在发射位置时的取向相应,从里向外分别记为:$\varphi_r$(滚动),$\varphi_{pl}$(俯仰限制),$\varphi_y$(偏航)和$\varphi_{op}$(外俯仰)。装在里面的稳定元件有:3个稳定用的单自由度陀螺;3个摆式积分陀螺加速度计(敏感轴互相垂直安装),3个供飞行前调整用的摆,1个棱镜和1个供方位校正用的数字编码器。各个陀螺、加速度计和摆均用气体轴承。每个常平架上装一个扁平的分解器,供制导和稳定使用。另外,俯仰限制使常平架的角度限制在±2°以内,仅在瞬变状态不等于零。

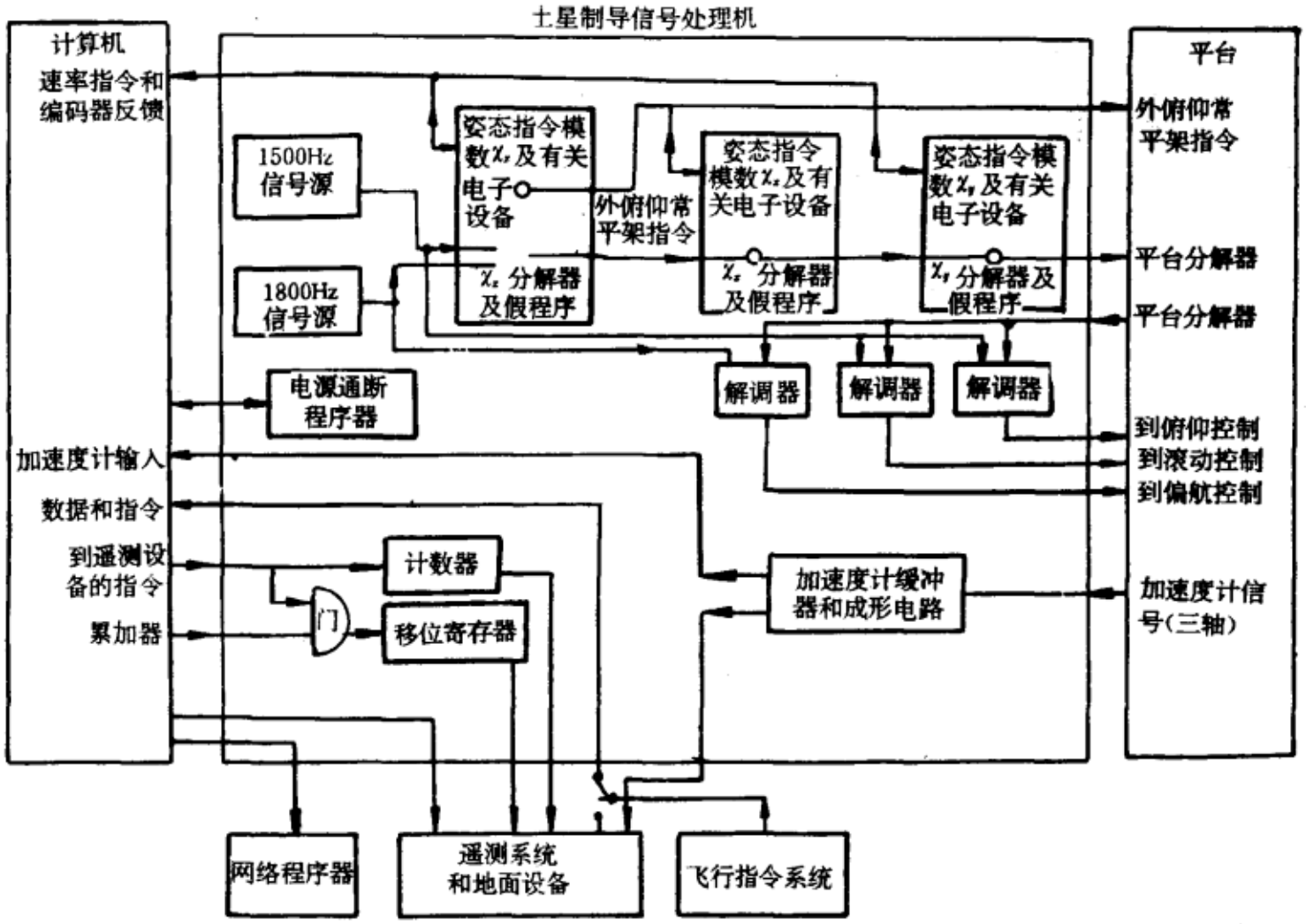



ST-124稳定平台的常平架排列和元件配置情况

"土星Ⅰ"火箭采用的制导计算机是IBM公司的ASC-15数字计算机,它的特点是:磁鼓存贮器的容量为6000字,精度为23比特加符号,加法时间0.31μs,乘法时间1.87μs,钟频172.8kHz。

制导信号处理机主要的微型组件有:姿态指令分解器系统(包括频率信号源和解调器),遥

测移位寄存器和计数器，加速度计信号整形器，计算机接通程序器，无线电指令系统的开关，或各式遥测信号整形器。




制导信号处理机

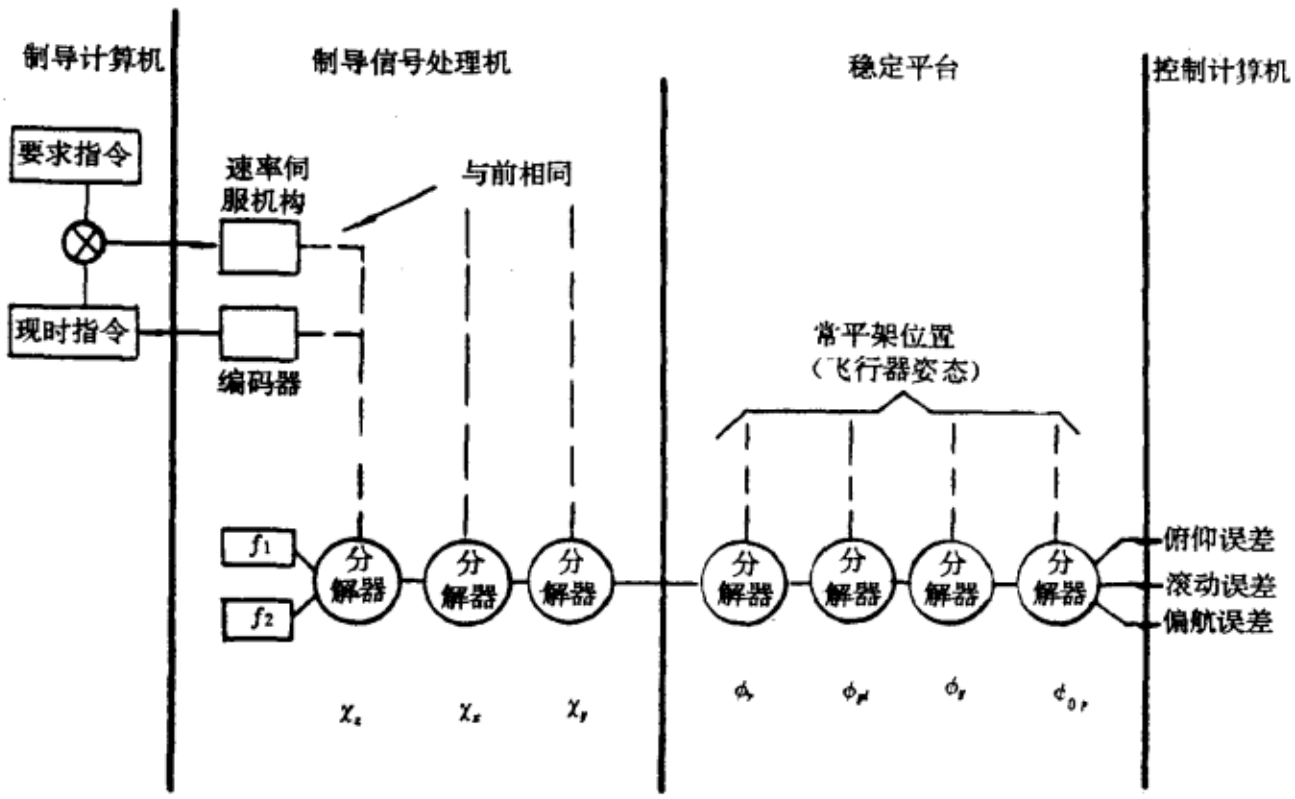
制导系统根据现时的飞行坐标和火箭参数计算出制导指令和关机指令，每隔约 1s 计算一次。制导计算机的时钟机构给出从发射计时算起的时间。由于结构和控制方面的问题，一子级俯仰程序是按时间进行给定的。

单通道信号流通图指出了“土星 I ”火箭所用制导设备的方案。新算出的方向和现时要求的姿态方向在数字计算机中进行比较，其差值通过一个定标常数变换为期望的姿态校正率，其形式为一直流电压信号。这个信号经调制和放大后加到速率伺服机构，其输出信号依次送至指令分解器和增量编码器。编码器的输出经适当整形以后送至计算机存储起来，以便和下一周期中算出的期望角度进行比较。

信号处理机中的指令分解器得到的空间固定分量，用装在稳定平台常平架上的 4 个分解器，变换为在实际运载器坐标系内的分量。分解器的输出信号经滤波器送至解调器进行解调，产生供控制系统使用的姿态误差信号。若这些误差为零，那么飞行器的实际坐标系和期望坐标系重合，推力沿最佳方向作用。

**控制系统**

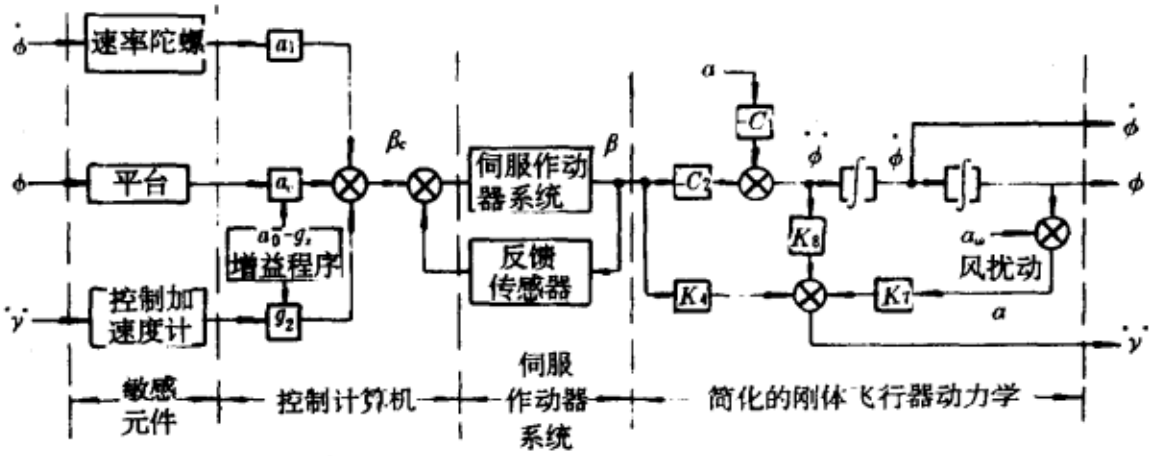
“土星 I ”火箭控制系统的主要职能为：测量与计算火箭姿态、摆动发动机，以保证在一子级动力飞行段、一、二子级间分离时和二子级动力飞行期间火箭的稳定。




姿态控制指令机构的信号流通图

控制系统(见图)的重要组成部分是控制计算机,它是一台模拟装置。从稳定平台、控制加速度计以及速率陀螺得到火箭的姿态误差信息后,控制计算机完成某些计算,再向摆动发动机发出适当的控制指令。

控制计算机的主要组件有:伺服放大器、整形网络和增益程序器。

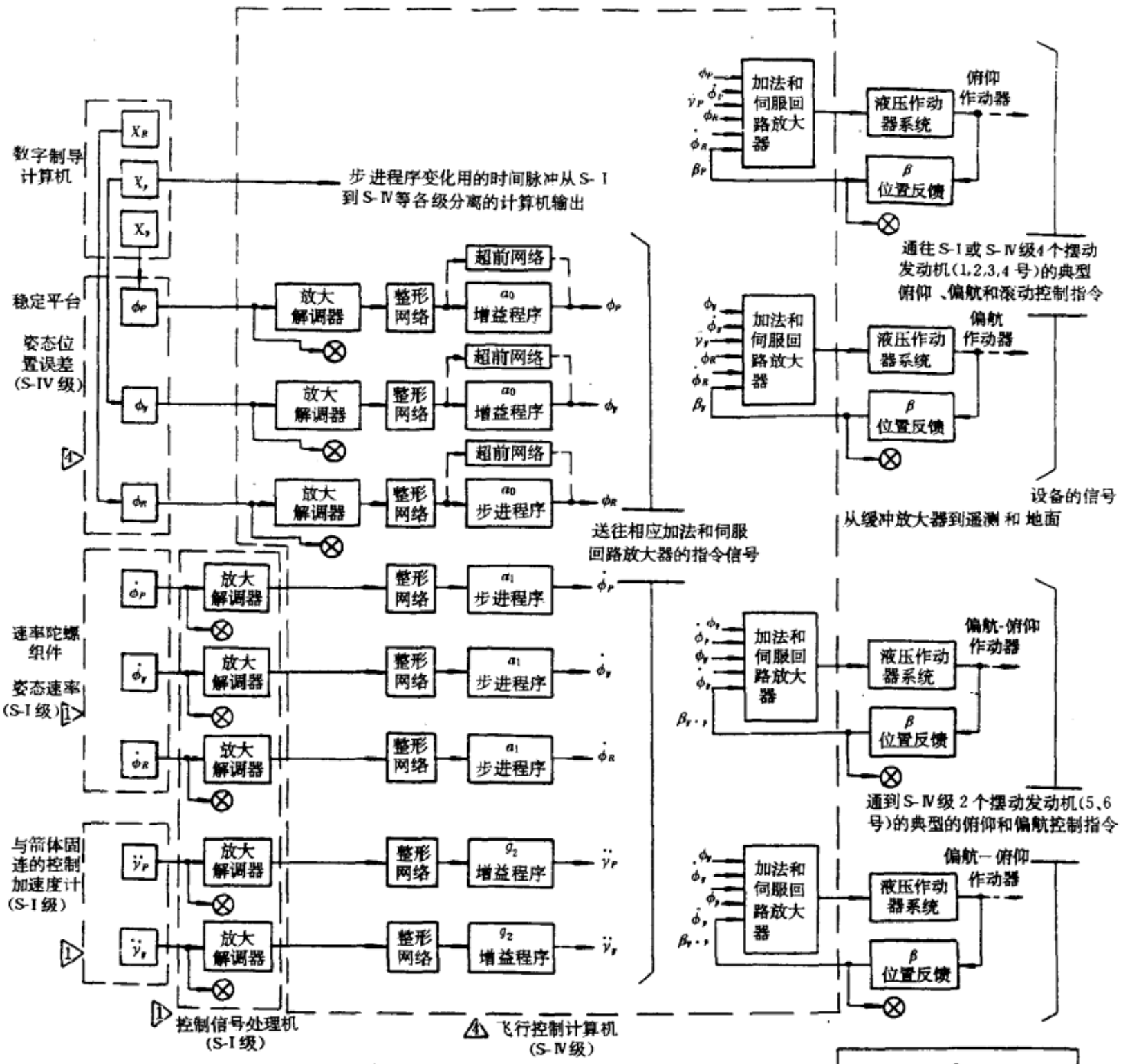


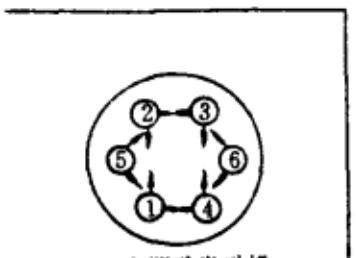

姿态控制系统

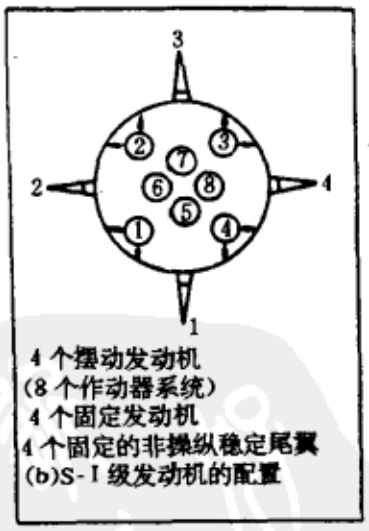
$\phi$、$\dot{\phi}$、$\ddot{\phi}$分别为姿态角位置、速率和加速度；　$a_0$、$a_1$、$g_2$ 控制系数；$\beta$ 控制偏差；$c_1$ 空气动力恢复系数；$k_4$ 单位 $\beta$ 的侧向加速度；$c_2$ 控制力矩系数；$k_7$ 单位 $\alpha$ 的侧向加速度；$\alpha$ 气动攻角；$k_8\ddot{\phi}$ 与 $\ddot{y}$ 间的交连系数；$a_w$ 风攻角；$\ddot{y}$ 垂直于火箭纵轴的加速度。

角方程 $\alpha=\phi+a_w$；　力矩方程 $\ddot{\phi}=-c_2\beta-c_1\alpha$；　控制加速度方程 $\ddot{g}=k_4\beta+k_1\alpha+k_g\ddot{\phi}$；

姿态控制方程 $\beta_c=a_0\phi+a_1\dot{\phi}+g_2\ddot{y}$。


数字制导计算机
稳定平台
姿态位置误差(S-Ⅳ级)
速率陀螺组件
姿态速率(S-Ⅰ级)
与箭体固连的控制加速度计(S-Ⅰ级)
步进程序变化用的时间脉冲从S-Ⅰ到S-Ⅳ等各级分离的计算机输出
放大解调器
整形网络
超前网络
增益程序
步进程序
送往相应加法和伺服回路放大器的指令信号
加法和伺服回路放大器
液压作动器系统
位置反馈
俯仰作动器
偏航作动器
偏航-俯仰作动器
偏航—俯仰作动器
通往S-Ⅰ或S-Ⅳ级4个摆动发动机(1,2,3,4号)的典型俯仰、偏航和滚动控制指令
从缓冲放大器到遥测和地面设备的信号
通到S-Ⅳ级2个摆动发动机(5、6号)的典型的俯仰和偏航控制指令
控制信号处理机(S-Ⅰ级)
飞行控制计算机(S-Ⅳ级)


6 个摆动发动机
(6 个作动器系统)
(c)S-Ⅳ级发动机的配置


4 个摆动发动机
(8 个作动器系统)
4 个固定发动机
4 个固定的非操纵稳定尾翼
(b)S-Ⅰ级发动机的配置

控制系统总图

伺服放大器使用一个供信号混合和定标用的磁放大器。对放大器的输入要进行极性选择。在整形网络中仅使用无源元件。增益程序器是一个简单的凸轮机构，由一个同步电机驱动。用凸轮调节电位计的位置，以便给定每个通道的增益值。

姿态控制系统见图。当送至控制计算机的姿态误差信号首先进入增益程序器时，便根据预定的方式产生连续的增益程序信号，这些信号通过整形网络使之具有所需的动态响应特性，然后送至伺服放大器，它使信号具有适当的增益定标和极性，以便驱动发动机作动器上的伺服阀。每台发动机作动器的反馈信号也送至伺服放大器。

火箭的控制系统已最大限度地形成了一个统一整体。控制系统的数据信号由一条通过火箭各级的主干线送至相应的摆动发动机作动器。当一子级燃尽分离时，控制系统的数据信号就送至二子级。

一子级的控制力由测向推力分量获得，当外圈 4 台发动机根据飞行控制计算机的各种控制指令而摆动时，便产生侧向推力分量。此外，一子级还装有尾翼，以便在动力飞行期间增加火箭稳定性。

飞行控制系统利用空气舵和摆动发动机产生控制力矩，用以稳定火箭。在较稠密的大气中作动力飞行时，空气舵将提供稳定用的控制转矩。大约在一、二子级级间分离后 30s 时将空气舵抛掉。

二子级六台发动机安排成星形。通过六台发动机摆动产生控制力。在级间分离期间，便开始将飞行控制计算机的指令信号转到二子级的摆动发动机上。

## 液 压 系 统

“土星 I ”火箭的各级均采用摆动发动机控制推力方向。由液压系统(见图)操纵发动机的摆动。虽然“土星 I ”的二子级使用低温推进剂，但由于飞行时间较短，液压系统仍能正常工作。

一子级上设有四个独立的闭环液压伺服系统，各摆动一台外圈发动机，每个系统包括 2 个电动液压作动器，1 个主液压泵和 1 个辅助泵。

每台发动机的摆动由 2 个线性等面积的双动活塞型作动器控制。2 个作动器的工作由飞行控制计算机的指令信号操纵。

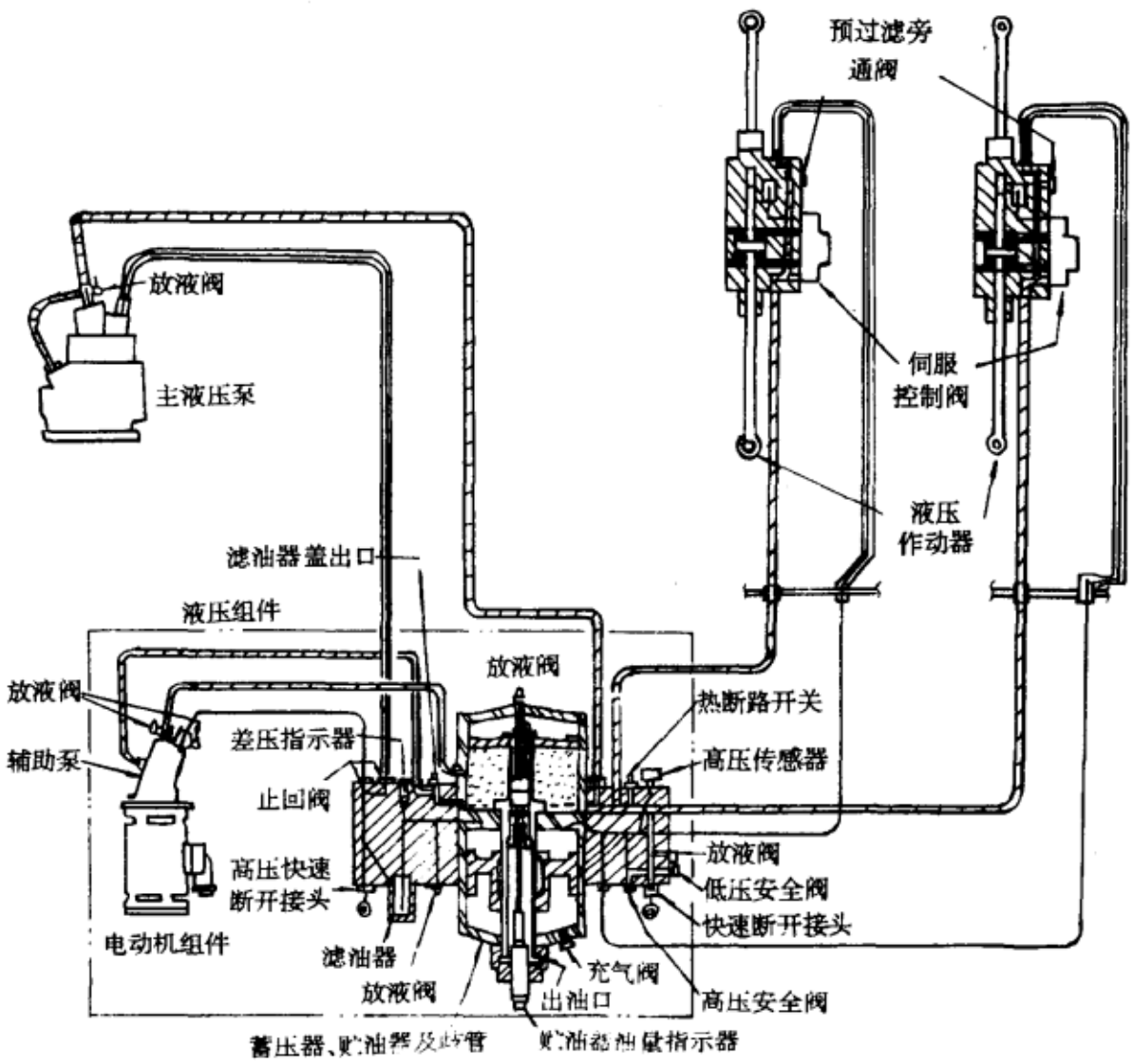
液压泵在飞行期间提供液压液体，操纵作动器。该泵由发动机涡轮泵传动法兰盘带动。辅助泵是电动的，在飞行前进行“冷”摆动，检查操作时由辅助泵提供液压流体。

一子级液压系统在每个回路中除有作动器外，还有液压组件，此组件由贮油器、蓄压器及歧管构件组成。

二子级有 6 个独立的闭环液压作动系统。该系统与一子级上采用的相类似，只是结构上有所不同。例如，二子级中只有一个作动器与蓄压器、贮油器及歧管部件组装在一起，其余的作动器仅与一个贮油器组装在一起。

## 遥测和跟踪系统

实用型“土星 I ”火箭(SA-8)的遥测和跟踪系统基本上与试验型的相同。




一子级摆动发动机的液压系统

## 遥测系统

火箭的遥测系统主要采用 FM-FM 系统、PDM-FM-FM 系统、PAM-FM-FM 系统和 SS-FM 系统。其中,FM-FM 系统是在“丘辟特”火箭和“潘兴”导弹计划中验证过的系统。它具有 17 个副载波振荡器的容量,并且能以每秒 10b/s 个信号(瞬时值)的速率在一个或两个副载波通道上提供信号转换。输入数据是直流电压信号,电压范围 0～5V。

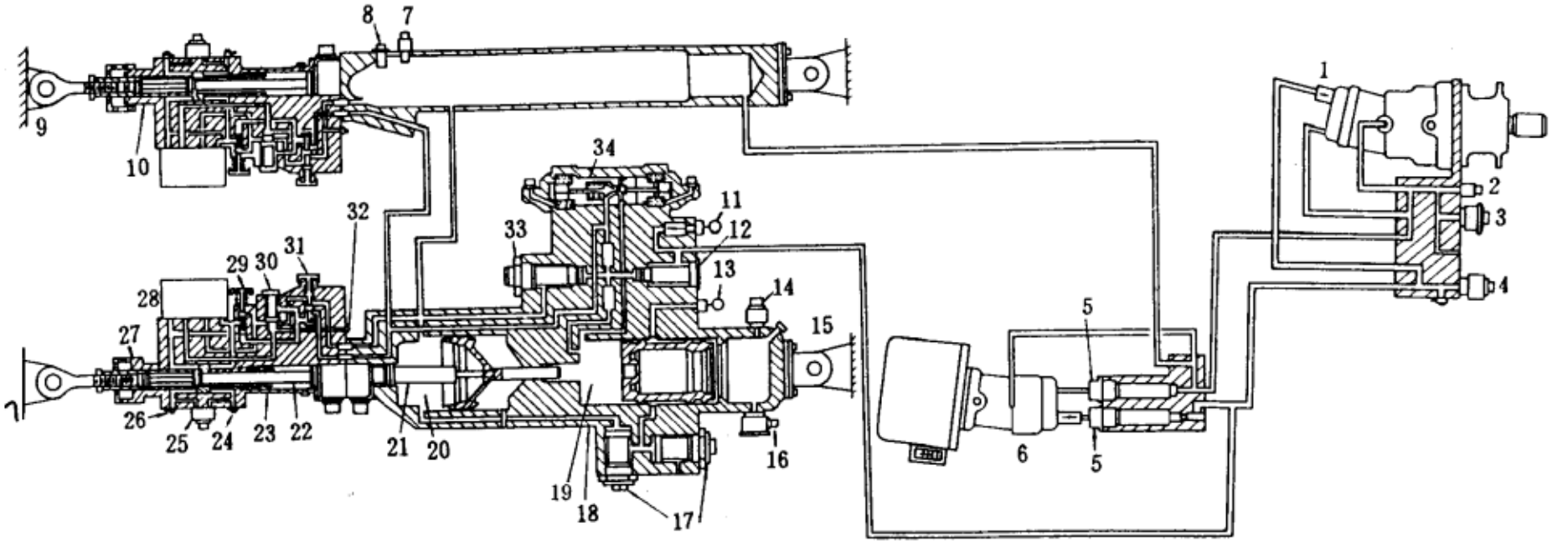
SS-FM 系统(见图)用来采集振动数据,容量为 15 个数据通道,频率 30～3000Hz,遥测仪功率 2W。

## 跟踪系统

跟踪设备包括超高频多普勒系统(UDOP)、C 波段雷达信标机 AN/DPN-55、相位比较电子跟踪系统(AZUSa)应答器、导弹轨迹测量系统。火箭的电气系统为跟踪设备提供电力。

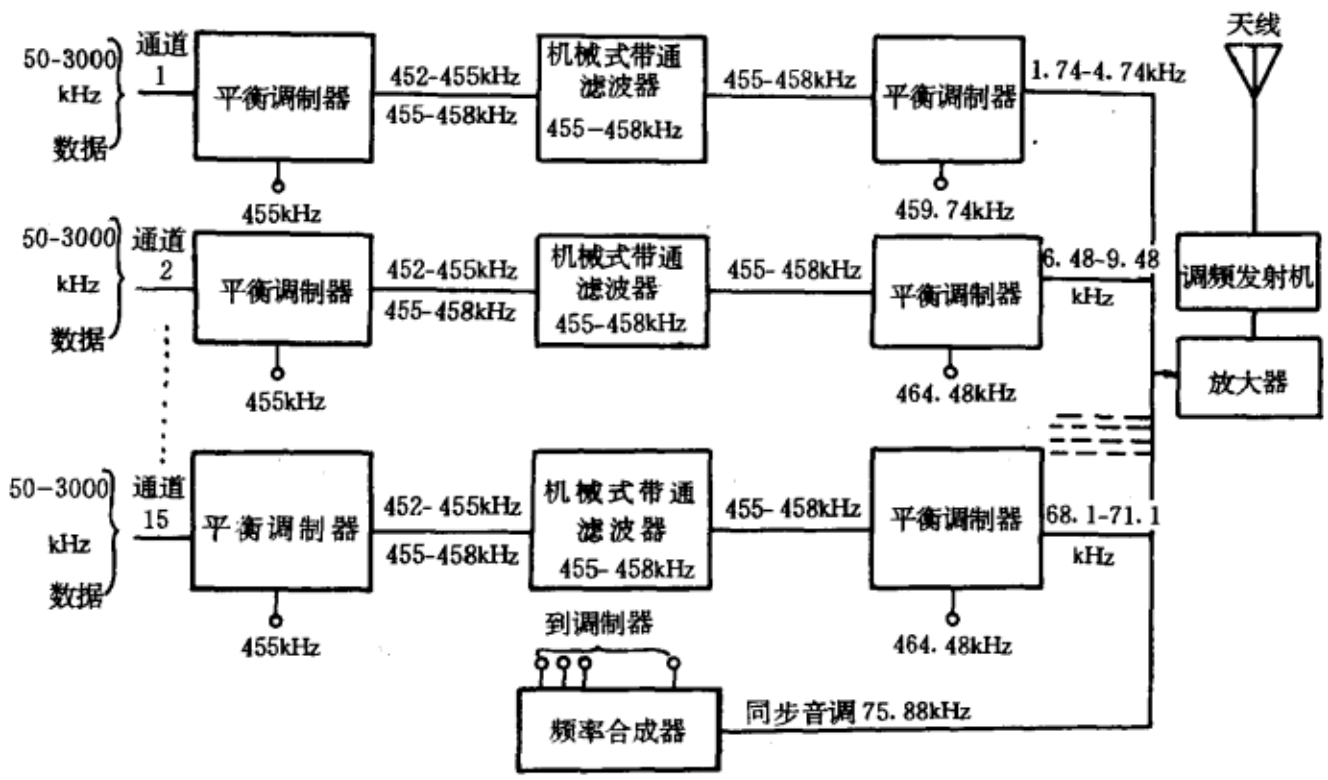
超高频多普勒系统是当时用来跟踪火箭的最精确的系统之一。箭载脉冲式转发器与地面站的发射机和接收机构成一个椭球体。地面站的发射机和接收机位于椭球的焦点,而箭载转发器位于椭球表面。根据 3 个点之间的距离,按几何学原理即可确定火箭在空间的位置。

C 波段雷达信标机 AN/DPN-55 是一个高功率跟踪辅助设备,用来扩大精确跟踪系统 AN/EPS-16C 波段雷达地面站对火箭的跟踪范围。这个雷达能够为评估火箭性能和保证航区




二子级摆动发动机的液压系统

1. 主液压泵；2. 温度传感器；3. 低压传感器；4. 高压传感器；5. 滤油器组件；6. 辅助泵；7. 温度传感器；8. 温控开关；9. 推力结构；10. 作动器；11. 快速脱落接头；12. 系统滤油器；13. 快速脱落接头；14. 压力传感器；15. 充气阀；16. 压力计和开关；17. 低压平衡安全阀；18. 蓄压器与贮油器；19. 蓄压器；20. 贮油器；21. 贮油器油量指示器；22. 反馈电位计；23. 作动器；24. 作动器放泄阀；25. 差压传感器；26. 作动器放泄阀；27. 作动器定中心装具；28. 伺服阀；29. 作动器旁通阀；30. 滤油器；31. 预过滤阀；32. 经过滤的液压油泄放口；33. 高压安全阀；34. 程序阀。




SS-FM 系统框图

安全提供精确的轨道数据。箭载 AN/DPN-55 的功能如同一个脉冲式转发器,对从地面站发出的脉冲询问做出响应。

相位比较电子跟踪系统可以提供火箭的实时位置和速度信息。它是一个高精度的轨道测量系统。该系统包括一个地面站和一个箭载脉冲式转发器。通过测量地面站到脉冲式转发器的斜距和矢向,可以判定火箭的位置。

导弹轨道测量系统采用干涉雷达和三角测量技术来判定火箭的位置和速度。该系统可以实时地测量火箭的位置和速度矢量并记录在磁带上,以便飞行后进行分析。轨道测量系统由以下几部分组成:中央的 X 波段地面站,4 个遥测地面站和 1 个箭载脉冲式转发器。

为了跟踪并接收"飞马座"卫星的遥测信号,还使用了跟踪和测量网络(STADAN)和史密森(Smithsonia)光学跟踪网。

## 自 毁 系 统

自毁系统的主要任务是:在火箭动力飞行阶段,当火箭处于危险状态或偏离预定航迹时,根据控制指令终止推力和使推进剂消散。

箭上有 2 个相互独立而爆炸时又相互联系的自毁系统,分别装在一子级和二子级上。

每个自毁系统的主要部件有:4 副接收天线,2 个指令系统,2 个爆炸桥式电路(EBW),2 个爆炸桥式电路起爆管,1 个保险解保装置,导火索和爆炸装药。

4 副接收天线装在一子级顶部的壁板上,其中 2 副在尾翼 Ⅰ 上方,2 副在尾翼 Ⅲ 上方。天线从指令发射机接收信号并将其传递给一子级的指令系统。装在二子级上的 4 副接收天线则把信号传给二子级的自毁指令系统。

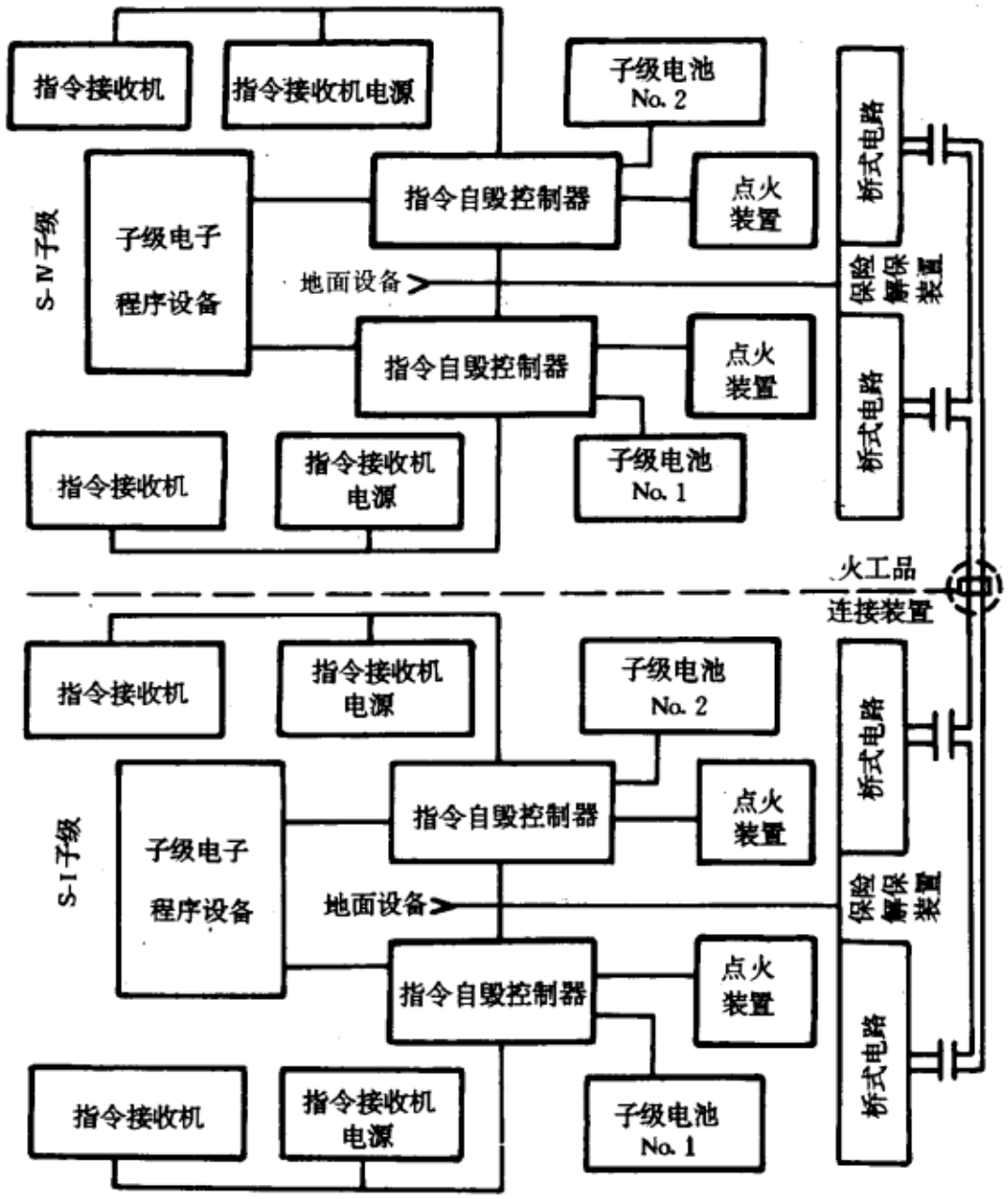
4 个自毁指令系统(包括接收器,自毁控制器)中的 2 个在一子级,另 2 个在二子级,提供

100%的冗余。自毁指令系统将接收到的信号解码并执行自毁。

爆炸桥式电路点火装置分别装在自毁控制器和爆炸桥式电路起爆管之间，为起爆管提供高压电能。此装置将箭上电源输出的 28V 电压转为 2300V，存贮在电容器中。自毁指令接收器的信号径自毁控制器在爆炸桥式电路点火装置中引起电弧放电，即电容器向爆炸桥式电路起爆管放电。

爆炸桥式电路起爆管作为重要的起爆元件装在每个传爆系统上。起爆管由埋在高性能炸药中的灵敏电路(桥式电路)组成。2 个爆炸桥式电路插在保险解保装置中，执行起爆任务。

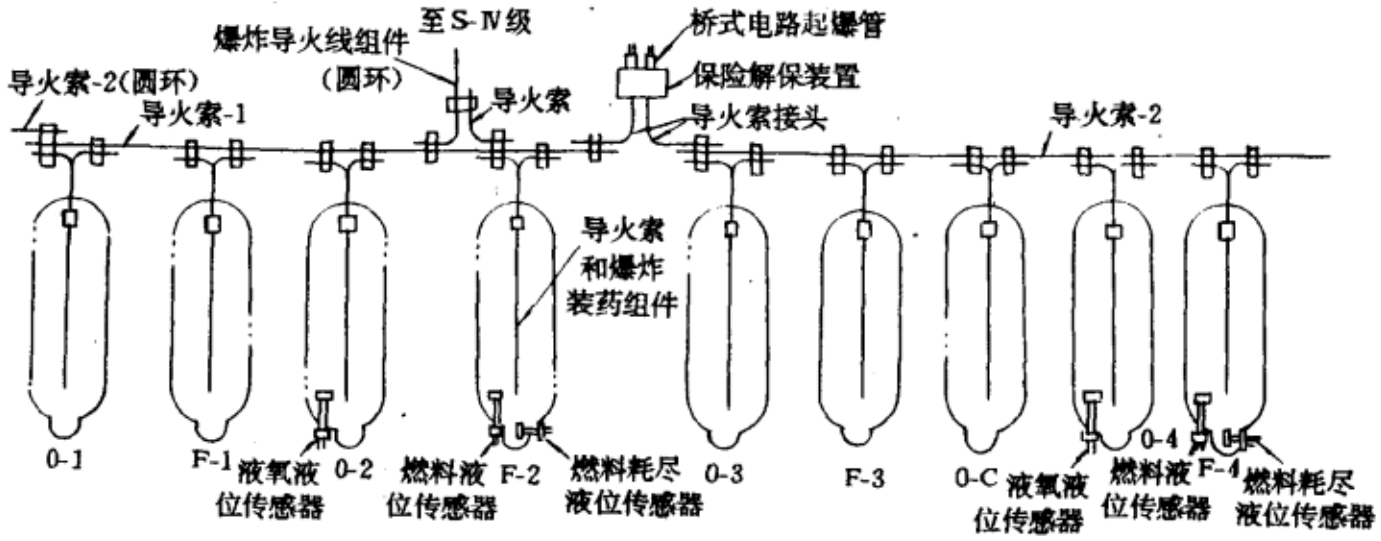
保险解保装置起到使传爆系统完整和中断的作用。当装置处于保险状态时，起爆管与导火索隔开；处于解保状态时，起爆管与导火索相连，传爆系统完整。




指令自毁系统框图

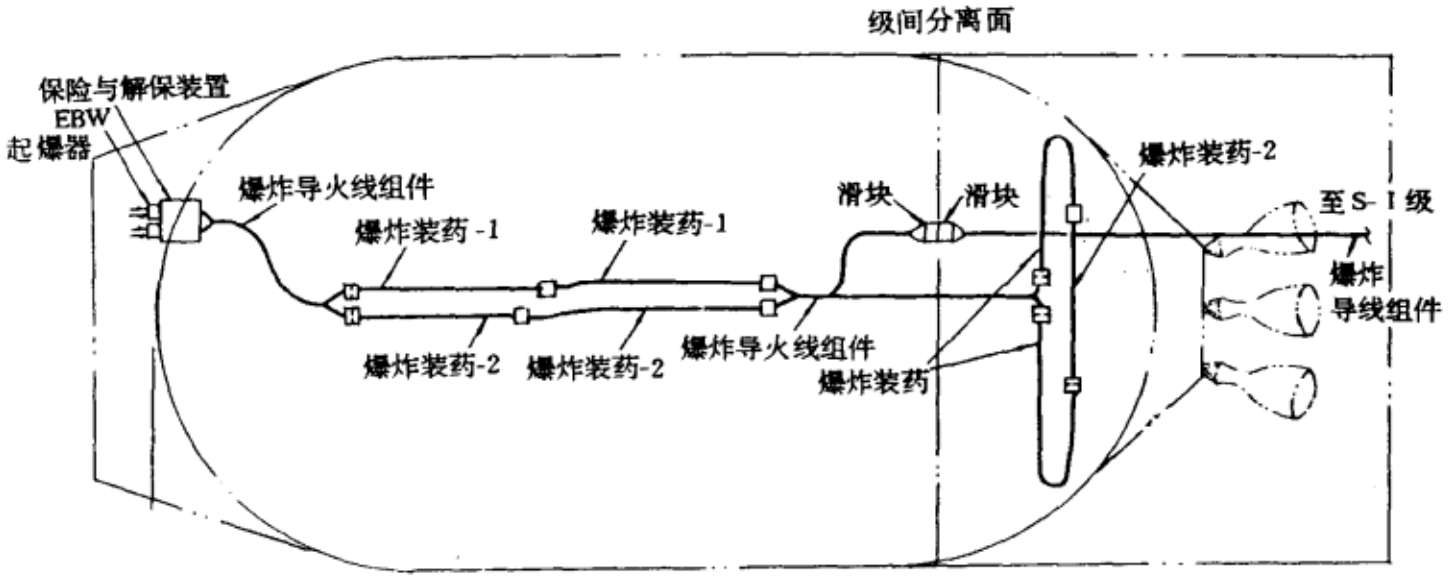
在一子级上，导火索的一端连在该级的保险解保装置导火索上，另一端在蛛网形架 45°整流罩的下边缘形成一个圆环。在每个贮箱外侧，装在导管内的爆炸装药通过导火索与圆环形导火索相连。起爆时，爆炸装药释放出的高射速微粒，直接作用在贮箱上。

二子级上的保险解保装置通过导火索组件与液氢箱上的爆炸装药相连；而另一导火索把




一子级推进剂消散火工品和液位传感器

液氢箱上的爆炸装药同液氧箱上的爆炸装药连在一起。级间段的自毁系统爆炸装置见图。




二子级推进剂消散火工品

飞行自毁的前提条件是:①保险解保装置转入解保档,由火箭内部供电;②自毁系统控制器中的继电器启动,自毁指令接收机电路接通。

如果火箭对安全造成威胁时,靶场安全官员将发出推力终止指令,并在 2.5～3s 后,发出自毁指令。执行步骤如下:

1)地面指令发射机向火箭发出推力终止信号;

2)箭上接收天线将信号传给指令接收器;

3)指令接收器解调并解码,以另外的频率向自毁系统控制器传送指令;

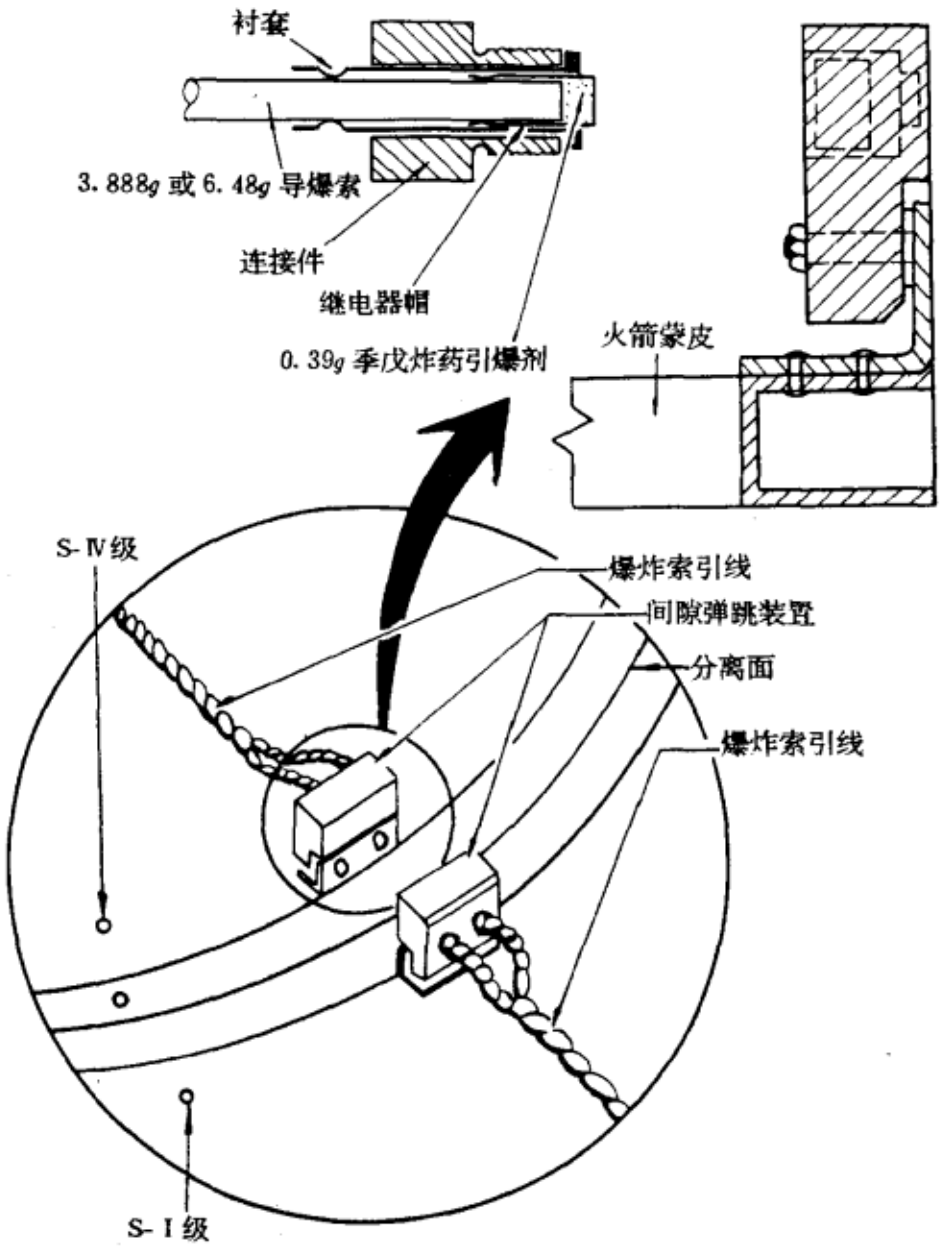
4)自毁系统控制器使发动机关机,爆炸桥式电路点火装置工作;

5)指令发射机发出自毁信号,信号经以上各步骤传到自毁系统控制器;

6)自毁系统控制器激励爆炸桥式电路点火装置;

7)爆炸桥式电路点火装置引爆桥式电路起爆管,点燃传爆系统;

8)爆炸装药切开贮箱蒙皮,使剩余推进剂消散并燃烧。




级间段的自毁系统爆炸装置

## 电源与配电系统

SA-8 火箭上的电源与配电系统和试验型“土星Ⅰ”火箭(第二批)的基本相同。

### 电源系统

电源系统包括:电压为 28V 的电池组、5 种类型电源和 1 个 450VA 的变压器。

一对 28V 银-锌氧化电池向一子级的电子元件供电。另一对电池装在仪器舱内,向舱内设备供电。每个电池都用独立的母线。当火箭需从地面提供的直流电转用箭上电池组供电时,则通过电源配电器上的开关接通电池组电源。

8 个测量电源装在一子级上,它们为发动机系统提供精确标准的、电压值为 5V 的直流基准电压,用于遥测。另外 2 个标准的测量电源分别装在一子级和仪器舱。向各测量设备提供独立的 5V 直流基准电压。

56V 直流电流提供从零到满负荷的标准电压输出,为 ST-124 稳定平台的转矩放大器提

供动力。电源是一个直流-直流变换器,安装在仪器舱中。

控制电源是一个静态变换器,电压为 60V。它装在仪器舱中,为控制系统和反馈式电位计提供高滤波的和精确标准的基准信号。该信号用于火箭的制导和控制。

频闪灯光电源也是一个静态变换器,电压值为 2400V。该电源向频闪观测器信号灯供电。输出电压是一峰值电压为 2400V 的斜坡函数,电流为恒定的 150mA。

450VA 静态变换器的输入为 28V 直流电,而输出是 115V、400Hz 三相交流电。火箭上共装有四个这样的变换流器,其中一个在一子级,另外三个在二子级。

### 配电系统

火箭的配电分为:紧急检测、电源、控制、测量、主电源和推进器等几类配电。一子级装有一个主电源配电器、一个电源配电器、一个推进系统配电器和五个测量配电器。仪器舱装有一个主电源配电器、一个控制配电器、一个测量配电器和一个紧急检测配电器。

电源配电器的作用是将箭上 28V,电池组的电源按要求转换并分配给各个分系统,以保证火箭正常飞行。

测量配电器共 6 个。在一子级上有 5 个,四个装在推力结构部分,一个装在 2 号燃料箱上,另一个装在仪器舱内。电池组的直流电被调节成 5V 直流电,提供给测量配电器母线。5V 电压通过母线供给火箭上各测量传感器。而从发动机、火箭尾部和火箭上面级得到的测量信号将送给遥测系统。

推进系统配电器安装在一子级尾部。它包括延时器和电路部分。该配电器从电源配电器接收 28V 电能,分配给电路和继电器以控制发动机。其中一些继电器控制燃料和液氧前置阀,以调节发动机的推进剂流量;另一些继电器启动发动机关机用的阀门。

控制配电器作为与火箭控制有关的电路中继点和电能分配点。配电器的母线从电源配电器接收 28V 电能,并按程序机构、飞行程序器、控制计算机和增压系统的要求传输电能。控制配电器接收飞行程序器的信号,并将该信号通过继电器传送给火箭的各条电路。

控制配电器还将三相交流电分配给稳定平台、伺服放大器、制导转发器以及控制电源该配电器装在仪器舱内。

紧急检测配电器装在仪器舱内,“土星 I”火箭上用的是试验型配电器。

主电源配电器装在一子级上,其物理和机械性能与控制配电器相似。

## 典型飞行程序

以“土星 I”(SA-8)火箭为例。该火箭于 1965 年 5 月 25 日凌晨,从肯尼迪角 37B 号发射场发射,成功地将“飞马座”卫星送入近地轨道。一子级内圈发动机工作到 $T+141.9s$ 关机,比原计划早 1.9s,6.1s 后外圈发动机关机。外圈发动机关机后 0.8s,一、二子级分离,6 台 RL10A-3 发动机按计划在 1.7s 后点火。二子级工作 322.9s 后关机,比原计划早 1s。

当火箭到达预定高度时,抛掉飞船的指令服务舱;而与二子级和仪器舱连接在一起的“飞马座”卫星则被送入轨道。

SA-8 飞行程序表

| 时 间(s) | 事 件 | 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级发动机点火 | | 爆炸螺栓点火 |
| $T+3.1$ | 火箭起飞 | | 仪器舱速率陀螺信号传递给二子级的控制系统 |
| $T+141.9$ | 一子级内圈发动机关机 | | 4 个反推火箭点火 |
| $T+148$ | 一子级外圈发动机关机 | | 级间分离 |
| $T+148.7$ | 推进剂沉底火箭点火 | $T+150.5$ | 二子级发动机点火 |
| $T+148.8$ | 计算机发出分离指令 | $T+473.4$ | 二子级发动机关机 |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 运载火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾 角(°) | 周 期(min) | |
| 1 | SA-1 | 1961.10.27 | 实体模型 | | | | | | |
| 2 | SA-2 | 1962.4.25 | 实体模型 | | | | | | |
| 3 | SA-3 | 1962.11.16 | 实体模型 | | | | | | |
| 4 | SA-4 | 1963.3.28 | 实体模型 | | | | | | |
| 5 | SA-5 | 1964.1.29 | 改进的丘辟特头锥 | 17.1 | 261 | 752 | 31.1 | 94.8 | |
| 6 | SA-6 | 1964.5.28 | 阿波罗飞船模拟件 | 16.9 | 188 | 232 | 31.8 | 88.5 | |
| 7 | SA-7 | 1964.9.18 | 阿波罗飞船模拟件 | 16.7 | 185 | 217 | | 88.4 | |
| 8 | SA-9 | 1965.2.16 | 飞马座-1 | 10.4① | 496 | 744 | 32 | 97 | |
| 9 | SA-8 | 1965.5.25 | 飞马座-2 | 10.5① | 506 | 750 | 31.8 | 97.3 | |
| 10 | SA-10 | 1965.7.30 | 飞马座-3 | 10.5① | 523 | 536 | 28.9 | 95.3 | |

①入轨总质量，包括耗尽的二子级、仪器舱、“飞马座”卫星、卫星对接件和模拟的“阿波罗”飞船指令/服务舱。

# 土星ⅠB(SATURN ⅠB)

孟 佩 弦

“土星ⅠB”于1959年由马歇尔航天中心负责研制。“土星ⅠB”是“土星Ⅰ”的改进型号，为“土星系列”运载火箭的第二代。“土星ⅠB”的一子级与“土星Ⅰ”的一子级构造基本相似，但结构较轻，推力较大。二子级推进剂容量比“土星Ⅰ”的二子级增加二倍多，用1台J-2发动机取代6台RL-10发动机。“土星ⅠB”充分利用早期型号的研制成果，因而降低了成本，缩短了研制周期。

**“土星ⅠB”运载火箭的改进项目**

| 项 目 | 内 容 |
|---|---|
| 结构质量减小9000kg | 4个大型和4个小型尾翼改为8个小型尾翼<br>蛛网形架由8根径向梁用机械固定件固定在上、下连接板上，其外端与横梁连接。采用的材料为7000系列高强铝合金，加工后要进行热处理，以防止应力开裂<br>土星1B绝热系统改用浸聚氨酯116号的玻璃布作衬里，涂抹式聚氨酯树脂涂层质量更小。箱体凸缘焊缝处在SA209-210号上采用较厚焊接台阶加强。重新设计箱底，共底上、下面板更薄，分别为0.813mm和1.4mm<br>与S-ⅣB级连接的级间段为圆筒形。<br>修改仪器舱(详见正文)<br>取消不必要的管路和托架，减少仪器设备 |
| 推进系统 | 加长贮箱长度，增加推进剂质量，由土星Ⅰ的45.36t增加到105.42t<br>提高推力：土星ⅠSA-1～SA-4推力为734kN，SA-5～SA-10推力为836kN，而土星ⅠBSA-201～SA-205推力为890kN，SA-206推力为912kN<br>土星Ⅰ采用丘辟特的润滑系统，并有一个油箱，而土星ⅠB采用自身的燃料RP-1作润滑剂，取消了油箱，减少污染源<br>简化推进系统 |

“土星ⅠB”主要用于载人和不载人“阿波罗”飞船近地轨道飞行，试验“阿波罗”各个舱和救生系统的功能，作轨道机动和手控交会对接，验证二子级和仪器舱的工作性能，为“土星Ⅴ”把“阿波罗”飞船送往月球的任务积累经验。它还用于发射“天空试验室”，在地球轨道上建立试验室，进行医学、天文学研究，以及其它科学实验。

“土星ⅠB”和“阿波罗”原计划飞行12次(SA-201～212)。实际上仅在“阿波罗”计划中飞行5次。在“天空试验室”计划中飞行3次，在“阿波罗-联盟号”联合飞行计划中飞行1次。1966年2月26日首次用“土星ⅠB”(SA-201)发射阿波罗1号，同年7月5日又发射了SA-202。SA-201和SA-202飞行分别为火箭研制试验和不载人“阿波罗”飞船再入加热试验。这两次试验获得成功。第三次(SA-203)是火箭和不载人飞船组成的完整飞行器的验证试验，这次试验又获得成功。因此，拟于1967年12月第一次把载人“阿波罗”飞船送入地球轨道。但是，在

1967 年 1 月 27 日，“土星 I B”(SA-204)/“阿波罗 4A”飞船在发射台上作地面试验时，指令舱着火，3 名宇航员遇难，飞行计划重新调整，对飞船采取改进措施。直到 1968 年 10 月 11 日，才首次用“土星 I B”(SA-205)火箭把载人“阿波罗”飞船送入地球轨道。载人飞船在轨道上运行 11 天，完成了任务。1973 年又分别用“土星 I B”(SA-206、SA-207、SA-208)把 3 批(3 人/批)宇航员送至“天空试验室”。1975 年用于美、苏两国联合进行的“阿波罗-联盟号”空间对接飞行。到 1968 年 10 月共进行 5 次发射，其中一次载人飞行，成功率 100%(不考虑因飞船故障而未完成飞行任务的情况)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞质量 | 589t |
| 全长 | 68.63m | 起飞推力 | 7296kN |
| 最大直径 | 6.6m | 推重比 | 1.26 |
| 翼展 | 12.4m | 运载能力 | 18t(倾角 28.5° 185km 圆轨道) |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.5m | 发动机 | H-1(8 台) |
| 直径 | 6.6m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 起飞质量 | 452.2t | 海平面总推力 | 7296kN |
| 结构质量 | 38t | 海平面比冲 | 2557.8N·s/kg |
| 推进剂质量 | 414.2t | 工作时间 | 141s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 17.8m | 发动机 | J-2(单台) |
| 直径 | 6.6m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 子级质量 | 116t | 真空推力 | 1001kN |
| 结构质量 | 10t | 真空比冲 | 4184.6N·s/kg |
| 推进剂质量 | 106t | 工作时间 | 440s |

### 仪 器 舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 0.915m | 质量 | 1884kg |
| 直径 | 6.6m | | |

**运载能力**

| 发射场 | 轨道倾角 | 运载能力(kg) | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 185km 圆轨道 | 1000km 圆轨道 | 转移轨道 | 同步轨道 | 逃逸轨道 |
| 东靶场 | 28.5° | 18000 | | 3000 | | 3900～4300 |

## 总 体 布 局

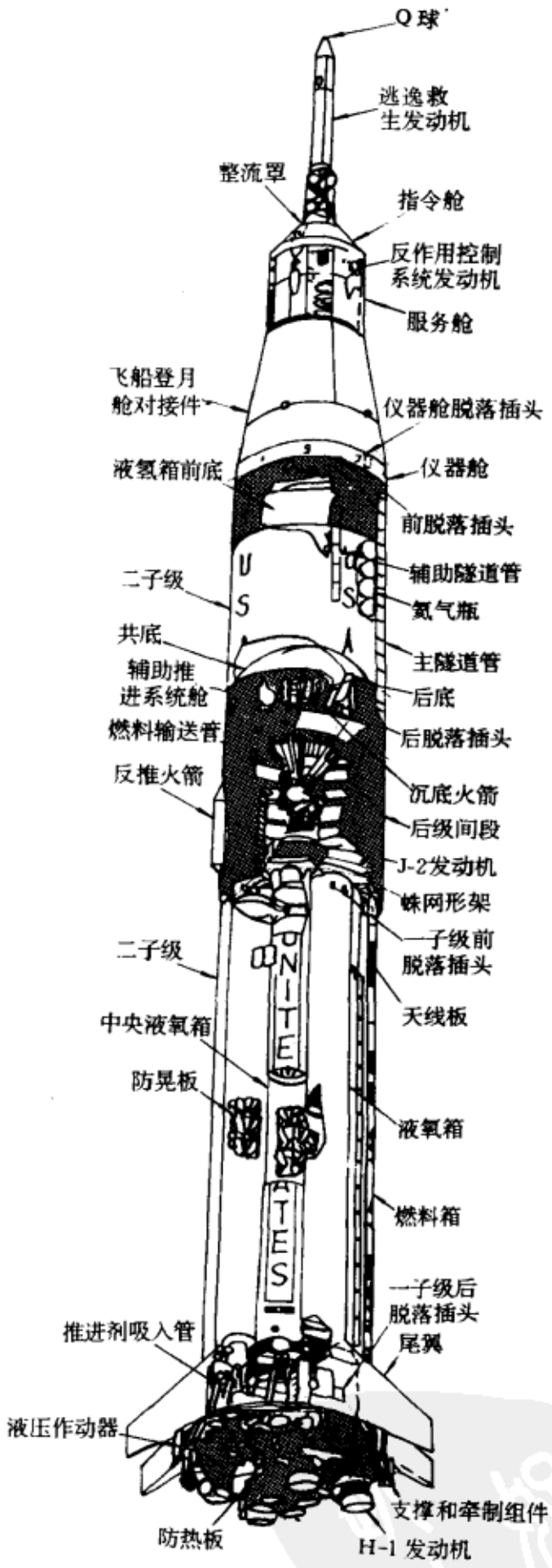
“土星ⅠB”由两个子级和仪器舱组成。一子级为S-ⅠB级，与“土星Ⅰ”的S-1级相比较，性能提高，质量减小。S-ⅠB级用8个小型尾翼代替原来4个大型尾翼。尾段内装8台H-1发动机，每台推力从836kN提高到912kN。推进剂仍用液氧和煤油，箭体由9个贮箱捆绑而成。二子级为S-ⅣB级，与S-Ⅳ级构造基本相同，沿用S-Ⅳ级的设计、材料和制造技术。贮箱绝热、共底稍加改进。单台J-2发动机安装在推力结构上，推进剂为液氧和液氢。后裙外装2个辅助推进舱。3枚沉底火箭和4枚反推火箭分别安装在后裙和后级间段外部。管路和电缆从S-ⅣB级外面通过，由整流罩遮盖着。仪器舱安装在S-ⅣB级上面，内装制导、导航和控制设备。飞船安装在仪器舱上面，其主要结构部件有飞船登月舱连接件、服务舱、指令舱和发射救生系统。

## 箭 体 结 构

“土星ⅠB”壳体采用外加桁条加强形式，承载能力比内加桁条加强壳大，装配组合工艺性较好。贮箱筒段蒙皮采用纵向布置，而不采取环向焊缝的拼接方法，其优点是：增加贮箱轴压稳定性；减少贮箱焊缝的总长度；减小贮箱质量。为了减少热传导，对二子级液氢箱采取了简单易行的绝热措施。

### 一子级(S-ⅠB)结构

由克莱斯勒公司负责研制。主要结构部件有：推进剂箱、蛛网形架、尾段和尾翼。一子级基本上与S-Ⅰ级相同，但作了改进，使子级结构质量减小约9t。

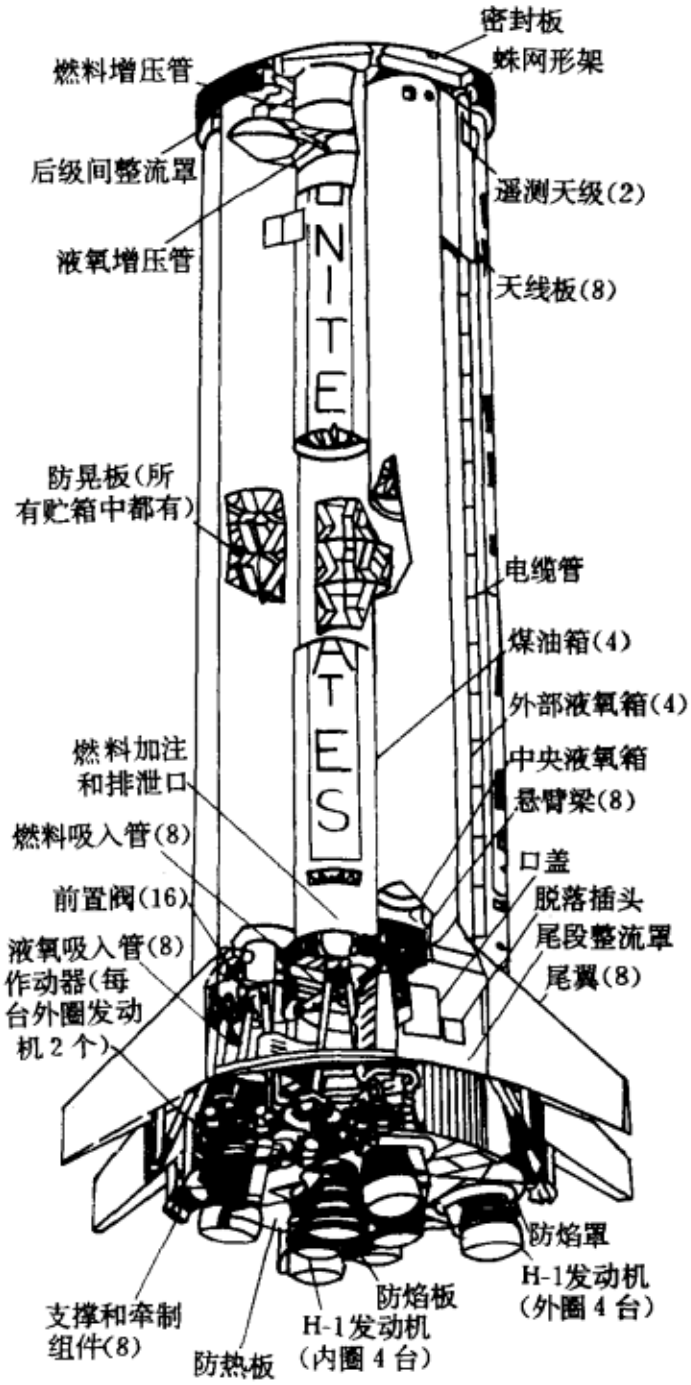



“土星ⅠB”火箭总体布局

贮箱　一子级的主要结构与S-Ⅰ级相同，由9个贮箱捆绑而成。贮箱前端安装在蛛网形架上，后端连在推力结构上，中央贮箱用螺栓固定连接，外围贮箱在飞行前可以拆卸。为了减小质量，贮箱筒壳按照受力大小进行设计，箱壁厚度不等，从下端向上逐渐变薄，筒壳内部用环框加强。每个贮箱装有防晃板，抑制推进剂晃动。箱壁筒壳前、后两端焊有半球形箱底，前底上固定增压和排气管接头，后底下部焊有推进剂蓄留器，在箱体的前、后端连接着用纵向桁条加强的贮箱裙段。

蛛网形架　蛛网形架把所有贮箱的前端捆绑在一起，并使整个S-ⅠB级连在S-ⅣB级的级间段上。5个液氧箱与蛛网形架刚性连接，而煤油箱则用滑销连接，这样可以在液氧加注时允许液氧箱冷却收缩。蛛网形架上面还安装有2块厚0.13cm的蜂窝密封板，蜂窝芯材为5052铝合金，面板用7075-6铝合金，它用作S-ⅣB级发动机舱的后盖。

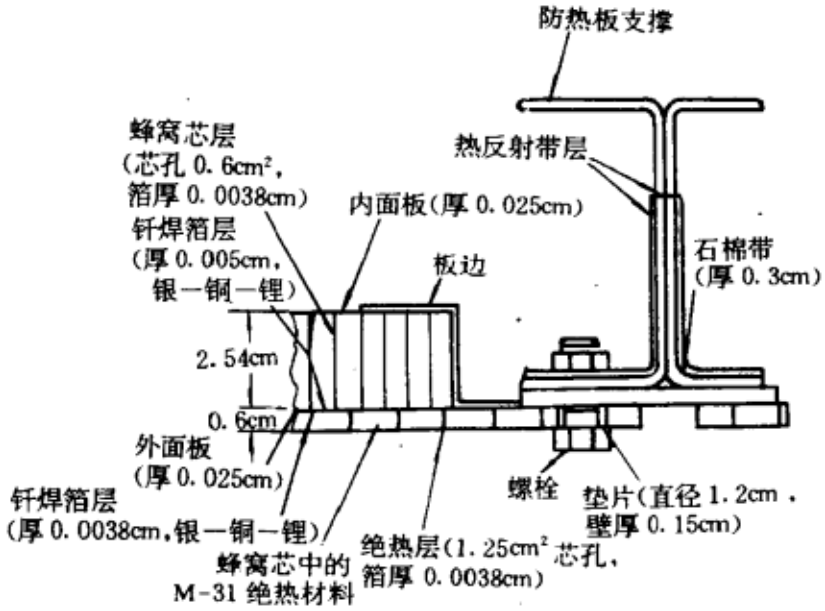
尾段　尾段用来连接和安装推进剂箱，在发射台上支持整个火箭，连接尾段整流罩、液氧和煤油箱的防热板、防热罩的支架和支撑板、发动机防热罩及其支撑。尾段还是发动机推力支座和贮箱之间承受推力的结构。尾段外部安装8个稳定尾翼，内部安装8台发动机。




一子级(S-ⅠB级)

尾段由推力结构和发动机舱组成。推力结构中央有一个直径2.67m的圆筒，用来支撑中央贮箱，围住内圈发动机的推力支架，并作为轮毂，用来支撑安装4台外圈发动机的4个悬臂梁和安装尾翼的4个悬臂梁。悬臂梁的外端由上、下环框和8块上部整流罩壁板固定。把8块平滑的和8块有波纹的整流罩壁板连到推力结构下端，就构成了安装8台发动机的机舱。液氧和煤油箱支座的防热板盖住悬臂梁之间的空间和中央圆筒上部的空间。一个加强梁安装在发动机整流罩的下端。防热板、发动机防热罩支撑连接到这个加强梁上。防热板采用蜂窝结构，由耐腐蚀钢箔制成的蜂窝夹芯和面板钎焊而成，如图所示。

尾翼　尾翼是由蒙皮、翼梁、翼肋构成的半硬壳结构，主要功能是，在火箭飞行中增加气动稳定性，发射前竖在发射台上时支撑整个火箭。8个小型尾翼取代了S-Ⅰ级的4个大型尾翼和4个小型尾翼，它们分别装在4个支撑尾翼的悬臂梁和4个支撑外圈发动机的悬臂梁上。尾翼后缘装有防热罩，用来保护尾翼免受发动机喷焰烧毁。



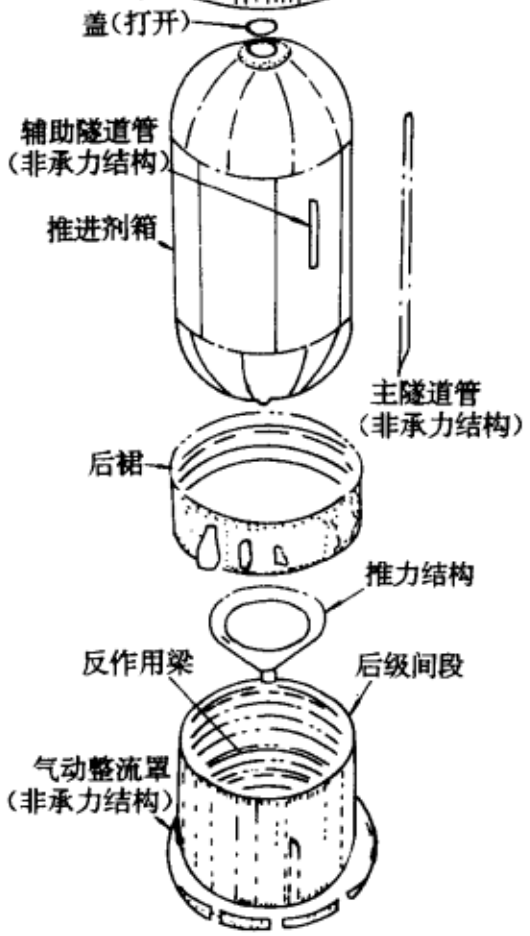

S-ⅠB级防热板

## 二子级(S-ⅣB级)结构

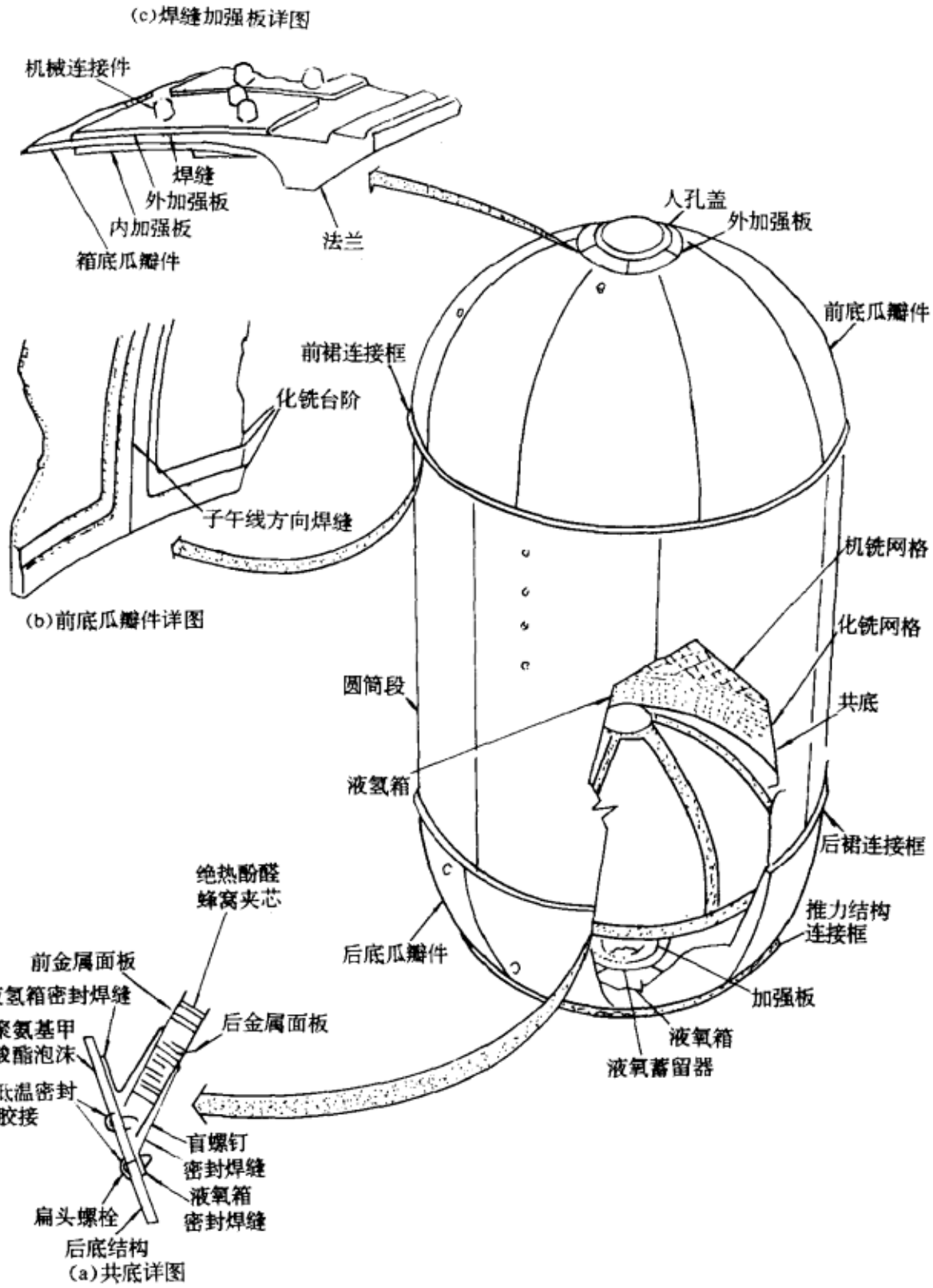
由麦克唐纳-道格拉斯宇航公司负责研制。该级的前身为S-Ⅳ级。主要结构部件有：后级间段，前、后裙段、推力结构、贮箱。另外还有主隧道管、辅助隧道管和气动整流罩。

主要结构部件的功能是：传递有效载荷和仪器舱加给一子级的力；承受二子级本身的载荷，保持结构的完整性。壳体的局部结构承受安装仪器、突起物和外部系统所产生的载荷。该级选用的极限安全系数为1.4。

贮箱　采用可焊铝合金(由2014-0经热处理成2014-T651和2014-T652)。贮箱由筒段、共底、前底和后底组成。筒段由7块铝合金壁板沿纵向对焊而成。每块3.1m×6.1m×0.018m铝合金壁板铣成网格结构，然后在压弯成形机上压成半径为3.3m的圆柱面壁板，最后沿纵向对焊在一起。边长24.13cm的方形网格与火箭纵轴成±45°，网格由筋条围成，筋条高1.59cm，宽0.36cm。网格底部蒙皮或腹板的厚度为0.31cm。在壁板边缘留的焊接台阶厚度为0.64cm。




S-ⅣB级结构部件

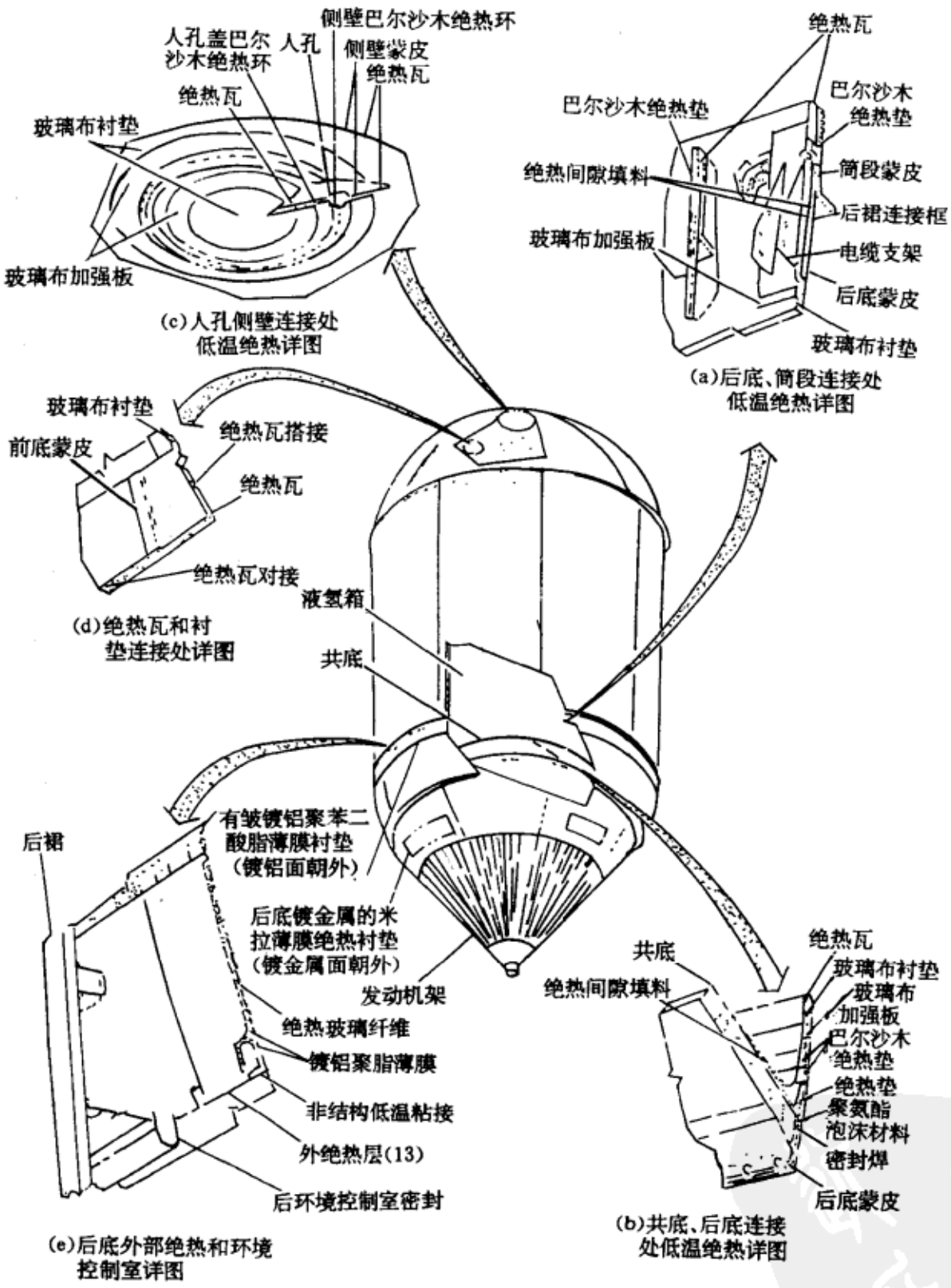



S-ⅣB 级贮箱结构

前底由 9 块经拉伸成形的瓜瓣形壁板在圆顶焊机上拼焊而成，并焊上供进入液氢箱用的人孔法兰。这些瓜瓣形壁板先用厚 0.38cm 的铝板拉伸成形，半径为 3.3m，然后经化学铣切，蒙皮厚度达 0.152cm，焊接区台阶厚度 0.3cm。增加焊接区厚度的目的是使焊接后能保持焊接区的应力低于材料的屈服应力。

后底与前底相同，也由 9 块瓜瓣形壁板组成。壁板用厚 0.71cm 的铝合金板制作，先成形，后化学铣切。焊接台阶与共底及推力结构对接周边的厚度为 0.485cm。后底在液氢箱中的部分（共底对接面前部）也铣切成网格结构，蒙皮厚度 0.208cm，筋条最大高度 0.622cm，最大宽度 1.59cm，网格与火箭纵轴的夹角为 0°和 90°。后底底部有安装蓄留器的开口法兰。

液氢箱绝热系统用来防止液氢蒸发和防止火箭在地面操作时由于液氢的低温使液氧结冰。绝热系统采用内绝热方案，用环氧树酯粘接剂把聚氨酯泡沫材料和玻璃纤维材料的预制瓦一块一块地粘在贮箱箱壁内表面，箱壁的某些位置还加巴尔沙木与绝热瓦衬里。绝热瓦之间和紧固件周围的间隙用玻璃纤维和聚氨酯复合材料填充。绝热瓦和巴尔沙木绝热材料上面用聚氨酯粘接剂浸渍的玻璃纤维布衬里覆盖，并添加密封剂。在支架和接头的周围，也用纤维布覆盖。这种内绝热系统是在S-Ⅳ级基础上改进而成的。取消了原先采用的浸环氧树酯181号的玻璃纤维布和聚氨酯涂层，改用浸聚氨酯116号的玻璃布衬里和涂沫式聚氨酯树脂涂层，不会出现冷却时树脂龟裂，且质量小。S-ⅣB级贮箱绝热系统详见图。




S-NB级贮箱绝热系统

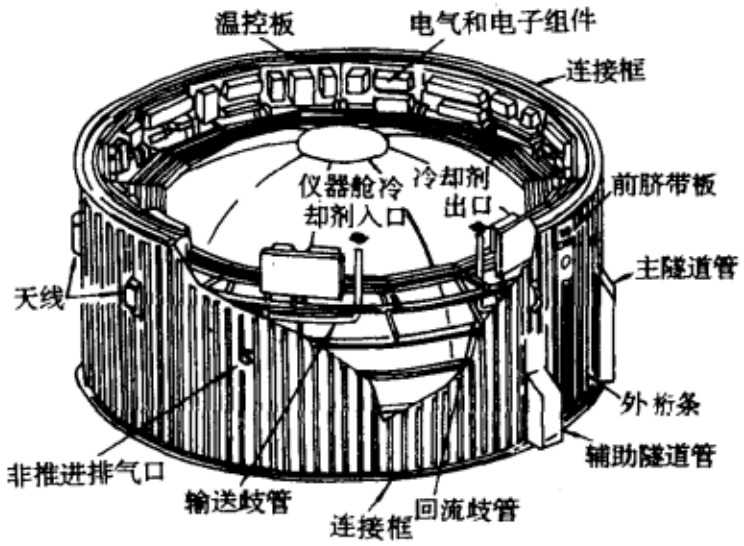
共底　在液氢箱和液氧箱之间起结构隔离和绝热作用。共底前、后两个半球形面板的制作方法与其它箱底类似，都是由 9 块化铣瓜瓣形壁板拼焊成的，在其周边焊有挤压型材制成的 Y 形环，两个 Y 形环面板用一条公共密封焊缝焊接在一起，并螺接到后底上，两个 Y 形环与液氢箱和液氧箱之间有两条密封焊缝。详见 S-ⅣB 级贮箱结构图。共底为蜂窝结构，与 S-Ⅳ共底相类似。S-ⅣB 级共底上、下面板较薄，其厚度分别为 0.813mm 和 1.4mm。选用有玻璃布载体的环氧酚醛结构粘接剂，在粘接过程中，把蜂窝内部的空气抽空，在加温、加压下固化，以使蜂窝夹芯牢固地粘接在面板上。共底蜂窝结构如 S-ⅣB 级贮箱绝热系统图所示。

在贮箱中共底上方为液氢箱，下方为液氧箱。液氧箱中装有防晃板，用来抑制氧化剂晃动。防晃板由 4 块环形板组成，用“A”形支架支撑。在液氢箱人孔法兰焊缝处曾出现过裂纹，为此对“土星 SA206 号”的 S-ⅣB 级在液氧和液氢箱人孔法兰焊缝连接区增加内、外加强板，这些加强板用机械方法连接，也用胶接。这种加强方法如 S-ⅣB 级贮箱结构图所示，对后继型号(SA209-210)的 S-ⅣB 级，则重新设计了贮箱箱底，采用较厚的焊接台阶来加强，取消了加强板，以减小质量。

前、后裙段和后级间段　它们在结构上相同，为由外桁条内隔框组成的圆筒形壳体，蒙皮材料均采用 7075-T6，直径相同，但长度各异。

前裙段的下部与贮箱连接，上部与仪器舱连接，前裙段长 3.1m。蒙皮外面有 108 根桁条，内部装有温控板，板上安装各种电子设备，外部装有靶场安全和遥测系统天线。当火箭竖立在发射台上时，由仪器舱入口可以进入前裙内部。

后裙段从贮箱与后裙的连接框起向后延伸到后级间段，长 2.17m。沉底火箭和辅助推进系统安装在后裙外部，后裙内装有电子设备安装板。后裙段的后端面是 S-ⅣB 级的分离面。




前裙段

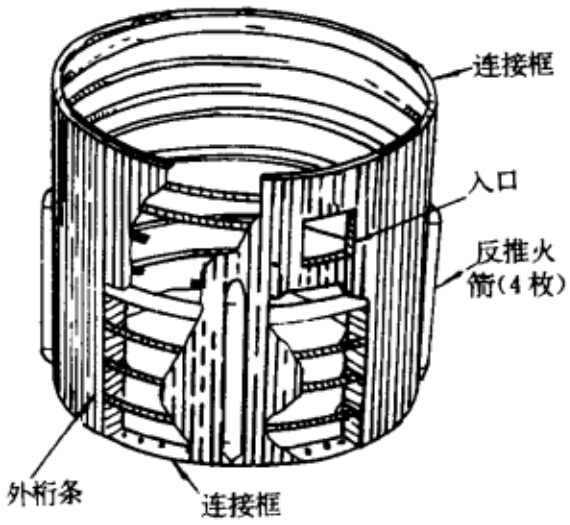



后裙段

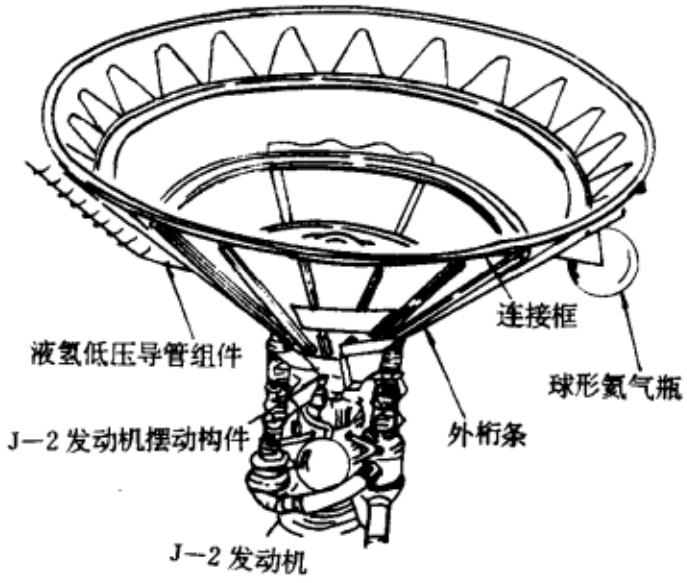
后级间段全长 5.7m，呈圆筒形。它是 S-ⅣB 和 S-ⅠB 两级之间的连接结构，其内部有 8 根垂直的承力梁，把载荷传给 S-ⅠB 级。外部周围等距离地安装 4 台反推火箭。S-ⅣB 与 S-ⅠB 级分离时，后级间段和 S-ⅠB 级一起与 S-ⅣB 级分离。

推力结构　采用由外桁条、内隔框和蒙皮制成的半硬壳式截锥形结构。蒙皮材料与各裙段相同。推力结构长 2.11m，底部直径 427cm，上端用螺栓固定在贮箱后底上，下端为 A-356 铝合金铸造的 J-2 发动机安装座。推力结构把发动机的推力均匀地传给整个贮箱的周边。8 个处于环境温度下的球形氦气瓶、液压系统元件、推进剂输送管路、气动系统组件和保障发动机工作

的其它各种组件均装在推力结构内部和外面。推力结构上开有人孔。



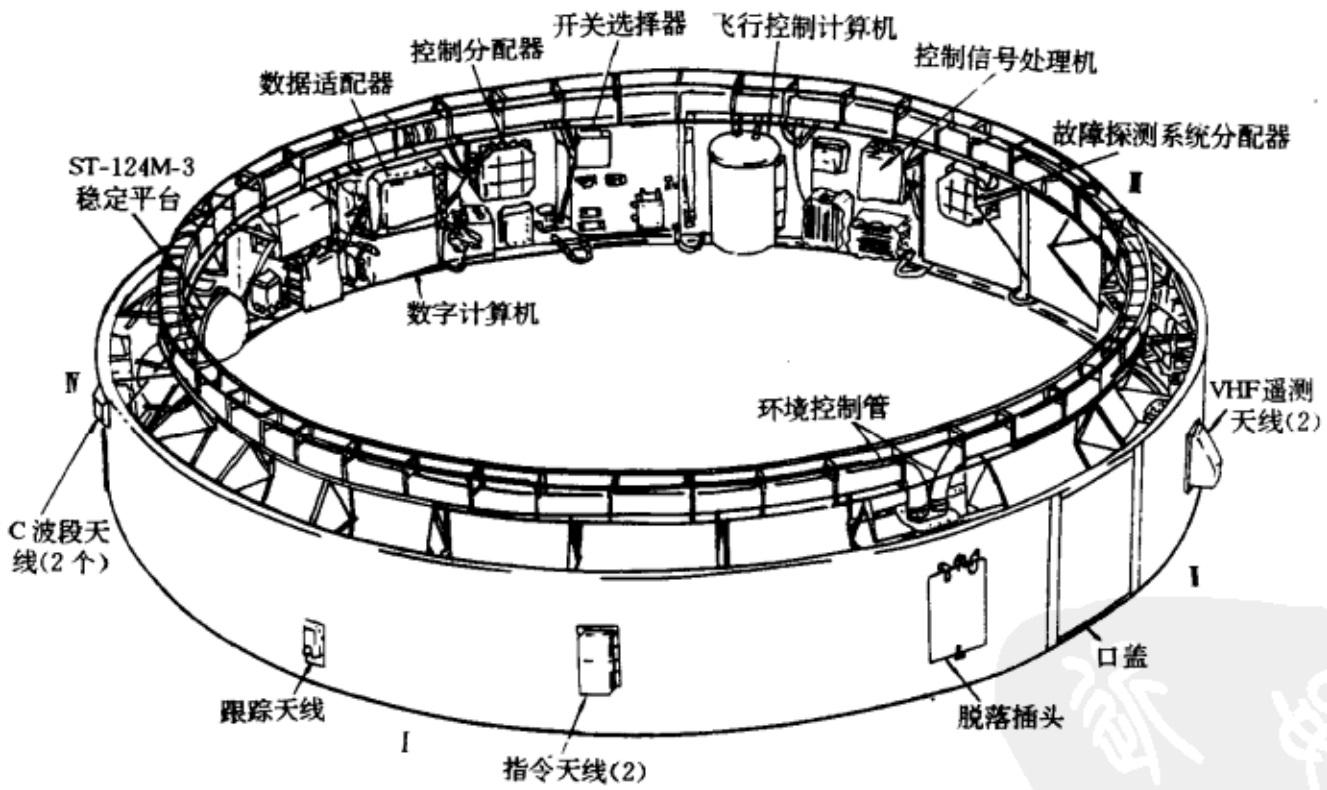

后级间段




推力结构

## 仪器舱结构

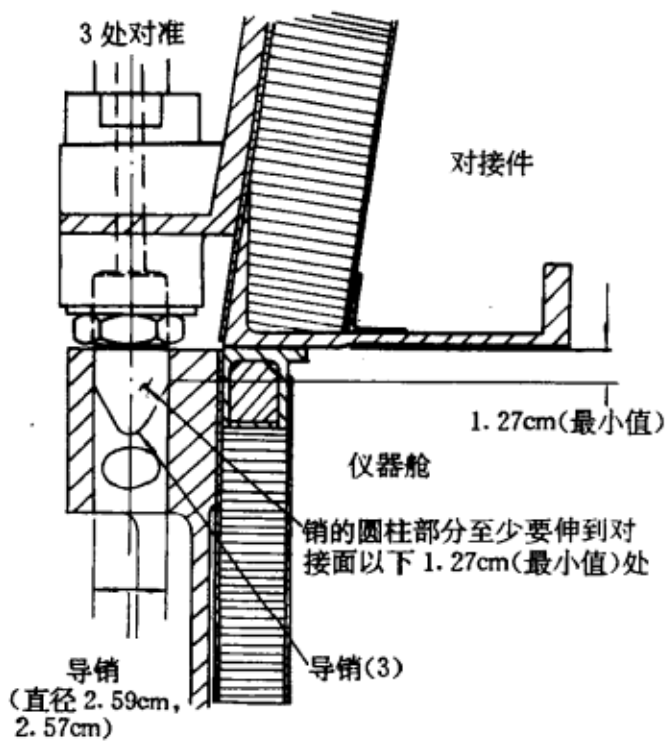
仪器舱位于S-ⅣB 级之上,介于S-ⅣB 级和飞船登月舱连接段之间。S-ⅣB 级贮箱前底实际上延伸到仪器舱内。仪器舱内装有制导、导航、控制、遥测、通信、跟踪等设备、宇航员安全系统以及相应的电源和环境控制系统。冷却板固定在内壁四周,既作为电气/电子设备的安装结构,也作为温控装置。每块冷却板能吸收 420W 热能,冷却液为 60%甲醇、40%软水。冷却液通过冷却板通道循环以控制温度。




仪器舱设备安装位置

仪器舱为非增压舱。它是一个由铝合金蜂窝夹层结构制成的短壳。前、后端框用挤压成型的特种铝合金型材制成，用粘接方法粘到蜂窝结构上。舱的筒段由 3 块 120°弧形壁板用连接板连成一个整体。这 3 块壁板分别为口盖壁板、飞行控制计算机壁板和 ST-124M-3 稳定平台壁板，口盖壁板上有一个脱落插头盖及设备/人孔盖，飞行前可随时拆卸。仪器舱设备安装位置和方法如图所示。

下页剖视图(a)示出与蜂窝结构连接的设备安装垫。当设备不安装在冷却板上时，才采用这种安装方法。螺栓穿过蜂窝夹芯，螺栓头和螺母露在外面。剖视图(b)说明用螺栓连接到托架上的冷却板的安装方法。同样，托架也用螺栓连接到蜂窝结构上。螺栓穿过蜂窝夹芯，螺栓头与螺母露在外面。剖视图(c)表示螺接到插座上的电缆托架，插座固定在结构上、下边缘的蜂窝夹芯中。

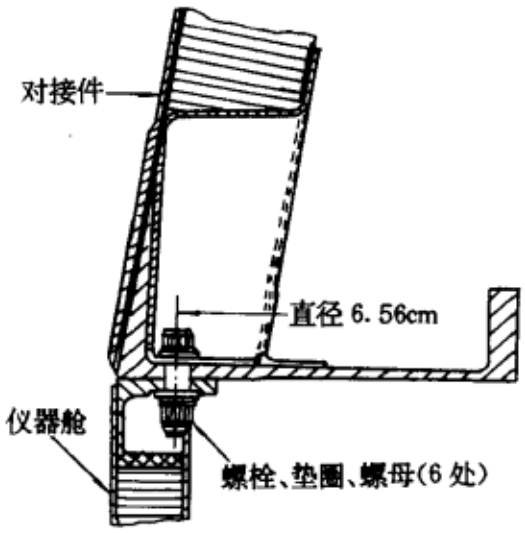



仪器舱与飞船登月舱对接件的对准

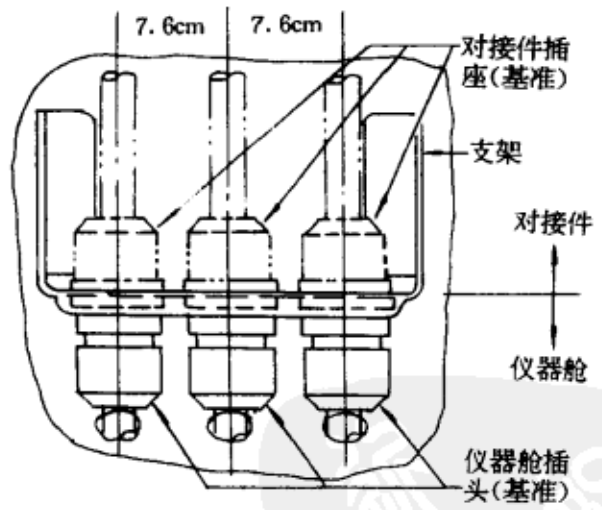
## 仪器舱与飞船登月舱接口

机械接口　仪器舱与飞船登月舱对接件用 3 个导销和托架对准。6 个螺钉安装在对接面的周边，用专用扳手依次拧紧，把两个部件连接在一起。

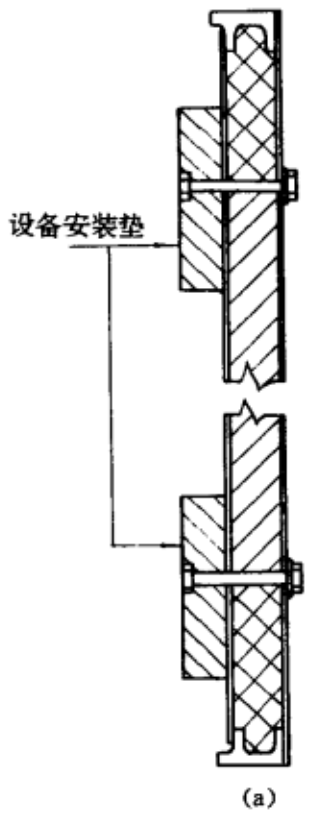
电气接口　仪器舱与飞船之间的电气接口由 3 个 61 芯连接器组成。连接器的名称和功用如下：连接器 J-1 与 J-3 的功用相同，为电源、控制、指示电路和故障检测系统的供电通路。连接器 J-2 为电源、控制、Q 球指示电路和故障探测系统的供电通路。仪器舱与飞船登月舱对接件的对准、机械接口和电气接口如图所示。



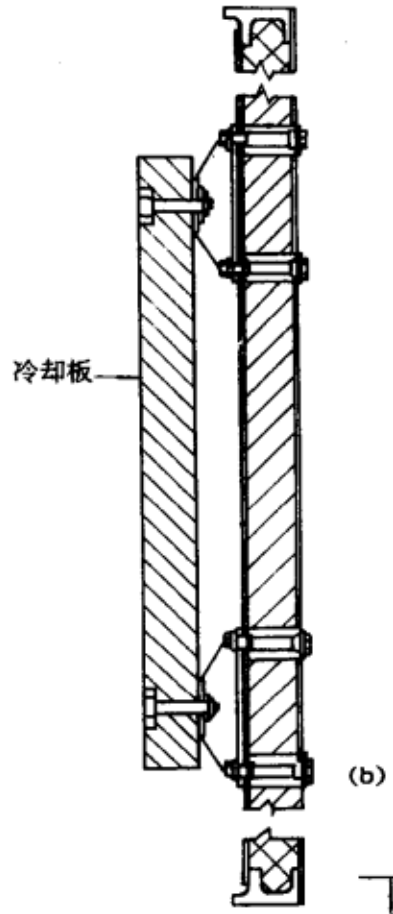

仪器舱与飞船登月舱对接件的机械接口



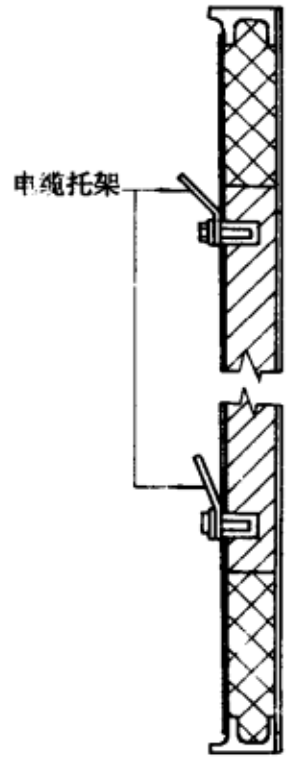

仪器舱与飞船登月舱对接件的电气接口



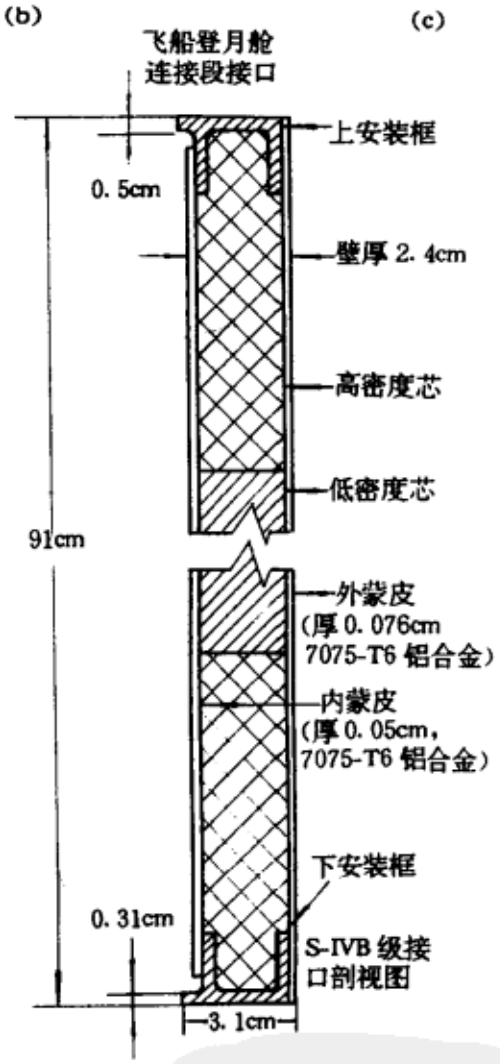

(a)

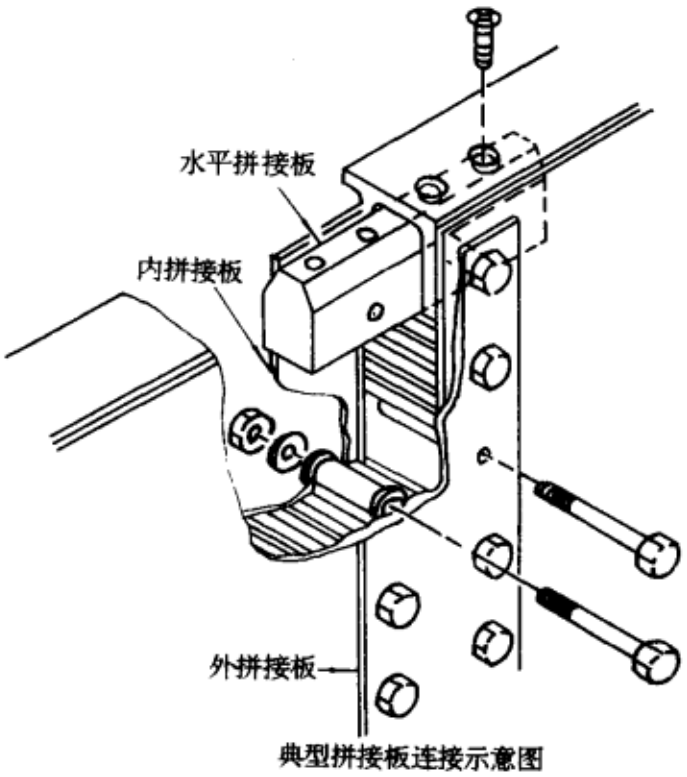



(b)




(c)




典型拼接板连接示意图

仪器舱设备安装方法

## 推 进 系 统

推进系统包括一、二子级发动机,增压系统,推进剂利用系统,贮箱排气和安全系统。

## 一子级推进系统

### H-1 发动机

与 S-Ⅰ子级相同，S-ⅠB 子级的动力装置也由 8 台 H-1 火箭发动机组成，但推力提高了，并改用煤油 RP-1 作为润滑剂。

发动机分别安装在内圈和外圈各 4 台，内圈发动机装在推力结构的中央圆筒上，互成 90°角，距火箭纵轴 81cm，与纵轴成 3°夹角。发动机与推力结构用活动接头连接，供调正和对准发动机用，不摇摆。4 台发动机推力方向相交在火箭纵轴的一点上，这就不会因飞行中某台发动机出现故障使火箭结构产生过载。外圈发动机装在推力结构的 4 个悬臂梁上，与内圈发动机互成 45°，距火箭纵轴 241cm 并与纵轴夹角 6°，安装在俯仰面和偏航面上的液压作动器按制导信号使发动机摆动以控制火箭姿态。

8 台发动机在结构和物理性能上基本相同，但外圈发动机稍重于内圈发动机，因为涡轮废气的排气方法不同，内圈发动机的涡轮废气通过吸气器或废气管排到发动机出口燃气流中，外圈发动机的涡轮废气是通过围绕发动机喷管的环形吸气器来控制排出的。

H-1 发动机是一次起动的发动机，推进剂为液氧和煤油 RP-1，与 S-Ⅰ级的 H-1 发动机相比，推力提高 75.7kN，海平面推力达 912kN，推进剂混合比为 2.23±0.0446。输送系统为泵压式，涡轮泵安装在推力室上。推力室为钎焊管壁式结构，用煤油再生冷却。

H-1 工作流程如图所示。火药起动器点火，驱动涡轮，带动氧化剂泵和燃料泵。氧化剂从泵后出来分成二路，一路经氧化剂主阀门进入推力室；另一路到燃气发生器。燃料从泵后出来也分成二路，一路经燃料主阀门进入推力室集流环，流过冷却套经喷注器喷入推力室；另一路到燃气发生器。燃气发生器产生的燃气驱动涡轮，使发动机起动后迅速转入主级工作状态。发动机工作程序由控制系统控制，涡轮废气经热交换器后进入喷管，与喷气流一同喷出。

### 增压系统

液氧箱增压　飞行中由热交换器将液氧变成气氧，对液氧箱增压，保持贮箱压力为 343.2kPa。由液氧排气/安全阀限制超压。

燃料箱增压　飞行中用贮箱中两个氦气瓶的氦气向煤油箱增压，保持贮箱压力在 220.6～196kPa 范围内，以保证泵的正常工作。由高压煤油管路中的和在液氧和煤油通往气体发生器控制阀入口处的限流孔限制推进剂流量，保证发动机推力不变。

## 二子级推进系统

### J-2 发动机

二子级动力装置是一台 J-2 发动机，由起动系统、氧化剂涡轮泵、燃料涡轮泵、燃气发生器、发动机摆动系统等组成。

J-2 发动机是泵压式火箭发动机，推进剂为液氧和液氢，发动机真空推力为 1001kN，推力室为管束式结构，用液氢再生冷却，喷管呈钟形，面积比为 27.5。燃料泵为 7 级轴流泵，氧化剂泵为离心泵，每台泵有自己的涡轮，两个涡轮用一台燃气发生器驱动。燃气先驱动燃料泵涡轮，然后经燃气导管驱动氧化剂泵涡轮，最后进入喷管扩散段从喷口排出。

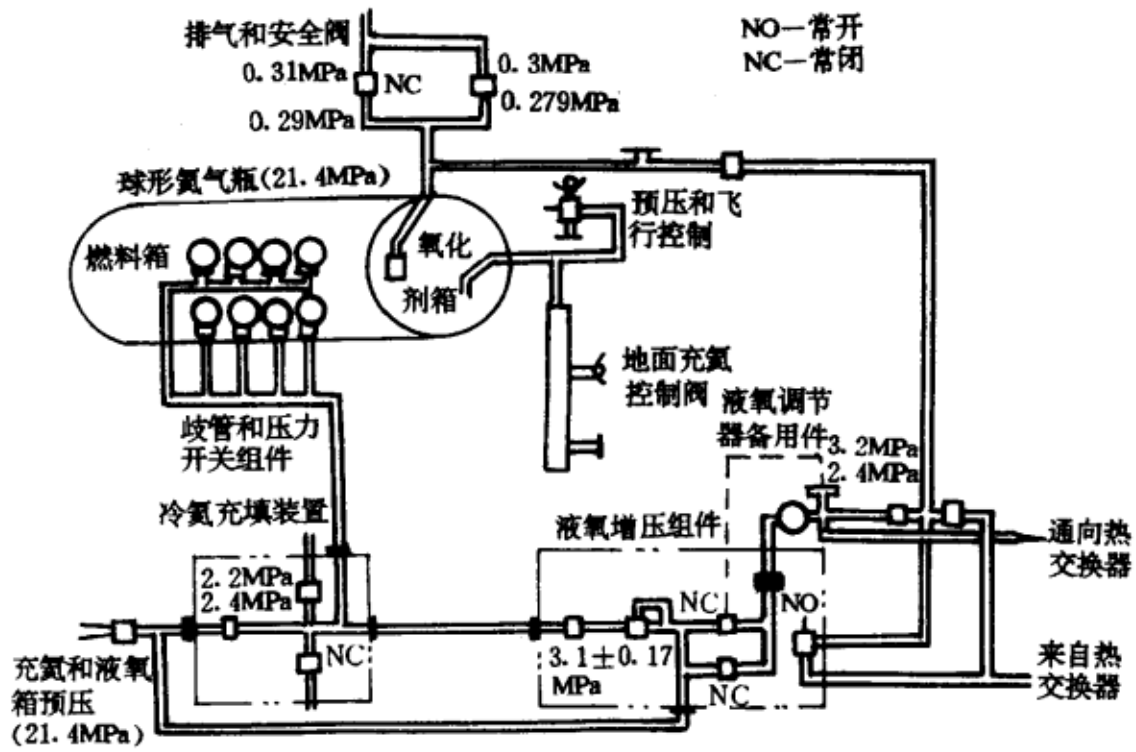
工作流程如下：用起动箱的高压氢气通过燃气发生器先驱动燃料涡轮泵，再驱动氧化剂涡轮泵。从燃料泵出来的燃料一路到推力室冷却套，另一路到燃气发生器。从氧化剂泵出来的氧化剂，一路到推力室，另一路到燃气发生器。由燃气发生器产生的燃气也先驱动燃料涡轮泵，再驱动氧化剂涡轮泵，从而形成闭合循环，使发动机起动后迅速转入主级工作状态。关机信号发

出后，程序控制器令电磁阀断电，依次关闭推进剂阀门，将发动机关机。发动机起动，主级工作、关机均由控制系统操纵。各气动阀门的动作由氦气控制。燃料进入推力室冷却套后，经推力室头部的燃料喷注器进入燃烧室，从燃料集合器引出一小股气态燃料给起动箱充气，以便准备下一次的起动。

**增压系统**

液氧箱增压系统　液氧箱由地面氦气增压到 254.96～282.41kPa。火箭起飞后改由箭上氦气增压。氦气贮存在液氢箱的 6 个球形氦气瓶里(温度-217℃)，压力达 20.69±0.69MPa。增压过程为：在氦气被输送到液氧箱之前，发动机热交换器使一部分氦气加热膨胀。贮箱气枕压力开关根据需要打开或关闭冷氦气流阀门以控制飞行中贮箱的增压。如果压力开关在飞行中出现故障，则由压力开关(1 个)增压室作为备用的压力调节器使用。液氧箱装有两个并联的排气和过压减压阀，用来把贮箱中过量氧气通过后裙排出箭外。

液氢箱增压系统　贮箱由温度为负 217℃，压力 209.84±3.43kPa 的地面冷氦预增压。在火箭飞行期间，从推力室头部的燃料集合器引出气氢，使其进入增压控制装置。该装置有 3 条带限流孔的通道，通往贮箱气枕空间。贮箱压力保持在 193～214kPa 之间。高于 193kPa 时，压力开关关闭一个阀门，使气氢只经过一个通道流动。当贮箱压力低于 193kPa 时，压力开关打开阀门，接通两路气氢通道。当液面降低，需要增加气枕压力以满足发动机入口要求时，打开两条可控制的通道，使发动机工作快结束时气氢流量最大。




二子级液氧箱增压系统

**推进剂利用系统**

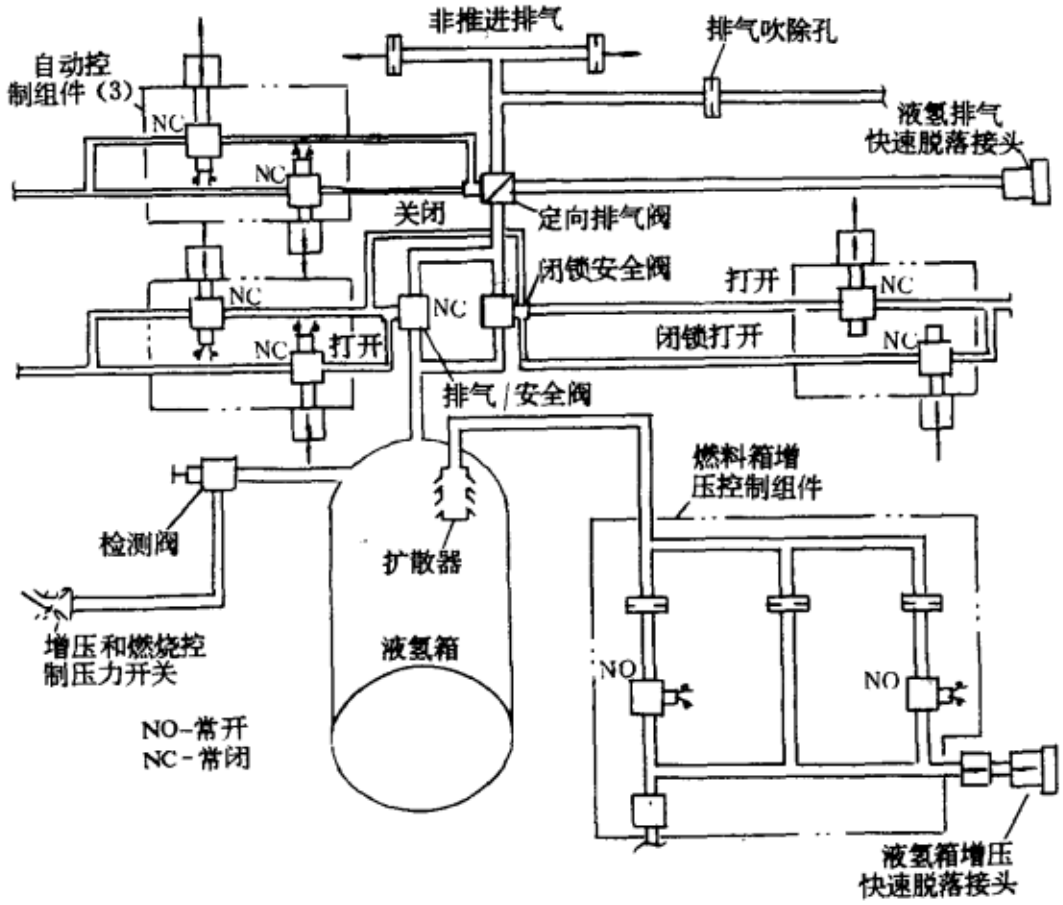
推进剂利用系统用来指示推进剂加注量，精度在 1.0%之内。飞行中把推进剂的变化量传输给遥测系统，精度为总推进剂量的±1.0%。电子组件置于前裙的环境控制板上。每个贮箱中装一个质量传感器，它向电子组件输入信号。质量传感器是一种圆筒形电容器，其电容随贮

箱中液体质量变化而成线性变化。每个传感器是伺服平衡电容电桥的一个引线。加注推进剂时，由电桥的输出信号来驱动伺服电机，调节电位计游标的位置，将位置信号传输给地面加注用的计算机。在飞行时，遥测系统用同样的方法向地面提供推进剂质量变化的信息。

**排气/安全系统**

液氧箱排气/安全系统采用 T 字形组件，该组件由排气/安全阀和闩锁式排气/安全阀组成。地面加注时，排气/安全阀打开，排除箭上液氧蒸气。为飞行安全起见，闩锁式安全阀用气动方式打开，并用机械锁定。在起飞和动力飞行时，压力大小不能预测，但上述阀门均能消除液氧箱的超压。

液氢箱排气安全系统由作动控制器、排气/安全阀(2 个)、定向控制阀、非推进排气(排气而不产生前向推力)系统组成，以消除加注和飞行时由于过度增压或燃料沸腾所积蓄的全部超压。在加注时，气体通过前裙部的自动密封快速脱落接头排出。在起飞和飞行时，气体通过非推进排气系统排出。排气阀在贮箱加注时，受地面信号控制，在发射和飞行时，受飞行程序装置控制，它能在接到指令后不超过 0.15s 的时间内打开。发生故障时，使用备用排气/安全阀。定向控制阀在贮箱加注时引导气流通过快速脱落接头，而在发射和飞行时，则引导气流通过非推进排气系统排出。排气口配置在前裙部，相隔 180°，使燃气排出而不产生前向推力。




二子级液氢箱增压和排气系统

## 分 离 系 统

一、二子级的分离面在 1186.804 位置处。级间分离系统由爆炸索、4 枚反推火箭和 3 枚沉底火箭组成。

级间分离是在一子级外圈发动机关机后 1.3s，按一子级开关选择器的指令进行的。分离时同时启动级间分离火工品系统，切断环形张紧带；点燃 4 枚反推火箭使后级间段减速；点燃 3 枚沉底火箭，使二子级和有效载荷获得微小的加速度，从而保证两级可靠地分离。

### 反推火箭系统

4 枚固体反推火箭互成 90°间隔安装在后级间段周围。外面有气动整流罩保护，整流罩由前锥段、中段和后段组成。前锥段在反推火箭点火时被抛掉，以便露出发动机喷管，反推火箭发动机喷管与发动机中线向外偏 9.5°，这样可使喷焰偏离二子级。后段和中段是固定安装的。反推火箭由锡奥科尔化学公司制造，代号为 E17029-020。每台发动机正常推力为 163.4N，质量 175kg，工作时间 1.52s，内装 121kg TP-E-8035 聚硫橡胶固体推进剂，推进剂芯孔为锥状五星形。

### 沉底火箭系统

3 枚固体沉底火箭按 120°间隔安装在二子级后裙外部周围，沉底火箭外面有气动整流罩，该罩与后裙连接。每个整流罩内装有一个测量燃烧室压力的传感器和两个火箭点火装置。每枚火箭的中心线向外偏离火箭纵轴 35°，因而火箭的喷焰不会直接喷到二子级上。

3 台沉底火箭发动机由锡奥科尔化学公司生产，代号为 TX-280-10，每台发动机直径 21cm，长 94cm，工作时间 3.9s，平均推力 15.4kN，固体推进剂芯孔为五角星形。

在级间分离时，沉底火箭系统给二子级和有效载荷提供一个向前的加速度，使二子级的推进剂沉到贮箱底部，以保障发动机正常起动。

## 制导和控制系统

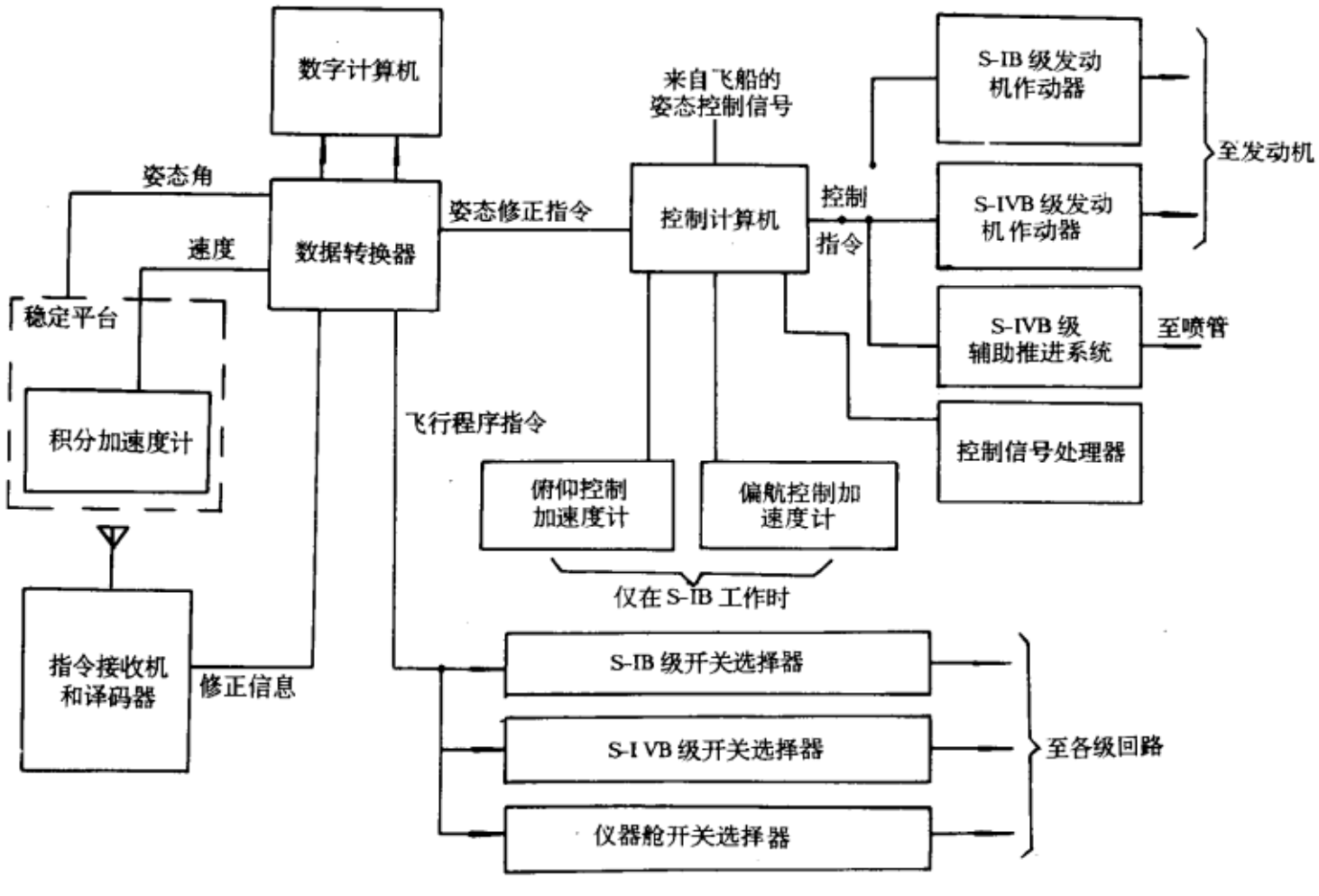
制导和控制系统由导航、制导与控制系统组成。其主要组件有稳定平台(ST-124M-3)、指令接收机、二个加速度计、控制信号处理器、数字计算机、控制计算机及相应的伺服控制等。见制导和控制系统方框图。

制导和控制系统操纵火箭沿最优轨道(燃料消耗最少和安全的结构载荷)飞行，最后进入预定的轨道。

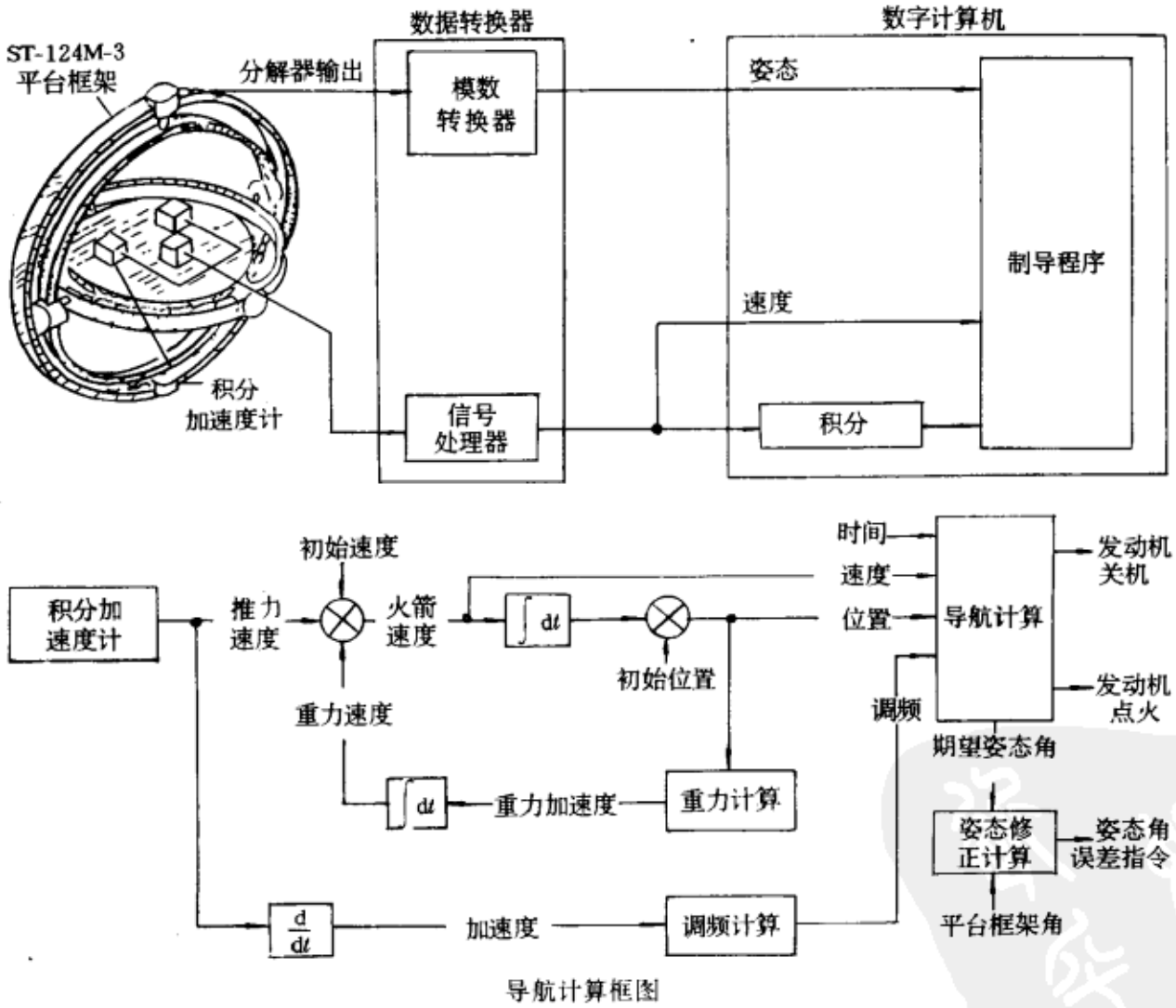
### 导航系统

导航系统的框图如图所示。由平台常平架分解器把平台框架角以模拟信号形式提供给数据转换器的模数(A/D)转换器，转换器把信号转换成数字计算机需要的形式输出。平台的积分加速度计敏感火箭加速度分量并积分成速度、由数据转换器将信号进行处理，并用于导航计算。在数字计算机的制导程序中，导航方程采用惯性坐标系，因此计算速度时要计算地球旋转产生的初始速度、重力产生的速度和平台输出的推力速度的代数和。速度积分后得到火箭的位置。

在滑行段，导航系统不断地根据运动方程计算火箭的位置、速度和加速度。导航和制导信息还可以通过数字指令系统得到修正。在轨道上还进行附加导航计算，用来保持火箭相对于当地垂线的姿态。




制导和控制系统方框图




导航计算框图

## 制导系统

制导系统的功能是进行制导计算，使火箭能沿规定的飞行轨道飞行(见图)。

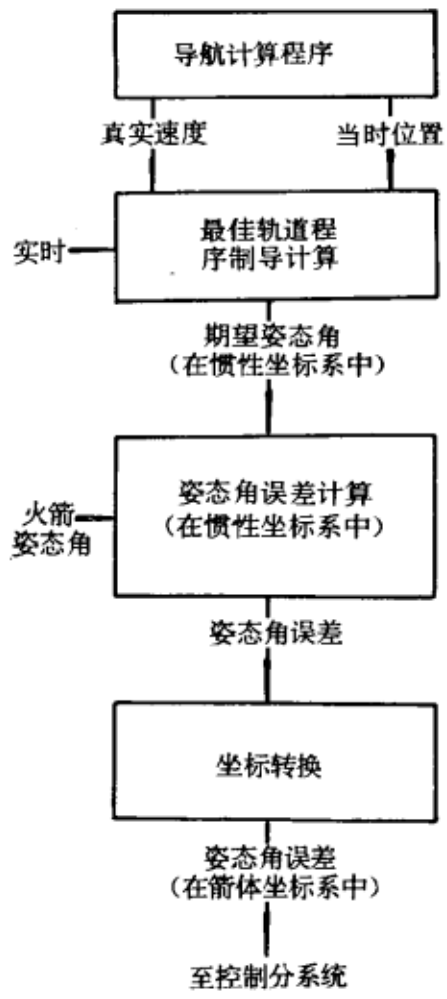
制导系统根据导航计算的结果及飞行任务的指令进行制导计算，制导计算是在“最优弹道”程序下进行的，求得期望的飞行姿态角(例如要求飞行器进入某预定的轨道)，将期望的姿态角与火箭当时的姿态角(由平台框架角提供)相减，得到姿态角误差，经坐标转换后，输入控制系统进行控制。

制导系统还根据飞行程序指令，发出发动机点火和关机指令。

制导系统由稳定平台、数字计算机、平台电子组件、数据转换器和交流电源等组件组成。

稳定平台(ST-124M-3)是三轴气浮平台(见图)。

平台常平架对 $X$、$Y$ 轴可以自由转动，$Z$ 轴的转角限制在±45°范围内。惯性常平架(平台台体)上有三个单自由度陀螺，其输入轴分别与惯性直角坐标系统 $X$、$Y$、$Z$ 轴相对准，其输出轴上的传感器产生正比于干扰力矩的电信号，并通过平台电子组件的伺服回路使平台台体保持在惯性空间的方向上。平台台体上还有沿 $X$、$Y$、$Z$ 三个方向的三个摆式积分陀螺加速度计，每个加速度计表头内有一个摆式单自由度陀螺。表头的旋转速度与加速度计输入轴的加速度成正比，因此表头的转角正比于速度，故该加速度计被称作积分加速度计。



制导计算框图

发射前，用一组气浮轴承水平摆进行平台台体的调平，调平精度为±2.5秒。方位校准是利用一台地面经纬仪和平台上二个棱镜(固定棱镜和伺服驱动棱镜)来完成的。固定棱镜给出零位，经纬仪瞄准伺服驱动棱镜，把平台台体转到瞄准方向。起飞后，火箭自动滚转到所要求的方向。瞄准系统的精度为±5角秒。

数字计算机是一台高速通用计算机，其主要性能参数见附表。它与数据转换器一起组成电子计算机系统，完成以下四项主要任务：发射检测；导航和制导计算；运载火箭程序；轨道检测。

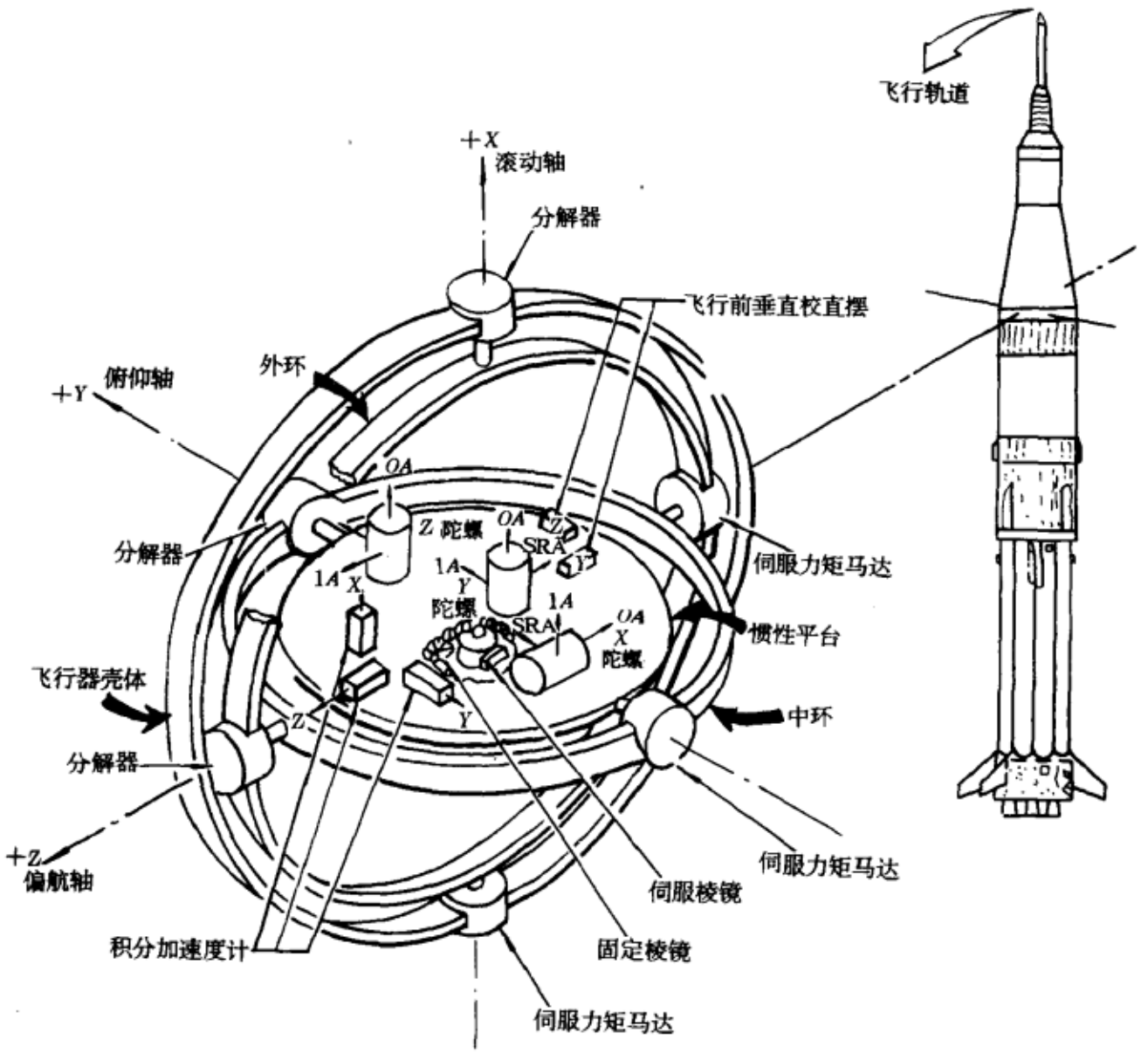
## 控制系统

控制系统(见图)通过操纵发动机，改变推力矢量来保持火箭的姿态。

一子级(S-ⅠB级)通过摆动4台外圈发动机来控制火箭的俯仰、偏航和滚动。二子级(S-ⅣB级)通过摆动J-2发动机来控制火箭的俯仰和偏航，而滚动由辅助推进系统来控制。在滑行段，火箭3个轴的姿态由辅助推进系统控制。控制系统接收来自制导系统的制导指令和各控制敏感元件测量的输出，最终输入到各发动机作动器和辅助推进系统发动机作为其指令信号。

控制系统由控制加速度计、故障检测系统和控制信号处理器、控制计算机等组成。

控制加速度计捷联于火箭仪器舱中，两个加速度计分别敏感沿俯仰和偏航轴的旋转加速



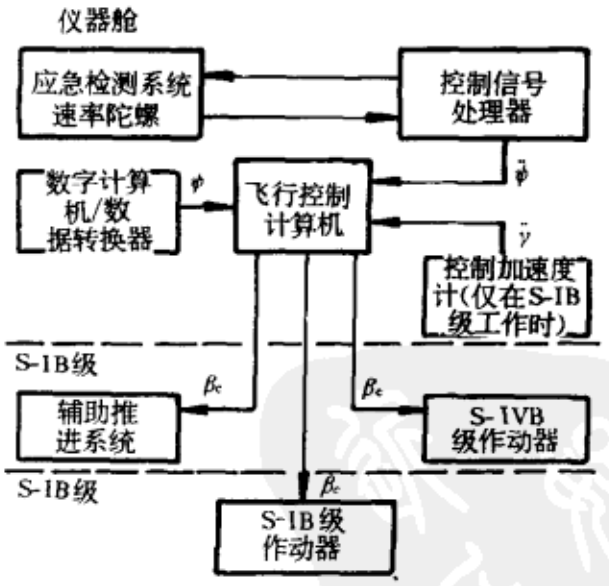

稳定平台图

OA—输出轴；1A—输入轴；SRA—转子轴。

度的切向分量。

故障检测系统和控制信号处理器是载人飞船安全系统的组成部分。在仪器舱内有 9 个速率陀螺，分别测量俯仰、偏航和滚动轴的角速度，并构成三重冗余系统。控制信号处理器给 9 个速率陀螺供电并接收速率陀螺的交流信号，解调成控制计算机所要求的直流模拟信号，控制信号处理器比较 3 个冗余陀螺的信号，选出一组输入到控制计算机中，以便阻尼火箭的角位移。

控制计算机是一台模拟计算机，输入信号有：制导系统的姿态角误差；经控制信号处理器处理的故障检测系统速率陀螺角速度；在一子级工作时仪器舱控制加速度计测量的火箭侧向




控制系统框图

加速度。输出信号有:发动机作动器的指令信号;辅助推进系统推力喷嘴的指令信号;监控内部运算与功能的遥测输出。

## 辅助推进系统

该系统包括两个动力舱。每个舱高203cm,安装在后裙Ⅰ、Ⅲ象限上,两者相隔180°。每个舱中有3台液体火箭发动机、燃料和氧化剂贮箱挤压式供给系统、高压氦气瓶和调节器系统以及飞行前和飞行中操作用的控制元件。

该系统在动力飞行段对二子级和有效载荷进行滚动控制,滑行期间进行俯仰、偏航和滚动控制。

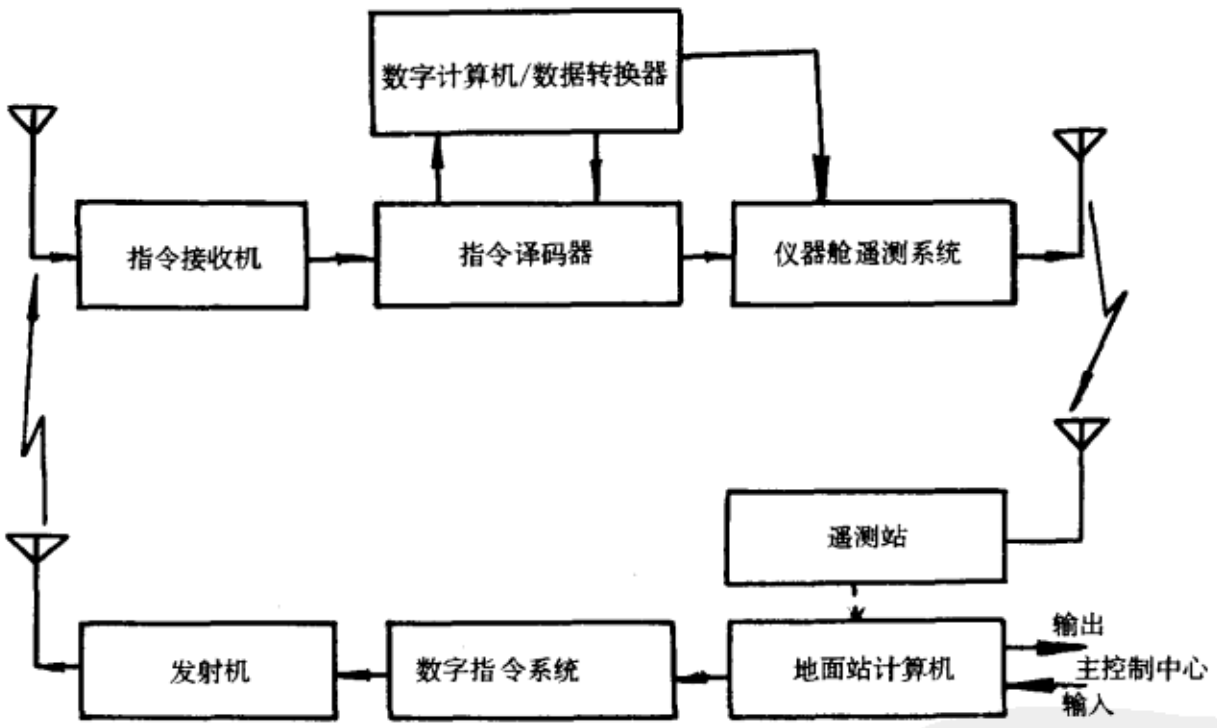
辅助推进系统的氧化剂为四氧化二氮,燃料为一甲基肼。这是自燃推进剂,因此不需要点火装置。发动机推力677N,最短工作时间约为65ms。

主要工作程序:姿态继电器接受飞行控制计算机发出的信号,使燃料和氧化剂电磁阀组动作,打开推进剂阀门,推进剂流入燃烧室,自燃燃烧、产生控制推力。高压氦气进入贮箱,挤压装有燃料和氧化剂的不锈钢膜盒,将推进剂挤压到发动机燃烧室内。

## 指令系统

指令系统把地面站发来的数字数据传给箭载数字计算机,用来修正制导信息。

设备包括发射和接收天线(定向、全向天线)、天线转换元件(包括同轴转换开关、混合环)、配电器、S波段应答机(包括相位相干接收/发射机)和指令译码器。




指令系统

指令信息经 70kHz 副载频调制到 2101.8MHz 载频上，联合 S 波段从地面站发射。发射的信息由箭上应答机接收，并进行解调。输出的数字信息送到指令译码器，在送到数字计算机之前，为了可靠起见，要进行检测。

火箭数字计算机按照程序识别多达 26 个不同类型指令码。大部分指令码为通用型，用于飞行程序，有一些码仅用于特殊任务。通用型指令包括：时间基准修正、导航修正、执行开关选择器程序、遥测记忆容量、终端指令程序。

数字码是补充形式的指令。数字码的数目随指令形式而变化。例如：一个时间基准修正信号要求 30 多个数字码。

## 液　压　系　统

### 一子级液压系统

一子级液压系统控制外圈 4 台发动机摆动。每台发动机都有一套独立的封闭液压系统。每套液压系统都由蓄压器/油箱歧管组、主泵、辅助泵、偏航作动器和俯仰作动器组成。组件之间用硬管和软管连接。在歧管组件内通过许多小孔连接组件内的各种元件，这种安排可以减少液压系统的外部管道，便于解决系统泄漏问题。

液压系统主要元组件有：

主泵　主泵是两级 7 柱塞变量泵。它采用一个对输出压力敏感的装置补偿压力波动，以保持泵的 22.06MPa 恒定输出压力。

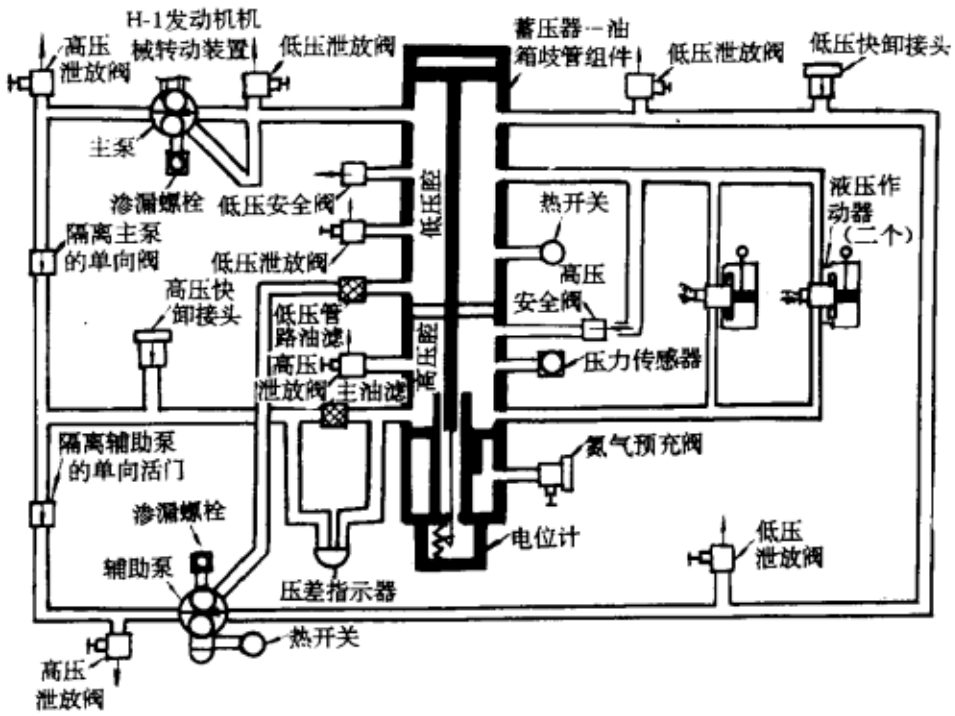
辅助泵　辅助泵是轴向 9 柱塞变量泵。辅助泵通常在液压系统加注、清洗、泄漏检测、发动机单元测试时和发射前才工作，其作用是在发动机点火前，为液压系统增压，使发动机保持在零位。在飞行期间，此泵不工作。辅助泵由三相中频交流电动机驱动。电动机的地面电源电压为 200V。

伺服作动器组件　由伺服阀、反馈电位计、过滤器、4 个预滤阀、手动旁通阀、作动器位置指示器、中位行程锁、液压油取样阀和放泄阀组成。两个伺服作动器组件安装在每台发动机两侧的正交平台上。伺服阀接受来自计算机的指令信号，控制伺服作动器活塞的伸缩，使外圈发动机摆动，以实现火箭的俯仰、偏航和滚动控制。发动机的摆角大小与指令信号成正比，其摆角方向与指令正负极性相对应。发动机的最大摆角为±8°，实际上在飞行中从未超过最大摆角的 1/3。活塞行程可达 24.28±1.52cm，但实际操作时，被限制在 19.41±1.52cm 范围内。每摆动 1°所对应的活塞位移为 1.21cm。反馈电位计反馈与活塞位移相对应的信号，此信号同指令信号相减，用以使作动器活塞到达与指令信号大小相对应的预定位置。

蓄压器/油箱组件　该组件包括油箱和蓄压器。在系统工作期间贮存高压流体以满足伺服作动器瞬时峰值流量要求，并且阻尼油泵压力波动。氮气预充在蓄压器一边，这样，蓄压器活塞可使蓄压器容积随贮存的气体量而变化。低压油液送到泵入口。在油箱中，自行增压活塞的一端（大头）作用在低压液体上，另一端（小头，相当于大头活塞面积的 1/16）受蓄压器中高压液体的作用。高压液体迫使活塞向下运动，挤压低压液体，从而使油箱压力达到蓄压器压力的 1/60，这样可使泵不致产生气蚀。这一组件的液体容积和泵的高压流量能满足伺服作动器的最大性能要求，其安全系数为 6。

液压系统工作过程为：主泵从蓄压器/油箱组件的低压（365kPa）端抽吸液体，并将液流压力提高到最大值。主泵入口压力取决于它的出口压力，二者比值为 1∶60。当辅助泵工作时，泵

入口压力为344.75kPa,出口压力最大值为21MPa。一般工作压力低于这个最大压力。油液通过高压管道到达歧管组件,并进入蓄压器/油箱组件的高压端,然后从歧管组件通过软管流到伺服作动器。飞行控制计算机的电信号控制伺服阀液流的方向和速度,方向和速度大小分别与指令信号的极性和大小相对应。这样,高压油能恰当地流到伺服作动器活塞的一侧,使伺服作动器伸长或收缩,而低压油则通过软管回流到蓄压器/油箱组件的低压端,然后再通过硬管流回泵入口。一子级液压系统如图所示。




一子级液压系统

## 二子级液压系统

二子级液压系统是一个独立的闭环系统。其主要组成部分是:液氧涡轮泵驱动的主液压泵、压缩气瓶、辅助电动泵、蓄压器/油箱组件、偏航作动器、俯仰作动器、导管与软管、阀门及传感器。

在一子级工作和分离段以及二子级发动机起动前,液压系统按指令要求使发动机固定在零位,以减小惯性影响,防止发动机被碰坏。在级间分离后发动机要立即起动。如果火箭推力偏心,就需要进行弹道修正。发动机起动后及随后的整个动力飞行段,液压系统能以8°/s的角速度使发动机摆动,最大摆角可达±7°。

主泵和辅助泵输出的液流流入同一条通向蓄压器入口的管道,蓄压器出口的高压管道通向两个作动器。从作动器来的回油经回油管流向油箱入口,从油箱出口排出的油经回油管进入主泵。该液压回路允许两个油泵并联工作。稳态时,系统总流量就是两个油泵额定输出流量之和。

液压系统总的设计原则是在确保系统可靠的前提下尽量简化系统。

1)系统设计的特点是标准化,这样可以减少系统的管道数目,简化系统管道设计,减少生产、装配和试验的工作量,提高飞行控制系统的可靠性。

2)在系统中设置辅助电动泵,供液压系统检测使用。此外,在发动机工作时,辅助泵与主液

压泵并联工作，使液压系统有某种冗余能力。以提高可靠性。

3)由于电子元件的可靠性远不如机械元件的可靠性高，因此，在作动器和伺服阀之间采用了机械反馈回路和动压反馈回路，以提高系统的可靠性。

4)在液压系统设计时，还考虑了温控问题，发动机点火前整个涡轮泵装置的极限低温达−314.76℃，因此，要求系统装在能隔热的钛合金支架上。在主泵和发动机涡轮泵交界处采用了多层玻璃纤维绝热措施。同时还用液流通过辅助泵壳体进行循环，把热量分散给液压系统各元件，以防止系统在火箭进行地面操作时结冰。

## 遥 测 系 统

遥测系统包括一子级、二子级和仪器舱遥测系统。各级遥测系统都能独立工作，接收各自的测量信号，并将它们转换为射频信号，经天线发送给地面站。起飞前，射频信号通过同轴开关和电缆传输给地面检测站。

### 一子级遥测系统

共采用两套遥测系统，即脉码调制-调频系统和调频-调频系统。两套遥测系统的射频信号通过多路调制器和一个共用天线发射。

两套遥测系统除了在飞行中传输测量数据外，还可在发射前传输实时检测数据。

### 二子级遥测系统

该系统在S-206型号中，为一套脉码调制-调频系统。它由270型多路调制器(2个)、1D型远距离数字式分路调制器(1个)、102型远距离模拟分路调制器(1个)、301型脉码调制-数字数据采集系统(1个)，射频装置(1个)、双向耦合器(2个)、同轴开关(1个)、天线等组成。1个270型调制器和1个102型分路调制器的信号送到仪器舱遥测系统。另一个270型调制器的信号送往二子级遥测系统。

二子级遥测系统的功能与一子级脉码调制-调频系统的相同，此外，还可以检测遥测发射机的发射功率。

### 仪器舱遥测系统

仪器舱有两套遥测系统，即脉码调制-调频系统和调频-调频系统。脉码调制-调频的数据除通过甚高频中继线传输外，还通过指令系统转换器传输。系统的功能是：发射前对运载火箭进行测试；飞行中直接测定火箭的状态和检验由仪器舱指令系统接受的指令；飞行后可利用遥测数据对任务进行分析。

## 测 量 系 统

### 一子级测量系统

该系统由传感器、信号调节器和测量分配器组成。在火箭(SA-206)的一子级中共有283个被测参数，其中266个在飞行中由遥测系统发给地面站。

### 二子级测量系统

该系统由各类传感器、信号调节器(4 个)和译码器组成。这些传感器测量二子级各分系统的各种参数。“土星 I B”火箭(SA-206)二子级在飞行前和飞行中需测量约 252 个参数。

系统所测参数有温度、压力、流量、位置、离散参数、液压、电压、电流、频率和转速。测量系统的各种传感器把所测到的物理量变成电信号,经信号调节器调节后送往遥测系统,进行多路传输,并经射频天线发送给地面遥测站。1 个中心译码器和有关通道译码器用来翻译编码指令,以便校准测量系统。

## 电源和配电系统

### 一子级电源和配电系统

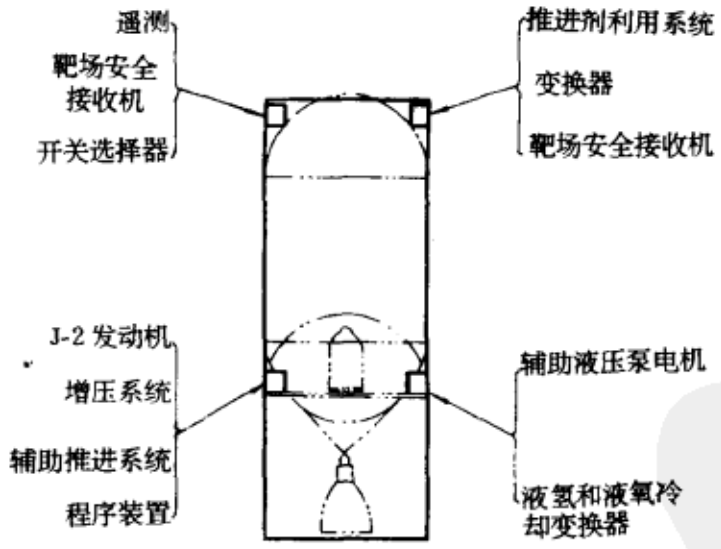
系统包括两个独立的分配主电源的母线网(+1D11 和+1D21)、两个电池电源(D10 和 D20)。总共有 13 条电缆把推进剂箱前、后裙的系统相互连接起来。其中有 4 条电缆在 1 号燃料箱外通过,9 条在 2 号燃料箱外通过。中央液氧箱的结构提供唯一的地面通道。主电源的直流电压为 27～30V,导线的压降不低于 2V。

在火箭发射前,由地面电源供电,发射前 50s 转用箭上电源供电。通常是由单独的电源给一个母线网供电。D10 电源向需要高瞬时电流并产生瞬时电压的系统供电;D20 电源向测量系统供电。

### 二子级电源和配电系统

电源和配电系统在火箭发射前通过控制电缆按指令接通。

二子级的电源系统为飞行操作提供直流和交流电并进行配电。在子级的前、后裙中共有 4 个电池供给 28V 和 56V 直流电。



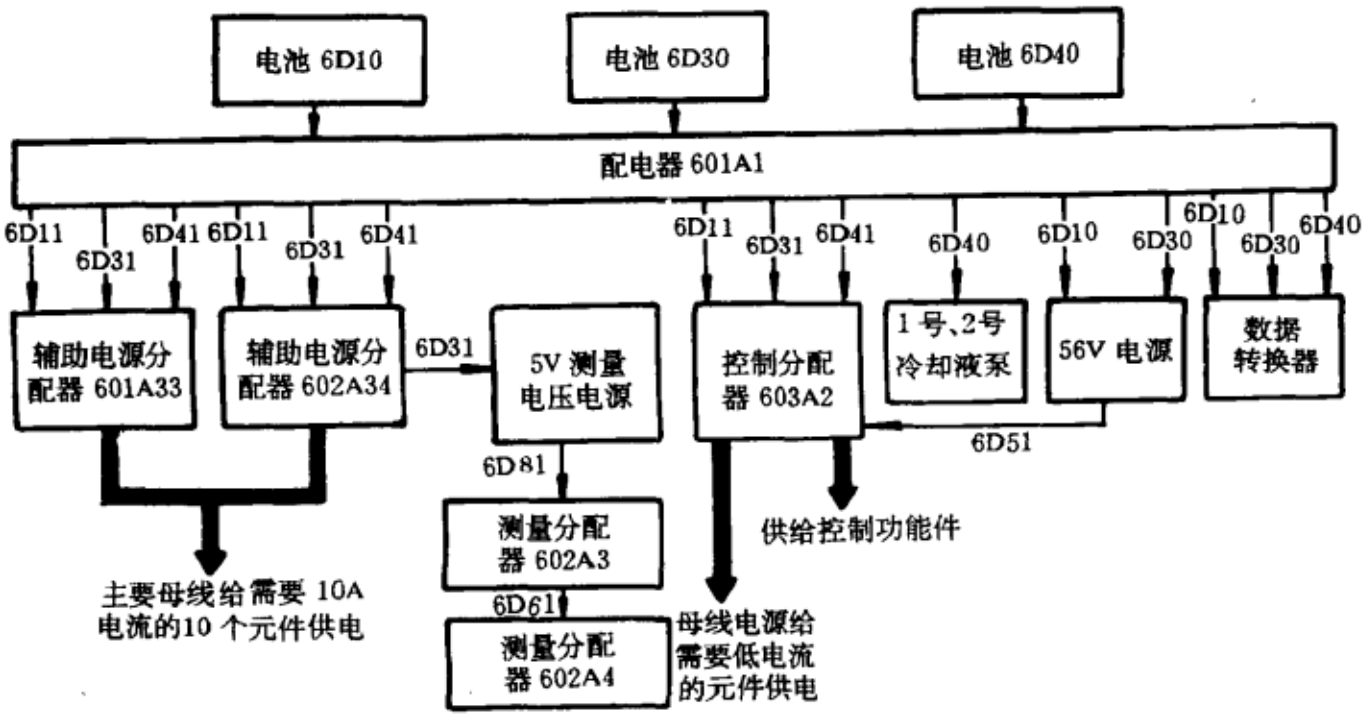

二子级电源和配电系统

第一个前向和后向电源系统各包括一个 28V 直流电池和配电装置。前者给遥测和 1 号靶场安全系统、前向电池加热器以及固定在前裙部的电源开关选择器供电。后者给 J-2 发动机、增压系统、辅助推进系统组件、后向电池加热器、液压系统阀门以及子级的程序装置供电。

在第二个前向与后向电源系统中，前向系统一个 28V 直流电池和配电装置，用来给推进剂利用系统、变换器、2 号靶场安全系统供电。后向系统包括一个 50V 直流电池和配电设备，用来给辅助液压泵、氧化剂冷却变换器和燃料冷却变换器供电。

### 仪器舱电源和配电系统

仪器舱的设备在飞行中主要由 3 个额定直流电压为 28(±2)V 的银锌电池供电。在发射操作时，主要由地面设备供电。在需要交流电的地方，由固态直流/交流变换器供电。仪器舱设备的供电由电源配电器分配，配电器主要由接线盒和开关电路构成。




仪器舱电源配电系统

## 火工品系统

箭载火工品系统用于：级间分离、反推火箭和沉底火箭的点火与分离、推进剂消散、以及 H-1 发动机的起动和关闭。

### 级间分离系统火工品

分离系统火工品由爆炸电桥点火装置(2 个)、爆炸电桥引爆器(2 个)，引爆器组件(1 个)，温性爆炸引信装置(1 个)组成。

温性爆炸引信是用高级季戊炸药制成的连续药线，外面有铅皮保护，并用聚乙烯塑料膜包封。一旦引爆，能产生 7010m/s 的爆炸波速。2 条冗余温性爆炸引信平行安装在围绕后裙和后级间段分离面的一条 V 形凹槽内，外面用可切断的张紧带覆盖。温性爆炸引信线位于张紧带

最薄部分的(厚约 1.27mm)下面。在围绕后裙装好温性爆炸引信线之后,把两端牢牢地连到有两个爆炸电桥引爆器的共用引爆器组件上。引爆器组件中的两个隔片调定引爆器引信两端的位置。按照分离指令,由爆炸电桥点火装置向引爆器传送 2300±100V 直流脉冲,点燃温性爆炸引信线,切断张紧带。

张紧带由 8 段组成,固定在后裙上,并用螺栓连接到后级间段上,把后裙和后级间段连接在一起,待发出级间分离指令后将结构切断。

爆炸致偏板(5 块)装在分离面前面,以保护辅助推进系统舱和沉底火箭,防止被爆开的张紧带破片击坏。

当一子级 1 号或 2 号燃料(RP-1 煤油)液位指示器或 2 号或 3 号液氧液位指示器动作时,级间分离系统开始工作:指示器动作,向分离火工品系统和反推火箭点火系统爆炸电桥点火装置电路送 28V 直流电,分离前 2.5s,二子级开关选择器发出指令,向沉底火箭点火系统爆炸电桥点火装置的电路送 28V 直流电。

在级间分离指令发出前 0.1s,二子级开关选择器触发爆炸电桥点火装置,点燃沉底火箭。分离时,一子级开关选择器触发爆炸电桥点火装置,点燃反推火箭,并引爆分离火工品,级间分离后 15s,抛掉耗尽的沉底火箭及其整流罩,以减小子级的质量。

### 反推火箭系统

反推火箭系统由独立的点火系统点燃。该系统有 2 个引爆电桥点火装置,2 个引爆电桥起爆器。每枚反推火箭的点火器装有两个用来安装起爆器的带螺纹的插座。一对引爆电桥点火装置安装在后级间段的每枚反推火箭处。由电缆连接点火装置和各自的起爆器。当发出分离指令时,每个点火装置把 2300±100V 直流脉冲传给起爆器。起爆器起爆并点燃点火器,点火器把热的微粒和气体喷到固体推进剂表面,从而点燃反推火箭。

### 沉底火箭系统

二子级开关选择器在分离前 0.1s 发出沉底火箭点火指令。该指令同时触发每个沉底火箭的两个引爆电桥点火装置。利用冗余引爆电桥点火装置和引爆电桥起爆器确保沉底火箭点火成功。

### 沉底火箭抛弃系统

子级分离后 15s,为了减小子级的质量,要抛掉沉底火箭及其整流罩。

该系统包括 2 个爆炸电桥点火装置、2 个爆炸电桥引爆器、1 个引爆器组件、2 个限爆引信、6 个易碎螺母、3 个弹簧加载的抛弃组件。

其工作程序为:二子级开关选择器发出沉底火箭抛弃指令,触发爆炸电桥点火装置,点火装置的 2300±100V 直流输出脉冲引爆爆炸电桥引爆器。爆炸波从引爆器通过限爆引信传播,同时炸碎 6 个易碎螺母,于是弹簧加载的抛弃装置把沉底火箭推离二子级。

### 推进剂消散系统

#### 一子级推进剂消散系统

一子级推进剂消散系统由 2 个爆炸电桥点火装置、1 个保险解保装置、2 个电桥起爆管、主导火索和柔性线形装药组成。主导火索把爆炸索与保险解保装置中的起爆管相互连接起来。电

桥点火装置与系统的起爆管和靶场指令系统连接。

如果需要中止飞行，靶场安全指令系统发出信号给电桥高压蓄电电容器，使其充电并激发点火装置，高能电脉冲传到保险解保装置的电桥起爆器，保险解保装置转子中的爆炸通道把起爆管的爆炸传给主导火索，接着传到消散系统，切开推进剂贮箱，使推进剂沿径向消散，燃烧而不爆炸。

**二子级推进剂消散系统**

该系统包括 2 个爆炸电桥点火装置、2 个引爆电桥引爆器、保险解保装置，前裙引信、后箱底引信、液氢箱线形装药、液氧箱线形装药。

如果需要中止飞行，就用该系统切开二子级液氢箱壁和液氧箱底，推进剂的两种组元彼此消散分离，减少了可能燃烧的推进剂量。

其工作程序是：引爆电桥点火装置把高压电脉冲传给爆炸电桥引爆器，引爆器引爆，爆炸波通过保险解保装置的两条引线传给线形装药，使其爆炸并切开贮箱。消散推进剂。

H-1 发动机的火工品

H-1 发动机的火工品包括固体气体发生器、固体气体发生器起动器、非爆点火器和电爆阀。这些装置用来起动和关闭发动机。

## 故障检测系统

该系统由敏感元件、信号处理和转换电路、继电器和二极管逻辑电路、电子计时器和显示设备组成。

故障检测系统能够探测飞行器故障的起因，并采用两种方法对故障作出响应。如果需要炸毁火箭，就开始自动自毁程序。如果故障情况发展缓慢或者宇航员能够预计并能采用相应措施，这时只需给宇航员一个可见指示。

故障检测系统设备安装在仪器舱中，共有 9 个故障探测系统用的速率陀爆。3 个陀螺监视一个轴，这样可以有三重冗余。控制信号处理机向 9 个速率陀螺供电并接收陀螺输入信号。信号经过处理，然后传给检测系统配电器和飞行控制计算机。如果出现紧急情况，配电器可作为接线盒和转换装置，将应急信号显示在飞行器显示板上。配电器还有自毁程序用的继电器和二极管逻辑电路，电子计时器在起飞时工作，40s 后发出输出信号。输出信号激励应急检测系统配电器中的继电器，关闭多台发动机。起飞后的 40s，关机信号被抑制。利用火箭飞行程序回路，通过仪器舱中开关选择器，也可对自毁电路进行限制，在一子级发动机正常关机和火箭执行其他正常程序之前，需要这种限制。如果飞行角度超过限定值或两台发动机停止工作，而自毁能力受到抑制，则宇航员就要采用手动自毁。

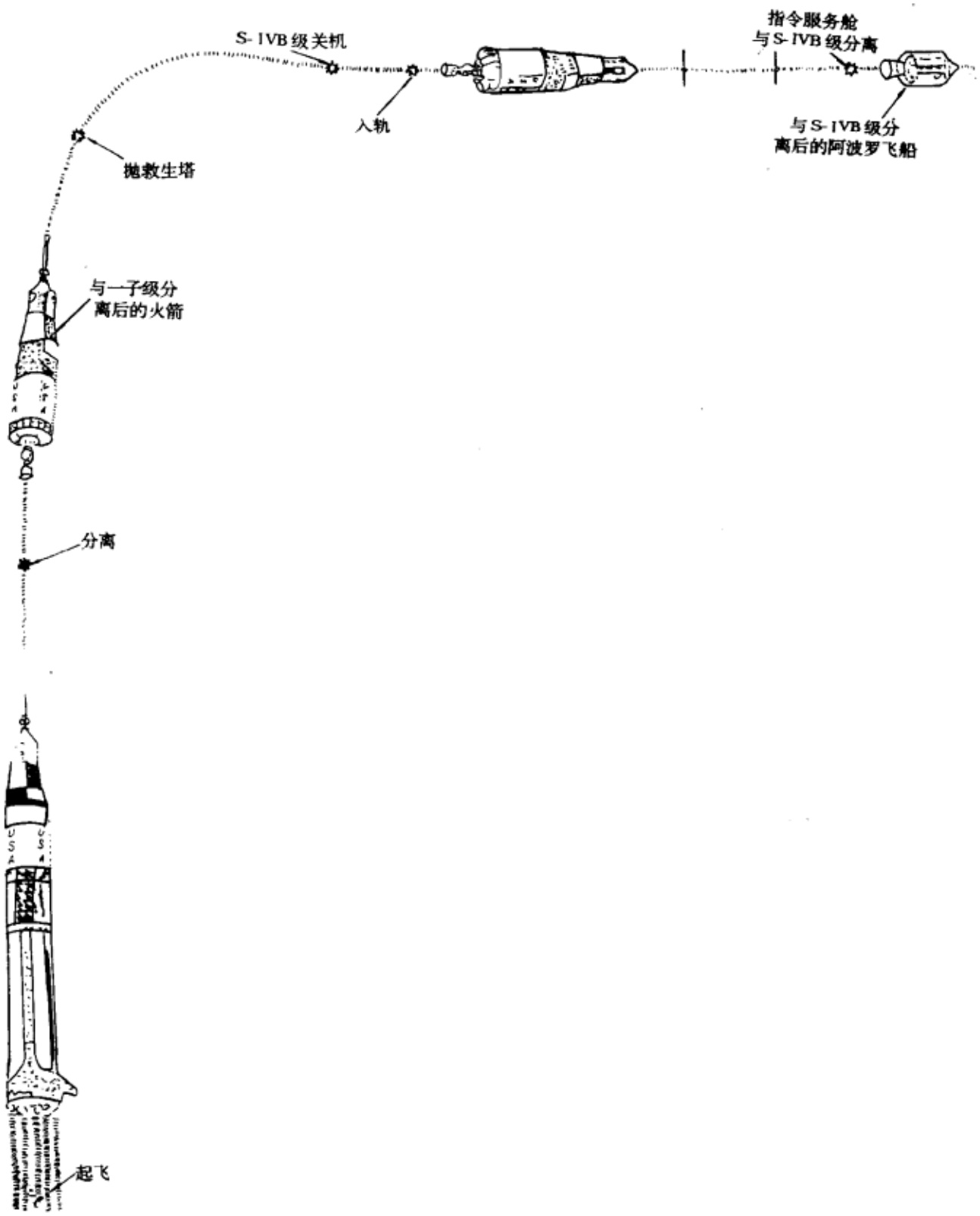
## 典型飞行程序

运载火箭“土星 I B”

有效载荷　SA-208/天空试验室 4 号(SL-4)

发射日期　1973 年 11 月 16 日

火箭从肯尼迪航天中心 39B 综合发射场发射。飞行方位角 53.781°。火箭飞行程序见表。




“土星ⅠB”火箭飞行程序

**飞行程序**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-0$ | 起飞 | $T+142.9$ | 级间分离 |
| $T+129.9$ | 推进剂液位传感器工作 | $T+144.0$ | S-ⅣB级发动机点火 |
| $T+137.82$ | S-ⅠB级内圈发动机关机 | $T+154.6$ | 抛掉沉底火箭 |
| $T+141.29$ | S-ⅠB级外圈发动机关机 | $T+577.5$ | S-ⅣB级发动机关机 |
| $T+142.5$ | 发出S-ⅠB/S-ⅣB级分离指令 | $T+10800$ | 指令服务舱分离 |

# 飞 行 记 录

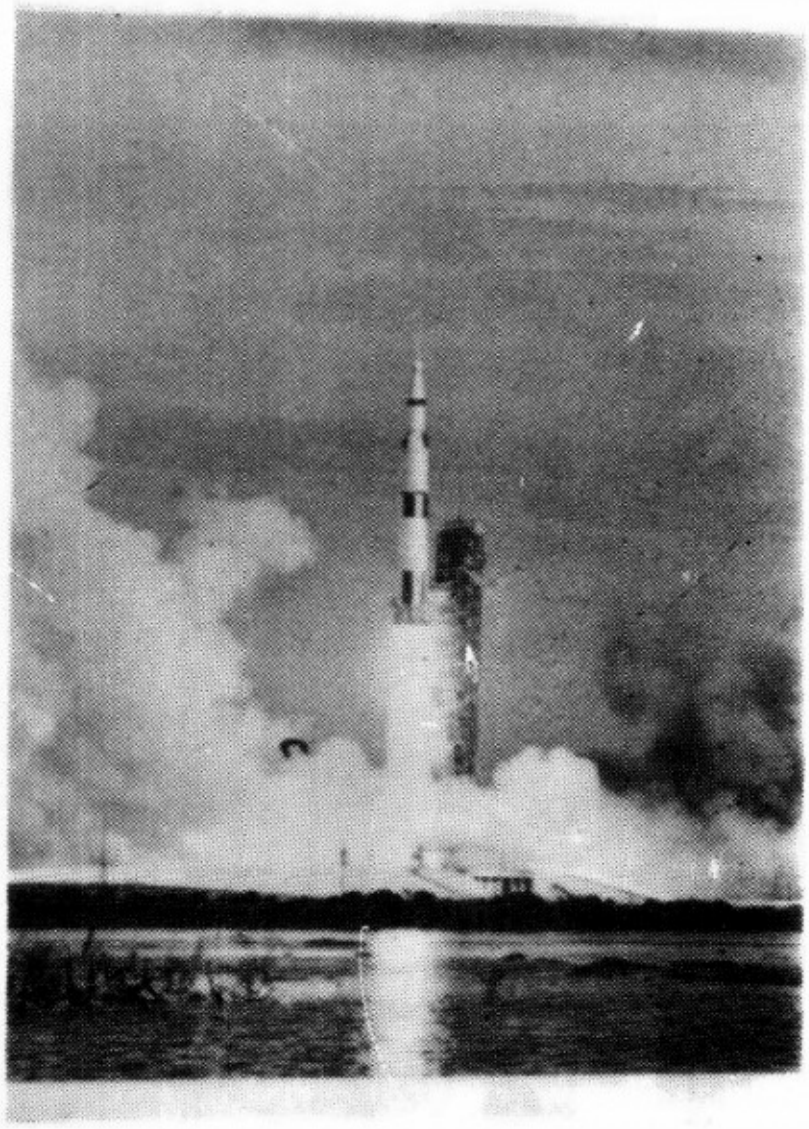
| 序号 | 发射日期（年.月.日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 kg | 近地点 km | 远地点 km | 倾角 (°) | 周期 min | | |
| 1 | 1966.2.26 | 阿波罗 1 号 | 15329 | | 499 | | | 肯尼迪航天中心 | 亚轨道飞行 |
| 3 | 1966.8.25 | 阿波罗 2 号 | 20272 | 182 | 211 | 32 | 88.5 | | 亚轨道飞行 |
| 2 | 1966.7.5 | 阿波罗 3 号 | 26531 | 188 | 189 | 32 | 88 | | 轨道飞行 |
| 4 | 1967.1.27 | 阿波罗 4A | 30386 | | | | | | 在地面试验中，由于指令舱着火，三名宇航员遇难。后又重新发射“阿波罗”4 号为区别而编为 4A、4B |
| 5 | 1968.1.22 | 阿波罗 5 号 | 14368 | 162 | 220 | 31 | 89 | | 登月舱试验 |
| 6 | 1968.10.11 | 阿波罗 7 号 | 16415 | 228.5 | 285 | 31.6 | 89.8 | | 第一次载人地球轨道飞行 |
| 7 | 1973.5.25 | 天空验室 2 号 (SL-2) | | | | | | | 载三名宇航员与天空实验室 1 号会合 |
| 8 | 1973.7.28 | 天空验室 3 号 (SL-3) | | | | | | | 第二批三名宇航员上天 |
| 9 | 1973.11.16 | 天空验室 4 号 (SL-4) | | | | | | | 第三批三名宇航员上天 |
| 10 | 1975.7.15 | 阿波罗飞船与联盟号对接 | 6680 | 186 | 220 | 51.78 | 88 | | “阿波罗”与苏联“联盟”号对接 |

# 土星Ⅴ（SATURN Ⅴ）

孟佩弦

“土星Ⅴ”运载火箭由“土星Ⅰ和ⅠB”发展而来，是“土星”运载火箭系列的最后一个型号。它是大型三级液体火箭，其主要任务是将“阿波罗”载人飞船送入月球过渡轨道。火箭设计中考虑的主要因素是可靠性、性能和质量。为此，制导和控制系统、液压系统都采用了冗余技术和多数表决法。各子级用独立的电气系统，级与级之间没有电源转换，仅有控制信号的联系。箭上装有应急检测系统以保证乘员安全。在级间分离设计中，一、二子级间采用延迟两面分离，而二、三子级间则采用单面分离。“土星Ⅰ和ⅠB”火箭的二子级（S-ⅣB 级）被用作“土星Ⅴ”的三子级，但作了某些改进以提高性能。

“土星Ⅴ”火箭于 1962 年由马歇尔航天中心开始研制。1967 年 11 月 9 日首次发射不载人



"土星Ⅴ"运载火箭

飞船"阿波罗 4"号,并获得成功。1968 年 12 月 21 日作首次载人飞行,将"阿波罗 8"号送入绕月运行轨道。至 1973 年 12 月,火箭共发射 13 次,成功率 100%(因飞船故障未完成登月任务的情况未计在内)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞质量 | 2945.95t |
| 全长 | 110.64m (包括有效载荷长度) | 起飞推力 | 34029kN |
| 最大直径 | 10.06m | 推重比 | 1.18 |
| 翼展 | 19.2m | 运载能力 | 50t(逃逸轨道) |

### 一子级(S-ⅠC)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 42.06m | 推进剂质量 | 2148t |
| 直径 | 10.06m | 推进剂 | 液氧/煤油 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 起飞质量 | 2279t | 发动机 | 5×F-1 |
| 结构质量 | 131t | 海平面总推力 | 34029kN |
| 海平面比冲 | 2607N·s/kg | 工作时间 | 主机 168s |

## 二子级(S-Ⅱ)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 24.87m | 发动机 | 5×J-2 |
| 直径 | 10.06m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 起飞质量 | 493t | 真空推力 | 5148kN |
| 结构质量 | 36t | 真空比冲 | 4168N·s/kg |
| 推进剂质量 | 457t | 工作时间 | 366s |

## 三子级(S-ⅣB)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 18.1m | 发动机 | 1×J-2 |
| 直径 | 6.6m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 起飞质量 | 122t | 真空推力 | 902kN |
| 结构质量 | 11.47t | 真空比冲 | 4217N·s/kg |
| 推进剂质量 | 110.53t | 工作时间 | 144+336s |

## 仪　器　舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 0.92m | 质量 | 1.95t |
| 直径 | 6.6m | | |

(上述参数为“土星Ⅴ”SA-505～SA507号的性能数据)

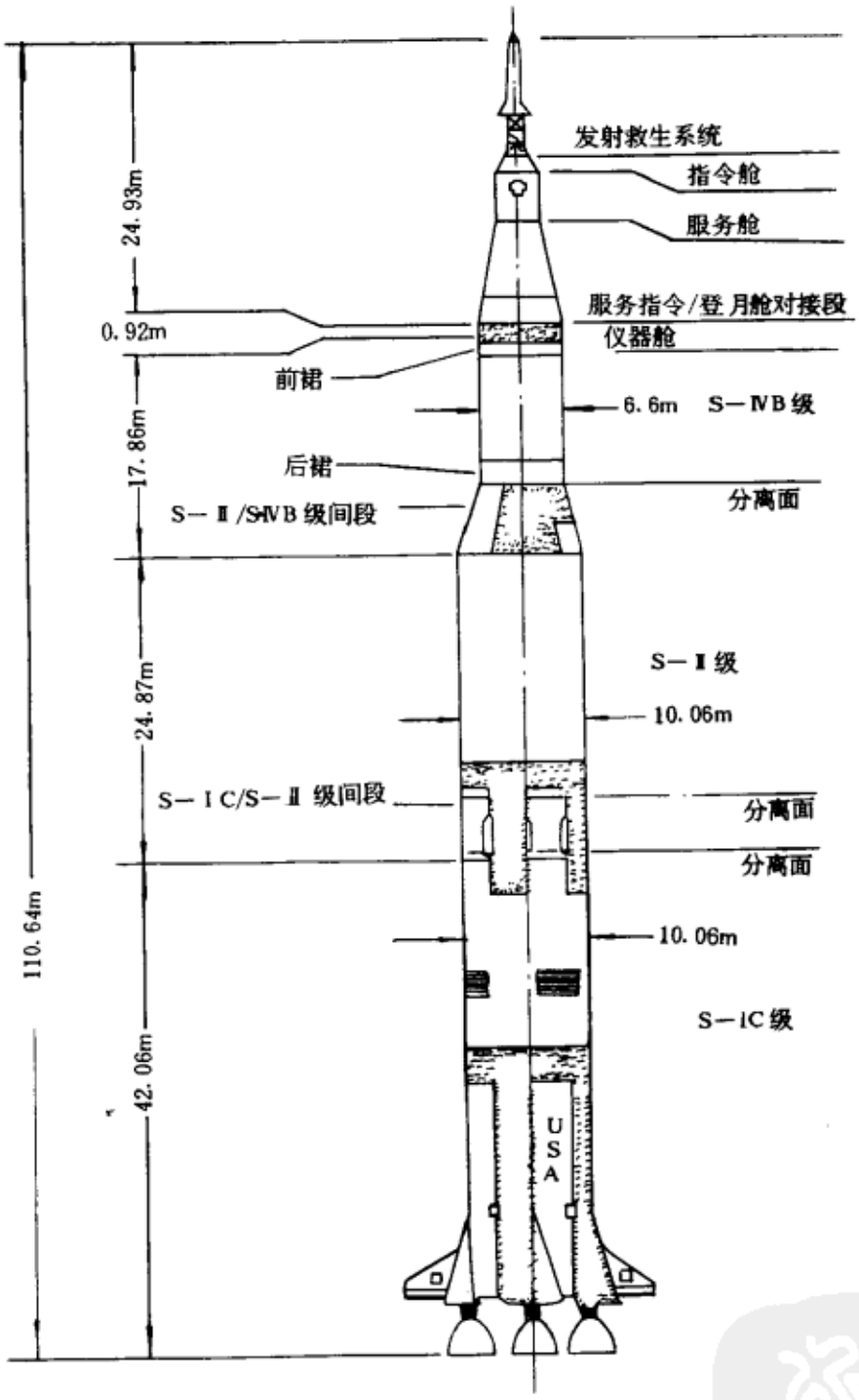
**运　载　能　力**

| 发射场 | 轨道倾角 | 运载能力(t) | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 185km 圆轨道 | 1000km 圆轨道 | 地球同步转移轨道 | 地球同步轨道 | 逃逸轨道 |
| 东靶场 | 28.5° | 120 | 82.5 | 60 | 30 | 50 |

# 总　体　布　局

“土星Ⅴ”运载火箭由一子级(S-ⅠC级)、二子级(S-Ⅱ级)、三子级(S-ⅣB级)、仪器舱、级间段、级间分离装置、箭船分离装置、发射救生系统等部件组成。一子级采用串联式贮箱,推进剂为液氧与煤油RP-1,动力装置由5台F-1大推力发动机组成,其中4台在外围,均可摆动

±5°，一台在中央，是固定不动的。尾部装有 4 个尾翼和 4 个整流罩。在故障情况下，尾翼可以阻尼火箭的旋转角速度，使宇航员能采取措施排除故障，或者离开飞船。二子级采用 5 台 J-2 液氧液氢火箭发动机，发动机的安装方式与一子级的相同。4 台外围发动机可摆动±7°。在二、三子级级间段外侧装有 4 枚反推火箭和 4 枚沉底火箭，在一子级整流罩内装有 8 枚反推火箭。三子级与“土星 S-ⅠB”火箭的二子级基本上相同，使用一台 J-2 发动机。贮箱用共底将贮箱分成两部分，液氢箱在前，液氧箱在后，液氢输送导管配置在液氧箱外侧。三子级上面是仪器舱，舱内安装制导与控制用的平台/计算机系统。整个火箭的布局如图所示。



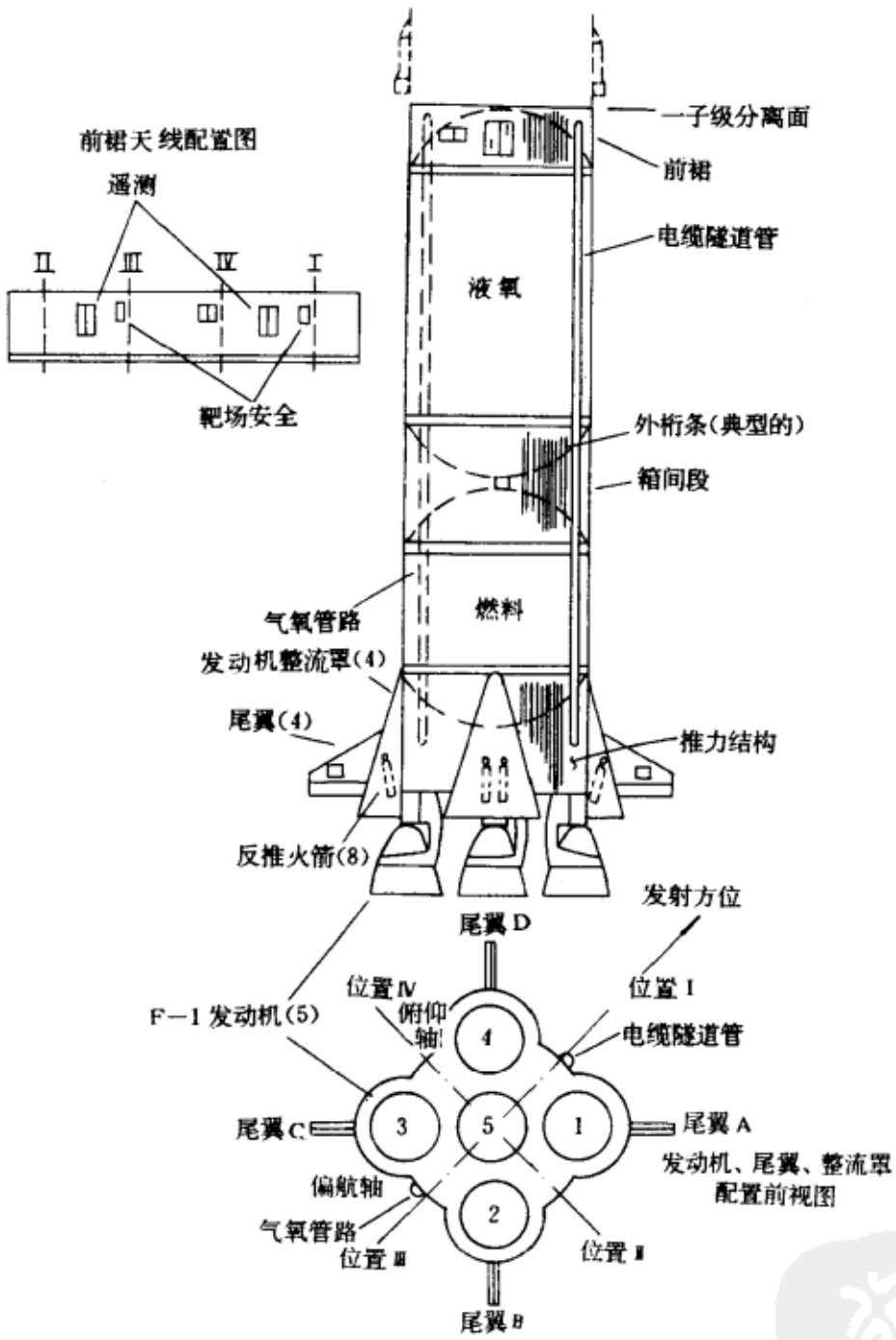

“土星Ⅴ”火箭的总体布局(“土星 SA505”号)

# 箭　体　结　构

运载火箭的箭体基本上采用半硬壳结构，外部用桁条、内部用隔框加强。主要结构材料是铝合金。

## 一子级结构

一子级结构（见图）由前裙、液氧箱、箱间段、煤油箱和推力结构组成。主要结构材料是铝合金。结构选用的极限安全系数大于 1.4，屈服安全系数为 1.10。




一子级结构

前裙　前裙前端与二子级连接，后端与液氧箱连接，前裙中装有前脱落插头连接扳、电气与电子仪器盒、液氧箱与级间段的排气系统。蒙皮用隔框与桁条加强，蒙皮材料为 7075-T6 铝

合金。

液氧箱　由上、下底与圆筒壳组成。筒壁用机械铣切的"T"形剖面加强肋加强。用环形隔框与加强肋连接,以抑制液氧晃动,增强箱体的稳定性。环形隔框还作为4个氦气瓶的支架。上、下箱底均为半椭球形。下底上装有防晃与消旋用的十字形板。液氧箱箱壁的厚度不等,分8个壳段逐渐变薄,从后段的0.64cm变薄到前段的0.48cm。

箱间段　箱间段采用波纹板蒙皮和环形隔框结构。蒙皮材料为7075-T6铝合金。箱间段上装有煤油箱排气口和与脱落插头连接的液氧加注与排泄接头。

煤油箱　煤油箱由圆筒壳和上、下底组成,是尾段与箱间段之间的承载结构。箱体用2219-T87铝合金制成,其壁厚从后段的0.49cm逐渐向前分4段变薄至前段的0.43cm。箱体内壁装有防晃隔框,下底上装有十字形消旋板。来自液氧箱的5条输送导管贯穿煤油箱,通往发动机。下底内壁粘有一层轻质泡沫填料作为煤油吸附器,使贮箱中残留的无用燃料减至最小。

推力结构　推力结构是把5台发动机产生的集中载荷扩散为作用于煤油箱周边的的均匀载荷的承力结构,也是发动机附件、底部防热扳、尾翼、推进剂管路、反推火箭和环境控制管路的支撑结构。推力结构的外蒙皮用7075-T6铝合金制成。结构的下端框上有4个牵制点,必要时可以在发动机全推力状态下牵制住火箭,还能承受整个火箭和有效载荷的全部载荷。

防热板　防热板位于一子级底部发动机摆动平面的前部,用于在飞行时保护发动机和底部结构。防热板采用蜂窝结构,夹芯由15—7PH不锈钢箔制成,厚2.45cm,面板厚0.254mm,用钎焊将面板与夹芯焊在一起。

发动机整流罩　整流罩用于保护一子级外围的4台发动机,使其免受气动载荷的影响。每台外围发动机均用一个半圆锥形整流罩保护。整流罩下部(115.5位置以下)用钛合金,上部用铝合金制成。整流罩内部装有反推火箭和发动机作动器支架。

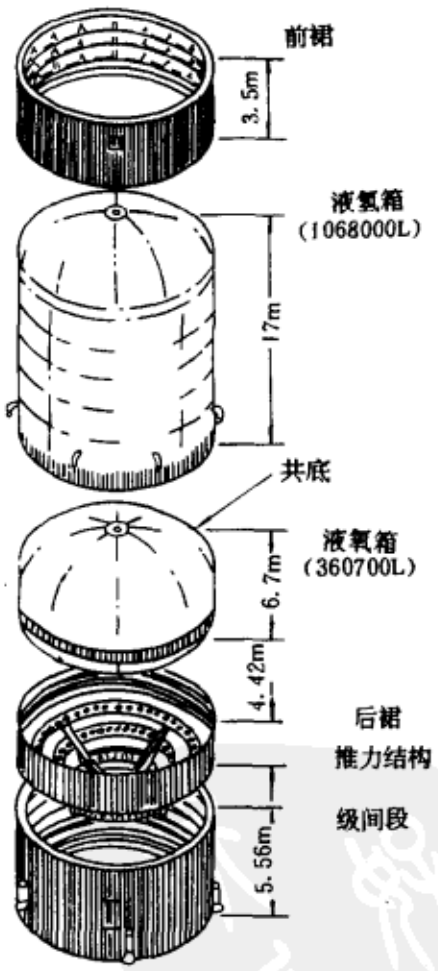
尾翼　用4个固定尾翼来增强火箭的气动稳定性。尾翼蒙皮材料是钛合金。

## 二子级结构

二子级结构由壳体结构、液氢箱、液氧箱与推力结构组成(见图)。

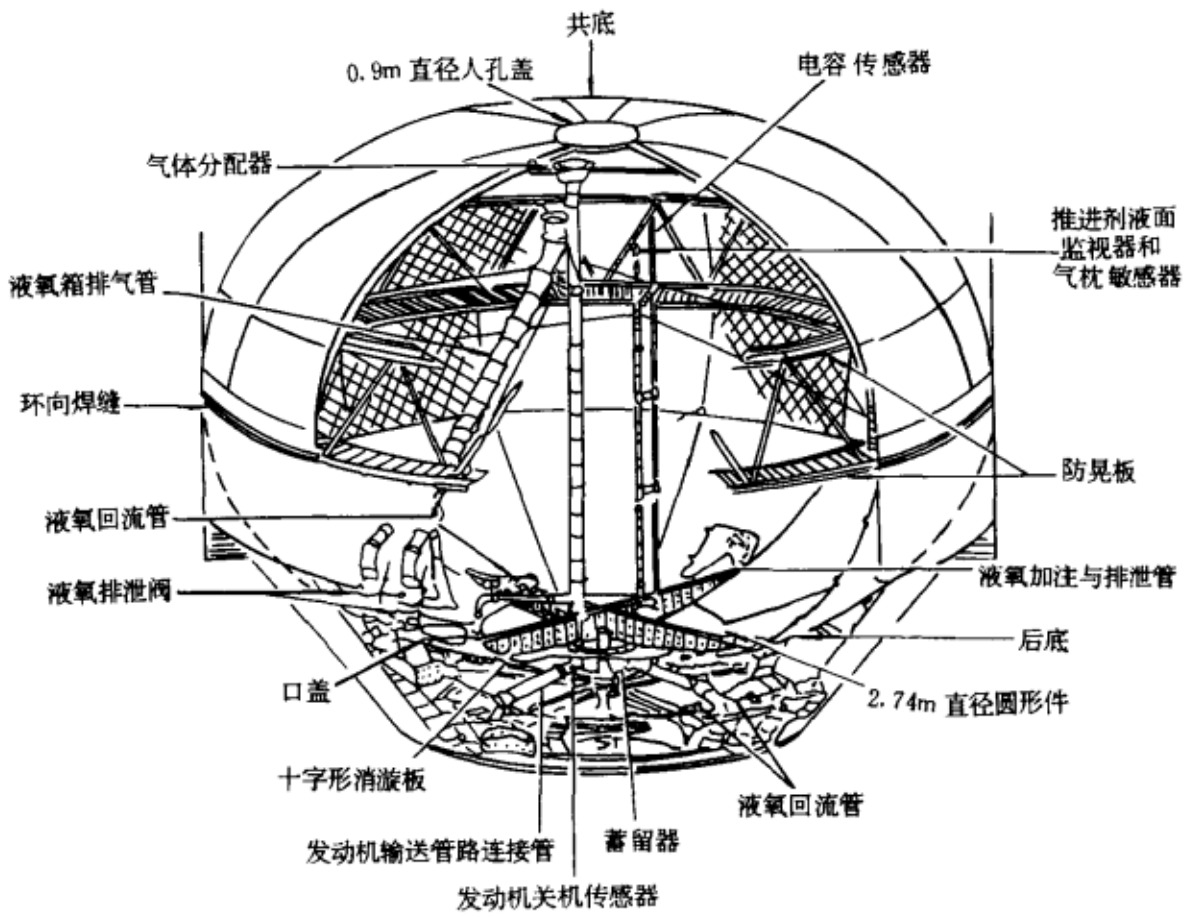
壳体结构　壳体结构由前裙、后裙和级间段组成,各段的结构形式相同,均为半硬壳筒壳,由7075铝合金制成,外部用帽形截面桁条加强,内部用隔框加强以提高稳定性。后裙与级间段受力较大,结构较重。前裙蒙皮厚0.10cm,后裙与级间段蒙皮厚0.18cm。壳体结构传递一、二子级发动机的载荷(轴向与剪切载荷、弯矩)以及相邻级、推进剂箱和推力结构之间的弯矩和轴向力。

液氧箱　由筒段、共底和椭球形下底组成(见图)。下底由瓜瓣件拼焊而成,其内表面铣切成网格形。箱内



二子级结构

装 3 块防晃环板以抑制液氧晃动，下底出口处装有十字形消旋板，用以消除可能出现的漩涡。下底上还装有带 6 个孔的蓄留器，作为 5 台发动机输送管路的加注、排泄口和通道。




二子级液氧箱

液氢箱　由 6 个圆筒壳、椭球形上底与共底组成。各圆筒壳均用纵向与环向加强件加强。圆筒壳和上底均由 2014 铝合金材料制成，用熔焊法焊在一起。

共底　为液氧箱与液氢箱共用，既是液氧箱上底，又是液氢箱下底。共底呈半椭球形，是蜂窝夹层结构，面板由 2014 铝合金制成，夹芯用玻璃纤维/酚醛材料制成，夹芯的厚度不等，顶端厚约 12.96cm，周边厚 0.20cm。夹芯与面板粘接成蜂窝结构。共底中央部位开有直径约 0.9m 的人孔。共底可隔离液氧箱与液氢箱之间的热传导。在共底上没有连接接头或管路通过。共底上面板的周边靠“J”形剖面连接环框与液氢箱箱壁，下面板向下延长一段，与液氧箱下底连接，以保持结构连续性。

液氢箱绝热　液氢箱采用外绝热系统，其优点主要是低温下铝合金箱体强底高、可减小结构质量、工艺与检验操作方便，从而可使绝热系统有较高的可靠性。

液氢箱采用过氮吹洗泡沫填充酚醛蜂窝夹芯绝热系统和喷涂泡沫绝热系统。还研究过双密封蜂窝绝热系统。

氮吹洗泡沫填充蜂窝绝热系统的绝热层是聚氨酯泡沫填充蜂窝。绝热层厚度为 40.6mm（箱壁）和 12.7mm（上底）。蜂窝用耐热酚醛夹芯，外表面是厚 0.051mm 的气障层，该层是用厚 0.038mm 的 Tedlar 聚氟乙烯密封薄膜在浸酚醛的两层尼龙布上热固而成的夹层。再用环氧酚醛粘接到夹芯上，形成蜂窝绝热系统。绝热层与液氢箱箱体也用环氧酚醛粘接。为防止绝热层可能与液氢产生反应以及为解决结构检漏问题，采用氦气来吹洗绝热层。此绝热方案用于前 5 枚“土星 V”火箭。

喷涂泡沫绝热系统用于以后的“土星Ⅴ”火箭。该系统于1967年由马歇尔航天中心的制造工程实验室研制，被用于环形螺接壳段、圆筒段、箱底、前过渡段、焊接件封填区。

喷涂泡沫是低温绝热技术的一项重大突破，其优点是：便于减小质量、易于制造、修补量最小、无需氮吹洗。

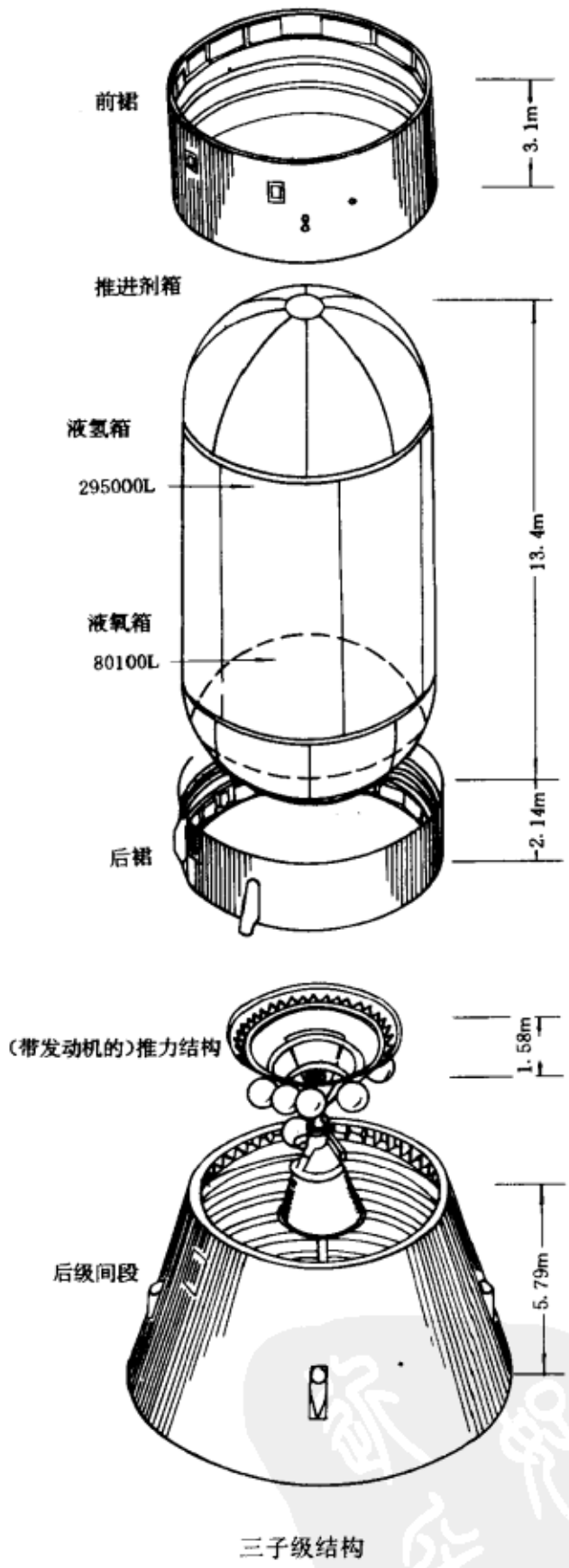
喷涂泡沫绝热系统由内向外依次是：M602环氧酚醛底子再加一层聚酯M底子(在焊缝区用环氧Koropon515-701作底子)；再喷涂19.1mm厚的聚氨酯泡沫；再涂三层聚氨酯树脂涂层；最后涂一层厚0.0051mm的白色抗菌乙烯基聚合物V-455。在前裙泡沫绝热层的斜面上和在整流罩的凸起部分，还粘接6.35mm厚的软木防护板，用以保护绝热层，提高其抗气动加热或剥离的能力。

二子级各部位所用的绝热材料不同。贮箱共底的夹芯用泡沫材料充填，夹芯内部有连通网路，通过此网路可以把氦气挤入共底，对共底进行吹洗和泄漏检查。液氢箱箱壁和上底、螺接环框、前裙部等部段，都用喷涂聚氨酯泡沫材料覆盖。前裙绝热层斜面的外表面还粘接有软木板。在液氢输送管路整流罩、回流管整流罩、液氢加注与排泄口整流罩和系统隧道管的凸起部分，除喷涂聚氨酯泡沫外，还粘接有软木板。

推力结构　推力结构的功能是把5台J-2发动机的推力传给壳体结构，承受发动机推力产生的压缩载荷，承受发动机不工作时发动机质量产生的拉伸载荷以及二子级助推时发动机质量产生的悬臂载荷，还用来安装二子级携带的大部分系统元件。

推力结构与壳体结构一样，也是由7075铝合金制成的半硬壳结构，外形呈截锥形，下端直径5.5m，上端直径10m。蒙皮用隔框和帽形剖面的桁条加强。用4对推力纵梁(每台外围发动机处有一对)和一根支承中心发动机的十字形梁来承受和分散发动机的推力载荷。在推力结构的下部设有防热板。该板用玻璃纤维蜂窝夹层结构，以保护二子级的底部，使其免受发动机排气的影响。

系统隧道管　隧道管装在二子级外表面，截面呈半圆形，直径55.88cm，长18.3m。从后裙通到前裙。管内装有电缆、增压管路和贮箱推进剂消散用的火工品。一子级与仪器舱的连接电缆也通过这条隧道管。




三子级结构

### 三子级结构

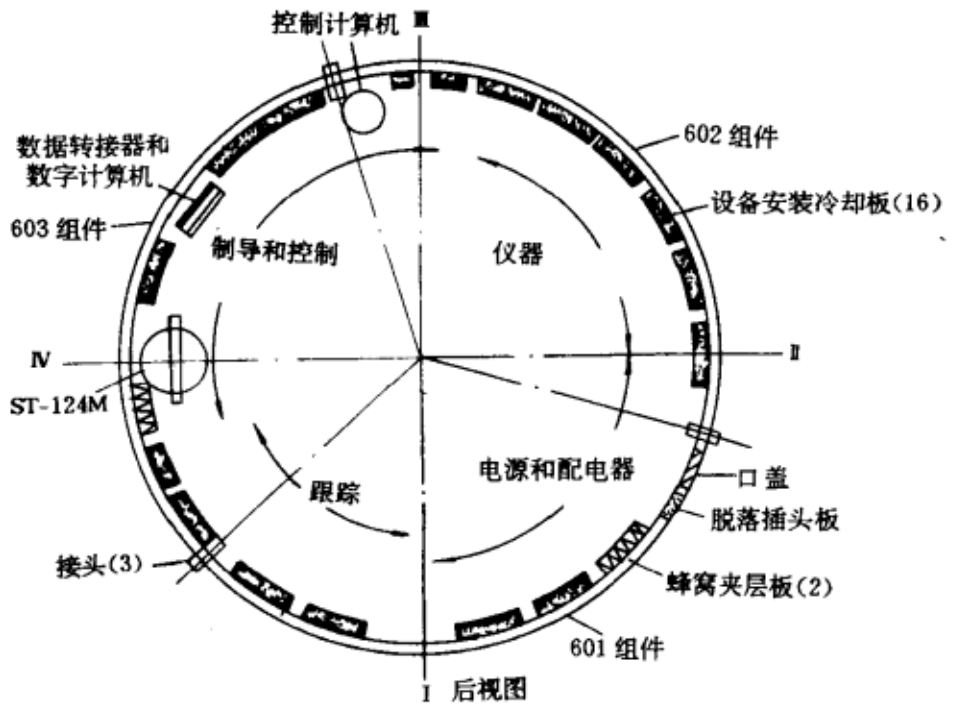
三子级(S-ⅣB 级)的结构(见上图)基本与“土星 I B”的二子级相同。它由前裙、推进剂箱、后裙、后级间段、推力结构组成。但结构质量、直径、外形各异。与“土星 I B”二子级相比较,“土星 V”三子级的前裙、后裙、级间段的质量都有所增加。后级间段外形改为锥形,直径加大了 3.4m。

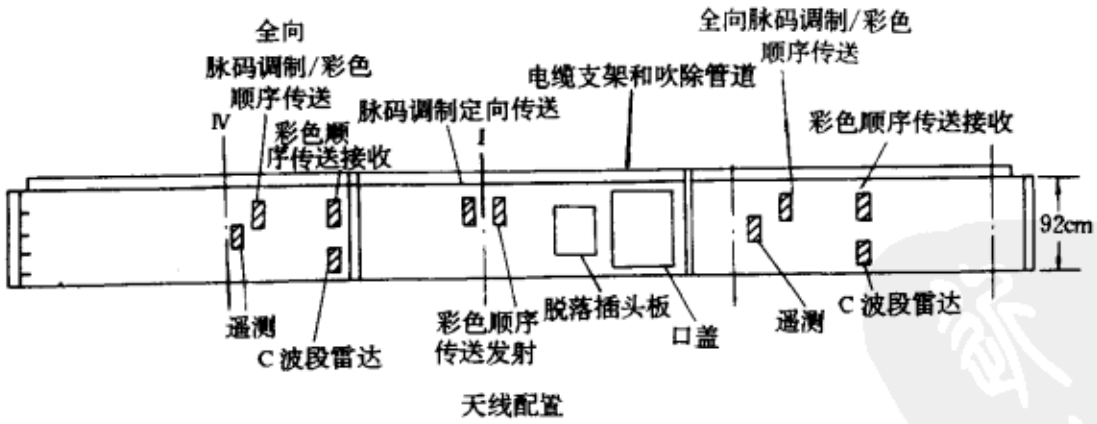
前裙　呈圆筒形,为液氢箱和仪器舱之间的支撑结构。其下端同液氢箱壁和前底的对接面连接,上端与仪器舱对接。通过仪器舱上的检修舱口可检查前裙中的设备。前裙段内装 5 块环境调节板,用来支撑各种电子装置。外装前脱落插头连接板、天线、液氢箱排气口和隧道管整流罩。

后裙段　呈圆筒形,为液氢箱和后级间段之间的承力结构,前端与贮箱用螺栓连接,后端连接到后级间段上。一根易断的张紧连接杆在 S-Ⅰ分离时断开,使后裙与后级间段分离。

后级间段　呈锥形,最大直径 10.06m。它是 S-ⅣB 和 S-Ⅱ级之间的承力结构,也是 S-ⅣB 和 S-Ⅱ级之间电气和机械连接的交接处。级间段上安装 S-Ⅱ级的反推火箭。分离时级间段仍与 S-Ⅱ级连接。

推进剂贮箱及共底的制作方法及其与后底的连接基本上与“土星 I B”二子级相同。




天线配置

仪器舱配置图

### 仪器舱结构

仪器舱结构及其与飞船的对接相同于S-ⅠB火箭的仪器舱,仅配置有区别。

仪器舱环境控制系统在飞行前和飞行中为仪器舱设备提供适当的工作环境。

环境控制系统由温控系统、飞行前吹除系统、气浮轴承供气系统、危险气体检测系统组成。

各系统的配置及其作用为:温控系统亦称冷却板、位于仪器舱和S-ⅣB级内,各有16块冷却板,每块冷却板有许多用丝锥攻出的螺栓孔,螺栓孔以格栅形式配置,便于安装元件。所用的循环冷却液为60%甲醇和40%软水混合液,每块冷却板至少能消散热能420W。

气浮轴承供气系统为ST-124-M3惯性平台气体轴承提供氮气。氮气贮存在仪器舱内一个56.6L的球形气瓶中,压力为20.68MPa。在仪器舱气动控制台的控制下,通过脱落插头对气瓶充高压氮气。低压开关监视气瓶中压力,若压力下降到低于6.9MPa,则ST-124-M3稳定平台停止工作,以排除对气体轴承的阻尼。

## 推 进 系 统

"土星Ⅴ"推进由一、二、三子级发动机、推进剂输送系统、增压系统、推进剂管理系统和利用系统组成。

### 一子级推进系统

**发动机**

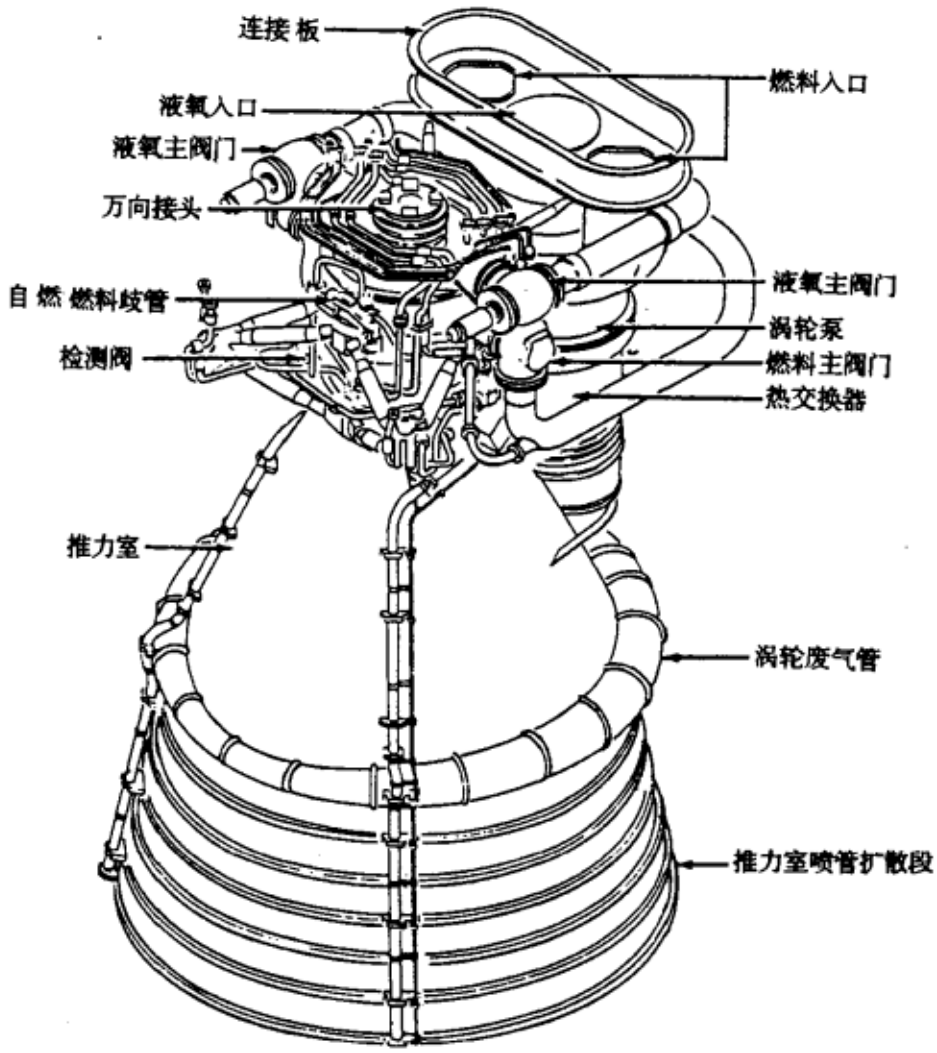
发动机于1959年1月由洛克达因公司负责研制。它是一种一次起动、定推力的双组元推进剂发动机,采用液氧作氧化剂,RP-1煤油作燃料,液氧和燃料的混合比为2.27∶1。一子级装5台F-1发动机。1台固定安装在中心,4台在外围。外围4台发动机可以摆±6°.F-1发动机采用钟形推力室,推力室压力7.619MPa,膨胀比10∶1,用燃料进行再生冷却;还有一个可拆锥形喷管延伸段,把推力室的膨胀比增加到16∶1,用燃气发生器的排气冷却。用一台涡轮泵组给推力室输送液氧和RP-1燃料。涡轮泵由燃气发生器驱动。测量系统监视发动机的性能和工作状态。每台F-1发动机质量8390kg,高5.79m,最大直径4.57m。发动机的主要组件有:推力室、涡轮泵、燃气发生器。

推力室　它是管壁再生冷却式结构,外部有4组承力支架,两组用于固定涡轮泵安装座,两组作为摆动联动装置的固定点。在推力室喷管出口处有涡轮排气支管,在喷注器注入端有燃料支管,焊接在推力室周围增强帽带上的支架和螺杆作为绝热垫的连接点。推力室喷注器是多孔结构,铜制燃料环和氧化剂环形成喷注器表面。

燃气发生器　用液氧和RP-1煤油推进剂,由两个火药点火器点燃,产生热燃气,驱动涡轮旋转。

涡轮泵　由同一涡轮轴上的燃料泵和氧化剂泵组成,用RP-1作润滑剂。它安装在燃烧室上,从而为燃气发生器提供一个刚性安装架,同时也减少了许多挠性连接。

F-1发动机起动和关机程序:电信号使燃气发生器点火。火药点火将导火索烧熔,由地面液压打开氧化剂阀门,再打开燃气发生器阀。推进剂在贮箱压力作用下进入燃气发生器被点燃,产生的燃气驱动涡轮旋转,泵出口压力随之增高,自燃燃料隔膜破裂,主燃烧室点火。点火监控阀打开燃料主阀门,开始主级工作。




F-1 发动机的主要组件

发动机关机时按正常飞行关机程序，首先关闭中心发动机，随后关闭 4 台外围发动机。

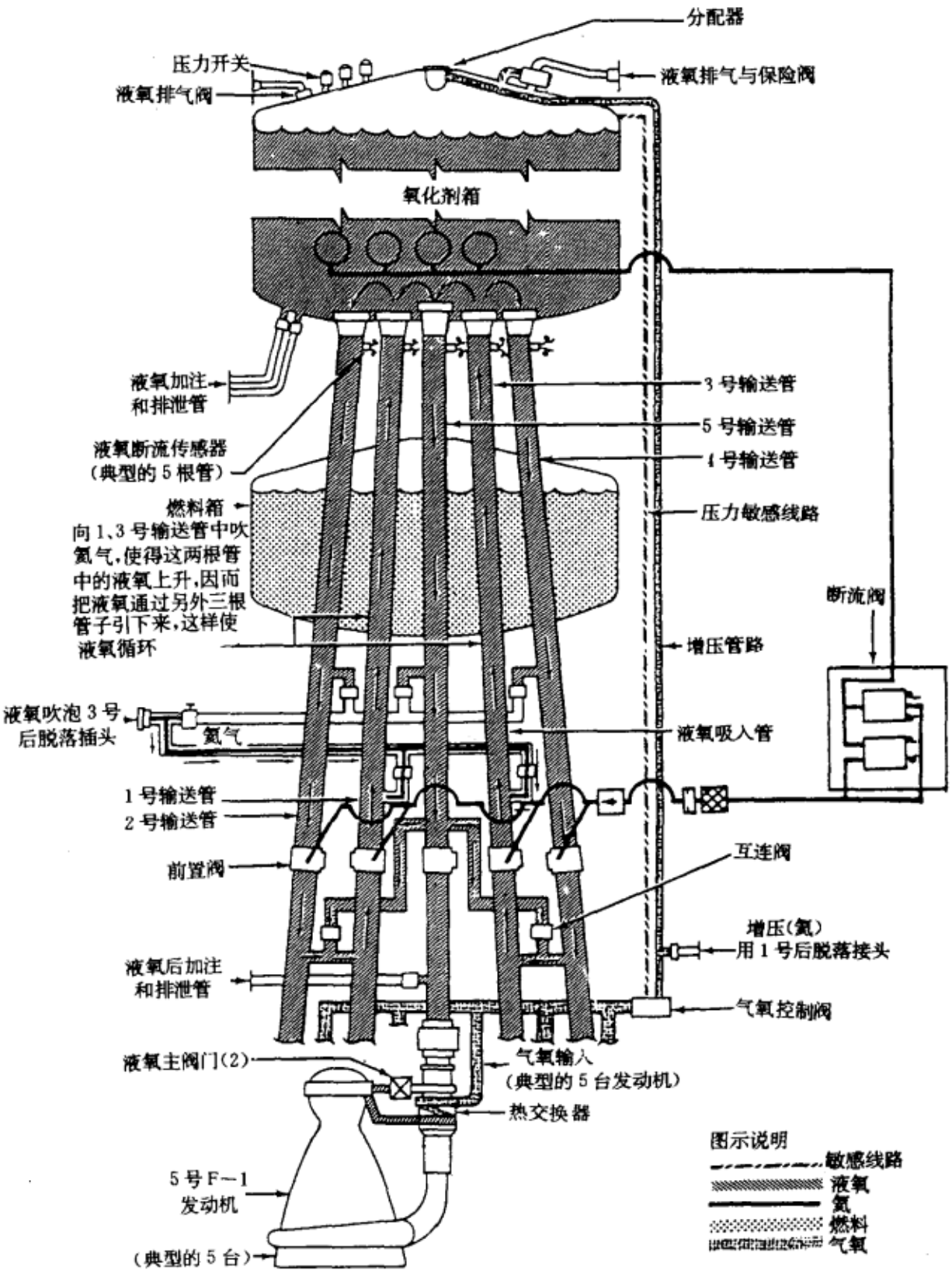
中心发动机按仪器舱发出的指令关机，外围发动机按光学液氧耗尽传感器和备用的燃料耗尽传感器发出的信号关机。

来自仪器舱的指令传递给开关选择器，以便能选择一台外围发动机的关机电路。当 4 个液氧液面传感器中两个或两个以上接通时，计时器工作。计时器记时结束，就给每台外围发动机的中止电磁阀通电，液氧主阀门与燃料主阀门先后关闭，推进剂断流，发动机关机。

**输送系统**

液氧输送系统　该系统由 5 根输送管把贮箱中液氧输送给发动机。为了补偿发动机摆动和结构应力产生的移位，每根管子都装有摆动和滑动接头。不管发动机摆到哪个位置，容积压力补偿管都能保证液氧流量不变。每根输送管有一个前置阀，前置阀阀腔中充有氦气并作为吸收发动机脉冲的蓄压器。

燃料输送系统　燃料输送系统通过两根直径 30.48cm 的输送管给每台 F-1 发动机输送 RP-1 煤油。每根输送管与液氧输送管一样装有摆动和滑动接头，并起相同作用。每根燃料输送管也有一个前置阀，作为主发动机燃料断流阀的应急辅助阀。前置阀中有流量计。燃料箱箱底有发动机关机燃料液位传感器。当燃料耗尽时，若液氧传感器未能关闭发动机，则可用它关闭发动机。




一子级液氧输送系统

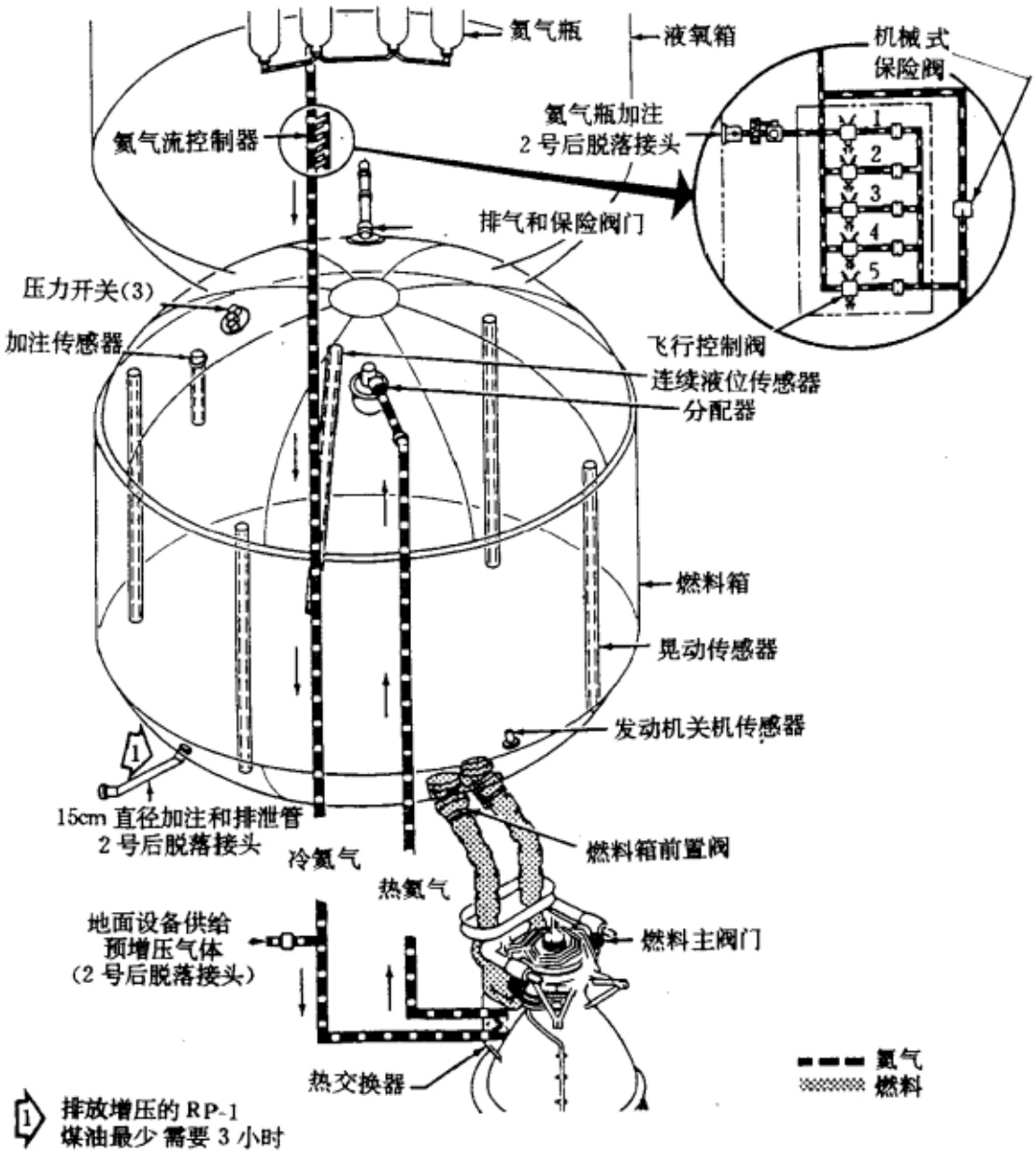
**增压系统**

液氧箱增压　为保证在发动机起动、建立推力为主级工作期间在涡轮泵入口有适当的净正抽吸压头,需要对液氧箱预增压。预增压用的增压气体为氦气,飞行期间用气氧增压。

其工作过程是:把供给每台发动机头部的一部分液氧送入热交换器,在此由涡轮排气加热使之变成气氧,加热后的气氧通过气氧增压管和气流控制阀输送到液氧箱。敏感线路将贮箱压力反馈给气流控制阀,控制阀根据反馈压力来调节气氧的流量并保持贮箱气枕压力在

124.11～137.9kPa范围内。

燃料箱增压　飞行时由液氧箱中氦气瓶的氦气增压。以氦气控制器中的5个电磁阀保持燃料箱的压力。1号阀在起飞前首先打开，飞行中，随着氦气瓶的压力下降，仪器舱发出指令，依次打开2、3、4号阀，以不断地保持贮箱的压力；如果贮箱压力下降到134.45kPa以下，飞行增压开关就打开5号阀，当贮箱压力上升到148.24kPa时再关闭5号阀。




子级燃料输送系统

## 二子级推进系统

### 发动机

二子级发动机系统由5台用液氢和液氧作推进剂的一次起动的J-2发动机组成。4台外围发动机平行于级的中心线安装，发动机悬挂在摆动轴承上，可进行推力矢量控制。一台中心发动机固定安装在级的中心线上。

J-2发动机的结构、型号、起动和关机程序与“土星ⅠB”火箭二子级采用的J-2发动机相同。J-2发动机情况详见“土星ⅠB”火箭。

**输送系统**

液氧输送系统　含有 4 根直径 20.32cm、带真空绝热外套的输送管、1 根不绝热的输送管和 5 个常开前置阀。

其功能是将液氧输送给 5 台发动机。在发动机起动时，贮箱中的液氧通过的置阀和输送管流入每台发动机。主阀门关闭后约 300ms，液氧前置阀关闭，从而为液氧输送系统提供双重关闭机构。

液氢输送系统　含有 5 根直径 20.32cm、带真空绝热外套的输送管和 5 个常开前置阀。前置阀在贮箱加注后一直关闭到 S-Ⅱ级接到点火指令才打开。

其功能是将液氢输送给 5 台发动机。在发动机起动时，贮箱中的液氢通过前置阀和输送管流入每台发动机。主阀门关闭后约 425ms，前置阀关闭，从而为液氢输送系统提供双重关闭机构。

**增压系统**

液氧箱增压　利用液氧涡轮泵出口引出的液氧，经过加热变成气氧进行增压。其工作过程是：由每个热交换器出来的气氧通过贮箱增压调节器进入公共增压管，然后通过气体分配器进入贮箱。在二子级发动机点火后 180s 时，增压调节器按指令打开，直至二子级工作结束。气枕压力最高不超过 289.58kPa。超过此压力时，就要打开贮箱保险阀进行排气，以防止压力继续增加。二子级点火后约 360s，压力达到最大。

对液氧箱分级增压的目的是增加泵入口净正抽吸压头，减少由泵引起的发动机推力变化。

液氢箱增压　在二子级动力飞行段，液氢箱利用气氢增压。气氢是从每台外围发动机推力室氢喷注器歧管中引出来的。此后，气氢进入子级的歧管，通过增压管和贮箱增压调节器，最后通过液氢箱气体分配器进入贮箱，增压气体流量随液氢箱气枕压力变化而变化。

二子级发动机工作后约 5min 时，来自子级开关选择器的分级增压指令使调节器完全打开，并保持到二子级助推结束为止。当调节器完全打开时，液氢箱中压力达到 227.53kPa 额定值。液氢箱的排气阀控制贮箱中压力不超过额定值。

**推进剂利用系统**

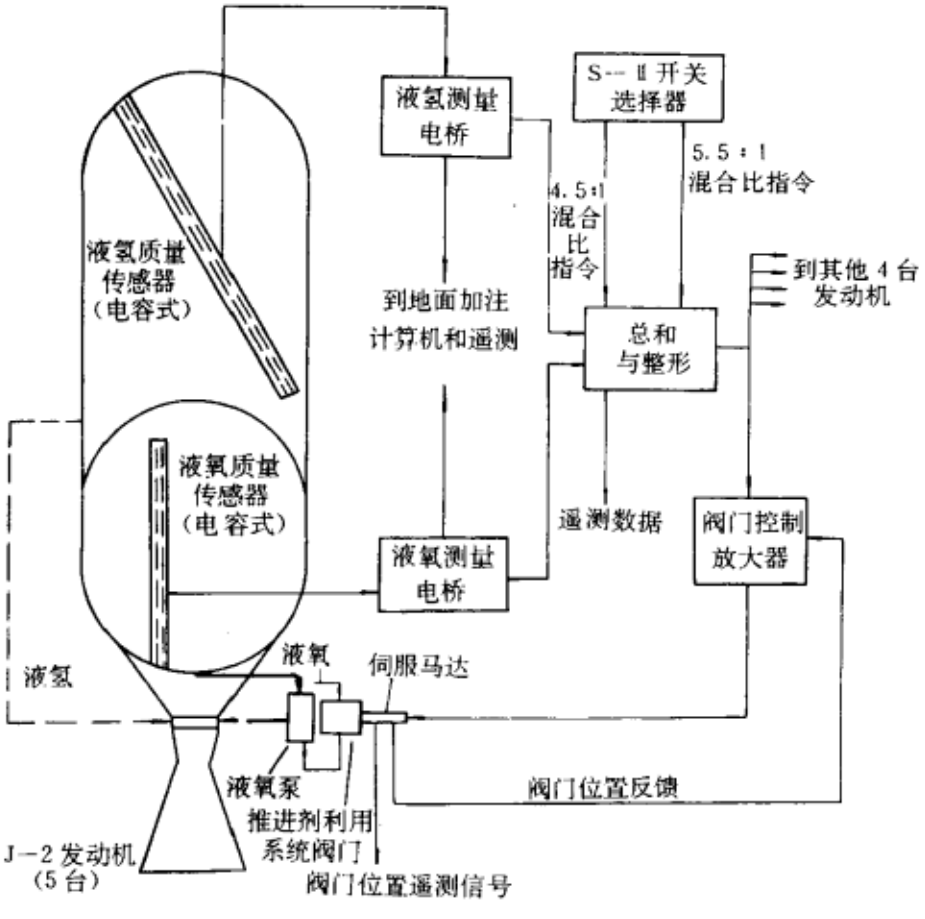
推进剂利用系统通过控制液氧和液氢的混合比使推进剂两组元同时耗尽。此系统由旋转阀及电控制器组成。其工作过程为：发动机起动时，推进剂利用阀处于中位，此时，推进剂混合比为 5∶1，在 J-2 发动机起动后 5.5s，箭载数字计算机给推进剂利用阀发出指令，使阀调到混合比为 5.5∶1 的位置上。当火箭速度增量达到预定值时，火箭数字计算机再次给推进剂利用阀控制电路发出指令，使剩余助推期的混合比为 4.3∶1。

**推进剂管理系统**

二子级推进剂管理系统(见图)在二子级工作的各阶段监视和控制推进剂。它利用液氧和液氢箱中的电容传感器和点液位传感器来监视贮箱中的推进剂量；按程序加注推进剂时，点液位传感器用来给地面设备提供贮箱中推进剂液位指示；在飞行中，点液位传感器在推进剂耗尽时发出信号给计算机，使发动机平稳关机。电容传感器的输出信号由遥测系统发给地面站，地面就可监视和记录推进剂消耗情况。

**排气阀**

排气阀在火箭飞行时作为保险阀，把贮箱中过量气枕气体直接排到箭体外面。操纵贮箱排气阀的压力由两套独立的氦气系统提供，一套用来启动液氧箱排气阀，另一套用来启动液氢箱排气阀。




二子级推进剂管理系统

液氧箱排气阀把液氧箱的气枕压力限制到 289.58kPa 以下。

液氢箱上有两个相对安装的排气阀。在一子级工作时，限制液氢箱气枕压力在 172.37kPa 以下，在二子级工作时，限制气枕压力在 227.53kPa 以下。

为了人员的安全，在每个贮箱上都装有一个加注超压开关。在加注推进剂时，超压开关向地面设备发送超压信号。

## 三子级主推进系统

### 发动机

三子级采用单台 J-2 发动机。J-2 发动机是为了满足大推力、高性能、具有再次起动能力的上面级的需要而设计的。在“土星Ⅴ”上，对 J-2 发动机仅在绝热，限流孔、热交换器接头方面加以改进。此外，为使三子级 J-2 发动机再起动，起动箱具有再次充氢能力。

在设计中，整个发动机采用焊接连接，热燃气与推进剂可分离的各个接头都采用双层密封，以防止泄漏，提高可靠性。

三子级发动机基本上与二子级 J-2 发动机相同。J-2 发动机第一次工作是在三子级分离后开始的，直至火箭进入地球轨道。第二次工作时，将三子级/仪器舱/飞船送入月球转移轨道。J-2 发动机再次起动与第一次起动相同，仅起动箱加注过程不同，在以前的工作期间，起动箱中注满液氢和气氢。为保证有足够能量驱动液氢和液氧泵涡轮旋转，允许有 80min～6h 的等候时间。要用最短时间，通过自然加温使起动箱取得足够压力。使涡轮废气系统的热气冷却下来也要用最短等候时间。延长加热时间会造成起动箱的能量损失。因此规定在发动机再起动前的等候时间最多不超过 6h。

**输送系统**

液氧输送系统　通过直径 15.24cm 的低压导管把液氧箱中液氧输送给发动机。发动机工作时,每分钟给发动机输送 195.2kg 液氧,压力在 172kPa 以上。输送管上安装有波纹管,用来补偿发动机摆动、制造误差和结构连接处的移位。

液氢输送系统　液氢通过直径 48.26cm 低压导管输送给 J-2 发动机涡轮泵,低压导管外部用真空套绝热。导管在温度 207℃和输送压力为 793.66kPa 时,每分钟能输送 36.24kg 液氢。导管位于共底接合面上部的贮箱后壁上。导管上装有波纹管,其作用与液氧输送管上的波纹管相同。

**增压系统**

液氧箱增压　由地面冷氦气源给液氢箱中 9 个冷氦气瓶充气。其工作过程为:在 S-Ⅱ、S-ⅣB 级分离后,增压系统工作,冷氦气瓶中的冷氦通过热交换器膨胀后进入液氧箱,一小部分冷氦通过控制孔由热交换器旁通过,在进入液氧箱之前与热气混合,飞行控制压力开关控制液氧箱控制组件中的电磁阀,把贮箱压力控制在 262～282kPa 范围内。送入液氧箱的气流由辅助压力开关监视。如果正常的压力开关失灵,由备用压力开关操纵液氧箱控制组件中的电磁阀来控制液氧箱压力。再增压时仍用气瓶中的冷氦,冷氦先经氧/氢燃烧器加热、膨胀,最后进入液氧箱。压力开关通过打开和关闭控制液氧箱再增压的电磁断流阀,使液氧箱压力保持在 262～282kPa 范围内。

液氢箱增压　从 J-2 发动机引出的气氢通过液氢箱增压组件流入液氢箱。当贮箱压力增加到 213kPa 时,飞行控制压力开关关闭增压组件的阀门,使贮箱压力保持在 193～213kPa 之间。再增压时使用球形气瓶中的冷氦。其工作过程为:冷氦经液氧箱控制组件时,压力下降到 2.65MPa,接着经液氧箱再增压控制装置进入氧/氢燃烧室,在此加热膨胀,最后进入液氢箱,压力开关打开或关闭再增压控制组件中的电磁断流阀,使贮箱压力保持在 193～213kPa 范围内。

**推进剂利用系统**

工作原理同二子级,只是各阶段控制的混合比不同,在发动机起动时的混合比为 5∶1,并且在第一次工作时一直保持这个值。发动机再次起动之前,推进剂利用系统(见图)的阀门按指令完全打开,以达到约 4.5∶1 的混合比,并保持在此位置上,直至发动机工作约 120s 为止,然后推进剂利用阀接收指令,回到零位,混合比变为 5∶1。如果三子级发动机延时到第二次入轨时再起动,推力达到 90%时,由开关选择器指令使发动机混合比由 4.5∶1 变为 5∶1。

**推进剂管理系统**

三子级推进剂管理系统基本上类似于二子级。

**氦气源**

液氢箱中有 9 个球形氦气瓶用于液氧箱增压与再增压和液氢箱再增压。推力结构上装有 8 个具有环境温度的球形氦气瓶,其中 5 个用作液氢箱再增压的备用气源,两个作为液氧箱再增压的备用气源,一个作为气动控制操作的气源。发动机上起动箱内的球形氦气瓶用作发动机气动控制操作的气源。

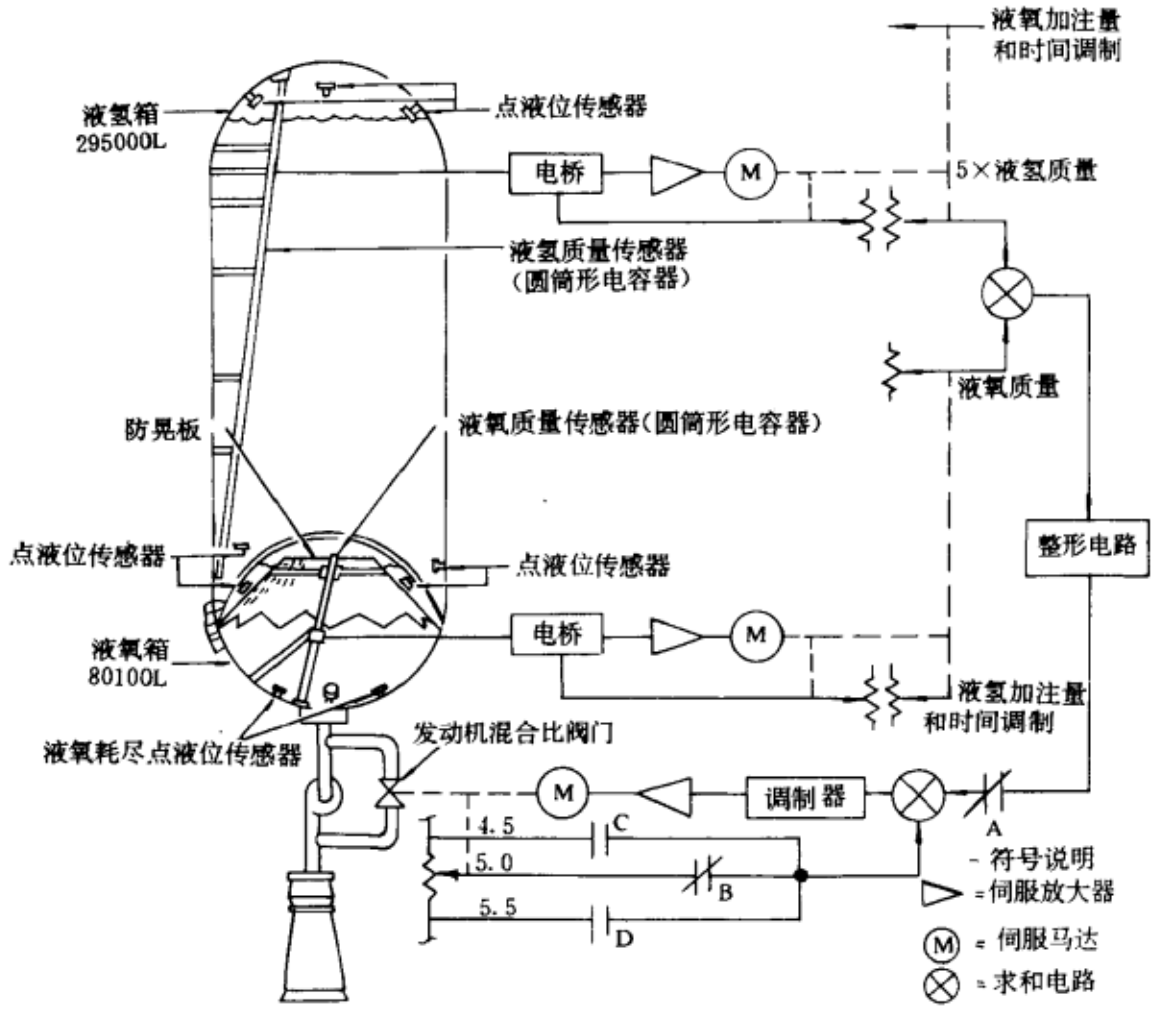
**排气系统**

三子级排气-安全系统用于防止贮箱产生过压,并可在需要控制排气时,按指令进行排气。推进剂箱按程序进行推进和非推进排气。飞行时通常安全阀动作,氧蒸气通过非推进排气系统排出。特殊的非推进安全排气则由飞行程序和地面专门指令来控制。在三子级第一次和第二

次工作之间，液氢箱根据指令通过推进排气孔排气，使推进剂沉底。

液氧排气系统　该系统包括推进排气口、排气和安全阀以及非推进排气口、开启件和非推进排气阀。它用于三子级正常工作时控制液氧箱排气，并在贮箱中出现过压时卸压排气。

液氢排气系统　该系统用来对液氢箱进行推进或非推进排气。它由定向控制阀按指令控制通过地面排气管排气或通过飞行非推进排气管排气。




三子级推进剂利用系统

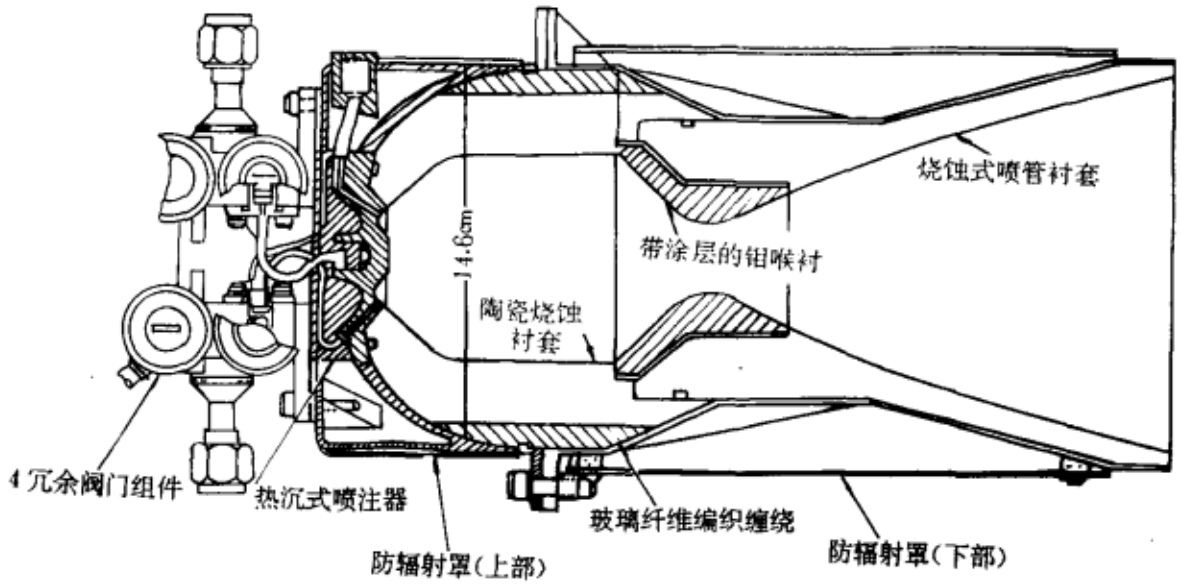
## 三子级辅助推进系统

辅助推进系统的功能：在动力飞行时仅控制三子级的滚动，而在滑行时则控制子级的三轴姿态和推进剂沉底。每个舱有 3 台姿态控制发动机，其中两台控制滚动和偏航，一台控制俯仰。还有一台沉底发动机用于在三子级发动机关机后及发动机第二次起动前使贮箱中的推进剂沉底。

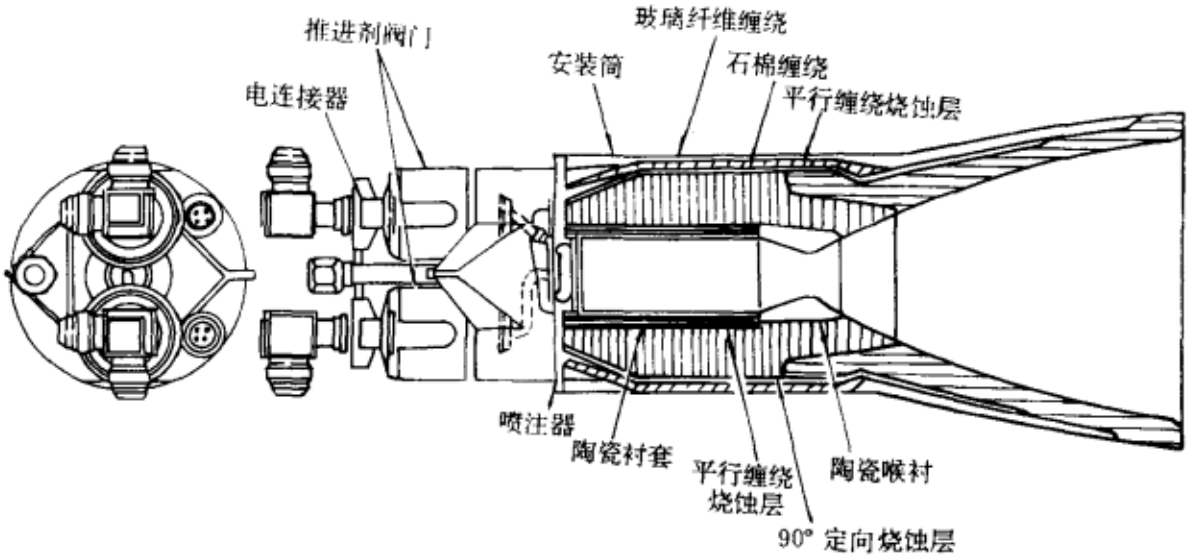
三子级辅助推进系统共有 8 台发动机，分置在两个舱中。每个舱内有 4 台发动机，其中 3 台推力 667.5N 的控制发动机，1 台推力 311.5N 的发动机。两个舱互成 180°，安装在三子级后裙上，可以拆卸，便于检查或更换。每个舱自备氧化剂，燃料和增压系统(氮气)。采用挤压式输送系统，该系统由单独的燃料箱和氧化剂箱、各自的推进控制器和给发动机分配推进剂的歧管组成。

发动机采用四氧化二氮和一甲基肼推进剂。控制发动机(见图)用 8 个控制阀，燃料与氧化剂系统各 4 个。为防止故障，控制阀以串并联形式配置。推进剂沉底发动机(见图)在燃料和氧

化剂管路中只用单个阀门，发动机工作的最小脉冲时间 70ms。




控制发动机




推进剂沉底发动机

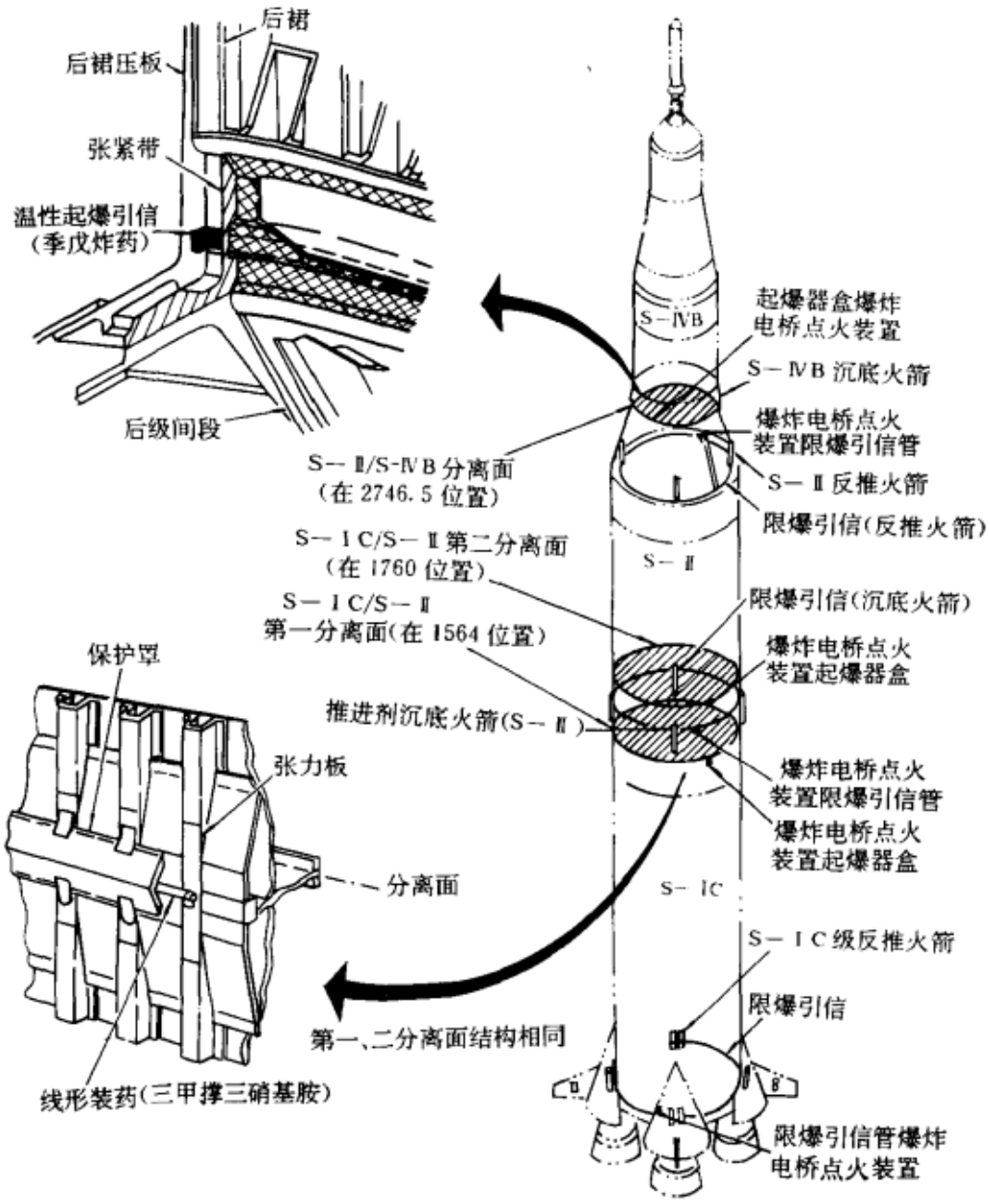
## 分 离 系 统

一、二子级的级间分离采用双面分离技术，即级间结构在两个分离面上分开，而二、三子级的级间分离则在一个分离面上分开。

一、二子级的级间分离程序：1)爆炸电桥点火装置解保；2)火工品准备指令通过二子级开关选择器送给一子级电路，给爆炸电桥装置提供 28V 直流电，准备第一分离面分离和反推火箭点火，并将准备指令通过二子级开关选择器送给二子级电路，把 28V 直流电供给爆炸电桥装置，准备沉底火箭点火和第二分离面分离；3)随着外围发动机关机，二子级沉底火箭点火；4)第一分离面分离，并解开闭锁装置，使第二分离面能够分离；5)在第一分离面分离后约 30s，仪器舱(计算机)发出分离指令，第二分离面分离。即向二子级开关选择器发送分离指令，以触发

火工品导火索并引爆第二分离面的线形装药。线形装药爆炸，切断级间段。J-2 发动机排气，火箭加速并产生反作用力，两者的联合作用使级间段减速。

二、三子级的级间分离程序为：1)发出级间分离火工品准备指令，由二子级开关选择器接通二、三子级电路，并将 28V 直流电加至爆炸电桥点火装置，使级间分离和反推火箭点火；2)以相等间隔安装在级间段周边的 4 枚反推火箭在级间分离后点火，二子级减速。



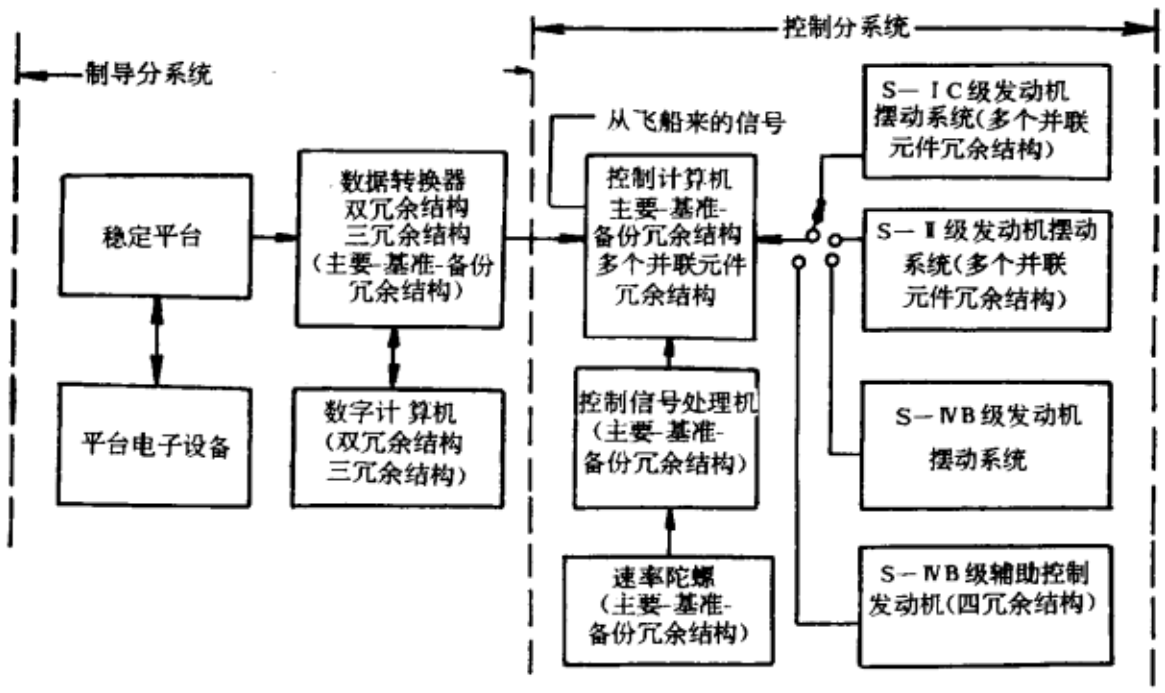

级间分离系统

## 制导和控制系统

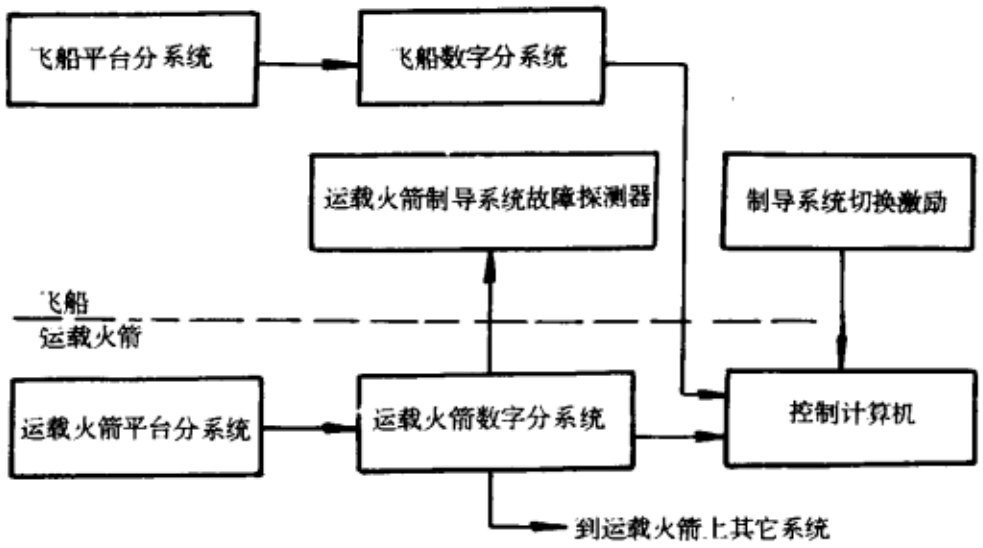
制导和控制系统用的冗余技术：

为了尽可能提高系统的可靠性，“土星Ⅴ”在设计时较保守。一方面，采用的元器件和技术是最大限度地经过飞行验证的；另一方面，采用的冗余技术以提高可靠性。对系统所采用的冗余技术介绍(见图)如下：

1)稳定平台　采用整个系统备份的方法，在进入地球轨道和月球过渡轨道段，用飞船上的平台及制导系统作为“土星Ⅴ”运载火箭的备份(见图)。还考虑另一种备份系统，就是采用第二




制导和控制系统用的冗余技术框图



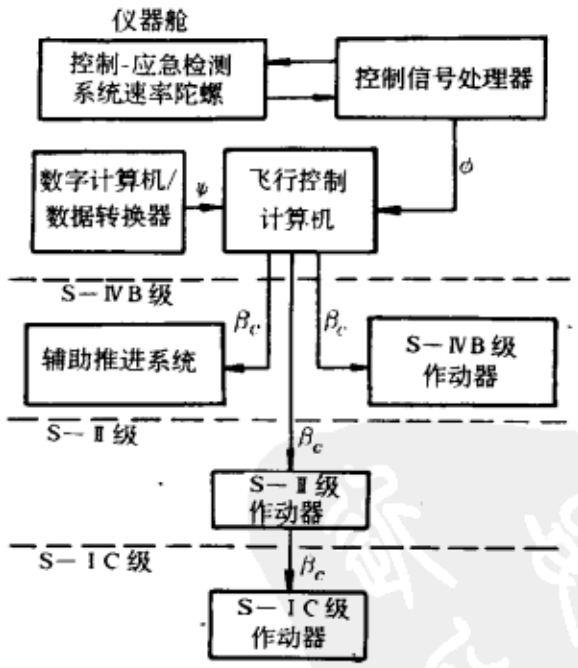

平台备份系统图

套捷联式制导系统作为稳定平台制导系统的备份。

2)平台元件　对关键元件采用了冗余技术,如:常平架上的分解器;加速度计上的光学编码盘;陀螺和加速度计的激励电源。

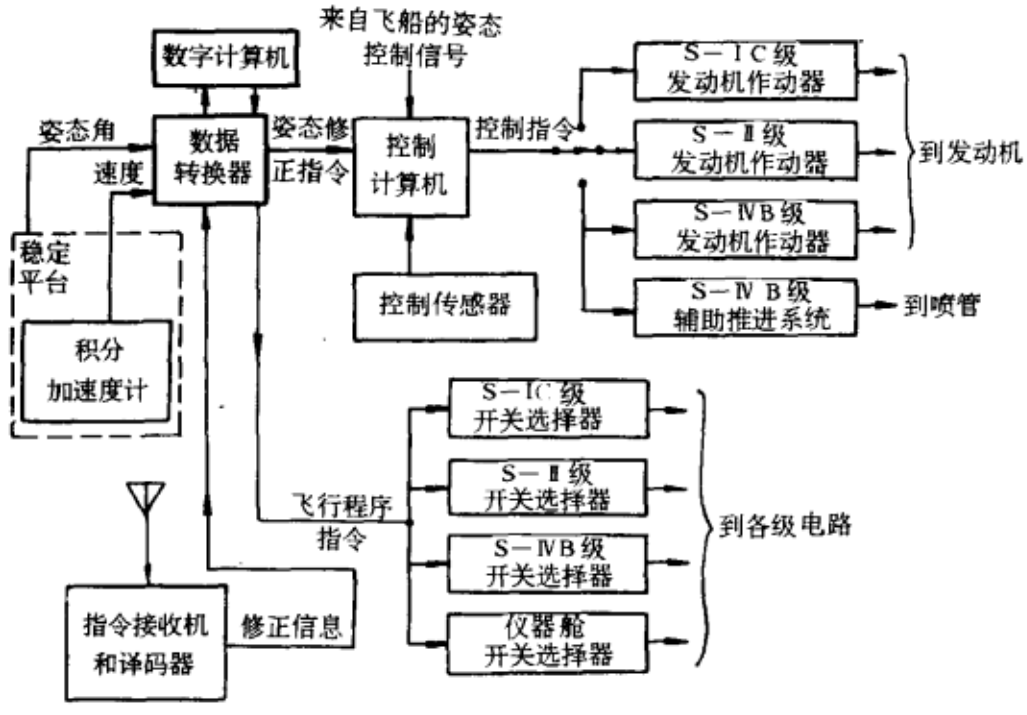
3)速率陀螺　采用三冗余结构,与"土星IB"火箭相同。

"土星Ⅴ"制导和控制系统的功能、工作原理及组成与"土星IB"基本上相同。由于"土星IB"为二级火箭,而"土星Ⅴ"为三级火箭,其中一子级有5台发动机,中间一台是固定的,外围4台可以摆动,控制火箭的俯仰、偏航和滚动;二子级也有5台发动机,中间1台固定,外




控制系统框图

围 4 台可摆动；三子级与“土星 I B”的二子级相同，用一台摆动发动机和辅助推进系统，而相应的制导和控制框图有部分改变。在系统组成中比“土星 I B”少了二个控制加速度计。另外，为了载人飞船的安全，采用了多种冗余技术。制导和控制框图见图。




制导和控制系统框图

控制系统的组成与框图如图所示。在火箭飞行时一、二子级由子级外围的 4 台发动机摆动进行姿态控制，三子级动力飞行段由 J-2 发动机摆动进行俯仰、偏航控制，由辅助推进系统进行滚动控制，滑行段由辅助推进系统进行俯仰、偏航和滚动控制。

## 液　压　系　统

### 一子级液压系统

该系统包括液压源、摆动作动器和发动机控制器。

一子级装有 5 台 F-1 发动机。火箭的姿态控制是通过液压作动器双向摆动外圈的 4 台发动机来实现的。

S-1C 级液压系统(见图)的任务是在火箭主动段飞行期间，接受计算机控制指令，双向摆动发动机以提供控制力矩，从而稳定和操纵火箭沿最佳计算轨道飞行。

液压系统的设计考虑　S-1C 级独特之处是尺寸很大，F-1 发动机的推力和质量几乎比 H-1 发动机大 10 倍。摆动这种大发动机的液压系统也是前所未有的。这种大尺寸使按常规采用液压油作为传动介质的液压系统设计变得相当困难。于是采用了压力为 12.41MPa 的 RP-1 煤油作为传动介质。煤油直接取自发动机涡轮泵，经过液压系统作功后又返回到发动机系统。因为发动机涡轮泵能提供的流量比液压系统所需的大得多，因而是很好的恒压源。这种压力较低、开路、单一通道的液压系统非常简单，同时因为采用的元件数量少，所以系统的可靠性高。

这种液压系统的缺点是煤油粘性低、润滑性差、容易腐蚀、污染难以控制、容易着火不安

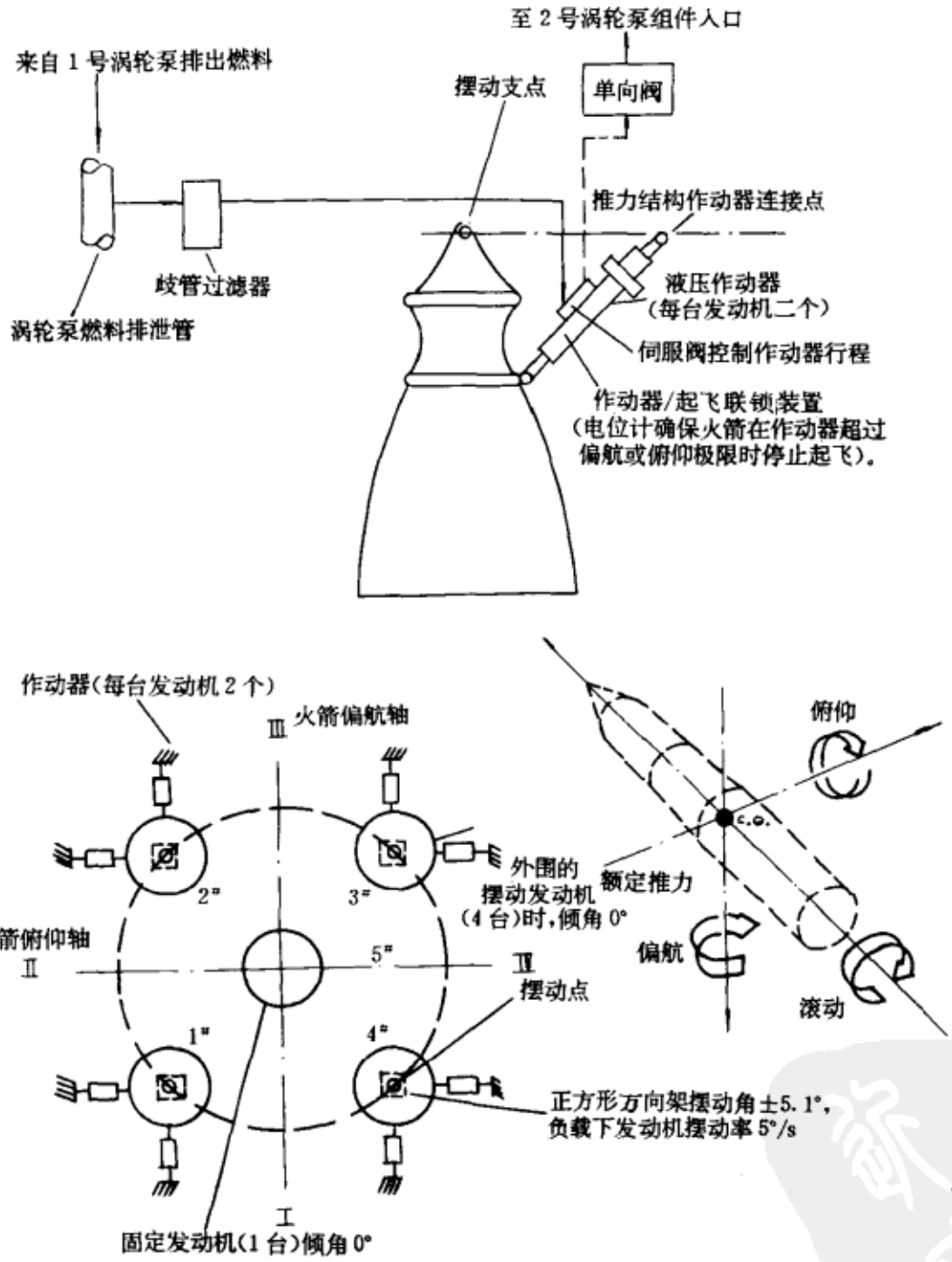
全。为了克服用煤油作为液压传动介质的缺陷，采取了如下措施：

1)伺服阀的各液压孔道设计得相当大，以便能经受比在常规系统中经常出现的更高的污染。

2)为了避免在室内使用易燃的 RP-1 煤油，在制造厂和试验室试验时，要使用符合军用标准 MIL-H-5606 的液压油。对于某些系统试验，则用物理性能和 RP-1 相似，而又符合安全要求的 RP-1 喷气燃料。

3)采用与 RP-1、RJ-1 和液压油等液体(一种液体或其它混合物)都能相容的 Viton A 作为密封件。

4)在液压系统中采用高效率过滤器。单一通道的低压系统，对于某一特定摆动速度需要的流量较大，因此污物也更多。同时单一通道中的过滤器在一个通道所做的过滤工作，必须和在闭路液压系统中对液体所做的多重过滤工作一样多。这些都需要有高效率的过滤器。




一子级液压系统

液压系统组件及其特性同其它液压系统相比，这个系统非常简单，除管道和某些辅助阀门外，仅用两个伺服作动器。液压系统不需要主泵和辅助泵，飞行中的液压能源直接取自发动机燃料涡轮泵。这种燃料经过伺服作动器作功后又返回发动机系统。地面检测的液压能源则由地面能源设备通过箭上分配器供给，在作动器作功后又经过箭上分配器返回地面能源设备。

作动器设计要求，伺服作动器是S-1C级液压系统唯一的关键部件。它和“土星Ⅴ”其它级上的作动器一样，主要由电液流量控制伺服阀和由它控制的双向直线作动的液压作动筒组成。为了提高可靠性，设有预滤旁通阀，以便让燃料在不通过伺服阀和过滤器的情况下，对液压系统进行过滤清洗。为了确保最大可靠性，每个作动器内还装有一个全流量过滤器和取样阀。为了改善作动器的性能，伺服阀采用了动压反馈技术。

从发动机涡轮泵来的液流压力较低，而需要的作动力却很大，这就决定了伺服作动器的活塞面积要大，并且要设计一种三级伺服阀，以提高其响应速度。

当火箭在飞行中遭受最大动压时，发动机将要经受最大的摆动力矩，作动器以5°/s的最大摆速摆动外围发动机±5.166°。

为保证运载火箭的总可靠性，就要提高每个分系统的可靠性。在伺服系统不采用冗余技术的情况下，用机械反馈的伺服作动器来提高系统的总可靠性。机械反馈的主要缺点是：伺服作动器线性度差，分辨力低，改变发动机摆动的动态响应特性所需要的开路增益变化弹性小，但其优点是：当从伺服放大器来的信号消失时，伺服作动器有自动回到零位的特性，系统可采用更加先进的流体放大技术，此外，由于取消了电气反馈元件及其有关的导线和电源，机械反馈能使伺服作动器一体化和小型化，从而能使运载火箭减少326根控制回路导线（质量减小22.7～45.4kg）和744个锡焊接头或卷边接头，从而又从总体上提高了火箭的可靠性。

二子级液压系统

二子级有5台J-2发动机，其中一台固定于中心位置，利用伺服作动器双向摆动外围4台发动机，为运载火箭提供姿态控制力矩。液压系统组成和工作原理与“土星ⅠB”二子级的相同，只是具体参数上有区别。

**伺服作动器组件**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 活塞直径 | 112.8mm | 延伸行程 | 38.4mm |
| 活塞杆直径 | 44.5mm | 收缩行程 | 38.4mm |
| 有效面积 | $83.8\times10^{-4}m^2$ | 全行程 | 76.7mm |

**总系统数据**

| | |
|---|---|
| 液压油 | 军用标准MIL-H-5606A |
| 供油压力 | 24.1MPa |
| 回油压力 | 0.689MPa |

发动机摆动角±7°

工作过程为：发动机点火时，液流在压力作用下接通主泵与蓄压器和油箱的压力管道。S-1C与S-Ⅱ级分离后，S-Ⅱ级开关选择器指令打开蓄压器的闭锁阀门，使高压流体流到每个作动器、贮存流体的蓄压器在主液压泵工作之前提供摆动能量。S-Ⅱ级发动机主级工作时，由主液压泵供给伺服作动器高压流体，操纵发动机以8°/s摆速摆动±7°。

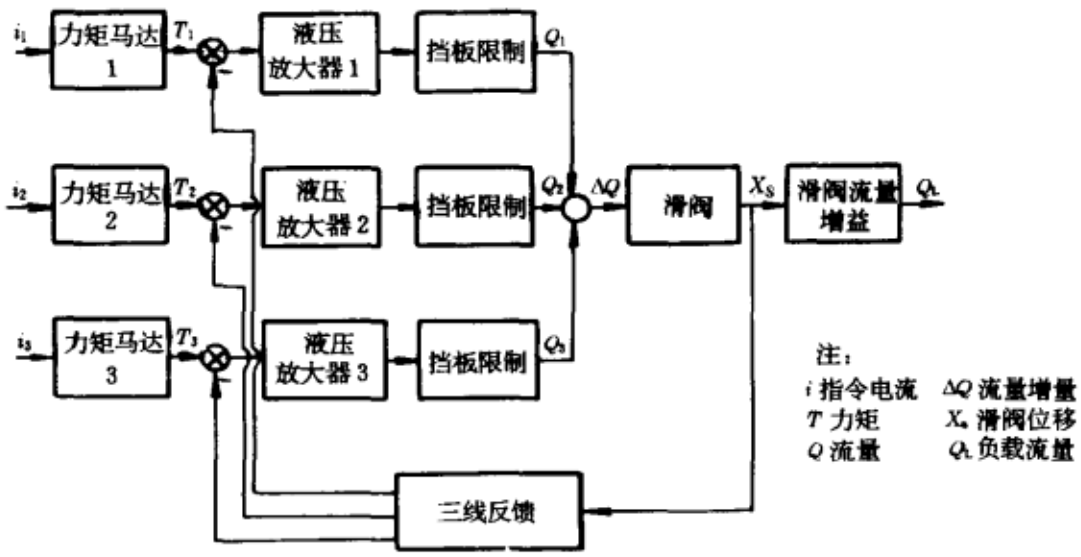
一、二子级都采用多台发动机结构。每台外围发动机都由各自的液压系统摆动。这种方案具有足够的操纵可靠性。当其中一个作动器发生故障时，通过控制其余3台发动机的位置，仍

能给火箭足够的控制力矩。

### 三子级液压系统

该系统是在“土星ⅠB”火箭二子级液压系统基础上改进而成的。除伺服作动器外,液压系统的组成和工作原理与“土星ⅠB”二子级液压系统完全相同。

为了完成载人登月任务,“土星Ⅴ”三子级的伺服作动器需要更高的可靠性。发动机用两个伺服作动器控制俯仰和偏航。其液压能源来自发动机驱动的油泵。伺服作动器的低功率部分既精密,又复杂,不可能任意加大或加强,提高其可靠性的办法是对不可靠元件采用冗余线路。这种技术的基本原理是“多数表决”。三子级液压系统伺服作动器采用了这种技术。伺服作动器有3个伺服阀,3条电路,并按输入信号进行表决(见图)。




“多数表决”伺服阀框图

如果其中一个线路因故障而损坏,另外两个线路仍然能够完成控制任务。这种具有冗余线路的伺服作动器与常规非冗余线路伺服作动器的可靠性比较见下表。

**冗余与非冗余线路的伺服作动器的可靠性比较**

| 类型 \ 工作状态 | 地面检测 | 飞行状态 |
|---|---|---|
| 非冗余线路伺服作动器 | 0.909 | 0.99882 |
| 冗余线路伺服作动器 | 0.862 | 0.99993 |

由表中可以看出,采用冗余线路的伺服作动器线路复杂,元件数量大,因此在地面检测时,其工作可靠度要比非冗余线路伺服作动器低。但是在飞行状态下,冗余线路伺服作动器的可靠度则显著提高。

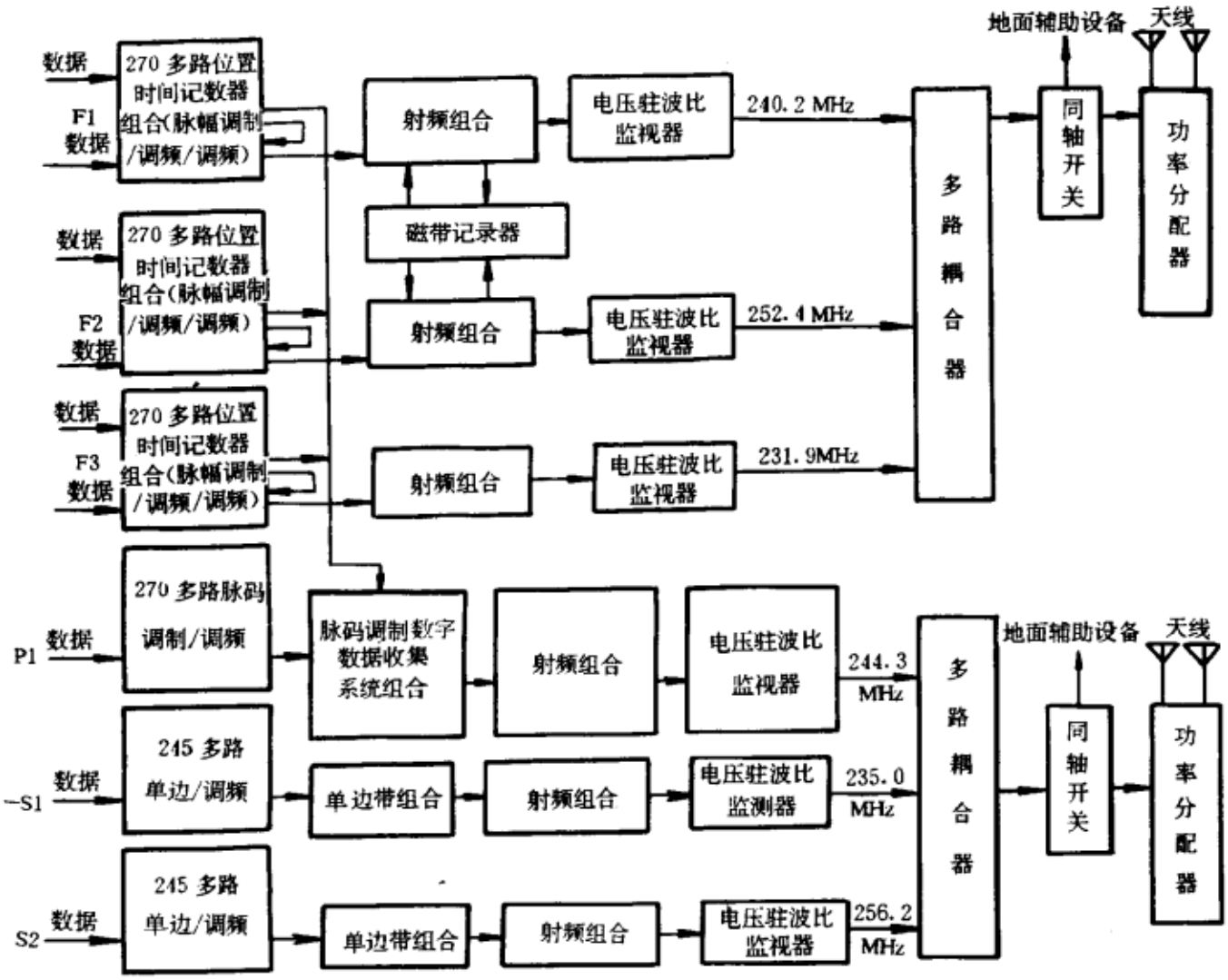
# 遥测和跟踪系统

## 遥测系统

该系统包括一子级、二子级、三子级和仪器舱遥测系统。各级遥测系统都能独立工作。其发射频率均为甚高频(230～260MHz)。作用基本上与“土星ⅠB”相同。

### 一子级遥测系统

由脉幅调制-调频-调频系统和脉码调制-调频系统组成(见框图)。



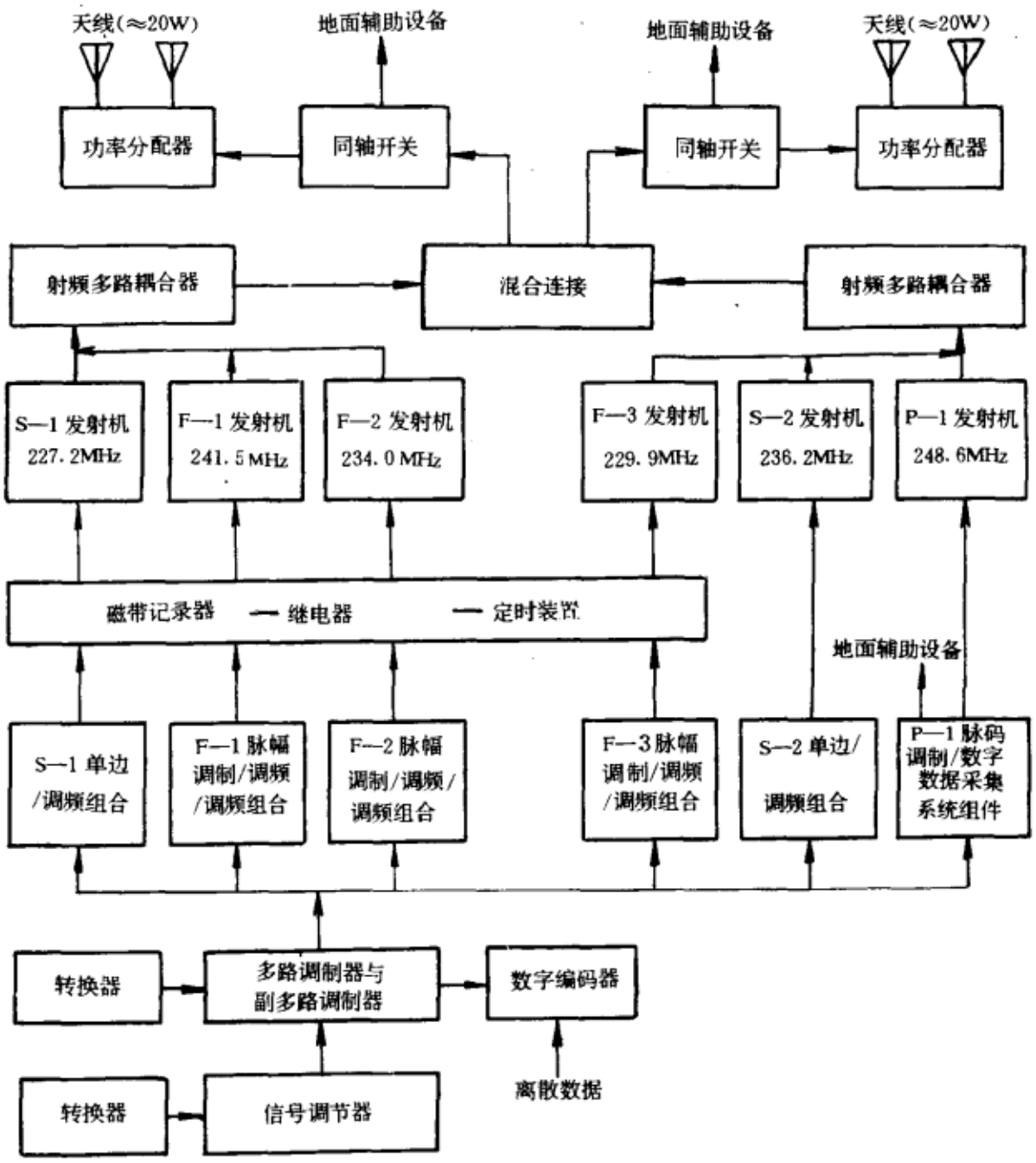

一子级遥测系统

脉幅调制-调频-调频系统用来传输压力、温度等中、低频信号。同时以 1/3 的取样率将时分数据送往脉码调制数据采集系统,传输发射前测试和飞行时的数据。脉码调制-调频系统用来采集和发送模拟数据和数字数据。发射前通过同轴电缆为自动化地面测试发送数据,飞行时通过射频中继线向地面发送数据。

### 二子级遥测系统

该系统(见图)由两套脉幅调制-调频-调频系统和一套脉码调制-调频系统组成。三套遥测系统的射频信号通过射频多路调制器,由公用的全向天线发送出去。

4 副天线互成 90°分开安装,全向覆盖。这种天线是线性、背空、开槽天线,由混合连接环和电源分配器馈电。




二子级遥测系统

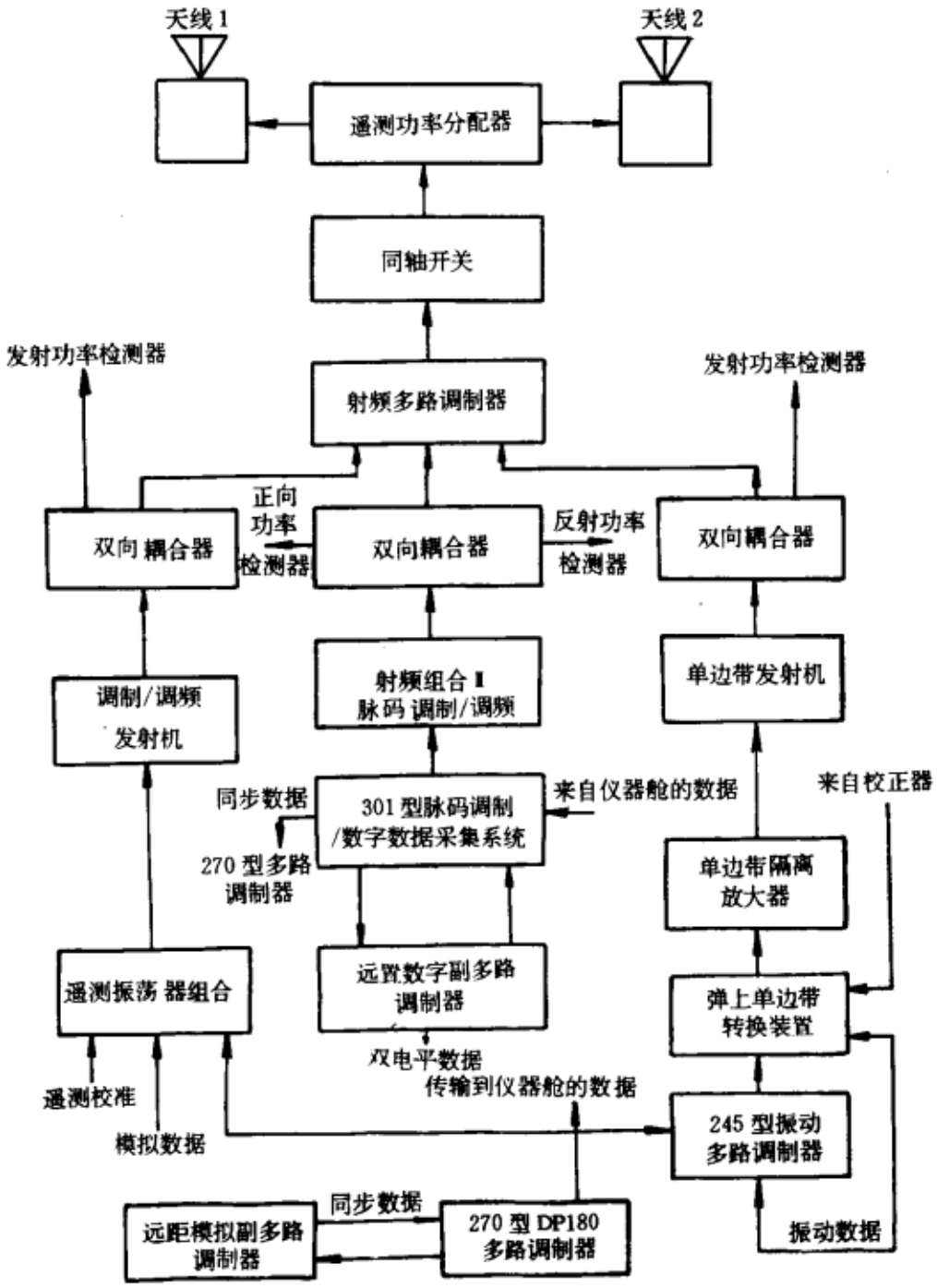
该遥测系统功能基本同一子级的。主要接收测量系统大量的模拟和离散信号，并将其发送给地面站。监测参数有加速度、噪声、离散参数、流量、液位、位置、压力、转数、应变、温度"振动、电压、电流、频率等。

**三子级遥测系统**

该系统(见图)在 SA-507 和 SA-508 型号中采用了两套遥测系统：单边带调制-调频系统和脉码调制-调频系统。在SA-509 上只用了一套脉码调制-调频系统。脉码调制-调频系统的组成与功能同"土星 I B"二子级遥测系统。单边带调制-调频系统由单边带遥测装置、单边带隔离放大器和 Ⅱ 型射频装置组成。

单边带调制-调频系统用来获取飞行中的振动和声音数据。单边带遥测装置有 15 个数据输入通道，每个通道的带宽为 70kHz。单边带隔离放大器接收单边带装置的信号并送出两路输出信号，一路给 Ⅱ 型射频装置，另一路用于地面测试。

两套遥测系统的射频信号通过射频多路调制器送入天线系统。天线系统包括射频功率分配器、开关、耦合器和检拾器。射频检拾器监视发射机功率和反射功率，以便检验射频传输效率。天线为两个折叠的偶极子，位于前裙相对的两边。天线的发射方向图使两个地面站能同时收到信号。



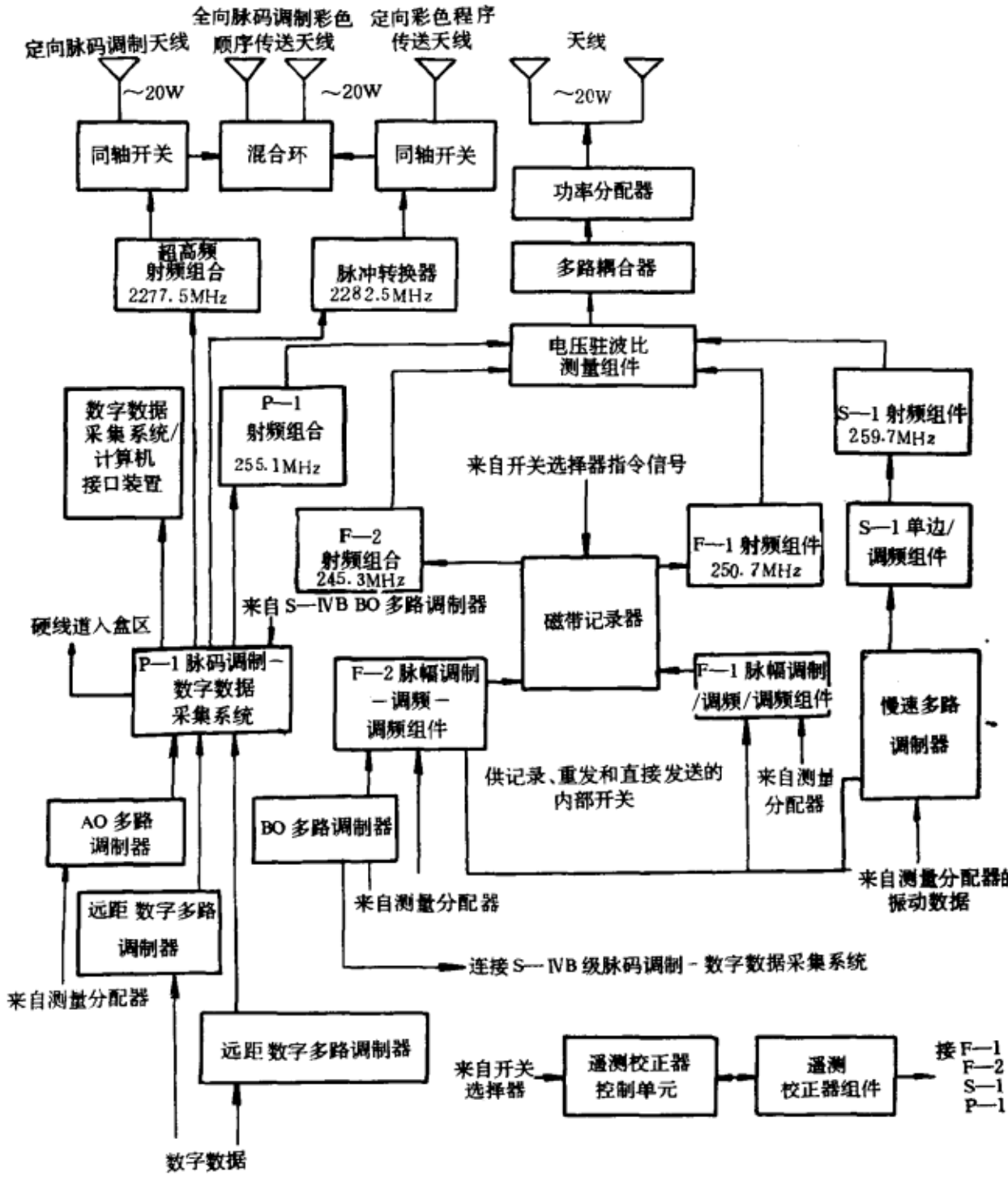

三子级(S-ⅣB)遥测系统

### 仪器舱遥测系统

该系统(见图)有两套遥测系统：脉码调制-调频系统和调频-调频系统。MUX-270 型多路调制器，RDM-410 型遥控数字多路传输器、301 型脉码调制/数字数据采集系统和调频发射机组成了脉码调频-调频遥测系统。MUX-270 型多路调制器、调频副载频振荡器和调频发射机组成了调频-调频遥测系统。

两路射频信号均通过耦合器经天线发送到地面站。射频信号也可以通过同轴开关转换，由同轴电缆传送到地面检测站。仪器舱遥测系统大约处理 200 个测量参数。其功能基本上与“土

星ⅠB"仪器舱遥测系统相同。

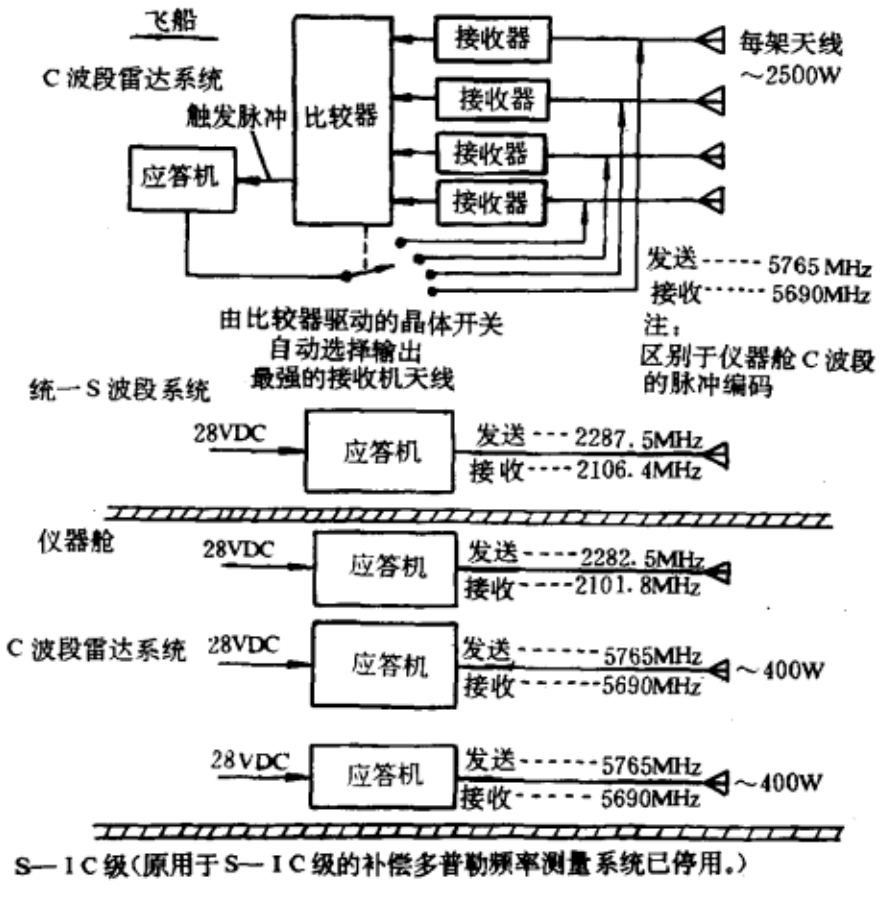



仪器舱遥测系统

## 跟踪系统

为确定火箭的轨道,需要跟踪系统连续向地面站传送信息,跟踪数据用于飞行控制,靶场安全和飞行后评价火箭性能。

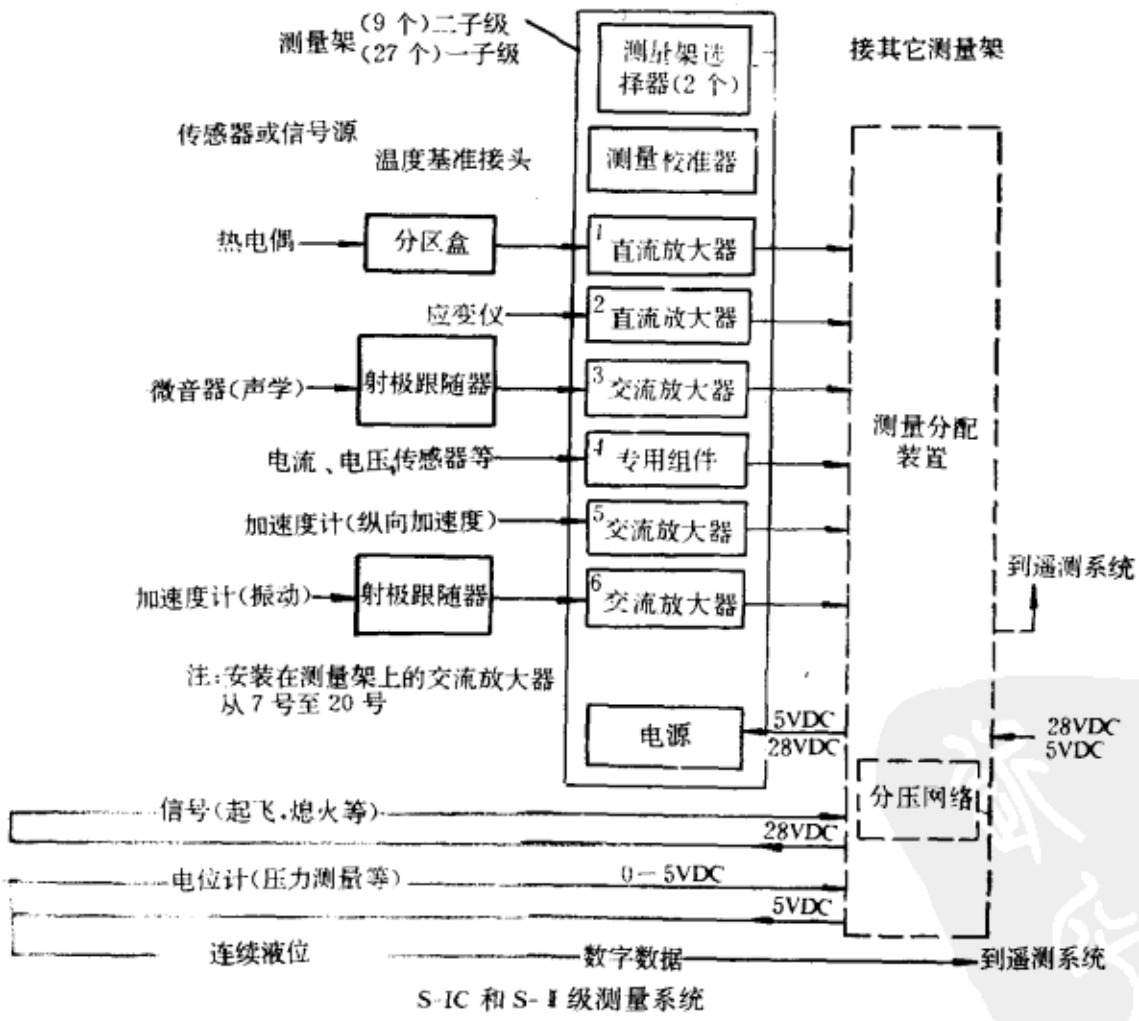
跟踪系统(见图)包括C波段雷达和S波段系统。C波段雷达用于发射和轨道飞行段的精确跟踪,它是一个脉冲雷达。为使雷达的跟踪能力不受火箭姿态影响,在仪器舱中安装两台C波段雷达应答机。地面站跟踪利用统一S波段系统的统一边带系统。



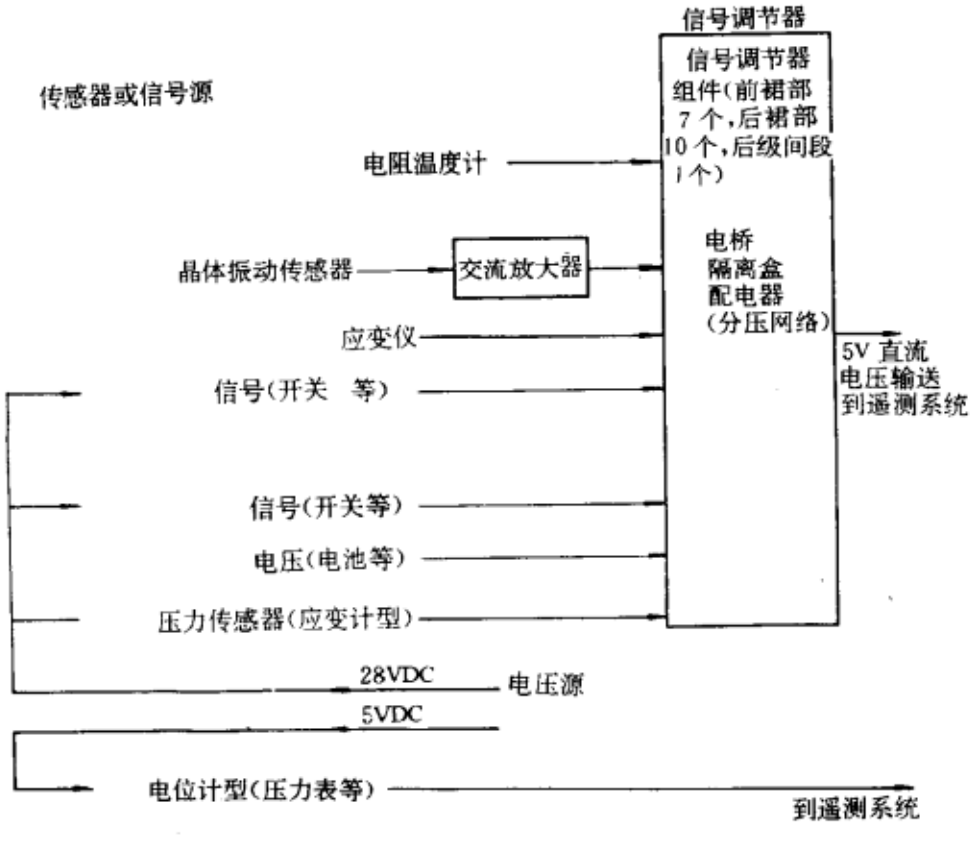

跟踪系统

# 测　量　系　统

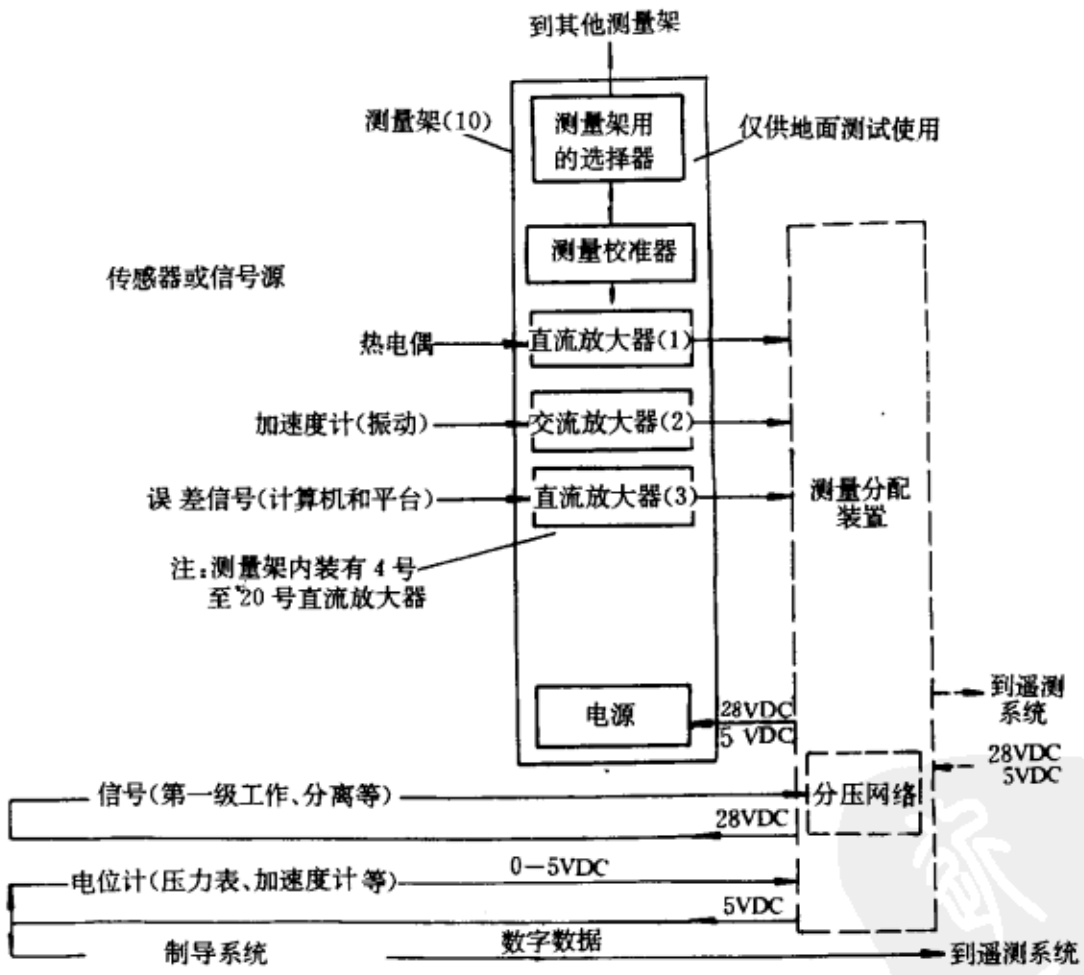
“土星Ⅴ”测量系统基本上与“土星ⅠB”相同。由传感器、信号调节器和分配装置组成，分




S-IC 和 S-Ⅱ级测量系统




S-ⅣB 级测量系统




仪器舱测量系统

布在火箭各级的不同部位上。它主要用于监视各级的工作状态和特性，把测得的数据经过处理和调节，变成遥测系统可接收的形式。

测量系统的信号调节器放在测量架上，测量架放置各种交、直流放大器和专用组件。

信号调节器集中放在测量架上，便于对其进行供电和校检，并把调节器的输出信号送往分配装置。分配装置按要求把信号送到遥测指定的通道上。一子级有 27 个测量架，二子级有 9 个，三子级测量架见 S-ⅣB 级测量系统框图。各子级测量系统基本相同。

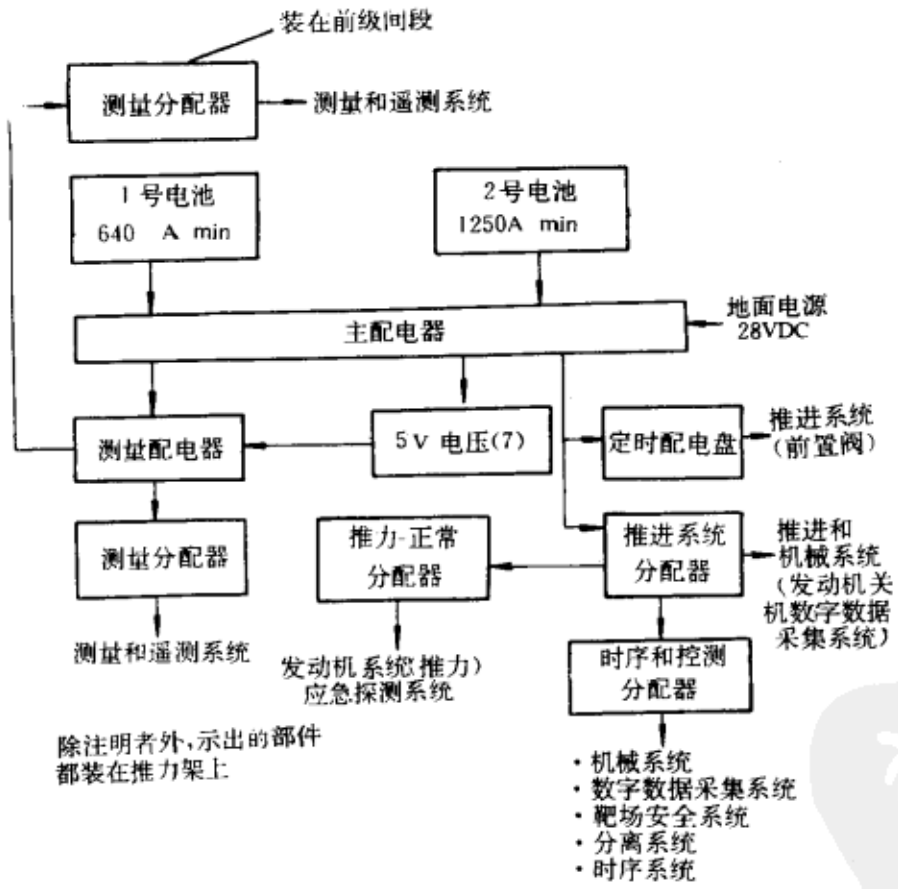
仪器舱内有 4 个测量架(SA-505)，每个架上有 20 个信号调节组件，每个组件除调节电路外，还有两个继电器和按高、低量程模拟的传感器电路，发射前用来校验信号调节器。仪器舱测量系统见框图。

## 电源和配电系统

### 一子级电源和配电系统

一子级电源系统由操作系统电源和测量系统电源组成。一子级由两组 28V 电池供电。第一组为操作电源系统电池，给阀门装置、吹除和排气系统、增压系统和程序与飞行控制装置供电；第二组为测量电源系统电池，给传感器、遥测系统、多路调制器和发射机供电。两组电池通过共用主电源配电器向负载供电，但两个系统是完全独立的。

一子级有 6 个电源配电器，它们采用简化了的电源和配电线路，也作为接线盒并内装有继电器、二极管、开关和其它电气设备。在操作电源配电系统和测量电源系统之间没有电源转换设备，一个系统出现故障不会导致另一系统中设备发生故障。一子级电源和配电系统见框图。



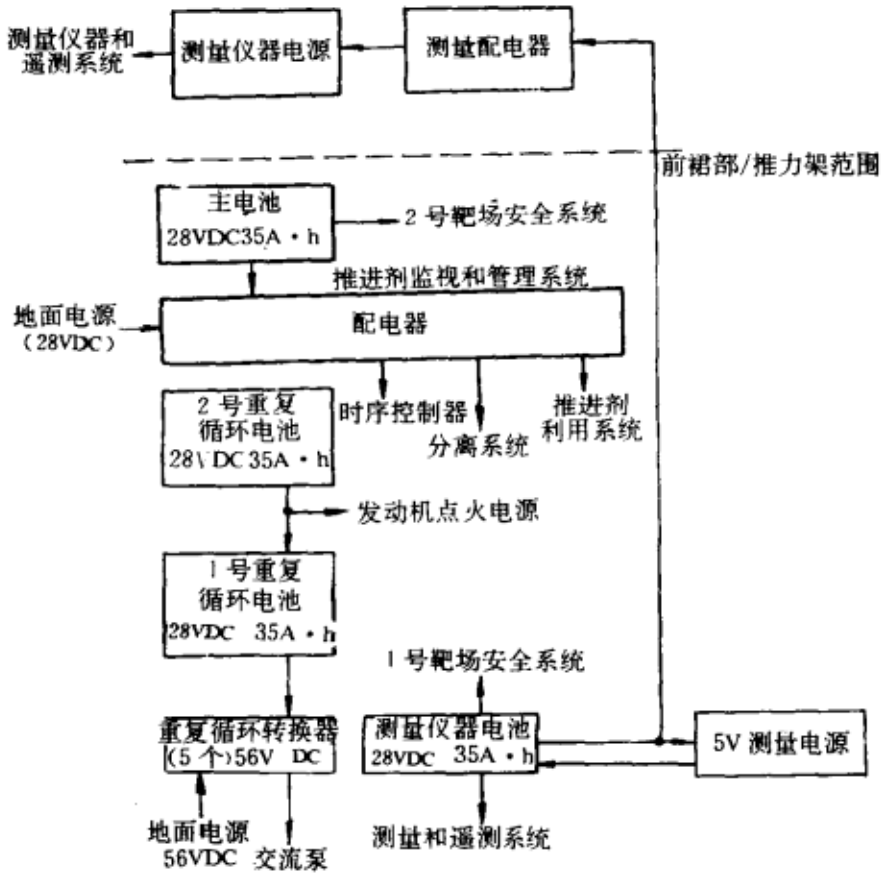

一子级电源配电框图

## 二子级电源和配电系统

电源系统由6条箭上直流母线系统和一条地面交流母线系统组成。火箭起飞前约50s，开始电源转切，改用箭上电池。飞行时，电源系统母线由4个银锌电池供电。

每个电源有一套独立的配电系统。在主电源或有关配电系统之间没有转换设备，一个系统出现任何电气故障都不会引起另一系统的故障。

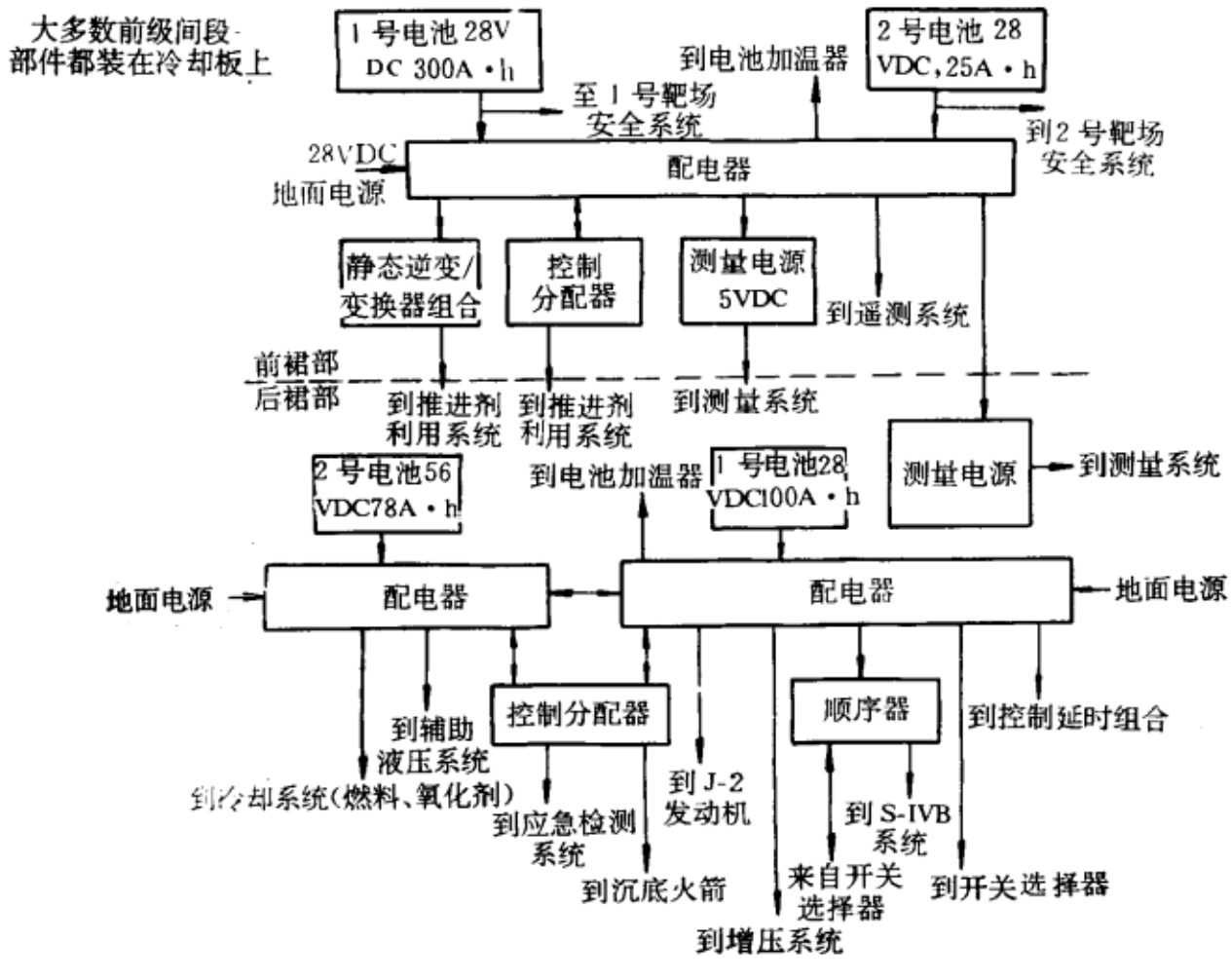
配电系统按下述准则在不同的母线之间向负载配电：飞行负载由主直流母线供电；所有仪器均由仪器直流母线供电；所有仅在地面操作的负载由地面电源供电，并与飞行负载隔开；再循环泵电机系统由56V直流系统供电；两个独立的电源专门给推进剂消散、故障检测系统和分离系统供电。



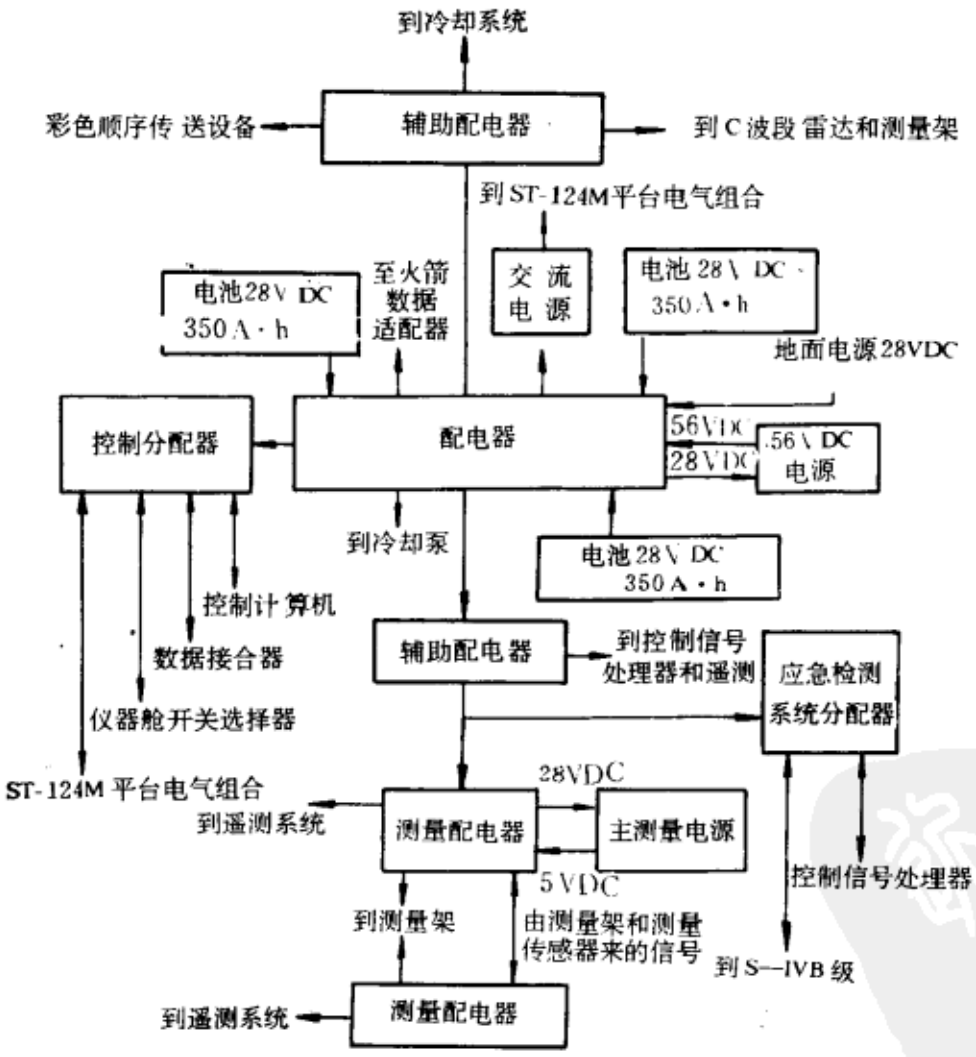

二子级电源和配电系统

## 三子级电源和配电系统

三子级电源和配电系统见图。前两条主母线和后两条主母线给该级所有系统供电。两条母线彼此隔开，每条母线利用电源转换开关由地面设备电源转换到子级电源。子级电源包括4个氧化银锌电池，两个位于前设备舱，另两个位于后设备舱。在发射准备期间，使这些电池活化并安置在级中。加热器和仪器的探头是每个电池的一个整体构件。




三子级电源和配电系统




仪器舱电源和配电系统

### 仪器舱电源和配电系统

该系统(见上图)为仪器舱设备供电,主电源是银锌电池组,额定电压 28(±2)V 直流。舱内所需交流电由固态直流-交流变换器提供,配电由电源配电器完成。配电器由接线盒、开关电路组成。配电系统设备及其功能为:电源配电器(1 个)分配仪器舱部件所要求的 28V 电源,飞行中用的或发射前电气辅助设备供给的 28V 电源均由电源配电器分配,它亦为电气辅助设备和仪器舱部件配电;辅助电源配电器(2 个)为小电流负载提供 28V 直流电。辅助电源配电器内的继电器不仅在发射前的检测过程中,而且在飞行中均能接通或断开,向仪器舱部件供电。测量配电器(1 个)收集由仪器舱遥测系统发出的全部测量结果,并把它们送到适当的遥测通道中;控制分配器(1 个)给小电流负载分配 28V 电,并给 ST-124-M3 惯性平台组件分配由 56V 电源送出的 56V 直流电;故障检测系统配电器(1 个)为飞船和运载火箭之间唯一电气连接件。火箭各子级和仪器舱用的电池特性见表。

**各子级和仪器舱的电池特性表**

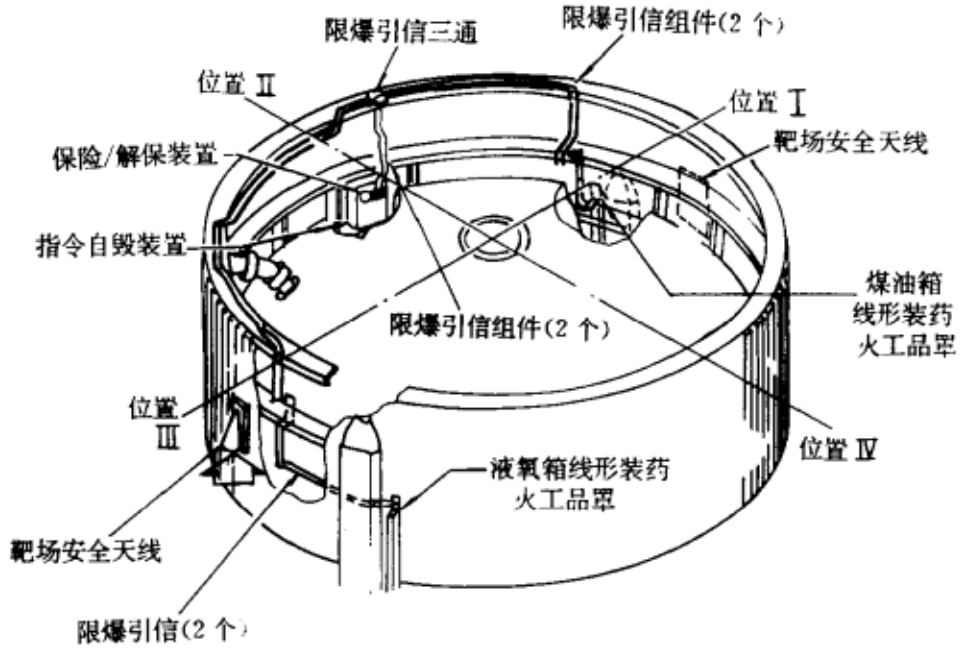
| | 子级 | | | | | | 仪器舱 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | S-IC | S-Ⅱ | S-ⅣB | | | | |
| 类型 | 干电池 | 干电池 | 干电池 | | | | 干电池 |
| 材料 | 氧化银锌 | 碱性银锌 | 氧化银锌 | | | | 碱性银锌 |
| 电解质 | 在清水中加氢氧化钾 | 在软水中加氢氧化钾 | 在清水中加氢氧化钾 | | | | 在软水中加氢氧化钾 |
| 组成 | 20 节电池,每节 1.5V 带分接头,以便按需要选择 18 节或 19 节电池 | 20 节带抽头电池,可按需要降低电压 | 由 4 节电池供电,后舱 2 号电池用两节 28V 电池串联,提供 58V 输出电压 | | | | 20 节,每节 1.5V.若不需要如此高电压,用带抽头 18 节或 19 节电池 |
| 额定电压 | 28±2V 直流 | 28±2V 直流 | 前舱 1 号 | 前舱 2 号 | 后舱 1 号 | 后舱 2 号 | |
| | | | 28V 直流(2 组) | 28V 直流 | 28V 直流(2 组) | 56V 直流(2 组中联) | 28±2V 直流 |
| 总质量(kg) | 1 号电池 9.98<br>2 号电池 24.9 | 74.83 | 37.64 | 9.07 | 37.64 | 68.02 | 74.82(共 3 块) |

## 火工品系统

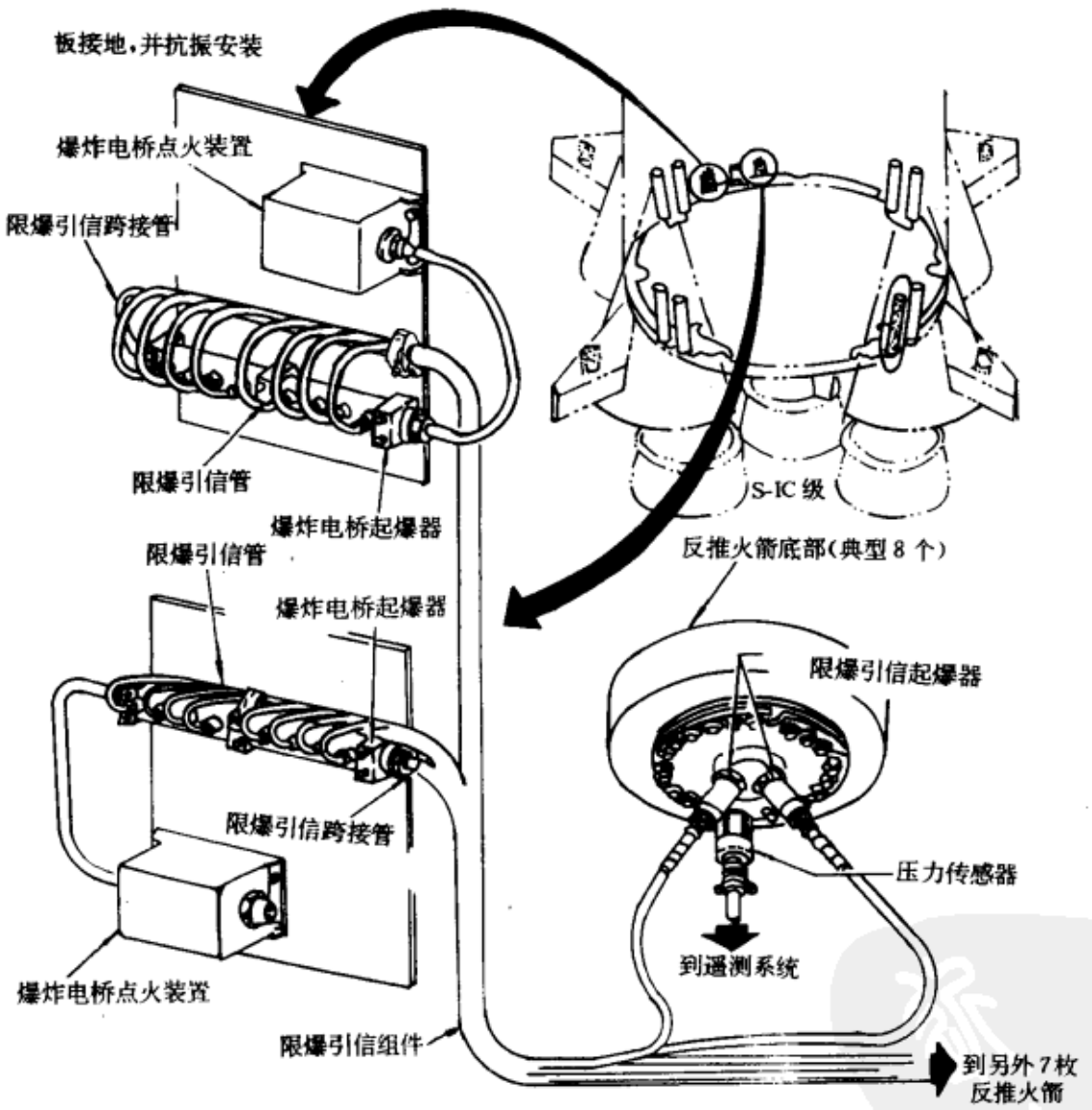
### 一子级火工品系统

该系统包括推进剂消散系统和反推火箭系统。

推进剂消散系统　当一子级偏离预定轨道或继续飞行会危及安全时,可利用该系统来中止飞行。消散系统(见图)是一种双通道并联冗余系统,由射频部分、火工品导火索部分、保险/解保装置组成。保险/解保装置是遥控机电火工品装置,用来起动或禁止起动各子级推进剂消散系统。




一子级推进剂消散系统




一子级反推火箭

在紧急情况下需要中止飞行时，靶场安全官员给火箭两个编码射频指令：一个解开爆炸电桥点火装置的保险并关闭一子级发动机；另一个使装在保险/解保装置上的电桥起爆器中的爆炸电桥放电，爆炸波通过保险/解保装置插头传到限爆引信装置和限爆引信三通，三通使爆炸波通过绝缘限爆引信组件传给装在液氧和煤油贮箱上的柔性线形装药，线形装药的爆炸力沿纵向切开推进剂箱，并消散推进剂。

液氧箱上装有 2.24m 长的线形装药，燃料箱上有 3 段。这些装药是按照贮箱切开后，使推进剂尽量少混合的要求布置的。

反推火箭　一子级安装 8 枚固体反推火箭(见图)成对地安装在 F-1 发动机整流罩中，每枚火箭用销钉固定在支架上，固定支架偏离中心线 7.5°。推进剂为多硫化合物燃料，粘合剂中加高氯酸铵氧化剂。药柱浇铸成有 12 角星形内孔，发动机长 2.18m，直径 38.73cm，质量 228.82kg，推进剂质量 126.21kg，平均有效推力 337kN，有效燃烧时间 0.541s。

反推火箭的工作过程为：由仪器舱发出点火指令，点燃冗余点火系统、爆炸电桥点火装置电路用一个常闭式继电器接地，此时断开。火箭减速到 0.5$g$ 时，两个爆炸电桥点火装置把高压电信号传送给电桥起爆器。信号使起爆器的电桥爆炸，从而起爆周围炸药。爆炸通过限爆引信歧管的炸药及其组件传到点火器组件，于是点燃反推火箭底部的点火组件，产生燃气、点燃反推火箭药柱。在一子级工作结束后产生分离推力，若 8 枚火箭中有一枚不工作，则另外 7 枚反推火箭产生的推力在不到 1s 时间内就可使一子级与上面级至少离开 1.8m。

## 二子级火工品系统

二子级火工品系统包括沉底火箭、分离系统火工品、推进剂消散系统和反推火箭。

推进剂消散系统　系统的功能和组成与一子级相同。液氢箱线形装药起爆时，贮箱切开一个长 9.15m 的纵向开口；液氧箱自毁装药把液氧箱和二子级后裙同时炸开一个长 3.97m 的横向开口。炸药均采用环三甲撑三硝胺。

反推火箭　二子级装有 4 枚反推火箭。级间分离系统组件的连接方法与下述沉底火箭的相似。反推火箭互成 90°安装在 2519 和 2633 位置之间的二、三子级级间段后端。反推火箭与箭体中心线的外偏角约 3°，而喷管与中心线外偏角为 9.5°。

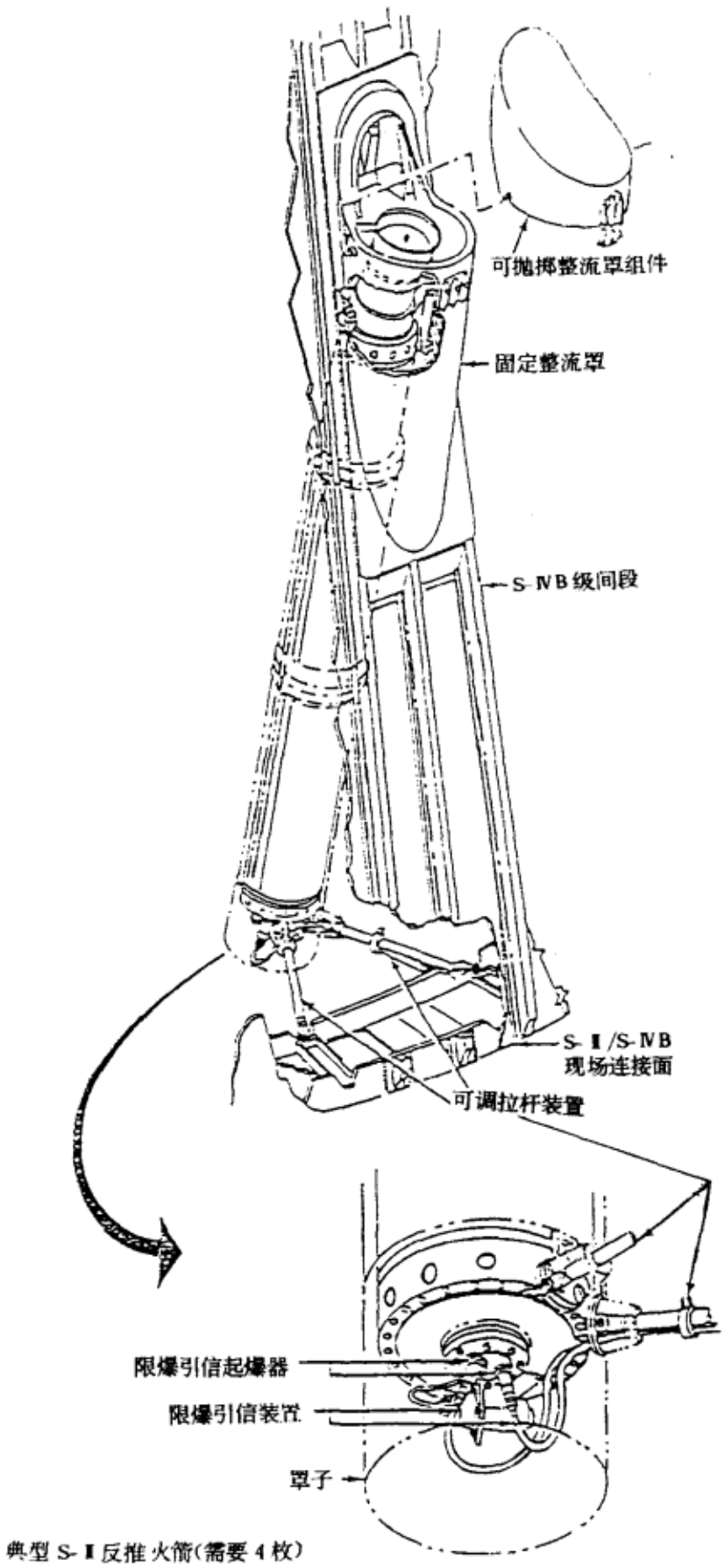
反推火箭的壳体由 4130 号钢制成。直径为 22.86cm、长 2.30m、火箭总长 3.19m、质量 171.39kg。每枚火箭工作时间 1.52s、推力 154.71kN。推进剂用单药柱，粘接在壳体中，内部留有渐缩五角星形芯孔，内装 121.76kg 固体推进剂。

沉底火箭　二子级装有 4 枚沉底火箭，它们互成 90°，平行于子级箭体中心线，装在一、二子级级间段的后周边上。火箭喷管在第一分离面上面向外偏 10°，以减小力矩和减轻沉底火箭排气的撞击。火箭在 J-2 发动机点火箭工作使贮箱中原来因失重而弥散的推进剂下沉，保障发动机正常点火。若其中任何一枚火箭不工作，则其余火箭所提供的加速度仍能保证 J-2 发动机正常点火。

每枚沉底火箭长 2.26m、直径 31.75cm，工作时间 3.75s、推力 102.33kN。壳体采用 4130 号钢制成。装有 152.54kg 固体推进剂，推进剂内留有四角星芯孔，推进剂组成中过氯酸胺占总重的 82%。

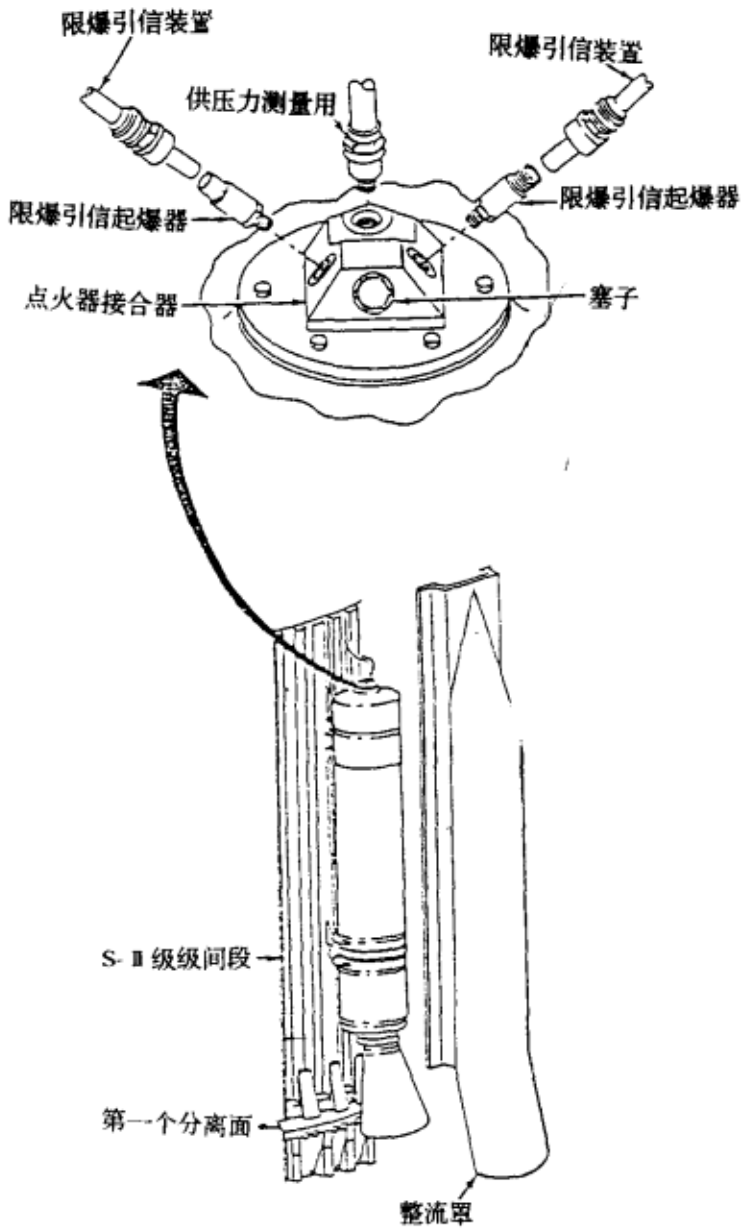
限爆引信装置把两条限爆引信连接在一起，并通过它们将 4 枚沉底火箭连接在一起。

分离系统火工品　S-ⅠC/S-Ⅱ级的分离采用双面分离，两级之间的结构在两个分离面上分开。




二子级反推火箭

第一分离面用的火工品装置包括爆炸电桥点火装置(2个),它安装在S-Ⅱ第一分离面下面的S-ⅠC/S-Ⅱ级间段上,其引线连到爆炸电桥起爆器上;起爆器(2个)安装在线形装药的起爆器组件中;一条线形装药用固定夹安装在适当位置,外面盖上盖板,盖板用夹子固定并密封,




S-Ⅱ级沉底火箭(4枚)

二子级沉底火箭

以保护线形装药;线形装药起爆器安装在可调支架上,以适应线形装药的长度变化和级间段圆周公差,线形装药绕级间段周边配置,由起爆器接通。

工作时用两套爆炸电桥点火装置来引爆线形装药,其蓄能电容器在一子级助推后期由28V 直流电源充电,触发器的信号使蓄能电容器放电,电流进入爆炸电桥起爆器,电桥释放的能量引爆起爆器中的炸药,起爆器的输出引爆线形装药的每端,线形装药爆炸,切断 1564 处连接 S-ⅠC 和 S-Ⅱ级间段的张紧件。

第二分离面火工品的作用和组成与第一分离面相似。爆炸电桥点火装置装在 S-ⅠC 和 S-Ⅱ级间段的分离面稍下部位,线形装药爆炸切断 1760 处连接 S-ⅠC 和 S-Ⅱ级间段的张紧件

第一分离面和第二分离面在结构上是相似的。

## 三子级火工品系统

S-ⅣB 级火工品系统(见图)包括分离系统、沉底火箭、沉底火箭抛掷件、推进剂消散系统

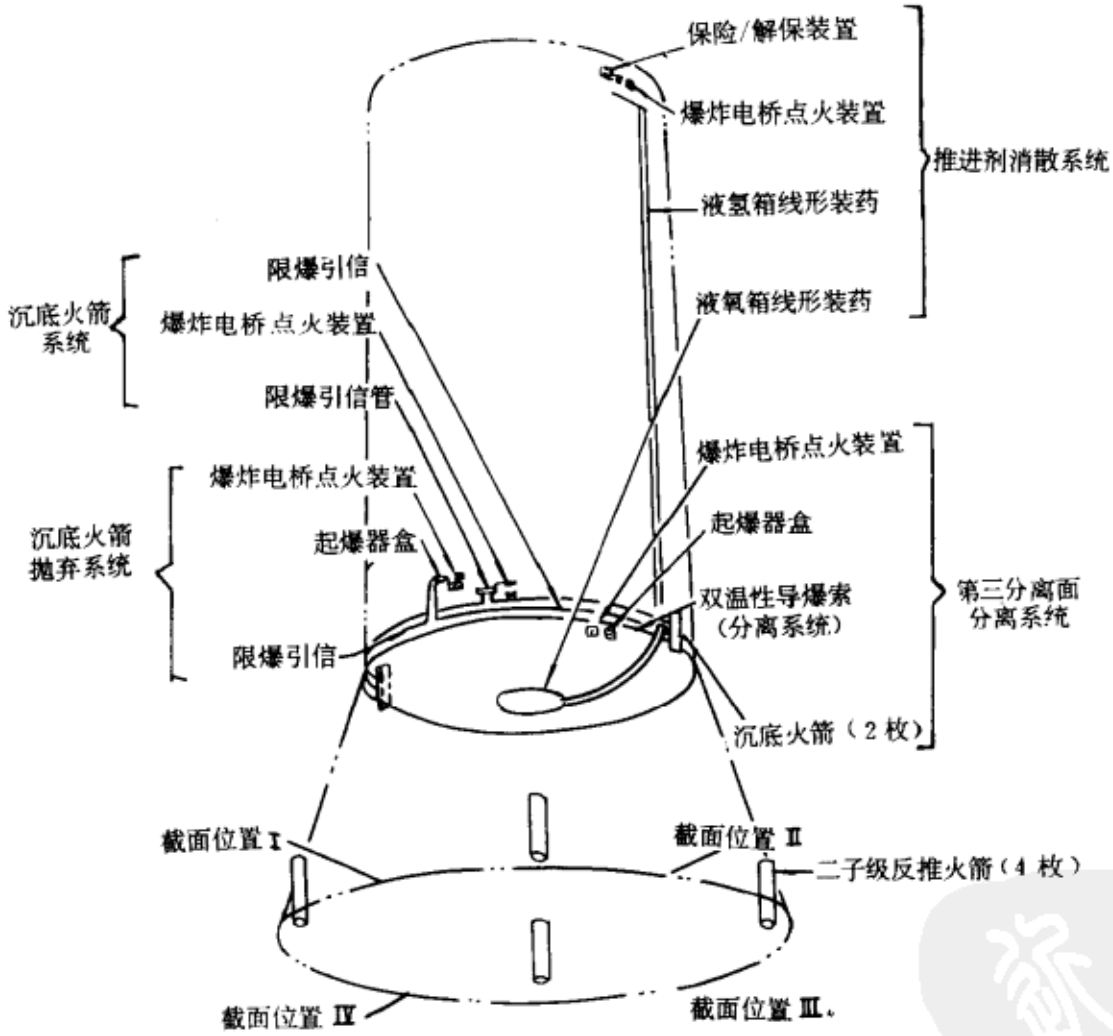
和反推火箭。

分离系统火工品　由爆炸电桥点火装置(2 个)、爆炸电桥起爆器(2 个)、起爆器盒(1 个)和起爆引信(1 个)组成。点火装置装在S-Ⅰ/S-ⅣB 级间段上,稍低于第三分离面位置,引线与装在起爆器盒中的爆炸电桥起爆器相接;起爆器盒装在火箭蒙皮内侧;起爆引信沿火箭周边装在张紧带的下面,其末端在起爆盒内。

S-Ⅰ和 S-ⅣB 级第三分离面的位置 2746.3 处,用两个冗余爆炸电桥点火装置来起爆引信,引信引爆后,切断在 2746.5 位置处连接 S-Ⅰ/S-ⅣB 级间段的张紧带。

沉底火箭　沉底火箭的功用和组成与 S-Ⅱ级的相似。沉底火箭内装五角星形芯孔固体推进剂药柱,壳体由 4135 号钢制成,推进剂质量 26.67kg,工作时间 3.87s,推力 15.066kN。火箭彼此相对安装在 S-ⅣB 级后裙的整流罩中,并向外倾斜,以减少排气撞击的影响,在一枚火箭发生故障时,减少合成力矩。

在 S-ⅣB 级后裙上安装爆炸电桥点火装置和限爆引信管,限爆引信装置把引信管连到分离盒上,再连到限爆引信起爆器上。分离盒装在级和每枚沉底火箭之间,以利于抛掷,并保持限爆引信的连续性。每个分离盒由两块经机加工制成的铝件组成。上部把限爆引信末端固定在起爆器上,下部固定来自引信管的限爆引信装置。抛掷时,盒子上、下两部分分离,下部继续留在子级上,上部分与沉底火箭、整流罩一起被抛掉。




S-ⅣB 级火工品主要组成部分

工作时,给蓄能电容器充电到2300V,解开爆炸电桥点火装置的保险,开始点火程序。在S-Ⅱ级发动机关机时,爆炸电桥点火装置接收触发信号,电容器放电,把高能电脉冲传给爆炸电桥起爆器,起爆后爆炸波通过限爆引信管、限爆引信装置、分离盒传播,并在S-ⅣB级第一次点火助推期间若火箭飞行超出极限轨道或继续飞行会出现危险时,中止火箭飞行。

推进剂消散系统　该系统是由两部分组成的双通道并联冗余系统。射频部分接受解译和控制推进剂消散指令。火工品导火药的组成包括爆炸电桥点火装置(2个)、爆炸电桥起爆器(2个)、保险/解保装置(双通道共用)、限爆引信装置(2个)、限爆引信三通(2个)和三条线形装药。在危急情况下,欲中止火箭飞行时,则可由靶场给火箭发送两个编码信息。

## 故障检测系统

故障检测系统用于检测飞行期间可能出现的故障,并对其作出反应,以保护人员安全,这是该系统最基本的功用。

该系统由信号处理和转换电路、继电器、二极管逻辑电路、电子计时器和显示设备组成。敏感元件安装在火箭的各个部位。

SA-505号故障检测系统有自动和手动两种中止飞行模式。

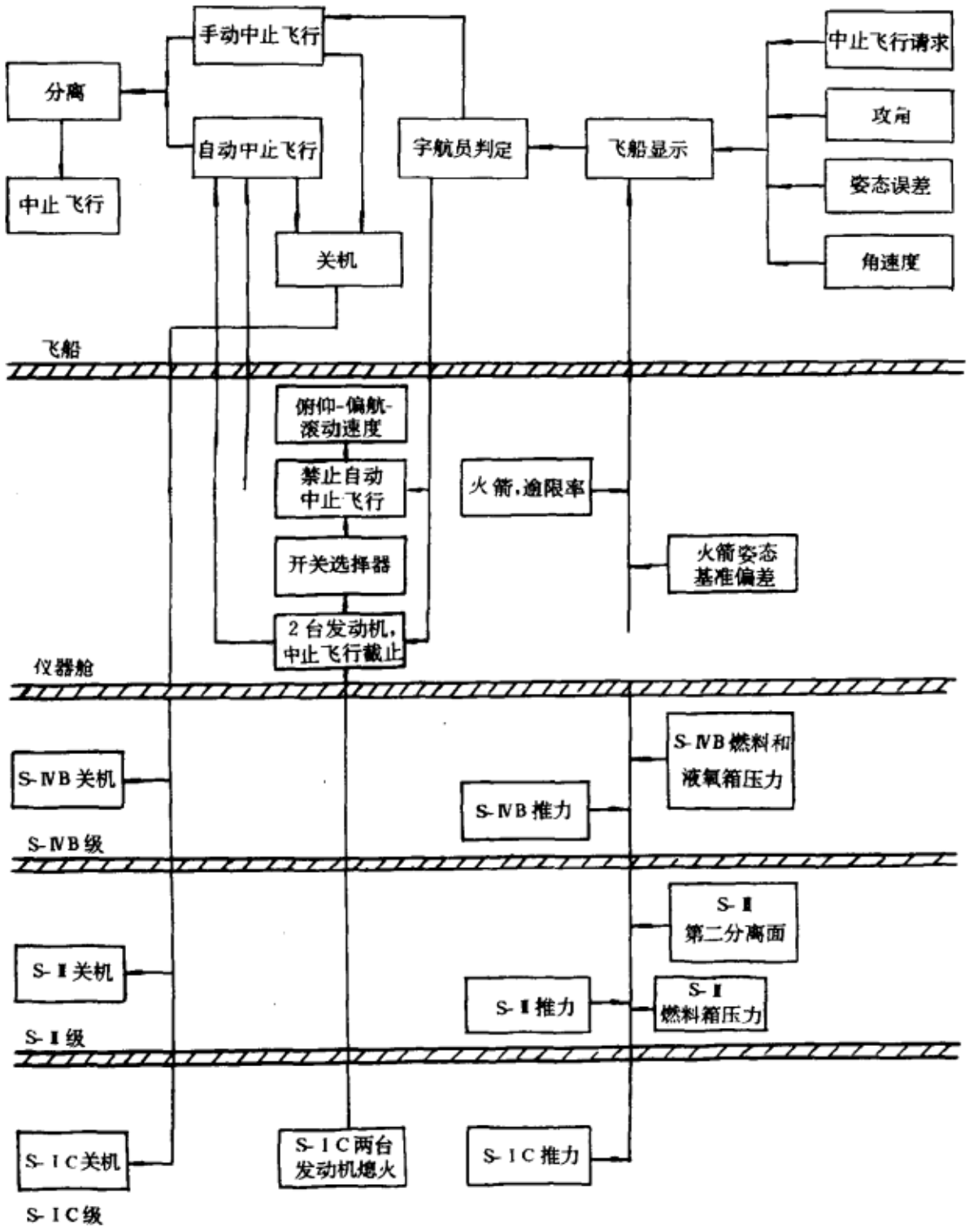
自动中止飞行系统　对导致火箭迅速破坏的故障作出反应。它使用冗余传感器和"多数表决"方法。敏感系统的冗余是为了防止因工作疏忽致毁而采用的。使用自动中止飞行在下列情况下进行:仪器舱和指令舱服务舱之间出现结构故障;两台或多台F-1发动机的推力降到额定推力90%以下;火箭俯仰或偏航速率超过±4°/s或滚动速率超出±20°/s。

手动中止飞行系统　自动中止飞行系统被抑制时,可由宇航员使用手动中止飞行系统。手动中止飞行至少要根据两个独立而不同的指示进行。这些指示是故障检测系统传感器显示、生理学指示以及地面指令的组合。故障检测系统的显示装置由指示灯和仪器组成。它们指示每台发动机的推力损失、级间分离程序、火箭基准姿态偏差、攻角、贮箱气枕压力、飞船姿态误差和角速率等。

手动中止飞行受到严格的限制,必须当俯仰和偏航>±4°/s(起飞至S-ⅠC和S-Ⅱ级分离);±9°/s(S-ⅠC与S-Ⅱ级分离至S-ⅣB级关机);滚动±20°/s(起飞至S-ⅣB级关机)时,才能实施。

中止飞行　为保护发射场,30s前中止飞行时绝不能中止S-ⅠC级的推力。在发射阶段实行中止飞行是由发射救生系统或由服务舱推进系统执行。发射救生系统由固体推进剂发射救生发动机、一台抛塔发动机和一套鸭式分系统组成。发射救生发动机的作用是推开指令舱使其离开火箭飞到安全的地方;服务舱推进系统中止飞行是利用服务舱的发动机把指令服务舱推离火箭,并机动飞行到预定的着陆区,或助推到一个临时轨道上。SA-505号故障检测系统原理见图。

SA-507号S-ⅠC级发动机故障检测系统　该系统用来监视和检测多台发动机故障。由仪器舱的计时器抑制故障检测系统的多台发动机关机指令,以使$T-30s$以前不发出指令,这样使火箭有时间飞离发射区,以确保飞船能在水上紧急溅落。从$T-30s$以后,直到中心发动机关机前0.8s,可使故障检测系统多台发动机回路接通。此时,来自两台或多台发动机的推力不正常信号使故障检测系统发出发动机关机指令,关闭该级全部发动机。应急检测系统控制的多台发动机关机随时都可由宇航员来制止。




故障检测系统框图

外围发动机关机系统只监视外围发动机。如果检测到两台相邻发动机关机，就发出关闭其余发动机的关机信号。关机系统可防止在中心发动机关机之后，万一外围两台相邻发动机出故障而导致子级折断。

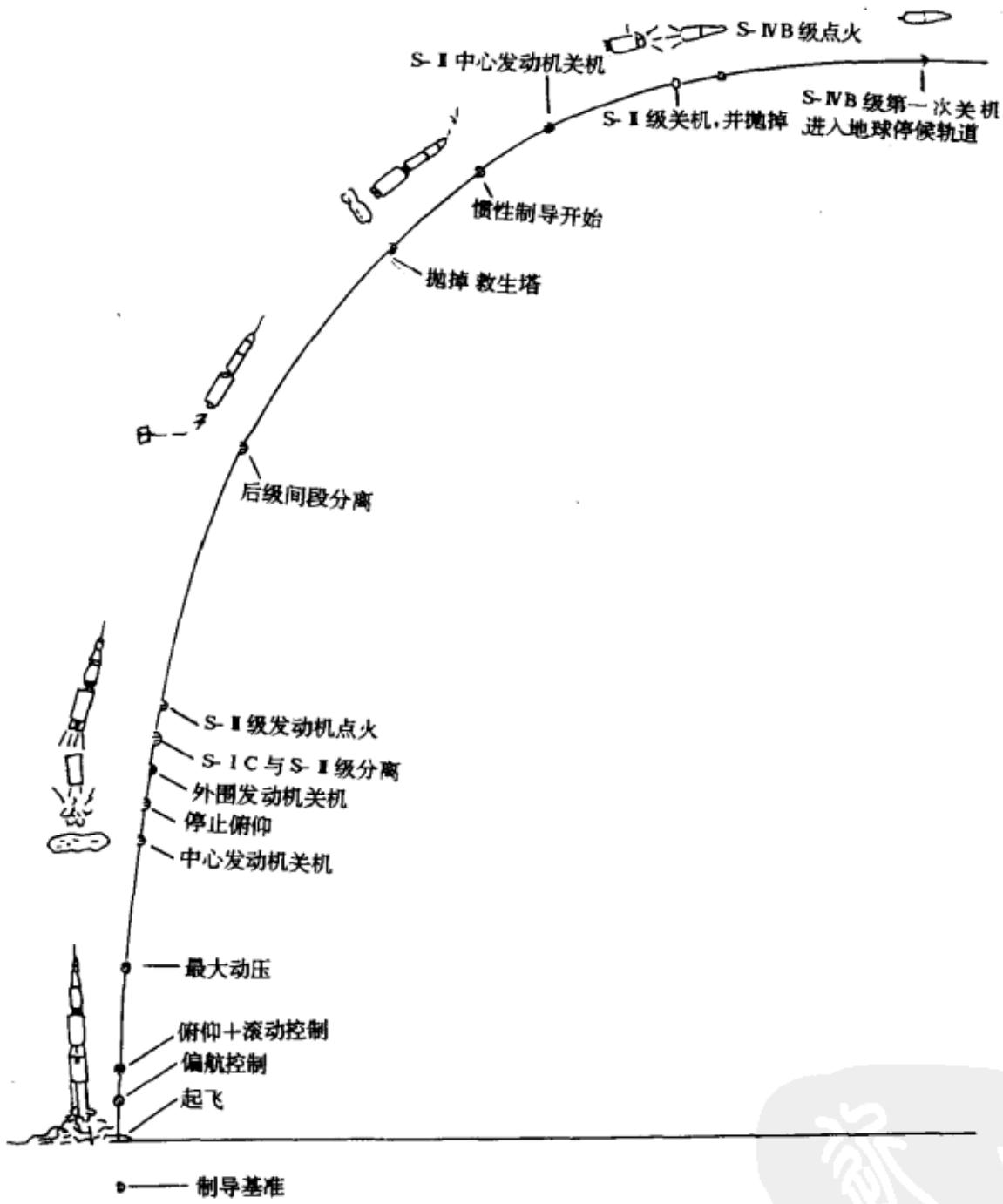
S-ⅠC级发动机应急关机　在紧急情况下，发动机可以通过下述方法关机：地面设备发出指令关机；靶场安全指令关机；推力不正常关机；应急检测系统关机；外部关机系统关机。

S-Ⅱ级发动机故障检测系统　每台发动机都有一套检测故障和使发动机安全关机的系统。如果发动机的两个主级正常压力开关都没有指示出发动机的推力足以进行主级工作，这时，就应关闭这台发动机。若发动机已进入主级工作，而两个主级正常压力开关由于推力低而未能动作，这时也要关闭发动机。

仪器舱中安装的故障检测系统　该系统用来检测火箭在动力段飞行时可能发生的故障情况。

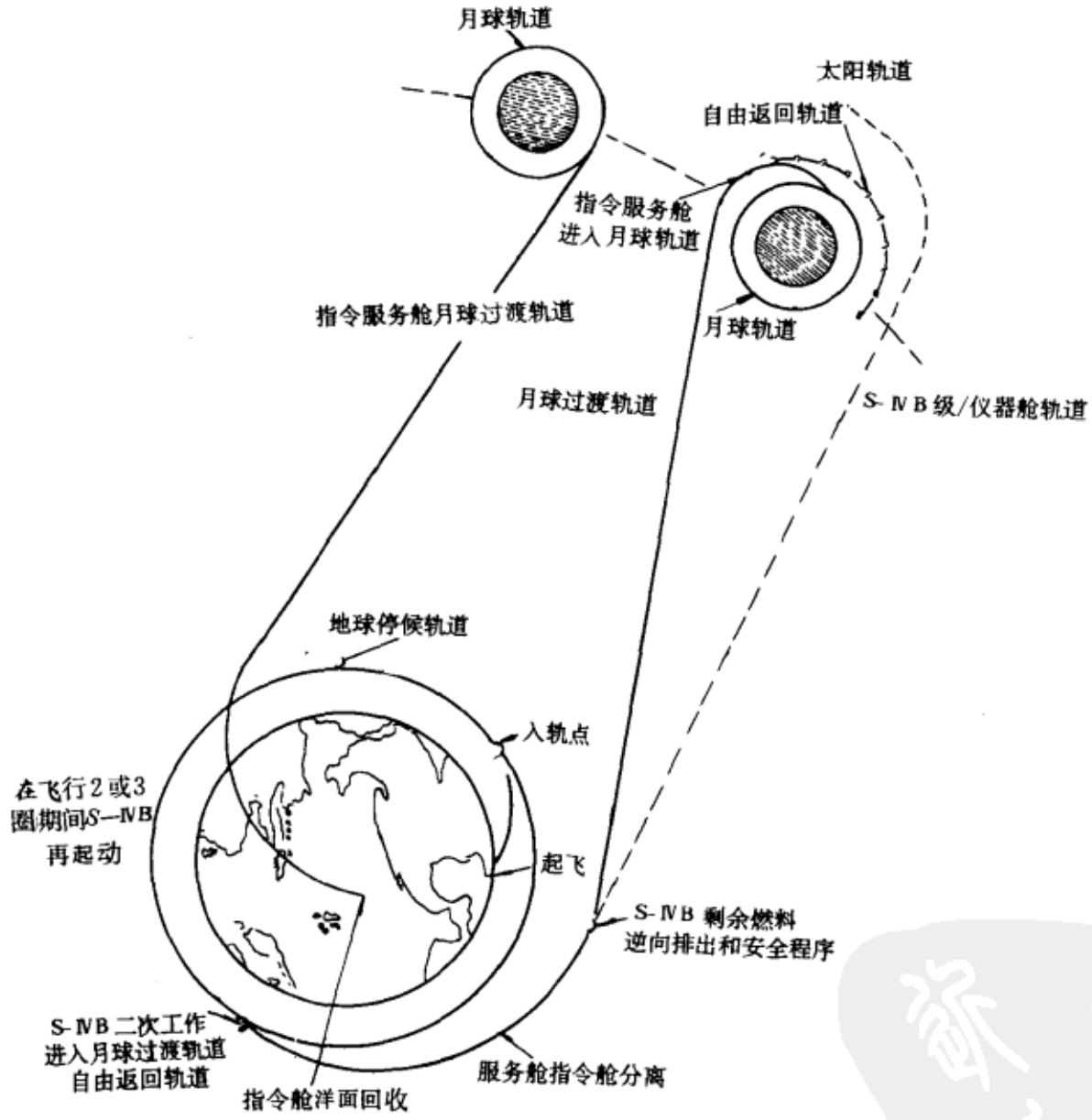
## 典型飞行程序

运载火箭:“土星Ⅴ”
有效载荷:“阿波罗 10”(AS-505)
发射日期:1969 年 5 月 18 日
火箭从肯尼迪航天中心 39B 综合发射场发射。飞行方位角在 72°～108°。火箭发射与入轨




“土星Ⅴ”(SA-505)火箭的飞行程序

飞行程序详见图和表。当火箭从发射台上升起时，就进行偏航操纵，以防万一因疾风或发动机故障而使火箭与塔架相碰撞。火箭飞离塔架之后，就开始俯仰和滚动控制，以获得适当的飞行姿态和飞行方向。起飞后 $T+161s$，S-ⅠC 级关机，S-ⅠC 级与 S-Ⅱ 级分离，$T+163s$，S-Ⅱ 级点火，$T+459s$，S-Ⅱ 级关机，S-Ⅱ 级与 S-ⅣB 级分离，S-ⅣB 级第一次点火，$T+700s$S-ⅣB 级关机，进入地球停候轨道，S-ⅣB 级再次起动，把飞船送入月球轨道，火箭与飞船分离。之后，S-ⅣB级超越飞行，S-ⅣB 级执行剩余推进剂逆向排出和安全程序。利用火箭辅助推进系统中的可用推进剂和主推进系统排气产生的推力推开已废弃的 S-ⅣB/仪器舱，使其通过月球背面进入太阳轨道。在服务指令舱进入月球引力场时，必须确定是停留在可转移到月球过渡轨道的“自由返回轨道”上，还是刹车进入月球轨道。若决定飞向月球轨道，则宇航员进入登月舱检查关键系统的状态，在进入月球轨道之前，宇航员应返回指令舱。由服务舱推进系统制动飞船使其进入环月圆轨道。在此期间，宇航员进入登月舱，指令服务舱与登月舱开始分离，登月舱飞行模拟月球着陆下降和上升，模拟阶段结束之后，指令服务舱与登月舱进行最后对接。宇航员结束在登月舱内的活动，返回指令舱。然后，抛掉登月舱，再次起动，使指令服务舱进入月球过渡轨道。在再入大气层之前，用服务舱的反作用控制系统使指令舱与服务舱分离，指令舱再入和回收。“土星Ⅴ”(SA-505 型)运载火箭的飞行轨迹见图。




月球轨道飞行任务的飞行轨道

# 飞 行 程 序

| 时间 | 事 件 | 时间 | 事件 |
|---|---|---|---|
| $T-0$ | 起飞,插头脱落 | $T+9$min56s | S-ⅣB级发动机点火 |
| $T+2$min15s | S-ⅠC级中心发动机关机 | $T+11$min40s | S-ⅣB级发动机关机 |
| $T+2$min41s | S-ⅠC级外围发动机关机 | $T+11$min53s | S-ⅣB级进入地球停候轨道 |
| $T+2$min42s | S-ⅠC/S-Ⅱ级间分离 | $T+2$h31min | S-ⅣB级再次起动 |
| $T+2$min43s | S-Ⅱ级发动机点火 | $T+2$h37min | S-ⅣB级发动机第二次关机 |
| $T+3$min11s | S-Ⅱ级后级间段分离 | $T+3$h02min | S-ⅣB级/指令服务舱分离 |
| $T+7$min39s | S-Ⅱ级中心发动机关机 | $T+4$h37s | S-ⅣB发动机故障检测系统关闭(2号) |
| $T+9$min14s | S-Ⅱ级外围发动机关机 | $T+4$h49min | S-ⅣB级滑行 |
| $T+9$min15s | S-Ⅱ级/S-ⅣB级分离 | $T+5$h16min | S-ⅣB级断电 |

# 飞 行 记 录

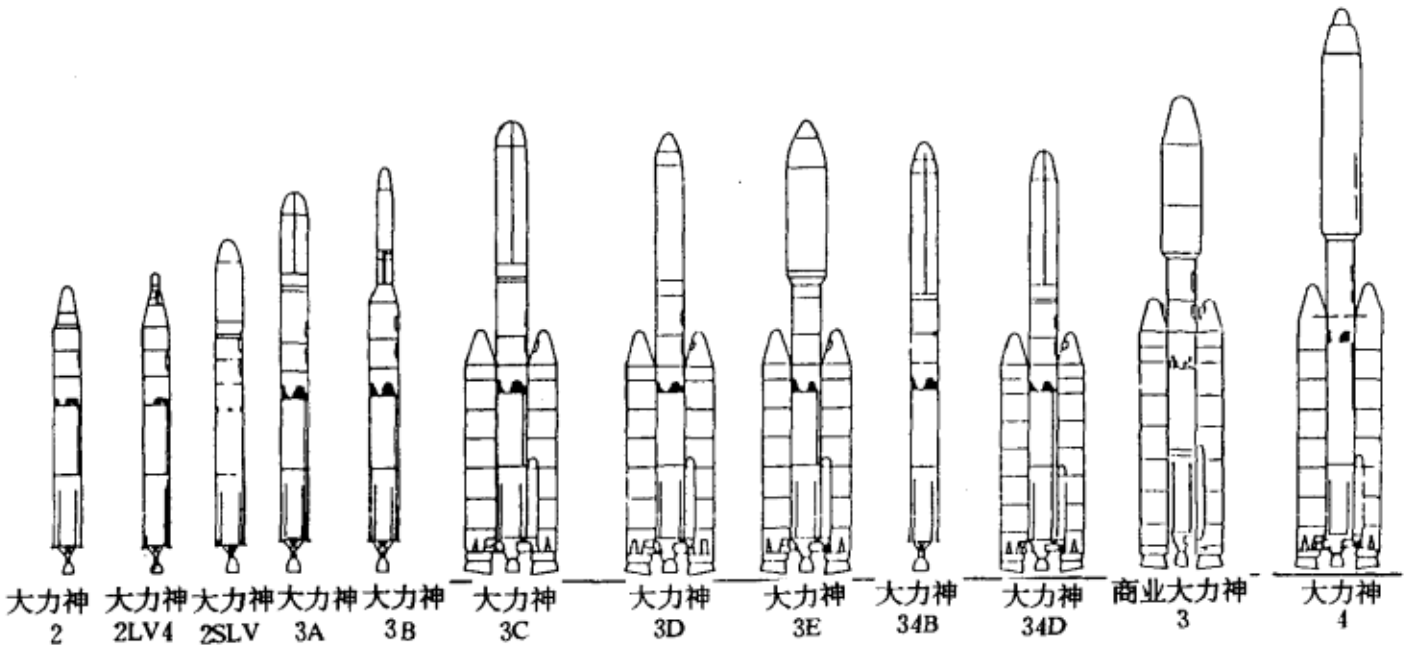
| 序号 | 发射日期(年.月.日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1967.11.9 | 阿波罗4B号 | 43.5 | 184 | 192 | 32.6 | 88 | 肯尼迪航天中心 | 轨道飞行 |
| 2 | 1968.4.4 | 阿波罗6号 | 40.6 | 178 | 364 | 32.5 | 89.9 | | 轨道飞行 |
| 3 | 1968.12.21 | 阿波罗8号 | 30.7 | 183 | 189.9 | 32.6 | 88 | | 第一次载人月球轨道飞行 |
| 4 | 1969.3.3 | 阿波罗9号 | 38 | 190 | 193 | 32.5 | 88 | | 首次舱外活动 |
| 5 | 1969.5.18 | 阿波罗10号 | 44.67 | 185 | 189.9 | 32.5 | 83 | | 载人绕月球飞行 |
| 6 | 1969.7.16 | 阿波罗11号 | 44.67 | 182 | 188 | 32.7 | | | 第一次载人登月 |
| 7 | 1969.11.14 | 阿波罗12号 | 46.1 | 184 | 188 | | | | 第二次载人登月 |
| 8 | 1970.4.11 | 阿波罗13号 | 44.67 | 198 | | 33 | | | 第三次登月中,由于服务舱液氧箱爆炸终止登月,被迫中途返回地面 |
| 9 | 1971.1.31 | 阿波罗14号 | 46.67 | 184 | 185 | 32 | 88 | | 第四次载人登月 |
| 10 | 1971.7.26 | 阿波罗15号 | 46.67 | | | 32.57 | | | 第五次载人登月 |
| 11 | 1972.4.16 | 阿波罗16号 | 46.67 | | | 32.56 | | | 第六次载人登月 |
| 12 | 1972.12.7 | 阿波罗17号 | 44.67 | | | 32.56 | | | 第七次载人登月 |
| 13 | 1973.5.14 | 天空实验室1号(SL-1) | 44.68 | | | | | | 第一个轨道实验室 |

# 大力神系列(THE TITAN FAMILY)

王丹阳

## 概　述

“大力神系列”运载火箭(见图)由洲际弹道导弹“大力神 2”发展而来。它由“大力神 2”、“大力神 3”、“大力神 34”、“大力神 4”和“商业大力神 3”组成。目前正在使用的有“大力神 2SLV”、“大力神 4”和“商业大力神 3”等 3 种型号。系列火箭主要特征如表所示。




“大力神”系列

“大力神 3”是美国第一种由国防部提出研制的军用运载火箭。1961 年 12 月宣布计划，次年 12 月由马丁·马丽埃塔(MARTIN MARIETA)公司主承包正式开始研制。美国国防部拨出 9 亿美元(1962 年币值)研制“大力神 3”的原因是，当时美国空军急需一种能向空间运送 2～11t 级军用有效载荷且能满足任一时刻发射要求的高可靠、高发射率航天发射系统。几乎与此同时，美国国家航空航天局在“大力神 2”导弹首次试飞的前一个月——1962 年 1 月 3 日宣布双子星座计划时，也决定用“大力神 2”的改型作为载人飞船运载工具。

“大力神系列”火箭自 1964 年执行首次任务以来，截止 1994 年底共执行 184 次任务，成功 170 次，成功率 92.4%。火箭从东部卡纳维拉尔角(CANAVERAL)发射场和西部范登堡(VANDENBERG)空军基地发射。

**"大力神系列"火箭主要特征**

| 运载火箭 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力(t) | | | | 使用起止日期 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | 185km圆轨道 | 地球同步轨道 | 同步转移轨道 | 逃逸轨道 | |
| 大力神 2LV4 | 2 | 33.22 | 3.05 | 148.31 | 1912.7 | 3.62② | | | | 1964.4.8～1966.11 |
| 大力神 2SLV① | 2 | 36～42.9 | 3.05 | 155 | 1912.7 | 3.175 | | | | 1988.9.5～ |
| 大力神 2S | 3 | 39④ | 5.10 | 272.76 | 4595.0 | 4.897 | | | 1.134 | |
| 大力神 3A | 3 | 39.2 | 3.05 | ～169 | 1912.7 | 3.30 | | | | 1964.9.1～1965.5 |
| 大力神 3B | 3 | 39.84～41.54 | 3.05 | ～166 | 2313.0 | 3.60③ | | 1.1 | 0.6 | 1966.7.29～1984.4 |
| 大力神 3C | 3 | 39.8～50.6 | 9.70 | ～636 | 10675.7 | 13.41 | 1.63 | 4.4 | 3.15 | 1965.6.8～1982.3 |
| 大力神 3D | 2 | 47.2 | 9.70 | ～634 | 10675.7 | 13.6 | | | | 1971.1.15～1983.6 |
| 大力神 3E | 3 | 48.8 | 9.70 | ～644 | 10675.7 | 15.4 | 3.35 | 7.0 | 5.4 | 1974.2.11～1977.9 |
| 大力神 34B | 2 | | 3.05 | 184 | 2353.1 | 3.74 | | | | 1971.3.21～1987.2 |
| 大力神 34D | 2 | 49.35 | 9.82 | 688.78 | 12419.4 | 14.36 | | | | 1982.10.30 |
| 大力神 34D/过渡级 | 3 | 49.35 | 9.82 | 688.8 | 12419.4 | | 1.905 | | | ～ |
| 大力神 34D/惯性上面级 | 3 | 49.35 | 9.82 | 690.9 | 12419.4 | | 1.817 | | | 1989.9 |
| 商业大力神 3① | 2 | 48.2 | 9.82 | ～693.0 | 12419.4 | 14.74 | | | | 1990.1.1～ |
| 商业大力神 3/过渡级 | 3 | 48.2 | 9.82 | ～695 | 12419.4 | | 1.895 | 4.626 | | |
| 商业大力神 3/惯性上面级 | 3 | 48.2 | 9.82 | ～698 | 12419.4 | | | 4.944 | | |
| 商业大力神 3/PAM-D | 3 | 48.2 | 9.82 | ～682 | 12419.4 | | | 1.882 | | |
| 大力神 4NUS Ⅰ① | 2 | | 9.82 | 855.9 | 14700 | 17.74 | | | | |
| 大力神 4NUS Ⅱ | 2 | | 10.0 | 929.9 | 15124 | 21.55 | | | | |
| 大力神 4/半人马座 G Ⅰ① | 3 | 63.14 | 9.82 | 889 | 14700 | | 4.54 | | | 1989.6.14～ |
| 大力神 4/半人马座 G Ⅱ | 3 | | 10.0 | 936 | 15124 | | 5.67 | | | |
| 大力神 4/惯性上面级① | 3 | 53.99 | 9.82 | 868 | 14700 | | 2.313 | | | 1990.11.13～ |

①目前使用的火箭;②483km 轨道;③极地轨道;④不包括有效载荷。

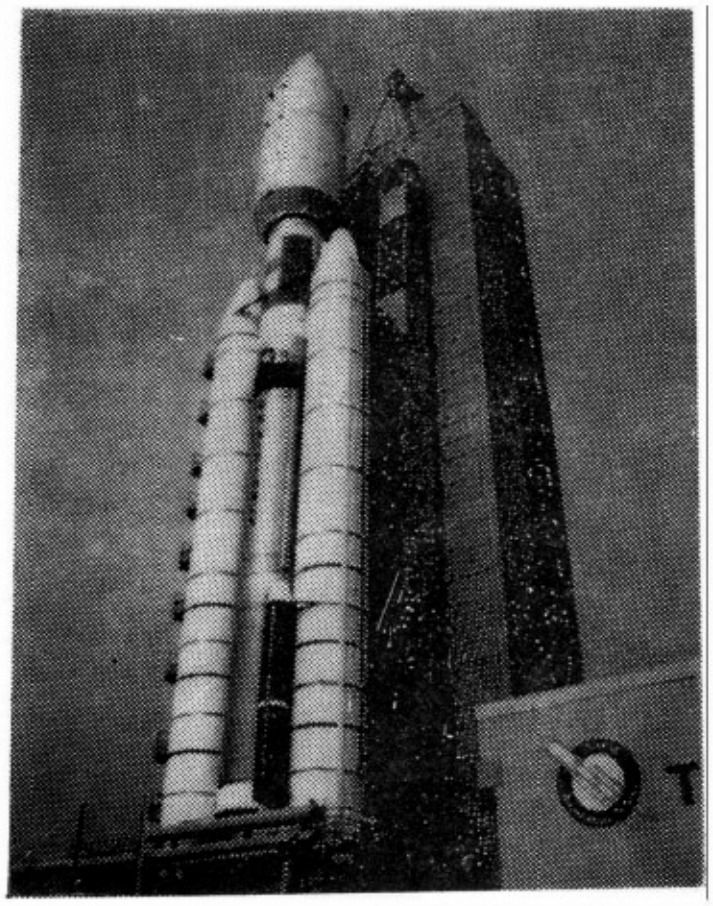
自 1962 年在洲际导弹"大力神 2"基础上开始研制以来,"大力神系列"运载火箭共花费研制试验费约 31 亿美元(历年经费之和,未经折算),其历年费用如表所示。

**"大力神"火箭历年研制费用(亿美元)**

| 1962～1972 | 1973～1977 | 1978～1980 | 1981 | 1982 | 1983 | 1984 | 1985 | 1986 | 1987 | 1988 | 1989 | 1990 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| (年) | | | | | | | | | | | | |
| 10.828 | 0.036 | - | 0.123 | 0.194 | 0.15 | 0.157 | 0.314 | 3.016 | 2.905 | 4.517 | 4.732 | 4.059 |

"大力神"计划由美国空军司令部航天分部负责计划实施和管理,由马丁·马丽埃塔公司主承包,由航空航天公司(AEROSPACE CORP)负责系统工程设计和总体设计,由马丁·马

丽埃塔商业“大力神”系统负责市场销售服务。火箭的主要子承包商有：航空喷气技术系统公司(AEROJET TECHSYSTEMS CO.)-研制 LR 87－AJ－5,7,9,11,LR91－AJ－5,7,9,11,AJ－10－118K 发动机；麦克唐纳道格拉斯宇航公司(McDONNELL DOUGLAS ASTRONAUTICS CORP)-研制大力神 34、大力神 4 整流罩；联合技术公司化学系统分部(UNITED TECHNOLOGIES CHEMICAL SYSTEMS DIVISION)研制固体助推器；赫克里士(HERCULES)-研制加大推力固体助推器；通用汽车公司德尔可电子分部(GENERAL MOTORS DELCO ELECTRONICS DIVISION)-研制惯性制导系统；波音航宇公司(BOEING AEROSPACE CORP.)-研制上面级、惯性上面级组装及发射保障；西方电气公司(WESTERN ELECTRIC)-研制无线电制导系统。



“大力神”运载火箭

# 大力神 2 系列(THE TITAN2 FAMILY)

到目前为止"大力神 2"系列共有"大力神 2LV-4"、"大力神 2SLV"和 "大力神 2S"等 3 种型号。"大力神 2S"尚在研制中。截止 1994 年底该系列火箭共执行 17 次任务,成功率 100%。

## 大力神 2LV-4(TITAN 2 LV-4)

"大力神系列"中最早投入使用的是为"双子星座"载人飞船计划服务的"大力神 2LV-4"火箭,又名 "双子星座运载火箭"。"双子星座-大力神 2"虽为航空航天局民用计划,但美国空军不仅直接参与了火箭的研制与发射,而且还利用"双子星座"飞船的 10 余次飞行,进行了各种试验。

"大力神 2LV-4"是在洲际导弹"大力神 2"的基础上发展起来的,1962 年初开始改型。航空航天局选用"大力神 2"作为"双子星座"飞船运载工具的原因是:1)"大力神 2"是当时美国运载能力最大的火箭,只有它具有发射"双子星座"飞船的能力;2)"大力神 2"采用可贮推进剂,便于操作、处理并具有长时间停放和随时发射的特点,适合于载人飞行和空间会合对接任务。

为满足载人飞行的以下 4 项要求,对"大力神 2"采取了 11 项改进措施。

4 项要求是:

1)适应人的生理特点;

2)提高可靠性,保障飞行绝对安全;

3)发生灾难性故障时宇航员能及时脱险;

4)改善火箭性能,提高任务成功率。

11 项改进措施是:

1)增设故障探测系统;

2)改用冗余制导和控制系统;

3)改用冗余电源系统;

4)一子级改用冗余液压系统;

5)用"水星"计划的无线电制导系统代替原"大力神 2"的惯性制导系统;

6)改进推进系统;

7)改进发射场飞行中止系统;

8)改进测量系统;

9)二子级氧化剂箱前增设一用于对接飞船的前裙段;

10)改进二子级仪器架;

11)取消反推火箭和游动发动机。

"大力神 2LV-4"从卡纳维拉尔角 10 号工位发射。1964 年 4 月 8 日首次飞行,截止 1966 年 11 月共进行 12 次飞行,成功率 100%,1966 年底停止使用。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 1921.7kN |
| 全长 | 33.22m | 推重比 | 1.315 |
| 最大直径 | 3.05m | 运载能力 | 483km 轨道　3.62t |
| 起飞质量 | 148.31t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.64m | 地面推力 | 1912.7kN |
| 直径 | 3.05m | 地面比冲 | 2893N·s/kg |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-7 | 真空比冲 | 2932.2N·s/kg |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 | 工作时间 | ≈150s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.79m | 真空推力 | 444.8kN |
| 直径 | 3.05m | 真空比冲 | 3069.5N·s/kg |
| 发动机 | 1×LR-91-AJ-7 | 工作时间 | ≈180s |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 | | |

### 双子星座飞船

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 5.62m | 底部直径 | 3.05m |
| 质量 | 3.22～3.79t | 顶部直径 | 0.99m |

## 总　体　布　局

“大力神 2LV-4”火箭由一、二子级箭体、级间段、动力装置和仪器舱组成。子级级间和箭体/飞船间装有分离装置。火箭制导、控制系统安装在二子级箱间段的仪器舱内。箭体外部设有电缆通道和自生增压系统管路。贮箱前部有人孔盖。仪器舱、尾段和箱间段设有检修窗口。

## 箭　体　结　构

火箭箭体采用由隔框加强的硬壳式结构和常规的蒙皮-桁条-隔框半硬壳式结构。蒙皮材料为 2014 铝合金，隔框、桁条和大梁采用 7075 铝合金。

## 一子级结构

一子级长 21.64m(包括级间段)由燃料箱、氧化剂箱、箱间段组成。

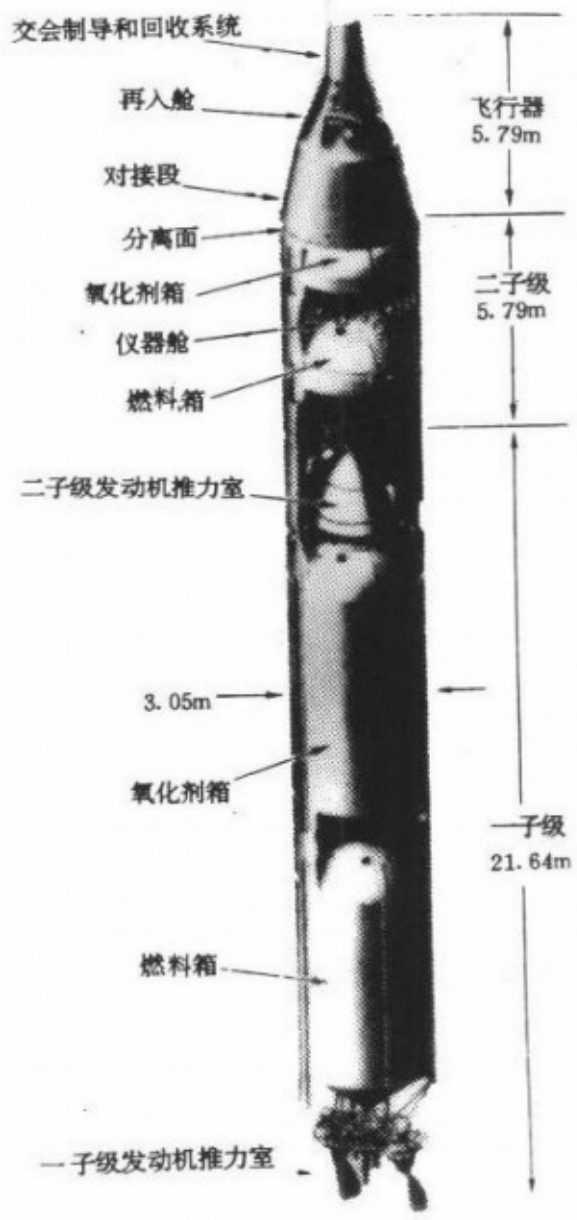
**燃料箱** 燃料箱由后裙段 、箱体、前裙段和装在贮箱锥形后底上的发动机架组成。

后裙段为铆接-螺接桁条-隔框结构。4 根大梁从后端框伸向贮箱蒙皮壁板。裙段的 4 块内表面铣切蒙皮壁板在大梁处拼接。裙段内侧装有环形框、前部为“T”形框、中部为“I”形框，后部为锻造铝合金框。后端框与大梁底端用螺栓连接并与裙段蒙皮铆接。发动机连接孔位于端框大梁连接部位。

箱体筒段由 8 块机加工蒙皮组成。其中 4 块为大梁壁板，另 4 块为有“T”形内桁条的机加工壁板。10 个由板材压制成形的铝合金“Z”形框等距地连接在桁条和大梁壁板上。

箱体锥形后底由 5 个构件焊接而成。锥形底上部由 4 块外表面经过化铣的板材组成，中央部分为一压延成形的倒置截锥体。后底上安装两根燃料输出管路。管路出口处装有十字形导流器，防止燃料产生漩流或涡流。后底上端由“K”形框与箱壁和后裙段相接。

燃料箱前底为全焊接椭球底，开有人孔和氧化剂输送管路通孔。箱底由 5 块压延成形的瓜瓣形板材组成。中央顶盖上有一安装导管的锥形连接件。箱底通过“Y”形框焊接到贮箱筒段上。




“大力神 2LV-4”运载火箭

燃料箱内通有一直径 25cm 的氧化剂输送管路。输送管后端被焊接在贮箱底端的一个 Y 形管件上，两个 17.8cm 直径的支管被螺接在安装泵前阀门的法兰盘上。氧化剂输送管的前端与氧化剂箱后底连接。

燃料箱前裙段为一机械加工蒙皮铆接构件，裙段后端焊接在燃料箱“Y”形框上，前端与氧化剂箱螺接。裙段顶部开有排气孔。裙段由前后两部分组成。后段由 3 块机械加工壁板组成。壁板内侧装有短桁条，用以加强箱底和“Y”形框连接处的蒙皮。

贮箱外部设有电缆/增压管路的隧道管。

**氧化剂箱** 氧化剂箱由箱体及其前后裙段组成。箱体前底和筒段结构与燃料箱相似，但后底呈椭球形。

贮箱筒段由 4 块厚度逐渐变薄的机加工壁板焊接而成。每块壁板上有 9 条“T”形内桁条。桁条间的蒙皮进行机加工，以削薄板材厚度，减轻结构质量。12 个“Z”形隔框沿箱壁等距地搭接在桁条上。

贮箱后底除了氧化剂出口中央蒙皮外均与燃料箱前底相似。中央蒙皮压延成漏斗状，与通入燃料箱的氧化剂管路相对接，氧化剂箱前底开有人孔，其它与后底相似。前底通过“Y”形框与贮箱筒段焊接。

贮箱后裙段为桁条、隔框、蒙皮结构。蒙皮由 3 块从内部衔接的板材组成。裙段有 36 根锻造“I”形桁条。氧化剂箱后裙段通过对接框与燃料箱前裙段螺接。裙段“Y”形框开有 3 个排气孔。

贮箱前裙段除了在 14 处开有排放二子级发动机燃气流的排焰孔外，其它均与后裙段相似。裙段蒙皮由锻造的“I”形桁条加强。裙段端框有 4 个用以与级间段对齐并螺接的导向销。

裙段内表面和氧化剂箱顶部以及所有暴露于二子级发动机燃气流的表面均涂有 MMS-K 421 烧蚀材料。

氧化剂箱外部也铺有电缆/增压管路隧道管。

**级间段** 级间段长 2.44m，底部开有热分离时排放二子级发动机燃气的排焰孔。排焰孔分布于 4 个区域。每区占 7 根桁条、两个环形框的位置，共两排开口，上排 4 个、下排 6 个。排焰区的桁条、环形框和开口间的蒙皮均涂有 MMS-K 421 烧蚀材料。级间段前部的 12 根桁条上装有气体作动分离螺母紧固件。前端框伸出 22 个导向销，它们插入二子级后端框导向孔中，用以定位对接。

## 二子级结构

二子级长 5.79m，箭体由燃料箱、氧化剂箱和仪器舱组成。

**燃料箱** 燃料箱由箱体和前后裙段组成。箱体为全焊接结构，由机加工筒段、可直接安装发动机的后底、前底和氧化剂管路组成。

筒段由 1.68cm 厚板材机加工而成的壁板组成。壁板内表面有 8.9cm×8.9cm 的机加工方形网格。

后底结构与一子级氧化剂箱相似，但开有偏心的氧化剂管出口。后底焊有一用来安装发动机的，由桁条加强的截锥形构件。构件上开有推进剂输送管路和液面传感器的开口。截锥形构件顶端的桁条上焊有安装发动机架的锻造机加工承力框。

前底结构与一子级前底结构相似。前底中央开有直径为 15.2cm 的氧化剂输送管通过口。箱底还设有安装增压管路、排气管路和测量仪器的接管嘴。

后裙用“I”形桁条和环形框加强。桁条顶端装有气体作动分离螺母紧固件。裙段后端设有与级间段对接的导向销孔。

前裙与一子级氧化剂箱后裙相似。裙段由桁条和环形框加强。裙段前端有一与氧化剂箱后裙段对接的受拉对接框。

贮箱和裙段外设有电缆和增压管路隧道管。

**氧化剂箱** 氧化剂箱箱体筒段由 4 块机加工壁板组成。内壁有同燃料箱一样的方形网格。前、后底类似一子级氧化剂箱，前底有一 15.2cm 直径的出口，后底用“Y”形框焊接到箱壁上。

后裙类似二子级燃料箱，长约 1.4m，由框和桁条加强。

直径为 3.05m 的前裙是为与“双子星座”飞船对接而新设计的。裙段骨架由 36 条“I”形桁条和 3 个框组成。与框平行的部位上还装有加强蒙皮的环形构件。裙段前端框设有用于对接的导向销，桁条和端框上设有螺接孔。

**仪器舱**

仪器舱位于二子级箱间段,其轻型仪器架是专为“双子星座”任务新设计的。舱内装有电池、故障诊断系统组件、靶场安全指令控制系统、程序装置、三轴基准系统、无线电制导系统、自动驾驶仪及测量、遥测系统。

## 推 进 系 统

### 一子级推进系统

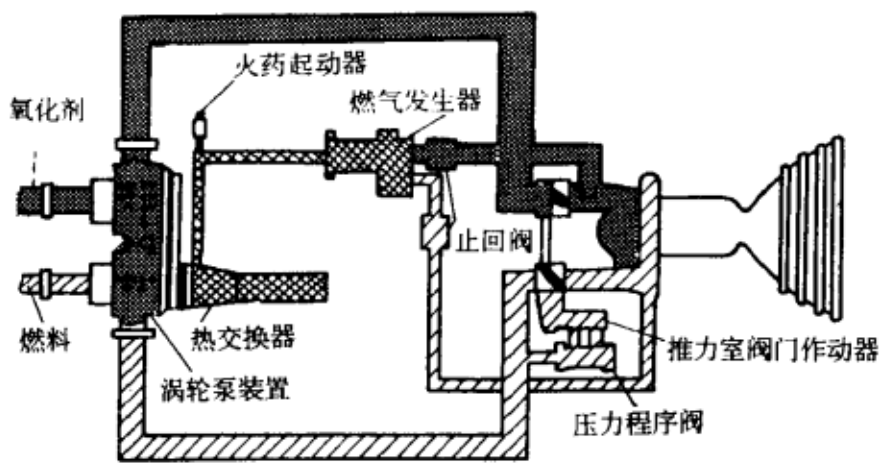
一子级推进系统由子级发动机和推进剂输送和增压系统组成。

**发动机**

火箭一子级采用 LR-87-AJ-7 型发动机,由二套同时工作的独立系统组成。各系统分别由推力室、涡轮泵、燃气发生器、发动机起动系统、推进剂输送管路和控制电路组成。

LR-87-AJ-7 型发动机高 3.13m、宽 2.72m,质量约 1600kg,采用四氧化二氮/混肼 50 作为推进剂,推进剂混合比 1.93,产生地面推力 1912.7kN,地面比冲 2893N·s/kg,工作约 150s。

发动机的燃料再生冷却推力室用多根不锈钢管沿纵向焊接而成。2 个燃气发生器共用一套点火系统同时工作。



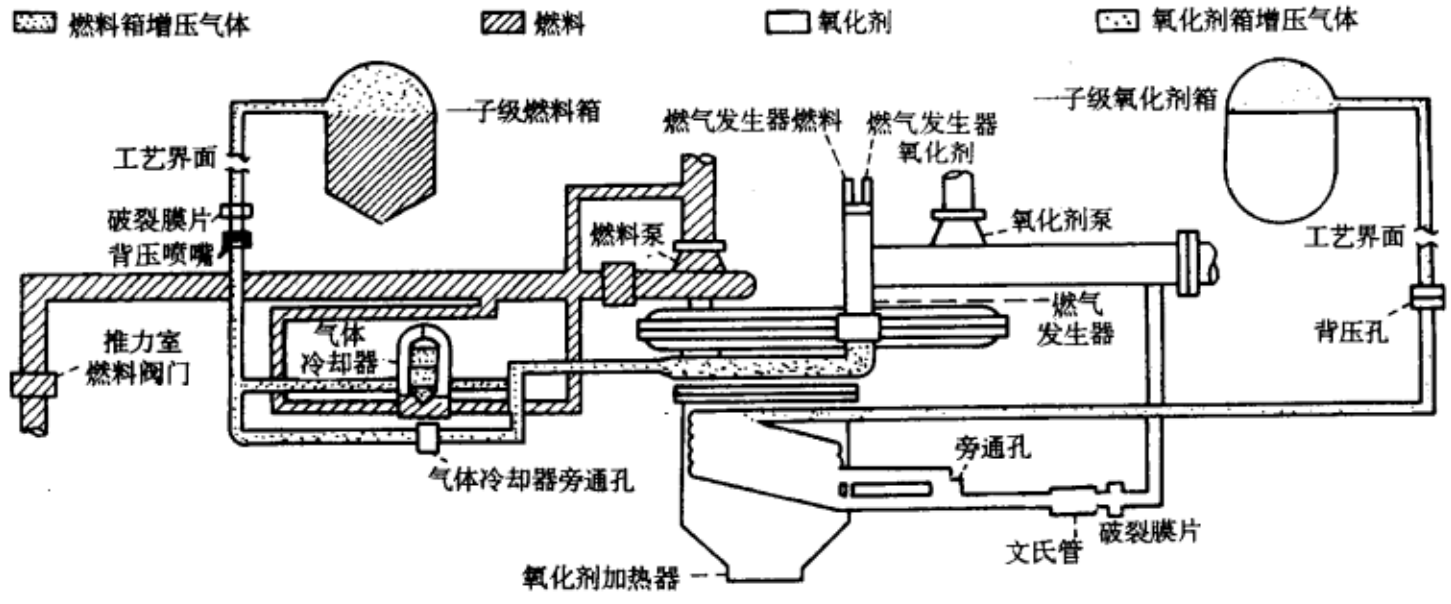

LR-87-AJ-7 发动机简图

倒数计时 $T=0$ 时,两个固体火药起动器由 28V 直流电源起动,点燃后产生燃气。燃气通过涡轮喷嘴驱动涡轮。涡轮借助齿轮箱带动燃料泵和氧化剂泵转动,将推进剂压送至推力室主阀门。待燃料出口管路压力达预定值时,由压力作动阀门打开推进剂主阀门。燃料经推力室冷却通道通过喷注器进入燃烧室与直接进入燃烧室的氧化剂接触自燃点火,燃气从喷管排出产生推力。燃气发生器输送管路上装有文氏管,以稳定发动机推力,并在推进剂输送管路上设平衡孔以控制推进剂混合比。燃气发生器燃烧由燃烧室阀门引出的推进剂,由文氏管控制其流量。由推进剂压力打开管路的单向阀门,富燃料的推进剂进入燃气发生器并自燃点火。燃气进入涡轮使涡轮持续工作。正常情况下,发动机采用推进剂耗尽关机,当燃烧室压力传感器敏感压力下降时发出发动机关机指令。

两个推力室可在俯仰和偏航方向摆动,并提供滚动控制。

**增压系统**

火箭一子级采用自生增压系统，由第二套发动机系统提供能源。燃料箱用经冷却的燃气发生器燃气增压，氧化剂箱则通过气化部分氧化剂进行增压。系统组成如下图所示。



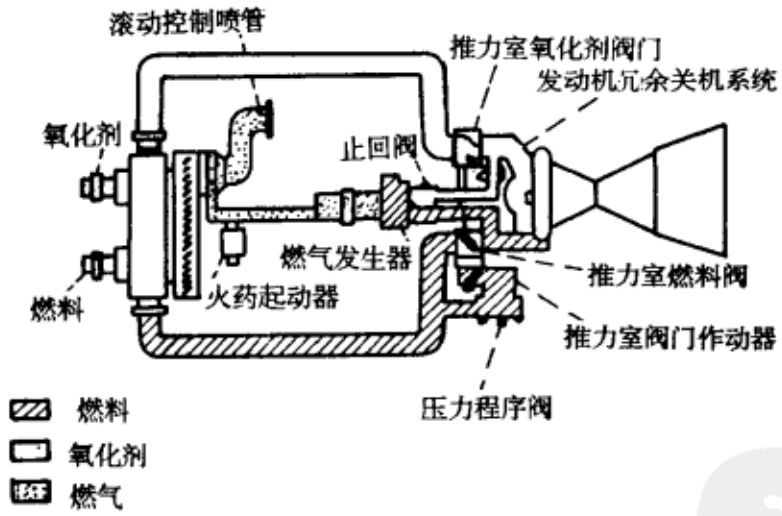

一子级增压系统

## 二子级推进系统

### 发动机

二子级采用单推力室 LR-91-AJ-7 型发动机。它实际是由按比例缩小的 LR-87-AJ-7 发动机的一套系统，因而在很多方面与 LR-87-AJ-7 发动机相似。

LR-91-AJ-7 发动机高 2.796m、宽 1.74m、质量约 460kg，亦采用四氧化二氮/混肼 50 作为推进剂，推进剂混合比 1.8，真空推力 444.8kN，真空比冲 3069.5N.s/kg，工作约 180s。




LR-91-AJ-7 发动机简图

与一子级发动机相仿，燃烧室为不锈钢管束式结构。不同于前者的是只有燃烧室（包括面积比 13∶1 以上部分喷管）是再生冷却式的。面积比 13∶1 到 49.2∶1 的喷管延伸段是烧蚀冷却式的，该段由玻璃纤维外壳、玻璃纤维蜂窝芯和石棉内层组成。发动机起动方式与一子级相

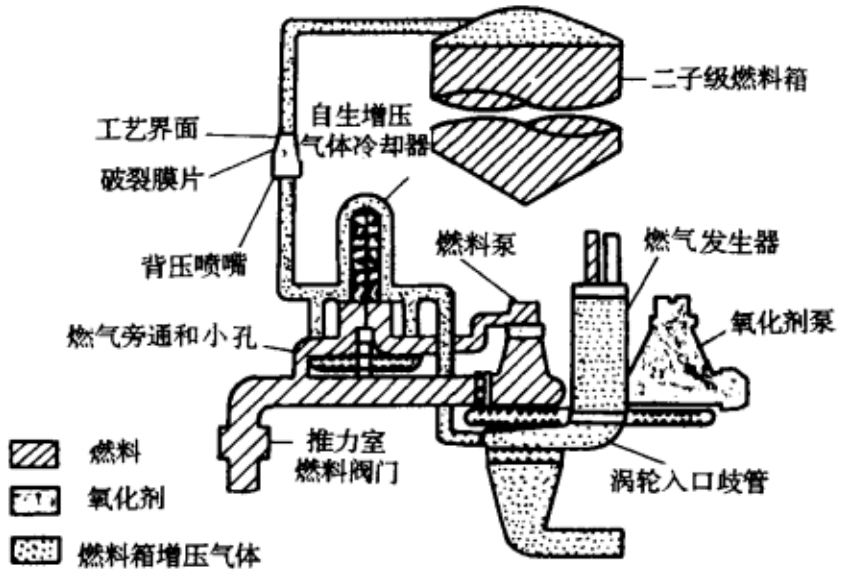
宇航　世界航天运载器大全

同。与一子级发动机一样,也在燃气发生器输送管路上装有稳定推力的文氏管,在推进剂输送管路上设有控制混合比的平衡孔。

发动机推力室可在俯仰和偏航方向摆动。滚动控制则由用涡轮废气作工质的旋转滚动控制喷管完成。

**增压系统**

二子级燃料箱增压方法与一子级相同,但氧化剂箱不增压。系统组成如下图所示。




二子级增压系统

为载人飞行所作的改进

"双子星座"运载火箭的推进系统基本同"大力神 2"。专为载人飞行所作的改进有:

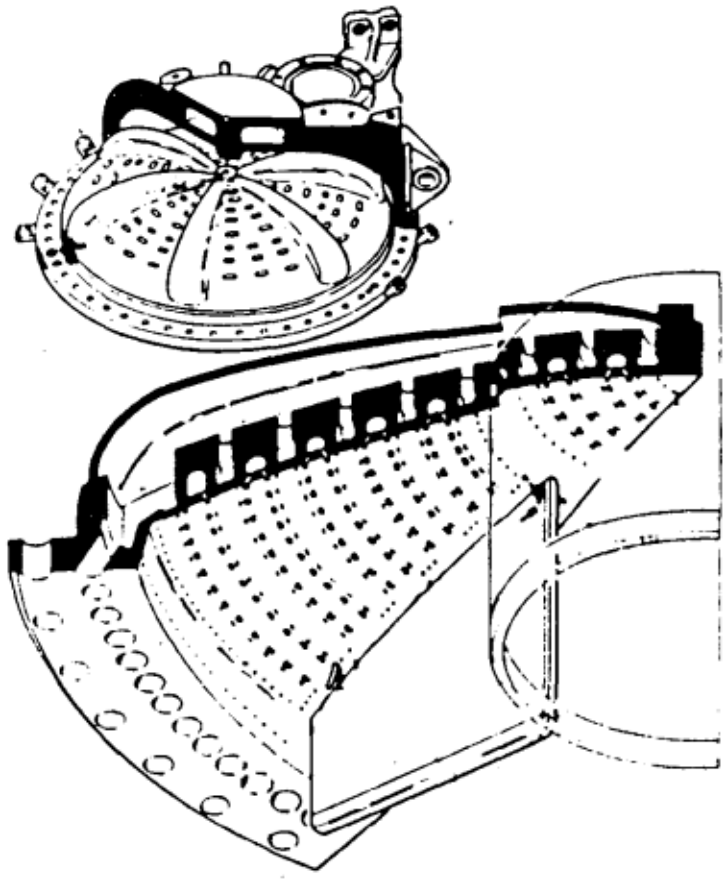
1)增设 POGO 抑制器:在推进剂输送管路中增设 POGO(纵向耦合振动)抑制器,将"大力神 2"首次飞行发现的±2.5$g$ 振动过载降到"双子星座"任务要求的±0.25$g$。±2.5$g$ 级的振动过载对洲际导弹是可接受的,但对宇航员却会降低完成飞行任务的能力。抑制器由设于氧化剂输送管路竖管中衰减振动压力的调压器和置于燃料管路中的弹簧加载蓄压器组成。

2)改进二子级发动机喷注器:为增强发动机燃烧动态稳定性,改进了二子级发动机的喷注器。喷注器喷孔加大,孔数减少一半,隔板从"大力神 2"的 6 块增为 7 块并去掉中央叶毂。去掉叶毂能降低隔板与喷注器表面连接点的热应力,并能减少焊点、简化工艺。

3)增设故障监测系统:一、二子级都增设了监视发动机性能的监测系统。系统由安装在三个推力室上的压力开关组成。发动机系统的压力是发动机性能的直接函数,当发动机性能异常压力随之下降时,开关接通飞船指示灯电路,报警灯亮。系统是双冗余的,每一推力室设 2 个压力开关。当系统压力低于 70%额定值时,2 个开关都接通,表示故障确实发生。

4)增设射前故障监测系统:该系统由安装在贮箱增压管路上的压力开关组成。发动机起动瞬间开关启动表示贮箱增压满足要求,如果一子级贮箱增压压力低于最低要求值则发动机会在发射台上自动关机。

5)增设二子级冗余关机系统:该系统用来在主关机系统失效时确保发动机在火箭达到入轨速度时准时关机,以免将飞船送入一错误的轨道。系统由一安装在燃气发生器的氧化剂管路上的电爆阀门组成。该系统能在发出推力室阀门关闭信号的同时切断通往燃气发生器的氧化



“大力神 2”喷注器

剂液流，发动机随即熄火。

6)其它更改为：测量系统从 40mV 系统转为 5mV 系统，以提供更好的数据和易于判读；一子级发动机架重新设计，以适应新的串联作动器；一子级发动机系统中认为有可能引起火灾的部件均进行防火绝缘。

## 制导与控制系统

虽然“双子星座”运载火箭的制导和控制系统是在“大力神 2”组件的基础上研制的，但二者的差别甚大。“双子星座”运载火箭采用了全系统冗余的制导与控制系统。

美国国家航空航天局曾通过“水星”宇航员进行过模拟研究。模拟结果表明，除了发动机失控外，宇航员均可在发生故障时进行手动中止飞行。故障预警时间试验结果表明，一级飞行中发动机滚动失控后 1s 便超过宇航员的生理极限。要在一秒钟的时间内进行故障监测、显示、观察判断、起动逃逸装置是绝对来不及的。发生急速发展的故障(如发动机失控)时逃逸救生时间的不足，是采用可自动切换(仅需 15ms)的全冗余制导控制系统的主要原因。

系统在“大力神 2”基础上的改进点有：

1)系统采用冗余技术，由主、副两套系统组成(见图)；

2)主系统中用无线电制导系统和三轴基准系统代替原“大力神 2”的惯性制导系统；

3)为使三轴基准系统的输出信号能与“大力神 2”自动驾驶仪兼容，增加一适配器；

4)副系统用飞船的惯性制导系统作备用制导系统；

5)一子级采用两套液压系统和两套系统共用的串联作动器；

6)为完成主、副系统的切换,增加了功率放大器和切换继电器;

"双子星座"运载火箭制导控制系统的特点是:

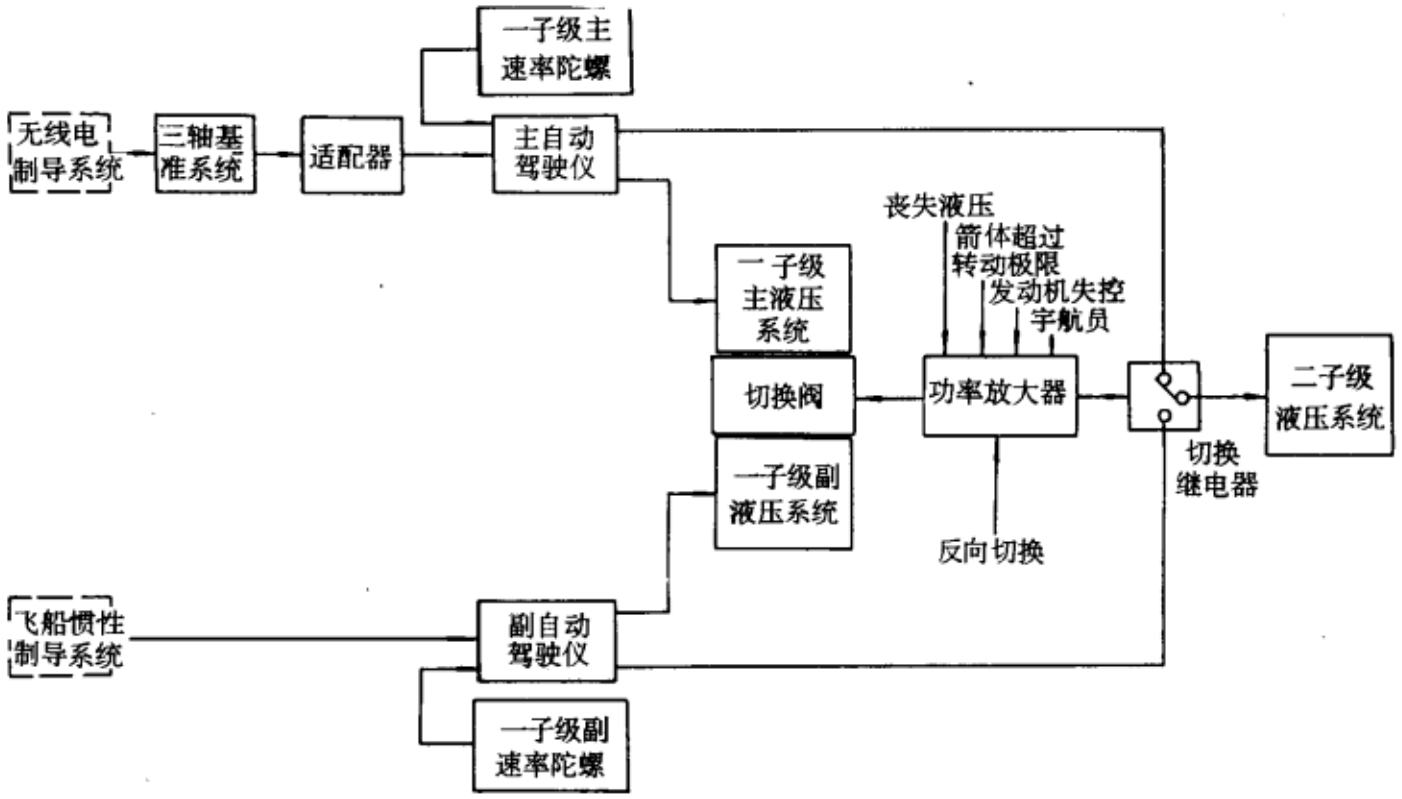
1)可在一级飞行出现任何单一故障时完成任务,并提供二级飞行的部分冗余;

2)可在一、二级动力飞行段进行自动或手动切换;

3)尽可能利用经过"大力神 1"和"大力神 2"飞行考验的部件;

4)主系统和副系统之间进行完全的电气和物理隔离;

5)简单的切换电路设计,使切换失败或意外切换的可能性降至最低程度。




制导与控制系统

## 主制导、控制系统

主制导、控制系统由无线电制导系统、三轴基准系统、适配器、一子级速率陀螺和自动驾驶仪组成。一级飞行时,主系统由三轴基准系统、适配器、自动驾驶仪和速率陀螺组成。二级飞行时引入无线电制导系统,由它对三轴基准系统提供俯仰和偏航制导信号,使飞船精确入轨。

**三轴基准系统**

三轴基准系统安装在位于二子级箱间段的仪器舱内。它用陀螺仪提供滚动、偏航和俯仰轴的角位移信息。在三轴基准系统装置中含一程序装置,在一级飞行中起定时器的作用。由它按预定的飞行轨道改变火箭俯仰和滚动轴的角基准,因而也改变火箭沿此二个轴的飞行方向。在一级飞行中由三轴基准系统提供制导功能,由它通过适配器、自动驾驶仪向液压系统等其它组件发出信号指令。

根据任务需要(如执行交会、对接任务时)滚动程序可在倒数计时时不断更改;但俯仰程序是根据每个特定任务预先装订的,在倒数计时时不能更改。

二级飞行时,三轴基准系统从无线电制导系统接受控制信号和俯仰和偏航轴的角基准变化信息,并向控制系统其它系统发送信号、执行指令。此外三轴基准系统还负责按预定时间发

出级间分离等时间指令信号。

**适配器组件**

该组件也位于二子级箱间段。它用来调节由三轴基准系统来的信号，并将其送往自动驾驶仪。它也在三轴基准系统程序指定时刻，调节由无线电制导系统来的经三轴基准系统制导放大器放大的俯仰和偏航控制信号。适配器装有(冗余)切换继电器，在主切换继电器发生故障时，由副继电器进行主、副系统的切换。在火箭进行测试时，飞行控制系统的 15 个陀螺均通过适配器放大的信号进行监控。

**一子级速率陀螺**

速率陀螺位于级间段，它是“大力神 2”控制系统的组件，由 3 个陀螺测量一级飞行时的俯仰、滚动和偏航角速率分量。速率陀螺的输出信号送往自动驾驶仪。

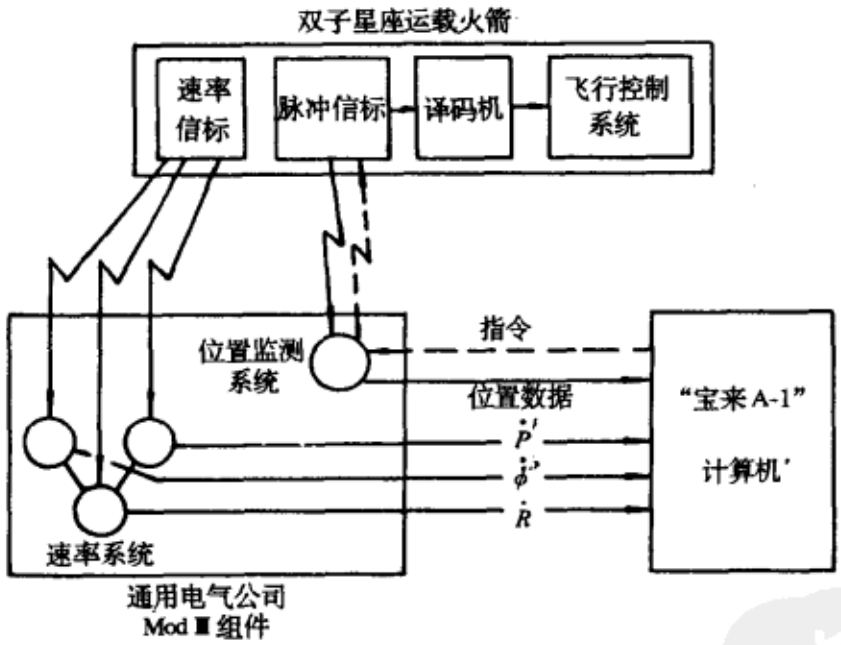
**自动驾驶仪**

自动驾驶仪位于二子级箱间段，它是洲际导弹“大力神”自动驾驶仪的改型。自动驾驶仪由二级飞行用的三个轴向陀螺，一个为一、二子级速率陀螺提供磁放大和电源的 800Hz 静态转换器，以及用于接收从一、二子级速率陀螺来的信号，放大、分配、调节从适配器来的姿态基准信号并将其送往液压系统的电路等组成。

**无线电制导系统**

该系统用来在二级飞行时向三轴基准系统提供俯仰和偏航制导信号。

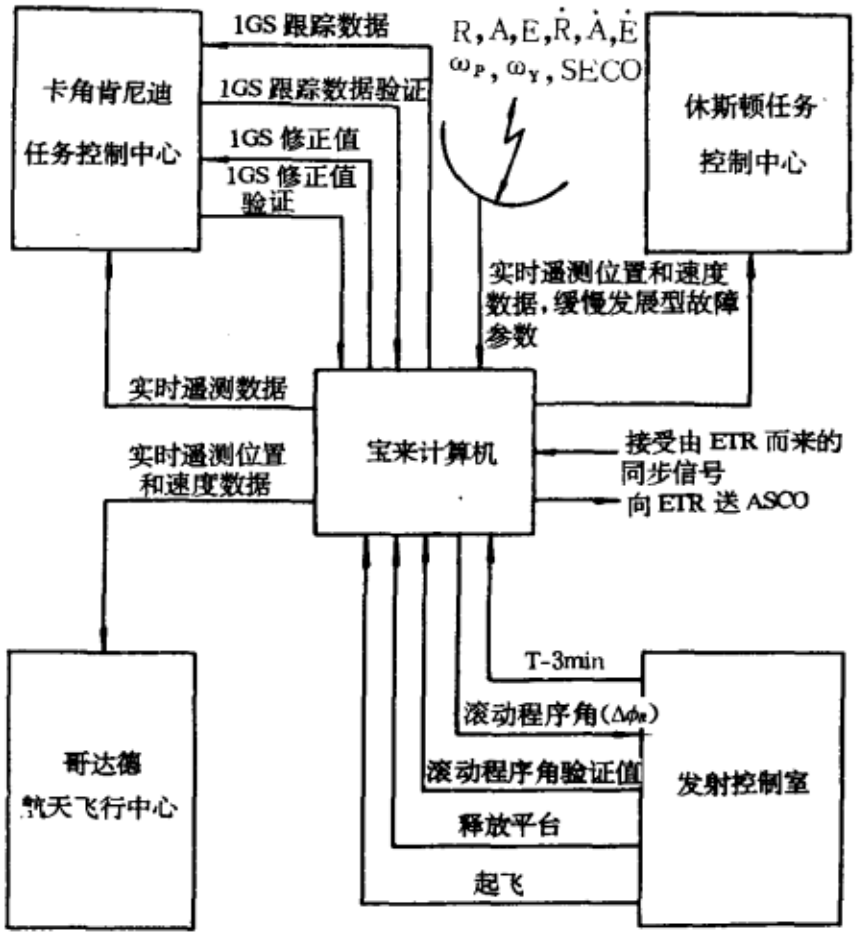
如下图所示，系统由箭上和地面二部分组成。箭上系统由速率信标脉冲信标和译码机组成；地面系统由速率系统 、位置测量系统和“宝来 A-1”型计算机组成。通用电器公司 Mod Ⅲ 系统产生速率和位置数据，并将其送往“宝来”计算机。计算机按预先设定的制导方程，计算俯仰和偏航控制命令，并送往火箭，使火箭在达到要求的入轨速度时处于正确的高度和姿态。此时，计算机产生一时间指令信号，指令发动机关机。




无线电制导系统

“双子星座”计划所采用的无线电制导系统是“水星”制导系统的改型，二者基本相同。为“双子星座”计划所作的改进主要集中在“宝来”计算机系统。该系统增加一用以与发射设施、飞船惯性制导系统、NASA 任务中心、载人飞船中心进行实时通信提供缓冲能力的数据交换器。

计算机的接口与信息流如下图所示。




无线电制导系统计算机接口

1GS—惯性制导系统;SECO—二子级发动机关机;

ASCO—中止飞行传感器控制装置;ETR—东部发射场

该计算机的特殊功能有:

1)自动接收和鉴定来自任务控制中心的目标飞行器位置推算数据;

2)完成目标计算,并将其送往惯性制导系统作上升段制导(备用模式);

3)计算所要求的发射方位,并向发射控制室和惯性制导系统发送滚动程序;

4)向任务控制中心传送用于缓慢发展型故障监控的制导参数;

5)一级飞行时计算修正指令,并送往惯性制导系统以补偿方位校准误差。

## 副制导、控制系统

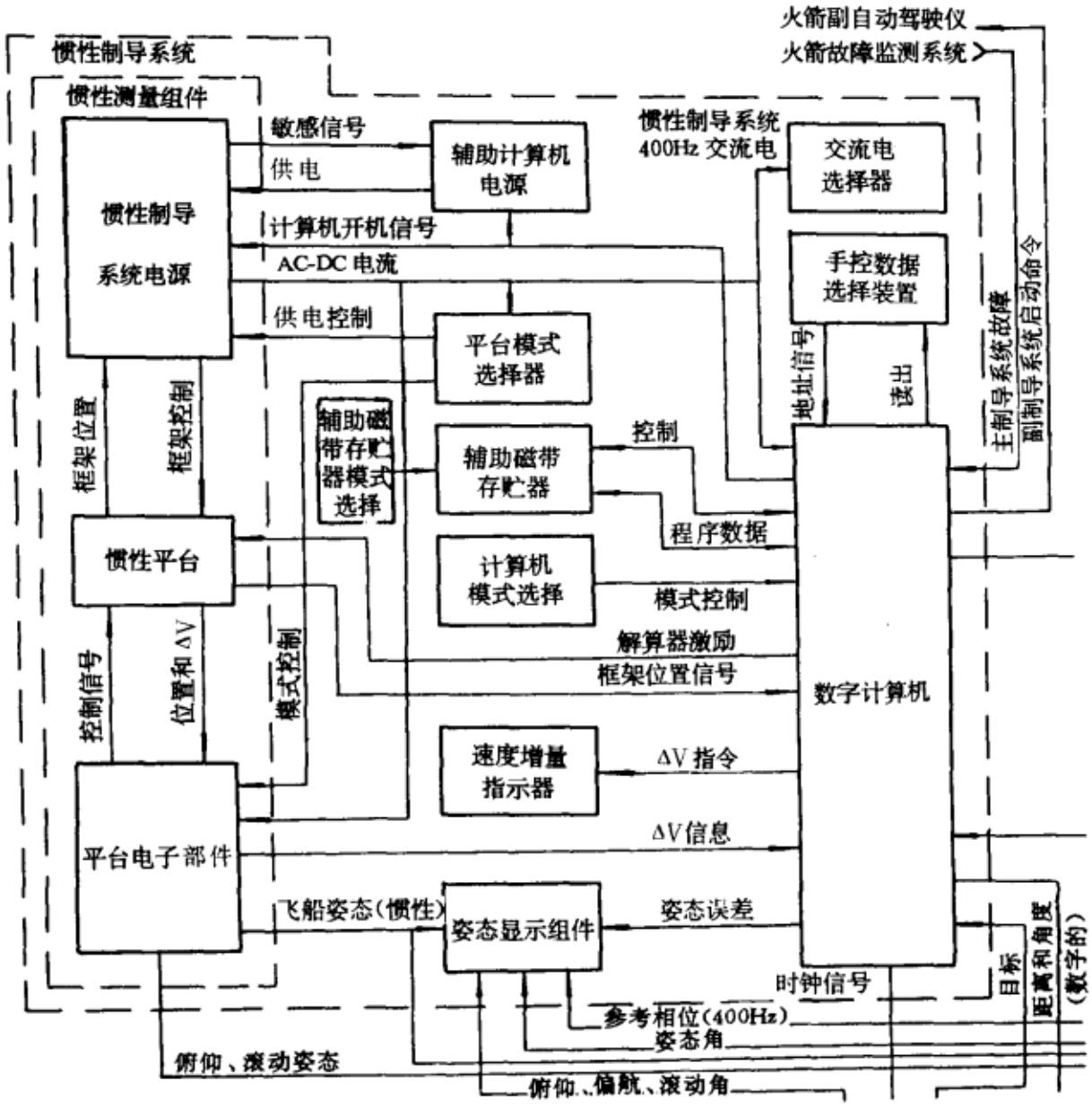
副制导、控制系统由飞船惯性制导系统、一子级速率陀螺(主系统的冗余件)和自动驾驶仪(主系统的冗余件)组成。

飞船惯性制导系统按程序在切换到副系统时,为副系统自动驾驶仪提供姿态稳定信号。"双子星座"飞船惯性制导系统如下图所示。

## 主、副系统的切换

有手动和自动两种切换方式。

一级飞行时,在发生以下任一情况时进行主、副系统的切换:1)发动机失控(自动切换);2)




"双子星座"飞船惯性制导系统

超过俯仰、偏航、滚动速率极限(自动切换);3)一子级主液压系统压力丧失(自动切换);4)宇航员判断,手动切换。

一级飞行时切换是一次性的,即一旦切换发生便不能由副系统返回主系统,只有待一子级分离后才能由宇航员手动切换回主系统。

二级飞行时的动压要小的多,故切换只在以下二种情况下进行:1)超过俯仰、偏航、滚动速率极限(自动切换);2)宇航员判断,手动切换。

接到切换信号的惯性制导系统进行信号衰减,将信号减为零,然后再按一指数规律注入信号。这样能将切换时运载火箭的载荷降至最低。

## 液　压　系　统

火箭液压系统按飞行控制系统的指令信号控制一、二子级发动机推力室的位置,改变推力方向,调整俯仰或偏航轴,使火箭沿预定的轨道飞行。

## 一子级液压系统

火箭一子级采用冗余液压系统,由通过串联作动器互联的两套独立的动力装置组成。除了为提供冗余而设的串联作动器外,其它组件与"大力神 2"相同。系统为一子级两台发动机推力矢量控制提供 20.68MPa 压力。

**一子级主液压系统**

该系统由高压涡轮驱动泵、电动马达、高压电动马达驱动泵、高压管路和歧管、过滤器、调节装置、4 个与副液压系统共用的串联作动器、测量设备和连接器组成。液压工质为 MIL-H6083 油。

一子级涡轮驱动泵是一种流量可调、压力补偿液压系统。它在一子级发动机工作时提供液流和液压。驱动泵有 9 个活塞。活塞由发动机涡轮泵装置花键轴带动的盘板驱动。由活塞的滑动套提供压力补偿,按要求提高或降低系统压力。涡轮泵流量 0.057$m^3$/min、压力20.68 MPa、转速 3760r/min。

系统的调节装置为蓄压器/油箱组件。功能有:1)使系统保持常压;2)作为液压系统油箱;3)敏感液压系统的压力和液面变化。装置为串联作动器提供压力。该装置容积为 1560$cm^3$、气体体积 410$cm^3$、高压 20.68MPa、低压 0.76MPa。

10μm 级过滤器为可置换组件,装有压差指示器,当二端压差超过 0.4MPa 时有红色显示。

四个由主、副系统共用的作动器为串联组件。每个作动器由二个完整的电动-液压伺服系统部分组成。一个伺服部分与主系统相接,另一个与副系统相接。两个伺服部分是相互独立的,但由一专用的切换阀连接,任何时刻只允许其中一个部分参与工作。作动器行程±2.78cm,可使发动机在俯仰方向摆动±4.38°、偏航方向摆动±4.12°。作动器压差为 20.68MPa 时的输出力为 131.85kN,最大作动速度为 13.74°/s。

电动马达驱动泵只在地面测试时使用。

**一子级副液压系统**

副液压系统只参与副控制系统的工作,但在整个飞行中,即使未被起用也始终处于加压状态。

副系统由主系统一样的组件组成。电动马达驱动泵是主、副两系统共用的,在测试时用系统试验选择阀切换。作动器切换阀设计成能够敏感主系统的压力,并在主系统发生故障,液压降至规定值以下时,自动起动向副系统的切换。

**主、副系统的切换**

共有以下四种切换方式:

1)主液压系统压力丧失,由作动器切换阀自动切换;

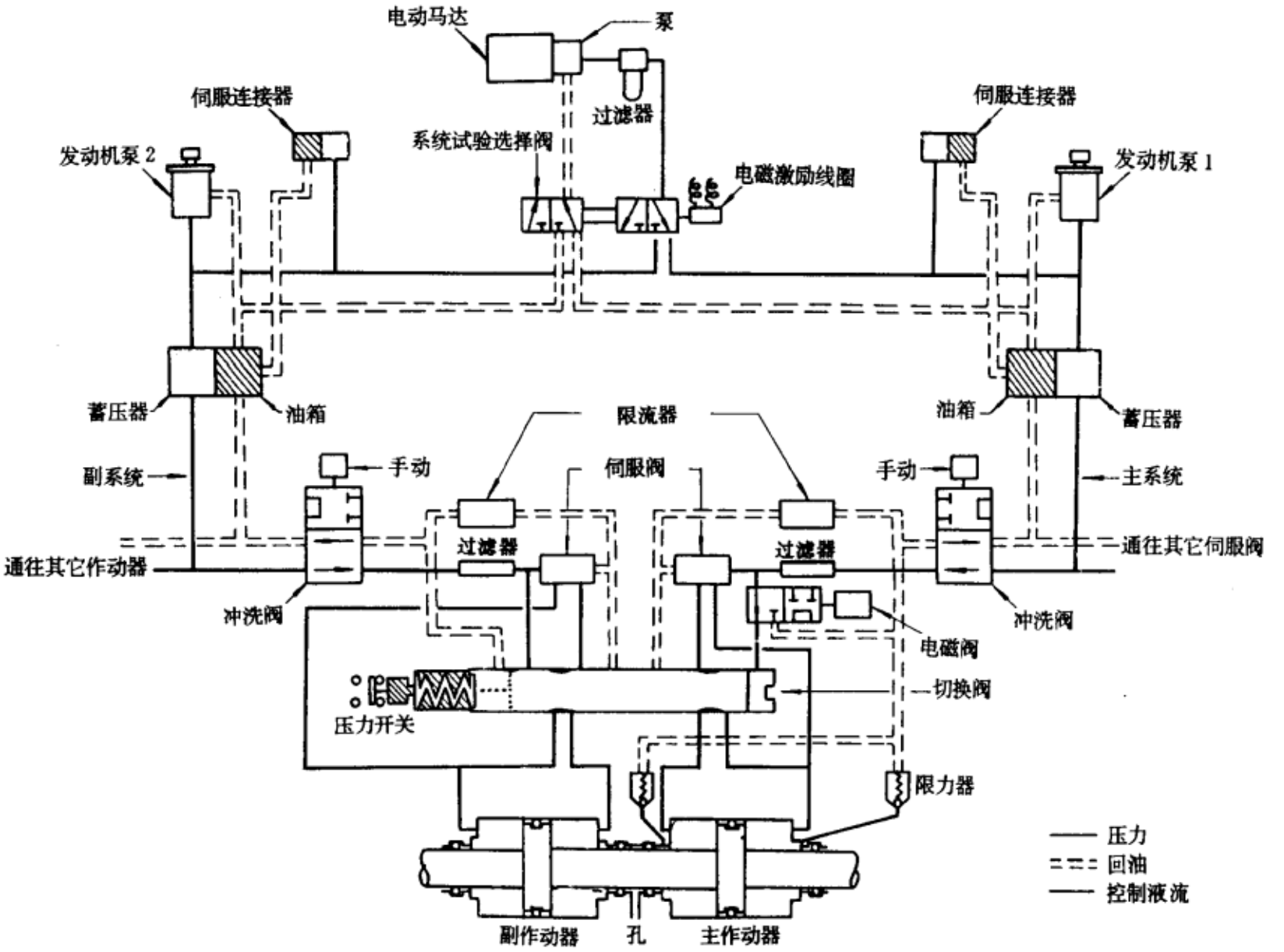
2)运载火箭速率超过预定极限值时,由故障监测系统速率开关组件起动切换;

3)一子级发动机失控时,由串联作动器预置极限开关监测和起动切换;

4)宇航员根据飞船面板显示和地面监控人员报告的信息判定主系统发生故障时,由宇航员向故障监测系统发出切换信号。

## 二子级液压系统

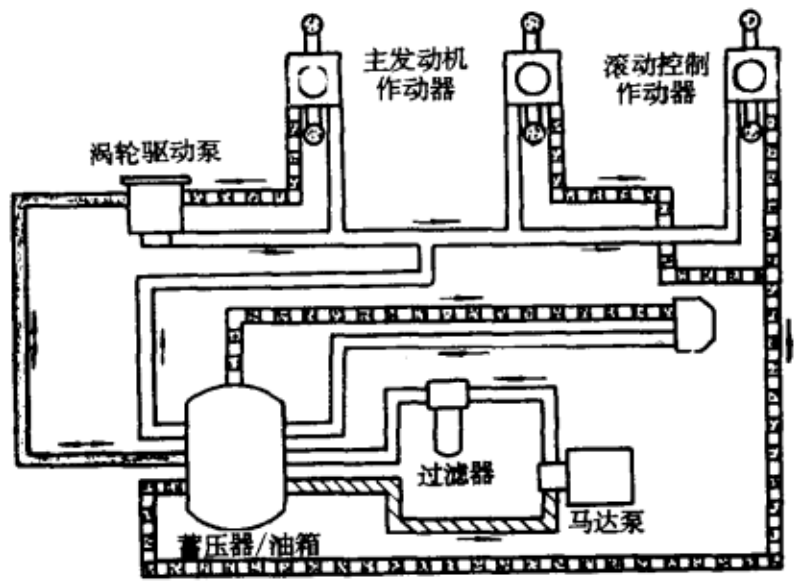
故障模式研究结果表明二子级无需设冗余系统。




一子级双冗余液压系统简图

二子级液压系统除了涡轮驱动泵流量较小(0.019m³/min),作动器换用一般线性作动器和另采用一滚动控制喷管作动器外,其它组件与一子级液压系统相仿。

二子级主发动机偏航和俯仰伺服作动器行程为±1.24cm,可使发动机相对中线摆动±2.04°。作动器在压差为20.68MPa时的输出力为34.03kN,其最大驱动速度16.38°/s。滚动控制伺服作动器行程为±3.56cm,可使喷管摆动±33.83°,压差20.68MPa时的输出力为5.54kN,作动器最大驱动速度为8.75°/s。




二子级液压系统

# 电 源 系 统

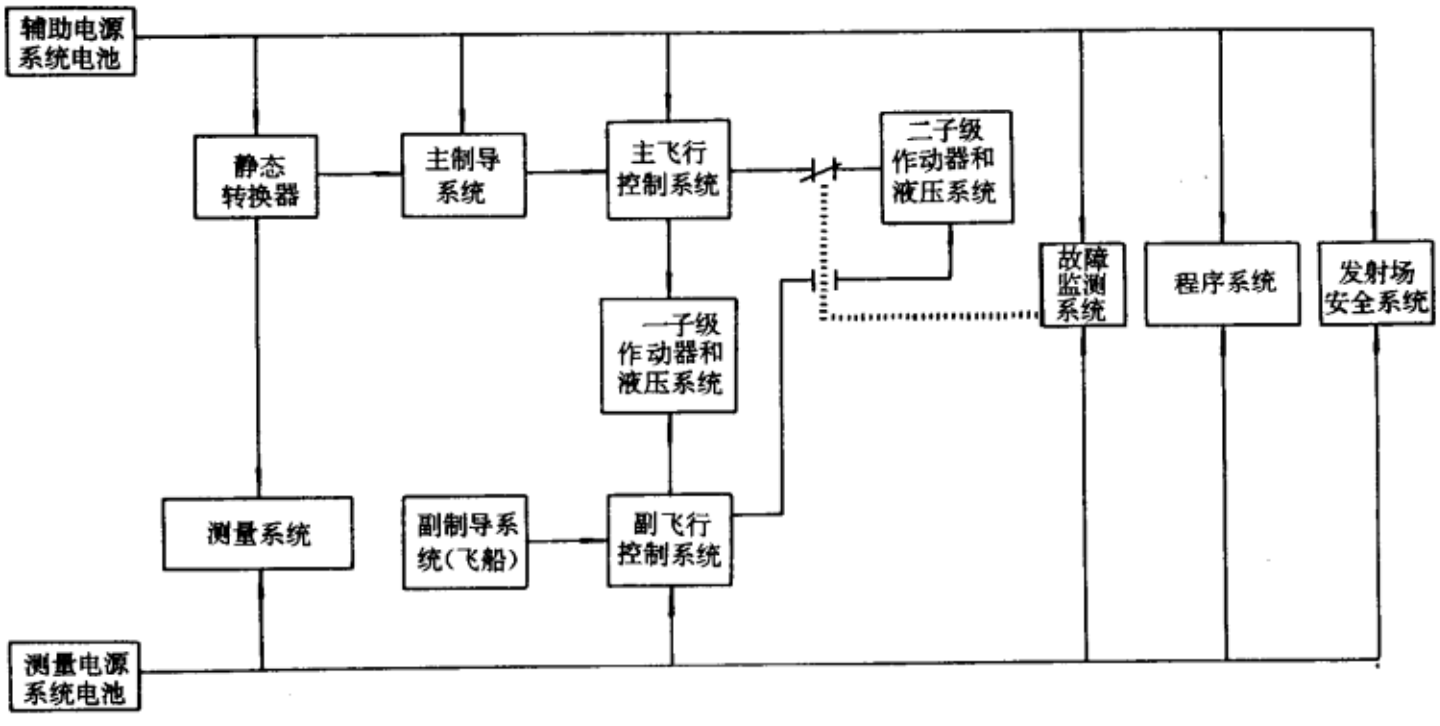
"双子星座"运载火箭采用全系统冗余的电源系统,由电源配电分系统和程序分系统组成。系统供28V、25V直流电和400Hz 200V交流电。

## 电源配电系统

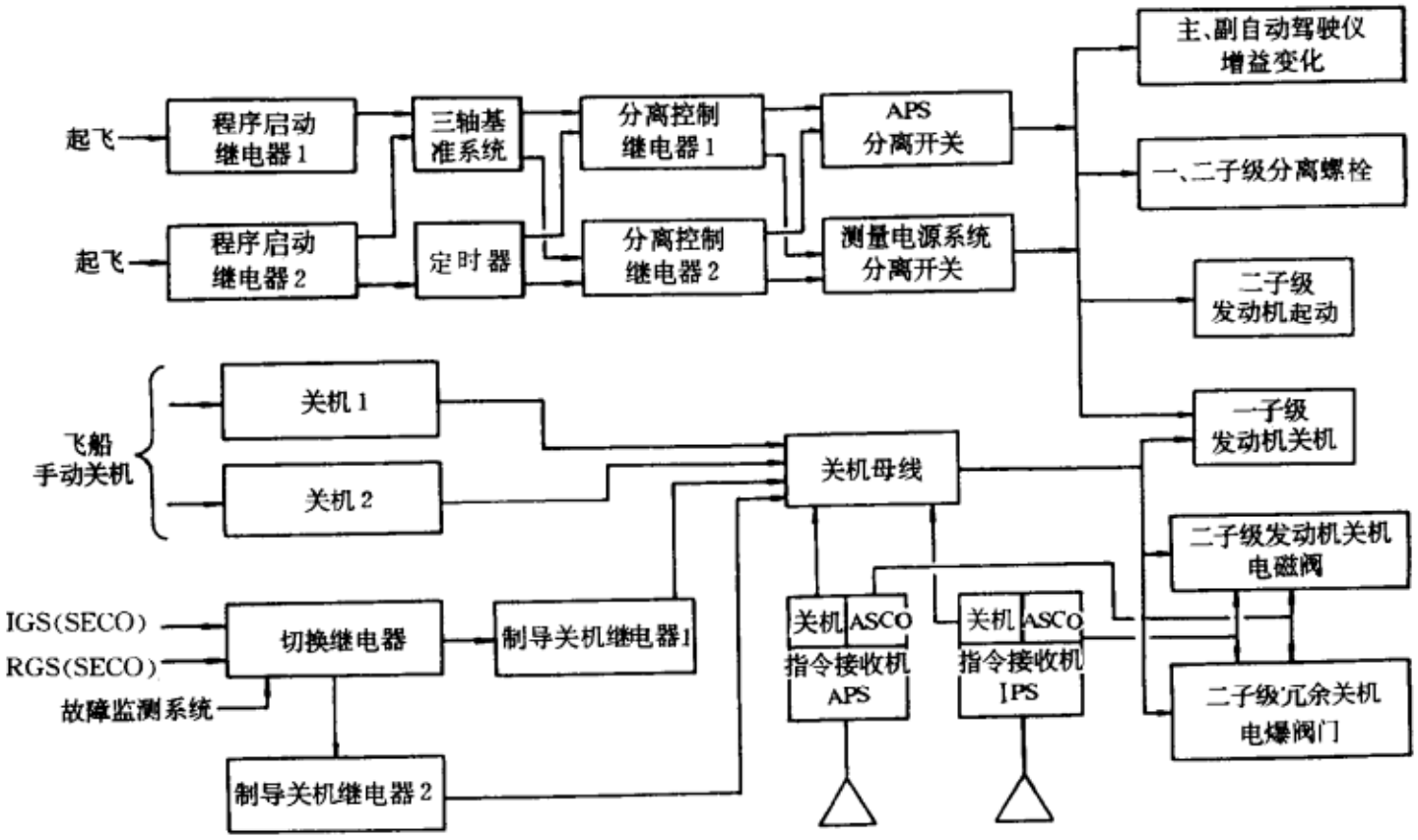
电源配电系统由辅助电源系统和测量电源系统组成。二个子系统各由相应的电池和转换开关组成。电源系统与运载火箭各系统的接口如图所示。电源系统通过二个接线盒与飞船接通。系统是全冗余的,电路沿火箭两边走线。一子级发动机区的电缆用绝缘材料和镀铝玻璃纤维带包扎。

## 程序系统

全冗余程序系统由继电器和马达-驱动开关逻辑线路组成。系统为火箭各系统提供各种离散信号。系统框图如下所示。为保证二子级发动机按指令准确关机,系统增设一备用电源。




电源配电系统



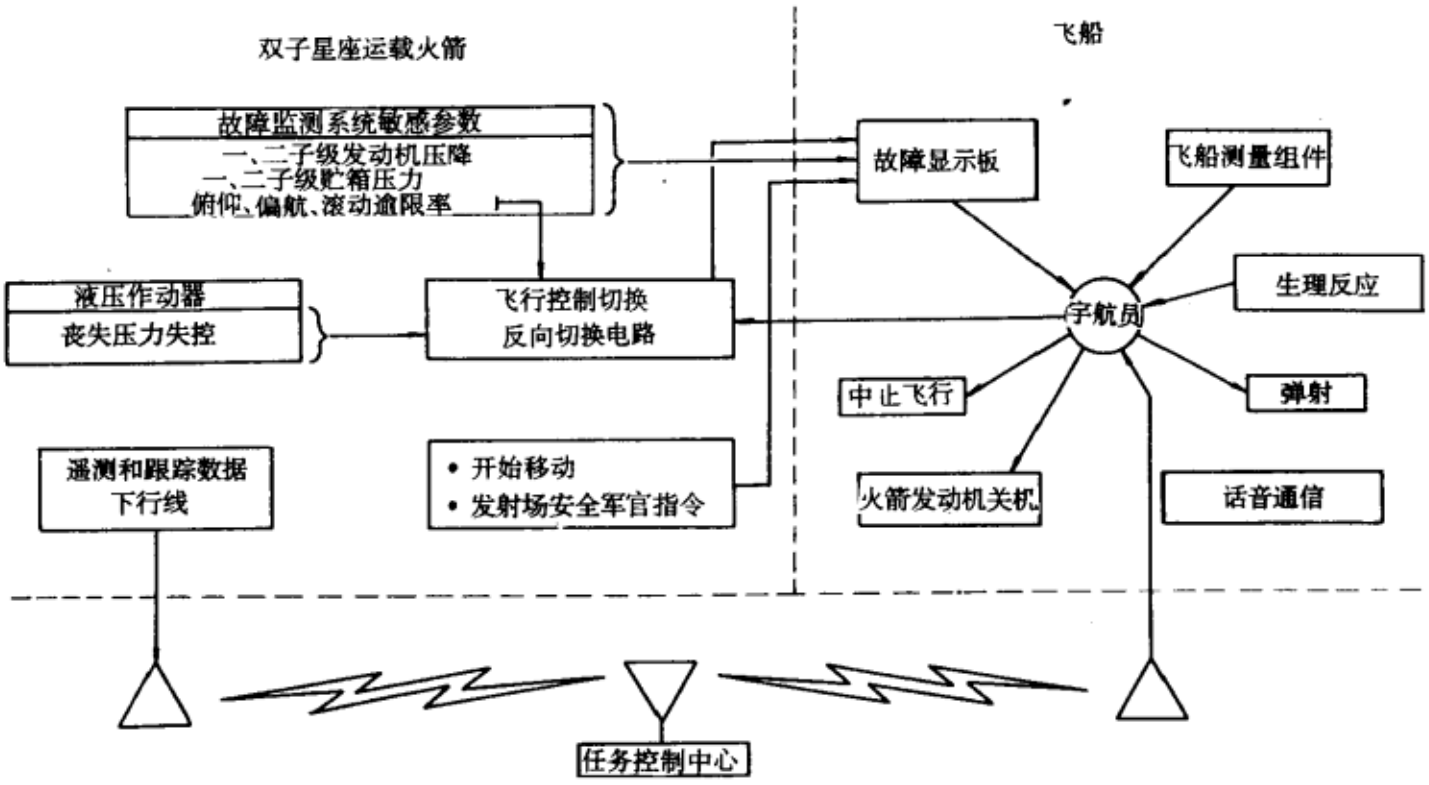

程序系统

APS—辅助电源系统；IPS—测量电源系统；ASCO—中止飞行传感器控制装置；
RGS—无线电制导系统；IGS—惯性制导系统；SECO—二子级发动机关机

# 故障监测系统

故障监测系统是为保证宇航员安全、提高任务成功率而专门设计的一个全新的系统，是火箭在“大力神 2”基础上所作的最重要的改进。“双子星座”运载火箭的故障监测系统为全冗余系统，采用了冗余的传感器、指示器和电路，其可靠性很高。根据 5 次“大力神 2”搭载飞行和 7 次“双子星座”飞行结果统计，该系统部件 336 件次工作中只有三件次出现过轻微的异常现象。

故障监测系统监控“双子星座”运载火箭最重要的分系统的工作，并在系统出现故障时通过飞船显示面板向宇航员发出信号，以供判断并采取相应措施，或在一级起飞初期发动机失控时，自动进行主、副飞行控制系统、液压系统和电源系统的切换。这也正是“双子星座”故障监测系统与“水星”故障敏感执行系统的根本不同点。




故障监测信息流

在“双子星座”计划中宇航员是驾驶员，他们不仅根据故障监测系统的信号，而且还能凭借生理反应(如加速度反应、音频-神经反应等)和经验来判断情况，作出正确的决择，保证任务顺利完成。而“水星”的宇航员则不然，他们只是飞船的乘员，发生故障时全凭自动的故障敏感执行系统处理，以致在“水星”计划的早期无人飞行中无谓地毁坏了飞船。

“双子星座”宇航员可作以下三种切换：向副制导、控制系统切换；返回主制导、控制系统；中止飞行。

## 监测参数的选择

为了确定系统的设计准则，马丁公司进行了“大力神 2”的飞行数据和故障分析。经分析表明，虽然“双子星座”运载火箭有 5 万多个电子和机械元器件，但贮箱压力丧失、发动机推力丧

失或失控、火箭俯仰、偏航、滚动速率超过极限，均会使箭体在飞行中遭到破坏而造成灾难性的事故，故必须对这三种参数进行监控。

有宇航员参与的飞行故障模拟试验表明，除了在起飞初期发动机失控超过其摆动极限，火箭在一秒钟内便会遭到破坏的这一种情况外，系统提供的报警时间是足够宇航员进行判断并作出抉择的。在前种情况下，系统便自动起动向副系统切换，并以视频信号向宇航员显示切换已发生。向宇航员显示的性能参数有：

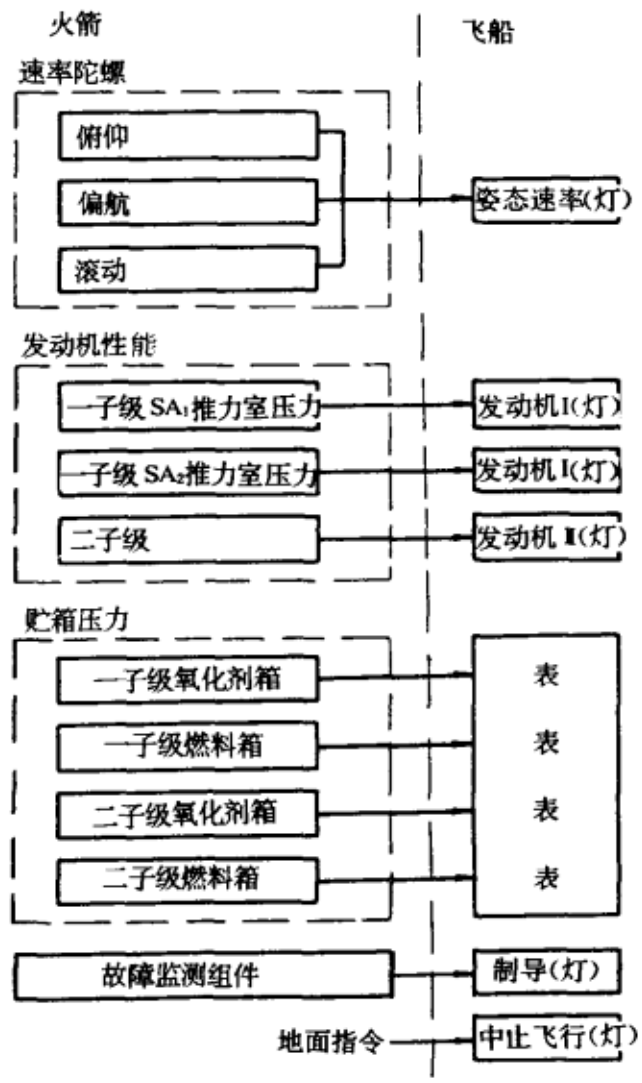
1)火箭的俯仰、偏航和滚动逾限率；

2)一子级发动机推力室压力变化；

3)二子级燃料喷注器压力变化；

4)一、二子级推进剂贮箱压力；

5)向副制导、控制系统的切换。




火箭性能监测和显示

## 系统组成

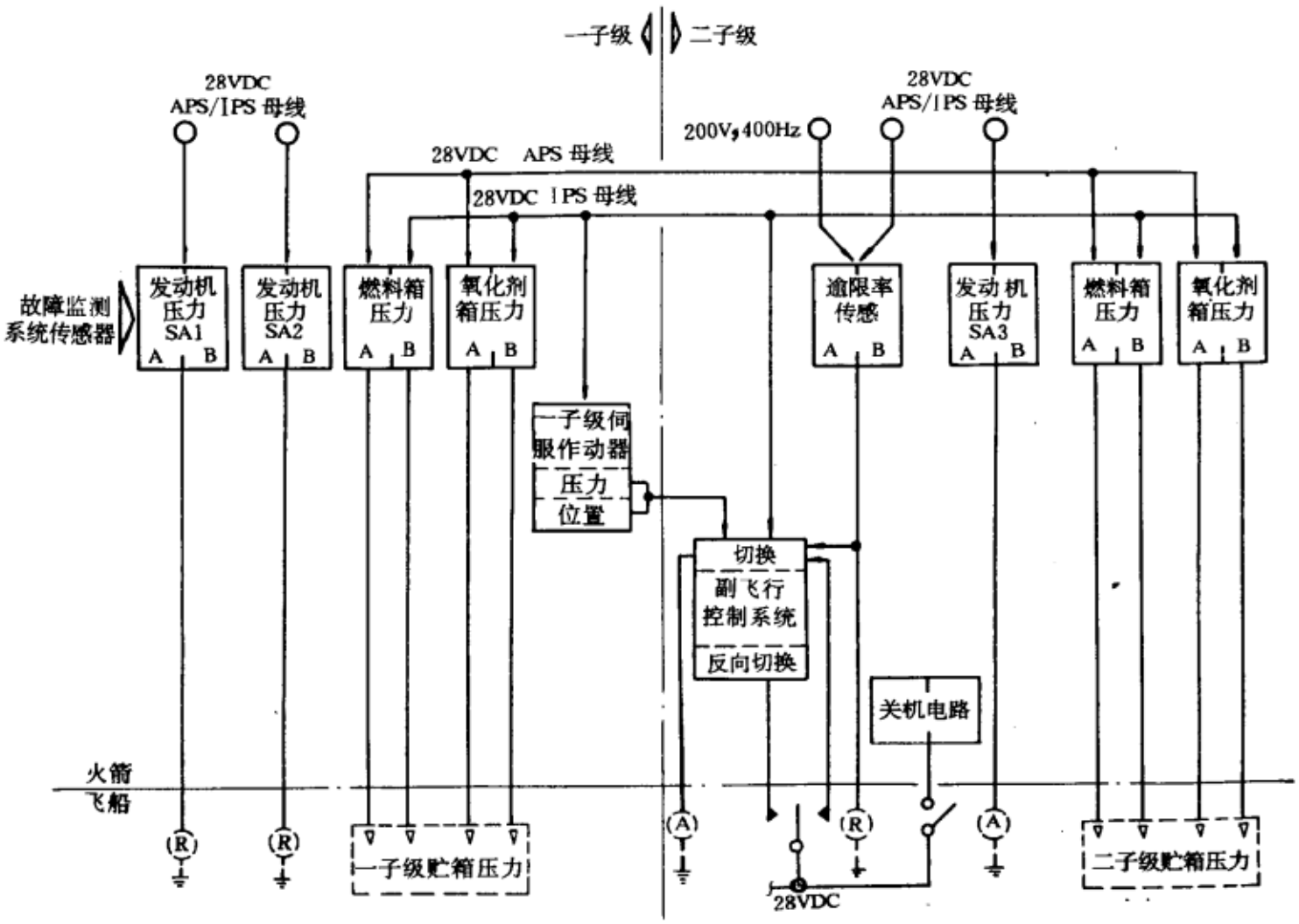
“双子星座”运载火箭故障监测系统由箭载传感器、船载显示器和相应的电路组成。系统采用冗余的传感器和电路，并在冗余件间采取隔离措施以将因某单一或局部故障而使系统失效的可能性降至最低。此外，在组件设计和选择电路设计时考虑、研究了各种故障模式，使故障监测系统具有比其所监测的系统有更高的可靠性。系统组成如下图所示

**贮箱压力监测系统**

为监测贮箱压力，每一个贮箱都安装 2 个相同的模拟式压力传感器。由膜盒气压表式传感器测得的压力信息被送往飞船仪表显示。飞行中贮箱的正常压力为 482.63-68.95kPa 绝压。飞船上的贮箱压力指示器有 8 个刻度尺和 8 个指针。火箭上的每一贮箱压力传感器由单独的直流电源供电，通过单独的电路与飞船压力指示器的相应显示器件相连接。

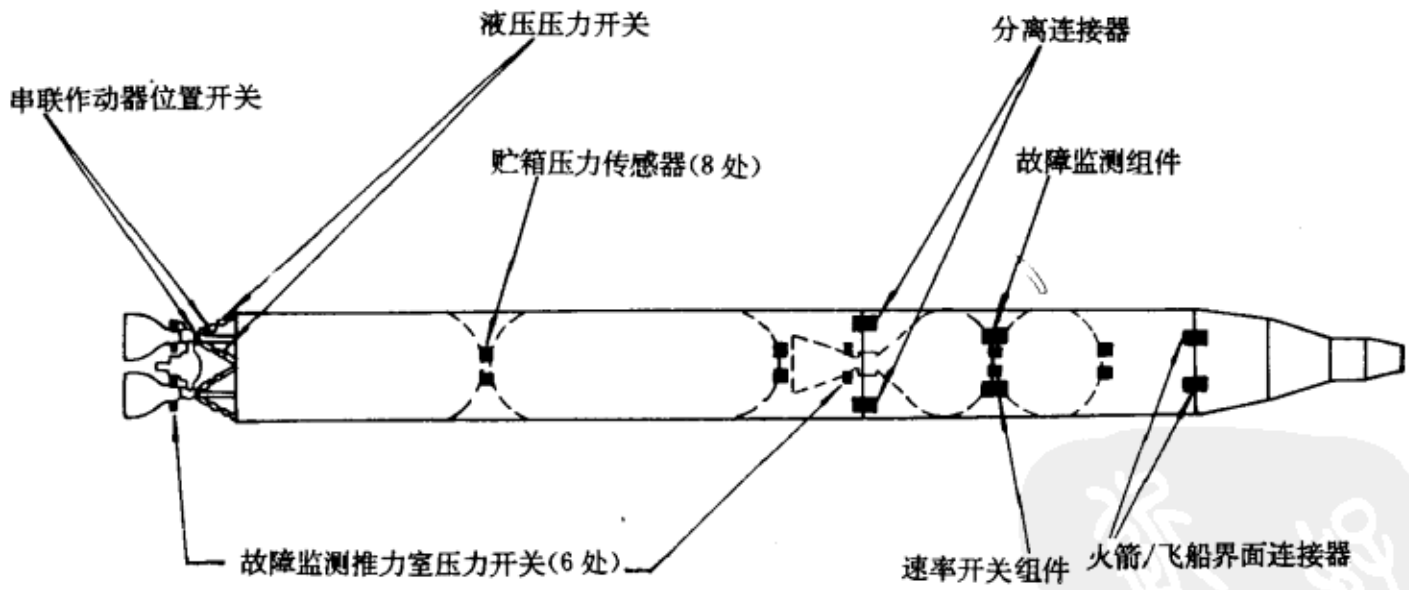
贮箱压力传感器很小很轻。每个传感器长 7.62cm、直径 2.54cm、质量 227g。传感器的输出信号精度为全电压区间的±2%，电源变化 18～34VDC 时，输出信号变化不超过±0.1%。传感器可承受持续短路而不被破坏。

经验表明，组件和电路的故障多数由开路引起。因而将系统设计成：压力传感器的电压输出信号与标准敏感元件的信号是颠倒的。压力最高时传感器输出电压为零；压力为零时输出电压达最高值-5VDC。这种故障-安全技术可使宇航员快速、准确地区分是贮箱丧失压力还是测量系统或辅助电源、测量电源的故障。如果两个指针中的一个指示正常压力，而另一个指在标尺的最高值上那么显然有一个测量通道发生了故障(开路或电源故障)，而不是贮箱压力异常。此外还可间接指示电源系统的故障，如果主电源或副电源发生故障不能供电时，四个贮箱压力显示指针中就会有一个指在刻度尺的最大值上。

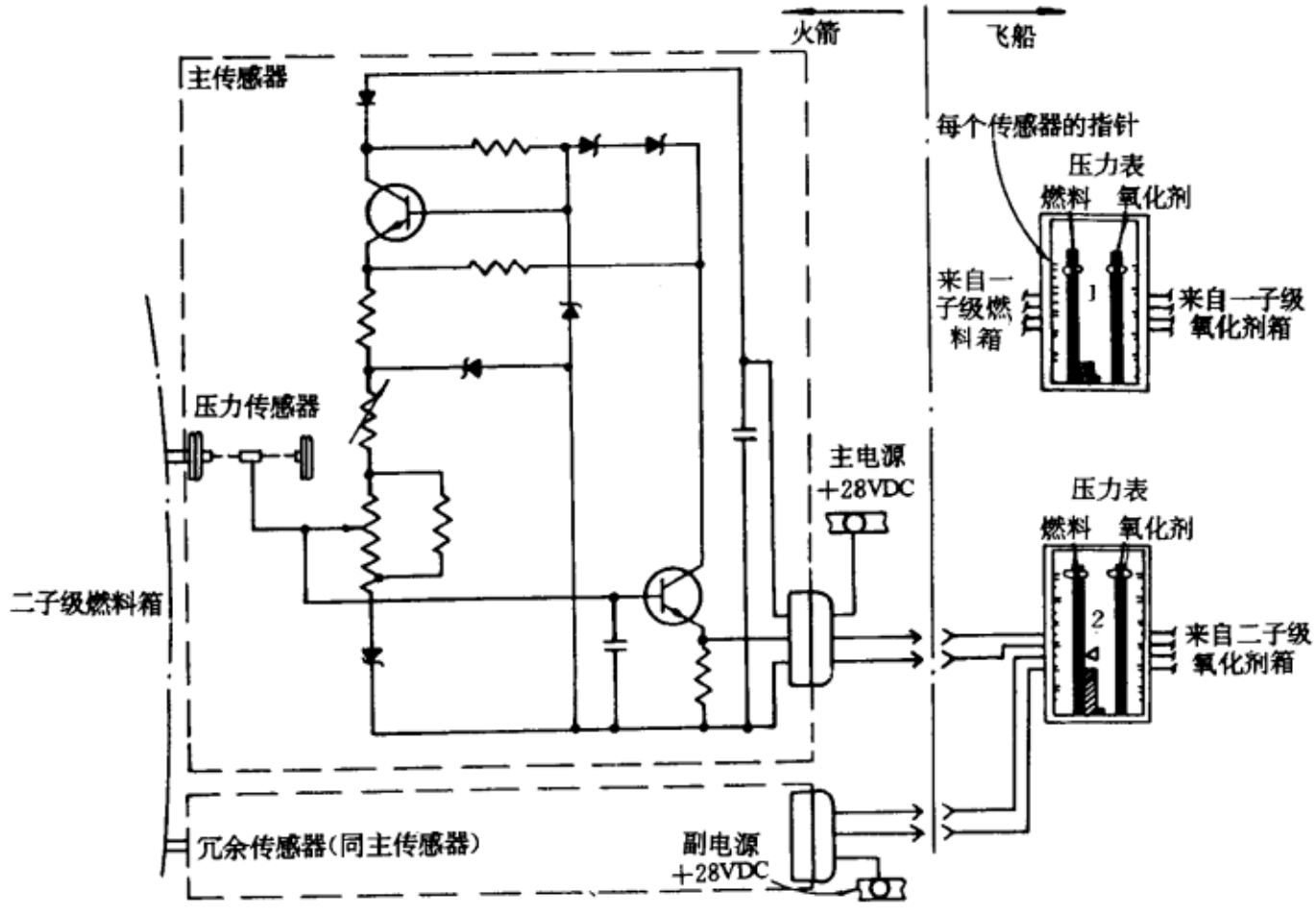



故障监测系统简图

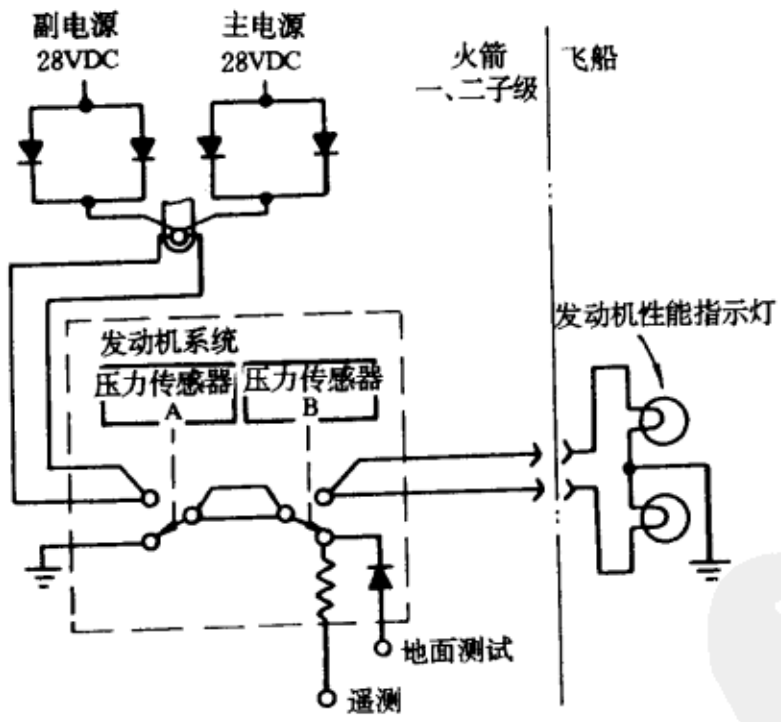
APS—辅助电源系统;IPS—测量电源系统




故障监测系统组件布局




贮箱压力监测电路




发动机性能监控电路



宇航　世界航天运载器大全

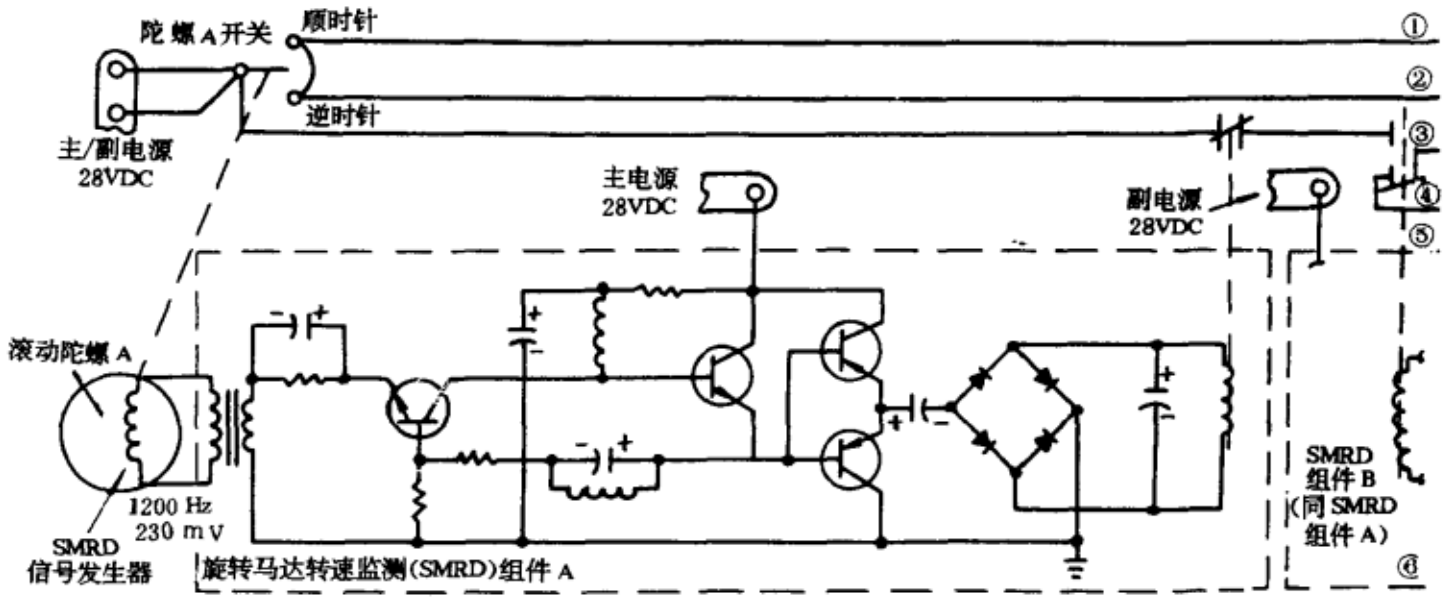
**发动机性能监测系统**

为监测发动机性能，在火箭三台发动机推力室上安装了冗余压力开关，每台发动机 2 个。当发动机推力降至正常推力值的 30%～40%时，压力开关触点使飞船上的报警灯亮。2 个冗余的压力开关串联连接，在发动机工作正常时是打开的，在发动机的压力或推力值低于预定值时 2 个开关都闭合后才能向飞船送一 28V 直流信号。采用冗余对组件串联连接技术，可将发送伪发动机故障信号的可能性降至最低。试验表明，宇航员对发动机测量信号的反应时间是 0.4s。系统采用的压力开关为单刀、双掷、速动、先开后合的气密型开关，可在 0～88.9K 的温度环境中稳定工作。

发动机故障也可由宇航员通过噪声和加速度等间接信息判定。

**箭体角速度监测系统**

火箭沿俯仰、偏航和滚动轴的转动速率由速率开关组件监测，该组件由 6 个速率陀螺组成，每轴 2 个。每对冗余速率开关是串联连接的，当火箭转动速率超过允许的极限 2.5%时，




箭体转动速率监测电路

二个开关同时闭合，并向飞船输送一 28V 直流信号，接通飞船报警灯，同时进行主、副制导控制系统的切换。

速率敏感能力由一台转速为每分 24000 转的磁滞型同步马达提供。马达安装在一弹簧约束的万向架上。陀螺支架联接一开关以提供输出信号。跨开关滑臂的整流条驱动陀螺的 2 个独立的单刀、双掷开关。该双掷开关可敏感相对箭体各轴的顺时针或逆时针转动。

当陀螺马达转速丧失时速率陀螺失效。如果一个速率陀螺不以同步速率转动，它的速率开关在其转动速率变得非常大时是不闭合的。为了能使该轴的另一陀螺继续进行速率敏感，要为失效的速率陀螺设一旁通电路和开关。

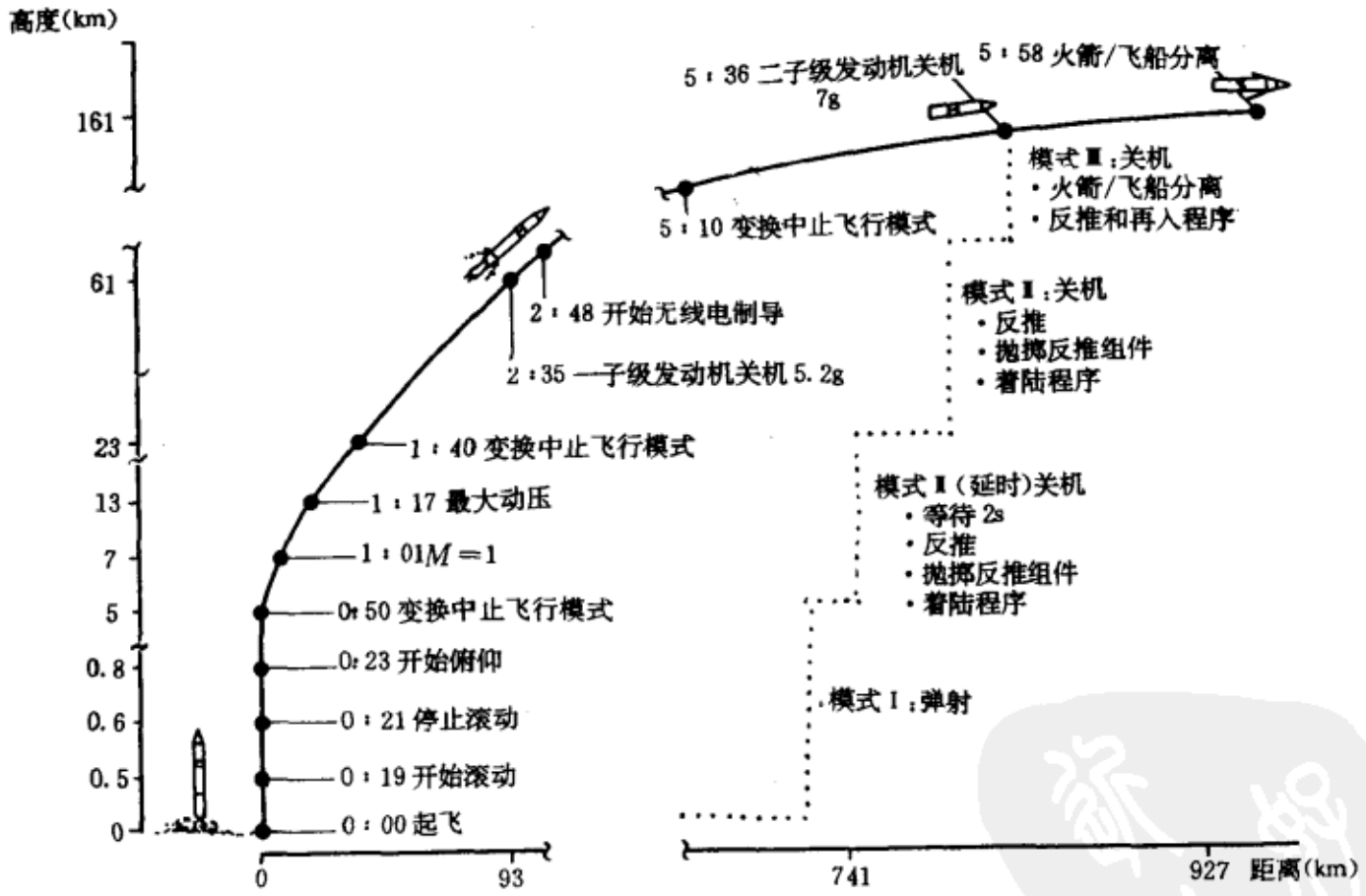
装在陀螺转子里的永久磁铁和装在陀螺里的电动势感应线圈提供一与转子转速成正比的交流电压信号并送往旋转马达转动监测组件中的一个放大器。信号通过一窄带滤波器，它只在转子以同步速度旋转时输出信号。无此输出信号时，继电器掉电，接通一组接点，旁通低速陀螺的开关。其余陀螺和开关继续工作，敏感箭体转动速率。

## 中止飞行与救生

飞行中火箭出现故障时可按以下四种模式中止飞行：

1)模式 I　飞行高度低于 4.6km 时发生故障，乘员用弹射座椅救生。

2)模式 II　4.6～21.4km 高空发生故障时，宇航员必须在动压已降至能保证飞船分离时，才能起动中止飞行，延时约 5s，待压力下降后用反推火箭分离飞船。宇航员随飞船再入舱一起用降落伞在海上回收。




“双子星座”发射程序与中止飞行模式

3)模式Ⅲ　飞行高度超过21.4km时气动阻力下降,故已无需延时。待速度近6.3km/s时便可用反推火箭分离飞船。

4)模式Ⅳ　如在飞行速度超过6.3km/s并接近入轨速度时发生故障,则飞船按正常程序,即在二子级发动机熄火后分离,再入。

## 典型发射/飞行程序

"大力神2LV-4"典型发射/飞行程序如下表所示。

**典型发射/飞行程序**

| 时　间 | 事　件 | 时　间 | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-1$d | 进行飞船和火箭发射前的检查 | $T-03$min | 校正火箭发射方位和飞船计算机 |
| $T-420$min | 开始发射准备 | $T-0$s | 发出发动机起动信号 |
| $T-400$min | 飞船通电 | $T+1.8$s | 推力室压力开关调到产生77%额定推力,起动2s程序装置 |
| $T-380$min | 检查火箭与飞船系统 | $T+3.8$s | 飞船脐带脱落,火箭系留螺栓起爆 |
| $T-330$min | 与任务控制中心核对飞船指令 | $T+4.0$s | 起飞 |
| $T-258$min | 招呼宇航员 | $T+23$s | 开始滚动程序 |
| $T-220$min | 飞船计算机装订 | $T+25$s | 停止滚动 |
| $T-190$min | 清理发射台、检查发射指令 | $T+27$s | 开始偏航程序 |
| $T-173$min | 开始安装传感器,宇航员穿宇航服 | $T+1$min5s | 马赫数M=1 |
| $T-160$min | 火箭贮箱增压到发射压力 | $T+1$min21s | 达最大动压 |
| $T-145$min | 发射程序地面试验 | $T+2$min39s | 一子级发动机关机 |
| $T-100$min | 宇航员进入飞船 | $T+2$min40s | 一、二子级分离 |
| $T-75$min | 关闭飞船舱口,拆除"白房子" | $T+2$min52s | 开始无线电制导 |
| $T-35$min | 放下火箭拖车升降架 | $T+3$min19s | 整流罩脱落 |
| $T-30$min | 起动飞船全部通信线路 | $T+5$min42s | 二子级发动机熄火 |
| $T-20$min | 飞船内部通电 | $T+6$min02s | 飞船/火箭分离,飞船入轨 |
| $T-06$min | 飞船-火箭临射检查 | | |

## 飞　行　记　录

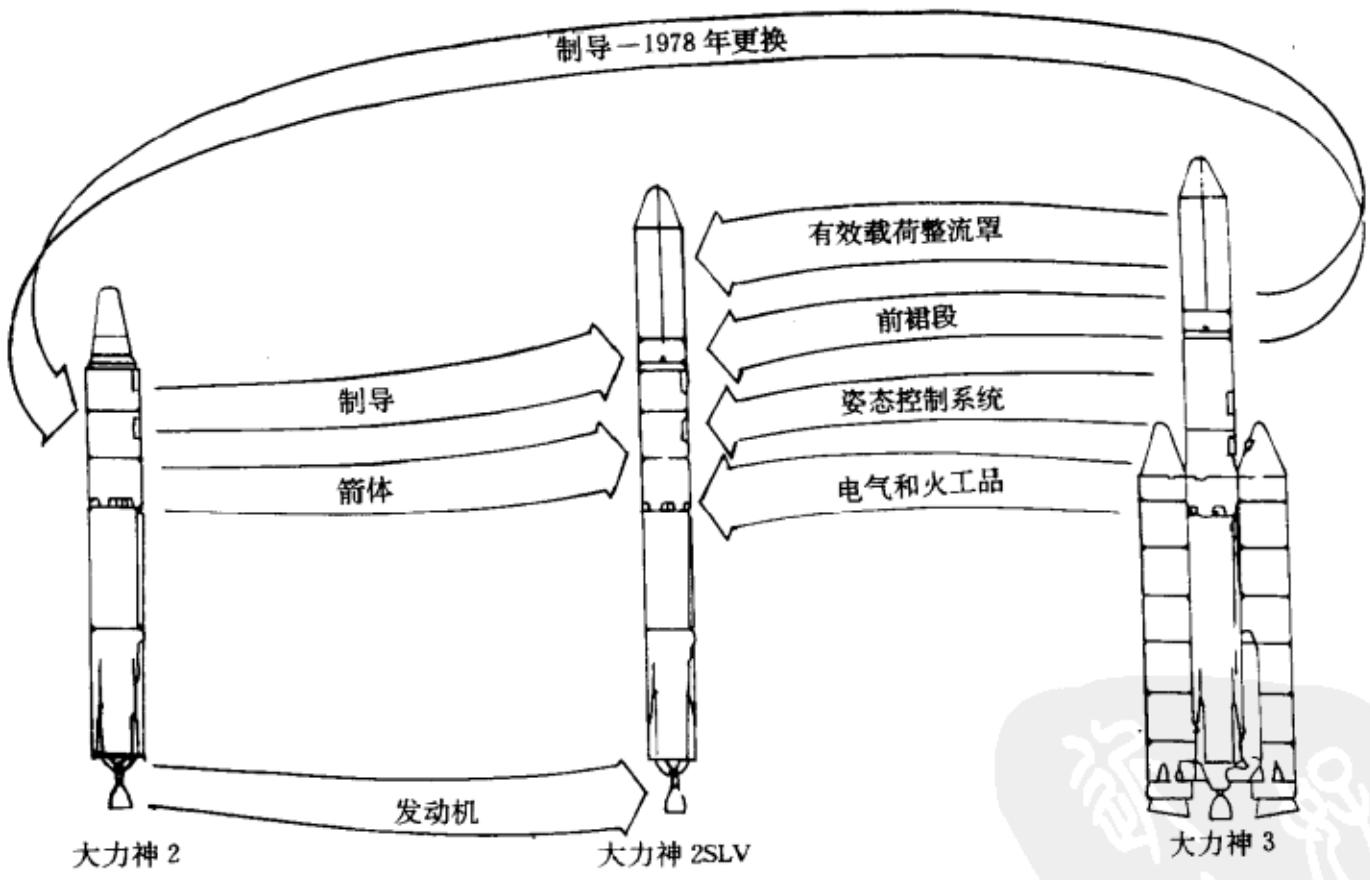
截止1966年11月"大力神2LV-4"共执行12次任务,火箭全部从卡纳维拉尔角发射,各次飞行情况如表所示。

“大力神 2LV-4”飞行记录

| 序　号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | | 轨道参数 | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 是否载人 | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） |
| 1 | 1964.4.8 | 双子星 1 | 3.164 | 无人 | 160.9 | 328.2 | 32.6 | 89.2 |
| 2 | 1965.1.19 | 双子星 2 | | 无人 | | | | |
| 3 | 1965.3.23 | 双子星 3 | 3.221 | 2 人 | 160.9 | 225.3 | 32.5 | 88.2 |
| 4 | 1965.6.3 | 双子星 4 | 3.567 | 2 人 | 160.9 | 281.6 | 32.0 | 89.0 |
| 5 | 1965.8.21 | 双子星 5 | 3.60 | 2 人 | 160.9 | 345.9 | 32.6 | 89.5 |
| 6 | 1965.12.15 | 双子星 6 | 3.441 | 2 人 | 160.9 | 260.7 | 28.9 | 88.5 |
| 7 | 1965.12.4 | 双子星 7 | 3.658 | 2 人 | 160.9 | 328.2 | 28.9 | 89.2 |
| 8 | 1966.3.16 | 双子星 8 | 3.783 | 2 人 | 160.9 | 271.9 | 28.9 | 88.8 |
| 9 | 1966.6.3 | 双子星 9 | 3.745 | 2 人 | 160.9 | 271.9 | 28.9 | 88.8 |
| 10 | 1966.7.18 | 双子星 10 | 3.757 | 2 人 | 160.9 | 270.3 | 28.9 | 88.8 |
| 11 | 1969.9.12 | 双子星 11 | 3.793 | 2 人 | 160.9 | 247.8 | 28.8 | 89.0 |
| 12 | 1966.11.11 | 双子星 12 | 3.757 | 2 人 | 160.9 | 281.6 | 28.9 | 89.0 |

# 大力神 2SLV（TITAN 2SLV）

1986 年美国国会要求空军将退役的 56 发“大力神 2”洲际导弹改造成为具有中、低量级极




“大力神 2SLV”

地轨道运载能力、发射费用低于航天飞机的运载火箭。当年10月便由马丁·马丽埃塔公司按4.837亿美元(1986年币值)合同对13发导弹进行改造。改造的项目有:1)改造二子级前部结构,使其适应麦克唐纳-道格拉斯公司3.05m直径"大力神34D"型有效载荷整流罩;2)修整发动机;3)改进德尔可公司惯性制导系统;4)研制和安装指令、自毁、遥测系统。1987年10月公布的每发成本为2460万美元(当年币值)

"大力神2SLV"又称"大力神2G",为二级火箭。它从范登堡基地发射的185km极轨道运载能力为1903kg,从卡纳维拉尔角发射的185km、28.6°倾角轨道运载能力为3175kg。它也可加上面级发射太阳同步和地球同步轨道卫星。它与STAR37发动机上面级配合,可将3028kg有效载荷送入546km太阳同步轨道;与SSPS上面级配合,从卡纳维拉尔角发射,可将1043kg有效载荷送入地球同步转移轨道。

火箭于1988年9月进行首次发射,到1994年底共发射5次,成功率100%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2级 | 起飞推力 | 1912.7kN |
| 全长 | 36～42.9m | 推重比 | 1.26 |
| 最大直径 | 3.05m | 运载能力 | 185km极轨道1903kg |
| 起飞质量 | 155t | | |

### 一 子 级

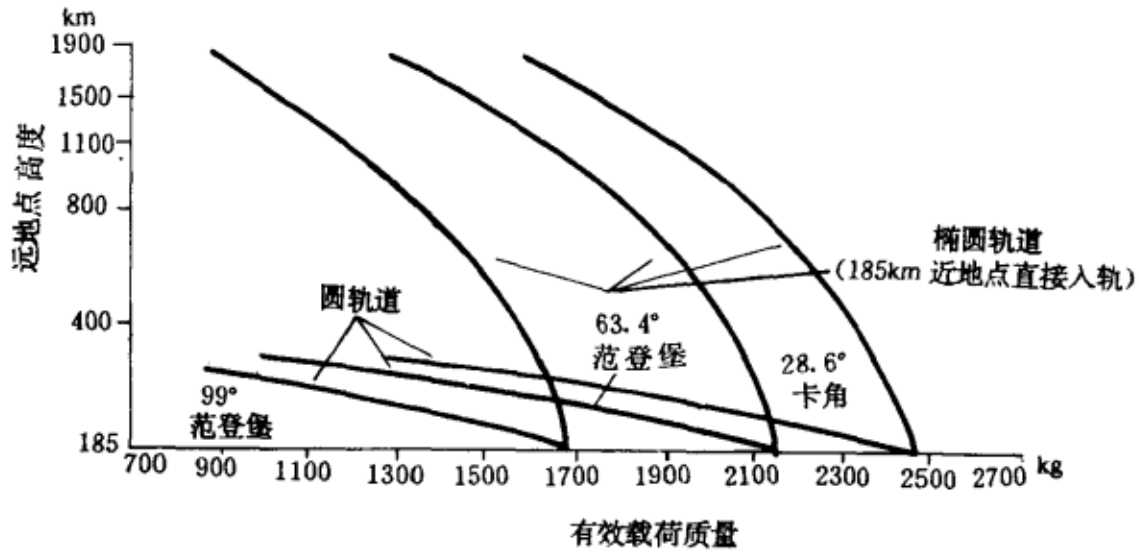
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 21.43m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼50 |
| 直径 | 3.05m | 地面推力 | 1912.7kN |
| 子级质量 | 122t | 真空平均推力 | 2090kN |
| 推进剂质量 | 118t | 真空比冲 | 2902.8N·s/kg |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-5 | 工作时间 | 147s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.56m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 444.8kN |
| 子级质量 | 30t | 真空比冲 | 3098.9N·s/kg |
| 发动机 | LR-91-AJ-5 | 工作时间 | 182s |

### 整 流 罩

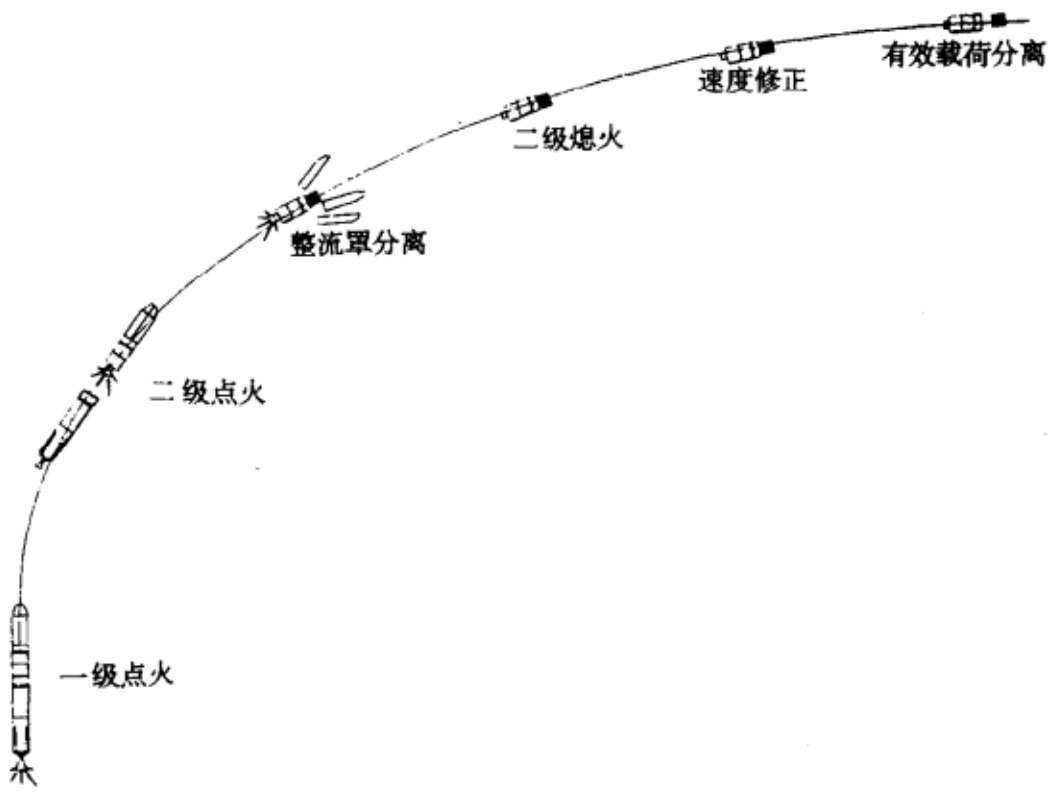
| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 长度 | 6.1～9.2m | 最大有效容积 | 长 | 9.1m |
| 直径 | 3.05m | | 直径 | 2.83m |
| 质量 | 625～909kg | | | |




“大力神 2SLV”运载能力

## 典型飞行程序

“大力神 2SLV”的典型飞行程序如图、表所示。




“大力神 2SLV”典型飞行程序

| 时　间 | 事　　件 | 时　间 | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T-2s$ | 一子级点火信号 | $T+5min49s$ | 起动姿态控制系统 |
| $T+0s$ | 起飞 | $T+6min18s$ | 开始速度修正 |
| $T+2min38s$ | 一子级分离 | $T+6min46s$ | 速度修正结束(额定) |
| $T+3min31s$ | 抛整流罩 | $T+7min14s$ | 有效载荷分离机动 |
| $T+5min33s$ | 二子级熄火 | $T+8min39s$ | 有效载荷分离 |

* 185km 极轨道任务

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质 量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1988.9.5 | NOSS-9 | | 1050 | 1170 | 63.4 | 107.5 | 范登堡 | 电子侦察卫星 |
| 2 | 1989.9.6 | USA45 | | 近地轨道 | | | | 范登堡 | |
| 3 | 1992.4.25 | USA81 | | 轨道未公布 | | | | 范登堡 | |
| 4* | 1993.10.5 | 陆地卫星(LANDSAT) | | 未入轨 | | | | 范登堡 | ① |
| 5 | 1994.1.28 | CLEMENTINE | 0.23 | 255 | 300 | 51.67 | 90.96 | 范登堡 | ② |

①卫星推进系统故障,未入轨 ②卫星带月球转移轨道发动机 Star 37FM.

# 大力神 2S(TITAN 2S)

"大力神 2S"是目前正在研制的型号,它由"大力神 2SLV"发展而来。火箭由"大力神 2SLV"作为芯级,一子级捆绑 2～10 枚卡斯托 4A 发动机。加装 4、8、10 枚固体助推器的火箭 185km 极地轨道运载能力各为 2680、3360 和 3720kg。

火箭也可加装 STAR63-F 固体发动机三子级。三级状态的火箭 28°倾角近地轨道最大运载能力为 4896.7kg。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 4595.0kN |
| 长(不包括有效载荷) | 39m | 推重比 | 1.72 |
| 最大直径 | 5.1m | 运载能力 | 近地轨道 4896.7kg |
| 起飞质量 | 272.76t | | 逃逸轨道 1134kg |

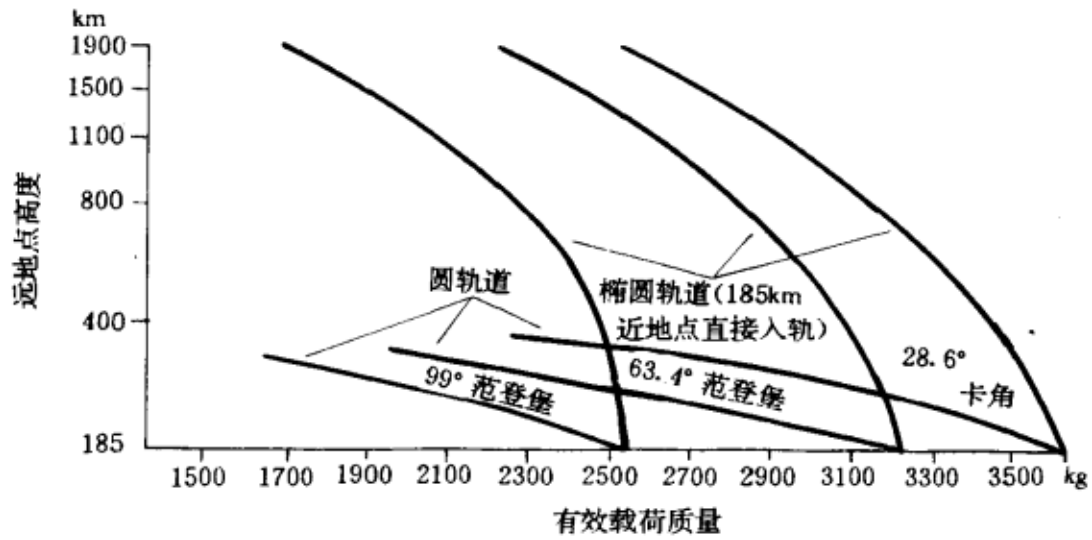
### 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 11.18m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 1.01m | 地面推力 | 10×459.5kN |
| 发动机 | 10×TX-780 | 工作时间 | ≈60s |

一、二子级性能同"大力神 2SLV"

## 三　子　级

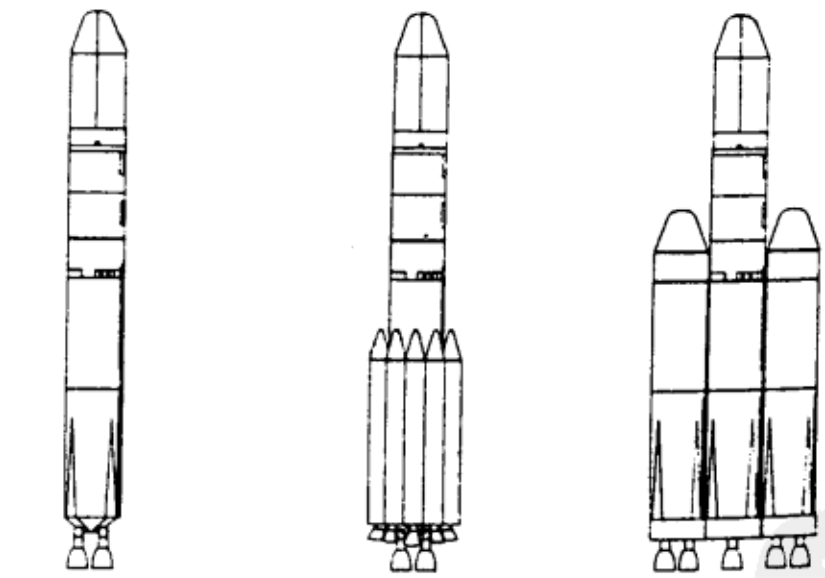
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.72m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 1.62m | 真空推力 | 102.3kN |
| 发动机 | STAR63-F | | |




加装 4 枚助推器的二级"大力神 2S"运载能力

## 发展与改进

"大力神 2"火箭的进一步发展是一子级换用二枚液体助推器，组成 185km 28°倾角轨道运载能力为 8.2t 的"大力神 2L"火箭。届时将组成由"大力神 2SLV"、"大力神 2S"和"大力神 2L"组成的新的运载系列。




未来的"大力神 2 系列"运载火箭

# 大力神 3 系列(THE TITAN 3 FAMILY)

"大力神 3"是美国国防部主持研制的第一种航天运载器。1961 年提出设想,1962 年 12 月开始研制,1964 年 9 月进行首次发射。到 1983 年 6 月,"大力神 3"系列火箭执行最后一次任务为止,共发射 126 次,失败 9 次,成功率 92.86%。

"大力神 3"系列共有 A、B、C、D、E 5 种型号。系列火箭可作单星或多星发射。发射的有效载荷有近地轨道、极轨道、地球同步轨道、高椭圆轨道、日心轨道等各种卫星。火箭从东部卡纳维拉尔角或西部范登堡空军基地发射。

"大力神 3C"为系列的典型型号,本节将对它作较详细的介绍。

## 大力神 3A(TITAN 3A)

"大力神 3A"是"大力神 2"运载火箭的改型,由换用了 LR-87-AJ—9 和 LR-91-AJ-9 发动机的"大力神 2"一、二子级和新的上面级—过渡级(详见"大力神 3C")组成。火箭于 1964 年 9 月 1 日首飞,飞行 4 次后由"大力神 3B"取代。飞行失败一次,成功率 75%。火箭全部从卡纳维拉尔角发射。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 1912.7kN |
| 全长 | 39.2m | 推重比 | 1.15 |
| 最大直径 | 3.05m | 运载能力 | 185km 圆轨道 3.3t |
| 起飞质量 | ≈169t | | |

#### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.18m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 地面推力 | 1912.7kN |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-9 | 工作时间 | 149s |

#### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.56m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 444.8kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机 | 1×LR-91-AJ-9 | 工作时间 | 206s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.48m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 71.7kN |
| 子级质量 | 12.47t | 真空比冲 | 2961.61N·s/kg |
| 结构质量 | 1.99t | 工作时间 | 430s |
| 发动机 | 2×AJ10-138 | | |

### 飞　行　记　录

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 1* | 1964.9.1 | | | | | | | 失败① |
| 2 | 1964.12.10 | | 1.7 | 127 | 146 | 32 | 88 | |
| 3 | 1965.2.11 | 林肯实验室卫星-1 | 0.031 | 2778 | 2807 | 32.2 | 145.7 | |
| 4 | 1965.5.6 | 林肯实验室卫星-2 | 0.037 | 2828 | 15102 | 31.4 | 315.2 | |
| | | 雷达校正球体-1 | 0.034 | 2779 | 2795 | 32.1 | 145.6 | |

①上面级提早关机

## 大力神 3B(TITAN 3B)

“大力神 3B”由“大力神 3A”的一、二子级加装上面级－阿金纳 D 组成，并将惯性制导系统换为无线电制导系统。后期火箭一、二子级换用 LR-87-AJ-11 和 LR-91-AJ-11 发动机。“大力神 3A”被“大力神 3B”取代的原因是“过渡级”的质量比比“阿金纳 D”的差。“过渡级”质量 12.47t、结构质量 1.99t，而“阿金纳 D”的质量为 6.8t，其结构质量仅 0.68t。

“大力神 3B”主要用于发射极地轨道军事秘密卫星，火箭从西部空军范登堡基地发射。火箭于 1965 年开始研制，自 1966 年 7 月首次飞行到 1984 年停止使用的 18 年内共进行 57 次发射，失败 4 次，成功率 92.98%。“大力神 3B”是“大力神系列”中发射次数最多的一种型号。火箭的生产成本为 590 万美元(1979 年币值)。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2313kN |
| 全长 | 39.84～41.54m | 推重比 | 1.42 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 最大直径 | 3.05m | 运载能力 | 极地轨道 3.6t |
| 起飞质量 | ≈166t | | 地球同步转移轨道 1.1t |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.23m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 地面推力 | 2313kN |
| 子级质量 | 121.7t | 地面比冲 | 2934.15N·s/kg |
| 推进剂质量 | 115.0t | 工作时间 | 156s |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-11 | | |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.56m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 449.27kN |
| 子级质量 | 33.60t | 真空比冲 | 3125.38N·s/kg |
| 推进剂质量 | 31.10t | 工作时间 | 225s |
| 发动机 | 1×LR-91-AJ-11 | | |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 7.09m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 直径 | 1.53m | 真空推力 | 71.17kN |
| 子级质量 | 6.8t | 真空比冲 | 2794.9N·s/kg |
| 结构质量 | 0.68t | 工作时间 | 240s |
| 发动机 | 2×BELL8096 | | |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 1.96～3.66m | 有效容积 | 1.98～4.53$m^3$ |
| 直径 | 1.53m | 质量(基本型) | ≈90kg |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1966.7.29 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 159 | 247 | 94.1 | 88.5 | |
| 2 | 1966.9.28 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 146 | 287 | 94.0 | 88.8 | |

| 序号 | 发射时间 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 3 | 1966.12.14 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 138 | 368 | 109.5 | 89.5 | |
| 4 | 1967.2.24 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 137 | 353 | 107.0 | 89.8 | |
| 5* | 1967.4.26 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | — | — | — | | 失败① |
| 6 | 1967.6.20 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 141 | 291 | 111.5 | 89.8 | |
| 7 | 1967.8.16 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 124 | 232 | 111.8 | 89.4 | |
| 8 | 1967.9.19 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 126 | 358 | 106.1 | 89.9 | |
| 9 | 1967.10.25 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 125 | 379 | 111.4 | 89.3 | |
| 10 | 1967.12.5 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 141 | 428 | 109.5 | 90.2 | |
| 11 | 1968.1.18 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 135 | 427 | | 90.1 | |
| 12 | 1968.3.13 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 132 | 418 | 99.9 | 89.9 | |
| 13 | 1968.4.17 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 130 | 346 | 111.5 | 89.8 | |
| 14 | 1968.6.5 | KH-8 详查侦察卫星 | | 149 | 420 | 110.5 | 90.1 | |
| 15 | 1968.8.6 | 5187 工作星 | | 109 | 452 | 110 | 90.1 | |
| 16 | 1968.9.10 | 5247 工作星 | 3.0 | 125 | 404 | 106.06 | 89.82 | |
| 17 | 1968.11.6 | 5296 工作星 | 3.0 | 130 | 390 | 106.0 | 89.73 | |
| 18 | 1968.12.4 | 6518 工作星 | 3.0 | 136 | 736 | 106.2 | 93.3 | |
| 19 | 1969.1.22 | 7585 工作星 | 3.0 | 140 | 1066 | 106.1 | 96.78 | |
| 20 | 1969.3.4 | KH-8 详查侦察卫星 | | | | | | |
| 21 | 1969.4.15 | 5310 工作星 | 3.0 | 135 | 410 | 108.8 | 89.96 | |
| 22 | 1969.6.3 | 1077 工作星 | 3.0 | 137 | 414 | 110 | 90.04 | |
| 23 | 1969.8.22 | 7807 工作星 | 3.0 | 133 | 366 | 108 | 89.5 | |
| 24 | 1969.10.24 | 8455 工作星 | 3.0 | 136 | 740 | 108.0 | 93.35 | |
| 25 | 1970.1.14 | 6531 工作星 | 3.0 | 134 | 383 | 109.96 | 89.69 | |
| 26 | 1970.4.15 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | | | | | |
| 27 | 1970.6.25 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | 128 | 394 | 108.87 | 89.74 | |
| 28 | 1970.7.23 | KH-8 详查侦察卫星 | 3.0 | | | | | |
| 29 | 1970.8.18 | 7874 工作星 | 3.0 | 152 | 444 | 110.9 | 90.49 | |
| 30 | 1970.10.23 | 7568 工作星 | 3.0 | 135 | 396 | 111.06 | 89.83 | |
| 31 | 1971.1.21 | KH-8 | 3.0 | 139 | 418 | 110.86 | 90.09 | |
| 32 | 1971.4.22 | KH-8 | 3.0 | 132 | 401 | 110.93 | 89.85 | |
| 33 | 1971.8.12 | KH-8 | 2.0 | 136 | 410 | 110.96 | 89.98 | |
| 34 | 1971.10.23 | KH-8 | 3.0 | 133 | 410 | 110.96 | 89.95 | |
| 35* | 1972.2.16 | KH-8 | | | | | | 失败① |
| 36 | 1972.3.17 | KH-8 | 3.0 | 131 | 409 | 110.98 | 89.91 | |
| 37* | 1972.5.20 | KH-8 | | | | | | 失败② |
| 38 | 1972.9.1 | 6172 工作星 | 3.0 | 140 | 380 | 110.5 | 89.71 | |
| 39 | 1972.12.20 | 6317 工作星 | 1.0 | 390 | 33800 | 63.11 | 596.7 | |
| 40 | 1972.12.21 | 6321 工作星 | 3.0 | 140 | 391 | 110.4 | 89.8 | |

| 序号 | 发射时间 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 41 | 1973.5.16 | 6640 工作星 | ≈3 | 139 | 339 | 89.89 | 112.5 | |
| 42* | 1973.6.26 | 军事秘密卫星 | | | | | | 失败② |
| 43 | 1973.9.27 | 6837 工作星 | 3.0 | 131 | 385 | 110.5 | 88.67 | |
| 44 | 1974.2.13 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 134 | 393 | 110.4 | 89.78 | |
| 45 | 1974.6.6 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 136 | 394 | 110.5 | 89.81 | |
| 46 | 1974.8.14 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 135 | 402 | 110.5 | 89.89 | |
| 47 | 1975.4.18 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 134 | 401 | 110.5 | 89.26 | |
| 48 | 1975.10.9 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 125 | 356 | 96.4 | 89.34 | |
| 49 | 1976.3.22 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 125 | 347 | 96.4 | 89.25 | |
| 50 | 1976.9.15 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 135 | 330 | 96.39 | 89.18 | |
| 51 | 1977.3.13 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 124 | 348 | 96.4 | 89.25 | |
| 52 | 1977.9.23 | 军事秘密卫星 | 3.0 | 125 | 352 | 96.49 | 89.3 | |
| 53 | 1979.5.28 | KH-8 侦察卫星 | 3.0 | 133 | 291 | 96.41 | 88.8 | |
| 54 | 1981.2.28 | KH-8 侦察卫星 | 3.0 | 134 | 332 | 96.38 | 89.38 | |
| 55 | 1982.1.21 | KH-8 侦察卫星 | 3.0 | 560 | 644 | 97.32 | 91.31 | |
| 56 | 1983.4.15 | KH-8 侦察卫星 | 3.0 | 135 | 298 | 96.52 | 88.85 | |
| 57 | 1984.4.17 | KH-8 侦察卫星 | 3.0 | 127 | 311 | 96.4 | 88.9 | |

①未入轨;②上面级故障。

# 大力神 3C(TITAN 3C)

“大力神 3C”是在“大力神 3A”的基础上发展起来的。它是以“大力神 3A”为芯级,一子级加装两枚固体助推器的捆绑式火箭。

为加装固体助推器,芯级做了以下相应改动:

1)在一子级推进剂箱蒙皮外加装桁条,加强了发动机传力结构;

2)一子级燃料箱下半部壁厚由 0.435cm 增加到 0.838cm,将结构的安全系数由 1.25 提高到 2.0。

3)为减少固体助推器的高声能,以及分离时冲击波的影响,惯性制导系统的常平架作了相应改动,以保证加速度计正常工作。

4)为防护尾段和发动机壳体免受固体助推器点火高温和铝粉回射的损伤,在一子级尾段和发动机上加了防护罩。

“大力神 3C”从美国东部卡纳维拉尔角发射。火箭主要用于发射军用同步轨道卫星。“大力神 3C”可向同一轨道或不同轨道作多星发射,最多一次可发射 8 颗卫星。

火箭于 1962 年开始研制,1965 年 6 月 18 日首次飞行。到 1982 年 3 月共飞行 36 次,失败 4 次,成功率 88.89%。“大力神 3C”生产成本为 3500 万美元(1979 年币值)。

## 主要技术性能

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级数 | 3级 | 推重比 | 1.71 | |
| 全长 | 39.86～50.6m | 运载能力 | 185km 圆轨道 | 13.41t |
| 最大直径(包括助推器) | 9.7m | | 地球同步轨道 | 1.63t |
| 起飞质量 | ≈636t | | 逃逸轨道 | 3.15t |
| 起飞推力 | 10675.73kN | | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 25.91m | 推进剂 | 过氯酸铵/聚丁二烯丙烯酸丙烯腈＋铝粉 |
| 直径 | 3.05m | | |
| 质量 | 2×230.5t | 地面推力 | 2×5337.87kN |
| 推进剂质量 | 2×192t | 地面比冲 | 2608.57N·s/kg |
| 发动机 | 2×UA1205 | 工作时间 | 117s |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.23m | 发动机 | 2×LR-87-AJ-11 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 子级质量 | 125.65t | 真空推力 | 2313.7kN |
| 结构质量 | 6.8t | 真空比冲 | 2952.8N·s/kg |
| 推进剂质量 | 118.85t | 工作时间 | 165s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.56m | 发动机 | 1×LR-91-AJ-11 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 子级质量 | 33.6t | 真空推力 | 449.27kN |
| 结构质量 | 2.5t | 真空比冲 | 3125.38N·s/kg |
| 推进剂质量 | 31.1t | 工作时间 | 225t |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.48m | 发动机 | 2×AJ-10-138 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 子级质量 | 12.47t | 真空推力 | 71.7kN |
| 结构质量 | 1.99t | 真空比冲 | 2961.61N·s/kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂质量 | 10.48t | 工作时间 | 430s |

整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 3.05m | 长 | 4.57～15.24m |

## 总 体 布 局

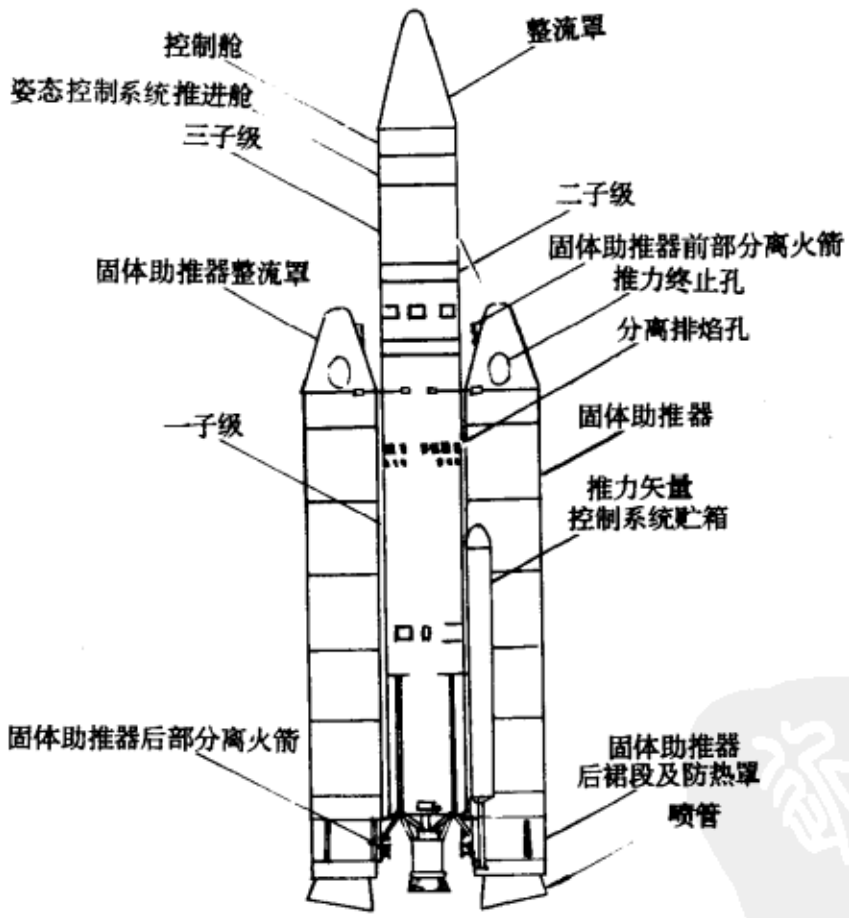
“大力神 3C”为一子级捆绑两枚固体助推器的三级火箭。

火箭一、二子级自下而上各由发动机、尾段、燃料箱、氧化剂箱和贮箱前后裙段组成。贮箱外设有电缆/增压管路隧道管。二子级发动机装在设有子级热分离排焰孔的级间段内。一子级箱间段设有速率陀螺、自毁系统组件和电源。二子级箱间段设有分离反推火箭及自毁系统组件。飞行控制系统和遥测跟踪系统的大部分组件安装在二子级前裙段内。

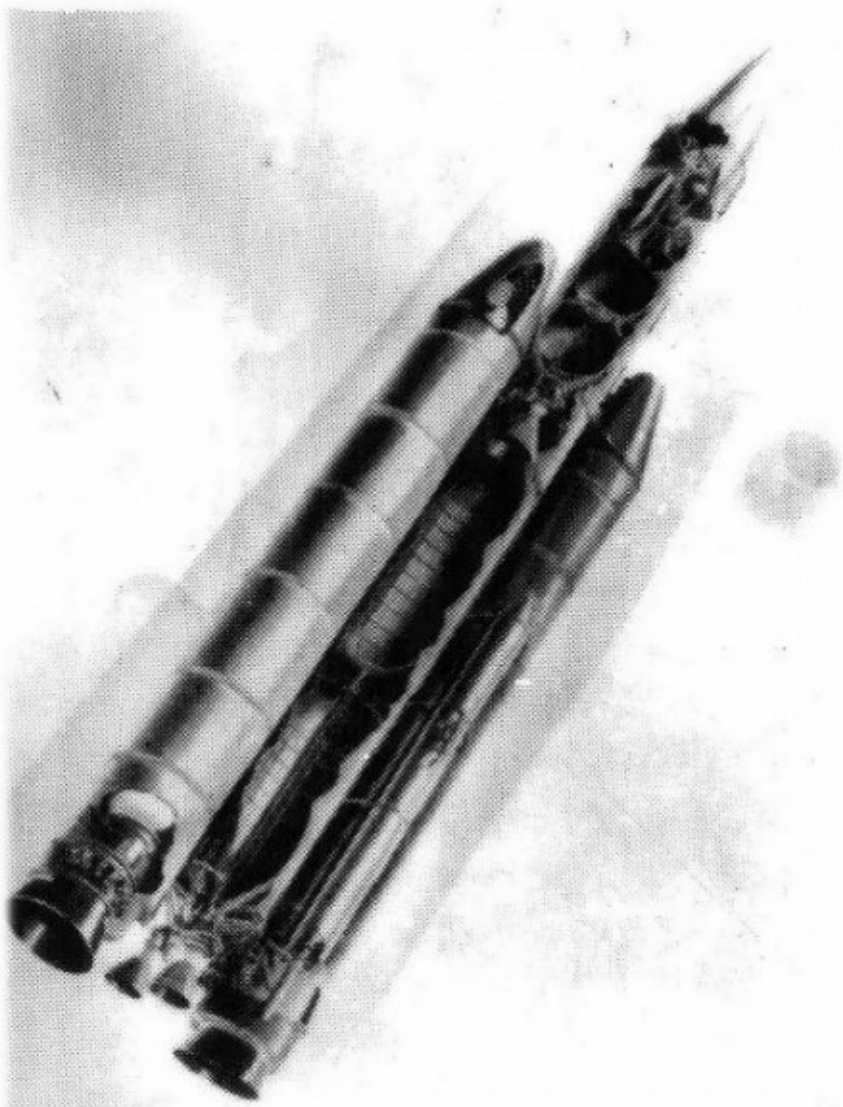
火箭三子级“过渡级”的总体布局比较独特,它由两个各自独立的部分——控制舱及动力舱组成,控制舱在前、动力舱在后。控制舱装有制导、控制系统和电气系统以及滑行段姿态控制系统。动力舱装有两个推进剂箱、发动机架及增压系统等。由于推进剂用量不多,为缩短长度,设计了两个小直径贮箱,并排安装于 3.05m 直径的箭体内。为了同样的原因也未采用单管大推力主发动机,而是选用了两台并联的发动机组。

两台固体助推器连接于一子级箭体两侧。每台助推器前、后各设有 4 台小分离火箭,靠近芯级一侧装有液体喷射推力矢量控制系统贮箱。

火箭总体布局如图所示。




“大力神 3C”总体布局图



“大力神 3C”剖视图

## 箭　体　结　构

“大力神 3C”一、二子级的箭体为用隔框加强的硬壳式结构和常规的蒙皮-桁条-隔框半硬壳式结构。蒙皮采用 2014 铝合金，隔框、桁条和大梁采用 7075 铝合金。

### 一子级结构

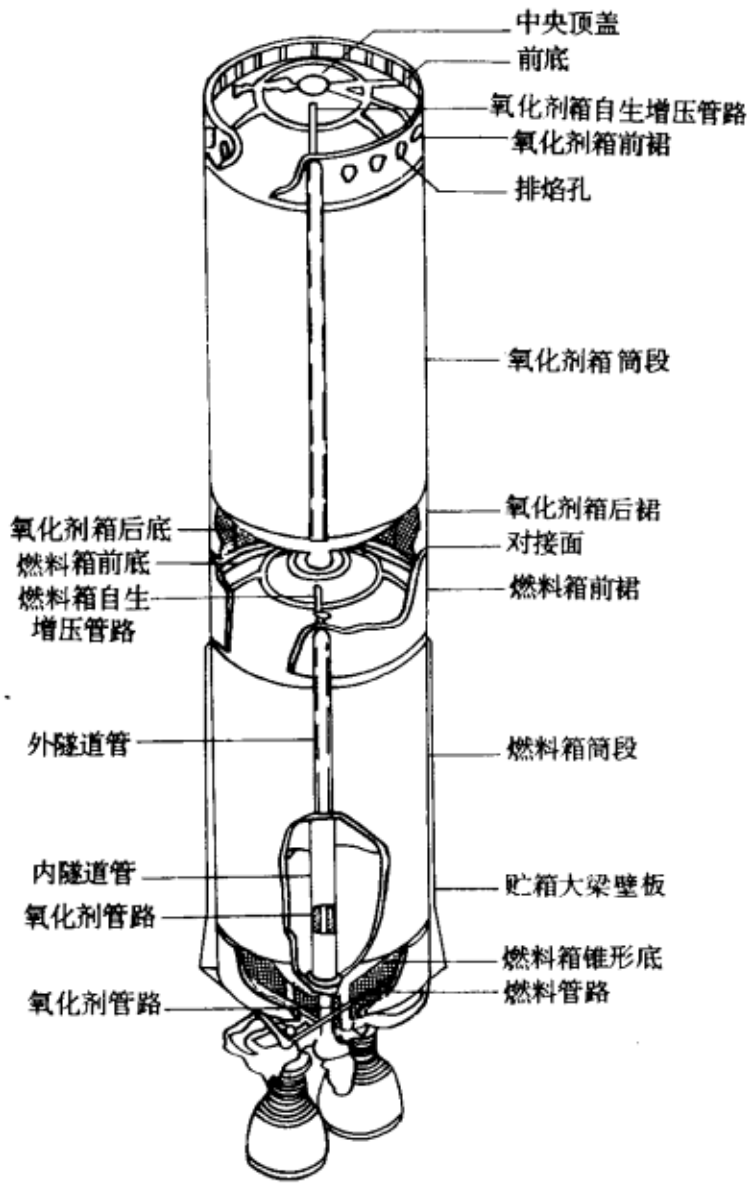
一子级由燃料箱、氧化剂箱、箱间段和发动机防热罩组成。

**燃料箱**

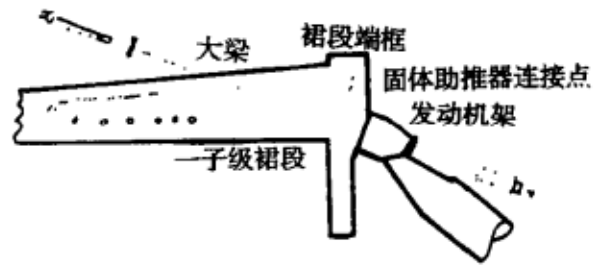
燃料箱由后裙段、箱体、前裙段和装在贮箱锥形后底上的发动机架组成。

后裙段为铆接-螺接桁条-隔框结构，长 95.25cm。4 根长 1.44m 的大梁从后端框伸向贮箱蒙皮壁板。裙段的 4 块内表面铣切蒙皮壁板在大梁处拼接。裙段内侧装有环形框，前部为“T”形框、中部为“I”形框、后部为锻造铝合金框。后端框与大梁底端用螺栓连接并与裙段蒙皮铆接。发动机连接孔位于端框大梁连接部位。后端框和大梁还钻有固体助推器连接孔。

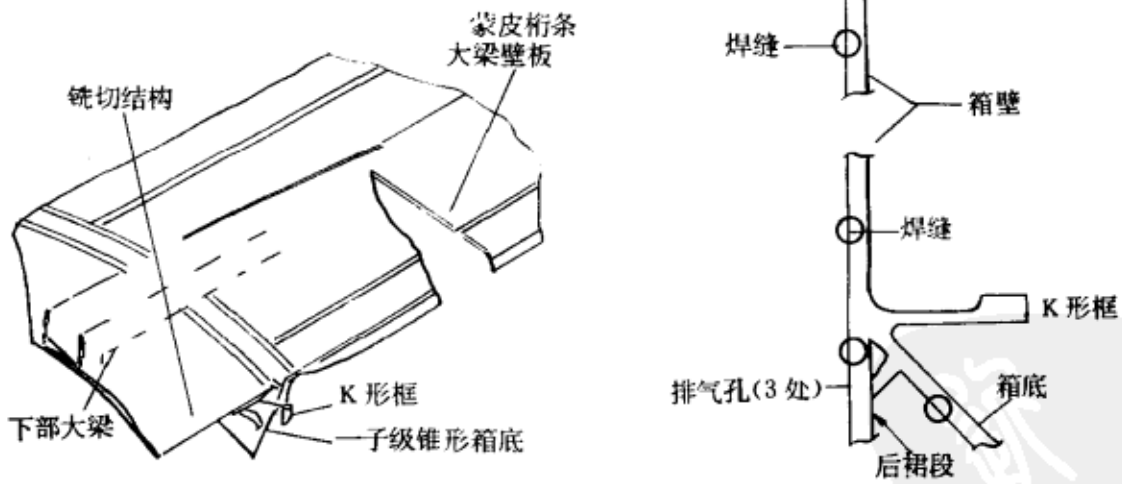
箱体筒段由 8 块机加工厚度逐渐变薄的蒙皮组成。其中 4 块为大梁壁板，另 4 块为带有 8 根“T”形内桁条的机加工壁板。10 个由板材压制成形的铝合金“Z”形框等距地连接在桁条和




←“大力神 3C”一子级结构




发动机架连接




燃料箱大梁壁板和“K”形“Y”形框

大梁壁板上。

箱体锥形后底由5个构件焊接而成。锥形底上部由4块外表面经过化铣的板材组成，中央部分为一压延成形的倒置截锥体。后底上安装两根直径15.2cm的燃料输出管路。管路出口处装有十字形导流器，防止燃料产生漩涡或涡流。后底上端用“K”形框与箱壁和后裙段相接。

燃料箱前底为全焊接椭球底，开有人孔和氧化剂输送管孔。箱底由5块压延成形的瓜瓣形板材组成。中央顶盖上有一安装导管的锥形连接件。箱底通过“Y”形框焊接到贮箱筒段上。

燃料箱内通有一直径25cm的氧化剂输送管路。输送管后端被焊接在贮箱底端的一个Y形管件上，两个17.78cm直径的支管被螺接在安装泵前阀门的法兰盘上。氧化剂输送管的前端与氧化剂箱后底连接。

燃料箱前裙段为一机加工蒙皮铆接构件，裙段后端焊接在燃料箱“Y”形框上，前端与氧化剂箱螺接。裙段顶部开有排气孔。裙段由前、后两部分组成。后段由3块机加工壁板组成，壁板内装有177根短桁条，用以加强箱底和“Y”形框连接处的蒙皮。

贮箱外部设有电缆/增压管路的隧道管。

**氧化剂箱**

氧化剂箱由箱体及其前后裙段组成。箱体前底和筒段结构与燃料箱相似，但后底呈椭球形。

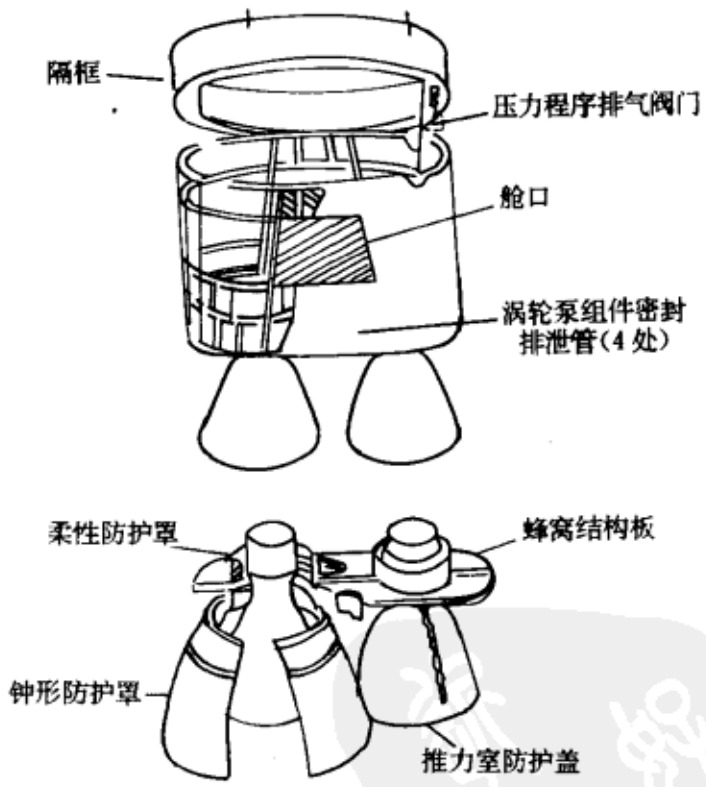
贮箱筒段长6.05m，由4块机加工厚度逐渐变薄的壁板焊接而成。每块壁板上有9条“T”形内桁条。桁条间的蒙皮进行机加工以削薄板材料厚度，减轻结构质量。12个“Z”形隔框沿箱壁等距地搭接在桁条上。

贮箱后底除了氧化剂出口中央蒙皮外均与燃料箱前底相似。中央蒙皮压延成漏斗状，与通入燃料箱的氧化剂管路相对接。氧化剂箱前底开有人孔，其它与后底相似。前底通过“Y”形框与贮箱筒段焊接。

贮箱后裙段长81.28cm，为桁条、隔框、蒙皮结构。蒙皮由3块从内部桁接的板材组成。共有36根锻造的“I”形桁条，桁条下端与端框连接。氧化剂箱后裙段与燃料箱前裙段用72个螺栓（每根桁条两个）通过对接框连接。在“Y”形框上开有3个排气孔。

氧化剂箱前裙段除了在14处开有排放二子级发动机燃气的排焰孔外，其它均与后裙段相似。裙段蒙皮由36条锻造的“I”字形桁条加强。在“I”形桁条端部蒙皮上装有一“T”形框。“I”形桁条前端还装有一与级间段对接的对接框。端框有4个导向销，用以与级间段对齐，以便进行螺接。

裙段内表面和氧化剂箱顶部都涂有MMS-K421烧蚀材料。所有暴露于二子级发动机燃气流的表面均涂有一层0.15cm厚的MMS-K421材料。




二子级发动机防热罩

氧化剂箱外部也铺有电缆/增压管路隧道管。

**一子级发动机防热罩**

防热罩用于保护发动机免受来自固体助推器射流的高温辐射。它由上部筒形罩、钟形罩和防护盖组成(见前图)。

上部筒形罩与一子级尾端框相接,从喉部向上罩住发动机。筒形罩为涂有烧蚀材料的铝合金-桁条-环形框-板材结构。筒形罩底部有一厚约 3.81cm,并有两个开口的铝合金蜂窝板。开口处用硅橡胶/玻璃纤维织物柔性罩密封,便于喷管摆动。

钟形防护罩罩住喷管。防护罩由 0.305cm 厚的浸酚醛树脂玻璃纤维布制成,外部覆有因康镍合金薄板材、并用缠线束紧。

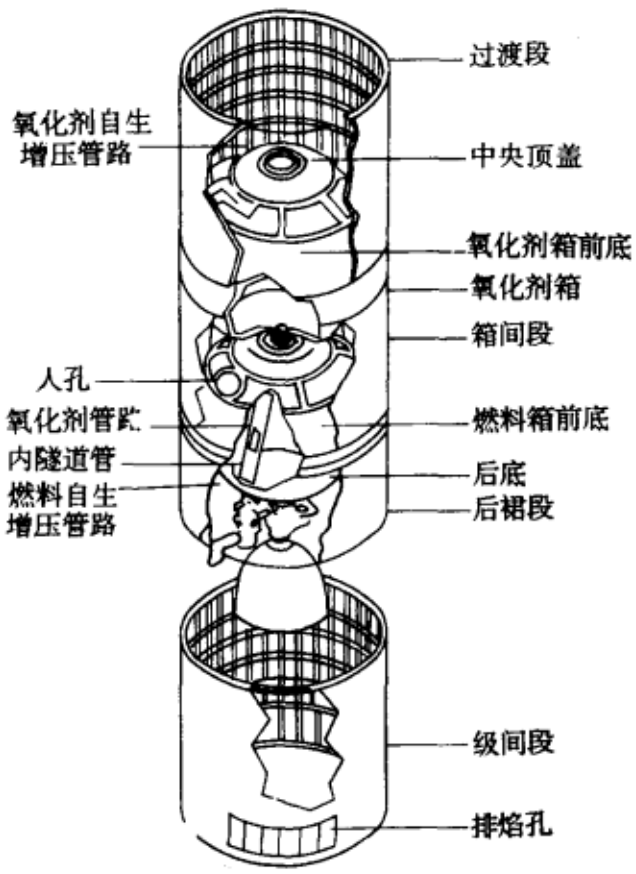
防护盖罩住喷管出口,防止固体发动机燃气流进入一子级发动机推力室。防护盖为铝合金蜂窝结构件,由铝合金带固定。飞行中由导火索切断铝合金带,释放防护盖。

除防护盖外其它均为非抛掷结构。

**级间段**

级间段长 2.98m,其前端设有 4 个接纳固体助推器撑杆球头的锻造铝合金球碗连接件。球头和球碗钻有安装分离螺栓的孔眼,由螺栓和气体作动螺母(8 个,每根撑杆两个)将球头、球碗固紧。级间段前端还设有两个剪切紧固件。它们嵌入固体助推器前环框的剪切紧固槽口中央,以防止助推器和芯级间的剪切运动。

级间段底部开有热分离时排放二子级发动机燃气的排焰孔。排焰孔分布于 4 个区域。每区占 7 根桁条、两个环形框的位置,共两排开口,上排 4 个、下排 6 个。排焰区的桁条、环形框和开口间的蒙皮均喷涂有 MMS-K421 烧蚀材料。




二子级及级间段结构

级间段前部的 12 根桁条上装有气体作动分离螺母紧固件。前端框伸出 22 个导向销,它们插入二子级后端框导销孔中,用以定位对接。

## 二子级结构

二子级箭体由燃料箱、氧化剂箱、贮箱裙段和防热层组成。

**燃料箱**

燃料箱由箱体和前后裙段组成。箱体为全焊接结构,由机加工筒段、带有发动机安装架的后底、前底和氧化剂管路组成。

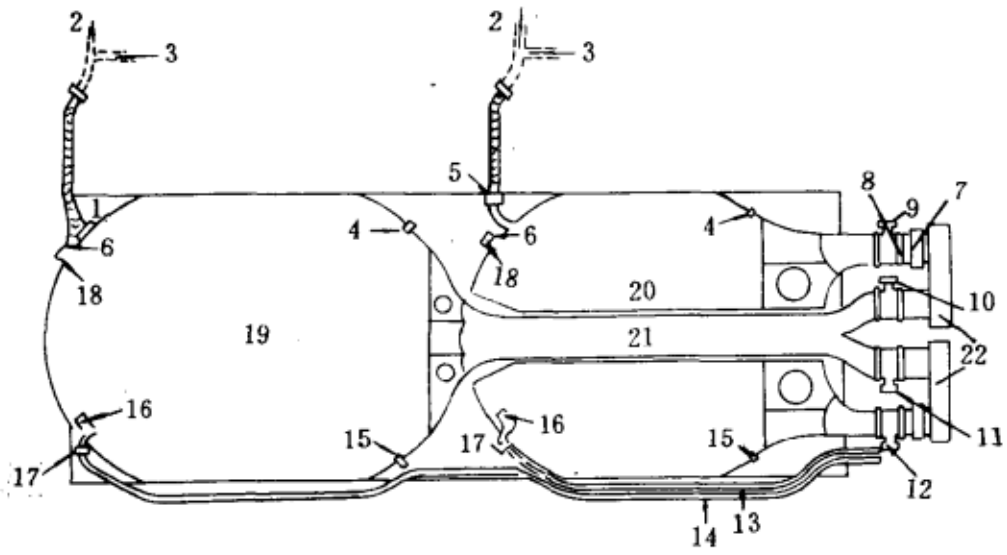
筒段由 1.68cm 厚板材机加工而成的壁板组成。壁板内表面有 8.9cm×8.9cm 的机加工网格。

后底结构与一子级氧化剂箱相似，但开有偏心的氧化剂管路出口。氧化剂输送管路出口靠近燃料管路出口，箱底中央蒙皮压延成形，并焊有出口短管。

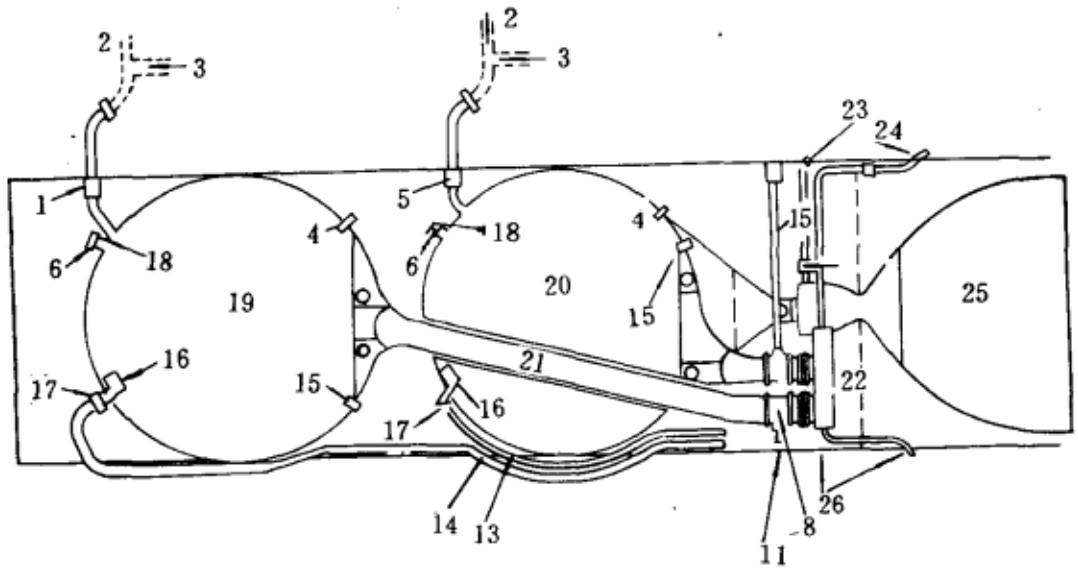
后底焊有一用来安装发动机的，由桁条加强的截锥形构件。构件上开有推进剂输送管路和液面传感器的开口。截锥形构件顶端的桁条上焊有安装发动机架的锻造机加工板。

前底结构与一子级前底结构相似，前底中央开有直径为 15.2cm 的氧化剂输送管通过口。箱底还设有安装增压管、排气管和测量仪器的接管嘴。

后裙段长 1.68m，用 36 根“I”形桁条和 4 个环形框加强。桁条顶端装有气体作动分离螺母紧固件。裙段后端设有 22 个与级间段对接的导销孔。




(a)




(b)

箭体结构附件

(a)一子级箭体结构附件；　(b)二子级箭体结构附件；

1. 氧化剂箱排气孔；2. 氧化剂/燃料箱排泄系统；3. 氮气增压系统；4. 温度传感器；5. 燃料箱排气口；6. 压力开关；7. 螺旋管形蓄压器(2 个)；8. 泵前阀门；9. 燃料加注和泄出口；10. 氧化剂泄出口；11. 氧化剂加注和泄出口；12. 燃料泄出口；13. 燃料自生增压管路；14. 氧化剂自生增压管路；15. 推进剂剩余量传感器；16. 扩散器；17. 氧化剂箱压力破裂膜片；18. 压力传感器；19. 氧化剂箱；20. 燃料箱；21. 氧化剂输送管路；22. 涡轮泵装置；23. 压力开关阀门排泄口；24. 涡轮泵氧化剂气腔排泄口；25. 推力室；26. 涡轮泵燃料气腔排泄口。

前裙与一子级氧化剂箱后裙相似。裙段长 88.9cm，由 36 根桁条和两个环形框加强。裙段前端有一与氧化剂箱后裙段对接的受拉对接框。

贮箱和裙段外设有电缆和增压管路隧道管。

**氧化剂箱**

氧化剂箱箱体筒段长 53.3cm，由 4 块机加工壁板组成。内壁有同燃料箱一样的方网格。前、后底类似一子级氧化剂箱，前底有一 15.2cm 直径的出口，后底用"Y"形框焊接到箱壁上。

后裙类似二子级燃料箱，长约 1.42m，由 36 根桁条和 3 个框加强。箱间段设有安装 4 枚反推火箭的连接点。

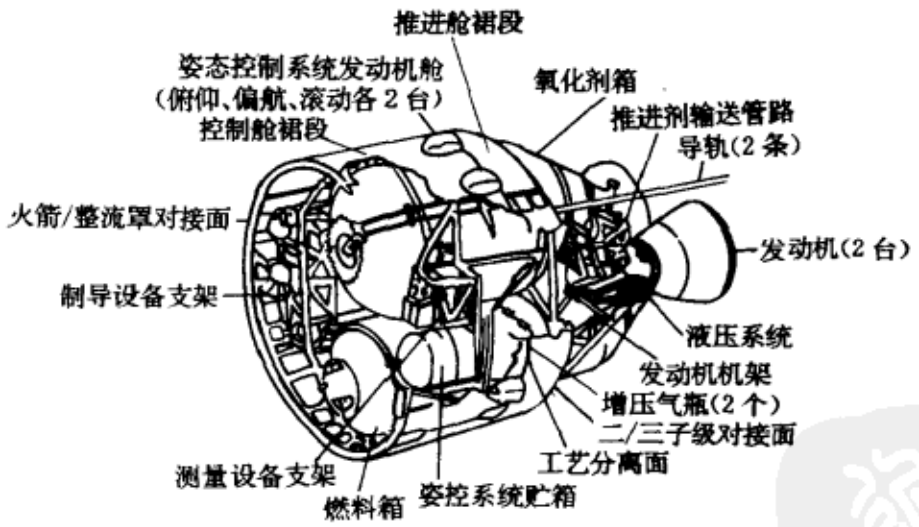
前裙长 1.94m。裙段骨架由 36 条"I"形桁条和 3 个框组成。与框平行的部位上还装有加强蒙皮的环形构件。前裙用来支撑上面级对接件和安装仪器支架。前裙还设有空调脐带脱落插座、电气设备安装孔和排气孔。矩形和平镶的遥测/指令控制天线也设于此段。裙段前端框还设有 4 个与上面级级间段对接的导向销。桁条和端框上共有 72 个直径为 0.95cm 的螺接孔。

## 一、二子级箭体结构附件

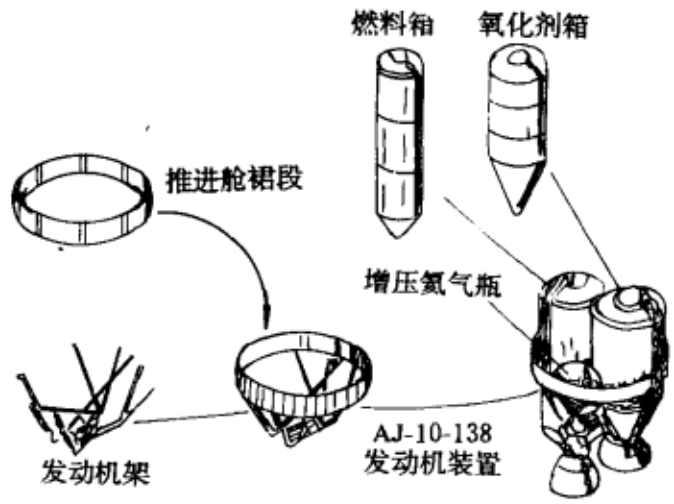
箭体结构附件包括探头、传感器、压力开关、脐带脱落插座等。其分布如上图所示。

## 三子级结构

"过渡级"的壳体结构比较简单。控制舱为铝合金铆接结构，其中设有两个构架，全部仪器设备都安装在这里。推进舱是一个具有 8 根纵梁的隔框、蒙皮、桁条铝合金铆接结构，其后端框与二子级结构相对接。"过渡级"的两个推进剂贮箱为 Ti-6Al-4V 钛合金构件，比 2014 铝合金结构轻 122kg，均由椭球前底、筒段和一个以球面过渡的与圆筒段对接的锥形后底组成。每个贮箱均有内框、纵桁梁和在每个构架连接点上安装的，用于扩散载荷的内十字形构件。推进剂蓄留器和附着筛装置支撑在贮箱锥形底的隔框上。燃料箱和氧化剂箱容积分别为 4.0$m^3$和 5.0$m^3$，可容 10.63t 推进剂。贮箱安全系数 1.25。




过渡级




"过渡级"推进舱

过渡级的主要结构质量为：

| | |
|---|---|
| 氧化剂箱椭球前底 | 29.1kg |
| 氧化剂箱筒段 | 65.8kg |
| 氧化剂箱锥形后底 | 32.9kg |
| 燃料箱椭球前底 | 18.8kg |
| 燃料箱筒段 | 62.3kg |
| 燃料箱锥形后底 | 14.5kg |
| 推进舱蒙皮 | 10.0kg |
| 加强肋 | 12.9kg |
| 纵梁 | 17.8kg |
| 隔框 | 25.1kg |
| 增压气瓶：主推进系统 82cm 直径气瓶 | 100.7kg |
| 姿控系统　12cm 直径气瓶 | 2.5kg |
| 18cm 直径姿控系统贮箱 | 3.0kg |
| 发动机架 | 39.4kg |
| 仪器支架 | 40.2kg |

助推器连接结构

"大力神 3C"的两枚固体助推器只在两处与芯级相接。一处在固体助推器的前部，另一处在其尾部。

**前部连接装置**

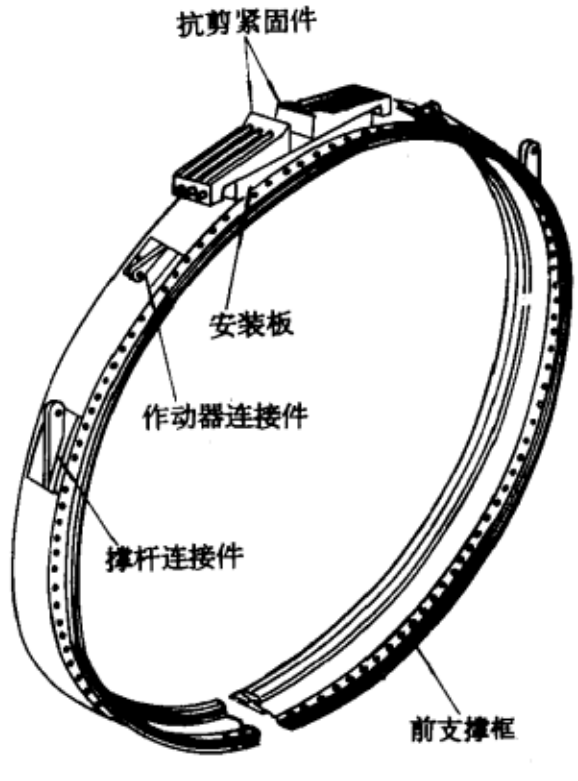
前部连接装置允许固体火箭和芯级间有轴向运动，以适应因增压而引起的箭体变形，但它限制全部径向位移。前部有 3 个连接点。其中一处剪切连接于离芯级最近的下死点(BDC-BOTTOM DEAD CENTER)，另两处径向连接于 BDC 两侧，并与之相隔 90°的位置。固体助推器前环框提供与芯级的机械连接。环框为－4340 钢"I"形剖面锻件。对接件为 410 不锈钢锻件。固体助推器一芯级间的全部连接点均采用标准的"U"形钩和(或)球头紧固装置，以消除局部接点力矩。BDC 连接紧固夹可调整对准芯级的紧固装置并与其对接。助推器前筒段和前环

框的全部螺栓接头可以互换。除BDC接点外固体助推器还通过两根撑杆与芯级相接。芯级级间段上有4个相应的撑杆连接接头。连接接头为一机加工球碗，用来与助推器撑杆上的球头配合。球头和球碗中央钻孔，安装分离螺栓，由气体作动螺母将二者拉紧。

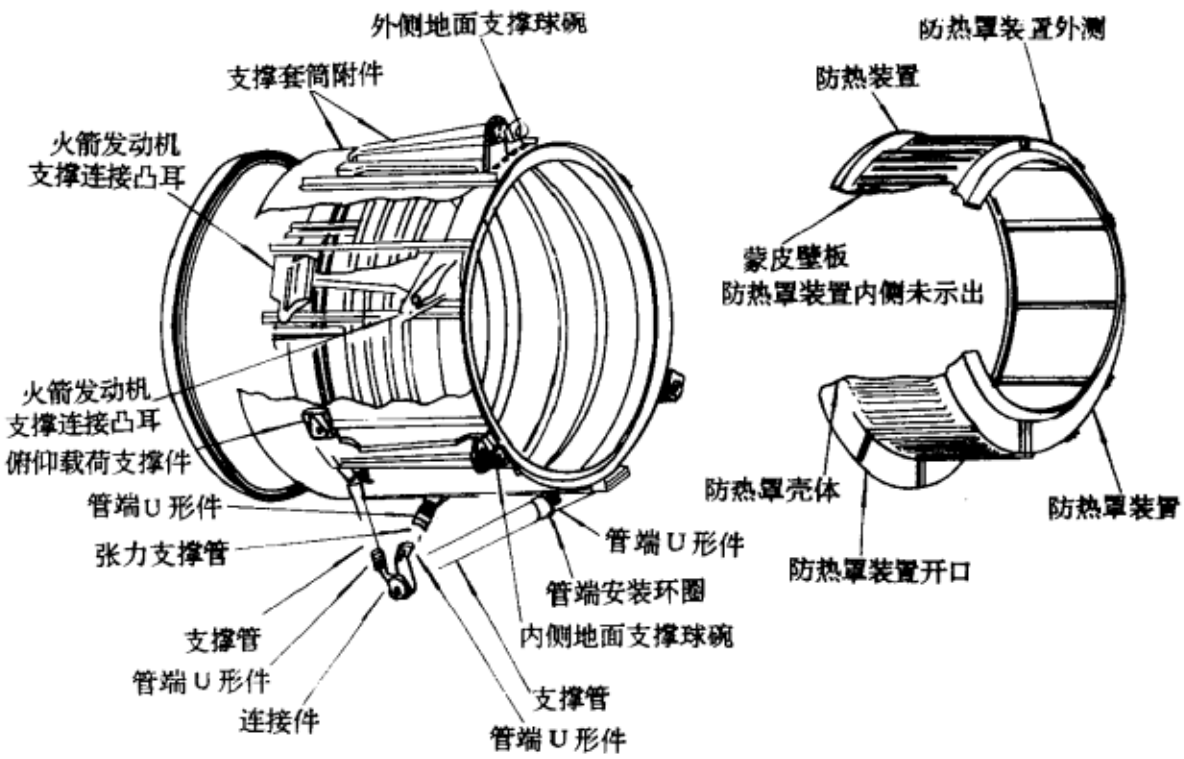
**后部连接装置**

固体助推器后部在两处与芯级相接，由固体发动机后部的助推器/芯级结构支撑套筒提供连接结构。

支撑套筒及其防热罩装置如图所示。套筒由两个4340钢锻造的工字形截面环框、5根锻造铝合金纵梁、12根铝合金桁条、一根钢质管梁、化铣铝合金蒙皮板和各种紧固件组成。助推器通过套筒的两个支撑构架与芯级连接。构架由3根钢管、钢质端部螺纹紧固件和与芯级连接的锻造钢质紧固件，用“U”形件和枢轴连接组合而成。三角形构架通过其一端的突出件与

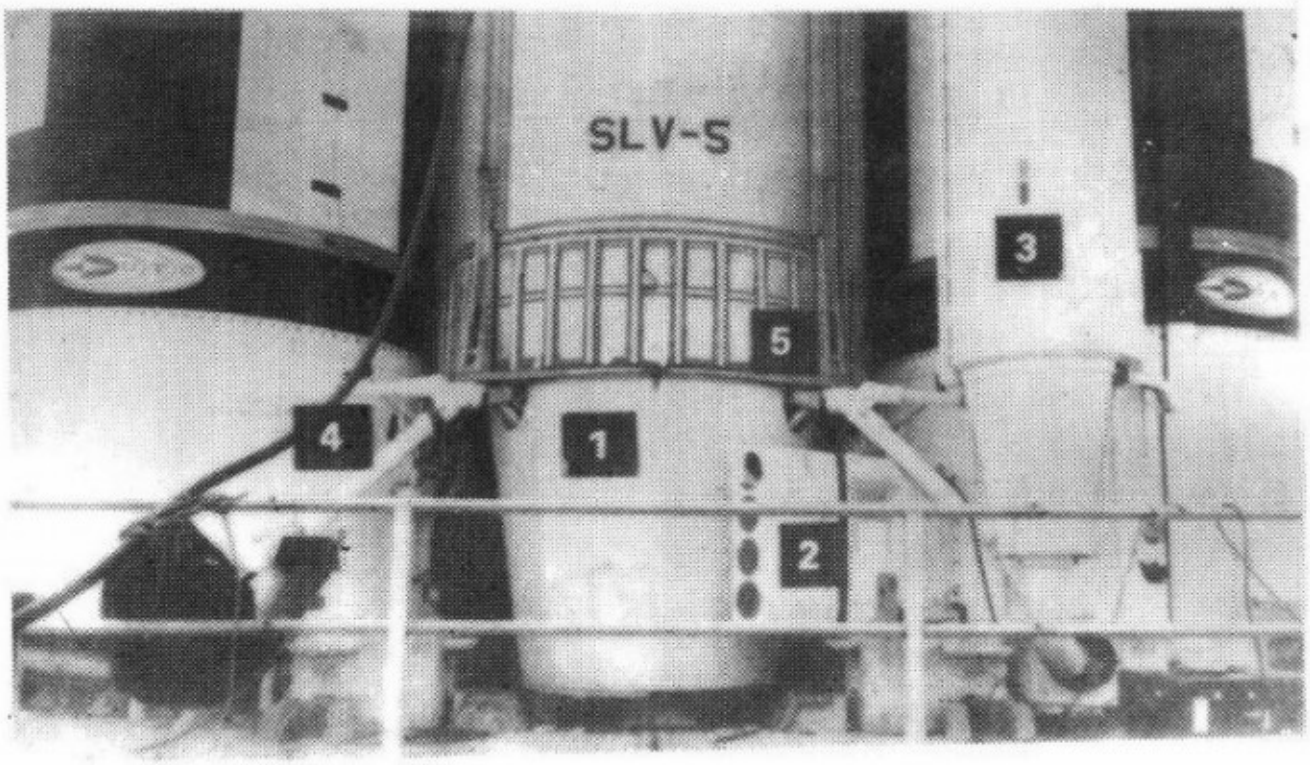



固体助推器前环框




固体助推器支撑套筒和防热罩

套筒上的孔紧配合并用螺栓固定于固体助推器上。构架另一端的球头形紧固件与芯级套筒盒形件上的凸缘相接。盒中装有用于分离的剪切爆炸螺栓。




助推器-芯级尾部连接装置

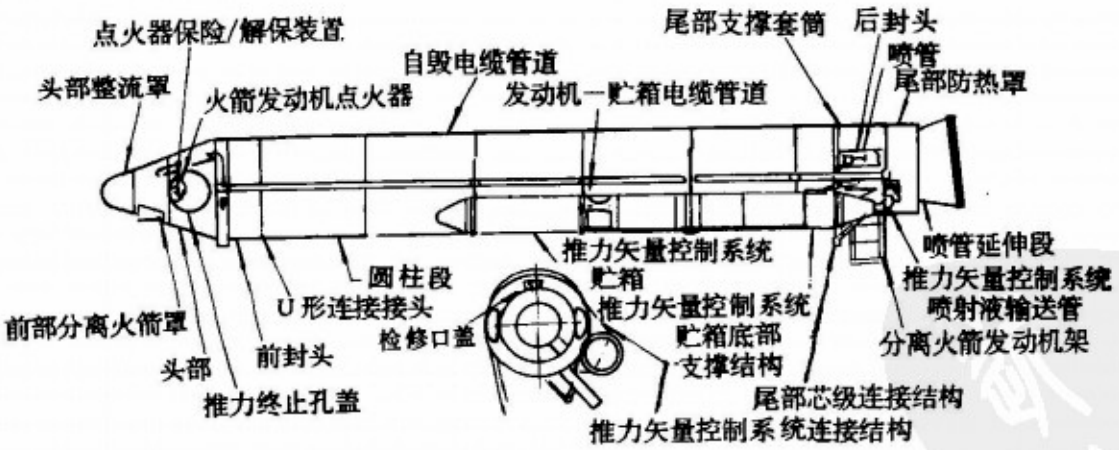
1.一子级尾部防热罩;2.尾部分离火箭组;3.推力矢量控制系统贮箱;4.撑臂;5.放置爆炸螺栓装置的盒形件。

## 推　进　系　统

“大力神 3C”推进系统由固体助推器、各子级发动机和推进剂增压和输送系统组成。

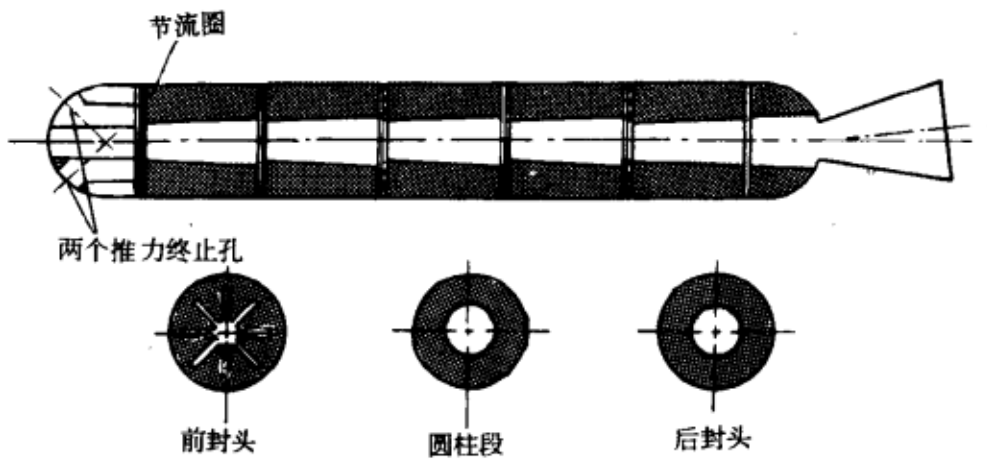
### 固体助推器

“大力神 3C”由两枚长 25.91m 直径 3.05m 的固体助推器提供起飞推力。每台固体发动机产生推力 5099.5kN。助推器由圆柱段、前后封头、6°倾斜喷管、点火器、前后固体分离火箭和液体喷射推力矢量控制系统组成。




“大力神 3C”固体助推器

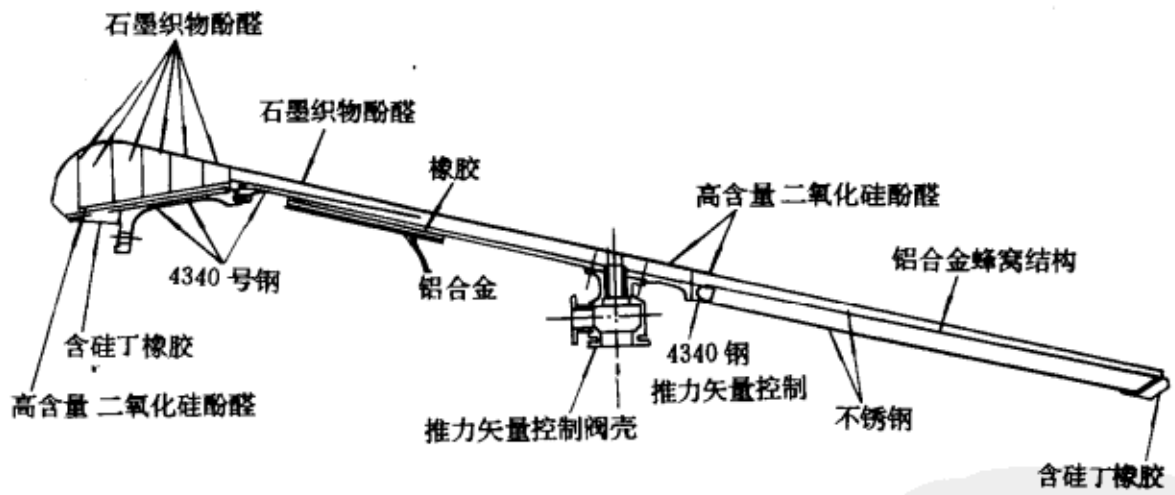
助推器壳体由经热处理到极限应力 1338.61MPa 的 D6AC 钢材制成。发动机用铝粉作燃料、用过氯酸铵作为氧化剂、聚丁二烯丙烯酸丙烯腈作为粘接剂。助推器由 5 个圆柱段和前、后封头组成。圆柱段长 3.05m、装药 32.8t，药柱形状如图所示。药柱空心呈圆形，孔径沿柱段每米缩小 1.2cm。柱段前端的推进剂表面粘有一橡胶扼流圈。用含硅丁二烯丙烯腈的橡胶隔热层保护发动机壳体免受发动机燃气损伤。前、后两个封头内装有与圆柱段同样的推进剂。前封头长 2.41m、装药 16.76t，药柱孔腔呈八角星状，内装有点火装置。后封头长 1.63m、装药 9.2t，药柱孔腔呈直筒形。




药柱设计

点火器燃烧约 1s，以热气充填药柱孔腔，点燃药柱。推进剂沿孔腔和每段药柱的后端燃烧。前、后封头也从尾部燃烧。药柱间留有 7.62cm 的空隙。

固体助推器推力室由喉部和喷管部分组成。喷管为螺接结构，长约 3.5m。喷管膨胀比 8∶1，半锥角 17°。喉部由钢壳支撑的高密度石墨环和粘接于钢壳的二氧化硅绝缘物组成。喷管中部由钢质外壳和粘贴其上的石墨和二氧化硅衬垫组成。推力矢量喷射孔位于此段。出口段由二氧化硅酚醛衬垫和铝合金蜂窝结构支撑壳组成。

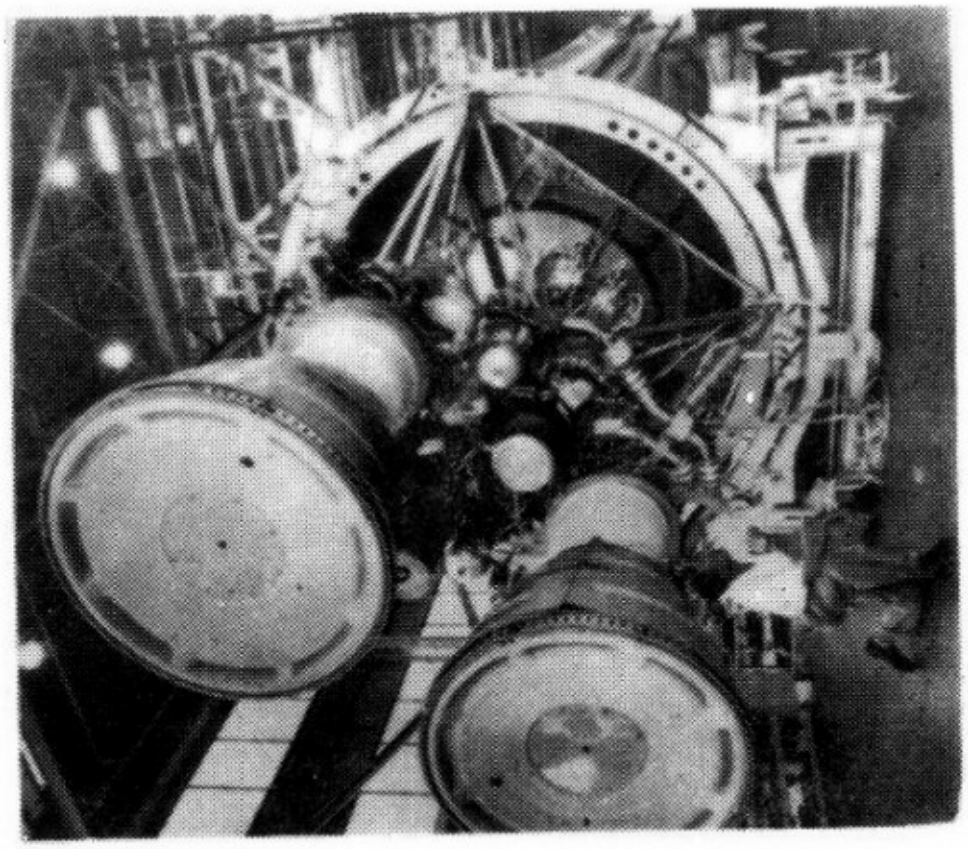



固体助推器喷管结构

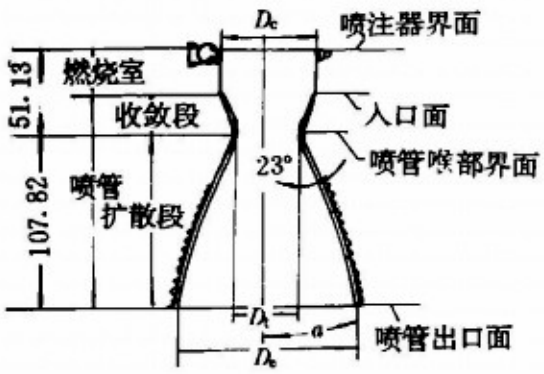
推力矢量控制系统最大可提供 488.67kN 的侧向力，进行 5°推力矢量控制。在喷管面积比为 3.5∶1 部位均匀安装 24 个阀门。阀门开启程度由芯级电信号控制。每一象限保持 5 个阀门工作。工质通过环形歧管送往阀门。

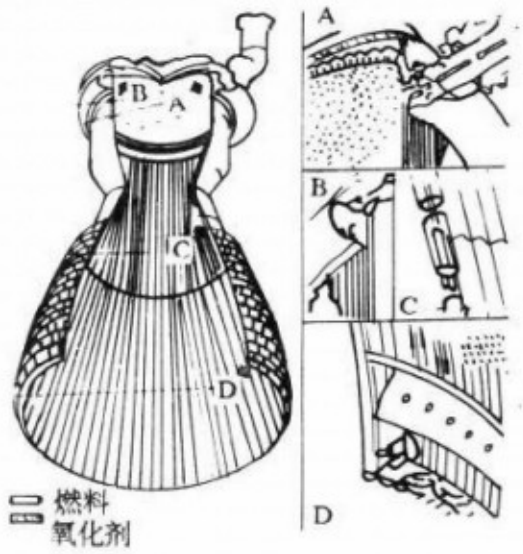
## 一子级推进系统

一子级推进系统由子级发动机和推进剂输送及增压系统组成。



LR-87-AJ-11 发动机



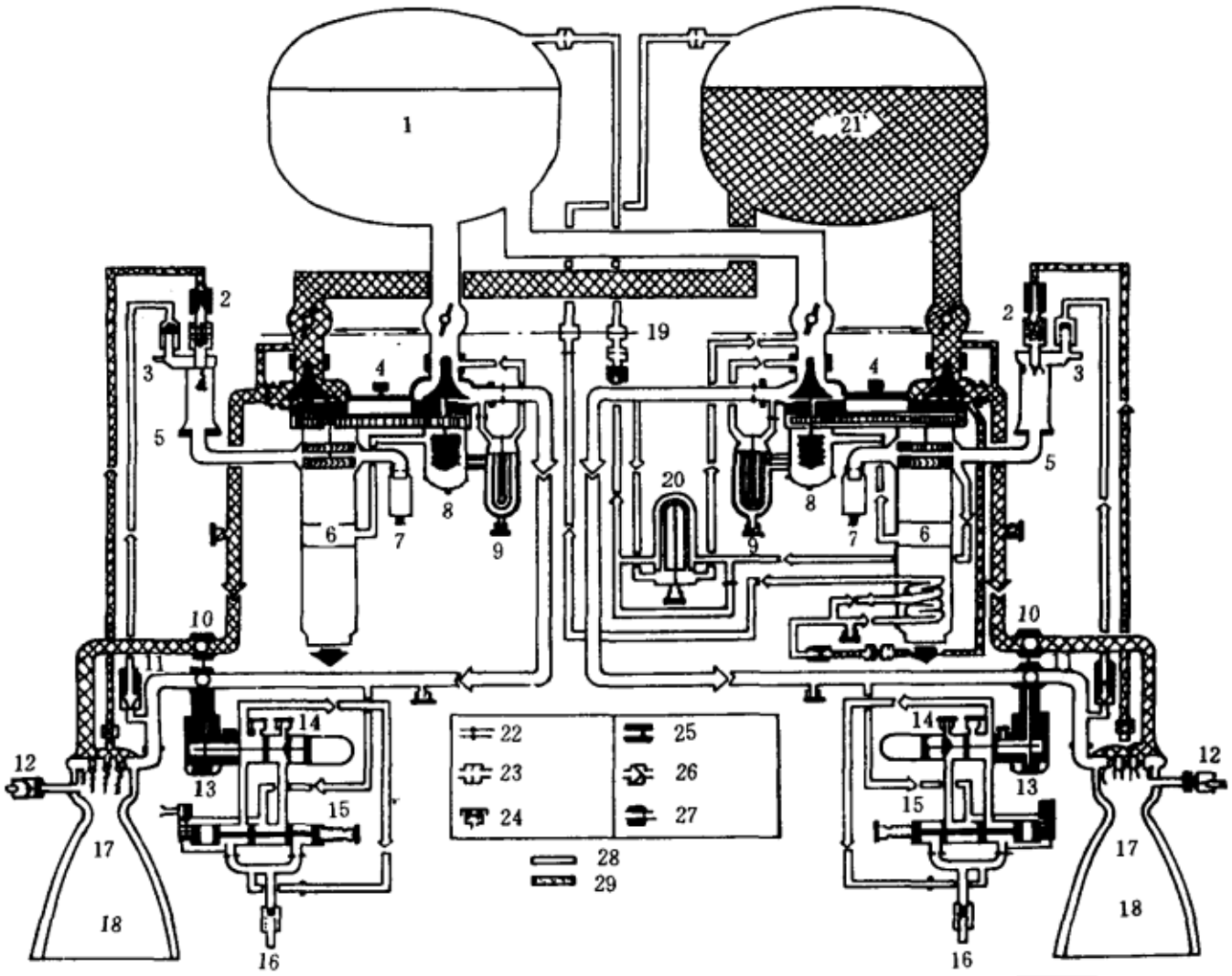

LR-87-AJ-9 推力室

| | |
|---|---|
| 喷管喉部面积 $A_t$ | $1178.7\times10^{-4}m^2$ |
| 喷管喉部直径 $D_t$ | 38.74cm |
| 喷管面积比 $A_e/A_t$ | 8 |
| 喷管出口面积 $A_e$ | $9429.7\times10^{-4}m^2$ |
| 喷管出口直径 $D_e$ | 109.6cm |
| 燃烧室/喉部面积比 | 2.04 |
| 燃烧室内径 $D_c$ | 55.3cm |

LR-87-AJ **发动机**

"大力神 3C"一子级早期采用两台 LR-87-AJ-9 发动机,1968 年以后换用 LR-87-AJ-11 发动机。两台发动机装在同一机架上,各由泵前管路、涡轮泵装置、泵后管路、推力室阀门、燃气发生器系统和推力室组成。推力室由金属丝缠绕铜焊不锈钢管束组成。发动机采用四氧化二氮/混肼 50 作为推进剂,真空推力 2313.7kN、真空比冲 2952.8N·s/kg、推进剂总流量 783.4kg/s(其中氧化剂流量 514.8kg/s、燃料流量 268.5kg/s)、混合比 1.915、膨胀比 15∶1、工作时间 165s。

倒数计时时,火箭按准备信号打开泵前阀门。推进剂充填燃烧室阀门以上的发动机部分。T-0时由 28V 直流信号点燃固体火药起动器,燃气推动涡轮旋转并加速。涡轮通过齿轮箱带动燃料和氧化剂泵转动。气体发生器接收由燃烧室阀门引出的推进剂,用燃烧生成的气体,接替起动器吹动涡轮。当燃料压力超过 2.06MPa 时,推力室燃料阀门打开。由于燃料和氧化剂阀门是机械联动的,因而氧化剂阀门也随之打开。推进剂在阀门打开后便流入推力室。氧化剂通过喷嘴进入燃烧室,而燃料却需通过一环形歧管流经燃烧室冷却管路,再生冷却燃烧室后再通




一子级发动机系统图

1. 燃料箱;2. 氧化剂止回阀门;3. 燃料止回阀门;4. 涡轮转速传感器;5. 气体发生器;6. 流体加热器;7. 起动器;8. 润滑油泵和油箱;9. 润滑油加热器;10. 氧化剂阀门;11. 燃料阀门;12. 燃烧室压力开关;13. LTCV 盒;14. 作动器;15. 压力程序阀门;16. 向箭外排泄;17. 燃烧室;18. 烧蚀喷管;19. 火箭/发动机界面;20. 气体冷却器;21. 氧化剂箱;22. 限流孔;23. 破裂膜片;24. 快速脱落连接器;25. 文氏管;26. 过滤器;27. 声速流控制喷管;28. 燃料;29. 氧化剂;

过喷注器进入燃烧室，与氧化剂接触自燃点火，产生压力超过 5.49MPa、温度超过 4982℃的燃气。燃气通过收敛-发散喷管并在亚声速下膨胀产生推力。燃气发生器输送管路装有文氏管以稳定发动机推力，并在推进剂输送管路上设平衡孔以控制推进剂混合比。当燃烧室压力下降时，由压力传感器产生一 28V 直流关机信号，0.5s 后推力终止。

两台发动机可在俯仰和偏航方向摆动，并提供滚动控制。

**推进剂输送及增压系统**

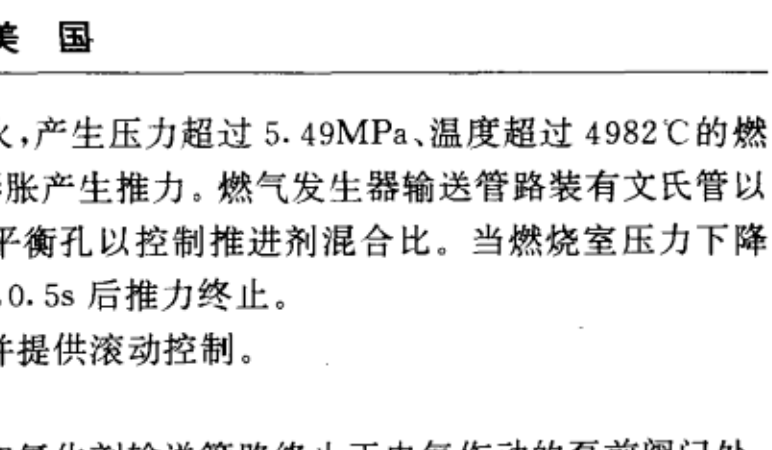
一子级推进剂输送系统如图所示。燃料和氧化剂输送管路终止于电气作动的泵前阀门处。通过泵前阀门上方的手动脱落接头加注推进剂。燃料输送管路装有环形蓄压器，用来防止涡轮泵压力骤增，减弱发动机与箭体间的 POGO 效应。

一子级燃料箱用从 2 号发动机燃气发生器引出的部分燃气经气体冷却器冷却后增压。该冷却器是一种用燃料作为工质的热交换器。燃料从输送管路引出，流经冷却器后返回泵的入口。冷却器设有旁通孔，引出部分燃气用以控制增压气体的温度。由旁通孔径确定加热用燃气占进入冷却器总燃气量的比例，改变自涡轮引出的燃料总流量便可控制增压工质的温度。发动机/火箭界面处设有按贮箱压力变化控制增压工质流量的声速喷管。另有一个 2.06MPa 压差的压力破裂膜片，禁止气流在燃气发生器开始工作前进入贮箱。

一子级氧化剂箱用氧化剂加热后产生的气体增压。氧化剂自氧化剂泵引出，并由位于涡轮废气管内的流体加热器加热。加热器入口处设一恒定流量的文氏管。压力破裂膜片阻止氧化剂自生增压气流在输送压力达到约 2.06MPa 前进入贮箱。入口管路处设有聚集空气的回路，以保障压力破裂膜片正常工作。由流体加热器节流孔旁通管路提供增压温控。位于发动机/火箭界面处的回压孔使氧化剂在流体加热器内滞留到合适的增压温度。

二子级推进系统

二子级由一台 LR-91-AJ-11 发动机（初期由 LR-91-AJ-9 发动机）提供推力。该发动机除推力较小外，其结构和工作过程均与一子级 LR-87-AJ-11 发动机相似。发动机真空推力 449.27kN、真空比冲 3125.38N · s/kg、推进剂的总流量为 142.6kg/s、氧化剂流量 91.96ks/s、燃料流量51.64ks/s、混合比为 1.79、工作时间 225s、膨胀比 49.2 : 1




LR-91-AJ-9 推力室

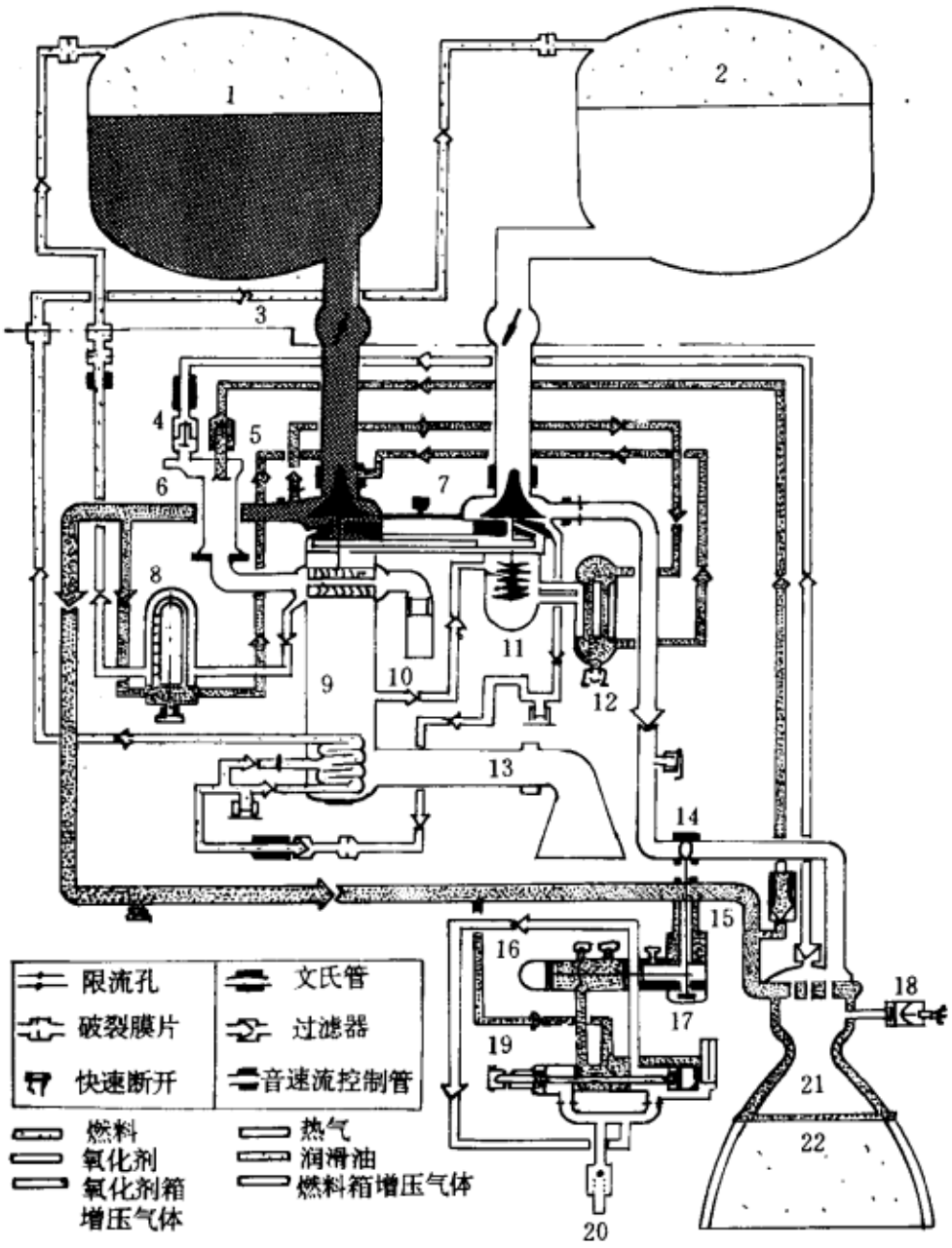
| | |
|---|---|
| 特征长度 $L$ | 96.52cm |
| 喷管喉部面积 $A_t$ | $421.9\times10^{-4}m^2$ |
| 喷管喉部直径 $D_t$ | 23.16cm |
| 喷管面积比 $A_e/A_t$ | 49.2 |
| 喷管出口面积 $A_e$ | $2.06m^2$ |
| 喷管出口直径 $D_e$ | 162.0cm |
| 燃烧室/喉部面积比 | 2.51 |
| 燃烧室内径 $D_c$ | 36.73cm |

与一子级发动机相仿，二子级发动机燃烧室由金属丝缠绕铜焊不锈钢管束组成，为面积比 13 : 1 以上部分提供燃料再生冷却通道。面积比为 13 : 1～49.2 : 1 部分采用烧蚀冷却喷管。喷管由玻璃纤维外壳、玻璃蜂窝芯和酚醛石棉内层制成。

二子级发动机是推进剂耗尽关机的。当飞行控制系统加速度开关敏感到加速度降为 1.0g 时便向压力程序超压阀门发出关机指令。与此同时，上面级制导系统发出备用关机

信号。

发动机可在俯仰和偏航方向摆动进行姿态控制。滚动控制由涡轮废气旋转喷管提供。




二子级发动机系统图

1. 燃料箱；2. 氧化剂箱；3. 火箭发动机界面；4. 氧化剂止回阀门；5. 燃料止回阀门；6. 燃气发生器；7. 涡轮转速传感器；8. 气体冷却器；9. 流体加热器；10. 起动器；11. 润滑油和油箱；12. 润滑油热交换器；13. 滚动控制设备；14. 氧化剂阀门；15. 燃料阀门；16. 作动器；17. LTCV 盒；18. 推力室压力开关；19. 压力程序阀门；20. 向箭外排出口；21. 燃烧室；22. 烧蚀喷管。

二子级燃料箱用经过冷却的涡轮废气增压，氧化剂箱用由泵后引出的氧化剂加热后产生的气体增压。

## 三子级推进系统

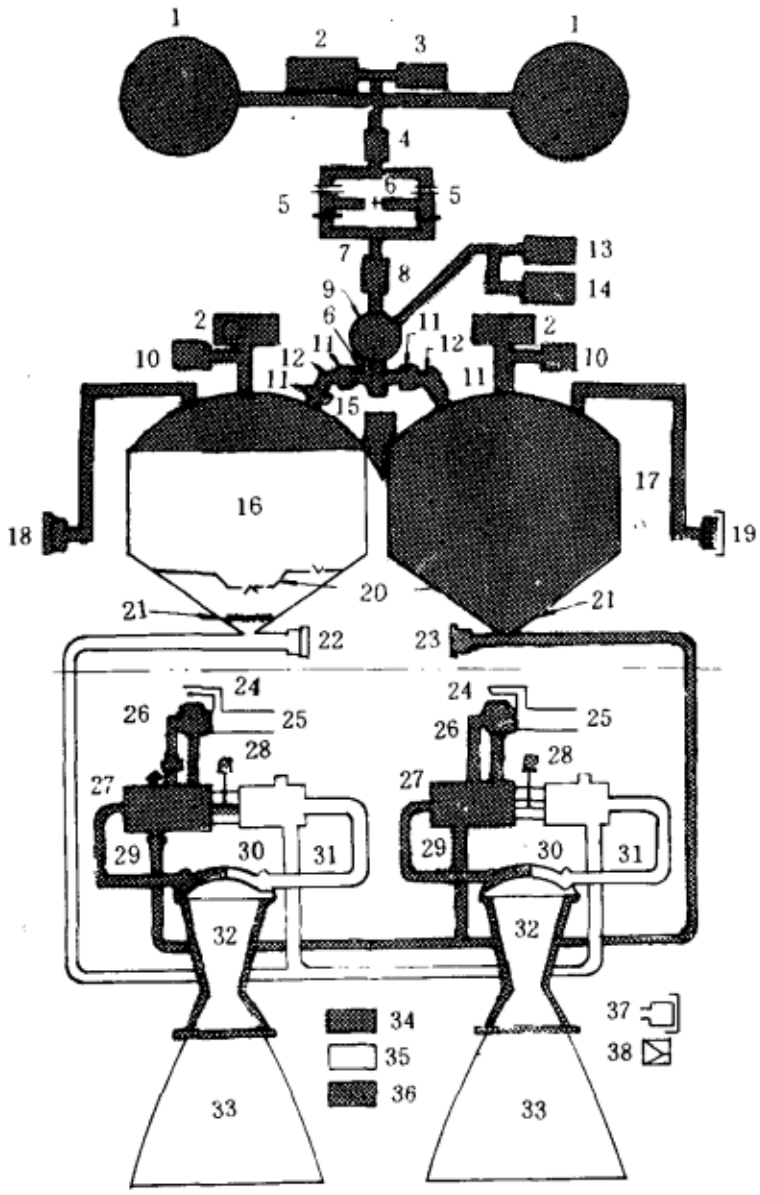
过渡级推进系统由主推进系统和辅助推进系统组成。

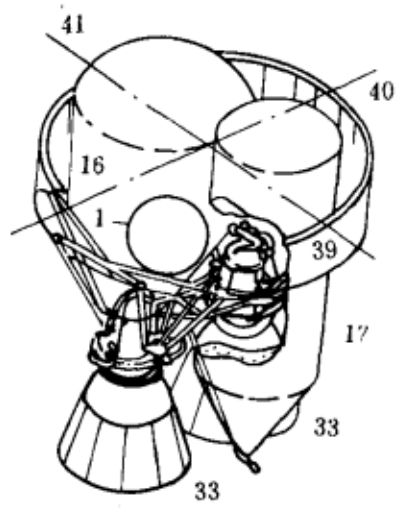
**主推进系统**

1　主发动机　“过渡级”采用可多次起动的挤压式输送，液体双组元可贮推进剂 AJ-10-138 发动机。

AJ-10-138 发动机的主要组件有用以保证稳定燃烧的铝合金喷头、烧蚀冷却燃烧室、辐射冷却铌-钛合金喷管、燃料压力作动双组元推进剂阀门、万向推力架和相应的控制和电源设备。

发动机采用四氧化二氮/混肼 50 作为推进剂，单台真空推力 35.54kN、真空比冲 2962N·s/kg、混合比 2.0、氧化剂流量 8.0kg/s、燃料流量 4.0kg/s、燃烧室压力 0.72MPa、膨胀比 40∶1、工作时间 430s(如增加推进剂，发动机本身可工作 750s)。




"过渡级"主推进系统

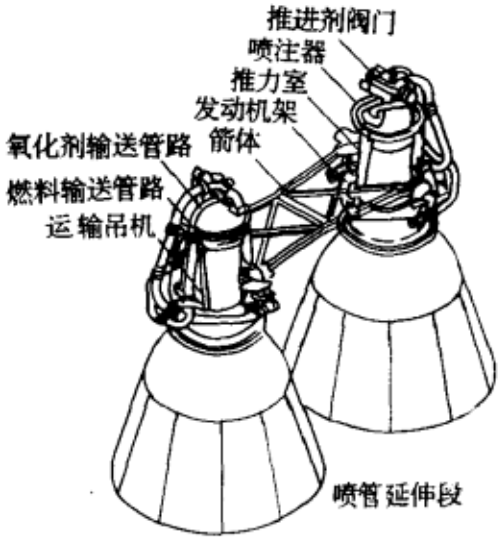
1. 氦气瓶；2. 压力传感器；3. 限压开关；4. 过滤器；5. 电磁阀；6. 节流圈；7. 过滤器；8. 放气孔；9. 蓄压器；10. 限压开关；11. 止回阀门；12. 测试管嘴；13. 压力开关电磁阀；14. 地面检测压力开关；15. 保险阀门；16. 氧化剂箱；17. 燃料箱；18. 氧化剂排气管口；19. 燃料排气管口；20. 收集器；21. 附着筛；22. 氧化剂加注管口；23. 燃料加注管口；24. 放液孔；25. 电磁阀；26. 辅助控制阀门；27. 辅助控制阀节流圈；28. 分压器；29. 燃料节流圈；30. 双组元推进剂阀门；31. 氧化剂节流圈；32. 烧蚀式燃烧室；33. 喷管；34. 燃料；35. 氧化剂；36. 氦气；37. 快速连接器；38. 过滤器；39. 象限Ⅰ；40. 象限Ⅱ；41. 象限Ⅲ。

发动机的点火程序是：对辅助电磁阀门通电，由燃料对双组元推进剂阀门内腔加压。燃料压力移动共用滑阀轴，打开阀门，推进剂通过喷嘴进入燃烧室。燃料与氧化剂接触后自燃点火。关机程序是切断辅助电磁阀电源，同时排出内腔中的液体并阻止液体再流向内腔，使双组元阀门能够移动共用滑阀到关闭位置，切断从喷嘴进入燃烧室的液流。如果推进剂和压力充足，发动机起动和关机程序可重复数次，具有多次起动能力。

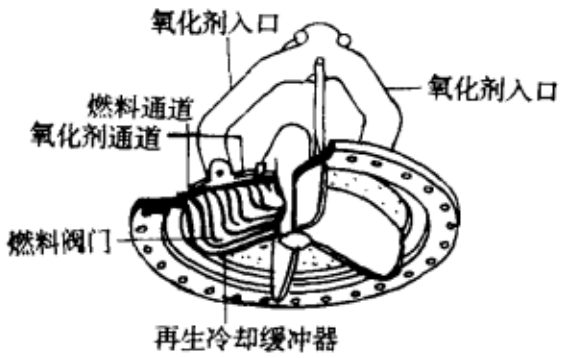
2. 推进剂输送系统

"过渡级"推进剂输送系统如图所示，它由两个并排安装的燃料箱、氧化剂箱、推进剂蓄留器和附着筛、推进剂加注、泄出输送管路、阀门及增压管路组成。

每个贮箱的锥形底中装有一蓄留器，由它蓄留部分推进剂，提供过渡级发动机再起动能力。加注推进剂时，推进剂通过贮箱出口附近的输送管路上的加注连接器经双翼止回阀门进入推进剂蓄留器顶部，便可将所有气体推至贮箱顶部并通过排气孔和增压管路排出气体，以调节贮箱气体压力。用液面传感器监控推进剂加注。加注量由发动机混合比、贮箱容积、飞行加速



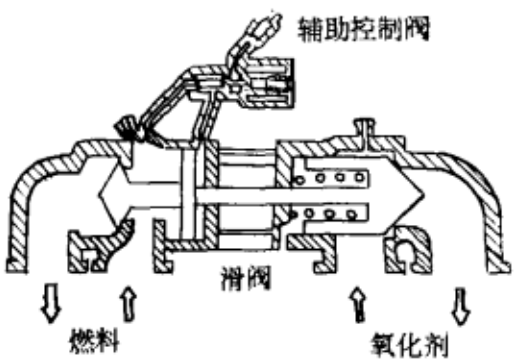

AJ-10-138 发动机



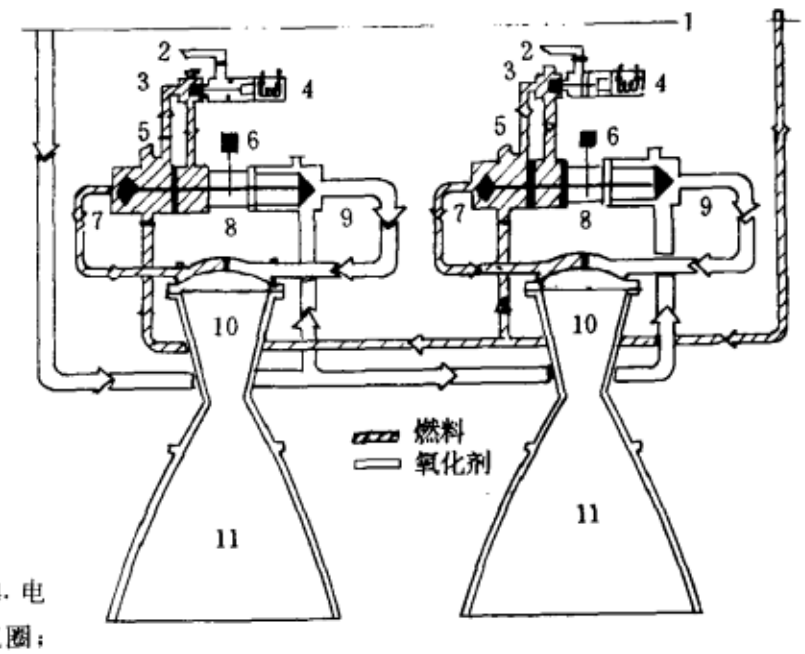




AJ-10-138 发动机喷注器




双组元推进剂阀门




AJ-10-138 发动机工作流程→

1. 火箭/发动机对接面；2. 放液孔；3. 辅助控制阀；4. 电磁阀；5. 辅助控制阀节流圈；6. 分压器；7. 燃料节流圈；8. 双组元推进剂阀门；9. 氧化剂节流圈；10. 烧蚀式燃烧室；11. 喷管

度、贮箱压力变化、推进剂温度、最小气枕要求以及上述各参数的偏差来决定。

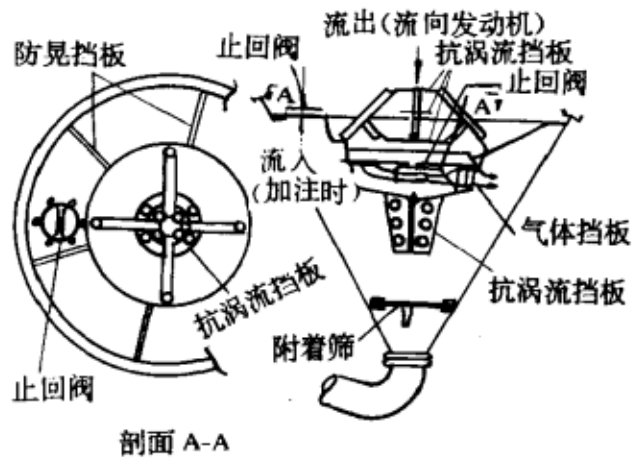
姿态控制发动机在主发动机每次点火前起动，将推进剂下沉到锥形箱底，使起动时进入推进剂蓄留器的气体减到最少，并减少主发动机再起动时液体向后流动对贮箱产生的冲击力。推进剂在姿控发动机起动后的 10s 内进入蓄留器以下的贮箱空间。

主发动机点火时推进剂流经蓄留器顶部的漩涡挡板和位于贮箱蓄留器中的双翼止回阀门、漩涡挡板及位于贮箱出口可消除污染的 60 眼附着筛后进入推进剂输送管路。过渡级推进剂输送系统是按全部推进剂(蒸发的除外)均有效利用的原则设计的。

当蓄留器以上部分的推进剂用完时，蓄留器所容纳的推进剂尚可使发动机工作 10s。约在 15s 内，外流单向阀门中产生一瞬变流动条件，使气体进入蓄留器以下的容积内，部分气体混入流出的液体中。但该现象在通过单向阀门的流体 100%变为气体时便很快消失。在此条件

下，气体动量下降，其动量、流动力和浮力的合力使气泡上升到自由面而不被吸入贮箱出口。

外流止回阀门为一种双翼式阀门，分成两个相隔180°的主要流动区。液流沿箱壁上、下分为两段。向上流动的液流沿推进剂蓄留器外缘偏转，然后沿蓄留器周边流动，置换一部分在加注时所积聚的气体。另一部分气体进入留于贮箱的液体中。



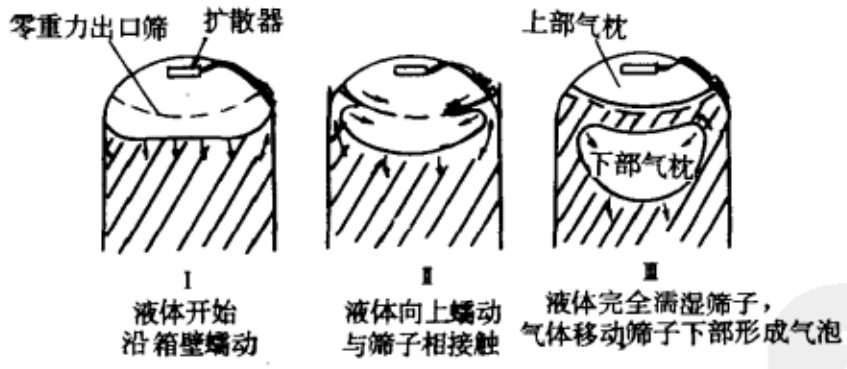

推进剂挡板和止回阀门

蓄留器水平安置于贮箱内，不能确保加注时气体全部置换，外流时部分气体被吸出，随液体进入发动机。为此设涡流挡板，消除紧靠推进剂蓄留器上、下的涡流。上挡板分上、下三层。挡板带孔并间隔一定距离。上挡板将贮箱蓄留器顶部的涡流全部消除。下挡板由两块紧固于中心的垂直穿孔平板组成，位于气体挡板的底部，防止在蓄留器下部形成涡流。

气体挡板的功能是阻止气体进入贮箱出口。挡板改变外流单向阀门液流方向，阻止积聚的气体从蓄留器逸出。由于它是一种扩散器，故能保持较均匀的速度，并将两相流减到最低程度。

置放在贮箱底部的60眼出口筛用来在发动机起动时消除推进剂污染，并在滑行段起"零重力"附着筛的作用。姿态控制系统推进剂沉底发动机工作可使气泡向蓄留器顶部移动，但在主发动机点火时仍出现气泡浸入现象。安装附着筛后便可消除这种现象，蓄留器和附着筛间即使有气体移动也是极微量的。

除出口筛外在增压管口气体扩散器上还装有零重力筛。它的作用是阻止液体进入增压管路气体扩散器，并防止增压气体回流至止回阀门。在零重力环境下，油、水和推进剂将沿容器壁向上蠕动，并将气泡挤到箱体中心部分。推进剂蠕动到箱顶会使扩散器、增压管路及止回阀门充液而产生各种故障。在贮箱气枕空间加设细眼筛就可阻止液体上升至箱顶。在过渡到零重力环境时，推进剂开始沿箱壁蠕动。当推进剂接触筛子并将其完全濡湿时，便在筛下形成气泡。此时液体便停止蠕动(见图)。




零重力筛及其濡湿过程

3. 增压系统　"过渡级"贮箱用氦气增压。"过渡级"在轨道上停留的时间很长，如采用自生增压方案，系统产生的蒸气会冷凝成液体，使压力下降而丧失增压能力。

增压气体贮存于两个初始压力约为 22.34MPa 的钛合金气瓶中。气瓶在发射前分 3 次充气,将壁温降至最低。这样可将气瓶壁制得较薄,以减轻质量。

氦气由一阀门控制。该阀门由入口过滤器、出口过滤器、冗余电磁阀组成,由一贮箱冗余压力开关控制。氦气经增压管路进入贮箱。增压管路设有防止气体倒流的串联冗余止回阀门。该止回阀也用来防止在停止供气期间两种推进剂蒸气通过系统共用低压孔混合。如果推进剂蒸气漏过止回阀,则可通过放气孔排出箭体外。在每个推进剂箱增压气体入口处装有气体扩散器和零重力筛,防止增压气体直接冲击推进剂液面并防止在零重力状态下推进剂进入贮箱顶部止回阀门。

增压系统的其它组件有:手动开关、压力开关、蓄压器、应急阀门、检测管嘴、限压开关及减压控制阀等。

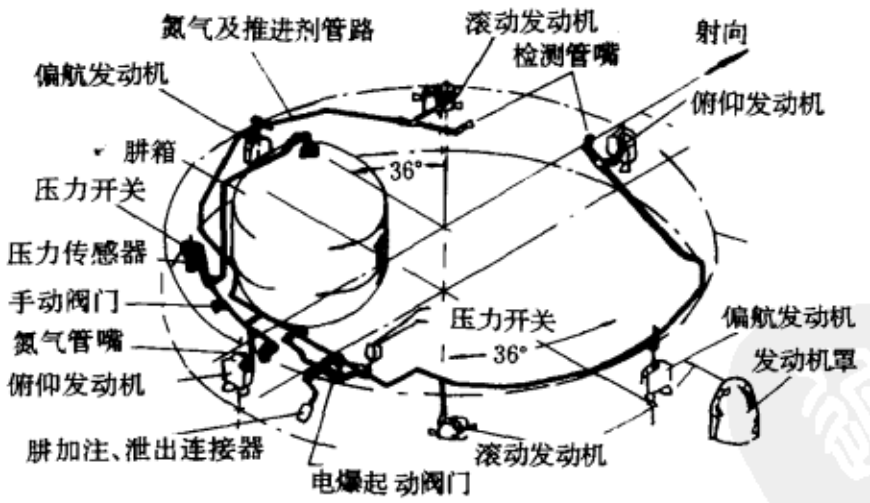
早期的"过渡级"曾采用燃料和氧化剂箱各自独立的增压系统,后来才改用冗余度更高的共用增压系统。在任一电磁阀发生故障时气体仍可由其它阀门控制。如有一阀门未能关闭则可由串联的第 2 个阀门切断气流。如阀门不开启则并联阀门可提供第 2 个气流通道以继续工作。通向每一贮箱的增压支路上装有止回阀门以防自燃推进剂蒸气混合物进入公共增压系统,且每一支路装有两个止回阀以提高可靠性。在两个阀门都失效时,位于 4 冗余电磁阀组件下游管路上的放气孔可为系统再提供一冗余度。装在蓄压器上的箭上压力开关也是 4 冗余组件。开关盒复接点中的一个或几个接点失灵时也不会引起组件或分系统故障。

**辅助推进系统**

"过渡级"的前 16 次飞行中采用的是双组元推进剂姿态控制系统,所用推进剂与主推进系统相同。后来改用单组元姿控系统。

双组元姿控系统是一种挤压式输送、脉冲幅度调节发动机系统。系统总冲量为 146.61 kN·s。其主要组件为一 25.4cm 直径增压氦气瓶、气动舱装置、两个 36cm 直径的气囊式推进剂容器、推进剂破裂膜片装置、三通转换阀门、起动阀门和采用推进剂电磁控制阀的姿控发动机。4 台 200.1N 推力俯仰、偏航发动机装在箭体尾部,4 台 110.8N 推力滚动姿控发动机以相反方向切向成对安装于壳体外缘。

过渡级前 16 次飞行中该姿控系统发生过一次故障。一台俯仰姿控发动机的氧化剂阀门没能打开。后来改用单组元姿控系统。

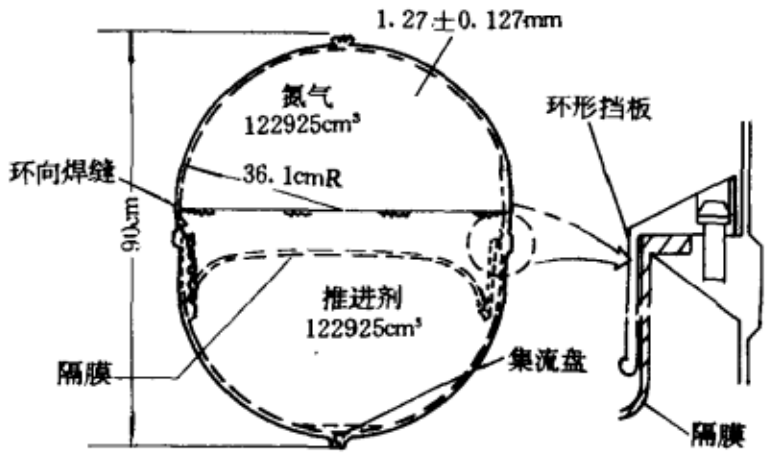



"过渡级"单组元推进剂(肼)姿态控制系统

过渡级单组元推进剂(肼)姿控系统是一种挤压输送、可变脉冲幅度的发动机系统。滑行段额定姿态控制冲量为 222.1kN·s。姿控系统同时也用作温控、遥测定向、卫星分离、推进剂沉底和速度微调机动。系统由推进剂箱、6 台姿控发动机(俯仰、偏航、滚动各两台)以及相应的传感器管路组成。

肼和增压氮气贮存在同一贮箱内,用乙烯丙烯橡胶膜隔开。贮箱推进剂容量最少为29.5kg。最多为 121kg。推进剂耗量为 121kg 时氮气压力由 2.54±0.027MPa 绝对压力变为 1.24MPa 绝对压力。

系统共有 6 个发动机舱,每舱两台发动机。滚动发动机舱的两台发动机轴线平行、方向相反地安装,其它 4 个舱的各对发动机的喷管指向同一方向。



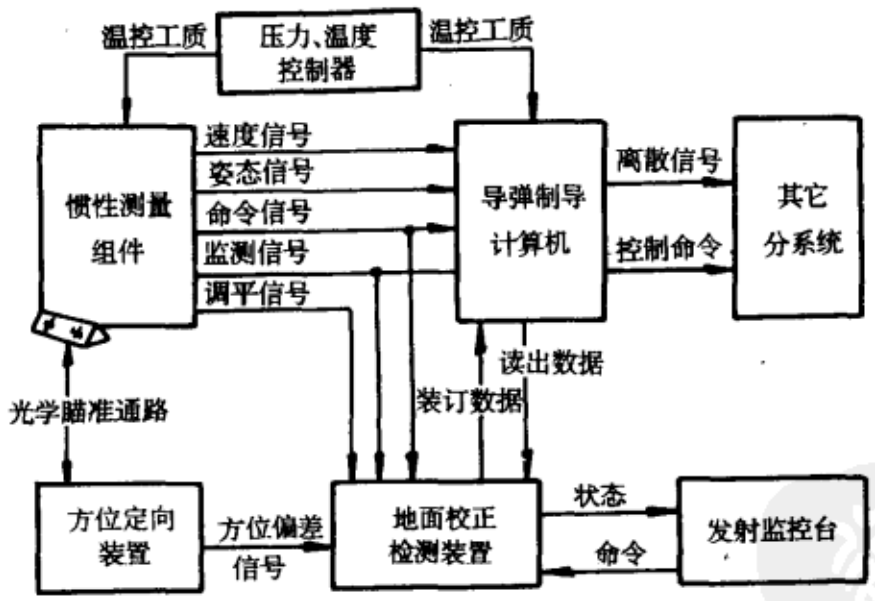

"过渡级"姿态控制系统贮箱

姿态控制发动机由推力室和阀门装置组成。推力室由 Shell405 催化器、喷注器、入口输送管路和喷管组成。阀门装置为双冗余组件,由两个串联的电动阀门组成。阀门入口处装有 35μm 级过滤器。发动机初始推力 117.9N,最终推力 68.0N,消耗推进剂 121kg。发动机的脉动工作间隙为 20ms～1000s。

# 制导和控制系统

## 制导系统

"大力神 3C"惯性制导系统由惯性测量组件、IBM 公司导弹制导计算机和压力/温度控




制导系统框图

制器组成。系统负责在动力飞行段对全箭进行导航和控制,滑行段为姿态控制系统提供控制指令。

系统用安装在平台上的摆进行台体调平,用地面初始定向装置进行台体定向。惯性测量组件通过测得的加速度提供速度信号,通过测定的摆动角提供姿态信号。计算机按制导方程计算,并发出姿态控制信号和发动机关机、释放有效载荷等离散信号。系统电子组件的工作温度环境由压力/温度控制器保障。

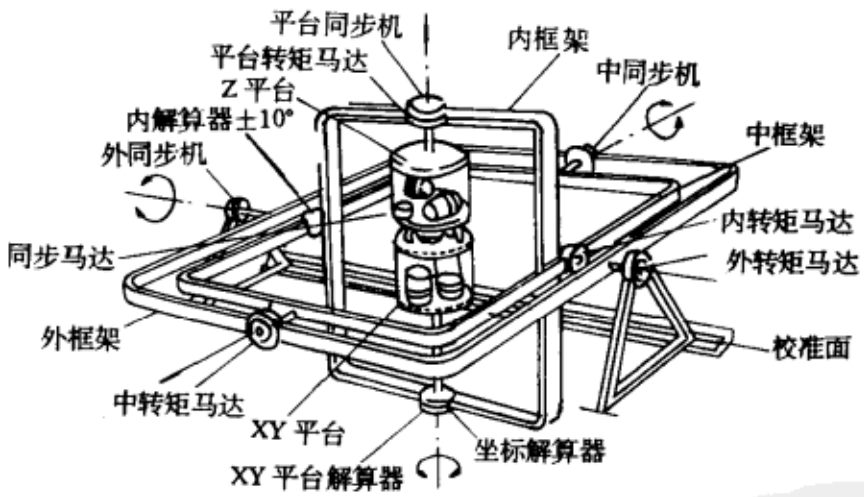
系统的惯性测量组件由 2FBG-2C 型铍金属悬浮式稳定陀螺和摆式积分陀螺加速度计组成。

系统的导弹制导计算机为 IBM 公司通用串行机。计算机用 78 条磁道磁鼓作为记忆装置,可存指令 9792 条、常系数 1152 个。计算速度为 6400 字次/s、加减 6400 次/s、乘 533.3 次/s、除 125.5 次/s。飞行中每秒至少进行一次程序处理。

压力/温度控制器为电子组件提供 12.8℃温度环境。控制器用 FC-75 流体作为热传递工质。控制器内的一个热交换器将电子件的热量传递给 FC-75 流体,待温热的 FC-75 流体循环返回控制器时,由另一热交换器将其热量传递给水。水在 21km 高空 4.4℃下沸腾、蒸发并冷却电子组件。控制器用自备的氮气系统提供 FC-75 流体循环压差和供水压力。控制器每小时用水 9kg。

70 年代改用德尔可(DELCO)公司 VB 惯性测量组件和 MAGIC352 计算机。

转盘式 VB 惯性测量组件为一由 3 个单自由度、气浮、速率积分陀螺稳定的 4 框架全姿态惯性平台。平台下部是转动的,绕惯性轴每分钟转动一圈,此部分装有 X 和 Y 轴陀螺和加速度计。另一组陀螺和加速度计安装在叫作台体(TURRET)的非转动组件上。框架、平台及其在"大力神 3C"上的安装位置如图所示。在这种配置下,加速度计偏差和陀螺转矩漂移在惯性空间按正弦定律调制,防止加大不可补偿的参数误差。惯性测量组件向计算机输送用于制导和导航计算的加速度和框架角度数据。框架角由同步机和解算器测得。




转盘式惯性测量组件

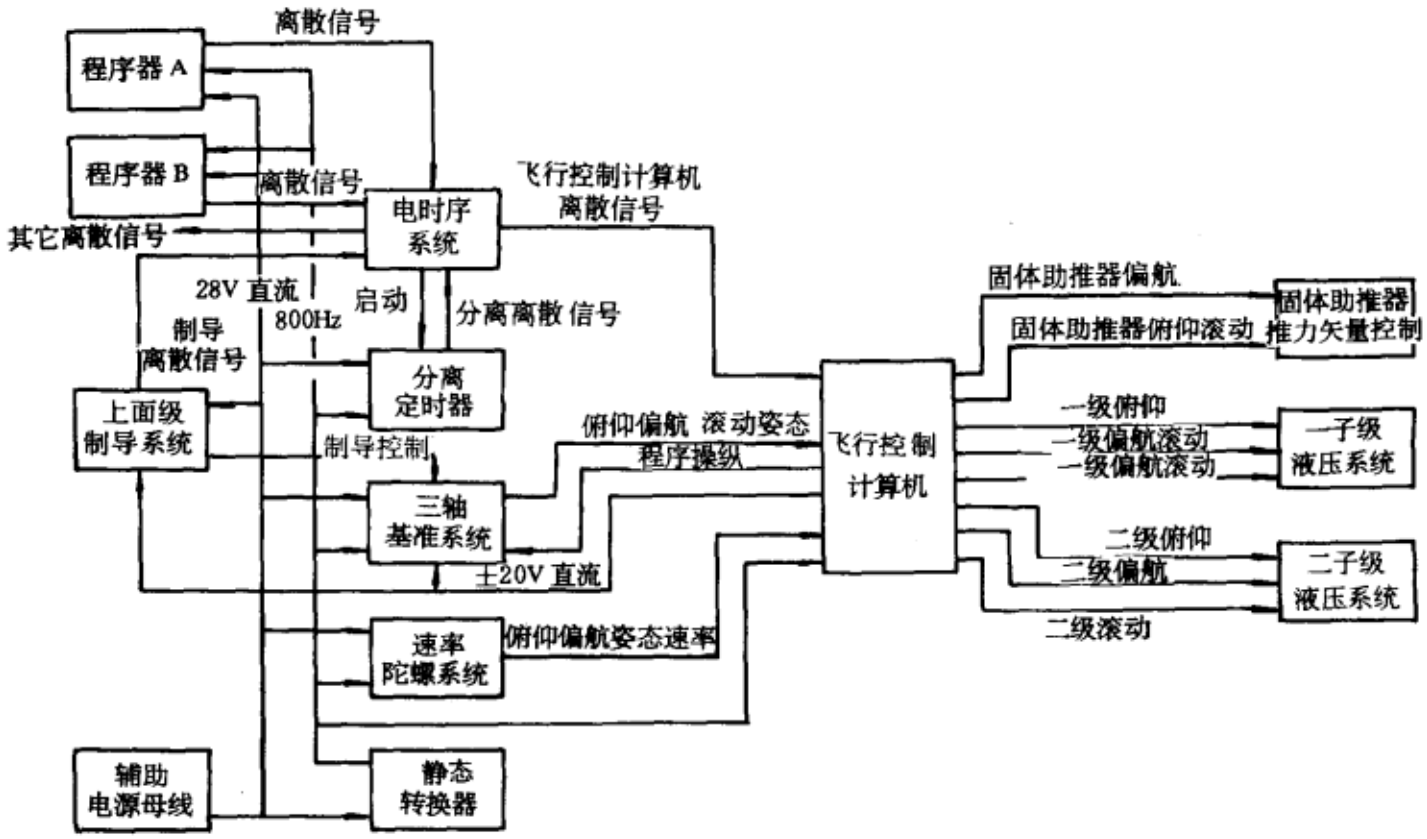
MAGIC352 计算机为 16k、24bit 字随机访问机。该机以 3μs 周期作定点算术运算,用系统时钟和 5ms 中断装置进行计算机程序定时。

计算机程序分为地面调平、定向,起飞后确定火箭的姿态和关机时间,以及比较实时和要求的姿态,产生发动机摆动和姿控系统命令等 3 部分。

## 飞行控制系统

“大力神 3C”飞行控制系统由速率陀螺系统、三轴基准系统、飞行程序器、飞行控制计算机和分离定时器组成。系统大部分组件安装在三子级前部的控制舱内。

飞行控制系统按制导系统数据、姿态速率、指令数据和飞行控制系统开路程序预定速率，在助推器、一子级和二子级工作段对运载器进行稳定控制。




飞行控制系统框图

**速率陀螺**

该组件安装于一子级箱间段，用于敏感火箭在第一级飞行中偏航和俯仰面姿态变化速率。其输出信号为俯仰和偏航角速度电压模拟信号。信号送往飞行控制系统电子计算机。

**三轴基准系统**

三轴基准系统组件位于二子级前部构架上。该组件提供相对于俯仰、偏航、滚动轴基准值的角偏差比例信号。组件向飞行控制计算机输出角偏差电压模拟信号，三轴基准系统力矩器接收来自上面级制导系统的各轴控制指令和来自飞行控制计算机的各轴程序机动指令。

**飞行程序器**

两台飞行程序器提供瞬时或连续定时信号和加速度离散信号。每一程序器发出 30 次时间基准信号和一次加速度离散信号。飞行时，一台工作，另一台作后备切换。

**飞行控制计算机**

飞行控制计算机用来处理火箭控制信号。它接收来自三轴基准系统、速率陀螺系统和上面级制导系统的姿态控制信号。信号经调节、放大、组合后送往推力矢量控制装置。计算机还通过时序系统接收由飞行程序器、分离定时器和上面级制导系统来的离散信号。计算机用这些信号改变通道增益、俯仰速率，并在适当的时刻转换调节通道的信号输入和输出。飞行控制计算

机也通过比较固体助推器推力矢量控制工质的实际用量和规定用量，排放剩余流体并控制射流。

**分离定时器**

定时器可以定时模式或加速模式工作。当传感器敏感到减速时，定时器向电时序系统发出一子级发动机起动的离散信号，接着发出助推器/一子级分离离散信号。发出此信号后分离定时器自动置零。接着发出一、二子级分离离散信号，此信号也作为上面级整流罩分离的备用信号。此后定时器再次置零。最后一个离散信号作备用。

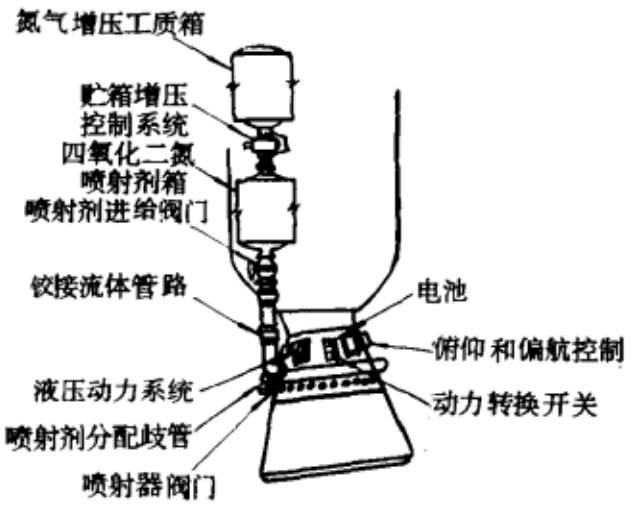
## 推力矢量控制系统

系统由固体发动机推力矢量控制系统和子级液压系统组成。推力矢量控制系统只在各级飞行的主动段工作，提供改变“大力神 3C”推进系统推力方向的机械力。

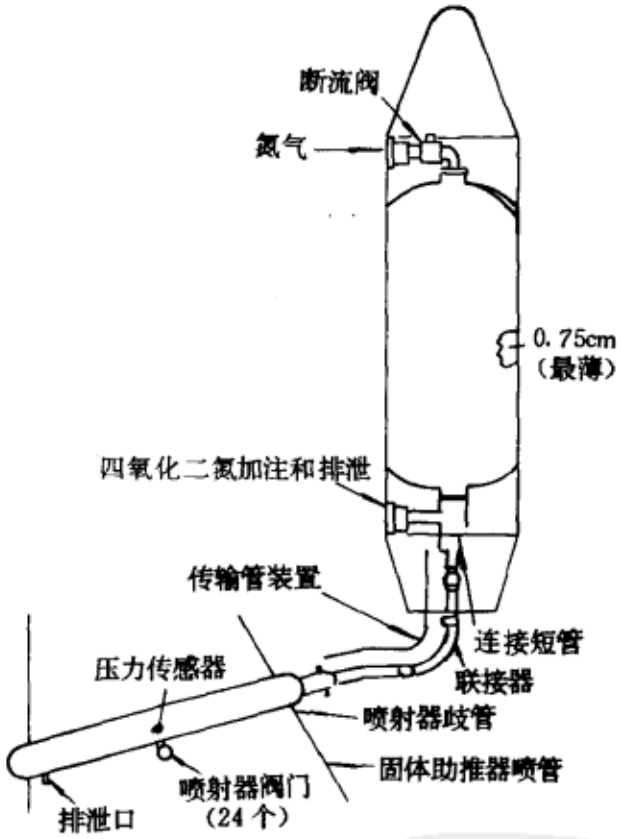
### 固体助推器推力矢量控制系统

系统向固体助推器喷管内部喷射四氧化二氮，提供改变推力矢量的侧向力。系统由四氧化二氮贮箱和发动机喷管组件组成。

四氧化二氮贮箱直径 1.07m、长约 6.7m、质量 1.73t，装四氧化二氮 3.82t、氮气 228kg，初压 7.03MPa，固体助推器熄火时降为 3.10MPa。工质从贮箱通过输送管路送往喷管分配歧管。




固体助推器推力矢量控制系统

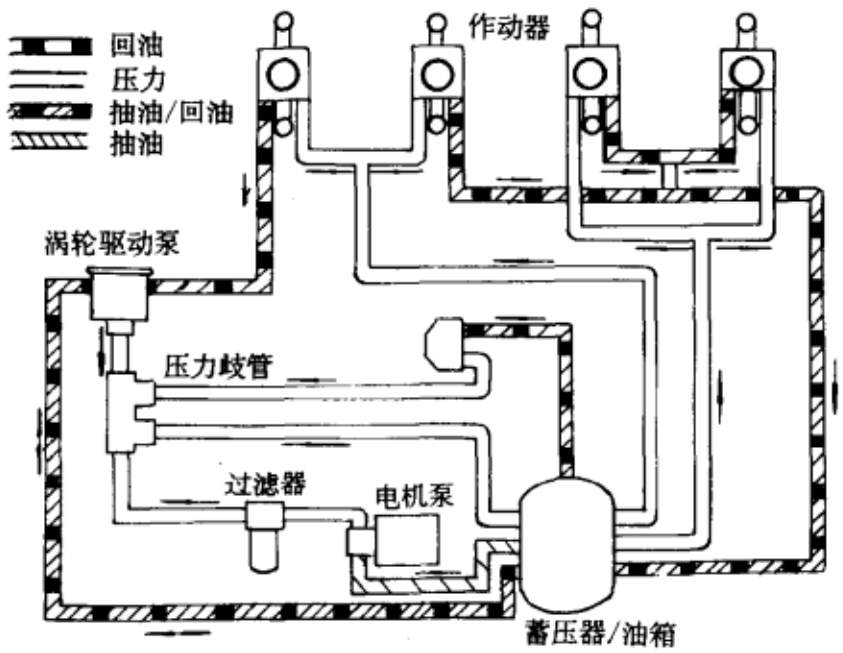



四氧化二氮喷射箱→

发动机喷管组件包括喷注器阀壳、阀门装置、歧管、俯仰与偏航控制装置、电缆、电源、动力输送开关及支架。喷注器阀壳螺接于固体助推器喷管，作为分配歧管和 24 个喷注阀门的支点。24 个比例电动机械阀门由 28V 直流电操纵。阀门的伺服机构由伺服放大器和驱动马达组成。马达驱动与一导杆连接的枢轴。枢轴位置反馈至伺服放大器，完成位置控制。系统还设有一电子故障-安全探测逻辑线路。系统在探测到机械连接故障或电子线路故障时关闭阀门。

## 一子级液压系统

系统为一子级两台发动机推力矢量控制提供 20.7MPa 压力。该系统由高压涡轮驱动泵、电动马达、高压电动马达驱动泵、高压管路和歧管、过滤器、调节装置、4 个线性作动器、测量设备和脱落接头组成。液压工质为 MIL-H6083 油。




一子级液压系统

一子级涡轮驱动泵是一种流量可调、压力补偿液压系统。它在一子级发动机工作时提供液流和液压。驱动泵有 9 个活塞。活塞由发动机涡轮泵装置花键轴带动的板驱动。由活塞的滑动套提供压力补偿，按要求提高或降低系统压力。涡轮泵流量 0.057$m^3$/min、压力 20.68MPa、转速 3760r/min。

一子级有 4 个作动器。作动器行程±2.78cm，可使发动机在俯仰方向摆动±4.38°，偏航方向摆动±4.12°。作动器压差为 20.68MPa 时的输出力为 131.85kN，最大作动速度为 13.74°/s。

调节装置为蓄压器/油箱组合件。其功能是：1)使系统保持常压；2)作为液压系统油箱；3)敏感液压系统的压力和液面变化。装置为线性作动器提供压力。该装置容积为 1560$cm^3$、气体体积 410$cm^3$、高压 20.68MPa，低压 0.76MPa。

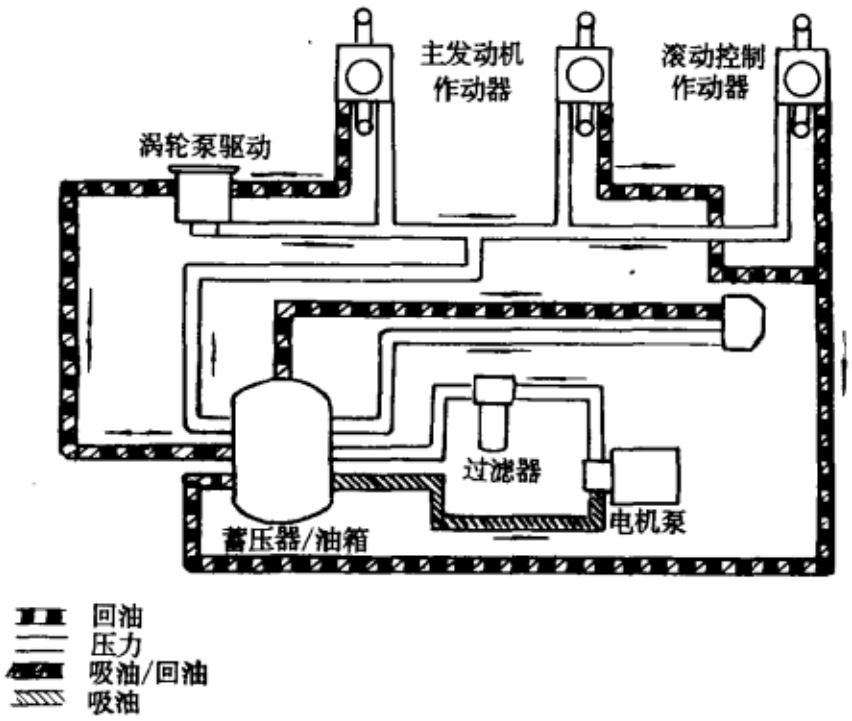
10μm 级过滤器为可置换组件，装有一压差指示器。过滤器两端压差超过 0.48MPa 时有红色显示。

电动马达驱动泵只在测试时使用。

## 二子级液压系统

二子级液压系统与一子级相似，只是涡轮驱动泵流量较小(0.091$m^3$/min)并采用一滚动控制喷管作动器。

偏航和俯仰伺服作动器行程为±1.24cm，可使发动机相对中线摆动±2.04°。作动器在压差为 20.68MPa 时的输出力为 34.03kN，其最大驱动速度为 16.38°/s。滚动伺服作动器行程为±3.56cm，可使喷管摆动±33.83°，压差 20.68MPa 时的输出力为 5.54kN，作动器最大速度为 8.75°/s。




二子级液压系统

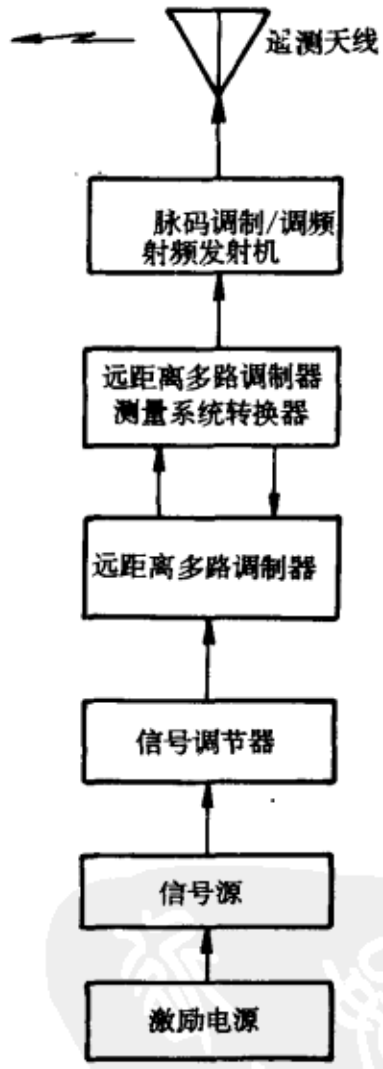
## 三子级液压系统

“过渡级”液压系统由电动马达液压动力装置和 4 个电动液压线性作动器组成。

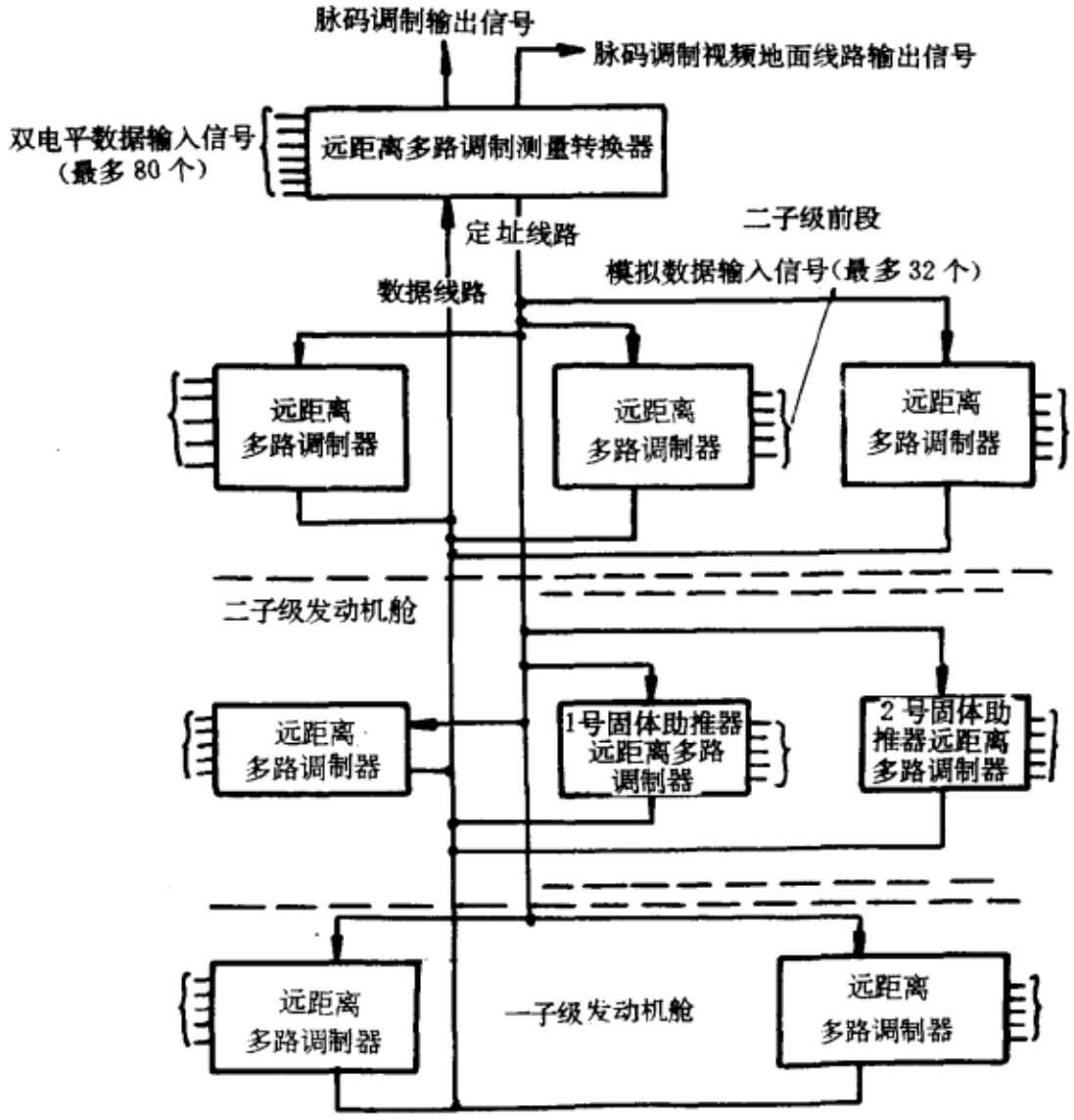
## 遥 测 系 统

箭上遥测系统由传感器、信号调节器、发射机、天线、远距离多路调制器和转换器组成。系统在运载火箭测试、发射和飞行中采集、多路调制、译码并发送箭上系统所测量的模拟和 28V 直流双电平测量值。传送测量值的脉码调制程序是在远距离多路调制器测量系统内编程的。这使脉码调制格式具有一定的灵活性并可任选采样率。

传感器将箭体机械状态、液面、液压、气压、温度和加速度等参数转换成电信号。数据为模拟或双电平直流信号。与译码装置不兼容的信号被送往信号调节器。数据信号由远距离多路调制测量系统采样并译码。测量系统由 16 个远距离多路调制器和一个转换器组成。远距离多路调制器最多可接收 32 个 0～40mV 直流模拟信号。除了远距离多路调制器输出的模拟信号外，转换器最多可接收 80 个双电平信号。远距离多路调制器进行低电平采样、放大、采样保持并向转换装置提供一串行脉幅调制输出信号流。每一多路调制器的脉幅调制信号通过一对冗余数据线路送往转换器。转换装置程序器的地址控制信号送往多




遥测系统框图




远距离多路调制器测量系统框图

路调制器进行采样地址选择。每一调制器有一独特的地址。转换器完成脉幅调制输入信号的模拟-数字转换，并向 S 波段脉码调制-调频发射机提供一串行脉码调制数据串输出信号。发射机从转换器接收远距离多路调制测量系统的串行脉冲群并向地面接收站发射调频射频信号。发射机额定输出功率为 24W。发射机射频输出信号由同轴电缆送往宽束天线。天线向地面站提供连续覆盖。

“过渡级”采用一脉码调制远距离多路调制测量系统。该系统由 1 台转换器和 5 台远距离多路调制器组成。三子级还设有 S 波段发射机，通过全向或定向天线向地面传输测量数据。

## 飞行终止系统

飞行终止系统由指令控制系统和意外分离自毁系统组成。

### 指令控制系统

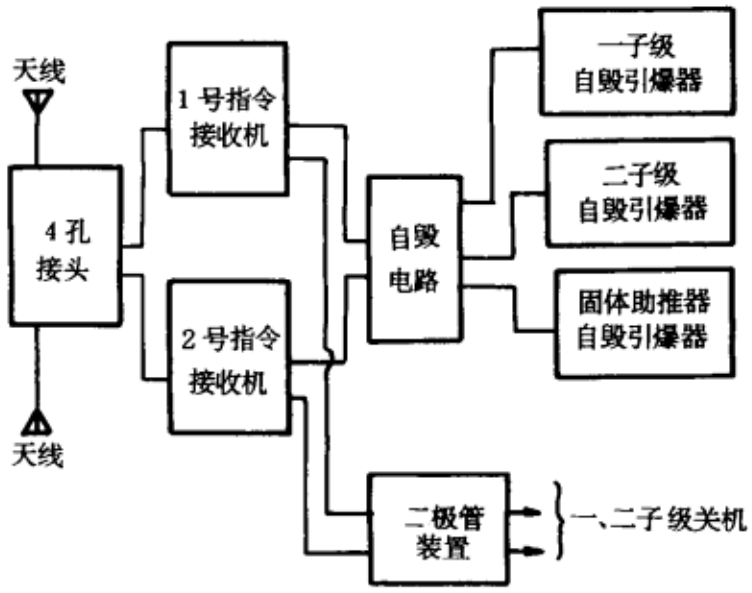
该系统通过 C 波段传输的信息为靶场安全人员连续提供火箭飞行位置。安全人员根据情况指令发动机关机和自毁。两台独立的接收机由各自的电池供电。接收机和电池均位于二子

级构架上。

指令接收机由固态接收机和译码机两部分组成,接收并译码从地面站指令发射机来的音频编码 FM 无线电信号。

接收机监测的话音被送往译码机的 3 个通道滤波器。指令发动机关机时,通道 1、5 必须有输出信号。自毁逻辑线路只有在接到通道 1、2 的输入信号后才发出自毁信号。接收机接到关机或自毁指令后便由电源系统向发动机关机电路和起爆器送电。

指令接收机天线系统由两副天线和一个 4 孔接头组成。天线接收从地面站发射的连续波和调频-连续波信号。天线可在地面自毁发射机 1609km 范围内为接收机提供信号。4 孔接头为一混合电路网络,用它连接两台接收机和两副天线。天线和接收机间最低限度需保持 16dB 绝缘。




指令控制系统框图

三子级亦装有 C 波段脉冲应答机和两台接收发动机熄火或自毁的指令接收机。

## 意外分离自毁系统

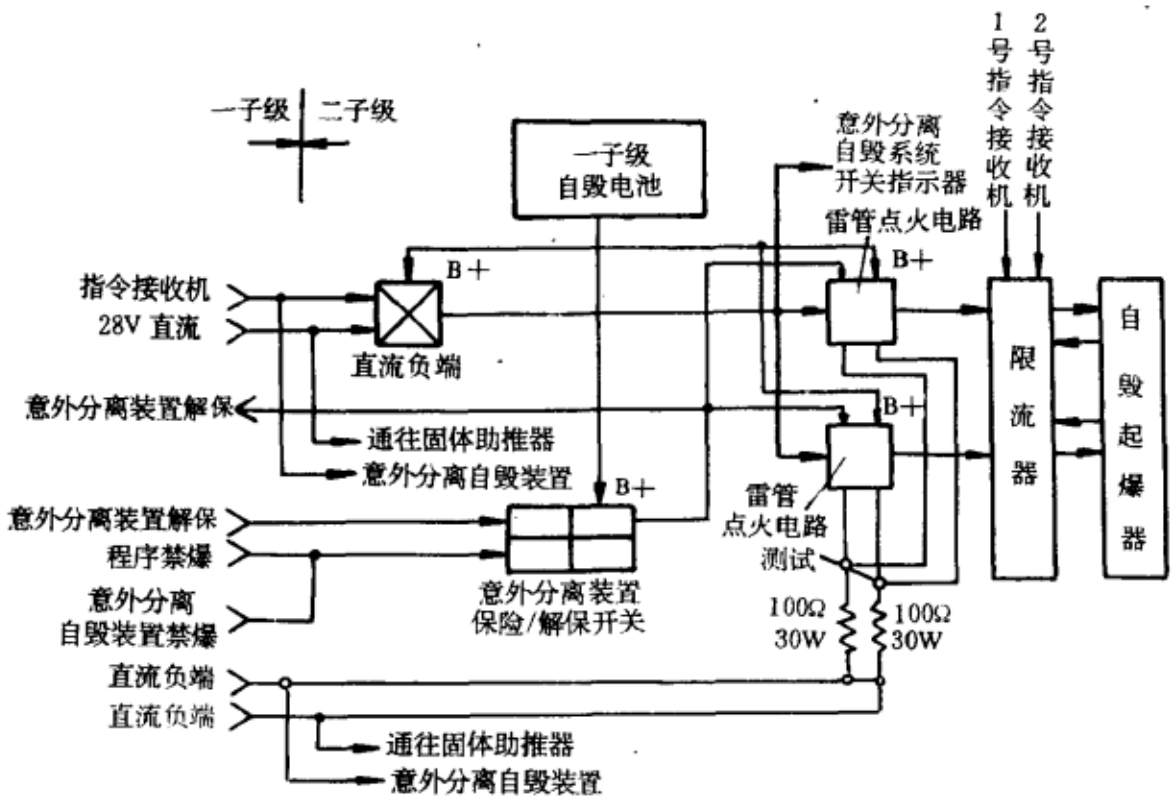
"大力神 3C"有 3 条意外分离自毁电路(两枚助推器和一子级各一条)。在子级提早分离或未能按指令控制接收机指令自毁时,系统自动产生自毁信号。意外分离自毁系统为一热线系统。丢失 28V 直流信号(热线断开),地面与任一子级的意外分离自毁系统失去联系时只炸毁该子级。

一子级的意外分离自毁系统由电池、自毁监控电路、保险-解保开关和两条雷管点火电路组成。

系统共有 3 个电池,一子级和两枚固体助推器各一个。

系统的自毁监控电路为"非"门电路。它们在无输入信号时输出信号,监控系统的热线。自毁监控电路只有在两条热线断开的情况下才输出信号。

系统的保险-解保开关采用启动-停止电路(enable-disable circuits)。开关处于"保险"状态时电爆管点火电路不工作,禁止爆炸;开关处于"解保"状态时电路接通,允许送电起爆。开关可使全部意外分离自毁系统电路同时处于解保或保险状态,它们也可在正常分离前使个别的意




意外分离自毁监控器框图

外分离自毁电路处于保险状态。在发射倒数计时时系统全部保险-解保开关处于解保状态，由地面设备监控。在一子级分离时一子级保险-解保开关处于保险状态。

雷管点火电路为始爆器提供大点火电流。每一子级设两套电路，以便对始爆器提供冗余点火。电路在接到保险-解保开关输出信号、意外分离自毁系统监控器“非”门点火信号和丢失两个意外分离自毁信号时产生点火信号。

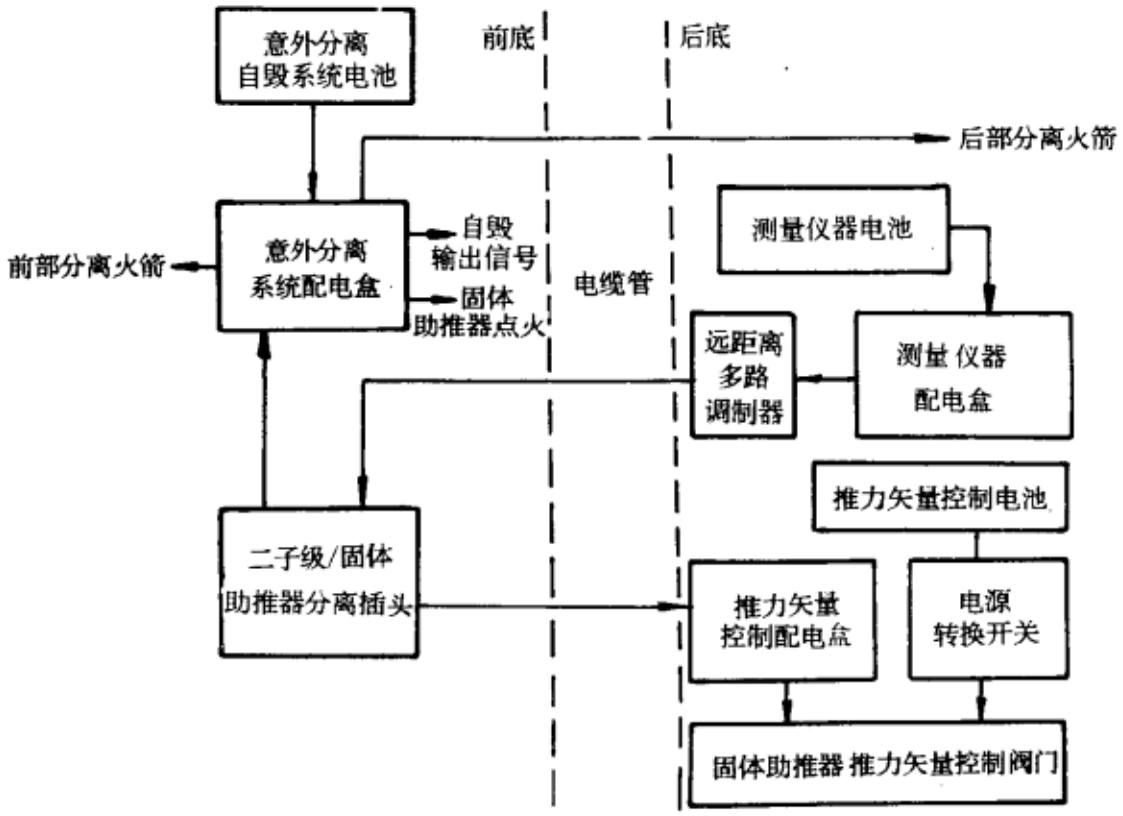
## 电源与配电系统

### 固体助推器电源系统

每枚固体助推器由 3 个 28V 直流银锌电池供电。固体助推器尾部测量仪器电源系统 2Ah 电池和推力矢量控制 27Ah 电池均安装在助推器后裙段内，后者为机电推力矢量控制阀门供电。意外分离自毁系统 5Ah 电池位于固体助推器整流罩内，它为固体助推器在非正常分离时供电。

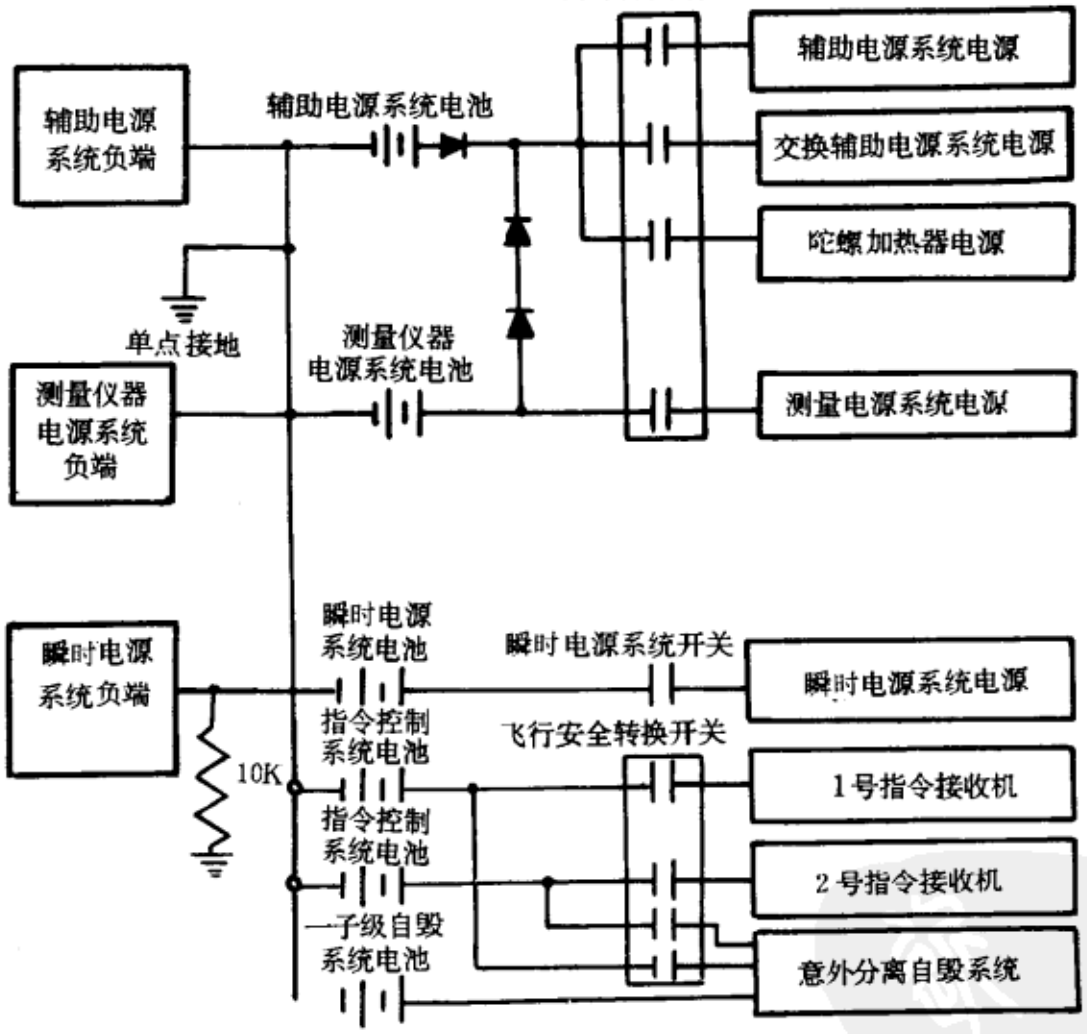
### 一、二子级电源系统

一、二子级电源系统负责向箭上各系统供电。该系统由电池、电机驱动开关、继电器、静态转换器、启动-停止电路、传爆电路、二极管和电阻、分离插头、电缆组成。一、二子级共有 5 个箭上电源/配电系统，它们是：辅助电源系统、测量组件电源系统、指令控制接收器电源系统，瞬时电源系统和一子级自毁电源系统。一、二子级采用 28V 直流银锌电池。共有 5 个 4Ah 电池。辅助电源系统、测量组件电源系统、一子级自毁电源系统各 1 个，指令控制接收器电源系统 2 个。瞬时电源系统采用 25Ah 电池。




固体助推器电源配电系统框图

**前部转换开关**




一、二子级电源配电系统框图

**辅助电源系统**

辅助电源系统由一 4Ah 电池和相应的电源转换开关组成，它为火箭主要部件供电。系统组件位于二子级前部构架内。电池为子级陀螺加热器、飞行控制静态转换器和时序系统供电。该系统也为飞行控制系统、推力矢量控制系统接口、液体火箭发动机接口和上面级接口供电。

**测量器件电源系统**

测量器件电源系统亦位于二子级前部构架内，并采用辅助电源系统的转换开关。系统主要为一、二子级全部测量/遥测组件供电。其电池还作为辅助电源系统的备份，在辅助电源系统失效时供电。

**瞬时电源系统**

系统的 25Ah 电池为箭上全部火工品提供点火电流。电源转换开关在起飞后 75s 按来自 A、B 飞行程序器的离散信号，通过母线按程序供电。

**指令控制接收机电源系统**

系统由两个 4Ah 电池组成，通过安全电源转换开关为两台指令接收机和意外分离自毁系统火线供电。

**一子级自毁系统电源系统**

系统电池位于一子级箱间段，在一、二子级非正常分离时向意外分离自毁系统供电。

**电源转换开关**

系统的 3 个电机驱动开关均为正向作动开关。其中的两个开关最高可控制 20A 电流，另一个为瞬时电源系统开关，其最高控制电流为 200A。开关采取防潮措施，并充有惰性气体。3 个开关中一个为 2 级电源转换开关，用来转换辅助电源系统和测量器件电源系统母线；另一个为瞬时电源系统电源转换开关，用来转换瞬时电源母线；第三个为飞行安全电源转换开关，用来控制指令接收机和意外分离自毁系统的电流。

除瞬时电源外全部母线在倒数计时 $T+32s$ 时送电。瞬时电源只在飞行中工作。

### 三子级电源系统

该系统由 1 个 195Ah、3 个 40Ah 的 28V 直流银锌电池和多路配电系统组成。195Ah 电池为制导和控制系统供电，40Ah 电池为测量系统和火工品供电。

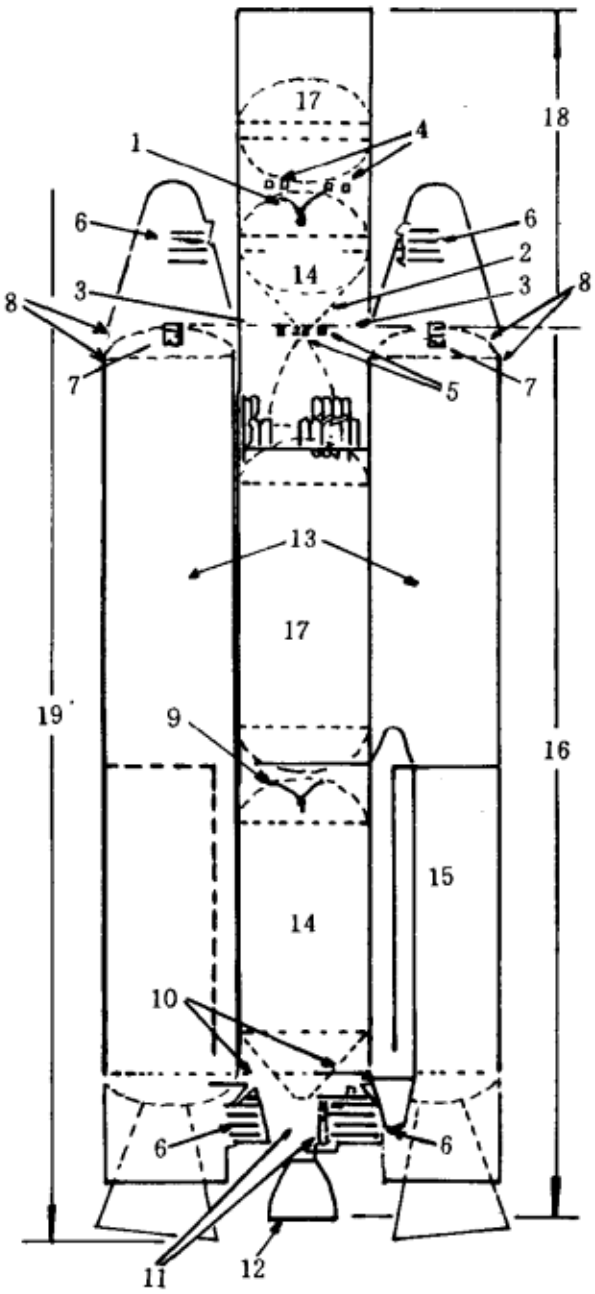
## 火工品装置

“大力神 3C”火工品装置在发射和飞行时完成固体发动机点火、芯级发动机起动、级间分离等功能。在发生故障和分离失败时完成火箭自毁功能。火箭火工品或为自爆装置或由其它电爆装置点火。其分布位置如图所示。

### 固体火箭

**固体助推器分离火箭**

两台固体助推器共装 16 台推力为 20.91kN 的分离发动机。发动机长 1.52cm、直径 0.15m、质量 37.2kg，壳体为铝合金结构，喷管用石棉酚醛制成。发动机用过氯酸铵作为氧化剂，铝粉作为燃料，聚丁二烯丙烯酸丙烯腈作为粘接剂，药柱质量 24.7kg。




←火工品装置分布图

1. 二子级自毁组件；2. 二子级起动盒；3. 分离螺母压力盒(24 个)；4. 二子级反推火箭发动机和点火器(4 台)；5. 固体助推器撑杆分离螺母压力盒(8 个)；6. 固体助推器分离火箭点火器(16 个)；7. 固体助推器点火器(2 个)；8. 固体助推器自毁组件(每枚 2 个)；9. 一子级自毁组件；10. 固体助推器分离螺栓(每枚 2 个)；11. 一子级起动盒；12. 一子级喷管防护盖分离组件；13. 固体助推器(2 枚)；14. 燃料；15. 推力矢量控制；16. 一子级；17. 氧化剂；18. 二子级；19. 固体助推器.

**反推火箭**

二子级箱间段装有 4 台推力为 2.27kN 的小型固体反推火箭发动机。发动机在二子级与上面级分离时点火。发动机壳体由镀镍铬的不锈钢制造而成，装药 2.08kg。发动机采用石墨喉衬和石棉-酚醛喷管。喷管装有隔潮和防止外来物进入推力室的 0.036cm 厚铝合金自裂放压片。点火器装于前封头内。

## 一、二子级推进系统火工品

**发动机起动器**

起动器为涡轮泵涡轮提供燃气，使它加速到发动机正常工作的转速。起动器由燃烧室和点火装置组成。装药为橡胶基硝酸铵 AMR2506 药柱。点火器在 2182℃温度下工作 1.1s，在起动器内产生 17.24MPa 压力。

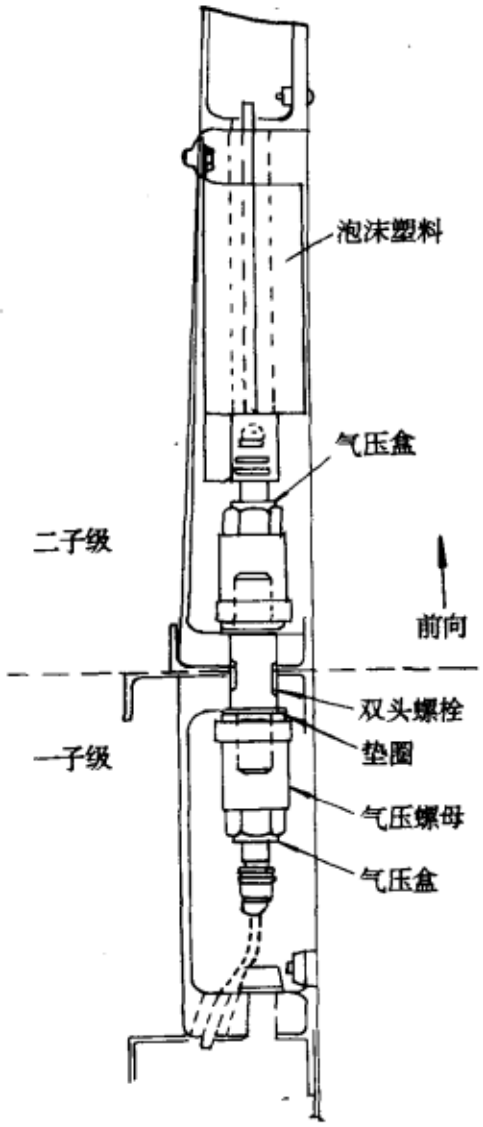
**一子级发动机防护盖分离系统**

系统由上、下起爆歧管、内连封闭限爆引信(CDF)和绕防护盖安装的温性起爆引信(MDF)组成。上起爆歧管装一双桥丝电爆器，由它点燃限爆引信的燃线。下歧管装于防护盖连接环上，歧管连接 CDF 和 MDF 的火工品，由温性起爆引信切断连接环。下歧管内的两个限爆引信通过柔性聚能爆炸索的交叉燃线连接，以保证在只有一根限爆引信燃线工作时也能将两

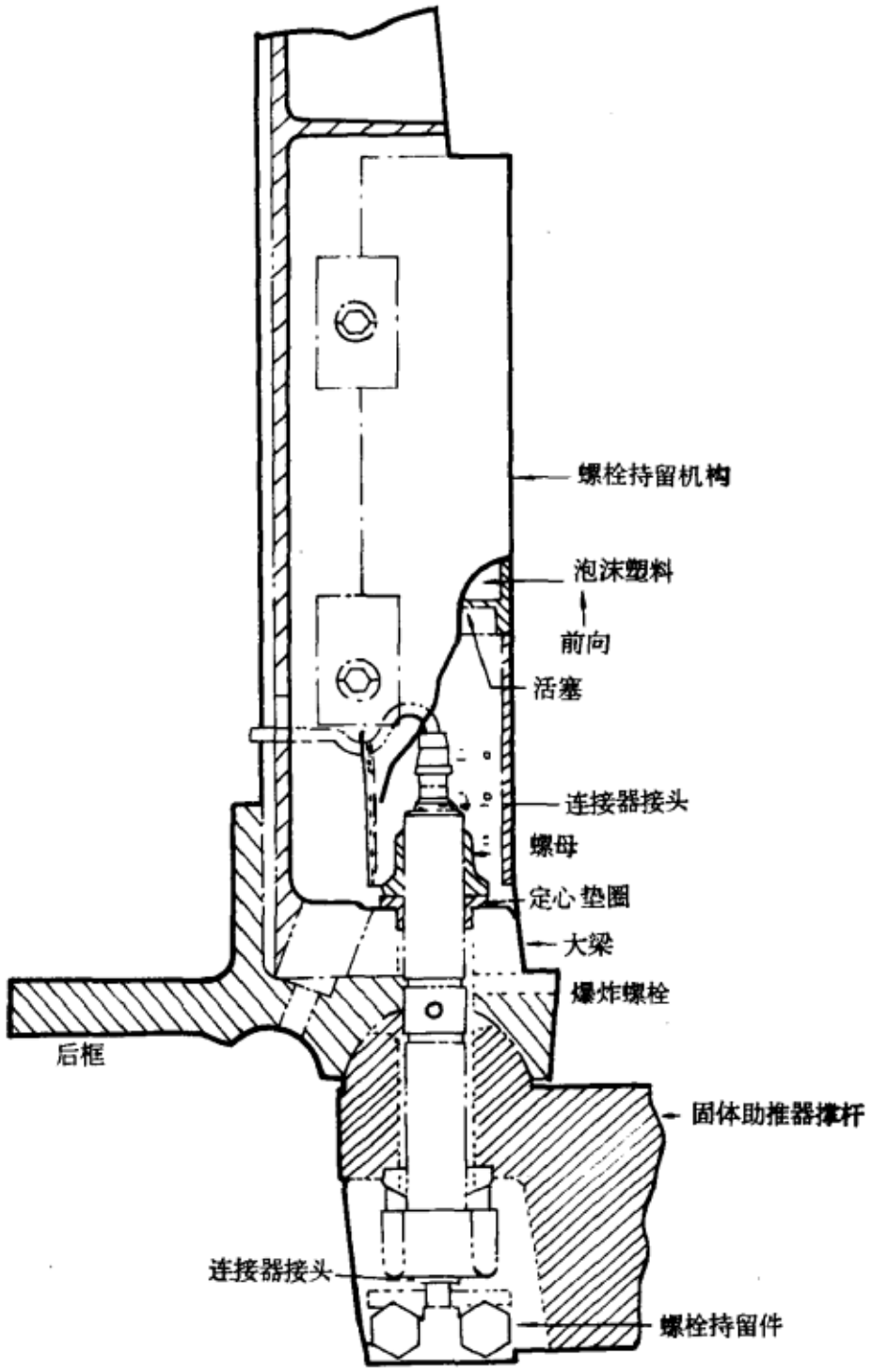
个温性起爆引信点燃。

**子级分离火工品**

火工品分两类。一类为气压盒，另一类为爆炸螺栓。一、二子级分离释放装置和固体助推器-一子级下部分离装置如图所示。




一、二子级分离释放装置




固体助推器-一子级下部分离装置

自毁装置

**固体助推器和推力矢量控制箱自毁装置**

装置由保险-解保装置及传爆装置组成。传爆装置由传爆引信、聚能爆炸索和药柱跨接引信等组成。装在保险-解保装置内的两个雷管按点火信号点燃一冗余导火索。由一导爆件起燃连接于另一导爆件的导火索，点燃推力矢量控制箱聚能爆炸索。从雷管到聚能爆炸索的各部件都是冗余的。工作时聚能爆炸索切断固体助推器壳体和药柱，并借助固体助推器内压完成自

毁。聚能爆炸索每米装药 38.87g。导火索和跨接引信每米装药 4.54g。

**芯级自毁系统**

芯级自毁系统中的一子级自毁系统由起爆器、双向爆破装药、内连导火索和导火索助爆装药组成。系统位于箱间段,与固体助推器自毁系统同时起爆,爆破燃料箱和氧化剂箱,推进剂混合自燃,破坏一子级。

起爆器长 11.68cm、宽 7.62cm、质量 0.77kg。起爆器导火索由两个始爆器、两个引爆装药和一个助爆装药组成。始爆器为电爆装置,采用单桥线电路。两个始爆器各从 1、2 号指令接收器接收点火信号。引爆器装药为 166mg 纯环三甲撑三硝胺(RDX)。助爆器含 2～5g 蜡状 RDX,由引爆器点火。

起爆器和双向爆破装药以及两个双向爆破装药间由每米 1.98g 的导火索连接。导火索由织物缠绕并覆有聚乙烯套的季戊炸药(PETN)组成。两端装有助爆装药。导火索燃速为 5795m/s。

两个双向爆破装药安装于一子级燃料箱底,在燃料箱和氧化剂箱间进行双向大面积爆破。爆破装药为装于铝包皮中的 RDX 圆片。RDX 片质量 0.63kg、厚 1.59cm。爆破装药直径 21.59cm、厚 2.22cm。

二子级自毁系统类同一子级。

## 典型飞行程序

地球同步轨道:一箭一星

有效载荷:应用技术卫星 ATS－6

发射日期:1974 年 5 月 30 日

"大力神 3C"以 93°方位角从卡纳维拉尔角发射场发射。固体助推器点火,火箭起飞。一子级于起飞后 109s 点火。点火 12s 后抛掷固体助推器空壳。起飞后 256s 一子级关机,二子级点火,一、二子级分离。在二子级工作期间抛掉整流罩。二子级熄火后约 16s 二、三子级分离,"过渡级"进入 152km 停候轨道。进入停候轨道后立即调整姿态,使 X 轴同地心矢径垂直,Z 轴指向地心。"过渡级"在第 2 次通过赤道上空时第一次点火,工作约 5.5min 后熄火,进入近地点为 371km 的同步转移轨道。在转移轨道飞行期间"过渡级"进行温控机动,控制 ATS-6 温度。机动过程中"过渡级"的＋X 轴方向不变,一直指向正南,以平均 1°/s 的速度滚动。温控机动要中断 3 次,以改变"过渡级"姿态,使天线对准地面站进行遥测,每次遥测时间约 6.5min。在转移轨道第一个远地点上"过渡级"第 2 次点火,工作 109s 进入同步轨道,轨道倾角由 26.4°减为 1.8°左右。"过渡级"进入同步轨道后调整姿态使卫星的＋X 轴指向地心,－Z 轴于赤道面以上 45°进入同步轨道后 173s 发出卫星分离信号,4s 后再重发一次以作备用,火箭和卫星开始以 1.22m/s 的速度分离。如两次分离信号均未奏效,地面站可在 15min 内向"过渡级"发出分离信号。用于分离的"过渡级"姿态控制喷管在分离后 172～179s 停止工作。入轨后 842s 再发一次备用分离信号,如已分离则信号自动失效。"过渡级"入轨后 1109s 调整到翻转机动姿态,使其＋X 轴指向速度矢量。入轨后 1799s 开始翻转机动,60s 后,"过渡级"以 15.25m/s 的速度退离卫星。入轨后 2375s 断电。"过渡级"完全停止工作,飞行结束。

主要飞行程序见表。

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 固体助推器点火，火箭起飞 | $T+12260$ | 为第二次遥测作定向机动 |
| $T+109$ | 一子级点火 | $T+12560$ | 重新作温控机动 |
| $T+121$ | 抛掷固体助推器 | $T+18518$ | 为第三次遥测作定向机动 |
| $T+256$ | 一子级关机，二子级点火 | $T+18818$ | 重新作温控机动 |
| $T+257$ | 一、二子级分离 | $T+23660$ | 过渡级定向，准备第 2 次点火 |
| $T+305$ | 抛掷整流罩 | $T+23816$ | 过渡级第 2 次点火 |
| $T+464$ | 二子级关机 | $T+23925$ | 过渡级关机，进入同步轨道 |
| $T+480$ | 二、三子级分离 | $T+24098$ | 发出卫星分离信号 |
| $T+4331$ | 过渡级定向，准备第一次点火 | $T+24102$ | 发出卫星备用分离信号 |
| $T+4346$ | 过渡级点火 | $T+24767$ | 发出卫星备用分离信号 |
| $T+4657$ | 过渡级关机，进入转移轨道 | $T+24724$ | 过渡级开始反推机动(翻转反推) |
| $T+4759$ | 过渡级开始温控机动 | $T+25784$ | 反推机动结束 |
| $T+6002$ | 为第一次遥测作定向机动 | $T+26300$ | 过渡级断电 |
| $T+6302$ | 重新作温控机动 | | |

地球同步轨道：一箭八星

有效载荷：7 颗一期国防通信卫星，

1 颗重力梯度稳定卫星。

发射日期：1966 年 6 月 16 日。

$T+0$s 固体助推器点火，火箭从卡纳维拉尔角起飞。109.7s 后一子级点火。$T+123.1$s 抛掷固体助推器。接着一子级关机，二子级点火。在二子级工作过程中将整流罩抛掷。二子级关机后“过渡级”第一次点火。$T+7$min30s“过渡级”关机，连同 8 颗卫星进入 168.6/181.6km 停候轨道。滑行 1h 后按指令第二次点火。工作 290s，将轨道倾角由 28.6°减到 26.4°。$T+110$min“过渡级”第二次关机，进入 189/33747km 同步转移轨道。轨道滑行中进行 5 次温控机动和数次遥测机动。发射后 6h3min54s 指令发动机再次点火，工作 43.7s 后关机，进入 33513/33985km 准同步轨道。$T+6$h6min52.5s，在“过渡级”定向于弹射卫星的轨道面后，第一颗卫星在轨道速度下由分配器弹射。每弹射一颗卫星后由姿态控制系统加速 $0.02g$。第一颗和最后一颗的速度差为 10.7m/s，使 8 颗卫星随机分布于赤道面。卫星的角距离在 5°～20°之间。垂直于分配器的卫星弹射分离速度为 0.91m/s。分离后打开卫星外缘上的自旋气体喷管使卫星自旋稳定。

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射时间(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1965.6.18 | 过渡级 | 9.705 | 154 | 163 | 32.2 | 88.1 | 飞行试验 |
| 2* | 1965.10.16 | 雷达校正球体-2 | 0.034 | 707 | 792 | 32.6 | 99.7 | 失败① |

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| | | OV2-1 | 0.17 | | | | | |
| 3* | 1965.12.21 | 林肯实验室卫星-3 | 0.016 | — | — | — | — | 入轨 |
| | | 林肯实验室卫星-4 | 0.052 | 200 | 33619 | 26.6 | 589.6 | |
| | | OV2-3 | 0.194 | 177 | 33640 | 26.4 | 589.9 | 失败② |
| | | OSCAR-4 | 0.016 | — | — | — | — | 入轨 |
| 4 | 1966.6.16 | 重力梯度试验卫星-1 | 0.047 | 33657 | 33897 | 0.1 | 1334.2 | |
| | | 一期国防通信卫星-1 | 0.045 | 33672 | 33881 | 0.1 | 1334.7 | |
| | | 一期国防通信卫星-2 | 0.045 | 33679 | 33902 | 0.1 | 1335.3 | |
| | | 一期国防通信卫星-3 | 0.045 | 33694 | 33938 | 0.1 | 1335.6 | |
| | | 一期国防通信卫星-4 | 0.045 | 33693 | 34020 | 0.2 | 1338.5 | |
| | | 一期国防通信卫星-5 | 0.045 | 33692 | 34109 | 0.1 | 1340.8 | |
| | | 一期国防通信卫星-6 | 0.045 | 33715 | 34212 | 0.0 | 1344.0 | |
| | | 一期国防通信卫星-7 | 0.045 | 33713 | 34359 | 0.0 | 1347.5 | |
| 5* | 1966.8.26 | 一期国防通信卫星 | 0.363 | — | — | — | — | 失败③ |
| 6 | 1966.11.3 | OV4-3 | 9.662 | 301 | 302 | 32.8 | 90.6 | |
| | | OV4-1R | 0.136 | 291 | 292 | 32.8 | 90.4 | |
| | | OV1-6 | 0.202 | 289 | 289 | 32.8 | 90.4 | |
| | | OV4-1T | 0.109 | 292 | 318 | 32.8 | 90.7 | |
| 7 | 1967.1.18 | 一期国防通信卫星-8 | 0.045 | 33531 | 33857 | 0.1 | 1330 | |
| | | 一期国防通信卫星-9 | 0.045 | 33651 | 33857 | 0.0 | 1331 | |
| | | 一期国防通信卫星-10 | 0.045 | 33582 | 33845 | 0.0 | 1332 | |
| | | 一期国防通信卫星-11 | 0.045 | 33595 | 33854 | 0.0 | 1333 | |
| | | 一期国防通信卫星-12 | 0.045 | 33627 | 33898 | 0.0 | 1335 | |
| | | 一期国防通信卫星-13 | 0.045 | 33672 | 33939 | 0.1 | 1337 | |
| | | 一期国防通信卫星-14 | 0.045 | 33687 | 34105 | 0.1 | 1340 | |
| | | 一期国防通信卫星-15 | 0.045 | 33692 | 34239 | 0.0 | 1343 | |
| 8 | 1967.4.28 | 维拉 7 | 0.231 | 109120 | 112630 | 32.2 | 6658 | 先进核探测卫星 |
| | | 维拉 8 | 0.231 | 108209 | 115348 | 32.1 | 6734 | |
| | | ERS-18 | 0.009 | 8619 | 101647 | 32.9 | 2840 | 辐射研究卫星 |
| | | OV5-3 | 0.006 | 8619 | 101647 | 32.9 | 2840 | 辐射研究卫星 |
| | | OV5-3 | 0.009 | 8619 | 101647 | 32.9 | 2840 | 材料研究卫星 |
| 9 | 1967.7.1 | 一期国防通信卫星-16 | 0.045 | 33006 | 33549 | 7.2 | 1309.8 | |
| | | 一期国防通信卫星-17 | 0.045 | 33059 | 33566 | 7.2 | 1311.6 | |
| | | 一期国防通信卫星-18 | 0.045 | 33124 | 33580 | 7.2 | 1313.5 | |

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| | | DATS-1 | 0.045 | 33185 | 33595 | 7.2 | 1315 | 消旋天线试验卫星 |
| | | DODGE | 0.195 | 33250 | 33610 | 7.2 | 1317 | 重力梯度试验卫星 |
| | | LES-5 | 0.102 | 33300 | 33625 | 7.2 | 1319 | 固态超高频通信卫星 |
| 10 | 1968.6.13 | 一期国防通信卫星-19 | 0.045 | 33758 | 33840 | 0.1 | 1335.7 | |
| | | 一期国防通信卫星-20 | 0.045 | 33724 | 33863 | 0.1 | 1335.5 | |
| | | 一期国防通信卫星-21 | 0.045 | 33699 | 33906 | 0.1 | 1335.9 | |
| | | 一期国防通信卫星-22 | 0.045 | 33736 | 33953 | 0.1 | 1338.0 | |
| | | 一期国防通信卫星-23 | 0.045 | 33721 | 34035 | 0.1 | 1339.6 | |
| | | 一期国防通信卫星-24 | 0.045 | 30772 | 34126 | 0.1 | 1269.0 | |
| | | 一期国防通信卫星-25 | 0.045 | 33721 | 34256 | 0.1 | 1345.2 | |
| | | 一期国防通信卫星-26 | 0.045 | 33752 | 34442 | 0.1 | 1350.6 | |
| 11 | 1968.9.26 | OV2-5 | 0.182 | 35408 | 35744 | 3.04 | 1425.3 | 辐射和能量粒子探测器 |
| | | OV5-2 | 0.008 | 148 | 35787 | 26.37 | 650.3 | 试验研究卫星 |
| | | OV5-4 | 0.014 | 35776 | 35785 | 3.0 | 1435.8 | |
| | | 林肯试验卫星 | 0.163 | 35480 | 35744 | 3.04 | 1425.3 | |
| | | 3C-11 | | 35480 | 35744 | 3.04 | 1425.3 | |
| 12 | 1969.2.9 | 战术通信卫星 | 0.725 | 35940 | 36044 | 0.65 | 1446.5 | |
| 13 | 1969.5.23 | OV5-5 | 0.009 | 17069 | 111647 | 33 | 3120.3 | 环境研究卫星 |
| | | OV5-6 | | 16923 | 111636 | 32.8 | 3115.2 | |
| | | OV5-9 | | 17046 | 111519 | 32.7 | 3115.4 | |
| | | 维拉-9 | 0.259 | | | | | 核试验监测卫星 |
| | | 维拉-10 | 0.259 | | | | | |
| | | 3C-13 | | | | | | “大力神3C”最后一次研究和研制飞行 |
| 14 | 1970.4.8 | 推拉-11 | 0.259 | 111210 | 1112160 | 32.41 | 6729 | |
| | | 推拉-12 | 0.259 | 111500 | 1112210 | 32.52 | 6745 | |
| | | 3C-14 | | 15040 | 110170 | 32.36 | 3005 | |
| 15 | 1970.11.6 | | 0.82 | 300 | 35896 | 26.29 | 635.1 | |
| 16 | 1971.5.5 | | 0.82 | 295 | 35787 | 26.36 | 630.95 | |
| | | | 1.5 | 295 | 35787 | 26.36 | 630.95 | |

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 17 | 1971.11.3 | 国防卫星通信系统-1 | 0.521 | 35349 | 36299 | 2.28 | 1438 | |
| | | 国防卫星通信系统-2 | 0.521 | 35349 | 36299 | 2.28 | 1438 | |
| 18 | 1972.3.1 | | 0.907 | 153 | 357 | 28.58 | 89.47 | |
| | | | | 35651 | 35840 | 0.87 | 1434.0 | |
| | | 3C-18 | | 35651 | 35840 | 0.87 | 1434.0 | |
| 19 | 1973.6.12 | | 0.907 | 35533 | 35901 | 0.53 | 1431.9 | |
| | | 3C-9 | | 35533 | 35901 | 0.53 | 1431.9 | |
| 20 | 1973.12.14 | 国防卫星通信系统-3 | 0.522 | 35065 | 36472 | 2.7 | 1435.2 | |
| | | 国防卫星通信系统-4 | 0.522 | 35349 | 36299 | 2.28 | 1438.0 | |
| 21 | 1974.5.30 | 应用技术卫星-6 | | 35770 | 35800 | 0.8 | 1436.0 | |
| 22* | 1975.5.20 | 国防卫星通信系统 5-6 | 1.216 | 158 | 249 | 28.58 | 88.34 | 失败④ |
| 23 | 1975.12.24 | IMEWS5 | 0.82 | 295 | 35840 | 26.3 | 633.0 | |
| | | | | 35620 | 35860 | 0.5 | 1433.3 | |
| 24 | 1976.3.15 | 林肯试验卫星 8 | 0.454 | 35787 | 35787 | 25.0 | 1436.1 | |
| | | 林肯试验卫星 9 | 0.454 | 35787 | 35787 | 25.0 | 1436.1 | |
| | | SOLRAD 11A | 0.181 | 126820 | 126820 | 25.0 | 7492 | |
| | | SOLRAD 11B | 0.181 | 126820 | 126820 | 25.0 | 7492 | |
| 25 | 1976.6.26 | | | 295 | 35840 | 26.3 | 633 | |
| | | | | 35620 | 35860 | 0.5 | 1433.3 | |
| 26 | 1977.2.6 | | | 295 | 35840 | 26.3 | 633.0 | |
| | | | | 35620 | 35860 | 0.5 | 1433.2 | |
| 27 | 1977.5.12 | 国防卫星通信系统 7 | 0.565 | 35438 | 35762 | 2.44 | 1426.7 | |
| 28* | 1978.3.25 | 国防卫星通信系统 | | | | | | 失败⑤ |
| 29 | 1978.6.10 | 导弹早期预警卫星 | | 35620 | 35860 | 0.5 | 1433.3 | |
| 30 | 1978.12.14 | 二期国防通信卫星-11 | 0.55 | 35797 | 36412 | 2.49 | 1452.3 | |
| | | 二期国防通信卫星-12 | 0.55 | 36263 | 36416 | 2.5 | 1464.3 | |
| 31 | 1979.6.10 | 军用通信卫星 | | 35801 | 36261 | 1.95 | 1448.5 | |
| | | | | 35729 | 35858 | 1.92 | 1436.3 | |
| 32 | 1979.10.1 | 早期预警通信卫星 | | 同步轨道 | | | | |
| 33 | 1979.11.21 | 二期国防通信卫星-13 | 0.55 | 35594 | 35789 | 2.24 | 1431.1 | |
| | | 二期国防通信卫星-14 | 0.55 | 35594 | 35789 | 2.42 | 1431.1 | |
| 34 | 1981.3.16 | 国防部卫星 | | 同步轨道 | | | | |
| 35 | 1981.10.31 | IMEWS | | 同步轨道 | | | | |
| 36 | 1982.3.6 | IMEWS 13 | | 同步轨道 | | | | |

①“过渡级”解体，有效载荷未释放；②“过渡级”分离失败，卫星运行于转移轨道；③姿态控制系统故障，$T+82s$ 爆炸；④卫星未入轨；⑤二子级程序控制故障，$T+8s$ 自毁。

# 大力神 3D(TITAN 3D)

“大力神 3C”去掉上面级就成为“大力神 3D”。火箭是由助推器和一、二子级组成的二级火箭。与“大力神 3B”一样火箭采用无线电制导系统。“大力神 3D”从范登堡空军基地发射。其 185km 圆轨道运载能力为 13.59t。火箭主要用来发射大型极轨道军事侦察卫星,1971 年 6 月 15 日首次发射,1984 年为“大力神 34D”所取代,共发射 23 次,成功率 100%。

## 主要技术性能

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 起飞推力 | 10675.7kN | |
| 全长 | 47.2m | 推重比 | 1.72 | |
| 最大直径(包括助推器) | 9.70m | 运载能力 | 185km 圆轨道 | 13.59t |
| 起飞质量 | ≈634t | | | |

助推器和一、二子级性能同“大力神 3C”

整流罩直径 3.05m,长约 15m

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1971.6.15 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 183 | 294 | 96.39 | 89.31 | |
| 2 | 1972.1.20 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 149 | 344 | 97 | 89.47 | |
| 3 | 1972.7.7 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 174 | 251 | 96.88 | 88.77 | |
| 4 | 1972.10.10 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 168 | 264 | 96.4 | 88.7 | |
| 5 | 1973.3.9 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 152 | 270 | 95.7 | 88.76 | |
| 6 | 1973.7.13 | 大鸟 KH-9 | 10.25 | 156 | 269 | 96.21 | 88.77 | |
| 7 | 1973.11.10 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 159 | 275 | 96.39 | 88.85 | 照相侦察卫星 |
| 8 | 1974.4.10 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 153 | 285 | 94.25 | 88.91 | |
| | | | 0.06 | 786 | 830 | 94.61 | 101.07 | |
| | | | 0.06 | 503 | 531 | 94.0 | 95.01 | |
| 9 | 1974.10.28 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 162 | 271 | 96.91 | 88.86 | |
| | | | | 520 | 535 | 96.06 | 95.22 | |
| | | | | 152 | 3795 | 96.98 | 126.59 | |

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 10 | 1975.6.8 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 154 | 269 | 96.38 | 88.77 | |
| | | SSU-1 | | 1389 | 1401 | 95.09 | 113.68 | |
| 11 | 1975.12.4 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 157 | 234 | 96.27 | 88.44 | |
| | | | | 236 | 1558 | 96.28 | 102.95 | |
| 12 | 1976.7.8 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 159 | 242 | 97.0 | 88.54 | |
| | | SESP74-2 | | 236 | 8048 | 97.53 | 179 | |
| | | | 0.06 | 628 | 632 | 96.38 | 97.34 | |
| 13 | 1976.12.19 | KH-11 | 13.3 | 247 | 533 | 96.95 | 92.37 | 另有 2 个有效载荷 |
| 14 | 1977.6.27 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 155 | 239 | 97.02 | 88.46 | |
| 15 | 1978.3.16 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 160 | 240 | 96.43 | 88.52 | |
| 16 | 1978.6.14 | KH-11 | 13.3 | 273 | 509 | 96.96 | 91.9 | |
| | | | | 276 | 509 | 96.32 | 92.24 | 另有 4 个有效载荷 |
| 17 | 1979.3.16 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 159 | 245 | 96.39 | 88.58 | |
| | | 11305 号星 | | 619 | 628 | 97.23 | 97.22 | |
| 18 | 1980.2.7 | KH-11 | 13.3 | 224 | 502 | 96.99 | 91.87 | |
| 19 | 1980.6.18 | 大鸟 KH-9 | 13.3 | 168 | 265 | 96.45 | 88.89 | |
| | | 11852 号星 | | 1330 | 1331 | 96.63 | 112.33 | |
| 20 | 1981.9.3 | KH-11 | 13.0 | 242 | 525 | 96.68 | 92.77 | |
| 21 | 1982.5.11 | 大鸟 KH-9 | 13.0 | 177 | 262 | 96.41 | 89.91 | |
| | | 电子侦察卫星 | | 701 | 707 | 95.99 | 96.87 | |
| 22 | 1982.11.17 | KH-11 | 13.0 | 281 | 518 | 96.97 | 92.61 | |
| 23 | 1983.6.20 | 大鸟 KH-9 | 13.0 | 157 | 230 | 96.45 | 88.4 | |

## 大力神 3E(TITAN 3E)

“大力神 3E”由“大力神 3D”加“半人马座 D1-T”上面级(详见“半人马座”系列)组成。火箭改用惯性制导系统。“大力神 3E”从卡纳维拉尔角发射。火箭主要用于发射日心轨道行星探测器。1972 年开始设计,1974 年投入使用。到 1977 年 9 月共执行 7 次任务,失败一次,成功率 85.71%。

## 主要技术性能

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级数 | 3级 | 推重比 | 1.69 | |
| 全长 | 48.76m | 运载能力 | 185km 圆轨道 | 15.4t |
| 最长直径 | 9.7m | | 地球同步转移轨道 | 7.0t |
| 起飞质量 | ≈644t | | 地球同步轨道 | 3.35t |
| 起飞推力 | 10675.7kN | | 逃逸轨道 | 5.4t |

助推器和一、二子级性能同“大力神 3C”

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.60m | 发动机 | 2×RL10A3-3 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 子级质量 | 15.4t | 真空推力 | 2×66.64kN |
| 结构质量 | 1.608t | 真空比冲 | 4354.15N·s/kg |
| 推进剂质量 | 13.48t | 工作时间 | 380s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 17.69m | 直径 | 4.27m |

## 典型飞行程序

逃逸

有效载荷：“太阳神 1”

发射日期：1974 年 12 月 10 日。

火箭在固体助推器点火后 0.2s 从卡纳维拉尔角起飞。$T+6.3s\sim T+10s$ 由“半人马座”制导系统指令进行滚动机动。$T+10s$ 开始开路程序俯仰机动。$T+112s$ 一子级点火。当运载火箭加速度降为 $1.5g$ 时，由 3 个加速度开关多数表决，指令点火并起动分离定时器。12s 后由该定时器指令固体助推器分离。$T+250s$ 一子级燃尽关机，$T+258s$ 指令二子级点火。约 1s 后一、二子级分离。“半人马座”整流罩在一子级关机后 10s 由“半人马座”制导系统指令抛罩。

一子级熄火后 181s“半人马座”预压泵起动。

二子级一直工作到“大力神”加速度开关敏感到推进剂枯竭，丧失加速度时为止。$T+468s$ 指令二子级关机。当二子级加速度衰减到约 $0.012g$ 时由“半人马座”计算机指令三级分离。与此同时，安装在“大力神”上的反推火箭点火。

“半人马座”主发动机预起动阀门在“大力神/半人马座”分离后 2.5s 打开，对推进系统进行冷却，主发动机在“半人马座”级分离后 10.5s 起动。$T+612s$ 进入停候轨道，“半人马座”上面级开始滑行。子级在第 2 次起动前 17s 进行第 2 次冷却。二次点火后发动机一直工作到要求

的入轨速度。主发动机二次关机后进行姿态机动。由“半人马座”制导系统指令星/箭分离。分离后反作用控制发动机进行反转机动,反推“半人马座”级,使其远离卫星。

其主要飞行程序为:

| 时 间(s) | 事 件 | 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 固体助推器点火 | $T+269$ | 抛罩 |
| $T+0.2$ | 起飞 | $T+468$ | 二子级关机 |
| $T+112$ | 起动分离定时器 | $T+485$ | “大力神/半人马座”分离 |
| $T+112$ | 一子级点火 | $T+495$ | “半人马座”级第一次点火 |
| $T+124$ | 固体助推器分离 | $T+612$ | “半人马座”级第一次关机 |
| $T+258$ | 一子级关机 | $T+1607$ | “半人马座”级第二次点火 |
| $T+258$ | 二子级点火 | $T+1919$ | “半人马座”级第二次关机 |
| $T+259$ | 一子级/二子级分离 | $T+2139$ | 卫星分离 |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | | |
| 1* | 1974.2.11 | | | | 飞行试验失败 |
| 2 | 1974.12.10 | 太阳神 1 | 0.35 | 日心轨道 | |
| 3 | 1975.8.20 | 海盗 1 | | 日心轨道 | |
| 4 | 1975.9.9 | 海盗 2 | | 日心轨道 | |
| 5 | 1976.1.15 | 太阳神 2 | 0.37 | 日心轨道 | |
| 6 | 1977.8.20 | 旅行者 2 | 0.8 | 日心轨道 | |
| 7 | 1977.9.5 | 旅行者 1 | | 日心轨道 | |

# 大力神 34 系列(THE TITAN 34 FAMILY)

1977 年美国空军要求波音公司研制惯性上面级,以与"大力神 3D"配合使用,并计划在 80 年代初形成向航天飞机过渡的国防部标准发射系统。这样便形成了"大力神 34"系列火箭。该系列的火箭由 5 节半药柱固体助推器,加长的"大力神 3"一子级、"大力神 3"二子级和"上升阿金纳"、"惯性上面级"、"过渡级"等上面级组合而成。系列共有"大力神 34B、34D、34D/惯性上面级、34D/过渡级"等几种型号。该系列火箭自 1971 年 3 月首次发射以来,截止 1989 年 9 月共发射 27 次,失败 4 次,成功率 85.19%。

## 大力神 34B(TITAN 34B)

1971 年将"大力神 3B"的一子级加长 1.47m,换用"上升阿金纳"三子级并改用 3.05m 直径整流罩,形成"大力神 34B",用来发射卫星数据系统(SDS)卫星或将电子侦察卫星送入远地点位于苏联上空的闪电型轨道。1971 年 3 月 21 日进行首次发射,到 1987 年 2 月共进行 13 次发射,全部获得成功。火箭均从范登堡空军基地发射。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2353.1kN |
| 最大直径 | 3.05m | 推重比 | 1.31 |
| 起飞质量 | 184t | 运载能力 | 185km 圆轨道 3.74t |

#### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 23.7m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 地面推力 | 2353.1kN |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-11 | 工作时间 | 164s |

#### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.56m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 449.27kN |
| 发动机 | LR-91-AJ-11 | 工作时间 | 225s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.3m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 直径 | 1.52m | 真空推力 | 71.17kN |
| 子级质量 | 6.64t | 真空比冲 | 2853.7N·s/kg |
| 结构质量 | 0.51t | 工作时间 | 240s |
| 发动机 | 1×BELL8096 | | |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 3.05m | 长 | 4.5～18.3m |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1971.3.21 | 卫星数据系统 | | | | | | ① |
| 2 | 1973.8.21 | 电子侦察卫星(JUMPSEAT) | 0.725 | 460 | 39296 | 63.29 | 705.68 | |
| 3 | 1975.3.10 | 卫星数据系统 | | 295 | 39337 | 63.5 | 702 | |
| 4 | 1976.6.2 | 卫星数据系统 | | | | | | |
| 5 | 1976.8.6 | 卫星数据系统 | | 380 | 39315 | 63.3 | 703.8 | |
| 6 | 1978.2.25 | 卫星数据系统或电子侦察卫星 | | | | | | ① |
| 7 | 1978.8.5 | 卫星数据系统 | | | | | | ① |
| 8 | 1980.12.12 | 卫星数据系统 | | | | | | ① |
| 9 | 1981.4.24 | 卫星数据系统 | | | | | | ① |
| 10 | 1983.7.31 | 卫星数据系统或电子侦察卫星 | | | | | | ① |
| 11 | 1984.8.28 | 卫星数据系统 | | | | | | ① |
| 12 | 1985.2.8 | 卫星数据系统或电子侦察卫星 | | | | | | ① |
| 13 | 1987.2.11 | 卫星数据系统或电子侦察卫星 | | 400 | 39900 | 63 | 718 | |

①轨道参数未公布

# 大力神 34D(TITAN 34D)

“大力神 34D”由“大力神 34B”一、二子级、两枚直径 3.11m 的 5 节半药柱的助推器和直径 3.05～3.2m、高 4.6～18.3m 的整流罩组成。火箭可带“惯性上面级”或“过渡级”或不带上面级使用。不带上面级时采用无线电制导系统，以三级状态工作时换用惯性制导系统。火箭可从范登堡军事基地或卡纳维拉尔角发射。1982 年 10 月开始执行任务，到 1989 年 9 月停止使用，共进行 14 次发射，失败 4 次，成功率 71.43%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 或 3 级 | 推重比 | 1.84 |
| 全长 | 49.35m | 运载能力： | 卡角发射： |
| 最大直径(包括助推器) | 9.82m | | 185km 圆轨道　14.36t |
| 起飞质量 | ≈688.8t | | 地球同步轨道　1.905t |
| 起飞推力 | 12419.4kN | | 范登堡发射： |
| | | | 185km 极地轨道　12.25t |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 27.55m | 推进剂 | UTP-30001B 固体 |
| 直径 | 3.11m | 地面推力 | 2×6209.7kN |
| 子级质量 | 2×250.4t | 真空推力 | 2×6227.5kN |
| 推进剂质量 | 2×216.63t | 地面比冲 | 2600.7N·s/kg |
| 发动机 | 2×UA1205 | 工作时间 | 113.7s |

一、二子级同“大力神 34B”

三子级——“过渡级”详见“大力神 3C”
“惯性上面级”详见通用上面级

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| (a)直径 | 3.05m | (b)直径 | 3.2m |
| 长 | 4.57～18.28m | 长 | 12.2～16.8m |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1982.10.30 | 国防卫星通信系统 11-15 | | 同步轨道 | | | | 卡角 | ① |
| 2* | 1984.1.31 | 导弹早期预警卫星 | | 同步轨道 | | | | 卡角 | 失败② |
| 3 | 1984.4.15 | 军事通信卫星 | | 同步轨道 | | | | 卡角 | ③ |
| 4 | 1984.6.25 | KH-9 大鸟 | | | | | | 范登堡 | |
| 5 | 1984.12.4 | KH-11 | | | | | | 范登堡 | |
| 6 | 1984.12.22 | 军事通信卫星 | | 同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 7* | 1985.8.28 | KH-11 | | | | | | 范登堡 | 失败④ |
| 8* | 1986.4.18 | KH-9 大鸟 | | | | | | 范登堡 | 失败⑤ |
| 9* | 1987.10.26 | KH-11 | 13.0 | 265 | 500 | 97.0 | 92.2 | 范登堡 | |
| 10 | 1987.11.29 | 苏联导弹预警卫星 | | 同步轨道 | | | | 卡角 | ① |
| 11* | 1988.9.2 | CHAIET | | | | | | 卡角 | 失败② |
| 12 | 1988.11.6 | 卫星数据系统 | | 600 | 39700 | 63.4 | 718 | 范登堡 | |
| 13 | 1989.5.10 | CHAIET | | | | | | 卡角 | 失败③ |
| 14 | 1989.9.4 | USA-43 | | 同步定点轨道 | | | | 卡角 | |

①“大力神 34D”+“惯性上面级”;②“过渡级”故障;③“大力神 34D”+“过渡级”;④一子级发动机提前关机;⑤$T+0.5$s 时一枚固体助推器爆炸。

## 商业大力神 3(COMMERCIAL TITAN 3)

1986 年 8 月 15 日美国政府因“挑战者号”事件重新考虑航天飞机的用途,并决定进一步发挥私人公司发射商业卫星的作用。4 天后马丁公司便以“商业大力神 3”对政府的决定作出反应。

“商业大力神 3”是一种使用 4m 直径大型整流罩的三级火箭。由两枚 5 节半药柱固体助推器、芯级、延伸舱和整流罩组成。其基本型可将两个有效载荷送入近地轨道,配上各种上面级后可执行地球同步转移轨道、地球同步轨道、月球轨道、星际飞行等任务。火箭各种整流罩可适用于目前设想的全部商业有效载荷。

“商业大力神 3”是“大力神 34D”的改型。改进的项目有:1)一、二子级改用“大力神 4”LR-87-AJ-11A 和 LR-91-AJ-11A 发动机,推力各提高 3%和 5%;2)二子级贮箱加长 0.43m;3)提高姿态控制系统发动机推力,并增强其职能;4)增设安装双星支架的延伸舱;5)增设二子级与延伸舱的对接结构——转接舱;5)增设 4m 大直径整流罩。

改型使火箭的近地轨道运载能力提高 385.6kg 并具有双星发射能力。其运载能力如图和表所示。

**“商业大力神 3”运载能力**

| 上面级或近地点发动机 | 空间站转移轨道 | 近地轨道 146/259km(28.6°) | 地球同步转移轨道(26.4°) | 地球同步轨道 | 月球 | 金星 | 火星 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | (t) | | | | | | |
| 无上面级 | 11.7 | 14.334(双星)<br>14.742(单星) | | | | | |
| 过渡级 | | | 4.309(双星)<br>4.626(单星) | 0.952(4m 直径整流罩)<br>1.895(3m 直径整流罩) | 2.72 | 1.93 | 1.63～1.93 |
| PAMD | | | 1.279 | | | | |
| PAMD Ⅰ | | | 1.851(双星)<br>1.882(单星) | | | | |
| 惯性上面级(IUS) | | | 4.944 | | | | |
| 转移轨道级(TOS) | | | 4.990 | | 3.4 | 2.6 | 2.43～2.6 |
| 高性能空间发动机(IPSM) | | | 1.972 | | | | |
| 航天飞机兼容轨道转移系统(SCOTS) | | | 2.598 | | | | |
| 民兵三子级(MMⅢ) | | | 1.977 | | | | |

执行近地轨道任务时，释放卫星的额定姿态误差为：飞经第 5 个升交点时的各轴姿态误差为±1.0°。第 5 个升交点后偏航轴为±1.2°，俯仰、滚动轴仍保持±1.0°，其变化率为俯仰、偏航轴±0.4°/s，滚动轴±0.3°/s。执行 259/148km 轨道任务时的 3σ 精度为远地点±11.1km、近地点±0～1.9km；与过渡级组合执行地球同步转移轨道任务的入轨精度为远地点±136km、近地点±2.2km、倾角±0.014°。

“商业大力神 3”的发射费用为 1.1 亿美元(1989 年币值)。

“商业大力神 3”于 1990 年 1 月 1 日进行首次发射。截止 1994 年底共执行 3 次任务，成功率 66.7%。火箭全部从卡纳维拉尔角发射。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 或 3 级 | 推重比 | 1.83　(2 级) |
| 最大直径(包括助推器) | 9.82m | 运载能力 | 二级：146/259km　28.6°倾角轨道　14.74t |
| 全长 | 48.2m(双星) | | 三级：地球同步转移轨道 1.28～4.99t |
| 起飞质量 | ≈693t(2 级) | | |
| 起飞推力 | 12419.44kN | | |

助推器同“大力神 34D”

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 23.95m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 2428.7kN |
| 推进剂质量 | 133.18t | 真空比冲 | 2957.69N·s/kg |
| 发动机 | LR-87-AJ-11A | 工作时间 | 160s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.99m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 462.6kN |
| 推进剂质量 | 31.12t | 真空比冲 | 3098.90N·s/kg |
| 发动机 | LR-91-AJ-11A | 工作时间 | 225s |

## 三 子 级

可根据需要选择过渡级、惯性上面级、PAM 或其它近地点发动机。

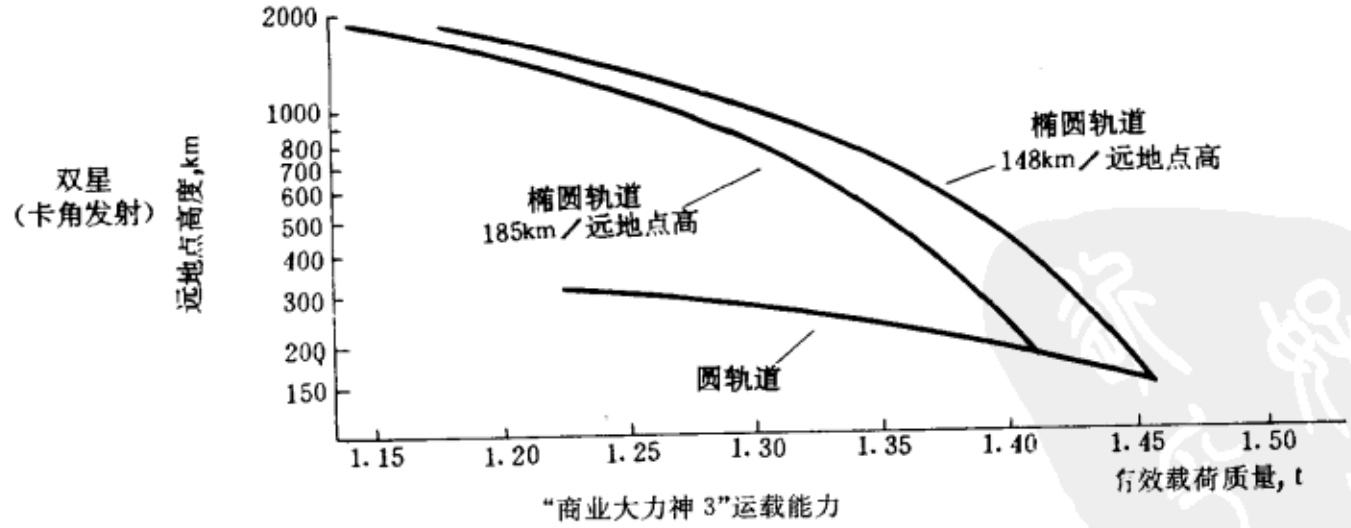
## 延 伸 舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 4.8m/4.7m | 直径 | 4.03m/3.05m |

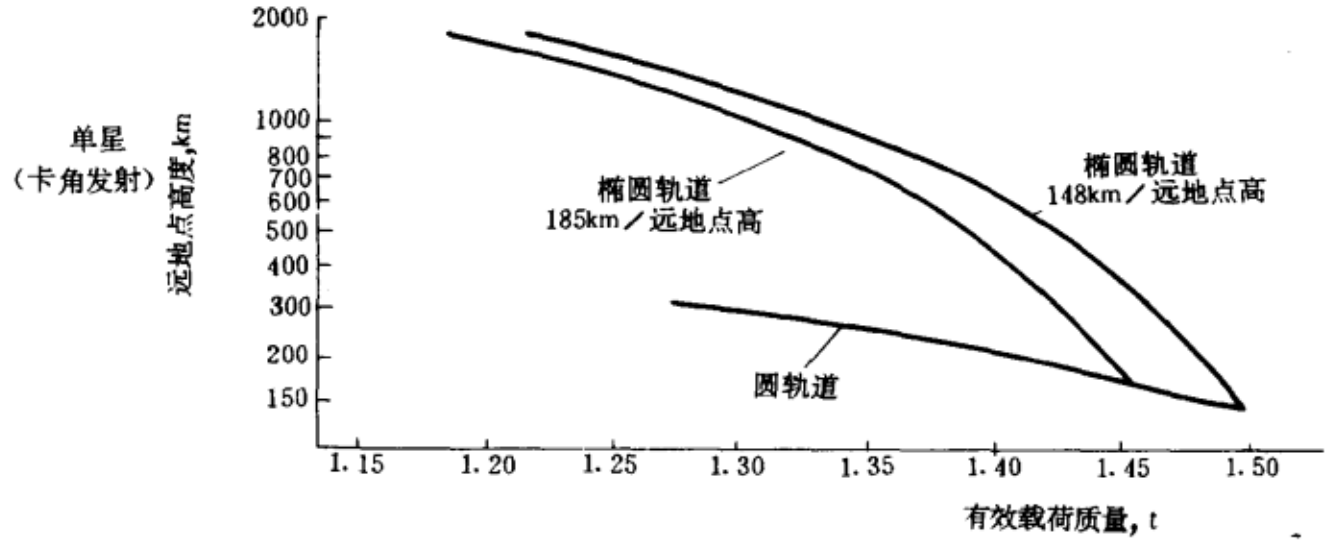
## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 8.6～11.1m/4.5～15.2m | 直径 | 4.0m/3.05m |

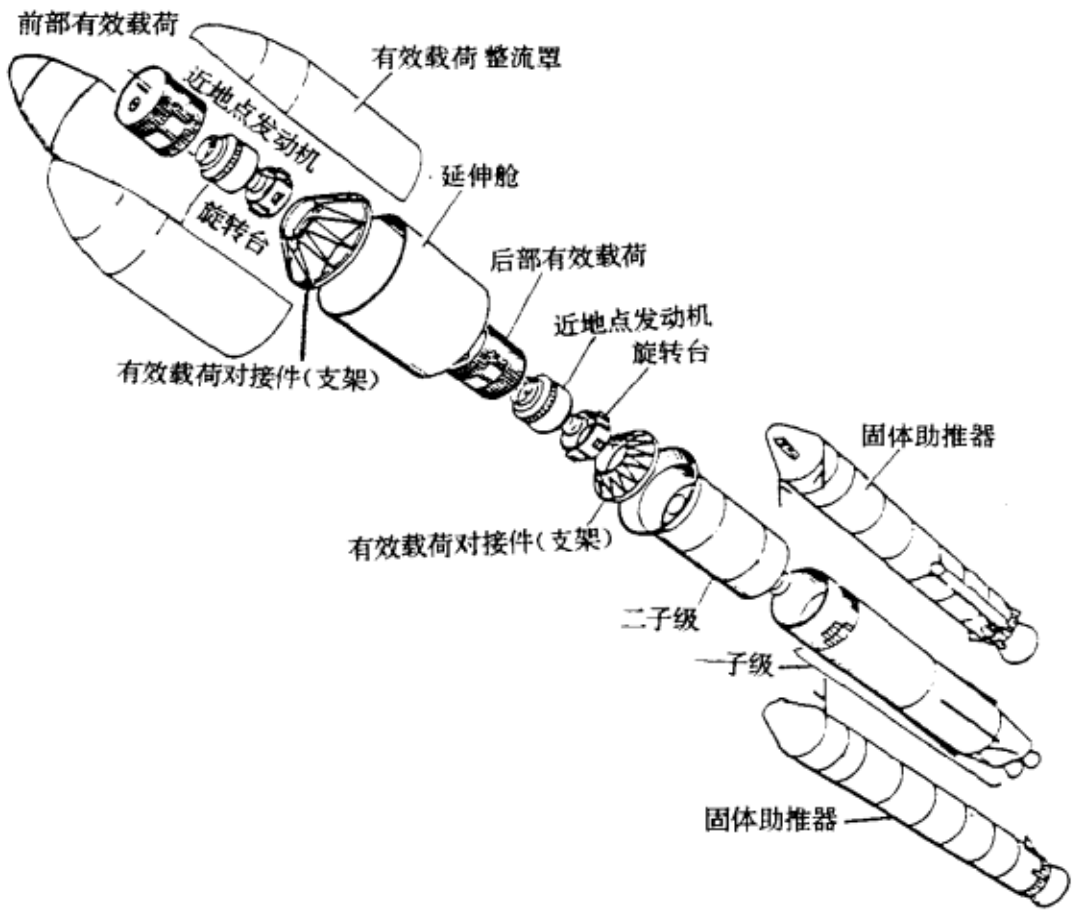
以下仅对“商业大力神 3”采用的新组件作简要说明。




“商业大力神 3”运载能力




“商业大力神 3”运载能力

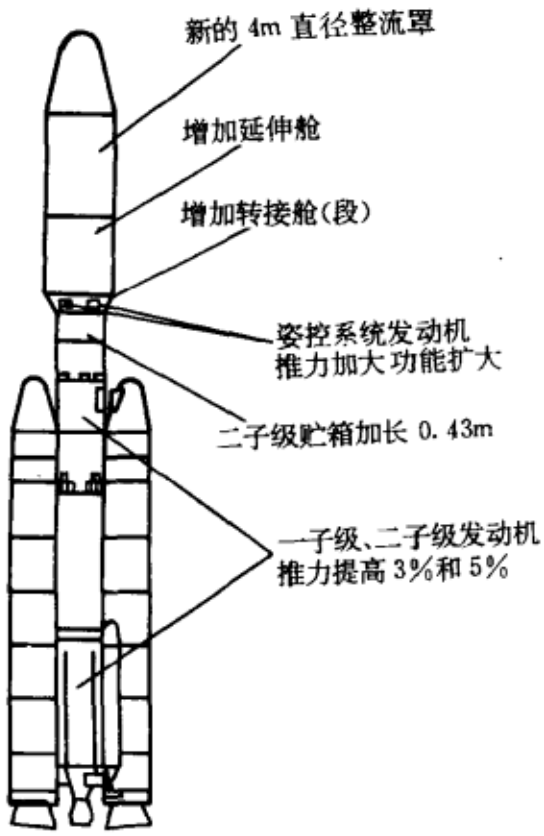



“商业大力神 3”总体布局

## 一、二子级推进系统发动机

火箭一、二子级采用 LR-87-AJ-11A 和 LR-91-AJ-11A 发动机。

LR-87-AJ-11A 发动机长 3.84m(到发动机架)。发动机采用燃气发生器循环,燃料流量 284.0kg/s,氧化剂流量 540.7kg/s,推进剂混合比 1.91,真空推力 2428.7kN(2 台),海平面比冲 2530.1N·s/kg,真空比冲 2957.7N·s/kg,喷管膨胀比 15∶1,燃烧室压力 5.72MPa,用燃




"商业大力神 3"

料进行再生冷却并采用烧蚀喷管。发动机工作约 160s。

LR-91-AJ-11A 发动机长 2.81m,喷管出口直径 1.63m。循环和冷却方式同 LR-87-AJ-11A 发动机。发动机燃料流量 54.7kg/s,氧化剂流量 97.0kg/s,混合比1.86,真空推力 462.6kN,真空比冲 3098.9N·s/kg,喷管膨胀比 49.1∶1,燃烧室压力 5.74MPa,工作约 225s。

## 姿态控制系统

火箭的姿态控制系统安装在新增设的转接结构上。此三轴姿态控制系统包括安装在倒锥段 4 个象限的 4 个火箭发动机舱(REM)。每个舱体装有两个俯仰和偏航速度推力器、1 个左滚或右滚推力器。推力器推力 80.06～133.45kN。每个推力器设有控制阀,以防止"不关闭"、"不打开"和其它操作故障。系统负责火箭姿控、定向、有效载荷防撞/防污染机动以及有效载荷释放机动和温控机动等。系统可用"烤面包式"、"节拍式"、"连续式"、"烧肉式"等 4 种方式在停候轨道使二子级进行有限的机动,调节有效载荷温度。此姿控系统还可在星/箭分离前为卫星提供 2r/min 的姿态稳定转速;星/箭分离时提供分离机动,使火箭和有效载荷进入倾角和周期不同的轨道,以防碰撞;提供不同的分离速度进行多有效载荷漂移/停候轨道入轨机动;分离后控制上面级进行排气,使卫星受到的污染降至最低。

## 电 子 系 统

电子系统由现用火箭电子器件组成。此电子组件可满足设想的全部商业卫星的各种要求,

如提供自主制导、导航、飞行控制、遥测、指令控制/飞行安全和配电等。电子系统的核心是电子计算机。计算机的专用输入/输出电路直接与中央处理机和其它电子分系统接口，进行制导、导航、控制、离散程序、故障逻辑、射前检测和制导初始化分时。4 自由度惯性测量组件提供并维持惯性基准。从起飞到固体助推器分离后 3s 由开路制导程序控制火箭，其余的动力飞行段用闭路制导。有效载荷分离时间由惯性制导系统用加速度数据导出并存贮于电子计算机中，当火箭飞越地面接收站时，由 S 波段测量系统下行传输。

## 遥测和跟踪系统

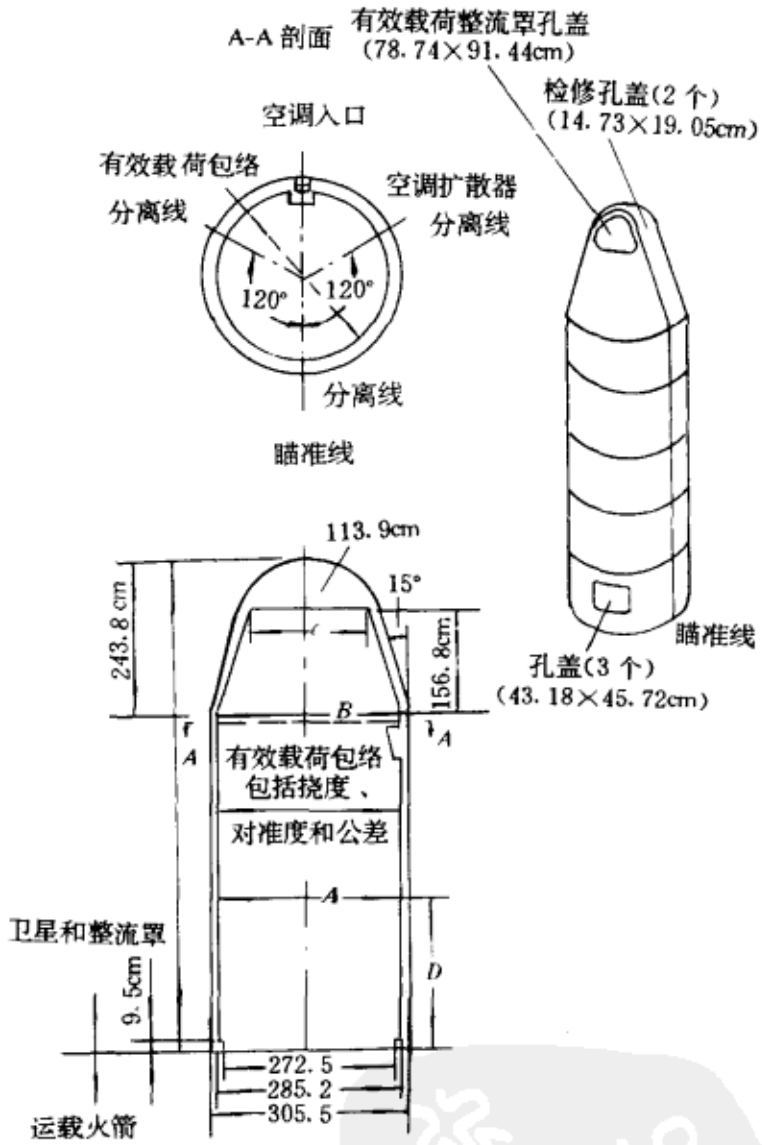
商业“大力神”3 装有脉码调制多路测量系统，它由 1 台转换器和 5 套远程多路调制器组成。系统用 S 波段发射机向地面站传输测量数据。系统还设有用于靶场安全跟踪的 C 波段脉冲应答机和一对自毁指令接收机。

## 电　源

火箭装有 6 台银锌电池。制导、控制系统和辅助系统由一台 195Ah 电池供电；测量和瞬时电源系统由 3 台 40Ah 电池供电；指令控制电源系统和意外分离自毁系统由两台 4Ah 电池供电；有效载荷由 40Ah 或 195Ah 电池供电。

## 整　流　罩

“商业大力神 3”有 4m 直径和 3.05m 直径两种整流罩。其基本型采用带延伸舱的 4m 直径铝合金蜂窝结构/石墨环氧树脂整流罩，可容纳两颗带近地点发动机和旋转台的有效载荷。其尺寸如图所示。由于整流罩的长度是可变的，因而前部有效载荷的长度灵活性较大，但后部有效载荷的尺寸必须与延伸舱和转接舱相适配。执行双星发射任务时整流罩约在 $T+4\text{min}40\text{s}$，外部热流降至 $1135\text{W/m}^2$ 时打开，前部有效载荷在 $T+29\text{min}$ 时释放，约 $T+1\text{h}47\text{min}$ 时抛掷后部卫星支架罩，以便在 7.5min 后释放第 2 颗卫星。



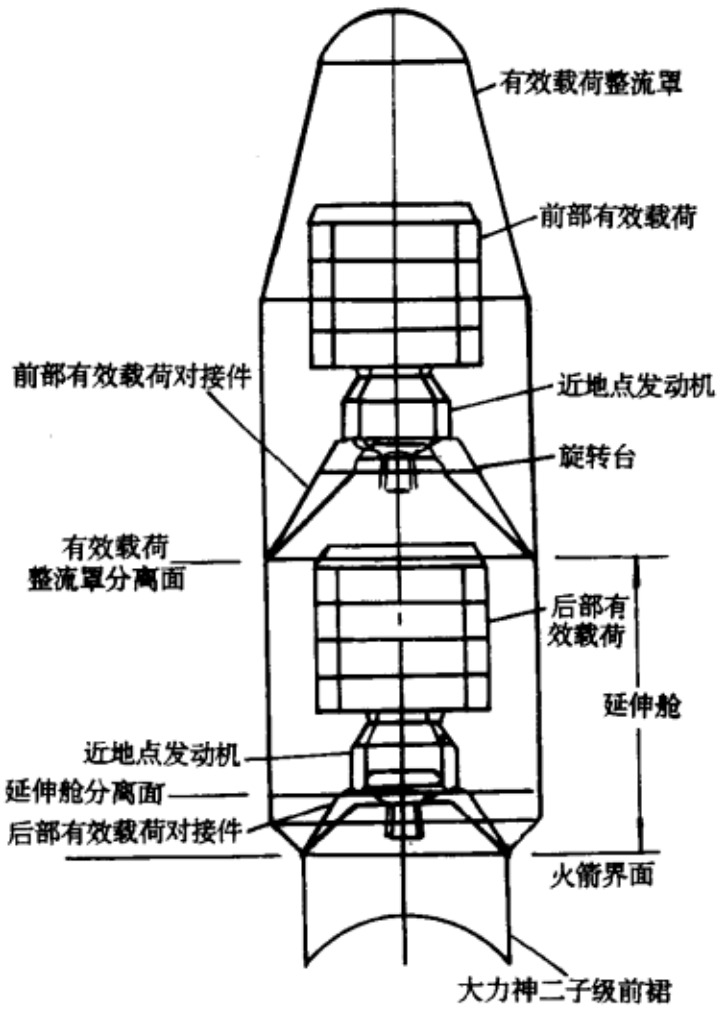

3.05m 直径整流罩

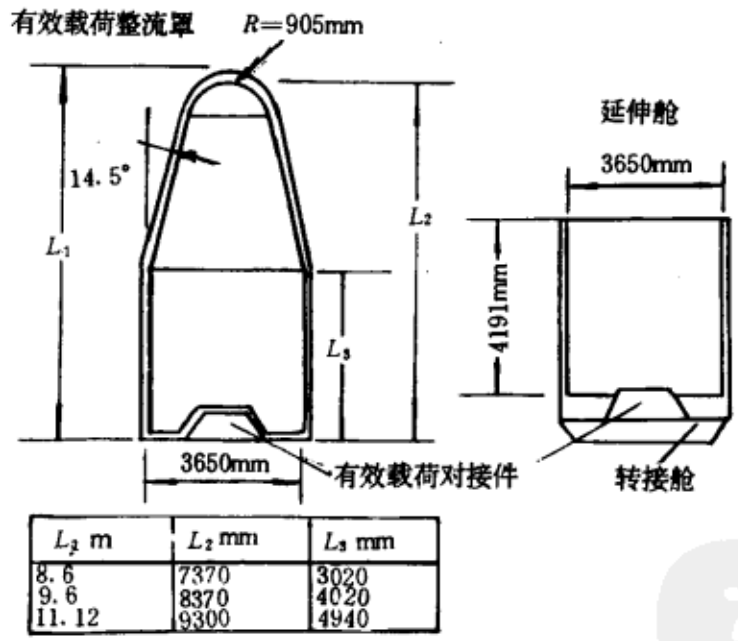
发射大型单星时不用延伸舱，整流罩直接与转接舱相对接。

有效载荷对接件为卫星提供物理和机械对接，安装近地点发动机、旋转台、分离系统和电

气装置等。

3.05m 直径整流罩如图所示,其长度在 4.58～15.25m 之间(每段 1.525m)。作双星发射时需加装延伸舱。



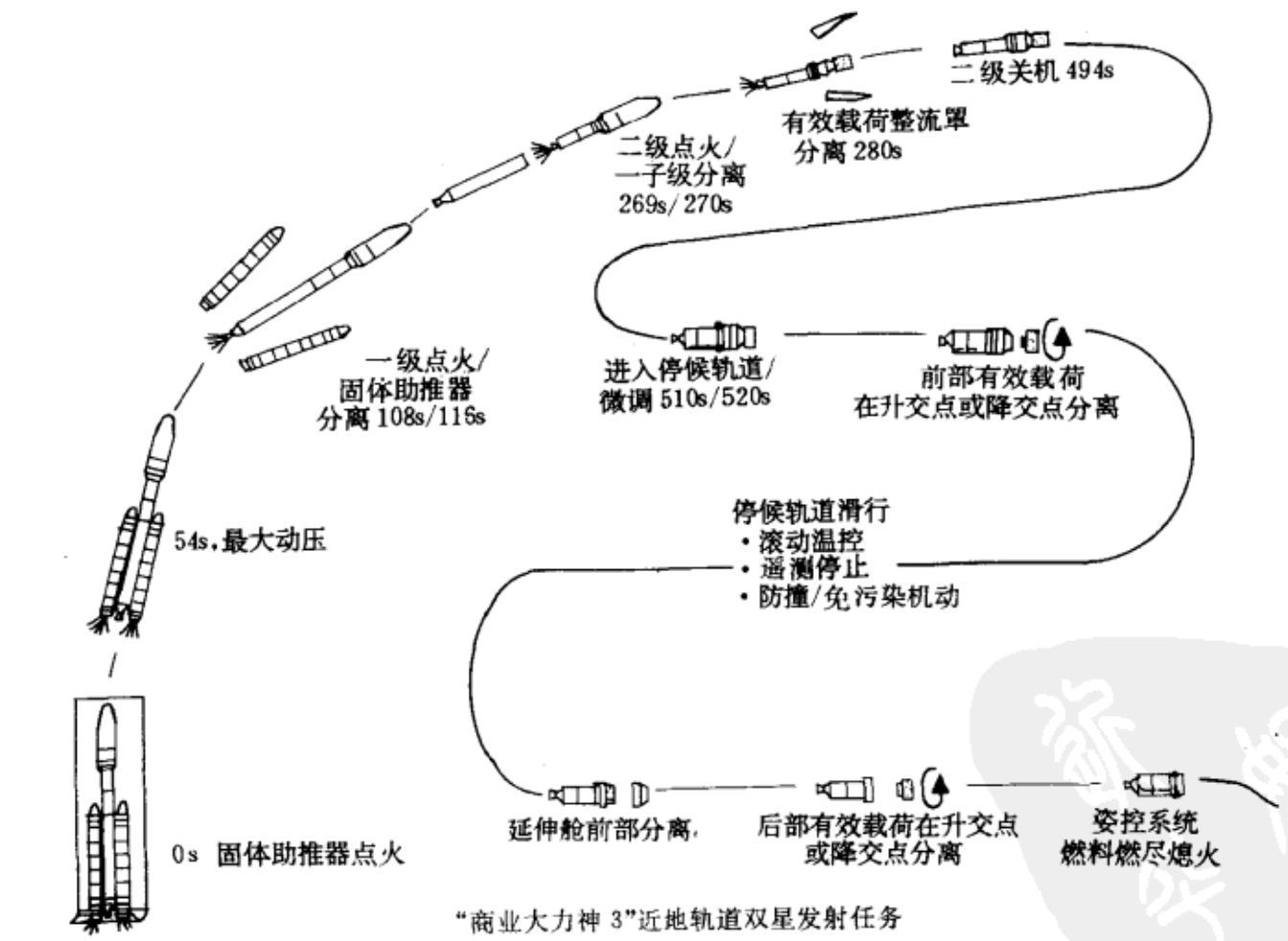

| $L_1$ m | $L_2$ mm | $L_3$ mm |
|---|---|---|
| 8.6 | 7370 | 3020 |
| 9.6 | 8370 | 4020 |
| 11.12 | 9300 | 4940 |

双星大型整流罩

# 典型飞行程序

“商业大力神 3”近地轨道双星发射任务典型飞行程序如表和图所示。

| 时间 | 事 件 | 时间 | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T$ +0s | 固体助推器点火 | $T$ +27min | 前部卫星分离 |
| $T$ +0.2s | 起飞 | $T$ +29min | 释放前部卫星，遥测系统停止工作 |
| $T$ +6s | 滚动程序开始 | $T$ +37min | 机动到防撞/免污染机动点火姿态 |
| $T$ +9s | 滚动程序结束 | $T$ +40min23s | 防撞/免污染点火 |
| $T$ +10s | 俯仰程序开始 | $T$ +1h7min41s | 前部卫星近地点发动机点火 |
| $T$ +1min47s | 助推器推力终止 | $T$ +1h8min24s | 以 0.5°/s 速度滚动(2 转) |
| $T$ +1min47.1s | 一子级点火 | $T$ +1h16min0s | 以 0.5°/s 速度滚动(2 转) |
| $T$ +1min59.1s | 固体助推器分离 | $T$ +1h24min0s | 机动到延伸舱分离姿态 |
| $T$ +2min3.1s | 开始闭路制导 | $T$ +1h30min0s | 延伸舱分离 |
| $T$ +4min33.2s | 结束一子级工作 | $T$ +1h35min0s | 机动到后部卫星分离姿态 |
| $T$ +4min33.3s | 二子级点火 | $T$ +1h49min0s | 后部卫星以 2r/min 旋转 |
| $T$ +4min34.0s | 一子级分离 | $T$ +1h53min0s | 后部卫星分离($\Delta V$ =0.61m/s) |
| $T$ +4min44.0s | 整流罩分离 | $T$ +1h55min0s | 释放后部卫星，遥测系统停止工作 |
| $T$ +8min5s | 二子级熄火 | $T$ +h3min0s | 机动到姿态控制系统熄火姿态 |
| $T$ +8min20s | 进入停候轨道 | $T$ +2h36min43s | 后部卫星近地点发动机点火 |
| $T$ +10min0s | 机动到分离姿态 | $T$ +2h50min | 姿控系统熄火 |
| $T$ +24min0s | 前部卫星以 2r/min 的速度旋转 | | |




“商业大力神 3”近地轨道双星发射任务

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1990.1.1 | 天网 4A(SKYNET) | | 33676 | 35704 | 3.37 | 1380.31 | 卡角 | |
| 2* | 1990.3.14 | 国际通信卫星 6F-1 | | 376 | 401 | 28.34 | 92.13 | 卡角 | 失败① |
| 3 | 1990.6.23 | 国际通信卫星 6F-4 | | 35689 | 35886 | 0.4 | 1436.04 | 卡角 | |
| 4 | 1992.9.25 | 火星观测器/泰罗斯气象卫星 | | | | | | | |

①火箭/卫星分离系统故障。

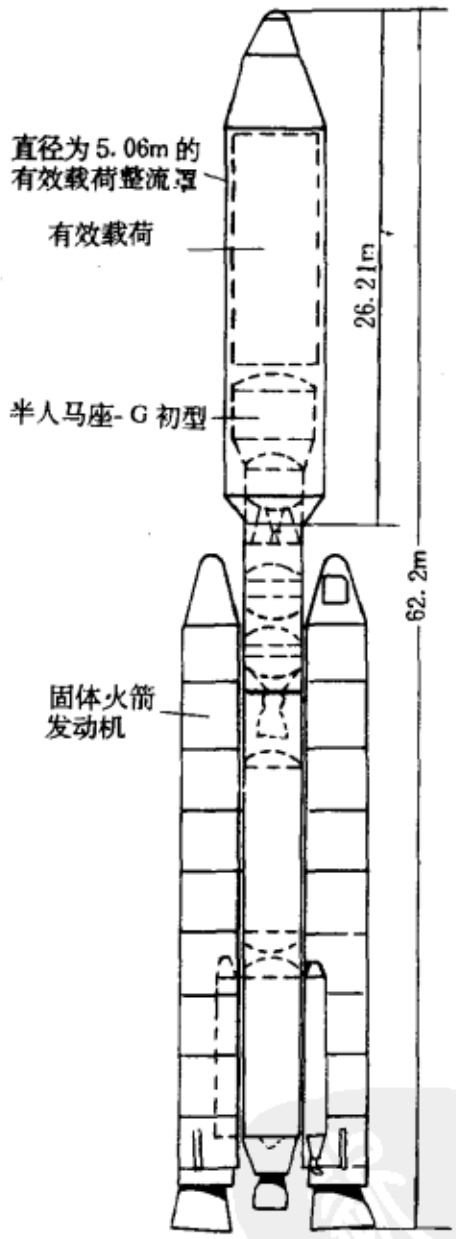
# 大力神 4 系列
# (THE TITAN 4 FAMILY)

"大力神 4"原名"大力神 34D7",是"大力神 34D"的改型,由 3.1m 直径 7 节药柱或3.2m 直径 3 节药柱固体助推器、加长的"大力神 34D"一、二子级和 5.08m 直径整流罩组成。火箭也可与"半人马座 G"或惯性上面级配合使用,发射各种高轨道卫星。经各种组合后共有"大力神 4NUS(一型)"、"大力神 4NUS(二型)"、"大力神 4/半人马座 G(一型)"、"大力神 4/半人马座 G(二型)"和"大力神 4/惯性上面级"等 5 种型号。

"大力神 4"初期使用由联合技术公司化学系统部提供的钢壳 7 节药柱固体助推器,后期采用赫克里士(HERCULES)公司的纤维缠绕石墨复合材料壳体高性能端羟基聚丁二烯三节药柱固体助推器,使火箭运载能力提高 25%。

火箭采用麦克唐纳道格拉斯公司的机械铣切等边三角形网格结构整流罩。分离时柔性爆炸引信和 12 个爆炸螺栓在 0.2s 内,以4.6m/s 速度将整流罩分为 3 部分。引信爆炸产生的气体和碎片收入一波纹管内,防止污染卫星。

火箭采用数字惯性制导系统和三轴姿态稳定系统。




"大力神 4-半人马座"火箭

“大力神 4”于 1984 年开始研制，是空军以备在航天飞机不能满足军用需求时使用的火箭。1986 年美国航天飞机失事后，空军将“大力神 4”的订货从原来的 10 枚增为 23 枚，1989 年又增补 26 枚，现已被定为美国空军 90 年代的主要大型军用火箭，1990～1995 年期间的年发射率原定为 8～10 发。火箭主要用于发射太阳同步轨道大型军用卫星 KH-12、地球同步轨道大型电子情报卫星 ELINT、导弹早期预警卫星 DSP、三期国防通信卫星和 SDI 试验件等，它也将用于 NASA 深空发射和空间站运输等任务。火箭从卡纳维拉尔角或范登堡空军基地发射。火箭的运载能力如表所示。

**“大力神 4”运载能力**

| 轨道 | 二级火箭 | | 三级火箭 | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | 助推器 | | 助推器及三子级 | | |
| | CSD① | H② | CSD＋半人马座 | H＋半人马座 | CSD＋惯性上面级 |
| | (kg) | | | | |
| 28.6°倾角近地轨道 | 17740 | 21550 | | | |
| 地球同步轨道 | | | 4540 | 5670 | 2313 |
| 太阳同步轨道 | | | 14515 | | |
| 空间站转移轨道(28.5°倾角 370km) | 18770 | | | | |
| 深空任务($20.5km^2/s^2$) | | | | 5200 | |

①CSD——联合技术公司 7 节药柱固体助推器；

②H——赫克里士公司 3 节药柱固体助推器。

火箭于 1989 年 6 月 14 日进行首次发射，将导弹早期预警卫星 DSD 送入地球同步轨道。截止 1994 年底共发射 11 次，失败一次成功率 90.9%。

“大力神 4”研制费用为 4.27 亿美元，单发价格为 2.2 亿美元，包括采购费在内的全部计划费用估计为 122 亿美元(以上均为 1989 年币值)。

## 主要技术性能

| 火箭 / 性能 | 大力神 4 NUS Ⅰ | 大力神 4 NUS Ⅱ | 大力神 4 半人马座 G Ⅰ | 大力神 4 半人马座 G Ⅱ | 大力神 4 惯性上面级 |
|---|---|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 2 | 3 | 3 | 3 |
| 最大直径(m) | 9.82 | 10.0 | 9.82 | 10.0 | 9.82 |
| 全长(m) | | | 63.14 | | 53.99 |
| 起飞质量(t) | 855.9 | 929.9 | 889 | 936 | 868 |
| 起飞推力(kN) | 14700 | 15124 | 14700 | 15124 | 14700 |
| 推重比 | 1.75 | 1.66 | 1.69 | 1.65 | 1.73 |

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 运载能力(t) | | | | | |
| 近地轨道 | 17.74 | 21.55 | | | |
| 同步轨道 | | | 4.54 | 5.67 | 2.313 |

## 助 推 器

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 级长(m) | 34.43 | 34.25 | 34.43 | 34.25 | 34.43 |
| 直径(m) | 3.11 | 3.2 | 3.11 | 3.2 | 3.11 |
| 质量(t) | 2×316.6 | 2×344.3 | 2×316.6 | 2×344.3 | 2×316.6 |
| 发动机 | 2×UA1207 | 2×HECULES | 2×UA1207 | 2×HECULES | 2×UA1207 |
| 推进剂 | 聚丁二烯丙烯酸丙烯腈+铝粉+过氯酸铵 | 端羟基聚丁二烯+铝粉+过氯酸铵 | 聚丁二烯丙烯酸丙烯腈+铝粉+过氯酸铵 | 端羟基聚丁二烯+铝粉+过氯酸铵 | 聚丁二烯丙烯酸丙烯腈+铝粉+过氯酸铵 |
| 地面推力(kN) | 2×7350 | 2×7562 | 2×7350 | 2×7562 | 2×7350 |
| 工作时间(s) | 120 | | 120 | | 120 |

## 一 子 级

| | |
|---|---|
| 级长(m) | 26.38 |
| 直径(m) | 3.05 |
| 推进剂质量(t) | |
| 氧化剂 | 108 |
| 燃料 | 57 |
| 发动机 | 2×LR-87-AJ-11A |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 真空推力(kN) | 2428.7 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2957.69 |
| 工作时间(s) | ≈200 |

## 二　子　级

| | |
|---|---|
| 级长(m) | 9.97 |
| 直径(m) | 3.05 |
| 推进剂质量(t) | |
| 　氧化剂 | 24.0 |
| 　燃料 | 13.5 |
| 发动机 | 1×LR-91-AJ-11A |
| 推进剂 | 四氧化二氮/混肼 50 |
| 真空推力(kN) | 462.6 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 3098.9 |
| 工作时间(s) | 245 |

## 三　子　级

| 子级名称 | 无上面级 | 无上面级 | 半人马座 G | 半人马座 G | 惯性上面级 |
|---|---|---|---|---|---|
| 级长(m) | | | 8.94 | 8.94 | 5.0 |
| 直径(m) | | | 4.32 | 4.32 | 2.89 |
| 推进剂质量(t) | | | 20 | 20 | 12.42 |
| 发动机 | | | 2×RL-10A-3-3B | 2×RL-10A-3-3B | SRM-1<br>SRM-2 |
| 推进剂 | | | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 | 固体 |
| 真空推力(kN) | | | 148.0 | 148.0 | 185.1<br>78.4 |
| 真空比冲(N·s/kg) | | | 4277.7 | 4277.7 | 2897.87<br>2835.1 |
| 工作时间(s) | | | | | 152<br>103.4 |

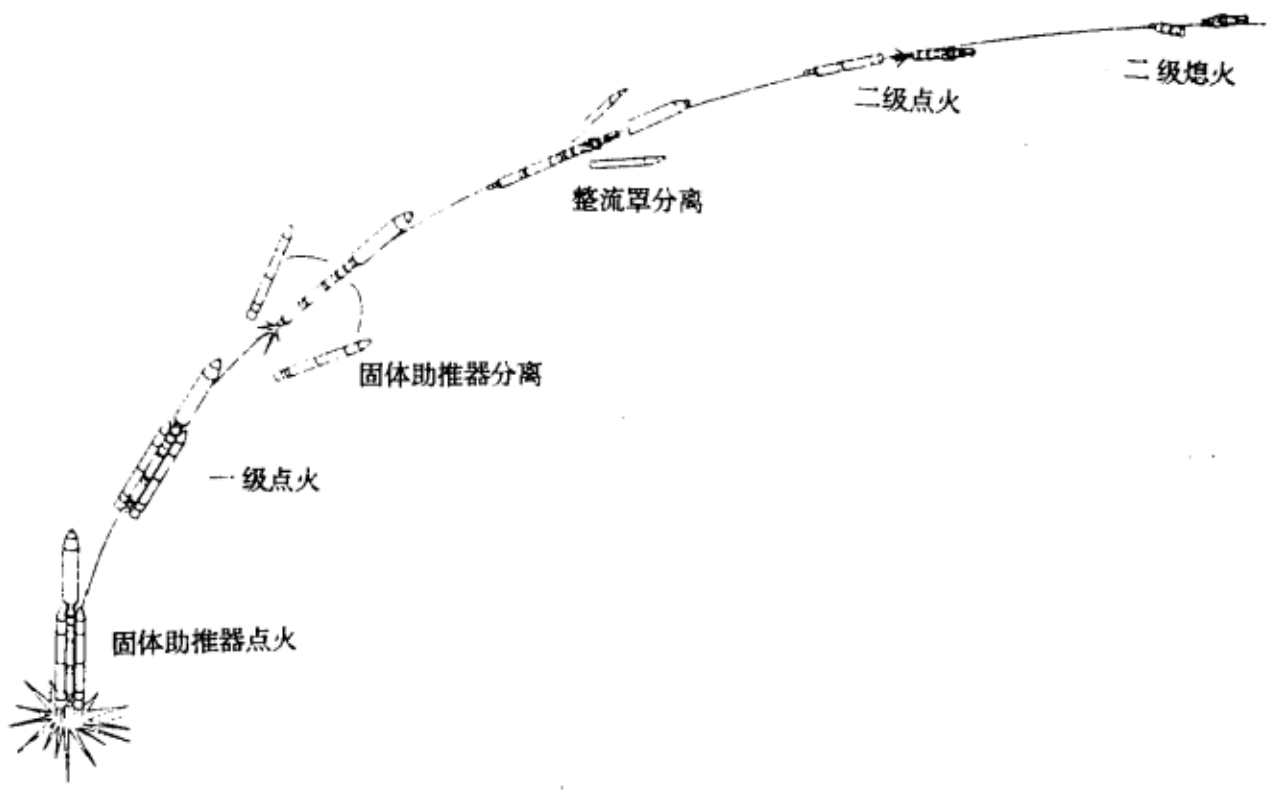
## 整　流　罩

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 直径(m) | 5.08 | 5.08 | 5.08 | 5.08 | 5.08 |

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 长(m) | 15.2 | 15.2 | 26.2 | 26.2 | 17.1 |
| 质量(t) | | | 6.07 | 6.07 | 4.03 |

## 典型飞行程序

“大力神 4”的典型飞行程序如图、表所示。




“大力神 4”典型飞行程序

| 时间(s)t | 事　件 | 时间(s)t | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 助推器点火 | $T+5$min8s | 二子级点火 |
| $T+2$min | 一子级点火 | $T+5$min9s | 一子级分离 |
| $T+2$min12s | 助推器分离 | $T+8$min52s | 二子级熄火 |
| $T+3$min50s | 整流罩分离 | $T+9$min18s | 二子级分离 |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（t） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 1 | 1989. 6. 14 | 导弹早期预警卫星 | | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/惯性上面级 |
| 2 | 1990. 6. 8 | 雷达或照相侦察卫星 | | 448 | 448 | 60. 95 | 93. 53 | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4NUSI |
| 3 | 1990. 11. 13 | 早期预警卫星 | | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/惯性上面级 |
| 4 | 1991. 3. 8 | 军事秘密观察卫星 | | 672 | 679 | 68. 0 | 98. 28 | 范登堡 | 大力神 4 |
| 5 | 1991. 11. 7 | KH-11 成像侦察卫星 | | | | | | 范登堡 | 大力神 4 |
| 6 | 1992. 11. 28 | USA-86 | | 未公布 | | | | | 大力神 4 |
| 7 | 1993. 8. 2 | 未公布 | 1. 2? | | | | | 范登堡 | 失败① |
| 8 | 1994. 2. 7 | 军事卫星 Milstar-1② | 4670 | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/半人马座 |
| 9 | 1994. 5. 3 | USA 103③ | 8000 | 未公布 | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/半人马座 |
| 10 | 1994. 8. 27 | USA 105④ | 4500 | 未公布 | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/半人马座 |
| 11 | 1994. 12. 22 | 国防支援计划卫星 DSP-17 | | | | | | 卡纳维拉尔角 | 大力神 4/惯性上面级 |

①失败，一枚固体助推器发生故障，火箭于起飞后 120s 自毁。火箭可能载 3 颗海洋监视卫星和一颗大型卫星（先进型 KH-1?）；②军事通信卫星，亦称发展型飞行卫星 DFS-1 和 USA99；③国防部秘密卫星，卫星可能运行于“闪电”型轨道上；④国防部秘密卫星

## 发展与改进

为满足未来航天计划的需要，美国国防部准备在“大力神 4”的基础上进一步研制“大力神 5”运载火箭。火箭助推器将从两枚增为 4～6 枚，芯级直径将从 3. 05m 增为 6m。其运载能力将得到成倍的增长。下表所示为马丁·马丽埃塔公司考虑的几种方案

**“大力神 4”改进**

| 火箭 | 芯级直径 | 液体发动机 | 固体发动机 | 运载能力（近地轨道） |
|---|---|---|---|---|
| 大力神 4 | 3m | 2 台 | 2 台 | 18t |
| 改进型 1 | 4m | 3 台 | 2～3 台 | 27～36t |
| 改进型 2 | 5m | 4～5 台 | 3～5 台 | 36～59t |
| 改进型 3 | 6m | 5～6 台 | 5～6 台 | 59～68t |

# 大蓬车系列(THE CONESTOGA FAMILY)

黄守忠

## 概 述

"大蓬车"是由美国私人企业投资研制的中小型商用运载火箭系列。主要服务对象是中小型卫星的用户。用以填补目前卫星发射市场中由于只注重大、中型运载器,如美国的航天飞机、"德尔它",法国的"阿里安"等而出现的空白。

"大蓬车"是多级固体运载火箭。主要研制特点是充分利用过去或目前计划中经过验证的硬件或技术。同时,在管理方式上,将工程转包给多年从事空间计划的美国和国外的一些公司。通过这种途径,可以减少研制和发射费用并提高火箭的可靠性。此外,为了缩短发射设备的占用时间和减少参加发射的工作人员,设计上尽量注意减少大蓬车起竖后的组装工作量和发射前的测试项目。

美国的空间服务公司(Space Service Inc,简称SSI)负责"大蓬车"的规划和经营。它可以为有效载荷用户提供交钥匙发射服务。火箭上的电子系统转包给SAAB空间公司。地面控制系统转包给防务系统公司(Defense Systems Inc.)。发动机转包给莫顿·锡奥科尔公司(Morton Thiokol)。发射服务转包给麦克唐纳·道格拉斯公司(Mcdonnell Douglas)。地面保障设备转包给通用动力服务公司(General Dynamics Services)。工程保障转包给鹰工程公司(Eagle Engineering Inc.)。

SSI创建于70年代末期,在美国,这家公司从事商用运载火箭开发的时间最早。最初打算发展一个成本低的液体推进剂运载火箭,并生产了为演示发射的单级火箭。但在做静态试验时,火箭在台上爆炸。于是投资者对公司的管理班子进行了改组。此后,该公司提出了"大蓬车"商用运载火箭系列,包括"大蓬车Ⅰ"、"大蓬车Ⅱ"和"大蓬车Ⅳ"。其目标是实施小型近地轨道、极轨道和地球同步转移轨道有效载荷和一箭多星的发射服务。该系列火箭主要利用经过验证的卡斯托(Castor)系列固体火箭发动机。1982年9月9日从得克萨斯州的马它哥达岛(Matagorda Island)发射了一枚"大蓬车Ⅰ"火箭,成功地进行了亚轨道飞行。从计划开始到发射仅用7个月时间。这是一次演示性发射。该火箭是一枚经过修改的"阿里斯"(Aries)探空火箭,一子级用卡斯托Ⅳ发动机,上面级是模型。

"大蓬车Ⅱ"火箭发射费用约为1千万美元(1989年币值),"大蓬车Ⅳ"火箭发射费用约为2000万美元(1989年币值)。

"大蓬车"可以从瓦洛普斯岛(NASA-Wallops Flight Facility)、白沙靶场(White Sands Missile Range)、范登堡空军基地(Vandenberg Air Force Base)发射。

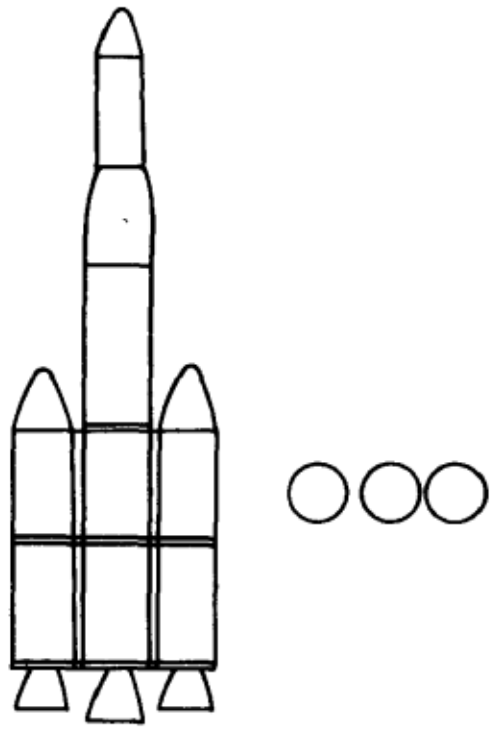
# 大蓬车Ⅱ(CONESTOGA Ⅱ)

“大蓬车Ⅱ”有2种型号:“大蓬车210”和“大蓬车221”(见图)。

“大蓬车210”是一枚捆绑了两台卡斯托ⅣB固体火箭发动机的三级固体火箭。2台捆绑发动机为一子级,二子级(芯级)用一台卡斯托ⅣB发动机。根据有效载荷的质量,三子级(入轨级)可以用一台星37FM(STAR 37FM)或一台星48B(STAR 48B)发动机。

“大蓬车221”是一枚捆绑了4台卡斯托ⅣB固体火箭发动机的四级固体火箭。三、四子级和“大蓬车210”的二、三子级相同。在捆绑的四台卡斯托ⅣB发动机中2台在地面点火的发动机是一子级。在这2台发动机熄火后,作为二子级的另2台卡斯托ⅣB发动机再点火。

“大蓬车221”的一、二级飞行阶段,俯仰、偏航和滚动通道的控制用推力矢量控制(TVC)喷管实现。第三级飞行时仍用TVC喷管进行俯仰和偏航控制,用姿态控制系统(ACS)进行滚动控制。第四级飞行时采用自旋稳定。该自旋稳定系统和NASA PAM系统所用的类型相同。



“大蓬车210”

箭上全部电子系统(包括电源)都装在三子级和四子级之间的级间段内。此系统有以下功能:制导、导航和控制、发送分离指令、推力终止指令和遥测信号。

有效载荷入轨精度为±31.5km(1σ)。运载能力见表。

**“大蓬车Ⅱ”的运载能力**

| 火箭型号 / 轨道 | 210 | 210/STAR48B | 221/STAR48B |
|---|---|---|---|
| 近地轨道 | 68～544kg | | |
| 极轨道(741km) | | 190kg | 410kg |
| 地球同步转移轨道 | | 73kg | 250kg |

## “大蓬车210”的主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3级 | 起飞推力 | 1200.92kN |
| 最大直径 | | 推重比 | ≈2.65 |
| (包括2台捆绑发动机) | ≈3.4m | 起飞质量 | ≈46 115kg |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.845m | 发动机 | 2×CASTOR ⅣB |
| 直径 | 1.143m | 推进剂 | 固体 |
| 质量 | ≈2×14013kg | 地面平均推力 | 2×535.37kN |
| 结构质量 | ≈2×1423kg | 工作时间 | ≈55s |
| 推进剂质量 | ≈2×12 590kg | | |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.845m | 发动机 | CASTOR ⅣB |
| 直径 | 1.143m | 推进剂 | 固体 |
| 子级质量 | ≈14013kg | 地面平均推力 | 1×535.37kN |
| 结构质量 | ≈1423kg | 工作时间 | ≈55s |
| 推进剂质量 | ≈12590kg | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.676m | 推进剂 | 固体 |
| 直径 | 0.933m | 总冲 | 3048kN·s |
| 质量 | ≈1149kg | 工作时间 | 63.7s |
| 发动机 | 1×STAR-37FM | | |

(三子级也可用 STAR 48B 固体发动机)

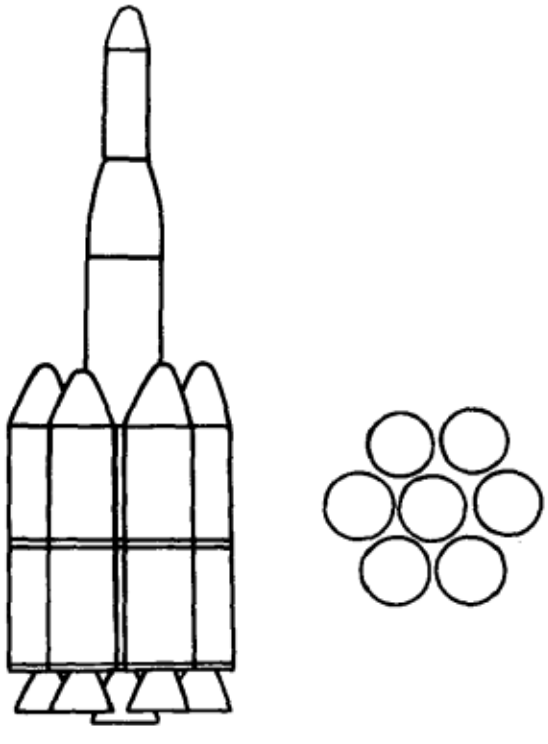
## 大蓬车Ⅳ(CONESTOGA Ⅳ)

"大蓬车 421"是一枚捆绑了六台卡斯托ⅣB 固体火箭发动机的四级火箭(见图)。在六台捆绑发机动中,四台作为一子级在地面点火,另外两台发动机为二子级。三子级和四子级与"大蓬车 221"的三、四子级相同。

"大蓬车 421"的控制方式和"大蓬车Ⅱ"的相同。箭上电子系统的功能和"大蓬车 221"的相同,也是安装在三、四子级间的级间段内。"大蓬车 421"的运载能力见表。

**"大蓬车 421"的运载能力**

| 火箭型号 / 轨道 | 421 | 421/STAR37FM | 421/STAR48B |
|---|---|---|---|
| 近地轨道 | 454～1360kg | | |
| 极轨道(741km) | | 600kg | 712kg |
| 地球同步转移轨道 | | 331kg | 454kg |



“大蓬车 421”

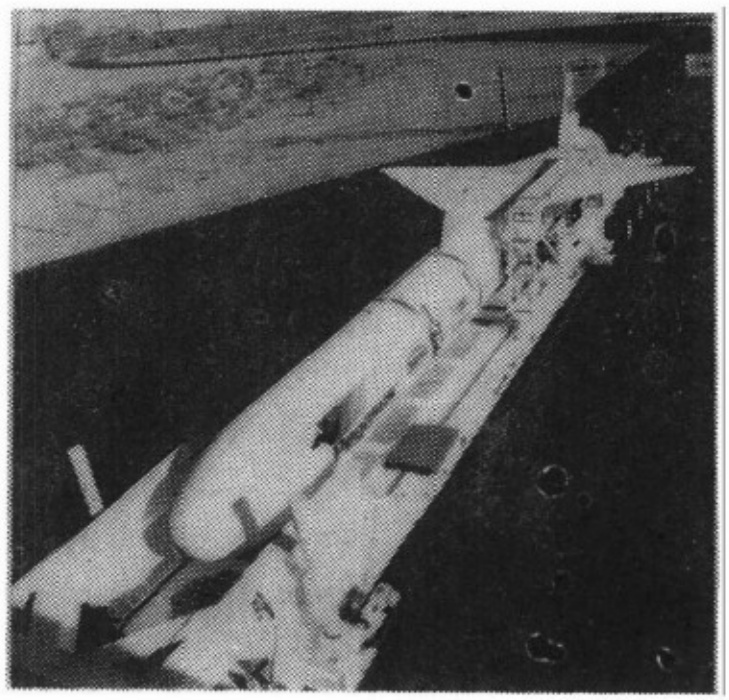
“大蓬车 421”的典型飞行程序

| 时间 $t$(s) | 事　件 | 时间 $t$(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| 0 | 起飞(一子级点火) | 650 | 四子级自旋稳定起旋 |
| 55 | 二子级点火 | 655 | 四子级分离 |
| 110 | 三子级点火 | 660 | 四子级点火 |
| 120 | 抛整流罩 | 724 | 四子级熄火 |
| 169 | 滑翔期开始 | 729 | 有效载荷分离 |

# 飞马座(PEGASUS)

才　满　瑞

“飞马座”火箭是美国第一种完全由私人企业投资研制的小型商用运载火箭，主要用于将小型卫星送入近地轨道，进行微重力实验、材料试验、通信、定位、地球资源探测或完成其它特殊任务。“飞马座”火箭是一种采用惯性制导的三级固体有翼火箭，由轨道科学公司(Orbital Sciences Corp.)和赫尔克里士航空航天公司(Hercules Aerospace Co.)合资组成的风险企业投资并负责研制。轨道科学公司负责“飞马座”火箭研制计划的全面管理、硬件抓总和整个火箭的试验工作；赫尔克里士航空航天公司负责一、二、三子级的发动机和有效载荷整流罩的设计、制造和鉴定。



"飞马座"火箭的全貌图

"飞马座"火箭还是美国第一种由载机运送到高空并从空中发射的运载火箭。它不受地理条件的限制，可从不同的机场起飞和地球上空任何地点发射，不仅能够增加发射窗口时间，还能扩大轨道倾角范围。地面辅助设备极少，发射操作简单，因而具有很大的使用灵活性。用载机从空中发射火箭可以提高火箭的运载能力和效能，并能使火箭的受力较小，因而便于采用质量小的结构与材料，也易于解决靶场安全问题。

"飞马座"的载机可以用大型军用或民用运输机，但最初几次飞行将使用 NB-52 作为载机，从加利福尼亚州的爱德华兹(Edwards)空军基地起飞，飞至投放点后由载机驾驶员操纵操纵杆上的发射控制装置释放火箭。驾驶员还可以借助预贮的数据使载机飞到其它投放点释放，因而使发射操作具有很大的灵活性。NB-52 载机是在 50 年代为发射 X-15 火箭飞机由 B-52 战略轰炸机改装而成的，属美国国家航空航天局德赖登(Dryden)飞行研究中心，曾作过 450 多次火箭飞机(包括 X-15)的投放试验。载机每次发射"飞马座"火箭约需 4 个小时，每小时的租金为 2～3 万美元(1988 财年币值)。随着发射频率的不断增加，轨道科学公司正在考虑租用或购买其它大型运输机作为发射平台，如洛克希德 L－1001 三星飞机、银河飞机和波音 747 飞机。购买旧的美国空军 B-52 飞机的方案也在考虑之中。

"飞马座"火箭在设计上充分利用了经过验证的技术和美国在固体推进、材料、电子等领域的最新成果，从而具有质量小、成本低、简单可靠、使用灵活方便等优点。火箭的各分系统，除飞行中止系统外，都不采用冗余系统。零件的数量和总装工作量尽可能减少，试验的类型与次数也被压缩到最低限度。这样，"飞马座"火箭的发射费用仅为对等的地面发射火箭的一半，而运载能力却提高了一倍。

"飞马座"还可用作美国国家空天飞机的试验器，用来验证空天飞机的计算流体动力学软件和其它技术。"飞马座"具有较大的军用潜力，它可用来运载武器，使军事指挥员拥有攻击地球上任何地点的目标的能力；可以用作"星球大战"计划试验的靶机；还可发射侦察卫星，使其

能在入轨的第一圈即可对目标进行侦察。

“飞马座”火箭的方案设想是轨道科学公司的总工程师伊莱亚斯(A. L. Elias)于 1986 年提出的。1987 年 4 月开始型号研制,1989 年 7 月完成火箭的总装,研制周期约为 3 年。首次飞行试验原定于 1989 年 7 月进行,但由于增加了 3 次“飞马座”火箭与 B-52 载机的静态飞行试验(时间分别为 1989 年 11 月 9 日、1989 年 12 月 15 日和 1990 年 1 月 30 日),以验证地面与空中操作程序、火箭与载机的机械和电气接口以及遥测与飞行中止系统的靶场适应性,这样,首次发射时间不得不推迟。

1990 年 4 月 5 日太平洋夏令时间上午 11 时 3 分,NASA 的 B-52 飞机载着“飞马座”火箭飞离爱德华兹空军基地,12 时 10 分到达距加利福尼亚州蒙特雷(Monterey)西南约 96560m、高度约 13100m 的投放点投放并发射,于 12 时 19 分 45 秒将 NASA 与国防高级研究计划局(DARPA)的小飞马座卫星(Pegsat)准确地送入了预定的极地轨道(预定轨道高度 593km,倾角 94±0.2°;实际高度 583.76km,倾角误差 0.15°)。小飞马座卫星质量 191kg,除了包括一颗美国海军的实验型全球信息中继卫星(Glomar)和两个 NASA 的钠化学气体释放实验装置外,还有一些用于测量火箭与有效载荷的高度、温度、压强、结构过载与振动等参数变化的仪器。装在第一级上的仪器由国防高级研究计划局投资、德赖登飞行研究中心负责研制,用于获得高超音速的性能数据。

“飞马座”火箭的运载能力是 272kg(极地轨道)或 408kg(近地轨道)。总研制费用为 6000 万美元,轨道科学公司与赫尔克里士航空航天公司各承担约 3000 万美元,每次发射的费用是 600～700 万美元(均为 1990 财年币值)。“飞马座”火箭每年可发射 12 次,估计发射 15～20 次即可收回其研制、管理和操作费用。

据市场预测,到 90 年代中期或后期,约有上千个小型载荷需要送入空间。“飞马座”由于价廉和使用灵活,因而具有较强的竞争能力与生命力。研制单位已经与一些用户签订了发射合同,如将用“飞马座”火箭为国防高级研究计划局进行第二次发射,为美国空军发射两个载荷,这三次发射将为轨道科学公司与赫尔克里士航空航天公司获得 2000 万美元(1990 财年币值)的收入。公司还与鲍尔航空航天公司(Ball Aerospace)达成了向地球同步轨道发射微型通信卫星 BGS-100(重约 180kg)与 BGS-400(重 454kg)的协议。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 级 | 推重比 | 2.68 |
| 全长 | 15.5m | 运载能力 | 272kg(极地轨道) |
| 翼展 | 6.7m | | 或 408kg(近地轨道) |
| 尾翼翼展 | 1.524m | 入轨精度 | 倾角偏差 0.2°、高度偏差 36km |
| 起飞质量 | 18886kg | | (720km 极地轨道) |
| 起飞推力 | 498.2kN | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.4m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 1.27m | 最大真空推力 | 583.4kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 结构质量 | 1870kg | 真空比冲 | 2894N·s/kg |
| 推进剂质量 | 12150kg | 燃烧室压力 | 5495kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 40∶1 |
| | | 工作时间 | 76.8s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.31m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 1.27m | 最大真空推力 | 137.4kN |
| 结构质量 | 375kg | 真空比冲 | 2896N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3025kg | 燃烧室压力 | 5468kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 65∶1 |
| | | 工作时间 | 74.7s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.47m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 0.97m | 最大真空推力 | 40.3kN |
| 结构质量 | 202kg | 真空比冲 | 2853N·s/kg |
| 推进剂质量 | 782kg | 燃烧室压力 | 4392kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 60∶1 |
| | | 工作时间 | 65.5s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 3.79 | 结构质量 | 110kg |
| 底部直径 | 1.27m | 有效载荷容积 | 长 1.83 直径 1.17m |

# 总 体 布 局

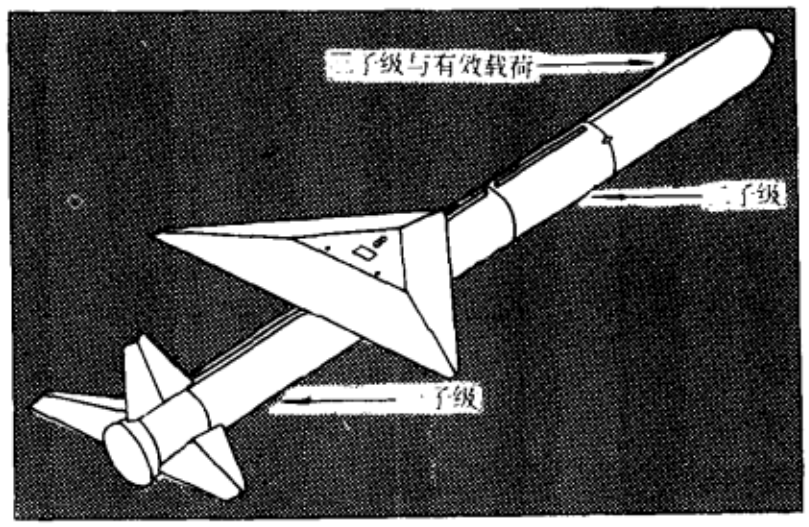
“飞马座”运载火箭全长15.5m，直径 1.27m，翼展 6.7m。整个火箭由一子级、二子级、三子级和整流罩组成。火箭的质量(不包括有效载荷)为 18614kg。除火箭发动机外，主要部件都安装在一子级和三子级上。

“飞马座”火箭的气动外形类似飞机，如图所示。火箭在外形、尺寸与质量方面与 X-15 火箭飞机十分相似。其优点是在设计初期就可以利用 X-15 的设计与试验数据，缩短研制周期，节省费用。“飞马座”火箭在低速释放动力学与初始分离弹道方面与 X-15 火箭飞机也很相似。

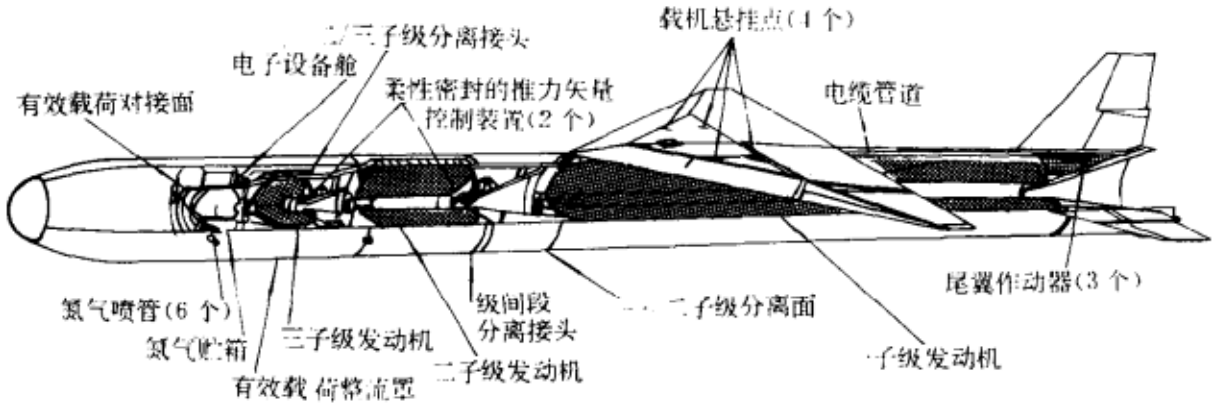
轨道科学公司在对无翼运载器作过多次模拟试验后决定采用带三角机翼的火箭方案。三角翼可产生足够大的升力(超音速升阻比达 4∶1)，使火箭能在较小攻角下(小于 20°)飞行，从而使结构应力下降。三角翼采用平面形状能缩小在飞行马赫数变化时火箭压心的移动范围，最

大限度地减少控制问题；采用钝前缘翼型可减少传给火箭结构的热量；削去两端翼尖则在一定程度上控制涡流，使升力增大，还能使翼展限制在 6.7m 的范围内。

“飞马座”火箭也是美国第一种完全依靠计算机进行气动设计的运载火箭。它由 NASA 艾姆斯(Ames)研究中心数值气动模拟设施的克雷 2 型和克雷 XMP 型巨型计算机和计算流体动力学软件提供所需要的气动数据，不需要进行风洞试验和缩比模型试验。“飞马座”火箭的布局如图所示。




“飞马座”火箭的全貌




“飞马座”火箭的总体布局

## 箭 体 结 构

“飞马座”火箭的结构包括一子级、二子级、三子级和整流罩。箭体的基本结构、机翼和尾翼全都由质量小、强度高的石墨纤维复合材料制成。在整个“飞马座”火箭的结构质量中，石墨纤维复合材料占 94%，铝合金只占 5%，钛合金占 1%。

### 一子级

一子级是在 1.24m 直径的一子级发动机的基础上通过缠绕方式将发动机、前过渡段与后裙缠绕成一个整体构件，形成一个完整的 1.27m 直径的一子级壳体。后裙由两个半裙组成，结构材料为铝合金，由轨道科学公司制造。后裙的外表面固定有 3 个尾翼，里面装有 3 个控制尾翼偏转的伺服作动器和控制电子设备。

尾翼包括一个垂直尾翼和两个水平尾翼，水平尾翼的翼展为 1.524m，用于第一级工作期间火箭的飞行控制。机翼呈三角形，切去两端翼尖；采用 10%的菱形翼型，前缘较钝(前缘半径约为 2.54cm)。机翼翼展为 6.7m，厚度只有 20.32cm，质量不到 186kg。机翼可产生足够大的

升力，当火箭从B-52载机上投放后约10～15s，速度为1.8～2*M*的上升段，机翼承受的气动载荷超过444.92kN。机翼通过一个铝合金鞍形座板固定在一子级发动机的壳体上，并将火箭的质量传给载机外挂梁的挂钩。为此用石墨纤维带将座板与发动机缠绕成一个整体结构。火箭与载机的连接借助一个铝合金外挂梁转接器来完成。此转接器通过4个支点与火箭的机翼连接，通过3个支点与载机外挂梁连接。载机右翼下的外挂梁原来是专为X-15火箭飞机设计的。机翼和尾翼全部由石墨复合材料制成，由斯凯尔德复合材料公司(Scaled Composites Inc.)研制并生产。

机翼和尾翼的防热是靠增加石墨纤维复合材料防热层的厚度来实现的。此外，机翼与箭体的结合部在飞行中会产生激波，从而会使机翼底面受到局部加热。为此，在三角机翼底面的两个部位(每个面积是0.61m×0.61m)上粘接有抗烧蚀的软木，软木厚度约2mm。软木在第一级飞行的最后10～15s起防热作用，估计20%的软木会被烧焦。

## 二子级

二子级的制造方法与一子级基本上相同，也是将二子级发动机及前、后过渡段缠绕成一个完整的1.27m直径的二子级壳体。在后过渡段内侧装有控制发动机喷管摆动的双轴机电作动器。

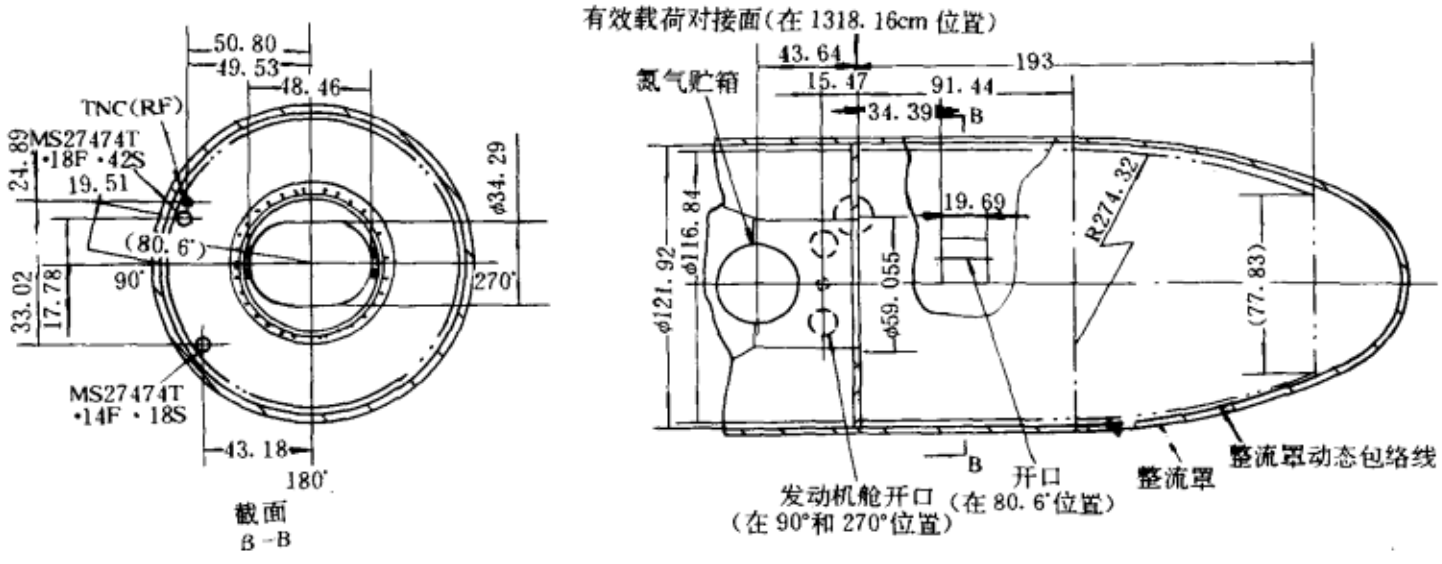
## 三子级

三子级包括电子设备舱以及由三子级发动机与前、后过渡段缠绕成一体的三子级壳体。后过渡段内侧装有控制发动机喷管摆动的双轴机电作动器(与二子级相同)。电子设备舱结构由石墨纤维复合材料制成，包括一个锥形段、一个圆柱段和一块平的铝合金蜂窝板。设备舱固定在三子级壳体上，其前端连接有效载荷并与有效载荷在结构上隔开，内部装有冷气反作用控制系统的阀门、氮气贮箱与氮气喷管以及密封在电子组件装置内的制导与控制、遥测、火工品、飞行中止等系统的设备或组件(包括飞行计算机、惯性测量装置、2个电池、阀门传动机构、遥测发射机、多路调制器、火工品起爆装置、2个飞行中止接收机、2个飞行中止蓄电池等)。电缆自设备舱通过电缆管道与各级电子组件连接。

## 整流罩

整流罩由两个半罩组成，位于火箭最前端，底部与二子级相连。整流罩将三子级发动机、电子设备舱和有效载荷全部罩在里面，用以保护内部的组件与设备，并使火箭箭体保持相同的直径，便于设计计算，还可避免采用锤头形整流罩带来的复杂气动与结构问题。整流罩在设计上还为反作用控制系统的小推力发动机的两个吊舱提供了开口，以便在整流罩分离前能进行反作用控制。有效载荷整流罩的分离靠火工品驱动，它可以在各种工作条件下与箭体分离，如在加速度为0*g*或约8*g*(第二级工作结束时)的条件下分离。

整流罩采用石墨纤维复合材料制造，长3.79m，底部直径1.27m，内部的有效载荷空间为1.83m(长)×1.17m(直径)。整流罩的尺寸如图所示。




有效载荷整流罩尺寸(cm)

## 推 进 系 统

"飞马座"各子级的发动机均由赫尔克里士航空航天公司研制并生产,发动机壳体采用石墨/环氧复合材料缠绕而成。发动机在研制过程中采用了传统的设计思想,如充分利用现有火箭与导弹工程(如"三叉戟Ⅱ"型潜地导弹、"潘兴Ⅱ"型导弹、小型洲际导弹以及"德尔它Ⅱ"型运载火箭固体助推器等)所取得的技术成果;采用固体火箭发动机推进剂、壳体、绝热层、喷管、自动化制造工艺的最新成果;各子级最大限度地使用相同组件与加工方法;采用保守的安全系数(1.4),以保证可靠性与降低成本。

各级发动机均采用端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂,其固体组分含量达 88%,安全等级为 1.3 级、非爆型。这种推进剂具有成本与燃速低、比冲高、力学性能好、燃烧温度低、安全等优点,能满足空射火箭的需要。发动机壳体都由 IM7 石墨纤维在 HBRF-55A 基体上缠绕而成,使用犹他州(Utah)克里尔费尔德(Clearfield)工厂的五轴缠绕机加工制造。壳体两端采用模制工艺加工,用多层绿色粘性橡胶带缠绕。橡胶带厚 3cm,宽 3.81cm,表面涂有石墨。壳体壁在两端与一子级中部做得较厚,以便形成过渡段来安装机翼。发动机壳体采用石墨纤维复合材料缠绕,不仅比使用钢材质量轻 30%、强度增加 15%,还可显著改善发动机的性能,降低生产成本。在发动机壳体的后封头均设有飞行中止系统,以满足载机与发射场安全的需要。飞行中止系统起动后,载荷局部作用于发动机壳体后封头,使其开出缺口,从而降低壳体内压,在不破坏发动机的情况下使其失去推进能力。飞行中止系统只有在火箭从载机上投放后才能进行机械起动,在一子级点火前打开保险,这样可以保证飞行中止系统在火箭从载机投放前不能起动(载机安全需要)和在一子级点火前进行电子起动(发射场安全需要)。发动机的绝热层全都用充填聚芳基酰胺(Aramid)的 SEL-133 乙丙烯单基绝热层,厚度一般在 0.635～1.27cm 之间。喷管喉衬是低侵蚀与高强度的三维碳碳整体喉衬,喷管为碳酚醛喷管,其外表面用碳纤维/环氧树脂包缠,以提高强度。一子级发动机采用固定喷管。二、三子级发动机用摆动喷管,使用玻璃纤维/硅橡胶柔性密封件,通过机电作动器进行双向摆动,摆动角为 3°。

一子级发动机直径 1.24m,燃烧室最大压力为 7.5021MPa,装 12150kg 推进剂,平均推力 486.7kN,最大真空推力 583.4kN。推进剂药柱采用中心燃烧设计,中心开 5 个槽,由固定在前封头的高温点火器点火。二子级发动机直径 1.24m,燃烧室最大压力为 6.9137MPa,装 3025kg

推进剂,平均推力 122.8kN,最大真空推力 137.4kN。推进剂药柱也采用中心燃烧设计,中心开 11 个槽,由固定在前封头的火工品点火器点火。三子级发动机直径 0.965m,燃烧室最大压力为 5.1681MPa,装 782kg 推进剂,最大真空推力 40.3kN。推进剂药柱前端开 9 个槽,以获得一定的相对外菱厚度。推进剂药柱依靠一个固定在喷管上的环形火工品点火器点火。

赫尔克里士航空航天公司在 1988 财年对其在犹他州马格纳(Magna)的巴楚斯(Bacchus)工厂投资 1.5 亿美元用于"飞马座"各级发动机的生产。这个高度自动化的工厂利用计算机和机器人进行生产,可以使制造发动机所需的人数从每班 35 人降至 9 人。

各级发动机的推力特性均不在地面高空模拟试车台上作校准,以节省时间和费用。计划在前几次飞行试验中获取足够的发动机性能数据,以便精确确定推力特性。

## 制导和控制系统

制导和控制系统采用先进的电子组件,广泛使用计算机,共用 14 台微处理机进行箭上运算和发射前测试。制导系统包括带环形激光陀螺的惯性测量装置(由利顿、基尔福特和霍尼韦尔公司制造)和飞行计算机(航空技术系统有限公司制造),用于火箭的导航与制导。

"飞马座"火箭的自动飞行驾驶仪以箭载 68020 型飞行计算机为主,具有制导、导航和控制等多种功能,还带有一个事件程序装置,以便对火箭进行精确制导。自动驾驶仪靠数据加载装置来驱动,这种数据加载装置适用于任何飞行任务,可以在地面或空中(火箭从载机上投放前)将数据装入飞行计算机的非易失性(non-volatile)存储器。自动驾驶仪处理机由惯性测量装置获得火箭的惯性位置与飞行姿态,并通过标准 RS-422 串联线路发出各种控制指令。自动驾驶仪处理机还能对制导、导航与控制的性能实施监控,通过飞行遥测系统向下传输实时性能数据。

火箭利用三个尾翼及其控制执行机构完成第一级的飞行控制。第二、三级则靠摆动喷管及其控制执行机构进行俯仰与偏航控制,而滚动控制则靠氮气反作用控制系统实现。第二、三级采用相同的控制执行机构(作动器与控制电子组件)。反作用控制系统还可以在一子级或二子级关机后至下一级点火之间的短暂滑行段提供三轴姿态控制,剩余的氮气可用于在三子级与有效载荷分离之前使有效载荷对准、移动或旋转。反作用控制系统包括 6 个氮气喷管、阀门与阀门传动机构(由穆格和赖特组件公司研制)、氮气贮箱(由结构复合材料公司或布伦瑞克公司研制),它们均安装在设备舱内。作动器由帕克·伯蒂航空航天公司提供。

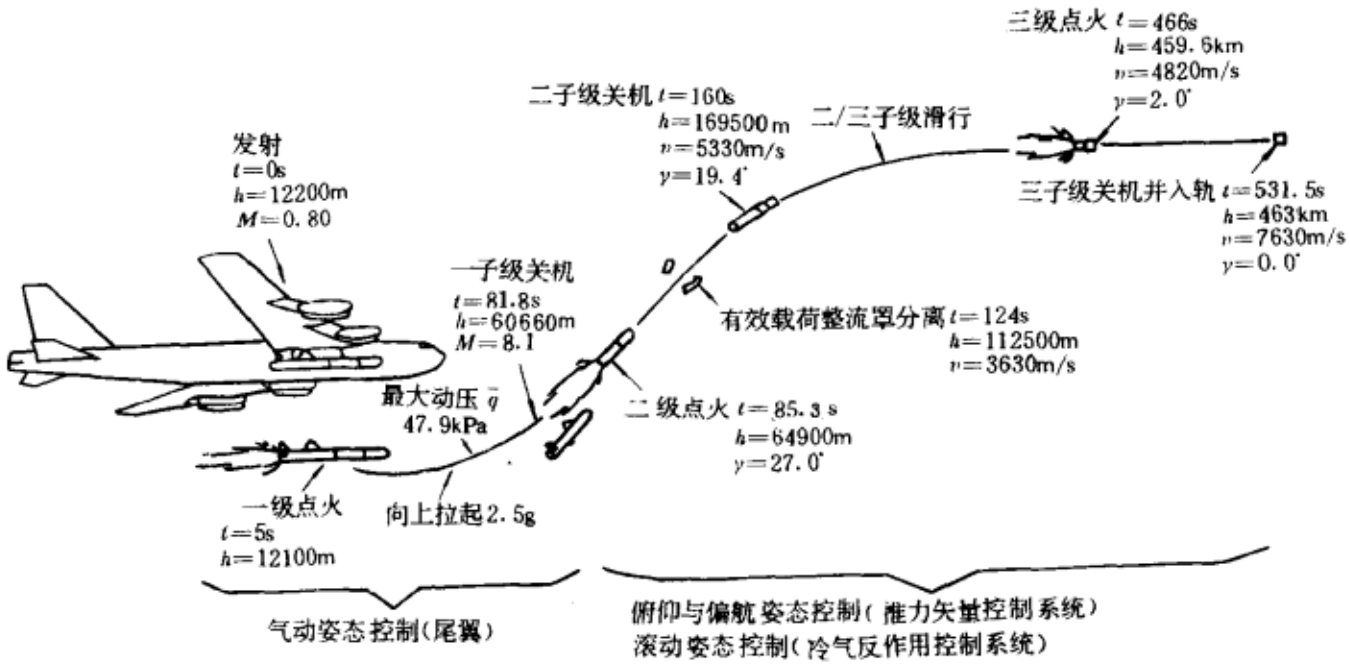
## 遥 测 系 统

"飞马座"火箭的遥测系统包括天线、发射机、接收机、多路调制器、跟踪转发器及各种传感器,用于实时测量与传输火箭飞行性能的数据(如所有飞行的关键事件、应力状况和温度等)。早期的火箭飞行要携带更多的敏感元件以获取大量数据。

遥测多路调制器包括信号调节器与模拟数字转换器,这些转换器将信号传输给 RS-422 数字式串联数据装置。飞行计算机可以监视多路调制器以及通过惯性测量装置获得的火箭制导、导航与控制的状况。遥测信号经过合成与归一化进入兼容的惯性制导积分陀螺仪(IRIG)遥测流,IRIG 遥测流通过一个 56kb/s 的 S 波段遥测通道传给地面。此外,遥测系统还采用一个 C 波段雷达转发器加强火箭的雷达返回。

遥测系统还可以和制导系统一起用于火箭飞行前的地面测试。这样可以无需断接电缆，无需采用断路接线盒与专用接头。

## 典型飞行程序




"飞马座"火箭典型飞行程序(轨道高度 463km)

"飞马座"火箭由载机从机场载运到预定的投放点，飞行马赫数达到 0.8，高度达到 12200m，这时($T=0$s)开始释放火箭，并按表所列的飞行程序将有效载荷运送入轨。

| 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|
| $T+0$ | 载机释放火箭，这时飞行马赫数为 0.8，高度 12200m，火箭沿接近真空的最佳升力上升轨道飞行。 |
| $T+5$ | 火箭高度下降到 12100m，一子级发动机开始点火。火箭最初平飞，加速到 2.5$g$ 后向上拉起，沿 S 形轨道飞行。在 $t\approx30$s 时，火箭将承受 47.9kPa 的最大动压；在 $t\approx35$s 时，火箭开始机动飞行，将轨道压低，攻角迅速接近于 0°。 |
| $T+81.8$ | 一子级关机并分离，火箭飞行高度达到 60660m，马赫数为 8.1，并开始惯性滑行。 |
| $T+85.3$ | 二子级开始点火，这时火箭滑行至 64900m 的高度，并以 27.0°的攻角向上爬升。 |
| $T+124$ | 整流罩分离，飞行高度达到 112500m，速度达到 3630m/s。 |
| $T+160$ | 二子级关机，火箭达到 169500m 高度与 5330m/s 的速度，攻角降至 19.4°。然后火箭再次滑行。 |
| $T+466$ | 三子级点火，火箭达到 459.6km 高度与 4820m/s 的速度，攻角进一步下降到 2.0°。火箭继续沿扁平轨道飞行。 |
| $T+531.5$ | 三子级关机。火箭达到了 463km 高度与 7630m/s 的速度，攻角下降到 0°，这时释放有效载荷，使其进入轨道。 |

# 飞 行 记 录

到1994年12月,“飞马座”火箭共发射了7次,具体情况如下表。

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名 称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | 1990.4.5 | 小飞马座卫星 | 191 | 593 | 593 | 94 | | 空中发射 | 成功 |
| | 1991.7.17 | 先进研究计划局微型卫星 | | | | | | 太平洋上空空中发射 | 成功 |
| 2 | | Microsat1 | | 358 | 455 | 82.02 | 92.75 | | |
| | | Microsat2 | | 358 | 453 | 82.02 | 92.73 | | |
| | | Microsat3 | | 357 | 453 | 82.02 | 92.73 | | |
| | | Microsat4 | | 356 | 455 | 82.02 | 92.73 | | |
| | | Microsat5 | | 358 | 455 | 82.02 | 92.75 | | |
| | | Microsat6 | | 360 | 456 | 82.02 | 92.79 | | |
| | | Microsat7 | | 359 | 455 | 82.02 | 92.76 | | |
| 3 | 1993.2.9 | 能力验证卫星(CDS1) | 14.5 | 727 | 791 | 24.97 | 100.01 | 空中发射 | 成功 |
| 4 | 1993.4.25 | 低能X射线成象敏感器阵(ALEXIS) | 109 | 740 | 835 | 70.00 | 100.4 | 空中发射 | 成功 |
| 5 | 1994.5.19 | 航天实验平台(STEP2/P91-A) | 180 | 603 | 821 | 81.96 | 99.02 | 空中发射 | 成功 |
| 6* | 1994.6.27 | 航天实验平台(STEP1) | 348 | | | | | 空中发射 | 失败 |
| 7 | 1994.8.3 | 先进光电与电子实验器(APEX) | 261 | 363 | 2544 | 69.97 | 114.95 | 空中发射 | 成功 |

“飞马座”还可以通过改进与增加一个四子级来进一步提高运载能力。1989年初,轨道科学公司的空间数据公司(Space Data Corp.)与国防高级研究计划局签订合同,以MX导弹为一子级、“飞马座”火箭的三个子级为二、三、四子级,研制运载能力更大的、从地面发射的“金牛座”(Taurus)火箭,该火箭可把375kg有效载荷送入同步转移轨道。目前轨道科学公司与赫尔克里士航空航天公司正在研究“飞马座”的其它派生型运载火箭,采用的技术包括使用液体第三级、增加级数、使用新型高性能发动机等(见下表)。

| 方案 | | 有效载荷（轨道高度 185km）（kg） | 起飞质量（kg） | 载机 |
|---|---|---|---|---|
| 飞马座 I | 目前型号 | 385～500 | 18825 | NB-52B |
| 飞马座 IB | 采用激光电子组件和液体双组元三子级 | 545～680 | 19500 | NB-52B |
| 飞马座 Ⅱ | 四级方案，采用两个飞马座 I 型火箭的二子级发动机 | 680～815 | 22450 | B-52G/H |
| 飞马座 Ⅲ | 采用根据飞马座技术改进的新型固体火箭发动机 | 1090～1360 | 34000 | B-52G/H |
| 飞马座 Ⅳ | 新型设计方案，火箭机翼翼展不受 6.7m 限制 | 2720～3630 | 77100 | 新型飞机 |

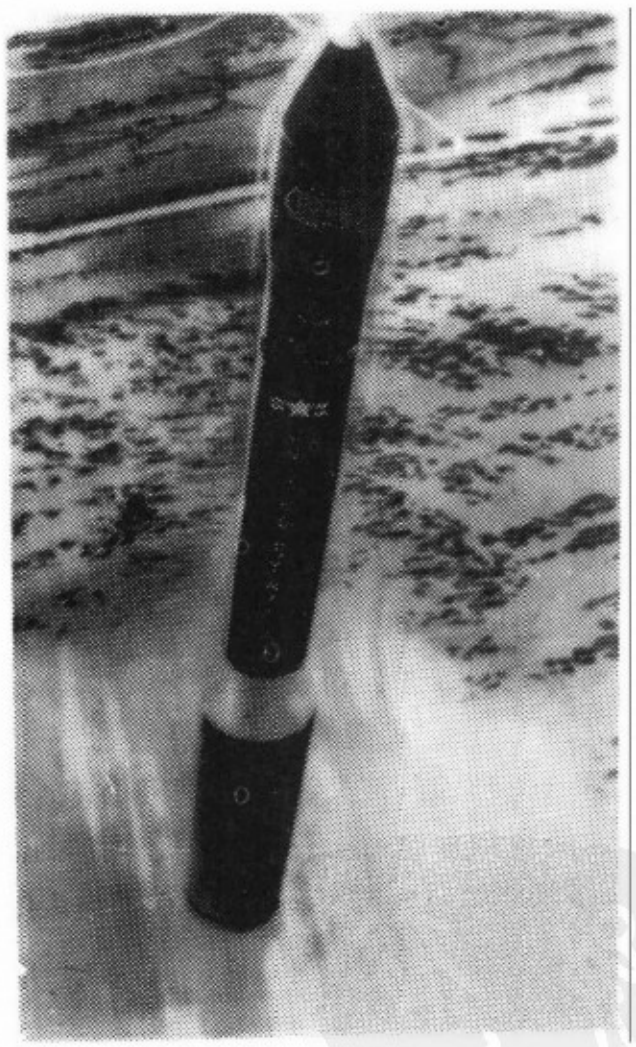
# 金牛座(TAURUS)

## 才 满 瑞

“金牛座”运载火箭是美国轨道科学公司(OSC)的空间数据公司(Space Data Corp.)研制的另一种小型商用运载火箭，是在 MX 导弹和飞马座火箭基础上研制的一种地面机动发射的小型标准运载火箭(SSLV)。

“金牛座”火箭在研制和设计上充分利用了经过飞行验证的技术，并采用简单保守的设计方法，不仅提高了整个火箭的可靠性，还有利于大幅度地降低火箭的偶生成本和续生成本。“金牛座”火箭使用 MX 导弹和“飞马座”火箭等的现有组件：推进系统采用 MX 导弹的第一级固体火箭发动机和“飞马座”的三个子级固体火箭发动机，推进剂仍采用 1.3 级非爆型端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂以确保最大的安全性；电子设备和姿态控制系统也是在 MX 导弹和“飞马座”火箭的基础上改进而成；地面发射支援设备(LSE)充分利用了轨道科学公司为战略防御创新组织(SDIO)“星鸟”(Starbird)计划研制和验证的硬件技术；其有效载荷对接与总装程序也与“飞马座”火箭相类似。

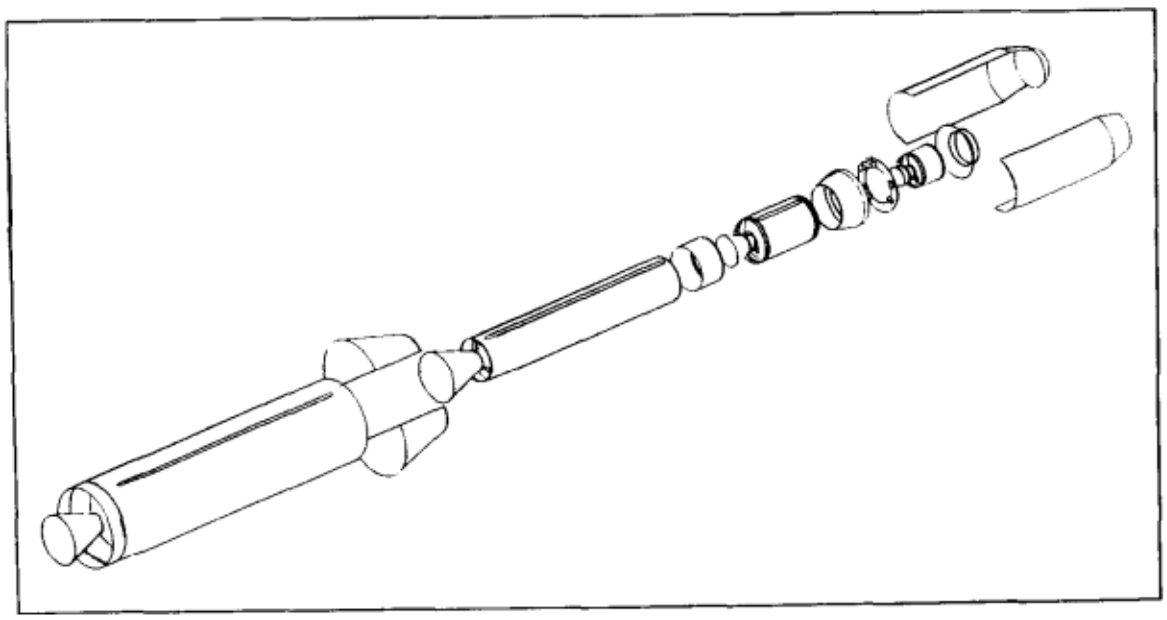
“金牛座”运载火箭的另一个特点是发射机动灵活、操作简单快捷。由于火箭采用移动式平



“金牛座”运载火箭

台发射,因此无需建造大的发射塔架。火箭组件运至发射场后在LSE上水平组装,从而简化了整个火箭的组装和有效载荷的总装与测试。全套LSE可通过公路(也可用军用飞机)运输至预定发射点的一块干燥混凝土发射平台上,因此发射机动灵活,需要的操作人员也很少。整个运载系统运至发射场后只需5天(或更少)的总装时间,总装完成后就可给出发射指令,在72小时之内完成火箭发射,整个发射过程只需不到25人就可完成。

"金牛座"运载火箭的研制合同是在1989年7月由空间数据公司与国防高级研制计划局(DARPA)签订的,目前火箭正在研制之中。"金牛座"火箭的运载能力为454kg(极地轨道)或1362kg(近地轨道)或375kg(同步转移轨道),每年可发射3次,每次发射费用为1500万美元(1991财年币值)。首次发射预定于1993年秋进行,将两颗质量分别为182kg和500kg重的卫星运送入轨,这两颗卫星分别隶属于国防高级研究计划局和美国空军。此次发射将在一个旧的"宇宙神"发射场上修建一个混凝土平台作为发射台并实施发射。除此之外,轨道科学公司还与DARPA签订了另外4颗卫星的发射合同,为此轨道科学公司将获得1300万美元(1992财年币值)的利润。发射合同签订以后,轨道科学公司将在18个月内交付火箭,提供发射。



"金牛座"火箭分解图

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4级 | 运载能力 | 454kg(极地轨道) |
| 全长 | 27.5m | | 或1362kg(近地轨道) |
| 起飞质量 | 81650kg | | 或375kg(同步转移轨道) |
| 起飞推力 | 1547kN | 入轨精度 | 倾角偏差±0.2°、高度偏差37km (740km极地轨道) |
| 推重比 | 1.93 | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.76m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 2.34m | 平均真空推力 | 1547kN |
| 结构质量 | 4460kg | 比冲(海平面) | 2655.8N·s/kg |
| 推进剂质量 | 44540kg | 工作时间 | 56.01s |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | | |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.40m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 1.27m | 平均真空推力 | 486.7kN |
| 结构质量 | 1870kg | 真空比冲 | 2894N·s/kg |
| 推进剂质量 | 12150kg | 燃烧室压力 | 5495kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 40∶1 |
| | | 工作时间 | 76s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.31m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 1.27m | 平均真空推力 | 122.8kN |
| 结构质量 | 375kg | 真空比冲 | 2896N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3025kg | 燃烧室压力 | 5468kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 65∶1 |
| | | 工作时间 | 74.7s |

## 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.47m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 直径 | 0.97m | 平均真空推力 | 34.56kN |
| 结构质量 | 202kg | 真空比冲 | 2853N·s/kg |
| 推进剂质量 | 782kg | 燃烧室压力 | 4392kPa |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | 膨胀比 | 60∶1 |
| | | 工作时间 | 65.5s |

## 整　流　罩

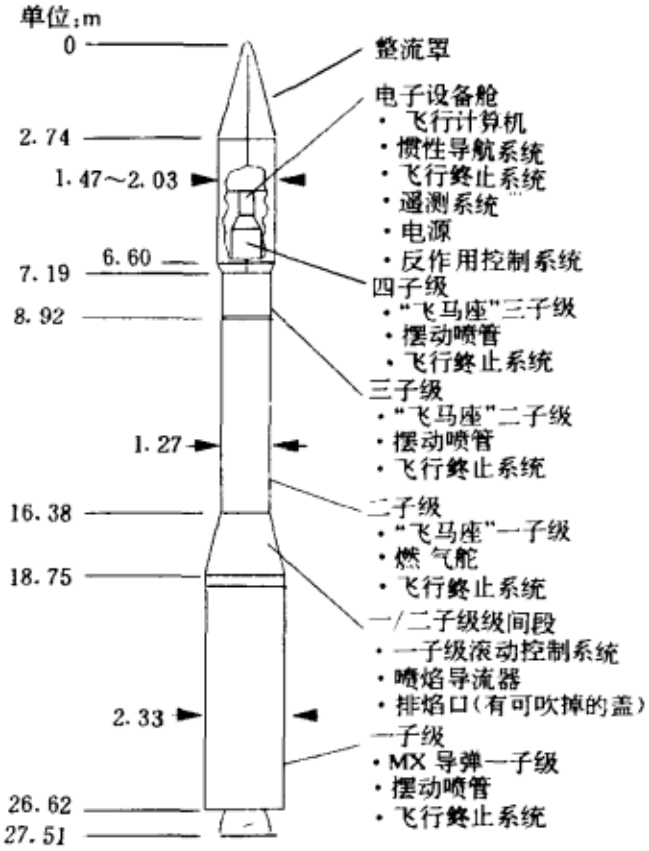
| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 6.60m | 有效载荷容积 | 长 3.96m　直径 1.27m |
| 底部直径 | 1.47m | | |

# 总 体 布 局

"金牛座"运载火箭全长 27.5m，几乎为"飞马座"火箭长度的两倍，整个火箭的直径并不完全相同，最大直径为 2.34m。火箭由一子级、二子级、三子级、四子级和整流罩组成。火箭的质量(不包括有效载荷)为 81200kg。

# 箭 体 结 构

"金牛座"火箭的结构包括一子级、二子级、三子级和整流罩，在一子级与二子级之间还增加了一个一/二子级级间过渡段。箭体的基本结构除一子级壳体使用凯芙拉(Kevlar)材料制成外，其余三个子级均采用石墨纤维复合材料制成，因此减轻了结构质量。"金牛座"火箭的组成如图所示。

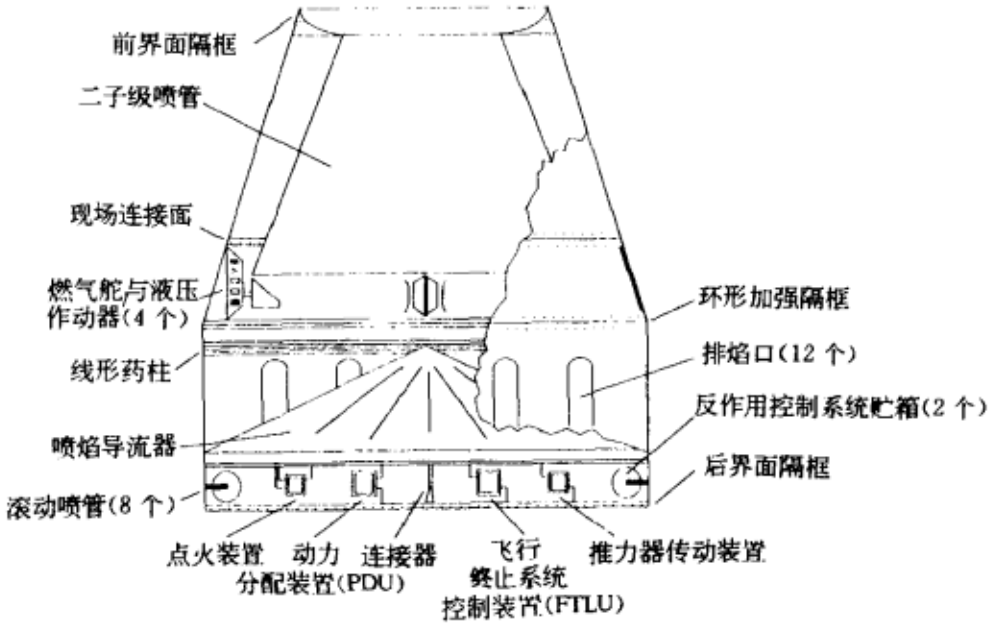



"金牛座"火箭的组成

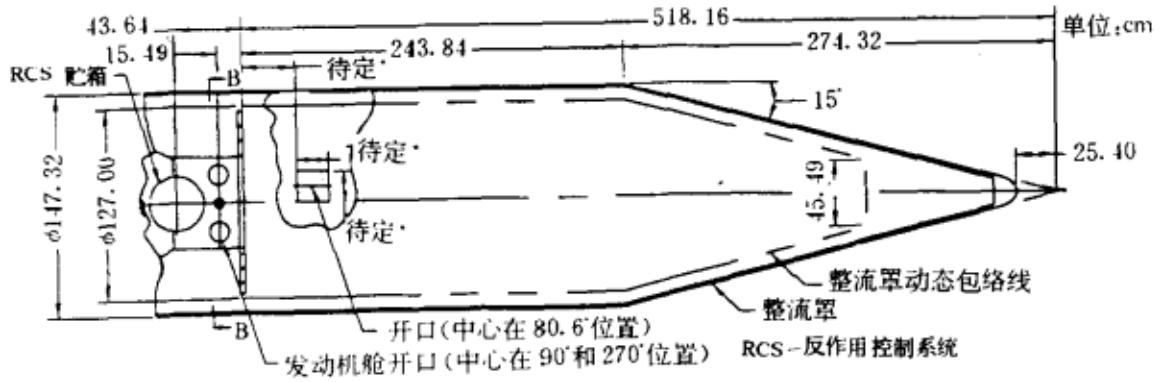
"金牛座"火箭一子级结构由 MX 导弹一子级发动机、壳体、摆动式喷管和飞行中止系统组成。发动机壳体采用环氧树脂浸渍的凯芙拉纤维缠绕而成，喷管用碳酚醛材料制造。一/二子级分离用热分离系统，级间段内部设有分离时引导二子级发动机排气的导流器，壳体上开有其口盖可被排气冲掉的排焰口。级间段内部还安装有包括 8 个小喷管的一子级滚动控制系统(见图)。一子级发动机喷管用作动器操纵摆动，可提供俯仰、偏航控制力。二、三、四子级结构和组成与"飞马座"火箭相同。

有效载荷整流罩也是由两个半罩组成，每个半罩上也开了一个人员出入口用于维护和安装，开口尺寸根据有效载荷的要求而定。结构材料仍采用铝蜂窝结构与石墨纤维复合材料制成。与"飞马座"火箭不同的是，"金牛座"火箭整流罩头部呈尖锥体，而"飞马座"火箭呈钝头圆弧状。整流罩将四子级发动机、电子设备舱和有效载荷全都罩在里面，用以保护内部的组件与设备。沿着整流罩的等分线有三个压缩带用于整流罩的分离。

整流罩长 6.6m，底部直径 1.47m，内部的有效载荷空间为长 3.96m，直径 1.27m。首次发射将使用外径为 1.6m 的整流罩。整流罩的尺寸如图所示。




二子级级间段




*根据有效载荷要求而定

有效载荷整流罩尺寸

## 推　进　系　统

“金牛座”采用现有 MX 导弹和“飞马座”火箭的固体火箭发动机。一子级发动机(Thiokol TU-903)由美国莫顿锡奥科耳公司(Morton Thiokol Inc.)研制并生产,主要用于空军的 MX 战略导弹计划,目前空军已经批准为“金牛座”火箭生产和采购这种发动机。一子级发动机直径 2.3368m,装 44540kg 推进剂,平均真空推力 1547kN。发动机壳体采用环氧树脂浸渍的凯芙拉纤维缠绕而成,喷管为双向摆动式喷管,用碳酚醛材料制成,喷管喉衬也采用低烧蚀与高强度的三维碳碳整体喉衬。同“飞马座”一样,推进剂用固体组分含量为 88%的端羟基聚丁二烯(HTPB),药柱呈圆柱孔型,前端开 7 个大的翼形槽,后端开 7 个小的翼形槽。在发动机壳体的前端还装有一个应力释放舵,壳体内部使用低密度的乙烯丙烯二烯共聚物(EPDM)作为绝热材料。发动机点火系统采用经过飞行试验证明的高温点火器,壳体外部使用软木作为气动防热材料。为了保证发射场安全,一子级发动机也采用飞行中止系统以便在非常情况下实施紧急关机。

“金牛座”的二、三、四子级发动机主要由“飞马座”的三个子级组成，只是在结构上稍作改型，以便携带更大的有效载荷。目前这些发动机正由赫尔克里士航空航天公司生产。

## 制导和控制系统

“金牛座”火箭的制导和控制系统与“飞马座”的基本相同，只是某些组件与功能稍作改动。系统仍采用以莫托罗拉 68020(Motorola 68020)型飞行计算机为主的自动飞行驾驶仪，用于对火箭进行制导、导航和控制。火箭还打算采用一个 6 通道全球定位系统(GPS)接收器为惯性制导装置(IMU)提供连续的位置与速度数据，使陀螺仪的漂移和加速度表的偏差影响最小。IMU 将火箭的飞行姿态、速度和导航数据提供给飞行计算机，由计算机控制把有效载荷准确地送入预定轨道。系统的电子设备还可以控制火箭的飞行中止系统和雷达跟踪转发器，并为有效载荷提供机械和电子连接。

火箭第一级飞行利用摆动喷管控制箭体的俯仰与偏航，摆动喷管依靠涡轮液压作动系统来驱动。第一级的滚动控制由氮气反作用控制系统来完成，该系统位于一/二子级级间段内一子级发动机的上部。第二级采用现有的经过潘兴 1A 导弹飞行证明了的燃气舵系统来控制箭体的滚动、俯仰和偏航，燃气舵组件位于一/二子级级间段的上部。第三、四级的控制执行机构则与“飞马座”的第二、三级相同，详细情况参见“飞马座”火箭。

## 遥 测 系 统

“金牛座”火箭的遥测系统同“飞马座”一样，也由天线、发射机、接收机、多路调制器、跟踪转发器及各种传感器组成，利用这些组件可将火箭的主要性能参数通过一个 56kb/s 的 S 波段遥测通道传给地面。详细介绍参见“飞马座”火箭遥测系统。

## 典型飞行程序

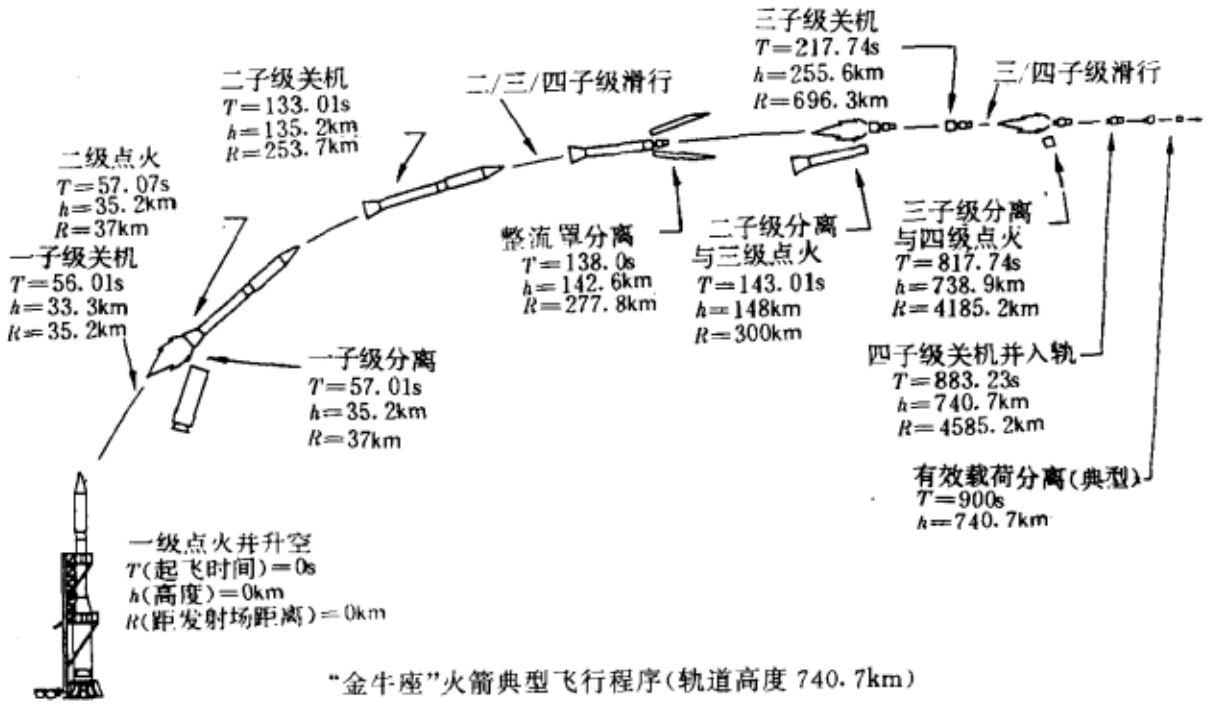
“金牛座”火箭将从美国东部的卡纳维拉尔角空军站(CCAFS)或西部的范登堡空军基地(VAFB)的移动发射台上发射，发射方位角分别为 57°～112°(CCAFS)和 185°～270°(VAFB)。火箭发射后，将按表所列的飞行程序将有效载荷运送入轨。

| 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|
| $T+0$ | 一子级发动机点火，火箭升空。 |
| $T+56.01$ | 一子级关机，火箭高度达到 33.3km。在 $t=57.01$s 时，一子级分离。 |
| $T+57.07$ | 二子级开始点火，这时火箭滑行至 35.2km 的高度，距发射场距离为 37km。 |
| $T+133.01$ | 二子级关机，飞行高度达到 135.2km，火箭距发射场 253.7km。尔后火箭继续滑行。 |
| $T+138$ | 整流罩分离，飞行高度达到 142.6km，火箭距离发射场 277.8km。 |
| $T+143.01$ | 二子级分离，三子级点火，火箭达到 148km 高度，距发射场 300km。 |
| $T+217.74$ | 三子级关机，火箭达到 255.6km 高度，距发射场 696.3km。然后火箭继续滑行。 |
| $T+817.74$ | 三子级分离，四子级点火，火箭飞行高度达到 738.9km，距发射场距离 4185.2km。 |
| $T+883.23$ | 四子级关机并入轨，火箭达到 740.7km 高度，距离发射场 4585.2km。 |
| $T+900$ | 有效载荷分离，轨道高度为 740.7km。 |

# 飞　行　记　录

到1994年12月，“金牛座”火箭只发射了1次。

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 1 | 1994.3.13 | 航天实验平台（STEP-0）<br>国防高级研究计划局卫星（DARPASAT） | 503<br>200 | | | | | 西靶场 | |




“金牛座”火箭典型飞行程序（轨道高度740.7km）

# 发　展　趋　势

“金牛座”火箭也可以通过改进与增加捆绑助推器来进一步提高运载能力。目前轨道科学公司正打算研制与发展两种“金牛座”改进型运载火箭，一种型号是“金牛座XL”型，使用加长的“飞马座”一、二子级发动机，可以将1589kg重的有效载荷送入近地轨道或将517kg重的有效载荷送入同步转移轨道（轨道倾角均为28.5°）；另一种型号是“金牛座XL/S”型，通过增加两个捆绑助推器，可将有效载荷运载能力提高到1952kg（近地轨道）或688kg（同步转移轨道）。

目前，轨道科学公司还在研制一种独特的“金牛座”四子级或“飞马座”三子级方案，即“飞马星”（PegaStar）多功能航天器舱，“飞马星”大量使用相同的火箭分系统（结构、电源、遥测、计算机等），起到上面级的作用，并具有多种功能为在轨有效载荷与实验设备提供服务。“飞马星”舱主要根据用户提出的要求进行研制和设计，设计要求包括特定有效载荷与实验的轨道高度与倾角、功率、定位精度、遥测速率与存储、热控以及在轨寿命等。使用火箭上面级作为航天器舱并非最新技术，该技术已经在洛克希德公司“阿金纳”（Agena）计划中成功地使用多年。这种方案的优点是能够增加入轨有效载荷与实验设备的重量，提高入轨精度，降低任务总装时间与成本。

# 美国通用上面级

## 阿金纳系列(THE AGENA FAMILY)

王 丹 阳

### 概 述

"阿金纳"是美国第一种液体推进剂末级火箭。它是世界上第一种具有三轴稳定和多次起动能力并能在轨道上进行机动飞行的上面级。也是发射世界第一颗极地轨道卫星、首次完成一次发射8颗卫星、首次执行载人轨道会合和对接任务的运载器。它为美国发射了第一批月球、金星、火星探测器。它使美国创下了17个空间第一的记录。"阿金纳"自1959年2月首次发射成功以来得到广泛应用,到1987年2月停止使用为止,与"雷神"、"宇宙神"、"大力神"等基础级组合共发射359次,成功率达95.8%,因而它是美国发射次数最多,使用时间最长,较为可靠的一种上面级。

"阿金纳系列"共有"阿金纳A"、"阿金纳B"、"阿金纳D"和"上升阿金纳"等4种型号。该系列运载器有较强的适应性,与各种基础级配合可完成各种轨道任务,可进行简单的入轨,也可执行长期的轨道飞行任务。"阿金纳D"在执行"双子星座"载人飞船会合停靠任务时,曾在轨道上等候5天之久,它曾创下了在轨道上等候20天之久才起动的记录。"阿金纳"还具有在发射台上以待发状态15天等待发射窗口的能力。

由"阿金纳"上面级送入轨道的卫星有侦察卫星——"发现者"、"萨莫斯";导弹预警卫星——"迈达斯";测地卫星——"帕吉奥斯"、"西可尔";气象卫星——"雨云";同步轨道应用技术卫星;科学卫星——轨道地球物理观测卫星、重力梯度试验卫星、太阳辐射卫星、核爆炸检测卫星;"双子星座"靶星;月球及行星探测器——月球轨道器、"徘徊者"以及秘密军用卫星等。

"阿金纳"与"雷神"、"宇宙神"、"大力神"等基础级组合后的运载能力如下表所示。

"阿金纳"由美国空军空间和导弹系统部负责计划管理,由洛克希德飞机公司主承包,主要的子承包商有贝尔航空航天公司(主发动机)、国际洛克维尔公司(辅助推进系统)、TRW公司(制导设备)、霍尼韦尔公司(惯性器件、捷联式惯性制导和导航系统)、航天和再入系统部(通信和控制系统),古尔东工业联合体(电源)、麦克唐纳道格拉斯公司(整流罩)、通用电气公司(敏感元件)等。

到1978年为止,"阿金纳系列"上面级的总研制经费为1.37亿美元(历年总和,经费未经折算),1978年"阿金纳D"每发价格为400万美元,1979年为720万美元(当年币值)。

**运载能力**

| 运载火箭 | 近地轨道 | | 地球同步转移轨道 (kg) | 逃逸轨道 (kg) |
|---|---|---|---|---|
| | 运载能力 (kg) | 轨道高度 (km) | | |
| 雷神-阿金纳 A | 800 | ～200 | | |
| 宇宙神-阿金纳 A | 1860 | 481 | | 159 |
| 雷神-阿金纳 B | 724 | 483 | | |
| 宇宙神 LV-3A-阿金纳 B | 2265 | 483 | | |
| 宇宙神 SLV-3-阿金纳 B | 2770 | 483 | | 340 |
| 雷神-阿金纳 D | 725 | 500 | | |
| 加大推力雷神-阿金纳 D | 1500 | 185 | | |
| 长贮箱加大推力雷神-阿金纳 D | 2000 | 185 | | |
| 宇宙神 SLV3-阿金纳 D | 3805 | 185 | 1223 | 430 |
| 宇宙神 SLV3A-阿金纳 D | 3856 | 185 | 1238 | 680 |
| 大力神 3B-阿金纳 D | 3626 | 185 | 1100 | 600 |
| 大力神 34B-上升阿金纳 | 3740 | 185 | | |

“阿金纳 D”是“阿金纳系列”中发射次数最多，使用时期最长的一种型号，这里将对它作较详细的介绍。

## 阿金纳 A(AGENA A)

1956 年由洛克希德公司开始进行研制，火箭的用途是提供必要的附加推力，把较大的有效载荷送入空间并同时用作轨道稳定平台。“阿金纳 A”的动力装置由 B-58 赫斯特勒(HUSTLE)火箭发动机改进而成。1959 年 1 月首次飞行时采用 JP-4 喷气发动机燃料和红烟硝酸作为推进剂，工作时间 100s，后来燃料改用偏二甲肼，工作时间增加到 120s。到 1961 年 1 月“阿金纳 A”作为“雷神”和“宇宙神”火箭的上面级共发射 20 次，失败 8 次，其中因“阿金纳”上面级故障失败 3 次，成功率 85.0%。火箭从范登堡和卡纳维拉尔角(简称卡角)发射。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长(不含整流罩) | 5.8m | 发动机 | 贝尔 8048 |
| 直径 | 1.52m | 真空推力 | 69.1kN |
| 子级质量 | 3860kg | 真空比冲 | 2697N·s/kg |
| 结构质量 | 790kg | 工作时间 | 120s |
| 推进剂质量 | 3070kg | 起动次数 | 1 次 |
| 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1* | 雷神 | 1959.1.21 | | | | | | | 范登堡 | 失败① |
| 2 | 雷神 | 1959.2.28 | 发现者1 | 590 | 183 | 1122 | 90 | 96 | 范登堡 | ② |
| 3 | 雷神 | 1959.4.13 | 发现者2 | 725 | 245 | 362 | | 90.6 | 范登堡 | |
| 4* | 雷神 | 1959.6.3 | 发现者3 | 725 | | | | | 范登堡 | 失败③ |
| 5* | 雷神 | 1959.6.26 | 发现者4 | 725 | | | | | 范登堡 | 失败④ |
| 6 | 雷神 | 1959.8.13 | 发现者5 | 770 | 217 | 734 | 80.0 | 94.1 | 范登堡 | |
| 7 | 雷神 | 1959.8.19 | 发现者6 | 770 | 211 | 850 | 84.0 | 95.2 | 范登堡 | |
| 8 | 雷神 | 1959.11.7 | 发现者7 | 770 | 159 | 835 | 81.6 | 94.6 | 范登堡 | |
| 9 | 雷神 | 1959.11.20 | 发现者8 | 770 | 193 | 1661 | 80.6 | 103.7 | 范登堡 | |
| 10* | 雷神 | 1960.2.4 | 发现者9 | 770 | | | | | 范登堡 | 失败⑤ |
| 11* | 雷神 | 1960.2.19 | 发现者10 | 770 | | | | | 范登堡 | 失败⑥ |
| 12 | 雷神 | 1960.4.15 | 发现者11 | 770 | 166 | 604 | 80.1 | 92.3 | 范登堡 | |
| 13* | 雷神 | 1960.6.30 | 发现者12 | 770 | | | | | 范登堡 | 失败⑦ |
| 14 | 雷神 | 1960.8.10 | 发现者13 | 770 | 253 | 694 | 94.1 | 82.8 | 范登堡 | |
| 15 | 雷神 | 1960.8.18 | 发现者14 | 770 | 182 | 808 | 79.6 | 94.5 | 范登堡 | |
| 16 | 雷神 | 1960.9.13 | 发现者15 | 770 | 201 | 755 | 80.9 | 94.2 | 范登堡 | |
| 17* | 宇宙神 | 1960.2.26 | 迈达斯1 | 1600 | 481 | 517 | 33.0 | 94.4 | 卡角 | 失败⑧ |
| 18 | 宇宙神 | 1960.5.24 | 迈达斯2 | 1600 | | | | | 卡角 | |
| 19* | 宇宙神 | 1960.10.11 | 萨莫斯1 | 1860 | | | | | 卡角 | 失败⑨ |
| 20 | 宇宙神 | 1961.1.30 | 萨莫斯2 | 1860 | 483 | 563 | 97.0 | 95.0 | 卡角 | |

①“阿金纳”在发射台爆炸；②发射美国第一颗极地轨道卫星；③、④未入轨；⑤“阿金纳”被发射塔撞坏；⑥、⑦未入轨；⑧二子级分离失败；⑨脐带脱落插座故障。

## 阿金纳B(AGENA B)

“阿金纳B”为“阿金纳A”的改型。火箭改进了电子和制导装置，并换用贝尔(BELL)公司8096型发动机，真空推力提高1.95kN，真空比冲增加98N·s/kg，并具有二次起动能力。箭体贮箱加长，工作时间较“阿金纳A”增加一倍。“阿金纳B”与“雷神”和“宇宙神”基础级组合，自1960年10月到1966年6月的5年多内共发射73次，失败17次，其中因“阿金纳B”故障失败7次，成功率90.4%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长(不含整流罩) | 7.6m | 发动机 | 贝尔 8096 |
| 直径 | 1.52m | 真空推力 | 71.1kN |
| 子级质量 | 7050kg | 真空比冲 | 2795N·s/kg |
| 结构质量 | 910kg | 工作时间 | 240s |
| 推进剂质量 | 6140kg | 起动次数 | 2 次 |
| 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | |

## 飞　行　记　录

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1* | 雷神 | 1960.10.26 | 发现者 16 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败① |
| 2 | 雷神 | 1960.11.12 | 发现者 17 | 955 | 182 | 988 | 81.9 | 96.4 | 范登堡 | |
| 3 | 雷神 | 1960.12.7 | 发现者 18 | 955 | 230 | 686 | | 93.8 | 范登堡 | |
| 4 | 雷神 | 1960.12.20 | 发现者 19 | 955 | 206 | 628 | 82.8 | 93.0 | 范登堡 | |
| 5 | 雷神 | 1961.2.17 | 发现者 20 | 1110 | 285 | 782 | 80.4 | 95.4 | 范登堡 | |
| 6 | 雷神 | 1961.2.18 | 发现者 21 | 955 | 240 | 1061 | 80.7 | 93.8 | 范登堡 | |
| 7* | 雷神 | 1961.3.30 | 发现者 22 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败② |
| 8 | 雷神 | 1961.4.8 | 发现者 23 | 955 | 203 | 1419 | 89.1 | 101.2 | 范登堡 | |
| 9* | 雷神 | 1961.6.9 | 发现者 24 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败③ |
| 10 | 雷神 | 1961.6.16 | 发现者 25 | 955 | 224 | 404 | 82.1 | 90.9 | 范登堡 | |
| 11 | 雷神 | 1961.7.7 | 发现者 26 | 955 | 235 | 810 | 82.9 | 95.0 | 范登堡 | |
| 12* | 雷神 | 1961.7.22 | 发现者 27 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败④ |
| 13* | 雷神 | 1961.8.4 | 发现者 28 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败⑤ |
| 14 | 雷神 | 1961.8.30 | 发现者 29 | 955 | 220 | 555 | 82.1 | 91.0 | 范登堡 | |
| 15 | 雷神 | 1961.9.12 | 发现者 30 | 955 | 248 | 555 | 82.6 | 92.4 | 范登堡 | |
| 16* | 雷神 | 1961.9.17 | 发现者 31 | 955 | 245 | 410 | 82.7 | 91.0 | 范登堡 | 失败⑥ |
| 17 | 雷神 | 1961.10.13 | 发现者 32 | 955 | 237 | 396 | 81.7 | 90.8 | 范登堡 | |
| 18* | 雷神 | 1961.10.23 | 发现者 33 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败⑦ |
| 19 | 雷神 | 1961.11.5 | 发现者 34 | 955 | 216 | 1025 | 83.7 | 97.2 | 范登堡 | |
| 20 | 雷神 | 1961.11.15 | 发现者 35 | 955 | 237 | 278 | | 89.8 | 范登堡 | |
| 21 | 雷神 | 1961.12.12 | 发现者 36 | 955 | 238 | 451 | | 91.5 | 范登堡 | |
| | | | 奥斯卡(OSCAR) | 5 | 235 | 415 | | 91.1 | | |
| 22* | 雷神 | 1962.1.13 | 发现者 37 | 955 | | | | | 范登堡 | 失败⑧ |
| 23 | 雷神 | 1962.2.21 | 秘密卫星 | | 167 | 357 | | 89.7 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 24 | 雷神 | 1962.2.27 | 发现者 38 | 955 | 335 | 496 | | 89.7 | 范登堡 | |
| 25 | 雷神 | 1962.4.18 | 秘密卫星 | | 158 | 536 | 73.5 | 91.5 | 范登堡 | |
| 26 | 雷神 | 1962.4.29 | 秘密卫星 | | 158 | 494 | 73.2 | 91.1 | 范登堡 | |
| 27 | 雷神 | 1962.5.15 | 秘密卫星 | | 290 | 645 | 82.5 | 94.0 | 范登堡 | |
| 28 | 雷神 | 1962.5.30 | 秘密卫星 | | 195 | 341 | 74.1 | 89.9 | 范登堡 | |
| 29 | 雷神 | 1962.6.2 | 秘密卫星 | | 211 | 388 | 74.3 | 90.5 | 范登堡 | |
| | | | 奥斯卡 2 | 5 | 208 | 386 | 74.3 | 90.5 | | |
| 30 | 雷神 | 1962.6.18 | 秘密卫星 | | 377 | 393 | 82.0 | 92.3 | 范登堡 | |
| 31 | 雷神 | 1962.6.23 | 秘密卫星 | | 209 | 241 | 75.1 | 89 | 范登堡 | |
| 32 | 雷神 | 1962.6.28 | 秘密卫星 | | 211 | 641 | 76.0 | 93.6 | 范登堡 | |
| 33 | 雷神 | 1962.7.21 | 秘密卫星 | | 196 | 351 | 70.3 | 90.0 | 范登堡 | |
| 34 | 雷神 | 1962.7.28 | 秘密卫星 | | 208 | 407 | 71.1 | 90.7 | 范登堡 | |
| 35 | 雷神 | 1962.9.1 | 秘密卫星 | | 304 | 673 | 82.8 | 94.4 | 范登堡 | |
| 36* | 雷神 | 1962.9.17 | 秘密卫星 | | 200 | 616 | 81.9 | 92.8 | 范登堡 | 失败[18] |
| 37 | 雷神 | 1962.9.29 | 阿卢埃特 1 (ALLOUETTE) | 145 | 998 | 1027 | 80.5 | 105.4 | 范登堡 | [19] |
| 38 | 雷神 | 1962.10.9 | 秘密卫星 | | 166 | 468 | 81.5 | 90.9 | 范登堡 | |
| 39 | 雷神 | 1962.11.5 | 秘密卫星 | | 209 | 402 | 75.0 | 90.7 | 范登堡 | |
| 40 | 雷神 | 1962.11.24 | 秘密卫星 | | 208 | 325 | | 88.9 | 范登堡 | |
| 41* | 雷神 | 1963.1.12 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败[19] |
| 42 | 雷神 | 1963.6.29 | 秘密卫星 | | 501 | 579 | 82.4 | 94.9 | 范登堡 | |
| 43 | 雷神 | 1964.1.25 | 回声 2 (ECHO) | 248 | 1033 | 1313 | 81.5 | 108.8 | 范登堡 | |
| 44 | 雷神 | 1964.8.28 | 云雨 1 | 375 | 423 | 932 | 98.6 | 98.3 | 范登堡 | |
| 45 | 雷神 | 1965.11.29 | 阿卢埃特 2 | 145 | 505 | 2987 | 79.8 | 121.4 | 范登堡 | |
| | | | 探险者 31 | 99 | 505 | 2979 | 79.8 | 121.3 | | |
| 46 | 雷神 | 1966.5.15 | 云雨 2 | 414 | 1101 | 1181 | 100.3 | 108.1 | 范登堡 | |
| 47 | 宇宙神 | 1961.7.12 | 迈达斯 3 | 1590 | 2977 | 2977 | | 160 | 卡角 | |
| 48* | 宇宙神 | 1961.8.23 | 徘徊者 1 | 305 | 169 | 504 | 32.9 | 91.1 | 卡角 | 失败[20] |
| 49* | 宇宙神 | 1961.9.9 | 萨莫斯 3 | 1905 | | | | | 卡角 | 失败[21] |
| 50 | 宇宙神 | 1961.10.21 | 迈达斯 4 | 1590 | 3312 | 3740 | 95.9 | 166.0 | 卡角 | |
| 51* | 宇宙神 | 1961.11.18 | 徘徊者 2 | 305 | 158 | 237 | 33.3 | 88.3 | 卡角 | 失败[22] |
| 52* | 宇宙神 | 1961.11.12 | | | | | | | 卡角 | 失败[23] |
| 53 | 宇宙神 | 1961.12.22 | 秘密卫星 | | 233 | 752 | | 94.5 | 卡角 | |
| 54 | 宇宙神 | 1962.1.26 | 徘徊者 3 | 330 | 0.9839 AU | 1.163 AU | 0.399 | 406.4d | 卡角 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 55 | 宇宙神 | 1962.3.7 | 秘密卫星 | | 237 | 639 | 90.9 | 93.9 | 卡角 | |
| 56 | 宇宙神 | 1962.4.9 | 秘密卫星 | | 2786 | 3405 | 86.7 | 153 | 卡角 | |
| 57 | 宇宙神 | 1962.4.26 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | ⑪ |
| 58 | 宇宙神 | 1962.6.17 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | |
| 59 | 宇宙神 | 1962.7.18 | 秘密卫星 | | 183 | 237 | | 88.7 | 卡角 | |
| 60* | 宇宙神 | 1962.7.22 | 水手 1 (MARINER) | 202 | | | | | 卡角 | 失败⑫ |
| 61 | 宇宙神 | 1962.8.5 | 秘密卫星 | | 204 | 204 | | 88.6 | 卡角 | |
| 62 | 宇宙神 | 1962.8.27 | 水手 2 | 203 | 0.7046AU | 1.229AU | 1.66 | 343d | 卡角 | ⑬ |
| 63 | 宇宙神 | 1962.10.18 | 徘徊者 5 | 342 | 0.949AU | 1.052AU | 0.3901 | 366d | 卡角 | ⑬ |
| 64 | 宇宙神 | 1962.11.11 | 秘密卫星 | | 206 | 206 | 96.0 | 88.7 | 卡角 | |
| 65* | 宇宙神 | 1962.12.17 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | 失败⑭ |
| 66 | 宇宙神 | 1963.5.9 | 秘密卫星 | | 3619 | 3685 | 87.4 | 166.6 | 卡角 | |
| | | | ERS-5 | 7 | 3607 | 3697 | 87.4 | 166.5 | | |
| | | | ERS-6 | 7 | 3602 | 3673 | 87.4 | 166.5 | | |
| 67* | 宇宙神 | 1963.6.12 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | 失败⑮ |
| 68 | 宇宙神 | 1963.7.18 | 秘密卫星/ERS-10 | | 3660 | 3727 | 88.4 | 167.9 | 卡角 | |
| | | | ERS-9 | | 3663 | 3732 | 88.4 | 167.9 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 3653 | 3743 | 88.4 | 168.0 | | |
| 69 | 宇宙神 | 1964.1.30 | 徘徊者 6 | 365 | | | | | 卡角 | ⑯ |
| 70 | 宇宙神 | 1964.9.5 | 轨道地球物理观察卫星 1(OG01) | 487 | 282 | 149391 | 31.1 | 64h | 卡角 | |
| 71 | 宇宙神 | 1965.2.17 | 徘徊者 8 | | | | | | 卡角 | ⑰ |
| 72 | 宇宙神 | 1965.3.21 | 徘徊者 9 | | | | | | 卡角 | ⑱ |
| 73 | 宇宙神 | 1966.6.7 | 轨道地球物理观察卫星 3 | 515 | 274 | 121937 | 30.9 | 2907.9 | 卡角 | |

①二子级分离失败；②未入轨；③“阿金纳”点火失败；④$T+60s$ 地面指令自毁；⑤“阿金纳”故障；⑥舱体分离失败；⑦“阿金纳”提前关机；⑧未入轨；⑨ERS-2 未能弹射；⑩未入轨；⑪二天后卫星下降；⑫制导失败；⑬太阳轨道；⑭未入轨；⑮发射不久火箭爆炸；⑯飞行 65.6h，命中月球；⑰飞行 64.9h，命中月球；⑱飞行 64.5h，命中月球；⑲第一颗加拿大卫星，测电离层；⑳“阿金纳”未再次起动，未入月球轨道；㉑“宇宙神”级在发射台爆炸；㉒“阿金纳”未再次起动，卫星运行于停候轨道；㉓“阿金纳”故障；AU＝$496\times10^{8}$km，AU 为天文单位距离的单位符号

## 阿金纳 D(AGENA D)

1961 年开始在“阿金纳 B”的基础上研制“阿金纳 D”。改进了箭体结构，采用了标准的有效载荷接口和独立的仪器舱。由于采用管系结构和新的铍镁合金材料，箭体结构减轻。贮箱改用孔板增压系统，并采用了改进的推进剂吹除和蓄留系统。发动机具有多次起动能力。“阿金纳

D"除了与"雷神"和"宇宙神"基础级组合外,还用作"大力神 3B"的上面级。"阿金纳 D"于 1962 年 6 月首次与"雷神"组合发射,到 1984 年 4 月停止使用为止共执行 253 次任务,失败 17 次,其中因"阿金纳 D"故障失败 5 次,成功率 98.02%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长(不含整流罩) | 7.09m | 真空推力 | |
| 直径 | 1.52m | 主机 | 71.17kN |
| 子级质量 | 6812kg | 辅机 1 | 399.8N |
| 结构质量 | 697kg | 辅机 2 | 71.1N,888.5N |
| 推进剂质量(一次点火) | 6115kg | 真空比冲 | |
| 推进剂 | | 主机 | 2795N·s/kg |
| 主系统 | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 辅机 1 | 2677N·s/kg |
| 副系统 1① | 高密度硝酸/偏二甲肼十硅油 | 工作时间 | |
| 副系统 2② | 四氧化二氮十一氧化氮/偏二甲肼 | 主机 | 240s |
| 发动机 | | 辅机 1 | 8900s |
| 主机 | 贝尔 8096,8247 | 起动次数 | |
| 辅机 1① | 泵压输送发动机 | 主机 | 多次 |
| 辅机 2② | 挤压式输送发动机 | 辅机 1 | 200 次 |
| | | 辅机 2 | 多次 |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 1.96～5.66m | 结构质量 | 91～? kg |
| 直径 | 1.66m | 有效容积 | 1.98～7.67m³ |

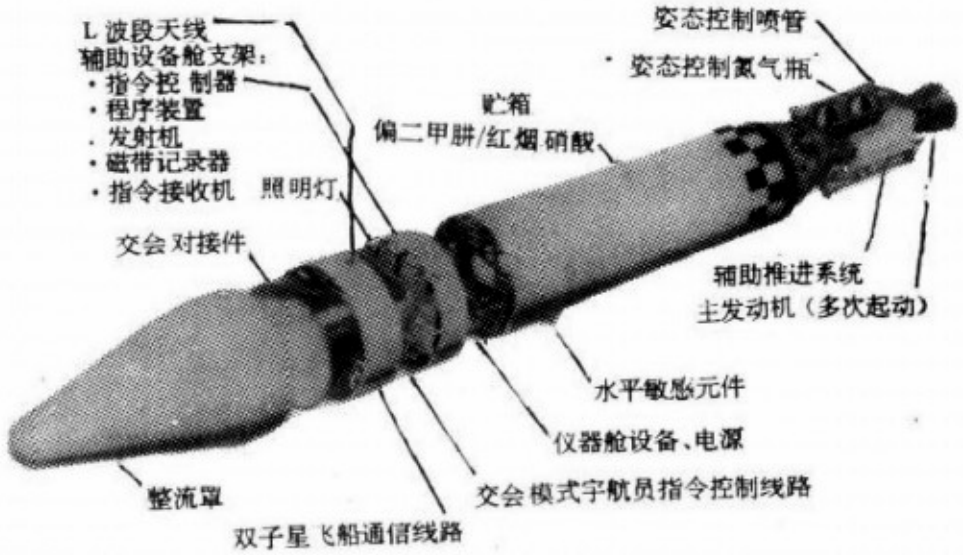
## 总 体 布 局

"阿金纳 D"由箭体结构、推进系统、制导和控制系统、液压系统、通信系统和电源系统组成。

"阿金纳"箭体由级间段、尾段、箱体段和前裙段组成,后者在"阿金纳"分离时随"大力神 3B"二子级一起脱落。尾段由锥形发动机架和设备安装架组成,内装有发动机和辅助推进系统及姿态控制气动阀门等装置。箱体段由共底隔开的 2 个铝合金贮箱组成,燃料箱在上,氧化剂箱在下。箱底各安装一蓄留器,保障发动机再起动的推进剂供给。仪器舱内装有制导、控制系

① 副系统 1、辅机 1 指一体化辅助推进系统及其发动机

② 副系统 2、辅机 2 指辅助推进系统及其发动机



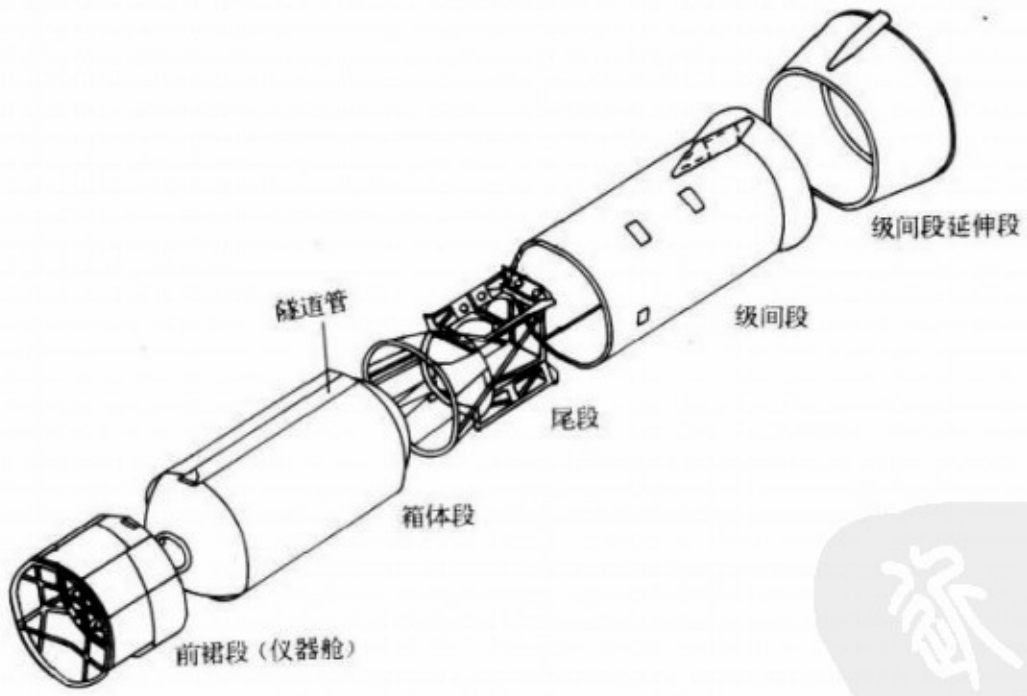

“阿金纳 D”总体布局

统设备、遥测装置、指令跟踪装置、增压设备电源等。在执行与“双子星座”飞船的对接任务时，在仪器舱前加装交会对接舱。

为适应发射各种卫星的需要，设计了多种整流罩。有蛤壳式的，也有整体鼻锥式的。“阿金纳”壳体结构对有效载荷适应性较强，除主要有效载荷外，还可同时携带数个小实验件，它们可置于前舱或尾段中。

## 箭 体 结 构

“阿金纳 D”箭体结构由级间段、尾段、箱体段、前裙段（仪器舱）组成。




“阿金纳 D”箭体结构

**级间段**

镁合金级间段由主对接段及其延伸段组成。级间段支撑“阿金纳D”,并在“阿金纳”与二子级分离时一起脱落。

**尾段**

箭体尾段由锥形发动机架和后部设备安装架组成。尾段在383.84截面处与箱体段相接。

截锥形发动机架由连接尾段和贮箱的连接框、发动机安装框和连接2个环框的纵向构件组成。

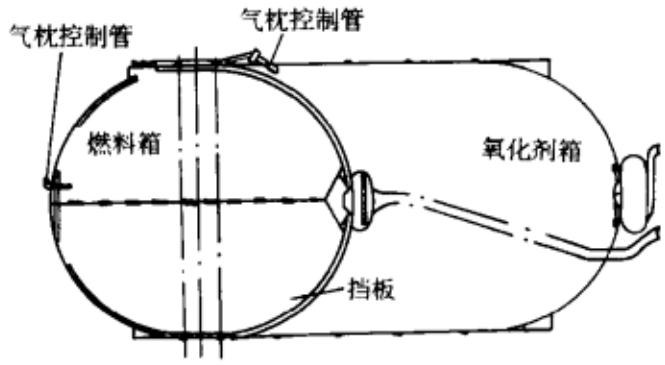
后部设备安装架由4个桁架组成,桁架自发动机架伸出并与462.5截面处的后隔框相接。桁架与隔框的连接用管系构架加强,以保证纵横向的结构稳定性。

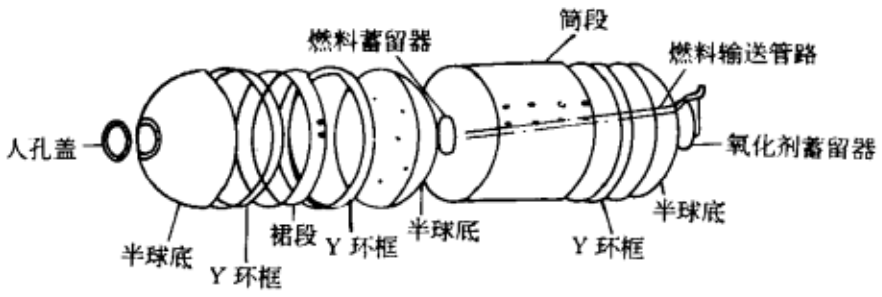
发动机架除安装发动机外,还装有推进剂加注-泄出快速脱落接头、氦气加注阀和液压作动组件。后部安装架装有球形气瓶、气动调节器、气动推力阀等。

**箱体段**

贮箱为铝合金焊接结构,长3.28m。燃料箱与氧化剂箱由共底隔开。燃料箱由筒段、2个Y形框和2个半球底组成。氧化剂箱由长筒段、Y形框和一个半球底组成。2个贮箱均装有再次起动用的蓄留器。燃料蓄留器焊接于箱底,氧化剂蓄留器螺接于箱底。

燃料箱和氧化剂箱各通过位于贮箱前底和313.0截面Z轴上的接管嘴增压。贮箱额定工作压力为377.6kPa,破坏压力为473.7kPa。




箱体段

**前裙段**

前裙段由交会对接段(执行“双子星座”飞船对接任务时)和仪器舱组成,长1.03m。壳段为半硬壳式结构,由内框、纵向构件、蒙皮和人孔盖组成。裙段基本用铝合金制造,但也采用一些铍镁合金薄板。壳段设有用来增加强度和置放设备的仪器架。构架由铝合金管系焊接而成,其两端用销钉连接到8根纵梁上。共底贮箱的半球形前底伸入前裙40.67cm,故构架后部设计成

锥形。裙段于 287.5 截面用埋头螺钉与箱体段螺母相接，前端框设有 8 个等间 $\phi$1.27cm 有效载荷安装孔。

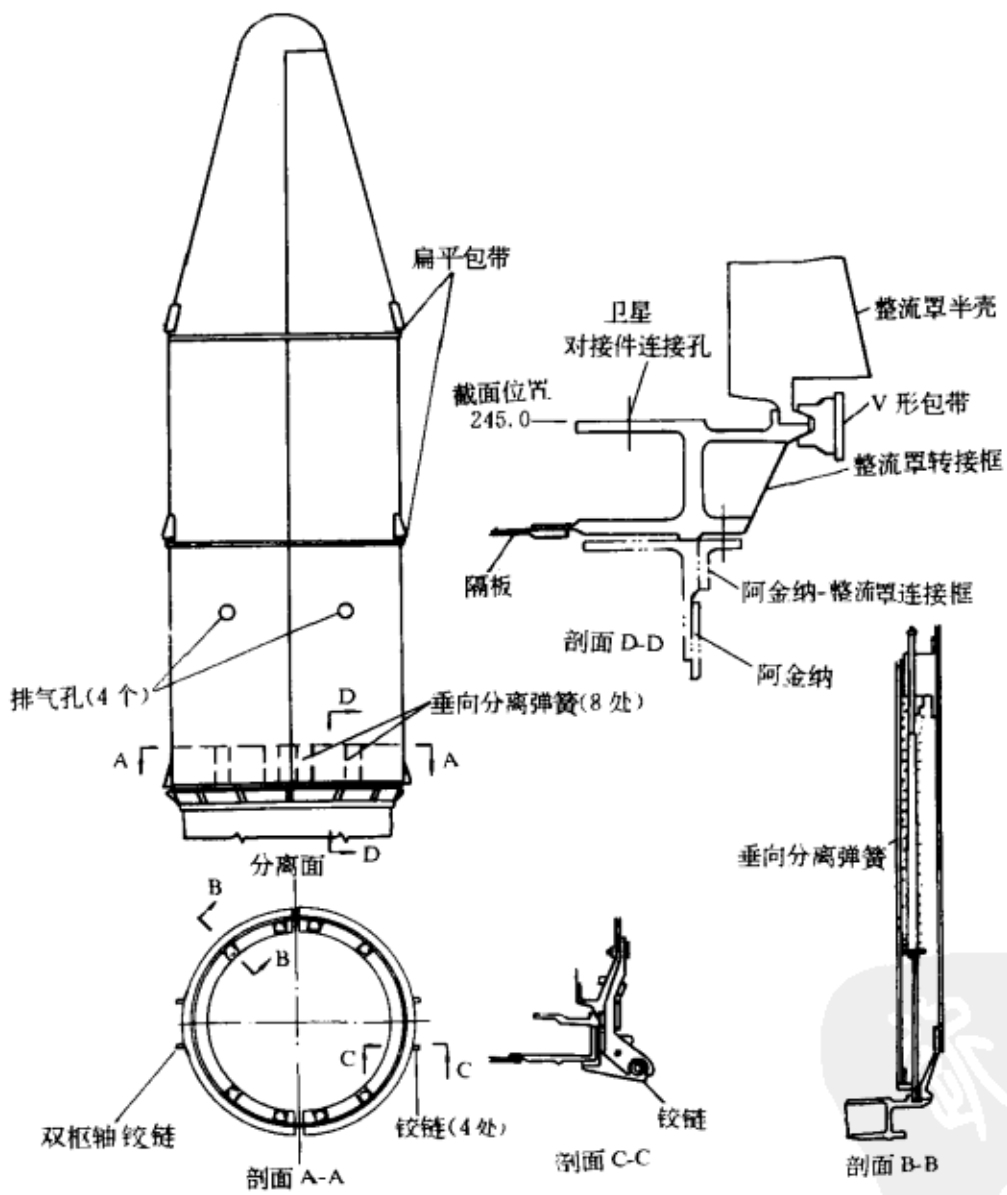
**整流罩**

“阿金纳 D”设有各种不同的整流罩，有蛤壳状的，也有全鼻锥状的。整流罩用铍、镁合金和铝合金制造。一般，整流罩质量 90 余千克，也有质量和容积较大的整流罩。



| | 军用 | 双子星 | 徘徊者 | 水手 4 | 云雨 |
|---|---|---|---|---|---|
| 长 m | 1.96～3.66 | 2.92 | 4.06 | 4.01 | 5.66 |
| 容积 $m^3$ | 1.98～4.53 | 2.89 | 3.71 | 5.26 | 7.67 |

“阿金纳”整流罩




蛤壳式标准整流罩

现以轨道地球物理观察卫星(OGO5)和"水手"(Mariner)的整流罩为例说明"阿金纳 D"整流罩结构。

"OGO5"蛤壳式整流罩长 5.72m、质量 328.3kg,由铝合金框加强的 2 个半壳组成。2 个半壳构成一个包括一直径为 1.65m 的筒段、一个 15°半角的锥形段和一直径 0.61m 半球形端头帽的整流罩。

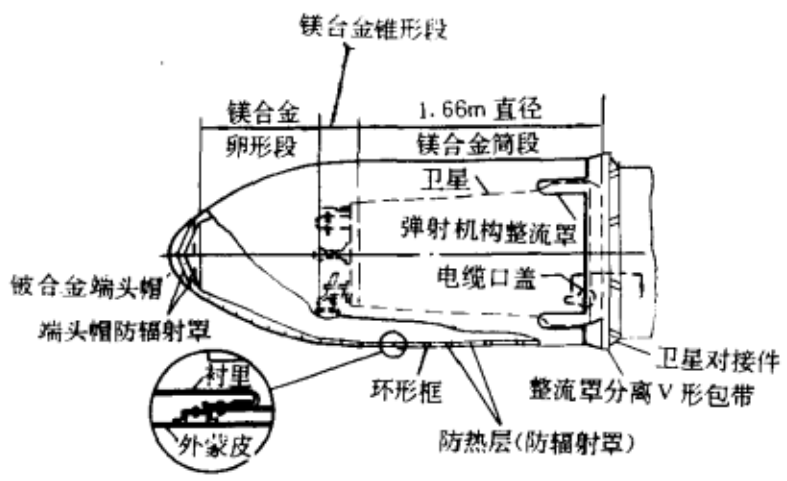
半壳由玻璃纤维制成,内部用铝合金纵梁和肋条加强。筒段二氧化硅层和锥形段铝箔层为卫星提供热防护。二个半壳用一头部闩锁、二条围绕筒段的扁平包带和一条下端 V 形包带连接在一起。上、中、下三条包带的张紧力分别为 22.25kN、11.57kN 和 35.6kN。

半壳由 V 形包带固定在转接框上。转接框和"阿金纳"端框用螺栓连接。整流罩和卫星对接件均与转接框连接。转接框上装有金属隔板,将"阿金纳"与整流罩隔开。整流罩筒段有 4 个小孔,用来在飞行上升段向外定向排气。

"阿金纳"定时器在发动机第一次点火后约 10s 发出抛罩指令,抛罩时电源系统送电,起爆头部闩锁和 3 条包带的爆炸螺栓。随着闩锁和包带被释放,二个半壳的 4 对弹簧使半壳绕转接框铰链向外转动,待倒至 79°时半壳脱离锁链。

"OGO5"整流罩配有 4 个温度传感器和 2 个压力传感器。

"水手"整流罩长 3.98m、质量 165.8kg,由 1.66m 直径筒段、15°半角锥形段、卵形段和 0.72m直径半球形端头帽组成。端头帽用铍合金制成,其它部分用镁合金制成。热防护抛光铝




"水手"整流罩

衬连接在整流罩内加强框上。整流罩用 30kN 预紧力 V 形包带与卫星对接件连接。整流罩开有电缆插头孔。发射时口盖用弹簧和连接件关死。

卫星对接件高 0.21m、直径约 1.52m，由铝镁合金和制成，它用螺栓固定在“阿金纳”前端。对接件装有镁金属隔板，将整流罩与“阿金纳”级隔开。飞行上升段由隔板的一个阀门通过“阿金纳”向外排气。卫星用一条预紧力为 11.12±0.234kN 的 V 形包带固定在对接件上。

“宇宙神”游动发动机关机后约 2s，由无线电制导离散信号指令抛罩，电源系统向 V 形包带火工品作动的释放装置送电。V 形包带释放时装在整流罩内的 4 对弹簧推冲杆对卫星对接件施加推力，把整流罩以 2m/s 的相对速度弹离卫星。

整流罩-对接件系统装有加速度计、2 个半导体应力仪和 1 个压力传感器。

**“阿金纳 D”质量**

“阿金纳 D”质量数据如表所示。

| 部件 \ 任务 / 质量(kg) | 上升段 | 短期低轨道任务 | 长期高轨道任务 |
|---|---|---|---|
| 基本结构及设备 | | | |
| 仪器舱 | 111 | 111 | 111 |
| 箱体段 | 140 | 140 | 140 |
| 尾段① | 223 | 223 | 223 |
| 级间段 | 138 | 138 | 138 |
| 制导组件 | 52 | 52 | 52 |
| 遥测组件 | 8 | 8 | 8 |
| 小计 | 672 | 672 | 672 |
| 整流罩 | 91 | 91 | 91 |
| 剩余推进剂、氮气 | 23 | 23 | 23 |
| 任选设备 | | | |
| 电源 | 14.5 | 21.4 | 24.5 |
| 一次点火装置② | −8.6 | −8.6 | |
| 多次点火装置 | | | 13.6 |
| 通信和制导控制组件 | 9.5 | 24 | 24 |
| 气体及气瓶 | | 26.7 | 9 |
| 辅助推进系统 | | | 135.9～271.8 |
| 控制力矩陀螺(2 个) | | | 14 |

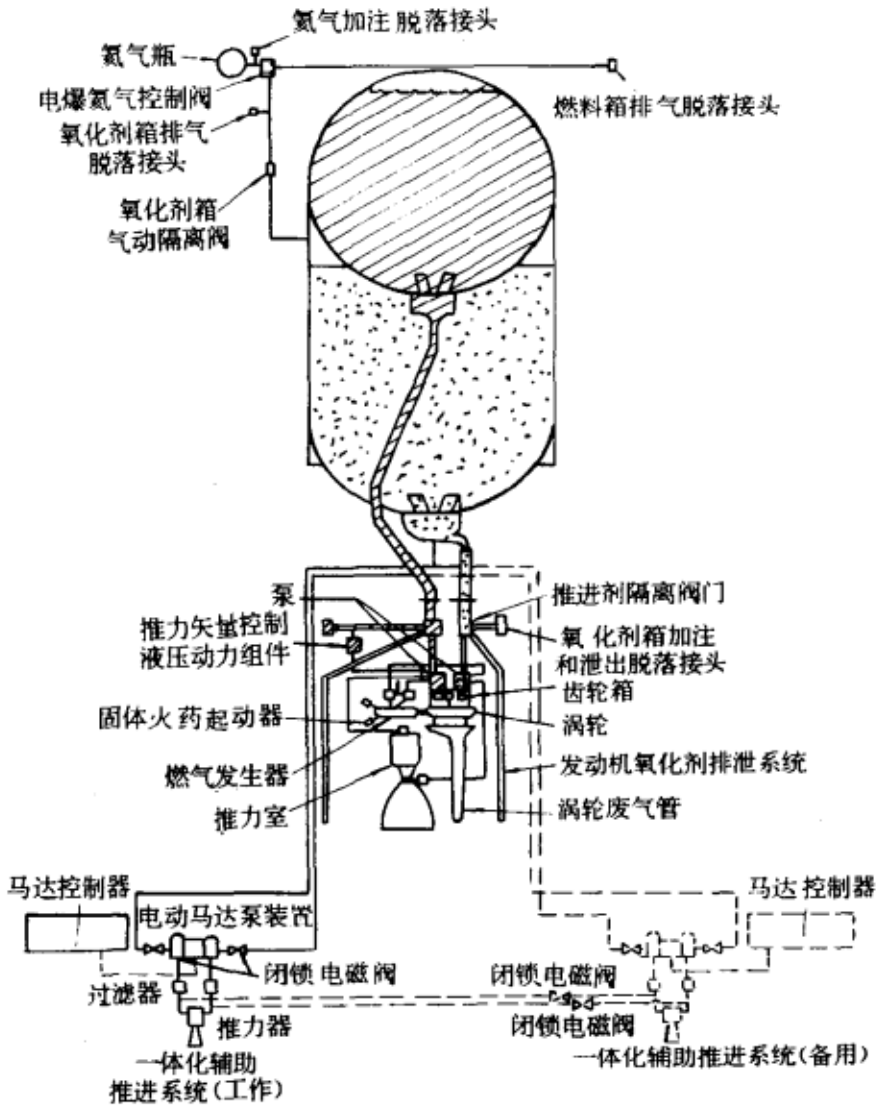
①采用二次点火发动机；②标准“阿金纳”用二次点火发动机，一次点火方案可减去质量 8.6kg。

## 推　进　系　统

“阿金纳 D”的推进系统由主推进系统和辅助推进系统组成。两套系统均具有 2 次以上的起动能力，可在一定范围内改变轨道高度、倾角和轨道形状，也可在达到既定轨道后再飞其它轨道。

## 主推进系统

“阿金纳 D”主推进系统由推进剂增压和输送系统、推进剂管理系统、主发动机、推进剂排泄和泄出系统组成。




“阿金纳 D”推进系统简图

### 发动机

1. 贝尔 8096 型发动机 “阿金纳 D”主推进系统采用一台贝尔 8096 型泵压输送、双组元液体推进剂、再生冷却式发动机。它具有高空二次起动能力,配以多次起动装置后亦可作多次起动。发动机采用红烟硝酸和偏二甲肼作为推进剂,混合比 2.55。副系统增加文氏管后,通过地面校正,混合比偏差可控制在 1%以内。推进剂是可贮的,可供当天或一星期内再次起动用。发动机可作±5°双向摆动。摆动系统由液压泵提供动力。后者由燃料泵引出的燃料驱动。

贝尔 8096 型发动机采用固体火药起动器。该起动器由点火器、起动箱和波纹管组成。起动箱内装有固体药柱。发动机点火前,起动箱出口由破裂膜片封闭,它能保证固体火药在气体进入燃气发生器之前的正常点火。金属波纹软管用来防止受涡轮泵振动的影响。

发动机涡轮泵装置由涡轮、氧化剂泵、燃料泵和齿轮箱组成。单级涡轮转速 24800r/min,它由双组元燃气发生器的燃气驱动。涡轮废气通过废气管排至箭外。两台推进剂泵为离心泵。燃料和氧化剂泵的设计速度分别为 25389r/min 和 14410r/min,平均流量分别为 6.9kg/s 和 17.8kg/s。

燃气发生器在固体火药起动器燃尽后维持涡轮工作。它由一个小燃烧室、一个双组元推进剂阀门、一个电磁阀和二个调节推进剂流量的文氏管组成。

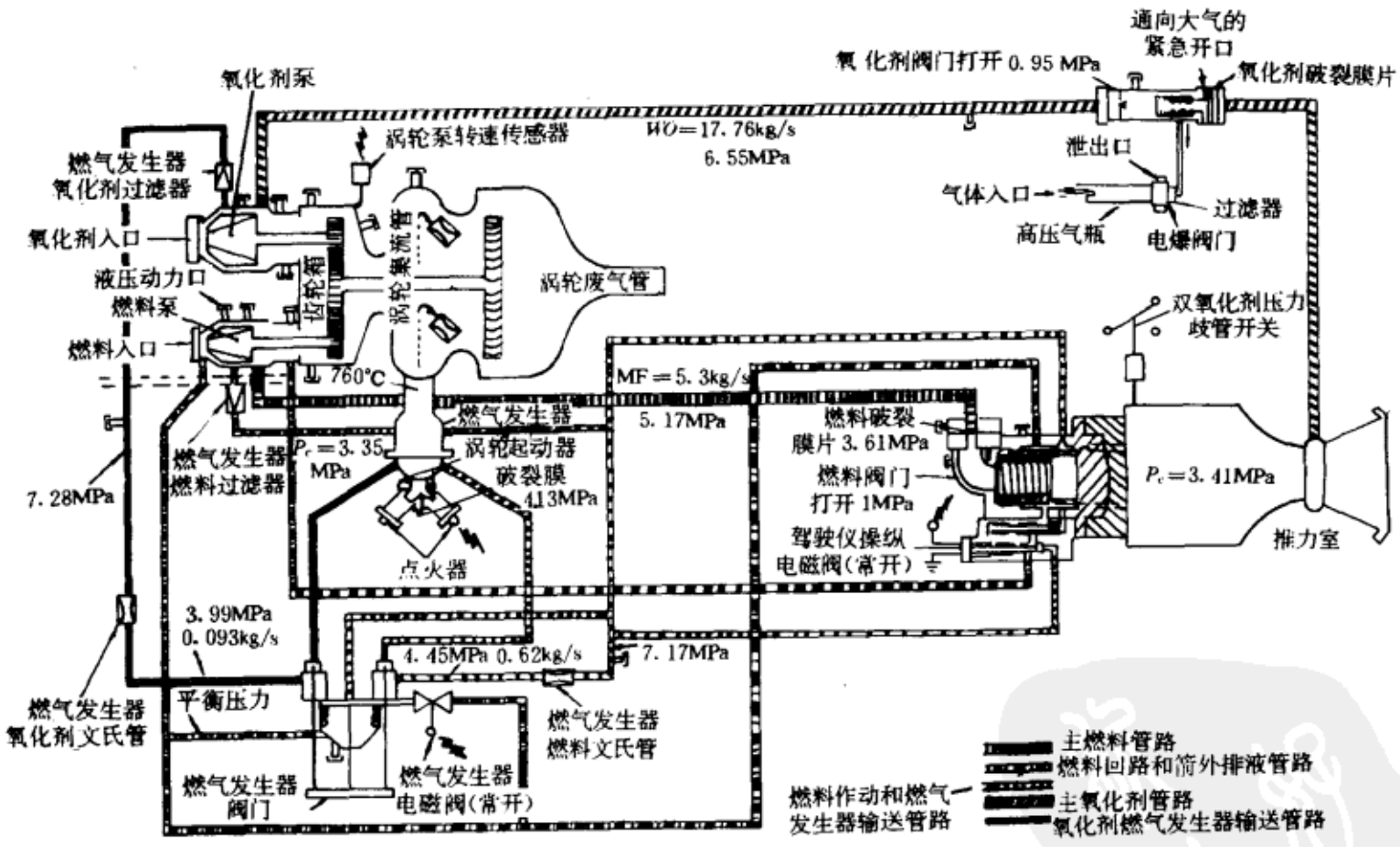
6061 铝合金推力室由燃烧室、喉部和喷管扩散段组成，用氧化剂再生冷却。辐射冷却式钛合金喷管延伸段螺接于扩散段，并用钼合金卡箍固紧，外部用桁条加强，内、外表面涂有氧化铝热防护层。

贝尔 8096 发动机性能如表所示。

贝尔 8096 发动机主要性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 质量 | 136kg | 平均推力 | 71.07kN |
| 全长 | 2.1m | 燃烧室压力 | 3.41MPa |
| 直径(发动机架) | 0.92m | 燃烧系数 | 0.98 |
| 摆动范围 | ±5° | 排气速度 | 2850m/s |
| 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 膨胀比 | 45：1 |
| 混合比 | 2.55 | 工作时间 | 240s |
| 混合比偏差 | ±1% | 起动方式 | 固体火药起动 |
| 真空推力 | 71.17kN | 起动次数 | 多次 |
| 真空比冲 | 2795N·s/kg | | |

2. 起动-关机程序　“阿金纳 8096 型”发动机的起动-关机程序为：(1)发出起动指令，同时对点火装置和燃气发生器阀门的电磁阀发出直流电信号；(2)气体发生器的固体药柱点火，吹



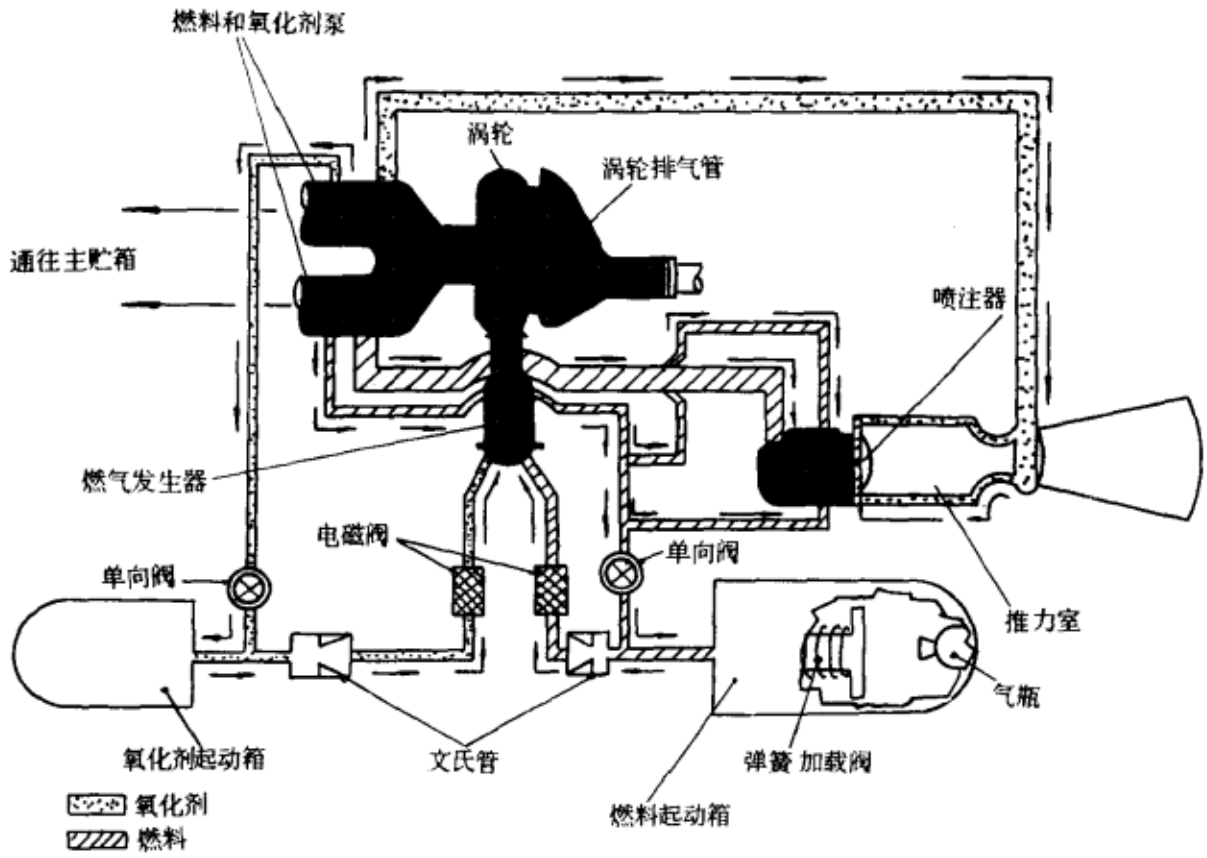

贝尔 8096 型发动简图

动涡轮，涡轮加速；(3)当燃料泵产生足够的起动压力时靠泵后燃料压力打开燃气发生器推进剂阀门，涡轮开始自身供给工质，使涡轮达到所需转速；(4)弹簧加载氧化剂阀门由氧化剂输送压力打开；经压力开关喷入燃烧室。氧化剂提前喷入燃烧室后汽化，使燃烧室具备一定的初始压力以保证发动机高空点火；(5)歧管压力开关检测氧化剂流量，流量达 90%额定值时，由通向燃料阀门电磁阀的电路打开开关和燃料阀门。燃料进入燃烧室自燃点火。

关机时将直流电信号送往关机继电器，切断通往燃料阀门和燃气发生器阀门电磁阀的电源，阀门关闭，发动机熄火。最后靠弹簧压力关闭氧化剂阀门。

3. 二次起动和多次起动方法　经 33.5km 高空点火模拟试验证明，在氧化剂提前进入燃烧室的情况下不需喷管堵盖，只需增设一套二次起动箱便可顺利再次点火。关机瞬间，由于弹簧加载氧化剂阀门的滞后和涡轮泵有一段减速时间，导致大量氧化剂后流。对于需再次起动的发动机是不能损失这部分氧化剂的，所以在 8096 型发动机上增设了一个高压气瓶。关机信号使电爆阀门作动，部分高压氮气进入氧化剂阀门腔顶，使阀门快速关闭，节制了氧化剂后流。此后氮气通过一个小孔，5s 左右从阀门孔腔流出。再次起动时阀门仍可打开。

“阿金纳”用于“双子星座”交会任务时，需在空中起动 5 次，故改用能多次起动的贝尔 8247 型发动机。发动机与 8096 型基本相同，只是将固体火药起动改为液体推进剂起动，增设了 2 个液体推进剂起动箱。




贝尔 8247 型发动机简图

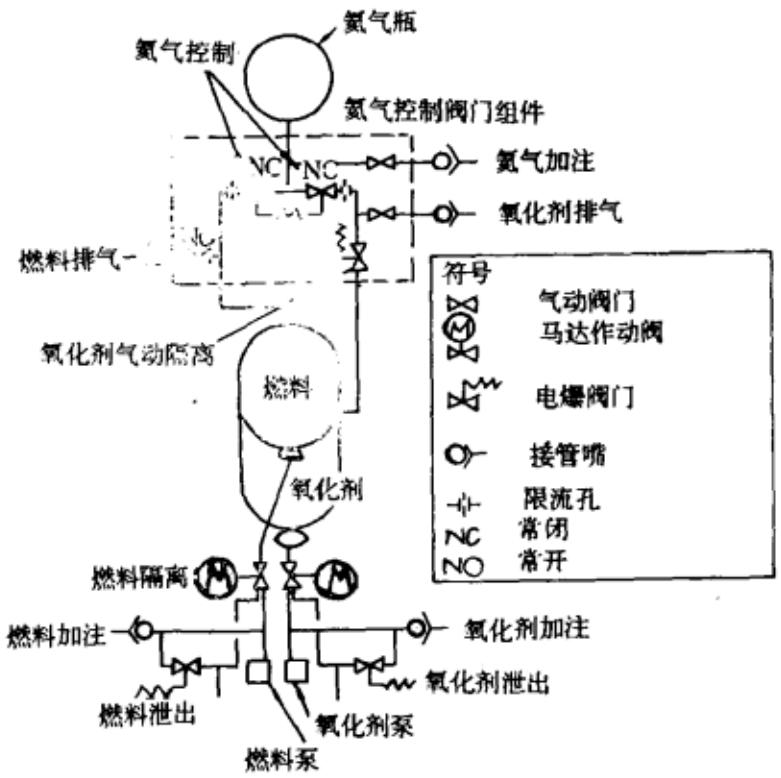
起动箱内装有金属波纹管，通过它对起动箱增压。发动机点火时电磁阀打开，起动箱中的高压氮气将自燃推进剂挤入气体发生器，点燃后驱动涡轮，带动推进剂泵工作。发动机起动后，推进剂在压力大于起动箱氮气压力的情况下，沿着由泵后引出的支管流回起动箱，并通过弹簧加载阀门压缩气体。一旦气体压缩到其原始状态就又具备了将推进剂重新挤入气体发生器的能力，即起动箱又恢复了起动能力，以备下次点火。

但是在阀门失灵、涡轮失速的情况下，起动箱的推进剂会使涡轮泵达到破坏性的超速。为此，增设一电子涡轮转速闸门，它可在发生破坏前使系统停车。此外，为避免吸热升温，推进剂管路中产生气泡，加设了一种能在每次工作后使管路放气的推进剂隔离阀门，以防气泡进入蓄留器，降低蓄留器效能。

**推进剂增压和输送系统**

“阿金纳 D”贮箱用氦气增压。增压系统由图所示的组件以及贮箱内用于控制气压的气体管路组成。

系统的主要功能组件为气瓶和控制贮箱压力的氦气控制电爆阀门组件及充气阀门。电爆阀门组件由数个一次启动电爆阀门组成。它们用来打开或切断气瓶-贮箱间的通路。




推进剂增压和输送系统

起飞前贮箱气枕用地面氦气增压。发动机起动时燃料箱增压到 377.6kPa，氧化剂箱增压到 308.9kPa。发出发动机点火信号后 0.5s，氧化剂开始从贮箱排出，再过 0.5s，燃料开始排出。氧化剂与燃料的体积流量比为 4∶3。这种初始排液比例使氧化剂箱压力衰减快于燃料箱，从而保证了贮箱共底的正向压差。

发出发动机点火信号后 1.5s 打开控制气瓶-贮箱气流的活塞阀，氦气通过限流孔以恒定流量进入燃料和氧化剂箱。随后贮箱压力迅速升至峰值。此后随着贮箱气枕的扩大，压力不断衰减。到发动机最后一次工作结束时，燃料箱压力降为 151kPa，氧化剂箱降为 116.7kPa。阀门活塞移动的同时也将通向氦气充气阀和通向推进剂排泄接管嘴的小孔堵死，使系统残余气体与加注和排泄孔隔开，排除了气体渗漏的可能。工作约 390s 后，氧化剂隔离阀门电爆管起爆，阀门关闭，将氧化剂箱与气路隔离。这样可以防止燃料-氧化剂蒸气混合自燃、压力升高并保持共底的压差。

推进剂输送系统由蓄留器、推进剂隔离阀门、波纹管补偿器和相应管路组成。

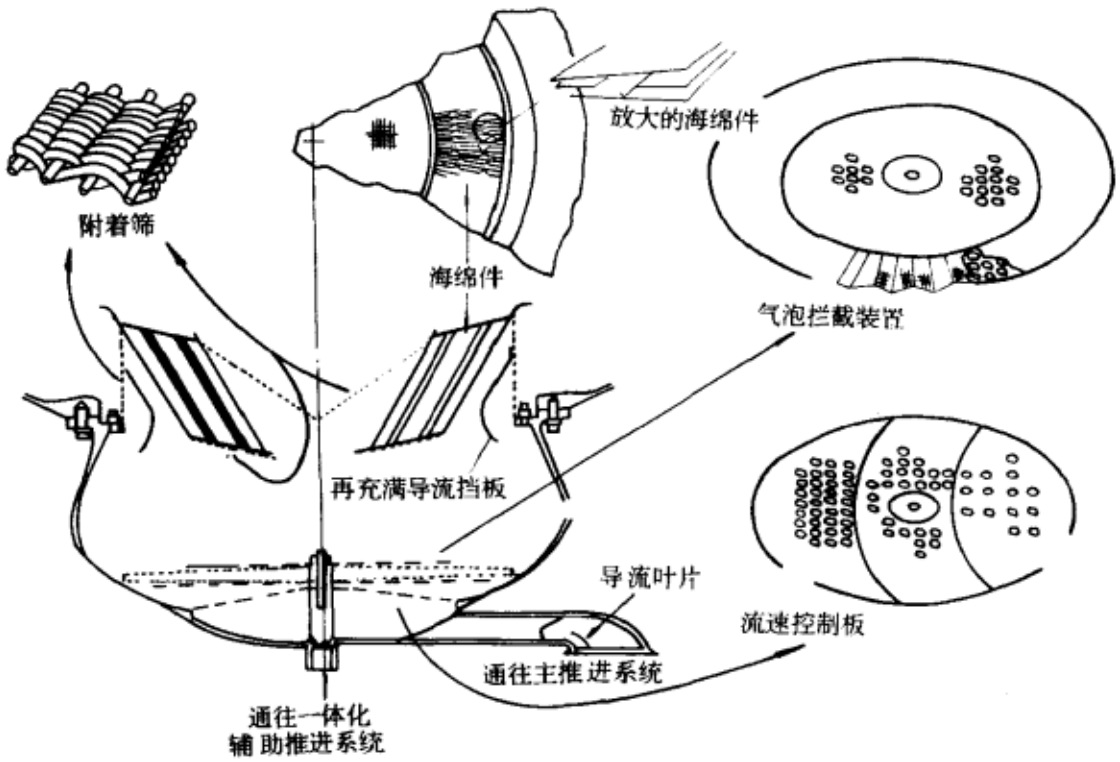
**推进剂管理系统**

为解决空间低重力或失重条件下的多次起动，保障起动时向发动机供给定向的无气泡推进剂液流，曾采取过几种推进剂管理方法。“阿金纳 B”和早期的“阿金纳 D”用固体火箭使推进剂沉底。1964 年以后，“阿金纳”采用表面张力/毛细管作用推进剂管理系统。在完成双子星交会任务中又采用了液体推进剂沉底火箭，即辅助推进系统。以后换用一体化辅助推进系统。

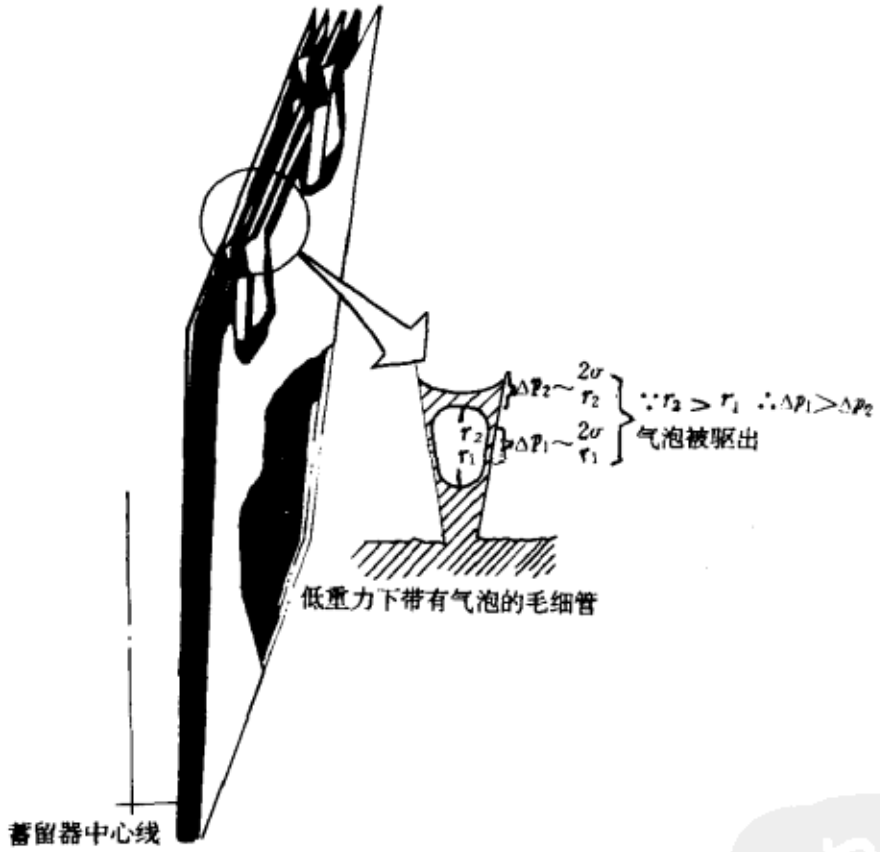
表面张力/毛细管推进剂管理系统主要由推进剂加注管路、泵前输送管路、推进剂隔离阀和蓄留器等组成。

蓄留器用来积蓄足够的推进剂以备在零重力滑行段后再次起动，同时它也可作为一个推

进剂集聚点,在推进剂即将耗尽时为主推进系统供应贮备的推进剂。




蓄留器



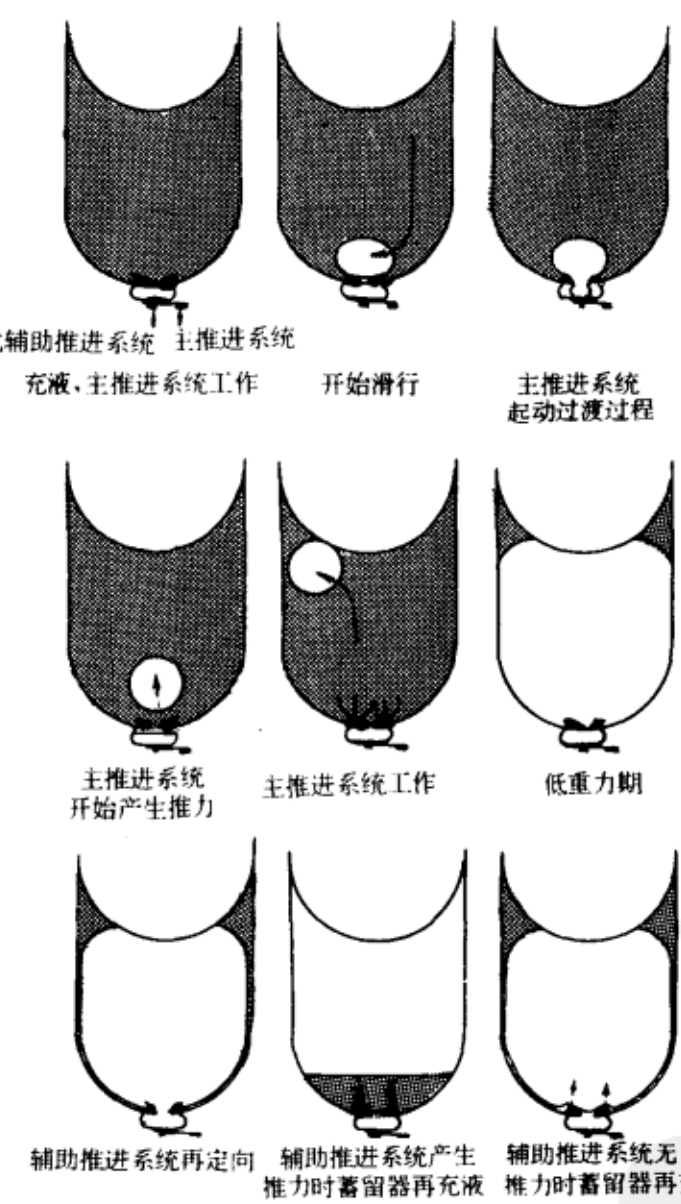

海绵构件几何形状

蓄留器用螺栓固定在贮箱底部。蓄留器有 2 个出口。主推进系统出口由一带有拐角的横向导管与发动机入口相接。底部的流速控制板用来减小导管的流阻损失,并使流速均匀分布、液面平稳,在推进剂行将耗尽时推迟产生夹气的时间。在主推进系统低重力起动时,进入上部

附着筛的气体由中间的气泡拦截装置阻挡，以防进入出口。

主推进系统低重力起动过程中，空出相当一部分蓄留器容积，它必须在主推进系统工作时再充满。再充满导流挡板使充入的推进剂沿蓄留器壁面流动。气泡拦截装置迫使增压气体沿蓄留器中心线向上从附着筛逸出。

一体化辅助推进系统由上部海绵件保证其正常工作（见前图）。海绵件蓄有足够的推进剂，以在推进剂下沉时向一体化辅助推进系统供液，然后再充满。蓄留器壳体和海绵件可容纳约74.7kg 推进剂。一体化辅助推进系统结束工作时气体进入蓄留器。此时气泡拦截装置起推进剂附着筛作用，使出口导管充满推进剂，而其卷折部内的推进剂作为剩余量下沉于蓄留器内。燃料管道装有一对一体化辅助推进系统传感器，以保证最终彻底清除管道。海绵件由450块铝片组成，交替排列的元件是一些扁平的蓄液器和波纹形垫片。单个组件呈锥形，靠近蓄留器中线下部的尺寸最小，外附着筛与海绵件相接处的尺寸最大。如上图所示这种几何形状有助于形成驱出气体所要求的压差 $\Delta P$，是低重力下推进剂再充满的基础。



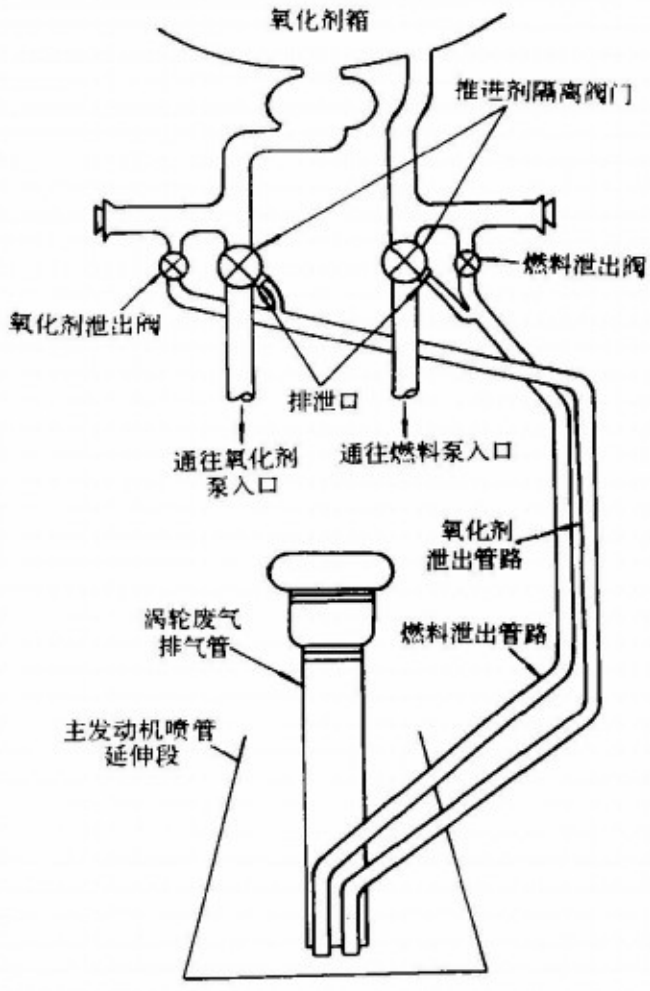

推进剂管理系统工作过程

**推进剂排泄和泄出系统**

推进剂排泄系统只排出推进剂隔离阀门下游的推进剂。泄出系统则排出全部残存推进剂和气体。

"阿金纳"采用2套各自独立的燃料泄出和氧化剂泄出系统。每套系统各由一电爆泄出阀门和内径为1.09cm、长约3.05m的管路组成。系统的工作程序是:主发动机熄火,打开氧化剂泄出电爆阀门,排出残留氧化剂。稍后打开燃料泄出阀门。推进剂流入泄出管路直到贮箱和输送管路剩下2.27kg推进剂时,流体停止流动,氦气和推进剂蒸气混合物开始流入泄出管路。排气一直进行到残留推进剂全部蒸发,推进剂箱内压力衰减到环境压力为止。

推进剂排泄由推进剂隔离阀门和泄出管路完成。发动机关机时或滑行期开始时,关闭隔离阀门,打开排泄口,进行液体排泄。发动机管路中的推进剂和蒸气通过排泄口进入泄出管路排往箭外。滑行结束时重新打开隔离阀门,关闭泄出口。多次点火需要利用这种推进剂隔离、泄出过程,否则留在输送系统内的推进剂会在滑行期间在发动机余热作用下蒸发为气体而降低起动的可靠性。



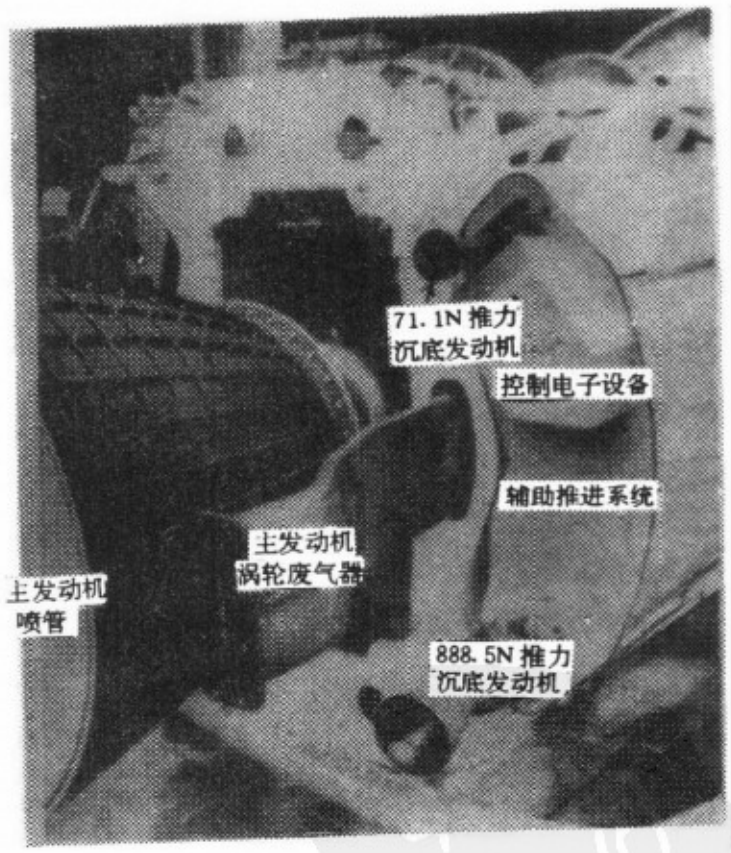

排泄和泄出系统

## 辅助推进系统

辅助推进系统用于对主推进系统贮箱进行气蚀控制,在主发动机再起动时给火箭加速度,使贮箱液体沉底并提供压力使推进剂流入泵的入口,确保发动机正常起动。此外该系统还用来调整轨道位置和进行精确的速度修正。

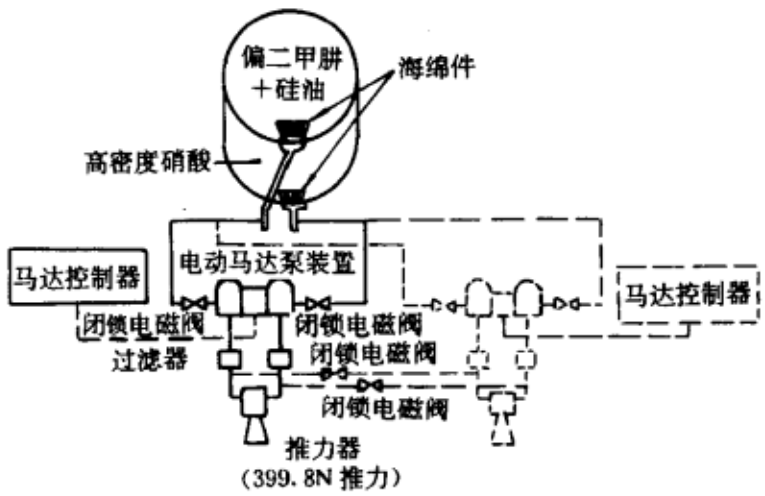
系统由安装于箭体尾部两侧的2套组件组成。每套组件装有2台推进剂沉底发动机,推力分别为71.1N和888.5N。推进剂为四氧化二氮+一氧化氮/偏二甲肼,采用挤压式输送方式,输送压力1.37~2.06MPa。发动机采用锰(10%)钨合金制造的辐射冷却喷管。发动机可根据任务需要进行多次起动。

随着"阿金纳"轨道工作时间的延长,对辅助推进系统的能量贮备要求也随之增长。由于受尾段安装贮箱空间的限制,上述系统的总冲量只有444.2kN·s远不能满足飞行任务的需要,因而又研制了一种一体化辅助推进系统。系统利用主系统贮箱推进剂,与主




"阿金纳"辅助推进系统

推进系统形成一体。系统用电机驱动齿轮泵，以 1.37MPa 压力向小发动机输送推进剂。发动机仍安装在箭体尾部，每台推力 399.8N，总冲量3553.9kN·s。




一体化辅助推进系统简图

系统由 2 套可独立工作，又相互连通的泵-发动机组件组成。每台泵可给任一台发动机供应推进剂。由闭锁电磁阀控制工作系统或备用系统的推进剂供应。在正常情况下只向工作系统供应推进剂。

系统的主要组件有电动马达泵、控制电机转速的集成电子组件和推力室等。电动马达泵装置由安装在直流电机两侧的燃料泵和氧化剂泵组成。齿轮泵由磁耦合驱动，以排除轴承密封及其它渗漏的可能。集成控制电子组件由“阿金纳”电源供电。电机上的一个转速表向集成控制电子组件提供交流速度反馈信号。回流阀使推进剂输送压力保持在所要求的允差范围之内并限制最大起动压力。冲击衰减器将齿轮泵后的压力脉冲减低到 3.43N 的允许峰-峰值之内。

在主系统使用高密度硝酸(HDA)/偏二甲肼十硅油(USO)作为推进剂时，一体化辅助推进系统的性能为

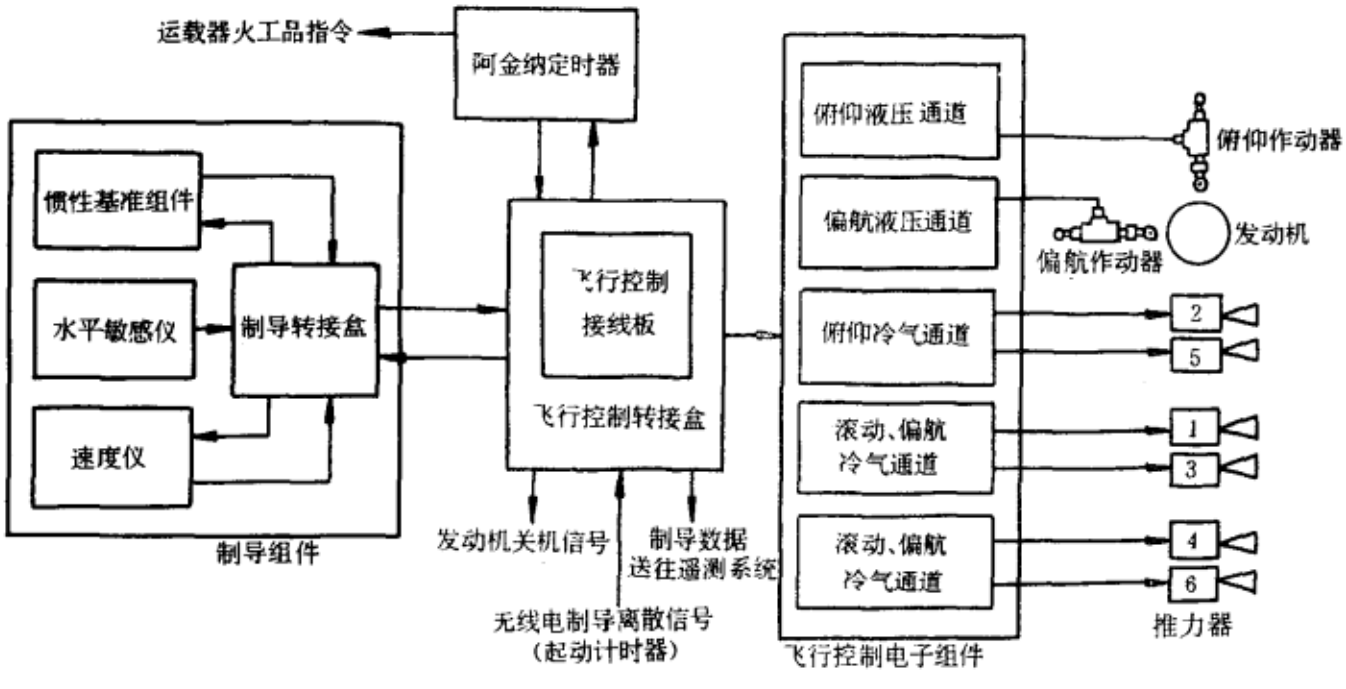
| | | | |
|---|---|---|---|
| 真空推力 | 399.8N | 混合比 | 2.67±0.27 |
| 总冲量 | 3553.9kN·s | 推力室质量 | 3.53kg |
| 工作时间 | 8900s | 起动次数 | 200 次 |
| 轨道寿命 | 2 个月 | 输送压力：燃料 | 1304±55kPa |
| 真空比冲 | 2677N·s/kg | 氧化剂 | 1373±55kPa |
| 推进剂 | 高密度硝酸/偏二甲肼＋硅油 | 可靠性 | 0.978 |

一体化辅助推进系统质量为 78kg，其中：

| | |
|---|---|
| 蓄留器/海绵件 | 8.7kg |
| 电动马达泵装置(2 台) | 27.0kg |
| 闭锁电磁阀(6 个) | 7.3kg |
| 过滤器(4 个) | 5.4kg |
| 推力室装置(2 组) | 7.1kg |
| 电机控制器(2 个) | 16.3kg |
| 导管/附加设备 | 6.2kg |

# 制导和控制系统

"阿金纳 D"制导和控制系统负责"阿金纳"与基础级分离后的运载器制导、姿态控制和飞行程序控制。系统由制导系统、姿态控制系统和飞行程序控制系统组成。




"阿金纳 D"制导和控制系统

## 制导系统

系统由惯性基准组件、水平敏感仪、速度仪和制导转接盒组成。惯性测量组件正交安装的3个速率积分陀螺仪提供原始姿态基准。红外敏感仪由左、右2个光敏器组成。它们向惯性基准组件提供俯仰和滚动信号,用此偏差信号修正惯性基准组件的俯仰和滚动陀螺。偏航姿态以"阿金纳"与基础级分离时的姿态为基准,由偏航陀螺进行测量。此后在长时间(>10min)的滑行中用回转罗盘进行修正。速度仪由加速度计、电子组件和计数器组成。加速度计敏感火箭的纵向加速度,电子组件处理加速度信息并每次产生一个输出脉冲,计数器在计及预先指定的脉冲数时(即速度增量之和等于要求的总速度时),发出发动机关机指令。"阿金纳"发动机第一次关机后,存储寄存器向计数寄存器转送二次关机速度值。制导转接盒是制导信号的中心,由它的继电器进行工作模式和增益控制。

## 姿态控制系统

系统由飞行控制电子组件、冷气姿态控制系统和液压控制转接盒组成。惯性基准组件发出姿态偏差信号,该信号经姿态控制电子组件调节放大后,被传送至冷气姿控和液压系统,使系统工作。"阿金纳"动力飞行段由液压作动器摆动主发动机,进行俯仰和偏航控制,由冷气系统进行滚动控制;滑行段由冷气系统进行滚动控制。滑行时,姿态偏差控制信号使冷气经系统的二级压调器进入6个喷管;每个喷管各以47.07N推力进行滚动、俯仰和偏航控制。冷气($N_2$和$CF_4$的混合物)贮存于尾段框架上的钛合金球形气瓶中。执行长期飞行任务时,由肼系统代替冷气系统。肼存贮于火箭尾段框架上的一个设有金属隔膜的贮箱中。肼经催化分解直接输送

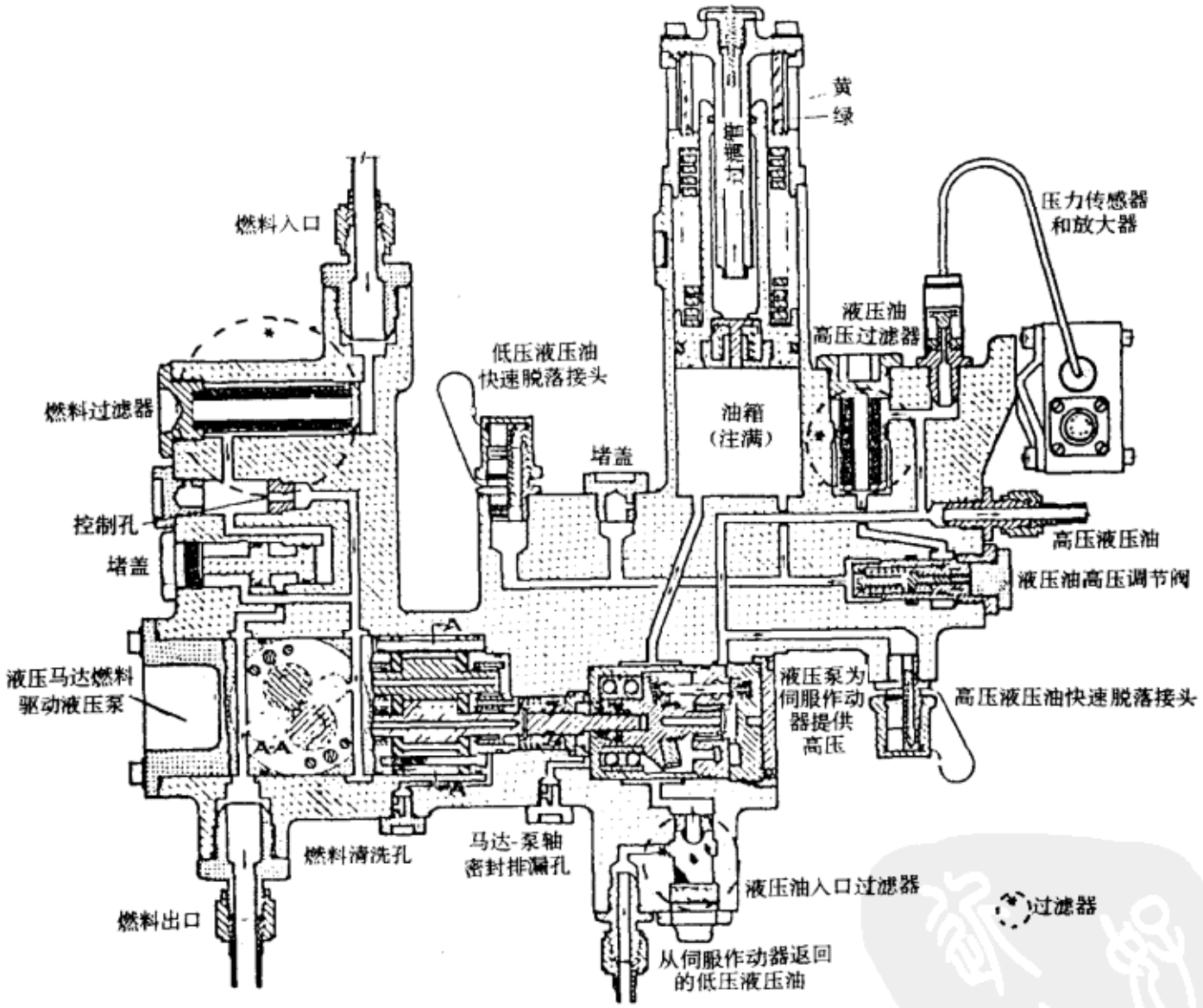
至喷管。飞行控制转接盒中的跳线板用于按任务要求变换制导和控制系统接线。

### 飞行程序控制系统

系统用程序定时器确定“阿金纳”飞行事件的发生时间。定时器可提供 22 个可用的离散事件时间，最长运转时间为 6000s。执行探月或星际任务时曾采用 2 台定时器——主定时器和再起动定时器。主定时器由地面无线电指令起动。起动时间由地面计算机校正基础级轨道偏差后确定。指令由基础级接收，译码后送往“阿金纳”。主程序定时器在“阿金纳”滑行期停止工作。“阿金纳”第二次点火前，由再起动定时器起动主定时器并控制滑行时间，使卫星能在第二次点火后处于正确的入轨点。“阿金纳”第一次关机时间由速度仪控制，第二次点火时间由再起动程序装置控制。发动机关机仍由速度仪控制。

## 液 压 系 统

“阿金纳 D”液压系统由一液压动力组件和 2 个伺服作动器组成。一个用于俯仰控制，另一个用于偏航控制。伺服作动器由各自的制导系统指令控制。




液压动力组件

**液压动力组件**

组件由液压马达、活塞泵、油箱、调节阀过满管、过滤器、压力传感器、快速脱落联接接头和管路组成(见前图)。

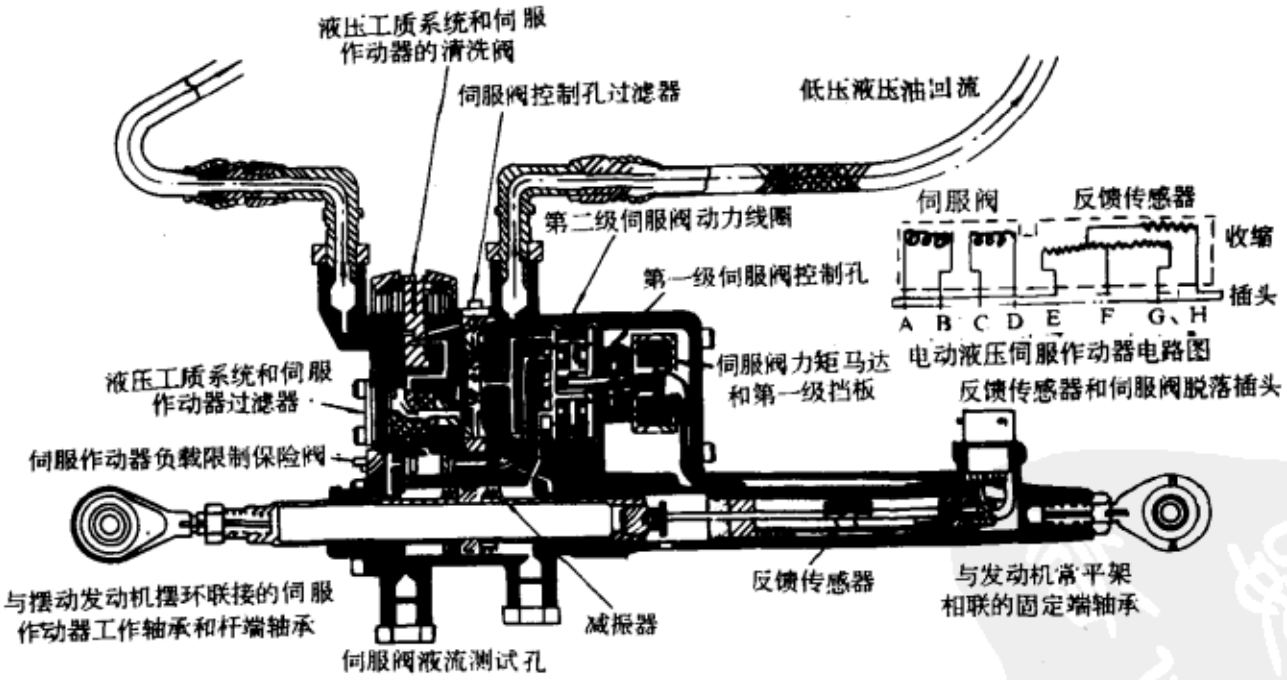
齿轮液压马达入口在 7.48MPa 压力下,以 25.65L/min 的流量从燃料泵接收偏二甲肼。燃料到达齿轮马达前由限流孔减压。限流孔尺寸随各液压动力组件而定。高压燃料泵可使马达和活塞泵达到 7700r/min 的额定转速。活塞泵每转动一次便为系统提供一定量的液压油。以高压向伺服作动器供给的液压油又以低压回流到动力组件泵入口。系统压力由组件的压力调节阀维持在给定范围内。组件与伺服作动器并联,在作动器处于"0"位工作状态时提供一液压油旁通。调节阀将不用的高压能转化为热,并使液流以低压返回泵入口。

**伺服作动器组件**

组件由伺服阀、线性电位计、清洗阀、油质过滤器、缓冲器和负载-限制保险阀组成。运转过程中液压作动器伺服阀按信号大小提供液流,控制作动器,定位发动机。线性电位计对放大器提供发动机定位反馈电压。反馈电压在放大器中不断地与控制系统指令电压相对比,所求得之电压差驱动伺服作动器力矩马达和伺服阀。壳体内有一清洗阀,用于在作动器通过伺服阀时清洗作动器,以防污染阀门。作动器用负载限制保险阀限制负载压力。

伺服作动器的性能为

| | |
|---|---|
| 工作压力 | 20.59MPa |
| 工作电流(串联) | 4mA |
| 工作压力下的流量 | 3.03±0.38L/min |
| 速度(空载) | 14.5～19.6cm/s |
| 行程 | 2.1±0.08cm |
| 发动机摆角 | 5° |
| 活塞面积 | 2.96±0.039cm$^2$ |
| 内部控制渗漏量(最大) | 0.38L/min |
| 传递系数 | 0.43cm/(°) |




电动液压伺服作动器

## 测控通信系统

系统由遥测、跟踪、飞行终止系统和相应的电源组成。

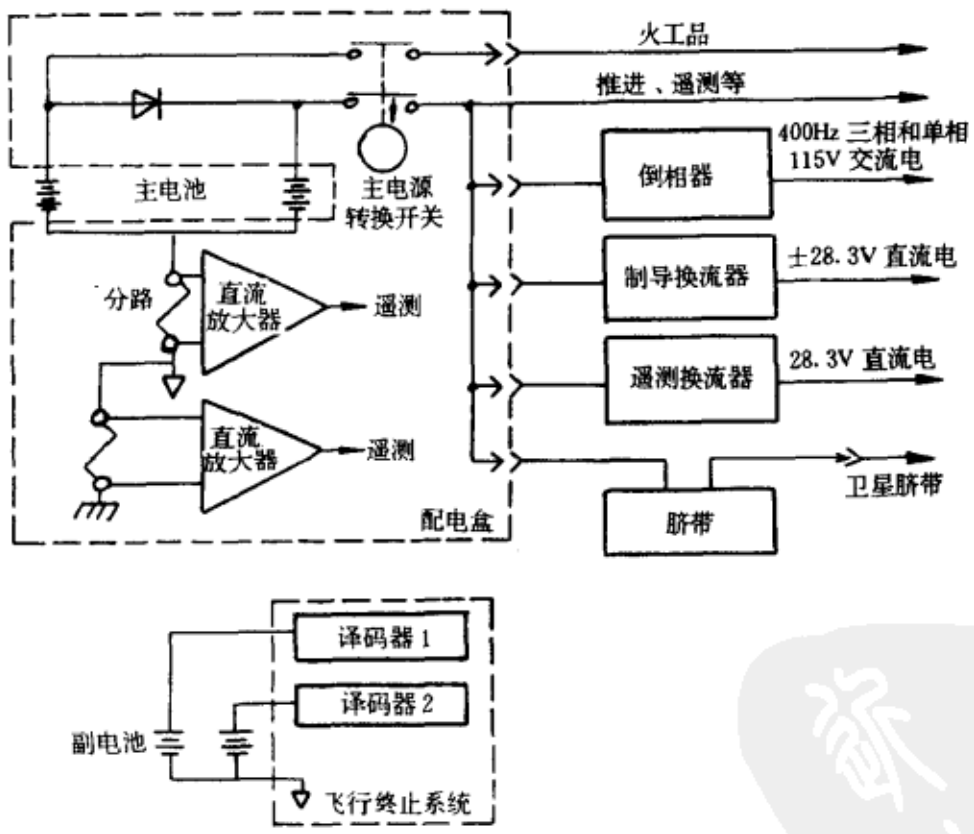
遥测系统安装在“阿金纳”前段壳体内。系统监控和传输在飞行中测得的“阿金纳”功能和环境信息。调幅/调频/调频遥测装置由甚高频发射机、电压控制振荡器、转换器、开关、校准装置和直流-直流换流器组成。发射机工作频率 244.3MHz、输出功率 10W。遥测系统共有 10 条连续波波道和 2 条整流载波波道。

箭上跟踪系统由 C 波段应答机、射频开关和天线组成。应答机以 5690MHz 载波频率接收跟踪雷达的编码信号，并在天线输入端最低脉冲功率为 200W 时，以 5769MHz 频率传送编码响应信号。射频开关将应答机的输送信号送往脐带或天线。

飞行终止系统为“阿金纳”提供从起飞到发动机第一次关机期间的靶场安全飞行终止能力。系统由 2 个接收-译码器、2 个电池、2 个自毁起爆器和自毁炸药组成。接收译码器通过一多向耦合器与 2 根天线相接。在发生故障需要终止飞行时，由地面指令起爆。位于燃料/氧化剂箱共底部位的爆炸索点火爆炸，贮箱破裂，飞行终止。换用运载器自发信号的自毁系统时，系统减重 11.32kg。

## 电源与配电系统

系统在发射和飞行中向“阿金纳”制导、遥测、飞行终止、推进和火工品系统供电。它由电源设备、变流设备和配电网组成。




“阿金纳”电源系统

电源由2个银锌主电池和2个镍镉副电池组成。2个银锌电池中有一个是火箭的主要电源,由它向除火工品装置外的全部设备供电。火工品电池通过二极管与主电池相接,向火工品供电。二极管保护主电池不受火工品瞬变过程和加载的影响。飞行终止系统由2个镍镉副电池供电。

变流设备由1个固态倒相器和2个直流-直流换流器组成。倒相器为制导系统提供400Hz三相115W交流电。一个直流-直流换流器向制导系统提供±28V整流直流电,另一个向遥测系统提供28V整流直流电。

## 火工品系统

"阿金纳"的火工品装置有传爆管、点火器、雷管、爆炸螺栓和分离火工品等。传爆管用来打开和关闭氮气控制阀门、弹射水平敏感元件保护罩和起动氧化剂快速关闭系统。点火器用来引燃主发动机固体起动器、反推火箭和固体加速火箭。起爆管用于引燃指令自毁药柱和温性起爆引信。爆炸螺栓用来打开整流罩V形包带释放装置。

"阿金纳"与基础级分离时点燃温性起爆引信,沿级间段前沿切断基础级对接段。装在级间段后端框上的二枚固体反推火箭点火,"阿金纳"与基础级分离,每枚火箭的海平面推力为2.18kN,工作时间0.93s。安装在"阿金纳"尾部的固体加速火箭平均真空推力609N,工作13.6s。这种火箭只在"阿金纳"完成某些特定任务时采用。例如,完成"水手-金星"任务时曾用这种火箭进行了星-箭分离后的子级变向离轨机动。

## 典型飞行程序

基础级在施予"阿金纳"级必要的速度后便与"阿金纳"分离,并由飞行控制系统指令级间段反推火箭点火,将基础级推离"阿金纳"。"阿金纳"无动力向前滑行,有效载荷整流罩脱落。程序装置发出发动机起动指令。当"阿金纳"达到特定任务所要求的速度时,由制导和控制系统中的速度仪发出关机指令。"阿金纳"滑行进入初始轨道,继而根据任务需要可再起动进入其它轨道。在执行"徘徊者"和"水手"卫星等发射任务时"阿金纳"与卫星一起进入高约241.4km的停候轨道。待飞至月球转移、日心等轨道的入轨点时,"阿金纳"再次点火,将卫星送入最终轨道。与卫星分离后"阿金纳"作变向机动,飞离卫星。

"阿金纳"与"宇宙神"基础级组配后,执行日心轨道任务运送"水手-5"探测器时的飞行程序如表所示:

**“水手-金星 67 号”任务飞行程序**

**（发射日期：1967. 6. 14. 卫星：“水手-5”）**

| 时· 间(s) | 事　　件 | 指令源 |
|---|---|---|
| $T$ | 起飞 | |
| $T+128.6$ | 宇宙神助推发动机关机 | 宇宙神制导系统 |
| $T+296.7$ | 宇宙神主发动机关机 | ↓ |
| $T+308.3$ | 起动阿金纳主定时器 | |
| $T+317.9$ | 宇宙神游动发动机关机 | |
| | 阿金纳陀螺开锁 | |
| | 水平敏感元件抛罩 | |
| $T+320.1$ | 起爆整流罩电爆管 | |
| $T+322.3$ | 宇宙神-阿金纳分离 | ↓ |
| $T+324.1$ | 起动冷气姿态控制系统 | 分离开关 |
| $T+357.4$ | 开始－120°/min 速率俯仰 | 阿金纳定时器 |
| $T+362.4$ | 转为－3.2°/min 速率俯仰 | |
| $T+380.4$ | 停止俯仰和偏航冷气姿态控制 | |
| | 起动速率测量仪，开始控制发动机 | |
| | 阿金纳发动机第一次点火 | |
| $T+381.6$ | 阿金纳燃烧室达 90%额定压力 | |
| $T+381.8$ | 点燃氮气增压传爆管 1(打开) | |
| $T+498.3$ | 起动阿金纳发动机关机电路，送自毁解保指令(允许自毁) | ↓ |
| $T+525.3$ | 阿金纳第一次关机 | 速度仪 |
| $T+525.3$ | 起动俯仰和偏航冷气姿态控制系统 | ↓ |
| $T+533.4$ | 关闭推进剂隔离阀门 | 阿金纳定时器 |
| $T+549.4$ | 送保险指令(禁止自毁) | |
| | 转为－420°/min 速率俯仰 | |
| $T+561.3$ | 起燃 0°水平敏感元件位置的起爆器 | |
| $T+663.1$ | 起燃氮气增压传爆管 2 | |
| $T+1313.8$ | 转向二次点火增速 | |
| $T+1317.8$ | 起动速率测量仪 | |
| | 打开推进剂隔离阀门 | |
| $T+1319.8$ | 结束俯仰和偏航冷气姿态控制 | |
| | 起动器起燃，阿金纳二次点火 | |
| $T+1320.9$ | 发动机以 90%燃烧室额定压力工作 | |
| $T+1410.7$ | 起动发动机关机电路 | ↓ |
| $T+1415.3$ | 阿金纳发动机第二次关机 | 速度仪 |
| | 开始俯仰和偏航冷气姿态控制 | |
| $T+1426.7$ | 关闭速度仪，将遥测转为速度测量仪计数器输出 | 阿金纳定时器 |
| $T+1576.1$ | 引燃有效载荷弹射起爆器 | |
| $T+1579.1$ | 开始＋180°/min 速率偏航 | |
| $T+1588.7$ | 停止偏航程序，转为＋5°/min 速度俯仰 | |
| $T+1576.1$ | 反推机动 | ↓ |

# 飞 行 记 录

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1 | 雷神 | 1962.6.28 | 秘密卫星 | | 211 | 641 | 76.0 | 93.6 | 范登堡 | |
| 2 | 雷神 | 1962.8.2 | 秘密卫星 | | 195 | 365 | 32.3 | 90.2 | 范登堡 | |
| 3 | 雷神 | 1962.8.28 | 秘密卫星 | | 183 | 402 | 65.2 | 90.4 | 范登堡 | |
| 4 | 雷神 | 1962.9.29 | 秘密卫星 | | 192 | 388 | 65.4 | 90.3 | 范登堡 | |
| 5 | 雷神 | 1962.10.26 | 海盘车 (STARFISH) | | 193 | 5555 | 71.4 | 147.8 | 范登堡 | ① |
| 6 | 雷神 | 1962.12.14 | 秘密卫星 | | 192 | 282 | 65.0 | 89.2 | 范登堡 | |
| 7 | 雷神 | 1962.12.13 | 5颗秘密卫星 | | 246 | 2775 | 70.4 | 116.0 | 范登堡 | |
| | | | | | 246 | 2783 | 70.3 | 116.3 | | |
| | | | | | 224 | 2736 | 70.3 | 115.8 | | |
| | | | | | 233 | 2701 | 70.4 | 116.2 | | |
| | | | | | 235 | 2765 | 70.3 | 116.0 | | |
| 8 | 雷神 | 1962.12.14 | 秘密卫星 | | 203 | 388 | 70.0 | 90.5 | 范登堡 | |
| 9 | 雷神 | 1963.1.7 | 秘密卫星 | | 209 | 391 | 82.0 | 90.5 | 范登堡 | |
| 10 | 雷神 | 1963.1.16 | 秘密卫星 | | 478 | 518 | 82.0 | 94.7 | 范登堡 | |
| 11* | 雷神 | 1963.2.28 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败② |
| 12* | 雷神 | 1963.3.18 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败③ |
| 13 | 雷神 | 1963.4.1 | 秘密卫星 | | 208 | 409 | 75.4 | 90.6 | 范登堡 | |
| 14* | 雷神 | 1963.4.26 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败④ |
| 15 | 雷神 | 1963.5.18 | 秘密卫星 | | 153 | 484 | 74.5 | 91.1 | 范登堡 | |
| 16 | 雷神 | 1963.6.12 | 秘密卫星 | | 204 | 423 | 81.9 | 90.7 | 范登堡 | |
| 17 | 雷神 | 1963.6.15 | LOFT1 2A | | 175 | 885 | 69.9 | 95.2 | 范登堡 | |
| | | | 太阳辐射卫星6 (SOLRAD) | | 175 | 879 | 69.9 | 95.1 | | |
| | | | 辐射剂量器 (RADOSE) | | 175 | 884 | 69.9 | 95.2 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 175 | 871 | 69.9 | 95.0 | | |
| | | | 监察校正卫星1B (SURCAL) | | 183 | 858 | 69.9 | 94.9 | | |
| 18 | 雷神 | 1963.6.27 | 秘密卫星 | | 203 | 410 | 80.8 | 90.1 | 范登堡 | |
| | | | HITCH-HIKER1 | | 323 | 4138 | 82.1 | 132.6 | | |
| 19 | 雷神 | 1963.7.18 | 秘密卫星 | | 193 | 332 | 82.9 | 89.8 | 范登堡 | |
| 20 | 雷神 | 1963.7.31 | 秘密卫星 | | 159 | 163 | | 90.5 | 范登堡 | |
| 21 | 雷神 | 1963.8.24 | 秘密卫星 | | 167 | 325 | 75.0 | 89.5 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 22 | 雷神 | 1963.8.29 | 秘密卫星 | | 295 | 325 | 81.9 | 90.8 | 范登堡 | |
| | | | | | 314 | 122 | 81.9 | 92.0 | | |
| 23 | 雷神 | 1963.9.24 | 秘密卫星 | | 161 | 141 | 74.9 | 90.6 | 范登堡 | |
| 24 | 雷神 | 1963.10.29 | 秘密卫星 | | 278 | 351 | 89.9 | 90.9 | 范登堡 | |
| 25* | 雷神 | 1963.11.9 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败[5] |
| 26 | 雷神 | 1963.11.27 | 秘密卫星 | | 175 | 380 | 70.0 | 90.1 | 范登堡 | |
| 27 | 雷神 | 1963.12.21 | 秘密卫星 | | 172 | 304 | 64.9 | 89.3 | 范登堡 | |
| 28 | 雷神 | 1964.1.11 | 秘密卫星 | | 906 | 930 | 69.5 | 103.5 | 范登堡 | |
| | | | 重力梯度稳定试验卫星(GGSE1) | | 901 | 941 | 70.0 | 103.5 | | |
| | | | 西可尔1(SECOR) | 45 | 906 | 931 | 69.9 | 103.5 | | [6] |
| | | | 太阳辐射卫星7A | | 906 | 931 | 69.9 | 103.5 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 893 | 951 | 69.9 | 103.5 | | |
| 29 | 雷神 | 1964.1.21 | 秘密卫星 | | 865 | 834 | 99.0 | 101.3 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | | 806 | 827 | 99.1 | 101.3 | | |
| 30 | 雷神 | 1964.2.15 | 秘密卫星 | | 192 | 447 | 75.1 | 90.9 | 范登堡 | |
| 31 | 雷神 | 1964.2.28 | 秘密卫星 | | 186 | 513 | 82.1 | 94.6 | 范登堡 | |
| 32* | 雷神 | 1964.3.24 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败[7] |
| 33 | 雷神 | 1964.4.27 | 秘密卫星 | | 175 | 446 | 80.0 | 90.3 | 范登堡 | |
| 34 | 雷神 | 1964.6.4 | 秘密卫星 | | 150 | 430 | 80.0 | 90.2 | 范登堡 | |
| 35 | 雷神 | 1964.6.13 | 秘密卫星 | | 352 | 362 | 115.0 | 91.7 | 范登堡 | |
| 36 | 雷神 | 1964.6.18 | 秘密卫星 | | 827 | 842 | 99.8 | 90.86 | 范登堡 | |
| 37 | 雷神 | 1964.6.19 | 秘密卫星 | | 175 | 462 | 85.0 | 91.0 | 范登堡 | |
| 38 | 雷神 | 1964.7.2 | 秘密卫星 | | 501 | 529 | 82.1 | 94.9 | 范登堡 | |
| 39 | 雷神 | 1964.7.10 | 秘密卫星 | | 180 | 460 | 85.0 | 91.0 | 范登堡 | |
| 40 | 雷神 | 1964.8.5 | 秘密卫星 | | 436 | 656 | 80.0 | 90.7 | 范登堡 | |
| 41 | 雷神 | 1964.8.21 | 秘密卫星 | | 349 | 364 | 115.0 | 91.6 | 范登堡 | |
| 42 | 雷神 | 1964.9.14 | 秘密卫星 | | 192 | 480 | 85.0 | 90.8 | 范登堡 | |
| 43 | 雷神 | 1964.10.5 | 秘密卫星 | | 175 | 391 | 80.0 | 90.4 | 范登堡 | |
| 44 | 雷神 | 1964.10.17 | 秘密卫星 | | 188 | 415 | 75.0 | 90.6 | 范登堡 | |
| 45 | 雷神 | 1964.11.2 | 秘密卫星 | | 180 | 447 | 80.0 | 90.7 | 范登堡 | |
| 46 | 雷神 | 1964.11.4 | 秘密卫星 | | 512 | 526 | 82.0 | 95.1 | 范登堡 | |
| 47 | 雷神 | 1964.11.18 | 秘密卫星 | | 180 | 340 | 70.0 | 89.7 | 范登堡 | |
| 48 | 雷神 | 1964.12.19 | 秘密卫星 | | 183 | 381 | 75.0 | 90.3 | 范登堡 | |
| 49 | 雷神 | 1964.12.21 | 秘密卫星 | | 232 | 249 | 70.1 | 89.4 | 范登堡 | |
| 50 | 雷神 | 1965.1.15 | 秘密卫星 | | 180 | 420 | 75.0 | 90.5 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 51 | 雷神 | 1965.2.25 | 秘密卫星 | | 177 | 377 | 75.1 | 90.1 | 范登堡 | |
| 52 | 雷神 | 1965.3.9 | 秘密卫星 | | 908 | 940 | 70.1 | 103.5 | 范登堡 | |
| | | | 重力梯度试验卫星-2 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.5 | | |
| | | | 重力梯度试验卫星-3 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.5 | | |
| | | | 太阳辐射卫星 7B | | 904 | 938 | 70.1 | 103.4 | | |
| | | | 西可尔-3 | | 904 | 938 | 70.1 | 103.4 | | |
| | | | 奥斯卡 | | 908 | 941 | 70.1 | 103.5 | | |
| | | | 监察校正卫星 | | 909 | 941 | 70.1 | 103.5 | | |
| | | | 监察校正卫星 | | 906 | 943 | 70.1 | 103.5 | | |
| 53 | 雷神 | 1965.3.25 | 秘密卫星 | | 187 | 266 | 96.1 | 89.1 | 范登堡 | |
| 54 | 雷神 | 1965.4.29 | 秘密卫星 | | 183 | 468 | 85.0 | 91.0 | 范登堡 | |
| 55 | 雷神 | 1965.5.18 | 秘密卫星 | | 197 | 291 | 65 | 89.7 | 范登堡 | |
| 56 | 雷神 | 1965.6.9 | 秘密卫星 | | 175 | 358 | 75.1 | 89.9 | 范登堡 | |
| 57 | 雷神 | 1965.7.17 | 秘密卫星 | | 468 | 515 | 70.2 | 94.4 | 范登堡 | |
| 58 | 雷神 | 1965.7.19 | 秘密卫星 | | 183 | 446 | 85.1 | 90.9 | 范登堡 | |
| 59 | 雷神 | 1965.8.17 | 秘密卫星 | | 180 | 407 | 70.0 | 90.4 | 范登堡 | |
| 60* | 雷神 | 1965.9.2 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败⑧ |
| 61 | 雷神 | 1965.9.22 | 秘密卫星 | | 192 | 364 | 80.0 | 90.9 | 范登堡 | |
| 62 | 雷神 | 1965.10.5 | 秘密卫星 | | 203 | 323 | 75.1 | 89.8 | 范登堡 | |
| 63 | 雷神 | 1965.10.14 | 轨道地球物理观察卫星 2(OGO) | 507 | 418 | 1514 | 87.4 | 104.3 | 范登堡 | |
| 64 | 雷神 | 1965.10.23 | 秘密卫星 | | 172 | 431 | 75.0 | 90.6 | 范登堡 | |
| 65 | 雷神 | 1965.12.9 | 秘密卫星 | | 180 | 422 | 80.0 | 90.5 | 范登堡 | |
| 66 | 雷神 | 1965.12.24 | 秘密卫星 | | 180 | 423 | 80 | 90.7 | 范登堡 | |
| 67 | 雷神 | 1966.2.2 | 秘密卫星 | | 180 | 407 | 75.0 | 90.4 | 范登堡 | |
| 68 | 雷神 | 1966.2.9 | 秘密卫星 | | 507 | 509 | 82.1 | 94.8 | 范登堡 | |
| 69 | 雷神 | 1966.3.9 | 秘密卫星 | | 178 | 432 | 75.0 | 90.6 | 范登堡 | |
| 70 | 雷神 | 1966.4.7 | 秘密卫星 | | 137 | 236 | 100.9 | 89.0 | 范登堡 | |
| 71* | 雷神 | 1966.5.3 | 秘密卫星 | | | | | | 范登堡 | 失败⑧ |
| 72 | 雷神 | 1966.5.23 | 秘密卫星 | | 179 | 271 | 89.0 | 66.0 | 范登堡 | |
| 73 | 雷神 | 1966.6.21 | 秘密卫星 | | 194 | 367 | 80.1 | 90.2 | 范登堡 | |
| 74 | 雷神 | 1966.6.24 | 帕吉奥斯 (PAGEOS) | 57 | 4196 | 4284 | 87.1 | 181.4 | 范登堡 | ⑩ |
| 75 | 雷神 | 1966.8.9 | 秘密卫星 | | 193 | 239 | 100.1 | 89.4 | 范登堡 | |
| 76 | 雷神 | 1966.9.20 | 秘密卫星 | | 182 | 417 | 85.1 | 90.6 | 范登堡 | |
| 77 | 雷神 | 1966.11.8 | 秘密卫星 | | 172 | 303 | 100.1 | 89.4 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 78 | 雷神 | 1966.12.28 | 秘密卫星 | | 486 | 530 | 75 | 94.4 | 范登堡 | |
| 79 | 雷神 | 1967.1.14 | 秘密卫星 | | 180 | 366 | 80.1 | 90.0 | 范登堡 | |
| 80 | 雷神 | 1967.2.22 | 秘密卫星 | | 179 | 379 | 80.0 | 90.1 | 范登堡 | |
| 81 | 雷神 | 1967.3.30 | 秘密卫星 | | 187 | 388 | 85.0 | 90.1 | 范登堡 | |
| 82 | 雷神 | 1967.5.9 | 秘密卫星 | | 183 | 786 | 85.1 | 94.3 | 范登堡 | |
| 83 | 雷神 | 1967.5.31 | 秘密卫星 | | 915 | 927 | 69.9 | 103.4 | 范登堡 | |
| | | | 监察校正卫星 | | 917 | 926 | 70.0 | 103.5 | | |
| | | | 重力梯度稳定试验卫星-4 | | 916 | 928 | 70.0 | 103.4 | | |
| | | | 重力梯度稳定试验卫星-5 | | 917 | 926 | 70.0 | 103.4 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 916 | 921 | 69.9 | 102.4 | | |
| | | | 监察校正卫星 | | 915 | 926 | 69.9 | 103.4 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 923 | 926 | 69.9 | 103.4 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 922 | 926 | 69.9 | 103.4 | | |
| | | | 监察校正卫星 | | | | | | | |
| 84 | 雷神 | 1967.6.16 | 秘密卫星 | | 181 | 357 | 80.1 | 89.9 | 范登堡 | |
| 85 | 雷神 | 1967.7.24 | 秘密卫星 | | 476 | 689 | 75.0 | 94.3 | 范登堡 | |
| 86 | 雷神 | 1967.7.28 | 轨道地球物理观察卫星 4 | | 412 | 907 | 86.0 | 98.1 | 范登堡 | |
| 87 | 雷神 | 1967.8.7 | 秘密卫星 | | 189 | 354 | 83.0 | 89.9 | 范登堡 | |
| 88 | 雷神 | 1967.9.15 | 秘密卫星 | | 164 | 314 | 80.1 | 89.8 | 范登堡 | |
| 89 | 雷神 | 1967.11.2 | 秘密卫星 | | 187 | 437 | 81.5 | 90.7 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | | 452 | 526 | 81.6 | 94.3 | | |
| 90 | 雷神 | 1967.12.9 | 秘密卫星 | | 151 | 248 | 81.6 | 88.4 | 范登堡 | |
| 91 | 雷神 | 1968.1.17 | 秘密卫星 | | 457 | 539 | 75.1 | 94.5 | 范登堡 | |
| 92 | 雷神 | 1968.1.24 | 秘密卫星 | | 176 | 434 | 81.4 | 90.6 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | | 469 | 544 | 81.6 | 94.7 | | |
| 93 | 雷神 | 1968.3.14 | 秘密卫星 | | 183 | 390 | 83.1 | 90.2 | 范登堡 | |
| 94 | 雷神 | 1968.5.1 | 秘密卫星 | | 156 | 259 | 83.0 | 88.6 | 范登堡 | |
| 95 | 雷神 | 1968.6.20 | 秘密卫星 | 1500 | 182 | 403 | 85.0 | 90.3 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | 60 | 438 | 517 | 85.1 | 94.1 | | |
| 96 | 雷神 | 1968.8.7 | 工作星 5955 | 1500 | 152 | 257 | 82.1 | 88.6 | 范登堡 | |
| 97 | 雷神 | 1968.9.18 | 工作星 0165 | 1500 | 167 | 393 | 83.02 | 90.12 | 范登堡 | |
| 98 | 雷神 | 1968.10.5 | 秘密卫星 | 1500 | 483 | 511 | 74.97 | 94.55 | 范登堡 | |
| 99 | 雷神 | 1968.11.3 | 工作星 1315 | 1500 | 150 | 288 | 82.15 | 88.9 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 100 | 雷神 | 1969.2.5 | 工作星 3890 | 1700 | 178 | 239 | 81.54 | 88.7 | 范登堡 | |
| | | | | 60 | 1396 | 1441 | 80.4 | 114.2 | | |
| 101 | 雷神 | 1969.3.4 | 工作星 4248 | 2000 | 134 | 461 | 92.0 | 90.5 | 范登堡 | |
| 102 | 雷神 | 1969.3.19 | 工作星 3722 | 2000 | 179 | 241 | 83.04 | 88.73 | 范登堡 | |
| 103 | 雷神 | 1969.4.14 | 云雨 | 575 | 1075 | 1135 | 99.9 | 107.4 | 范登堡 | |
| | | | 西可尔 13 | 20 | 1075 | 1130 | 99.3 | 107.36 | | |
| 104 | 雷神 | 1969.5.2 | 工作星 1101 | 2000 | 179 | 326 | 64.97 | 89.54 | 范登堡 | |
| | | | 工作星 1721 | 60 | 401 | 473 | 65.71 | 93.37 | | |
| 105 | 雷神 | 1969.7.5 | 轨道地球物理观测卫星 6 | 631 | 397 | 1089 | 82.0 | 99.71 | 范登堡 | |
| 106 | 雷神 | 1969.7.24 | 工作星 3654 | 2000 | 178 | 220 | 74.98 | 88.49 | 范登堡 | |
| 107 | 雷神 | 1969.7.31 | 秘密卫星 | 1500 | 462 | 541 | 75.02 | 94.67 | 范登堡 | |
| 108 | 雷神 | 1969.9.22 | 工作星 3531A | 2000 | 178 | 253 | 85.03 | 88.83 | 范登堡 | |
| | | | 工作星 3531B | 60 | 490 | 496 | 85.16 | 94.51 | | |
| 109 | 雷神 | 1969.12.4 | 工作星 6617 | 2000 | 159 | 251 | 81.48 | 88.6 | 范登堡 | |
| 110 | 雷神 | 1970.2.4 | 空间电火箭试验器 2 (SERT) | 1500 | 997 | 1003 | 99.13 | 105.15 | 范登堡 | |
| 111 | 雷神 | 1970.3.4 | 工作星 0440 | 2000 | 167 | 257 | 88.02 | 88.76 | 范登堡 | |
| | | | 工作星 3402 | 60 | 442 | 510 | 88.14 | 94.16 | | |
| 112 | 雷神 | 1970.4.8 | 云雨 4 | 619 | 1095 | 1100 | 99.89 | 107.29 | 范登堡 | |
| | | | 测绘指令卫星 1 (TOPO) | 18 | 1065 | 1111 | 99.76 | 107.09 | | |
| 113 | 雷神 | 1970.5.20 | 工作星 4720 | 2000 | 162 | 247 | 83.0 | 88.6 | 范登堡 | |
| | | | 工作星 8520 | 60 | 491 | 503 | 83.12 | 94.59 | | |
| 114 | 雷神 | 1970.7.23 | 工作星 4324 | 2000 | 158 | 398 | 60 | 90.4 | 范登堡 | |
| 115 | 雷神 | 1970.8.26 | 秘密卫星 | 2000 | 484 | 504 | 74.99 | 94.51 | 范登堡 | |
| 116 | 雷神 | 1970.11 | 秘密卫星 | 2000 | 185 | 232 | 82.99 | 88.7 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | 60 | 487 | 511 | 83.18 | 94.63 | | |
| 117 | 雷神 | 1971.2.17 | 秘密卫星 | | | | | . | 范登堡 | 失败[1] |
| 118 | 雷神 | 1971.3.24 | 秘密卫星 | 2000 | 157 | 246 | 81.5 | 88.56 | 范登堡 | |
| 119 | 雷神 | 1971.6.28 | 秘密卫星 | 2000 | 545 | 581 | 90.22 | 95.95 | 范登堡 | |
| 120 | 雷神 | 1971.7.16 | 秘密卫星 | 2000 | 488 | 508 | 75.0 | 94.59 | 范登堡 | |
| 121 | 雷神 | 1971.9.10 | 秘密卫星 | 2000 | 156 | 244 | 74.95 | 88.49 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | 60 | 492 | 507 | 75.07 | 94.64 | | |
| 122 | 雷神 | 1971.10.14 | 秘密卫星 | 1185 | 773 | 803 | 92.72 | 100.65 | 范登堡 | |
| 123 | 雷神 | 1971.12.14 | 秘密卫星 | | 983 | 999 | 70.0 | 104.93 | 范登堡 | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| | | | 秘密卫星 | | 983 | 999 | 70.01 | 104.93 | 范登堡 | |
| | | | 秘密卫星 | | 982 | 997 | 70.01 | 104.9 | 范登堡 | |
| 124 | 雷神 | 1972.5.12 | 秘密卫星 | 2000 | 155 | 277 | 81.48 | 88.85 | 范登堡 | |
| 125 | 雷神 | 1972.5.25 | 秘密卫星 | 2000 | 158 | 305 | 96.34 | 89.17 | 范登堡 | |
| 126 | 宇宙神 | 1963.7.12 | 秘密卫星 | | 179 | 200 | 95.4 | 88.2 | 卡角 | |
| 127 | 宇宙神 | 1963.9.6 | 秘密卫星 | | 167 | 262 | 94.9 | 89.1 | 卡角 | |
| 128 | 宇宙神 | 1963.10.17 | 维拉1(VELA) | 135 | 102098 | 113670 | 38.3 | 105h | 卡角 | ⑫ |
| | | | ERS-12 | 2 | 208 | 103859 | 36.7 | 39h | | |
| | | | 维拉2 | 135 | 101076 | 117440 | 38.0 | 108.7h | | |
| 129 | 宇宙神 | 1963.10.25 | 秘密卫星 | | 143 | 332 | 99.1 | 90.0 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 121 | 291 | 99.1 | 88.7 | | |
| 130 | 宇宙神 | 1963.12.18 | 秘密卫星 | | 122 | 266 | 97.9 | 88.8 | 卡角 | |
| 131 | 宇宙神 | 1964.2.25 | 秘密卫星 | | 172 | 190 | 95.71 | 88.2 | 卡角 | |
| 132 | 宇宙神 | 1964.3.11 | 秘密卫星 | | 143 | 386 | 95.8 | 89.8 | 卡角 | |
| 133 | 宇宙神 | 1964.4.23 | 秘密卫星 | | 150 | 336 | 103.6 | 89.4 | 卡角 | |
| 134 | 宇宙神 | 1964.5.19 | 秘密卫星 | | 142 | 380 | 89.7 | 101.1 | 卡角 | |
| 135 | 宇宙神 | 1964.7.6 | 秘密卫星 | | 121 | 346 | 89.4 | 92.9 | 卡角 | |
| 136 | 宇宙神 | 1964.7.17 | 维拉3 | 145 | 101983 | 104646 | 39.5 | 100.3h | 卡角 | |
| | | | 维拉4 | 145 | 94575 | 111820 | 40.9 | 100.1h | 卡角 | |
| | | | ERS-3 | 2 | 193 | 104424 | 36.7 | 39.2h | | |
| 137 | 宇宙神 | 1964.7.28 | 徘徊者7 | 360 | | | | | 卡角 | ⑬ |
| 138 | 宇宙神 | 1964.8.14 | 秘密卫星 | | 262 | 3763 | 95.8 | 127.4 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 150 | 307 | 95.5 | 89.0 | | |
| 139 | 宇宙神 | 1964.9.23 | 秘密卫星 | | 145 | 303 | 92.9 | 89.0 | 卡角 | |
| 140 | 宇宙神 | 1964.10.8 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | 失败⑭ |
| 141 | 宇宙神 | 1964.10.23 | 秘密卫星 | | 138 | 270 | 95.6 | 88.6 | 卡角 | |
| 142 | 宇宙神 | 1964.11.5 | 水手-3 | 260 | | 日　心　轨　道 | | | 卡角 | |
| 143 | 宇宙神 | 1964.11.28 | 水手-4 | 260 | | 日　心　轨　道 | | | 卡角 | |
| 144 | 宇宙神 | 1964.12.4 | 秘密卫星 | | 151 | 375 | 97.0 | 89.7 | 卡角 | |
| 145 | 宇宙神 | 1965.1.23 | 秘密卫星 | | 146 | 291 | 102.5 | 88.9 | 卡角 | |
| 146 | 宇宙神 | 1965.3.12 | 秘密卫星 | | 150 | 267 | 107.6 | 88.8 | 卡角 | |
| 147 | 宇宙神 | 1965.4.3 | 秘密卫星 | | 1296 | 1329 | 90.2 | 111.5 | 卡角 | |
| | | | 西可尔4 | | 1283 | 1313 | 90.2 | 111.6 | | |
| | | | 秘密卫星 | | 1279 | 1315 | 90.2 | 111.5 | | |
| 148 | 宇宙神 | 1965.4.23 | 秘密卫星 | | 153 | 275 | 96.7 | 88.7 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 488 | 562 | 95.3 | 95.0 | | |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 149 | 宇宙神 | 1965.5.27 | 秘密卫星 | | 150 | 267 | 95.8 | 88.7 | 卡角 | |
| 150 | 宇宙神 | 1965.6.25 | 秘密卫星 | | 497 | 509 | 107.7 | 94.7 | 卡角 | |
| 151 | 宇宙神 | 1965.7.13 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | 失败⑮ |
| 152 | 宇宙神 | 1965.7.20 | 维拉 5 | 152 | 106983 | 116249 | 35.2 | 6713 | 卡角 | |
| | | | 维拉 6 | 152 | 101738 | 112208 | 35.0 | 6716 | | |
| | | | ERS-17 | 2 | 208 | 121604 | 35.0 | 2596 | | |
| 153 | 宇宙神 | 1965.8.3 | 秘密卫星 | | 504 | 510 | 107.4 | 94.7 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 501 | 515 | 107.4 | 94.8 | | |
| 154 | 宇宙神 | 1965.9.30 | 秘密卫星 | | 158 | 264 | 95.8 | 88.8 | 卡角 | |
| 155 | 宇宙神 | 1965.10.25 | 双子星 6 靶星 | | | | | | 卡角 | 失败⑯ |
| 156 | 宇宙神 | 1965.11.8 | 秘密卫星 | | | | 93.9 | 88.7 | 卡角 | |
| 157 | 宇宙神 | 1966.1.19 | 秘密卫星 | | 92 | 122 | 93.9 | 87.6 | 卡角 | |
| 158 | 宇宙神 | 1966.2.15 | 秘密卫星 | | — | — | 96.5 | 89.0 | 卡角 | |
| 159 | 宇宙神 | 1966.3.16 | 双子星 8 靶星 | 3175 | 299 | 299 | 28.9 | 90.4 | 卡角 | |
| 160 | 宇宙神 | 1966.3.18 | 秘密卫星 | | 147 | 301 | 101.0 | 89.0 | 卡角 | |
| 161 | 宇宙神 | 1966.4.8 | OAO1 | | 792 | 813 | 35.0 | 100.8 | 卡角 | |
| | 宇宙神 | 1966.4.19 | 秘密卫星 | | 139 | 375 | 116.9 | 89.6 | 卡角 | |
| 162 | 宇宙神 | 1966.5.14 | 秘密卫星 | | 131 | 357 | 110.5 | 89.4 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 519 | 556 | 109.9 | 95.4 | | |
| 163 | 宇宙神 | 1966.5.17 | 双子星 9 靶星 A | 3252 | | | | | 卡角 | 失败⑰ |
| 164 | 宇宙神 | 1966.6.3 | 秘密卫星 | | 144 | 205 | 86.9 | 88.4 | 卡角 | |
| 165 | 宇宙神 | 1966.6.9 | 秘密卫星 | | 174 | 3614 | 90.1 | 124.8 | 卡角 | |
| | | | 西可尔 6 | 17 | 168 | 3647 | 90.1 | 125.1 | | |
| | | | ERS-16 | 5 | 180 | 3622 | 90.0 | 125.0 | | |
| 166 | 宇宙神 | 1966.7.18 | 双子星 10 靶星 | 3259 | 295 | 303 | 51.8 | 90.4 | 卡角 | ⑱ |
| 167 | 宇宙神 | 1966.8.10 | 月球轨道器 1 (LUNAR ORBITER) | 387 | 188 | 1865 | 12.2 | 217.2 | 卡角 | ⑲ |
| 168 | 宇宙神 | 1966.8.16 | 秘密卫星 | | 139 | 287 | 93.3 | 89.4 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 510 | 524 | 93.2 | 94.9 | | |
| 169 | 宇宙神 | 1966.9.12 | 双子星 11 靶星 | 3265 | 290 | 370 | 28.8 | 90.4 | 卡角 | ⑳ |
| 170 | 宇宙神 | 1966.9.16 | 秘密卫星 | | 143 | 287 | 93.9 | 89.1 | 卡角 | |
| 171 | 宇宙神 | 1966.10.12 | 秘密卫星 | | 154 | 212 | 91.0 | 88.6 | 卡角 | |
| | | | 秘密卫星 | | 166 | 166 | 90.9 | 88.0 | | |
| 172 | 宇宙神 | 1966.11.2 | 秘密卫星 | | 159 | 280 | 91.0 | 88.9 | 卡角 | |
| | | | | | 202 | 298 | 91.0 | 89.6 | | |
| 173 | 宇宙神 | 1966.11.6 | 月球轨道器 2 | 391 | 208 | 1846 | 11.8 | 216.8 | 卡角 | ㉑ |

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 174 | 宇宙神 | 1966.11.11 | 双子星 12 靶星 | 3216 | 294 | 302 | 28.9 | 90.4 | 卡角 | ㉒ |
| 175 | 宇宙神 | 1966.12.6 | 秘密卫星 | | 138 | 364 | 104.6 | 89.7 | 卡角 | |
| 176 | 宇宙神 | 1966.12.6 | 应用技术卫星 1 (ATSI) | 352 | 35851 | 38886 | 0.2 | 1466.0 | 卡角 | |
| 177 | 宇宙神 | 1967.2.2 | 秘密卫星 | | 155 | 294 | 102.4 | 88.8 | 卡角 | |
| 178 | 宇宙神 | 1967.2.4 | 月球轨道器 3 | 386 | 200 | 1850 | 21 | 218.6 | 卡角 | ㉓ |
| 179 | 宇宙神 | 1967.4.5 | 应用技术卫星 2 | 370 | 185 | 1118 | 28.4 | 218.9 | 卡角 | 失败㉔ |
| 180 | 宇宙神 | 1967.5.4 | 月球轨道器 4 | 390 | 2705 | 6035 | 85.5 | 721 | 卡角 | ㉓ |
| 181 | 宇宙神 | 1967.5.22 | 秘密卫星 | | 142 | 313 | 91.5 | 89.1 | 卡角 | |
| 182 | 宇宙神 | 1967.6.14 | 水手 5 | 2449 | 日心轨道 | | | | | |
| 183 | 宇宙神 | 1968.3.4 | 轨道地球物理观察卫星 5 | 612 | 278 | 148256 | 31 | 3795.9 | 卡角 | |
| 184 | 宇宙神 | 1968.8.6 | 工作星 5187 | 2000 | 477 | 771 | 96 | 97.3 | 卡角 | |
| 185 | 宇宙神 | 1969.4.13 | 秘密卫星 | | 36180 | 39860 | 9.9 | 1436 | 卡角 | |
| 186 | 宇宙神 | 1970.6.19 | 工作星 5346 | | 31680 | 39860 | 9.9 | 1436 | 卡角 | |
| 187 | 宇宙神 | 1970.9.1 | 秘密卫星 | | 31680 | 39860 | 9.9 | 1436 | 卡角 | |
| 188 | 宇宙神 | 1971.3.18 | 秘密卫星 | | 31680 | 39860 | 9.9 | 1436 | 卡角 | |
| 189 | 宇宙神 | 1971.12.14 | 秘密卫星 | | | | | | 卡角 | |
| 190 | 宇宙神 | 1973.3.6 | 秘密卫星 | 350 | 32100 | 39660 | 10.1 | 1441 | 卡角 | |
| 191 | 宇宙神 | 1975.6.18 | 秘密卫星 | 700 | 35680 | 35855 | 0.2 | 1435.1 | 卡角 | |
| 192 | 宇宙神 | 1977.5.23 | 秘密卫星 | | 35679 | 35855 | 0.2 | 1435.1 | 卡角 | |
| 193 | 宇宙神 | 1977.12.11 | 秘密卫星 | 700 | 191 | 41002 | 28.2 | 733.2 | 卡角 | |
| 194 | 宇宙神 | 1978.4.8 | 秘密卫星 | 700 | 地球同步轨道 | | | | 卡角 | |
| 195 | 宇宙神 | 1978.6.27 | 海洋卫星 1 (SEASAT) | 2300 | 760 | 800 | 108.02 | 100.63 | 卡角 | |
| 196 | 大力神 3 | 1966.7.29 | | | | | | | 范登堡 | * * |
| ～ | | | | | | | | | | |
| 253 | 大力神 3 | 1984.4.17 | | | | | | | 范登堡 | |

* * 第 196～253 次发射情况详见“大力神 3B”发射记录，其中因“阿金纳 D”故障失败 3 次。

①海盘车人造辐射数据；②～⑤未入轨；⑥测地卫星；⑦未入轨；⑧制导失灵，地面指令自毁；⑨卫星未入轨；⑩36m 气球，大地测量研究；⑪$T$ + 40s 后爆炸；⑫核监测卫星；⑬飞行 68.6h 命中月球；⑭、⑮火箭自毁；⑯$T$ + 6min“阿金纳”爆炸；⑰“宇宙神”控制系统故障，未入轨；⑱用于将双子星 10 远地点提高到 786km；⑲进入月球轨道对月球照像；⑳用于将双子星 11 远地点提高到 1370km；㉑进入月球轨道；㉒作为双子星 12 的推进舱；㉓月球轨道；㉔可能因“阿金纳”故障，卫星未进入同步轨道。

# 上升阿金纳(ASCENT AGENA)

1967 年由洛克希德公司进行“上升阿金纳”的方案设计,1968 年签订合同并正式开始研制。火箭于 1971 年 3 月投入使用。“上升阿金纳”原设计作为美国航天飞机的上面级,但方案未曾实施,只是作为“大力神 34B”火箭的上面级执行过 13 次任务,1987 年 2 月停止使用。

“上升阿金纳”是“阿金纳 D”的改型,二者的结构和组成基本相同。只是前者采用轻质量的结构、引入了新的电子系统并改用配有计算机的捷联式惯性制导系统,提高了可靠性,从而获得 100%的飞行成功率。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.3m | 推进剂 | 红烟硝酸/偏二甲肼 |
| 直径 | 1.52m | 真空推力 | 71.17kN |
| 子级质量 | 6.64t | 真空比冲(额定) | 2853.7N·s/kg |
| 结构质量 | 0.51t | 工作时间 | 240s |
| 发动机 | 1×BELL8096 33 型 | 起动次数 | 多次 |

## 系统组成及质量

“上升阿金纳”级的组成及质量数据如下表所示。

**“上升阿金纳”质量数据**

| 序号 | 分系统 | 质量(kg) | 序号 | 分系统 | 质量(kg) |
|---|---|---|---|---|---|
| | 箭体 | | | 液压系统 | |
| 1 | 前裙段 | 60.9 | 26 | 液压动力装置 | 4.0 |
| 2 | 箭体段 | 125.1 | 27 | 液压作动器 | 3.0 |
| 3 | 尾段 | 47.2 | 28 | 液压导管 | 1.4 |
| 4 | 随机偏差 | 2.3 | | 小 计 | 8.4 |
| | 小 计 | 235.5 | | 测控通信系统 | |
| | 推进系统 | | 29 | 脉码调制遥测装置 | 1.8 |
| 5 | 火箭发动机 | 123.2 | 30 | 基带装置 | 0.9 |
| 6 | 两次起动装置 | 3.5 | 31 | 超高频发射机 | 1.8 |
| 7 | 起动器 | 2.1 | 32 | 接线盒 | 2.4 |
| 8 | 推进剂输送波纹管 | 2.2 | 33 | 空调导管 | 1.8 |
| 9 | 联接器 | 0.6 | 34 | 天线 | 0.3 |
| 10 | 氦气瓶 | 7.2 | 35 | 射频开关 | 0.3 |
| 11 | 阀门 | 5.2 | 36 | 随机偏差 | 0.1 |

| 序号 | 分系统 | 质量(kg) | 序号 | 分系统 | 质量(kg) |
|---|---|---|---|---|---|
| 12 | 导管 | 4.8 | | 小　计 | 9.4 |
| 13 | 压力传爆管 | 1.8 | | 电源系统 | |
| 14 | 快速关机装置 | 0.9 | 37 | 电池组 | 14.6 |
| 15 | 发动机排气防护板 | 1.6 | 38 | 配电接线盒 | 4.1 |
| 16 | 随机偏差 | 1.5 | 39 | 后部控制和仪器接线盒 | 2.8 |
| | 小　计 | 154.6 | 40 | 主电源转换开关 | 1.2 |
| | 制导与控制系统 | | 41 | 配电装置 | 17.0 |
| 17 | 惯性敏感组件 | 16.6 | 42 | 火工品引爆控制盒 | 2.0 |
| 18 | 制导计算机 | 21.2 | 43 | 随机偏差 | 0.4 |
| 19 | 控制电子设备 | 3.9 | | 小　计 | 42.1 |
| 20 | 氮气瓶 | 10.0 | | | |
| 21 | 氮气调节器 | 3.58 | | | |
| 22 | 阀门 | 4.3 | | “上升阿金纳”总结构质量 511.8kg | |
| 23 | 导管 | 1.3 | | | |
| 24 | 传感器 | 0.2 | | | |
| 25 | 随机偏差 | 0.7 | | | |
| | 小　计 | 61.8 | | | |

## 电　子　系　统

“上升阿金纳”电子系统包括制导、控制系统和通信系统。

### 制导控制系统

该系统由惯性敏感组件、制导计算机、飞行控制电子组件组成，见系统框图。

“上升阿金纳”采用捷联式惯性制导系统，由惯性敏感组件和制导计算机组成。惯性器件敏感火箭的运动，制导计算机接收惯性器件的输出信号并进行制导指令计算。

**惯性敏感组件**

组件由惯性敏感元件、电子设备、电源和接线盒等组成。

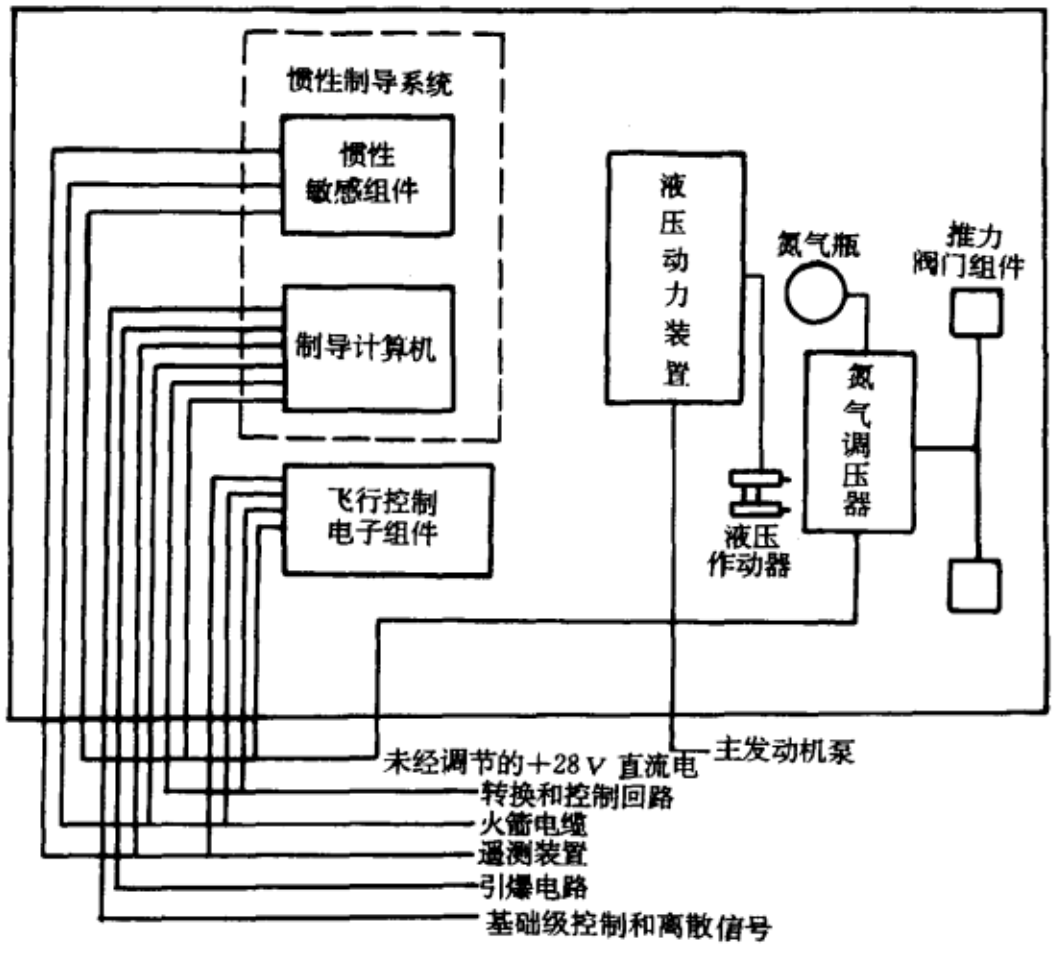
组件采用豪涅威尔公司的 3 个 GG334A8 单自由度气浮速率积分陀螺和 3 个 GG177P5 挠性加速度计，组件用快速加热器和恒温器保持工作温度。从惯性器件而来的信号由组件的逻辑和选通电路处理，控制电源开关重新平衡惯性器件，并向计算机输送所产生的脉冲信号。组件的主电源为＋28V 直流电，经滤波器向惯性器件和电子设备供电。

**制导计算机**

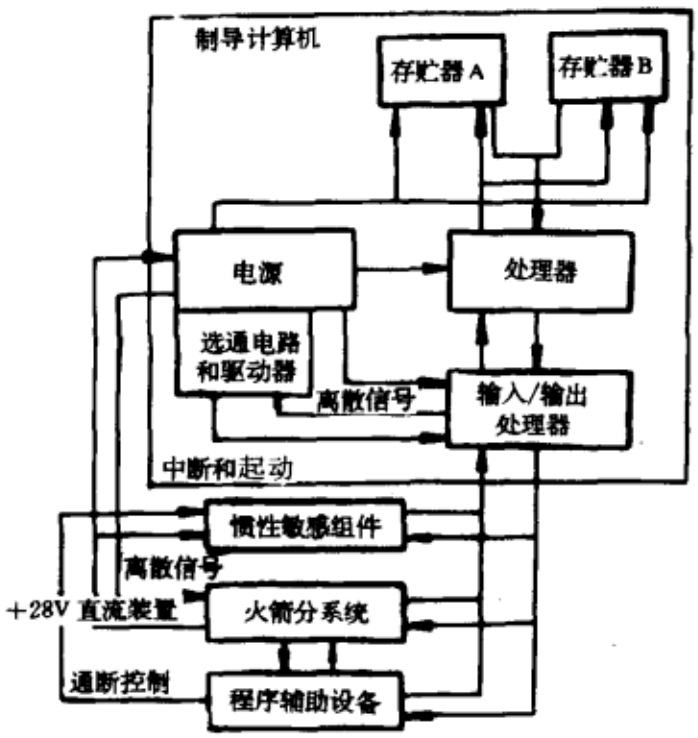
“上升阿金纳”制导系统采用豪涅威尔公司 SIGN Ⅱ 型随机存取计算机。数字计算机处理来自惯性器件的速度和角速率数据，处理、产生程序控制信号和离散信号。如下图所示，该计算机由处理器、存储器、输入/输出处理器、电源、选通电路和驱动器组成。

**飞行控制电子组件**

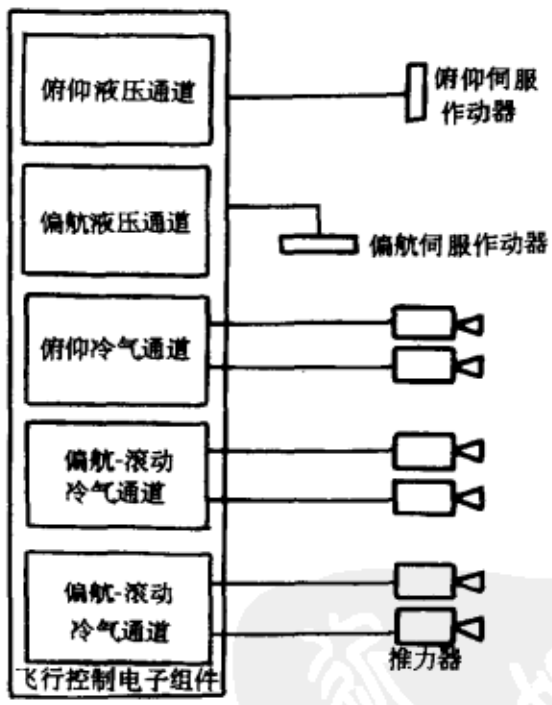
该电子组件由液压控制通道、气动控制通道组件和继电器组成。




“上升阿金纳”制导控制系统




“上升阿金纳”制导计算机




飞行控制电子组件

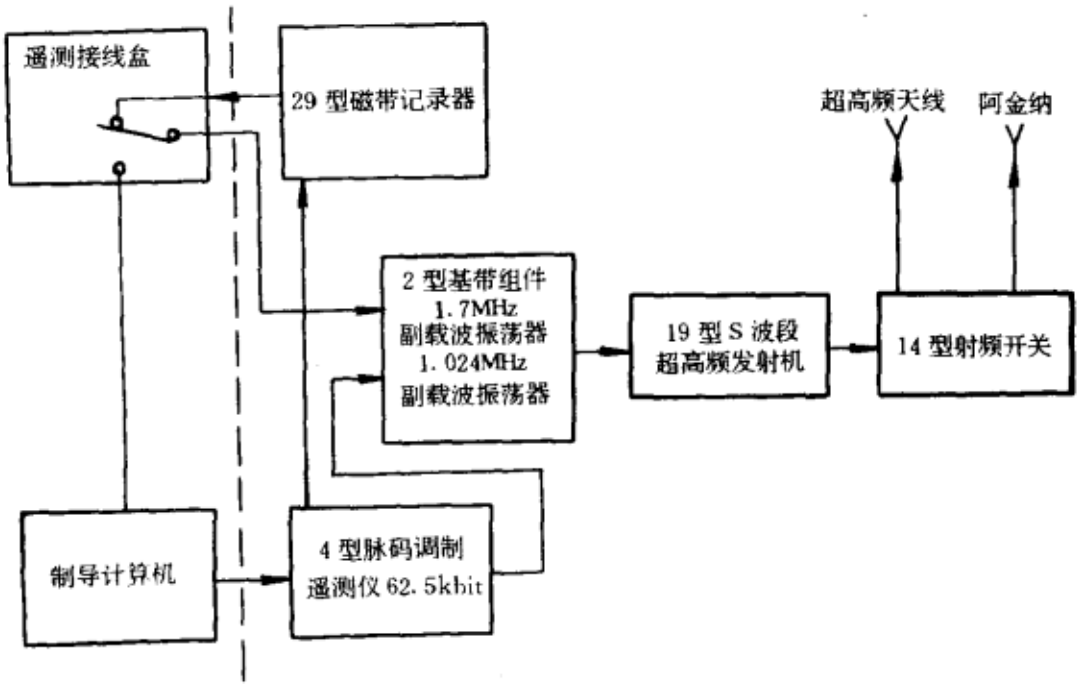
液压控制通道由 2 个伺服放大器组成，一个用于偏航控制，另一个用于俯仰控制。气动控制通道由带有消电弧及有关元件的 6 个功率放大级组成。它们用来驱动冷气喷气系统推力阀门，控制火箭滑行段姿态。继电器只在“阿金纳”飞行试验中作为制导计算机和程序辅助设备之间的隔离缓冲器。

## 通信系统

通信系统在系统试验时用以监测火箭数据，在飞行时将火箭数据传输给地面站。如图所示，该系统包括脉码调制遥测仪、磁带记录器、双通道基带组件、S 波段发射机和天线系统。

系统未设专用的跟踪设备，跟踪任务通过地面站天线接收遥测载频信号的方式完成。上升段用雷达进行跟踪。完成火箭动作的程序指令由制导系统计算机提供。

“上升阿金纳”采用 2 条遥测通道。一条供脉码调制遥测系统使用，采集和处理“阿金纳”各种数据、制导计算机运算值以及火箭的其它重要信息；另一条用来监测制导系统高密度脉冲数据，以及发射磁带记录器送来的存储数据。在磁带记录器输出经接线盒转换此通道之前，此通道一直传输制导系统的数据。




通信系统框图

# 飞 行 记 录

| 序号 | 基础级 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1 | 大力神 34 | 1971.3.21 | 卫星数据系统 (SDS) | | | | | | 范登堡 | ① |
| 2 | 大力神 34 | 1973.8.21 | 电子侦察卫星 (JUMPSEAT) | 725 | 460 | 39296 | 63.29 | 705.68 | 范登堡 | |
| 3 | 大力神 34 | 1975.3.10 | 卫星数据系统 | | 295 | 39337 | 63.5 | 702 | 范登堡 | |
| 4 | 大力神 34 | 1976.6.2 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | |
| 5 | 大力神 34 | 1976.8.6 | 卫星数据系统 | | 380 | 39315 | 63.3 | 703.8 | 范登堡 | |
| 6 | 大力神 34 | 1978.2.25 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | ① |
| 7 | 大力神 34 | 1978.8.5 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | |
| 8 | 大力神 34 | 1980.12.12 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | |
| 9 | 大力神 34 | 1981.4.24 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | |
| 10 | 大力神 34 | 1983.7.31 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | ① |
| 11 | 大力神 34 | 1983.8.28 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | |
| 12 | 大力神 34 | 1985.2.8 | 卫星数据系统 | | | | | | 范登堡 | ① |
| 13 | 大力神 34 | 1987.2.11 | 卫星数据系统 | | 400 | 39900 | 63 | 718 | 范登堡 | ① |

①SDS 为国防部通信卫星;也可能是电子侦察卫星。

# 半人马座系列(THE CENTAUR FAMILY)

王丹阳　谭宗愚

## 概　述

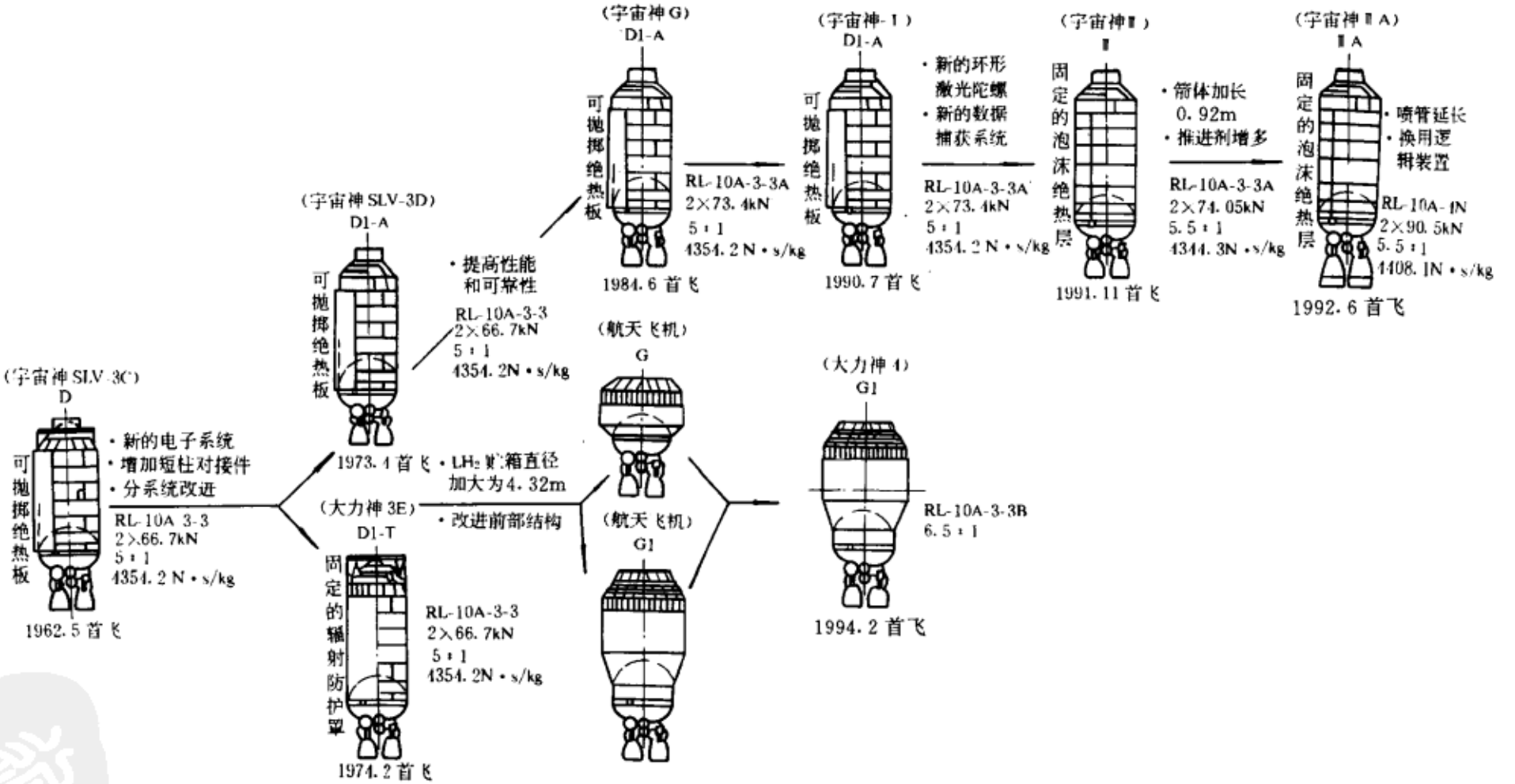
“半人马座”是美国,也是世界上第一种以液氧、液氢为推进剂的高能上面级火箭。它的实际应用使美国当时的空间运载能力得到大幅度提高。“半人马座”在美国的空间计划中占有突出地位。

“半人马座”是在美国发展高轨道早期预警、地球监测、通信和气象卫星的需求下,并以研究液氢技术为目的而开始研制的。1957 年 12 月美国空军和通用动力公司提交了“半人马座”初型设计。1958 年 8 月美国远景研究计划局正式委托空军研究/发展司令部为“宇宙神”火箭研制氢氧上面级。1959 年 7 月转交美国国家航空航天局(NASA),在 NASA 刘易斯研究中心指导下,由通用动力公司负责研制。1960 年 11 月进行 2 台并联发动机点火试验,并开始组装第一发“半人马座”火箭。1962 年 1 月结束火箭的研究、设计、及地面试验。因各种原因,火箭发射推迟 9 次。后于 1962 年 5 月 8 日进行了首次试飞,但试验因贮箱绝热板结构损坏而告失败。1963 年 11 月 27 日试验取得成功。之后,在 1964 年 6 月～1965 年 8 月期间进行了 4 次一次点火连续爬升飞行试验。1966 年 4 月开始进行 2 次点火试验,但此次飞行因过氧化氢泵泄漏,发动机未能再次起动而告失败。1966 年 10 月 2 次点火试验成功,自此火箭投入正式使用。

“半人马座”共有 6 种型号,它们是“半人马座 D、D1-A、D1-T、G1”、“半人马座 Ⅰ 和 Ⅰ A”。型号的改进与区别,及其与各种基础级组合后的运载能力如图、表所示。

**“半人马座系列”火箭主要参数**

| 火　箭 | 级长 (m) | 直径 (m) | 发动机 | 推进剂 | 真空推力 (kN) | 真空比冲 (N·s/kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 半人马座 D | 9.1 | 3.05 | 2×RL-10A-3-3 | 液氧　液氢 | 133.4 | 4354.2 |
| 半人马座 D1-A | 9.61 | 3.05 | 2×RL-10A-3-3A | 液氧　液氢 | 146.8 | 4354.2 |
| 半人马座 D1-T | 9.61 | 3.05 | 2×RL-10A-3-3 | 液氧　液氢 | 133.4 | 4354.2 |
| 半人马座 G1 | 8.94 | 4.32 | 2×RL-10A-3-3B | 液氧　液氢 | 148.0 | 4277.7 |
| 半人马座 Ⅰ | 10.53 | 3.05 | 2×RL-10A-3-3A | 液氧　液氢 | 148.1 | 4344.3 |
| 半人马座 Ⅰ A | 11.03 | 3.05 | 2×RL-10A-4N | 液氧　液氢 | 181.0 | 4408.1 |


(宇宙神SLV-3C)
D
可抛掷绝热板
1962.5首飞
·新的电子系统
·增加短柱对接件
·分系统改进
RL-10A-3-3
2×66.7kN
5:1
4354.2N·s/kg
(宇宙神SLV-3D)
D1-A
可抛掷绝热板
1973.4首飞
·提高性能和可靠性
RL-10A-3-3
2×66.7kN
5:1
4354.2N·s/kg
(宇宙神G)
D1-A
可抛掷绝热板
1984.6首飞
RL-10A-3-3A
2×73.4kN
5:1
4354.2N·s/kg
(宇宙神-1)
D1-A
可抛掷绝热板
1990.7首飞
·新的环形激光陀螺
·新的数据捕获系统
RL-10A-3-3A
2×73.4kN
5:1
4354.2N·s/kg
(宇宙神Ⅱ)
Ⅱ
固定的泡沫绝热层
1991.11首飞
·箭体加长0.92m
·推进剂增多
RL-10A-3-3A
2×74.05kN
5.5:1
4344.3N·s/kg
(宇宙神ⅡA)
ⅡA
固定的泡沫绝热层
·喷管延长
·换用逻辑装置
RL-10A-4N
2×90.5kN
5.5:1
4408.1N·s/kg
1992.6首飞
(大力神3E)
D1-T
固定的辐射防护罩
1974.2首飞
RL-10A-3-3
2×66.7kN
5:1
4354.2N·s/kg
(航天飞机)
G
1973.4首飞
·LH2贮箱直径加大为4.32m
·改进前部结构
(航天飞机)
G1
(大力神4)
G1
RL-10A-3-3B
6.5:1
1994.2首飞

“半人马座系列”

**运载能力(t)**

| 轨道 / 整流罩与助推器 / 型号 | 185km 轨道 | | 地球同步转移 | | 地球同步 | | 逃逸 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 大罩 | 小罩 | 大罩 | 小罩 | 大助推 | 小助推 | 大罩 | 小罩 |
| 宇宙神 SLV-3C/半人马座 D | 3.851 | | 1.844 | | 0.899 | | 1.042 | |
| 宇宙神 SLV-3D/半人马座 D1-A | 5.119 | | 2.1 | | | | 1.2 | |
| 宇宙神 G/半人马座 D1-A | 6.80 | | 2.177 | 2.358 | | | | |
| 宇宙神 Ⅰ/半人马座 D1-A | 5.7 | 5.9 | 2.250 | 2.34 | | | 1.4 | 1.52 |
| 宇宙神 Ⅰ/半人马座 Ⅰ | 6.58 | 6.78 | 2.68 | 2.77 | | | 1.82 | 1.94 |
| 宇宙神 ⅠA/半人马座 ⅠA | 6.92 | 7.12 | 2.81 | 2.9 | | | 1.98 | 2.10 |
| 宇宙神 ⅠAS/半人马座 ⅠA | 7.44 | 7.64 | 3.06 | 3.15 | | | 2.25 | 2.37 |
| 大力神 3E/半人马座 D1-T | 15.402 | | 7.026 | | 3.35 | | 5.4 | |
| 大力神 4/半人马座 G1 | | | | | 5.67 | 4.54 | | |
| 航天飞机/半人马座 G1 | | | | | 4.54 | | | |

到 1994 年底止,“半人马座”共发射 93 次,其中因“半人马座”故障导致飞行失败或仅取得部分成功的有 9 次,成功率为 90.32%。火箭全部从卡纳维拉尔角发射。

由“半人马座”送入轨道的有效载荷有月球和行星探测器(月球探测器——“勘察者”、火星探测器——“水手”、“海盗”、木星探测器——“先驱者 10”、星际飞行器——“旅行者”、金星探测器——“维纳斯”)、太阳探测器(“太阳神”)、地球同步轨道卫星(“应用技术卫星”、“国际通信卫星”、舰队通信卫星等)和极地轨道卫星(“高能天文观察卫星”)。

“半人马座 D、DⅠ-A 和 DⅠ-T”的总研制经费为 6.357 亿美元(1977 年币值),“半人马座 G1”的研制经费为 3.79 亿美元(1986 年币值)。用商业“宇宙神Ⅰ/半人马座”发射同步转移轨道卫星的费用为 0.59 亿美元(1989 年币值,发射失败可免费再发射一次),“宇宙神Ⅱ-半人马座Ⅱ”发射费用为 0.7～0.8 亿美元(1990 年币值)。

这里以与“宇宙神”配合使用的“半人马座 D”、与“大力神 3E”配合使用的“半人马座 D1-T”和原定与航天飞机后又改与“大力神 4”配合使用的“半人马座 G1”为例说明系列火箭各系统组成。

## 半人马座 D(CENTAUR D)

王　丹　阳

“半人马座 D”是“半人马座”的早期型号,是美国的第一种液氧/液氢级火箭。截止 1972 年“半人马座 D”与“宇宙神 LV-3C 和 SLV-3C”配合共进行 29 次发射。失败 5 次,成功率 82.76%。

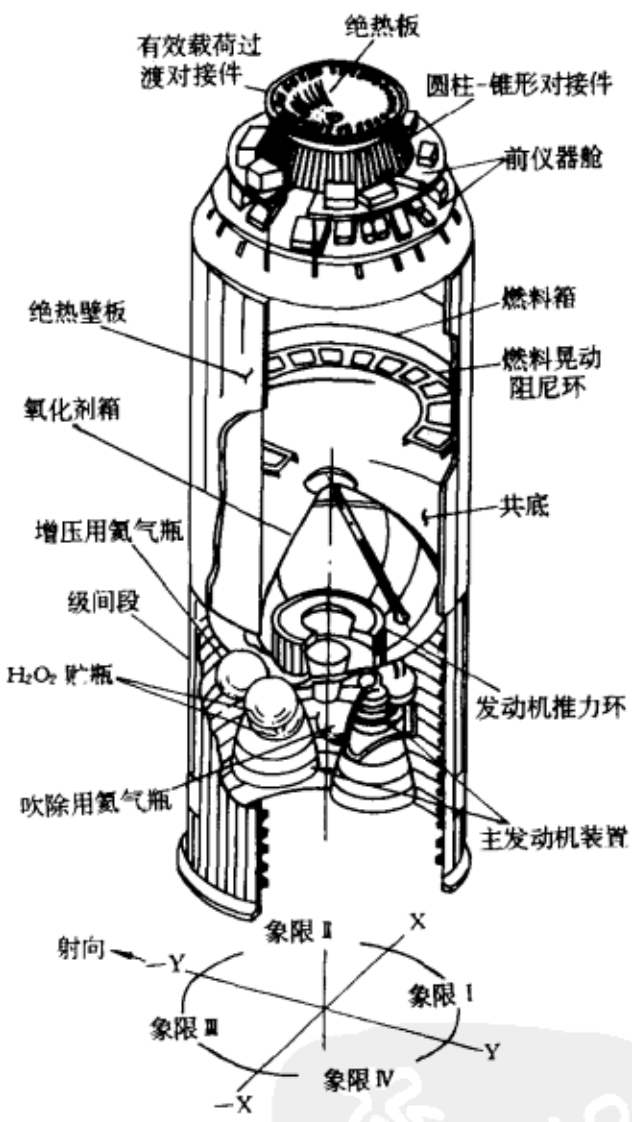
## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.1m | 发动机 | 2×RL-10A-3-3 |
| 直径 | 3.05m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 质量 | 17.443t | 真空推力 | 2×66.7kN |
| 结构质量 | 2.244t | 真空比冲 | 4354.2N·s/kg |
| 抛掷质量 | 1.505t | 工作时间 | 450s |

## 总 体 布 局

“半人马座 D”由结构、推进、气动、液压、制导和飞行控制、遥测、C 波段跟踪、靶场安全和电源配电等系统组成。

火箭装有 2 台 66.7kN 推力液氧/液氢主发动机。动力飞行段由主发动机摆动进行姿态控制。另有 14 台过氧化氢发动机沿周向分布于液氧箱后部,用于滑行段姿态控制、二次起动推进剂保持和沉底以及火箭再定向。发动机推力环安装在氧化剂箱内,既缩短了箭体长度又兼作贮箱防晃装置,减轻了质量。火箭采用共底贮箱,前部液氢箱圆柱段用 4 块可抛掷的玻璃纤维壁板绝热以减少液氢蒸发。全部电子设备均安装在液氢箱前部的仪器安装架上。



“半人马座 D”总体布局

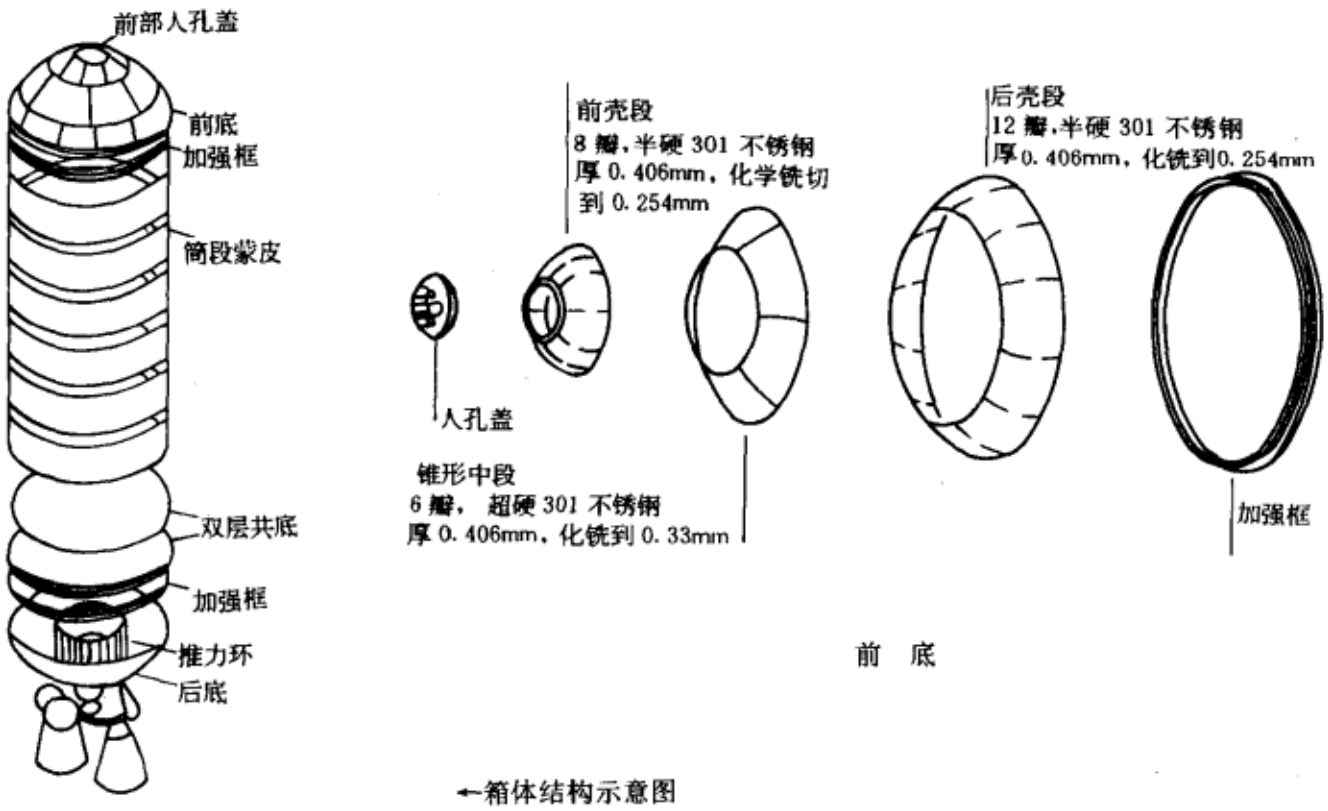
## 箭 体 结 构

“半人马座 D”箭体由共底贮箱、主发动机推力环、电子设备安装结构和支撑有效载荷的对接件组成。

**箱体**

“半人马座 D”推进剂贮箱是一种由不锈钢筒段、前后底和共底组成的内压稳定硬壳式结构。箱体长 7.39m、直径 3.05m。液氧箱最大容积 10.64$m^3$、液氢箱最大容积 35.8$m^3$。

焊接于箱壁的支架用来支撑安装于箱体的各系统部件。级间段连接在筒段的机加工不锈钢端框上。后底法兰装有氧化剂蓄留器,蓄留器下端的法兰盘用来安装氧化剂预压泵。氧化剂输送管路与 7.6cm 直径的预压泵出口导管连接。燃料箱后部 33cm 直径的安装环上装有燃料蓄留器。燃料预压泵与蓄留器法兰连接。



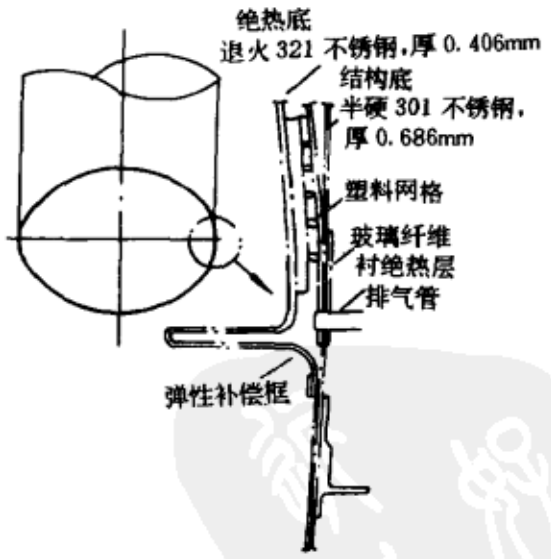

←箱体结构示意图

1. 前底　前底由椭球形后壳段、锥形中段和椭球形前壳段组成。前壳段前端焊有一退火状态的 321 不锈钢加强口框。前部人孔盖装在口框法兰盘上。人孔盖为一厚 0.813mm 半硬 301 不锈钢浅球面盖。人孔盖上有 2 个法兰出口以安装主、副排气阀门、液氢排泄管支架、氦气增压入口扩散器等。

2. 筒段　贮箱筒段由 6 节长 76.2～87.6cm、直径 3.05m、厚 0.36mm 的超硬 301 不锈钢壳段焊接而成。

3. 共底　共底为双底半椭球形结构，由结构底和绝热底组成。在结构底和绝热底之间夹有塑料网格和玻璃纤维衬垫绝热材料。两底之间引出一条通向检测仪器以及应急排漏系统的排气管。两层共底均由瓜瓣形不锈钢板焊成。非焊接区化铣到 0.33mm 厚。结构底焊接在燃料箱侧壁上，绝热底以相似的方法焊接在 2240.78 截面环框正前方的氧化剂箱上。绝热底下缘接有一弹性补偿框。

双层共底空间抽真空以阻止热漏。贮箱加注前共底空间充氮，加注液氢后氮气冷凝，共底空间因冷吸效应而抽真空。共底排气管装有单向阀以防空气侵入。




共底剖示图

4. 后底　后底装有发动机推力架和反推发动机系统的安装设备。椭球形后底由 0.457mm 厚的 3/4 硬 301 不锈钢瓜瓣形板件对接焊而成，接缝处叠接垫板加强。有些支架就安装在这些部位。

承受发动机全部载荷和推力的推力环铆接在焊接于后底内侧的 321 不锈钢 T 形法兰上。推力环为一长 127.0cm 的铝合金蒙皮桁条筒形结构，筒壁设有很多作为氧化剂通道的小孔，它们可使漩涡减弱到最低程度。

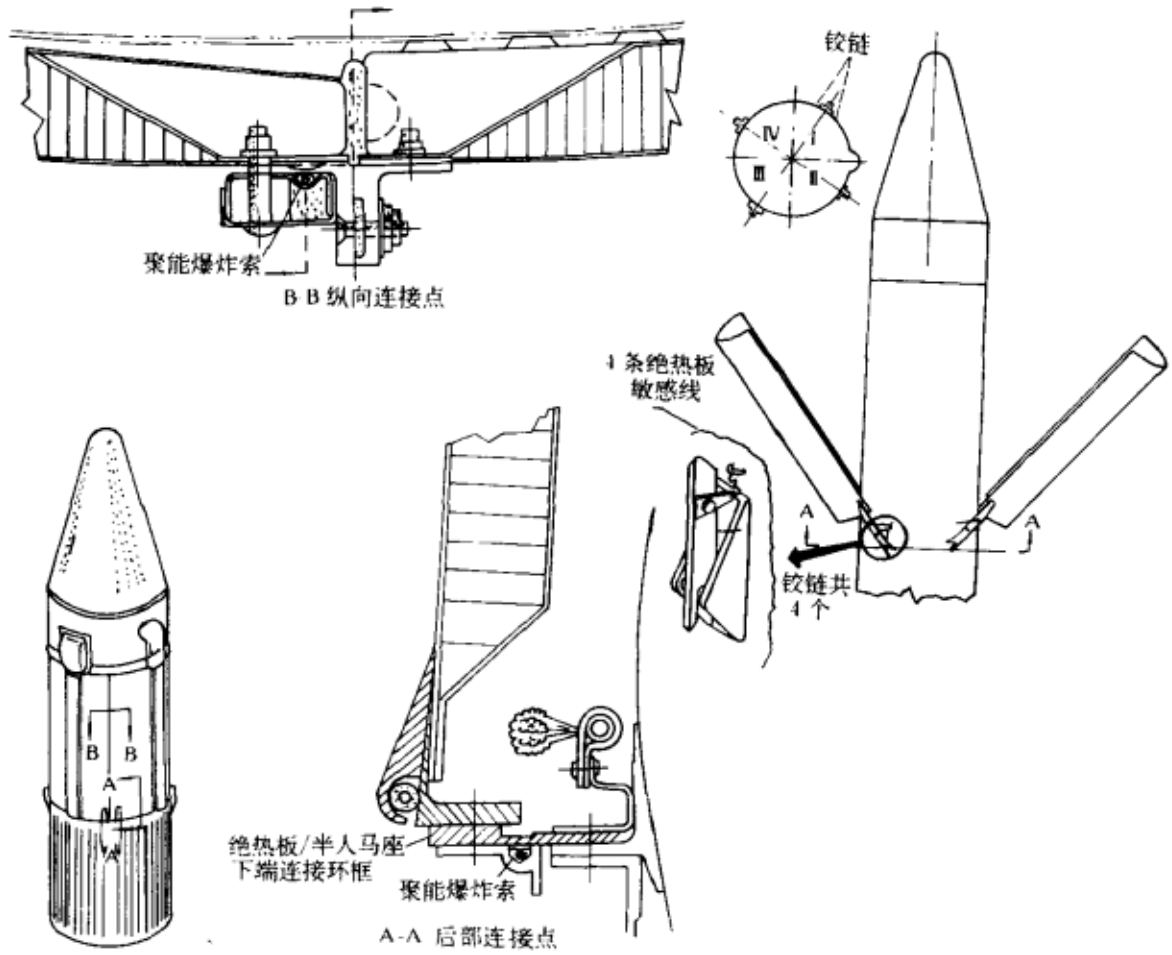
带有凸缘的后底出口兼作氧化剂预压泵蓄留器、氧化剂排泄阀门、导管和氧化剂加注泄出阀门的安装面。各种电缆、增压管路、液氧再循环和气枕压力测量接头都集中在直立的输送导管处。焊接在后底上的支架用来安装氦气瓶、过氧化氢瓶、发动机作动器、分离防撞导向装置、过氧化氢系统、测量盒、配气板、辐射防护罩、液氧蒸气排泄系统、遥测系统组件。

**气浪防护罩**

不锈钢气浪防护罩保护"半人马座"液氢箱免受"半人马座"分离时聚能爆炸索碎片撞击。防护罩沿级间聚能爆炸索连接在箱体周围,气浪罩和液氧箱蒙皮间设有一层玻璃纤维衬垫。

**液氢箱绝热壁板**

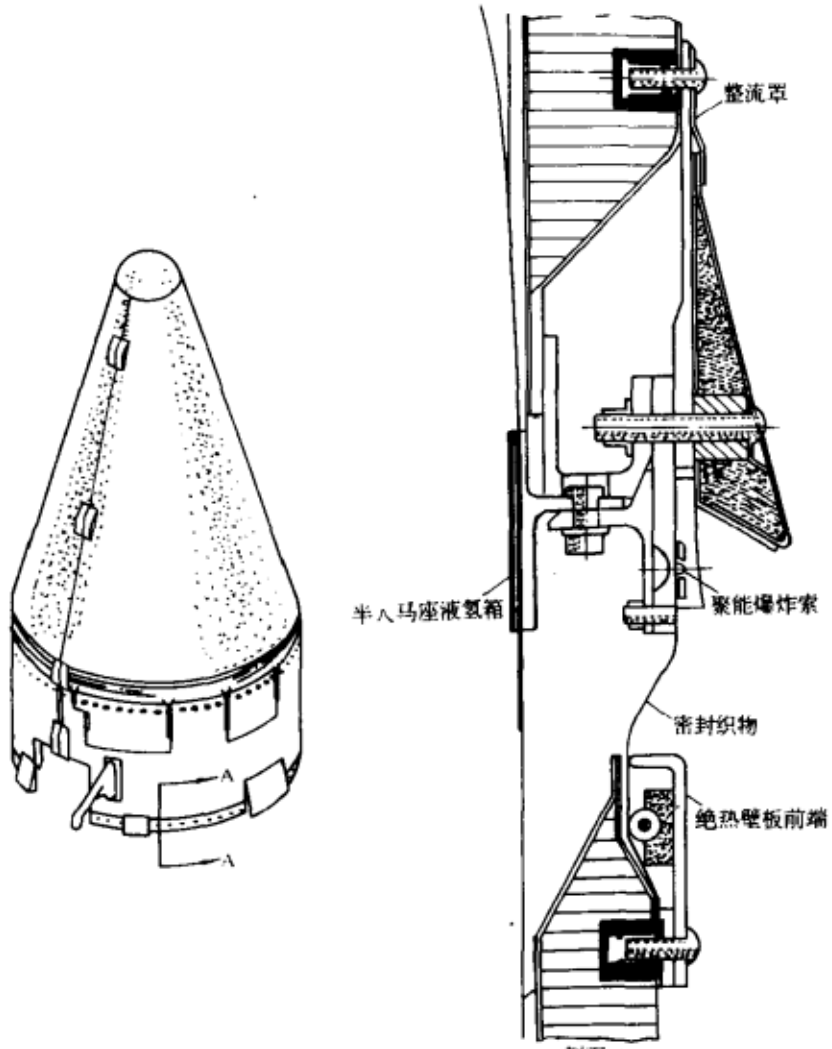
液氢箱绝热壁板由 4 块聚氨基甲酸酯泡沫充填的玻璃纤维蜂窝壁板组成。壁板沿纵轴用螺栓连接,覆盖于"半人马座"贮箱周围。绝热板下端用螺栓与"半人马座"环框连接。上端 219 截面整流罩界面处用 TEDLAR 和玻璃纤维布叠层密封。引爆安装在前部、后部和纵向接缝处的聚能爆炸索,绝热板分开,解除预加的环向力,释放残余吹除压力,壁板重心偏移。壁板以铰链为枢轴旋转 45°时与"半人马座"脱离。




绝热板连接分离装置

**有效载荷对接件**

有效载荷对接件由装在"半人马座"前底上的后对接件、装在后对接件上的过渡对接件和与有效载荷连接的有效载荷对接件组成。后对接件为一截锥体,由铝合金板和桁条组成。过渡对接件为一倒置的截锥体,亦由铝合金板和桁条组成,但带有玻璃纤维绝热板,其中装有空调管路和喷嘴。卫星用 V 型包带固定在有效载荷对接件上。2 个爆炸螺栓相距 180°对称安装在包带上,由"半人马座"指令引爆。每个爆炸螺栓都装有一双桥式引爆管。螺栓起爆时,包带松




剖面 A-A

绝热板与整流罩尾端的分离系统

脱，由安装在卫星和对接件间的 10 个弹簧提供分离力。V 形带四周装有 8 个牵索和拉力弹簧，以防包带漂散。

**有效载荷整流罩**

整流罩为玻璃纤维蒙皮蜂窝结构，由一长约 1.83m 的圆柱段及与之相接的长约 4.87m 的锥形段组成。分离时分为两个半壳。整流罩用升华剂限制温度，保护结构。分离系统由聚能爆炸索、锁闩和喷管组成。8 个爆炸锁钉式锁闩释放整流罩，使其沿分离线分成两半。分离力由 2 个氮气喷管提供。喷管位于整流罩前端，每片整流罩各一个。整流罩铰接于“半人马座”液氢箱 219 截面处。

**质量分配**

“半人马座 D”起飞质量 17.443t，结构质量 2.244t，其质量分配如表所示。

**“半人马座 D”质量分配**

| 组　件 | 质　量(kg) | 组　件 | 质　量(kg) |
|---|---|---|---|
| 基本结构 | | 分离系统装置 | 36 |
| 箭体 | 502 | 飞行仪器 | 161 |
| 动力装置 | 529 | 其它设备 | 79 |
| 制导设备 | 154 | 抛掷结构 | |
| 气动、液压系统设备 | 130 | (整流罩) | (979) |
| 电气设备 | 127 | 绝热壁板 | 526 |

# 推 进 系 统

“半人马座 D”推进系统由主推进系统和过氧化氢辅助推进系统组成。

## 主推进系统

系统由推进剂加注、输送系统、推进剂利用系统、发动机冷却系统和主发动机组成。系统为火箭提供主要推力并在动力飞行段提供姿态控制力。

**主发动机**

主发动机系统由 2 台液氧/液氢 RL-10A-3-3 发动机组成。RL-10A-3-3 为泵压输送、再生冷却、恒定推力发动机。2 台发动机有各自的氧化剂和燃料涡轮泵、电磁阀门、推进剂阀门、点火系统和推力室。发动机可在长期滑行后进行多次起动。

发动机按补能原则工作。泵输出的燃料在推力室管束中进行循环。其目的是:1)冷却推力室;2)在通过涡轮膨胀前提高燃料的能量。

在 90.6km 高空及泵的标准入口条件下,发动机的稳态性能为:

| | |
|---|---|
| 推力(额定) | 66.7kN |
| 比冲(最低) | 4305.1N·s/kg |
| (额定) | 4354.2N·s/kg |
| 混合比 | 5.0∶1 |
| 燃烧室压力(额定) | 2.75MPa |
| 连续工作时间 | 450s |
| 液氧流量(额定) | 12.78kg/s |
| 液氢流量(额定) | 2.54kg/s |

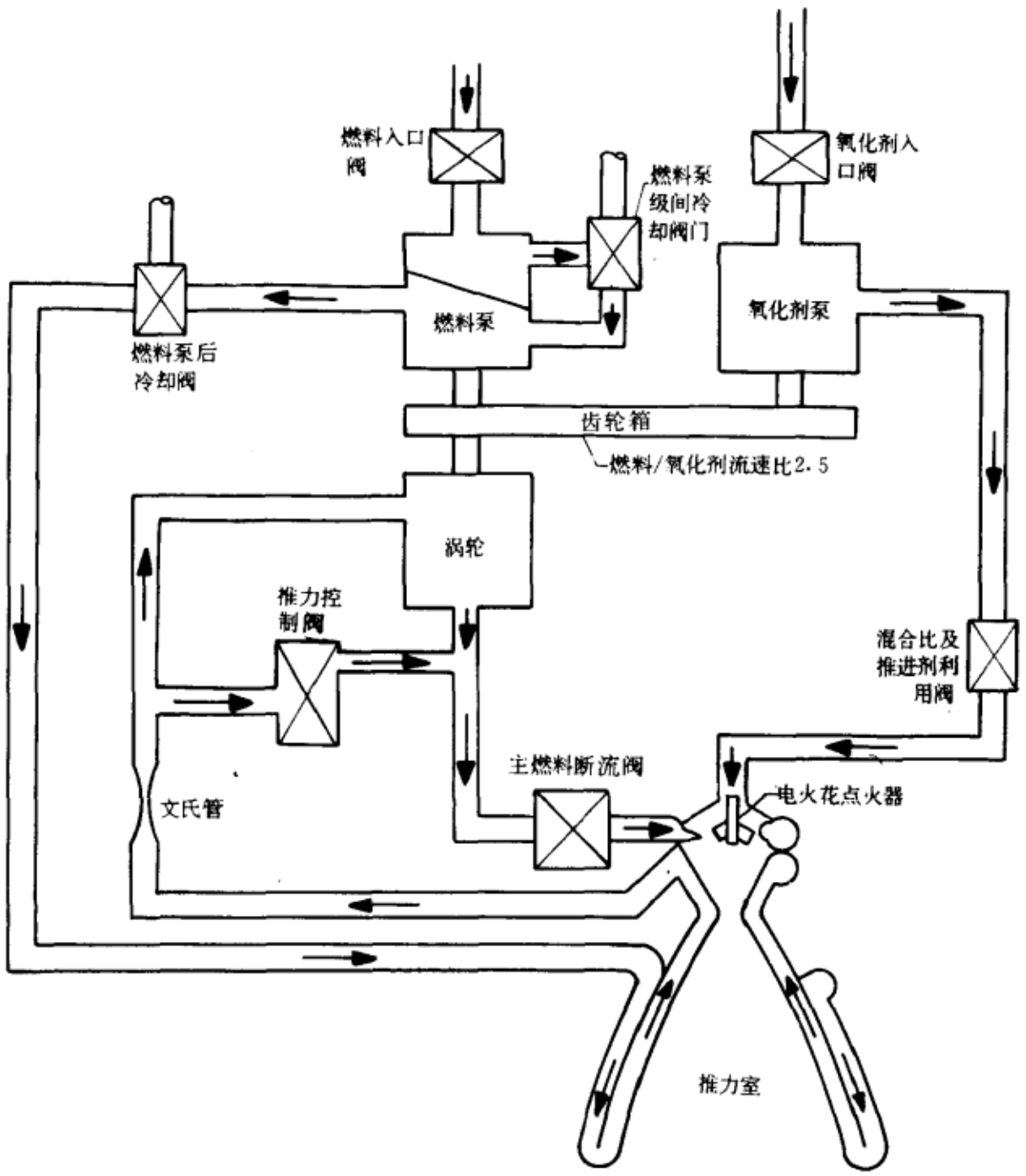
泵的标准入口条件为:液氢温度－259.9℃,液氢总压力 205.9kPa,液氧温度－175.8℃,液氧总压力 415.8kPa。

吹除　起飞前发动机用氦气吹除。吹除气体从涡轮进入后,路经推力室喷注器、发动机泵密封件、推进剂利用阀门空腔、液氢输送管路绝热件、预压泵密封件、级间段对接件、液氦收集器歧管排泄孔、液压动力组件发动机辅助驱动装置界面、涡轮泵、齿轮箱和燃料输送系统。

预冷　涡轮泵必须在发动机工作前冷却和灌注以防推进剂在泵工作瞬变过程中过热而汽化。飞行中用推进剂将涡轮冷却到工作温度,并通过发动机泄出液氢和液氧。为减少推进剂损失,发射前 15min 用液氦将涡轮泵温度降至－190℃ 或－190℃ 以下。地面预冷系统的箭上部分由输送导管、连接紧固件、排泄管、收集器歧管、排气管翼形支撑架、冷氦管路脱落接头组成。液氦从地面高压容器通过箭上脱落接头、预冷单向阀送往发动机燃料泵。液氦从齿轮箱排泄孔和冷却阀流出并通过级间分离导管从级间段收集器歧管排入大气。

飞行中,主发动机起动前电磁阀通电打开,气动作动打开燃料入口断流阀。第一次点火时需提前 8s 预冷,第二次点火时根据情况提前 17s 或 24s 预冷。由预压泵驱动燃料,使其通过发动机排泄管排入空间,其余燃料通过涡轮泵第二级经排泄阀排出箭外。另一部分燃料直接流向涡轮轴承和齿轮箱进行冷却并起润滑作用。氧化剂系统与燃料系统同时进行预冷。液氧从预压泵经氧化剂入口阀、涡轮泵、氧化剂流量控制阀和喷注器进入推力室。

起动和工作过程　预冷结束,电磁阀通电打开。由氦气部分关闭涡轮泵级间冷却阀门,全




“半人马座 D”主发动机流程图

部关闭涡轮泵泵后预冷阀门，打开主燃料断流阀门。燃料开始流动时，气体通过两级涡轮时膨胀，驱动涡轮转动。涡轮通过齿轮箱驱动推进剂泵工作。燃料泵泵后压力不断升高并反馈给涡轮泵级间冷却阀门作动器，使其完全关闭。由涡轮流出的气态氢通过断流阀门进入喷注器。氧化剂通过氧化剂流量控制阀控制，保证所要求的混合比。推进剂进入燃烧室由电火花点火器点火燃烧。

推力控制阀敏感燃烧室压力并改变经过涡轮的燃料流量、涡轮的转速，从而改变推进剂流量，使发动机在恒定的推力下工作。

**推进剂输送系统**

推进剂输送系统由加注泄出阀门、蓄留器、预压泵以及相应的输送管路组成。预压泵在规定的泵入口压力下向主发动机输送推进剂。预压泵为混流离心泵，各由一台热气驱动的涡轮带动。热气由 90%浓度过氧化氢经催化分解而得的过热水蒸气和氧气混合而成。涡轮的恒定功

率通过限流孔恒定过氧化氢的流量来保持。每台涡轮有一限速系统来控制由于偶然的卸载而引起的过速。限速系统由转速传感器、电子组件和一个安装在催化器前过氧化氢输送管路上的常开电磁阀门组成。当速度超过规定值时电子组件内的2个串联备分继电器闭合，导通并关闭电磁阀门，切断流向催化器的过氧化氢液流。当涡轮转速低于规定值时继电器打开，电磁阀门断电，阀门打开，过氧化氢液流重新流入催化器。

预压泵在完全浸没于推进剂时开始工作。诱导轮钟形件上安装的叶片防止推进剂预旋。预压泵涡轮带动的齿轮箱传速比为9.1∶1，液氧齿轮箱传速比为5.97∶1。

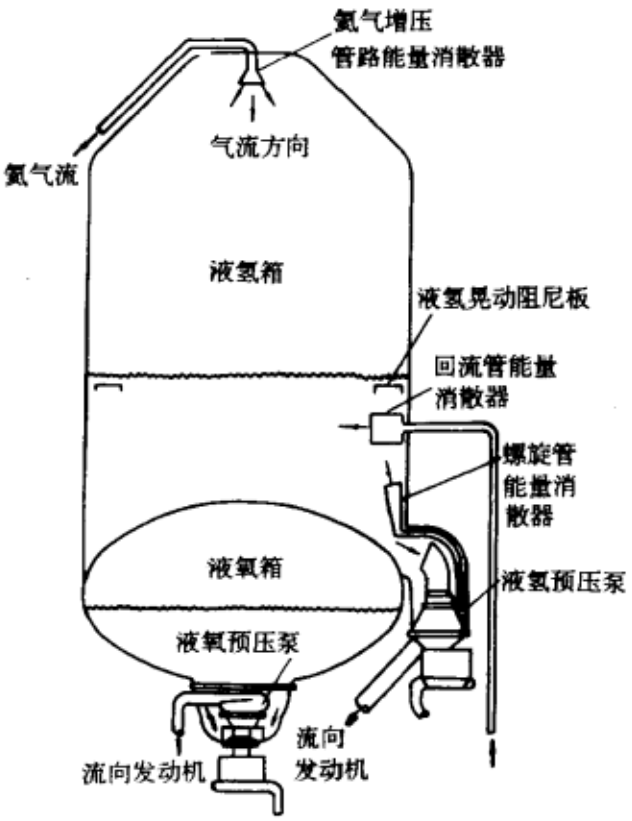
氧化剂从预压泵通过6.35cm直径的不锈钢输送管送入发动机。输送管装有波纹管接头，以便发动机摆动。输送管的外部覆有泡沫绝热层，以减轻待发状态下大气对液氧的热传导。飞行时泡沫塑料外表面以辐射热传递的方式最大限度地减少向液氧传递的热量。

连接在发动机推进剂管路上的回流管放出积聚在管道中的气体，并可冷却推进剂管路。循环流回液氧箱的液流用来加速预压泵。

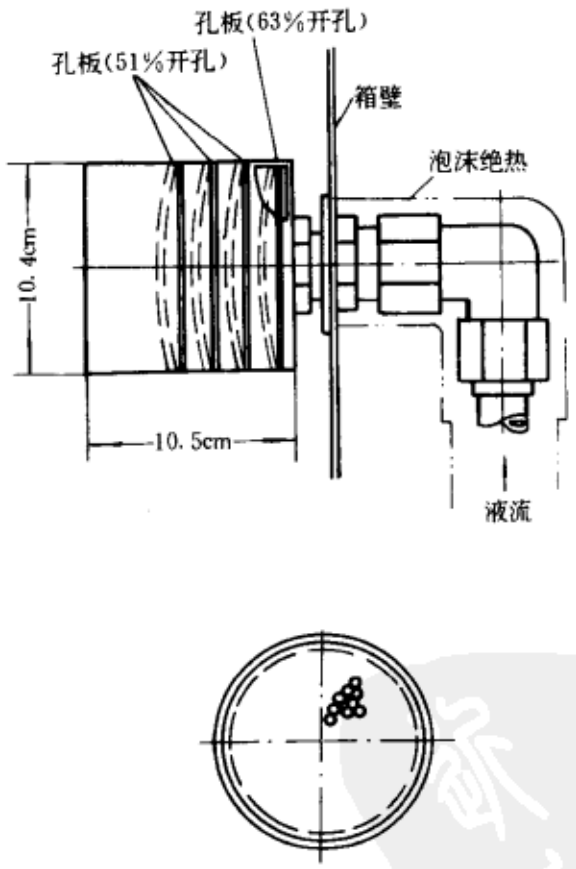
**贮箱附件**

1. 螺旋管能量消散器　“半人马座D”液氢预压泵装有一条螺旋形排液管，由它排出泵内液体，使泵能在不产生气蚀的零流量状态下工作。随后液流又通过5cm直径管路回送到贮箱，送回的液流冲向贮箱前底。为防止液氢被吸入贮箱排气口及由之而来的运载器失稳，设计了螺旋管式能量消散器，使动能转化为热能。

2. 回流管能量消散器　液氢回流管在主发动机起动前排出聚集于液氢输送导管高处的气体，回流能保证输送导管在主发动机起动前得到冷却并充满液体。为防止“半人马座”二次起动前(此时液面已低于回流管高度)横穿箱体的液流使气枕压力下降，设计安装了回流管能量消散器。




预压泵及贮箱附件部位




回流管能量消散器

3. 防晃挡板　推进剂晃动是指部分充满贮箱的自由液面向前、向后或旋转的波动。晃动波的高度取决于贮箱几何形状、推进剂性质、推进剂液面高度、加速度场以及作用于液体的力偶大小和范围。为控制、减弱晃动，防止液流进入排气口，“半人马座”采取了以下推进剂管理措施：

1)主发动机第一次熄火后由过氧化氢推进系统提供一短时间的高推力，使推进剂沉底；

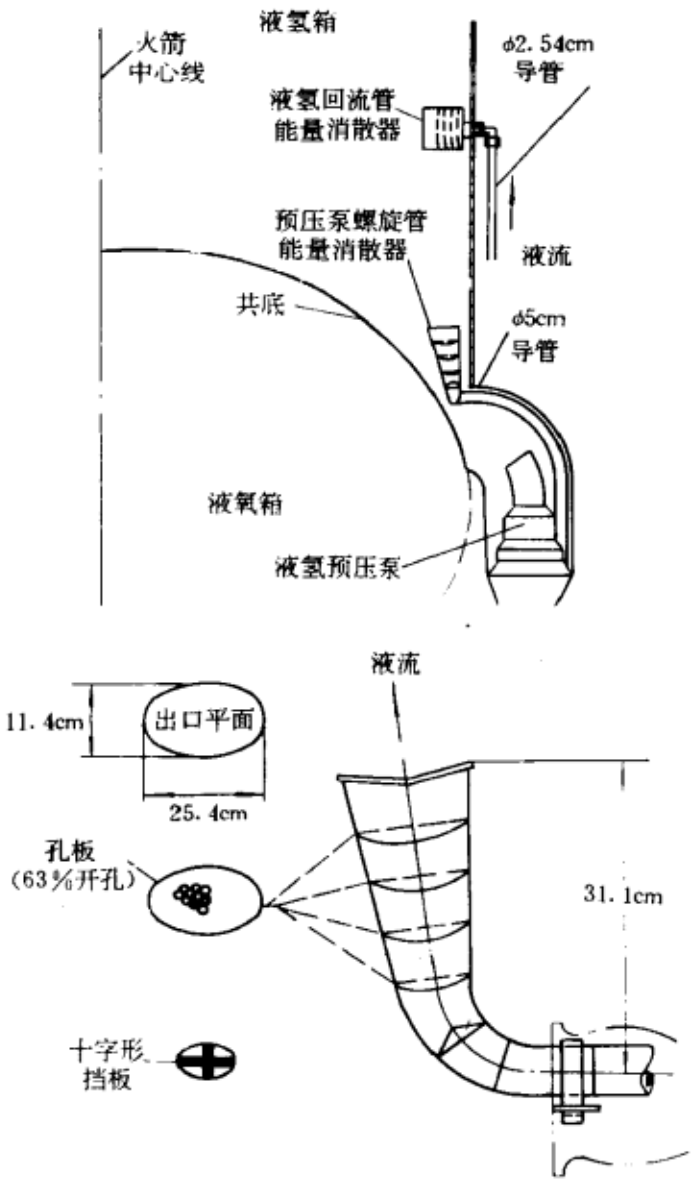
2)晃动时间较短时设防晃档板，阻止高推力，期间晃动的发展；

3)主发动机再次起动前给一短时间高推力，抑制各种扰动。

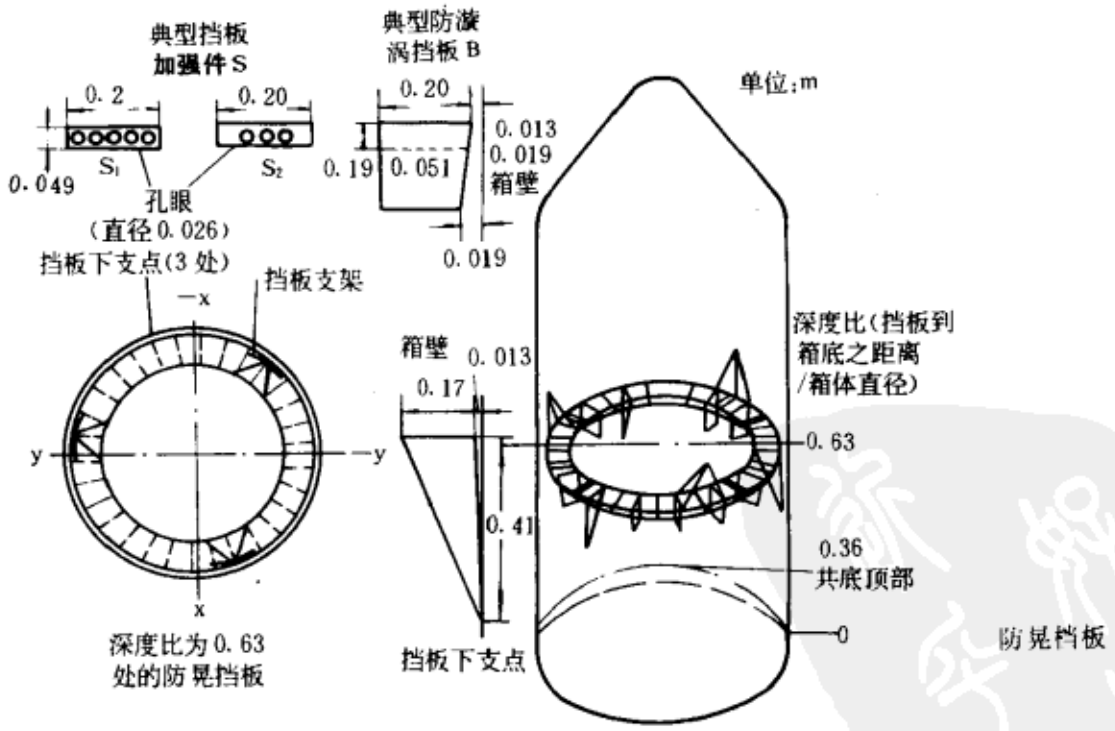
4. 氦气增压管路能量消散器　为防止增压用的高压气流在液面内冲出空腔并使液体溅入气枕，使气枕冷却而引起贮箱压力下降，在增压管路上安装了能量消散器。

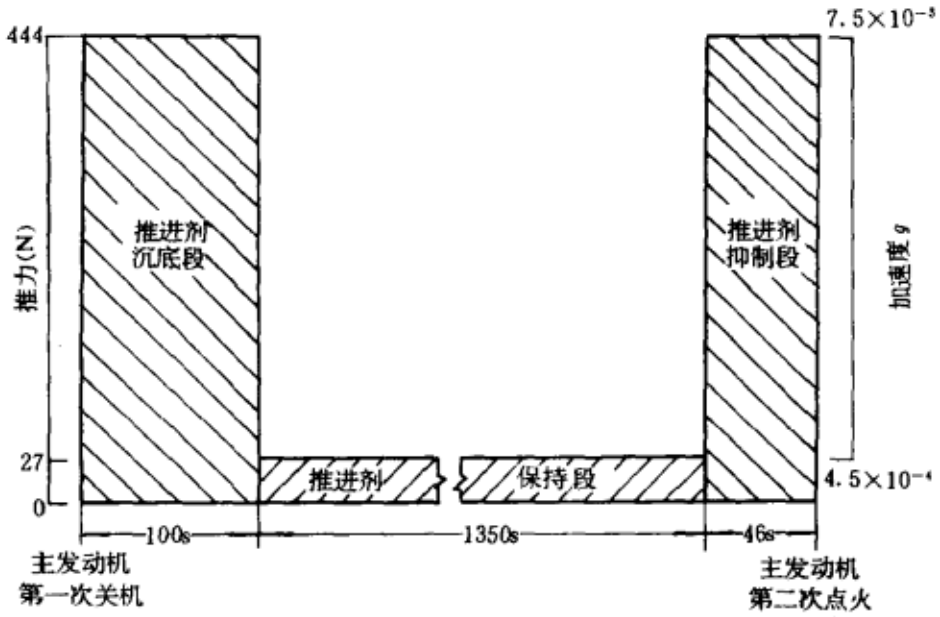
**推进剂利用系统**

推进剂利用系统用来在飞行中控制主发动机消耗推进剂的比例以保证推进剂剩余量最少。飞行时贮箱推进剂量由一电容探测器测量，并在一电桥平衡线路中进行对比，如推进剂混合比与预定值(氧化剂：燃料＝5：1)有差异，便向调节液氧流量的控制阀门的比例伺服定位器发出误差信



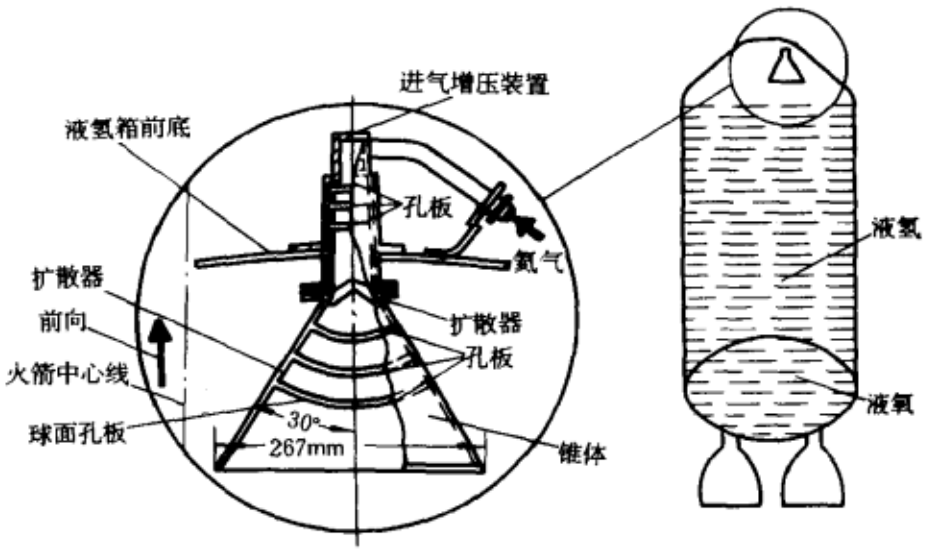

螺旋管能量消散器






AC-8 滑行段推力程序

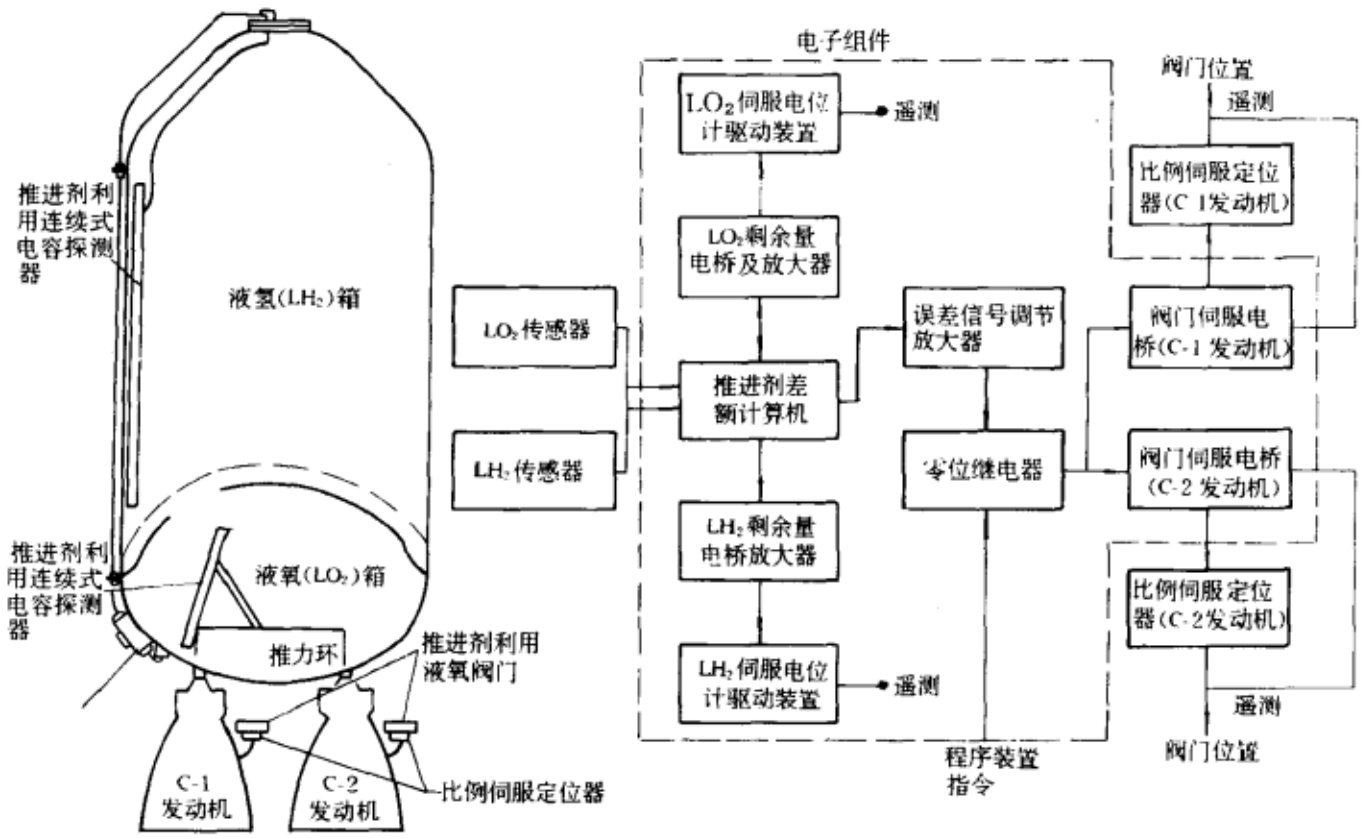
号。混合比大于 5∶1 时减少液氧流量,小于 5∶1 时增加液氧流量。由于探测器没有延伸到贮箱顶部,因而在"半人马座"主发动机第一次起动约 90s 内,探测器露出之前不用它控制。在此 90s 内液氧流量控制阀门大致保持 5∶1 混合比。由于探测器也不能伸至贮箱底部,故在主发动机第二次关机前 27s,此阀门同样也被置于零位,保持约 5∶1 的混合比。



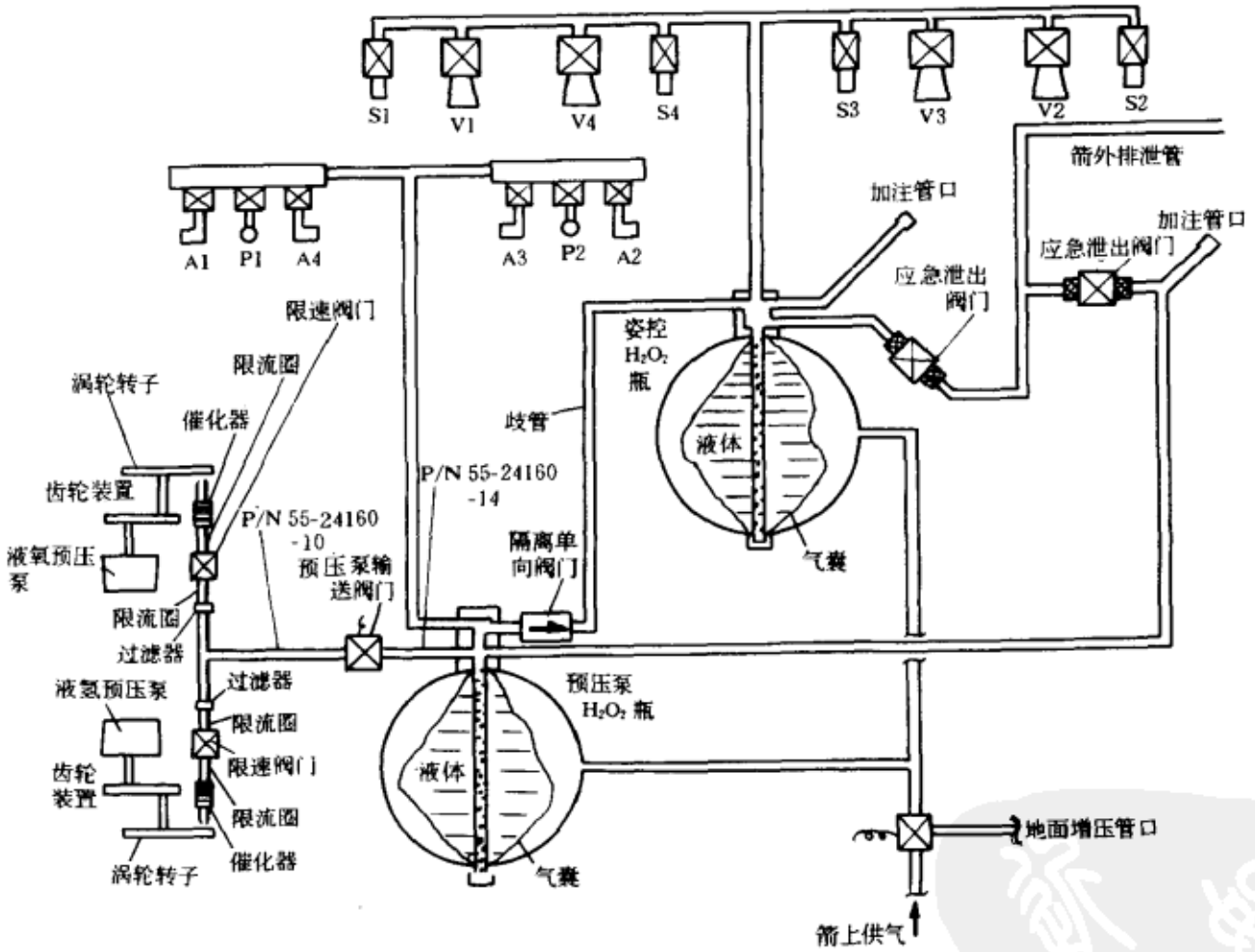

氦气增压管路能量消散器

**推进剂加注液位指示系统**

"半人马座"推进剂液位指示系统采用铂热电阻丝液位传感器。给传感器通电,其电压降就反映传感器的电阻值。传感器浸没于低温液体时显示低电阻、低压降,传感器露出液面时电阻、电压升高并通过控制组件向加注推进剂的操作手提供信号。




推进剂利用系统




过氧化氢发动机和预压泵系统

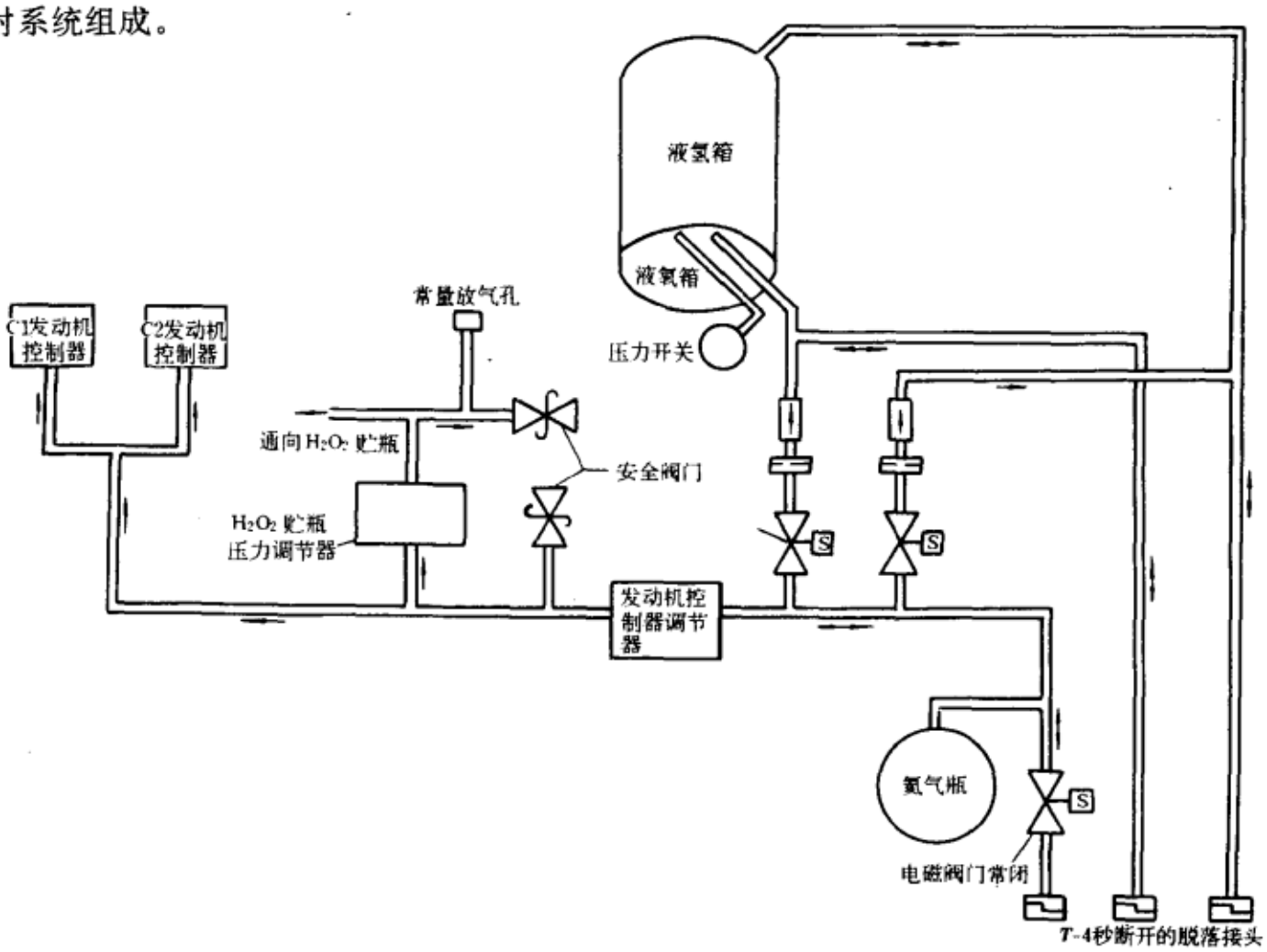
辅助推进系统

系统由14台过氧化氢小发动机、2个贮瓶、发动机连接管系和预压泵涡轮组成。14台小发动机在滑行段工作。推力为16N的A1、A2、A3、A4发动机和推力为27N的P1、P2发动机用于姿态控制;推力为13N的S1、S2、S3、S4发动机用于主发动机再次起动时贮箱推进剂沉底和保持以及卫星分离后机动。

推进剂由2个带气囊的贮瓶供给。贮瓶由气动系统用氦气增压到约2.1MPa。过氧化氢在催化器中分解,热分解产生的气体通过喷管膨胀产生推力。过氧化氢热分解气体也用来驱动预压泵涡轮。全部$H_2O_2$输送管路均装有加热器以保持5～50℃的温度。泵停止运转时输送管路进行氦气吹除,吹除残留的过氧化氢。气瓶可随任务需求增减。

## 气 动 系 统

气动系统由贮箱排气系统、贮箱增压系统、动力装置气动系统、氦气吹除系统和整流罩弹射系统组成。




贮箱增压和动力装置气动系统

发动机控制器:调节器压力(表压)3.03～3.27MPa
安全阀压力(表压)3.27～3.62MPa
过氧化氢贮瓶:压力调节器(表压)2.05～2.17MPa
安全阀压力(表压)2.21～2.44MPa
限流孔径:液氧 0.15cm
液氢 0.226cm

常量放气孔放气量:2211$cm^3$/min
液氧箱压力开关:260～280kPa(绝对压力)
氦气瓶容积:120639$cm^3$
初始压力:22.06MPa(绝对压力)

### 贮箱排气系统

飞行中贮箱结构稳定性的维持取决于推进剂蒸发气体的压力。此压力由贮箱排气系统控制。液氢箱排气系统由2个气压作动排气阀门和导管组成。主排气阀门与电磁阀相接，排气阀由电磁阀锁定，防止打开。副排气阀不接电磁阀。副阀门的工作压力(171～185kPa)比主阀门(127.5～147kPa)高，这样可防止在主排气阀锁定时液氢箱超压。排出的氢气通过整流罩的一个排气孔排出箭外。整流罩抛掷后气体通过2个喷管排出。喷管对称安装，不产生干扰力。液氧箱排气系统只含一个排气阀门。阀门与电磁阀相接，工作范围为199.95～220.63kPa。排出的氧气通过级间段导出箭体外。“半人马座”与级间段分离后，留在箭体上的导管要使排气推力矢量对准火箭重心。

排气阀门在以下各情况关闭：1)大气层上升段关闭阀门，提高液氢箱压力，满足内压稳定箱体结构的要求；2)提高贮箱压力，满足预压泵压力要求；3)禁止滑行段排气，防止产生扰动力矩；4)某些特定时间内禁止排出氢气以防产生险情。上升段初期如有氢气排出并扫过火箭，触及火源便可能起火。“宇宙神”助推发动机分离时火箭被残氧包围，排出氢气也会出现险情。

### 贮箱增压系统

“半人马座D”贮箱用氦气和推进剂蒸气增压。系统由常闭电磁阀、限流圈和敏感氧化剂箱内压的压力开关装置组成。由电磁阀和限流圈控制氦气流量，在主发动机起动时作阶段性增压和主发动机关机时对氧化剂箱增压。由压力开关控制主发动机起动过程中对氧化剂箱的增压。

### 动力装置气动系统

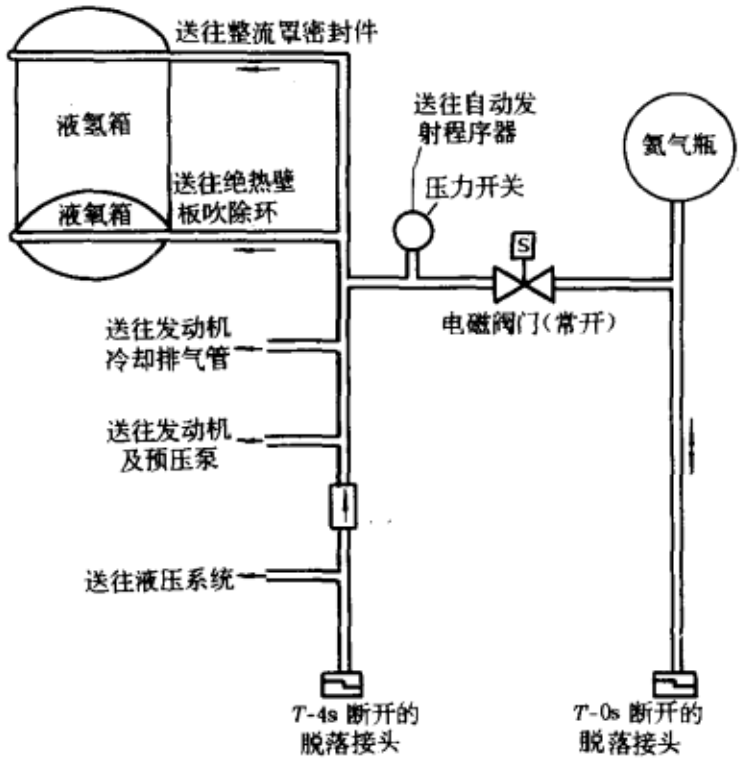
该系统以一定的压力提供氦气，起动主发动机控制阀门并对过氧化氢贮瓶增压。系统由2个压调器和2个安全阀组成。经发动机控制器调节器调节的气动压力用来启动和关闭发动机入口阀门、发动机冷却阀门和燃料主阀门。位于发动机控制器调节器下游的压调器进一步降压，为过氧化氢贮瓶提供挤压压力，并对预压泵输送管道进行吹除。每个压调器的下游装有安全阀，防止过度增压。

### 氦气吹除系统

地面/箭上氦气吹除系统用来防止绝热壁板下和动力装置系统组件内的气体冷凝和结冰。箭上有一共用的配气系统，发射前用地面氦气吹除，飞行中用箭上贮瓶的氦气吹除。系统在对液氢箱-绝热壁板间隙、整流罩圆柱段与贮箱前底间的密封件、推进剂输送管道、预压泵、发动机冷却排气导管、发动机推力室以及液压动力组件进行吹除时配气。如果在地面吹除管路快速脱落接头断开后发生意外，则可用加注箭上气瓶的脱落接头从地面氦气源供气。

### 整流罩弹射系统

整流罩弹射系统提供弹射整流罩所需推力，由氦气瓶、电爆阀门和2个小喷管(每片一个)组成。




氮气吹除系统

氮气瓶:容积 76167cm$^3$

初始压力 16.41MPa

压力开关:13.79MPa 绝压

## 制导控制系统

"半人马座 D"制导控制系统稳定并控制运载火箭,使火箭沿预定轨道飞行;确定达到卫星入轨速度所要求的时间;向火箭其它系统发出绝热板投掷、级间分离、发动机起动等程序指令。

### 制导系统

"半人马座 D"采用惯性制导系统。系统的职能是:1)在确定的惯性坐标系中测量火箭加速度;2)计算火箭的实际速度值和位置以及到达入轨点的轨迹;3)比较实际和预定位置,发出控制信号;4)发送时间指令信号。

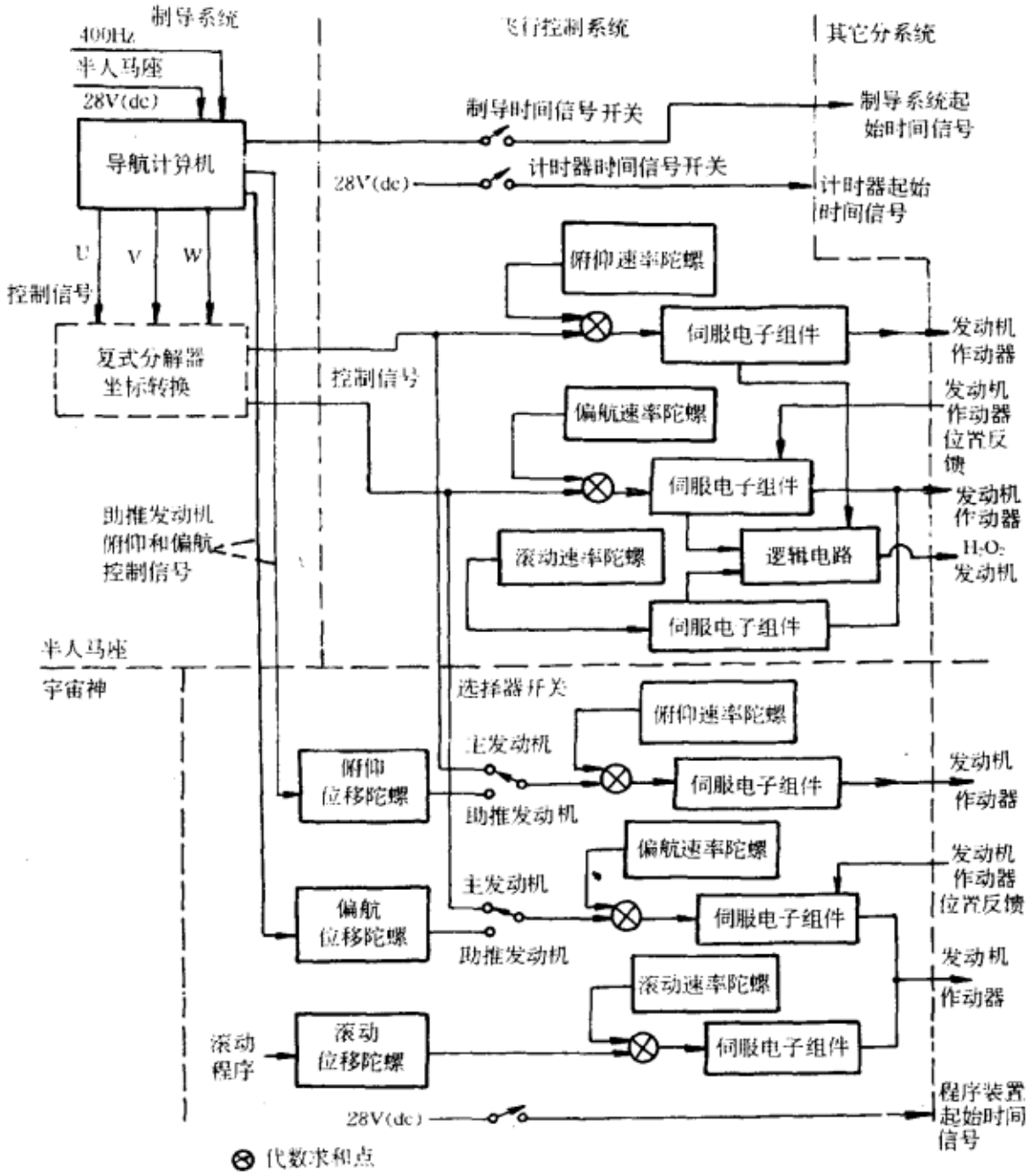
制导系统由惯性测量组件、制导计算机和信号调节器组成(见图)。

**惯性测量组件**

组件由平台、陀螺仪、加速度计、脉冲平衡器、陀螺转矩发生器、电源和平台电子组件组成。

平台为 4 框架惯性稳定平台。内框架、外框架和俯仰框架使方位框架独立于火箭结构的运动之外。惯性器件(3 个陀螺仪和 3 个加速度计)装在方位框架或内框架上。陀螺和加速度计配对安装,其敏感轴相互平行,并对准平台 3 个轴相互垂直安装。

陀螺仪为单自由度、悬浮平衡环速率积分陀螺。每一陀螺监视平台的一个轴。陀螺的输出信号由伺服放大器放大并控制转动框架的力矩马达,控制各平衡框,使内框架处于惯性空间并为加速度计提供一稳定的已知基准值。由于内框架处于惯性空间,外滚动框架与火箭相连,故两环间的夹角可用于控制信号的惯性坐标-箭体坐标转换。这种转换由安装于 2 个平衡框架间的机电分解器完成。分解器产生一与框架夹角的正弦和余弦成比例的电信号,供坐标转换方程




制导控制系统接口

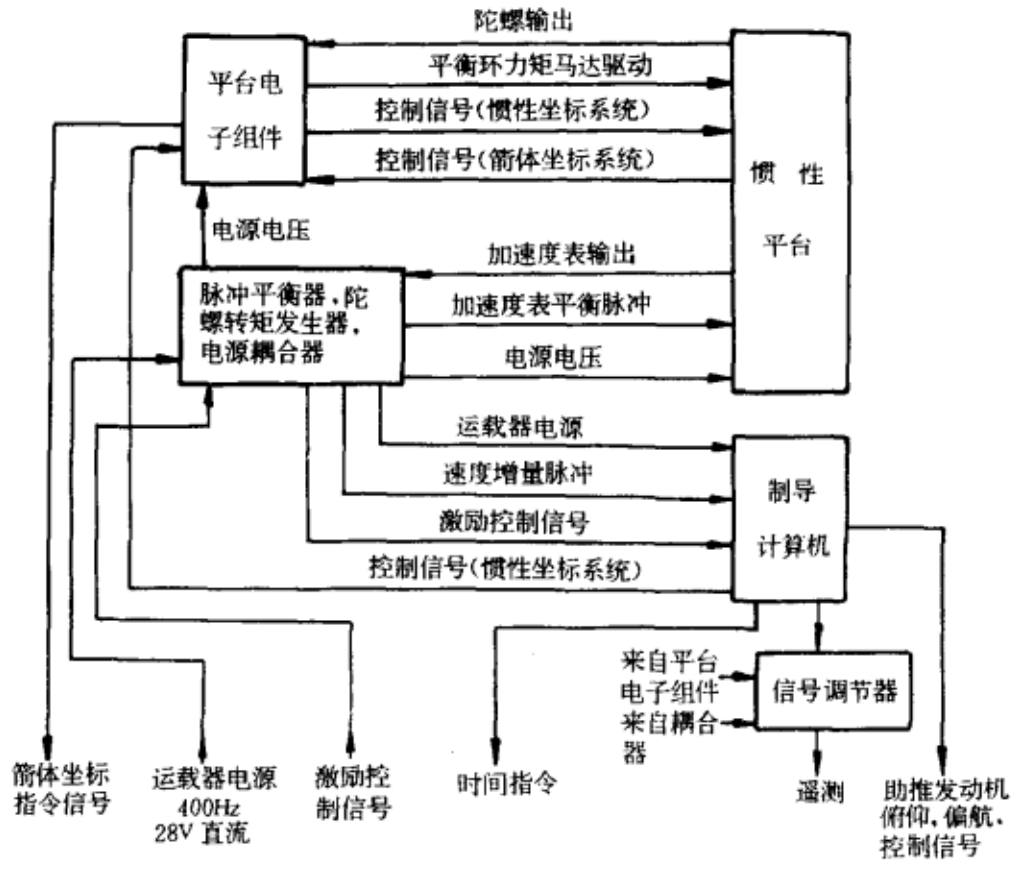
分析解。

加速度计为单轴、粘性-阻尼、铰链-摆式加速度计。各轴加速度计敏感加速度，测量火箭沿该轴的速度变化。火箭加速度使之偏离中心，相应的电子器件产生精确的电脉冲使其摆回中心（再平衡）。将表示速度变化的脉冲送往制导计算机以计算火箭速度。

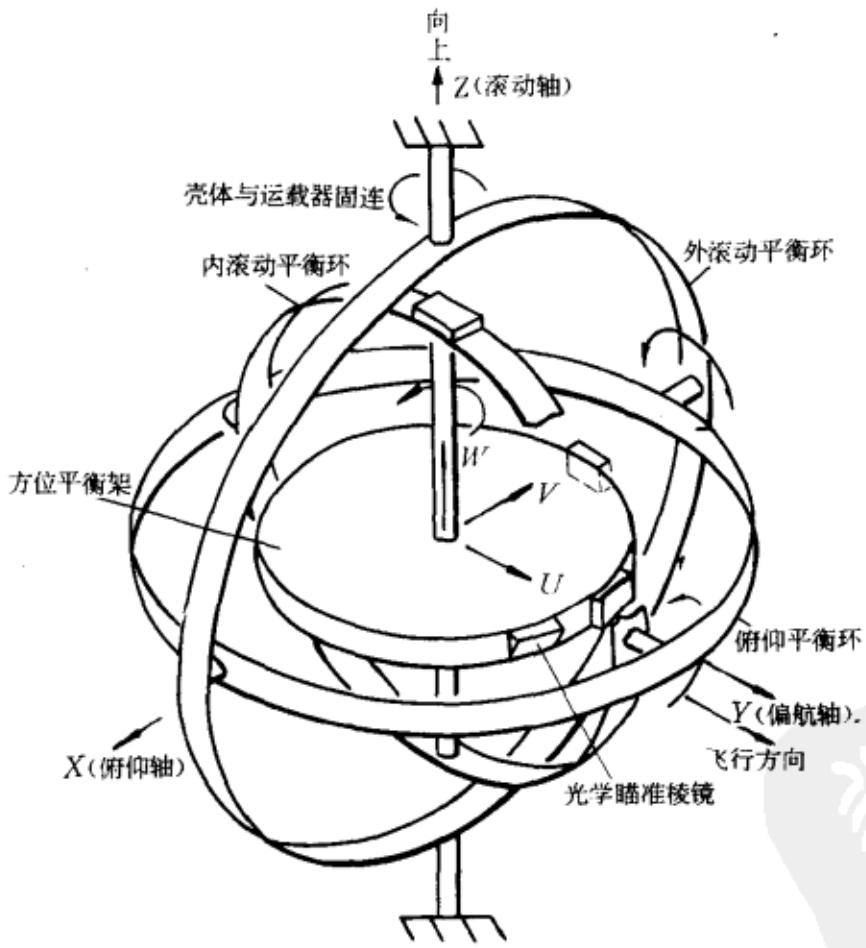
**制导计算机**

制导计算机为磁鼓记忆数字计算机，用来计算速度和其它导航和制导参数。磁鼓记忆能力为 2816 字(每字 25 位)固定存贮、256 字活动存贮、6 个专用磁道。固定存贮是预先装订的，飞行中不能改动，活动存贮是计算机的工作存贮量。6 个专用磁道用来寻址、指令记录、相乘和积分。计算机按临射前方程、导航方程、制导方程进行计算。用临射前方程求得导航方程和制导方程的初始条件——基准轨道、发射阵地地理位置、导航和制导方程初始值。在这些初始条件的基础上制导系统在起飞前约 12s 开始工作。

导航方程用来计算运载火箭速度和实际位置。按加速度表测出的速度增量脉冲求代数和，确定速度值。对所得的速度进行积分求出实际位置。为提高导航精度，在进行速度和位置计算




制导系统框图




平台示意图

时需修正射前确定的陀螺和加速度表常数。如校准由加速度求得的速度值以补偿射前测得的比例系数和零位偏差，校准速度矢量以补偿射前准备过程中测得的陀螺恒定力矩漂移率。

按制导方程不断比较实际的和入轨要求的位置和速度。在比较的基础上产生控制信号，以控制运载火箭沿着能够达到预期入轨状态的最佳轨道飞行。制导方程产生 6 个时间指令。当所测得的火箭加速度值与预定值相符时，发出助推发动机关机指令和“宇宙神”主发动机备用关机指令。当计算的角动量等于进入相应轨道所要求的角动量时，发出“半人马座”主发动机关机指令。在计算机预测“半人马座”主发动机第 2 次关机指令前 15s 发出推进剂利用系统置“零”信号。达到“半人马座”第二动力段工作状态时，发出起动 B 计时器指令。

在助推发动机工作段，制导计算机对“宇宙神”进行俯仰和偏航控制。按射前高空风探测资料从预选程序中选择一条俯仰和偏航程序。发射准备过程中允许改变程序，更改飞行基准轨道以改善运载火箭气动加热和结构承载条件。

B 计时器起动并控制主发动机第二次起动程序。当发动机起动后制导系统可读出火箭合成加速度。达到一定加速度时制导方程自动地转到第二动力飞行段工作状态。在主发动机第二次关机前 B 计时器暂停工作。主发动机第 2 次关机指令用来再次起动 B 计时器。B 计时器又依次发出包括卫星分离在内的一些后续程序的指令。因而如果发动机没有起动，制导方程没有转换到第二动力飞行段工作状态。就不能发出主发动机第二次关机指令，B 计时器就不能再起动，卫星分离的程序就不能实现。

**信号调节器**

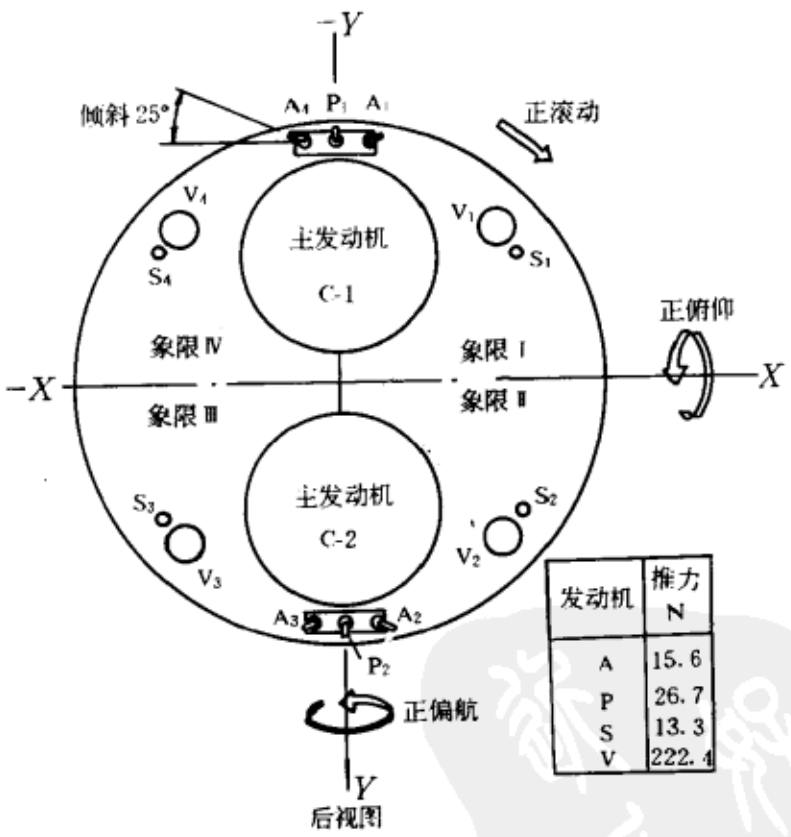
信号调节器是制导系统和遥测系统的中间装置。调节器加工和变换制导系统参数使其与遥测系统输入端相匹配。

## 控制系统

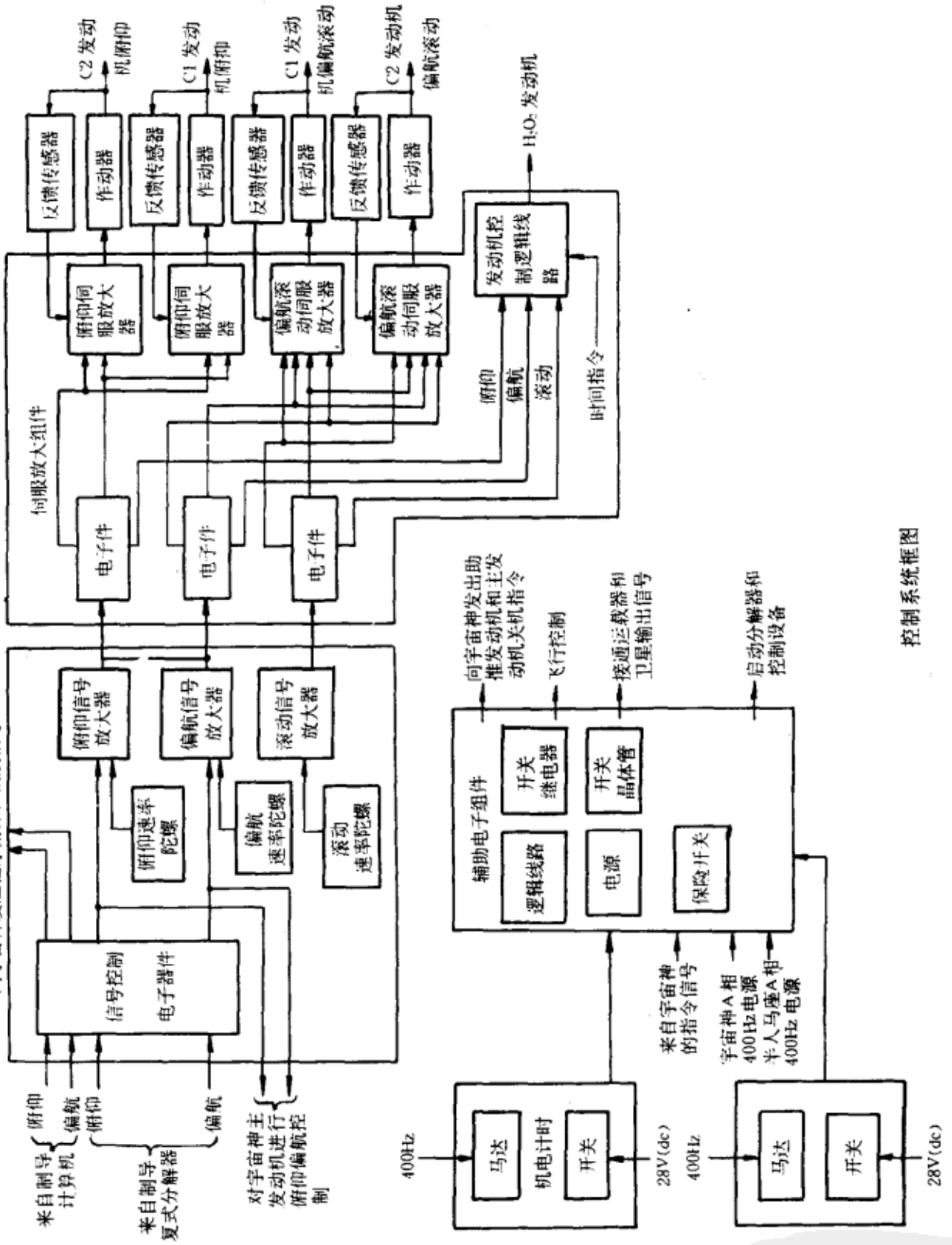
飞行控制系统用来稳定和控制运载火箭、执行制导控制指令、按预定飞行程序按时转换程序。系统由速率陀螺组件、伺服放大组件、机电计时程序装置和辅助电子组件组成。

速率陀螺组件由 3 个单自由度悬浮轴承速率陀螺以及与之相应的，用来放大信号、增益选择和调节制导控制信号的电子器件组成。陀螺对应运载器俯仰、偏航、滚动轴按输入轴相互垂直地安装在运载器上。每一陀螺提供一与运载火箭绕输入轴(基准轴)旋转角速度成正比的输出电信号。

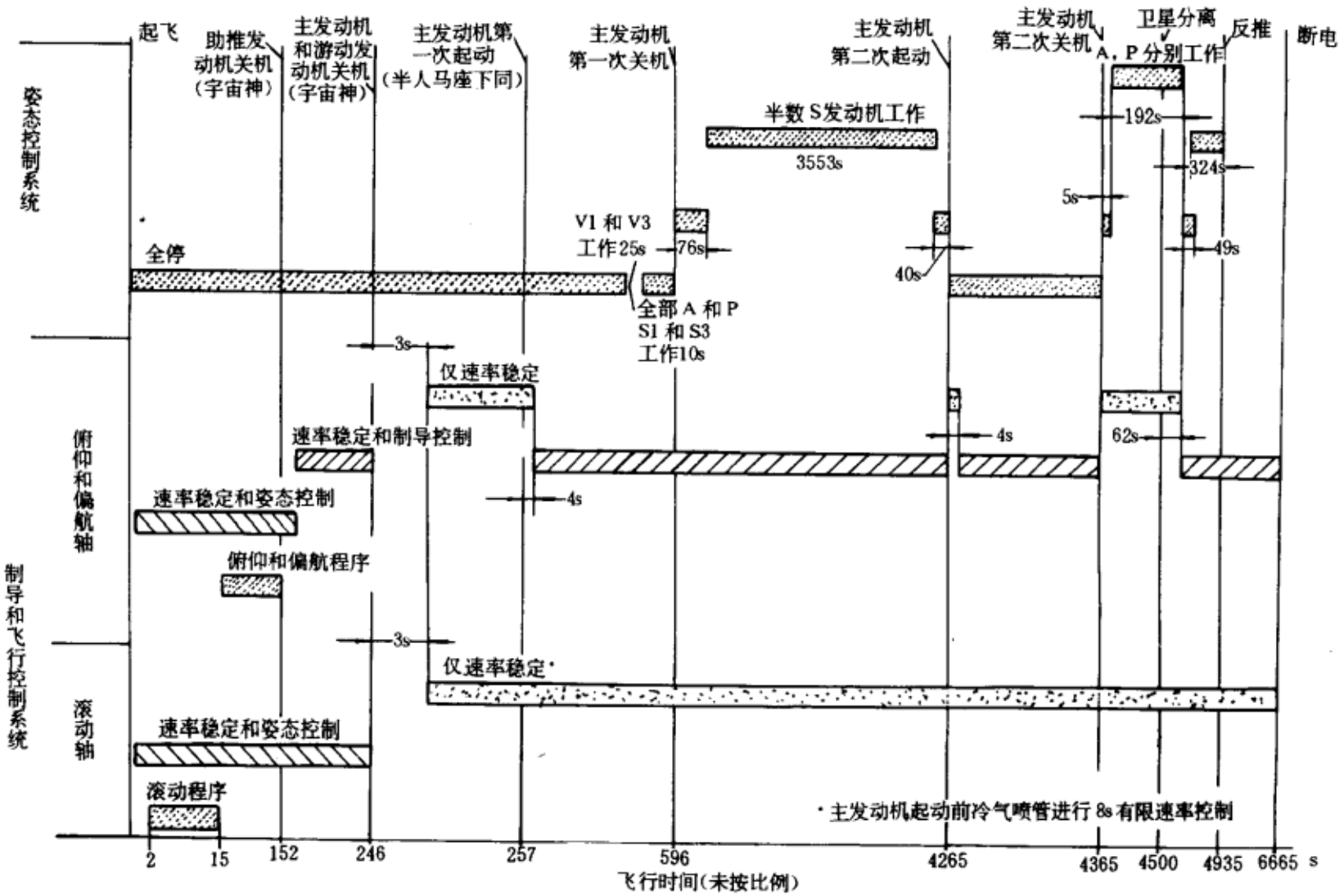
伺服放大器组件由对位移和速率信号以及发动机位置反馈信号进




姿控发动机布局


C2 发动机俯仰
C1 发动机俯仰
C1 发动机偏航滚动
C2 发动机偏航滚动
$H_2O_2$ 发动机
反馈传感器
作动器
俯仰伺服放大器
偏航滚动伺服放大器
发动机控制逻辑线路
伺服放大组件
电子件
俯仰
偏航
滚动
时间指令
向宇宙神发出助推发动机和主发动机关机指令
飞行控制
接通运载器和卫星输出信号
启动分解器和控制设备
向宇宙神发送程序俯仰和偏航信号
俯仰信号放大器
偏航信号放大器
滚动信号放大器
俯仰速率陀螺
偏航速率陀螺
滚动速率陀螺
信号控制
电子器件
来自制导计算机
来自制导复式分解器
对宇宙神主发动机进行俯仰偏航控制
辅助电子组件
逻辑线路
开关继电器
开关晶体管
电源
保险开关
来自宇宙神的指令信号
宇宙神A相400Hz电源
半人马座A相400Hz电源
400Hz
马达
机电计时
开关
28V(dc)

控制系统框图




AC-17 制导控制系统及 $H_2O_2$ 姿态控制系统各模式的计划工作时间

行综合放大、滤波、积分及求和的电子器件组成。组件输出信号驱动液压作动器，控制发动机摆动。此外组件还包括控制过氧化氢姿态控制系统发动机的逻辑线路和门限电路。

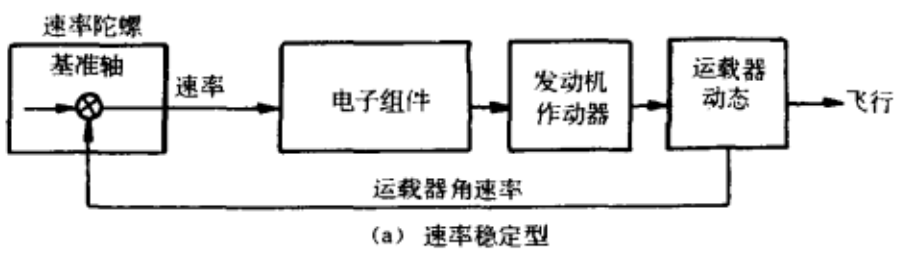
机电计时程序装置含有一 400Hz 同步马达。该装置提供时间基准，并按程序时间起动开关。由于飞行中有大量的时间指令，故“半人马座 D”有 A、B 二个计时装置。

辅助电子组件由逻辑线路、继电开关、晶体管开关、电源、机电计时程序装置控制电路、调节计算机、产生时间信号的电路和一个保险开关组成。

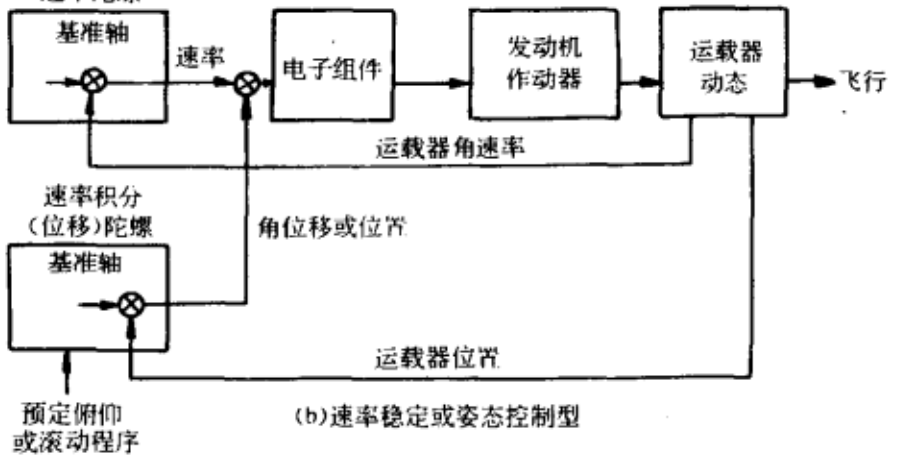
由机电计时程序装置和辅助电子组件向“半人马座”飞行控制系统其它组件以及推进系统、液压系统、分离系统、遥测系统、卫星等发出时间信号。

“半人马座 D”主动段通过摆动 2 台主发动机控制箭体姿态。每台发动机有 2 个作动器用作俯仰、偏航和滚动控制。飞行控制系统控制主发动机推力方向，使运载火箭沿制导系统指令的轨道飞行。主发动机关机后由飞行控制系统选择、起动过氧化氢发动机来控制火箭姿态。

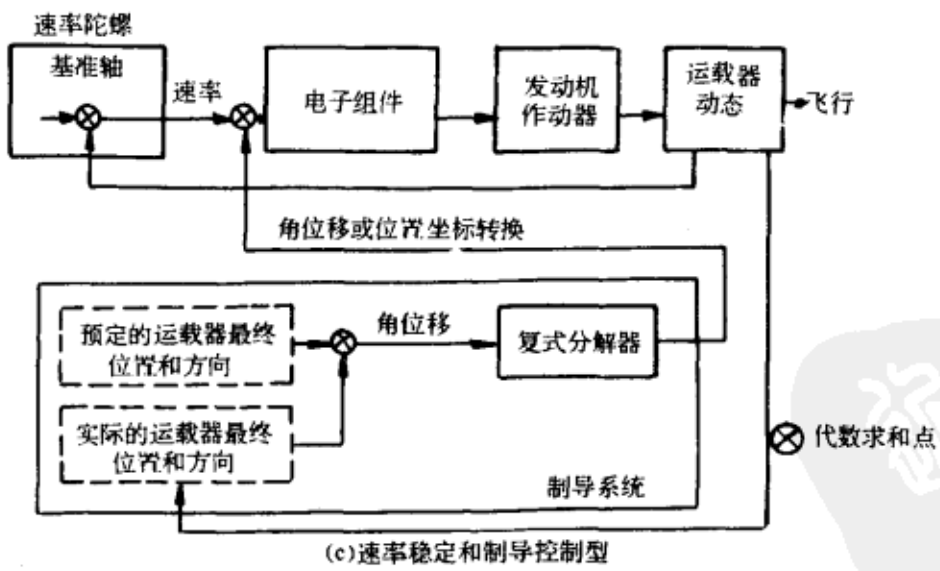
逻辑电路指令 14 台过氧化氢发动机的起动和关机。电路可选择 5 种工作方式：“全停”、“分别起动”、“A、P 发动机分别起动”、“起动半数 V 发动机”、“起动半数 S 发动机”(见前图)。




(a) 速率稳定型




(b)速率稳定或姿态控制型




(c)速率稳定和制导控制型

制导和控制模式

制导和控制模式

有3种模式，它们是：速率稳定型、速率稳定/姿态控制型和速率稳定/制导控制型（见前图）。

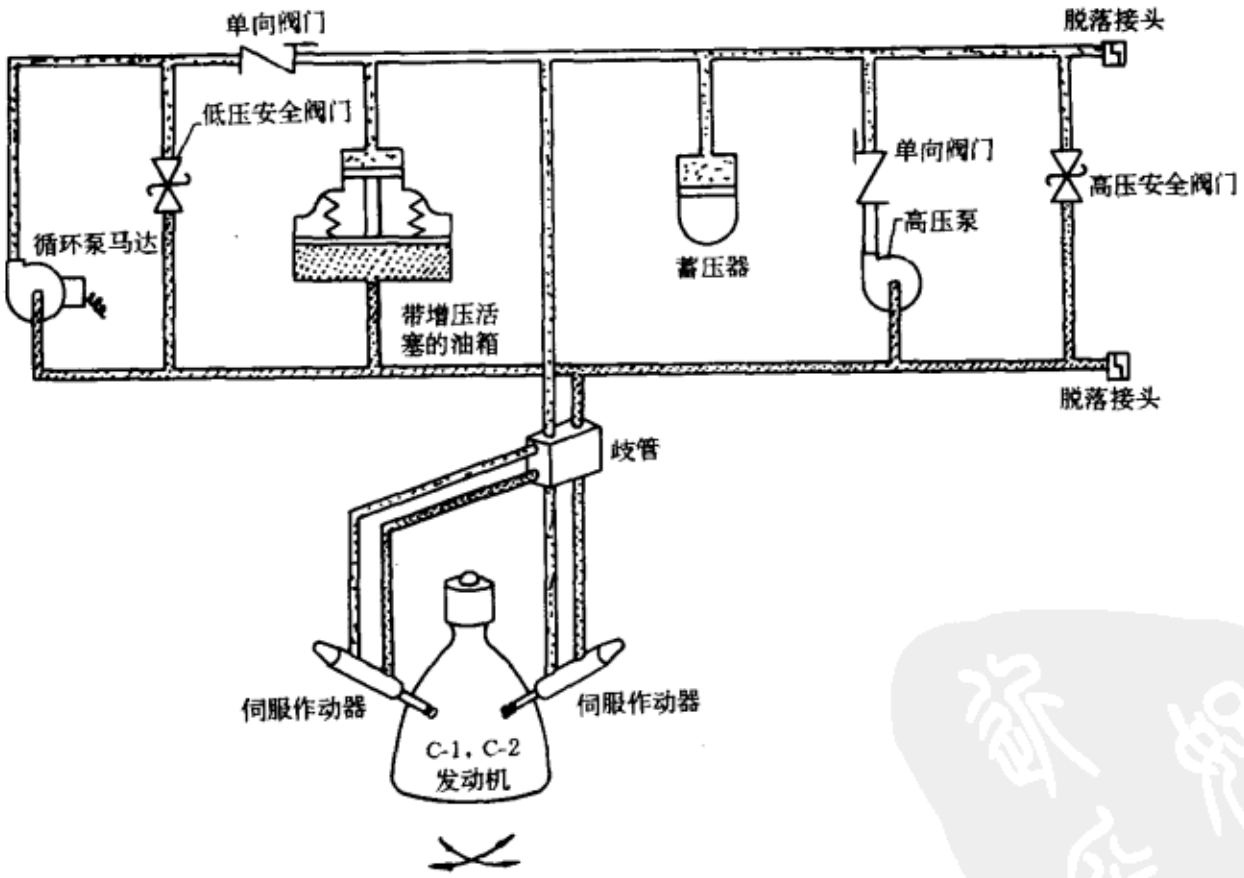
速率稳定型用于在“宇宙神-半人马座”分离后连续稳定火箭滚动轴和在“半人马座”主发动机起动后 4s 内稳定俯仰和偏航轴。每个速率陀螺的输出信号与火箭绕每个陀螺输入轴旋转的角速度成正比。输出信号控制发动机向着使输出信号减到最小的方向摆动，火箭角速度降至最低。

速率稳定/制导控制型用于“宇宙神”主发动机工作段、“半人马座”主发动机工作段和主机关机后滑行段的偏航和俯仰控制。制导系统提供姿态和方位基准。制导系统所测得的实际飞行轨道与预定轨道不符时发出控制信号，将火箭调整到要求的轨道上去。稳定火箭的方法与速率稳定型相同。俯仰和偏航稳定信号与制导系统发出的俯仰、偏航控制信号代数相加后用来控制并稳定火箭。

速率稳定/姿态控制型用于“宇宙神”助推发动机工作段的俯仰、偏航和滚动控制以及“宇宙神”主发动机工作段的滚动控制。称姿态控制型的原因是位移陀螺提供了火箭需按之调整的基准姿态。但在实际飞行轨道与预定飞行轨道不一致时就无法确定偏差和修正轨道。基准姿态在助推段是按程序改变的。改变基准姿态将使火箭滚动到程序飞行方位角，如有需要则还要向下俯仰并作偏航运动。火箭用与速率稳定型同样的方法稳定。速率稳定信号与姿态基准信号代数相加，用所得之最终信号控制并稳定火箭，摆动发动机，将信号降至最低值。

## 液　压　系　统

“半人马座 D”有二套独立的液压系统，各摆动一台主发动机，作偏航、俯仰和滚动控制。系




“半人马座 D”液压系统

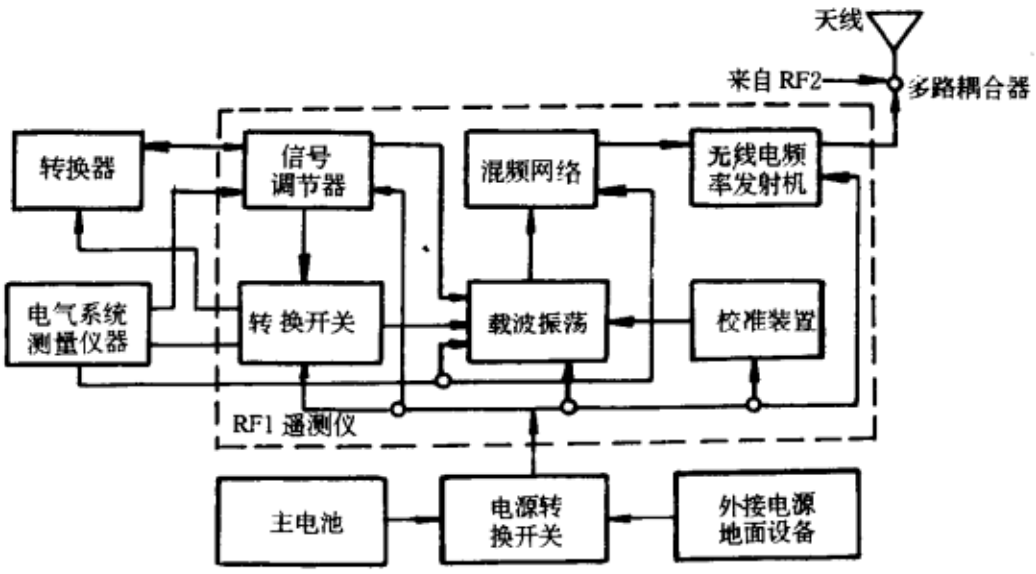
统各由2个伺服作动器和一个与发动机联接的能源组件组成。组件包括一台高压泵、一台低压泵、一个油箱、一个蓄压器、一个增压活塞和调节压力的安全阀门。

高压液流由一台恒定流量叶片型泵提供。液压泵由液氧泵辅助驱动轴带动。低压电动循环泵提供发射前测试中摆动发动机所要求的低压、在主发动机起动前定位发动机,以及在"半人马座"分离后的机动过程中作有限的推力矢量控制。每一液压系统有2个恒温器,用于起动和停止循环泵以控制滑行段液压油温(保持在-12～-3℃之间)。

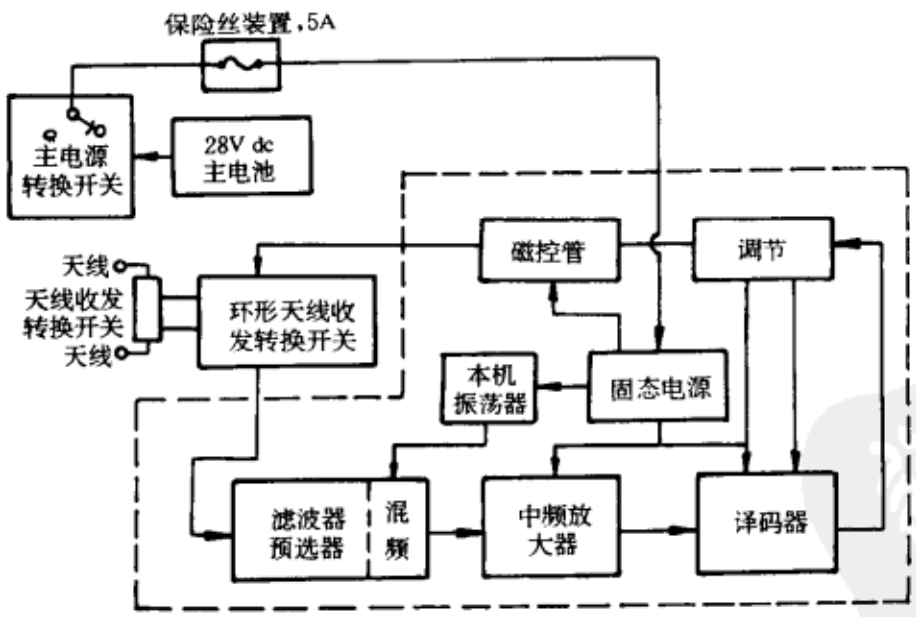
## 遥测和跟踪系统

### 遥测系统

"半人马座"脉码调制-调频-调频遥测系统由2个射频遥测仪、天线和转换器组成。RF-1遥测系统工作频率225.7MHz,RF-2遥测系统工作频率为259.7MHz。前者用于火箭工作状态测量,后者用于特殊测量。系统测量数据包括:1)卫星对接面低频刚体振动环境数据;2)滑




遥测系统框图




C波段雷达系统箭上部分框图

行段推进剂晃动数据;3)滑行段火箭组件热环境数据;4)停候轨道滑行段过氧化氢发动机排气冲刷对主发动机部件的加热率;5)卫星纵轴相对于制导平台的方位数据。

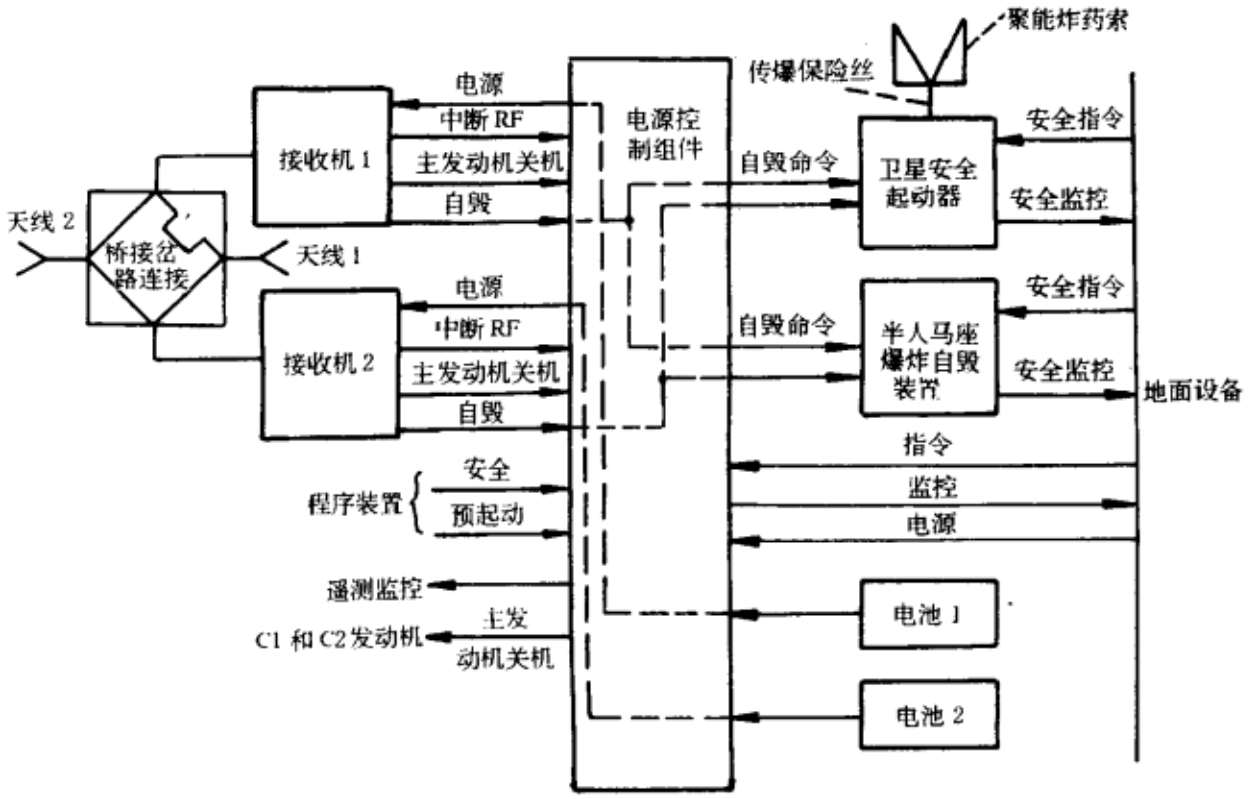
C 波段跟踪系统

C 波段雷达跟踪系统与地面雷达站配合,为航区安全跟踪提供实时位置和速度数据。数据也用于制导和飞行轨道的结果分析。箭上设备有轻型转发器、循环器、分流器和 2 副天线。

## 航区安全系统

"半人马座 D"装有独立的自毁系统。系统由接收机、电源控制组件、自毁器、天线和独立于火箭主供电系统的电池组成。系统具有仅关闭发动机和关闭发动机并自毁 2 种工作模式。

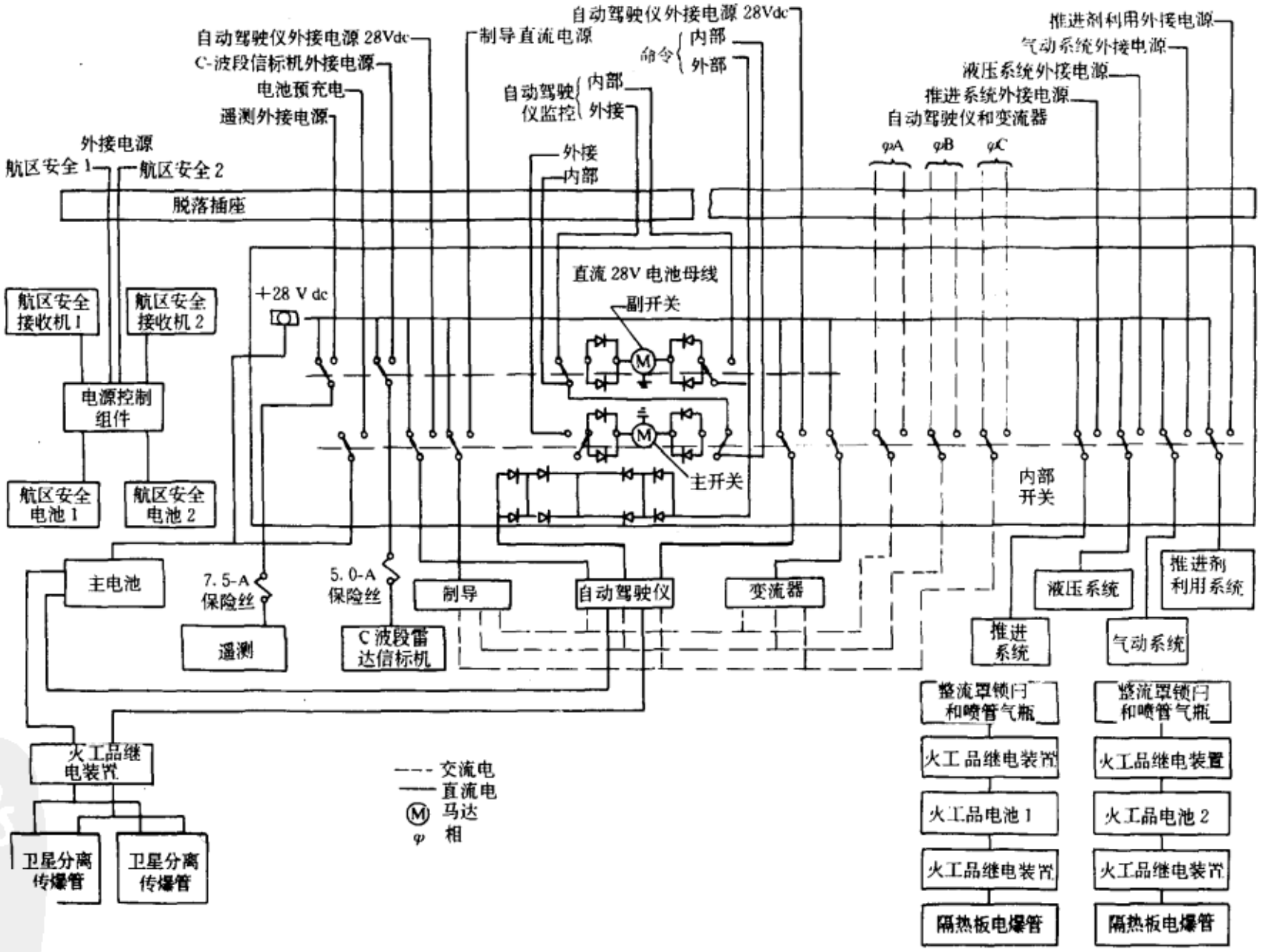
系统有一爆破推进剂贮箱、消散推进剂的爆炸索。有效载荷对接件处装有聚能爆炸索,以备在需要时炸毁卫星远地点发动机。




"半人马座 D"自毁系统框图

## 电 源 系 统

电源系统由电源转换开关、150Ah 主电池、2 个独立的航区安全指令电池、2 个火工品系统电池和一个为制导、控制系统、推进剂利用系统供 400Hz 电流的固态变流器及电缆等组成。


自动驾驶仪外接电源 28Vdc
C-波段信标机外接电源
电池预充电
遥测外接电源
外接电源
航区安全 1
航区安全 2
脱落插座
航区安全接收机 1
航区安全接收机 2
电源控制组件
航区安全电池 1
航区安全电池 2
主电池
火工品继电装置
卫星分离传爆管
卫星分离传爆管
+28 V dc
7.5-A 保险丝
遥测
5.0-A 保险丝
C 波段雷达信标机
制导直流电源
自动驾驶仪监控 内部
外接
外接
内部
制导
自动驾驶仪外接电源 28Vdc
命令 内部
外部
直流 28V 电池母线
副开关
主开关
自动驾驶仪
变流器
推进剂利用外接电源
气动系统外接电源
液压系统外接电源
推进系统外接电源
自动驾驶仪和变流器
φA
φB
φC
内部开关
液压系统
推进剂利用系统
推进系统
气动系统
整流罩锁闩和喷管气瓶
整流罩锁闩和喷管气瓶
火工品继电装置
火工品电池 1
火工品继电装置
隔热板电爆管
火工品继电装置
火工品电池 2
火工品继电装置
隔热板电爆管
交流电
直流电
马达
相

"半人马座 D"电源系统

## 典型飞行程序

地球同步转移轨道

运载火箭:“宇宙神-半人马座 D”(AC-29)

有效载荷:“国际通信卫星Ⅳ”(F-5)

发射日期:1972 年 6 月 13 日

火箭起飞后垂直飞行 15s,其间在 $T+2s\sim T+5s$ 火箭进行滚动机动,将发射方位角从 105°降至 101°。$T+15s$ 火箭朝射向进行俯仰机动,开始程序转弯。

起飞后约 152s,当敏感轴向加速度已达 5.7$g$ 时,由“半人马座”制导系统发出“宇宙神”助推器发动机关机信号,3.1s 后抛掉助推发动机组件。液氢绝热板在主发动机工作段按预定指令抛掉。

起飞后约 239s 由推进剂管路上的氧化剂耗尽关机压力传感器发出关闭“宇宙神”主发动机和游动发动机的信号,发动机关闭,结束“宇宙神”工作段。2s 后“宇宙神”程序装置接通电路,聚能爆炸索起爆,断开级间连接。点燃“宇宙神”8 枚固体反推火箭将“宇宙神”推离“半人马座”。

“宇宙神”主发动机关机后 11.5s“半人马座”主发动机第一次起动。“宇宙神”主发动机关机前 30s 由“宇宙神”程序装置起动“半人马座”预起动程序。起动预压泵,加快其转速,使低温推进剂流过“半人马座”燃料和氧化剂系统,预冷结构件,以防“半人马座”主发动机点火时产生气蚀。“半人马座”起动后 12s 抛掉整流罩。随后“半人马座”主发动机工作约 367s,达到 185/2223km 椭圆停候轨道入轨条件时,制导系统发出“半人马座”主发动机第一次关机指令,“半人马座”开始沿椭圆停候轨道滑行。

为保障再次点火顺利进行,在滑行段进行低温推进剂管理。“半人马座”主发动机第一次关机时起动 2 台推力为 222N 的 $H_2O_2$ 发动机,产生小过载,使推进剂沉底。该组发动机工作 76s 后关机。接着 2 台推力为 13N 的 $H_2O_2$ 发动机开始工作,进行推进剂液面保持。“半人马座”主发动机二次点火前 40s 关闭此组发动机并再次起动 2 台 222N 推力发动机加速推进剂的沉底,使之聚集到发动机入口处,为“半人马座”二次起动作好准备。主发动机点火前 28s 起动预压泵,点火前 17s 再次预冷动力装置系统。主发动机按指令点火时关闭 222N 推力沉底发动机。

滑行中用 $H_2O_2$ 姿控发动机稳定“半人马座”姿态。改变椭圆停候轨道时,由控制系统指令将“半人马座”和卫星的推力轴对准惯性速度矢量。主发动机二次点火前 5min,“半人马座”作定向机动,以达到规定的点火姿态。

“半人马座”第一次关机后约 15min,第一次通过赤道前,接近第一个降交点时“半人马座”主发动机进行第二次点火。与第一次点火一样,点火前后的一段时间内制导控制系统无信号,短时间中断控制。第二次机动完成轨道面机动,进一步减小轨道倾角并加速“半人马座”和卫星使其进入同步转移轨道。当达到要求的入轨条件时“半人马座”按指令关机。

进入转移轨道后的 135s 内,滑行姿控系统将“半人马座”偏转 90°左右,使卫星自旋轴垂直于轨道面。接着卫星与“半人马座”分离,3s 后卫星上的切向喷管喷出肼分解气体,卫星开始自旋。为避免与卫星碰撞,分离后 5s“半人马座”重新定向,从推力室排放剩余推进剂并起动沉底发动机,提供反向推力。

卫星在第三个远地点点燃远地点发动机,改变轨道面并加速卫星,使之进入同步轨道。

飞行程序

| 时间(s) | | 事　件 |
|---|---|---|
| 分段 | 累计 | |
| $T+0$ | $T+0$ | 起飞(离开发射台 5.08cm) |
| $T+2$ | $T+2$ | 滚动开始 |
| $T+15$ | $T+15$ | 滚动结束 |
| $T+15$ | $T+15$ | 俯仰、偏航程序开始 |
| $T+141$ | $T+141$ | 准备好分离助推发动机 |
| BECO+0 | $T+151.4$ | 助推发动机关机(5.7$g$) |
| BECO+3.1 | $T+154.5$ | 抛掉助推发动机 |
| BECO+8 | $T+159.4$ | 开始制导控制 |
| BECO+45 | $T+196.4$ | 抛绝热壁板 |
| BECO+60 | $T+211.3$ | 起动"半人马座"预压泵 |
| BECO+69 | $T+220.3$ | 准备好"宇宙神""半人马座"分离 |
| SECO+0 | $T+241.2$ | 推进剂耗尽,"宇宙神"主发动机关机 |
| SECO+0 | $T+241.2$ | 暂停制导 |
| SECO+1.9 | $T+243.1$ | "宇宙神"/"半人马座"分离 |
| SECO+2 | $T+243.2$ | "宇宙神"反推火箭点火 |
| MES1+0 | $T+244.7$ | 第一次预起动,冷却"半人马座"动力装置系统 |
| MES1+8 | $T+252.7$ | "半人马座"主发动机第一次起动 |
| MES1+12 | $T+256.7$ | 恢复制导 |
| MES1+20 | $T+264.7$ | 抛整流罩 |
| MES1+296.0 | $T+541.2$ | 准备好"半人马座"主发动机第一次关机 |
| MECO1+0 | $T+626.0$ | "半人马座"主发动机第一次关机 |
| MECO1+0 | $T+626.6$ | "半人马座"主发动机第一次备用关机 |
| MECO1+0 | $T+626.6$ | 推进剂沉底发动机起动 |
| MECO1+76 | $T+702.2$ | 沉底发动机关机,液面保持发动机起动 |
| MECO+593.2 | $T+1219.0$ | 为"半人马座"第二次起动定向姿态 |
| MES2+0 | $T+1459.0$ | 制导时间指令信号(B 计时器起动) |
| MES2+20 | $T+1479.0$ | 液面保持发动机关机,沉底发动机起动 |
| MES2+32 | $T+1491.0$ | 起动"半人马座"预压泵 |
| MES2+43 | $T+1502.0$ | 第二次预起动,冷却"半人马座"动力装置系统 |
| MES2+60 | $T+1519.0$ | 第二次起动"半人马座"主发动机 |
| MES2+60 | $T+1519.0$ | 推进剂沉底发动机关机 |
| MES2+60 | $T+1519.0$ | 暂停制导 |
| MES2+64 | $T+1523.0$ | 恢复制导 |
| MES2+64 | $T+1523.0$ | 准备好"半人马座"主发动机第二次关机 |
| MECO2+0 | $T+1593.6$ | "半人马座"主发动机第二次关机 |
| MECO2+0 | $T+1593.6$ | "半人马座"主发动机备用关机 |
| MECO2+135 | $T+1728.7$ | 卫星分离 |
| MECO2+138 | $T+1731.6$ | 卫星起旋 |
| MECO2+140 | $T+1733.6$ | 卫星与"半人马座"分别开始制导 |
| MECO2+140 | $T+1733.6$ | "半人马座"开始翻转机动 |
| MECO2+305 | $T+1895.6$ | 开始吹除推进剂 |
| MECO2+355 | $T+2148.6$ | 吹除结束 |
| MECO2+555 | $T+2148.6$ | 起动沉底发动机,反推"半人马座"壳体 |
| MECO2+606 | $T+2198.6$ | "半人马座"断电 |

**太阳转移轨道**

运载火箭:“宇宙神/半人马座 D”(AC-20)

有效载荷:“水手 6 号”

发射日期:1969 年 2 月 24 日

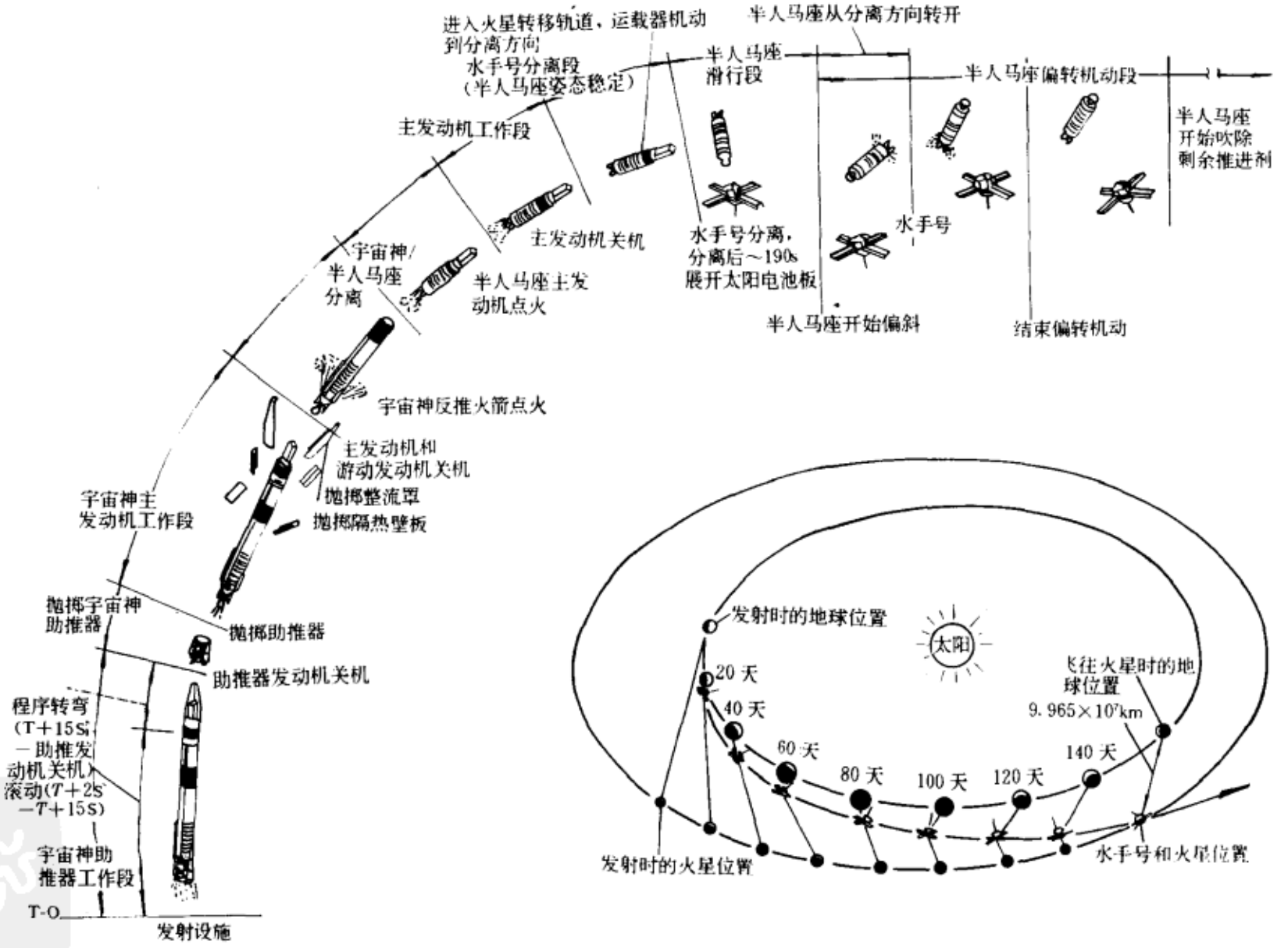
“水手 6 号”成功进入飞向火星的太阳转移轨道。飞行中“半人马座”只作一次起动。发射前选择准确轨道以使“水手 6 号”能在同年 7 月 31 日与火星相遇。

**飞行程序**

| 时 间(s) | | | 事 件 |
|---|---|---|---|
| 预定 | | 实际 | |
| 阶段 | 累计 | 累计 | |
| $T$+0 | $T$+0 | $T$+0 | 起飞(离开发射台 5.08cm) |
| $T$+2.0 | $T$+2.0 | $T$+2.0 | 滚动开始 |
| $T$+15.0 | $T$+15.0 | $T$+15.0 | 滚动结束 |
| $T$+15.0 | $T$+15.0 | $T$+15.0 | 开始俯仰 |
| BECO | $T$+152.0 | $T$+147.1 | 助推发动关机 |
| BECO+3.1 | $T$+155.1 | $T$+150.1 | 抛助推发动机组件 |
| BECO+45 | $T$+197.0 | $T$+191.7 | 抛绝热壁板 |
| BECO+82 | $T$+234.0 | $T$+228.5 | 抛整流罩 |
| SECO | $T$+252.3 | $T$+270.8 | “宇宙神”主发动机关机 |
| SECO+1.9 | $T$+254.2 | $T$+272.8 | “宇宙神”/“半人马座”分离 |
| SECO+11.5 | $T$+263.8 | $T$+282.3 | “半人马座”主发动机起动 |
| MECO | $T$+699.6 | $T$+725.5 | “半人马座”主发动机关机 |
| MECO | $T$+699.6 | $T$+728 | 开始卫星分离定向机动 |
| MECO+95 | $T$+794.6 | $T$+820.6 | 卫星分离 |
| MECO+365 | $T$+1064.8 | $T$+1091.2 | “半人马座”开始反向机动 |
| MECO+460 | T+1159.6 | $T$+1185.6 | 起动半数 V 发动机 |
| MECO+500 | $T$+1199.6 | $T$+1225.6 | V 发动机关机,起动半数 S 发动机 |
| MECO+850 | $T$+1549.6 | $T$+1575.6 | S 发动机关机,“半人马座”开始吹除推进剂 |

## 飞 行 记 录

| 序号 | 火 箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1* | AC-1 | 1962.5.8 | | | | | | | 失败① |
| 2 | AC-2 | 1963.11.27 | | 4.855 | 488 | 1759 | 30.4 | 107.7 | 试飞成功 |
| 3* | AC-3 | 1964.6.30 | | | | | | | 失败② |


进入火星转移轨道，运载器机动到分离方向
半人马座从分离方向转开
水手号分离段
(半人马座姿态稳定)
半人马座滑行段
半人马座偏转机动段
半人马座开始吹除剩余推进剂
主发动机工作段
主发动机关机
宇宙神/半人马座分离
半人马座主发动机点火
水手号分离，分离后～190s展开太阳电池板
水手号
半人马座开始偏斜
结束偏转机动
宇宙神反推火箭点火
主发动机和游动发动机关机
宇宙神主发动机工作段
抛掷整流罩
抛掷隔热壁板
抛掷宇宙神助推器
抛掷助推器
助推器发动机关机
程序转弯(T+15S)
—助推发动机关机)
滚动(T+2S—T+15S)
宇宙神助推器工作段
T-0
发射设施
发射时的地球位置
太阳
20 天
40 天
60 天
80 天
100 天
120 天
140 天
飞往火星时的地球位置
9.965×10⁷km
发射时的火星位置
水手号和火星位置

AC-20 飞行剖面

| 序号 | 火　箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 4 | AC-4 | 1964. 12. 11 | 勘察者模型 (EXPLORER) | 2. 95 | 163 | 172 | 30. 6 | 87. 9 | |
| 5 | AC-5 | 1965. 3. 2 | 勘察者模型 | | | | | | |
| 6 | AC-6 | 1965. 8. 11 | 勘察者模型 | 0. 955 | 169 | 820490 | 23. 6 | 31d | ③ |
| 7· | AC-8 | 1966. 4. 7 | 勘察者模型 | 3. 0 | 175 | 344 | 307 | 89. 5 | 失败④ |
| 8 | AC-10 | 1966. 5. 30 | 勘察者 1 | 0. 955 | 高偏心轨道 | | | | |
| 9 | AC-7 | 1966. 9. 20 | 勘察者 2 | | 高偏心轨道 | | | | |
| 10 | AC-9 | 1966. 10. 25 | 勘察者模型 | 0. 725 | 161 | 303900 | | | 最后一次试飞 |
| 11 | AC-12 | 1967. 4. 17 | 勘察者 3 | 0. 284 | 高偏心轨道 | | | | ⑥ |
| 12 | AC-11 | 1967. 7. 14 | 勘察者 4 | 0. 284 | 高偏心轨道 | | | | ⑦ |
| 13 | AC-13 | 1967. 9. 8 | 勘察者 5 | 0. 279 | 高偏心轨道 | | | | ⑥ |
| 14 | AC-14 | 1967. 11. 7 | 勘察者 6 | 0. 280 | 高偏心轨道 | | | | ⑥ |
| 15 | AC-15 | 1968. 1. 7 | 勘察者 7 | | 高偏心轨道 | | | | ⑤ |
| 16· | AC-17 | 1968. 8. 10 | 应用技术卫星 4 (ATS) | 2. 588 | 219 | 726 | 29. 04 | 93. 92 | 失败⑧ |
| 17 | AC-16 | 1968. 12. 7 | 轨道天文观察卫星 1(OAO1) | 1. 995 | 717 | 817 | 35. 0 | 100. 96 | |
| | | | 圆柱体 | 1. 815 | | | | | |
| 18 | AC-20 | 1969. 2. 24 | 水手 6 号 (MARINER) | 0. 413 | 日心轨道 | | | | ⑨ |
| 19 | AC-19 | 1969. 3. 27 | 水手 7 号 | 0. 413 | 日心轨道 | | | | ⑩ |
| 20 | AC-18 | 1969. 8. 12 | 应用技术卫星 5 | 0. 861 | 35760 | 36894 | 2. 6 | 1463. 8 | |
| | | | 圆柱体 | 0. 881 | 2151 | 36894 | 17. 55 | 682 | |
| 21· | AC-21 | 1970. 11. 30 | 轨道天文观察卫星 2 | | | | | | 失败⑪ |
| 22 | AC-23 | 1971. 1. 26 | 国际通信卫星 4A (INTERSAT) | 0. 707 | 35801 | 36349 | 0. 55 | 1450. 8 | |
| | | | | 1. 817 | 597 | 36578 | 28. 2 | 654. 5 | |
| 23· | AC-24 | 1971. 5. 8 | 水手 8 号 | | | | | | 失败⑫ |
| 24 | AC-25 | 1971. 5. 30 | 水手 9 号 | 0. 544 | 日心轨道 | | | | ⑬ |
| 25 | AC-26 | 1971. 12. 20 | 国际通信卫星 4B | 0. 707 | 35750 | 35827 | 0. 4 | 1436. 2 | |
| 26 | AC-28 | 1972. 1. 23 | 国际通信卫星 4C | 0. 707 | 35625 | 35787 | 0. 7 | 1432 | |
| | | | 圆柱体 | 2. 083 | 562 | 36614 | 28. 02 | 654. 2 | |
| 27 | AC-27 | 1972. 3. 3 | 先驱者 10 (PIONEER) | 0. 258 | 日心轨道 | | | | ⑭ |
| 28 | AC-29 | 1972. 6. 13 | 国际通信卫星 4D | 0. 719 | 35777 | 35963 | 0. 4 | 1440. 4 | |
| | | | 圆柱体 | 2. 083 | 548 | 36570 | 27 | 651. 4 | |

| 序号 | 火箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 29 | AC-22 | 1972.8.21 | 轨道天文观察卫星 3 | 2.222 | 736 | 744 | 35 | 99.49 | |

①起飞后箱体绝热结构受损，$T+44s$ 绝热板脱落，$T+54.7s$ 液氢箱爆炸；②半人马座点火后 4s 液压泵发生故障，半人马座提前关机未能入轨；③入轨，卫星向模拟的月球发射；④半人马座 $H_2O_2$ 系统故障，二次起动时只一台主发动机工作，未入预定轨道；⑤月球软着陆；⑥月球着陆；⑦与月球相撞，着陆前信号消失；⑧半人马座推进系统故障，卫星未能分离；⑨7 月 31 日到达火星航道；⑩8 月 5 日到达火星航道；⑪整流罩未按程序分离，半人马座未达入轨速度，再入损毁；⑫速率陀螺故障，半人马座发动机急剧摆动，起飞后 4min2s 发动机熄火，火箭翻滚坠毁；⑬首次到达火星轨道；⑭第一个飞出太阳系的宇宙飞行器。

# 半人马座 D1-A（CENTAUR D1-A）

王 丹 阳

早在“半人马座 D”进行研究性飞行试验，火箭尚未投入正式使用时就开始酝酿改型。1973 年 4 月火箭的第一种改型“半人马座 D1-A”投入使用。到 1983 年 5 月，与“宇宙神 SLV-3D”、“宇宙 D”配合共进行 31 次发射，飞行无一次因“半人马座”故障而失败。后换用推力为 73.4kN 的 RL-10A-3-3A 发动机。自 1984 年 6 月与“宇宙神 G”和 1990 年 7 月与“宇宙神 I ”配合使用以来共进行 13 次发射，失败 3 次。截止 1994 年底“半人马座 D1-A”共发射 44 次总成功率 93.18%。

“半人马座 D1-A”与其后继型号“半人马座 D1-T”实际是同期产品，除了有效载荷对接件不同，D1-A 仍采用可抛掷的燃料箱绝热板，而 D1-T 却换用固定的辐射防护罩外，其它基本相同。其基本情况请参见“半人马座 D1-T”。

火箭从卡纳维拉尔角发射，其发射情况如表所示。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 火箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1 | AC-30 | 1973.4.6 | 先驱者 11 (PIONEER) | 0.258 | 日心轨道 | | | | |
| 2 | AC-31 | 1973.8.23 | 国际通信卫星 4E(INTERSAT) | 0.719 | 35539 | 35927 | 0.4 | 1432.7 | |
| 3 | AC-34 | 1973.11.3 | 水手 10 号 (MARINER) | 0.562 | 日心轨道 | | | | |

| 序号 | 火　箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 4 | AC-32 | 1974. 11. 21 | 国际通信卫星 4F | 1. 41 | 35781 | 35795 | 0. 4 | 1436. 2 | |
| 5· | AC-33 | 1975. 2. 20 | 国际通信卫星 4G | | | | | | 失败① |
| 6 | AC-35 | 1975. 5. 22 | 国际通信卫星 4H | 1. 41 | 35780 | 35795 | 0. 4 | 1436. 2 | |
| 7 | AC-36 | 1975. 9. 25 | 国际通信卫星 4A(F1) | 1. 5 | 566 | 36641 | 21. 82 | 655. 16 | |
| 8 | AC-37 | 1976. 1. 30 | 国际通信卫星 4A(F2) | 1. 5 | 35804 | 35809 | 0. 1 | 1420. 0 | |
| 9 | AC-38 | 1976. 5. 13 | 通信星 1A(COMSAT) | 1. 4 | 35780 | 35795 | 1. 0 | 1436. 2 | ② |
| 10 | AC-40 | 1976. 7. 22 | 通信星 1B | 1. 4 | 35780 | 35795 | 1. 0 | 1436. 2 | |
| 11 | AC-39 | 1977. 5. 26 | 国际通信卫星 4A(F4) | 1. 5 | 35346 | 35755 | 0. 28 | 1424. 2 | |
| 12 | AC-45 | 1977. 8. 12 | 高能天文观察卫星 1 (HEAO1) | 2. 72 | 428 | 447 | 22. 76 | 93. 16 | |
| 13· | AC-43 | 1977. 9. 29 | 国际通信卫星 4AD | | | | | | 失败③ |
| 14 | AC | 1978. 1. 17 | 国际通信卫星 4AF3 | 1. 511 | 35768 | 35806 | 0. 3 | 1436. 1 | |
| 15 | AC | 1978. 2. 9 | 舰队通信卫星 6 (FLTSATCOM) | 1. 884 | 35522 | 35666 | 2. 77 | 1426. 1 | ④ |
| 16 | AC | 1978. 3. 31 | 国际通信卫星 4AF6 | 0. 825 | 35768 | 35806 | 0. 3 | 1436. 1 | |
| 17 | AC | 1978. 5. 20 | 金星 1(VENUS) | 0. 582 | 日心轨道 | | | | |
| 18 | AC | 1978. 6. 29 | 通信星 1C | 1. 52 | 35470 | 35780 | 0. 08 | 1428. 1 | |
| 19 | AC | 1978. 8. 31 | 金星 2 | 0. 904 | 日心轨道 | | | | ⑤ |
| 20 | AC | 1978. 11. 13 | 高能天文观察卫星 2 (HEAO) | 3. 15 | 523 | 542 | 23. 51 | 95. 08 | |
| 21 | AC | 1979. 5. 4 | 舰队通信卫星 2 | 1. 884 | 地球同步轨道 | | | | |
| 22 | AC | 1979. 9. 20 | 高能天文观察卫星 3 | 3. 15 | 484 | 500 | 43. 6 | 94. 38 | |
| 23 | AC | 1980. 1. 18 | 舰队通信卫星 3 | 1. 884 | 35653 | 35919 | 2. 67 | 1436. 0 | |
| 24 | AC | 1980. 10. 31 | 舰队通信卫星 4 | 1. 884 | 35032 | 36236 | 2. 46 | 1428. 0 | |
| 25 | AC | 1980. 12. 6 | 国际通信卫星 5A(F2) | 1. 065 | 35638 | 35734 | 0. 86 | 1430. 9 | |
| 26 | AC | 1981. 2. 21 | 通信星 1D | 1. 516 | 35838 | 35788 | 0. 2 | 1425. 8 | |
| 27 | AC | 1981. 5. 23 | 国际通信卫星 5(2) | 1. 065 | 地球同步轨道 | | | | |
| 28 | AC | 1981. 8. 6 | 舰队通信卫星 5 | 1. 884 | 地球同步轨道 | | | | |
| 29 | AC | 1981. 12. 15 | 国际通信卫星 5(F3) | 1. 87 | 地球同步轨道 | | | | |
| 30 | AC | 1982. 3. 5 | 国际通信卫星 5(F4) | 1. 87 | 地球同步轨道 | | | | |
| 31 | AC | 1983. 5. 19 | 国际通信卫星 5(F6) | 1. 00 | 地球同步轨道 | | | | |
| 32· | AC | 1984. 6. 9 | 国际通信卫星 5(F9) | 2. 03 | 176 | 1215 | 29. 16 | 98. 5 | 失败⑥ |
| 33 | AC | 1985. 6. 30 | 国际通信卫星 5(F11) | 2. 03 | 地球同步轨道 | | | | |
| 34 | AC | 1985. 9. 28 | 国际通信卫星 5A(F12) | 2. 03 | 地球同步轨道 | | | | |
| 35· | AC | 1987. 3 | | | 地球同步轨道 | | | | 失败⑦ |
| 36 | AC | 1989. 9. 25 | 舰队通信卫星 8 | 1. 884 | 34765 | 35924 | 5. 1 | 1413. 4 | |

| 序号 | 火箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 37 | 宇宙神 I | 1990.7.25 | 释放、辐射综合效应卫星(CRRES) | | 334 | 33604 | 18.13 | 591.3 | ⑧ |
| 38* | 宇宙神 I | 1991.4.19 | 电视直播卫星(BS-3H) | | | | | | 失败⑨ |
| 39 | 宇宙神 I | 1992.3.14 | 银河 5(GALAXY) | | 35881 | 35695 | 0.14 | 1436.06 | |
| 40* | 宇宙神 I | 1992.8.23 | 银河 1 | | | | | | 失败⑩ |
| 41* | 宇宙神 I | 1993.3.25 | UHF1 | 2.0 | 215 | 9746 | 27.76 | 200.78 | 失败⑪ |
| 42 | 宇宙神 I | 1993.9.3 | UHF2 | 2.0 | 35138 | 36443 | 5.11 | 1436.3 | |
| 43 | 宇宙神 I | 1994.4.13 | 地球同步轨道工作环境卫星 1(GEOS 1) | 2.105 | 35298 | 36193 | 0.49 | 1434 | |
| 44 | 宇宙神 I | 1994.6.24 | UFO3 | 2.847 | 未公布 | | | | |

①“宇宙神”助推发动机失控，火箭翻滚，$T+144$s 自毁；②美国国内通信卫星；③“宇宙神”助推发动机燃气发生器管路波纹管腐蚀断裂引起底部着火，$T+55$s，自毁；④军用通信卫星；⑤飞经金星；⑥“半人马座”提早关机，未入预定轨道；⑦发射后因雷击，运载器静电感应所产生的电磁现象使宇宙神计算机向主发动机发出“HARD OVER”指令，火箭翻滚，$T+71$s 地面指令自毁；⑧研究地球磁场和对电子件的辐射效应。⑨半人马座涡轮泵有外来物，发动机未能起动⑩发动机故障，二台发动机均未能起动⑪一子级助推发动机未达预定性能，使主发动机提前关机，虽然半人马座工作到推进剂耗尽但也未能到达预定的转移轨道

# 半人马座 D1-T（CENTAUR D1-T）

王 丹 阳

“半人马座 D1-T”是“半人马座系列”的中期型号，它与“大力神 3”基础级组成的“大力神 3E”可将 3.35t 有效载荷送入地球同步轨道。火箭共进行 7 次发射，失败一次。

火箭在“半人马座 D”的基础上改进的项目有：1)采用新的电子系统；2)改用由“半人马座”计算机控制的增压、排气系统和推进剂利用系统；3)提高了液压系统的可靠性；4)采用新的过氧化氢控制系统；5)制导系统引入新的电子组件 SEU；6)软件模块化，无需改动硬件便可适应新的任务，提高了火箭的灵活性和适应性；7)增加了新的短柱状对接件；8)增加了新的仪器舱；9)液氢箱的可抛掷绝热壁板改为固定的多层辐射防护罩；10)因采用新的电子系统所带来的各系统的改进。

## 主要技术性能

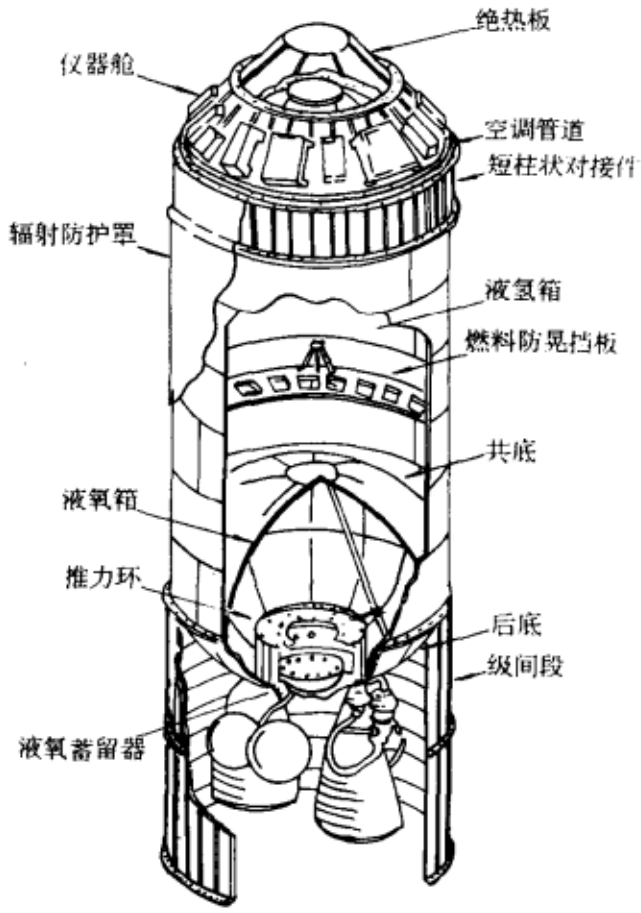
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.61m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 直径 | 3.05m | 真空推力 | 2×66.7kN |
| 子级质量 | 15.402t | 真空比冲 | 4354.2N·s/kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 结构质量 | 1.608t | 工作时间 | 450s |
| 发动机 | 2×RL10A-3-3 | | |

## 总　体　布　局

“半人马座D1-T”由结构、防热、推进、液压、气动、制导导航控制、遥测跟踪、航区安全和电源等系统组成。

火箭推进剂贮存于薄壁、内压稳定的共底贮箱内。液氢箱侧壁设有镀铝聚酯薄膜辐射罩。贮箱前端连接有支撑仪器舱和有效载荷对接件的短柱状对接件。仪器舱内装有新的电子系统。其核心是一台先进的、具有高输入/输出功能的高速数字计算机。由于许多硬件功能可由软件完成，减少了硬件，从而使火箭可靠性得到提高并增强了灵活性。推进、气动、液压和姿态控制系统全部安装在贮箱后底或后底附近。为保障长时间滑行后各系统正常工作，有些系统组件采取了辐射罩、镀层等温控措施。




“半人马座D1-T”总体布局

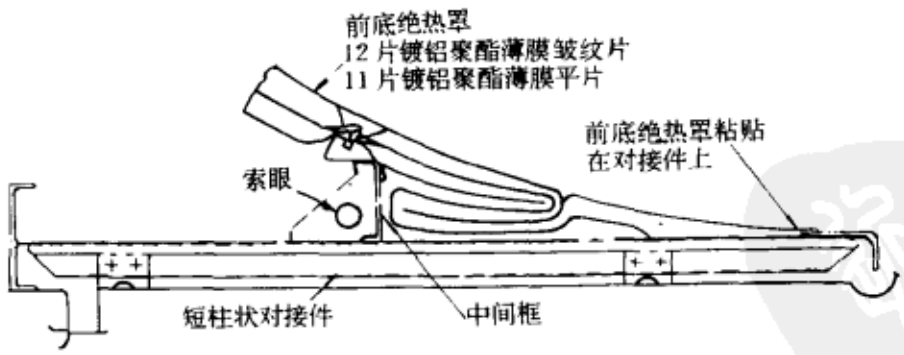
## 箭　体　结　构

### 箱体

“半人马座D1-T”箱体结构同“半人马座D”。

### 箱体绝热系统

系统由前底和短柱状对接件防热结构、贮箱侧壁辐射防护罩、共底绝热件及后底辐射罩和绝热隔膜组成。系统的功用是减少整流罩抛掷后来自地球和太阳的热流量、保护组件免受深冷影响、为贮箱筒段绝热、减少射前和上升段的液氢蒸发量和减少贮箱间的热传导。




前底绝热罩

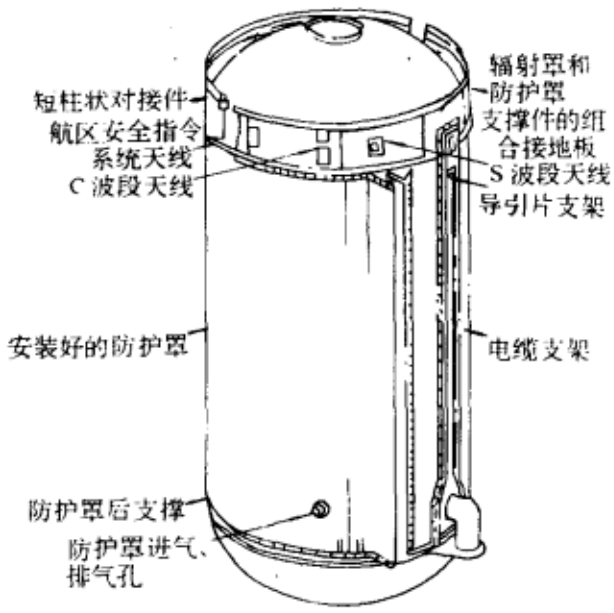
1. 前底和短柱状对接件绝热结构　该结构由贮箱前底、人孔盖、液氢箱排气系统和短柱状对接件绝热件组成。绝热结构由两层独立的覆盖层组成，每层厚约 1.91cm，总厚约 3.81cm。每一覆盖层由 23 层镀铝聚酯薄膜组成。表层为一厚约 0.18mm 的稀松斯克林窗布平片，中层由 11 层厚0.013mm的绉纹片和 10 层厚 0.006mm 的平片组成，底层同表层。

每一覆盖层由 12 块扇形板制成。扇形板各层用纵边上的塑料(聚碳酸盐)索眼固定。每块扇形板前端用镀铝胶条密封。用销钉紧固件插入塑料索眼，将扇形板紧固在一起。每块扇形板有一黄铜索眼将两片覆盖层连接起来，并紧固在短柱状对接件中间框的夹子上。内覆层下端用 VELCO 带连接在短柱状对接件下端框上。一条带子粘在下端框上，与之配对的带子缝制在前覆盖层上。前底绝热罩前端不用紧固件固定，它是用从中间框连接处拉伸，从液氢箱排气管处压紧的办法紧密贴合在箱底表面的。另有一单独的，厚 3.81cm 的绝热罩用于贮箱人孔盖和液氢排气管防热。一块带有中间孔的椭圆形镀铝聚酯薄膜加强板与覆盖层相接；中间孔与人孔法兰相适配。加强板外边沿上缝有一条 VELCRO 带子，在排气管绝热罩上也有相应的 VELCRO 带。加强板沿液氢箱排气管向两边延伸。绝热罩向每边延伸覆盖排气管，一直到管子外端。用厚 3.81cm 的镀铝聚酯薄膜叠层覆盖液氢箱排气管道。

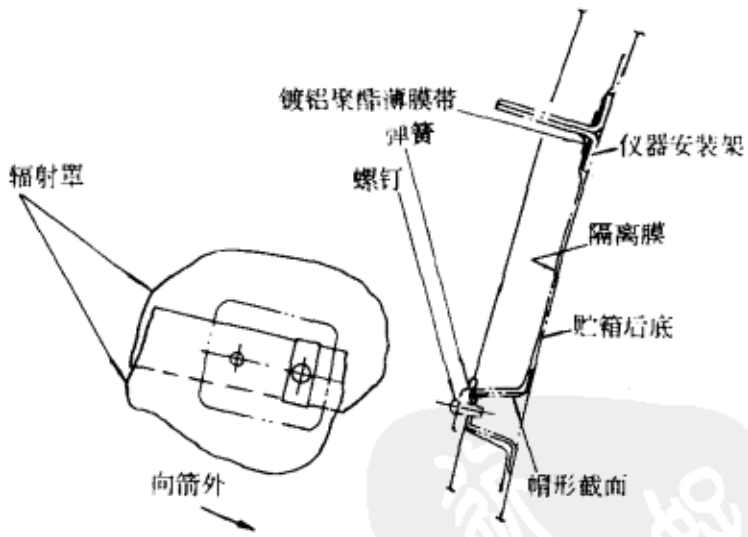
短柱状对接件用一连续的辐射罩/天线接地板包覆。该结构件由玻璃纤维件及胶接于其内表面的铝箔组成。

2. 贮箱侧壁辐射防护罩　防护罩由三层镀铝聚酯薄膜-聚酯纤维(斯克林布)多层结构组成。内层和中层均由两层镀铝聚脂薄膜夹一层聚酯纤维斯克林布组成。外层构造与其相仿，只是其中一层为普通聚酯薄膜。三层结构防护罩由 3 块宽 121.9cm 的板拼成，用宽 2.54cm 的镀铝聚酯薄膜带胶接在一起。外层和中层有交错排列的直径 6.35cm 的出气孔，内层无孔。防护层的边部夹在 2 块铆接在一起的玻璃纤维镶边中，在相邻的镶条间留有小间隙，以适应贮箱和辐射罩的膨胀和收缩。防护罩前端叠层间夹有铝箔，它与短柱对接件接地板上的镀铝带相接。

3. 共底绝热　共底为双层结构。共底抽真空以阻止热漏。贮箱加注前共底空间充氮气。加注液氢后氮气冷凝，共底空间因冷抽吸效应而抽真空。共底排气管装有单向阀以防空气侵入。




贮箭侧壁辐射防护罩




后底辐射罩和隔离膜

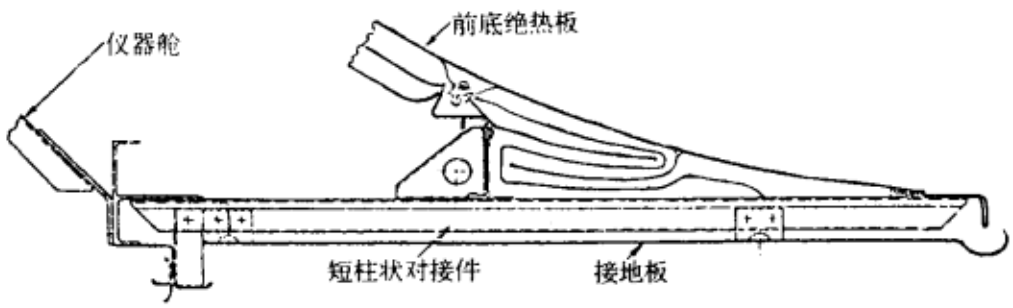
4. 后底辐射罩和隔离膜　后底辐射罩为多层结构，由镀铝尼龙织物迭层组成。叠层内表面覆有镀铝聚酯薄膜，外表面敷有白色聚氯乙烯。它由 12 块扇形板组成一覆盖贮箱后底的半椭球面。辐射罩固定在箱底的支架上，并开有切口以固定液氧箱蓄留器和各种仪器支架。

隔离膜为一聚酯纤维加强的镀铝聚酯薄膜。隔离膜与箱体后底贴合。隔离膜是气密的，它起一附加的绝热/辐射罩的作用。由于气密故可防止对流或防止低温推进剂在渗漏时浸入安装于后底的仪器。

**短柱状对接件**

短柱状对接件即液氢箱前过渡段，它安装在液氢箱的前加强框上，用来支撑仪器舱和有效载荷桁架对接件，或在必要时支撑有效载荷整流罩及其对接件。

短柱状对接件直径 3.05m、长 63.6cm，为蒙皮外桁条结构，由钛合金蒙皮、钛合金桁条、前后铝合金端框、铝合金中间框和内、外大梁组成。采用钛合金蒙皮是为了减少长期滑行中液氢箱的热输入。短柱状对接件上还设有天线、液氢箱排气系统喷管、整流罩前部密封板和接地板/辐射罩等设备的安装和连接件。



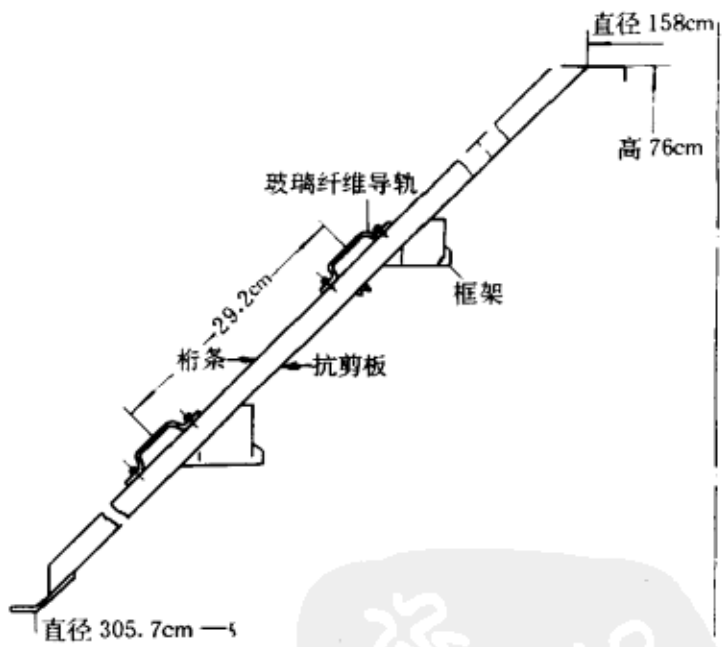

短柱状对接件截面

**仪器舱**

仪器舱为锥形铝合金蒙皮/桁条结构，它安装在短柱状对接件前端。舱体底部直径约 3.05m、高 76.2cm，呈 90°角截锥形。它由两端与机加工端框铆接的蒙皮、铆接于蒙皮前端（外侧）的纵向加强肋以及铆接于蒙皮后端（内侧）的 2 个隔框组成。在加强肋上有 2 个安装仪器用的环形玻璃纤维导轨。

仪器舱外表面和上导轨的一个支杆用导电材料覆盖（0.051mm 不锈钢），作为无线电发射机组对结构接地的通路。仪器舱前端装有接线盒的安装设备。舱体前端还设有有效载荷对接件的安装件。

仪器舱和液氢箱之间充有氮气，阻止空气进入仪器安装区。仪器舱前端的圆形区用绝热板密封。




仪器舱截面

仪器舱蒙皮上装有通气口盖。打开口盖时可使舱内外压力平衡。口盖在发射前处于关闭状态。发射时口盖按指令由火工品装置解锁打开，在飞行中保持全开状态。

仪器舱设有惯性基准系统安装结构。火箭其它仪器和散热装置/辐射器都安装在玻璃纤维导轨上。

**级间段**

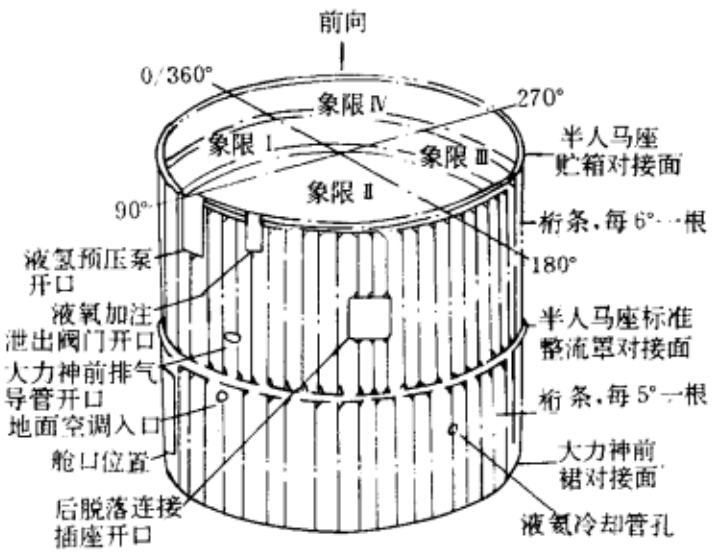
级间段为一铝合金蒙皮-桁条圆筒段，直径 3.05m，长 287.91cm。它用螺栓与“半人马座”贮箱的后端框和“大力神”前裙的前端框对接。级间段设有整流罩对接框。

发动机冷却排气阀门用软管连接在级间段的 2 个歧管上。级间段内侧有一环境调节管路，它在推进剂加注前通入空气，加注后通入氮气以保持一定的低湿度环境。级间段内还装有两对“大力神”前过渡段排气导管，并从级间段前部通向整流罩。级间段下部设有 2 个过氧化氢发动机和过氧化氢贮瓶的检修舱口，前部设有通过各种管路的开口。

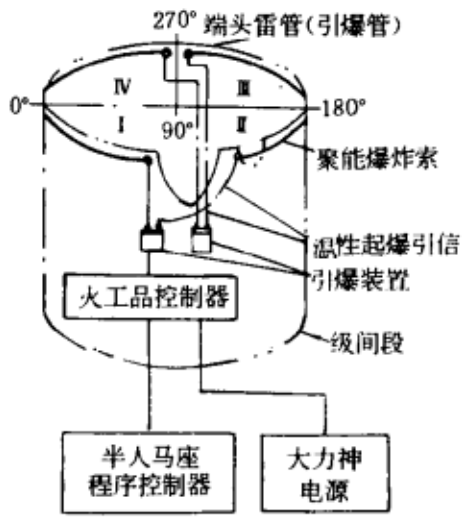
**级间分离系统**

级间段前端凸缘环装有聚能爆炸索。由“半人马座”程序装置向引爆管发出分离信号，由“大力神”电源系统向起爆爆炸索供电。系统设有火工品控制器。控制器的继电器工作时电路闭合，火工品起爆。绝缘电阻使火工品装置绝缘，防止误爆。

级间分离时，反推火箭制动“大力神”。4 个分离防撞导向装置在分离约 25cm 时，引导“半人马座”尾部脱出级间段。




级间段

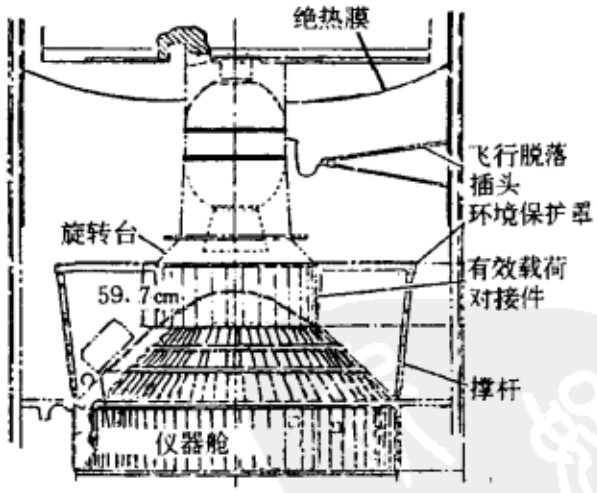



级间分离系统

**有效载荷对接件**

有效载荷对接件用来支撑有效载荷和扩散有效载荷作用在“半人马座”支撑结构的集中力。“半人马座 D1-T”共有 2 种有效载荷对接件。质量为 1800kg 或小于 1800kg 的有效载荷的对接件安装在仪器舱前端。质量大于 1800kg 的有效载荷采用桁架及过渡对接件支撑结构，它连接在短柱状对接件前端框上。桁架/过渡对接件支撑能力为 3600kg，短柱状对接件可支撑约 5400kg 的有效载荷。

“太阳神”对接件为普通的铝合金蒙皮-桁



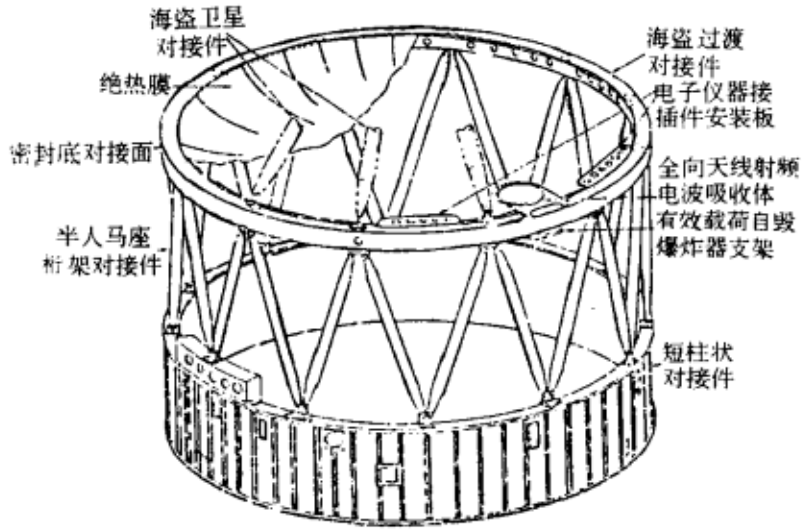

“太阳神”对接件

条结构，由机加工前、后端框、蒙皮、Z 形中间框和下部的外桁条组成。对接件的后端框用螺栓连接在仪器舱的前端框上。用轻木和铝板组成的多层板环境保护罩连接在对接件前端框上。

“海盗”卫星支撑件由“半人马座”桁架对接件和“海盗”过渡对接件组成。桁架对接件由 24 根斜杆和上、下各 12 个接头组成。过渡对接件由后机加工框、12 个位于框内的机加工连接点加强件、内外蒙皮和增加刚度的肋条组成。前端面有安装有效载荷的连接结构。对接件内设有绝热隔膜。

**螺接结构**

螺接于“半人马座”箭体的主要结构有：尾部脱落插座、主发动机作动器支撑结构、过氧化氢姿控发动机支座、发动机/低温贮箱绝热结构、螺接于后底的电缆和导管支架、信号调节器支架、仪器组件支架、防撞导向杆、螺接于贮箱后端框的电缆通道后封头、尾段密封板、贮箱/整流罩尾部密封件。




“海盗”卫星支撑结构

**整流罩**

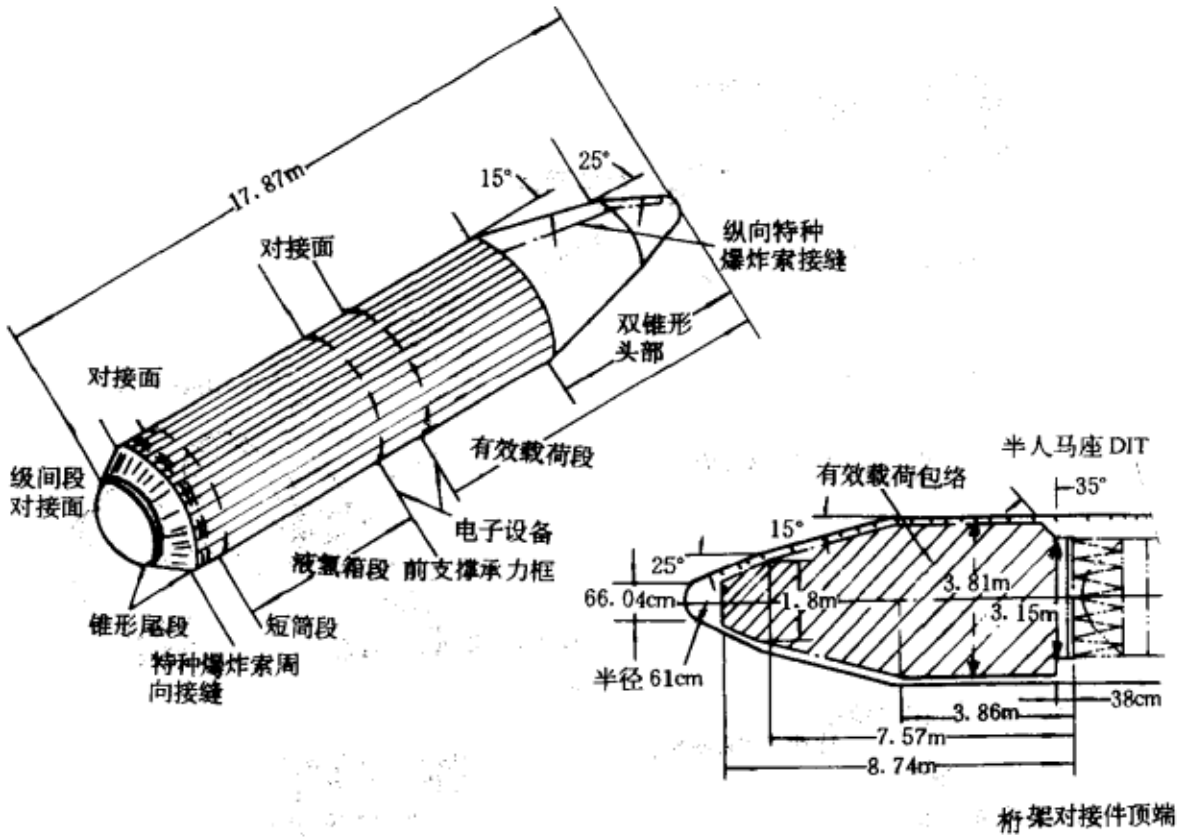
“半人马座 D1-T”标准整流罩长 17.87m、筒段直径 4.28m，由不锈钢鼻锥端头、镁钍合金半硬壳式结构截锥段、铝合金波纹板半硬壳式筒段和与级间段连接的铝合金蒙皮-桁条结构截锥形段组成。

在有效载荷对接面和卫星桁架对接件之间设一密封层，保障有效载荷区的洁净和温控环境。液氢箱前后端设有吹除密封层，将“半人马座”液氢箱周围的氮气吹除环境与周围环境隔开。

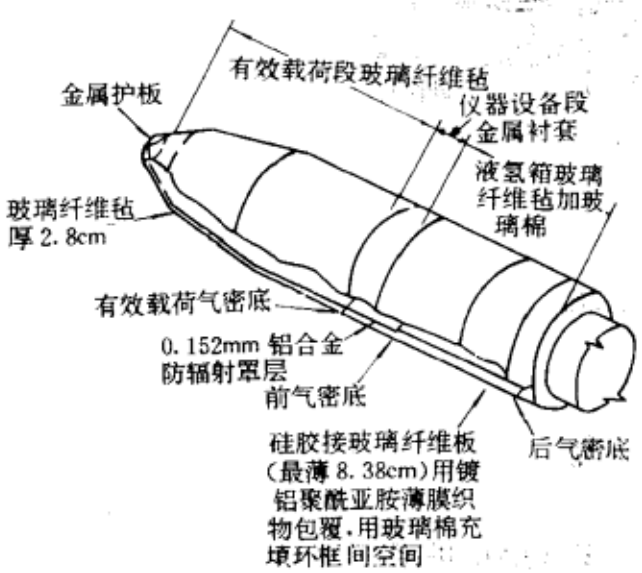
整流罩绝热系统由连接在鼻锥端头内的铝合金辐射罩、连接在有效载荷段内框上的厚2.8cm 的玻璃纤维层、仪器舱内的铝合金辐射罩以及整流罩贮箱段包封于蒙皮和隔框内弯边空间的玻璃棉和安装在隔框内弯边上的厚 8.38cm 的玻璃纤维毡组成。

整流罩到短柱状对接件间设有前支承反作用器，用来降低发射和上升段整流罩和有效载荷间的相对挠曲。通过最大气动载荷区后，6 根支承撑杆缩回整流罩，反作用器分离释放。

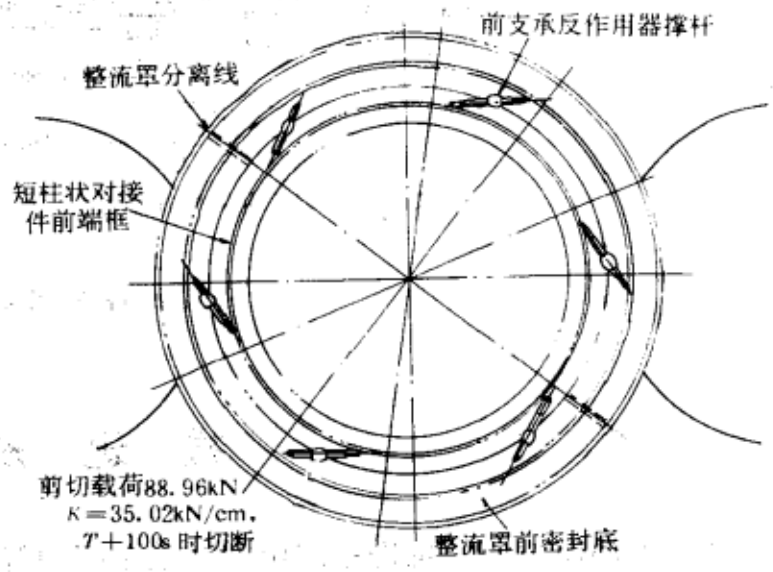
整流罩上还螺接有 6 根天线(2 根 C 波段天线、2 根 S 波段天线，2 根航区安全系统天线)、排气装置、供“半人马座”液氢箱排气的液氢排气管翼形支撑罩、电缆脱落插座/牵索组件等。整流罩和“半人马座”之间装有用来滑落脱落插头的斜槽。每一脱落接头处均装有口盖，它们在脱落接头收回后关闭。




"半人马座 D1-T"标准整流罩



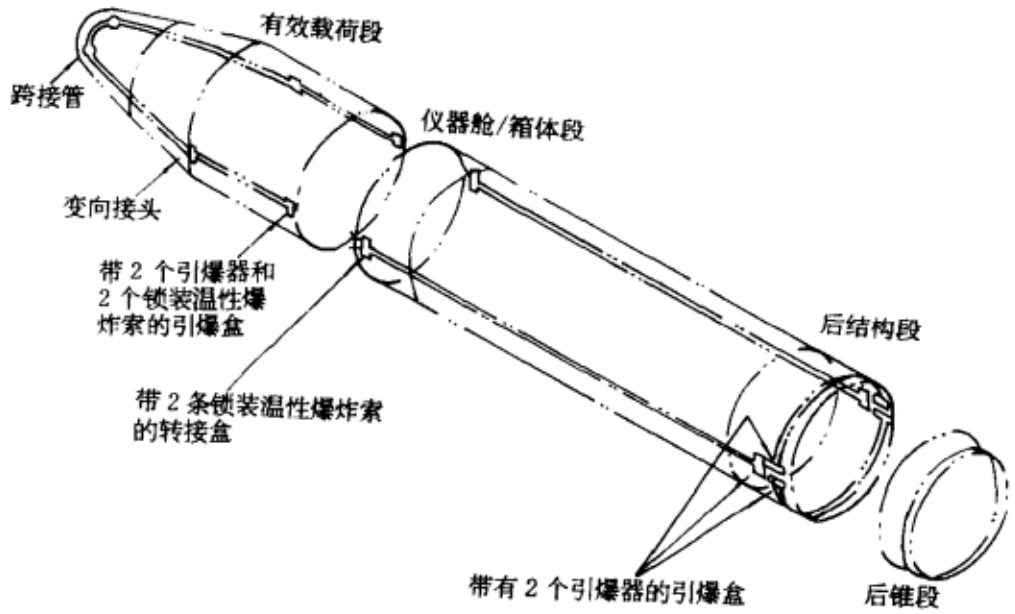

标准整流罩绝热系统



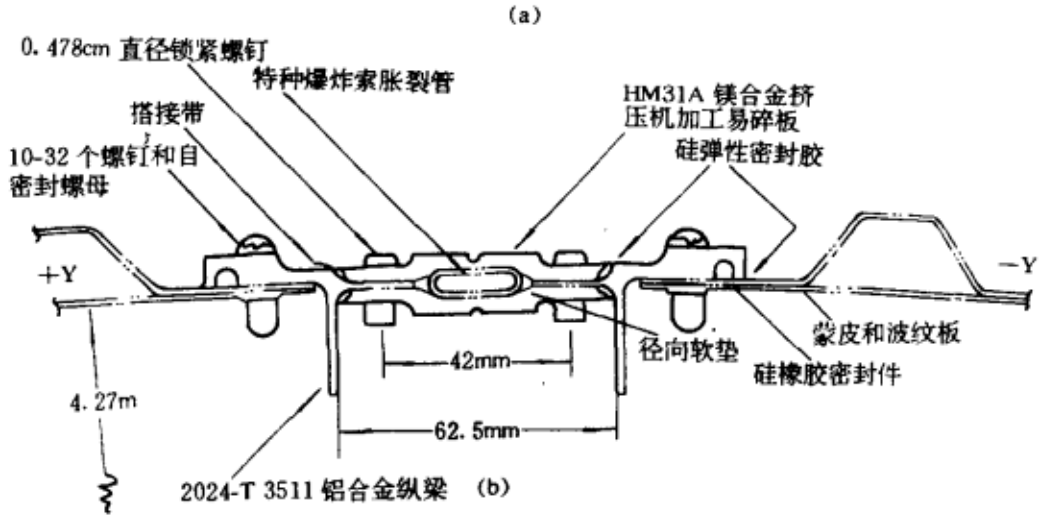

前支承反作用器系统

"半人马座"的 2 块整流罩沿纵向分离面接合,并分别固定于其下端圆周接合面上。分离时分离面由无污染火工品系统分开。下部锥形段用螺栓与级间段相接,并与"大力神"一起抛掷。

纵向及周向均采用双冗余火工品电爆系统。引爆管由"大力神"电源系统按"半人马座"计算机指令送电点火。系统由 2 条柔性爆炸索组成。爆炸索装在一扁平的钢管中。该钢管安装在 2 块带削弱槽的脆性板中。任一爆炸索点燃时气体膨胀,扁平钢管呈圆形,使脆性板断裂,而钢管仍保持气密,故系统不受污染。特种爆炸装置胀裂后开始分离抛罩程序。3 组弹簧保证顺利抛罩。位于鼻锥部和位于整流罩中部电缆插头附近的横向弹簧作动器先后工作。最后位于整流罩底部的 8 根主弹簧作动器(每片 4 根)连续提供能量,直到整流罩半壳重心离开最高点为止。半壳转动到 55°时铰链释放。整流罩横向平移离开火箭。




(a)




(b)



# 推　进　系　统

“半人马座 D1-T”推进系统由主推进系统和过氧化氢辅助推进系统组成。

主推进系统由 RL-10A-3-3 主发动机、推进剂输送和推进剂利用系统组成。系统为火箭提供主要推力并在动力飞行段提供姿态控制。过氧化氢辅助推进系统提供火箭滑行段的姿态控制力、主发动机再次起动的推进剂沉底和保持推力并为入轨、分离和定向机动提供控制力。

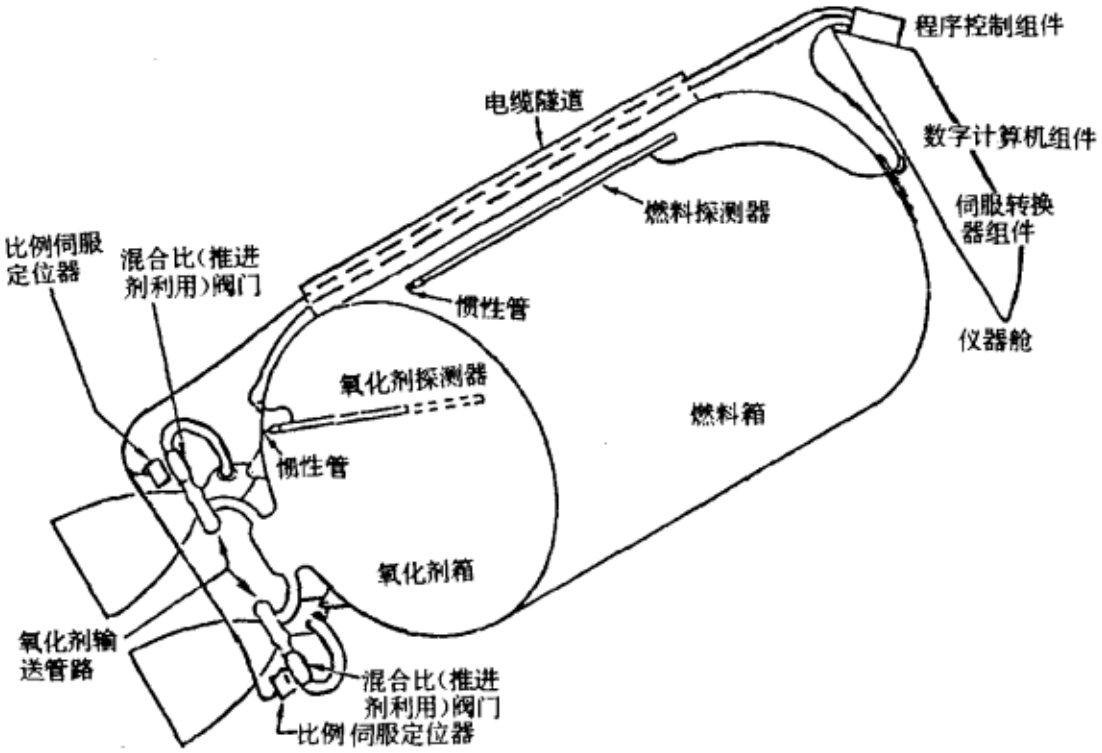
除推进剂利用系统和过氧化氢辅助推进系统外，“半人马座 D1-T”的推进系统同“半人马座 D”。

## 推进剂利用系统

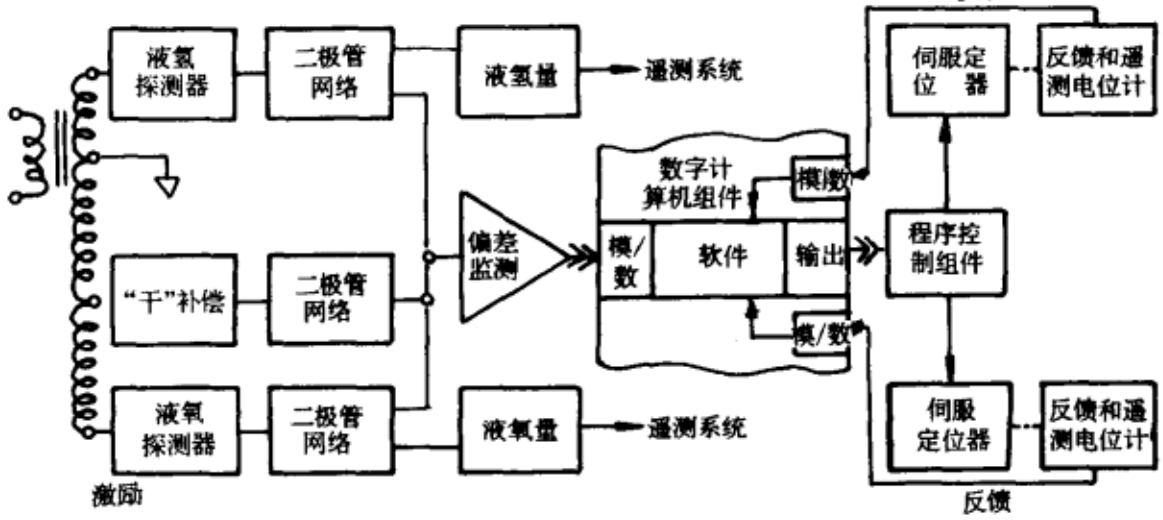
系统由数字计算机、贮箱探测器、推进剂利用电子组件、程序控制组件和发动机推进剂利用阀门和伺服定位器组成。

系统用来监控贮箱加注和飞行中的推进剂量，并调整推进剂混合比，以便将推进剂剩余量降至最低。

氧化剂箱和燃料箱各装一同轴柱式电容器。当贮箱无推进剂时电容器空气绝缘，电容量最




推进剂利用系统




推进剂利用系统框图

低。贮箱加注时电容随推进剂质量的增加而增长。对电容器通直流电,便得到与电容量(空贮箱电容+因加注而增加的电容)成比例的电流值或电压值。飞行中,当贮箱推进剂比例无偏差时系统给出零电压输出信号。比例发生偏差时,数字计算机组件通过模拟/数字转换器检测。在必须改变贮箱推进剂比例值时,计算机通过接口装置操纵时序控制装置开关,指令改变伺服定位器位置。伺服定位器由马达驱动,由数字计算机提供闭路位置控制。计算机通过它的 2 个模拟/数字转换器接收反馈信号。

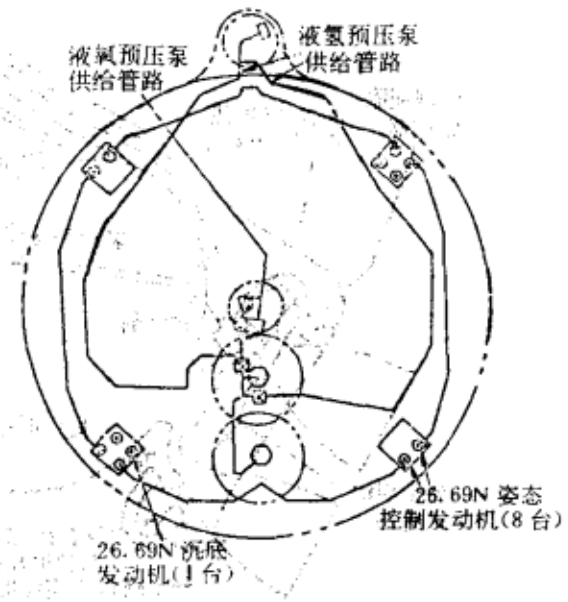
系统每秒测量推进剂质量比 5 次,计算伺服定位器角度 5 次,监控位置反馈电路 25 次。

过氧化氢辅助推进系统

系统由 2 组小火箭发动机和过氧化氢单组元推进剂供给系统组成。

**过氧化氢发动机**

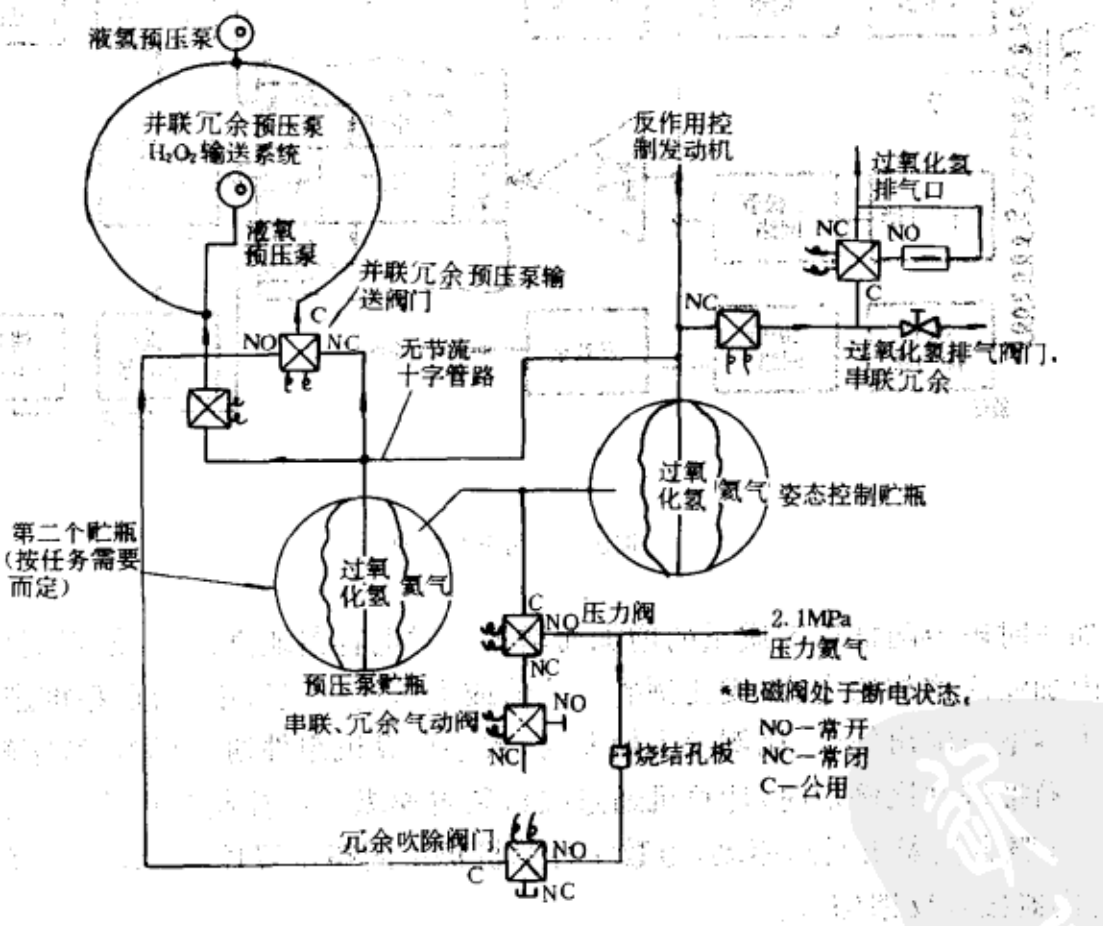
系统由 2 组发动机组成，4 台 26.69N 推力推进剂沉底轴向发动机 S2A、S2B、S4A、S4B 和 8 台 26.69N 推力横向发动机，P1～P4 为俯仰/滚动发动机、Y1～Y4 为偏航/滚动发动机。




过氧化氢推进系统

轴向发动机在滑行段提供推进剂沉底推力，在翻转机动中提供反推推力。在执行任务中可用一对沉底发动机或二对沉底发动机提供两种不同的推力。高推力用来在主发动机第一次关机后加速推进剂下沉、主发动机第二次起动前的预起动过程中提高加速度以及在有效载荷分离后加大有效载荷和火箭之间的分离距离。低推力用来在滑行段进行推进剂下沉和保持下沉。在某台轴向发动机点火失败时可由该对发动机转向另一对发动机。在无需执行此种任务时也可拆除沉底发动机。

8 台横向发动机在沉底或失重滑行期、有效载荷分离前火箭精确定向以及有效载荷分离后再定向和翻转机动过程中提供俯仰、偏航、滚动控制推力。此外，可利用 8 台发动机的姿态控




"半人马座 D1-T"过氧化氢供给系统

制配置及其相应控制逻辑提供偏航、俯仰、滚动"故障(点火失败)-工作(其它发动机点火)"模式的冗余度。

2个2台一组和2个4台一组的定轴、恒定推力过氧化氢发动机组分别装在单独的歧管上。歧管分别安装在"半人马座"后底45°/225°和135°/315°方位上。轴向发动机的推力均平行于火箭纵轴,横向发动机推力矢量平行于火箭0°/180°和90°/270°的横轴。通向每组发动机歧管的过氧化氢输送管路是冗余的。

**过氧化氢供给系统**

系统向预压泵涡轮驱动装置和过氧化氢发动机输送燃料。系统由挤压式贮瓶(由箭上氦气瓶供压)、并联冗余预压泵输送阀门、冗余吹除阀门、串联冗余$H_2O_2$排泄阀门、与冗余气动排泄阀门相接的增压阀门和增压、排泄与输送管路组成。

系统接触$H_2O_2$的金属部件均由300系列耐腐蚀不锈钢制成。$H_2O_2$输送管路用恒定功率线型加热器加热,使$H_2O_2$温度保持在5～50°C之间。

挤压式贮瓶增压到2.099MPa。贮瓶用硅橡胶气囊将增压氦气与$H_2O_2$隔开。$H_2O_2$贮瓶的额定容量为110kg,无效剩余量为3.6kg。

当$H_2O_2$需要量等于或低于110kg时可换用单贮瓶供给系统。

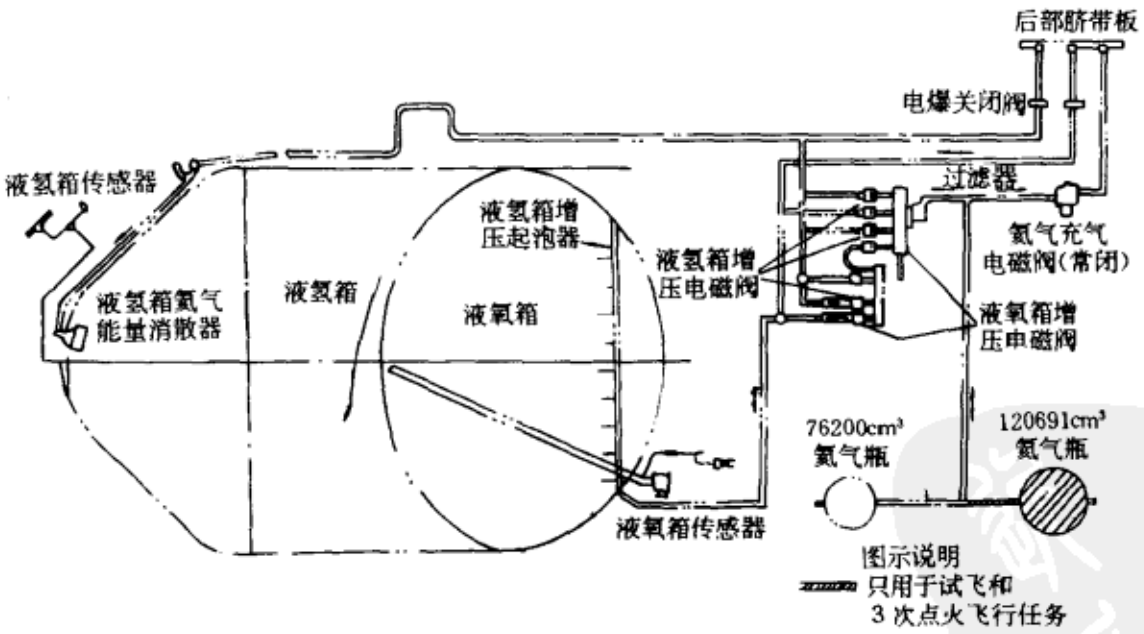
## 气 动 系 统

"半人马座D1-T"引入了新的电子系统,因而火箭气动系统也作了相应的改进。

系统由贮箱增压系统、贮箱排气系统、排气、增压计算机控制系统、发动机控制和$H_2O_2$贮瓶增压系统、吹除系统、共底真空系统和空调系统组成。

### 贮箱增压系统

系统为液氢和液氧箱提供各飞行段所需之增压氦气。系统由氦气瓶、流量控制阀门、增压电磁阀门、单向阀门、电爆关闭阀门、氦气充气电磁阀、压力/温度传感器、节流器、氦气能量消散器、液氧箱增压起泡器和连接管路组成。



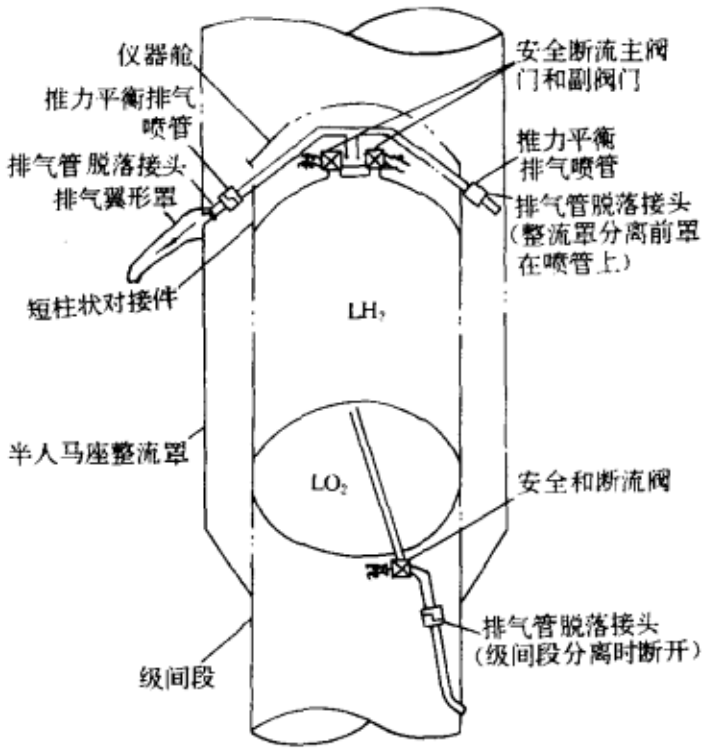

贮箱增压系统

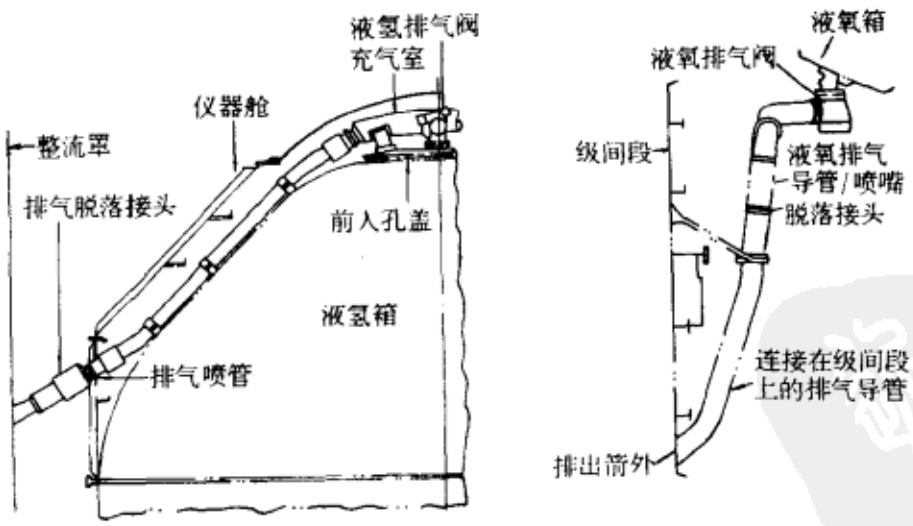
通过后部 T-4 脐带板气路快速脱落接头进行射前地面增压，并为氦气瓶充气。在 T-4 脐带板弹开后，气路快速脱落接头的箭上部分关闭。液氧和液氢箱 T-4 板增压气路接头下游装有常开电爆关闭阀门，阀门在起飞前瞬间关闭以对气路接头的气密作双重保验。T-0 脐带板弹开、整流罩口盖关闭。地面继电器按指示信号自动通电，关闭电爆阀门。

发动机起动前用 22.65MPa 高压气瓶的氦气为贮箱增压，以确保主发动机起动中预压泵不气蚀。增压值由排气、增压计算机控制系统控制。主系统由 2 个增压电磁阀和流量控制阀门组成。另外 2 个电磁阀作备用。主系统阀门产生故障时流量控制阀门关闭，改用备用阀门增压。电磁阀由排气、增压计算机控制系统控制。液氢箱管路终止于安装在前人孔盖上的能量消散器，液氧箱增压管路终止于装在液氧箱内的增压起泡器。

## 贮箱排气系统

系统用来在地面操作和飞行中保持预定的贮箱内压。液氢箱排气系统由主、副电磁作动排气阀门、2 个带有箭上脱落接头的推力平衡排气喷管、充气室和连接导管组成。液氧排气系统




排气系统

由一电磁作动排气阀门、一个带有箭上快速脱落接头的排气喷管和相应的导管组成。

电磁作动排气阀可以卸荷模式或关闭模式工作。卸荷模式是阀门的正常工作模式，由排气阀保持贮箱预调压力。电磁阀通电便转为关闭模式。阀门由预定的飞行程序或排气、增压计算机控制系统定位，以保持要求的气枕压力。

**液氢箱排气系统**

贮箱排气在地面加注和起飞 90s 后由主排气阀门控制，在 $T+0s \sim T+90s$ 爬高段用副排气阀门控制。“半人马座”整流罩抛掷前，气体通过喷管、箭上脱落接头和整流罩上的翼形支撑罩排气管排出。另一侧的喷管和导管在抛罩前是不排气的。两侧排气管脱落接头均为球面连接，且设有自由伸缩段，以适应排气喷管和整流罩的相对变形。抛掷时整流罩向外移动，超过脱落接头伸缩能力时脱落接头与喷管分离。

脱落接头与喷管分离面部位用弹簧带卡紧装置将一纺织物吹除套罩在喷管上，并由整流罩密封。吹除环向吹除套输送干燥氦气。充气室和 2 个出口导管用多层绝热毯覆盖，喷管和排气管翼形支撑罩边部脱落接头用泡沫层和镀铝聚酯薄膜带绝热。

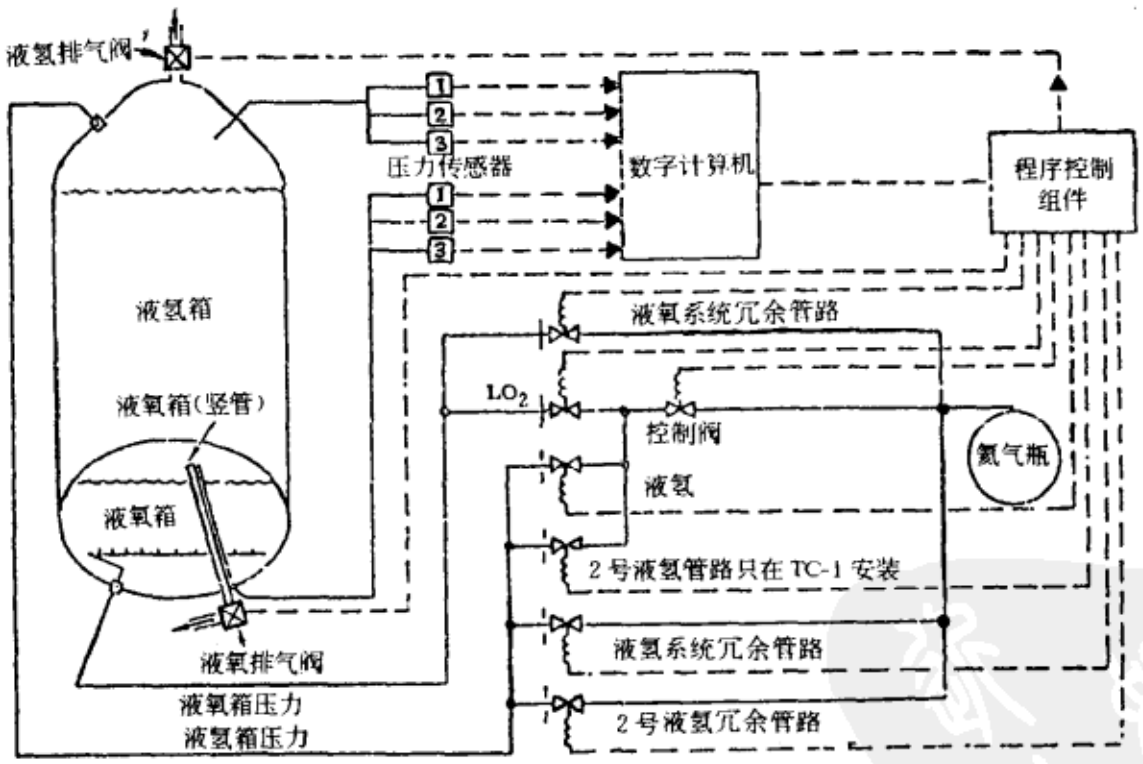
**液氧箱排气系统**

液氧箱排气阀门安装在后底的输送管法兰上。排气收敛喷管有一开槽法兰接合面，允许喷管调整方向，以减少排气对运载器的干扰。导管安装于级间段，其前端与球头脱落接头相接，下端穿过级间段蒙皮向外排气。脱落接头与排气喷管的分离面为一滑动密封面。喷管也用吹除套包封，结构类同液氢系统。

除排气阀门外排气系统用带有镀铝聚酯薄膜的泡沫层或带有白色聚氯乙烯 PVC 带的泡沫层覆盖。绕阀门入口和出口法兰装有渗漏偏导板，以防氧气泄漏冲击温度敏感元件。

## 排气、增压计算机控制系统

该系统由数字计算机、传感器、程序控制器和各种阀门组成。系统在飞行不同阶段调整贮




排气、增压计算机控制系统

宇航 世界航天运载器大全

箱压力，使其保持在要求范围内。

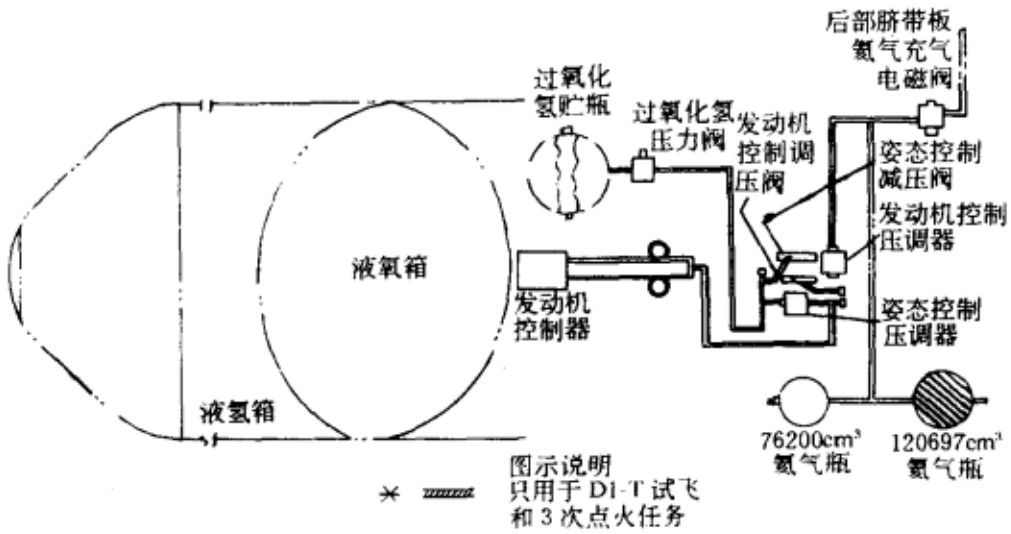
数字计算机在飞行的特定时期通过传感器监控贮箱压力，并对程序控制器继电器发出相应指令，由继电器作动相应的增压和排气阀门。系统有 3 个传感器，主传感器、基准传感器和备用传感器。当主传感器和基准传感器的信息不一致时，计算机起用备用传感器。如发现因电磁阀故障出现增压不足或增压过度时，计算机将指令关闭流量控制阀，起用冗余增压电磁阀，维持飞行。

主发动机起动前，排气、增压计算机控制系统工作，使贮箱增压到预定值并维持到发动机起动。主发动机起动后，该系统停止工作。滑行时系统重新工作，防止贮箱压力超过极限值。起动相应的 $H_2O_2$ 发动机，下沉推进剂后，电磁阀门断电，进行排气。主发动机最后一次关机后系统再次起动，对贮箱增压，防止共底反压失稳。

### 发动机气动控制和 $H_2O_2$ 贮瓶增压系统

系统由高压调压器、低压压调器、安全阀、过滤器、检测附件及相应的管路组成。系统由氮气瓶供气。

高压压调器将气瓶压力降至 3.09MPa，调压后的氮气用于控制发动机系统推进剂阀门。低压压调器可将发动机气动控制压调器输出压力降到 2.06MPa。调压后的氮气用于挤压输送 $H_2O_2$。预压泵不工作时，通过位于压调器下游的放气孔对 $H_2O_2$ 管道进行吹除，以防管道残留 $H_2O_2$ 而结冰。




发动机气动控制和过氧化氢贮瓶增压系统

### 吹除系统

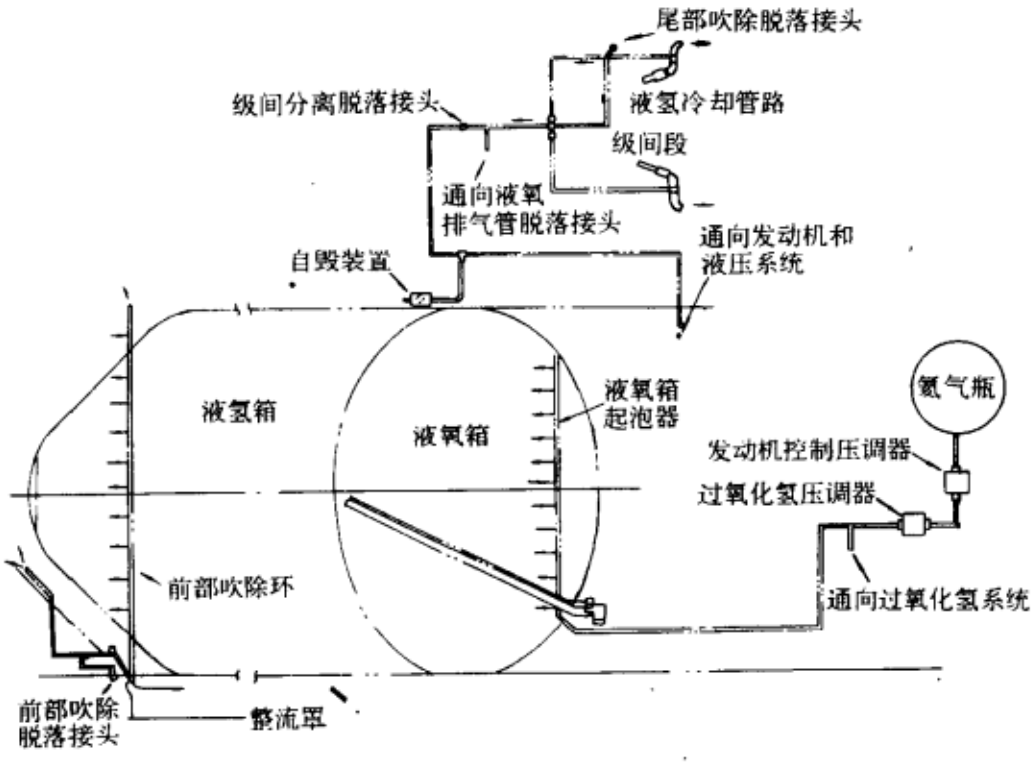
系统由前部吹除系统、尾部吹除系统、起泡器吹除系统和零重力吹除系统组成。系统用于在加注、泄出和中止飞行中防止冷吸或对某些关键区域加温，在停放竖立阶段防止在前底、液氢箱辐射防护罩部位聚集潮气，在增压前控制起泡器液氧蒸发量，滑行段进行管路吹除。

滑行时，零重力吹除系统从配气板上的发动机气动控制压调器向液氧箱测压管、液氧箱排气管、液氢箱增压管路和消能器提供低流量氮气，使管路不残存推进剂。

前部吹除系统由地面/箭上脱落接头、节流器和相应的管路组成。系统用来在竖立、停放阶段向仪器舱/贮箱前底空间、前部密封区、液氧箱辐射防护罩和液氢箱排气系统脱落接头供应氮气，在加注前和加注时输送氮气。

后部吹除系统由地面/箭上脱落接头、飞行分离脱落接头、歧管、节流器和连接管路组成。系统在加注前和加注时向氦气冷却导管、液氧排气系统脱落接头、自毁装置、推进系统各部位、液压系统各部位和燃料导管等输送氦气。

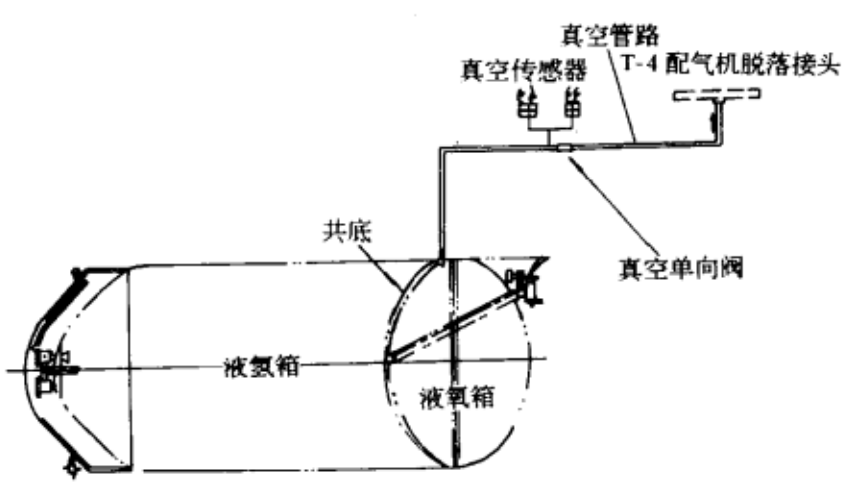
起泡器吹除系统为液氧箱起泡器提供氦气吹除气流。氦气通过位于 $H_2O_2$ 压调器下游的一个小孔供应。



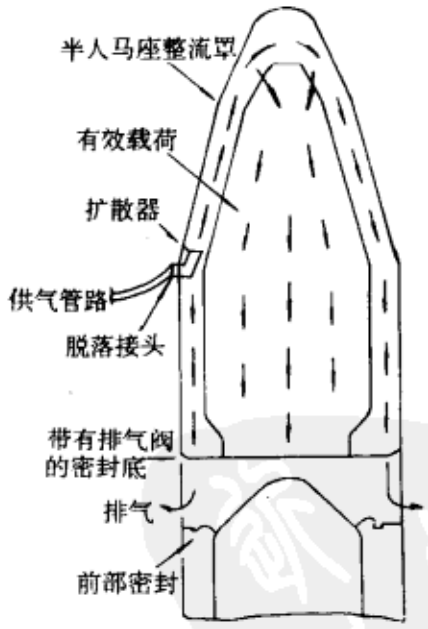

吹除系统

## 共底真空系统

系统阻止空气进入共底,保证在加注时共底空间内的氦气冷吸抽空到预定真空度(<0.05 torr,相当于 6.666Pa)。系统由一单向阀门,压力传感器以及连接共底空腔和后部气管脱落接头的管道组成。如在推进剂试加注过程中共底发生渗漏,不能达到预定的真空度时,则用地面真空泵抽吸,降低空腔压力。




共底真空系统




有效载荷空调系统

空调系统

**有效载荷空调系统**

系统以规定的温度和流速为卫星提供干燥空气或氮气。系统通过整流罩上的地面/箭上脱落接头输送气体。整流罩入口的扩散器使气体向上流动，以防气体冲击卫星。然后气体通过气密底上的 4 个冗余排气阀门进入仪器舱，最后通过整流罩排入大气。

**仪器舱空调系统**

系统为仪器舱空间提供干燥空气或氮气。气体由一安装在仪器舱上的环形管道送入，通过配气管上的小孔、喷嘴、球形或半球形喷嘴送向各组件。系统的分离脱落接头由一与 Y 形导管入口相接的玻璃纤维波纹管组成。

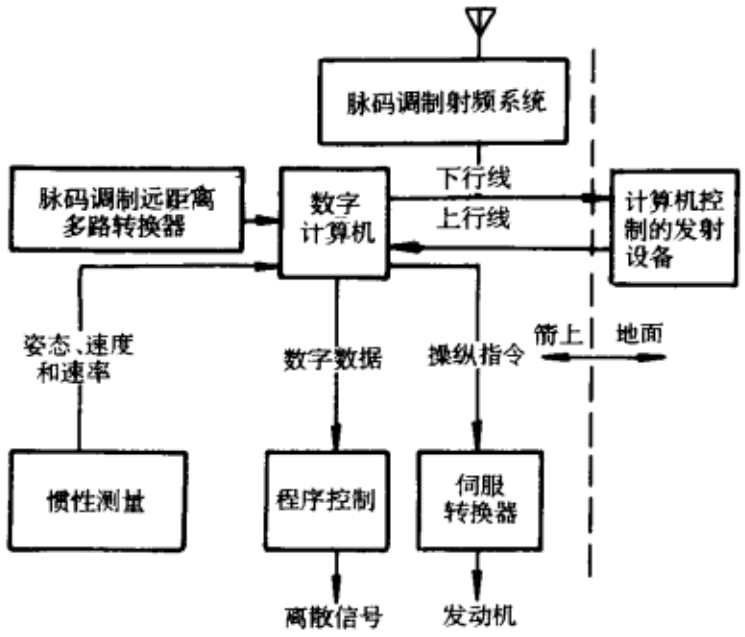
**级间段空调系统**

系统为 $H_2O_2$ 系统，为各种电器和射频组件、配气板、电爆断流阀门、信号调节器和遥测信号多路调节器提供空调环境。气体由环形导管配送。配气管有很多孔、喷嘴和提升管，通过它们将气体通向各组件。空调气体通过级间段的开孔排出，然后通过整流罩排气孔排入大气。

## 电 子 系 统

“半人马座 D1-T”引入新的电子系统。系统的模块化飞行软件由若干个在实时执行程序控制下的专用子程序组成。由执行程序调用各种子程序完成制导/导航、姿态控制、遥测、推进剂混合比管理等功能。

电子系统组成如图所示。其核心是快速、灵活、大容量的“半人马座”数字计算机。由程序控制组件提供计算机与“半人马座”各分系统间的接口；由伺服转换器组件传送计算机控制指令，操纵液压系统摆动火箭主发动机。伺服转换器组件还含有推进剂利用系统电子组件和为火箭供电的交流换流器。




“半人马座 D1-T”电子系统框图

**“半人马座”数字计算机**

数字计算机的功能是：

1）制导　在整个飞行中不断地确定“半人马座”的位置和速度，确定所要求的方位，并转换成俯仰和滚动轴姿态输出信号，确定主发动机点火、关机时间，并发出程序指令；

2）飞行控制　确定并发出指令，摆动主发动机或起动 $H_2O_2$ 发动机；

3）程序控制　确定程序时间，发出时间指令；

4）推进剂利用　确定推进剂利用系统阀门的状态，并指令阀门处于要求的位置；

5）贮箱增压　确定并指令贮箱增压或排气；

6）遥测　按所选择的存储格式及预定程序请求遥测数据，并以选定的速率输出。

数字计算机质量 27.2kg，它是一种程序存储、随机存取磁心机。内存 16384 字，每字 24 位。硬件互锁，内存中 122.080kbit 不能更改，但需要时可用连接特殊设备的方法改动。飞行程序和遥测格式存储于此区。额定存储时间为 3μs，执行时间为加/减 6μs、传输 6μs、输入/输出 6μs、乘 22.5μs、除 40.5μs、移位(最长)75μs。

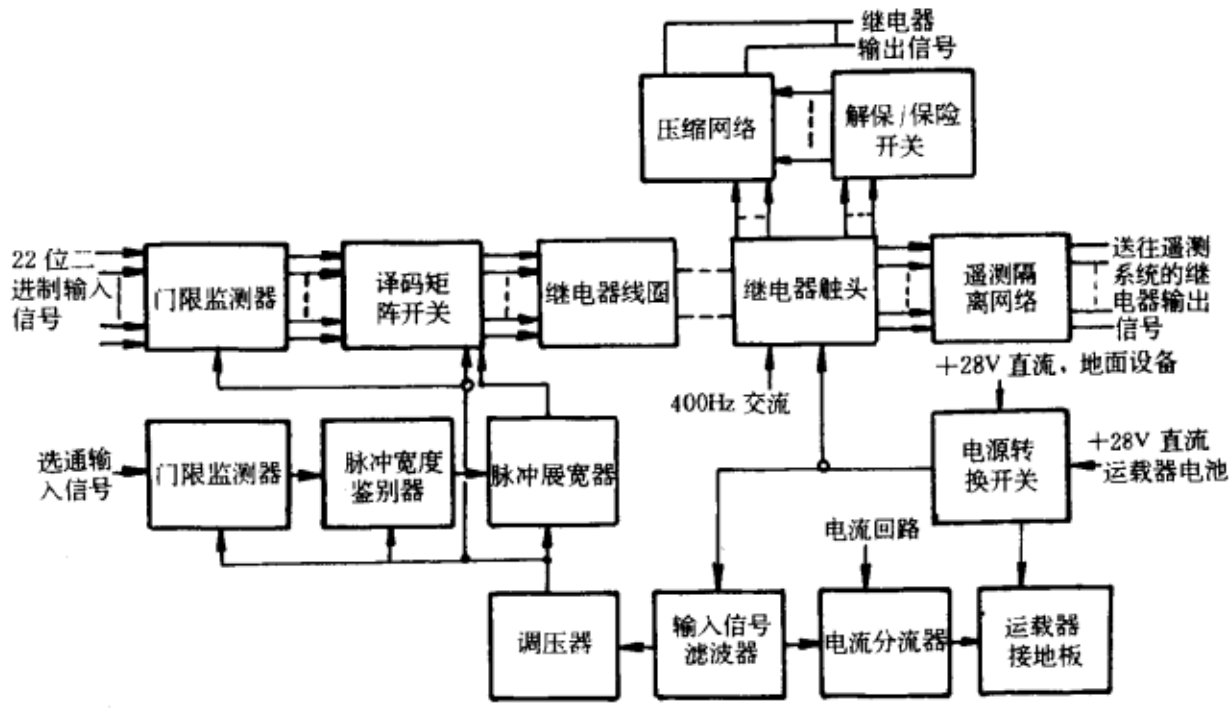
**程序控制组件**

程序控制组件(SCU)是数字计算机输出信号的寄存器，也是要求交换信息或定时命令的火箭各分系统间的接口。

SCU 将计算机的输出信号转换、译码成火箭分系统命令。它从计算机接收 22 位平行输出字并将其译码，操纵输出开关。该开关由 96 组继电器组成，由 6 个时序输入字选通命令改变开关的状态。开关提供+28V 交流、26V 交流和 115V 交流电和隔离的接点电路。

此外 SCU 还通过马达驱动多刀开关提供箭上/地面电源转换和保险/解保功能，它还用作火箭的配电主接线盒和接地板。SCU 采用分流器对火箭各系统进行电流监控。

磁性闭锁型输出继电器用于最后的加载转换。继电器提供基本的时序控制组件存储能力。SCU 将 22 位命令分为两部分。第一部分由 0～5 位组成，为组选择器；第二部分由 6～21 位组成，为开关选择器。6 个连续的 22 位命令使 SCU 复位。



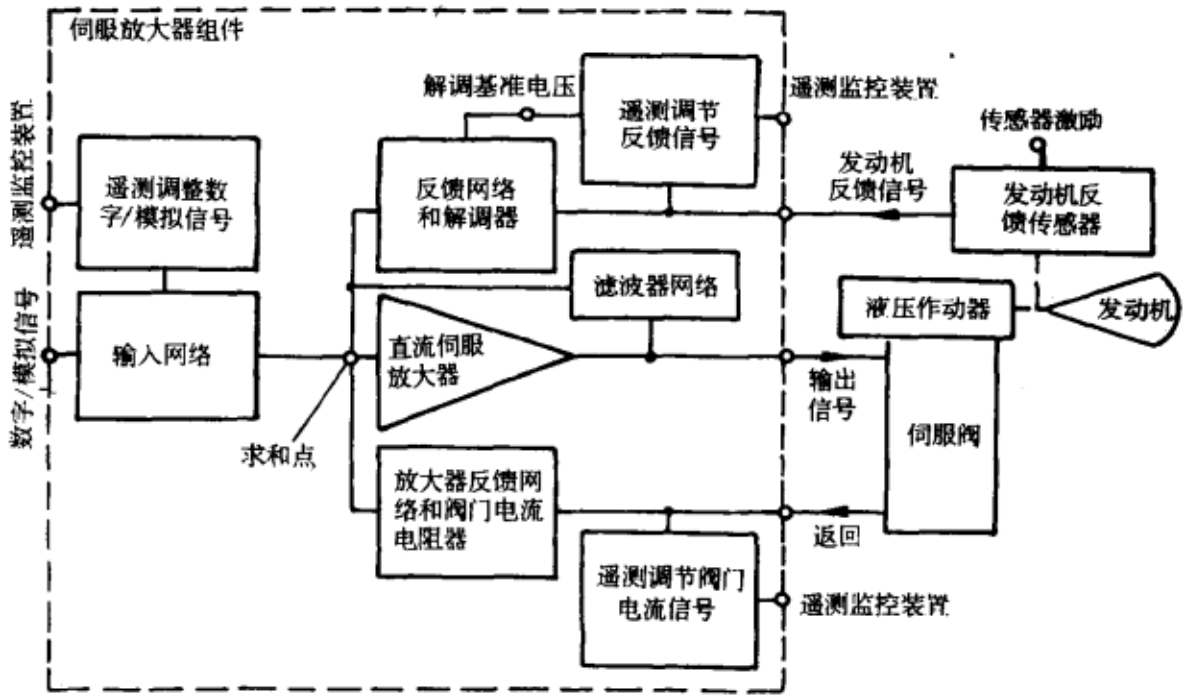

程序控制组件框图

**伺服转换组件**

伺服转换组件(SIU)共有 4 个伺服放大器。每个放大器与伺服阀、作动器和反馈变换器一起完成发动机位置伺服。放大器以电流反馈型模式工作，它对计算机输入信号和从反馈变换器而来的检波反馈信号进行滤波。

伺服放大器按相应的输入误差信号提供伺服阀指令电流。误差信号为计算机指令与发动机位置反馈信号之差。零电流输出表示发动机处于合适位置，否则发动机将按指令摆动，直到反馈电流和指令电流一致为止。

控制回路包括直流指令输入信号加法器、半波同步解调器和交流位置信号加法器。

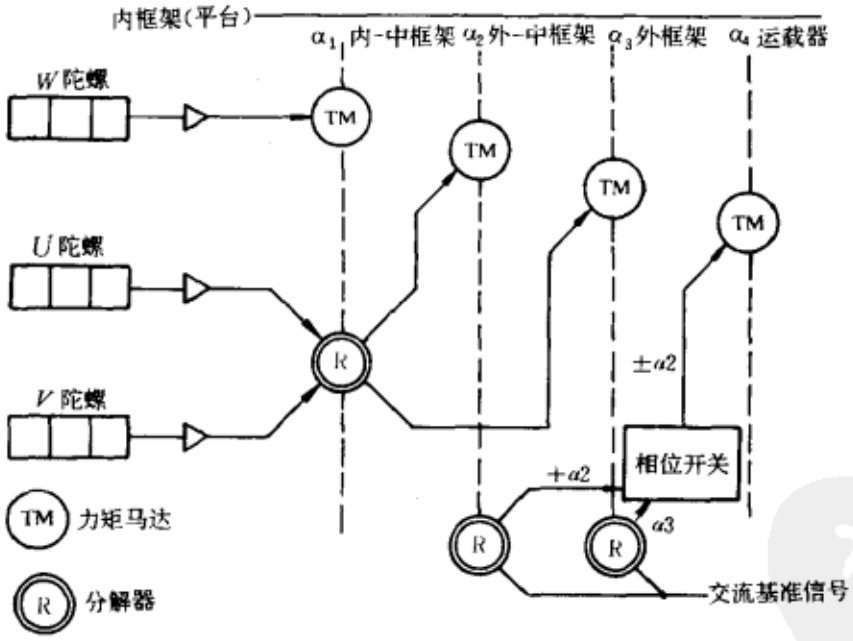



伺服组件信号流框图

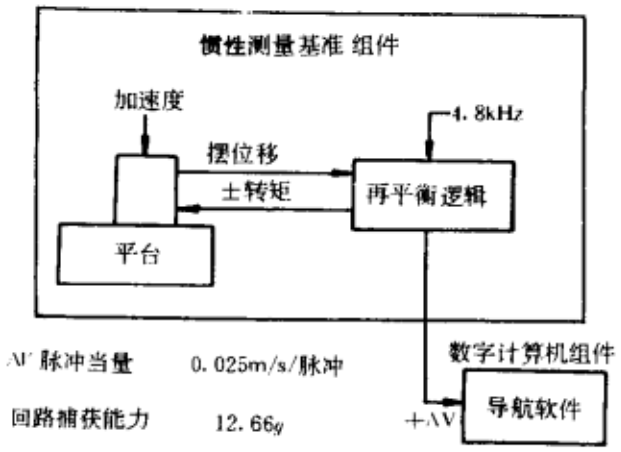
# 制导、导航和控制系统

“半人马座 D1-T”的制导、导航和控制系统工作原理类同“半人马座 D”。

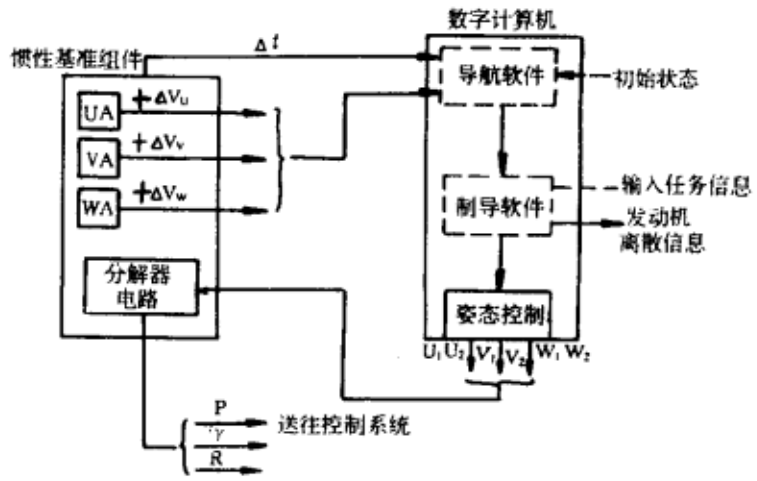
惯性测量组件(IMG)与数字计算机组合完成制导和导航功能。IMG 测量加速度并提供时间基准,供计算机作导航计算。IMG 由系统电子组件(SEU)和惯性基准组件(IRU)组成。SEU 包括滤波器、电源和控制继电器。IRU 为装有 3 个陀螺和 3 个脉冲再平衡加速度计的 4 框架全姿态稳定平台。




平台稳定机构

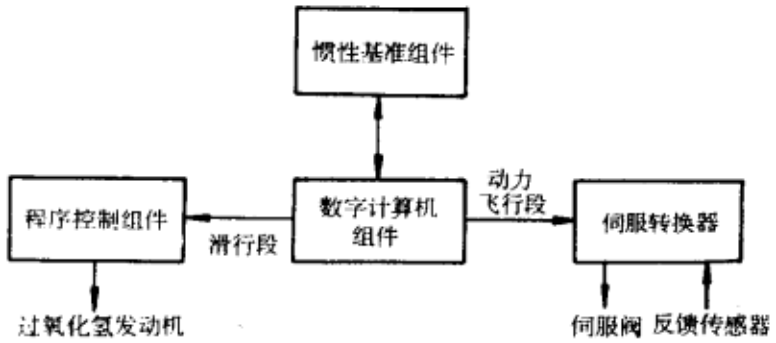



速度测量




制导框图

惯性测量组件-数字计算机组合除了为“大力神-半人马座”提供制导和导航外，还在“大力神”动力飞行段为“大力神”飞行控制系统提供制导操纵指令和在“半人马座”飞行段进行飞行控制。




控制系统

数字计算机从惯性测量组件接收姿态模拟信号并将其转换成数字信号。处理后产生俯仰、偏航和滚动信号并再将其转换成动力飞行段控制模拟信号和滑行段控制数字指令。

在动力飞行段，计算机向伺服转换器发出与发动机要求位置相应的模拟信号，驱动液压作动器，摆动主发动机。再由反馈变换器向伺服转换器发出发动机位置信号。每台发动机配装 2 个伺服作动器，一个用于俯仰机动，另一个用于偏航机动。2 台发动机同向摆动作俯仰机动。单台发动机侧向摆动作偏航控制。滚动则是通过 2 台发动机在俯仰方向差动实现的。与动力飞行段一样，滑行时火箭的位移误差由惯性测量组件监测。信号由计算机处理并转换为火箭指令。但此阶段主要由 12 台单组元 $H_2O_2$ 发动机脉冲式点火产生的转矩控制火箭姿态。由程序控制器开关 28V 直流“通-断”指令控制发动机工作。

## 液 压 系 统

系统为“半人马座 D1-T”主发动机摆动提供动力，由液压动力组件、伺服作动器以及歧管、绝热板、温度自动调节器等组成。

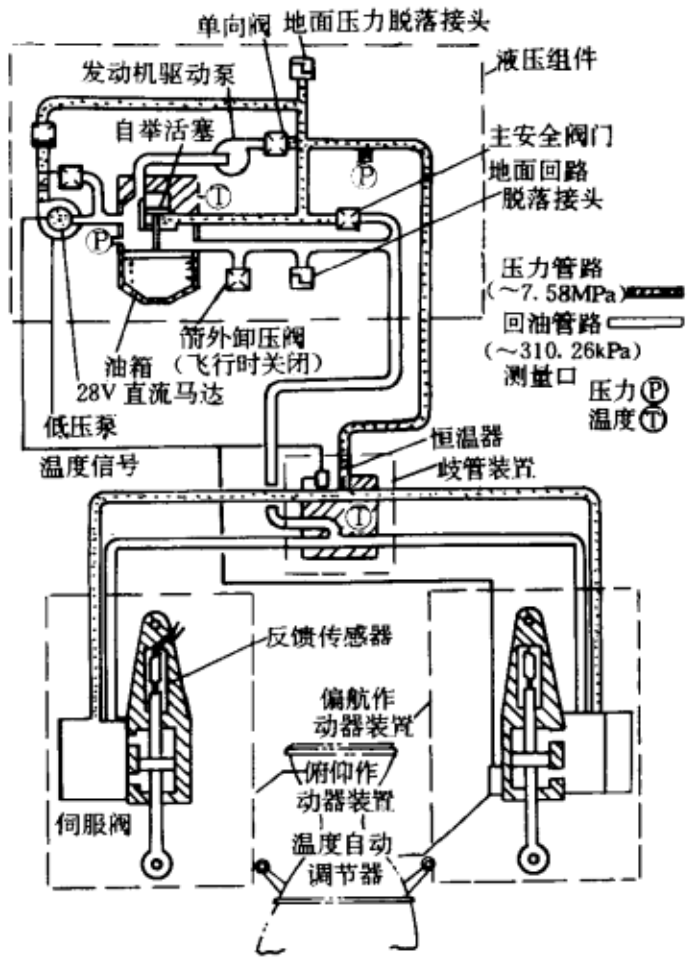
2 台发动机各由独立的液压系统提供摆动动力。每一系统各由整体液压动力组件、2 个控

制发动机摆动的伺服作动器装置、歧管和各种紧固件和连接管路组成。系统在液压工质温度为－34.4～＋190.6℃、额定压力为689.5kPa表压下工作。系统质量(2套)31.7kg。

**液压动力组件**

组件为液压系统提供能源。动力组件由一台发动机驱动的高压泵、一台电动马达、一台低压电动泵、安全和止回阀门、过滤器和一个包括油箱、仪器和脱落接头在内的油箱组件组成。

高压泵由主发动机涡轮泵齿轮箱辅助驱动装置带动。液压系统由玻璃纤维树脂绝热件绝热，以免受涡轮泵低温影响。低压泵由电动马达驱动。低压泵在发射前和滑行段高压泵不工作时根据需要提供液压动力，如液压地面测试系统、预定位发动机等。高压和低压泵是独立的，由单向阀隔离，且有各自的安全阀门，它们用直接向油箱放出工质的方式控制压力。动力飞行段动力组件由高压安全阀限压，滑行中低压循环泵工作时由低压安全阀限压。




液压系统简图

为防止液压泵气蚀，用增压活塞调节油箱压力。油箱内有一弹簧加载活塞，并在一个大气压下预先充空气，以提供油箱的标准容积和压力。当泵起动时，泵输出压力，作动活塞装置，向油箱活塞传力。液压油在工作中升温膨胀时便压缩弹簧和所包容的空气，以防止回油管路和油箱超压。

**伺服作动器装置**

伺服作动器装置将液压动力组件的液压转化为摆动发动机的机械力。该装置由作动器、伺服阀和作动器位移反馈传感器组成。每台主发动机有2套伺服作动器装置，一套控制偏航/滚动位移，另一套控制俯仰位移。伺服作动器由飞行控制系统控制。

绝热件限制液压油对作动器叉形连接件的热传递。每个偏航作动器设有一气密的恒温器，敏感作动器温度。

伺服阀根据飞行控制伺服放大器的信号控制液压泵的流量。伺服阀由力矩马达、一级放大器、二级滑阀和过滤器等组成。

反馈传感器为一位移指示器，由主体活动探头和电缆插头组成。

伺服作动器行程±1.9cm，可使发动机摆动±3.15°，最大锁紧力为7.453kN。

**歧管、绝热件和温度自动调节器**

歧管连接液压动力组件和俯仰、偏航作动器之间的压力和回流管路。歧管设计工作压力为8.24MPa。玻璃纤维-环氧树脂浇铸的绝热件将液压动力组件和发动机辅助驱动装置隔开。辅助驱动装置的温度可降至－251℃液氢温度，故在歧管和偏航作动器上装有温度自动调节器。

当温度降至－12℃时，调节器发出信号，起动继电器，继电器起动电动循环泵；当温度升至－1℃时继电器断开。

**液压系统主要组件的工作参数**

主液压泵(由主发动机辅助驱动装置驱动)

| | |
|---|---|
| 流量(最小值) | 5.98L/min |
| 压力 | 6.69MPa 表压 |
| 转速 | 12400r/min |
| 型别 | 恒定容积排量，叶片型 |

低压泵(电动马达驱动)

| | |
|---|---|
| 流量 | 0.76L/min |
| 压力 | 689.5kPa |
| 转速 | 5750r/min |
| 型别 | 恒定容积排量，叶片型 |

电动马达

| | |
|---|---|
| 电压 | 28V 直流 |
| 转速 | 5750r/min |
| 电流 | 3A |

高压液压安全阀

| | |
|---|---|
| 完全打开压力 | 流量 7.57L/min 时压差 7.55MPa |
| 重新关闭压力 | 6.73MPa 压差 |

低压液压安全阀

| | |
|---|---|
| 完全打开压力 | 流量 1.14L/min 时压差 6.73MPa |
| 重新关闭压力 | 6.73MPa 压差 |

回流系统过滤器

| | |
|---|---|
| 额定精度 | 40μm(98%)100μm(100%) |

温度自动调节器

| | |
|---|---|
| 触发温度 | －10～－14℃ |
| 停止工作温度 | ＋1.1～－3.3℃ |

液压工质

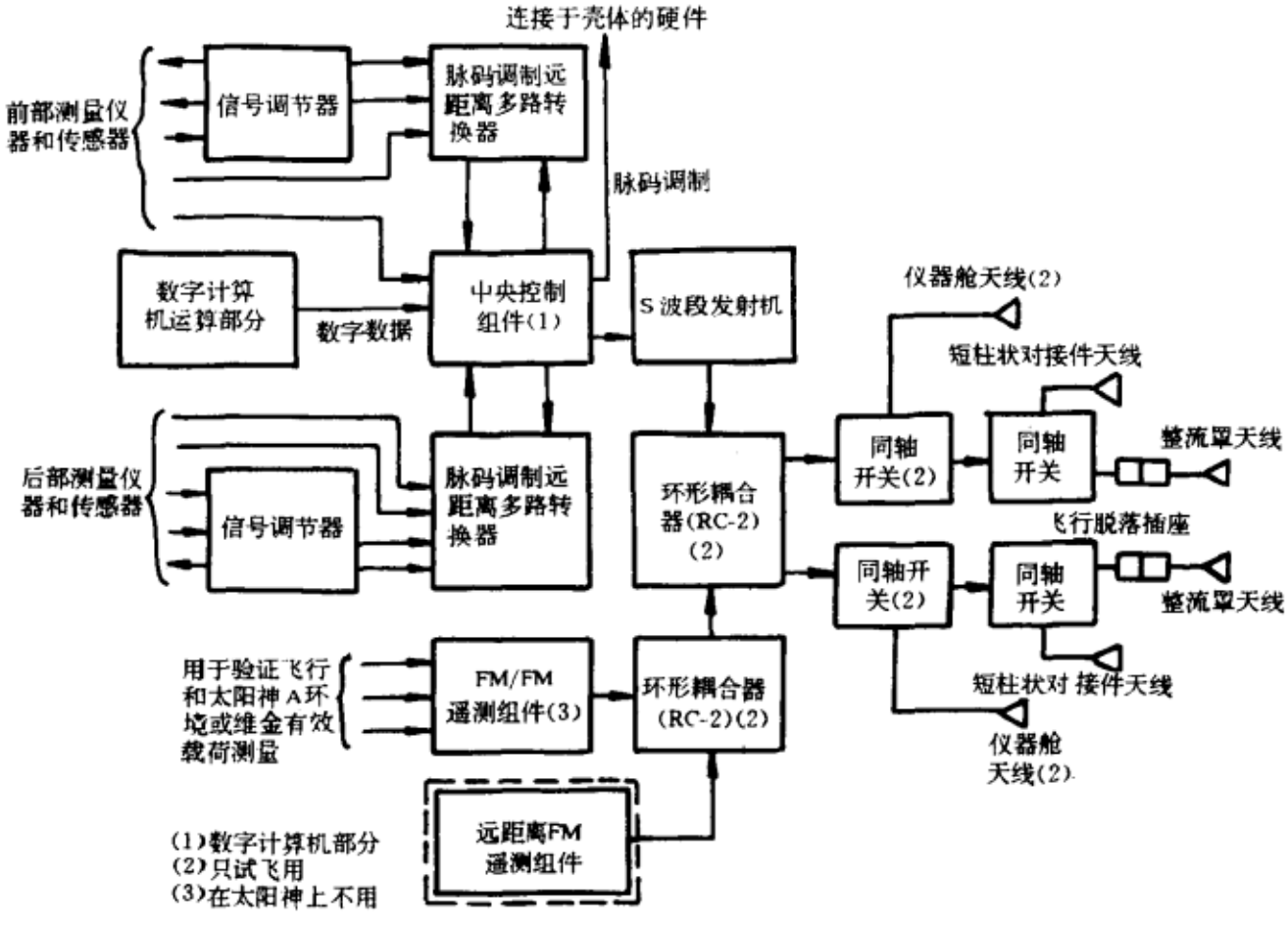
| | |
|---|---|
| MIL-H5600 | 液体工质，红色 |

## 遥测和跟踪系统

### 遥测系统

系统由数字计算机、远距离多路转换器、信号调节器、遥测发射机、FM/FM 遥测组件、环形耦合器和天线以及同轴开关组成。系统在飞行前测试中提供火箭状态数据，飞行中收集和传输火箭状态并提供飞行后分析用数据。

远距离多路转换器组件　该组件由模拟/数字转换器、寄存器、逻辑线路和电源组成。组件要求 25℃的工作环境，低于此值时一个 26W 加热器接通工作。组件用增加或减少电路板的方法来满足各种不同的要求。




遥测系统框图

信号调节器　调节器将测量值转换成与远距离多路转换器组件的模拟值域相兼容的信号电压。转换器将温度、压力、加速度等物理量转换成相应的电压值。

远距离发射机　质量 0.906kg，功率 45W(28V 直流)、最低输出功率 5W(S 波段)。

环形耦合器　由耦合器将发射输出功率分送各天线。

天线　遥测系统有 4 副天线。整流罩分离时发射机输出功率由同轴开关从整流罩天线转向短柱状对接件天线。每副天线的辐射方式是：在正常任务中，2 副天线可在飞行全过程中连续覆盖遥测地面站。在深空验证性飞行中则需在仪器舱增设 2 副高增益 S 波段天线。发射机输出功率由同轴开关转向 2 副高增益天线。

调频/调频遥测组件　组件从传感器接收数据信号，将信号转换成与副载波通道振荡器输入特征兼容的信号。

遥测系统采集火箭数据，进行数字化后送往地面。测量值被送入一预装订的脉码调制格式。发射前，脉码调制数据用于测试，为多数箭上电子设备建立飞行准备状态，数据由下行同轴电缆输送。飞行中，脉码调制数据由射频下行线送往地面，供飞行分析用。

直接测量值或传感器测量值由远距离多路转换器组件采集。模拟信号到达多路转换器之前由信号调节器调节，然后在多路转换器中数字化。测量值由中央控制组件定址后送往发射机。

中央控制组件是数字计算机的一部分，由它读出并中断计算机内存的一个扇区以确定格式(测量值地址顺序)。中央控制组件按格式地址顺序将测量值送入脉码调制信息流。信息流送往发射机，在发射前，沿地面线路送往脉码调制地面站。

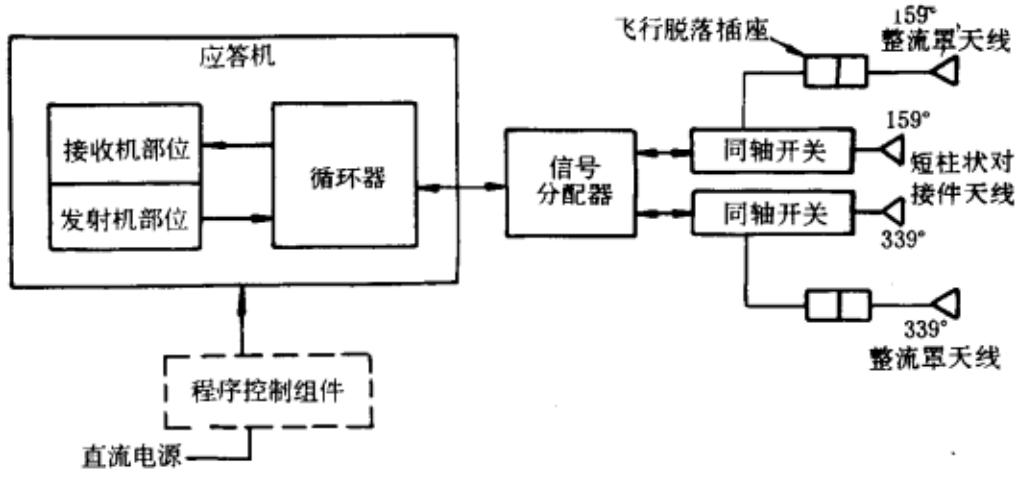
脉码调制信息流调制发射机输出信号,信号由环形耦合器分送各天线。

调频/调频遥测组件从传感器接收数据并调节成适当的电压。调节的信号进行组合并用来调制S波段发射机载波频率。所得之射频信号从S波段发射机送往环形耦合器。由它分送各天线。

### C波段跟踪系统

C波段跟踪系统确定"半人马座D1-T"的实时位置、速度,并提供性能数据。系统与空军东部试验靶场AFETR地面系统兼容,并提供靶场安全所需数据。

系统由应答机、信号分配器、同轴开关和天线组成。




C波段跟踪系统框图

C波段跟踪系统地面发射机通过天线发射2个相隔6μs的5690MHz射频询问脉冲。询问信号由火箭的一副或两副天线接收。两副装在整流罩上的天线一直工作到整流罩分离,分离时由同轴开关转用短柱状对接件天线。信号从天线通过射频电缆和同轴开关送往信号分配器。一个T形装置综合信号并提供应答机通道。应答机以2.5μs滞后响应此双脉冲询问。峰值功率响应最低为400W。输出信号由相同的天线向雷达地面站发射。全部雷达地面站可用同步快速顺序时分技术连续询问火箭应答机。

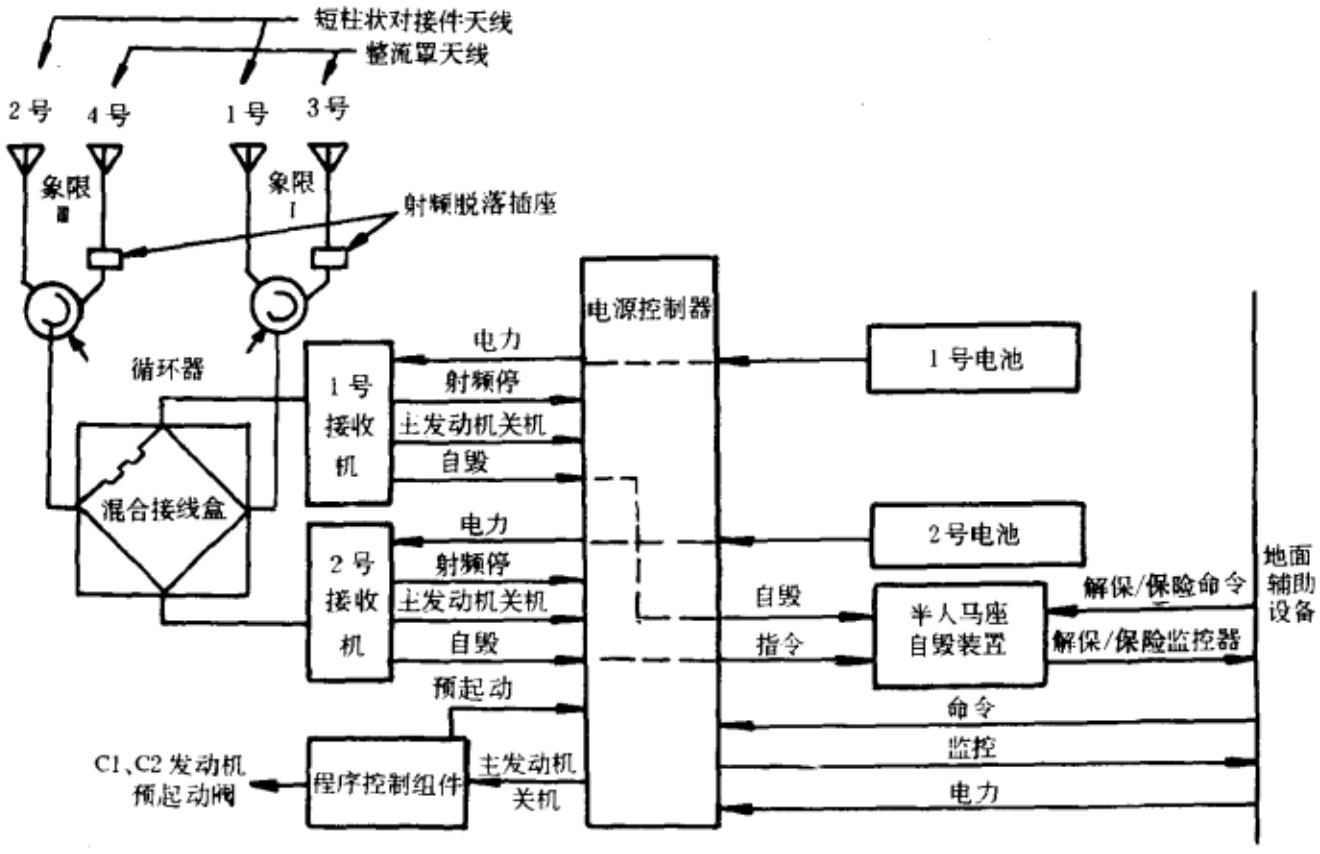
## 航区安全系统

航区安全系统按地面指令关闭"半人马座"主发动机,毁坏贮箱,终止"半人马座"飞行。系统由4副天线、2台射频循环器、1个混合接线盒、2台指令接收机、1个电源控制组件、1台自毁装置和2组电池组成。

指令接收机接收调制的射频载波解调成指令音频,并将其转换成28V直流主发动机关机命令、自毁命令或射频禁止命令。

电源控制组件的功能为:1)提供接收机28V直流电源控制;2)由继电逻辑将系统命令送往相应系统和组件,3)对靶场安全系统断电;4)为遥测和地面通信设备提供公用电源("半人马座"自毁装置保险/解保监控器除外)。

系统的2组电池是独立的,它们各自为航区安全系统的冗余部件分开供电,以便在一组电池失效时仍能保障安全系统正常工作。




航区安全系统框图

混合接线盒为循环器、天线和接收机传输信号。它为火箭提供各向同性辐射状覆盖，并保证在接收机或天线中有一组件发生故障时仍能使系统正常工作。

2个三通射频循环器安装在仪器舱上，它们可将射频信号从任一对天线送往混合接线盒。

“半人马座”采用4副相同的短柱形航区安全控制天线，一组安装在整流罩上，另一组安装在短柱状对接件上。

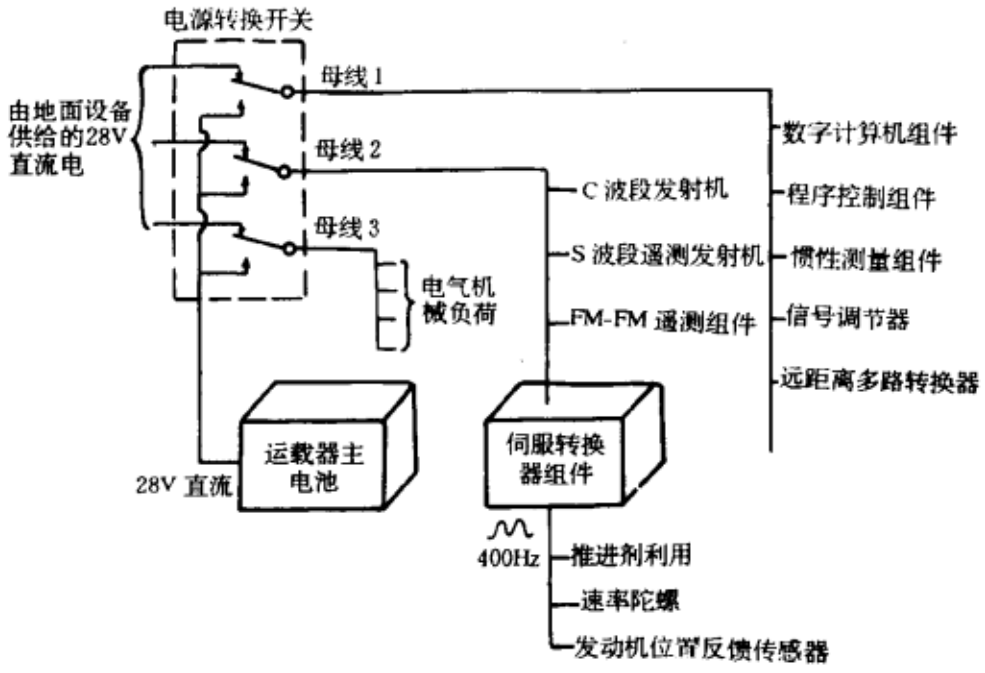
自毁装置接收自毁信号，并在解保状态下送往自毁器，引燃导爆线，炸毁贮箱，消散推进剂。

“半人马座”抛罩前由整流罩天线、抛罩后由短柱状对接件天线接收来自地面的射频载波。信号通过射频电缆、射频循环器和混合接线盒送往航区安全控制接收机。载波由指令音频调制时，音频在接收机内调解并转为28V直流命令（它们是主发动机关机、自毁和射频禁止命令）后送往电源控制组件，由继电器开关转送到相应的系统。主发动机关机命令送往发动机预起动电路，自毁命令送往自毁装置，射频禁止命令送往电源转换开关使靶场安全系统断电。

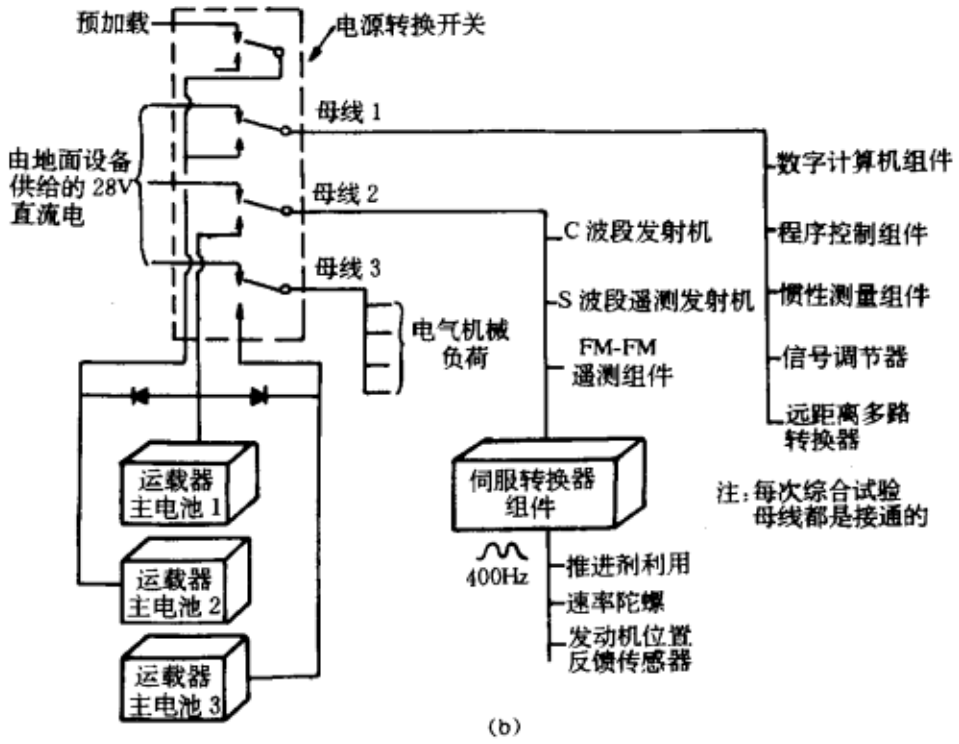
## 电　源　系　统

执行一次和二次点火任务时电源系统由一组28V直流银-锌主电池和相应的配电系统组成。执行三次点火长期滑行任务时采用三组电池。每组电池各供应一条母线。三组电池间通过隔离二极管装置连接，以在电池间进行负载分配并避免起动时产生较大的环流。

根据任务需要，箭上电池可供电100Ah或150Ah。瞬间极限电压为最大开路电压37V，超载使用电压20V。系统可在30μs内将输出电压调到25～32V，在100μs内从26V调到30V，在不超过30s的期间内主电池可在26～30V电压下输出100A电流。飞行中的平均变化范围为55～75A。




(a)




(b)

电源系统

(a)单电池电源系统;(b)三电池电源系统

系统用 3 条独立的母线供电是为了将容易成为电磁感应源的设备和对电磁感应敏感的设备隔离开。母线 1 向数字计算机、程序控制组件、多路调节器和信号调节器供电;母线 2 向 S 波段发射机、C 波段发射机、推进剂利用系统伺服换流器和 FM/FM 遥测装置供电;母线 3 对电磁阀、继电器和马达等容易成为电磁感应发生器的设备供电。伺服变换器内的一个单相换流器为速率陀螺组件和推进剂利用系统伺服定位器提供 400Hz、20V 交流电,它也可为推进剂利用系统提供 115V 交流电。

起飞前运载器由地面供电,临射前由电源开关接通箭上电源。开关的"断电前接通"的特点

保证在电源转换时不断电。

系统采用单点接地，由程序控制系统中的单点接地母线监控系统用电。

## 典型飞行程序

详见“大力神 3E”

## 飞　行　记　录

| 序号 | 火箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1* | TC-1 | 1974.2.11 | | | | | | | 失败① |
| 2 | TC-2 | 1974.12.10 | 太阳神 1(HELIOS) | 0.35 | 日心轨道 | | | | ② |
| 3 | TC-4 | 1975.8.20 | 海盗 1(VIKING) | | 日心轨道 | | | | |
| 4 | TC-3 | 1975.9.9 | 海盗 2 | | 日心轨道 | | | | ③ |
| 5 | TC-5 | 1976.1.15 | 太阳神 2 | 0.37 | 日心轨道 | | | | |
| 6 | TC-7 | 1977.8.20 | 旅行者 2 (VOYAGER) | 0.8 | 日心轨道 | | | | ④ |
| 7 | TC-6 | 1977.9.5 | 旅行者 1 | 0.8 | 日心轨道 | | | | |

TC——“大力神/半人马座 D1-T”，数字表示产品号；①飞行试验失败；②太阳观测卫星；③火星着陆；④1979 年 3 月飞经木星，1980 年 11 月飞经土星。

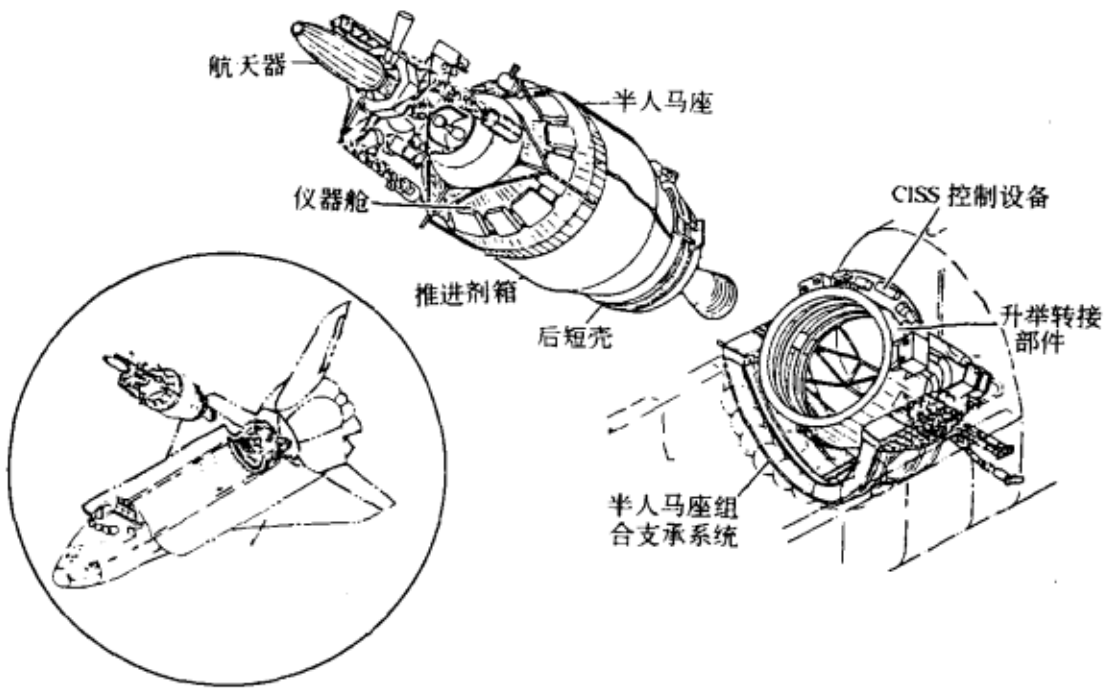
# 半人马座 G、G-1(CENTAUR G、G-1)

谭　宗　愚

半人马座 G、G-1 是“半人马座 D-1”型的改型，作为航天飞机的上面级，将较大的有效载荷送入地球同步转移轨道或星际航行轨道，1981 年由美国国家航空航天局和空军提出研制计划，共有 7 项订货，其中 4 项为“半人马座 G”，另外 3 项为“半人马座 G-1”，分别用来发射伽利略(Galilieo)、尤利西斯(Ulysses)和麦哲伦(Magellan)号航天器。

在“挑战者号”航天飞机失事之后，考虑高挥发性低温推进剂紧急排出机外的安全问题，于 1986 年 6 月 19 日中止了“航天飞机半人马座 G、G-1”上面级计划。

目前，已将“半人马座 G-1”与“大力神 4”组合而成为最大功率之一的运载火箭，其地球同步轨道的运载能力为 4540～5670kg。到 1994 年底共发射 3 次，成功率 100%。




航天飞机/半人马座(分离状态)

## 主要技术性能

| 型号 | “半人马座 G” | “半人马座 G-1”(航天飞机/大力神 4) |
|---|---|---|
| 级长(m) | 5.94 | 8.87/8.94 |
| 最大直径(m) | 4.32 | 4.32 |
| 总质量(不含有效载荷)(kg) | ≈16800 | 25170/25360 |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 |
| 主发动机 | RL10A-3-3 | RL10A-3-3A/RL10A-3-3B |
| 真空推力(kN) | 2×66.7 | 2×72.8/2×74.0 |
| 真空比冲(N·s/kg) | 4354.2 | 4354.2/4277.7 |
| 运载能力(与航天飞机组合) | | |
| 地球同步轨道(kg) | 4540 | 5987/5670 |

## 总 体 布 局

半人马座 G、G-1 全长分别为 5.94m、8.87m 和 8.94m，最大直径 4.32m，各由液氢箱、液氧箱、发动机、后短壳和分离框、前短壳和有效载荷分离系统，以及安装控制仪器和电子设备的仪器舱等组成。

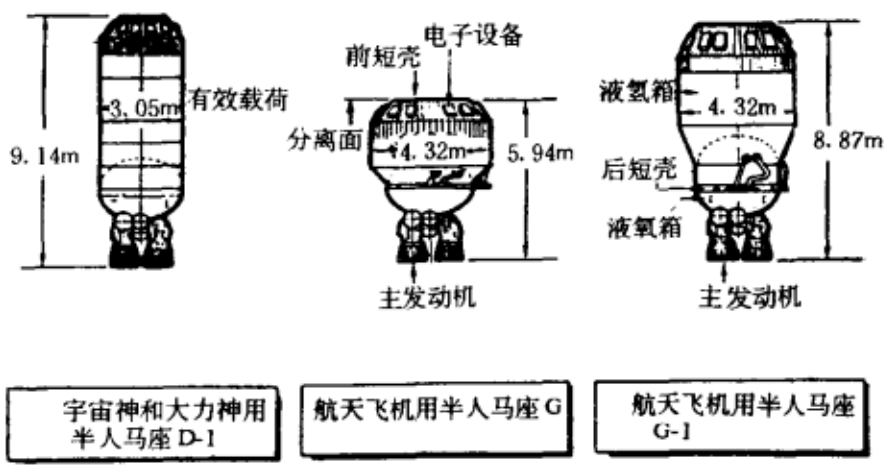
在航天飞机轨道飞行器货舱内，通过半人马座组合支承系统(CISS)将半人马座 G 或 G-1 固定住。该系统还包括从货舱内升举和分离“半人马座”的升举转接部件。

前短壳和仪器舱内装有控制仪器设备，前端面为与航天器的对接面，并承受“半人马座”与轨道器之间的支承载荷；后短壳及分离框与液氧箱的后端相连接，将周向载荷分布到推进剂箱，还传递火工品引爆后分离弹簧产生的分离力，使“半人马座”从轨道飞行器分离出去(见图)。

## 箭 体 结 构

“半人马座”的改型要求对液氧箱做很少的改动。“半人马座 G”型仍用 D-1 型的液氧箱，G-1 型则保留 D-1 型液氧箱的箱底和箱体直径，筒段部分加长了 0.75m。液氢箱的直径均由 3.05m 增大到 4.32m。G 和 G-1 型的总长分别为 5.94m 和 8.87m。这些推进剂箱用 301 不锈钢制成，长的 G-1 型液氢箱筒段由 3 段直径 4.32m，长约 0.6m 的壳段对焊在一起。前蒙皮与前底的后端搭接并包住前短壳支承框；后蒙皮与液氢箱的后过渡锥壳相接。双层焊接拱形共底隔开两箱。为减轻结构质量、前后箱底仍为化铣瓜瓣形板件拼焊成的椭球形箱底。

这些推进剂贮箱采用氦气吹除泡沫层和辐射保护层绝热，箱体绝热系统包括前、后箱底以及箱壁绝热层，液氢箱的箱壁绝热层为两层硬泡沫并用防辐射保护层包裹。在两层泡沫之间的聚酰亚胺薄膜/玻璃布/聚酰亚胺薄膜压成的腔膜内保持着绝热层内所充的氦气。液氢箱的前底有 3 层防辐射屏罩和两层硬泡沫构成的防护罩。对液氧箱壁的绝热除发射前不用氦气吹除无维持氦气用的腔膜外，其它与液氢箱一样。液氧箱的后箱底绝热层为玻璃纤维半硬壳保护罩，其外表面为铝衬里的白色聚乙烯氟化物，其内表面为两层重叠的镀铝聚酰亚胺薄膜。




半人马座结构

“半人马座 G-1”有 3 段新结构，即仪器舱、前短壳、后短壳。仪器舱为 1.19m 长的从 2.74m 至 4.32m 直径的锥形铝合金结构，用于安装控制系统仪器、2 根可展开的天线、惯性基准系装置/恒星扫描器、地面空调冷却管及氦气吹除排气口盖等。另外，仪器舱有横梁桁架支承装置与轨道飞行器货舱中部的有效载荷支承结构相接合，成为“半人马座”在轨道飞行器货舱内的前支承。

前短壳为长 0.63m，直径 4.23m 的碳环氧树脂复合材料结构，它与液氢箱前端框和仪器舱相连接。

后短壳是一个 3.05m 直径，0.28m 长的石墨环氧树脂复合材料圆筒，用螺栓与液氧箱后端框及轨道器货舱中的半人马座组合支承系统分离框相连接。

推力传递结构与现有的“宇宙神/半人马座”运载火箭一样，是一个直径为 1.27m，高 0.394m的蒙皮桁条承力构件，承受和传递发动机的推力。

## 推 进 系 统

“半人马座G”用2台RL10A-3-3再生式冷却氢氧发动机,其真空推力共为133.4kN,液氧与液氢的混合比为5∶1时的比冲可达4354.2N·s/kg;半人马座G-1的主发动机用2台RL10A-3-3A发动机,真空推力共为145.6kN,混合比5∶1时产生的比冲为4354.2N·s/kg,与大力神4配合时采用混合比为6.5∶1的RL10A-3-3B型发动机。发动机除提供恒定推力外,还能在高空长时间滑行后多次起动。在发动机起动前,必须使推进剂沉到箱底和涡轮泵前的输送管道内,并用液氧和液氢预冷系统对涡轮泵、管道和发动机进行预冷,以防止发动机起动瞬间推进剂蒸气进入涡轮泵产生气蚀。

发动机涡轮泵的辅助传动轴带动液压系统高压泵工作,提供摆动主发动机所需的液压动力。

辅助推进系统用于“半人马座”滑行段的姿态控制和主发动机起动前的推进剂沉底。该系统包括12台控制发动机,其中4台提供轴向推力使推进剂沉底,其余的用于姿态控制。控制发动机用的单组元推进剂,贮存在一个球形箱内,用挤压方式输送。

推进剂加注/排泄系统的设计,保证在航天飞机出现故障时“半人马座G-1”未升举分离之前,在30km高空以上,外界大气压低于689Pa的条件下,在250至300s内将全部推进剂排出机外,以便航天飞机轨道飞行器安全返回着陆。

## 控制系统及箭上的设备

“半人马座G-1”的控制系统及箭上的主要仪器设备如下。

1)16k磁心存贮器数字计算机装置(DCU);2)4框架平台式惯性测量装置(IMG);3)程序控制装置(SIU);4)伺服转换器组件(SIU);5)双冗余远距离多路调制器(RMU);6)双信号调节器(SC);7)火工品点火器控制装置(PICU);8)测量系统;9)推进剂利用系统(PU);10)推进剂液位指示装置(PLIU);11)遥测系统;12)电源系统;13)电池。

“半人马座G”的控制系统对“宇宙神/半人马座”控制系统组件只作了很少的变动。由于“半人马座G-1”安装在航天飞机轨道飞行器的货舱内,为了安全起见,根据飞行任务的要求,决定增加一套双容错的保险和解保程序(DFTASS),以防止“半人马座G-1”的各种火工装置过早解除保险,保证飞行安全可靠。

## 航天飞机/半人马座组合支承系统

“半人马座G、G-1”的组合支承系统(CISS)安装在航天飞机轨道飞行器的货舱内。该系统用于固定“半人马座”以及提供货舱内的后勤保障。

CISS还包括升举转接部件,其用途如下。

1)在分离框处支承“半人马座”;

2)通过尾端的轻质硼/铝合金杆系构件支承“半人马座”的主发动机;

3)安装电子、机械、流体分系统和其它组件;

4)用2个转动轴颈连接“半人马座”支承系统,从而货舱共有5个支承点来传递“半人马

座”和轨道器之间的载荷。

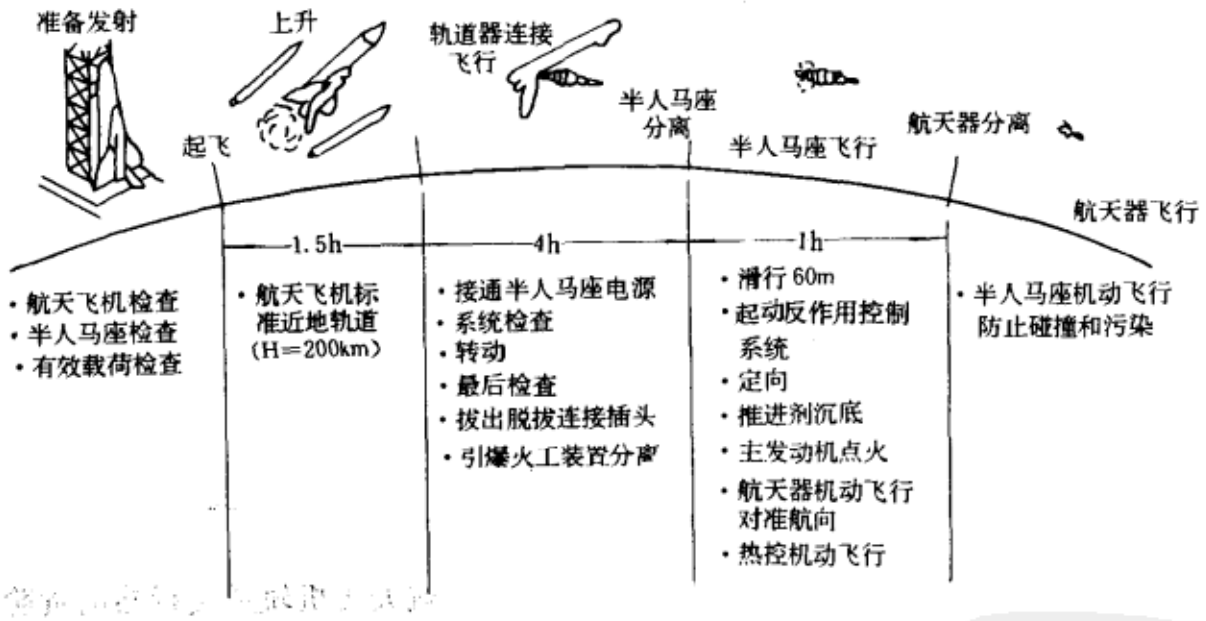
升举转接部件为 1.1m 长，直径 3.05m 的铝蒙皮桁条结构，其转动装置可将“半人马座”转动 45°角度。“半人马座”与轨道器分离时，按指令引爆齐普(Zip)爆炸索，使之解锁。升举转接部件装有 12 个压缩弹簧装置，以 0.31m/s 的相对分离速度、将“半人马座”、航天器组合级推离轨道飞行器。备份转动机构在轨道器出现故障时使“半人马座”转回货舱内，并泄出推进剂，以便轨道飞行器再入安全着陆。

CISS 系统支撑着升举转接部件，它由 2 根侧边梁和与其连接并带有直径 0.15m 圆管撑杆的 2 根半圆形梁组成。

## 飞　行　程　序

“半人马座 G-1”级依靠航天飞机上升，作为货舱的有效载荷被送入预定轨道。当飞行时间为 $T+1h17min$，宇航员进行升举“半人马座”前的操作，先打开轨道飞行器货舱门；接通“半人马座 G-1”的电源，检查各系统，大约在 $T+1h20min$ 转动“半人马座 G-1”至与轨道飞行器轴线成 45°的位置。当 $T+5h$，“半人马座 G-1”接受指令准备分离，至 $T+5h30min$ 从轨道飞行器上分离出去。

“半人马座 G-1”分离后距轨道飞行器 60m 远时，姿态控制系统发动机便工作，给“半人马座 G-1”定向，开始推进剂沉底，再经过 45min 起动“半人马座 G-1”的主发动机，在 $T+6.5h$，航天器与“半人马座”分离。“半人马座”由其姿态控制系统控制，进行机动飞行，避免污染和碰撞航天器，其过程如图所示。




“航天飞机/半人马座”的飞行程序

## 飞 行 记 录

| 序号 | 火 箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1 | 大力神 4 | 1994.2.7 | 军事卫星-1(Milstar-1) | 4.67 | 地球同步轨道 | | | | ① |
| 2 | 大力神 4 | 1994.5.3 | USA 103 | 8.0 | 未公布 | | | | ② |
| 3 | 大力神 4 | 1994.8.27 | USA 105 | 4.5 | 未公布 | | | | ② |

①军事通讯卫星亦称发展型飞行卫星 DFS-1;②国防部秘密卫星。

# 半人马座Ⅱ(CENTAUR Ⅱ)

王 丹 阳

"半人马座Ⅱ"是"半人马座 D1-A"的改型,箭体加长 0.92m,发动机推力提高2.1kN,与宇宙神Ⅱ组合后的同步转移轨道运载能力为 2.77t,比"宇宙神Ⅰ/半人马座 DI-A"提高 430kg。型号于 1991 年 12 月正式投入使用,到 1994 年底共发射 5 次,成功率 100%

## 飞 行 记 录

| 序号 | 火 箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量 (t) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1 | 宇宙神Ⅱ | 1991.12.7 | 欧州电信卫星-2 (EUTELSAT) | | 35587 | 35996 | 0.07 | 1436.25 | |
| 2 | 宇宙神Ⅱ | 1992.2.11 | 国际通信卫星系统 -3B-01(DSCS) | | 地球同步轨道 | | | | |
| 3 | 宇宙神Ⅱ | 1992.7.2 | 国际通信卫星系统 3B-02 | | 地球同步轨道 | | | | |
| | | | IABS-02 | | 地球同步轨道 | | | | |
| 4 | 宇宙神Ⅱ | 1993.7.19 | 国际通信卫星系统 3B-03 | 1.040 | 35768 | 35768 | 0 | 1435.1 | |
| 5 | 宇宙神Ⅱ | 1993.11.28 | 国际通信卫星系统 3B-04 | 1.040 | 185 | 35513 | 26.50 | 625.47 | ① |

①未公布同步轨道参数

# 半人马座ⅡA（CENTAURⅡA）

王　丹　阳

“半人马座ⅡA”是“半人马座Ⅱ”的改型。火箭换用2台RL-10A-4N型发动机。发动机喷管加长，膨胀比由RL-10A-3-3A的61∶1提高为85∶1，真空比冲由4344.3N·s/kg提高为4408.1N·s/kg，推力提高33kN。与宇宙神ⅡA组合后的地球同步转移轨道运载能力为2.9t。“半人马座ⅡA”已于1992年6月正式投入使用。到1994年底共发射5次，成功率100%。

## 飞　行　记　录

| 序号 | 火　箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量(t) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 宇宙神ⅠA | 1992.6.10 | 国际通信卫星k | | 22065 | 35804 | 2.69 | 1100.53 | |
| 2 | 宇宙神ⅠAS | 1993.12.16 | 电信401(Telestar4) | 3.375 | 19100 | 35724 | 3.8 | 1030.24 | |
| 3 | 宇宙神ⅠA | 1994.8.4 | 直播服务-2(DBS-2) | 2.86 | 35775 | 35813 | 0.04 | 1436.5 | |
| 4 | 宇宙神ⅠAS | 1994.10.7 | 国际通信卫星703 | 3.72 | 35662 | 35928 | 0.24 | 1436.5 | |
| 5 | 宇宙神ⅠA | 1994.11.29 | Orion 1 | 2.34 | 25074 | 122543 | 3.43 | 3766.27 | ① |

①英国航空公司制造的通信卫星

# 惯性上面级（INERTIAL UPPER STAGE-IUS）

郝 希 凡

“惯性上面级”由美国空军和美国航空航天局联合研制。它原为美国研制重复使用上面级的一项过度性权宜计划，但目前“惯性上面级”已成为美国空间运输系统投入运行的关键单元，预计它将使用到90年代后期，该项目的初始目的是提供具有高可靠性、并能为发展中的地球同步轨道有效载荷提供更大运载能力的上面级，“惯性上面级”为二级固体火箭，它与“大力神34D”、“大力神4”以及航天飞机配合执行各种任务。与各种基础级组合后的运载能力如表所示：

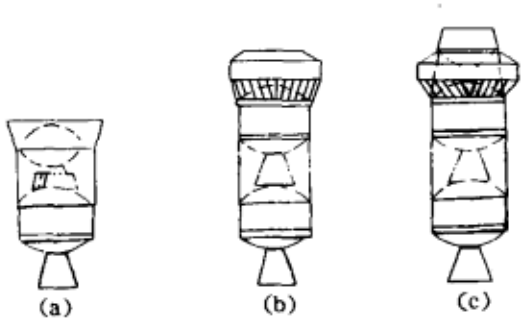
| 火 箭 | 地球同步轨道 (kg) | 同步转移轨道 (kg) | 逃逸轨道 (kg) | 极地轨道 (kg) |
|---|---|---|---|---|
| 航天飞机+IUS | 2268 | | | |
| ($C_3=60km^2/s^2$) | | | 820 | |
| ($C_3=7.0km^2/s^2$) | | | 3550 | |
| (96°,24h 轨道,航天飞机轨道 57°) | | | | 1860 |
| 大力神 34D+IUS | 1817 | | | |
| 大力神 4+IUS | 2313 | | | |
| 商业大力神+IUS | | 4944 | | |

经过两年半的竞争，波音(BOEING)公司于1976年8月中标，开始进行“惯性上面级”系列的初步设计。

联合技术公司的化学系统部(UNIT TECHNOLOGY CHEMICAL DIVISION)作为波音公司推进系统的合作者，负责设计、试验所有固体火箭发动机。

波音公司与TRW公司和汉密尔顿标准公司(HAMILTON STANDARD)在机载电子设备方面合作。TRW公司提供软件设计、系统分析和“惯性上面级”遥测、外弹道测量和指令系统硬件支持。汉密尔顿标准公司提供导航系统硬件支持。

波音公司负责其余分系统的工作。波音公司还负责地面设备的研制、检测，以及“惯性上面级”的运输。

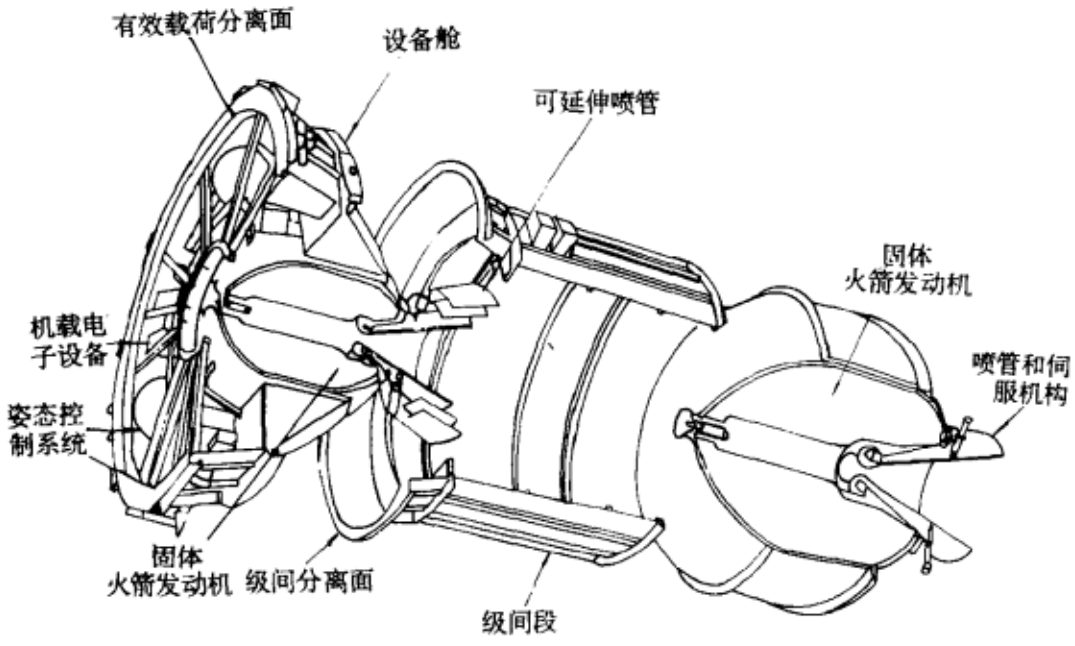



“惯性上面级”系列图
(a)用于发射2270kg地球同步静止轨道有效载荷的二级状态“惯性上面级”；
(b)执行低能量星际飞行任务的二级状态惯性上面级；
(c)执行星际飞行任务的三级状态“惯性上面级”(例如：GALILEO，ISPM任务)。

到 1984 年 9 月美国空军为“惯性上面级”共花费 17 亿美元，其中包括 14 个产品费用。

1982 年 10 月，“惯性上面级”首次与“大力神 34D”火箭组合发射了两颗美国国防部卫星(DSCS Ⅰ，DSCS Ⅲ)。1983 年 4 月“惯性上面级”成功地在航天飞机上发射了数据中继和跟踪卫星(TDRS)。到 1994 年底“惯性上面级”共发射了 20 次，成功率 100%。

“惯性上面级”为系列化的运载工具。它们几乎采用同样的工作组件，不同点仅在于结构和发动机的大小、数量的差异。




“惯性上面级”剖视图

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 级 | 全长 | 5.17m |
| 最大直径 | 2.89m | 推进剂 | HTPB |
| 总质量 | 14 760kg(航天飞机型)<br>13 100kg(大力神型) | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.52m | 真空比冲 | 2897.9N · s/kg |
| 最大直径 | 2.34m | 平均真空推力 | 185kN |
| 装药量 | 4853～9709kg | 工作时间 | 152s(100%装药) |

### 二　子　级

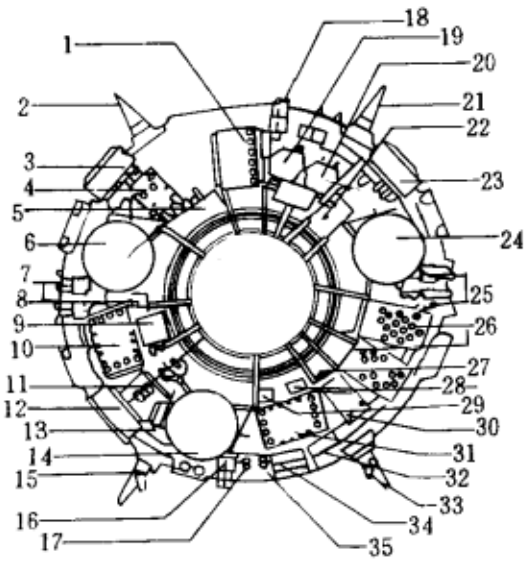
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.08m | 真空比冲 | 2835.1N · s/kg<br>(无喷管延伸段)<br>2976.3N · s/kg |
| 发动机直径 | 1.61m | | |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 装药量 | 1361～2749kg | | （有喷管延伸段） |
| 平均真空推力 | 78.1kN | 工作时间 | 103.35s（100%装药） |

## 总 体 布 局

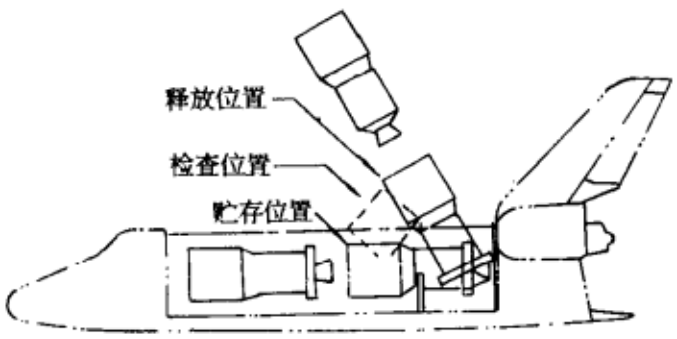
“惯性上面级”由推进系统、结构、电子系统、分离系统等组成。“惯性上面级”的主体结构为两级固体火箭发动机。“惯性上面级”的下部是SRM-1固体火箭发动机和级间段组成的一子级。SRM-1发动机的壳体结构作为一子级的部分箭体结构。一子级装有控制推力矢量的机电伺服机构。

二子级由设备安装段、箭载设备和SRM-2固体火箭发动机等组成。设备安装段构成二子级的主要箭体结构。SRM-2固体火箭发动机通过一个倒锥与第二子级箭体连接。SRM-2固体火箭发动机可控制推力矢量。设备安装段装有电子设备、反作用控制系统等。

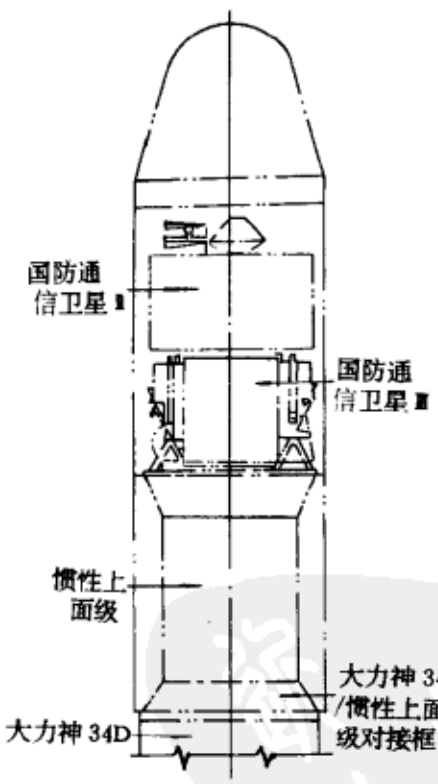



←“惯性上面级”设备布局图

1. 惯性测量组件；2、15、21、33. 航天飞机天线；3、23. 计算机；4. 陀螺；5、22. 转发器；6、14、24. 燃料箱；7、16、18、25. 反作用控制舱；8、13、35. 解码器；9. 信号接口单元；10、31. 信号调节单元；11. 有效载荷连接器；12. 直流换流器转换器；19、20. 电池；26. 电源分配器；27. 环境测量组件；28、29. 解码器；30. 电源传输器 32、34. 电源放大器。




“惯性上面级”在航天飞机轨道器内的布局




执行双星任务的“大力神34D”/“惯性上面级”→

“惯性上面级”有三个分离面：一子级固体火箭发动机底部与机载支持设备或运载火箭的分离面、一子级的顶部一、二子级分离面及二子级顶部的“惯性上面级”-有效载荷分离面。有效载荷结构连接件由分布在直径近 2845mm 环上的 8 个点组成。

与航天飞机配合使用时，“惯性上面级”通过机载支持设备(ASE)安装在航天飞机轨道飞行器货舱内，“惯性上面级”水平安装于机载支持设备的两个框架上。释放“惯性上面级”时，前后框架开锁，“惯性上面级”/有效载荷组合体由后框架的设备旋转到 58°释放位置，然后由弹簧释放。

执行单星发射任务时，“惯性上面级”/有效载荷组合在航天飞机货舱内的典型布局见图。航天飞机货舱可以同时容纳两组“惯性上面级”/有效载荷，每组占用货舱长度 3.048～3.657m. 但有效载荷设计质量应小于 2268kg。

## 结　构

“惯性上面级”主要为铝合金结构。一子级结构由 SRM-1 固体火箭发动机壳体和级间段组成。固体火箭发动机的壳体为 Kevlar 纤维缠绕结构。SRM-1 发动机前端与级间段连接。级间段为铝合金桁条蒙皮结构。

“惯性上面级”的二子级的结构为一个倒锥状的设备安装段(ESS)。设备安装段为铝合金桁条蒙皮结构。8 根大梁为其主要承力构件，并为有效载荷提供机械接口。该接口直径为3.05 m。二子级的内部有一个圆锥结构，用于安装 SRM-2 固体火箭发动机，发动机安装架的上部构成设备安装平台。

## 推 进 系 统

### 主推进系统

“惯性上面级”采用 2 台化学公司系统分部的固体火箭发动机。一子级 SRM-1 固体火箭发动机高 3150mm，最大直径为 2340mm。SRM-1 固体火箭发动机采用 HTPB、UTP-19360B 推进剂，以 EPDM 作为绝热材料，柱形药柱孔径为 520mm。SRM-1 发动机 100%装药时的质量比为 0.936，装药 50%时的质量比为 0.47。该发动机的平均真空推力为 185.1kN，最大真空推力 267.77kN，真空总冲为 28.11MN·s，真空比冲为 2897.9N·s/kg，燃烧室最大压力 5.87MPa，100%装药的工作时间为 152s。

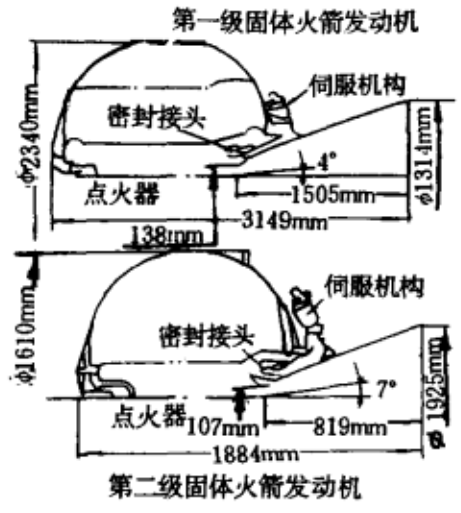
SRM-1 发动机喷管喉部和收敛段采用单片整体 3 维碳/碳结构，扩散段采用 2 维单片整体碳/碳结构。喷管长 1525.6mm，喉部直径 164.6mm，出口直径 1314mm，喷管膨胀比 63.9。SRM-1 发动机采用以 UPT-1095 作为推进剂的高温点火器。SRM-1 发动机采用 Kevlar 纤维/环氧树脂缠绕外壳。

二子级的 SRM-2 固体火箭发动机装有伸缩喷管，喷管伸出时，SRM-2 发动机高 3200mm，收回时高 1884mm。SRM-2 发动机 100%装药时的质量为 3018kg，壳体质量为 90.7kg。100%装药时的质量比为 0.9，50%装药时的质量比为 0.45。SRM-2 发动机的推进剂与 SRM-1 发动机的相同。SRM-2 发动机的平均真空推力为 78.4kN，最大真空推力 113.87kN，总冲为 8.14MN·s，喷管延伸段伸出时的比冲为 2976.3N.s/kg，收回时的比冲为

2835.1N·s/kg，燃烧室最大压力 5.79MPa。

SRM-1 和 SRM-2 发动机均采用以硅油为介质的机电伺服机构控制推力矢量，SRM-1 发动机喷管可以转动 4°，SRM-2 发动机喷管可以转动 7°。

SRM-1 和 SRM-2 固体火箭发动机可以根据任务需要相应减少装药，最多可以减少 50%的推进剂。




固体火箭发动机

## 反作用控制系统

“惯性上面级”反作用控制系统由 6 套反作用控制舱组成，每个控制舱内含有两台汉密尔顿标准公司的 133N 推力的无水肼推进剂发动机。反作用控制系统采用双冗余推力器系统，不设置向前的喷管以避免污染有效载荷。该系统有两个贮箱，可储存 109kg 的无水肼，但也可以安装一个或三个贮箱。反作用控制系统负责主发动机工作期间的滚动控制、滑行段的三轴稳定控制、SRM-2 发动机工作结束后的姿态修正和有效载荷释放后的防撞机动。

# 电 子 系 统

“惯性上面级”的电子系统包含以下 5 个分系统：跟踪和遥测系统，制导导航系统，数据管理系统，推力矢量控制系统和电源系统。

遥测系统以 16kb/s 和 64kb/s 速率传输遥测数据，并以 1 和 4kb/s 速率从有效载荷接受信息，还向有效载荷传送 8 条主要指令和 8 条备用指令。

制导导航系统由冗余捷联惯性组件、星光扫描仪和数据处理系统组成。冗余捷联惯性组件由 5 台汉密尔顿标准公司的 RI-1010 速率陀螺和 5 台 SINGER KEARFOTT 2401 加速度表组成。冗余捷联惯性组件和星光扫描仪测量角速度和线加速度，测量结果送到由 2 台 DELCO M362S 计算机组成的数据处理系统。“惯性上面级”采用显示导航算法，产生控制指令、发动机点火指令和反作用控制系统控制指令。“惯性上面级”在每级点火前调整姿态。

“惯性上面级”的制导导航系统具备灵活的适应能力，可以在任务不确定时修改程序。惯性上面级可以修正由于固体火箭发动机偏差引起的每级发动机工作后的速度误差。“惯性上面级”还可以修正由于任务执行条件变化（包括发射延期，有效载荷释放延迟和其它轨道操作引起的延期）而引起的偏差。“惯性上面级”上述能力可以将有效载荷按要求送入轨道，对地面发射无特殊要求。

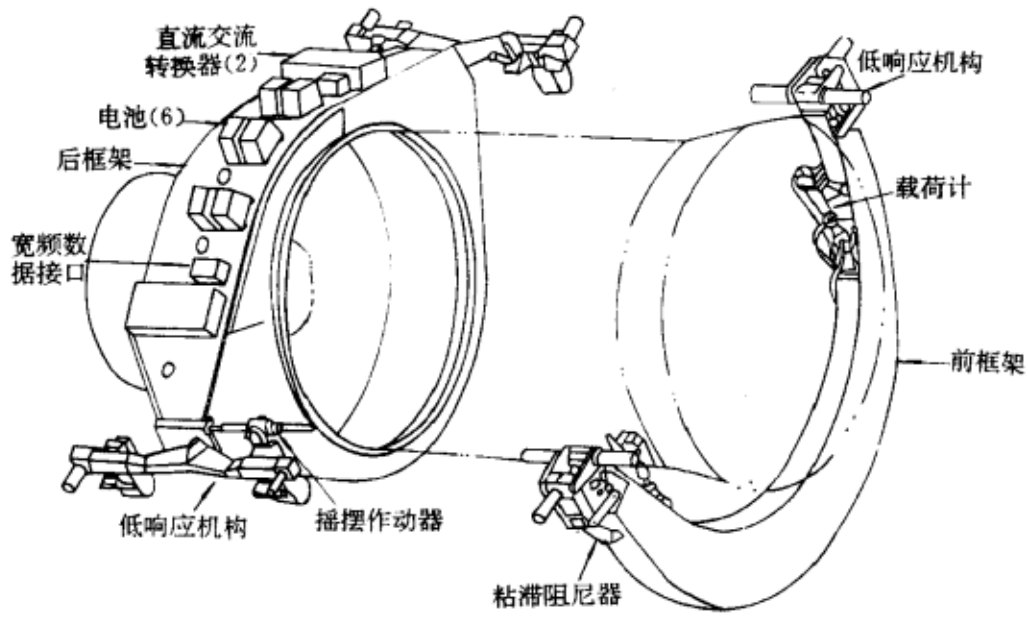
“惯性上面级”采用 28±4V 银锌电池电源。一子级装有 4 个电池，2 个 100Ah 和 1 个 140Ah 电池为机载电子设备供电，一个 100Ah 电池为有效载荷供电。二子级装 5 个 13Ah 电池，其中一个为有效载荷供电。

在轨道飞行器货舱内，“惯性上面级”可将轨道器的能源传送到有效载荷。

制导导航系统姿态控制精度为姿态角（任意轴）±0.5°；角速率（俯仰角，偏航角）±0.1°/s；

## 机载支持设备

“惯性上面级”与航天飞机配合发射有效载荷时，通过机载支持设备与航天飞机轨道飞行器连接，由它提供“惯性上面级”/轨道飞行器系统的全部结构、电源、指令和数据接口。机载支持设备主要结构为安装“惯性上面级”的前、后框架，后框架上设置与“惯性上面级”的接口，还设置电机驱动的机构，用于起竖“惯性上面级”。机载支持设备能承受所有载荷，包括中止飞行紧急着陆时的载荷。机载支持设备采用一套低响应扩散机构，它可以将有效载荷的动力载荷减低到无此系统时的 1/3。机载支持设备在轨道器工作时可为“惯性上面级”和有效载荷提供备用电源，以作数据传输服务。




“惯性上面级”机载支持设备

## 典型飞行程序

“惯性上面级”与航天飞机配合执行典型的地球同步轨道任务时的飞行程序为：

航天飞机进入轨道后打开货舱门，进行温控滚动以防有效载荷和“惯性上面级”因太阳射线直射而过热。

到达预定位置后，有效载荷和“惯性上面级”由机载支持设备的后框架旋转到 58°，然后有效载荷和“惯性上面级”通过安装在机载支持设备后框架上的弹簧分离装置与航天飞机轨道器分离。分离后 10min，“惯性上面级”离开轨道飞行器 60m 时，“惯性上面级”反作用控制系统开始工作。35min 后，“惯性上面级”离开轨道飞行器约 18km 远时，一子级发动机点火工作，火箭进入转移轨道。“惯性上面级”在转移轨道飞行约 5h，在此期间“惯性上面级”通过反作用控制系统机动到预定的姿态，便于有效载荷通信或热控制。一子级在二子级发动机点火前分离。

二子级火箭发动机在转移轨道远地点点火工作，将有效载荷送入地球同步轨道。二子级在发动机关机后的短时间内随有效载荷飞行，由反作用控制系统修正最后姿态，然后有效载荷与“惯性上面级”二子级分离，“惯性上面级”做防撞机动。

“惯性上面级”从航天飞机弹射后的飞行程序(时间:min:s)

$T$+00:00 “惯性上面级”/有效载荷组合从航天飞机轨道飞行器弹射;

$T$+10:00 3轴稳定反作用控制系统开始工作;

$T$+34:00 星光扫描仪进入工作状态;

$T$+47:10 机动到一子级发动机点火姿态;

$T$+59:48 一子级发动机点火;

$T$+61:39 反作用控制系统修正一子级发动机工作偏差;

$T$+66:39 反作用控制系统将“惯性上面级”机动到滑行姿态,并进行温控滚动。

$T$+370:55 切换到二子级电源;

$T$+371:47 机动到二子级点火姿态,一、二子级分离;

$T$+373:47 二子级固体发动机点火;

$T$+379:14 反作用控制系统修正二子级偏差;

$T$+389:14 有效载荷分离;

$T$+394:56 “惯性上面级”防撞机动。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 运载工具 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 轨道周期(min) | 倾角(°) | | |
| 1 | 1982.10.30 | 大力神34D | DSCS Ⅰ-15/Ⅱ-16 | 1500 | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 美国国防部通信卫星 |
| 2 | 1983.4.4 | 航天飞机STS-6 | TDRS-A | 1500 | 21857 | 35387 | 1085.98 | 2.37 | 肯尼迪空间中心 | 数据跟踪中继卫星 |
| | | | | | 地球同步静止轨道 41°W | | | | | |
| 3 | 1985.6.24 | 航天飞机STS-51C | MAGUNU-MELINT | | 地球同步静止轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 电子情报卫星 |
| 4 | 1985.10.3 | 航天飞机STS-51J | DSCS-3 | | 地球同步静止轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 军事通信 |
| 5 | 1987.11.29 | 大力神34D | DSPearly-warning | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 预警苏联战略导弹 |
| 6 | 1988.9.2 | 大力神34D | 美国空军卫星 | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 电子情报 |
| 7 | 1988.9.29 | 航天飞机STS-26 | TDRS-3comms | 2225 | 地球同步静止轨道 150°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 数据跟踪中继卫星 |
| 8 | 1989.3.13 | 航天飞机STS-29 | TDRS-4comms | | 35652 | 35831 | 1433.70 | 0.16 | 肯尼迪空间中心 | 数据跟踪中继卫星 |
| | | | | | 地球同步静止轨道 41°W | | | | | |
| 9 | 1989.3.4 | 航天飞机STS-30 | Magellan-probe | | 星际轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 科学探测 |

| 序号 | 发射时间（年、月、日） | 运载工具 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 轨道周期（min） | 倾角（°） | | |
| 10 | 1989.6.14 | 大力神 4 | DSP | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 预警苏联 |
| 11 | 1989.9.4 | 大力神 34D | DSCS | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 军事通信 |
| 12 | 1989.10.18 | 航天飞机 STS-34 | GALILEO | | 星际轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 科学探测 |
| 13 | 1989.11.23 | 航天飞机 STS-33 | ELINT | | 地球同步静止轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 电子情报 |
| 14 | 1990.10.3 | 航天飞机 STS-41 | *Ulysses Prob* | | 星际轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 科学探测 |
| 15 | 1990.11.13 | 大力神 4 | DSP 预警卫星 | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 预警卫星 |
| 16 | 1990.11.15 | 航天飞机 STS-38 | ELINT | | 地球同步轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 电子情报 |
| 17 | 1991.8.2 | 航天飞机 STS-43 | TDRS5 | | 地球同步静止轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 中继卫星 |
| 18 | 1991.11.24 | 航天飞机 STS-44 | DSP-16 | | 地球同步静止轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 预警卫星 |
| 19 | 1993.1.13 | 航天飞机 STS-54 | TDRSb | | 地球同步静止轨道 | | | | | 中继卫星 |
| 20 | 1994.12.22 | 大力神 4 | DSP 17 | | 未公布 | | | | 卡纳维拉尔角 | 军事卫星 |

# 有效载荷辅助舱系列
# (THE PAM FAMILY)

郝 希 凡

## 概 述

在航天飞机的方案论证阶段研究了多种上面级方案,其中有麦道航天公司的自旋固体上面级,又称"有效载荷辅助舱"(Payload Assist Module),其目的是将中型有效载荷从"德尔它"(DELTA)运载火箭转移到航天飞机。这种上面级当时命名为"有效载荷辅助舱-D"(STS PAM-D),可用于发射"德尔它"量级的有效载荷。不久美国航空航天局(NASA)与麦道航天公司签定了一项合同,委托麦道航天公司研制既能用于航天飞机发射,也能用于"德尔它"火箭发射的中等运载能力的"有效载荷辅助舱-D"(PAM-D),以备航天飞机不能执行任务时;转由"德尔它"火箭提供发射服务。在美国航空航天局与麦道航天公司签定 PAM-D 合同后不久,美国航空航天局又与麦道航天公司签定一项研制具有相似功能,用于航天飞机发射更大的"宇宙神/半人马座"量级卫星的有效载荷辅助舱合同,这种上面级当时命名为"空间运输系统有效载荷辅助舱-A"(PAM-A)。按原计划,PAM-D 和 PAM-A 应分别于 1979 年 6 月和 1980 年 2 月由航天飞机发射,执行运载任务,但实际上只有 PAM-D 投入使用,PAM-D 于 1980 年和 1982 年分别与"德尔它"火箭和航天飞机首次配合,成功地执行了通信卫星发射任务。

"空间运输系统有效载荷辅助舱-D Ⅱ"(STSPAM-D Ⅱ)是 80 年代为满足航天飞机发射尺寸和质量更大的有效载荷要求而研制的,它于 1985 年 1 月从航天飞机上成功地发射了 RCA-KU 通信卫星。

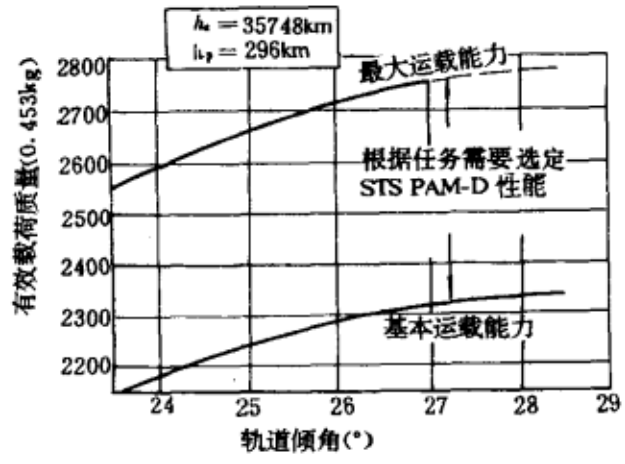
"有效载荷辅助舱"的技术还应用于 SGS Ⅱ 计划,SGS Ⅱ 已于 1983 年成功地在"宇宙神"运载器上发射了全球定位系统卫星。

目前正在研制的还有 PAM-D Ⅲ、PAM-D Ⅳ、PAM-S 等型号。

## 空间运输系统有效载荷辅助舱-D (STS PAM-D)

STS PAM-D 主要作为与航天飞机配合的近地点级,用于地球同步轨道有效载荷的发射任务。STS PAM-D 系统由 PAM-D 上面级、机载支持设备组成。STS PAM-D 采用 STAR-48 固体火箭发动机。STS PAM-D 的基准和最佳性能与同步转移轨道的倾角函数关系如图所示。自 1982 年 11 月首次用航天飞机发射以来,到 1994 年底,STS PAM-D 已发射 20 次,其中因

STS PAM-D 失败 2 次，成功率为 90%。




STS PAM-D 性能

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机长 | 1829mm | 平均真空推力 | 66kN |
| 发动机直径 | 1239mm | 真空比冲 | 2812.5N·s/kg |
| 子级质量 | 2177kg | 总冲 | 5647kN·s |
| 结构质量 | 182kg | 工作时间 | 84.7s |
| 发动机壳体 | 102kg | 运载能力(地球同步转移轨道) | 1247kg |
| 有效载荷对接件 | 80kg | 入轨精度 (旋转速率为 60r/min 的基准任务) | |
| 发动机 | STAR－48/ TE-M-711-3 | $3\sigma\Delta h$ 近地点偏差 | ±9.3km |
| 推进剂 | AP/HTPB/AL | $3\sigma\Delta h$ 远地点偏差 | ±1017km |
| 推进剂质量 | 1738.6-1995.8kg | $3\sigma\Delta i$ 倾角偏差 | ±0.7° |

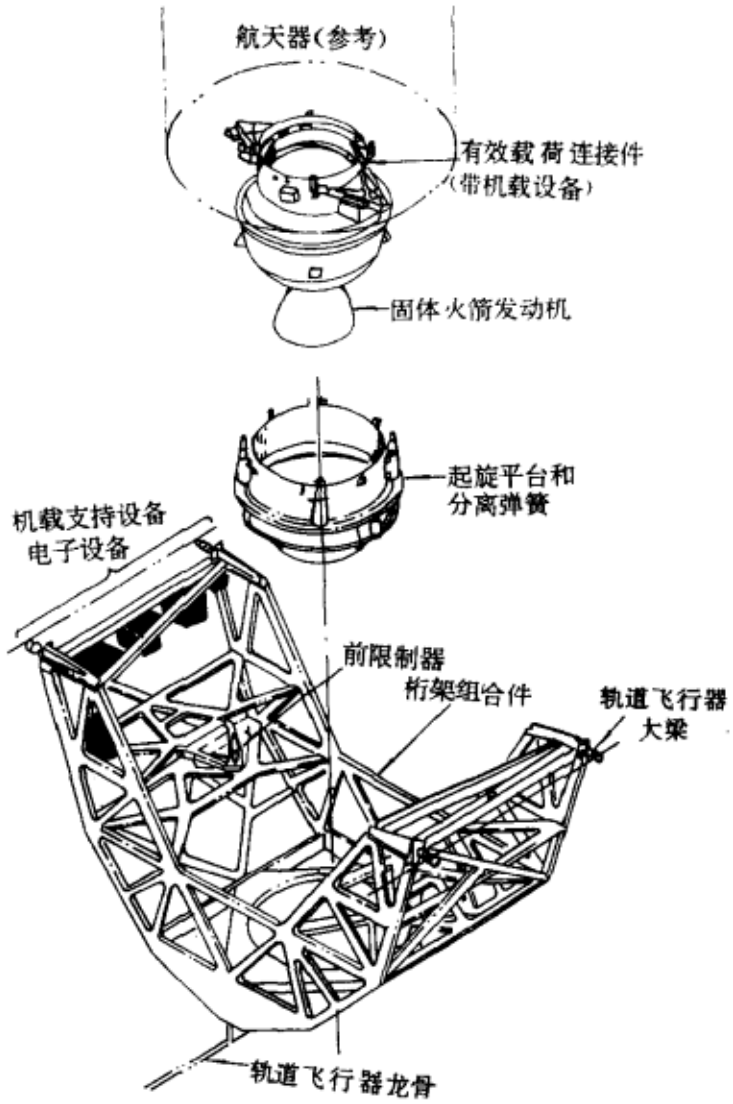
## 总　体　布　局

“空间运输系统有效载荷辅助舱-D”系统由一次使用的 STS PAM-D 上面级、安装在航天飞机上的可重复使用机载支持设备和太阳防护罩组成。

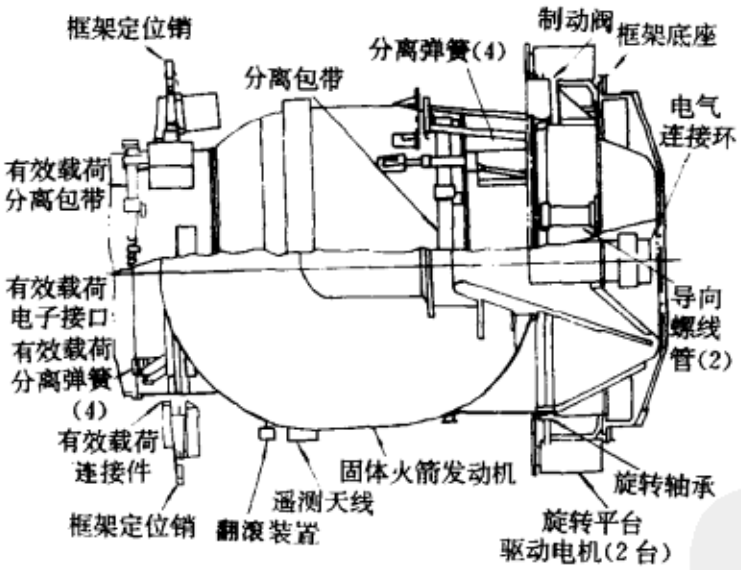
STS PAM-D 上面级由锡奥科耳(THIOKOL)公司生产的 STAR-48 固体发动机、有效载荷对接件、电子系统、分离系统和其它相关的功能分系统组成。STS PAM-D 上面级安装于机载支持设备内。

机载支持设备是一种可重复使用的结构件，它包括用于安装自旋固体上面级的托架、提供旋转稳定的自旋系统、释放并弹射上面级和有效载荷的分离系统、以及上面级控制、操纵、供电所需的电子设备。

地面支持设备包括在发射场处理 STS PAM-D 结构件所需的地面设备、STS PAM-D 系统检测设备和发射前所需的地面设备。




STS PAM-D 系统组成




STS PAM-D 布局

## 结 构

### 上面级结构

STS PAM-D 上面级箭体结构由发动机壳体和有效载荷对接件组成。STAR-48 固体火箭发动机采用 GAE-4V 钛合金壳体，它是上面级的结构主体。发动机壳体上设置法兰盘和一些分系统的安装支架。

有效载荷对接件是一个机加工的圆柱形锻件，直径 0.94m，高 0.305m，它用螺栓安装在 STAR－48 固体火箭发动机壳体的前部法兰上。有效载荷对接件通过它的 2 个三角形凸耳与机载支持设备托架的前限位销相接，并通过它们传递载荷。有效载荷对接件的前端界面可以作为有效载荷和分离系统的安装平面，有效载荷通过钢质包带与有效载荷对接件连接，有效载荷对接件还用于安装上面级的一些分系统。

### 机载支持设备结构(ASE，AIRBORNE SUPPORT EQUIPMENT)

托架　托架由机加工的铝框架、镀铬钢梁、龙骨轴耳等组成。托架依靠位于底部的旋转平台托盘和前限位销支撑 STS PAM-D/有效载荷。STS PAM-D/有效载荷依靠该托架垂直安装于轨道飞行器货舱内，前限位销与有效载荷对接件伸出的配件对接，并将横向载荷传递到轨道飞行器。前限位销在 STS PAM-D 释放前收回，以便 STS PAM-D 起旋。前限位销还可以在 STS PAM-D 释放失败时重新固定 STS PAM-D，便于运回地面。

托架设计能适应一般常见的频率，避开 3～5、9～10、15～20Hz 航天飞机的频率，从而保证有效载荷重力加速度不超过用户手册规定的设计指标。

旋转平台　旋转平台由自旋机构、分离机构和电气接口 3 个部分组成。自旋分系统由旋转平台的固定基座、旋转轴承、传动装置及其支撑环、两个重复的驱动电机、一个消旋装置和旋转指示锁定机构等组成。

旋转平台按指令由两个电机驱动，转动速度可按要求在 40～100r/min 内调节，加、减速率 5rad/s。

当任务终止时，旋转平台刹车停转，ASE 系统回到初始位置。有效载荷释放失败时，前限制器重新固定有效载荷，准备随航天飞机再入和着陆。

## 温 控 系 统

该系统用于减轻有效载荷和 STS PAM-D 的热应力，由安装在托架上的绝热毡和一个活动太阳罩组成。

绝热毡由多层绝热材料制成，安装在托架前部和后部，使 STS PAM-D 在低于热极限工况的条件下工作。航天飞机轨道飞行器货舱两侧和底部的衬底也起同样的作用。

在托架绝热毡内表面安装有热静力控制辐射加热系统，以便当轨道飞行器背向太阳时为有效载荷提供所需的热量。

太阳罩由多层轻质绝热材料制成，两侧的太阳罩是固定的，有效载荷上方的太阳罩是一种蚌壳式活动结构，该机构由重复电机驱动。

轨道飞行器货舱面向太阳时，温控系统保障热通量低于 54W/m$^2$。轨道飞行器面向冷空间

时,该系统的热损失不超过 43W/m²。有效载荷部释放前,热静力工作环境温度范围为 21～27℃。在其部署到轨道后,热静力工作环境为－9.5～4.5℃。

太阳罩内表面反射辐射能,保护 PAM-D 和有效载荷电子元件不受辐射热损害。

## 推 进 系 统

STAR-48 固体火箭发动机高 1829mm,直径 1245mm,采用羟基聚丁二烯(AP/HTPB/AL)固体推进剂,发动机总质量为 2114kg,发动机装药 1998kg,推进剂质量比为 0.945。STAR-48 固体火箭发动机的环形高温点火系统由 2130 型保险/解保装置起动。STAR-48 发动机的半潜入式喷管采用 3 维碳/碳喉衬和喷管扩散段等部件。

STAR-48 固体火箭发动机真空推力 66kN,真空比冲 2812.5N·s/kg,工作时间 84.7s,总冲 5647kN·s。

## 分 离 系 统

STS PAM-D 的分离系统包括两部分:有效载荷/上面级分离系统和 PAM-D/旋转平台分离系统。

有效载荷用马蒙(MARMON)型钢质包带(沿用"德尔它"火箭技术)固定在有效载荷对接件前端分离面上。包带预加载 25354N,由 2 个相隔 180°的爆炸螺栓固定。分离时,起爆爆炸螺栓释放有效载荷。

有效载荷由安装在有效载荷对接件内的分离弹簧弹射,4 个分离弹簧提供弹射有效载荷所需的全部冲量。每个弹簧的预紧力为 890N,弹簧的行程为 0.133m。分离弹簧为有效载荷提供的分离速度范围是 0.61～2.44m/s。

有效载荷分离后,为了防止上面级因后效冲量碰撞有效载荷,STS PAM-D 中设置防碰撞 Yo 重块。释放 Yo 重块时,被抛弃的 STS PAM-D 翻转。

STS PAM-D/旋转平台分离分系统包括 4 个安装在旋转平台外部的压缩弹簧和一个马蒙型紧固包带。每个弹簧预压力为 6227N。旋转平台的弹簧能提供至少 0.76m/s 的初始分离速度。

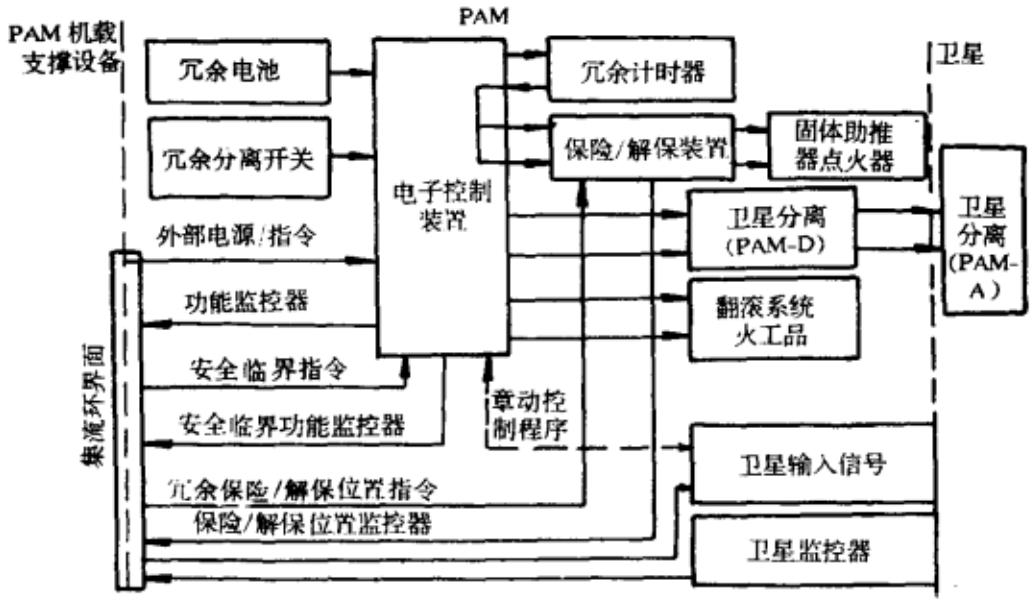
## 电 子 系 统

### STS PAM-D 电子系统

STS PAM-D 电子系统为一冗余系统,由定时装置、电子控制装置(ECA)、电池电源、电子遥测系统(可任选)、章动控制系统敏感元件以及相应的接口等装置组成(详见图)。

电子控制装置长 457mm,宽 215.9mm,高 44.5mm,质量为 4.98kg。其 216×457 的插件板装有 30 个继电器、80 个独立的组件和 10 个电路层。电子控制装置的组件为系统时序和电源转换提供继电逻辑比较,共有 24 个通用继电器。

定时器质量为 4kg,定时器定时指令火工品系统保险电路接通、章动控制系统起动/停止、火箭点火、有效载荷分离、释放 Yo 重块等。定时器从 STS PAM-D 释放时开始计时,可作 6500s 定时,精度为±0.03%。




STS PAM-D 电子系统

电源由 2 个冗余配置的镍镉电池组成。STS PAM-D 有时装有 8W 功率的 S 波段遥测系统,该系统安装于发动机壳体上。

STS PAM-D 设有章动控制系统,该系统由敏感元件单轴速度陀螺和消除章动角的肼推进系统组成。

STS PAM-D 电子系统组件多数安装在有效载荷对接件上。

有效载荷与 STS PAM-D 之间的电子接口由脱落插头和 STS PAM-D 与辅助设备之间一些固定连接接头组成。这些接口可为有效载荷提供在轨道飞行器内的控制、监视、电源服务。

机载电子辅助设备

STS PAM-D 机载电子辅助设备包括程序控制组件、信号调节装置和旋转系统配电器。电子辅助设备安装于机载支持设备上。

STS PAM-D 机载电子辅助设备执行以下功能:

1)控制并监视限位销的收回动作、旋转平台的旋转和 STS PAM-D 释放、分离和入轨。

2)起动 STAR-48 固体火箭发动机保险/解保装置。

3)监视和控制 STS PAM-D 的电子程序系统和遥测系统。

4)向乘员舱显示屏传输 STS PAM-D 的信息。

5)通过数据母线接受来自轨道飞行器的指令。

6)根据任务要求对有效载荷进行监视和控制。

托架上放置两个程序控制组件,一个为工作组件,另一个为备份组件。每个程序控制组件各采用一台 8085 微处理器,一个 16kb 只读存储器(ROM)和一个 2kb 随机存取存储器(RAM),可提供 120 路离散电路驱动器输出,120 路 28V 输入和 64 路模拟输入信号。

旋转系统配电箱可将轨道飞行器货舱的 28V 直流电分配到 STS PAM-D/有效载荷系统。它还为旋转电机驱动器、升降架、太阳罩、限位器、加热器、旋转制动控制装置等提供配电。

信号调节装置包括保险/解保装置、程序控制组件起动控制装置、应急控制部件和指令及监控母线回路。

STS PAM-D 与机载支持设备的电气接口由一滑动环组件组成。该滑动环界面装置包括 154 条信号和电源传输电路，以及 6 条弹射信号传输电路，其中 52 条电路分配给有效载荷使用。

## 典型飞行程序

STS PAM-D 的飞行程序于航天飞机发射之前制定，所选择的时间取决于卫星的近地点位置要求和其它有效载荷的程序要求。释放 STS PAM-D 时，太阳罩打开 63s 后，由分离弹簧弹射 PAM-D/有效载荷组合，提供分离速度，释放和分离的大部分功能由机载支持设备完成，以降低对轨道飞行器结构/软件和机组乘员的依赖性。STS PAM-D 释放后，轨道飞行器进行机动飞行，提供附加相对释放速度。STS PAM-D/有效载荷组合离开轨道飞行器到达安全距离后，STS PAM-D 发动机点火。

STS PAM-D 飞行程序

| 时间(min：s) | 事　件 |
|---|---|
| $T$－60：00 | 接通 STS PAM-D 电源 |
| $T$－40：00 | 开始机动飞行 |
| $T$－28：00 | 到达 STS PAM-D/有效载荷的预定高度 |
| $T$－15：00 | 开始释放程序 |
| $T$－14：28 | 完成太阳罩开启动作 |
| $T$－12：48 | 完成限位销收回动作 |
| $T$－11：48 | 完成自旋动作 |
| $T$－11：00 | 有效载荷和辅助设备接通工作 |
| $T$－9：00 | 有效载荷自成系统独立工作 |
| $T$－7：00 | 有效载荷开始用星内电源 |
| $T$－3：00 | 起动最终工作程序 |
| $T$－0：00 | 部署 STS PAM-D/有效载荷，由分离开关起动 STS PAM-D 释放程序 |
| $T$＋45：00 | 获得 STS PAM-D 发动机点火所需的分离距离，PAM-D 发动机点火 |
| $T$＋(1) | STS PAM-D 发动机关机 |
| $T$＋48：20(2) | 起动 STS PAM-D 发动机/有效载荷分离爆炸螺栓 |
| $T$＋48：23(2) | 起动翻滚系统，释放 Yo 平衡重块。 |

(1)为固体火箭发动机推进剂质量的函数，最长工作时间为 88s。

(2)为典型时间，如用于其它飞行任务，分离时刻稍微推迟一些。

# 飞 行 记 录

| 序号·· | 发射时间（年、月、日） | 运载工具 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任　务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 周期（min） | 倾角（°） | | |
| 1(9) | 1982.11.11 | 航天飞机 STS-5 | 商业卫星 3 (SBS3) | 580# | 地球同步轨道 94°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 2(10) | 1982.11.11 | 航天飞机 STS-5 | 电星 F (Telesat F) | 2100 | 地球同步轨道 112.5°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 印度通信卫星 |
| 3(11) | 1983.6.18 | 航天飞机 STS-7 | 电星 G | 1238<br>578# | 地球同步轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 印度通信卫星 |
| 4(12) | 1983.6.18 | 航天飞机 STS-7 | 帕拉帕 3 (Palapa3) | 1200<br>550# | 地球同步轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 印度尼西亚通信卫星 |
| 5(15) | 1983.8.30 | 航天飞机 STS-8 | 印度卫星 1B (Insat 1B) | 1152 | 地球同步轨道 74°E | | | | 肯尼迪空间中心 | 代替 InsatlA |
| 6(17) | 1984.2.3 | 航天飞机 STS-41B | 西联星 6# (Westar6) | 1200 | 303 | 1216 | 99.83 | 27.7 | 肯尼迪空间中心 | |
| 7(18) | 1984.2.3 | 航天飞机 STS-41B | 帕拉帕 B2# | 1200 | 277 | 1186 | 99.24 | 28.2 | 肯尼迪空间中心 | |
| 8(19) | 1984.8.30 | 航天飞机 STS-41D | 商业卫星 4 | 1117<br>571# | 地球同步轨道 101°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 9(20) | 1984.8.30 | 航天飞机 STS-41D | Telstar-3C | 1225<br>653# | 地球同步轨道 125°W | | | | 肯尼迪空间中心 | |
| 10(22) | 1984.11.8 | 航天飞机 STS-51A | 加拿大兄弟卫星 D2 (Anik D2) | 1100<br>570# | 地球同步轨道 111.5°W | | | | 肯尼迪空间中心 | |
| 11(23) | 1985.4.12 | 航天飞机 STS-51D | 电星 3-1 | 1000 | 地球同步轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | 印尼通信卫星 |
| 12(24) | 1985.6.17 | 航天飞机 STS-51G | 墨西哥通信卫星 1 (Morelos1) | 512# | 地球同步轨道 113.5°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 墨西哥通信卫星 |
| 13(25) | 1984.6.17 | 航天飞机 STS-51G | 阿拉伯通信卫星-1B (Arabsat-1B) | 1270<br>592# | 地球同步轨道 26°E | | | | 肯尼迪空间中心 | 阿垃伯通信卫星 |
| 14(26) | 1985.6.17 | 航天飞机 STS-51G | Telstar3 | 630# | 地球同步轨道 62°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 15(27) | 1985.8.27 | 航天飞机 STS-511 | ASC1 | 1300 | 地球同步轨道 81°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 16(28) | 1985.8.28 | 航天飞机 STS-511 | 澳大利亚通信卫星 1 (Aussat1) | 655# | 地球同步轨道 158°E | | | | 肯尼迪空间中心 | 澳大利亚通信卫星 |
| 17(30) | 1985.11.27 | 航天飞机 STS-61B | 墨西哥通信卫星 2 | 512# | 地球同步轨道 116°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 墨西哥通信卫星 |

| 序号·· | 发射时间(年、月、日) | 运载工具 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任 务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 周期(min) | 倾角(°) | | |
| 18(31) | 1985.11.28 | 航天飞机 STS-61B | 澳大利亚通信卫星 2 | 655# | 地球同步轨道 156°E | | | | 肯尼迪空间中心 | 澳大利亚通信卫星 |
| 19(48) | 1990.10.6 | 航天飞机 STS-41 | Ulysses | | 日心轨道 | | | | 肯尼迪空间中心 | |
| 20(68) | 1993.9.12 | 航天飞机 STS-51 | ACTS | | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 通信卫星 |

* ——PAM 工作失败。

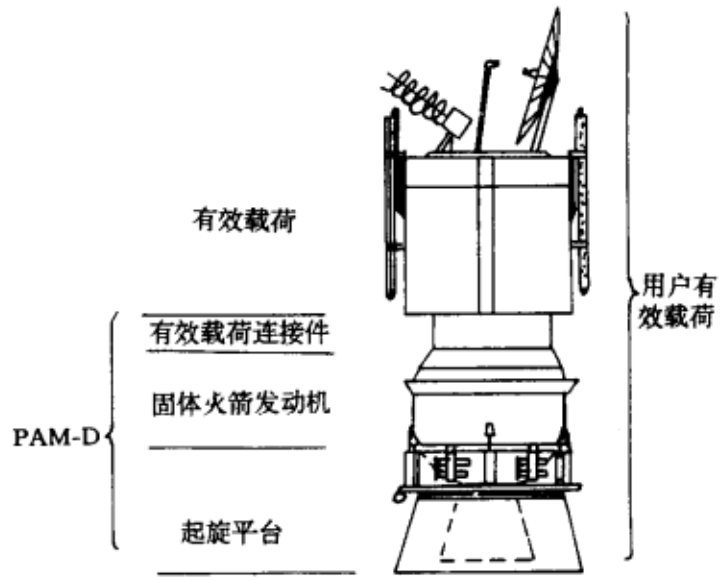
# ——地球同步轨道有效载荷。

* * ——括号外为 STS-PAM-D 的发射序号,括号内为 PAM 系列的发射序号。

## 德尔它有效载荷辅助舱-D (PAM-D)

"德尔它有效载荷辅助舱-D"(DELTA PAM-D)为"德尔它"火箭的上面级,用于发射直径 2184mm、质量 1052kg 的有效载荷。该基准运载能力是根据两级状态的"德尔它 3910"火箭近地停候轨道的运载能力制定的。后来,麦道航天公司为了满足发射更大的有效载荷的要求,加长上面级固体火箭发动机,以便能多装推进剂。改进后的 PAM-D 与"德尔它 3920"、"德尔它 6925"、"德尔它 7925"配合使用。

PAM-D 于 1980 年 11 月首次与"德尔它"火箭配合,发射了 SBS1 卫星,到 1994 年底,"德尔它"PAM-D 已发射了 48 次,成功率为 100%。




PAM-D 系统

### 主要技术性能

| | 德尔它 3000 系列用 PAM-D | 德尔它 6925 7925 用 PAM-D |
|---|---|---|
| 发动机 | STAR48/TE-M-711-8 | STAR48B |
| 发动机长 | 2.03m | 2.04m |
| 发动机直径 | 1.239m | 1.244m |
| 子级质量 | 2152kg | 2205kg |
| 结构质量 | 142kg | 142kg |

| | | |
|---|---|---|
| 发动机壳体 | 103kg | 103kg |
| 有效载荷对接件 | 39kg | 39kg |
| 推进剂 | AP/HTPB/AL | AP/HTPB/AL |
| 推进剂质量 | 1995kg | 1739～2000kg |
| 平均真空推力 | 66.64kN | 66.64kN |
| 真空比冲 | 2872.37N · s/kg | 2869.43N · s/kg |
| 总冲 | 5635.2kN · s | |
| 工作时间 | 85.3s | 88.1s |
| 地球同步转移轨道 | | |
| 运载能力 | 1154kg(德尔它 3910) | 1814kg(德尔它 6925) |
| | 1270kg(德尔它 3920) | 1905kg(德尔它 7925) |
| 入轨精度 | | |
| $3\sigma\Delta ha$ | ±704～926km | ±704～926km |
| $3\sigma\Delta hp$ | ±9.2km | ±9.2km |
| $3\sigma\Delta i$ | ±0.24°～0.7° | ±0.24°～0.7° |

## 总 体 布 局

PAM-D 与 STS PAM-D 的主要差别是:PAM-D 采用喷管加长 203mm 的 STAR-48/TEM-711-8 固体火箭发动机;真空比冲为 2872.37N · s/kg,提高 59.82N · s/kg;PAM-D 采用早期"德尔它"运载器沿用下来的限位起爆引信完成分离程序控制,而 STS PAM-D 采用电子程序控制系统;PAM-D 无有效载荷对接件前限位销;PAM-D 采用旋转火箭起旋;旋转平台基座与"德尔它"火箭的二子级相适应,且采用不同于 STS PAM-D 滑动环的盘式电缆。

有效载荷辅助舱-D(PAM-D)。结构件包括旋转平台系统、固体火箭发动机、有效载荷对接件以及相关的程序和功能系统。PAM-D 也采用 STS PAM-D 那样的圆筒壳体结构,但无托架限位销。其程序系统采用限位起爆引信来完成发动机点火工作、有效载荷分离、Yo 重块释放等程序动作。该系统采用了发射前接受发射指挥所控制和操纵指令的保险/解保装置。飞行期间,该系统根据"德尔它"运载器二子级的指令起动工作。

PAM-D 采用 V 型包带将有效载荷固定于有效载荷对接件的顶部,在有效载荷分离时,触发复份爆炸螺栓,释放包带,用弹簧回缩固定散开的包带。

旋转平台用螺栓连接在"德尔它"火箭二子级仪器舱顶部。"德尔它"运载火箭二子级与 PAM-D 之间通过螺旋电缆联通。

有效载荷对接件装有各种功能系统,如程序系统、分离系统、遥测系统、章动系统,以及翻滚系统 Yo 重块等。如果取消遥测系统,运载能力增加 7.7kg。

PAM-D 典型飞行程序

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0.0$ | 德尔它火箭起飞 | $T+750.0-1264.0$ | 滑行到近地点 |
| $T+223.9$ | 德尔它火箭主发动机关机 | $T+1264.0$ | PAM-D 时序系统开始工作,起动自旋火箭发动机 |
| $T+231.9$ | 德尔它火箭一、二子级分离 | $T+1265.0$ | 起爆导线切割器 |
| $T+237.3$ | 德尔它火箭二子级工作 | $T+1266.0$ | 起爆德尔它火箭二子级/PAM-D 分离爆炸螺栓,起动二子级的反推火箭 |
| T+240.0 | 抛掉整流罩 | $T+1308.0$ | PAM-D 发动机点火 |
| $T+539.3$ | 德尔它火箭二子级发动机关机 | $T+1393.0$ | PAM-D 发动机工作结束 |
| $T+650.0$ | 开始滑行段机动飞行 | $T+1508.0$ | 起爆 PAM-D/有效载荷分离爆炸螺栓 |
| $T+750.0$ | 结束滑行段机动飞行 | $T+1510.0$ | 释放防撞 Yo 重块 |

# 飞　行　记　录

| 序号① | 发射时间(年、月、日) | 运载器 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名　称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 周期(min) | 倾角(°) | | |
| 1(1) | 1980.11.15 | 德尔它 3910/PAM-D | 卫星商业系统 A(SBSA) | 550② | 35781 | 35793 | 1436.00 | 0.19 | 卡纳维拉尔角 | |
| 2(2) | 1981.9.24 | 德尔它 3910/PAM-D | 卫星商业系统 B | 550② | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 3(3) | 1981.11.19 | 德尔它 3910/PAM-D | 卫星通信 C(SatcomC) | 550② | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 美国有线电视 |
| 4(4) | 1982.1.15 | 德尔它 3910/PAM-D | 卫星通信 D | 550② | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 5(5) | 1982.2.25 | 德尔它 3910/PAM-D | 西联星(Westar) | 585② | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 6(6) | 1982.4.10 | 德尔它 3910/PAM-D | 印度卫星 1A(Insat 1A) | 1152 | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 印度政府 |
| 7(7) | 1982.6.9 | 德尔它 3910/PAM-D | 西联星 5 | 1152 | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 8(8) | 1982.8.26 | 德尔它 3920/PAM-D | 电星 F | 1200 | 地球同步轨道 104°W | | | | 卡纳维拉尔角 | 加拿大国内通信 |
| 9(13) | 1983.6.28 | 德尔它 3920/PAM-D | Galaxy 1 | 1218<br>698② | 地球同步轨道 134°W | | | | 卡纳维拉尔角 | 商业卫星 |
| 10(14) | 1983.7.28 | 德尔它 3920/PAM-D | 电星 3A | 1225<br>572② | 地球同步轨道 96°W | | | | 卡纳维拉尔角 | 商业卫星 |
| 11(16) | 1983.9.22 | 德尔它 3920/PAM-D | Galaxy 2 | 1218<br>698② | 地球同步轨道 74°W | | | | 卡纳维拉尔角 | 商业卫星 |

| 序号① | 发射时间(年、月、日) | 运载器 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 周期(min) | 倾角(°) | | |
| 12(21) | 1984.9.21 | 德尔它 3920/PAM-D | Galay3 | | | | | | 卡纳维拉尔角 | 商业卫星 |
| 13(33) | 1987.3.20 | 德尔它 3920/PAM-D | 帕拉帕 5 | 700② | 地球同步轨道 113°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 印尼卫星 |
| 14(34) | 1989.1.14 | 德尔它 2 | 导航星(Navstar)2-1 | | 19860 | 20270 | 713.20 | 55.1 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 15(35) | 1989.6.10 | 德尔它 2 | 导航星 2-2 | | 19970 | 20210 | 714.21 | 54.6 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 16(36) | 1989.8.18 | 德尔它 2 | 导航星 2-3 | | 19937 | 20130 | 711.93 | 54.9 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 17(37) | 1989.8.27 | 德尔它 4925 | 玛可珀罗 1 | | 35717 | 35787 | 1435.76 | 0.15 | 卡纳维拉尔角 31°W | 英国直播卫星 |
| 18(38) | 1989.10.21 | 德尔它 2 | 导航星 2-4 | | 20162 | 20462 | 7233.21 | 54.8 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 19(39) | 1989.12.11 | 德尔它 2 | 导航星 2-5 | | 20211 | 20552 | 726.06 | 54.9 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 20(41) | 1990.1.24 | 德尔它 2 | 导航星 2-6 | | | | | | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 21(42) | 1990.3.26 | 德尔它 2 | 导航星 2-7 | | 19769 | 20085 | 707.6 | 54.94 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 22(43) | 1990.4.13 | 德尔它 2 | 帕拉帕 | | 35717 | 37785 | 1485.5 | 54.7 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 23(44) | 1990.6.12 | 德尔它 2 | insat 1D | | 地球同步静止轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | 印度卫星 |
| 24(45) | 1990.8.2 | 德尔它 2 | 导航星 2-8 | | 19932 | 20435 | 718 | 54.7 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 25(46) | 1990.8.18 | 德尔它 2 | 玛可珀罗 Ⅱ | | 35716 | 35859 | 1436.02 | 0.36 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 26(47) | 1990.10.1 | 德尔它 2 | 导航星 2-9 | | 19972 | 20392 | 717.95 | 54.89 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 27(49) | 1990.10.3 | 德尔它 2 | 海事卫星 inmarsat 2-F1 | | | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 28(50) | 1990.11.26 | 德尔它 2 | 导航星 2-1 | | 19933 | 20280 | 714.88 | 54.89 | 卡纳维拉尔角 | GPS 全球定位卫星 |
| 29(51) | 1991.1.8 | 德尔它 2(6925) | 北大西洋公约军事通信卫星 4A | | 34915 | 35614 | 1409.4 | 4.23 | 卡纳维拉尔角 | |
| 30(52) | 1991.3.8 | 德尔它 2(6925) | INMARSAT 通信卫星 2 | | 35767 | 35815 | 1436.2 | 2.71 | 卡纳维拉尔角 | |
| 31(53) | 1991.4.13 | 德尔它 2(7925) | 商业通信卫星 ASC2 | | 35559 | 35712 | 1428.0 | 0.26 | 卡纳维拉尔角 | |

| 序号① | 发射时间(年、月、日) | 运载器 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名 称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 周期(min) | 倾角(°) | | |
| 32(54) | 1991.5.29 | 德尔它 2(6925) | 曙光电信通信卫星 2(AURORA) | | 34658 | 35508 | 1400.2 | 0.19 | 卡纳维拉尔角 | |
| 33(55) | 1991.7.4 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-02 | | 20083 | 20278 | 717.88 | 55.26 | 卡纳维拉尔角 | |
| 34(56) | 1992.2.23 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-3 | | 19901 | 20319 | 715.02 | 54.98 | 卡纳维拉尔角 | |
| 35(57) | 1992.4.10 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-4 | | 19979 | 20385 | 717.94 | 55.12 | 卡纳维拉尔角 | |
| 36(58) | 1992.5.14 | 德尔它 2(6925) | 帕拉帕-7 | | 34924 | 35802 | 717.93 | 0.15 | 卡纳维拉尔角 | |
| 37(59) | 1992.7.7 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-5 | | 19960 | 20404 | 717.93 | 55.05 | 卡纳维拉尔角 | |
| 38(60) | 1992.9.9 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-6 | | 19980 | 20630 | 722.94 | 54.79 | 卡纳维拉尔角 | |
| 39(61) | 1992.11.23 | 德尔它 2(6925) | 导航星 2A-7 | | 19926 | 20279 | 714.72 | 54.83 | 卡纳维拉尔角 | |
| 40(62) | 1992.12.18 | 德尔它 2(6925) | 导航星 17 | 1667 | 20040 | 20325 | 717.98 | 54.75 | 卡纳维拉尔角 | |
| 41(63) | 1993.2.3 | 德尔它 2(6925) | 导航星 18 | 1881 | 20008 | 20355 | 717.93 | 54.85 | 卡纳维拉尔角 | |
| 42(64) | 1993.3.30 | 德尔它 2(6925) | 导航星 19 | 1881 | 186 | 20440 | 357.68 | 34.86 | 卡纳维拉尔角 | |
| 43(65) | 1993.5.13 | 德尔它 2(6925) | 导航星 20 | 1881 | 20005 | 20265 | 716.05 | 54.95 | 卡纳维拉尔角 | |
| 44(66) | 1993.6.26 | 德尔它 2(6925) | 导航星 21 | 1881 | 187 | 20383 | 356.77 | 34.72 | 卡纳维拉尔角 | |
| 45(67) | 1993.8.30 | 德尔它 2(6925) | 导航星 22 | 1881 | 196 | 20359 | 356.52 | 35.85 | 卡纳维拉尔角 | |
| 46(69) | 1994.2 | 德尔它 2 | Galaxy-1R # 2 | 1390 | 地球同步轨道 | | | | 卡纳维拉尔角 | |
| 47(70) | 1994.3 | 德尔它 2 | 导航星-24 | 1881 | 19927 | 20268 | 71456 | 54.92° | 卡纳维拉尔角 | |
| 48(71) | 1994.11.2 | 德尔它 2 | 风(Wind) | 1267 | 187 | 486099 | 20673 | 28.76° | 卡纳维拉尔角 | |

①括号外为德尔它 PAM-D 的发射序号,括号内为 PAM 系列的发射序号

②地球同步轨道有效载荷

# 空间运输系统有效载荷辅助舱-DⅡ
# (STS PAM-DⅡ)

有效载荷辅助舱-DⅡ(PAM-DⅡ)是STS PAM-D的改型,目前与航天飞机配合使用。但也可能作为商业"大力神"3的上面级。

PAM-DⅡ于1985年11月26日首次与航天飞机组合,向地球同步转移轨道发射了Stcom Ku-1卫星。截止1994年底共发射了3次,成功率100%。PAM-DⅡ的成本为590万美元(1985年币值)。

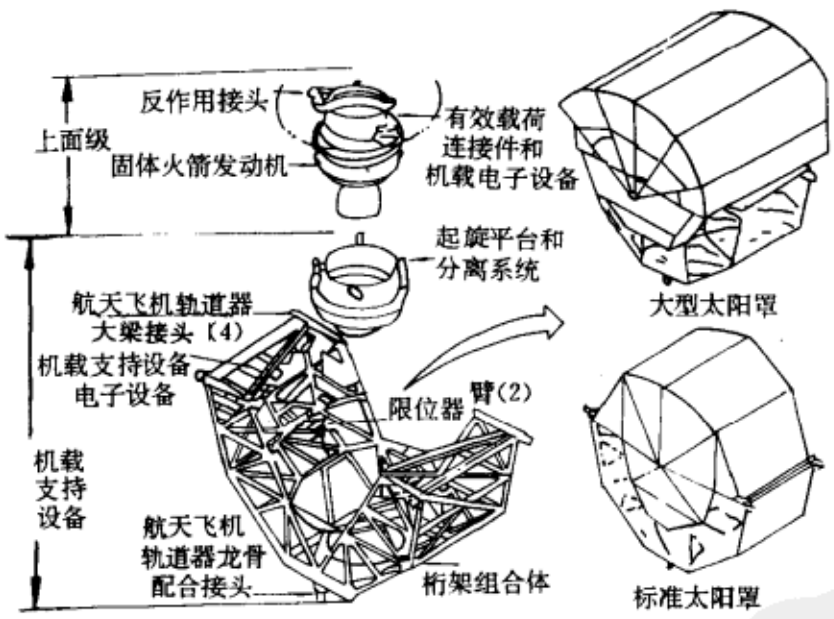
PAM-DⅡ改用推力更大的STAR-63D固体火箭发动机。为适应发射大有效载荷,对火箭旋转台、有效载荷对接件、太阳罩以及轨道飞行器内的托架等组件也都做了相应的改进。太阳罩和托架设计成可更换,以适应不同的任务要求。

STAR-63D固体火箭发动机由锡奥克尔(THIOKOL)公司研制。该发动机直径1600mm,采用带有EPDM绝热材料的凯夫拉(KAVLAR)壳体,碳酚醛喷管和3维碳/碳喉衬。

STAR-63D发动机采用TP-H1202推进剂。PAM-DⅡ还可以根据不同任务要求装药,装药范围为2268-3250kg。STAR-63D发动机的最大真空推力107.2kN,100%装药时可工作120s,总冲为9.0MN·s,喷管膨胀比为27.33,真空比冲为2765.5N·s/kg。

PAM-DⅡ有效载荷对接件为截锥形构件,前对接界面直径为0.94m,后对接面直径为1.6m,高0.381m。其旋转平台的旋转速率可在35-85r/min范围内调节。分离弹簧为PAM-DⅡ/有效载荷组合提供0.62m/s的分离速度。

PAM-DⅡ具有两种太阳罩,可以满足用户的要求。




STS PAM-DⅡ系统

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机 | STAR-63D | 机载支持设备质量 | 1633kg |
| 发动机直径 | 1600mm | 最大真空推力 | 107.2kN |
| 推进剂 | TP-H1202 | 真空比冲 | 2765.5N·s/kg |
| 最大质量 | 3723kg | 总冲 | 9.0MN·s |
| 结构质量 | 445kg | 工作时间 | 120s(100%装药) |
| 推进剂质量 | 2268-3250kg | 运载能力(地球同步转移轨道) | 1814～1905kg |

## 飞 行 记 录

| 序号** | 发射时间(年、月、日) | 运载工具 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 任务 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 周期(min) | 倾角(°) | | |
| 1(29) | 1985.11.28 | 航天飞机 STS-61B | Satcom Ku-1 | 1100 | 地球同步轨道 81°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 2(32) | 1986.1.12 | 航天飞机 STS-61C | Satcom Ku-2 | 1100 | 地球同步轨道 81°W | | | | 肯尼迪空间中心 | 商业卫星 |
| 3(40) | 1990.1.1 | 大力神3 | Skynet 4A | | 地球同步轨道 | | | | | |

**括号外为STS PAM-D的发射序号,括号内为PAM系列的发射序号。

## 空间运输系统有效载荷辅助舱-A (STS PAM-A)

有效载荷辅助舱-A(PAM-A)是麦道航天公司1977年为美国国家航空航天局研制的用于航天飞机发射宇宙神等级有效载荷的上面级。它由一次使用的固体发动机、有效载荷对接件以及相关的功能系统组成,与STS PAM-D、PAM-DⅡ保持技术上的一致性,仅外形尺寸略有差别。PAM-A的同步转移轨道运载能力为1994kg,包括机载支持设备在内的PAM-A总质量为5.8t。PAM-A至今尚未执行一次任务。

固体火箭发动机为民兵3三子级火箭发动机的改型。发动机采用纤维玻璃钢外壳,长2.108m,固体推进剂装药量为3429kg,它的总冲为9314.88kN·s,工作时间59.5s。

由于PAM-A是按照发射国际通信卫星-Ⅴ任务设计的,故采用章动控制系统。该系统包括两个容积为0.0054448m³贮箱、两台推力各为32.36N的肼类推力器。PAM-A比PAM-D和PAM-DⅡ大得多,它必须水平地安置在轨道飞行器货舱内。

PAM-A机载支持设备与STS PAM-D的相似,但结构质量要比后者大得多。它由冗余电机驱动的起竖系统将PAM-A/有效载荷起竖至45°角后,从航天飞机轨道飞行器货舱发射。

PAM-A按基准的地球同步转移轨道估算的质量分配:

| | |
|---|---|
| 有效载荷 | 1994kg |

| | |
|---|---|
| PAM-A(包括一次使用结构件,固体推进剂,机载支持设备) | 5879kg |
| 总质量 | 7891kg |

## 有效载荷辅助舱-DⅢ（PAM-DⅢ）

麦道航天公司在PAM-DⅡ的基础上为马丁马丽埃塔(MARTIN MARIETTA)公司的商业大力神3运载器研制了3种PAM-DⅢ上面级,它们可提供1814～2721kg的同步转移轨道运载能力。PAM-DⅢ的主要改进是换装发动机和加长箭体。PAM-DⅢ基本型仍采用PAM-DⅡ的STAR-63D固体火箭发动机;扩展型采用膨胀比80∶1、壳体加长300mm的STAR-63F固体火箭发动机;过度型采用STAR-63D/F固体火箭发动机,该发动机壳体加长,但仍采用STAR-63D的喷管。

PAM-DⅢ还可以与中国长征二号E配合使用,其运载能力与大力神3/PAM-DⅢ的相当。

### 主要技术性能

| | PAM-DⅢ(一型) | PAM-DⅢ(二型) | PAM-DⅢ(三型) |
|---|---|---|---|
| 发动机 | STAR-63D | STAR-63D/F | STAR-63F |
| 推进剂 | TP-H1202 | TP-H1202 | TP-H1202 |
| 装药量(kg) | 2268～3250 | 4239 | 4239 |
| 发动机长度(mm) | 1179 | 2060 | 2683 |
| 直径(mm) | 1600 | 1600 | 1600 |
| 最大真空推力(kN) | 107.2 | 122.7 | 124.54 |
| 工作时间(s) | 120 | 125 | 125 |
| 发动机总质量(kg) | 3497 | 4548 | 4607 |
| 发动机熄火质量(kg) | 222 | 279 | 337 |
| 运载能力(近地轨道到同步转移轨道)(kg) | 1814～1950 | 2540 | 2630 |

## 有效载荷辅助舱-DⅣ（PAM-DⅣ）

麦道航天公司计划研制PAM-DⅡ的简化型PAM-DⅣ。它将去掉一些电子设备和分系统。它将由运载火箭基本级提供分离指令,由有效载荷提供时序控制和自旋稳定。

# 有效载荷辅助舱-S (PAM-S)

PAM-S 是在 STS PAM-D/STAR-48 基础上发展的专用上面级。它作为惯性上面级的附加级，为 370kg 的 ULYSSES 土星太阳探测器提供 4270m/s 的速度增量。PAM-S 采用了 SGS-2的无水肼自旋和章动控制系统，以及 Yo-Yo 重块，将点火自旋角速度从 72r/min 降低到 7r/min。PAM-S 的装药量为 2009kg。其它状态同 STS PAM-D。

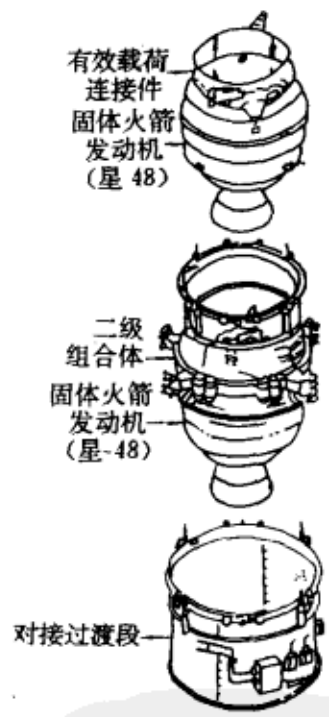
PAM-S 作为 ULYSSES 航天器的专用上面级，未执行其它任务。

# SGS-2

SGS-2 为由 2 枚 PAM-D 组成的二级火箭。SGS-2 由 2 台 STAR-48 固体火箭发动机、有效载荷对接件、分离系统和无水肼自旋稳定控制系统等组成。SGS-2 作为宇宙神火箭的上面级，用于发射 GPS 导航卫星，SGS-2/宇宙神火箭从范登堡基地发射，550～21000km 高、63°倾角轨道的运载能力为 862kg。1983 年 7 月 13 日 SGS-2 首次飞行，到 1985 年 10 月共发射 4 次，成功率 100%。

## 主要技术性能

| | |
|---|---|
| 发动机 | STAR-48 |
| 子级直径 | 1.2m |
| 级长 | 3.96m |
| 总质量 | 4540kg |
| 平均真空推力 | 2×66.7kN |
| 工作时间 | 87s |




SGS-2

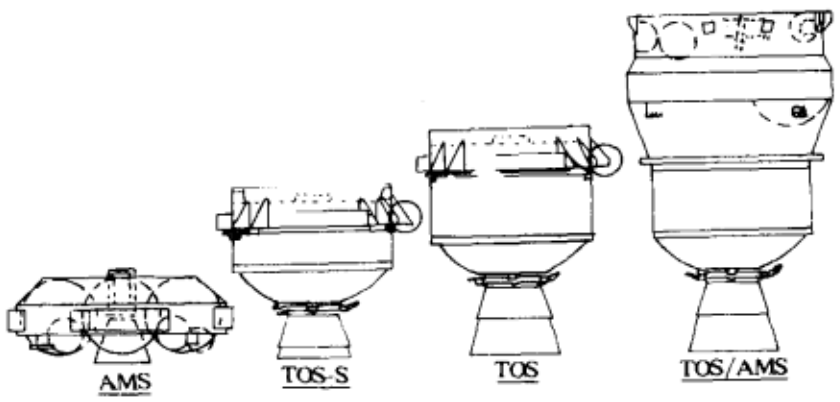
# 转移轨道级(TOS)、远地点机动级(AMS)和转移轨道级/远地点机动极(TOS/AMS)

郝　希　凡

1982 年 4 月，轨道科学公司(ORBITAL SCIENCES CORPORATION)和美国国家航空航天局签署了一项技术合作意向书，为航天飞机研制一种高度可靠的上面级系统，其运载能力介于有效载荷辅助舱(PAM)和惯性上面级之间。1983 年该项目由政府投资转为商业发展规划，命名为“转移轨道级”。美国国家航空航天局成立相应的办公室。在此协议下，轨道科学公司成为总技术指导，从事技术指导、系统工程、设计、计划管理工作，负责发展“转移轨道级”。马丁·马丽埃塔丹弗航天公司根据与轨道科学公司的合同作为主承包商，负责研制、试验和生产“转移轨道级”。美国国家航空航天局马歇尔航天飞行中心(NASA MARSHALL SPACE FLIGHT CENTER)负责技术指导。

从 1983 年 10 月开始，轨道科学公司和摩尔(MORE)公司开始设计、研制“远地点机动级”。1984 年 1 月美国国家航空航天局与轨道科学公司签署备忘录，研制“转移轨道级/远地点机动级”(TOS/AMS)。到 1988 年，以上 2 个项目集资 8 千万美元。

“转移轨道级”是一个采用惯性导航、三轴稳定、固体推进剂的上面级，可作为航天飞机或“大力神”运载器的配套上面级。转移轨道级有两种状态，从航天飞机发射时，分别能提供 6080kg 或 6030kg 同步轨道运载能力；从“大力神”火箭发射时，分别能提供 4990kg 或 5210kg 的同步轨道运载能力。




“转移轨道级/远地点机动级”系列图

TOS-S 为“转移轨道级”的缩短型。与“转移轨道级”相比，TOS-S 的发动机喷管和壳体圆柱段较短，装药也相应减少。TOS-S 的其它系统沿用“转移轨道级”的系统。

“远地点机动级”是一个液体推进剂上面级，它可执行近地点机动、远地点机动和其它轨道机动任务，可执行一系列航天飞机飞行任务。

“转移轨道级/远地点机动级”为固液两级上面级，它能执行地球同步静止轨道的近地点和远地点的轨道转移任务，以及其它高轨道任务。“转移轨道级/远地点机动级”两级状态比“惯性上面级”性能提高 30%。

## 主要技术性能

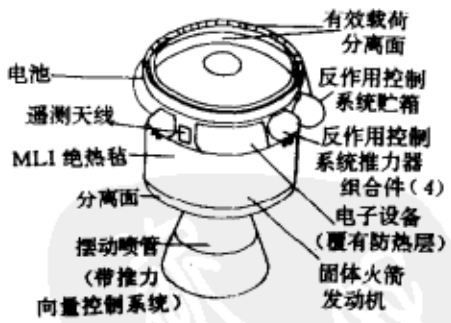
| | 远地点机动级 | 转移轨道级-S | 转移轨道级 | 转移轨道级/远地点机动级 |
|---|---|---|---|---|
| 运载能力(地球同步转移轨道) | 2360 | 4082 | 4942 | 8845 |
| (地球同步轨道)(kg) | 590 | | | 2950 |
| 总质量(kg) | 4710 | 8070 | 10940 | 13730 |
| 全长(mm) | | | | |
| (1930mm 接口) | 1524 | 2273 | 3035 | |
| (2311mm 接口) | | 2451 | 3200 | |
| (2840mm 接口) | | | | 4823 |
| 推力(N) | 11787 | 260665 | 260665 | 260665/11787 |
| 推进剂 | 一甲基肼/四氧化二氮和端羟基聚丁二烯(HTPB) | | | |
| 比冲(N·s/kg) | 3089 | 2873 | 2873 | 2873/3089 |
| 装药量(kg) | 3880 | | 9797 | |

# 转移轨道级（TOS）

## 总 体 布 局

“转移轨道级”(Transfer Orbit Stage)包括中等载荷运载能力的三轴稳定上面级和机载支持设备两大部分。机载支持设备仅用于航天飞机使用状态，是安装上面级的配套设备。

“转移轨道级”由箭体结构、固体火箭发动机主推进系统、反作用控制系统、箭载电子系统组成。主推进系统采用 ORBUS 21 固体火箭发动机，它是“转移轨道级”的主体，构成上面级的主要结构。“转移轨道级”结构前部为有效载荷对接件/设备舱，箭载电子设备、电源及其配电系统、反作用控制系统等安装于设备舱。有效载荷对接件为有效载荷提供接口。“转移轨道级”通过后部接口和位于前端的连接件与机载支持设备连接，水平固定于航天飞机货舱内。



“转移轨道级”

机载支持设备主要为二个框架组成的结构件，上面安装有效载荷和航天飞机的各种机械和电子设备。它直接安装在航天飞机货舱内，在航天飞机发射和轨道飞行期间支持“转移轨道级”和有效载荷，同时为有

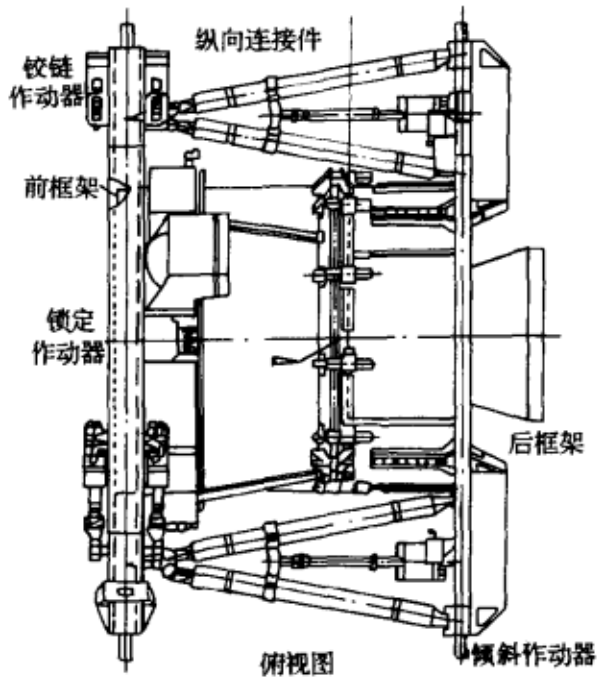
效载荷提供与航天飞机轨道飞行器连接的各种接口。它还为“转移轨道级”和有效载荷提供释放前检测，以及从航天飞机轨道飞行器货舱释放转移轨道级/有效载荷。

机载支持设备具有重新固定“转移轨道级”的能力，可在释放失败时将其带回地面。机载支持设备采用成熟元件，用 2 套电机驱动伺服机构。所有设计均采用冗余设计，提高可靠性。

## 结　构

“转移轨道级”为热处理铝合金半硬壳结构。其结构包括固体火箭发动机、设备舱/有效载荷对接件和后对接锥等部分。有效载荷对接件/设备舱位于“转移轨道级”的前部，为一个裙状铝合金结构。它提供有效载荷接口和各分系统设备的安装面。它可将横向载荷通过机载支持设备的前框架传递到航天飞机。

ORBUS-21 固体火箭发动机壳体为凯夫拉纤维/环氧树脂结构，该壳体构成“转移轨道级”的中段。发动机的后部通过螺栓与 228.6mm长的后对接锥连接。后对接锥与机载支持设备的后连接环连接。后对接锥将载荷均匀分配到固体火箭发动机的壳体。后对接锥与机载支持设备的接口采用与“惯性上面级”相同的分离系统。



机载支持设备

“转移轨道级”和“转移轨道级/远地点机动级”采用基本相同的直接安装的机载支持设备，不同之处仅在于其长度和前框架的轻微修改。该设备结构由前、后两个框架和连接两个框架的载荷传递结构组成(见图)。两个框架由热处理的铝合金制造。载荷传递结构由碳/环氧树脂复合材料制造。

“转移轨道级”和“转移轨道级/远地点机动级”套装在机载支持设备的前框架内。后框架组合件含有一个圆柱对接段和一个环形框。该环形框是“转移轨道级”和机载支持设备的接口，将横向和纵向载荷传递到航天飞机。

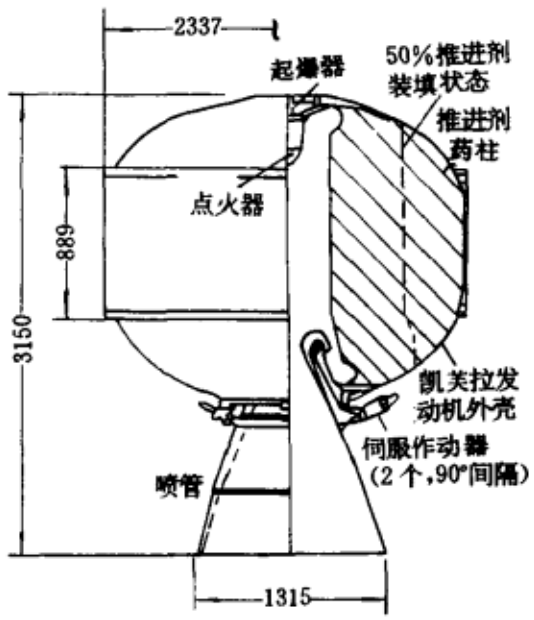
机载支持设备设置前框架活动锁、分离弹簧和机电螺旋驱动器。后者具有前框架解锁、前框架开启、起竖前框架到释放姿态等功能。

## 温 控 系 统

“转移轨道级”采用被动和主动两种温控方法。主动温控采用电阻加热器，对“转移轨道级”的反作用控制系统管路、阀门和安装在机载支持设备上的机电设备实行温控。被动温控采用绝热层隔热。绝热层安装于上面级和机载支持设备的其余部分。其外表面覆盖高反射层，使外表面能达到合适的温度；内表面涂黑，吸收热量。多层绝热层一般都采用双面镀铝薄膜。

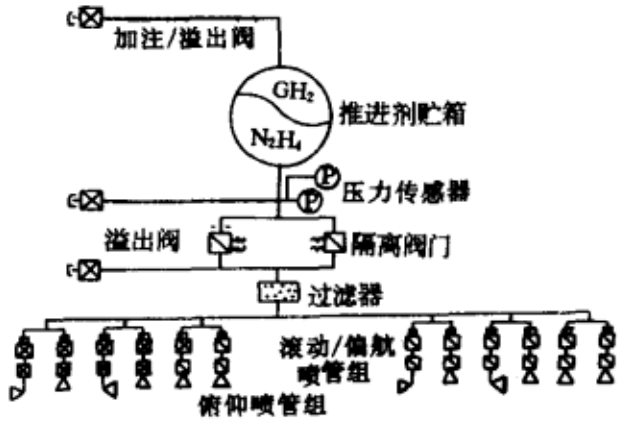
# 推 进 系 统

“转移轨道级”主推进系统采用联合技术公司化学系统分部(Unite Technology Corperation Chemical System Division)制造的 ORBUS-21 固体火箭发动机。该发动机为“惯性上面级”的一子级发动机。ORBUS-21 发动机采用凯夫拉纤维/环氧树脂缠绕燃烧室，3 维碳/碳潜入式喉部和喷管收敛段，以及 2 维碳/碳喷管扩散段。ORBUS-21 发动机采用一套冗余的点火系统，推进剂为端羟基聚丁二烯(HTPB)，最大装药 9797kg，平均真空推力为 185.1kN，最高真空推力为 260.665kN，有效比冲为 2873N·s/kg，装药 9707kg 时，发动机工作时间为 144s。ORBUS-21 发动机还采用冗余推力矢量控制作动器控制喷管推力向量，控制俯仰和偏航，由无水肼单组元反作用控制系统控制滚动。




ORBUS-21 固体火箭发动机

反作用控制系统采用联合化学公司汉密尔顿标准分部（Unite Chemical Corperation Hanmilton Standard Department）制造的单组元无水肼姿态控制系统。该系统为氮气挤压式输送系统，具有俯仰、偏航、滚动控制能力。该系统全部采用经飞行验证的部件。反作用控制系统的设计与一般有效载荷和上面级相应系统的设计相似，所有推力器均选自“惯性上面级”，并与“惯性上面级”安装一样。该系统采用双推力器冗余设计，一个推力器的阀门损坏不会影响完成任务。推力器的喷口指向后方，以免燃气污染有效载荷。




反作用控制系统框图

反作用控制系统共有 6 组推力器，每 2 个一组构成一套火箭发动机舱，每套发动机舱提供 133N 的推力。推力器在无动力滑行段提供俯仰、偏航和滚动控制，在动力飞行段提供滚动控制。反作用控制系统推进剂装载量为 23kg。

“转移轨道级”采用无水肼吹除系统进行防撞机动。

# 电 子 系 统

“转移轨道级”的电子系统包括下列组成部分：激光惯性导航系统(LINS)、多数表决程序器、输出/输入组合、火工品控制器、电池、传输控制组合件和发动机起动开关。“转移轨道级”的箭载电子系统以激光惯性导航系统为基础，该系统能在转移轨道级滑行段及动力飞行段提供

点火位置和三轴稳定控制。多数表决时序器控制事件程序，火工品控制器执行点火命令，输出/输入组合控制箭载电子设备的开关。制导、导航、电源配电系统采用现有的经飞行试验验证的设备。

“转移轨道级”导航系统的核心是环状激光陀螺惯性敏感组合，它由 3 个 HONEYWELL-GG1328 激光陀螺和 3 个 SUND STRAND Q FLEX 加速度表组成。激光陀螺惯性敏感组合具有 400°/s 和 $\pm 10g$ 的工作能力，精度高，稳定性好，其电位计能提供稳定信号。计算机可以满足附加的扩展要求。制导控制系统的软件采用模块式设计，可以适应任务的特殊要求。

“转移轨道级”的计算机处理制导导航控制系统提供的导航、机动和稳定控制信号。计算机系统采用开环控制，系统软件有必要的适应能力，能执行较复杂的姿态控制、温度控制、有效载荷分离和防撞机动等工作。计算机系统采用数字式处理系统，可以放宽发动机工作稳定裕度，提高“转移轨道级”在滑行段飞行时的操作灵活性。全部飞行程序由以多数表决程序器为基础的三冗余计算机系统控制，具有较高的可靠性。

“转移轨道级”的电源为两组 20Ah 的电池组成的供电系统。“转移轨道级”在航天飞机轨道器货舱内时，由轨道飞行器货舱内的电源供电。“转移轨道级”离开航天飞机轨道飞行器之前，在机组人员的监控下，由电机驱动开关切换到“转移轨道级”内部电源。“转移轨道级”的电源还可以为有效载荷供电。

在执行航天飞机发射任务时，转移轨道级的机载电子系统在轨道上通电，激光惯性导航系统由航天飞机轨道飞行器初始化。“转移轨道级”初始化时，其制导导航控制计算机根据轨道飞行器传输的信号，采用速率比较方法获得位置量。激光陀螺计算机采用内部测试技术，在出现故障失效时，可切换至备用激光陀螺。

“转移轨道级”与“大力神”火箭配合使用时，“转移轨道级”的激光惯性导航系统在地面由陀螺仪标定初始状态，并在上升段导航。

机载支持设备电子系统由火工品控制器和传输控制组合件组成。机载支持设备利用现有的航天飞机轨道器后框架上的控制和释放通道，采用简单的控制中继电路和电池。传输控制组合件用于控制螺旋驱动器，释放“转移轨道级”。为简化电子系统，采用自动、手动结合的工作模式。

机载支持设备的电子设备能为“转移轨道级”和有效载荷提供电源、遥测、释放控制、释放前的状态检查、电子设备启动和赋初始值等服务。

## 火 工 品

“转移轨道级”的火工品包括用于有效载荷/转移轨道级组合体与机载支持设备结构分离的线形导爆装置、反作用控制系统的阀门、固体火箭发动机的点火装置、螺旋驱动器的销钉拉出器。

## 典型飞行程序

“转移轨道级”配合航天飞机执行任务时，“转移轨道级”和有效载荷安装在航天飞机轨道飞行器货舱内。航天飞机入轨后，机组人员启动并控制机载支持设备电子仪器的自动测试程序，检测“转移轨道级”。地面控制中心监视航天飞机下行遥测数据，自动分析结果。然后“转移

轨道级”等待释放前的最后检查，并保留电源和数据接口。

航天飞机轨道飞行器机动，将姿态调整到“转移轨道级”释放的最佳位置。机载支持设备的前主锁驱动器打开前框架的上半部分，并将其转动 102°处于全展开的状态。后旋转驱动器转动“转移轨道级”/有效载荷组合体到 45°释放位置。收回驱动器准备下一步操作。

释放前两分钟按机组人员或有效载荷操作地面控制中心的指令切换电源，转由“转移轨道级”电源供电。然后通过洛克希德(LOCKHEED)公司的线形分离火工品分离上面级和机载支持设备，再由 12 个分离弹簧释放上面级/有效载荷组合体。

“转移轨道级”释放后，轨道飞行器反作用控制系统不工作，避免污染有效载荷，轨道飞行器进入自由飞行状态，并保持与“转移轨道级”的目视接触。在航天飞机转换到轨道机动系统点火之前，航天员旋转并锁定前机载支持设备，保持后机载支持设备于释放状态，航天飞机轨道器轨道机动系统点火工作之后，航天员将机载支持设备转入固定状态，并将轨道飞行器转移到安全区域。

与航天飞机分离后，转移轨道级开始滑行，45min 后时序器指令发动机点火工作，进入同步转移轨道。发动机工作 144s。“转移轨道级”可以调整到有效载荷分离姿态，并保持三轴稳定，也可以采取自旋稳定分离模式。

有效载荷分离 3min 后，上面级机动到防撞系统工作姿态，进行防撞机动并防止 ORBUS-21 发动机的喷焰污染有效载荷。

# 远地点机动级（AMS）

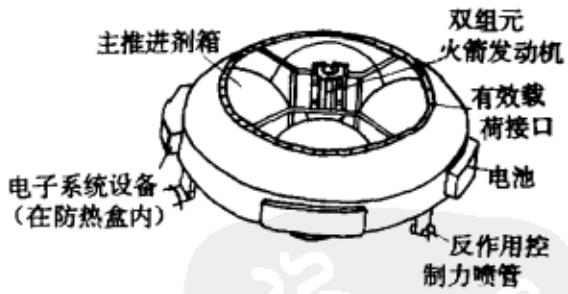
“远地点机动级”(Apogee Maneuves Stage)是一个液体双组元推进剂上面级。远地点机动级采用了大量“转移轨道级”的技术。“远地点机动级”最具有特色的部分是其主发动机系统，该系统由 MX 和平卫士导弹的四子级发动机改装而成。

“远地点机动级”的基本用途是在“转移轨道级”的基础上充当远地点级，同时“远地点机动级”也具备近地点级的能力，相当于 PAM 上面级的最新型号。

“远地点机动级”可以从航天飞机上释放，完成地球同步静止轨道有效载荷的发射任务，还可以执行太阳同步轨道的飞行任务。

## 总 体 布 局

“远地点机动级”的总体布局(见图)。该级直径较大，长度较短，可以充分利用航天飞机轨道器货舱的有效容积。发动机内置于其中央位置，4 个推进剂球形贮箱对称均匀分布于四周，电子系统安装于箭体外。“远地点机动级”前部为直径 2946mm 的有效载荷接口。



“远地点机动级”

“远地点机动级”采用轻质量的垂直机械机载支持设备，它可以为有效载荷提供最高 2514.6mm 的安装包线，也可以采用水平安装的机载支持设备，可以放置较长的有效载荷。释

放机构采用弹簧分离系统。

## 推 进 系 统

“远地点机动级”的推进系统采用一台氮气挤压式液体双组元发动机。该发动机为洛克维尔国际公司洛克达因分部(Rockwell International Rocketdyne division)生产的 MX 导弹四子级 RS-41 发动机的改型。主要改进点:修改燃烧室,适应“远地点机动级”较长工作时间的要求;加长喷管,提高推进性能,燃烧室也做了相应的改动。该发动机已经成功地做过 2 次试验,另外还准备在 RS-41 计划中再做 2 次验证试验。

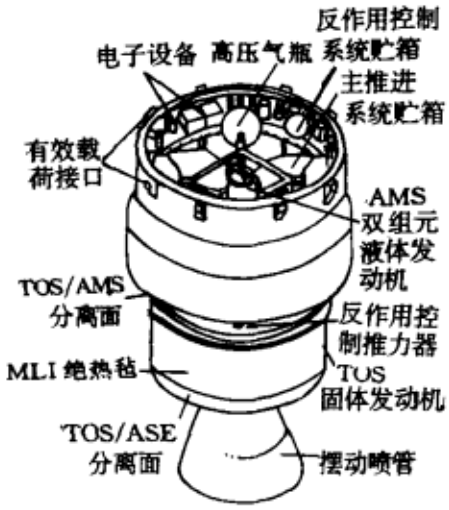
“远地点机动级”推进系统的有效比冲为 3089N · s/kg 推力为 11.787kN,推进剂为一甲基肼和四氧化二氮,可装推进剂 3880kg。该推进系统采用机电伺服机构。该系统在 MX 导弹飞行中已经试验过 5 次,发动机系统已经通过考验。

该发动机系统有 4 个贮箱,贮箱内设有简化的推进剂管理装置,每一个贮箱直径为 1143mm,由钛 4-6 合金制造。其中 2 个贮箱装氧化剂,推进剂总存储量为 3990kg。

“远地点机动级”的推进剂贮箱采用 3 层镀金不锈钢箔绝热。远地点级热结构的其余部分绝热结构与转移轨道级的相同。

## 转移轨道级/远地点机动级(TOS/AMS)

TOS/AMS为“转移轨道级”和“远地点机动级”的组合体。从航天飞机释放时质量为13.7t,有效载荷对接面的直径为 2840mm。它选择航天飞机为基本运载工具,同时也可以适应其它运载器。



TOS/AMS 系统图

TOS/AMS 的箭载系统基本采用“转移轨道级”的系统,只针对 TOS/AMS 工作时间长的特点做了相应的改进。“转移轨道级/远地点机动级”的制导导航控制系统采用冗余捷联激光陀螺和冗余备用器件系统。加强了系统的抗宇宙射线干扰能力,保证在单个设备失效时系统可以正常工作。

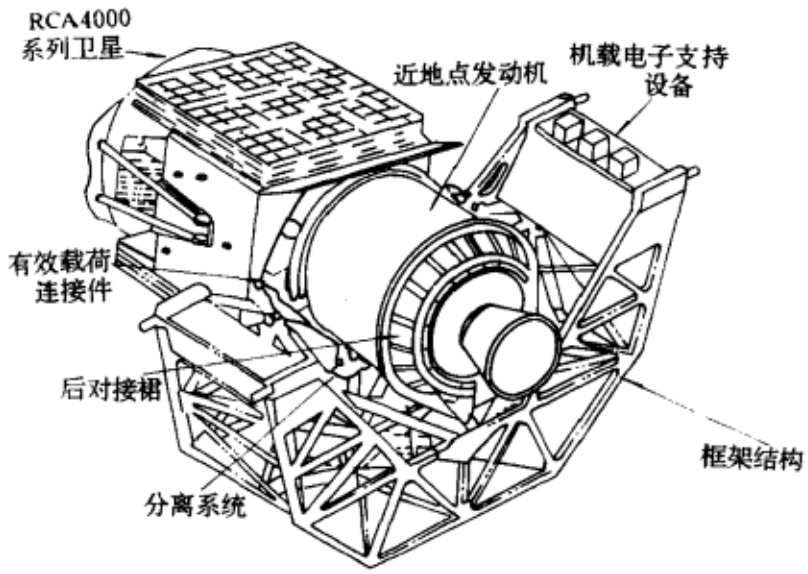
TOS/AMS 的电源为 2 组 175Ah 的电池。

TOS/AMS 仍采用“转移轨道级”的机载设备。

# 适用于航天飞机的轨道转移分系统（SCOTS）

郝　希　凡

适用于航天飞机的轨道转移分系统(Shuttle Compatible Orbit Transter Subsystem)是RCA航天电子公司负责研制的一个通用、经济的航天飞机上面级系统，原定于1987年发射。SCOTS是为发射RCA公司新发展的RCA 4000系统通信卫星专门设计的，能完成从航天飞机停候轨道进入地球同步转移轨道的任务。SCOTS也可以成为商业“大力神”3火箭上面级。SCOTS的地球同步转移轨道运载能力为1859～2675.1kg。




SCOTS上面级

1. RCA4000系列卫星；2. 有效载荷接口；3. 后对接框释放系统；
4. 框架结构；5. 电子机载支持设备；6. 近地点固体火箭发动机

## 总　体　布　局

SCOTS包括近地点固体火箭发动机、箭体结构、有效载荷对接件和箭载电子设备。SCOTS与航天飞机配合使用时，采用机载支持设备。

SCOTS采用STAR-63固体火箭发动机作为主推进系统。该发动机的后部设有后连接件，前部设置有效载荷对接件，提供有1194mm直径的MARMON包带有效载荷接口，可以适应阿里安运载火箭的接口要求。该包带在有效载荷分离后，仍留在SCOTS上。有效载荷分离系统可以提供至少0.91m/s的分离速度，这是防止SCOTS与有效载荷碰撞的最低限度。SCOTS不需要Yo重块系统。

SCOTS由有效载荷提供飞行程序控制。

机载支持设备包括一个安装于轨道飞行器货舱内的框架结构和电子设备，它可为

SCOTS/有效载荷组合件提供结构和电子接口，为 SCOTS 提供固定、解锁和释放等服务。其电子设备安装于框架结构上。机载支持设备设计为承载 2722kg。

与航天飞机配合使用时，SCOTS/有效载荷组合件水平安装于航天飞机货舱内。有效载荷接口位于机载支持设备的框架前面。SCOTS 的中心线与航天飞机货舱的纵轴线重合，这样可以为有效载荷提供最大有效载舱容积。SCOTS 可为有效载荷提供 4.58m 长的安装包线，有效载荷的质心范围为距分离面 838～1397mm。有效载荷通过 SCOTS/有效载荷对接件上的四个弹簧实现分离。

## 结　构

SCOTS 箭体结构包括发动机壳体，有效载荷对接件和后裙等部件。发动机壳体为凯夫拉(KEVLAR)纤维/环氧树脂结构，该壳体结构为 SCOTS 的主要结构。有效载荷对接件位于发动机的上部，与固体火箭发动机前裙通过螺栓连接。有效载荷对接件上有 2 个耳轴，构成与机载支持设备框架结构连接的 3 个接头的前两个接头。第三个接头由机载支持设备后框架的耳轴提供，该接头连接在固体火箭发动机前端框。上述 3 个接头由可释放锁与机载支持设备连接。SCOTS 与机载支持设备的机械接口还包括一个 $Y$ 固定件(加强俯仰模态频率)、释放弹簧和一个固定框架。这些机构增加了载荷传递通道，设置了一个有效载荷释放系统。

机载支持设备框架上的 3 个电机驱动的锁控制 SCOTS/有效载荷的分离。这些锁的耳轴由预加载的框架保持在原来位置，即使锁打开也不脱落。在 SCOTS/有效载荷释放准备完毕后，有效载荷的 Y 固定件由火工品分离。该固定件用于将 $Y$ 轴向的载荷通过有效载荷固定装置传递到框架上。因此可以明显增加 $Y$ 俯仰振动模态频率，减少 SCOTS 与航天飞机轨道器控制系统的耦合反应。$Y$ 固定件切断以后，有效载荷/SCOTS 组合体通过火工品切断固定框架。固定框架的火工品切割器是 3 冗余的，任何一个火工品工作均能完成任务。

安装在框架上的 6 个弹簧构成分离系统。该分离系统可以提供大于 0.305m/s 的分离速度。$X$、$Y$、$Z$ 轴释放绝对角速度分别为 1.5°/s、0.25°/s、0.25°/s，可以保证 SCOTS 不与机载支持设备和航天飞机轨道器货舱碰撞。

SCOTS 可以承受航天飞机产生的各种静、动载荷，能承受 1.5 倍飞行极限载荷，可以满足航天飞机的飞行要求。SCOTS 具有 6.33～10Hz 的自身振动频率，其最低振动频率为 6.44Hz。

SCOTS 固体火箭发动机的巨大质量象一个大热沉，可作为有效载荷和机载支持设备电子仪器的加热器。轨道系统级的热设计不需附加的热防护装置，可简化设计和操作。

## 推 进 系 统

主推进系统采用锡奥克尔(THIOKOL)公司的 STAR-63E 发动机，该发动机是 PAM-DII 上面级发动机的改型，属于 STAR-63 系列。发动机的直径为 1600mm，采用凯夫拉纤维缠绕壳体，EPDM 绝热材料，碳/碳喉衬，以及碳/酚醛喷管。该发动机采用 TP-H1202 推进剂。

# 电 子 系 统

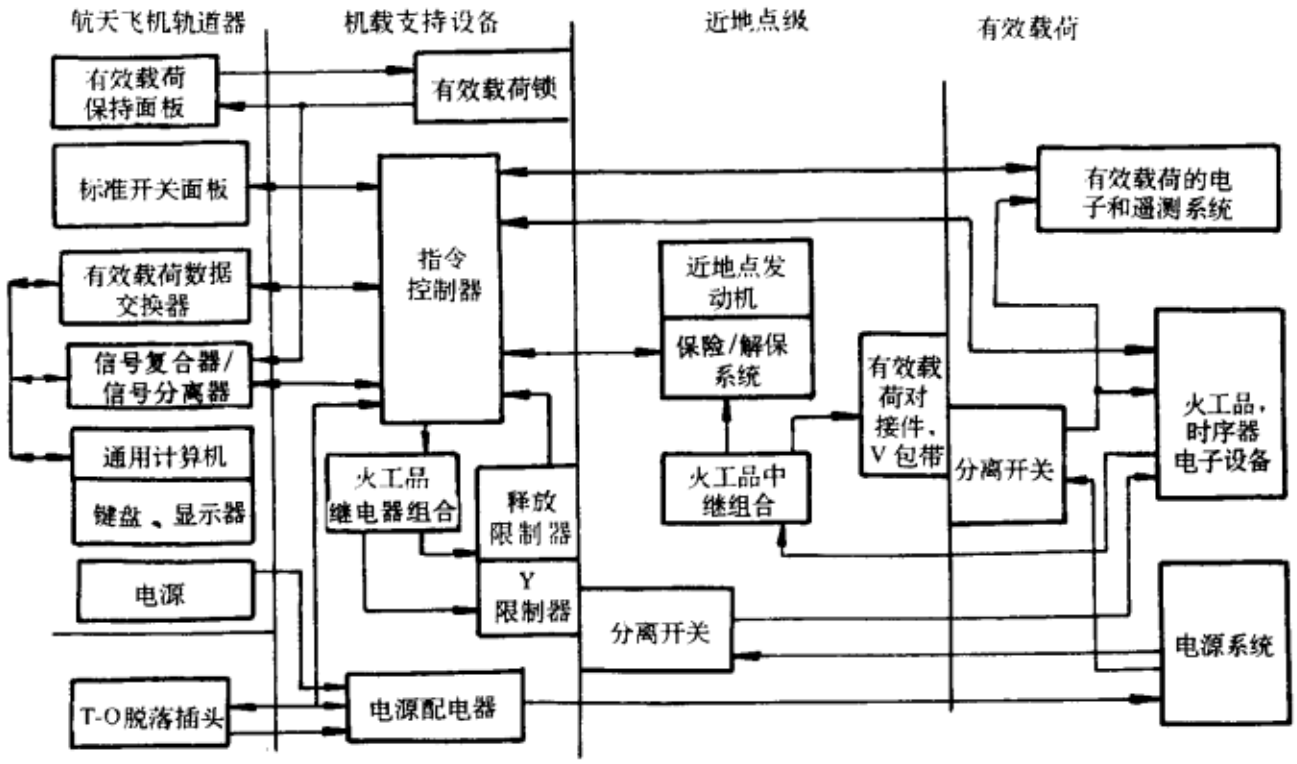
## SCOTS 上面级电子系统

SCOTS 电子系统由保险/解保装置、火工品中继装置和分离开关组成。系统的功能为

1)在航天飞机和有效载荷之间提供指令和遥测接口；

2)从航天飞机向有效载荷提供电源；

3)提供释放程序控制。




SCOTS 电子系统框图

SCOTS 由有效载荷电子系统进行程序控制。该系统由有效载荷电子和遥测系统、火工品定时器、分离开关和电源系统组成。根据有效载荷火工品定时器提供的指令，SCOTS 的火工品中继装置控制固体火箭发动机工作，控制有效载荷分离。分离开关作为安全储备，直到有效载荷分离后才完成工作使命。

SCOTS 由航天飞机轨道飞行器和地面电源供电，由机载支持设备的配电器配电。

## 机载支持设备的电子系统

机载支持设备的电子系统为航天飞机和 SCOTS/有效载荷组合体提供电子接口，并为有效载荷提供在轨道飞行器货舱内的操作和监视。该电子系统包括一个指令控制器、电源控制器和火工品中继装置。指令系统采用航天飞机现有的有效载荷多层通道和 SSP 标准接口。有效载荷锁采用标准的航天飞机锁组合。遥测系统也采用航天飞机的标准系统。

机载支持设备电子系统采用冗余设计，具有容错能力，同时采用释放状态监视器，控制有效载荷的释放过程，防止未准备好的有效载荷/SCOTS 被释放。

位于机载支持设备上的火工品中继装置控制 Y 固定件切断和框架释放。

## 飞 行 程 序

释放前，航天飞机轨道器调整到预定姿态。航天飞机机组人员完成以下工作：

1)有效载荷电子系统加电，检查陀螺；

2)校准陀螺漂移初值；

3)终止校准；

4)切换到内部电源；

5)起动有效载荷电子系统有关组件；

6)航天飞机轨道飞行器机动到 SCOTS 发动机点火姿态。

然后机组人员打开机载支持设备的有效载荷/SCOTS 持留锁，由指令控制组件指令 SCOTS 发动机保险/解保装置解保。有效载荷处于待命状态。此后 Y 固定装置耳轴释放，在适当的时间和姿态，航天飞机机组人员通过通用计算机发出指令，控制机载支持设备的框架张开，分离弹簧随即施加分离力于 SCOTS/有效载荷组合体上，提供至少 0.305m/s 的分离速度。

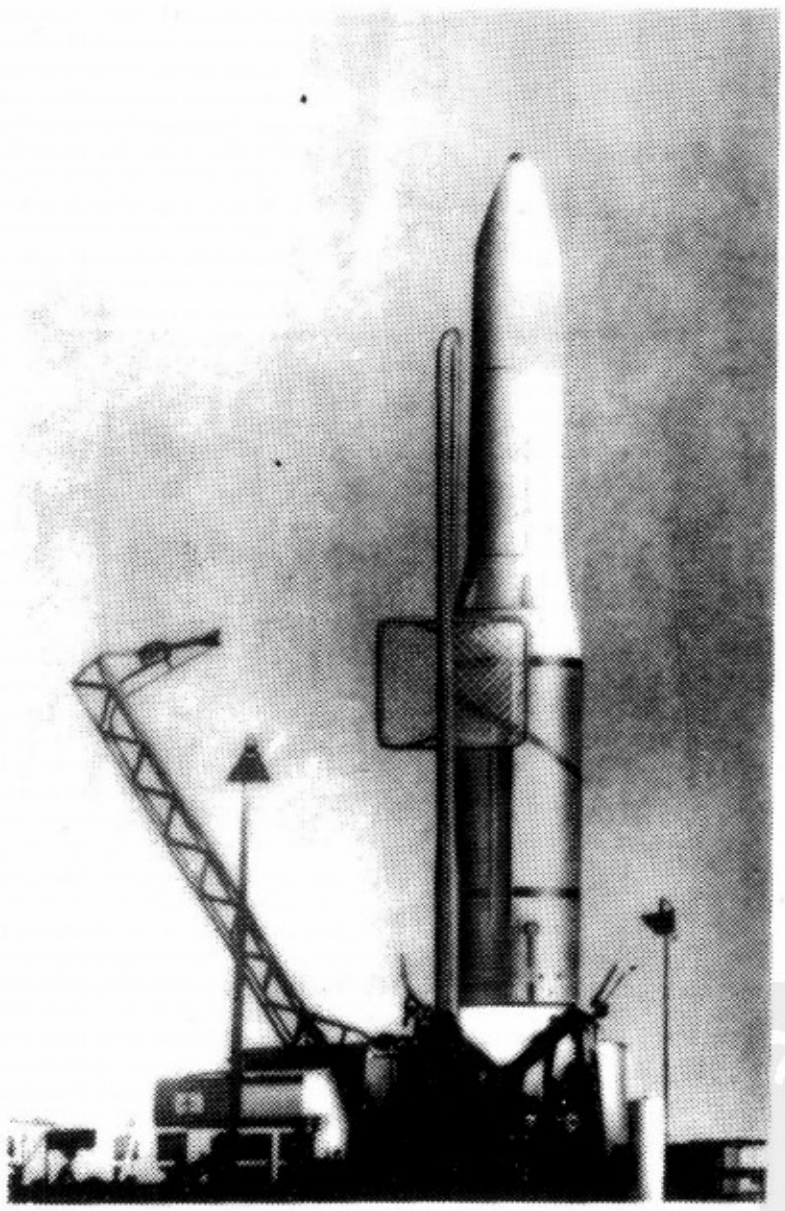
SCOTS/有效载荷组合体距航天飞机 61m 后，有效载荷姿态控制系统利用无水肼推力器控制飞行姿态，起旋 SCOTS 并控制章动角。航天飞机轨道飞行器同时机动飞行，为 SCOTS 提供安全的分离距离。

SCOTS/有效载荷组合体首先在停候轨道飞行，分离后 65min，定时器控制固体火箭发动机点火，进入同步转移轨道。点火后 200s，有效载荷与 SCOTS 分离。SCOTS/有效载荷分离系统可以提供 0.91m/s 的分离速度。

# 英 国

## 黑 箭 (BLACK ARROW)

裴鸣远



“黑箭”火箭

“黑箭”火箭是 1964 年 9 月底英国技术部委托惠斯特兰(Westland)飞机公司在“黑骑士”研究火箭基础上研制的卫星运载火箭。1969 年 6 月 29 日一、二子级用真实产品,三子级用模拟件进行首次弹道式飞行试验,结果因发动机的工作失控而导致试验失败。1970 年 3 月 4 日试飞成功。之后又经过了 1970 年 9 月 2 日发射试验卫星 $X_2$ 的失败和 1971 年 10 月 28 日发射试验卫星 $X_3$ 的成功,计划就告终止。

“黑箭”火箭是利用现有研制经验、部件、分系统和试验设备,在英国本土制造、装配与试验的火箭,它从澳大利亚南部的武麦拉(Woomera)发射场发射。发射场位于东经 136°54′,南纬 30°11′。火箭向近于正北方向发射,能将质量 120kg 的试验卫星送入 483km 高的极轨道。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　数 | 3 级 | 推重比 | 1.24 |
| 全　长 | 13.03m | 结构系数 | 0.08 |
| 最大直径 | 2m | 运力能力 | |
| 起飞质量 | 18.37t | 483km 圆轨道 | 120kg |
| 结构质量 | 1.5t | | |
| 起飞推力 | 222.64kN | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　度 | 5.97m | 发动机 | 1 台伽马 8 |
| 直　径 | 2m | 推进剂 | 过氧化氢/煤油 |
| 子级质量 | 14.1t | 地面总推力 | 222.64kN |
| 结构质量 | 1t | 地面比冲 | 2452N · s/kg |
| 推进剂质量 | 13.1t | 工作时间 | 125s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　度 | 2.54m | 发动机 | 一台双推力室伽马 2 |
| 直　径 | 1.37m | 推进剂 | 煤油/过氧化氢 |
| 结构质量 | 0.4t | 真空推力 | 68kN |
| 推进剂质量 | 3.2t | 真空比冲 | 2600N · s/kg |
| 子级质量 | 3.6t | 工作时间 | 116s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　度 | 1.31m | 发动机 | 一台连雀固体发动机 |
| 直　径 | 0.71m | 推进剂 | 固体药柱 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 结构质量 | 42kg | 真空推力 | 24.5kN |
| 推进剂质量 | 303kg | 真空比冲 | 2697N · s/kg |
| 子级质量 | 345kg | 工作时间 | 45s |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 度(包括三子级) | 3.52m | 结构质量 | 200kg |
| 直 径 | 1.37m | (以上数据适用于应用型) | |

## 总 体 布 局

"黑箭"是三级火箭,一、二子级为控制系统控制的液体级,三子级为旋转稳定的固体级。一个抛物线形整流罩内部安装三子级和卫星。其组成与布局见图。

一子级包括尾段、过氧化氢箱、仪器舱、煤油箱和分离舱。尾段内装有一台 8 个推力室的伽马 8 发动机。8 个推力室分 4 对沿两个正交轴安装,可作双向摆动,提供俯仰、偏航和滚动姿态的控制力。过氧化氢箱容积 9.1m$^3$,最大加注量 11.80t。仪器舱内装有电子设备、电源和遥测系统。煤油箱容积 2.14m$^3$,最大加注量 1.45t。分离舱、级间段和二子级发动机舱三者构成一个截锥壳。级间段内部装二子级发动机起动系统,外部装 4 台 Siskin 固体分离火箭。级间段下端框与分离舱上端框之间用爆炸螺栓连接。一、二子级借助爆炸螺栓和分离发动机分离。二子级发动机起动后,级间段连同起动系统和分离火箭一起被抛掉。

二子级包括发动机舱、过氧化氢箱、仪器舱、煤油箱和分离舱。双推力室伽马 2 发动机装在发动机舱内的万向支架上,可双向摆动,提供俯仰、偏航和滚动姿态控制力。二子级工作结束后和三子级发动机起动前的滑行段使用的姿态控制系统也装在发动机舱内。过氧化氢箱容积 2.23m$^3$,加注量 2.63t。仪器舱是内部充压的密封舱,装有伺服放大器、遥测装置、跟踪信标机、指令自毁接收机、电源装置、姿态基准装置和飞行程序器。煤油箱容积 0.5m$^3$,容纳 324kg 煤油。分离舱顶端装有大直径刚性转台,转台外面切向安装 6 台脉冲式(Imp)固体发动机,上端框与三子级下端框对接并由分离包带箍紧。

三子级包括 Waxwing 远地点发动机和分离舱。分离舱上端框上有卫星安装垫,它与卫星之间用爆炸螺栓和压紧弹簧连接。三子级和卫星用整流罩保护,整流罩在火箭飞出大气层、二子级工作初期分成两半被抛掉。

## 箭 体 结 构

箭体结构如图所示,一、二子级的结构均由发动机舱、过氧化氢箱、仪器舱、煤油箱和分离舱组成。基本结构材料为 B.S.L75 号铝合金,一些受工作条件限制的部件用钢、钛合金和镁合金制造。

火箭按照三子级质量为 454kg 时,作用于一、二子级的最大惯性加速度分别为 5.25$g$ 和 7.25$g$ 设计。设计采用的飞行条件屈服极限安全系数为 1.125;破坏极限安全系数 1.33。地面

条件屈服极限安全系数为 1.25；破坏极限安全系数 1.5。

## 一子级结构

一子级由尾段、贮箱、仪器舱、分离舱和级间段组成。

过氧化氢箱和煤油箱均由圆筒段和球形底组成。筒段用 18 S.W.G. 铝合金板材经辊压、焊接而成，内壁没有纵向加强件；箱底是简单的旋压成形件；贮箱按内压设计。氧化剂箱由氮气增压，保持箱内压差为 83.7kPa。煤油箱靠自身增压，保持箱内至少有 34.5kPa 的绝对压力。

两个贮箱之间是不增压仪器舱，是铝蒙皮和纵、横加强件加强的铆接半硬壳式结构，内部安装控制系统组件、增压氮气瓶、电源和遥测设备等。

尾段是铝蒙皮、桁条和隔框铆接的半硬壳式结构。发动机架由端框、8 根支管和中央十字梁组成。液压系统按照二子级仪器舱中的姿态基准装置发出的信号使发动机摆动。此外，尾段还设有脱落插头盘。底部用玻璃纤维板封闭。

分离舱和级间段也是半硬壳式结构，它们与二子级发动机舱一起构成完整的截锥壳，保持良好的气动外形。级间段外面安装 4 台 Siskin 分离用固体火箭，内部装有伽马 2 发动机起动系统。发动机起动后，该级间段（包括分离火箭和起动系统）被抛掉，以减轻二子级的质量。

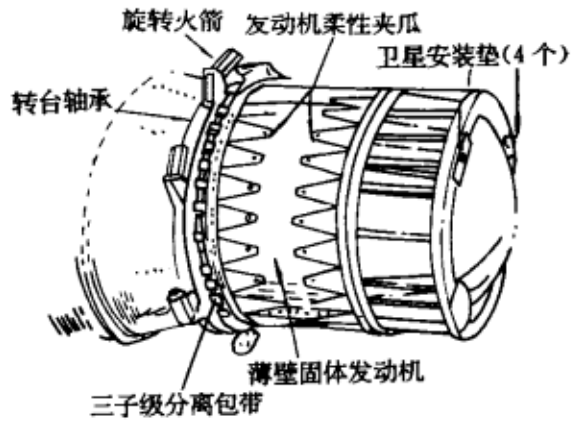
## 二子级结构

二子级结构也由发动机舱、推进剂贮箱、仪器舱和分离舱组成。推进剂箱为轻合金焊接结构，内部加注了 3.18t 推进剂（过氧化氢和煤油的比值为 8.2∶1）。两个贮箱均用氮气增压，增压压力高于环境压力 138kPa。

仪器舱位于两个贮箱之间，是充压密封半硬壳结构，自身增压到高出环境压力 48.3kPa。内部装有伺服放大器、遥测系统、跟踪信标机、指令自毁接收机、电源、姿态基准系统与程序装置等。

发动机舱为半硬壳式截锥壳。伽马 2 发动机和伺服作动器等安装在由 2 根横梁、8 根支管和端框组成的机架上。推力室安装在双环框架上，可双向摆动。伺服作动系统用贮箱中的煤油作工质，不再用单独的液压油。

分离舱位于煤油箱上部，是半硬壳截锥结构。顶端是刚性卫星转台，转台外面切向安装 6 台旋转火箭。前端框和三子级后端框用包带箍在一起。




三子级、卫星和转台的安装图

## 三子级结构

三子级结构包括安装远地点发动机和卫星的固定装置和镁合金框架式分离舱。发动机用连接包带和柔性夹爪固定。分离舱前端框上有 4 个卫星安装垫（也是各设一对弹簧的分离推力垫），2 个卫星安装销和一个 30 路 Plessey 电连接接头。三子级发动机、卫星和大直径刚性转台的安装关系如图所示。

## 卫星整流罩

整流罩是由两个半壳组成的镁合金蒙皮隔框铆接结构。两半壳纵向用火药燃气推力分离

装置连接，横向通过两个铰接接头与二子级连接。整流罩用于保护三子级和卫星，飞出大气层后被抛掉。分离时，4 个大型弹簧产生弹射力，铰接接头处的弹簧产生投掷力，完成抛罩任务。

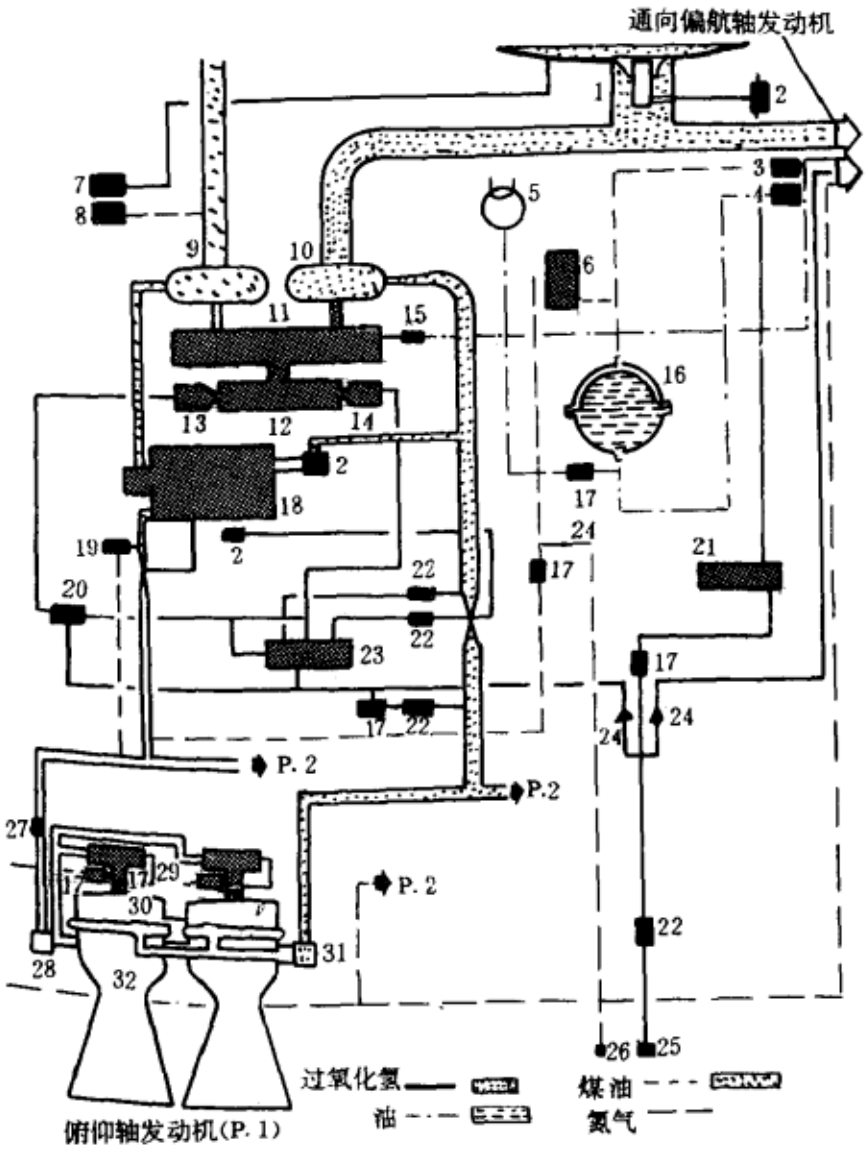
## 推 进 系 统

一、二子级推进系统用罗尔斯·罗依斯(Rolls-Royce)公司研制的伽马 8 和伽马 2 发动机。推进剂为煤油与过氧化氢(85%～87%的过氧化氢和 13%～15%的水)。三子级为火箭推进研究中心研制的固体发动机 Waxwing。

### 一子级推进系统

伽马 8 发动机有 8 个推力室和 2 组涡轮泵。其海平面推力为 222.46kN；海平面比冲 2128N·s/kg；混合比精度为 8.2∶1±0.5%；包括发动机舱和系统在内的发动机净质量 664kg；工作时间 125s；核准试验寿命为 30min。

8 个推力室分 4 对安装在 2 个径向交叉轴上。每对可联动作切向摆动。其摆轴为中空的，有推进剂管路从中通过。每组涡轮泵负责给一个轴上的 4 个燃烧室输送推进剂。两组泵共用一个泵前抽吸阀。




一子级推进系统图

1. 过氧化氢抽吸泵； 2. 隔离阀； 3. 手动排气阀； 4. 油加注管接头； 5. 压力开关； 6. 减压阀； 7. 过氧化氢加注/排空管接头； 8. 煤油加注/排空管接头； 9. 煤油泵； 10. 过氧化氢泵； 11. 齿轮箱； 12. 涡轮； 13. 大蒸汽发生器； 14. 小蒸汽发生器； 15. 油过滤器； 16. 油箱； 17. 单向阀门； 18. 混合比控制阀； 19. 调节阀； 20. 压力平衡阀； 21. 双作动电磁阀； 22. 过氧化氢过滤器； 23. 推力控制阀； 24. 止回阀； 25. 过氧化氢地面起动接头； 26. 氮气脱落接头； 27. 可变煤油限流孔； 28. 煤油管枢轴； 29. 断流阀；30. 可变过氧化氢限流孔； 31. 过氧化氢管枢轴； 32. 燃烧室。

发动机是通过控制系统的推力控制阀确保进入燃烧室的过氧化氢量不变来保证推力不变的；是用一个机械伺服控制装置敏感管路中两个文氏管处液流的动压，来调节煤油与过氧化氢流量，使混合比保持在一定范围内。

使推力室摆动的作动器由液压泵提供动力。液压泵由涡轮通过齿轮变速箱带动。齿轮箱润滑油由煤油系统的液压挤压系统供应。

发动机起动时，由地面系统供给一定压力的过氧化氢，打开泵前抽吸阀，使过氧化氢流入气体发生器。发生器产生的蒸汽驱动涡轮并带动泵运转。过氧化氢压力超过地面起动系统压力时，发动机自身供应系统工作，所建立的过氧化氢压力保持泵前抽吸阀门敞开并继续给发生器供应过氧化氢。在紧急情况下，只要给电磁阀发送电脉冲，关闭过氧化氢泵前抽吸阀，切断推进剂供应，就可使发动机关机。一子级推进系统如上图所示。

## 二子级推进系统

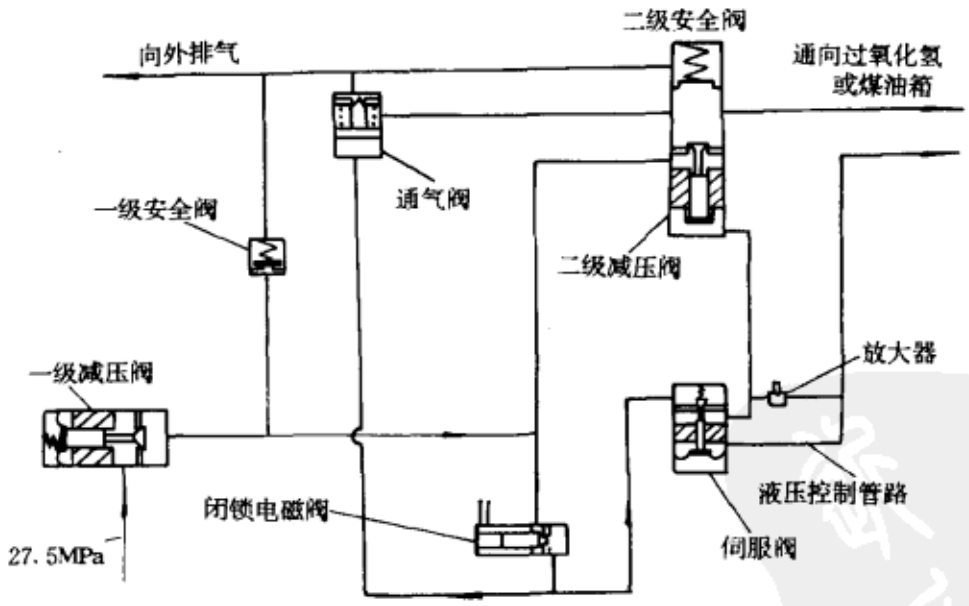
二子级伽马 2 发动机包括 2 个推力室和一套涡轮泵组。其真空推力为 68.23kN；真空比冲 2600～2638N · s/kg；混合比精度 8.2 ∶ 1±0.5%；净质量(包括起动系统)664kg；起动系统质量 14.1kg；工作时间 110～120s；核准试验寿命 30min。

伽马 2 与伽马 8 类似，只是喷管较长，使膨胀比从 80 ∶ 1 增加到 300 ∶ 1。喷管延伸段用煤油再生冷却，而不用过氧化氢，免得过多的热量传给过氧化氢。推力室安装在双向摆环上，可作双向摆动。摆环轴是空心的，推进剂管路从中通过进入推力室。作动系统没有单独的液压泵，而是直接由发动机系统的煤油泵提供液压压力。

发动机起动系统包括一个过氧化氢瓶和一个高压氮气瓶。高压氮气挤压过氧化氢瓶中的隔膜，将过氧化氢压入发动机，使发动机起动。该系统安装在一、二子级级间段中，发动机起动后，与级间段一起被抛掉。二子级推进系统组成安排图见箭体结构一节的总图。

## 一、二子级增压系统

如前所述，一子级煤油箱靠自身增压，即根据箱内油耗和外界环境压力变化由内向和外向通气阀调节箱内压力。在发动机开始工作的短时间内，贮箱压力稍低于外界环境压力，这时由



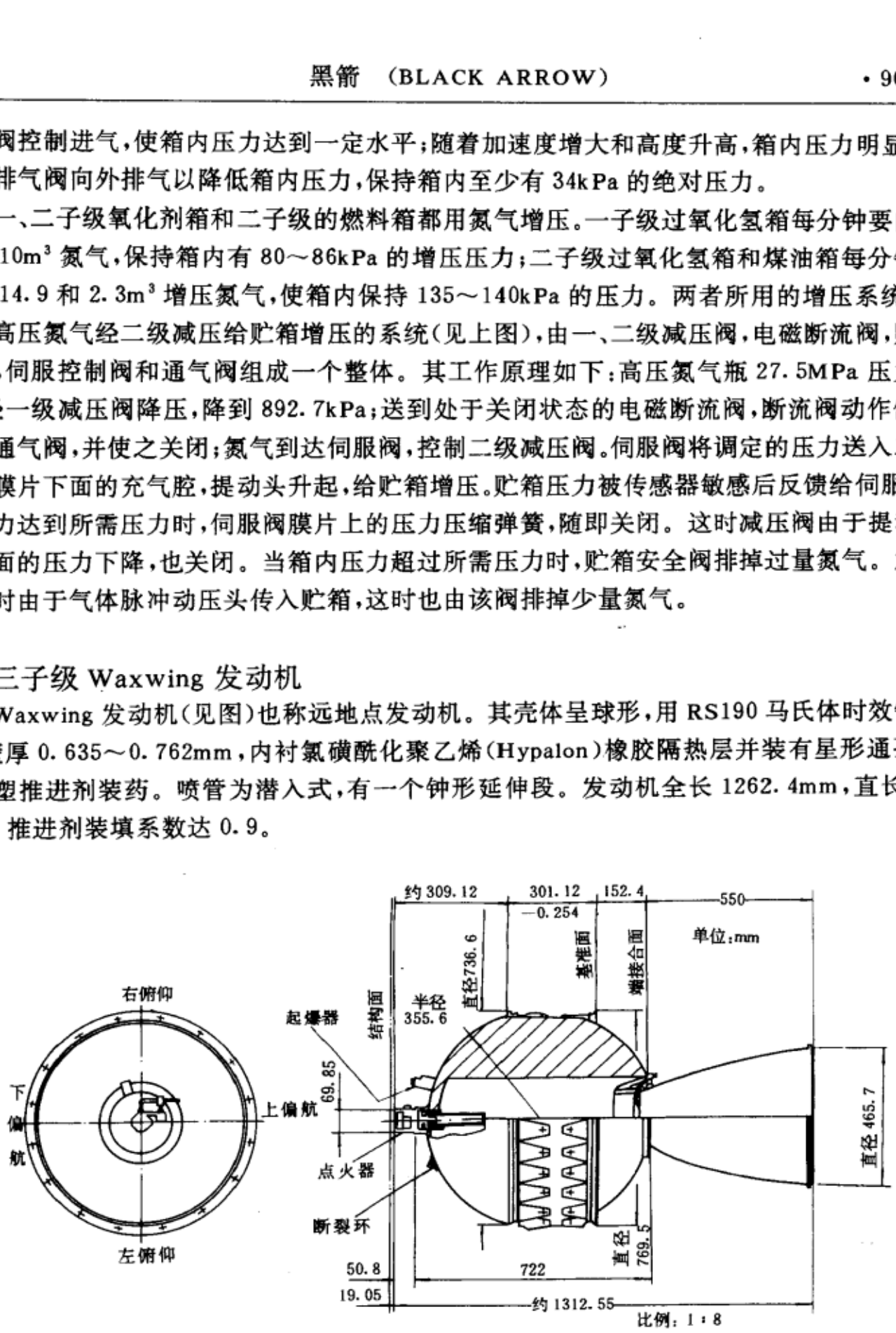

推进剂增压系统简图

通气阀控制进气,使箱内压力达到一定水平;随着加速度增大和高度升高,箱内压力明显增加,这时排气阀向外排气以降低箱内压力,保持箱内至少有 34kPa 的绝对压力。

一、二子级氧化剂箱和二子级的燃料箱都用氮气增压。一子级过氧化氢箱每分钟要向箱内注入 $10m^3$ 氮气,保持箱内有 80～86kPa 的增压压力;二子级过氧化氢箱和煤油箱每分钟分别需要 14.9 和 $2.3m^3$ 增压氮气,使箱内保持 135～140kPa 的压力。两者所用的增压系统类似,均为高压氮气经二级减压给贮箱增压的系统(见上图),由一、二级减压阀,电磁断流阀,贮箱安全阀,伺服控制阀和通气阀组成一个整体。其工作原理如下:高压氮气瓶 27.5MPa 压力的氮气,经一级减压阀降压,降到 892.7kPa;送到处于关闭状态的电磁断流阀,断流阀动作使氮气到达通气阀,并使之关闭;氮气到达伺服阀,控制二级减压阀。伺服阀将调定的压力送入二级减压阀膜片下面的充气腔,提动头升起,给贮箱增压。贮箱压力被传感器敏感后反馈给伺服阀。箱内压力达到所需压力时,伺服阀膜片上的压力压缩弹簧,随即关闭。这时减压阀由于提动头膜片下面的压力下降,也关闭。当箱内压力超过所需压力时,贮箱安全阀排掉过量氮气。发动机起动时由于气体脉冲动压头传入贮箱,这时也由该阀排掉少量氮气。

### 三子级 Waxwing 发动机

Waxwing 发动机(见图)也称远地点发动机。其壳体呈球形,用 RS190 马氏体时效钢板制造,壁厚 0.635～0.762mm,内衬氯磺酰化聚乙烯(Hypalon)橡胶隔热层并装有星形通孔的高能铝塑推进剂装药。喷管为潜入式,有一个钟形延伸段。发动机全长 1262.4mm,直长711.2 mm。推进剂装填系数达 0.9。




Waxwing 发动机

## 分 离 系 统

### 一、二级分离

一、二级由惯性开关根据火箭上升加速度控制分离。惯性开关在一子级推进剂快耗尽,火箭加速度降到 $3g$ 时触发;经过几秒钟推力衰减后,引爆连接一子级分离舱前端框和级间段下

端框的 8 个爆炸螺栓；同时令 4 台 Siskin 分离发动机点火并解开伽马 2 发动机起动系统保险。随着 Siskin 发动机工作，一、二级分离；级间段上的分离开关闭合，伽马 2 发动机点火。待 Siskin 发动机推力终止，引爆级间段前端框与二级后裙后端框间的连接爆炸螺栓，并借助弹簧力将级间段(包括 Siskin 分离发动机和伽马 2 发动机起动系统等)抛掉。

Siskin 发动机除用于一、二级分离外，还用来给二子级贮箱的推进剂提供沉底力，保证二子级发动机的正常起动。该发动机用中心星形通孔药柱，推进剂与三子级的相同。

### 二、三级分离

分离前，先起动 6 个脉冲式(Imp)旋转发动机，使三级以 20rad/s 的转速旋转。这时，为了保持两个子级的电路畅通，转台的继电器动作，同时起动固态电子计时器，5 秒钟后炸断连接包带的 3 个螺炸螺栓，使包带松脱，三级在弹簧作动下与二子级分离。

在脉冲发动机起动的同时，给三子级发出脉冲信号，使固态计时器起动，开始远地点发动机点火和卫星分离等一系列程序。有两种脉冲式旋转发动机 Imp XV 和 Imp Ⅵ，总冲量不同，可供有不同旋转惯量的三级选用。分离发动机 Siskin 和两种旋转发动机 Imp XV 和 Imp Ⅵ 的性能参数列于表中。

Siskin 和 Imp 发动机参数

| 参数 \ 发动机代号 | | Siskin | Imp XV | Imp Ⅵ |
|---|---|---|---|---|
| 真空总冲量 | (N·s) | 21128 | 160 | 285 |
| 工作时间 | (s) | 3.9 | 0.8 | 0.7 |
| 真空最大推力 | (N) | 13566 | 712 | 1557 |
| 总质量 | (kg) | 10.5 | 0.336 | 0.386 |
| 推进剂质量 | (kg) | 7.48 | 0.091 | 0.141 |
| 长度(包括喷管) | (mm) | 760.7 | 259.7 | 259.7 |
| 最大直径 | (mm) | 204.8 | 51.2 | 51.2 |

### 三子级与卫星分离

两者根据分离舱中时间继电器的存储信号分离。分离装置药筒的装药被电信号引燃，生成的气体推动活塞，松开连接螺帽，使卫星在 8 个弹簧的作动下与三子级分离。

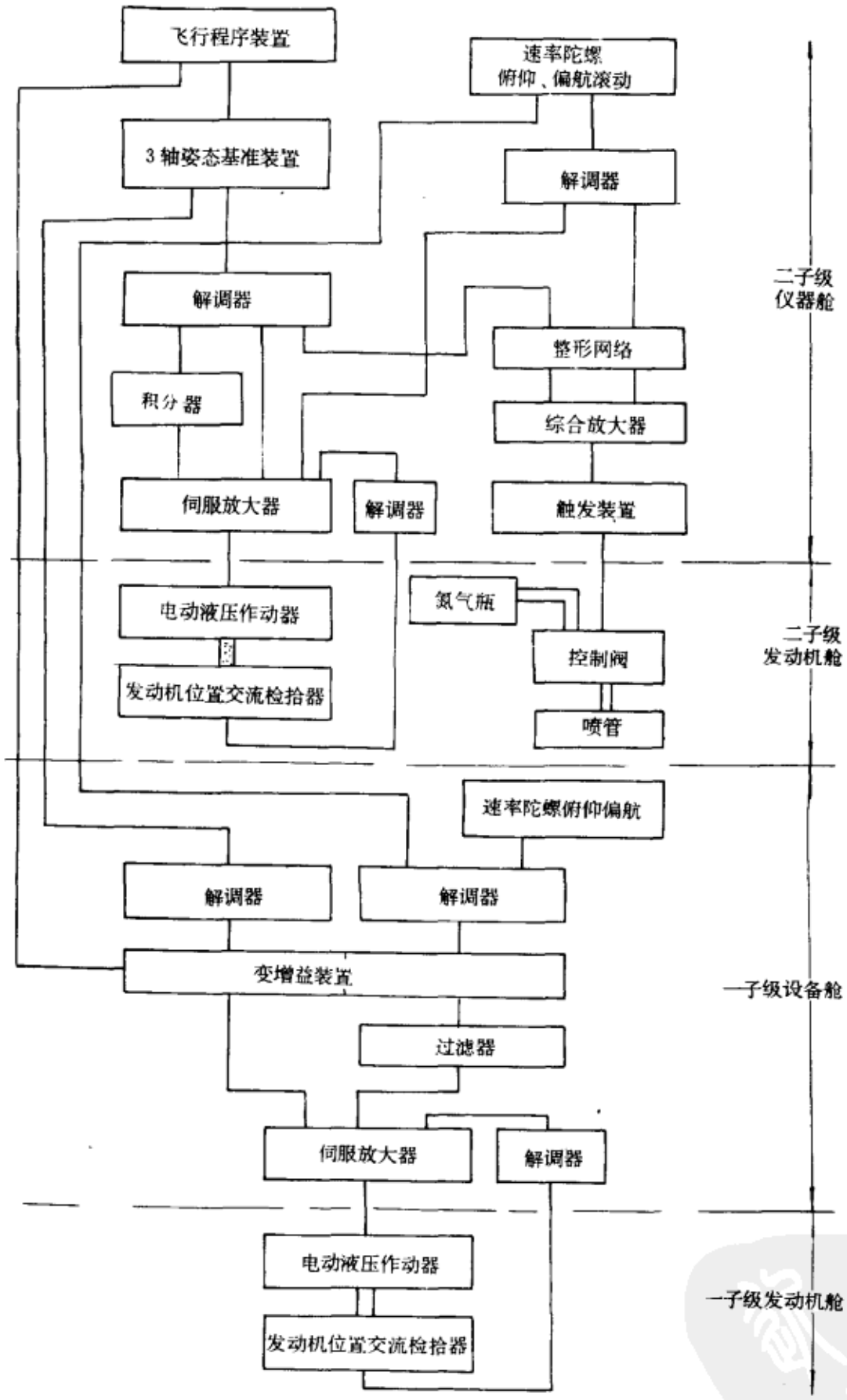
## 控 制 系 统

控制系统只控制火箭沿预定轨道飞行，而不制导。它包括一、二级动力飞行控制系统和二级工作结束后到三级工作开始的滑行段的姿态控制系统(见图)。

动力飞行控制系统是多回路系统，由内回路(伺服回路)和外回路(自动驾驶回路)组成。内回路包括伺服放大器、解调器、交流检拾器和电动液压作动器等，主要用于控制发动机摆动。一、二子级各有 4 条这样的回路。外回路用于使火箭轴线与姿态基准装置基准对准。一、二子级各有 3 条这样的回路，俯仰、偏航和滚动 3 个面各一条。

滑行段用脉冲式气体喷射系统控制。该系统由高压气瓶(装在二子级发动机舱中)按照控制指令给 8 个喷管(滚动 4 个,仰俯 2 个和偏航 2 个)送气。

火箭控制系统输出的姿态误差由二子级仪器舱中的姿态基准装置提供,而速率信号由 5 个速率陀螺产生。5 个速率陀螺有 3 个在二子级仪器舱中,2 个在一子级仪器舱中。横向速率




控制系统方框图

信号由一、二级速率陀螺产生。

为了克服风、推力不对准、推进剂晃动和结构振动对火箭飞行的影响，还设计了横向控制系统。一级飞行期间选用较高的控制增益，以克服风及推力不对准的影响；二级飞行只需较低的增益，推力不对准影响用积分器克服。在推进剂箱中加防晃板来克服晃动对控制系统稳定度的影响。通过适当组合一、二级速率陀螺信号输出的方法，可将结构振动一级振型（每秒 10 周）的振幅降到可接受的程度；二、三级振型用双陷波感应滤波器稳定。二级结构振型频率较高，但振幅小，用该级的速率陀螺输出来阻尼。滚动控制增益根据伺服回路响应并考虑到系统单个构件的频率响应确定。

火箭的飞行控制包括：

1）一级控制　火箭发射时，姿态基准装置由同步机（与平台框架连接）产生与飞行姿态误差成比例的信号，信号通过一级信号解调器解调输送给伽马 8 发动机内伺服回路的伺服放大器，放大器产生一个差额电流给液压作动器的力矩马达。力矩马达按照线圈感受的电流方向带动作动器滑阀移动，使液压油推动作动筒杆伸缩，发动机摆动。交流捡拾器感受发动机摆动量，将输出信号通过解调器反馈给伺服放大器。待放大器中信号和为零时，制止发动机的摆动。俯仰面和偏航面各用两条（姿态误差一条，速率一条）这样的伺服回路。滚动信号直接发给这 4 条回路；一、二级速率陀螺产生的横向速率信号给一级控制系统；程序器依照外界风力大小发出系统增益改变的信号，并控制姿态基准装置产生的俯仰转弯程序。

一、二级分离时，有由隔离电阻器和电容器构成的保护信号电路和电源电路进行保护，以免发生短路。一级发动机推力开始下降的时刻定为推进剂全部燃尽的时间，从这时起仍有 2% 或 3% 的推力持续约 6s。这期间仍由一级控制系统控制。从一、二级分离直到 2s 后伽马 2 发动机产生推力期间是无控制段。但因分离火箭的推力都通过火箭重心，即使一枚火箭不工作也不会带来较大的飞行姿态误差。

一级控制系统模块组装在一个盒式结构中。盒内装有误差与速率解调器、伺服放大器、过滤器、增益改变器和飞行电源。盒子安装在一子级非增压仪器舱中。

2）二级控制　二级飞行控制原理和控制系统与一级的类似。只是系统中没有增益改变装置或速率滤波器，但其横向通路中有一个积分器。发动机双向摆动由俯仰面和偏航面（各两条）伺服回路控制。而滚动控制只需将信号送入偏航回路即可。

二级控制系统模块安装在一个托盘上，盘上安装误差与速率解调器、伺服放大器、积分器、姿态控制装置和电源。托盘位于二级电子设备舱中。

3）滑行段姿态控制　火箭滑行段飞行由姿态控制系统控制。该系统是开关式气体喷射系统，有 8 个气体喷管。4 个用于滚动控制，另外 4 个是俯仰和偏航控制各用 2 个。飞行控制是将与火箭角姿态和速率成比例的信号通过限幅网络输送给综合放大器。放大器输出信号电压超过相当于横向平面 ±0.25°角或滚动面 2.5°角的电压值时，触发器装置开启相应的控制阀，气体由喷管排出，产生约 4.45N 的推力，保证火箭以有限周期运动，到姿态控制阶段结束时，其横向总误差低于 ±0.03°/s 和 ±0.3°/s。

控制系统主要装置包括：

1）姿态基准装置　它实际上是一个 4 框架平台。在平台的 3 个正交平面各装一个单轴陀螺和一个加速度表。与此有关的电子装置包括摆动伺服放大器，加速度表捕获放大器，电源装置，消失时间指示器和控制平台姿态的精密陀螺加矩装置。它们都装在二级仪器舱平台上。

4 框架平台的最内框、第三框和外框分别产生俯仰、偏航和滚动信号。平台同步机的输出

信号是单相 2600Hz 3 线输出信号，信号在送到控制系统解调器之前，在同步机偏移装置中变换成单相信号。火箭在作俯仰转弯程序飞行时，给平台施加扭转电流，使平台旋转，火箭轴对准新的平台位置。

2)飞行程序器　装在二级中，同于指令飞行期间的飞行事项，包括接通和停止转弯速率程序，给安全电路解保，指令各级分离和起动二、三级发动机等。

程序器由用于操作微动开关的 3 个单独的凸轮段组成，并用一个双相 400Hz 同步电机和齿轮箱通过摩擦离合器驱动。同步电机由晶体管式晶体控制直流/交流变换器供电。变换器将 4 个银锌电池组成的稳压直流电源变成 400Hz 交流输出。

同步电机在发射前 3min 起动并受设备中心监视。－10s 时，开始电脉冲起动程序器的第一段程序，4s 时火箭起飞。一级工作期间，第一段程序控制转弯速率和系统增益改变；伽马 8 发动机熄火时，惯性开关闭合，开始第二段程序：控制一子级分离，解开中断飞行(WREBUS)电路保险，完成抛有效载荷整流罩等事项；伽马 2 发动机熄火，惯性开关闭合，开始第三段程序：控制转台转动，二子级分离和激活二级固态时间继电器(分离前)，以控制远地点发动机点火和卫星分离。

## 遥测和跟踪系统

火箭除配备供发射前测试与倒数计时期间监视推进等重要分系统的仪器外，在一、二子级中装有遥测设备和跟踪雷达信标机及指令自毁接收机。

两级的 465Hz 型遥测发射机承担 48 路每路每秒取样 40 次的数据发送任务。其中一些通路是同步分转换的，它们提供 24 路慢速通道，代替每路分转换高速通道。由于推进系统采用许多磁感应传感器，因而，所设计的遥测发射机既可接收电磁感应输入信号，也可接收电压输入信号。

跟踪系统包括无线电和光学两套系统。后者为飞行初期的辅助系统。在二子级中安装的单个 C 波段应答机借助双 FPS16 雷达给跟踪提供信标信号。跟踪信号经处理后直观显示。

火箭无线系统的工作频率列于表中：

| 部位 | 设备 | 频率 (MHz) | 功能 |
|---|---|---|---|
| 一子级 | 遥测发射机<br>多普勒应答机 | 445<br>104 和 208 | 数据发送<br>分离后一子级跟踪 |
| 二子级 | 遥测发射机<br>2 个 WREBUS 接收机<br>C 波段答应机 | 435<br>153 和 155<br>5840 | 数据发送<br>火箭自毁<br>飞行全过程跟踪 |

## 自 毁 系 统

自毁系统是在万一火箭飞行性能不正常时由地面指令中止飞行，以免危及地面设施。

自毁指令是地面飞行安全军官根据跟踪系统提供的显示和与射向界限有关的预测落点图

发出的。中止飞行指令发给二子级爆破系统的两个接收机，由它们操作自毁系统。操作程序为：先关闭发动机；经短期延迟后，用二氧化锰催化分解贮箱中的过氧化氢，爆裂贮箱；同时，引爆所有尚未发火的火工品。

远地点发动机的处理办法是先点燃点火器，延迟一秒钟后，点燃切断装药，切断其壳体的前封头，使推进剂以非推进的形式烧掉。

## 电 源 系 统

火箭飞行系统的仪器设备分别由可充电的银锌电池和不可充电的水银电池供电。控制系统、遥测装置、应答机和姿态基准装置借助输入电压调节器确保其输入的稳定，也可由外部供电(地面测试用)。飞行程序器和爆破系统接收机也有输入电压调节器，但无外部电源供电；飞行仪器也无外部电源供电，由水银电池供电。仪器用来监测贮箱液位、涡轮转速、温度和WREBUS信号状态。每个系统均有自己的电源供电系统，以免电路间干扰。爆炸电路需要高能脉冲电流，用银锌电池为其提供非调节用电。

控制系统需要的交、直流电压，由电池驱动的电源装置供给。除了一子级信号解调器由二子级电源装置提供基准交流电压外，一般，各级电子组件由各级的电源供电。一子级电源有一个稳定器，保证在输入电压、温度和工作负载变化时提供±16V 直流稳定输出电压。此外，饱和变压器型换流器还提供驱动内伺服回路捡拾器和伺服解调器的 3.123V(均方根和)、2600Hz 单相方波交流电。包括一个饱和变压器型换流器的第二个电源组合，它是由－16V 直流电源驱动，并为一子级两个速率陀螺提供 115V、400Hz 3 相方波的电源。

二子级电源提供±16V 直流，±6V 直流，115V、400Hz 3 相方波和 2.6kHz 正弦波输入交流电和 3 个单独输出电—2 个为 26V(均方根和)，一个为 3.125V(均方根和)。二子级采用正弦波的目的是避免与姿态基准装置干扰，26V(均方根和)输出正弦方波通过滑环进入姿态基准装置平台，给同步机和内滚动框伺服回路供电。

## 典型飞行程序与轨道

“黑箭”火箭从澳大利亚武麦拉(woomera)发射场首次发射的飞行程序如下：

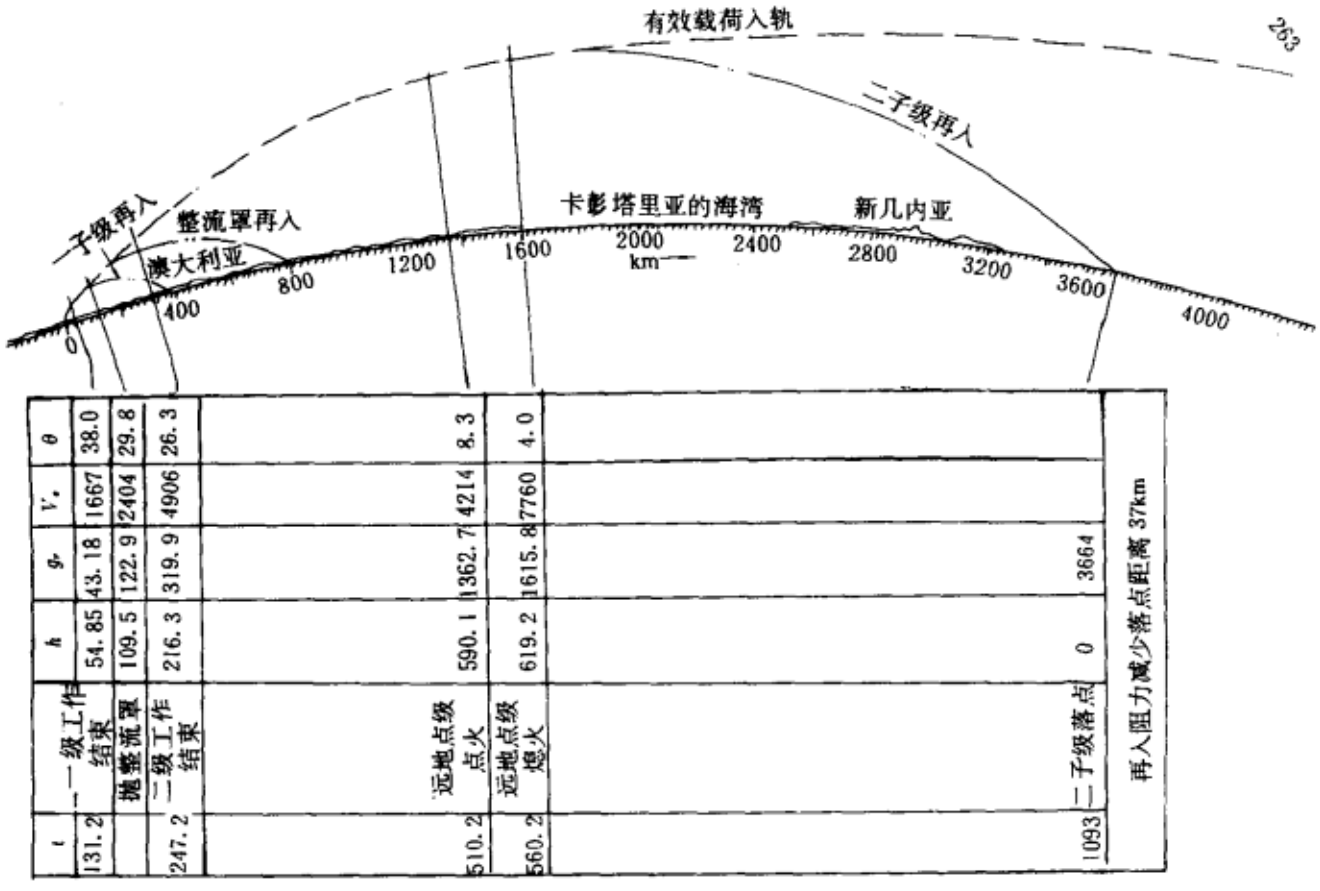
| 时间(s) | 事 件 |
|---|---|
| $T=0$ | 火箭起飞 |
| $T+5$ | 开始 0.6°/s 的程序转弯 |
| $T+10$ | 程序转弯结束 |
| $T+34$ | 再次开始 0.6°/s 的程序转弯 |
| $T+80$ | 接通控制增益改变器(1)，改变增益 |
| $T+100$ | 接通控制增益改变器(2)，再次改变程序 |
| $T+117$ | 结束 0.6°/s 的程序转弯程序 |
| $T+125$ | 一子级工作结束，断开第一阶段程序起动监视器 |
| $T+126$ | 开始飞行程序器的第二阶段程序 |

| 时间(s) | 事　　件 |
|---|---|
| $T+131.2$ | 引爆一子级和级间段间的爆炸螺栓，起动分离火箭，给二子级发动机点火系统解保，开始0.116°/s 的转弯程序 |
| $T+136$ | 抛级间段 |
| $T+148$ | 开始给爆破系统(WREBUS)故障点火线路解保 |
| $T+151.2$ | 开始启动爆破系统故障点火线路 |
| $T+155$ | 抛有效载荷整流罩 |
| $T+210$ | 启动爆破系统故障点火线路程序结束，接通飞行程序器第三阶段程序解保线路 |
| $T+247$ | 二子级工作结束 |
| $T+247.2$ | 结束 0.116°/s 的程序转弯 |
| $T+248$ | 开始飞行程序器的第三阶段程序 |
| $T+250$ | 断开控制增益改变器(1) |
| $T+251$ | 姿态控制系统增压 |
| $T+252$ | 开始 0.6°/s 的程序转弯 |
| $T+260$ | 接通二子级发动机关机线路 |
| $T+265$ | 结束爆破系统故障点火线路的解保状态 |
| $T+270$ | 断开控制增益改变器(2) |
| $T+298$ | 断开飞行程序器第三阶段程序解保线路 |
| $T+312$ | 结束 0.6°/s 的程序转弯 |
| $T+540$ | 卫星陀螺解锁 |
| $T+549$ | 起动旋转转台的脉冲(1mps)发动机，时间延迟继电器动作，开始三子级分离、远地点发动机点火和卫星分离的程序 |
| T+599 | 引爆二子级未燃爆炸物 |

火箭从武麦拉发射场向 550km 圆轨道发射卫星的典型飞行轨道如图所示。火箭起飞后的5s 期间为垂直上升段。5～10s 期间以 0.6°/s 的速度作程序转弯，使火箭尽快飞离发射场。在34～117s 再次以 0.6°/s 转速作俯仰程序转弯。随后以定姿态角飞行直到一、二子级分离为止。伽马 8 发动机为过氧化氢耗尽关机。

发动机关机被惯性开关感受到后，开始以此作为零点的新计时程序。经过 5～10s 的短期延迟后，开始切断一、二子级连接爆炸螺栓，点燃 4 枚分离火箭，一、二子级分离和二子级贮箱推进剂沉底。接着伽马 2 发动机点火，数秒后达到额定推力。从一、二子级分离开始，以0.116°/s慢速进行俯仰转弯，一直到伽马 2 发动机关机为止。发动机耗尽关机再次被惯性开关感受，就又建立新的时间起点。

二子级发动机推力终止，火箭开始滑行。这时姿态控制系统开始工作，进行约 60s 的0.6°/s转速的程序转弯，直到将三子级定到释放卫星的方向和高度。这时由旋转火箭推动以20rad/s 的转速旋转并开始二、三子级的分离。接着三子级发动机点火，待推进剂燃尽后，与仍在旋转的卫星分离。卫星开始入轨，必要时起动卫星消旋系统对卫星作消旋处理。




| t | | h | gr | V. | θ |
|---|---|---|---|---|---|
| 131.2 | 一级工作结束 | 54.85 | 43.18 | 1667 | 38.0 |
| | 抛整流罩 | 109.5 | 122.9 | 2404 | 29.8 |
| 247.2 | 二级工作结束 | 216.3 | 319.9 | 4906 | 26.3 |
| 510.2 | 远地点级点火 | 590.1 | 1362.7 | 4214 | 8.3 |
| 560.2 | 远地点级熄火 | 619.2 | 1615.8 | 7760 | 4.0 |
| 1093 | 二子级落点 | 0 | 3664 | | |
| 再入阻力减少落点距离 37km | | | | | |

火箭的典型上升轨道(从起飞到进入 550km 圆轨道)

$t$=从起飞算起的时间(s)；　$h$=高度(km)；

$gr$=地面距离(km)；　　$V_*$=速度(m/s)；

$\theta$=速度矢量与当地水平面之夹角(在地球固定轴系内测量)。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 运载火箭(代号) | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨　道 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | | |
| 1* | $R_0$ | 1969.6.29 | $X_0$(遥测试验) | 104.3 | 弹道式轨道 | 失败① |
| 2 | $R_1$ | 1970.3.4 | $X_1$(遥测试验) | | 弹道式飞行 3000km | |
| 3* | $R_2$ | 1970.9.2 | $X_2$(遥测试验) | | 近极地轨道 | 失败② |
| 4 | $R_3$ | 1971. 10. 28 | $X_3$(实验卫星) | 72.5 | 近极地轨道(近地点 639km,远地点 1853km) | |

①发动机工作失控导致飞行失败

②未入轨

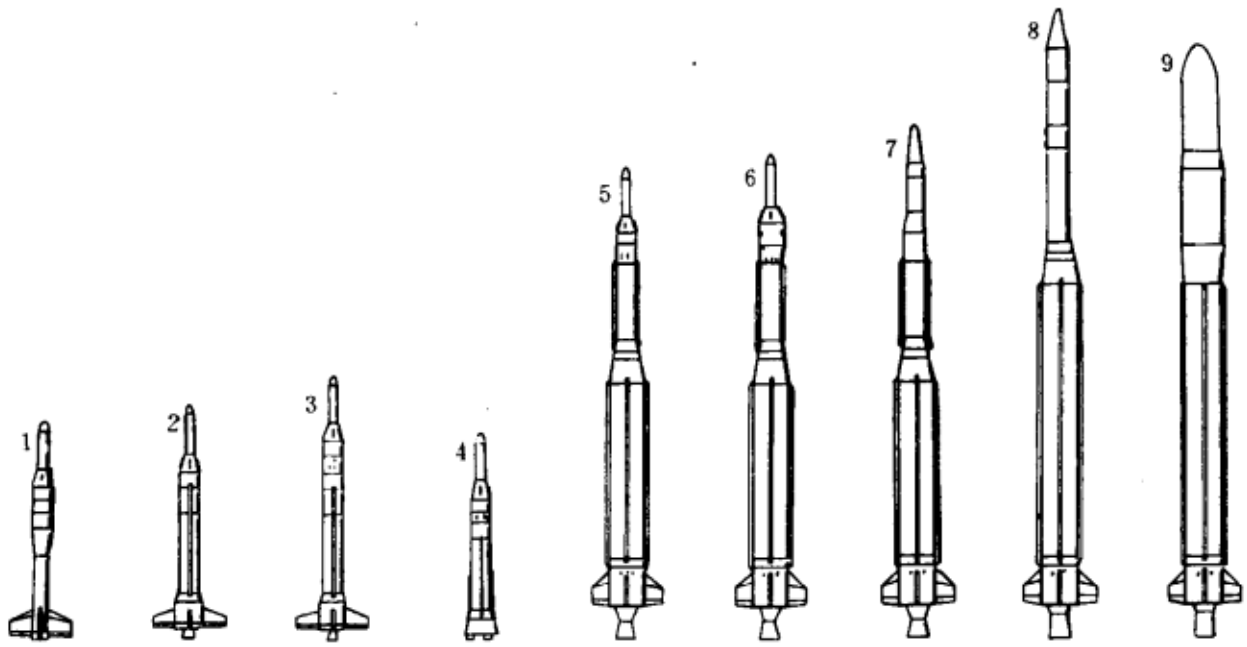
# 法 国

## 钻石系列 （LA FAMILLE DU DIAMANT）

孙国庆

### 概 述

法国卫星运载火箭研制是从钻石系列开始的。1960～1967年，法国气动及弹道研究局（LRBA，Laboratoire de Recherches Balistiques et Aérodynamiques）受国家航天研究中心（CNES，Centre National d'Etudes Spatiales）的委托开始研制“钻石系列”火箭，包括“钻石A”、“钻石B”和“钻石BP4”三种型号。




“钻石系列”运载火箭

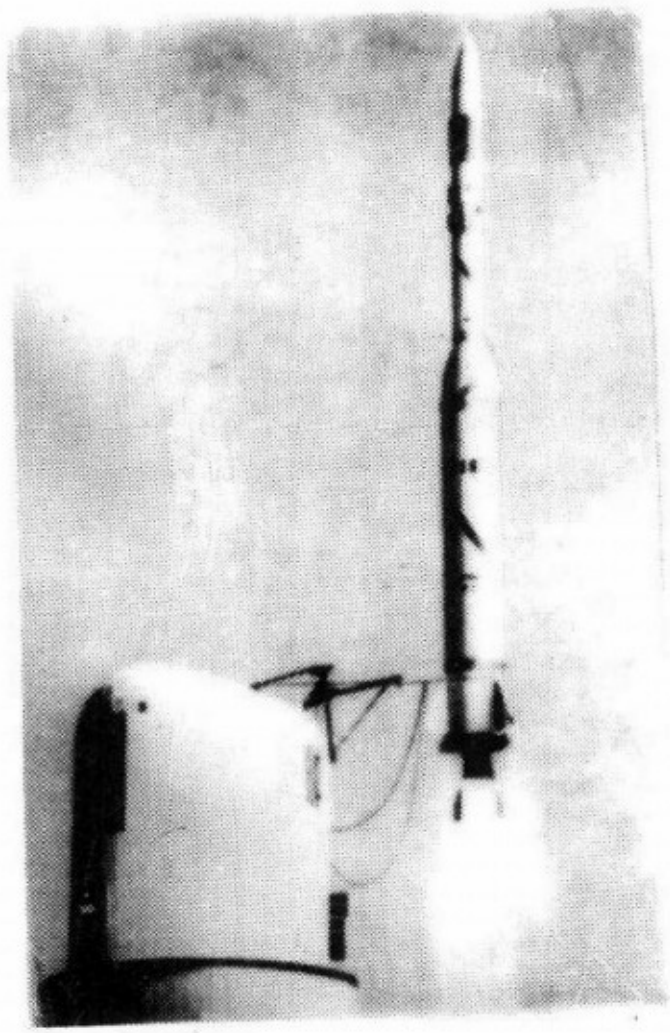
1.“天鹰坐”（Aigle）； 2.“玛瑙”（Agate）； 3.“红宝石”（Rubis）； 4.“黄玉”（Topaze）； 5.“金钢石”（Emeraude）；
6.“兰宝石”（Saphir）； 7.“钻石A”（Diamant A）； 8.“钻石B”（Diamant B）； 9.“钻石BP4”（Diamant BP4）

为节约研制经费，“钻石系列”火箭尽量利用以往研制成功的“宝石系列”火箭的部件。在“钻石”之前研制成功的“宝石系列”火箭都是探空火箭，包括“玛瑙”（Agate）、“红宝石”（Rubis）、“黄玉”（Topaze）、“金钢石”（Emeraude）、“兰宝石”（Saphir）等火箭。

“钻石系列”各型号的主要特性如表所示。

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力* (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 钻石 A | 3 | 18.90 | 1.40 | 18.27 | 274 | 80 |
| 钻石 B | 3 | 24.25 | 1.40 | 24.44 | 348 | 115 |
| 钻石 BP4 | 3 | 21.64 | 1.50 | 26.89 | 348 | 280 |

* 指 500km 赤道轨道



“钻石 A”

## 钻石 A（DIAMANT A）

“钻石 A”运载火箭是 1960 年开始研制的。1962 年 12 月，法国气动及弹道研究局确定了设计方案。“钻石 A”是“宝石系列”火箭的最后一种型号。它是三级运载火箭，一子级采用“金钢石”液体火箭，二子级用“黄玉”固体火箭，三子级则取自“红宝石”两级火箭的上面级。“钻石 A”于 1965 年投入使用。

“钻石 A”火箭从圭亚那（北纬 5.3°，西经 52.8°）发射场发射卫星，其运载能力如表所列。

**椭圆轨道（正东发射）**

| 近地点 (km) | 远地点 (km) | 卫星质量 (kg) |
|---|---|---|
| 300 | 1000 | 104 |
| 300 | 3000 | 75 |
| 300 | 5000 | 57 |
| 300 | 7000 | 45 |
| 400 | 1000 | 88 |
| 400 | 3000 | 62 |
| 400 | 5000 | 47 |
| 400 | 7000 | 36 |
| 600 | 1000 | 56 |
| 600 | 3000 | 37 |
| 600 | 5000 | 25 |
| 600 | 7000 | 17 |
| 800 | 1000 | 25 |
| 800 | 3000 | 11 |

**圆轨道（不同发射方位）**

| 轨道高度 (km) | 方位 (°) | 卫星质量 (kg) | 轨道与赤道平面夹角 (°) |
|---|---|---|---|
| 300 | 0 | 81 | 83 |
| 300 | 30 | 98 | 54 |
| 300 | 60 | 111 | 27 |
| 300 | 90 | 115 | 5 |
| 400 | 0 | 67 | 83 |
| 400 | 30 | 81 | 54 |
| 400 | 60 | 93 | 27 |
| 400 | 90 | 97 | 5 |
| 500 | 0 | 52 | 83 |
| 500 | 30 | 65 | 54 |
| 500 | 60 | 65 | 27 |
| 500 | 90 | 79 | 5 |
| 600 | 0 | 38 | 83 |
| 600 | 30 | 50 | 54 |
| 600 | 60 | 58 | 27 |
| 600 | 90 | 62 | 5 |

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　数 | 3 | 起飞推力 | 274kN |
| 全　长 | 18.9m | 推重比 | 1.53 |
| 最大直径 | 1.4m | 运载能力 | 20kg(10000km 椭圆轨道) |
| 起飞质量 | 18.27kg | | 80kg　(500t 赤道轨道) |

### 一子级("红宝石")

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 10m | 发动机 | 一台 VEXIN |
| 直　　径 | 1.4m | | 液体火箭发动机 |
| 结构质量 | 1950kg | 推进剂 | 白烟硝酸/松节油 |
| 推进剂质量 | 12770kg | 地面总推力 | 274kN |
| | | 地面比冲 | 2030N·s/kg |
| | | 工作时间 | 93s |

### 二子级("黄玉")

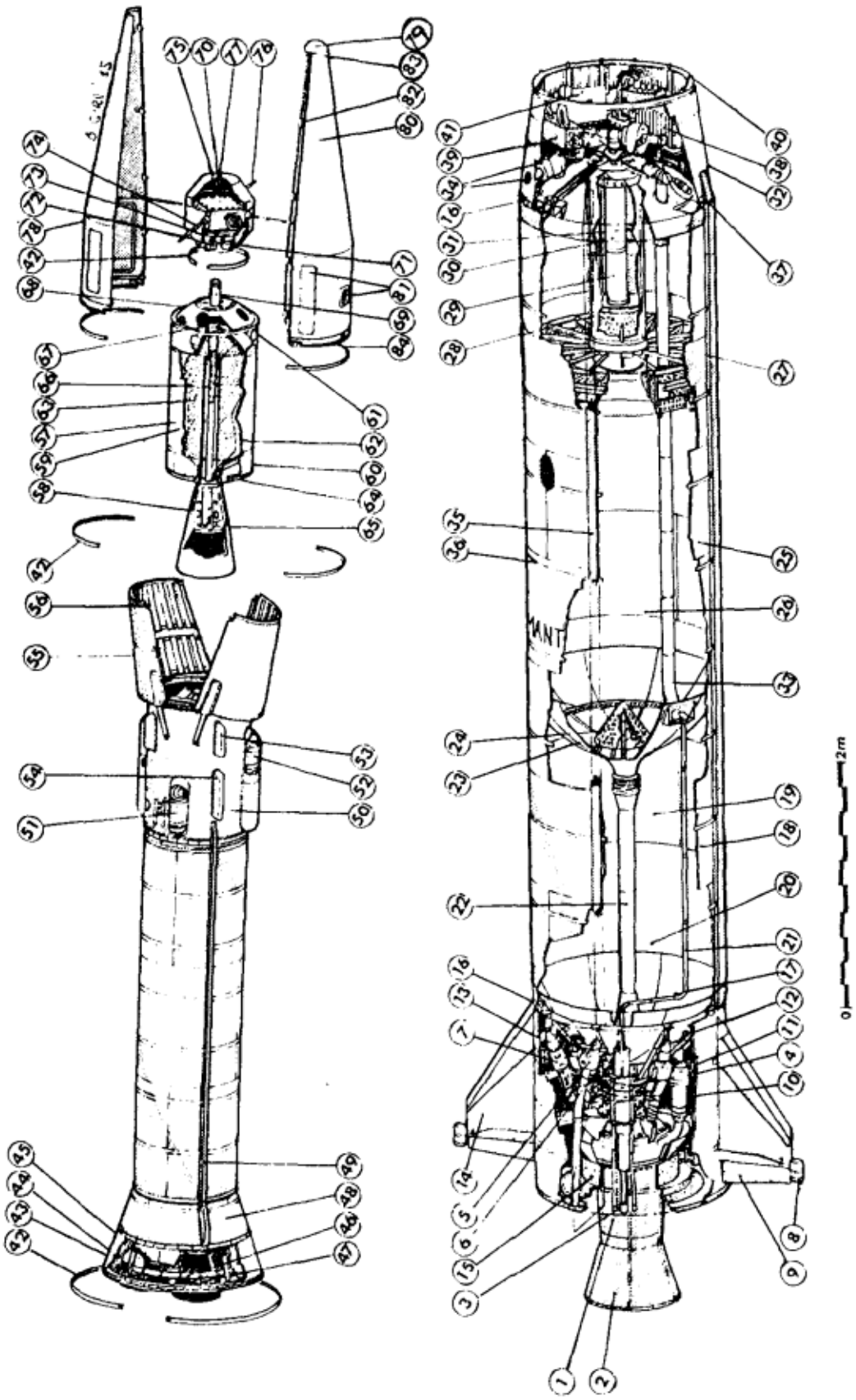
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.7m | 发动机 | 固体火箭发动机(4 个喷管) |
| 直径 | 0.8m | 推进剂 | 聚氨基甲酸酯 Isolane 28-7 |
| 结构质量 | 464kg(不包括仪器舱) | 真空推力 | 150kN |
| 推进剂质量 | 2260kg | 真空比冲 | 2590N·s/kg |
| | | 工作时间 | 43s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.06m | 发动机 | 固体火箭发动机 |
| 直径 | 0.66m | 推进剂 | 固体推进剂 Isolane 28-7 |
| 结构质量 | 67.9kg | 真空推力 | 52kN |
| 推进剂质量 | 641kg | 真空比冲 | 2730N·s/kg |
| | | 工作时间 | 45s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.145m | 结构质量 | 45.3kg |




“钻石 A”

1. Vexin 发动机； 2. 喷管； 3. 加注和泄出阀； 4. 液-气分离器和作动器及发电机动力源； 5. 气体集合器及排气； 6. 发电机； 7. 521 型电磁-气动伺服作动器(俯仰、偏航各两个、滚动控制一个)； 8. 可抛弃的滚动控制小火箭(2)； 9. 空气舵(2)； 10. 喷管万向接头与硝酸轴向供给阀； 11. 松节油供给阀； 12. 发动机机架； 13. 尾段； 14. 尾翼(4)； 15. 防热罩(10kg)； 16. 尾段对接隔框(用螺栓固定)； 17. 松节油贮箱后底； 18. 松节油贮箱； 19. 2954kg 松节油； 20. 113.5kg 糠基酸(与硝酸自燃)； 21. 输送导管； 22. 硝酸输送导管； 23. 共底(不锈钢;焊接，1.5mm 厚)； 24. 抗涡流锥； 25. 硝酸贮箱； 26. 白烟硝酸； 27. 浮动防晃隔板； 28. 贮箱压力发生器； 29. 116kg 火药及燃烧装置； 30. 火药点火杆及安全保险装置； 31. 120kg 水，用于冷却增压气体； 32. 减压器及控制阀； 33. 松节油贮箱增压管； 34. 硝酸贮箱溢流及增压管； 35. 电缆管(4 个)； 36. 电缆管定位卡箍； 37. 一子级前裙； 38. 一子级控制装置； 39. 分离装置； 40. 分离作动器(12 个)； 41. 脱落插塞(由发生器的压力弹出)； 42. 级间夹紧箍； 43. 装程序系统组件的铝合金后裙(66kg)； 44. 焊接的波纹内蒙皮； 45. 程序系统的氟里昂高压气瓶(2 个，9.5kg)； 46. 氟里昂低压环形集气管(焊接钢)； 47. 控制喷管(2 个俯仰，2 个偏航、4 个滚动)； 48. Pz. 2/NA803“黄玉”二子级； 49. 电缆管(2 个)； 50. 仪器舱； 51. 滚动控制火箭； 52. 分离小火箭； 53. 遥控天线(4)； 54. 遥测天线； 55. 级间锥壳； 56. 分离螺栓； 57. 三子级； 58. 钟形固定喷管； 59. 三子级发动机壳体； 60. 后连接裙； 61. 前连接裙； 62. Isolane 28/7 固体推进剂； 63. 隔热层； 64. 石墨喷管喉部； 65. 可弹射密封膜片及点火器支座； 66. 玻璃钢点火器杆(可弹射)； 67. 压力控制器； 68. 有效载荷平台； 69. 对接杆； 70. A-1 工艺舱； 71. 喷枪； 72. 相对速度传感器； 73. 遥测发射机； 74. 仪器平台； 75. 无线电信标机； 76. 天线(4付)； 77. 天线松脱螺栓； 78. 整流罩半壳； 79. 端头帽(硅-酚醛件)； 80. 外隔热层； 81. 检查窗口及卫星脱离插座； 82. 机械分离螺栓； 83. 分离火工品； 84. 分离弹簧。

直径 0.660m 有效容积 0.50m³

## 总 体 布 局

“钻石 A”由一、二、三子级、相应的级间段、仪器舱及卫星整流罩组成。其总体布局如上图所示。

## 箭 体 结 构

### 一子级结构

一子级从发动机出口面至一、二子级裙部分离面，总长近 10m，直径 1.4m。一子级尾段由铝合金蒙皮与隔框铆接而成，质量为 180kg，内部装有发动机及其控制执行机构。尾段外围装有 4 个间隔 90°的稳定尾翼，其中位于 180°对称位置上的两个为空气舵，用于控制火箭的滚动，两翼翼尖的间距为 2.704m。另外两个固定尾翼翼尖的间距为 2.490m。空气舵采用焊接的不锈钢夹层结构，尾翼为梁和铝合金蒙皮的铆接结构，翼面积为 2m²，前缘包有不锈钢防热层。发动机喷管伸出箭体外部 0.916m。一子级前端是 6°半锥角的截锥前裙。前裙采用铝合金蒙皮与隔框结构，外部粘有软木防热层，前裙质量为 122kg，其前端与二子级的后裙相连接。级内结构主要是贮箱及发动机。共底贮箱前边为硝酸贮箱，内装 9700kg 白烟硝酸；硝酸贮箱内表面涂有 kelf(聚三氟氯化乙烯)树脂，以防腐蚀。后边为松节油贮箱，内装松节油 2954kg 和糠基酸 113.5kg。松节油贮箱由 15CDV6 钢板焊接而成，壁厚 2.3mm，贮箱增压压力达 2.2MPa。贮箱前面装有气体发生器及加注阀门、主阀门等组件。发动机装在贮箱后端的机架上。机架由 8 根钢管组成，固定在尾段前面的加强框上，发动机的推力经机架传给贮箱段。截锥形前裙内安装驾驶仪(程序混频器及陀螺装置)及一、二子级分离机构。一子级的电缆装在互为 90°的沿贮箱长度配置的两个电缆管内。

### 二子级结构

二子级由后裙、固体火箭发动机壳体、仪器舱和前锥壳组成，总长 4.7m，直径 0.8m。靠半角为 17°的锥形后裙，把二子级连接到一子级前裙上。锥形后裙内装有姿态控制系统组件，外部粘有软木隔热层。

固体发动机壳体包括一个由厚 1.5mm 的 40CDN20 钢板滚焊而成的圆筒和冲压而成的前封头。这两部分经加压处理，彼此焊接在一锻造和机加工制成的连接框上。圆筒的另一端焊接在机加工制成的隔框上，在该隔框的另一侧焊有发动机壳体的椭球形后封头。

铝合金仪器舱配置在二子级发动机的前端，质量为 206kg，其前端是一个由两个半锥壳组成的铝合金级间锥壳，质量为 18kg。此锥壳借助级间夹紧箍与三子级后对接框连接。

二子级顶端为可抛弃前裙，用于将三子级安装到仪器舱上。它由两个半锥壳，通过销栓连接。分离是通过销栓解锁实现的。

### 三子级结构

三子级主要由三子级发动机壳体及前后短壳组成。发动机壳体由玻璃纤维和环氧树脂缠绕而成，质量 15kg，壁厚 2.5mm，内部粘接质量 25kg、厚 2mm 的氧化硅隔热层，外部涂有烧蚀

防热层。发动机壳体的前后端是前后短壳。后短壳的铝合金后对接框与二子级的级间锥壳连接，而前短壳的铝合金前对接框则与有效载荷整流罩连接。发动机喷管延伸到二子级的级间锥壳内。

### 可分离整流罩

可分离整流罩固定在三子级的前对接框上，用于保持火箭良好的气动外形和在大气层飞行期间保护有效载荷。整流罩由两个半罩和端头帽组成。两个半罩为玻璃钢-酚醛树脂蜂窝夹层结构，厚 8mm，端头帽为硅-酚醛件。整流罩外部有隔热层。整流罩在二子级飞出大气层后，通过点燃火工品作动器解锁分离为两个半罩并抛弃。

## 推 进 系 统

### 一子级推进系统

一子级推进系统使用一台 Vexin 挤压式液体火箭发动机。推进剂为硝酸和松节油。发动机安装在贮箱后部的发动机机架上。

贮箱增压气体固定在前箱底上的固体火药发生器供给。该发生器装有 Epictète E-8 固体药柱，质量为 116kg。前半部还装有大约能贮存 120L 水的水箱。

硝酸及松节油贮箱的挤压由固体火药发生器燃气及水蒸气的混合气体保证。气体进入贮箱的温度低于 300℃，贮箱压力为 2.36MPa。水箱靠固体药柱的燃气增压，混合比由喷嘴及向混合器内喷水的孔径决定。

发动机包括燃烧室、喷管及推进剂喷注系统。发动机头部固定在常平座上，可使发动机三向摇摆，每一方向上的摆角小于 3°30′。因为发动机可以摇摆，故推进剂输送导管要用软管。燃烧室材料为高强不锈钢。喷管由厚 5mm 的不锈钢制成，利用流经喷管的松节油冷却，内壁还涂有氧化锆防热层，喉部用石墨喉衬。发动机内壁由液膜冷却。Vexin 发动机的其它性能数据：地面推力 274kN，真空推力 310kN，地面比冲 2030N·s/kg，工作时间 93s，燃烧室压力 1.76MPa，摆动角度±3°30′，喷管喉部直径 390mm，面积比 3.6，发动机高度 1.62m。

### 二、三子级推进系统

二子级推进系统采用一台固体火箭发动机，推进剂为聚氨基甲酸酯 Isolane 28-7，质量为 2260kg。真空平均推力 150kN，真空比冲 2590N·s/kg，燃烧室最大压力 3.52MPa，发动机装有 4 个摆动喷管，喷管喉部直径 92mm，面积比 12.2。

三子级推进系统使用一台固体火箭发动机。推进剂也是聚氨基甲酸酯 Isolane 28-7，质量 641kg，采用六角芯药柱。发动机最大真空推力 52kN，真空比冲 2730N·s/kg，燃烧室最大压力 4MPa。喷管为单个钟形固定喷管，由玻璃纤维与环氧树脂缠绕而成，内壁涂有烧蚀防热层。喷管喉部直径 96mm，面积比 27.7。喷管用可弹射的膜片密封，以提高发动机高空点火的可靠性。

## 分 离 系 统

一、二子级的分离是通过点燃火工品，使一子级前裙对接框上的 12 个分离作动器点火，连

接一、二子级的止动杆解锁而实现的。

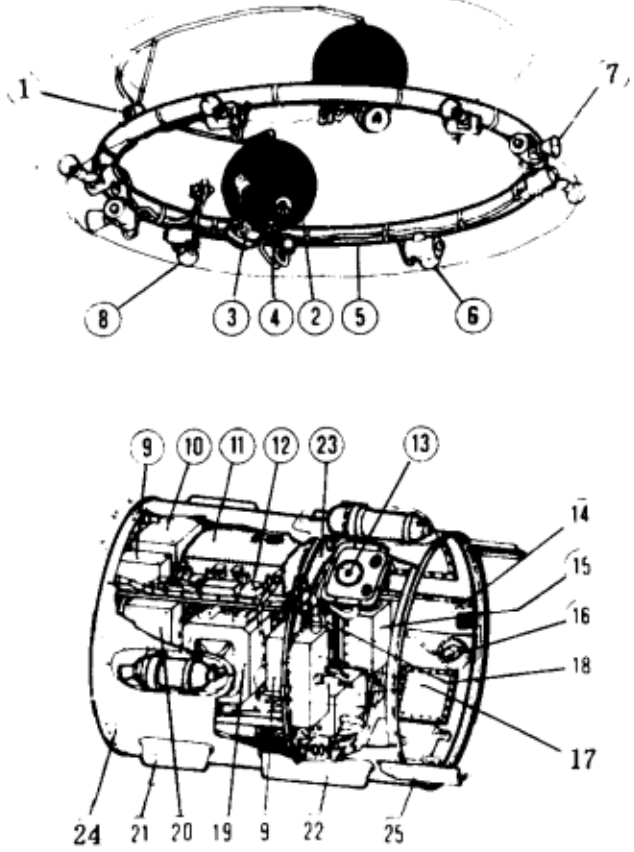
在二子级工作结束后约 120s(即 $t \approx 260s$),通过点燃火工品作动器使整流罩解锁分离为两个半罩并抛弃。

二子级前端级间锥壳的两个半锥壳由连接锁固定在一起。二子级的 4 个滚动喷管工作,使二子级旋转稳定。喷管工作结束后约 14s,火药筒工作,连接锁解锁,二子级分离。级间锥壳的两个半锥壳在旋转离心力的作用下张开并分离。为了保证二、三子级的分离安全,位于仪器舱外壳上的两个反推小火箭在 0.2s 后点火工作,二子级迅速脱离三子级。反推小火箭处在与火箭纵轴成 10°的方向上,工作时间 2.5s,在 0.4s 的时间内总冲量可达 2800N · s。

## 制导和控制系统

制导和控制系统除电源设备安装在二子级底部发动机后封头上外,其它所有制导和控制设备均安装在仪器舱内,主要有飞行姿态中心仪、陀螺仪、控制装置、姿态程序器、摇摆电机组、静变换器及电源、程序装置及火工品。前两级程序指令分配是根据安装在仪器舱内的以下设备进行的:程序器(传送火箭应进行的各种动作的控制信号)、加速度计(探测二子级推力终止)、继电器及火工品系统。

仪器舱内制导与控制设备配置以及二子级的姿态控制分系统如图所示。在一子级飞行期间由一子级发动机的摆动控制俯仰与偏航,滚动控制主要靠一子级尾翼上的两个空气舵。




姿态控制分系统(上)及仪器舱内的组件配置(下)
1. 加注及高压安全阀; 2. 高压气瓶; 3. 高压安全阀及减压器; 4. 电磁阀; 5. 低压环形集气总管; 6. 两个偏航控制喷管和控制阀; 7. 两个俯仰控制喷管和控制阀; 8. 四个滚动控制喷管和控制阀; 9. 银锌电池; 10. 电变换器; 11. 陀螺平台; 12. 加速度计开关盒; 13. 脱落插座; 14. 滚动控制火箭支座; 15. 火工品信号装置; 16. 全向无线电天线; 17. 电接口; 18. 姿控电子设备; 19. 俯仰控制平台; 20. 程序器; 21. 遥控天线(4); 22. 遥控天线(2); 23. 内构架(镁合金,18.3kg); 24. 外部蒙皮及构件; 25. 通向第二级电缆管。

控制执行机构为 521 型电磁-气动伺服作动器(俯仰与偏航各两个、滚动 1 个)。为了加强空气舵的作用,在尾翼翼尖处装有两个可抛弃的滚动控制小火箭。在二子级工作结束后的 120s,仪器舱外部的 4 个固体小火箭点火工作,使火箭旋转稳定。每一对旋转火箭在 1ms 时间内可产生 3700N · s 总冲量。在二子级工作结束至三子级点火之前的滑行阶段,由二子级后裙

部的姿态控制系统控制火箭的姿态。姿态控制系统包括两个俯仰控制喷管，两个偏航控制喷管和四个滚动控制喷管以及它们的控制阀。喷管工作时间10s，推力2300N，转速300r/min。这些喷管由两个25MPa球形氟里昂气瓶供气（气瓶直径142.5mm，装氟里昂10.2kg），中间通过两个减压器把压力降至2MPa，然后经过一个低压环形集气总管通往控制电磁阀。这些电磁阀根据制导系统的指令打开或关闭，以控制火箭的飞行姿态。

## 遥 测 系 统

遥测设备位于仪器舱，牌号为AJAXFM-FM。它用于传递来自第一级、第二级后裙和仪器舱本身的信息。

## 自毁遥控系统

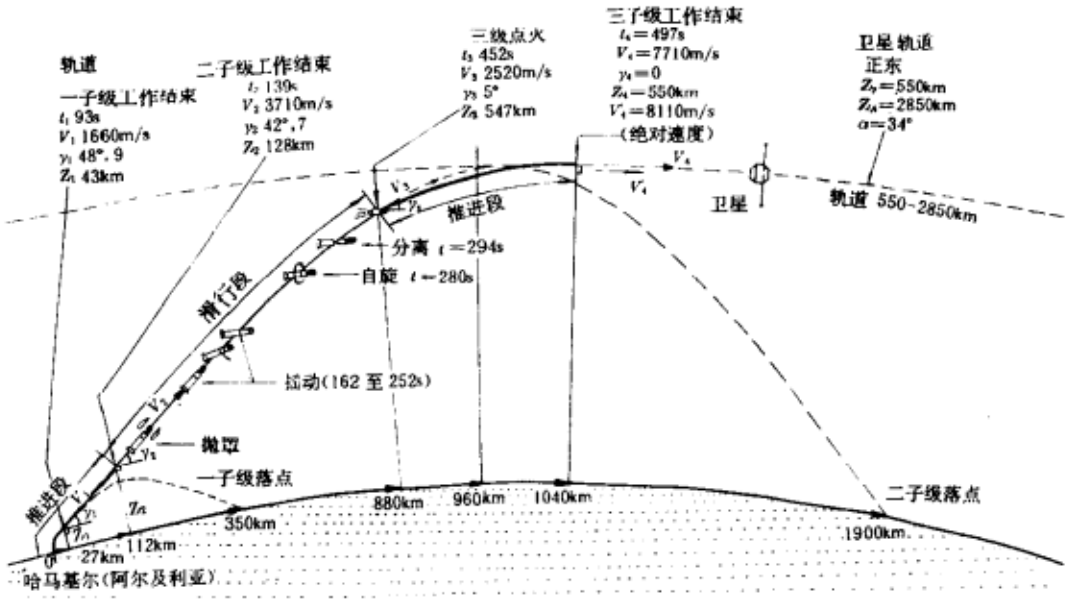
遥控设备位于仪器舱内，其作用是

1） 如果需要修正正常程序，可提前发出第三级点火指令；

2） 如果火箭飞行偏离安全通道，发生无法挽回的故障时，可以从地面发出火箭自毁指令。

## 典型飞行程序与轨道

“钻石”火箭发射卫星的典型飞行程序如图所示。




“钻石”550～2850km轨道飞行程序

- 一级增压发生器点火；
- 约3s后，解开位于发射台上火箭的系留带（此时，达到全推力）
- 一级约工作93s，在火箭飞行期间，按照姿态程序操纵运载火箭；
- 该程序是以火箭工作期间，火箭摇摆，使飞行倾角大约保持零度而设计的；

· 第一级推力衰减期间一、二级分离，分离程序由预先调至约 5$g$ 的加速度计启动。由调至 1.6$g$ 的加速度计探测推力衰减。在测到推力衰减信号后 1s，位于一子级前裙上的 12 个火工品作动器点火，使一、二级连接的止动杆解锁，一、二级便分离；

· 在分离作动筒点火 0.5s 后，二级点火；

· 通过预先调定的加速度计，测量推力终止信号；

· 辅助操纵装置使空二子级和三子级绕其重心缓慢摇动。此时，二、三子级已处于近地点高度，摇动约 2 分钟，火箭定位在水平方向上；

· 在穿越大气层时，卫星整流罩在二级熄火后约 10s 分离；

· 火箭靠仪器舱外的四台固体发动机，以 270r/min 速度绕其轴自旋，以便定位，保持姿态；

· 空二子级按以下程序分离：自旋结束约 14s 后，前裙两半壳体解锁，靠离心力分离；

· 为保证分离安全，位于仪器舱壳体上的两台反推火箭推迟 0.2s 后点火；

· 二子级分离后，火箭接近轨道的远地点，三级点火；

· 三级发动机约工作 45s；

· 按火箭预定运行时间程序，并由地面计算机校正，三级发动机工作结束；

· 三级火箭熄火并开始入轨。

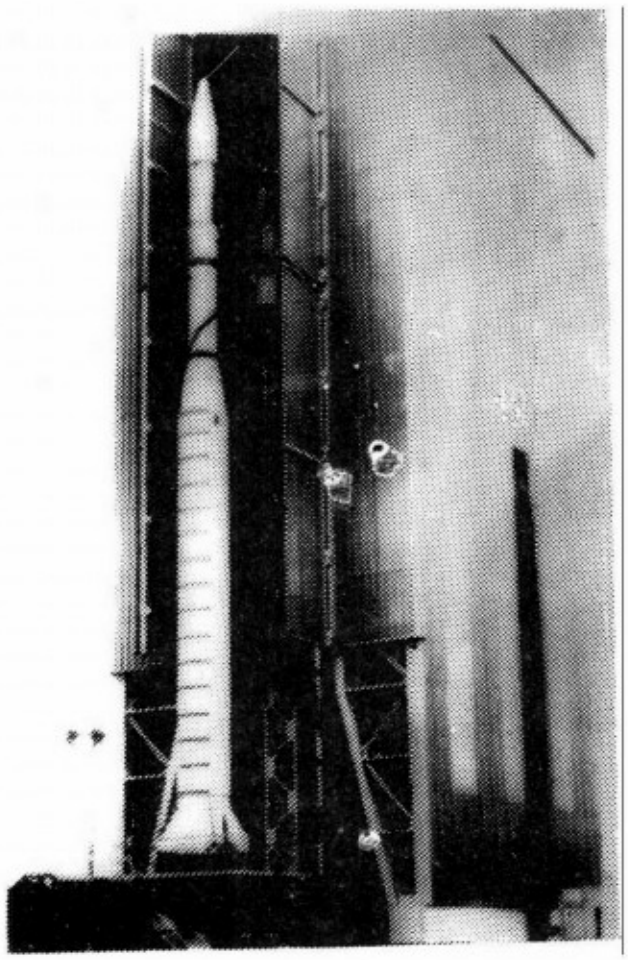
## 飞 行 记 录

| 飞行次数 | 日 期 | 有效载荷 | 轨道参数 | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | |
| 1 | 1965.11.26 | A-1 Astria(技术卫星) | 528 | 1769 | 34.2 | 哈马基尔 |
| 2 | 1966.2.17 | D-1A Diapason(和谐试验及同步卫星) | 502 | 2736 | 34.1 | (阿尔及利亚) |
| 3 | 1967.2.8 | D-1C Diadème1(王冠 1，同步卫星) | 584 | 1340 | 40.0 | |
| 4 | 1967.2.15 | D-1D Diadème2(王冠 2，同步卫星) | 592 | 1883 | 39.4 | 25 |

## 钻石 B （DIAMANT B）

“钻石 B”火箭为“钻石 A”的直接改型。它是法国气动及弹道导弹研制局受国家航天研究中心委托于 1967～1970 年间制成的。

“钻石 B”是一枚三级火箭，由液体发动机的基础级和两个固体推进剂的上面级组成。该火箭的运载能力为 160kg(300km 圆轨道)，与美国“侦察兵”火箭的运载能力相当。“钻石 B”自 1970 年起作为卫星运载火箭使用。



"钻石B"

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 3 | 起飞推力 | 348kN |
| 全　　长 | 24.25m | 推重比 | 1.45 |
| 最大直径 | 1.40m | 运载能力 | 160kg（300km 圆轨道） |
| 起飞质量 | 24.44t | | 100kg（600km 圆轨道） |

### 一子级（L-17"紫晶"）

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 13.26m | 发动机 | 一台 LRBA 制造的 Valois 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 1.40m | 推进剂 | 偏二甲肼/四氧化二氮 |
| 结构质量 | 2300kg | 地面总推力 | 348kN |
| 推进剂质量 | 18400kg | 地面比冲 | 2167.2N·s/kg |
| | | 工作时间 | 112s |

## 二子级(Pz.2“黄玉”)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长① | 5.52m | 发动机 | 一台固体火箭发动机 |
| 直　　径 | 0.81m | 推进剂 | Isolane 28/7 |
| 结构质量 | 469kg | 真空推力 | 130.4kN |
| 推进剂质量 | 2261kg | 真空比冲 | 2539.9N·s/kg |
| | | 工作时间 | 43s |

## 三子级(P68)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 1.72m | 发动机 | 一台固体火箭发动机 |
| 直　　径 | 0.81m | 推进剂 | Isolane　29/9 |
| 结构质量 | 95kg | 真空推力 | 30.4～51.97kN |
| 推进剂质量 | 680kg | 真空比冲 | 2726.06N·s/kg |
| | | 工作时间 | 46.5s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　　度 | 2.8m | 结构质量 | 75kg |
| 直　　径 | 0.85m | 有效容积 | 0.7m³ |
| | | 有效载荷 | 50～160kg |

“钻石 B”与“钻石 A”比较,其改进主要在第一级。

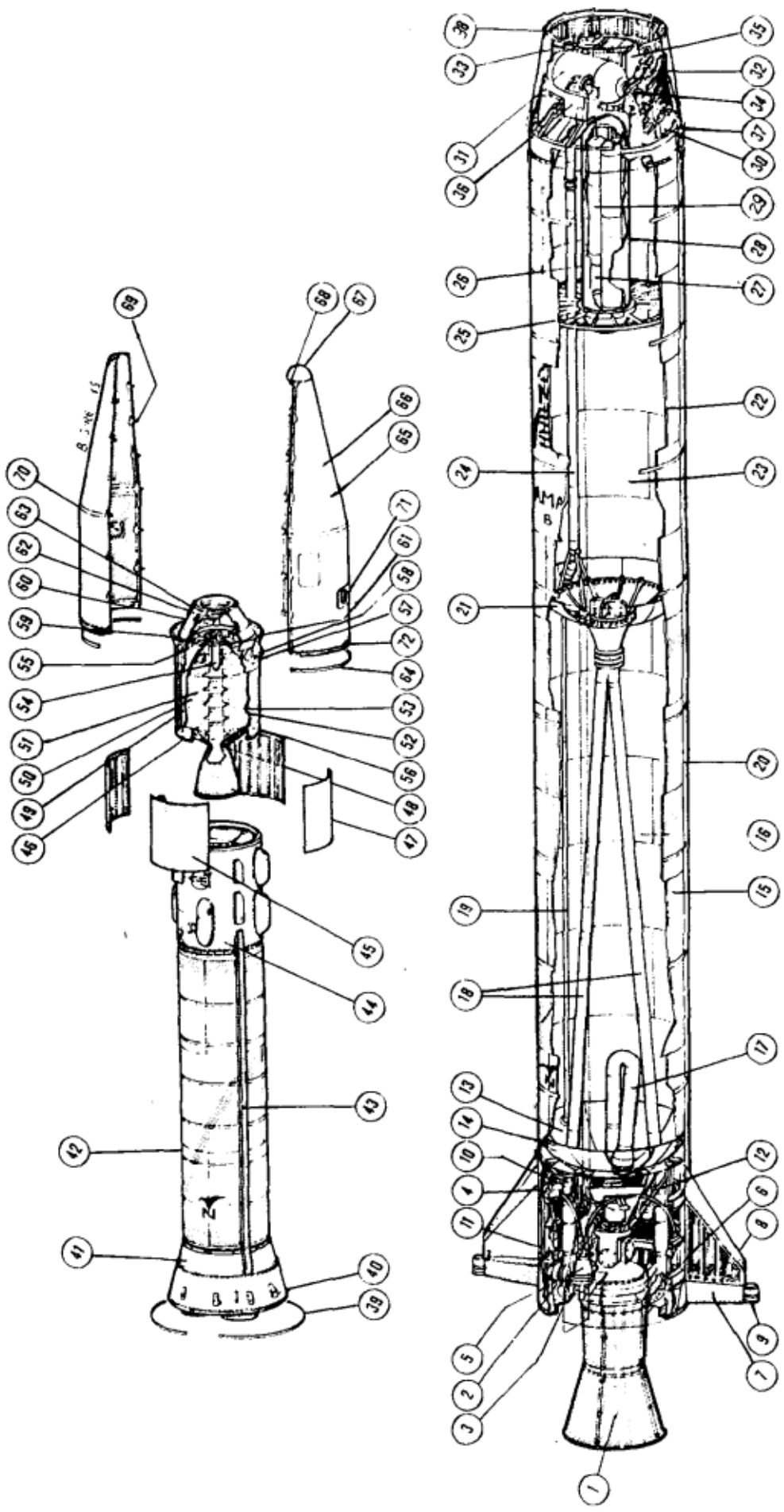
“钻石 B”一子级 L-17“紫晶”的基本结构与“钻石 A”使用的 L-12“金钢石”结构相似。它使用一台法国气动及弹道导弹研制局制造的 Valois 液体火箭发动机。这台发动机是由“钻石 A”所用的 Vexin 液体火箭发动机加大推力改进而来的。Valois 发动机使用偏二甲肼、四氧化二氮推进剂。与“钻石 A”不同的是改用液体增压气体发生器。发生器燃料为偏二甲肼、氧化剂为四氧化二氮,发生器用水冷却。四氧化二氮和偏二甲肼推进剂比冲高于原使用的松节油和硝酸的比冲,起飞推力由 274kN 增加到 348kN。推进剂质量由 12770kg 增加到 18400kg,从而使燃烧时间由 93s 增加到 112s。控制时借助气动装置可使喷管作±4°摆动。发动机高 1.85m,喉部直径 410mm。贮箱压力 2.56MPa,燃烧室压力 1.96MPa。Valois/L17 推进舱和推进系统如图所示。

“钻石 B”一子级制导与控制系统与“钻石 A”基本相同。在主动段一子级姿控与稳定由四片呈十字形安装的尾翼进行。

“钻石 B”二子级几乎未加改变地搬用“钻石 A”的。它用一台欧洲动力装置制造公司制造的 4 个喷管的固体发动机,借助高压气体摆动喷管进行控制。燃烧室平均压力为 3.616MPa。推进剂为 Isolane28/7,按一子级姿态稳定原理进行控制。

与二子级相连接的是马特拉公司制造的仪器舱,它也与“钻石 A”的仪器舱相同,包括姿控

① 包括仪器舱和过渡段在内的长度



“钻石 B”

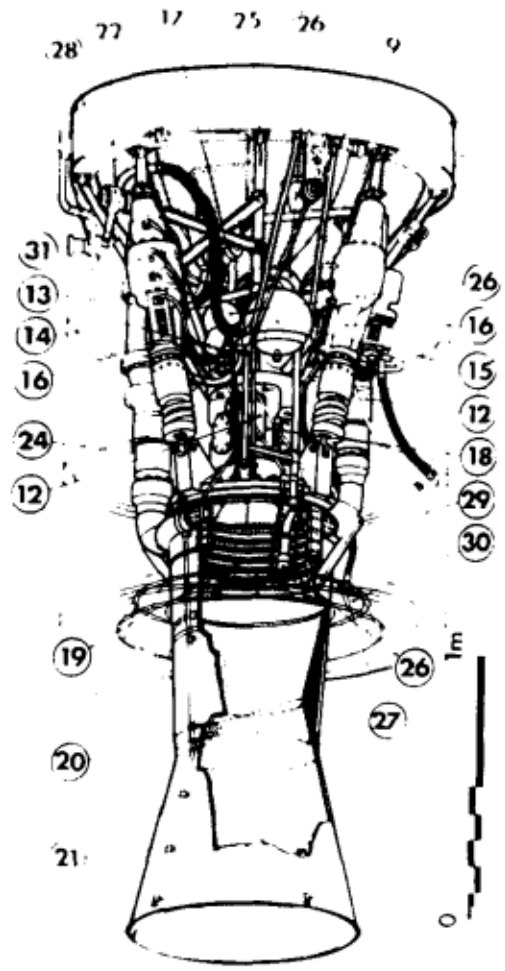
1. Valois 发动机； 2. Valois/L17 推进舱； 3. Durestos 防热层； 4. 偏二甲肼箱输送阀； 5. 521 型电磁-气动伺服作动器(用于滚动控制)； 6. 滚动控制齿轮和作动器； 7. 滚动控制空气舵(2)； 8. 尾翼； 9. 滚动控制火箭(2)； 10. 电接口盒； 11. 后裙； 12. 8 杆推力架； 13. 四氧化二氮箱后底板； 14. 裙部连接环； 15. 四氧化二氮贮箱； 16. 四氧化二氮(11800kg)； 17. 四氧化二氮输送导管； 18. 偏二甲肼输送导管； 19. 四氧化二氮贮箱溢流泄出管； 20. 电缆管(4)； 21. 共底； 22. 偏二甲肼贮箱； 23. 偏二甲肼(5750kg) 24. 四氧化二氮增压导管； 25. 防晃隔板及发生器贮箱加强板； 26. 液体推进剂气体发生器贮箱； 27. 水箱； 28. 偏二甲肼贮箱； 29. 四氧化二氮贮箱； 30. 主贮箱前底； 31. 高压氮气瓶； 32. 减压器和分配阀； 33. 气体发生器燃烧室和喷水室； 34. 偏二甲肼贮箱增压导管； 35. 控制装置； 36. 银锌电池； 37. 气压管道(用于后裙辅助动力装置)； 38. 前裙及分离框； 39. 级间卡箍； 40. 俯仰操纵分系统； 41. Topaze 推进舱； 42. Pz·2/Topaze 二子级； 43. 电缆管(2)； 44. 仪器舱； 45. 级间裙； 46. 三子级(由“欧罗巴 I”演进而来)； 47. 钟形固定喷管； 48. 石墨喉部； 49. 发动机壳体； 50. Isolane29/9 固体药柱(683kg)； 51. 中心孔； 52. 内绝热保护层； 53. 外绝热保护层； 54. 点火器； 55. 安全保险装置； 56. 后裙； 57. 前裙； 58. 遥测天线； 59. 设备平台；

60. 发射器、程序器和火工品控制盒； 61. 锥形连接裙； 62. 有效载荷支架； 63. 有效载荷卡箍切割器；

64. 整流罩卡箍； 65. 整流罩半壳； 66. 防热板； 67. 鼻锥帽；

68. 火药夹； 69. 弹簧锁； 70. 进出窗口； 71. 有效载荷胶落插头；

72. 整流罩/三子级密封垫塞。




Valois/L17 推进系统

1. 高压氮气瓶； 2. 高压阀和调节器； 3. 气体发生器水箱； 4. 气体发生器偏二甲肼箱； 5. 气体发生器四氧化二氮箱； 6. 气体发生器； 7. 冷却水喷注器； 8. 增压导管； 9. 溢流管及气体出口； 10. 偏二甲肼贮箱； 11. 四氧化二氮贮箱； 12.. 偏二甲肼单级阀(2)； 13. 四氧化二氮双级阀； 14. 电-气控制箱； 15. 液-气分离器； 16. 电磁-气动伺服作动器(俯仰和偏航各两个)； 17. 发电机； 18. 常平座； 19. 喷注器与燃烧室； 20. 石墨衬里喷管喉部； 21. 带氧化锆涂层的HS25钢喷管延伸段； 22. 推进剂输送导管； 23. 发射台卡箍作动系统； 24. 输送导管活动接头； 25. 钢推力架(8根)； 26. 气体发生器及排气管； 27. 滚动控制小游机； 28. 后推力裙(265mm 长)； 29. 后裙(1515mm 长)； 30. 防热板。

系统、指令装置、数据传递装置、能源供给系统及 4 个用于姿态稳定的小旋转发动机。

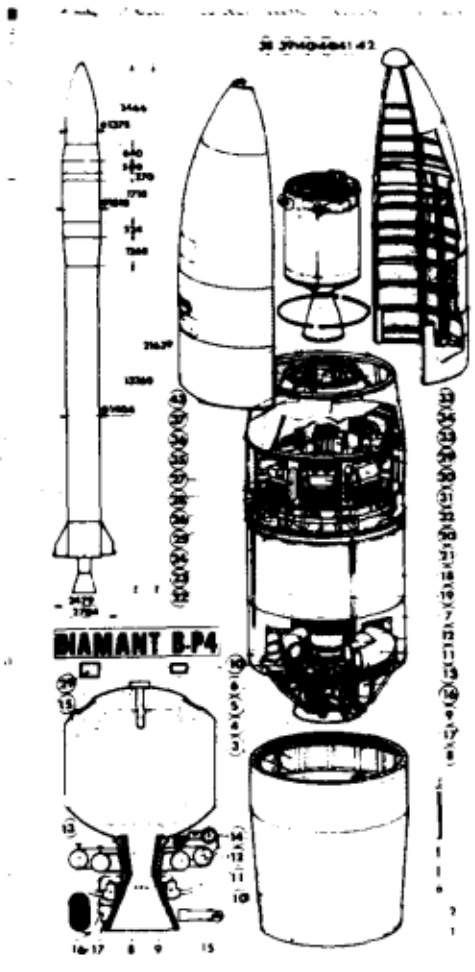
三子级 P68 装一台欧洲动力装置制造公司制造的固体发动机，其药柱装在玻璃纤维外壳内，用 Isolane29/9 作推进剂，比冲高于 Isolane28/7，三子级以 180r/min 的速度旋转稳定。

“钻石 B”有效载荷整流罩与“钻石 A”一样，也由两个半壳组成，在一子级滑行段分离。三子级熄火后约 1 分钟，在卫星轨道的近地点，利用装在有效载荷过渡段的机械装置将卫星抛出。

## 飞　行　记　录

“钻石 B”飞行记录(成功率 60%)

| 飞行次数 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | 轨道参数 | | | 发射场 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 近地点(km) | 远地点(km) | 轨道倾角(°) | |
| 1 | 1970.10.10 | DIAL(德国技术卫星) | — | — | — | 圭亚那 |
| 2 | 1970.12.12 | Pèole(同步卫星) | 635 | 749 | 15.00 | 库鲁 |
| 3 | 1971.4.15 | D2A Tournesol(太阳研究卫星) | — | — | — | |
| 4* | 1971.12.5 | D2A Polaire(发射失败) | — | — | — | |
| 5* | 1973.5.20 | D5A Pollux(法国首次双星发射) | — | — | — | |
| | | D5B Castor(第三级故障) | — | — | — | |




“钻石 BP4”

1. L17 一子级（见“钻石 B”）； 2. 级间裙； 3. 球形箱底； 4. 气密隔舱（增压 0.3MPa 用于级间分离）； 5. 气密螺栓连接； 6. 火工品切割环（分离）； 7. P4（Rital）级后裙； 8. P4 固定喷管； 9. 射流偏转电磁阀（4 个）； 10. 氟里昂导管； 11. 氟里昂箱； 12. 高压氮气箱（供氟里昂箱增压）； 13. 加注和泄出阀； 14. 减压器； 15. 滚动姿控火箭（两个，方向相反）； 16. 辅助动力装置压力箱； 17. 气动辅助动力装置； 18. P4 发动机外壳； 19. 电缆管（4 根）； 20. 俯仰分系统隔舱； 21. 高压（30MPa）氮气瓶（4 个）； 22. 低压氮气分配环及阀； 23. 姿控喷管（两个俯仰、两个偏航、4 个滚动）； 24. 仪器舱； 25. 检测窗口（8 个）； 26. 电子仪器蜂窝支架； 27. 8 个合成橡胶防振吊舱； 28. 天线（共 10 个，4 个遥控、2 个遥测、4 个全向无线电信标）； 29. 操纵装置（陀螺平台、电子仪器、姿控盒）； 30. 程序装置与继电器； 31. 遥测装置； 32. 遥控装置（包括自毁分系统）； 33. 电缆； 34. 前裙； 35. 级间裙； 36. 8 个弹簧作动器（分离）； 37. 火工品锁紧弹簧夹； 38. P68 三子级； 39. 仪器前舱和前裙（程序器、两个电池、遥测装置）； 40. 旋转火箭； 41. “黑箭”型整流罩； 42. 钢鼻锥帽； 43. 窗口（两个）； 44. 爆炸螺栓（两个）。

# 钻石 BP4（DIAMANT BP4）

1970 年底，法国为发射较重的第二代卫星开始研制“钻石 BC”（未来的“钻石 C”）运载火箭。它主要采用当时的固体导弹技术，如 P4，P10 等。原计划 1977 年投入使用。由于种种原因，研制计划并没有继续下去。

1972 年，法国开始第六个经济建设计划，要求重新研制一种较大型运载火箭。政府决定由 CNES 研制“钻石 BP4”运载火箭，并于 1975 年投入运营。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 3 | 起飞推力 | 348kN |
| 全　　长 | 21.638m | 推重比 | 1.32 |
| 最大直径 | 1.5m | 运载能力 | 500km 赤道圆轨道：280kg |
| 起飞质量 | 26.895t | | 1000km 圆轨道：200～220kg |
| | | | 185～1000km 椭圆轨道：240kg（带有远地点级） |

### 一子级（L-17“紫晶”）

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 13.26m | 发动机 | 一台 Valois 液体火箭发动机 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直　　径 | 0.81m | 推进剂 | 偏二甲肼/四氧化二氮 |
| 结构质量 | 2300kg | 地面总推力 | 348kN |
| 推进剂质量 | 18400kg | 地面比冲 | 2167.2N·s/kg |
| | | 工作时间 | 118s |

## 二子级(P4 Rita Ⅰ)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长① | 4.912m | 发动机 | 一台固体火箭发动机 |
| 直　　径 | 1.51m | 推进剂 | Isolane 36/9 |
| 结构质量 | 1000kg | 真空推力 | 180kN |
| 推进剂质量 | 4000kg | 真空比冲 | 2621.5N·s/kg |
| | | 工作时间 | 65s |

## 三子级(P.68)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 1.71m | 发动机 | 一台固体火箭发动机 |
| 直　　径 | 0.81m | 推进剂 | Isolane 29/9 |
| 结构质量 | 95kg | 真空推力 | 50kN |
| 推进剂质量 | 685kg | 真空比冲 | 2690.1N·s/kg |
| | | 工作时间 | 46s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度② | 3.466m | 结构质量 | 135kg |
| 直　　径 | 1.378m | 有效容积 | 1.5m³ |

“钻石 BP4”为三级运载火箭。与“钻石 B”一样，一子级仍用 L-17“紫晶”，长 13.26m，直径 1.4m，使用一台 Valois 液体火箭发动机，推进剂为偏二甲肼和四氧化二氮。偏二甲肼箱位于一子级顶部，四氧化二氮箱位于下部。此布局有利于防止火箭飞行过程中 POGO 效应的产生。二、三子级级间段为铝蒙皮和框架结构，质量 145kg。一子级姿控与稳定与“钻石 B”相同，仍由 4 片垂直尾翼控制。

“钻石 BP4”二子级采用潜地导弹的 P4(Rita Ⅰ)级。该级直径为 1.51m。所以“钻石 BP4”的外形与“钻石 A”和“钻石 B”不同。二子级发动机使用 4000kg Isolane 36/9 型六星形芯固体推进剂。固体发动机壳体由玻璃纤维材料制成。发动机喷管是固定的，喉部为石墨衬里。二子级俯仰和偏航靠贮存在直径 18cm 钢箱内的氟里昂，由高压氮气挤压，经 4 个电磁射流阀向喷管内喷二次射流进行控制。而火箭滚动控制则靠两个小喷管进行。

三子级仍用“钻石 B”的 P.68，使用一台 Isolane29/9 固体推进剂火箭发动机。火箭姿态控制与稳定靠高压氮气喷管进行(两个俯仰、两个偏航、四个滚动喷管)。

---

① 包括仪器舱及过渡段
② 包括三子级长度。

仪器舱由铝蒙皮及结构件组成，质量 147kg。

三子级前裙及级间裙为铝蒙皮、双框架结构。前裙外有软木绝热层。级间裙质量 23kg。

三子级有四个小旋转火箭，壳体用钢制成，内装 36kg 火药，燃烧 1.1s，三子级发动机旋转稳定。有效载荷靠 8 个弹簧作动器分离。

为降低“钻石 BP4”成本，整流罩用“黑箭”型的。它是铝构件、镁裙，质量 135kg，其中包括 20kg 软木绝热层的质量。

## 飞　行　记　录

| 飞行次数 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | 轨道参数 | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） |
| 1 | 1975.1.6 | Star/ette | — | — | — |
| 2 | 1975.5.17 | D-5A，D-5B | 269 | 1283 | 29.96 |
| 3 | 1975.9.27 | D-2B，Aura | 499 | 723 | 37.13 |

手册　世界航天运载火箭大全

# 欧 联

## 欧洲号系列（THE EUROPA FAMILY）

孙国庆

### 概 述

为了研制西欧独立的卫星运载火箭，英、法、西德、意大利、比利时、荷兰、澳大利亚七国于1962年3月建立了欧洲运载火箭发展组织（ELDO，European Launcher Development Organization）。“欧洲号系列”是ELDO负责研制的运载火箭系列，由“欧洲号Ⅰ”、“欧洲号Ⅱ”和“欧洲号Ⅲ”组成。

“欧洲号”系列火箭的研制由于种种原因而先后中途夭折，但其研制成果及经验教训对随后组建的欧洲空间局（ESA，European Space Agency）和“阿里安系列”运载火箭的研制成功是有益的。

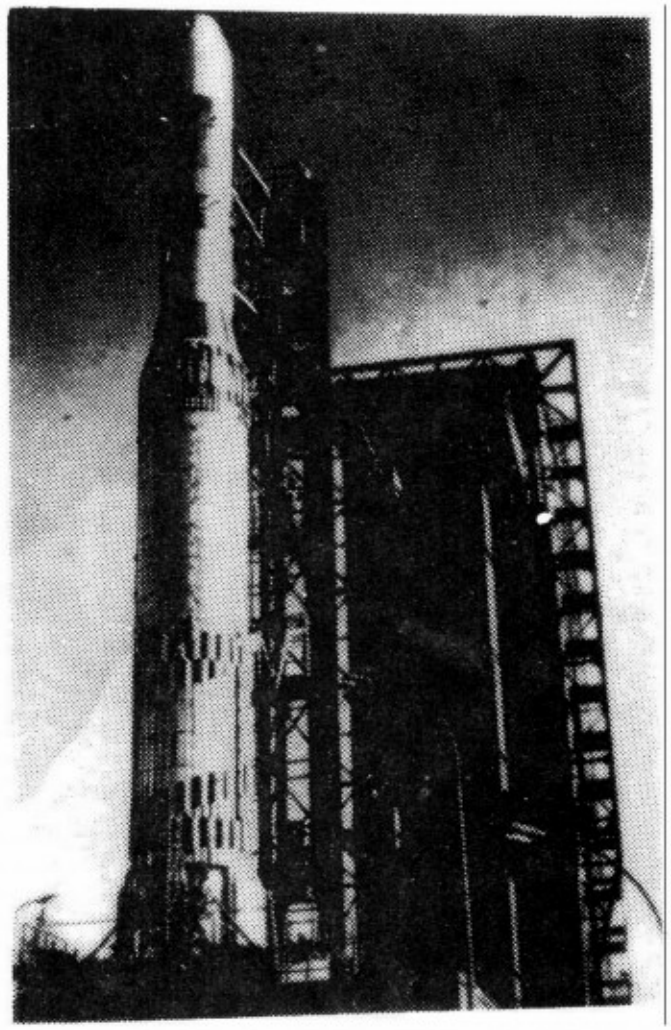
**系列型号总体参数和运载能力表**

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 运载能力 (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 欧洲号Ⅰ | 3 | 31.67 | 3.69 | 105400 | 1360 | 850～1000(LEO) |
| 欧洲号Ⅱ | 4 | 31.67 | 3.69 | 112000 | 1360 | 360(GTO)<br>170—230(GEO) |
| 欧洲号Ⅲ | 2 | 40 | 3.8 | 191150 | 2657 | 700(GEO) |

*LEO—近地轨道；GTO—地球同步转移轨道；GEO—地球同步轨道

## 欧洲号Ⅰ（EUROPA Ⅰ）

“欧洲号Ⅰ”是三级液体运载火箭，于1962～1968年研制。一、二、三子级分别由英国、法国和西德研制，意大利研制试验卫星和卫星整流罩，荷兰与比利时分别提供遥测设备与指令控制



"欧洲号 I"

系统,澳大利亚提供发射场。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 3 级 | 起飞推力 | 1360kN |
| 全　　长 | 31.67m | 推重比 | 1.315 |
| 翼展 | 3.69m | 运载能力 | 1000kg(200km 圆轨道) |
| 起飞质量 | 105400g | | 850kg(500km 圆轨道) |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 18.37m | 发动机 | 2 台罗尔斯・罗伊斯 RZ-2 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 3.05m | | |
| 结构质量 | 7000kg | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 推进剂质量 | 82400kg | 地面总推力 | 1360kN |
| | | 比　冲 | 2430N・s/kg |
| | | 工作时间 | 160s |

## 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 5.5m | 发动机 | 4台 LRBA 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 2m | 推进剂 | $N_2O_4$/偏二甲肼 |
| 结构质量 | 2200kg | 真空推力 | 4×68.1kN |
| 推进剂质量 | 9800kg | 真空比冲 | 2714.6N·s/kg |
| | | 工作时间 | 104s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 3.81m | 发动机 | 一台 ERNO 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 2m | 推进剂 | $N_2O_4$/混肼-50 |
| 结构质量 | 600kg | 真空推力 | 22.54kN |
| 推进剂质量 | 2800kg | 真空比冲 | 2861.6N·s/kg |
| | | 工作时间 | 368s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　　度 | 4m | 结构质量 | 345kg |
| 直　　径 | 2m | 有效载荷质量 | 265kg |

（STV 试验卫星）

# 总　体　布　局

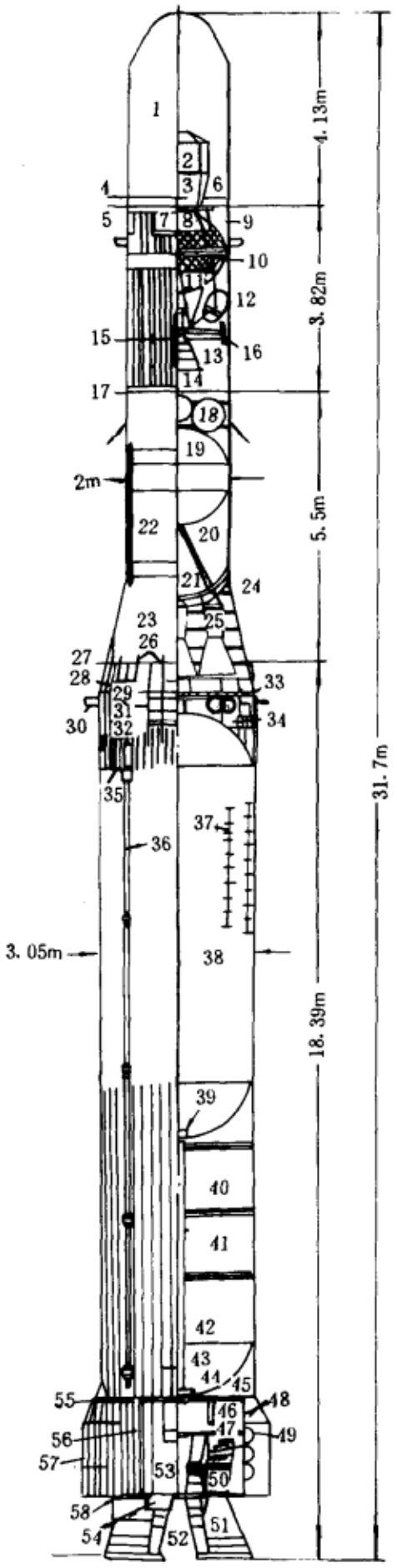
“欧洲号Ⅰ”全长 31.67m（包括有效载荷整流罩）、最大直径 3.69m。它是中等有效载荷的三级液体火箭，由一、二、三子级、有效载荷整流罩、级间段、推进装置和仪器舱组成。一、二、三子级分别称作兰光（Blue Streak）、科拉利（Coralie）和阿斯特利斯（Astris）。在一、二、三子级间、三子级与整流罩间有分离装置。火箭的总体布局见图。

# 箭　体　结　构

箭体结构的基本作用是贮存推进剂，承受发动机的推力和将有效载荷运送入轨。

### 一子级结构

一子级结构借用兰光火箭的结构，外形如图所示。贮箱采用薄壁硬壳式结构。箱壁同时构成火箭外壳，箱壁厚 0.5mm，靠箱内充压保持贮箱外形。液氧箱位于上部，箱内底部装有防晃隔板。煤油箱位于下部，箱中装有三个防晃环。煤油箱内还有一防振架，用以增强煤油箱刚度。煤油箱箱底用纵向桁条加强。桁条沿外表面用点焊连接。两贮箱用一凹球面共底隔开。贮箱

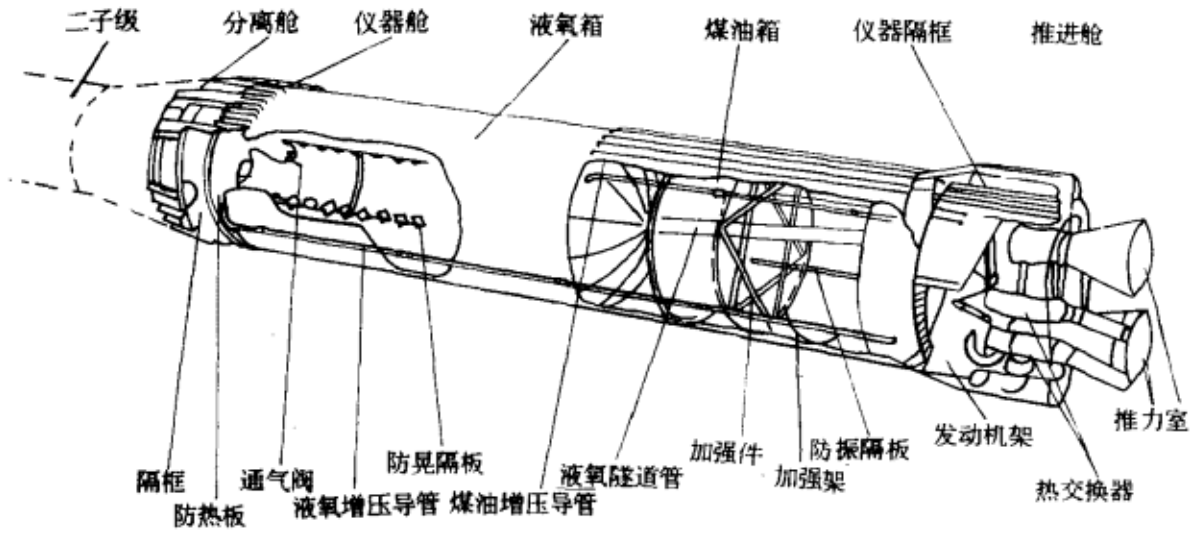



“欧洲号 I ”

1. 卫星整流罩； 2. 卫星； 3. 卫星弹射系统； 4. 整流罩分离面； 5. 卫星分离面； 6. 卫星安装环； 7. 舱口（8 个）； 8. 肼贮箱； 9. 仪器舱； 10. 加强环； 11. $N_2O_4$ 贮箱； 12. 氮气瓶（2 个）； 13. 游动发动机（2 台）； 14. 主推力室； 15. 三子级分离面； 16. 爆炸螺栓（8 个）； 17. 级间段连接； 18. 增压系统； 19. $N_2O_4$ 贮箱； 20. 偏二甲肼贮箱； 21. $N_2O_4$ 输送导管； 22. 舱间导管； 23. 过渡裙； 24. 发动机架； 25. 推力室（4 个）； 26. 爆炸螺栓（16 个）； 27. 二子级分离面； 28. 分离舱； 29. 排烟口； 30. 遥测天线； 31. 电气系统地面连接； 32. 舱口（6 个）； 33. 仪器舱隔框； 34. 仪器舱； 35. Wrebus 天线； 36. 液氧箱增压管； 37. 防晃板； 38. 液氧箱； 39. 防漩装置； 40. 煤油箱隔框； 41. 煤油箱； 42. 液氧管； 43. 舱门； 44. 防漩装置； 45. 低压输送管； 46. 主梁和机架； 47. 涡轮泵； 48. 氮气系统； 49. 高压输送导管； 50. 涡轮排气管； 51. 推力室； 52. 氮热交换器； 53. 一子级燃料传感器； 54. 氧热交换器； 55. 贮箱和推进舱连接结构； 56. 发射销； 57. 设备整流罩； 58. 推进舱防热板。

全长 14.02m，直径 3.05m。一子级结构质量 7t、装有 82.4t 推进剂。一子级尾段是铝合金半硬壳结构。用铆钉连接蒙皮、隔框和桁条。两台发动机悬挂在一对工字梁上。

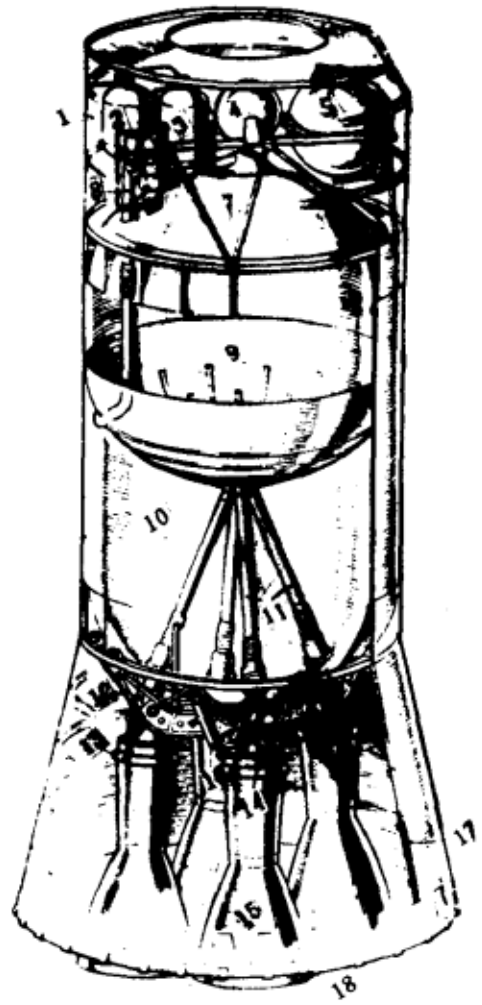
一子级蓝光能把上面两级和卫星（共重 15410kg）送到 60km 高空，并在 150s 内将其加速到 3000m/s。




一　子　级

## 二子级结构

二子级结构主要由推进剂贮箱、发动机架、前裙(连接贮箱与三子级)和后裙(连接一、二子级)组成，其外形如图所示。



二子级

1. 仪器系统与贮箱增压系统舱； 2. 偏二甲肼辅助贮箱； 3. $N_2O_4$ 辅助贮箱； 4. 氦气瓶； 5. 冷却水箱； 6. 增压系统燃烧室； 7. $N_2O_4$ 增压管； 8. 偏二甲肼增压管； 9. $N_2O_4$ 贮箱； 10. 偏二甲肼贮箱； 11. $N_2O_4$ 输送导管； 12. 主机架； 13. 偏二甲肼集合管； 14. 常平架； 15. 四个摆动推力室； 16. 摆动作动筒； 17. 双层点焊波纹板； 18. 爆炸螺栓。

二子级由于采用挤压式输送系统，因而贮箱需承受高于燃烧室压力的挤压压力，贮箱增压压力为 2.1MPa。燃料箱与氧化剂箱合成一个圆筒，两端为椭球形箱底，中间为椭球共底。上部为 $N_2O_4$ 贮箱，下部为偏二甲肼贮箱。贮箱内径 2m，壁厚 1.9mm。$N_2O_4$ 箱容积 4.7$m^3$，偏二甲肼箱容积 4.5$m^3$。贮箱材料为 40CDV20 高强度钢，20℃时其极限强度为 160kg/$mm^2$。该材料

还能抗 $N_2O_4$、偏二甲肼腐蚀。贮箱共底材料为不锈钢。

发动机架用来支撑四台发动机及其作动器，同时安装该级的操纵与控制设备。机架将发动机推力传递到贮箱后端周围。

前裙和后裙用于级间段连接。由于级间段存在很高的压缩和扭转应力，所以选用不锈钢波纹板结构。前裙是一个长 1.23m，内径 2m、外径 2.05m、质量 62kg 的圆筒。后裙是一个截锥形壳，长 1.72m，两端直径分别为 2m 和 2.81m、质量 137kg。它用于连接二子级贮箱与一子级前裙。

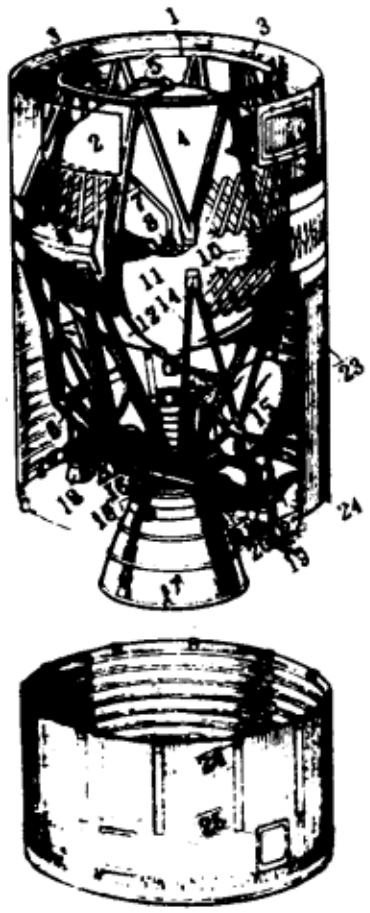
## 三子级结构

三子级结构从二、三子级对接面到三子级、卫星整流罩对接面，是一个简单的圆筒。三子级直径与二子级的相同，均为 2.026m，两对接面间总长为 3.815m。三子级外壳由三部分构成，这样便于协调内部结构，并有利于分离及抛罩。这三段分别是：下段长 1.075m，从二、三子级安装面至分离面；中段长 1.615m，从分离面至上段安装面；上段长 1.125m，从上段安装面至卫星安装环上的分离面。外层钛合金波纹板点焊在圆筒壳表面，然后用 U 形隔框加强，隔框间隔 100mm。上段外壳开有 8 个对称的 400mm×400mm 方形舱口，用以安装制导控制设备，下半部焊有盒状主舱壁，用以通过螺栓连接发动机支架及卫星支架以及推进剂贮箱。

球形推进剂贮箱内径为 1.720m，当中有凸板将氧化剂与燃料隔开，上半部装燃料、下半部装氧化剂。为安全起见，燃料至发动机的输送导管不穿过氧化剂箱，而从外边通往发动机。

贮箱由钛合金制成，壁厚 1.2mm。两部分单独爆炸成形，然后用电子束焊成。

箱内有防晃板，防止推进剂晃动。两个贮箱间压差维持在 110kPa，燃料箱压力稍高些，可以防止氧化剂箱过压导致薄隔板的永久变形（隔板厚 1.1mm）。



三子级

1. 卫星支架； 2. 检修口； 3. 制导、控制与遥测设备； 4. 混肼-50 贮箱； 5. 混肼贮箱增压管； 6. 混肼输送导管； 7. 电子束焊缝； 8. 防漩装置； 9. 主推力架； 10. 贮箱挂环； 11. $N_2O_4$ 贮箱； 12. 爆炸成形钛合金； 13. $N_2O_4$ 输送管； 14. 焊接铝合金管框架； 15. 玻璃钢氦气瓶； 16. 主推力室（可摆动±6°）； 17. 主推力室喷管； 18. 电动液压作动器； 19. 游动发动机（俯仰±40°，偏航 80°）； 20. 离合器； 21. 作动器与活塞； 22. 侧向摆动干摩擦轴承； 23. 可抛半裙； 24. 预加载过渡段连接件； 25. 过渡段。

卫星支架为圆头锥形，位于燃料箱上。它由卫星平台和卫星框架焊接而成。

发动机架连接到盒式舱壁上，主发动机装在中心，两台控制发动机则用管杆悬挂。机架还用于安装氦气瓶和氮气瓶。

两个玻璃钢增强塑料氦气瓶对称地装在垂直于控制发动机平面的横轴上，每个容量为135L，压力 30MPa。两个球形钛合金氮气瓶（用于姿态控制系统）吊挂在距控制发动机约 1m 处。

三子级外壳中段设计类似上段。主要差别在于，上段用钛合金，中段用抗腐蚀合金钢。两段用爆炸螺栓连接。在二、三子级分离后，用爆炸螺栓将三子级外壳中段分离，使其沿纵向散离，而下段仍留在二子级上。三子级外形如图所示。

## 推进剂系统

### 一子级推进系统

一子级推进系统（见图）采用两台罗尔斯·罗伊斯公司的液体火箭发动机，每台推力 667kN。两台发动机各有自己的推力室、涡轮泵及驱动液压作动器的辅助传动装置。

推进剂由地面贮箱经加注阀注入火箭贮箱，而切断推进剂加注阀是靠贮箱中的液面传感器操纵的。发动机点火后，靠涡轮排气管中的热交换器使液氧汽化，以增压液氧箱，而煤油则靠氮气增压。氮压还用于推进系统和增压系统多数阀门的作动。

燃气发生器的燃气温度应低于 650℃，为此，燃气发生器以富燃料工作（液氧/煤油混合比为 0.35）。煤油流量约为 3.36kg/s，液氧流量为 1.18kg/s。燃气发生器的开启和关闭由简单的气动阀门控制。

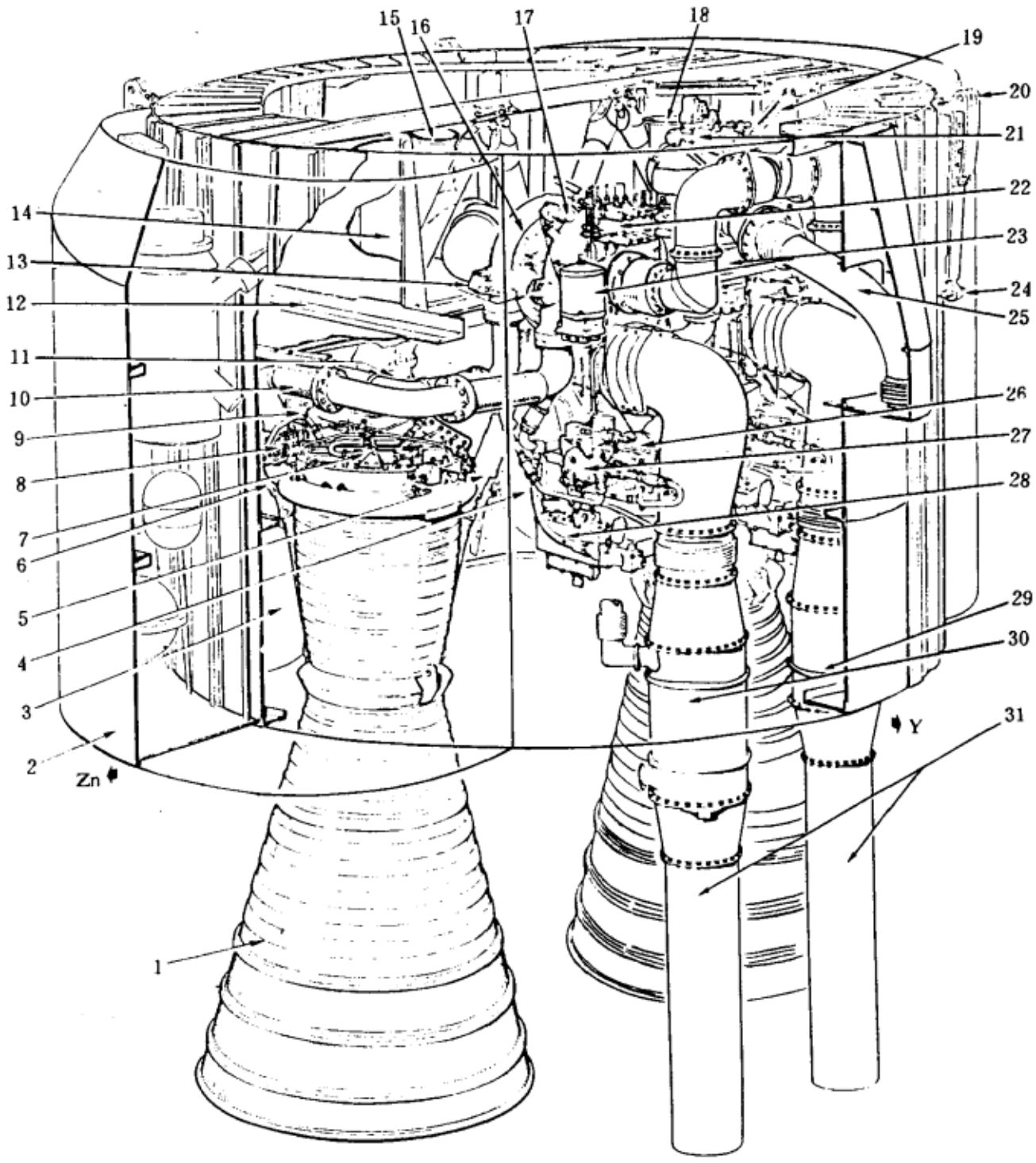
涡轮为两级冲动式的，涡轮通过 4.88/1 的两级减速齿轮来带动装在同一轴上的两个推进剂泵。泵的转速为 5987r/min，液氧、煤油入口压力分别为 0.44MPa 和 0.279MPa。出口压力分别为 5.26MPa 和 5.02MPa。相应的流量分别为 176.9kg/s 及 77kg/s。两泵前都有诱导轮，用以减少汽蚀。

推力室包括喷注器、燃烧室和喷管。喷注器为不锈钢圆盘，其上焊接一圈一圈的同心排列的喷射环。从外圈的燃料环开始，液氧环和燃料环向内交替排列。外圈燃料环用于推力室壁的液膜冷却，环上喷嘴为同组元撞击式。推进剂雾化撞击点离喷射面 12.7mm。喷注器压降，液氧为 9.9kg/cm$^2$，燃料为 5.7kg/cm$^2$。

推力室为再生冷却的管束式推力室。燃烧室收缩比为 18∶1，喷管膨胀比 8∶1，燃烧室压力 3.82MPa。推力室可双向摆动±7°。两个推进剂主阀门完全相同，皆为蝶式阀，用气动活塞通过联动装置使阀门动作。

### 二子级推进系统

二子级推进系统采用四机并联发动机，用挤压式输送系统。推进剂为 $N_2O_4$ 和偏二甲肼，每台发动机推力 68.1kN，真空比冲 2714.6N·s/kg，工作时间 120s。四台发动机铰接安装在与贮箱相连的刚性发动机架上。发动机可通过作动器双向摆动，以实现俯仰、偏航和滚转控制。贮箱增压用燃气发生器。由 $N_2O_4$ 和偏二甲肼辅助贮箱向燃气发生器供应推进剂，以产生燃气，经喷水冷却后用于主贮箱增压。燃气发生器消耗 41kg$N_2O_4$，18.5kg 偏二甲肼和 98kg 水。进入主贮箱的气体压力为 1.86MPa、温度 350℃、工作 75s。主贮箱加注 6440kg$N_2O_4$ 和 3400kg




一子级推进系统

1. 推力室； 2. 尾段外壳； 3. 油箱； 4. 液氮瓶； 5. 俯仰作动器； 6. 偏航作动器； 7. 点火燃料阀； 8. 主燃料阀； 9. 主液氧阀； 10. 推进剂软管； 11. 常平座； 12. 主梁； 13. 泵座； 14. 发动机机架； 15. 液氧泵入口； 16. 液氧泵； 17. 基准压力计； 18. 燃料泵入口； 19. 涡轮泵支架； 20. 贮箱连接件； 21. 燃料箱阀； 22. 气体集合器； 23. 发动机继电器箱； 24. 发射支架； 25. 主燃料导管； 26. 气体发生器； 27. 液氧调节器； 28. 仪器箱； 29. 氮热交换器； 30. 气氧热交换器； 31. 涡轮排气管。

偏二甲肼。

喷管喉部用耐高温石墨制成。燃烧室特征长度 1300mm、喉部直径 115mm。燃烧室压力 1.37MPa，材料用高温合金钢 HS25。喷注器混合比为 0.53，材料为铝合金。喷管出口直径 750mm，材料为 HS25。液体火箭发动机系统有 4 个 $N_2O_4$ 和一个偏二甲肼主开关，用以控制 4 个燃烧室分两级起动。

### 三子级推进系统

三子级推进系统由一台 22.50kN 推力的主发动机及两台推力各 500N 的控制发动机组成。推进剂采用 $N_2O_4$ 和混肼-50。

发动机采用高压氦气挤压式输送系统。氦气贮存在两个玻璃纤维增强塑料压力容器内，压力为 30MPa，通过减压阀把压力降至燃料箱工作压力为 1.92±0.2MPa 和氧化剂箱工作压力 1.81±0.2MPa。用专门调节器保证 0.11MPa 压差。被挤压的推进剂通过各自的输送导管经过滤器与阀门进入燃烧室。在输送系统与喷注器之间有推进剂流量调节器。主发动机及控制发动机有各自的调节器。

发动机研制过程中遇到的主要问题是冷却问题。主发动机和控制发动机的燃烧室都用再生冷却，而喷管则用辐射冷却。主发动机燃烧室通过流过燃料冷却夹套的燃料进行再生冷却。夹层纵向通道的横截面积沿整个推力室长度是变化的。喷管喉部热流传导密度最大，横截面积也最小。因此，增加了冷却速度和冷却效率。燃料在冷却后，通过喷注器头部喷孔进入燃烧室，与直接通过输送系统进入喷注器喷孔喷出的氧化剂相遇而自燃，燃烧室压力为 1.1MPa，燃气通过钛合金喷管排出。喷管膨胀比为 1∶770。

控制发动机工作原理与主发动机相同，但燃烧室压力仅为 0.5MPa，喷管膨胀比却为 1∶1000。

## 分　离　系　统

级间分离的结构与级间过渡段的选择必须满足以下要求：上一级发动机的起动必须在正加速度下进行，以保证推进剂正常流入燃烧室；在分离期间，必须使各种原因引起的偏航和俯仰速度保持最低；选择的分离程序必须排除在分离后两级再接触的任何可能性；上一级发动机起动的排气不能烧毁下一级。分离系统如图所示。

一、二子级分离　连接一、二子级的爆炸螺栓工作，与此同时，第二级上分离固体火箭发动机工作，所产生的压力和推力使一、二子级分离。分离后，刚好在固体火箭推进剂燃完前，二子级发动机起动。分离固体发动机推力 40N，工作时间 2s，级间最大压力为 35kPa。

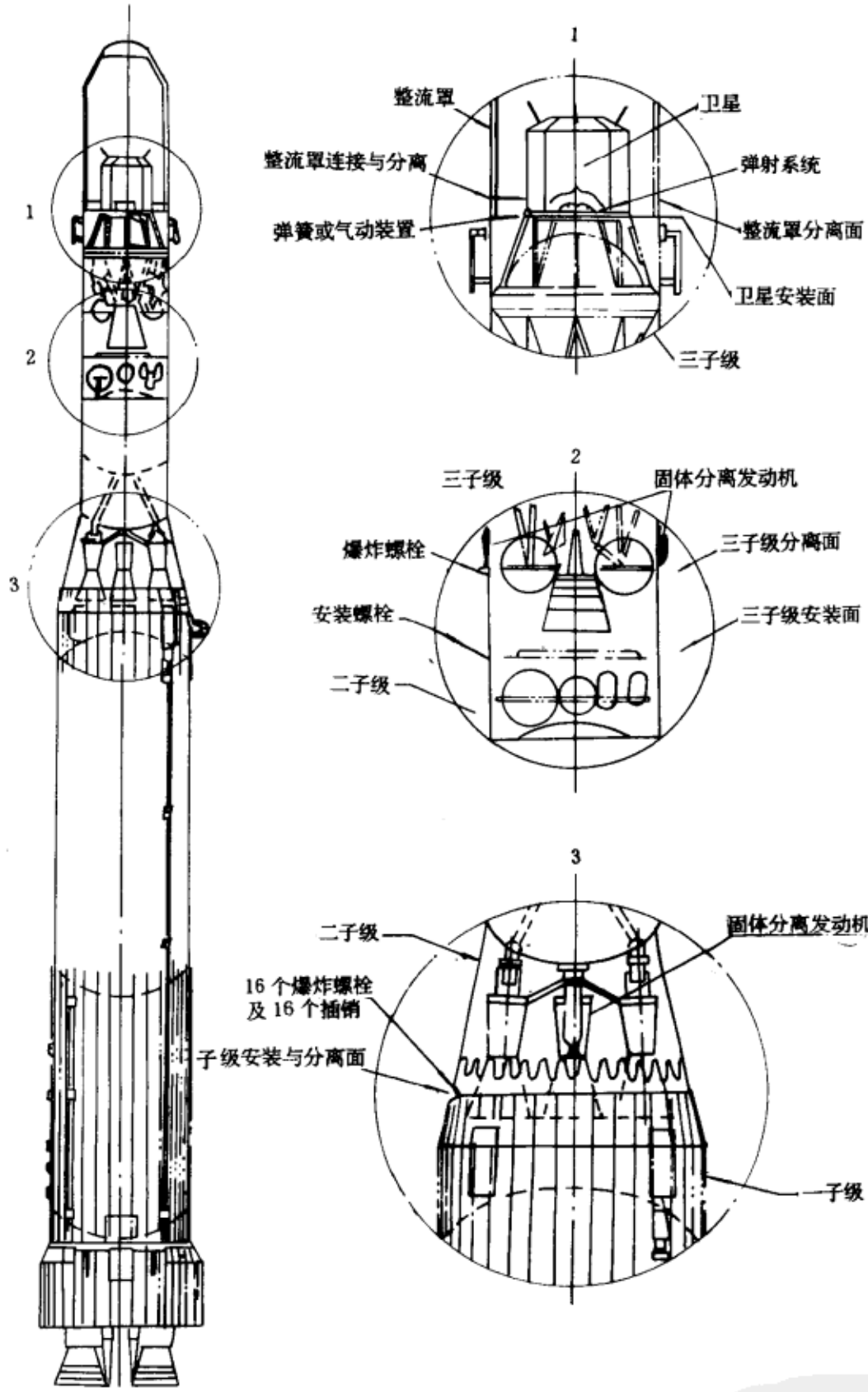
二、三子级分离　二子级发动机关机时，装在三子级外壳中部的一对小加速火箭点火，推进剂沉底，三子级发动机点火。与此同时，二、三级间舱内由冷气充压。然后，控制发动机点火。同时，装于分离点上的爆炸螺栓点火起爆，二、三子级分离。气体压力、小加速火箭和控制发动机的推力把三子级向前推进，使之与二子级离开一安全距离。

分离后不久，主发动机点火，但其推力甚低，以便有充分的时间进行姿态调整，消除分离干扰力。主发动机达到全推力后不久，将三子级中段壳体抛离。

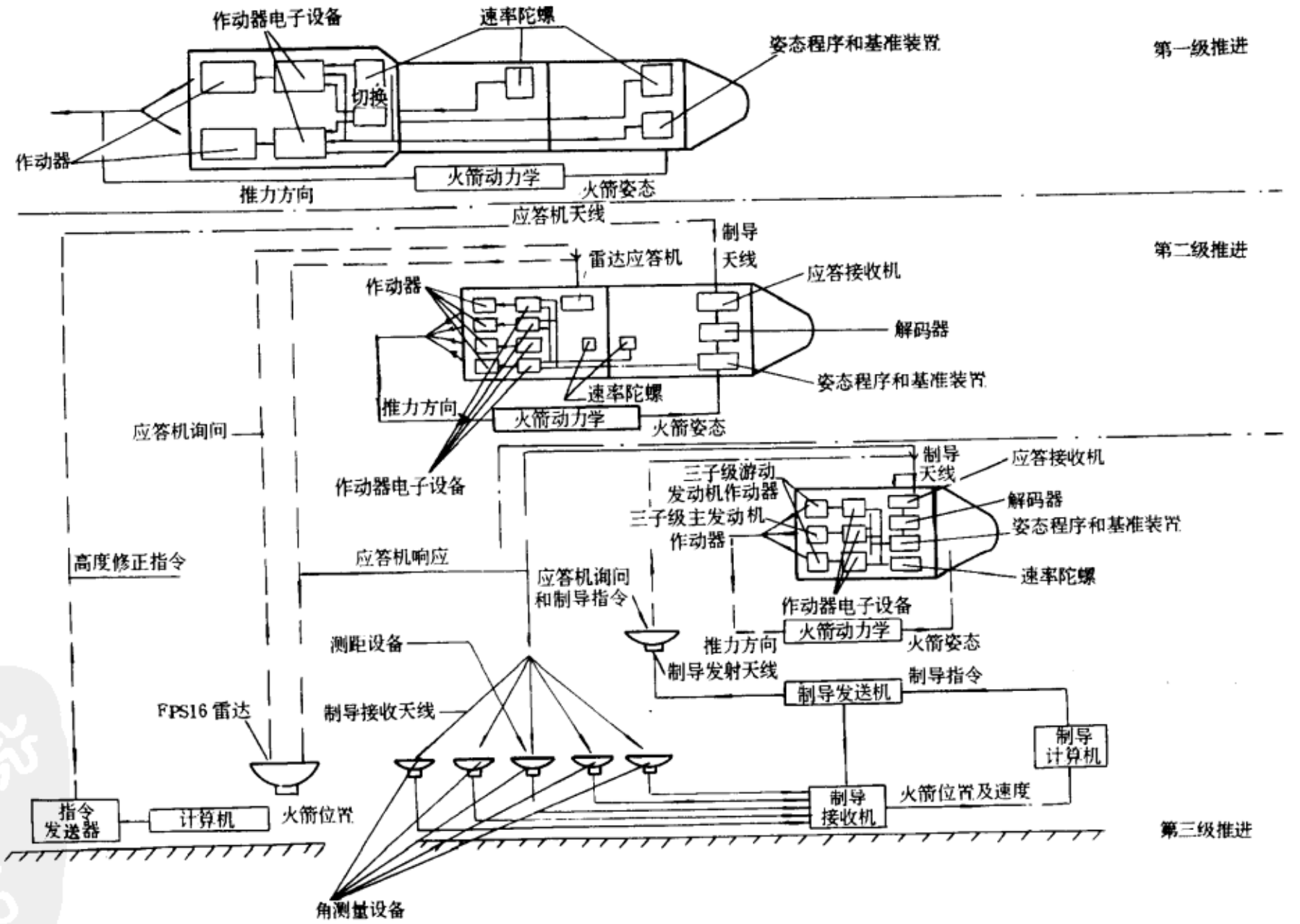
## 制导和控制系统

火箭的制导与控制系统如图所示。

火箭飞行中，航向是通过发动机摆动控制的。每台发动机在俯仰和偏航面内可偏摆 7°；按自动驾驶仪系统指令操纵火箭飞行。在起飞 20s 时，俯仰程序装置给出一信号，使火箭由垂直方向转向与水平方向成 30°角，这是靠变更俯仰陀螺装置的空间基准和三个速率陀螺提供火箭转弯速度的反馈信号实现的，火箭一直沿这一方向飞行，直至 156s 发动机关机为止。




“欧洲号 I ”火箭的分离系统


作动器电子设备
速率陀螺
姿态程序和基准装置
第一级推进
切换
作动器
火箭动力学
推力方向
火箭姿态
应答机天线
制导
天线
第二级推进
雷达应答机
作动器
应答接收机
解码器
姿态程序和基准装置
速率陀螺
推力方向
火箭动力学
火箭姿态
应答机询问
作动器电子设备
制导
天线
应答接收机
三子级游动
发动机作动器
三子级主发动机
作动器
解码器
姿态程序和基准装置
速率陀螺
高度修正指令
应答机响应
应答机询问
和制导指令
作动器电子设备
测距设备
推力方向
火箭动力学
火箭姿态
制导发射天线
制导发送机
制导指令
FPS16 雷达
制导接收天线
制导
计算机
指令
发送器
计算机
火箭位置
制导
接收机
火箭位置及速度
第三级推进
角测量设备

制导与控制系统

整个火箭的制导控制主要在二、三子级分离及有效载荷释放前进行。其目的是消除火箭实际轨道与预定轨道之间的偏差，使之沿正确的三维空间轨道飞行。火箭方位基准系统、定向程序机构及程序校正装置计算出实际轨道与预定轨道之差值，通过伺服机构控制发动机、调节飞行姿态。上述装置与无线电主控制制导系统相连，它们都置于三子级中。装在二子级的控制部分有控制电子装置(接收定向误差数据，并把数据转换成控制发动机的信号)和执行机构(由4个作动器组成，将信号转换成作用力来操纵发动机摆动)。控制电子装置是晶体管电子组件，它装在密封容器中，其作用为产生信号并放大。4个液压作动器内的油压为15MPa，最大力矩为1400N·m。最大角速度为0.5rad/s。

制导和控制系统在二、三子级分离至三子级关机(刚好在卫星分离前)的整个飞行期间控制火箭飞行。

制导系统包括内回路与外回路。内回路(控制回路)用于姿控。靠姿态基准系统测量火箭瞬时姿态。然后，在没有无线电制导信号的情况下，通过箭上姿态程序装置将测得值与预定姿态进行比较。控制计算机据此向作动器发出控制发动机摆动的信号。在向高轨道爬升前的滑行段，是靠用高压氮气作工质的辅助姿控系统气体喷管提供操纵力来控制。

外回路(制导回路)在靶场制导站观测火箭飞行期间工作。观测结果(位置和速度)被转换成无线电信号，启动内回路，除了改变推力方向，进而改变火箭飞行姿态外，还可进一步修正轨道。完成该任务的姿态基准和程序机构、发射机、信号接收机等都装在三子级。

## 遥测和跟踪系统

第三级内的通信设备包括无线电控制接收机、跟踪发射机应答器以及遥测装置，用以把飞行中的重要数据传送到地面。

## 自毁系统

一、二子级有冗余自毁装置。一旦火箭飞离预定轨道，贮箱上的自毁装置就可由地面发出的经该系统4个接收机之一接收的指令所触发。爆炸装药能在火箭进入大气层时自动起爆。

## 飞 行 记 录

“欧洲号Ⅰ”共进行了10次飞行，前7次着重验证运载火箭性能。后3次为实用卫星发射，均失败，各次发射情况列于表中。

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷或试验内容 | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 1964.6.5 | 无有效载荷，仅试验一子级 | 澳大利亚武麦拉 | 部分成功，自动驾驶仪故障，提前5s关机 |
| 2 | 1964.10.20 | 无有效载荷，仅试验一子级 | 澳大利亚武麦拉 | 成功，自动控制程序工作良好 |
| 3 | 1965.3 | 无有效载荷，仅试验一子级 | 澳大利亚武麦拉 | 成功，自动控制程序工作良好 |

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷或试验内容 | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|
| 4 | 1965.8 | 无有效载荷，用真实一子级，二、三子级为模型 | 澳大利亚武麦拉 | 成功 |
| 5 | 1965.12 | 无有效载荷，真实一子级二、三子级为模型 | 澳大利亚武麦拉 | 成功 |
| 6 | 1966 | 无有效载荷，真实一、二、三子级试验 | 澳大利亚武麦拉 | 失败，二子级未能点火 |
| 7 | 1966 | 无有效载荷，真实一、二、三子级 | 澳大利亚武麦拉 | 失败，一、二子级未能分离 |
| 8* | 1968.12.30 | 实用卫星 | 澳大利亚武麦拉 | 失败，三子级未能点火 |
| 9* | 1969.7.3 | 实用卫星 | 澳大利亚武麦拉 | 失败，三子级故障 |
| 10* | 1970.6.12 | 实用卫星 | 澳大利亚武麦拉 | 失败，有效载荷整流罩未打开，卫星未入轨 |

# 欧洲号Ⅱ（EUROPA Ⅱ）

“欧洲号Ⅰ”是四级运载火箭。由于当时“欧洲号Ⅰ”火箭发射屡遭失败，可靠性低，满足不了要求，于是ELDO于1967年至1972年研制了“欧洲号Ⅱ”运载火箭。“欧洲号Ⅱ”是在“欧洲号Ⅰ”的基础上，加新研制的第四级组成的。前三级仍用“欧洲号Ⅰ”的一、二、三子级，是液体推进级。四子级是固体推进级，用一台固体远地点发动机。

“欧洲号Ⅱ”火箭是为发射同步轨道通信卫星有效载荷而研制的，较之欧洲号Ⅰ有三项重大改进：

1）　增加第四级（远地点级）；

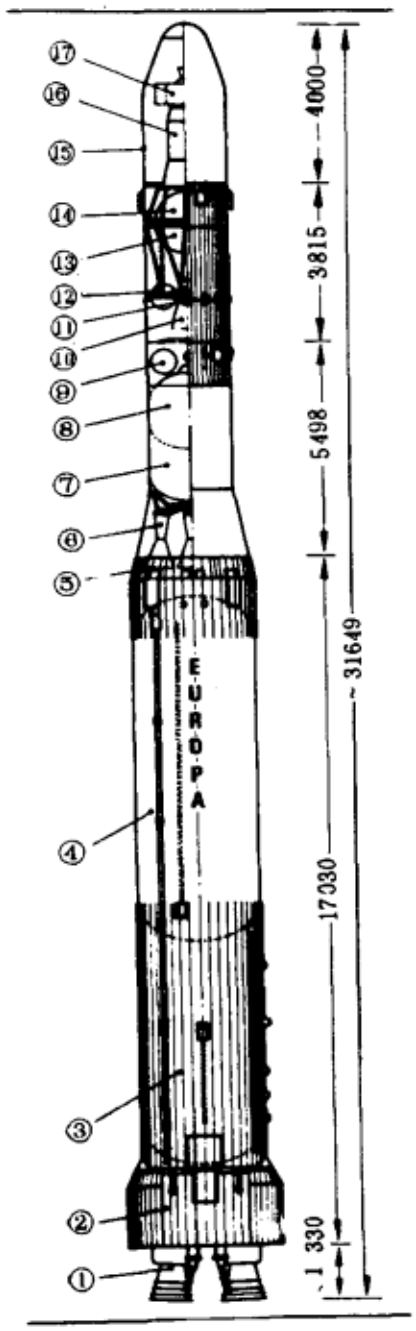
2）　由无线电制导改为惯性制导；

3）　不从澳大利亚武麦拉发射场发射，改从法属圭亚那发射场发射。

“欧洲号Ⅱ”的首次飞行试验在几经推迟后，于1971年11月5日进行，但遭失败。经激烈辩论后，ELDO于1972年决定停止研制与试验。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 4级 | 起飞推力 | 1360kN |
| 全　　长 | 31.67m | 推重比 | 1.24 |
| 翼展 | 3.69m | 运载能力 | 1440kg（200km圆轨道） |
| 起飞质量 | 112000kg | | 360kg（GTO） |
| | | | 170～230kg（GEO） |




"欧洲号Ⅰ"

1. RZ-2 发动机；
2. 推进舱(电、液压、气动控制系统)；
3. 煤油箱；
4. 液氧箱；
5. 仪器舱(电子设备)；
6. 二子级发动机；
7. 偏二甲肼箱；
8. $N_2O_4$ 箱；
9. 燃气发生器；
10. 三子级发动机；
11. 姿控发动机；
12. 氮气瓶；
13. $N_2O_4$ 箱；
14. 混肼-50 箱；
15. 有效载荷整流罩；
16. 远地点发动机；
17. 有效载荷。

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 17.04m | 发动机 | 2 台 Rolls-Royce，RZ-2 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 3.05m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 结构质量 | 6289kg | 地面总推力 | 1360kN |
| 推进剂质量 | 88165kg | 比冲 | 2430N • s/kg |
| | | 工作时间 | 160.3s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 5.5m | 发动机 | 4 台 LRBA 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 2m | 推进剂 | $N_2O_4$/偏二甲肼 |
| 结构质量 | 2194kg | 真空推力 | 4×68.1kN |
| 推进剂质量 | 9765kg | 真空比冲 | 2714.6N • s/kg |

工作时间　103s

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 3.81m | 发动机 | 一台 ERNO 液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 2.02m | 推进剂 | $N_2O_4$/混肼-50 |
| 结构质量 | 798kg | 真空推力 | 22.54＋0.8kN |
| 推进剂质量 | 2874kg | 真空比冲 | 2861.6N·s/kg |
| | | 工作时间 | 375s |

### 四　子　级(远地点级)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 4m | 发动机 | 一台 SEP 固体火箭发动机 |
| 直　　径 | 2.02m | 推进剂 | 固体 |
| 结构质量 | 807kg | 真空推力 | (平均)41.2kN |
| 推进剂(固体)质量 | 685kg | 真空比冲 | 2704.8N·s/kg |
| 发动机壳体质量 | 19kg | 工作时间 | 45s |

## 欧洲号Ⅲ(EUROPA Ⅲ)

1971～1972 年,欧洲运载火箭发展组织对“欧洲号Ⅲ”运载火箭进行了方案论证。此阶段投资 3500 万美元(1972 年币值),由法国、西德、比利时和荷兰主要负责。

在方案论证过程中,共提出五种方案。经过比较研究,最终选定两级火箭方案,第二级为氢氧高能级。该运载火箭能把 1500kg 有效载荷送入低轨道,相应地能将 650～750kg 有效载荷送入地球同步轨道。

该火箭原计划在 1978 年试射,但是由于种种原因,还在方案论证阶段就中止了“欧洲号Ⅲ”计划,没有继续研制。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 2 | 起飞推力 | 2657kN |
| 全　　长 | 40m | 推重比 | 1.41 |
| 最大直径 | 3.8m | 运载能力 | 1.5t(200～36000km 轨道) |
| 起飞质量 | 191.15t | | 700kg(地球同步轨道) |

### 一　子　级(L150)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 21m | 发动机 | 4×维金液体火箭发动机 |
| 直　　径 | 3.8m | 推进剂 | $N_2O_4$/偏二甲肼 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 结构质量 | 13590kg | 地面总推力 | 2657kN(4×664.2) |
| 推进剂质量 | 152440kg | 比　　冲 | 2373N·s/kg |
| | | 工作时间 | 150s |

## 二　子　级(H20)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 10.5m | 发动机 | 一台 H20 高压补燃火箭发动机 |
| 直　　径 | 3.8m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 结构质量 | 3000kg | 真空推力 | 200kN |
| 推进剂质量 | 17000kg | 真空比冲 | 4390N·s/kg |
| | | 工作时间 | 448s |

# 总　体　布　局

“欧洲号Ⅱ”火箭(见图)为两级火箭。它采用全惯性制导和液体火箭发动机。火箭全长40m,直径3.8m,顶部为卫星整流罩,直径3.5m,高9m。制导与控制系统装在二子级顶部仪器舱内。

# 箭　体　结　构

一子级结构(见图)利用了“欧洲号Ⅰ”和“钻石A”、“钻石B”运载火箭的技术成果。贮箱为分离式贮箱。两贮箱大小相同,$N_2O_4$ 贮箱在上,偏二甲肼贮箱在下。贮箱材料为Vascojet90号钢。用这种材料制造的贮箱较重,但可靠。贮箱内壁镀一层铝,用于防腐蚀,贮箱由燃气发生器分流出的燃气增压。

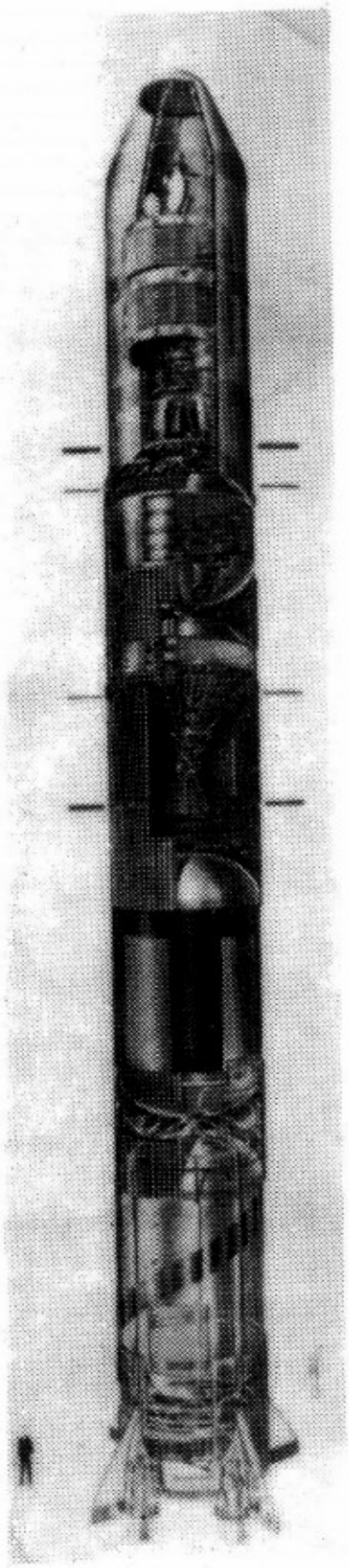
二子级(见图)研制过程中,为了减少风险和工作量,仍选用分离式贮箱,而没有采用当时正在研制的共底贮箱。贮箱结构材料为A25G铝锌镁合金。液氢贮箱圆筒段用化铣加工成网格结构,以增加贮箱强度。贮箱外隔热材料为Klégécell H917。

液氢贮箱用发动机冷却管道分流出的氢气增压。液氧贮箱用氦气增压。氦气瓶放在液氢箱内,氦气用发动机热交换器加热。

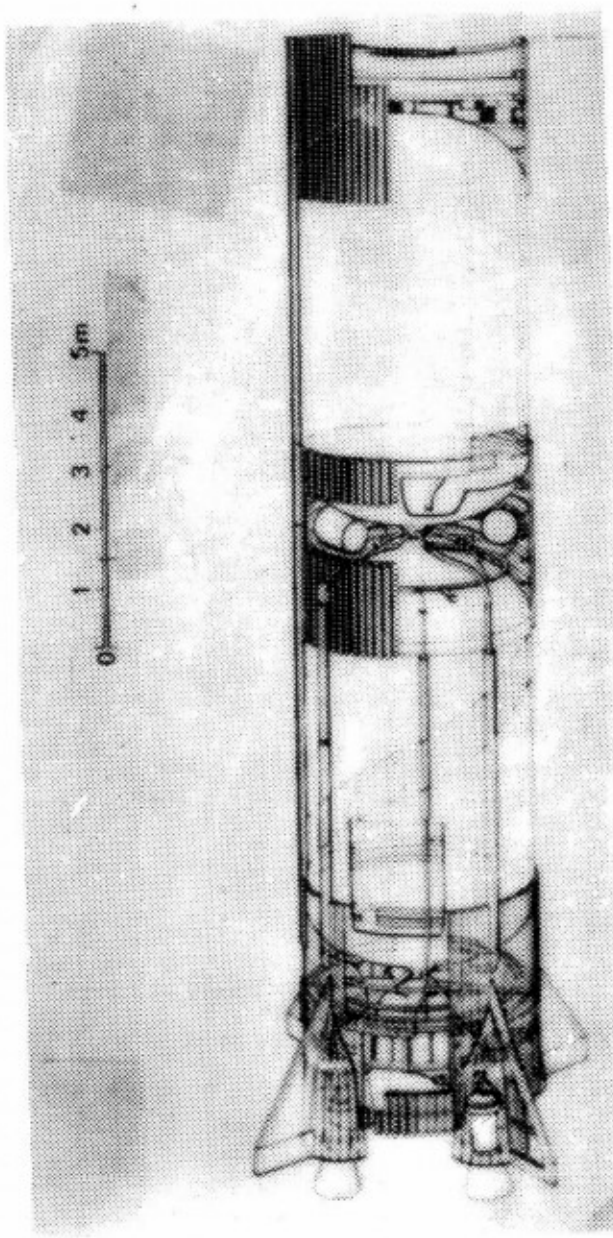
# 推　进　系　统

一子级推进系统由4台弹道和空气动力研究实验室研制的维金发动机组成。推进剂为$N_2O_4$和偏二甲肼。发动机(见图)于1968～1969年在弹道和空气动力研究实验室进行了70次涡轮泵试验和20次发动机试车。1971年5月发动机通过了推力为590kN、150s的全程试车。发动机性能数据列于表中。

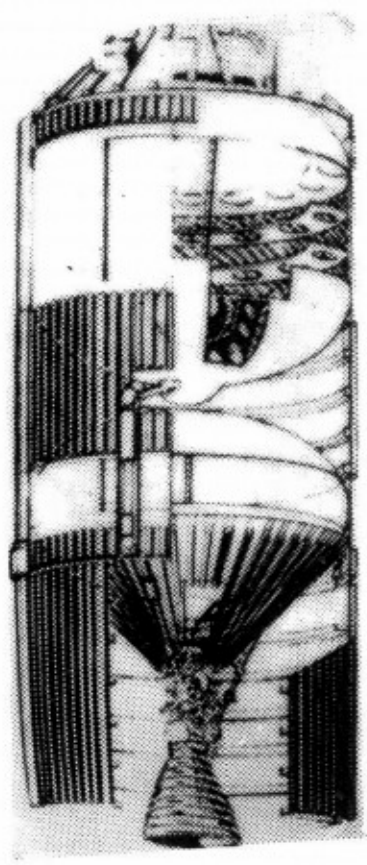
二子级推进系统采用克雷奥公司(西德MBB和法国SEP的联合公司)研制的H20液氢液氧高压补燃火箭发动机(见图)。H20发动机性能数据列于表中。它采用单轴涡轮泵,此泵由预燃室液氢/液氧燃烧产生的气体带动,在同一转速下运转。混合比由箭上计算机控制。



“欧洲号Ⅲ”



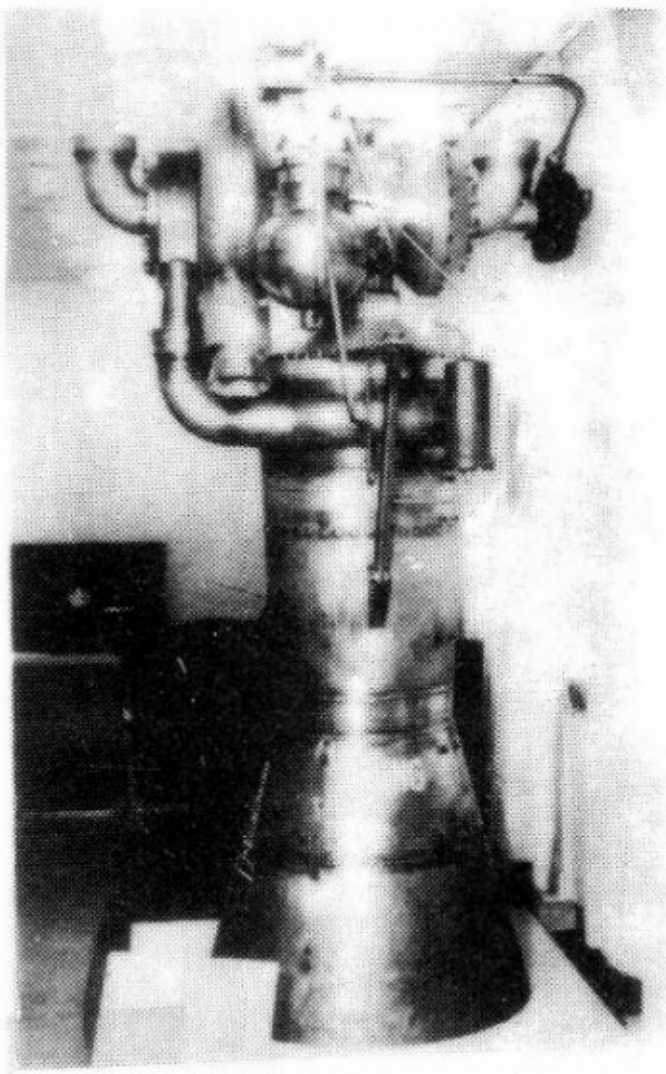

一子级(L150)



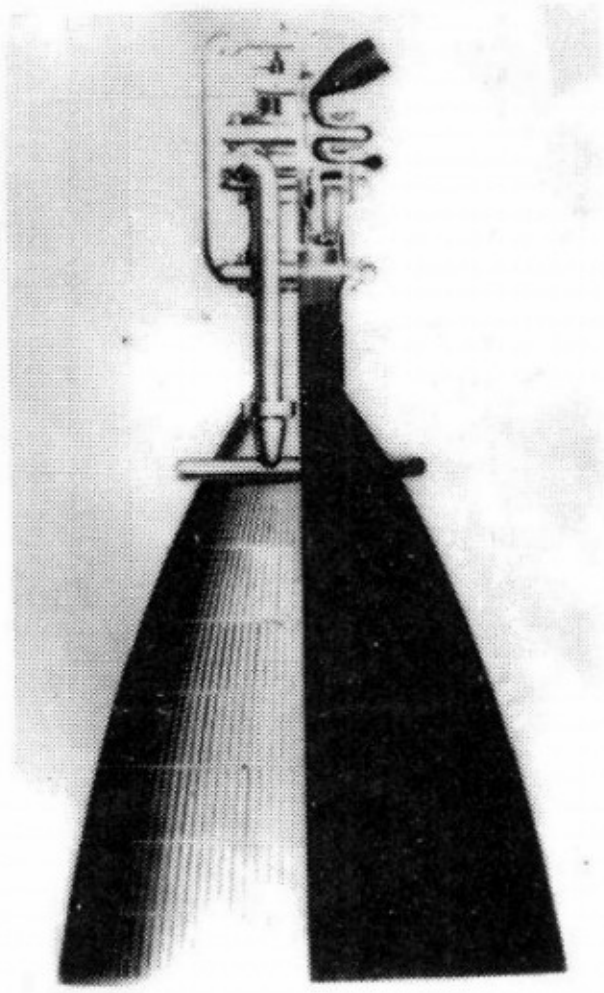
二子级(H20)

## 制导和控制系统

“欧洲号Ⅲ”与“欧洲号Ⅰ、Ⅱ”不同，惯性制导系统采用惯性平台及计算机，用箭载计算机完成制导、控制、指令程序、推进剂利用等各项任务。计算机及与它配套的大多数设备装配成一个仪器装置，放在二子级顶部的仪器舱内。



一子级发动机



$H_2O$ 高压补燃发动机

**一子级发动机性能数据**

| 发动机牌号及台数 | 4台维金发动机，每台可沿一个轴向摆动 |
|---|---|
| 单机质量 | 600kg |
| 燃烧室压力 | 5MPa |
| 海平面推力 | 4×664kN |
| 海平面比冲 | 2373N·s/kg |
| 工作时间 | 150s |
| 推进剂加注量 | 152440kg |
| $N_2O_4$ | 96120kg |
| 偏二甲肼 | 53520kg |
| $H_2O$ | 2800kg |
| 涡轮泵转速 | 9500r/min |
| 燃气发生器温度 | 650℃ |

**H20 发动机性能数据**

| 发动机代号 | H20 |
|---|---|
| 真空推力 | 200kN |
| 真空比冲 | 4390.4N·s/kg |
| 混合比($LO_2/LH_2$) | 6.0 |
| 燃烧室压力 | 13MPa |
| 总流量 | 45.5kg/s |
| 喷管面积比 | 160 |
| 喷管出口直径 | 1.30m |
| 发动机长 | 2.62m |
| 发动机质量(包括辅助设备) | 200(400)kg |
| 涡轮泵转速 | 39000r/min |
| 净正吸程(液氧泵) | 195kPa |
| 净正吸程(液氢泵) | 40kPa |

# 典型飞行程序

| 时间 $t$(s) | 事　　件 | 时间 $t$(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T-1.9$ | 一子级发动机点火 | $T+150$ | 一子级发动机关机 |
| $T+0$ | 火箭起飞 | $T+150$ | 级间分离 |
| $T+20$ | 开始俯仰机动 | $T+150$ | 二子级发动机点火 |
| $T+70$ | 开始偏航机动(按需要) | $T+190$ | 抛罩 |
| $T+114$ | 结束俯仰机动(按任务) | $T+598$ | 二子级发动机关机 |
| $T+145$ | 结束偏航机动 | | |

**轨道参数数据如下：**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 俯仰姿态程序 | | 一级燃烧结束 | |
| 一级 | 垂直上升 20s | 时间 | 150s |
| | 俯仰姿态速率 0.7°/s,直至 112s | 推力 | 2657kN |
| | (200～36000km 轨道)倾角 | 速度 | 2.82km/s |
| | +25.8°时,直至一级工作结束 | 加速度 | 6.6g |
| 二级 | 最佳程序 | 马赫数 | 8.81 |
| | 最少工作时间,进入要求的轨道 | 经度 | 东经 308.1° |
| 偏航姿态程序 | (200～36000km 轨道) | 纬度 | 北纬 5.1° |
| 一级 | 偏航速率 0,直到 90s | 高度 | 60.7km |
| | 然后 0.2°/s,直到 100s | | |
| | 然后 0.5°/s,直到 150s | 二子级燃烧结束 | |
| | 150s 后偏航速率为零 | 时间 | 598s |
| | | 速度 | 9.78km/s |
| | | 经度 | 东经 327.4° |
| | | 纬度 | 南纬 0.5° |
| | | 高度 | 203.5km |

# 欧洲空间局

## 阿里安系列 (LES ARIANE FAMILLE)

裴鸣远

### 概 述

"阿里安系列"是欧洲空间局所属 11 国联合研制的大型液体运载火箭系列,迄今已发展了 5 种型号,"阿里安 1～5"(见图),主要用于商业发射,向地球同步轨道发射各类应用卫星。其主要性能参数见表。

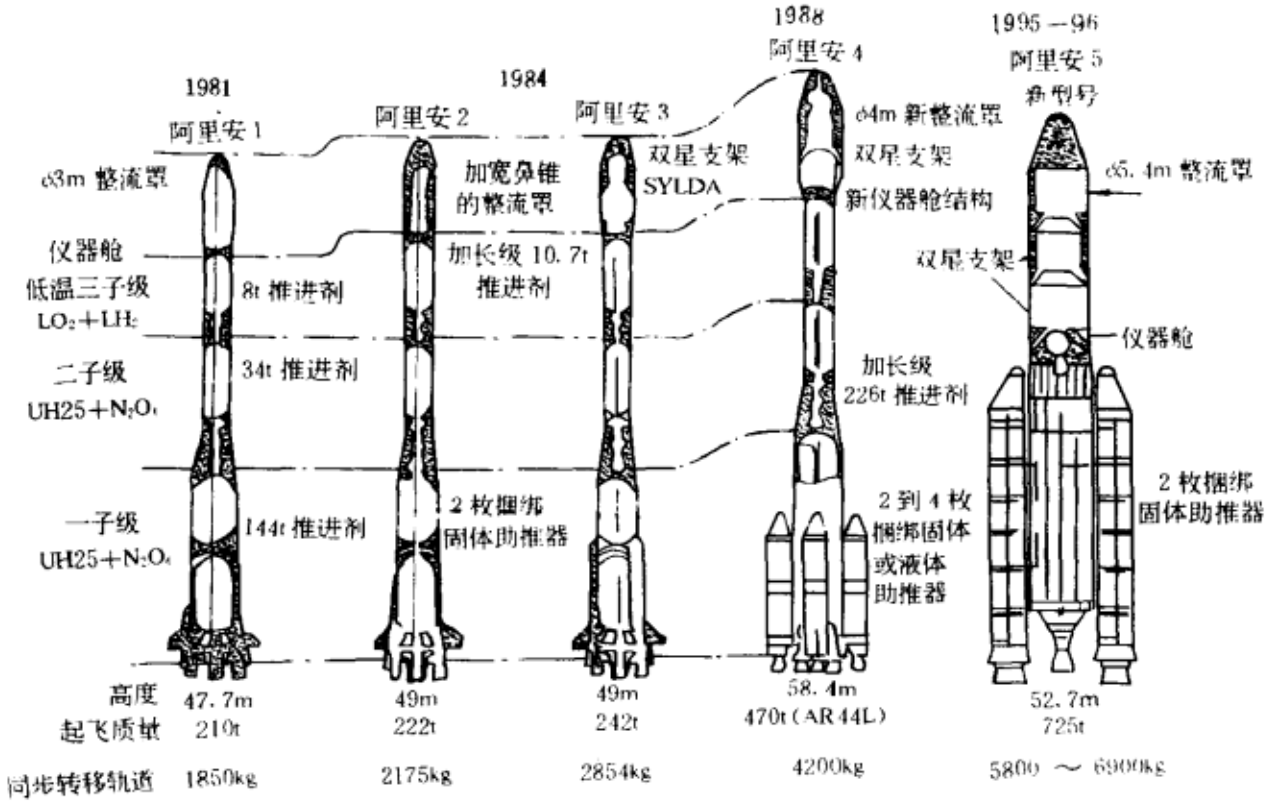
**"阿里安系列"总体参数和运载能力**

| 型号名称 | 级数 | 全长 | 最大直径 | 起飞质量 | 起飞推力 | 运载能力 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | LEO* | GTO** |
| | n | m | m | t | kN | kg | kg |
| 阿里安 1 | 3 | 47.7 | 3.8 | 210.3 | 2360 | 2500 | 1850 |
| 阿里安 2 | 3 | 49.5 | 3.8 | 222 | 2700 | 5000 | 2175 |
| 阿里安 3 | 3 | 49.5 | ～6 | 242 | 2700 | 5800 | 2854 |
| 阿里安 44L | 3 | 59.8 | ～9 | 470 | 5400 | ～9400 | 4200 |
| 阿里安 5 | 2 | 52.76 | ～12 | 733 | 15900 | 22000 | 6900 |

* 近地轨道, ** 地球同步转移轨道

"阿里安 1"于 1973 年 12 月开始研制,1979 年 12 月首次试飞,经过 4 次研制性飞行,4 次促进性飞行和 3 次商业性飞行,于 1986 年 2 月 22 日最后一次发射后停止使用。"阿里安 1"的研制费为 10 亿美元(1988 年币值)。地球同步转移轨道的运载能力为 1850kg。

"阿里安 2"和"阿里安 3"芯级同属一种技术状态,"阿里安 3"是在"阿里安 2"的基础上捆绑了两枚固体助推器。两者从 1980 年 7 月开始研制,其研制费最终均为 0.9 亿美元(1986 年币值)。"阿里安 3"1984 年 8 月首次商业性发射,至 1989 年 7 月 12 日最后一次发射,共发射 9 次,成功 8 次。"阿里安 3"的地球同步转移轨道的运载能力为 2854kg,主要用于一箭双星发射。

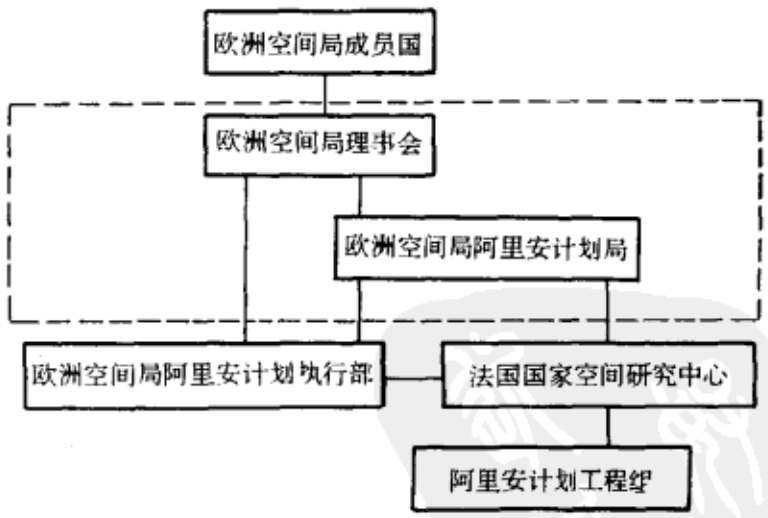



“阿里安火箭系列”

“阿里安 2”于 1986 年 5 月首次商业性发射，至 1989 年 4 月 1 日的最后一次发射，共发射 6 次，均为一箭单星发射，成功 5 次。“阿里安 2”的地球同步转移轨道的运载能力为 2175kg。这两种型号目前已被“阿里安 4”所取代。

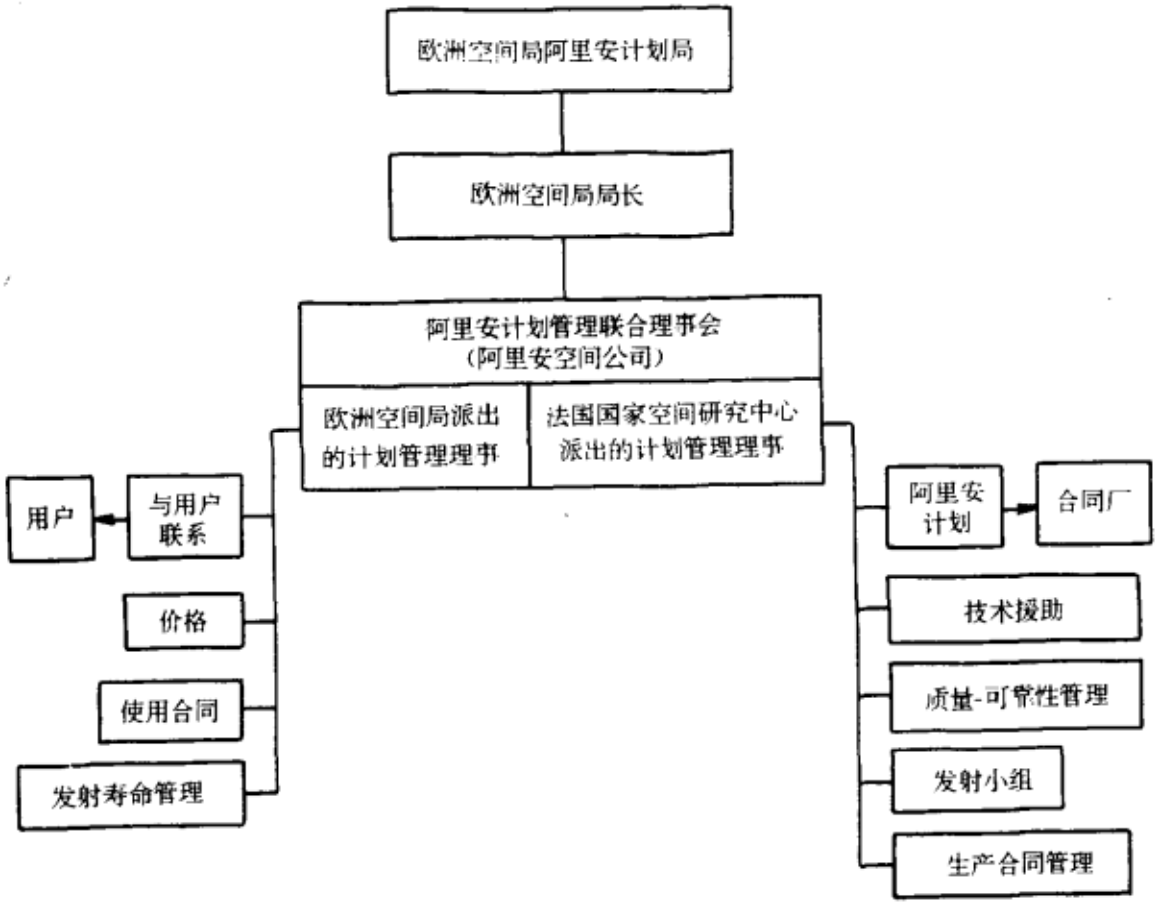
“阿里安 4”是 1982 年开始研制的，其研制费用约 6.5 亿欧洲货币单位(MAU)。“阿里安 4”包括 6 种不同的型号，其地球同步转移轨道的运载能力可在 1900～4400kg 范围内改变。该种火箭于 1988 年 6 月首次试飞成功后转入正式商业发射，到 1994 年 12 月总共发射 42 次，30 次成功。“阿里安 4”是欧洲空间局今后 10 年内的主要商业运载火箭，阿里安空间公司已先后签订了生产 71 枚“阿里安 4”的合同，计划 1999 年交完最后一枚。从 1995 年 1 月的发射订单上看，还有 39 颗卫星，相当于近 30 亿美元的发射合同等待它完成。

“阿里安 5”是 1988 年 1 月开始正式研制 的大型火箭，其地球同步转移轨道的运载能力为 6.9t，能够将质量 22t 的“使神号”空间运载器送往近地球轨道。“阿里安 5”将于 1995 年 10 月和 1996 年中的两次鉴定性试飞后投入商业发射并预计在 2000 年发射不载人“使神号”后于 2004 年正式开始载人发射。“阿里安 5”计划的总研制费(包括试验验证与构筑发射设施的费用)估计为 35 亿美元(1987 年币值)。

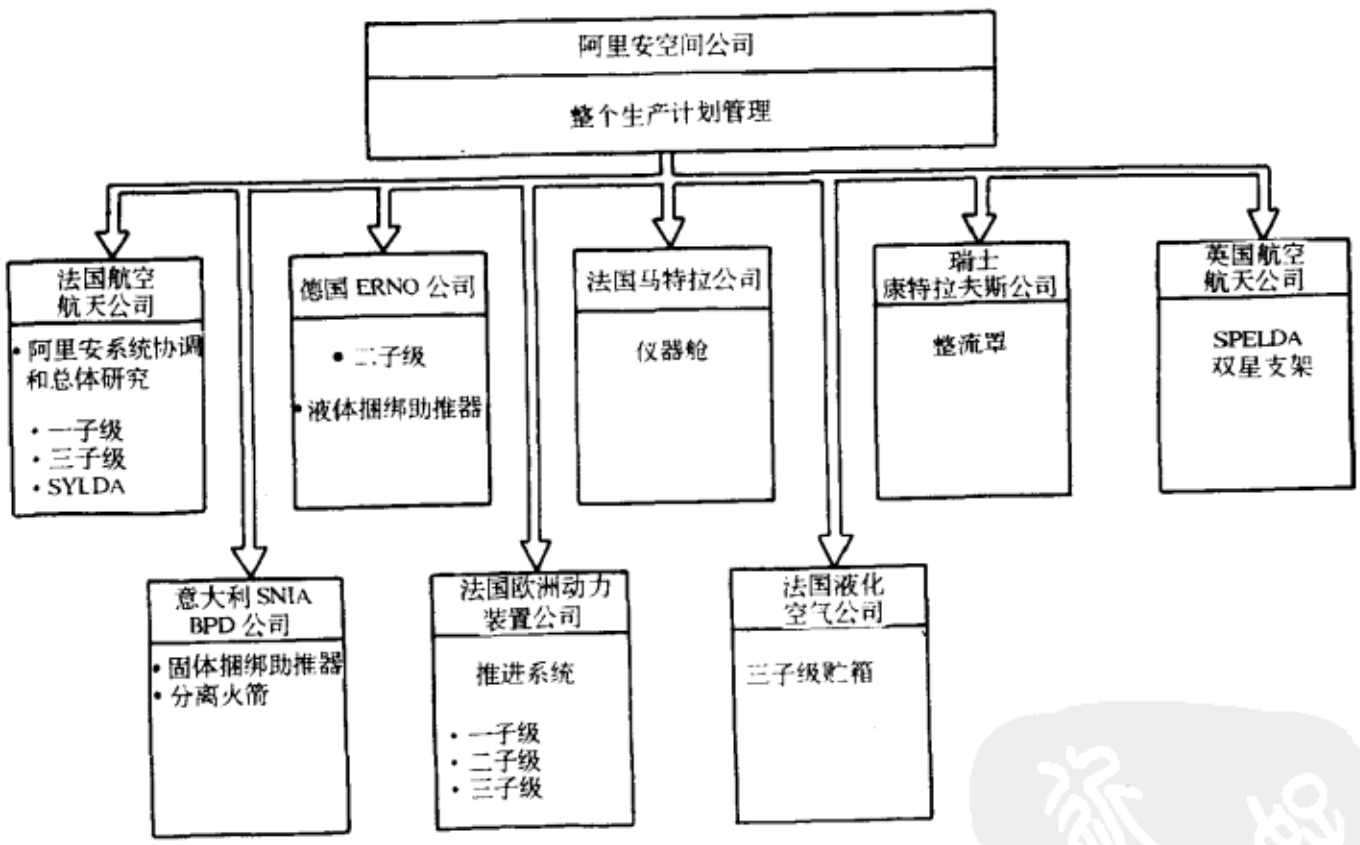



阿里安计划研制阶段的管理体制

“阿里安”运载火箭系列是以法国为主(承担总费用 50%以上)研制的。其组织管




“阿里安”火箭使用期间的组织管理体制




“阿里安 4”火箭生产计划管理

理体制包括研制期间的和使用期间的两种。研制期间分四级管理(见图)。欧洲空间局各成员国理事会的协议由下设的阿里安计划执行部实施,并由各成员国代表参加的阿里安计划局按照协议作出有关工程财政年度预算之类的决议。法国国家空间研究中心受欧洲空间局的委托负责技术管理。法国国家空间研究中心成立的阿里安计划工程组负责管理承包合同,对上接受阿里安计划执行部的监督。

使用阶段的组织管理也有四个层次(见图)。有关"阿里安"火箭生产与使用的重大决定均由各成员国协商一致作出,并在欧洲空间局局长指导下由联合理事会(阿里安空间公司)实施。联合理事会由欧洲空间局和法国国家空间研究中心两个单位派出的代表组成。联合理事会于1980年正式成立。实际上是一个生产经营公司,即阿里安空间公司,负责"阿里安"火箭的生产、财政、发射市场和指导发射等。

研制生产组织是以工业包工制为基础。法国国家空间中心选定法国国营航空航天工业公司为主承包商并选定欧洲动力装置公司等6家公司为分承包商。分承包公司又将具体构件转包给欧洲几十家公司,见图。各成员国承担的计划经费约80%用承包合同经费的形式支付。

# 阿里安1(ARIANE 1)

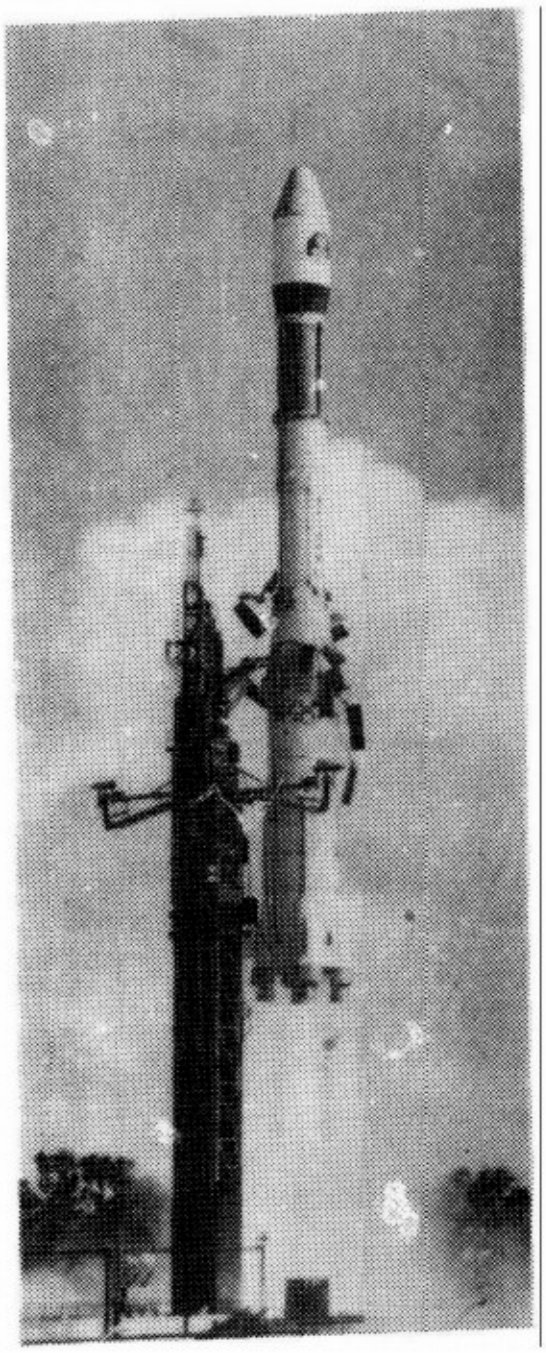
"阿里安1"火箭是欧洲航天局在"欧洲号"火箭和法国"钻石"火箭基础上研制的三级液体火箭,1973年12月正式开始研制,1979年12月首次发射成功,至1986年2月22日为止,共飞行11次(其中9次成功)后,停止了使用,被阿里安2和阿里安3所取代。

"阿里安1"火箭是欧洲为了取得卫星发射的自主权和争夺国际卫星发射市场而研制的。研制中强调集中多国的技术优势并充分利用已有的技术成果:如采用"钻石"火箭的"维金"发动机;用"欧洲号"火箭的结构与生产试验设备,低温发动机技术和箭上计算机等。这样,节省了研制费,缩短了研制时间并提高了可靠性。据1986年合计,包括4次飞行试验在内,总的研制费共10亿美元(1988年币值)。其中法国承担总费用的59.25%,西德承担19.6%,其余的比利时承担4.4%,意大利3.6%,瑞士2.7%,西班牙2.5%,瑞典2.4%,英国2.4%,荷兰2.2%,丹麦0.7%和冰岛0.25%。

"阿里安1"从法属圭亚那库鲁发射场发射(发射场位置为北纬5°14′19″,西经52°46′29″,海拔高度12.85m),它能将质量1850kg的有效载荷送入地球同步转移轨道,或将2500kg的有效载荷送入轨道高度790km、倾角98.70°的太阳同步圆轨道。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　数 | 3 | 运载能力(GTO) | 1850kg |
| 全　　长 | 47.7m | 入轨精度: | |
| 最大直径(芯级) | 3.8m | 近地点偏差 | 0.45km |
| 起飞质量 | 210.3t | 远地点偏差 | 43.2km |
| 起飞推力 | 2360kN | 倾角偏差 | 0.019° |
| 推重比 | 1.144 | | |



"阿里安 1"火箭

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级 长 | 18.4m | 发动机 | 4 台维金 5 |
| 直 径 | 3.8m | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼① |
| 子级质量 | 159.6t | 地面总推力 | 2360kN |
| 结构质量 | 13.27t | 地面比冲 | 2422.24N • s/kg |
| 推进剂质量 | 145t | 工作时间 | 145s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级 长 | 11.5m | 推进剂质量 | 33.6t |
| 直 径 | 2.6m | 发动机 | 一台维金 4 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 子级质量 | 38.22t | 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼① |
| 结构质量 | | 真空推力 | 698.7kN |
| 级间分离前 | 3.52t | 真空比冲 | 2863.5N·s/kg |
| 级间分离后 | 3.25t | 工作时间 | 123s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级　　长 | 8.55m | 推进剂质量 | 8.08t |
| 直　　径 | 2.6m | 发动机 | 一台 HM-7 |
| 子级质量 | 9.4t | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 结构质量 | | 真空推力 | 59.8kN |
| 级间分离前 | 1.32t | 真空比冲 | 4337.5N·s/kg |
| 级间分离后 | 1.13t | 工作时间 | 545s |

## 仪　器　舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　　度 | 0.3m | 结构质量 | 315kg |
| 直　　径 | 2.6m | | |

## 卫星支架

| | | | |
|---|---|---|---|
| 代　　号 | 1149 型 | 结构质量 | 43kg |
| 长　　度 | 0.61 | | |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长　　度 | 8.65m | 结构质量 | 825kg |
| 直　　径 | 3.2m | 有效容积 | $35m^3$ |

# 总　体　布　局

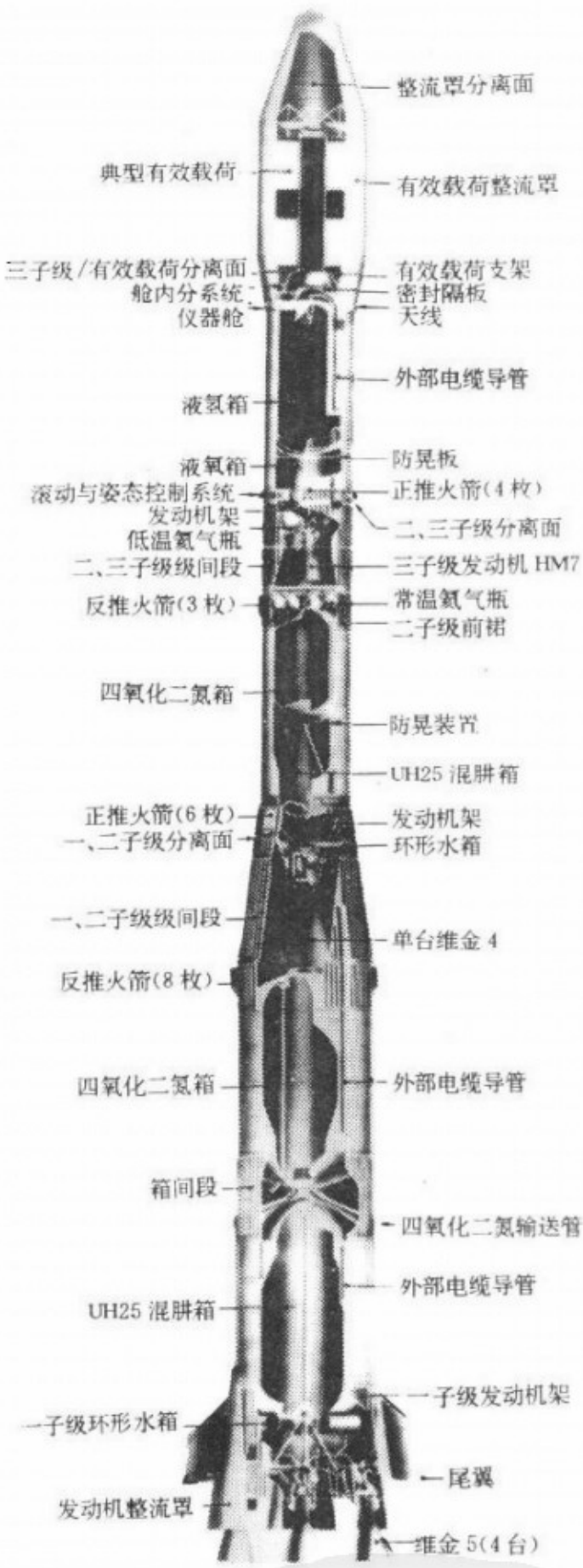
“阿里安 1”火箭的基本外形是：一子级直径 3.8m，二、三子级直径 2.6m，有效载荷整流罩直径 3.2m，这样就形成了一种两头粗中间细的外形，其气动特性较差。因而，在一子级尾段上安装了 4 个面积为 $2m^2$（每个）的梯形尾翼；发动机采用了扩散锥形整流罩；有效载荷整流罩按照抖振载荷、迎面阻力和质量权衡设计，其头锥半锥角 $\theta$ 选为 20°，端头半径 $r=750mm$，端头直径与最大直径之比 $2r/D=0.47$，颈部收缩角（半倒锥角 $\delta$）为使抖振载荷最小，取 $\delta=10°$；并在控制系统中采取了加大控制力的措施。

① 阿里安 1 前两次试飞用此种推进剂，自第二次飞行失败后，改用四氧化二氮/UH25 混肼（75%偏二甲肼+25%水合肼）。

阿里安 1 是一种三级液体运载火箭，其基本组成和部件安排如图所示。

“阿里安 1”一子级包括尾段、两个相同的钢贮箱、前裙段和箱间段。两个贮箱中的 UH25 燃料箱在后，四氧化二氮箱在前，中间由箱间段隔开。尾段内的 4 台“维金 5”发动机吊装在机架的万向接头上，可作单向摆动，操纵火箭飞行。发动机整流罩呈锥形，梯形尾翼安装在该整流罩外面。4 台发动机以 2360kN 总推力工作 145s，将火箭推进到 53km 高空，速度达 1870m/s。一子级工作结束后，线性装药切断一、二子级级间段，安装在一子级前裙上的 8 枚反推火箭和安装在二子级后裙上的 6 枚正推火箭相继工作，使一、二子级分离。

二子级包括后裙段、两个由共底隔开的轻合金贮箱、前裙和二、三子级级间段。两个贮箱的四氧化二氮箱在前，UH25 混肼箱在后，箱内共装 33.6t 推进剂。后裙段内的一台维金 4 发动机吊装在锥形机架万向接头上，发动机可作双向摆动，控制火箭的俯仰、偏航姿态。此外，在后裙外面有两个切向安装的固定喷管（用燃气发生器生成的气体作工质）控制火箭的滚动姿态。“维金 4”发动机以 698.7kN 的推力工作 123s，将火箭推进到 138km 高空，速度达 4776m/s，工作结束后，线形装药切断二、三子级级间段。安装在二子级前裙上的 3 枚反推火箭和三子级后裙上的 4 枚正推火箭相继工作，使二、三子级分离。二子级在发射准备期间由通有冷气的外套保温，保持贮箱中的推进剂有较低的温度，火箭起飞后将外套抛掉。




“阿里安 1”火箭剖视图

三子级包括后裙和两个贮箱。两个贮箱的液氢箱在前，液氧箱在后，中间用共底隔开。箱内容纳 8.2t 推进剂。一台 HM7 发动机吊装在后裙内的锥形机架万向接头上，可作双向摆动，进行俯仰、偏航控制。火箭的滚动姿态由安装在后裙上的一套切向喷管（用气氢作工质）系统控制。HM7 发动机真空推力 59.78kN，工作 545s，将卫星送到 212.5km 高空，速度达 9756m/s。三子级工作结束后，切断卫星与卫星支架间的连接包带，借助弹簧力释放卫星。

三子级上面是仪器舱，舱内平台上安装制导与控制系统的重要仪器设备，如惯性平台、计

算机，接口设备和自动驾驶仪等。两组速率陀螺的一组在仪器舱中，另一组在二子级中。伺服放大器分散在各子级中，通过接口设备的继电器装置将程序指令送给各子级。

火箭跟踪和自毁系统有两套独立的系统，每套有一个雷达应答器和一个遥控指令接收机，它们安装在仪器舱中。自毁装置有 3 套，分别安装在各子级的贮箱上。

遥测使用一套脉码调制的高速系统，其中枢装置在仪器舱内，数据获取系统分布于各子级中。火箭作研制性飞行时，在二级中另加一套同样的系统来进行额外的参数测量。

有效载荷整流罩安装在仪器舱外环框上，由两个半壳组成，呈锤头形，在二级工作期间，即火箭起飞后 246s，高度 111km，速度为 3450m/s 时被抛掉。分离是靠爆炸螺栓切断横向连接包带和靠纵向无污染爆炸索产生平推力实现的。

## 箭 体 结 构

“阿里安 1”箭体结构由各子级的推进舱、推进剂箱、仪器舱、连接壳段、发动机整流罩、尾翼、有效载荷支架和整流罩组成。除了一子级贮箱和水箱用钢材料制造外，全部结构均用轻合金材料制造。所用的主要金属材料性质见表。

**“阿里安 1”火箭所采用的主要金属材料特性**

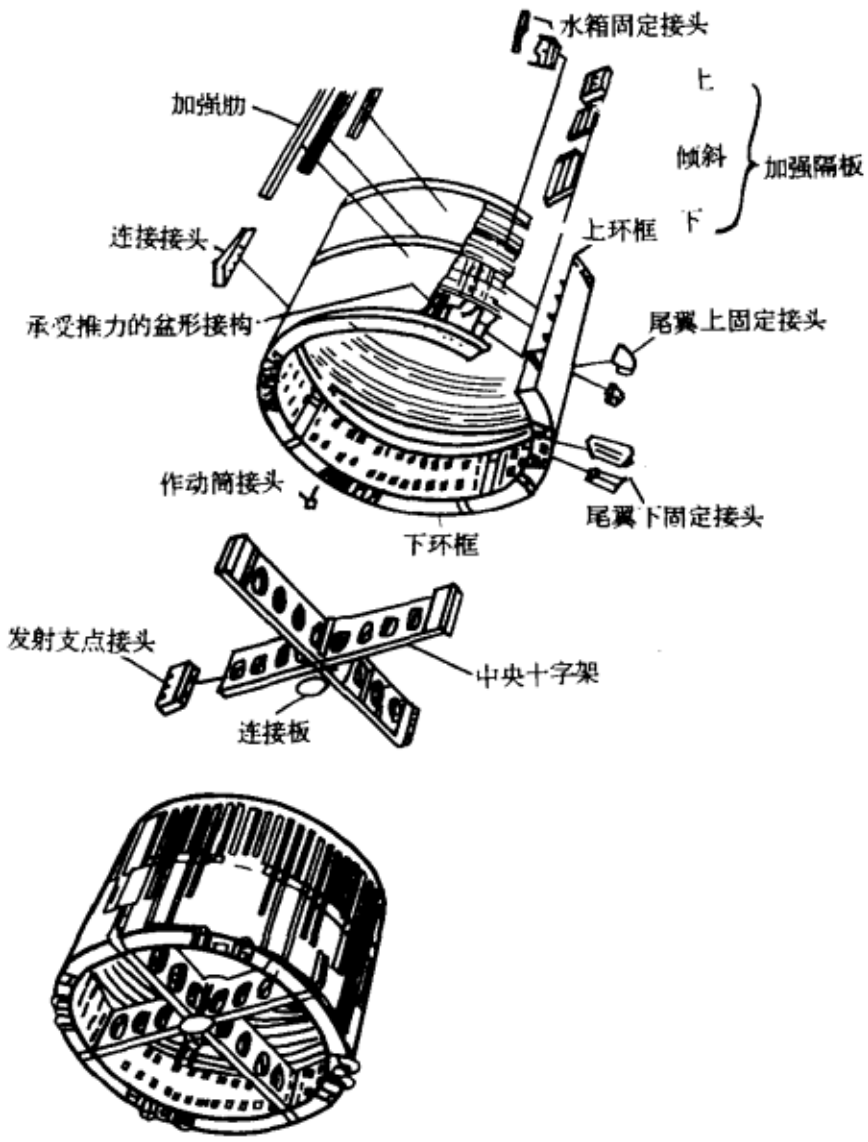
| 材料代号 | | $\rho$ kg/m³ | $E$ N/mm² | $\sigma_{0.2}$ N/mm² | $\sigma_R$ N/mm² | 应用部位 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| AZ5G，7020 | 300K | 2800 | 71000 | 300 | 360 | 二、三子级贮箱 |
| | 20K | | 7700 | 400 | 560 | |
| AZ5GU，7075 | 300K | 2800 | 71000 | 430 | 510 | 二、三子级裙段及发动机架 |
| AU4SG | 300K | 2800 | 71000 | 390 | 450 | 一子级裙段蒙皮 |
| AU4G1，2024 | 300K | 2800 | 71000 | 280 | 420 | 一子级桁条 |
| TA6V | 300K | 4500 | 110000 | 850 | 1050 | 增压气瓶 |
| 15CDV6 | 300K | 7800 | 198500 | 930 | 1050 | 一子级贮箱 |

为了减轻结构质量，对二、三子级结构，尤其是贮箱作了优化设计，采用了共底结构（凹面朝上），箱体结构用铝合金制造并经化学铣切减轻质量。

### 一子级结构

一子级长 18.4m，直径 3.8m，质量 13.27t，由尾段、贮箱、前裙和级间段组成。

尾段包括发动机架，发动机整流罩，尾翼，后裙及防热板等。发动机架是一个安装、承力结构，用来安装 4 台“维金 5”发动机、系统管路、环形水箱、伺服作动筒及整流罩等，并在火箭飞行中传递发动机推力，在发射台上支撑火箭，承受重力。该机架是一个圆筒形结构，外径 3.8m、高 2.3m，除了与贮箱对接的前端框和与发射台对接的接头用 15CDV6 钢制造外，全部用铝合金制成。其主要组成部分（见图）包括：一个高 0.75m、宽度 0.25m 的下部圆筒壳，一个与贮箱对接的上部加强壳段和多个安装接头。下部壳段是一个由外蒙皮、内加强板、端框、隔框、Π形截面外桁条和十字梁构成的壳体。十字梁的 4 个端头是用 15CDV6 钢制成的发射支点接头。上部壳段是由隔框和内外桁条加强的壳体。前端框是用 15CDV6 钢制成的钢框，通过 160 个



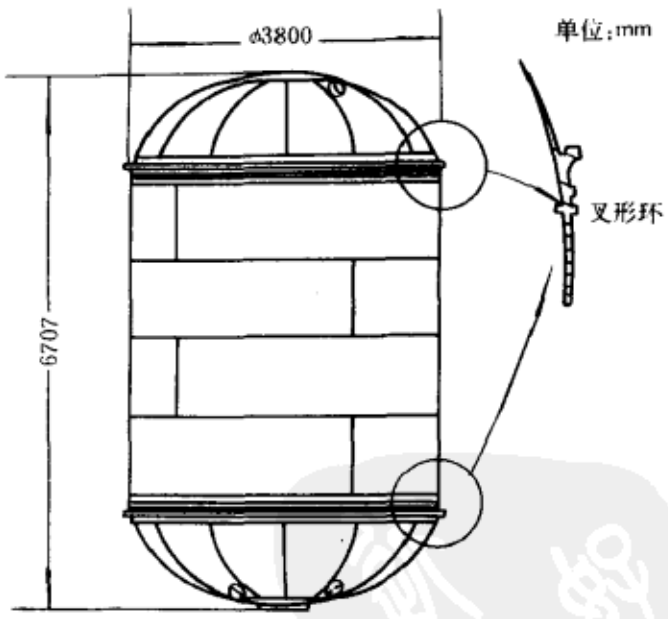

一子级发动机架结构分解图

螺栓与UH25混肼贮箱连接。机架上的安装接头包括4个尾翼接头、4个发动机侧板固定接头、4个作动器接头、6个水箱吊挂接头和发动机整流罩接头。

发动机整流罩呈扩散锥形，高4.93m，起保护发动机和防止大气流引起抖振的作用，由上、中、下三段构成。上段是有双层蒙皮和两个隔框的轻合金结构，高1.36m，有4个安装接头；中段包括用螺栓连接的两半壳，每个半壳上有两个接头；下段是有两个刚性隔框的不锈钢双层结构。三段之间用销钉和螺栓连接，而整流罩借助由刚性框和撑杆构成的支架安装在机架上。

尾翼是用AU4G铝合金制成的结构，翼盒由两根翼梁及用桁条加强的蒙皮构成。

一子级氧化剂箱和燃料箱是两个形状大小




一子级推进剂贮箱

相同的单独贮箱。两箱之间由高 2.65m 的箱间段连接。四氧化二氮输送管路由 UH25 混肼箱外面通往发动机氧化剂泵。箱体按内压设计，增压压力由燃气发生器提供。贮箱是用厚 3mm 的 15CDV6 号可焊高强钢板经成形后焊接而成的。为了防止推进剂的腐蚀，在氧化剂箱内壁镀一层厚度 0.2mm 的铝保护层。一子级贮箱及其特征见上图和下表。

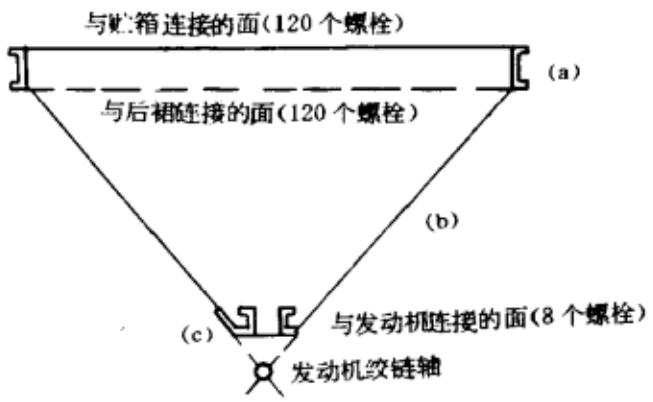
**一子级贮箱结构特征**

| 项　目 | 参　数 |
|---|---|
| 推进剂 | 四氧化二氮＋偏二甲肼(最初)<br>四氧化二氮＋UH25(75%偏二甲肼＋25%水肼) |
| 内　径 | 3800mm |
| 端框间距 | 3917mm |
| 总　长 | 6707mm |
| 容　积 | 65920L(一个) |
| 质　量 | 950kg(一个) |
| 推进剂质量 | 145t |
| 增压气体 | 温度 400℃的热燃气 |
| 增压压力 | 0.4MPa(相对) |
| 材料 | 15CDV5 号钢(四氧化二氮箱内表面镀铝膜) |
| 焊接 | TIG(钨极惰性气体保护焊，实为氩气保护焊) |
| 前后箱底 | 椭球形($a=1900$mm，$a/b=\sqrt{2}$)，由 12 块扇形板经液压成形拼焊而成 |
| 圆筒段 | 由 4 块各 1m 高的圆环段沿环向焊接而成，壁厚 3mm |
| 圆筒段与箱底连接 | 用由整体毛坯经机械加工成的 Y 形(截面)环连接，Y 形环的两个分叉与箱底和箱壁焊接在一起，另一个分叉与相邻的结构(如一子级的后裙、箱间段和发动机架)连接 |

盛装冷却水的水箱是用不锈钢制造的，呈环形，容积 2.8m$^3$，最大直径 2.7m，截面直径 0.71m。

前裙高 1.5m，内部安装仪器设备，外面安装 8 台分离用反推火箭，下端与箱体前端框对接，上端与级间段连接。

级间段高 3.31m，呈截锥形，开两个 450mm 的检查口，并安装有分离用的线形装药。




二子级发动机架

## 二子级结构

二子级由后裙段、发动机架、贮箱、前裙段和二、三子级级间段组成。

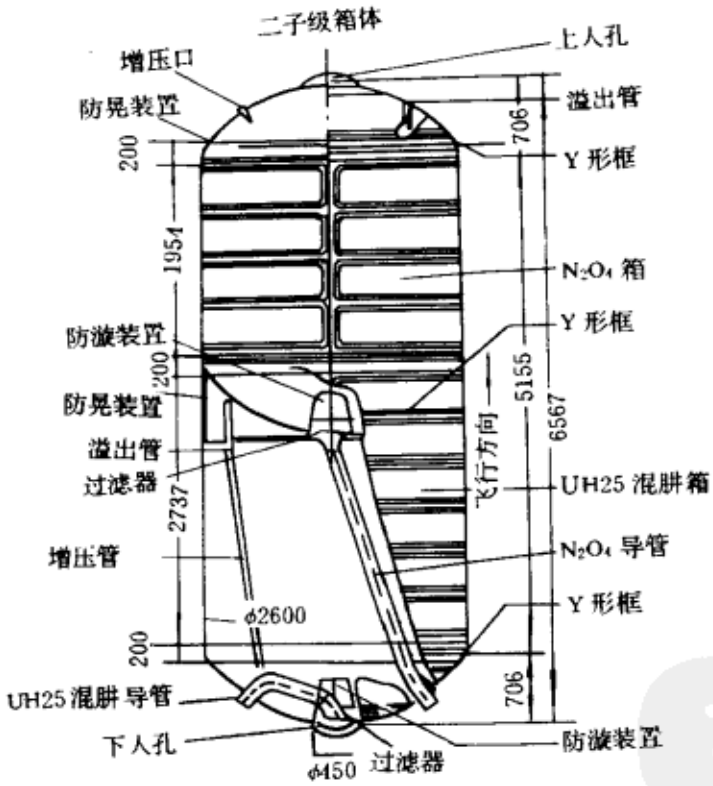
后裙段高 1.57m，呈扩散锥形，与一、二子级级间段连接构成二子级发动机舱，用于传递推力，保持箭体的完整性。后裙内部安装有平均直径 2.24m，截面直径 0.34m 的环形水箱，外面安装 6 枚分离用正推火箭和 3 个滚动控制用的喷管(在一个整流罩内)。

发动机架由一个加强短壳和一个倒截锥壳组成。短壳前后分别借助 120 个螺栓与箱体和后裙段连接。倒截锥壳是一个直接承受发动机推力的加强锥壳，下端是安装发动机万向接头的法兰盘。发动机架的结构特征和尺寸见上图和下表。

**二子级发动机架特征**

| 项　目 | 参　数 | 备　注 |
|---|---|---|
| 圆筒段直径 | 2600mm | |
| 圆筒段高度 | 188mm | |
| 总 高 度 | 1547mm | |
| 材　料 | | |
| 圆筒段(a) | AZ5G | 锻造件 |
| 锥　壳 | 7075 | 在外桁条，内加强框和化铣蒙皮结构 |
| 下接头(c) | AZ5G | |

推进剂贮箱包括两个中间用共底隔开的容积相同的贮箱，前箱为四氧化二氮箱，后箱为 UH25 混肼箱，四氧化二氮输送管路从 UH25 混肼箱中通过。贮箱内部构件包括：增压管嘴，加注接头，推进剂输送管(包括过滤器和波纹管等)，以及安装在过滤器上的防漩装置和安装在贮箱上部的防晃栅罩等。贮箱按内压设计，火箭轴向加速度达到 4.3$g$ 时，箱壁不会受到压缩。设计选用的弹性安全系数 jE=1.1；破裂极限安全系数 jR=1.25。贮箱结构及其特征见图和表。




二子级贮箱结构

**二子级贮箱结构特征**

| 项　目 | 参　数 |
|---|---|
| 推进剂 | 四氧化二氮＋偏二甲肼(最初)<br>四氧化二氮＋UH25 混肼 |
| 结　构 | 两个贮箱之间用共底隔开 |
| 直　径 | 2600mm |
| 端框间距 | 5135mm |
| 总高度 | 6515mm |
| 容　积 | 15.5m³(一个) |
| 增　压 | 用常温氦气增压 |
| 内　压 | 350±50kPa,400kPa |
| 质　量 | 740kg |
| 材　料 | AZ5G-T6 |
| 焊　接 | TIG(钨极惰性气体保护焊,实为氩气保护焊) |
| 前、后底和共底 | 半球形底($R$=1550mm),用一块整板滚压成形,双面化铣加工 |
| 前、后底与圆筒段连接 | 用 Y 形(截面)环,两个支叉与箱壁及箱底焊接在一起,第三个支叉用 120 个螺栓与相邻壳段连接 |
| 共底与圆筒段的连接 | 用 Y 形环与两个筒段及共底分别焊接 |

前裙高 0.245m,内部安装 4 个容积各为 115L 的常温氦气瓶(供贮箱增压用)、传感器、速率陀螺和加速度计,外面安装 3 枚分离用反推火箭,前端与级间段连接。

级间段开两个连接脱落插头的舱口(0.35m×0.45m),底部由隔热板封闭。分离时由线形装药沿分离面切断。

## 壳段

一、二子级包括的箱间段、裙段和级间段等壳段均为由隔框和 Π 形截面桁条加强的半硬壳式结构,其主要特征如表所示。

**各壳段主要特征及参数**(单位:mm)

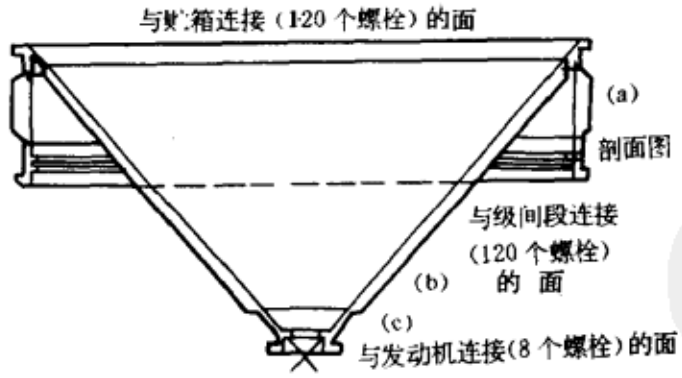
| 特性及参数 / 壳段 | | 一子级箱间段 | 一子级前裙 | 一、二子级级间段 | 二子级后裙 | 二子级前裙 | 二、三子级级间段 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 主要尺寸 | 形　状 | 圆　柱 | 圆　柱 | 圆　锥 | 圆　锥 | 圆　柱 | 圆　柱 |
| | 直　径 | 3800 | 3800 | 2983/3800 | 2596/2883 | 2600 | 2600 |
| | 高　度 | 2688 | 1500 | 3310 | 1570 | 1245 | 2800 |
| 蒙　皮 | 材　料 | AU4G | AU4G | 7075 | 7075 | 7075 | 7075 |
| | 厚　度 | 2 | 2 | 1.8 | 1.7 | 1.9 | 1.2 |

| 特性及参数名称 \ 壳段 | | 一子级箱间段 | 一子级前裙 | 一、二子级级间段 | 二子级后裙 | 二子级前裙 | 二、三子级级间段 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 桁条 | 数量 | 80 | 80 | 80 | 80 | 60 | 120 |
| | 形状 | ⎍ | ⎍ | ⎍ | ⎍ | ⎍ | ⎍ |
| | 厚度 | 1.2 | 1.2 | 1 | 1.5 | 1.5 | 0.8 |
| | 材料 | AU4G1 | AU4G1 | 7075 | 7075 | 7075 | 7075 |
| 中间框 | 数量 | 6 | 3 | 6 | 3 | 3 | 5 |
| | 厚度 | 1.5 | 1.5 | 1.2 | 1.5 | 1.5 | 1.2 |
| | 材料 | AU4G1/A5 | AU4G1/A5 | 7075 | 7075 | 7075 | 7075 |
| 后端框 | 外径 | 3841 | 3841 | 3841 | 3027 | 2641 | 2641 |
| | 材料 | 15CDV6 钢 | 15CDV6 钢 | AZ5G | AZ5G | AZ5G | AZ5G |
| | 孔数/孔径 | 160/$\phi$8.6 | 160/$\phi$8.6 | 160/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 |
| 前端框 | 外径 | 3841 | 3841 | 3027 | 2641 | 2641 | 2641 |
| | 材料 | 15CDV6 钢 | AZ5G | AZ5G | AZ5G | AZ5G | AZ5G |
| | 孔数/孔径 | 160/$\phi$8.6 | 160/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 | 120/$\phi$8.6 |
| 检查口 | 数目 | 2 | 3 | 3 | 2 | 2 | 3 |
| | 尺寸 | 400×350 | 400×350 | 400×350 | 400×400<br>200×25 | — | 400×440 |
| | 防热 | — | — | 有 | 有 | — | 有 |

## 三子级结构

三子级由发动机架、后裙段、贮箱段和前裙段组成。

发动机架由一个圆筒壳和一个截锥壳组成。圆筒壳是一个由外桁条加强的铝合金壳段，前后都由 120 个螺栓分别与箱体和级间段连接。倒截锥壳是直接承受发动机推力的加强壳。下端安装发动机万向接头。发动机架与二、三子级级间段一起构成发动机舱。机架上除了吊装 HM-7 发动机外，外面还安装两组 6 台滚动控制发动机和两组 4 枚分离用正推火箭；内部安装低温氦气瓶，伺服机构和增压、加注与泄出阀门座等。三子级发动机架结构及其特征见图和表。

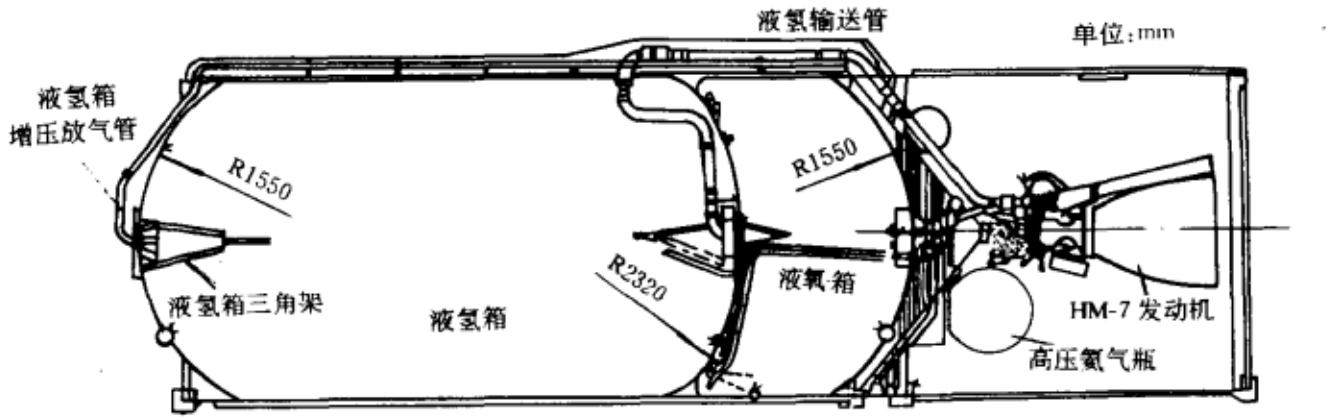



三子级发动机架

**三子级发动机架特征**

| 项　目 | 参　数 | 备　注 |
|---|---|---|
| 圆筒段直径 | 2600mm | |
| 圆筒段高度 | 499mm | |
| 总高度 | 1184mm | |
| 材　料 | | |
| 圆筒段(a) | 2024,A5T3 | 外桁条加强。 |
| 圆锥段 | AZ5G(b),7075(c) | 内隔框,外桁条加强,化铣蒙皮。 |

推进剂箱仍为共底式贮箱,液氢箱在前,液氧箱在后,共底凹面朝前。箱内安装有防漩、过滤和液位测量装置。液氧箱中还有防晃装置。贮箱按内压设计,液氧箱用氦气增压,液氢箱用气氢增压,增压压力分别为 $211^{+24}_{-6}$kPa 和 $291^{+24}_{-6}$kPa。为了阻止推进剂蒸发,贮箱的整个外表面粘贴了绝热层。推进剂箱结构及其特征如图、表所示。




三子级贮箱

**三子级贮箱结构特征**

| 参数 / 特征 / 项目 | 贮箱 | 液氢箱 | 液氧箱 |
|---|---|---|---|
| 体　积($m^3$) | | 22.7 | 7.0 |
| 增压气体 | | 气　氢 | 氦　气 |
| 压　力 (绝对,kPa) | 飞　行 | 309 | 230.5 |
| | 地　面 | 11.77 | 6.86 |
| 绝热层厚度 (mm) | 圆筒段 | 20+2* | 15+2* |
| | 箱　底 | 8 | 8 |
| 箱壁厚度 (mm) | 圆筒段 | 1.36,1.6 | 1.29,1.5 |
| | 箱　底 | 0.75,0.85 | 0.60,0.85 |
| 内　径(mm) | | 2600 | 2600 |
| 外　径(mm) | | 2641 | 2630 |

| 参数特征 / 项目 贮箱 | | 液氢箱 | 液氧箱 |
|---|---|---|---|
| 两端框间距离(mm) | | 5428 | |
| 两箱总高度(mm) | | 6280 | |
| 材　料 | | AZ5G-T6(7005-T6)** | |
| 圆筒段 | | 前后两端框通过 120 个螺栓分别与仪器舱、发动机架相连。液氢箱圆筒段由 6 块长方形壁板经液压成形并沿纵向焊接而成。壁板两面化铣,化铣部分厚度 1.36mm,非化铣部分厚约 1.5mm,焊缝处厚度 1.6mm。 | |
| 前后底 | | 半球形(实为球缺)底($R$=1550mm),各由 6 块扇形瓜瓣件经液压成形,两面化铣拼焊而成。前底化铣部分厚度 0.75mm,非化铣部分厚 0,85mm,后底化铣部分厚 0.60mm,非化铣部分厚 0.85mm。 | |
| 共　底 | | 半球形(实为球缺)($R$=2320mm)蜂窝夹层底,即在两层 AZ5G-T6 面板(每层厚 0.6mm)之间充填聚芳酰胺酚醛树脂蜂窝(密度约 100kg/m³),两面板内表面间距 20mm,抽成 20mm 汞柱的真空。两面板为整体壁板经液压成形,两面化铣加工而成,凹面向着液氢箱一边。 | |
| 共底与筒段连接 | | 用两个 Y 形环(整体毛坯机加工而成)连接,6 个分支中的 4 个与筒段连接,2 个分别与共底的两个金属面板连接。 | |
| 焊接 | | TIG(钨极惰性气体保护焊,实为氩气保护焊)。 | |
| 表面绝热 | 冷保护 | 贮箱外表面粘贴 Klegecell H917 微孔聚氯乙烯泡沫塑料(PVC),其厚度为:液氢箱圆筒段 20mm,液氧箱圆筒段 15mm,前后底 8mm,外加尼龙镀铝薄膜。这种绝热材料平均密度 50kg/m³,导热系数 $\lambda$=0.037W/(cm²·K)。 | |
| | 热保护 | 浸有环氧树脂胶的玻璃布,凸起部分及箱体前沿粘有厚约 2mm 的软木。 | |

注:* 表示在贮箱凸起部分的热防护软木层厚度。

** 贮箱圆筒段和箱底材料同为 AZ5G 系列,但热处理方法不同,故机械性能略有差别。

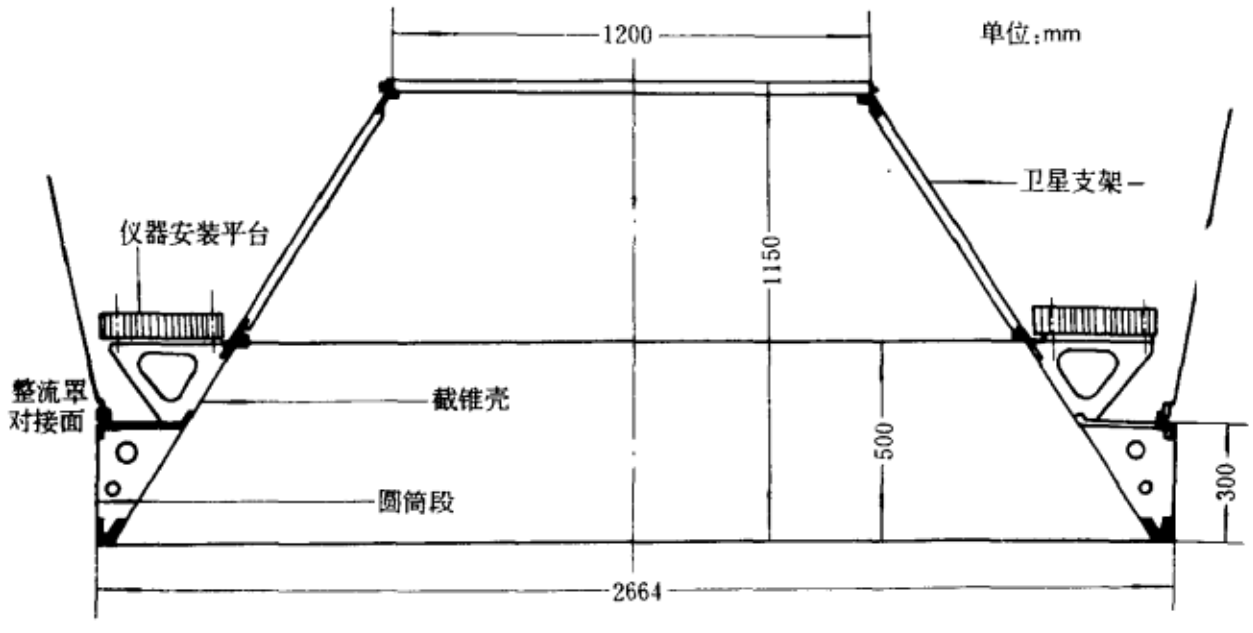
箱体后面延伸的后裙段(短壳),其后端框与发动机架前端框用 120 个螺栓连接;前面延伸的前裙,其前端框借助 120 个螺栓与仪器舱端框连接。

### 仪器舱结构

仪器舱结构由圆筒段、内截锥壳和仪器安装平台三部分构成(见图)。其圆筒段和内截锥壳是用内桁条和隔框加强的结构;仪器安装平台是一个圆环形平板,由 6 块厚度 40mm 的铝蜂窝弧形平板拼接而成,并由 12 根带减振器的撑杆撑到截锥壳上。圆筒段上端与整流罩对接,下面与三子级箱体连接;内截锥壳前面与卫星支架连接,构成一个高截锥段;平台上安装控制系统、遥测系统、自毁系统和跟踪系统的大部分仪器。仪器舱结构用 AU2GN 材料制造,其主要特征参数见图。

### 1194 型标准卫星支架

1194 型支架是一个由内桁条加强的铝制截锥形壳。下端框直径 1920mm,借助 120 个螺栓与仪器舱截锥壳前端框连接;前端框直径 1194mm,是与卫星的对接接口,通过包带与卫星端




仪器舱剖面图

框相连接。包带上施加 28kN 预拉紧力。卫星分离时,引爆连接包带的 3 个爆炸器,将包带在 3 个位置切断,断带由支架牵住,而卫星借助卫星支架上的 6 个作动弹簧顶杆(每个作用到卫星端框上的力小于 900N)与支架分离。

卫星支架材料的机械性能为:屈服极限强度 $\sigma_{0.2}\geqslant 250MPa$;断裂极限强度 $\sigma_R\geqslant 400MPa$。

"阿里安 1"除有标准卫星支架外,还备有 1194A 型加强支架,937 型碳纤维非标准支架和 SYLDA 双星支架等可供用户选用。

## 卫星整流罩结构

整流罩是一个圆柱形壳段加前后锥壳组合式结构(见图),并沿纵向分成两半。

前锥壳有一个球缺形端头,其半径为 7500mm,对接直径 2600mm。端头用 Z2CND17-12 不锈钢制造,内部有软木防热层。端头下面的锥段是半硬壳式结构,内部用 10 根加强肋加强,内侧粘贴软木隔热层。

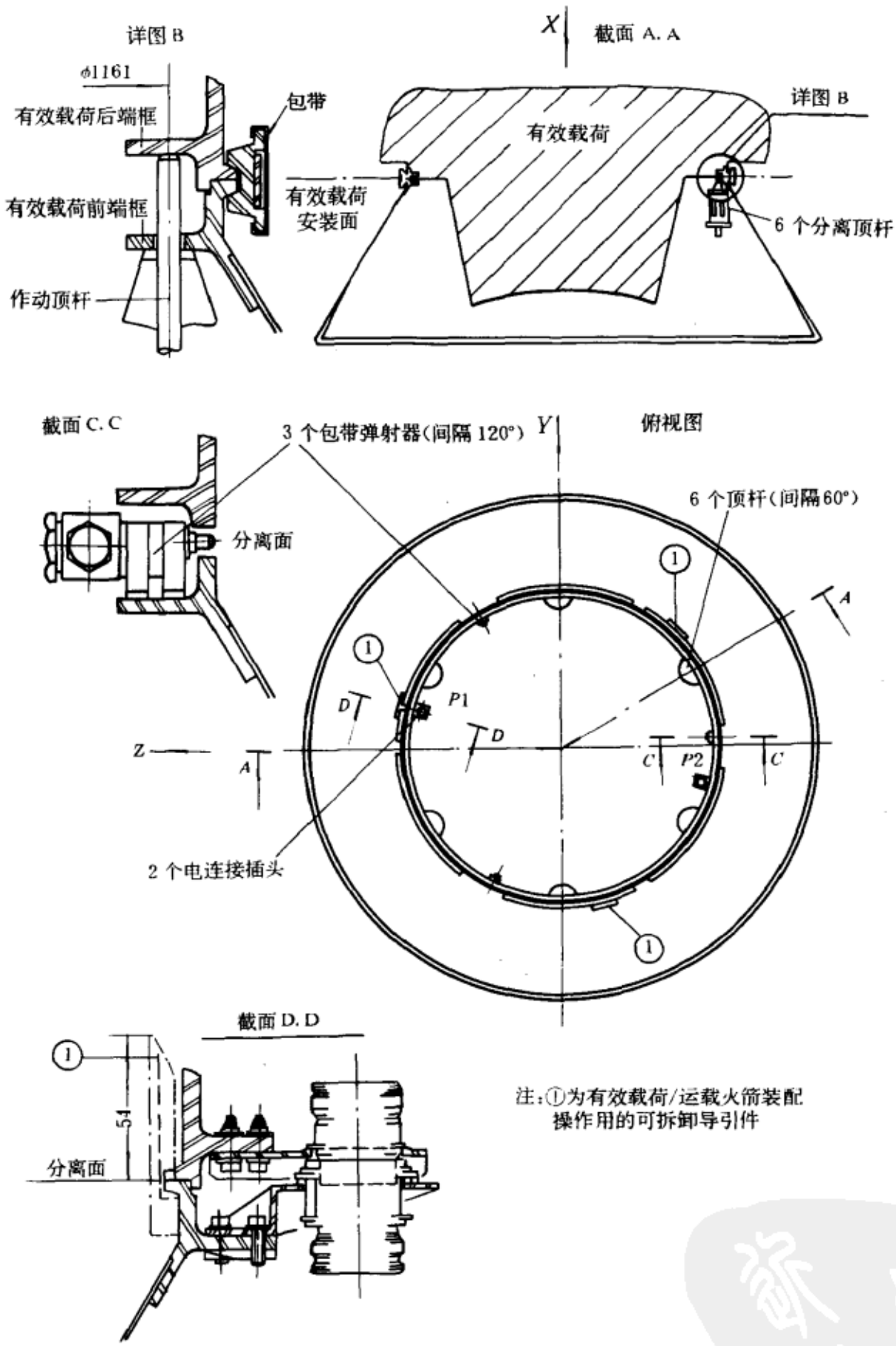
圆柱形壳也是由蒙皮、桁条和隔框组成的半硬壳式结构。蒙皮及隔框材料为 AU4G1,对接框材料为 AU2GN。两半壳各开两个 614mm×614mm 的卫星检查舱口,一个脱落插头舱口(位于大舱口下方),另外各有 13 个直径 60mm 的放气孔,并在内壁上安装了隔音板。

后倒截锥壳是两层厚 1mm 的凯芙拉纤维面板间充填环氧树脂蜂窝的夹层结构,蜂窝窝芯高 40mm,窝格边长 4mm,内壁用金属桁条加强,在不受力的位置上开了 4 个 400mm×400mm 的仪器操作窗口。该段具有良好的透波特性:对于 136～150MHz,216～260MHz 和 2100～2300MHz 的 3 个频段,其插入损耗≤3dB。

整流罩完成在大气层中保护卫星和仪器的任务后,在 110～140km 高空与火箭分离。分离采用平推式方案,包括横向和纵向两套分离系统。横向是靠两条箍着后端框和仪器舱前端框的包带固紧。分离时,切断器切断两个拉紧包带的爆炸螺栓,松开包带,使整流罩与仪器舱分离。

纵向用无污染分离系统,该系统有两根偏心套装在一起的钢管。管子上钻有一排小孔。内管中有多股柔性导爆索。两钢管外面包有可折叠的集气囊。这些都安装在整流罩左半壳工字型边框内。右半壳有与之配合的活塞式边框,两者用可切断的铆钉连接。分离时,引燃内管中的导爆索,燃气从排气孔排出,进入气囊,气囊充气产生推动力,剪断连接铆钉,使两半壳纵向

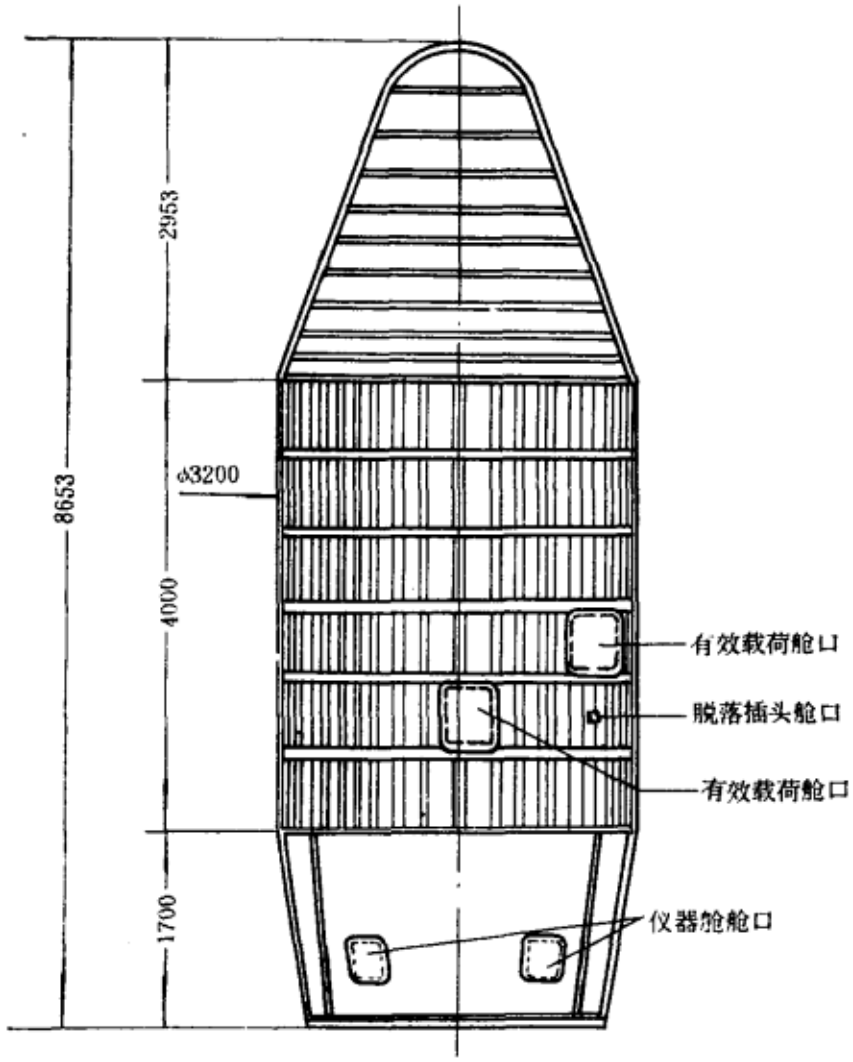
分离。

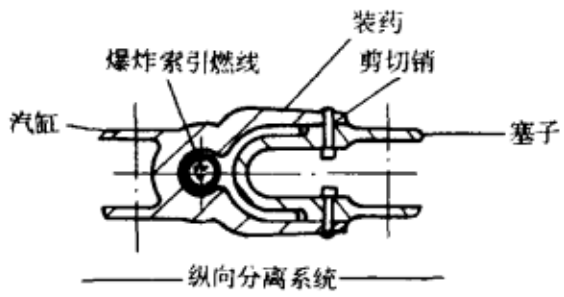



注:①为有效载荷/运载火箭装配操作用的可拆卸导引件

1194 型卫星支架与卫星装配图

横向与纵向分离共用一套火工品点火系统。控制系统给分配装置发出信号，分配装置将信号分成 3 路，两路用于横向分离，一路用于纵向分离。由于导爆引信传爆速度快，而且长度相等，横向和纵向分离系统几乎同时起燃，相差不过 300μs。整流罩结构、特征参数和纵向分离接头见图。




有效载荷整流罩

## 推　进　系　统

“阿里安 I ”火箭推进系统包括一子级的 4 台“维金 5”发动机，二子级一台“维金 4”发动机，三子级一台“HM-7”低温发动机及其有关的推进剂供应系统与增压系统等。其主要性能参数示于表中。

**发动机主要性能参数**

| 数值 / 级别及型号 / 参数名称 | 一子级 | 二子级 | 三子级 |
|---|---|---|---|
| | "维金 5" | "维金 4" | "HM-7" |
| 推力(kN) | | | |
| 地　面 | 590 | | |
| 真　面 | 660 | 698.7 | 59.8 |
| 比冲(N·s/kg) | | | |
| 地　面 | 2422.4 | | |
| 真　空 | 2775.45 | 2863.5 | 4337.5 |
| 燃烧室压力(MPa) | 5.3 | 5.2 | 2.94 |
| 混合比 | 1.85 | 1.90 | 4.50 |
| 工作时间(s) | 145 | 123 | 545 |
| 总真空秒流量(kg/s) | 248.84 | 254.26 | 13.84 |
| 四氧化二氮流量 | 159.31 | 163.00 | — |
| 偏二甲肼流量 | 85.11 | 87.01 | — |
| 液氢流量 | — | — | 2.52 |
| 液氧流量 | — | — | 11.32 |
| 燃气发生器流量(kg/s) | 6.7 | 6.7 | 0.30 |
| 喷管面积比 | 10.5 | 31 | 60 |
| 涡轮泵转速(r/min) | 9500 | 9600 | 60390($LH_2$)<br>12650(Lox) |
| 发动机高度(mm) | 2028 | 2684 | 1760 |
| 发动机质量(kg) | 700 | 750 | 140 |
| 喉部直径(mm) | 306 | 306 | 120 |
| 喷管出口直径(mm) | 960 | 1705 | 935 |
| 泵入口压力(MPa) | | | |
| 四氧化二氮泵 | 0.647* | | — |
| UH25 混肼泵 | 0.55* | | — |
| 液氢泵 | — | — | 0.242 |
| 液氧泵 | — | — | 0.187 |
| 泵出口压力(MPa) | | | |
| 四氧化二氮泵 | 6.67 | | — |
| UH25 混肼泵 | 6.82 | | — |
| 水　泵 | 6.5 | | |
| 液氢泵 | — | — | 5.034 |
| 液氧泵 | — | — | 4.71 |
| 燃气发生器气体出口温度 | 650℃ | | 880K |
| 燃气发生器气体出口压力(MPa) | 3.5 | | 2.4 |

| 数值 / 级别及型号 / 参数名称 | 一子级 | 二子级 | 三子级 |
|---|---|---|---|
| | “维金 5” | “维金 4” | “HM-7” |
| 增压压力(kPa) | | | |
| 四氧化二氮箱 | 400 | 400 | — |
| UH25 混肼箱 | 400 | 350 | — |
| 液氢箱 | — | — | 309 |
| 液氧箱 | — | — | 230 |
| 最大滚动控制力矩(N·m) | | 1000 | 800 |

注：* 可能是最小泵入口压力值

## 一子级推进系统

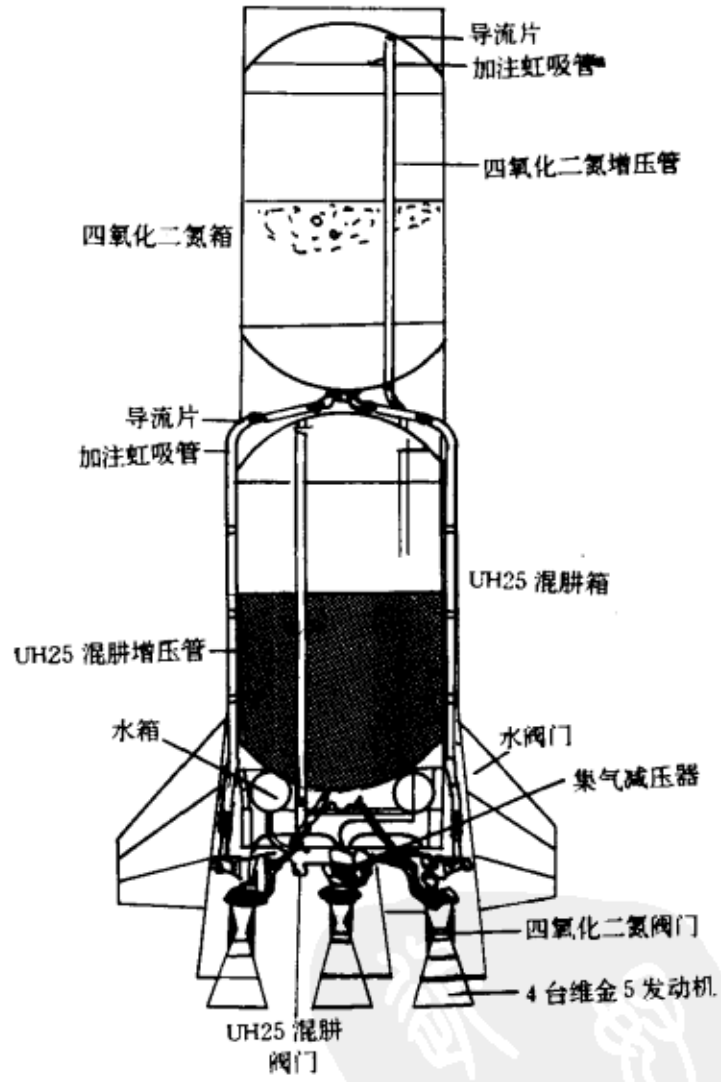
一子级推进系统包括 4 台独立的单向摆动“维金 5”发动机及其有关的推进剂输送系统，涡轮工质供应系统，指令操纵系统，贮箱增压系统和混合比调节、燃烧室压力调节和 POGO 抑制器等，见图。

发动机推力室为单壁式结构，内壁喷有氧化锆涂层。喉部为二氧化硅/酚醛树脂(Sephen301)喉衬。喷注器为圆筒形径向喷注器，包括 6 排 860 个喷嘴。喷管呈钟形。燃烧室用 UH25 混肼液膜冷却，用量约为总量的 1.5%。

4 台发动机共用同一推进剂箱和水箱中的推进剂和水，通过单独的主阀门、涡轮泵、限流圈和导管输送。主阀门为常闭式菌形阀门，靠指令操纵系统的氮气开启。纵向耦合振动 POGO 抑制器安装在四氧化二氮管路中。

涡轮泵是一个速度分级反应式涡轮及其所带动的 3 个同轴离心泵。涡轮由燃气发生器产生的经喷水冷却到 620℃的燃气驱动。

涡轮工质供应系统由燃气发生器、压调器及其管路组成。燃气发生器用与燃烧室相同的推进剂，其混合比近于化学完全反应计算值。所生成的燃气经喷水冷却到 620℃，首先用于驱动涡轮；然后经膨胀降压，使温度降到 400℃，并借助限流圈将压力从 3.5MPa 降到 2.0MPa，用以给贮箱增压；燃气再经补充冷却，使其温度降到




一子级推进系统

250℃，用作驱动伺服作动系统伺服马达的工质。

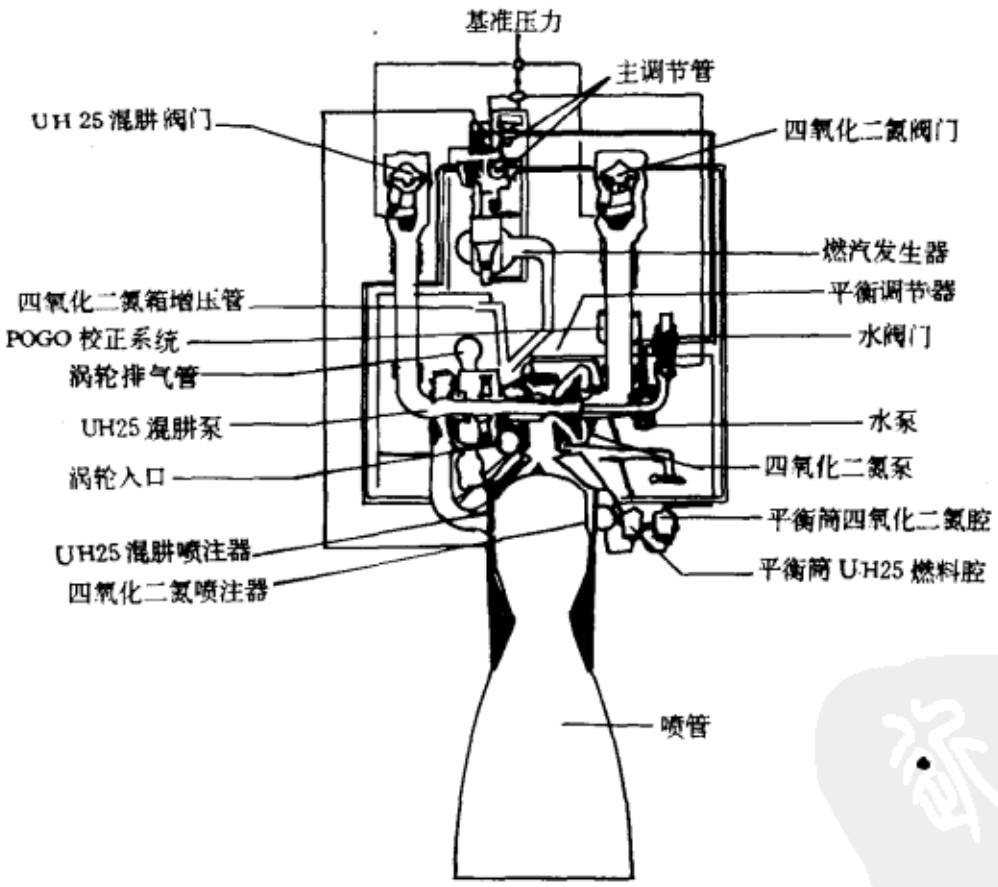
发动机推力由燃烧室压力调节器调节。调节器将来自燃烧室的压力与指令操纵系统基准压力做比较，通过改变喷水阀门的开度，调节燃气发生器燃气能量，进而改变涡轮功率和进入燃烧室的推进剂流量，来达到调节燃烧室压力和发动机推力的目的，并保证 4 台发动机同时达到额定推力。

推进剂混合比调节由一个压力平衡调节器完成，调节器通过比较 UH25 混肼喷注器喷注压力和四氧化二氮泵后压力，使泵出口处平衡板(片)移动，节流四氧化二氮流量，保证推进剂两组元的秒消耗量的比为额定比值。

指令操纵系统(气动系统)由高压氮气瓶(容积 22.5L，充压压力 20MPa)、充气阀、高压阀、操作减压阀、保险阀、控制起动关机阀和配气管路组成。起动关机阀是唯一在飞行中动作的阀门。该系统通过给有关系统提供“操纵氮气压力”控制推进系统起动和关机，如由它开启主阀门、两级增压起动阀和单向阀等。此外还给发动机各调节器和增压系统减压器提供基准压力。

贮箱增压系统是将 4 个燃气发生器的 4 股温度冷却到 400℃、压力降至 2MPa 的燃气，汇集在火箭底部中央的集气器中；然后经减压器将压力减至 0.425MPa；最后经 3 个单向阀(氧化剂、燃料和水箱各用一个)限流和限压，送入各贮箱中。其流量为 4～5kg/s，压力 0.4MPa，保持推进剂各组元以 1000L/s 的流量输送给发动机。

发动机工作流程如图所示。在自动程序进行期间，地面控制与测试系统证实火箭能正常飞行时，就给出 4 台发动机的点火指令，打开指令系统的起动和关机阀门，开始提供操纵压力；操纵压力打开每台发动机的三个主阀门，并使调节器处于大开度位置，推进剂在贮箱增压压力和液体静压的作用下，流过泵腔，进入燃烧室，与此同时，UH25 混肼，四氧化二氮和水也经各自的主调压器进入燃气发生器。由于水路流程短，较四氧化二氮和 UH25 混肼先行到达燃气发




一子级维金 5 发动机系统图

生器，对燃气发生器及燃气进行冷却。因为推进剂是自燃的，两种组元到达燃烧室和燃气发生器中就瞬时燃烧。烧气发生器产生的经水冷却的燃气吹动涡轮泵，泵后压力增压，直至水、UH25 混肼和四氧化二氮的泵压分别达到 6.5、6.82、6.67MPa，燃烧室压力达到调节器的基准操纵压力值为止，发动机便进入了额定工作状态。调节器将燃烧室压力与基准压力进行比较，调节喷水阀门的开度，控制向燃气发生器中的喷水量，使燃气发生器处于额定工况下，保证涡轮泵所需能量不变，发动机的工况不变。如果发出点火指令以后每台发动机工作均正常，3s 后就发出释放火箭牵制机构的指令，火箭起飞。如有意外情况，则牵制机构保持锁定状态，同时关闭发动机。

发动机采取推进剂耗尽方式关机，推进剂两组元之一耗尽时，立刻关机。当推力降到额定推力的一半以下时，弹上计算机根据加速度计敏感到的推进剂耗尽信息，立即发出关闭推进剂主阀门的指令，关闭发动机。接着，一、二子级开始分离。

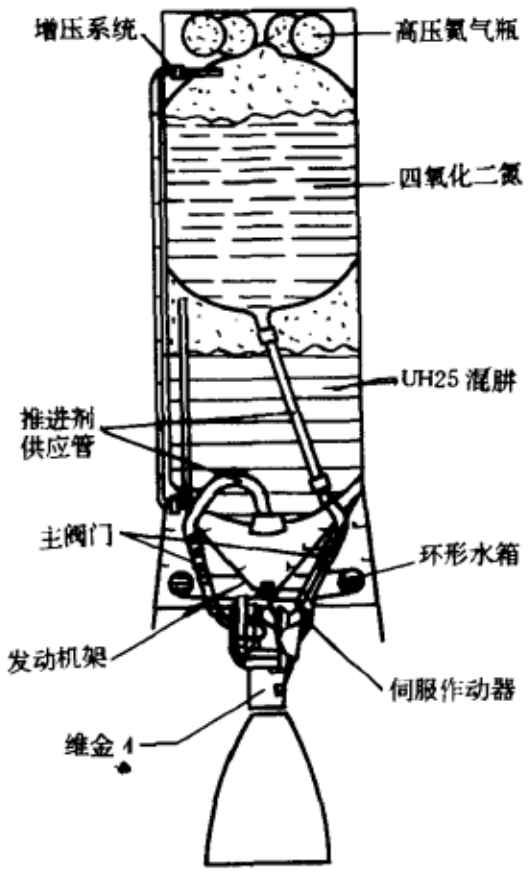
## 二子级推进系统

二子级推进系统用单台改进型双向摆动“维金 4”发动机。该发动机与“维金 5”类似，其主要区别在于：

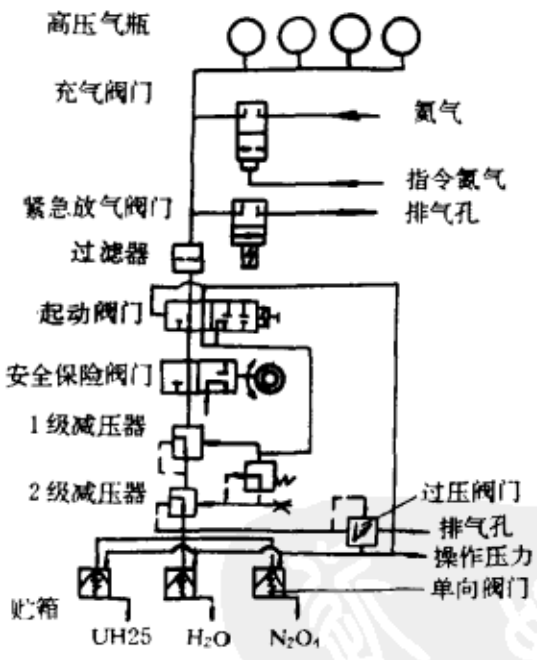
1）　采用适于真空条件工作的较大的钟形喷管；

2）　燃气发生器除提供驱动涡轮泵的 620℃燃气和驱动伺服作动系统伺服马达的 250℃工质外，还提供作为二子级滚动姿态控制系统工质的 400℃、流量 0.8kg/s 的燃气。但是二子级推进剂箱不再用燃气发生器的燃气增压。

3）　推进剂箱增压用单独的氦气增压系统。该系统由 4 个高压氦气瓶，一套组件和管路组成。气瓶用钛合金制造，直径 600mm，每个容积 115L，内部充 30MPa 压力氦气。组件用来减




二子级推进系统




二子级贮箱增压系统

压、调压和给贮箱输送氦气。增压氦气流量为 0.15kg/s。为了避免在贮箱共底上出现负压，给四氧化二氮箱增压 0.4MPa，给 UH25 混肼箱增压 0.35MPa。

4) 指令操纵系统用压力较小(20MPa)、容积 12L 的氮气瓶。

5) 发动机仍为推进剂耗尽关机，但推进剂剩余较少，发动机可以工作到一种组元耗尽，而另一组元只剩下 30～50L 为止。

二子级推进系统及其贮箱增压系统如图所示。

## 三子级推进系统

三子级推进系统包括可双向摆动的 HM-7 发动机及其所属的推进剂输送系统，燃气发生器系统，增压系统，点火系统，气动控制系统和吹除、预冷系统。

发动机推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成。喷注器是在多孔材料面板(用 7%的液氧发汗冷却)上安装 5 圈 90 个双组元同轴喷嘴；燃烧室室壁为铜制铣槽式结构，内壁镀铜层上面再镀一层较厚的镍层(3mm)。燃烧室和面积比 7∶1 以上的喷管用流量为 2.256kg/s 的液氢进行再生冷却，使内壁温度低于 550K，喉部最高壁温限制为 660K。在喷管面积比 7∶1 以下(喷管延伸段)用 6%的液氢进行排放冷却，保持喷管壁温在 1080℃以下。喷管延伸段是用 242 根因康镍 600 矩形截面钢管组成的管束式结构，液氢以 0.126kg/s 的流量通过管壁式冷却通道从喷管出口的诸多小喷管排出，并产生 588N 的附加推力。

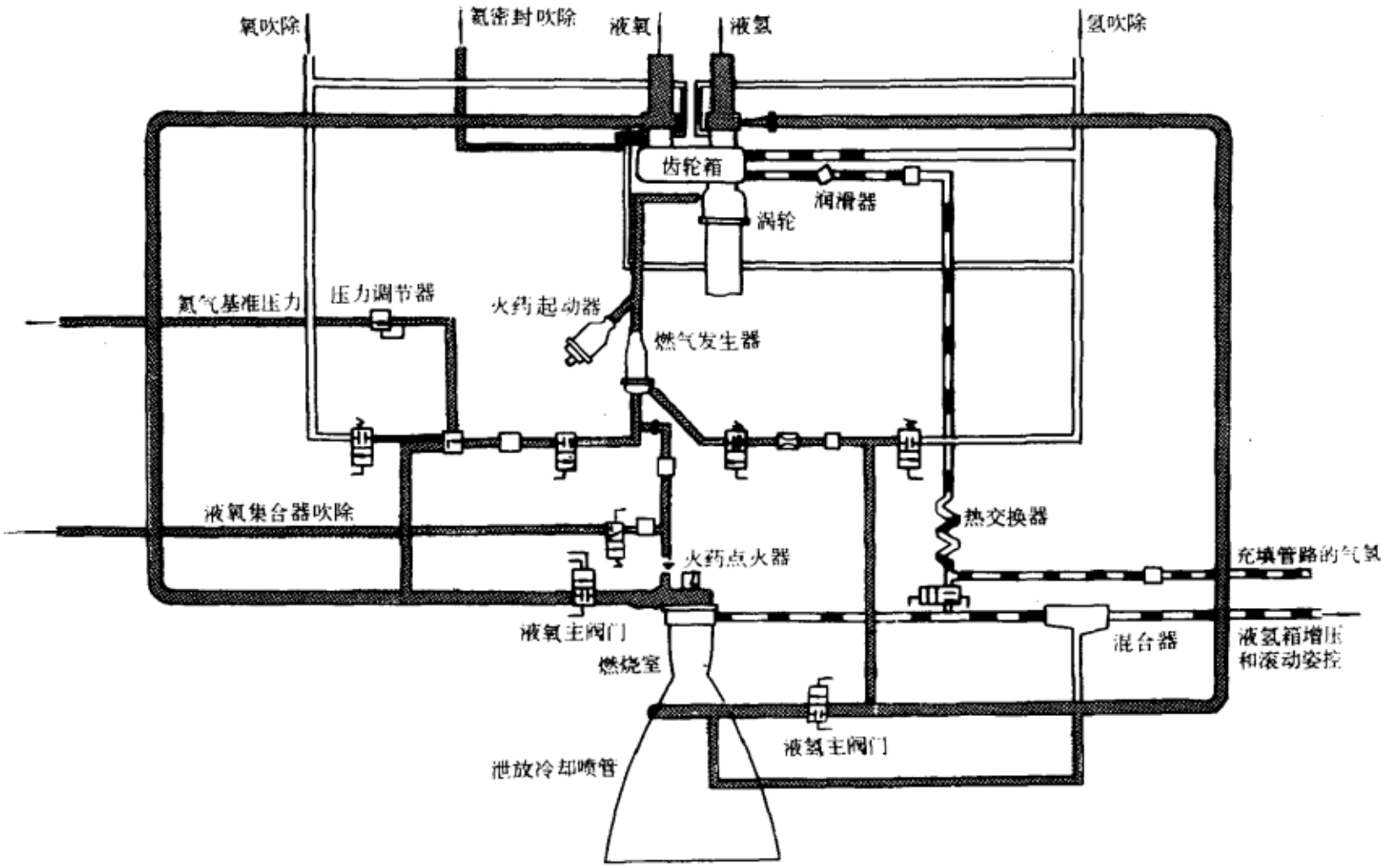
推进剂输送系统包括液氧和液氢的输送系统。液氧由氧化剂箱通过液氧泵泵前球形阀门进入液氧泵。经泵输送的高压液氧在泵连接管处分成两路：一路去副系统；另一路通过主阀门进入推力室喷注器头腔。而液氢是在泵后连接管处分成 3 路：一路去副系统；一路经主阀门去推力室集合管，再经室壁冷却通道进入燃烧室；还有一路是从集合管出口引出，去混合器，给贮箱增压。HM-7 发动机系统如图所示。

涡轮有两根轴，液氢泵与涡轮同轴，转速 60000r/min，液氧泵在另一根轴上，经两级减速齿轮减速后，其转速降到 13000r/min。齿轮和轴承用 $5\times10^{-4}$g/s 流量的气氢和 10cm³/min 容积流量的磷酸三丁酯润滑。涡轮泵靠固体火药启动器启动。待燃气发生器工作后，由它驱动涡轮，维持其正常运转。涡轮排气管中设有加温冷氦和液氢的热交换器。涡轮废气从与发动机喷口齐平的排气口排出。

燃气发生器由固体火药点火器点火，燃烧混合比为 0.9 的推进剂，生成温度 890K 的燃气，去驱动涡轮泵。其推进剂消耗量为总量的 2%。发动机的工作特性由气蚀文氏管及液氧回路中的压力调节器调节进入燃气发生器的推进剂流量来保障。这样能限制发动机的工作参数，使推力及混合比的变化量小于 2%，因而，也就无需再设置专门的混合比调节系统。

液氧箱和液氢箱有各自的增压系统。液氧箱增压用引自安装在机架上的低温氦气瓶(直径 600mm，压力 20MPa，温度 60K)中的氦气。氦气经两级减压阀将压力降到 2.3MPa，再经热交换器加温，使其温度升至 220K，最后又经液氧减压器降压至 0.21MPa，以 0.01kg/s 的流量给液氧箱增压。液氢箱在一、二子级飞行期间与液氧箱一样，用氦气增压；发动机起动后，用引自发动机头腔中的温度 130K 的气氢和引自喷管集合器的温度略低些的气氢，经混合器混合成温度 100K 的气氢，再经减压器减压成压力 0.291MPa、流量 40g/s 的气氢，引入液氢箱中增压。

氦气系统除了用于给贮箱增压外，还用于吹除、发动机调节和对所有阀门的控制，如给气动电磁阀供气，给调节器提供控制压力和给涡轮泵隔离腔提供隔离氢与氧的介质等。该系统包




HM-7 发动机系统图

括外面用一层厚 20mm 的聚氯乙烯泡沫塑料绝热、容积 151L 的气瓶及充气系统，增压管及其组件，控制、调节系统与减压器和各类阀门等。

吹除预冷系统是在发动机点火前用氦气对氢、氧两路进行吹除和置换管路中的空气与水蒸汽；在发动机点火前和关机期间通过液氧路吹除阀与电动气吹除阀分别对燃烧室喷注器和燃气发生器进行吹除。完成了发动机点火前的吹除程序后，打开液氢与液氧箱下面的两个球形阀，在贮箱液体静压作用下，液氧与液氢分别以 0.2L/s 和 2L/s 的流量各分成两路顺流而下，一路至推力室主阀门，另一路流到燃气发生器副阀门，最后从预冷泄出口排出。在一、二级飞行期间一直保持这种小流量预冷。到二、三子级分离时，打开液氢主阀门，对燃烧室冷却通道进行 2.5s 的预冷；同时，用氦气吹除喷注器的液氧腔，以防液氢进入。

发动机是在二、三子级分离后 3s，由计算机发出点火指令起动的。首先给固体火药起动器通电，使其工作，驱动涡轮转动，其转速达到额定转速的一半，将液氢与液氧压送到推力室和燃气发生器中，并分别由固体火药点火器点燃。燃气发生器工作产生的燃气驱动涡轮，使泵转速增加，直到额定工作状态，起动过程只需 10s。发动机工作期间，由液氧副系统的调压器、文氏管及液氢副系统的文氏管控制推力；通过液氧管路和液氢管路靠近主阀门的限流圈，把混合比精确控制在±1%范围内。

发动机由制导系统通过计算机发出指令关机。关机时，先关闭燃气发生器入口的液氧回路阀门。

# 制导和控制系统

“阿里安1”控制系统包括制导、稳定、程序指令和地面检测发控分系统等。其主要设备功能如表所示。

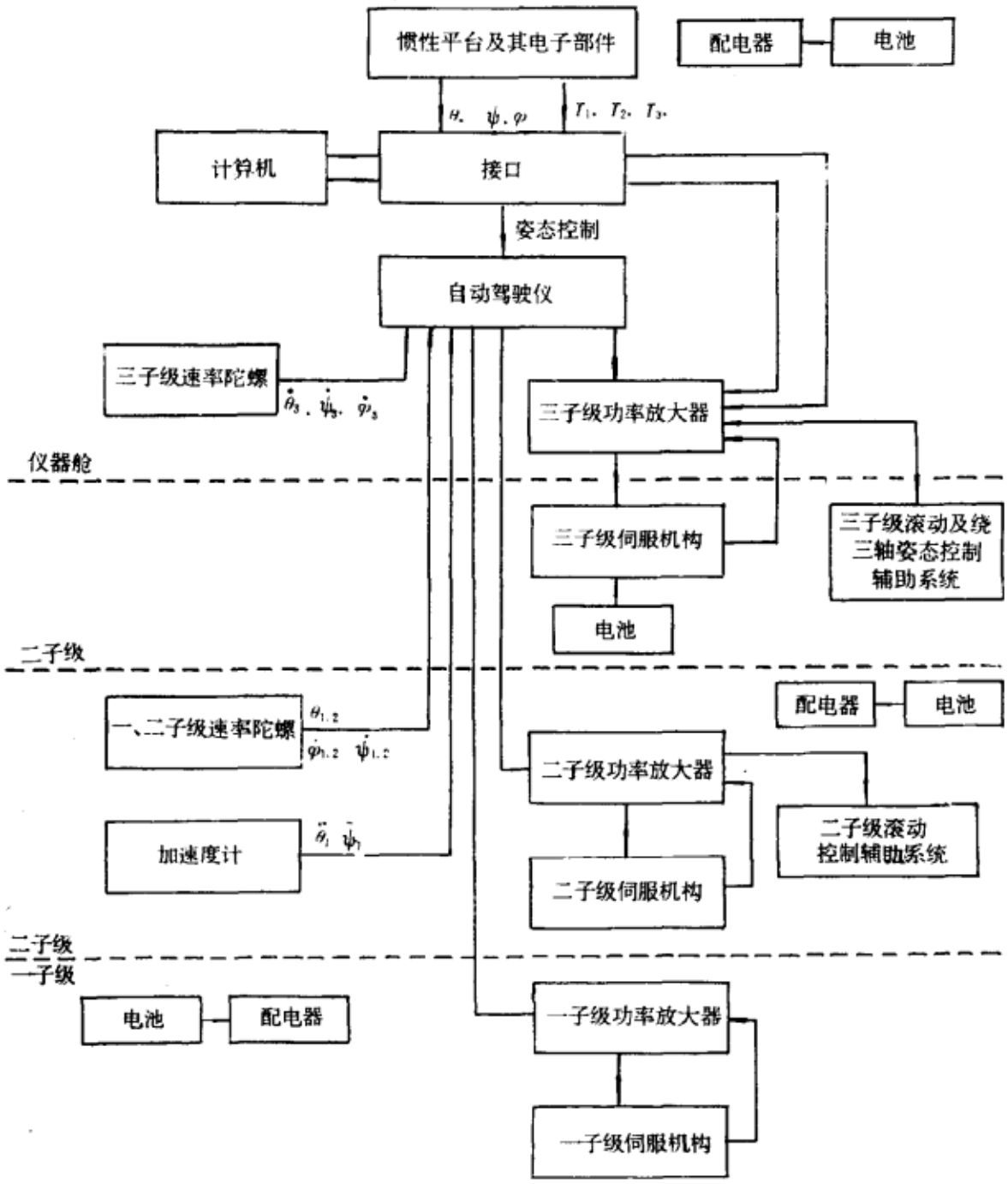
**控制系统主要设备的功能**

| 设　备 | 功　能 | 工作时间 | 安装部位 |
|---|---|---|---|
| 惯性平台 | ①给计算机提供在伽里略坐标系内的姿态角<br>②给计算机提供火箭在伽里略坐标系内的速度增量形式的加速度值 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 计算机 | ①进行导航计算<br>②给稳定系统提供火箭姿态角与起飞前装订在存储装置中的姿态角之间的姿态偏差<br>③进行制导计算，并给控制系统提供姿态偏差<br>④进行稳定计算，并给各子级的功率放大器提供滚动摆角指令<br>⑤进行稳定计算，并给各子级的功率放大器提供绕3个轴的摆角指令 | 整个飞行期间<br>第一级飞行及第二级飞行起始段<br>第二级飞行后期及第三级飞行期间<br>第三级飞行期间<br>第三级与卫星分离后翻转时 | 仪器舱 |
| 稳定系统（自动驾驶仪） | 给各级功率放大器提供俯仰、偏航和滚动转角指令 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 计算机接口 | 使各种仪器之间的信号互相匹配 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 仪器舱内速率陀螺仪 | 提供火箭绕俯仰、偏航轴的角速度 | 第三级飞行期间 | 仪器舱 |
| 二子级速率陀螺仪 | 提供火箭绕3个轴的角速度 | 第一、二级飞行期间 | 二子级 |
| 加速度计 | 提供火箭绕俯仰、偏航轴的角加速度 | 第一级飞行期间 | 二子级 |
| 一子级功率放大器 | 保证发动机作动器的操纵与随动 | 第一级飞行期间 | 一子级 |
| 二子级功率放大器 | 保证发动机作动器的操纵与随动，发出俯仰、偏航、滚动的发动机摆角指令 | 第二级飞行期间 | 二子级 |
| 三子级功率放大器 | ①保证火箭发动机作动器的操纵和随动<br>②保证姿态控制系统的操纵<br>③保证绕3个轴的姿态 | 第三级飞行期间<br>第三级飞行期间<br>卫星分离后的三子级翻转 | 仪器舱 |

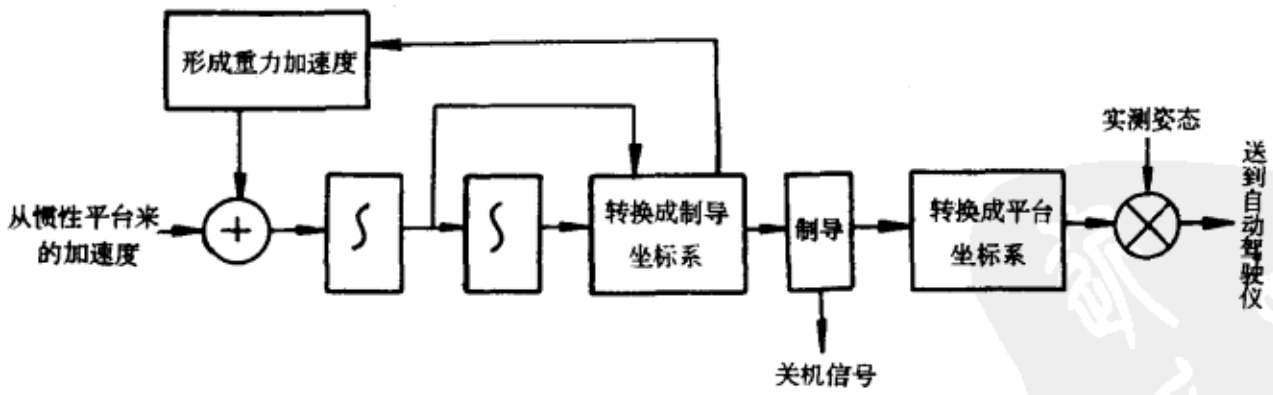
## 制导系统

制导系统采用全惯性平台计算机方案，其组成如图所示。制导系统主要是利用惯性平台测得的加速度计算出火箭在任何时刻的位置和速度，每0.2s计算一次；并将计算出来的位置和速度与预先装订的轨道参数进行比较，计算出推进剂消耗量最小的最优姿态角，引导火箭飞行。制导功能是依靠箭上计算机完成的，计算机进行导航计算和执行制导方案的飞行程序。制导是从第二级飞行开始的，一直到第三级发动机关机为止。第一级飞行期间不制导，而是按照预定程序飞行。其制导系统原理见图。

惯性平台系统由惯性平台主体和电子组件组成。平台为四框架稳定平台，代号FE610，质量12kg，尺寸270mm×212mm×281mm。平台内正交安装3个125型单轴浮子式速率积分陀




制导控制方框图



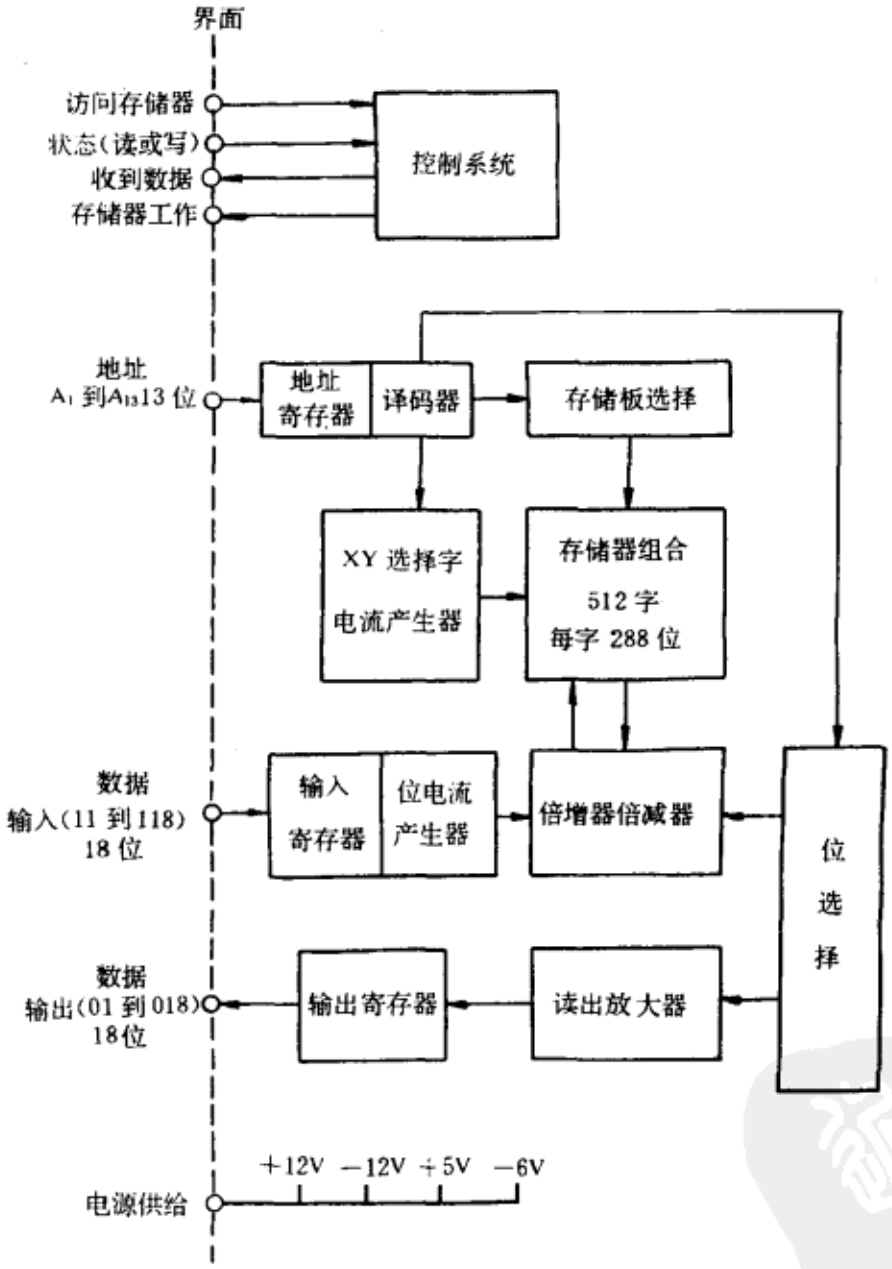

制导系统原理框图

螺,3 个 FA2-F 型单轴力反馈(摆式)加速度计,1 个温控装置,1 个分解陀螺信号的分解器和 2 个水平陀螺仪。台体由 3 个陀螺输出伺服回路控制在空间的稳定位置;相邻框架间的角位移由自动同步器标出,表示相对于稳定台体的姿态变化的测量值;3 个加速度计的输出信号提供了加速度在空间稳定的笛卡几坐标系的 3 个轴向分量,分量以电流表示,比例系数为 5mA/g,处理后,以速度增量形式提供给计算机。

电子组件包括陀螺加速度计的伺服电路,惯性平台接口,模数转换电路,数字逻辑电路和电源电路,以及与计算机相连的接口单元和与遥测系统对话所需的电路。电子组件尺寸为 350mm×194×124mm,质量 8kg。

惯性平台能自动调平、瞄准和使陀螺罗盘对准发射方位的当地垂线。完成这些操作,系统要求将平台的初始定位,发射场的纬度和当地重力常数作为输入,最后对加速度计的配重和固定力矩的漂移以及比例系数偏差进行补偿。

125 型浮子式速率积分陀螺的性能参数为:水平短期(10h)误差与加速度无关项 $k_0$ 为 0.008°/h;水平长期(100h)误差与加速度无关项 $k_0$ 为 0.04°/h;质量不平衡 $k_1$ 为 0.3°/h/g;非等弹性 $k_2$ 为 0.04°/h/g²。




OBC 计算机工作原理方块图

FA2-F 型摆式加速度计的性能参数为：测量范围为 $\pm 20g$；比例系数为 $2MA/g$；比例系数误差为 0.01%和零位为 $3\times10^{-5}g$。

计算机代号为 OBC 型，这是一种包括 6 个模块的模块式计算机，模块间用带状电缆连接，每块模块有 1～4 块集成电路块。6 个模块为：①接口缓冲器；②母线控制器；③直接存储存取器；④数据处理器；⑤电源；⑥镀线存储器。其主要性能参数为：1）质量为 10kg（包括电缆）；2）外形尺寸为 260mm×254mm×239mm；3）功耗为 20w；4）功能为二进制，并行运算；5）字长为 16 位；6）存储容量为 18 位 8192 字；7）输入/输出为 512 条由程序控制的电路，直接存取、会话程序；8）速度为存储周期 1.55μs，程序周期 0.80μs；9）存储器数量为工作寄存器 2 个，特殊寄存器 4 个。OBC 型计算机工作原理见上图。

火箭发射前瞄准是自动进行的，加速度计 A 当台体绕 $Xp$ 轴不水平时，就有信号输出。该信号分别给 $X$ 陀螺和 $Y$ 陀螺受感器，使平台框架绕 $Xp$ 轴和 $Yp$ 轴转动，直到 $X$ 陀螺敏感轴指向东西向不再敏感地球速度时就自动平衡。这样使台体上的 X 陀螺敏感轴指东西向，加速度计 A 处于水平位置，叫做平台自动对比。角度传感器的输出将指示出框架相对于北向的角度。一般发射方位角是已知的，这样将有效数据装订在计算机中，计算机进行计算，在火箭起飞后发出指令使火箭转到所需的位置上。这种瞄准方法的精度达 3 分，看来并不高，但是在飞行中，特别是三子级发动机关机后，计算机会给出绕 3 个轴的姿态指令，使火箭转到给定方向上。

## 控制系统

控制系统采用通常的平台—校正网络（自动驾驶仪）—速率陀螺仪—加速度计方案。这是一种模拟式系统，利用制导系统的平台和计算机，另外用 6 个速率陀螺，2 个横向加速度计和自动驾驶仪与姿态控制系统。工作时，数字计算机将惯性平台提供的火箭真实姿态和制导所需的姿态之间的偏差，根据飞行阶段选择增益、网络，送给自动驾驶仪。自动驾驶仪利用计算机提供的姿态偏差，速率陀螺提供的角速度以及加速度表提供的角加速度，将所决定的指令发送到各级功率放大器，控制各级发动机摆动。此外，计算机还向一、二、三子级的功率放大器提供滚动控制指令；在三子级发动机关机后，还向三子级功率放大器提供绕 3 个轴的姿态控制指令。

控制执行机构如前所述，第一级飞行期间，其 3 个轴的姿态均由 4 台“维金 5”发动机切向摆动（最大摆角为 $\pm5.8°$）控制；第二级飞行时，俯仰与偏航姿态由单台“维金 4”发动机的双向摆动（最大摆角为 $\pm4.3°$）控制，但滚动姿态由专门的系统完成；第三级飞行期间的俯仰和偏航姿态靠“HM-7”发动机摆动（最大摆角为 $\pm3°$）控制，滚动姿态也由专门的滚动控制系统控制。

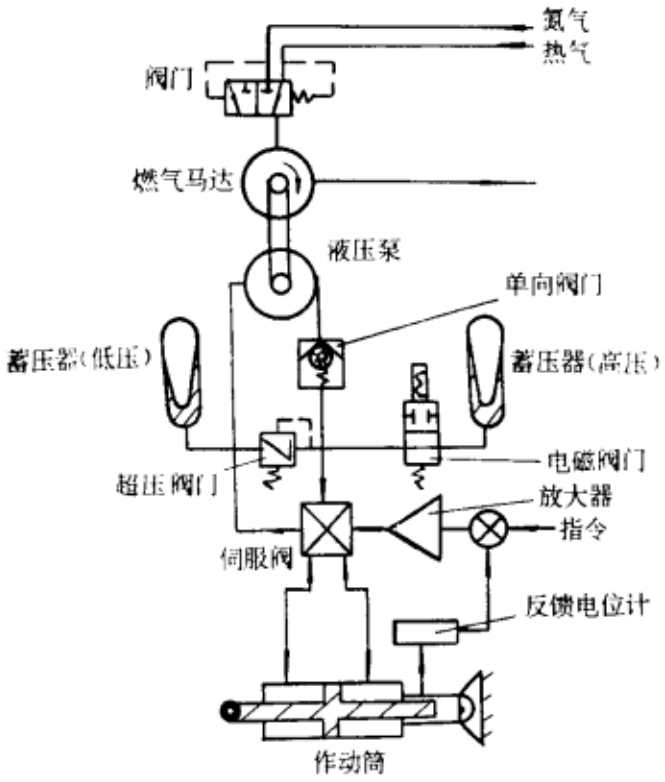
推动一、二子级维金发动机摆动的液压伺服作动系统基本相同，其工作原理如图所示。这是一种气动液压伺服系统，用燃气发生器产生的经水冷却的、温度 250℃、压力 3.43MPa、流量 0.02～0.05kg/s 的燃气作工质，推动伺服马达，带动自动调压泵，将油箱中的液压油（压力 15MPa）通过伺服阀供给作动筒，来推动发动机摆动。火箭在发射台上发动机点火前，燃气马达由气动转换开关引来的地面气源的氮气驱动。系统的蓄压器在临射（零秒）前也由地面氮气源增压，保持回路在发射前投入工作时有足够的压力。

二子级伺服作动系统在一子级工作期间由电动阀保持蓄压器的充气，以保证一、二子级分离时燃气发生器供气前能使作动筒投入工作。

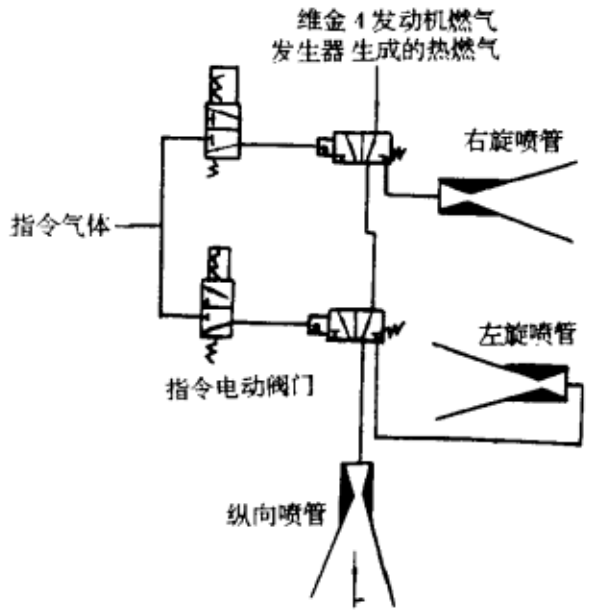
两级所用的作动筒基本相同，只是因两级发动机摆动的最大摆角不同而臂杆长度不同。尽管“维金 4”和“维金 5”两者转动惯量不同（分别为 1013 和 1685kg·$m^2$），但动态特性相同，其速度增益均为 37rad/s，谐振固有角频率为 100rad/s。

三子级用的是一套电动液压伺服系统。该系统用一个电动泵，电压 35V，其功率为 1250W。电动液压泵带动两个作动筒，使发动机作±3°双向摆动。

二子级滚动控制系统如图所示，它用燃气发生器生成的温度 400℃、流量 0.8kg/s 的燃气作工质，包括 3 个喷管，2 个切向安装在二子级后裙外面，另 1 个纵向安装在机架上。工作时，按照滚控指令启动两个电动气阀，使转换开关滑阀移动，接通左旋和右旋喷管气路，每个喷管可产生 61.7N 推力，约 1000m·N 力矩，若无滚动控制指令，工质从纵向喷管排出产生附加推力。




一、二子级伺服作动系统工作原理图




二子级滚动控制系统示意图

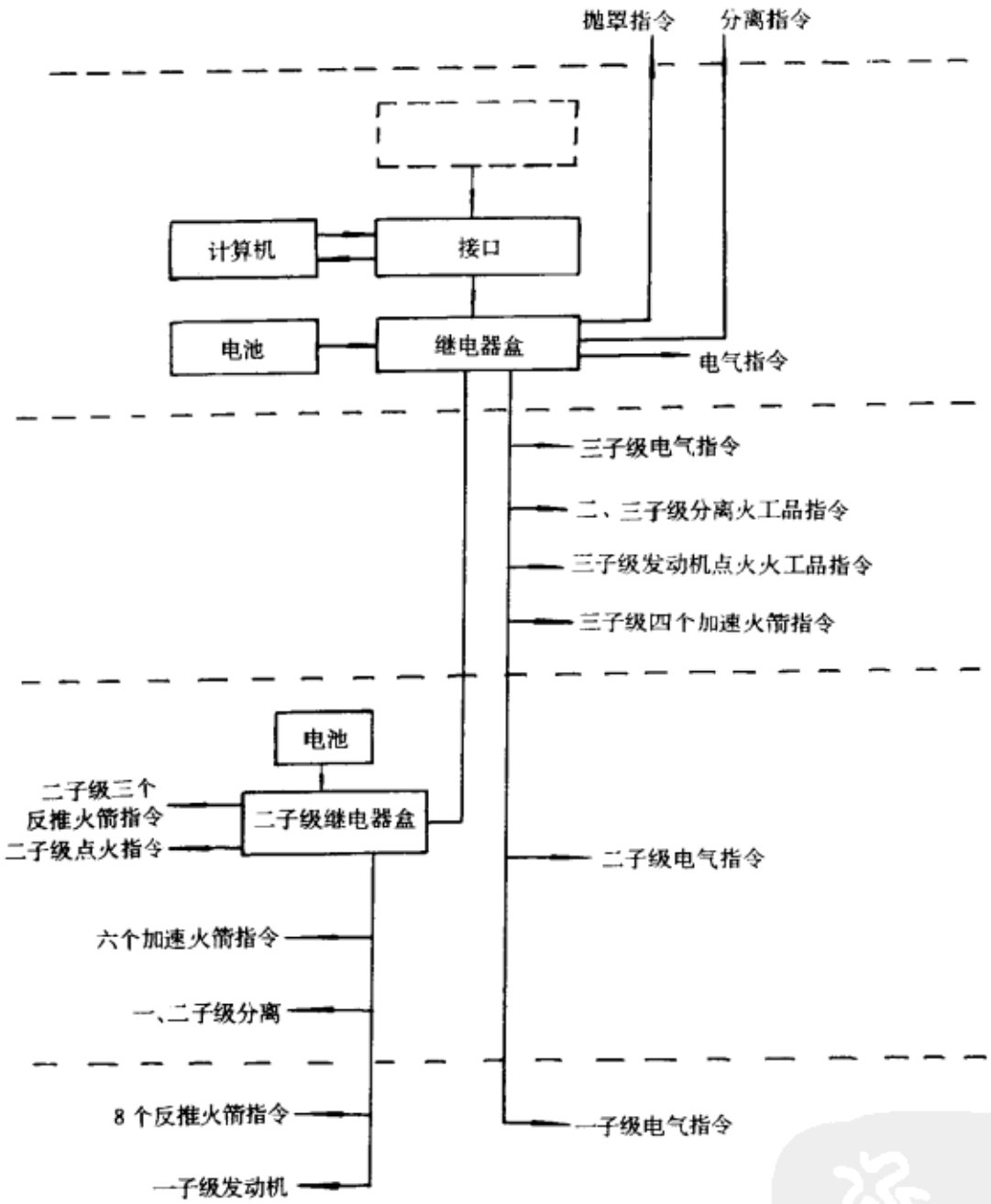
三子级的滚动控制系统是计算机指令开关式氢气喷射系统。该系统利用三子级氧箱后端框上安装的 2 组 6 个(只用其中的 4 个)氢气喷管和引自发动机头腔的气氢。气氢温度为 100K，流量 0.04kg/s。喷管断续式工作，可产生 50N 的推力。三子级发动机关机后约 180s 滑行期的姿态控制仍由这 6 个喷管完成，但气氢来自液氢箱内的残余气体。气氢温度为 100K，流量 0.016kg/s，每个喷管能产生 20N 推力，足以满足这一阶段姿态控制和卫星入轨定向的需要。

## 程序指令系统

程序指令系统的任务是发出完成各种飞行动作所需的指令。指令都是由箭上计算机产生和发出的，但因其信号功率小，需经 2 个程序指令装置(安装在仪器舱和二子级中的继电器)处理与放大后，送给执行机构执行。指令信号电路从接口开始全部为重复电路，并由两组电池并联供电。系统组成及框图如表如图所示。

**程序指令系统组合表**

| 设　备 | 功　能 | 工作时间 | 安装部位 |
|---|---|---|---|
| 数字计算机 | 给程序指令装置提供发射前存储的指令程序；根据惯性平台测得的各级推力终止信号来修正飞行程序。 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 接　口 | 将惯性平台的数字形式的数据指令变换成程序指令装置所需的的各种信号 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 仪器舱程序 | 数字计算机经接口送出的指令送到仪器舱程序指令器中 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 指令装置 | 该装置对指令信号进行处理和放大并传给执行机构 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| 二子级程序指令装置 | 把来自仪器舱程序指令装置的指令传给一、二子级，执行火工品引爆指令 | 第一、二级飞行期间 | 二子级 |

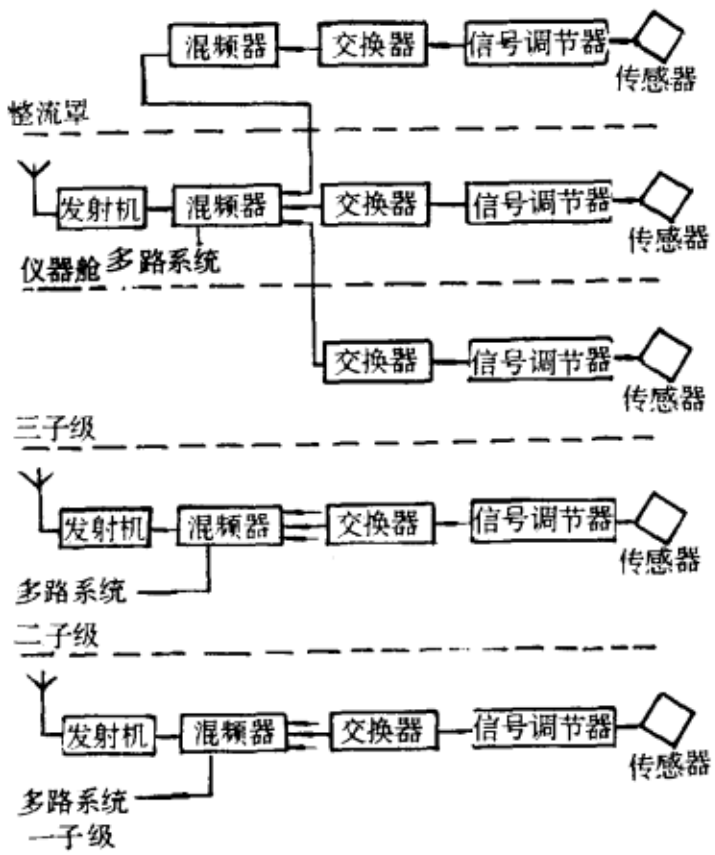



程序指令分系统方框图

# 遥 测 系 统

遥测系统用于测量火箭各系统的工作参数，并将其传给地面，以便对其性能作出评价。阿里安火箭采用两种遥测系统：一种是传输大量缓变参数的脉码调制(PCM)遥测系统；另一种是传输少量速变参数的调频遥测系统。火箭的实用阶段，只用一套脉码调制系统监视火箭各系统工作情况；而在研制阶段，为了取得更多的数据，在一、二子级中各加了一套脉码调制系统，并在各级中都安装了调频系统。

调频遥测系统(见图)采用标准遥测仪器，包括各种类型的传感器、信号调节器、变换器、混频器、发射机等。它们分布在各子级、仪器舱和整流罩内。




调频遥测系统框图

脉码调制遥测系统(CANNES，见图)，是一种变程序遥测系统，具有很高的灵活性，可以变采样，变字长、变带宽和变分路，由遥测发射机及天线，中央控制器，通用收集单元，专用单元，延迟单元和电源等组成。

脉码调制发射机的发射频率为2200～2290MHz，功率15～19W。发射机安装在仪器舱中。

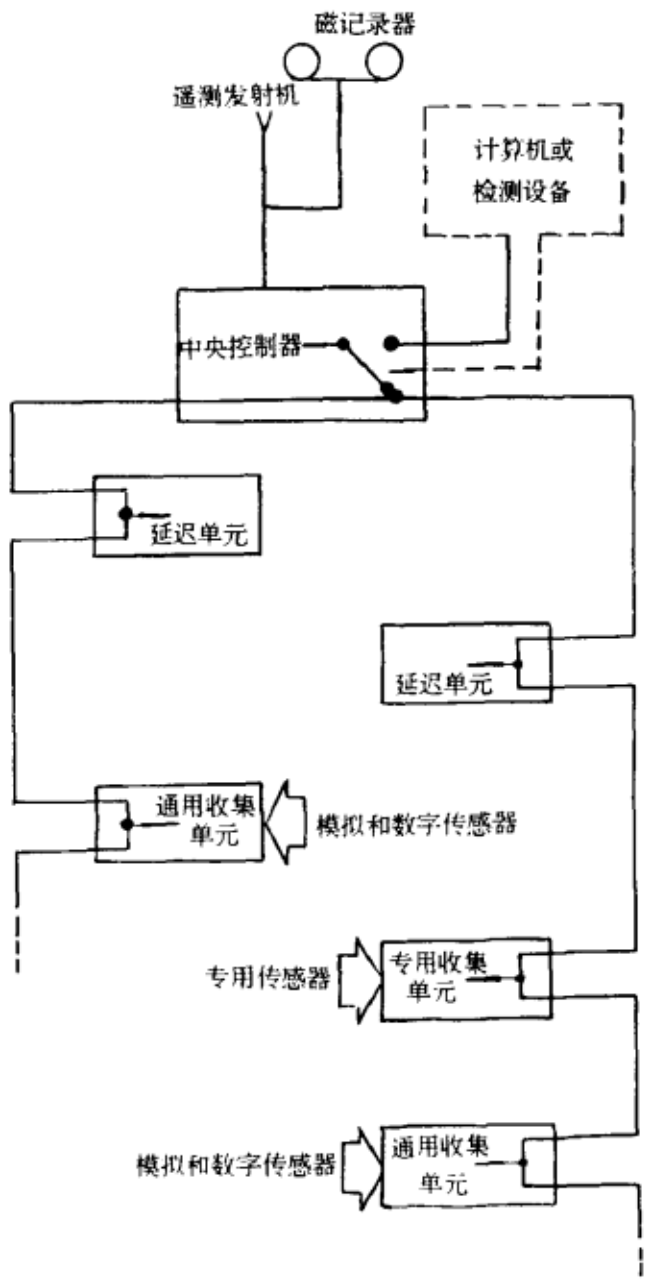
中央控制器由程序器、转接器、信号发生器和电源4部分组成，用于控制整个脉码调制遥测系统，每个中央控制器控制32个远置单元。程序器利用可控存储器(每个组件有256×16位、512个程序字，或512×16位、1024个程序字)产生并码地址，选择采样数据信号通道和同步码；转接器将程序器的并码地址变成串码，并将其送给两组独立的串码地址母线；信号发生器接收转换器(母线接口)的数据，并产生靶场仪器标准串码脉码调制信号；电源给中央控制器供电。

通用收集单元由模拟交换子、变程序放大器、模-数转换器、数字交换子、控制指令电路、转

换器和电源组成。每个通用收集单元可收集模拟通道的信息和 8 组通/断通道的信息。模拟交换子激励 64、96 或 168 路模拟输入通道；变程序放大器按相应码组控制外部反馈及输入接线，以改变增益及接线，适应不同的输入电平和测量信息，模-数转换器将模拟信息变成数字式的；数字交换子激励 32 或 64 通/断输入通道；控制和指令电路根据转接器变换的并行地址码及码同步输入信号，控制模拟或数字交换子，打开特定的通道，对信息进行采样，并根据地址码中的程序，规定放大器的放大量及输入端接法和使模-数变换器在规定的时间内移出数据码；转换器接收或转送来自地址线及数据线的串行地址码和数据码，将地址码进行并、串转换，转接到数据母线上，把来自本单元的数据码或来自远置单元数据码转发出去；电源为直流/直流电源转换器。

专用收集单元用与通用收集单元相同的转接器、专用数据收集电路和数据处理电路。专用单元，如数据压缩单元，箭载数据处理单元和计算机母线单元等主要用来扩大系统能力。

延迟单元是一种专用设备，在无线电信号暂时中断（级间分离等）期间将数据存起来，经若干秒延迟后，再将数据重发出去。其组成包括存储寄存器（移位寄存器）、控制与指令电路、与标准收集单元相同的转接器和直流/直流转接器。该单元的储存能力为 55296～165888 位；延迟时间 10～20ms；耗电量在直流 27±5V 时为 11W。




脉码调制遥测系统（CANNES）

电源的规格为：线性电压 27±5V；线性阻抗小于 1Ω；耗电量小于 350mA；绝缘电阻大于 30MΩ（500V 直流）。

## 自 毁 系 统

安全自毁系统是当火箭飞行发生无可挽回的故障时，为了确保地面安全，由箭上自毁系统和地面跟踪系统发出信号，令其自毁。如出现过早分离故障，自毁信号由箭上发出；如火箭飞行偏离安全通道，由地面根据真实轨道数据发出。该系统用重复线路，由两套雷达应答机和两套遥控指令接收机组成（见表）。安全装置译出遥控指令并发出相应的命令。安全-遥控自毁逻辑电路接到自毁指令时，分别引爆一、二子级的自毁爆炸器。三子级自毁爆炸器直接受安全装置控制。

一子级的自毁爆炸器是环绕推进剂箱母线安装的爆炸索，两个贮箱各安装一条；二子级的自毁装置是在靠近两个贮箱共底的一根母线上安装的一根共用的爆炸索；三子级自毁装置与

二子级的相同，只是因为爆炸索与贮箱壁结构之间隔着一层绝热层。而使用了双面装药。

**安全自毁系统组成**

| 设　备 | 功　能 | 工作时间 | 安装部位 |
|---|---|---|---|
| TC 天线(4) | 接收地面发射机的电磁波 | 第一、二、三级飞行期间 | 仪器舱 |
| 遥测接收机(2 台) | 接收到的指令进行译码并传给安全盒 | 第一、二、三级飞行期间 | 仪器舱 |
| 安全盒 | ①对接收机的指令进行匹配<br>②向三子级火工品发出引爆指令<br>③把引爆指令传给自毁装置<br>④对分离前自毁延迟指令进行匹配并传给上述自毁装置 | 第一、二、三级飞行期间 | 仪器舱 |
| 二子级的自毁装置 | ①把来自安全盒的指令传给二子级的自毁装置<br>②当二、三子级分离发生意外时执行二子级自毁任务 | 第一、二级飞行 | 二子级 |
| 一子级的自毁装置 | ①把来自安全盒的指令传给一子级的自毁装置<br>②当一、二子级或二、三子级之间发生意外分离时执行二子级的自毁任务 | 第一级飞行期间 | 一子级 |
| 雷达应答器(2 台) | 回答地面雷达站的询问 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |
| RR 天线(4 套) | 接收发射阵地雷达站电磁波 | 整个飞行期间 | 仪器舱 |

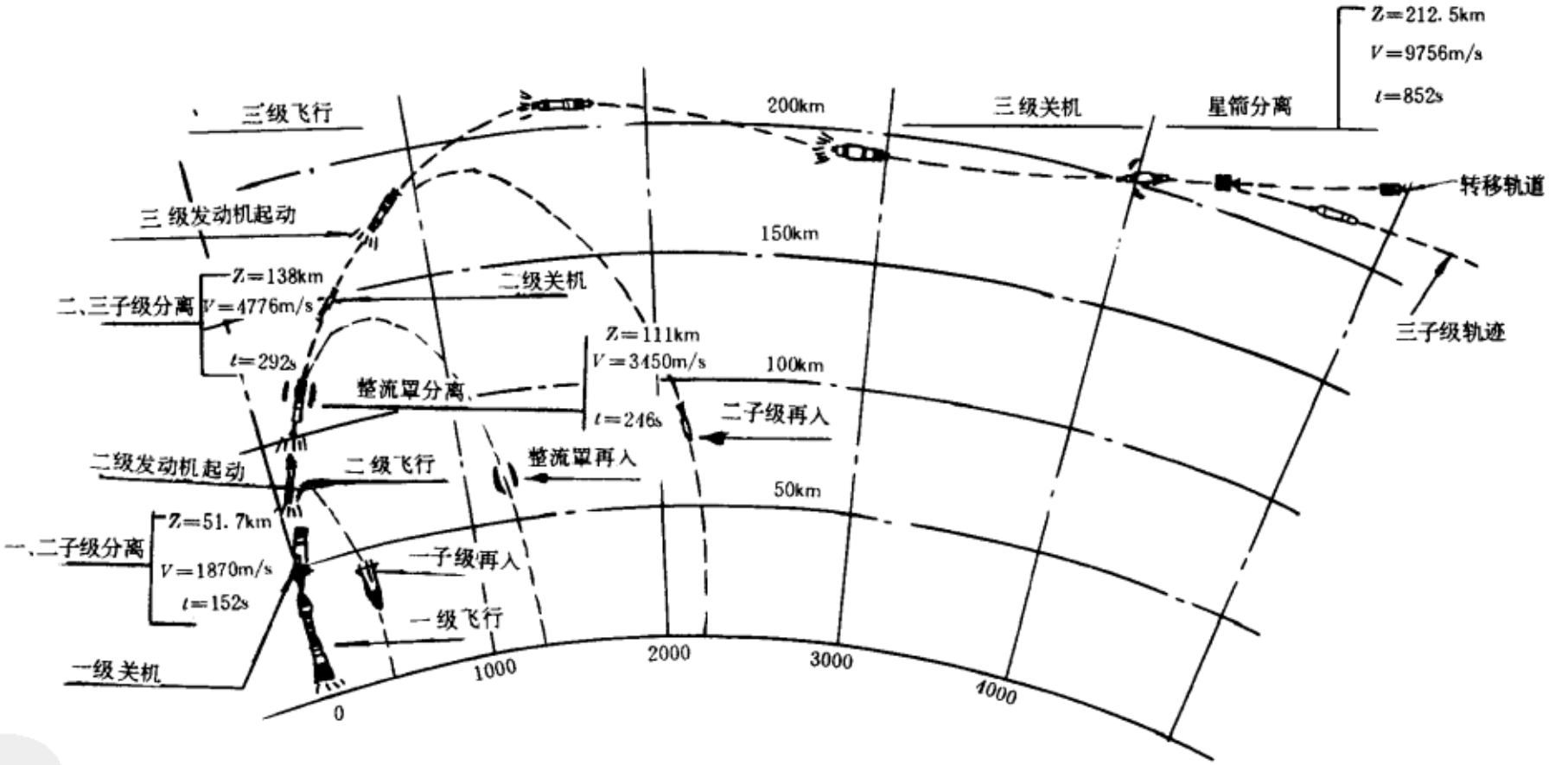
## 典型飞行程序与轨道

“阿里安 1”火箭可以发射多种不同轨道的应用卫星，但主要用来向地球同步轨道发射各种卫星。它从圭亚那库鲁发射场以 93.5°发射方位角，垂直起飞，并按程序滚动自动方位瞄准，向地球同步轨道发射同步卫星的飞行程序如表所示。

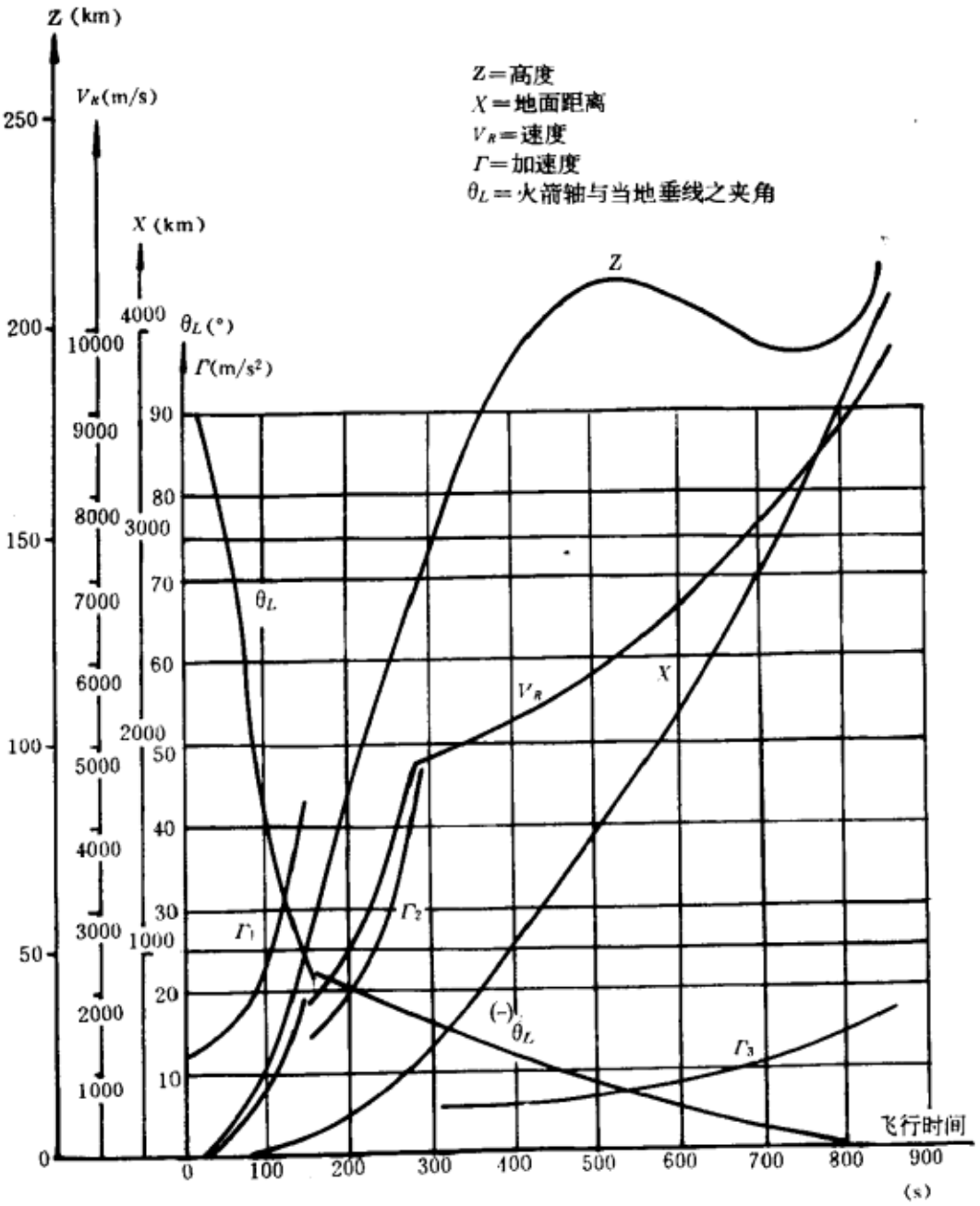
**典型飞行程序**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3$ | 一子级发动机点火 | $T+284$ | 发动机推力衰减，发动机关机 |
| $T-0$ | 释放发射台牵制机构，火箭起飞 | $T+289$ | 二、三子级分离，爆炸索点火 |
| $T+1$ | 脐带塔脱落插头脱落 | $T+292$ | 三子级发动机点火 |
| $T+20$ | 火箭垂直上升结束，开始程序转弯进入轨道面 | $T+299$ | 发动机推力达到额定值 |
| $T+52$ | “HM-7”发动机液氢管路预冷 | $T+856$ | 计算机控制“HM-7”发动机关机，制导结束 |
| $T+142$ | “HM-7”发动机液氧管路顶冷 | | |
| $T+144$ | 一子级发动机推力衰减，发动机关机 | $T858$ | 三子级/仪器舱/有效载荷组合体姿态控制开始，把卫星调到预定方向上，按要求慢起施(10r/min) |
| $T+149$ | 一、二子级分离，爆炸索点火 | | |
| $T+149.3$ | 二子级发动机点火 | | |
| $T+152$ | 发动机推力达到最大值 | $T+1036$ | 卫星与运载火箭分离，三子级轴线转 45° |
| $T+243$ | 抛掉有效载荷整流罩 | $T+1096$ | 三子级已不再对卫星带来危险，打开三子级各放气阀门，改变其飞行轨道，发射任务结束 |

“阿里安 1”火箭发射地球同步卫星的飞行轨道和轨道特性如图所示。


Z=212.5km
V=9756m/s
t=852s
三级飞行
200km
三级关机
星箭分离
转移轨道
三级发动机起动
150km
Z=138km
二、三子级分离 V=4776m/s
二级关机
三子级轨迹
t=292s
Z=111km
V=3450m/s
100km
整流罩分离
t=246s
二子级再入
二级发动机起动
二级飞行
整流罩再入
50km
Z=51.7km
一、二子级分离
V=1870m/s
t=152s
一子级再入
一级飞行
一级关机
0
1000
2000
3000
4000

“阿里安1”飞行轨道




典型飞行轨道主要特性

由于“阿里安 1”火箭从靠近地球赤道的圭亚那发射场发射，向地球同步轨道发射卫星的条件较好，其飞行轨道具有 3 个特点：

1） 采取三子级发动机一次连续长时间的工作程序，中间没有停候轨道及长的滑行段，直接进入转移轨道，其可靠性高，运载成本低。

2） 初始轨道采用近地幅角调整、升弧段入轨的制导方案，即在卫星入轨轨道上先下凹（并与转移轨道吻合），然后上升，过赤道后，在上升段入轨，这样可以消除由于推力偏差引起过大的航程偏差，并能满足入轨时对幅角精度的要求。

3） 航程较短，从发射点到入轨点的地面航程 39000km（转移轨道入轨），容易对初始轨道全程跟踪（包括遥测、遥控和外测），便于分析与鉴定火箭真实工作性能和预报卫星的飞行轨道。

# “阿里安 1”飞行记录

| 飞行性质 | 序号（代号） | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 研制性飞行 | 1（L01） | 1979.12.24 | 遥测设备舱(CAT-1)+配重 | 1602 | 202 | 36000 | 17.55 | 633.5 | 首次试验发射 |
| | 2*（L02） | 1980.6.19 | 遥测设备舱(CAT-2)+科学卫星(Firewheel)，和业余卫星公司的卫星(OSCAR-2) | 1100<br>68 | | | | | 失败① |
| | 3（L03） | 1981.6.19 | 遥测设备舱(CAT-3)，印度试验通信卫星(Apple)，欧洲气象卫星(Meteosat) | 620<br>700 | 200<br>200 | 35789<br>35789 | 17.7<br>17.7 | | |
| | 4（L04） | 1981.12.20 | 遥测设备舱(CAT-4)，国际海洋卫星组织卫星(Marecs-A) | 582 | 220 | 35811 | 10.5 | 638 | 最后一次试验飞行 |
| 促进性飞行 | 5*（L5） | 1982.9.10 | 国际海洋卫星组织卫星(Marecs-B)，意大利 CNR 组织卫星(Sir 10-2) | | | | | | 首次商业促进性飞行，失败② |
| | 6（L6） | 1983.6.16 | 欧洲电信卫星组织卫星(ESC-1)<br>业余卫星公司卫星(OSCAR-10) | 1043<br>155 | 197 | 35421 | 8.6 | 624.33 | 定点于东经10°上空 |
| | 7（L7） | 1983.10.19 | 国际电信卫星组织卫星(Intelsat-Ⅴ)(F7) | 1020 | 地球同步转移轨道 | | | | |
| | 8（L8） | 1984.3.5 | 国际电信卫星组织卫星(Intelsat-Ⅴ)(F8) | 1072 | 地球同步转移轨道 | | | | 最后一次商业促进性发射 |
| 商业性飞行 | 9（V9） | 1984.5.23 | 美国通用电话电子设备空间网组织(GTE Spacenet)的卫星(Spacenet-1) | 705 | 地球同步转移轨道 | | | | 定位于西经120°上空 |
| | 10（V14） | 1985.7.2 | 欧洲空间局的哈雷慧星探测器(GIOTTO) | 960 | 206 | 35420 | 7.04 | 623.46 | |
| | 11（V16） | 1986.2.22 | 法国航天研究中心的遥感卫星(Spot-1)，瑞典航天公司的科学卫星(Viking) | 1830<br>286 | 824<br>811 | 829<br>13536 | 98.74<br>98.83 | 101.49<br>261.75 | 太阳同步轨道 |

注：①一子级维金发动机喷注器问题，飞行中产生燃烧不稳定而导致飞行失败

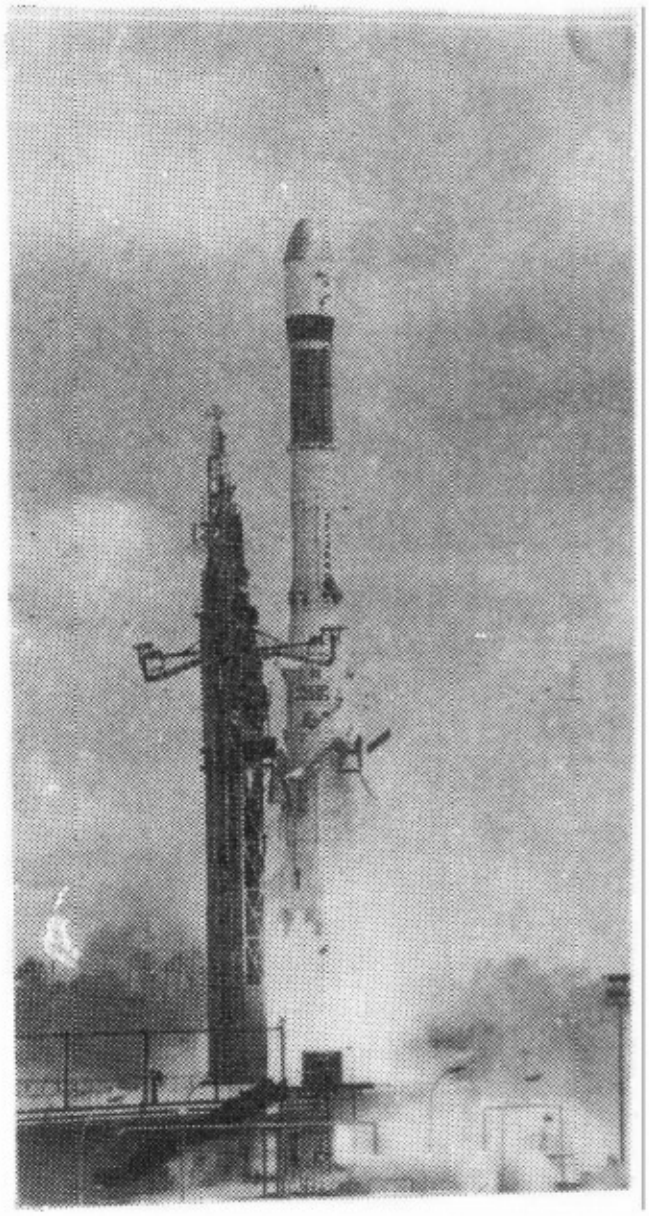
②三子级“MH-7”发动机齿轮箱齿轮间隙太小，润滑不好，涡轮泵被卡死而导致飞行失败

# 阿里安 2 和阿里安 3（ARIANE 2 & ARIANE 3）

“阿里安 2”和“阿里安 3”芯级同属一种技术状态，其差别仅在于“阿里安 3”在“阿里安 2”

的基础上捆绑了两台固体助推器。

"阿里安 2"和"阿里安 3"的研制计划是 1978 年 12 月在欧洲空间局董事长的建议下,经过一年多的准备工作,1980 年 7 月 3 日由欧洲空间局全体成员国部长级会议批准实施的。计划的目标是将地球同步转移轨道的运载能力由"阿里安 1"的 1850kg 分别提高到"阿里安 2"的 2175kg 和"阿里安 3"的 2584kg,使"阿里安 2"能够达到美国"宇宙神/半人马座"火箭的运载能力和"阿里安 3"能用双星支架一次发射两颗像"德尔它"火箭发射的那类卫星,以便以较低的发射费用(仅为"德尔它"火箭运费的 3/4),在国际卫星发射市场上争取更多的用户。



"阿里安 3"火箭

此项发展计划费用最初估计为 7000 万欧洲货币单位(1979 年中期币值)。其中法国承担总费用的 62.41%,西德承担 17.28%,意大利承担 16.29%,瑞典承担 2.09%,西班牙和比利时分别承担 0.84%,荷兰承担 0.25%。

"阿里安 2"和"阿里安 3"火箭从圭亚那库鲁发射场发射,可以执行多种任务,但主要是向地球同步轨道发射各种卫星。使用不同卫星支架向地球同步转移轨道(近地点高度 Zp=200km,远地点高度 Za=35786km,倾角 i=7°)发射的有效载荷质量如表所示。"阿里安 2"主要用于单星发射;"阿里安 3"用于双星发射。

"阿里安 2"于 1986 年 5 月首次发射,到 1989 年 4 月最后一次发射,共发射 6 次,其中 5 次成功,一次失败;"阿里安 3"1984 年 8 月首次发射;到 1989 年 7 月的最后一次发射,共发射了 9 次,其中 8 次成功,一次失败。"阿里安 2"和"阿里安 3"自 1989 年 7 月以后停止使用,被"阿里安 4"所取代。按照 1984 年的估价,"阿里安 3"发射两颗美国 PAM-D 类卫星,每颗卫星的发射价格为 2500～3000 万美元。据 1986 年计价,阿里安 2 发射一颗国际通信卫星的发射价格为 8400 万美元。

**"阿里安 2"和"阿里安 3"的地球同步转移轨道($Z_p$=200km,$Z_a$=35786km,$i$=8°)的运载能力**

| | 卫星质量(kg) | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | 单星支架 | | | 双星支架 | |
| | 卫星支架 1497 型(27kg) | 卫星支架 1194 型(43kg) | 卫星支架 937 型(48kg) | 双星发射系统 3990 型(182kg) | 双星发射系统 4400 型(190kg) |
| 阿里安 2 $m_{最大}$=2175kg | 2103 | 2087 | 2082 | 1193 | 1985 |
| 阿里安 3 $m_{最大}$=2854kg | 2508 | 2490 | | 2×1199 | 2×1195 |

注:以上数据为最佳性能数据。当用"阿里安 3"发射两颗质量大于 1140kg 的卫星和发射一颗质量大于 2425kg(包括卫星支架质量)的卫星,或用"阿里安 2"发射一颗质量大于 2065kg(包括卫星支架质量)的卫星时,其发射费较高,因此,应根据精确的成本计算选择。

## 主要技术性能

| | "阿里安 2" | "阿里安 3" |
|---|---|---|
| 级数 | 3 | 3 |
| 全长 | 49.5m | 49.5m |
| 最大直径(芯级) | 3.8m | 3.8m |
| 起飞质量 | ~222t | ~242t |
| 起飞推力 | 2700kN | 2700kN |
| 推重比 | 1.24 | 1.14 |
| 运载能力(GTO) | 2175kg | 2854kg |
| 入轨精度: | | |
| 近地点偏差 | 0.85km | 0.85km |
| 远地点偏差 | 54.1km | 54.1km |
| 倾角偏差 | 0.023° | 0.023° |

### 助 推 器

| | |
|---|---|
| 长度 | 9.7m |
| 直径 | 1.0m |
| 起飞质量 | 2×9700kg |
| 推进剂 | 端羧基聚丁二烯 Flexadyne (CTPB16-13) |
| 推进剂质量 | 2×7350kg |
| 地面推力 | 2×666kN |
| 地面比冲 | 2363N·s/kg |
| 工作时间 | 30s |

### 一 子 级

| | | |
|---|---|---|
| 级长 | 18.4m | 18.4m |
| 直径 | 3.8m | 3.8m |
| 子级质量 | 166t | 166t |
| 结构质量 | 14.6t | 14.6t |
| 推进剂质量 | 147t | 147t |
| 发动机 | 4 台"维金 5B" | 4 台"维金 5B" |

| | | |
|---|---|---|
| 推进剂 | 四氧化二氮/UH25 混肼 | 四氧化二氮/UH25 混肼 |
| 地面总推力 | 2700kN | 2700kN |
| 地面比冲 | 2427N • s/kg | 2427N • s/kg |
| 工作时间 | 135s | 135s |

## 二 子 级

| | | |
|---|---|---|
| 级长 | 11.5m | 11.5m |
| 直径 | 2.6m | 2.6m |
| 子级质量 | 39.6t | 39.6t |
| 结构质量 | 3.6t | 3.6t |
| 推进剂质量 | 34.5t | 34.5t |
| 发动机 | 1 台“维金 4B” | 1 台“维金 4B” |
| 推进剂 | 四氧化二氮/UH-25 混肼 | 四氧化二氮/UH-25 混肼 |
| 真空推力 | 785.6kN | 785.6kN |
| 真空比冲 | 2863.5N • s/kg | 2863.5N • s/kg |
| 工作时间 | 123s | 123s |

## 三 子 级

| | | |
|---|---|---|
| 级长 | 9.87m | 9.87m |
| 直径 | 2.6m | 2.6m |
| 子级质量 | 12.14t | 12.14t |
| 结构质量 | 1.2t | 1.2t |
| 推进剂质量 | 10.7t | 10.7t |
| 发动机 | 1 台“HM-7B” | 1 台“HM-7B” |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 |
| 真空推力 | 62.00kN | 62.00kN |
| 真空比冲 | 4354.15N • s/kg | 4354.15N • s/kg |
| 工作时间 | 721s | 721s |

## 仪 器 舱

| | | |
|---|---|---|
| 长度 | 1.15m | 1.15m |
| 直径 | 2.6m | 2.6m |
| 结构质量 | 262kg | 262kg |

整 流 罩

| | | |
|---|---|---|
| 长度 | 8.65m | 8.65m |
| 直径 | 3.2m | 3.2m |
| 结构质量 | 859kg | 859kg |
| 有效容量 | $40m^3$ | $40m^3$ |

卫星支架(SYLDA3990 和 4400 型)

| | | |
|---|---|---|
| 长度 | 4～4.4m | 4～4.4m |
| 直径 | 2m | 2m |
| 结构质量 | 182～190kg | 182～190kg |

## 总 体 布 局

“阿里安 2”的总体布局与“阿里安 1”的基本相同,只是三子级推进剂箱加长了 1.3m 和卫星整流罩圆柱段加长 0.6m,前锥段由单锥形改成双锥形。“阿里安 3”是在“阿里安 2”的基础上捆绑两台固体助推器,并采用了较长的双星发射支架(SYLDA4400 型)。“阿里安 3”的总体布局见图。部件质量见下页表。

## 箭 体 结 构

“阿里安 2”和“阿里安 3”的箭体结构都是以“阿里安 1”结构为基础经过少量修改而成的。其修改原则是:

1)严格控制成本,限制修改量,使被修改的部件无需再经飞行试验验证,而只经过少量地面试验就能证实其可用性;

2)修改后的型号仍延用“阿里安 1”的生产、试验和发射设施;

3)保证修改的部件成为标准件,除适用于“阿里安 2 和 3”之外,也适用于“阿里安 4”,如一子级箱间段和发动机架等。

“阿里安 2”结构与“阿里安 1”比较作了以下一些修改:

1)为了适于安装固体或液体助推器,对有较多径向加强件的一子级箱间段(助推器前安装部位)和一子级发动机机架(助推器后安装点)作了修改与加强;

2)三子级液氢箱加长 1014mm,液氧箱加长 218mm,使其推进剂加注量由原来的 8t 增加到 10.5t,三子级也因而改称 H10。由于贮箱中的液位较高,液氧已与贮箱共底接触,因而也简化了液氧箱的增压管路;

3)仪器舱采用轻型结构,电源改用新型银锌电池,质量减轻了 20kg。

4)卫星整流罩增高 0.6m,并用双锥形头锥,增大了有效容积。

阿里安 3 结构与阿里安 2 比较,有两项不同:

1)在一子级两侧各捆绑一枚固体助推器;

2)采用了高度较高的 SYLDA 双星支架。

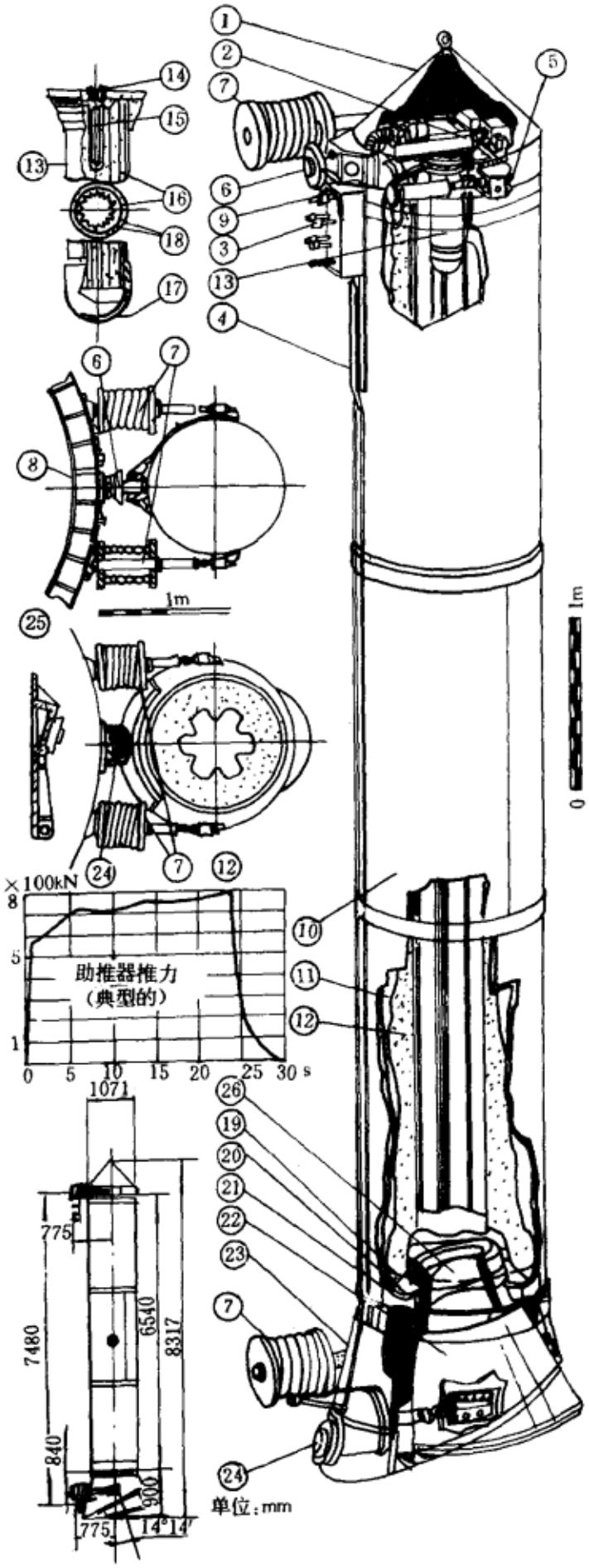
**“阿里安 3”V12 次发射部件质量**

| 部　　件 | 质　　量(kg) |
|---|---|
| 阿拉伯卫星(Arabsat F1) | 1210 |
| 巴西卫星(Brasilsat 1) | 1160 |
| SYLDA 双星支架 | 197 |
| 三子级结构质量 | 1216 |
| 仪器舱(VEB) | 262 |
| 剩余推进剂 | 54 |
| 飞行性能储备量 | 205 |
| | 1934 |
| 三子级发动机关机点质量 | 4304 |
| 关机过程推进剂消耗 | 8 |
| 非推进排出液体 | 5 |
| 发动机主级工作段消耗 | 10414 |
| 起飞段推进剂消耗 | 12 |
| | 10439 |
| 二子级分离后的火箭质量 | 14743 |
| 二、三子级级间段 | 464 |
| 二子级结构质量 | 3155 |
| 推进剂剩余量 | 613 |
| 发动机关机过程推进剂消耗 | 231 |
| 非推进流体(从二、三子级排出) | 79 |
| 发动机工作段推进剂消耗 | 33896 |
| 抛掉的整流罩 | 860 |
| 发动机起动段推进剂消耗 | 275 |
| | 39573 |
| 一子级分离后的火箭质量 | 54316 |
| 两台固体助推器抛离时的质量 | 4950 |
| 两台助推器工作消耗推进剂 | 14680 |
| 一、二子级级间段 | 680 |
| 一子级结构质量 | 14713 |
| 一子级剩余流体 | 1288 |
| 发动机关机过程消耗的推进剂 | 1215 |
| 非推进流体(一、三子级排出) | 53 |
| 发动机主级工作段推进剂消耗量 | 147240 |
| | 184821 |
| “阿里安 3”起飞质量 | 239137 |
| 发动机点火阶段推进剂消耗 | 1554 |
| 第一级发动机点火时火箭和卫星质量 | 240691 |

鉴于“阿里安 2、3”的结构大部分与“阿里安 1”的相同，而且“阿里安 1”已有较详细的介绍，为了减少重复，下面着重介绍其修改部分：

**固体助推器连接机构**

“阿里安 3”固体助推器在一子级上的安装位置选在强度和刚度强的部位，这些部位既适合安装助推器又能传递推力和承受外力。助推器有前、后两个安装点：前安装点选在径向加强

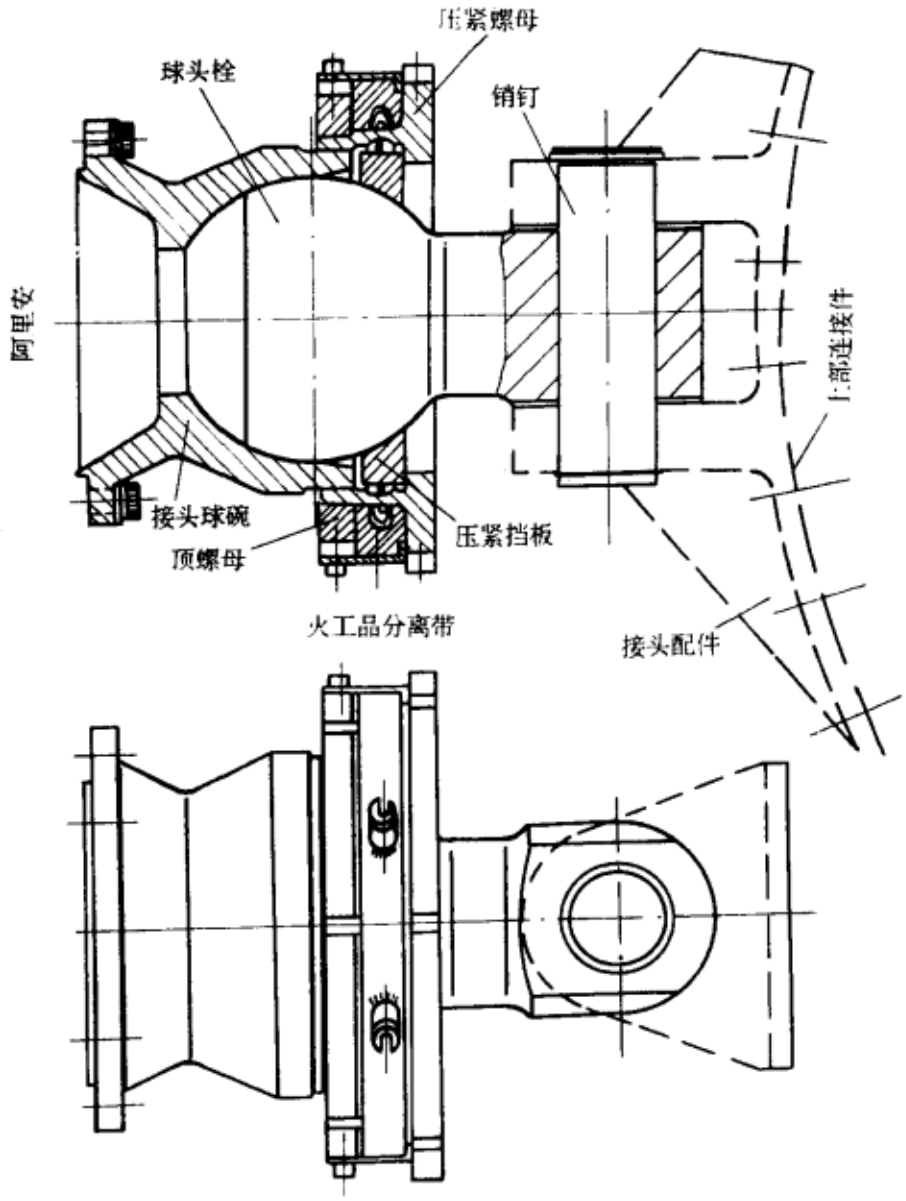



“阿里安 3”捆绑固体助推器连接方案

1. 轻合金鼻锥；
2. 电子设备(点火和遥测用)；
3. 与一子级连接的电接头；
4. 电缆托板；
5. 前连接裙；
6. 有环形爆炸释放机构的前连接销；
7. 有两个弹簧的分离系统；
8. 一子级箱间段：加强结构；
9. 前封头(钢材经锻造和机械加工而成)；
10. 助推器壳体(用厚度为 5mm 的 AISI4130 号钢板分 3 段焊接而成)；
11. 内部防热层(这是由聚酰胺树脂胶合的石棉橡胶复合材料层)；
12. 7350kg 端羧基聚丁二烯 Flexadyne CTPB16-13 固体装药(整体浇铸，6 星形内孔)；
13. 两级微型火箭点火器；
14. 两个通顶起爆器；
15. 辅助装药(枪弹形硝酸钾装药)；
16. 内孔为星形的点火器主装药；
17. 7 个点火用的微型火箭；
18. 石棉酚醛防热层；
19. 后封头(钢材经锻造和机械加工而成)；
20. 喷管悬挂框(钢板由环氧树脂胶合而成)；
21. 固定喷管(碳酚醛钟形喷管，偏角 12°±3°)；
22. 环形防热罩(用增强石棉复合材料制造)；
23. 后部承力裙(螺接在壳体主框架上)；
24. 后连接销和传力件；
25. 为了安装后连接接头而经过加强的发射台夹持器支撑件；
26. 球形铝制隔膜(厚 1.5mm)。

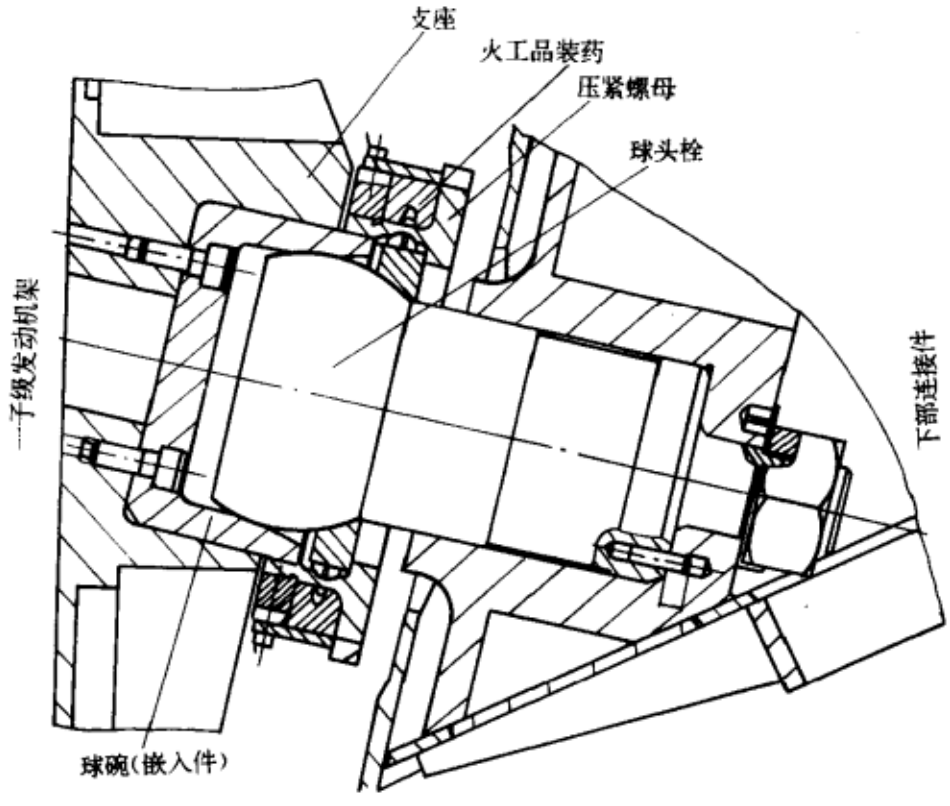
件较集中的箱间段上;后安装点在结构刚度较强的发动机架上。助推器在火箭飞行 34s,达到最大动压头之前(飞行速度=0.85$M$ 时)被抛掉,因此,安装助推器要用连接、分离和抛掷机构。"阿里安"3 固体助推器采用机械弹簧式分离方案,其连接形式见图。

1.连接、分离释放机构 "阿里安 3"固体助推器与一子级之间的前、后连接分离机构均为球头铰接和爆炸螺母式的机构(见图)。该机构由一个球头和一个与之配合的球碗组成。两者由爆炸螺母通过压紧挡板连接并压紧,可以承受推力和飞行载荷。前接头的球头用销钉连接,形成一个铰链接头,允许助推器与一子级之间在轴向作必要的相对移动和补偿两种不同结构之间的收缩。压紧螺母外部装有火工品炸药。助推器与一子级分离和被抛掷时,火工品装药沿螺母最薄弱的截面将其炸断,松开压紧挡板,球头离开球碗,从而使助推器与一子级分离。



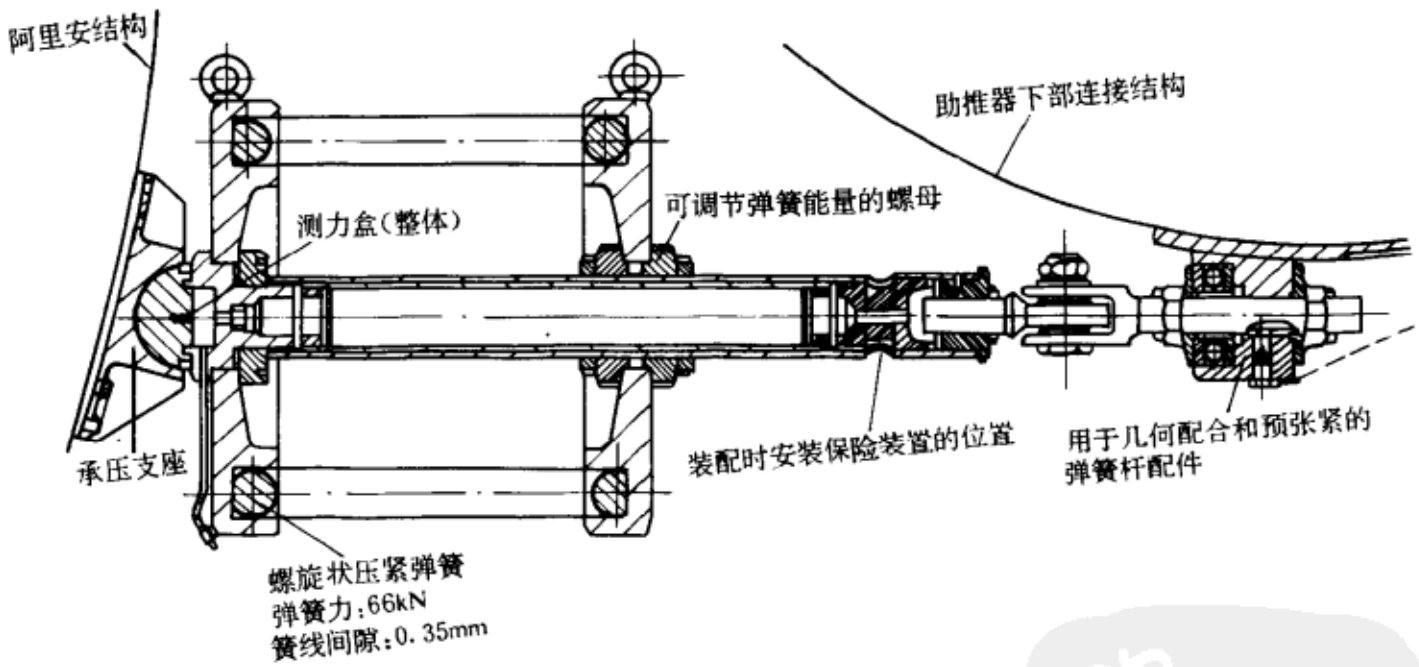

固体助推器与一子级之间前连接分离接头

2.抛掷机构 固体助推器与一子级分离后,需要抛掷机构提供横向推力将助推器抛掷出去。"阿里安 3"抛掷助推器用的是一种弹簧抛掷装置。这是一种弹簧作动杆式装置(见图)。每枚助推器前后连接点两侧各安装一个这样的作动杆(共 4 个)。前后接头的弹簧作动杆基本相同,只是长度和所用的弹簧型号不同。为了使助推器投掷时不向内倾斜碰撞一子级,弹簧作动杆不仅要给助推器一个侧向分离速度,还要提供一个向外翻转的速度,因此,前接头的弹簧杆弹簧比后接头弹簧杆弹簧多储存了 33%的能量。弹簧杆的一端安装在助推器的支座耳环上,




固体助推器与一子级之间的后连接分离接头

另一端顶在一子级的球碗上，这样弹簧杆可以同助推器一起抛掉。安装前，先将弹簧压紧，把保险销插到弹簧杆的内管上并锁住。安装时，转动双向螺杆，使弹簧杆在助推器与一子级之间顶紧，并有一定的预顶紧力。运载火箭发射前，将保险销拔掉。中断发射时，再将它装上。

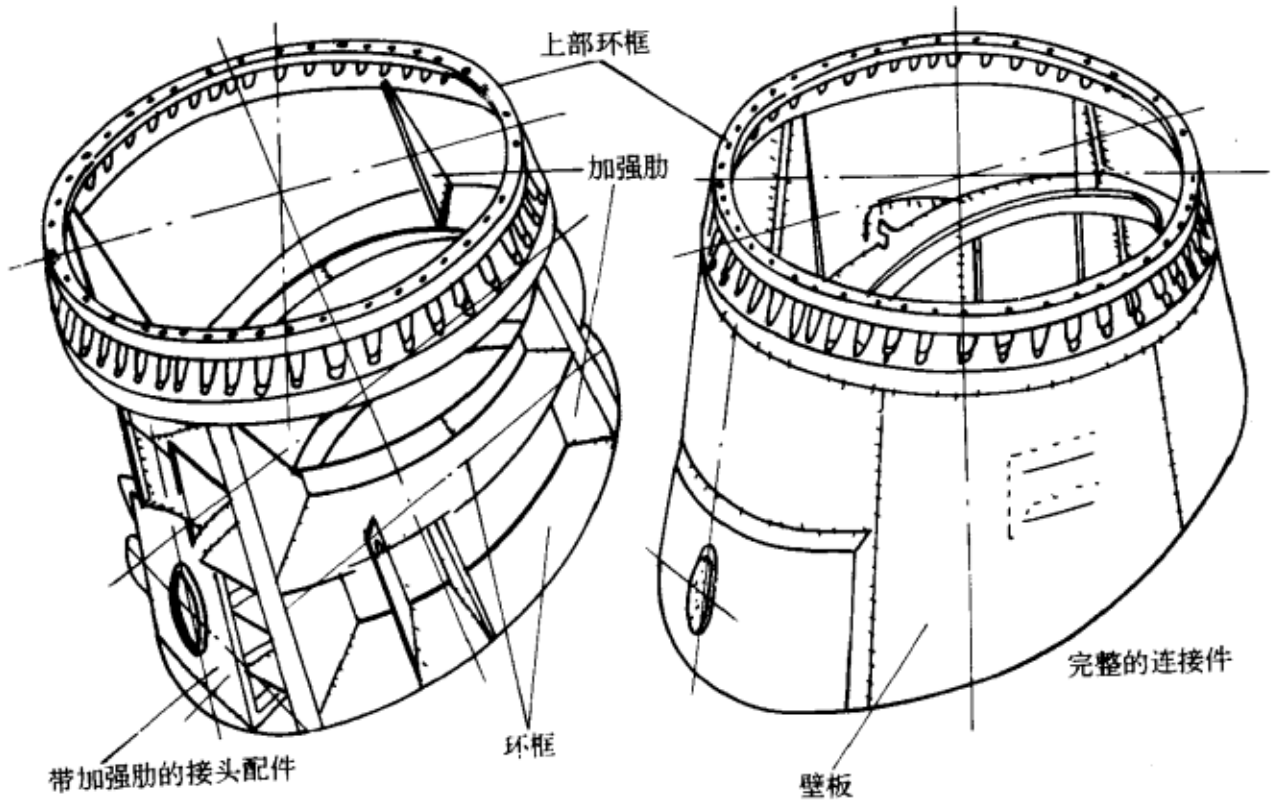



助推器的弹簧抛掷装置

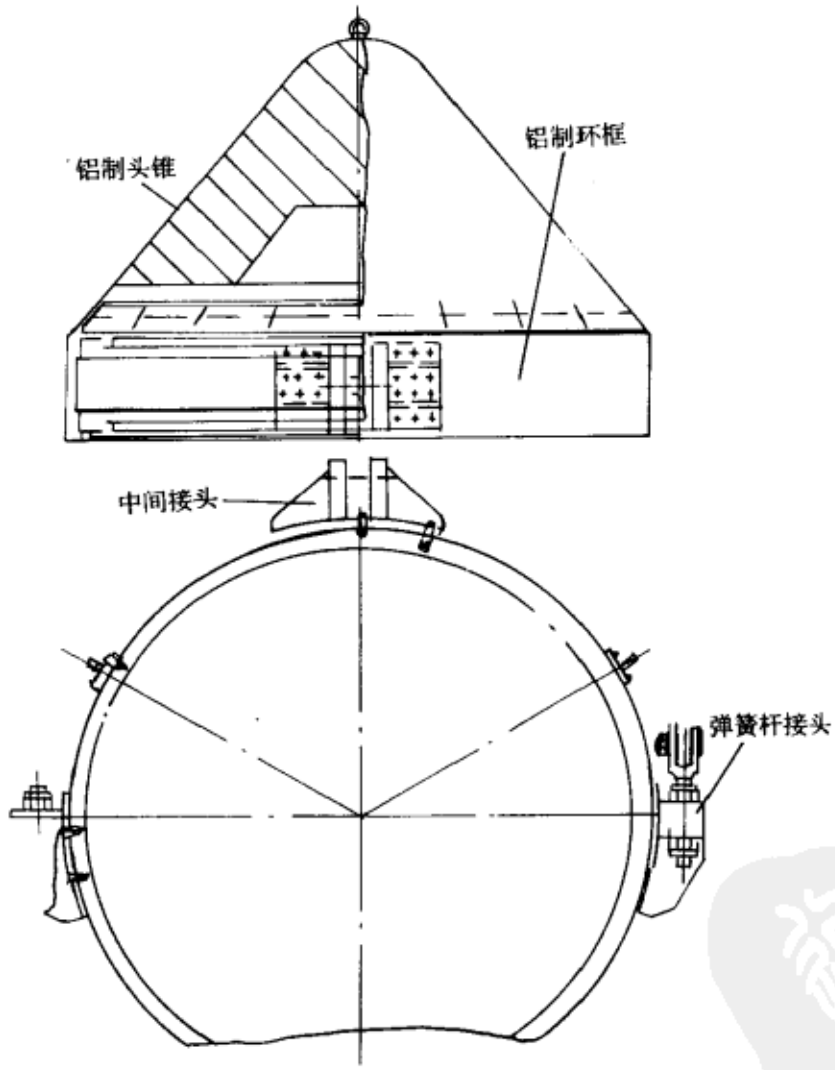
3. 助推器的安装件　助推器是借助前部和后部安装件与一子级连接的。

后部安装件是钢制结构(见图)。它是由以下构件组成的：

1)一个焊接的锥形壳体，其基本壁厚 3mm，安装球碗配件处的壁厚增至 10mm。




助推器后部安装件




助推器前部连接结构

2)一个用锻件经车削加工成的上连接环框,用螺栓与助推器后端框连接。

3)一个安装球头的接头配件。该配件是用铣床铣制的,并用螺栓连到锥形壳体上。接头配件与两个环框的配合达到了力矩的平衡。

4)弹簧作动杆接头配件。它们同样用螺栓固定到锥形外壳的两个环框上。

后安装件是一个完整的焊接结构,只有接头配件用螺栓连接。它是在助推器壳体上装好喷管后安装的,采用这种封闭式壳体,其结构质量最轻。

前部安装件是一个车削加工的 U 形截面的铝环框(见图)。该安装件是借助 36 个直径 12mm 的螺栓固定在助推器壳体前端框上的。助推器前球头和两个弹簧杆接头配件同样用螺栓固定在该安装件上。接头配件全部用钢制造。铝环框前面安装的助推器锥形头锥是一个铝制件,通过 20 个快速闭锁件安装在前安装件上部倾斜的端框上。这种安装方式便于头锥的装卸并容易打开助推器点火装置的保险。

**一子级发动机架**

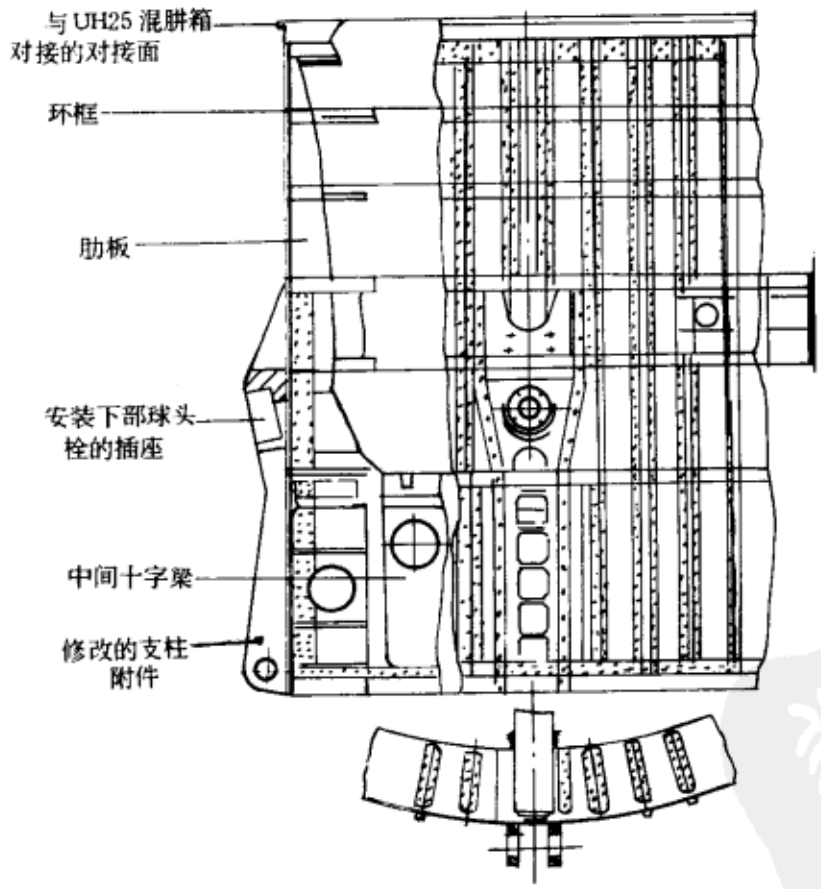
"阿里安 3"一子级发动机架(见图)与"阿里安 1"的一样,也是一个由铝合金蒙皮、隔框和隔板加强的半硬壳式结构(有 80 根铝桁条)。为了承受助推器的推力,它在"阿里安 1"机架的基础上作了加强,这包括:

1)为了承受轴向载荷,加强了前后安装接头附近的蒙皮;

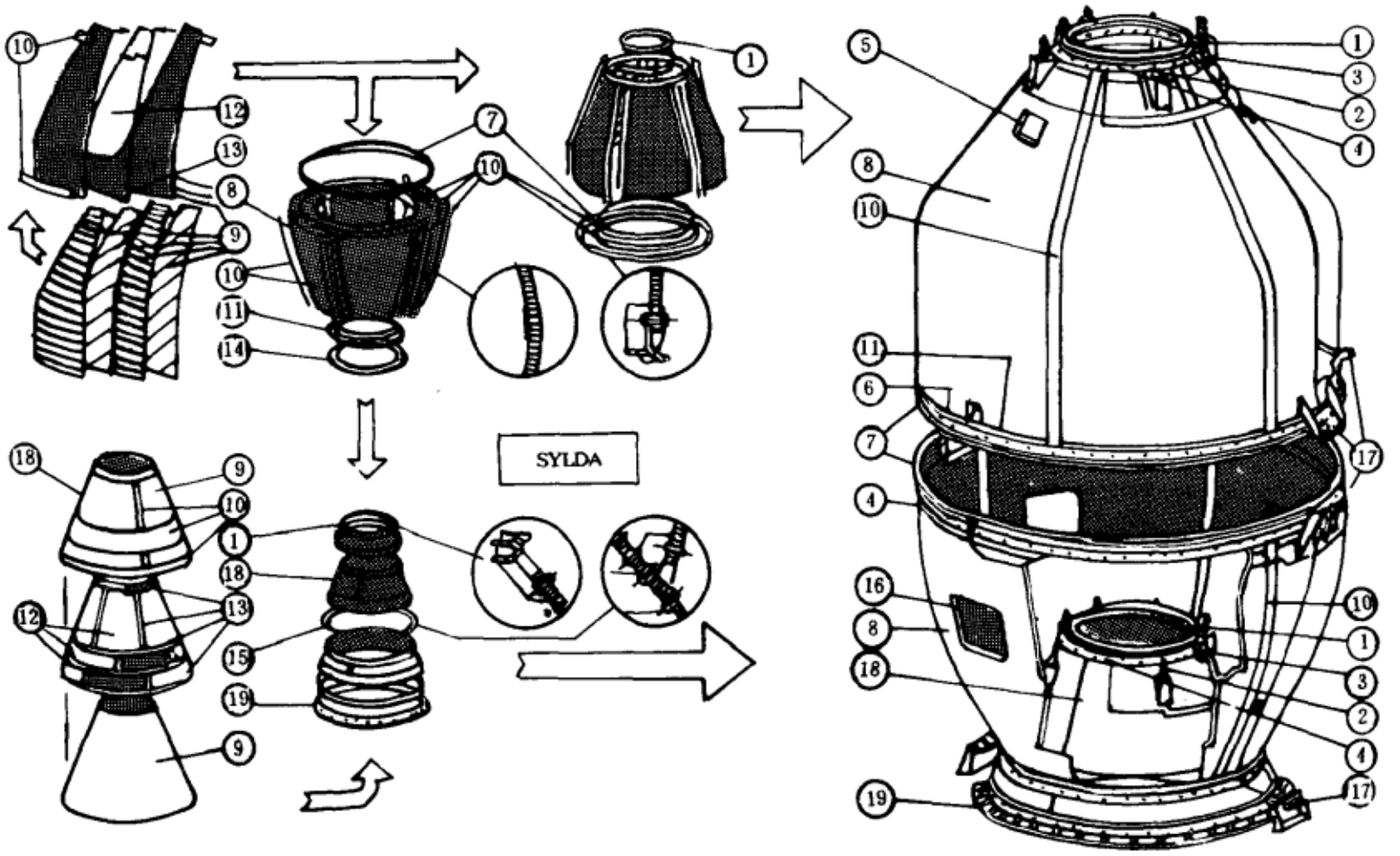
2)在安装接头附件下面增加了肋条;

3)为了形成一个闭合的环形截面,来承受弹簧杆的径向载荷,在机架第 3、4 环框之间内部加了内衬板。

另外,对发动机架的其它结构,如中间十字梁,内蒙皮和与混肼箱连接的结构等也作了加强。




"阿里安 2、3"一子级发动机架




“阿里安 3”双星支架(SYLDA 4400 型)结构

1. 卫星支架端框； 2. 分离弹簧(4 个)； 3. 有效载荷脱落插头座； 4. 连接包带的切断器(两个爆炸螺栓)； 5. 排气和检查孔； 6. 分离探测器(传感器)； 7. SYLDA 中环框(铝合金机械加工)； 8. 6 瓣壳； 9. 碳纤维蒙皮(4 到 8 层,每层厚度 0.1mm)； 10. 纤维加强条； 11. 轻合金加强件； 12. 10mm 厚铝蜂窝夹芯； 13. 高密度(65%)铝蜂窝； 14. 螺接环框； 15. 铆接环框； 16. 检查孔(所在位置依有效载荷而定)； 17. 电连接接头； 18. 内部有效载荷支架； 19. 与三子级对接的对接环框。

上述加强措施都是经过质量优化选择的，因此，加强件的增重并不与推力增加成正比。

发动机架在安装助推器的安装面上有与中间连接球头和两侧弹簧杆球头相配合的球碗座。在修改发动机架时，从一开始就考虑了适用“阿里安 4”捆绑 4 枚助推器的需要，在发动机架上留了安装 4 套安装接头附件的位置，因此，修改后的发动机架也适合于“阿里安 4”使用。

**双星支架**

“阿里安 1”和“阿里安 2”使用 SYLDA3900 双星支架（质量 165kg）一次可发射两颗卫星，但是它们作双星发射次数很少，而“阿里安 3”的发射却几乎都是一次发射两颗或 3 颗卫星的。供“阿里安 3”双星发射使用的双星支架包括 SYLDA3990（质量 182kg）和 SYLDA4400 型（质量 190kg）两种。SYLDA3900、3990 和 4400 三者在结构上并无差别，只是长度不同。它们都是由碳纤维蒙皮（面板）和铝蜂窝夹芯构成的夹层结构壳，并由承载支承结构件加强（见上页图）。承载结构包括一个用于安装下部卫星的内部锥形支架和一个用于包封下部卫星并支承与安装上部卫星的罐形壳体。壳体由前、后两个可分离的部分组成，并有前、中、后 3 套分离系统。在前半壳上开有用于接近下部卫星的窗口和供地面与卫星通讯用的无线电透波开口。后半壳用螺栓固定在仪器舱的锥形端框上。3 套分离系统中的两套用于两颗卫星的分离，另一套用于壳体前、后两半壳的分离。分离机构均为由两个爆炸螺栓连接的两段包带（见下页图）。双星支架内部和前面可以各安装一颗像美国“德尔它”或“辅助推进舱”（PAM-D）级卫星。卫星之间无机械的或电气的接口。

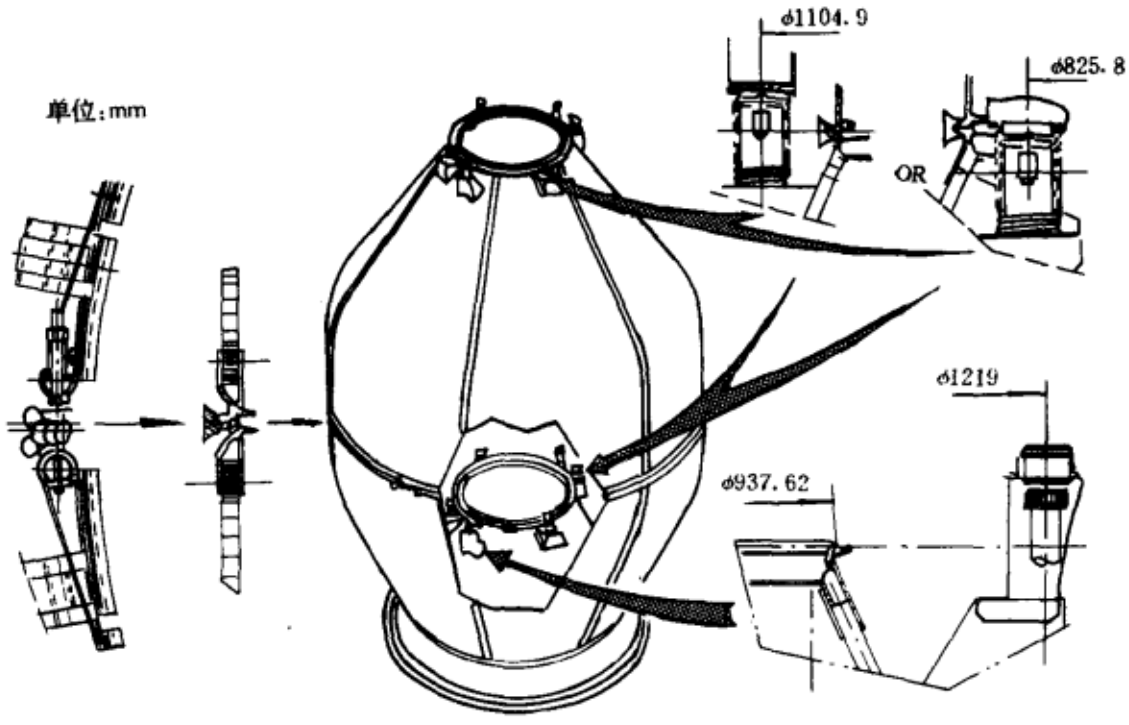
两颗卫星的分离投放过程如下页图所示。三子级发动机关机后，将第三级定向在上部卫星释放要求的方向上，如有必要，还可以自旋。然后，引爆连接包带（箍紧卫星端框和 SYLDA 双星支架端框的包带）的两枚爆炸螺栓，解开包带，在顶在卫星后端框上的 4 个预压弹簧的作动下，上部卫星与支架分离；接着，将第三级定到释放内部卫星所需方向上，若有必要，也可自旋。先以与上部卫星分离同样的方法切断连接前、后半壳的包带，将前半壳抛掉，暴露出里面的卫星；然后，炸断爆炸螺栓，解脱连接包带，在弹簧力的作动下释放内部卫星。3 套分离系统的操作指令信号都是由仪器舱中的计算机发出的。双星支架的微动开关发出卫星已分离的信号。

## 推 进 系 统

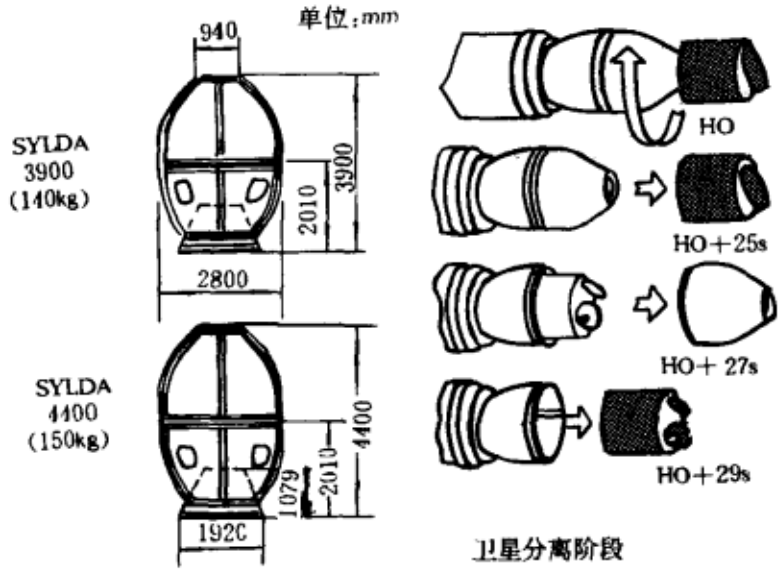
### 固体助推器发动机

固体助推器在火箭起飞后 3.5s 点火，以 1332kN 的推力工作 30s 后被抛掉。其发动机的主要组成部分如图所示。助推器壳体用 AISI4130 号钢制造，包括前、后封头、圆柱壳（由 3 段 5mm 厚钢板滚压、焊接而成）和 2 个厚 8.8mm 的中间环。壳体内表面是分段粘贴的绝热层。绝热层材料为石棉增强的乙丙二烯单基橡胶复合物（EPDM），推进剂分 3 炉整体浇注在壳体中，推动剂是含有 16%的铝和 13%的粘接剂的端羧基聚丁二烯（CTPB16-13）推进剂。药柱孔形为六角星形。发动机采用由碳酚醛材料制造的潜入式钟形喷管，潜入壳体深度 27%，喉部直径 332mm，出口面积与喉部面积比为 2.55，初始燃烧面与喉部面积之比为 179。点火器是微型火箭式的，由绝热的金属壳体及主装药组成。推进剂用单独的聚四氟乙烯模子排溢浇铸，固化后，粘接到壳体中。点火器有 7 个小喷口，产生额定流量 15.5kg/s 的热燃气，燃气沿着助推器主推进剂装药的沟槽直接喷入孔内，70μs 就能将主装药点燃。点火电路的设计保证发动机从起燃器点燃到燃烧室压力达到额定值的 90%的时间不超过 150μs。

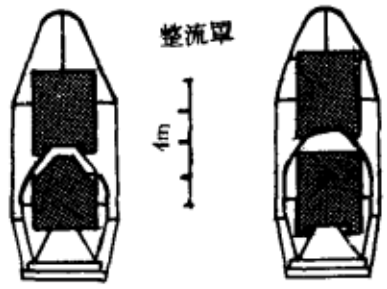
“阿里安 3”捆绑两枚固体助推器后，其地球同步转移轨道的运载能力可比“阿里安 2”提高




SYLDA4400 型双星支架上的分离机构



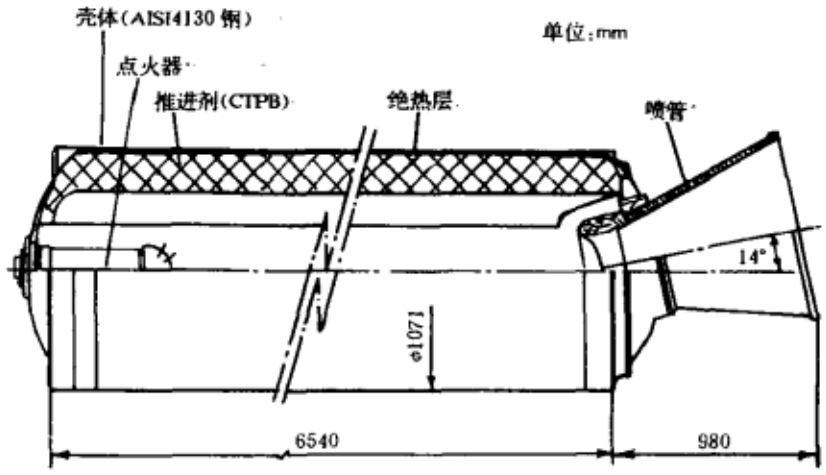

卫星分离阶段

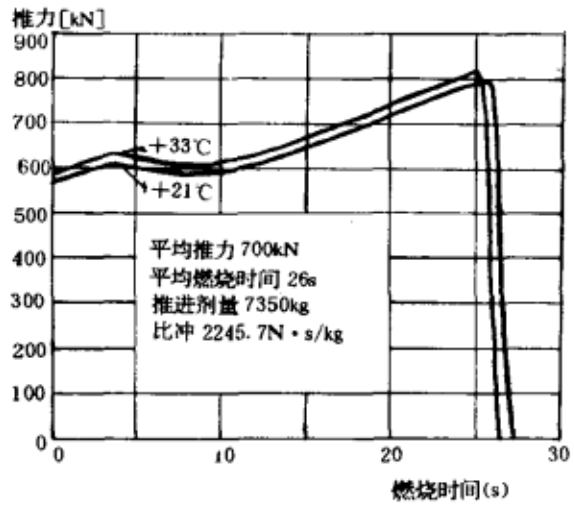



阿里安 1/2　　阿里安 3

双星支架和卫星分离简图

409kg。




"阿里安 3"固体助推器发动机

## 一、二子级推进系统

"阿里安 2"和"阿里安 3"的一、二子级推进系统基本与"阿里安 1"相同,主要差别在于:

1)发动机燃烧室压力通过增加推进剂流量而由 5.4MPa 增加到 5.8MPa,使得发动机推力提高 9%;

2)改变推进剂燃料的组成,由原来的纯偏二甲肼改成为 75%的偏二甲肼加 25%的水合肼(约 3t),从而改善了燃烧的稳定性;

3)改变发动机燃烧室和喉部粘接部位的几何形状,燃烧室仍用钨铬合金板制造,但喉衬改用 SEPHEN 碳基复合材料制造而不再用石墨材料,从而改善了两者对接面处的粘合性;

4)喷注器和燃烧室收敛段的结构作了改进,在收敛段上开了 0.5mm 的环形槽,从而降低了燃烧室的机械振动;

5)由于提高了燃烧室压力和改变了推进剂,因而重新确定了燃气发生器混合比,校正了孔板直径和喷嘴的孔径。

以上第 2 至第 5 项的改进实际上是针对"阿里安 1"第二次试飞由于一子级"维金 5"发动机燃烧不稳定导致飞行失败而采取的改进措施。事实上,从"阿里安 1"第 3 次飞行起就使用了这种改进后的维金发动机。

经过上述改进的发动机称作"维金 5B"和"维金 4B",分别作为"阿里安 2、3"的一、二子级的发动机,其主要性能参数值列于表中。

除了对维金发动机作上述改进外,另外,对二子级四氧化二氮输送管也作了加强处理,并将推进剂的安全余量减少了 200kg,因为发动机推力的实际变化量比预计的要小。

## 三子级推进系统

"阿里安 2、3"的三子级推进系统在"阿里安 1"的基础上作了较多的改进,主要包括:

**"阿里安 2.3"的一、二子级发动机性能参数**

| 名　称 | | "维金 5B" | "维金 4B" |
|---|---|---|---|
| 子　级 | | 一子级 | 二子级 |
| 总体参数 | | | |
| 真空总推力 | (kN) | 719.8 | 785.6 |
| 地面推力 | (kN) | 675 | |
| 地面比冲 | (N·s/kg) | 2427 | |
| 真空比冲 | (N·s/kg) | | 2863.5 |
| 燃烧室压力 | (MPa) | 5.8 | 5.8 |
| 面积比 | | 10.5 | 30.8 |
| 工作时间(飞行) | (s) | 135 | 123 |
| 燃烧室燃气温度 | (℃) | 3000 | 3000 |
| 排气速度 | (m/s) | 2500 | 2500 |
| 推进剂流量 | | | |
| 总流量 | (kg/s) | 276.4 | 278.1 |
| 混合比 | | 1.71 | 1.70 |
| 涡轮泵 | | | |
| 转　速 | (r/min) | 10000 | 10000 |
| 涡轮功率 | (kW) | 2500 | 2500 |
| 燃气发生器 | | | |
| 气体流量 | (kg/s) | 7 | 7 |
| 气体温度 | (℃) | 450 | 450 |
| 尺　寸 | | | |
| 高　度 | (m) | 2.87 | 3.51 |
| 喷管出口直径 | (m) | 0.99 | 1.7 |
| 质　量 | | | |
| 总质量 | (kg) | 826 | 886 |
| 涡轮泵质量 | (kg) | 328 | 331 |
| 燃气发生器质量 | (kg) | 28 | 28 |

1)为了延长工作时间所作的改进:

(1)将贮箱加长 1.3m,使推进剂的加注量由 8t 增加到 10.7t;

(2)液氧加注得较满,液位触及了共底凹面。

上述两项改变,使液氢与液氧的混合比由 4.44 增加到 4.59,发动机工作时间由 545s 增加到 721s。

2)为了简化飞行准备工序和提高可靠性所作的改进:

(1)采用由冷氦作动的低温阀门,省掉了氦气加热器;

(2)改进前置阀门和相应地改变操纵指令氦气管路;

(3)修改温度调节管道;

(4)新增加一个氦脱落校正器,万一脱落插头出故障而导致中止发射时,由它控制三子级作安全处理。

3)为提高性能所作的改进:

(1)缩小喷管喉部面积使燃烧室压力由 3MPa 增加到 3.55MPa,并延长锥形喷管长度 200mm,使喷管面积比由 63.5 增大到 83,相应地使发动机真空推力提高 4%,真空比冲由 4337.5N·s/kg 提高到 4354.15N·s/kg;

(2)重新设计了燃烧室冷却通道以适应较长的工作时间和增大燃烧混合比的需要,即通过缩小冷却通道宽度和面积,降低喉部铜壁温度和热燃气一侧燃烧室壁受到的弯曲应力,并相应的延长发动机疲劳寿命;

(3)将喷管出口处排放冷却用的小排放喷嘴的数量由 484 个增加到 726 个,并把小喷嘴的面积比从 5.7 变到 5.8,以补偿由于喷管出口面积的增加和混合比的加大而带来的排放冷却损失;

(4)提高了燃烧室压力,重新修改了推力室和燃气发生器液氧入口校正孔板的孔径。

(5)改变氢泵出口形状,以增加泵出口压力;

(6)改变燃烧室喉部直径,使发动机流量与"阿里安 1"HM-7 发动机流量基本一致;

4)其它一些与性能无关的改变:

(1)在推进系统上采用低温电气指令操纵阀门;

(2)采用改进了的泵低温动密封件;

(3)增加齿轮啮合间隙,以放宽最小允许操作温度的限制,以免齿轮在发动机点火时被卡死;

(4)改变齿轮滑润系统,以增加可靠性和工作寿命。

上述第 2 至 4 项改变实际上是针对 1982 年"阿里安 1"的 L5 次发射失败所作的改进。那次发射因为三子级发动机齿轮箱齿轮间隙太小,润滑不好,涡轮泵卡死而导致飞行失败。

经过上述一系列改进后的发动机称作"HM-7B"。由于提高了燃烧室压力,增大推进剂混合比,延长喷管 200mm 和增大喷管面积比,使其比冲比"HM-7"发动机增加了 29.42N·s/kg。两种发动机性能参数的比较列于下表中。

在"阿里安 2"和"阿里安 3"的实用期间,各有一次飞行失败,而两次失败都是因为三子级"HM-7B"发动机起动问题造成的。其中一次因喷注阀密封泄漏(在一、二级飞行期间),致使燃烧室温度过低,使点火延迟而飞行失败;另一次是混合比配合不好,产生压降,加上点火器能量低,喷口少,使发动机未能起动。针对这些故障,尤其是后面的故障,对"HM-7B"发动机制定了短期和长期改进计划,其短期修改计划所作的改进包括:

1)修改了燃烧室的火药点火器。修改后的点火器的能量为原来的 3 倍,所产生的点火燃气以较大的流量从两个倾斜 45°的喷口喷入燃烧室,而不再用单喷口向一个方向喷;

2)修改了燃气发生器的点火程序,调整液氧喷注阀和液氢喷注阀的开启程序,将液氢阀开启指令发出时间提早 50μs,以使点火压力峰值最小;

3)冷却和润滑涡轮泵轴承。为了消除涡轮后部轴承出现的过热现象,向该轴承喷注更多的气氢和磷酸三丁酯混合气体。液氢泵轴承通过加宽喷注孔过滤器通过截面使更多的冷却液通过它,并用二硫化钼润滑剂润滑轴承衬套,改进了泵在轴向力作用下的性能。

经过修改的"HM-7B"发动机,从 1987 年 9 月 16 日恢复发射以来,从未出现过类似故障。

"HM-7"和"HM-7B"性能参数比较

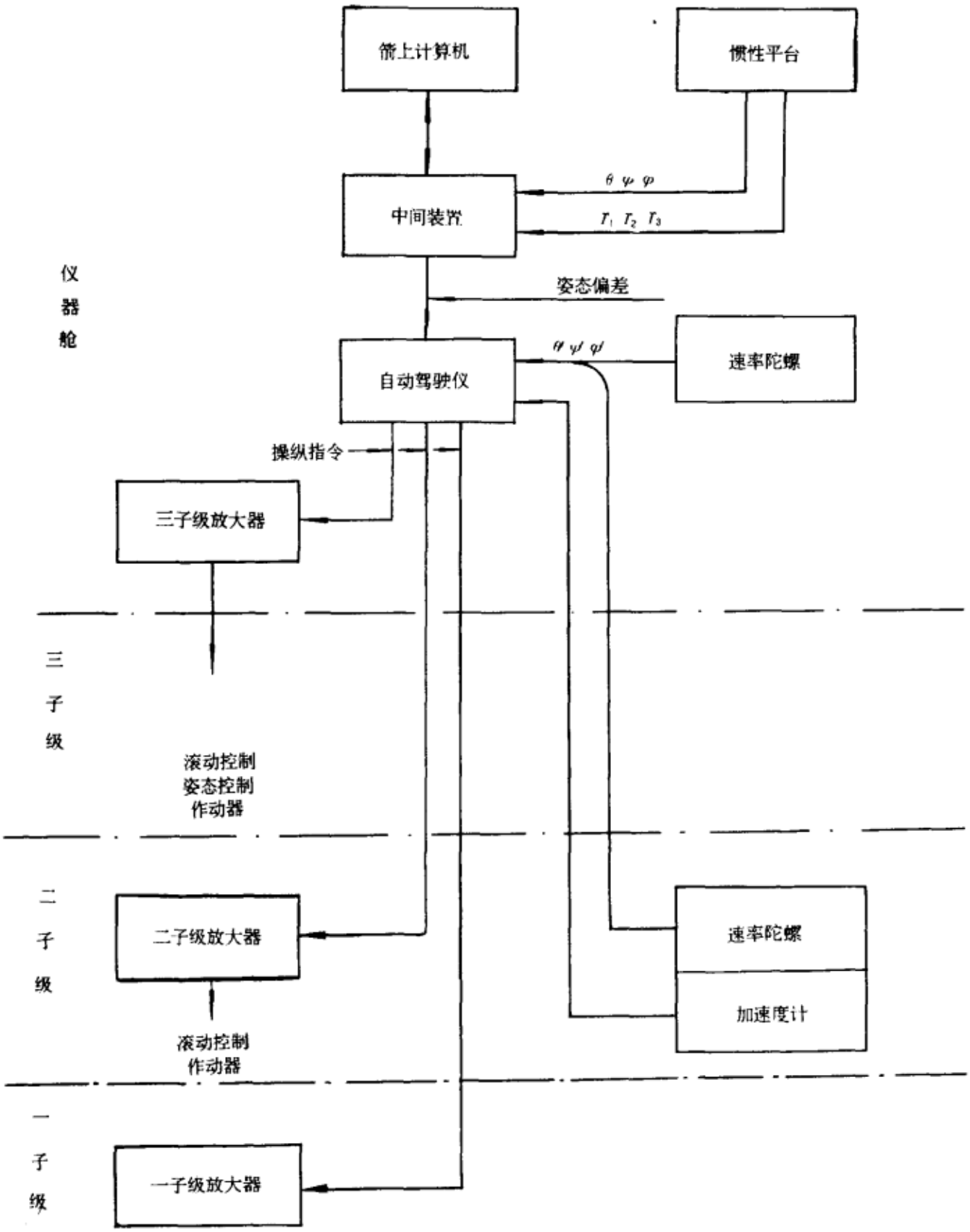
| 参数名称 | 单位 | "HM-7B" | | "HM-7" |
|---|---|---|---|---|
| | | 基准值 | 飞行平均值 | 基准值 |
| 真空推力 | kN | 62.00 | 62.56 | 59.78 |
| 总的液氧流量 | kg/s | 11.73 | 11.88 | 11.59 |
| 推力室液氧流量 | kg/s | 11.61 | 11.77 | |
| 总的液氢流量 | kg/s | 2.56 | 2.50 | 2.61 |
| 推力室液氢流量 | kg/s | 2.26 | 2.21 | 2.32 |
| 总的混合比 | | 4.59 | 4.76 | 4.44 |
| 推力室混合比 | | 5.14 | 5.33 | 4.96 |
| 燃烧室压力 | MPa | 3.52 | 3.55 | 3.01 |
| 发动机总长度 | mm | 2014 | 2014 | 1813 |
| 喷管长度(从喉部算起) | mm | 1375 | 1375 | 1172 |
| 喷管出口直径 | mm | 984 | 984 | 930 |
| 喉部直径 | mm | 108 | 108 | 116.7 |
| 喷管面积比(几何的) | | 83 | 83 | 63.5 |
| 发动机真空比冲 | N·s/kg | 4365 | 4354.15 | 4337.5 |
| 推力室真空比冲 | N·s/kg | 4398.3 | 4394.3 | 4362 |
| 最长工作时间 | s | 721 | 721 | 545 |
| 涡轮功率 | W | 406 | | 403 |
| 涡轮转速 | r/min | 59300 | | 59300 |
| 高度 | m | 1.91 | | 1.71 |
| 质量 | kg | 155 | | 149 |

## 制导与控制系统

"阿里安 2"和"阿里安 3"的制导与控制系统(见图)与"阿里安 1"的基本相同,包括制导、控制和指令系统。

制导系统从惯性平台输出的信息中得出火箭的正确姿态,使得火箭送入预定轨道的有效载荷质量最大。制导的这种功能是依靠箭上计算机完成导航计算和执行制导方案的飞行程序实现的。它从第二级飞行开始直到三子级发动机关机信号发出这段时间工作。火箭第一级飞行不制导,这期间运载火箭按预定姿态程序飞行。

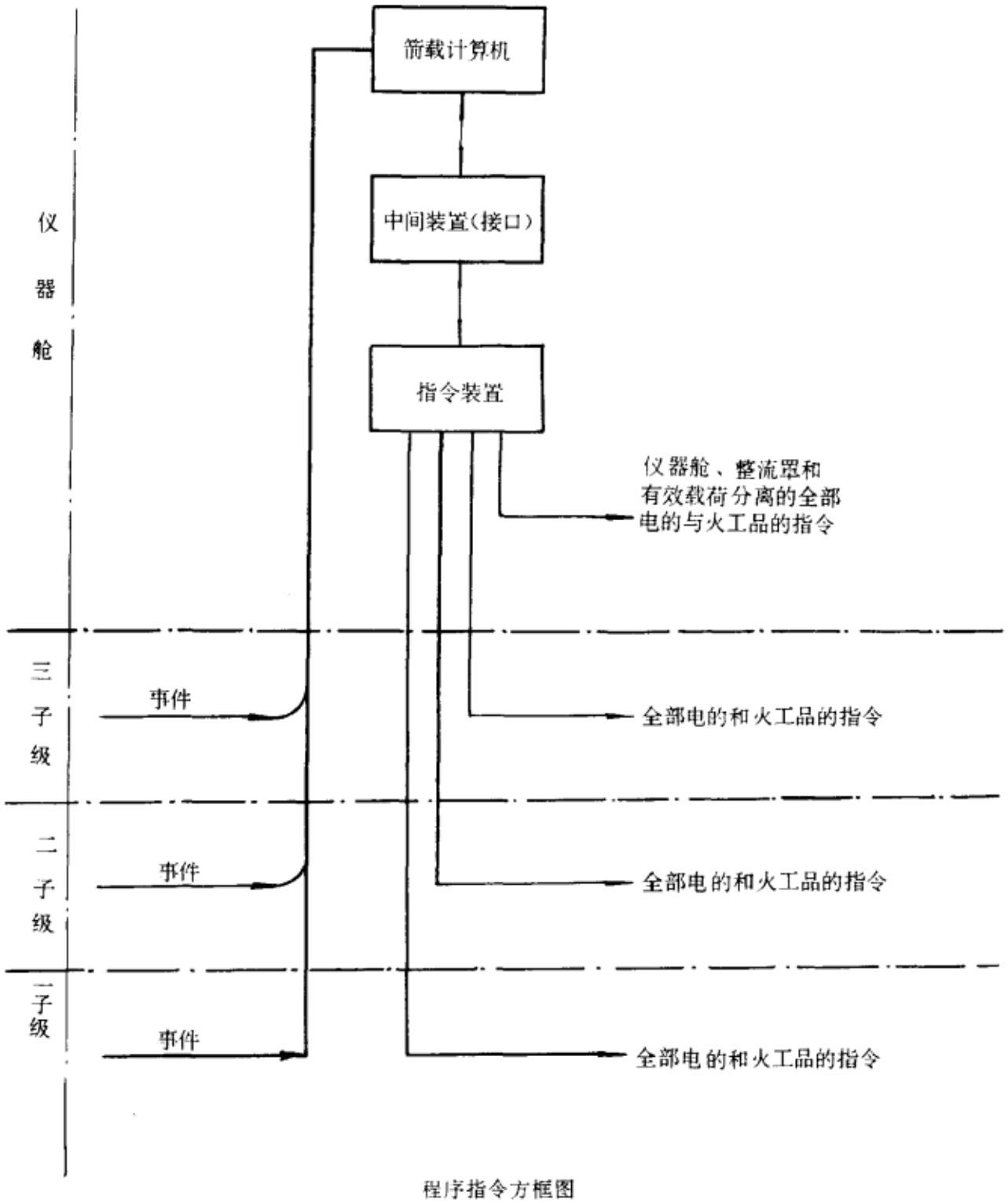
控制系统依靠箭上计算机从惯性平台的输出信号中导出的姿态偏差(实际飞行姿态与制导要求的姿态之差)和按照飞行阶段选择放大系数、速率陀螺仪与振形滤波器;并依靠自动驾驶仪按照计算机提供的姿态偏差,速率陀螺提供的角速度以及加速度计提供的横向加速度(一子级飞行部分时间提供)来确定各子级发动机摆动指令,发送给各子级功率放大器,控制发动机的摆动和使二、三子级滚动控制系统工作,以及在三子级发动机关机后,使姿态控制系统完成火箭的 3 轴姿态控制,将有效载荷精确地送至指定的轨道。




"阿里安 2、3"制导控制方框图

程序指令系统在箭上计算机的控制下发出火箭飞行动作所需的各种程序指令。计算机通过中间装置送出的指令由程序装置处理后，直接发出与执行机构相匹配的信号。指令信号通过两条完全重复的系统从中间装置传到执行机构完成各种动作。这包括改变脉码调制遥测格式，指令发动机起动与关机和使 POGO 抑制系统工作，以及启动正推、反推火箭，令助推器点火、三子级发动机点火、星箭分离和抛罩等。

发动机关机期间程序暂停，推力终止后重新恢复。




程序指令方框图

## 遥 测 系 统

遥测系统是在火箭飞行期间把箭上测量信息传输到地面，以评价火箭整个飞行期的状态及性能。由于“阿里安 2 和 3”都是未经飞行试验直接投入实际应用的，故所使用的遥测系统均为“阿里安 1”实用阶段用的遥测系统，即一套脉码调制遥测系统。只用一台 S 波段遥测发射机，以每秒 240(kbit)千位的速率发射数字调频信号。

## 自 毁 系 统

跟踪和自毁系统是在火箭飞行中发生危及周围的故障时令火箭自毁。当火箭级间分离出现过早分离故障时，由箭上系统发出自毁信号；当火箭飞行飞出安全飞行航道时(据地面跟踪

系统获得的实时飞行轨道数据判断),由地面发出自毁信号。跟踪系统由跟踪雷达和安装在仪器舱中的应答机组成。

跟踪和自毁系统采用重复的线路和装置,由两套雷达应答机和两套遥控指令接收机组成。安全装置译出遥控指令并发出信号。三子级自毁爆炸器直接接受安全装置的控制。安全/遥控自毁逻辑电路接到自毁指令时,分别引爆一、二子级自毁爆炸器。逻辑电路也分别安装在一、二子级中。自毁装置仍为 3 套爆炸索:一套铺设在一子级两贮箱母线上,另两套分别设于二、三子级贮箱靠近共底的母线上。考虑到三子级贮箱有绝热层,它用双面装药。

## 飞行程序与轨道

"阿里安 3"V12 次发射阿拉伯卫星(Arabsat-F1)和巴西卫星(Brasilsat-1)时的飞行程序和飞行轨道主要特性见表。

**飞行程序**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3.4$ | 一子级发动机点火 | $T+268.2$ | 二、三子级分离,二子级反推火箭点火 |
| $T-0$ | 火箭起飞 | $T+269.6$ | 三子级发动机点火 |
| $T+3.8$ | 固体助推器点火 | $T+273.3$ | 三子级发动机推力达到额定值 |
| $T+6.6$ | 火箭垂直上升段结束,开始零攻角飞行进入俯仰面 | $T+283.5$ | 抛掉三子级加速火箭 |
| $T+33.8$ | 固体助推器关机 | $T+371.6$ | 纳塔尔地面站探测到运载火箭(一直跟踪到 13min5s) |
| $T+36.8$ | 抛掉固体助推器 | $T+536.6$ | 到达轨道顶点(258.5km) |
| $T+44.6$ | 火箭跨音速飞行 | $T+771.6$ | 阿森松岛地面站探测到运载火箭(一直跟踪到 17min30s) |
| $T+54.6$ | 火箭飞行达到最大动压 | $T+891.6$ | 阿卡科罗(Akakro)地面站捕获到运载火箭(跟踪到 22min40s) |
| $T+133.2$ | 一子级发动机推力降到一半(一子级发动机关机) | $T+995.8$ | 开始三子级发动机关机程序 |
| $T+135.6$ | 二子级加速火箭点火 | $T+996.2$ | 达到卫星入轨速度(三子级发动机关机阶段结束) |
| $T+138.2$ | 一、二子级分离,一子级反推火箭点火 | $T+999.2$ | 由滚动和姿态控制系统开始给第三级定向使之对准 Arabsat F1 卫星释放方向 |
| $T+138.4$ | 二子级发动机点火 | $T+1149.2$ | Arabsat F1 卫星释放 |
| $T+141.1$ | 二子级发动机达到额定推力 | $T+1082.2$ | 开始给第三级定向使之对准 Brasilsat1 卫星释放方向 |
| $T+145.6$ | 抛掉二子级的加速火箭 | $T+1209.2$ | SYLDA 双星支架上面部分分离 |
| $T+148.3$ | 开始制导阶段,偏航机动飞行 | $T+1214.2$ | 启动旋转程序 |
| $T+213.4$ | 抛掉整流罩 | $T+1244.2$ | 旋转(7r/min)结束和 Brasilsat1 卫星分离 |
| $T+263.3$ | 开始二子级发动机关机程序 | $T+1248.2$ | 开始"阿里安 3"三子级躲避程序 |
| $T+264.1$ | 三子级加速火箭点火 | $T+1316.6$ | 阿里安火箭运载任务结束 |

**“阿里安 3”V12 次飞行标称轨道的主要特性**

| 事　件 | 时　间 (s) | 高　度 (km) | 惯性速度 (m/s) | 相对速度 (m/s) | 动　压 (Pa) | 马赫数 M | 轴向加速度 ($m/s^2$) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 起　飞 | 0 | −5m (火箭重心位置) | 463.17 | 0.00 | 0 | 0.00 | 11.34 |
| 助推器点火 | 3.8 | 7m | 463.17 | 6.39 | 24 | 0.02 | 16.45 |
| 垂直上升段结束 | 6.6 | 49m | 463.72 | 24.90 | 363 | 0.07 | 16.97 |
| 抛掉助推器 | 36.6 | 4.8 | 603.5 | 277.2 | 27922 | 0.84 | 14.46 |
| 跨音速 | 44.6 | 7.0 | 654.6 | 324.2 | 30177 | 1.00 | 15.32 |
| 最大动压 | 54.6 | 10.2 | 731.6 | 389.7 | 30895 | 1.26 | 15.83 |
| 一子发动机开始关机 | 133.3 | 54.9 | 2411.6 | 1980.9 | 1190 | 6.08 | 41.41 |
| 一、二子级分离 | 138.2 | 59.0 | 2409.5 | 1975.4 | 713 | 6.15 | 0.3 |
| 抛整流罩 | 213.4 | 113.5 | 3560.4 | 3101.2 | | | 23.55 |
| 二子级发动机开始关机 | 263.3 | 152.7 | 5010.3 | 4546.9 | | | 41.04 |
| 二、三子级分离 | 268.3 | 157.3 | 5029.2 | 4565.1 | | | 0.6 |
| 三子级关机程序开始 | 995.8 | 210.0 | 10225.2 | 9748.9 | | | 14.54 |
| 入　轨 | 997.2 | 210.6 | 10232.1 | 9755.8 | | | 0.01 |

注：射表纬度：北纬 5.237°；

射表经度：西经 52.775°；

轨道顶点：266km；

标称入轨点经度：西经 7.806°

在“阿里安 3”标准轨道的飞行程序中有下面几个事件为浮动时间基准，靠箭上计算机判断后发出指令：

1)固体助推器点火指令是在判别火箭飞行高度超出发射塔架后发出；

2)二子级发动机点火指令是判别到飞行加速度下降后发出(一子级采取推进剂耗尽方式关机)；

3)抛整流罩的指令是根据判别的热流值(等于 1/2×密度×(速率)$^3$)发出；

4)三子级飞行程序是在二子级发动机关机指令时开始(二子级关机指令是达到给定的速度 增量后发出)；

5)三子级关机指令在判别进入目标轨道后发出。

其它所有飞行程序都是装订在箭上计算机中，并以相对于上述浮动基准的时间差的形式给出的。

“阿里安 2”同步轨道任务的典型飞行轨道和主要轨道参数如图所示。

“阿里安 2 和 3”在飞行期间的飞行姿态角变化分 4 个阶段：

1)从起飞($t_0$+3.4s)至 $t_0$+10s 为垂直上升段；

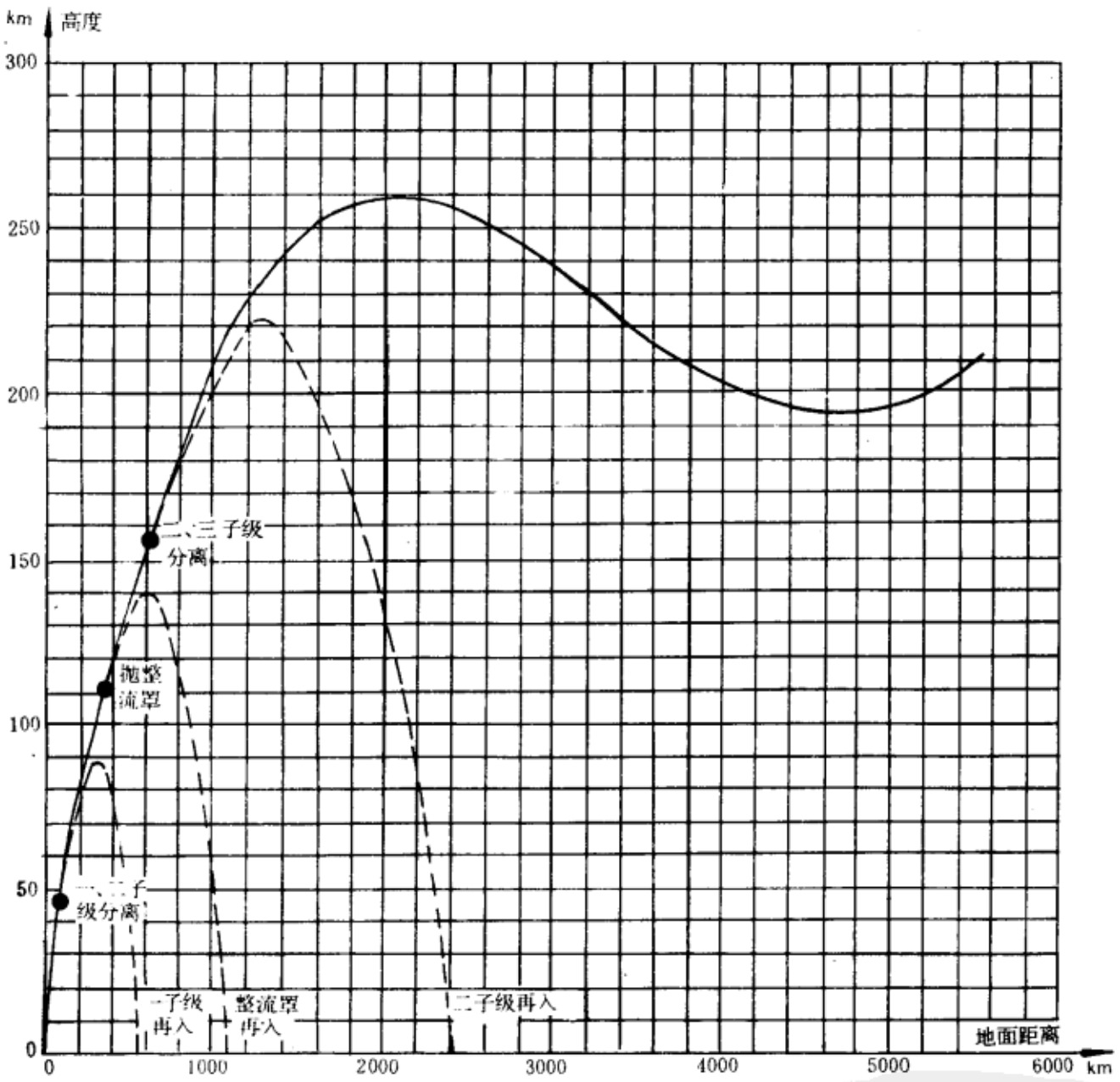
2)从 $t_0$+10s 到 $t$+20s，在方位角不变的情况下作俯仰程序飞行，俯仰角变化率由参数优化得出；

3)从 $t_0$+20s 至 $t_0$+153.5s，在大气层中作零攻角飞行，使火箭通过稠密大气层时受到的气动载荷最小，飞行方向保持不变；

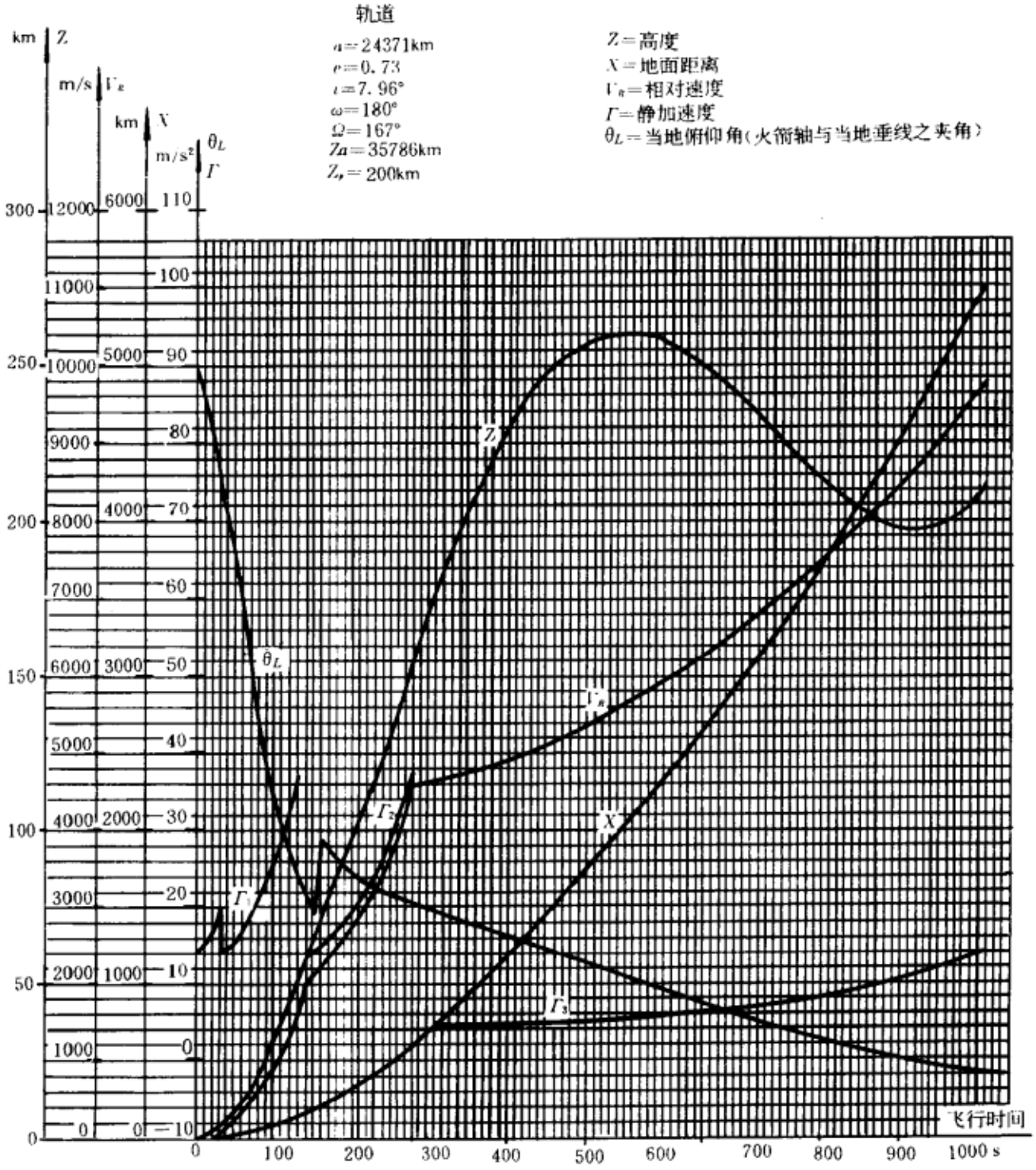
4)从 $t_0+153.5s$ 到入轨,以推进剂消耗量为约束条件对俯仰及偏航姿态角程序进行优化,以达到目标轨道。在计算气动热流小于 $1135W/m^2$ 时抛整流罩。

三子级发动机关机后得到的转移轨道参数为:

近地点高度 $Z_p=200km$;远地点高度 $Z_a=35786km$;倾角 $i=7.96°$;近地点幅度 $\omega=180°$;升交点经度 $\Omega=167°$;主半轴 $a=24371km$;偏心率 $e=0.73$.




同步轨道任务典型飞行轨道




同步轨道任务主要轨道参数

## “阿里安 2”飞行记录

| 飞行性质 | 序号(代号) | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 商业性飞行 | 1* (V18) | 1986.5.31 | 国际电信卫星组织卫星 (Intelsat-v(F14)) | ~2000 | | | | | 失败① |
| | 2 (V20) | 1987.11.21 | 西德电视广播卫星 (TV-SAT-1) | 2080 | 35217 | 35832 | 0.14 | 1422.61 | GEO 轨道,定点于西经 19°上空 |
| | 3 (V23) | 1988.5.17 | 国际电信卫星组织卫星 (Intelsat-V(F13)) | 2013 | 35765 | 35824 | 0.16 | 1436.40 | GEO 轨道,定点于西经 53°上空 |
| | 4 (V26) | 1988.10.27 | 法国电视广播卫星 (TDF-1) | 1318 | 35775 | 35800 | 0.07 | 1436.03 | GEO 轨道,定点于西经 19°上空 |
| | 5 (V28) | 1989.1.26 | 国际电信卫星组织卫星 (Intelsat-VA(F15)) | 1998 | 35755 | 35818 | 0.25 | 1435.98 | GEO 轨道,定点于东经 60°上空 |
| | 6 (V30) | 1989.4.1 | 瑞典、挪威、苏兰电视直播卫星(TELE-X) | 2077 | 35770 | 35804 | 0.10 | 1436.00 | GEO 轨道,定点于东经 5°上空 |

① 三子级“HM-7”发动机混合比配合不好,产生压降,加之点火器能量低,喷火口少,发动机未能点火起动。

## “阿里安 3”飞行记录

| 飞行性质 | 序号(代号) | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 商业性飞行 | 1 (V10) | 1984.8.4 | 欧洲电信卫星组织卫星 (ECS-2) | 700 | | | | | GEO 轨道,定点于东经 7°上空 |
| | | | 法国电信公司的电信卫星 (Telecom-1A) | 1800 | 423 | 40796 | 62.86 | 735.37 | |
| | 2 (V11) | 1984.11.11 | 美国 GTE 公司空间网卫星 (Spacenet-11) | 705 | | | | | GEO 轨道,定点于西经 69°上空 |
| | | | 国际海洋卫星组织卫星 (Marecs-B2) | 563 | | | | | GEO 轨道,定点于西经 177.5°上空 |
| | 3 (V12) | 1985.2.8 | 阿拉伯卫星组织卫星 (Arabsat-1A) | 1195 | | | | | GEO 轨道,定点于东经 19°上空 |
| | | | 巴西国家通讯卫星公司卫星 (Brasilsat-1) | 1140 | | | | | GEO 轨道,定点于西经 65°上空 |
| | 4 (V13) | 1985.5.8 | 美国 GTE 公司空间网卫星 (GSTAR-1) | 705 (干质量) | | | | | GEO 轨道,定点于西经 103°上空 |
| | | | 法国电信通讯组织卫星 (Telecom-13) | 690 (干质量) | | | | | GEO 轨道,定位于西经 5°上空 |
| | 5* (V15) | 1985.9.13 | 美国 GTE 空间网卫星 (Spacenet-Ⅲ) | | | | | | 失败① |
| | | | 欧洲电信卫星组织卫星 (ESC-3) | | | | | | |

| 飞行性质 | 序号(代号) | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 商业性飞行 | 6 (V17) | 1986.3.29 | 美国 GTE 空间网公司卫星 (GSTAR-11) | 1243 | | | | | GEO 轨道,定点于西经 105°上空 |
| | | | 巴西国家通信卫星公司卫星 (Brasilsat-S2) | 1195 | | | | | GEO 轨道,定点于西经 70°上空 |
| | 7 (V19) | 1987.9.16 | 澳大利亚卫星公司卫星 (Aussat-k3) | 1195 | 35779 | 35794 | 0.04 | 1435.99 | 定点于东经 164°上空 |
| | | | 欧洲电信卫星组织卫星 (ESC-4) | 1183 | 35767 | 35806 | 0.23 | 1435.98 | 定点于东经 10°上空 |
| | 8 (V21) | 1988.3.11 | 美国 GTE 公司空间网卫星 (Spacenet-3R) | 1213 | 35776 | 35797 | 0.09 | 1435.98 | 定点于西经 87°上空 |
| | | | 法国电信通讯公司卫星 (Telecom-1C) | 1210 | 35780 | 35789 | 0.05 | 1435.98 | 定点于东经 5°上空 |
| | 9 (V24) | 1988.7.21 | 印度多用途卫星 (INSAT-C) | 1190 | 35763 | 35812 | 0.18 | 1436.03 | 定点于东经 14°上空 |
| | | | 欧洲电信卫星组织卫星 (ECS-5) | 1180 | 35766 | 35813 | 0.08 | 1436.14 | 定点于东经 13°上空 |
| | 10 (V25) | 1988.9.8 | 美国 GTE 公司卫星 (GSTAR-3) | 1270 | 16587 | 36160 | 1.52 | 982.98 | |
| | | | 美国休斯飞机公司卫星 (SBS-5) | 1241 | 35785 | 35787 | 0.05 | 1435.97 | 定点于西经 122°上空 |
| | 11 (V32) | 1989.7.12 | 英国实验通讯卫星 (Olympus-F1) | 2595 | 35776 | 35798 | 0.06 | 1436.02 | |

①三子级“HM-7”发动机喷注阀门密封泄漏,使燃烧室内温度过低,导致点火延迟,飞行失败。

# 阿里安 4(ARIANE 4)

为了适应 90 年代世界商业卫星发射市场的需要,欧洲空间局委员会于 1982 年 1 月 13 日正式批准在“阿里安 3”的基础上研制“阿里安 4”火箭。其计划的主要目标是:

1)提高运载能力,以适应较大质量与体积的有效载荷的需要;

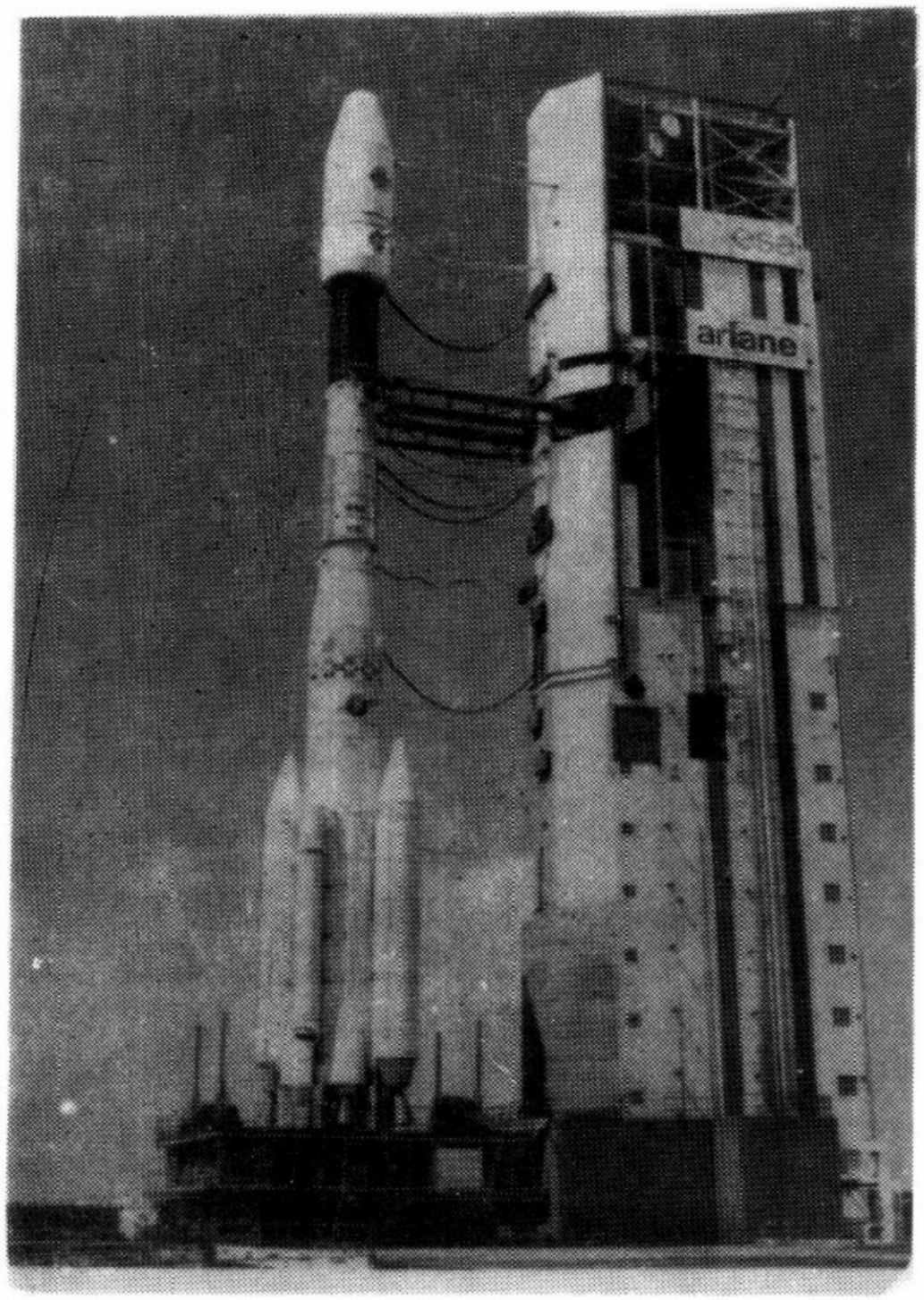
2)保持双星和多星发射能力,适应多种质量有效载荷的需要和降低发射费用;

3)具有适应多种发射任务的型式,满足发射各种应用卫星的要求;

4)改善发射操作条件,提高发射率和降低发射成本。

为了实现上述目标,“阿里安 4”设计中所采取的主要措施包括:

1)在“阿里安 4”一子级周围捆绑固体或液体助推器,其组合型式有不带助推器的 40 型,捆绑两枚和 4 枚固体助推器的 42P 与 44P 型,捆绑两枚和 4 枚液体助推器的 42L 与 44L 型,和捆绑两枚固体和两枚液体助推器的 44LP 型。其运载能力分别如表所示。




“阿里安 4”火箭

**"阿里安 4"的 6 种型号的运载能力**

| | 运载能力(kg) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 40 | 42P | 44P | 42L | 44LP | 44L |
| 地球同步转移轨道 (200/35800km、7°) | 1900 | 2600 | 3000 | 3200 | 3700 | 4200 |
| 太阳同步轨道 (800/800km、98.6°) | 2700 | 3400 | 4100 | 4500 | 5000 | 6000 |
| 近地球轨道 (550/500km、7°) | 4600 | 6000 | 6500 | 7000 | 8300 | 9400 |

2)采用多种卫星支架(单星、双星和多星的)和整流罩(短、长、特长型)的搭配型式,可满足多种商业应用卫星的需要,可发射世界各大卫星公司生产的多数卫星。

3)在法属圭亚那航天发射中心建造第二发射场 ELA-2,提高发射适用性,增加发射率。

"阿里安 4"的计划研制费约 6.5 亿欧洲货币单位(AU)(1988 年币值),其中"阿里安 4"火箭的研制费为 3.4 亿 AU,飞行试验费 1 亿 AU 和构筑第二发射场 ELA-2 的费用 2.1 亿 AU。这些费用由 11 个成员国分担,其分担比例数见表。

**欧洲空间局成员国承担"阿里安 4"研制费的份额**

| 成员国 | 承担份额(%) | 成员国 | 承担份额(%) |
|---|---|---|---|
| 法　国 | 59.3 | 瑞　士 | 1.8 |
| 德　国 | 18.2 | 瑞　典 | 1.2 |
| 意大利 | 6.6 | 荷　兰 | 1.1 |
| 英　国 | 4.9 | 丹　麦 | 0.2 |
| 比利时 | 4.6 | 爱尔兰 | 0.1 |
| 西班牙 | 2.0 | | |

"阿里安 4"计划管理与"阿里安 3"的相同。法国国家空间研究中心负责计划的管理;私营阿里安空间公司负责市场开发、生产、使用和星箭间接口的协调;工业生产组织由于液体助推器是以二子级为基础研制的,仍由西德的 MBB 和 ERNO 公司负责研制,所用的"维金 6"发动机仍由法国动力装置公司负责;双星发射外支架(SPELDA)由英国航天公司负责研制。

"阿里安 4"火箭由 1988 年 6 月 15 日首次试飞成功后,随即投入了正式商业发射运营,至 1994 年 12 月 1 日为止,总共发射了 42 次,其中 34 次成功,共将 89 颗卫星送入轨道。从 1989 年 7 月 12 日"阿里安 3"进行最末一次发射后,"阿里安 4"完全取代了"阿里安 2"和"阿里安 3",成了欧洲航天局 90 年代的主要商业运载火箭。在 1995 年 1 月阿里安空间公司的合同订单上,尚有 39 颗卫星,相当于近 30 亿美元的发射合同等待它去完成。其发射计划已安排到 1997 年初,相当于争到了今后几年近 50%的商业发射市场。为了保持现有的竞争势头,阿里安空间公司 1989 年 2 月 5 日在 1986 年订购 21 枚"阿里安 4"的基础上又订购了 50 枚,1991 年已交付第一批,计划 1999 年交完最后一枚。据称,这项大综订货合同足以给欧洲 12000 人提供就业机会,还可使每枚"阿里安 44L"火箭的发射费由 1990 年的 8500 万美元降到 6000 万美元。

用“阿里安 4”火箭发射一颗 PAM-D 类卫星和一颗质量 2500kg 的卫星的发射费用约为 3000 万和 4000 万美元(1988 年币值)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力： | 2700kN(40) |
| 全长 | 57～59.8m | | 4000kN(42P) |
| | (取决于有效载荷整流罩) | | 5300kN(44P) |
| 最大直径 | ≈9m | | 4050kN(42L) |
| 起飞质量： | 243t(40) | | 5350kN(44LP) |
| | 320t(42P) | | 5400kN(44L) |
| | | 推重比： | 1.13(40) |
| | 355t(44P) | | 1.27(42P) |
| | 363t(42L) | | 1.52(44P) |
| | 418.5t(44LP) | | 1.14(42L) |
| | 470t(44L) | | 1.30(44LP) |
| | | | 1.17(44L) |
| 运载能力(GTO)： | 1.9(t)(40) | 入轨精度(GTO)： | |
| | 2.6t(42P) | 近地点偏差 | ±1km |
| | 3.0t(44P) | 近地点偏差 | ±1km |
| | 3.2t(42L) | 远地点偏差 | ±54km |
| | 3.7t(44LP) | 倾角偏差 | ±0.03° |
| | 4.2t(44L) | 近地点幅角偏差 | ±0.16° |

### 固体助推器(单台)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 12.2m | 推进剂 | 固体(CTPB1613) |
| 直径 | 1.071m | 地面推力 | 649kN |
| 结构质量 | 3.2t | 地面比冲 | 2363N·s/kg |
| 推进剂质量 | 9.5t | 工作时间 | 42s |
| 点火时质量 | 12.6t | | |

### 液体助推器(单台)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 19m | 发动机 | 1 台“维金 6” |
| 直径 | 2.22m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼(UH25) |
| 结构质量 | 4.5t | 地面推力 | 675kN |
| 推进剂质量 | 39t | 真空比冲 | 2716N·s/kg |
| 起飞质量 | 43.5t | 工作时间 | 142s |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 25.2m | 发动机 | 4台“维金 5C” |
| 直径 | 3.8m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼(UH25) |
| 结构质量 | 17.5t | 地面推力 | 2700kN |
| 推进剂质量 | 170～234t | 真空比冲 | 2716N·s/kg |
| 子级质量 | 188～251.5t | 工作时间 | 206s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.5m | 发动机 | 1台“维金 4B” |
| 直径 | 2.6m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼(UH25) |
| 结构质量 | 3.6t | 真空推力 | 786kN |
| 推进剂质量 | 34t | 真空比冲 | 2863.5N·s/kg |
| 子级质量 | 37.6t | 工作时间 | 124s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 9.9m | 发动机 | 1台“HM-7B” |
| 直径 | 2.6m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 结构质量 | 1.2t | 真空推力 | 62.00kN |
| 推进剂质量 | 10.7t | 真空比冲 | 4354N·s/kg |
| 子级质量 | 11.9t | 工作时间 | 735s |

## 仪 器 舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 1m | 结构质量 | 520kg |
| 直径 | 2.66～4.0m | | |

## 双星支架(SPELDA)

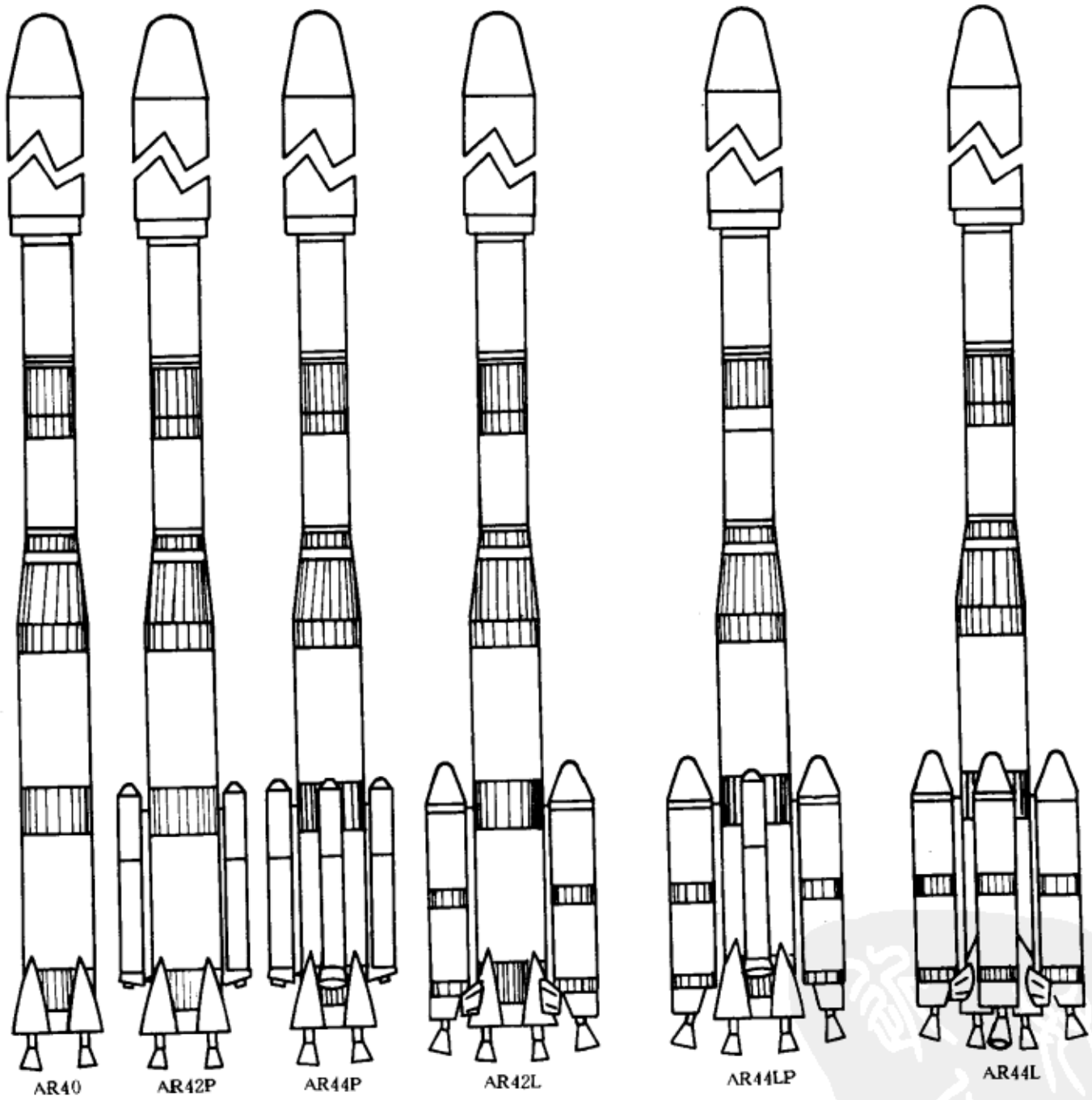
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.635～4.635m | 结构质量 | 400～450kg |
| 直径 | 4m | | |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.6、9.6、11.1m | 结构质量 | 725～782kg |
| 直径 | 4m | 容积 | 60、70、86m$^3$ |

## 总　体　布　局

“阿里安 4”火箭共有 6 种一子级与助推器的组合型式，3 种有效载荷整流罩，5 种单星标准支架，两类 3 种双星支架和一种多星辅助卫星结构及一种工艺实验平台(GTO 轨道用)，根据需要，可将它们进行多种组合，构成多种结构布局。6 种一子级与助推器组合形式如上节所述，它们是 40 型、42P 型、44P 型、42L 型、44L 型、44L 型和 44LP 型。




“阿里安 4”的 6 种一子级与助推器的组合型式

3 种有效载荷整流罩结构为：

1)01 型短整流罩，高 8.6m，直径 4m，容积 60m³，质量 900kg；

2)02 型特长整流罩，高 9.6m，直径 4m，容积 70m³，质量 1000kg；

3)03 型长整流罩，高 11.1m，直径 4m，容积 86m³。

其中 01 和 02 型既可用于单星，又可用于双星，03 型仅供单星和特殊任务需要使用。

5 种标准卫星支架为：937、937A、937B、1194 和 1666 型。它们可与 3 种整流罩配合使用，发射 PAM-D 类卫星、美国无线电公司的 4000/5000 类卫星、福特航天公司的福特卫星和休斯公司的 HS393 等各种卫星。

两类(SPELDA 和 SYLDA)3 种双星支架为：

1)10 型短 SPELDA，高 3.635m，直径 4m，容积 32m³；

2)20 型 SPELDA，高 4.635m，直径 4m，容积 42m³；

3)001 型 SYLDA4400，高 4.4m，直径 2.63m，容积 14m³。

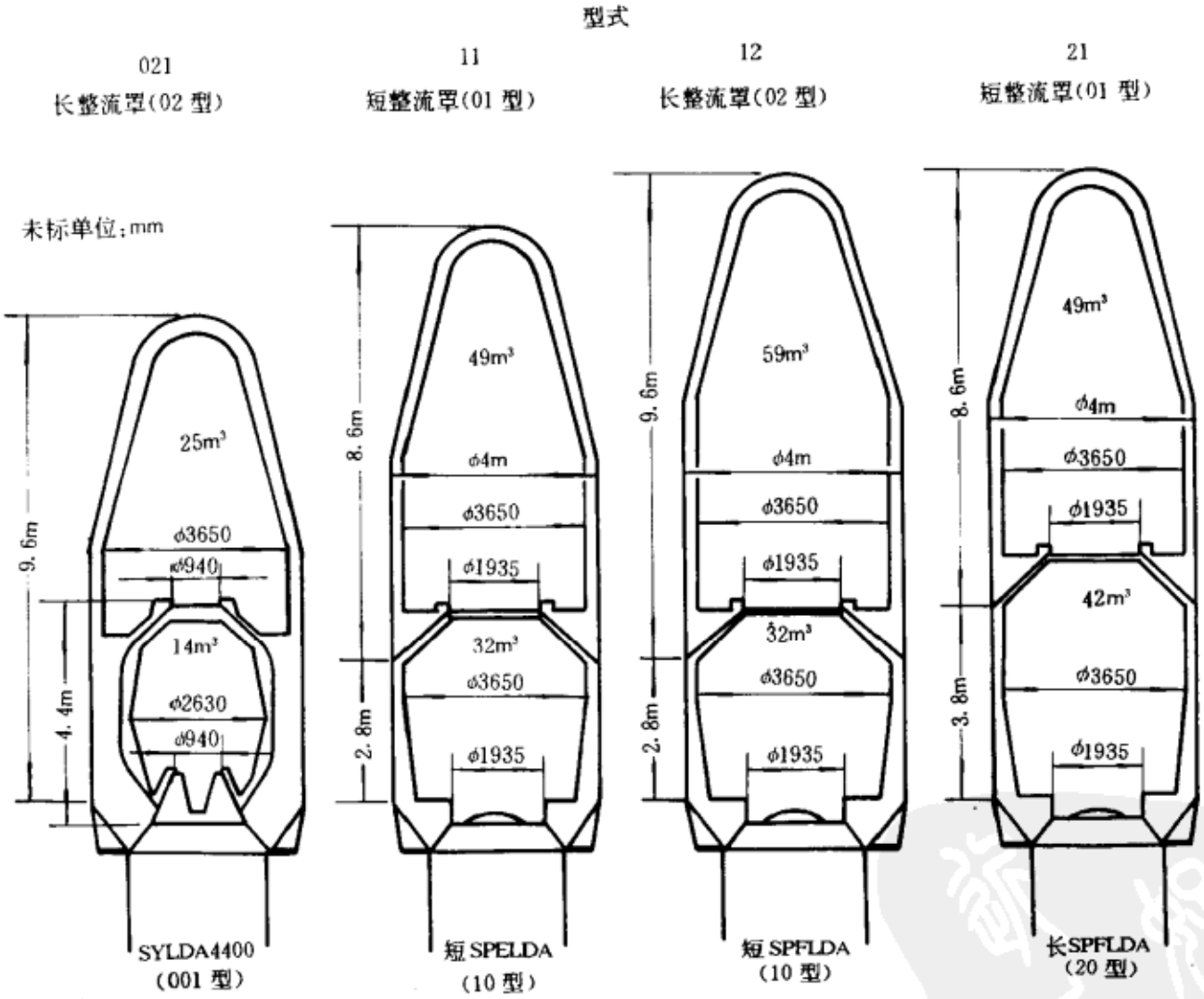
其中短 SPELDA 既可以与短整流罩组合，也可以与长整流罩组合，其组合型式有：

1)11 型——10 型短 SPELDA 与 01 型短整流罩组合型；

2)12 型——10 型短 SPELDA 与 02 型长整流罩组合型。

而 20 型长 SPELDA 只能与 01 型短整流罩组合成 21 型。

SYLDA4400(001 型)可以安装在短整流罩中，也可安装在长整流罩中。




整流罩与双星支架的组合图

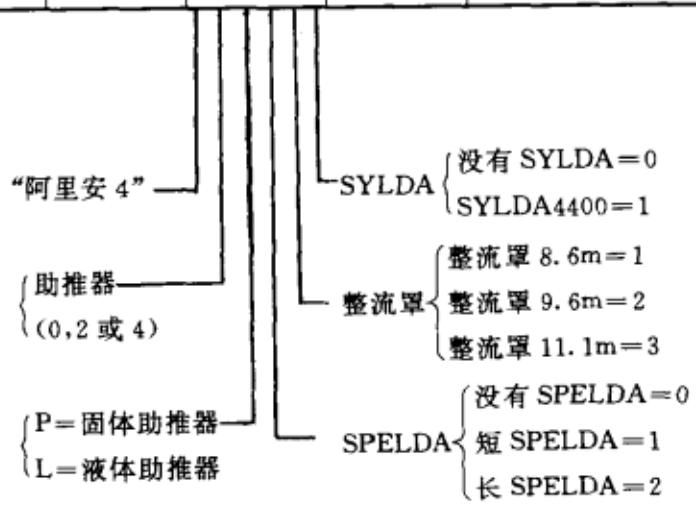
辅助有效载荷结构是一个厚度 44mm 的铝蜂窝环形平板，其外径 2.9m，内径 2.1m，上面可以安装几颗小型卫星，既可以与单星支架配合，又可与双星支架配合，用于多颗卫星的发射。

工艺实验平台是与单星或双星支架配合使用的，上面安装多种测量仪器的平台，被送到地球同步转移轨道上，成为自由飞行平台。“阿里安 4”的 6 种结构型式和整流罩与卫星支架的组合型式见图。

“阿里安 4”的 6 种结构型式与双星支架和整流罩的可能组合型式如表所示。

**“阿里安 4”的可能组合型式**

| | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 固体助推器 P | | | 0 | 2 | 4 | 0 | 2 | 0 |
| | | 液体助推器 L | | | 0 | 0 | 0 | 2 | 2 | 4 |
| 单星发射 | 整流罩 | 短 8600 | | 01 | 4001* | 42P01* | 44P01* | 42L01* | 44LP01* | 44L01* |
| | | 长 9600 | | 02 | 4002 | 42P02 | 44P02 | 42L02 | 44LP02 | 44L02 |
| | | 特长 11120 | | 03 | 4003* | 42P03* | 44P03* | 42L03* | 44LP03 | 44L03 |
| 双星发射 | 双星支架 SPELDA | 短型 | 8600 | 11 | 4011* | 42P11 | 44P11 | 422L11 | 44LP11* | 44L11* |
| | | | 9600 | 12 | 4012* | 42P12* | 44P12 | 42L12 | 44LP12 | 44L12 |
| | | 长型 | 8600 | 21 | 4021 | 42P21 | 44P21 | 42L21 | 44LP21 | 44L21 |
| | 双星支架 SYLDA | 4400 | 8600 | 011 | | 42P011 | 44P011* | | | 44L111 |
| | | | 9600 | 021 | | 42P021 | 44P021* | | | 4L121 |




注：* 表示用得较少

“阿里安 4”的总体布局与“阿里安 3”相比，除有上述一些构成特点外，其芯级本身也有许多改变，主要包括：

1）加长一子级推进剂箱，将每个贮箱增长 3m，推进剂容量由“阿里安 3”的 140t 增加到 226t；

2）去掉原一子级推进舱中的环形水箱，改用容积较大（8200L）的整体圆柱形水箱。它置于燃料箱之上并与之共底，圆柱段高度 730mm，给一子级和液体助推器燃气发生器供水；

3）一子级推进舱内管路重新布置并对发动机架作了加强；

4）为了与安装的助推器相适应，将与发射台对接的夹紧装置下放 1.2m，并用三角架加强；

5）二子级贮箱壁增厚 20～25%，并改进了端框，增加了与级间段连接的螺栓数目。另外，对三子级贮箱也作了加强处理；

6）二、三子级级间段改用碳纤维复合材料制造，这比原铝制结构轻 53kg，相当于增加12.5

kg 的运载能力(GTO 轨道)；

7)采用新研制的仪器舱。新仪器舱由内、外锥壳，环形平板和 12 块可拆卸壁板组成。内锥前端与有效载荷对接；外锥前端与整流罩或双星支架对接；平板上安装制导、程序、遥测、跟踪等仪器设备；外围可拆卸壁板提供仪器检查口。

“阿里安 4”的组成如图所示。

## 箭 体 结 构

“阿里安 4”结构与“阿里安 3”的主要差别除上节所述捆绑液体助推器，加长一子级贮箱和采用新水箱等外，其主要差别还在于选材有所不同。为了减轻结构质量，“阿里安 4”结构增加了复合材料的应用。除了像一子级水箱前底、二、三子级分离护板，液体助推器前锥壳和卫星整流罩等一些受力较轻的构件用复合材料制造外，像二、三子级级间段、仪器舱和单星与双星支架之类的承力结构也用复合材料制造。

### 助推器结构

液体助推器是一个新研制的部件，其结构组成包括两个相同的不锈钢贮箱及其铝质箱间段和前、后裙段及玻璃纤维的锥形头壳。发动机架由圆柱壳和 3 根梁组成，一台“维金 6”发动机呈 9°倾角固定安装在该机架上。机架的一根梁与芯级纵轴处于同一垂直面内，助推器与芯级机架连接的球形接头栓安装在该梁上，并通过它将推力传给芯级。助推器与芯级之间的前连接点在助推器前裙和芯级的箱间段部位。这是由两点安装系统连接的。液体助推器分离时用火工品装置切断前、后 3 个连接接头，然后由 6 枚分离火箭(其中 4 枚安装在助推器箱间段两侧，两枚安装在助推器的前裙上)侧向推动、分离。

固体助推器为“阿里安 3”助推器的加长型，长 12.2m，AISI 4130 钢壳，内装 9.5t 推进剂，喷管偏角 12°。火箭飞行到 7.5km 高空由火工品切断前后连接接头，并借助两对弹簧的弹簧力(前对 66kN，后对 59kN)分离，分离转速 6°/s、速度 5m/s。

### 一子级结构

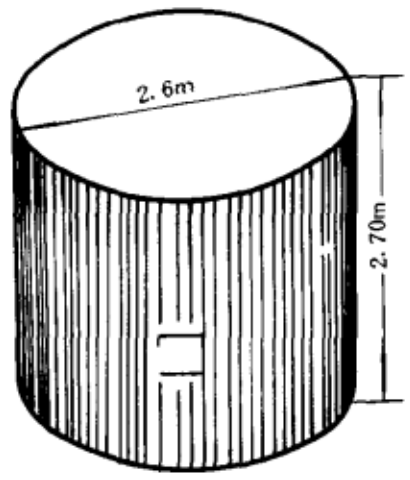
该级结构包括两个直径 3.8m、长度 3.7m 的 15CDV6 号钢贮箱，两贮箱之间由一个长度 2.69m 铝制箱间段和一个高 730mm 钢质圆柱形水箱隔开。水箱位于混肼(UH25)箱上面并与之共底。水箱前底用玻璃纤维增强塑料制造。前裙段长度 1.5m，位于四氧化二氮箱前面，安装有 8 枚反推火箭并与级间段对接。发动机架呈圆柱状，长度 2.3m，它是一个上部与燃料箱连接，下部安装发动机的沉箱形结构。“阿里安 42L 型和 44L 型”的一子级发动机 4 个半锥形整流罩外面各安装一个尾翼。

### 二子级结构

二子级结构除箱体结构和连接端框有所加强外，其它与“阿里安 3”的基本相同。直径2.6m，长度 6.52m 的圆柱形铝制贮箱中间由共底隔开，氧化剂输送管从燃料箱中通过。发动机架包括长 188mm 的圆柱段和长度 1.35m 的圆锥壳，锥壳下端是安装发动机摆动接头的法兰。后裙段呈锥形，长度 1.57m，前后端分别与长度 3.31m 的一、二子级级间段和二子级发动机架对接。后裙为铝合金蒙皮加筋结构，其内部吊挂着一个平均直径 2.24m，截面直径 340mm 的环

形水箱。后箱段外面安装 4 枚正推火箭。前裙段呈圆柱状，长 1.245m，前后端分别与二、三子级级间段和氧化剂箱对接。

## 二、三子级级间段



阿里安 4 的二、三子级级间段外形图

该级间段直径 2.6m，长 2.73m，结构质量 220kg，由 8 块壁板组合而成（其中 3 块各开 440mm×400mm 的检查口），两端和中间用铝合金框加强。每块壁板半径 1.3m，宽度 1m，长度 2.6m，外面有 15 条叶片状纵向加强肋。设计载荷为 480N/mm。开口部位和安装连接框的部位的设计载荷增加 30%。壁板是用宽 150mm 的 T300/976 系列的环氧树脂预浸的碳纤维织布带铺设而成的，平均层厚 0.16mm，纤维含量占 65%。蒙皮铺层设计为 $\pm 45/O_4/\pm 45/O_4/\pm 45$，铺设厚度 2.24mm；加强肋铺层设计为 $\pm 45/O_5/\pm 45/O_5/\pm 45$，肋条厚度 2.56mm。在壁板开口和安装连接件部位增加了加强层和加强件。级间段下部用隔热板封闭，限制两个子级间的热交换。“阿里安 4”的二、三子级复合材料级间段如图所示。

## 三子级结构

该级结构也与“阿里安 3”的基本相同，只是贮箱有所加强。箱体呈圆柱状，直径 2.6m，长 7.575m，中间由半球形共底隔开，共底为酚醛蜂窝夹层结构，中间抽真空。整个箱体由绝热层绝热。前裙段长 451mm，前端与仪器舱连接。后短裙长 288mm，前端与发动机架对接。发动机架由长 1.184m 的锥形壳和长 499mm 的圆柱壳组成。圆柱段安装 4 枚正推加速火箭和分离火工品系统。

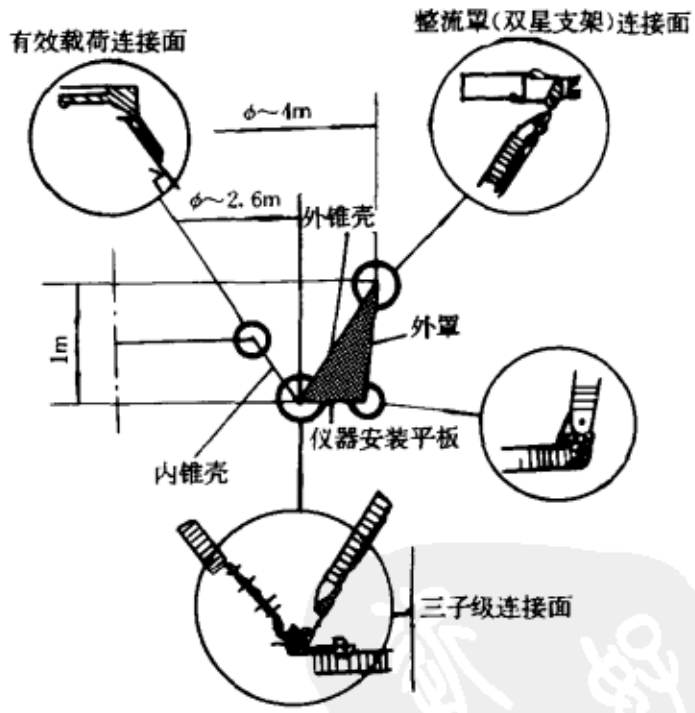
## 仪器舱结构

仪器舱用来安装和保护仪器并作为整流罩或卫星支架与三子级之间的结构连接件，保持火箭的完整性。仪器舱结构为碳纤维面板和铝蜂窝构成的蜂窝结构，由 4 部分组成（见图），即：

1）内锥壳。 用于支撑下面的有效载荷，提供直径1.92m 的对接面，它由 6 块蜂窝夹层板组成。

2）外锥壳。 高 1m，前端与直径 4m 的整流罩或双星支架 SPELDA 的后端框对接，底端与直径 2.6m 的内锥壳和三子级前裙连接，也由 6 块蜂窝夹层板组成。

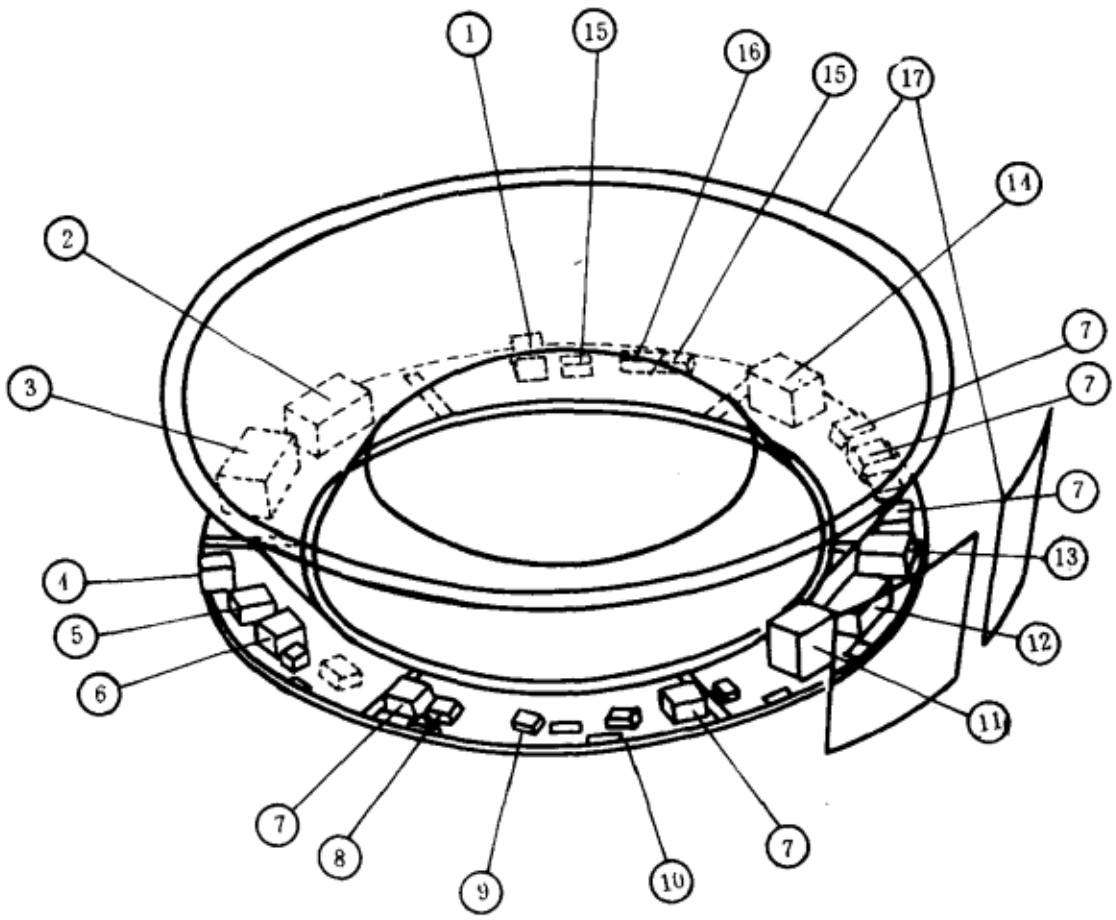
3）水平环形板。 上面安装各种仪器设备（见图），与三子级前裙连接，由 12 块蜂窝



“阿里安 4”仪器舱结构

夹层板组成。

4)外罩。 由 12 块可拆卸的碳纤维壁板构成,用于保护仪器舱内的仪器并通过它们较容易地接近仪器,而不会干扰有效载荷舱。




仪器舱内

1. 安全装置;2. 激光陀螺装置;3. 指令装置;4. 脱落插头座;5. 起动盒;6. 电源系统;7. 电池组;8. 电池;9. 脉码调制发射机;10. 频率调制发射机;11. 惯性平台装置;12. 电子组件;13. 箭上计算机;14. 接口装置;15. 遥测数据采集装置;16. 遥测中心装置;17. 仪器舱外罩。

仪器舱内、外锥壳壁板蒙皮(面板)是用碳纤维与环氧树脂铺设而成的,其铺层设计为(0,±45,0),其中(±45)为 T300 碳纤维/环氧树脂层,(0)为 T300 碳纤维织布带/环氧树脂层。两锥壳壁板夹层是不对称的。外罩壁板蒙皮的铺层设计为(0,95)和(±45)的碳纤维层。仪器安装板的面板仍由铝合金制造。

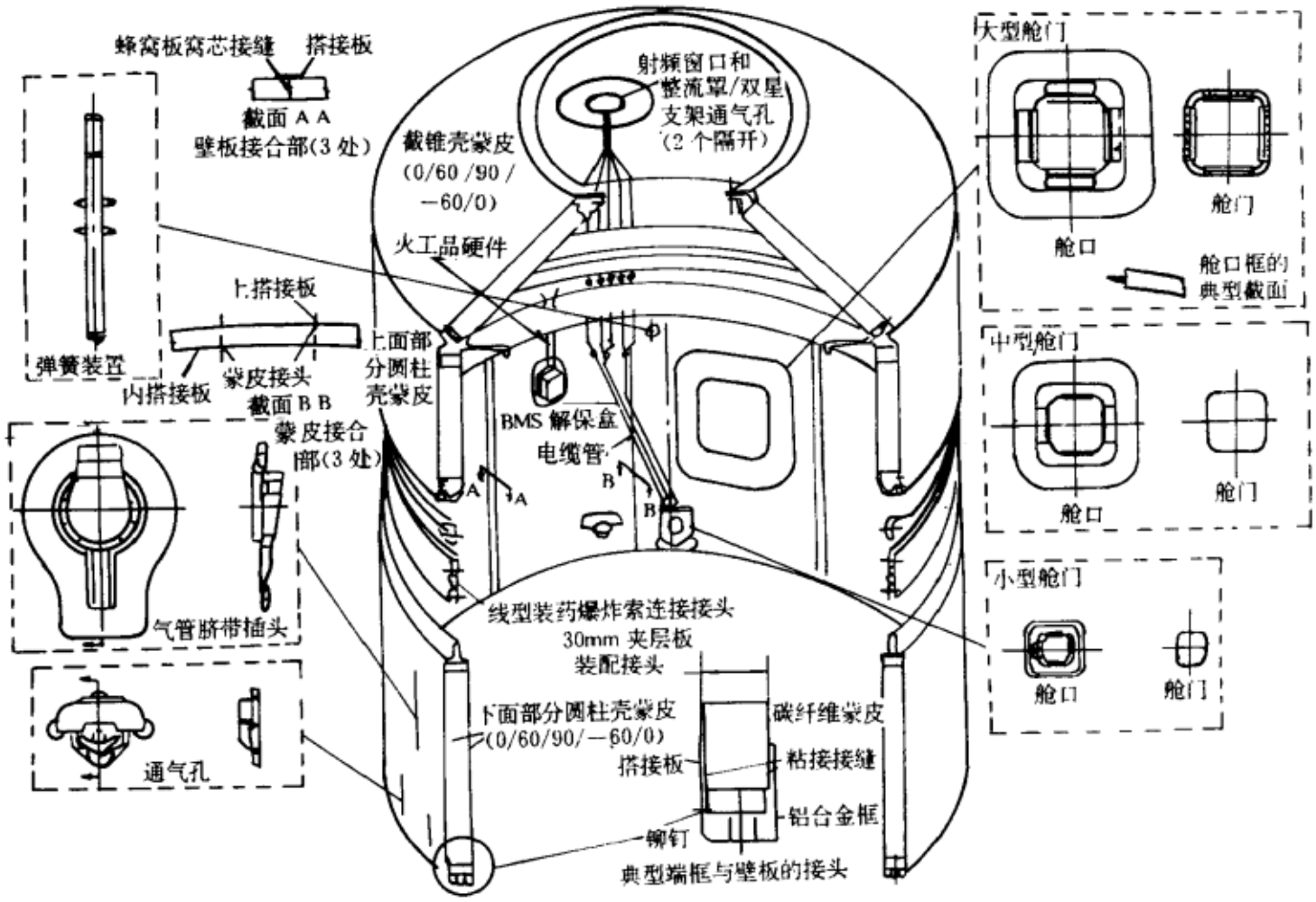
仪器舱高 1m,结构质量(不包括仪器)400kg。

## 双星发射外支架(SPELDA)结构

双星支架用来支承上面的卫星,保护下面的卫星,支撑整流罩和安装电信号控制仪器。支架由上、下两部分组成,两部分都是碳纤维面板和铝蜂窝夹芯构成的蜂窝结构件。下面部分是一个直径 4m,高 2m 的圆柱壳,用 180 个螺栓安装在仪器舱上面。上面部分由两部分组成:一部分是一个直径 4m,高 1.8m 或 2.8m 的圆柱壳;另一部分是在圆柱壳上面的高 1m 的截锥壳。该截锥壳上端面是与有效载荷对接的直径 1.92m 的对接面。上、下两大部分之间由铝制环段连接,铝环段中间安装线性装药。此外,在下面部分里面还安装 6 个分离弹簧。两部分分离时,爆炸索沿周向切断铝环段,在弹簧力的作用下将上面部分弹射掉,露出里面的卫星。该支架

的两个圆柱壳和一个截锥壳均由 3 块蜂窝壁板拼接而成。前截锥壳和下圆柱壳壁板蒙皮是用 69 号环氧树脂预浸的 HMS 碳纤维织布带分 5 层铺设的。铺层设计为(0,±60,90,−60,0);上面部分的圆柱壳蒙皮铺层设计分 7 层(0,±60,90,±60,0)。全部壁板蒙皮外表面均用玻璃布作衬里的铝箔覆盖,以防静电放电和吸入潮气。蒙皮铺层固化后与铝蜂窝夹芯粘接在一起。各壁板之间用复合材料对接带粘接在一起。

SPELDA 双星支架质量,短型为 400kg,长型为 450kg。




阿里安 4 双星支架(SPELDA)

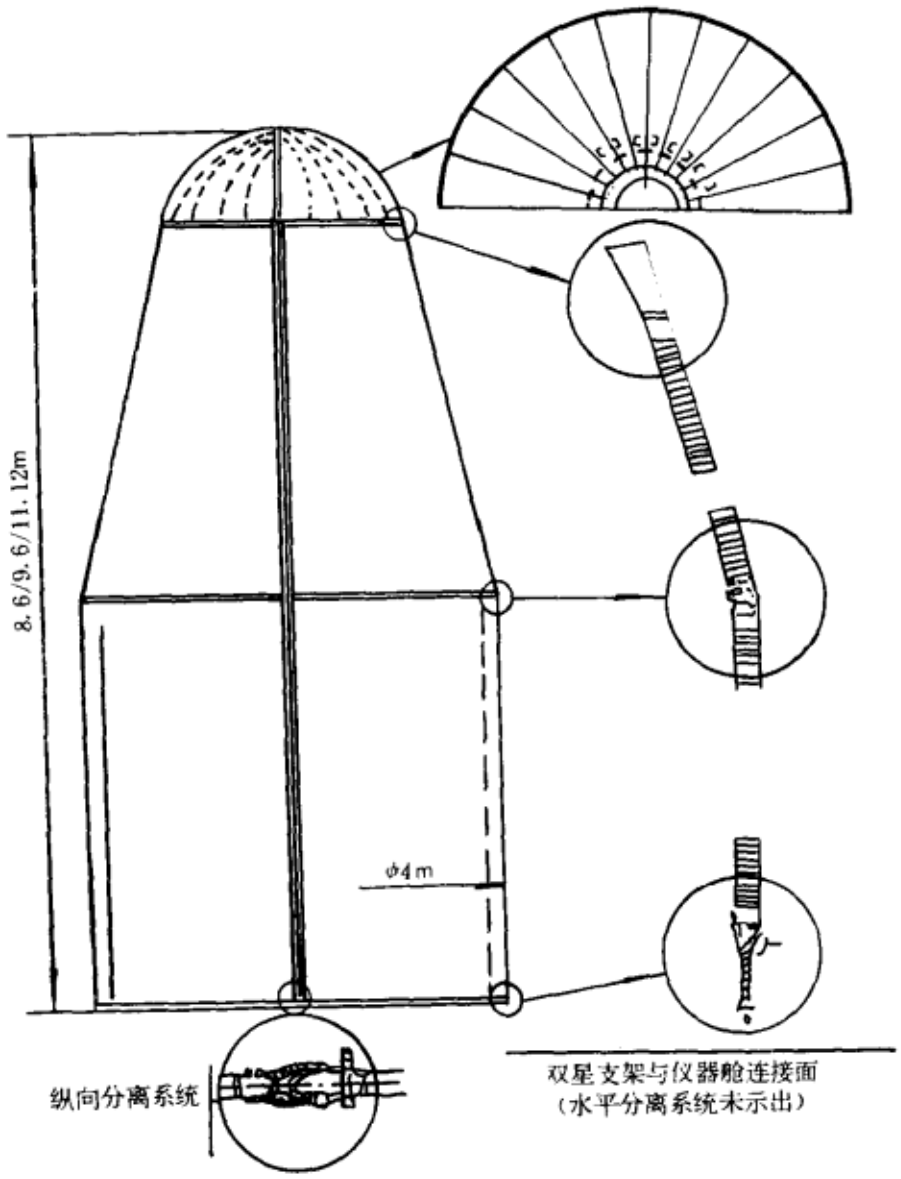
## 整流罩结构

整流罩用来保护有效载荷,它包括圆柱壳、圆锥壳和鼻维帽三部分并沿纵向分两半组装与分离。鼻锥帽为加强的铝合金结构,前锥壳和圆柱壳为铝蜂窝夹芯和碳纤维蒙皮构成的蜂窝结构。圆柱段由 4 块壁板组成(长整流罩由 8 块板组成);圆锥壳也由 4 块壁板组成,壁板的最大尺寸为 3m×5m。蜂窝结构蒙皮是用环氧树脂预浸的 T300 碳/玻璃纤维和织布带铺设成的,其铺层设计为(90,0,±45,0,90),其中(90,0)、(±45)为碳纤维,(0)为碳织布带,(90)为玻璃织布带。圆柱壳和圆锥壳分别铺一层或两层玻璃纤维层。蜂窝壁板连同热防护层(圆锥壳用)一步制成。

整流罩外径 4m,其长、短型的长度和质量分别为 9.6m、8.6m 和 1000kg、900kg。

整流罩两个半壳纵向用铆钉连接,下端框与仪器舱或双星支架前端框对接并由两个爆炸螺栓连接的两段包带箍紧。整流罩在二子级飞行期间气动热流降到 1135W/m² 时分离、被抛掉。分离时,首先引爆连接包带的两个爆炸螺栓,松开包带,使整流罩与仪器舱或双星支架分

开;接着引燃无污染的爆炸索将纵向连接铆钉切断,使两个半壳彼此平行分离。火箭竖立在发射台上时,整流罩和双星支架内的有效载荷要用过滤的冷气空调,冷气流量为 1500±500Nm³/h。




"阿里安 4"整流罩结构(长 9.6m)

## 推 进 系 统

"阿里安 4"液体助推器和一、二、三子级分别采用 1 台"维金 6"、4 台"维金 5C"、1 台"维金 4B"和 1 台"HM-7B"发动机。它们的主要性能参数见表。维金类发动机工作原理相同,有单独的推进剂和水的输送系统。发动机自燃点火。在工作时,由燃气发生器水调节器对燃烧室压力与氮气瓶提供的基准压力作比较,调节喷水阀门开度,控制燃气发生器的喷水量,使燃气发生器处于额定工况下,保持涡轮泵所需能量不变;和由泵平衡调节器比较燃料的喷注压力与氧化剂泵后压力来保持燃烧室内推进剂两组元混合比不变。这样来保证发动机处于额定工况下工作。燃气发生器燃烧主推进剂(其混合比接近化学计算值),产生的燃气经喷水降温,其大部分用于驱动涡轮泵,少部分给一子级贮箱增压和用于驱动伺服系统的伺服马达;二子级贮箱不用燃气增压而用氦气增压,但滚动控制系统的固定切向喷管用此种燃气作工质。

**“阿里安 4”发动机性参数**

| 名　　称 | | “维金 5C” | “维金 6” | “维金 4B” | “HM-7B” |
|---|---|---|---|---|---|
| 用　　途 | | 一子级 | 液体助推器 | 二子级 | 三子级 |
| 总　　体 | | | | | |
| 真空推力 | (kN) | 750 | 750 | 786 | 62.00 |
| 地面推力 | (kN) | 675 | 675 | | |
| 真空比冲 | (N·s/kg) | 2716 | 2716 | 2863.5 | 4354 |
| 燃烧室压力 | (MPa) | 5.85 | 5.85 | 5.85 | 3.7 |
| 面积比 | | 10.5 | 10.5 | 30.8 | 83.1 |
| 工作时间 | (s) | 206 | 142 | 124 | 735 |
| 燃烧室燃气温度 | (℃) | 3000 | 3000 | 3000 | |
| 推进剂流量 | | | | | |
| 总流量 | (kg/s) | 276.4 | 276.4 | 278.1 | 14.38 |
| 燃烧室的流量 | (kg/s) | 275.2 | 275.2 | 278.0 | 13.98 |
| 混合比 | | 1.70 | 1.71 | 1.70 | 4.76 |
| 推进剂和水输送压力 | | | | | |
| 水 | (MPa) | 6.5 | 6.5 | 6.5 | |
| 混肼(UH25) | (MPa) | 6.7 | 6.7 | 6.7 | |
| 四氧化二氮 | (MPa) | 6.9 | 6.9 | 6.9 | |
| 涡轮泵 | | | | | |
| 转数 | (r/min) | 10000 | 10000 | 10000 | 59300(液氢泵)<br>12650(液氧泵) |
| 涡轮功率 | (kW) | 2500 | 2500 | 2500 | 380 |
| 燃气发生器 | | | | | |
| 气体流量 | (kg/s) | 7 | 7 | 7 | |
| 气体压力 | (MPa) | 3.5 | 3.5 | 3.5 | 2.4 |
| 气体温度 | (℃) | 650 | 650 | 650 | 880K |
| 推进剂贮箱增压压力 | | | | | |
| 混肼箱 | (kPa) | 500 | 500 | 500 | 290 |
| 四氧化二氮箱 | (kPa) | 500 | 500 | 500 | 210 |
| 尺寸 | | | | | |
| 高度 | (m) | 2.87 | 2.87 | 3.51 | 2.01 |
| 喷管出口直径 | (m) | 0.99 | 0.99 | 1.7 | 0.992 |
| 质　　量 | | | | | |
| 总质量 | (kg) | 826 | 826 | 886 | 155 |
| 涡轮泵质量 | (kg) | 325 | 326 | 331 | |
| 燃气发生器质量 | (kg) | 28 | 28 | 28 | |

"HM-7B"发动机的涡轮泵有两根轴,一根是涡轮与液氢泵的轴(转数 60000r/min),另一根为液氧泵轴(转数 13000r/min)。涡轮靠固体火药起动器起动并带动泵给燃气发生器和发动机供应推进剂。由于液氢液氧推进剂是非自燃的,因而,发动机燃烧室和燃气发生器均用火药点火器点火。发动机工作由文氏管和液氧管路的压调器调节进入燃气发生器的推进剂秒流量以限制发动机的推力和混合比的变化小于 1.5%。燃烧室及喷管的上段用再生冷却,喷管的下段用 6%的液氢作排放冷却。

液氧箱用贮存在气瓶中的温度 100K、压力 20MPa 的氦气经减压后增压;液氢箱用从喷管再生冷却段出口抽出的温度 100K 的气氢增压,而在一、二子级飞行期间用氦气增压。

"阿里安 4"基本上沿用了"阿里安 3"的推进系统,但两者也有许多差别,下面重点介绍其改进情况。

### 助推器推进系统

液体助推器是新研制的,但所用的"维金 6"发动机与一子级的"维金 5C"基本相同,而且除了推进剂外,所用的气动、液压和燃气发生器的用水全部通过脐带连接器由一子级供给。其系统布局如图所示。发动机固定安装,喷管轴与芯级纵轴之夹角为 9°。每台发动机地面推力为 675kN,工作时间 142s,在火箭起动前 3.4s 与一子级发动机一起点火。

固体助推器发动机地面平均推力 649kN,工作时间 42s。它是在一子级发动机点火后 3.4s 成对点火工作的。

### 一子级推进系统

一子级推进系统除前述加长贮箱,采用新水箱和改变推进舱管路布局外,发动机的最大摆角由 4.8°减到 3.8°,燃烧室喉衬改用碳基复合材料而不再用石墨制造。此外,在系统方面由于采用液体助推器也作了相应改变,这包括:1)改变了气动指令系统,增加了给液体助推器推进系统阀门、增压系统和调节系统发出的气动指令;2)采用新的抑制 POGO 指令系统,该系统能够给一子级四氧化二氮 POGO 抑制器和给液体助推器四氧化二氮与混肼(UH25)POGO 抑制器发出 6 个气动指令;3)在发动机架上增加一个专门为液体助推器供电、供气和输送液压油的脐带连接器。

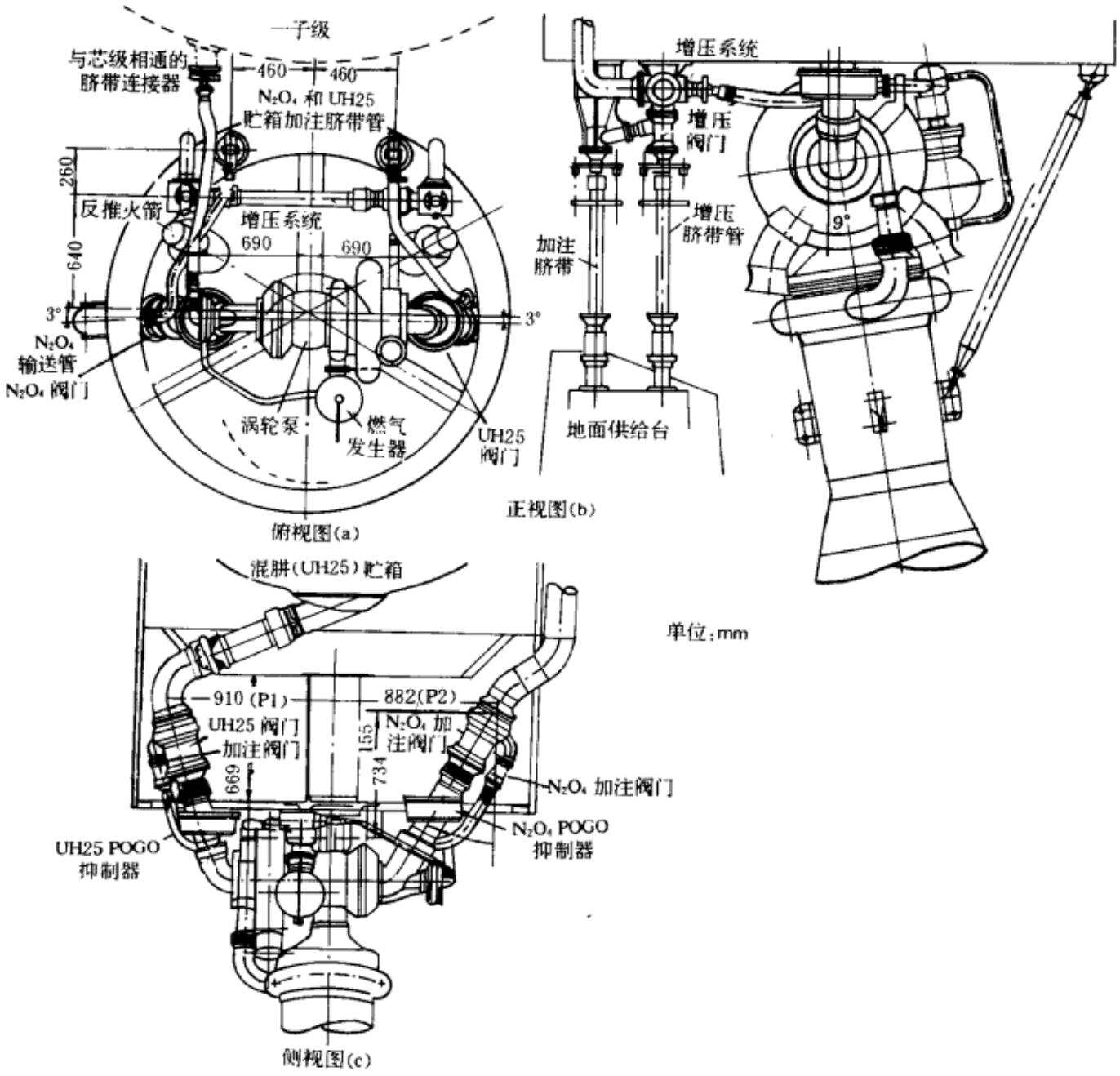
一子级 4 台"维金 5C"发动机地面总推力 2700kN(真空总推力约 3000kN),它与 4 枚总推力为 2700kN 的液体助推器发动机一起工作,可以给"阿里安 4"火箭提供 3040m/s 的速度增量。

### 二子级推进系统

二子级推进系统基本上与阿里安 3 的相同。但"维金 4B"发动机真空推力 786kN,真空比冲 2863.5N·s/kg,工作 124s,可给"阿里安 4"火箭提供 2560m/s 的速度增量。当达到该速度增量时由制导系统通过计算机发出关机指令。

### 三子级推进系统

三子级推进系统基本上与"阿里安 3"的相同。"HM-7B"发动机在二、三子级分离后 3s 由箭上计算机指令起动,10s 达到额定推力 62.00kN,约工作 735s,将火箭推进到转移轨道。这时制导系统发出关机指令,先关闭燃气发生器的氧路阀门使其停止工作,随之发动机关机。




单位：mm

液体助推器推进舱 3 向视图

此后，由以气氢作工质的姿态控制系统进行 3 轴控制。该系统可提供 13500N·s 的总冲量，除进行姿态控制外，根据需要还能使火箭和有效载荷旋转机动。

## 制导和控制系统

制导系统根据惯性平台输出的敏感数据计算出火箭的姿态指令，使火箭以最优的性能将有效载荷送上选定的轨道。制导工作靠箭上程序计算机实行导航计算和执行制导规律来完成。制导从二子级发动机点火开始直到三子级发动机关机指令发出结束。一子级按预定程序姿态规律飞行，不进行制导。

“阿里安 4”制导系统比“阿里安 3”多一套备用激光陀螺组件，它在机械的主惯性平台①出

① 从第四次飞行(V31)起，主、辅制导系统都用激光陀螺组件

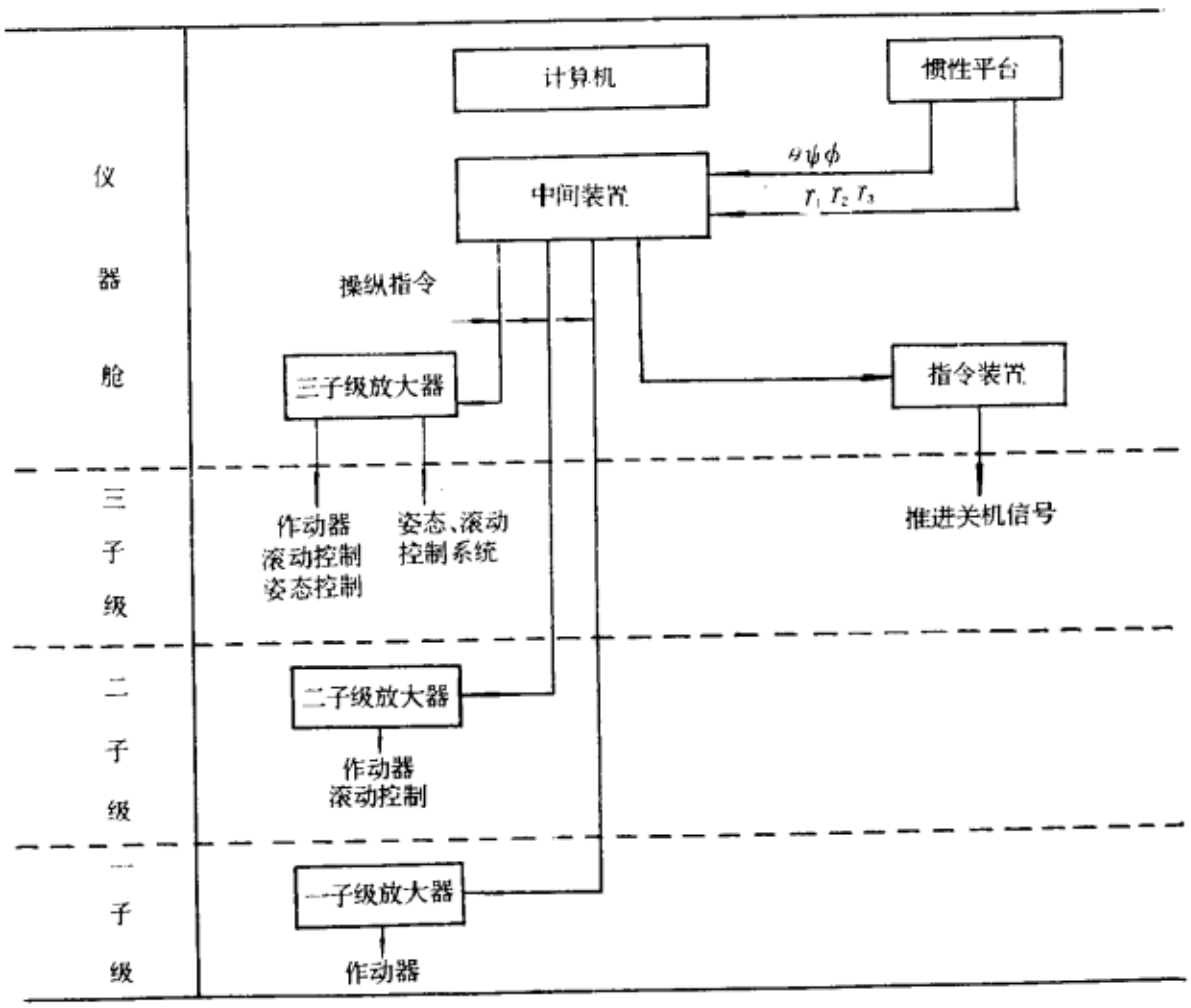
现故障时，由箭上计算机转接接替其工作。

控制功能靠惯性平台、指令发生装置(箭上数字计算机计算姿态偏差并发出控制指令)，执行机构(放大器与作动器)实现。“阿里安 4”控制系统是一种新的数字式系统，而不再用“阿里安 3”的模拟式系统。其控制力由摆动发动机和二、三子级的滚动控制系统提供。

程序系统发出完成飞行程序所需的指令。程序系统受箭上数字计算机指令控制，计算机根据预定飞行程序发出各种指令。指令通过计算机中间装置送出，由程序装置处理后传出与执行装置相适应的信号。指令通过两条完全重复的线路系统由中间装置传给执行机构。程序系统的指令信号用于改变脉码调制(PCM)遥测格式；指令推进系统和 POGO 抑制装置工作；和起动正推和反推火箭；令三子级发动机点火器点火、级间分离、抛整流罩和卫星分离等。

指令程序在发动机关机期间暂停，在每级发动机关机并推力消失后重新开始。

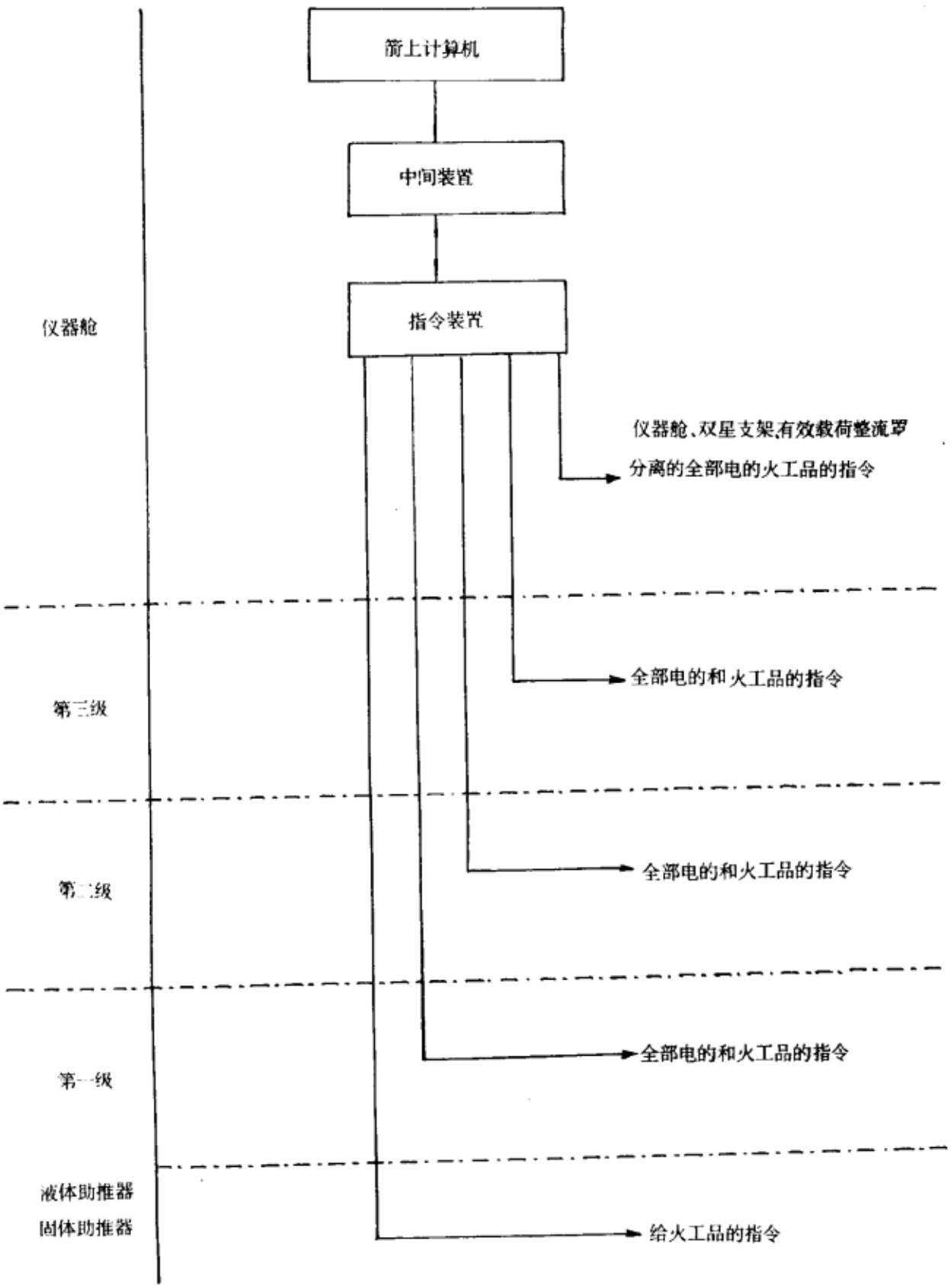
“阿里安 4”制导系统组成关系和控制系统逻辑工作关系如图所示。




“阿里安 4”制导框图

## 遥 测 系 统

遥测系统为 S 频段(频率＝2100MHz)系统。在“阿里安 4”飞行期间，它将约 600 个箭上测量数据传给地面，供地面了解和评价火箭系统工作情况和性能。这种脉码调制遥测系统是由一个 240kbit/s 的中心装置通过数据母线与分布在各分系统中的各种数据采集装置相连通形成的。




"阿里安 4"控制逻辑(程序系统)

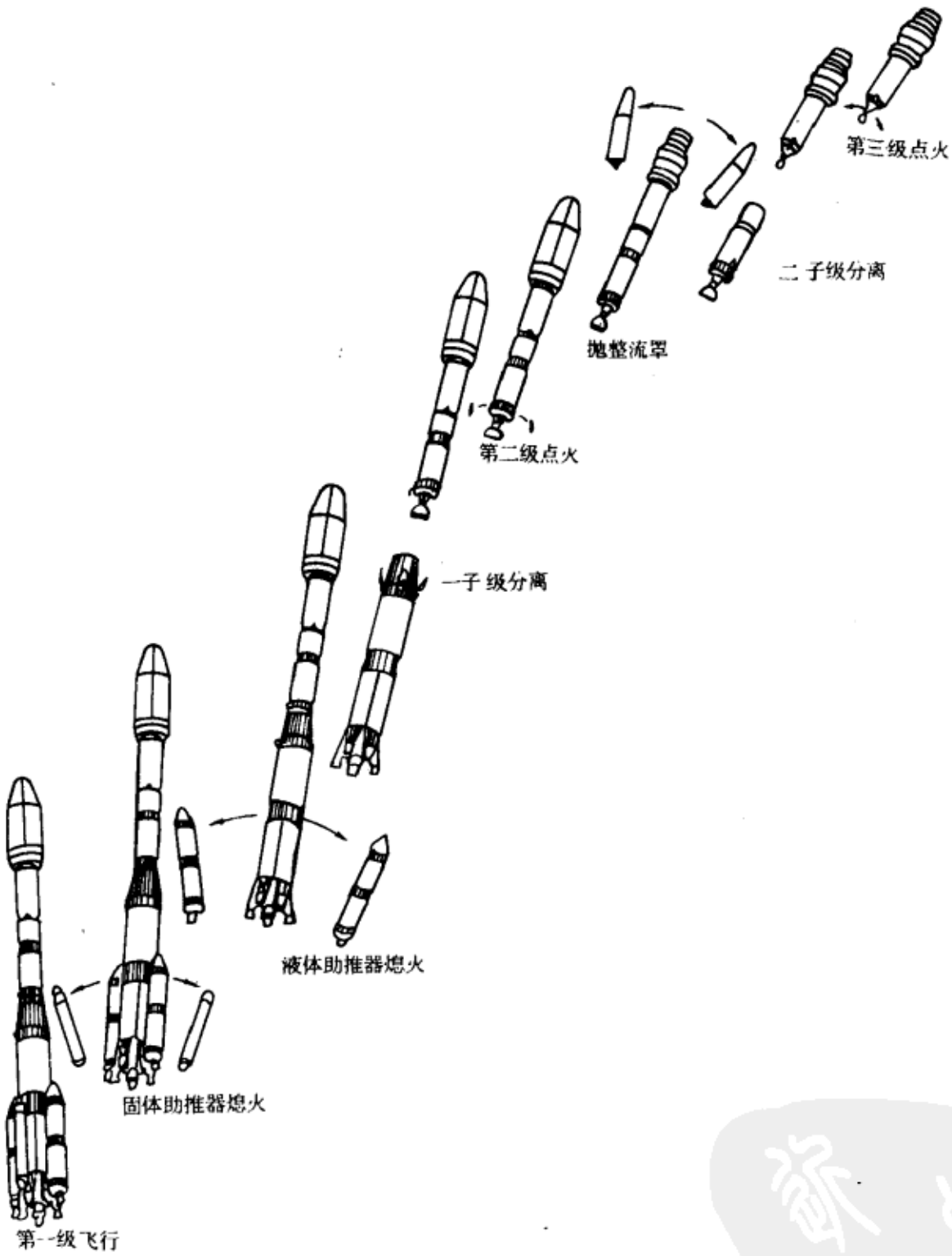
## 跟踪自毁系统

"阿里安 4"的跟踪自毁系统基本上与"阿里安 3"的相同。该系统是完全重复的,由两套雷达应答机和两套遥控指令接收机组成。火箭飞行出现过早分离故障,由箭上发出自毁信号;火箭飞行偏离预定安全航道,由地面根据跟踪系统获得实时数据进行判断,发出自毁指令。安装

在仪器舱中的安全装置解译遥控指令并发出自毁信号直接给三子级的自毁爆炸器，令其爆炸；而设置于一、二子级中的安全-遥控自毁逻辑电路接收到自毁指令后，引爆一、二子级的自毁爆炸器。“阿里安 4”有 4 套爆炸器，除每级各设一套外，液体助推器也设一套(与一子级相同)。

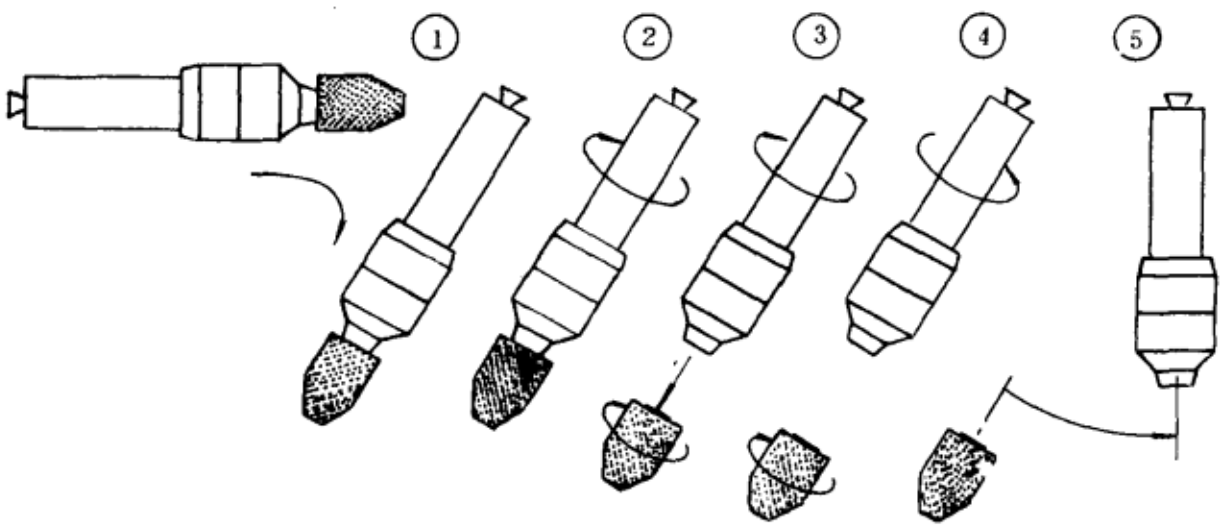
## 典型飞行程序与轨道

“阿里安 4”火箭可以用来向近地球轨道、太阳同步轨道和地球同步转移轨道发射各种有效载荷。“阿里安 44LP”向地球同步转移轨道发射有效载荷的典型飞行程序如图和表所示。




“阿里安 44LP”典型飞行程序图

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T-3.5$ | 一子级发动机和液体助推器发动机点火 | $T+189.5$ | 一子级发动机关机 |
| $T-0.5$ | 二台固体助推器发动机点火 | $T+194.5$ | 一子级分离，二子级发动机点火 |
| $T=0$ | 松开发射台牵制装置，火箭起飞 | $T+328$ | 二子级发动机关机 |
| $T+28$ | 固体助推器燃尽熄火 | $T+332.5$ | 二子级分离 |
| $T+31$ | 抛掉固体助推器 | $T+334.5$ | 三子级发动机点火 |
| $T+35$ | 液体助推器发动机关机 | $T+1059.5$ | 指令终止三子级发动机推力 |
| $T+140$ | 在飞行高度约 45m，飞行马赫数 M 为 5.5 时，抛掉液体助推器 | $T+1059.5$ | 开始有效载荷定向姿态控制 |




典型的有效载荷与双星支架分离程序

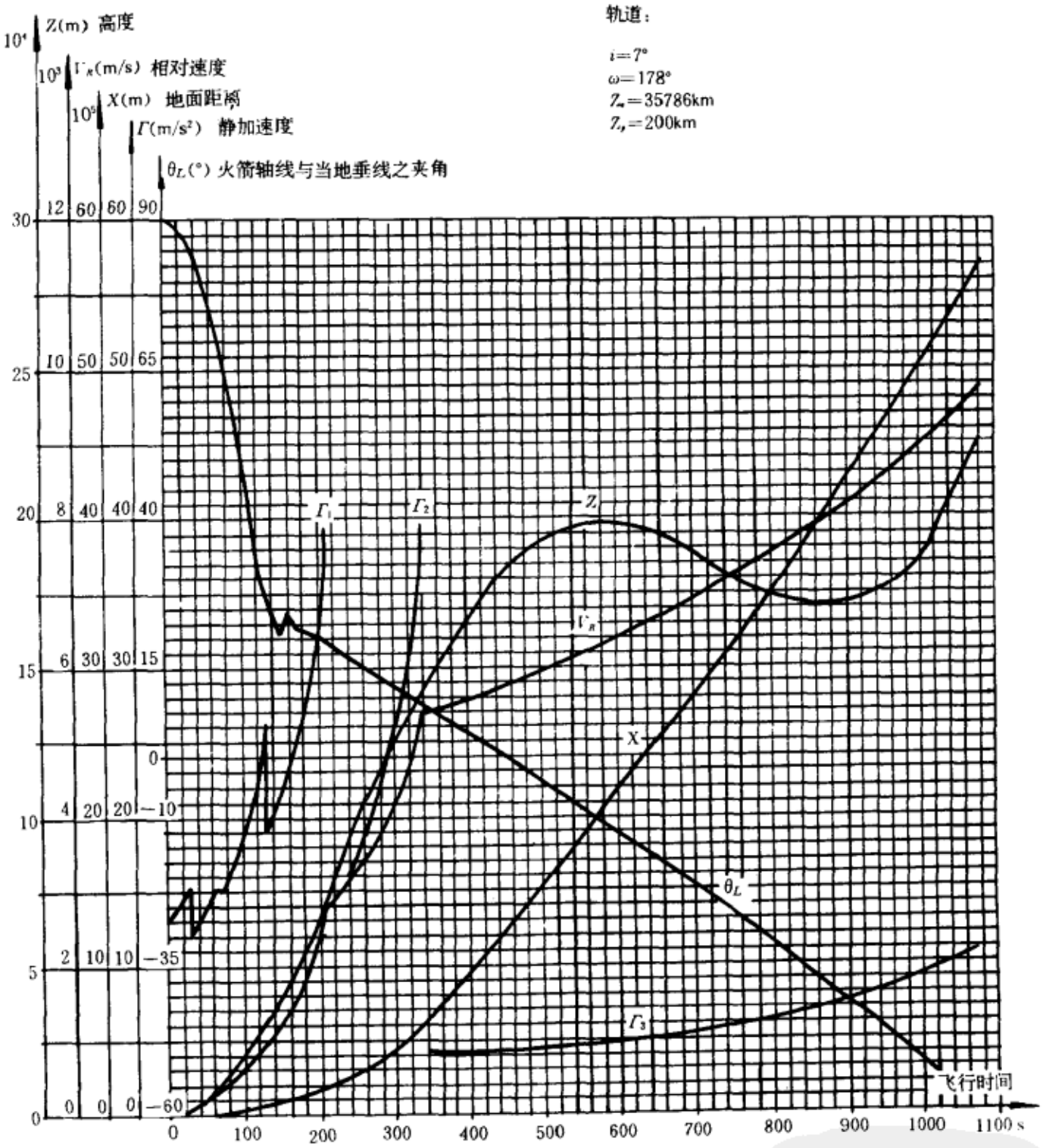
①第一颗卫星定向；②起旋；③第一颗卫星分离；④消旋；⑤变向（最大：30°）；⑥双星支架 SPELDA 上面部分分离；⑦第二颗卫星定向；⑧起旋；⑨第二颗卫星分离；⑩躲避机动。

注：三轴稳定的型式可以有第 3 和第 9 阶段。

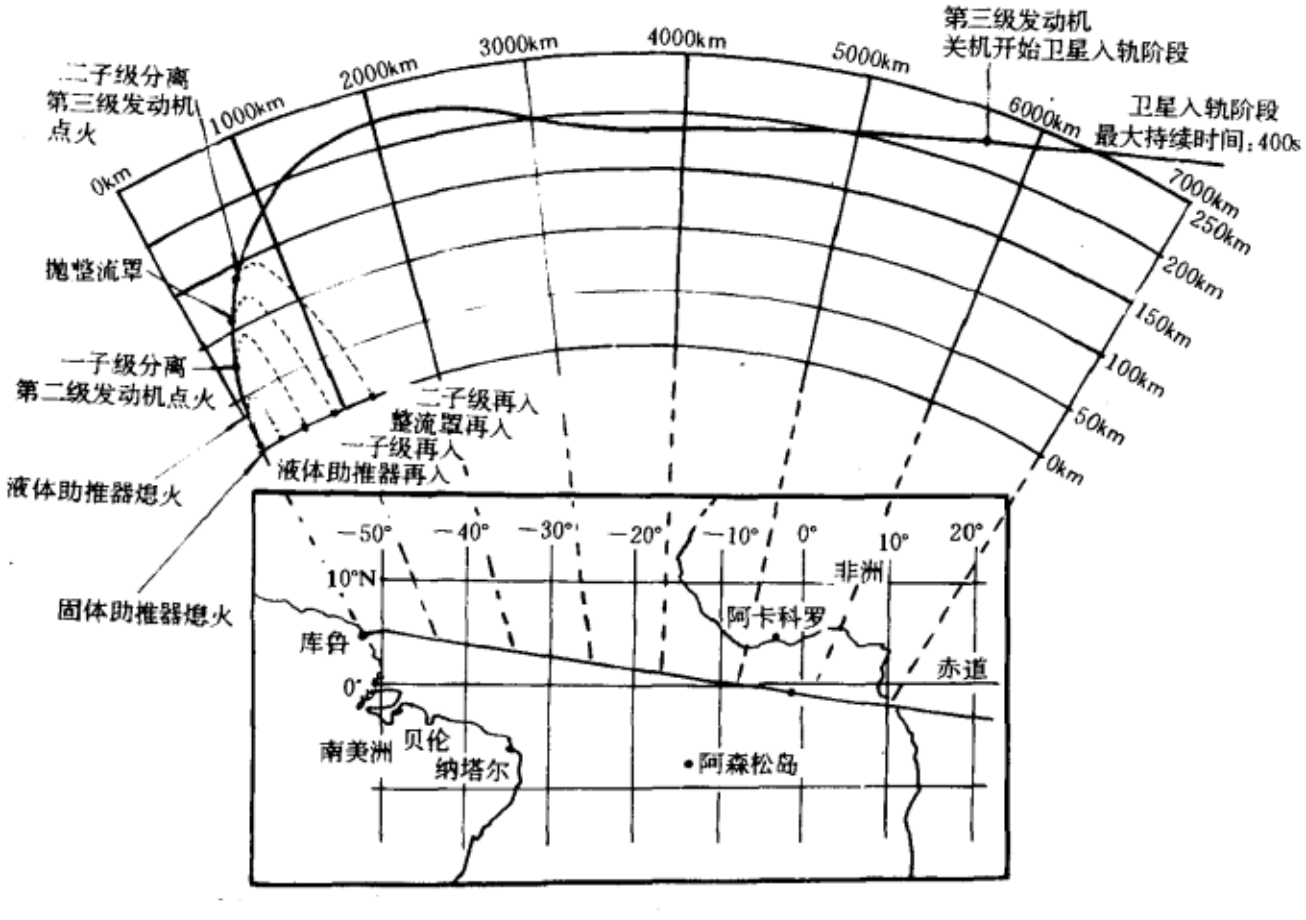
三子级将有效载荷送入所需轨道后，在与有效载荷分离前，由三轴姿态控制系统给有效载荷定向并旋转（必要时）；然后，与有效载荷分离并按照程序机动飞行，以免碰撞有效载荷。三子

级借助双星支架释放有效载荷的程序如上图所示。

“阿里安 44LP”由库鲁发射场向地球同步轨道发射有效载荷的飞行轨道及其主要轨道参数随飞行时间变化情况如图所示。其标准地球同步转移轨道为：近地点 $Z_p=200$km；远地点 $Z_a=35786$km；倾角 $i=7°$；近地点幅角 $\omega=178°$。标准的有效载荷入轨精度为：近地点 $Z_p\leqslant 1$km；远地点 $Z_a\leqslant 54$km；倾角 $i\leqslant 0.03°$。




“阿里安 44LP”主要轨道参数随时间变化图




“阿里安 44LP”典型飞行轨道

# “阿里安 4”飞行记录

| 序号（代号） | 运载火箭 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道类型 | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 (V22) | AR44LP | 1988. 6. 15 | | | GTO① | 221 | 36359 | 10. 01 | | 首次试飞 |
| | | | 欧洲空间局气象卫星 (Meteosat-P2) | 696 | GEO② | 3577. 7 | 35794 | 1. 25 | 1435. 93 | |
| | | | 泛美卫星公司通信卫星 (PANAMSAT) | 1220 | GEO | 35767 | 35810 | 0. 03 | 1436. 09 | |
| | | | 业余卫星公司卫星 (Amsat-3C)(OSCAR-13) | 142 | | 2459 | 36291 | 58. 67 | 685. 45 | |
| 2 (V27) | AR44LP | 1988. 12. 11 | | | GTO | 202 | 36200 | 7. 06 | | |
| | | | 英国国防部天空网卫星 (Skynet-4B) | 1429 | GEO | 34423 | 35860 | 3. 09 | 1403. 14 | |
| | | | 卢森堡联合欧洲卫星公司 S.E.S. 直播卫星(ASTRA 1A) | 1768 | GEO | 35516 | 35993 | 0. 16 | 1434. 35 | |
| 3 (V29) | AR44LP | 1989. 3. 6 | | | GTO | 199. 9 | 36066 | 7. 087 | | |

| 序号(代号) | 运载火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道类型 | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 日本通信卫星公司国内通信卫星(Jcsat-1) | 2280 | GEO | 35588 | 35996 | 0.15 | 1436.2 | |
| | | | 欧洲空间局气象卫星(MOP-1) | 681 | GEO | 35782 | 35797 | 0.97 | 1436.14 | |
| 4 (V31) | AR44L | 1989.6.6 | | | GTO | 204 | 36016 | 7 | | |
| | | | 日本通信卫星公司国内通信卫星(Superbird-A) | 2490 | GEO | 35769 | 35804 | 0.07 | 1435.97 | |
| | | | 西德通信卫星(DFS-哥白尼-1号) | 1416 | GEO | 35708 | 35865 | 0.05 | 1435.97 | |
| 5 (V33) | AR44LP | 1989.8.10 | | | GTO | 210 | 36007 | 7 | | |
| | | | 西德电视直播卫星(TV-sat-2) | 2145 | GEO | 35767 | 35807 | 0.01 | 1436.01 | |
| | | | 欧洲空间局天体测量卫星(Hipparcos) | 1140 | GEO | 529 | 35898 | 6.84 | 639.06 | 未达到预定轨道 |
| 6. (V34) | AR44L | 1989.10.28 | 国际电信卫星组织卫星(Intelsat-V1(F2)) | 4286 | GEO | 35727 | 35849 | 0.10 | 1436.06 | |
| 7 (V35) | AR40 | 1990.1.21 | 法国地球资源卫星(Spot-2) | 1870 | SSO① | 825 | 826 | 98.72 | 101.46 | |
| | | | 英国萨里大学卫星 | | | | | | | |
| | | | (Uosat-D | 47.5 | SSO | 790 | 805 | 98.71 | 100.88 | |
| | | | Uosat-E) | 47.5 | SSO | 788 | 805 | 98.72 | 100.86 | |
| | | | 北美卫星爱好者组织卫星 | | | | | | | |
| | | | (PACSAT, | 14 | SSO | 789 | 805 | 98.71 | 100.86 | |
| | | | DOVE, | 14 | SSO | 788 | 805 | 98.72 | 100.86 | |
| | | | WEBERSAT, | 14 | SSO | 787 | 805 | 98.72 | 100.85 | |
| | | | LUSAT) | 14 | SSO | 787 | 805 | 98.78 | 100.84 | |
| 8* (V36) | AR44L | 1990.2.22 | 日本通信卫星公司卫星(Superbird-B) | 2500 | | | | | | 失败① |
| | | | 日本广播公司(NHK)卫星(BS-2X) | 1270 | | | | | | |
| 9 (V37) | AR44L | 1990.7.24 | | | GTO | 300 | 35988 | 4 | | |
| | | | 法国直播卫星(TDF-2) | 2136 | GEO | 12749 | 35840 | 1.35 | 890.86 | 定于西经19° |
| | | | 西德通信卫星(DFS-哥白尼2号) | 1400 | GEO | 30928 | 35850 | 0.13 | 1315.26 | 定点于东经28.5° |
| 10 (V38) | AR44LP | 1990.8.30 | | | GTO | 200 | 36063 | 7 | | |
| | | | 英国国防天空网卫星(Skynet-4C) | 2246 | GEO | 34721 | 35871 | 4.41 | 1410.98 | |
| | | | 欧洲电信卫星组织卫星(Eutelsat 11 F-1) | 1850 | | 31116 | 35902 | 7.05 | 633.97 | |
| 11 (V39) | AR44L | 1990.10.12 | 休斯通信公司两颗卫星 | | | | | | | |
| | | | 卫星商业系统(SBS-6) | 2445 | GEO | 35723 | 35853 | 0.14 | 1436.06 | 定点于西经99°上空 |
| | | | 银河(Galaxy-6) | 1212 | GEO | 35784 | 35792 | 0.11 | 1436.06 | 定点于西经91°上空 |
| 12 (V40) | AR42P | 1990.1121 | 美国RCA美国通信卫星(SATcom C-1) | 1169 | GEO | 35658 | 35725 | 0.17 | 1431.13 | 定点于西经137°上空 |

| 序号（代号） | 运载火箭 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量（kg） | 轨道类型 | 轨道参数 近地点（km） | 轨道参数 远地点（km） | 轨道参数 倾角（°） | 轨道参数 周期（min） | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 美国 GTE 公司空间网卫星（GSTAR-4） | 1295 | GEO | 35269 | 35720 | 0.06 | 1421.09 | 定点于西经 125°上空 |
| 13（V41） | AR44L | 1991.1.15 | 意大利航天局实验通信卫星 Italsat-1 | 1850 | GEO | 217 | 35756 | 6.99 | 630.18 | 定点于东经 13.2°中非上空 |
| | | | 欧洲电信卫星组织卫星 Eutesat 11-F2 | 1870（净质量 985） | GEO | 35780 | 35797 | 0.09 | 1436.10 | |
| 14（V42） | AR44LP | 1991.3.2 | 卢森堡直播电信卫星（Astra 1B） | 1780 | GEO | 35470 | 35638 | 0.20 | 1424.12 | |
| | | | 欧洲空间局气象卫星（Eumetsat 5） | 1850 | GEO | 35412 | 35987 | 1.19 | 1431.54 | |
| 15（V43） | AR44LP | 1991.4.4 | 加拿大电信卫星（ANIK E2） | 1803 | GEO | 35692 | 35754 | 0.06 | 1432.76 | |
| 16（V44） | AR40 | 1991.7.17 | 欧洲遥感卫星（ERS-1） | | SSO | 777 | 782 | 98.52 | 100.50 | |
| | | | 萨里大学无线电通信爱好者卫星（Uosat 5） | | | 766 | 777 | 98.54 | 100.33 | |
| | | | 轨道科学公司的试验存储与向前通信卫星（Orbcomm-X） | | | 772 | 777 | 98.54 | 100.39 | |
| | | | 柏林技术学院卫星（Tubsat） | | | 768 | 777 | 98.54 | 100.35 | |
| | | | 法国电工学和电子学工程高校的无线电天文卫星（SARA） | | | 770 | 777 | 98.54 | 100.37 | |
| 17（V45） | AR44L | 1991.8.14 | 国际电信卫星（Intelsat 6 F5） | | GEO | 35751 | 35819 | 0.04 | 1435.9 | |
| 18（V46） | AR44P | 1991.9.26 | 加拿大电信卫星（ANIK E1） | | GEO | 35779 | 35790 | 0.09 | 1435.89 | |
| 19（V47） | AR44L | 1991.10.29 | 国际电信卫星（Intelsat 6 F-1） | | | 4531 | 35734 | 4.40 | 715.65 | |
| 20（V48） | AR44L | 1991.12.16 | 法国电信卫星（Telecom 2A） | | GEO | 35709 | 35758 | 0.16 | 1433.28 | |
| | | | Inmarsat 电信卫星（Inmarsat 2F-3） | | GEO | 35743 | 35825 | 2.67 | 1435.85 | |
| 21（V49） | AR44LP | 1992.1.27 | 日本通信卫星公司国内卫星超鸟（Supperbird B1） | | GEO | 35767 | 35807 | 0.10 | 1436.03 | |
| | | | 阿拉伯卫星（Arabsat 1C） | | GEO | 35776 | 35797 | 0.07 | 1436.00 | |
| 22（V50） | AR44LP | 1992.4.15 | 法国电信卫星（Telecom 2B） | | GEO | 6717 | 35779 | 1.50 | 761.36 | |
| | | | Inmarsat 电信卫星（Inmarsat 2 F-4） | | GEO | 35558 | 35804 | 2.0 | 1430.61 | |
| 23（V51） | AR4L | 1992.7.9 | 印度卫星 （Insat 2A） | | GEO | 22392 | 35834 | 0.38 | 1108.89 | |
| | | | 欧洲电信卫星组织的卫星（Eutelsat 2） | | GEO | 32086 | 35793 | 0.15 | 1342.66 | |

| 序号(代号) | 运载火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道类型 | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 24 (V52) | AR42P | 1992.8.10 | 美国NASA和法国空间局与CNES联合研制的地球海洋观测卫星(TOPEX/POSEIDON卫星) | | | 1317 | 1331 | 66.08 | 112.13 | |
| | | | 法国CNES研制的微重力卫星 (S80/T) | | | 1302 | 1328 | 66.09 | 111.94 | |
| | | | 无线电爱好者卫星(韩国先进科学院等研制)(URIBYOL) | | | 1304 | 1329 | 66.08 | 111.96 | |
| 25 (V53) | AR44LP | 1992.9.11 | 美国电信公司卫星(Hispasat 1A) | 2194 | GEO | 35783 | 35800 | 0.03 | 1436.24 | |
| | | | 美国通用电气通信组织卫星(Satcom C3) | 1375 | GEO | 35773 | 35790 | 0.12 | 1435.73 | |
| 26 (V54) | AR42P | 1992.10.28 | 银河7(Galaxy 7) | | | 199 | 29834 | 6.95 | 518.52 | |
| 27 (V55) | AR42P | 1992.12.1 | 日本通信卫星公司卫星超鸟A1(Superbird A1) | 2780 | GEO | 35759 | 35814 | 0.09 | 1436.09 | 定点于150°E上空 |
| 28 (V56) | AR42L | 1993.5.12 | 卢森堡直播电信卫星(Astka 1C) | 2790 | GEO | 35649 | 35929 | 0.02 | 1436.22 | 定点于19.2°E上空 |
| | | | 法国无线电爱好者小型卫星(Arsene) | 154 | | 17666 | 37041 | 1.06 | 1027.59 | |
| 29 (V57) | AR42P | 1993.6.25 | 美休斯公司电信、电视、数据传输卫星银河4(Galaxy 4) | 2988 | | 20860 | 35862 | 1.07 | 1073.95 | 定点于261°E上空 |
| 30 (V58) | AR44L | 1993.7.22 | 西班牙电信卫星(Hispasat 1B) | 2210 | GEO | 35604 | 35771 | 0.01 | 1431.01 | 定点于270°E上空 |
| | | | 印度通信遥感卫星(Insat 2B) | 1931 | | 13782 | 35730 | 1.19 | 911.20 | 位于83°E上空 |
| 31 (V59) | AR40 | 1993.9.26 | 法国国家航天研究中心(CNES)的遥感卫星(SPOT 3) | 1907 | SSO | 816 | 818 | 98.68 | 101.23 | |
| | | | CNES的被动大地测量卫星(Stella) | 48 | SSO | 798 | 805 | 98.68 | 100.90 | |
| | | | 第二颗韩国卫星(Kitsat B) | 50 | SSO | 795 | 805 | 98.68 | 100.87 | |
| | | | 第一颗葡萄牙卫星(Posat 1) | 50 | SSO | 794 | 806 | 98.68 | 100.86 | |
| | | | 非洲和欧洲与北美之间的医疗通信卫星(Healthsat 2) | 50 | SSO | 793 | 805 | 98.68 | 100.85 | |
| | | | 意大利无线电爱好者卫星(Itamsat) | 12 | SSO | 796 | 803 | 98.68 | 100.85 | |
| | | | 监视工业移动设备位置的卫星(Eyesat A) | 12.5 | SSO | 791 | 806 | 98.68 | 100.84 | |

| 序号 (代号) | 运载火箭 | 发射日期 (年、月、日) | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量 (kg) | 轨道类型 | 轨道参数 近地点 (km) | 轨道参数 远地点 (km) | 轨道参数 倾角 (°) | 轨道参数 周期 (min) | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 32 (V60) | AR44LP | 1993.10.22 | 新一代国际电信卫星 (Intelsat 701) | 3650 | GEO | 35666 | 35916 | 0.08 | 1436.34 | 定点于 174°E 上空 |
| 33 (V61) | AR44LP | 1993.11.20 | 墨西哥通信卫星 (Solidaridad 1) | 2776 | GTO | 216 | 35795 | 6.94 | 631.56 | |
| | | | | | GEO | 34397 | 35759 | 0.14 | 1400.05 | 定点于 109°E 上空 |
| | | | 欧空局气象卫星 (Meteosat 6) | 704 | GTO | 219 | 35766 | 6.94 | 631.03 | |
| | | | | | GEO | 35760 | 35771 | 1.35 | 1435.01 | 在 0°E 上空 |
| 34 (V62) | AR44L | 1993.12.18 | 直播服务公司使用的休斯 HS-601 通信卫星(DBS-1) | 2860 | GEO | 35772 | 35809 | 0.07 | 1436.30 | 定点于 258°E 上空 |
| | | | 第一颗泰国卫星(Thaicom 1) | 1080 | GEO | 33928 | 35362 | 0.43 | 1378.17 | 定点于 78.5°E 上空 |
| 35* (V63) | AR44L | 1994.1.24 | 欧洲通信卫星组织的卫星 (Eutelsat 2F5) 土耳其政府卫星(Turksat 1) | | | | | | | 失败② |
| 36 (V64) | AR 44LP | 1994.6.17 | 国际电信卫星组织卫星 (Intelsat 702) | 3695 | GTO | 21712 | 35750 | 1.00 | 1091.16 | |
| | | | 英国国防部科学技术研究卫星(STRV 1A) | 50 | GTO | 282 | 35822 | 7.04 | 933.57 | |
| | | | 英国国防部科学技术研究卫星(STRV 1B) | 53 | GTO | 28.4 | 35899 | 7.04 | 934.89 | |
| 37 (V65) | AR44L | 1994.7.8 | 泛美卫星公司通信、电视转播卫星(PANAMSAT 2) | 2920 | GEO | 35648 | 35937 | 0.05 | 1436.39 | 定点于 191°E 上空 |
| | | | 日本广播公司直播卫星(BS 3N) | 1210 | GEO | 35777 | 35800 | 0.19 | 1436.20 | 定点于 110°E 上空 |
| 38 (V66) | AR44LP | 1994.8.10 | 巴西电信卫星(Brasilsat B1) | 1765 | GEO | 35723 | 35849 | 0.44 | 1436.06 | 定点于 290°E 上空 |
| | | | 土耳其政府电信、电视数据传输卫星(Turksat 1B) | 1779 | GEO | 35619 | 35781 | 0.09 | 1431.67 | 定点于 42°E 上空 |
| 39 (V67) | AR42L | 1994.9.9 | 美国电话、电报公司卫星 (TELSTAR 402) | 3331 | GTO | | | | | 火箭将卫星送入 GTO 后，卫星出现故障 |
| 40 (V68) | AR44L | 1994.10.8 | 墨西哥通信卫星(Solidaridad 2) | 2776 | GEO | 35772 | 35794 | 0.22 | 1436.05 | 定点于 247°E 上空 |
| | | | 泰国卫星(Thaicomz) | 1080 | GEO | 35696 | 35881 | 0.04 | 1436.24 | 定点于 78.5°E 上空 |
| 41 (V69) | AR42P | 1994.11.1 | 卢森堡国内电视广播通信卫星(Astra 1D) | 2924 | GEO | 35712 | 35859 | 0.13 | 1436.04 | 定点于 19.2°E 上空 |
| 42* (V70) | AR42P | 1994.12.1 | 泛美卫星公司电信、电视节目传输卫星(PANAMSAT 3) | 2985 | | | | | | 失败③ |

GTO 为地球同步转移轨道；GEO 为地球同步轨道；SSO 为太阳同步轨道

①一块抹布被"遗忘"在一子级 D 号发动机供应管路中，堵塞燃气发生器水路，火箭升空 100s 后爆炸；

②三级发动机涡轮泵氧一侧轴承过热致使发动机工作 80s 后提前关机；

③新的 H-10-3 第三级发动机气体发生器的氧供应不足、压力低，使得发动机推力较低，未能将卫星送入轨道。

## 新 进 展

阿里安空间公司 1990 年初决定对“阿里安 4”做最后一次改进，并将改进后的型号纳入 1988 年订购的那批 50 枚火箭中去。其主要改进是将三子级的贮箱加长 32cm，多装填 242kg 液氧和 98kg 液氢，使 62kN 的 HM-7B 发动机能多工作 28s。另外，在该级的贮箱制造中采用纵向加强件和航空型壁板铣切技术将三子级的结构质量减轻 30kg。改进后的三子级称作 H10＋(加号)。“阿里安 4”采用 H10＋三子级可使地球同步转移轨道的运载能力增加 110kg；另一项改进是二子级的增压气瓶改用轻质钛合金和凯芙拉纤维材料制造，减轻了质量，又增加 20kg 的运载能力。另外，在前 21 次的“阿里安 4”的发射中，实际飞行性能都比预期的性能好，约增加了 70kg 的运载能力。

将上述这些增加运载能力的因素都加起来，可以看到，“阿里安 4”的地球同步转移轨道的运载能力有了明显提高：“阿里安 40、42P、44P、42L、44LP、44L”分别已达到 2070kg、2920kg、3380kg、3450kg、4190kg 和 4700kg，而且，这些能力均得到了证实。

1993 年 2 月欧洲空间局和法国空间研究中心再一次决定对 H10 十三子级作进一步改进，即：

1)缩小无用空间，改进结构比，优化贮箱箱底位置，使推进剂的加注量增加了约 700kg；

2)在所要求的限定余量范围内，增大推力和混合比及延长工作时间；

3)改进液氢在终止飞行时的耗尽状况；

4)采用更有效的热交换器，更好地利用氦气增压系统，使发动机工作时间再延长 30s。

改进后的三子级称作 H10-3，于 1994 年 12 月首次使用但未获成功。原因是燃气发生器的氧供应受阻(也可能是氧路泄漏)，氧供应不足，工作压力低，导致发动机推力不足，只有额定推力的 70%。尽管三级也工作了 740s，但未能将卫星送入预定轨道。修改工作历时 3 个月，耗资 800 万美元(1995 年 1 月币值)，于 1995 年 3 月 28 日才恢复发射。

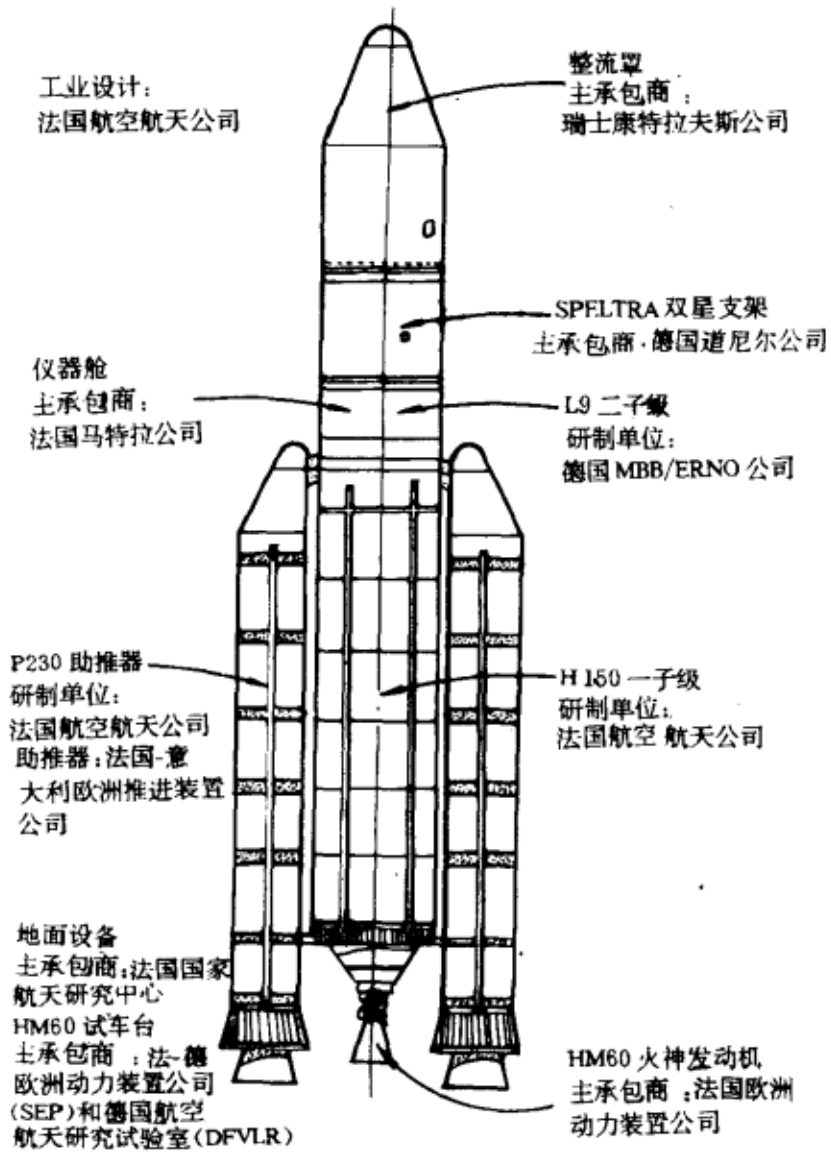
## 阿里安 5 (ARIANE 5)

“阿里安 5”是欧洲空间局在 1987 年 11 月的部长级会议上正式批准研制的大型运载火箭，于 1988 年 1 月开始研制，原计划 1995 年 4 月和 10 月进行两次鉴定性飞行试验后，1996 年用于商业性发射，和 1998 年中期发射不载人“使神号”空间运载器之后，1999 年用于发射载人的“使神号”。后因固体推进剂浇注失误和财政困难等原因，计划已多次向后推迟，首次试飞拟于 1996 年 4 月进行，发射 X2000 型不载人“使神号”的任务要推迟到 2000 年以后视情况进行。1987 年估计“阿里安 5”计划研制费(包括 3 枚运载火箭飞行试验费，火箭本身的研制费和修建第 3 发射场的费用)为 35 亿美元，现在已达 80 亿美元以上。

“阿里安 5”是根据商业发射市场和近地球轨道开发利用的需要研制的，主要用来向地球同步轨道和太阳同步轨道发射各类卫星和向近地球轨道发射哥伦布无人照料自由飞行平台和为支援国际航天站哥伦布舱及自由飞行平台的正常运行定期发射载人“使神号”空间飞机。

根据任务要求，给“阿里安 5”规定的运载能力、可靠性、成本与适用性的指标为：

1)能够将质量 6900kg 的有效载荷送入倾角 5～12°的地球同步转移轨道。这相当于火箭




"阿里安 5"运载火箭

具有发射 6000kg 的双星或发射 5500kg3 星的运载能力。

2)能够将质量 18000kg 的航天站舱或哥伦布自由飞行平台送入 500km×500km×28.5°的近地圆轨道和将 12000kg 的哥伦布极轨道平台送入高度 800km 和倾角 98.6°的太阳同步轨道。

3)要能够将质量 22000kg 的"使神号"和资源舱送入倾角 28.5°的 90km×450km 的转移轨道。

4)"阿里安 5"在执行非载人任务时，规定全箭可靠性指标为 0.985；发射"使神号"时，基础级可靠性指标定为 0.99。为了确保宇航员的安全性，给"阿里安 5"/"使神号"规定的固有不安全指标为 $10^{-3}$。

3)按照每年发射 8 次，其中 4 次为向地球同步转移轨道发射计算，"阿里安 5"向地球同步转移轨道的双星发射费要比"阿里安 44L"至少低 10%，而每千克有效载荷的运载费比"阿里安 44L"减少约 45%。

6)配备多种有效载荷支架和整流罩，供发射各种大、中、小型有效载荷选用，增强火箭的适用能力。

根据对国际商业卫星市场预测，在 1990 年至 2000 年期间，卫星质量将会有相当大的增

加,在每年发射数量不变的情况下,其质量几乎增加25%。因而给"阿里安5"规定的向地球同步转移轨道发射的任务为:80%以上的任务是将一颗质量2800～3200kg的卫星和一颗质量2200～2800kg的卫星搭配在一起的双星发射任务和22%以下的任务是一颗质量2000kg和两颗PAM-D2类卫星(质量为1200～1600kg)搭配的3星发射任务。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 | 推重比 | 1.5 |
| 全长 | 52.76～54m | 运载能力 | |
| 最大直径 | 12.2m | 6900kg(300/36000km、5°～12°) | |
| 起飞质量 | 713～733t | 1800kg(500/500km、28.5°) | |
| 起飞推力 | 12000～15900kN | 1200kg(800/800km、98.5°) | |
| | | 22000kg(90/450km、28.5°) | |

### 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 30.7～31.16m | 发动机 | 2台P230固体发动机 |
| 直径 | 3.03m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(HTPB)+68%过氯酸铵+18%铝粉 |
| 总质量 | 2×269t | 地面平均推力 | 2×5000～5400kN |
| 结构质量 | 2×32.5t | 真空最大推力 | 2×6300kN |
| 推进剂质量 | 2×230t | 工作时间 | 123s |
| 质量比 | 0.855 | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 29.2～30.5m | 发动机 | 1台"HM-60火神"发动机 |
| 直径 | 5.4m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 子级质量 | 165～170t | 地面推力 | 830kN |
| 结构质量 | 11.1t | 真空推力 | 1000～1130kN |
| 推进剂质量 | 150～156t | 真空比冲 | 4238N·s/kg |
| | | 工作时间 | 583～615s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.3～3.36m | 发动机 | 1台常规发动机 |
| 直径 | 3.6～3.94m | 推进剂 | 一甲基肼/四氧化二氮 |
| 子级质量 | 8.1t | 真空推力 | 27.3～28kN |
| 结构质量 | 0.7t | 真空比冲 | 3100N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.2～9.7t | 工作时间 | 810～1150s |

### 仪 器 舱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 1.65～2.2m | 总质量 | 1.1t |
| 直径 | 5.4m | 推进剂质量 | 60kg |

### 双星支架(SPELTRA)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 直径 | 5.4m |
| 短型 | 4.50～4.66m | 质量 | |
| 长型 | 5.65m | 短型 | 800kg |
| | | 长型 | 900kg |

### 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | | 质量 | |
| 短型 | 11.55～12.7m | 短型 | 1400～1900kg |
| 长型 | 18.05～19.2m | 长型 | 2400～2900kg |
| 直径 | 5.4m | | |

## 总 体 布 局

“阿里安5”是一种大型捆绑式火箭(见图),由上、下两大部分组成。下面部分是基础级,由液氧、液氢芯级和两枚捆绑的固体助推器组成。芯级采用一台真空推力1120kN,工作时间约590s的HM-60火神发动机,贮箱中加注156t推进剂,完成任务后由气压控制脱离轨道,以免在空间遗留残骸;固体助推器每枚装有230t固体推进剂,推力5400kN,工作时间123s。它们在芯级发动机点火后3s点火,使整个火箭起飞,一直工作到火箭达到约55km高空时工作结束,与芯级分离并回收检查。基础级对火箭的任何任务都适用。但上面部分却与任务直接相关:对于非载人任务,这部分是由上面级、仪器舱、卫星支架和整流罩组成的第二级;而对于载人任务,这部分是“使神号”空间运载器及其对接支承结构。上面级原为L7常规级,自从决定芯级不入轨起,为了弥补火箭性能的损失,而改用了L9级。L9比L7多携带2.5t的推进剂,一台推力28kN的发动机也比原来多工作35s,它可给火箭提供1500m/s以上的速度增量,工作结束后也要脱离轨道。仪器舱位于该级周围,除安装制导、控制和遥测系统的主要设备外,还安装了两组每组3台推力各为400N的推力器(喷管)。这些推力器可用于上面级的滚动控制,发动机关机后的三轴姿态控制和该级工作结束的脱离轨道操纵。仪器舱上面是由有效载荷、支架和整流罩构成的头部。对于单星发射,头部为卫星支架和长整流罩;对于多星发射,这部分是一个或两个外支撑结构(SPELTRA)、短整流罩和上面卫星支架。其组合形式见图,外廓尺寸与质量分别为:单星发射的仪器舱+长型整流罩的长度等于20.3～20.86m,质量22t(包括18t有效载荷质量);双星发射的仪器舱+长SPELTRA+短整流罩的长度为19.5～20m,质量9.8t(有效载荷质量5.9t);3星发射的仪器舱+长SPELTRA+短SPELTRA+短整流罩长度为23.9～24.67m,质量9.7t(有效载荷质量5t)。

## 箭 体 结 构

“阿里安 5”火箭结构包括低温一子级、固体助推器、仪器舱、二子级、卫星支架和整流罩结构。

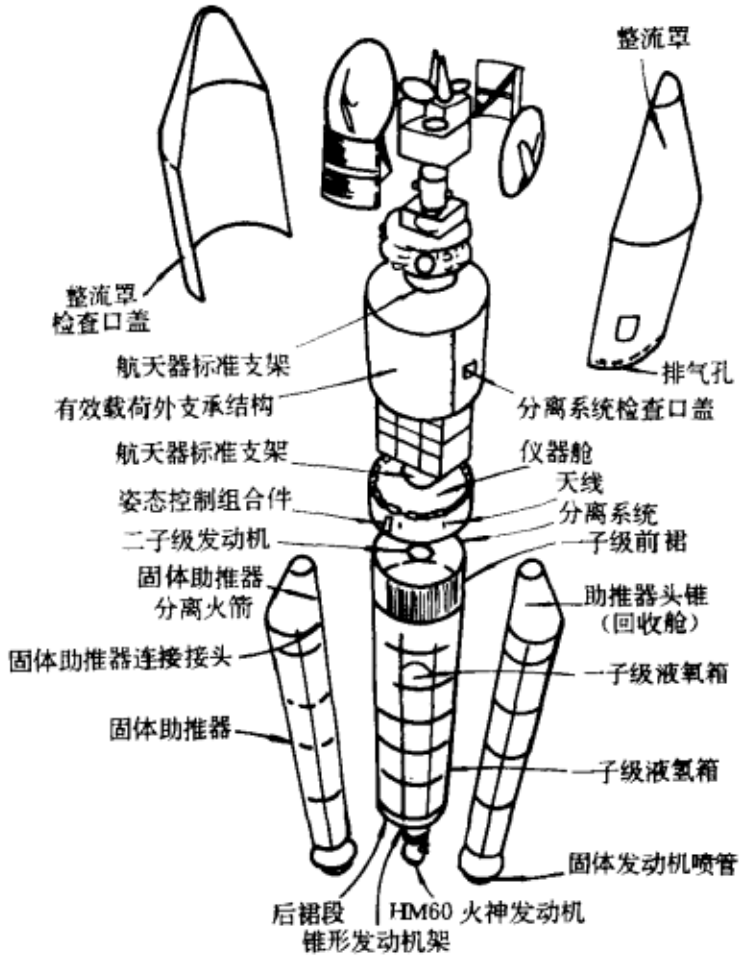
### 固体助推器结构

固体助推器结构由壳段、后裙段、斜锥罩、前裙和连接与分离系统组成。

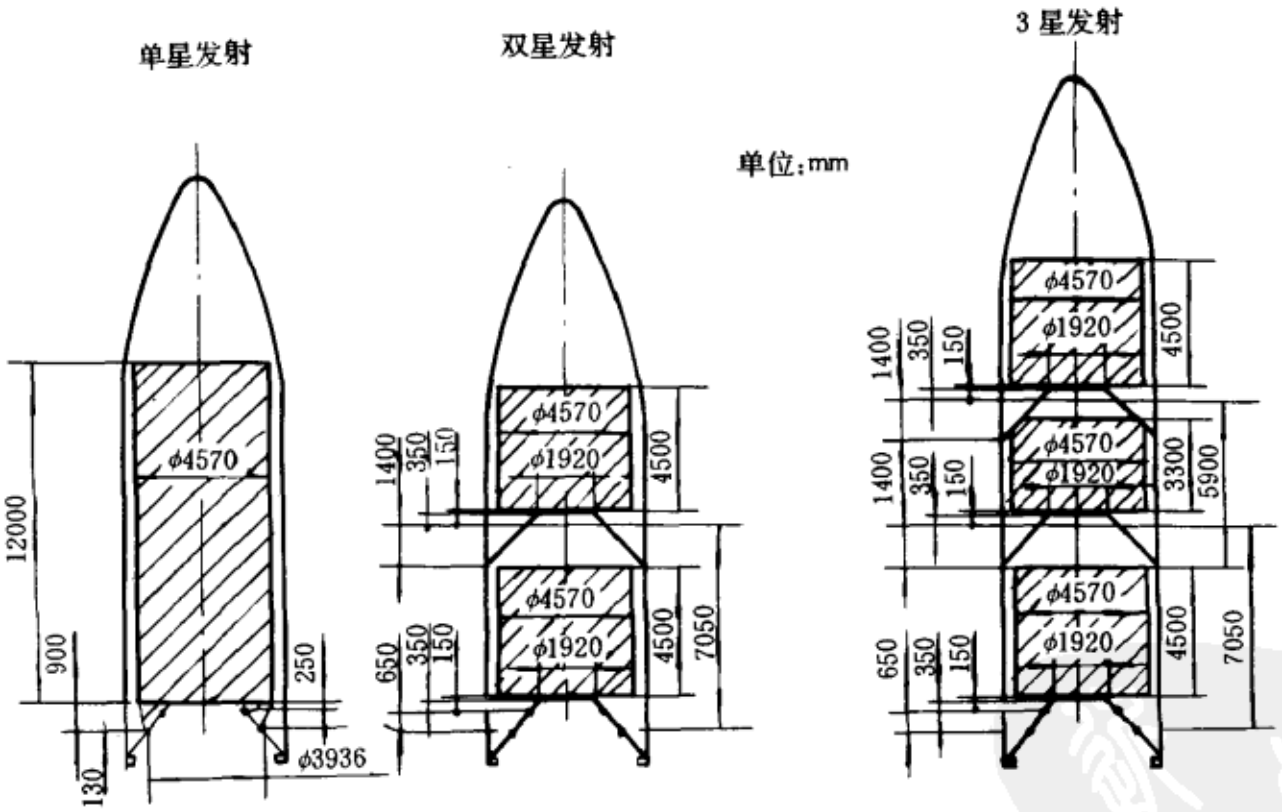
壳体由圆筒形壳段和前、后封头组成，采用厚 12cm 的热处理 D6AC 钢板制造。圆筒段由 7 段非焊接强力旋压圆筒壳组成；封头用单块钢板成形制造，它们用于支撑前、后裙段。后封头还用于安装有柔性接头的喷管。

后裙段是一个由纵向、横向加强件加强的截锥形结构，火箭竖立在发射台上时，由它们来支撑整个火箭。

助推器的前面部分为前裙段和斜锥形罩。前裙段安装助推器前连接接头和




“阿里安 5”部件分解图




“阿里安 5”有效载荷支架及整流罩组合图

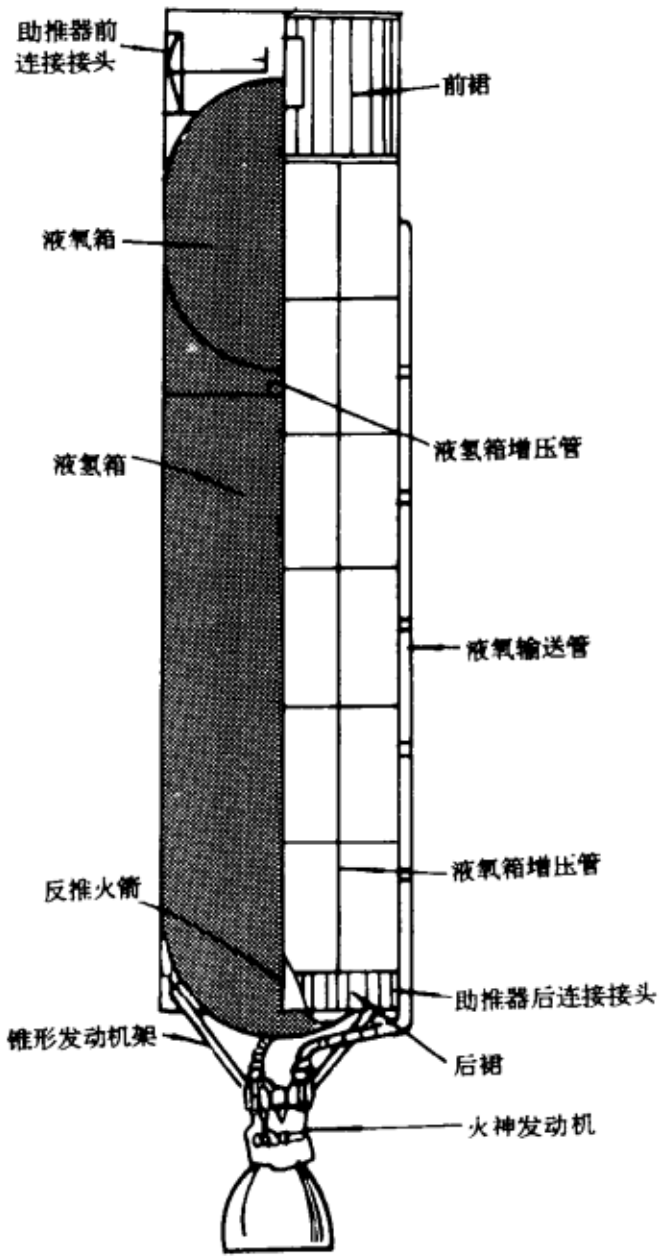
投掷机构。斜锥形罩内安装助推器的回收设备。

助推器和低温级之间前、后连接接头位于两者的前、后裙上。前接头由球形接头和爆炸螺栓组成，它将助推器的推力传给低温级；后部连接是用 3 根支杆，它们承受侧向载荷并保持火箭下部的稳定性，支杆上均装有火工品切断系统。

## 一子级结构

一子级由液氧液氢贮箱、锥形发动机架和前、后裙段组成(见图)。

该级贮箱是一个圆柱状整体容器，液氧箱在前，液氢箱在后，中间用共底隔开，结构质量 5.6t。两个贮箱中一个加注 130t 的液氧，另一个加注 25t 的液氢。贮箱的前、后底和中间共底均为瓜瓣式结构，呈球缺形。共底的凹面朝前。液氧箱中留有用于减轻瞬变压力影响的余隙空间。贮箱用含铜(6%)的 2219 铝合金制造。圆筒段包括 7 段，6 段属于液氢箱，1 段属于液氧箱。每个圆筒段均用 3 块整体壁板焊接而成。壁板先经机械铣切，制成带隔板和桁条的平板，然后成形，最后在焊接机上用钨极惰性气体保护焊焊接组装。箱底是用瓜瓣形铝板，经钢球击打成形，然后拼焊而成。拼装好的箱底还要焊接机械加工成形的法兰盘和 Y 形环，以便与相邻结构件连接。箱底构成如图所示。贮箱采取冷绝热和热绝热两种绝热措施(绝热层厚度 21mm)，来阻止低温推进剂蒸发、防止气动加热的影响和保护圆筒段不被固体助推器的热排气烧坏。液氧输送管部分浸在液氧箱的液氧中，并从圆筒段的中间引出来，沿着贮箱外侧通往发动机。两个贮箱的增压管也沿外侧铺设。液氢输送管则直接通往发动机。




"阿里安 5"低温一子级

一子级的下部结构由后裙段和发动机架两部分组成。后裙段提供发动机架和贮箱之间的机械对接面，它是一个圆柱形加强壳段，外面由纵向桁条加强并有一个盒形剖面的环框，用于安装发动机架和助推器的连接支杆。发动机架由两段锥壳组成，之间用螺栓连接，用于传递发动机推力和安装推进系统组合件与控制装置。

前裙段提供火箭上、下两大部分的机械对接面，并传递两个固体助推器和低温级发动机的推力。它是一个加强的圆柱形壳段，在安装助推器连接接头的部位用隔框等加强件加强，以便得到所需要的刚度。

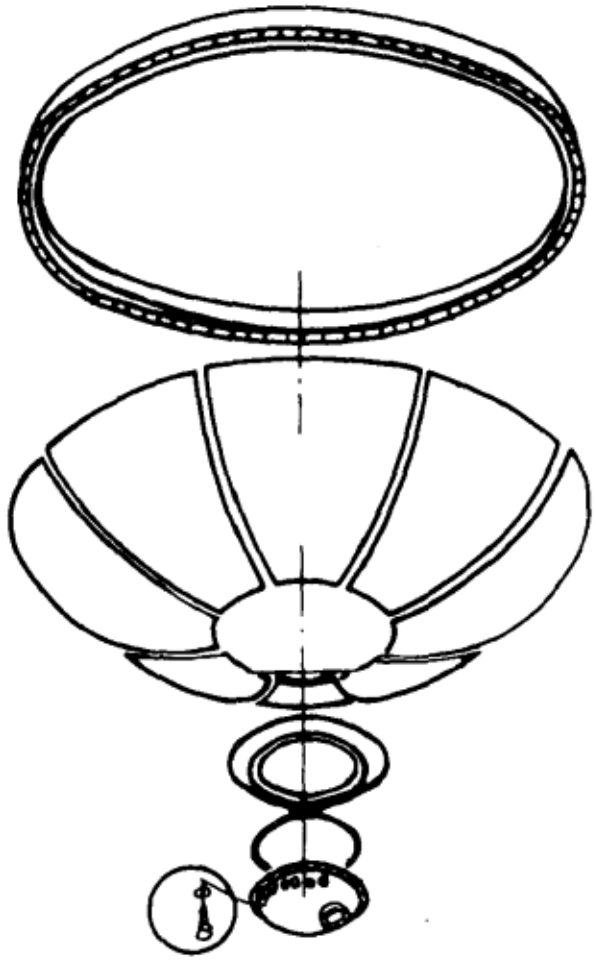
## 仪器舱结构

仪器舱由一个外圆柱形壳段，一个内截锥形壳和一个水平的仪器安装板组成。圆柱壳下端与低温芯级的前裙段对接；前端与卫星整流罩或双星支架(SPELTRA)对接。圆柱壳是一个加强的铝合金结构。该壳段上开有多个仪器检查口。

截锥壳底部与圆柱壳连接，顶端直接3936mm，这是二子级的安装直径，也是有效载荷的第一安装直径。内截锥壳为碳纤维增强塑料夹层结构。它支撑着二子级。

仪器设备安装平板为蜂窝夹层结构，由内截锥壳支撑，上面安装火箭的电子设备。

在内截锥壳和外圆柱壳连接框处，安装有可使火箭上、下两大部分分离的火工品装置。



一子级推进剂贮箱箱底构件

### 二子级结构

二子级结构构型(见图)是按照使火箭结构最短的要求设计的。其主要结构件是一个截锥形壳段，其底部与仪器舱内锥壳直径 3936mm 的前端对接；前端直径 2624mm，是与有效载荷对接的接口。截锥壳传递发动机推力。另有一个铝夹层结构的球面壳段，用于安装 4 个推进剂箱、一台双向摆动发动机、作动器、增压氦气瓶和其它电子组件。

燃料箱呈球形，由两个半球壳和周向凸缘构成；氧化剂箱容量较大，它是在两个半球底间加了一段圆柱壳。4 个直径相同(1410mm)的贮箱分两对对称配置，以避免二子级在推进剂输送时质心侧移。推进剂和氦气管路为适应火箭的 40 天待发射期，多数为焊接连接件。

该级结构表面有多层绝热层保护。

### 有效载荷外支承结构(SPELTRA)

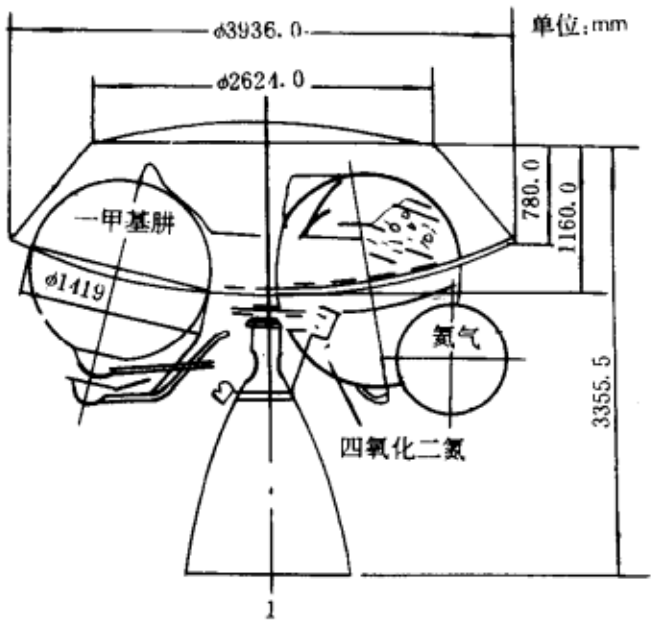
外支承结构是一种用于双星或 3 星发射的支承结构，由一个圆筒形壳段和一个截锥形壳段组成(见图)。圆筒形壳段前、后分别与整流罩或另一个外支承结构和仪器舱对接。截锥形壳安装在圆筒壳上面，其前端是一个与卫星端框(直径 2624mm)对接的铝制端框。

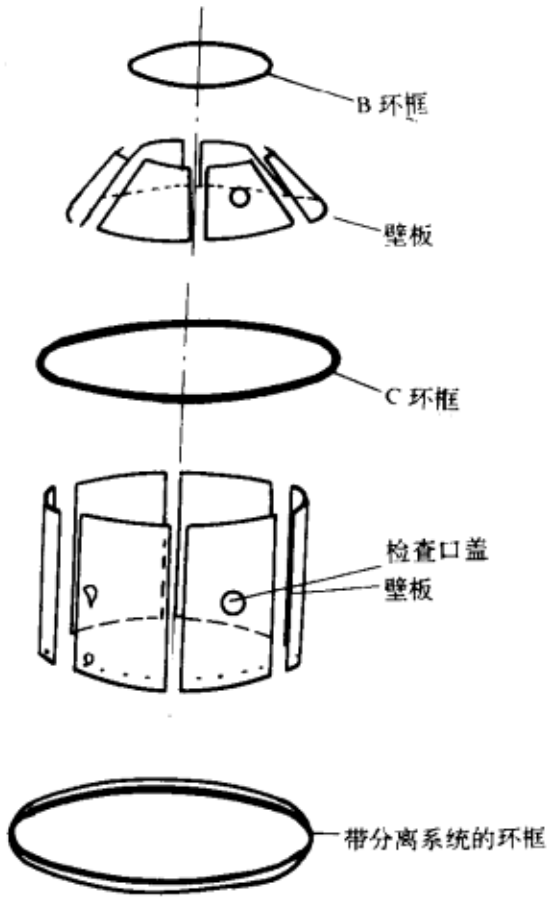
有效载荷外支承结构是用碳纤维/环氧复合材料面板和铝蜂窝夹心壁板制造的结构。在其下环框处安装有火工品分离系统。有两种圆筒段高度不同的外支承结构供选用。

### 整流罩结构

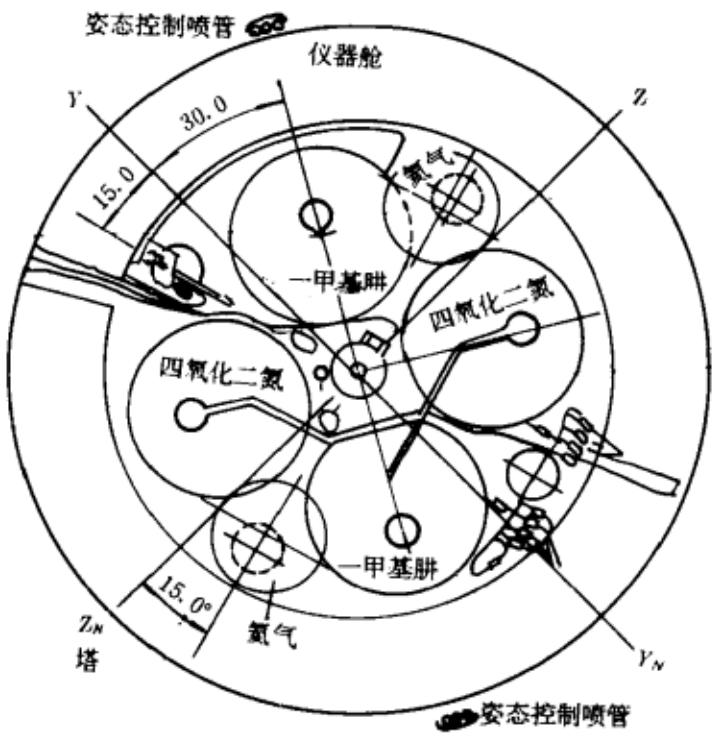
“阿里安 5”有长(18m)、短(11.0m)两种整流罩。长型整流罩由前、后两段组成。前段与短型整流罩类似，后段为圆柱段。整流罩结构是两层碳纤维增强塑料面板之间夹铝蜂窝的蜂窝夹层结构。

整个整流罩沿纵向分成两个半壳，像“阿里安 4”整流罩一样，两半壳用铆钉连接并由纵向




有效载荷外支承结构(SPELTRA)




←"阿里安 5"二子级构型

分离系统分离;而横向的连接与分离是靠紧箍在下端框上的包带式分离系统实现的,该分离系统的设计与有效载荷外支承结构的分离系统相同。

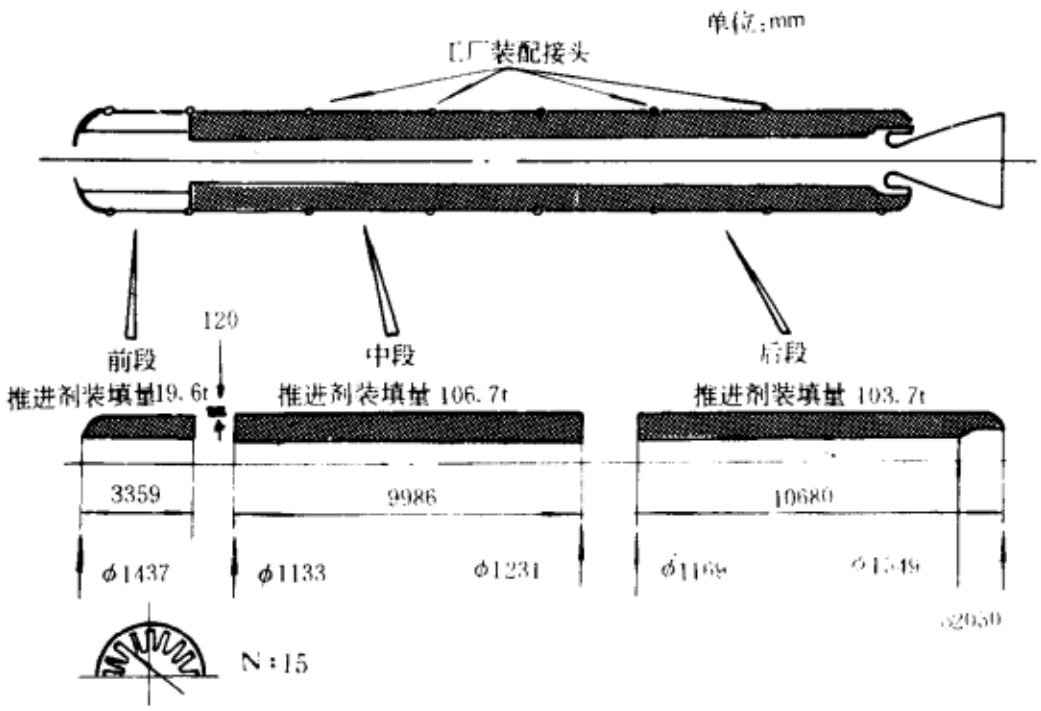
## 推 进 系 统

"阿里安 5"推进系统包括两枚捆绑的固体助推器,一子级低温推进系统和二子级常规推进系统及姿态控制用肼推力器。

### 固体助推器

助推器为固体火箭发动机,全长 31.16m,直径 3m,质量 269t,由注满固体装药的 7 个分段和一个大型摆动喷管组成(见图)。各分段壳体和封头均为 D6AC 低碳钢非焊接结构。各分段在浇铸推进剂前,在内壁上涂敷充填硅的乙丙二烯共聚物—氯丁橡胶绝热层。推进剂为端羟基

聚丁二烯、68%过氯酸铵复合推进剂。注满推进剂药柱的各段用叉形接头和两道O形密封圈连接并密封。大喷管长3.42m(外露部分长2.22m),喉部直径90cm,出口直径2.826m,膨胀比9.86。这是一个有柔性接头的潜入式喷管,其喉衬用碳/碳材料制造,在受热不严重的部位用碳酚醛材料绝热。推力矢量控制系统推动喷管作俯仰和偏航方向摆动,摆角为±6°。该系统由两台辅助动力装置和两个伺服作动器组成,由固体推进剂燃气发生器产生的燃气推动涡轮,涡轮带动变排量泵给伺服作动器提供推动喷管摆动的液压动力。助推器点火用有安全保险装置的小火箭式点火器,这些点火器安装在壳体前封头内。




"阿里安5"捆绑固体助推器

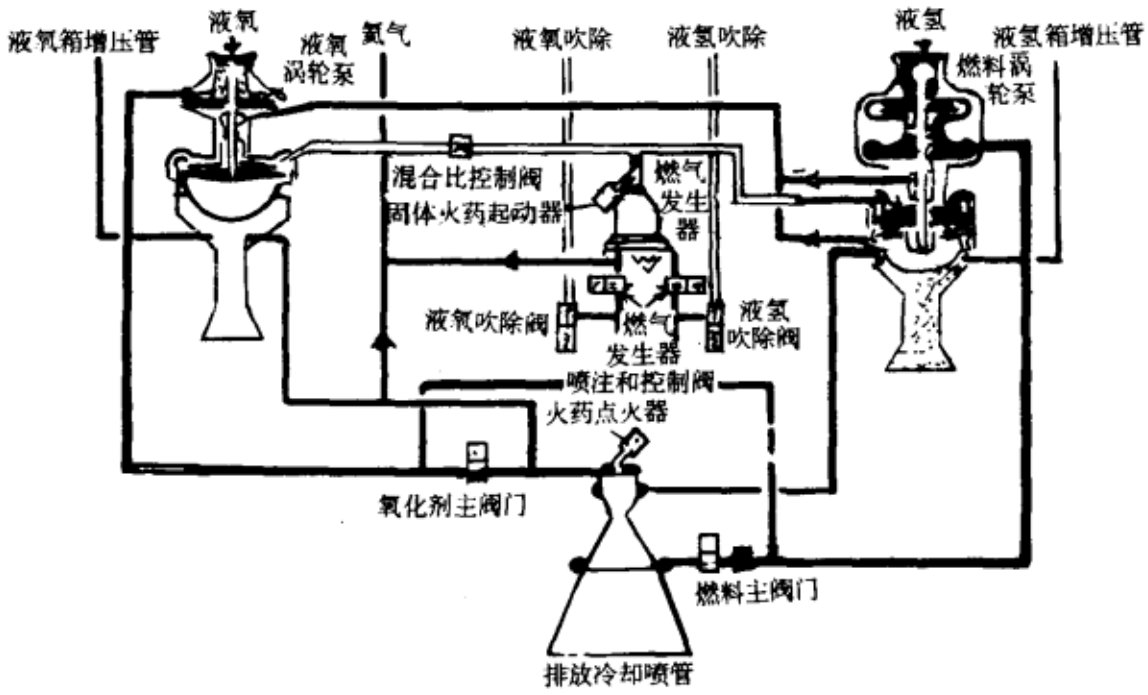
## 一子级低温推进系统

低温级推进系统包括"火神"发动机(HM-60),发动机的主、副系统,电动与氦气指令控制系统,纵向耦合振动(POGO)抑制系统,混合比调节系统和贮箱增压系统等。

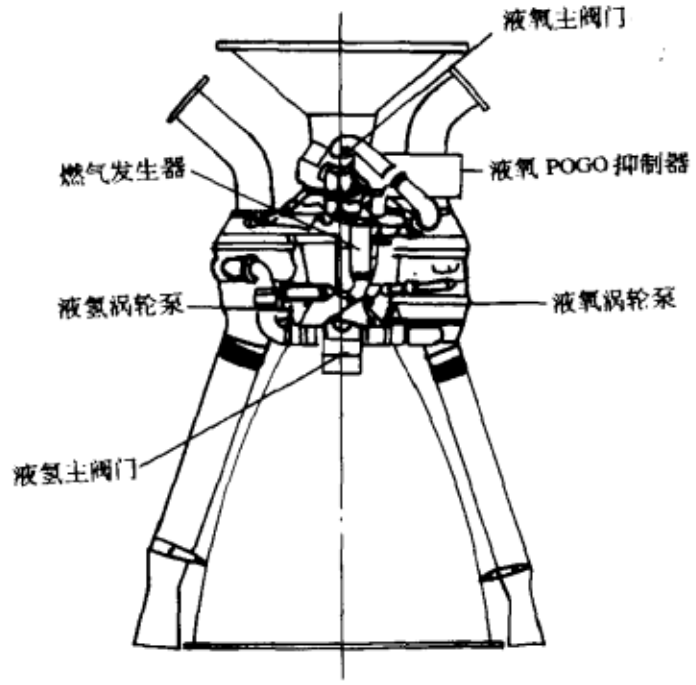
"火神"发动机(见图)是按照性能适中、安全与可靠性高(0.9946)和成本低的原则权衡设计的。设计采用低风险成熟技术和简单的系统。发动机系统为燃气发生器开路循环系统。一台燃气发生器带动两台独立的涡轮泵给燃烧室输送推进剂。涡轮泵由固体火药起动器起动。燃气发生器及主燃烧室用固体火药点火器点火。发动机主阀门和燃气发生器阀门均为氦气作动的球形阀门。发动机系统,包括涡轮泵、主阀门、氦气指令和控制阀门与调节器、液氧POGO抑制器等都用支架固定在推力室上并用有铰接接头的导管相互连接,而且所有的分系统都是可以拆卸和更换的。发动机结构质量1.3t,高3m。

发动机工作期间的总目标混合比是通过地面试车由计算机校准的燃气发生器两个喷注阀门和混合比双位热气阀门,按照飞行程序对照地面测定的两种混合比比值对热气阀门进行位置转换获得的。在两个贮箱中安装的不连续液位计保证两贮箱的推进剂剩余最少。

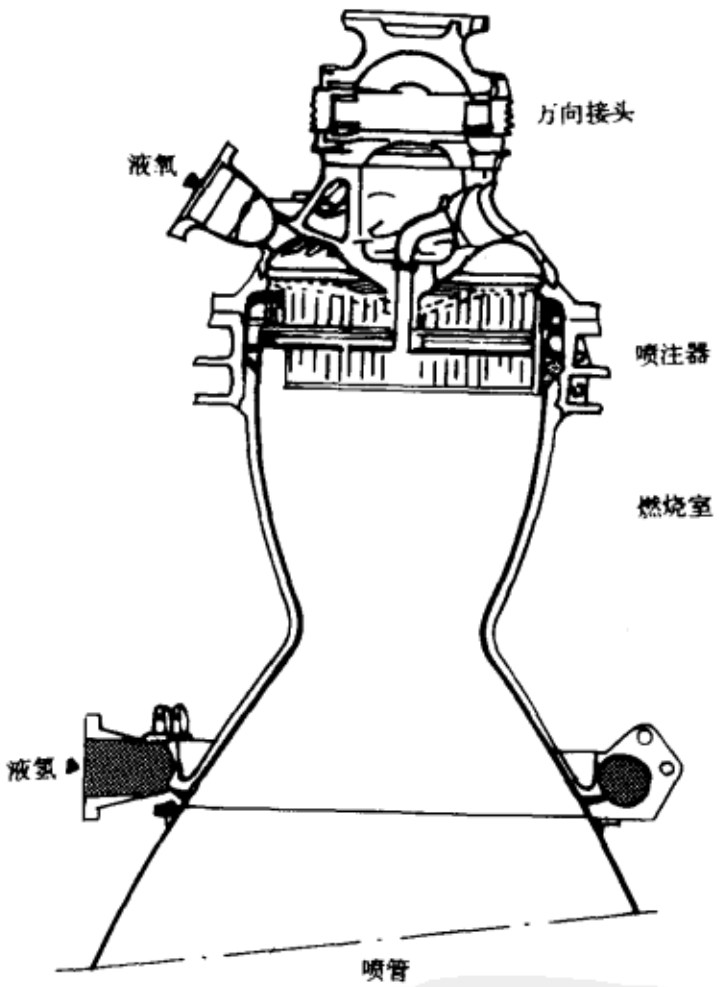
推力室(见图)由球形万向接头、喷注器、燃烧室和喷管延伸段构成。喷注器安装有516个液氧/液氢同轴喷嘴,中心是一个安装火药点火器的管子;燃烧室由铜内衬和镀镍外壳构成,有360条纵向冷却通道。喷管延伸段是用456根螺旋形矩形剖面因康镍管焊成的管束式结构,用




“火神”发动机流程图




“火神”发动机外形图

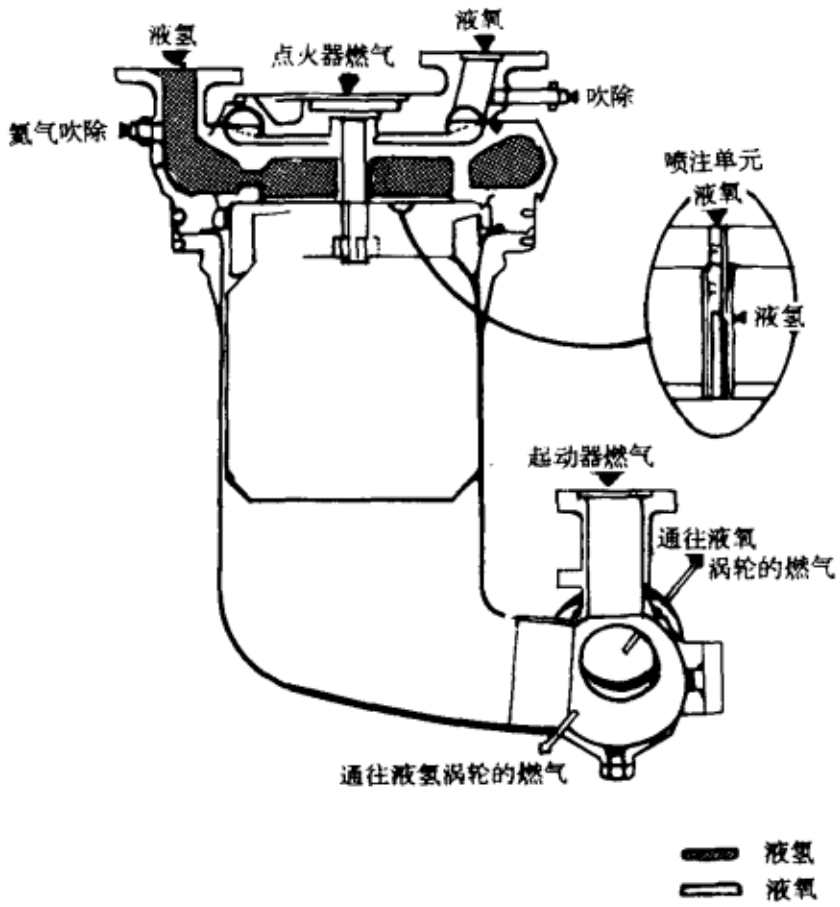



“HM-60 火神”发动机推力室→

少量液氢以 1.8kg/s 流量经 228 出口排出作排放冷却。喷管出口直径 1.76m，膨胀比 45∶1。推力室质量 520kg；燃烧室压力 10MPa；混合比 5.9；液氧流量 198.3kg/s，液氢流量33.6kg/s；海平面推力 770kN；真空比冲 4238N·s/kg。

燃气发生器（见图）包括头部和身部两部分。头部由 60 个液氧/液氢喷注单元组成，主要用因康镍 718 材料制造；身部是一个单壁式非冷却燃烧室，用镍基合金制造。为了防止燃烧不稳定，燃气发生器上也装了隔板并开了声腔；为了改善热燃气的混合和保持涡轮上游的温度均匀，在燃烧室下面部分安装了混合环。涡轮启动器安装在燃气发生器的排气段。

燃气发生器的技术特性为：质量 40kg；燃烧室压力 8MPa；混合比 0.9；质量流量 8.1kg/s。




“火神”发动机燃气发生器

液氢涡轮泵包括一个安装在因康镍 718 壳体中的 3 级钛合金泵（一级为高压头轴向诱导轮和两级离心式叶轮）和一个用镍基合金制造的两级超音速涡轮。两级带围带的叶轮的通道相同，作用在转子上的轴向载荷由第二级叶轮背部的平衡活塞控制。

液氢涡轮泵的技术特性为：质量 220kg；转速 34200r/min；涡轮功率 11.3MW；泵入口压力 0.3MPa；泵出口压力 16MPa；流量 40kg/s；涡轮入口压力 7.5MPa；涡轮入口温度 900K。

液氧涡轮泵包括一个安装在轻合金壳体中的两级轻合金泵（一级高压头轴向诱导轮和一个带围带的离心式叶轮）和一个镍基合金的单级冲击式涡轮。其轴向载荷由叶轮背面的平衡活塞平衡。涡轮泵轴承用液氧润滑，以适应正常条件下的亚临界速度运转。

液氧涡轮泵技术特性为：质量 130kg；转速 13000r/min；涡轮功率 3.2MW；泵入口压力 0.3MPa；泵出口压力 13MPa；流量 200kg/s；涡轮气体入口压力 6MPa；涡轮入口温度 875K。

## 二子级推进系统

该级推进系统用来为“阿里安 5”执行地球同步轨道、近地轨道和太阳同步轨道任务提供推力和冲量。这些任务对系统的要求是经济、可靠(>0.997)和在无外部保障条件下有 45 天的待用期。因此,采用了一甲基肼/四氧化二氮推进剂和氦气挤压式输送系统。推进系统的主要特性如表所示。它可给“阿里安 5”提供约 1500m/s 的速度增量。

**二子级推进系统特性**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 一甲基肼/四氧化二氮 | 推力矢量范围(角度) | ±4.8° |
| 推进剂质量 | 7200～9700kg | 最长工作时间 | 810～1150s |
| 发动机真空推力 | 27.3～28kN | 燃烧室压力 | 1MPa |
| 真空比冲 | 3100N·s/kg | 推进剂贮箱压力 | 1.88MPa |
| 混合比 | 2.05 | 氦气瓶压力 | 32.5MPa |
| 喷管几何面积比 | 81 | 增压气瓶容积 | ～0.24m³ |

推进剂输送系统为挤压式系统(见图)。推进剂在高压氦气的压送下从贮箱中输送给燃烧室自燃燃烧。其主阀门是气动作动的,氦气伺服压力由电控制阀控制。为了避免液压和结构间的共振(POGO),在氧化剂输送管路上加了阻尼装置。在推进剂输送期间为了保持贮箱压力不变,氦气通过机械压调器调节后进入贮箱。为了防止两贮箱的推进剂蒸汽取道氦气输送管进行混合,在气路上加了止回阀并在不输送推进剂时用闭锁阀将其锁住。由于发动机是多次起动的,因此,在发动机每次工作终止后,要用氦气对主阀门和推力室喷注器之间的那一段推进剂管路进行吹除,除去残留推进剂,保证发动机点火的高度再现性。

发动机推力室包括喷注器、燃烧室、喷管延伸段和双向摆动球形接头。氧化剂经过气动作动的阀门后直接进入喷注器,而燃料则是通过阀门后从喷管面积比 10∶1 处的集流管沿燃烧室冷却通道向上流入喷注器。燃料在喷入燃烧室前经过室壁的加热,这样可以提高燃烧效率和增加燃烧稳定度。

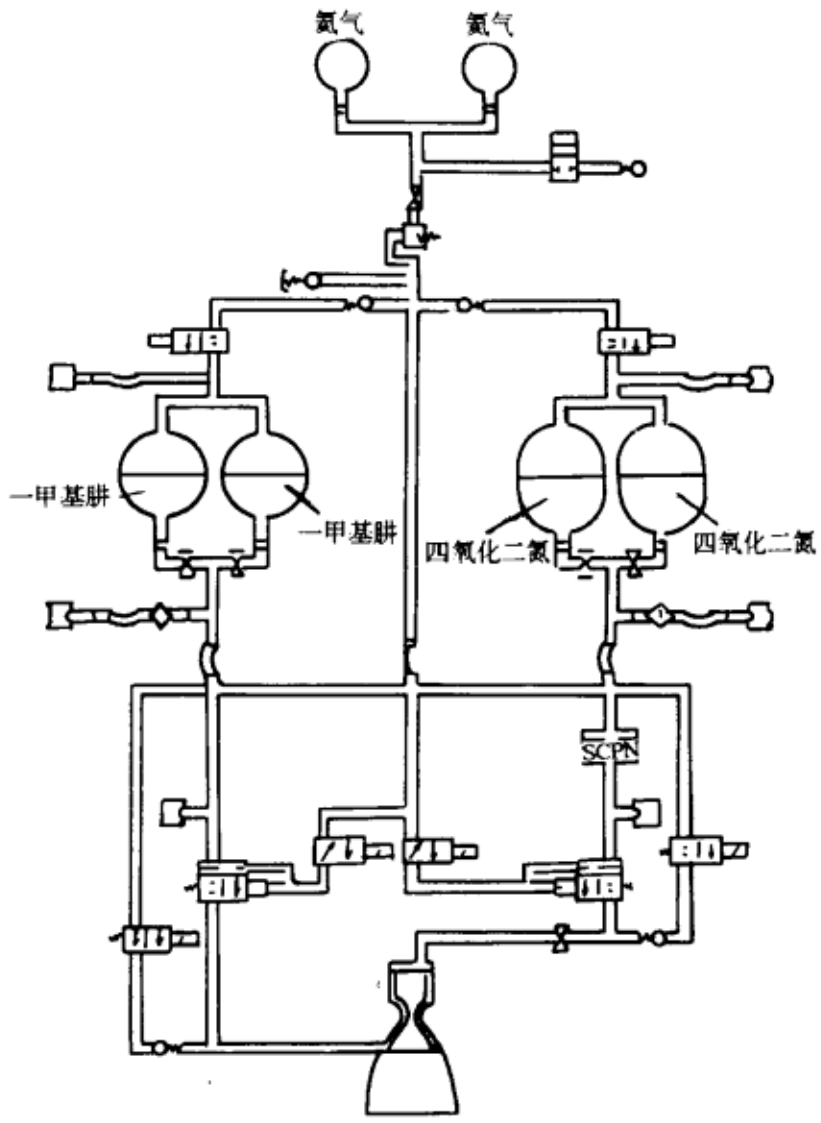
喷注器是一种多组元设计,包括 131 个同轴喷注单元。喷注器面板靠从燃烧室冷却通路出来的燃料,由周边进入喷注器进行冷却。

燃烧室(包括面积比 10∶1 以上的喷管段)是一种整体设计,由有铣槽式冷却通道的不锈钢内衬和电镀的镍外壳组成,用燃料进行再生冷却。

喷管延伸段用哈氏钨铬钴 25 合金材料制造,是喷管的从面积比 10∶1 到 81∶1(出口面积比)的一段大型辐射冷却喷管。在面积比 10∶1 处的壁温大于 1400K,而到喷管出口端温度则降到了 1030K。

推进剂主阀门是一种常闭式提动阀,靠电动控制阀输送的氦气压力开启和弹簧力闭合,由特氟隆密封件密封。阀门的响应时间由氦气入口的小孔调节。控制阀是一个常闭式电磁阀。

发动机由两个机电作动器推动摆动,在俯仰和偏航轴最大摆角±4.8°。作动器装备有直流无刷电机。这种永磁电机具有高加速和响应时间短的特点。电机借助 3 级齿轮传动链减速并利用滚珠螺杆将旋转运动变成直线运动。电子组件按照箭上计算机指令给发动机定位。作动器用冗余的位置传感器将机械位移变换成电输出信号并给摆动发动机的电子组件提供位置反馈信号。




二子级推进剂输送系统图

肼推力器

姿态控制系统有两组肼推力器，每组有 3 台固定安装的推力各为 400N 的小发动机，它们安装在仪器舱中，在二子级工作期间提供滚动控制，发动机关机后提供三轴姿态控制和二子级工作结束后使其脱离轨道。推力器采用肼催化分解作工质，具有简单 便宜、安全和可靠的特点。其主要性能参数为：

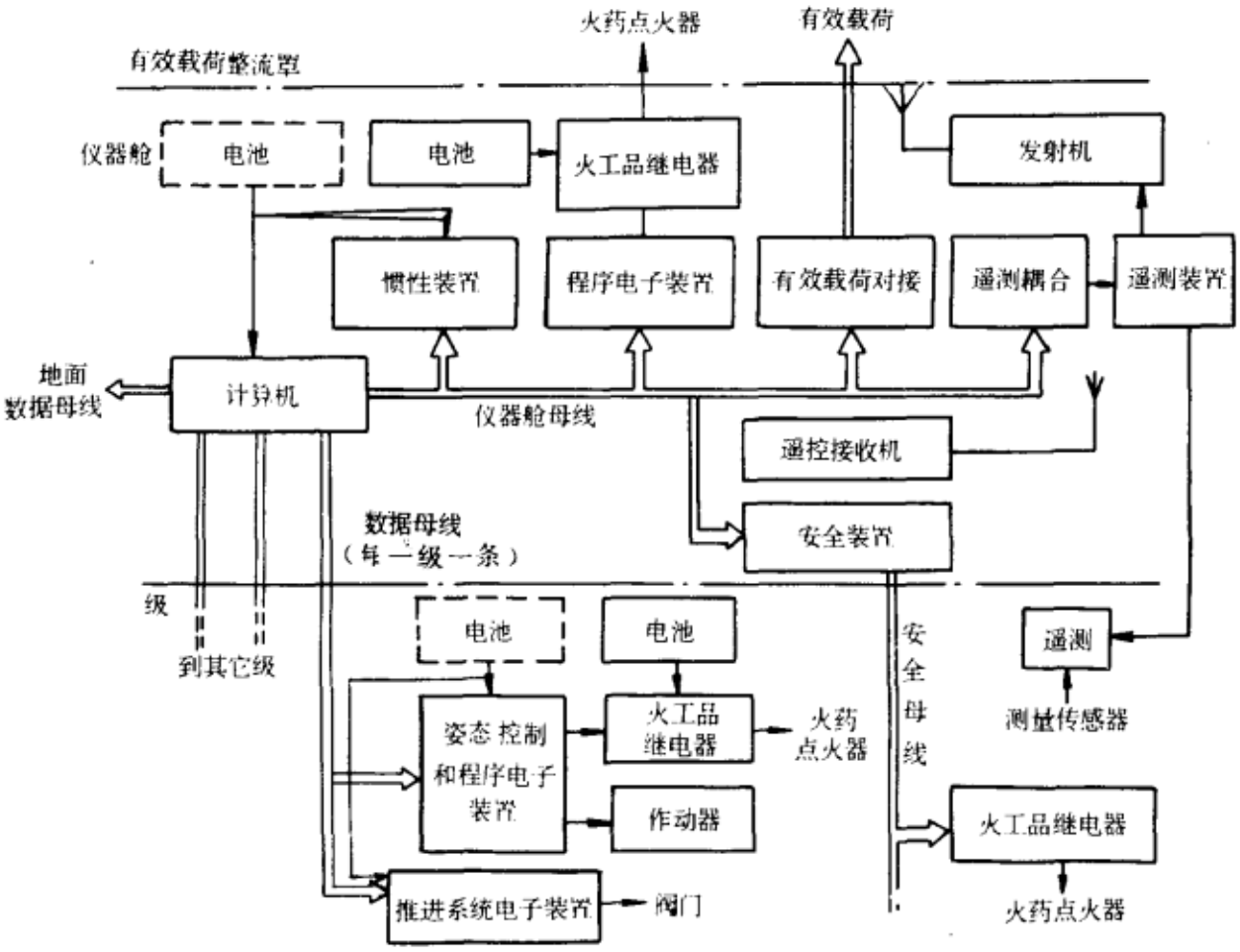
| | |
|---|---|
| 推力 | 每台 400N |
| 燃烧室压力 | 2.2MPa |
| 真空比冲 | 2190N·s/kg |
| 总累积冲量 | 40000N·s |
| 可靠性 | 0.999 |

## 制导、控制和电系统

制导系统采用两套冗余的激光陀螺平台，一套主要的平台出故障时由箭上计算机转接到另一套平台，继续完成其制导功能。

控制系统是纯数字式系统。基础级的固体助推器喷管和芯级 HM-60 发动机都可以摆动，给火箭 3 轴姿态控制提供操纵力矩。固体助推器与芯级分离后，芯级的俯仰与偏航姿态仍通过发动机摆动控制，滚动姿态控制由单独的冷气系统完成；二子级发动机也是可摆动的，可提供俯仰和偏航控制力矩，滚动控制力矩则通过仪器舱中的姿态控制系统提供。二子级发动机关机后姿态控制系统给火箭提供 3 轴的姿态控制力。

电子系统实际上是以数字技术为基础，以计算机为中心，通过多路数据传输线与火箭各个分系统相互连通的系统(见图)。这种电子系统的优点是，线路简单而且分系统之间的干扰少。




箭载电子系统

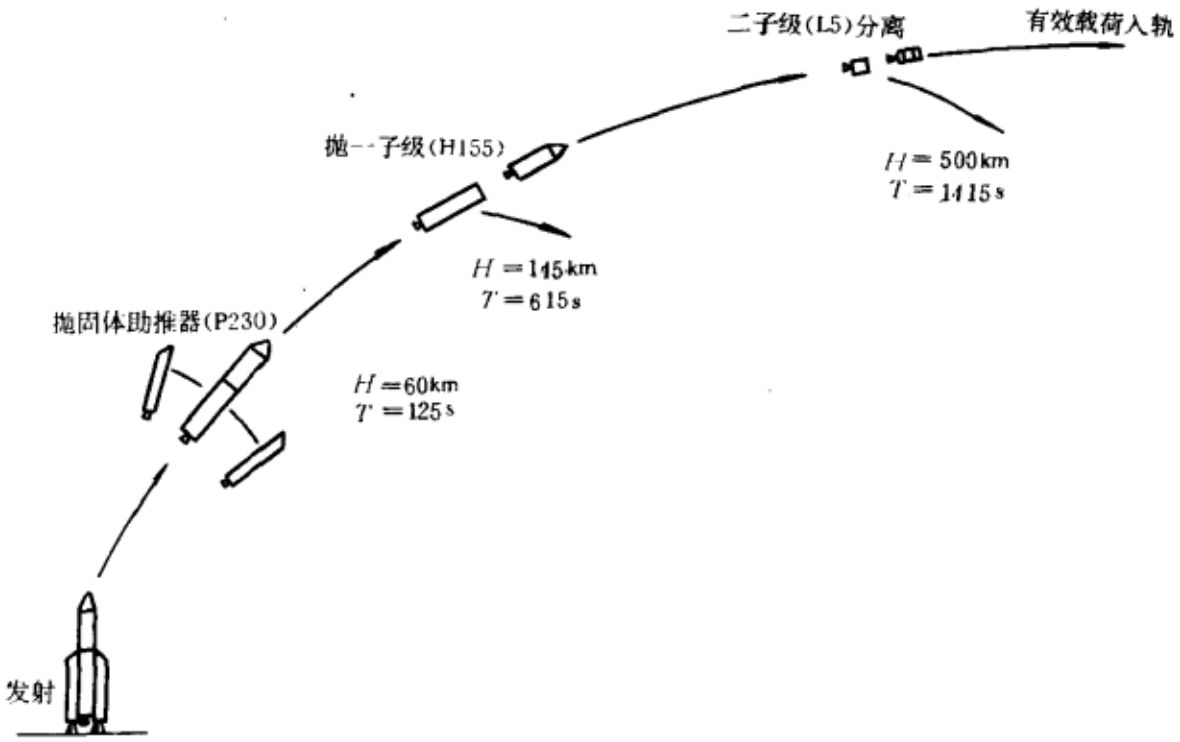
## 典型飞行程序与轨道

“阿里安 5”的动力飞行分两个阶段：第一阶段为基础级飞行阶段。这一段的飞行程序在火箭执行任何任务时均相同，即低温芯级发动机在地面先行点火，待证明其工作正常时，及时发出指令，令两枚固体助推器点火，随之火箭起飞。飞行约 123s，助推器燃尽熄火并与低温芯级分离。而低温级继续其动力飞行一直到火箭起飞后的 580～613s 为止。

第二阶段飞行与火箭要执行的任务有关。对于向地球同步轨道发射的任务，二子级在一子级工作结束并分离后，发动机立即点火，一直工作到火箭起飞后的 1400～1730s，将有效载荷送入地球同步转移轨道。为了说明其大致情况，表中列出了原设计的飞行程序及轨道参数。对于执行近地轨道任务，二子级也是在一子级工作结束后继续其工作，连同仪器舱一起将有效载荷送入轨道后分离、脱轨。原设计的飞行轨道见图。

**地球同步转移轨道参数(原设计)**

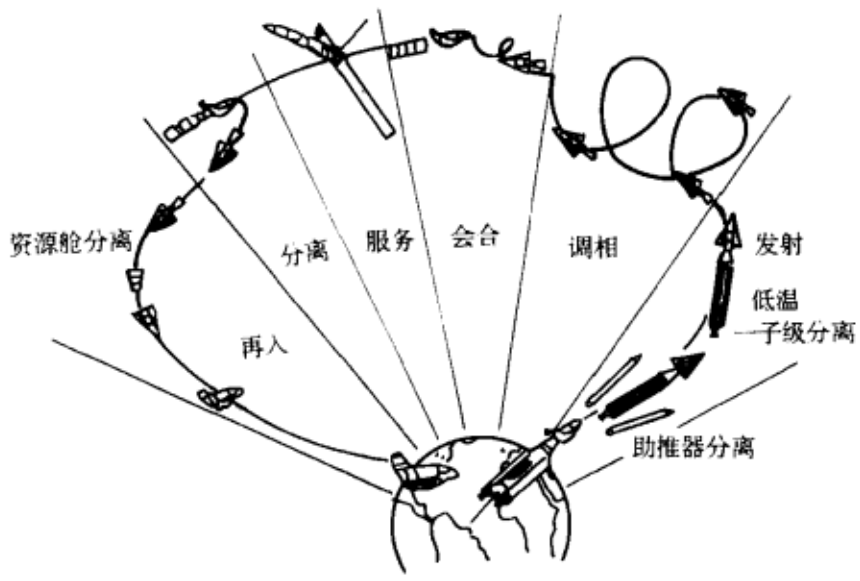
| 飞 行 事 项 | 时 间 (s) | 动 压 (Pa) | 纵向加速度 ($m/s^2$) | 高 度 (km) |
|---|---|---|---|---|
| 起飞 | 0 | 0 | 16.6 | 0 |
| 跨音速 | 48 | 32000 | 17.6 | 8 |
| 最大动压 | 65 | 40000 | 22.7 | 14 |
| 最大纵向加速度 | 107 | 6600 | 41.7 | 39 |
| 助推器 P230 工作结束 | 123 | 1100 | 6.6 | 57 |
| 抛整流罩 | 183 | — | 8.1 | 106 |
| 一子级 H155 飞行结束 | 583 | — | 37.6 | 139 |
| 二子级 L5 飞行结束 | 1100 | — | 3.5 | 605 |




"阿里安 5"低轨道任务典型飞行轨道

在发射"使神号"空间飞机时,"阿里安 5"将采用改进的一子级,其推进剂量增加 15t。改进的 MK2 发动机的推力比 HM-60 增大 230kN。第一飞行阶段基础级将"使神号"送入轨移轨道(近地点约 90km,远地点约为 450km,倾角 28.5°),然后,"使神号"飞行到第一远地点时,借助自身推力器将近地点至少升高 20km 以免大气阻力使轨道过多的衰减。"使神号"在转移轨道上几次改变轨道高度,到达距"哥伦布"自由飞行平台后 50km,下 10km 的位置时,开始组合交会操作。其飞行轨道见图。

为了使各子级在工作结束后既不成为留在轨道上的漂浮物,又不成为不加管理的自由落体,"阿里安 5"所选取的轨道为:使 P230 固体助推器落入大海中回收检查;使 H150 一子级溅落到大洋中。在一些情况下(多数为发射"使神号"的任务),一子级在能量未用尽时就要离开轨




“阿里安 5”发射“使神号”空间飞行器的典型飞行轨道

道，这时用贮箱中残留的增压气体脱轨。二子级和仪器舱所在的轨道与有效载荷轨道较近，它们按照箭上计算机发出的指令脱轨。

## 发 展 趋 势

“阿里安 5”设计采取了保守设计方法，为进一步增加适用性，降低成本和提高可靠性而留了发展余地。其可能的发展包括：

1. 固体助推器在现有 P230 的基础上再增加一段，使推进剂装填量增加到 265t～270t，称为 P270；或者用现有技术研制一种 60～70t 推进剂的较小助推器，称之为 P70；或者用复合材料壳体代替现有的钢壳，减轻结构质量。

2. 增加“火神”发动机推力和改进混合比；将推进剂质量由 205t 增加到 220～225t，该子级因此改称 H225；将液氢箱和液氧箱用单独箱底分开，助推器前连接点放在箱间段上和采用两台“火神”发动机的 H400 级。

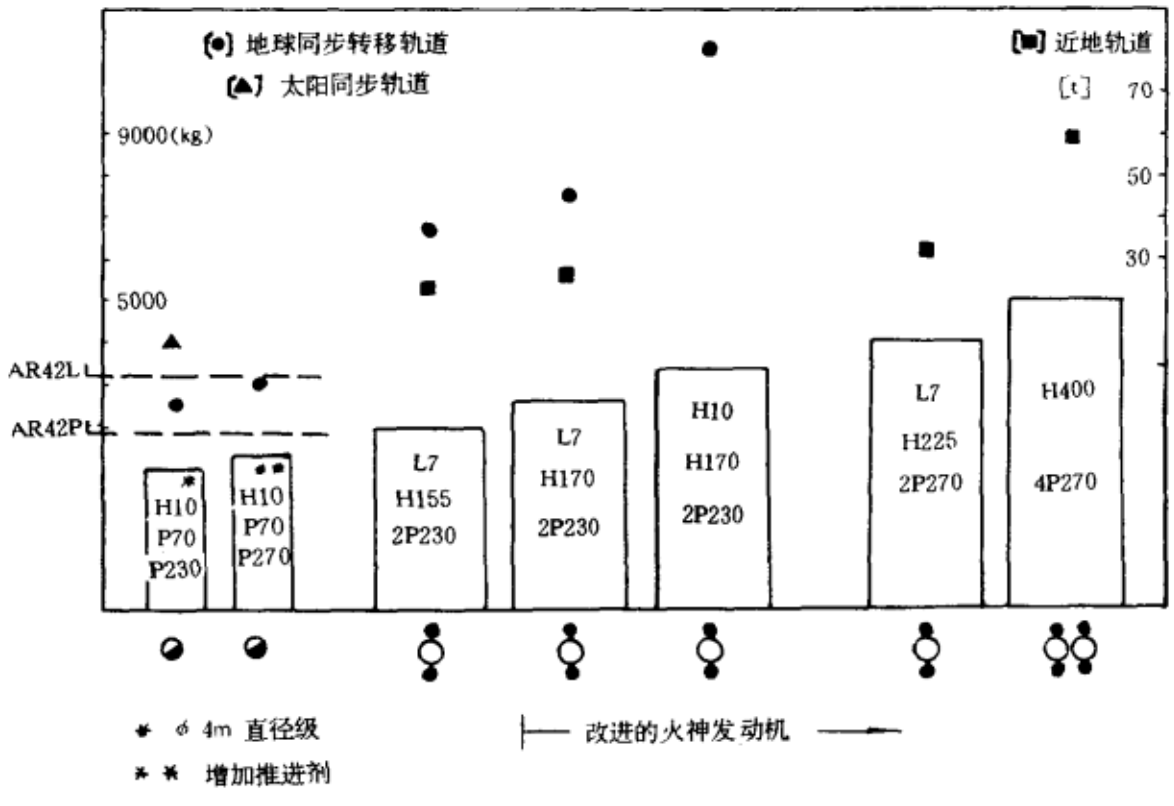
3. 增加一个低温二子级，即通过适当修改“阿里安 4”三子级 H10，使之适用“阿里安 5”。

4. 加大整流罩直径，以便容纳更大直径的有效载荷。

经过上述几项改进，“阿里安 5”就有了 3 种固体助推器(P230、P70、P270)；4 种一子级(H155、H170、H225、H400)；2 种二子级(L7 常规级和 H10 低温级)。可以组成轻型、中型和重型多种型式，适应于多种运载任务的需要。其衍生型号及其运载能力如图所示。

上述这些型号除 4P270/H400 型之外都是容易实现的，而且可以大幅度地提高性能和改善适用性。如改进“火神”发动机和增加推进剂质量的 2P230/H170/L7 型，其地球同步转移轨道运载能力增加 700kg，近地球轨道能力增加 2500kg；2P270/H205～H225/L7 型的 110/463km、28.5°低轨道能力增加到 30t。

为了扩大“阿里安 5”的应用范围，法国航空航天公司，英国航空航天公司和德国 MBB/ERNO 公司等正在研究一种轨道转移器，该转移器是以二子级推进舱和仪器舱为基础，并配备与空间永久设施自动会合、对接所需的智能设备。它与“阿里安 5”基础级配合使用，承担给自由号空间站和哥伦布舱的后勤服务任务。其典型任务的技术参数如表所示：




“阿里安 5”的衍生型号

**轨道转移器技术数据表**

| 参 数 | 数 值 | 参 数 | 数 值 |
|---|---|---|---|
| 尺寸： | | ②4 组每组 4 个冷气喷管： | |
| 最大直径 | 5474mm | 每个真空推力 | 10N |
| 最大长度 | 4914mm | 真空比冲 | 647.24N·s/kg |
| 推进剂： | | 质量(包括加强质量)： | |
| 四氧化二氮/一甲基肼 | 2474kg | 二子级推进舱结构质量 | 1000kg |
| 肼 | 247kg | 仪器舱结构质量(包括仪器) | 1500kg |
| 冷气 | 268kg | 对接段质量 | 1640kg |
| 主发动机： | | 总结构质量 | 4140kg |
| 真空推力 | 27.5kN | | |
| 真空比冲 | 3079.3N·s/kg | | |
| 氦气挤压压力 | 991kPa | | |
| 姿态控制系统： | | | |
| ①4 组每组 4 个推力器： | | | |
| 每个真空推力 | 350N | | |
| 真空比冲 | 2157.5N·s/kg | | |

# 意大利

## 艾立斯上面级(IRIS)

郝希凡

“艾立斯”(Italian Research Interim Stage)为意大利研制的上面级临时简称,其研制计划属于意大利国家研究理事会的国家空间计划,由阿丽塔里亚(AERITALIA)公司领导的一个意大利工业团体负责研制,阿丽塔里亚公司作主承包商,斯尼亚-BPD(SNIA-BPD)公司为副承包商,费尔(FIAR)、雷本(LABEN)、微技术(MICROTECHNICA)公司为主要子承包商。

阿丽塔里亚公司承担系统工程、系统总体组装和检验、地面机械支持设备,同时承担机载支持设备的设计、发展、生产、总装和定型试验。还承担研制“艾立斯”自旋稳定级下列分系统:有效载荷对接、艾立斯自旋稳定级/有效载荷分离、热控制和翻滚系统。

BPD-迪费西-斯帕资欧(BPD Difesea-Spazio)公司负责“艾立斯”模型的设计、制造组装和试验,并主要承担艾立斯自旋稳定级分系统的试验,负责研制固体火箭发动机、章动控制推力器和连接件。

费尔公司负责机械支持设备和上面级的电源配电系统。微技术公司设计起旋平台分系统。雷本公司负责设计、发展和验证机载支持设备数据传输系统、上面级电子时序分系统、章动控制电子设备、上面级遥测数据传输系统和地面电气支持设备。

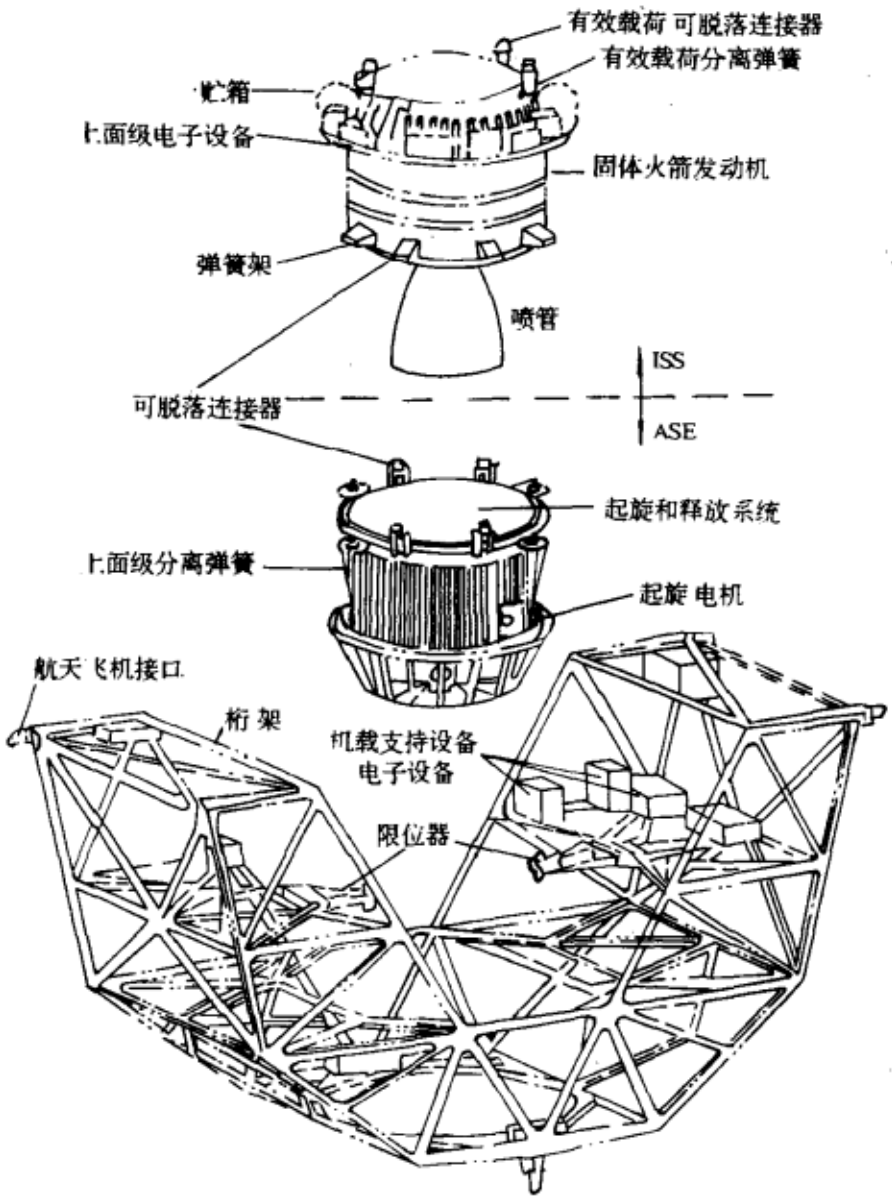
阿丽塔里亚公司负责发射前、后的地面和飞行任务操作。

“艾立斯”是一个自旋稳定的固体推进剂上面级系统,用于与美国国家航空航天局的空间运输系统配合工作。它可以将 600～900kg 有效载荷从航天飞机正常停候轨道送入地球同步静止轨道。上面级固体火箭发动机最多可以减少 25%装药,便于在上述范围内调节运载能力。

“艾立斯”用机载支持设备安装于轨道器货舱内,该设备用于在地面操作、发射和轨道中支持和释放“艾立斯”/有效载荷组合件。机载支持设备可重复使用,能满足全部任务需要并设有各种功能系统。

“艾立斯”原计划于 1991 年 6 月与美国航天飞机配合,发射激光地球动力卫星 LAGEOS 2。

“艾立斯”的设计研制费约为 1.05 亿美元(1989 年币值)。




"艾立斯"上面级系统

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 上面级质量(满载) | 1830kg | 自旋速率 | 45～100r/min |
| 有效载荷质量 | ＜900kg | 姿态精度 | 3σ 角度漂移 3°(3 个轴向) |
| 机载支持设备质量 | 1000kg | 有效载荷分离时章动半角 3°(3 个轴向)。 | |
| 总冲(满载) | 4488kN·s | | |

## 总体布局与结构

机载支持设备为桁架结构设备,在发射过程中为自旋稳定上面级和有效载荷组合体提供结构支持。该设备本身通过 4 个横向连接固定装置和 1 个底部固定装置与轨道飞行器货舱连接。

自旋稳定上面级是一个近地点级,它能提供有效载荷需要的速度增量和轨道倾角变化。自

旋稳定上面级由如下主要分系统组成：

- 固体火箭发动机：燃烧终止型，运载能力可以向下调节 25%；
- 电子时序器：从机载支持设备/上面级分离开始计数；
- 冷气章动控制分系统；
- 遥测分系统：该系统在第一次任务中使用，以获得全部有用信息。

固体火箭发动机为上面级的主体，它采用高性能凯夫拉纤维缠绕外壳。发动机上部有一个蜂窝结构安装平台，该平台由一铝制截锥状支架支持。在安装平台上安装上面级全部的分系统，包括章动控制、遥测数据传输、电子时序控制和电源配电系统。

有效载荷用包带与上面级连接。其质心分布在分离面 1m 以内。有效载荷接口直径为 940mm。有效载荷分离系统由包带和可在支架内外安装的 4 个弹簧组成，能为有效载荷提供 0.5～2m/s 的分离速度。

机载支持设备/“艾立斯”接口位于起旋平台平面，接口包括分离包带和 2 个限制器。4 个分离弹簧可使“艾立斯”获得 0.4m/s 的分离速度。

起旋平台和锁紧装置由电机和电子设备驱动。起旋平台有 2 台电机，1 台电机失效时由另一台起旋组合体。锁紧装置有 4 个电机。

## 温 控 系 统

机载支持设备采用被动式温控系统，为有效载荷提供对外部空间环境的热防护，局部区域采用加热器。该系统用多层绝热覆盖层包裹航天飞机货舱内机载支持设备的所有器件，形成绝热太阳罩。有效载荷绝热层由多层绝缘 BETA 布和镀铝箔膜组成。太阳罩由两部分组成：固定部分和在卫星发射时可打开的蚌壳状活动部分。活动部分由 2 个电机驱动的机构带动，它的运动包络线不受轨道飞行器货舱的限制。在有效载荷释放过程中，蚌壳状活动部分打开以便上面级分离。

## 电 子 系 统

### 艾立斯电子系统

“艾立斯”采用机载计算机作为时序器，由该时序器向其它分系统发送时序操作指令，采集各种信息，并向航天飞机机组乘员提供信息，以便进行必要的手动控制。

遥测分系统提供上面级停候轨道的飞行信息，并将信息传输到航天飞机轨道飞行器。遥测系统的天线安装于固体火箭发动机的外壳周围。

有效载荷的电子接口有：28V 直流电源线(最多 4 条，仅在释放期间提供)，指令线、有效载荷安全和自毁控制线，模拟和双平面监视器。

艾立斯由轨道飞行器燃料电池供电，由其本身的配电系统向各分系统配电。

### 机载支持设备电子系统

机载支持设备通过一个计算机系统对释放的全过程进行监控。这些操作是完全自动化的，并且在轨道飞行器乘员的监控下进行。

## 飞 行 程 序

在航天飞机停侯轨道上开始执行释放程序时，机载支持设备的锁紧装置脱落，上面级起旋。为避免失误导致任务失败，机载支持设备起旋平台能制动上面级组合体，并正确地使其处于初始状态。锁紧装置还可以锁紧上面级，以便再带回地面。

“艾立斯”与航天飞机分离后 45min 内，可以为有效载荷提供所有必要的飞行环境。上面级/有效载荷组合体到达正确位置时，火箭发动机点火，将有效载荷送入预定的轨道。上面级离开航天飞机后的全部动作由电子时序分系统控制。

有效载荷分离后翻滚系统工作，释放 Yo 重块使固体火箭发动机翻滚，改变其剩余推力的矢量，防止其因后效冲量与有效载荷碰撞。

# 日　本

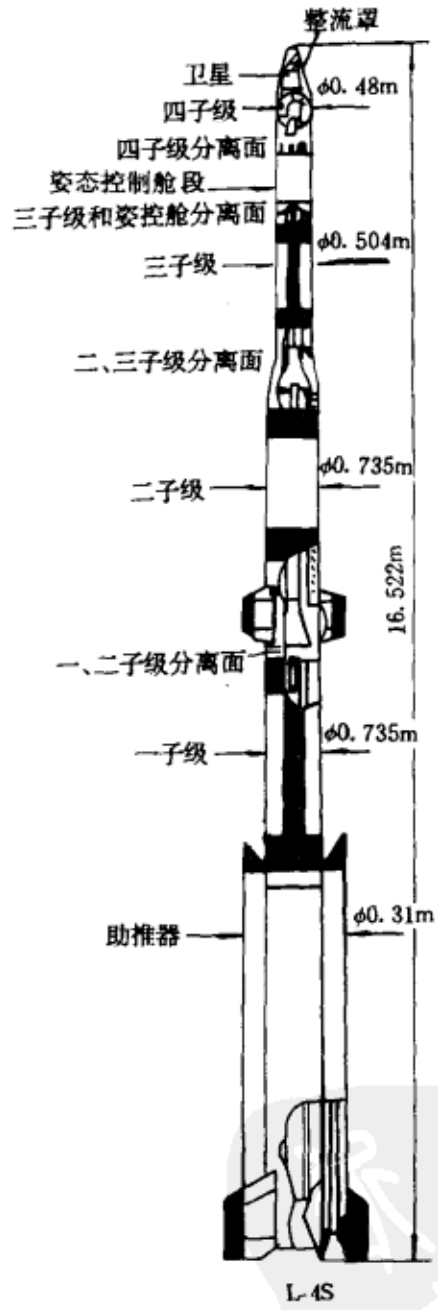
## 兰姆达-4S(ラムダ-4S、L-4S)

孙继桐

L-4S 型火箭是日本宇宙科学研究所(ISAS)研制的“L 系列”的运载火箭,是日本最早期的多级固体运载火箭。1970 年 2 月 11 日用 4 级固体运载火箭 L-4S-5 火箭成功地发射了日本第 1 颗人造卫星“大隅”号(おおすみ,国际编号 1970-011A)。

L-4S 是日本 L 系列火箭中唯一的运载火箭型号,从 1964 年 5 月到 1970 年 2 月先后进行了 6 次飞行试验,只有“L-4S-5 号火箭将有效载荷(24kg)送入了卫星轨道。

L-4S 型火箭各号火箭多种状态,L-4S-1 没有助推器,L-4S-2 装有 2 枚助推器,L-4S-3 完善了飞行程序试验,结构较轻,L-4T-1、L-4S-4 是 L-4S-3 的改进型,改进了一、四子级的连接方式、发动机点火药、助推器分离和姿控装置。L-4S-5 是为 L-4S-4 追加的试验火箭,为克服三子级发动机分离后后效冲量影响,在三子级前方装有反推火箭,L-4S 型火箭的外貌如图所示。




L-4S 型火箭外貌图

## 主要技术性能(L-4S-5 火箭)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 732.6kN |
| 全长 | 16.5m | 推重比 | 7.95 |
| 最大直径 | ～1.40m | 运载能力 | 31°倾角、250km 圆轨道 26kg |
| 起飞质量 | 9.4t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.772m | 发动机 | 固体发动机 2×300-SB(改) |
| 直径 | 0.310m | 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-10 |
| 质量 | 2×0.5525t | 地面平均推力 | 2×123.6kN |
| 结构质量 | 2×0.1905t | 真空比冲 | 2157.5N·s/kg |
| 推进剂质量 | 2×0.362t | 工作时间 | 7.4s |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 8.381m | 发动机 | 固体发动机 735⅔($B_1$) |
| 直径 | 0.767m | 推进剂 | 聚胺酯系列 |
| 尾翼翼展 | 2.889m | 地面比冲 | 2017N·s/kg |
| 子级质量 | 4.98t | 工作时间 | 29s |
| 地面总推力 | 485.4kN | | |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.927m | 推进剂质量 | 1.845t |
| 直径 | 0.767m | 发动机 | 固体发动机 735⅓($B_2$) |
| 尾翼翼展 | 2.10m | 推进剂 | 聚胺酯系列 |
| 子级质量 | 2.475t | 真空比冲 | 2380.42N·s/kg |
| 结构质量 | 0.63t | 工作时间 | 38.4s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.963m | 发动机 | 固体发动机 Φ500($B_3$) |
| 直径 | 0.548m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 0.832t | 真空比冲 | 2444.8N·s/kg |
| 结构质量 | 0.284t | 工作时间 | 27s |
| 推进剂质量 | 0.548t | | |

### 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.0m | 发动机 | 固体球型发动机 480S |
| 直径 | 0.483m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 BP-17 |
| 子级质量 | 111kg | 真空推力 | 11.76kN |
| 结构质量 | 23.05kg | 真空比冲 | 2490.9N·s/kg |
| 推进剂质量 | 87.95kg | 工作时间 | 31.5s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 1.251m | 直径 | 0.504m |

## 总　体　布　局

L-4S 型各火箭总体布局大致相同，直径也相同，只是总体尺寸局部有微小差别，以 L-4S-5 火箭为例其外形尺寸如图所示。

L-4S-5 火箭总体组成包括助推器(2 枚)、各子级发动机、级间段、姿态控制舱、姿控装置、搭载仪器设备和整流罩等。各大部段布局和相对位置如图所示。

## 箭　体　结　构

L-4S 型火箭箭体结构主要包括助推器和各子级结构以及姿态控制舱、级间结构、搭载仪器及消旋、起旋发动机安装结构，另外还有分离结构和整流罩结构等部分。

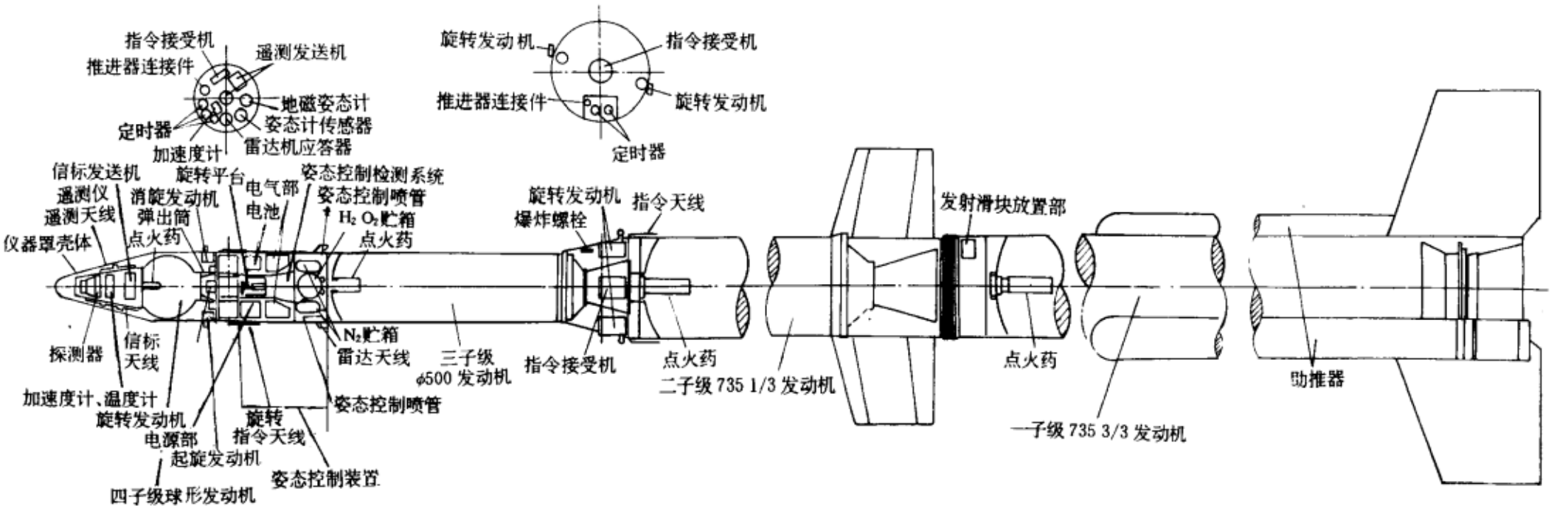
### 助推器结构

L-4S 火箭从 L-4S-2 起装有 2 枚 $\phi$310mm 的助推器，通过连接结构捆绑在一子级发动机壳体和尾段外侧上，连接结构安装如图所示。上连接点装有分离螺母和分离弹簧，下部连接点为可旋转球头结构。助推器燃烧室壳体结构由铬钼钢制造。

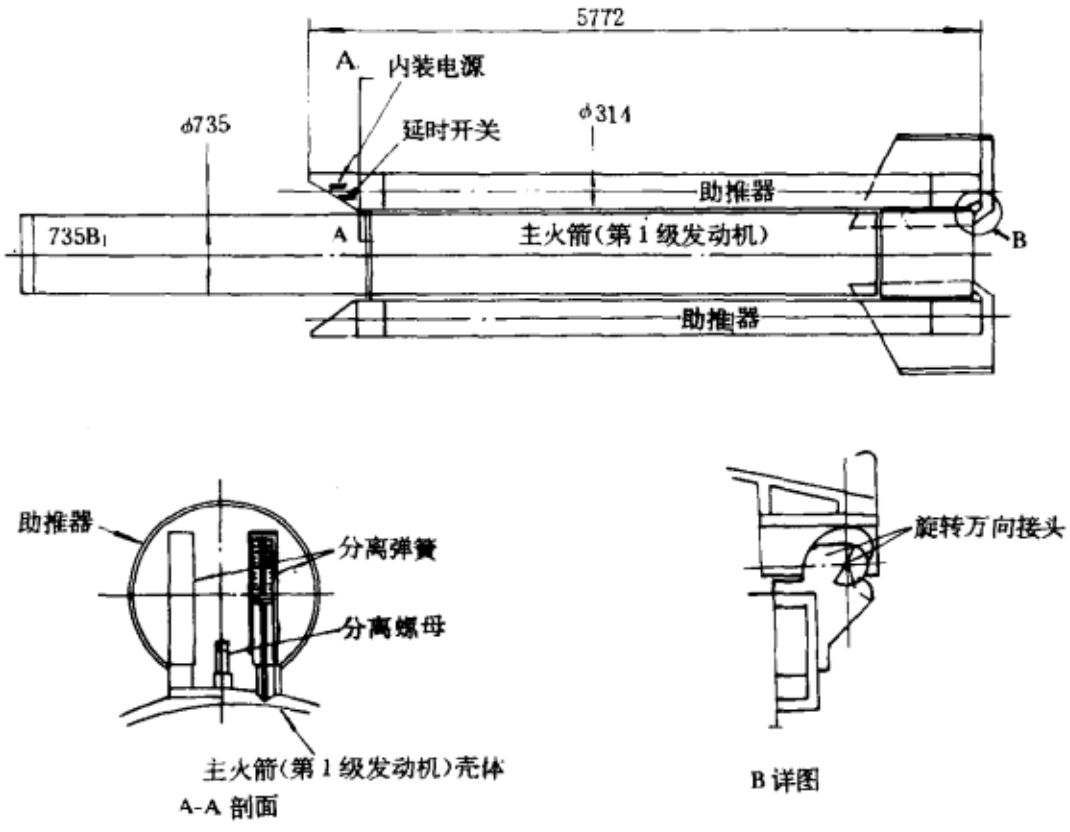
### 一子级结构

一子级结构包括一子级发动机壳体、一子级尾段、一、二级级间段结构。尾段由圆筒段和翼展为 2.889m 的 4 个尾翼和 2 枚助推器连接结构组成。一子级发动机壳体除了承受燃烧内压载荷外，还承受助推器传递的轴向推力和冲击载荷，所以一子级发动机壳体要有足够的强度和刚度，壳体结构由高强度钢 HT-140 焊接而成的，基本设计参数如下表所列。

| 部　位 | 内　径 (mm) | 壳体壁厚 (mm) | 内　压 (MPa) | 作用应力 (MPa) | 焊接系数 | 安全系数 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | 屈服强度 | 抗拉强度 |
| 圆筒部分 | 727.4 | 2.5 | 6 | 873 | 1 | 1.26 | 1.49 |
| 封头部分 | R735 球+R60 | 2.5 | 6 | 882 | 1 | 1.25 | 1.47 |


指令接受机
推进器连接件
遥测发送机
地磁姿态计
姿态计传感器
雷达机应答器
定时器
加速度计
旋转发动机
指令接受机
推进器连接件
旋转发动机
定时器
信标发送机
遥测仪
遥测天线
消旋发动机
弹出筒
点火药
旋转平台
电气部
电池
姿态控制检测系统
姿态控制喷管
$H_2$ $O_2$贮箱
点火药
仪器罩壳体
探测器
信标天线
加速度计、温度计
旋转发动机
电源部
起旋发动机
四子级球形发动机
旋转指令天线
姿态控制装置
$N_2$贮箱
雷达天线
三子级
φ500 发动机
旋转发动机
爆炸螺栓
指令天线
指令接受机
点火药
二子级 735 1/3 发动机
发射滑块放置部
点火药
一子级 735 3/3 发动机
助推器

L-4S 火箭总体布局




助推器安装图

封头为三心底，即 $R735$ 球底加 $R60$ 组合底型，圆筒段最大直径为 767mm，结构形式和尺寸如图所示。

## 二子级结构

二子级结构包括二子级发动机壳体、二子级尾段、二、三级级间段分离面以下部分。尾段由圆筒段和翼展为 2.1m 的 4 个尾翼组成。二子级前后各有一个分离面。发动机承受内压，并传递轴向力和弯曲载荷及分离冲击。壳体采用高强度钢 HT-140 焊接结构，发动机壳体结构如图所示。

## 三子级结构

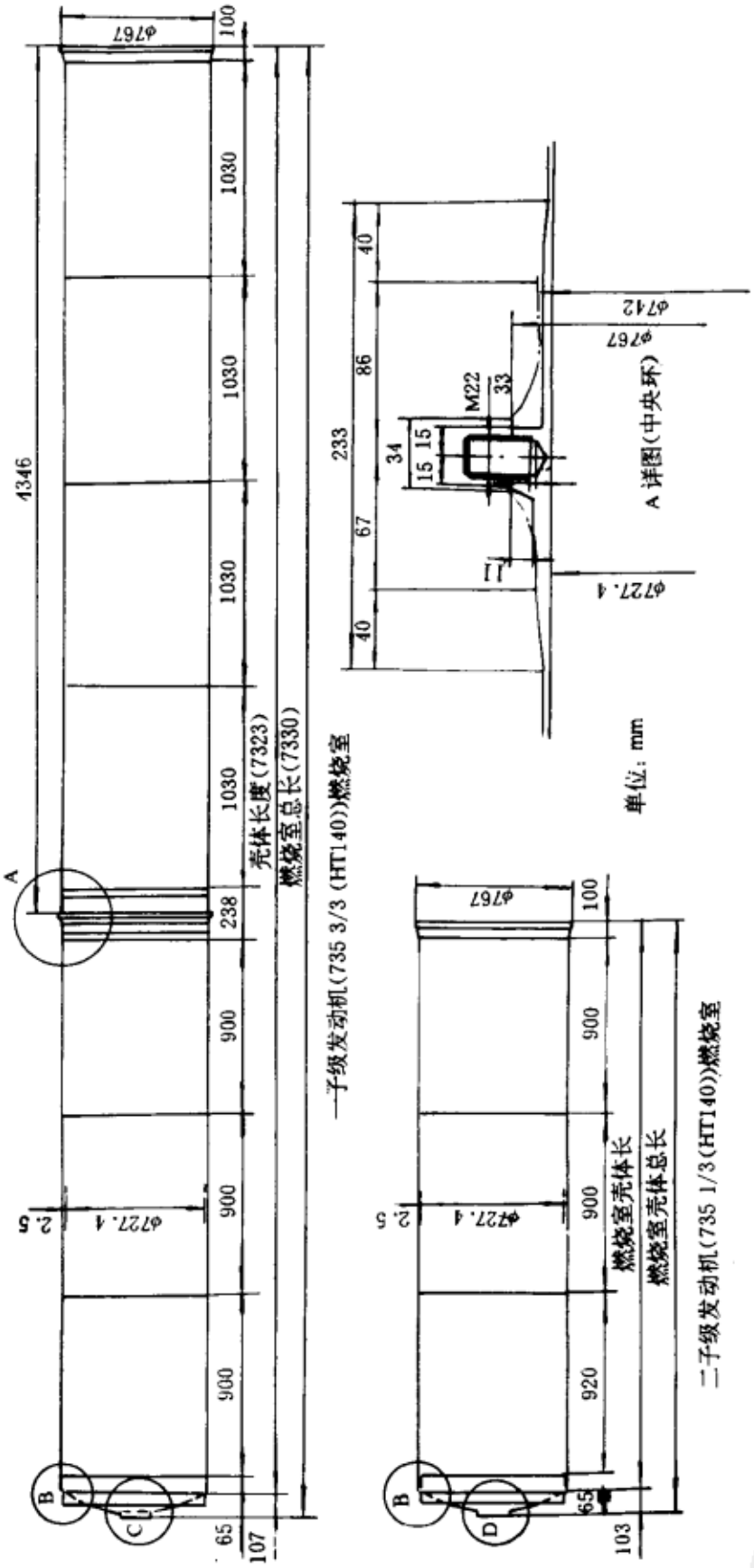
三子级结构主要是 φ500mm 发动机壳体结构，壳体前封头外侧安装有 4 枚反推火箭，以抵消三子级发动机后效冲量，保证分离后四子级飞行正常。反推火箭安装板厚度为 5mm，安装位置和连接部位如图所示。单枚反推火箭质量为 3kg，轴向产生的最大加速度为 40g，安装后总质量增加 14.5kg。

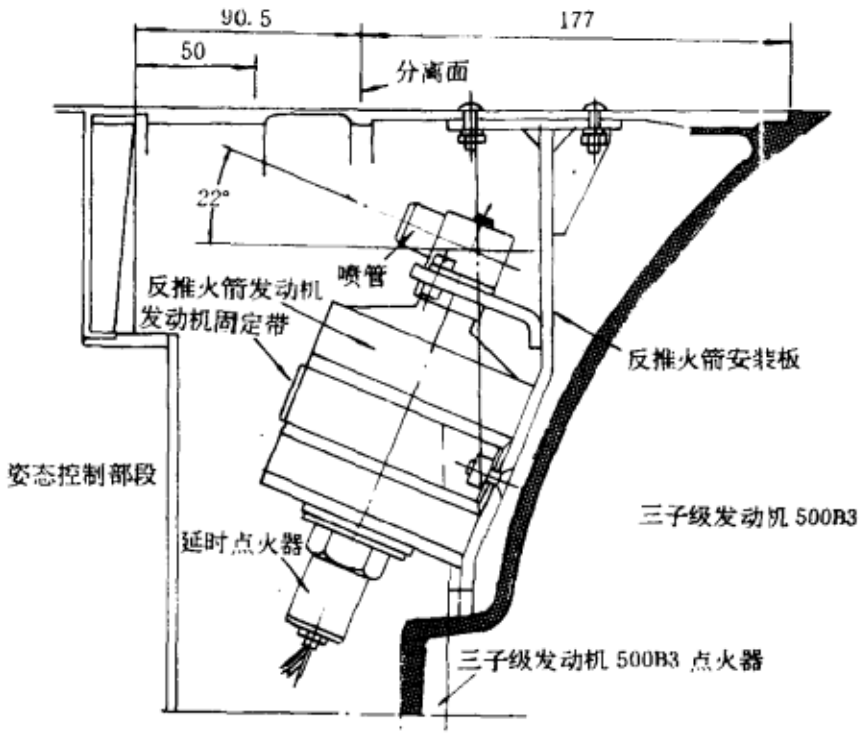
三子级和前端姿控舱之间有一个分离面，后端与二子级间也有一个分离面。发动机壳体结构材料用高强度钢，也曾用过软钢。

## 四子级结构

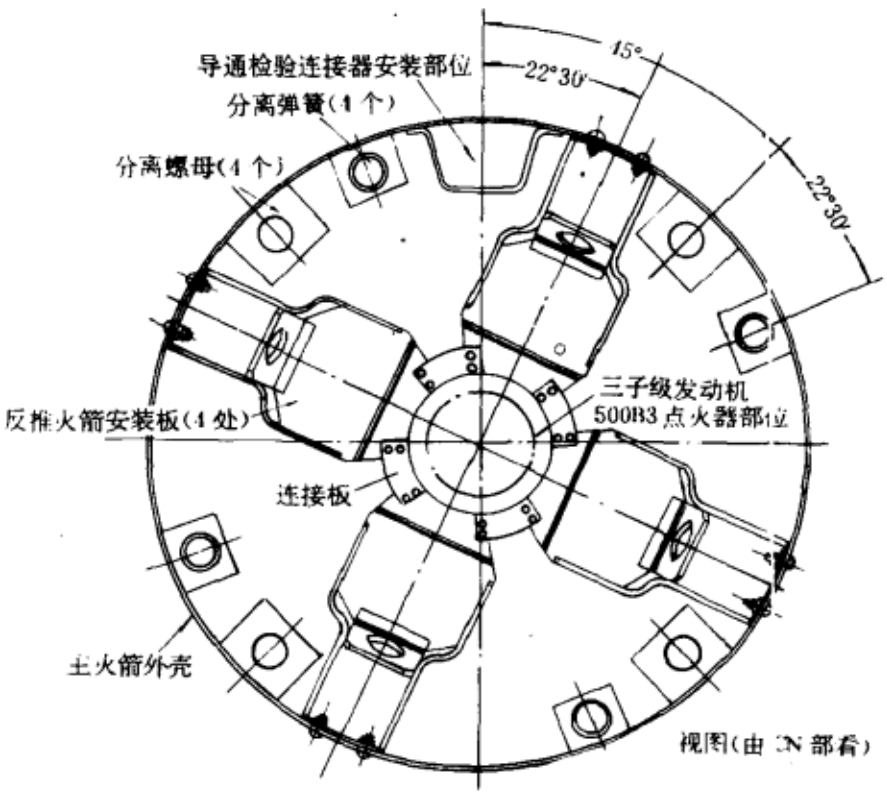
四子级结构主要由 480s 球型发动机壳体结构、搭载卫星、仪器及连接结构组成。发动机承受内压，喷管端面又是支撑部位，为保证有足够刚度，设有加强肋。四子级发动机与姿控舱之间有一个分离面。

四子级球型发动机壳体材料为 Ti-2Al-2Mn 钛合金板材经过热处理、利用爆炸成型工


φ767
100
1030
1030
1030
1030
1346
238
900
900
900
900
65
107
壳体长度(7323)
燃烧室总长(7330)
A
B
C
φ727.4
2.5
一子级发动机(735 3/3 (HTI40))燃烧室
233
86
40
67
40
34
15 15
M22
33
φ742
φ767
φ727.4
A 详图(中央环)
单位：mm
一子级发动机(735 3/3)壳体、二子级发动机(735 1/3)壳体结构
φ767
100
900
900
920
65
103
燃烧室壳体长
燃烧室壳体总长
B
D
φ727.4
2.5
二子级发动机(735 1/3(HTI40))燃烧室




(a)




(b)

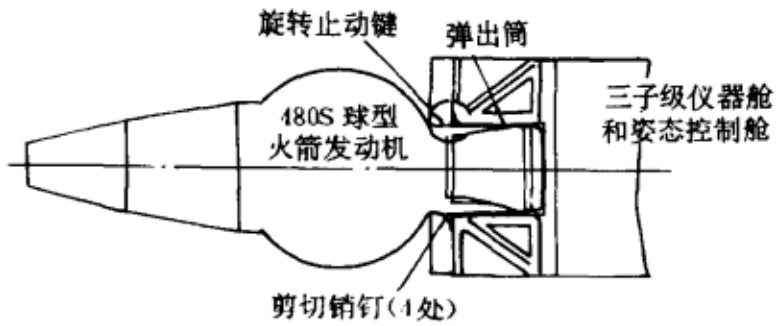
三子级反推火箭布局

(a)反推火箭安装板；　(b)反推火箭安装板。

制成半球壳，然后焊接成整体球壳。利用腐蚀加工技术控制结构重量，使发动机壳体结构质量由 8kg 减至 6.5kg。四子级发动机壳体连接如图所示。

## 整流罩结构

整流罩由二个半壳组成，壳体长 1.251m，直径 0.504m，两个半壳用结合销钉和连接螺栓连接。壳体材料为增强纤维塑料铺层材料，分离靠上下端分离结构同步作用实现平行分离。




480s 球形发动机安装部位

## 推 进 系 统

L-4S 火箭推进系统包括固体助推器 300-SB(改)、一子级固体发动机 735⅔($B_1$)、二子级固体发动机 735⅓($B_2$)、三子级固体发动机 $\phi$500($B_3$)、四子级 480s 球型固体发动机及其它专用小型固体发动机,如旋转发动机、起旋、消旋发动机、反推火箭等组成。

### 助推器推进系统

二枚固体助推器 300-SB(改)性能参数如表所示。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 燃烧室材料 | 铬钼钢 | 最大推力 | 135.3kN |
| 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-10 | 75%平均推力 | 123.6kN |
| 药芯形状 | 300-4,5,6 | 有效工作时间 | 4.97s |
| 装药长度 | 4.58m | 全工作时间 | 6.22～7.4s |
| 推进剂质量 | 0.313t | 真空比冲 | 2157.5N·s/kg |
| 喷管喉径 | 0.16m | 点火器 | NAB322g |
| Ae/At(面积比) | 3.5 | 推进剂温度 | 30℃ |
| $K_N$ | 240 | 推进剂抗拉强度 | 1.16MPa |
| 最大内压 | 5.33Mpa | 延伸率 | >50% |
| 75%平均内压 | 4.35MPa | 燃速 | 6.14mm/s |

### 一子级推进系统

一子级推进系统固体发动机 735⅔($B_1$)燃烧室直径 0.735m,最大直径 0.767m,推进剂药芯为七星形,发动机性能参数如表所列。

### 二子级推进系统

二子级推进系统固体发动机 735⅓($B_2$)直径为 0.735m,最大直径 0.767m,推进剂药芯形为七星形,发动机参数如表所列(地面试车数据)。

### 三子级发动机

三子级推进系统固体发动机 500($B_3$)直径为 0.504m,推进剂药芯形为七星形,发动机性

能参数如表所列。

## 四子级推进系统

四子级推进系统用球型固体发动机 480s，推进剂装药是直填式，发动机喷管为潜入式，喷管顶部用石墨制成，开口部位内侧为酚醛玻璃钢制造，外侧及安装法兰由轻合金制造。球型发动机点火药和其它子级相同，用长燃烧秒时笼型点火器。四子级发动机性能参数如表所列。

**L-4S 发动机性能参数**

| 名　称 | 单　位 | 735⅔-2 | 735⅓-3 | 480S-SPIN-5 |
|---|---|---|---|---|
| 燃烧室材料 | | 钢 HT-140 | 钢 HT-140 | 钛合金 $t=1$ |
| 推进剂 | | UP-7,10 | UP-18 | BP-17 |
| 药芯形状 | | 735-2 | 735-3 | 480-2 |
| 药长 | mm | 7338 | 3058 | — |
| 药径 | mm | 719 | 719 | 475.4 |
| 药量 | kg | 3879 | 1844.5 | 88.75 |
| 喷管喉径 | mm | 295 | 153 | 42 |
| 出口直径 | mm | 584.4 | 375 | 186.9 |
| 喷管面积比 | | 3.9 | 6 | 19.8 |
| $K_N$ | | 243 | 243～334 | 230～333 |
| 点火器 | | NAB 800g | NAB 300g | NAB 44g |
| 性能 | | | | |
| 初始内压 | MPa | 5.62 | 4.54 | 3.49 |
| 最大内压 | MPa | — | 4.43 | 4.56 |
| 75%平均内压 | MPa | 3.94 | 4.13 | 3.66 |
| 初始推力 | kN | 461.0 | 116.7 | 7.58 |
| 最大推力 | kN | — | 130.4 | 11.76 |
| 75%平均推力 | kN | 362.9 | 115.2 | 8.62 |
| 有效燃烧时间 | s | 20.2 | 33.5 | 23.2 |
| 全燃烧时间 | s | 28.8～29 | 38.4 | 27～29.4 |
| 总冲 | kN·s | 8213.4 | 4072.9 | 217.9 |
| 真空比冲 | N·s/kg | 2118.3 | 2206.6～2380.42 | 2444.8～2461.6 |
| 物性 | | UP-10,UP-7 | | |
| 抗拉强度 | MPa | 0.83,0.71 | 0.9 | 1.31 |
| 延伸率 | % | >50,>50 | 50 以上 | 66 |
| 燃速 | mm/s | 6,03,5.34 | 4.72 | 5.35 |
| 火箭 | | L-3H,L-4S | L-3H,L-4S | L-4S |

500-2 发动机性能参数

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚丁二烯系列 | 最大推力 | 72.96kN |
| 燃烧室材料 | HT-140 | 真空比冲 | 2445N·s/kg |
| 外径 | 0.520m | 最大内压 | 5.04MPa |
| 全长 | 2.519m | 75%燃烧时间 | 18s |

# 分 离 系 统

L-4S 型火箭分离系统包括分离结构、分离火工品及有关控制部分。分离面较多,具体如表所列。

| 项 目 | 切割分离方式 | 点火方式 |
|---|---|---|
| 助推器分离 | 分离螺母 | 延时管开关,内装电源 |
| 一子级分离 | 诺伊曼效果 | 地上点火,带延时管电雷管 |
| 整流罩分离 | 推杆和分离弹簧机构 | 定时器($MT_2$),内装电源 |
| 二子级分离 | 分离螺母 | 定时器($MT_2$),内装电源 |
| 三子级分离 | 分离螺母 | 定时器($MT_3$),内装电源 |
| 四子级分离 | 炸药弹出筒 | 定时器($MT_1$ 和 $MT_4$),指令,内装电源 |

助推器分离时,分离螺母动作、解锁,靠助推器整流罩斜切头型产生的气动力和分离弹簧力,使助推器绕后连接点旋转,转到一定角度时,旋转接头失去约束,助推器便分离落下。分离是在助推器点火后 8s 开始,分离载荷情况如表所示。

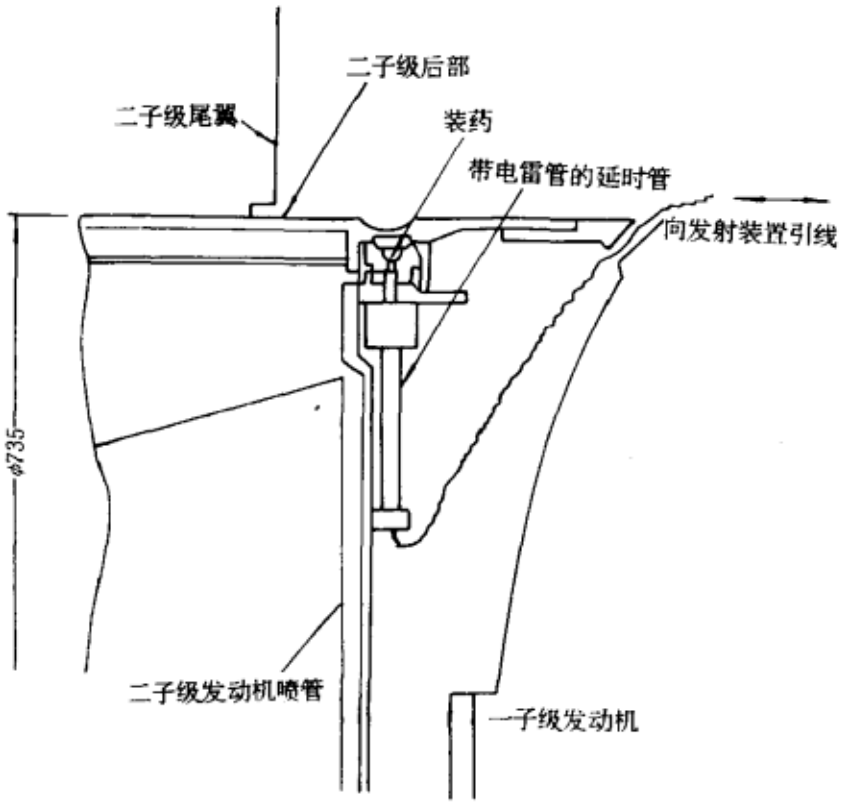
| 序 号 | 时间(s) | 方 向 | 部 位 | 载 荷 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 0～7.5 | 轴向 | 前连接点 | 137.2kN(静推力) |
| 2 | 约 11 | 横向 | 前连接点 | 11.76kN(静态)气动力 |
| 3 | 11.5 | 轴向 | 后连接点 | 冲击载荷 |
| 4 | 11.5～11.7 | $R_\gamma$ | 后连接点 | 由旋转引起动载 |
| 5 | 11.5～11.7 | $R_\theta$ | 后连接点 | 由旋转引起动载 |
| 6 | 11.5～11.7 | — | 后连接点 | 主火箭旋转 |

一子级分离面在一、二子级级间段,分离力靠切割时产生的反作用力,L-4S-5 火箭分离对上面级产生的加速度为 9.0$g$,分离接头如图所示。

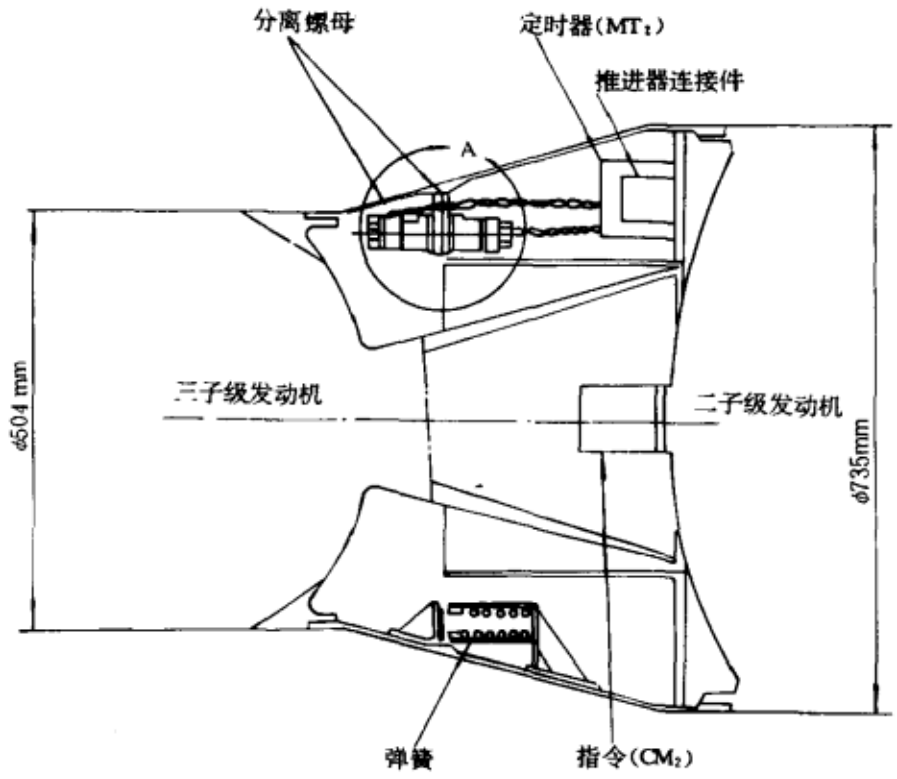
整流罩分离在二子级燃烧完后,即起飞 98s 后在空气稀薄的高空进行,采取平行开罩方式,靠上下弹簧力使罩向外侧平行分开。其分离结构和连接方式如图所示。

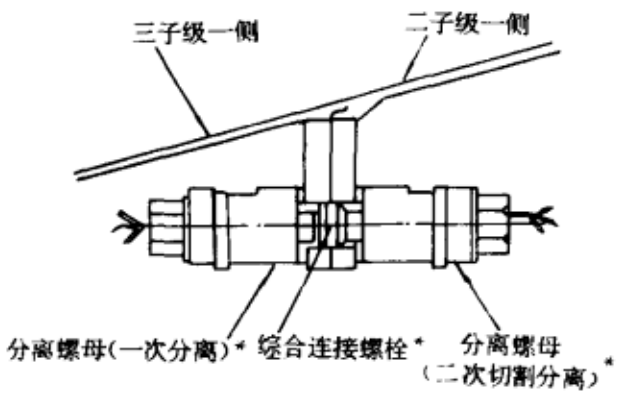
二子级切割分离面靠近仪器设备和姿控部分,要求分离不产生冲击,即要"静切割"分离。分离时箭体自身还有每秒 2～3 转的旋转速度,分离结构如图所示,用分离螺母连接,分离弹簧提供分离力,是 1$g$ 的弱分离。支持螺母延迟 1s 动作。

三子级也是"静切割"分离,分离接头结构形式如图示,分离是在火箭旋转状态下进行的。




一、二子级级间段分离接头

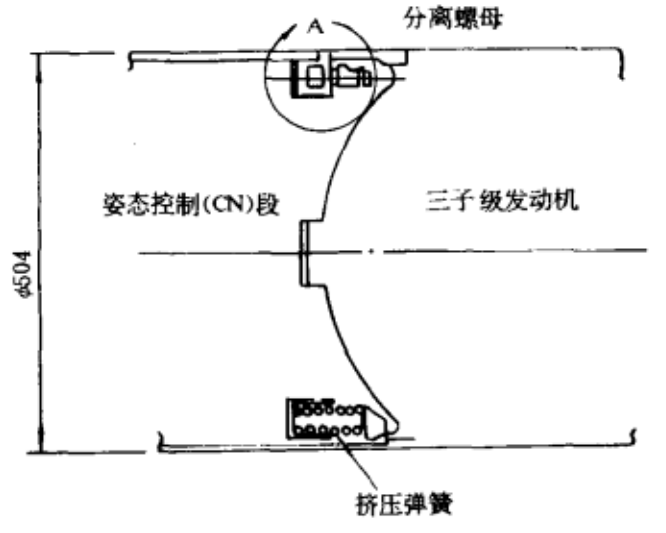



二、三子级级间分离接头

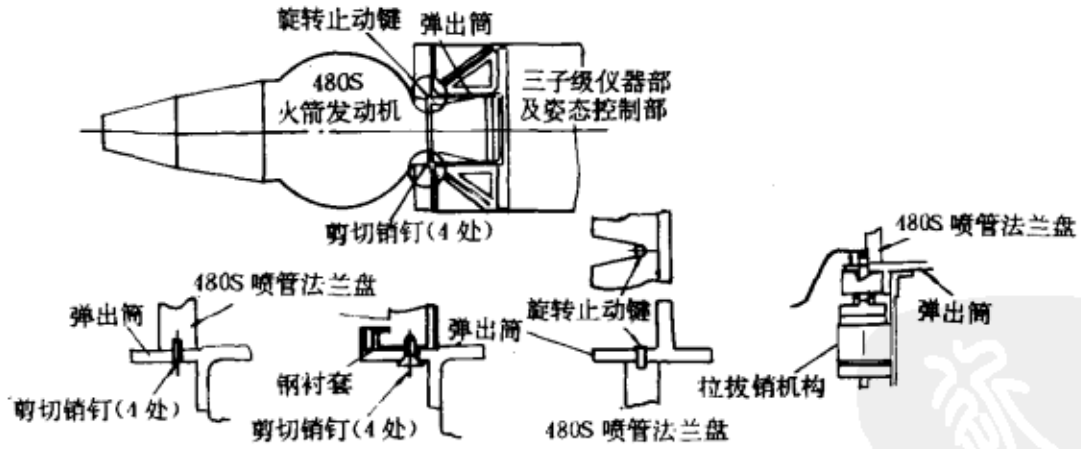
L-4S-1 型采用 4 个连接螺栓，4 个分离螺母

L-4S-2，3 型采用 3 个连接螺栓，6 个分离螺母

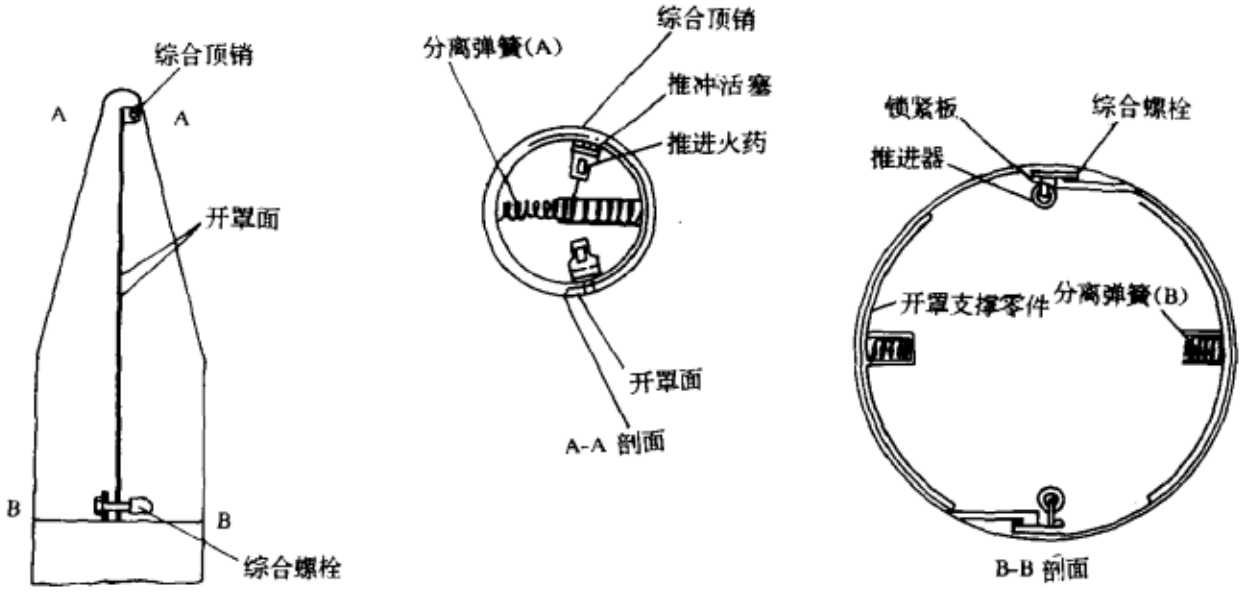



三子级和姿控舱分离接头

四子级和姿控舱的分离是按地面或定时器指令在四子级发动机点火时进行，发动机靠延时火药延迟 11s 燃烧，分离仍是旋转状态的“静切割”分离。为减小偏心采用弹射筒方式，分离结构是在姿控舱前端支撑板上安装弹射筒，支撑板下有切割药盘，四子级发动机喷管伸到射出筒里面，用定位销连接，还装有止转销，结构开有键槽。剪切销用铝合金制造(剪切强度为 260MPa)。随着火药点火，盘内压力上升，定位销被剪断，四子级喷管被弹出去。作为改进方案设计了拉拔机构，将直径 6mm 的 4 组钢棒在分离前 1s 拔出。针对冲击载荷取安全系数为 2。分离接头结构如图所示。



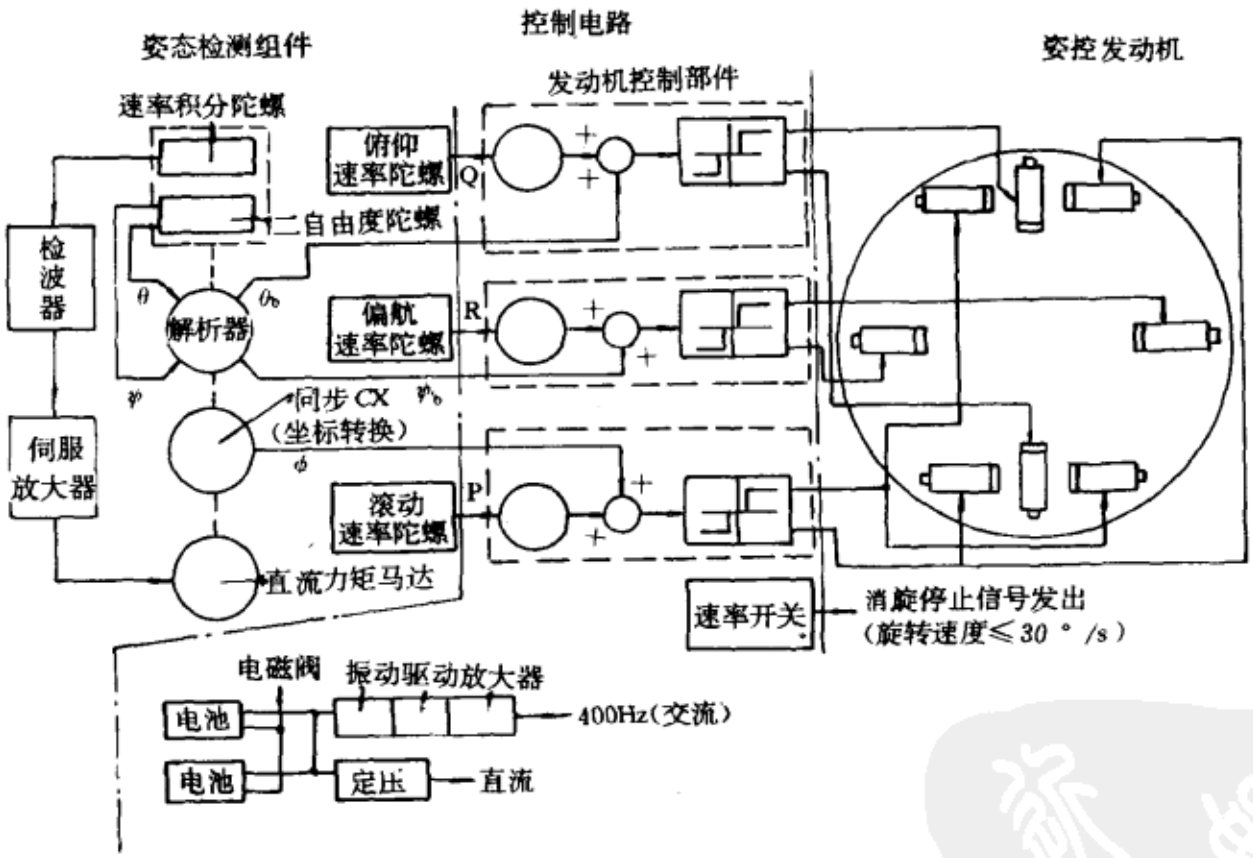

姿控舱与四子级分离接头



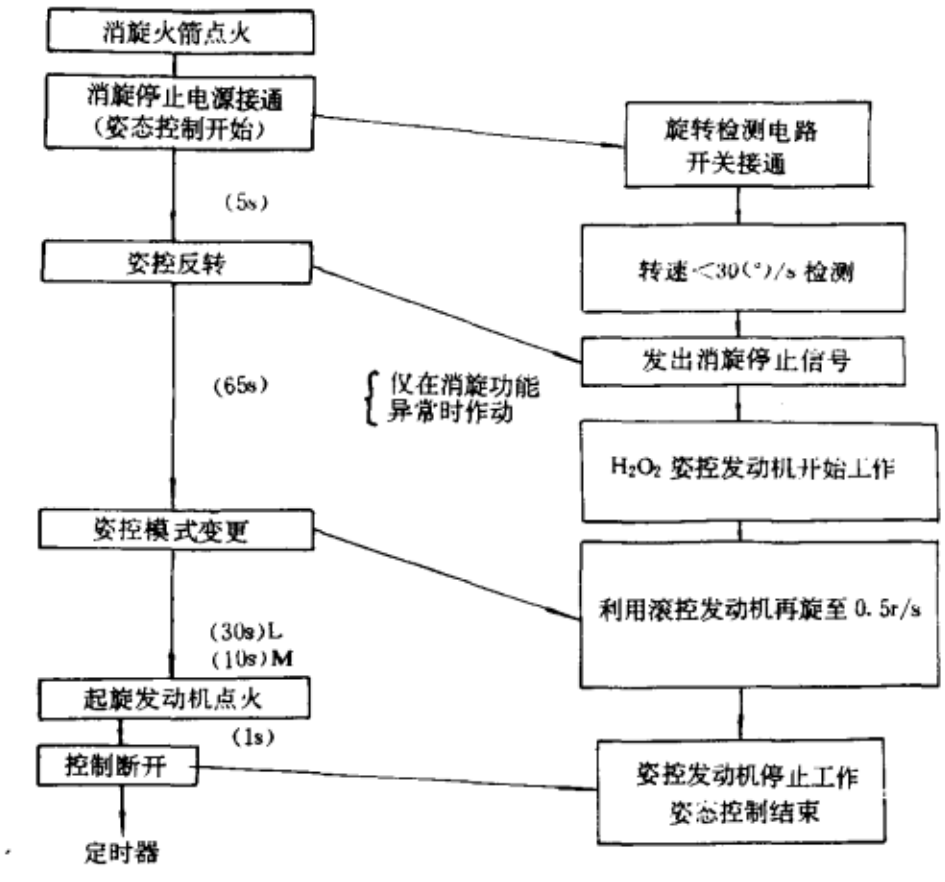

开罩装置

## 制导和控制系统

L-4S-5 火箭的制导控制系统包括三大部分，即姿态检测系统、控制部分(电气系统)，姿




制导控制系统图




姿态控制程序图

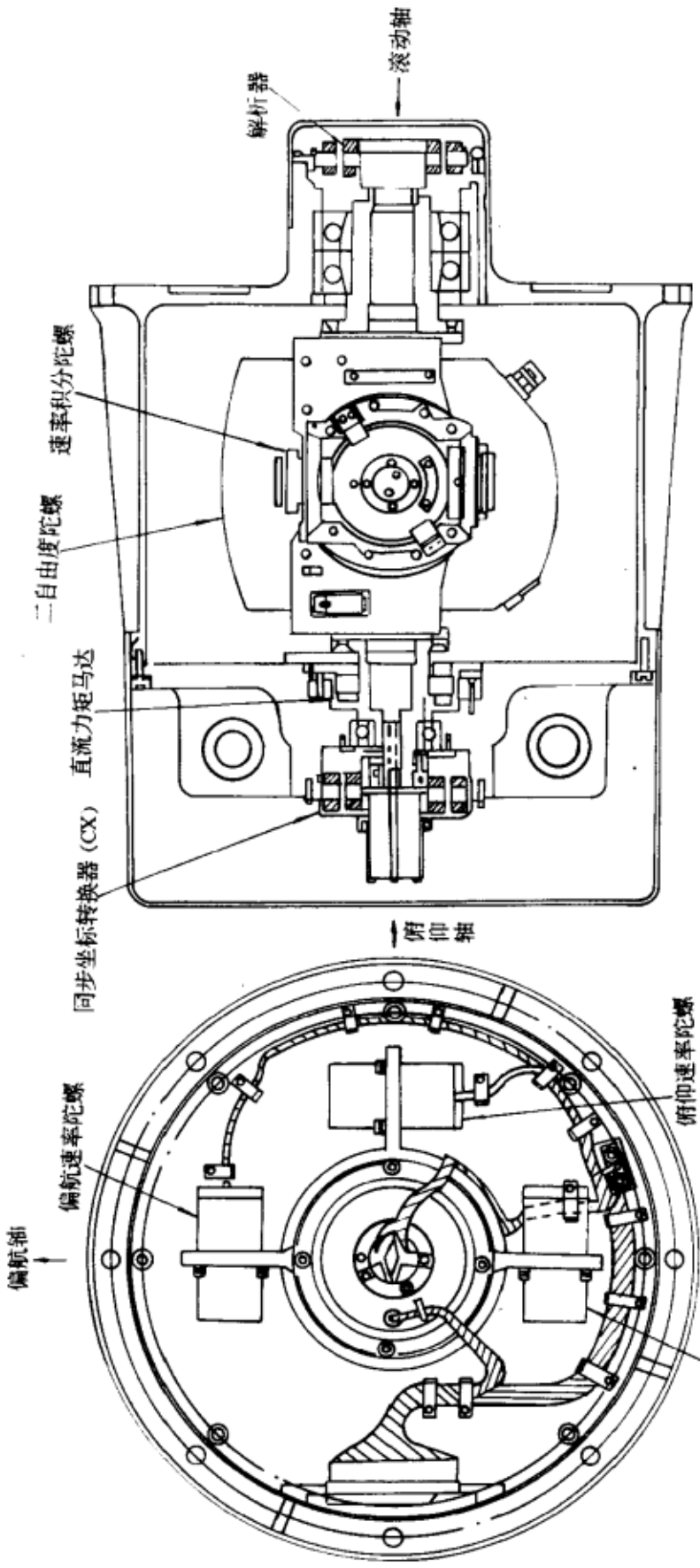
态控制发动机系统(见图)。在三子级燃烧结束分离后,控制系统按程序(见图)将末级火箭点火前的姿态控制在发射前设定的二自由度陀螺仪基准轴方向。

## 姿态检测系统

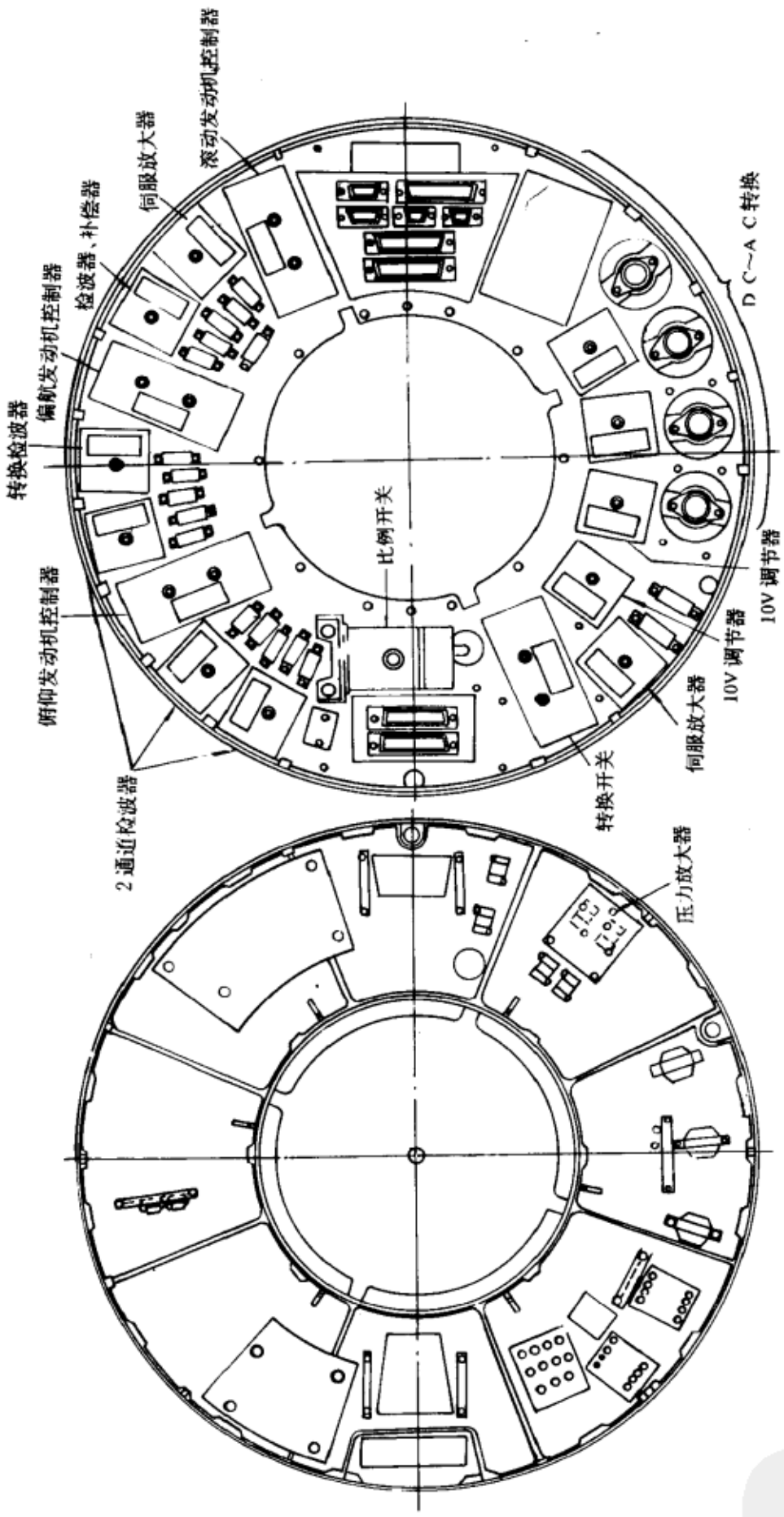
姿态检测系统组成见下表(L-4S-4、5 号火箭)

| 部件名称 | 数量 | 功能概况 |
|---|---|---|
| 二自由度陀螺(2D. F. G) | 1 | 保持姿态基准、检测箭体姿态角 |
| 速率陀螺(俯仰、偏航、滚动各 1 个) | 3 | 检测箭体姿态变化角速度 |
| 积分陀螺仪(RIG) | 1 | 检测旋转平台转角 |
| DC 力矩马达 | 1 | 使旋转平台固定于惯性空间 |
| 解析器 | 1 | 俯仰、偏航姿态角座标转换 |
| 同步坐标变换器(同步 cx) | 1 | 检测滚动角 |

二自由度陀螺在平台上,伺服马达将平台相对于惯性空间静止,同步坐标转换器检测出平台和箭体转角,进行坐标变换,变成箭体上俯仰和偏航发动机的输出。姿态检测系统如图所示。


滚动轴
解析器
速率积分陀螺
二自由度陀螺
直流力矩马达
同步坐标转换器（CX）
俯仰轴
偏航轴
偏航速率陀螺
俯仰速率陀螺
滚动速率陀螺

姿态检测系统


转换检波器
俯仰发动机控制器
偏航发动机控制器
检波器、补偿器
伺服放大器
液动发动机控制器
D C~A C转换
10V 调节器
伺服放大器
转换开关
比例开关
压力放大器
2 通近险波器

电气系统布局

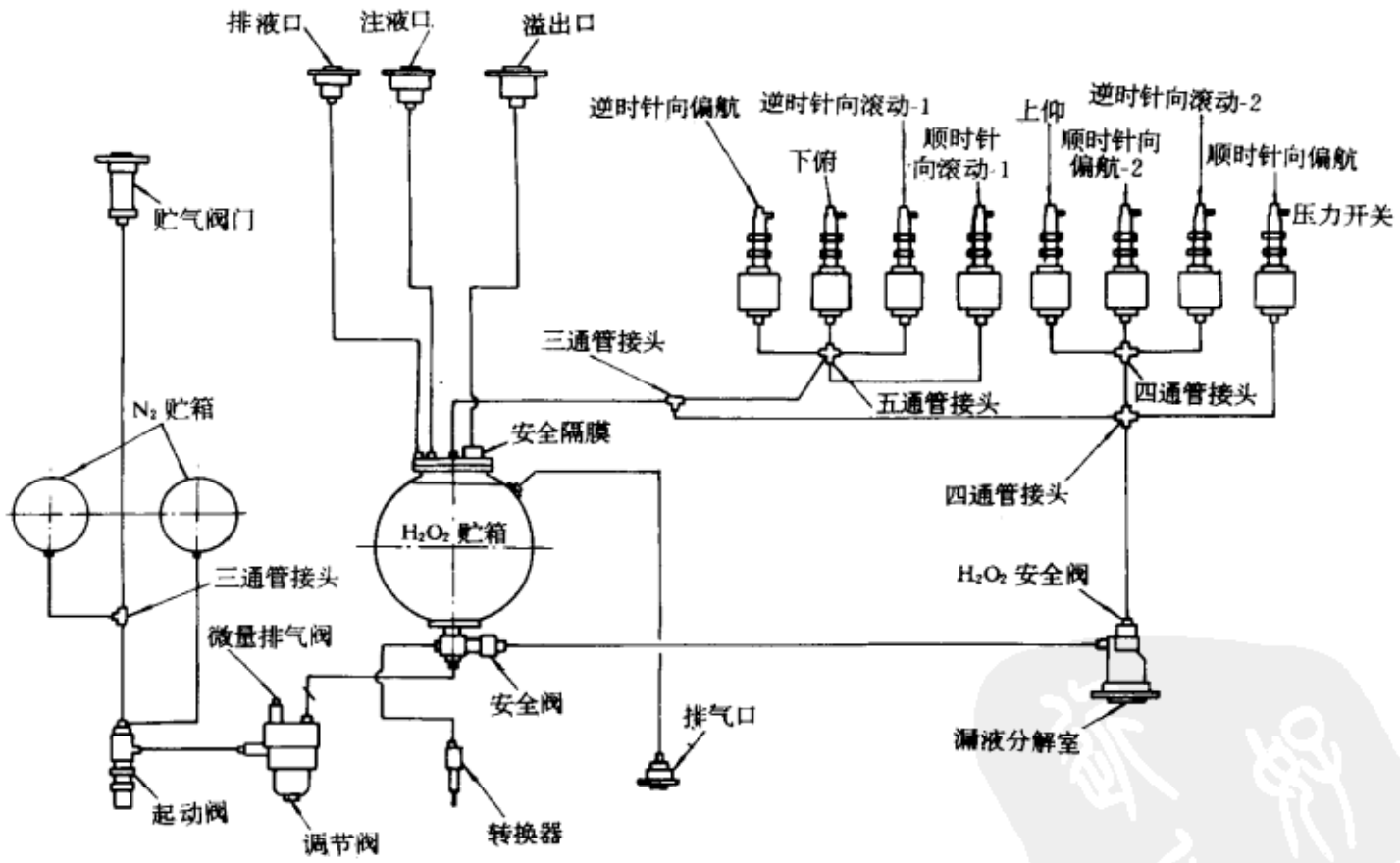
## 控制电路

控制电路有三条回路，分别进行俯仰、偏航、滚动控制。系统组件如表所列。

| 组件名称 | 数　量 | 功能概要 |
|---|---|---|
| 发动机控制组件 | 3 | 由姿态角误差、角速度信号命令发动机动作 |
| 2 通道检波器 | 3 | 为姿态角、角速度遥测用 |
| 转换检波器 | 1 | 遥测控制发动机动作命令、发动机动作情况 |
| 检波补偿器 | 1 | 旋转平台、伺服系统用 |
| 伺服放大器 | 2 | 旋转平台、伺服系统用 |
| 压力放大器 | 1 | $H_2O_2$ 压力遥测 |
| 速率开关 | 1 | 发出消旋停止信号 |
| ±10V 常压电路 | 1 | |
| 400Hz 振荡器 | 1 | 陀螺作动用电源 |
| 400Hz 驱动电路 | 1 | 遥测系统用 |
| 电池盒（14V、5Ah；14V、3Ah） | 2 | 电源（电气、控制发动机用电磁阀） |

## 姿控发动机

L-4S 火箭第一级、第二级飞行靠尾翼保持箭体的姿态稳定性，第三级工作期间依靠 $H_2O_2$ 发动机进行飞行姿态控制。姿控发动机的性能参数如表所示，$H_2O_2$ 发动机的管路系统布置、$H_2O_2$ 发动机的布置分别如图所示。




$H_2O_2$ 姿控发动机系统

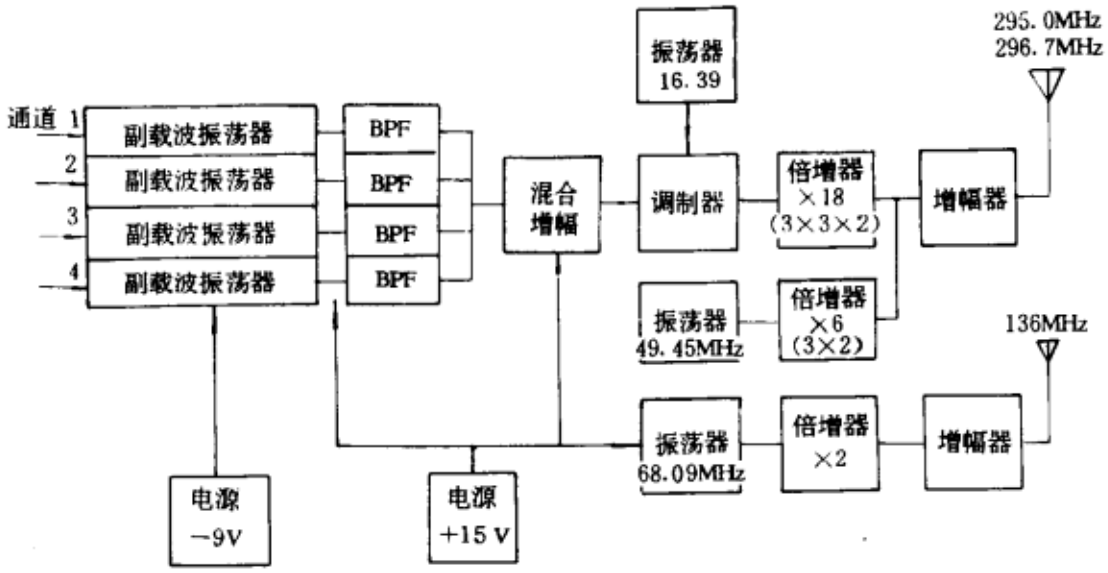
姿态控制发动机性能参数

| 项　目 | 规　格 | 项　目 | 规　格 |
|---|---|---|---|
| 推力 | 2.94N×8 | 动作时间 | 150s |
| $H_2O_2$ 装载量 | 1.2l | $N_2$ 装载量 | 0.67l×(15MPa) |
| 总冲量 | 1.96kN·s | 时间延迟 | 100ms |

## 遥测跟踪系统

L-4S 火箭的遥测系统由四子级遥测系统和二、三子级遥测系统组成。

各级遥测系统通过遥测发射机发送遥测信号，包括火箭飞行中的温度、加速度等数据。系统组成如图所示。




遥测系统框图

L-4S-5 火箭的遥测发射机的诸元和指令接收机诸元分别如表所列。

遥测发射机诸元表

| 项　目 | 三子级搭载的遥测发射机 | 四子级搭载的遥测仪器 | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 遥测发射机 | 导频信号发射机 | 标向波信号发射机 |
| 振荡方式 | 晶体控制 | 晶体控制 | 晶体控制 | 晶体控制 |
| 发送方式(变调法) | FM-PM | FM-PM | CW | CW |
| 通道数 | 12(2台) | 4 | | |
| 输入信号 | 0～+5V | 0～+5V | | |
| 输入阻抗 | 350kΩ以上 | 350kΩ以上 | | |
| 主载波频率 | 295.0MHz及296.2MHz | 295.6MHz | 296.7MHz | 136.16MHz |
| 载波频率偏差 | $\pm5\times10^{-5}$以内 | $\pm5\times10^{-5}$以内 | $\pm5\times10^{-5}$以内 | $\pm1\times10^{-5}$以内 |
| 最大频率偏转 | ±120kHz | ±70kHz | | |
| 载波输出 | 0.5W以上 | 50mW以上 | 10mW以上 | 50mW以上 |
| 副载波中心频率 | IRIG波段4～15 | 波段2～5 | | |
| 副载波最大偏移 | 中心频率±7.5% | 中心频率±7.5% | | |
| 变调线性 | ±1%以内 | ±1%以内 | | |

**指令接收机诸元表**

| 项　目 | 二 子 级 | 三 子 级 |
|---|---|---|
| 接收方式 | 晶体控制双超外差 | 同左 |
| 接收频率 | 410MHz | 同左 |
| 总合带域宽 | ±100kHz | 同左 |
| 最低接收灵敏度 | −78dBm 以下 | −96dBm 以下 |
| 指令音调 | 2 波 | 同左 |
| 信号灵敏度 | 图象 −40dB 以下<br>噪音 −60dB 以下 | |

L-4S-5 火箭(包括 M-4S 火箭)的轨道跟踪是利用 $\phi$4m 雷达观测飞行直线距离和方位角。另外还有二种补充方式,即利用 296.7MHz、$\phi$18m 遥测天线的角度跟踪数据以及136.16MHz 的标向波的多普勒频率测量,分别在冲绳、内之浦三处设有观测站。

## 典型飞行程序

L-4S-5 火箭于 1970 年 2 月 11 日成功地发射了日本的第 1 颗人造卫星,其飞行程序(预定程序和实测程序)如表所列。

L-4S-5 火箭的飞行程序

| 时间(s) | | 事　件 | 时间(s) | | 事　件 |
|---|---|---|---|---|---|
| 预定值 | 实测值 | | 预定值 | 实测值 | |
| $T$+0 | $T$+0 | 一子级助推器点火 | $T$+153.0 | $T$+153.5 | 反推火箭点火 |
| $T$+7.4 | $T$+6.4 | 助推器燃烧结束 | $T$+160.0 | $T$+160.1 | 消旋发动机点火 |
| $T$+8.0 | $T$+8.05 | 助推器分离 | $T$+161.0 | $T$+161.31 | 姿态控制开始 |
| $T$+29.0 | $T$+29.4 | 一子级燃烧结束 | | $T$+162.36 | 消旋停止 |
| $T$+32.0 | $T$+32.15 | 一子级分离 | $T$+232.0 | $T$+232.55 | 姿态控制模式变换 |
| $T$+34.0 | $T$+34.38 | 旋转发动机点火 | $T$+262.0 | $T$+262.2 | 起旋发动机点火 |
| $T$+37.0 | $T$+37.3 | 二子级点火 | $T$+263.0 | $T$+263.48 | 姿态控制停止 |
| $T$+75.4 | $T$+76.5 | 二子级燃烧结束 | $T$+300.0 | | 指令转换 |
| $T$+98.0 | $T$+97.91 | 整流罩开罩分离 | | $T$+305.0 | 指令 |
| $T$+100.0 | $T$+100.83 | 二子级分离 | $T$+405.0 | $T$+405.2 | 拉拔销脱出 |
| $T$+103.0 | $T$+103.10 | 三子级点火 | $T$+406.0 | $T$+406.5 | 姿态控制舱分离 |
| $T$+130.0 | $T$+130.7 | 三子级燃烧结束 | $T$+407.0 | $T$+407.4 | 四子级点火 |
| $T$+148.0 | | 反推火箭延时管点火 | $T$+438.5 | $T$+440 | 四子级燃烧结束 |
| $T$+150.0 | $T$+150.52 | 三子级分离 | | | |

# 飞 行 记 录

L-4S 型火箭自 1966 年 9 月～1970 年 2 月共发射了 6 次，其中只有 L-4S-5 火箭将卫星送入轨道，其它各火箭都存在着不同程度故障或失败，其飞行记录如表所列。

飞 行 记 录

| 火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| L-4S-1* | 1966.9.26 | 卫星搭载仪器 | 11 | | | | | KSC(鹿儿岛空间观测所) | 故障(1) |
| L-4S-2* | 1966.12.20 | 卫星搭载仪器 | | | | | | | 故障(2) |
| L-4S-3* | 1967.4.13 | 卫星搭载仪器 | 11 | | | | | | 故障(3) |
| L-4T-1 | 1969.9.3 | 卫星搭载仪器 | 10 | | | | | | 试验火箭，推进剂减至 60%(4) |
| L-4S-4* | 1969.9.22 | 卫星搭载仪器 | 9 | | | | | | 失败(5) |
| L-4S-5 | 1970.2.11 | 卫星 | | 350 | 5140 | 30 | 145 | | 发射成功 |

(1)发射后第一、二级飞行正常，第三级加速时飞行路线变了，姿控电源异常，消旋不起作用，试验取得部分成功。

(2)发射后一子级～三子级发动机燃烧正常、飞行也正常，但四子级没点火，消旋不正常，原因是四子级点火前与姿控装置分开了、点火线路被切断。试验第一次使用助推器成功，为后续型号提供了经验。试验仅取得部分成功。

(3)发射后第一、二级飞行正常，第三子级没点火，因落区安全问题，发出指令停止四子级点火。三子级没点火的原因是偶然的，多次地面试验都是成功的，飞行虽没成功，但消旋、姿控功能正常，取得了数据。

(4)L-4T-1 是为改良 L-4S 的性能而设计的试验火箭，尺寸、质量与 L-4S 相同，推进剂量减至 60%，四子级球型发动机 480S 为正式产品。

(5)第三级以前飞行正常，三子级分离后因发动机故障而失败。

# 缪系列(Mシリーズ)

孙继桐　顾松南

## 概　述

缪系列通常简称为 M 系列。它是由日本宇宙科学研究所(ISAS)开发研制用于发射科学卫星的多级固体运载火箭系列。

M 系列运载火箭的开发研制计划是在 1963 年(昭和 38 年)制定的。作为 M 系列的原型的第 1 代火箭 M-4S 是 4 级固体火箭,靠一子级尾翼和箭体旋转的所谓无诱导方式保持飞行姿态稳定。为了获得这种技术,进行了 M 计划的预备试验火箭 L-4S 型火箭的研制,并在 1970 年 2 月 11 日用 L-4S-5 号火箭成功地发射了日本第 1 颗人造卫星"大隅"号,从而为 M 系列运载火箭的研制打下了基础。

M 系列的第 2 代是 M-3C 型火箭,这是一种 3 级火箭,采用了与 M-4S 相同的一子级发动机,但二、三子级发动机是新研制的,在二子级上引入了推力向量控制系统(TVC 装置),从而大大提高了轨道精度。

M 系列的第 3 代是 M-3H 型火箭,也是 3 级火箭,与 M-3C 火箭的主要区别是将 M-3C 的一子级发动机延长到原来的⅓倍,从而提高了火箭的运载能力。

M 系列的第 4 代是 M-3S 型火箭,结构型式和结构尺寸与 M-3H 型火箭大致相同,其区别仅在于 M-3S 火箭是给 M-3H 火箭一子级安装了推力向量控制系统和固体发动机型滚控系统 SMRC 装置,从而提高了轨道精度。

M 系列的第 5 代是 M-3SⅡ型火箭,它是在 M-3S 基础上进行了较大改进而成的。即将 M-3S 型火箭的二子级、三子级发动机大型化,将 M-3S 火箭的 8 枚助推器改为 2 枚大型的助推器,从而大大提高了火箭的运载能力。另外将整流罩也大型化了。

M 系列运载火箭的发展可分为二个阶段,由 M-4S 到 M-3S 的 4 代火箭为第一阶段,主要是发射中小型卫星;M-3SⅡ型火箭为第二阶段,运载能力比 M-3S 火箭增大到 2.7 倍,可以发射较大型卫星。

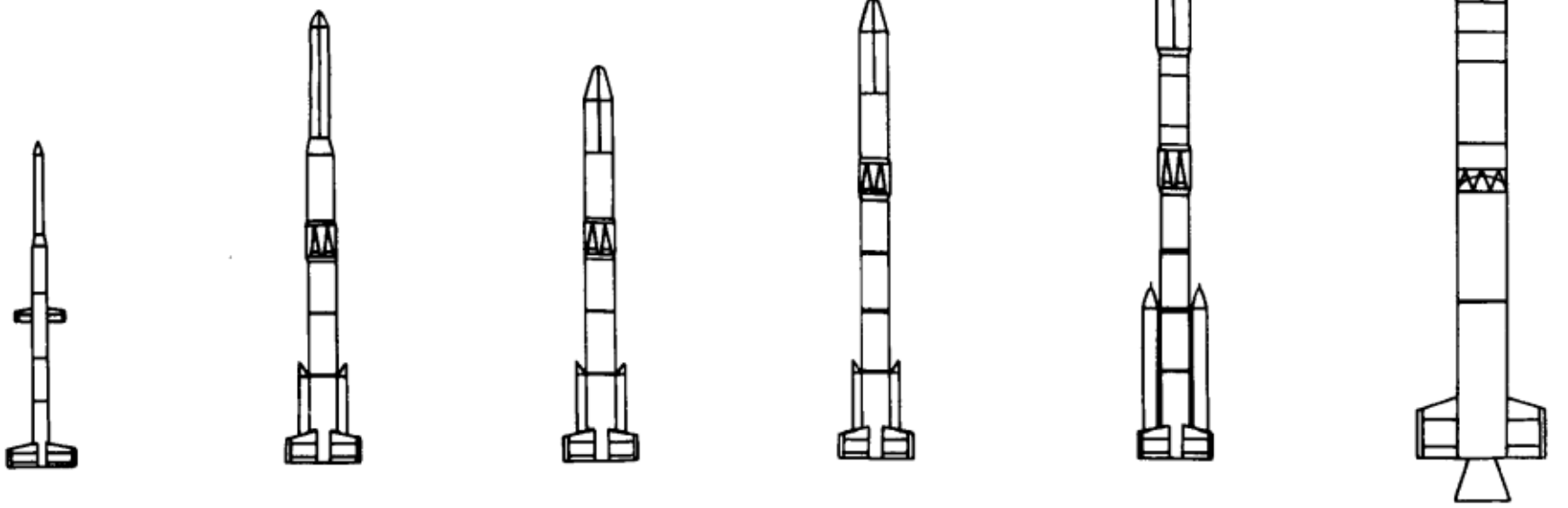
M 系列运载火箭的研制成功,为日本的宇宙开发、空间探测开辟了新局面,奠定了良好的基础。

现在的日本宇宙科学研究所(ISAS)是 1981 年由东京大学宇宙航空研究所改组成的。该所除了继续以 M-3SⅡ型火箭为支柱发射科学卫星和空间探测器外,现在正在研制 M 系列的新型火箭 M-Ⅴ火箭,它是直径 2.5m 的 3 级固体火箭。具有将 2.0t 级的人造卫星送入低轨道的能力。三个子级都是新研制的,一子级采用新的高强度钢(HT-230),不用捆绑助推器,将在短时间内燃烧 70t 推进剂,产生 3698.4kN 推力;二子级燃烧 30t 推进剂,产生 1382.2kN 推力,为提高在稀薄空气中燃烧效率,二、三子级采用折叠式延伸喷管;三子级球型发动机为复合

停用型号

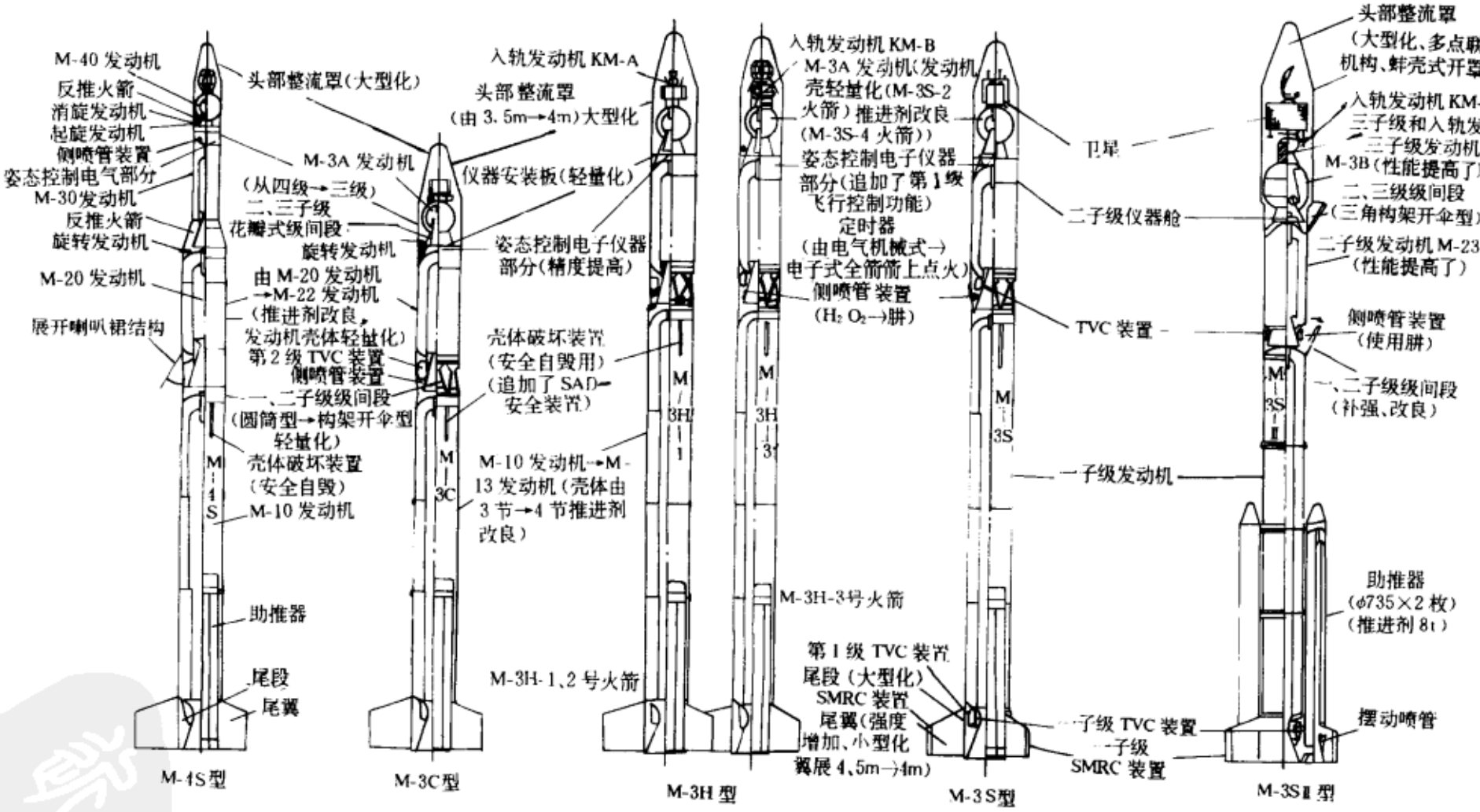
在用型号

在研型号



| 代号 | L-4S | M-4S | M-3C | M-3H/M-3S | M-3S Ⅰ | M-V |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 首次发射 | 1966 | 1970 | 1974 | 1977/1980 | 1985 | 1995 |
| 级数 | 4 | 4 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| 全长 | 16.5m | 23.6m | 20.2m | 23.8m | 27.8m | 31m |
| 直径 | 0.735m | 1.41m | 1.41m | 1.41m | 1.41m | 2.5m |
| 起飞质量 | 9400kg | 43600kg | 41600kg | 48700kg | 61700kg | 130000kg |
| 有效载荷（31°倾角，250km 轨道） | 26kg | 180kg | 195kg | 290kg | 780kg | 1950kg |

M 系列火箭的开发过程图




M 系列火箭的演变和区别点

材料壳体。M-Ⅴ火箭1990年开始研制,预定1995年发射。用于月球、火星探测器的发射。M-Ⅴ火箭将使日本宇宙科学研究所在九十年代具有保持每年发射一颗中型航天器的发射能力。

M系列运载火箭的总体性能参数如表所列。

**M系列运载火箭总体参数和运载能力**

| 火箭名称 | 级数 | 全长 (m) | 箭体最大直径 (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 运载能力 (250km圆轨道) (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| L-4S (M系列试验火箭) | 4 | 16.5 | ~1.4 | 9400 | 732.58 | 约26 |
| M-4S | 4 | 23.6 | ~2.1 | 43800 | 1936.1 | 约180 |
| M—3C | 3 | 20.2 | ~2.1 | 41700 | 1936.1 | 约195 |
| M-3H | 3 | 23.8 | ~2.1 | 49000 | 2186.20 | 约290 |
| M-3S | 3 | 23.8 | ~2.1 | 49600 | 2215.2 | 约290 |
| M-3SⅠ | 3 | 27.8 | ~2.88 | 62010 | 1715.0 | 约780 |
| M-Ⅴ | 3 | 31.0 | 2.50 | 130000 | 3698.4 | 约2000 |

M系列火箭开发过程如图所示。

M系列火箭的各型火箭的推移演变和主要区别点如图所示。

# 缪-4S (M-4S)

孙继桐

M-4S型火箭是日本宇宙科学研究所(ISAS)研制的用于发射科学卫星的四级固体火箭。

M-4S火箭是在L-4S火箭的基础上发展起来的。该火箭从1962年开始研制,1965年10月开始飞行试验,到1972年8月M-4S-4火箭最后一次发射为止,先后共发射了6次,其中前2次为模拟火箭的飞行试验,后4次为正式飞行,即用M-4S-1、2、3、4号火箭发射了4颗试验卫星和科学卫星,其中三颗入轨成功。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 起飞推力 | 1936.1kN |
| 全长 | 23.6~23.7m | 推重比 | 4.51 |
| 最大直径 | ~2.1m | 运载能力 | 250km高、31°倾角近地圆轨道约180kg |
| 尾翼翼展 | 4.50m | | |
| 起飞质量 | 43.5~43.8t | | |

## 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.794m | 发动机 | 固体 8×SB-310 |
| 直径 | 0.310m | 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-10 |
| 质量 | 8×0.5125t | 地面平均推力 | 8×133.525kN |
| 结构质量 | 8×0.175t | 地面比冲 | 2147.7N·s/kg |
| 推进剂质量 | 8×0.3375t | 工作时间 | 7.7s |

### 一子级(M-4S-4)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.93m | 发动机 | 固体发动机 M-10 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚胺脂系列 UP-10 |
| 子级质量 | 26.35t | 地面总推力 | 867.92kN |
| 结构质量 | 5.81t | 地面比冲 | 2186.96N·s/kg |
| 推进剂质量 | 20.54t | 工作时间 | 62s |

### 二子级(M-4S-4)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.74m | 发动机 | 固体发动机 M-20 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-18 |
| 子级质量 | 9.78t | 真空平均推力 | 281.30kN |
| 结构质量 | 2.67t | 真空比冲 | 2638.1N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.11t | 工作时间 | 66s |

### 三子级(M-4S-4)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.01m | 发动机 | 固体发动机 M-30 |
| 直径 | 0.860m | 推进剂 | 聚丁二烯 BP-12 |
| 子级质量 | 2.78t | 真空平均推力 | 128.47kN |
| 结构质量 | 0.81t | 真空比冲 | 2716.54N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.97t | 工作时间 | 42s |

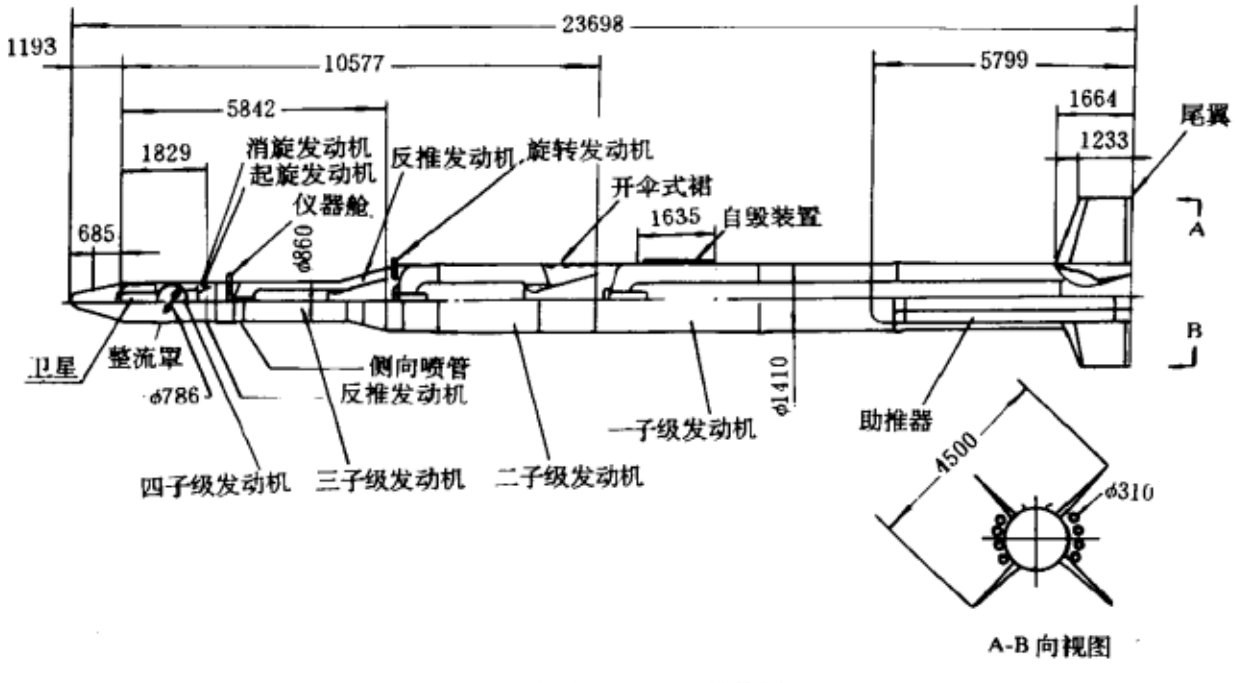
### 四子级(M-4S-4)

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.83m | 发动机 | 球型固体发动机 M-40 |
| 直径 | 0.79m | 推进剂 | 聚丁二烯 BP-17 |
| 子级质量 | 0.53t | 真空平均推力 | 25.5kN |
| 结构质量 | 0.15t | 真空比冲 | 2706.7N·s/kg |

推进剂质量　0.38t　　工作时间　39s

## 总 体 布 局

M-4S 型火箭的总体构成和总体布局如图所示。




M-4S 型火箭(M-4S-4)总体图

M-4S 型火箭为捆绑式四级型火箭,在一子级上捆绑有 8 枚固体助推器,一子级尾段上安装着 4 个翼展为 4.50m 的尾翼。

二子级后端圆周方向安装有可展开的裙段(级间段)结构,保持第二级飞行稳定。

二、三子级级间段为一截锥壳体,其上有一个分离面,内侧装有分离用的反推火箭。三子级发动机介于二、三级级间段和姿态控制舱之间,前端也装有反推火箭。

姿态控制舱在三、四子级之间,装载着姿控发动机、侧向喷管装置和控制系统的仪器设备等,其前方为四子级球型发动机 M-40,四子级发动机前方是卫星结构。

最前端外面为整流罩结构,包覆着卫星、四子级发动机和仪器等。

安全自毁装置设于一子级发动机靠近前封头的壳体外缘,在二、三子级发动机前封头的中央部位也装有安全自毁装置。

## 箭 体 结 构

### 助推器结构

助推器直径为 0.310m 长度 5.79m,壳体由 SAE4182 高强度钢制成。

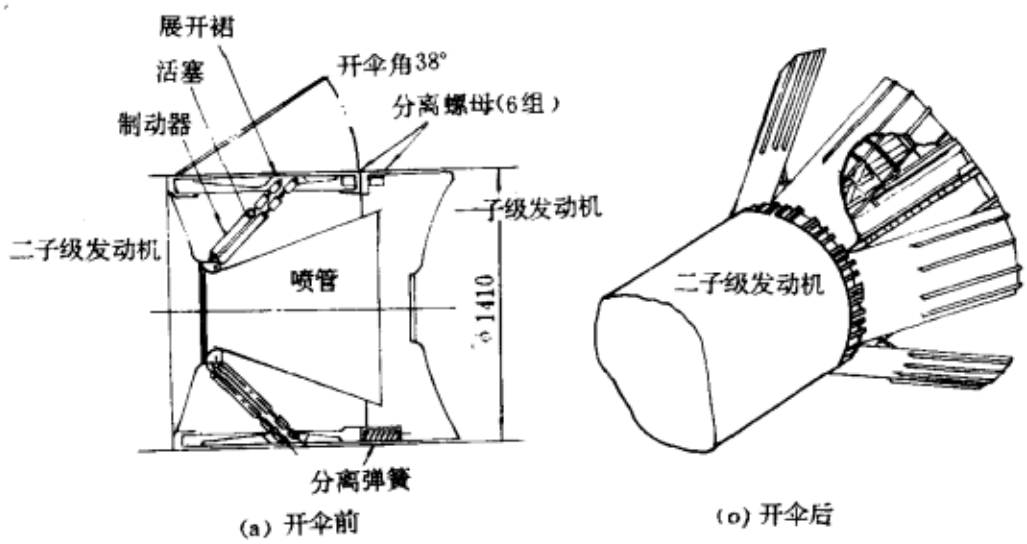
### 一子级结构

一子级结构由一子级发动机壳体、尾段、尾翼以及助推器捆绑连接结构构成。发动机壳体直径1.41m,壳体设计为三段,采用高强度马氏体时效钢 HT-200 制造,其抗拉强度为 2000MPa,相邻壳段的连接采用凸缘法兰,用螺栓、螺母连接。

## 二子级结构

二子级结构包括发动机 M-20 的壳体和一、二子级级间段结构。发动机的壳体直径为 1.41m，长度为 4.59m，发动机壳体仍为分段式的并采用连接法兰结构。前封头中央部位装有安全和推力终止用的盖子，用分离螺母与壳体连接。发动机壳体材料为高强度钢 HT-200，壳体壁厚 5mm。

安装于二子级尾部的级间段为可展开的锥形喇叭裙结构，由圆周方向分布的 6 块弧板组成，在二子级分离前收纳成圆筒形并与发动机壳体外表面齐平，前端用铰链连接，每块曲板内侧装有作动筒，用火药产生的气压作动力展开。一、二子级级间分离面在喇叭裙下端面和一子级发动机前裙段法兰盘对接面上，用 6 个分离螺母连接，分离力为弹簧力。级间结构的弧板蒙皮、加强肋和桁条为铝合金件，上下连接法兰为钢结构，用铆钉连接在结构上。壳体外表面覆盖着纤维增强塑料。M-4S 型火箭锥形喇叭裙结构如图所示。



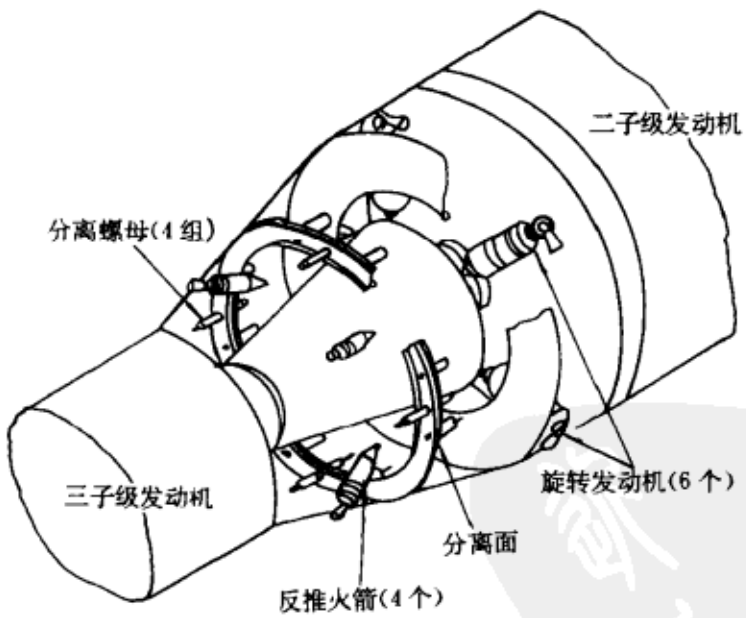

(a) 开伞前　　(o) 开伞后

一、二子级级间段和展开喇叭裙结构

## 三子级结构

三子级结构包括发动机壳体、二、三子级级间段结构。发动机壳体直径为 0.86m，长 4.013m，壳体材料为马氏时效高强度钢。安全推力终止装置和二子级设计相同。

二、三子级级间段结构为截锥结构，大端直径为 1.41m、小端直径为 0.86m，中间部位有一个分离面，分离面两侧结构用 4 个分离螺母连接，分离力由弹簧提供。级间段为铝合




二、三级级间段结构

金铆接结构。壳体外表面覆盖着纤维增强塑料防热板。三子级前端装有反推火箭,保证分离可靠。二、三子级级间段结构如图所示。

### 姿态控制舱结构

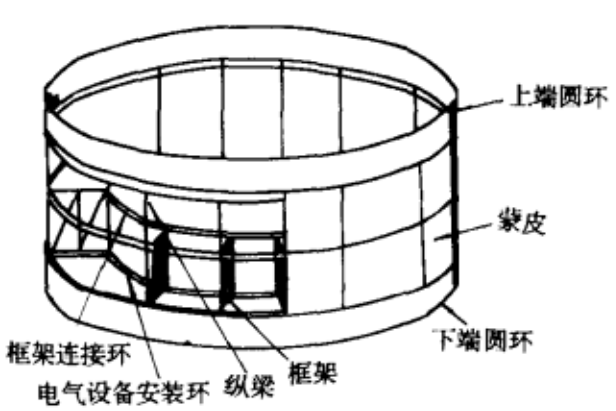
姿态控制舱位于三子级前面,是圆筒形铝合金承力加劲结构,又是装载姿控发动机、姿控装置和仪器的舱段,其直径为 0.86m。纵梁、桁条、支撑框架构件、安装连接环等焊接组装成构架结构。蒙皮和构架用螺栓连接。在该舱内侧有直径为 0.50m 的仪器安装连接环,外测装有姿控(CN)喷管。舱内用塑料板分隔成若干部分,用于安装电子仪器、电源、电池和电气部件。

姿控舱和三子级之间有一个分离面,用 4 枚分离螺母连接,分离力为弹簧力。该舱的结构型式如图所示。

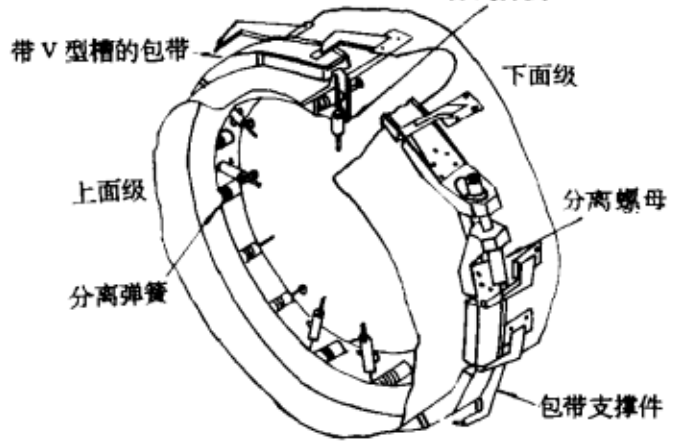
### 四子级结构

四子级结构由球形发动机 M-40 的壳体结构以及与相邻部段连接的分离的结构组成。发动机壳体采用钛合金板,利用爆炸成型工艺制成半球壳体,再焊接成整体球形壳体,直径为 0.786m,长度 1.07m,喷管长 0.251m。

发动机用 V 形包带连接于支撑结构上,分离时分离螺母作动、解锁,由弹簧提供分离力,使包带向外分开,上、下级分离。包带式分离结构如图所示。



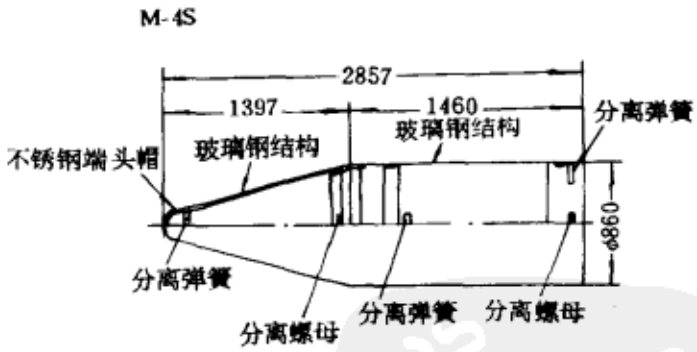

姿态控制舱壳体结构




包带连接分离结构

### 整流罩结构

整流罩结构由圆锥壳体和圆筒壳体两部分构成。结构为两个半罩,用分离螺母连接成整罩,采用平推方式分离。罩体主体结构采用纤维增强玻璃钢铺层结构。端头帽为不锈钢结构,罩体结构尺寸和连接方式如图所示。




M-4S 火箭整流罩结构

### 卫星包带结构

卫星和四子级通过包带连接,卫星包带设计和四子级下端连接包带的设计相同,也是采用带有 V 形槽的包带,以分离螺母、分离弹簧连接并分离。卫星和四子级连接部分为轻质镁合金结构。

# 推　进　系　统

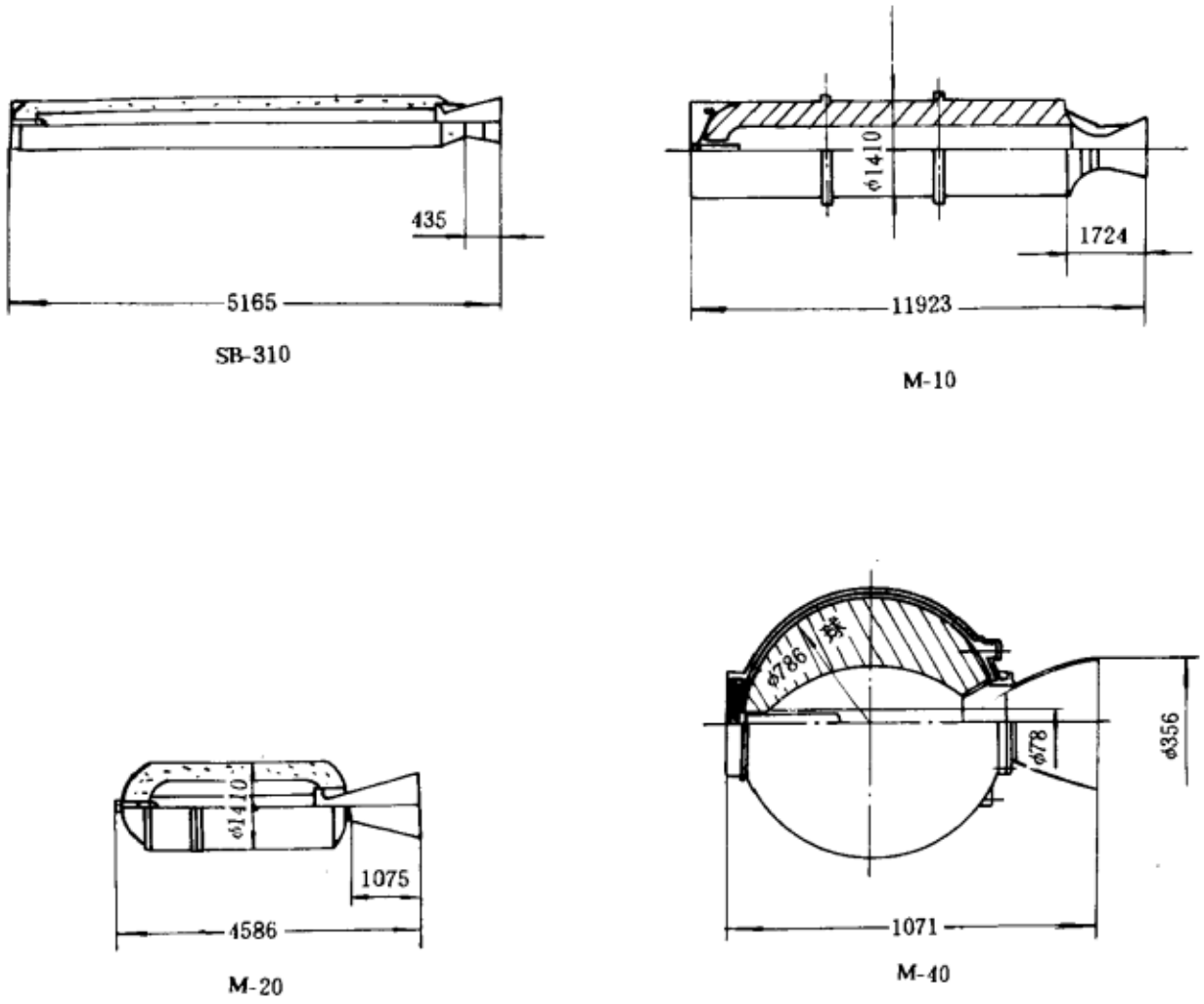
M-4S 型火箭的推进系统包括 8 枚助推器发动机 SB-310、一子级发动机 M-10、二子级发动机 M-20、三子级发动机 M-30、四子级球形发动机 M-40 等主发动机，另外还有诸如保持火箭飞行姿态稳定用的旋转发动机、消旋发动机、起旋发动机以及点火用发动机等。

## 助推器

8 枚助推固体发动机构成助推器的推进系统，发动机性能参数如前面主要技术性能表所列。其结构形式如前面所述。

## 一子级发动机

一子级 M-10 发动机的固体推进剂分三段装药，其构成如图所示。




M-4S 火箭推进系统发动机

## 二子级发动机

二子级 M-20 发动机性能参数如表所示。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 4.59m | 真空比冲 | 2638.1N·s/kg |
| 直径 | 1.41m | 工作时间 | 66s |
| 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-18 | 喷管面积比 | 20 |
| 推进剂质量 | 7.11t | 喷管出口面积 | 0.76m² |
| 真空平均推力 | 281.3kN | | |

## 三子级发动机

三子级固体发动机 M-30 主要性能参数如表所示。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 4.013m | 真空比冲 | 2716.54N·s/kg |
| 直径 | 0.860m | 工作时间 | 42s |
| 推进剂质量 | 1.97t | 喷管面积比 | 17.36 |
| 推进剂 | 聚丁二烯系列 BP-12 | 喷管出口面积 | 0.3758m² |
| 真空平均推力 | 128.47kN | | |

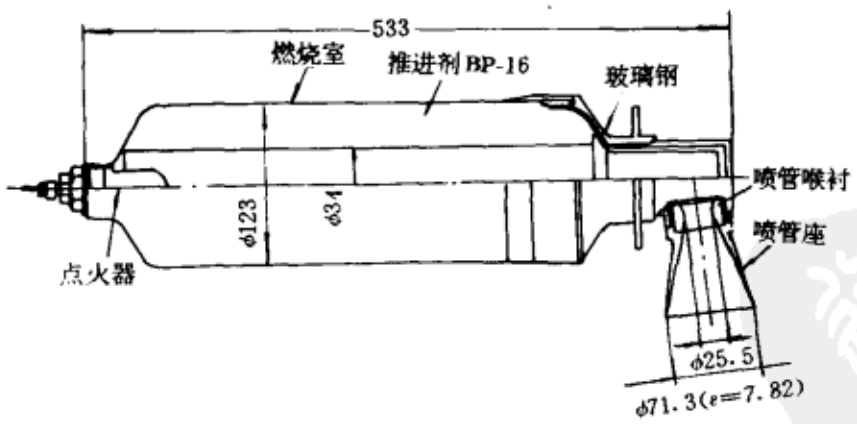
## 四子级发动机

四子级发动机 M-40 呈球形,其性能参数如表所列。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.786m | 真空平均推力 | 25.5kN |
| 发动机壳体长 | 1.06m | 真空比冲 | 2706.7N·s/kg |
| 发动机质量 | 0.44t | 工作时间 | 39s |
| 推进剂质量 | 0.38t | 喷管面积比 | 20.77 |
| 推进剂 | 聚丁二烯系列 | 喷管出口面积 | 0.0993m² |

## 其它小型辅助发动机

点火发动机,用于 M-10、M-20、M-30 发动机点火,使用 IP-1 点火药,M-10、M-20 的点火发动机喷管材料为石墨,M-30 的点火发动机起初用钢,因为烧蚀严重,后来改为纤维增强塑料。




旋转发动机

旋转发动机安装在二、三子级级间段(截锥段)的后部,共3对6台发动机用以保持第二级飞行稳定,在喇叭裙完全展开之前发动机工作,火箭旋转转速大约3r/s(实际飞行时M-4S-2、3、4号火箭分别为2.8、2.6、2r/s),为避免因后效冲量与上面级相碰,在M-4S-3、4号火箭将2对旋转喷管向后倾斜了15°,该发动机的参数如表所示。

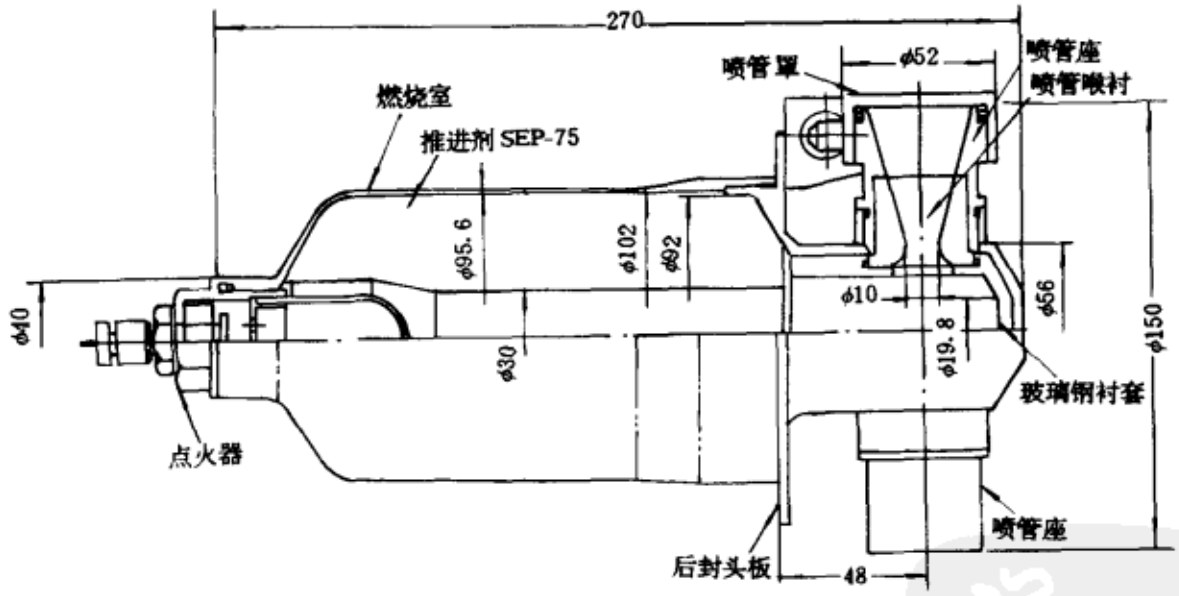
**旋转发动机参数表**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚丁二烯系列 | 喷管喉径 | 25.5mm |
| 推进剂质量 | 5.3t | 喷管面积比 | 7.9 |
| 内孔形状 | 8光芒星形 | 真空最大推力 | 4.12kN |
| 燃烧室材料 | 铬钼钢 | 真空比冲 | 2352N·s/kg |
| 最大内压 | 5.6MPa | 工作时间 | 4.5s |

消旋发动机在姿控前将姿控舱的3r/s转速降为零,以便进行姿控。姿控舱采用DSⅡ型消旋发动机,每2个一对对称地安装在三子级前面,力臂为0.36m,其性能参数及结构组成如表和图所示。

**DSⅠ型消旋发动机参数**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚硫橡胶SEP-75 | 喷管面积比 | 12.5 |
| 推进剂质量 | 1.23kg | 真空最大推力 | 0.6375kN |
| 发动机内孔形状 | 钥匙孔形 | 真空比冲 | 2216.4N·s/kg |
| 燃烧室材料 | 铬钼钢 | 工作时间 | 5.2s |
| 喷管喉径 | 10mm | | |

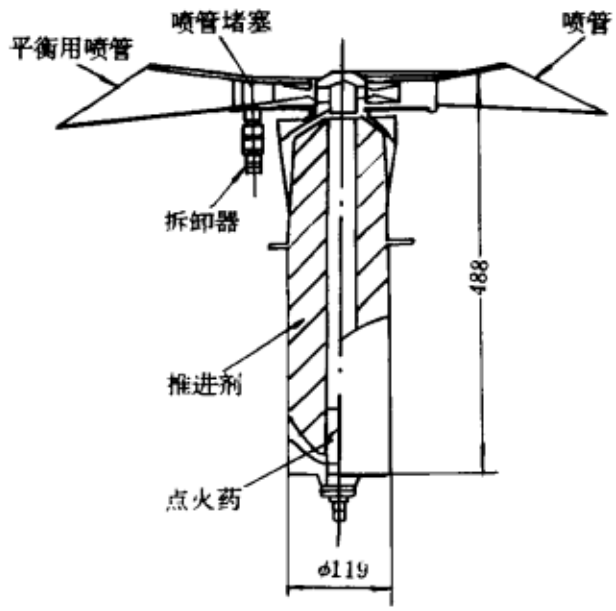



DSⅠ型消旋发动概图

起旋发动机使末级、姿控舱与三子级分离后以3r/s的转速起旋,起旋后为2.9±1r/s,发动机为RSⅡ型,参数和构成见表和图所示。

DS Ⅱ发动机参数

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚硫橡胶 SEP-75 | 喷管面积比 | 25.9 |
| 推进剂质量 | 0.53kg | 最大内压 | 4.9MPa |
| 发动机内孔形状 | 钥匙孔形 | 真空最大推力 | 0.412kN |
| 喷管喉径 | 8mm | 真空比冲 | 2256.6N·s/kg |
| 燃烧室材料 | 铬钼钢 | 工作时间 | 3.5s |




RS Ⅰ型发动机图

三子级反推火箭在二、三级级间段内侧，共安装 4 枚，均匀分布，喷管指向飞行方向，并与箭体轴线成 30°角。反推火箭型号为 RS Ⅱ 型，主要参数如表所列。

RS Ⅱ型反推火箭

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚硫橡胶 SEP-75 | 喷管面积比 | 21.6 |
| 推进剂质量 | 1.2kg | 最大内压 | 5.6MPa |
| 发动机内孔形状 | 钥匙孔形 | 真空最大推力 | 0.51kN |
| 燃烧室材料 | 铬钼钢 | 真空比冲 | 2157.5N·s/kg |
| 喷管喉径 | 8.4mm | 工作时间 | 6.1s |

四子级反推火箭在四子级发动机喷管安装部位，装有 3 台与箭体成 45°角，用以防止四子级分离后因后效冲量与卫星相撞。反推火箭主要参数如表所示。

**反推火箭参数表**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚胺酯系列 UP-25 | 喷管面积比 | 20 |
| 推进剂质量 | 425kg | 最大内压 | 2.5MPa |
| 发动机内孔形状 | 钥匙孔形 | 真空最大推力 | 0.226kN |
| 燃烧室材料 | 铝合金 | 真空比冲 | 2304.7N·s/kg |
| 喷管喉径 | 8.5mm | 工作时间 | 5.2s |

## 分　离　系　统

M-4S 火箭分离系统组成及组件和分离方式如表所列。

**M-4S 型火箭分离系统诸元**

| 各级分离面 | 分离方式 | 分离螺母 | 分离弹簧 | 分离速度 m/s | 冲击 g |
|---|---|---|---|---|---|
| 一、二子级 | 分离螺母 | φ26、双式、6 个 | 5kN、12 个 | 0.848 | 1.528 |
| 二、三子级 | 分离螺母 | φ20、双式、4 个 | 5kN、12 个 | 1.130 | 2.715 |
| 三子级·CN 舱 | 分离螺母 | φ14、双式、4 个 | 1.2kN、8 个 | 1.108 | 3.132 |
| CN 舱·M | 包带 | φ12、2 个 | 0.55kN、12 个 | 1.108 | 3.918 |
| M·SA | 包带 | φ8、2 个 | 0.05kN、12 个 | 0.917 | 1.824 |

注：M：四子级发动机 M-40；CN：姿态控制；SA：卫星

整流罩采用二次分离方式，先圆锥段分离，再圆筒段分离。圆锥段分离状态如鳄鱼张口型，圆筒段为平行开罩方式。

## 制导控制系统

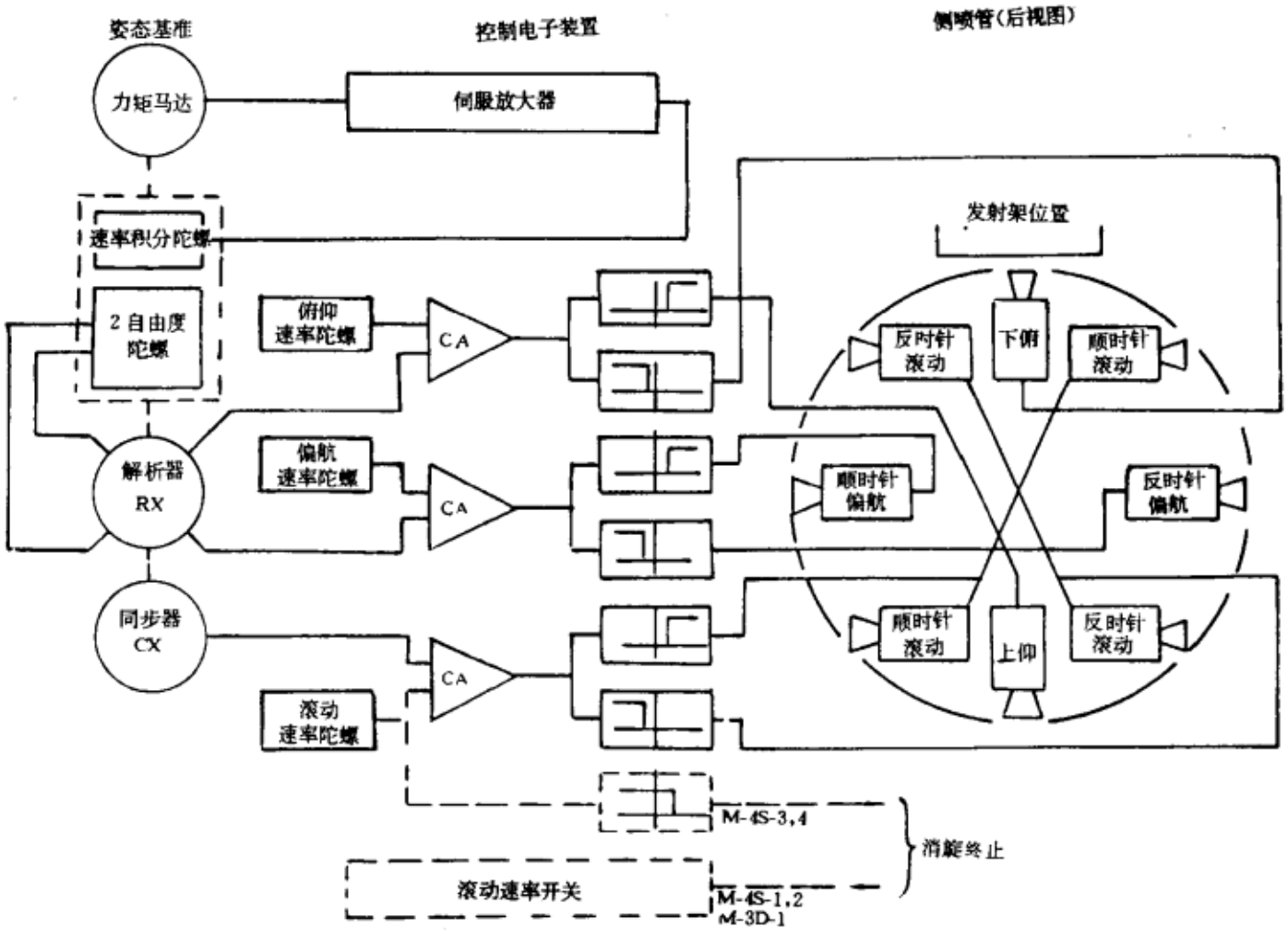
姿态控制系统分为姿态基准、电子设备和姿控发动机三部分。

姿控系统的构成如图所示。在 M-4S-2 号火箭以前使用的电子设备和 L-4S-5 相同，装载在姿控发动机中央部位，M-4S-3、4 号火箭采用了新的姿控舱，加了精密角度转换器(PAC)，用滚控速率陀螺信号停止消旋。

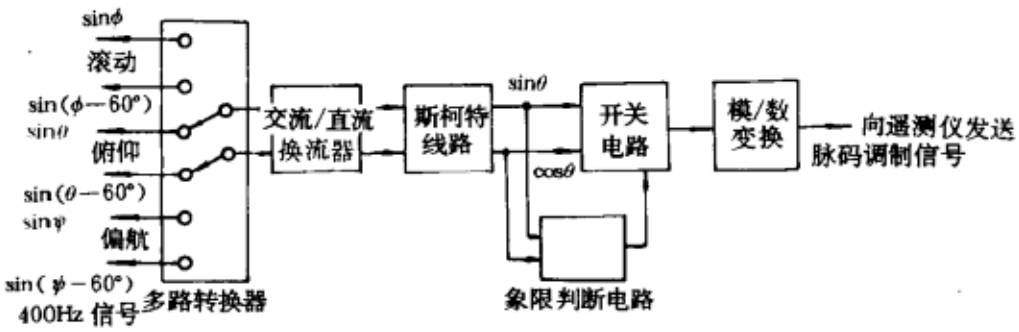
姿控系统的程序控制由定时器发出消旋发动机点火信号开始，点火后 1s“消旋停止”电路接通，姿控开始，旋转速率敏感电路接通，滚控回路开始工作。当消旋发动机将火箭旋转速率降低至 30°/s 以下时，“消旋停止”电路工作，旋消发动机停止工作，如果电路起动失效，则还可以由姿控备用信号再次令其工作。与此同时，俯仰、偏航姿控回路接通工作。

为控制稳定，误差很小时，一旦接到定时器的模式转换信号，控制系统便形成半个圆周方向滚动误差状态，在俯仰、偏航控制状态下，滚控发动机把转数提高到 0.5r/s，这些动作在 11s 内结束。接到模式变换命令，旋转发动机点火，断流阀工作，停止向控制发动机供给 $H_2O_2$，喷管电磁阀电源断开，姿控结束。控制系统从发射后 228s 开始工作到 303s 结束共 75s。由图可看出俯仰、偏航转换成箭体坐标后，控制速率陀螺输出相加进行的 ON—OFF 控制。

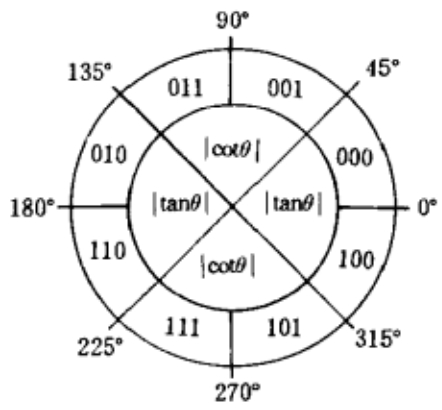
姿态基准系统的构成如图所示。仪器设计为薄片状，姿控基准组件壳体为气密式的，内充氮气。




姿态控制系统图



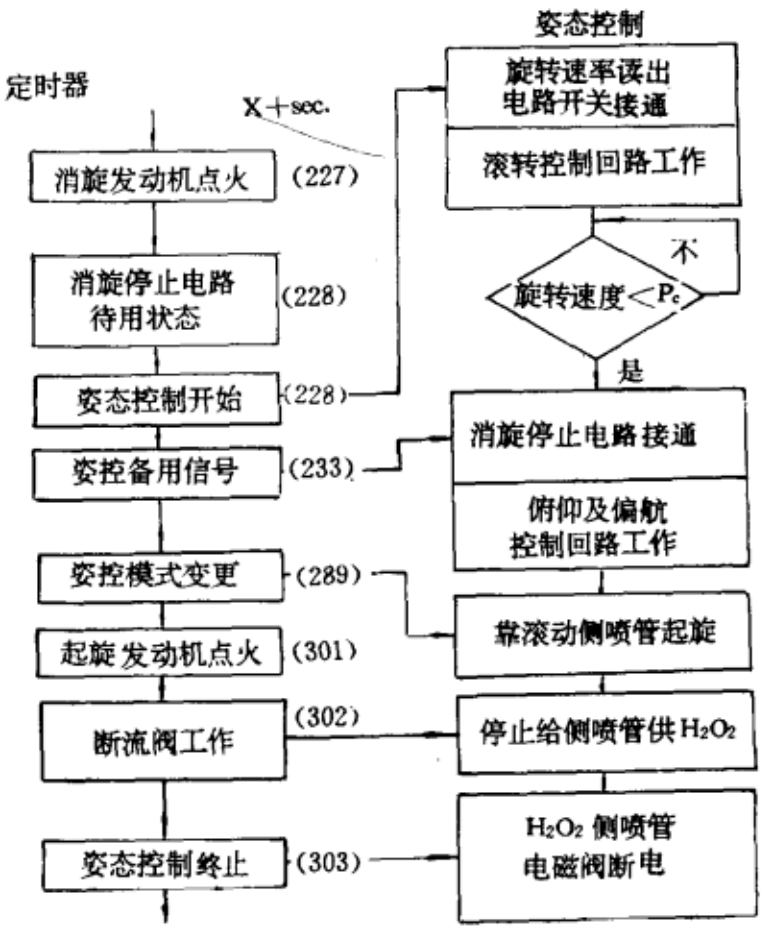

(a)



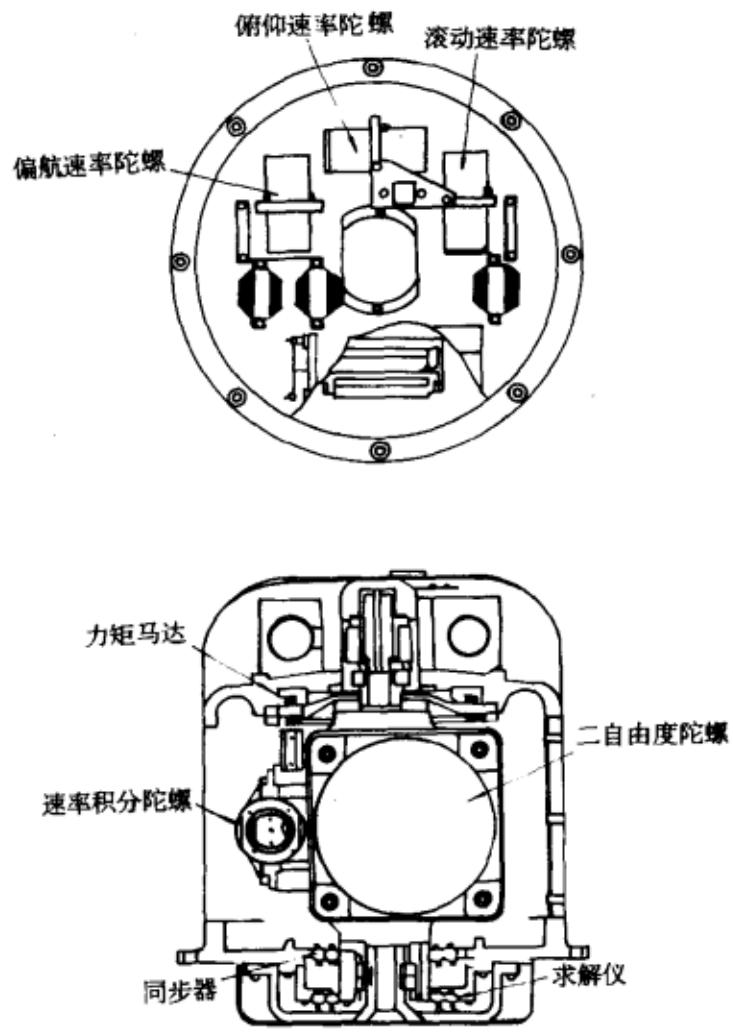

(b)

精密角度转换器

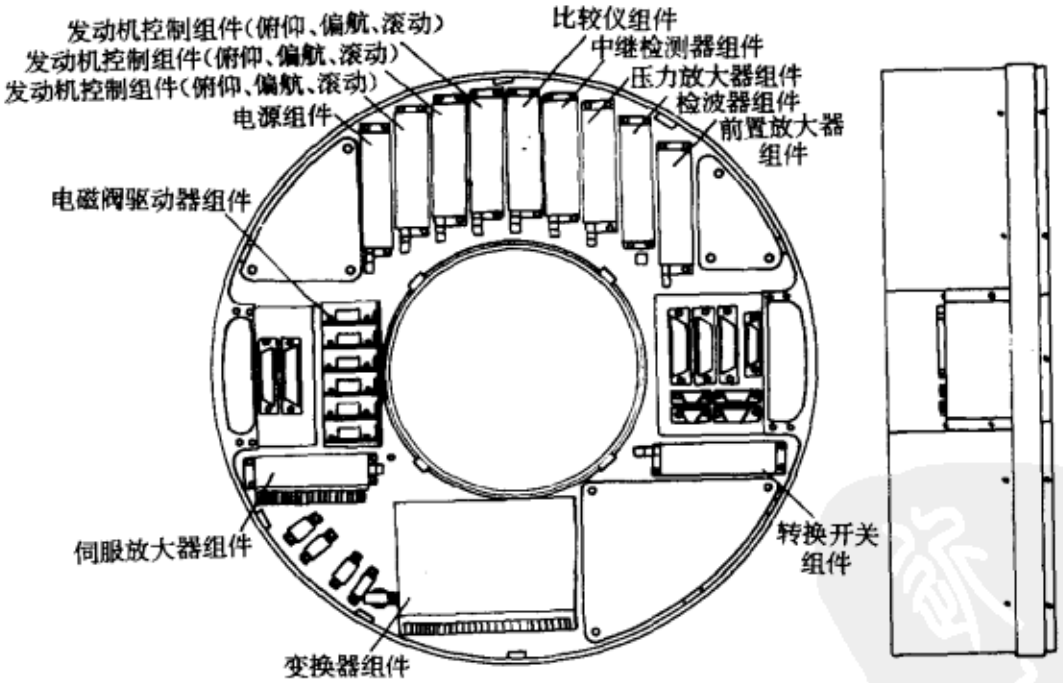
(a)精密角度转换器;(b)PAC 角度信号和卦限信号



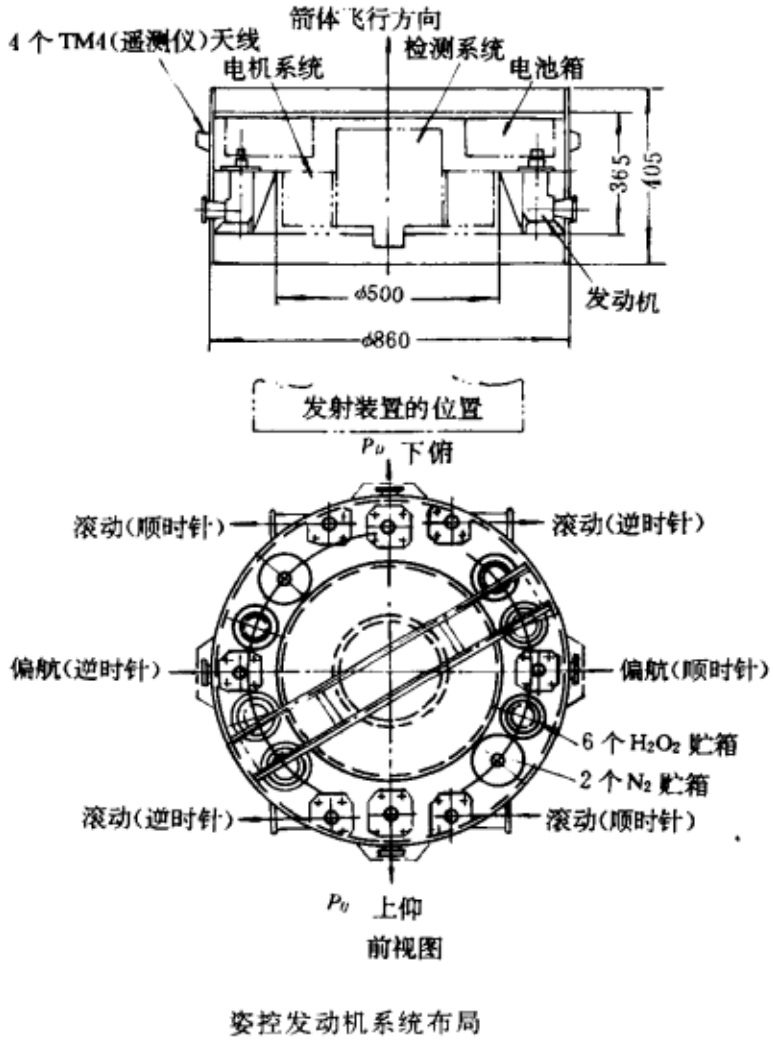

姿态控制程序图



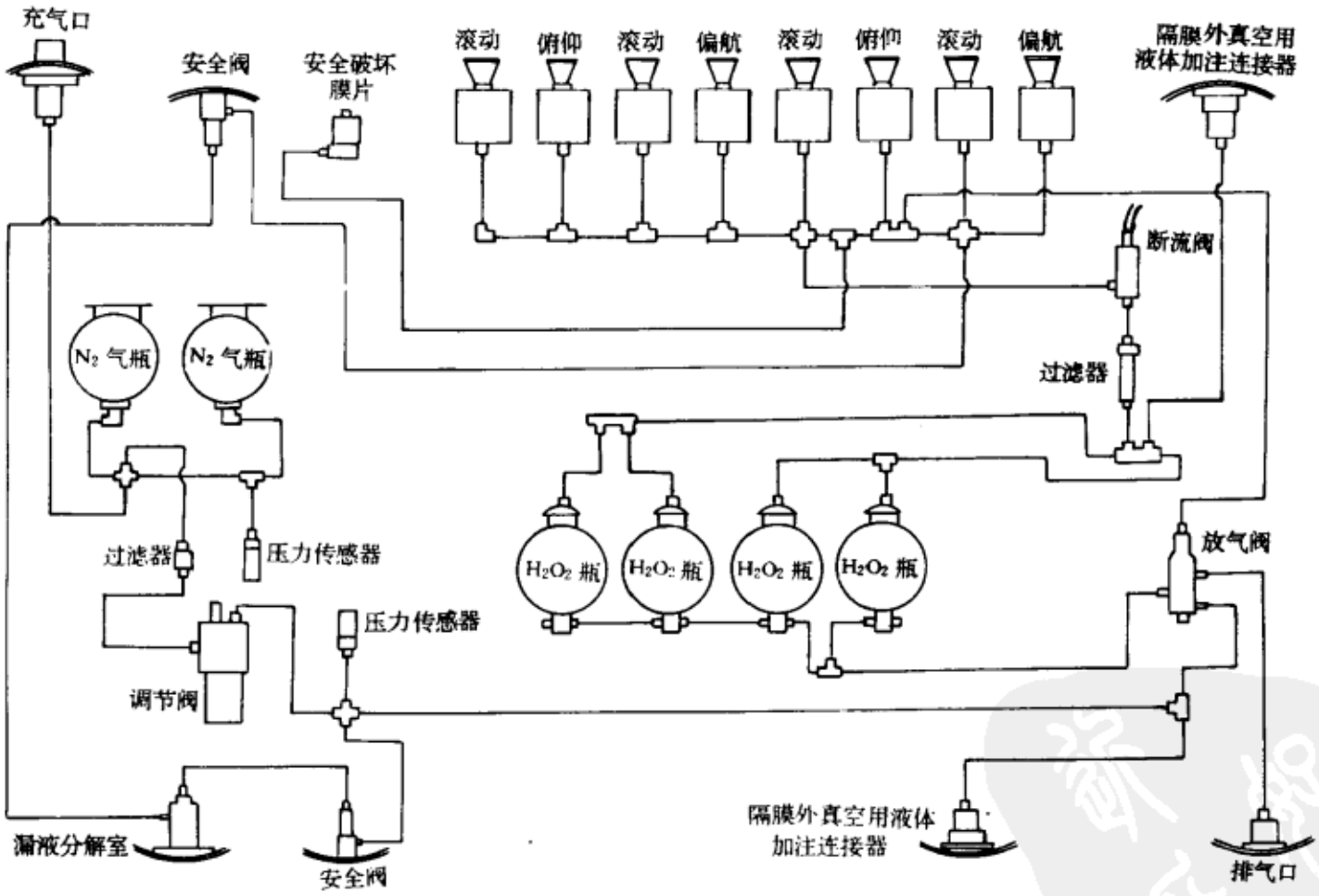

姿态基准系统的构成




电气系统各组件的布置




姿控发动机系统布局




M-4S-4 火箭姿控发动机管路系统

电气系统组件构成包括：伺服放大器、前置放大器、姿控发动机组件(俯仰、偏航、滚动各1个)，电磁阀驱动器，比较仪、中继探测器、检波器、转换开关、压力传感器放大器、电源变换器等。其构成如图所示。

从M-4S-3号火箭起装载了精密角度转换器(PAC)，它能提高全范围内火箭姿态角的传输精度。其构成电路及全范围划分的8个象限的卦限信号、正切或余切的数字信号如图所示。

姿控发动机位于姿控舱后部，用以调整三子级分离与消旋后的姿态和起旋。发动机通过催化剂对$H_2O_2$分解加热来产生推力。发动机布置及管路系统如图所示。

## 遥　测　系　统

遥测系统包括遥测发射机、接收机、指令接收机等部分。

遥测发射机TM-1(295.0MHz)、TM-2(296.2MHz)、TM-3(915MHz)和指令接收机安装在姿控舱内的仪器支架上。TM-1主要向地面发送测得的箭体信息；TM-2传送姿控系统信息；TM-3在M-4S-1、2火箭中主要传送时间程序信息，在M-4S-3、4号火箭中传送箭体振动信息。遥测系统采用二种天线，箭体遥测和指令部分采用钩形天线，卫星915MHz遥测用十字偶极天线。遥测发射机性能如表所列。

**遥测发射机性能参数**

| | 300MHz发射机 | 900MHz发射机 |
|---|---|---|
| 振荡型式 | 晶体控制 | 晶体控制 |
| 电液型式 | $F_2$ | |
| 发射型式 | FM-PM | SS-FM |
| 载波频率 | 295.0MHz，296.2MHz±$5\times10^{-5}$ | 915MHz±$1\times10^{-5}$ |
| 最大频率偏移 | ±120kHz | 303kHz |
| 载波输出 | 0.5W | 3W |
| 无线带域 | | 700kHz |
| 副载波频率 | IRIG.BAND2～15 | 4.74kHz(×1，×2，×3，×4，×5，×6，×8) |
| 副载波最大偏移 | 中心频率±7.5% | |
| 通道路 | 14 | 6 |
| 输入信号 | 0～+5V | |
| 输入阻抗 | 350kΩ以上 | |
| 变调直线性 | ±1%以内 | |
| 使用电力 | 20V，0.6A | 1.2V，2.5A |
| 天线USWR | 2.0以下 | 2.0以下 |
| 传送带域 | | 10Hz～3kHz |

遥测项目包括速率陀螺的滚动角速度、俯仰角速度、偏航角速度；速率积分陀螺的旋转平台的转角；二自由度陀螺的滚动、俯仰、偏航角度；姿控发动机的控制指令应答信号(俯仰、偏航、滚动)；转换器及精密角度转换(PAC)的滚动、俯仰、偏航的全范围测量等。

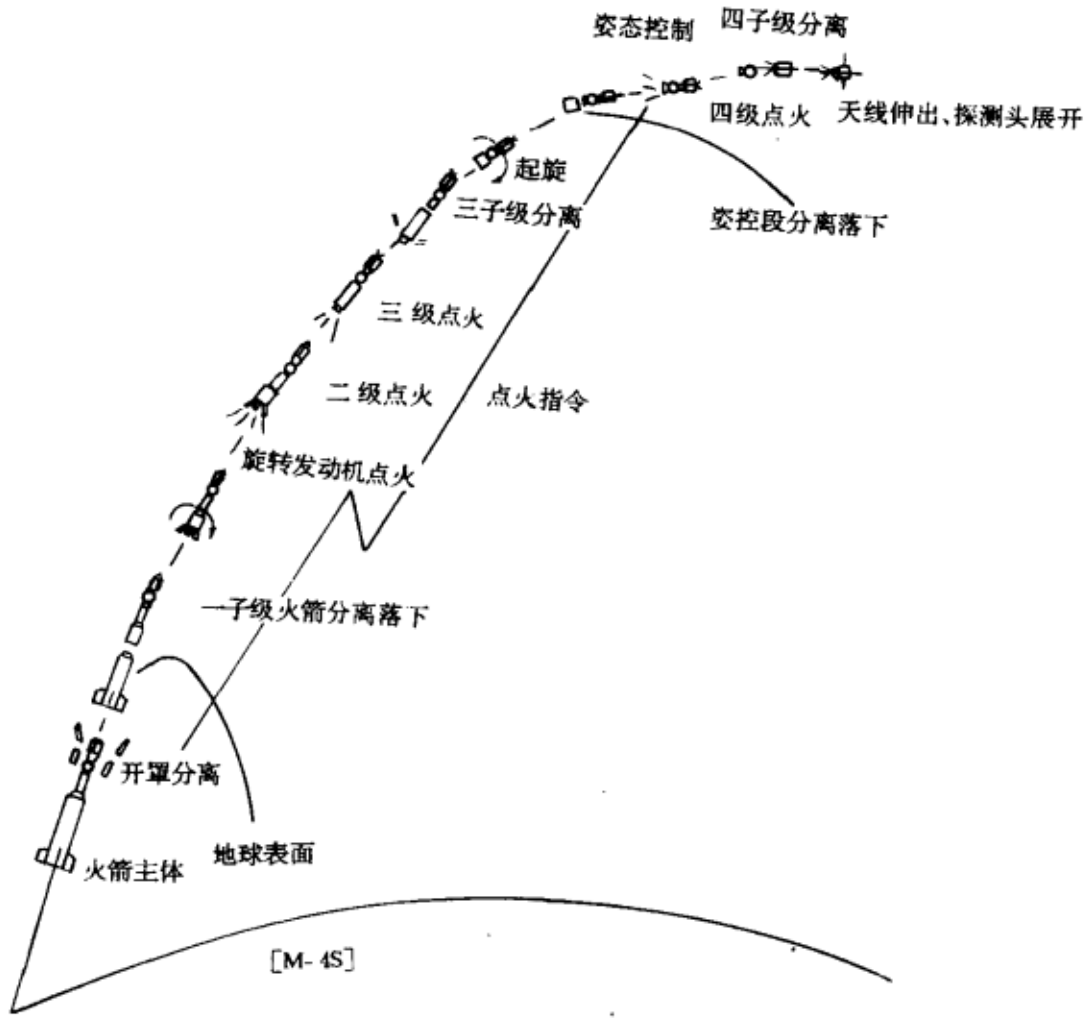
# 自 毁 系 统

M-4S 火箭一子级、二子级、三子级发动机上都装有安全自毁装置(SO 装置)。在一子级发动机最前一节壳体(前封头附近)的外侧装有燃烧室自毁装置;在二子级和三子级发动机壳体前封头中央部位装有直径与发动机喷管喉径相当的自毁装置封头盖,用分离螺母与发动机壳体相连接,终止推力时,分离螺母动作,发动机燃烧室内压将自毁装置封头盖吹开,燃烧气体从前封头中央喷出,使推力平衡。此外,还采取了利用定时装置使发动机终止点火的双保险措施。

# 典型飞行程序与轨道

M-4S-4 火箭的飞行程序如图、表所列。

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级、助推器点火 | $T+225$ | 反推火箭点火 |
| $T+5$ | 自毁装置打开保险、处于备炸状态 | $T+227$ | 消旋发动机点火 |
| $T+7.4$ | 助推器燃烧结束 | $T+228$ | 消旋停止电源打开 |
| $T+9.5$ | 助推器分离 | $T+228$ | 姿态控制开始 |
| $T+61$ | 一子级燃烧结束 | $T+233$ | 姿态控制备用 |
| $T+70$ | 通道转换(P1→MX) | $T+289$ | 姿控模式转换 |
| $T+81$ | 第一次开罩分离 | $T+301$ | 起旋发动机点火 |
| $T+82$ | 第二次开罩分离 | $T+302$ | 姿控断流阀关闭 |
| $T+83$ | 一子级分离 | $T+303$ | 姿控停止 |
| $T+83$ | 通道转换(V5→N2) | $T+310$ | 指令模式转换 |
| $T+84$ | 旋转发动机点火 | $T+628$ | 卫星定时器起动 |
| $T+85$ | 喇叭裙打开 | $T+633$ | 姿控舱分离 |
| $T+86$ | 二子级点火 | $T+634$ | 四子级点火 |
| $T+88$ | 旋转发动机燃烧结束 | $T+674$ | 四子级燃烧结束 |
| $T+152$ | 二子级燃烧结束 | $T+845$ | 四子级分离 |
| $T+155$ | 通道转换(Y1→P3) | $T+845$ | 反推火箭延时点火 |
| $T+161$ | 通道转换 | $T+851$ | 反推火箭点火 |
| $T+162$ | 二子级分离 | $T+857$ | PSW 天线伸出 |
| $T+163$ | 三子级点火 | $T+859$ | 章动阻尼器起动 |
| $T+205$ | 三子级燃烧结束 | $T+859$ | 制导系统(MGS)接通 |
| $T+223$ | 通道转换($X_{cal}$→CN) | $T+860$ | 卫星定时器停止工作 |
| $T+225$ | 三子级分离 | | |




M-4S 型火箭飞行程序及各子级分离状态

# 飞　行　记　录

## M-4S 型火箭飞行记录表

| 序号 | 火箭 | 发射日期 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1 | M-1-1 | 1965.10.31 | 模拟火箭试验(一子级为真实产品) | | | | | | KSC(鹿儿岛宇宙空间观测所) | 火箭本身良好 |
| 2 | M-3D-1 | 1969.8.17 | 模拟火箭(一子级、二子级姿控系统为真空产品) | | | | | | | 火箭良好,但头罩分离后与火箭箭体相碰 |
| 3 | M-4S-1 | 1970.9.25 | 1号科学卫星 MS-F1 | 62 | | | | | | 卫星没有入轨失败① |
| 4 | M-4S-2 | 1971.2.16 | 试验卫星 MS-T1 ("淡青"卫星) | 63 | 990 | 1100 | 30 | 106 | | 成功,卫星10日内有信号传送 |
| 5 | M-4S-3 | 1971.9.28 | 1号科学卫星 MS-F2("新星"卫星) | 66 | 870 | 1870 | 32 | 113 | | 成功,卫星长时间运转在轨道上 |
| 6 | M-4S-4 | 1972.8.19 | 2号科学卫星 REXS ("电波"卫星) | 75 | 250 | 6570 | 31 | 161 | | 成功,卫星入轨,但三日后出故障(2) |

(1)1号科学卫星 MS-F1 因为 M-4S-1 号火箭姿控系统电磁阀发生故障,卫星没有入轨而导致失败。

(2)2号科学卫星 REXS("电波")发射成功,但入轨三日后出现故障。

# 缪-3C（M-3C）

孙继桐

M-3C 火箭是以 M-4S 为基础发展的三级固体火箭。

一子级和 M-4S 的相同。二、三子级是新研制的。二子级引入了液体二次喷射推力矢量控制系统和侧向喷管装置。为了减轻结构质量，采用开伞型级间段结构。另外，还采用了较大整流罩和高性能的姿态控制装置等。

M-3C 火箭共发射 4 次，除了第 3 次因为姿态基准部分误动作卫星未入轨以外，其余 3 次均获成功。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞质量 | 41.70t |
| 全长 | 20.241m | 起飞推力 | 1936.12kN |
| 最大直径 | ～2.1m | 推重比 | 4.74 |
| 尾翼翼展 | 4.50m | 运载能力 | 250km、31°倾角近地轨道<br>约 195kg |

### 助 推 器

同 M-4S 火箭。

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11.846m | 发动机 | 固体发动机 M-10 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚胺脂系列 |
| 子级质量 | 26.5t | 地面总推力 | 867.92kN |
| 结构质量 | 5.8t | 地面比冲 | 2206.58N·s/kg |
| 推进剂质量 | 20.7t | 工作时间 | 60s |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.953m | 发动机 | 固体发动机 M-22 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 9.76t | 真空平均推力 | 355kN |
| 结构质量 | 2.56t | 真空比冲 | 2716.54N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.20t | 工作时间 | 72s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.340m | 发动机 | 球型固体发动机 M-3A |
| 直径 | 1.136m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 1.340t | 真空平均推力 | 66.88kN |
| 结构质量 | 0.25t | 真空比冲 | 2785.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.09t | 工作时间 | 53s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 3.50m | 结构质量 | 255kg |
| 直径 | 1.410m | 表面积 | 13.36m$^2$ |
| 端头半径 | 0.30m | 有效容积 | 约 4.1m$^3$ |

## 总　体　布　局

总体布局如图所示。火箭由后向前包括尾段、4 枚尾翼、一子级发动机 M-10 及捆绑的 4 组 8 枚助推器 SB-310、开伞型一、二子级级间段、二子级发动机 M-22、仪器舱结构、三子级发动机 M-3A 及卫星整流罩。

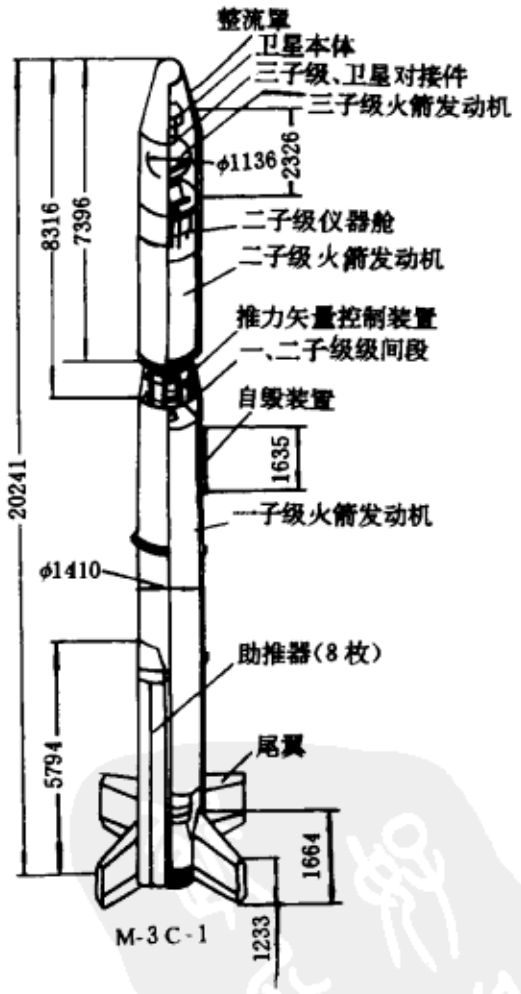
## 箭　体　结　构

与 M-4S 火箭相比较，M-3C 采用了新型的一、二子级，二、三级级间段，仪器舱，整流罩结构和采用了新的二、三子级发动机壳体结构。

助推器和一子级结构与 M-4S 火箭的相同，见 M-4S 部分。

### 二子级结构

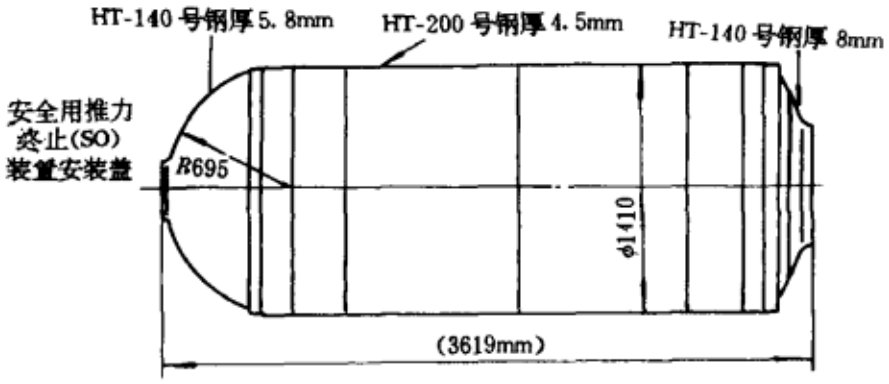
二子级外形和 M-4S 火箭外形相同，但为整体式结构，壳体材料为马氏体时效钢 HT-200，其抗拉强度为 2000MPa，封头采用钢 HT-140，强度为 1400MPa。发动机壳体壁厚为 4.5～5mm，封头为半球形，球半径为 0.695m，封头中央有推力终止装置。M-22 发动机壳体结构如图所示。



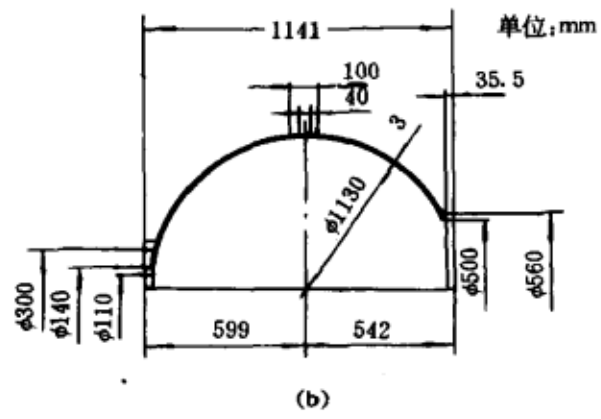

M-3C 火箭总体布局图

三子级结构

三子级发动机 M-3A 壳体呈球形，内径 1.13m，壁厚 3mm，材料为钛合金 Ti-6Al-4V，具有高比强度(退火状态 $20.9\times10^6$mm，热处理状态为 $26.1\times10^6$mm)。结构型式如图所示。




(a)




(b)

二、三子级壳体结构尺寸

一、二级级间段结构

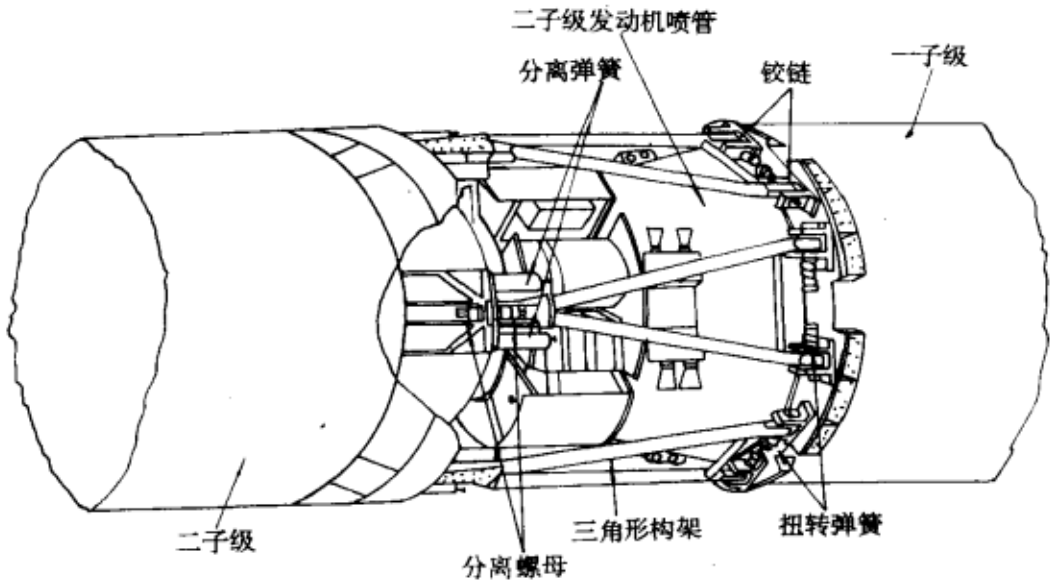
该级间段采用了开伞型三角形杆系构架结构。结构包括 6 组三角形杆架，用钢管制造。利用分离螺母和销钉上、下连接，分离时下面张开，防止与前面级接触。其结构型式如图所示。

二、三级级间段结构

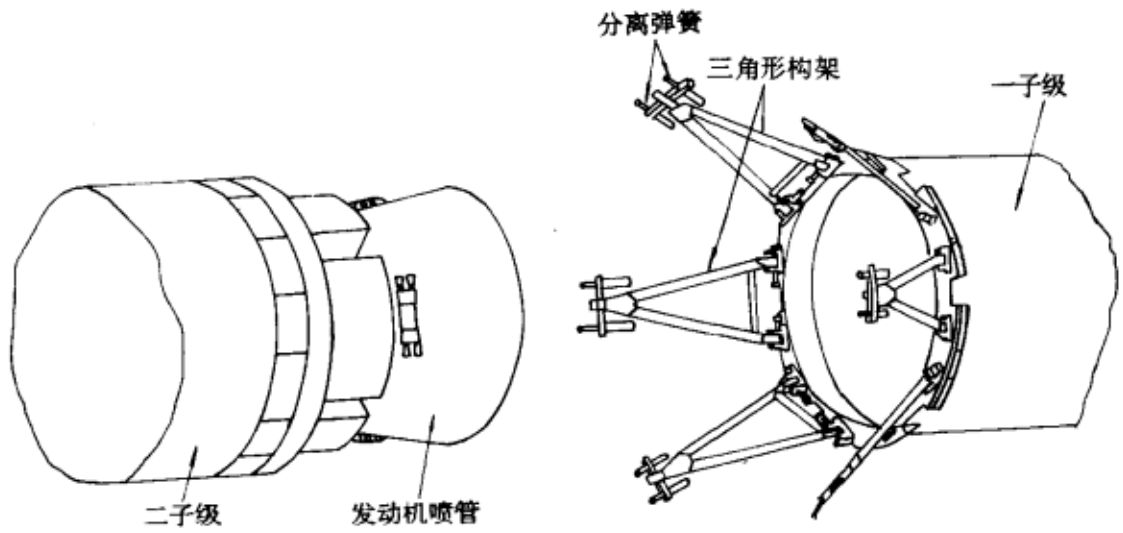
二、三级级间段为花瓣式开伞型截锥壳体结构，沿圆周方向均匀分割为四瓣，结构上端有包带压板用的 V 型环，下端各瓣有二个球节，用销子支持。花瓣式壳体用铝合金制造，包带将级间段和三子级连成整体，分离螺母动作后解锁分离。分离螺母直径 φ16mm 共 2 个(双冗余)，包带材料为弹簧钢，另外还有 24 个分离弹簧，在喷管后端部压紧。二、三级级间段结构型式和开伞形状如图所示。

仪器舱结构

仪器舱位于二子级发动机 M-22 与二、三级级间段之间，装载各类仪器，它也是整流罩的支撑结构，长 0.691m，直径 1.41m，沿圆周装有 16 个三角形框架，外缘是蒙皮，材料为 A3 钢，

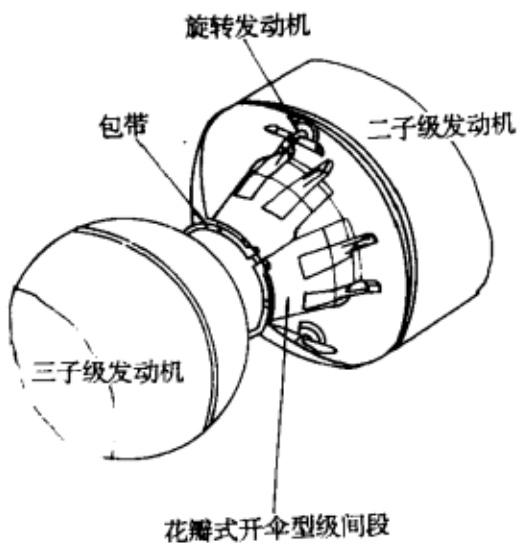



(a)分离前

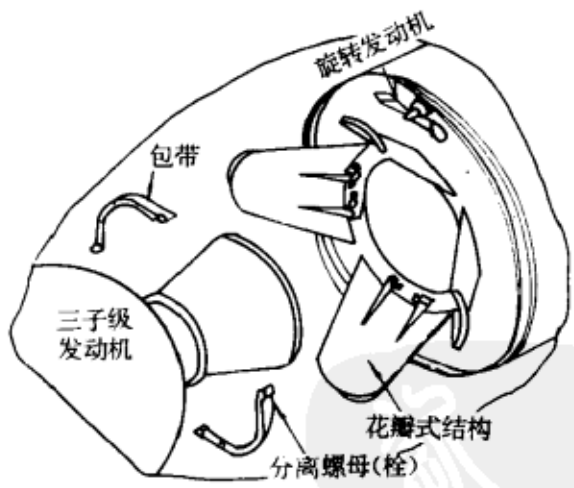



(b)分离后

一、二级级间段结构

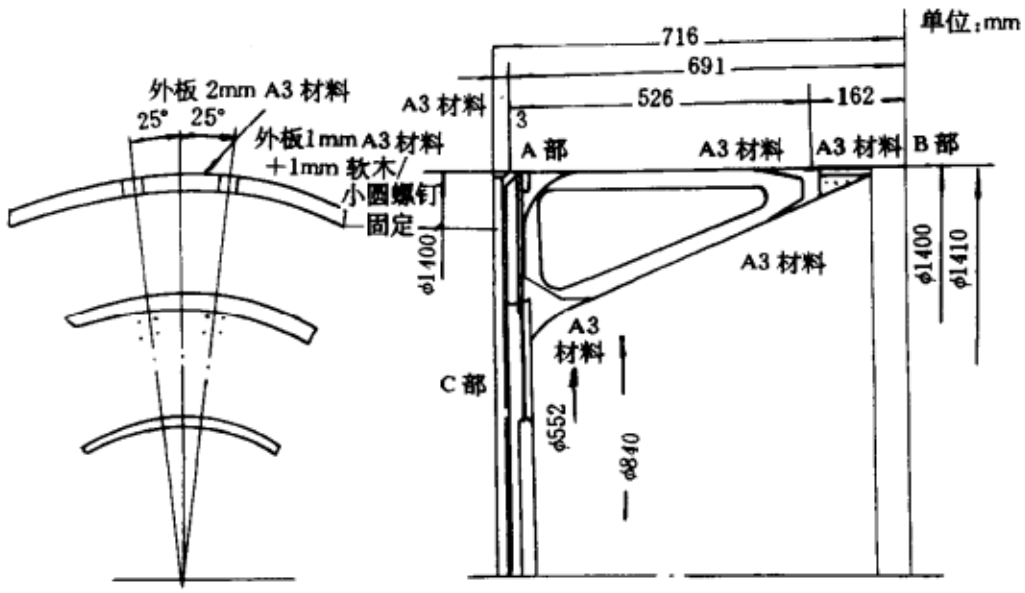



(a)二、三子级级间段

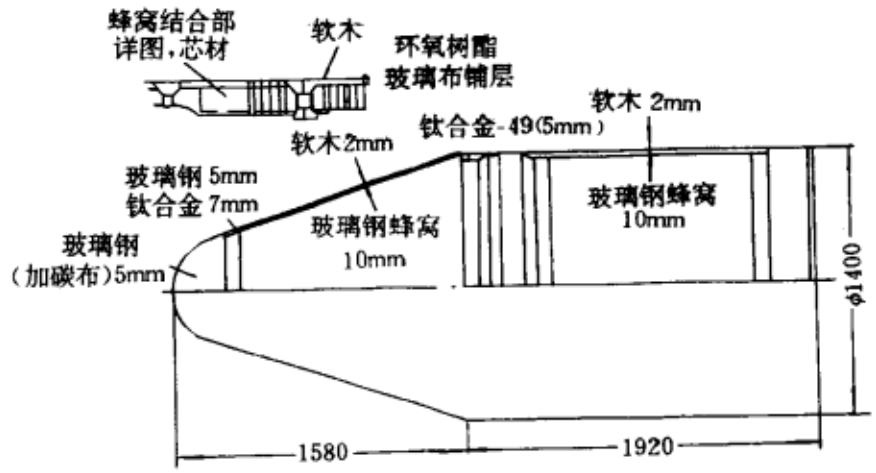



(b)花瓣式开伞型级间结构

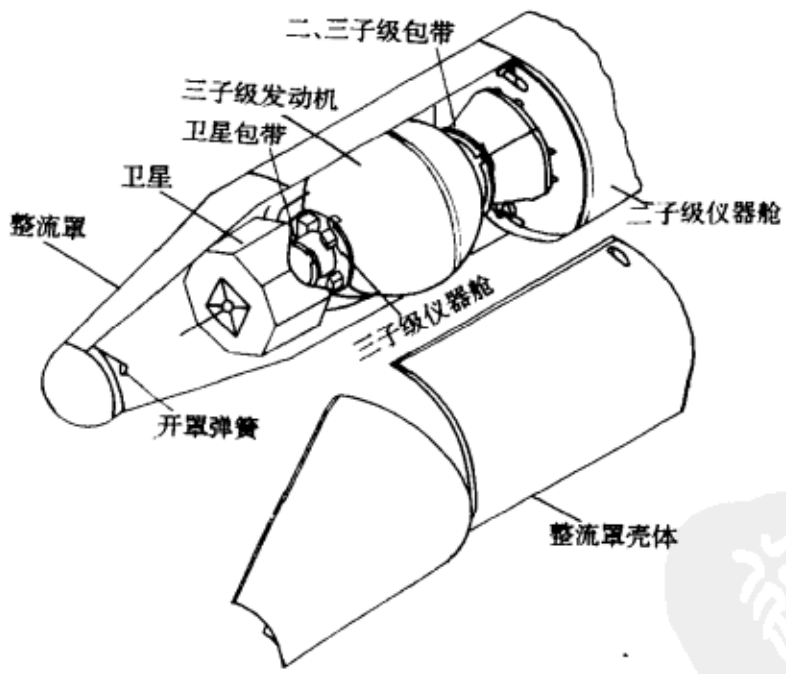
二、三级级间段结构




仪器舱结构




(a) 整流罩结构尺寸




(b)整流罩内布置

整流罩结构

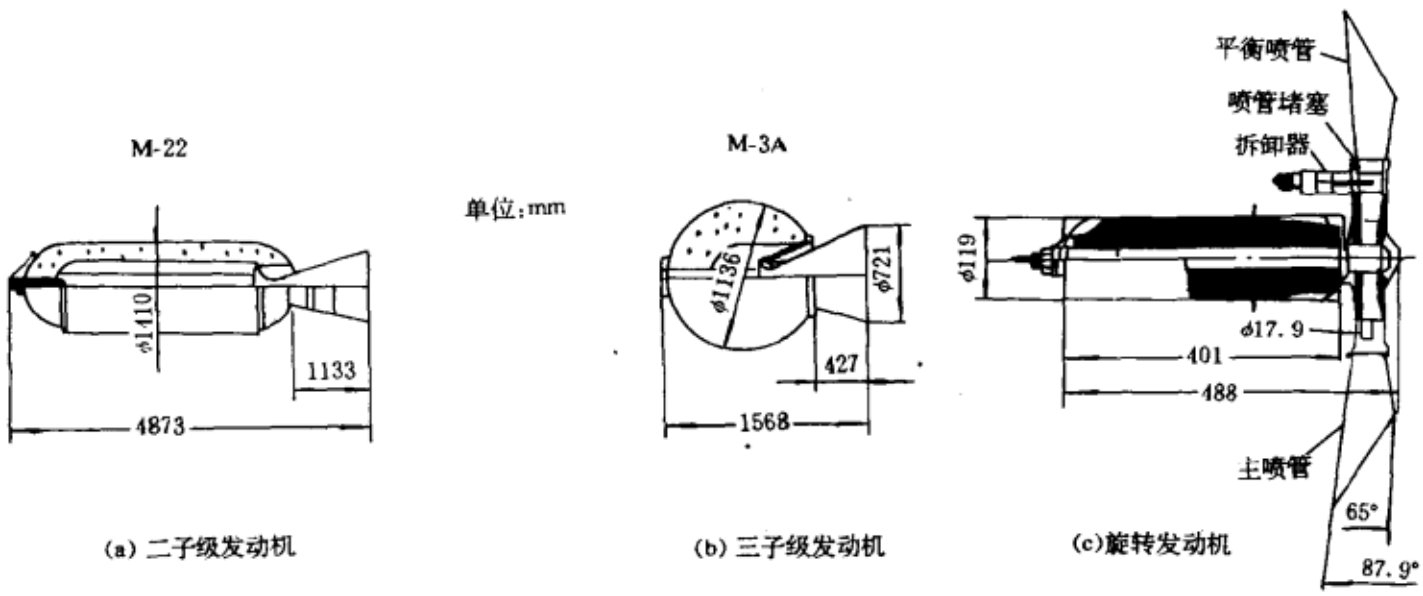
外表面有厚 1mm 的软木层，舱内有铝合金蜂窝安装板。结构如图所示。

整流罩结构

整流罩结构为纤维增强玻璃钢蜂窝结构，外表面有一层 1mm 厚防热软木，结构型式如图所示。

# 推　进　系　统

推进系统包括助推器 SB-310、一子级发动机 M-10、二子级发动机 M-22、三子级发动机 M-3A 以及其它小型、辅助发动机系统等，见图。




(a) 二子级发动机　　(b) 三子级发动机　　(c)旋转发动机

M-3C 火箭发动机

助推器和一子级发动机与 M-4S 火箭的相同，二、三子级发动机是新研制的。

## 二子级发动机

二子级发动机 M-22 推进剂是直接装填式的，其性能参数如表所示。

M-22 发动机性能参数表

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 1.41mm | 喷管面积比 | 22.0 |
| 发动机质量 | 8.63t | 真空平均推力 | 355kN |
| 推进剂质量 | 7.20t | 真空比冲 | 2716.54N·s/kg |
| 推进剂 | 聚丁二烯系列(密度 1.7g/cm³) | 工作时间 | 72s |
| 壳体材料 | 马氏体时效钢 HT-200 | 装药芯型 | 8 光芒星型 |
| 壳体壁厚 | 4.5mm | | |

## 三子级发动机

三子级球型发动机 M-3A 性能参数见表。

**M-3A 发动机性能参数表**

| 项目 \ 发动机 / 应用火箭 | M-3A-1 (用于 M-3C-1 火箭) | M-3A-2 (用于 M-3C-2、3 火箭) |
|---|---|---|
| 直径 | 1.136m | 1.136m |
| 发动机质量 | 1.24t | 1.23t |
| 推进剂质量 | 1.07t | 1.08t |
| 推进剂 | 聚丁二烯系列 | 同左 |
| 推进剂密度 | 1.70g/cm$^3$ | 同左 |
| 壳体材料 | 钛合金(Ti-6Al-4Vβ) | 同左 |
| 壳体壁厚 | 3mm | 同左 |
| 装药长度 | 1.019m | 1.04m |
| 装药芯型 | 8 光芒星型 | 同左 |
| 真空平均推力 | 70.61kN | 66.88kN |
| 真空比冲 | 2785.2N·s/kg | 2785.2N·s/kg |
| 工作时间 | 50s | 53s |
| 发动机质量比 | 7.52 | 8.23 |
| 喷管面积比 | 41.5 | 41.5 |

旋转发动机

该发动机使末级以 2r/s 速度旋转,保持飞行稳定,2 台发动机对称安装在整流罩内,它们是 M-4S 火箭同类发动机的改型,其特点是增加了推进剂量、低加速、无排气污染。其结构型式及性能参数见表和图。

**旋转发动机性能参数①**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 总质量 | 11kg | 推力 最大 | 1.402kN |
| 燃烧室材料 | Al 合金 | 推力 平均 | 1.12kN |
| 喷管喉径 | 17.9mm | 内压 最大 | 3.48MPa |
| 喷管面积比 | 13.2② | 内压 平均 | 2.82MPa |
| 推进剂质量 | 4.2kg | 工作时间③ | 8.4s |
| 推进剂 | BP-25B(不含 Al) | 真空比冲 | 2285.03N·s/kg |
| 推进剂芯型 | 钥匙孔形 | 旋转能力④ | 0.866rPa |

①单台参数;②除去斜面部分;③平衡喷管不打开时;④惯性力矩 106kg·m·s$^2$,力臂 0.6m。

## 分 离 系 统

分离系统包括助推器分离,一、二子级级间分离、二、三级级间分离、三子级与卫星分离及整流罩分离等系统。

助推器分离在发射后 9.5s 进行;一、二子级级间开伞型分离是由连接 6 个三角形构架与

二子级的分离螺母动作解锁，分离弹簧作用实现的。这种分离机能参数见表。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 1)分离 | | 分离螺母 | $\phi$26，12 根(双倍式) |
| 分离弹簧 | 530kg，行程 48mm，12 根； | 2)开伞 | 一、二级分离 100mm 后三角形构架张开 |
| 分离加速度 | 二子级 0.57$g$，一子级 1.08$g$； | 扭转弹簧 | 7.35kg-m，12 根 |
| 分离速度 | 二子级 0.3m/s，一子级 0.58m/s | 张开时间 | 0.38s(45°角) |
| 相对速度 | 0.88m/s | | |

整流罩的锥段和筒段先后于 $T$+156s 和 $T$+157s 开罩分离。M-3C 整流罩用 8 个双冗余分离螺母连接($\phi$12mm 的 6 个，$\phi$8mm 的 2 个)，用 6 个弹簧提供分离推力。

**分　离　弹　簧**

| 部　位 | 个　数 | 分离力 (kN) | 行　程 (mm) | 分离能量 (N·m) |
|---|---|---|---|---|
| 锥段 | 2 | 6.12 | 120 | 367.2 |
| 上筒段 | 2 | 3.36 | 120 | 201.8 |
| 下筒段 | 2 | 3.36 | 120 | 201.8 |

二、三级级间分离在发射后 439s 进行，连接包带的分离螺母动作解锁，圆锥壳的 4 个花瓣壳便打开，实现二、三级分离，分离参数见表。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 分离弹簧 | 40.7kg，行程 100mm，24 根 | 分离螺母 | $\phi$16mm，2 个(双冗余) |
| 分离加速度 | 0.745$g$(上面级)，0.452$g$(下面级) | 张开速度(实验值) | 2.43m/s |
| 分离速度 | 0.674m/s(上面级)，0.409m/s(下面级) | 张开时间(实验值) | 0.12s |
| 相对速度 | 1.083m/s | | |

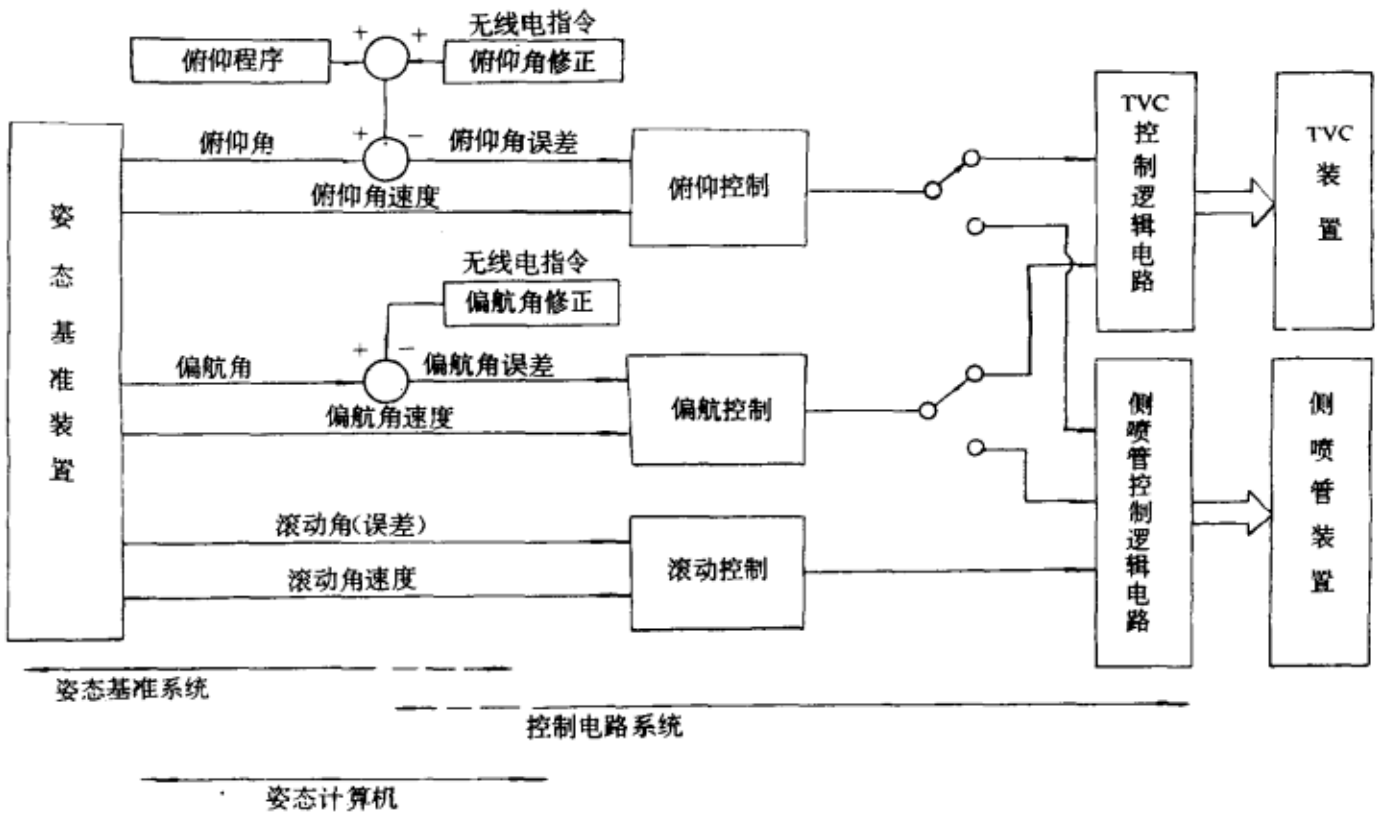
卫星的分离是在发射后 554s 进行的，分离方式和 M-4S 型火箭相同。

## 制导和控制系统

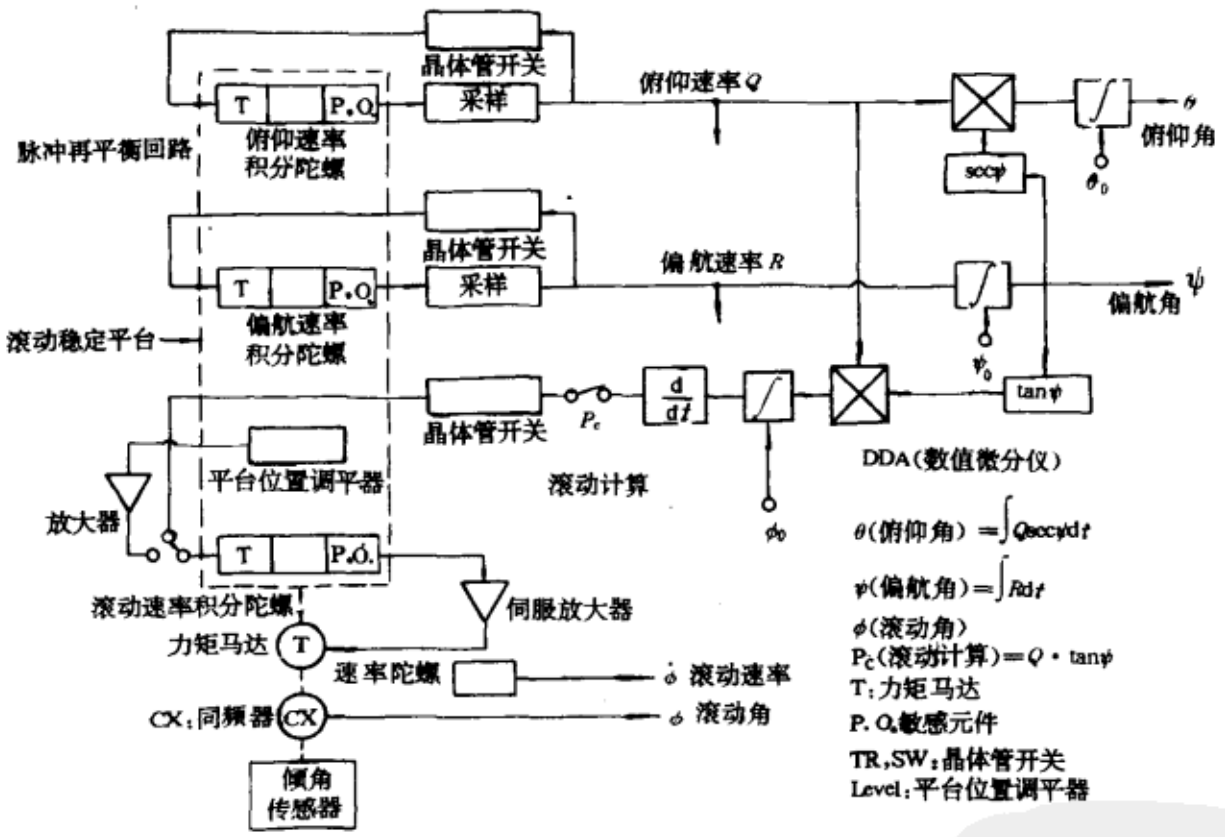
飞行制导和控制系统如图所示。

制导系统利用姿态基准装置测量飞行时刻的姿态角、姿态角速度，并与稳定值比较，根据姿态误差和飞行的姿态选择合适的推力矢量控制喷射阀和侧喷管的电磁阀，使之动作，保持火箭的三轴姿态总是和姿态基准角一致的方向，使飞行姿态稳定。姿态基准装置构成如图所示。

M-3C 火箭同样用旋转自由解析平台型的姿态基准 SFAP(Spin Free Analytic Platform)。其装置系统图如图所示。




M-3C 火箭制导控制系统

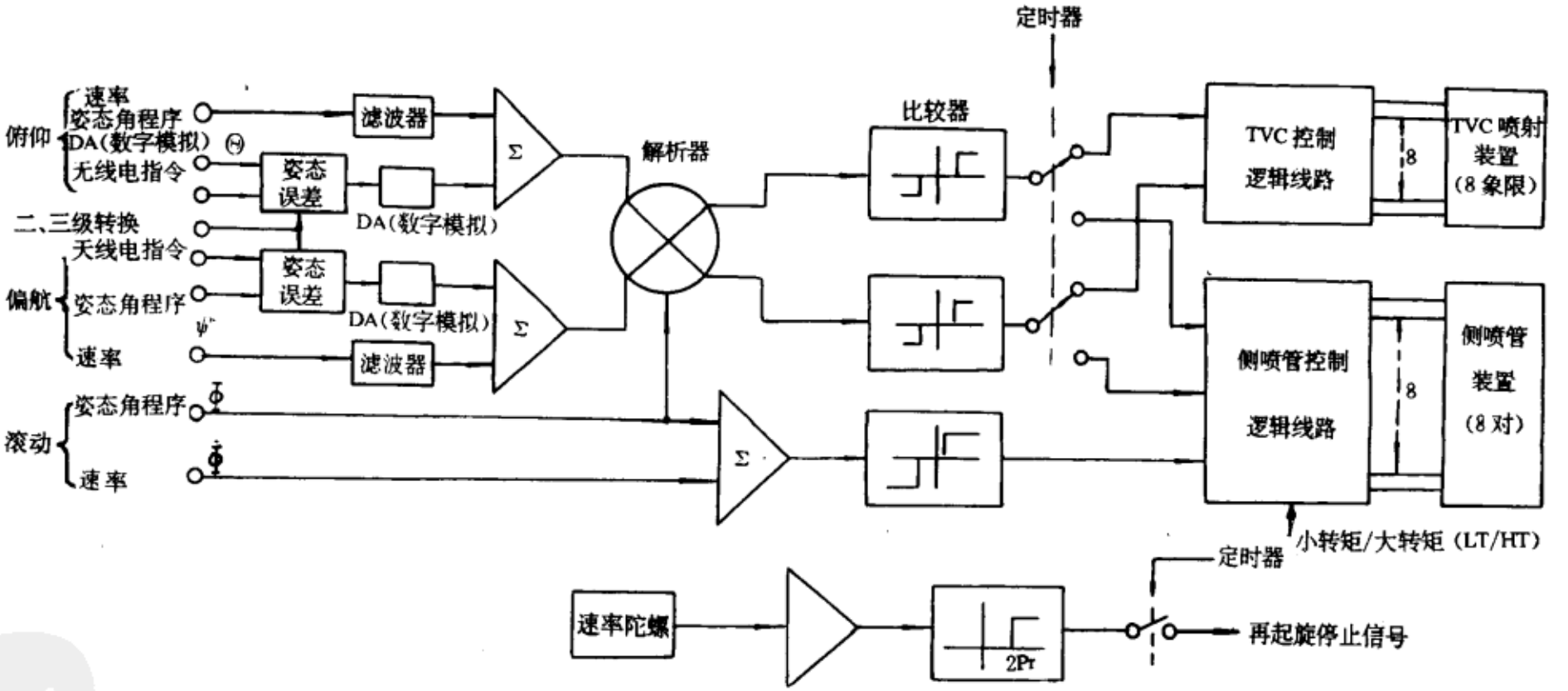



SFAP 型姿态基准装置系统

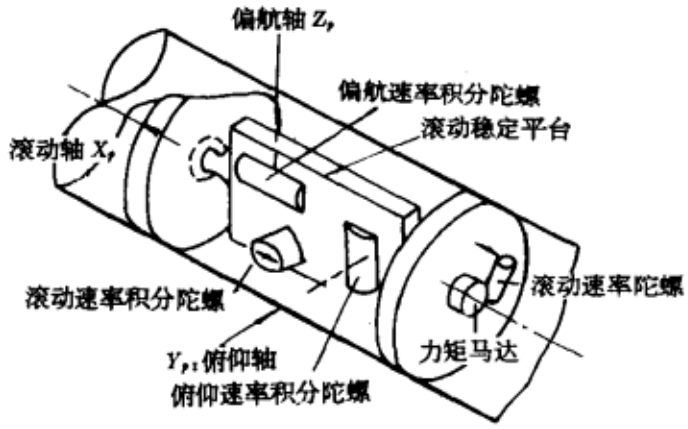
推力矢量控制装置与侧喷管装置配置图

姿态误差计算机和控制功能选定用的控制电路如图所示。

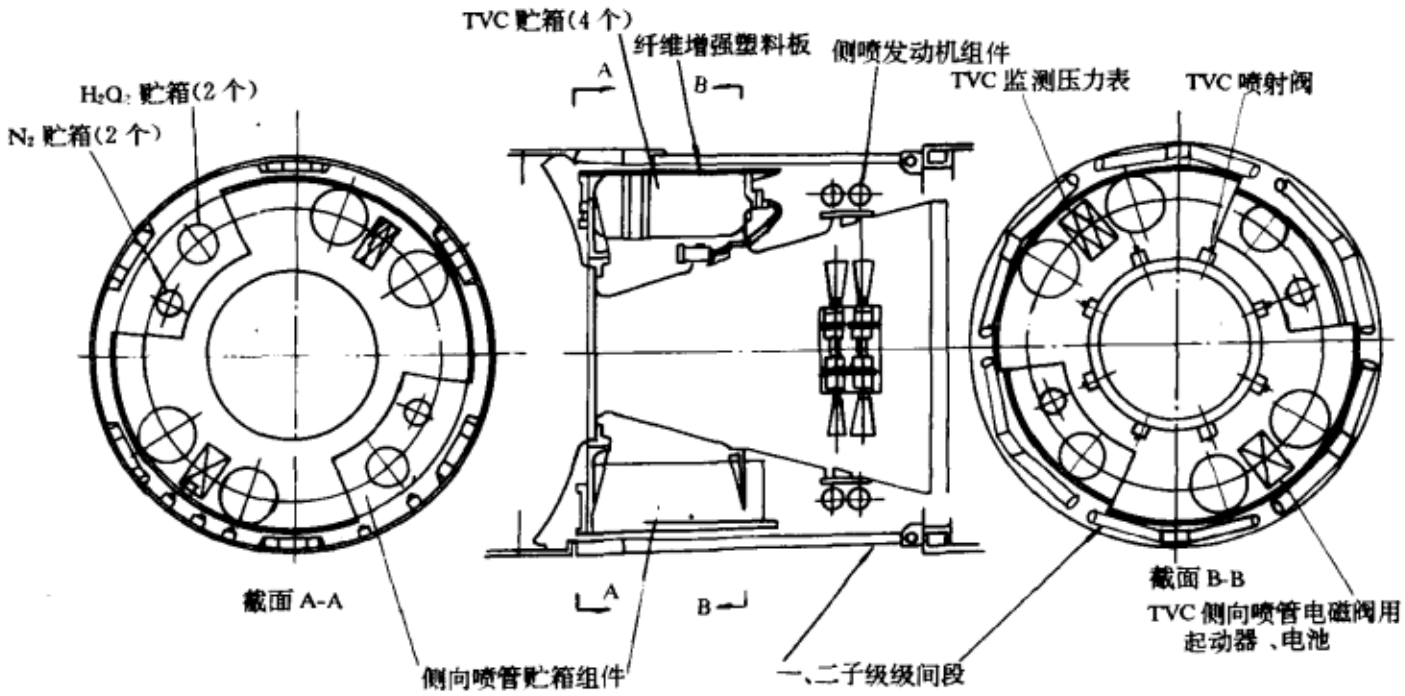
推力矢量控制装置和侧喷管装置的布置及系统图分别如图所示。



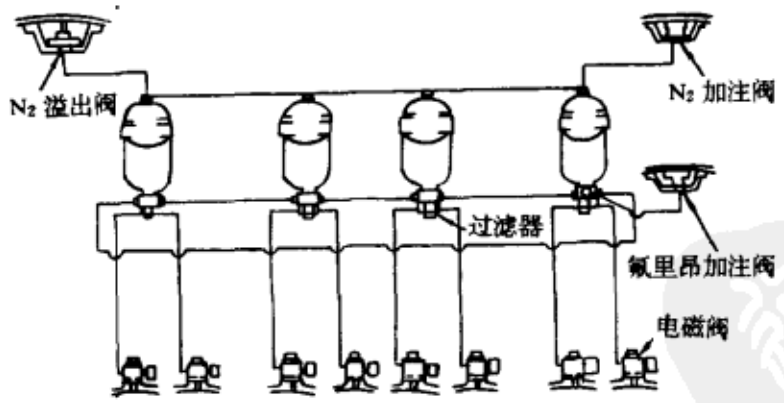

控制电路(姿态误差计算与控制功能选择)



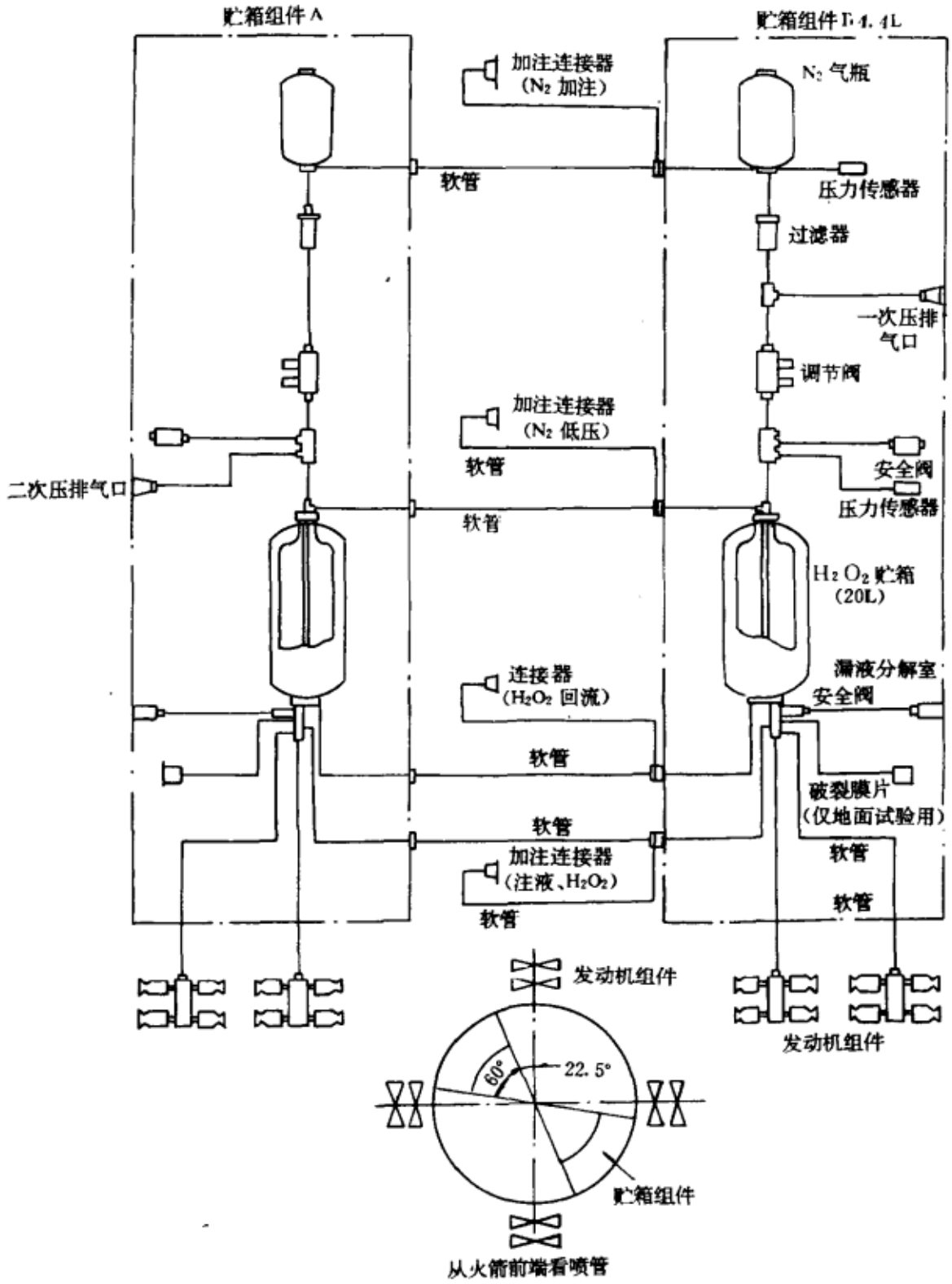

姿态基准装置(姿态检测和姿态计算)




推力矢量控制装置与侧喷管装置配置图




M-3C 火箭二子级推力矢量控制管路系统




M-3C 火箭姿控、侧向喷管装置管路系统

## 遥测和跟踪系统

M-3C 火箭遥测跟踪系统与 M-4S 的类同。

## 典型飞行程序

仅以 M-3C-3 火箭为例列表如下,其它各号火箭虽然有微小差异,但基本上相同。

M-3C-3 飞行程序

| 时 间(s) | 事 件 | 时 间(s) | 事 件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级、助推器点火 | $T+149$ | 二子级燃烧结束 |
| $T+5$ | CM1-2 指令(自毁装置 SO 打开 | $T+153$ | 三子级用俯仰程序开始 |
| | 保险,备炸状态) | $T+153$ | 遥测天线转换 |
| $T+7.7$ | 助推器燃烧结束 | $T+156$ | 整流罩开罩(第 1 次) |
| $T+9.5$ | 助推器分离 | $T+157$ | 整流罩开罩(第 2 次) |
| $T+61$ | 一子级燃烧结束 | $T+215$ | RC-2 结束 |
| $T+67$ | RC-1 指令(俯仰程序)开始 | $T+225$ | 姿态控制模式转换 |
| $T+70$ | 通道转换($P_1 \rightarrow P_2$) | $T+235$ | 旋转发动机点火 |
| $T+77$ | RC-1 结束 | $T+236$ | 雷达天线模式转换 |
| $T+78$ | 一子级分离 | $T+236$ | 旋转控制系统作动 |
| $T+79$ | 二子级俯仰程序开始 | $T+280$ | CM1-2(指令)模式转换 |
| $T+79$ | 滚动、侧喷开始 | $T+280$ | CM2-1 自毁装置(指令) |
| $T+79$ | 推力矢量控制开始 | $T+437$ | 卫星定时器起动(卫星定时器时间 OS 开始) |
| $T+80$ | 二子级点火 | $T+439$ | 二子级分离 |
| $T+110$ | 滚动、侧喷推力变更 | $T+440$ | 三子级点火 |
| $T+144$ | 推力矢量控制结束 | $T+493$ | 三子级燃烧结束 |
| $T+145$ | 俯仰、偏航控制用常数变更 | $T+554$ | 卫星分离 |
| $T+145$ | 俯仰、偏航、侧喷开始 | | |

## 飞 行 记 录

M-3C 型火箭飞行记录如下表。

| 序号 | 火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | M-3C-1 | 1974.2.16 | "淡青 2 号"MS-T2 | 56 | 289 | 3237 | 31 | 122 | 鹿儿岛宇宙空间观测所 | 成功 |
| 2 | M-3C-2 | 1975.2.24 | "太阳"号 MT-F3 SRATS | 86 | 255 | 3136 | 32 | 120 | | 成功 |
| 3* | M-3C-3 | 1976.2.4 | (MS-F4) CORSA | (56) | — | — | — | — | | 卫星未入轨① |
| 4 | M-3C-4 | 1979.2.21 | "白鸟"号 | 96 | 545 | 577 | 29.9 | 96 | | 成功 |

①M-3C-3 火箭本身正常,起飞前脱插装置拔出时因电磁脉冲作用使姿态角控制基准从二子级转至三子级,导致推力矢量控制错误,卫星未入轨,由地面发出指令禁止上面级点火,发射失败。

# 缪-3H（M-3H）

孙继桐　顾松南

M-3H 型火箭为三级固体运载火箭。1977 年 2 月～1978 年 8 月共发射 3 次，全部获得成功。M-3H 火箭和 M-3C 火箭相比较，主要变化有：1）一子级发动机壳体由 M-3C 的三段增加到 4 段；2）三子级装载的卫星上设有入轨发动机，以满足卫星轨道的要求；3）卫星整流罩加长。M-3H 火箭的制导、控制、遥测、跟踪和自毁系统同 M-3C 火箭。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞质量 | 49t |
| 全长 | 23.8m | 起飞推力 | 2186.2kN |
| 最大直径 | ～2.1m | 推重比 | 4.55 |
| 翼展 | 4.50m | 运载能力 | 31°倾角、250km 圆轨道约 290kg |

### 助　推　器

与 M-4S 的相同。

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.905m | 发动机 | 固体发动机 M-13 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 33.51t | 地面平均推力 | 1118kN |
| 结构质量 | 6.41t | 地面比冲 | 2314.5N·s/kg |
| 推进剂质量 | 27.1t | 工作时间 | 70s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.961m | 发动机 | 固体发动机 M-22 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 9.77t | 真空平均推力 | 356.72kN |
| 结构质量 | 2.55t | 真空比冲 | 2716.54N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.22t | 工作时间 | 72s |

## 三 子 级

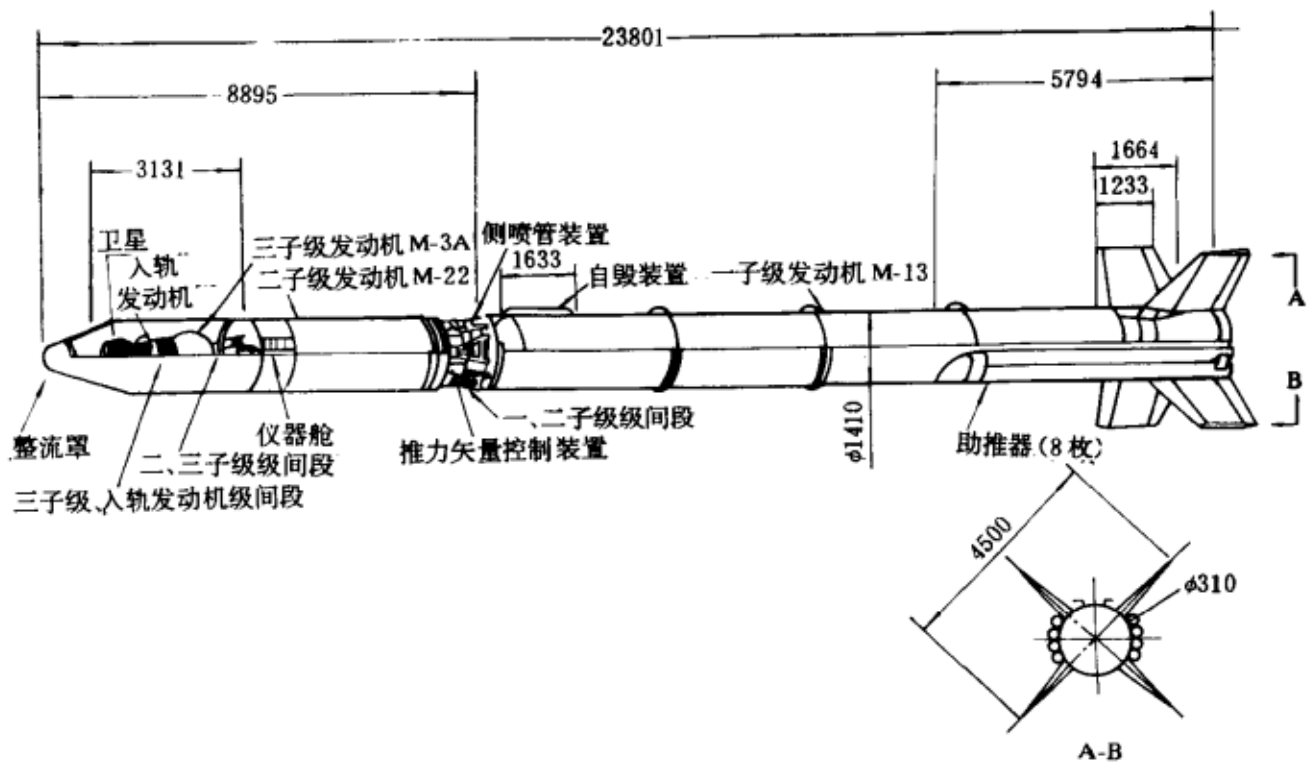
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.131m | 发动机 | 固体球型发动机 M-3A |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 起飞质量 | 1.632t(包括卫星) | 真空平均推力 | 66.88kN |
| 结构质量 | 0.549t | 真空比冲 | 2785.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.083t | 工作时间 | 53s |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 4.0m | 结构质量 | 290kg |
| 直径 | 1.410m | 有效容积 | 约 5m³ |
| 端头半径 | 0.30m | | |

# 总 体 布 局

M-3H 型火箭也是捆绑 4 组 8 枚助推器 SB-310 的三级固体火箭,其总体布局和 M-3C 火箭相类似,只是一子级增长了⅓和采用较大的卫星整流罩。总体布局图如图所示。



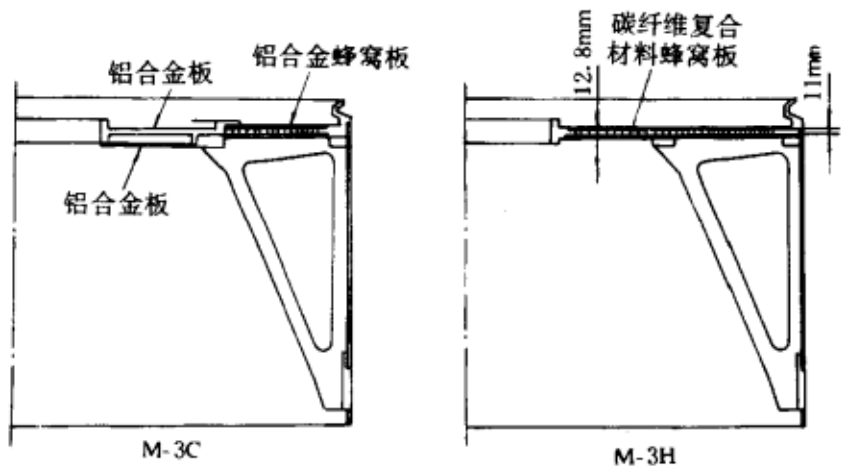

M-3H 火箭总体布局图

# 箭 体 结 构

箭体结构组成图如图所示。结构构成和 M-3C 火箭相类似。其不同点是:

1)一子级发动机壳体增长了⅓；

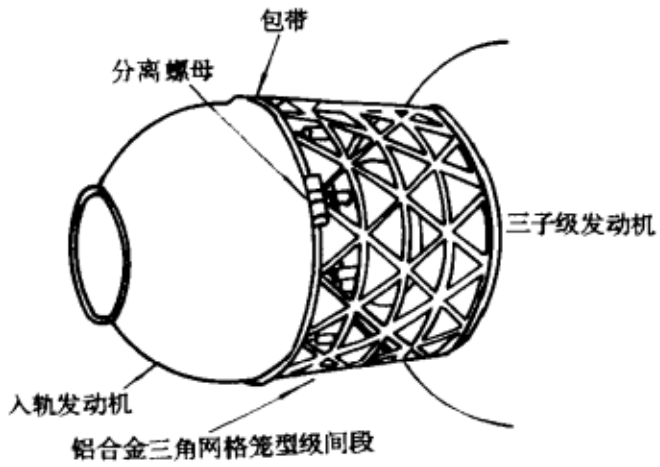
2)二子级的仪器舱结构由铝合金骨架和碳/环氧复合材料作蒙皮的蜂窝结构安装圆板组成。仪器安装板见图。




M-3H 仪器安装板概图

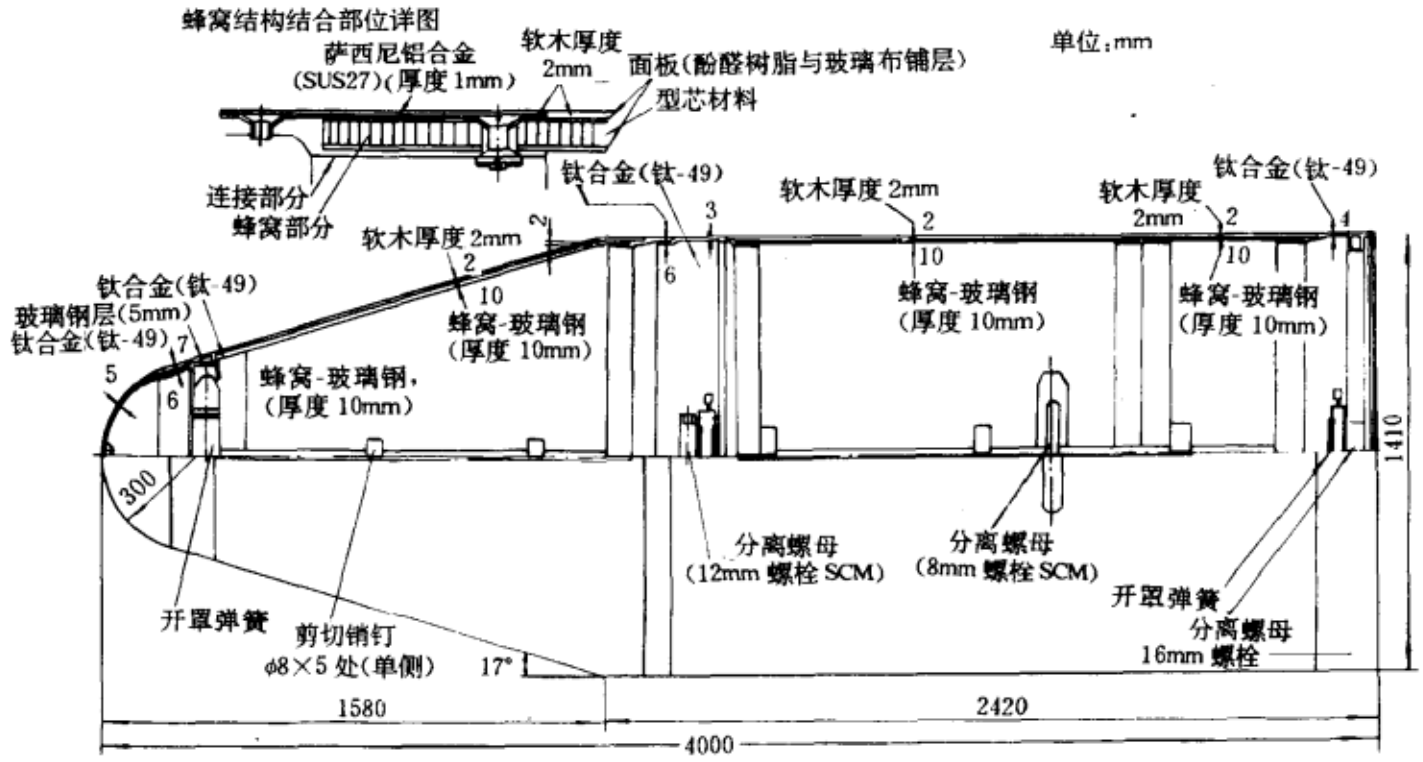
3)因为卫星装有入轨发动机，因而二、三级级间段板厚增大加强。

4)三子级与卫星发动机的连接结构为铝合金笼式网格结构(见图)，外径 φ714mm，上端采用包带连接、分离结构。




M-3H 火箭三子级(M-3A)与入轨发动机(KM-B)连接段结构

5)整流罩加长 0.5m，壳体材料为纤维增强玻璃钢蜂窝结构，开罩方式为一次平行开罩，其结构型式及尺寸如图所示。




M-3H 火箭整流罩结构

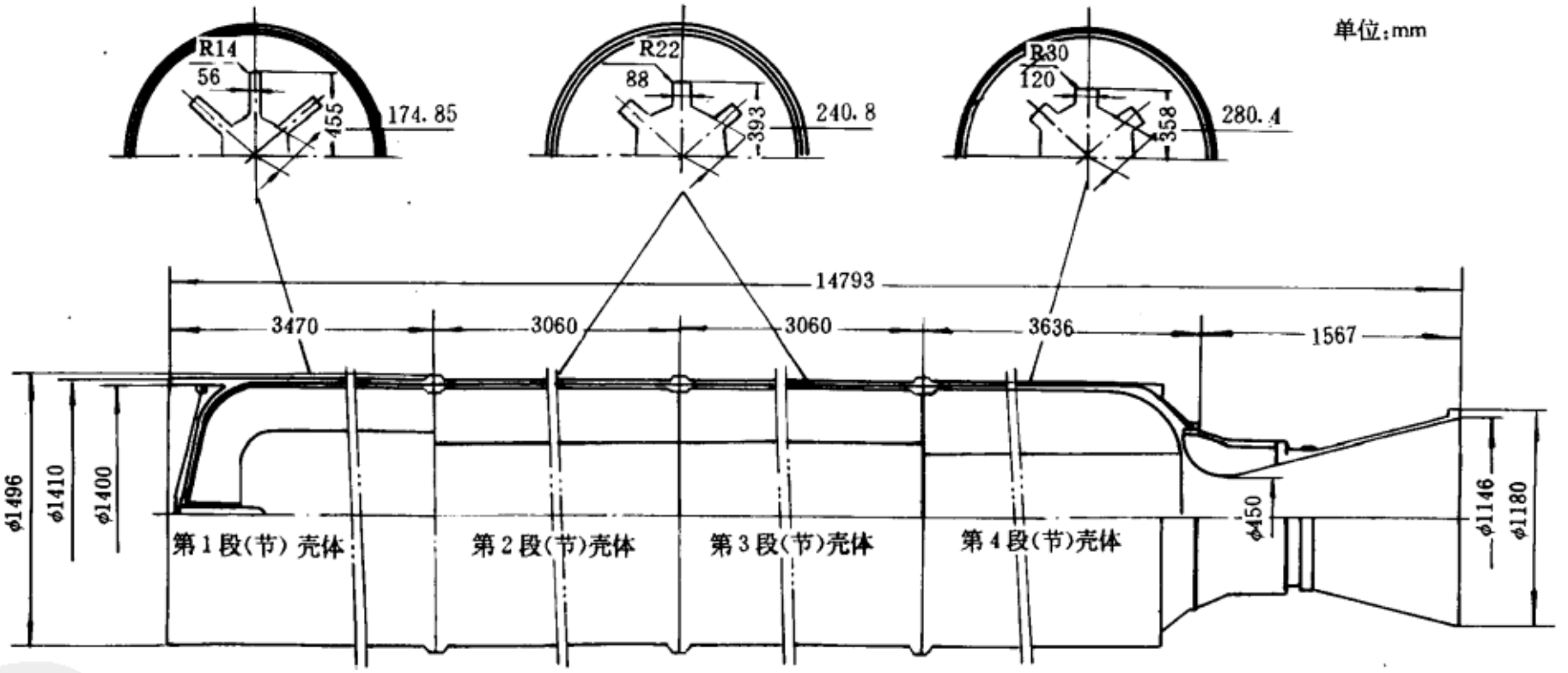
# 推 进 系 统

M-3H 火箭一子级改用了 M-13 发动机。与 M-3C 火箭的 M-10 发动机比较,M-13 的药柱加长约⅓,推力提高 250.1kN,比冲提高了 363N·s/kg。该发动机的性能和组成见图和表。

M-13 发动机设计性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 15.0m | 喷管面积比 | 6.34 |
| 直径 | 1410mm | 地面比冲 | 2314.5N·s/kg |
| 发动机质量 | 32.3t | 地面平均推力 | 1118kN |
| 推进剂质量 | 27.1t | 有效燃烧时间 | 56s |
| 推进剂 | BP-30B | 工作时间 | 70s |
| 喷管喉径 | 455mm | | |

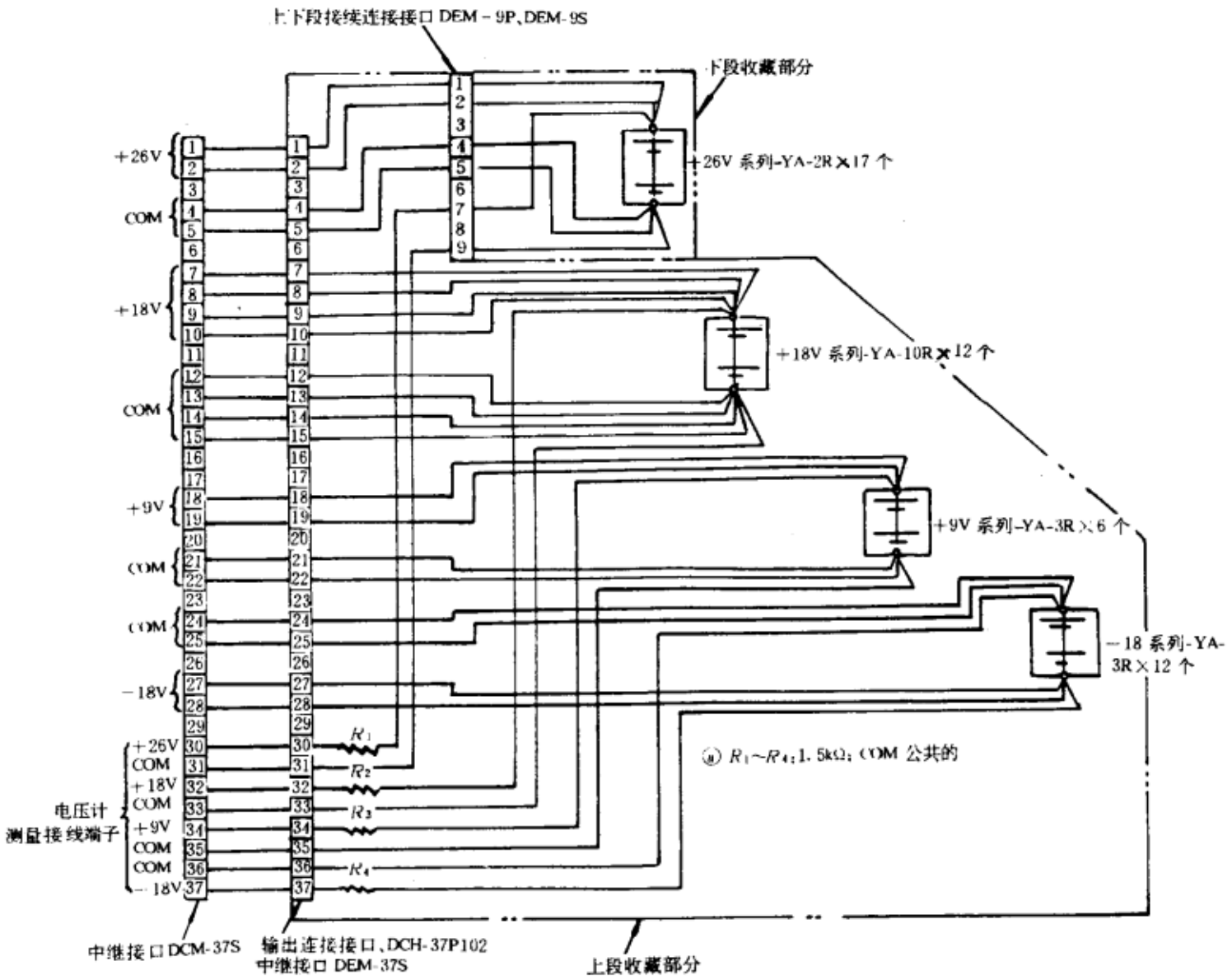
单位:mm




一子级 M-13 发动机概貌

# 电　源　系　统

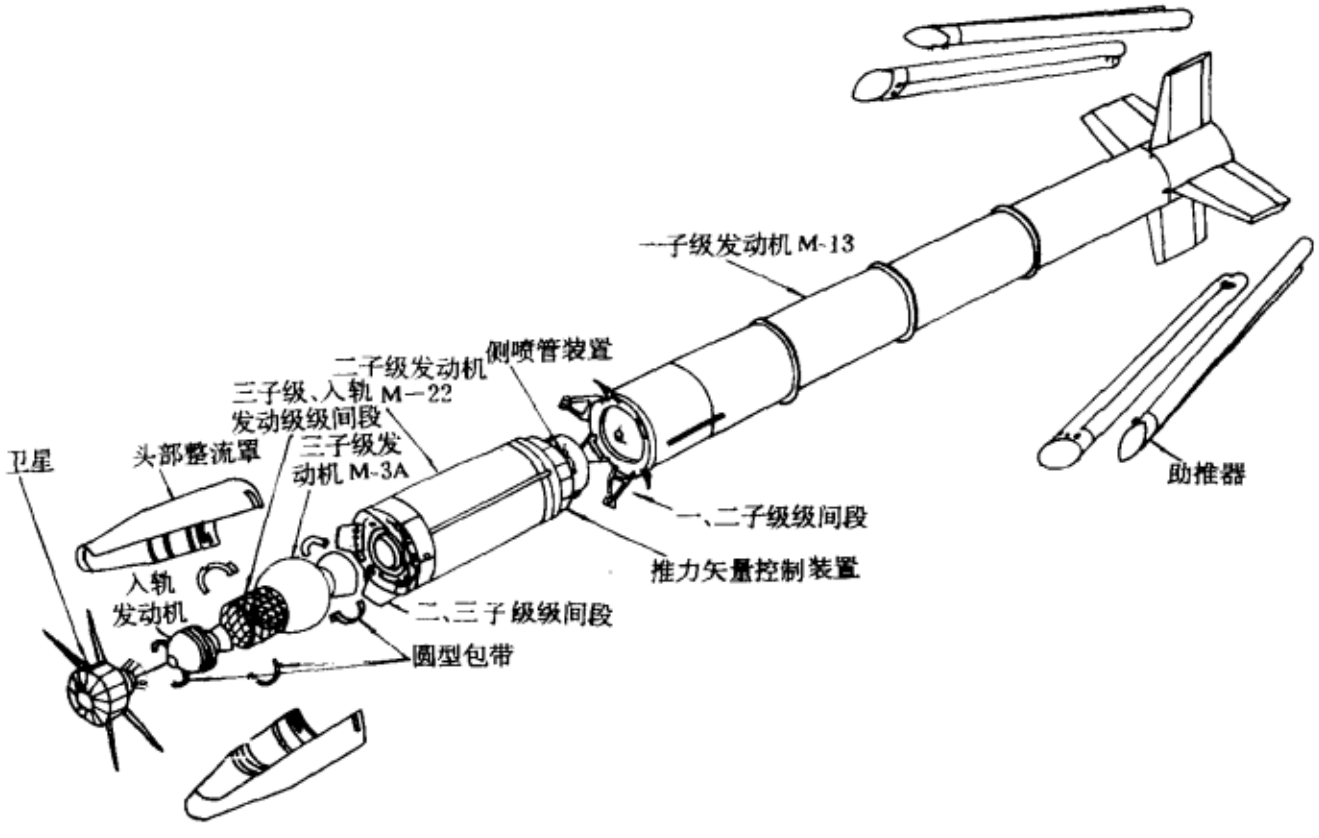
M-3H 火箭用的电源较 M-3C 火箭的有所改进，电源分为＋18V、－18V、＋26V、＋9V 等类型，针对高真空使用环境，有防止漏液的液留箱，另外使用气体吸收剂，防止电池因产生氢气而引起升压。电源回路如图所示。




电源回路图

# 分　离　系　统

M-3H 火箭各组成部分的分离状态及相互关系如图所示。




M-3H 火箭各部分分离状态

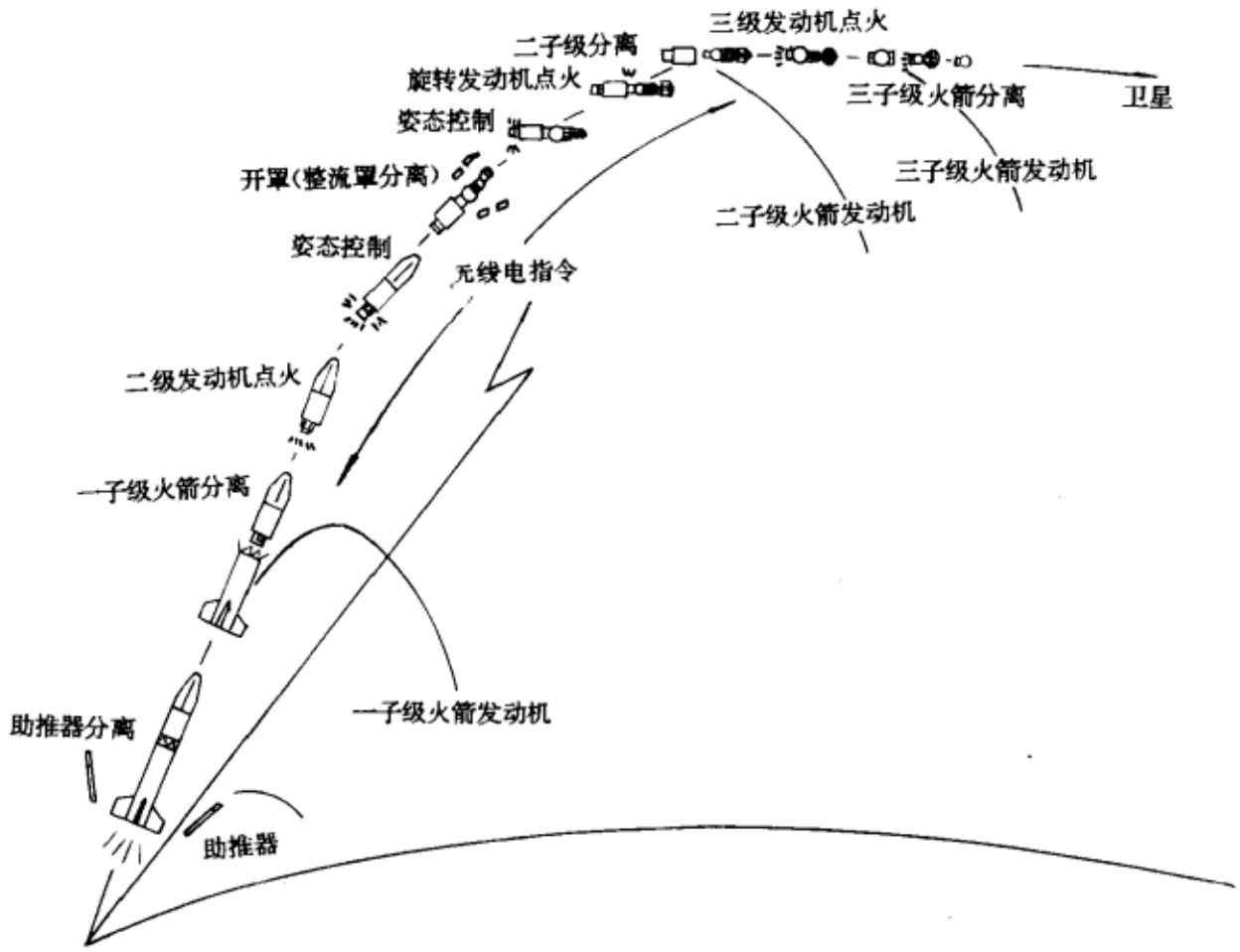
## 典型飞行程序与轨道

M-3H-3 火箭 1978 年 8 月发射成功，其飞行程序如下：

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级、助推器点火 | $T+241$ | 旋转发动机点火 |
| $T+7.7$ | 助推器工作结束 | $T+242$ | 旋转控制开始 |
| $T+9$ | 助推器分离 | $T+250$ | 指令变更 |
| $T+70$ | 一子级工作结束 | $X$ | 卫星定时器起动 |
| $T+84$ | 一子级分离 | $X+2$ | 二子级分离 |
| $T+85$ | 推力矢量控制开始工作(动作) | $X+7$ | 三子级点火 |
| $T+85$ | 滚动侧喷管控制开始 | $X+60$ | 三子级工作结束 |
| $T+86$ | 二子级点火 | $X+75$ | 卫星 Y 轴加速度转换 |
| $T+116$ | 滚动侧喷管转换 | $X+77$ | 三子级分离及入轨发动机点火器延时点火 |
| $T+150$ | 推力矢量控制工作停止 | $X+79$ | 入轨发动机点火 |
| $T+151$ | 俯仰、偏航侧喷管开始工作 | $X+112$ | 入轨发动机工作结束 |
| $T+158$ | 二子级工作结束 | $X+162$ | 入轨发动机分离及 $Y_0$ 停旋转延时点火 |
| $T+159$ | 俯仰、偏航控制值转换 | $X+167$ | 入轨发动机 $Y_0$ 停旋起动 |
| $T+162$ | 整流罩开罩分离 | $X+175$ | 章动阻尼器工作 |
| $T+231$ | 三子级开始起旋 | | |

注：不发送指令时 $X=295$s；发送指令时 $X$ 可变范围为 $X=255\sim392$s

M-3H-3 火箭以上仰角 70°,方位角 92°倾斜发射。其飞行轨迹如图所示。




M-3H-3 火箭的飞行

# 飞 行 记 录

M-3H 型火箭飞行记录表

| 序号 | 火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | M-3H-1 | 1977.2.19 | 卫星“淡青3号” | 129 | 790 | 3810 | 66 | 134 | 鹿儿岛宇宙空间观测所 | 成功;质量不包括入轨发动机 190kg |
| 2 | M-3H-2 | 1978.2.8 | 卫星“极光”号 | 126 | 630 | 3970 | 65 | 134 | | 成功;质量不包括入轨发动机 190kg |
| 3 | M-3H-3 | 1978.9.16 | 卫星“磁气圈”号 | 90 | 220 | 30100 | 31 | 524 | | 成功;质量不包括入轨发动机 380kg |

# 缪-3S（M-3S）

孙继桐

M-3S 型火箭是日本宇宙科学研究所(ISAS)继 M-3H 之后研制的 M(Mu)系列的第 4 代运载火箭。它也是三级固体火箭，与 M-3H 的外形、尺寸相同，其区别是 M-3S 一子级增加了推力矢量控制装置、固体火箭滚控(SMRC)装置和遥测装置。另外，还有其它的改进。

M-3S 火箭先后在 1980 年 2 月、1981 年 2 月、1983 年 2 月、1984 年 2 月成功地发射了淡"青-4 号"、"火鸟"、"天马"、"太空"等 4 颗科学卫星。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞质量 | 49.6t |
| 全长 | 23.8m | 起飞推力 | 2215.2kN |
| 最大直径 | ～2.1m | 推重比 | 4.55 |
| 翼展 | 4.0m | 运载能力 | 高度 250km、倾角 31°圆轨道约 290kg |

### 助　推　器

与 M-4S 的相同。

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.91m | 发动机 | 固体发动机 M-13 |
| 直径 | 1.410m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 BP-30B |
| 子级质量 | 34.325t | 地面平均推力 | 1147kN |
| 结构质量 | 7.181t | 真空比冲 | 2608.7N·s/kg |
| 推进剂质量 | 27.144t | 工作时间 | 70s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 4.95m | 发动机 | 固体发动机 M-22 |
| 直径 | 1.41m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 BP-22B |
| 子级质量 | 9.653t | 真空平均推力 | 357.1kN |
| 结构质量 | 2.419t | 真空比冲 | 2717.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 7.234t | 工作时间 | 72s |

## 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.611m | 发动机 | 固体球型发动机 M-3A4 |
| 直径 | 1.135m | 推进剂 | BP-27B(聚丁二烯系列) |
| 子级质量* | 1.520t | 真空推力** | 63.3kN |
| 结构质量 | 0.357t | 真空比冲 | 2834.2N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.163t | 工作时间 | 60s |

* 包含卫星质量在内

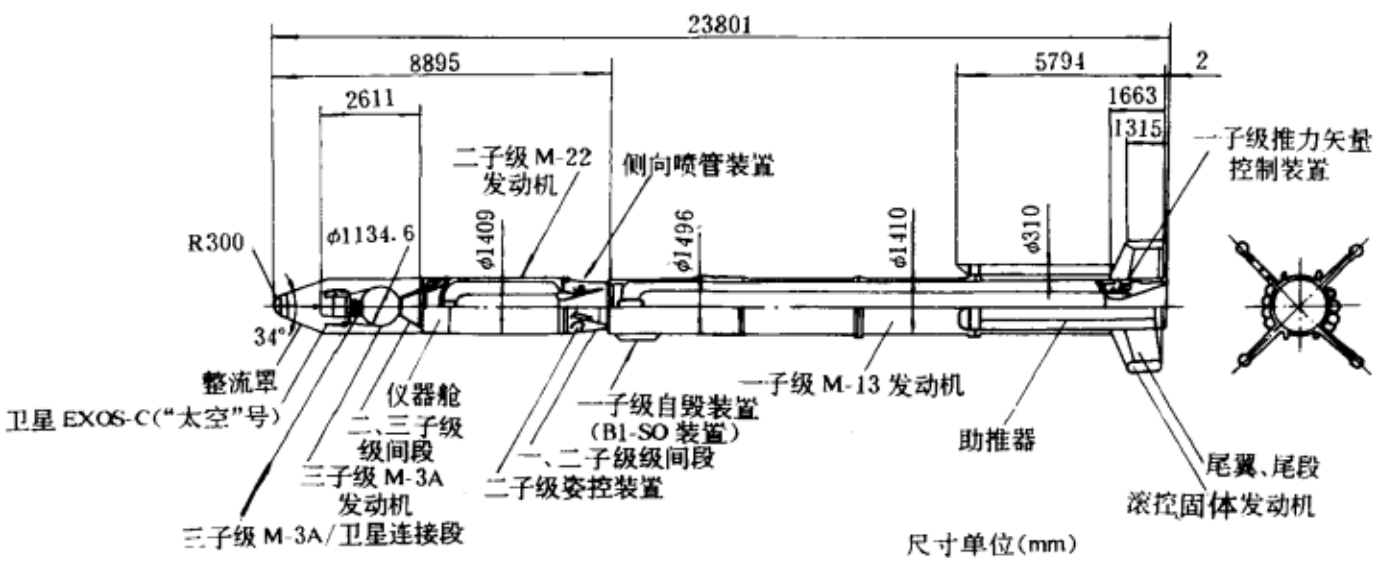
** M-3S-1、2、3 火箭为 66.9kN

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 4.0m | 结构质量 | 290kg |
| 直径 | 1.410m | 有效容积 | 约 5m³ |

# 总　体　布　局

M-3S 火箭总体布局与 M-3H 类似，只是采用了较大的尾段和小型尾翼等。火箭的外形及总体布局如图所示。

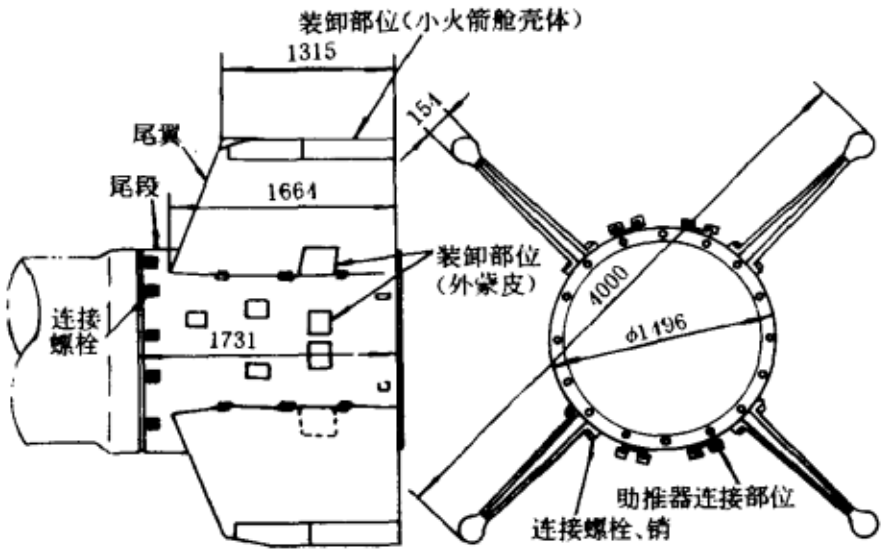



M-3S-4 火箭外形及总体布局

# 箭　体　结　构

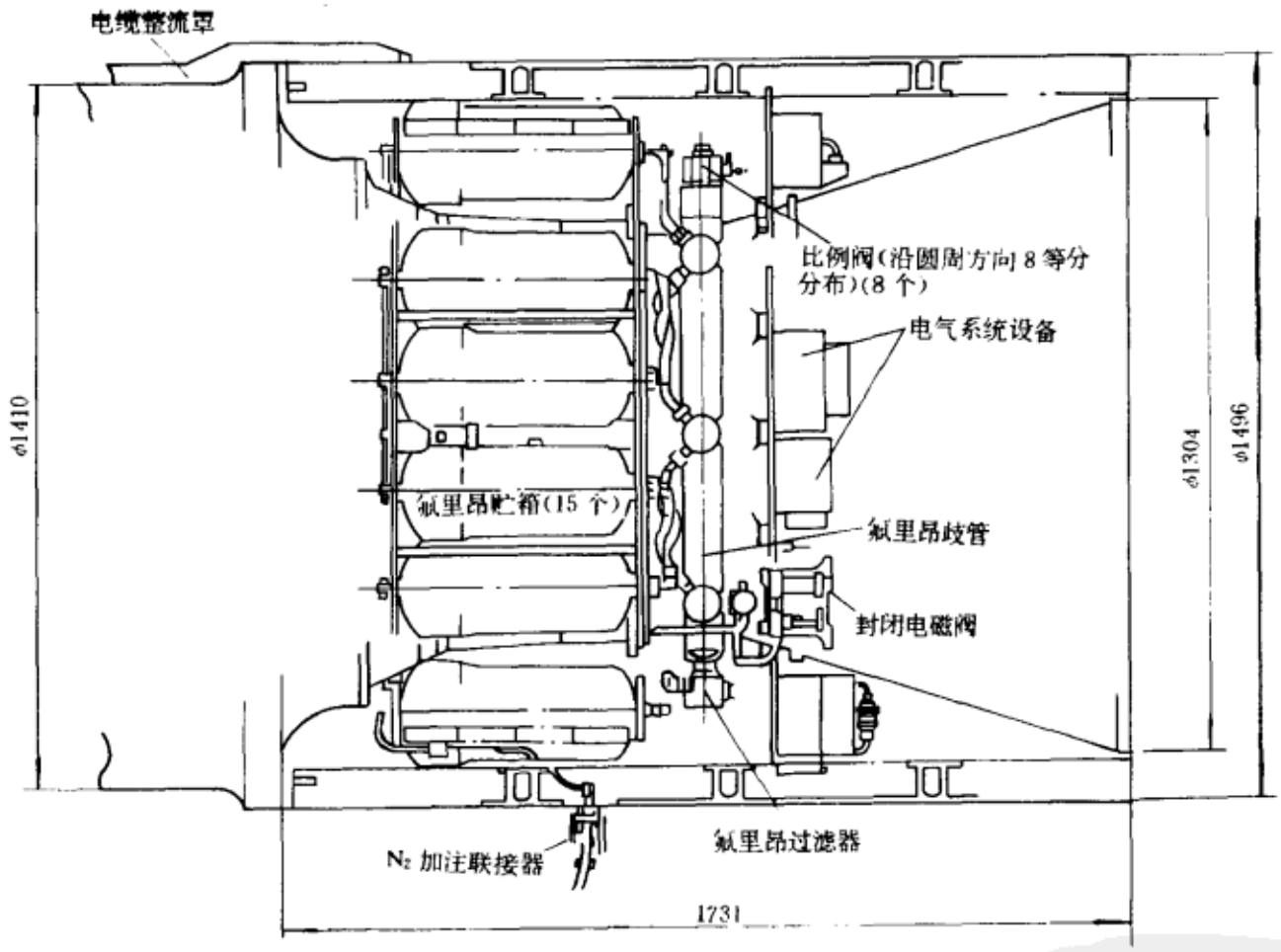
M-3S 箭体结构亦与 M-3H 的类似，只是一子级结构作了较多改变。其主要不同点为：

1)一子级加装了推力矢量控制装置和滚控固体发动机装置。尾翼翼展由 M-3H 的4.5m减为 4.0m，单翼翼展由 1545mm 减为 1252mm。结构由蒙皮、桁条、前后缘材及小骨架组成，除前后缘部分为钛合金外，其余都是铝合金制。尾段是铝合金半硬壳结构。尾段、尾翼的结构形状如图所示。




M-3S 火箭尾翼、尾段结构概图

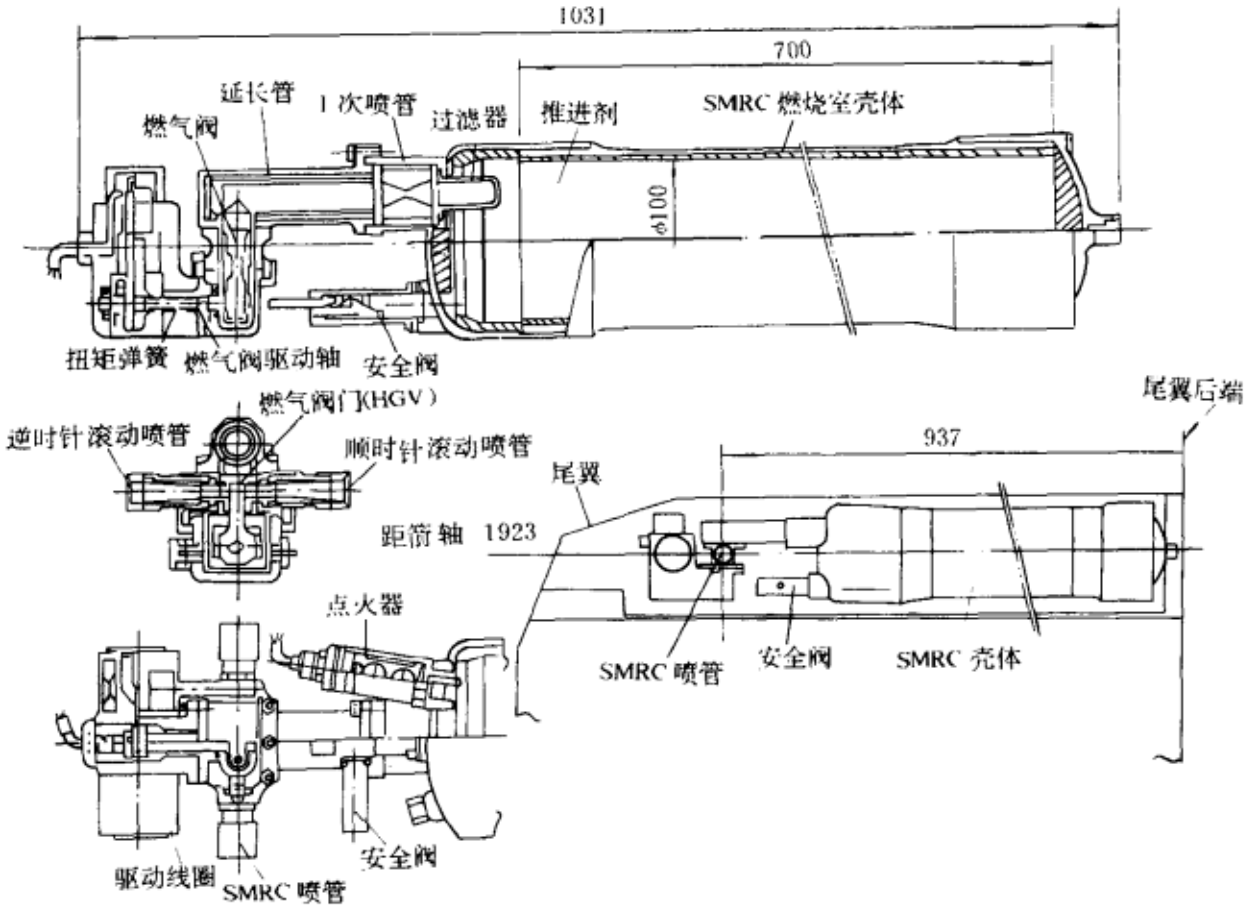
一子级推力矢量控制装置在 M-13 发动机喷管周围，滚控固体发动机装置装在尾翼尖端部位，滚控固体发动机用外径 114mm、质量 22.5kg/个、具有 2 个正反喷管的特殊小型固体火箭，推力矢量控制装置和滚控固体发动机装置概图如图所示。



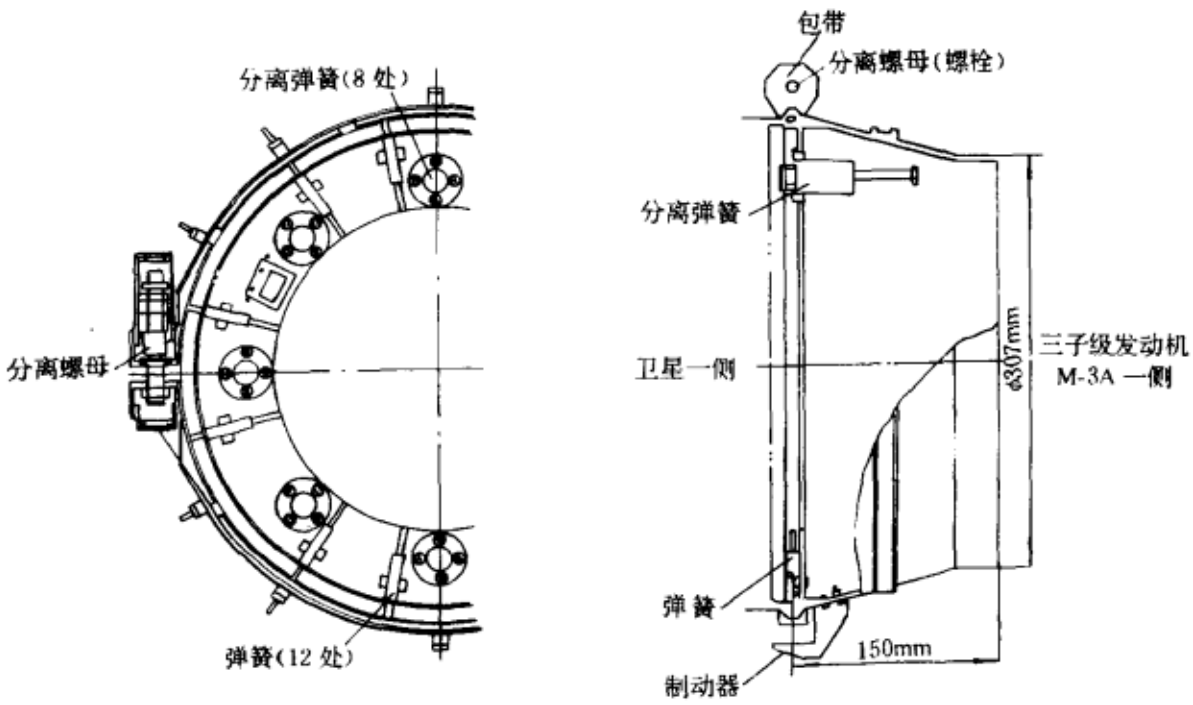

M-3S 火箭一子级 TV 推力矢量控制装置

2)三子级发动机壳体改用钛合金“a＋β”相，强度增加了，壁厚减薄，减轻了结构质量 14kg。在 M-3S-3、4 火箭上分别采用了 M-3A3、M-3A4，两者结构有所不同，其比较如图所示。

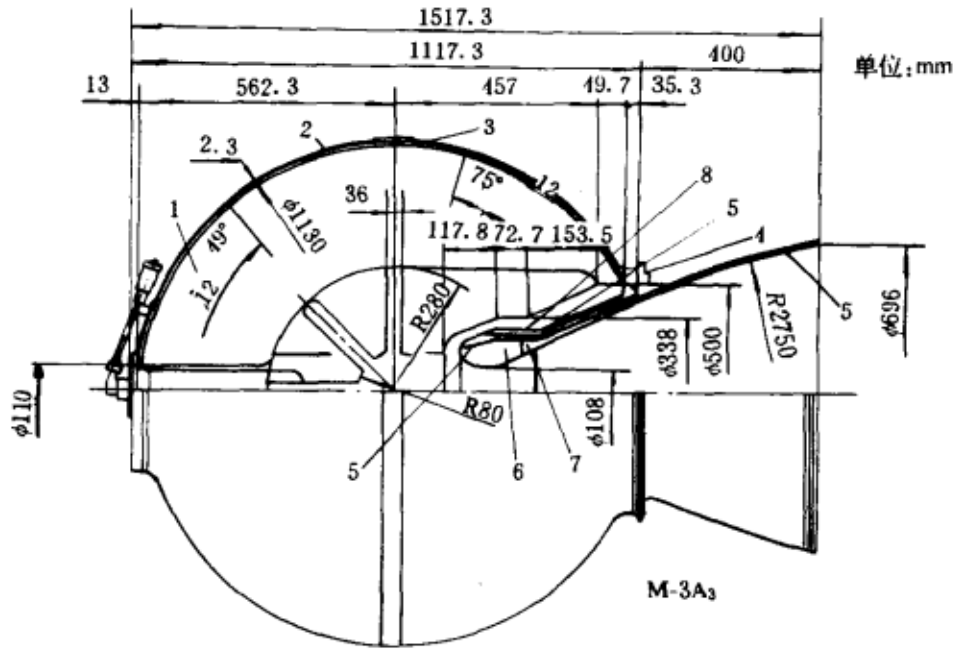
三子级/卫星连接结构为铝合金(2014)截锥形壳体，大端在卫星一侧，小端在 M-3A 一侧。和卫星连接采用包带、分离螺母方案。结构型式如图所示。

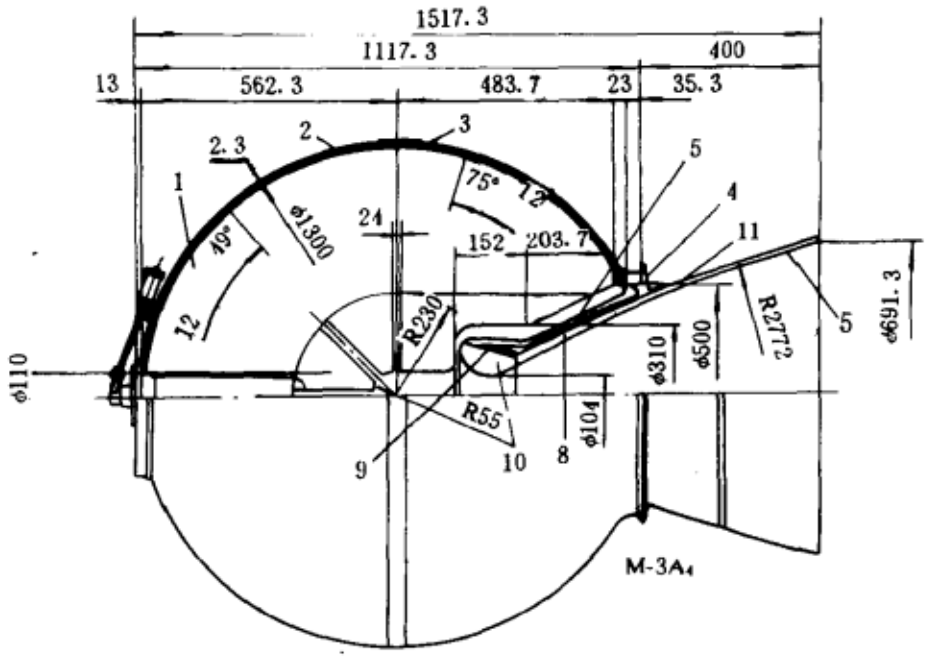



M-3S 火箭一子级滚控固体发动机(SMRC)装置




三子级/卫星连接结构(M-3S-1 火箭)




M-3S 火箭三子级 M-3A3、M-3A4 结构比较

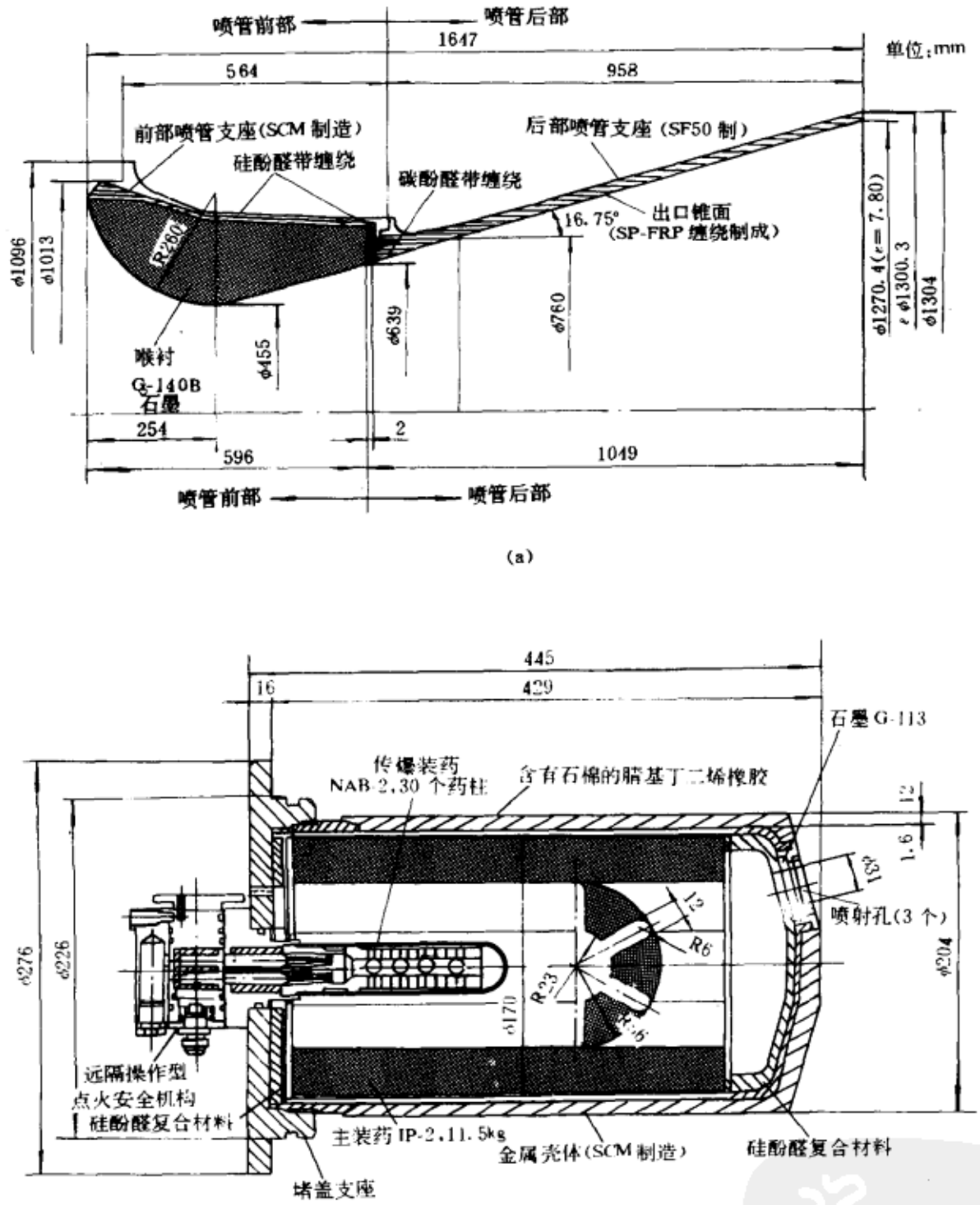
1. 推进剂；2. 钛合金；3. 含有石棉的腈基丁二烯橡胶；4. 喷管支座(铝合金)；5. 硅酚醛复合材料缠绕；6. G113 石墨；7. 硅酚醛复合材料加压成型；8. 碳酚醛复合材料缠绕；9. 硅酚醛锥面支座；10. A77 石墨；11. 硅环氧复合材料在接合处；12. 应力消除罩

## 推　进　系　统

M-3S 的推进系统包括一子级 M－13 发动机系统、8 枚助推器 SB-310 系统、二子级发动机 M-22、三子级 M-3A 发动机系统及其它小型推进系统和 M-3H 的基本相同，但一子级引入了推力矢量控制装置和滚控固体发动机装置，在喷管周围设置了比例控制液体喷射推力矢量控制装置。

## 一子级推进系统

和 M-3H 火箭比较，M-3S 的 M-13 发动机主要改进是，喷管改为高性能石墨 G140B 喷管，喷管内衬用 CP/SP-FRP(二氧化硅、部分碳纤维编织铺层，酚醛树脂增强)制成，喷管面积比增大到 7.80，喷管分为两段，用法兰盘连接、减轻了结构质量；改进了点火药。喷管结构和点火发动机概貌如图，M-3S-4 火箭还应用了远距离操作点火安全机构 RSAD。




M-13 发动机喷管及点火发动机结构图

### 二子级推进系统

和 M-3H 火箭基本是同一设计，只是点火发动机主装药改进了，并设有远距离操作的点火安全机构。

### 三子级推进系统

三子级发动机 M-3A 和 M-3H 火箭的三子级相同，但有所改良，性能提高了。点火发动机的主装药也改进了，见表。

**M-3S 火箭一、三子级发动机公称性能参数表**

| 项目 \ 发动机代号 | | M-13 | M-3A2 | M-3A3 | M-3A4 |
|---|---|---|---|---|---|
| 全长 | m | 14.98 | 1.54 | 1.52 | 1.52 |
| 直径 | m | 1.41 | 1.134 | 1.135 | 1.135 |
| 发动机质量 | t | 32.4 | 1.24 | 1.22 | 1.31 |
| 推进剂质量 | t | 27.1 | 1.08 | 1.08 | 1.16 |
| 推进剂 | | BP-30B | BP-20B | BP-20B | BP-278 |
| 喷管喉径 | mm | 455 | 108 | 108 | 104 |
| 喷管面积比 | | 7.80 | 41.53 | 41.53 | 43.80 |
| 比冲 | N·s/kg | 2608.7（真空） | 2786.0（真空） | 2786.0（真空） | 2834.2（真空） |
| 平均推力 | kN | 1147（地面） | 66.9（真空） | 66.9（真空） | 63.3（真空） |
| 有效工作时间 | s | 55 | 45 | 45 | 52 |
| 全工作时间 | s | 70 | 53 | 53 | 60 |

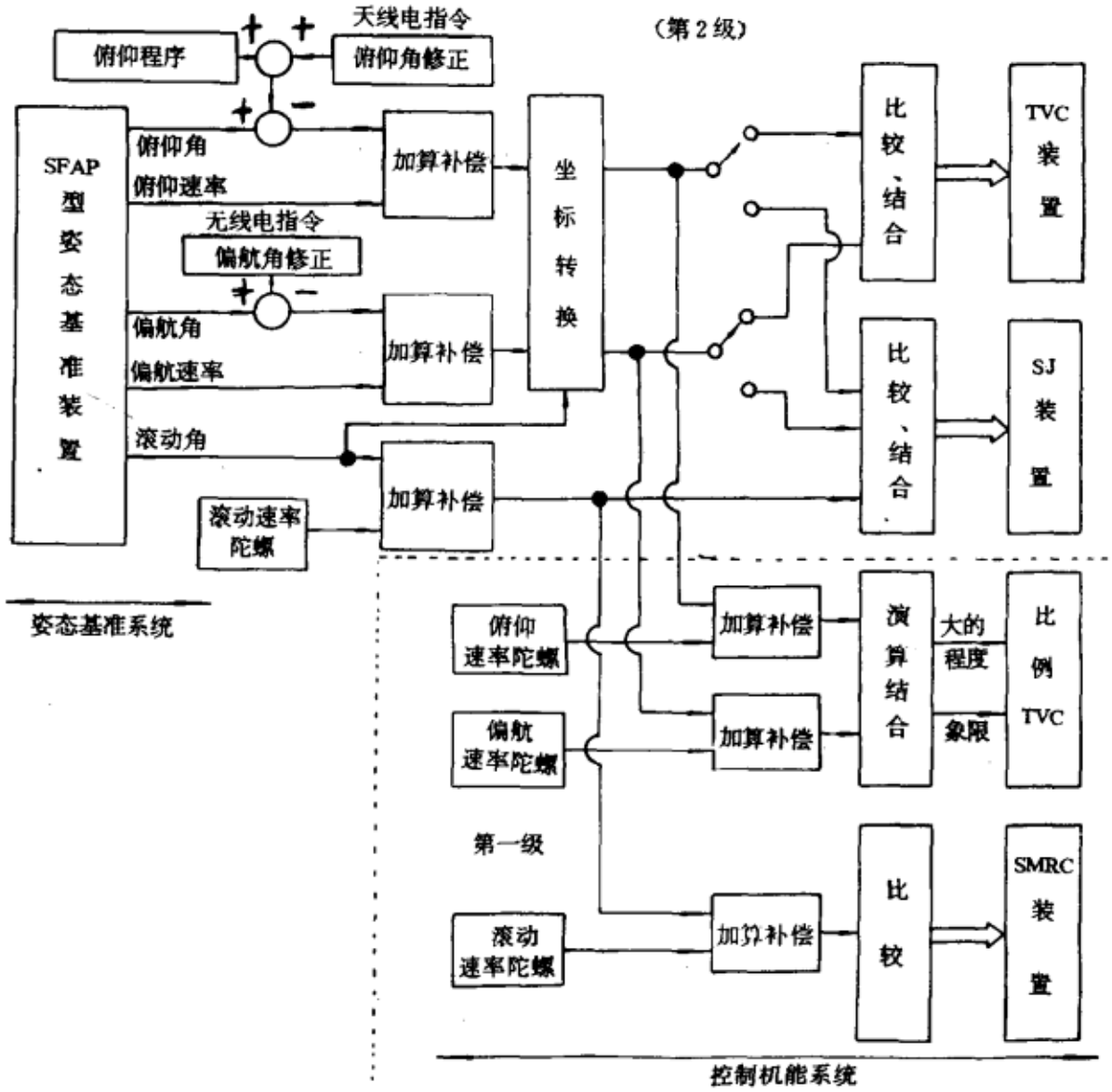
## 制导和控制系统

M-3S 火箭制导和控制系统在 M-3H 基础上增加了一子级装载的制导系统和一级滚控固体发动机系统。全系统包括姿态基准装置、一、二子级控制电路系统、推力矢量控制装置和侧喷管装置等。其构成框图及构成概要如图所示。

制导系统同样采用自由旋转分析平台型姿态基准装置，姿态检测装置利用三个速率积分陀螺检测火箭姿态角及角速度，用数值微分解析器(DDA)进行姿态计算。自由旋转分析平台的姿态检测装置如图所示。姿态基准装置与 M-3H 火箭的相同。

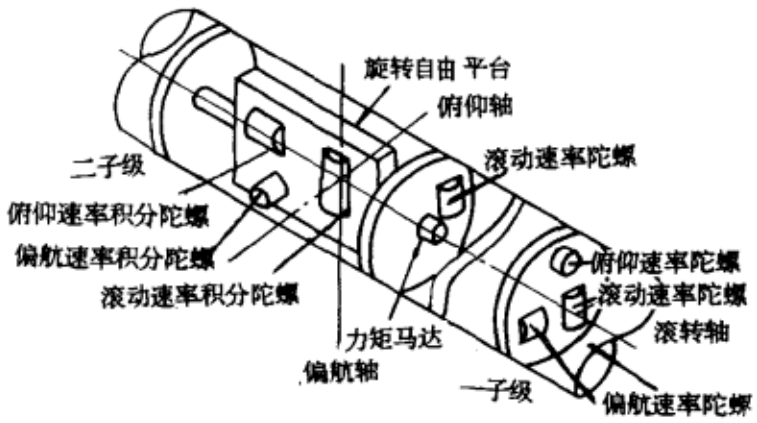
控制功能部分根据姿态计算使推力矢量控制、侧喷管装置动作，控制火箭的俯仰、偏航、滚动姿态。控制功能系统如图所示。

一子级推力矢量控制装置包括 15 个喷射液贮箱、1 个油箱、8 个比例喷射阀及伺服机构和电源等。推力矢量控制装置和比例阀喷射比例控制方式如图所示。装置构成及诸元参数和 M-




M-3S 火箭飞行制导控制系统的构成

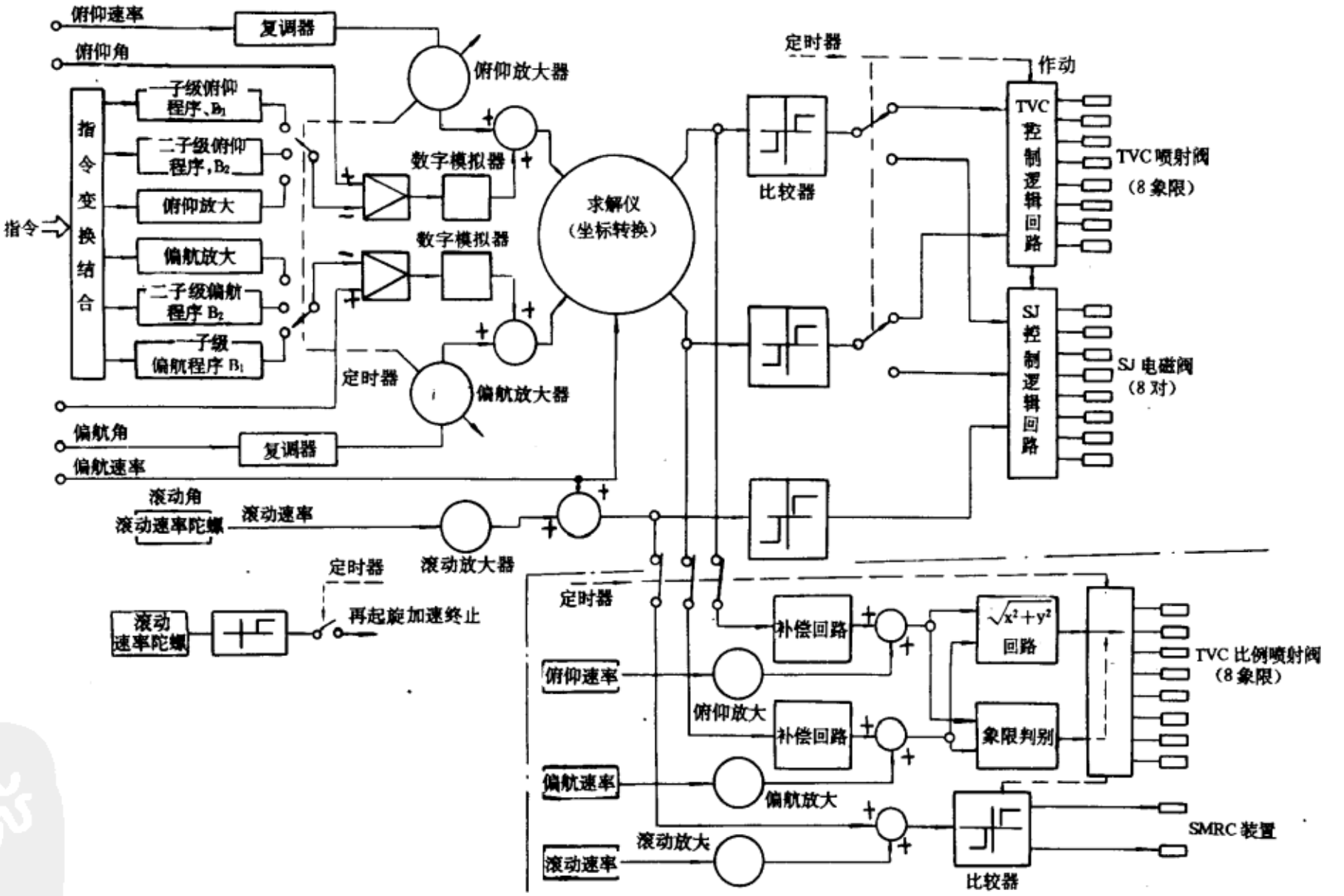
TVC 推力矢量控制装置;控制装置;SJ 侧喷管;SMRC 滚控固体发动机



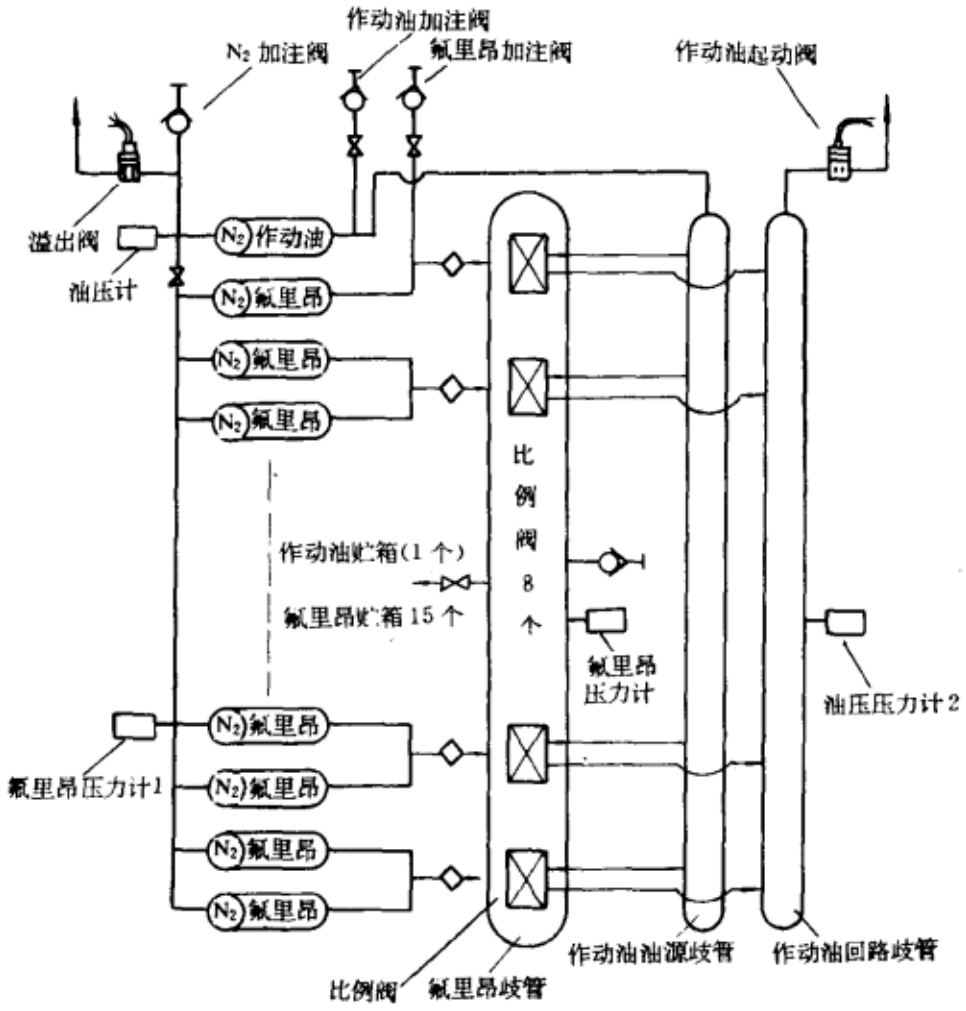

自由旋转分析平台姿态检测装置配置图

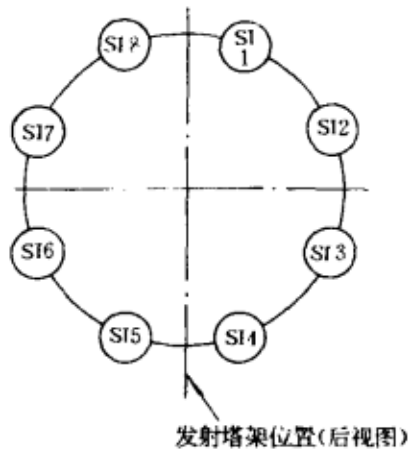
3H 火箭相似。

一子级滚控固体发动机装置利用小固体火箭发动机产生的高温气体喷射、用电磁驱动阀转换机构产生顺时针或逆时针方向滚转。该装置的布局如图所示。

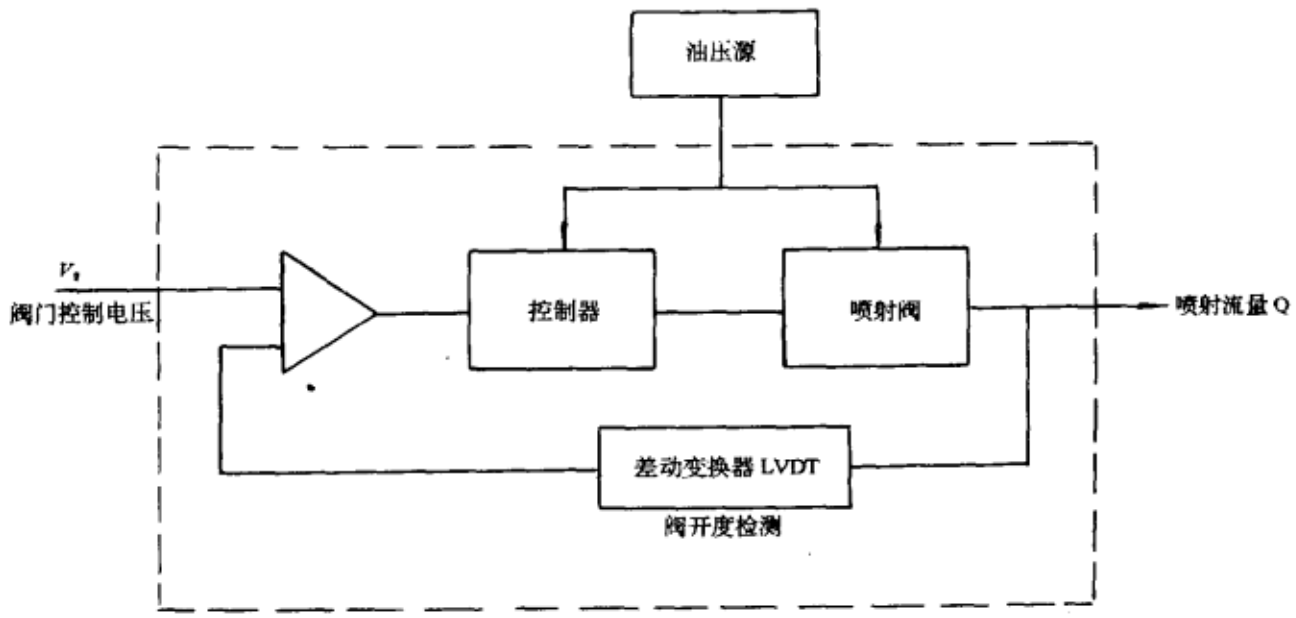



M-3S 火箭第一级、第二级控制功能系统框图




(a)

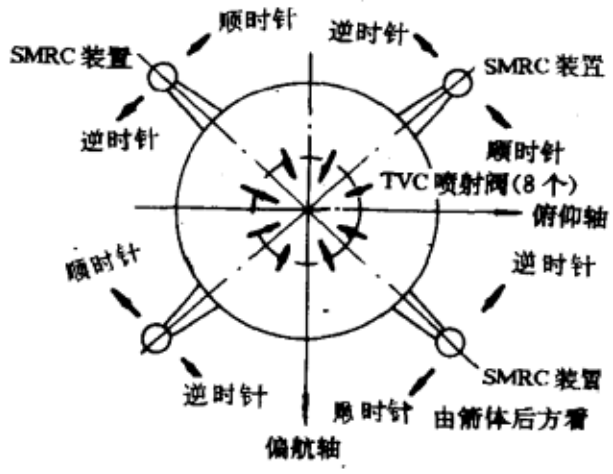



(b)

M-3S 火箭一子级推力矢量控制装置及其比例控制方式

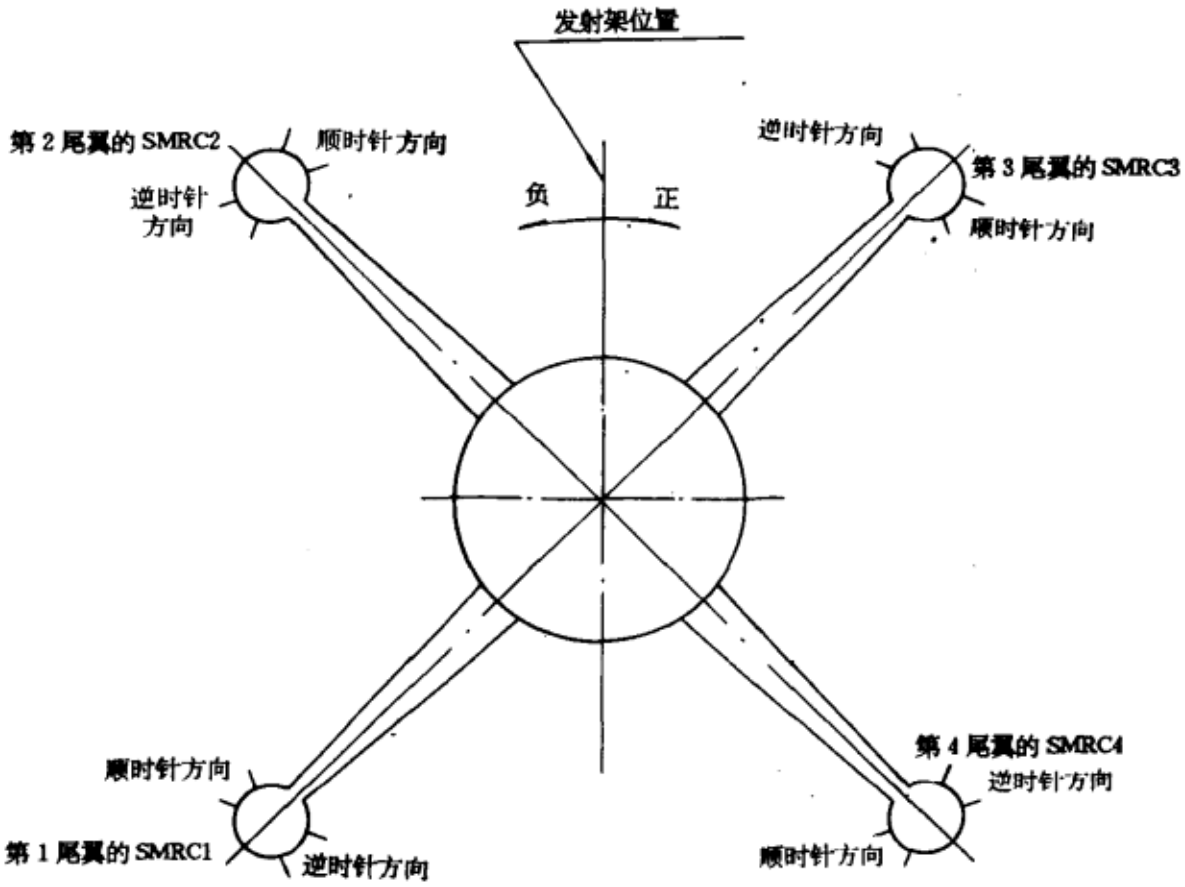
二子级推力矢量控制及侧喷管装置在火箭上的布局及其性能与 M-3H 相同。

除增加一子级遥测系统外，遥测、跟踪、自毁和电源系统也与 M-3H 相同。




(a)

一子级 TVC 喷射阀及 SMRC 发动机布置




(b)

SMRC 装置布置图(由后方顺航向看)

M-3S 火箭一子级滚控固体发动机装置布置图

## 典型飞行程序与轨道

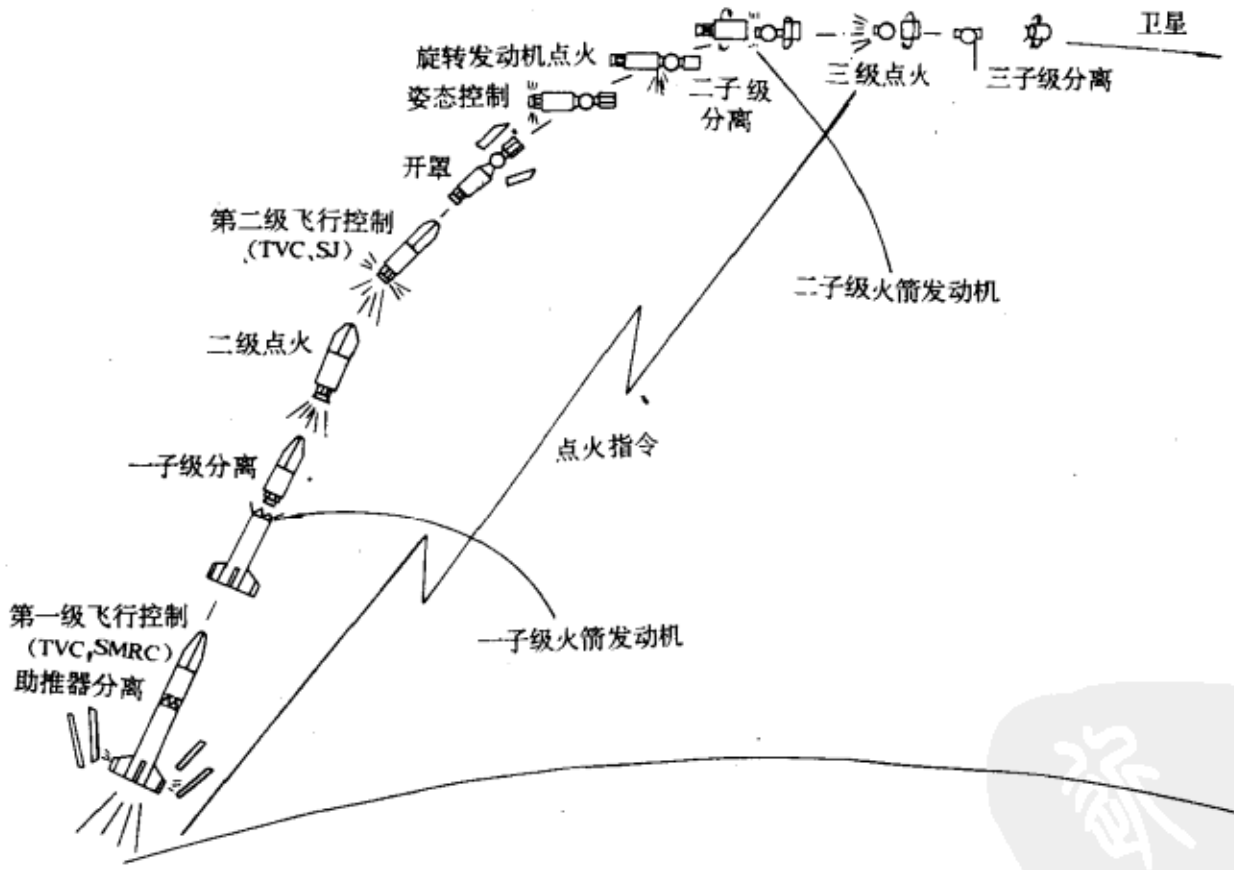
以 M-3S-4 火箭为例,其典型飞行程序如表和图所示。

M-3S-4 火箭的飞行程序

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 一子级、助推器点火 | $T+150$ | 推力矢量控制装置停止作动 |
| $T+4$ | 滚控固体发动机开始工作 | $T+151$ | 俯仰、偏航、侧喷管开始工作 |
| $T+6$ | 推力矢量控制装置开始作动 | $T+158$ | 二子级燃烧结束 |
| $T+7.7$ | 助推器燃烧结束 | $T+159$ | 俯仰、偏航控制基准值转换 |
| $T+9$ | 助推器分离 | $T+162$ | 整流罩开罩 |
| $T+20$ | 推力矢量控制装置停止作动 | $T+231$ | 第三级旋转开始(姿控模式转换) |
| $T+40$ | 推力矢量控制装置再开始作动 | $T+241$ | 旋转发动机点火 |
| $T+55$ | 推力矢量控制装置停止作动 | $T+242$ | 旋转控制开始 |
| $T+70$ | 一子级燃烧结束 | $X+0$ | 卫星定时器起动 |
| $T+80$ | 滚控固体发动机停止工作 | $X+2$ | 二子级分离 |
| $T+84$ | 一子级分离 | $X+7$ | 三子级点火 |
| $T+85$ | 推力矢量控制装置开始作动 | $X+60$ | 三子级燃烧结束 |
| $T+85$ | 滚动侧喷管控制开始工作 | $X+117$ | 三子级分离 |
| $T+86$ | 二子级点火 | $X+122$ | 卫星消旋器作动 |
| $T+116$ | 滚动侧喷管转换 | | |

注 1. 没有指令发送的区段 $X=354s$

注 2. 由指令发送引起的 $X$ 可变范围:258～451s




M-3S 火箭飞行程序

TVC——推力矢量控制;SMRC——固体发动机滚控;SJ——侧喷。

# 飞　行　记　录

M-3S 型火箭飞行记录表

| 序号 | 火箭 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | | |
| 1 | M-3S-1 | 1980.2.17 | “淡青 4 号”卫星（试验卫星）MS-T4 | 185 | 520.9 | 605.8 | 38.7 | 95.6 | 鹿儿岛宇宙空间观测所 | 成功 |
| 2 | M-3S-2 | 1981.2.21 | “火鸟”卫星（第 7 号科学卫星）ASTRO-A | 188 | 576 | 664 | 31.8 | 96.9 | | 成功 |
| 3 | M-3S-3 | 1983.2.20 | “天马”卫星（第 8 号科学卫星）ASTRO-B | 216 | 497 | 503 | 31.5 | 94.4 | | 成功 |
| 4 | M-3S-4 | 1984.2.14 | “太空”卫星（第 9 号科学卫星）EXOS-C | 207 | 357 | 878 | 74.6 | 97 | | 成功 |

## 缪-3S Ⅱ（M-3S Ⅱ）

孙继桐

M-3S Ⅱ 型火箭是日本宇宙科学研究所继 M-3S 之后研制的 M(Mu)系列第 5 代运载火箭，用作发射科学卫星和行星探测器，是 M 系列火箭中最新型火箭，其发射能力约为 M-3S 火箭的 2.5 倍。

M-3S Ⅱ 型火箭是以在 1985 年哈雷彗星距离太阳最近时向哈雷彗星轨道发射探测器作为目标而开展研制的。研制工作进展顺利，自 1985 年 1 月到 1993 年 2 月先后成功地发射了七颗科学卫星和行星探测器。

M-3S Ⅱ 型火箭估计可以使用到九十年代中期。到那时将由宇宙科学研究所正在研制的 M-V 型火箭取代。

M-3S Ⅱ 火箭除了一子级发动机和 M-3S 型相同外，上面级都有较大的改进，主要改进点如下：

1）助推器大型化，由 SB-310×8(M-3S 型)改为 SB-735×2(M-3S Ⅱ 型)；

2）二子级发动机高性能、大型化，由 M-22(M-3S)改为 M-23(M-3S Ⅱ)

3）三子级发动机高性能、大型化，由 M-3A(M-3S)改为 M-3B(M-3S Ⅱ 型)；

4）整流罩大型化，由 $\phi$1.41m×4.0m(M-3S)改为 $\phi$1.65m×6.85m(M-3S Ⅱ)；

5）一、二子级级间段和二、三子级级间段改进了，新设计了入轨发动机连接段；

6)新设计了入轨发动机；
7)姿态控制系统数字化；
8)采用了可摆动的助推器喷管，新研制了肼控制发动机；
9)从一子级起都采用了箭上定时器点火系统。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞质量 | 62t |
| 全长 | 27.8m | 起飞推力 | 1715kN |
| 最大直径 | ～2.88m | 推重比 | 2.82 |
| 翼展 | 5.0m | 运载能力 | 31°倾角、250km 圆轨道 780kg |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 9.14m | 发动机 | 固体发动机 2×SB-735 |
| 直径 | 0.735m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 |
| 子级质量 | 2×5.1t | 地面平均推力 | 2×284kN |
| 结构质量 | 2×1.1t | 真空比冲 | 2609.46N·s/kg |
| 推进剂质量 | 2×4t | 工作时间 | 38s |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.8m | 发动机 | 固体发动机 M-13 |
| 直径 | 1.41m | 推进剂 | 聚丁二烯系列 BP-30B |
| 子级质量 | 34.0t | 地面平均推力 | 1147kN |
| 结构质量 | 6.9t | 真空比冲 | 2609.5N·s/kg |
| 推进剂质量 | 27.1t | 工作时间 | 70s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.27m | 发动机 | 固体发动机 M-23 |
| 直径 | 1.41m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |
| 子级质量 | 13.0t | 真空推力 | 523.9kN |
| 结构质量 | 2.8t | 真空比冲 | 2766.4N·s/kg |
| 推进剂质量 | 10.2t | 工作时间 | 73s |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.36m | 发动机 | 固体发动机 M-3B |
| 直径 | 1.50m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 子级质量 | 3.56t | 真空推力 | 132.44kN |
| 结构质量 | 0.26t | 真空比冲 | 2884.14N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3.3t | 工作时间 | 87s |

### 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 6.85m | 结构质量 | 480kg |
| 最大直径 | 1.65m | 有效容积 | 约 12.4m$^3$ |

## 总　体　布　局

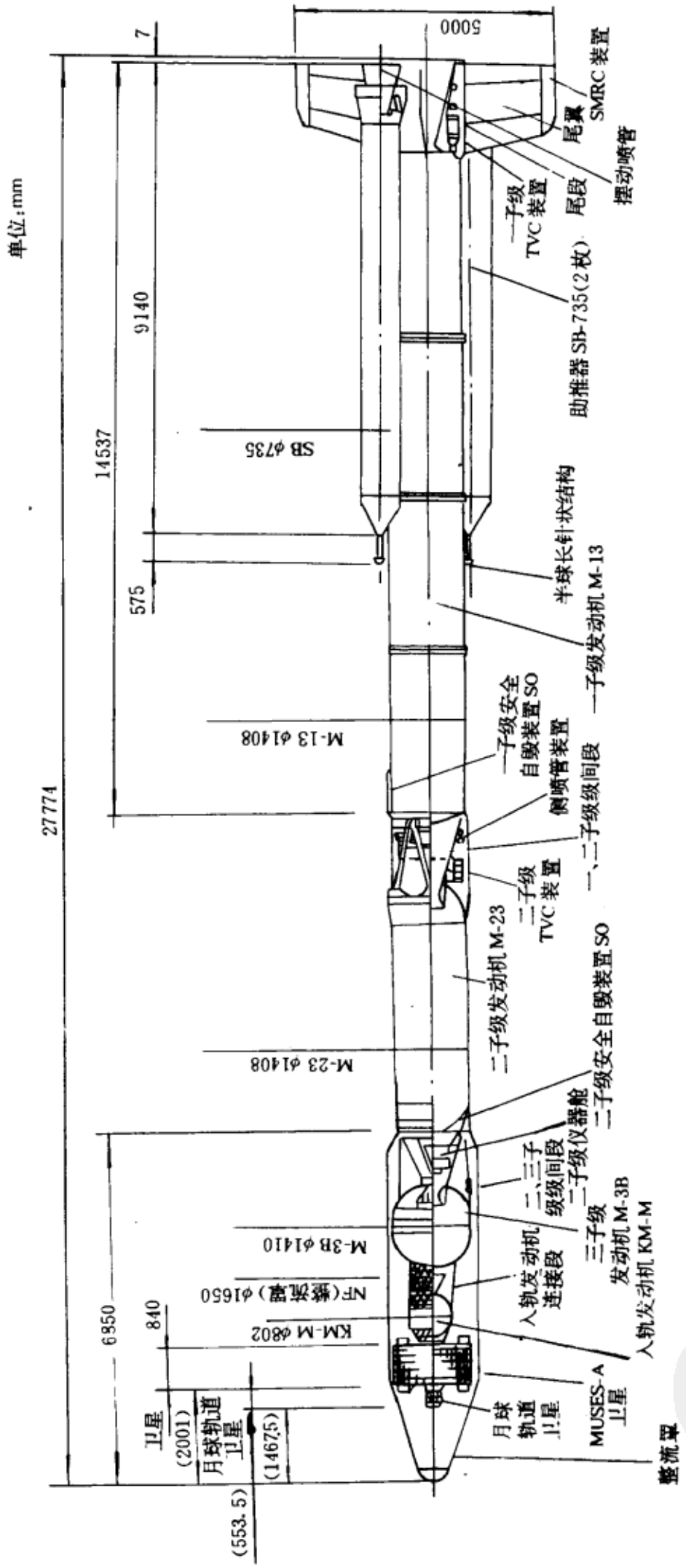
M-3SⅡ-5 火箭的外貌及总体构成如图所示。

## 箭　体　结　构

M-3SⅡ火箭箭体结构的详细构成按图示顺序如表所列。

M-3SⅡ火箭箭体结构

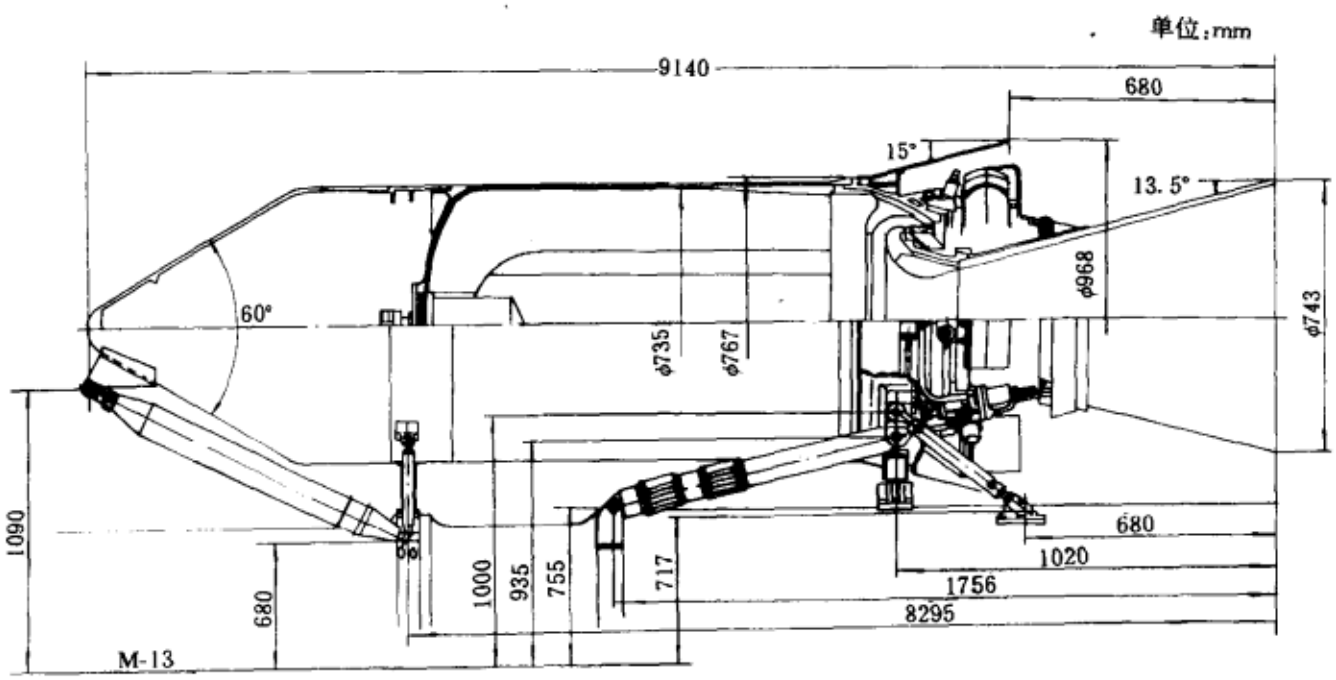
| 序号 | 名　称 | 结构形式 | 结　构　材　料 |
|---|---|---|---|
| 1 | 整流罩 | 蜂窝结构 | 纤维增强玻璃钢(FRP)、石墨纤维增强复合材料(GFRP)、钛合金 Ti-6Al-4V |
| 2 | 卫星连接段 | 单层壳体结构 | 铝合金 2014-T6 |
| 3 | 入轨发动机 KM-P | 球型壳体 | 壳体:钛合金 Ti-6A1-4V;喷管:(碳纤维复合材料、ATJ) |
| 4 | 三子级发动机/入轨级连接段 | 三角形网格笼式圆筒 | 碳纤维复合材料(CFRP) |
| 5 | 三子级发动机 M-3B | 蚕茧型壳体+喷管 | 壳体:钛合金 Ti-6A1-4V;喷管:CFRP、ATJ |
| 6 | 二、三子级级间段 | 包带、开伞型壳 | 铝合金 2014-T6,钢 SCM |
| 7 | 二子级仪器舱 | 半硬壳结构 | 铝合金 2014-T6 |
| 8 | 二子级发动机 M-23 | 圆筒壳+喷管 | 壳体:钢 HT-140,HT-210,喷管:CFRP、GFRP、石墨 |
| 9 | 二子级 M-23 推力矢量控制装置 | | 钛合金 Ti-4A1-4V,铝合金 2014-T6 |
| 10 | 一、二子级级间段 | 开伞型、分离螺母 | 钛合金 Ti-6A1-4V,钢 SCM |
| 11 | 一子级发动机 M-13 | 圆筒壳+喷管 | 壳体:钢 HT-140、HT-200,喷管 CFRP、GFRP、HT-140 |
| 12 | 助推器 SB-735 | 圆筒壳+喷管 | 壳体:钢 HT-140,喷管:钢 SCM、CFRP、ATJ |
| 13 | 尾段 | 半硬壳式结构 | 铝合金 2014-T6 |
| 14 | 一子级 M-13 推力矢量控制装置 | | 钛合金 Ti-6A1-4V,铝 2014-T6 |
| 15 | 尾翼 | 半硬壳式结构 | 铝合金 2014-T6 |
| 16 | 一子级滚控固体发动机装置 | 固体火箭发动机壳 | 壳体:钢 SCM |




M-3S Ⅱ-5 火箭总体布局

## 助推器结构

SB-735 助推器发动机喷管装有柔性接头，为可摆动喷管。




助推器 SB-735 壳体结构与可摆动喷管

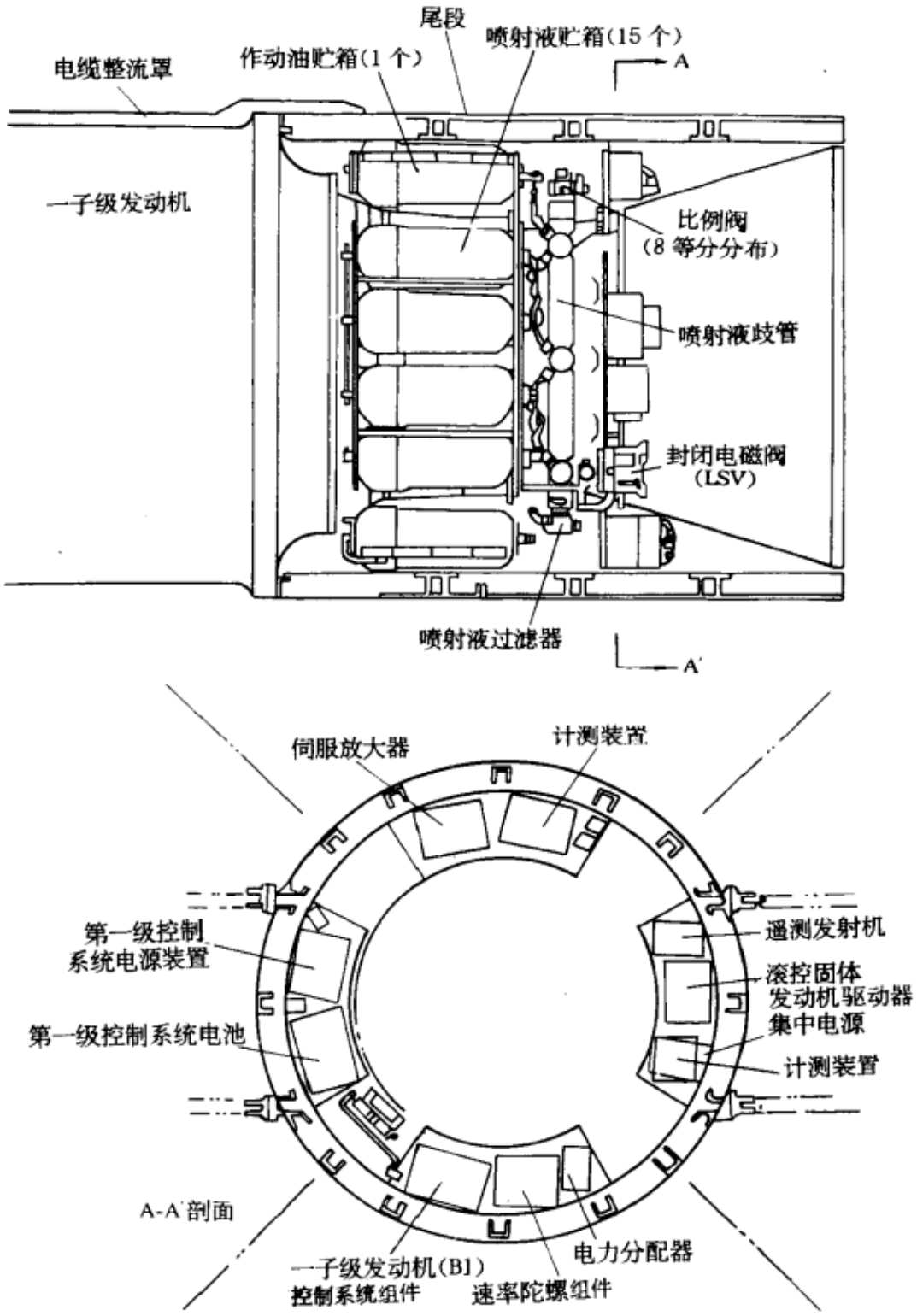
助推器与芯级连接分离型式及设计尺寸如图所示。

## 一子级结构

和 M-3S 火箭相同，只是尾段因电缆位置变动引起开口变动。

一、二子级级间段结构型式和 M-3S 的相同。

一子级推力矢量控制装置和 M-3S 的相同，在尾段内的布置位置如图所示。



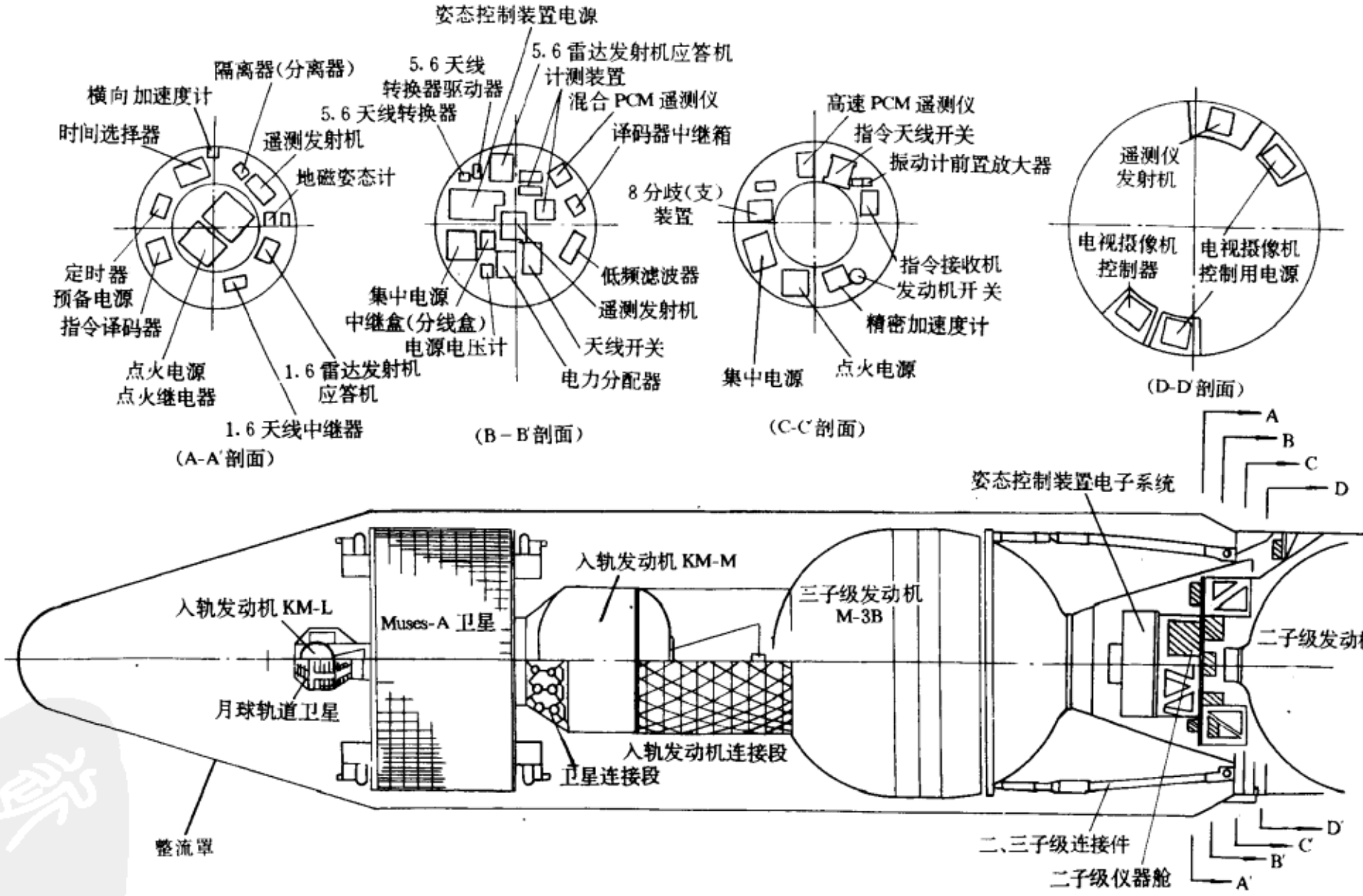

一子级喷管周围概貌图(推力矢量控制装置及仪器)

## 二子级结构

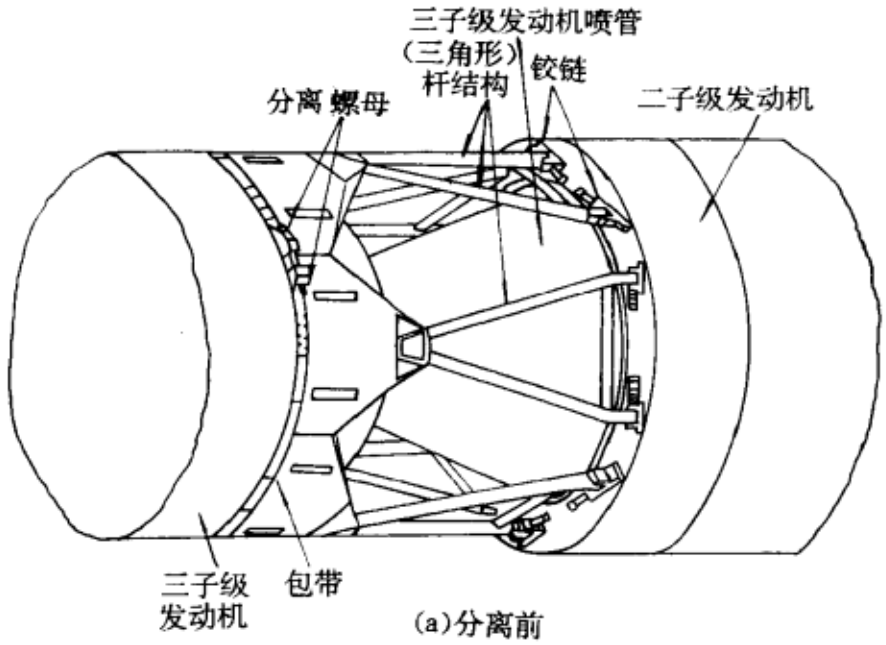
结构组成和 M-3S 的相同,但 M-23 发动机壳体长度比 M-3S 的 M-22 发动机壳体增长了 1.7m(为 6.55m),材料为钢 HT-210(抗拉强度 2060MPa),发动机壳体因为用新材料、新工艺、加之优化设计,结构减重 30%(380kg)。

二子级仪器舱结构布局和 M-3S 的相同。仪器舱内上部中央装有姿态基准系统,下面二层蜂窝夹层板上装有遥测仪、雷达发射机应答机、定时器等。结构布置如图所示。

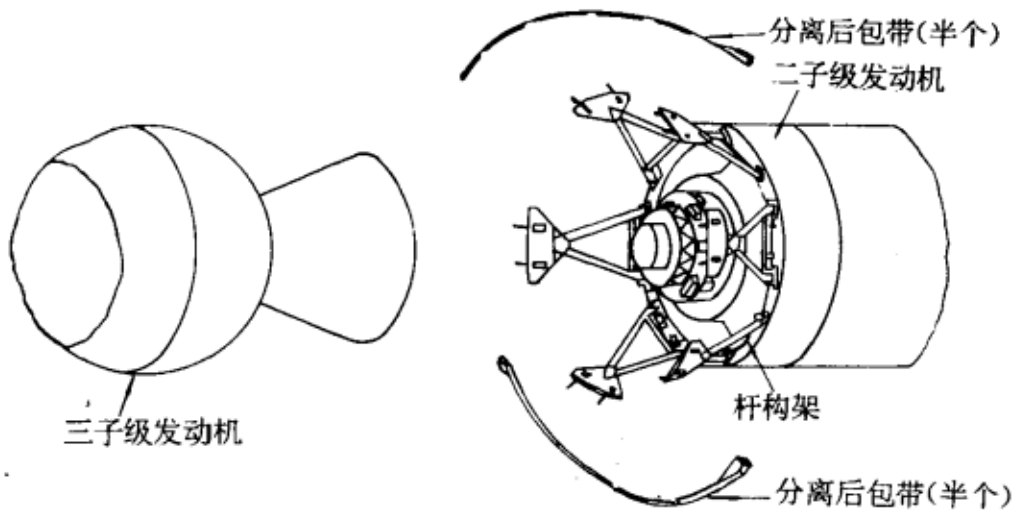
二、三子级级间段结构是 6 瓣开伞型杆式结构,其结构概貌如图所示。


隔离器(分离器)
横向加速度计
时间选择器
遥测发射机
地磁姿态计
定时器
预备电源
指令译码器
点火电源
点火继电器
1.6 雷达发射机
应答机
1.6 天线中继器
(A-A′剖面)
姿态控制装置电源
5.6 雷达发射机应答机
5.6 天线
转换器驱动器
计测装置
混合 PCM 遥测仪
5.6 天线转换器
译码器中继箱
低频滤波器
集中电源
中继盒(分线盒)
遥测发射机
电源电压计
天线开关
电力分配器
(B－B′剖面)
高速 PCM 遥测仪
指令天线开关
振动计前置放大器
8 分歧(支)
装置
指令接收机
发动机开关
精密加速度计
集中电源
点火电源
(C-C′剖面)
遥测仪
发射机
电视摄像机
控制器
电视摄像机
控制用电源
(D-D′剖面)
A
B
C
D
姿态控制装置电子系统
入轨发动机 KM-M
三子级发动机
M-3B
二子级发动机 M-23
入轨发动机 KM-L
Muses-A 卫星
月球轨道卫星
入轨发动机连接段
卫星连接段
整流罩
二、三子级连接件
二子级仪器舱
D′
C′
B′
A′

二子级仪器舱布局




(a)分离前




(b) 分离后

二、三子级级间段结构

## 三子级结构

三子级结构包括三子级发动机 M-3B 壳体和入轨发动机连接段。发动机壳体呈蚕茧式。

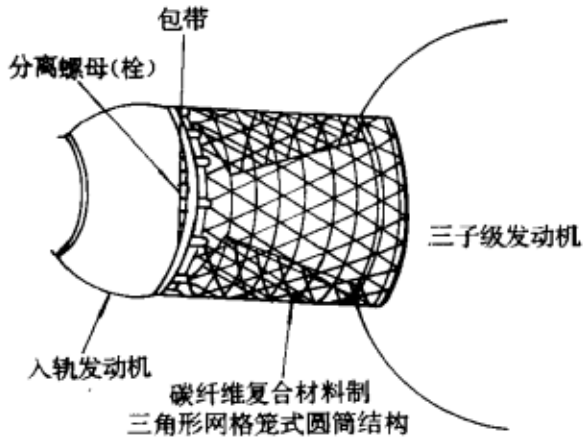
入轨发动机和三子级对接件为碳纤维增强复合材料(CFRP)制的三角形网格圆筒笼型结构。比 M-3S 的铝结构减重 33%。发动机借助铝合金制包带与笼型对接件相连接。结构概貌和设计尺寸如图所示。

MUSES-A 卫星和入轨发动机的连接也是用碳纤维复合材料三角形网格截锥型结构。截锥和卫星间采用包带连接。

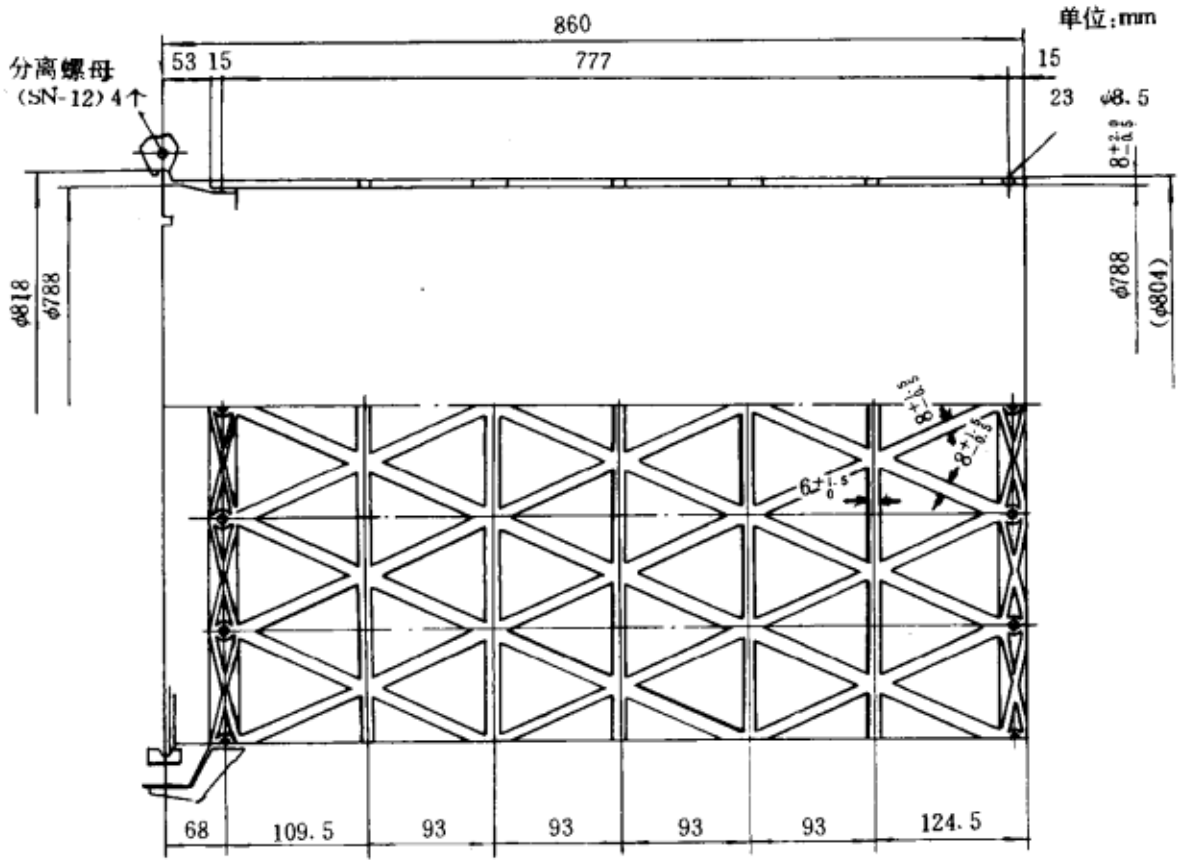
## 整流罩结构

M-3SⅡ用大型整流罩,罩体结构为蜂窝夹层结构,外表面为石墨纤维复合材料;罩体下端和二子级发动机前端的连接环用包带连接固定,开罩分离方式为蚌壳式开罩,其结构外形及结构尺寸如图所示。

整流罩的开罩机构采用多点联锁机构(全长有 29 个锁)、包括联接两个半罩的锁块机构、火工品作动筒和下端包带机构。锁块机构的连接档块用连接拉杆和钢索连接,球形端头用包带

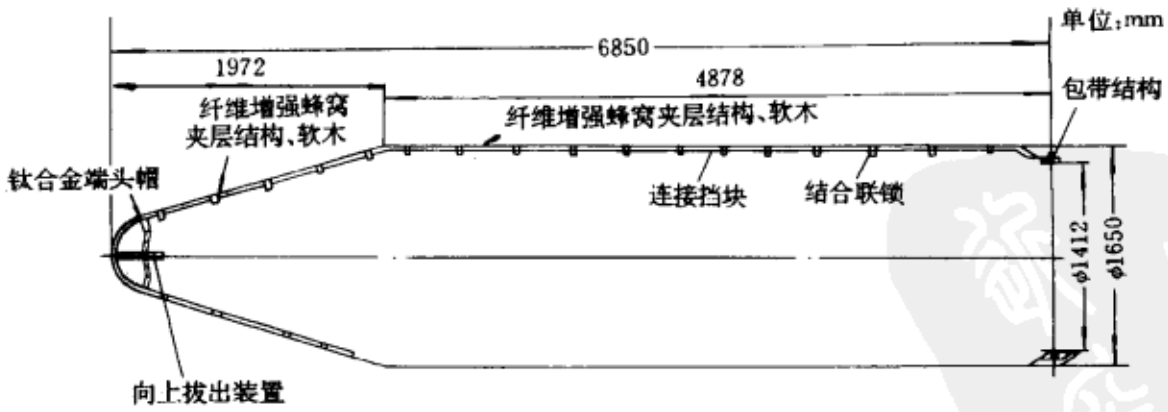



(a)



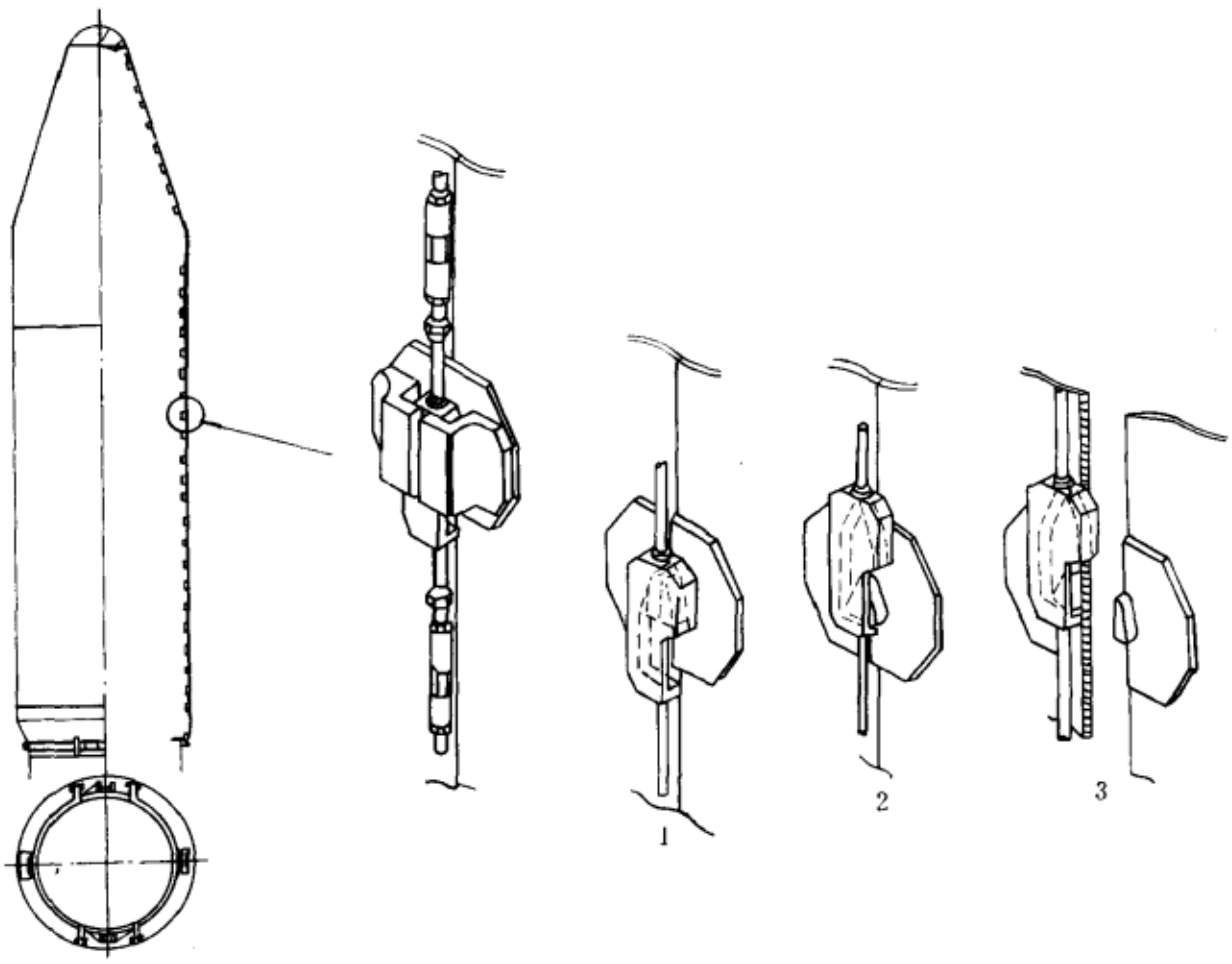

(b)

三子级—入轨发动机连接段结构(a、b 图)

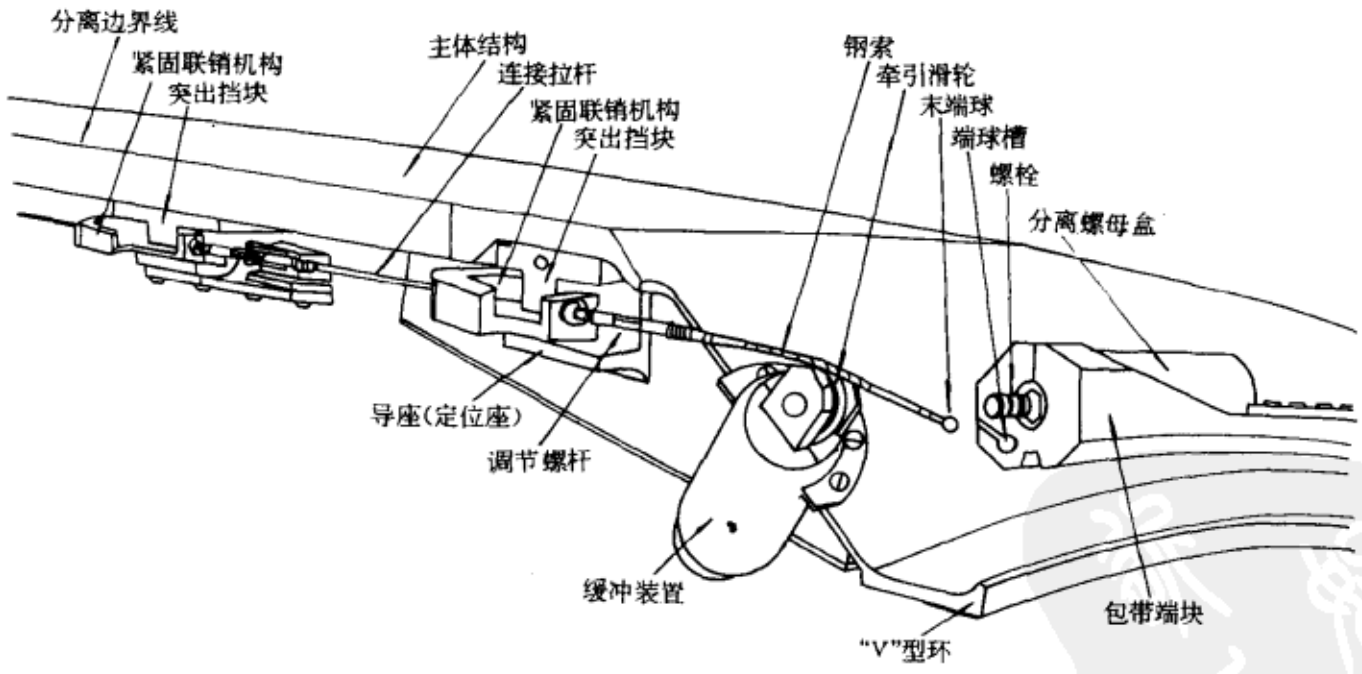



M-3S Ⅱ 火箭整流罩结构及外形

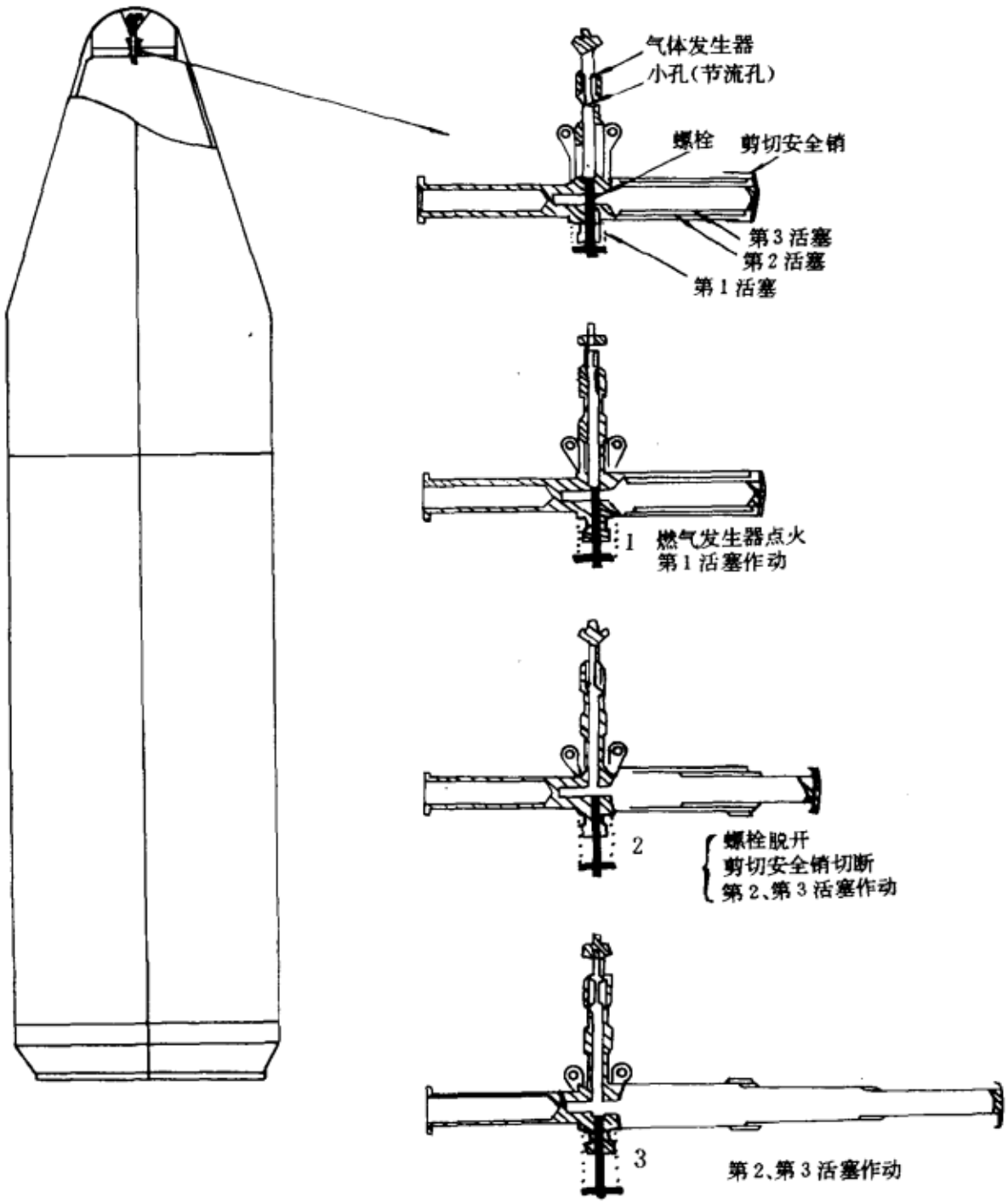
固定拉紧。一旦接到开罩信号，首先下端包带的分离螺母动作解锁、罩与二子级间的约束解除，与此同时挡块连接机构下端成为自由状态，延迟 10ms 后火工品作动筒作动，第 1 活塞向上把连接挡块拔开、第 2、第 3 活塞接连突出去，给予两个半罩以所需的初速度。连接机构、挡块机构和火工品作动筒机构如图所示。




整流罩联锁机构




整流罩底部结构




整流罩端头火工品作动简结构

## 推　进　系　统

M-3SⅡ型火箭的推进系统包括助推发动机 SB-735、一子级发动机 M-13、二子级发动机 M-23、三子级发动机 M-3B、入轨发动机 KM-P(M-3SⅡ-2)、KM-M(M-3SⅡ-5)、轨道器入轨发动机 KM-L 以及一、二子级推力矢量控制装置、一子级滚控固体发动机装置和侧喷管装置等。助推器 SB-735、一子级发动机、二子级发动机等主发动机系统的性能参数如表所列。

M-3SⅡ火箭各主发动机性能参数表

| 项目 \ 发动机 | | 助推器发动机 | 一子级发动机 | 二子级发动机 | 三子级发动机 |
|---|---|---|---|---|---|
| 发动机代号 | | SB-735 | M-13 | M-23 | M-3B |
| 直径 | (m) | 0.735 | 1.41 | 1.41 | 1.50 |
| 长度 | (m) | 8.25 | 14.75 | 6.19 | 2.68 |
| 推进剂 | | CTPB | CTPB | HTPB | HTPB |
| 推进剂质量 | (t) | 4.0×2 | 27.1 | 10.4 | 3.28 |
| 发动机质量 | (t) | 5.0×2 | 34.7 | 13.1 | 3.59 |
| 真空平均推力 | (kN) | 327×2 | 1275 | 524.0 | 132.0 |
| 燃烧时间 | (s) | 38 | 70 | 73 | 87 |
| 真空比冲 | (N·s/kg) | 2609.46 | 2609.46 | 2766.42 | 2884.14 |
| 发动机壳体材料 | | 高强度钢(HT-140) | 高强度钢(HT-200) | 高强度钢(HT-210) | 钛合金(Ti-6Al-4V) |
| 喷管面积比 | | 9.13 | 7.80 | 23.24 | 51.84 |
| 发动机厚度 | (mm) | | | 3.5 | |
| 推进剂装填方式 | | 直填式 | 直填式 | 直填式 | 直填式 |

CTPB—端羟基聚丁二烯　HTPB—端羟基聚丁二烯

入轨发动机的性能参数如表所列。

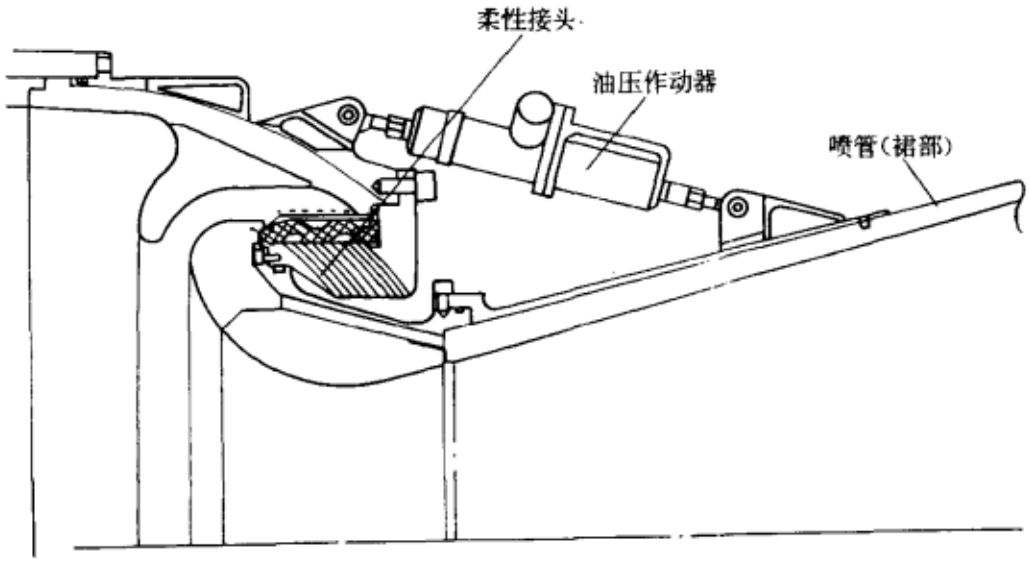
入轨发动机性能参数

| 项目 \ 火箭 | | M-3SⅠ-1 | M-3SⅡ | M-3SⅠ-5 |
|---|---|---|---|---|
| 发动机代号 | | KM-P | KM-D | KM-M |
| 直径 | (m) | 0.79 | 0.63 | 0.80 |
| 长度 | (m) | 1.20 | 0.98 | 1.31 |
| 推进剂 | | HTPB | HTPB | HTPB |
| 推进剂质量 | (kg) | 419.55 | 280.46 | 505.91 |
| 真空平均推力 | (kN) | 31.21 | 17.40 | 32.11 |
| 燃烧时间 | (s) | 44 | 38 | 63 |
| 真空比冲 | (N·s/kg) | 2805.66 | 2884.14 | 2874.33 |
| 发动机壳体材料 | | 钛合金(Ti-6Al-4V) | 钛合金(Ti-6Al-4V) | 碳纤维复合材料(缠绕) |

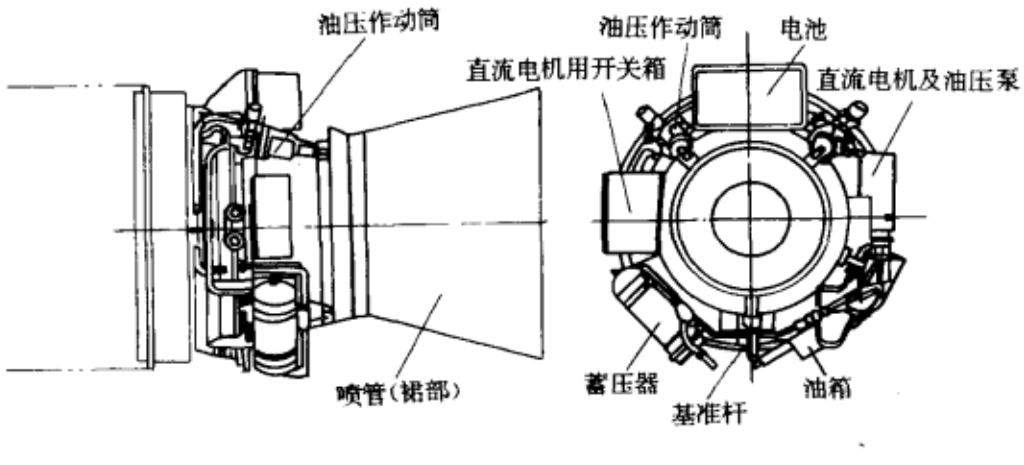
HTPB—端羟基聚丁二烯

月球轨道卫星的入轨发动机 KM-L 直径为 $\phi$15cm，推进剂为聚丁二烯，推进剂质量为2.9 kg，平均推力为 657.3N，是小型高性能发动机。

二子级发动机 M-23、三子级发动机 M-3B、入轨发动机 KM-P 的概貌、尺寸及三子级发动机的设计参数如图所示。



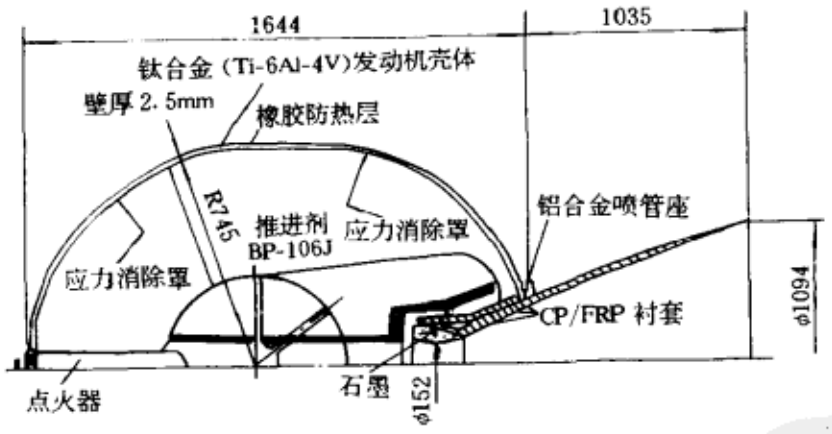

(a) 助推器摆动喷管柔性接头




(b)

助推器摆动喷管、驱动系统布置图

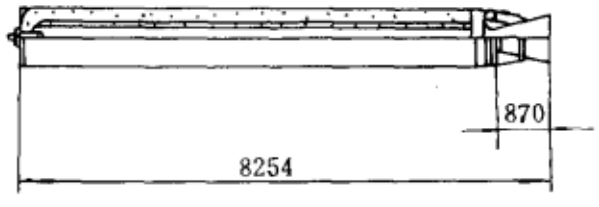
SB-735 助推器摆动喷管



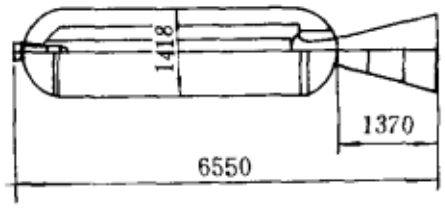

M-3B 发动机结构

单位:mm

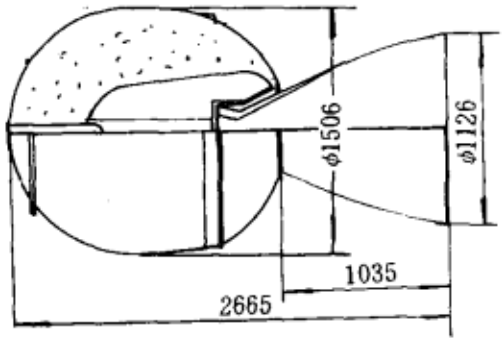
SB-735



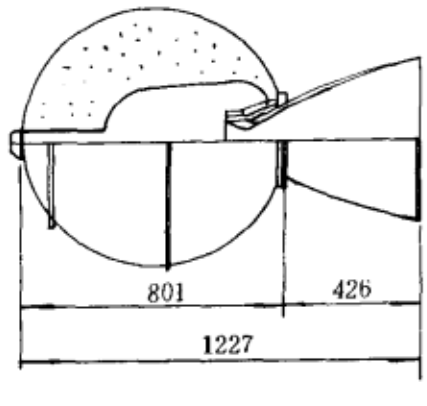

M-23



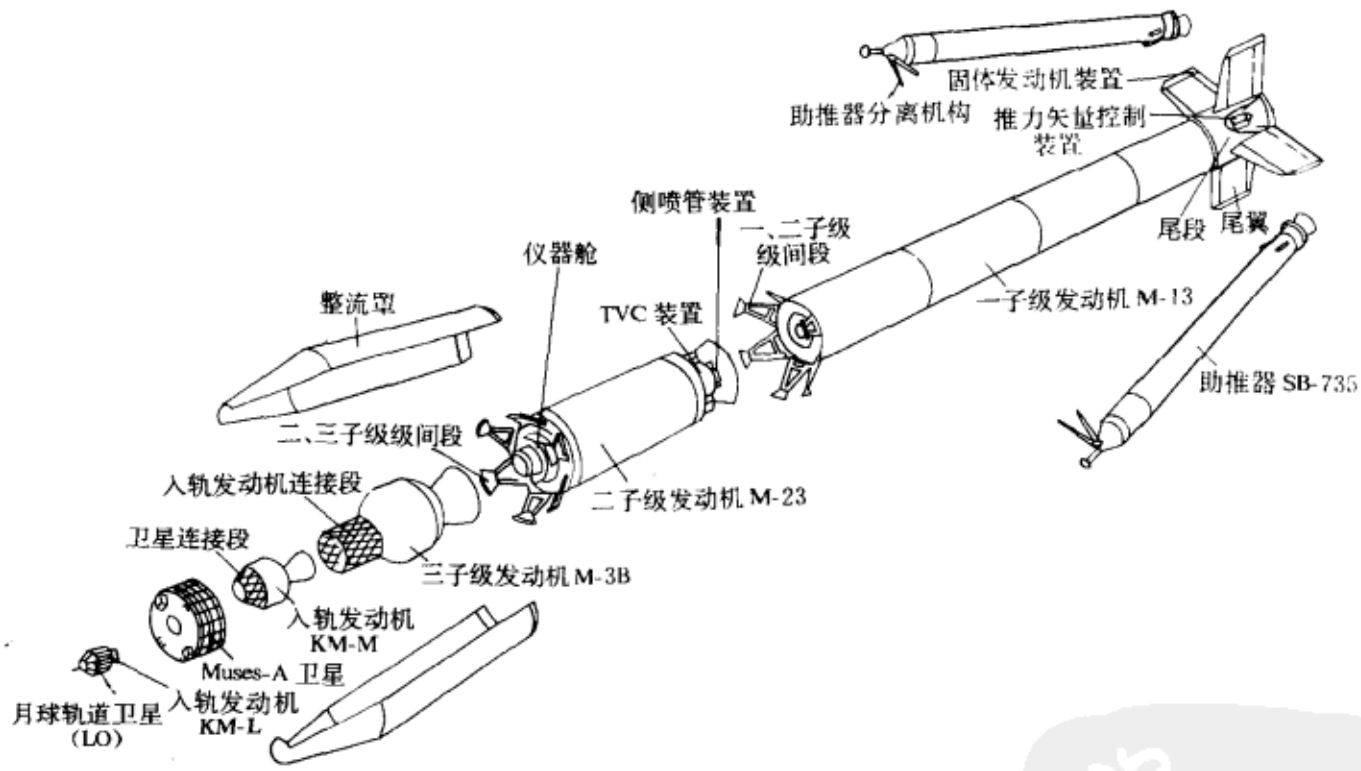

M-3B
(M-3SⅡ)




KM-P




M-3SⅡ火箭发动机




M-3SⅡ火箭的分离状态

# 分　离　系　统

M-3S Ⅱ 火箭的分离状态如图所示。

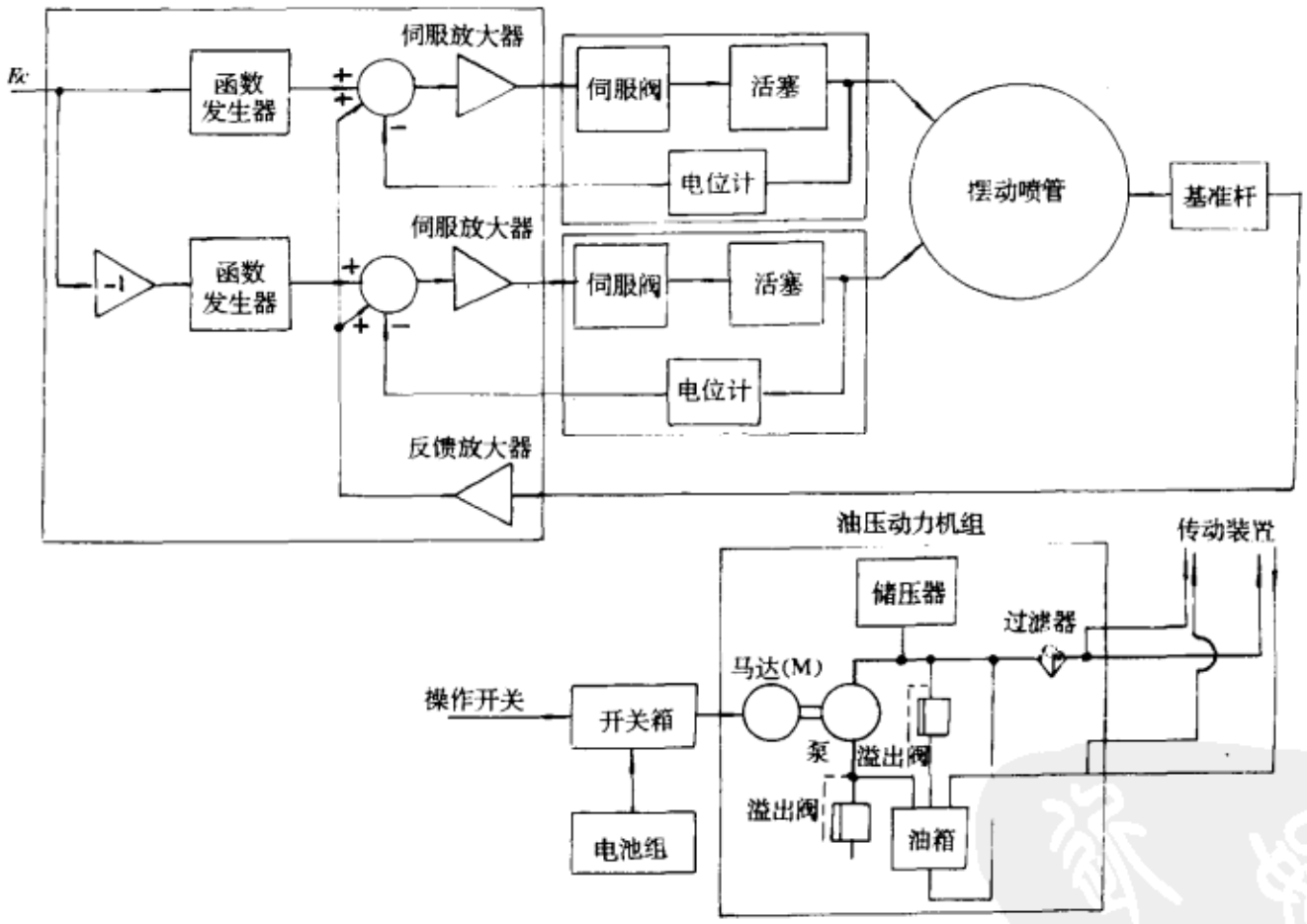
# 制导和控制系统

M-3S Ⅱ 火箭的飞行制导、控制系统主要包括含有姿态基准装置和姿态控制电子系统、助推器可动喷管系统、一、二子级推力矢量控制系统、侧喷管系统等。对于 M-3S Ⅱ-5 火箭，还装有惯性导航装置。

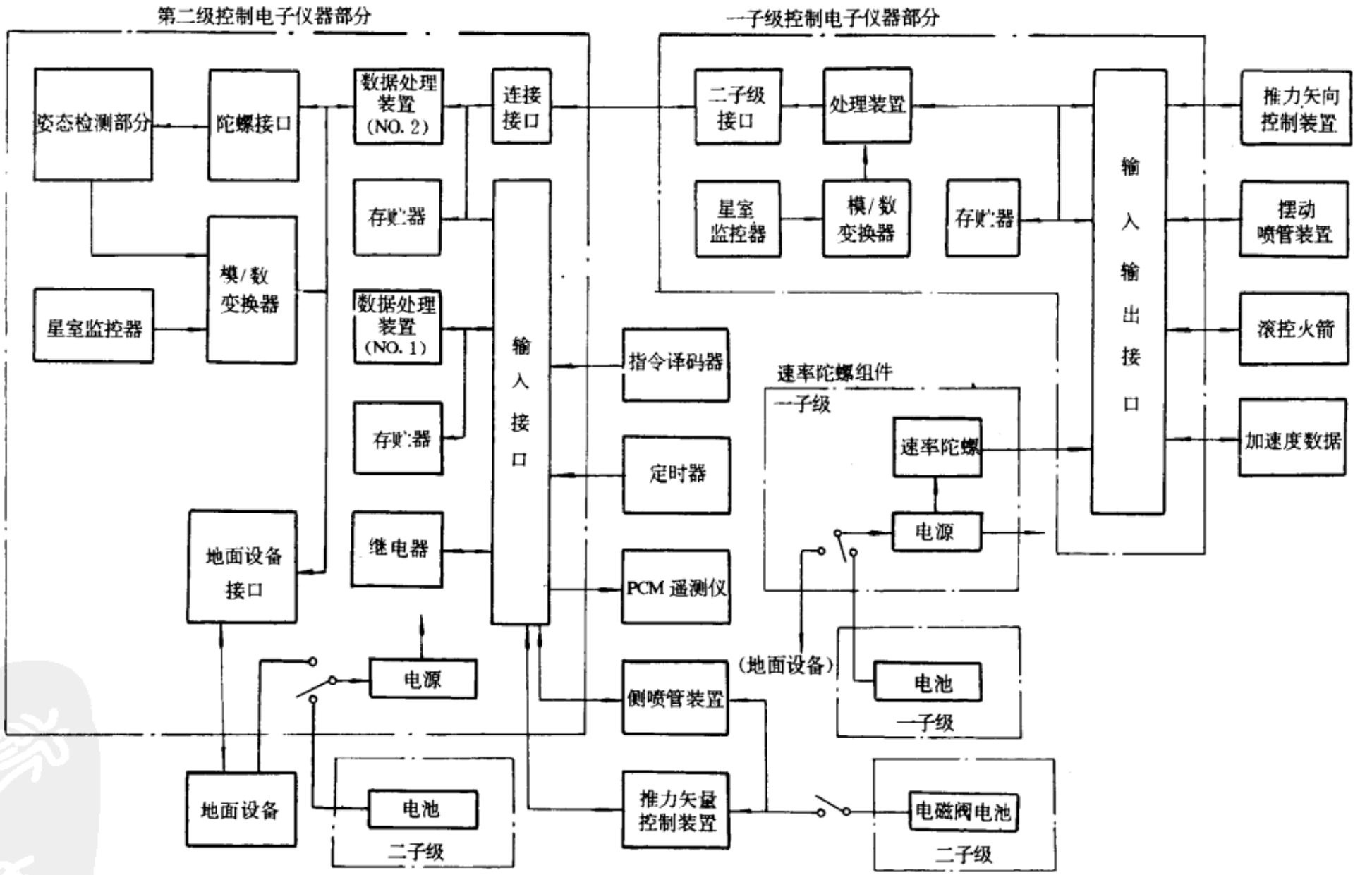
制导系统的姿态检测部分包括敏感元件部分和姿态基准部分等。敏感元件有二子级的 3 个速率积分陀螺(R1G)、1 个速率陀螺、一子级的三个速率陀螺。二子级的速率陀螺装在称为自由旋转分析平台的稳定平台上。陀螺漂移偏差值在 M-3S Ⅱ-5 火箭发射前在地面进行计算，在飞行中对其实时处理修正，以求提高制导精度。自由旋转分析平台的姿态基准装置的原理和 M-3S 火箭相类似。

火箭姿态控制系统如图所示。

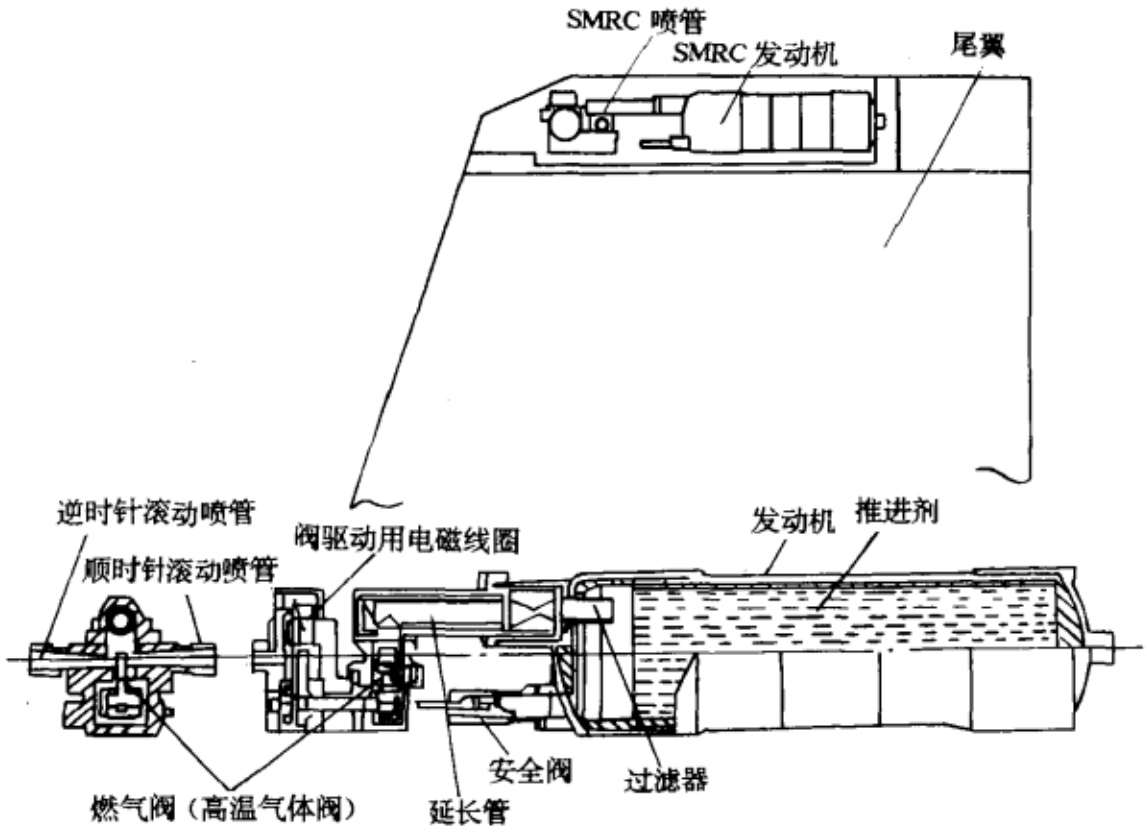
M-3S Ⅱ 的控制系统执行机构有助推器 SB-735 的可动喷管，一子级推力矢量控制和滚控固体发动机装置(与 M-3S 的相同)以及二子级推力矢量控制和侧喷管装置等。助推器摆动喷管的柔性接头及驱动系统如图所示。




助推器可动喷管控制功能系统图

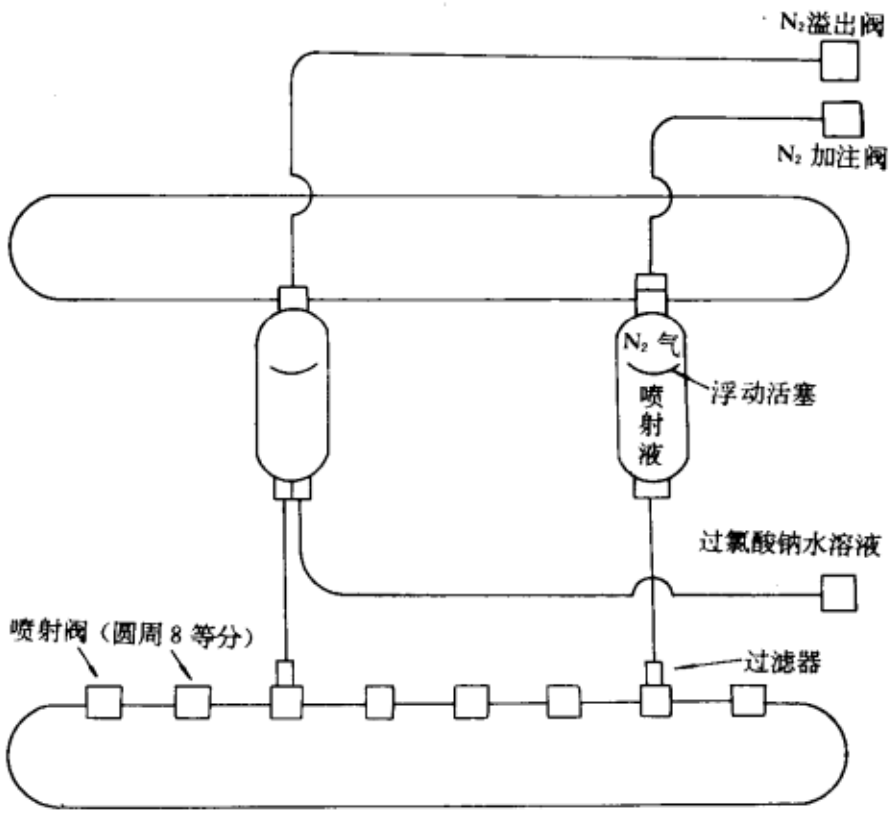

第二级控制电子仪器部分
一子级控制电子仪器部分
姿态检测部分
陀螺接口
数据处理装置(NO. 2)
连接接口
二子级接口
处理装置
推力矢向控制装置
存贮器
星室监控器
模/数变换器
存贮器
摆动喷管装置
输入输出接口
数据处理装置(NO. 1)
指令译码器
速率陀螺组件
一子级
滚控火箭
存贮器
定时器
速率陀螺
加速度数据
地面设备接口
继电器
PCM 遥测仪
电源
电源
(地面设备)
电池
侧喷管装置
一子级
地面设备
电池
推力矢量控制装置
电磁阀电池
二子级
二子级

姿态控制系统




一子级滚控固体发动机(SMRC)构成图

二子级推力矢量控制系统工质改用过氯酸钠，该系统如图所示。




二子级推力矢量控制装置系统图

## 遥 测 系 统

遥测系统的构成主要是如表所列的遥测发射机和指令接收机。

| 名　称 | 代　号 | 频　率 | 主要传送内容 | 位　置 |
|---|---|---|---|---|
| 遥测发射机 | TM-1 | 296.2MHz | 箭体测量 | 二子级仪器舱 |
| 遥测发射机 | TM-2 | 298.1MHz | 姿态计测 | 二子级仪器舱 |
| 遥测发射机 | TM-3 | 2289.6MHz | 箭体计测 | 二子级仪器舱 |
| 遥测发射机 | TM-4 | 295.6MHz | 箭体计测 | 一子级仪器舱 |
| 遥测发射机 | TM-5 | 12.8875GHz | 电视监测计划 | 二子级仪器舱 |
| 指令接收机 | CM | 450MHz | 保安、三子级点火 | 二子级仪器舱 |
| 5.6GHz 指令 | RC | 5.6GHz | 姿态角、时间选择器 | 二子级仪器舱 |
| 遥测发射机 | TM-S | 2259.9MHz | 卫星计测 | 卫星 |
| 遥测发射机 | TM-X | 8474.66MHz | 卫星计测 | 卫星 |
| 指令接收机 | CM-SA | 2081.0MHz | 保安、卫星功能控制 | 卫星 |
| 遥测发射机 | TM-LO | 2263.6MHz | 月球轨道卫星计测 | 月球轨道卫星 |
| 指令接收机 | CM-LO | 2084.4MHz | 月球轨道卫星功能控制 | 月球轨道卫星 |

# 电　源　系　统

M-3SⅡ火箭的电源系统比M系列的其它型号简化了。除了姿控电子系统和可动喷管油压发电机的电源为特定电源以外，其余都是使用集中电源，而且都统一为18V。

# 典型飞行程序与轨道

M-3SⅠ-5火箭的飞行程序

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $X+0$ | 一子级及助推器点火 | $X+219$ | 旋转数整定开始 |
| $X+5$ | 助推器可动喷管滚控开始 | $Y+0$ | 卫星定时器起动 |
| $X+6$ | 一子级推力矢量控制装置开始作动 | $Y+1$ | 二子级分离 |
| $X+35$ | 助推器喷管工作停止 | $Y+3$ | 三子级点火 |
| $X+36$ | 滚控固体发动机滚控开始 | $Y+94$ | 三子级分离 |
| $X+40$ | 助推器分离 | $Y+95$ | 入轨发动机点火 |
| $X+55$ | 一子级推力矢量控制装置停止作动 | $Y+199$ | 入轨发动机分离("悠悠"式消旋器延时点火) |
| $X+84$ | 一子级分离 | $Y+201$ | "悠悠"消旋器作动 |
| $X+86$ | 二子级点火、起控 | $Y+201$ | 卫星定时器停止 |
| $X+116$ | 滚控侧喷管推力水平变更 | 由卫星指令 | 月球轨道卫星电源投入 |
| $X+141$ | 二子级推力矢量控制装置停止作动 | 由卫星指令 | 月球轨道卫星指令起动 |
| $X+142$ | 俯仰、偏航、侧喷控制开始 | 由卫星指令($Z=0$) | 月球轨道卫星定时器起动 |
| $X+165$ | 整流罩开罩分离 | 由卫星指令 | 月球轨道卫星分离 |
| $X+195$ | 三级开始起旋(姿控CN模式变换) | $Z+1800$ | 月球轨道卫星发动机点火 |

注1)定时器秒时修正指令(RC-3)不发送的场合：$Y=X+262$s。

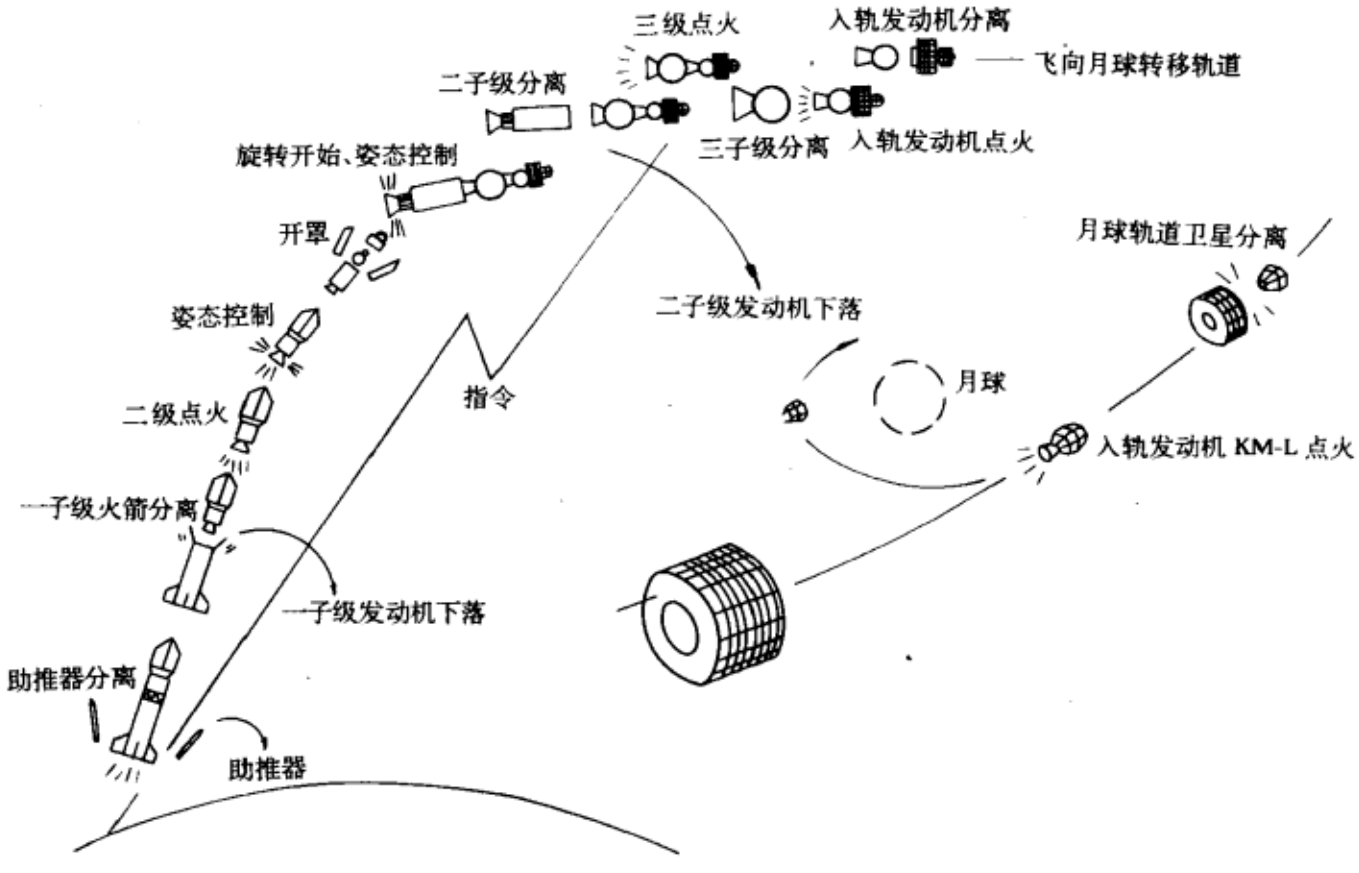
注2)由定时器秒时修正指示引起"Y"的可变范围：$Y=238\sim259$s。

注3)偏航、消旋装置延时。

注4)月球轨道卫星定时器根据卫星指令在"Z"秒起动。

## 飞行轨道

M-3SⅡ火箭的飞行轨道状态如图所示，飞行中按预定程序实现飞行计划。




M-3SⅠ-5 火箭飞行轨道

## 飞 行 记 录

| 序号 | 火箭 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | | |
| 1 | M-3SⅠ-1 | 1985.1.8 | "先驱"号卫星(行星探测器)MS-T5 | 138 | 240 | ① | 31.1 | | （鹿儿岛宇宙空间观测所） | 成功 |
| 2 | M-3SⅠ-2 | 1985.8.19 | "彗星"号卫星(PLANET-A) | 125 | 太阳轨道 | | | | | 成功 |
| 3 | M-3SⅠ-3 | 1987.2.5 | "银河"号卫星 | 400 | 略圆 | 500 | 31 | | | 成功 |
| 4 | M-3SⅠ-4 | 1989.2.22 | "曙光"号卫星,第12颗科学卫星(EXOS-D) | 294 | 272 | 10471.2 | 75.1 | 211.2 | | 成功 ② |
| 5 | M-3SⅠ-5 | 1990.1.24 | "飞天"号卫星(1)MUSES-A(2)月球轨道卫星(第13号科学卫星) | 193 | 200<br>近月点 17000 | 50万<br>远月点 25000 | 31.1 | 15日 | | ③ |
| 6 | M-3SⅠ | 1992.8.30 | "阳光"号卫星(X射线观测卫星) | | 518 | 787 | 31.34 | 97.62 | | |
| 7 | M-3SⅡ | 1993.2.20 | "飞鸟"号卫星(X射线观测卫星) | 420 | 538 | 647 | 31.1° | 96.53 | | |

①双曲线轨道,双曲线剩余速率 2.67km/s。②大椭圆轨道,表中所列值为初始值,随时间变化有若干变动。③月球轨道卫星第1次绕月球飞行时近月点 17000km,远月点 25000km。

# 缪-Ⅴ（M-Ⅴ）

孙继桐

M-Ⅴ型火箭是日本宇宙科学研究所(ISAS)继正在使用的M-3SⅡ型火箭之后，正在开发研制中的新一代具有更高性能的3级固体运载火箭。M-Ⅴ型火箭从1990年开始研制，预定在1995年首次发射，M-Ⅴ型火箭完成之后，从九十年代中期开始，将取代M-3SⅡ型火箭成为宇宙科学研究所的主要运载火箭。M-Ⅴ型火箭的发射能力为M-3SⅡ的2.5倍，具有将约2t级的人造卫星发射到低轨道的能力。M-Ⅴ型火箭主要用于月球、火星探测器的发射。

M-Ⅴ型火箭与M系列其它火箭不同，不采用捆绑助推器的型式，而采用了新研制的一、二、三子级高性能发动机，一、二子级发动机壳体采用高强度钢结构，三子级和入轨级发动机壳体均采用碳纤维复合材料(CFRP)缠绕结构。各级发动机都采用高性能的端羟基聚丁二烯(HTPB)固体推进剂。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 3698.4kN |
| 全长 | 31m | 推重比 | 2.9 |
| 最大直径 | 2.5m | 运载能力 | 31°倾角、185km圆轨道 1950kg |
| 起飞质量 | 130t | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 14.5m | 发动机 | 固体发动机M-14 |
| 直径 | 2.5m | 推进剂 | HTPB |
| 子级质量 | 80.7t | 真空平均推力 | 4220kN |
| 结构质量 | 10.7t | 真空比冲 | 2629.1N·s/kg |
| 推进剂质量 | 70.0t | 工作时间 | 45s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.4m | 发动机 | 固体发动机M-24 |
| 直径 | 2.5m | 推进剂 | HTPB |
| 子级质量 | 33.6t | 真空平均推力 | 1373kN |
| 结构质量 | 3.6t | 真空比冲 | 2805.66N·s/kg |
| 推进剂质量 | 30.0t | 工作时间 | 63s |

## 三　子　级

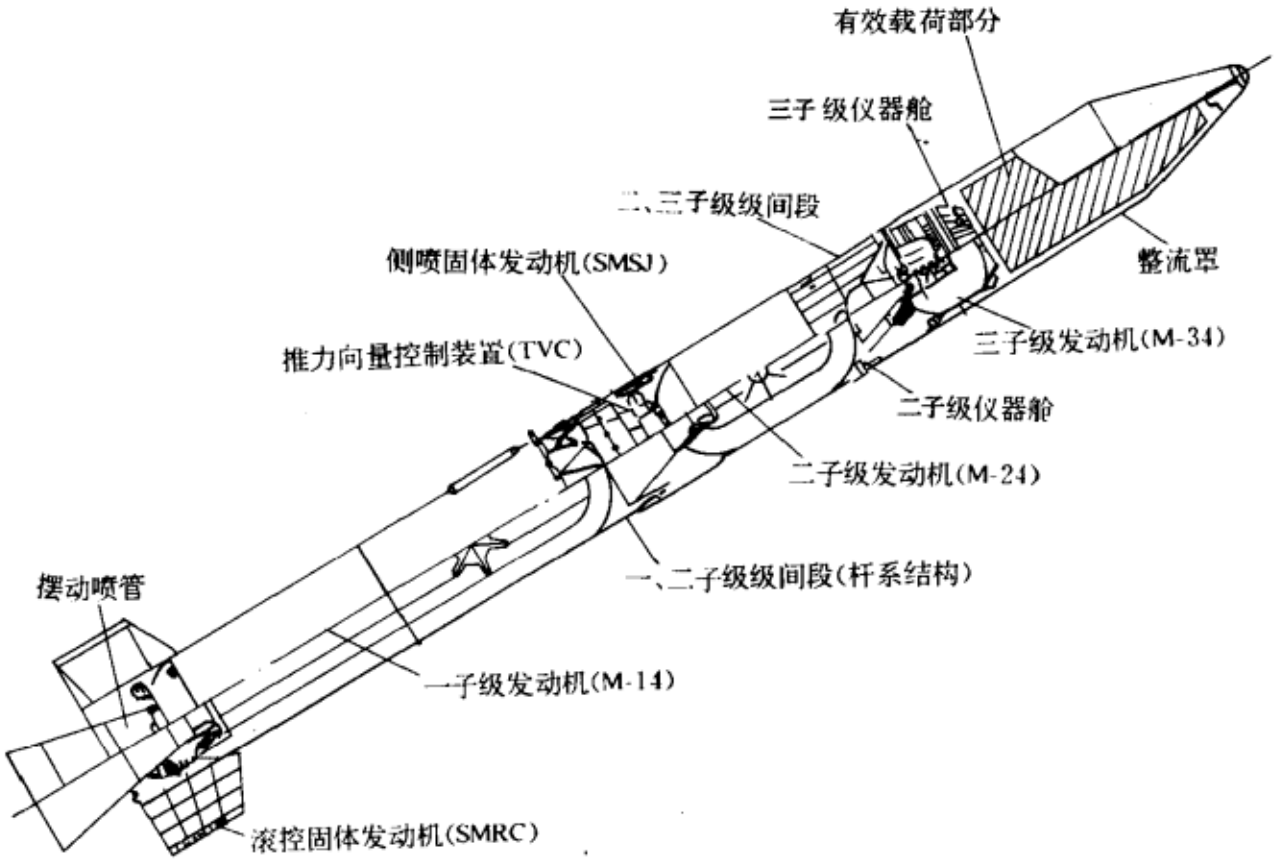
| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.5m | 发动机 | 固体发动机 M-34 |
| 直径 | 2.2m | 推进剂 | HTPB |
| 子级质量 | 11.0t | 真空平均推力 | 294kN |
| 结构质量 | 1.0t | 真空比冲 | 2923.38N·s/kg |
| 推进剂质量 | 10.0t | 工作时间 | 101s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.8m | 结构质量 | 650kg |
| 最大直径 | 2.5m | 结构材料 | CFRP 复合材料 |

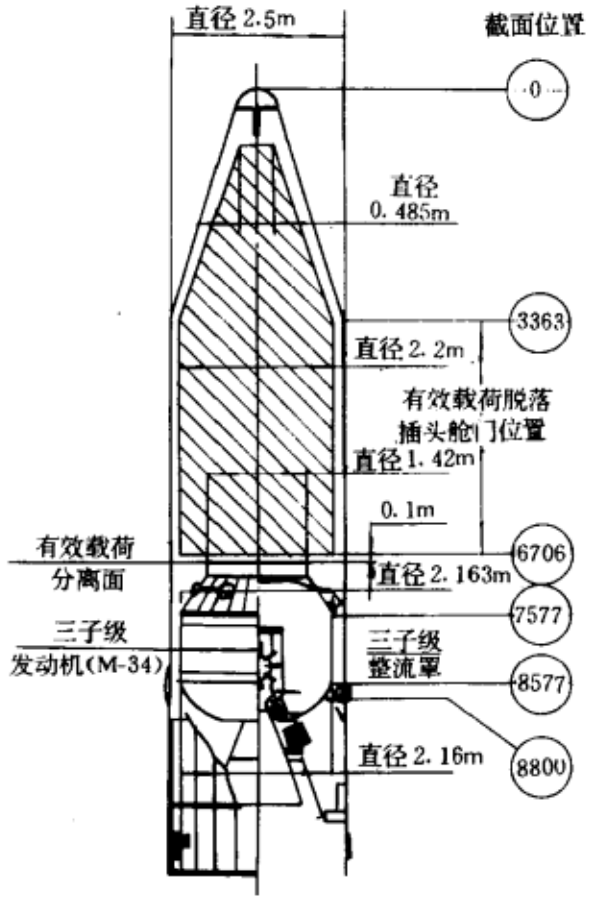
# 总　体　布　局

M-Ⅴ型火箭总体形貌和总体布局如图所示。




M-Ⅴ型火箭的总体布局图

有效载荷舱和整流罩的总长度 8.80m，直径 2.5m，质量 650kg，结构分瓣数目为 2，结构为蜂窝夹层结构，材料为碳纤维复合材料面板。其总体布局如图所示。




M-Ⅴ型火箭有效载荷舱和整流罩的布局

## 箭 体 结 构

M-Ⅴ型火箭箭体结构按布局情况如表所列。

M-Ⅴ型火箭箭体结构

| 序　号 | 名　　称 | 结构型式 | 结构材料 |
|---|---|---|---|
| 1 | 整流罩 | 蜂窝夹层结构 | CFRP 复合材料面板夹层结构 |
| 2 | 入轨发动机 | 硬壳式结构 | CFRP 复合材料缠绕结构 |
| 3 | 三子级发动机 M-34 | 硬壳式结构，延伸喷管 | CFRP 复合材料缠绕结构 |
| 4 | 二子级发动机 M-24 | 硬壳式结构，延伸喷管 | 高强度钢　HT-230 |
| 5 | 一子级发动机 M-14 | 硬壳式结构 | 高强度钢　HT-230 |

## 推 进 系 统

M-Ⅴ型火箭的推进系统主要是由一子级发动机 M-14、二子级发动机 M-24、三子级发动机 M-34 和入轨发动机组成。另外还有一子级的可动喷管推力向量控制系统(MNTVC)、二子级液体喷射推力向量控制系统(LITVC)、三子级可动喷管推力向量控制系统(MNTVC)以及滚控固体发动机(SMRC)、侧喷管固体发动机(SMSJ)、胼侧喷管系统、旋转稳定系统等。发动

机的主要性能参数如表所列。

M-Ⅴ型火箭各主要发动机性能参数表

| 项目 \ 发动机 / 发动机代号 | | 一子级发动机 M-14 | 二子级发动机 M-24 | 三子级发动机 M-34 | 入轨发动机 |
|---|---|---|---|---|---|
| 长度 | (m) | 14.5 | 6.4 | 3.5 | 1.5 |
| 直径 | (m) | 2.5 | 2.5 | 2.2 | (选择) |
| 推进剂 | | HTPB | HTPB | HTPB | 固体 |
| 推进剂质量 | (t) | 70 | 30 | 10 | |
| 发动机总质量 | (t) | 80.7 | 33.6 | 11.0 | |
| 发动机壳体段数 | | 2 | 1 | 1 | 1 |
| 发动机壳体材料 | | 高强度钢 | 高强度钢 | CFRP 复合材料 | CFRP 复合材料 |
| 真空平均推力 | (kN) | 4220 | 1373 | 294 | |
| 真空比冲 | (N·s/kg) | 2629.1 | 2805.66 | 2923.38 | >2864.52 |
| 燃烧室压力 | (MPa) | 6.14 | 6.14 | 6.14 | |
| 喷管面积比 | | 11 | 37 | 96 | |
| 燃烧时间 | (s) | 45 | 63 | 101 | |

HTPB—端羟基聚丁二烯

## 姿态控制系统

M-V 型火箭的飞行姿态控制系统如表所列。

M-Ⅴ型火箭飞行姿态控制系统

| 控制内容 \ 控制系列 / 发动机 | 一子级发动机 M-14 | 二子级发动机 M-24 | 三子级发动机 M-34 | 入轨发动机 |
|---|---|---|---|---|
| 俯仰、偏航 | 摆动喷管推力矢量控制系统(±5°) | 液体喷射推力矢量控制系统 | 摆动喷管推力矢量控制系统 | 旋转稳定装置 |
| 滚动 | 滚控固体发动机 | 侧喷固体发动机 | 肼侧向喷管装置 | |

## 典型飞行程序

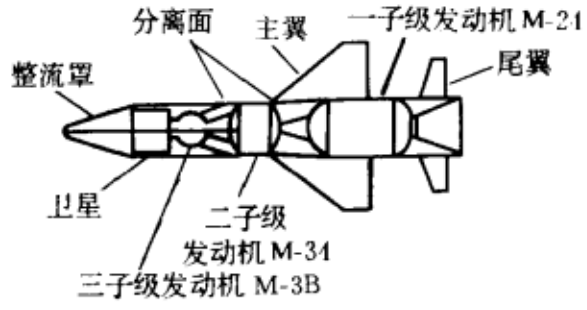
M-Ⅴ型火箭的飞行程序表

| 时间(min：s) | 主要事项 | 时间(min：s) | 主要事项 |
|---|---|---|---|
| 00：00 | 一子级点火，可动喷管推力矢量控制系统起动； | 02：57 | 整流罩开罩分离 |
| | | 03：00 | 二子级分离 |
| 01：10 | 一子级分离，二子级点火，液体喷射推力矢量控制系统和侧喷固体发动机起动 | 03：25 | 三子级点火 |
| | | 05：50 | 三子级分离 |

# 发　展　前　景

日本宇宙科学研究所在研制开发 M-Ⅴ型火箭同时，提出了对 M-Ⅴ型火箭以后的新发展设想。即将来将 M-Ⅴ型火箭改型在高空中进行点火发射新方案，把这种在空中发射火箭称之为‘空中发射火箭’。其发射模式是利用大型气球和像波音 747 那样的大型飞机作为运载工具，将‘空中发射火箭’运载到地球赤道的上空，在飞机上进行分离发射，把火箭送入太空，以求达到最优化的轨道参数。这种‘空中发射火箭’既是一种新型火箭，又是在原 M-Ⅴ型火箭的基础上派生出来的运载火箭，该火箭目前尚没有命名代号，其大致概貌如图所示。

根据飞行轨迹的分析与计算，这种‘空中发射火箭’为带有翼的 3 级固体火箭。其总质量为 51850kg，可送入到 250km 轨道的有效载荷质量为 1270kg，有效载荷比可达到 2.5%，而原 M-Ⅴ型火箭仅为 1.5%。




‘空中发射火箭’的概貌图

‘空中发射火箭’的一子级的设计以原 M-Ⅴ型火箭的二子级为基础，将原来属于 M-Ⅴ型火箭二子级的推力矢量控制系统用气动控制的操作机构取代。属于‘空中发射火箭’的主翼，安装在一、二子级之间的级间分离面之后，翼展 6.6m，翼面 15.5m²。主翼和尾翼均是用 CFRP 复合材料制造的，空气动力学表面以 20°的倾角产生的升力，用来把火箭从运载器上分离并拉起来飞行，接着点火。

‘空中发射火箭’的二子级就是原来 M-Ⅴ型火箭的三子级(M-34)。原来 M-Ⅴ型火箭的三子级发动机安装在有效载荷整流罩之内。由于‘空中发射火箭’的二子级是在大气层中飞行的，因而在火箭靠气动力上升阶段、整流罩仍与二子级相连接。在二子级工作过程中，姿态由可动喷管系统进行控制。二子级工作完毕后，整流罩被分离，然后三子级姿控点火及自旋均由一个安装在二子级的反作用控制系统(RCS)来执行。

‘空中发射火箭’三子级发动机选用 M-3SⅡ型火箭的三子级发动机 M-3B，该发动机没有姿控系统，所以三级自旋稳定飞行。姿态方位及起旋均由二级反作用控制系统控制。

‘空中发射火箭’可以由类似波音 747(B-747)、C-5、安-225 等大型飞机作为运载工具来携带。根据可能性及费用综合考虑，用 B-747 较合适，把‘空中发射火箭’装载在 B-747 机身上。B-747 可以连续飞行 6600km 而不需加燃料，运载器的飞行范围允许火箭在赤道区域发射。从日本的机场起飞，运载器可以飞到赤道附近，并且可以在发射之后再飞回日本，甚至当需要时也可把火箭带回日本，操作很灵活。在正常飞行操作中，携带‘空中发射火箭’的 B-747 飞机，若卸掉一半燃料，则可以以马赫数 0.82 的速度爬高到 11.4km 的高度，在这种飞行状态下，‘空中发射火箭’可以借助飞行力，安全地从波音 747 飞机上分离出去。

‘空中发射火箭’的经费预算为每枚火箭 42 亿日元(2900 万美元)，加上用于发射作业的每架运载飞机的 3 亿日元(200 万美元)和用于 B-747 飞机的维修费用 1.5 亿日元(100 万美元)。

采用‘空中发射火箭’的概念，将会缓和日本的发射限制，会以较经济的手段满足发射中小型有效载荷的需要。

# N 系列(N シリーズ)

成　海

## 概　述

N 系列由 N-Ⅰ和 N-Ⅱ两种型号组成。N-Ⅰ火箭是日本最早的应用卫星运载火箭。1969 年 10 月日本成立宇宙开发事业团(NASDA),由它负责卫星运载火箭的研制和发射工作。根据 1969 年 7 月 31 日日本与美国签订的一项空间合作协议,日本从美国引进了"雷神-德尔它"火箭的技术,并以此为基础研制了 N-Ⅰ火箭,以掌握中、高轨道和地球同步轨道卫星的发射技术。N-Ⅰ火箭于 1977 年 2 月 23 日成功地发射了日本第一颗地球同步轨道卫星。为适应发射更大型应用卫星的需要,日本从 1976 年开始研制具有更大运载能力的 N-Ⅱ火箭。为确保进度和可靠性,降低成本,在 N-Ⅱ火箭的研制中继续引进和采用了"雷神-德尔它"火箭的技术。

N 系列总体参数和运载能力表

| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (kg) | 起飞推力 (kN) | 地球同步转移轨道运载能力 (kg) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| N-Ⅰ | 3 | 32.57 | 4.02 | 91470 | 1461.6 | 300 |
| N-Ⅱ | 3 | 35.36 | 4.02 | 135390 | 2157.6 | 670 |

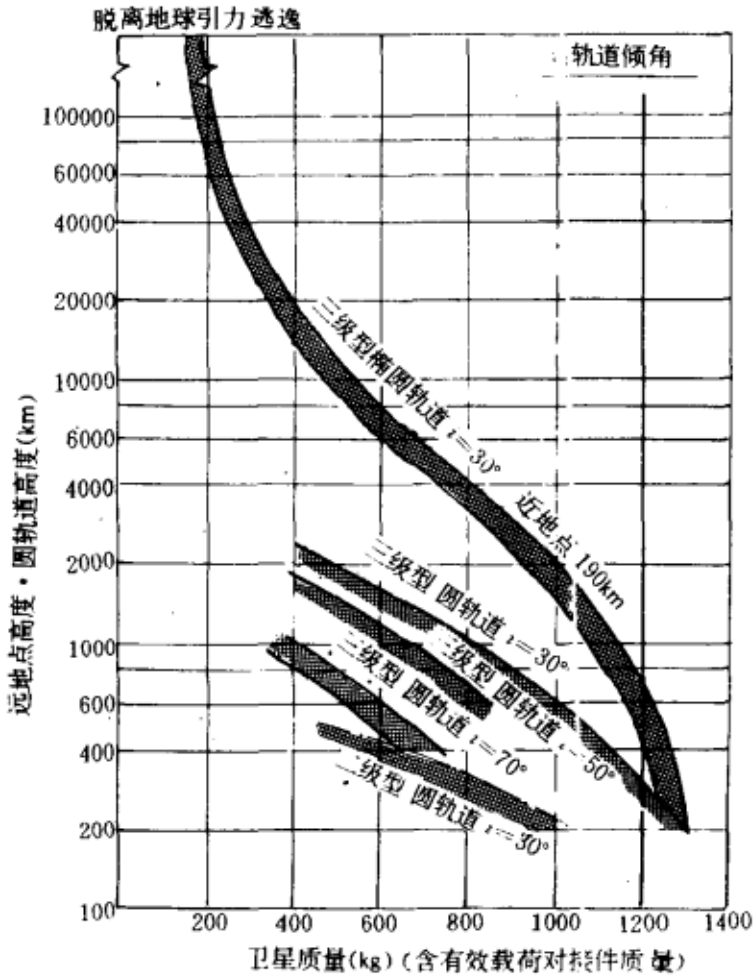
## N-Ⅰ

N-Ⅰ是日本宇宙开发事业团引进研制的最早的实用卫星运载火箭。N-Ⅰ火箭(原称 N 火箭,1978 年 3 月 17 日改称 N-Ⅰ火箭)的研制始于 1970 年,目的是掌握中、高轨道卫星和地球同步轨道卫星的发射技术。为增强日本自身的研制能力,降低成本,减小风险,日本从美国引进了"雷神-德尔它"火箭的技术。N-Ⅰ火箭的一、三子级和固体助推器都直接采用了"德尔它"火箭的部件。日本主要自行研制了二子级推进系统(LE-3)和气体喷射装置。

1975 年 9 月 9 日,N-Ⅰ火箭首次发射,成功地把一颗 85kg 的技术试验卫星Ⅰ型(ETS-Ⅰ)"菊"送入预定的轨道。N-Ⅰ火箭总共发射过 7 颗卫星,其中 6 次发射火箭工作均正常,另一次因星箭分离机构工作不正常,导致实验通信卫星(ECS)发射失败。1977 年 2 月 23 日发射的技术试验卫星Ⅱ型(ETS-Ⅱ)"菊 2 号"是日本最早的地球同步卫星。最后一枚火箭于 1982 年 9 月 3 日发射成功,从而结束了 N-Ⅰ火箭的全部使命。

N-Ⅰ火箭从位于北纬 30°的种子岛航天中心发射,能把有效载荷送入地球同步轨道、中高度圆轨道、大椭圆轨道以及逃逸轨道等,其运载能力如图所示。从图中可以看出,N-Ⅰ火箭能

够把质量约 1200kg 的卫星送入轨道高度 $h=300$km，轨道倾角 $i=30°$的近地轨道，把质量约 800kg 的卫星送入 $h=1000$km，$i=30°$的中高度圆轨道。而且可把质量约 300kg 的有效载荷发射到地球同步转移轨道，然后由星载固体远地点发动机把质量约 145kg 的卫星送入地球同步轨道。




N-Ⅰ火箭的运载能力

①N-Ⅰ火箭有效载荷对接件质量

三级火箭使用：大型约 25kg

中型约 10～13kg

小型约 6.8kg

二级火箭使用：约 38kg

②二级 N-Ⅰ火箭发射卫星时无需起旋，卫星入轨精度较高。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 1461.6kN |
| 全长 | 32.57m | 推重比 | 1.64 |
| 最大直径 | 4.02m | 地球同步转移轨道 | |
| 起飞质量 | 91.47t | 运载能力 | 300kg |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.25m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 3×232kN |
| 总质量 | 3×4.47t | 海平面比冲 | 2334N·s/kg |
| 推进剂质量 | 3×3.75t | 工作时间 | 39.1s |
| 发动机 | 3×TX354-5 | | |

## 一 子 级

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级长 | 21.44m | 海平面平均推力 | 主机 | 756.2kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机 | 9.62kN |
| 子级质量 | 70.09t | 海平面比冲 | 主机 | 2442N·s/kg |
| 推进剂质量 | 66.53t | | 游机 | 2050N·s/kg |
| 发动机 | MB-3 | 工作时间 | 主机 | 224s |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | | 游机 | 230s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.44m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼-50 |
| 直径 | 1.62m | 真空平均推力 | 53.3kN |
| 子级质量 | 5.86t | 真空比冲 | 2844N·s/kg |
| 推进剂质量 | 4.74t | 工作时间 | 246s |
| 发动机 | LE-3 | | |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.03m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 0.94m | 真空平均推力 | 38.7kN |
| 子级质量 | 0.75t | 真空比冲 | 2854N·s/kg |
| 推进剂质量 | 0.56t | 工作时间 | 41s |
| 发动机 | TE-364-14 | | |

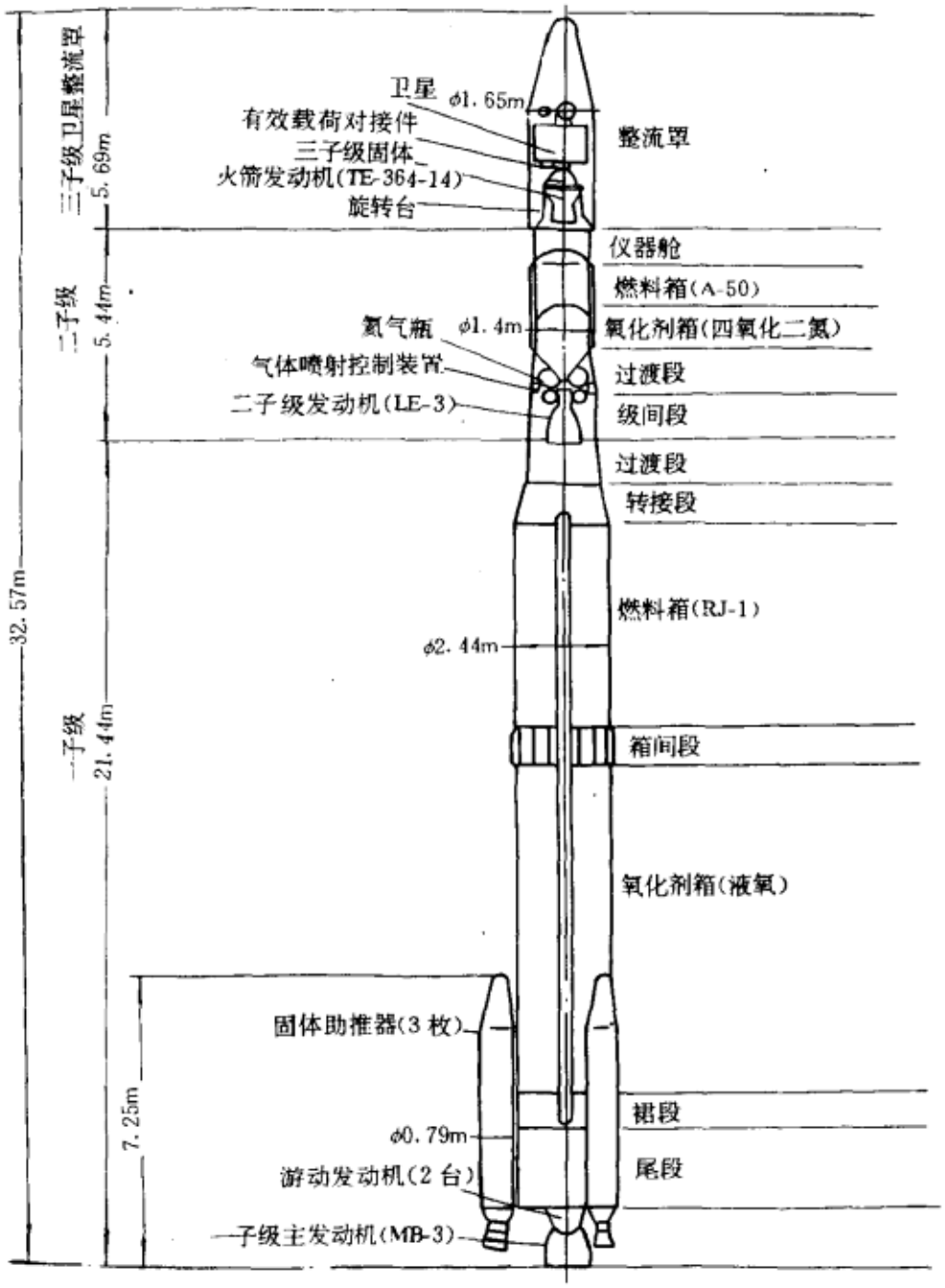
## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 5.69m | 结构质量 | 0.26t |
| 直径 | 1.65m | | |

# 总 体 布 局

N-Ⅰ为三级火箭，一、二子级为液体火箭，三子级为固体火箭，一子级捆绑 3 枚固体助推器。火箭长约 32m，最大直径 2.44m。二子级外径略小于整流罩，箭体基本为下粗上细的外形。火箭组成和布局如图所示。

火箭一子级自下而上由尾段、裙段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱、转接段和过渡段组成。主发动机(MB-3)安装在尾段的发动机架上，该段还装有 2 台游动发动机、液压系统组件、保险与解




N-1 火箭总体布局

保装置、尾部脱落插座以及燃料加注阀等。裙段装有氮气瓶、气动组件和氧化剂输送快速脱落插座。箱间段装有滚动速率陀螺、遥测发射机、自毁指令接收机及电池等。过渡段内装有飞行控制器、变换器、电池、前部脐带脱落插座和交直流配电盒等。该级箭体外设有 2 条隧道，隧道内装有贮箱增压管路、电缆和导爆索。右侧隧道管前方装有俯仰速率陀螺和偏航速率陀螺。转接段起连接过渡段与燃料箱的作用。

一子级与二子级采用冷分离方式。二子级在一子级分离后 2s 点火。

二子级由级间段、过渡段、箱体段和仪器舱组成。该级采用共底贮箱，燃料箱位于氧化剂箱之上。LE-3 发动机通过万向接头与贮箱锥形箱底连接并由级间段罩住。该段装有一、二子级分离的弹簧作动器，并随一子级分离。过渡段装有液压系统和推进剂输送系统组件。位于贮箱上部的仪器舱装有主要电子设备，它们是制导装置、遥测发射机、自毁指令接收机和电源等。

三子级在二子级熄火后约 15min 起旋，起旋后 2s 与二子级分离。

三子级自下而上由旋转台、固体发动机和卫星对接件组成。对接件上装有子级遥测装置。

卫星分离之后，为防止由于后效冲量造成三子级追撞卫星，必须释放一偏航重块，使三子级偏离卫星轨道。

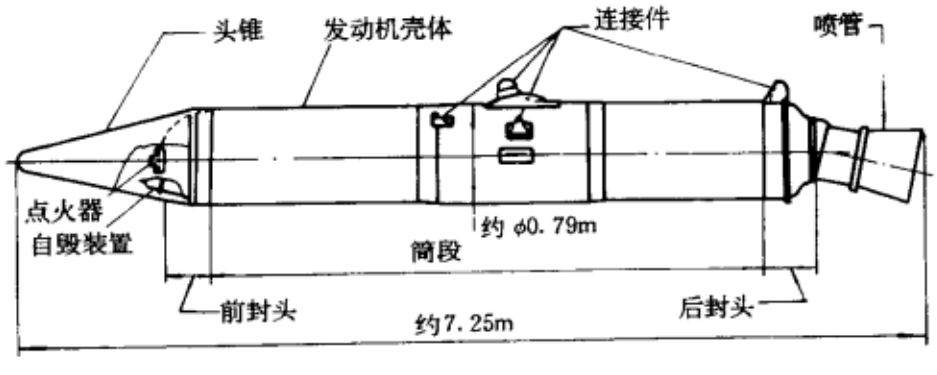
由二个半壳组成的整流罩与二子级仪器舱相接，罩住三子级及有效载荷。

卫星整流罩通常在二子级发动机点火后分离并被抛掉。

## 箭 体 结 构

### 助推器结构

N-Ⅰ固体助推器(见图)长 7.25m，直径 0.79m，结构质量 0.72t，由喷管、筒段、前后封头和鼻锥组成。发动机壳体由 AlSl4130 钢辊卷焊接而成。前后封头用石棉粉充填的聚硫环氧树脂隔热。壳体尾部和中部装有与芯级箭体连接的紧固件(详见“德尔它”卡斯托Ⅱ助推器结构)。




固体助推器简图

### 一子级结构

一子级箭体长 21.44m，直径 2.44m，结构质量 4.37t。燃料箱和氧化剂箱圆筒段各用 3 块厚约 12.7mm 的铝合金板沿火箭轴向对接焊而成。铝合金箱底用螺栓与筒段连接，并沿周向焊接结合部。为提高贮箱的刚度和强度，圆筒段设有加强框，并把筒段箱壁内表面机械铣切成等边三角形网格结构。燃料箱和氧化剂箱的长度各为 6.29m 和 9.56m，容积各约为 26.4$m^3$ 和 40.3$m^3$。

### 二子级结构

二子级箭体结构由燃料箱、氧化剂箱、过渡段、级间段和仪器舱构成。

推进剂贮箱(见图)为共底结构，燃料箱在前，氧化剂箱在后，它本身又是箭体壳体的组成部分，因此设计成既能承受贮箱内压，又能承受箭体静载和动载。贮箱采用 2014T652 铝合金锻造的前后端盖、3 个拱形底和 4 个筒段沿周向焊接而成。贮箱直径约 1.4m、长约 3.44m。氧化剂箱和燃料箱的容积分别为 1.95$m^3$ 和 2.12$m^3$。贮箱前、后底、共底和筒段的最小厚度分别为 2.55、2.65、2.55 和 4.55mm，以保证设计安全系数为 1.1(0.2%屈服)和 1.25(破裂)的安全余量。贮箱结构设计成能承受 2.21MPa 的最大内压。

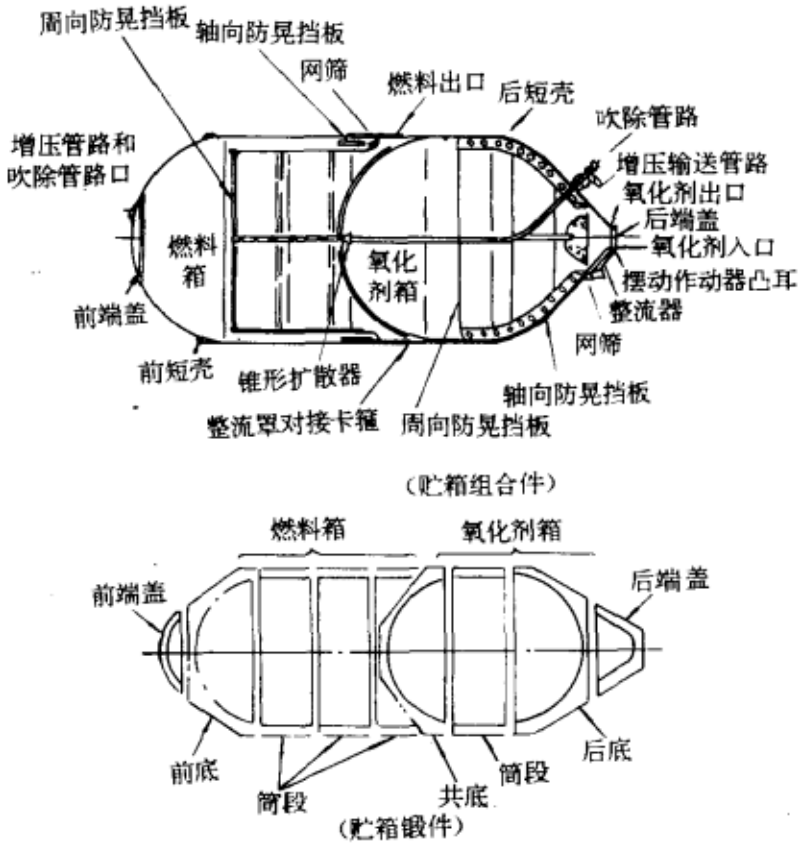
### 三子级结构

三子级长为 2.03m，直径为 0.94m，由固体火箭发动机、旋转台和有效载荷对接件构成。在

旋转台上装有8台旋转固体火箭发动机，它们在二、三子级分离前点火使三子级旋转稳定。旋转台底部结构与二子级相连接，轴承架与三子级发动机连接。4块活动后侧壁板用V形包带紧固在三子级上，V形包带在分离螺母起爆时松开。卫星也由V形包带固定，分离时分离螺母起爆释放包带，由有效载荷对接件上的分离弹簧提供分离速度。另外，在卫星分离前用消旋系统消除卫星相对于三子级的旋转。

### 整流罩结构

有效载荷整流罩是日本三菱重工业公司在美国麦克唐纳·道格拉斯公司的技术援助下研制的，直径1.65m，高5.7m，由3节包带缚紧的玻璃纤维增强塑料(FRP)半壳组成。抛罩时由分离螺母打开包带，由压缩弹簧将半壳抛向两侧。




二子级推进剂贮箱

## 推　进　系　统

### 一子级推进系统和固体助推器

一子级推进系统(见图)采用液氧/煤油作为推进剂，由一台主发动机、二台游动发动机和相应的推进剂输送系统组成。一子级捆绑3枚“德尔它”火箭卡斯托Ⅱ固体发动机，其性能和构造详见前页。

**发动机**

主发动机MB-3和游动发动机均为一次起动、定推力、泵压输送液体发动机，采用液氧/煤油作推进剂。主发动机可借助液压作动器作双向摆动，对火箭进行俯仰和偏航控制。游动发动机提供动力飞行段和主发动机熄火后的滚动控制力以及二子级点火姿态调整力。一子级主发动机MB-3如图所示，其主要性能为

| | |
|---|---|
| 海平面推力 | 756.2kN |
| 比冲 | 2442N·s/kg |
| 混合比 | 2.15 |
| 循环形式 | 燃气发生器循环 |
| 膨胀比 | 8∶1 |
| 燃烧室压力 | 3.92MPa |
| 工作时间 | 224s |

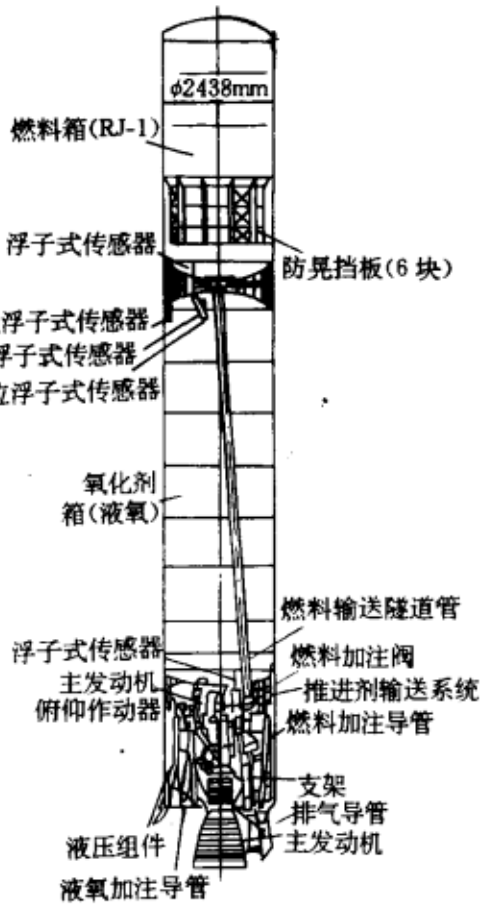
发动机推力室由几百根耐热镍合金管纵向排列钎焊而成。推力室由循环于管内的煤油冷却。游动发动机推力室为旋压加工钢质双层结构,由流经室壁的煤油再生冷却。发动机采用离心式涡轮泵,其功能是把贮箱内的燃料和氧化剂输送给主发动机、游动发动机和燃气发生器。涡轮泵由燃气发生器产生的燃气驱动,废气通过排气管排向大气。

起动系统的功能是在起动时为主发动机、游动发动机和燃气发生器提供推进剂。系统由燃料起动贮箱、氧化剂起动贮箱和增压控制阀门等组成。起动时,起动贮箱先用氮气增压,然后再向主发动机、游动发动机和燃气发生器提供推进剂。

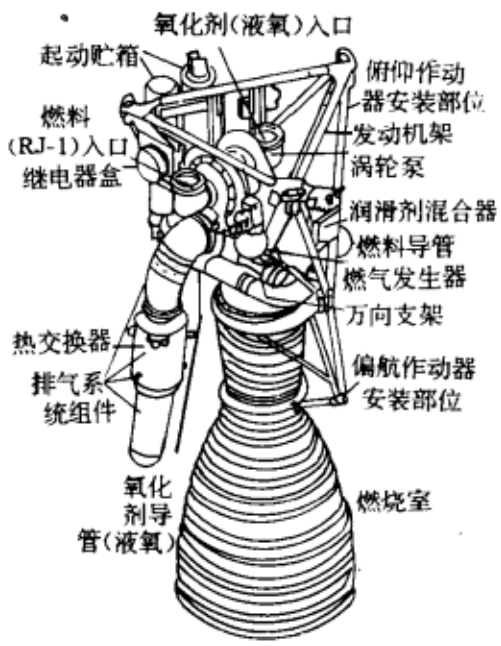
主发动机的起动程序是:用火药点火器起动燃气发生器,由燃气发生器燃气驱动涡轮泵,随后打开燃料和氧化剂阀门,接着把点火剂送进燃烧室与氧化剂接触点燃推进剂,主发动机开始工作。

游动发动机(见图)用与主发动机同样的推进剂,推进剂在主发动机工作期间由主发动机涡轮泵提供,在主发动机熄火后由起动系统提供。

一子级利用高压气瓶内的氮气控制各种阀门的开、关以及对燃料箱和起动贮箱进行增压,涡轮废气通过热交换器将部分液氧加热汽化,所产生的气氧对氧化剂箱增压。



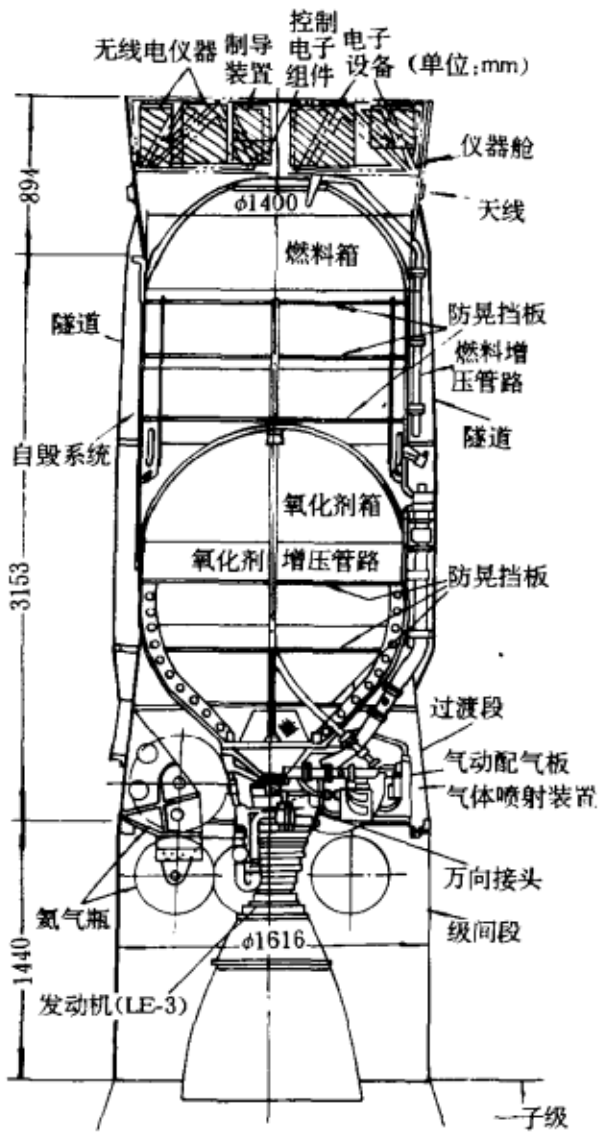

一子级推进系统

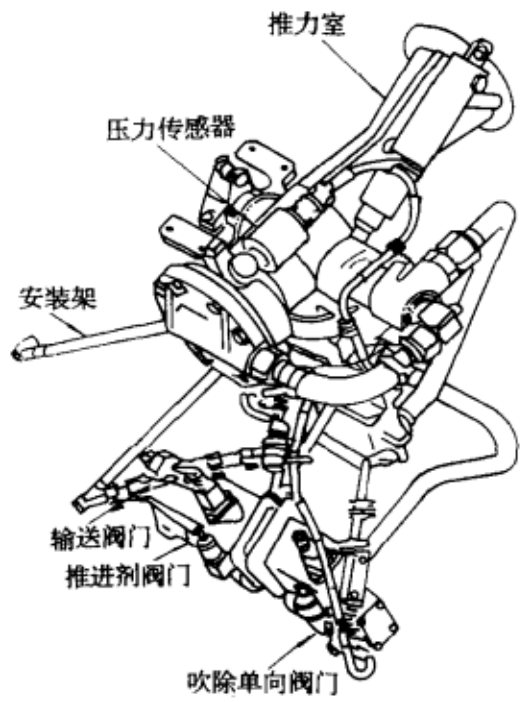



一子级主发动机 MB-3

## 二子级推进系统

二子级推进系统(见图)由提供飞行推力的主推进系统和提供姿态控制力的辅助推进系统组成。



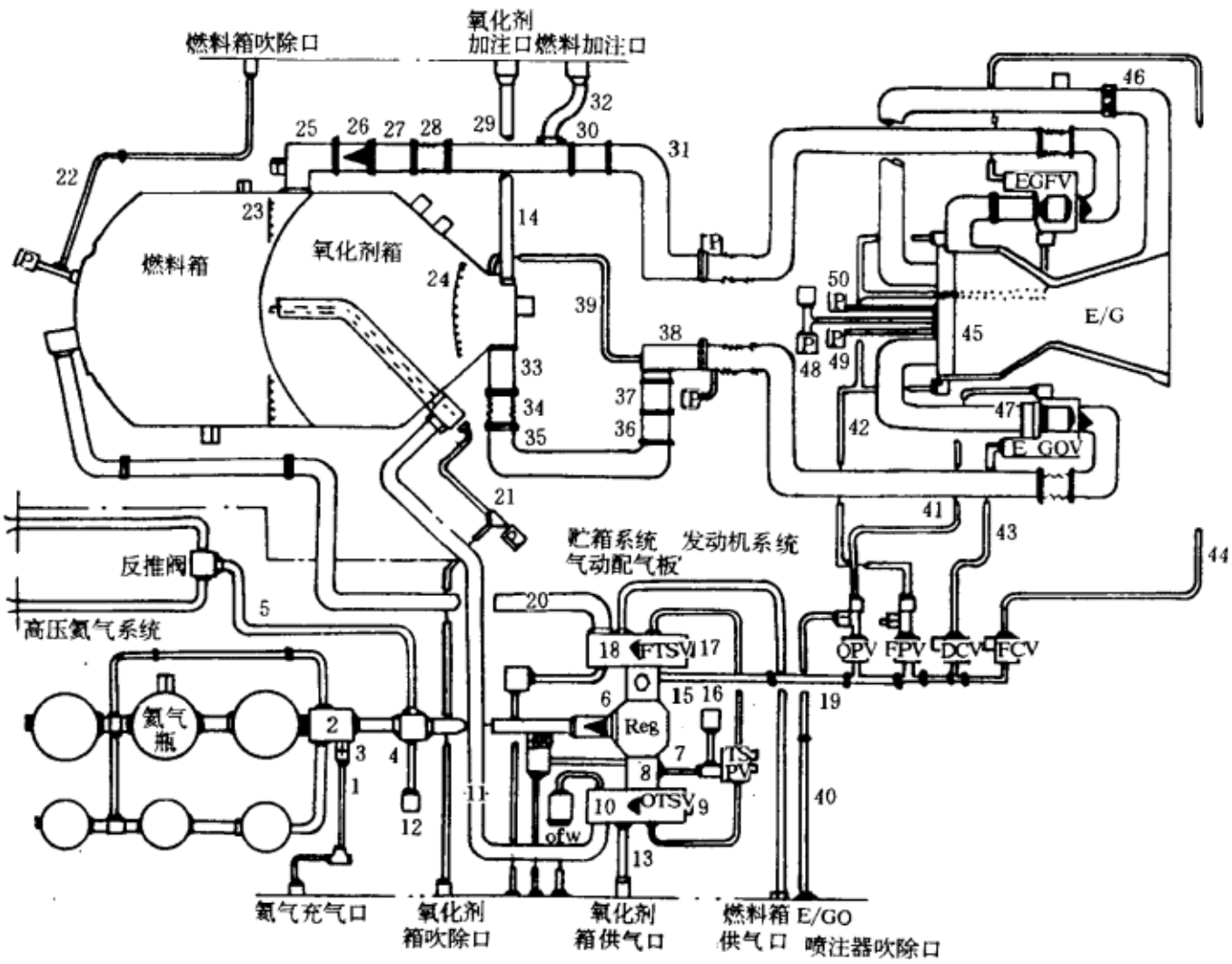

一子级游动发动机

**二子级推进系统的主要性能**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 真空推力 | 53.3kN | 氧化剂箱压力 | 2.01MPa |
| 燃烧室压力 | 1.14MPa | 燃料箱压力 | 2.03MPa |
| 混合比 | 1.5 | 推进剂质量 | 4.74t |
| 氧化剂流量 | 11.25kg/s | 氮气瓶压力 | 30.33MPa |
| 燃料流量 | 7.50kg/s | 推进系统质量 | 5376kg |
| 真空比冲 | 2844N·s/kg | 推进系统结构质量 | 656kg |
| 工作时间 | 250s | | |

主推进系统由挤压输送式液体发动机 LE-3 及其相应的增压系统、推进剂输送系统等组成，其原理见图，主要性能参数见表。推进剂是混肼-50 和四氧化二氮，靠贮存在 6 个球形气瓶内的高压氦气挤压输送到燃烧室。二、三子级分离后，二子级利用增压氦气瓶中剩余的氦气来实现反推，促使二、三子级进一步分离。

系统工作过程及工作程序信号流程见表和图。二子级推进系统的工作过程为：在火箭发射前起动摆动作动系统的电动液压泵，并使它在一子级工作和二子级燃烧期间保持工作状态。在二子级发动机关机(SECO)后 1s，泵关闭并在滑行期间保持关闭状态。一子级主发动机关机(MECO)后 2s，程序装置向程序分配箱发出贮箱预增压起动信号，程序分配箱依次给贮箱断



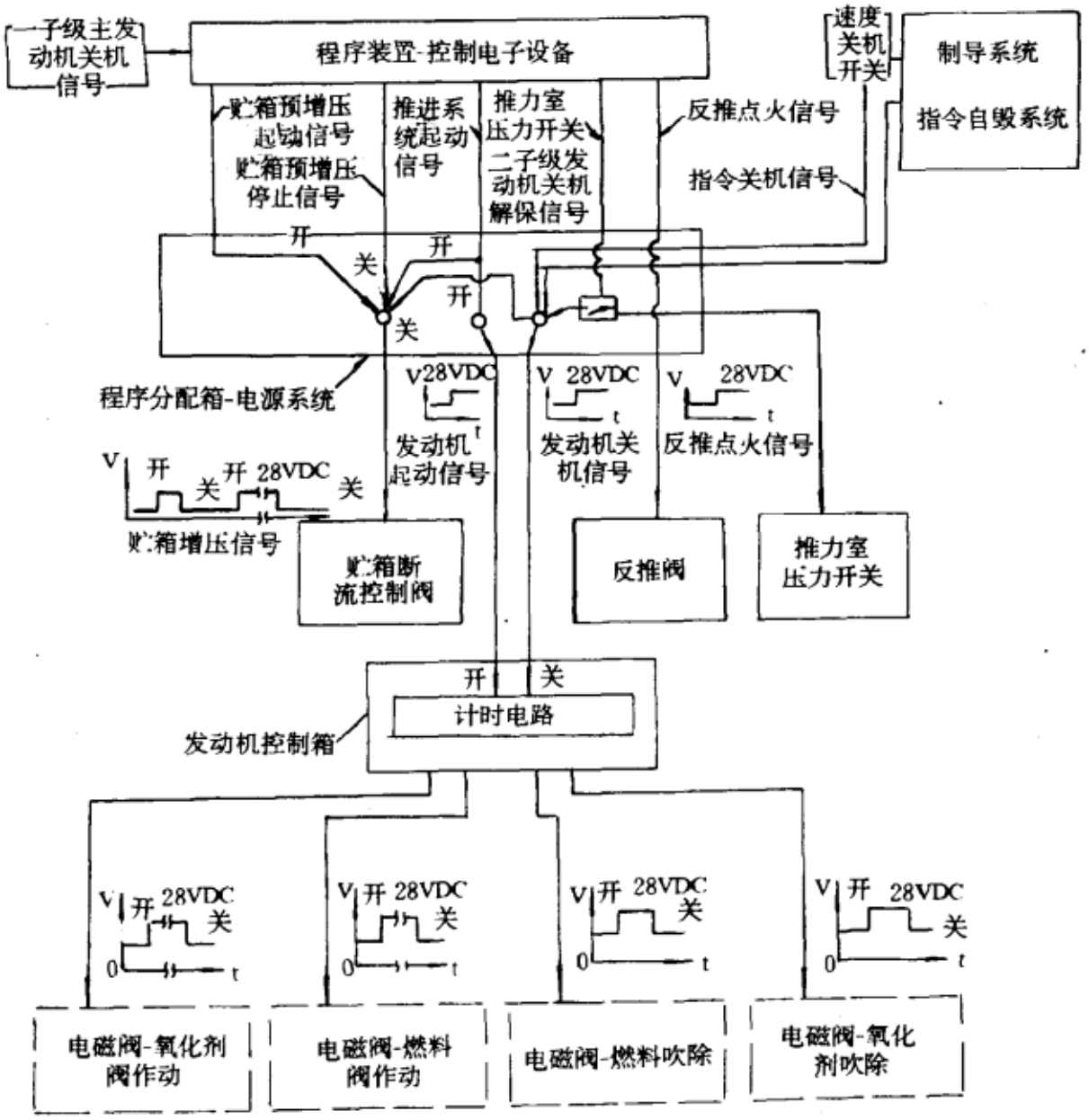

二子级推进系统原理图

1. 氮气加注管路；2. 氮气加注歧管；3. 单向阀；4. 调节器入口歧管；5. 反推气体管路；6. 氮气过滤器；7. OTSV 入口歧管；8. 放气孔；9. OTSV 作动器；10. OTSV 出口歧管；11. 氧化剂箱增压管路；12. 氧化剂箱吹除管路；13. 氧化剂箱伺服管路；14. 氧化剂加注管路；15. FTSV 入口歧管；16. 发动机氮气供给管路；17. FTSV 作动器；18. FTSV 出口歧管；19. 发动机氮气供给管路(金属丝编织软管)；20. 燃料箱增压管路；21. 燃料箱伺服管路；22. 燃料箱吹除管路；23. 金属丝网筛(燃料箱)；24. 金属丝网筛(氧化剂箱)；25. 燃料出口接头；26. 燃料过滤器；27. 衬套；28. 波纹管；29. 燃料上导管；30. 燃料流量计；31. 燃料下导管；32. 燃料加注管路；33. 衬套；34. 波纹管；35. 氧化剂上导管；36. 整流管；37. 氧化剂流量计；38. 氧化剂下导管；39. 气泡排放管路；40. 发动机氧化剂喷注器吹除管路(仅用于地面勤务)；41. 发动机氧化剂吹除管路；42. 发动机燃料吹除管路；43. 发动机氧化剂阀作动氮气管路；44. 发动机燃料阀作动氮气管路；45. 喷注器；46. 发动机燃料孔；47. 发动机氧化剂孔；48. 燃烧室压力传感器；49. 燃料喷嘴压力传感器；50. 氧化剂喷嘴压力传感器。

O. 氧化剂；F. 燃料；L. 液位传感器；T. 温度传感器；P. 压力传感器；He. 氦气；O. T. 氧化剂箱；F. T. 燃料箱；Reg. 调节器；OTSV. 氧化剂箱断流阀；FTSV. 燃料箱断流阀；TSPV. 贮箱断流控制阀；FTVV. 燃料箱放气阀；OTVV. 氧化剂箱放气阀；HVV. 氦气排放阀；OPV. 氧化剂吹除电磁阀(发动机)；FPV. 燃料吹除电磁阀(发动机)；OCV. 氧化剂控制电磁阀(发动机)；FCV. 燃料控制电磁阀(发动机)；E/G. 发动机；E/G OV. 发动机氧化剂阀；E/G FV. 发动机燃料阀；TPS. 推力室压力开关。

流控制阀(TSPV)通电 1s，使氦气流入两个贮箱，预增压通常可使贮箱增压到额定值的 80～90%。此过程是在一子级游动发动机提供小推力使火箭仍具有正向加速度的情况下完成的。游动发动机在一子级主发动机熄火后 6s 关机。火箭由气动阻力减速，贮箱内的推进剂承受约 $2\times10^{-4}g$ 的负加速度。一子级与二子级在一子级主发动机关机后 7.5s 分离，程序装置在一子

级主发动机关机后 9s 向程序分配箱发送推进系统的起动信号，程序分配箱给贮箱断流控制阀通电，并向发动机控制箱发送起动信号。贮箱再次增压，同时发动机推进剂阀按控制箱预定的时间开启。发动机在 1.5s 内达到额定推力。由于贮箱已进行预增压，故仅需再补充一些增压工质便可达到所要求的贮箱压力，这样能减轻增压气体对液面的扰动，防止在推进剂中形成气泡。




二子级推进系统程序信号流程

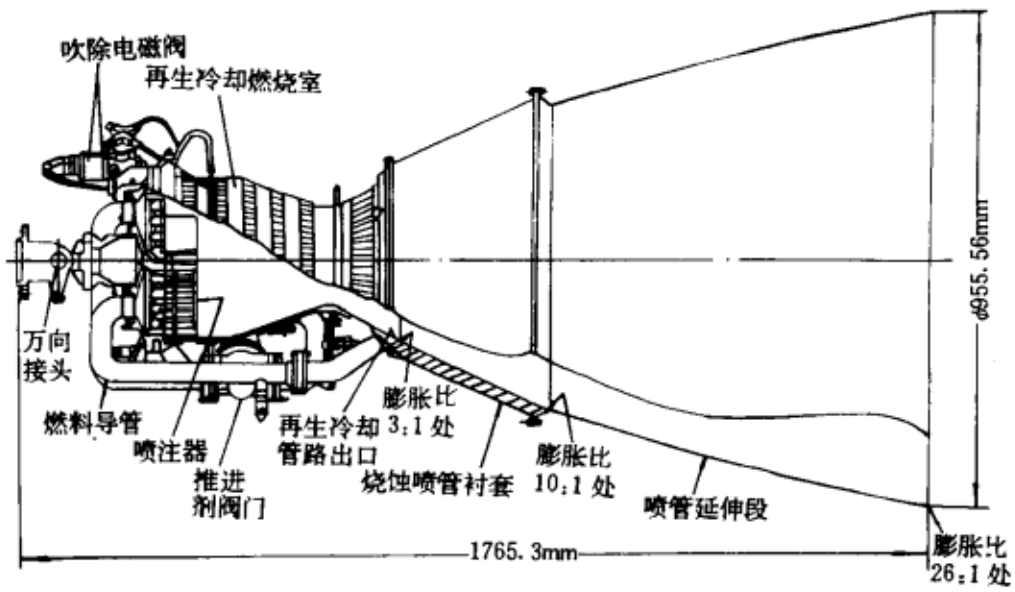
**典型工作程序**

| | | | |
|---|---|---|---|
| $T$(起飞)－60s | 起动液压电动泵 | MECO＋9s | 开始增压，发动机起动(打开贮箱断流控制阀和二子级推力室控制阀门) |
| MECO(主发动机关机)＋2s | 预增压开始(打开贮箱断流控制阀) | MECO＋259s | 二子级发动机关机(SECO)(关闭贮箱断流控制阀和二子级推力室控制阀门) |
| MECO＋3s | 预增压结束(关闭贮箱断流控制阀) | SECO＋1s | 液压电动泵停止工作 |
| MECO＋6s | 一子级游动发动机关机 | SECO＋901s | 二、三子级分离，起动反推阀门 |
| MECO＋7.5s | 一、二子级分离 | | |

当火箭达到预定的速度后,速度关机开关(VCS)向程序分配箱发送关机信号,程序分配箱使贮箱断流控制阀通电,同时向发动机控制箱发送关机信号。氧化剂箱断流阀(OTSV)和燃料箱断流阀关闭。发动机推进剂阀按控制箱预定的时间关闭。二子级发动机关机后的推力衰减时间应小于 1.3s。二子级发动机关机后 901s(同步卫星发射任务),二、三子级分离信号和反推系统起动信号同时由程序装置送往程序分配箱,起爆分离用的分离螺母和作动反推系统的电爆管。

**LE-3 发动机**

二子级采用挤压式输送、再生冷却、一次起动、推力不可调的 LE-3 液体发动机。发动机用四氧化二氮和混肼-50 作推进剂,通过万向接头与贮箱锥形箱底相接,借助液压作动器作双向摆动可为火箭提供俯仰和偏航姿态控制力。发动机由喷注器、再生冷却燃烧室、烧蚀喷管衬套、辐射冷却喷管延伸段、推进剂输送管路、各种阀门和控制组件等组成。




LE-3 发动机

燃烧室由 250 根不锈钢管钎焊而成。从喷注器到喷管膨胀比 3∶1 截面处为单通道再生冷却段。燃料先进入位于喷注器一侧的冷却歧管并通过管路向下流至冷却歧管出口,然后通过燃料管道流入喷注器,而氧化剂则从另一侧直接进入喷注器。辐射冷却喷管延伸段在膨胀比 10∶1处与烧蚀喷管衬套相连接并一直延伸到膨胀比 26∶1 处。喷管延伸段由不同厚度的铌板制成,其内外表面均涂有抗燃气烧蚀的防护层,涂层尚可防潮并增强热辐射能力。再生冷却燃烧室和辐射冷却喷管延伸段之间装有烧蚀喷管衬套,它由硅树脂层复合材料烧蚀衬里和不锈钢外壳组成。

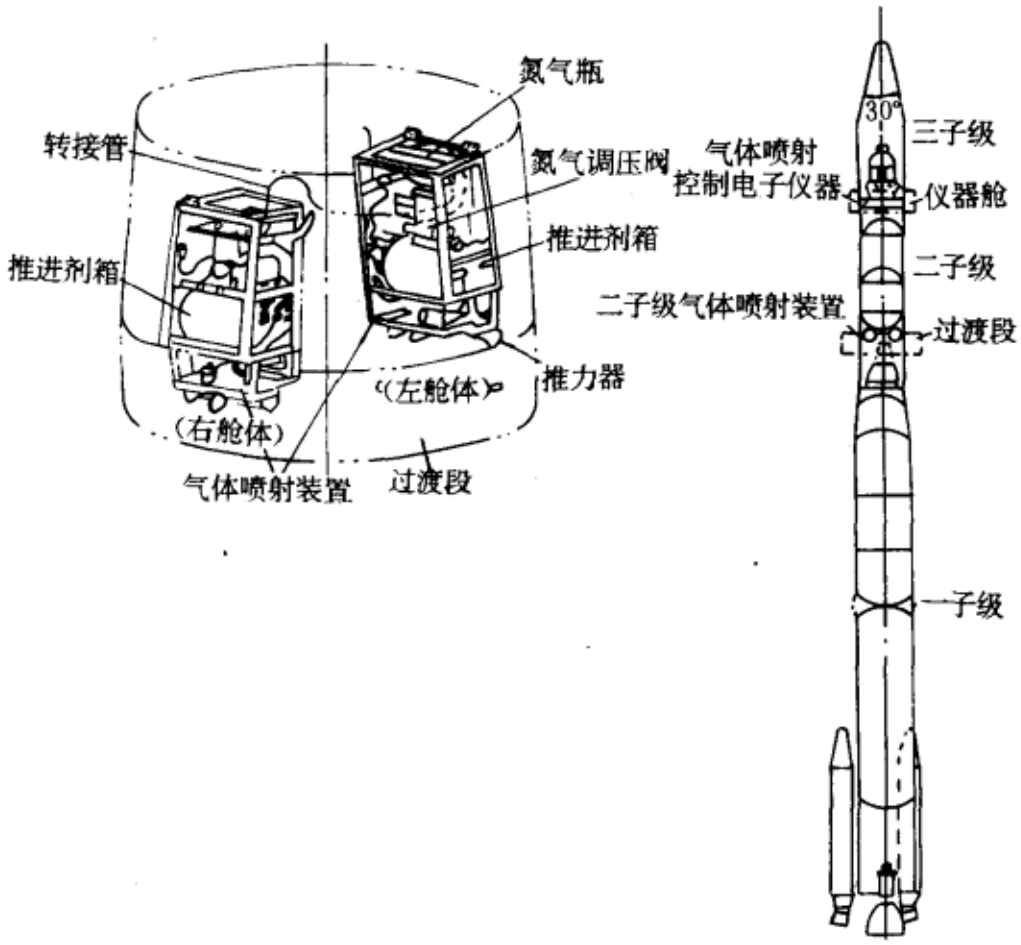
喷注器为铝合金焊接件,由面板、燃料和氧化剂歧管及挡板等组成。喷注器面板上装有三块挡板,以防止切向和径向压力脉动引起的高频不稳定燃烧。推进剂流经输送管路进入发动机一侧的软管并由氦气作动的各种推进剂阀门控制。阀门都是双位常闭球形阀。

控制系统由控制盒以及用于启动推进剂阀门和吹除用的电磁阀组成。当接到二子级仪器舱程序装置发出的起动指令时,控制盒起动电磁阀,为氧化剂和燃料阀门作动器输送氦气。当接到关机指令时,控制盒使电磁阀去电,关闭推进剂阀门。接到关机指令后约 0.5s,控制盒起动吹除电磁阀,在 4s 内用氦气吹除推进剂阀门下游管道、燃烧室管路和喷注器沟槽内的残余推进剂,以防燃料在燃烧室管内分解并最大限度地减小后效冲量的影响。发动机装有推力室压

力开关(TPS),当推力室压力降到 0.69MPa 时,给控制盒发出一个关机信号,发动机在推进剂(燃料或/和氧化剂)耗尽时关机。

**增压系统**

二子级贮箱用氦气增压,增压工质贮存于 3 个 553mm 和 3 个 434mm 直径的高压气瓶中,气瓶壁厚分别为 5.13mm 和 4.05mm,气瓶压力为 30.33±0.34MPa,总容积为 0.373m³。气瓶由两个 Ti-6Al-4V 钛合金锻造的半球壳制成,将半球壳机加工后再用电子束焊接成球形气瓶。




二子级气体喷射控制装置

增压系统工作时,由 6 个球形气瓶提供的氦气先经压调器调节到 2.05±0.07MPa 后,通过给作动活塞腔充气和放气来开启或闭合位于压调器下游的燃料和氧化剂贮箱断流阀门。压力由贮箱断流控制阀门控制,当贮箱断流控制阀门通电时,氦气流入作动筒,打开氧化剂和燃料贮箱的断流阀门;断电时,氦气从作动筒泄出,关闭两个贮箱的断流阀门。氧化剂贮箱增压输送管是双壁式结构,即大管与小管同轴地套在一起。它从后底进入贮箱。氦气通过两管之间的环形通道流入贮箱,内管用于氧化剂贮箱的吹除和压力测量。氦气在进入推进剂贮箱之前要通过增压输送管道末端的一个锥形扩散器,使增压气体按要求的速度和方向均匀进入贮箱,以减小氦气与推进剂界面的扰动。燃料箱的吹除管路与增压输送管路是彼此分开的。

气动组件如氧化剂箱断流阀门、燃料箱断流阀门、贮箱断流控制阀门、压调器以及各种歧管都安装在一块 460mm×400mm 的铝制气动操纵板上。

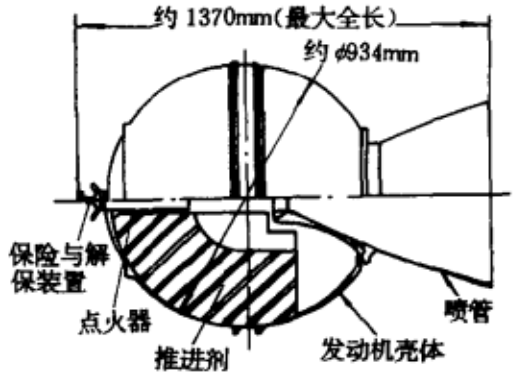
**辅助推进系统**

二子级气体喷射姿态控制系统用于第二级动力飞行段的滚动控制和滑行段的三轴姿态控

制，它由仪器舱内的控制电子仪器和对称地安装在二子级过渡段左右两侧的气体喷射装置构成，两侧的喷射装置各有 3 台推力为 17.65N 的推力器。二子级气体喷射控制装置如图所示。

### 三子级推进系统

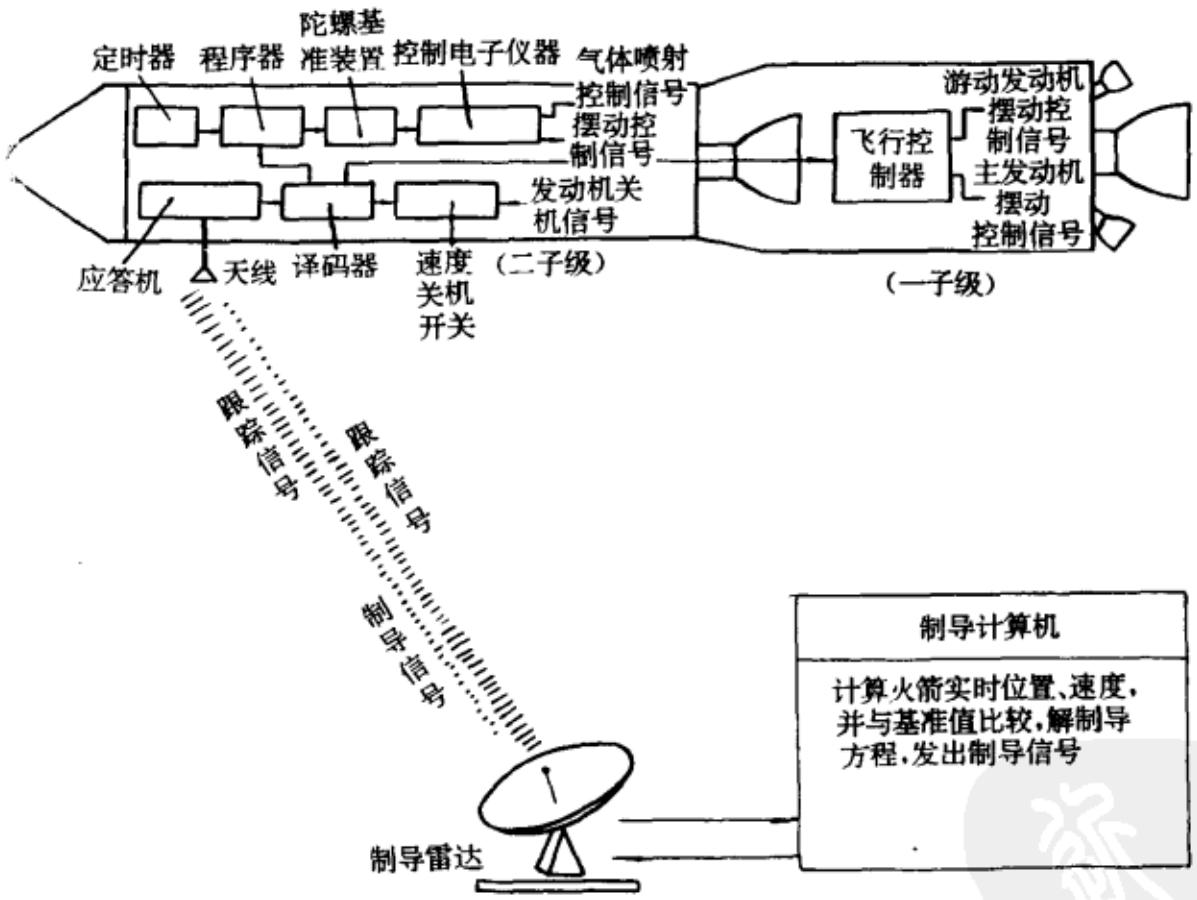
三子级采用 TE-364-14 固体发动机，真空平均推力 38.7N，真空比冲 2853.74N·s/kg，工作 41s。



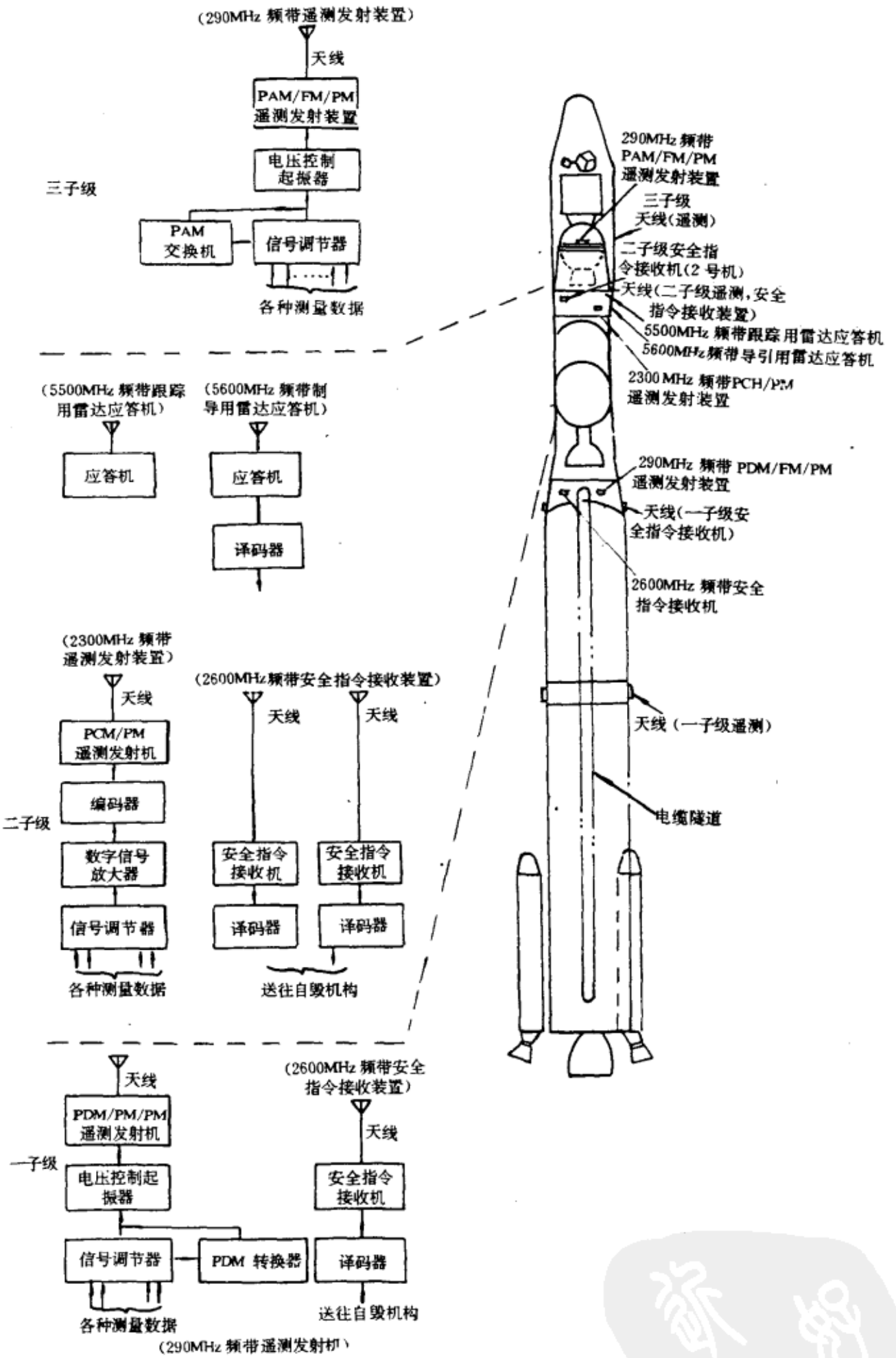

三子级固体发动机简图

## 制导和控制系统

N-Ⅰ火箭制导系统采用程序制导与无线电制导相结合的制导方式。飞行程序和姿态变化程序预先编入箭上程序器中，在飞行中再由无线电制导对火箭的各种误差以及由风等外界干扰引起的轨道误差和速度误差进行修正。地面雷达根据箭上应答机发送的无线电信号，测出火箭每一时刻的距离和方位角。地面制导计算机根据这些数据计算出火箭的实时位置和速度矢量，解制导方程，算出火箭最佳飞行路线，并通过雷达向火箭发送误差修正信号，另外还控制二子级的关机速度。为获得正确的轨道速度，制导计算机进行实时速度计算，根据计算结果，向火箭发送速度增量修正信号。达到预定速度时，速度关机开关(VCS)按信号打开，终止二子级发动机的工作。制导控制系统见图。




制导控制系统


(290MHz 频带遥测发射装置)
天线
PAM/FM/PM
遥测发射装置
电压控制
起振器
三子级
PAM
交换机
信号调节器
各种测量数据
290MHz 频带
PAM/FM/PM
遥测发射装置
三子级
天线(遥测)
二子级安全指
令接收机(2 号机)
天线(二子级遥测,安全
指令接收装置)
5500MHz 频带跟踪用雷达应答机
5600MHz频带导引用雷达应答机
2300 MHz 频带PCH/PM
遥测发射装置
(5500MHz 频带跟踪
用雷达应答机)
(5600MHz 频带制
导用雷达应答机)
应答机
应答机
译码器
290MHz 频带 PDM/FM/PM
遥测发射装置
天线(一子级安
全指令接收机)
2600MHz 频带安全
指令接收机
(2300MHz 频带
遥测发射装置)
(2600MHz频带安全指令接收装置)
天线
天线
天线
PCM/PM
遥测发射机
编码器
二子级
数字信号
放大器
信号调节器
安全指令
接收机
安全指令
接收机
译码器
译码器
各种测量数据
送往自毁机构
天线(一子级遥测)
电缆隧道
(2600MHz 频带安全
指令接收装置)
天线
天线
PDM/PM/PM
遥测发射机
一子级
电压控制起
振器
安全指令
接收机
信号调节器
PDM 转换器
译码器
各种测量数据
送往自毁机构
(290MHz 频带遥测发射机)

遥测跟踪系统框图

N-Ⅰ火箭一子级和二子级都有姿态控制能力。一子级姿态控制是一子级搭载的飞行控制器按照二子级制导装置发出的信号使液压摆动装置动作实现的。在第一级动力飞行段，通过摆动主发动机进行俯仰和偏航控制，摆动游动发动机作滚动控制。在主发动机关机至一、二子级分离之间约 6s 内，由游动发动机的摆动来进行俯仰、偏航和滚动控制。

二子级根据制导装置发出的信号作动液压摆动装置或起动气体喷射装置进行姿态控制。二子级的姿态控制形式是：当二子级发动机工作时，通过摆动发动机作俯仰和偏航控制，由气体喷射装置作滚动控制；在二子级发动机关机后的滑行段则由气体喷射装置进行俯仰、偏航和滚动控制。

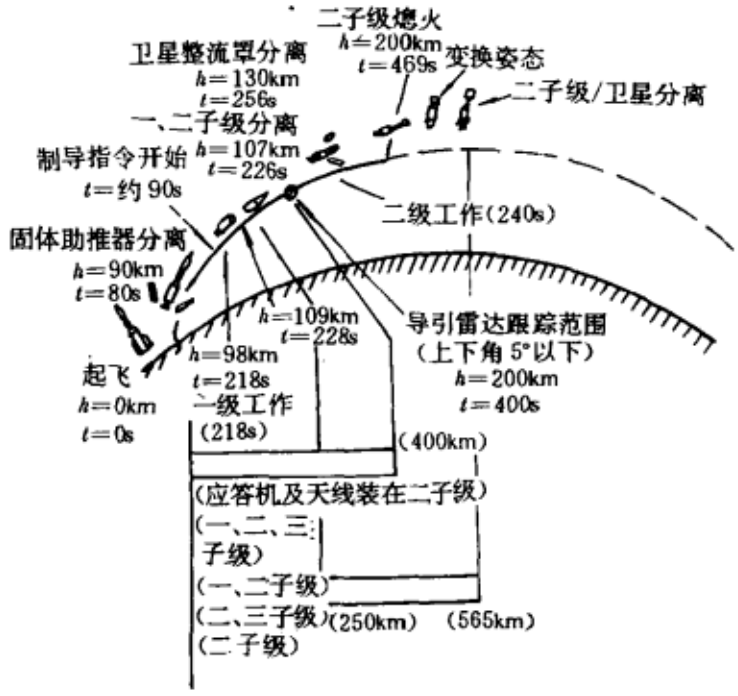
三子级和有效载荷由安装在旋转台上的 8 台旋转火箭发动机起旋后自旋稳定保持姿态。

## 遥测跟踪系统

系统的组成和部件布局见图。

## 典型飞行程序

二级型 N-Ⅰ火箭发射近地轨道卫星时的飞行程序见图。




二级型 N-Ⅰ火箭发射近地轨道卫星的飞行轨道

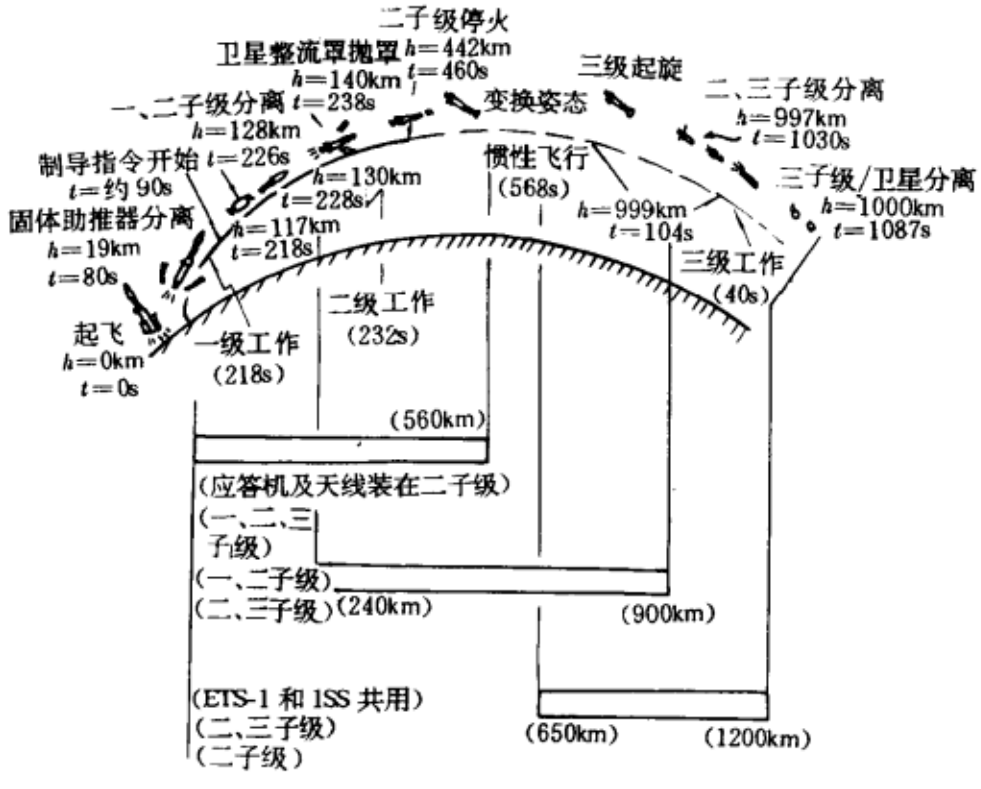
图中数值是近似值

$h$：飞行高度(km)

$t$：起飞后的飞行时间(s)

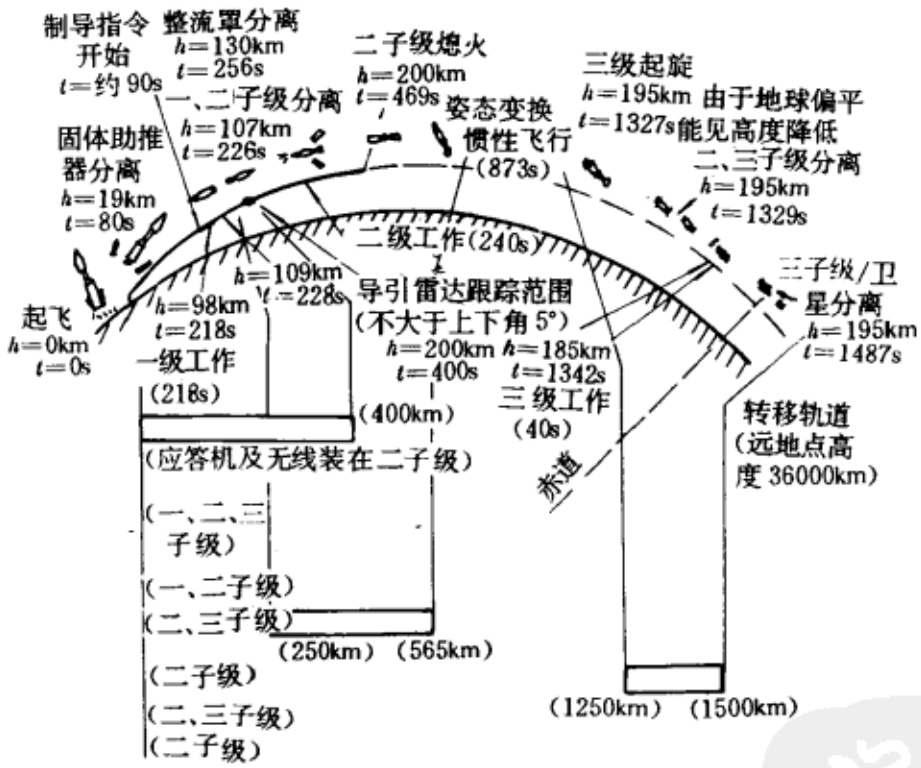
三级型 N-Ⅰ火箭发射中高度轨道(高度 1000km 例)卫星的飞行程序见图。

三级型 N-Ⅰ火箭发射地球同步卫星的飞行程序(从起飞至进入同步转移轨道)如图和表所示。




三级型 N-Ⅰ火箭发射中高度轨道(以高度 1000km 为例)卫星的飞行轨道

图中数值是近似值，$h$：飞行高度(km)　$t$：起飞后的飞行时间(s)




三级型 N-Ⅰ火箭发射地球同步卫星(至同步转移轨道)的轨道

图中数值是近似值，$h$：飞行高度(km)　$t$：起飞后的飞行时间(s)

**发射地球同步卫星(ETS-Ⅱ例)的飞行程序**

| 时　间(s) | 事　　件 | 时　间(s) | 事　　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+396$ | 速度关机开关起动 |
| $T+2$ | 一级滚动程序开始(方位角 105°) | $T+397$ | 开始根据无线电指令修正姿态 |
| $T+7$ | 一级滚动程序结束(方位角 92.5°) | $T+432$ | 根据无线电指令修正姿态结束 |
| $T+7$ | 一级俯仰程序开始 | $T+463$ | 二级俯仰程序结束 |
| $T+39$ | 固体助推器工作结束 | $T+479$ | 二级关机 |
| $T+80$ | 固体助推器分离 | $T+509$ | 滑行段俯仰程序开始 |
| $T+135$ | 一级无线电制导开始 | $T+542$ | 滑行段俯仰程序结束 |
| $T+191$ | 一级无线电制导结束 | $T+542$ | 滑行段偏航程序开始 |
| $T+208$ | 一级俯仰程序结束 | $T+568$ | 滑行段偏航程序结束 |
| $T+224$ | 一级主发动机关机 | $T+1377$ | 三级起旋 |
| $T+231$ | 一、二子级分离 | $T+1379$ | 二、三子级分离 |
| $T+233$ | 二级点火 | $T+1392$ | 三级点火 |
| $T+238$ | 二级俯仰程序开始 | $T+1433$ | 三级熄火 |
| $T+253$ | 卫星整流罩分离 | $T+1502$ | 三子级与卫星分离 |
| $T+271$ | 二级第一次无线电制导开始 | $T+1504$ | 释放三子级偏航重块 |
| $T+393$ | 二子级第一次无线电制导结束 | | |

# 飞　行　记　录

1975 年 9 月～1982 年 9 月,N-Ⅰ火箭共发射了 7 颗卫星,所有的发射都是在种子岛航天中心进行的。表示出了 N-Ⅰ火箭的飞行记录。

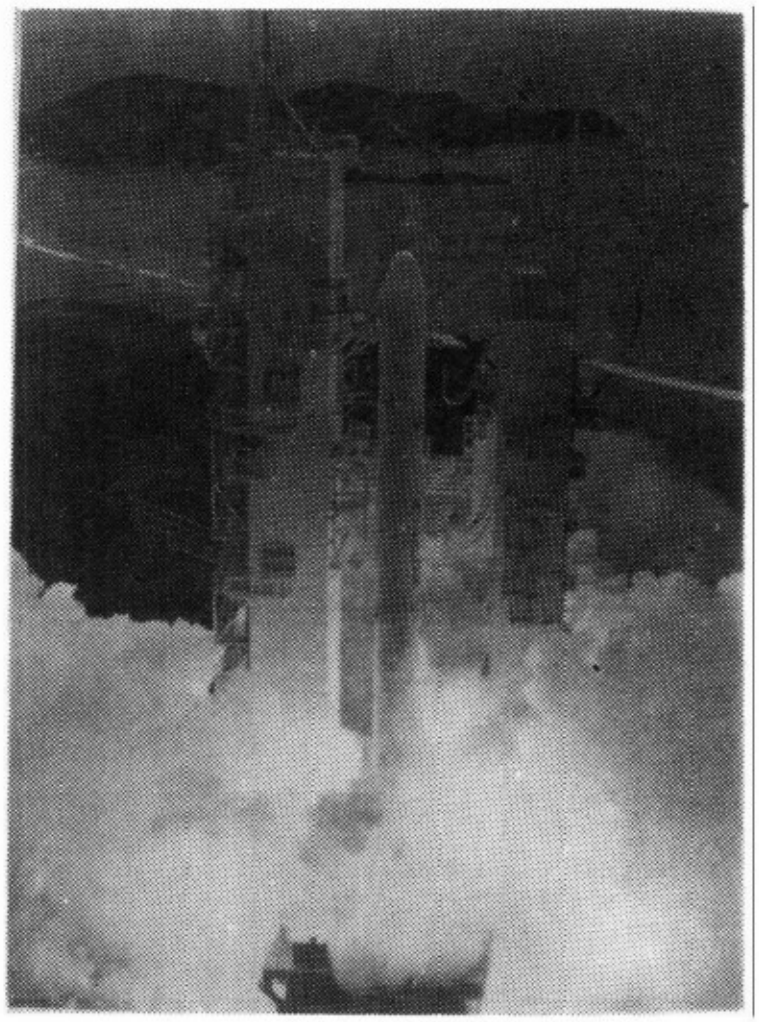
**飞行记录表**

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质　量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾　角(°) | 周　期(min) | |
| 1 | 1975.9.9 | 技术试验卫星Ⅰ型“菊” | 82.5 | 982 | 1106 | 47 | 106 | |
| 2 | 1976.2.29 | 电离层观测卫星(ISS)“梅” | 141 | 999 | 1018 | 70 | 105 | |
| 3 | 1977.2.23 | 技术试验卫星Ⅱ型“菊-2” | 130 | | | | | 地球同步轨道(东经 130°) |
| 4 | 1978.2.16 | 电离层观测卫星“梅-2” | 141 | 981 | 1228 | 70 | 105 | |
| 5* | 1979.2.6 | 实验通信卫星“菖蒲” | 130 | | | | | 失败① |
| 6* | 1980.2.22 | 实验通信卫星“菖蒲-2” | 130 | | | | | 失败② |
| 7 | 1982.9.3 | 技术试验卫星Ⅲ型“菊-4” | 385 | 968 | 1229 | 45 | 107 | |

①卫星分离后,由于三子级偏航重块未正常放出,三子级在后效冲量的作用下又与卫星相撞,致使卫星在远地点发动机点火后与地面的通信中断。

②卫星进入同步转移轨道后,由于远地点发动机故障,卫星未能进入地球同步轨道。

# N-Ⅱ



N-Ⅱ火箭起飞

N-Ⅱ是日本为适应国内通信、广播和对地观测应用卫星的发射需要，由日本宇宙开发事业团在N-Ⅰ火箭的基础上研制的具有更大运载能力的三级火箭。

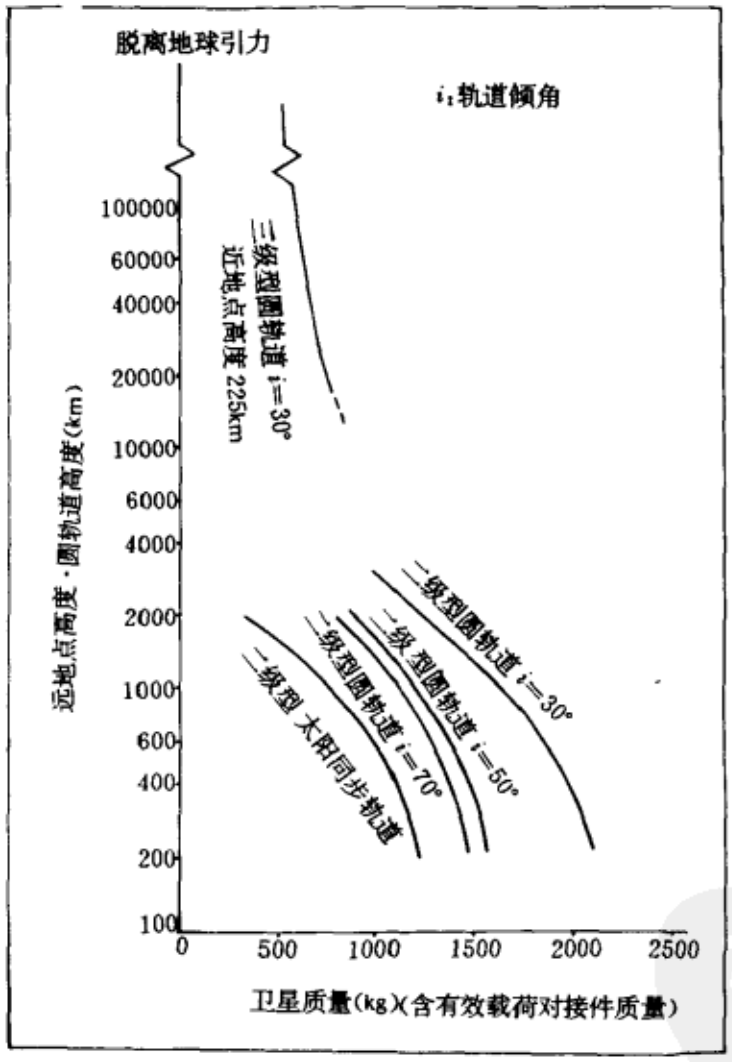
N-Ⅱ火箭是N-Ⅰ火箭的改进型，1976年开始研制，为确保进度和可靠性，降低成本，继续引进了美国“雷神-德尔它”火箭的技术。一子级采用加长的推进剂贮箱、一台用在N-Ⅰ火箭上的MB-3发动机和9枚卡斯托Ⅱ固体助推器。这些部件都是根据美国的许可证按“德尔它”火箭的设计在日本生产的。二子级推进系统采用“德尔它1900系列”AJ10-118F的改型AJ10-118FJ液体发动机。三子级采用“德尔它”三子级TE-364-4固体发动机。N-Ⅱ还改用与“德尔它”火箭相同的惯性制导系统(DIGS)。箭上电子仪器也以N-Ⅰ火箭使用的电子仪器为基础作必要的修改而成。N-Ⅱ火箭的主要改进如表所示。

1981年2月11日，N-Ⅱ火箭从种子岛航天中心首次发射，成功地把一颗“同步气象卫星2号”(GMS-2)送入地球同步轨道。N-Ⅱ火箭共进行了8次发射，全部成功，将8颗卫星送入了预定轨道，最后一枚火箭是1987年1月23日发射的，成功地把“海洋观测卫星1号”(MOS-1)送入了太阳同步轨道。

N-Ⅱ火箭的主要改进

| 项　　目 | N-Ⅰ | N-Ⅱ |
|---|---|---|
| 卫星整流罩 | | |
| 直径 | 1.65m | 2.44m |
| 材料 | 玻璃纤维增强塑料(FRP) | 铝合金 |
| 三子级发动机 | TE-364-14 | TE-364-4 |
| 制导系统 | 预装订程序/无线电制导 | 惯性制导 |
| 二子级推进系统 | | |
| 真空推力×工作时间 | 53.3kN×246s | 43.8kN×426s |
| 真空比冲 | 2844N·s/kg | 3079N·s/kg |
| 一、二子级级间段 | $\phi$1.6m×1.4m | $\phi$2.4m×4.7m |
| 一子级贮箱 | $\phi$2.4m×15m | $\phi$2.4m×18m |
| 助推器数量 | 3枚 | 9枚 |

N-Ⅱ火箭按照不同的用途可以把有效载荷送入各种不同的轨道。如三级型的N-Ⅱ火箭的地球同步转移轨道运载能力为670kg,再由远地点发动机送入地球同步轨道的卫星的质量约为350kg。二级型的N-Ⅱ可把750kg的有效载荷送入轨道高度910km、轨道倾角99°的太阳同步轨道。N-Ⅱ火箭的运载能力如图所示。




N-Ⅱ火箭的运载能力

由于制导系统安装在二子级上,故用二级型的N-Ⅰ火箭发射卫星时,卫星无需起旋便能以要求的姿态分离并精确入轨。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2157.6kN |
| 全长 | 35.36m | 推重比 | 1.62 |
| 最大直径 | 4.02m | 运载能力 | 地球同步转移轨道 670kg |
| 起飞质量 | 135.39t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.25m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 6×232kN |
| 总质量 | 9×4.47t | 海平面比冲 | 2333.98N·s/kg |
| 推进剂质量 | 9×3.75t | 工作时间 | 38s |
| 发动机 | 9×TX354-5 | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.44m | 海平面平均推力 | 主机　756kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机　9.62kN |
| 子级质量 | 85.95t | 海平面比冲 | 主机　2442N·s/kg |
| 推进剂质量 | 81.43t | | 游机　2049.6N·s/kg |
| 发动机 | MB-3 | 工作时间 | 主机　269s |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | | 游机　275s |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 5.99m | 推进剂 | 四氧化二氮/混肼-50 |
| 直径 | 2.44m | 真空平均推力 | 43.8kN |
| 子级质量 | 6.67t | 真空比冲 | 3079.3N·s/kg |
| 推进剂质量 | 6.0t | 工作时间 | 426s |
| 发动机 | AJ10-118FJ | | |

### 三　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.09m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 0.96m | 真空平均推力 | 66.59kN |
| 子级质量 | 1.25t | 真空比冲 | 2785.1N·s/kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂质量 | 1.05t | 工作时间 | 43.6s |
| 发动机 | TE-364-4 | | |

### 整 流 罩

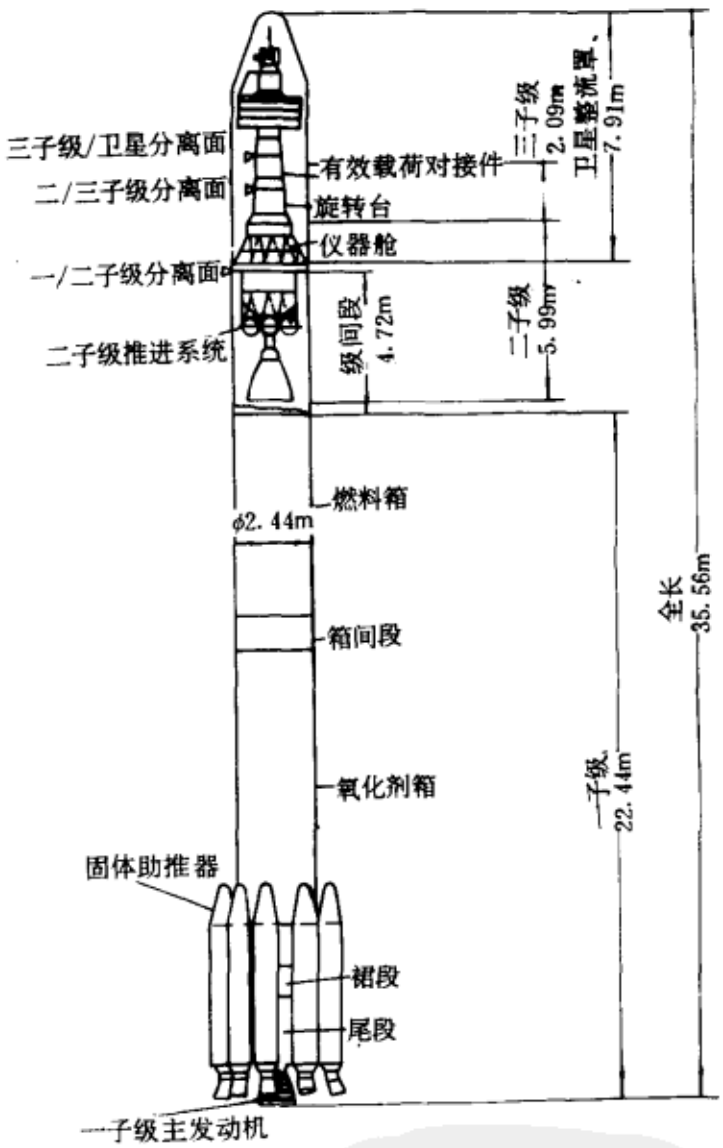
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.91m | 结构质量 | 0.60t |
| 直径 | 2.44m | | |

## 总 体 布 局

N-Ⅱ为一子级捆绑 9 枚助推器的二级或三级型火箭。三级型 N-Ⅱ火箭长约 35m,芯级箭体呈直筒形,气动外形好。火箭组成和布局如图所示。

一子级和二子级布局基本同 N-Ⅰ火箭。该火箭新增加一连接一、二子级的级间段。二子级自下而上由发动机支架、贮箱、短壳、锥形支撑结构和仪器舱组成。该级由整流罩和级间段覆罩。仪器舱内安装有火箭的主要电子设备——制导装置、遥测发射装置、自毁指令接收机和电源等。在支撑结构内安装有液压系统和推进剂输送系统组件及导管等。二、三子级电子仪器和自毁系统组件布局如图所示。

火箭起飞时,先点燃 6 枚助推器,另外 3 枚待前 6 枚工作结束后再点火,后 3 枚工作结束后,9 枚同时分离。火箭二子级和三子级的分离方式同 N-Ⅰ火箭。为防止二、三子级分离后,二子级与三子级相撞,在支撑结构上装有二子级减速用的氮气喷射反推系统。

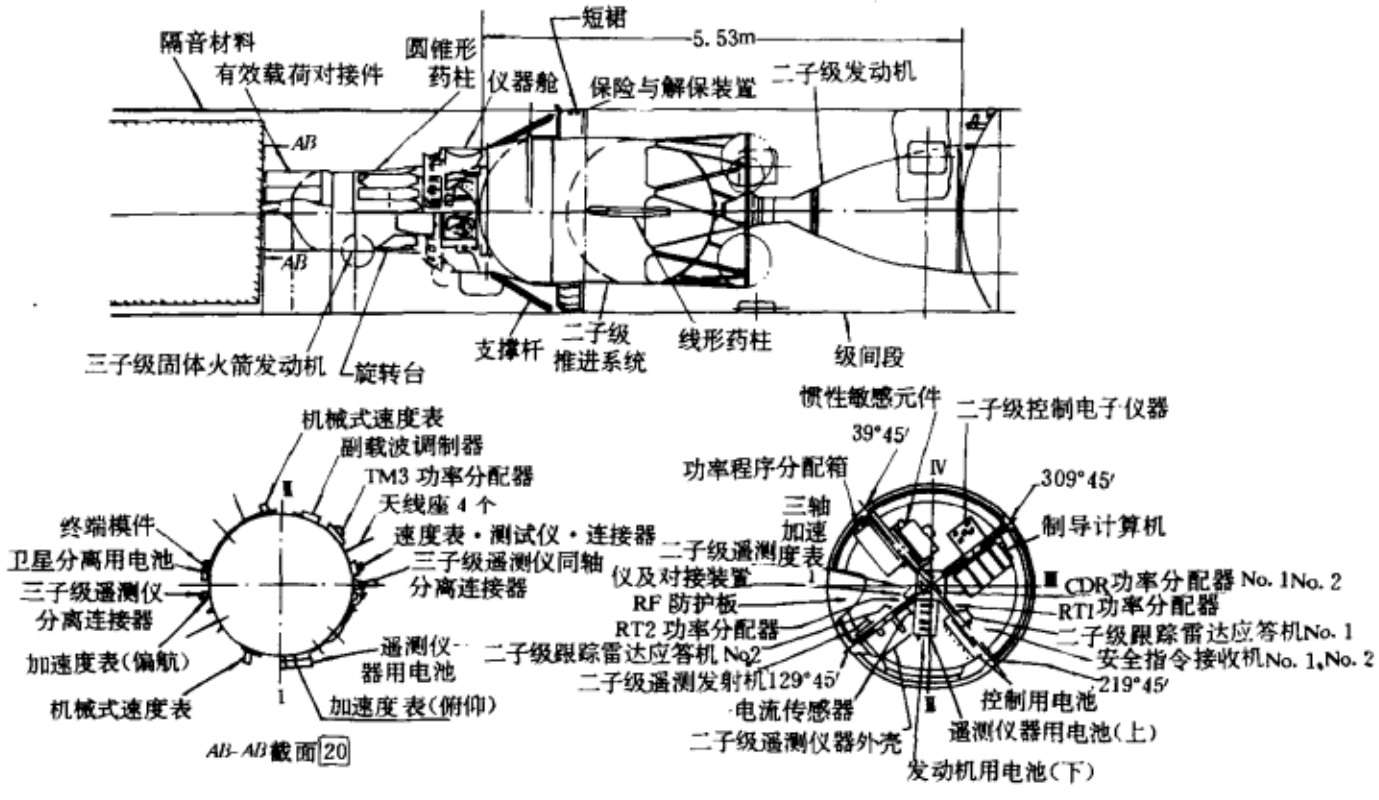



N-Ⅱ火箭总体布局

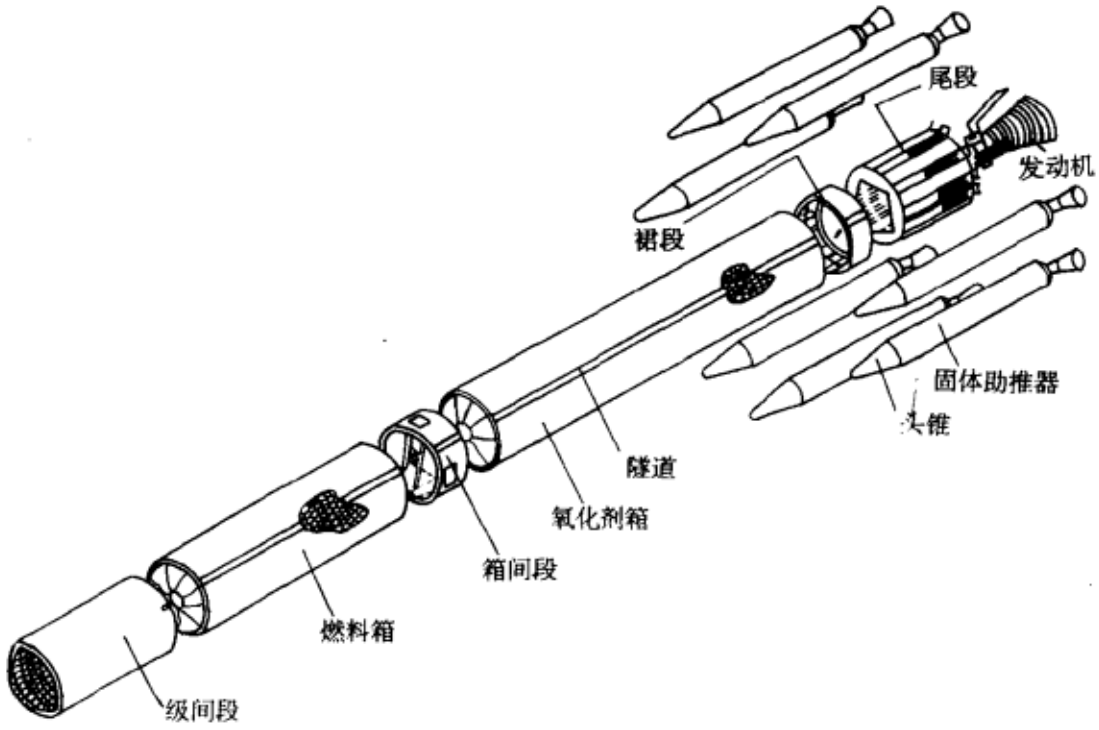
## 箭 体 结 构

一子级箭体结构基本同 N-Ⅰ火箭,只是贮箱加长,由 15m 增为 18m,取消 N-Ⅰ火箭一子级的截锥形转接段和过渡段,改为直径 2.44m 的直筒形箭体并换用可安装 9 枚助推器的尾段。

级间段是新增加的,装有一、二子级分离用的弹簧作动器。级间段与一子级用螺栓连接,在一、二子级分离时随一子级分离。另外,为了对箭体内部进行检查和维护,在壳体上设有 4 个窗口。级间段的结构如图所示。



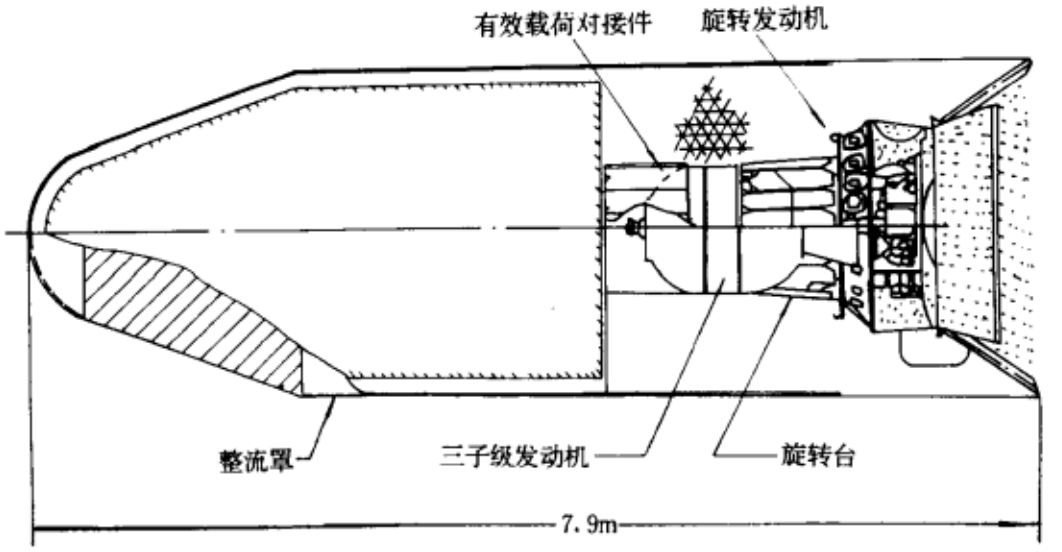

二、三子级电子仪器和自毁系统组件安装位置



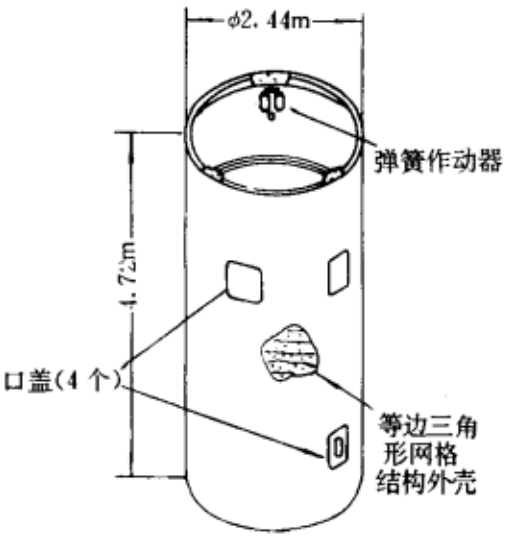

一子级箭体分解图

二子级的箭体结构如下图所示，由支撑架、贮箱、短裙和仪器舱等组成。推进剂贮箱是用不锈钢材料制成的圆筒形整体结构，通过共底把燃料箱和氧化剂箱隔开。贮箱由 3 个拱形箱底和 1 个圆筒段沿周向焊接而成，直径约 1.8m，长约 2.73m。与 N-Ⅰ火箭二子级结构对比，短裙和支撑架是新增设的。火箭整流罩与级间段在二子级短裙段对接，罩住二子级。

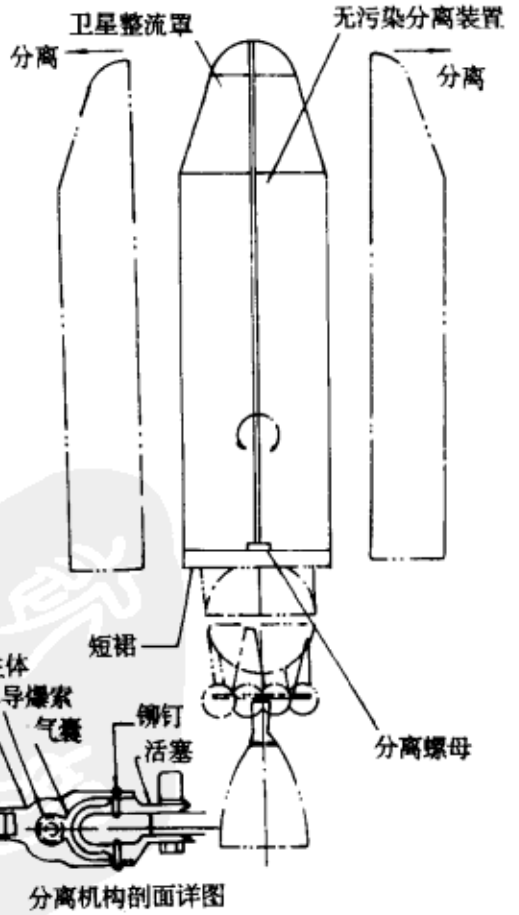
三子级箭体结构(见图)基本同 N-Ⅰ火箭，只是发动机增加一柱形壳段，药柱壳体由准球



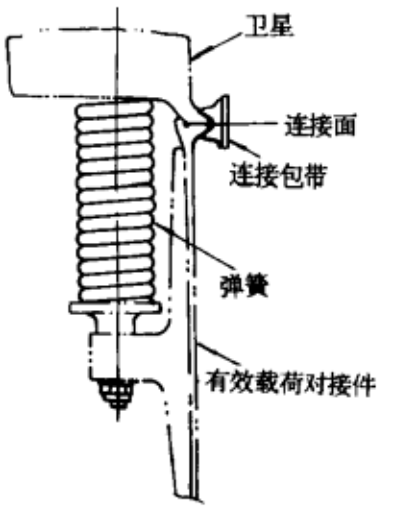

三子级箭体结构



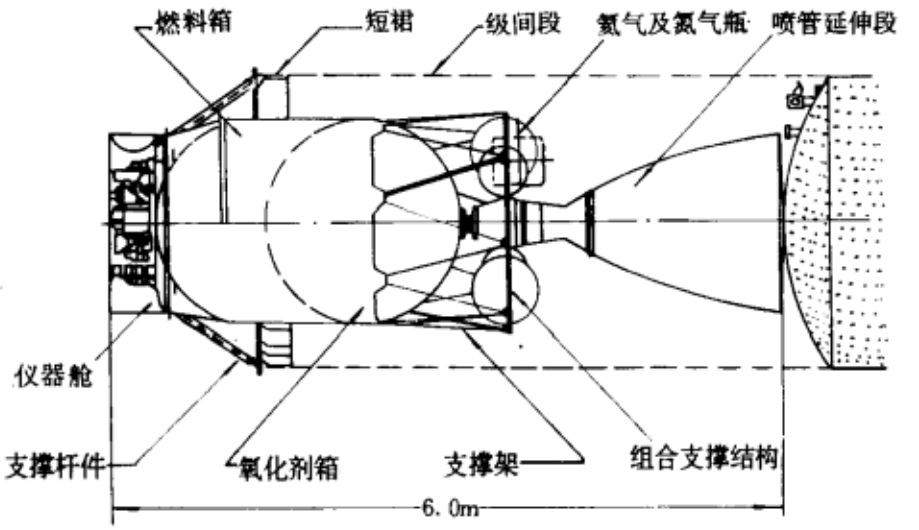

级间段结构




整流罩及其分离机构示意图




有效载荷对接件结构简...




二子级箭体结构

形变为短筒形。

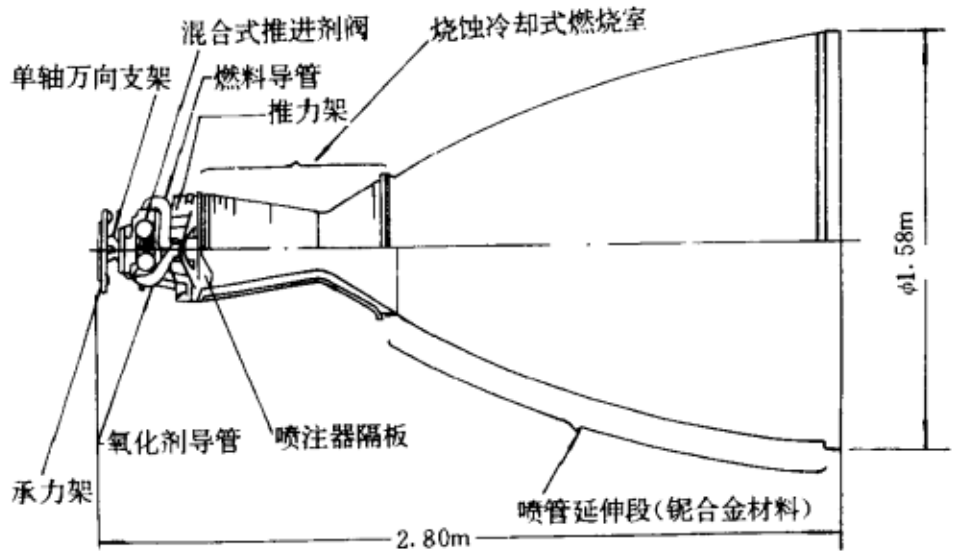
有效载荷对接件上装有有效载荷分离装置和三子级遥测装置，其基本结构如图所示。这种结构使各种不同的卫星不需改动就能与三子级固体火箭发动机连接。

有效载荷整流罩由两个半壳组成，它通常在二子级点火后被抛掉。见整流罩及其分离机构示意图。

## 推　进　系　统

N-Ⅱ火箭一子级推进系统基本与N-Ⅰ火箭相同，只是推进剂贮箱加长使推进剂质量增加了约16t，发动机工作时间也由N-Ⅰ火箭的224s提高到269s。另外，为增加推力，捆绑助推器从3枚(N-Ⅰ火箭)增加到9枚。

二子级推进系统由主推进系统AJ-10-118FJ发动机、推进剂输送系统、贮箱增压系统和冷气喷气姿控系统等组成。

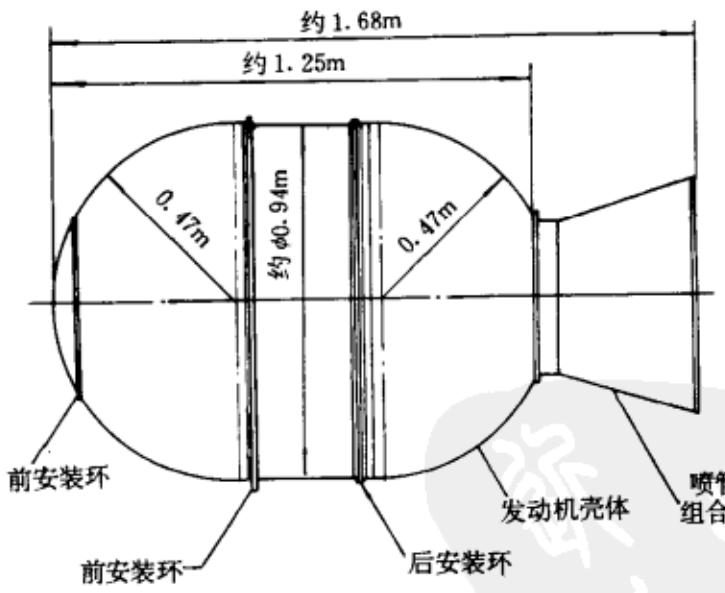



二子级发动机简图

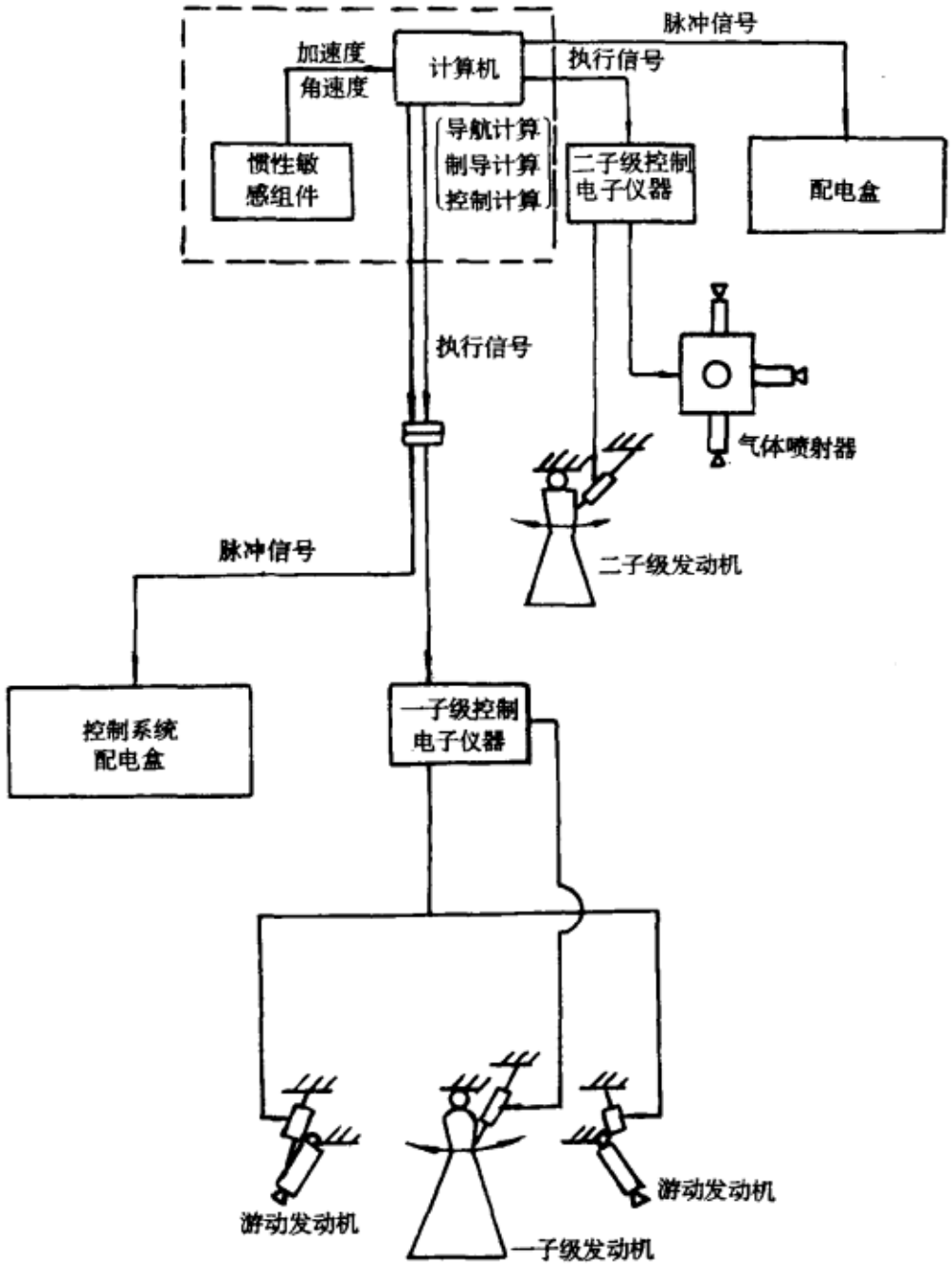
二子级AJ10-118FJ发动机为挤压式输送、烧蚀冷却、多次起动发动机。系统采用四氧化二氮/混肼作推进剂。发动机借助液压作动器可作±3.3°双向摆动，进行第二级动力飞行段的俯仰和偏航控制。

发动机(见图)采用烧蚀冷却式燃烧室和铌合金辐射冷却喷管延伸段，真空推力43.8kN，真空比冲3079.3N·s/kg，喷管面积比65。

二子级推进剂输送系统和贮箱增压系统由2个外径约0.6m和1个内径约0.4m的球形氦气瓶以及相应的




三子级固体发动机




N-Ⅰ火箭制导与控制方式

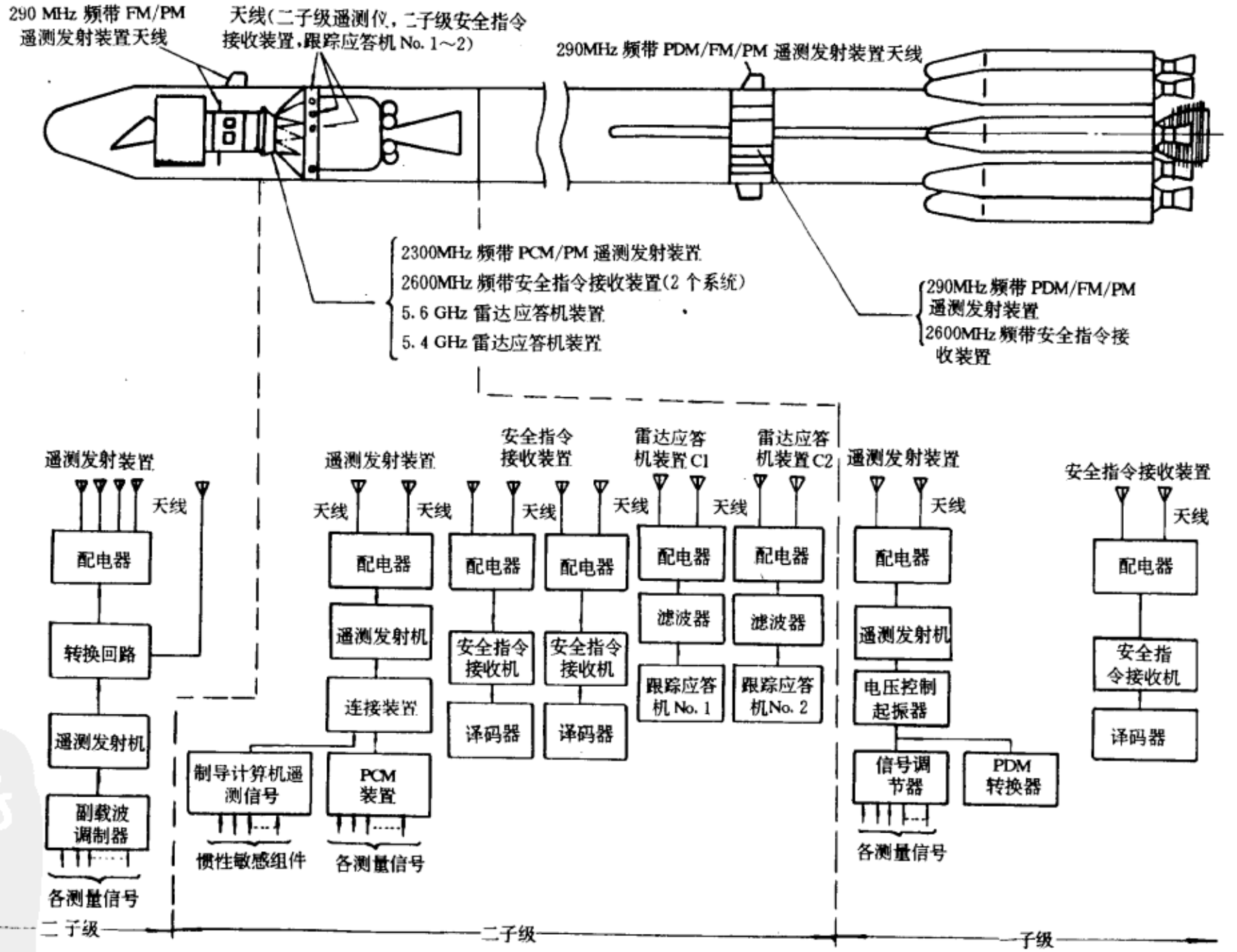
阀门和管路组成。气瓶内氮气经压调器调压至约 1.59MPa 后，进入贮箱进行增压，为发动机输送推进剂。发动机关机后，气瓶剩余氮气用来产生二子级分离反推力。

二子级采用氮气喷气姿态控制系统，在第二级动力飞行段进行滚动控制和在滑行段进行俯仰、偏航和滚动控制。

三子级采用 TE-364-4 发动机，推进剂药量由 TE-364-14 的 0.56t 增为 1.05t，真空推力 66.59kN。

## 制导和控制系统

N-Ⅱ火箭采用捷联式惯性制导系统(见上图)，由惯性测量装置和制导计算机组成，其组


290 MHz 频带 FM/PM
遥测发射装置天线
天线(二子级遥测仪，二子级安全指令
接收装置，跟踪应答机 No. 1～2)
290MHz 频带 PDM/FM/PM 遥测发射装置天线
2300MHz 频带 PCM/PM 遥测发射装置
2600MHz 频带安全指令接收装置(2 个系统)
5.6 GHz 雷达应答机装置
5.4 GHz 雷达应答机装置
290MHz 频带 PDM/FM/PM
遥测发射装置
2600MHz 频带安全指令接
收装置
遥测发射装置
天线
配电器
转换回路
遥测发射机
副载波
调制器
各测量信号
遥测发射装置
安全指令
接收装置
雷达应答
机装置 C1
雷达应答
机装置 C2
遥测发射装置
天线
配电器
遥测发射机
连接装置
制导计算机遥
测信号
惯性敏感组件
PCM
装置
各测量信号
安全指令
接收机
译码器
滤波器
跟踪应答
机 No. 1
跟踪应答
机No. 2
遥测发射装置
电压控制
起振器
信号调
节器
PDM
转换器
各测量信号
安全指令接收装置
安全指
令接收机
译码器
二子级
二子级
子级

遥测跟踪系统框图

件安装在二子级贮箱上部的仪器舱内。安装在一子级和二子级的控制电子组件接收来自制导计算机的指令,对一子级和二子级进行控制,并对火箭的各种误差包括由风等引起的轨道误差进行修正。

火箭按预先装入计算机的程序信号飞行,并在第一级飞行中空气动力影响还未形成时就开始制导。制导计算机根据惯性测量装置测得的箭体角速度和加速度数据计算出实时位置和速度,并与目标值比较,解制导方程,发出制导信号。另外,制导计算机还向相应系统发送子级分离和二子级发动机关机等指令。

第一级动力飞行段由一子级主发动机的摆动来进行俯仰和偏航控制,由游动发动机作滚动控制,一子级主发动机关机后,由游动发动机进行俯仰、偏航和滚动控制。

第二级动力飞行段由二子级主发动机的摆动来控制俯仰和偏航,由气体喷射控制装置控制滚动,二子级主发动机关机后,由气体喷射装置控制俯仰、偏航和滚动姿态。

三子级在二、三子级分离前起旋,保持姿态稳定。

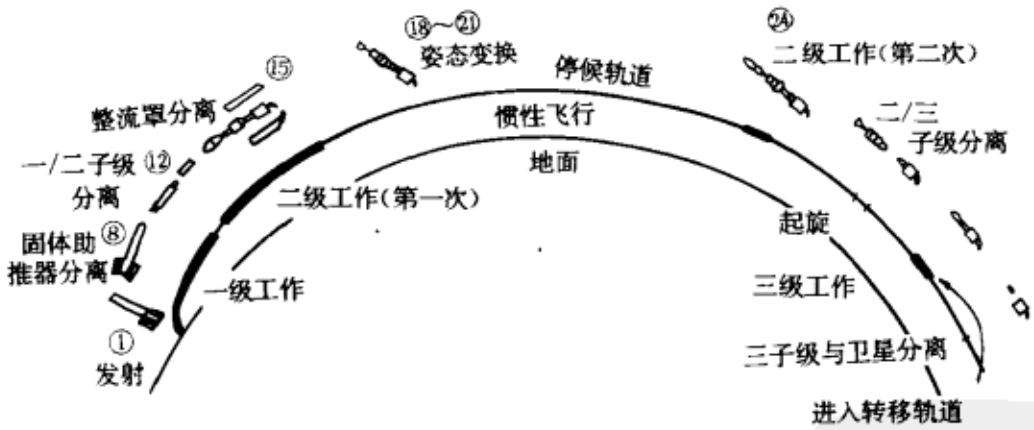
## 遥测跟踪系统

系统的组成和部件布局如上图所示。

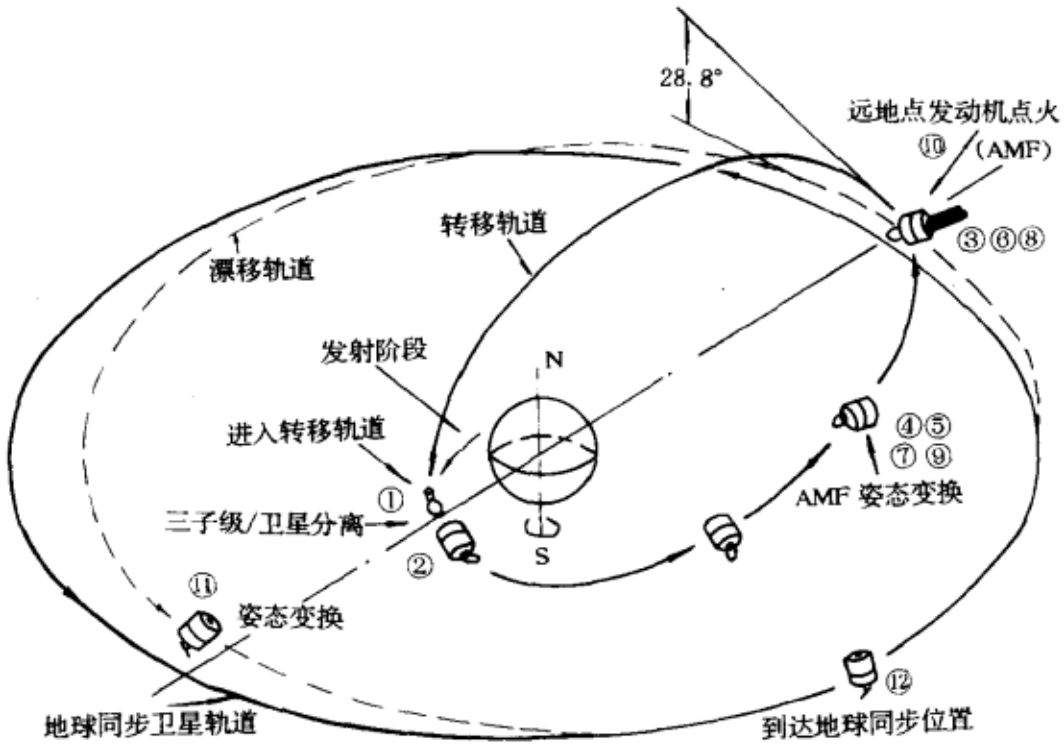
## 典型飞行程序

二级型 N-Ⅱ 火箭可用于发射中低轨道高度卫星,由于对二子级火箭进行精确的姿态控制和速度控制,因而具有入轨精度高的优点。而且,二子级箭体工作完后进入轨道而不落地面,从安全方面考虑也是有利的。

三级型 N-Ⅱ 火箭发射地球同步卫星(CS-2 例)时,先把卫星送到轨道倾角 28.8°,远地点高度约 37000km、近地点高度约 170km 的地球同步转移轨道,然后卫星再由远地点发动机送入地球同步轨道。N-Ⅱ 火箭从起飞至卫星分离的主要飞行程序如图、表所示。




三级型 N-Ⅱ 火箭发射地球同步卫星的轨道(进入同步转移轨道)




三级型 N-Ⅰ火箭发射地球同步卫星的轨道(从同步转移轨道至地球同步轨道)

**发射地球同步卫星的飞行程序(至同步转移轨道)**

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 起飞 | $T+750$ | 滑行段俯仰程序开始 |
| $T+3$ | 滚动程序开始 | $T+850$ | 滑行段俯仰程序结束 |
| $T+8$ | 滚动程序结束 | $T+850$ | 滑行段偏航程序开始 |
| $T+8$ | 俯仰程序开始 | $T+900$ | 滑行段偏航程序结束 |
| $T+39$ | 6 枚固体助推器熄火 | $T+1256$ | 第一次姿态控制开始 |
| $T+39$ | 另 3 枚固体助推器点火 | $T+1316$ | 第一次姿态控制结束 |
| $T+79$ | 3 枚固体助推器熄火 | $T+1389$ | 二子级再起动 |
| $T+85$ | 9 枚固体助推器分离 | $T+1398$ | 二子级关机 |
| $T+270$ | 俯仰程序结束 | $T+1404$ | 第二次姿态控制开始 |
| $T+276$ | 主发动机关机 | $T+1454$ | 第二次姿态控制结束 |
| $T+282$ | 游动发动机关机 | $T+1458$ | 三子级起旋 |
| $T+284$ | 一、二子级分离 | $T+1460$ | 二、三子级分离 |
| $T+290$ | 二子级点火 | $T+1498$ | 三子级点火 |
| $T+295$ | 俯仰程序开始 | $T+1542$ | 三子级关机 |
| $T+305$ | 卫星整流罩分离 | $T+1618$ | 三子级与卫星分离 |
| $T+667$ | 俯仰程序结束 | $T+1620$ | 释放偏航重块 |
| $T+667$ | 二子级关机 | | |

**发射地球同步卫星的飞行程序(从同步转移轨道至地球同步轨道)**

| 起飞后时间 (h：min) | 事　件 | 起飞后时间 (h：min) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| 0：26 | 进入同步转移轨道 | 23：38 | 第三次变换姿态 |
| 0：27 | 三子级与卫星分离 | 27：27 | 通过第三个远地点 |
| 05：51 | 通过第一个远地点 | 37：30 | 第四次变换姿态 |
| 12：46 | 第一次变换姿态 | 38：15 | 远地点发动机点火 |
| 15：54 | 第二次变换姿态 | 约 62：15 | 姿态变换(38 小时) |
| 16：39 | 提高近地点高度 | 约 1 个月 | 达到地球同步位置 |

# 飞 行 记 录

1981 年 2 月～1987 年 1 月，N-Ⅱ 火箭共发射了 8 颗卫星，全都成功。所有发射都是在种子岛航天中心进行的。N-Ⅱ 火箭的飞行记录如表所示。

| 序号 | 发射日期 (年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名　称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | |
| 1 | 1981.2.11 | 技术试验卫星Ⅳ型(ETS-Ⅳ)“菊”-3 | 638 | 220 | 35820 | 29 | | |
| 2 | 1981.8.11 | 同步气象卫星 2 号(GMS-2)“向日葵”-2 | 290 | | | | | 地球同步轨道(东经 120°) |
| 3 | 1983.2.4 | 通信卫星-2a(CS-2a)“樱”-2a | 350 | | | | | 地球同步轨道(东经 132°) |
| 4 | 1983.8.6 | 通信卫星-2b(CS-2b)“樱”-2b | 350 | | | | | 地球同步轨道(东经 136°) |
| 5 | 1984.1.23 | 广播卫星-2a(BS-2a)“百合” | 350 | | | | | 地球同步轨道(东经 110°) |
| 6 | 1984.8.3 | 同步气象卫星 3 号(GMS-3)“向日葵”-3 | 300 | | | | | 地球同步轨道(东经 140°) |
| 7 | 1986.2.12 | 广播卫星-2b(BS-2b)“百合” | 350 | | | | | 地球同步轨道(东经 110°) |
| 8 | 1987.1.23 | 海洋观测卫星 1 号(MOS-1)“桃花”-1 | 750 | | 909 | 99 | 103 | 太阳同步轨道 |

# H系列火箭（Hシリーズ）

咸　海　顾松南　张振华

## 概　述

H系列是按照日本政府宇宙开发委员会1978年3月制定并经过1984年和1989年两次修改的“宇宙开发政策大纲”研制的。日本宇宙开发事业团负责它们的研制、试验工作。

该系列包括H-Ⅰ和H-Ⅱ两种火箭型号，其中H-Ⅰ火箭是1981年在N-Ⅱ火箭基础上研制的二、三级型火箭，其二子级液氢液氧级为日本国内研制的，但一、三子级等采用了引进的美国“德尔它”火箭技术。按照日美两国签订的“美日空间协议条款”规定，日本不得利用美国技术为第三国发射卫星，因此，H-Ⅰ火箭只限于发射日本国内卫星使用。H-Ⅰ于1986年8月13日在种子岛航天中心以二级型进行首发试飞成功后，于1988年2月投入使用，到1990年底为止先后共发射7次，全部成功。

H-Ⅱ火箭是日本完全依靠自己的技术独立自主研制的大型低温液体运载火箭。既承担本国的航天运载任务，又可直接参与国际卫星发射市场的竞争。该火箭已于1984年7月开始研制，1994年2月4日进行了首次试飞，90年代中期投入使用。

H-Ⅰ和H-Ⅱ火箭主要总体参数见表。

**H系列型号总体参数和运载能力表**

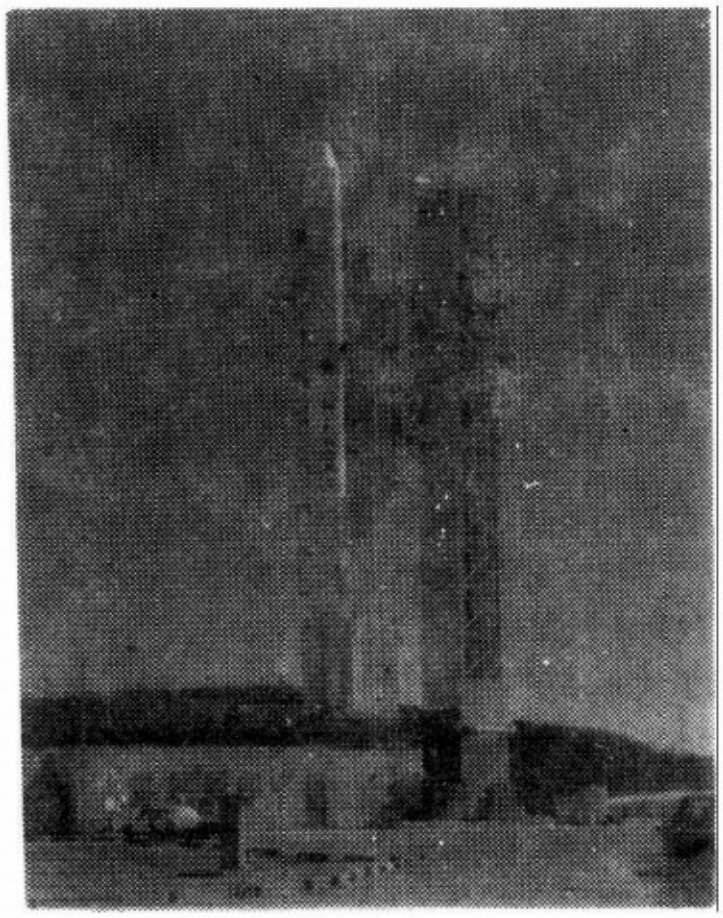
| 型号名称 | 级数 | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 运载能力* (t) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| H-Ⅰ | 3 | 40.3 | 4.02 | 140.6 | 2157.6 | 1.1 |
| H-Ⅱ | 2 | 50 | 7.6 | 270.0 | 4050 | 3.8 |

* 地球同步转移轨道

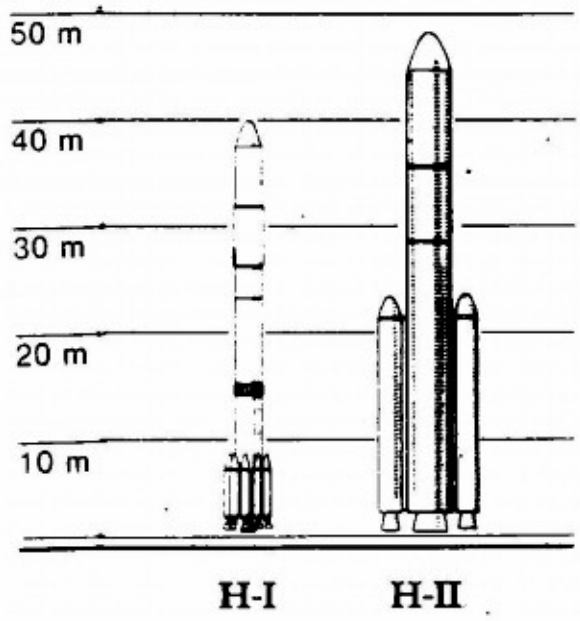
## H-Ⅰ

### 咸　海

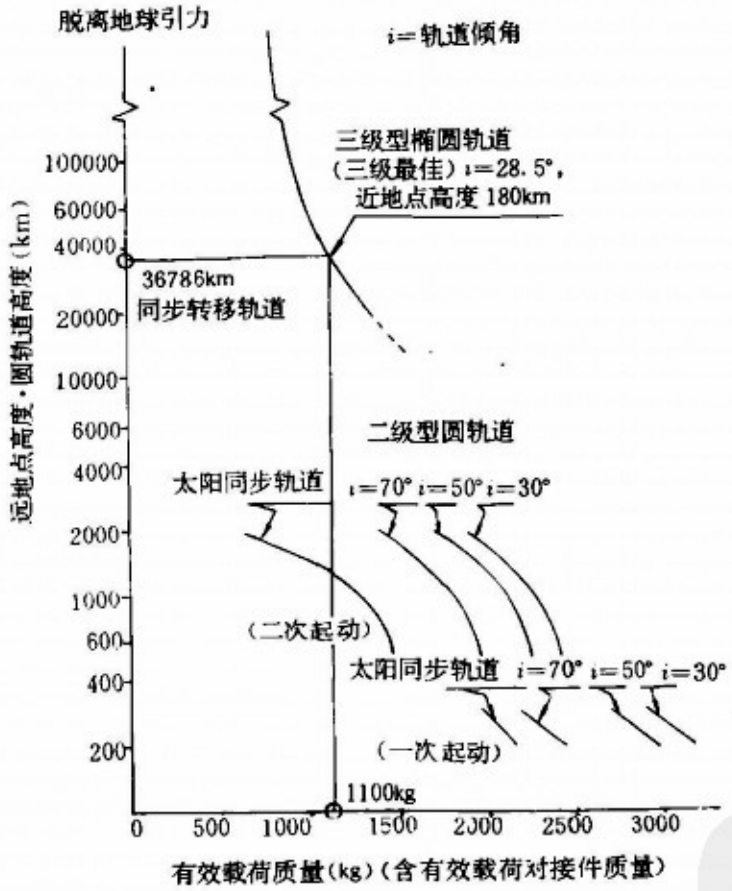
H-Ⅰ是日本为适应本国用户对更大型卫星的发射需要，并向运载工具国产化过渡而研制的一种二级或三级运载火箭。火箭在N-Ⅱ火箭的基础上改型而成。H-Ⅰ的一子级以及9枚捆绑助推器与N-Ⅱ相同，按美国的许可证在日本生产。二子级换用由日本本国研制的新的液氧/



←H-Ⅰ火箭在发射台上




H 系列型号图




H-Ⅰ火箭运载能力

液氢子级。三子级采用 N-Ⅱ固体发动机的改型。有效载荷整流罩与 N-Ⅱ相同，仍从美国麦克唐纳·道格拉斯公司购进。火箭由宇宙开发事业团研制，其重点研制项目有：二子级液氧/液氢

发动机、惯性制导系统和三子级固体发动机。

H-Ⅰ于1981年开始正式研制，1985年5～7月用地面试验火箭(GTV)对发射设备和程序进行了鉴定和合练，1986年8月13日和1987年8月27日在种子岛航天中心分别用二级和三级型的H-Ⅰ火箭成功地进行了两次飞行试验，并以此结束H-Ⅰ火箭的研制工作。1988年2月火箭投入使用，计划每年安排1～2次发射，预定于1992年完成全部发射任务，并由H-Ⅱ火箭接替。到1990年底，H-Ⅰ火箭共发射7次，全部成功，将11颗卫星送入了轨道。

由于H-Ⅰ火箭仍采用了美国技术，根据日美协议的规定，它不能用于发射国外的商用卫星。而且，为防止固体助推器溅落在附近海域，影响渔业生产，H-Ⅰ火箭只能在每年的1～2月和9～10月间发射。

H-Ⅰ火箭能够完成近地轨道、中高度轨道、大椭圆轨道、太阳同步轨道、地球同步轨道或逃逸轨道等多种发射任务，其运载能力如图所示。三级型H-Ⅰ火箭主要用于发射地球同步卫星，其地球同步转移轨道运载能力为1100kg，地球同步轨道运载能力约为550kg，是N-Ⅱ火箭的1.57倍。火箭运载能力的提高主要是因为二子级采用了高性能的液氧/液氢推进系统。由于二子级发动机具有再起动能力，故二级型的H-Ⅰ火箭除可发射近地轨道卫星外，还能完成太阳同步轨道和中高度轨道的运载任务，而且卫星无需起旋，入轨精度较高。如果卫星质量小，固体助推器可减少到6枚，或者一次发射多颗卫星。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 3 | 起飞推力 | 2157.6kN |
| 全长 | 40.3m | 推重比 | 1.56 |
| 最大直径 | 4.02m | 地球同步转移轨道运载能力 | 1100kg |
| 起飞质量 | 140.6t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.25m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 0.79m | 海平面平均推力 | 6×232kN |
| 总质量 | 9×4.47t | 海平面比冲 | 2334N·s/kg |
| 推进剂质量 | 9×3.75t | 工作时间 | 约39s |
| 发动机 | 9×TX-354-5 | | |

### 一　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 22.44m | 海平面平均推力 | 主机　756.1kN |
| 直径 | 2.44m | | 游机　8.83(2台)kN |
| 子级质量 | 85.8t | 海平面比冲 | 主机　2481.1N·s/kg |
| 推进剂质量 | 81.4t | | 游机　2049.6N·s/kg |
| 发动机 | MB-3 | 工作时间 | 主机　270s |
| 推进剂 | 液氧/煤油 | | 游机　276s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10.32m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 直径 | 2.49m | 真空平均推力 | 102.97kN |
| 子级质量 | 10.6t | 真空比冲 | 4413N·s/kg |
| 推进剂质量 | 8.8t | 工作时间 | 370s |
| 发动机 | LE-5 | | |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 2.34m | 推进剂 | 聚丁二烯复合固体推进剂 |
| 直径 | 1.34m | 真空平均推力 | 77.47kN |
| 子级质量 | 2.2t | 真空比冲 | 2853.7N·s/kg |
| 推进剂质量 | 1.8t | 工作时间 | 68s |
| 发动机 | 固体火箭发动机 | | |

## 整 流 罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 7.91m | 有效容积： | 三级型火箭：$\phi$2.18m×4.76m |
| 直径 | 2.44m | | 二级型火箭：$\phi$2.18m×6.71m |
| 结构质量 | 0.6t | | |

# 总 体 布 局

H-Ⅰ为二级或三级型火箭。三级型 H-Ⅰ火箭全长约 40m，一子级和整流罩直径 2.44m，二子级直径 2.49m，芯级几乎呈直筒形，气动外形较好。火箭的基本组成和部位安排如图所示。

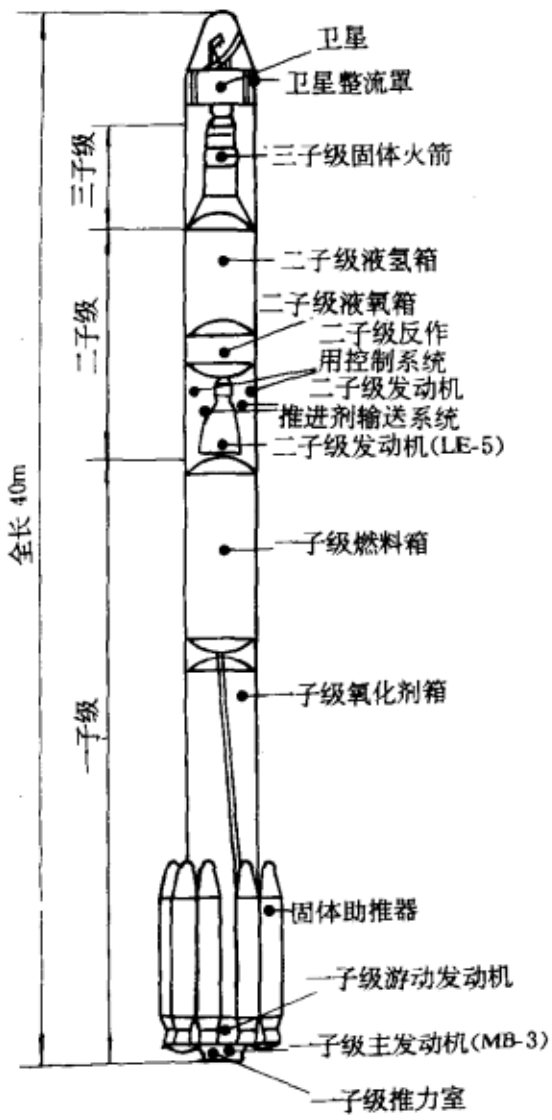
火箭一子级捆绑 6 或 9 枚固体助推器，自下而上由发动机段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱和级间段组成。MB-3 发动机安装在发动机段的发动机架上。火箭由主发动机摆动提供俯仰、偏航控制力，由游动发动机提供滚动控制力。箱间段装有遥测和自毁指令系统各种装置。

一、二子级采用冷分离方式，二子级在一子级分离后 5s 点火。

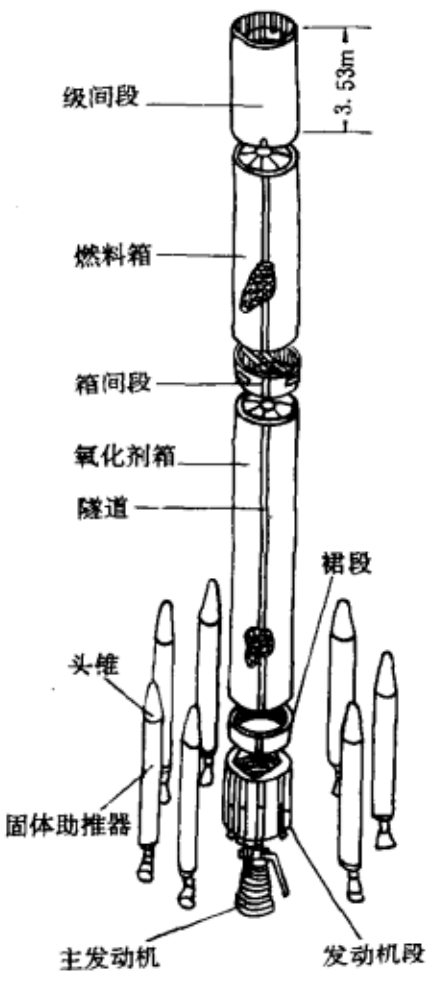
二子级采用共底贮箱，液氧箱在下，液氢箱在上，仪器舱设于液氢箱之上，内装制导、遥测和自毁指令等系统的各种电子设备及电源。LE-5 发动机安装在液氧箱箱底的锥形发动机架上。发动机和反作用控制系统、液压作动组件及气瓶等全部由外面的级间段保护。LE-5 发动机摆动提供火箭动力飞行段的俯仰、偏航控制力，安装在子级发动机段发动机两侧的反作用控制系统喷管提供滚动控制力和滑行段的俯仰、偏航控制力。

三子级是自旋稳定的，分离前由沿旋转台切向安装的固体发动机起旋子级，5s 后二、三子级分离。三子级由旋转台、固体发动机和有效载荷对接件组成。

由二个半壳组成的整流罩与二子级前短壳相接，罩住有效载荷和火箭二子级贮箱前箱底以上的全部组件。




H-Ⅰ火箭总体布局




一子级结构

## 箭　体　结　构

### 一子级及固体助推器结构

一子级由尾段、后短壳、氧化剂箱、箱间段、燃料箱和级间段组成。除级间段外，子级各组件材料和结构均与N-Ⅱ火箭相同。

级间段是新设计的，长5.53m，为铝合金半硬壳式结构，级间段上安装有6个分离螺栓和12个分离弹簧作动器。H-Ⅰ仍采用N-Ⅱ的卡斯托-Ⅱ固体助推器。

### 二子级结构

二子级是新设计的。箭体由尾段箱体段和仪器舱组成。

安装发动机的尾段为铝合金半硬壳式结构，由短壳和锥形机架组成。

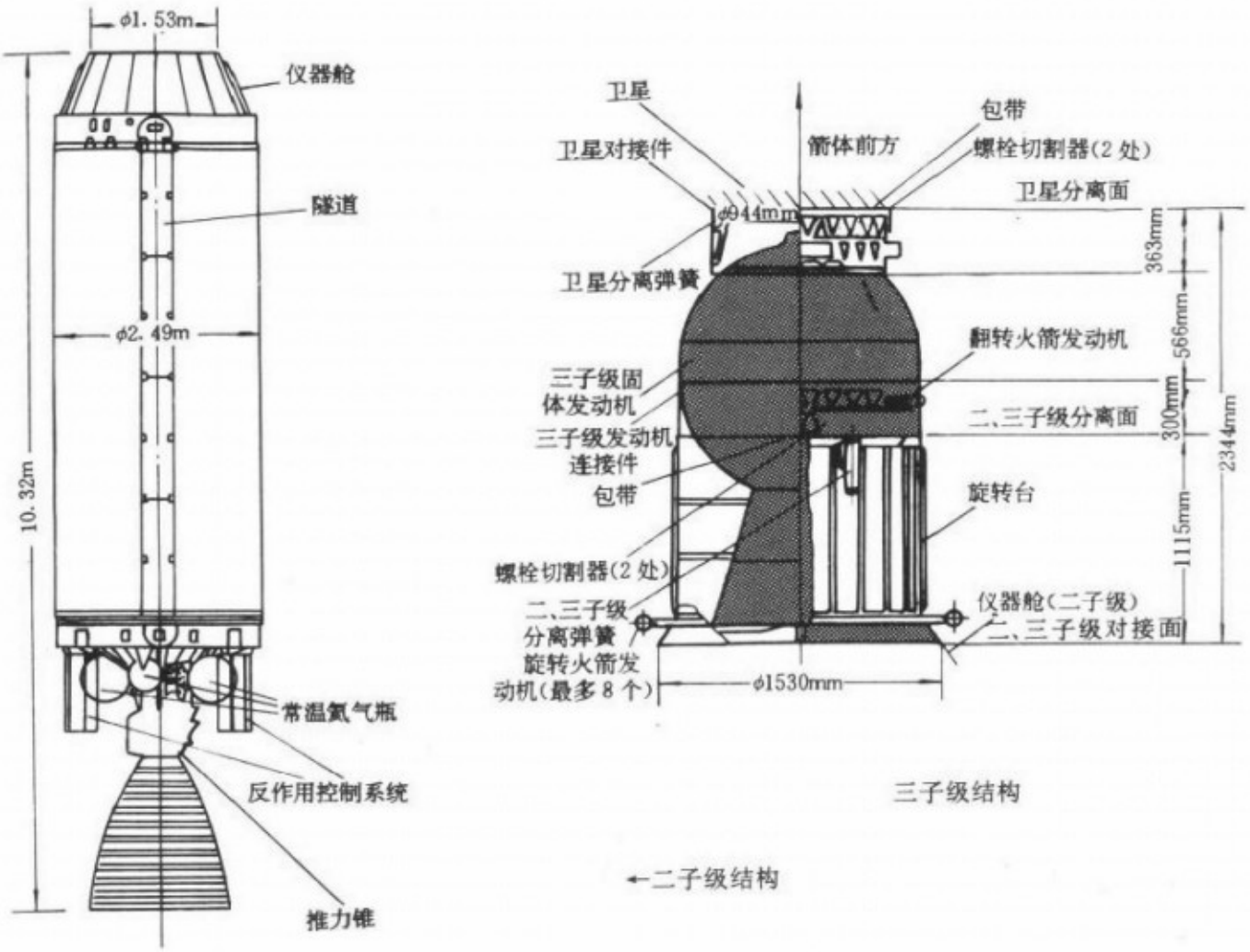
贮箱采用共底结构，选用超低温韧性及焊接性能都较好的2219铝合金作为箱体材料。贮箱长5.7m，直径2.5m，结构质量1.1t，液氧箱容积6.8m$^3$，液氢箱容积21.1m$^3$，液氧箱箱压313.8kPa，液氢箱箱压245.2kPa。贮箱筒段由12.7mm厚的2219-T87铝合金板材经机械铣切而成的等边三角形网格结构蒙皮制成。蒙皮外表面敷有聚酯泡沫和铝-浓缩聚酯薄膜绝热

层。贮箱前、后底用 6.35mm 厚的板材压制成型，然后进行热处理和时效处理，以达到 T6 条件，最后化铣成厚 1.5mm 的蒙皮组件。贮箱前后底均涂有聚酯的铝制多层辐射板绝热层。共底为准球形夹层结构，厚约 30mm，中间为玻璃纤维增强塑料（FRP）蜂窝夹芯，两面为铝合金板。共底的下底结构除个别部位外几乎与贮箱前后底结构完全相同，并采用相同的制造工艺。蜂窝夹层是柔性的，分成 9 段粘接于共底的下底。蜂窝夹层上粘有瓜瓣形铝合金面板，面板上装有加强板。共底抽真空绝热以防温度较高的液氧（－183℃）向液氢（－253℃）传热。贮箱内装有防晃挡板，贮箱出口装有用于保证发动机再起动的表面张力蓄留装置。

仪器舱为截锥形铝合金半硬壳式结构，舱内装有制导系统各种组件。

## 三子级结构

三子级由旋转台、固体发动机连接件、固体发动机和有效载荷对接件组成。

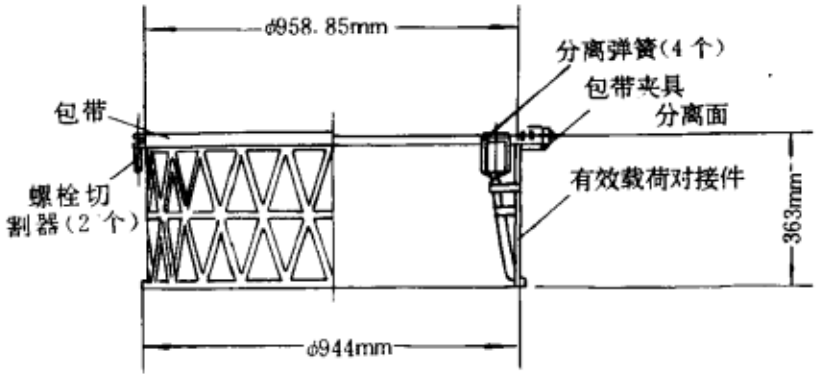



发动机壳体由高强度钛合金（Ti-6A1-4V）制成，采用乙烯丙烯二烯单体（EPDM）材料绝缘。喷管用碳纤维增强塑料（CFRP）制成。

旋转台为铝合金半硬壳式结构，底部装有轴承。在二、三子级分离前，沿切向安装的固体发动机（最多 8 台）点火工作起旋，保持子级姿态稳定。旋转台下端与二子级相接，其上端面即为二、三子级分离面。此处用包带卡紧，分离时，切断紧固件，释放包带，用分离弹簧实现分离。

发动机连接件和有效载荷对接件均为碳纤维增强塑料轻型杆系结构。有效载荷对接件质量（包括附件）约为 29kg，可安装质量最大为 1250kg 的有效载荷（卫星质心应低于分离面以上 1250mm 高度）。星箭分离时，切断卫星对接面包带紧固螺栓，释放包带并用分离弹簧实现分离。卫星分离后用翻转火箭发动机改变三子级的姿态，以防三子级与卫星相撞。有效载荷对接

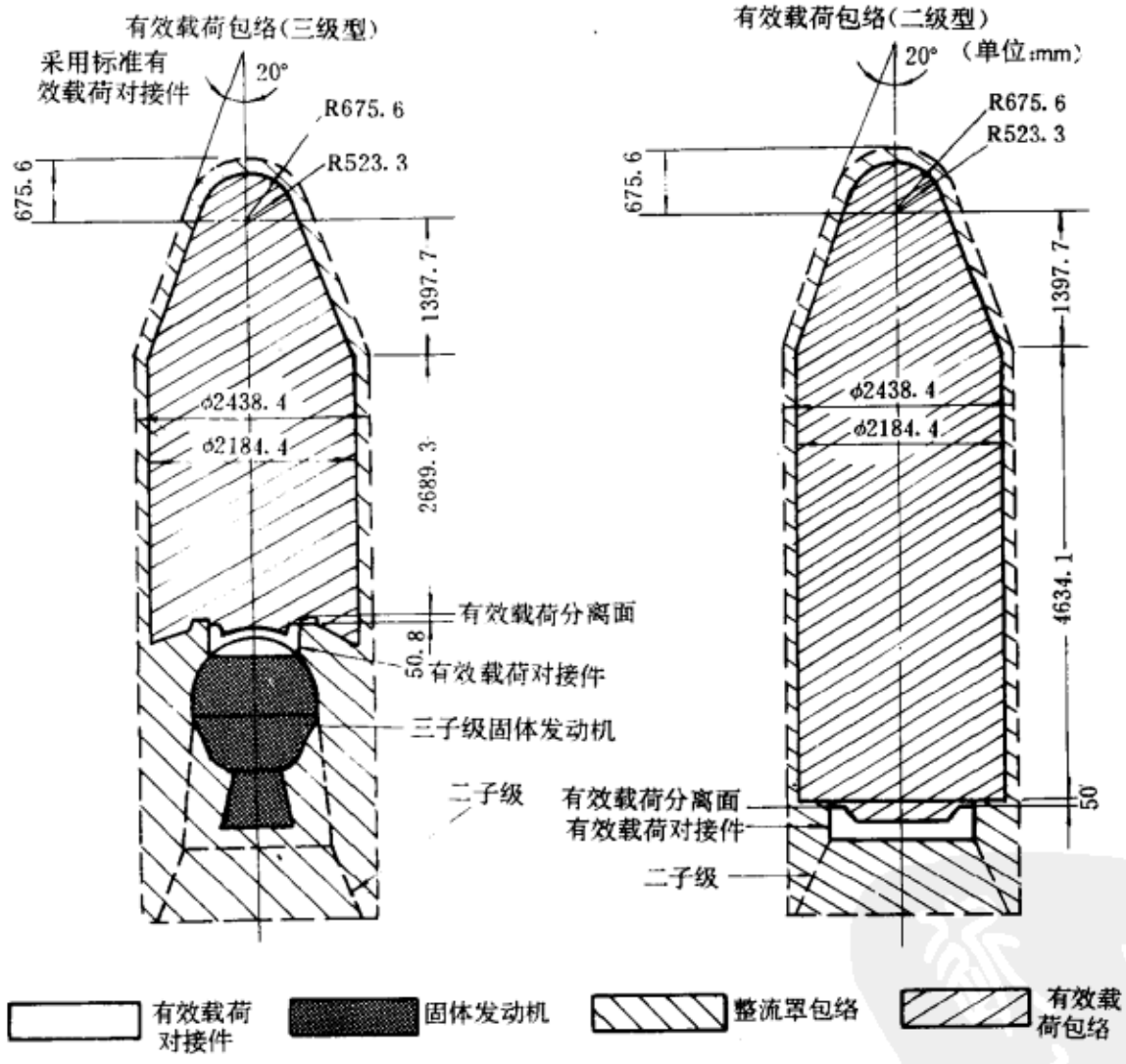
件如图所示。




有效载荷对接件

## 整流罩结构

整流罩可通用于二级和三级型火箭，由2个半壳组成。鼻锥部分一半为铝合金半硬壳式结构，另一半为覆有可拆卸铝箔层的玻璃纤维结构。筒段为铝合金等边三角形网格结构。在鼻锥部分或筒段可按任务需要开出射频穿透窗口。整流罩筒段装有噪声吸收垫，并可按需要开设安装孔和脐带脱落插头孔。发射前由地面空调设备将整流罩调节到19～25℃温度环境。抛罩时起爆分离螺母，整流罩分离成两半。




有效载荷整流罩

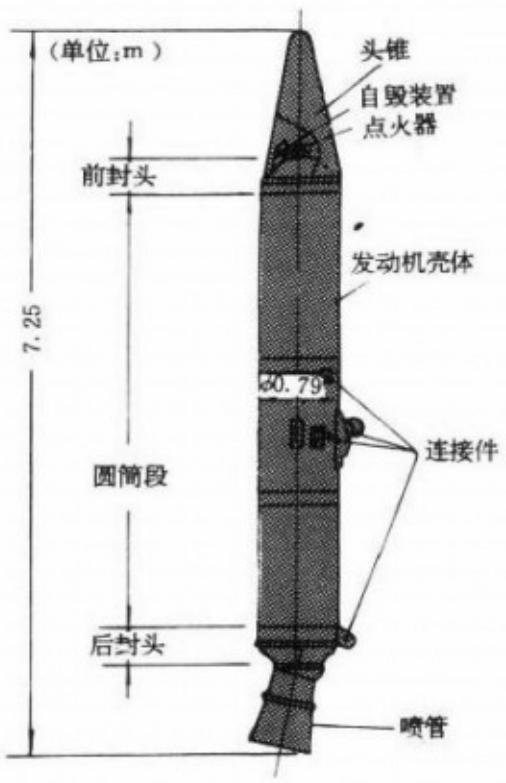
# 推 进 系 统

## 固体助推器

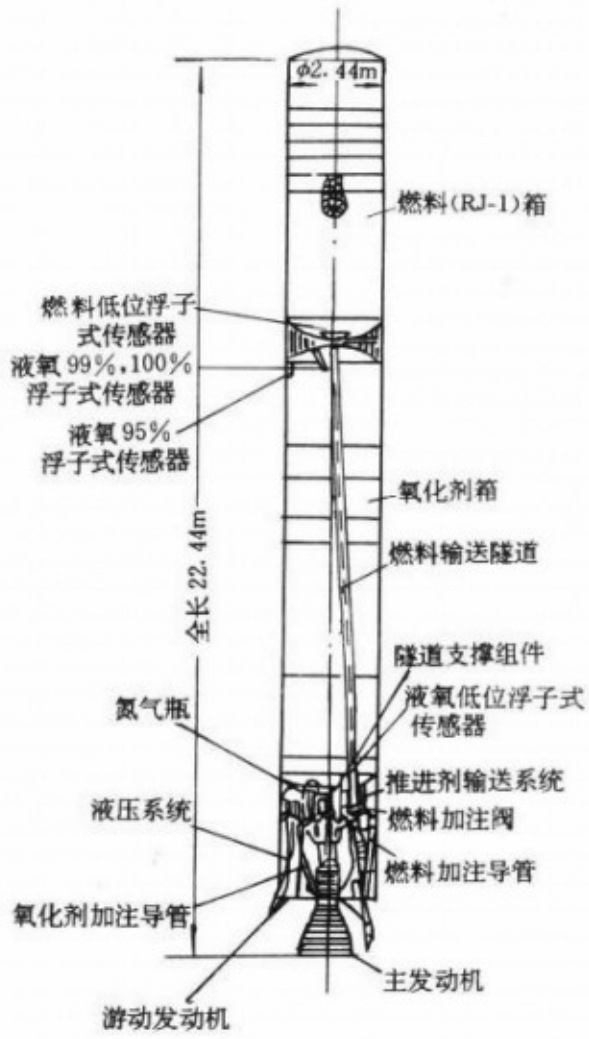
固体助推器与 N-Ⅱ火箭相同，采用“卡斯托Ⅱ”固体发动机。助推器按美国莫顿·锡奥科尔公司的许可证在日本生产。9 枚助推器中的 6 枚在火箭起飞时点火，另外 3 枚待前 6 枚熄火后再点火，后 3 枚熄火后，抛掷助推器。

## 一子级推进系统

一子级采用与 N-Ⅱ火箭相同的推进系统，按美国洛克达因公司的许可证在日本生产。系统组成详见 N-Ⅱ一子级推进系统。




固体助推器

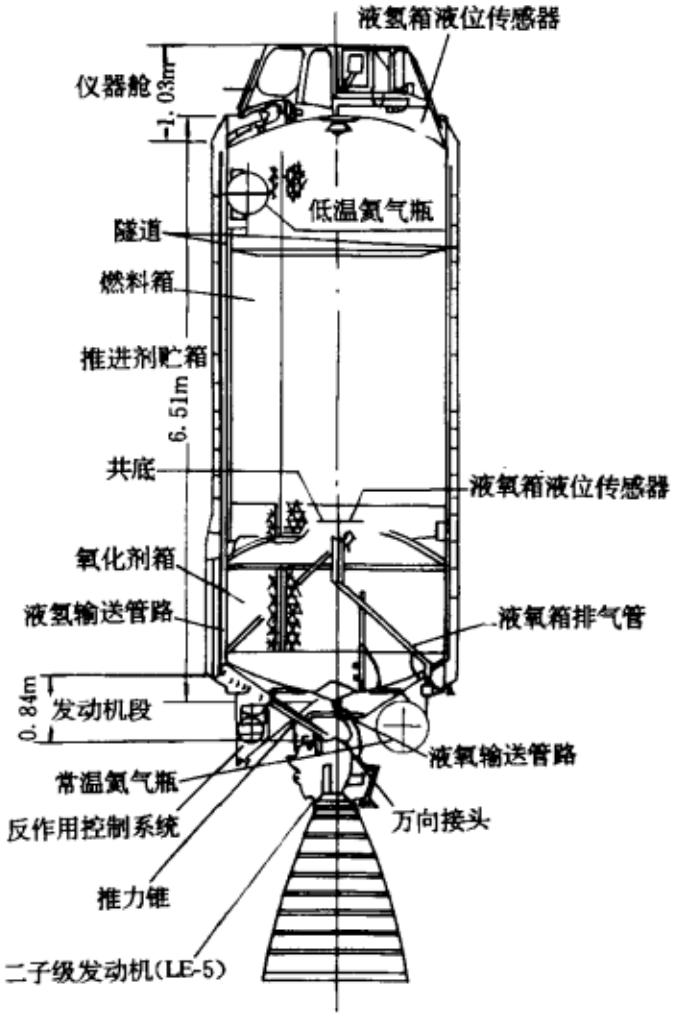


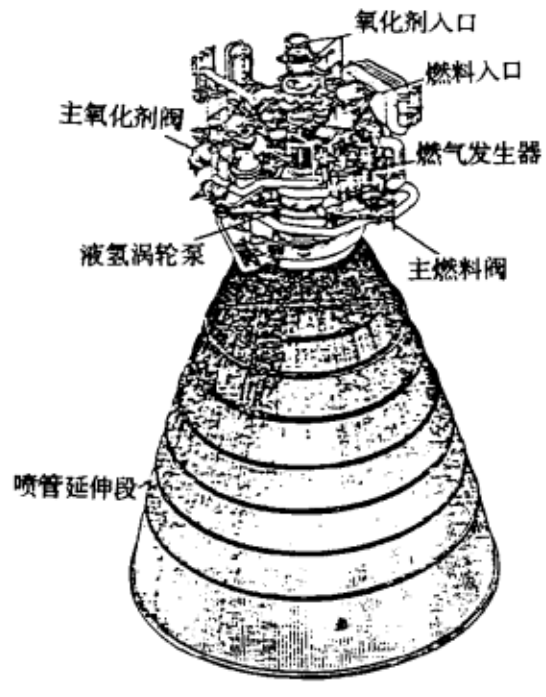

一子级推进系统图→

主发动机 MB-3 是按美国洛克维尔公司的许可证在日本生产的，其主要性能见表。

MB-3 发动机的主要性能表

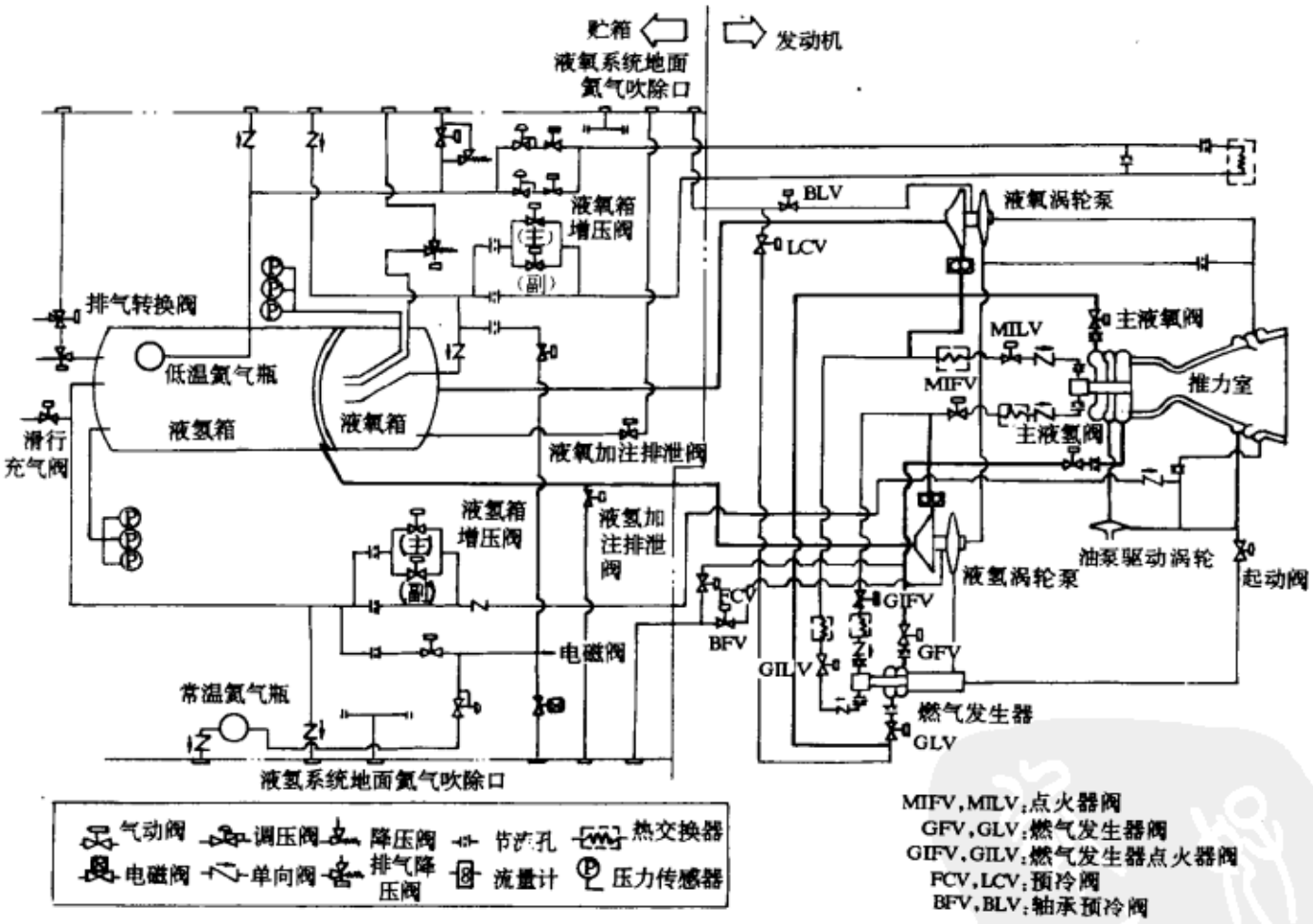
| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 比冲(N·s/kg) | 2481.1 |
| 海平面推力(kN) | 756. | 工作时间(s) | 270 |
| 混合比 | 2.15 | 喷管膨胀比 | 8 |
| 发动机循环 | 燃气发生器循环 | 起动方式 | 起动盒、自燃和火药点火器 |
| 燃烧室压力(MPa) | 3.92 | | |




LE-5 发动机

←二子级推进系统




二子级主推进系统

## 二子级推进系统

二子级推进系统由提供飞行推力的主推进系统和提供姿态控制力及子级二次起动时使推进剂沉底的推力的反作用控制系统组成。

主推进系统由 LE-5 发动机、增压系统、推进剂加注和利用系统组成。二子级主推进系统如图所示。

**发动机**

泵压输送液氧/液氢发动机 LE-5 由日本宇宙开发事业团和航空宇宙技术研究所(NAL)合作研制。发动机通过万向接头安装在锥形发动机架上。它由推力室、喷管延伸段、液氢和液氧涡轮泵、燃气发生器、气动作动组件、阀门、导管以及控制盒等组成。其主要性能参数如表所示。

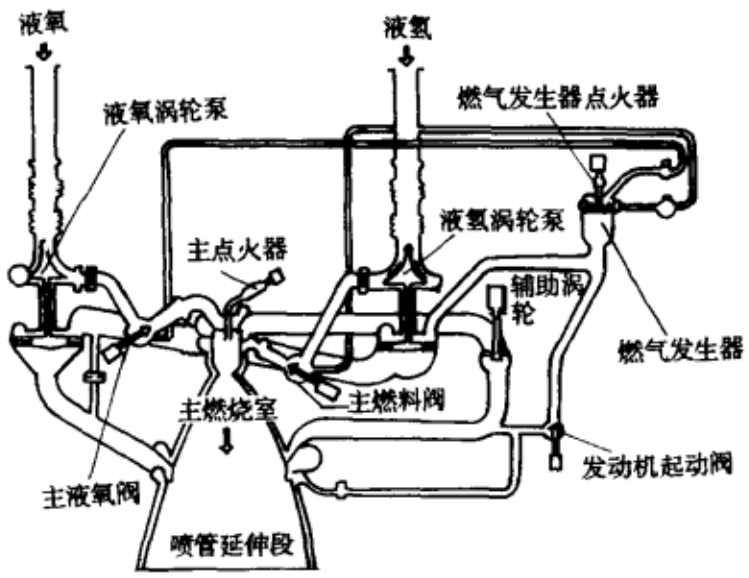
**二子级 LE-5 发动机主要性能参数**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 液氧/煤油 | 滑行(min) | 44 |
| 真空推力(kN) | 102.97 | 喷管膨胀比 | 140 |
| 混合比 | 5.5 | 液氢涡轮泵 | |
| （二次起动任务） | 5.65 | 转速(r/min) | 50600 |
| 循环方式 | 燃气发生器循环 | 出口压力(MPa) | 6.03 |
| 燃烧室压力(MPa) | 3.63 | 液氧涡轮泵 | |
| 真空比冲(N·s/kg) | 4413 | 转速(r/min) | 16500 |
| 工作时间(s) | 370 | 出口压力(MPa) | 5.2 |
| 两次起动工作时间（以首次飞行试验为例） | | 燃气发生器 | |
| | | 燃烧室压力(MPa) | 2.55 |
| 第一次起动(s) | 332 | 混合比 | 0.85 |
| 第二次起动(s) | 21 | | |

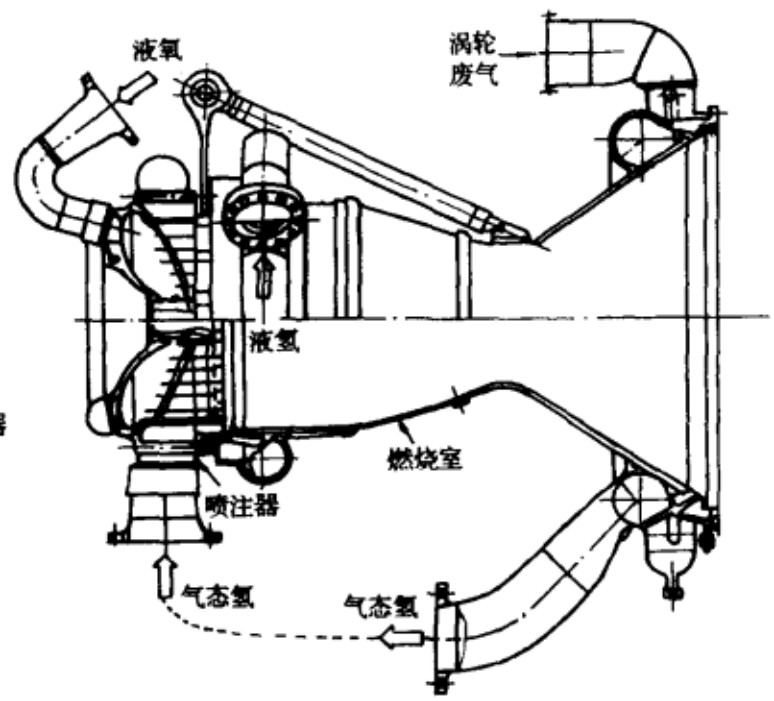
LE-5 发动机以独特的气氢分流法起动。发动机接到箭上计算机发出的起动信号后，打开起动阀门和两个推进剂主阀门，燃烧室点火器先点火，推进剂在贮箱压力作用下流入燃烧室，并在低压下燃烧。此时冷却燃烧室壁的液氢被加热气化。从冷却通道出口分流出一部分氢气经起动阀门依次驱动液氢与液氧涡轮使转速上升，当燃烧室压力达到额定值的 50%左右时，起动阀门关闭，燃气发生器点燃。然后燃烧室压力迅速上升到额定值，发动机开始正常工作。LE-5 发动机的工作流程如图所示。

1. 推力室　推力室由喷注器、点火器和燃烧室等构成。燃烧室由 240 根镍薄壁锥形管环状排列焊接而成。燃烧室用液氢再生冷却。喷注器包括 208 个同轴喷嘴。液氧自涡轮泵通过液氧阀直接进入喷注器，喷注到燃烧室内。液氢在进入喷注器前通过燃烧室壁的管系冷却通道冷却燃烧室，并随温度上升而气化。气氢通过起动阀后导入喷注器。一部分气氢用于液氢箱增压和冷却喷管延伸段。从泵出口分流出的少量氢和氧，由电火花点火器点火，形成主流点火所必需的火焰。燃气发生器也采用同样的点火器，火花塞是共用的。

2. 喷管延伸段　喷管延伸段由 650 根 A-286 型薄壁锥形管焊接而成。延伸段将喷管膨胀




LE-5 发动机流程图

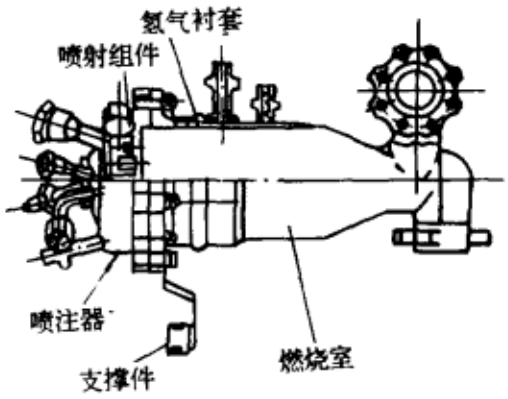



推力室简图

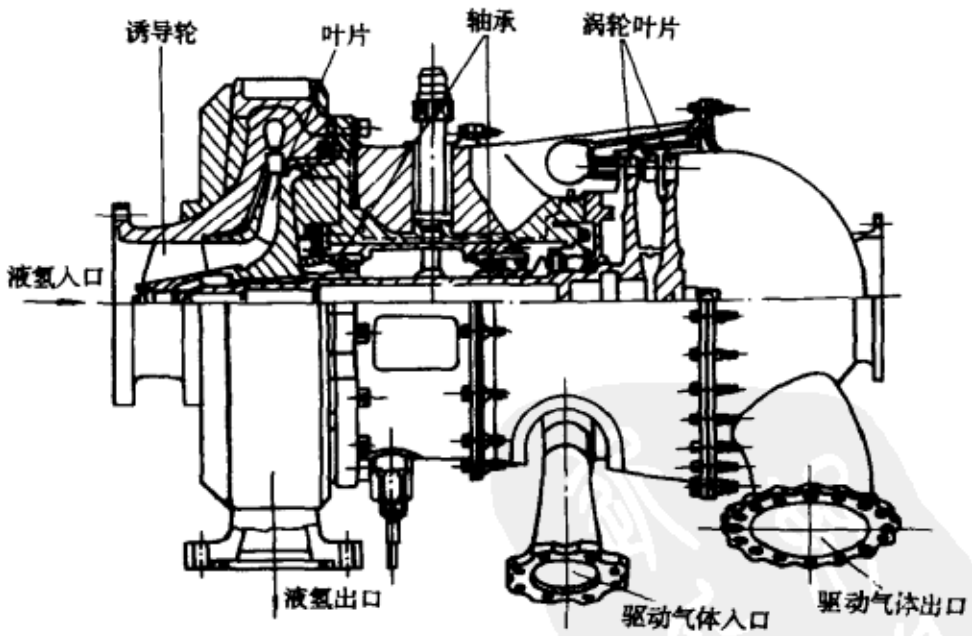
比提高到 140，在膨胀比为 9 处与燃烧室相接。喷管延伸段用自燃烧室引出的 1%的气氢进行冷却。

3. 燃气发生器　燃气发生器如图所示。喷注器由 12 个同轴喷嘴组成，圆筒形燃烧室用气氢冷却。

4. 涡轮泵　液氢涡轮泵及液氧涡轮泵是分开的，燃气发生器产生的燃气先驱动液氢涡轮泵，继而再驱动液氧涡轮泵。液氢涡轮泵由带诱导轮的单级离心泵和二级冲击式涡轮组成。两个轴承均为自润滑滚珠轴承，用液氢冷却。加在轴承上的轴向力由泵叶轮背面的两个节流孔自动调节。液氧涡轮泵的组成基本与液氢涡轮泵相同，但轴向推力由平衡孔调节。为了把液氧与驱动涡轮的含气氢燃气完全隔离开，在泵和涡轮中间采取氦气吹除方式分段密封。




燃气发生器



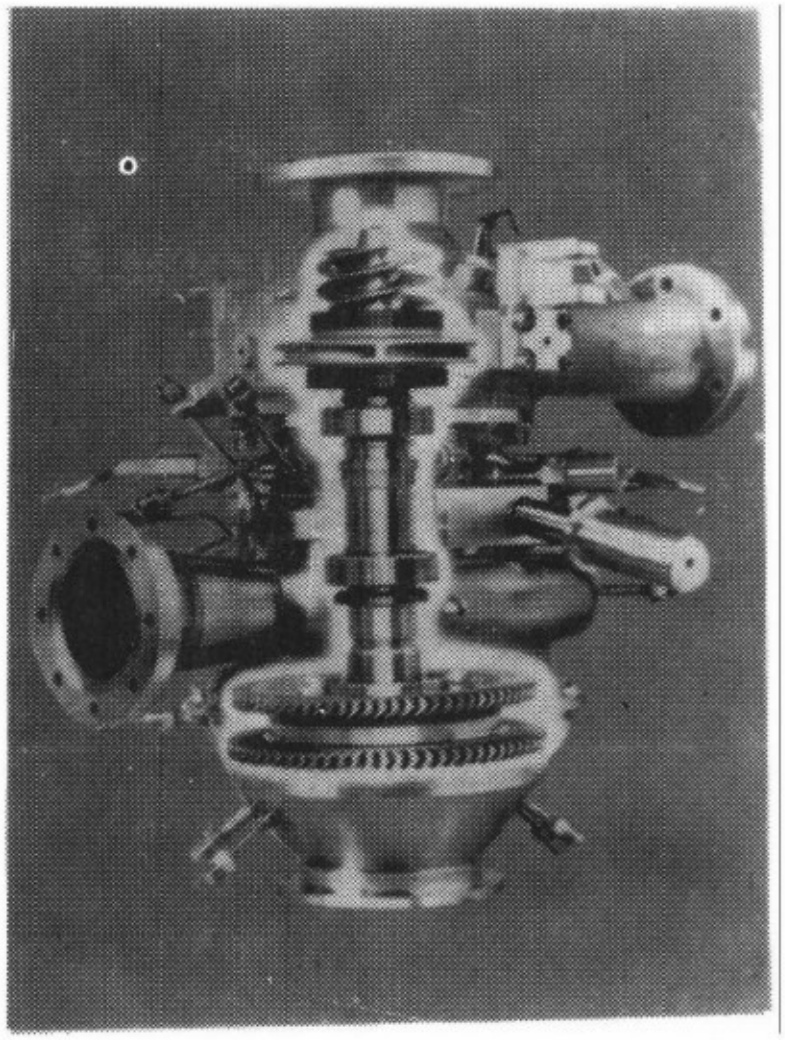

液氢涡轮泵

5. 控制盒　控制盒是一个由八位微型计算机控制的程序装置，它接收制导装置的起动、关机信号和发出阀门开启/闭合的驱动信号。

6. 气动作动组件及阀门　所有阀门都是氦气作动的菌状阀门。气动作动组件包括电磁阀及其驱动电路。

**增压系统**

H-Ⅰ增压系统由安装在子级尾段的常温氦气瓶(1—4 个)、安装在液氢箱中的低温氦气瓶和相应的阀门和导管组成。二子级发动机点火前需用常温氦气瓶的氦气对推进剂贮箱预增压。这种常温氦气还用于驱动各种阀门和对箭体吹除。执行一次起动任务时系统只带一个气瓶。执行再次起动任务时气瓶增加到 4 个。为防止滑行段液氢温度升高，发动机第一次关机后需暂时降低贮箱压力，等到二次点火之前再重新增压。



液氧涡轮泵

在二子级动力飞行段，液氢箱用从发动机燃烧室冷却通道出口分流的气氢增压，液氧箱用氦气增压。为增加气瓶氦贮量、减少气瓶数量和质量，将氦气瓶安装在液氢箱内。增压时，氦气需通过减压阀减压，并用热交换器重新加热后再进入液氧箱。贮箱压力用增压阀控制。制导装置按传感器贮箱压力值发出增压阀的开启/闭合指令。压力传感器、增压阀以及低温调压阀按冗余原则设计，以备在制导装置误判时切换。

**推进剂加注和利用系统**

推进剂的加注是在发射当天通过远距离操作进行的。先加注 96%的液氧/液氢，待推进剂温度稳定后到临发射前再加注到 100%，加注量用安装在贮箱内的针式液位传感器测量。为防止氢气排入大气，发射前推进剂的加注管路和液氢箱的排气管路用脐带快速脱落接头与地面设备连接，发射时拔开。

在发动机涡轮泵推进剂出口管路上装有液氢涡轮泵旁通阀门及液氧涡轮泵旁通阀门。菌状四通旁通阀门按制导计算机的指令分三档调节推进剂的混合比，以保证子级工作结束时推进剂同时耗尽。

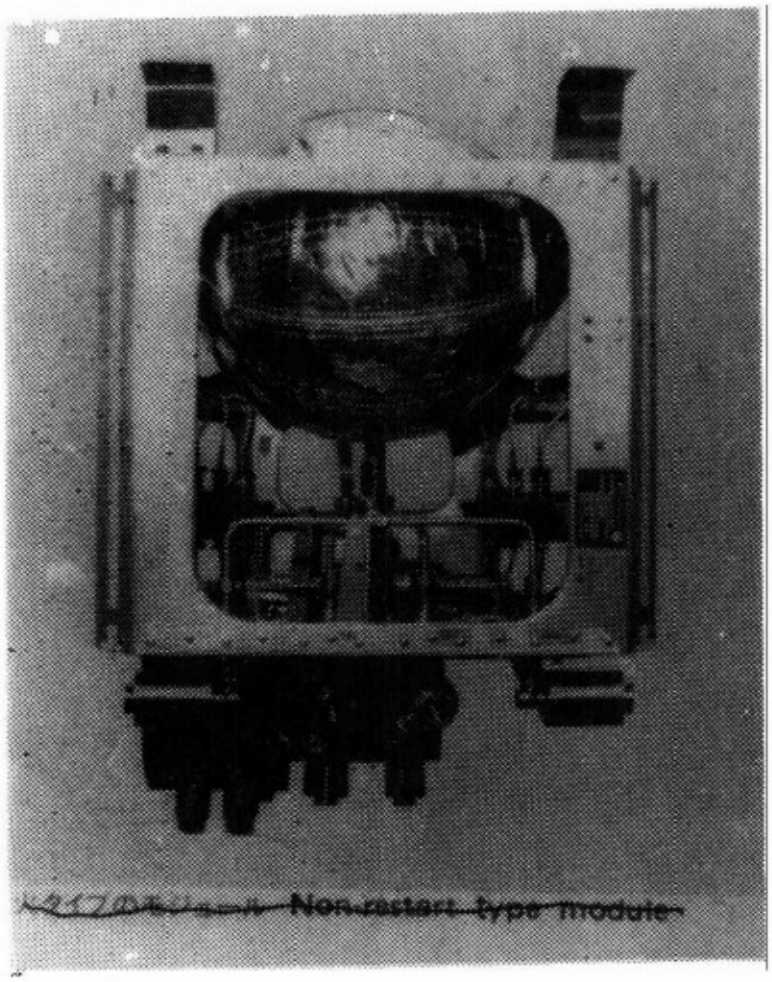
**液压作动系统**

二子级动力飞行段，由液压作动器摆动 LE-5 发动机进行俯仰和偏航控制。液压装置备有主油泵和辅助油泵各一台。主油泵由装在燃烧室冷却剂出口与喷注器入口之间的液氢管路上的辅助涡轮驱动，为作动器提供液压。辅助油泵由一台电动马达驱动，用于在二子级发动机点火前使发动机保持在正中的零位上。

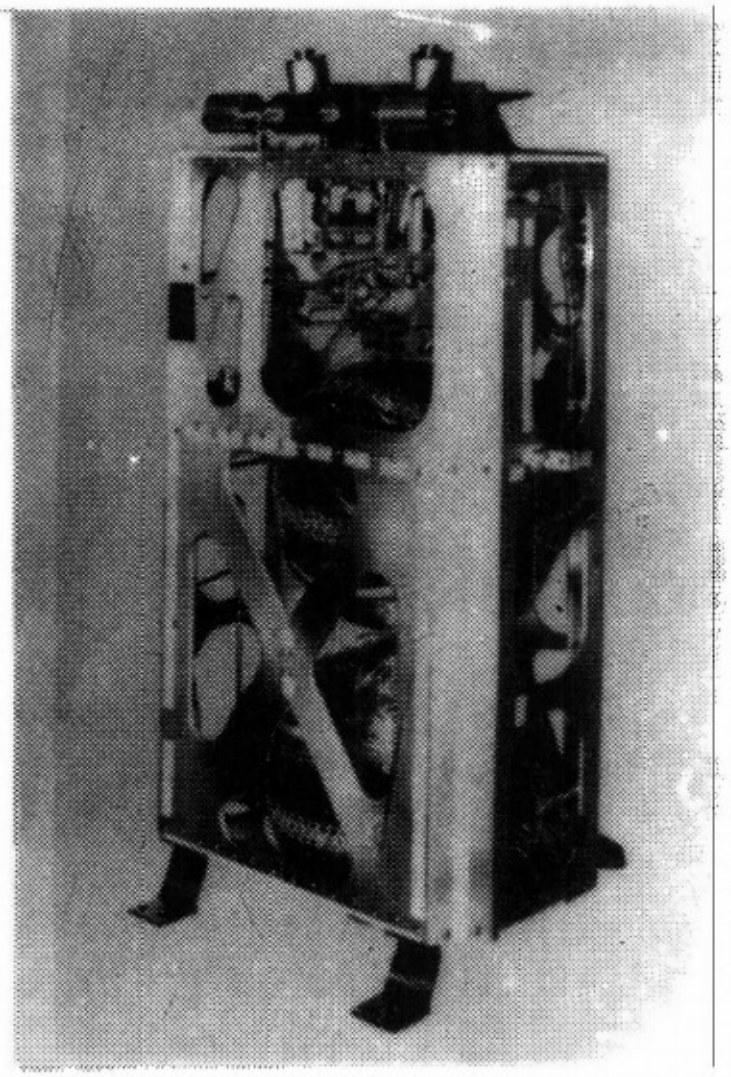
**反作用控制系统**

反作用控制系统提供二子级动力飞行段的三轴姿态控制力和为保证子级再起动使贮箱推进剂沉底的推力。

系统由安装在二子级发动机两侧的2个独立的舱体组成，舱体各装有6个推力器。有用于一次起动和再次起动的二种舱体，后者推进剂装载量较大。反作用控制系统的主要性能参数如表所示。




一次起动型舱体



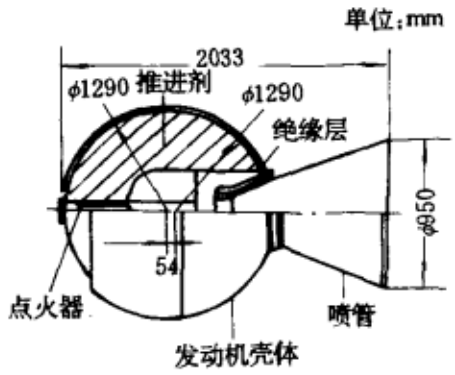
再次起动型舱体

**反作用控制系统主要性能参数表**

| 项目 \ 类型 | 再次起动型 | 一次起动型 |
|---|---|---|
| 推进剂 | 无水肼 | 无水肼 |
| 总冲(N·s) | $1.0455\times10^5$ | $2.134\times10^4$ |
| 推进剂质量(kg) | 54 | 12 |
| 单台推力器推力(kN) | 17.65 | 17.65 |
| 结构质量(kg) | 40 | 30 |
| 推力器数量 | 12 | 12 |
| 贮箱增压气体 | 氦气 | 氮气 |
| 方式 | 调压 | 增压 |

### 三子级固体发动机

三子级发动机采用球形结构，这样可以扩大有用空间，提高发动机性能。发动机的结构和主要性能参数如图和表所示。




三子级固体发动机

**三子级固体发动机主要性能参数**

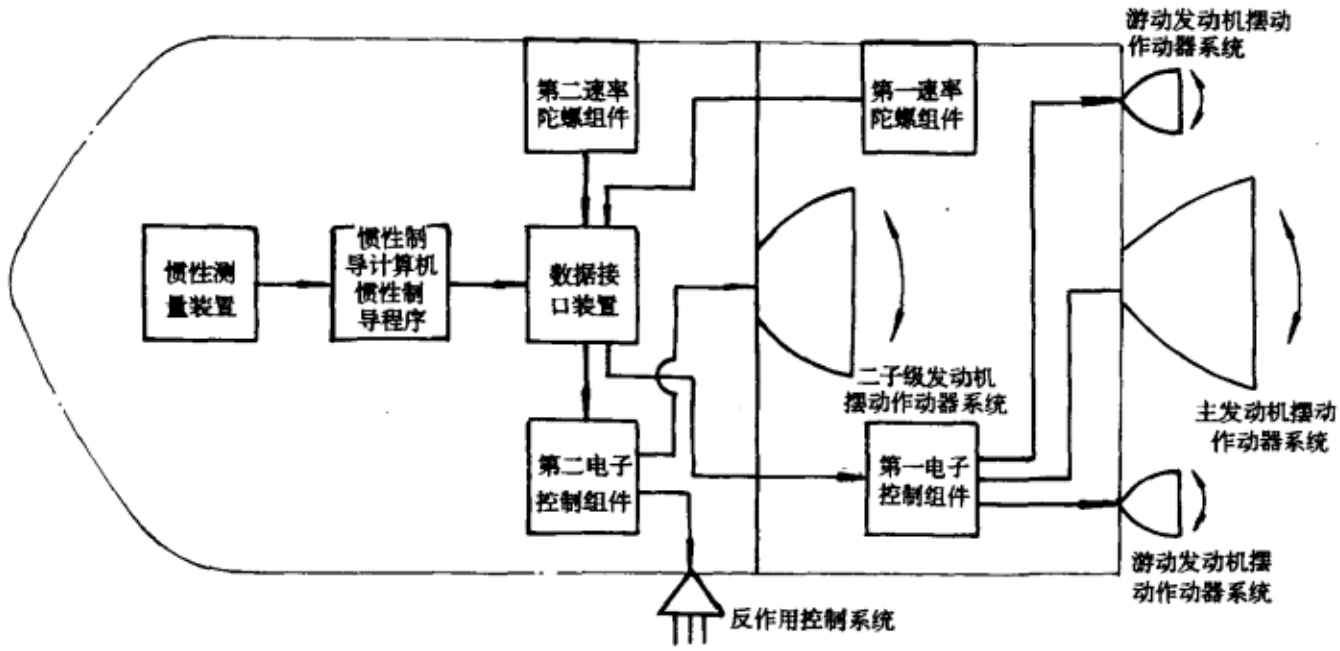
| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 聚丁二烯·铝和高氯酸铵复合推进剂 | 总冲(N·s) | $5.25\times10^6$ |
| 真空平均推力(kN) | 77.47 | 推进剂质量(kg) | 1840 |
| 燃烧室压力(MPa) | 4.02(最大) | | (最多可装填 1900) |
| 真空比冲(N·s/kg) | 2853.7 | 质量比 | 0.92 |
| 工作时间(s) | 68 | 喷管膨胀比 | 54 |

## 制导和控制系统

H-Ⅰ火箭制导控制系统在保持火箭姿态稳定的同时控制飞行轨道，把卫星送入目标轨道。

系统的主要功能为：飞行程序控制，控制发动机起动和一、二子级分离；进行姿态控制，保持火箭姿态稳定；修正飞行轨道偏差和二子级贮箱增压控制。

惯性制导系统的主要部件——惯性测量组件、制导计算机、数据接口装置以及电子控制组件等均安装在二子级上部的仪器舱内。惯性测量组件由惯性平台装置(IPU)和平台电子组件(PEU)组成。软件采用具有高制导能力的显式操作系统。制导计算机按惯性测量组件的速率陀螺和加速度计等敏感元件测出的箭体姿态角和加速度等数据进行计算并通过数据接口分别向各子级电子控制组件输出信号，对各子级发动机进行摆动控制和反作用控制系统的开关控制，引导火箭进入预定的目标轨道。




制导控制系统

**惯性制导装置的主要性能参数**

| (1)惯性测量组件(IMU) | | (2)惯性制导计算机(IGC) | |
|---|---|---|---|
| 类型 | 4 轴平台 | 控制方式 | 微程序控制 |
| 校准类型 | 陀螺罗盘自校准 | 算法 | 固定小数点 |
| 校准精度 | | 内存容量(千字) | 16 |
| 水平 | 1 弧分以下(3σ) | 字长(位) | 16 |
| 方位角 | 6 弧分以下(3σ) | 运算速度(μs) | |
| 固定阻尼漂移 | 0.03°/h 以下(3σ) | 加法 | 3.7 |
| | | 乘法 | 9.2 |
| | | 除法 | 11.6 |

## 火工品系统

三子级火工品系统是日本自行研制的，用于三子级起旋、二、三子级分离、三子级发动机点火、卫星分离、三子级翻转以及指令自毁等。N-Ⅱ火箭火工品用电信号起爆，而 H-Ⅰ火箭则利用导爆索和延时起爆管等分配起爆信号，这样就可采用低灵敏度起爆管，从而提高了系统的可靠性。三子级火工品系统的组成如图所示。

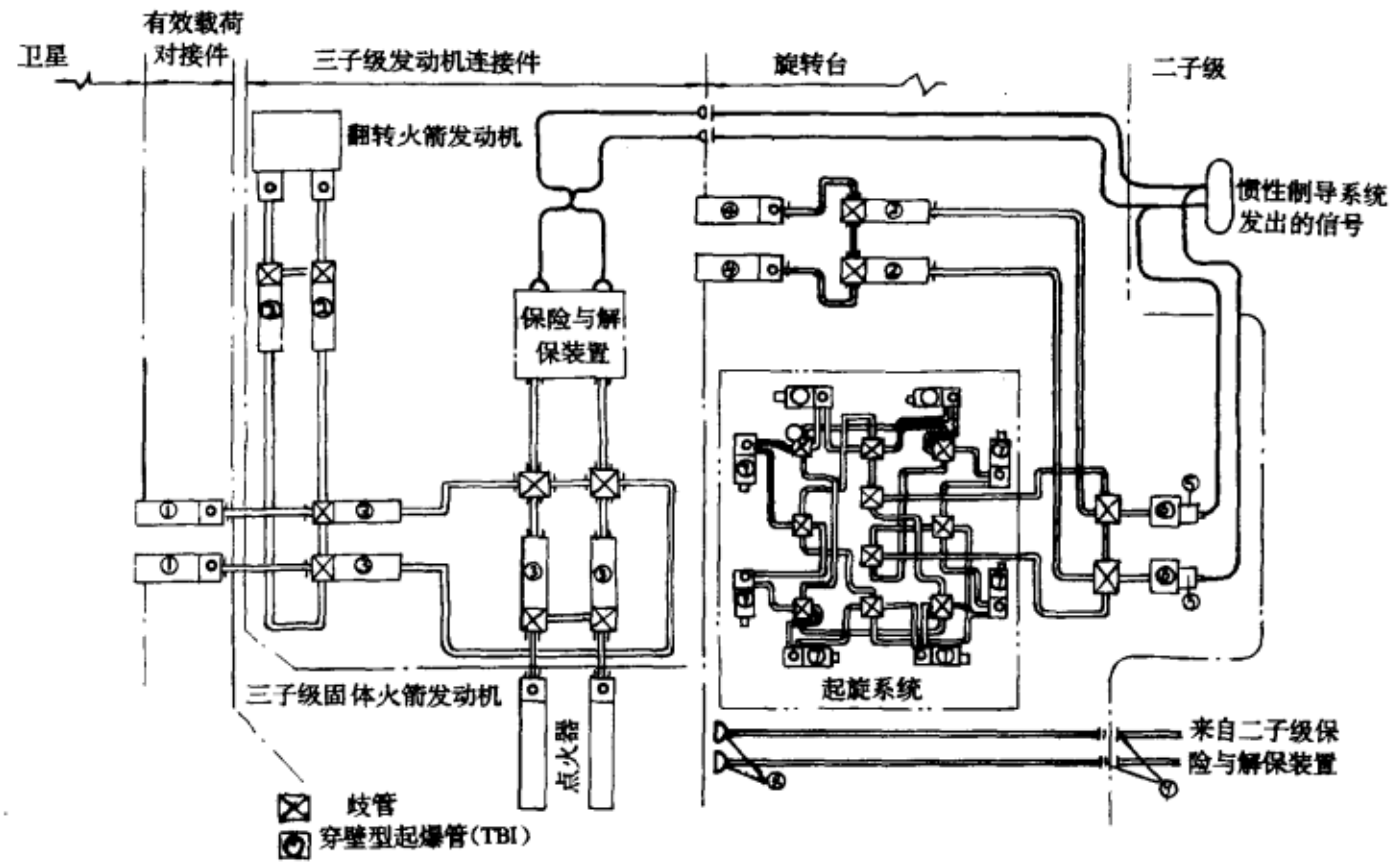
三子级火工品的工作程序如下：

1)按二子级的电信号起爆低灵敏度起爆管和起动保险与解保装置

2)由 SMDC 和 SCDF 密封型导爆索传爆

3)通过短延时起爆管和长延时起爆管作程序延时，在预定时刻起动卫星分离切割器和各级的穿壁引爆管

4)由二子级自毁指令系统传爆，起动圆锥形装药




火工品系统

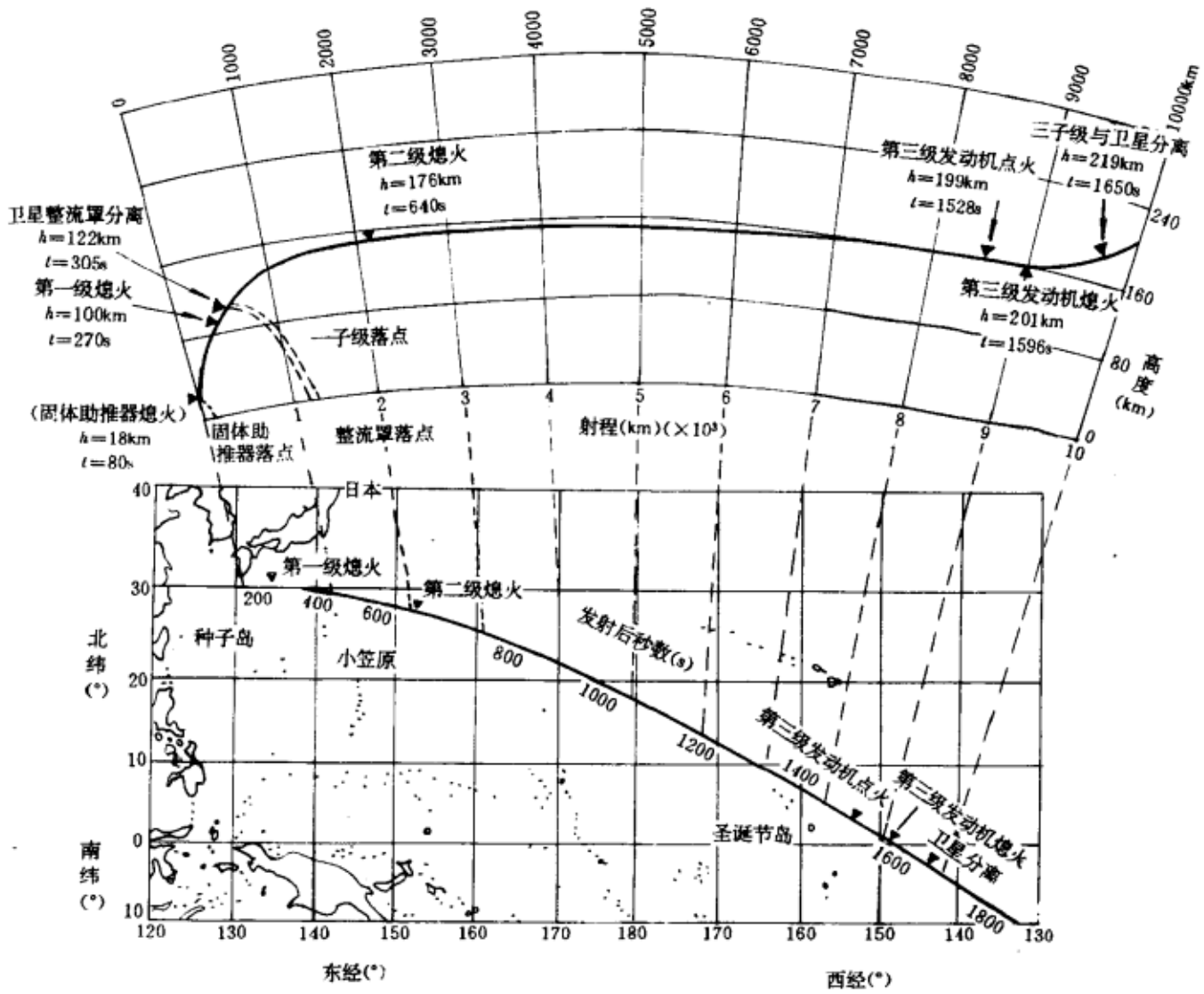
①卫星分离切割装置(CA)； ②短延时起爆管(SDD)； ③长延时起爆管(LDD)； ④二、三子级分离切割装置(CA)； ⑤低灵敏度起爆管(ID)； ⑥传爆盒； ⑦旋转火箭发动机； ——金属被覆密封型柔性导爆索(SMDC)；——密封型导爆索(CDF、SCDF)； ——电信号； ⑧圆锥形装药(CSC)；⑨引爆中继盒

## 典型飞行程序和轨道

三级型 H-Ⅰ火箭发射地球同步卫星的飞行程序(从起飞至进入同步转移轨道)如表所示。

H-Ⅰ发射地球同步卫星的飞行程序

| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T+0$ | 第一级主发动机及 6 枚固体助推器点火 | $T+283$ | 第二级发动机点火 |
| $T+38$ | 6 枚固体助推器熄火 | $T+305$ | 卫星整流罩分离 |
| $T+40$ | 另外 3 枚固体助推器点火 | $T+640$ | 第二级发动机关机 |
| $T+80$ | 3 枚固体助推器熄火 | $T+1500$ | 第三级和卫星起旋 |
| $T+85$ | 9 枚固体助推器分离 | $T+1505$ | 二、三级分离 |
| $T+270$ | 第一级主发动机关机 | $T+1528$ | 第三级发动机点火 |
| $T+277$ | 游动发动机关机 | $T+1596$ | 第三级发动机关机 |
| $T+278$ | 一、二级分离 | $T+1650$ | 三子级、卫星分离，翻转火箭发动机点火 |




发射地球同步卫星时的飞行轨道

# 飞 行 记 录

1986 年 8 月 13 日 H- I 火箭(二级型)首次发射,成功地将三颗卫星送入 1500km 的圆轨道,这是日本首次进行一箭多星发射。H- I 火箭的飞行记录如表所示。发射同步气象卫星 4 号(GMS-4)时,用运载能力过剩,固体助推器从 9 枚减至 6 枚。

**飞行记录表**

| 序号 | 发射日期(年、月、日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | |
| 1 | 1986.8.13 | 测地实验卫星(EGS)"紫阳花"日 | 685 | 1483 | 1496 | 50 | | 一箭三星 |
| | | 本无线电爱好者卫 | 50 | 1483 | 1496 | 50 | | |
| | | 星(JAS-1)"富士号" | 295 | 1483 | 1496 | 50 | | |
| | | 实验电磁飞轮(MBFW) | | | | | | |

| 序号 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 2 | 1987.8.27 | 技术试验卫星Ⅴ型（ETS-Ⅴ）“菊-5” | 550 | | | | | 地球同步轨道 |
| 3 | 1988.2.19 | 通信卫星3号（CS-3a）“樱-3a” | 550 | | | | | 地球同步轨道 |
| 4 | 1989.9.5 | 同步气象卫星-4（GMS-4）“向日葵-4” | 345 | | | | | 地球同步轨道（东经130°） |
| 5 | 1990.1.1 | 通信卫星3号（CS-3b）“樱-3b” | 550 | | | | | 地球同步轨道 |
| 6 | 1990.2.7 | 海洋观测卫星-1b（MOS-1b）“桃花-1b” | 750 | 911 | 920 | 99.08 | 103.37 | |
| | | 日本无线电爱好者卫星-2（JAS-1b）“富士-2” | | 912 | 1746 | 99.06 | 112.28 | 一箭三星 |
| | | DEBUT | | 912 | 1746 | 99.06 | 112.28 | |
| 7 | 1990.8.28 | 广播卫星3号（BS-3a）“百合-3a” | 550 | 35260 | 37672 | 0.30 | 1470.85 | 地球同步轨道 |
| 8 | 1991.8.25 | 广播卫星3b号（BS-3b）“百合-3b” | 550 | 197 | 37269 | 28.55 | 659.54 | 地球同步轨道 |
| 9 | 1992.2.11 | 地球资源卫星-1（ERS-1） | | 558 | 979.6 | 97.7 | 96 | 太阳同步轨道 |

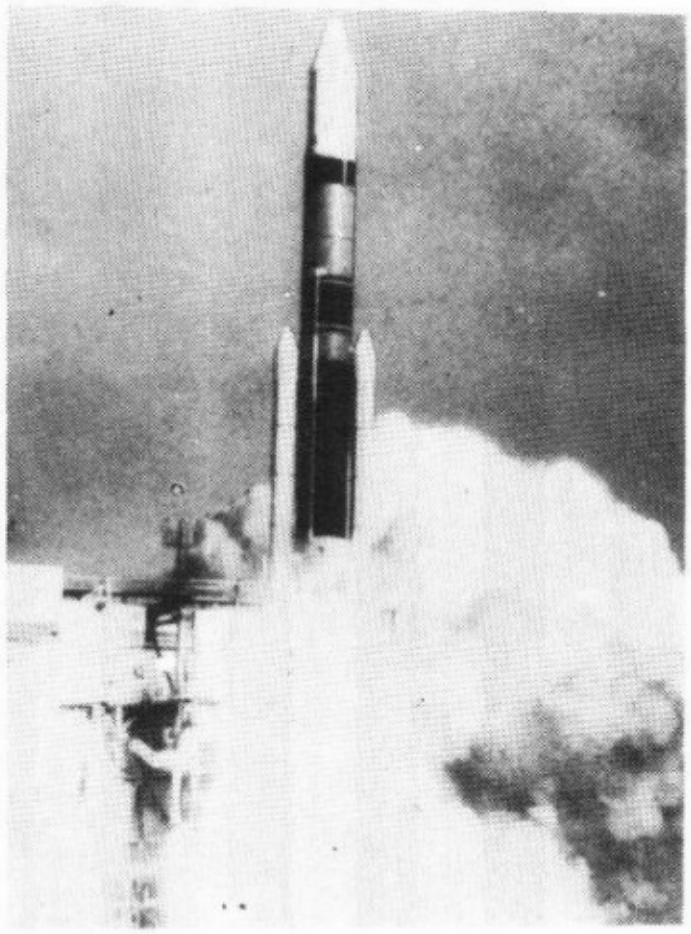
# H-Ⅱ

顾松南　张振华

H-Ⅱ火箭是日本宇宙开发事业团在H-Ⅰ火箭基础上研制的一种捆有2枚固体助推器的二级液氧/液氢火箭。火箭于1984年7月开始研制，1994年2月4日进行了首次飞行试验，搭载轨道再入实验机（OREX）和确认性能的试验卫星（VEP）首飞试验成功，到1995年3月18日已发射了三次，计划到本世纪末发射10次。

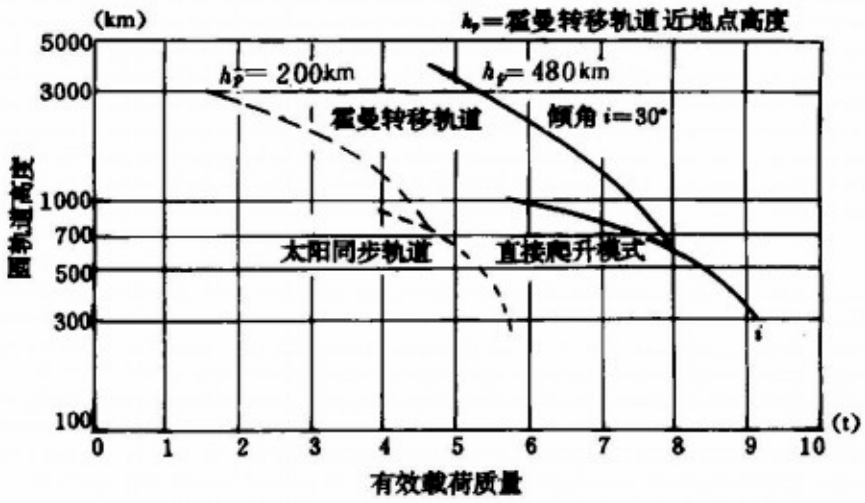
H-Ⅱ是日本为了满足90年代空间活动的需要和在宇宙开发中掌握自主权并为进一步实现运载火箭国产化而研制的一种火箭。与90年代各国大型运载火箭相比，H-Ⅱ火箭具有总体布局紧凑、重量轻、运载系数高、发射费用低等特点。此外，火箭尚具有双星发射能力。如其地球同步轨道运载系数（有效载荷质量/运载器起飞质量）为0.0076，而欧洲“阿里安4”、苏联“质子号”和“美国航天飞机”仅分别为0.0049、0.0029和0.0012。因而它将成为90年代国际发射市场中具有相当竞争能力的一种运载工具。

H-Ⅱ主要用于发射1～2t级同步轨道卫星。它也用于执行近地轨道、太阳同步轨道和星际

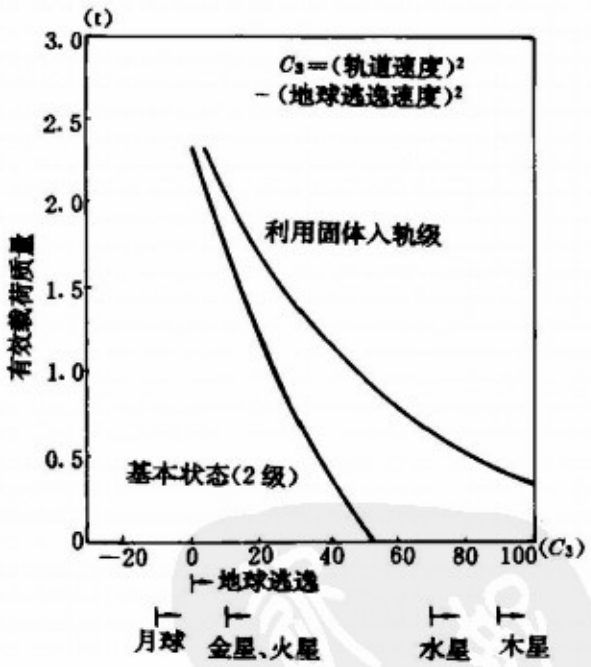


H-Ⅰ首次发射

飞行等多种任务：高度 300km、倾角 30°的近地轨道运载能力约 10t；804km、太阳同步轨道运载能力约 4t；地球同步轨道运载能力约 2t(同步转移轨道约 3.8t)；星际(月球)任务约 3t。




H-Ⅰ运载能力




H-Ⅰ星际飞行任务

火箭从种子岛宇宙中心新建的吉信发射场发射，该发射场离大崎发射场只有 1km。

H-Ⅱ火箭研制工作历时 10 年，耗资 2700 亿日元(1994 年财年)，头两枚火箭发射费用每枚约 170 亿日元，为了参与国际商业发射市场的竞争，力争近期将成本从 150～170 亿日元降至 120 亿日元，到 2000 年后的第 12 枚 H-Ⅱ火箭发射可望降至 80 亿日元。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 2 级＋2 枚助推器 | 起飞推力 | 4050kN |
| 全长 | 50m | 推重比 | 1.53 |
| 最大直径 | 7.6m | 运载能力 | |
| 起飞质量 | 260t(不包括有效载荷) | 近地轨道 | 10t |
| | | 同步转移轨道 | 3.8t |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 23.4m | 发动机 | 2×固体 |
| 直径 | 1.8m | 推进剂 | 复合推进剂 |
| 质量 | 2×70.25t | 海平面推力 | 2×1569kN |
| 结构质量 | 2×11t | 真空比冲 | 2657.6N·s/kg |
| 推进剂质量 | 2×59t | 工作时间 | 94s |

### 一　子　级

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 级长 | 28m | 推进剂 | 主机 | 液氧/液氢 |
| 直径 | 4m | 海平面推力 | 主机 | 912kN |
| 子级质量 | 98t | | 游机 | 1.96kN |
| 结构质量 | 12t | 真空推力 | 主机 | 1176N·s/kg |
| 推进剂质量 | 86t | 真空比冲 | 主机 | 4405N·s/kg |
| 发动机 | 主机 LE-7（1 台） | 工作时间 | 346s | |

### 二　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11m | 结构质量 | 3.0t |
| 直径 | 4m | 推进剂质量 | 16.7t |
| 子级质量 | 19.7t | 发动机 | 1×LE-5A |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | 真空比冲 | 4407N·s/kg |
| 真空推力 | 120kN | 工作时间(包括再起动) | 609s |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 12m | 质量 | 1.4t |
| 直径 | 4.1m | 有效容积： | 直径 3.7m、长 10m |

# 总　体　布　局

H-Ⅱ为捆绑二枚固体助推器的二级液体火箭。芯级箭体呈直筒形。

为使火箭重心靠前和适当安排助推器-芯级传力结构，一子级采用二个独立的低温推进剂贮箱，将设计得较轻的液氢箱置于液氧箱之下。贮箱用箱间段隔开，固体助推器-芯级前连接机构设于此处。

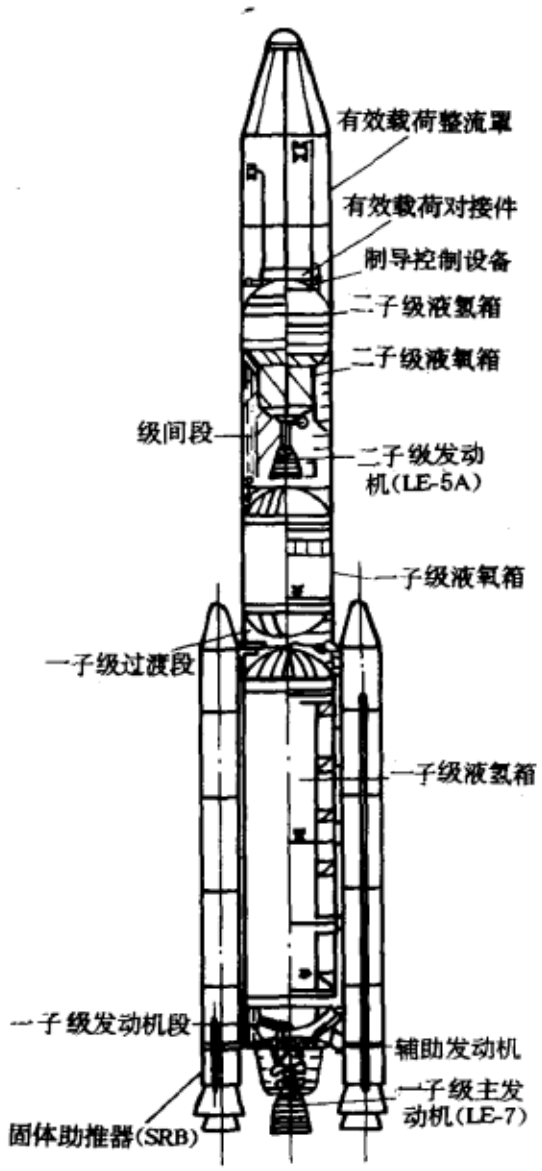
一子级主发动机 LE-7 安装在尾段发动机架上。发动机可作±7°双向摆动，提供俯仰、偏航控制力。2 台辅助游动发动机安装在尾部筒段上，提供固体助推器熄火后的滚动控制和 LE-7 主发动机关机后的姿态控制力。

子级采用冷分离方式。一子级在二子级点火前 10s 分离。

二子级采用共底贮箱，液氢箱在上、液氧箱在下，液氧箱直径小于箭体直径，液氧箱及其以下部分全部在箭体级间段内。LE-5A 发动机安装在液氧箱锥形箱底的万向接头上。贮箱筒段与锥形箱底界面安装用于推进剂管理和姿态控制的反作用控制舱。子级顶部与有效载荷对接件相接。

火箭各种电子仪器分散安装于一子级箱间段和二子级顶部。

由二个半壳组成的有效载荷整流罩与二子级壳体相接，于起飞后 250s 飞出大气层后分离。




H-Ⅱ总体布局图

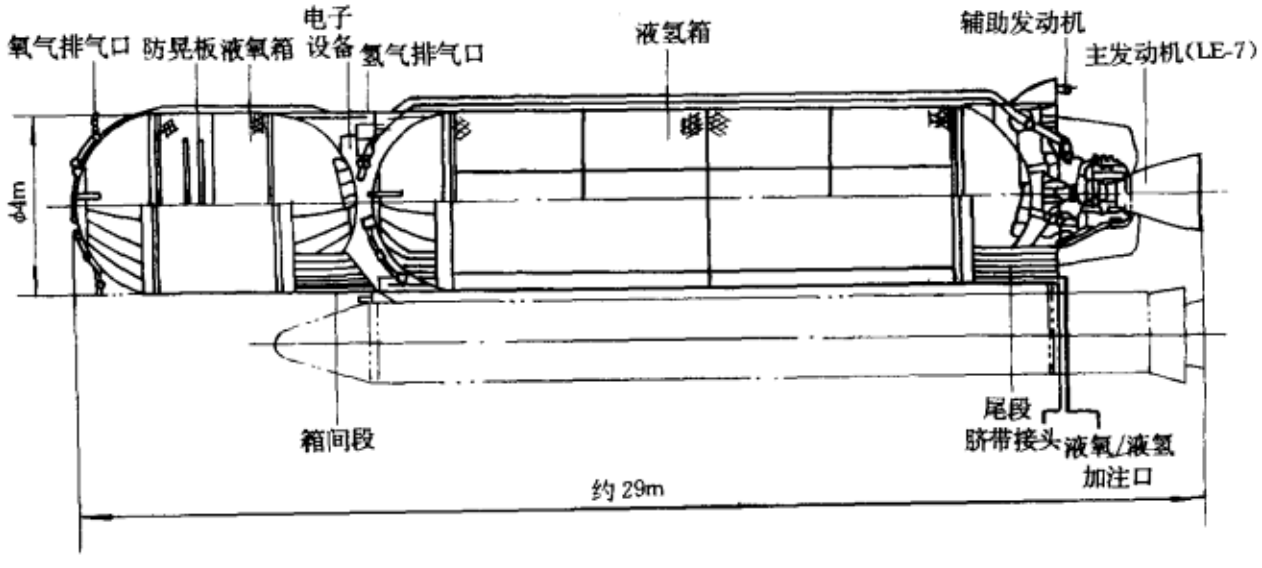
# 箭　体　结　构

H-Ⅱ的发射支点设置在固体助推器的后壳段上，一子级低温贮箱的箱间段结构与固体助推器连接点共同支持芯级。

### 一子级结构

一子级由尾段、液氢和液氧低温贮箱和箱间段组成。

一子级低温贮箱由 2219 铝合金制成。用这种含有铜的轻铝合金板材组装成大型贮箱结构

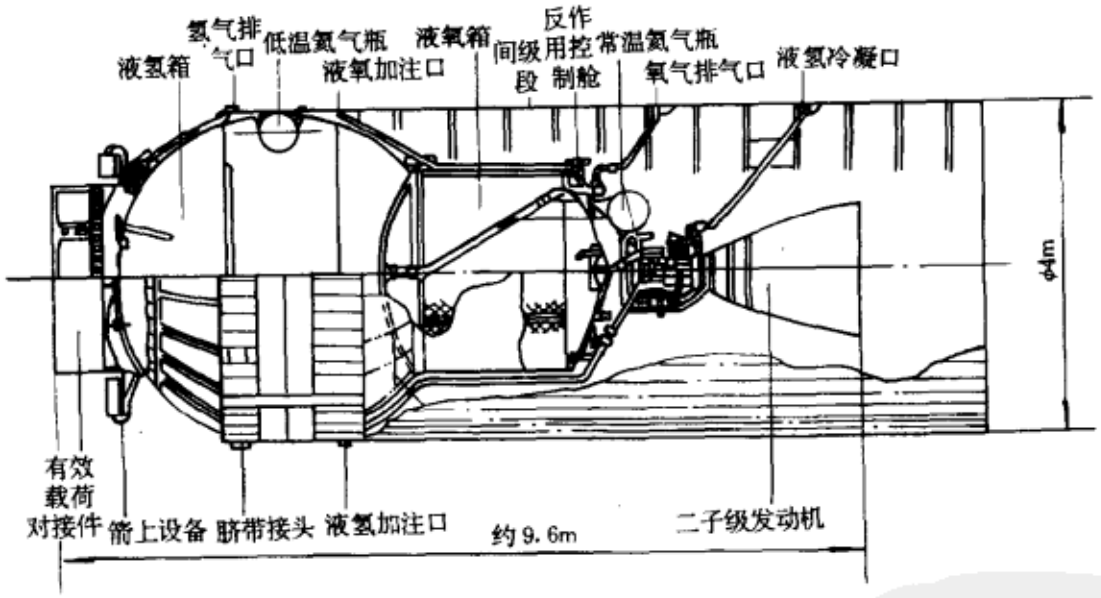



H-Ⅱ一子级结构

时，需要专门的焊接工艺与工装技术。三菱重工业公司将以自动化生产、组装 Ⅱ 低温贮箱。贮箱由球形底和机械铣切网格蒙皮制成的筒段组成。贮箱表面有多孔聚异胺脂泡沫层绝热层。一子级尾段由加强壳和十字梁的发动机架构成，LE-7 发动机安装在十字梁的发动机架上。两台辅助发动机安装在尾段上。

## 二子级结构

为了降低 H-Ⅱ 火箭二子级的研制成本，缩短研制周期，充分利用了 H-Ⅰ 火箭二子级箭体结构的零、组件。二子级长约 11m、直径 4m，结构质量 2.8t，由级间段、共底贮箱和有效载荷对接件组成。

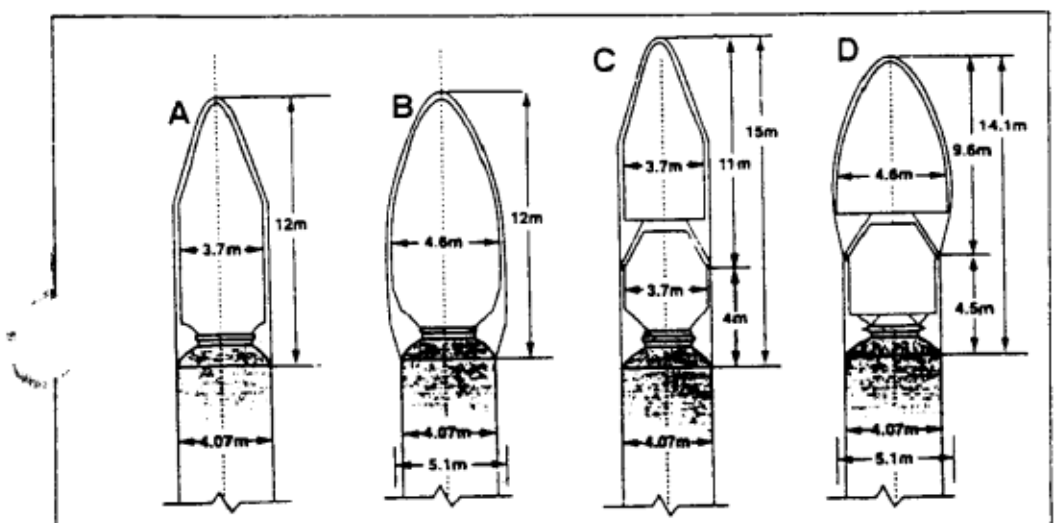



H-Ⅱ二子级结构

贮箱为共底结构，液氢箱在上，液氧箱在下。液氢箱近似于球形，液氧箱呈圆柱形，由 H-Ⅰ贮箱加长改装而成。贮箱用 2219 铝合金制造，外表面涂有聚胺脂泡沫绝热层。共底由玻璃纤维增强塑料蜂窝夹芯和铝合金板制成。在液氢箱顶部装有制导、控制用的各种电子设备，并安装有卫星对接件。

## 整流罩

．．H-Ⅱ整流罩由川崎重工业公司研制。根据不同有效载荷的要求，该公司设计了四种规格的整流罩，即 4s、5s 单星整流罩，4/4D、5/4D 双星整流罩。四种型号的整流罩如图所示。图中 A 型、D 型已在第一、三次飞行试验中使用，B 型、C 型计划在第 4 次和第 6 次飞行使用。




| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 最大外径(m) | 4.07 | 5.1 | 4.07（上部）<br>4.07（下部） | 5.1（上部）<br>4.07（下部） |
| 有效载荷数 | 1 | 1 | 2 | 2 |

整流罩各型结构

整流罩尺寸和箭体直径相匹配，能装载 2t 级单星。如果发射两颗各 1t 级的小型卫星，可按图中所示的多星型方法进行安装。5m 直径整流罩是为了适应宽体型卫星的需要而设计的。整流罩用铝合金面板和蜂窝夹芯结构制成，其外表面涂有绝热用的含有二氧化硅微型空心粒的复合材料。

设计整流罩分离机构的主要要求有：

1)具有承受飞行环境载荷的强度和刚度；

2)要正确地分离；

3)不能因分离时产生的碎片、气体而损坏或污染卫星与其它箭载仪器；

4)分离时的冲击对卫星、箭体无太大影响；

5)耐气动力、加热和冲击振动载荷并能正常工作；

6)轻型化；

7)容易装配和发射场操作。

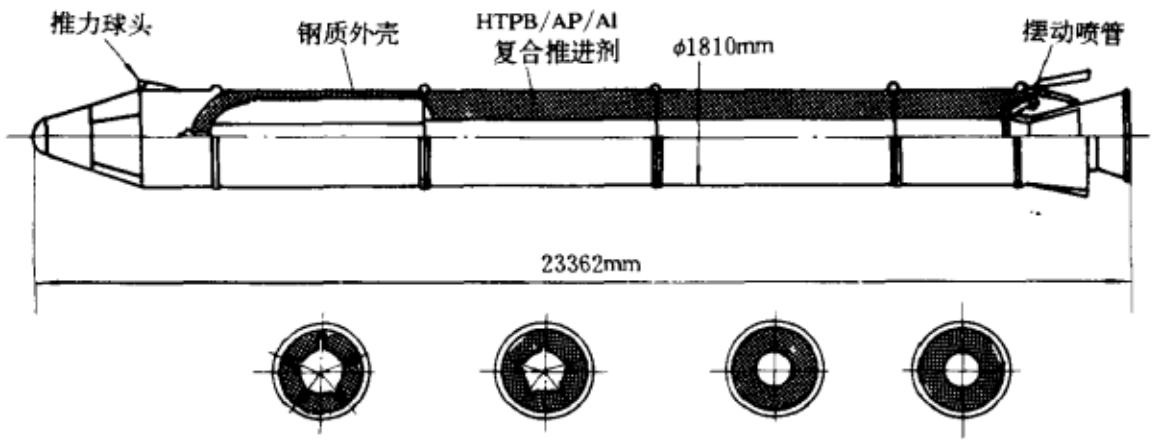
整流罩分离机构是由开罩的弹簧、铰链、膨胀型密封导爆索、易碎分离螺母等组成。它能以非常短的时间使整流罩与箭体分离并能封闭所有碎片和气体，以防损坏或污染卫星及其它箭载仪器。

# 推 进 系 统

H-Ⅱ火箭推进系统由一子级 LE-7 液氧/液氢发动机、二子级 LE-5A 液氧/液氢发动机和二枚捆绑的固体助推器以及相应的推进剂输送系统和增压系统组成。

## 助推器

H-Ⅱ的固体助推器是由日产汽车公司于 1984 年开始研制的。这是继“美国航天飞机”和“大力神”固体助推器之后的第三种大型固体助推器。长 23.4m，直径 1.8m，质量 70t。固体助推器为四节装药，装药质量 59t。发动机单台海平面推力 1569kN、真空比冲 2657.6N·s/kg。燃烧室压力为 5.6MPa 时，其线性燃烧率约为 6mm/s。二台助推器和一子级主发动机同时点火，工作约 94s 与箱体分离。其结构见图。




固体助推器

固体助推器推进剂的成分为 14%端羟基聚丁二烯(HTPB)、18%铝(Al)和 68%高氯酸铵(Ap)。在固体火箭加工厂里把固体推进剂浇注在火箭发动机的壳体内并与壳体粘合在一起。然后分四段运送到发射场，再用法兰盘、螺柱、螺母连接组装成整体。后面 2 段为柱形药孔，前 2 段为五角星形药孔。

固体助推器尾段结构由尾部喷管、发动机外壳后壳段和 4 台分离发动机、液压分离作动筒等组成。

后壳段用作整流罩，也为固体助推器点火工作之前运载火箭竖立在发射台上的支点。

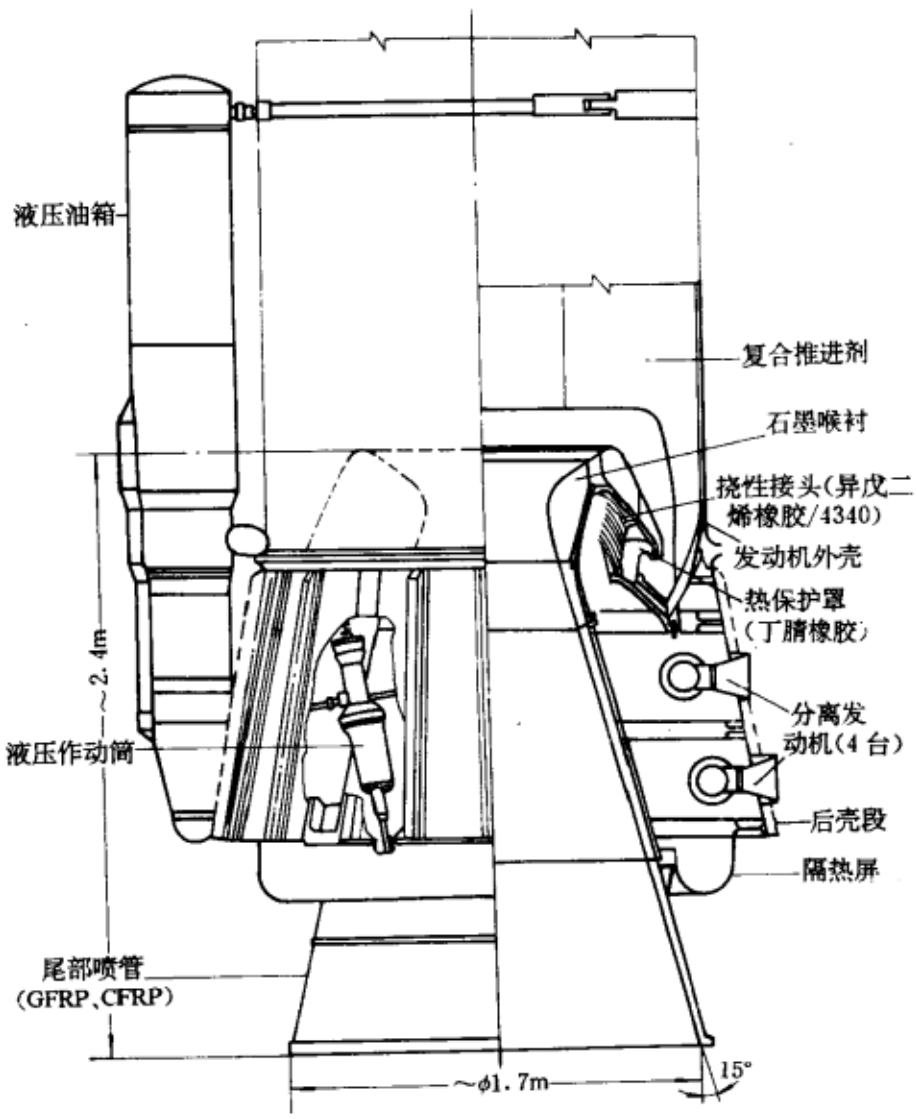
喷管由挠性接头、石墨喉衬、4340 钢和 7075 铝合金壳体、碳纤维和硅纤维酚醛烧蚀材料层组成。

喷管挠性接头允许喷管作±5°全向偏转。

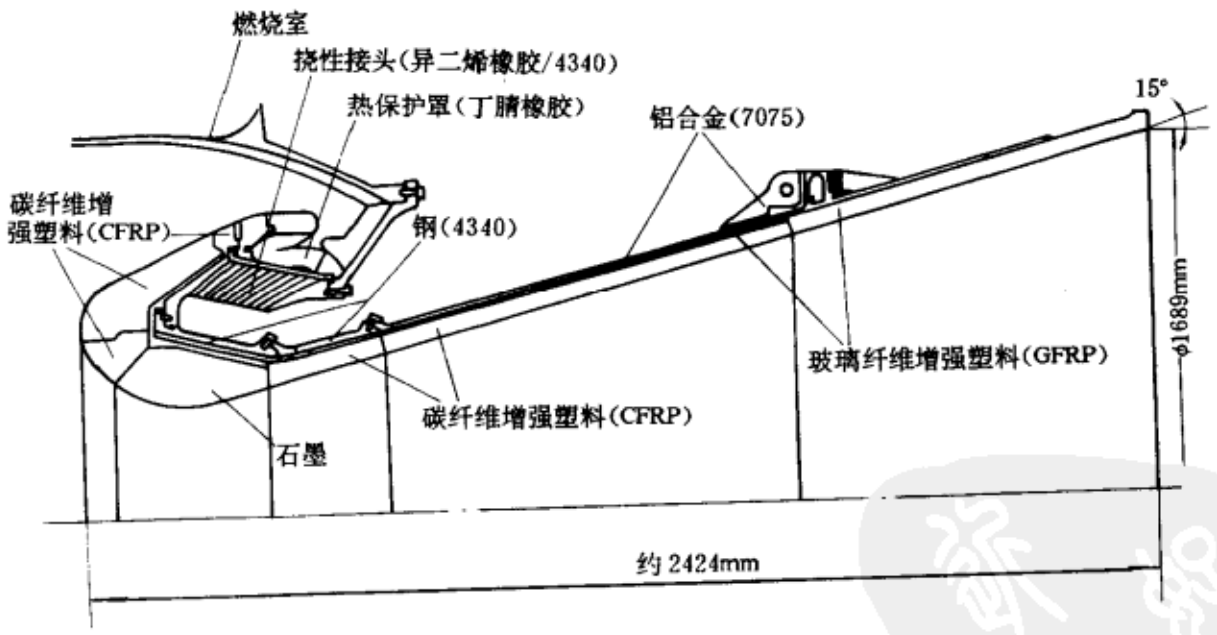
## 一子级推进系统

**系统特性**

一子级推进系统的主要特性与性能参数为：




固体助推器尾段结构




固体助推器喷管结构

| | |
|---|---|
| 推进剂加注量 | 85t |
| 液氧 | 72.4t |
| 液氢 | 12.6t |
| 推进剂贮箱 | |
| 液氧箱容积 | 68m³ |
| 液氢箱容积 | 195m³ |
| 液氧箱压力 | 0.43MPa |
| 液氢箱压力 | 0.34MPa |
| 氦气瓶 | |
| 压力 | 30.4MPa |
| 容积 | 210L |
| 氮气瓶 | |
| 压力 | 30.4MPa |
| 容积 | 210L |
| 泵净正吸程(NPSH) | |
| 液氧泵 | 30m |
| 液氢泵 | 136m |

| | |
|---|---|
| 主发动机(LE-7) | |
| 海平面推力 | 912.0kN |
| 真空推力 | 1176kN |
| 真空比冲 | 4405N·s/kg |
| 混合比 | 6.0 |
| 工作时间 | 315.8s |
| 质量 | 1560kg |
| 总长度 | 3500mm |
| 喷管出口直径 | 1900mm |
| 可靠性(置信度) | 0.9935(60%) |
| 寿命 | >20 次起动 |
| | >2000s |
| 辅助发动机 | |
| 真空推力 | 2×1.96kN |
| 推进剂，主发动机关机前 | 气氢 |
| 工质，主发动机关机后 | 氮气 |

**发动机**

发动机由宇宙开发事业团于 1985 年正式开始研制，三菱重工业公司负责发动机系统的总装及燃烧室的研制，石川岛播磨公司负责涡轮泵的研制工作。H-Ⅱ火箭一子级采用高压补燃氢氧发动机 LE-7。发动机选用低温液氧/液氢推进剂的理由是比冲高，可以继承 LE-5 发动机的研制经验；火箭一、二子级均使用统一的推进剂，简化发射工作的操作程序。

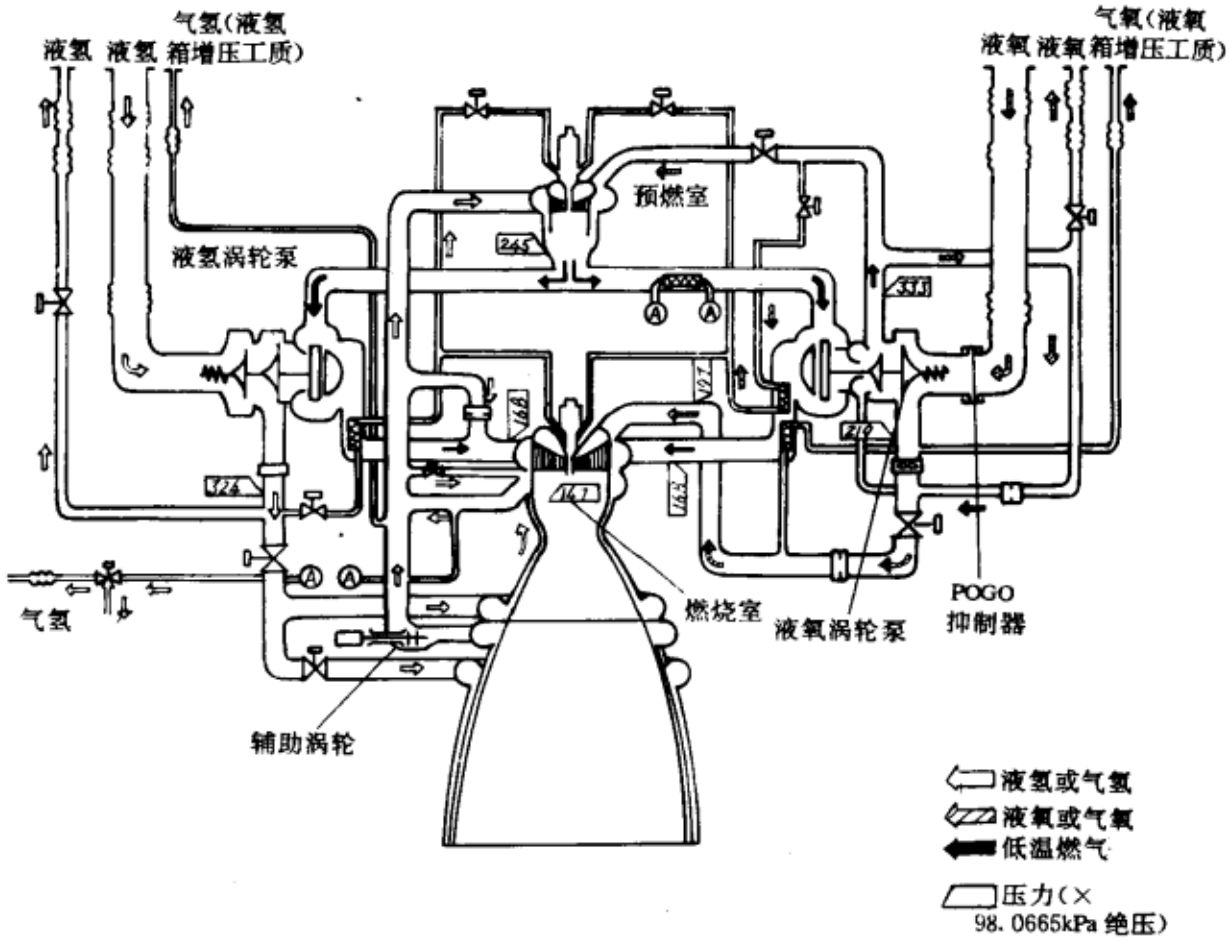
发动机安装在由加强后壳段和十字梁结构发动机架组成的尾段内。LE-7 可作±7°双向摆动进行姿态控制。两台小辅助发动机相距 180°，安装在尾段的筒形壳体部分，可作±45°摆动，以在固体火箭助推器燃尽后进行滚动控制和在主发动机关机后进行俯仰、偏航和滚动控制。LE-7 发动机的组成及流程如图所示。

1. 点火器　预燃室点火器和主燃室点火器的主要参数为：

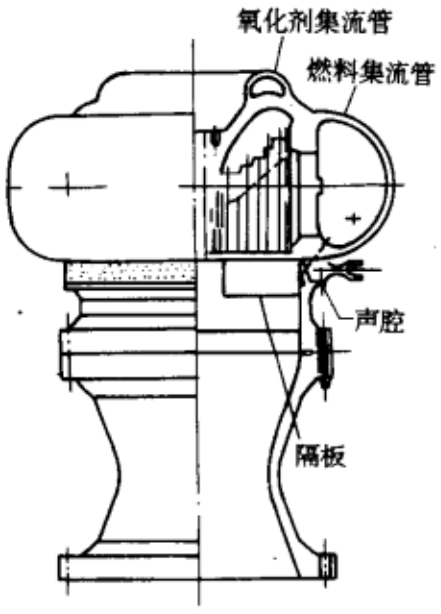
| | |
|---|---|
| 推进剂 | 气氢/气氧 |
| 冷却剂 | 气氢 |
| 冷却方式 | 排放冷却 |
| 芯部混合比 | 40 |
| 总混合比 | 0.8(预燃室) |
| | 6.0(主燃烧室) |

| | |
|---|---|
| 激励器 | |
| 脉冲速率 | 250 次/秒 |
| 脉冲能量 | 10mJ(最小) |
| 输入电流 | 2A(最大) |
| 输入电压 | 28V(DC) |
| 输出电压 | 10～30kV |
| 工作时间 | 315.8s(与发动机相同) |

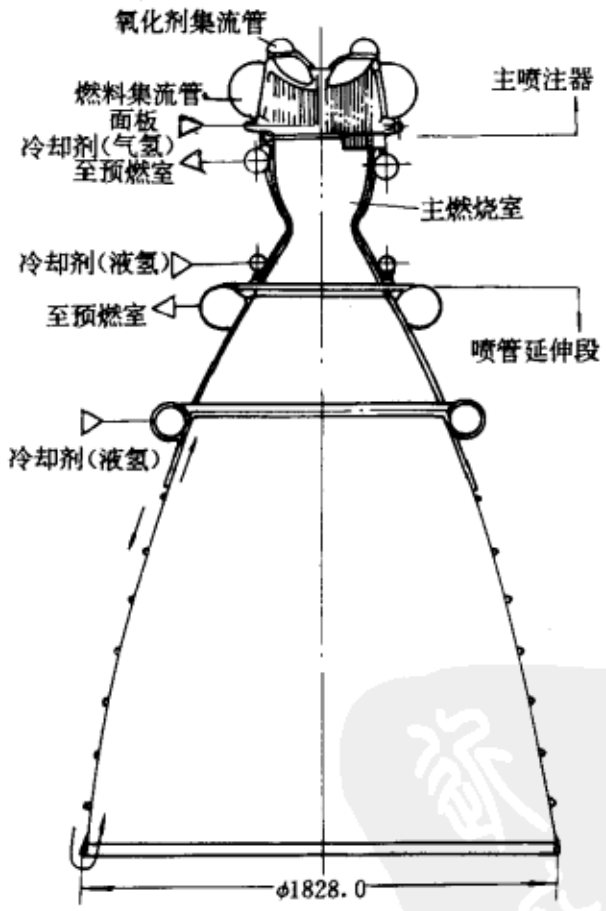
液氢与液氧由热交换器气化并导入点火器。电激励器发火使气氢与气氧以 40 的混合比进行燃烧。气氢还可供点火器冷却用。LE-7 点火器使用排放冷却法冷却，以便提高工作寿命。




LE-7 发动机流程图




LE-7 预燃室

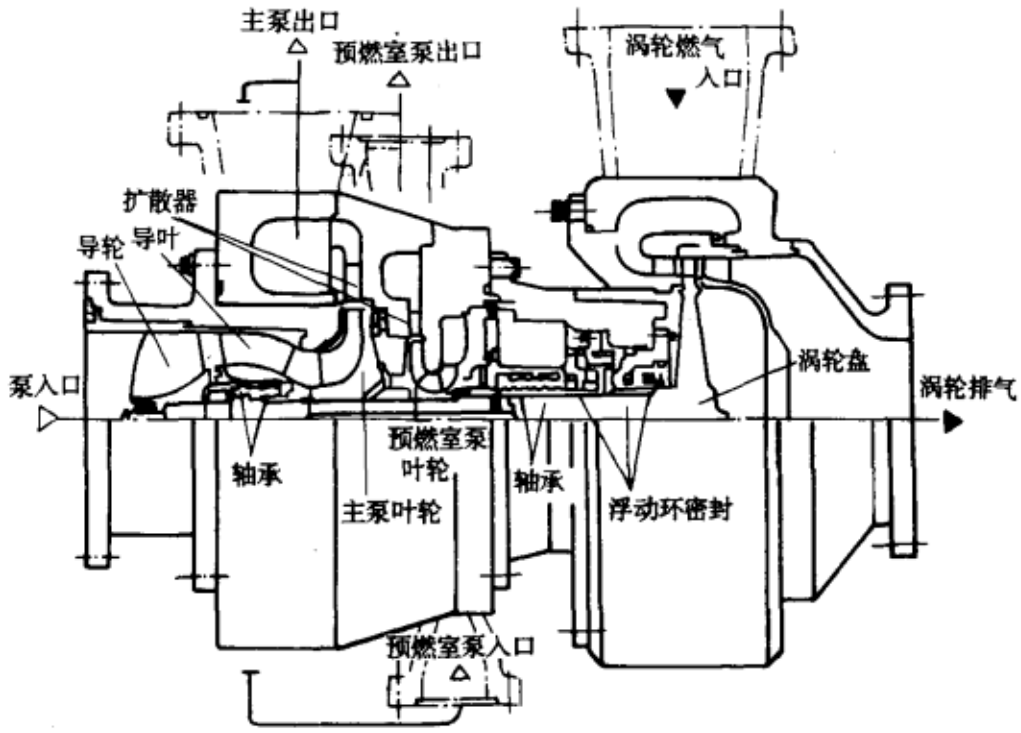



LE-7 推力室

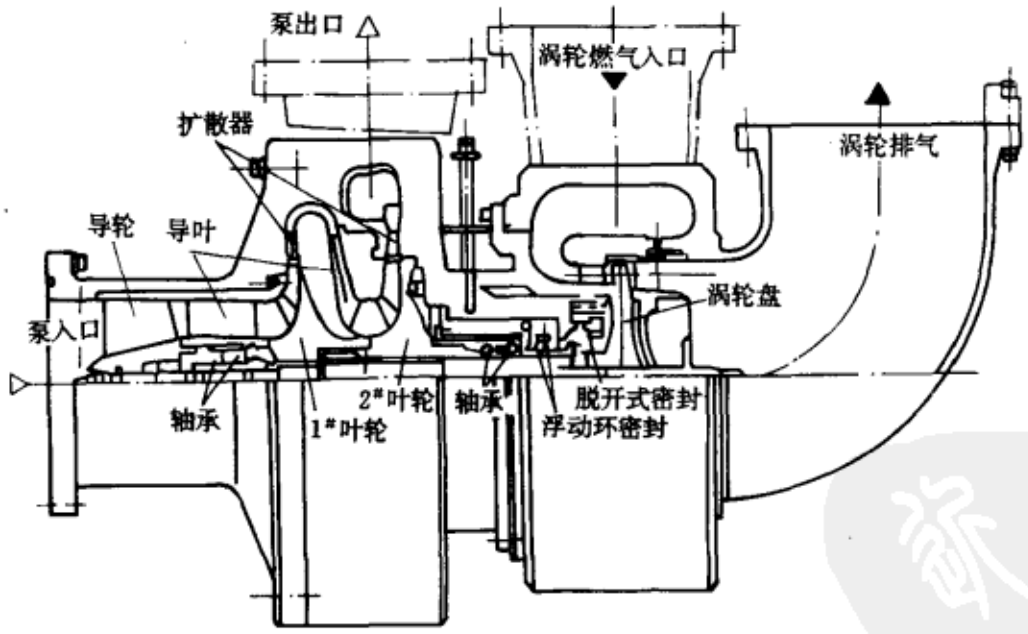
2. 预燃室　图为预燃室的结构型式。

预燃室的主要参数：

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 型式 | 237 个同轴式喷嘴，排放冷却燃烧室壁 | | 流量 | 25.6kg/s | 31.6kg/s |
| 氧化剂 | 液氧 | | 燃烧室压力 | 24.0MPa | |
| 燃料 | | 气氢 | 混合比 | 0.81 | |
| 入口压力 | 31.7MPa | 26.9MPa | 燃烧温度 | 971K | |
| 入口温度 | 104K | 166K | | | |




LE-7 氧化剂涡轮泵




LE-7 燃料涡轮泵

3. 推力室　LE-7 推力室由主喷注器、主燃烧室和喷管延伸段组成。

推力室主要参数如下表所示：

| | | |
|---|---|---|
| $I_{sp}$效率 | 97.5% | |
| 主喷注器 | | |
| 类型 | 452 个同轴喷嘴带隔板和声腔 | |
| 氧化剂 | 液氧 | |
| 燃料 | | $H_2/O_2$ 燃气 |
| 入口压力 | 19.3MPa | 16.0MPa |
| 入口温度 | 99K | 890K |
| 流量 | 203.5kg/s | 58.4kg/s |
| 混合比(=$O_2/H_2$) | 6.9 | |
| 燃烧室压力 | 14.7MPa | |

| | |
|---|---|
| 主燃烧室 | |
| 冷却剂 | 液氢 |
| 类型 | 再生冷却,沟槽式结构 |
| 入口压力 | 31.2MPa |
| 入口温度 | 52K |
| 流量 | 18.3kg/s |
| 喷管延伸段 | |
| 类型 | 再生冷却,管束式延伸段 |
| 冷却剂 | 液氢 |
| 入口压力 | 31.2MPa |
| 入口温度 | 52K |
| 流量 | 21.2kg/s |
| 喷管延伸段膨胀比 | 60.0 |

4. 氧化剂涡轮泵　氧化剂涡轮泵由航空和宇宙技术研究所进行研制。

5. 燃料涡轮泵　燃料涡轮泵为两级离心泵(带螺旋导轮),泵由一级冲击式涡轮驱动,第二级叶轮装有与轮盘成整体结构的平衡活塞。

氧化剂涡轮泵的主要参数为：

| | |
|---|---|
| 泵 | |
| 液体 | 液氧 |
| 类型 | 单级离心泵(主泵有螺旋导轮) |
| 出口压力 | 主泵 21.3MPa |
| | 预燃室泵 32.7MPa |
| 比速 | 244r/min $\sqrt{m^3/min}/m^{3/4}$ |
| 流量 | 229.1kg/s |
| | 43.8kg/s |
| 要求的净正吸程(NPSH) | 30m |
| 泵效率 | 75% |
| 涡轮 | |
| 驱动气体 | $H_2/O_2$ 燃气 |
| 类型 | 单级冲击式涡轮 |
| 入口压力 | 23.7MPa |
| 入口温度 | 970K |
| 压力比 | 1.46 |

| | |
|---|---|
| 流量 | 16.0kg/s |
| 速度比 $u/C$ | 0.22 |
| 涡轮效率 | 48.5% |
| 转速 | 20000r/min |
| 轴功率 | 6MW |
| 轴承 | 两对双排型角接触滚珠轴承，液氧冷却 |
| 轴密封 | 浮动环密封<br>分段密封 |
| 轴向力调节 | 靠平衡活塞 |

燃料涡轮泵的主要设计参数为：

| | |
|---|---|
| 泵 | |
| 液体 | 液氢 |
| 类型 | 两级离心泵带有螺旋导轮 |
| 出口压力 | 31.9MPa |
| 流量 | 40kg/s |
| 比速 | 145r/min $\sqrt{m^3/min}/m^{3/4}$ |
| 要求的净正吸程(NPSH) | 136m |
| 泵效率 | 70% |
| 涡轮 | |
| 驱动气体 | $H_2/O_2$ 燃气 |
| 类型 | 单级冲击式涡轮 |
| 入口压力 | 23.7MPa |
| 入口温度 | 970K |
| 压力比 | 1.46 |
| 流量 | 41.4kg/s |
| 速度比 $u/C$ | 0.4 |
| 涡轮效率 | 72% |
| 转速 | 46000r/min |
| 轴功率 | 24MW |
| 轴承 | 两对双排角接触滚珠轴承，用液氢冷却 |
| 轴密封 | 浮动环密封<br>脱开式密封 |
| 轴向力调节 | 靠平衡活塞 |

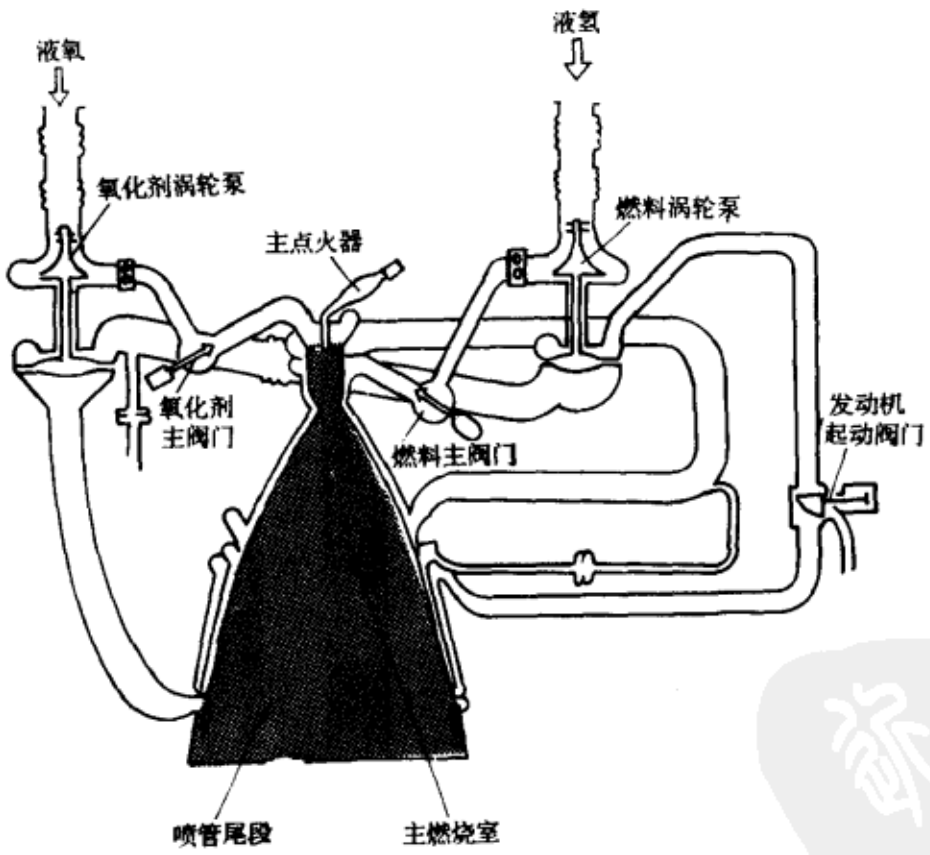
## 二子级推进系统

### 系统特性

二子级推进系统的主要特性与性能参数：

| | |
|---|---|
| 推进剂加注量 | 14.0t |
| 液氧 | 11.63t |
| 液氢 | 2.73t |
| 推进剂贮箱 | |
| 液氧箱容积 | 10.8m³ |
| 液氢箱容积 | 37m³ |
| 液氧箱压力 | 0.29MPa |
| 液氢箱压力 | 0.24MPa |
| 氦气瓶 | |
| 常温氦气瓶充气压力 | 30.4MPa |
| 低温氦气瓶充气压力 | 20.6MPa |
| 常温氦气瓶直径×数量 | 550mm×1 |
| | 430mm×1 |
| 低温氦气瓶直径×数量 | 430mm×3 |
| 泵净正吸程(NPSH) | |
| 液氧泵 | 7.5m(最小值) |
| 液氢泵 | 43m(最小值) |
| 发动机 LE-5A | |
| 真空推力 | 120kN |
| 真空比冲 | 4407N·s/kg |
| 工作时间 | 535s |
| 燃烧压力 | 3.8MPa |
| 混合比 | 5.0 |
| 膨胀比 | 130∶1 |
| 发动机循环 | 喷管膨胀排放循环 |
| 质量 | 16.8t |

H-Ⅱ火箭二子级推进系统是在充分利用 H-Ⅰ技术的思想指导下，在 H-Ⅰ二子级基础上改型而成。子级贮箱增长加粗，推进剂加注量由原来的 8.71t 增加到 14t、增加 60%。




LE-5A 发动机流程图

**发动机**

二子级 LE-5A 发动机由 H-Ⅰ火箭 LE-5 改型而成。其主要改进有：

1)提高燃料泵功率；

2)喷管喉部面积增大 10%；

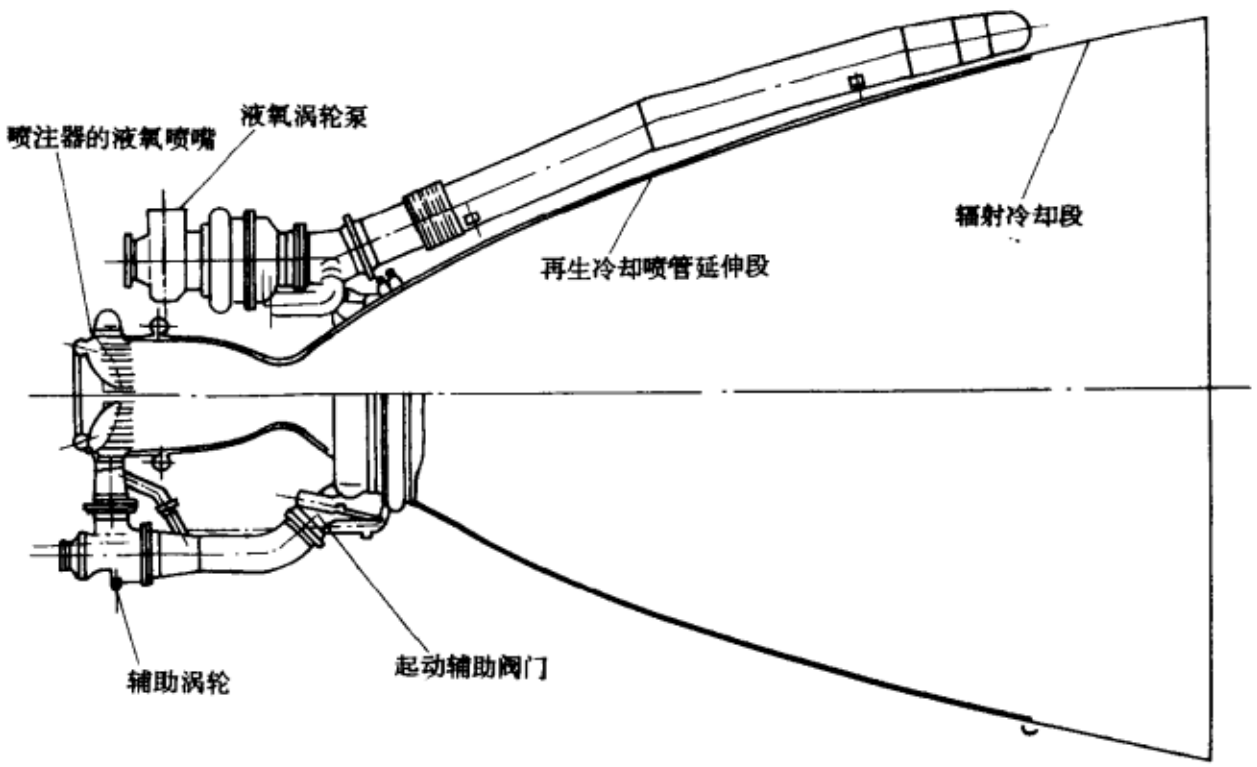
3)将喷管延伸段由排放冷却改为再生冷却，增加了辐射冷却后延伸壳段；

4)喷注器的液氧喷嘴尺寸重新设计；

5)取消燃气发生器及其相关零、部件。

LE-5A 发动机改 LE-5“燃气发生器循环”工作方式为“喷管膨胀排放循环”工作方式。由燃烧室冷却夹套出口排放一部分气氢并引入再生冷却喷管延伸段内，这部分气氢在那里被加热后又被用来驱动涡轮。发动机流程如上图所示。

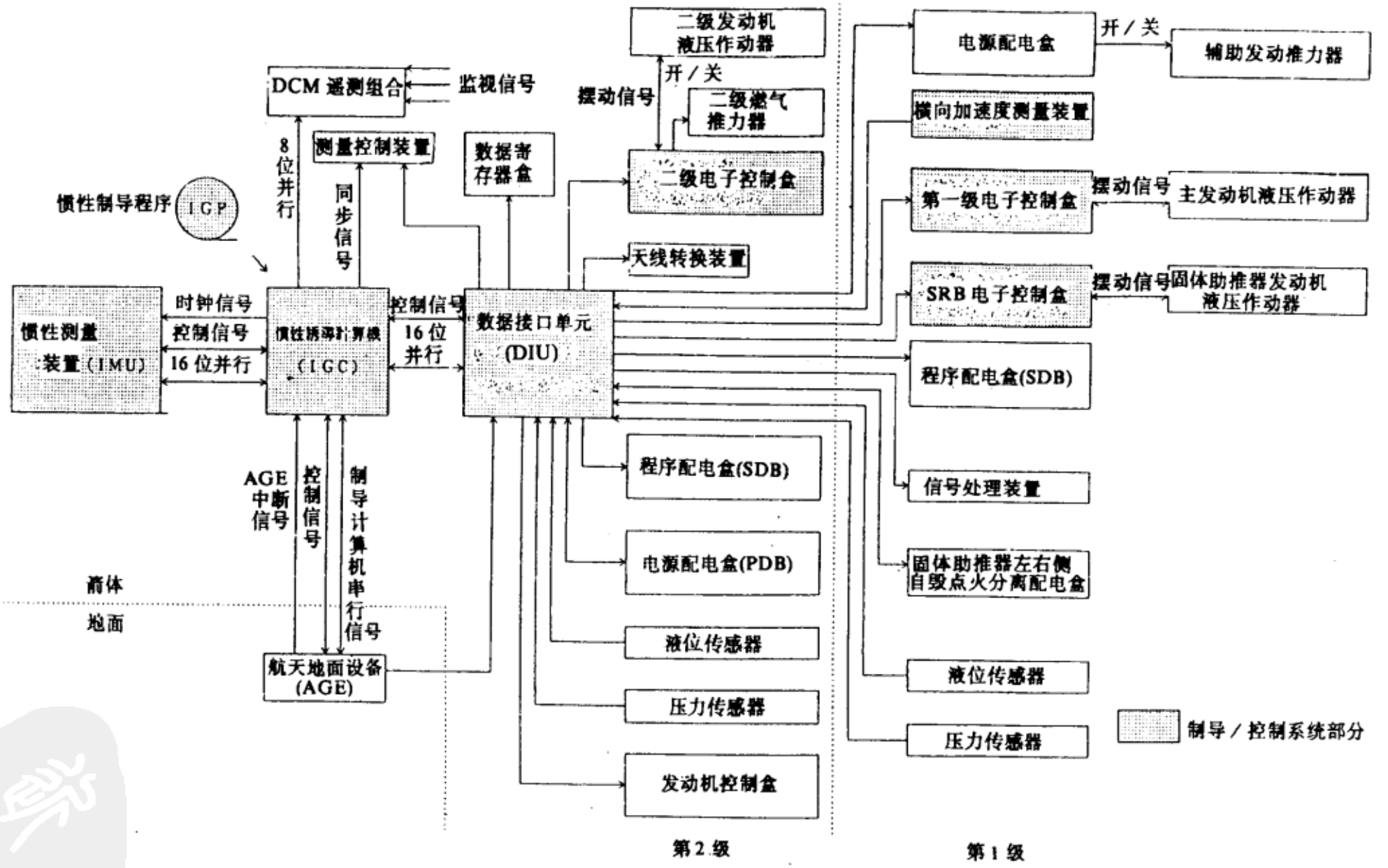
LE-5A 发动机推力室如图。




LE-5A 发动机推力室

## 制导和控制系统

H-Ⅱ火箭采用以激光陀螺为敏感元件的捷联式惯性制导系统。系统由惯性测量装置(IMU)、惯性制导计算机(IGC)、惯性制导程序装置(IGP)、数据接口单元(DIU)、电子控制装置(E-PKG)和横向加速度测量装置(LAMU)等组成(见图)。制导控制系统中各装置直接安装在二子级液氢箱顶部仪器构件平台上。部分装置安装在级间段和箱间段内。制导控制系统具有制导、导航、姿态控制和推进系统控制等功能。系统组件技术性能如图和表所示：

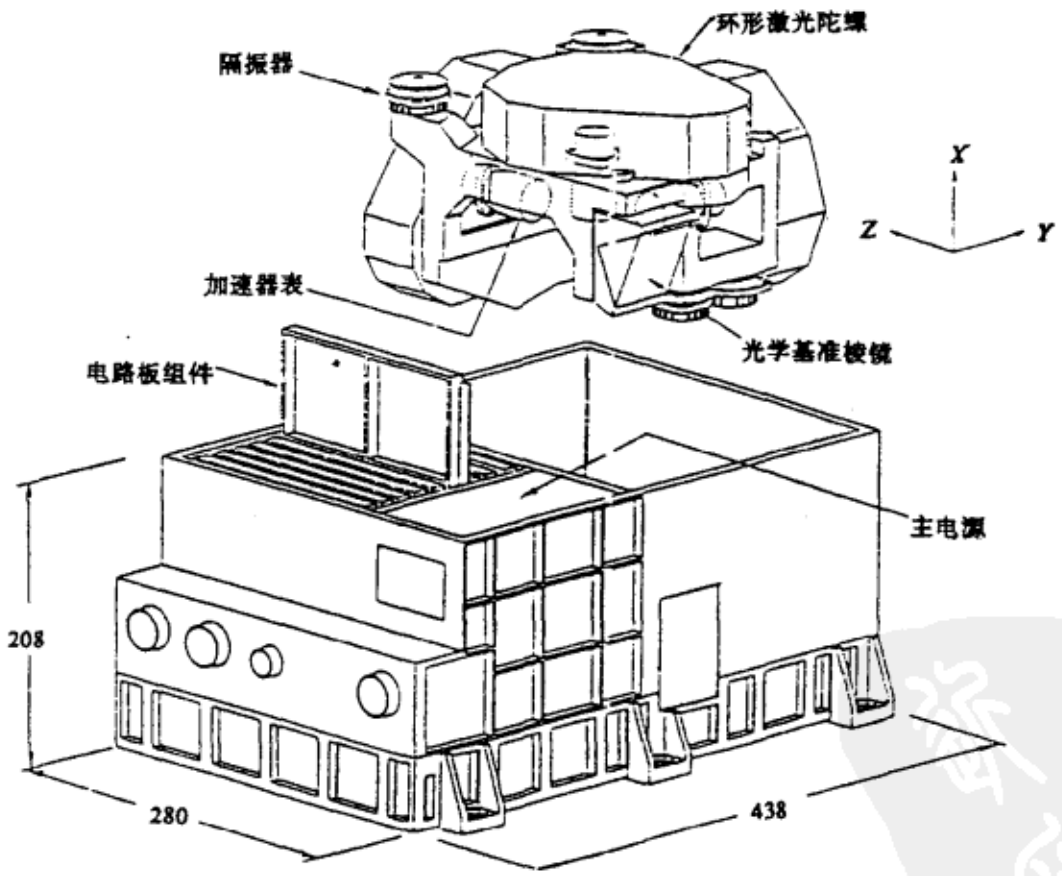



H-Ⅰ火箭制导和控制系统框图

| | | |
|---|---|---|
| 惯性测量装置 | 尺寸 | 320mm×438mm×208mm |
| | 质量 | 25～26kg |
| | 耗电量 | 75～80W |
| | 角度输出漂移 | 5°/h |
| | 速度输出漂移 | 10mg |
| 陀螺 | 型号 | 激光陀螺（第 3 台） |
| | 尺寸 | 45mm×183mm×155mm |
| | 质量 | 1.65kg |
| | 随机游走系数 | 0.006～0.01（$/\sqrt{h}$）（1σ） |
| | 逐日稳定度 | 0.4～3(ppm)(1σ) |
| 加速度计 | 尺寸 | φ25.5mm×45.5mm |
| | 质量 | 87～100g |
| | 测量范围 | ±20～±40$g_0$ |
| | 偏值稳定度 | 10～12$\mu g$ |
| 计算机 | 体积 | 296mm×370mm×205mm |
| | 质量 | 1.4kg |
| | 字长 | 16 位/31 位 |
| | 存储器 | 32 千字 |

## 惯性测量装置

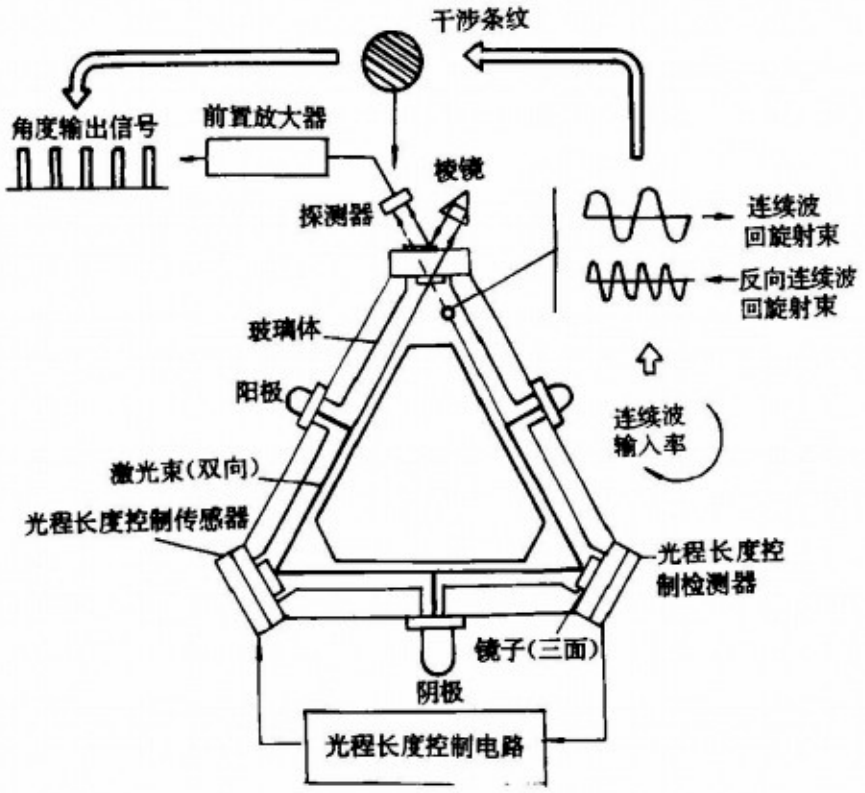
惯性测量装置由惯性敏感组件（内装 3 个激光陀螺仪，3 个 JA-5 型伺服平衡加速度计和光学基准棱镜），电路板和主电源组成（见图）。



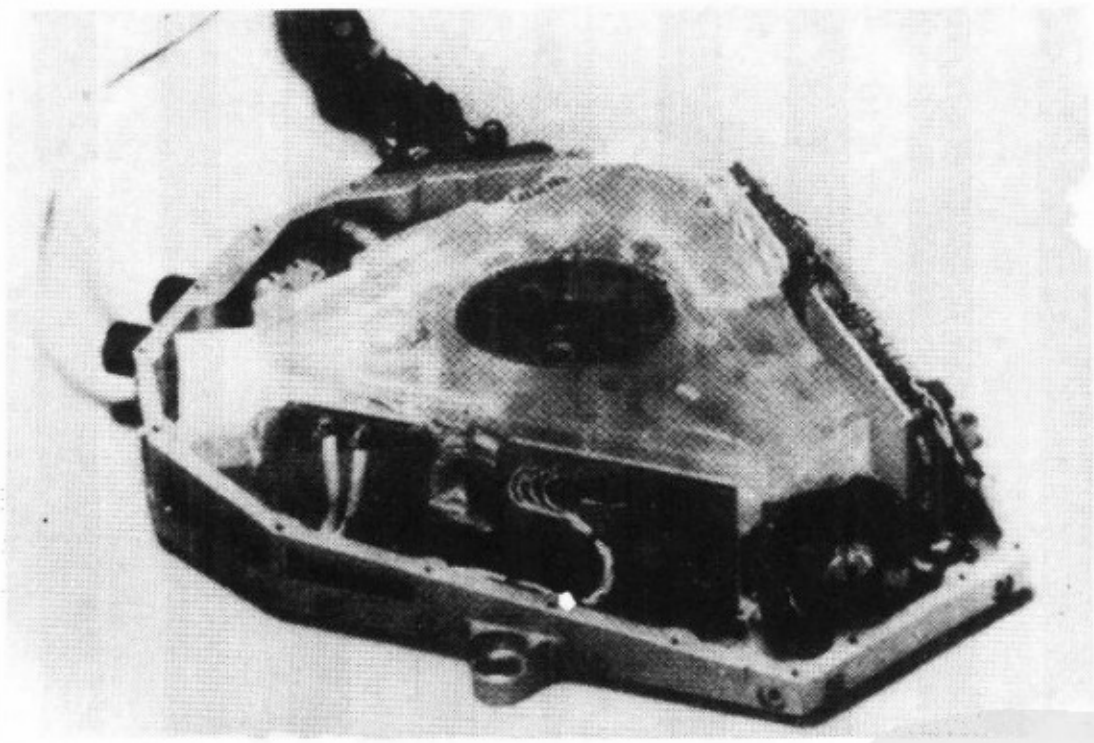

惯性测量装置分解图

**激光陀螺**

激光陀螺由日本航空宇宙技术研究所和日本航空电子工业公司合作研制，它是一种机械抖动型的激光陀螺，由阳极、阴极、腔体各种棱镜、检测器和电源组成。其原理图和样机如图所示。




激光陀螺原理图



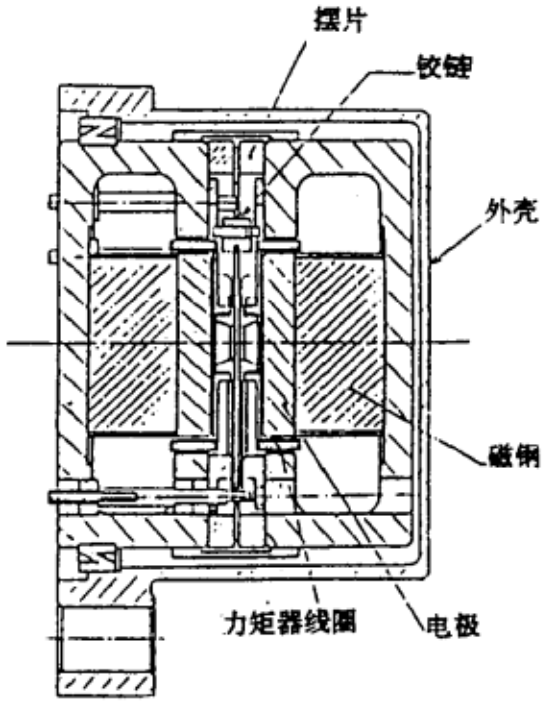
激光陀螺外貌图

**加速度计**

H-2 采用 JA-5 型加速度计，它由日本航空电子公司研制，质量约 100g，尺寸为直径 25.2mm，高 45.5mm，由摆片、铰链、磁钢、力矩器、传感器、放大器、极板和壳体等构件组成。其结构如图所示。

**横向加速度测量装置**

横向加速度测量装置有 2 个加速度计，它们测量火箭主动段的俯仰和偏航加速度。制导系统利用这些信号对火箭进行俯仰和偏航稳定控制。




加速度计

**惯性制导计算机**

H-2 惯性制导计算机由日本电气公司研制，它由中央处理机、各种接口、电源等构件组成，完成导航、制导和控制计算，执行各种分离动作，控制发动机正确点火、关机和使有效载荷精确入轨。该计算机为内程序的数字计算机，以微程序控制，可进行二进制并行处理定点小数运算。存储器容量 32k 字，运算速度为 $0.34\times10^6$ 条/s 指令。其尺寸为 296mm×370mm×206mm，质量 14.2kg，功耗 54W。

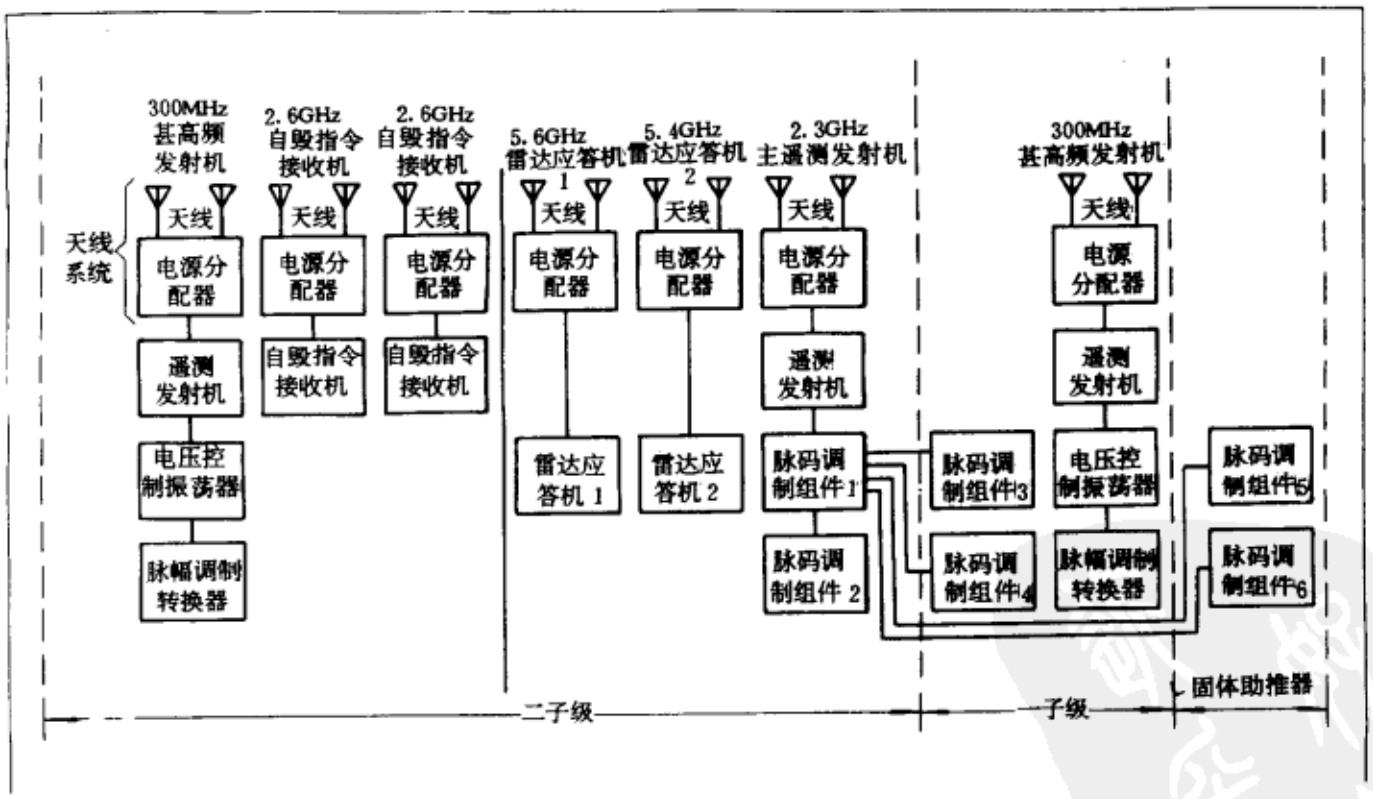
**数据接口单元**

制导系统的数据接口单元是由 H-1 的数据接口单元改进的，位于惯性制导计算机、箭载电子装置和其他各装置之间，是发送和接收信号的电气接口。

## 遥测、跟踪、自毁系统

遥测系统仍沿用 H-1 火箭遥测技术。系统各种装置分别布置于各子级。

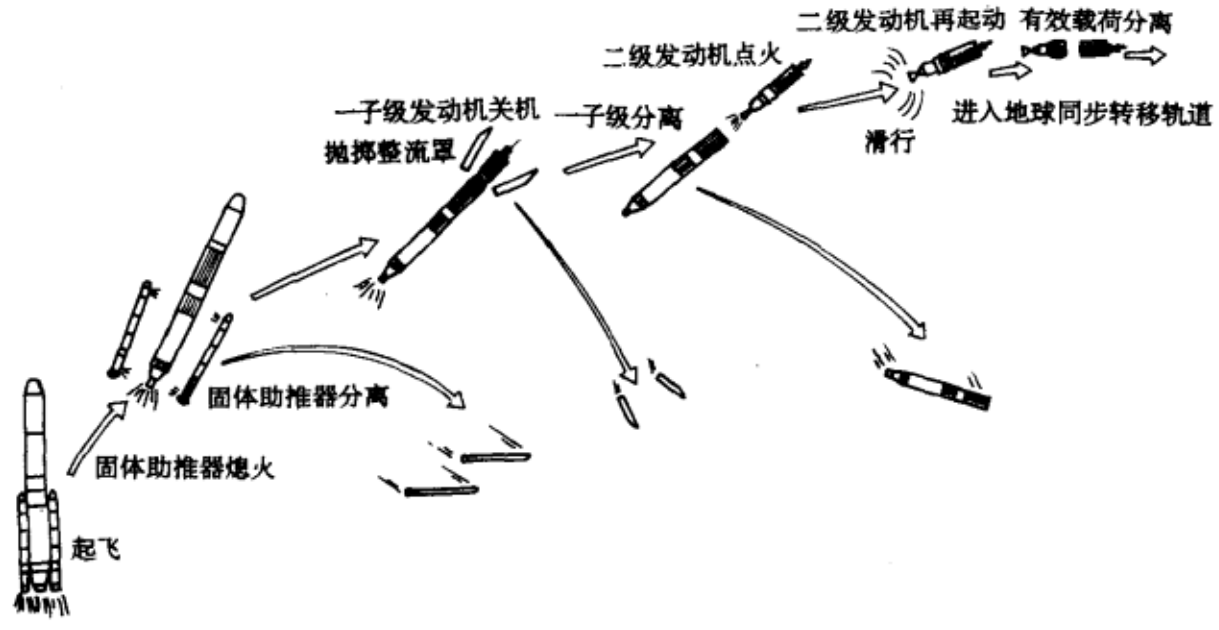
跟踪和自毁指令系统采用 2 台 C 波段应答机。自毁系统的 2 台自毁指令接收机安装在二子级上。无线电传输系统如图所示。




无线电传输系统

# 飞行程序与轨道

H-Ⅱ飞行程序为：

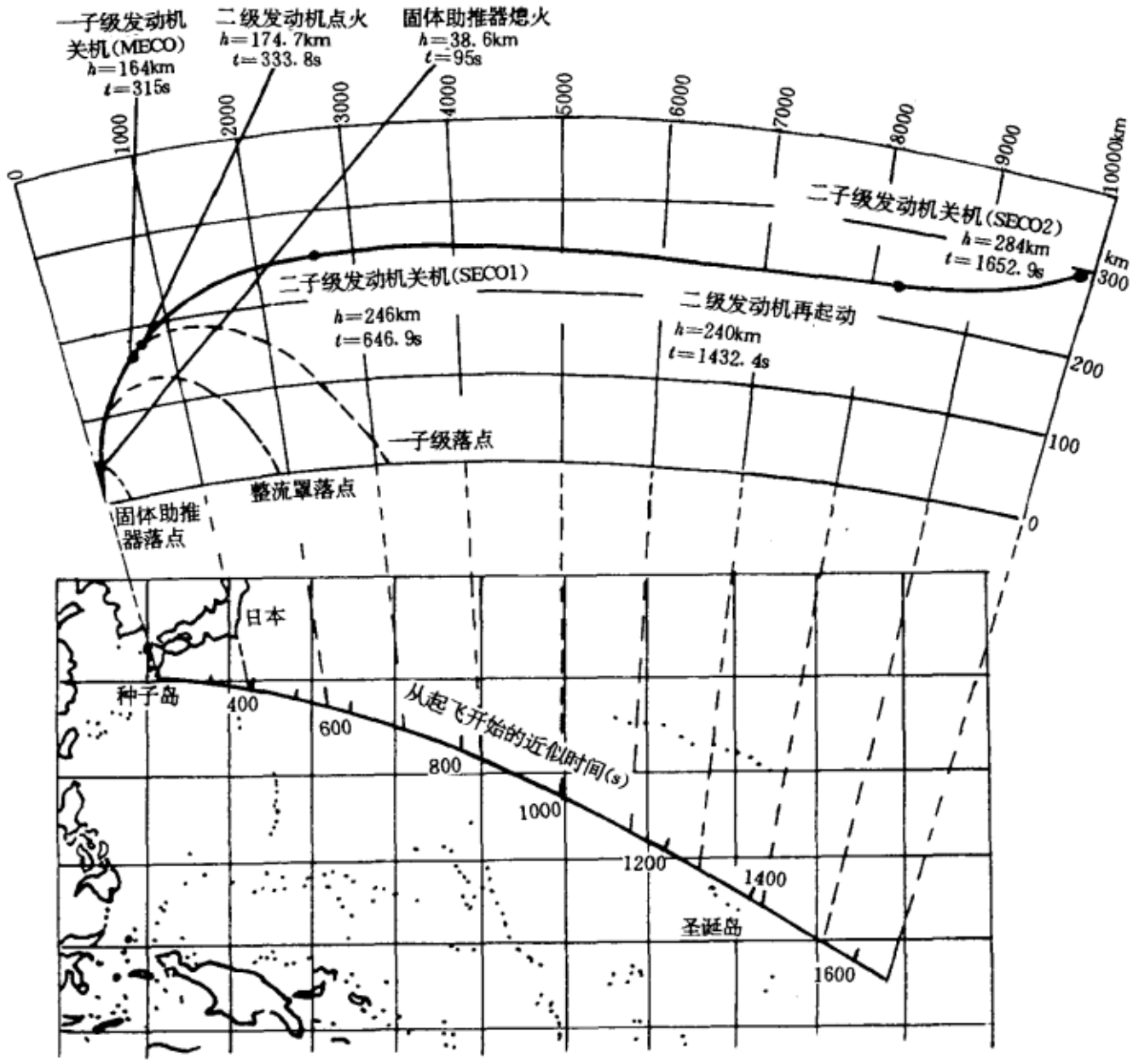



H-Ⅱ飞行程序图

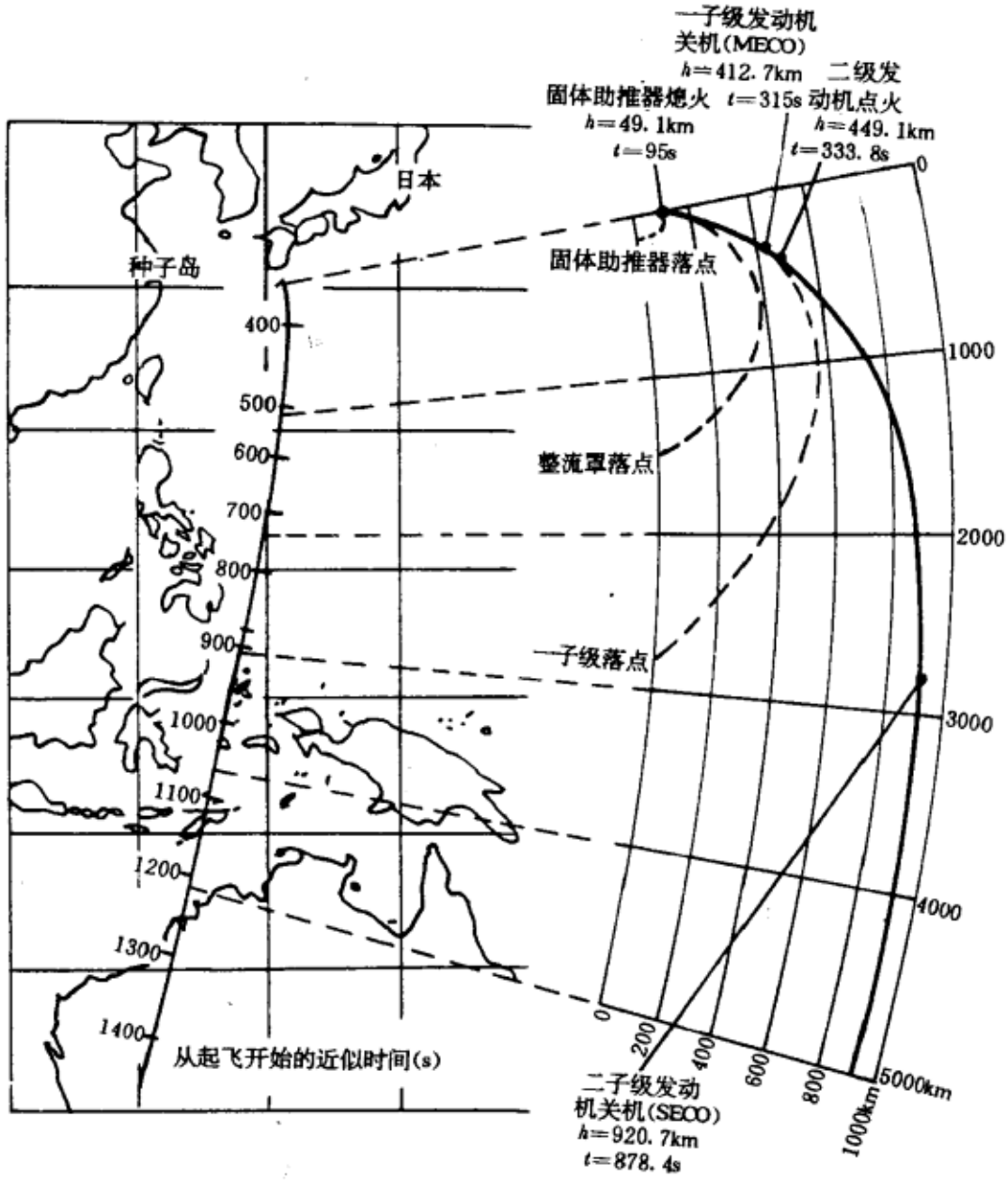
| 时间(s) | 事　件 | 时间(s) | 事　件 |
|---|---|---|---|
| $T$-6 | 一子级发动机LE-7点火 | $T$+324 | 一子级分离 |
| $T$=0 | 固体助推器点火,起飞 | $T$+333.8 | 二子级发动机点火 |
| $T$+95 | 固体助推器熄火 | $T$+646.9 | 二子级发动机关机(SECO1) |
| $T$+100 | 固体助推器分离 | $T$+1432.4 | 二子级发动机再起动 |
| $T$+250 | 抛掷整流罩 | $T$+1652.9 | 二子级发动机关机(SECO2) |
| $T$+315 | 一子级发动机关机(MECO) | 待定 | 有效载荷分离 |

H-Ⅱ火箭发射地球同步轨道和太阳同步轨道卫星时的飞行轨道见图。

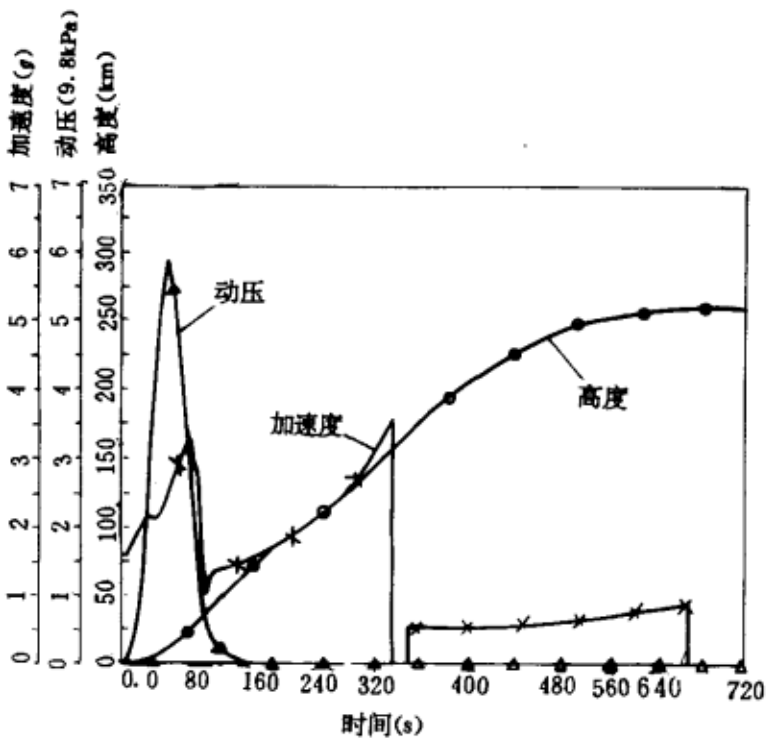
H-Ⅱ飞行高度、动压、加速度、马赫数、速度和攻角等飞行参数见图。



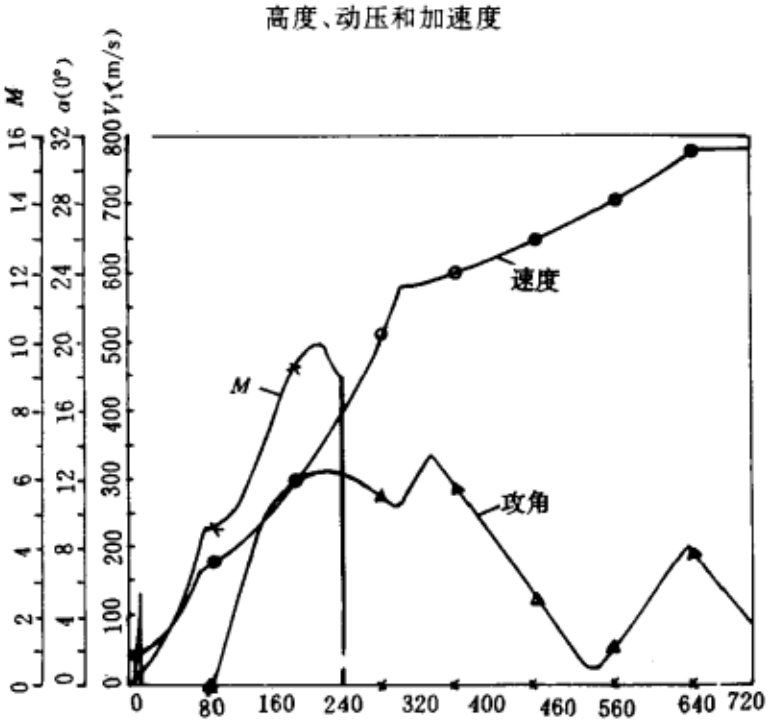

发射地球同步轨道卫星时的飞行轨道




发射太阳同步轨道任务时的飞行轨道




高度、动压和加速度




马赫数、速度和攻角

# 飞 行 记 录

| 火箭 | 发射日期（年、月、日） | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量（kg） | 近地点（km） | 远地点（km） | 倾角（°） | 周期（min） | |
| 1 | 1994.2.4 | 轨道再入实验机(OREX) | 0.865 | 449 | 459 | 30.51 | 93.66 | 一箭双星 |
| | | 性能确认用试验卫星(VEP) | 2.4 | 467 | 36082 | 28.54 | 642.03 | |
| 2 | 1994.8.28 | 工程试验卫星-6(ETS-6) | 3.8 | 7796 | 38707 | 13.08 | 845.96 | |

# 发　展　趋　势

为了适应日本今后发展航天飞机/空间飞机的需要和满足日本实验舱(JEM)所需货物和载人的运载要求，将对H-Ⅱ火箭作如下改进：用H-Ⅱ发射“HOPE”空间飞机，设想有以下三种结构方案。

方案一是在H-Ⅱ一子级芯级上捆绑6个固体助推器有4个固体助推器在地面点火，其余2个在飞行中与“LE-7”发动机同时点火。此方案研制速度最快，但安全距离超过标准。

方案二是捆绑2个各装2台LE-7发动机的氢氧级液体助推器。起飞时同时点燃5台LE-7发动机，以后由二子级的LE-5A发动机继续工作。此方案成本高且安全距离也超过了标准。

方案三是在H-Ⅱ上捆绑2个各装4台LE-7A发动机的液氧/甲烷助推器作为一子级。

LE-7和LE-7A发动机性能比较列于下表：

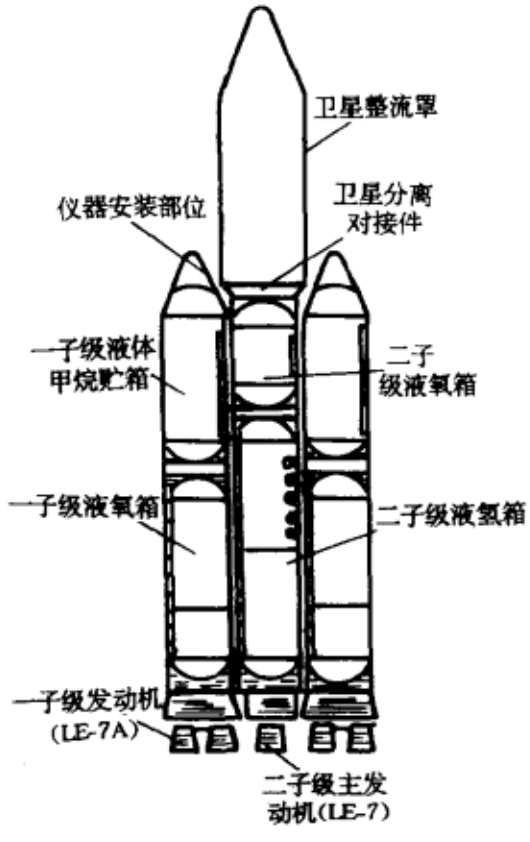
| 推进剂 | LE-7 | LE-7A |
|---|---|---|
| | 液氧/液氢 | 液氧/甲烷 |
| 燃料混合比 | 6.1 | 3.5 |
| 发动机循环 | 2级燃烧循环 | 2级燃烧循环 |
| 燃烧压力 | 14.4MPa | 14.2MPa |
| 比冲 | 4390N·s/kg | 3528N·s/kg |
| 喷管膨胀比 | 60∶1 | 60∶1 |

助推器的4台LE-7A发动机中的2台工作138s，另外2台工作196s。8台LE-7A发动机的总推力为7310kN。二子级仍用H-Ⅱ的LE-7发动机，推力为930kN，它在助推器分离后点燃。一子级质量503t，其中燃料质量447t。二子级质量97t，燃料质量86t。加速度为3.7g和安全距离与H-Ⅱ火箭的安全距离相同。

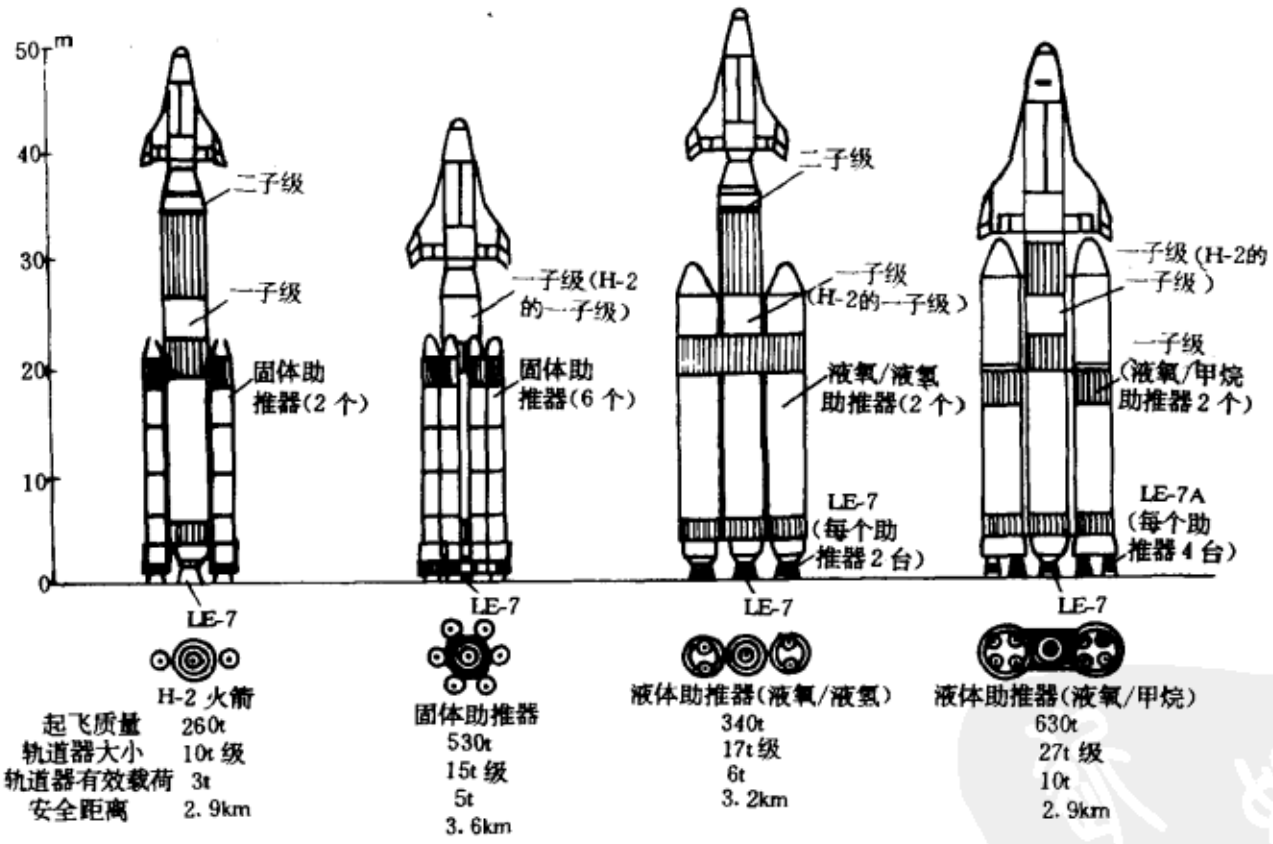
方案三或称之为液氧/甲烷助推器方案，它的H-Ⅱ火箭改进型结构外形如图所示。

改进型H-Ⅱ火箭主要技术性能：

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | ～50m | 二子级 | |
| 直径 | 4m | 推进剂 | 液氢/液氧 |
| 总重 | 630t | 推进剂质量 | 86t |
| 近地轨道运载能力 | ～30t $\begin{cases} h=250\text{km} \\ i=30^\circ \end{cases}$ | 海平面推力 | 930kN(LE-7×1) |
| 一子级液氧/甲烷助推器 | | 工作时间 | 320s |
| 推进剂 | 液氧/甲烷 | 比冲 | 4460N·s/kg |
| 推进剂质量 | 447t(2个) | 总质量 | 97t |
| 海平面推力 | 7310kN(LE-7A×8) | 整流罩 | |
| 比冲 | 3528N·s/kg | 直径 | 5.2m |
| 工作时间 | 138s(LE-7A×4) | 全长 | 10～15m |
| | 196s(LE-7A×4) | | |
| 总质量 | 503t(2个) | | |




H-Ⅱ火箭改进型




H-Ⅱ/HOPE 火箭飞机方案

# 印　度

## 卫星运载火箭系列
## (THE SATELLITE LAUNCH VEHICLE FAMILY)

孙乐民

### 概　述

印度的空间发展计划可分为两个阶段，1963～1974 年为第一阶段，主要是兴建探空火箭发射场并研制自己的探空火箭，1974 年以后为第二阶段，主要侧重于发展应用卫星、遥感技术及运载火箭。

印度从 1973 年开始在 PH 探空火箭的基础上研制运载火箭，到 1994 年为止，已研制成功卫星运载火箭 3(SLV-3)、加大推力卫星运载火箭(ASLV)、极地轨道卫星运载火箭(PSLV)。目前正在研制地球同步轨道卫星运载火箭(GSLV)。

### 卫星运载火箭 3(SLV-3)

“卫星运载火箭 3”是从探空火箭的基础上发展起来的四级固体推进剂运载火箭。各分系统和部件从 1973 年开始设计研制，1980 年 7 月 18 日从斯里哈里科塔(Sriharikota)发射场首次将一颗 35kg 的“罗希尼-1”卫星送入 400km 的圆轨道。这次发射成功是印度空间技术上的一次重大突破，使印度成为世界上第 7 个能独立发射卫星的国家。火箭共进行 4 次发射，失败一次，成功率 75%。

### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 级 | 起飞推力 | 441kN |
| 全长 | 23m | 推重比 | 2.66 |
| 最大直径 | 1m | 运载能力 | (450/1000km 轨道)40kg |
| 起飞质量 | 16.9t | | |

### 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 1m | 地面总推力 | 441kN |
| 推进剂质量 | 8.66t | 比冲 | 2482N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 49s |
| 推进剂 | 80%过氯酸铵/铝粉/聚丁二烯丙烯腈(AP/AL/PBAN) | | |

### 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.8m | 真空平均推力 | 196kN |
| 推进剂质量 | 3150kg | 真空比冲 | 2619N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 39.9s |
| 推进剂 | 80%过氯酸铵/铝粉/聚丁二烯丙烯腈(AP/AL/PBAN) | | |

### 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.815m | 真空平均推力 | 64kN |
| 推进剂质量 | 1060kg | 真空比冲 | 2717N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 45s |
| 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(HEF-20) | | |

### 四 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.657m | 真空平均推力 | 21kN |
| 推进剂质量 | 262kg | 真空比冲 | 2756N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 33s |
| 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(HEF-20) | | |

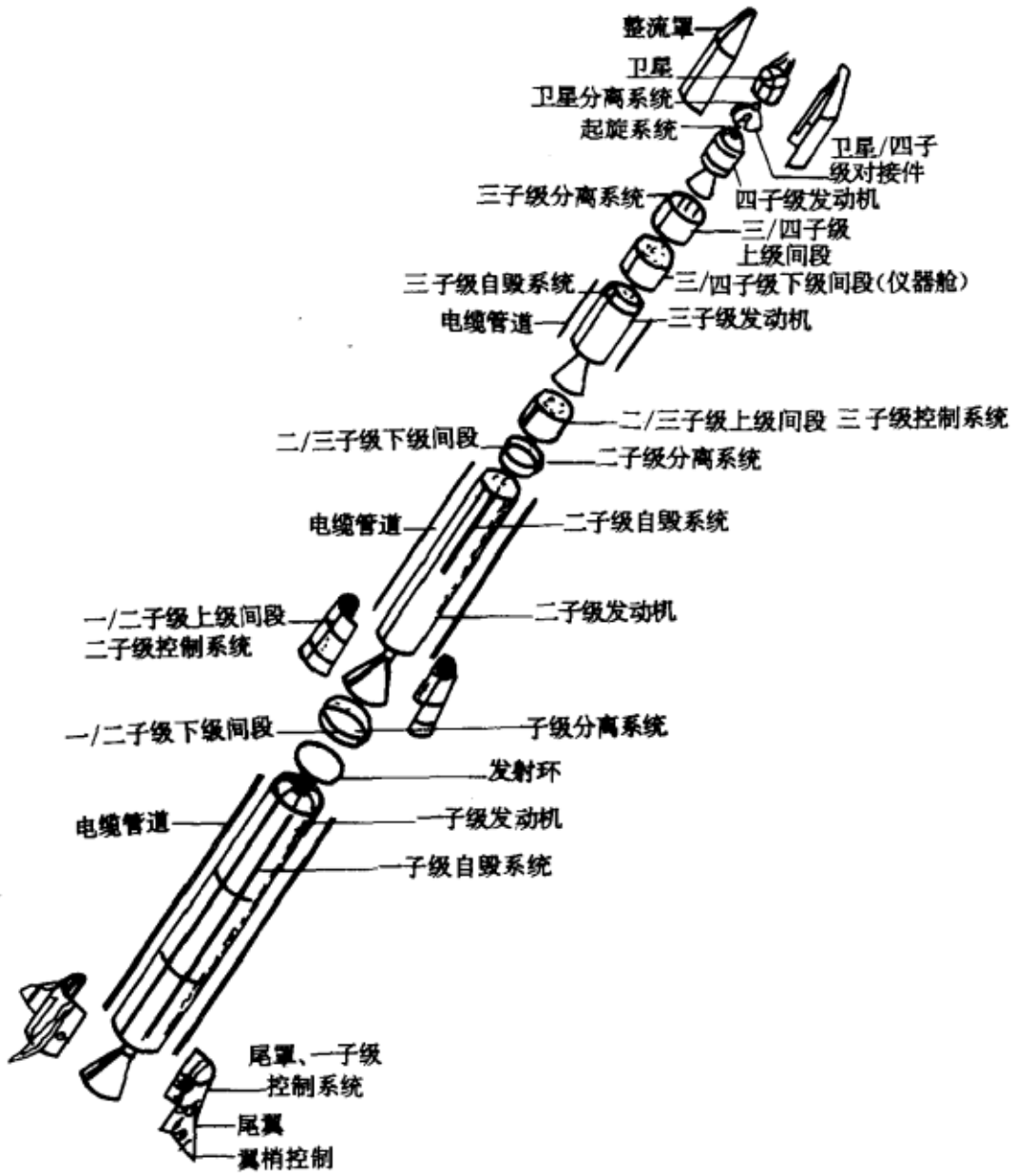
## 总 体 布 局

火箭的布局与组成见图。

## 推 进 系 统

### 一子级推进系统

一子级发动机质量比为 0.851,最大额定工作压力为 4.41MPa,最大真空推力为 623kN。




"卫星运载火箭 3"分解图

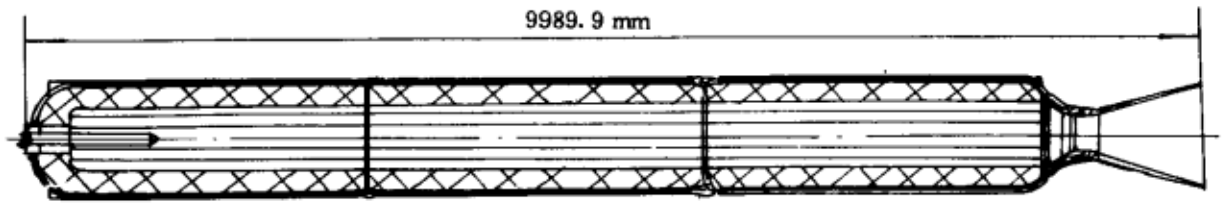
1. 壳体　发动机壳体用低碳合金钢制成，壳壁标准厚度为 3.5mm，使用滚焊技术制造。前后封头和前后裙用 15CDV6 钢锻造并焊在壳体上。壳体所用材料进行热处理，加热到 950℃，然后放入油中淬火。

发动机壳体由三段组成，各段用槽舌接头和销钉接合。用三段结构便于使用印度现有的推进剂加工、处理设施。

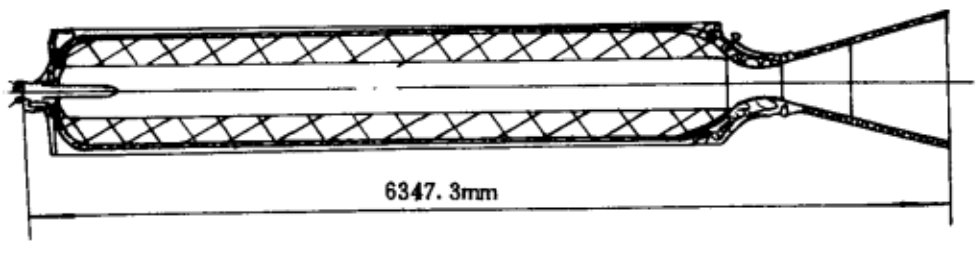
2. 推进剂　发动机采用 84%的过氯酸铵/铝粉/聚丁二烯丙烯腈固体推进剂。推进剂药柱为星形芯孔结构，填装密度超过 78%。发动机壳体用腈基材料绝热，绝热层的标准烧蚀速度为 0.2mm/s。

3. 点火器　点火器壳体用玻璃钢制造，内装速燃型合成推进剂。发动机用这种点火器在 200ms 的标准点火延迟时间内就可实现点火。发动机喷管上装有一个压力封板以助点火。

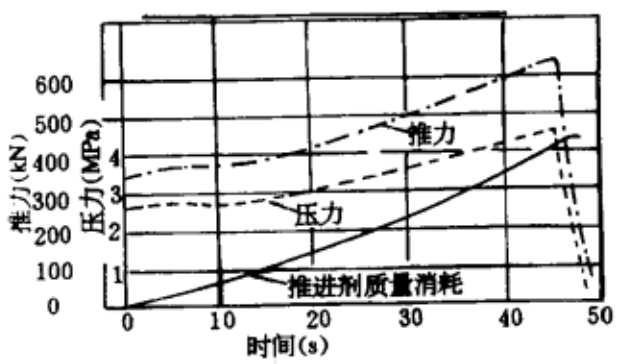
4. 喷管　喷管面积比为 6.7，喷管收敛段采用套筒式碳酚醛包覆层防热，扩散段有带状缠绕碳硅酚醛衬垫，喷管喉部用石墨喉衬，喉衬背面为绝热层。二次喷射推力矢量控制阀门安装在喷管上的金属支撑结构上。



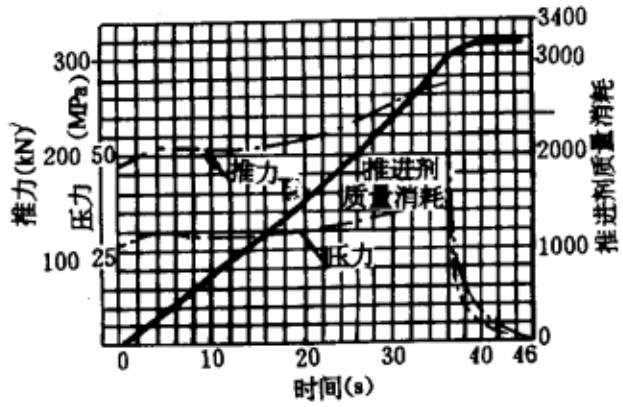

一子级发动机结构图




二子级发动机结构图




一子级发动机性能曲线




二子级发动机性能曲线

## 二子级推进系统

二子级发动机质量比为 0.843，最大额定工作压力为 3.826MPa，真空最大推力为 267kN。

二子级发动机壳体、推进剂、点火器、喷管与一子级基本相同，不同点是二子级壳体壁厚略薄，为 3mm，喷管面积比为 14.2，喷管采用玻璃钢支撑结构。

## 三子级推进系统

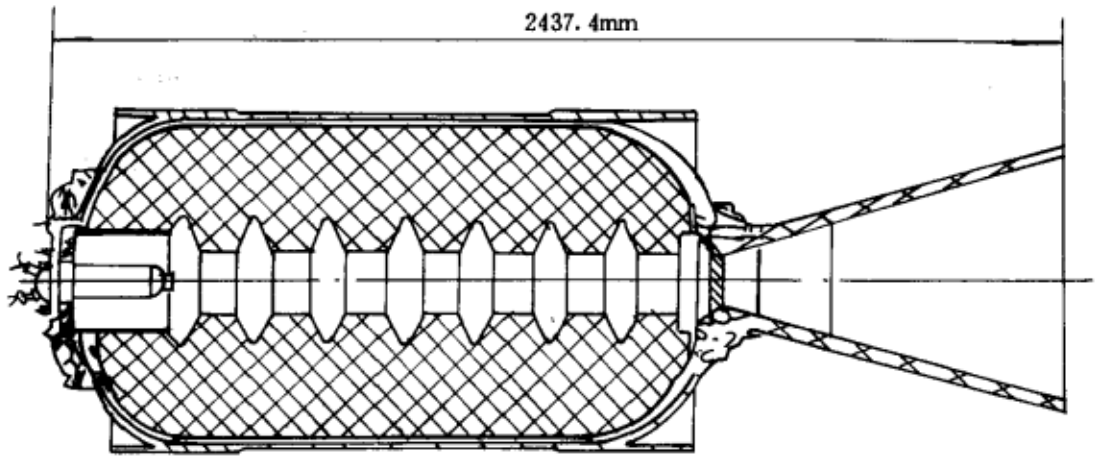
三子级发动机质量比为 0.875，最大额定工作压力为 4.41MPa，真空最大推力为 90.7kN。

1. 壳体　发动机壳体用玻璃纤维增强塑料制成，壳体两端的封头用预成型的腈橡胶绝热层绝热。在壳体缠绕前放到正确的位置，发动机壳体要进行压力试验，试验压力为最大额定工作压力的 1.1 倍。

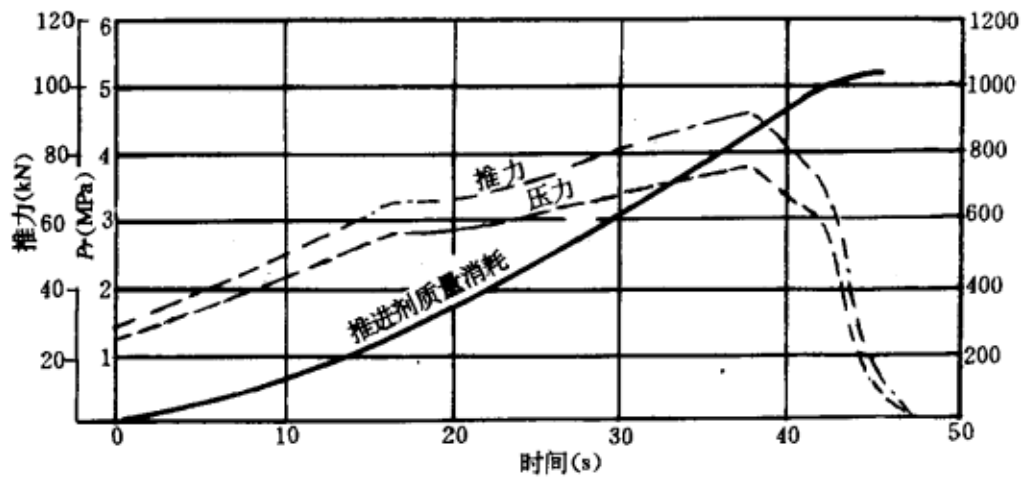
2. 推进剂　使用端羧基聚丁二烯(HEF-20)推进剂，药柱结构为径槽型。用机械处理和成形工具完成药柱成型。

3. 点火器　使用口径较小的火药点火器。

4. 喷管　喷管结构与一子级类似，但是没有收敛段。



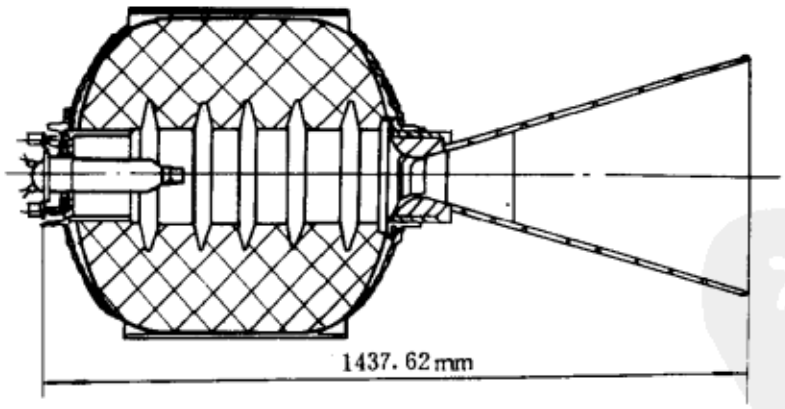

三子级发动机结构图



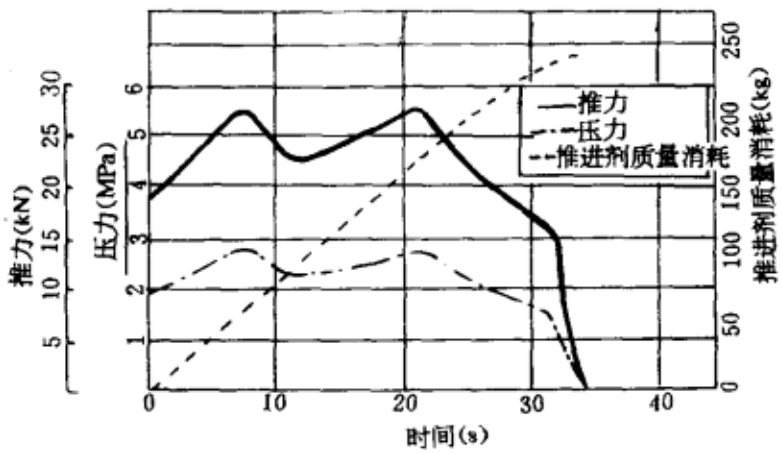

三子级发动机性能曲线

## 四子级推进系统

四子级发动机质量比 0.84，最大额定工作压力 2.94MPa，最大真空推力 26.83kN。发动机壳体、推进剂、点火器和喷管与三子级一样。




四子级发动机结构图




四子级发动机性能曲线

# 控 制 系 统

## 一子级控制系统

一子级由辅助推力矢量控制系统和可动翼梢控制。

## 二子级控制系统

二子级反作用控制系统使用 2.4kN 和 100N 的双组元推力器,该推力器使用防腐蚀红色发烟硝酸(IRFNA)和肼作推进剂。

"卫星运载火箭 3"的前两次飞行中,滑行段的俯仰和偏航控制均使用 500N 的推力器,后来在滑行段加了较长的一段不校正区段,所以在动力段和滑行段,俯仰和偏航控制都使用2.5 kN 的推力器。滚动控制使用 100N 的推力器。

氧化剂红烟硝酸和燃料肼都装在不锈钢贮箱内的软囊里,使用单向阀隔开推进剂蒸汽。

反作用控制系统增压使用 21MPa 高压氮气瓶中的氮气,为推进剂贮箱提供 3～3.5MPa 的增压压力。

2.5kN 推力器喷管与推力器轴线成 90°角。

## 三子级控制系统

三子级反作用控制系统使用 250N、50N 和 10N 的单组元推力器各 4 个,该推力器利用肼的催化分解产物作为工质。

三子级在动力段和滑行段使用上述推力器进行俯仰、偏航和滚动控制,动力飞行段工作 50s,滑行段工作 210s。动力飞行段的俯仰、偏航控制使用 250N 的推力器,动力飞行段和滑行段的滚动控制使用 4 个 10N 的推力器。

所有这些单组元推力器的推力室工作压力均为 1.4MPa。喷注器采用同心圆式结构。喷管的面积比在 20～40 之间。250N 和 50N 推力器喷管与燃烧室轴线垂直。催化剂床分为两层,上层为细粒铱基氧化铝催化剂,下层为粗粒催化剂,床的典型加载量大约为 3.5g/cm²s。

四子级控制系统

四子级采用旋转稳定控制。

## 飞　行　记　录

| 序号 | 发射日期<br>年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量<br>(kg) | 近地点<br>(km) | 远地点<br>(km) | 倾　角<br>(°) | 周　期<br>(min) | | |
| 1* | 1979.8.10 | 罗希尼 | 35 | | | | | SHAR | 失败① |
| 2 | 1980.7.18 | 罗希尼 1 | 35 | 400 | 400 | | | SHAR | |
| 3 | 1981.5.31 | 罗希尼 2 | 32 | | | | | SHAR | |
| 4 | 1983.4.17 | 罗希尼 3 | 41.5 | | | | | SHAR | |

SHAR:斯里哈里科塔　①二子级制导系统失灵

# 加大推力卫星运载火箭(ASLV)

“加大推力卫星运载火箭”是在“卫星运载火箭 3”的基础上研制的加大推力卫星运载火箭,它把两台“卫星运载火箭 3”一子级发动机作为助推器捆在“卫星运载火箭 3”上。

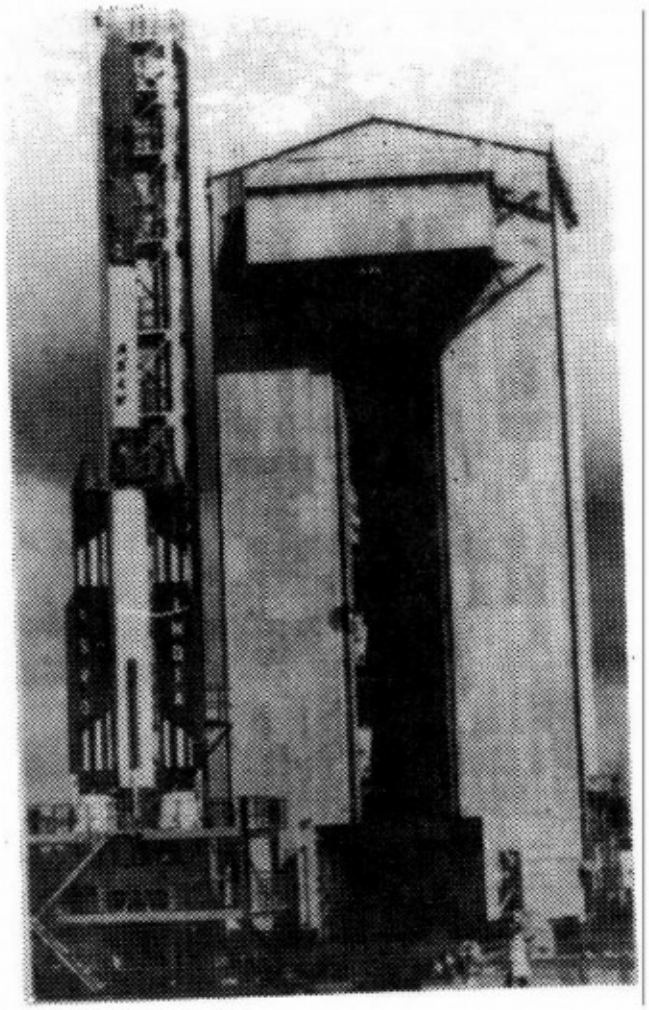
“加大推力卫星运载火箭”与“卫星运载火箭 3”的区别,除了捆绑了两个助推器外,一子级、二子级的推进系统和四子级的发动机壳体都作了一些修改。到 1994 年底火箭共发射 4 次,失败 2 次,成功率 50%。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 级 | 运载能力 | (45°倾角、400km 圆轨道)<br>150kg |
| 全长 | 23.5m | | |
| 起飞质量 | 39t | | |

### 助　推　器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 0.999m | 推进剂 | 聚丁二烯丙烯腈(PBAN) |
| 直径 | 1m | 真空平均推力 | 2×440kN |
| 质量 | 2×10.4t | 真空比冲 | 2471N·s/kg |
| 推进剂质量 | 2×8.637t | 工作时间 | 49.95s |
| 发动机 | 固体 | | |



加大推力卫星运载火箭 ASLV

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 10m | 推进剂 | 聚丁二烯丙烯腈 |
| 直径 | 1m | 真空最大推力 | 702kN |
| 推进剂质量 | 8.9t | 真空比冲 | 2540N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 45s |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 6.4m | 推进剂 | 聚丁二烯丙烯腈 |
| 直径 | 0.8m | 真空最大推力 | 304kN |
| 推进剂质量 | 3.2t | 真空比冲 | 2707N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 36s |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.44m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(HEF-20) |

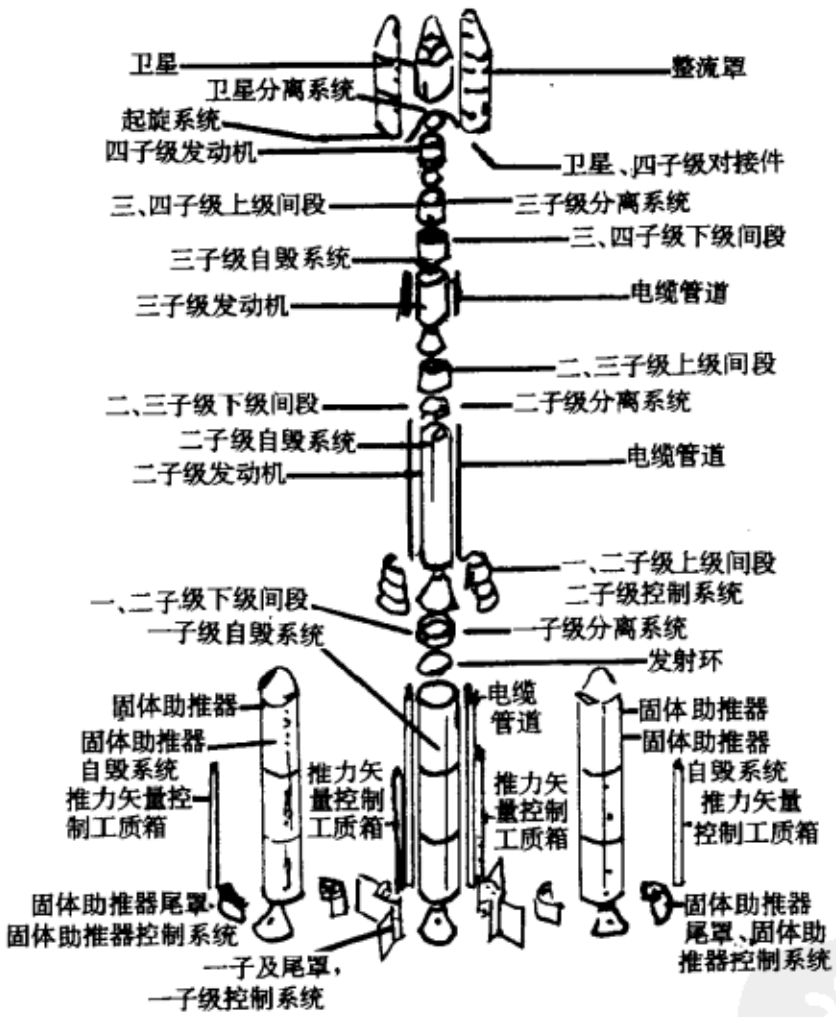
| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 0.815m | 真空最大推力 | 90.7kN |
| 推进剂质量 | 1060kg | 工作时间 | 45s |
| 发动机 | 固体 | | |

## 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 1.39m | 推进剂 | 端羟基聚丁二烯(HEF-20) |
| 直径 | 0.655m | 真空平均推力 | 26.2kN |
| 质量 | 350kg | 真空比冲 | 2756N·s/kg |
| 推进剂质量 | 317kg | 工作时间 | 33.4s |
| 发动机 | 固体 | | |

# 总　体　布　局

火箭布局与组成见图。




ASLV 分解图

固体助推器使用分离螺母和弹簧进行分离，一、二子级使用爆炸索，三子级使用弹簧分离。

# 推 进 系 统

## 助推器

"加大推力卫星运载火箭"捆绑助推器与"卫星运载火箭 3"一子级基本相同,它除了用作"加大推力卫星运载火箭"的捆绑助推器外,还作为极地轨道卫星运载火箭的捆绑助推器和"加大推力卫星运载火箭"的一子级,但"加大推力卫星运载火箭"的一子级与捆绑助推器的性能略有区别。

该发动机 1987 年 3 月 24 日作了第一次飞行,到 1989 年 6 月为止,共飞行 6 次,两次作为"加大推力卫星运载火箭"的一子级,4 次作为"加大推力卫星运载火箭"捆绑助推器。发动机推进剂为过氯酸铵/18%铝粉/聚丁二烯丙烯腈,药柱结构为星型,质量系数为 0.853,点火延迟约为 200ms,最大工作压力 4.07MPa,总冲 21450kN·s。

发动机壳体用 3.5mm 厚的低碳钢板制造,用腈橡胶绝热,三段壳体通过槽口连接。

喷管与燃烧室轴线成 9°固定安装。喷管膨胀比为 6.7。喉衬用石墨制造。收敛段材料为碳酚醛复合材料,扩散段材料为碳带和硅酚醛复合材料。

发动机点火方式为头端火药点火。

助推器采用二次喷射推力矢量控制系统。

## 一子级发动机

一子级发动机与捆绑助推器发动机基本相同,只在以下参数有微小区别:

一子级药柱质量为 8.9t,工作时间为 45s,真空平均推力为 502.6kN,总冲为 22600 kN·s,最大压力 4.41MPa。

## 二子级发动机

"加大推力卫星运载火箭"的二子级是在"卫星运载火箭 3"二子级的基础上改进的:药柱结构保持不变,铝含量由 12%增加到 18%,同时增厚碳酚醛烧蚀材料层。

发动机推进剂为过氯酸铵/18%铝粉/聚丁二烯丙烯腈,药柱结构为星型,质量系数为 0.845,真空平均推力 240.6kN,真空总冲为 8660kN·s,最大压力 4.41MPa。

壳体材料为 3mm 厚的低碳钢,用腈橡胶绝热。

喷管喉部直径 22cm,出口直径 86.3cm,膨胀比 14.2,所用材料与"加大推力卫星运载火箭"一子级相同。

点火方式为头端火药点火。

## 三子级发动机

"加大推力卫星运载火箭"三子级发动机与"卫星运载火箭 3"三子级发动机基本相同。

该发动机第一次试飞是在 1979 年 8 月。发动机推进剂是端羧基聚丁二烯型 HEF-20 高能推进剂,药柱为径槽型结构,质量系数 0.875,真空平均推力 64kN,真空比冲 2716N·s/kg,真空总冲 2880kN·s,最大压力 4.41MPa。

壳体材料使用玻璃纤维增强塑料,试验压力为最大压力的 1.1 倍。

喷管喉部直径 12cm,长 85cm,出口直径 60cm,膨胀比 24,所用材料与"卫星运载火箭"一

子级一样，但是没有收敛入口。

点火方式为头端火药点火。

### 四子级发动机

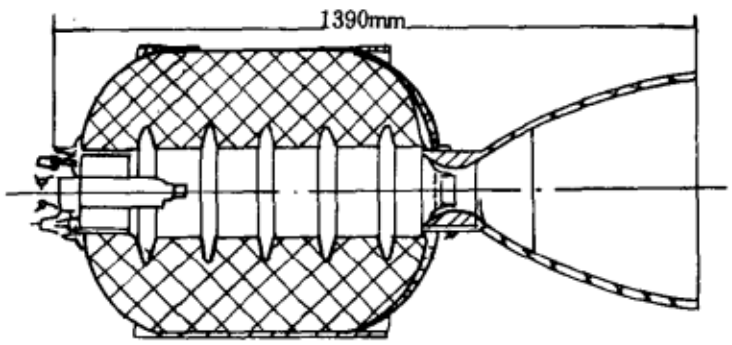
以“卫星运载火箭3”四子级的设计为基础，但是为减轻质量采用了凯芙拉作壳体材料，加长壳体长度，使推进剂质量增加45kg，同时缩短喷管长度。1983年4月17日“卫星运载火箭3”的第四次飞行中使用了该发动机。

该发动机采用端羧基聚丁二烯推进剂，药柱径向开槽，质量系数0.905，最大推力为35kN，真空总冲量874kN·s，最大压力为2.9MPa。

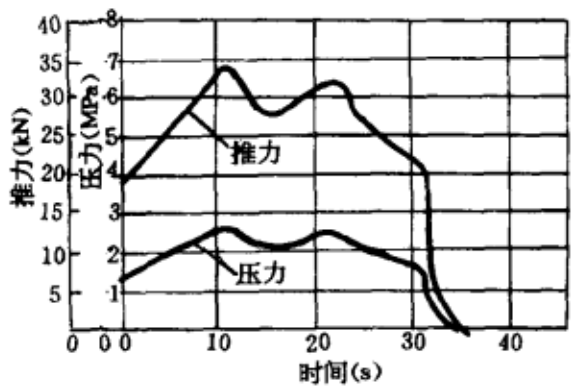
发动机壳体用凯芙拉49纤维缠绕制成。

喷管喉部直径为8.7cm，喷管长56.4cm，出口直径48.5cm，膨胀比31，所用材料与“加大推力卫星运载火箭”三子级一样。

点火方式为头端火药点火。




四子级(远地点)发动机结构图




四子级(远地点)发动机性能曲线

## 控　制　系　统

### 一子级控制系统

一子级工作期间，在12～50km高度之间，使用4个500N单组元推力器对其进行滚动控制。将原250N推力器的催化剂床载荷增加到7.5g/cm²·s，就使其推力水平提高到了500N。

### 三子级控制系统

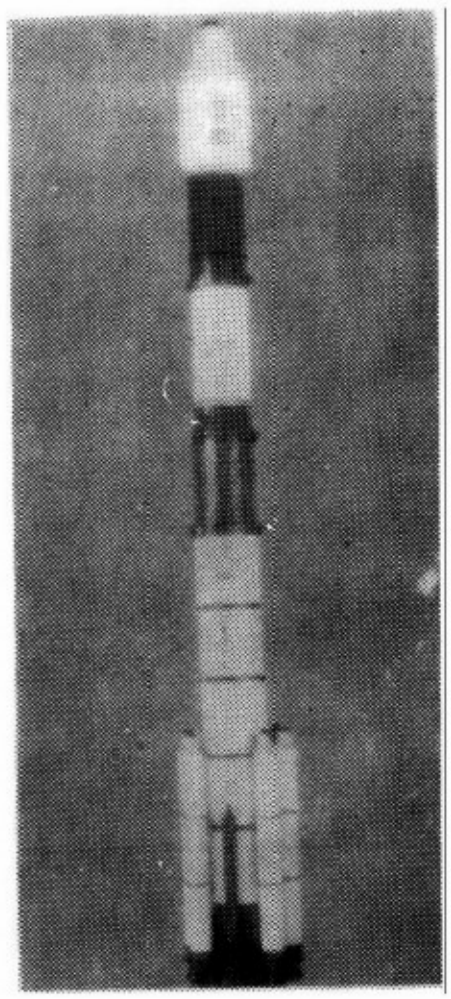
三子级控制系统使用20N单组元推力器，喷管与燃烧室共轴，面积比为50。由于受推力器直径的限制，催化剂床载荷为4g/cm²·s。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1* | 1987.3.24 | 科学卫星 SROSS1 | 150 | 400 | 400 | 45 | | 斯里哈里科塔 | 失败① |
| 2* | 1988.7.13 | 科学卫星 SROSS 2 | 150 | 400 | 400 | 45 | | 斯里哈里科塔 | 失败② |
| 3 | 1992.5.20 | 科学卫星 SROSS-C | | 250 | 424 | 46.04 | 91.17 | 斯里哈里科塔 | |
| 4 | 1994.5.4 | 科学卫星 SROSS-C2 | 113 | 433 | 922 | 46.03 | 98.30 | 斯里哈里科塔 | |

①因短路一子级未点火;②助推器提前关机

# 极地轨道卫星运载火箭(PSLV)



"极地轨道卫星运载火箭"

"极地轨道卫星运载火箭"由印度空间组织(ISRO)负责研制,用来把质量约 1t 的印度遥感卫星送入 904km 高的太阳同步轨道。该火箭从斯里哈里科塔发射场发射。从飞行安全方面

考虑，要求火箭起飞后能作俯仰和偏航机动。

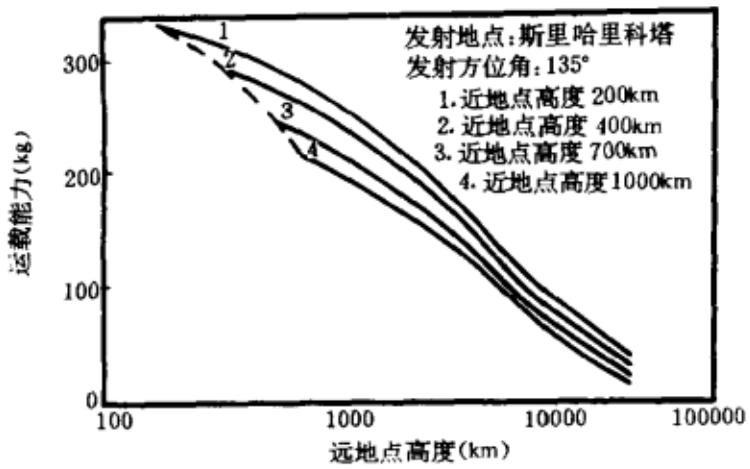
由于印度的技术基础和国内基础设施的限制，使得印度选择了四级方案，一子级为固体火箭加捆绑固体助推器，二子级为液体火箭，三子级为高性能固体火箭，四子级为液体火箭。

“极地轨道卫星运载火箭”的有效载荷能力随固体助推器的点火、分离方式的改变而变化，见表。

**“极地轨道卫星运载火箭”的运载能力**

| 捆绑助推器点火顺序 | 捆绑助推器点火时间 (s) | 捆绑助推器分离时间 (s) | 最大动压 (Pa) | 有效载荷 (kg) |
|---|---|---|---|---|
| 6 | 0 | 55 | 83600 | 1075 |
| | | 60 | 83600 | 1070 |
| | | 65 | 83600 | 1065 |
| 4/2 | 0/15 | 60/70 | 85500 | 1125 |
| | | 60/75 | 85500 | 1120 |
| | | 60/80 | 85500 | 1115 |
| 4/2 | 0/25 | 61/80 | 81000 | 1110 |
| | | 61/85 | 81000 | 1105 |
| | | 61/90 | 81000 | 1100 |
| 2/4 | 0/33 | 69/90 | 57500 | 1025 |
| | | 69/95 | 57500 | 1020 |
| 2/2/2($X/Y/Z$) | 0/20/40($a/b/c$) | 67/77/95($p/q/r$) | 59400 | 1040 |

注：第1、2、3列的 $X/Y/Z$，$a/b/c$ 和 $p/q/r$ 意思是：$X$ 个助推器在 $T+a$ s 点火，在 $T+p$ s 分离（$T$ 指一子级点火时间）；$Y$ 个助推器在 $T+b$ s 点火，在 $T+q$ s 分离；……。




“极地轨道卫星运载火箭”运载能力曲线

如果“极地轨道卫星运载火箭”从一个不需要作偏航机动的发射场发射，904km 的太阳同步轨道运载能力可达 1.6t。“极地轨道卫星运载火箭”还可把 3t 的卫星送入 400km 高的近地轨道，将 450kg 的有效载荷送入地球同步转移轨道。

# 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级数 | 4 | 推重比 | 1.96 |
| 全长 | 45m | 运载能力 | |
| 最大直径 | ~5.2m | 太阳同步轨道 | 1105kg |
| 起飞质量 | 275t | 地球同步转移轨道 | 450kg |
| 起飞推力 | 5294kN | 400km 近地轨道 | 3000kg |

## 助 推 器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 直径 | 1m | 地面推力 | 6×441kN |
| 推进剂质量 | 6×8.6t | 真空比冲 | 2482N·s/kg |
| 发动机 | 固体 | 工作时间 | 49s |
| 推进剂 | 80%过氯酸铵/铝粉/聚丁二烯丙烯腈(AP/AL/PBAN) | | |

## 一 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 20.3m | 推进剂 | 端羧基聚丁二烯(HTPB) |
| 直径 | 2.8m | 真空比冲 | 2570N·s/kg |
| 推进剂质量 | 125t | 工作时间 | 94.25s |
| 发动机 | PS1 固体发动机 | | |

## 二 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 11m | 推进剂 | 四氧化二氮+偏二甲肼 |
| 直径 | 2.8m | 真空推力 | 588kN |
| 推进剂质量 | 37.5t | 工作时间 | 153s |
| 发动机 | PS2 液体发动机 | | |

## 三 子 级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 3.5m | 推进剂 | 端羧基聚丁二烯 |
| 直径 | 2m | 真空最大推力 | 328.7kN |
| 推进剂质量 | 7297kg | 真空比冲 | 2857.7N·s/kg |
| 发动机 | PS3 固体发动机 | 工作时间 | 85.75s |

## 四　子　级

| | | | |
|---|---|---|---|
| 级长 | 2.6m | 推进剂 | 四氧化二氮＋一甲基肼 |
| 直径 | 1.34m | 真空推力 | 2×7kN |
| 推进剂质量 | 2t | 工作时间 | 388s |
| 发动机 | PS4 液体发动机 | | |

## 整　流　罩

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长度 | 8.3m | 直径 | 3.2m |

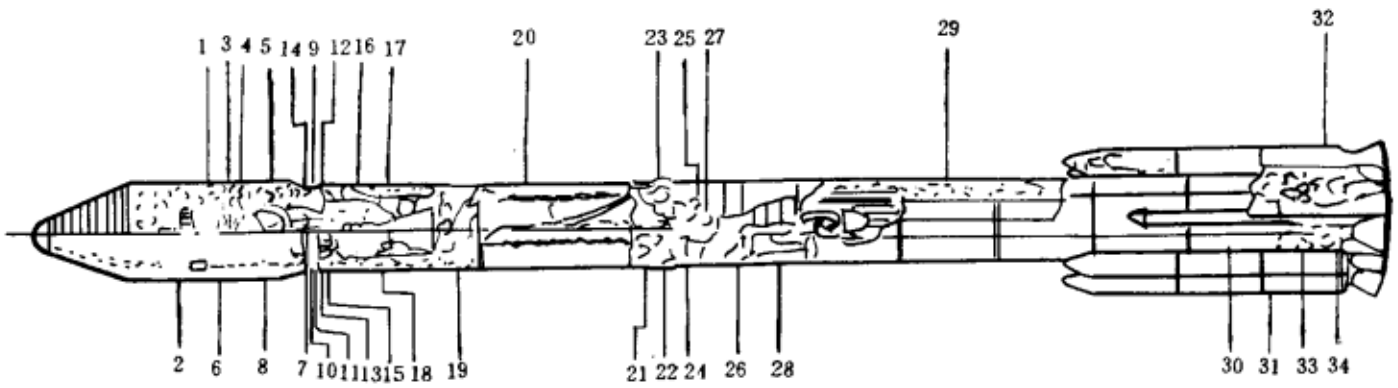
# 总　体　布　局

“极地轨道卫星运载火箭”为 4 级型运载火箭，第一级捆绑 6 台与“加大推力型卫星运载火箭”所用的相同的固体发动机。控制发动机、分离系统、测量设备和各级电子仪器安装在各级间段内。运载器仪器舱在四子级推进剂箱的周围，仪器舱内安装有导航、制导、控制系统。

整流罩鼻锥端头半径 700mm，半锥角为 20°，圆筒部分长 4.5m，直径 3.2m，倒锥段锥角 14°，底部直径 2.8m。

整流罩用来在上升段保护有效载荷、仪器舱、四子级推进系统和电子系统，防止气动加热和气动载荷影响。液体上面级顶部的有效载荷对接件能提供标准的接口。

各级分离方案见表。




“极地轨道卫星运载火箭”总体布局

1. 有效载荷；2. 整流罩；3. 有效载荷分离面；4. 有效载荷对接件；5. 仪器舱；6. 整流罩纵向分离面；7. 整流罩横向分离面；8. 四子级推进剂贮箱；9. 四子级发动机(2 台)；10. 天线；11. 反作用控制发动机(6 台)；12. 三子级分离面；13. 二子级分离面；14. 三、四子级级间段；15. 三子级对接件；16. 三子级发动机；17. 柔性喷管控制系统；18、19. 二、三子级级间段；20. 二子级推进剂贮箱；21. 一、二子级上级间段；22. 反推火箭(4 台)；23. 推进剂沉底火箭(4 台)；24. 一子级分离面；25. 摆动控制系统；26. 一、二子级下级间段；27. 二子级发动机；28. 反推火箭(8 台)；29. 一子级发动机；30. 推力矢量控制系统贮箱；31. 捆绑助推器(6 台)；32. 推力矢量控制系统；33. 底坐板；34. 滚动控制发动机(2 台)

**子级分离和整流罩抛罩方案**

| 系统 | 捆绑助推器 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 | 整流罩 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 分离和抛罩系统 | 起爆分离螺母,用盘形弹簧弹射 | 起爆柔性爆炸索,由反推火箭推离开二子级 | 用切割器切割分离螺母,松开包带,用反推火箭推离开三子级 | 球形释放系统,用压缩弹簧推离开四子级 | 用切割器切割分离螺母,用压缩弹簧与有效载荷分离 | 用切割器切割分离螺母解开包带,起爆聚能爆炸索 |

# 推 进 系 统

## 助推器

"极地轨道卫星运载火箭"所用捆绑固体助推器与"加大推力型卫星运载火箭"所用捆绑助推器相同。

## 一子级推进系统

一子级发动机质量比为 0.873,最大额定工作压力为 5.88MPa,最大真空推力为 4860kN。

1. 壳体　壳体分 5 段,各段标准直径为 2.8m,长 3.4m,分别安装绝热层和填装推进剂,然后用舌槽结构和 144 个销钉连接在一起。中间的 3 段由于药柱几何形状相同可以互换。

壳体材料用 250 级马氏体时效钢,加工过程包括:薄板轧制、焊接成管状、锻件机加工、并焊接、冷却处理及最后的机加工钻孔。对于焊好的壳体进行焊缝的超声波检查。

使用圆形夹具和钻模对各部分进行严格的检查,最后对壳体的各部分进行 6.47MPa 的压力试验,同时,测量应力与膨胀量并通过声传播监测裂缝的发展。

壳体用两个"O"形圈实现压力密封,壳体各部分连接用的 144 个销钉也用马氏体时效钢制成。壳体上、下部均有扩展裙,分别与上面级的级间裙段和底部的护罩连接。

2. 推进剂系统　推进剂分别填装到壳体的各部分。药柱头端采用星形孔结构,以获得较大的初始燃烧面,满足起飞推力的要求。第一部分推进剂总质量 22t,在最初的 20s 被消耗掉。其它几部分为圆柱孔形药柱,平均内径 1200mm,质量约 25t 到 28t。

推进剂为 86%的固体填装丁羧推进剂,在发动机平均工作压力下每秒燃烧 8mm。

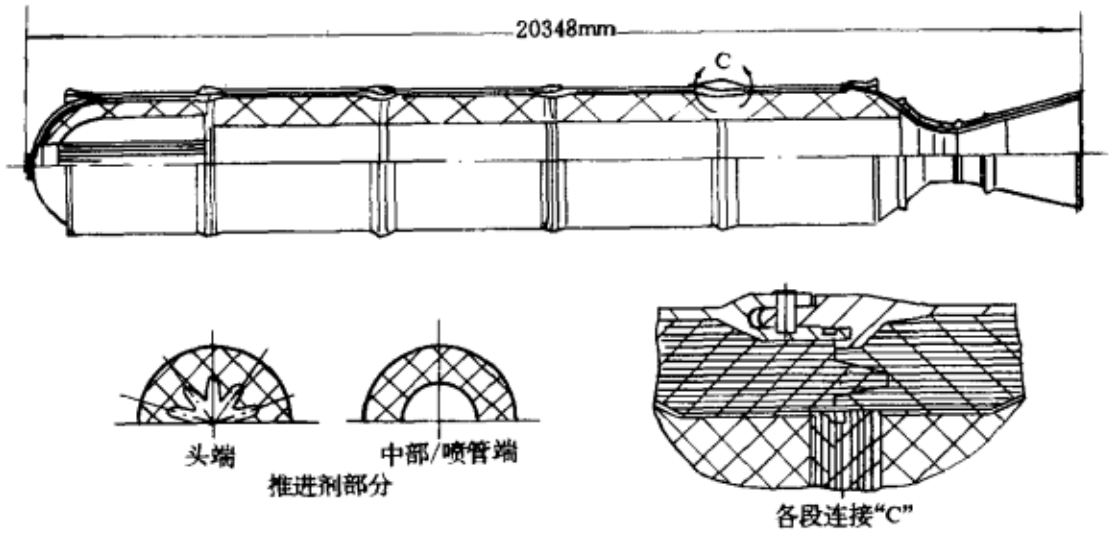
下表给出了推进剂性能:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 延伸率 | 35%(最小) | 肖氏硬度 | 75±5 |
| 初始模量 | 2.45～3.9MPa | 无折边应变 | 12%(最小) |
| 均衡模量 | 1.9(标准)MPa | 主发动机在 3.92MPa 压力下的燃烧速度 | 8.3±0.2mm/s |
| 密度 | 1.77(最小) | | |

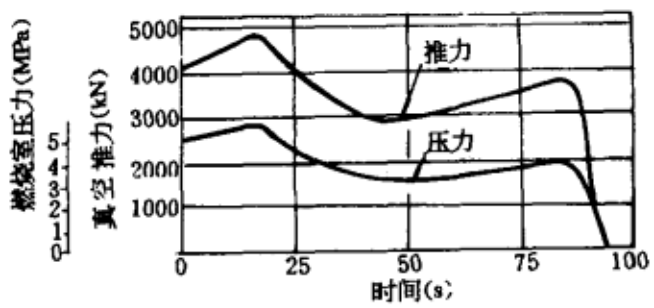
推进剂药柱和燃烧室金属壁之间用绝热层隔热,绝热层是用未经硫化的腈橡胶制成,在热压器中固化后,放到准备好的洁净的发动机室内。绝热层的端面经机加工成一个反向槽舌结构。药柱的端面都进行防腐处理,并彼此衔接。绝热层端面间的空隙也要用硅封装化合物填充。

绝热层和推进剂之间的接面贴有以端羧基聚丁二烯粘合剂为基的固化衬层。

3. 喷管　发动机喷管采用外部式结构支撑，用 15CDV6 钢制成，其上有安装二次喷射推力矢量控制阀门的装置。喷管喉衬用与发动机轴线成 60°角的碳酚醛材料缠绕制成，并在高压水压器中固化。收敛段的防热系统采用套筒式碳酚醛结构，也在水压器中固化。




一子级发动机结构图

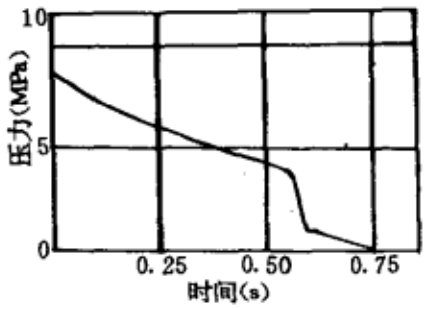



一子级发动机性能曲线

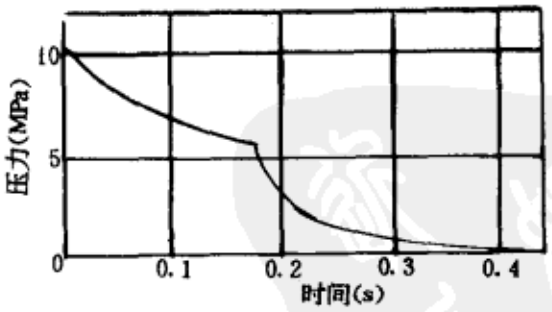
4. 点火器　发动机采用火药点火器点火，点火器直径 300mm，壳体用玻璃纤维制造，工作时间大约为 1s。一个较小的副点火器装药 2kg，用来起燃主点火器。

**点火器性能和特征**

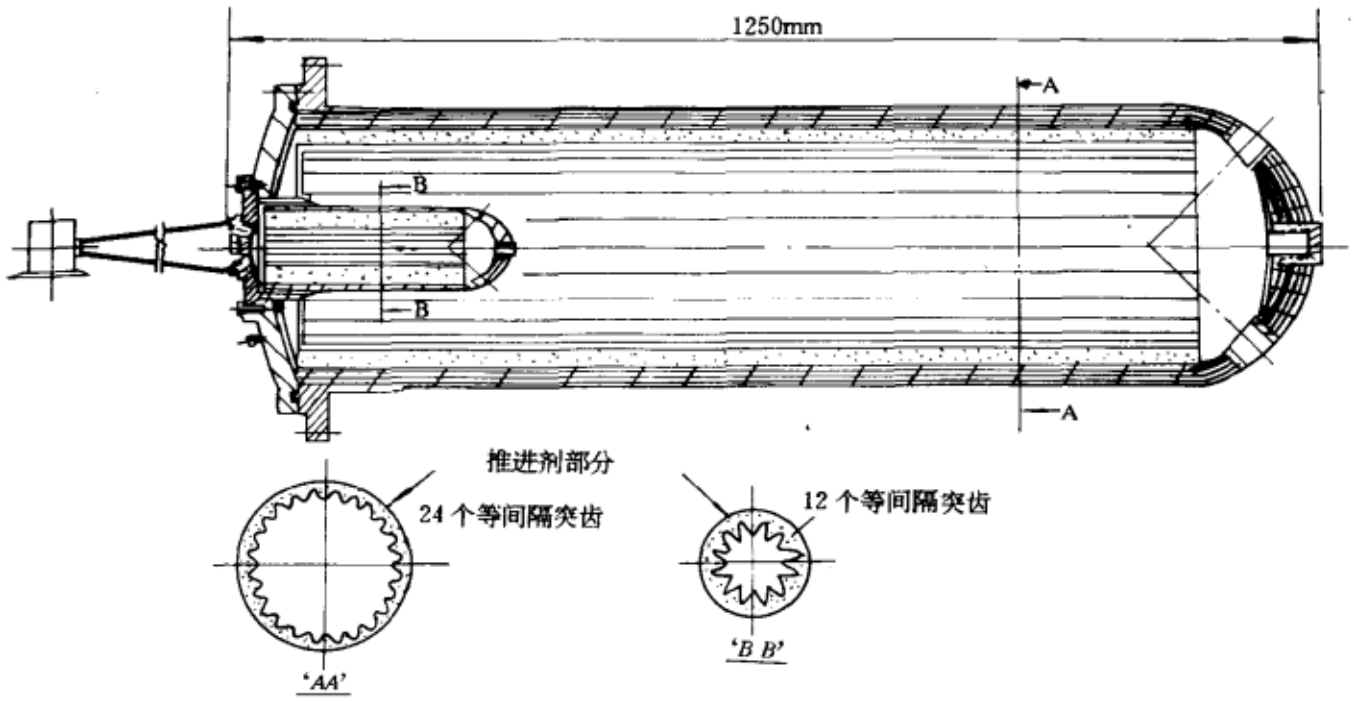
| | | | |
|---|---|---|---|
| 点火器最大压力 | 8.885MPa | 药柱壁燃烧时间 | 0.58s |
| 工作时间 | 0.61s | 点火器壳体材料 | 玻璃纤维 |
| 推进剂 | PEDPRO-2661 | 点火器封头端法兰材料 | 15CDV6 |




主点火器压力—时间曲线




副点火器压力—时间曲线




点火器结构图

## 二子级推进系统

二子级为液体发动机,使用偏二甲肼作燃料,四氧化二氮为氧化剂。推进剂质量为 37.5t。该发动机已作了 180s 的试验。

## 三子级推进系统

发动机质量比为 0.915,最大额定工作压力 6.37MPa,真空最大推力 328.7kN。

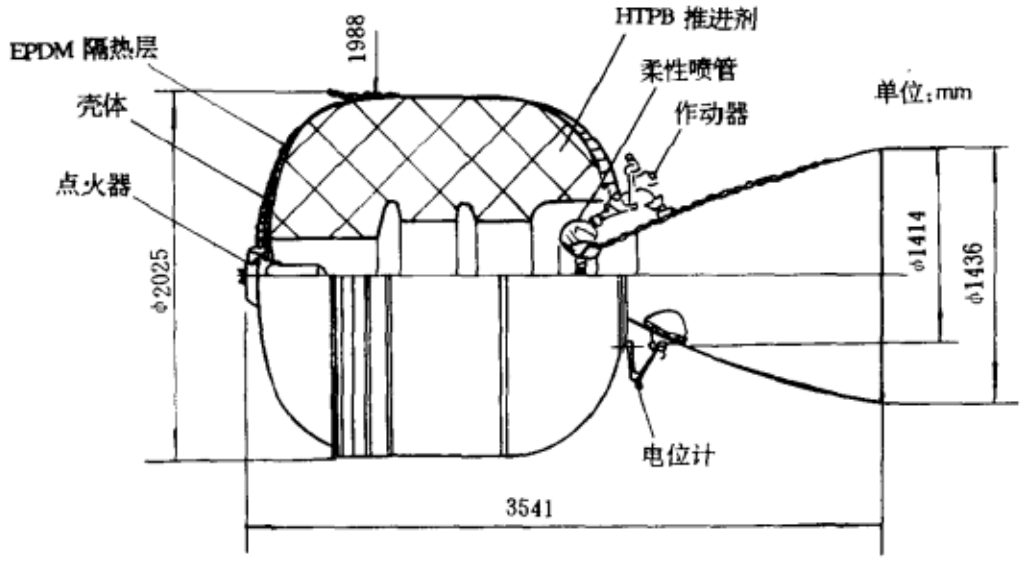
1. 壳体 发动机外壳是凯芙拉/环氧树脂纤维缠绕结构,封头延伸裙是碳/凯芙拉/环氧树脂混合敷层结构。裙段用作壳体和火箭结构/推力框架的连接件。端框和裙段固定件用铝合金锻件。壳体的最大设计压力为 6.37MPa,最小破裂压力为 5.05MPa,设计安全系数为 1.25。

发动机在进行热试验前要进行结构试验。

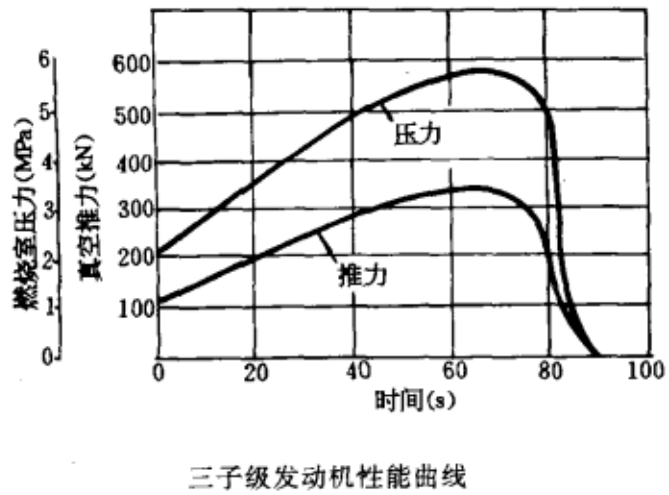
下表给出了三子级壳体的设计性能参数。

| | | | |
|---|---|---|---|
| 外形结构 | 不等开孔,极向和环向缠绕,单端裙延伸段 | 最大期望工作压力 | 6.4MPa |
| 全长 | 2083.5mm | 安全系数 | 1.25 |
| 裙部最大直径 | 2025mm | 总质量 | 340kg |
| 封头开口直径 | 200mm | | |
| 封头喷管端开口直径 | 750mm | | |

2. 推进剂 除了燃烧速度有所下降外,推进剂的主要组成与一子级一样。药柱端口为槽形结构,这样可使推进剂的装填量达到最大。在浇注药柱时使用圆柱心轴,然后进行机加工获得所需要的结构。药柱能够卸下。绝热系统以三元乙丙橡胶(EPDM)为基础,以软木作填充料,这种绝热系统的比重小于 1。同时使用了模制绝热层和热压固化绝热层。




三子级发动机结构图



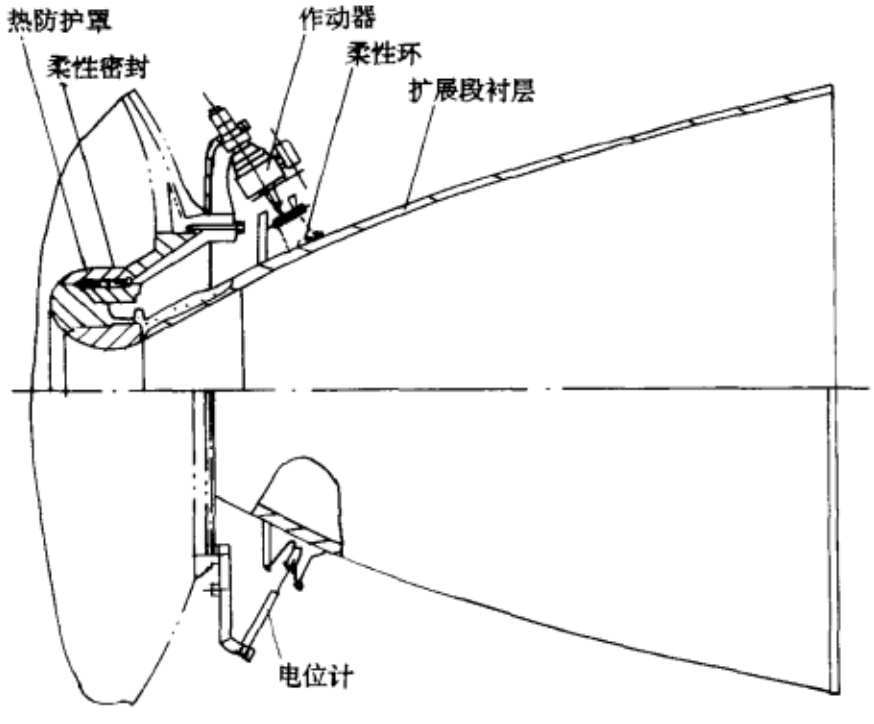

三子级发动机性能曲线

3. 喷管　喷管为潜入式,潜入深度为 20%,膨胀比为 52,这样可满足总长和性能要求。喉衬用石墨制造,其它的绝热系统使用碳和二氧化硅酚醛复合材料。扩散段用玻璃纤维缠绕,为其提供结构刚度。喷管扩散段部分安装一柔性环,它作为推力矢量控制作动器的连接件。

考虑到传动力的要求,柔性轴承设有一个前支承点。由于要求总的轴偏差角仅为 2°,所以选择了锥形轴承结构。弹性体以天然橡胶为基础,标准厚度为 3mm,其上粘有 4.5mm 厚的钢加强件。密封件由 6 个加强件和 7 个弹性垫组成,位于喉部后面。轴承上有一个热防护罩,防止过热。喷管由两个成 90°角的机电作动器驱动摆动。

**喷管设计参数表**

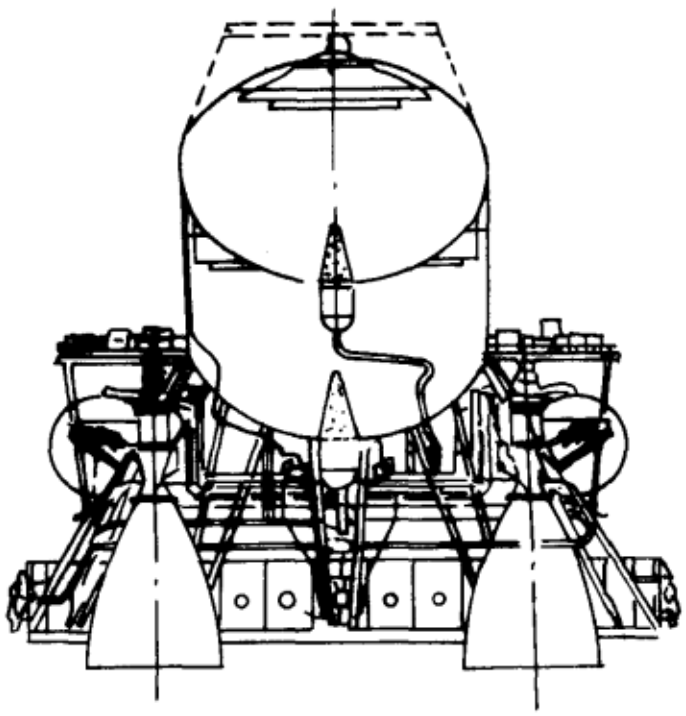
| | | | |
|---|---|---|---|
| 结构 | 具有柔性轴承的潜入式喷管 | 总长 | 1802mm |
| 喉部直径 | 195.4mm | 喷管质量 | 280kg |
| 出口直径 | 1414mm | 矢量定向能力 | ±3°(全轴向) |
| 面积比 | 52.3 | 潜入深度 | 19.6% |




三子级柔性喷管示意图

## 四子级推进系统

### 发动机



四子级推进系统

四子级采用两台低压双组元液体发动机，用一甲基肼作燃料，四氧化二氮作氧化剂。发动机燃烧室压力为 0.85MPa，推力为 7kN，面积比为 60。

发动机燃烧室部分用液膜冷却，喷管为再生冷却式的。

**输送系统**

5 个钛合金气瓶中贮存有 30MPa 的氮气，它们给有共底的推进剂箱增压。贮箱中的蓄留器利用液体的表面张力保证在失重的条件下发动机重新起动时能够提供足够的推进剂。

## 制导和控制系统

“极地轨道卫星运载火箭”采用有箭上处理机的惯性制导系统，从起飞到有效载荷分离由箭上处理机完成导航、制导和自动驾驶功能，在飞行期间，惯性导航系统连续确定火箭的位置和速度，利用这些信息，按照闭环制导算法计算产生姿控指令以达到要求的轨道。数字驾驶仪利用计算机内的控制算法确保火箭依照指令以要求的稳定余量和最小跟踪误差飞行，同时保证结构载荷在可接受的极限内。

### 导航系统

“极地轨道卫星运载火箭”使用冗余捷联式惯性制导系统，该系统使用 3 个干式调谐(Dry Tuned)陀螺和 4 个伺服加速度表。3 个陀螺以斜交方式配置，4 个伺服加速度表安装在正交轴上，一个冗余组件在推力轴上。导航处理机进行捷联导航计算。导航软件包括对传感器信号进行预处理(定漂移/偏置/比例系数补偿)，对故障探测和逻辑隔离，将箭体坐标转换成惯性坐标，产生高度、速度和位置信息。每 500ms 进行一次导航计算，每 20ms 进行一次其它计算。

### 制导系统

在大气层内飞行期间，采用开环制导。也为飞行研制了一个 E 显式闭环制导装置。该制导装置在二子级推进阶段开始工作，一直到有效载荷分离，其中包括三子级固体发动机推进阶段。显式闭环制导装置的算法的基础是解决两点界值问题，使燃料的消耗最小，在这里把有效载荷所需入轨状态矢量作为终端条件。三子级燃烧完时，制导装置对标准状态矢量规定一附加限制，以确保耗尽的发动机落在安全区内。每隔 500ms 制导和控制处理机产生一条姿控指令。限制角速率和高度的改变，以确保俯仰面和偏航面的平滑，减轻气动载荷。由于四子级动力飞行段较长，可进行有效的航线修正，所以算法中考虑的是固体三子级的平均推力曲线。当满足有效载荷入轨条件时，发出四子级关机指令。

制导装置的另一特征是在每个主周期内(500ms)反复进行计算来执行发动机剩余工作时间(time-to-go)程序，以便在三子级燃尽时将有效载荷送入用户能接受的轨道。

### 自动驾驶

自动驾驶功能是对动力装置发出数字命令。数字自动驾驶除了稳定运载火箭使其轨道误差最小外，还保证在大气层飞行期间的结构的完整性。一子级工作期间，由于结构挠性和液体推进剂动态晃动的影响，需要一个适当的数字滤波器补偿器。滤波器的设计应考虑空气动力—结构—晃动—控制的相互影响限制因素。采用横向加速度表反馈来减轻载荷。限制火箭的结构载荷需要考虑动压、攻角和最大控制力。广义控制误差方程的推导考虑了轴间耦合。自动驾驶闭环中将惯性传感器和控制动力装置模拟成等效二阶系统。三子级和四子级动力飞行段用真空飞行模式。

### 控制系统

"极地轨道卫星运载火箭"一子级工作期间的俯仰和偏航由全轴向多孔喷射推力矢量控制系统控制。工质过氯酸锶贮存在捆绑于助推器俯仰面两侧的两个直径为 700mm 的贮箱内。"极地轨道卫星运载火箭"一子级喷管上安装有 24 个用来喷射过氯酸锶的喷射阀门。阀门由机电作动器按自动驾驶仪的命令作动。全轴向控制装置根据俯仰面和偏航面的误差发出命令,使在所需方向上的 6 个或 5 个阀门作动,每次工作 20ms。

一子级的滚动由 2 个真空推力为 6.4kN 的可摆动的双组元推力器控制,推力器安装在推力矢量控制系统贮箱下面。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。一子级飞行期间,推力器连续工作,机电作动器按比例模式工作,两推力器以相反的方向摆动以获得所需的转动控制力矩。

二子级的俯仰和偏航用安装在万向架上的发动机控制,该发动机用电液压作动器摆动。作动器的安装与俯仰和偏航面成 45°角。发动机根据姿态误差在需要的方向上按比例摆动。滚动控制由两个燃气通—断式推力器控制,两个推力器背对背沿切向安装在级间段上。燃气来自气体发生器,通过气体推力器膨胀产生滚动控制力矩。

三子级在俯仰和偏航轴上使用挠性喷管系统控制,喷管与燃烧室由挠性轴承连接。在动力飞行段,机电作动器按比例模式推动喷管偏转。滚动控制由四子级的反作用控制系统完成。三子级燃烧完后的滑行段,由四子级反作用控制发动机提供三轴控制。

四子级动力飞行段,摆动发动机按比例模式摆动,进行俯仰、偏行和滚动三轴控制。主发动机关机后,由反作用控制系统进行控制。

## 遥测和跟踪系统

遥测、跟踪和遥控网由设在斯里哈里科塔、特里范德拉姆(Trivandram)、艾哈迈达巴德(Ahmedabad)、邦哥拉俄(Bangalore)和勒克瑙(Lucknow)的工作站组成。斯里哈里科塔站有遥测接收机、二元雷达跟踪设施以及遥控指令系统。当箭上系统出现故障、火箭严重偏离飞行轨道时,遥控指令系统发出自毁指令。几个工作站均装有 S 波段遥测接收机和远距离测量设备。

从起飞到信号消失,即三子级分离后的滑行段结束前由斯里哈里科塔地面站监视火箭的飞行。从 $T+130$s 到四子级点火后的 100s 之间,特里范德拉姆地面站用 S 波段雷达对火箭进行跟踪,四子级的整个飞行阶段由设在马里汀(Mauriting)的下靶场跟踪站监测。

## 自 毁 系 统

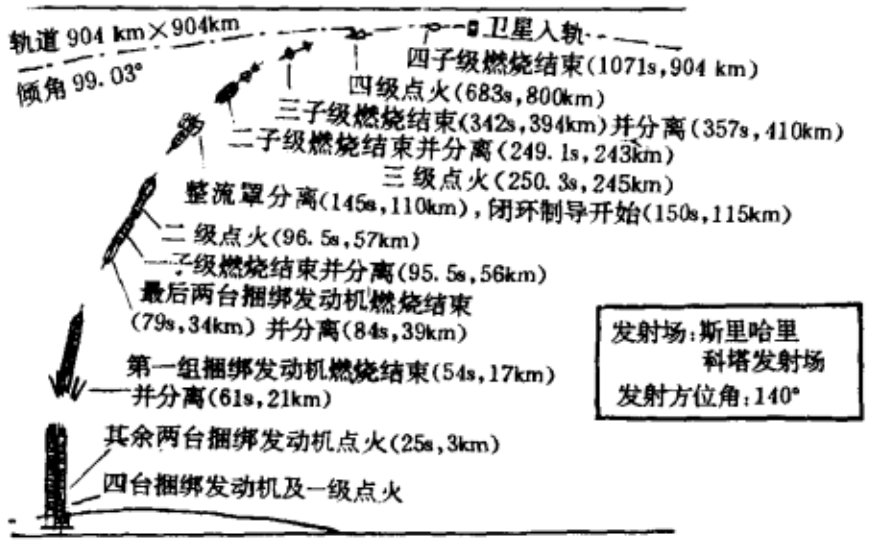
自毁系统见下表:

| 系统 | 捆绑助推器 | 一子级 | 二子级 | 三子级 | 四子级 |
|---|---|---|---|---|---|
| 自毁系统 | 发动机封头上装有刚性环形爆炸索 | 在发动机壳体上沿子午线径向相对布置的柔性环状爆炸索 | 在箱体上沿子午线径向相对布置的柔性爆炸索 | 发动机封头装有刚性环形爆炸索 | 无自毁系统 |

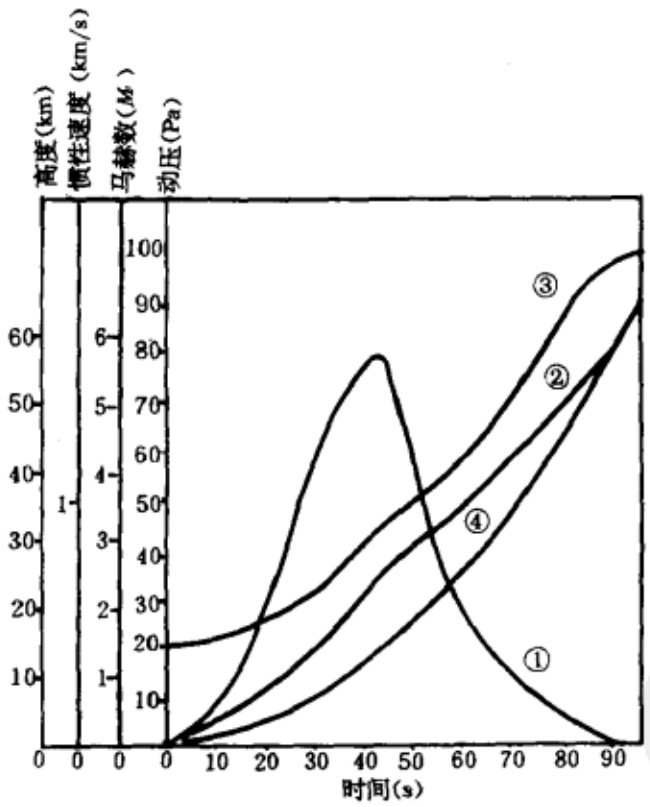
## 典型飞行程序

预先设定好的几个捆绑助推器和一子级同时在地面点火，其它的根据有效载荷的要求在空中点火。

在典型的印度遥感卫星(IRS)发射任务中，4 个捆绑助推器与一子级同时在地面点火，2 个在 $T+25s$ 点火。地面点火的 4 个助推器在 $T+61s$，高度为 21km 时烧尽并分离，一子级在高 56km，$T+96s$ 时分离。一子级分离前，二子级推进剂沉底火箭点火提供正向推力以确保二




太阳同步轨道飞行程序




飞行参数曲线

子级液体火箭点火。一子级分离后其上的反推火箭立即点火,以使已分离的一子级减速。二子级点火后 3s 发动机开始稳定工作。二子级工作 150s,把火箭送入 243km 高度。在二级动力飞行段,大约在起飞后 145s,高度 110km 处,整流罩分离。$T+150s$ 起动闭环制导系统。二子级分离后,三子级在 $T+250s$,高度 245km 处点火。三子级发动机燃烧 90s,燃烧结束时高度达到 400km。三子级燃尽并分离后,火箭滑行很长一段时间,滑行段结束时达到 800km 高度,此时四子级点火。四子级工作大约 400s,把火箭送入 904km 轨道。这时是起飞后的 18min。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 发射日期 年、月、日 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1* | 1993.9.20 | IRS 1E | 846 | | | | | 斯里哈里科塔 | 失败① |
| 2 | 1994.10.15 | IRS P2 | 804 | 798 | 883 | 98.69 | 101.74 | 斯里哈里科塔 | |

①二、三级未按时分离,致使三、四子级在错误的姿态下点火,以致未达预定要求速度。

# 地球同步轨道卫星运载火箭(GSLV)

印度为了满足本国空间应用计划的需要,计划在“极地轨道卫星运载火箭”的基础上研制自己的“地球同步轨道卫星运载火箭”,原计划利用该火箭在 90 年代初发射第二代印度卫星Ⅱ,90 年代末能进行双星发射。

印度空间研究组织在 1986～1988 年之间进行了“地球同步轨道卫星运载火箭”的方案研究。“地球同步轨道卫星运载火箭”的基本方案要求能最大限度地利用“极地轨道卫星运载火箭”的各级、永久性设施和试验设备。对“极地轨道卫星运载火箭”进行修改可以提高其同步轨道运载能力。如一子级现在是由 5 段组成,可以再增加一段或几段;用 2 个大的捆绑助推器代替 6 个小的捆绑助推器;加长二子级推进剂贮箱;上面级采用低温级等。

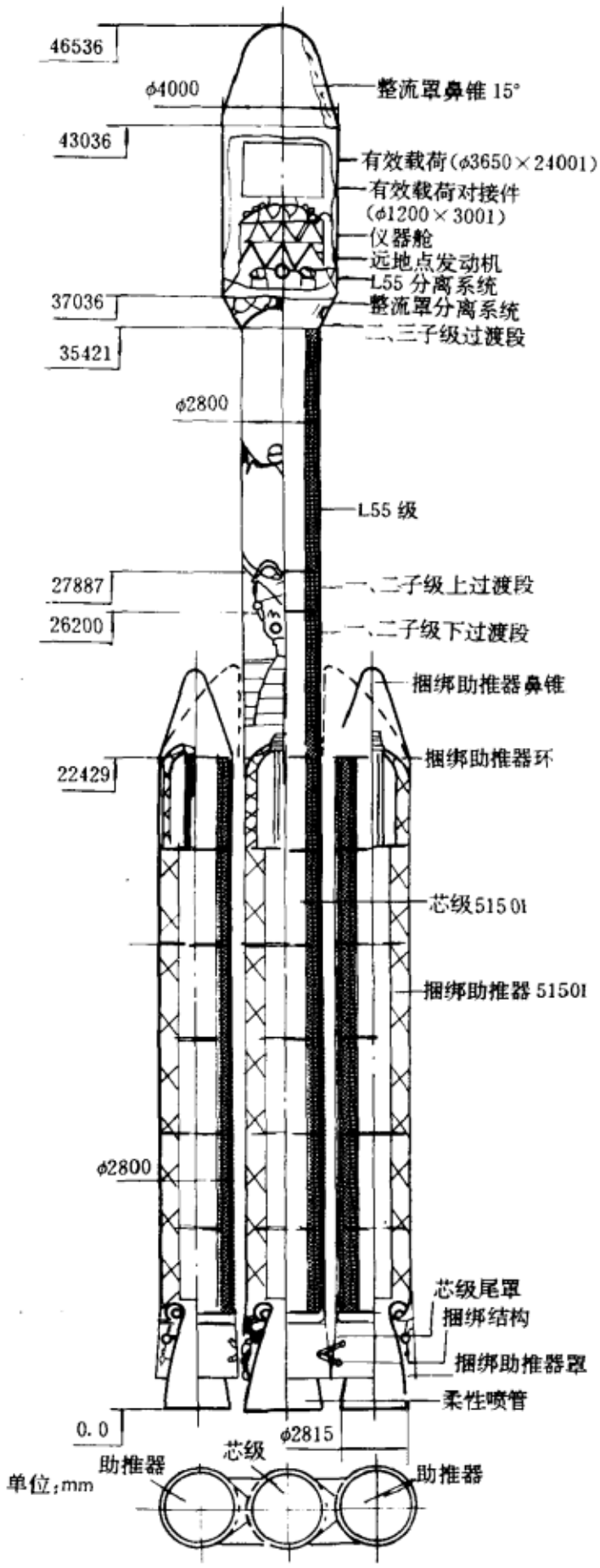
不同的“极地轨道卫星运载火箭”结构配置及其相应的地球同步转移轨道运载能力见表。

**发射场:斯里哈里科塔,发射方位角:**135°。

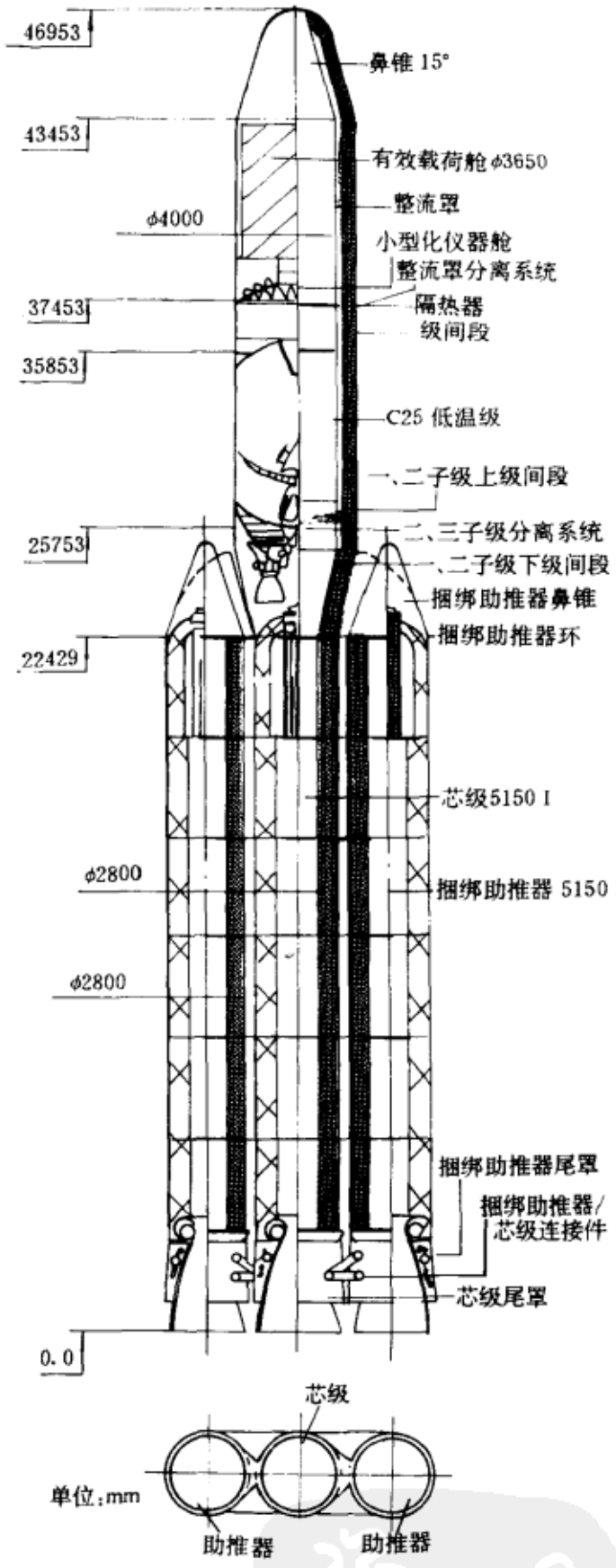
| 运载火箭构型 | 地球同步转移轨道有效载荷运载能力 (200/36000km) kg | 运载火箭构型 | 地球同步转移轨道有效载荷运载能力 (200/36000km) kg |
|---|---|---|---|
| 2S150+S150+L37.5+S7* | 2450 | (8S9+S150)+L37.5+C14 | 2250 |
| 2S150+S150+L55+S7* | 2550 | 2S150+S150+L37.5+C14 | 5000 |
| (8S9+S125)+L37.5+C14 | 1810 | 2S150+S150+L55+C25 | 5800 |

注:S、L 和 C 分别代表固体、液体、低温级;字母前的数字代表发动机的数目;字母后的数字代表推进剂质量(单位为 t);
* 指旋转稳定; ( )指同时燃烧。

“地球同步轨道卫星运载火箭”的两个典型方案见图。




“地球同步轨道卫星运载火箭”候选方案一

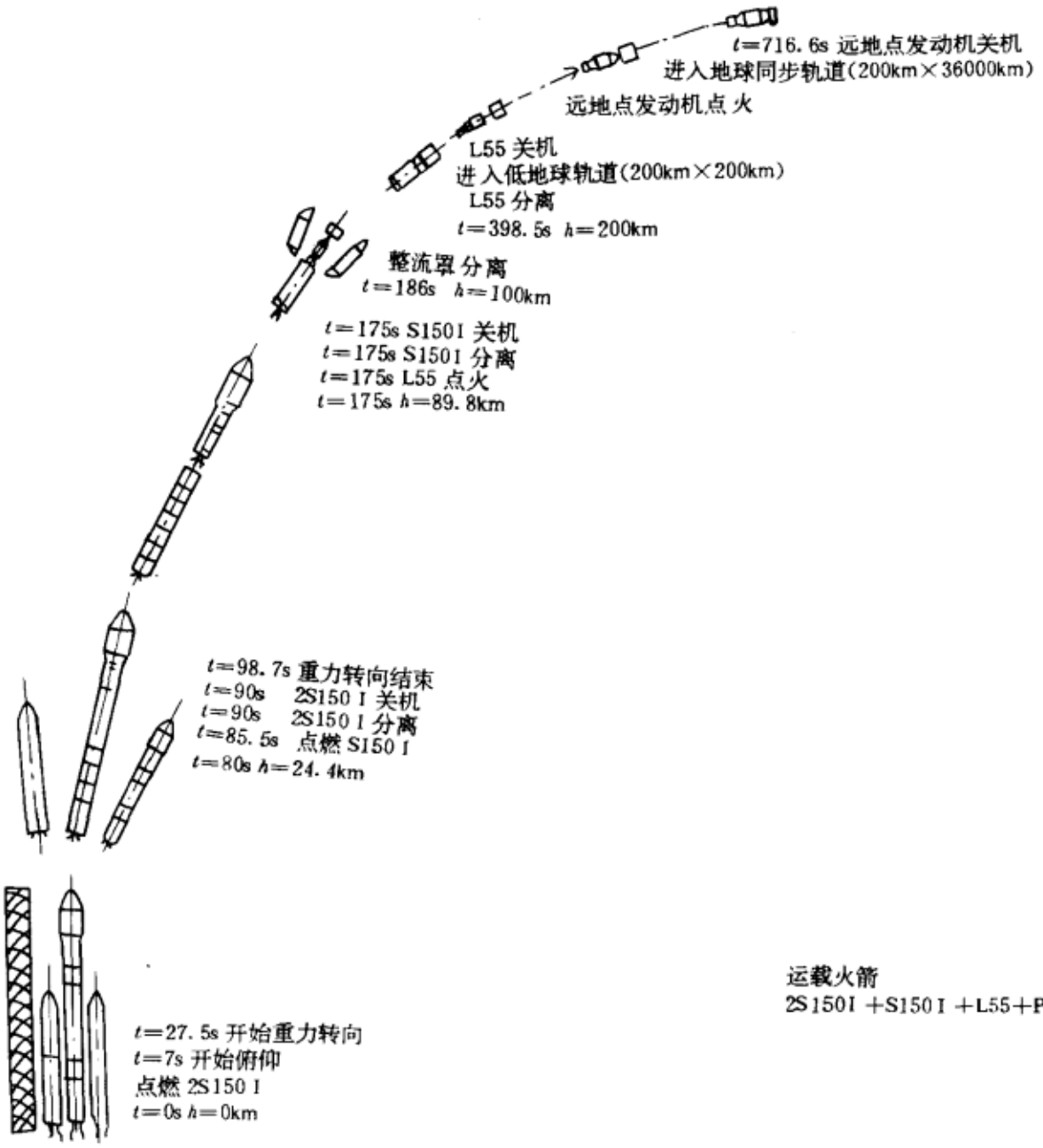



“地球同步轨道卫星运载火箭”候选方案二

方案一和方案二都用一台 150t 推进剂的固体发动机作为一子级芯级，另外两台 150t 推进剂的固体发动机作为助推器捆绑在一子级芯级上。

方案一的上面级是“极地轨道卫星运载火箭”的液体上面级，它能向地球同步转移轨道发射 2000kg 有效载荷，起飞质量 605t。

方案二采用低温上面级，该级直径为 4.0m，质量 25～30t，采用 2 台 117.7kN 推力的泵压输送液氧液氢发动机。这种三级方案的地球同步转移轨道的运载能力为 5000kg，太阳同步轨道运载能力可达 5000kg，200km 近地轨道运载能力为 15000kg。




方案一飞行程序

# 以色列

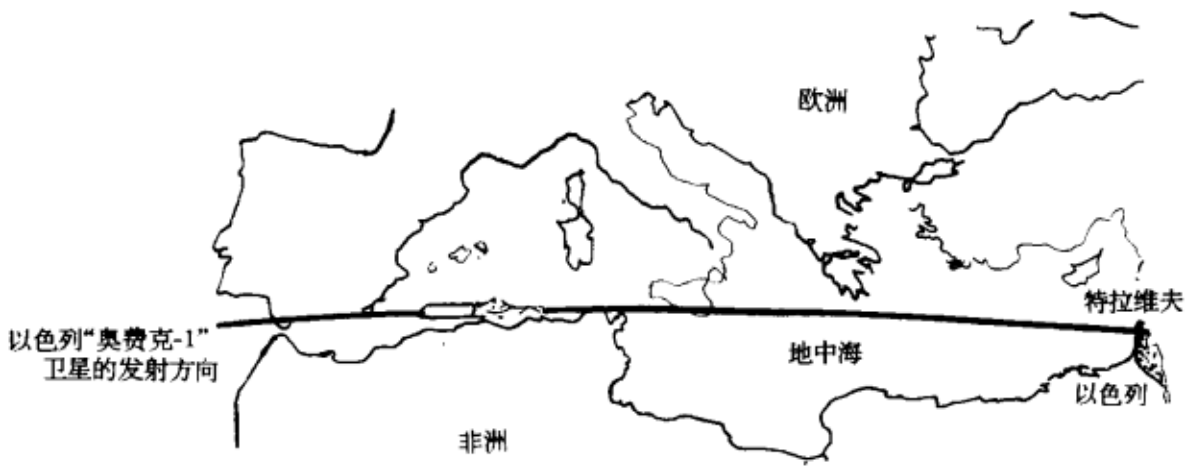
## 沙维特(SHAVIT)

孙乐民

以色列"沙维特"运载火箭是以"杰里科"(Jericho)地地战术弹道导弹为基础研制的。它是一种二级固体运载火箭,长 11m,火箭有两台发动机,每台质量 10t。

1988 年 9 月 19 日以色列于当地时间 11 时 32 分从特拉维夫(Telaviv)用"沙维特"火箭将一颗质量 156kg 的奥费克-1(Offeg-1)卫星送入近地点高度 250km,远地点高度 1155km 的近地轨道。

1990 年 4 月 3 日当地时间 3 时 02 分以色列又发射了一颗 160kg 的奥费克-2 卫星,其轨道参数为:近地点高度约为 207km,远地点高度为 1582km,倾角 143.23°,轨道周期 102.72min。




沙维特发射方向

由于以色列的东面靠近阿拉伯国家,所以必须向西发射,朝着与地球自转方向相反的方向飞行。这意味着速度每小时损失 1920km,也限制了发射有效载荷的质量。

目前正在研制一种新的四级型沙维特火箭,它将准备用来发射美国小型卫星。

# 巴 西

## 卫星运载器(VLS)

郝希凡

巴西航天部正在投资发展运载器,命名为"卫星运载器"(Veiculo Lancador de Satellites),阿维布拉斯(Avibras)公司为主承包商。该运载器是四级固体运载火箭,长 18m,起飞质量约 50t。它能够将 115kg 的有效载荷送入 750km 高的圆轨道,或将 160kg 的有效载荷送入 650km 高的圆轨道,"卫星运载器"将发射 4 颗 MECB 卫星。

"卫星运载器"一子级由 4 台固体火箭发动机组成。发动机直径为 1m,长 6m。发动机采用固定喷管,由再生气体喷射流控制推力矢量。

二子级采用一台固体火箭发动机,它安装在一子级 4 台发动机的中央,发动机与一子级的基本相同,但改用摆动大喷管。

三子级采用一台长 4m,直径 1m,装有一台摆动喷管的固体火箭发动机。

四子级固体火箭发动机长 1m,直径 1m,采用固定喷管,该级自旋稳定。

巴西航天部计划在发射第一颗卫星前进行 3 次飞行试验。

# 第二部分

# 重复使用航天运载器

# 美 国

## X-15 研究机 (X-15 RESEARCH AIRPLANE)

丁 华

X-15 研究机是世界上最早利用火箭发动机推进的高超音速飞机，用于研究与高超音速飞行有关的气动、控制、稳定、生理等问题，为发展载人航天作技术准备。

1952 年 4 月，美国国家航空咨询委员会(NACA)开始研究载人航天问题，1954 年 5 月拟定了 X-15 计划。1954 年 7 月，新成立的国家研究机委员会决定研制 X-15 研究机，由空军和海军投资。1955 年 12 月至 1956 年 2 月选定了承包商，由北美航空公司(North American Corp.)担任主承包商。1957 年 9 月开始制造，共制造 3 架 X-15 研究机，首架于 1958 年 10 月出厂。

X-15 研究机由经过改装的 B-52 轰炸机从空中发射。该研究机于 1959 年 6 月 8 日作首次滑翔飞行，9 月'17 日作首次动力推进飞行，1960 年 3 月 25 日开始研究性飞行，到 1968 年 10 月 24 日 X-15 计划结束时共飞行了 199 次。总研制费用约为 3 亿美元，每次飞行约需 30 万美元(1962 年币值)。1963 年还耗资 500 万美元对 1962 年着陆失事的 2 号机进行了修理并作了改进，使其变成改型机 X-15A。

美国通过执行 X-15 计划获得了大量高超音速载人飞行的数据和宝贵的经验，其中约有 65%的数据被后来的载人航天计划所利用。1987 年研制的从空中发射的“飞马座”运载火箭充分利用了 X-15 的成果。因而缩短了研制周期，节约了经费。X-15 计划的主要贡献是验证了有翼载人飞行器在高超音速飞行中的气动稳定性，反作用控制系统用于空间姿态稳定的可靠性以及高超音速飞行器的防热材料与结构。X-15 计划为后来的有翼飞行器的研制和航天飞机的方案论证打下了基础，并为空天飞机的研究作了技术准备。

### 主要技术性能

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 全长 | X-15 | 15.1m | 垂直尾翼面积 | 9.29m² |
| | X-15A | 15.72m | 起飞质量 | 14186～15195kg |
| 高度 | | 3.96m | 关机时质量 | 5883～6123kg |
| 翼展 | | 6.81m | 可用推进剂质量 | 8303～9072kg |
| 机翼面积 | | 18.58m² | 设计最大速度 | 1600m/s |

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 后掠角 | 前缘 | 36.75° | 达到的最大速度 | 2020m/s(6.7M) |
| | ¼翼弦 | 25° | 设计飞行高度 | 76.2km |
| 展弦比 | | 2.5 | 达到的最大高度 | 107.96km |
| 厚弦比 | | 5% | 最大加速度 | ~5$g$ |
| 着陆速度 | | 84.4m/s | | |

推进系统

| | 暂用型 | 基本型 | 改进型 |
|---|---|---|---|
| 类　型 | 液体推进剂火箭发动机 | | |
| 发动机代号 | XLR-11 | XLR-99 | TD-331 |
| 长度 | | 2.08m | 3m |
| 直径 | | 1m | 1.29m |
| 推进剂 | 液氧/酒精 | 液氧/液氨 | 液氧/80%液氨+20%肼 |
| 最大海平面推力 | 2×36.4kN | 258kN | 284.67kN |
| 工作时间 | | 90s | 135s |

## 总　体　布　局

X-15 是单座中单翼机，由机体、推进系统、制导与控制系统、机载设备等组成。

## 机　　体

机体由机身、机翼、尾翼、起落架等组件组成，质量为 3483.6kg。蒙皮材料广泛采用因康镍 $X$ 合金，有 65%的连接部位用焊接连接。

机身是尖头、椭圆截面的圆柱体，质量为 1729kg，两侧装有长整流罩，便于机身与机翼的连接，装设管路、导线与附件，并使机体具有良好的气动外形。机身包括前机身、推进剂贮箱和后机身。前机身由机头整流罩、驾驶舱与电子设备舱组成，为半硬壳式双层结构，外壁用因康镍 $X$ 合金，内壁用铝合金，内部用铝箔与玻璃纤维层压件隔热，内、外壁靠钛合金肋连接。推进剂贮箱为硬壳式结构，包括液氧箱(在前，长约 3.05m)和液氨箱(在后，长约 3.66m)。有一直径 0.37m 的隧道管贯穿 2 个贮箱的中央，管的前端有一个直径 0.36m、长 2.44m 的高压氦气瓶，后端有过氧化氢箱。两个贮箱都分成 3 个隔舱，制造方法是先将壁板焊成圆筒，再焊上内、外加强件与箱底、安装支架。后机身是因康镍 $X$ 合金与钛合金结构，其框架由几个钛合金扇形件焊接而成。后机身内部安装火箭发动机，外部则与尾翼、着陆装置连接。

机翼是多梁盒形结构，质量为 637.8kg，其蒙皮的厚度从翼根向翼尖逐渐变薄，上表面由 2.3mm 减薄至 1mm，下表面由 1.65mm 减薄至 1mm。机翼自翼根弦 4.55m 至翼尖弦 0.91m 处后掠 25°，最大弦厚约为 165mm。用两根展向梁分别支承前缘组件及短后缘和襟翼安装接头。前、后缘是多肋结构，前缘的上、下蒙皮与前端的耐热合金吸热杆铆接。机翼通过翼梁与机身两侧的 9 个 A 形架铆接并固定在机身上。

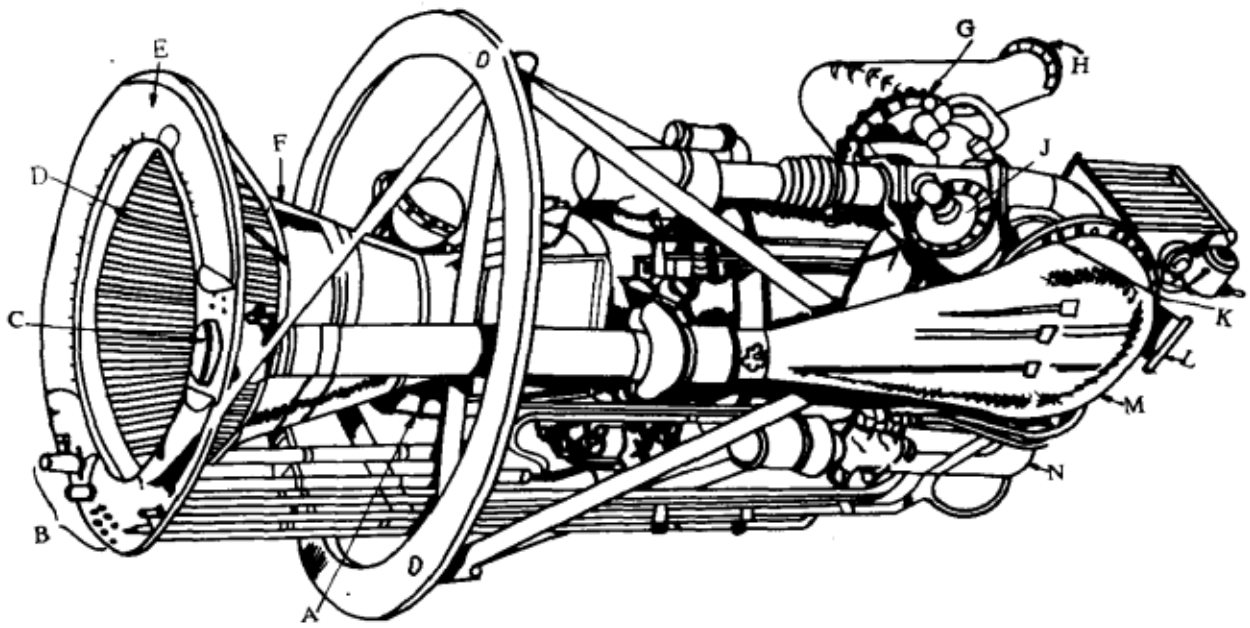
尾翼包括水平与垂直尾翼，质量为 489kg。水平尾翼为全动翼，其结构由主梁、前梁、后缘、

加强肋和蒙皮组成，可以围绕与主梁构成一体的心轴转动。垂直尾翼为楔形翼，采用波纹状腹板的盒形结构，安装在后机身的上、下方，各由固定部分与可动部分组成，但在下方的可动部分在着陆之前要抛掉。4 个减速板与上、下固定结构铰接并保持齐平，打开时呈 2 个 V 形以减速。

起落架包括前轮装置和在后部的一对滑橇，质量为 202.8kg。X-15 装在载机上时，起落架由人工收起。X-15 在返回时起落架自由放下。前轮装置与滑橇均采用普通的减震支柱。滑橇由销钉销住，仅能沿俯仰与滚动平面运动。

## 推 进 系 统

X-15 研究机的推进系统由聚硫橡胶化学公司反作用发动机分公司(Reaction Motors Incorp. of Thiokol Chemical Co.)负责研制。该系统采用 XLR-99 单燃烧室火箭发动机作为基本型。由于 XLR-99 发动机赶不上研制进度要求，早期的 X-15 研究机改用 2 台推力较小的 XLR-11 火箭发动机作飞行试验，直到 1960 年 11 月 5 日才将 XLR-99 发动机装在 X-15 的 2 号机上作首次飞行试验。




XLR-99 液体火箭发动机

A. 控制盒；B. 排放口；C. 涡轮泵排气口；D. 带陶瓷涂层的镍管；E. 防焰层；F. 固定的推力室；G. 液氧泵；H. 液氧入口；J. 过氧化氢燃气发生器；K. 液氨泵；L. 液氨入口；M. 涡轮排气管；N. 液氨输送管。

XLR-99 发动机是变推力发动机，推力可以在 50～100%的范围内调节。最小海平面推力 125kN，最大 258kN，比冲大于 2451N·s/kg。推进剂采用液氧与液氨，混合比(液氧/液氨)为 1.25∶1。燃烧室采用钎焊的管束式结构，燃烧室温度 2740℃，压力 4.1MPa，利用流经燃烧室壁管的液氨进行冷却，燃烧室内壁还喷有耐高温的陶瓷涂层。发动机的工作过程大致是：按照控制装置的指令，使过氧化氢箱内的高浓度过氧化氢经由阀门进入燃气发生器。燃气发生器产生燃气以驱动涡轮，涡轮带动涡轮泵工作。这时两个贮箱内的推进剂在高压氦气作用下分别流向液氧泵与液氨泵，泵入口压力分别为 0.29MPa 和 0.25MPa。泵将液氧与液氨分别经主阀门送入燃烧室，最大流量达 90.7kg/s。进入燃烧室的推进剂由点火器点燃。发动机关机后残存的推进剂要排除。发动机的质量为 415kg。通过 3 个减震架用螺栓将发动机固定在后机身内。

1963年5月决定将1962年着陆失事的2号机改进成X-15A型研究机，以进一步提高航速。该机除了在外部安装冲压喷气发动机外，还将内部的XLR-99火箭发动机改进成TD-331发动机，使性能提高了16%。主要的改进措施是：喷管加长0.92m，使面积比由9.8增大到33.6；喷管延伸段采用辐射冷却的钼合金结构；在液氨中加入20%的肼，以增大燃料密度，提高比冲约2.5%；改进喷注器，使推进剂混合得更好，使发动机性能提高4.1%。

## 制导与控制系统

X-15研究机的制导系统由斯佩里陀螺仪公司(Sperry Gyroscopes Corp.)负责研制，它是惯性全姿态飞行数据系统。这个系统按其功能分为载机部分和X-15机上部分。载机部分用于向X-15研究机的计算机提供正确的初始数据(如高度、高度变化率、速度、姿态、航向、位置等)，以便在载机释放X-15时能使X-15的惯性系统对准方位并保持稳定。X-15机上部分(质量约为68kg)包括一个四框架陀螺稳定平台、计算机、10个晶体管放大器和座舱指示器，用于在载机释放X-15后提供X-15所需要的所有数据。装有3个积分陀螺和3个线加速度表的稳定平台测量3个轴向加速度，并向驾驶员提供航向、俯仰和滚动姿态数据。计算机将这些数据转换成可使用的形式。这个惯性系统和4个飞行指示器(即高度表、升降速度表、总速表和三轴姿态指示器)协同工作，以便于驾驶员进行飞行控制。

X-15研究机采用不同的控制系统控制飞行。在大气层内飞行时用气动控制系统。此系统利用可动操纵面(如升降副翼、上下方向舵、减速板、着陆襟翼等)进行俯仰、偏航与滚动控制。这些操纵面由两套相互独立、同时工作的20.7MPa液压系统驱动，以确保工作可靠。在36.5km以上高空飞行时，改用反作用控制系统。此系统使用两套完全重复的喷嘴以提高可靠性，每套由6个喷嘴组成，其中4个装在前机身的头部，用于俯仰与偏航控制，每个喷嘴可产生0.5kN的推力，2个装在机翼的翼尖处，用于滚动控制，每个喷嘴可产生180N的推力。反作用控制系统所用的喷气是过氧化氢箱内的过氧化氢经催化反应后的气体。

## 典型飞行程序

X-15研究机由经过改装的B-52轰炸机载运至空中发射。通常载机在186.7m/s速度与11.6km高度投放X-15。X-15一般采用两种典型的飞行方式，即高速飞行和高空飞行，前者以达到最大速度为目的，而后者则以达到最大高度为目的。高速飞行时，X-15在爬升到预定高度后即向下俯冲，在达到最大速度后转为沿较扁平的轨道飞行以不断减速。高空飞行时，X-15先沿陡峭的轨道向上爬升，在达到最大高度后弹道式下落，然后转为平飞。采用这两种飞行方式的X-15都在166m/s速度和4.6km高度开始进场，盘旋一圈后着陆，着陆时速度降至130m/s。

## 飞　行　记　录

三架X-15研究机共进行67次载飞试验和199次飞行试验，其中有代表性的列于下表。

飞行记录表

| 序号 | 日 期 | 速度(M) | 最大高度(km) | 备 注 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 1959.6.8 | 0.79 | 11.45 | 首次滑翔飞行 |
| 2 | 1959.9.17 | 2.11 | 15.95 | 首次动力推进飞行 |
| 4 | 1959.11.5 | 1.00 | 13.86 | 发动机起火,机身在紧急着陆时损坏 |
| 9 | 1960.3.25 | 2.00 | 14.82 | 首次研究性飞行 |
| 26 | 1960.11.15 | 2.97 | 24.75 | 装 XLR-99 发动机的 2 号机首次飞行 |
| 28 | 1960.11.22 | 2.51 | 18.87 | XLR-99 发动机首次再起动成功 |
| 33 | 1961.2.7 | 3.50 | 23.82 | 装 XLR-11 发动机的 X-15 最后一次飞行 |
| 34 | 1961.3.7 | 4.43 | 23.61 | 装 XLR-99 发动机的 X-15 首次研究飞行 |
| 38 | 1961.6.23 | 5.27 | 32.83 | 首次高超音速飞行 |
| 45 | 1961.11.9 | 6.04 | 30.97 | 首次达到设计速度 |
| 47 | 1962.1.10 | 0.97 | 13.64 | 发动机点火失败,紧急着陆 |
| 52 | 1962.4.30 | 4.94 | 75.20 | 首次达到设计高度 |
| 62 | 1962.7.17 | 5.45 | 95.94 | 创造飞行高度的世界记录 |
| 74 | 1962.11.9 | 1.49 | 16.44 | 发动机故障,紧急着陆时损坏,后来被改进成"X-15A"型机 |
| | 1963.8.22 | | 107.96 | 创造新的飞机飞行高度世界记录 |
| | 1964.6.25 | | | "X-15A"型机首次飞行 |
| | 1967.10.3 | 6.7 | 31.1 | "X-15A"型机最后一次飞行,创造飞行速度世界记录 |
| 191 | 1967.11.15 | 5.2 | 81 | 再入时高度误差使飞行失败,机毁人亡 |
| 199 | 1968.10.24 | 5.38 | 77.7 | 最后一次飞行,X-15 计划结束 |

# 美国航天飞机 (SPACE SHUTTLE)

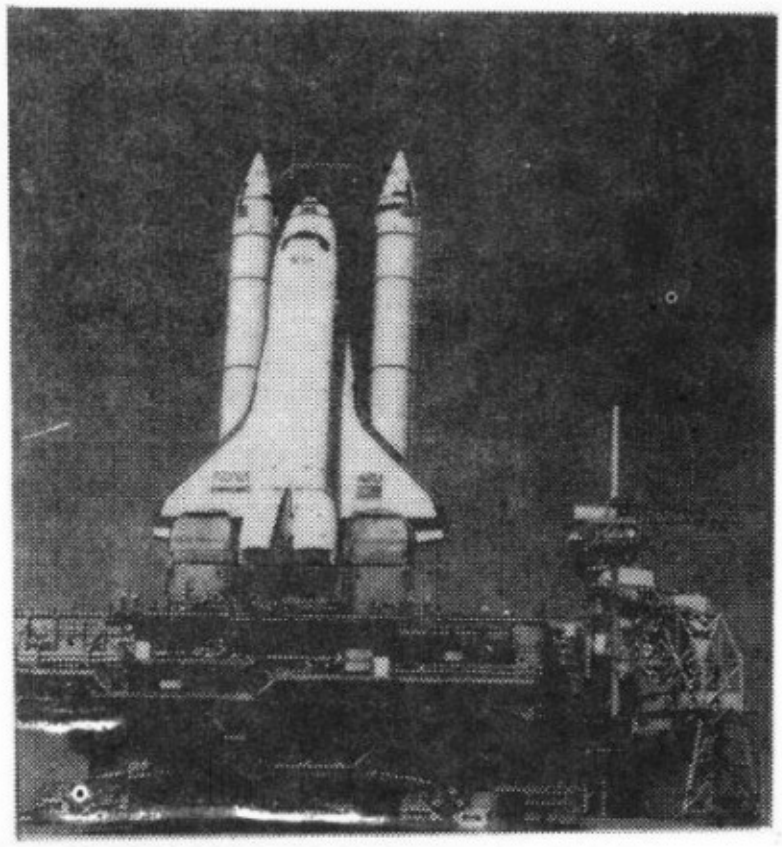
王丹阳

美国国家航空航天局(NASA)研制的航天飞机是世界上第一种往返于地面和宇宙空间的可重复使用的航天运载器。它由轨道飞行器、外贮箱和固体助推器组成。按设计要求每架轨道飞行器可重复使用 100 次,每次最多可将 29.5t 有效载荷送入 185～1110km 近地轨道,将 14.5t 有效载荷带回地面。轨道飞行器可载 3～7 人,在轨道上逗留 7～30 天,进行会合、对接、停靠,执行人员和货物运送,空间试验,卫星发射、检修和回收等任务。

航天飞机可从两个发射场发射。从肯尼迪角发射执行包括地球同步轨道在内的低倾角轨道任务;从范登堡空军基地发射执行包括极轨道在内的高倾角轨道任务。

航天飞机在发射场垂直起飞,上升过程中抛掷工作完毕的固体助推器壳体和外贮箱。助推器在海上回收、整修后供再次使用,外贮箱不回收。轨道飞行器执行任务后返回机场,水平着陆。轨道飞行器具有 2000km 横向机动能力。原规定轨道飞行器的维护周期为 160h,即 2 周后便可执行下一次任务。

到目前为止共有 6 架轨道飞行器,它们是 OV-101"企业号"(Enterprise)、OV-102"哥伦比



美国航天飞机

亚号"(Columbia)、OV-099"挑战者号"(Challenger)、OV-103"发现者号"(Discovery)、OV-104"阿特兰蒂斯号"(Atlantis)和 OV-105"奋进号"(Endeavour)。"企业号"为试验机,其它 5 架为工作机,其中"挑战者号"已在 1986 年 1 月的事故中炸毁。

航天飞机的研究工作开始于 60 年代末。1969 年 9 月"阿波罗"首次登月后 2 个月,美国总统便指定美国空间工作组研究制定未来空间研究的方针和途径,当年该工作组正式提出研制包括航天飞机在内的新的空间运输系统。1971 年政府正式接受了此项建议,并由总统发出命令。自此便正式开始了航天飞机的研制工作。

研制工作共分 A、B、C、D 4 个阶段。A 阶段研究航天飞机外形,并提出进一步研究的要求和方向。B 阶段为技术经济指标确定和方案设计阶段。C 阶段进行技术设计,D 阶段为生产和飞行阶段,二者合称 C/D 阶段。

A 阶段开始于 1969 年。在该阶段提出两级全部重复使用的航天飞机方案。方案中助推器和轨道飞行器的连接方式各有不同,有腹部相接、背驮和并联等几种布局。大多为直机翼飞行器,设有 18.3m×4.6m 货舱,可载乘员 10 人,载货 11.3t。助推器将轨道飞行器送至高空后飞回发射场。推进系统全部采用液氧/液氢作为推进剂。

1970 年 3 月开始由北美洛克维尔(North America Rockwell)和麦克唐纳-道格拉斯(McDonnell Douglas)公司承担 B 阶段研究工作。到 1971 年 6 月决定选用满足空军要求的 185km 轨道运载能力为 29.5t 并具有高横向机动能力的三角形机翼轨道飞行器方案。后来因苏联放弃登月竞赛,美国航天预算紧缩,航宇局被迫改变方案,将推进剂箱全部移至轨道飞行器外,并取消重复使用的载人助推器方案。

1972 年 1 月 15 日美国总统正式宣布研制全新的空间运输系统。当年 3 月确定了接近于现有状态的总体方案。载人回飞型助推器改为弹道回收的并联助推器,轨道飞行器缩小,主发

动机由2台大推力发动机改为3台小推力发动机，贮箱移到机体外，姿控和机动发动机改用可贮推进剂。1970～1980年期间方案变动的大致情况如表所示。

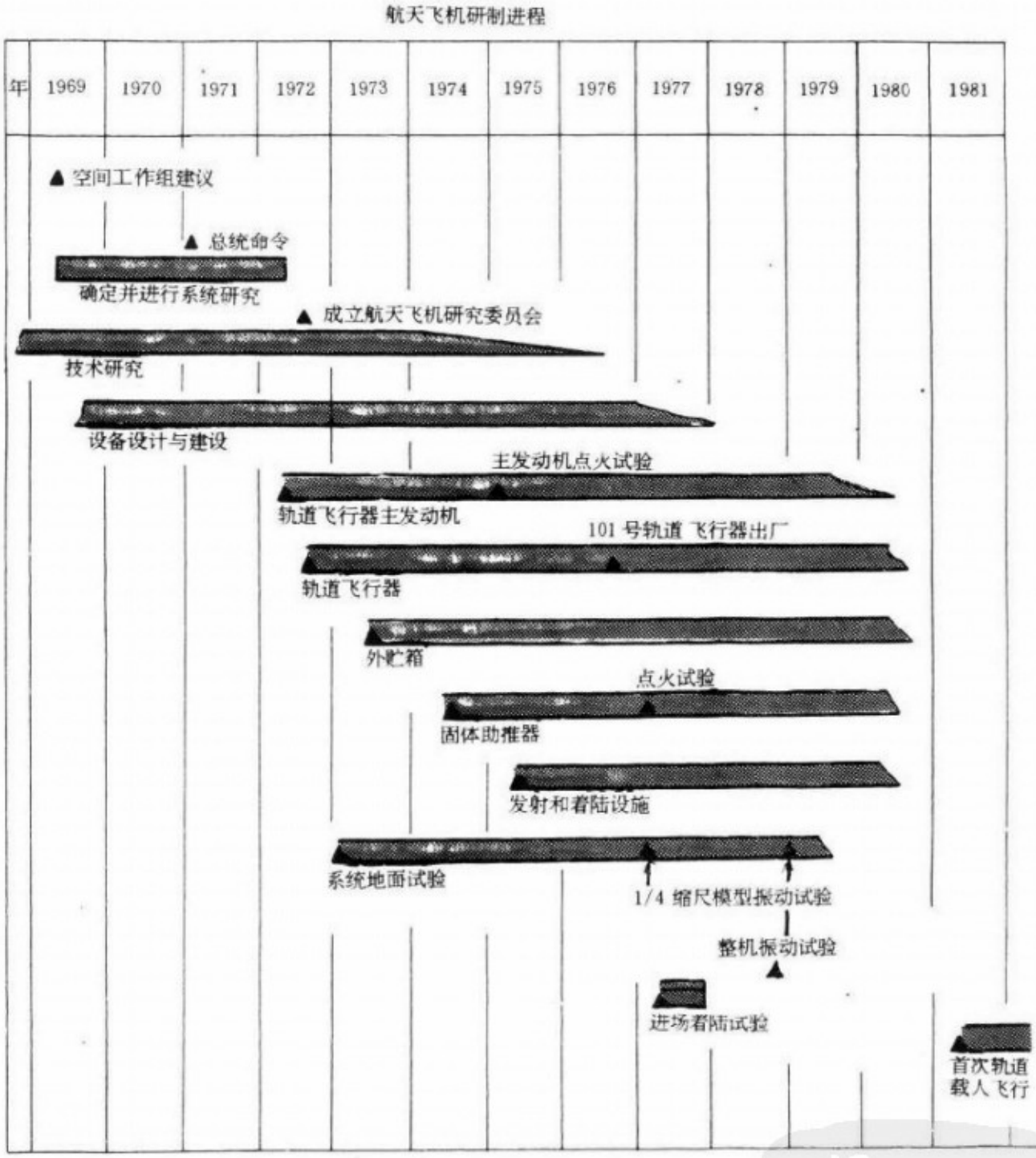
**航天飞机方案演变**

| 项　　目 | 1970.6 | 1971.6 | 1972.6 | 1973.6 | 1974.2 | 1975.2 | 1976.2 | 1980.7 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 全系统 | | | | | | | | |
| 长(m) | 81.4 | 88.4 | 61.6 | 55.2 | 56.08 | 56.08 | 56 | 56.14 |
| 起飞质量($10^6$kg) | 1.6 | 2.27 | 2.40 | 1.9 | 1.99 | 2.00 | 2.01 | 2.02 |
| 推力($10^3$kN) | 21.57 | 29.32 | 41.68 | 27.26 | 28.53 | 33.44 | 28.14 | 30.78 |
| 助推器 | | | | | | | | |
| 长(m) | 70.1 | 82 | 56.3 | 44.2 | 45.4 | 45.4 | 45.4 | 45.4 |
| 直径(m) | — | — | 3.9 | 3.59 | 3.72 | 3.72 | 3.7 | 3.7 |
| 翼展(m) | 42.9 | 43.9 | — | — | — | — | — | — |
| 是否载人 | 载人 | 载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 |
| 起飞质量($10^6$kg) | 1.2 | 1.9 | 1.47 | 1.05 | 1.15 | 1.16 | 1.16 | 1.17 |
| 推力($10^3$kN) | 21.57 | 29.32 | 36.68 | 22.26 | 23.53 | 28.44 | 23.14 | 25.8 |
| 发动机(台) | 12 | 12 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
| 分离时高度(km) | 78 | 73 | 40 | 43 | 48 | 50 | 44 | 44.5 |
| 分离时速度(m/s) | 2800 | 3300 | 1200 | 1400 | 1400 | 1400 | 1400 | 1388 |
| 轨道飞行器 | | | | | | | | |
| 长(m) | 58.5 | 62.8 | 38.17 | 37.4 | 37.2 | 37.2 | 37.2 | 37.2 |
| 翼展(m) | 38.1 | 32.6 | 25.6 | 23.77 | 23.79 | 23.79 | 23.79 | 23.79 |
| 起飞质量($10^6$kg) | 0.4 | 0.38 | 0.126 | 0.111 | 0.102 | 0.102 | 0.114 | 0.109 |
| 推力($10^3$kN) | 4.21 | 5.78 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 |
| 主发动机(台) | 2 | 2 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| 外贮箱 | | | | | | | | |
| 长(m) | — | — | 55.47 | 47.36 | 46.9 | 46.87 | 46.84 | 47.0 |
| 直径(m) | — | — | 8.07 | 8.23 | 8.38 | 8.45 | 8.38 | 8.38 |
| 起飞质量($10^6$kg) | — | — | 0.808 | 0.739 | 0.739 | 0.734 | 0.736 | 0.743 |

1972年7月NASA指派约翰逊航天中心(Johnson Space Flight Center)负责轨道飞行器管理，马歇尔航天飞行中心(Marshall Space Flight Center)负责轨道飞行器主发动机、外贮箱和固体助推器管理，肯尼迪航天中心(Kenndy Space Center)负责航天飞机组件的组装、测试及发射，此外由洛克维尔公司负责轨道飞行器的设计与研制、由马丁·玛丽埃塔·丹佛航空公司(Martin Marietta Denver Co.)负责外贮箱的研制与制造，由莫顿聚硫橡胶公司(Morton Thiokol Co.)负责固体助推器的研制与制造，由洛克达因公司(Rockctdyne Div)负责主发动机的研制。

第一架轨道飞行器“企业号”于1976年9月17日出厂。1977年2月开始进行进场着陆试

验。试验分三组进行。第一组试验 5 次，检验用波音 747 飞机驮飞时的稳定、颤振等特性，轨道飞行器中不载人；第二组作载人飞行试验，共 3 次，由飞行员检查轨道飞行器各系统的性能；第三组试验 5 次，飞行中轨道飞行器与波音 747 飞机分离，滑翔飞行返回发射场，试验于 1977 年 11 月完成。之后，1978 年 3 月“企业号”被运往马歇尔航天飞行中心与外贮箱和固体火箭组装进行发射状态的地面振动试验，1979 年 4 月“企业号”运往肯尼迪发射场，在 39A 综合发射中心与固体助推器和外贮箱组合进行合练。1981 年 4 月开始飞行试验，原计划试飞 6 次，但实际在第 4 次飞行时已携带国防部卫星执行任务。到 1994 年底共发射 66 次，成功率 98.48%。




航天飞机研制进程

美国航天飞机的研制总费用(包括 4 次试飞的费用)为 124.43 亿美元(历年经费总和，未经折算)。1988 年 12 月 STS-27 任务的费用为 3.75 亿美元(当年币值)。

**美国航天飞机的研制费用(亿美元)**

| 项目 | 财年 | 1965～1972 | 1973～1976 | 1977 | 1978 | 1979 | 1980 | 1981 | 1982 | 历年合计 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 研制费 | NASA | | | | | | | | | |
| | 轨道飞行器 | 3.842 | 20.052 | 8.541 | 6.905 | 7.278 | 5.609 | 5.210 | | 57.137 |
| | 主发动机 | 0.192 | 3.589 | 1.784 | 2.199 | 1.727 | 1.406 | 1.340 | | 12.237 |
| | 外贮箱 | 0.416 | 1.347 | 0.760 | 0.800 | 1.048 | 0.794 | 0.545 | | 5.710 |
| | 固体助推器 | 0.512 | 0.954 | 0.908 | 0.836 | 1.154 | 0.612 | 0.415 | | 5.421 |
| | 发射和着陆 | | 0.651 | 0.888 | 1.335 | 1.496 | 1.884 | 2.040 | | 8.294 |
| | 空军 | | | | | 1.696 | 2.069 | 2.458 | | 6.223 |
| | 小计 | 4.926 | 26.593 | 12.881 | 12.075 | 14.399 | 12.374 | 12.038 | | 95.322 |
| 生产费 | 轨道飞行器 | | | | 1.410 | 2.645 | 5.726 | 7.275 | | 17.056 |
| | 主发动机 | | | | 0.120 | 0.755 | 1.236 | 1.215 | | 3.326 |
| | 发射和着陆 | | | | | 0.070 | 0.164 | 0.340 | | 0.574 |
| | 备件和设备 | | | | | 0.210 | 0.429 | 1.020 | | 1.695 |
| | 小计 | | | | 1.530 | 3.680 | 7.555 | 9.850 | | 22.615 |
| 运行费 | | | | | | | | 2.140 | 4.350 | 6.490 |
| 航天飞机总费用 | | 4.926 | 26.593 | 12.881 | 13.605 | 18.079 | 19.929 | 24.028 | 4.350 | 124.427 |

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 56.14m | 轨道机动速度增量 | 304～762.5m/s |
| 高 | 23.34m | 乘员 | 3～7 人(特殊情况 10 人) |
| 起飞质量 | ≈2041t | 有效载荷质量 | 入轨:29.5t |
| 起飞推力 | 30802.7kN | | 出轨:14.5t |
| 过载 | $<3g$ | 额定地面周转时间 | 14d |
| 运行轨道高度 | 185.0～1110km | 横向机动能力 | ≈2000km |
| 轨道运行时间 | 7～30d | | |

### 固体助推器

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 45.46m | 推进剂质量 | 2×503.63t |
| 直径 | 3.70m | 推进剂 | 氧化剂:过氯酸铵 |
| 总质量 | 2×586.51t | | 燃　料:铝粉 |
| 结构质量 | 2×82.88t | 海平面推力 | 2×12899.2kN |

### 外贮箱

| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 47m | 结构质量 | 33503kg |
| 直径 | 8.38m | 液氧质量 | 604195kg |
| 总质量 | 743253kg | 液氢质量 | 106606kg |

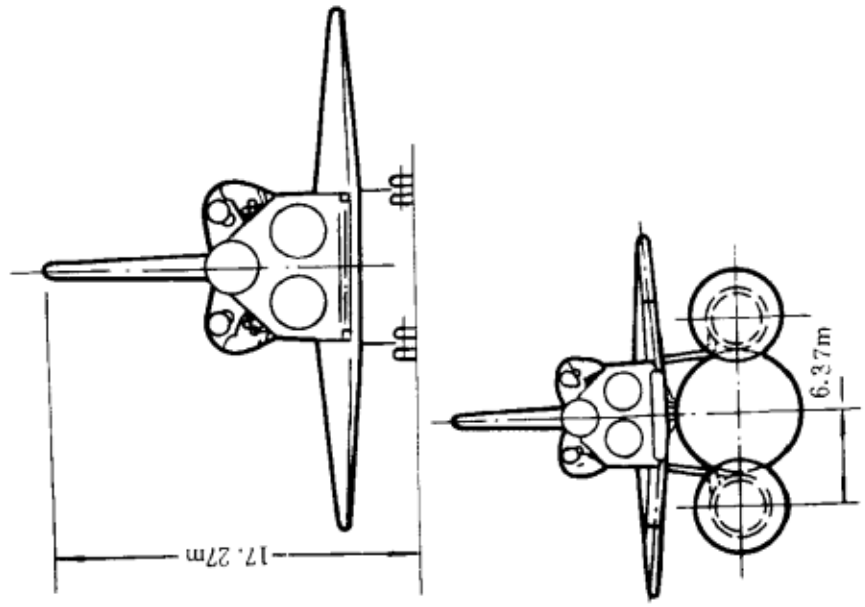
### 轨道飞行器

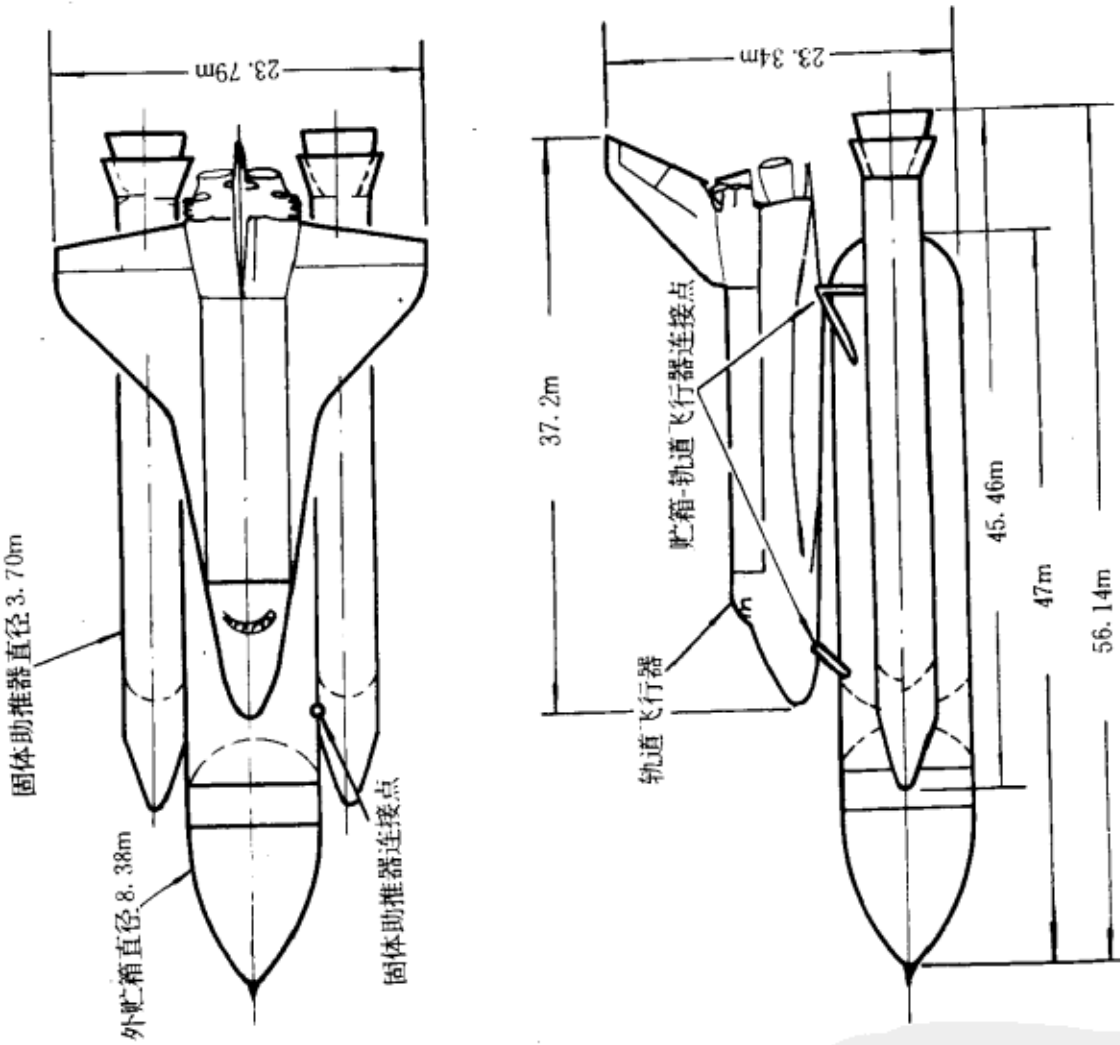
| | | | |
|---|---|---|---|
| 长 | 37.24m | 寿命 | 飞行 100 次 |
| 高 | 17.27m | 主发动机 | 3 台 |
| 翼展 | 23.79m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 货舱直径 | 4.5m | 推力:真空 | 3×2090.7kN |
| 货舱长度 | 18.3m | 海平面 | 3×1668.1kN |
| 乘员舱容积 | 70.8～80.0m³ | 比冲:真空 | 4464.5N·s/kg |
| 结构质量 | 68.04t | 海平面 | 3552.5N·s/kg |
| 满载质量 | ≈102t | 轨道机动发动机推力 | 3×26.69kN |
| | | 横向机动能力 | ≈2000km |

## 总　体　布　局

美国航天飞机由轨道飞行器、外贮箱、固体助推器三大部分和 27 个分系统组成。其组成和布局如图及表所示。

- 航天飞机
  - 轨道飞行器
    - 结构
    - 吹除、排气、排液系统
    - 被动温控系统
    - 防热系统
    - 推进系统
      - 反作用控制系统
      - 轨道机动系统
      - 主推进系统
    - 环境控制和生命保障系统
    - 电源配电系统
    - 辅助动力装置
    - 液压系统
    - 电子系统
      - 数据处理系统
      - 测量系统
      - 通信与跟踪
      - 制导、导航、控制
    - 起落架系统
    - 有效载荷释放和回收
    - 警告报警系统
    - 烟雾检测和消防系统
  - 外贮箱
  - 固体助推器
    - 发动机
    - 结构
    - 连接分离系统
    - 配电系统
    - 电子系统
    - 液压系统
    - 推力矢量控制
    - 靶场安全系统
    - 回收系统




航天飞机的三个组成部分及其基本数据

# 固体助推器

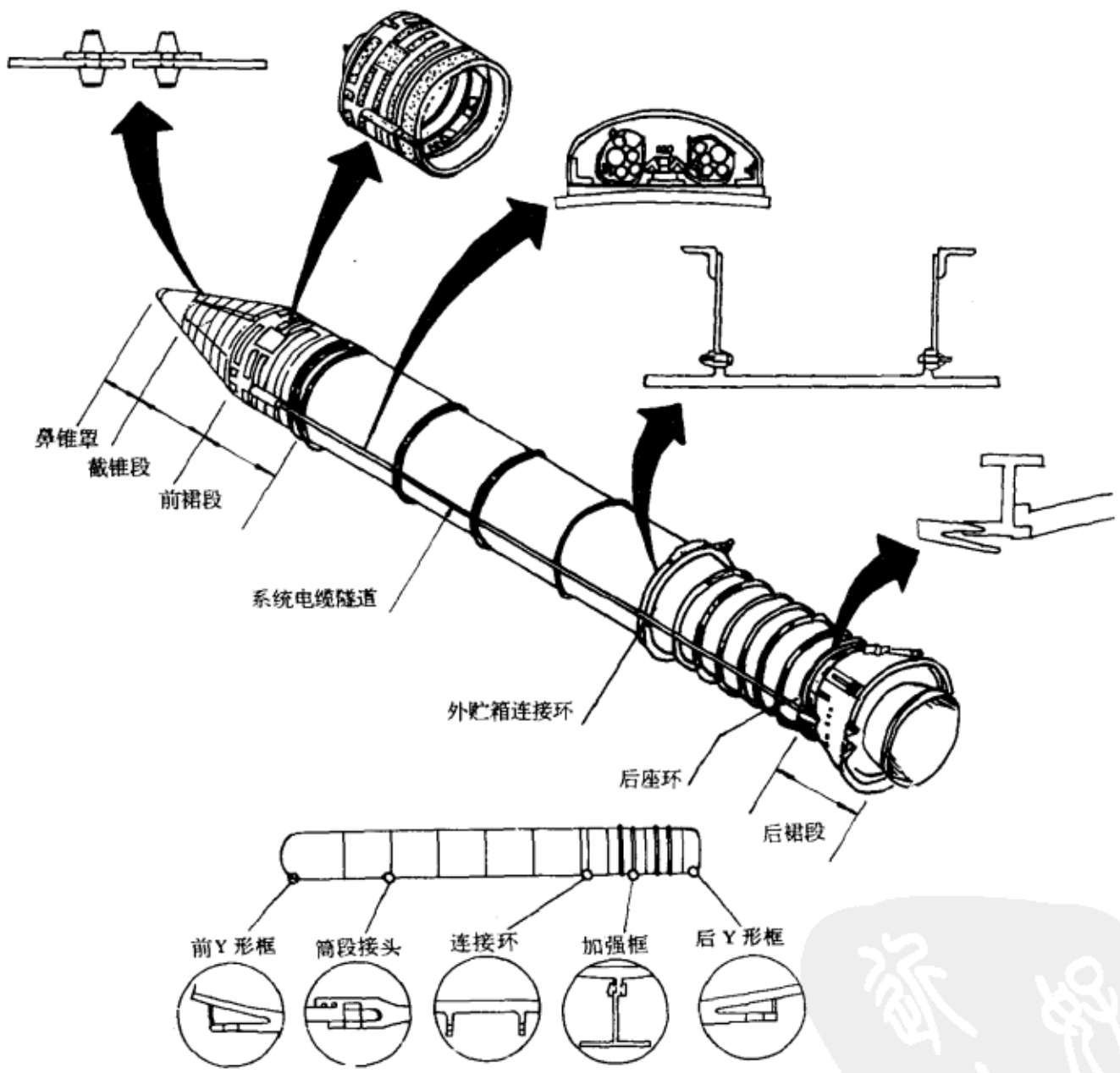
航天飞机固体助推器是至今使用的一种最大的也是第一种可重复使用的固体发动机。2台助推器为航天飞机起飞到45.7km的上升段提供主要推力。设计要求每台至少使用20次。

助推器的主要组成部分有发动机、结构、分离系统、电子系统、飞行测量系统、配电系统、减速系统和靶场安全自毁系统等。

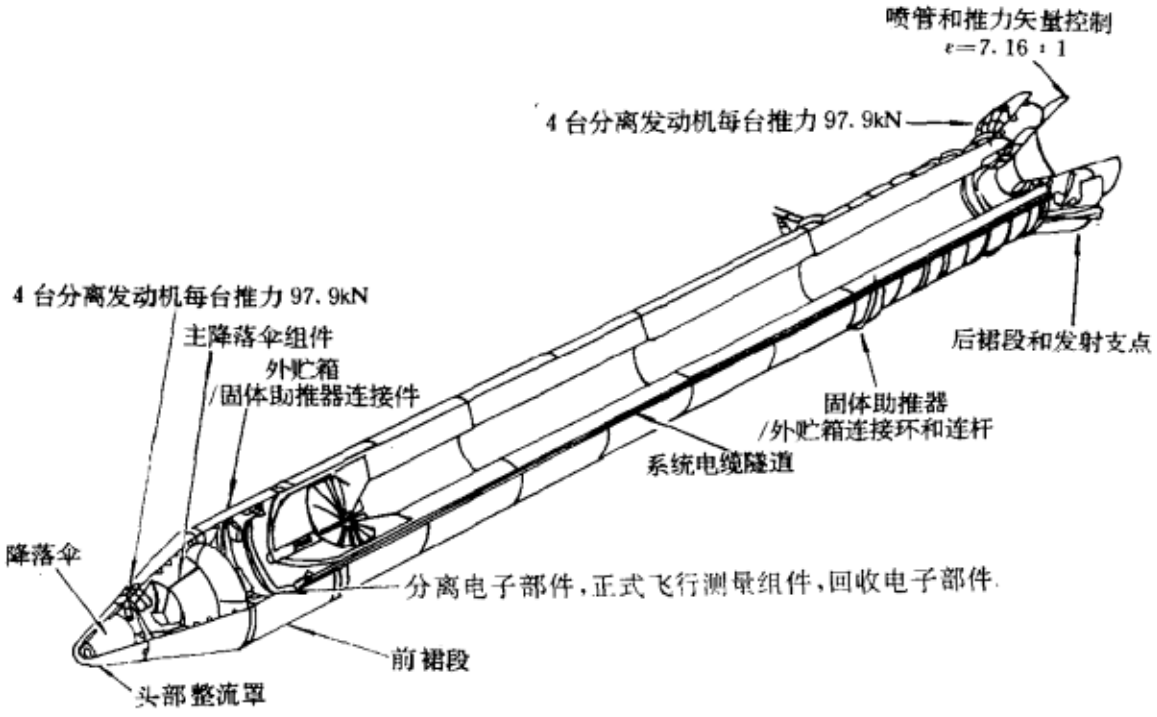
固体助推器可以互换，它们匹配成对使用，由于助推器喷管延伸段在发动机熄火后抛掉，因而它是一种部分重复使用组件。

## 结　构

助推器由鼻锥罩、截锥段、铣切前裙段、发动机壳段、外贮箱连接环、后座环、后裙段和电缆隧道组成。每台发动机壳体由11件D6AC材料壳段组成。




助推器结构

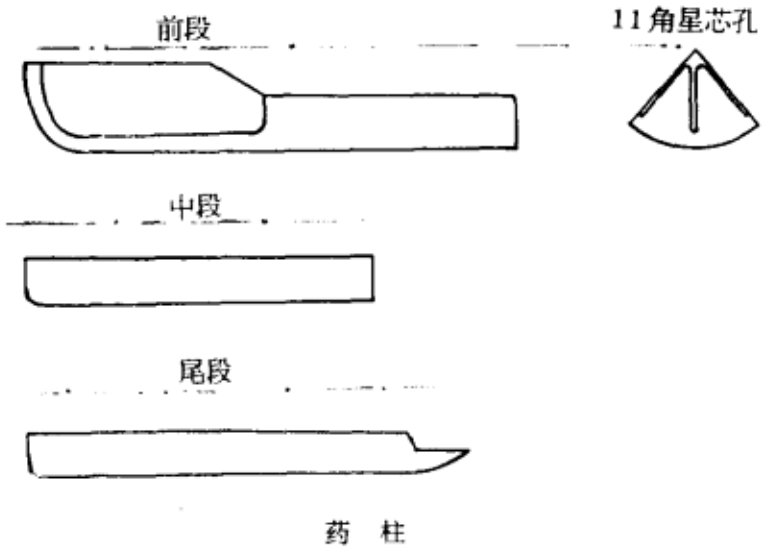



固体助推器

## 发 动 机

发动机药柱由氧化剂(69.93%过氯酸铵)、燃料(16%铝粉)、催化剂(0.07%氧化铁)、粘接剂(12.04%多聚物)和固化剂(1.96%环氧树脂)组成。发动机前部药柱芯孔呈11角星形、尾段和中段呈双截锥形。此种药柱芯孔布局可使发动机在起飞时提供高推力，到起飞后50s下降约1/3，以免运载器在最大动压段承受过高的应力。固体助推器可互换并配对使用。每台由4个药柱段组成，每对药柱段用同一批次的装药，以最大程度地降低助推器间的推力不平衡。

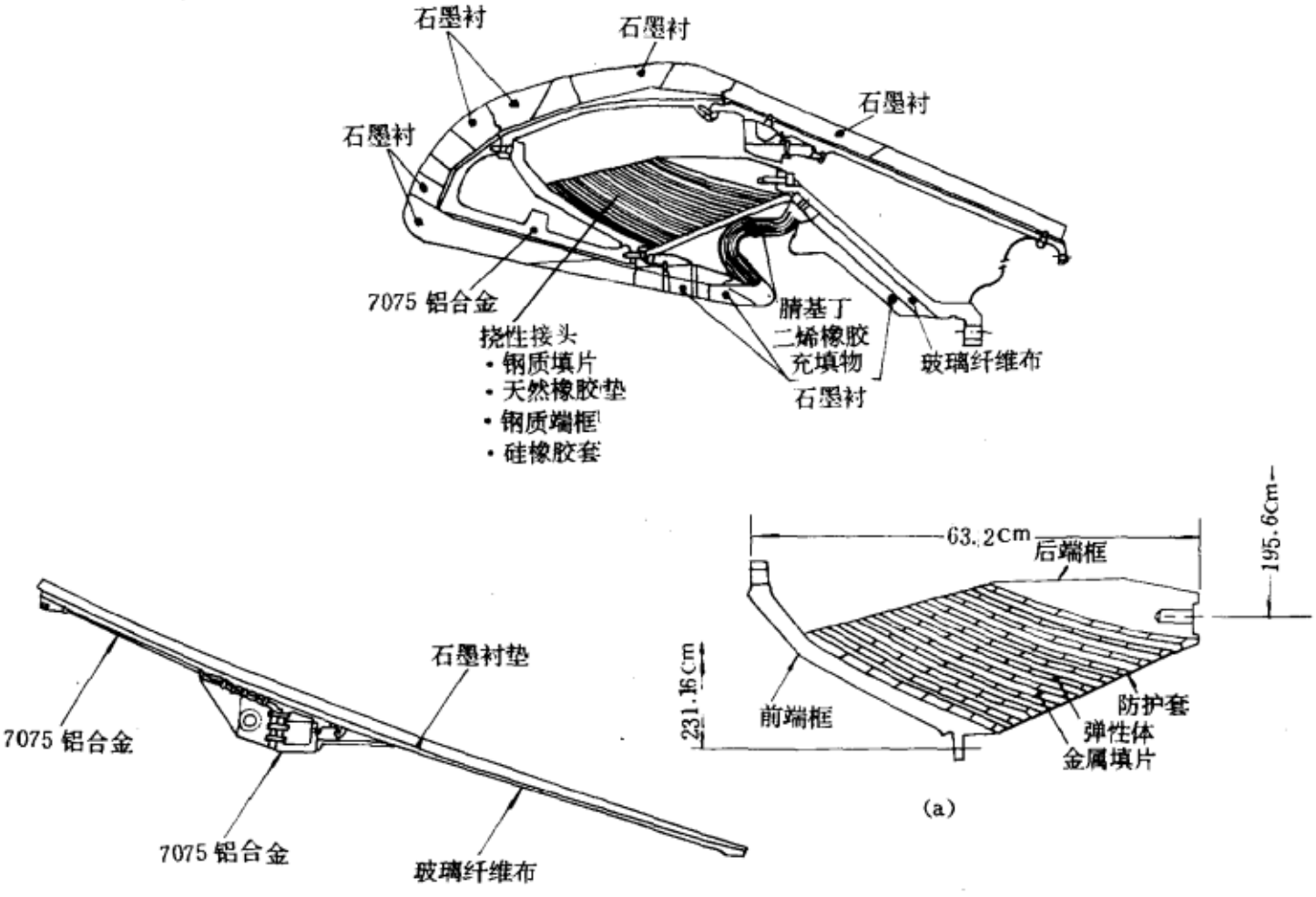
航天飞机固体发动机装有可摆动的收敛扩散型喷管(见下图)。喷管以其尾部挠性接头作为摆动机构。发动机的推力矢量控制是通过喷管摆动进行的，其各向摆动角为8°。喷管组成如图所示。喷管挠性接头由天然橡胶弹性体和钢质垫片夹层以及前、后端框组成。10层金属填片、11层弹性体和端框热粘在一起。喷管装有推力矢量作动器以及和发动机后壳段适配的连接结构。喷管延伸段在熄火后抛掉，以减轻挠性接头的撞击损伤。喷管膨胀比为7.16：1。




药 柱

## 分 离 系 统

航天飞机固体助推器分离系统由连接释放机构、分离发动机、分离电子系统及各种传感器组成。




固体助推器喷管

(a)收敛扩散型喷管；　(b)喷管延伸段。

**连接释放机构**

固体助推器连接释放机构由 8 个连接结构和 8 个分离螺栓组成，每台助推器各 4 组。

1. 前部连接结构　前部连接装置位于固体助推器前筒段，它是一种推力紧固件。其球形件允许固体助推器和外贮箱在分离前相对旋转 1°。该装置有一铝合金蜂窝结构螺栓抓具，防止碎片散射。

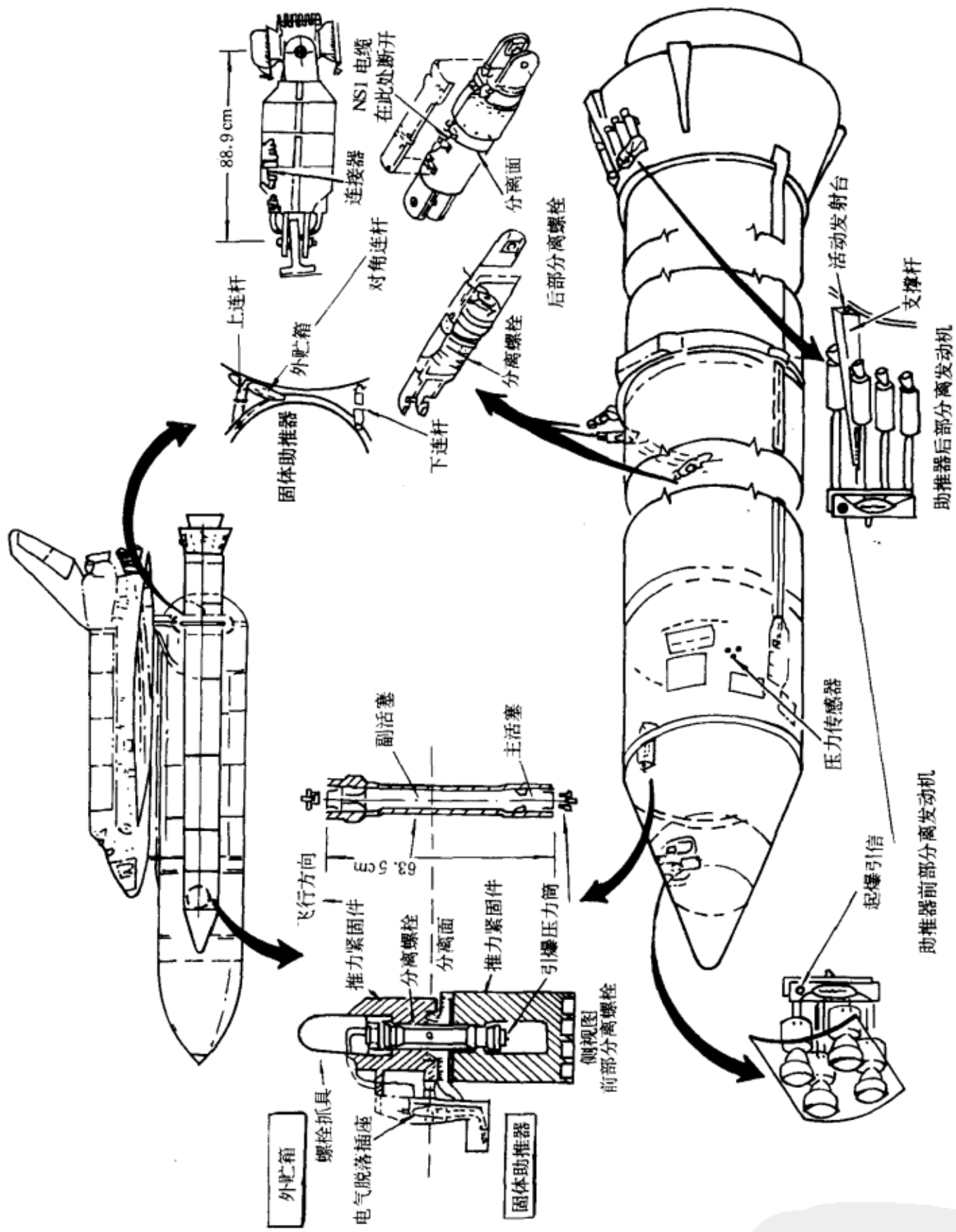
2. 后部连接结构　固体助推器后部通过 3 根连杆与外贮箱相接。每根连杆都装有与前部相似的分离螺栓。后部分离系统满足以下特殊要求：1)连杆需适应助推器和外贮箱之间 12.7～15.2cm 的纵向相对移动；2)连杆传递 1746kN 轴向载荷；3)连杆需传送来自轨道飞行器的指令；4)0.01s 内完成分离。

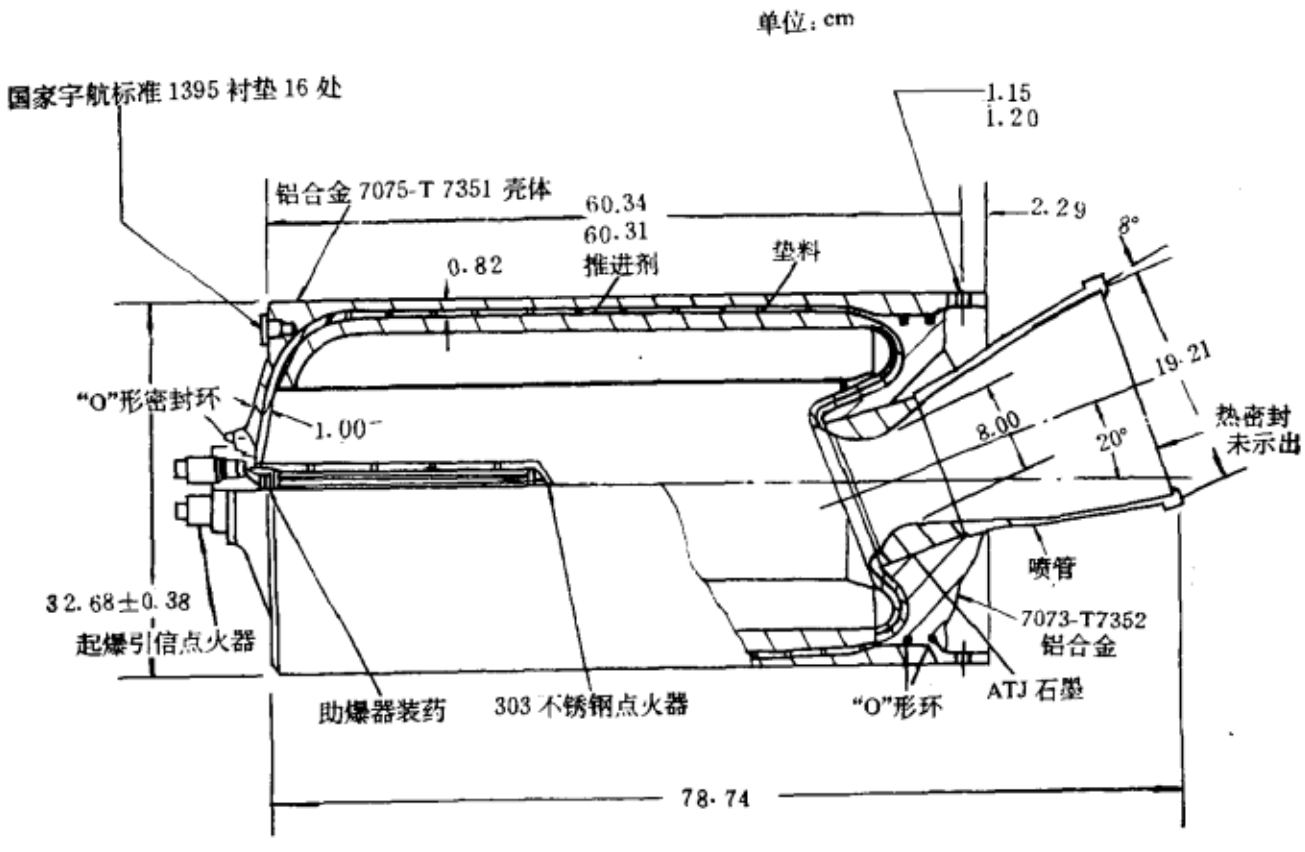
3 根连杆都安装在固体助推器的外贮箱连接环上。下连杆和对角连杆采用同一方案，可以互换。上连杆的设计较为复杂，需满足指令传输和信号测量的要求。

**分离发动机**

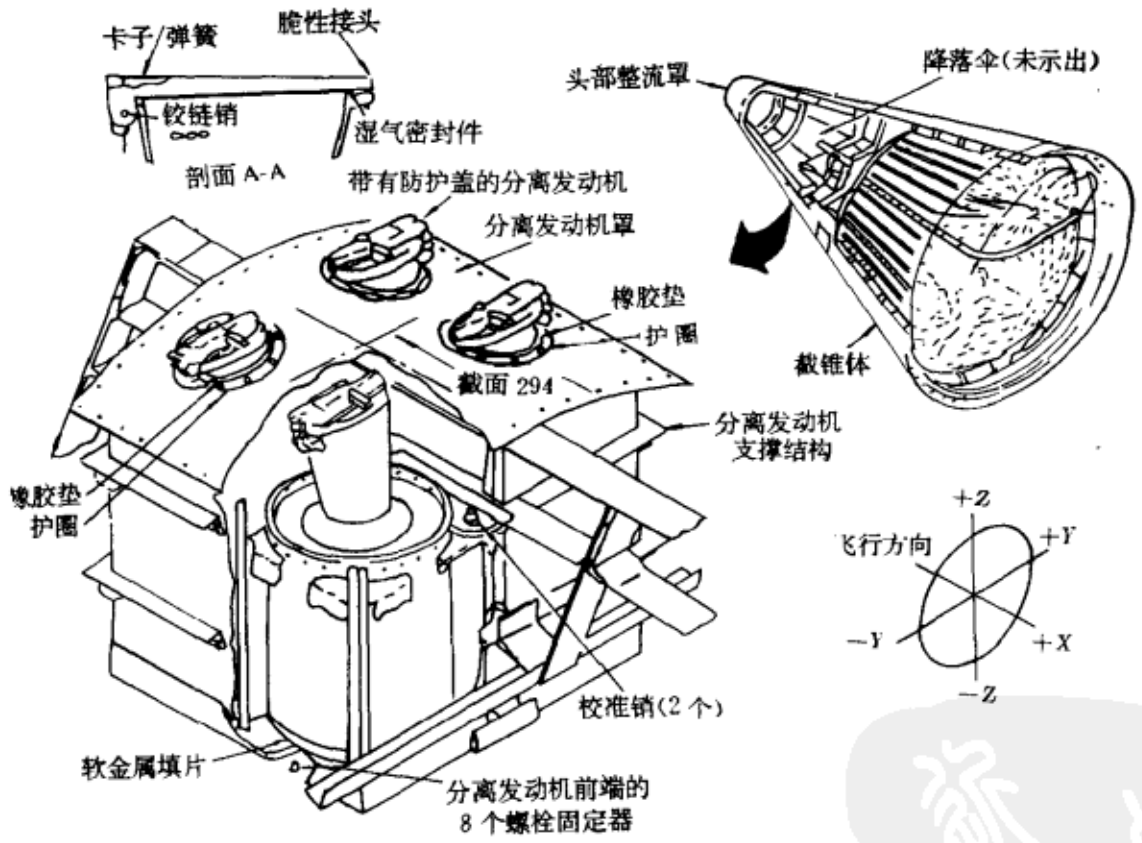
航天飞机 2 枚固体助推器各装 8 台固体分离发动机。前部 4 台、后部 4 台。发动机与前分离螺栓和连杆的分离起爆器同时点火。发动机工作 0.7s，每台产生推力 97.9kN。

前部 4 台发动机安装在截锥体靠轨道飞行器的一侧。航天飞机座落在发射台上时喷管向上。发动机防热罩保证航天飞机上升段热气流不灌入喷管冲击推进剂，以防发动机自动点火。此外，防热罩还必需保证分离发动机点火时无微粒射流影响轨道飞行器防热系统。前部发动机


88.9 cm
连接器
NSI 电缆
在此处断开
分离面
上连杆
外贮箱
对角连杆
固体助推器
下连杆
分离螺栓
后部分离螺栓
活动发射台
支撑杆
助推器后部分离发动机
分离系统组件
副活塞
主活塞
飞行方向
63.5
推力紧固件
分离螺栓
分离面
推力紧固件
引爆压力筒
侧视图
前部分离螺栓
外贮箱
螺栓抓具
电气脱落插座
固体助推器
压力传感器
起爆引信
助推器前部分离发动机



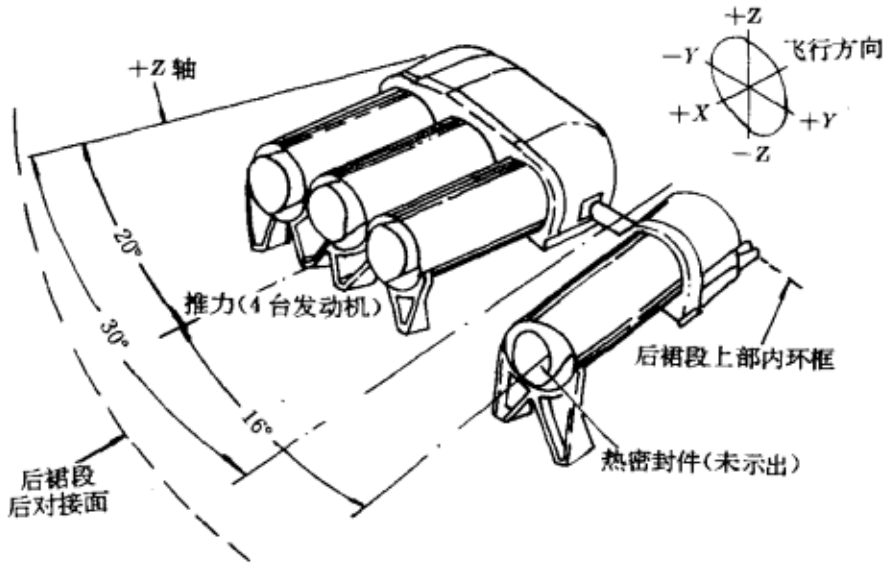

固体助推器分离发动机




前部分离发动机位置及发动机防热罩

防护装置类似铰链盖或舱门。门打开时铰链受扭弯曲。铰链的弯曲使门的动能转为热能，门被制动后保持在一定位置，保护轨道飞行器免受射流影响。另有一锯齿扣装置，保证门不会在打开后再关上。

尾部分离发动机防护装置要简单得多。分离发动机点火时将其吹开。由于后部分离发动机位于裙段支撑柱部位，故有 3 台发动机位于支撑柱的一侧，另 1 台位于另一侧。




尾部分离发动机位置

分离发动机和结构分离系统同时点火。冗余的分离信号送往前部和后部分离发动机系统，起动起爆器。起爆器的爆炸经 2 条起爆引信复式接头和 8 个起爆引信装置传至分离发动机点火器。

**分离电子系统**

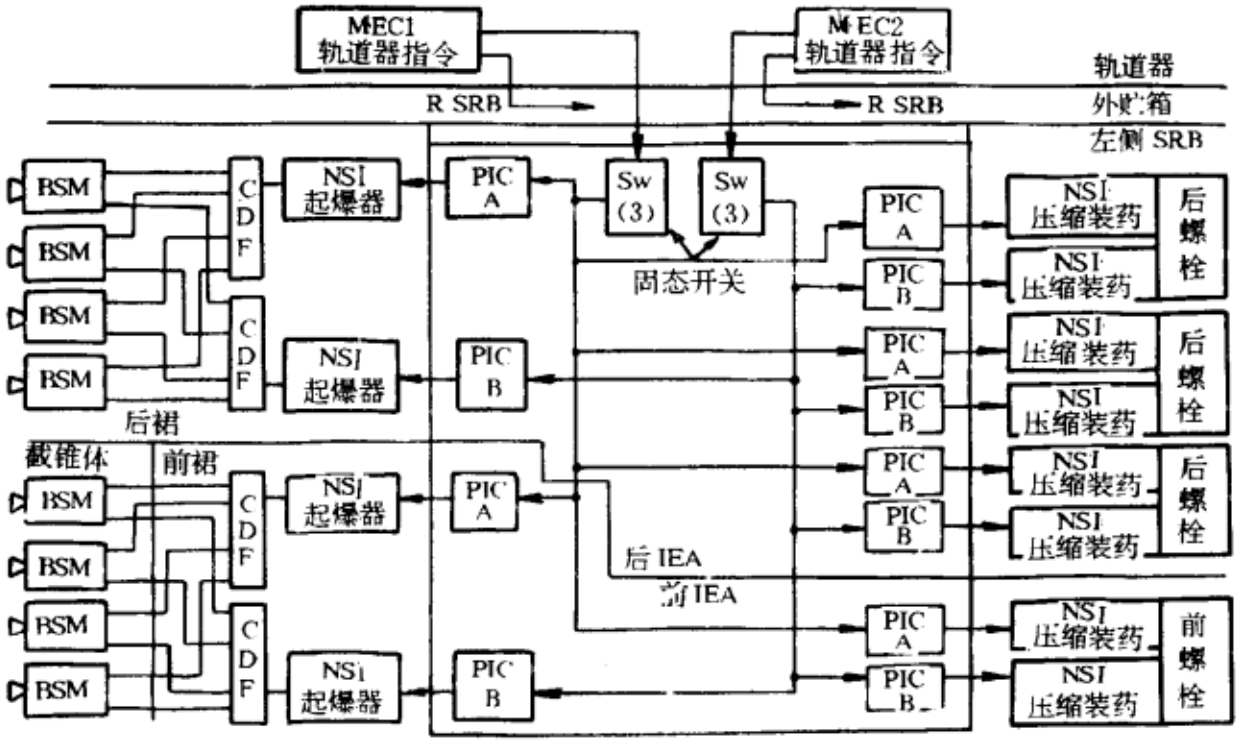
固体助推器火工品装置和控制装置间由 2 台主事件控制器(MEC)进行信号传递和数据测量。分离系统通过 4 台尾部信号复合器/信号分离器(MDM)和 2 台 MEC 连接。固体助推器手动分离开关通过 4 台前部 MDM 与航天飞机通用计算机接口。

固体助推器电子和测量系统(EIS)提供轨道飞行器和固体助推器分离系统间的接口。该系统由集成电子组件(IEA)和火工品引爆控制器(PIC)组成。分离发动机和分离螺栓由 IEA 进行控制。尾部 IEA 提供信号调节和放大、指令传递、数据分配、电力传输。位于助推器前部的组件通过尾部 IEA 向前部 IEA 传输。固体助推器向轨道飞行器输送的全部数据通过尾部 IEA 传输。

火工品引爆控制器是一种单通道电容放电装置。它要求发送预备信号，对电容器充电。然后送“点火 1”和“点火 2”指令放电，起爆火工品。PIC 由一组双冗余固体开关作动，开关通过 MEC 从通用计算机接受信号。

## 电 子 系 统

每台固体助推器有 2 套集成电子组件，助推器前后裙段各一套。前部组件负责在助推器熄火后指令抛掷喷管、释放鼻锥罩和截锥段、降落伞开伞、接通回收辅助装置。后部组件安装在外




* 分离指令：解除保险，点火 1，点火 2

固体助推器分离系统框图

BSM—助推器分离发动机；CDF—限爆引信；IEA—集成电子组件；SRB—固体助推器；MEC—主事件控制器；NSI—NASA 标准起爆器；SW—开关；PIC—火工品引爆器控制器；R—右侧

贮箱/固体助推器连接环上，它与前部电子组件以及轨道飞行器电子系统接口，为固体助推器提供点火指令和喷管推力矢量控制。每套电子组件含一信号复合器和信号分离器。它们在单一通道发送或接收 1 个以上信号、信息或信息单元。

## 推力矢量控制

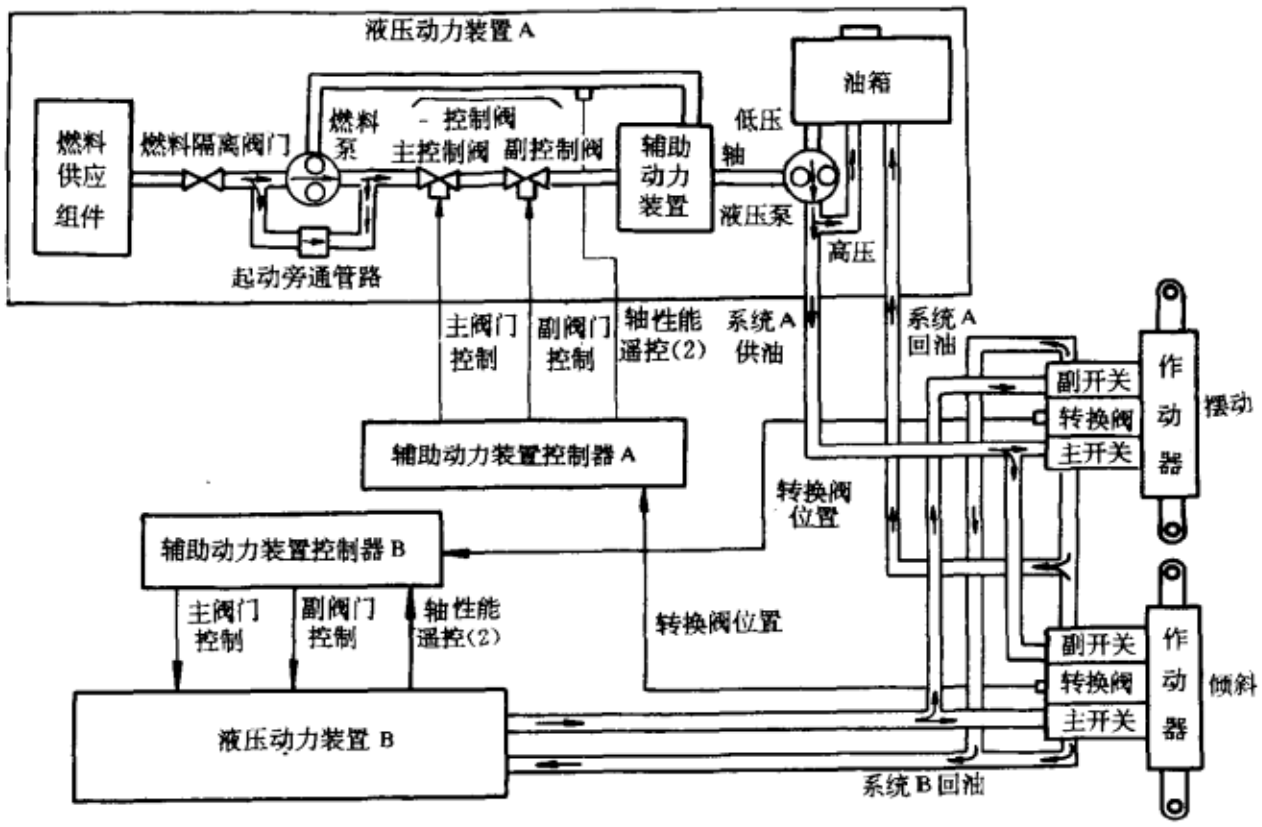
每台固体助推器有 3 台速率陀螺装置。它安装在固体助推器与外贮箱连接点前短壳内的前环框上。装置由俯仰速率陀螺和偏航速率陀螺组成。速率数据通过轨道飞行器前部信号复合器/信号分离器送往计算机。陀螺在助推器分离前 2～3s 从回路退出，转由轨道飞行器速率陀螺提供俯仰、偏航速率数据。

航天飞机控制系统的 4 个上升段推力矢量控制(ATVC)驱动器接收制导系统的指令，并将与指令成比例的电信号送往固体助推器的 2 个伺服作动器。

每个伺服作动器均由 4 个独立的二级伺服作动器组成。每个伺服作动器都有 4 个二级伺服作动阀门，由它们控制伺服作动器内的一个滑阀，滑阀确定作动筒的位置，控制推力矢量和运载器的姿态。飞行控制系统向 4 个二级伺服阀发出 4 个相同的指令，由 4 个二级伺服作动器的综合作用确定滑阀位置，这样就可以防止个别错误的指令影响作动器动作。如果一个通道的错误指令持续时间超过预定时间，则所敏感到的压差会起动一选择阀门，隔离并中断有故障的伺服阀液路，利用其余 3 个通道和伺服阀控制作动器滑阀。如出现第二个故障，用同样方法隔离，留下 2 条通道工作。每个作动器装有用来向推力矢量控制系统反馈位置信号的位置传感器。作动器还装有卸载组件，防止喷管挠性接头在溅落时损坏。

# 液 压 系 统

每枚固体助推器有 2 套独立的液压动力装置(HPU)。液压动力装置由辅助动力装置(APU)、燃料供给组件(FSM)、液压泵、油箱和相应的管路组成。辅助动力装置以肼为燃料,由它向液压泵输送动力。系统各装置位于固体助推器喷管和后裙段间的空间内。APU 控制器的电子组件装在助推器后部集成电子组件中。




液压动力装置

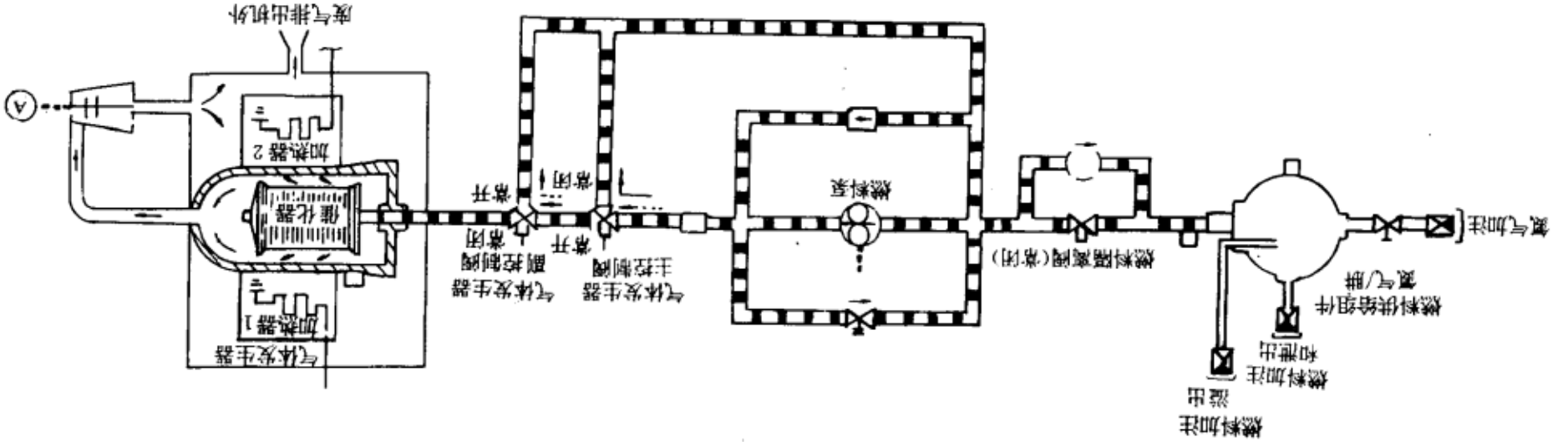
APU 推进剂供给组件可装肼 9.9kg,系统用 2.75MPa 高压氮气挤压输送推进剂。APU 起动时推进剂隔离阀打开。推进剂首先通过旁通管路,待泵出口压力大于旁通管路压力后,再全部供给推进剂泵。肼通过泵和控制阀门进入燃气发生器,由催化剂催化分解产生燃气。燃气进入 APU 二级燃气涡轮,由涡轮依次带动 APU 齿轮箱、APU 燃料泵、液压泵和润滑油泵。涡轮废气流过气体发生器,对其进行冷却后经废气管排出机外。

当 APU 的转速达 100%额定转速时,其主控制阀门关闭,由电子控制器控制转速。当主控制阀门逻辑线路失效时,由副控制阀门接替工作。转速控制极限为 112%。

液压动力装置与助推器的 2 个伺服作动器相接,一套为主液压源,另一套为副液压源。伺服作动器设有转换阀门,当液压降至 14.14MPa 时即可通过转换阀门转至副液压动力装置,由它为作动器提供动力。并由控制器控制 APU 的转速,为 2 个伺服作动器提供足够的液压。辅助动力装置的最高转速为 80640r/min。液压泵的转速为 3600r/min,提供液压 21.043±0.3449MPa,高压卸压阀门在液压达 25.18MPa 时卸压,以防系统超压。

固体助推器液压系统可重复使用。

固体助推器辅助动力装置




美国

# 自 毁 系 统

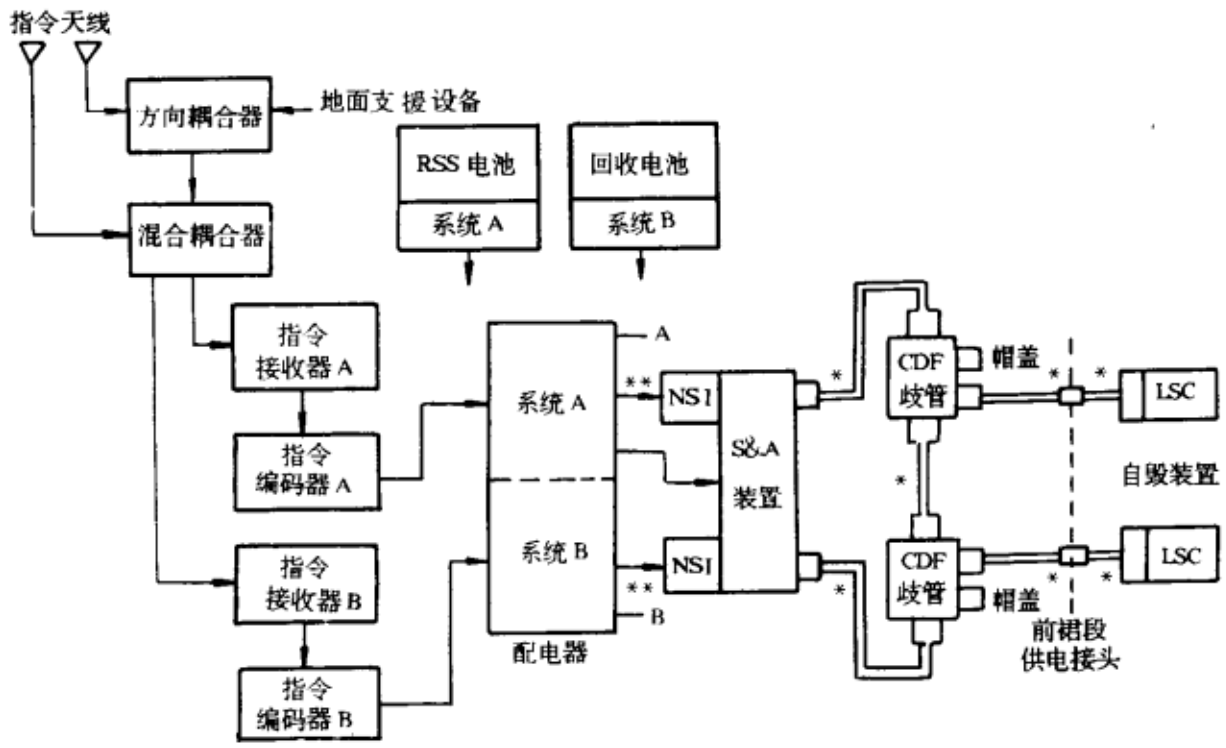
航天飞机共有 3 套自毁系统。2 枚助推器各 1 套、外贮箱 1 套。系统只接收地面发来的 2 种指令——允爆和起爆。

系统由天线耦合器(2 个)、指令接收机(2 台)、指令译码器(2 台)、分配器(1 台)、保险与解保装置、起爆引信集流管(2 个)和柔性聚能爆炸索(2 条)组成。

指令接收机应调节到靶场安全系统指令频率。指令译码器只起用一个编码通道以防其它无效频率信号进入分配器。分配器含有将自毁指令送往系统起爆器的逻辑电路。NASA 标准起爆器通过保险与解保装置点燃起爆引信,随后起爆柔性聚能爆炸索。发出的第一个指令是"允爆",此时驾驶舱显示灯亮。第二个才是"起爆"指令。

2 枚固体助推器和外贮箱上的分配器是相互交连的。这样,一个固体助推器接受到的允爆和点火信号就会立即传至另一枚助推器和外贮箱并同时引爆自毁。

配电器 A 系统由自毁系统专用电池供电,B 系统与回收系统共用电源。



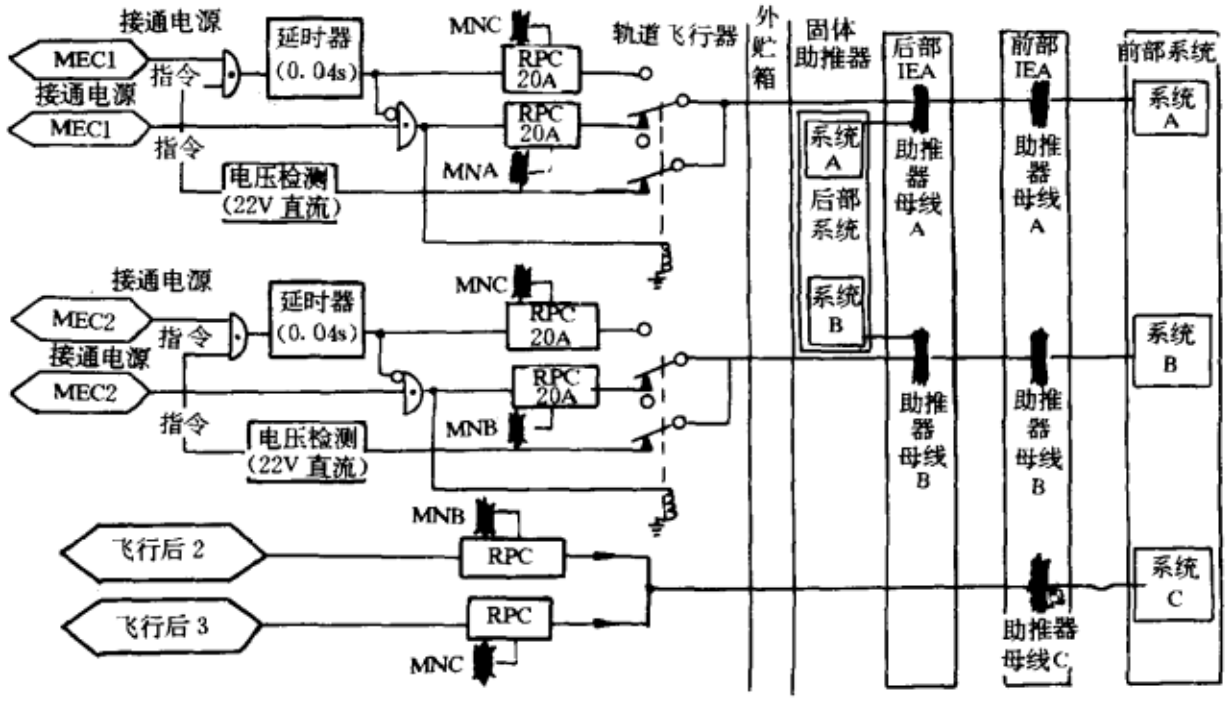

靶场安全系统框图

CDF—限爆引信;NSI—NASA 标准起爆器;LSC—柔性聚能爆炸索;
ARM—允爆;RSS—靶场安全系统;S&A—保险和解保;
* 限制引信;* * 带适配器的 NSI 起爆器

# 配 电 系 统

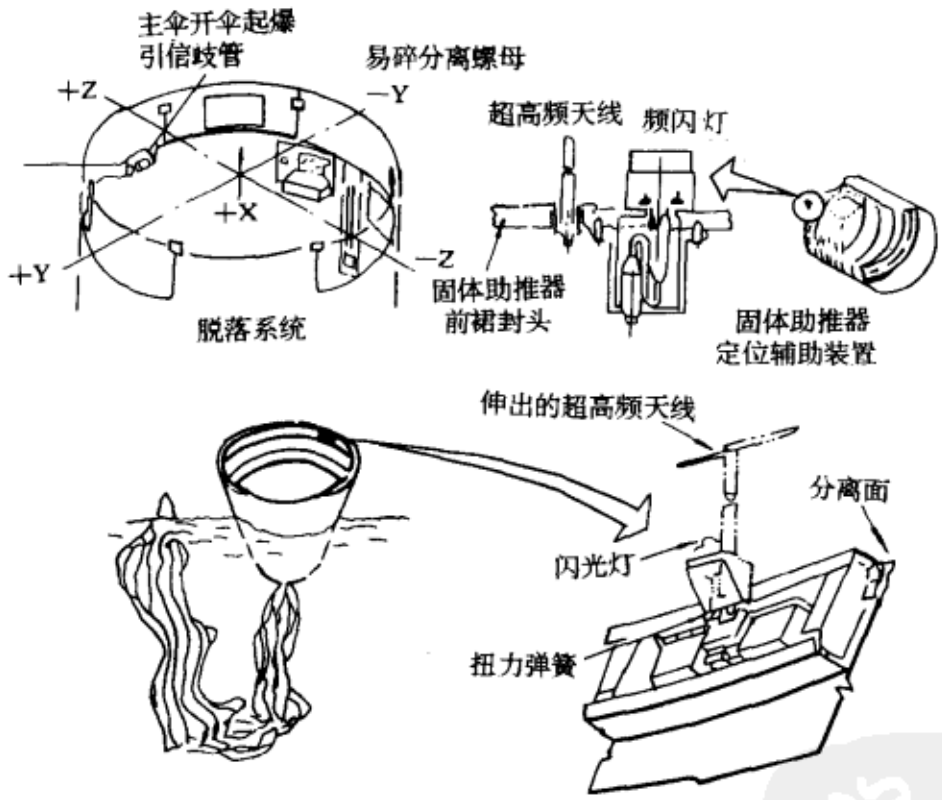
固体助推器配电系统如图所示。系统通过主直流母线由轨道飞行器电源供电。由轨道飞行器的主直流母线 C 向助推器 A、B 母线输送主电流,由轨道飞行器母线 B 向助推器母线 C 输送备用电流。这种配电方法使助推器在轨道飞行器某一母线供电失效时仍能工作。直流额

定电压为 28V。上限 32V，下限 24V。




助推器配电系统

ET—外贮箱；IEA—集成电子组件；MEC—主事件控制器；RPC—电源遥控器；MN—主母线。




固体助推器降落伞分离和回收辅助装置

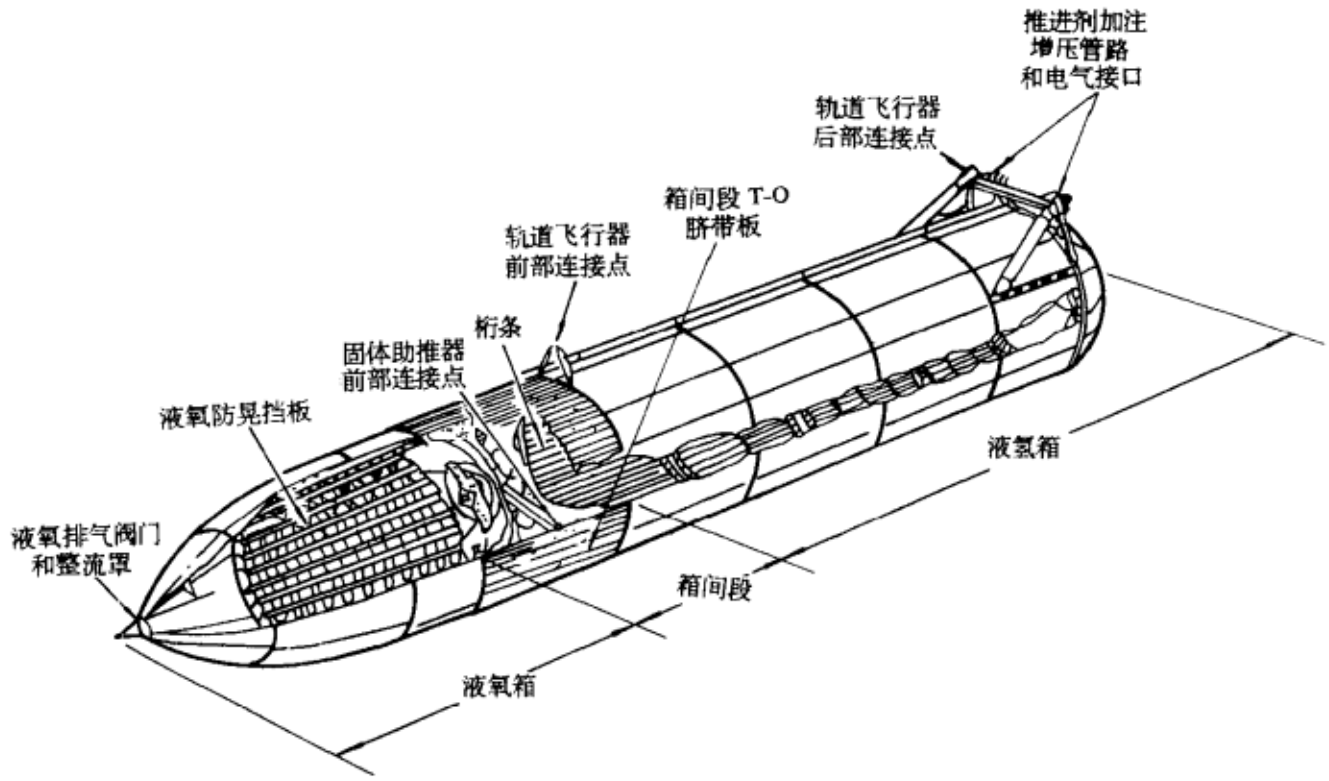
# 回 收 系 统

航天飞机固体助推器在工作结束,与外贮箱和轨道飞行器分离后在海上溅落回收。它的回收系统由用于分离鼻锥罩、截锥段、打开降落伞的各种火工品,装在截锥体顶部环框上的 3 个推力器,直径为 3.5m 的引导伞,直径为 16m 的减速伞,直径为 35m 的 3 个主伞以及装在各降落伞上的无线电发射机,闪光灯和声纳信标组成,回收系统电源由 1、2 号截锥体电池和与靶场安全系统共用的回收电池组成(见前图)。

# 外 贮 箱

航天飞机轨道飞行器主发动机所用推进剂全部贮存于外贮箱中,主发动机关机后贮箱被抛掷,再入大气时解体并溅落于远洋中。

外贮箱是航天飞机加注后最重的一个组件。它由前部液氧箱、装有大部分电子组件的非增压箱间段和后部液氢箱组成。外贮箱长 47m、直径 8.38m、结构质量约 33503kg、加注后的质量约 743253kg。液氧加注质量 604195kg;液氢加注质量 101606kg。




外贮箱

外贮箱通过一前连接点和两个后连接点与轨道飞行器相接。其连接分离结构如图所示。尾部连接区设有在外贮箱和轨道飞行器之间输送液体和气体的管路以及输送电力及电信号的电缆。2 枚固体助推器和轨道飞行器之间的各种控制信号也通过此电缆传送。

**液氧箱**

液氧箱为铝合金硬壳式结构,由化铣三角形网格结构件、板材、机械加工的紧固件和环形构件等预制件熔焊而成。贮箱在 137.3～151.0kPa 压力下工作。贮箱装有控制流体状态的防

晃、防涡流和防间歇流装置。一条直径 43.2cm 的输送管路穿过箱间段又穿出贮箱尾部与外贮箱和轨道飞行器快速脱落接头相接，每分钟输送液氧 71979L。液氧箱的双锥形鼻锥可降低阻力和加热。此处装有上升段大气数据系统，并作为一避雷针。液氧箱容积 552m³，直径 8.4m，长 16.64m，结构质量 5.647t。

**箱间段**

箱间段为半硬壳式筒形结构，两端有与液氧箱和液氢箱连接的对接框。箱间段设有固体助推器前部连接点，通过连杆和紧固装置向液氧箱和液氢箱传递固体助推器载荷。箱间段装有外贮箱测量仪器和与地面设备对接的脐带板。通过脐带板输送吹除气体。箱间段由铝合金蒙皮、桁条和壁板组成。箱间段在飞行中排气。箱间段长 6.58m，质量 6.259t。

**液氢箱**

液氢箱为半硬壳式结构，由熔焊筒段、5 个环形隔框和椭球形前后底组成。其工作压力为 219.7～232.4kPa。贮箱中有防涡流缓冲器和将液氢通过直径 43cm 的管路送往尾部左侧脐带的虹吸管出口。液氢流量为 184420L/min。液氢箱设有外贮箱/轨道飞行器前部连接撑杆、2 个尾部连接紧固件、推力扩散结构和外贮箱/固体助推器后部连接结构。液氢箱直径 8.4m、长 29.48m、容积 1573m³、结构质量 14.451t。

**防热层**

外贮箱覆有厚 1.27cm 的软木/环氧树脂复合材料层(喷涂或预成形件)和喷涂厚 2.54～5cm 的泡沫塑料防热层。

**排气阀**

每个贮箱的前端设有排气和泄压阀门。此双功能阀门在发射前由地面氮气打开，进行排气，飞行中在液氢气枕压力达 164.8kPa 或液氧气枕压力达 247.1kPa 时打开。

液氢箱前端设有一单独的火工品作动翻转排气阀门。分离时阀门打开产生一脉冲，以辅助分离机动并提供更有利的外贮箱再入气动控制。

发射前氧化剂箱排气口由发射塔摆动臂上的盖帽罩住，吸去液氧蒸气防止贮箱结冰。倒数计时到 T-2min 时收回盖帽。

**传感器**

贮箱有 8 个推进剂耗尽传感器。4 个位于燃料箱底部，另 4 个位于输送管路快速脱落接头下游的轨道飞行器液氧输送管路歧管上。主发动机工作时，轨道飞行器计算机连续计算运载器的瞬时质量，一般主发动机按预定速度值关机。但一旦燃料或氧化剂的任意 2 个传感器敏感到推进剂耗尽时，发动机便随之关机。

氧化剂传感器置放在能使发动机最大限度利用氧化剂的位置，以保证在氧化剂泵空转前发动机有足够的时间关机。此外，按规定的 6∶1(液氧/液氢)混合比要求，多加 498kg 液氢，以保证主发动机在富燃料的状态下关机，否则发动机组件会受到烧蚀和严重的腐蚀。

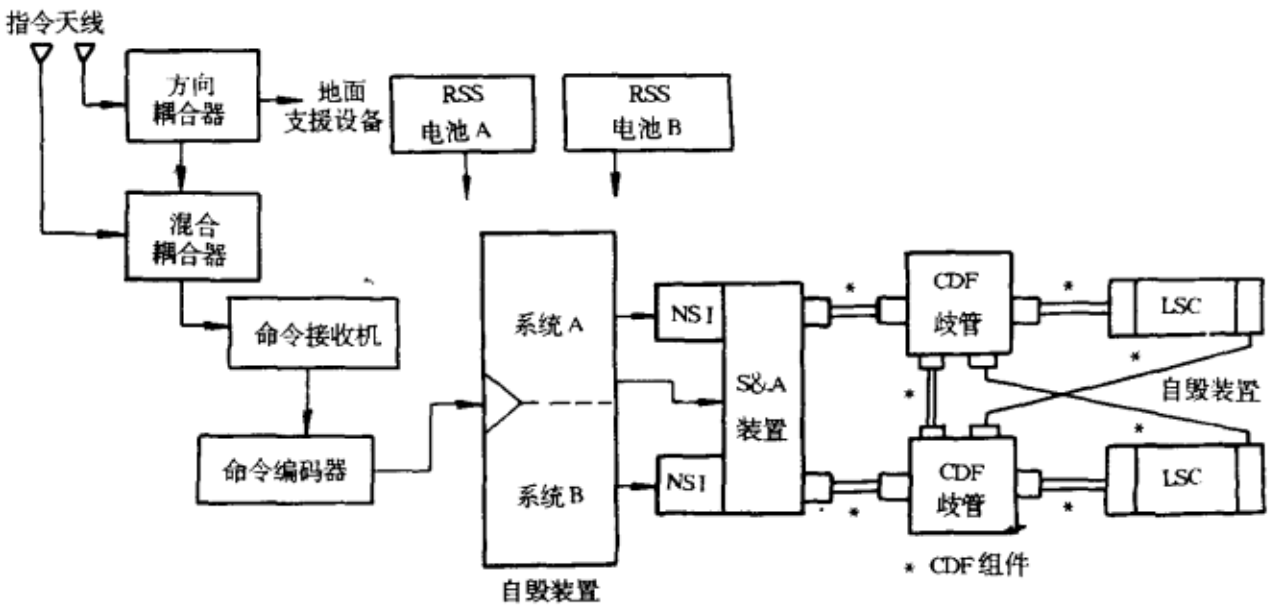
在 2 个贮箱的顶部装有 4 个监控气枕压力的压力传感器。

**自毁系统**

外贮箱靶场安全系统在接到自毁指令后爆破贮箱，消散推进剂。系统由电池、接收机、译码机、天线和火工品组成。

**外贮箱/轨道飞行器连接分离机构**

外贮箱通过一前连接点和两个后连接点与轨道飞行器相接。其连接分离机构如图所示。前连接点的释放由剪切型分离螺栓完成。活塞剪断螺栓体后将其下部推离球碗，活塞底部与球

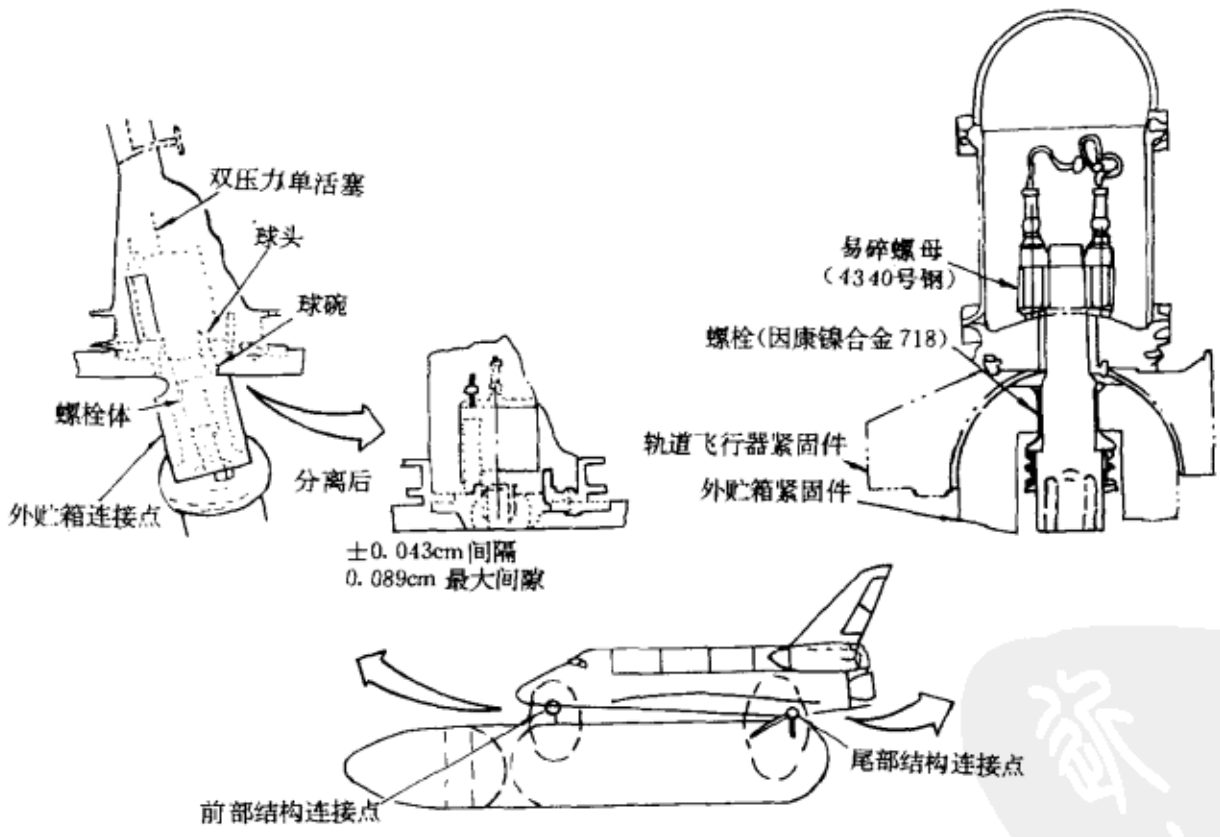



外贮箱自毁系统

RSS—靶场安全系统;NSI—NASA 标准起爆器;LSC—柔性聚能爆炸索;
S&A—保险和解保装置;CDF—限爆引信;*—限爆引信。

头、球碗外表面齐平。2 个后连接点采用法兰盘式螺母释放装置。每个螺栓设有回缩弹簧。它们在螺母炸碎后将螺栓收回外贮箱一侧半球体内。螺母和双引爆器罩在轨道飞行器一侧的壳罩内,由它收集螺母碎片和引爆气体。

贮箱尾部连接区设有推进剂和气体输送管路及输送电力和信号的电缆。




外贮箱/轨道飞行器连接分离机构

外贮箱有5条脐带管路与轨道飞行器相接。液氧箱有2条：一条输液，另一条供气；液氢箱有3条：2条输液，1条供气。较细的液氢管为冷却回路，只在射前冷却时使用。此外在外贮箱上还设有2个在轨道飞行器、固体助推器和外贮箱间输送电力和信息的电缆脱落插座。

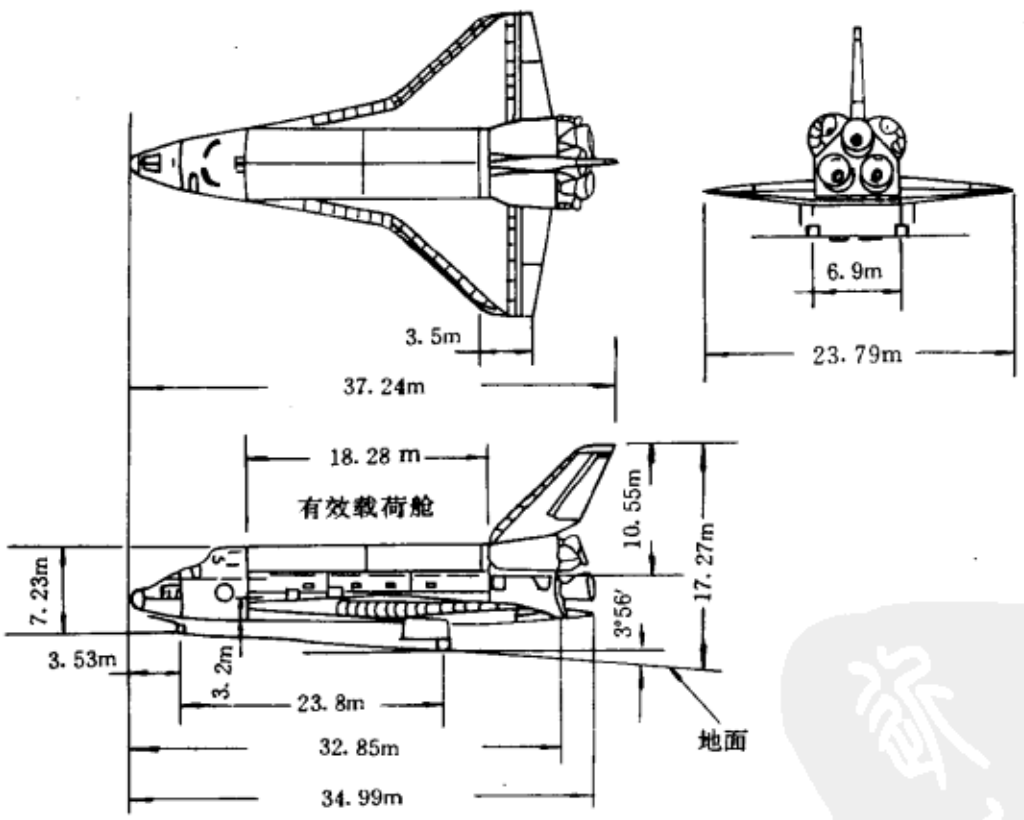
位于贮箱尾部的2块脐带板与轨道飞行器相应的脐带板对齐并用螺栓连接。外贮箱分离时螺栓由火工品装置断开。安全分离后舱门将输送管路和电缆部分的舱口关死。

轨道飞行器/外贮箱脐带板分离机构由左右2套装置组成。每套含三组双起爆器法兰式螺母/螺栓。每一螺栓都装有回缩弹簧，释放螺母后将螺栓收回外贮箱一侧。螺母和双起爆器则收在轨道飞行器一侧的容器中。每块轨道飞行器脐带板有3个液压作动回缩器，它们在释放3套法兰式螺栓/螺母组合后，将脐带板收回约6cm，断开脐带，释放液氢/液氧阀门间的流体并由主推进系统高压氦气关闭液氧/液氢主输送管路的断流阀门。每块轨道飞行器脐带板有3个跳簧，它们使轨道飞行器脐带板在与外贮箱脐带板分离后保持原位。

轨道飞行器上有2扇脐带舱门(127cm×127cm)，它们在外贮箱分离、左右脐带板收回后，封闭轨道飞行器结构上的开口。舱门在起飞和上升时，由前后2个中线闩锁咬住，全部打开。与外贮箱分离后，左、右舱门的2台双冗余交流电机操纵机电作动器使中线闩锁转动31°，松开舱门，收回闩锁并使之与防热系统模线齐平。当舱门距完全关闭位置5cm时，闩锁机械开始工作，咬合2扇舱门外缘处的滚轮将舱门推至关闭位置，闩锁驱动装置将舱门关死，准备入轨。舱门覆有可重复使用的防热层，防热瓦间由气动热阻挡件密封。

## 轨道飞行器

轨道飞行器是航天飞机唯一能全部重复使用的组件。它由结构系统、推进系统、防热系统、



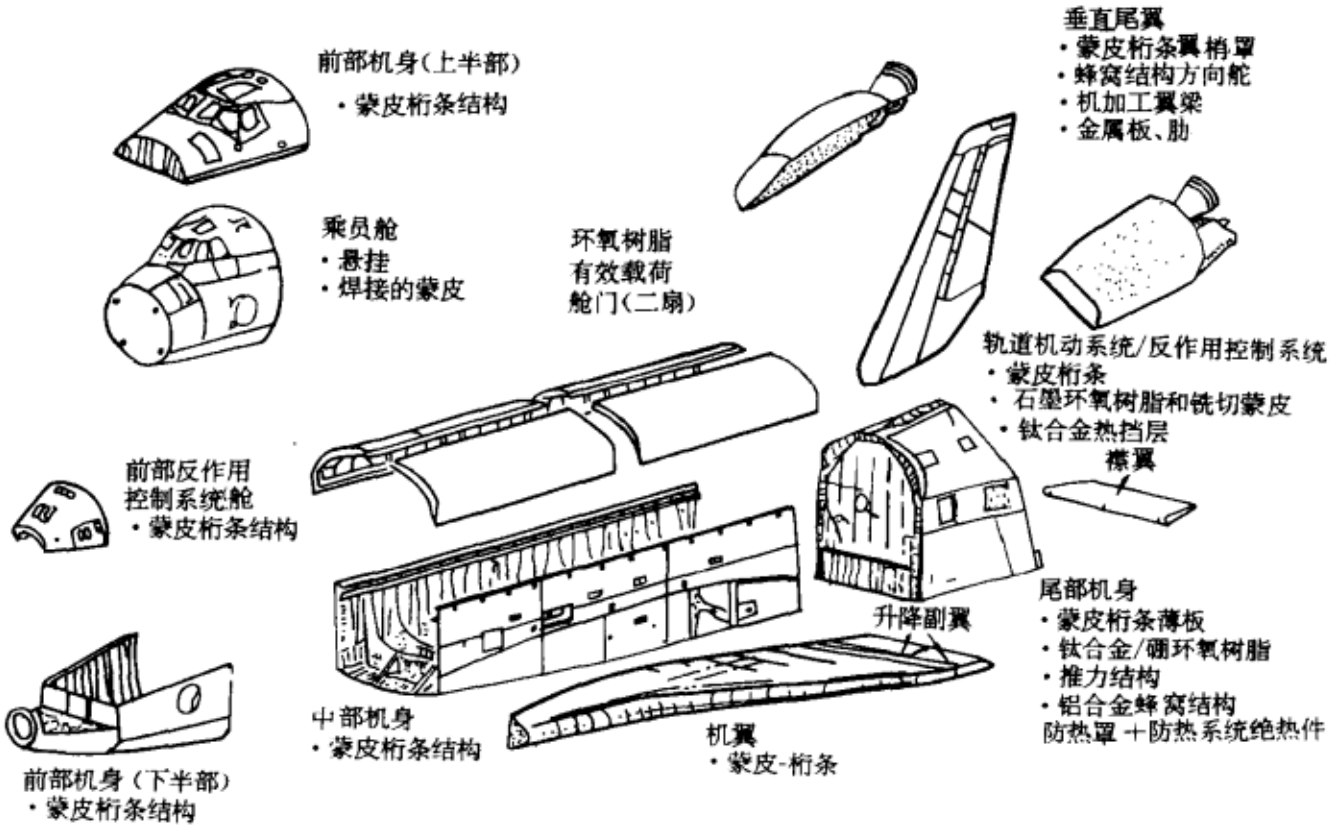

航天飞机轨道飞行器

电子系统、环境控制与生命保障系统、电源与配电系统、辅助动力装置、液压系统、警告/报警系统、烟火检测和防火系统、有效载荷持留、释放和回收系统组成。

## 结 构 系 统

为取得最佳气动特性和机动性能，轨道飞行器设计成机翼/机身混合外形，具有常规飞机的结构特点。

轨道飞行器由前部机身、中部机身、尾部机身、机翼、襟翼、垂直尾翼以及辅助结构等部分组成。




轨道飞行器结构

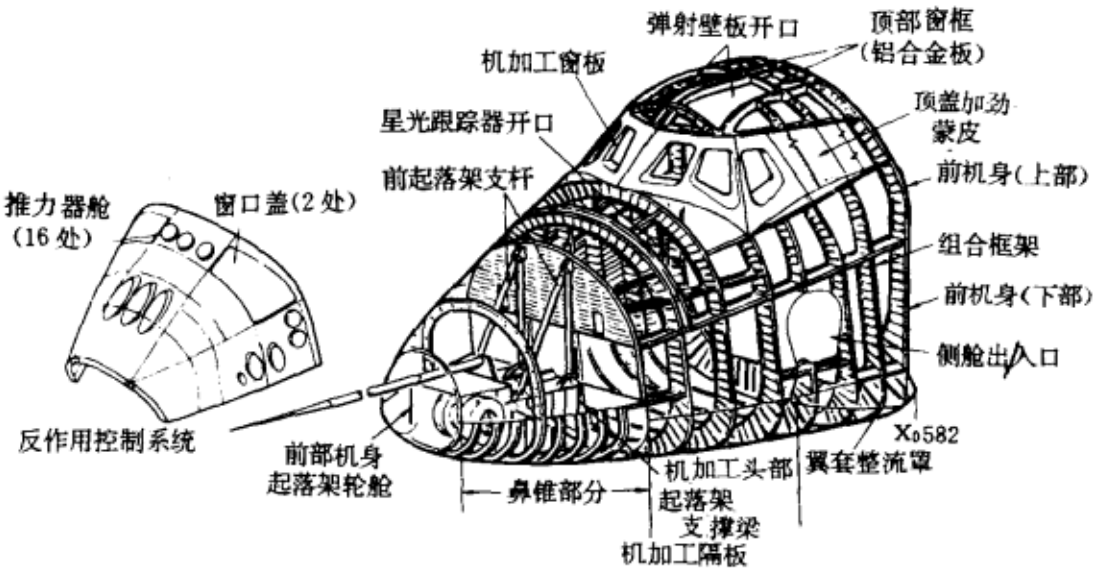
### 前部机身

前部机身分上、下两部分，机身内装有乘员舱并用来支撑反作用控制系统前舱、鼻锥罩、前部起落架轮舱、前部起落架和前部起落架舱门。

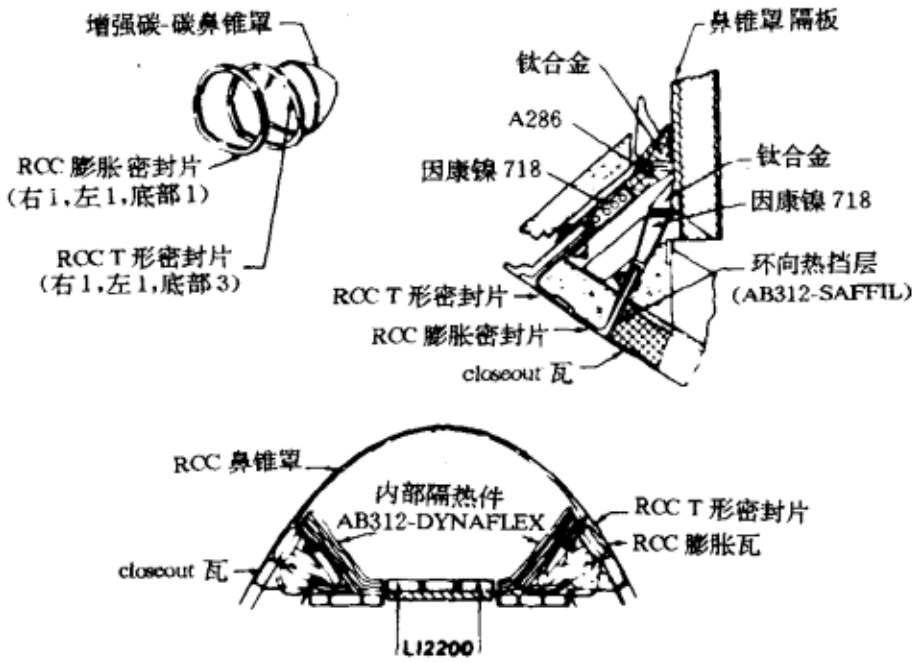
前部机身由普通的 2024 铝合金蒙皮/桁条壁板、框架及隔板组成。壁板由每隔 7.62～12.7cm铆接有桁条的弯曲-拉伸成型蒙皮组成。框架则是铆接到壁板上去的。主框架的间隔为 76.2～91.44cm。XO378 截面处的前隔板为铝合金构件，由上、下两部分组成。上部是一些铆接和螺接在一起的平板，下部是机械加工件，隔板为鼻锥提供安装面。

鼻锥部分有大型的机加梁和支杆。前起落架舱由 2 根支撑梁、2 块上部 closeout 腹板、拉杆支撑短柱、前起落架支杆、作动器连接件和前起落架舱门连接件组成。左、右 2 扇起落架舱门是铰接在鼻锥上的。舱门为铝合金蜂窝结构。舱门的前、后两端均装有碰销用以在起落架缩回时关闭舱门。舱门除了热障层外，还装有压力密封件。

除 6 扇前窗、2 扇天花窗、侧舱窗口和前部反作用控制系统发动机周围一些部位外，前部机身全部用重复使用防热瓦覆盖。鼻锥罩为增强碳-碳复合材料(RCC)结构。




前部机身结构




鼻锥罩系统组件

前部机身上还有天线支撑、可伸展的大气数据探测仪、星光跟踪器观察孔舱门等结构。

轨道飞行器/外贮箱前部连接点位于 $X_0378$ 隔板和前部起落架舱后的结构上。在前部机身和乘员舱之间，围绕风挡窗、顶部观察窗、乘员舱门窗和星光跟踪仪孔装有柔性罩以作吹除、排气控制。前部机身和有效载荷舱之间用位于 $X_0582$ 处的柔性隔板隔开。挡风窗的外层窗板安装于前部机身，窗框为机加部件。

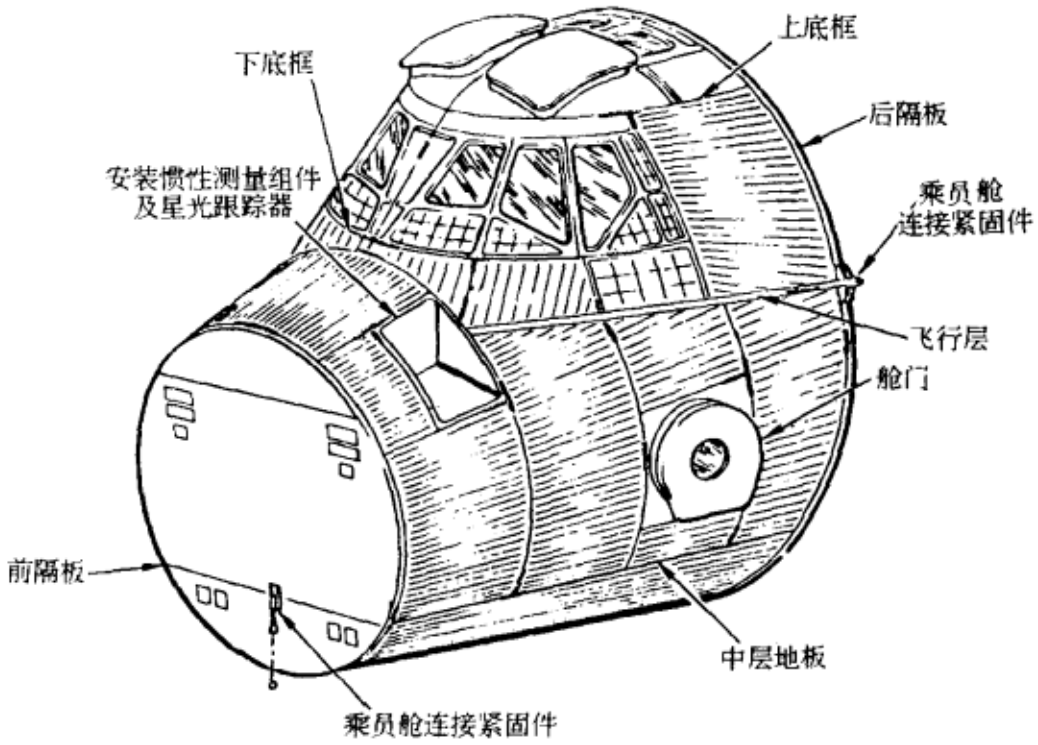
前部反作用控制系统(RCS)舱体由 2024 铝合金蒙皮桁条壁板和框架组成。壁板由带有铆接加强件的单曲率、拉伸成形蒙皮组成。框架是铆接到壁板上去的。RCS 舱体是用 16 个紧固

件连接到鼻锥和前部机身隔舱上去的，舱体可以拆卸。RCS 舱体覆有防热层和热挡层。

**乘员舱**

乘员舱共有上、中、下三层，由有整体加强桁条以及内连接凸缘的 2219 铝合金板加工而成。凸缘用来在内部连接焊接件以保证舱体密封。舱体取截锥形，前、后舱壁均为平面，舱体与前机身只有 4 处连接点，保证高度绝热。有 2 个连接点位于上层地板后隔板处，法向载荷承力连杆位于前隔板中线处，侧向载荷承力连杆位于后隔板下段。

乘员舱有 3 个舱口：正常活动进、出口、气闸(Airlock)/中舱进出口和通过后隔板进入有效载荷舱，进行舱内、外活动的进出口。在乘员舱上装有风挡窗、天花窗、后观察窗、侧舱门窗的第二层窗板。后隔舱有一可移动的壁板，它是制造和组装时进出乘员舱的通道。也为安装和拆卸气闸提供了条件。



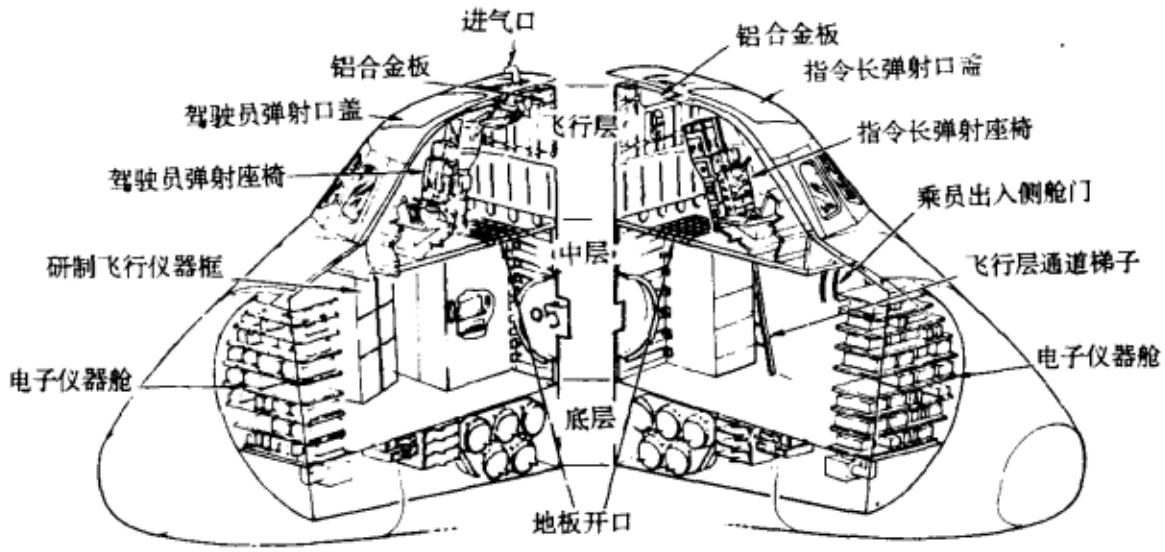

乘员舱

乘员舱由飞行层、中层和下部仪器舱组成。当中层装气闸时，乘员舱的容积为 70.8$m^3$，当气闸装在有效载荷舱一侧时，为 80.0$m^3$。

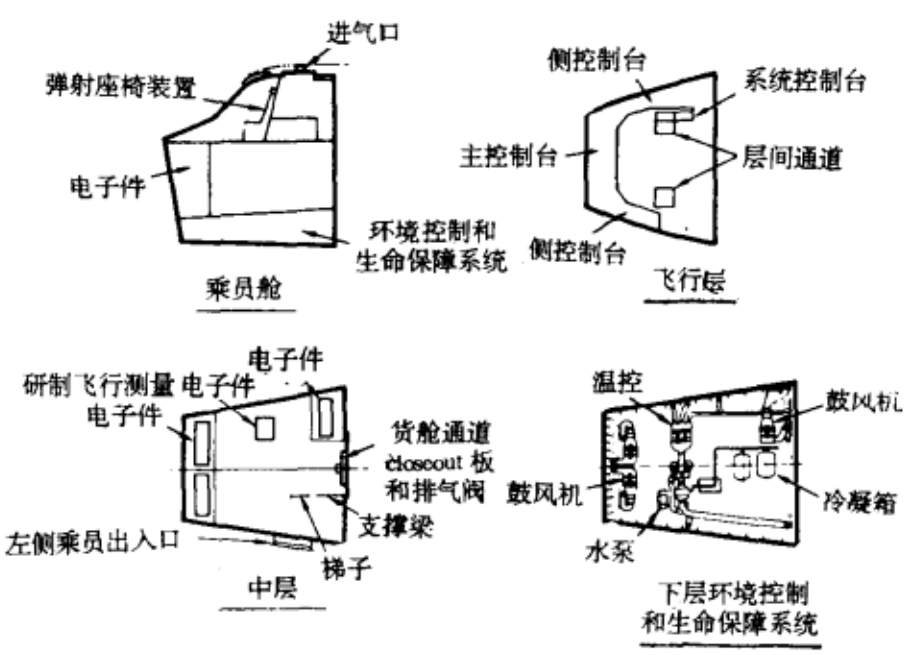
飞行层为最高层。该层共设 6 个工作台。指令长、驾驶员工作台装有飞行控制的各种仪器设备。任务专家工作台位于右侧，装有监控、通信管理、有效载荷操作、有效载荷/轨道飞行器对接操作的控制和显示器。有效载荷专家工作台位于左侧，负责监控、操纵货舱有效载荷、控制轨道飞行器和有效载荷间的环境和电气接口。轨道工作台面向货舱，在轨道运行时通过顶部和后部观察窗进行观察、监控。

在早期研制飞行中设有飞行员弹射系统。它由座椅、弹射逃逸口盖、能量传递系统程序装置以及地面进出用的非弹射壁板分离作动装置组成。弹射口盖是飞行员的紧急出口。飞行员也可在口盖弹射后连同座椅一同弹出。口盖由可压缩蜂窝结构减震垫、带有分离铰链的乘员舱、前机身持留缆绳、断开装置和推力器等组成。正式飞行时弹射座椅由工作座椅代替。

中层装有乘员舱设备和 3 个电子仪器舱。废物收集系统正前方为侧舱门，是乘员的正常出入口。气密舱门是用铰链、抗扭管和支撑件安装到乘员舱上去的，可以从内、外两侧打开和关




(a)




(b)

乘员舱布局

闭。舱门直径 101cm，中央开有一个 25.4cm 直径观察窗。舱门压力密封。密封件在舱门关紧时由闭锁机械装置压紧。舱门和防热瓦间嵌有一因康镍线网片和陶瓷纤维织物组成的隔热层。

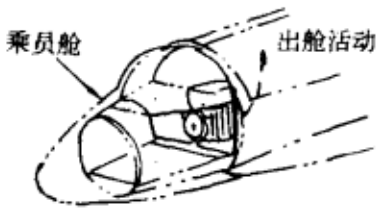
研制飞行中，中层装 2 个睡袋、2 个饮用水箱和测量组件。正式飞行中，增设厨房、3 个客座，如移去睡袋还可增设 3 个座位。中层沿四壁有 3.96$m^3$ 设备存放空间，并设有进入下层的活动地板。

气闸位于中层，可同时容纳 2 个身穿宇航服的飞行员。舱外活动齿轮、检测板、再充气装置等全部装于内壁。需要时可将气闸从中层移至有效载荷舱内，这样飞行员便可不穿宇航服进入有效载荷舱的空间实验室内。如增设一隧道式对接件，并将气闸安置在对接件上方，则可提供乘员舱和空间实验室均不减压情况下的舱外活动能力。当气闸装在有效载荷舱内时则必须在气闸外装隔热层，以免受空间环境的影响。执行对接任务时可用对接舱代替气闸，也可将其装在隧道式对接件上。对接件可以伸缩，伸开时可容 2 个乘员，收拢时只能容纳一个。

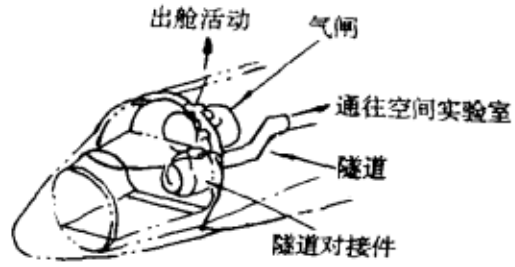
轨道飞行器共有 11 扇观察窗。前部 6 扇，顶部 2 扇、后部 2 扇、侧舱门 1 扇。



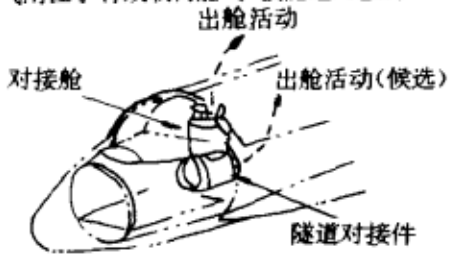

Ⅰ 气闸位于乘员舱内




Ⅱ 气闸位于有效载荷舱内

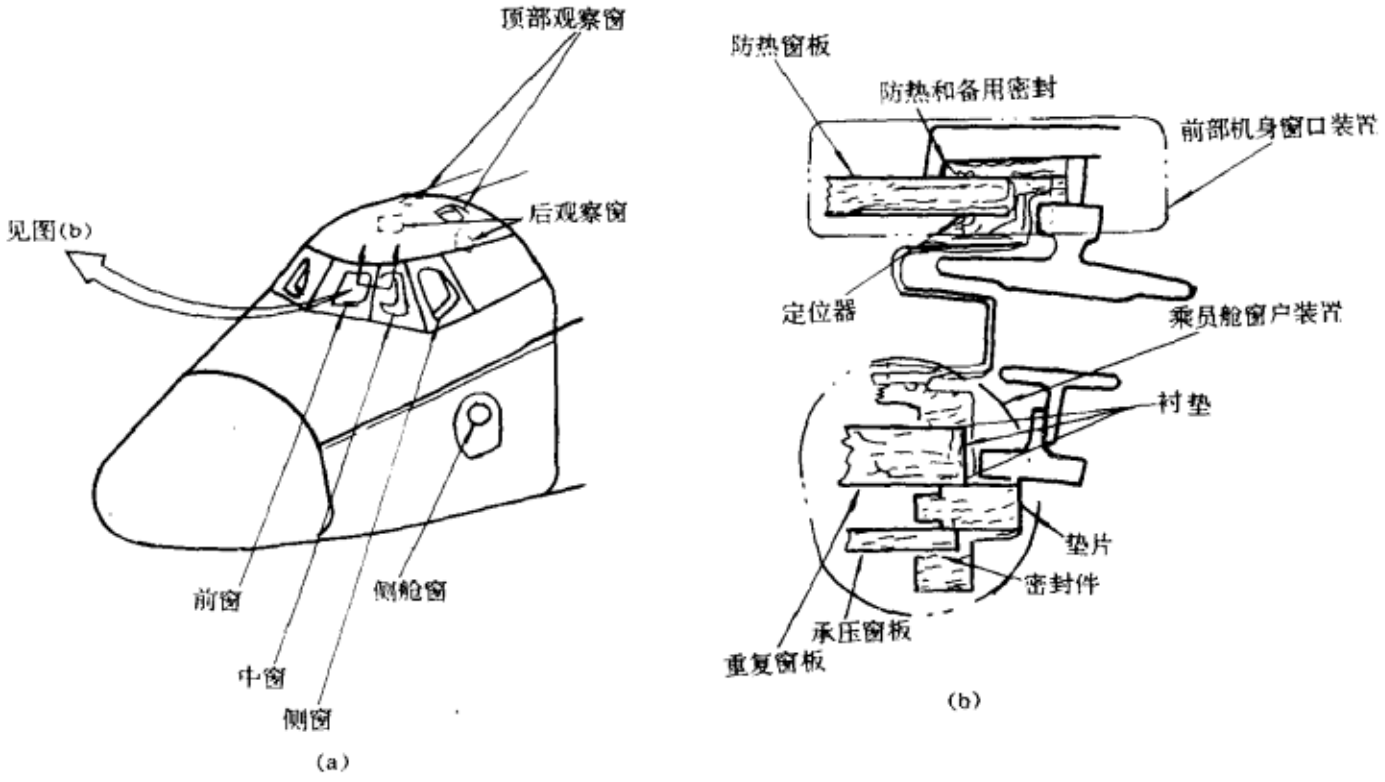



Ⅲ 气闸位于有效载荷舱内,接隧道对接件




Ⅳ 气闸换成对接舱

气闸




轨道飞行器观察窗及窗剖面

轨道飞行器观察窗为3层结构。外层窗板与前部机身相接、中层和内层与乘员舱相接。外层为防热层,采用耐熔氧化硅CGW7940韧化玻璃。外表面可承温482℃,内表面可承温426℃。内层为承压层,采用硅酸铝CGW1732回火玻璃,外表面镀有红外反射层。中层为防热层和承压的备用层,取材同防热层。内、外表面镀有高效抗反射镀层,以增强可见光传输。中层可在115℃的高温下承受59.29MPa压力和1.7%相对湿度。每扇窗户均备有遮光/滤光罩以减弱入射光线。但它们只在需要时才装上。

观察窗尺寸

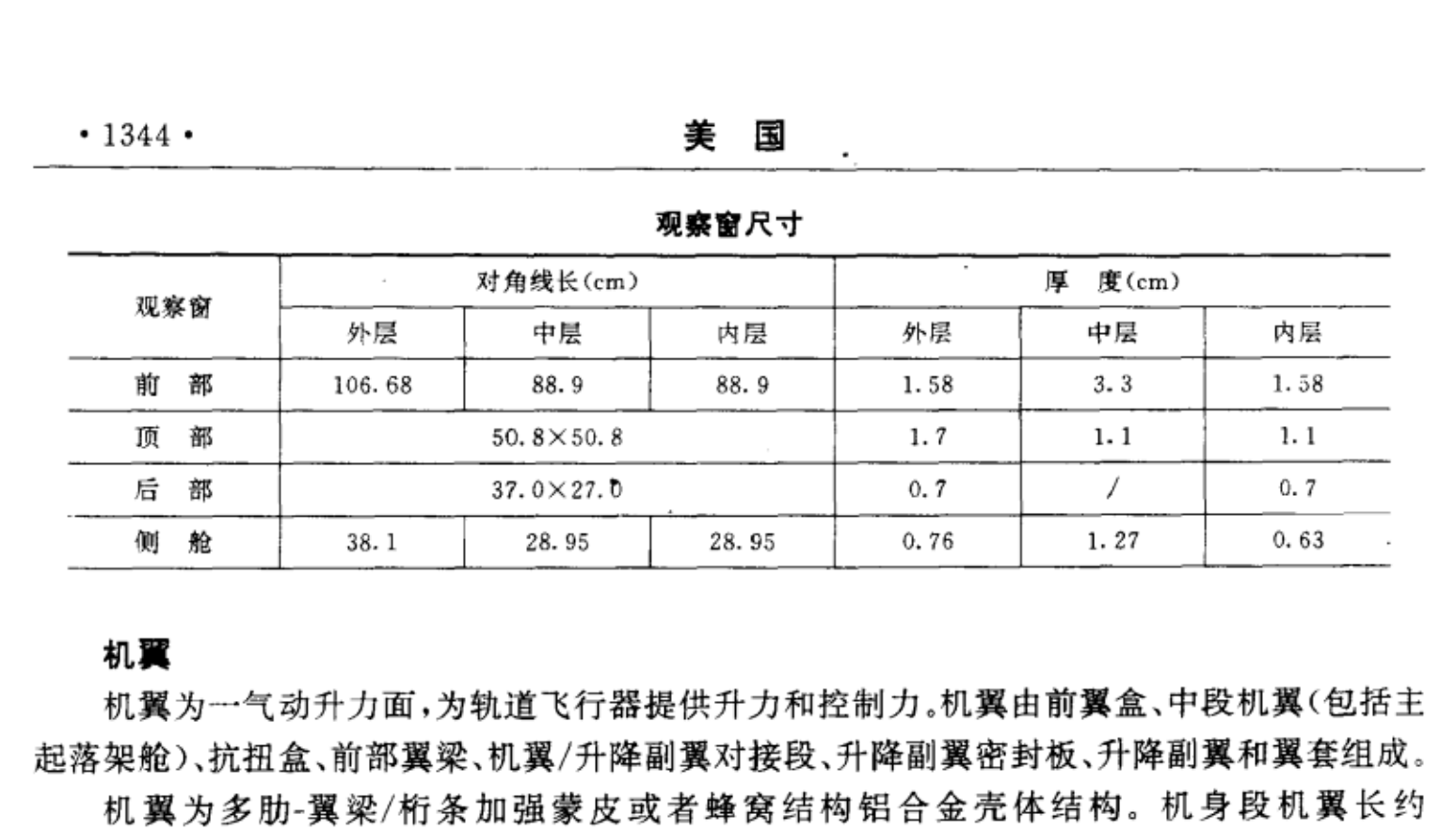
| 观察窗 | 对角线长(cm) | | | 厚　度(cm) | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 外层 | 中层 | 内层 | 外层 | 中层 | 内层 |
| 前　部 | 106.68 | 88.9 | 88.9 | 1.58 | 3.3 | 1.58 |
| 顶　部 | 50.8×50.8 | | | 1.7 | 1.1 | 1.1 |
| 后　部 | 37.0×27.0 | | | 0.7 | / | 0.7 |
| 侧　舱 | 38.1 | 28.95 | 28.95 | 0.76 | 1.27 | 0.63 |

**机翼**

机翼为一气动升力面，为轨道飞行器提供升力和控制力。机翼由前翼盒、中段机翼(包括主起落架舱)、抗扭盒、前部翼梁、机翼/升降副翼对接段、升降副翼密封板、升降副翼和翼套组成。

机翼为多肋-翼梁/桁条加强蒙皮或者蜂窝结构铝合金壳体结构。机身段机翼长约18.28m，最大厚度1.52m。

机翼最前部为翼盒，是主机翼的延伸，翼盒为铝合金肋、铝合金管组、支杆结构，覆有桁条加强的蒙皮。101、099和102号轨道飞行器的前梁closeout件为铝合金蜂窝结构，103为铝合金波纹结构。翼盒的前段设计成可以安装能重复使用的防热瓦，后段的平面安装增强碳-碳翼前缘。



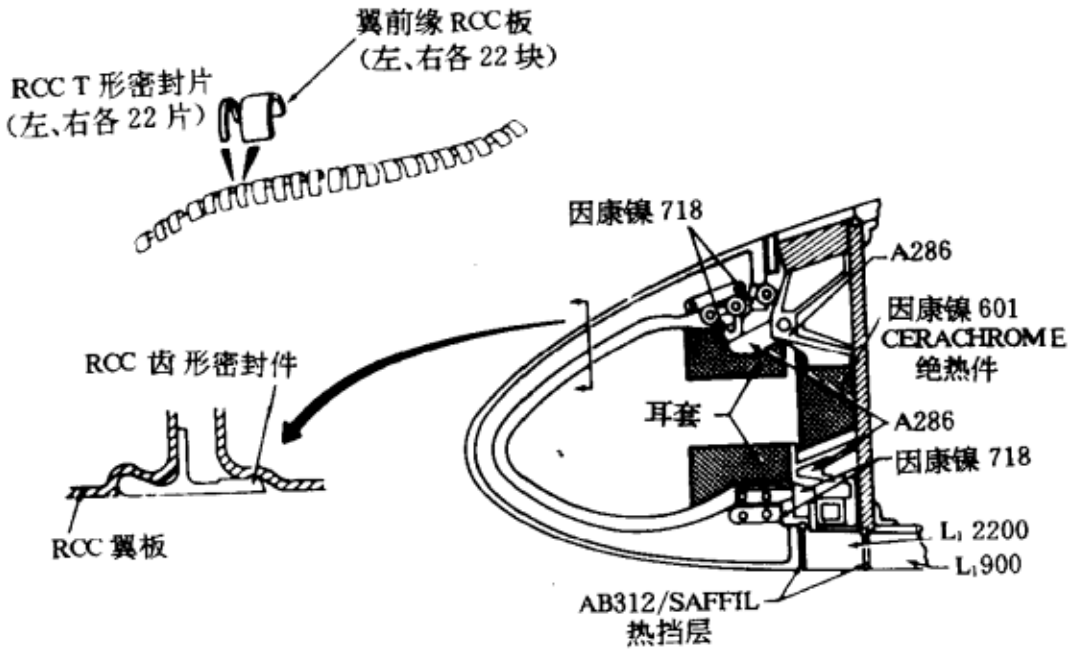

机翼结构

中段机翼为铝合金多肋-管系/蜂窝蒙皮结构。中段机翼内含主起落架，起落架舱门。中段机翼有一肋，用来支撑外侧主起落架舱门铰链、起落架耳轴和拉杆。内侧舱门的耳轴和拉杆连

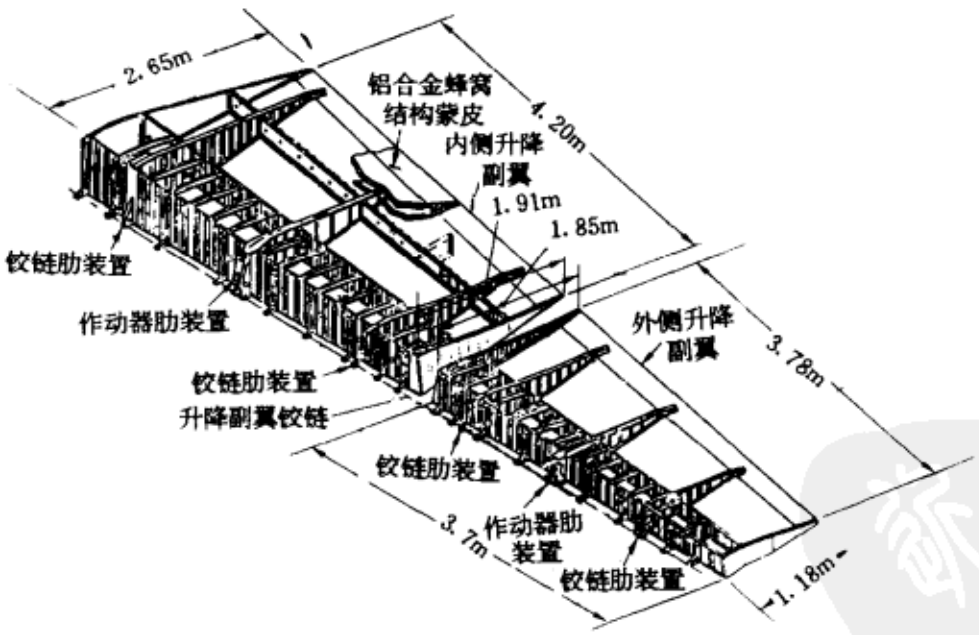
接在中部机身上。起落架舱门为普通的多肋/翼梁结构。

抗扭盒形部段为构架式多肋/城堡形肋帽结构，以与翼展方向加强蒙皮板的桁条相适应。为了将热载荷降至最低，4 条主翼梁采用波纹铝合金结构。但 103 号以后的轨道飞行器的 1249，1307 翼梁、1191 翼梁外侧部分均改用石墨/环氧树脂腹梁。前部大梁为铝合金蜂窝结构，是增强碳-碳翼前缘的连接面。后翼梁则为升降副翼、铰式上部密封板液压/电气系统组件提供连接面。

抗扭盒/升降副翼对接段上表面由铰接板组成，它为机翼和升降副翼间的孔腔提供盖板。$Y_w=312.5$ 截面外侧的铰接板为因康镍蜂窝夹心结构，$Y_w=312.5$ 截面内侧的铰接板为钛合金蜂窝夹心结构。此处未覆盖防热瓦，因为所选材料能适应上表面高温。




翼前缘结构



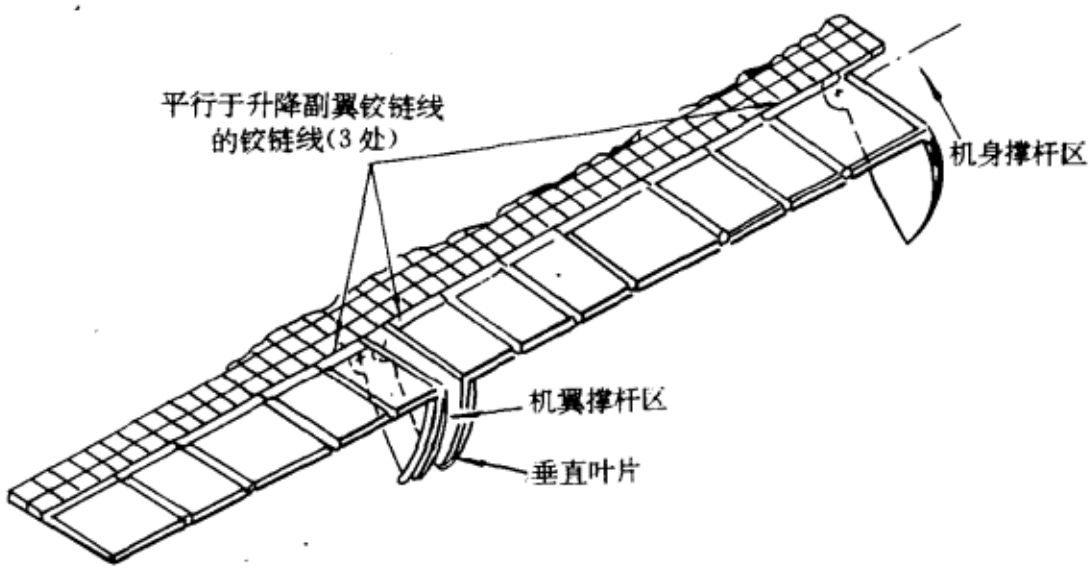

左侧升降副翼结构

机翼尾部接有两扇升降副翼。副翼为铝合金多肋、梁/蜂窝蒙皮结构。两扇副翼各由 3 个铰链连接。飞行控制系统液压作动器连接在升降副翼前端。全部铰链力矩作用在这些点上，升降副翼可向上转动 40℃，向下转动 25℃。

主起落架舱门宽 1.53m、长 3.66m，在 102 号以前的轨道飞行器上为蒙皮桁条结构，099 号和 103 号以后的轨道飞行器则改为蜂窝结构。它由内侧的 3 个铰链，外侧的 3 个上位锁和前侧的 1 个上位锁支撑。

除升降副翼密封区外，机翼、主起落架舱门和升降副翼均覆盖有防热层。升降副翼的下覆盖面进行热密封。主起落架舱门设有压力密封件和热挡层。

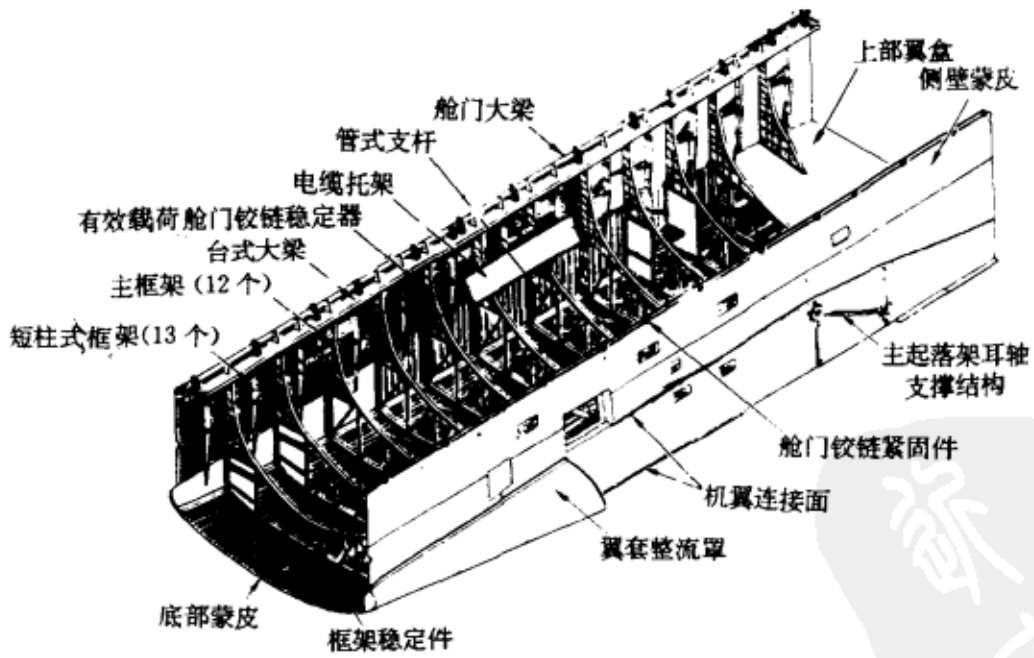
机翼与机身下表面沿中翼盒用抗剪螺栓连接，与机身上表面用抗拉螺栓连接。




机翼密封板

## 中部机身

中部机身与前部机身、尾部机身和机翼对接。它支撑有效载荷舱门、铰链、系留紧固件及有




中部机身结构

效载荷。

中部机身的两端是开启的。其大梁与前部机身和尾部机身的隔框相接。中部机身为铝合金结构，长 18.28m、宽 5.18m、高 3.96m、质量 6.12t。

除 $X_0$1040-$X_0$1037 截面靠机翼上方的壁板为铝合金蜂窝结构外，中部机身全部覆盖数控机加整体蒙皮，并具有纵向 T 形桁条。$X_0$1191-$X_0$1307 截面的底部壁板为夹层结构，承载机翼横向载荷和机体挠曲载荷。$X_0$1040-$X_0$1307 截面机翼对接段侧壁蒙皮也是机械加工蒙皮，但有法向 T 形桁条。$X_0$1278-$X_0$1307 截面机翼对接段侧壁蒙皮为夹层结构。

有 12 个用于稳定中部机身结构并承受机翼和有效载荷作用力的主框架。框架由法向侧部组件和水平方向的组件组成。侧向组件为机械加工件，水平方向为钛合金端头紧固件连接的硼铝管抗剪构架。此外还有 13 个侧壁短柱框架。

中部机身上端装有板式大梁和舱门大梁，在舱门大梁上装有 13 个有效载荷舱门铰链，台板式大梁也用来支撑和存放机械臂、Ku 波段天线和有效载荷作动系统。

中部机身 $X_0$1191-$X_0$1307 段为中翼盒结构，它由下部蒙皮，上部翼盒蒙皮和 7 根纵向肋组成。中间肋由机加整体盖、剪切腹板和垂向加强件组成，其他 6 个为硼/铝管构架。$X_0$1191-$X_0$1307 上部翼盒蒙皮带有 T 形桁条。

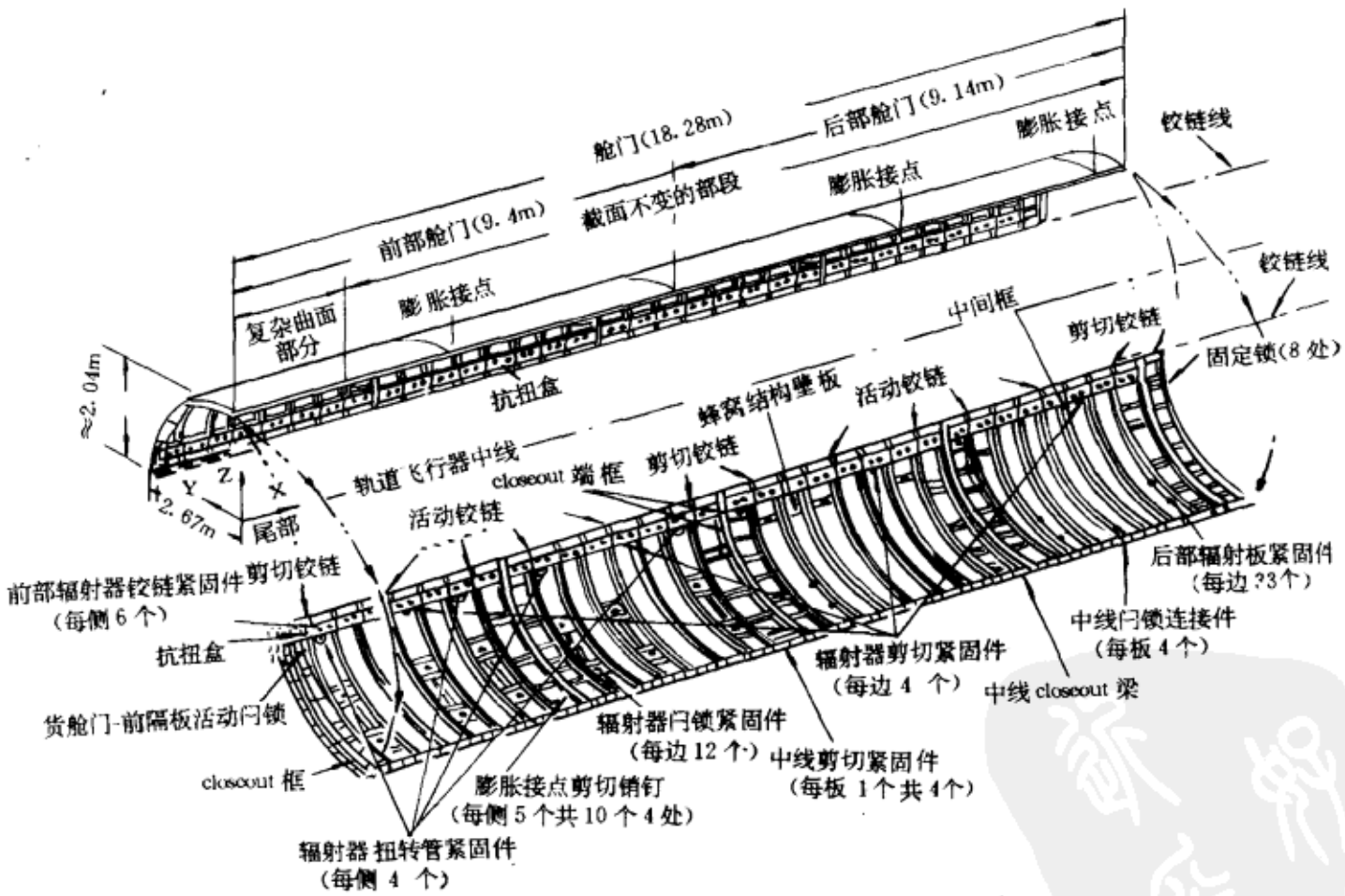
中翼盒侧壁为主起落架的内侧支撑点。起落架全部侧向载荷作用于中部机身结构上。

中部机身还装有 2 块支撑乘员舱-尾部机身导线的托板。机身底部的管路和导线由玻璃纤维垫板支撑。

中部机身由重复使用防热瓦覆盖。

**有效载荷舱门**

两扇有效载荷舱门铰接于中部机身两侧，舱门沿顶部中线打开。舱门长18.28m、弦3.04m、




有效载荷舱门结构

直径 4.57m、面积 148.64m²。除最前部 2.54m 外，舱门轮廓不变。

每扇舱门由 5 段组成，除了尾部 55.9cm 外，各段均由圆周膨胀接点连接，前部 9.15m 舱门内装有可展开的辐射器，辐射板是铰接和锁定在舱门内表面上的。前部辐射板可在轨道中展开。它由机电作动系统操纵(开锁、闭锁、伸展、收回)。后部的辐射板是固定的。

两扇舱门各铰接在 13 个因康镍—718 外铰链上(5 个剪切铰链，8 个活动铰链)。铰链的下半部连接在中部机身铰链和台板式大梁上，铰链绕双转动面轴承转动。舱门由专用的作动系统驱动到要求的开启或闭合位置。每套机械装置各由一台机电动力驱动装置和 6 个转动齿轮作动器组成。转动作动器间由抗扭管连接，并与动力驱动装置、有效载荷舱门联动装置连接。

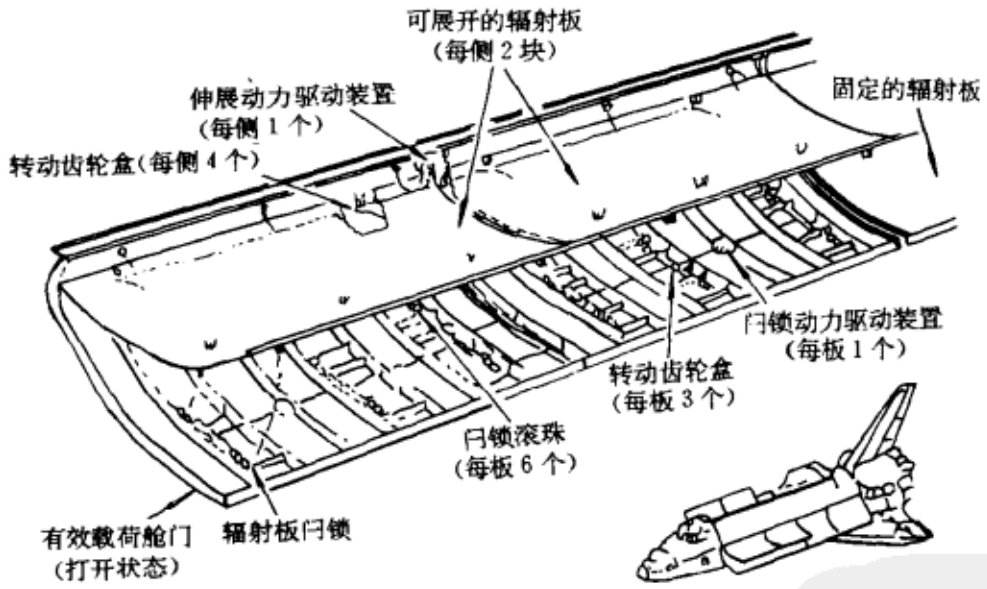
舱门关闭后被锁定于前部和尾部隔板和顶部中线。闩锁系统由 8 组闩锁机械装置组成。每组各由 4 个闩锁以及相应的直角横杆、推杆、旋转杆、滚轴和一台机电作动器组成。此外在每扇舱门和 4 个膨胀接点上各有 5 个用来连接舱门段的惰性抗剪销钉。沿舱门顶部中线装有 4 个抗剪紧固连接件，前 4 段各一个。

舱门关闭时也被固定在尾部机身隔板上，但允许在前段机身处沿纵向移动。舱门亦可承受扭转载荷、气动压力载荷和有效载荷舱排气滞后压力。

舱门的主要结构是复合材料蜂窝/框架结构。面板由石墨/环氧树脂带和纤维方向为 0°/±45°/0°的石墨环氧树脂织物组成。每张蒙皮的总厚为 0.0406cm。Nomex 蜂窝芯高 1.52cm。蜂窝芯是用粘接剂粘到面板上去的。外蒙皮粘接有 200×200 铝丝避雷网。舱门共有 28 个中间框，8 个膨胀接点 closeout 框，1 个前部 closeout 框，1 个后部 closeout 框。舱门框架由多层石墨/环氧树脂浸渍增强织物构成。宇航员舱外活动把手位于抗扭盒形件部位。

前、后机身界面、舱门顶部中线和圆周膨胀接点处均嵌有热密封件和压力密封件。舱门外表面覆有重复使用绝热物。

舱门可承受 163dB 噪声以及－112℃～＋57℃的温度变化。




有效载荷舱辐射器

**尾部机身**

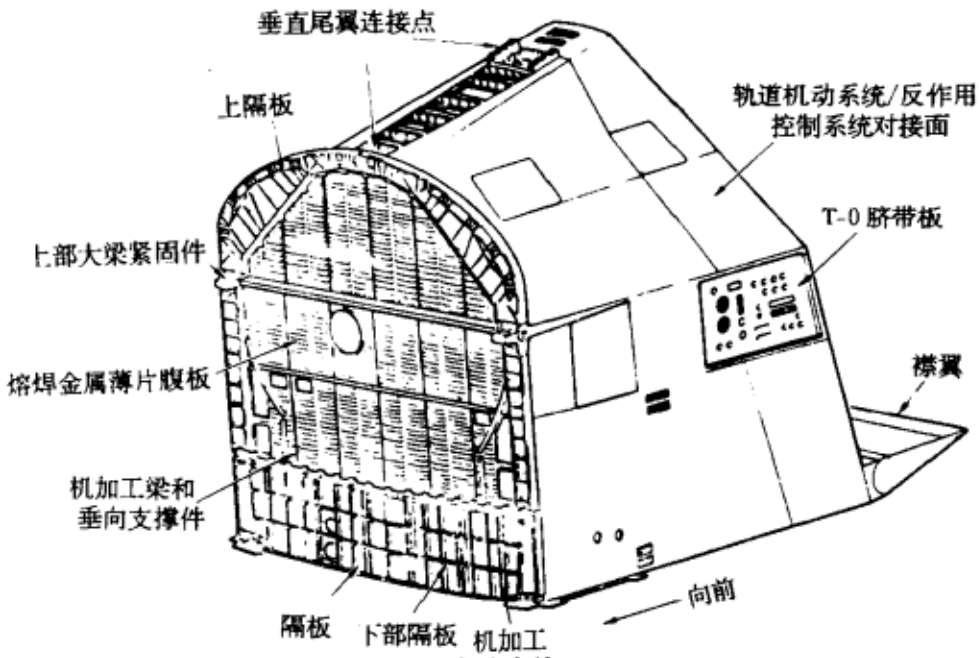
尾部机身由外壳、推力结构和内部辅助结构组成，长 5.48m、宽 6.7m、高 6.09m。尾部机身用来支撑以下结构或与其对接：3 台主发动机、轨道机动系统舱体、2 台轨道机动发动机、翼梁、

垂直尾翼、襟翼、2 个外贮箱尾部连接件、2 个 T-0 脱落插座、3 个尾部电子仪器舱及防热罩。

1. 尾部机身外壳主要由整体机械加工铝合金蒙皮和框架组成，除了轨道机动系统舱体外均覆有防热材料。垂直尾翼支撑框、底板紧固件等高承载区采用机械加工扩散连接钛合金组件。低承载区采用一般的铝合金蒙皮桁条结构。

尾部机身前隔板是中部机身和有效载荷舱门的对接面，由机械加工熔焊铝合金薄板组成，其上部与垂直尾翼的前翼梁相搭接。

尾部机身底板有 2 扇脐带舱门，舱门由铍金属制成，有热屏障保护。舱门关闭后其裸露区由防热材料覆盖，舱门装有机电作动器。




尾部机身结构

上升和再入时，由底部防热罩和穹形防热罩防护尾部机身及其内部的设备。底部防热罩为铝合金机械加工件，与其相接的是一穹形蜂窝结构。该结构用来支撑塑性滑动密封装置并与主发动机因康镍结构防热罩相接。除因康镍结构部分外，防热罩均覆有隔热件。

2. 内部推力结构为一多组件螺接结构，它由主发动机承载框架结构、发动机对接装置、作动器、发动机、低压泵和推进剂管路支撑结构组成。轨道飞行器/外贮箱后部连接点位于大梁紧固件部位。

内部推力结构主要由 28 个机械加工的、扩散连接的钛合金框架组成。钛合金条是加温、加压后连接在一起的。扩散连接的钛合金条被熔成单一的多孔匀质物。它比一般的铸件轻而结实，其交界处看来似有一条焊缝而实际却是无填料的匀质母体金属。多数钛合金构件粘结硼/环氧树脂以加强其刚度并达到尽量减轻质量的目的。

尾部机身的上部推力结构除了垂直尾翼的支架用钛合金外，其他均为整体铝合金框架结构。

3. 副结构用来支撑各种内部设备。除了某些部位用钛合金和玻璃纤维对设备进行隔热外，副结构采用普通铝合金结构，由托架、肋、构架和紧固件等组成。

**尾部推进系统结构**

该部分结构由轨道机动系统舱体和反作用控制系统舱体两部分组成。结构材料为铝合金

宝航 世界航天运载器大全

和石墨/环氧树脂复合材料。左、右两侧舱体长6.45m、尾端宽3.46m、前端宽2.56m、面积40.41m²。

1.轨道机动系统舱体用11个螺栓连接于尾部机身壳体的肩板上，并用一可调节松紧的螺套与$X_0$1307隔板相接，肩板/$X_0$1307界面处设压力密封层。舱体的组件和材料为：

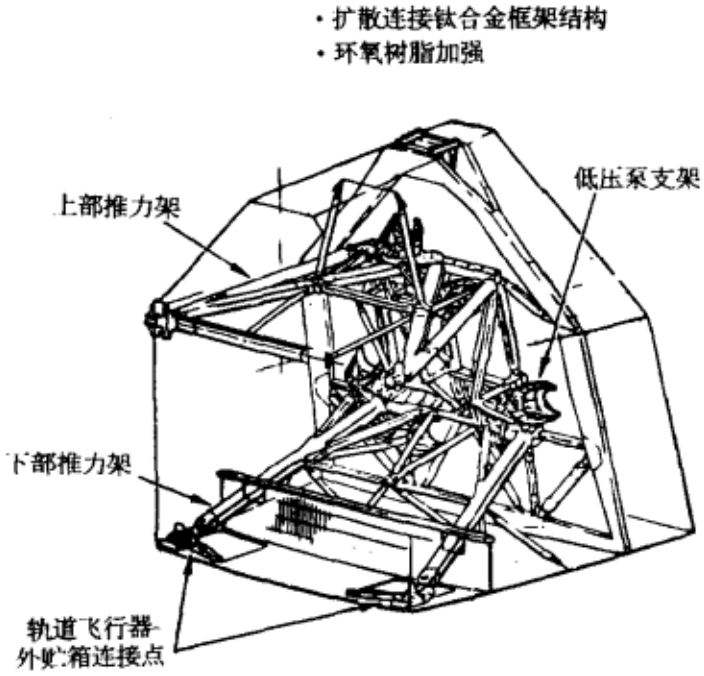
1)蒙皮：石墨/环氧树脂蜂窝多层结构。

2)前隔板、后部贮箱支撑隔板、后隔板、底板构架梁：2124-T81铝合金板。

3)中线梁：2124-T81铝合金板、钛合金加强筋、石墨环氧树脂罩。

4)框架：石墨环氧树脂。

5)轨道机动发动机推力结构：普通2124-T851铝合金结构。




推力结构

6)十字支撑架：铝合金等。

7)紧固件：前部紧固件：2124—T851铝合金；后部紧固件：A-286不锈钢。

2.反作用控制系统舱体搭接于轨道机动系统舱体。舱体的组件和材料为：

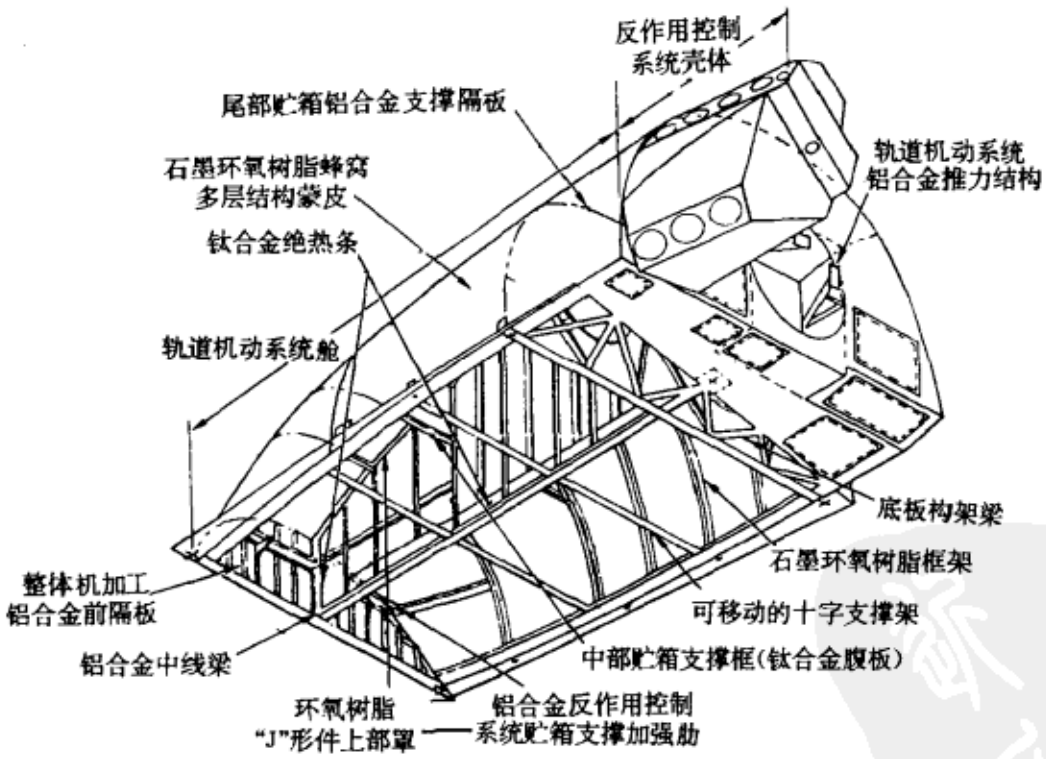
1)平板式外蒙皮：机械加工铝合金件。

2)曲形外蒙皮：石墨/环氧树脂蜂窝多层结构。

3)前隔板：机械加工铝合金件。

4)内框架和架子：普通铝合金/钛合金薄板。

5)喷管安装面板：机械加工钛合金蒙皮。

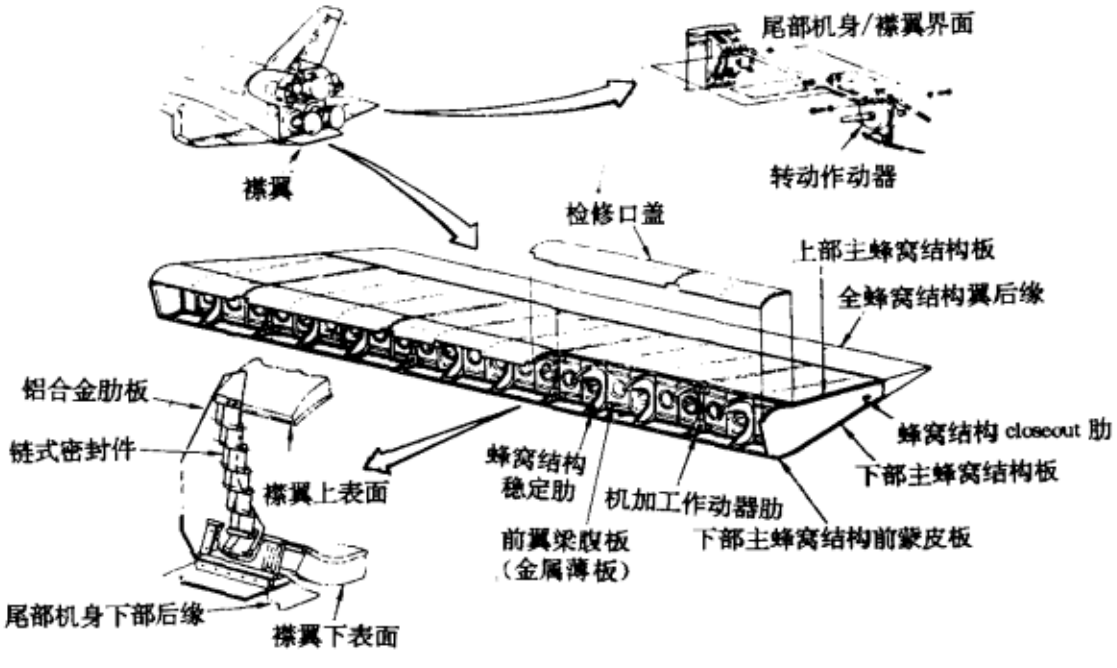



尾部推进系统结构

尾部推进系统蒙皮有 24 个检修孔，舱体裸露区覆有重复使用表面防热层，与尾部机身交界处设有压力密封层和绝热层。反作用控制系统喷管和重复使用表面防热物之间装有热障层。

**机身襟翼**

襟翼为铝合金结构，由肋、襟梁、蒙皮和翼后缘装置组成。上、下部主蜂窝蒙皮用紧固件与肋、腹板及蜂窝结构翼后缘相接，加上上部前蜂窝结构蒙皮组成完整的襟翼结构。襟翼长 2.2m、宽 6.42m、最大厚度 0.46m。




机身襟翼

再入时襟翼为三台主发动机提供热屏蔽，再入后为轨道飞行器大气飞行提供俯仰微调控制。

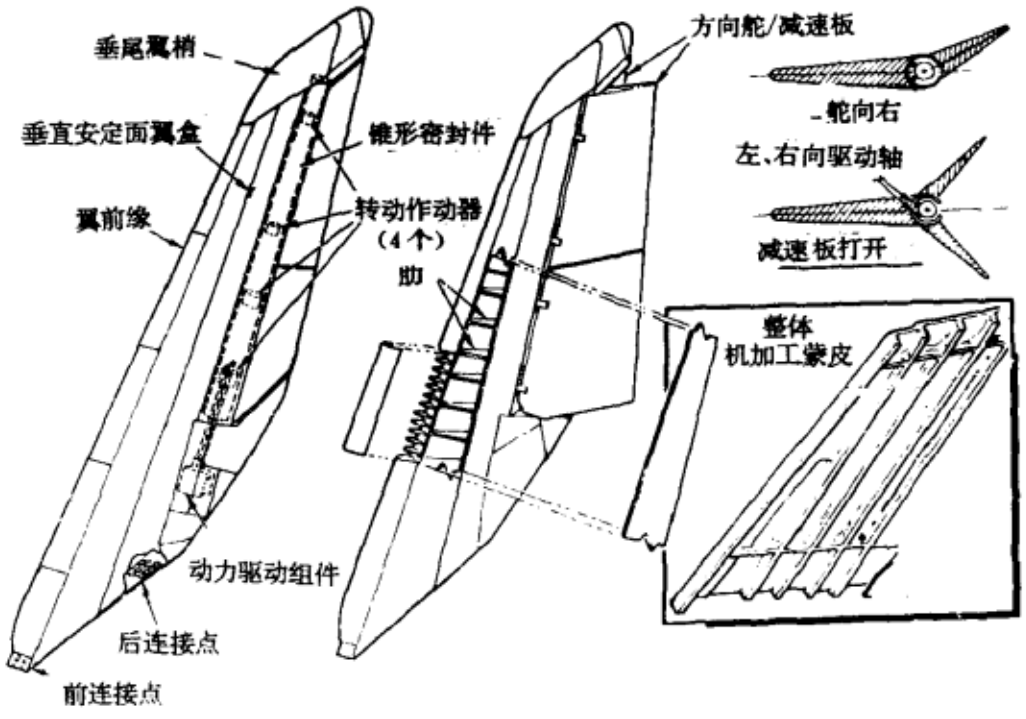
襟翼的上部蒙皮、前翼梁尾部和整个下蒙皮机械连接到肋上。上部前蒙皮由 5 块可移动的壁板组成，它们是用快速紧固装置与肋相连接的。有 4 个整体加工铝合金肋，它们通过自动对位轴承与尾部机身相对接。每根肋有 2 个轴承，通过它们与位于尾部机身的 4 个转动作动器相连接。除 4 个机械加工作动器肋外，还有 8 个稳定肋和 2 个封闭式肋。这些肋均由铝合金蜂窝芯体和化铣铝合金腹板组成。前翼梁腹板由带有卷边减重孔和加强波纹的化铣薄板组成。前翼梁腹板是通过加劲角铆接在肋上的。翼后缘装置由琴键链、化铣蒙皮、全空铝合金蜂窝芯、封闭式端肋和壁板组成，翼后缘的琴键链部分是通过链销与上、下主壁板相应的配对铰链部分相接的。有 2 条潮气排泄管路和 1 条液压流体排泄管路穿过后缘蜂窝芯以满足轨道飞行器水平方向和法向的排泄要求。

襟翼覆有可重复使用隔热物。其前部覆盖区铰接一压力/热密封件，它位于襟翼底面。此件用来屏蔽气流并防护结构气动热影响。

襟翼装到尾部机身后用防热塞充填开口区。

**垂直尾翼**

垂直尾翼为一铝合金结构件。101、102 和 099 号轨道飞行器的垂直尾翼由整体机械加工蒙皮、肋、尾翼盒形件、铝合金蜂窝结构方向舵/减速板、蒙皮桁条末梢和尾翼盒前缘组成。103 及其以后的轨道飞行器有一铝合金蜂窝结构末梢和一蜂窝结构尾翼盒前缘。铝合金蜂窝结构翼后缘下部置放动力驱动装置。垂直尾翼有一圆锥形密封件，其内置有 4 个转动作动器。除了




垂直尾翼

圆锥形密封件外，38.4m² 尾翼表面全部由防热件覆盖，圆锥形密封件部分裸露，部分覆盖防热件。尾翼是用其前翼梁上的 2 个抗拉螺栓和后翼梁上的 8 个抗剪螺栓连接到尾部机身上去的。

方向舵/减速板由液压动力装置/机械转动作动器系统驱动。当左、右向驱动轴向同一方向转动时可作±27°方向控制；如两轴相反方向转动时，作减速控制(转 49.3°)。

垂直尾翼在发射时可承受 163dB 噪声环境，铝合金结构最高可承受 176.67℃热环境、因康镍结构最高承受 643.89℃热环境。

两块方向舵板和后缘含热挡密封件。垂直尾翼覆有可重复使用防热层。在垂直安定面和尾部机身的界面处也设有热挡层。

## 吹除、排气、排液系统

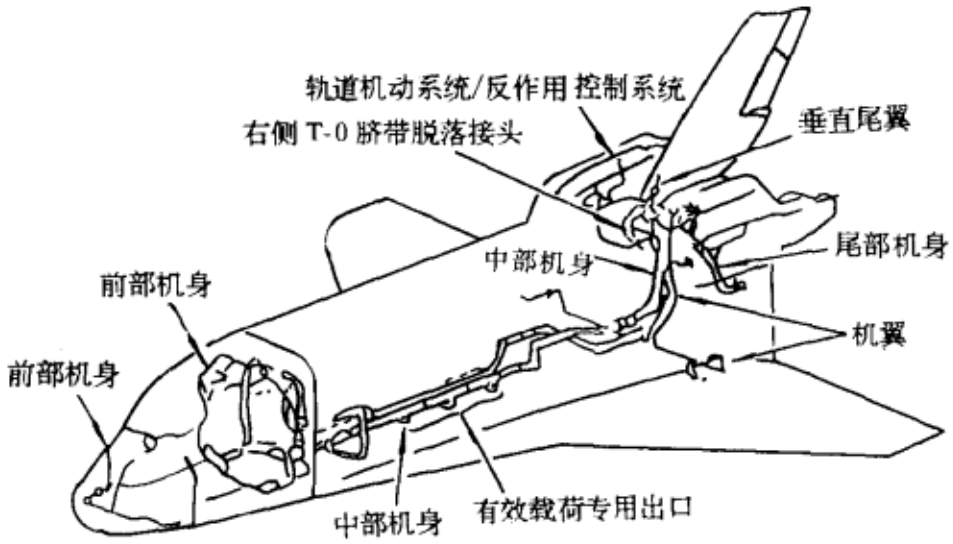
吹除系统在发射前和飞行后通过 T-0 脐带脱落接头从地面通过前部机身、轨道机动系统/反作用控制系统舱、机翼、垂直尾翼管路、中部机身管路、尾部机身管路，向轨道飞行器空腔输送空气进行吹除，为系统组件提供温控并防止危险气体的积聚。

排气系统用以在吹除时进行压差控制、上升时减压、轨道中排出气体分子、出轨下降时重新增压。轨道飞行器机身蒙皮共有 18 个排气孔。排气孔盖由机电作动器驱动并在飞行中按程序工作，以防吸气、高度声振和再入加热。

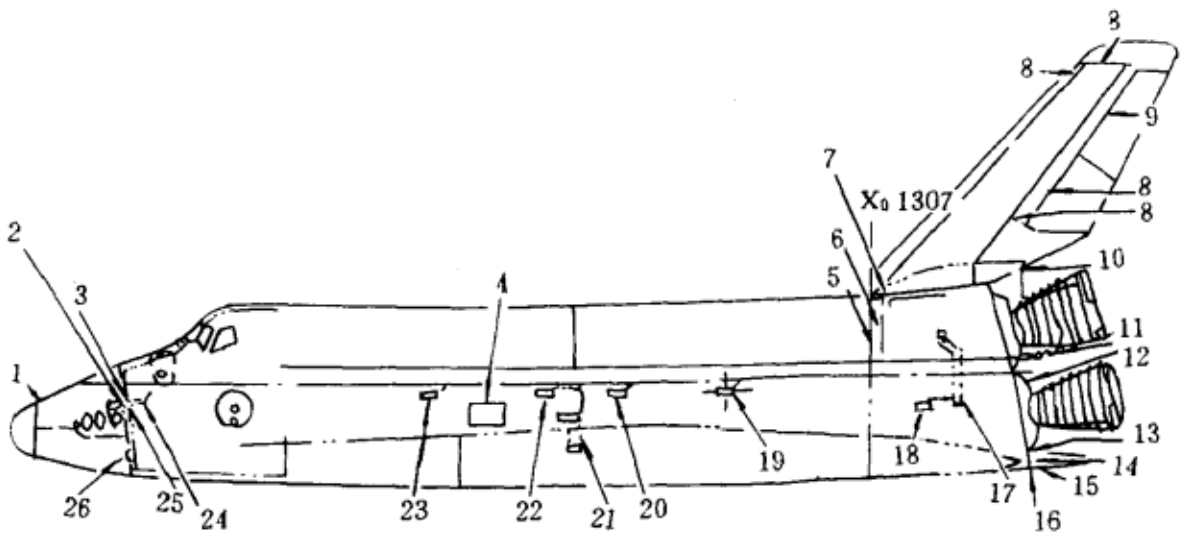
排液系统通过可塑孔、排泄管和脱落接头排出积聚的液体。

机窗空腔空调系统可防止湿气进入观察窗空腔并在飞行时为空腔减压或再增压，也为这些区域在地面操作时提供吹除。

危险气体监测系统监测爆炸气体或毒气的积聚程度。机上抽样导管将舱体气体送至地面质谱仪，以便进行分析。

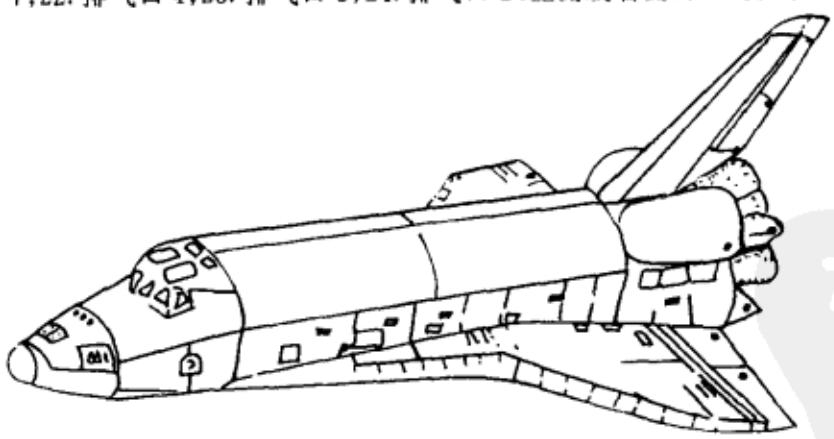



吹除系统




排气系统

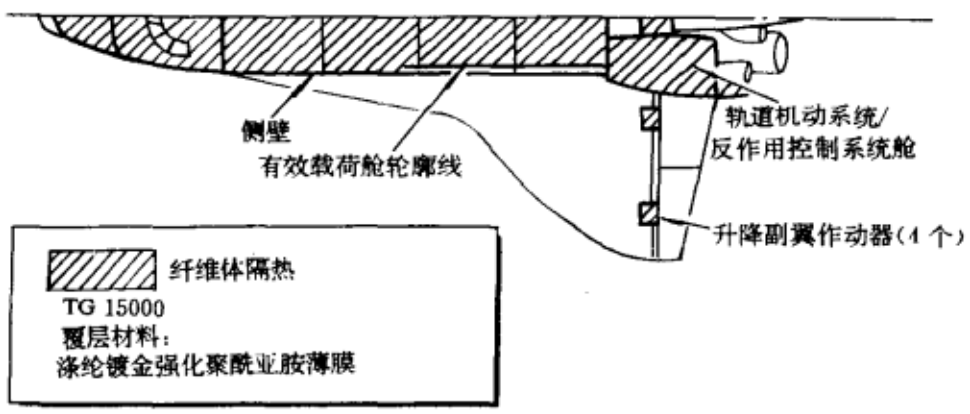
1. 自身排气间隙，围绕鼻锥；2. 向前部反作用控制系统打开的导管(带滤网)；3. 排气口 1 一前部反作用控制系统舱导管(左侧或右侧)；4. 中部机身脐带；5. 单向阀(共 14 个，此线以上 8 个，以下 6 个)；6. 轨道机动系统/反作用控制系统舱排气孔；7. 垂直尾翼到尾部机身，带滤网；8. 排气区；9 上部方向舵/减速板排气区；10. 方向舵/减速板，被动散热/排气；11. 轨道机动系统/反作用控制系统；12. 发动机-底部防热罩支座排气间隙；13. 机身襟翼自身排气；14. 机身襟翼排气孔；15. 动密封；16. 机身襟翼/防热罩间空腔；17. 轨道机动系统/反作用控制系统导管和排气口 8；18. 排气口 9；19. 排气口 6；20. 排气口 5；21. 排气口 7；22. 排气口 4；23. 排气口 3；24. 排气口 2(左侧或右侧)；25. 排气口 1(左侧或右侧)；26. 前起落架舱排气

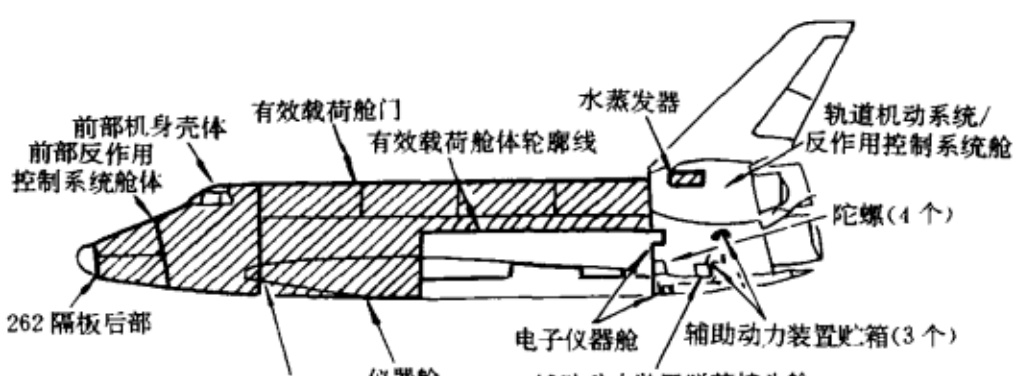


排液系统 • 排液孔

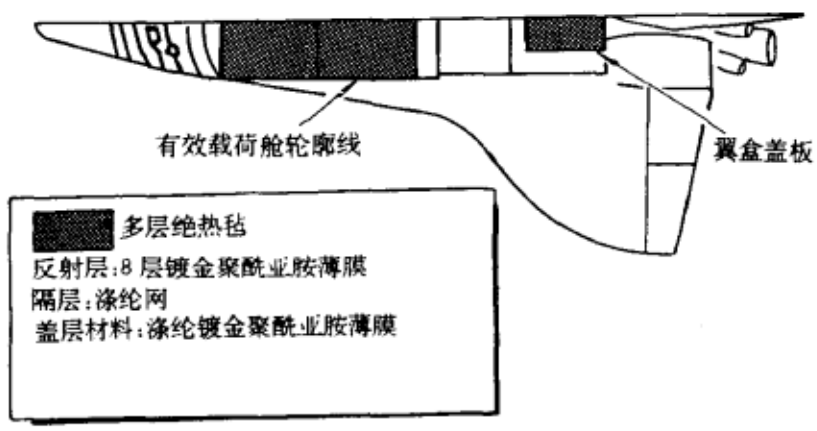
## 被动温控系统

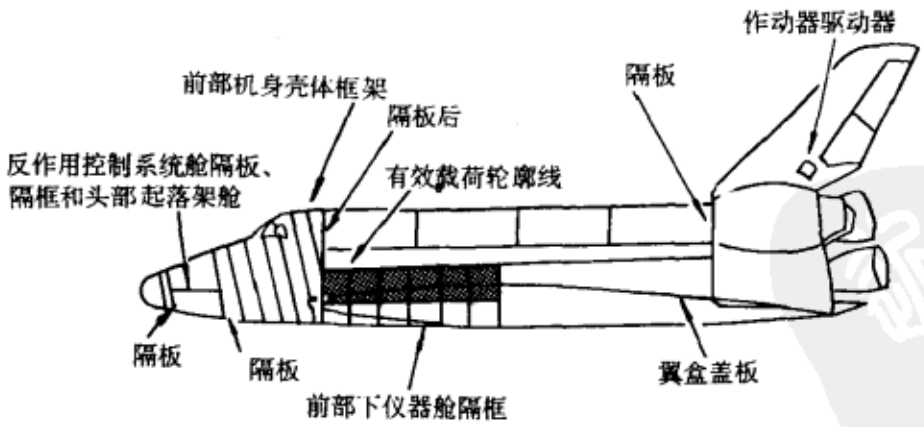
轨道飞行器用主动和被动两种温控方法来维持分系统及其各种组件的温度环境。




纤维体绝热毡布局




多层绝热毡布局

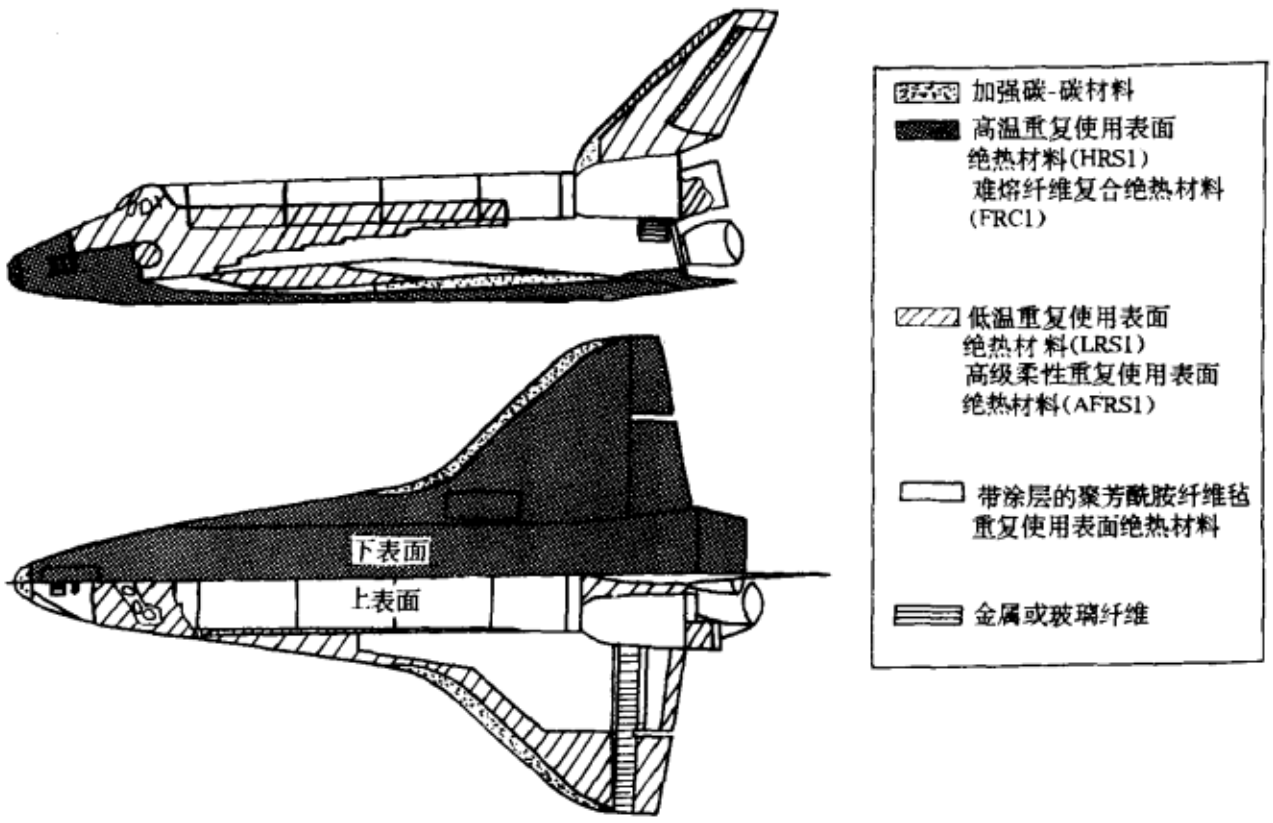
被动温控系统利用轨道飞行器的热源和散热器工作，并辅以绝热毡、镀层等其它方法。

有两种绝热毡：纤维体毡和多层结构毡（见前图）。纤维体毡由 0.9kg/m³ 密度的纤维材料和缝合的加强的双镀金聚酰亚胺薄膜覆盖层组成。覆盖层每平方米设 145317 个排气孔。纤维毡缝有丝束以防在排气时起浪。

多层结构毡由 16 层穿孔、双镀金聚酰亚胺薄膜反射层和涤纶网隔层的叠层组成。其覆盖层、线束和镀金带与纤维体毡相类似。

## 防 热 系 统

轨道飞行器在发射和再入大气层时，其不同部位要经受 317～1648℃的高温，因而必须采用防热措施，以确保飞行过程中飞行器的结构温度保持在可接受的范围内（176℃以下）。




099 号和 099 号以后的轨道飞行器防热系统

设计要求系统重复使用 100 次。系统共采用了 8 种不同的防热材料。它们是 1）柔性重复使用表面绝热材料（FRSI）；2）低温重复使用表面绝热材料（LRSI）；3）高级柔性重复使用表面绝热材料（AFRI）；4）高温重复使用表面绝热材料（HRSI）；5）高温重复使用耐熔纤维复合材料（FRIC-HRSI）；6）增强碳/碳材料；7）金属；8）二氧化硅织物。

**柔性重复使用表面绝热材料**（FRSI）

FRSI 是一种带涂层的聚芳酰胺纤维（NOMEX）毡。这种材料用于再入时温度低于 371℃和上升段温度低于 398℃的部位，它们是：上部有效载荷舱门、中部机身和尾部机身侧面、上翼面和轨道机动系统/反作用控制系统舱。约有 50%的轨道飞行器上表面为 FRSI 所覆盖。每块 FRSI 厚 0.4～lcm，面积 0.9m×1.2m。毡片直接粘贴在轨道飞行器外壳表面上。毡片涂有白

色硅合成橡胶涂层，用以防水并提供所要求的热性能和光学性能。FRSI 的辐射率为 0.8，太阳吸收率为 0.32。

毡片由纤长 7.62cm、纤度 2 支的碱性聚芳酰胺纤维制成。纤维用制片机松结、疏通、制成顺长平行的薄片。将交错搭接的薄片送入编织机制成压片。2 个压片多趟来回缝制直至达到要求的强度。用滚压机压到要求的厚度，然后在选定压力下用加热的滚筒滚压并在约 260℃温度下热定型。FRSI 用硫化硅粘合剂在室温下与外蒙皮粘接、固化并且用真空袋施压。粘合剂厚 0.02cm。

**高温重复使用表面绝热材料**(HRSI)

HRSI 用于 102 号轨道飞行器温度为 648～1260℃的部位，它们是前部机身、中部机身下表面、机翼下表面、垂直尾翼的某些部位和前部机身窗口周围。HRSI 有两种：鼻锥周围、主起落架舱周围、鼻锥罩界面、机翼前缘、外贮箱输送管路舱门、垂直尾翼前缘采用 9.9kg/m$^3$ 密度 HRSI 瓦，其它部位采用 4kg/m$^3$ 密度 HRSI 瓦。

HRSI 瓦 15.24cm 见方，采用 25.4～50.8μm 厚的低密度、轻质、99.7%高纯度二氧化硅非晶纤维绝热材料。厚度变化在 2.54～12cm 之间。

将含有粘合液的纤维与水混合后浇注入模，形成多孔软块。然后再加浇胶质二氧化硅粘合剂溶液，烧结变硬，切割成块并加工到要求的尺寸。HRSI 瓦顶部和侧面用四硅化合物硼-硅酸盐混合粉末与液体载体混合后喷涂到瓦面上，喷涂层厚 406.4～457.2μm。然后用加热炉加热到 1260℃，形成黑色涂层。涂层表面辐射率和太阳吸收率均为 0.85，陶瓷层热处理后用硅树脂进行防水处理。

HRSI 瓦和轨道飞行器蒙皮间设应力隔离垫(SIP)，使防热瓦免受结构拱曲、膨胀和声振的影响而破坏。应力隔离垫由 0.23cm 或 0.40cm 厚的聚芳酰胺纤维毡制成。在室温下将 SIP/防热瓦粘接到轨道飞行器结构上。与轨道飞行器结构相比，HRSI 瓦的热胀、冷缩率较小，故在瓦间留出 635～1651μm 宽的间缝以免瓦块相互挤压。在间隙底部用聚芳酰胺纤维毡制成的填条隔热。填条厚 0.23cm 或 0.4cm、宽 1.9cm，与 SIP 同时粘贴到结构上。填条防水，可抗 426℃高温。

由于制作应力隔离垫时会产生纤维极化，曾将部分 HRSI 瓦换用密化 HRSI 瓦，使应力集中于应力隔离垫/防热瓦粘接面上。瓦块用一种氨稳定形粘接剂 Ludoxas 进行密化。当其与二氧化硅片混合时变成胶泥，与水混合，干后结成一硬表面。涂层渗入 4kg/m$^3$ 密度瓦 0.27cm，9.9kg/m$^3$密度瓦 0.17cm，使 HRSI 瓦/应力隔离垫系统的强度和刚度增加一倍。

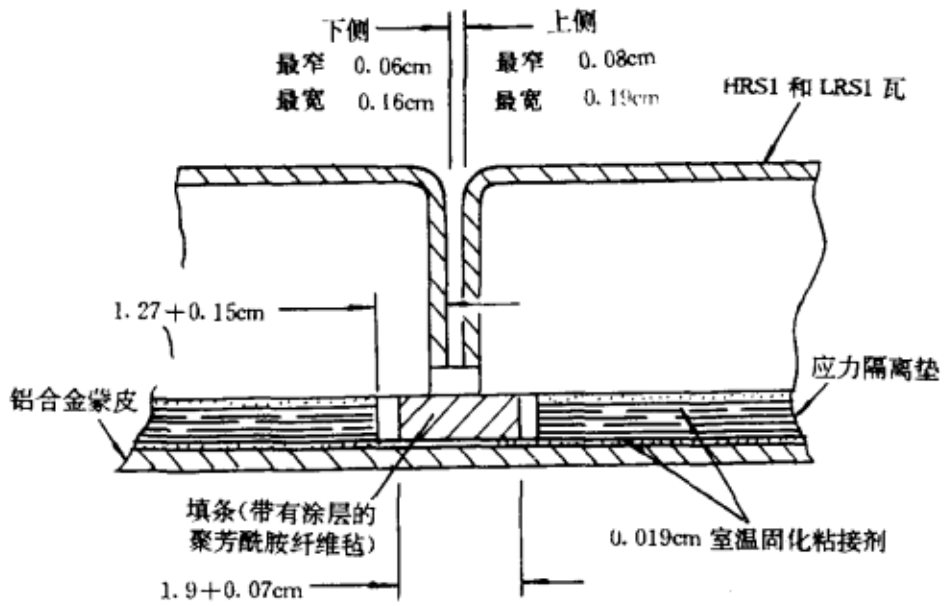
**高温重复使用耐熔纤维复合材料(FRCI-12、FRCI-10、HRSI)防热瓦**

099 号轨道飞行器的部分密度为 9.9kg/m$^3$ 的 HRSI 瓦用密度为 5.4kg/m$^3$ 的 FRCI-12 瓦代替。099 号以后的轨道飞行器用 FRCI-12 替代全部 9.9kg/m$^3$ 密度 HRSI 瓦。轨道飞行器 103 和 104 也用密度为 5.4kg/m$^3$ 的 FRCI-10 HRSI 替代 4.0kg/m$^3$HRSI。

FRCI-12 和 FRCI-10 HRSI 采用由 20%的铝硼硅酸盐和 80%的纯二氧化硅纤维制成的复合纤维耐熔材料。铝硼硅酸盐的膨胀系数比 99.7%纯度的二氧化硅大 10 倍，在纤维基体中起预缩凝固加强条作用。

FRCI-12 和 FRCI-10HRSI 瓦的玻璃涂层在固化时压缩不易龟裂，其质量比 HRSI 瓦小 10%，抗拉强度大 3 倍，使用温度高约 37℃。

加工工艺基本同 HRSI 瓦，只是稀浆在浇注前进行“湿端”预粘合，烧结温度较高。




102 轨道飞行器 HRSI(LRSI)/蒙皮界面

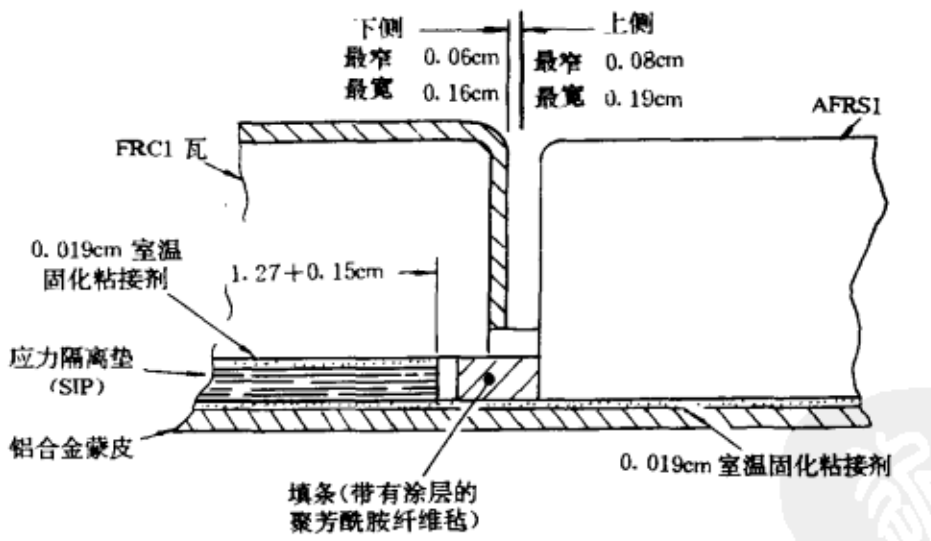
**低温重复使用表面绝热材料**(LRSI)

LRSI 用于 102 号轨道飞行器 371～648℃部位,它们是有效载荷舱门的下部、前部、中部和底部机身、上翼面和垂直尾翼。

LRSI 瓦的结构、制造工艺和粘接方法同 HRSI 瓦。只是瓦块薄(0.5～3.5cm)、面积小(20cm×20cm),顶面和侧面覆盖 10μm 厚的白色光学防潮层。涂层由二氧化硅和用来取得光学性能的二氧化铝组成。LRSI 也进行防水处理,辐射率 0.8,太阳吸收率 0.32。

**高级柔性重复使用表面绝热被覆层**(AFRSI)

099 和以后的轨道飞行器用(AFRSI)代替 LRSI 瓦。AFRSI 由二氧化硅(玻璃)和 99.7%




FRCI/AFRSI 瓦界面

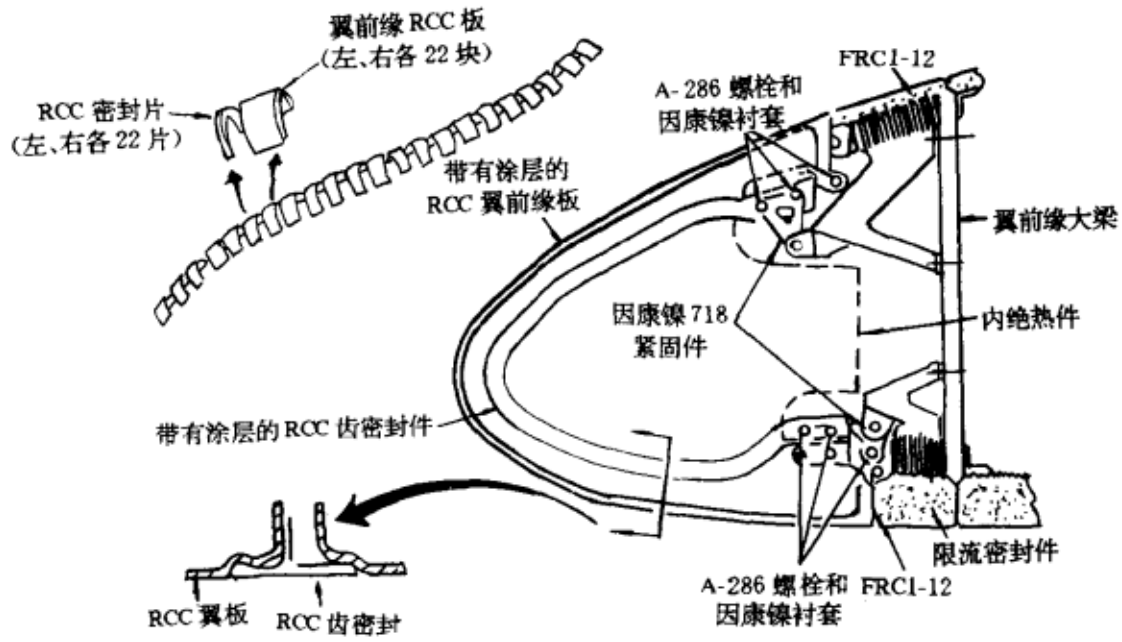
非晶玻璃纤维组成。玻璃纤维由普通石英砂制成，粗 1～2μm，用石英线缝在 2 层二氧化硅玻璃布之间。AFRSI 涂有防潮层。AFRSI 密度 2.7kg/m³，厚 0.31～1.27cm。AFRSI 被式结构层用室温固化硅树脂直接粘贴在轨道飞行器结构上。硅胶层厚 0.02cm。

**增强碳-碳材料**(RCC)

轨道飞行器鼻锥和翼前缘用增强碳-碳材料板保护，使其在 1260℃以上的高温下保持形状不变。翼前缘用 44 块 RCC 板，每个机翼 22 块，鼻锥部分只用 1 块。

RCC 的加工过程是：将涂过石墨和用酚醛树脂浸渍过的尼龙织物叠层放在高压釜中固化，固化后在高热下进行热解，提出树脂，将其转化为碳。然后加工件在真空室中用糖醛乙醇转化为碳。此过程重复三次直至达到标准为止。将该材料和由铝、硅、碳化物组成的无水混合物一起放在一干馏釜中，将干馏釜放入加热炉中加热，并在氩气中进行。用阶段-时间-湿度循环法将温度升至 1760℃，无水混合物和碳-碳材料层转化为灰白色碳化硅层，保护碳-碳材料免受氧化。为进一步加强其抗氧化性能，再用四乙基原硅酸盐浸渍。

RCC 叠层轻而坚固，它能促进热滞区和温度较低部位的交叉辐射，这样就能降低翼前缘(见图)滞止温度和温度梯度。RCC 的工作温度为－121～＋1648℃，它能承受爬高及再入时的高疲劳载荷。

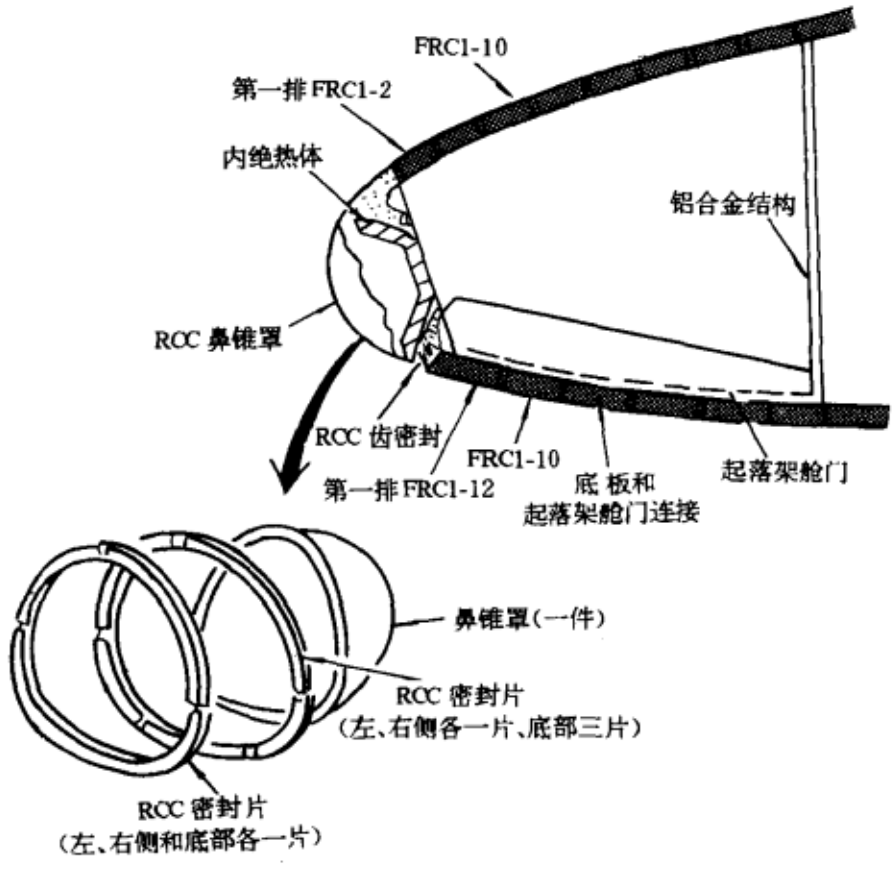



RCC 翼前缘

RCC 板是机械铰接在机翼上的，以减少因机翼变形而产生的加载。每个翼前缘板中的 RCC“齿密封”件可作横向移动，允许 RCC 和轨道飞行器翼前缘后面温度较低的结构之间有热膨胀差。此外它也用来防止再入时热边界层气流直接进入翼前缘空腔。

由于碳不是一种良绝热体，所以其邻近的铝合金和其它金属附件要作内绝热，以防超过极限温度。因康镍 718 和 A-286 紧固件被螺接在 RCC 组件的凸缘上并连接到铝合金翼梁和鼻锥舱壁上。用因康镍覆盖 DYNAFLEX 绝热层，防护金属连接件和翼梁免受由 RCC 机翼板侧向而来的热辐射。

在 102 轨道飞行器上鼻锥罩用充填二氧化硅纤维的陶瓷纤维罩及 99.7%纯度的二氧化硅 HRSI 瓦进行内绝热。099 号及其以后的轨道飞行器用充填二氧化硅纤维的陶瓷纤维罩及

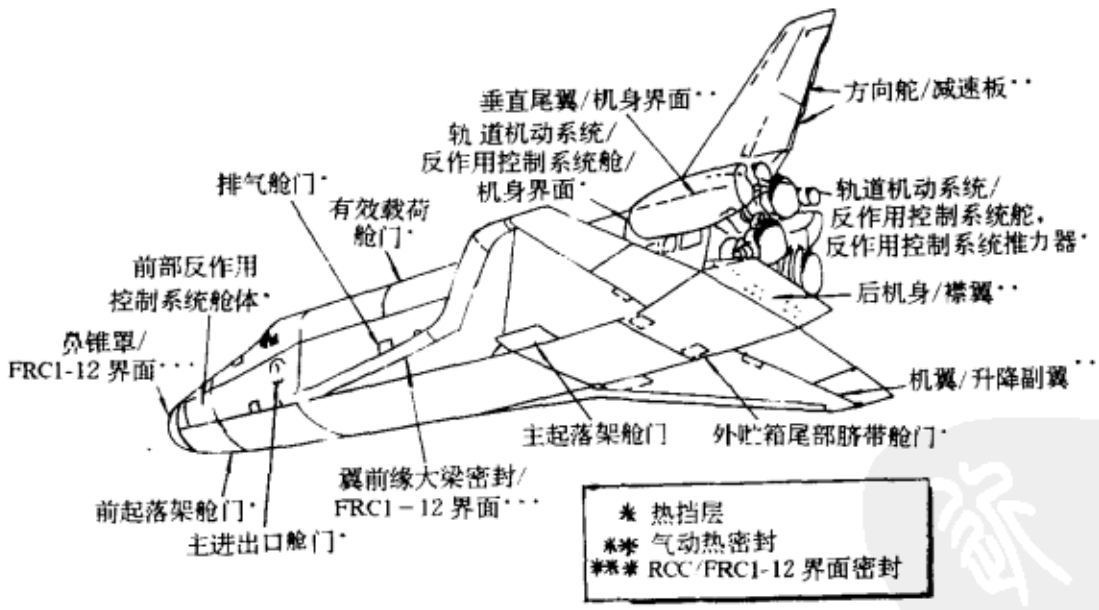



RCC 鼻锥

FRCI 瓦作为内绝热材料。

**热挡层**

轨道飞行器各个组件和防热系统接壤区的 closeout 体均须用热挡层防护，其部位如图所示。采用的材料有白色 AB312 陶瓷氧化铝、四氧化三硼、二氧化硅纤维(用于 102 号轨道飞行器)，黑色 AB312 陶瓷纤维(用于 099 号及其以后的轨道飞行器)、内装有因康镍 X750 丝制成

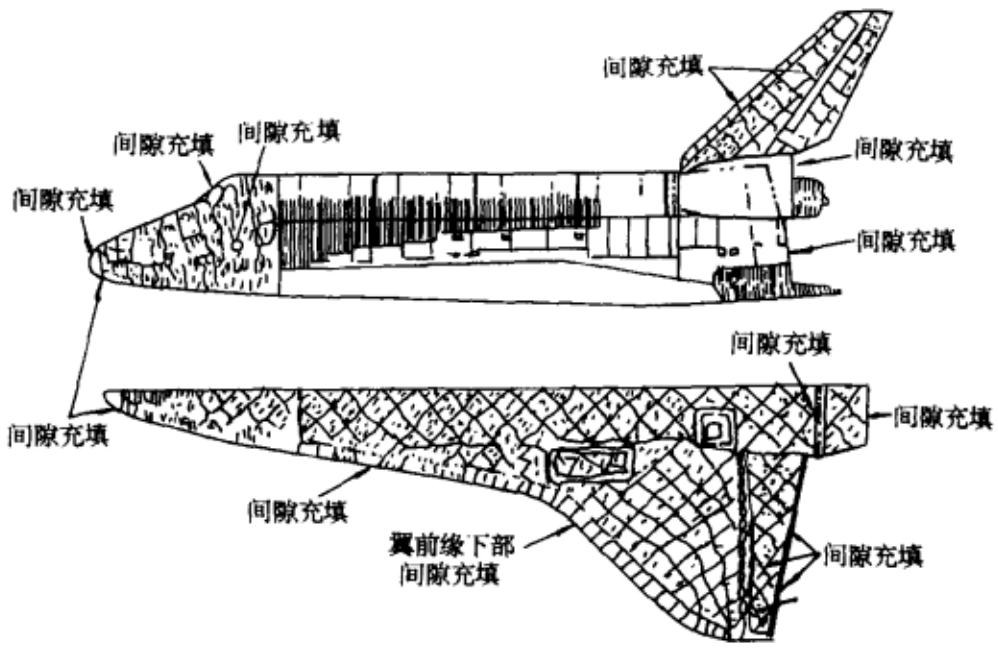



热挡层

的管形弹簧的二氧化硅纤维套管、氧化铝垫层、石英线和可机械加工的 MACOR 陶瓷。

**间隙填料**

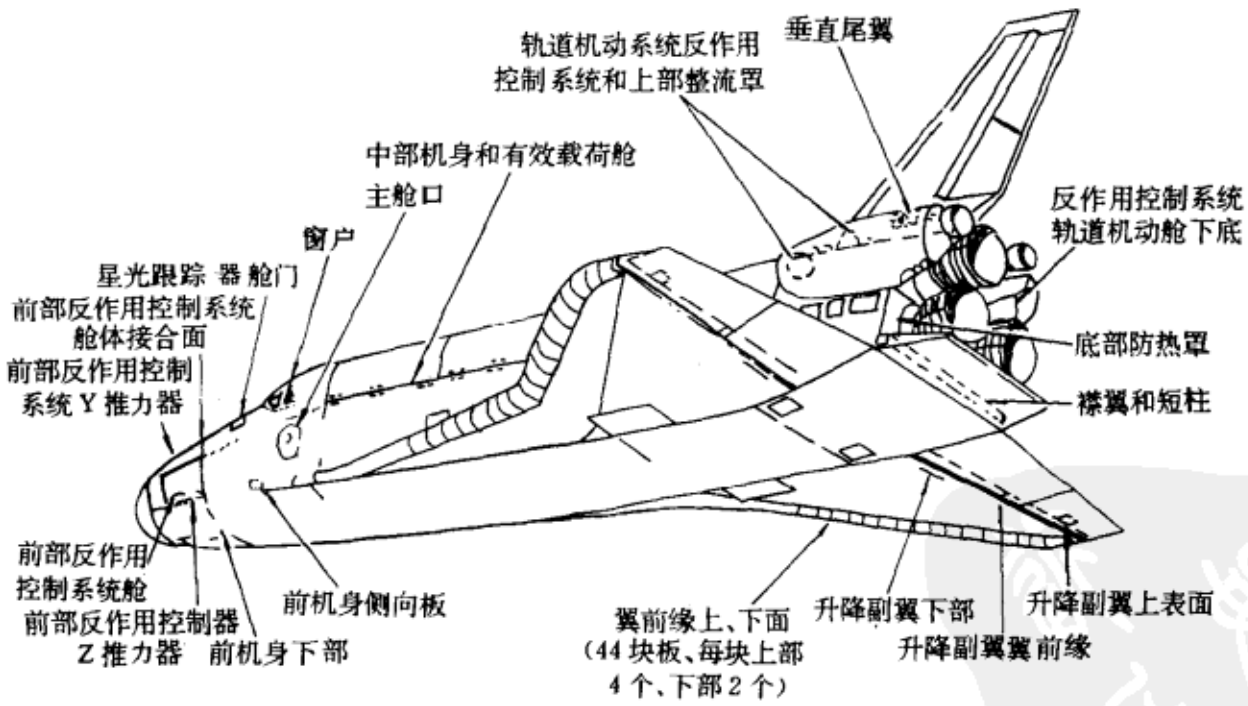
在表面压力梯度可能引起边界层气流穿入瓦隙的部位，要用填料充填间隙，以尽量减少间隙加热。102 号轨道飞行器用白色 AB312 陶瓷氧化铝、三氧化二硼、二氧化硅纤维织物作瓦隙填料。099 号及其以后的轨道飞行器用黑色的 AB312 陶瓷纤维织物作瓦隙填料。前部机身鼻锥前缘风罩、侧部舱门、机翼、垂直尾翼、升降副翼的尾部边缘、方向舵/减速板、机身襟翼和主发动机热防护罩周围和壳体内用充填有氧化铝纤维的织物套防护。




防热瓦间隙充填部位

**插头和塞件**

轨道飞行器某些部位的陶瓷瓦上嵌有熔化二氧化硅嵌线插头和塞件，以便通过这些开口穿过瓦块移动舱门或通道盖板的部件，其部位如图所示。




插头和塞件部位

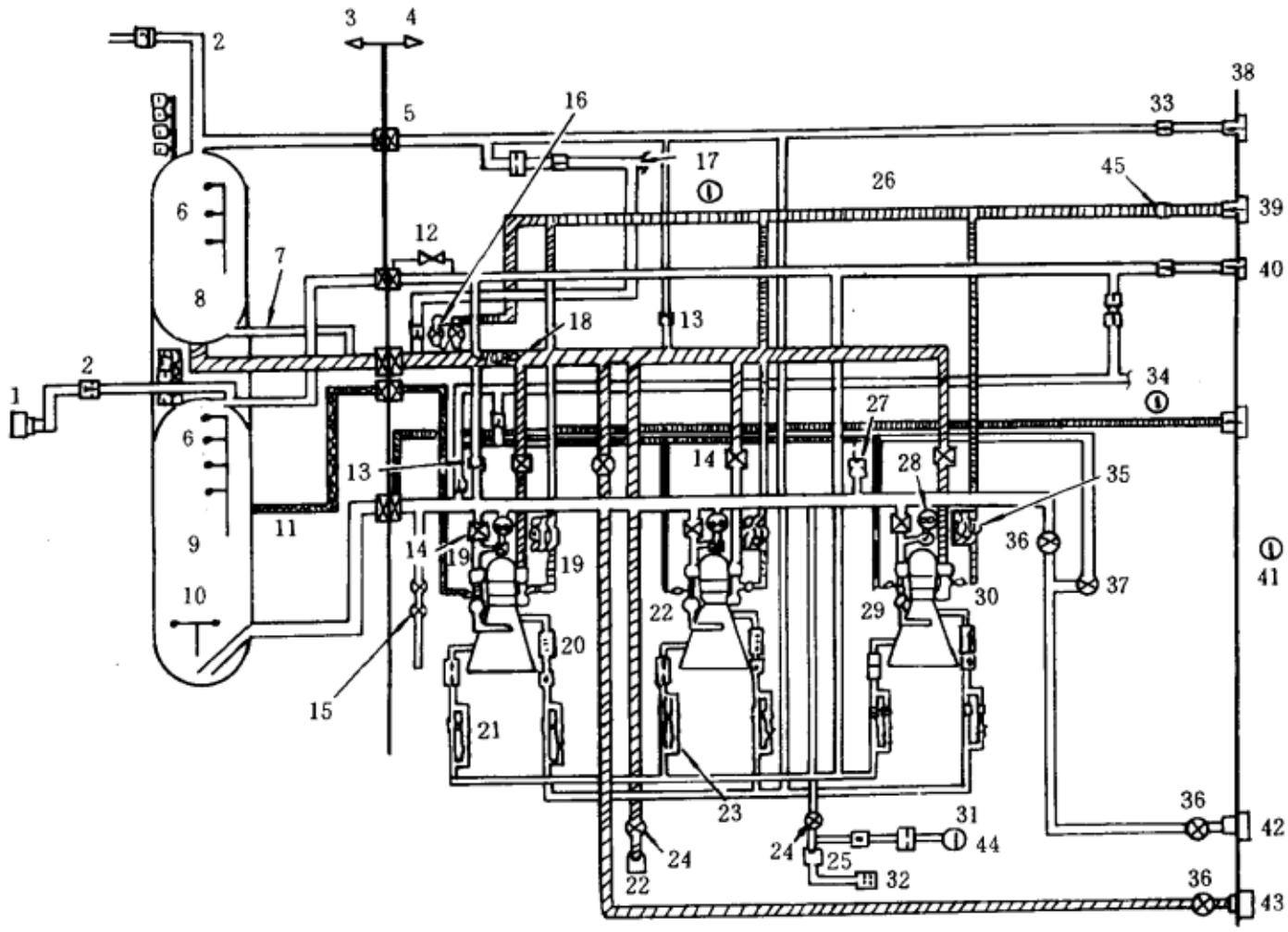
# 推 进 系 统

航天飞机轨道飞行器推进系统由主推进系统、轨道机动系统和反作用控制系统组成。

## 主推进系统

航天飞机主推进系统由主发动机、外贮箱、推进剂输送、管理、加注与泄出、调节、增压控制、气动和吹除等分系统组成。

除外贮箱和部分输送管路以及氦气瓶外，系统的其它组件均位于轨道飞行器尾部机身。氦气瓶置放于有效载荷舱下的中部机身后侧。




主推进系统简图

1. 液氢排气脱落接头；2. 排气阀；3. 外贮箱；4. 轨道飞行器；5. 脱落接头；6. 液位传感器；7. 防间歇流导管；8. 液氧；9. 液氢；10. 液位传感器(发动机关机)；11. 液氢再循环；12. 增压管路排气；13. $\Delta P$ 计量泵前阀门；14. 泵前阀门；15. "返回发射场"中止飞行排液阀；16. Pogo 蓄留器阀门；17. 液氧箱氦气增压；18. 发动机关机传感器；19. 涡轮泵；20. 热交换器；21. 典型的电磁阀；22. 再循环阀；23. 气动控制；24. 关机阀门；25. 减压阀；26. 液氧机外放液；27. 热减压阀；28. 再循环泵；29. 主燃料阀门；30. 主氧化剂阀门；31. "返回发射场"中止飞行；32. 火焰抑制器；33. 液氧箱氦气预增压；34. 氦气补充加压；35. 液氧放液止回阀门；36. 加注阀；37. 补充加注阀；38. 地面系统；39. 液氧放液脱落接头；40. 液氢箱氦气预增压；41. 由氦气气源而来；42. 液氢加注脱落接头；43. 液氧加注脱落接头；44. 歧管压力；45. 机外放液阀。

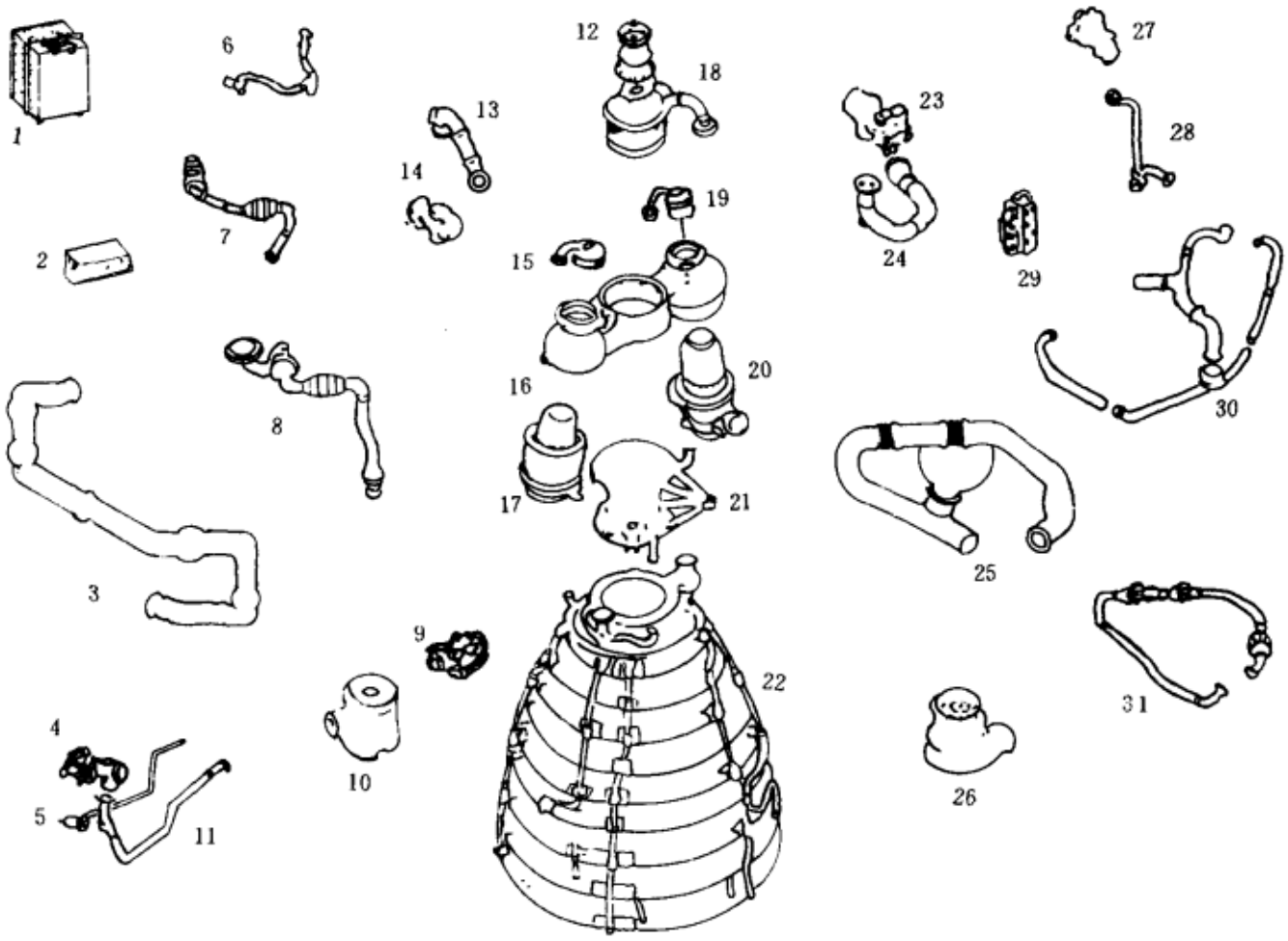
### 主发动机

航天飞机主发动机为泵压输送、高压补燃液氧/液氢发动机。发动机在地面点火，提供上升

入轨的速度增量，同时也可在因故障需中止飞行时使用。发动机推力可调，调节范围为65%～109%，因而可将运载器过载限制在3$g$以内，也可在较高的高度上中止飞行。

**主发动机性能表**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机高 | 4.3m | 混合比 | 6∶1 |
| 结构质量 | ≈3.8t | 喷管出口直径 | 2.39m |
| 真空推力 | 2090.7kN | 膨胀比 | 77.5∶1 |
| 海平面推力 | 1668.1kN | 额定工作时间 | 480s |
| 真空比冲 | 4464N·s/kg | 总使用时间 | 7.5h |
| 海平面比冲 | 3552N·s/kg | 使用次数 | 55次 |
| 推力调节范围 | 65～109% | 发动机摆动范围 | ±8.5°(偏航、滚动) |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | | ±10.5°(俯仰) |




主发动机主要组件

1. 控制器；2. FASCOS控制器；3. 低压燃料管路；4. 燃料预燃室液氧阀门；5. 液氧放液阀门；6. 燃料放液阀门；7. 低压燃料涡轮泵驱动导管；8. 低压燃料涡轮泵排液导管；9. 燃烧室冷却阀门；10. 低压燃料涡轮泵；11. 燃料预燃室液氧输送导管；12. 摆动轴承；13. 高压燃料导管；主燃料阀门；15. 燃料预燃室；16. 燃气歧管；17. 高压燃料涡轮泵；18. 喷注器；19. 氧化剂预燃室；20. 高压氧化剂涡轮泵；21. 主燃烧室；22. 喷管；23. 主氧化剂阀门；24. 高压液氧导管；25. 低压氧化剂导管；26. 低压氧化剂涡轮泵；27. 氧化剂预燃室氧化剂阀门；28. 氧化剂预燃室氧化剂输送导管；29. 气动控制装置；30. 燃气歧管冷却导管；31. 低压氧化剂涡轮泵涡轮驱动导管。

1. 主发动机主要组件

涡轮泵:该系统共有 4 台涡轮泵,低压燃料、氧化剂涡轮泵各 1 台,高压燃料、氧化剂涡轮泵各 1 台。

两台低压涡轮泵与推进剂导管相联并支撑在一固定的位置。每台低压泵的出口用一柔性导管与高压泵入口相联,以便发动机摆动进行推力矢量控制。低压泵为轴流泵,以较低的转速工作,为高压泵提供必要的压头。低压氧化剂泵的额定转速为 5151r/min;燃料泵的额定转速为 14644r/min。

高压燃料涡轮泵是一种三级离心泵,直接由一台两级燃气涡轮驱动。涡轮泵安装在燃气歧管上。涡轮泵的泵后管路为预燃室、喷管和燃烧室冷却循环管路提供液氢。高压氧化剂泵也安装在燃气歧管上,由 2 台离心泵(主离心泵和预燃室离心泵)组成。2 台泵共用一轴,由 1 台两级燃气涡轮驱动。主涡轮泵为主燃烧室喷注器、热交换器、低压氧化剂泵和预燃室氧化剂离心泵提供液氧。预燃室氧化剂离心泵用于提高氧化剂压力,并将其送往燃料和氧化剂预燃室。

燃气歧管是发动机支撑预燃室、高压泵、主喷注器、主燃烧室和热交换器的结构支柱。通过燃气歧管使燃料和氧化剂预燃室与主燃烧室连通。

预燃室:2 个预燃室焊接在燃气歧管上,产生驱动高压涡轮装置的低混合比富氢燃气。预燃室由一单通路燃烧室、燃料冷却套和装有隔板的同轴元件喷注器组成。

主喷注器采用隔板和同轴元件方案。喷注器双面板用汽化氢冷却。发动机摆动轴螺接于主喷注器,全部装置可摆动,作飞行推力矢量控制。主喷注器基本上为一全焊接装置,由结构件、同轴喷射组件、2 块多孔金属板和增强电火花点火器组成。

主燃烧室:为一圆柱形再生冷却组件。燃气喷出燃烧室,以 5∶1 膨胀比膨胀。燃烧室用法兰连接在燃气歧管上,并由 NARLOG-Z(含银和二氧化铝的铜合金)冷却管路和高强度镍合金套进行冷却。

喷管装置:由歧管和喷管组成,喷管与歧管焊接并通过歧管的法兰与主燃烧室连接。

燃料再生冷却、80.6%钟形喷管膨胀比 77.5∶1,长约 3.05m,出口直径 2.39m。它螺接在主燃烧室 5∶1 膨胀比截面处。歧管由歧管壳、扩散器、混合器、推力室冷却阀壳和推力室冷却管路组成。喷管由 1080 根连接于喷管前端冷却出口歧管和喷管出口处的冷却入口歧管的管子组成。

发动机控制器由 3 个减震紧固件连接在发动机上。它是一种固态集成电路组件,由数字计算机和相应的电子件组成。它与发动机传感器、作动器和电火花点火器配合可进行发动机闭路控制、发动机测试、发动机极限监控、起动准备状态检验、起动和关机程序控制、收集发动机维护数据。控制器组件被集装在一采用冷却措施的密封、增压壳体内。

飞行加速度安全关机系统由电子件、电缆和加速度计组成,它敏感 2 台高压涡轮泵的震动,当超过预定值时,其数值传送给发动机控制器。

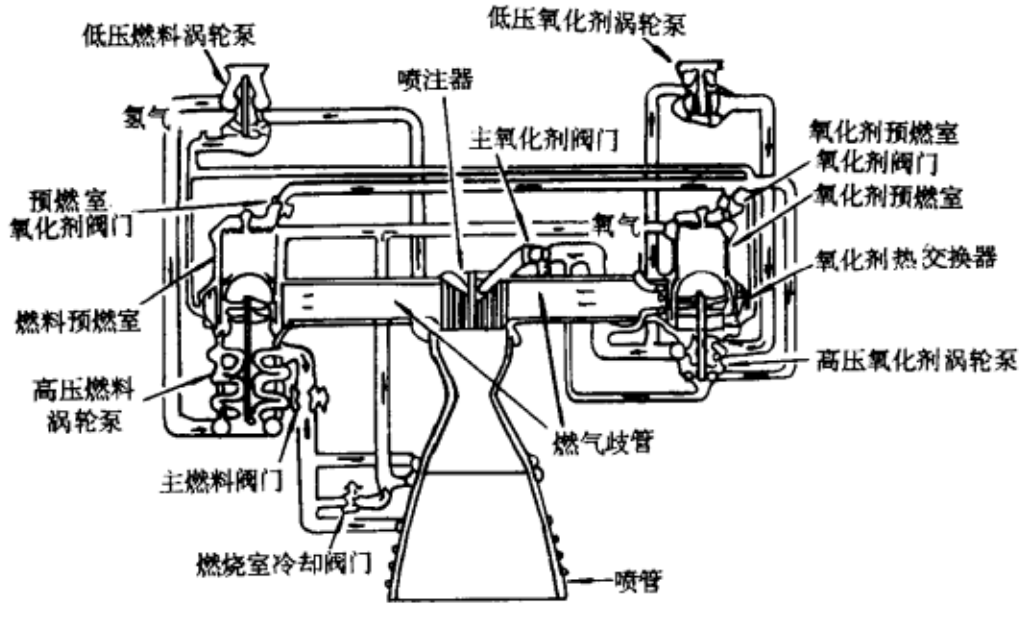
2、主发动机工作流程

发动机工作流程如图所示。

航天飞机主发动机采用分级燃烧循环。推进剂在低混合比、低压、低温下在预燃室部分燃烧。之后,再在高混合比、高压、高温下在主燃烧室全部燃烧。

两台低压涡轮泵低速工作,使贮箱处于低压环境。其作用是为高压泵提供足够的入口压头,使高压泵在高速下工作,并由低压泵向高压泵输送推进剂。

高压氧化剂泵输出的推进剂有 75%流向主燃烧室,约 10%流向预燃烧室离心泵。由该泵




主发动机工作流程图

将压力提高到预燃室要求值。另有一小部分推进剂通过热交换器，用于氧化剂箱增压和纵向耦合振动(Pogo)抑制。氧化剂驱动液压涡轮泵，后者驱动低压氧化剂涡轮泵，然后再循环进入高压氧化剂涡轮泵。

高压燃料涡轮泵输出的推进剂有20%用来冷却主燃烧室、驱动低压燃料涡轮泵、冷却燃气歧管和喷注器，并给燃料箱增压。剩余的推进剂对喷管进行冷却后送往预燃室。

由预燃室产生的富油燃气蒸气先驱动高压涡轮泵，然后流入主喷注器与补加的氧化剂和燃料混合喷入主燃烧室。

**外贮箱增压**

外贮箱由地面加注的氦气和液压头提供发动机起动前的泵入口压力，发动机建压后由推进剂蒸气压力维持贮箱压力。

**推进剂输送系统**

系统通过2条直径43cm的管路从外贮箱向轨道飞行器主发动机输送液氢、液氧。在轨道飞行器机身尾部处，2条43cm直径管路各分为3条30cm直径管路通往3台主发动机。

**氦气存贮和供给系统**

系统分为气动和发动机氦气存贮和供给2个子系统。前者为推进剂管理系统中的气动作动阀门提供氦气作动压力、辅助主推进系统排液并在再入前对推进剂管路再增压。后者在飞行中对发动机进行吹除和应急起动(关闭)推进剂阀门。

**推进剂管理系统**

该系统用来控制外贮箱推进剂加注，从发动机引出气体通过2条气体脐带管路送回贮箱以维持贮箱压力并为主发动机提供低压备用关机。发动机工作时推进剂通过2条脐带、歧管、管路和阀门送往发动机。

轨道飞行器共有2条43cm直径推进剂输送管路、6条30cm直径推进剂输送管路和6条1.6cm直径增压管路。

**液压摆动作动器**

每台主发动机有2个液压摆动伺服作动器，1个用于俯仰，另1个用于偏航。

液压由推力矢量控制系统隔离阀门控制。共有3套液压系统，每套装有1个这样的隔离阀门。当3个阀门打开时，液压便送往伺服作动器。每个作动器只与其中的2套液压系统相接，1套工作，1套备用。它们与每个作动器中的1个转换阀门相接，当敏感到主液压系统失效时，会自动切换到备用系统以防推力矢量控制失效。

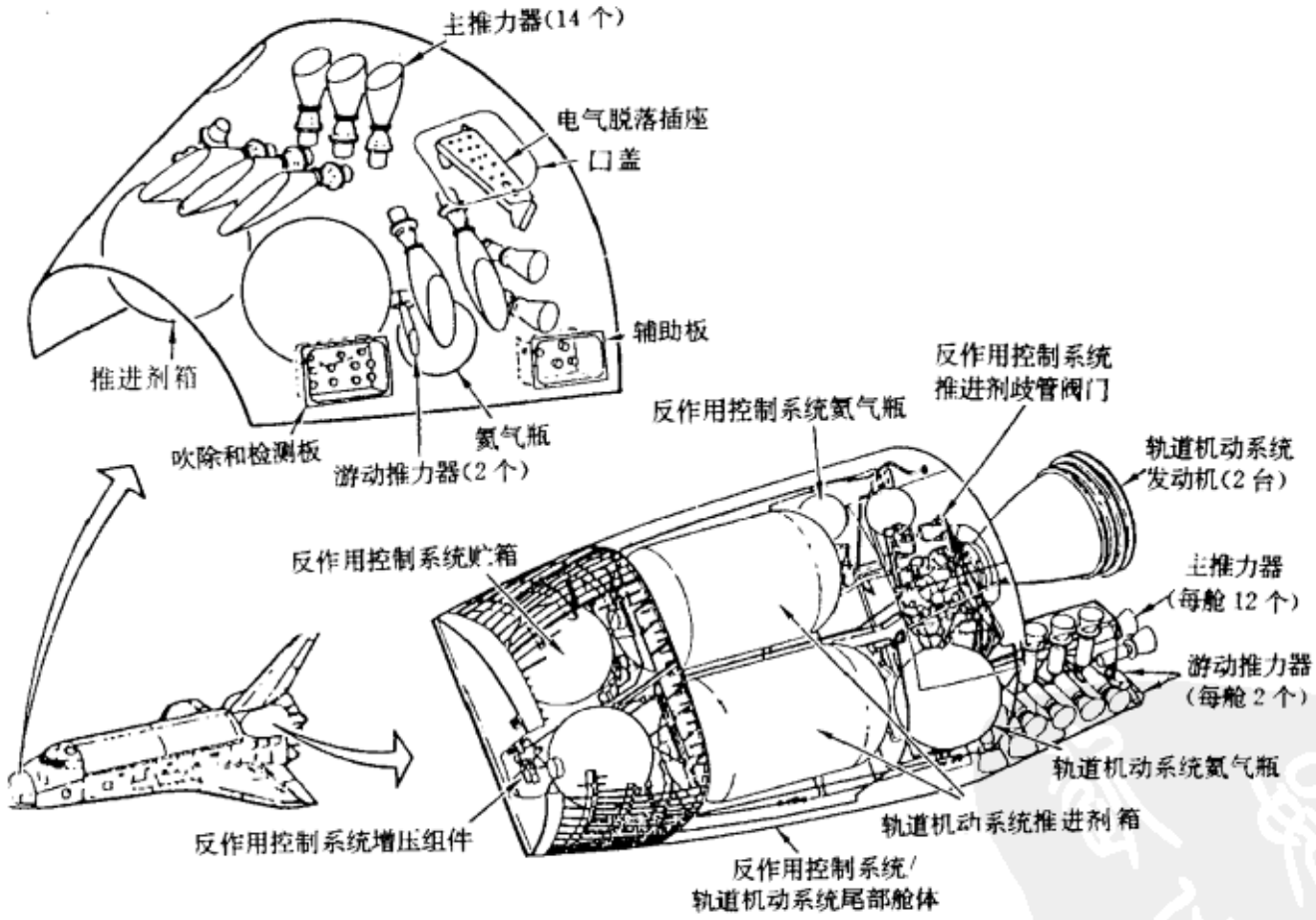
## 轨道机动系统

轨道机动系统(OMS)为入轨、轨道转移、会合、出轨提供速度增量。系统由2个独立的部分组成，它们装在尾部机身两侧的舱体内。该系统能给携带有29.45t有效载荷并已与外贮箱分离的轨道飞行器提供304m/s速度增量。安装在有效载荷舱尾部的3个副贮箱所装的推进剂和气体，可补加3×152.5m/s速度增量，这样可使总$\triangle V$提高为762.5m/s。再入前剩余推进剂从尾部2个排液管排出。

每个OMS舱装有推力为26.69kN的挤压式输送再生冷却摆动发动机、燃料箱、氧化剂箱、高压氦气瓶、推进剂挤压输送调节器、控制器和推进剂分配系统。

**OMS发动机特性**

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 真空推力 | | 26.69kN | 混合比(最大) | 1.65 |
| 比冲 | | 3069N·s/kg | 膨胀比 | 55∶1 |
| 燃烧室压力 | | 858.1kPa | 摆动范围 | 俯仰±6° |
| 推进剂质量 | 四氧化二氮 | 6743kg | | 偏航±7° |
| | 一甲基肼 | 4086kg | 结构质量 | 117kg |

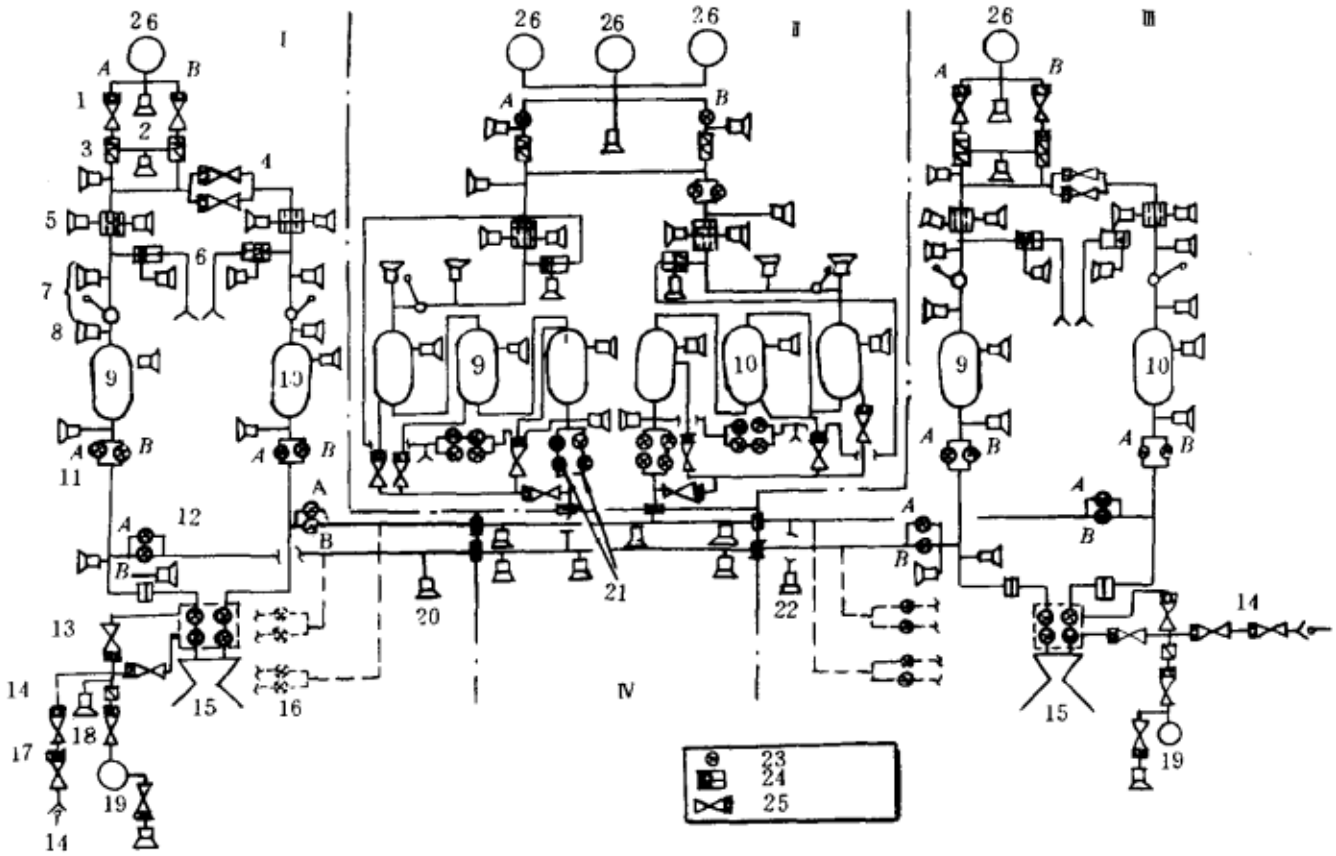



轨道机动系统和反作用控制系统

OMS 发动机可重复使用 100 次，起动 1000 次，总工作时间 15h，最短点火时间 2s，每秒提供 0.9～1.8m/s 速度增量。每台发动机装有 2 个机电作动器，进行偏航和俯仰摆动，系统的正常工作模式为一台 OMS 发动机工作。

每个推进剂箱装有推进剂捕获装置、测量装置和推进剂分配系统。推进剂连通管具有为任一 OMS 发动机从任一贮箱提供推进剂的能力。位于轨道机动系统连通管间的转接管路和尾部反作用控制系统(RCS)推进剂歧管可为 RCS 提供 453kg 推进剂，供轨道内机动用，也可为 2 个尾部 RCS 交叉输送推进剂。

OMS 用舱壁和设于管路和 OMS 结构上的加热器进行温控，使推进剂温度保持在 4～37℃之间。




轨道机动系统简图

Ⅰ 左舱；1. 氦气隔离阀门；2. 氦气加注；3. 调节器；4. 蒸气隔离阀门；5. 测试阀门；6. 减压阀门；7. 地面测试；8. 贮箱排气；9. 一甲基肼；10. 四氧化二氮；11. 贮箱隔离阀门；12. 交叉输送阀门；13. 发动机控制阀门；14. 通往燃料歧管；15. OMS 发动机；16. RCS 内连阀门；17. 吹除阀门；18. 发动机压力阀门；19. 氦气；20. 燃料加注；Ⅱ 有效载荷舱附件；21. A、B 组推进剂备用隔离阀门；Ⅲ 右舱；22. 氧化剂加注；Ⅳ 后部机身；23. 发动机工作阀门；24. 电爆减压阀门；25. 电磁阀 W/过滤器；26. 氦气瓶。

## 反作用控制系统

反作用控制系统(RCS)由 3 个独立的部分组成。一部分装在驾驶舱前部，另两部分装在尾部 OMS 舱内。RCS 提供姿态控制和轨道飞行器三轴平移。外贮箱分离、入轨和轨道机动时三部分同时工作，返回地面的姿态控制只用尾部 2 套 RCS。

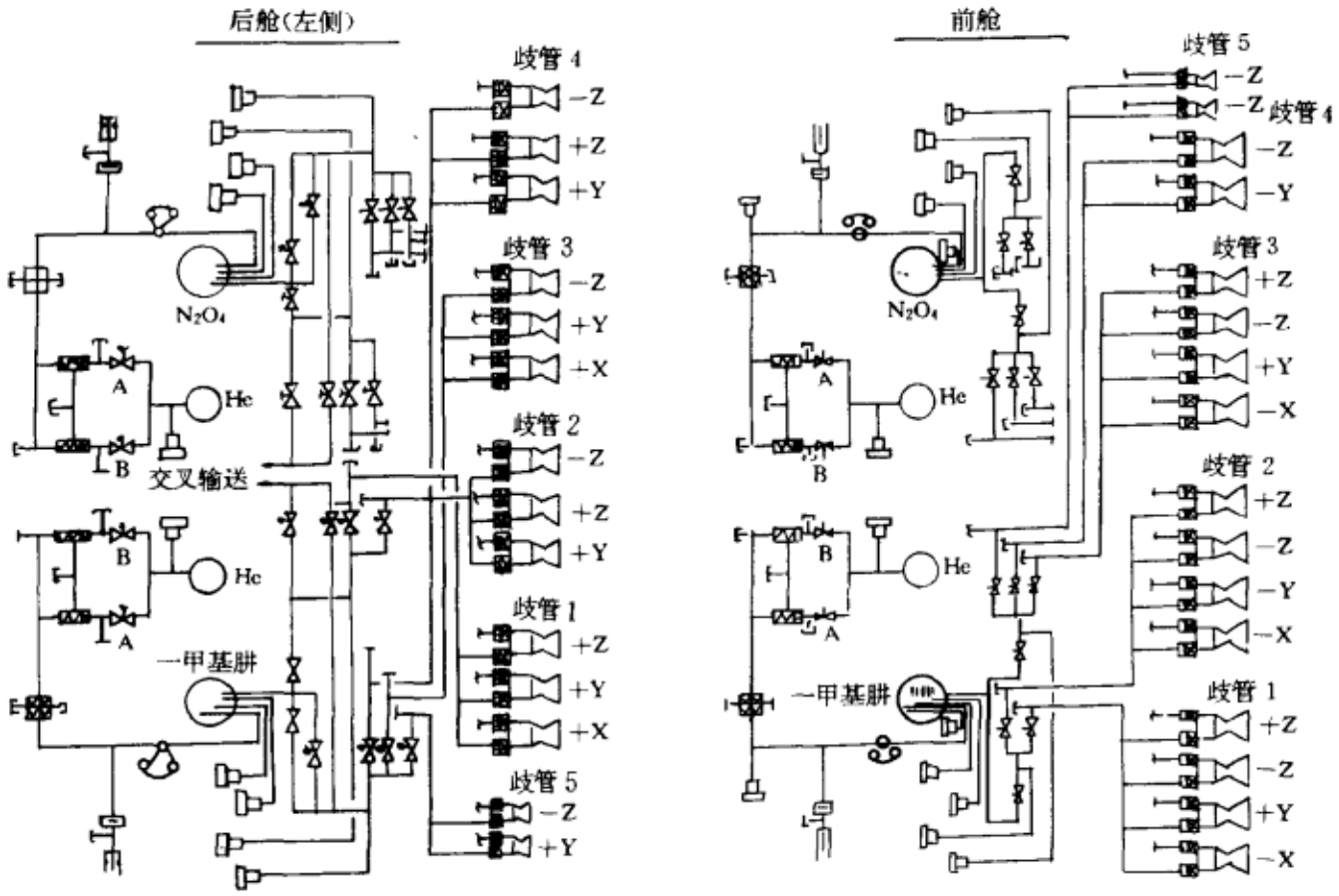
每套 RCS 由 2 个高压氦气瓶、贮箱压力控制器、减压阀、推进剂箱、推进剂分配系统、主推力器和游动推力器组成。每个贮箱设推进剂捕获系统，在各种状态下为贮箱出口供液。系统共有 38 个主推力器，前部 14 个，尾部两侧各 12 个；6 个游动推力器，前部 2 个、尾部两侧各 2 个

(推力器性能见表)。RCS 采用 OMS 同样的推进剂。尾部左右 RCS 以及 RCS 和 OMS 之间通过交流电机输送阀门交叉供液。

RCS 发动机采用镉金属燃烧室,内壁燃料液膜冷却和喷管辐射冷却。燃烧室和喷管设防热层,以防止 1013～1315℃高温辐射进入轨道飞行器结构。用加热器使推进剂温度保持在 15～37℃之间。

**推力器性能表**

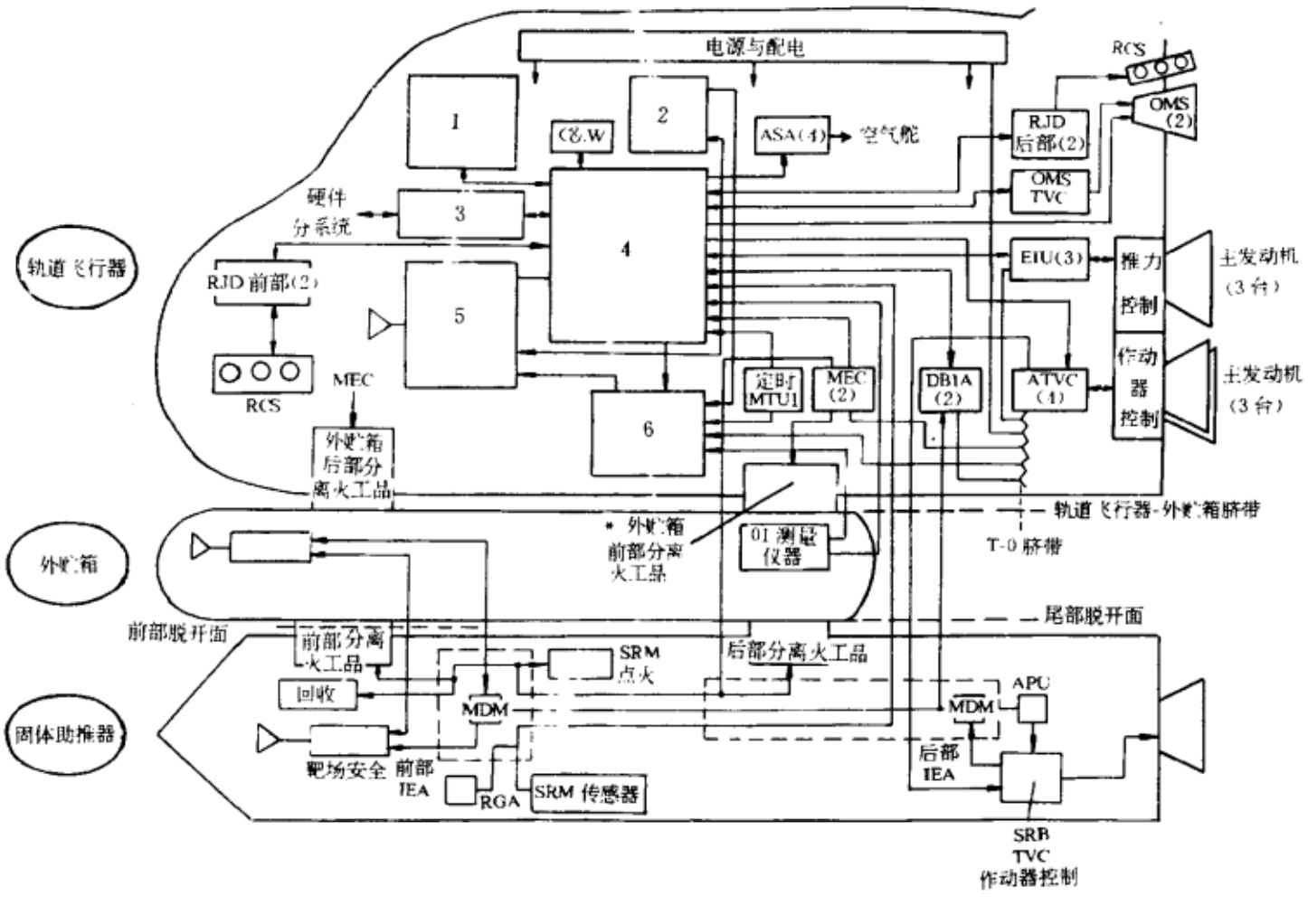
| | 主推力器 | 游动推力器 | | | 主推力器 | 游动推力器 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 推力(N) | 3870 | 106 | 工作时间(s) | 稳态模式 | 1～150 | 1～125 |
| 燃烧室压力(MPa) | 1.0434 | 0.7551 | | 脉冲模式 | 0.08 | 0.08 |
| 混合比 | 1.6 | 1.6 | 重复使用次数 | | 7100 | 7100 |
| 推进剂质量(kg)氧化剂 | 674 | | 起动次数 | | 50000 | 500000 |
| 燃料 | 421 | | 总工作时间(s) | | 20000 | 125000 |
| 膨胀比 | 22:1～30:1 | 20:7～50:1 | | | | |




反作用控制系统简图

## 电 子 系 统

航天飞机电子系统由数据处理系统、测量系统、通信系统、辅助导航系统和制导、导航、控制系统组成。系统共有 300 多个主要电子“黑盒子”,由 300 多公里长的电缆连接,分布于航天飞机的各个部位,并通过公用数据母线与系统的 5 台计算机相接。




电子系统

1. GN&C 敏感：IMU RGA STRTR 加速度计 ADTA WOW WONG；2. 有效载荷管理：RMS(1) PSP(S) PDI(1)；3. D&C：SBTC RDPTA 开关 RHC DDU THC；4. 数据处理：GPC(5) MDM(13) 软件 MCDS(5) MMV(2)；5. C&T：MSBLS TACAN 尾部雷达多普勒 NSP S 波段 KU 波段；6. 正式运行测量仪器：PCM MU(2) OI MDM(7)记录器(2)

ACCEL—加速度计；ADTA—大气数据传感器装置；APU—辅助动力装置；ASA—空气舵伺服放大器；C&T—通信与跟踪；C&W—预警与报警；DBIA—数据母线隔离放大器；D&C—显示与控制；DDU—显示驱动装置；EIU—发动机接口装置；GN&C—制导、导航和控制；GPC—通用计算机；IEA—集成电子装置；IMURGA—惯性测量组件速率陀螺装置；MCDS—多功能阴极射线管显示系统；MDM—信号复合/信号分离器；MEC—主事件控制器；MMU—主测量组件；MSBLS—微波扫描着陆系统；MTU—主定时器；NSP—网络信号处理器；OI—运行测量；OMS · TVC—轨道机动推力矢量控制；PCMMU—脉码调制主组件；PDI—有效载荷显示器；PSP—有效载荷信号处理器；RA—雷达高度表；RCS—反作用控制系统；RGA—速率陀螺装置；RJD—反作用喷管驱动器；RHC—转动手动控制器；RMS—遥控机械臂系统；RPTA—方向舵板传感器装置；SBTC—减速板推力控制；SRB—固体助推器；SRM—固体发动机；STRTR—星光跟踪器；TACAN—塔康导航系统；THC—位移手动控制器；WONG—前起落架负重；WOW—起落架轮负重。

航天飞机电子系统为多冗余系统，是按照故障-工作/故障-安全的原则设计的。即要求出现一次故障时，系统能正常工作，出现第二次故障时，仍能确保航天飞机及飞行人员安全返回地面。

该系统负责航天飞机大部分系统的控制，其功能为：自动测定航天飞机状态和运行准确程度、程序测量、外贮箱和固体助推器的发射和上升控制、性能监控、数据处理、通信和跟踪、有效载荷操作和系统管理、制导、导航和控制及电源分配。除了对接由宇航员手动操纵外，任务的各个阶段均有手动和自动两种工作模式可供选用。

# 数据处理系统

数据处理系统为航天飞机各分系统提供计算机监控。系统为多冗余系统,由 5 台完全相同的通用计算机、2 台进行大容量存储的海量存储器、28 条进行数据传输的时分、串行数字数据母线、9 台进行数据组合和格式化的信号复合器/信号分离器、3 个发动机接口和 4 台多功能电视显示装置组成。

系统采用多台计算机的冗余组合方案是为了在某台计算机发生故障时,100%地覆盖有故障的计算机,由组内其它计算机保障任务正常进行。为保证故障后航天飞机仍能继续正常工作,需要 3 台计算机,因为只有这样才能在确认有故障的计算机后由系统否决其计算结果。如果要求在出现第 2 次故障仍能继续飞行,保证安全返回地面则至少要用 4 台计算机。第 5 台计算机采用完全不同的软件以检查软件错误,作为产生软件错误时的后备机。

## 硬　　件

### IBM AP101 通用计算机(GPC)

每台通用计算机由中央存储器、中央处理机(CPU)和输入/输出处理机(IOP)组成。中央存储器容量为 106496 字,由 CPU 和 IOP 共用。GPC 内存共分 9 个存储组。CPU 的功能是对数据进行逻辑运算、对 IOP 进行程序控制、控制并处理中断、控制传感器等冗余系统。每台计算机的 CPU 容量为 81920 字。计算机与各系统间的数据传输由 IOP 在 CPU 的控制下进行。IOP 从 CPU 接收数据,格式化并转换成命令后送往各系统,它也从各系统接收数据,格式化后送往 CPU。每台计算机的 IOP 容量为 24576 字。CPU 和 IOP 高 19.05cm、宽 25.7cm、长 49.53cm、质量 25.85kg。

### 海量存储器(MM)

为了完成各阶段的计算任务约需 40 万字的容量。除中央存储器外还可将 34 兆的信息存入 2 台磁带机。可将全部软件装入磁带机,需用时将所需程序转贮内存。关键程序和数据同时装入 2 台磁带机。一般情况下一台使用,另一台备用,也可通过 2 条单独的母线同时使用。磁带机高 19.05cm、宽 29.21cm、长 38.1cm、质量 9.97kg。

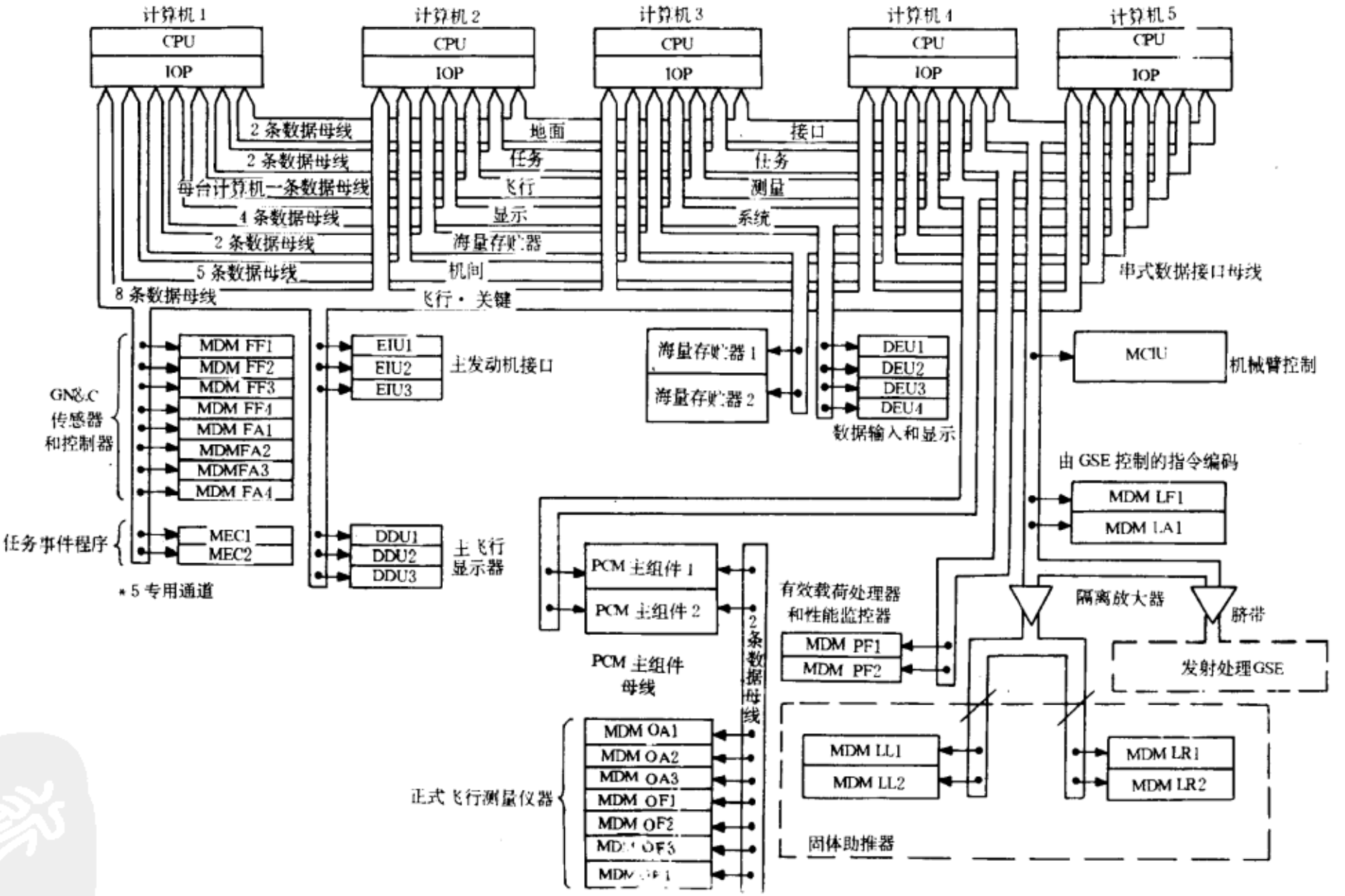
### 多功能显示系统

系统使机组人员具有机装软件接口以及控制机装软件的能力。机组人员可通过它观察航天飞机数据、监视错误和故障信息。系统由显示装置电子组件(DEU)、键盘(KBU)、显示装置(DU,包括阴极射线管 CRT)组成,驾驶层前中央显示/控制台有 3 台 DU/CRT,2 台 KBU,后中央显示台有 DU/CRT、KBU 各 1 台,系统用 4 台 DEU 存储显示数据、提供接口、进行显示、更新和再生、检测 KBU 输入错误并将输入信息回送给显示装置,3 台 KBU 为机组人员提供软件操作和管理的控制接口。

### 数据母线

计算机的输入/输出处理机有 28 个独立的处理器,分别控制 28 条数据母线。

系统采用脉码调制、时分多路转换的数据传输技术,通道用多路转换器连接在一起。按离散信息用一串二进制脉冲信号将信息编码到任意指定通道。信息传输字长为 28 位。头 3 位用于同步并指出信息是命令还是数据,下 5 位指明信息的源或目的。如是命令,则以后的 19 位指明要进行哪一种数据传输或操作;如是数据则其中的 16 位是数据本身,3 位指明数据的有效




数据处理系统

CPU—中央处理器；DDU—显示驱动装置；EIU—发动机接口装置；DEU—显示电子装置；GPC—通用计算机；GN&C—制导、导航、控制；GSE—地面设备；IOP—输入/输出处理机；M—存储器；MDM—信号复合器/信号分离器；MEC—主事件控制器；MM—海量存储器；MCIU—机械臂控制器接口装置；PCM—脉码调制器。

度，每个字的最后一位都是奇校验位。

28 路数据母线通过多路转换器接口适配器(MIA)与 IOP 相接。MIA 响应离散信号，传输或接收可用数据的要求，接收、转换、校验串行数据。

28 路数据母线按功能分为 7 组：机间通信 5 条、海量存储器 2 条、显示系统 2 条、有效载荷操作 2 条、飞行测量 5 条、飞行关键传感器和控制器 8 条。

**信号复合器/信号分离器**(MDM)

数据母线网络和大部分分系统之间的接口适配是通过 MDM 完成的。MDM 对与数字数据母线有关的数据串进行时分信号复合/信号分离，调节数据。它实际上是一种从数据母线取送数据的转换器。

MDM 从各系统接收上百个－5～＋5V 直流和 28V 直流离散模拟信号以及串行字或数字字，将这些模拟信号转换成数字/串行输出信号并通过母线输送到计算机和脉码调制主组件去，MDM 也从计算机向各系统输送数据。

**脉码调制器**(PCM)

计算机将串行/数字下行数据通过测量母线送往脉码调制主组件，与测量数据及有效载荷数据混合后送往地面下行遥测装置。PCM 也将测量信号变成串行数字送往遥测装置。从 PCM 主组件而来的航天飞机非关键数据通过 4 条测量母线送往各计算机并在 CRT 显示。

PCM 主组件含有一用来访问分系统数据的可编程序只读存储器(PROM)、一存储系统数据的随机存取存储器(RAM)和一存储从计算机而来，送往地面下行遥测装置的数据的存储器。

**定时器**

全部数据由 3 个主定时器(MTU)定时。由定时器提供格林威治标准时间(GMT)、任务经过时间和事件时间。系统软件从主定时器或计算机内部时钟选择 GMT，并经常由 MTU 更新，进行计时冗余管理。MTU 也负责向其它电路送同步信号。宇航员可通过 CRT 显示装置控制计时软件。

## 软　　件

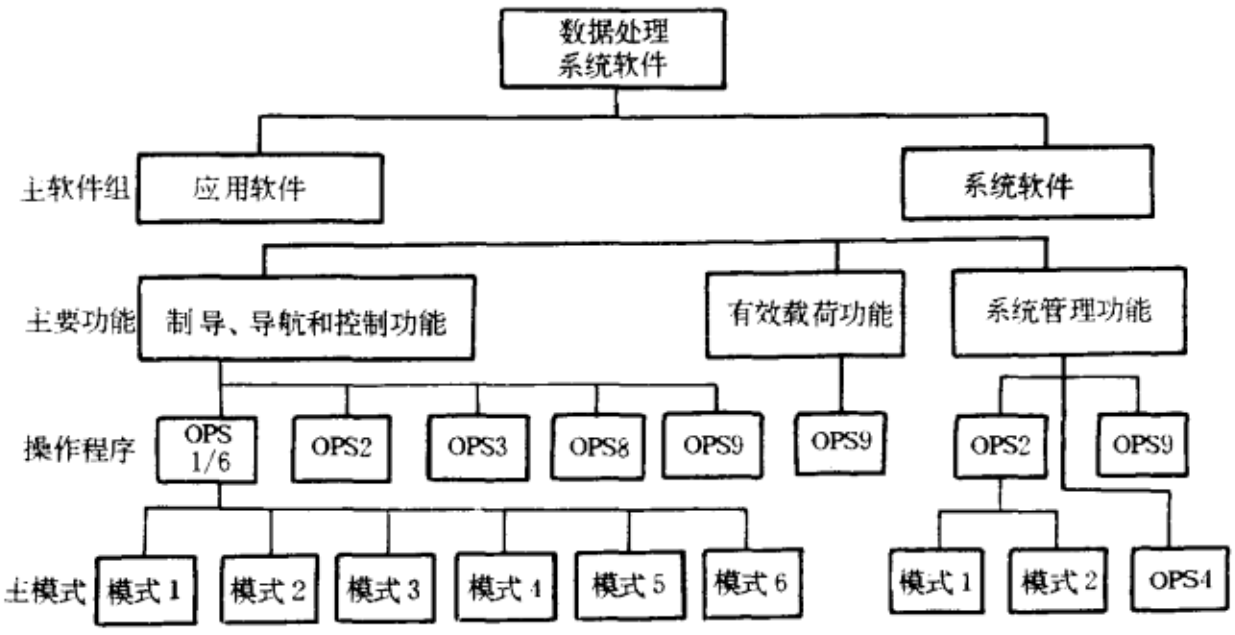
由航天飞机轨道飞行器计算机存储和执行的软件是空间飞行中最复杂的程序，由它们来操纵航天飞机各个方面和各个阶段的活动。

软件分系统软件和应用软件两类。各程序编写成可由单台计算机执行，也可由多台计算机执行。多台计算机执行模式设计用于执行发射、上升、再入、中止飞行等关键飞行阶段的工作。

系统软件由飞行计算机操纵程序、用户接口程序和系统控制程序组成。飞行计算机操作程序负责控制处理机、监控键盘系统参数、分配计算机资源、有次序地中断程序、提供高优先级活动以及更新计算机存储器。用户接口程序提供处理机务人员命令和请求的指令。系统控制程序用来对计算机进行初始化，在关键飞行段安排多计算机操纵模式。

应用软件有特殊软件程序、系统管理程序和有效载荷处理程序及航天飞机检测程序 4 种。特殊软件程序用来在发射、上升、轨道机动、再入和着陆各阶段对航天飞机进行制导、导航和控制，系统管理程序用来检测航天飞机各分系统、检查机组人员的显示器和控制器工作是否正常、更新惯性测量组件状态矢量。此外该组程序还包括装订主发动机计算机内存的指令和检测测量系统的指令。有效载荷处理程序是一组控制、监控有效载荷的指令，它们可根据有效载荷性质进行修改。航天飞机检测程序用来维护数据管理、进行性能监控和特殊的处理。

程序用HAL/S(高阶组合语言/航天飞机)语言编写而成。程序按功能分组存入各内存组。需要时可从海量存储器提取程序,并按所需要功能的操作程序重新组合内存。




数据处理系统软件

应用软件的最高层程序是操作程序(OPS)。每一组OPS是一组用来完成阶段面向任务的特殊软件。OPS还可分为几个主模式,每一模式代表OPS任务段的一个部分,如OPS1就可分为6个主模式。OPS功能软件会通过CRT显示某些数据格式和组态,但它们不能为宇航员所改动,只能提供信息。OPS专家功能软件,可在CRT显示并允许宇航员用键盘输入信息、操纵和监控航天飞机工作。

数据通信

**机间通信**

4条机间母线交叉连接4台计算机。每台计算机均可访问由其它几台计算机所接收或传输的数据状态,以检验4台计算机的计算结果是否一致。各计算机装同样的软件,4条母线各与一台以命令模式工作的计算机相接。对此条母线来说,其它3台计算机均以收听模式工作。各台计算机均具有从其它3台计算机接收数据、向其它计算机输送数据、请求数据并完成冗余机组要求之任务的能力。

4条机间母线不与任何航天飞机其它分系统相接。

**计算机与分系统间的通信**

1. GPC与制导、导航、控制系统间的数据通信　8条GPC飞行关键母线分2组与4台计算机相接。FC-1～FC-4母线输送驾驶层飞行员控制系统、显示装置和前部制导、导航、控制(GN&C)系统的命令和数据,FC-5～FC-8母线输送后部GN&C系统的数据和命令。组内1条母线分配给一以命令模式工作的计算机。以命令模式工作的计算机通过其专用母线向航天飞机有关系统发出数据请求和命令,其余3条母线分配给其它3台以收听模式工作的计算机,收听以命令模式工作的计算机信息。

GN&C系统各组件与各MDM和飞行关键母线相接,各台计算机通过它们向GN&C系统组件发送命令、请求数据。

GN&C 系统组件的冗余度变化在 2～4 之间。冗余管理软件可以从冗余组件中选择一组可用于飞行控制,制导和导航的数据;也可以发现超过容差的数据,找出有故障的组件并将故障通知飞行人员及数据收集软件。如对于 4 冗余组件,软件选释 3 个组件并取其中值,第 4 件备用,待 3 件中有 1 件出故障时,方启用第 4 件。如余下的 3 件中又有 1 件出了故障,则将模式降低为 2,取其平均值。2 件中再出故障时模式降为 1,只能输送它所收到的数据。

进行非关键性轨道飞行时只用 1～2 台计算机进行 GN&C 工作,其它几台用于有效载荷操作和系统管理,也可停止工作留作备用。

2. GPC 与主发动机间的数据通信　3 个主发动机接口输送计算机命令和主发动机控制器的数据。发动机点火、摆动、节流、关机等功能都是由主发动机控制器用 GPC 所计算的制导方程的输入信号进行控制的。

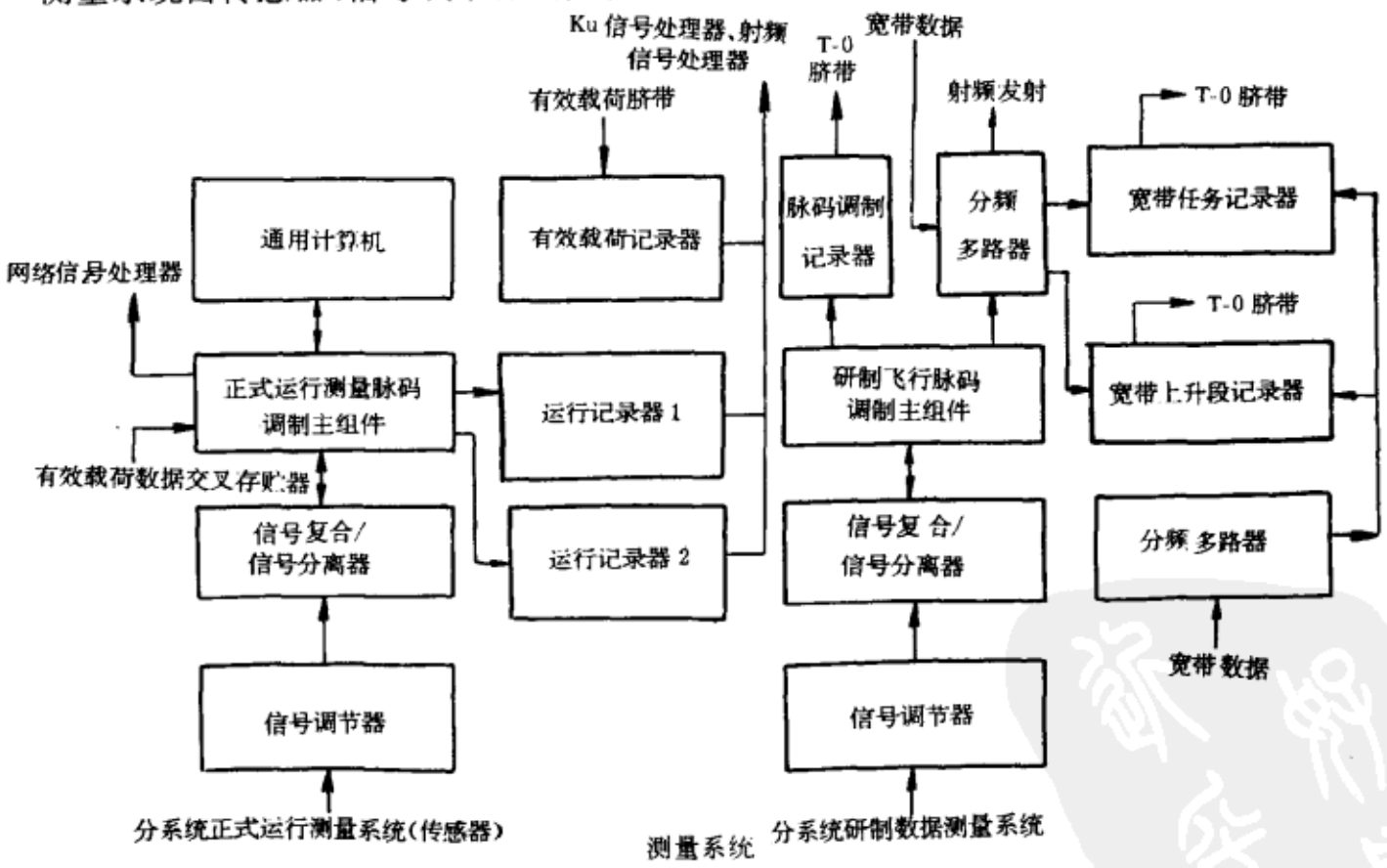
3. GPC 与主事件控制器(MEC)间的数据通信　GPC 通过飞行关键母线与 2 台 MEC 进行通信。由 GPC 控制的 2 台 MEC 提供火工品保险/解保信号、火工品点火信号和轨道飞行器/外贮箱、外贮箱/固体助推器分离信号。

4. GPC 与有效载荷间的数据通信　由 2 条有效载荷数据母线传输有效载荷状态参数。有效载荷数据隔行扫描器把有效载荷数据集中送入轨道飞行器电子件后送往地面遥测装置。

5. GPC 与地面设备及固体助推器间的数据通信　由 2 条地面接口母线实现 GPC 与地面设备及固体助推器间的通信。由接口装置数据母线隔离放大器的接收部分、发现低电平编码信号、去噪音并将信号解码为标准数字数据。放大器的传输部分将数据重新编码并以全振幅在低噪音的条件下传输数据。

## 测 量 系 统

测量系统由传感器、信号调节器、脉码调制编码设备、多频多路设备、脉码调制记录器、模



拟记录器、定时装置、机上测试装置组成。系统分2个独立的功能系统:正式运行测量系统和研制飞行测量系统。后者只在研制飞行阶段使用。

### 正式运行测量系统

正式运行测量系统敏感、收集并调节数据,对数据进行数字化、格式化并进行分配以供显示、遥测、记录和测试,为机上系统提供脉码调制记录、话音记录和定时。系统由2个脉码调制主组件、2个运行记录器、主定时装置和各种信号复合/信号分离器、信号调节器和传感器组成。

**信号调节器**

系统共有13个信号调节器,调节约1200条通道、约100个研制飞行测量数据。研制飞行时6个宽带信号调节器向分频多路器输送信号;正式飞行时向面板显示器、警报与预警系统和相应的信号复合/信号分离器(MDM)传送信号。MDM将模拟信号转换成串式数字数据,并按请求将数据送往脉码调制主组件。共有45个高级传感器。

**脉码调制主组件**

组件接受3250个MDM数据和机上计算机下行表数据,并将数据存储在存储器内,数据作周期性更新。脉码调制主组件(PCMMU)有2个格式存储器——可编程序只读存储器和随机存取存储器。PCMMU利用所存储的格式将数据组成128kb/s和64kb/s脉码调制遥测数据流并送往网络信号处理器,由处理器将128kb/s数据送往运行记录器并将128kb/s和64kb/s数据送往S波段应答机,向地面传输,在后来的飞行中用Ku波段发射机发射。PCMMU也按请求向机上计算机输送数据。

双冗余脉码调制主组件每次只一台工作,工作组件由飞行员通过面板控制。

**有效载荷交叉存取器**

正式飞行中采用有效载荷交叉存储器,最多可同时从5个搭接的和1个未搭接的有效载荷接受数据,进行交叉作业后送往脉码调制主组件,暂存其存储器中,由PCMMU格式化器和机上计算机访问。

**主定时器**

主定时器是一种稳定型晶体控制时源。它为机上计算机、脉码调制主组件、分频多路器和各种时间显示面板提供程序时间基准信号,它也向测量系统和其他系统提供同步信号。主定时器含3个格林威治平时(GMT)累加器和3个任务消逝时间(MCT)累加器。6台独立的累加器同时工作,它们均可由地面通过上行线由机上计算机重置或更新数据,也可由宇航员通过面板键盘改动,两个累加器的累加数均为364d23h59min59s999.875ms。

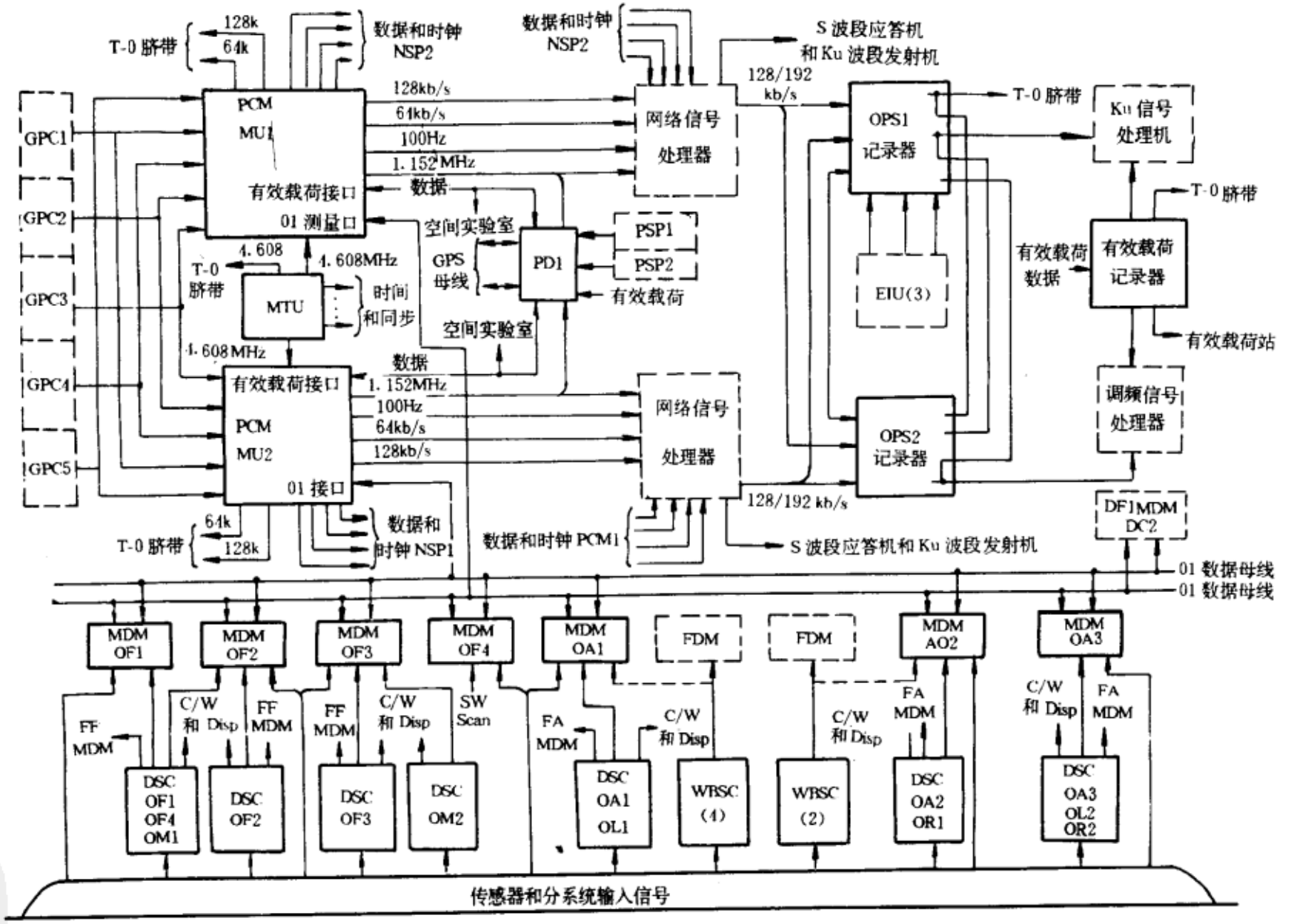
**调频信号处理器**

处理器从发动机的3个接口、视频开关组件、运行记录器、有效载荷记录器等组件接收信号和数据,处理器按指令选择接收其中的一个组件的信号并由S波段射频发射机输出,经下行线路传输至地面。

**运行记录器**

记录器可按地面指令由宇航员通过显示控制面板键盘和记录器面板开关控制,从网络信号处理器输入128kb/s脉码调制数据、192kb/s复合信号,此外1号记录器以60kb/s速率接收3个通道的主发动机数据。

在维护/环路模式中一台作为维护记录器,另一台作为环路记录器。后者记录正式运行




正式运行测量系统

C/W—警告/报警；DFI—研制飞行测量；DISP—显示；DSC—专用信号调节器；EIU—发动机接口组件；FDM—分频多路器；GPC—通用计算机；MU—主定时器；MDM—信号复合/信号分离器；OPS—运行；PCMMU—脉码调制主定时器；POI—有效载荷显示测量；OI—运行测量；NSP—网络信号处理器；PSP—有效载荷信号处理器；SW Scan—短波扫瞄；WBSC—宽带，信号调节器

PCMMU 的串行输出信号，作暂时存储。数据以按序转换 12、13 和 14 磁道的环路形式记录。维护记录器用来永久储存 2 种数据——由环路记录器来的异常数据和快速环路脉码调制数据，当维护记录器的第 11 个磁道记满时发出信号，提醒用户在 2 个记录器之间切换环路和维护功能。切换按网络信号处理器上行命令或宇航员指令进行。

**有效载荷记录器**

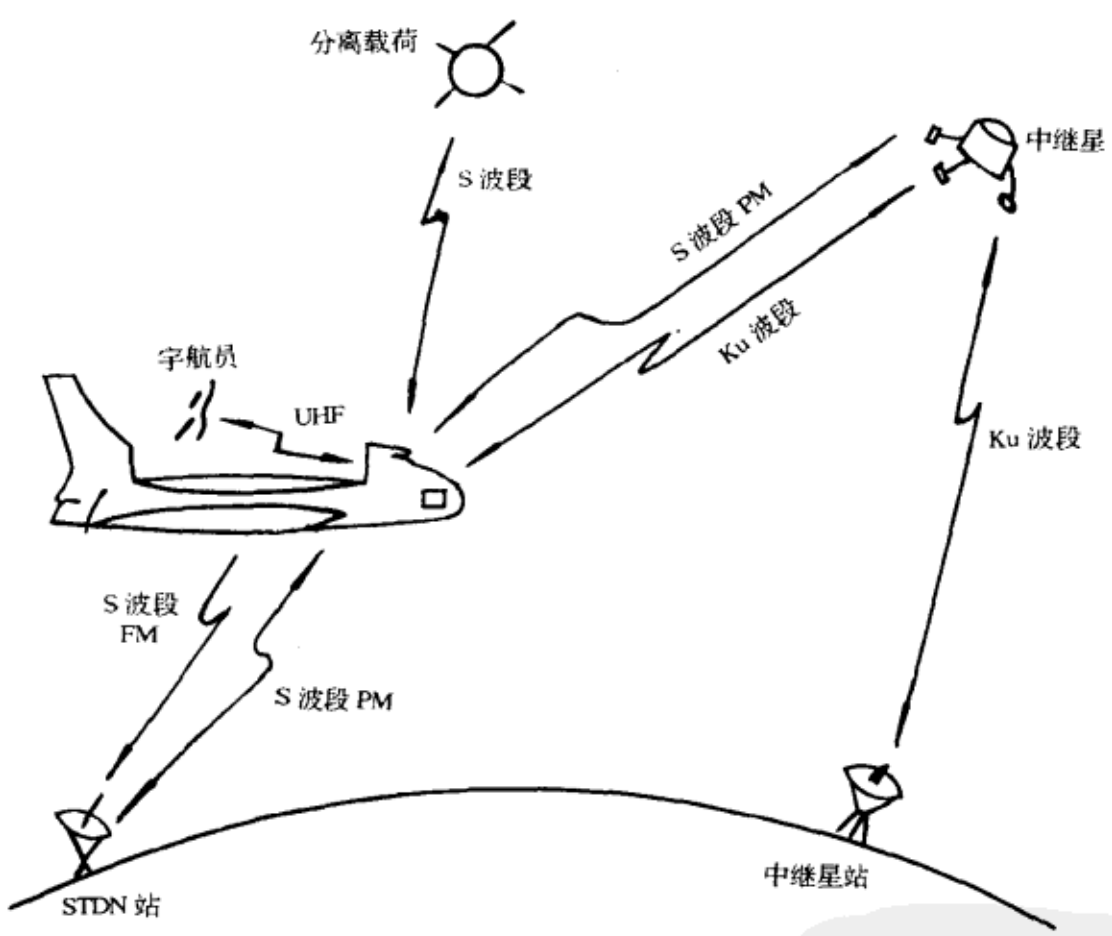
记录器用来记录有效载荷数据并在飞行中通过 S 波段应答机和 Ku 波段发射机转储数据。记录器的硬件同运行记录器。

**研制飞行测量系统**

系统为研制飞行提供附加测量。系统敏感、收集、调节数据，对数据进行数字化、格式化、分频分路、分配和记录。其设备包括 2 个脉码调制主组件、3 个记录器、9 个分频多路器和各种信号复合/信号分离器、信号调节器和传感器。

## 通信与跟踪系统

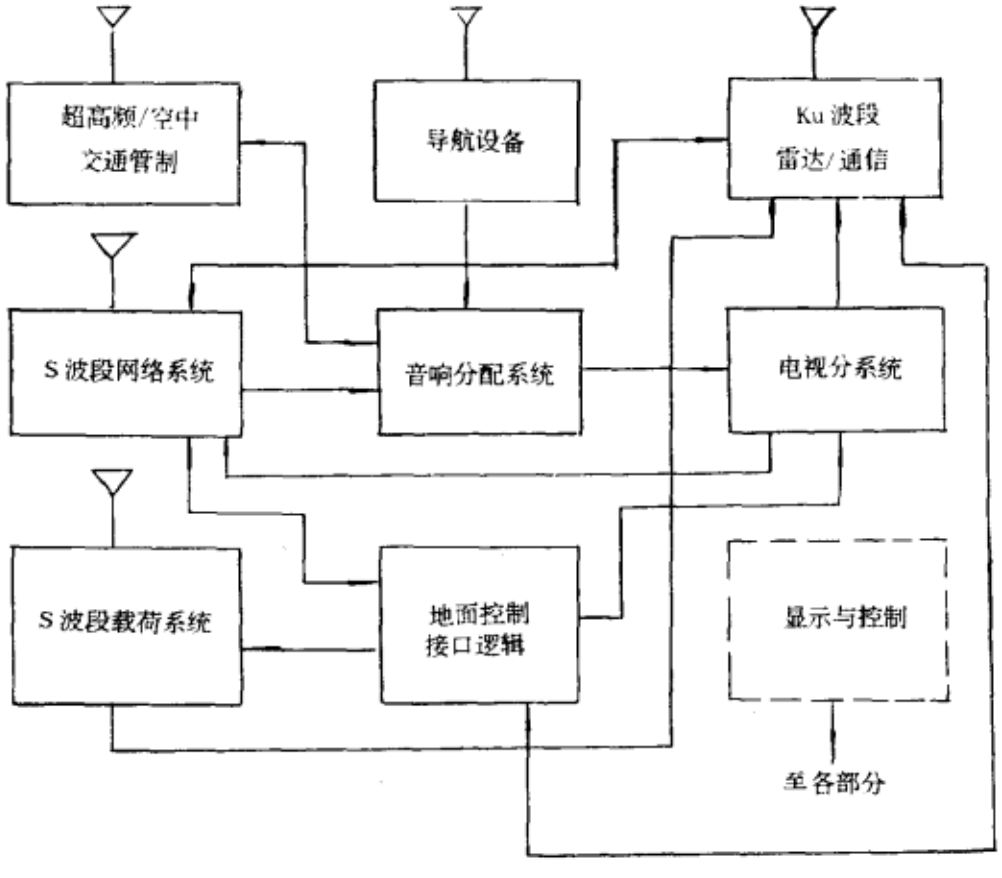
系统由机载和机外两部分组成，机外部分又可分为天-天通信和天-地通信两大系统。




轨道飞行器通信线路示意图

STDN—空间跟踪数据网；UHF—超高频；PM—调相

机载部分通信与跟踪系统由超高频空中交通管制系统、S 波段网络系统、S 波段载荷系统、音响分配系统、地面控制接口逻辑、Ku 波段雷达通信系统和电视系统组成。




轨道飞行器机载部分通信与跟踪系统示意图

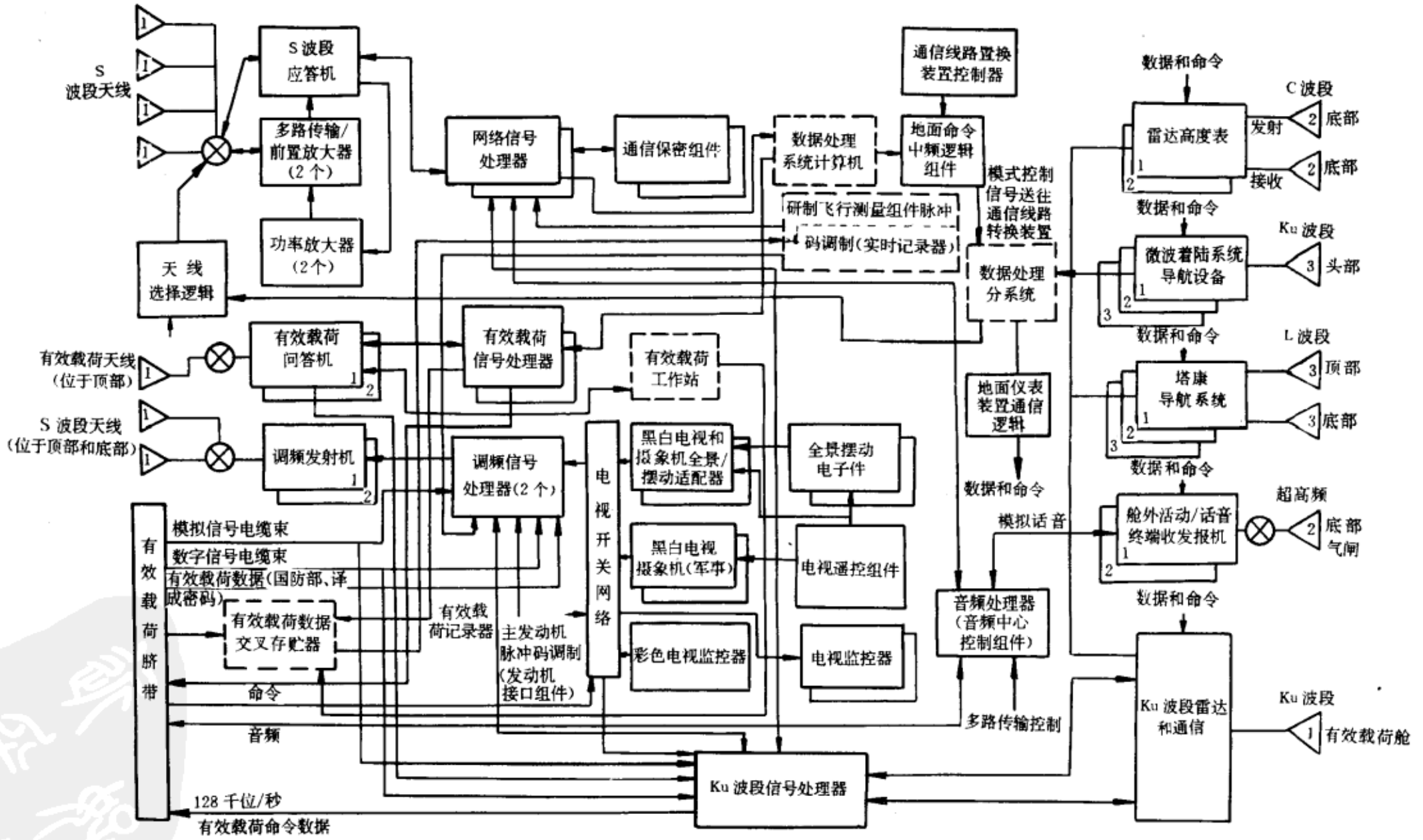
航天飞机正式运行时通信与跟踪系统的功能为：1)选择和维持完成任务要求的射频通信线路，处理和分配接收到的命令信号和数据；2)为地面站双路多普勒速度跟踪返回射频通信线路载波。在上升、再入和着陆过程中提供往返测距音响调制；3)为政府装备的设备的定位、操作和接口提供解码和编(密)码，以处理：a)从地面站接收并向地面站发送国防部任务的话音和数据；b)向分离的国防部有效载荷输送、接收数据；4)为大气飞行产生射频导航辅助设备信息和空中交通管制话音；5)在轨道飞行器内部乘员工作站之间提供音频话音通信，与连接的有效载荷通过硬件进行通信，与地面站及释放的载人有效载荷通过射频通信线路进行联系；6)产生、传送和分配闭路电视信号并通过射频线路向地面产生并传送彩色电视或闭路电视录像；7)捕获、跟踪交会目标；8)捕获、跟踪、接收 NASA 中继卫星的信息或向它输送信息。

轨道飞行器共有 29 付天线，用来与地面站、释放的有效载荷和进行舱外活动的宇航员进行通信，通过这些天线以 S、Ku、L 和 C 波段频率发射和接收数据。

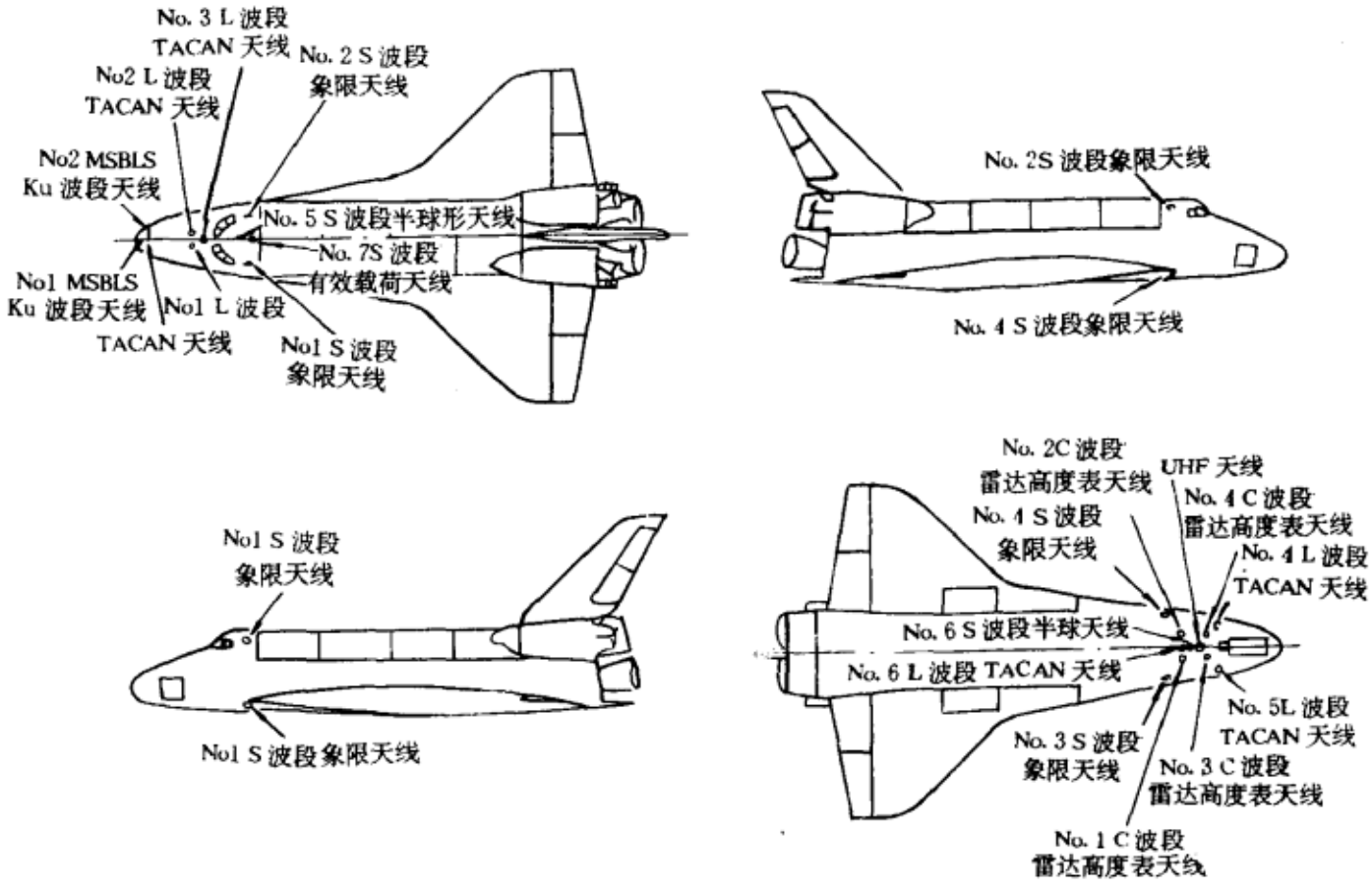
## S 波段网络系统

S 波段网络系统是天-地通信系统的一部分，它通过空间跟踪数据网络或中继卫星系统为航天飞机提供与地面的联系。

在航天飞机的发射、再入和着陆过程中，由 S 波段通信线路与地面联系或通过中继卫星与地面通信。在轨道飞行中，当不用中继卫星 Ku-波段，或轨道飞行器姿态不适于用 Ku 波段通信，或有效载荷舱门关闭时，用 S 波段通信线路与地面通信。

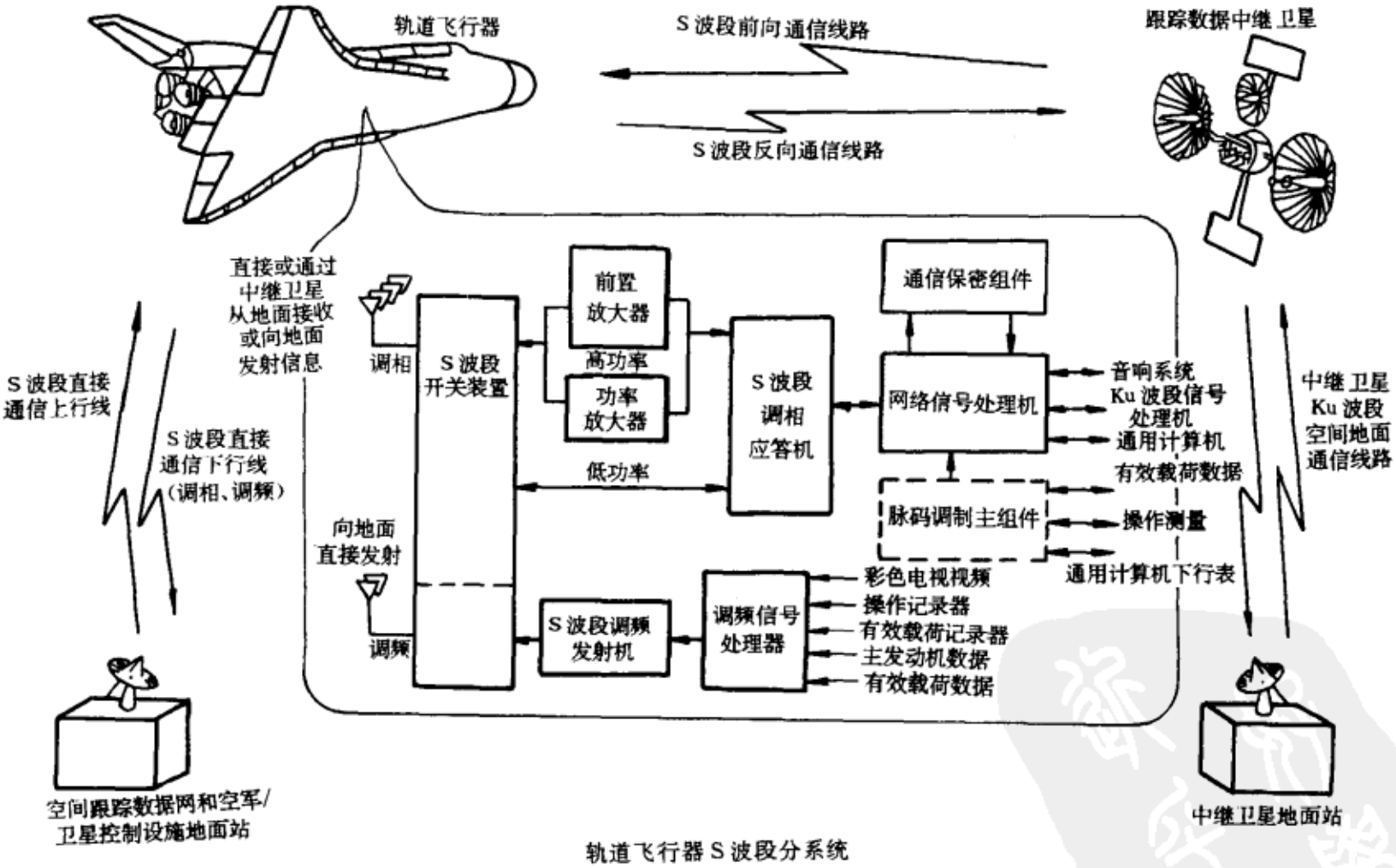

S
波段天线
S 波段
应答机
多路传输/
前置放大器
(2 个)
功率放大器
(2个)
天 线
选择逻辑
网络信号
处理器
通信保密组件
通信线路置换
装置控制器
数据处理
系统计算机
地面命令
中频逻辑
组件
研制飞行测量组件脉冲
码调制(实时记录器)
模式控制
信号送往
通信线路
转换装置
数据处理
分系统
数据和命令
C 波段
雷达高度表
发射
底部
接收
底部
数据和命令
Ku 波段
微波着陆系统
导航设备
头部
数据和命令
L 波段
塔康
导航系统
顶部
底部
数据和命令
超高频
舱外活动/话音
终端收发报机
底部
气闸
数据和命令
有效载荷天线
(位于顶部)
有效载荷
问答机
有效载荷
信号处理器
有效载荷
工作站
S 波段天线
(位于顶部和底部)
调频发射机
调频信号
处理器(2 个)
电视开关网络
黑白电视和
报象机全景/
摆动适配器
黑白电视
摄象机(军事)
彩色电视监控器
全景摆动
电子件
电视遥控组件
电视监控器
地面仪表
装置通信
逻辑
数据和命令
模拟话音
音频处理器
(音频中心
控制组件)
多路传输控制
有效载荷脐带
模拟信号电缆束
数字信号电缆束
有效载荷数据(国防部、译成密码)
有效载荷数据
交叉存贮器
有效载荷记录器
主发动机
脉冲码调制
(发动机
接口组件)
命令
音频
128 千位/秒
有效载荷命令数据
Ku 波段信号处理器
Ku 波段雷达
和通信
Ku 波段
有效载荷舱

通信跟踪系统功能框图




轨道飞行器天线

TACAN—塔康导航系统； MSBLS—微波扫描波束着陆系统。

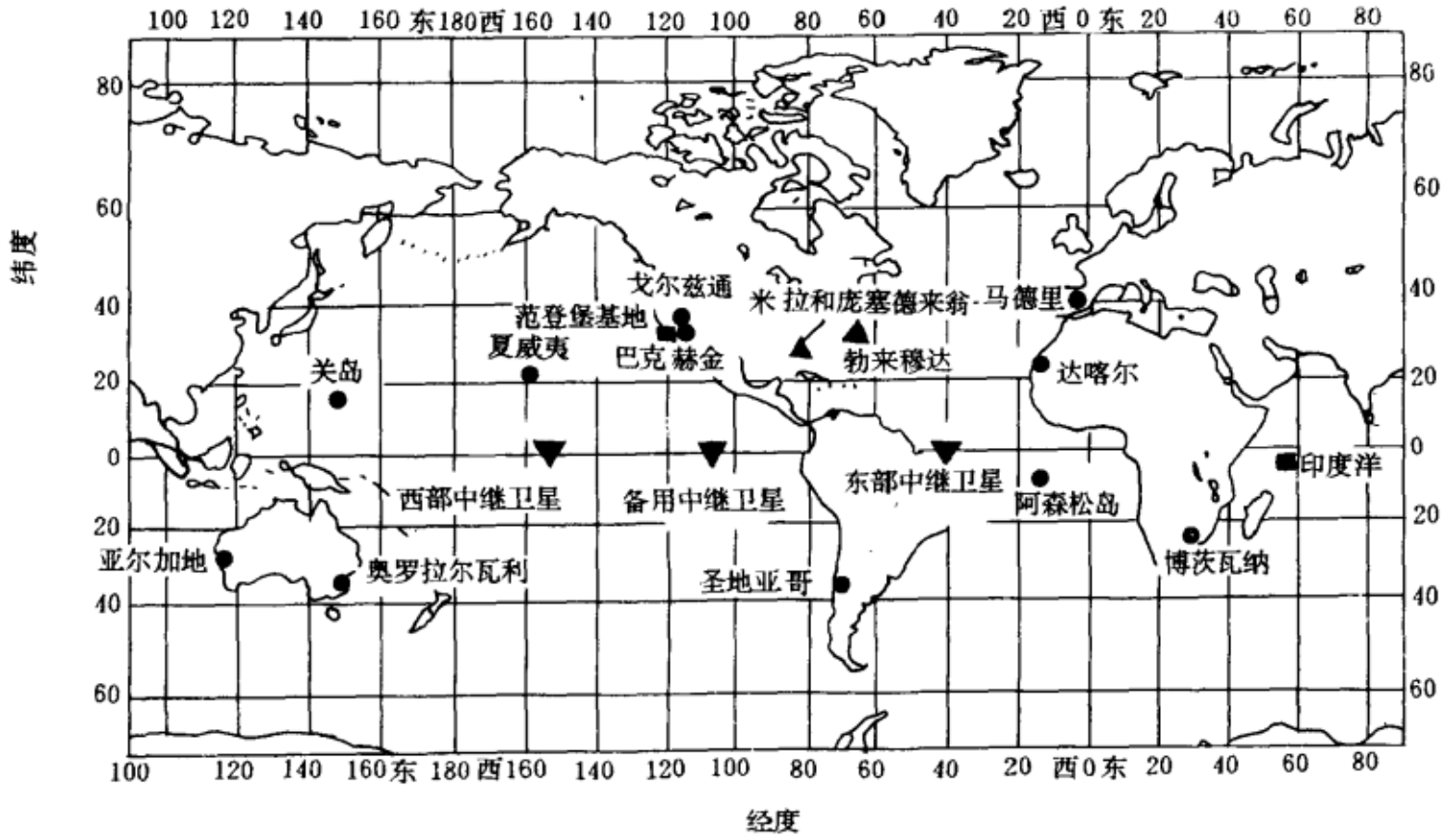



轨道飞行器 S 波段分系统

### 通信网络

系统共有3种通信网络模式:NASA地面-空间跟踪数据网络模式、美国空军空间-地面通信线路系统模式、跟踪与数据中继卫星模式。

S波段地面-空间网络如图所示,由13个NASA地面站和2个美国空军卫星控制设施遥控站组成。中继卫星系统在航天飞机第6次飞行以后使用。系统由2颗工作星和1颗备用星组成。中继卫星工作后地面站减少。




航天飞机S波段网络

■—空军/卫星控制设施地面站

●—地面空间飞行跟踪数据网络地面站

以上用于轨道飞行器飞行试验和首次战斗机护航联队飞行。

▲—地面站
▼—地球同步轨道卫星　} 用于中继卫星运行。

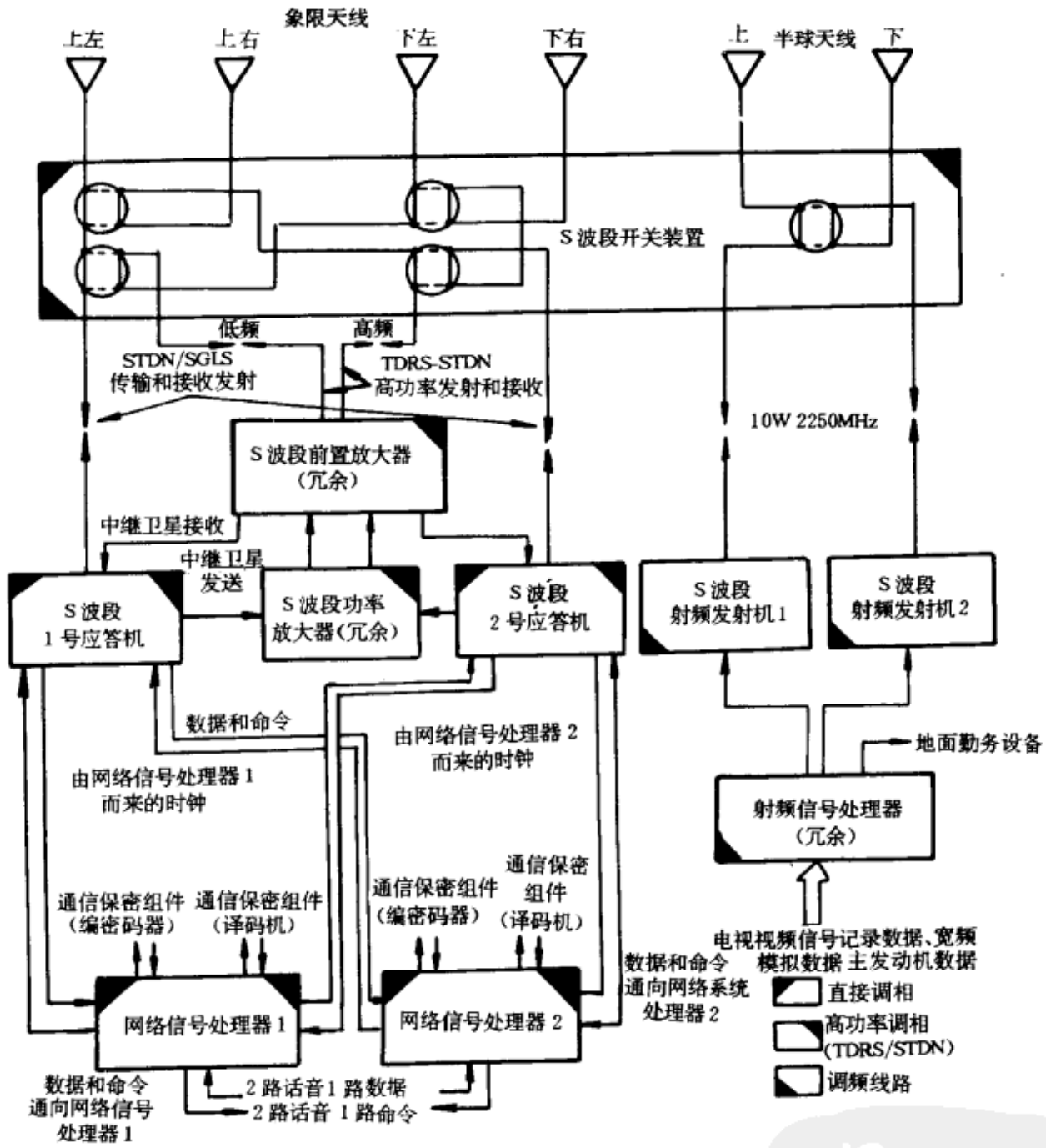
### 信息传输组合

S波段通信系统在1700～2300MHz频段工作,波段各通信线路功能及调制技术如下表所示。

### 网络通信设备

S波段网络通信设备由10个线路可置换装置(LRU)和相应的天线组成。这10个LRU是:网络应答机(2台)前置放大器、功率放大器、开关装置、调频发射机(2台)、调频信号处理器和网络信号处理器(2台)。除了天线开关内接点和前置放大器内的双工器、天线及其相应的射频电缆外,系统采用冗余措施。全部LRU采用28V直流母线。每件LRU可由2条冗余母线中的任一母线操作。硬件是环境密封的,用冷却板冷却。

如图所示,S 波段网络通信设备按功能可分为调相和调频两部分。二者唯一公用的装置是天线转换装置。该装置为调频和调相系统提供相似的但又是独立的射频信号路由服务。调频系统只为直接通信线路提供服务。调相设备有 4 种运行模式,2 种低功率(空间地面网络系统和空间跟踪数据网络)直接通信线路,另 2 种为高功率(地面空间跟踪数据网络和卫星中继)通信线路。运行模式的系统控制信号均路由地面通信接口逻辑并由前向通信线路命令进行组态控制。在发生意外事故时,可通过机上控制面板向计算机输入信号,进行控制。




S 波段网络通信设备

TDRS—数据跟踪中继卫星;STDN—空间飞行跟踪数据网;SGLS—空间地面通信线路分系统

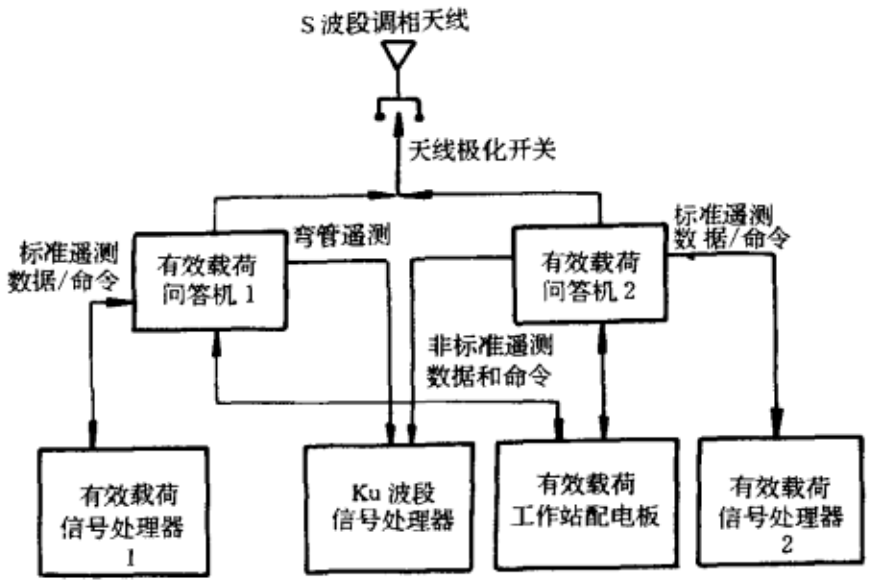
S 波段通信线路

| 通信线路 | 传输的信息 | 调制技术 | 射频(MHz) |
|---|---|---|---|
| 轨道飞行器-STDN[①]下行线 | 遥测(高、低数据速率)、话音(1 或 2 路)测距、双路多普勒 | 调相 | 高频 2287.5<br>低频 2217.5 |
| 轨道飞行器-STDN 下行线 | 有效载荷数据、记录的数据、电视 | 调频 | 高频 2250<br>低频 2205 |
| STDN-轨道飞行器上行线 | 命令,话音(1 或 2 路)、测距 | 调相或相移键控 | 高频 2106.4<br>低频 2041.9 |
| 轨道飞行器-TDRS[②]返向线 | 遥测(高、低数据速率)、话音(1 或 2 路)、双路多普勒 | 相移键控 | 高频 2287.5<br>低频 2217.5 |
| TDRS-轨道飞行器前向线 | 命令,话音(1 或 2 路) | 相移键控<br>/展布频谱 | 高频 2106.4<br>低频 2041.95 |
| 轨道飞行器-AF/SCF[③]下行线 | 遥测(高、低数据速率)、话音(1 或 2 路)、双路多普勒 | 调相 | 高频 2287.5<br>低频 2217.5 |
| 轨道飞行器-AF/SCF 下行线 | 记录的数据 | 调频 | |
| AF/SCF-轨道飞行器上行线 | 命令,话音(1 或 2 路) | 调相 | 高频 1831.78<br>低频 1776.73 |

注:①STDN——空间跟踪数据网络;②TDRS——跟踪数据中继卫星;③AF/SCF——空军/卫星控制设施。

## S 波段有效载荷通信系统

S 波段有效载荷通信系统是轨道飞行器与分离的有效载荷进行通信的主要手段,是天-天通信系统的一部分。它可为多个有效载荷目标服务。



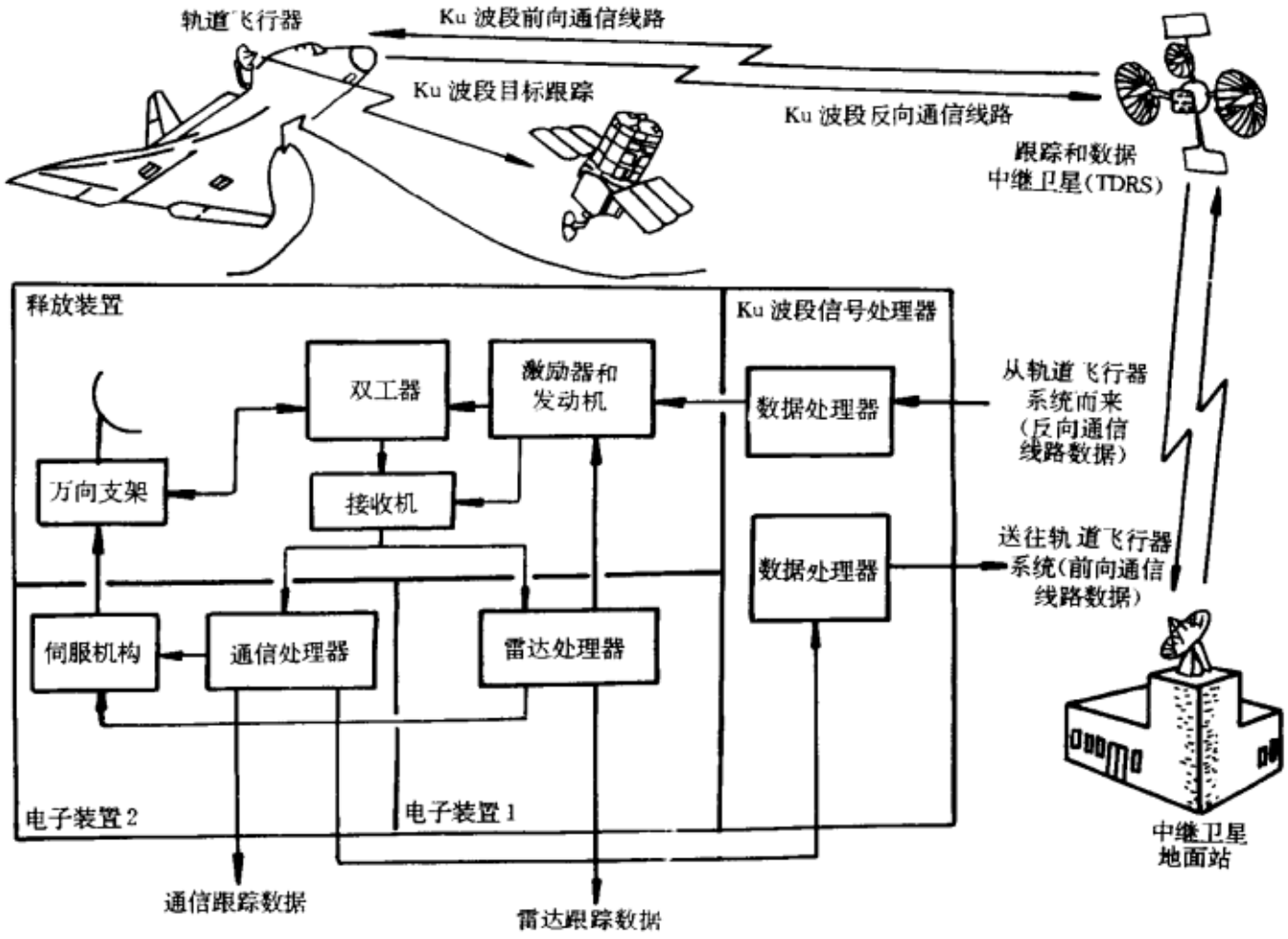

S 波段有效载荷通信系统

系统由 2 个有效载荷问答机和 2 个有效载荷信号处理器组成。非标准化或标准化的遥测数据格式均能以 Ku 波段弯管模式送往地面。非标准遥测数据必须在机上进行处理以供显示、记录或监控。这些数据被送往有效载荷站分配面板,从那里再送往有效载荷信号处理器。处理器也能用来产生一非标准命令格式,并将其送往有效载荷问答机及送往分离的有效载荷。

## Ku 波段雷达通信系统

Ku 波段雷达通信系统可作交会雷达使用或通信，但 2 种功能不能同时完成。作交会雷达使用时，以脉冲多普勒方式工作，确定交会目标的坐标；作为通信系统时，则属天-地通信系统的一部分，通过中继卫星传送高达 50Mb/s 速率的数据。

系统由释放装置、电子装置 1、电子装置 2 和信号处理器装置组成(见图)。可展开的 91cm 直径天线安装在右侧有效载荷舱门大梁上。上升时天线装在有效载荷舱内。舱门打开后天线可展开伸出轨道器外。




Ku 波段雷达通信系统

系统以雷达模式工作时完成以下工作：

1)搜索、发现和跟踪无源(未放大的)和有源(应答机)目标；2)为轨道飞行器会合作业测量和提供目标数据(临近速度、距离、角速度、角度)；3)从(向)轨道飞行器提供显示和命令/控制信号流。系统可在 22km 范围内探测、捕获并自动跟踪无源目标。当目标装上信标应答机后，跟踪距离可扩大到 556km 左右。当雷达方向对准跟踪目标的矢量后便可在 60s 或更少的时间内捕获目标，并可在最大距离到最小距离 30m 的范围内提供目标瞄准线距离、临近速度、相对轨道飞行器会合轴(Z 轴)的角度、角速度等。

通过中继卫星进行通信时 ku 波段有 2 种模式。模式 1 可从搭载的有效载荷传输最高达 50Mb/s 宽带数据和 2Mb/s 操作、储存试验数据及 192kb/s 操作数据。模式 2 可从轨道飞行器-搭载的有效载荷传输 4.5Mb/s 有效载荷数字数据和 2Mb/s 存储或试验数据及 192kb/s 轨道

飞行器实时操作数据。前向(地面到轨道飞行器)通信线路可传输 216kb/s,其中轨道飞行器 72kb/s,有效载荷 128kb/s,其它数据 16kb/s。前向通信线路也可传输 72kb/s 采用卷积码技术的密码信号。

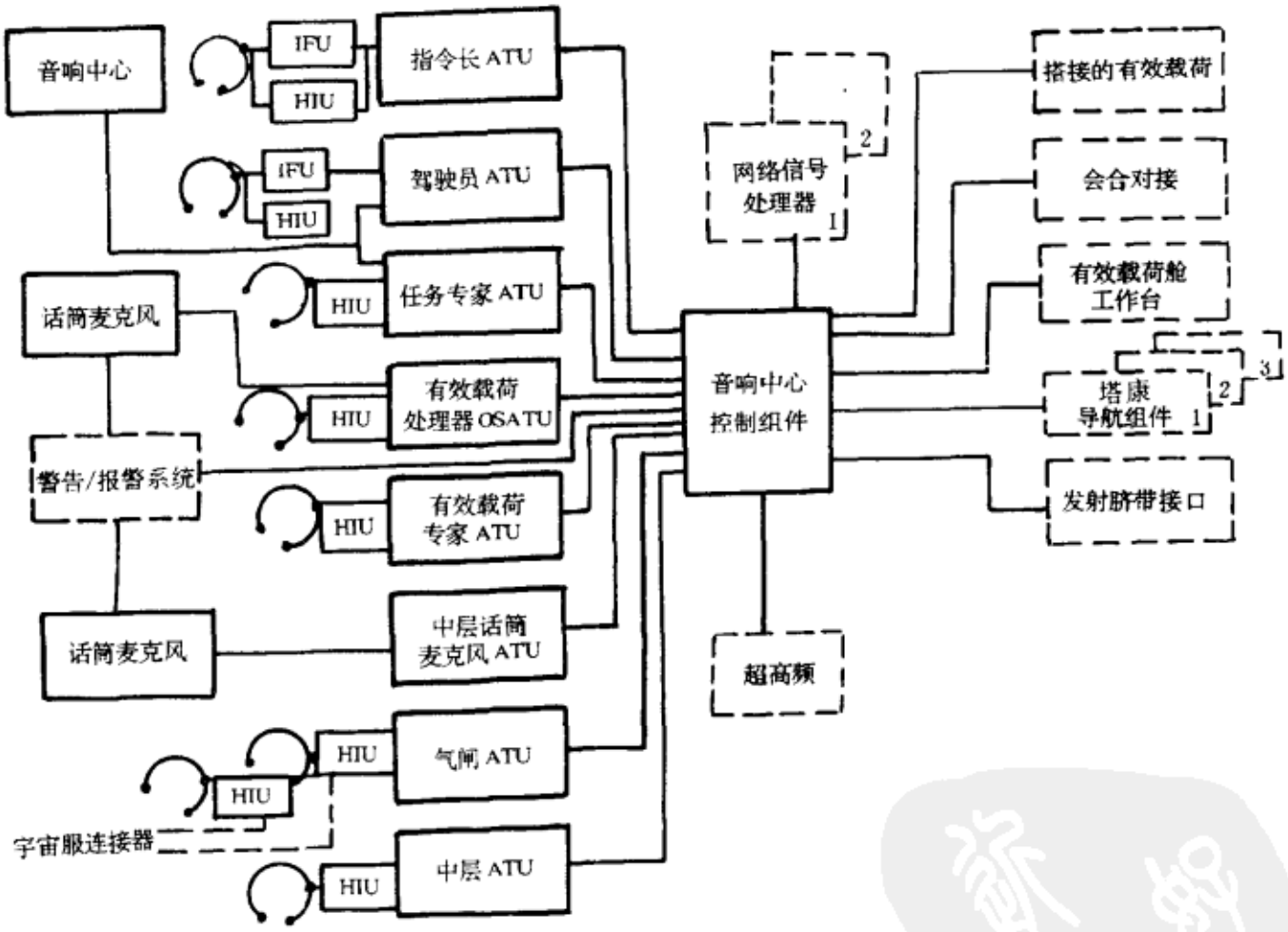
### 超高频/空中交通管制系统

该系统主要用于与舱外宇航员双向话音通信、心电图遥测、起飞与着陆时保持对地通信联络,与伴飞飞机联队联络及进行救援通信等。

系统由 2 台舱外活动/空中交通管制收发报机和 2 付超高频波段天线组成。系统可以 196.8 和 259.7MHz 2 种频率发射。系统的 2 付天线,1 付安装在轨道飞行器前机身下部的外蒙皮上,另 1 付装在有效载荷舱前部,此天线只用于舱外活动的空对空通信。通过控制面板可选择 5 种工作状态。所有外部超高频发射均通过音响中心控制组件向超高频发射机发射或从发射机接收。

### 音响系统

该系统负责飞行员之间和飞行员与地勤人员之间的相互通信。系统也能在某设备发生故障、发生紧急状况时接收预警和警告音响信号,从地面跟踪站接收塔康导航系统识别信号并在飞行中提供与搭载的有效载荷、有效载荷舱和交会对接机构间的通信。




音响分配系统

ATU—音响终端机;IFU—接口装置;HIU—头盔接口装置;OS—工作台。

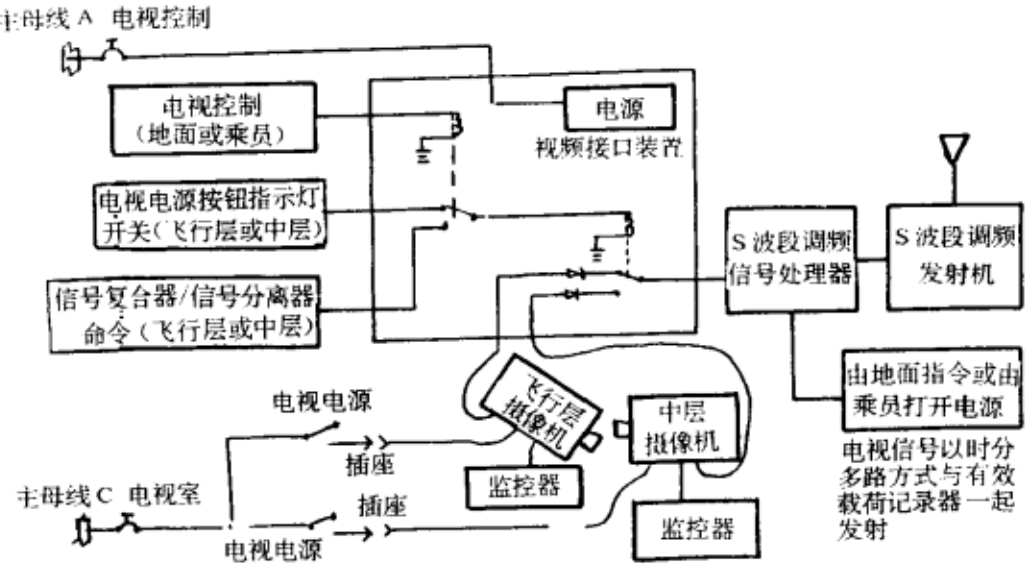
系统由音响中心、音响中心控制器、音响终端、头戴耳机接口和接口装置组成。

音响分配系统通过网络信号处理器与S波段、Ku波段通信系统接口进行外部空对地话音信号的发送和接收，通过超高频系统的收发报机发射和接收外部空对地和空对空话音信号，系统也与发射脐带相连接，进行发射前和发射时的话音通信。

系统最重要的部件是位于乘员舱中层前电子仪器舱的音响中心控制组件。所有送往音响终端或从它而来的音响信号（空对空、空对地、警告/预警、塔康导航系统识别和内部通信）都通过音响中心控制组件作通道处理，它作为一中心交换台来识别转换和分配全部输入和输出的话音信号。音响中心控制器与8台音响终端、网络信号处理器、超高频收发报机、警告和报警系统、3个塔康导航系统组件和发射脐带接口。组件的全部音响信号电路都是冗余的。

### 电视系统

在开始几次的研制飞行中采用“阿波罗-联盟”号试验计划的设备，后换用新研制的闭路系统。电视系统由2台摄像机及其监控装置和视频接口装置组成。摄像机通过监控器电缆向其取景监控器提供电力和信号。视频接口装置由电视机和射频发射设备间的接口以及摄像机选择逻辑接口组成。电视摄像机信号送往S波段调频信号处理器与记录器，向地面传输。



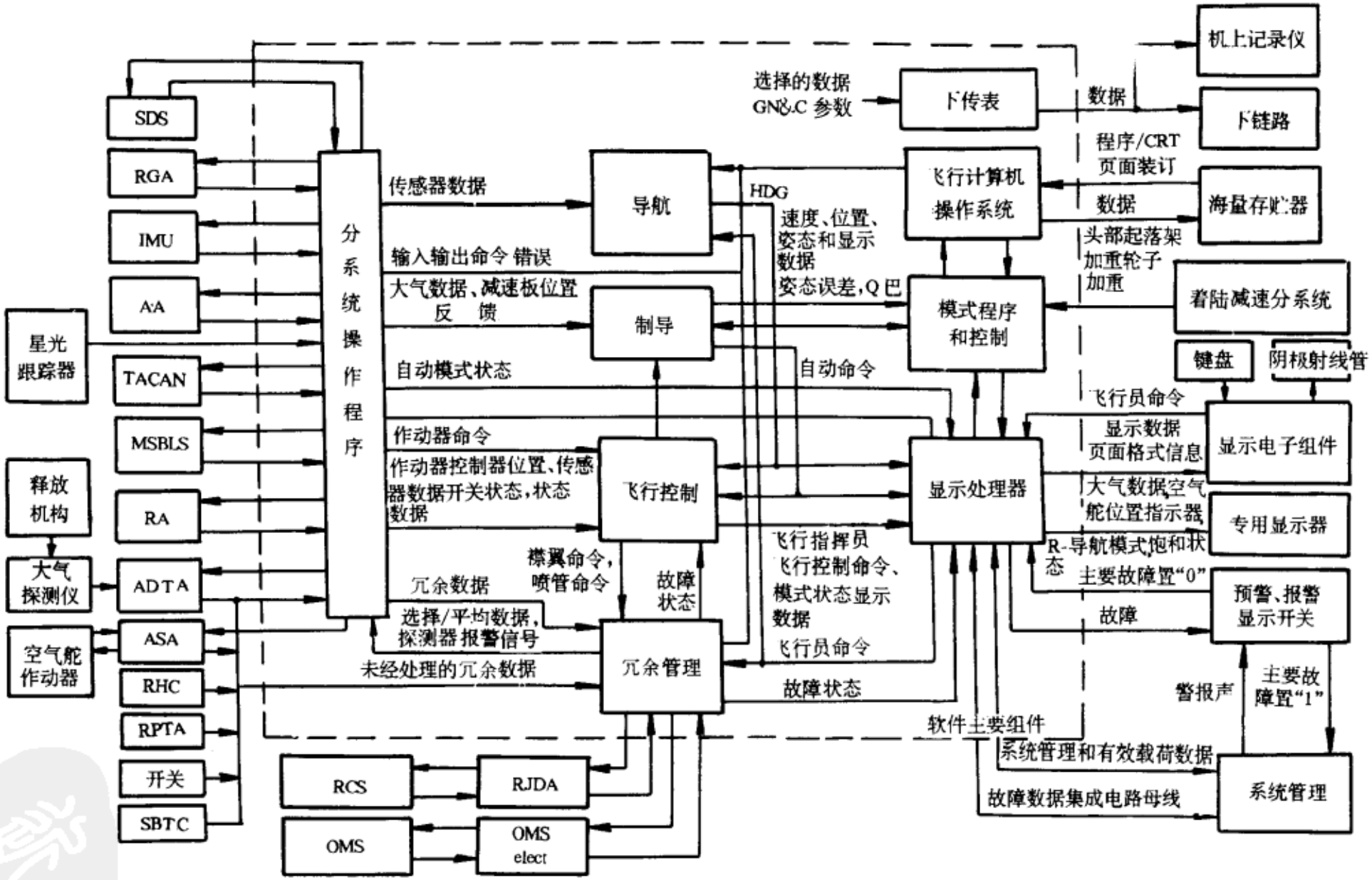

电视系统

## 制导、导航和控制系统

系统为4冗余、全数字、全电缆飞行系统。它能满足发射、上升、入轨、轨道运行和操作、出轨、再入、着陆等飞行段的各种要求以保障安全飞行并可靠地完成各种飞行任务。

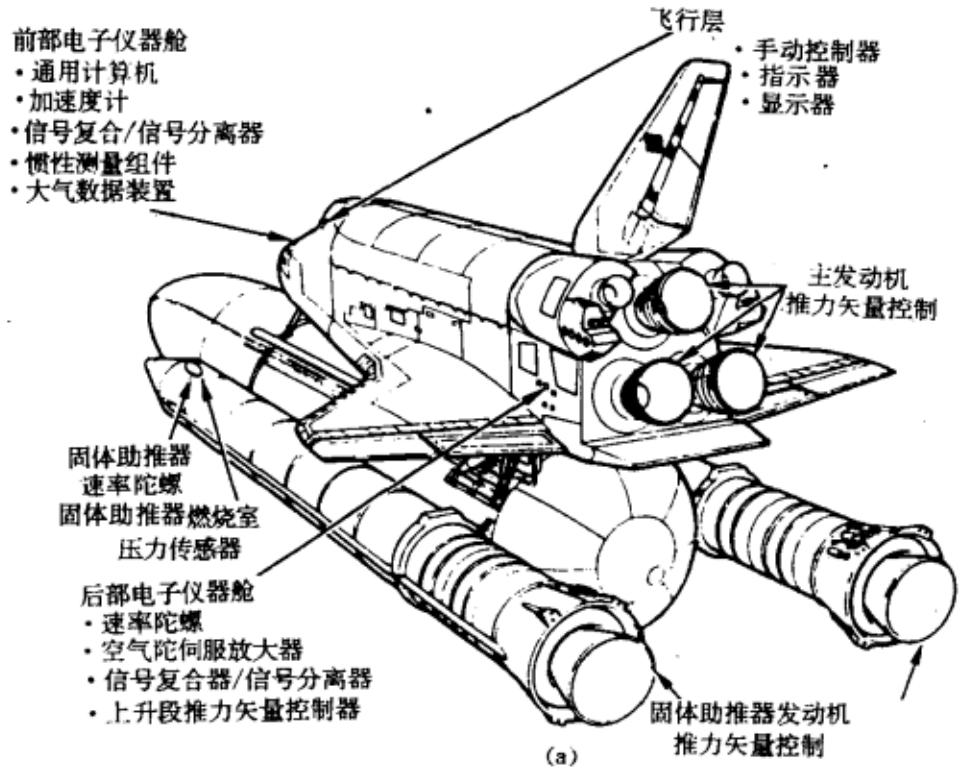
系统采用冗余技术，它与其他分系统共用电子系统的四冗余计算机组进行软件存储、计算并提供各种工作指令。此外为了保证系统工作准确无误还采用了其他冗余组件，如惯性测量组件、大气数据系统、塔康导航系统、雷达高度表等。

系统采用自动和手动2种操作模式。自动模式由计算机操纵全部飞行过程。采用手动模式时由宇航员通过各种手动控制器控制，但轨道飞行器上没有可供宇航员直接操纵各系统的机械联动装置。通过手动控制器发出的指令必须通过计算机进行处理后再送往各工作系统，因




制导、导航与控制接口框图

SDS—模拟数字系统；RGA—速率陀螺装置；IMU—惯性测量组件；AA—加速度表装置；TACAN—塔康导航系统设备；MSBLS—微波扫描波束着陆系统；RA—雷达高度表；ADTA—大气数据传感器；ASA—空气舵伺服放大器；RHC—转动手动控制器；RPTA—舵踏板传感器装置；RCS—反作用控制系统；OMS—轨道机动系统；RJDA—反作用喷管驱动装置；SBTC—减速板推力矢量控制；GN&C—制导、导航和控制。




制导、导航与控制系统硬件

而该系统又称为全数字、全电缆飞行系统。

航天飞机通用计算机不具备全部任务的存储能力。任务各阶段的软件程序先装入磁带机，只有在准备转入下一飞行段时才将相应程序转入计算机内存。起飞时计算机只装有上升到轨道机动系统点火进入圆轨道的飞行程序以及返回发射场中止飞行程序。如中途需要采用其它

中止飞行模式时，则要在轨道机动系统第一次点火后改变装订内容。

制导、导航、控制应用软件的最高计算频率为25Hz。敏感器输入信号到产生作动器指令的时间为20μs或更短。航天飞机通用计算机可按不同的需要以各种频率进行计算，使计算能力更好地适应实际计算要求。例如上升时每2s计算1次制导参数，而导航参数则每4s计算1次就够了，但惯性测量组件却需要每秒处理1次。

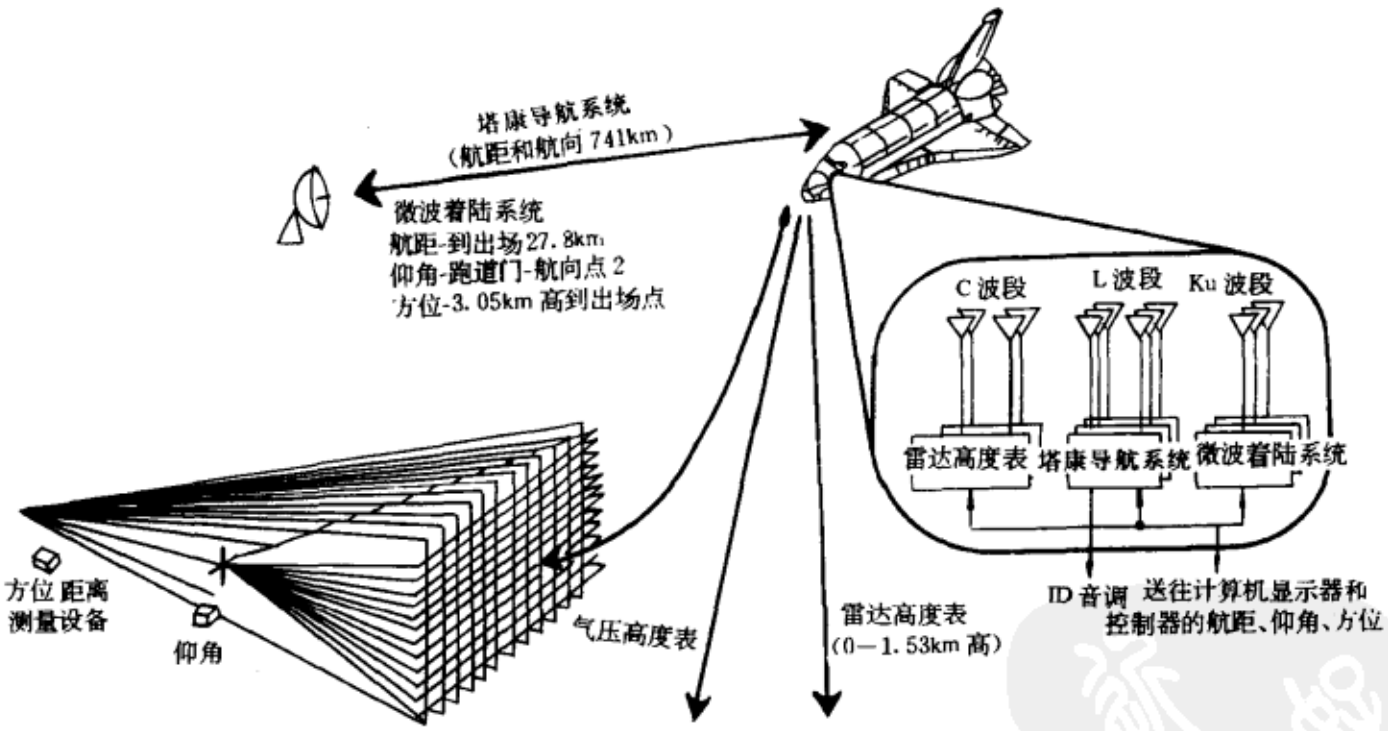
### 导航系统

航天飞机机载导航系统负责确定状态矢量——位置和速度，以及根据状态矢量确定向制导系统或飞行显示装置提供的其它参数，如加速度、攻角等。

航天飞机动力飞行段的实时状态根据惯性测量组件所敏感的加速度来确定。滑行段实时状态矢量则是通过对运动方程积分进行数字计算而求得的。惯性测量组件的校准以及用这些组件测得的状态矢量的精度将随时间的推移而恶化，因而需在轨道中不断用天体导航测量仪对惯性测量组件进行校正。

由于航天飞机要作精确的定点着陆，故在再入时，还需利用塔康导航系统、微波着陆系统、大气数据系统和雷达高度表等导航辅助设备。3台惯性测量组件保持初始基准，并在微波着陆系统捕获目标前提供速度变化信息。再入时，从M<3到着陆，大气数据系统要为制导、控制和飞行员专用显示装置提供飞行器在大气中运动的有关信息，作为塔康导航的备用信息。塔康导航系统从44km高空开始进行航程和航向测量，直到微波着陆系统开始工作或一直工作到着陆。微波着陆系统为着陆提供最后13～16km的准确位置数据。当轨道飞行器飞至2.7km时开始起用雷达高度表。

此外导航系统还将完成转换、定时系统利用、显示、制导和飞行控制的用户处理等与导航有关的其它功能。




导航辅助设备

**系统硬件**

系统由惯性测量组件(IMU)、星光跟踪器(ST)、飞行员光学瞄准仪(COAS)、塔康导航组件(TACAN)、微波扫瞄着陆系统(MSBLS)、大气数据系统(ADS)和雷达高度表(RA)组成。

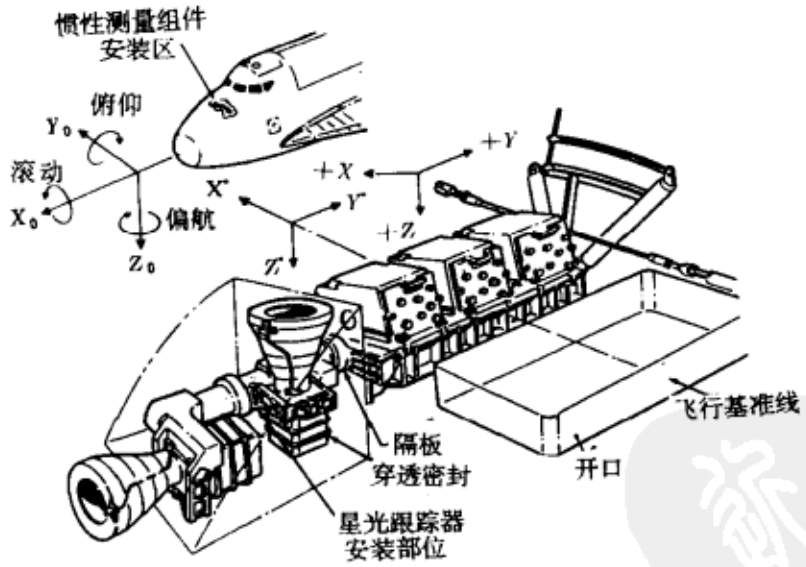
**导航装置**

| 装　置 | 件数 | 射前 | 爬高 | 在轨 | 出轨 | 着陆 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 通用 | | | | | | |
| 主定时器 | 1(a) | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 位移 | | | | | | |
| 惯性测量组件 | 3 | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 塔康导航系统 | 3 | | | | ✓ | |
| 大气数据系统 | (b) | | | | ✓ | |
| 微波扫瞄着陆系统 | 3 | | | | ✓ | |
| 雷达高度表 | 2 | | | | ✓ | |
| 转动 | | | | | | |
| 惯性测量组件 | | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 速率陀螺 | 4 | | ✓ | | ✓ | ✓ |
| 星光跟踪器 | 2 | | | ✓ | | |

a. 2 个振荡器,3 个寄存器;

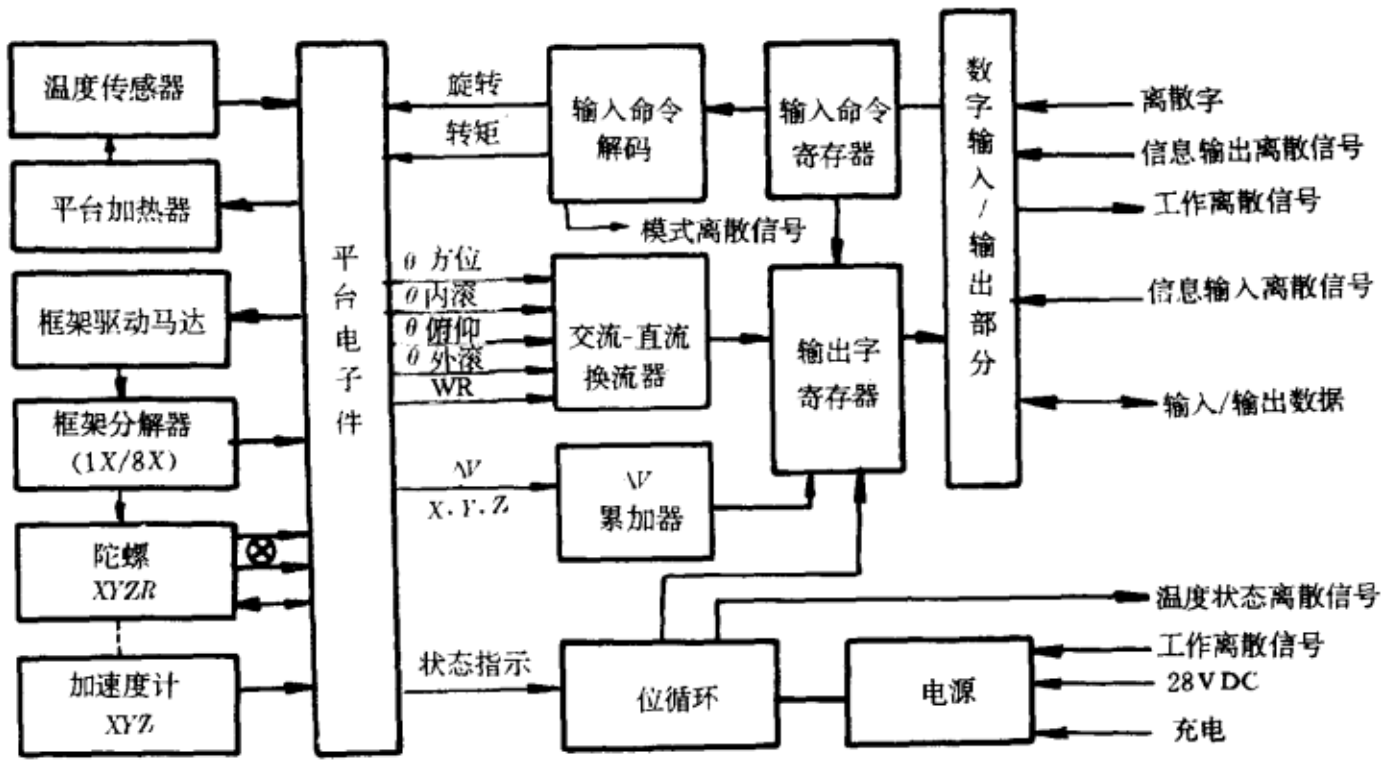
b. 2 个探测器,4 个传感器。

1. 惯性测量组件　该组件由 4 框架、全姿态惯性稳定平台和相应的设备组成。它们是:万向架结构、陀螺仪、加速度计、电源、平台电子件、接口电子件、内部测试装置、温控循环装置以及各种设备安装件。组件质量 25.6kg、体积 0.042$m^3$。




惯性测量组件/星光跟踪器

3 套惯性测量组件(IMU)成排安装在导航基座上。其俯仰轴与航天飞机俯仰轴重合，前端向下倾斜 10.6°±0.5°。

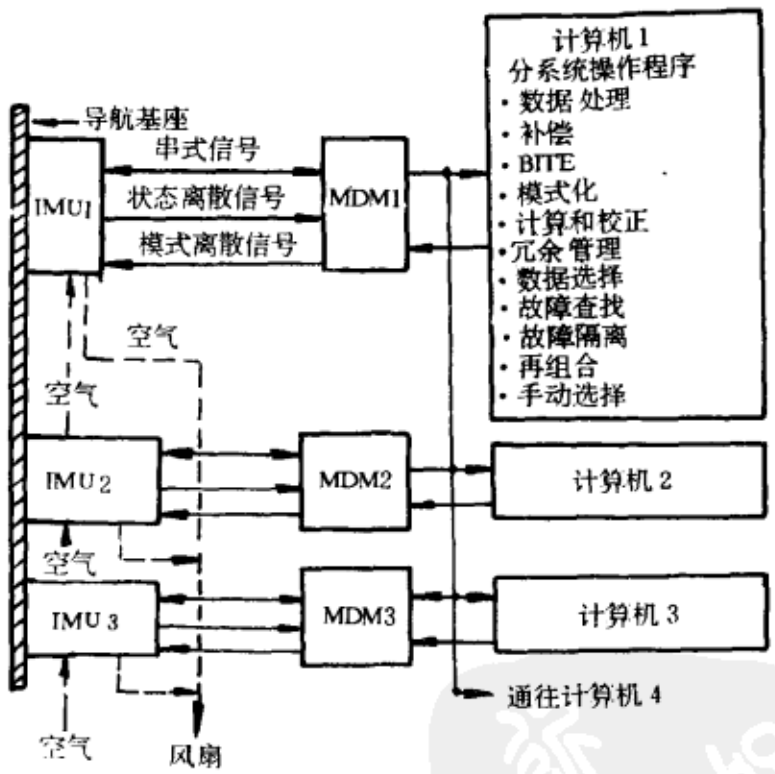



惯性测量组件功能框图

IMU 用 2 个加速度计敏感加速度和 2 个二自由度转子陀螺提供平台的惯性稳定。

陀螺敏感台体扰动并产生驱动平台稳定回路的信号。每个 IMU 陀螺有 2 个输出轴，绕垂直于旋转轴的任意轴的角位移会引起绕第三正交轴的转动，它包含着 2 个轴的转动分量。相应框架被偏转，使陀螺旋转恢复原位。这种应航天飞机运动而产生的框架转动形成平台的惯性稳定。IMU 可以在通用计算机控制下，将台体定向到任意姿态，产生相对于当地法向基准的速度和姿态，为惯性飞行操作提供姿态数据。

IMU 的 2 个摆式加速度计(1 个为单自由度，另 1 个为二自由度加速度计)正交固定在台体上，运动的加速度使加速度计摆锤相对台体产生运动。加速度计敏感此运动，并施一电压予以抵销。将电压转换成脉冲信息累加，并将累加值通过前部信号复合/信




惯性系统简图

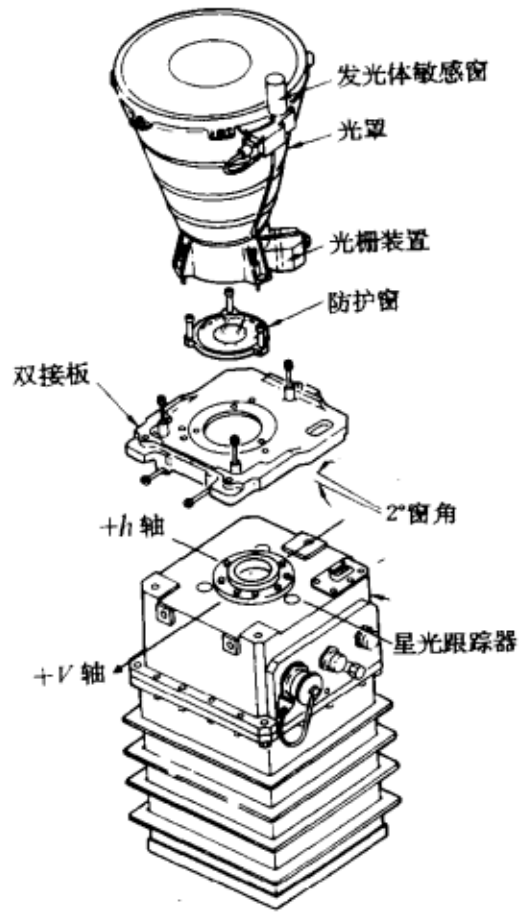
IMU—惯性测量组件；

MDM—信号复合与信号分离器。

号分离器送往计算机。其中1个加速度计敏感沿 $Z$ 轴的 $\Delta V$。

IMU 框架由外向里的安装顺序是外滚动框架、俯仰框架、内滚动框架和方位框架。外滚动框架围绕与壳体相连的框轴转动，由陀螺和加速度计组成的稳定元件组装在方位框架上。外滚动框架对内滚动框架是冗余的，它由内滚动框架受到扰动所产生的误差信号所驱动。俯仰框架相对外滚动框架转动 90°，并对内滚动框架产生扰动时会使框架倒转。这将使外滚动框架高速转动，可防止出现“框架倒转”(gimbal flip)现象。

系统由操作程序(SOP)和冗余管理(RM)程序2组软件进行控制。SOP 负责：将 IMU 的数据处理成入轨和飞行控制用户程序所需的数据；控制 IMU 模式，如加热、校正、校直、射前姿态等；使稳定元件相对外部某基准(往往是相对另一个 IMU)再定位；处理硬件状态信息；监控 IMU 输出信号；为 RM 提供 IMU 状态信息(BITE)；提供地面测试和校准等。RM 保证实现故障-工作/故障-安全的要求。




星光跟踪器

惯性系统在航天飞机制导、入轨和飞行控制中占极重要的地位，它所提供的速度数据是爬高、入轨和再入到黑障区飞行段导航数据的唯一来源。IMU 也是全部制导和控制的主要姿态基准。

2、星光跟踪器　2个星光跟踪器(ST)用来在轨道中校准 IMU，它们位于乘员舱前部轨道飞行器 IMU 导航基座左侧延伸部分。这种星光跟踪器是一种捷联、宽视野、图像分析、光电跟踪装置，由光罩和电子装置组成。

星光跟踪器的主要功能是搜索和跟踪 50 颗最亮的导航星体，获知星光跟踪器与轨道飞行器以及星体在空间的位置关系，便可确定轨道飞行器到星体间的视线矢量。用2个视线矢量可确定轨道飞行器的惯性姿态。星光跟踪器校准 IMU，并提供从轨道飞行器到某目标的角度数据，通过信号复合/信号分离器送往计算机。当 IMU 误差大于 0.5°时，便需用飞行员光学瞄准仪将 IMU 重新校正到 0.5°内，然后再用星光跟踪器精确校正。

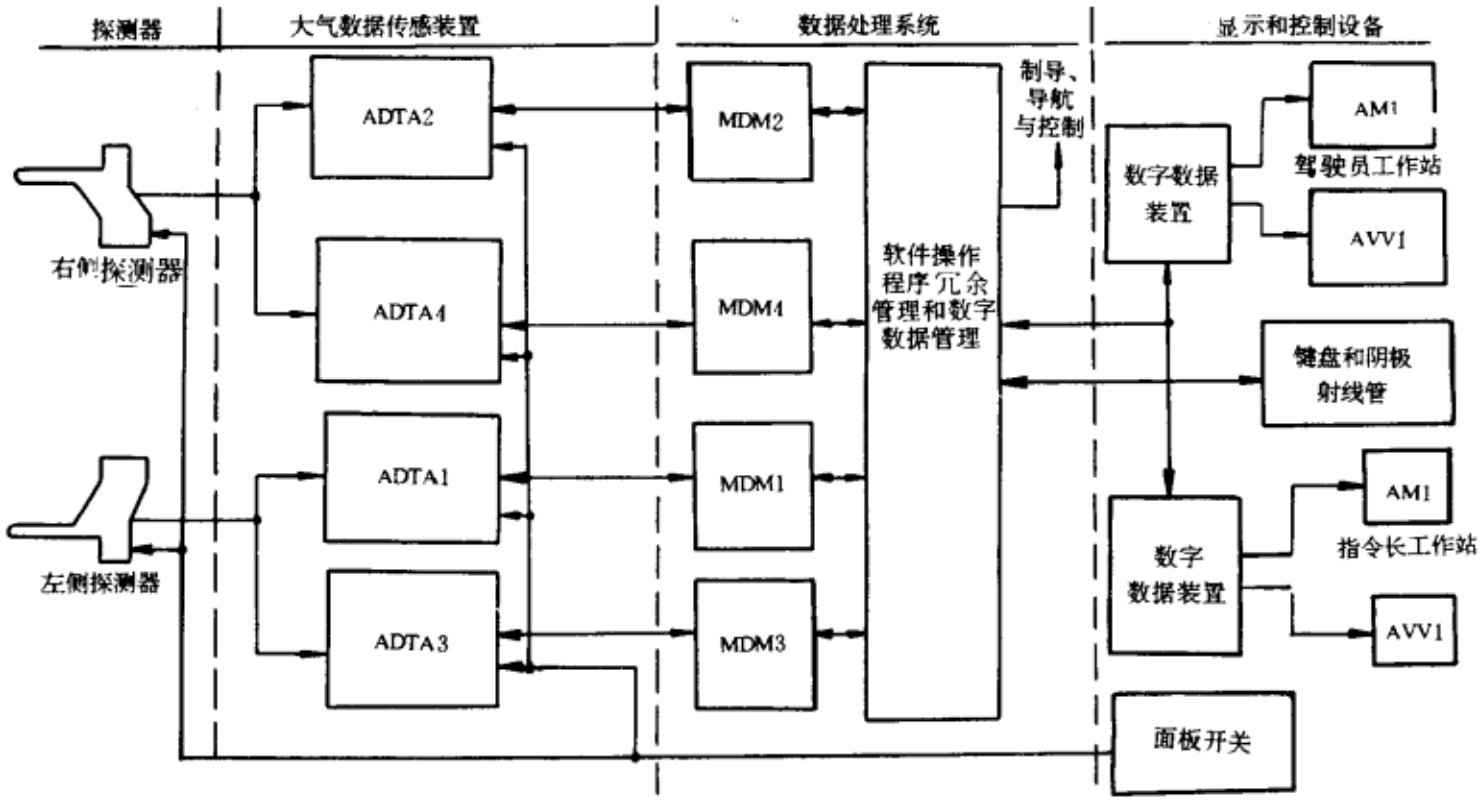
3、飞行员光学瞄准仪　飞行员可用飞行员光学瞄准仪(COAS)瞄准发光体。仪器由一光学瞄准器和发光十字线组成。COAS 在 IMU 误差大于 0.5°或 ST 发生故障时使用。它也可用来直观检查点火姿态和 ST 的工作状态，在轨道对接时，还可用它测量距离和转动速率。

飞行员手动机动轨道飞行器，使发光体落入十字线中心。确定从 COAS 到星体的矢量。利用2个星体的视线矢量便可确定轨道飞行器在惯性空间的姿态并与 IMU 所确定的姿态进行对比并校正。

4、大气数据系统　大气数据系统(ADS)提供轨道飞行器在大气中运动的有关信息，以补充和修正制导、导航和控制软件的计算结果，并通过攻角/马赫数指示器、高度/垂直速度指示

器等专用装置向飞行员提供信息，以对轨道飞行器作有效控制。

ADS 由位于轨道飞行器两侧的 2 个可伸展的探测器和 4 台大气数据传感装置组成。探测器测量环境温度与压力，然后将数据送往大气数据传感装置作进一步处理后供飞行软件使用。




大气数据系统

ADTA—大气数据传感装置；MDM—信号复合/信号分离器；

AMI—攻角/马赫数指示器；AVVI—高度/垂直速度指示器。

5、塔康导航系统　轨道飞行器装有 3 台以 L 波段频率工作的塔康导航(TACAN)组件。组件以冗余方式工作，向地面站提供航程和航向信息。组件的主要部件有收发报机、天线、TACAN 控制寄存器、TACAN 控制面板等。

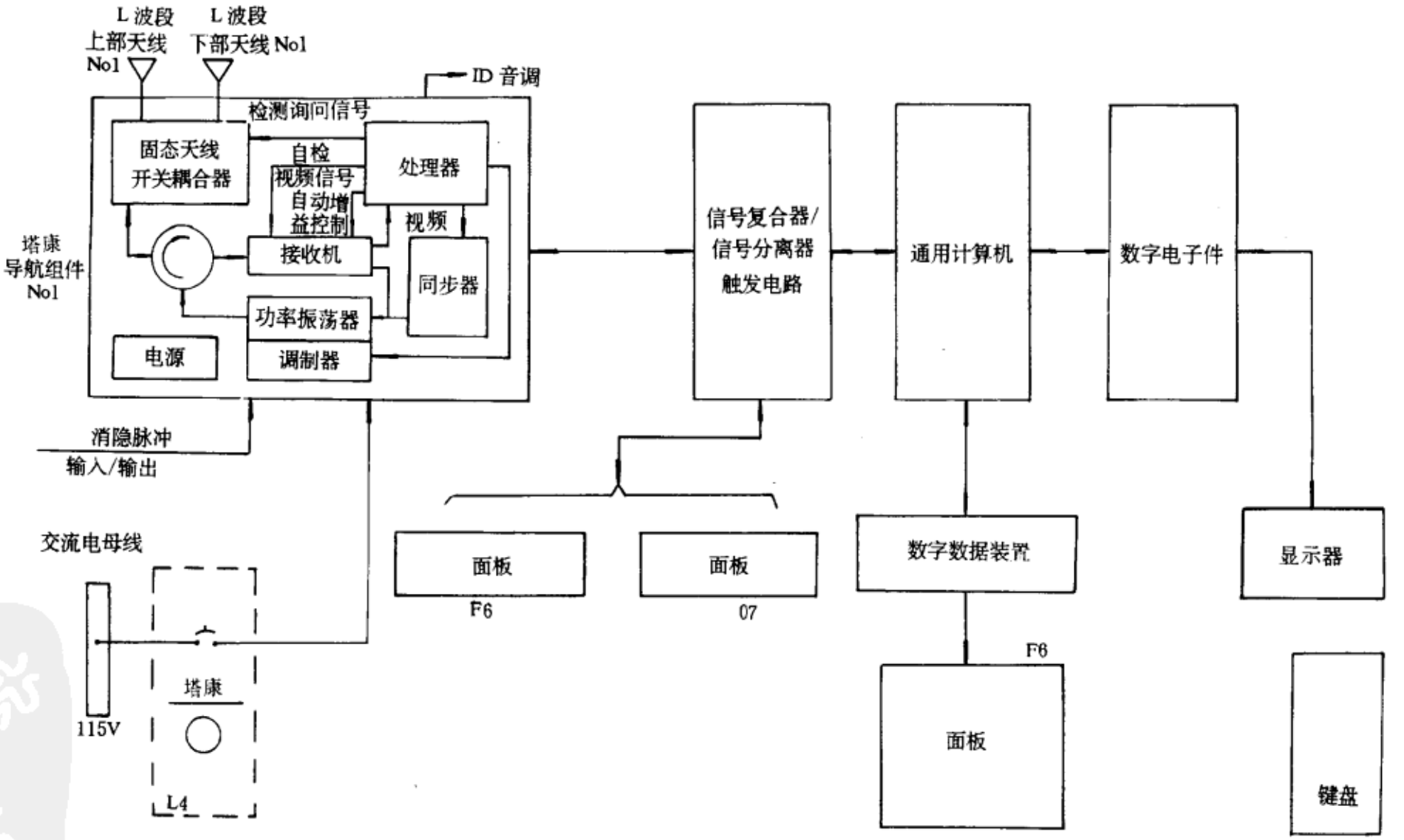
TACAN 系统的地面部分是全球导航系统的一部分。一般在离开黑障区进入末区能量管理段后要用几个地面站，在软件中共编入 10 个 TACAN 地面站，捕获段 3 个站、导航段 6 个站、着陆场 1 个站。

6、微波扫瞄着陆系统　微波扫瞄着陆系统(MSBLS)由地面和机上两部分组成。装置具有解码和计算能力。当与目标跑道有关的通道被选定时，MSBLS 机上部分从地面站接收仰角、方位和航程数据。系统为着陆提供最后 13～16km 的准确位置数据，它在末区能量管理、进场着陆和“返回发射场中止飞行”中使用。

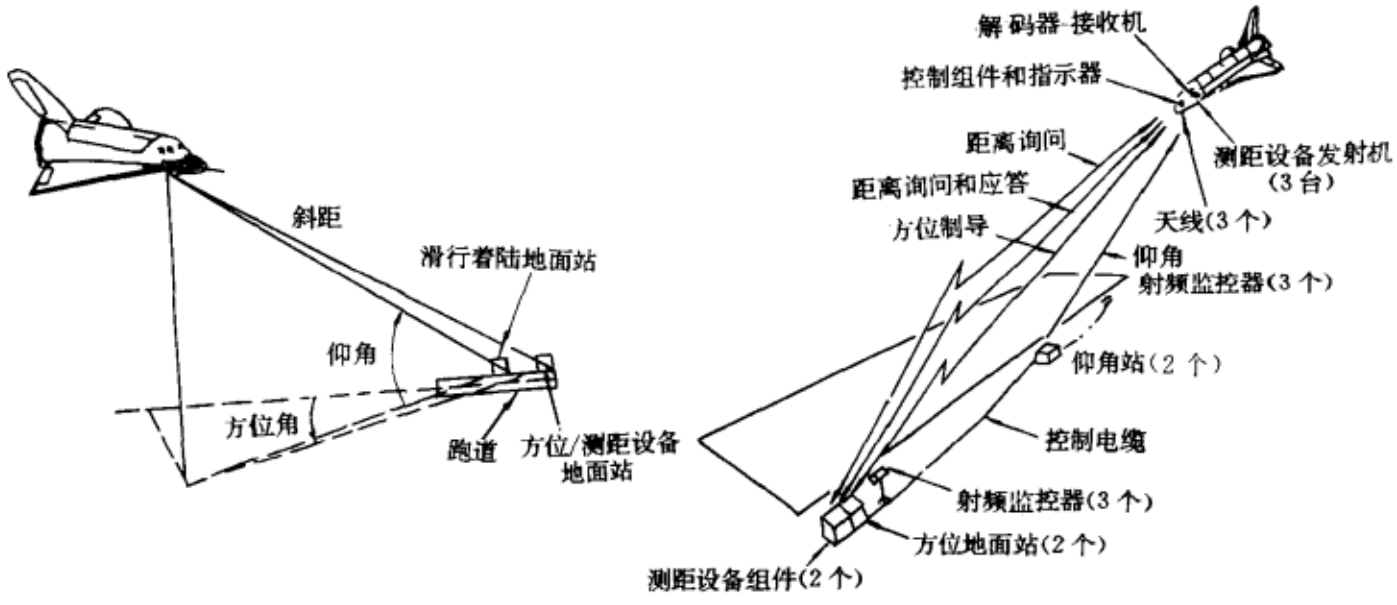
轨道飞行器装有 3 台独立的 MSBLS 装置。装置由一 Ku 波段射频装置和一解码器组成。每台 Ku 波段收发报机用其解码器和计算能力确定轨道飞行器相对于 MSBLS 地面站的仰角、方位角和距离。系统向轨道飞行器提供高精度三维位置信息进行操纵信息计算，使轨道飞行器沿合适的轨道飞行。

系统的地面部分由 2 个掩体(仰角掩体和方位/测距装置掩体)组成。前者靠近规定的着陆点，后者靠近跑道终点。跑道两端都设有掩体，因而从两个方向都能着陆。

7、雷达高度表　雷达高度表(RA)是“自动着陆”系统的主要传感装置，它用来在轨道飞行


L 波段
上部天线
No1
L 波段
下部天线 No1
ID 音调
检测询问信号
固态天线
开关耦合器
自检
视频信号
自动增
益控制
处理器
视频
塔康
导航组件
No1
接收机
同步器
功率振荡器
电源
调制器
消隐脉冲
输入/输出
交流电母线
115V
塔康
L4
信号复合器/
信号分离器
触发电路
通用计算机
数字电子件
面板
F6
面板
07
数字数据装置
F6
面板
显示器
键盘

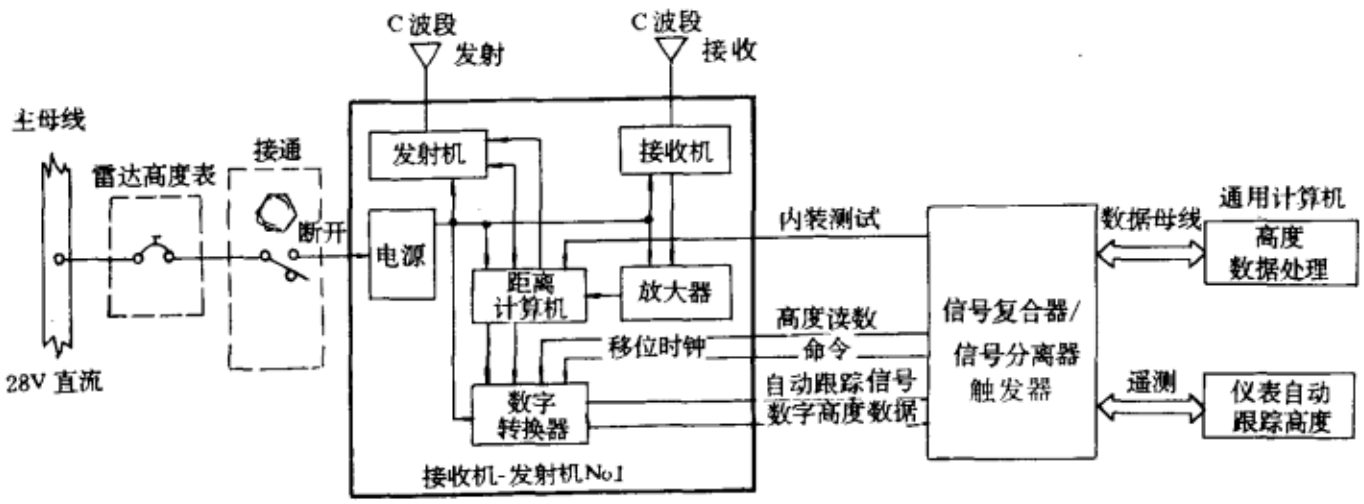
塔康导航系统




微波扫瞄着陆系统及其射频通信线路

器接近跑道门时，从 30m 高度到着陆为止的制导。RA 可不借助于地面站直接测量高度和数据有效性信息，并将其转换成适当的格式送往专用显示装置和选择滤波器进行有效性试验或计算平均值，供自动着陆模式使用。

轨道飞行器共有 2 套雷达高度表系统，各带一接收-发射天线。系统是独立的，可同时工作而互不干扰。



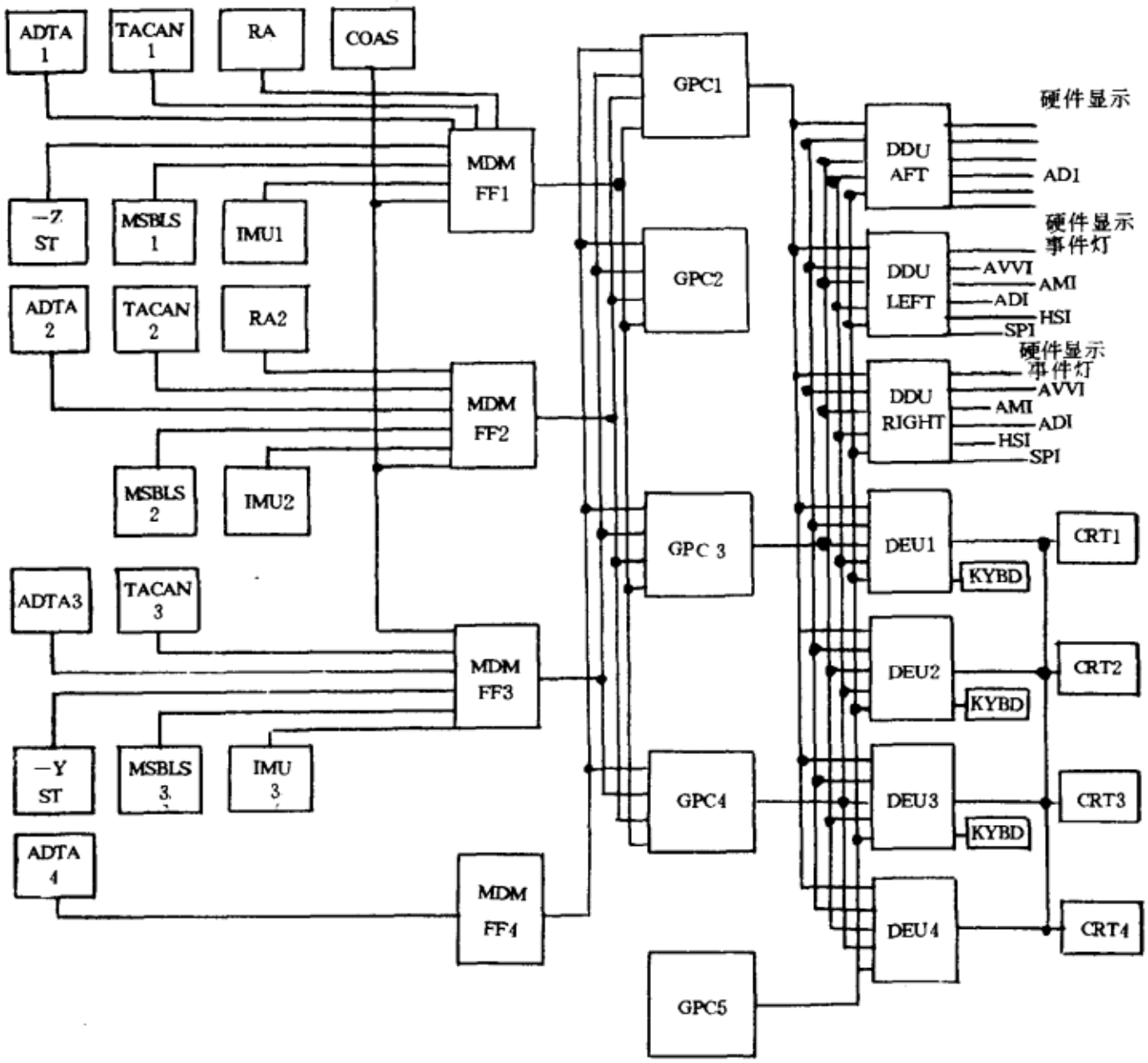

雷达高度表框图

## 工作机理

导航系统进行冗余操作。全部处理过程通过数字数据处理系统进行。传感器均通过信号复合/信号分离器(MDM)与计算机相接，每台计算机被指定命令一条或几条数据母线。飞行计算操作系统(FCOS)以一定的循环率起动执行程序并向 MDM 发出命令要求提供一组输入数据，通过 MDM 和数据母线到达计算机的制导/控制硬件数据要由相应的分系统操作软件(SOP)进行处理。之后将数据送往由冗余管理系统(RM)控制的选择滤波器(SF)并由用户参数处理器(UPP)进行处理。UPP 为制导、控制、显示及其它用户计算提供与状态有关的参数。

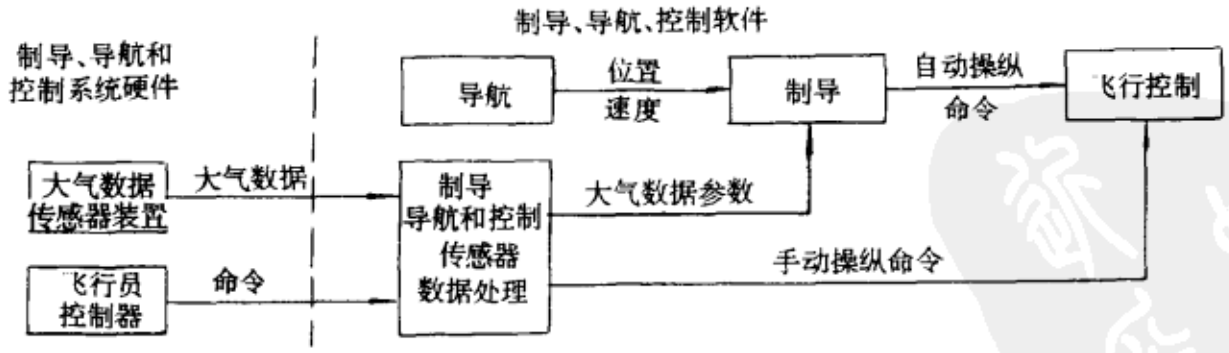
上述导航部分以 6.25Hz 高速进行操作，状态测定、UPP 数据更新每 4s 进行一次，用 MS-

BLS 时每 2s 一次。




导航系统框图

ADTA—大气数据传感器装置;AMI—α、马赫数指示器;ADI—姿态控制指示器;AVVI—高度、法向速度指示器;COAS—飞行员光学瞄准仪;CRT—阴极射线管;DDU—显示驱动器;DEU—显示电子组件;GPC—通用计算机;HSI—水平状态指示器;IMU—惯性测量组件;KYBD—键盘;MDMFF—信号复合/信号分离触发器;MSBLA—微波扫瞄着陆系统;RA—雷达高度表;ST—星光跟踪仪;SPI—表面位置指示器;TACSN—塔康导航系统。




制导接口

制导系统

制导系统从导航系统接收状态矢量信息，从飞行控制系统接收模式离散信息和大气数据系统信号。然后制导系统以航天飞机实时状态矢量为基础确定飞行剖面，计算使航天飞机沿此轨迹飞行的各种指令，并将自动飞行制导输出信号送往飞行控制系统，将操纵信息送往飞行员显示装置。

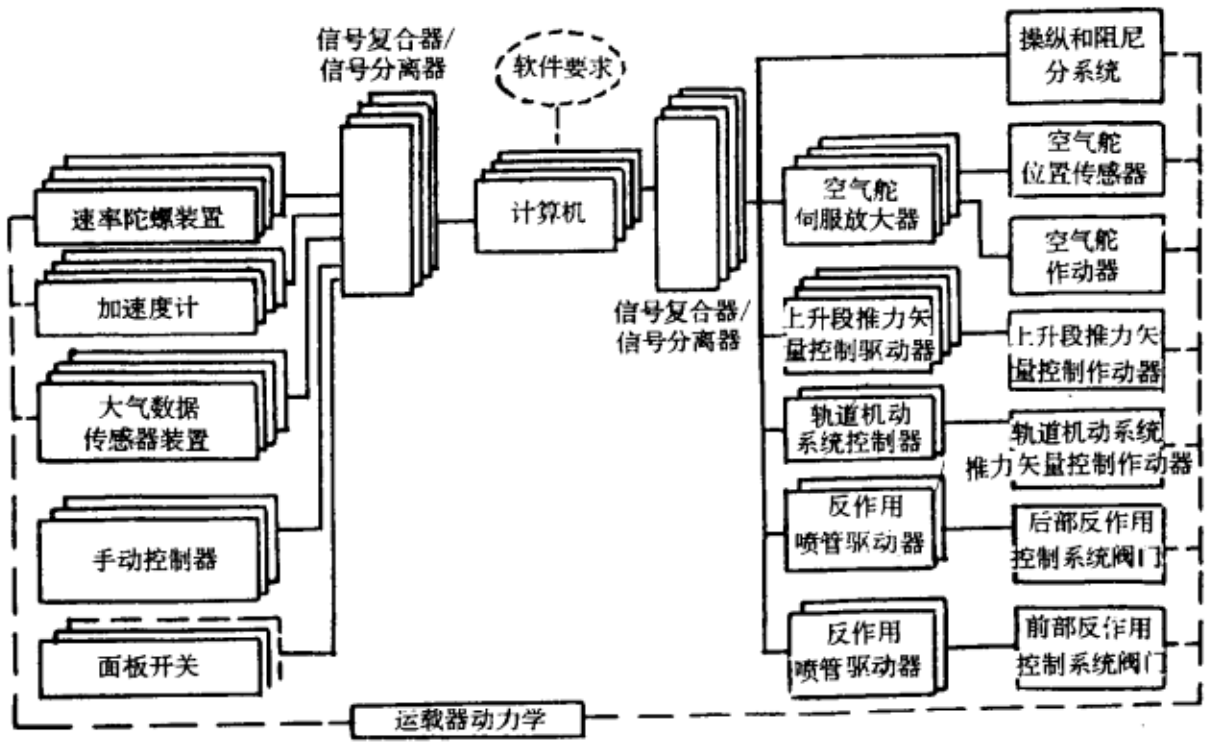
## 控　制　系　统

飞行控制系统从导航系统接收姿态和速度数据，从制导系统接收滚动、偏航、俯仰和制动命令以及由飞行员通过手动控制器送来的命令。系统将这些命令以及航天飞机动态信息(姿态、速度、加速度)输入控制方程处理成各种硬件命令(发动机点火、摆动、空气舵偏转命令等)。飞行控制输出命令取决于所要求的姿态、空气舵位置、飞行速度、加速度与实际值之间的差值。

系统有“自动”和“手动”2 种模式可供选择。

**系统硬件**

系统组成见图。




飞行控制系统

1、速率陀螺装置　系统共有 6 台固体助推器速率陀螺装置(RGA)和 4 台轨道飞行器速率陀螺装置。

在上升、再入和中止飞行时，轨道飞行器速率陀螺提供速率偏差和稳定航天飞机的反馈信息并通过飞行层姿态控制指示器速率指针显示。每台装置由 3 个单自由度速率陀螺组成，敏感滚动、俯仰和偏航速率。该装置需要有 5min 的预热时间。，并用氟利昂冷却回路冷却。

系统用固体助推器速率陀螺提供第一上升段反馈信息和从起飞到固体助推器/外贮箱分离前 3s 的速率。2 台固体助推器各装 3 台陀螺装置，每台装置只含 2 个陀螺，用来敏感俯仰和

偏航速率。陀螺在助推器分离前 2～3s 从回路退出。

2、加速度计装置 4 台轨道飞行器加速度计装置(AA)用来在上升和再入段提供加速度偏差的反馈信息,用于稳定航天飞机和末区能量管理——进场/着陆升降副翼卸载。

每台装置由 2 个单轴加速度计组成,敏感横向和法向偏航和俯仰加速度值。加速度计利用摆式光束和光电二极管读出加速度值,装置采用对流冷却,需要有 5min 的预热时间。

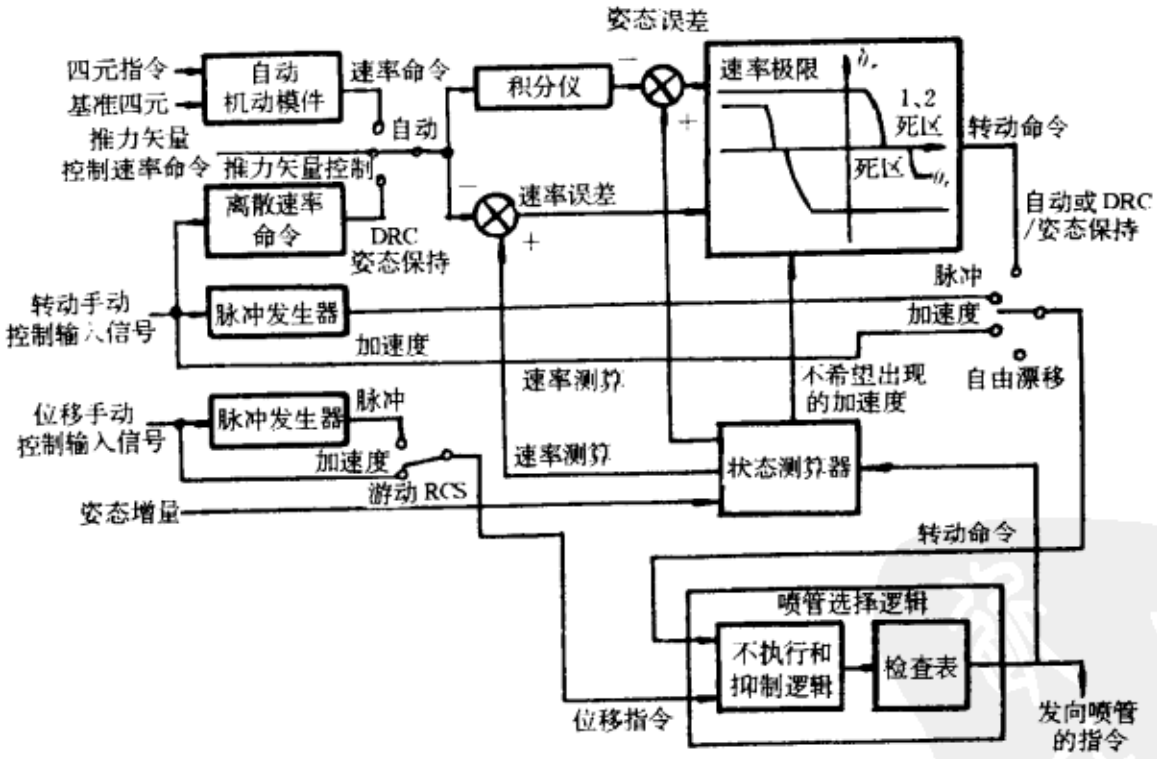
3、转动手动控制器 飞行员可用转动手动控制器(RHC)操纵轨道机动发动机或反作用控制系统发动机,使轨道飞行器绕 3 个轴转动,轨道飞行器装有 3 台 RHC,指令长、驾驶员工作台、后部工作台各一台。每个转动控制器有 9 个传感器,3 个一组地敏感俯仰、滚动、偏航偏转。传感器产生一与 RHC 偏转成比例的电信号。3 个传感器各以 1、2、3 通道为代号,通道由冗余管理软件选择,每个通道由相应驱动器的电源供电。

4. 位移手动控制器 位移手动控制器(THC)控制反作用控制系统,使轨道飞行器沿 3 个轴移动。轨道飞行器共有 2 个位移手动控制器,各安装在指令长和后部工作台上,每个 THC 有 6 个 3 接点开关,3 个轴正负方向各 1 个。

5. 人-机接口 飞行员通过以下装置与飞行控制系统接口。它们是:飞行控制系统按扭指示器、轨道数控自动驾驶指示器、事件指示灯、姿态控制指示器、阴极射线管及键盘。

6. 上升段推力矢量控制器 系统有 4 个上升段推力矢量控制器(ATVC)。制导系统的指令送至 ATVC 驱动器后,驱动器再将与指令成比例的电信号送往各主发动机和固体助推器伺服作动器。

7. 主发动机/固体助推器伺服作动器 该作动器由 4 个独立的二级伺服作动器组成。它们接收从 ATVC 而来的信号。每个作动器都有 4 个二级伺服作动器阀门,由它们控制伺服作动器内的一个滑阀,滑阀确定作动器的位置以及相应的发动机的位置。飞行控制系统向 4 个二级伺服阀门发出 4 个相应的指令,由它们的综合作用确定阀门位置,以防错误指令影响作动器动作。如错误指令时间超过指定值,则有故障的阀门液路就会被隔离而利用其它通道和阀门控制作动器滑阀。



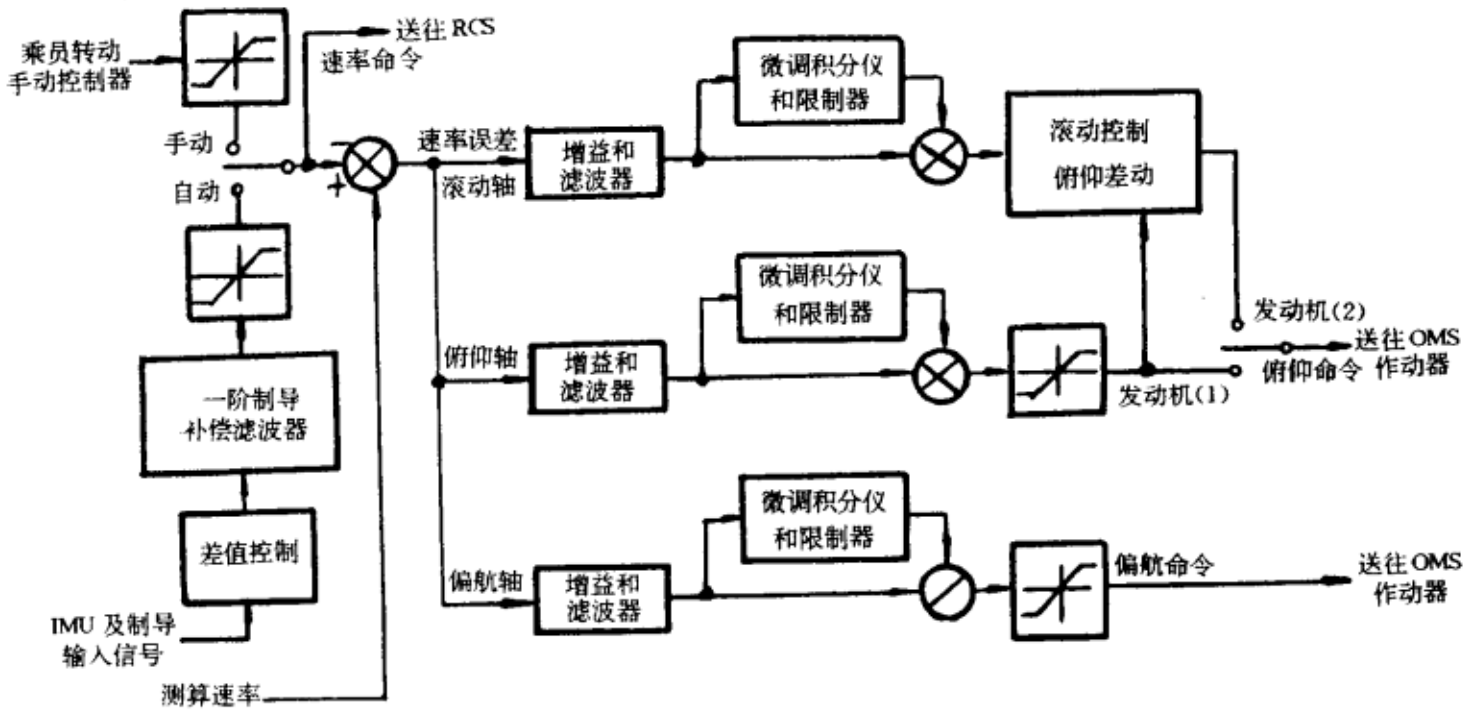

反作用控制系统轨道数控自动驾驶仪框图

8. 反作用控制系统　反作用控制系统(RCS)由 38 个主推力器和 6 个游动推力器组成。主推力器用来作主要的转动和全部位移机动，每个主推力器推力 3870N、最短点火时间 80μs。游动推力器用作微调，推力 106N、最短点火时间亦 80μs。

反作用控制系统数控自动驾驶仪(见前图)以 12.5Hz 速度工作。状态测算器以从姿态处理器而来的姿态增量为基础计算姿态和姿态转动率，由喷管选择逻辑/喷管点火指令导出角速率增值。姿态处理器从惯性测量组件接收主要输入信号。测算的姿态和速率与转动指令相对比，进行处理后将偏差信息送往飞行段控制器。根据抛物线和线性转换曲线确定喷管点火时间并产生转动指令，选择适当的喷管点火。

9. 轨道机动系统　轨道机动系统(OMS)有 2 台轨道机动发动机，每台推力 26.69kN，发动机可以摆动并由双冗余俯仰和偏航作动器控制，俯仰作动器轴线与轨道飞行器 $X$-$Y$ 面呈 15.9°夹角，偏航作动器呈 0.5°夹角。

采用自动推力矢量控制时，由交叉操纵功能产生一速度操纵指令(代表预定速度方向的制导指令矢量和实际速度增量矢量间的差值)，进行适当的滤波和换算后将速率偏差操纵信号送往推力矢量控制滤波器和微调积分仪，产生作动器位置指令。OMS 与 RCS 形成一闭环的控制系统以免因 OMS/RCS 故障而产生较大的姿态和速率偏差。




轨道机动系统推力矢量控制轨道数控自动驾驶仪框图

10. 空气舵　轨道飞行器有 7 个空气舵。4 个升降副翼上下偏转作俯仰机动，两侧升降副翼向相反方向偏转作滚动机动。襟翼位于后机身尾部下侧，再入时为 3 台主发动机提供热防护，进入大气后提供俯仰修正，减小升降副翼的转角。方向舵/减速板同时向左或向右偏转时作偏航机动；向相反方向开启时，增加气动阻力使飞行器减速。

空气舵伺服放大器　空气舵伺服放大器(ASA)从控制系统软件接收命令并使作动器液压阀门置位。ASA 从空气舵接收反馈信号与位置指令，加工后提供一伺服回路，接通升降副翼、方向舵/减速板等 4 个独立回路中的一条回路。襟翼用 3 条伺服回路，共有 4 条飞行控制通道(ASA→作动器伺服阀门→反馈信息传感器→ASA)，4 个 ASA 用氟利昂冷却回路冷却。

空气舵伺服作动器　各空气舵由专用伺服作动器摆动。由轨道飞行器液压系统提供液压，由转换阀门选择主液压源，其它作备用。

每个伺服作动器各从 4 个 ASA 接收 4 个指令信号，每一伺服通道由 1 个二级伺服阀组成，阀驱动调制活塞。4 个活塞沿一共同轴累加，并对此机械轴产生一定位滑阀的力。由滑阀控制送往作动筒的液压工质流量，控制作动筒移动的方向，从而将空气舵置于所要求的位置。到达理想位置时，动力线圈将作动筒锁定在该位置上。如 4 条伺服控制通道中有 1 条发生故障时，电磁隔离阀门就会从有故障的通道移走液压，使液压旁通。

每个伺服作动器作动筒有 4 条线位移传感器和 4 个辅助压差传感器。线位移传感器为 ASA 相应的回路提供位置反馈信息，并与伺服回路的位置指令信号相加。作动筒辅助压差传感器的信息相加产生一与差值信号成比例的电动-液压阀门驱动电流，使作动器定位。

**软件系统**

由飞行控制软件选择操作程序/主模式，对航天飞机进行控制。机载计算机装订的操作程序/主模式如图、表所示。




航天飞机飞行操作程序

OPS—操作程序；SRB—固体助推器；MM—主模式；

OMS—轨道机动系统；ET—外贮箱；ME—主发动机；DAP—数控自动驾驶

数控自动驾驶(DAP)软件由上升推力矢量控制(ATVC)、主推进系统(MPS)命令处理、固体助推器处理、空气舵控制和再组态逻辑组成；GN&C—制导、导航和控制

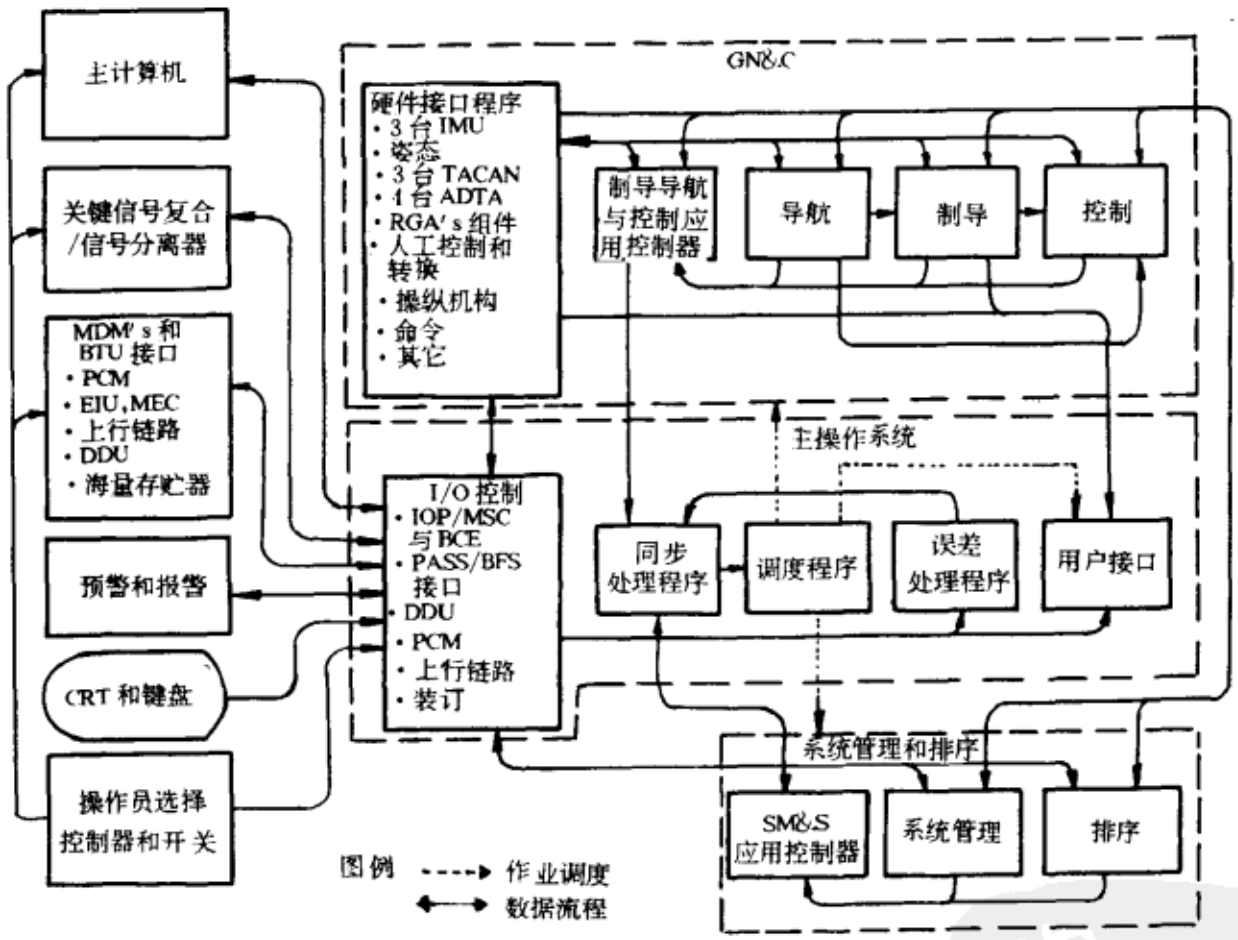
DAP 产生加速度变化、微调、升降副翼卸载程序，DAP 再组态逻辑是飞行控制软件的辅助软件，它应控制模式变化、故障状态变化和事件发生的状况，产生数控自动驾驶和制导/操纵模式排序和初始化所需要的指示符。姿态处理与制导和操纵软件接口为后者提供实时姿态信息，进行飞行控制计算并消除指令姿态与实际姿态间的误差。

**航天飞机飞行操作程序与模式**

| 飞行操作程序 | 主模式 | 说　明 | 飞行操作程序 | 主模式 | 说　明 |
|---|---|---|---|---|---|
| OPS1 | MM101 | 射前 | OPS3 | MM301 | 出轨前 |
| | MM102 | 第一上升段 | | MM302 | 出轨操作 |
| | MM103 | 第二上升段 | | MM303 | 再入前监控 |
| | MM104 | OMS 第一次点火——入轨 | | MM304 | 再入 |
| | MM105 | OMS 第二次点火——进入圆轨道 | | MM305 | 末区能量管理，进场与着陆 |
| | MM106 | 入轨滑行 | OPS6 | | 返回发射场，中止飞行 |
| OPS2 | MM201 | 轨道运行 | OPS8 | | 轨道测试 |
| | | | OPS9 | | 飞行前地面测试 |

### 备用飞行控制系统

备用飞行控制系统(BFC)只在特别紧急的状况下起用。它由第 5 台通用计算机控制并采用独立的软件，所采用的控制方程与主飞行控制系统相似，但它是一种单字符串飞行控制系统。这样可以避免产生与主计算机或主系统软件同样的问题。BFC 与主飞行控制系统同时工作，但禁止信号输出，系统由宇航员手动起动。




备用飞行控制系统

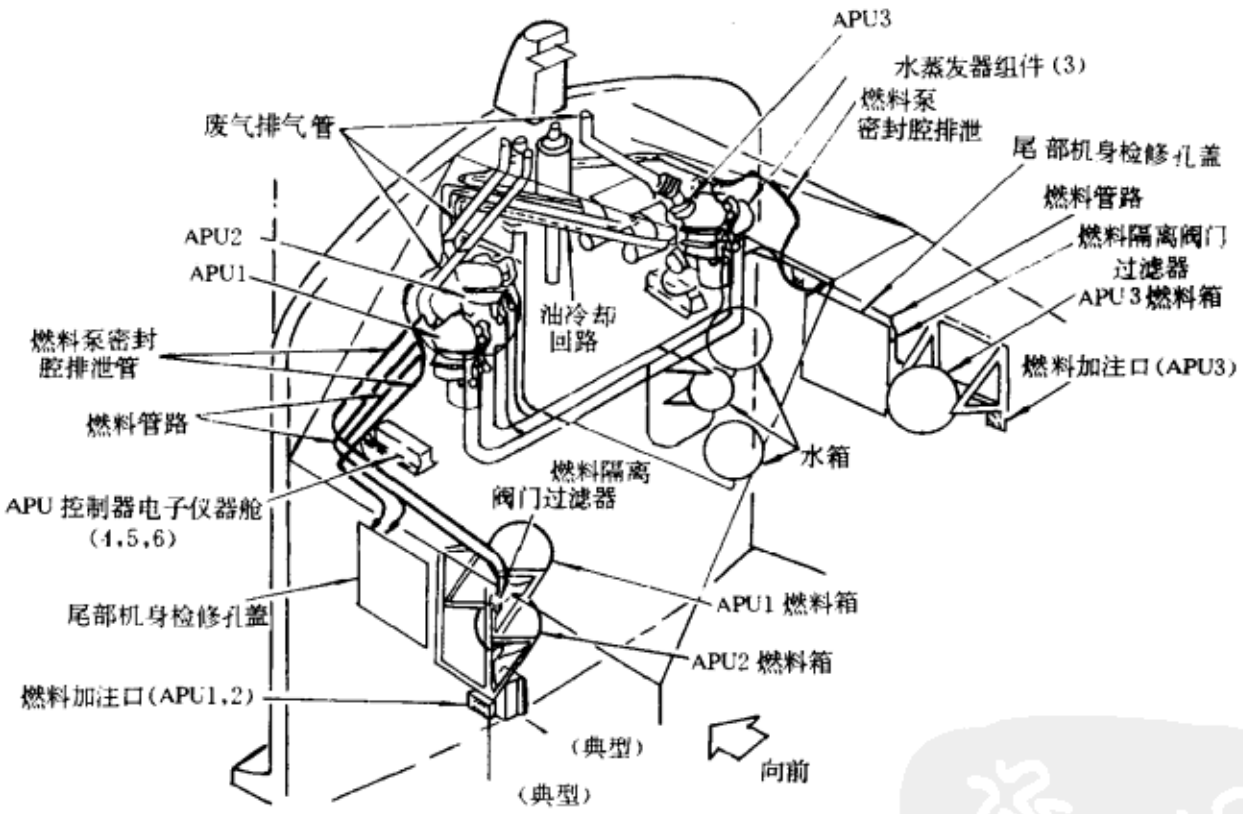
ADTA—大气数据测量装置；BCE—备用控制设备；BFS—备用飞行控制系统；BTU—基本传输设备；CRT—阴极射线管；DDU—显示器驱动器；EIU—发动机接口装置；GN&C—制导、导航与控制；IMU—惯性测量装置；I/O—输入/输出；IOP—输入输出处理器；MDM—信号复合/信号分离器；MEC—主事件控制器；MSC—主存贮器控制器；PASS—程序作动信号系统；PCM—脉码调制；RGA—速率陀螺组件；SM&S—系统管理和排序；TACAN—塔康导航系统。

# 辅助动力装置系统

系统由3套独立的辅助动力装置(APU)组成。APU是一种用肼作推进剂,为轨道飞行器液压泵提供机械传动力的装置。3套APU及其燃料系统虽相互隔绝,但3套液压系统却是压力连通的。这样便可保证在1台APU或1套液压系统出故障时,由其它2套来调节总的液压载荷。第2套系统再出现故障时,第3套系统尚可产生足够的液压动力,但以降低的速率驱动全部作动器。

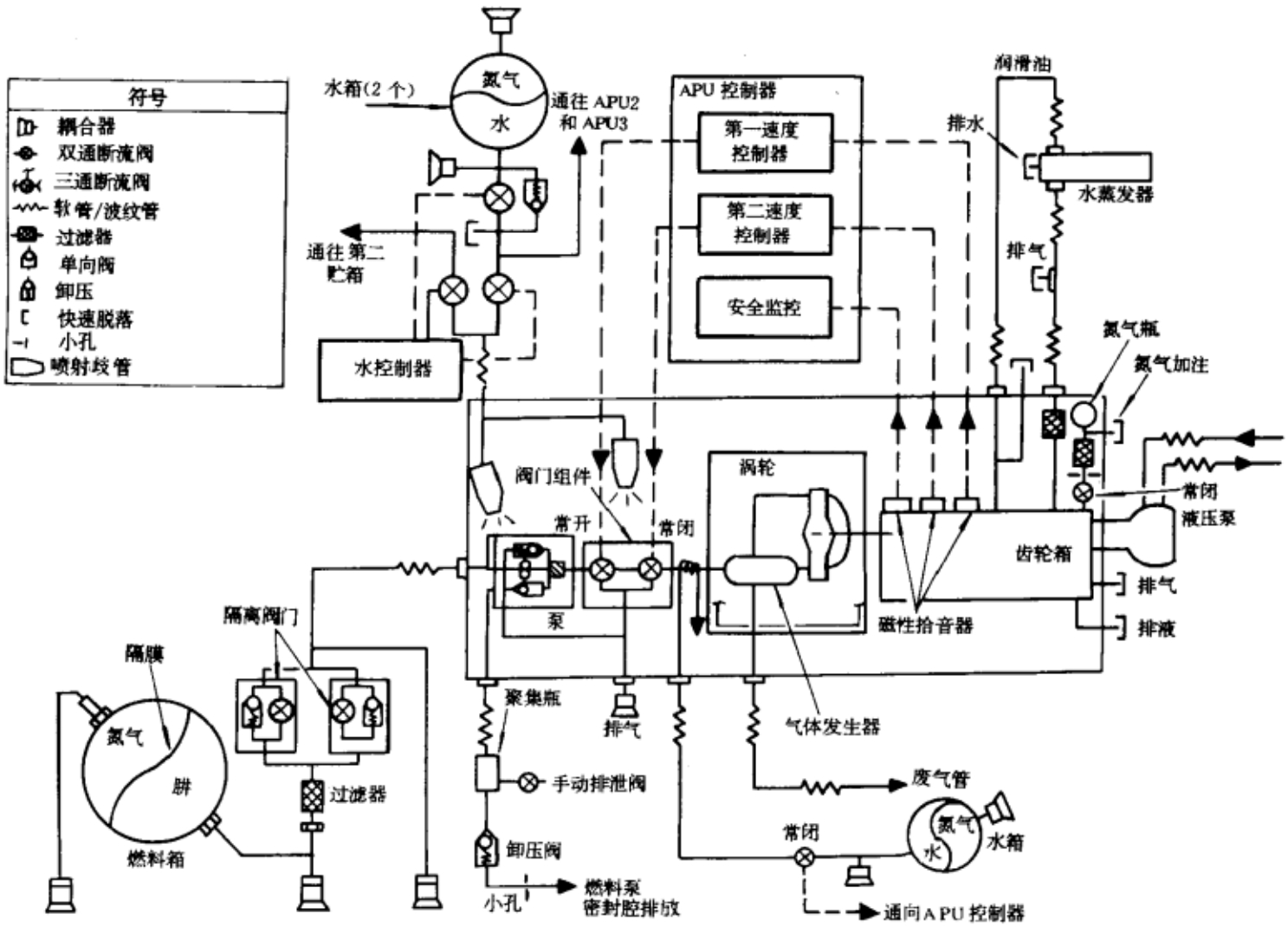
3套APU/液压泵系统在发射和助推段工作。它们为3台主发动机提供推进剂阀门控制、主发动机推力矢量控制、助推段升降副翼气动卸载控制。除轨道检测外,APU/液压泵系统在轨道飞行期间是不工作的。它们在出轨前起动作出轨检测。在再入、着陆和进场的大气飞行段为轨道飞行器空气舵作液压定位,为起落架释放、控制、制动提供液压动力。

APU位于轨道飞行器尾部机身。每套APU由燃料箱、燃料分配和加注系统、APU控制器、排气管路、润滑油冷却系统、燃料/润滑油排泄孔和管路及温控系统组成。电加热器系统和隔热装置将系统温度控制为7.2℃,以防燃料冻结、保持油的粘度,并将APU工作时向轨道飞行器散射的热量减至最低。电子控制器负责APU射前关键状态参数的测试、APU工作控制(起动、速度控制、关机、冗余管理)和APU工作前和停止工作后的温度控制。燃料分配和加注系统包括过滤器、燃料流量控制阀门、加注、排泄耦合器和测试耦合器。APU在超出极限转速时自动关机。每台APU功率为99.3～108.9kW。




辅助动力装置组件分布

系统共有3个燃料箱,每个装肼158kg,燃料箱隔膜一侧为增压氮气,它正推隔膜将肼在0.55～2.45MPa压力下送往燃料泵入口,由燃料泵将压力增加到10.3MPa。高压燃料通过燃




辅助动力装置系统简图

气发生器控制阀门后送往气体发生器。气体发生器在 8.65MPa 下将燃料催化分解为气体。然后气体被送往 1 台二级涡轮。涡轮废气冷却燃气发生器后被排出 APU 外。当涡轮达到额定转速后，由气体发生器控制阀门、电子控制器和速度传感器将转速控制在±8%之内。涡轮轴上装有 3 台冗余的速度传感器，为电子控制器提供脉冲速度信号，涡轮的第一额定工作速度为 75000r/min。如果第 1 模式速度控制失败则自动起动 81000r/min 的第 2 速度控制模式。第 2 模式也可在要求 APU 有更大的承载能力时通过手动起动。如果第 2 控制模式也失败了，则会自动起动 83000r/min 的备用控制模式。如果两种模式均失败时，APU 就会在转速达 93000r/min 时自动关机。

转动的涡轮通过齿轮箱驱动燃料泵、润滑油泵和液压泵。齿轮箱的设计以活塞蓄油器为特点。蓄油器容量可变，蓄油器同时也是齿轮箱壁，使润滑油系统可在任意姿态和零重力状态下工作。齿轮箱润滑油流经液压系统水喷射蒸发器进行冷却。

气体发生器冷却系统用于热再起动。3 个气体发生器共用一氮气正推水箱。燃料泵水冷却系统在 APU 在轨关机后起动，以防因吸热在燃料系统中产生气体。该系统为双冗余系统，每套由氮气正推水箱、管路、控制阀和水喷射器组成。

每个 APU 宽 45cm、高 55cm、长 50cm。APU 的无维护工作时间为 50h，气体发生器寿命 20h，如更换催化装置，则可延长至 60h。

# 液 压 系 统

系统由3套独立的液压系统组成。每套各由用于产生、控制、分配监控和使用液压的组件组成。轨道飞行器可用3套液压系统中的任意2套来完成从主发动机关机到出场的任务。但是在最恶劣的下降条件下要求用2套系统提供空气舵最大转动速率。因而液压系统只能达到故障安全,而不是故障工作/故障安全。

每套液压系统由各自的泵、油箱、油冷却器、控制器、显示及分配系统组成。系统由辅助动力装置APU驱动的20.6MPa变排量泵提供液压。

发射前,轨道飞行器利用机上电动循环泵提供液压,直到APU起动。上升段由APU-驱动泵提供液压,进行主发动机摆动和阀门控制。上升段结束后,在外贮箱分离前,脐带收进轨道飞行器,APU在推进剂排泄后关闭。各系统的在轨温控由电加热器和低压/低流量电动循环泵完成。在出轨/再入段由APU驱动液压泵提供空气舵操纵液压动力,脐带回收,主发动机摆动和控制液压液路关闭。系统在着陆前为起落架开锁、下放和着陆后的刹车-止滑系统提供液压。

## 液压动力系统

### 液压泵

系统采用变排量液压泵。每台变排量液压泵装有电动减压阀,由各自的压力开关进行控制。在APU起动前,需使开关处于"低"挡位置。开关置于"低"挡时,减压阀打开,油泵出口压力由正常的19.91～21.28MPa降为3.43～6.86MPa。APU起动后压力开关从"低"位进到正常压力位置,压力恢复到正常值。APU处于额定转速,油泵工作压力为20.03MPa时,油泵排量为0～0.238$m^3$/min;APU高速转动,油泵压力为20.7MPa时,油泵排量为0.263$m^3$/min。

### 过滤器组件

每套液压系统中,除了液压泵壳体排油和通往油箱的油管路中各装有一过滤器外,还装有一过滤器组件,过滤进入和排出液压泵的液压工质。组件装有监控油泵出口压力的压力传感器,当油压超过26.43MPa时,组件的高压安全阀门将高压油排放到回油管路中以降低油压。

### 水喷蒸发器

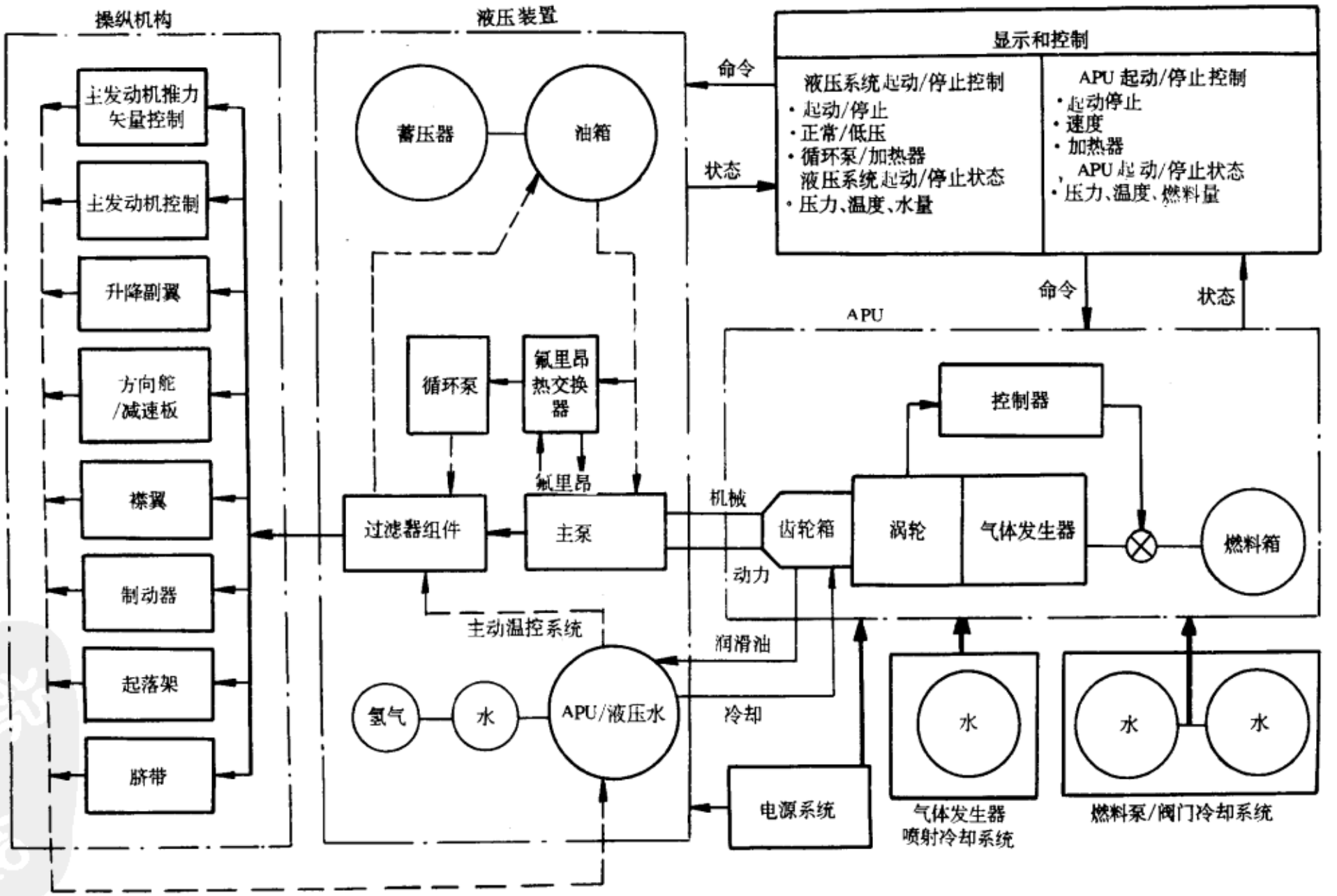
各液压系统的回油管路均通往各自的水喷蒸发器,3台水喷蒸发器在发射前、助推段、在轨测试、出轨、再入、进场着陆过程中为各自的液压系统和APU润滑油系统提供膨胀吸热。在通向水喷蒸发器的回油管路上装有液压工质控制阀门。它在液压工质压力超过329.5kPa时打开,只允许在通过水喷蒸发器的压差为343.2kPa时,每分钟通过0.162$m^3$工质。否则便会在出现0.236$m^3$/min峰值流量时使压降加大9倍,而影响液压系统的工作。系统还装有温度控制器分流阀。温度上升至98℃时,分流阀使工质通过水喷蒸发器进行冷却。

### 油箱

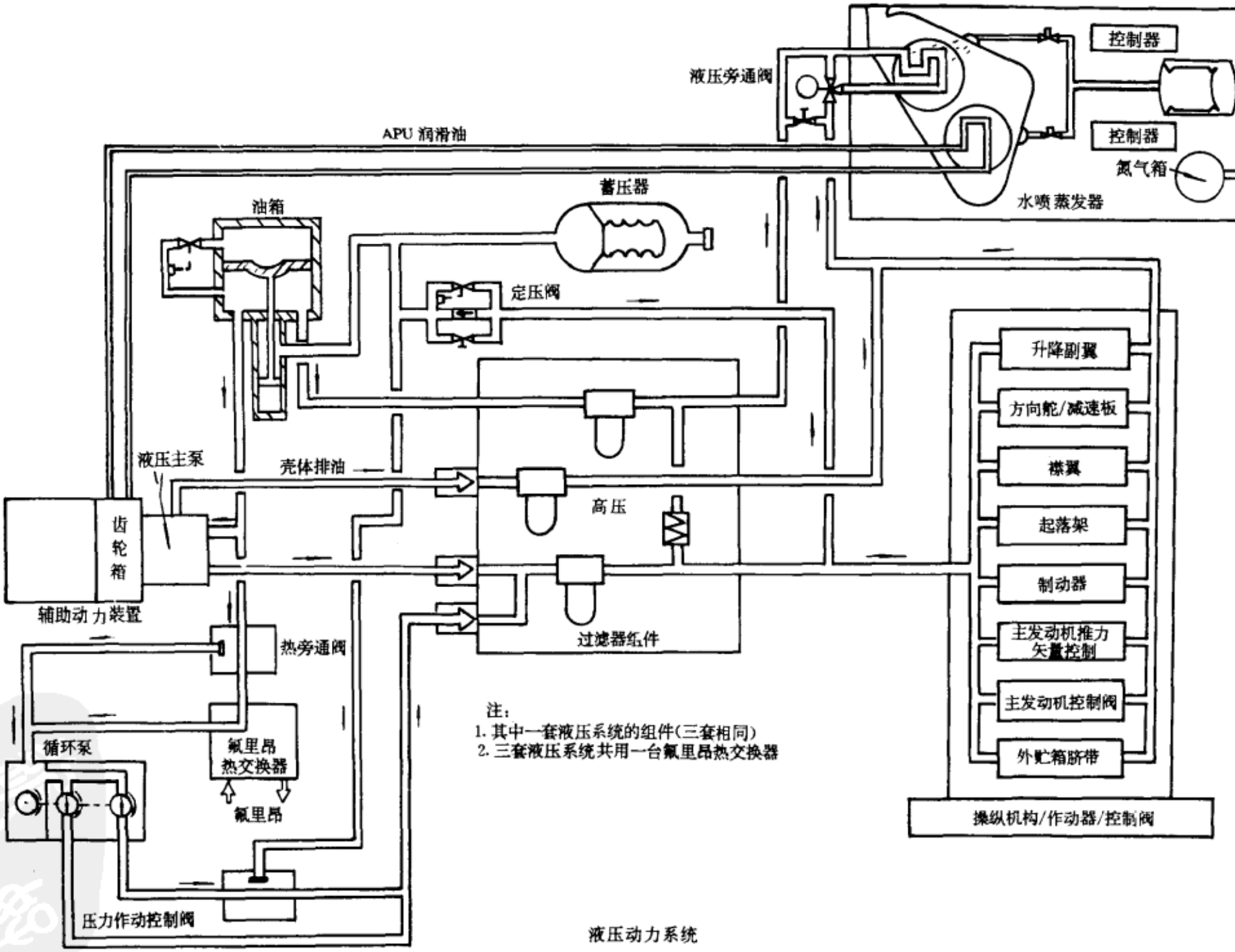
各液压系统回油管路上的油箱向主液压泵和循环泵提供液压工质。油箱内装有一个油箱一侧和蓄压器一侧的面积比为40∶1的活塞,它由系统的液压作动,向主液压泵和循环泵提供增压的工质。油箱的MIL-H-83282液压工质容量为30321$cm^3$。油箱设减压阀,在压差达833.8kPa时卸压,以防油箱超压。

### 蓄压器

活塞蓄压器用来阻尼压力脉动并将主液压泵和循环泵的压力脉动降至最低,蓄压器在


操纵机构
主发动机推力矢量控制
主发动机控制
升降副翼
方向舵/减速板
襟翼
制动器
起落架
脐带
液压装置
蓄压器
油箱
循环泵
氟里昂热交换器
氟里昂
过滤器组件
主泵
主动温控系统
氢气
水
APU/液压水
电源系统
命令
状态
显示和控制
液压系统起动/停止控制
·起动/停止
·正常/低压
·循环泵/加热器
液压系统起动/停止状态
·压力、温度、水量
APU起动/停止控制
·起动停止
·速度
·加热器
APU起动/停止状态
·压力、温度、燃料量
APU
控制器
机械
齿轮箱
涡轮
气体发生器
燃料箱
动力
润滑油
冷却
水
气体发生器喷射冷却系统
水
水
燃料泵/阀门冷却系统

辅助动力装置/液压系统




注：
1. 其中一套液压系统的组件(三套相同)
2. 三套液压系统共用一台氟里昂热交换器

液压动力系统

11.33～12.03MPa 压力下，预加注 243cm³ 氮气。液压工质的容量为 129cm³。

定压阀在高空起动状态下自动关闭，拦截积聚的液压，使油箱以正压向主液压泵和循环泵送油。每个蓄压器均设有地面操作泄压阀。

**循环泵**

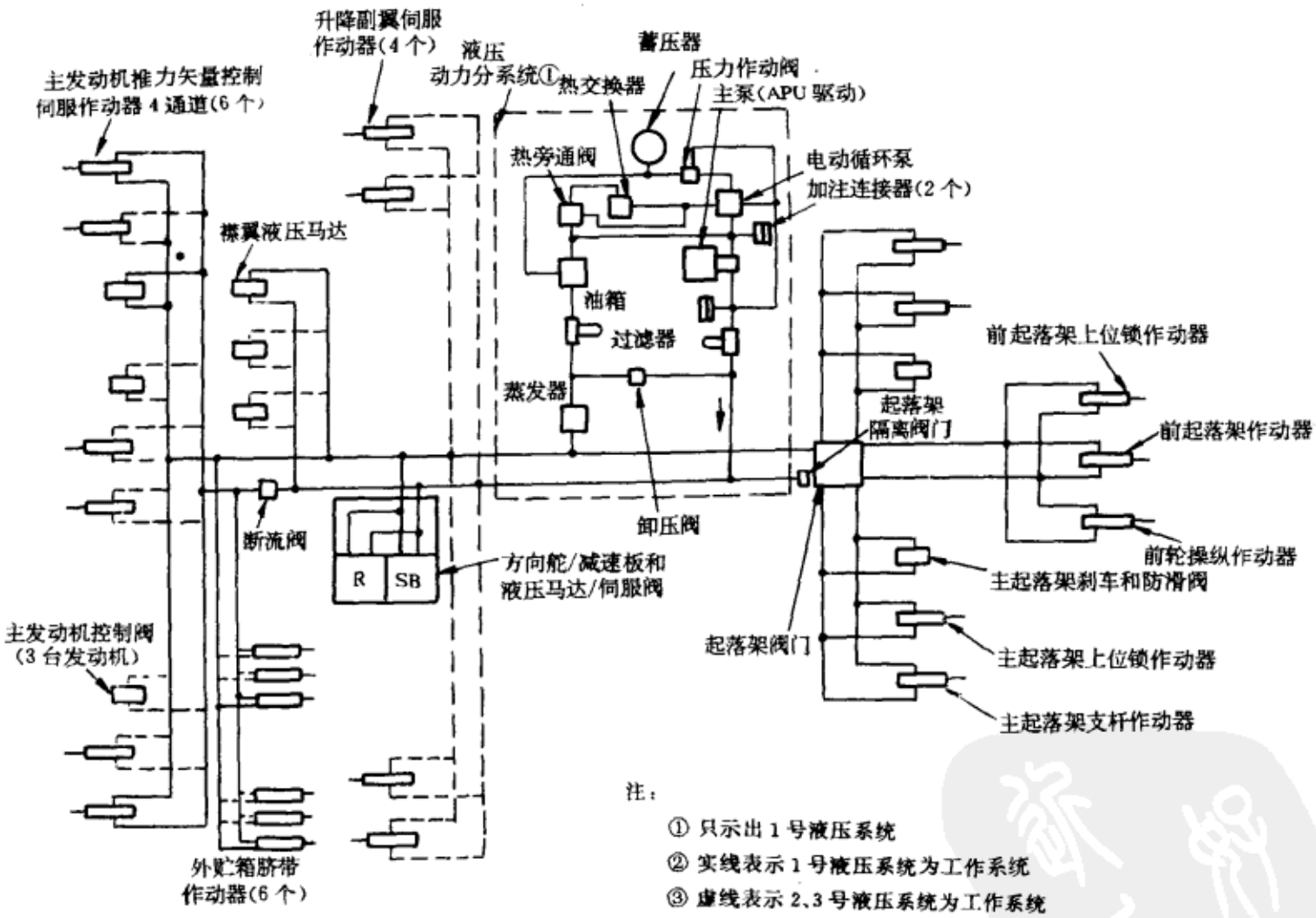
电动循环泵用于液压工质的温控。循环泵由高压和低压二级齿轮泵组成。齿轮泵由备有自主式变换器的 28V 直流感应电机驱动。油流入泵前绕流电子组件再通过电机以防电子件过热。低压级在 2.4MPa 压力下每分钟输油 10.9L。循环泵在发射前到 APU 起动前使液压工质保持在要求的温度范围内；轨道中通过从主动温控系统氟利昂 21 冷却回路/液压热交换器向液压系统传热的方法对液压工质进行轨道温控；着陆/出场，APU 关机后，循环泵通过水喷蒸发器控制工质升温。

**隔热物和电加热器**

在不适用循环泵进行温控的油滞区，采用隔热物和电加热器，在机身襟翼差分齿轮箱、方向舵/减速板混合齿轮、4 个升降作动器、尾部机身襟翼 *A* 和 *B* 密封腔排泄管和方向舵/制动器排泄管都装有电加热器。

## 伺服作动器

4 块升降副翼各由平衡活塞伺服作动器驱动并由 4 个电动液压伺服阀(4 通道)控制。伺




液压系统伺服作动器

服阀合力驱动作动器动力滑阀。方向舵/减速板和机身襟翼由伺服控制液压马达操纵和机械传动作动器驱动。

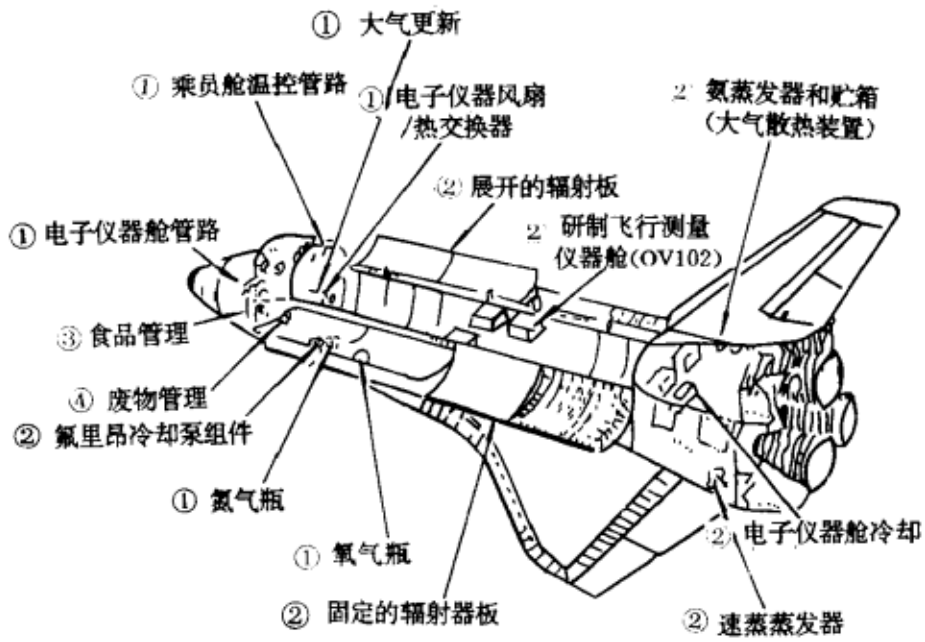
主发动机推力矢量控制由线性平衡活塞伺服阀提供，俯仰轴和偏航轴各 1 个。伺服作动器由 4 个与作动器组装在一起的电动液压伺服阀(4 通道)控制。

主起落架区装有主起落架支杆和上位锁线性作动器、主起落架和前部起落架控制阀以及主起落架刹车/防滑阀门。前轮区装有前轮操纵作动器、前着陆架支杆作动器和上位锁线性作动器。

轨道飞行器/外贮箱推进剂脐带由靠近轨道飞行器下部蒙皮的主推进剂管路附近的液压作动器收回。

## 环境控制和生命保障系统

环境控制和生命保障系统由大气更新系统、主动温控系统、食品、水、废物处理系统和气闸保障系统组成。




环境控制和生命保障系统布局

①—大气更新；②—主动温控；

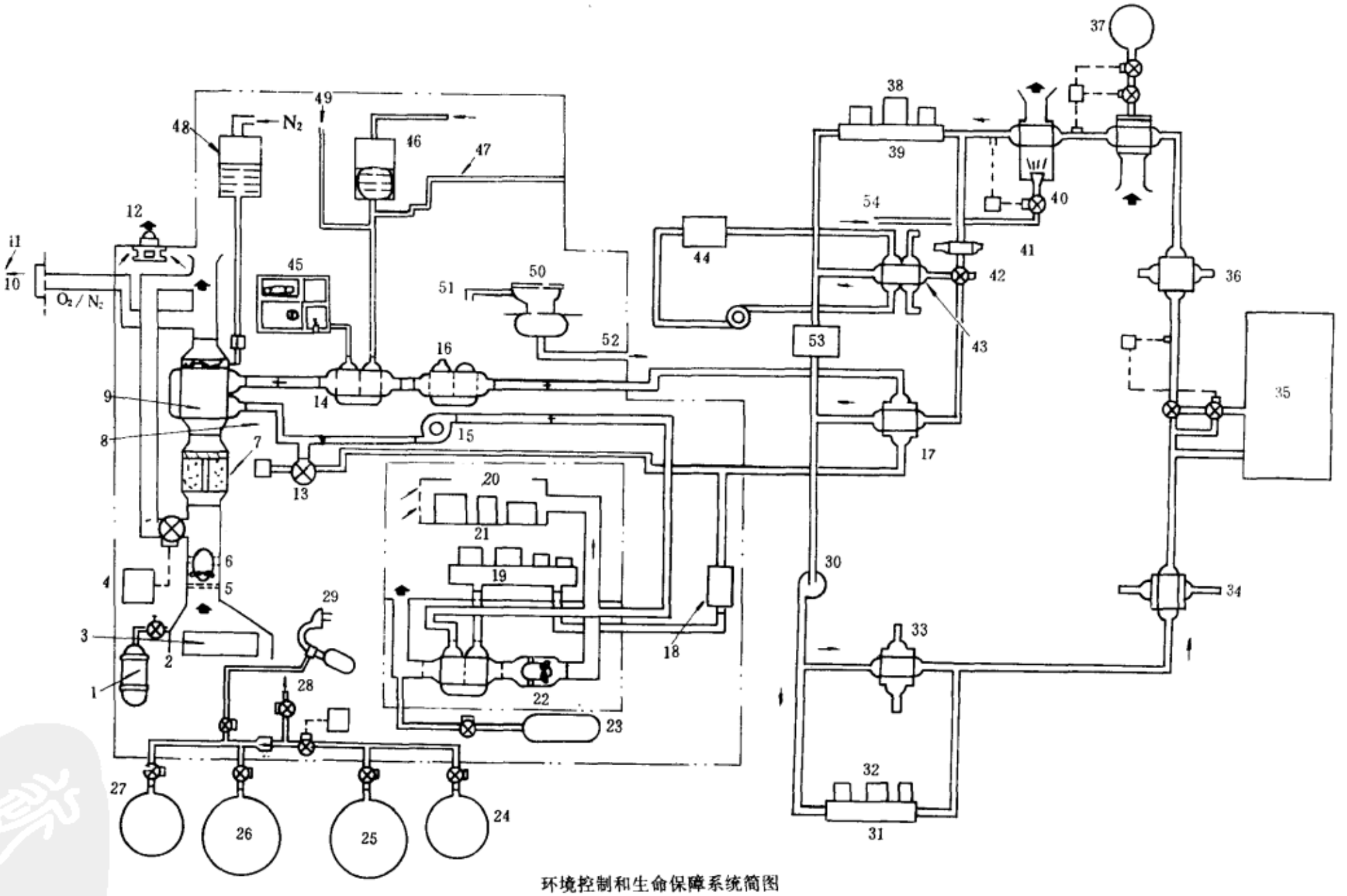
③—饮用水；④—废物处理(液体、固体)。

### 大气更新系统

系统由乘员舱空气回路、水冷却回路和大气压力控制系统组成。系统在执行任务过程中连续工作，为乘员和机载电子设备提供空调环境。其主要功能是：(1)大气压力控制；(2)湿度、二氧化碳、气味和温度控制；(3)电子设备温控；(4)冷却出舱活动乘员液体冷却套；(5)对机载空间实验室进行空调。

**空气回路**

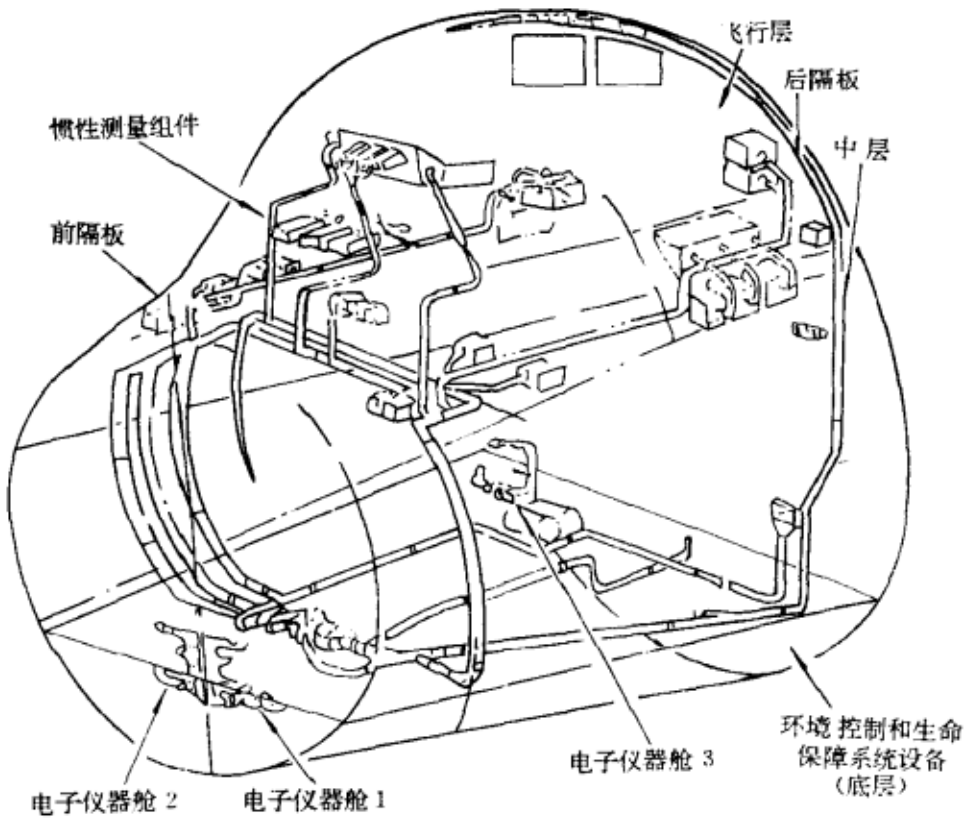
乘员舱布有送气和回气的管路，舱内空气经 300μm 过滤器过滤后用 1～2 台风扇排出舱外，并送往氢氧化锂容器除去二氧化碳，用活性碳除去异味和微量污染。之后空气被引向热交




环境控制和生命保障系统简图

1. 灭火器；2 乘员舱温度；3. 乘员舱电子件；4. 乘员舱温度控制器；5. 过滤器；6. 风扇；7. 氢氧化锂；8. 惯性测量组件热交换器和风扇；9. 乘员舱热交换器；10. 气闸舱门；11. 通往增压有效载荷组件；12. 释放舱压；13. 水温控制阀门；14. 水冷却器；15. 水泵；16. 液体冷却套热交换器；17. 交换器；18. 结构加热；19. 冷却板冷却；20. 空气冷却；21. 电气装置设备；22. 风扇；23. 氟利昂；24. 乘员舱增压氧气瓶(20.59MPa)；25. 氮气瓶(20.59MPa)；26. 低温氧气瓶(6.18MPa)；27. 乘员舱增压氮气瓶(20.59MPa)；28. 分压控制；29. 轻便供氧系统；30. 氟利昂泵；31. 中部机身冷却板；32. 电气设备；33. 燃料电池热交换器；34. 液压系统热交换器；35. 辐射器；36. 地面保障系统热交换器；37. 氨气瓶；38. 电气设备；39. 后部电子仪器舱冷却板；40. 速蒸蒸发器；41. 氧气限流器；42. 流量比例阀门 43. 有效载荷热交换器；44. 研制、飞行测量仪器冷却板；45. 食品管理；46. 饮用水箱；47. 通往速蒸蒸发器；48. 冷凝液和尿液存贮器；49. 从燃料电池来的水；50. 废物处理；51. 通往冷凝液和尿存贮器；52. 出口；53. 速率陀螺；54. 来自水系统。

换器，由水冷却回路冷却，分离湿气水分后送回乘员舱，并将湿度控制在 3.8～16℃露点范围内，温度调节在 18～26℃之间。此外乘员舱还设有专门用于冷却 3 个惯性测量组件和 3 个电子仪器舱的空气回路。




乘员舱空气回路

各电子仪器舱均设有电子件空气冷却组件，它由 2 台风扇，若干个单向阀门、1 台热交换器和相应的管路组成。

风扇分离器、热交换器、废水箱、氢氧化锂过滤器、一氧化碳组件均置于舱底。

4 人乘员组任务中，氢氧化锂箱每 12h 置换一次，一氧化碳装置每飞行一次置换一次。

**水冷却回路**

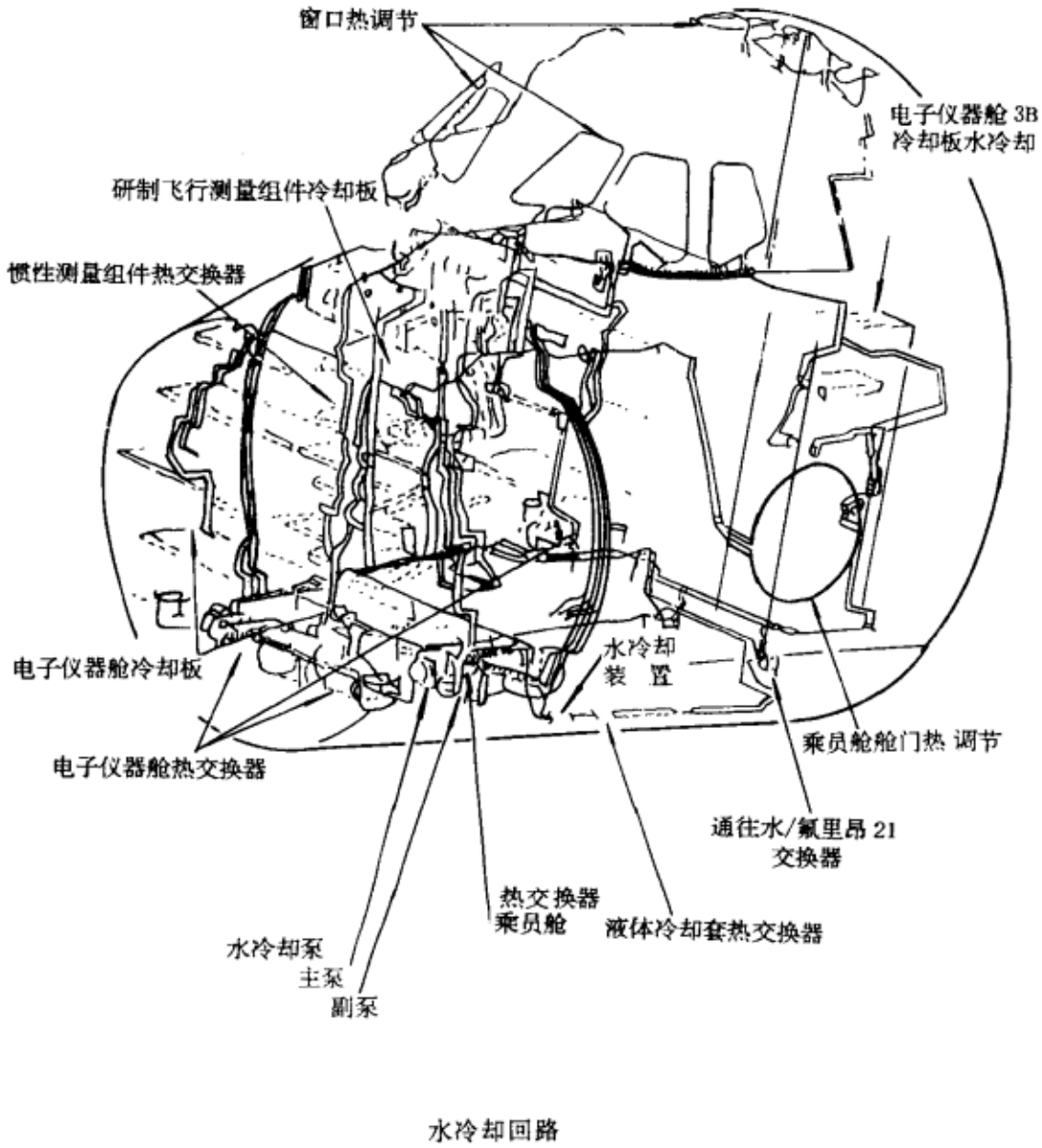
回路系统通过空气、水热交换器吸收热量，并用将水冷却回路的热量传递给氟利昂冷却回路的方法来调节乘员舱的温度。

系统设 2 条并排布置的回路，它们可同时或单独使用。水从水泵流出后进入 3 条平行的管路，经过各电子设备冷却板后合并一路通往水/氟利昂热交换器，将热量传送给氟利昂冷却回路。水冷却回路设有流量调节孔。

系统保证从再入到着陆，直到乘员出舱后 15min 乘员舱温度不超过 32℃。

**压力控制系统**

乘员舱由压力控制系统增压到 101.3±1.37kPa，并保持 70%氮气和 21%氧气的比例。氧气由超临界低温氧气瓶供给系统和急用氧气供给系统提供，氮气由位于中部机身底舱前部的氮气供给系统提供。系统设有保护舱体结构的正、负压力安全阀门。正压安全阀门使舱内外压差保持为 106.9～110.4kPa，负压安全阀门将舱体压差限制在 6.8kPa 以下。




水冷却回路

## 主动温控系统

主动温控系统由氟利昂冷却系统、电子件冷却板网络以及 3 个散热器(辐射器、速蒸蒸发器和氨沸腾器)组成。

主动温控系统在整个任务期间为轨道飞行器散发热量。地面操作阶段(测试、射前、着陆后)由氟利昂冷却回路的热交换器和地面冷却系统散发轨道飞行器热量。

$T+125$s 时起动速蒸蒸发器,散发由氟利昂冷却回路来的轨道飞行器热量。蒸发器一直工作到有效载荷舱门打开。舱门打开后,连接在前部舱门的辐射器板展开,散发热量。当热载荷超过辐射器散热能力时,速蒸蒸发器自动起动,轨道作业后辐射器收回,有效载荷舱门关闭,准备再入,此时速蒸蒸发器重新开始工作。从 36.58km 高度起开始用氨沸腾器散发氟利昂冷却回路热量。

**氟利昂-21 冷却回路系统**

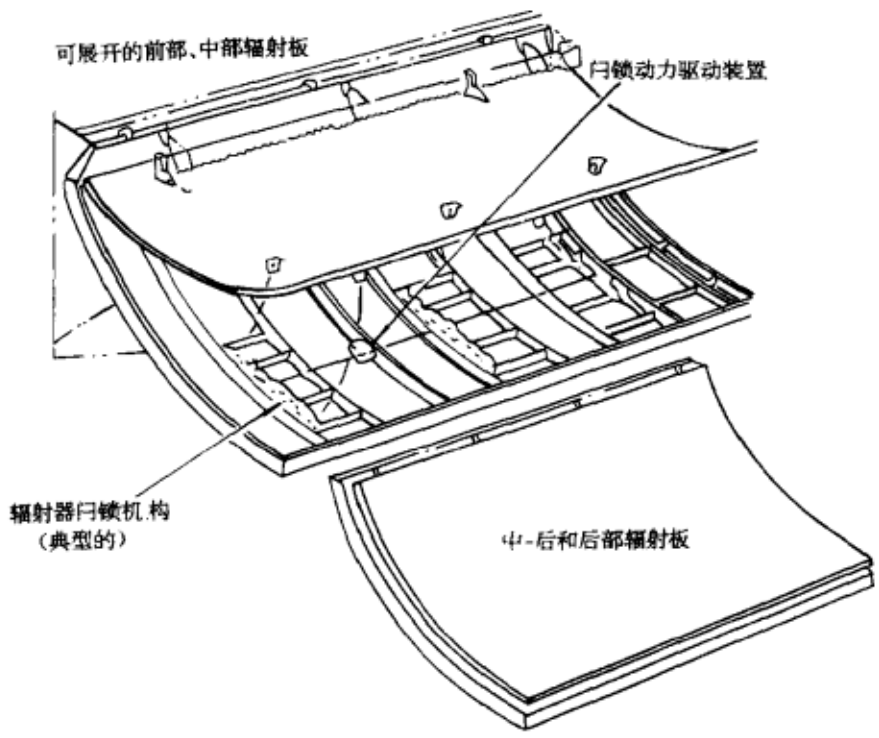
系统有 2 套完全相同的回路,2 套回路同时工作,当其中 1 套出现故障时,另 1 套仍可维持低动力再入。每套回路有 2 台氟利昂冷却泵,1 台工作、1 台备用。回路还各有一供氟利昂热膨胀,为冷却泵施加一正吸压头的蓄液器。

**辐射器**

辐射器由前部4块可展开的辐射板、后部4块固定辐射板和2个辐射器流量控制装置组成。上升和再入时，前部4块辐射板由6台马达驱动并锁定在有效载荷舱门上。入轨后舱门打开，由马达驱动/转矩/管杆装置将辐射板以33.5°夹角打开，辐射板正反两面均暴露于空间以增加辐射量。后部4块辐射板用球头连接装置固定在2扇有效载荷舱门上。

辐射板由3.2m宽、4.59m长的铝合金蜂窝面板组成。前部辐射板正反两面均覆有2.2cm厚的面板。每块面板内表面粘接有68根内径为0.332cm的纵向管路。管路间隙4.82cm。面板外表面尚粘有镀银泰氟隆带。后部固定辐射板只一面覆有芯体高度为1.27cm的蜂窝板，且只在暴露面布有管路并粘贴镀层。辐射板只设26条间隙12.5cm、内径0.45cm的纵向管路。

辐射板与2条氟利昂冷却回路相连接，氟利昂旁通辐射器，由流量控制器将辐射器出口温度控制为3.3℃。超过4.4℃时，速蒸蒸发器自动起动。




辐射器

**速蒸蒸发器**

系统共有2台速蒸蒸发器。上升和再入时同时起动，轨道工作时只起动1台。当其中1台出故障时尚可低动力再入。

温热的氟利昂-21液流从冷却回路流经蒸发器散热芯。散热芯一端的喷嘴向散热芯的内芯喷水，水蒸发成汽，冷却氟利昂-21。

**氨沸腾器**

沸腾器为薄壳管形件，共有2条氨通路。氟利昂冷却回路从氨管路上方通过，得到冷却。调节氨流量使氟利昂-21温度保持为1.1℃。

## 食品、水、废物管理系统

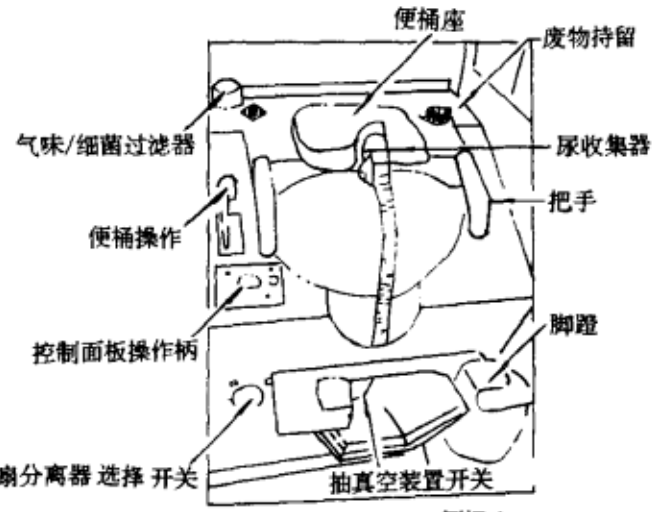
系统为宇航员提供基本生活保障。

**食品管理系统**

轨道飞行器备有食物贮藏、备餐和就餐用的各种设备，正常工作日每天为宇航员供3顿正餐和小吃，再入时只供一顿正餐。此外还有96小时的压缩食品。系统是按2人1天到7人30天的方案设计的。

**水管理系统**

系统为宇航员提供449kg饮用水。饮用水由燃料电池产生，每小时最多可生产5.89kg水。由燃料电池产生的富氢水通过氢收集器除去水中95%过剩的氢气。收集器由一组对氢气有亲合力的银钯合金管组成。所收集的氢气通过排气口排出机外，水送往由6个水箱组成的水系统。系统设有水冷却器，可选用温水或冷水。冷却器将热量反射给空气冷却回路。



废物收集器

**废物处理系统**

废物处理系统在失重环境下收集、处理和存贮固体和液体废物(大小便、呕吐物、汗、厨房废水、废纸等)。

废液处理装置从尿液收集器、卫生台和舱外活动组件收集废液。尿收集器为一带有杯状容器的软管。空气/液体混合物被送入风扇分离器，空气由细菌过滤器过滤后送回乘员舱，废液泵入废液箱。

固体废物处理装置由便桶、风扇分离器和由投掷器、盖板和脚蹬组成的贮存器组成。便桶每小时最多可用4次，可存贮210人天的真空抽干粪便和废纸。

废物收集装置的工作过程是：打开阀门控制器，起动马达。当投掷器转速达1500r/min时，铰刀向外展开。前推门阀控制器打开门阀，由镇重气流(ballastair)将粪便送入便桶，刀具将粪便切碎，甩入便桶内壁。薄纸向投掷器刀具上部移动，然后收集到收集器底部。镇重气流通过碎物过滤器和水过滤器后通往风扇分离器。当控制系统开关打到呕吐位置时，刀具转速减慢，刀具不展开，呕吐袋进入便桶。便桶不用时由真空排气系统将废物内的水分收干并灭菌。

气闸

气闸是乘员从座舱进入有效载荷舱或出舱活动的必经通道。安装气闸后出舱活动时，乘员舱便无需再减压。

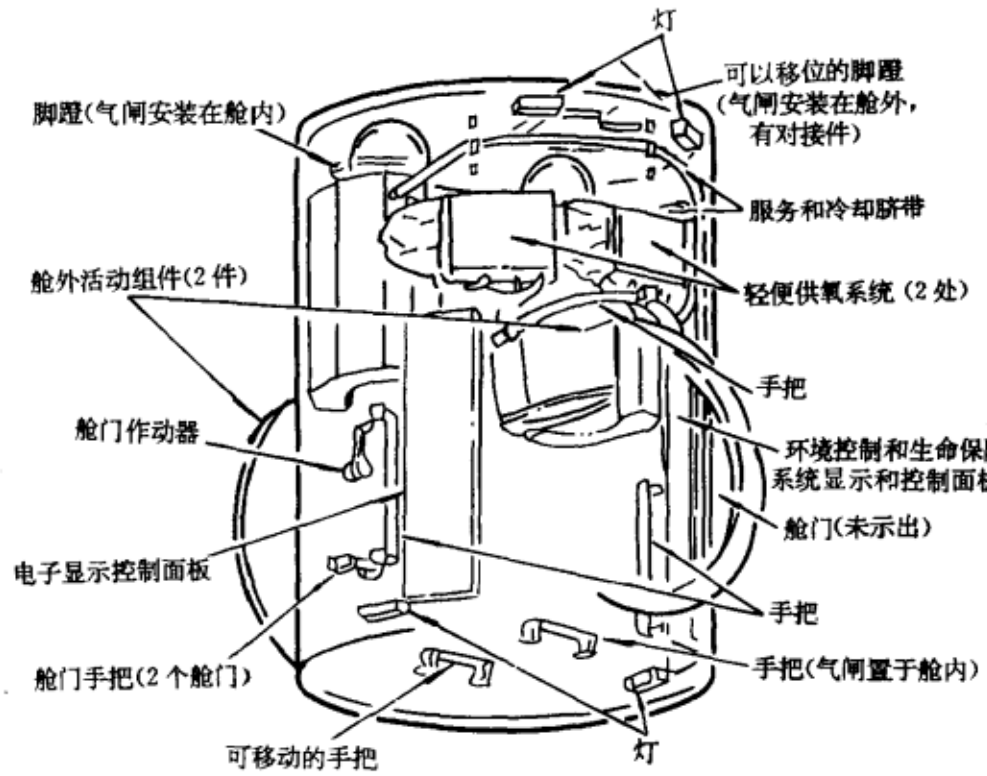
气闸长2.1m、内径1.6m、容积4.24m$^3$，有2扇直径为1.01m、宽0.91m的D型开口、2扇

压力密封舱门及各种配件。

通过舱门的平衡阀从气闸内部或乘员舱中层对气闸增压以平衡乘员舱和气闸间的压力。从气闸内部向机体外排气进行泄压。

气闸最多可提供 7h 的舱内外活动能力，气闸保障系统可提供气闸增压或减压、舱外活动设备充电、液体冷却套水冷却、预呼吸保障、舱外活动设备检测、通信等服务。

舱外活动供应站为舱外活动组件提供氧气、进行废水处理和电池充电。由大气更新系统向供应站充填板供氧、供水。处理的废水送往废水处理系统。在出舱活动中通过服务/冷却脐带向舱外活动组件供氧、供气、供电并进行通信，由液体冷却套系统通过脐带和热交换器，向乘员提供冷气并将吸收的热量传输给氟利昂冷却回路。舱外活动组件罩有冷却套，套内布有很多冷却循环软管。




气 闸

## 轻便供氧系统

每一乘员备有一轻便供氧系统以备在乘员舱大气受污染、舱外抢救、着陆后轨道飞行器四周大气受污染时紧急供氧以及出舱活动时作预呼吸用。

系统由面盔、再呼吸回路、热交换器、氧气瓶、二氧化碳吸收和冷凝液收集器组成。系统可独立工作或与大气更新系统连接使用，系统尚设有一为面具提供通信的电缆。

## 宇航服

1、研制飞行时，宇航员必须在上升和出轨再入时穿戴弹射逃逸服，该服质量约 10kg，由增压服外罩、头盔、手套和靴子组成。增压服是一种双层连体服。

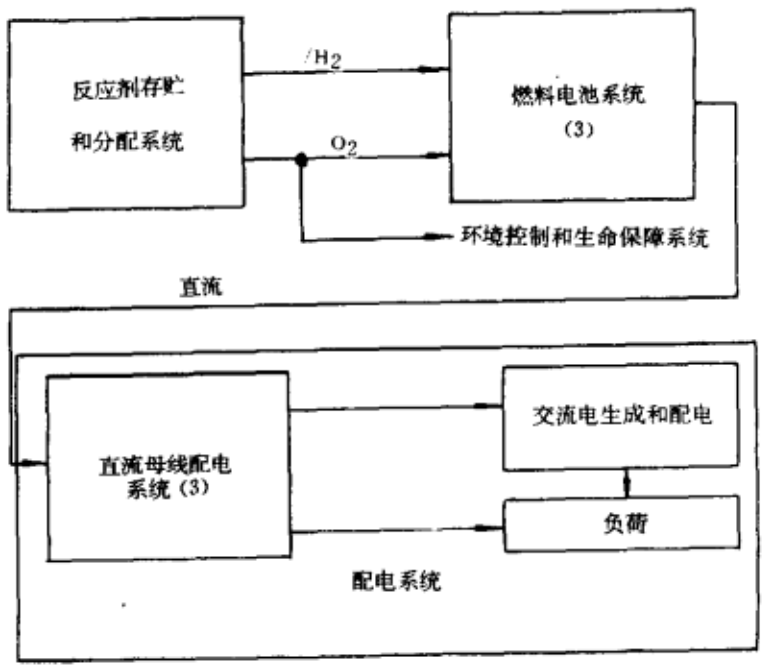
2、耐过载服质量 2.2kg，可帮助血液循环并防止承受过载时出现脱水现象。正式飞行中宇航员必需穿耐过载服再入。在研制飞行中必须与弹射逃逸服配合使用。

# 电　源　系　统

电源系统由反应剂存贮和分配系统、产生电力的燃料电池装置和配电系统组成。

## 反应剂存贮和分配系统

系统为3个燃料电池装置提供反应剂，为环境控制和生命保障系统提供乘员舱增压用氧气。氢和氧在超临界条件下贮存在双壁、真空隔层的绝热球形瓶中，每一贮瓶都设有多层绝热装置和用来在减压时为反应剂补充能量、进行压力控制的加热器。贮瓶具有测量反应剂剩余量的能力。系统在6.18MPa下供氧，在1.72MPa下供氢。到燃料电池装置后压力调节为0.38～0.44MPa。加热器由测量和控制装置控制，每个贮瓶都装有过滤器、单向阀门和安全阀门。重要功能均按双冗余设计，配有双冗余组件。系统的断流开关可使任一贮瓶向任一燃料电池装置或环境控制生命保障系统输送反应剂，或在分配歧管处隔离故障。3对杜瓦瓶装液氢125.03kg，液氧1061.38kg。每个液氧杜瓦瓶还装有25.37kg环控生保系统用氧，此外还带有一部分紧急备用反应剂。






## 燃料电池装置

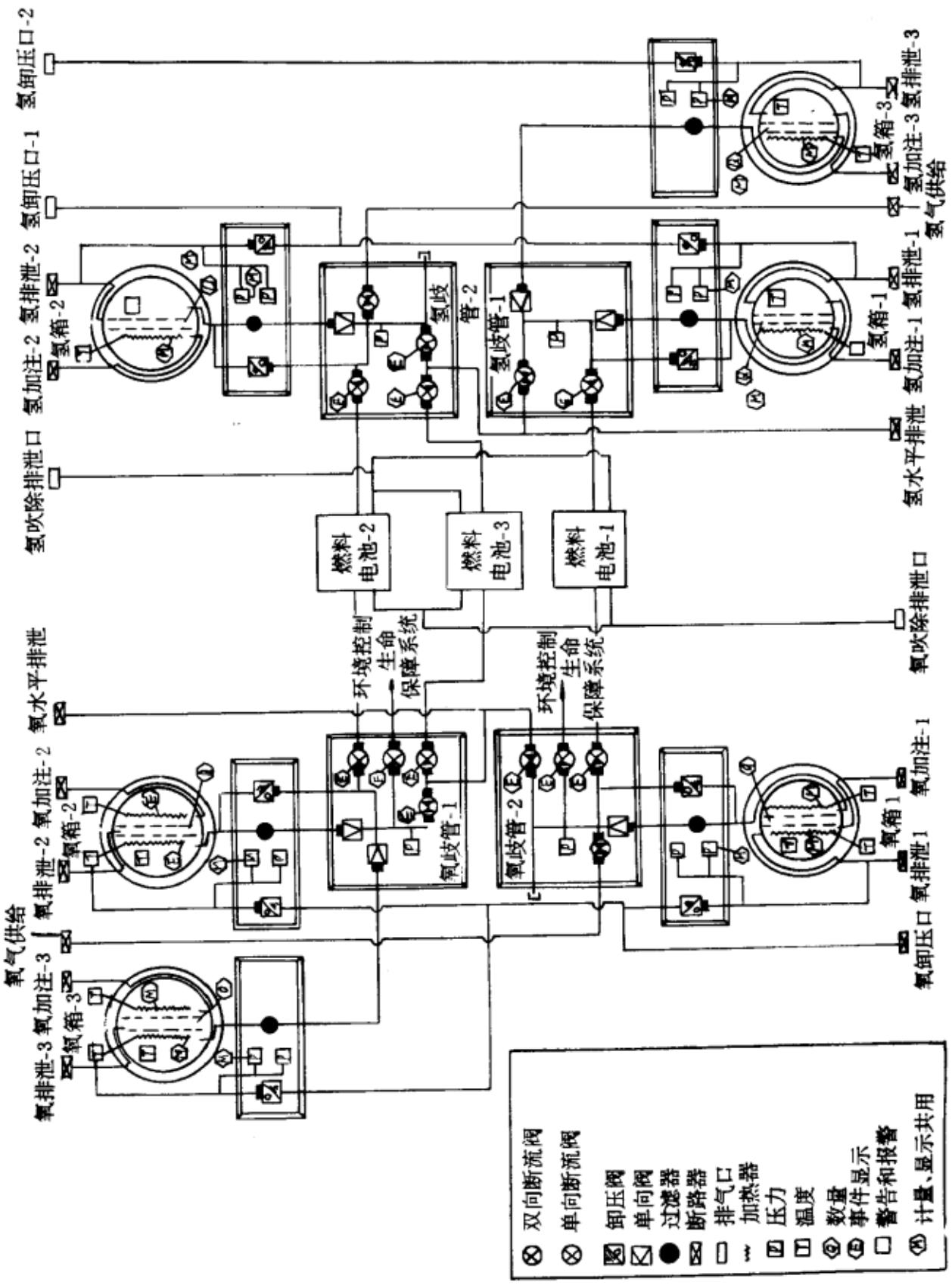
3个燃料电池通过化学反应产生28V直流电，在起飞后为航天飞机供电。发射前由地面设备电供。3个燃料电池装置各与反应剂分配系统、排热系统和配电系统相接。燃料电池装置还产生副产品——热和水。热量直接传至燃料电池热交换器，过剩的热量由氟利昂冷却回路带走，水送往饮用水系统。

燃料电池可重复使用并再起动。

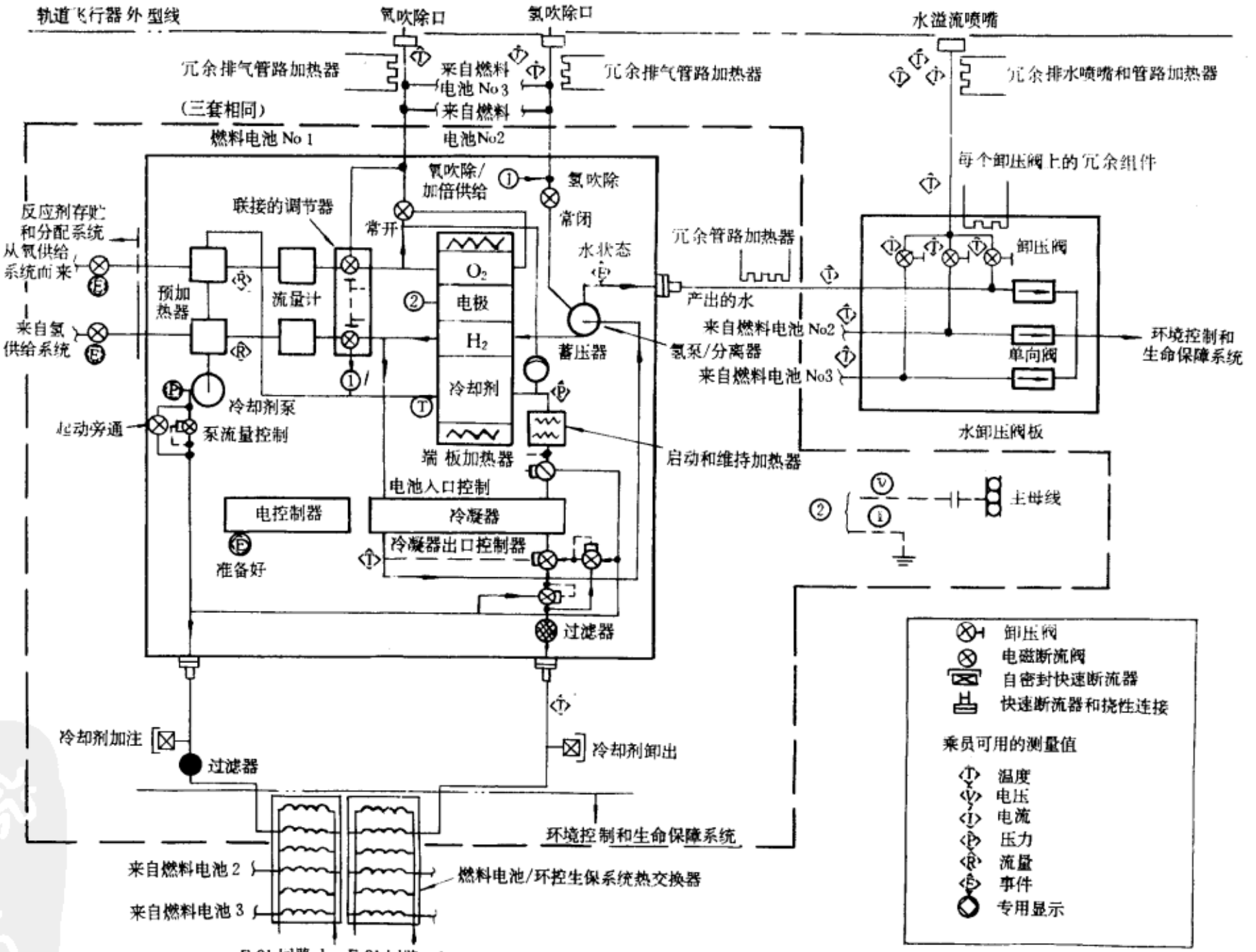
每个燃料电池装置由发生化学反应的电源段，以及与其相接的密集附件段组成，由后者监控电源段的性能。

每个电池的电源段或电池堆由2个串联32个电池的并联子堆组成。电池含电解液氢氧化钾和水、氧电极(阴极)和氢电极(阳极)。反应剂进入电池装置，由预加热器加热到4.4℃或更高的温度后经过滤器进入组合式双气体调节器组件。

从电池堆引出的，由反应产生的氢和水蒸气与由反应剂存贮分配系统来的氢混合后进入冷凝器。其废热被输往燃料电池冷却系统，温度降低，蒸气冷凝为水。用离心泵将水分离并送往饮用水系统。


氢卸压口-2
氢卸压口-1
氢排泄-2
氢加注-2
氢箱-2
氢吹除排泄口
氢岐管-2
氢岐管-1
氢箱-3
氢加注-3 氢排泄-3
氢气供给
氢箱-1
氢加注-1 氢排泄-1
氢水平排泄
燃料电池-2
燃料电池-3
燃料电池-1
环境控制
生命保障系统
氧水平排泄
氧气供给
氧排泄-3 氧加注-3
氧排泄-2 氧加注-2
氧箱-3
氧箱-2
氧岐管-1
氧岐管-2
氧箱-1
氧加注-1
氧吹除排泄口
氧卸压口 氧排泄1
双向断流阀
单向断流阀
卸压阀
单向阀
过滤器
断路器
排气口
加热器
压力
温度
数量
事件显示
警告和报警
计量、显示共用

反应剂存贮和分配系统


轨道飞行器外型线
氧吹除口
氢吹除口
水溢流喷嘴
冗余排气管路加热器
来自燃料电池 No 3
来自燃料电池No2
冗余排气管路加热器
冗余排水喷嘴和管路加热器
(三套相同)
燃料电池 No 1
每个卸压阀上的冗余组件
氧吹除/加倍供给
氢吹除
常开
常闭
联接的调节器
反应剂存贮和分配系统
从氧供给系统而来
来自氢供给系统
预加热器
流量计
$O_2$
电极
$H_2$
冷却剂
水状态
冗余管路加热器
卸压阀
产出的水
来自燃料电池 No2
来自燃料电池 No3
氢泵/分离器
蓄压器
单向阀
环境控制和生命保障系统
冷却剂泵
旁通
泵流量控制
端板加热器
启动和维持加热器
水卸压阀板
电池入口控制
电控制器
冷凝器
主母线
冷凝器出口控制器
准备好
过滤器
冷却剂加注
过滤器
冷却剂卸出
环境控制和生命保障系统
来自燃料电池 2
来自燃料电池 3
燃料电池/环控生保系统热交换器
F-21 回路-1
F-21 回路-2
卸压阀
电磁断流阀
自密封快速断流器
快速断流器和挠性连接
乘员可用的测量值
温度
电压
电流
压力
流量
事件
专用显示

燃料电池系统

燃料电池冷却系统采用液态氟化烃(FC-40)作致冷剂,系统将来自燃料电池的废热通过燃料电池热交换器传输给中部机身氟利昂-21 冷却回路。经过内部温控将电池堆的工作温度保持在 93℃左右。

每个燃料电池质量 91kg、长 101cm、高 43cm、宽 35cm。系统连续功率为 14kW,峰值功率为 24kW,电压 27.5～32.5V。平均功率为 4.5kW 时,电池的维护寿命为 2000h 或 9000kWh。功率提高时寿命以非线性比例下降,当平均功率为 6.7kW 时,寿命降低一半,为 1000h 或 6700kWh。

### 配电系统

燃料电池产生的直流电输往配电系统 3 条主母线。每个燃料电池通过位于配电装置内的电源控制器(由直流电机驱动的 500A 遥控开关)与相应的母线相接。配电装置向位于轨道飞行器各部位的电源控制器装置(PCA)的母线供电。电源控制器装置和负荷控制器装置(LCA)用遥控开关装置配电。PCA 装有电源遥控器,它们是一些固态遥控开关装置、用来分配 20A 的负荷和作远距离转换中继。LCA 装有混合电路装置,由固态逻辑开关和 5A 或低于 5A 的遥控开关组成。

另有 3 条特种母线,由飞行层显示和控制开关控制。向失效的主直流或交流母线和重要的非电源系统负荷和开关供电。

相应于 12kW 和 2kW 功率的燃料电池额定电压为 22.5～32.5V,主母线额定电压为 27～32V。

每条直流主母线向 3 个固态、单相换流器供电。这样共有 9 个换流器组成 1 个换流器系统,将直流电转换成交流电后送往交流母线,由这些母线向飞行层和中层显示和控制面板、有效载荷舱释放机械、有效载荷、主发动机控制器和有效载荷舱门送电。

轨道飞行器共有 10 个马达控制器装置用来向排气盖、大气数据装置舱门、有效载荷舱门等交流马达供电,马达控制装置由主母线、交流母线、混合继电器等组成。

电源系统的各种参数送往飞行层面板进行显示、控制和传输。

## 起落架系统

系统采用常规飞机三点式起落架。每一起落架均由 2 个机轮和轮胎组成。前轮可操纵转向。2 个主起落架带有防滑刹车装置。系统还包括由高强度,抗腐蚀合金钢、铝合金、不锈钢和铝铜合金制成的减震组件。

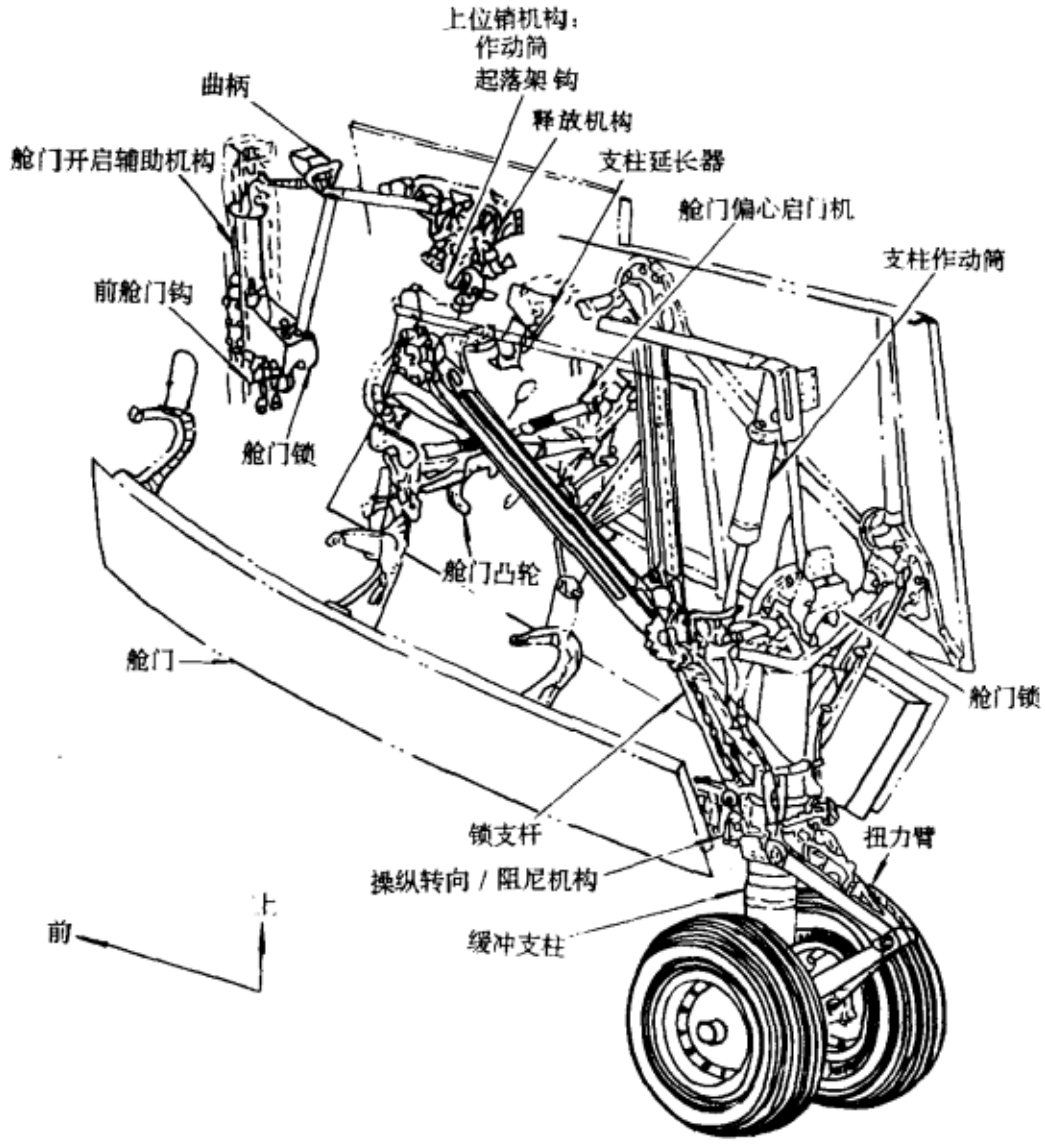
起落架的减震组件是一种装有氮气和液压工质的气动液压减震器。由于轨道飞行器是在零重力状态下工作的,因而用移动隔膜将氮气和液压工质隔开,以保证良好的减震效果。

起落架支柱上覆有镉钛金属镀层和硝基甲酸乙酯以作空间飞行防护。轮毂为铸铝铆接件,涂底漆和 2 层硝基甲酸乙酯。

起落架在轨道飞行器进场时由指令长或驾驶员用控制台按扭控制下放,起落架在按动按扭后 10s 内全部下落。

由液压释放上位锁钩,在弹簧、液压压力和起落架作动筒的作用下起落架自动下落。当液压系统发生故障时也可用火工品作动器打开上位锁钩,起落架全部下落后由弹簧锁住。

前起落架和主起落架舱门由连接在舱门和机身上的连杆打开。支柱凸轮转动,驱动连杆,




前起落架

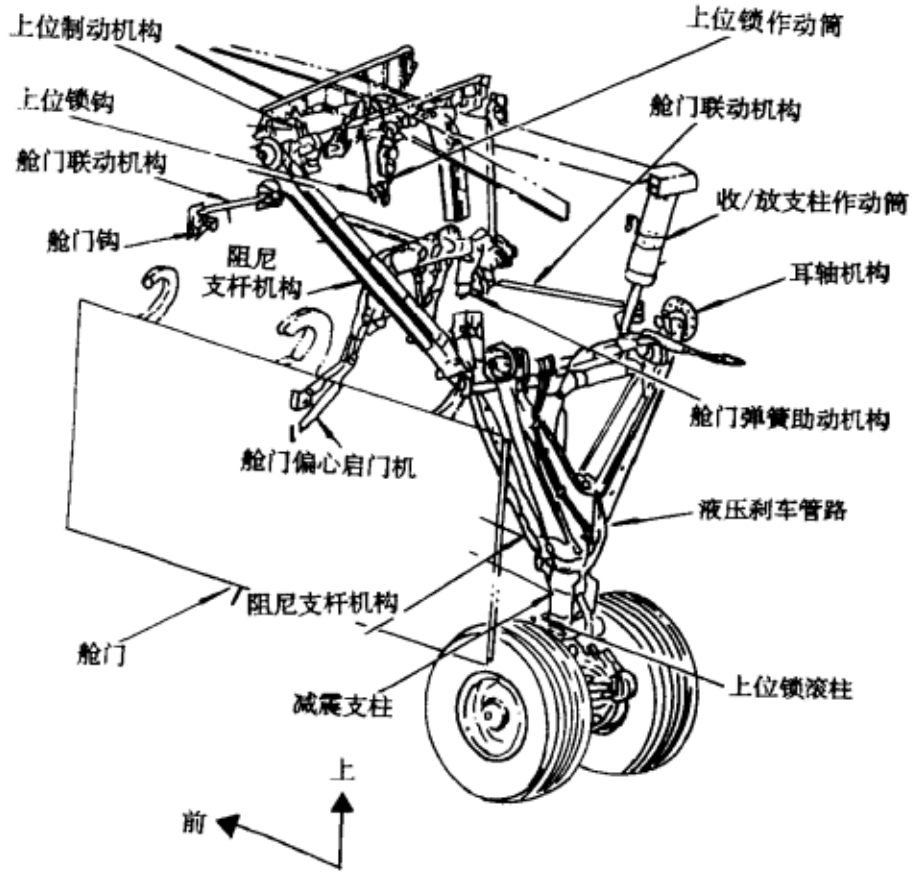
起落架外伸，当上位锁打开，起落架开始下落时，舱门打开。起落架支柱作动器含有控制下落速度的液压缓冲器，防止下落连动机构受损。起落架只能在飞行速度小于 555km/h 时下放。

起落架不能在飞行中收起。地面回收起落架时，由液压动力收回起落架，机械连动装置关闭舱门，上位锁将起落架锁定在舱内。起落架舱门由高温重复使用表面防热瓦和热挡层防热。

1 号液压系统是打开起落架上位锁的唯一动力源。火工品起爆器作为备用系统。1 号液压系统也是前起落架操纵作动器的唯一液压源。主起落架用 1 号和 2 号液压系统作为主要动力源，3 号系统作为备用动力源。

前起落架轮胎尺寸为 81.28cm×22.35cm，其正常充气压力为 2.06MPa，它能承受不低于 3.2 倍充气压力的突发压力。前起落架轮胎可承受的最大总载荷 200.17kN，最高速度为 416.25km/h。前起落架减震支柱的冲程为 55cm。防止起落架和轮胎破坏的抬头速度为 9.4°/s，3.3m/s。

主起落架轮胎尺寸为 113.79cm×40.64～53.34cm，正常充气压力为 2.16MPa，可承受的最大试验载荷为 547kN。如轨道飞行器以 60%/40%的比例对一个支柱的 2 个轮胎分配载荷，则轮胎的最大载荷各为 547kN 和 366.6kN，作用于支柱的载荷为 913.7kN。主起落架减震支柱的冲程为 40cm。轨道飞行器总质量为 85276kg 时主起落架的允许下降速度为 2.9m/s，总质

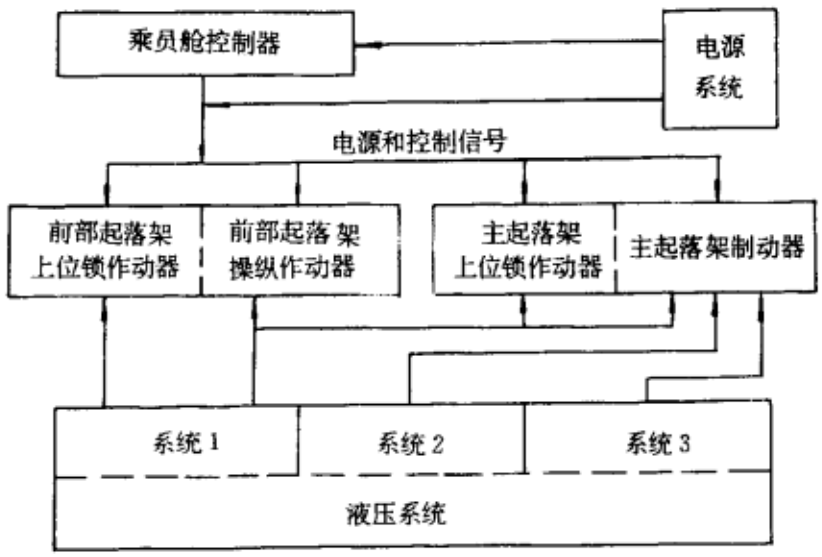



主起落架

量为 102513kg 时允许下降速度为 1.8m/s。而侧风速为 23m/s 时，总质量为 85276kg 的轨道飞行器的主起落架的下降速度为 1.8m/s。总质量为 102513kg 的轨道飞行器的主起落架的下降速度为 1.5m/s。

起落架轮胎的寿命是正常起落 5 次。

主起落架的 4 个机轮上均装有电动液压盘式刹车和防滑系统。




起落架系统接口

盘式制动装置由 9 个盘片、4 个转子和 5 个定子组成。带有碳衬里的铍合金转子装在机轮内侧，随机轮而转动。同样材料的定子装在轮轴外侧，它们不随机轮转动。刹车时刹车装置的 8 个液压作动器同时对盘片加压。作动器 4 个一组，各由液压系统 1 和 2 驱动。液压系统 3 为备用系统。

刹车系统的防滑部分可防止刹车时轮胎打滑、机轮锁定和轮胎受损。每个机轮联有 2 个速度传感器，向防滑监控电路传送旋转速度信息，当机轮转速约低于 4 个机轮的 30%时(机轮锁住或打滑时)，该轮控制阀的防滑线圈激励，倒转制动线圈的极向，截断通往该轮刹车的液压直

到轮速再次上升。如果机轮转速约低于各机轮平均转速的30%达2s时，机轮可能漏气，此时相邻机轮的液压被限制在5.49±0.69MPa范围内以防止制动或损坏轮胎。防滑系统不适于在18.5～27.8km/h时起用，这可能会导致丧失手动刹车功能。系统设有故障检测逻辑线路。

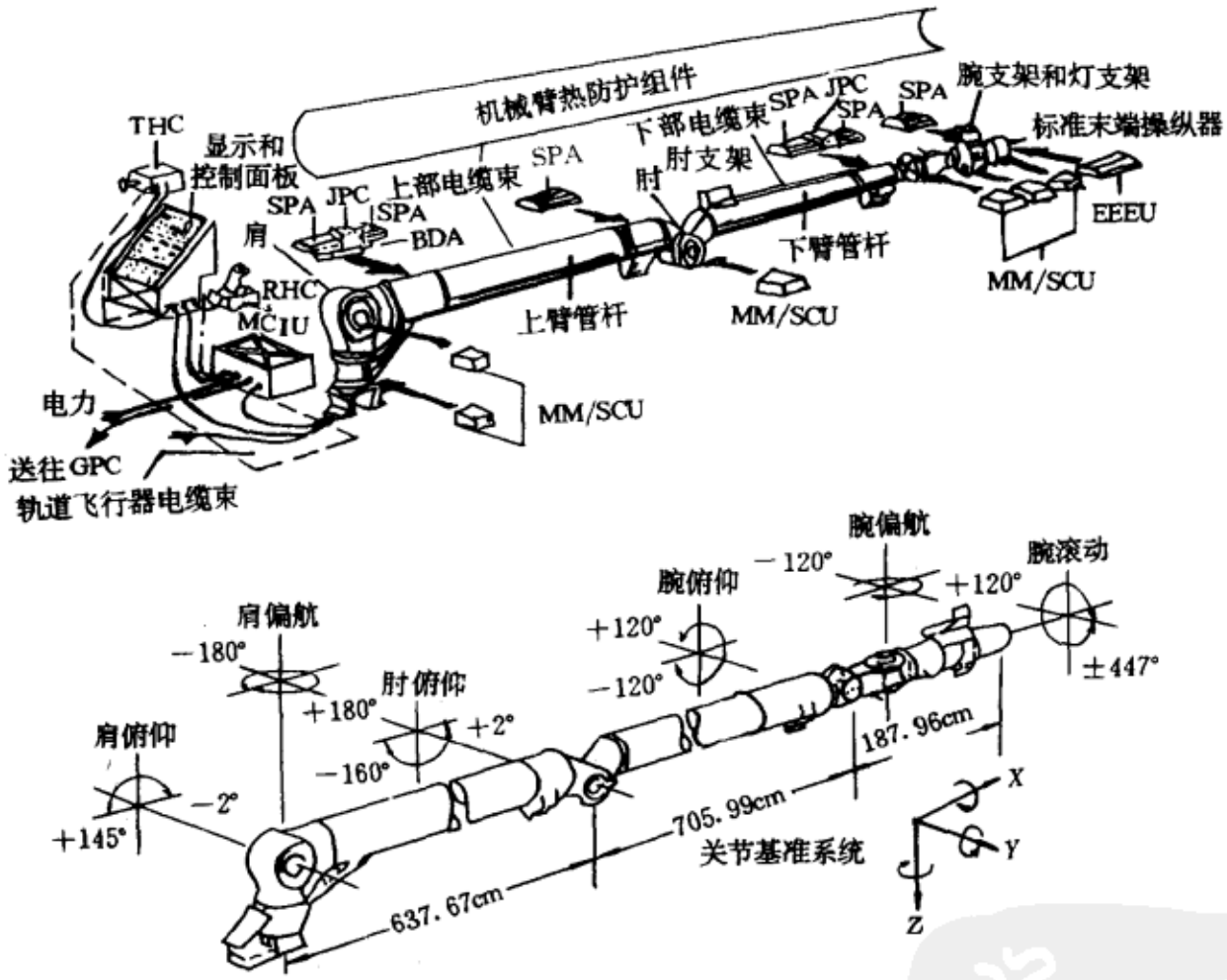
正常停机时，在总质量为85272kg的轨道飞行器开始刹车时的速度为283km/h的情况下，使轨道飞行器停止移动所需距离为871m，液压压力为10.29MPa。应急停机时，当总质量为102513kg的轨道飞行器开始刹车时的速度为329km/h时，停机距离为1330m，液压压力为10.29MPa。

刹车的寿命是5次正常能量停机着陆，如有一次应急停机，便需进行检修。

## 有效载荷释放和回收系统

遥控机械臂系统(RMS)是有效载荷释放和回收系统的机械臂部分，它可将有效载荷从货舱机动到释放位置释放，它也可用来捕获并回收自由飞行的有效载荷。

遥控机械臂系统由机械臂、RMS显示/控制面板(包括转动和位移手动控制器)、机械臂控制器-轨道飞行器计算机接口装置组成。多数任务只要求一付机械臂，一般装在货舱左侧大梁。




遥控机械臂系统

BDA—备用驱动放大器；D&C—显示和控制；EEEU—末端操纵器电子组件；GPC—通用计算机；JPC—关节功率调节器；MCIU—遥控机械臂控制器接口装置；MM/SCU—马达模数/信号调节器；RHC—转动手动控制器；SPA—伺服功率放大器；THC—位移手动控制器。

也可在左、右两侧大梁各装一机械臂，但一次只能使用一付，因为系统只备一个软件包和一套显示和控制面板硬件。

**机械臂**

机械臂为长 15.32m、直径 38cm 的 6 自由度组件，它可移动并安置直径 4.5m、长 18m、质量 29484kg 的有效载荷。

机械肩由关节、电子设备盒、臂管杆和臂部撑杆组成。共有 2 条臂管，上臂管连接肩和肘关节、下臂管连接肘关节和腕关节。管杆由石墨/环氧树脂制成，直径 33cm，上管杆长 5m、下管杆长 6m，由金属关节连接。一付臂的质量为 42kg。关节和电子仪器盒由铝合金制成。肩部支杆只在发射时使用以降低作用于肩俯仰齿轮系统的俯仰轴力矩。

机械臂由标准或专用末端操纵器操纵，末端操纵器可捕获有效载荷，并按要求的时间牢牢地将有效载荷抓住。专用操纵器由有效载荷研制者设计。标准末端操纵器有 2 种功能：捕获/释放和牢抓/放松。操纵装在 RMS 转动手动控制器上的一个开关，转动一含有 3 条线形套的内壳装置，套住或放开装在有效载荷上的标准抓具紧固件，完成捕获/释放功能；将线形套拉入末端操纵器尾部或向操纵器开启端移动完成抓牢/放松功能。后者可通过自动或手动操纵飞行层控制面板的开关实现。

在机械臂的腕关节部分装有 1 台闭路电视摄像机和一观察灯。下臂肘关节装有闭路电视摄像机和全景/俯仰摆动装置。

RMS 设有被动和主动 2 种温控系统。被动温控系统由多层(镀金聚酰亚胺薄膜、涤纶 SCRIN 布和 BETA 布)隔热被和防热涂层组成。主动温控系统由供 520W28V 直流电的加热器组成，每臂 26 个。加热器系统采用冗余母线，以便在一条母线失效时由另一条供电。加热器自动工作使关节内温度维持在－25℃以上。当相应的温度达 0℃时，加热器电路分别关闭。每付臂由 12 个半导体温度计监控温度。温度在飞行层工作站显示。

机械臂的各个关节由电动马达驱动。关节驱动系统由一台作动关节的直流驱动马达、控制输出速度的输出齿轮泵、一台装在齿轮箱输出轴上的光学编码器和马达输出轴上的一台机械制动器组成。

末端操纵器驱动系统由直流驱动马达、线形套制动器和夹紧装置、放松滑轮和差动装置组成。另设一弹簧机械作为后备释放措施。

关节马达转速计是敏感运动的主要手段。转速计数据由控制方程将输入驱动命令转换成机械臂每个关节解析的要求输出速率。

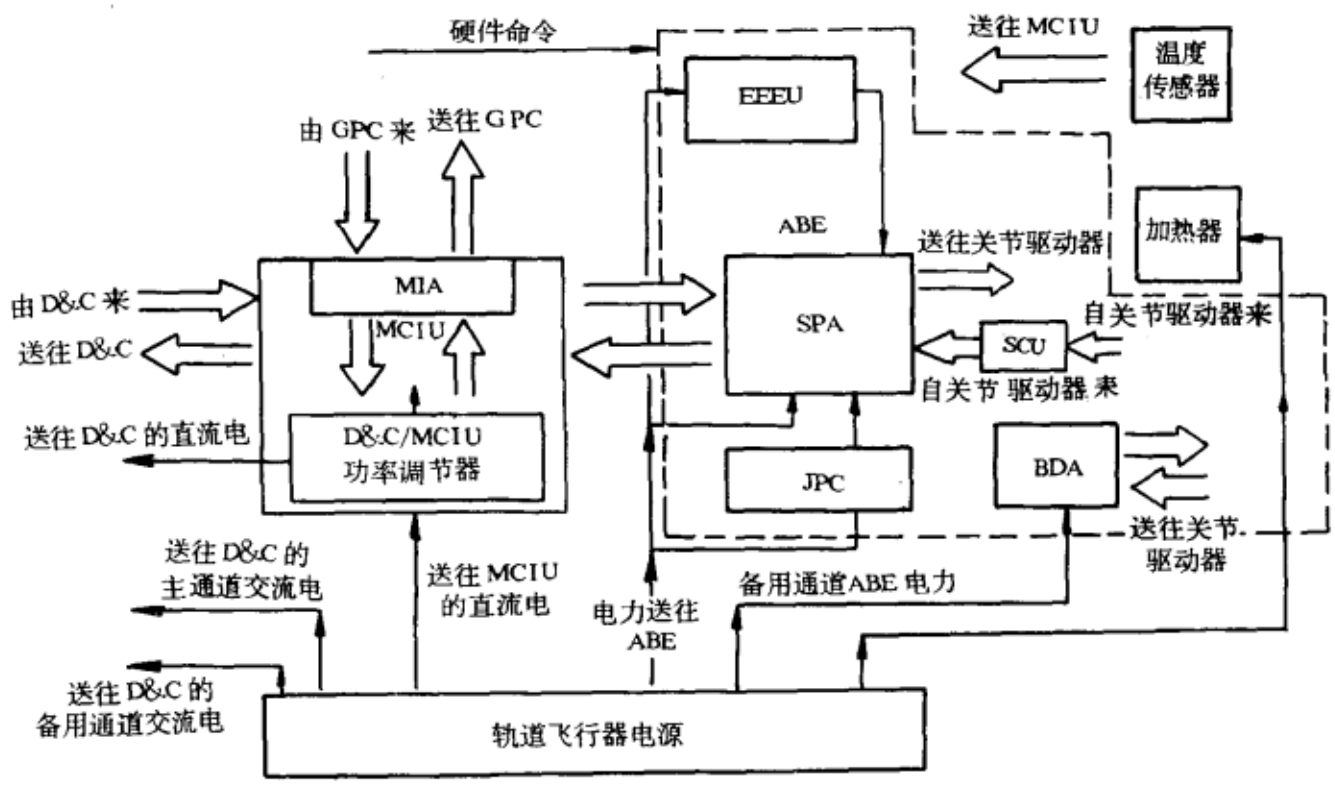
轨道器大梁有 4 个主连接点。机械臂的定位机构(MPM)位于肩偏航支座。此处装有抛掷机构和缆绳切割器，它们用于在发生机械臂不能回收的重大故障时，使机械臂与轨道飞行器分离以关闭有效载荷舱门。共有 3 个机械臂固位闩锁机构(MRL)，将机械臂支撑在肘、腕俯仰、腕偏航电子仪器盒上。关闭货舱时 MPM 和 MRL 向货舱内侧滚动。MRL 对每一闩锁滚轴施力 8884.8kN，以在发射时牢牢固定机械臂。

**显示和控制系统**

系统由显示和控制面板、位移和转动手动控制器(THC，RHC)组成。系统为任务专家和机械臂提供接口。位移手动控制器提供机械臂顶部的 $X$、$Y$、$Z$ 轴位移；转动手动控制器主要用来机动腕关节的俯仰、偏航和滚动；显示和控制面板提供警告/报警信号、操作模式、机械臂状态、命令和实际达到的速率、各关节角数字读出信息或末端操纵器相对于选择的坐标系统的位置等。

**电气系统**

遥控机械臂通过接口装置(MCIU)与轨道飞行器通用计算机(GPC)接口。平移和转动手动控制器控制信号通过 MCIU 送往 GPC。GPC 将重新格式化的命令信号通过 MCIU 送回机械臂,通过串式数据母线将速率命令送往向关节马达提供驱动功率的电子伺服功率放大器(SPA),GPC 每 80ms 与 MCIP 通信一次。




遥控机械臂系统电气系统框图

D&C—显示与控制;GPC—通用计算机;MIA—信号复合器接口装置;MCIU—遥控机械臂接口装置;EEEU—末端操纵器电子组件;ABE—机械臂电子组件;SPA—伺服功率放大器;JPC—关节功率调器;SCU—信号调节器;BDA—备用驱动放大器。

机械臂控制软件贮存于 GPC 中。共有 10 个软件组,完成命令计算、提供 THC、RHC 命令接口、驱动信号装置、测量仪表和其它信号发送器、起动数字显示和提供警告报警信息等。在自动模式中 GPC 提供 4 条预编程的自动臂端轨迹,也可通过键盘由操作员送入自动程序,命令臂端按预定轨迹运动。

共有 6 个伺服功率放大器(SPA),每个关节伺服马达各 1 个。肩电子组件含有 2 个 SPA(俯仰和偏航关节各 1 个)、1 个关节功率调节器、为各种母线提供肩和肘 SPA 所需电压的 DC-DC 转换器和备用驱动放大器。肘电子组件只装 1 个驱动肘关节马达的 SPA。腕滚动电子组件由腕关节马达 SPA 组成。

机械臂采用 28V 直流电。显示和控制面板采用直流电和 400Hz、115V 单相照明交流电。工作时遥控机械臂系统最高要求 1kW、28V 直流驱动功率和 1050W 直流温控功率。

**系统工作模式**

系统可通过开关选择 5 种模式:自动、手动增强、手动单关节驱动、直接驱动和手动备用驱动。

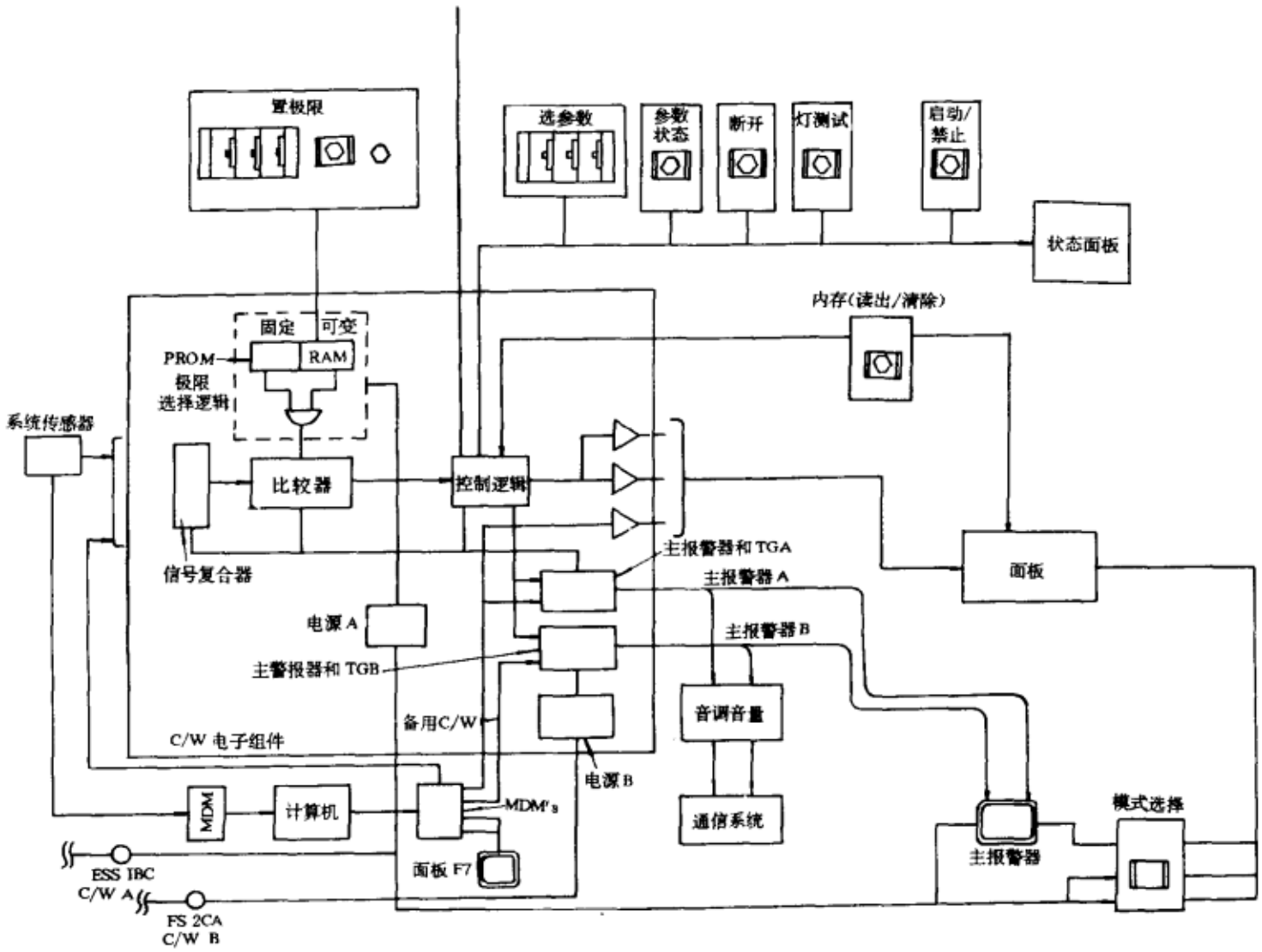
# 警告与报警系统

警告与报警(C/W)系统由硬件和电子件组成。当某系统超出工作极限时,它向乘员发出光学信号或音响信号。

光学信号有:4 盏"主警报"按扭指示灯、位于飞行层前部显示板的 40 盏灯阵和位于后部面板的 20 盏灯阵。音响信号为送往乘员头盔和话筒盒的 375Hz 和 1000Hz 间的交替响声。

另外还有 3 种音响信号:从烟火检测系统来的警笛声、从乘员舱压差 $\Delta P$/时差 $\Delta t$ 传感器来的喇叭声和从机上计算机来的连续声响。

主 C/W 系统共有上升、正常和确认 3 种工作模式。




警告与报警系统硬件

ESS—主要的;FS—飞行安全;MDM—信号复合器/信号分离器;TG—音响发生器;
C/W—警告与报警;PROM—可编程序只读存储器;RAM—随机存取存储器

系统直接从传感器、信号调节器或从前部信号复合器/信号分离器接收 120 个输入信号。这些信号送往一个信号复合系统,信号可以是 0～5V 直流模拟信号,也可以是 0、5、28V 直流离散信号,它们用来进行高、低或极限检测。如果参数在 100ms 内连续 8 次超过其极限就会接通 C/W 音响、飞行层前部面板报警灯和 4 盏主报警灯,并将参数存入内存。按下 4 个主警报按

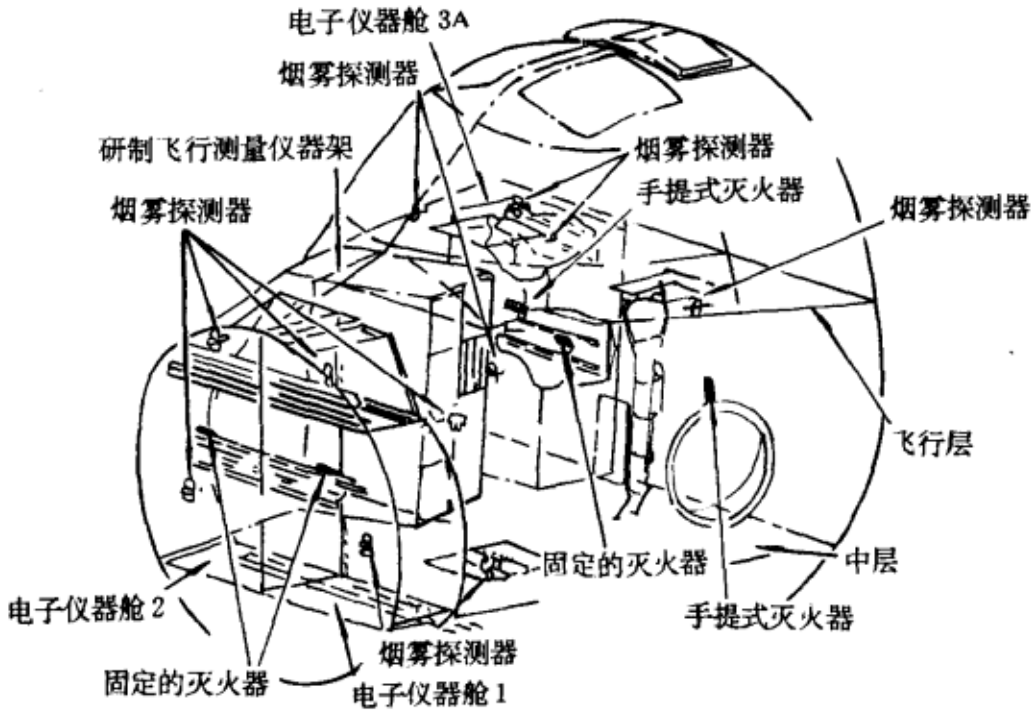
扭中的一个，音响便中断，但 C/W 灯仍点亮直到超过极限的状况被纠正为止。以上是正常模式。在上升模式下，指令长警报按扭指示灯不亮。在确认模式下如果不按下指令长或驾驶员站的主警报按扭，那么在超过极限状态时 40 盏指示灯都不亮。

备用警告和报警系统是系统管理检测和指示、制导导航和控制系统以及备用飞行系统软件程序的一部分。备用 C/W 和主系统一样对同样的状态作出响应。

系统管理警告程序用于向飞行员报告发生了可能导致警报/报警的情况，或者可能要求另作处理的情况。当一参数超过其极限时，飞行层前部显示/控制台“SM ALERT”灯亮，并向主 C/W 系统送一信号，打开系统管理音响和阴极射线管显示器。

## 烟雾探测和消防系统

系统由烟雾探测器、报警装置和灭火器组成。系统在乘员舱、乘员舱的电子仪器舱和有效载荷舱进行烟雾探测和灭火。




烟雾探测和消防系统

电离探测器敏感烟雾浓度和浓度变化，触发器报警，向乘员舱飞行层显示/控制面板的性能监控系统提供浓度信息。乘员舱的电子仪器舱 1、2 和 3A 各装 2 个探测器，乘员舱装 3 个探测器。当航天飞机装载空间实验室时，在货舱内也安装这种探测器。

乘员舱的电子仪器舱 1、2 或 3A 由安装在各舱内的遥控灭火器灭火。其它地区用手提式灭火器灭火。

乘员舱电子仪器舱 1、2 或 3A 的烟雾电离探测器在烟雾浓度大于 $2000\pm200\mu g/m^3$ 时，或在 20s 内 8 次连续计数的烟雾量增加速度为 $20\mu g/m^3$ 时触发，显示/控制面板信号灯亮，飞行员耳机发出报警声。

电子仪器舱 1、2 和 3A 都各装一氟利昂-1301(溴三氟甲烷)灭火器。灭火器用面板开关(打开灭火器)和按扭(关闭灭火器)控制。

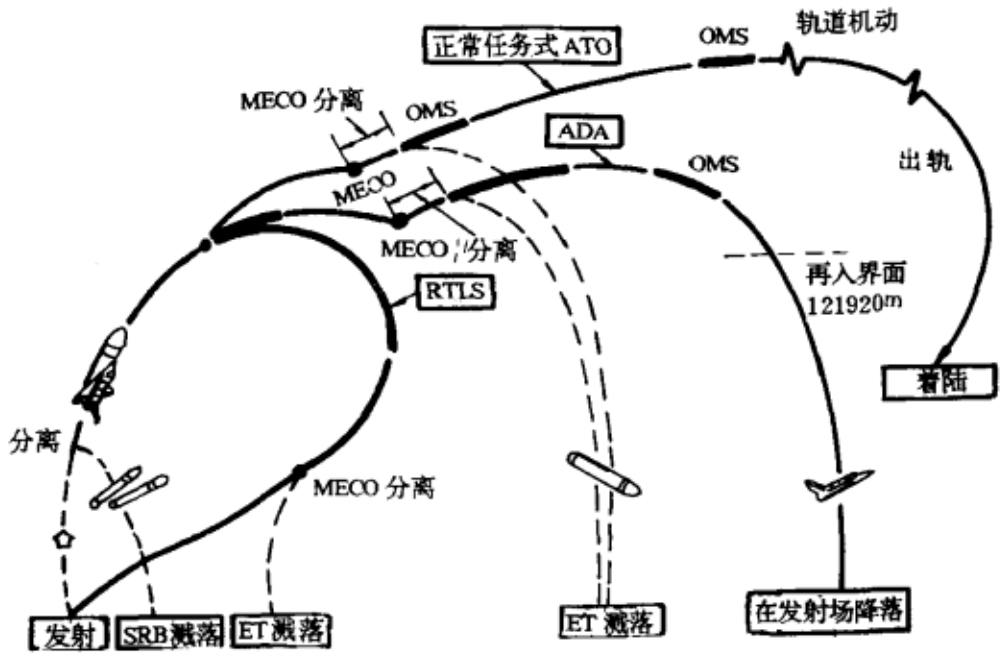
探测系统和灭火系统的各种参数可遥测。

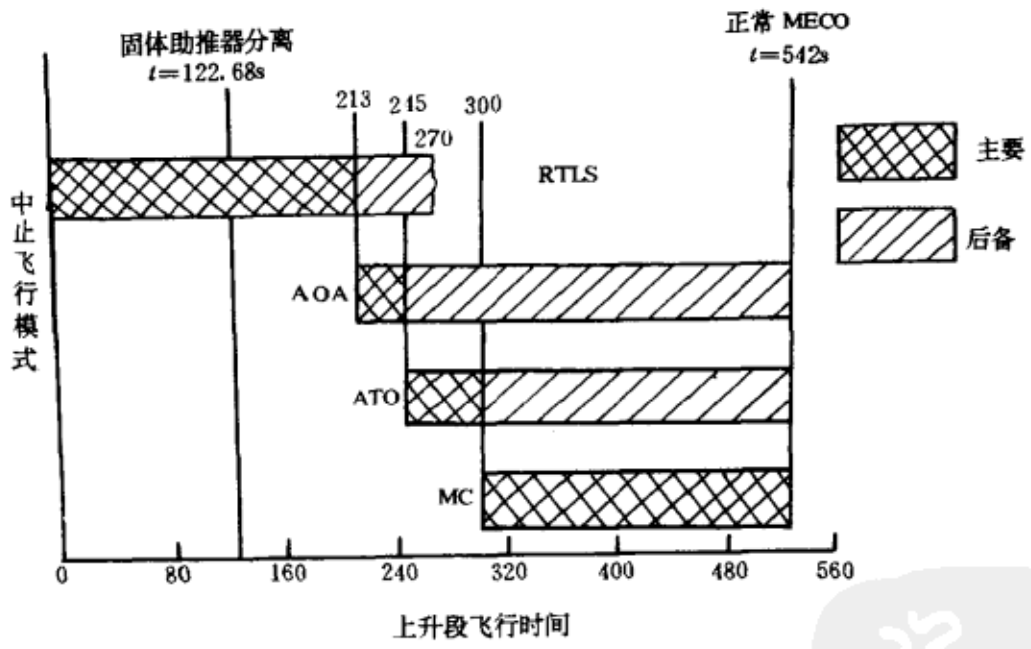
飞行层环境控制和生命保障系统压力通风系统和左、右回气导管烟雾探测器的情况也在飞行层面板显示。

乘员舱使用手提式灭火器。灭火剂为HALON-1301(一溴三氟甲烷)。HALON-1301可将快速燃烧(烟雾、热、氧枯竭、高温分解物-Co)的危险度降至最低。其中2个灭火器位于乘员舱中层,2个位于飞行层。在显示/控制面板后起火时,可通过面板火孔舱口触发灭火器喷管。

## 飞 行 程 序

航天飞机飞行过程如图所式,由射前准备、发射、上升、入轨、轨道运行、出轨、再入、末区能




航天飞机正常任务和中止飞行剖面

AOA—绕地球一周中止飞行;ATO—入轨中止飞行;ET—外贮箱;MECO—主发动机关机;MC—任务完成(最早的MC为300s,此后有一台发动机发生故障也不用中止飞行);OMS—轨道机动系统;RTLS—返回发射场中止飞行;SRB—固体助推器。

量管理、进场和着陆等阶段组成。

**射前准备和发射**

$T-20s$ 前的射前功能乘发射场地面计算网发射系统控制。轨道飞行器计算机在 $T-20s$ 装订软件，组织 4 机冗余系统并在 $T-20s \sim T-0s$ 内与发射系统进行交互。$T-25s$ 以前的倒数计时由发射处理系统控制，$T-25s$ 起由机上计算机控制事件程序，并按机上时钟执行各种功能。

$T-8s$ 前向主发动机发出“准备好”起动命令，在接到主发动机“准备好”的响应后，以 120μs 间隔连续向主发动机发出 3 次起动指令。当 3 台主发动机均达到 90%推力时，向固体助推器发出“点火-1”命令，40μs 后发出“点火-2”命令，并将“点火-2”命令和推重比达到 1，航天飞机起飞(固体助推器点火后 0.3s)的时刻定为 $T-0$。

如在 $T-3s$ 发生故障，如贮箱破裂，发射台可能被毁的情况下，宇航员出舱，乘发射塔电梯下至地面，或用滑绳系统降至地面，系统可使宇航员在 2 分钟内迅速离开发射塔。

**上升**

航天飞机在起飞后分 2 段上升，从起飞到固体助推器分离为第一上升段，由助推器和主发动机提供推力并对其作平行控制。从固体助推器分离到入轨为第二上升段。

飞机起飞越过脐带塔时，开始滚动和俯仰机动。起飞后 60s，于 10241m 高度达最大动压。起飞后 2min，当航天飞机速度达 1383m/s、高度达 45km 时助推器与轨道飞行器/外贮箱分离。8 台小固体发动机将助推器推离外贮箱，进入弹道轨道，用降落伞在海上溅落后回收供再次使用。

抛掷固体助推器后，轨道飞行器/外贮箱继续上升。助推器分离后 1s，高度达 54km 时开始制导操纵轨道飞行器。轨道飞行器 3 台主发动机共累计工作 9min11s。当轨道飞行器速度达 7797m/s、高度达 109.33km 时，主发动机关机，主发动机关机前 10s 开始主发动机关机程序，3s 后指令主发动机以每秒 10%推力的速度节流到 65%推力，维持 6.7s 后关机。

主发动机关机后要有 18s 的轨道飞行器/外贮箱联接滑行时间，滑行中关闭断流阀门，收回脱落插座。轨道飞行器/外贮箱分离程序起动，再联接滑行 11s 后，外贮箱与轨道飞行器分离。外贮箱翻转系统在贮箱分离后产生 10～50°/s 的翻转速度、贮箱沿亚轨道于 56388m 高空运动，再入大气层解体，残骸溅落于海洋。

**中止飞行**

在上升过程中如发生故障，有 3 种可使轨道飞行器和宇航员安全返回地面的中止飞行程序。它们是返回发射场(RTLS)中止飞行、绕地球一周(AOA)中止飞行和入轨(ATO)中止飞行。

1、返回发射场中止飞行　这种方法在 3 台发动机中的一台推力衰减或在上升的头 3.5 min 内发生其它故障时采用。故障发生后用正常工作的主发动机继续飞行，待固体助推器分离，轨道飞行器/外贮箱送至约 10.7km 高度时，作俯仰面反转机动以保证轨道飞行器向着陆场跑道飞行。当主发动机推进剂完全耗尽时，飞行器作俯冲机动，外贮箱分离后开始先以自动控制模式，后由驾驶员手控滑翔飞回发射场。

2、绕地球一周中止飞行　如在起飞后 3.5min 到入轨的飞行过程中出现故障则轨道飞行器已无可能立即返回机场，而必须采用绕地球一周中止飞行程序。轨道飞行器在绕地球一周后进入弹道轨道，返回大气层，然后降落于霍洛曼空军基地或爱德华兹空军基地。其飞行剖面与正常飞行一样，只要求在主发动机熄火后增加数次轨道机动点火。

3、入轨中止飞行 起飞后 4min 到进入最终轨道过程中如果有 1 台主发动机出故障则可采用此种中止飞行方式。它在时间上要求并不苛刻,无需急于返回。飞行器可进入一低轨道,待完成部分任务后返回发射场。如果故障发生在主发动机即将关机前,那么稍稍多用一些轨道机动系统推进剂便可达到正常完成任务的目的,经周密安排便可安全再入,返回发射场。

**入轨**

主发动机关机后 2min 轨道机动系统(OMS)进行第一次点火,提高椭圆轨道高度。OMS 第二次点火将轨道飞行器送入任务规定圆轨道,此后轨道飞行器便开始滑行。

**轨道运行**

达到预定轨道后重新调配轨道飞行器各系统,开始执行轨道任务。任务执行期可从几小时到 30 天。

**轨道检测**

出轨前约 5.5h 开始对再入时须用的各分系统进行测试,共约 15min。测试分二部分进行。第一部分包括对辅助动力装置液压系统的测试。测试后辅助动力装置停止工作。第二部分包括飞行员全部专用显示装置的测试、辅助导航系统的自检等。

**出轨**

出轨时需要降低轨道速度以便轨道飞行器再入大气。出轨时用 2 台 OMS 发动机提供推力,为建立合适的再入速度和航程提供条件。轨道飞行器机动到尾部向前的出轨姿态。

出轨前宇航员要将轨道飞行器机动到−Z 轴指向太阳的位置。出轨前 2h,环控生保系统速蒸蒸发器工作,冷却氟利昂-21 冷却回路,辐射器停止工作,有效载荷舱门关闭,并对惯性测量组件进行校正,停止星光跟踪器工作。出轨前 50min 用反作用控制系统(RCS)喷管机动到出轨姿态。出轨前 30min,OMS 完成出轨点火准备。OMS 出轨点火 2 次。最后宇航员用 RCS 喷管将飞行器机动到头部向前的姿态,准备再入。

**再入**

出轨后下降到达再入界面(开始敏感到气动力,界面高 121921m)前 5min 由宇航员起动再入制导、导航和飞行控制程序。飞行控制是自动的,但制导、导航控制系统的工作尚需宇航员监控。

轨道飞行器飞至 121.9km 高空后进入再入前飞行段。轨道飞行器机动到零滚动角、零偏航角和预先确定的再入攻角 28°～38°。飞行控制系统向 RCS 喷管发出指令,在保持姿态下降低速率直到敏感到 0.176g 和 5069.9Pa 动压为止。此时空气舵开始工作,与 RCS 一起控制轨道飞行器。

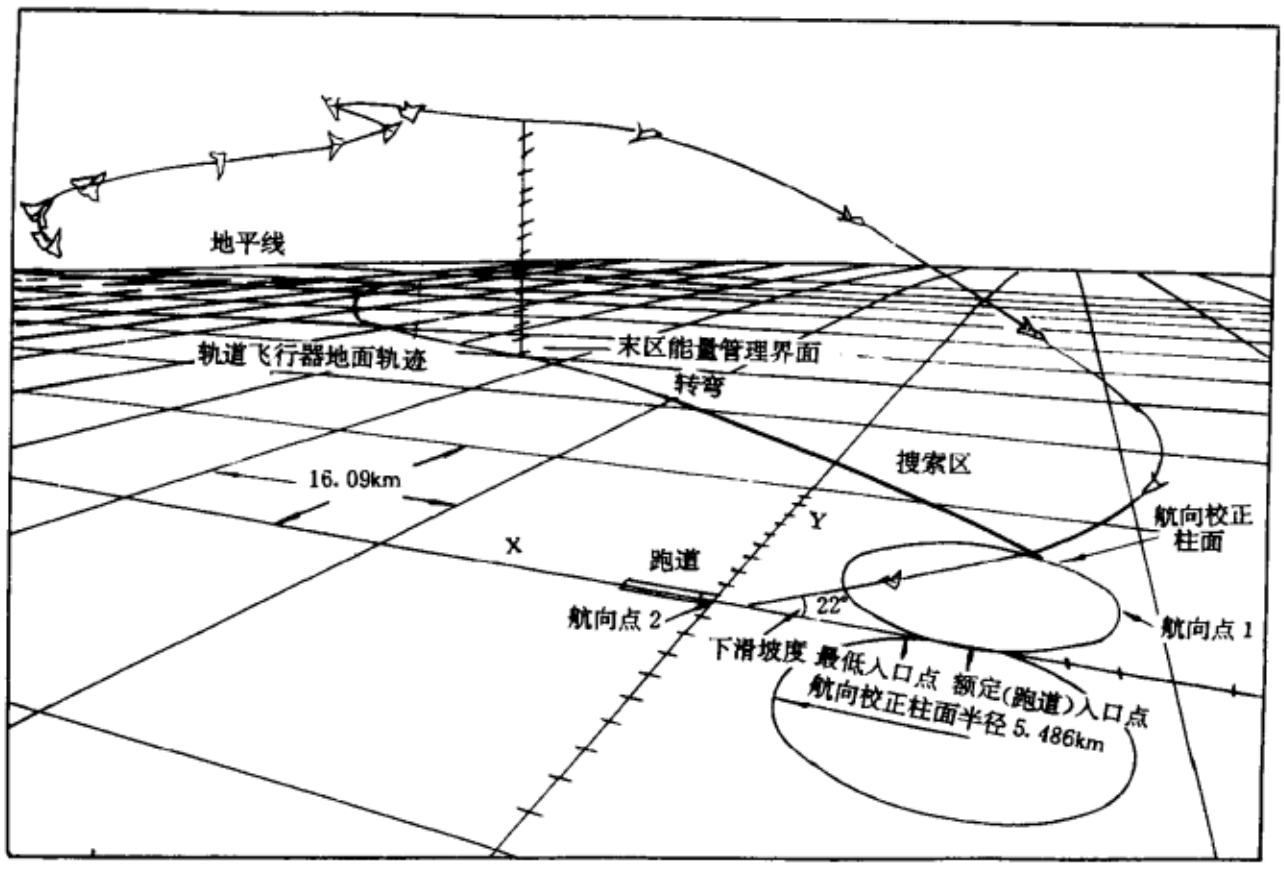
再入后,轨道飞行器约于 80km 高空进入黑障区,该区一直延续到 54.8km 高度,无线电信号中断约 20min。当高度达 25298m,速度达 762m/s,马赫数达 2.5 时攻角下降为 14°。此后便转入末区能量管理段。

**末区能量管理**

末区能量管理(TAEM)制导将轨道飞行器导向半径为 5486m 的 2 个校正柱面(HAC)。2 个 HAC 在进场末端的两侧,与跑道中线相切。末区能量管理中用 S 形转弯来消除能量,并利用减速板改变高能条件下的阻力、升阻比和飞行轨迹,直至能进行正常的自动着陆搜索为止。搜索是在 3048m 高空的正常再入点开始的。搜索时轨道飞行器一直转弯到与最近的 HAC 相切并继续转弯到航向点 WP-1。接着开始航向校正,直到与跑道的夹角等于±20°。TAEM 结束前离开 HAC,向下俯冲并搜索下滑坡度直到搜索到跑道中线为止。

**自动着陆**

自动着陆导航将轨道飞行器引入以跑道前 1.59km 点为目标的－20°下滑坡度(为一般飞机的 7 倍)。离地面 533m 时,开始机动,飞行器作 1.5°下滑。离地面 152m 时,下放起落架。在飞行末段使飞行下沉速度下降到 2.7m/s 以下,飞行器在过跑道门约 762m 处以 340.4～362.2km/h速度着陆。




末区能量管理

## 飞　行　记　录

截止 1994 年底美国航天飞机共执行 66 次任务,失败 1 次,成功率 98.4%。

## 飞 行 记 录

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | h:min:s | |
| 1 | STS-1 | 哥伦比亚号 | 1981.4.12 | 2 | 研制飞行仪器装置 DF1 | | 238 | 250 | 40.35 | 89.26 | 54:30:0 | 首次试飞 |
| | | | | | 气动系数鉴定组件 ACIP | | | | | | | |
| 2 | STS-2 | 哥伦比亚号 | 1981.11.12 | 2 | 空间大地应用卫星-1 OSTA-1 | 2542 | 255 | 265 | 38.03 | 89.57 | 48:0:0 | 试飞 |
| 3 | STS-3 | 哥伦比亚号 | 1981.3.22 | 2 | 空间科学部有效载荷 OSS-1 FDI | | 244 | 255 | 38.02 | 89.36 | 192:04:49 | 试飞 |
| 4 | STS-4 | 哥伦比亚号 | 1982.6.27 | 2 | 国防部有效载荷 82-1 DF1 | | 296 | 301 | 28.52 | 90.33 | 169:11:11 | 最后一次试飞 |
| 5 | STS-5 | 哥伦比亚号 | 1982.11.11 | 4 | | | 294 | 317 | 28.47 | 90.49 | 122:14:27 | 首次正式运行 |
| | | | | | 商业卫星系统通信卫星 SBS-C | 580[Δ] | 地球同步轨道 | | | | | 西经 94°上空 |
| | | | | | 加拿大通信卫星 TELESAT6 | 2100 | 地球同步轨道 | | | | | 西经112.5°上空 |
| 6 | STS-6 | 挑战者号 | 1983.4.4 | 4 | 微型数据收集系统 MINI-MADS | | 280 | 290 | 28.46 | 90.0 | 120:23:42 | 挑战者号首飞 |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星 TDRS-A | 1500 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 41°上空 |
| 7 | STS-7 | 挑战者号 | 1983.6.18 | 5 | 西德有效载荷 SPAS-1 | 1500 | 295 | 320 | 28.46 | 90.52 | 146:23:59 | 妇女首次参加航天飞机飞行 |
| | | | | | 加拿大通信卫星-7 | 1238 | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 帕拉帕 PALAPA-3 | 1200 | 地球同步轨道 | | | | | |
| 8 | STS-8 | 挑战者号 | 1983.8.30 | 5 | 机械臂试验物,科技试验装置 | | 294 | 301 | 28.46 | 90.31 | 145:08:40 | 首次夜间着陆 |
| | | | | | 印度通信卫星 INSAT-1B | 1152 | 地球同步轨道 | | | | | 东经 74°上空 |
| 9 | STS-9 | 哥伦比亚号 | 1983.11.28 | 6 | 空间实验室 SPACELAB | | 242 | 254 | 57.02 | 89.14 | 223:47:24 | 外国宇航员首次参加飞行 |
| 10 | STS-10 (41-B) | 挑战者号 | 1984.2.3 | 5 | | | 306 | 322 | 28.46 | 90.61 | 191:15:55 | 首次出舱活动 |
| | | | | | 西联星 WESTAR-6 | ~1200 | 303 | 1216 | 27.67 | 99.83 | | PAM 故障,卫星未达预定轨道 |
| | | | | | 帕拉帕-B2 | ~1200 | 277 | 1186 | 28.16 | 99.24 | | PAM 故障,卫星未达预定轨道 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 飞行时间 h:min:s | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 11 | STS-13 (41-C) | 挑战者号 | 1984.4.6 | 5 | 乳胶反应实验装置 | | 218 | 465 | 28.51 | 91.18 | 167:04:00 | 飞行主要任务:回收、维修、释放太阳峰期卫星 |
| | | | | | 长期爆露装置 LDEF | | 477 | 479 | 28.50 | 93.98 | | |
| 12 | STS-41D | 发现者号 | 1984.8.30 | 6 | | | 297 | 314 | 28.47 | 90.43 | | 第一位商业卫星专家参加飞行 |
| | | | | | 休斯通信卫星 SBS-4 | 1117 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 101°上空 |
| | | | | | 辛康 SYNCOM Ⅳ-2 | | 地球同步轨道 | | | | | 西经 105°上空 |
| | | | | | 电星 TELSTAR-3C | 1225 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 125°上空 |
| 13 | STS-41G | 挑战者号 | 1984.10.5 | 7 | 航天飞机成像雷达 SIR-B | | 364 | 359 | 57.0 | 91.56 | 197:23:37 | 轨道加注试验 |
| | | | | | 地球辐射预算卫星 ERBS | | 599 | 608 | 56.0 | 96.72 | | |
| 14 | STS-51A | 发现者号 | 1984.11.8 | 5 | | | 294 | 298 | 28.47 | 90.24 | 179:40:00 | 首次回收卫星 |
| | | | | | 兄弟 ANIK D2 | 1100 | 地球同步轨道 | | | | | (西联星-6,帕拉帕-B2) |
| | | | | | 辛康 Ⅳ-3 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 15 | STS-51C | 发现者号 | 1985.1.24 | 5 | | | 300 | 300 | 28.5 | 90.0 | 73:33:00 | |
| | | | | | 美国空军秘密卫星 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 16 | STS-51D | 发现者号 | 1985.4.12 | 7 | | | 315 | 460 | 28.52 | 91.12 | 167:56:00 | |
| | | | | | 加拿大通信卫星 3-1 | ~1000 | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 辛康 Ⅳ-3 | ~7500 | 315 | 460 | 28.52 | 92.12 | | 未达预定轨道 |
| 17 | STS-51B | 挑战者号 | 1985.4.29 | 7 | 空间实验室 3 | | 346 | 358 | 57.00 | 91.56 | 148:00:00 | |
| | | | | | 努沙特 NUSAT | 52 | 346 | 355 | 57.00 | 91.52 | | 航空交通管理雷达校正 |
| 18 | STS-51G | 发现者号 | 1985.6.17 | 7 | | | 356 | 352 | 28.47 | 91.84 | 169:39:00 | |
| | | | | | 墨西哥通信卫星 MORELOSI | 512△ | 地球同步轨道 | | | | | 西经113.5°上空 |
| | | | | | 阿拉伯通信卫星 ARASAT IB | 1270 | 地球同步轨道 | | | | | 东经 26°上空 |
| | | | | | 电星 3D | 630△ | 地球同步轨道 | | | | | 西经 76°上空 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | h:min:s | |
| | | | | | 天文研究自由飞行平台 SPARTAN | 1008 | 355 | 391 | 28.47 | 91.82 | | |
| 19 | STS-51F | 挑战者号 | 1985.7.29 | 7 | 空间实验室-2 | | 311 | 319 | 49.48 | 90.76 | 190:45:00 | |
| | | | | | 等离子体诊断组件 PDP | 160 | 312 | 320 | 49.48 | 90.78 | | |
| 20 | STS-51I | 发现者号 | 1985.8.27 | 5 | | | 351 | 380 | 28.55 | 91.68 | 109:03:00 | 回收辛康Ⅳ-3 |
| | | | | | 澳大利亚通信卫星 AUSSAT I | 655△ | 地球同步轨道 | | | | | 东经 158°上空 |
| | | | | | 美国卫星公司通信卫星 ASCI | 1300 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 81°上空 |
| | | | | | 辛康Ⅳ-4 | 1400△ | 地球同步轨道 | | | | | 东经 178°上空 |
| 21 | STS-51J | 阿特兰蒂斯号 | 1985.10.3 | 5 | | | 476 | 515 | 28.52 | 94.34 | 105:45:00 | 阿特兰蒂斯号首飞 |
| | | | | | 国防部卫星通信系统卫星 DSCS-3 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | USA11 | ~1000 | | | | | | |
| | | | | | USA12 | ~1000 | | | | | | |
| 22 | STS-61A | 挑战者号 | 1985.10.30 | 8 | 空间实验室 D-1 | | 322 | 333 | 56.99 | 91.05 | 168:44:00 | |
| 23 | STS-61B | 阿特兰蒂斯号 | 1985.11.27 | 7 | | | 357 | 366 | 28.46 | 91.59 | 165:52:00 | |
| | | | | | 墨西哥通信卫星-2 | 512△ | 地球同步轨道 | | | | | 西经 116°上空 |
| | | | | | 澳大利亚通信卫星-2 | 655△ | 地球同步轨道 | | | | | 东经 156°上空 |
| | | | | | 美国通信卫星 RCA AMERICOM K2 | 1100 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 81°上空 |
| | | | | | 空间站距离保持练习目标飞行器 OEX | | 386 | 382 | 28.48 | 91.87 | | |
| 24 | STS-61C | 哥伦比亚号 | 1986.1.12 | 7 | | | 324 | 346 | 28.47 | 91.05 | 147:04:00 | 任务包括 SDI 试验 |
| | | | | | 商业通信卫星 RCA SATCOM KI | 1100 | 地球同步轨道 | | | | | 西经 85°上空 |
| 25* | STS-51L | 挑战者号 | 1986.1.28 | 5 | 数据跟踪中继卫星-B | | | | | | | 挑战者号炸毁① |
| | | | | | 斯巴坦-哈雷卫星 | | | | | | | |
| 26 | STS-26 | 发现者号 | 1988.9.29 | 5 | | | 299 | 304 | 28.42 | 90.36 | 98:00:00 | |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星-C | | 地球同步轨道 | | | | | |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 飞行时间 h:min:s | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 27 | STS-27 | 阿特兰蒂斯号 | 1988.12.2 | 5 | | | 444 | 451 | 56.99 | 93.51 | 105:05:24 | |
| | | | | | 军用卫星 LACROSSE | | 667 | 692 | 55.97 | 98.32 | | |
| 28 | STS-29 | 发现者号 | 1989.3.13 | 5 | | | 301 | 332 | 28.46 | 90.67 | 119:39:40 | |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星-D | | 地球同步轨道 | | | | | 西经41°上空 |
| 29 | STS-30 | 阿特兰蒂斯号 | 1989.5.4 | 5 | 玛盖兰 MAGELLAN | | 295 | 303 | 28.89 | 90.31 | 96:56:33 | 测绘金星表面 |
| 30 | STS-28 | 哥伦比亚号 | 1989.8.8 | 5 | | | 296 | 308 | 57.00 | 90.53 | 122:00:06 | |
| | | | | | 国防部秘密卫星 USA40 | | | | | | | 新一代可机动的照相侦察卫星 |
| | | | | | USA41 | | | | | | | 小型机动侦察卫星 |
| 31 | STS-34 | 阿特兰蒂斯号 | 1989.10.18 | 8 | | | 299 | 334 | 34.32 | 90.69 | 119:41:00 | |
| | | | | | 伽利略木星探测器 GALILEO 等 | | | | | | | |
| 32 | STS-33 | 发现者号 | 1989.11.23 | 5 | | | 237 | 561 | 28.46 | 92.35 | 120:07:00 | |
| | | | | | 电子侦察卫星 ELINT | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 33 | STS-32 | 哥伦比亚号 | 1990.1.9 | 5 | | | 293 | 358 | 28.5 | 90.85 | 240:70:32 | 回收 LEDF |
| | | | | | 辛康 N-05 | | 34858 | 36362 | 1.41 | 1426.9 | | 太平洋上空 |
| 34 | STS-36 | 阿特兰蒂斯号 | 1990.2.28 | 5 | | | 243 | 254 | 62.0 | 89.47 | 106:19:43 | |
| | | | | | 照相和电子侦察卫星 AFP-731 | | | | | | | |
| 35 | STS-31 | 发现者号 | 1990.4.24 | 5 | | | 613 | 621 | 28.47 | 96.85 | 121:16:6 | |
| | | | | | 哈勃天文望远镜 HST | 11600 | 612 | 620 | 28.50 | 96.84 | | |
| 36 | STS-41 | 发现者号 | 1990.10.6 | 5 | | | 285 | 302 | 28.47 | 90.31 | 98:10:4 | |
| | | | | | 尤里赛斯 ULYSSES | | 日心轨道 | | | | | 用惯性上面级+PAM-S从有效载荷舱发射的飞往木星的日心轨道卫星 |
| 37 | STS-38 | 阿特兰蒂斯号 | 1990.11.15 | 5 | | | 211 | 267 | 28.47 | 89.19 | 117:55:22 | |
| | | | | | 电子侦察卫星 ELINT | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 38 | STS-35 | 哥伦比亚号 | 1990.12.2 | 7 | 天文观察器 ASTRO-1 | | 347 | 359 | 28.47 | 91.41 | 215:5:8 | 研究紫外线和 $x$ 射线 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | h:min:s | |
| 39 | STS-37 | 阿特兰蒂斯号 | 1991.4.5 | 5 | | | 446 | 462 | 28.45 | 93.48 | 143:32:44 | 2人出舱活动2次共10h49min |
| | | | | | γ射线观察器 GRO | | 445 | 458 | 28.46 | 93.43 | | |
| 40 | STS-39 | 发现者号 | 1991.4.28 | 7 | | | 253 | 268 | 56.99 | 89.68 | 199:22:21 | |
| | | | | | 红外线背景图像测绘自由飞行平台 IBSS/SPAS 2-1 | | 242 | 257 | 56.99 | 89.47 | | |
| | | | | | 多用途试验箱 MPEC | | 轨道类同 IBSS/SPAS2-01 | | | | | |
| | | | | | 化学物逸出观察卫星 C | | 243 | 261 | 56.99 | 89.52 | | |
| | | | | | 化学物逸出观察卫星 B | | 244 | 256 | 56.99 | 89.47 | | |
| | | | | | 化学物逸出观察卫星 A | | 250 | 270 | 56.99 | 89.67 | | |
| 41 | STS-40 | 哥伦比亚号 | 1991.6.5 | 7 | 空间实验室 | | 279 | 297 | 39.01 | 90.13 | 218:14:20 | |
| 42 | STS-43 | 阿特兰蒂斯号 | 1991.8.2 | 5 | | | 299 | 331 | 28.47 | 90.64 | 213:21:25 | |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星-E | | 35772 | 35793 | 0.08 | 1435.8 | | |
| 43 | STS-48 | 发现者号 | 1991.9.12 | 5 | | | 564 | 575 | 56.99 | 96.02 | 128:26:38 | |
| | | | | | 上层空间研究卫星 UARS | | 575 | 581 | 56.98 | 96.02 | | |
| | | | | | 上升微粒监控器 APM | | | | | | | |
| 44 | STS-44 | 阿特兰蒂斯号 | 1991.11.24 | 6 | | | 361.4 | 363 | 28.5 | | 166:50:42 | |
| | | | | | 国防部秘密卫星 DSP-16 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 45 | STS-42 | 发现者号 | 1992.1.22 | 7 | | | 294 | 306 | 57 | | 193:14:44 | |
| | | | | | 国际微重力实验室 IML-1 | | | | | | | |
| 46 | STS-45 | 阿特兰蒂斯号 | 1992.3.24 | | 应用与科学大气实验室 ATLAS-1 | | 292 | 302 | 57 | 90.42 | 214:9:0 | |
| 47 | STS-49 | 奋进号 | 1992.5.7 | 7 | | | 344 | 362 | 28.31 | 91.40 | | 奋进号第一次飞行 |
| 48 | STS-50 | 哥伦比亚号 | 1992.6.25 | 7 | 美国微重力实验室 USML-1 | | 305 | 305 | 28.47 | 90.38 | 331:30:4 | |
| 49 | STS-46 | 阿特兰蒂斯号 | 1992.7.30 | 7 | | | 228 | 236 | 28.48 | 88.94 | 191:16:10 | 释放 EURECA-1 绳系卫星试验 |
| | | | | | 尤里加-1EURECA-1 绳系卫星系统 TSS | | | | | | | |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 名称 | 有效载荷 质量(kg) | 轨道参数 近地点(km) | 轨道参数 远地点(km) | 轨道参数 倾角(°) | 轨道参数 周期(min) | 飞行时间 h：min：s | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 50 | STS-47 | 奋进号 | 1992.9.12 | 7 | 空间实验室-J | | 299 | 310 | 57.0 | 90.5 | 190：31：11 | 美日合作进行44次材料和生命科学试验；第一对夫妇同机执行任务 |
| 51 | STS-52 | 哥伦比亚号 | 1992.10.22 | 6 | 美国微重力有效载荷 USMP-1 | | 206 | 215 | 28.47 | 88.51 | 236：56：13 | |
| | | | | | 加拿大试验物 CANEX2 | | | | | | | |
| | | | | | 意大利 ASI 公司卫星 LAGEOS 2 | | 5617 | 5950 | 52.64 | 222.42 | | |
| | | | | | 加拿大目标组件 CTA | | 208 | 215 | 28.46 | 88.53 | | |
| 52 | STS-53 | 发现者号 | 1992.12.2 | 5 | | 87565 | 318 | 331 | 57.0 | 91.01 | 175：19：19 | |
| | | | | | 美国防部卫星 DOD－I | 10530 | 370 | 370 | 57 | 91.9 | | |
| 53 | STS-54 | 奋进号 | 1993.1.13 | 5 | | 93000 | 304 | 333 | 28.47 | 90.89 | | |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星 F | 2534 | 35782 | 35804 | 0.08 | 1436.4 | | |
| 54 | STS-56 | 发现者号 | 1993.4.8 | 6 | | 93682 | 293 | 302 | 57.01 | 90.46 | 222：9：21 | SPARTAN(201)自由飞行体4月11日释放，4月13日回收。 |
| | | | | | 航天飞机自主式天文研究工具 SPARTAN-201 | 1289 | 292 | 299 | 57.01 | 90.43 | | |
| | | | | | 应用与科学大气实验室 ATLAS 2 | | | | | | | |
| 55 | STS-55 | 哥伦比亚号 | 1993.4.26 | 7 | | 103191 | 297 | 304 | 28.46 | 90.53 | 238：13：0 | 截止93.5.6航天飞机累计飞行365天23小时28分，运送670个有效载荷，共822吨，带回地面425吨有效载荷。空间实验室累计工作96天13小时 |
| | | | | | 空间实验室-D2 | 11351 | 297 | 304 | 28.46 | 90.53 | | |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | h:min:s | |
| 56 | STS-57 | 奋进号 | 1993.6.21 | 6 | | 101656 | 475 | 482 | 28.46 | 94.17 | 192:00:00 | 未发射有效载荷，与欧洲尤里加-1交会，并将其回收，带回地面 |
| | | | | | 哈勃望远镜-1 | 4367 | | | | | | |
| 57 | STS-51 | 发现者号 | 1993.9.12 | 6 | | 92370 | 273 | 309 | 28.46 | 90.33 | 243:55:18 | |
| | | | | | 通信卫星 ACTS | 1474 | 35708 | 35929 | 0.21 | 1438 | | |
| | | | | | 美-德天文物理有效载荷 ORFEUS-SPAS | 3207 | 273 | 306 | 28.46 | 90.30 | | 9月13日发射，9月19日回收，带回地面 |
| 58 | STS-58 | 哥伦比亚号 | 1993.10.18 | 6 | 生命科学空间实验室 | 103146 | 282 | 292 | 39.02 | 90.21 | 336:12:00 | |
| 59 | STS-61 | 奋进号 | 1993.12.2 | 7 | | 94976 | 586 | 592 | 28.47 | 96.46 | 193:12:00 | 12月4日将发生故障的哈勃望远镜捕回有效载荷舱. 12月10日将修复的望远镜送回轨道 |
| 60 | STS-60 | 发现者号 | 1994.2.3 | 6 | | 97447 | 347 | 359 | 56.99 | 91.6 | 223:00:12 | 载第一位俄罗斯宇航员 |
| | | | | | 哈勃望远镜-2 | 4282 | 347 | 359 | 56.99 | 91.6 | | 固定于货舱内 |
| | | | | | 轨道碎片雷达检查球体 ODERACS A～F | ～5 | 335 | 356 | 56.99 | 91.45 | | 共3对 |
| | | | | | BREMSAT | 63 | 340 | 357 | 56.98 | 91.51 | | 研究热传导，微重力等 |
| 61 | STS-62 | 哥伦比亚号 | 1994.3.4 | 5 | | 102860 | 297 | 305 | 39.01 | 90.54 | 335:17:00 | |
| | | | | | 美国微重力有效载荷-2 USMP-2 | 4357 | | | | | | |
| | | | | | 航宇技术室 OAST-2 | 2626 | | | | | | |
| 62 | STS-59 | 奋进号 | 1994.4.9 | 6 | | 100566 | 213 | 225 | 57.0 | 88.88 | 269:46:00 | |
| | | | | | 空间雷达实验室-1 SRL-1 | 9697 | | | | | | 留在货舱内 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | 名称 | 质量(kg) | 近地点(km) | 远地点(km) | 倾角(°) | 周期(min) | h:min:s | |
| 63 | STS-63 | 哥伦比亚号 | 1994.7.8 | 7 | | 103710 | 300 | 304 | 28.45 | 90.55 | 354:00:00 | |
| | | | | | 国际微重力实验室-2 IML-2 | | | | | | | |
| 64 | STS-64 | 发现者号 | 1994.9.9 | 6 | | 95671 | 254 | 266 | 57.01 | 89.71 | 170:48:00 | |
| | | | | | 斯巴坦 201 SPARTAN 201 | 1288 | 253 | 265 | 57.00 | 89.68 | | 13日从货舱发射,15日回收 |
| 65 | STS-68 | 奋进号 | 1994.9.30 | 6 | | 101170 | 214 | 227 | 57.0 | 88.9 | 269:45:00 | |
| | | | | | 空间雷达实验室-2 | 10794 | | | | | | 留在货舱内 |
| 66 | STS-66 | 阿特兰蒂斯号 | 1994.11.3 | 6 | | 95191 | 295 | 312 | 57.0 | 90.59 | 262:34:00 | |
| | | | | | 天文观察平台 CRISTA—SPAS | 3263 | 294 | 310 | 56.97 | 90.57 | | 美-德联合试验 |

△不含推进剂

①右侧固体助推器尾部装配接头压力密封失效,火焰窜出烧破外贮箱,液氢箱破裂。液氢涌出所产生的瞬时推力使液氢箱冲至箱间段。此时下接点与外贮箱脱开而转动的右侧助推器撞击箱间段和液氧箱下部,结构破裂导致液氧、液氢混合而爆炸。

## 发展与改进

美国宇航局正在研究用以在21世纪初取代现有航天飞机的新型载人航天器。

共有2种方案。一种是“发展型方案”,即以现有航天飞机的设计为基础进行改进。其改进步骤是:1.研制先进的固体助推器,使运载能力提高5435kg,2.研制乘员逃逸舱代替逃逸杆系统;3.提高主发动机寿命;4.换成可重复使用的液体助推器;5.研制重复使用回飞型助推器,取消外贮箱。

另一种是“革新方案”,即研制全新的“先进载人发射系统”(AMLS)。考虑的方案有:1.有效载荷舱移至机身之上的全部重复使用2级入轨Shuttle-2方案;2.部分重复使用运载器。轨道飞行器的可重复使用回飞型助推器与一次使用芯级火箭相接;3.与使神/阿里安5和HOPE/H-Ⅱ相似的运载系统;4.吸气式水平起降运载系统。

# 国家空天飞机　(NASP)

谢佐慰

“国家空天飞机”(National Aerospace Plane,缩写NASP,代号X-30)计划是美国国家航空航天局和国防部联合实施的一项计划,其目的是发展高超音速空天飞机所需要的技术,并且

随着技术的成熟,设计与制造两架单级入轨的缩比验证机,进行飞行验证试验,以便为21世纪初研制先进的全尺寸空天飞机奠定技术基础。

这项技术发展计划是1982至1985年间在国防高级研究计划局的"铜谷"(Copper Canyon)计划(即使用液氢燃料的冲压发动机与超音速燃烧冲压喷气发动机的研制计划)和空军的"跨大气层飞机"(Transatmospheric Vehicle,缩写TAV)计划的基础上完成概念研究与可行性论证工作的。1986年初开始执行国家空天飞机计划,并在俄亥俄州的赖特帕特森空军基地成立了国家空天飞机计划局,由国防高级研究计划局作为国防部的代表负责整个计划的管理,空军指导研究工作,海军、战略防御计划局和国家航空航天局参加。1987年后主要由国家航空航天局和空军负责计划的实施。

整个计划分为以下三个阶段实施:

1. 可行性研究阶段,已于1985年结束。

2. 技术发展阶段,原进度为1986年4月至1989年9月,1989年秋改为1986年4月至1993年3月。

3. 验证机研制与飞行试验阶段,原进度为1989年10月至1993年,1989年秋改为1993年4月至1997年。

1986年4月开始进入技术发展阶段。4月7日,空天飞机计划局与2家发动机舱承包商和5家机身承包商签订了为期一年的初步设计竞争合同。发动机舱承包商是通用电气公司飞机发动机事务组和普惠公司政府产品分公司。机身承包商是波音公司军用飞机分公司、通用动力公司、洛克希德公司加利福尼亚分公司、麦道公司麦克唐纳飞机分公司和洛克威尔国际公司北美飞机操作分公司。此外,洛克威尔国际公司洛克达因分公司还利用自筹资金参与了发动机舱的设计竞争。

经过1987年夏的初步设计评审,选定普惠公司和洛克达因公司继续进行超音速燃烧冲压喷气发动机缩比样机的研制工作,同时选定通用动力公司、麦道公司和洛克威尔国际公司继续进行机身研制工作。计划在1990年10月从这5家承包商中再选出2家,分别承担发动机与机身的研制工作。

由于经费严重不足,再加上技术难度仍然很大,1990年5月24日决定由这5家公司联合组成一个国家空天飞机工业集团公司,以便继续发展验证机所需要的技术,这个集团公司的主要任务是:

1)通过对5家公司的方案进行分析研究,取长补短,到1990财年结束前后确定一个验证机的方案。

2)大约到1991年2月,从原先的与单个公司签订承包合同的方式,转向与工业集团公司签订承包合同。

3)制定完成国家空天飞机计划的工作计划。国家空天飞机计划局指出,到1990年秋,政府和工业部门为实施此计划已经投资15亿美元。政府机构历年为国家空天飞机计划支付的经费如下表所示。

国家空天飞机计划是一项高风险的技术发展计划。自1986年该计划开始执行以来,已经在材料与结构、推进系统以及空气动力学与空气热力学三大关键技术领域取得了重要的进展。

在材料与结构领域,单级入轨的空天飞机要求材料与结构的质量轻(要求结构质量与起飞质量之比值达到0.15),并能够反复承受高温载荷。估计空天飞机头部的温度将高达2760℃,机翼前缘的温度也将达到1926℃。现有的材料已不能满足要求,必须开发新的材料。为此,5家

承包商都开展了轻质耐高温材料的研制工作，但各有侧重。通用动力公司着重发展难熔材料，主要是碳碳复合材料。洛克威尔国际公司着重发展钛铝互化金属。麦道公司的重点是钛铝互化金属基复合材料，特别是碳化硅纤维增强的钛铝互化金属基复合材料。普惠公司重点发展比蠕变强度高的材料，主要是钛铝互化金属。洛克达因公司的重点是高导热率复合材料，主要是石墨长纤维增强的铜基复合材料，还有快速固化铍合金、氮化铝。这些公司还要提供材料的性能、制造工艺、连接技术和验收准则，说明材料可能应用的部位，并用材料制成结构部件，进行试验以证明其适用性。

（单位：百万美元）

| 财政年度 / 机构 | 1984 | 1985 | 1986 | 1987 | 1988 | 1989 | 1990 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 国防高级研究计划局 | — | — | 20 | 100 | — | — | — |
| 海军 | — | — | 6 | — | — | — | — |
| 战略防御计划局 | — | — | 9 | 10 | — | — | — |
| 空军 | — | 12.7 | 10 | — | 207.3 | 258.6 | 317.8* |
| 国家航空航天局 | 42.3 | 42.0 | 16 | 62 | 130.5 | 158.5 | 220.2* |
| 总计 | 42.3 | 54.7 | 61 | 172 | 337.8 | 417.1 | 538* |

*1990 财年数字为申请经费

经过几年的努力，已经取得了重要的进展。钛铝互化金属的室温韧性已有提高（$Ti_3Al$ 提高约 20%，TiAl 约 2%），已可压制出 0.4mm 厚的钛铝互化金属薄板，还制成大尺寸 α 相钛铝互化金属板，其试样已通过了成形与焊接试验，高温强度也比预计的要好。非结构碳碳复合材料的抗氧化涂层通过了 100 多次温度循环试验，还制成了可承载的抗氧化碳碳复合材料的小型结构试样，正在发展大型结构试样。碳化硅纤维增强的钛铝互化金属基复合材料已进行了数百次温度循环试验，甚至在纤维表面的涂层上都没有发现有明显的裂纹。

对于在 982℃以上温度下工作的结构，还考虑采用被动或主动冷却。为此，研究了三种冷却方法，即热管、对流冷却和发汗冷却。对头部与前缘研究了用热管冷却的技术。热管在空间失重条件下的工作能力已在 1984 年航天飞机的飞行中得到了证实。普惠公司已对头部整流罩模型作了热管性能模拟试验。对空天飞机的某些部位研究了对流冷却，考虑用多层带孔薄板制成部件，在部件内部形成孔与通道的冷却网络。还研究了氢浆发汗冷却，对驾驶舱、机身结构部件及超音速燃烧冲压喷气发动机进行主动冷却。氢浆不需要在高压下贮存，密度较大，用作燃料有利于减小燃料箱的尺寸与质量，因此倾向于用氢浆而不用液氢作燃料。

对于空天飞机的结构，研究了 4 种方案，其共同特点是机翼机身一体化。基本方案采用机翼机身组合型，圆截面机身，发动机置于机身之下，其优点是低速控制性能和效能较高。混合型方案采用椭圆截面机身，发动机与机身下表面一体化，其优点是结构与防热质量较小，但低速控制性能和效能没有基本方案高。锥型方案采用圆锥形机身，发动机排成圆环状，装在机身外部，其优点是推力大、燃料容量大，但飞行稳定性、控制能力和气动效率不如基本方案好。组合型方案采用龟型机身，超音速燃烧冲压喷气发动机排列在机身下表面，此方案在效能上与基本方案相当，但结构与防热质量较大。

在推进领域，研制推进系统并使其与机身一体化将是最困难的任务。推进系统必须能在从

地面起飞一直加速到入轨 $M$ 为 25 的极宽的范围内有效地工作。单靠某一种类型的发动机是行不通的。通常要用一般的发动机(如涡轮喷气或涡轮风扇发动机)将空天飞机从速度为零加速到 $M$ 为 2,接着用亚音速燃烧的冲压喷气发动机再加速到 $M$ 为 5,再用超音速燃烧冲压喷气发动机进一步加速到所能达到的最大速度,最后靠火箭发动机加速到入轨 $M$ 为 25。比较理想的推进系统是将不同工作模式的发动机一体化,构成组合式发动机。在这种发动机的两家承包商中,洛克达因公司的方案设想在起飞至低速飞行段和在空间爬升入轨段用火箭推进,而在大气层中亚音速至高超音速(约达 $M$ 为 12)段则利用亚音速与超音速燃烧的冲压喷气发动机。

推进系统的难点在于研制超音速燃烧冲压喷气发动机。两家承包商在这种发动机的进气道方案与气流控制方法上有显著的不同,但都取得了不小的进展。

首先是改建成两个发动机试验设施,即马夸特公司和航空喷气通用公司的设施。前者可在模拟飞行 $M$ 为 8 与高度 30.5km 条件下试验全尺寸发动机,试验室长 24m、直径 3.6m;后者可在模拟飞行 $M$ 由 15 至 18、高度 21～30.5km 条件下试验全尺寸发动机。洛克达因公司还建造了高超音速试验室,其 120m 长的自由活塞激波风洞(试验段直径 1.8m)可在 $M$ 为 12～25 模拟飞行条件下试验推进系统的全尺寸部件,试验段的环境可以近似模拟实际飞行中遇到的真实气体效应。

其次是深入地了解冲压/超音速燃烧冲压喷气发动机的现象学,设计、制造和试验了发动机的缩尺与全尺寸部件,如进气道、燃烧装置、喷管等。对发动机部件曾作了 $M>7$ 的激波风洞试验、不同 $M$ 数下的混合与燃烧试验,对二维与三维进气道模型作了 $M$ 为 18 的氦风洞试验。还在激波风洞与脉冲试验装置上验证了高马赫数下的超音速燃烧,在 $M$ 为 10 至 18 的速度范围内实现了燃烧。对改善燃料与空气的混合方法,包括使用非圆截面喷流,也作了研究,还考察了氢与空气超音速燃烧的化学动力学,以确定不同反应与催化剂对燃烧装置和喷管性能的影响。在发动机试验设施上在 $M=16$ 的速度下对燃烧装置的与内壁齐平的喷注器和撑杆式喷注器也作了试验。

此外,在发运机试验设施上用进气道、燃料装置和喷管作了从亚音速至 $M$ 为 7(包括从冲压喷气发动机转变为超音速燃烧冲压喷气发动机工作)的综合性试验,以获取超音速燃烧冲压喷气发动机的基本性能数据,并发展发动机试验所需要的测试仪表与技术。在试验中使用的是 1/7 至 1/3 缩比尺寸的加固型发动机部件。还对加固型推进舱(用的是 1/2 缩比件,包括控制与所有功能)在 $M$ 为 8 条件下进行了概念验证性试验,以证明发动机材料与结构的工程有效性。

在空气动力学与空气热力学方面,要求能够精确地计算出绕空天飞机的高超音速流场,为确定结构热载荷和提出冷却要求提供依据,还要求模拟发动机内部的复杂的超音速气流作用。现有的地面风洞只能在 $M$ 为 8 以下的速度范围内对全尺寸发动机进行试验,更高 $M$ 数的关键性气动数据只能用工作时间很短的风洞(如激波风洞)获得一部分。为此就需要利用巨型计算机进行数值模拟,发展各种有效的计算流体动力学程序,以便能将 $M$ 为 8 以下的数据外推到更高 $M$ 数的情况。在这方面已取得了一定的进展。流体动力学程序最初只能模拟绕飞行器的一维气流,而现在借助雷诺数平均值或时均值的纳维尔-斯托克斯方程已经能够模拟三维气流,而且还能模拟高超音速流场中的某些因数,如气流分离、复杂几何外形、真实气体效应等。在模拟紊流、确定边界层转捩区的位置与长度方面也作了大量的工作。通过计算机数值模拟与强有力的地面风洞试验密切结合,虽然在计算流体动力学程序方面取得了不小的进展,但对某

些重要的气流现象尚有待建立数学模型。对现有的某些程序还有待收集更多的试验数据，以确定其有效性。高马赫数下的流体动力学程序由于在地面试验设施上还无法全面模拟，还有待飞行试验加以验证。

## 德尔它快帆　(DELTA CLIPPER)

王丹阳



德尔它快帆演示机 DC-X1 在发射台上

“德尔它快帆”是一种由火箭发动机提供动力的单级入轨、垂直起降、全部重复使用的运载器。取名“德尔它快帆”表示它将继承可靠的“德尔它”系列火箭的传统和如当年“杨基快速帆船”开辟航海线路那样开辟太空航线。它的演示机 DC-X1 已成了世界上第一个，以火箭发动机为动力的垂直起飞和降落的全部重复使用运载器。

1990 年 8 月美国战略防御倡仪计划局(SDIO)提出了单级入轨火箭技术计划(SSRTP)，计划拟研制一种能满足以下要求的全部重复使用的运载器：

1. 适应美国 60～80%有效载荷的发射要求；

2. 近地轨道运载能力为 5～10t；

3. 可在一台发动机出现故障时中止飞行并安全返回地面；

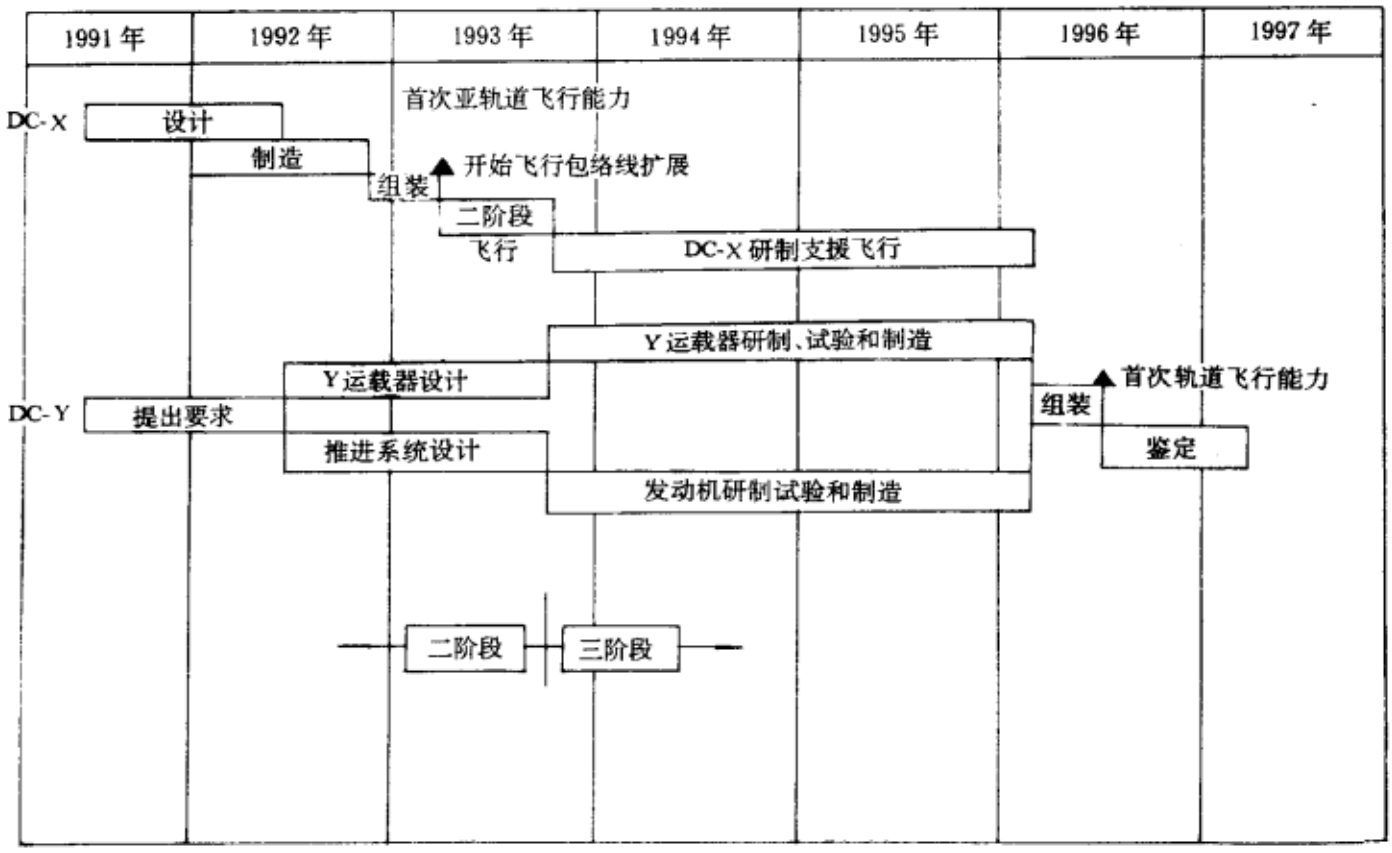
4. 地面周转时间 7 天，350 人·工作日；

5. 近地轨道每千克有效载荷发射费为 220～2200 美元(当年币值)；

6. 运载器主要为在轨飞行器提供服务，但也可执行卫星回收任务。

1990 年 8 月开始进行由四家公司参加的概念论证。1991 年 8 月麦克唐纳道格拉斯公司的“德尔它快帆”方案中选。按计划应于 1993 年进行 1/3 缩比型 DC-X 演示机的亚轨道飞行，1993--1997 年进行全尺寸样机 DC－Y 的设计制造和轨道飞行试验。接着进行工作机 DC-3 的设计制造，1999 年首飞。预计每次发射费用 100～1000 万美元，近地轨道每千克有效载荷发射费 100～1000 美元。

运载器的子承包商有普拉特/惠特尼公司(系统工程、技术、管理)，航空喷气通用公司(反作用控制系统、DC-Y 设计)，道格拉斯飞机公司(飞行操作、生产和维护、维护性研究)，马丁·马丽埃塔公司(低温推进剂地面操作，NASP 研究成果移植)，麦克唐纳飞机公司(高性能飞机技术和运载器管理)，德国 MBB 公司(起落架生产、垂直起降全部重复使用飞行器技术)和定标复合材料公司 Scaled Composites(复合材料机身生产)。




德尔它快帆研制计划

## DC-3

DC-3 是“德尔它快帆”的工作型机，它是一种可像航空班机那样维护、操作和运转的无翼、

单级入轨载人兼运货的航天运载器。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 高 | ～39.7m | 发动机 | 塞式发动机或 8～12 台钟 |
| 底宽 | ～12.0m | | 形喷管发动机 |
| 有效载荷舱容积 | 4.58m×4.58m×6.7m | | |
| 起飞质量 | ～590t | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 结构质量 | ～36t | 横向机动能力 | 2574km |
| 推进剂质量比（推进剂质量/起飞质量） | ～0.9 | 近地轨道运载能力 | 9.05t |

## 总　体　布　局

工作型“德尔它快帆”高约 39.7m、底宽约 12m，瓶状运载器前部呈圆锥形，向后逐渐过渡为宽约 12m 的方形基底。运载器底部装有可伸缩的着陆支杆和塞式发动机或环形布放 8～12 台钟形喷管发动机。尾段设有兼作维修操作口盖的液压作动襟翼。两个有效载荷舱位于推进剂贮箱之间，液氢箱在上、液氧箱在下。电子器件及应急着陆用降落伞安装在运载器顶部。

## 结　构

运载器采用以下结构材料，要求结构寿命达 20 年。

壳体：石墨环氧树脂/铝合金蜂窝夹层结构；

构架：P75，P100 石墨环氧树脂；

液氢箱：用环氧树脂加强韧性的石墨织物；

液氧箱及液氧输送管路：抗高温铝铜锂合金；

鼻锥端帽：碳/碳材料；

鼻锥其它部分：碳/碳化硅复合材料；

襟翼蒙皮：碳/碳化硅复合材料；

尾锥迎风面和前锥背风面：因康镍 718 多壁金属结构；

尾锥背风面：轻型钛合金蜂窝结构；

液氧箱前部防热材料：多层铝毡内隔热层加辐射层；

襟翼以下部位防热材料：由碳化硅纤维和织物组成的被覆式隔热层 TABI

发动机结构和喷管：耐高温镍铬铁合金 INCOLOY 909；

涡轮泵壳体：6-2-42 钛合金；

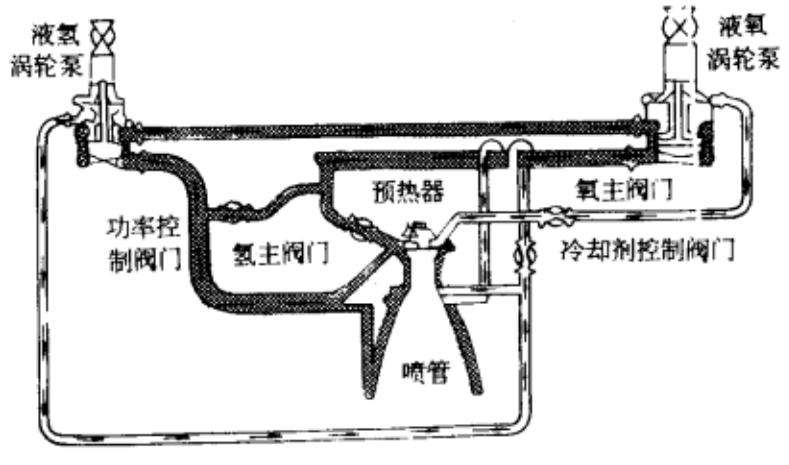
起落架：金属基钛-碳化硅复合材料。

“德尔它快帆”有两个尺寸完全一样的有效载荷舱。舱体与运载器之间有标准的电源、温控、数据指令和控制母线接口。载人飞行时其中的一个舱体作为乘员-控制舱，另一个作为货舱或增压工作舱。

## 推 进 系 统

DC-3 将采用可重复使用的液氢/液氧发动机。对发动机的设计要求是二次大修间的发射次数为 200 次;更换操作时间少于 5 小时。将在两种方案中进行选择。一种是塞式发动机方案。模块式无喷管塞式发动机,其 12 个独立的可单独测试的燃烧室绕一截锥体环形安装,面积比 291,燃烧室压力 18.2MPa。发动机具有随大气压力自动调节膨胀比的高度补偿能力。发动机利用组件的差值节流法进行推力矢量控制。

另一种方案是采用 8～12 台双位钟形喷管的发动机,燃烧室压力 10.3MPa、面积比为 40 或 160。发动机具有按 100%～20%额定推力工作的节流能力。运载器利用发动机的差值节流法或喷管摆动作推力矢量控制。发动机的正常工作功率为 90%额定功率。在 2 台发动机失效应急中止飞行时以 100%的推力工作,并可在有限的时间内以 110%的功率工作,其破坏极限值为 115%。着陆时只一半发动机以 20%的推力工作。




发动机膨胀式循环系统

发动机采用膨胀(又称气化式)循环系统。

发动机用液氢作为推力室的冷却剂,由受热气化膨胀产生的氢蒸气驱动涡轮。部分液氢在进入喷管前由预热器预热。增加预热器可提高发动机的燃烧室压力。

采用膨胀循环系统的优点是可以消除发动机起动和关机时的热冲击,因为其头部压力适中、温度保持在室温或低于室温的水平。此外,由于采用单燃烧室,故便于检修且可使"热部段"的维护量小以及用于起动、关机和节流的阀门数量最少。再则,由于涡轮是由洁净、干燥的氢气驱动的,无预燃室副产品——湿气,故可免除飞行间的头部防腐蚀吹除。采用膨胀循环的另一优点是氧化剂和燃料主阀门可兼作大气隔离阀门,以免在再入时因有氮气流入而使涡轮泵冻结,此外还可免除发动机着陆再起动预冷。

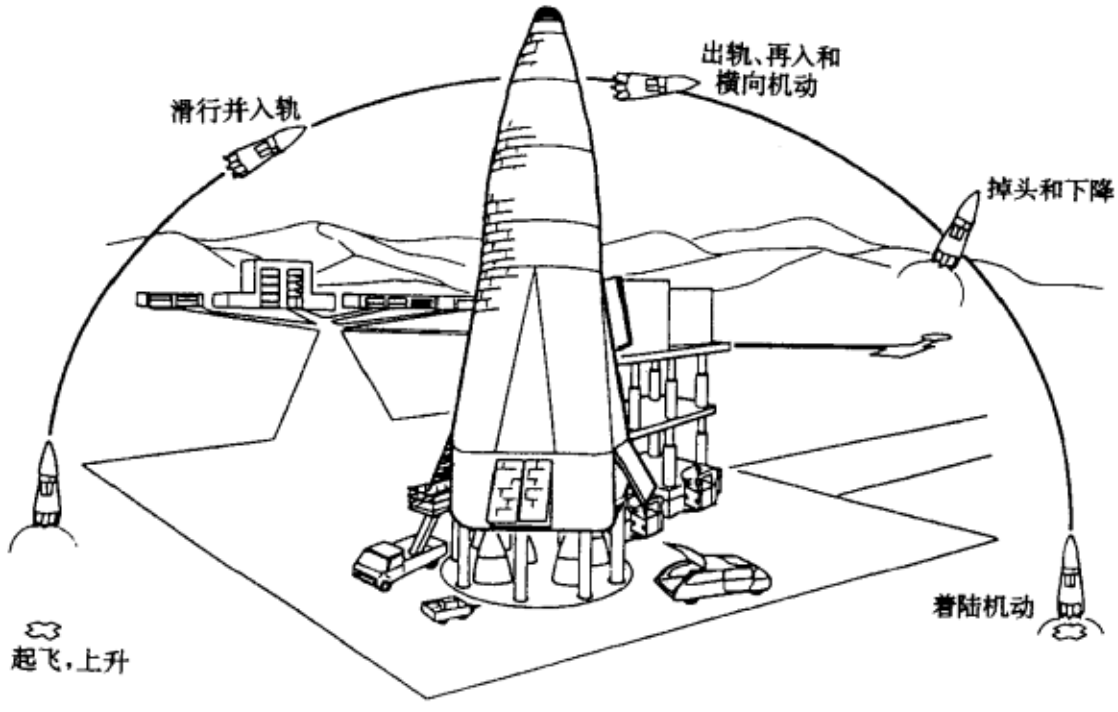
"德尔它快帆"用气氧/气氢反作用控制系统进行入轨、在轨和出轨机动,其推力器具有很宽的脉冲调节幅度。该系统的气体推进剂还兼作贮箱增压、辅助动力装置、燃料电池和氦气加热器的工质。

## 制导、导航与控制

DC-3 采用自适应制导系统、全球定位导航系统和自动进行故障诊断、校正和报告的健康管理系统。空间飞行时通过发动机摆动或发动机差值节流法进行姿态控制,由反作用控制系统提供入轨、在轨和出轨机动。在大气飞行时采用空气舵-火箭发动机组合姿态控制模式,由迎风面一侧的襟翼和另一侧襟翼的较小转动来控制升力矢量。

## 飞　行　程　序

“德尔它快帆”像火箭那样垂直起飞。上升时的初始加速度为 1.3g，飞行中过载被限制在 3g 以内。运载器上的自适应制导系统可使它顺利通过高空风区。“德尔它快帆”可执行长达 14




“德尔它快帆”飞行过程

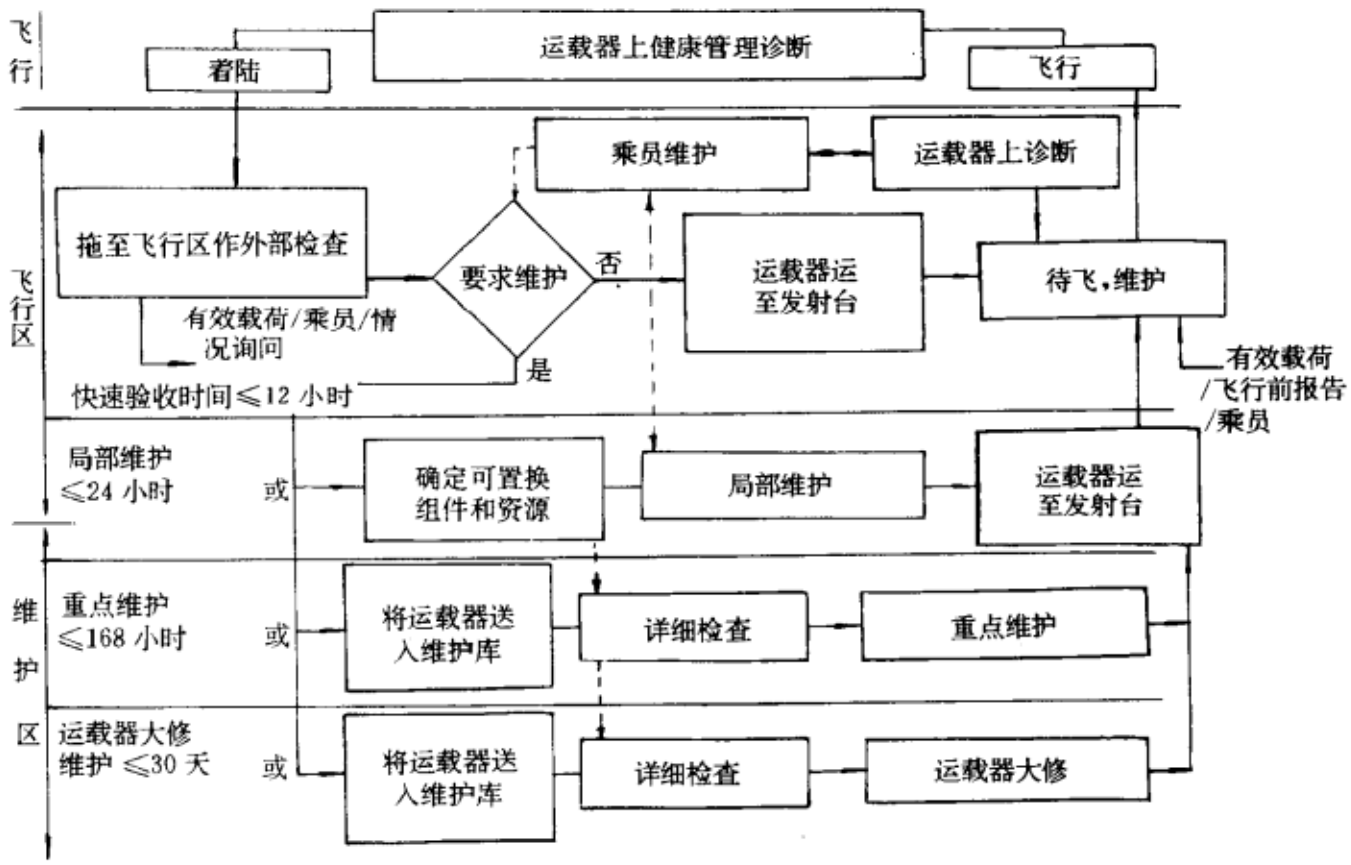
天的轨道或亚轨道任务，如运货、有效载荷维修服务，卫星发射与回收、空间站补给等。完成任务后用反作用控制系统作出轨机动。运载器沿用了美国空军机动弹头再入体气动外形的研究成果，选择了能降低再入热载荷，并将过载限制在略高于 1g 的再入飞行轨迹。再入时头部向下，再入后进行横向机动，机动到着陆场附近后下降，由襟翼和机动推力器进行大气层飞行控制。待降至 6km 高空，风速达 180 节时主发动机点火，以慢速模式工作，拉起头部，作程序转弯使 DC-3 底部垂直向下。接着发动机作推力调节，DC-3 悬停、下降、放下起落架，半数发动机以 20%额定推力工作，减慢下降速度后着陆。动力降落避免了对降落伞着陆方案的那种风速限制，运载器可在 43 节风速下着陆，这便使全天候操作成为可能。利用全球定位系统的精确导航数据，DC-3 可在着陆场中的 6m 范围内或离发射台 152m 处着陆，这又使发射场和着陆场及其设施合为一体的设想成为可能，有利于缩短两次发射间的地面周转时间。

“德尔它快帆”具有在飞行任何时刻 2 台发动机发生故障的情况下中止飞行、安全返回地面的能力。它可在应急盘旋飞行，消耗燃料后（因起落架是按 DC-3 的返回质量设计的）在任何平地着陆。

## 地　面　周　转

“德尔它快帆”采取类似航空班机的维护模式。

运载器正常返回地面后被拖往飞行区，机组人员下机并卸货。地勤人员根据机载全自动健




类似航空班机的维护模式

康管理系统的报告进行外部检查后按照情况进行不同程度的维护，地面周转时间各为 12 小时、24 小时、168 小时和 30 天。但规定每隔半年必需对运载器进行一次全面检查和大修。

由于运载器的有效载荷舱是标准化的，故有效载荷用户可以脱离“德尔它快帆”的发射准备活动完成全部组装工作，只需在运载器起飞前一小时将有效载荷舱运到即可。

一般情况下 1～7 天后便能进行下一次发射。包括管理人员在内每个运载器只需 600 个地勤人员。

## DC-X1

DC-X 是“德尔它快帆”的缩比机，包括 DC-X1 和 DC-X2。它们设计用于演示和验证单级入轨火箭的各种关键技术。美国战略防御倡仪计划局提出研制该火箭的目的为：

1. 展示单级入轨火箭系统的可操作性和可维护性
   - 类似飞机的维护
   - 自动操作
   - 核实运行费模型
2. 验证低速飞行特性
   - 全天候
   - 转动
   - 技术可行性
3. 样机快速研制
   - 硬件

·软件

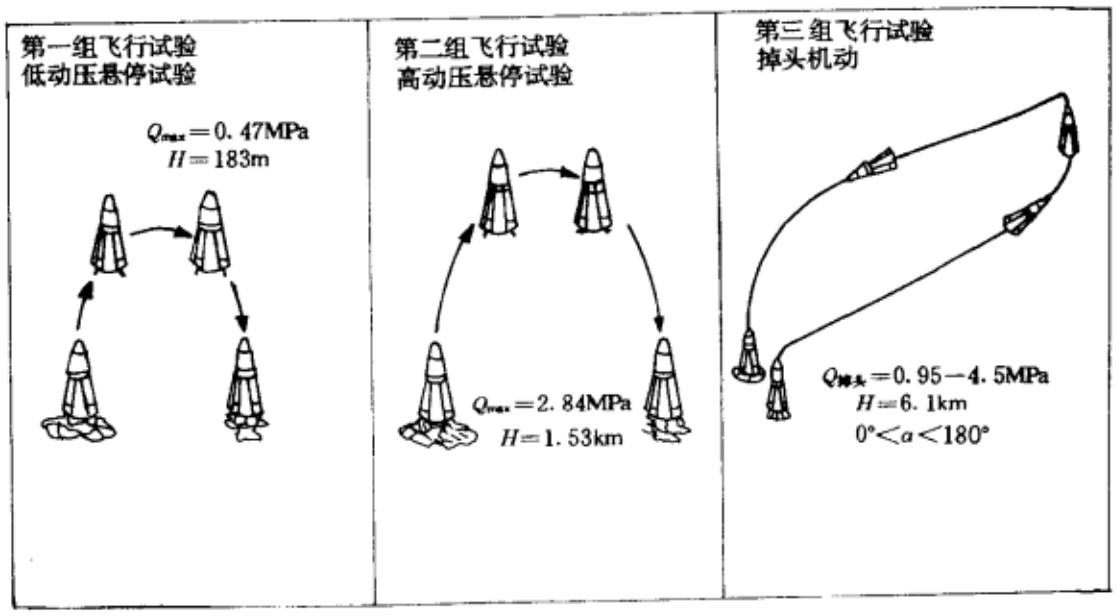
·系统集成

DC-X1 为单级入轨运载器提供 40～45%的置信度，只验证关键技术，而不追求高的技术性能。DC-X1 的结构质量比较重。运载器多半由现成的组件组成。其推进剂质量比仅 0.46，只能提供 2.14～2.44km/s 理想速度增量。它是“德尔它快帆”的亚轨道飞行 1/3 缩比演示机。

DC-X2 验证轻结构技术，将提供 80～90%的置信度，其推进剂质量比提高为 0.7～0.85，理想速度增量为 3.97～5.49km/s。DC-X2 的起飞质量为 46～77t，是 DC-X1 的 2～4 倍。

DC-X1 试验计划由 2 组地面试验和 3 组飞行试验组成。第一组地面试验验证地面的和运载器的硬件和软件功能；第二组地面试验包括发动机全程点火试验、火箭维护程序演示、地面周转以及地面和飞行控制操作等。

三组飞行试验是：1. 低高度悬停试验。该组试验演示无风起飞、混合型飞行控制、垂直降落、地面操作和全系统性能；2. 高高度、高动压悬停试验，进行底部阻力测量、气动性能验证、垂直返回发射场中止飞行模拟、阵风条件下的飞行控制性能验证和地面操作演示；3. 更高动压下的空气舵/推进器混合控制试验、头向前到底向前的调头机动试验、全球定位系统数据接收试验和低温推进剂管理试验。




DC-X1 飞行试验

到 1993 年 9 月底 DC-X1 已进行 11 次静态点火试验(包括 2 次发射台点火试验)和 3 次低高度悬停飞行试验。

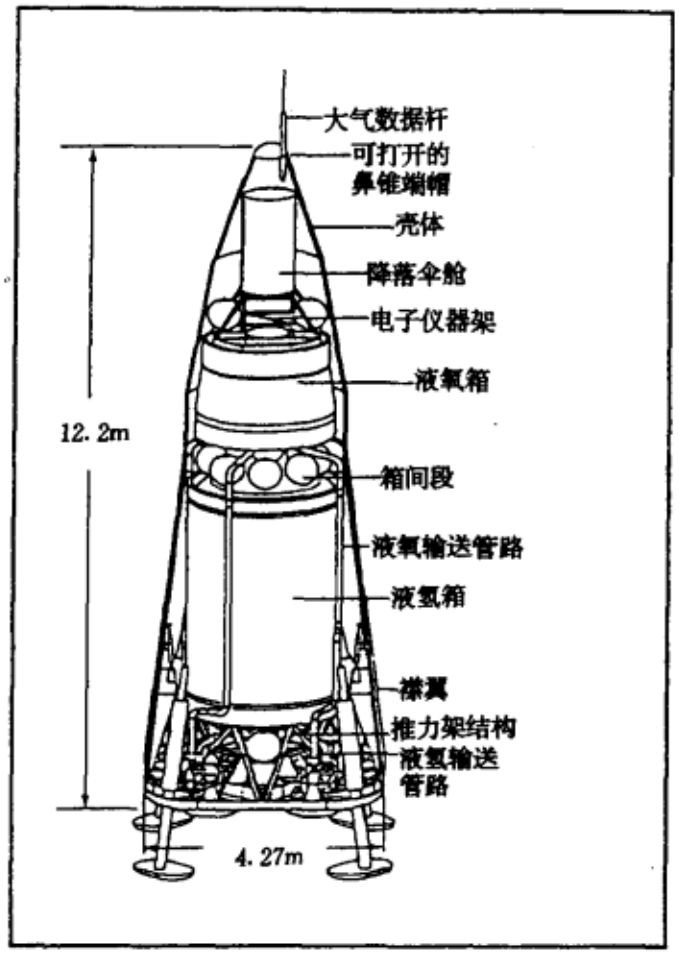
DC-X1 的研制、试验费为 6700 万美元(1991 年币值)。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 高 | 12.2m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 底宽 | 4.27m | 海平面推力 | 4×60.05kN |
| 起飞质量 | 18.88t | 海平面比冲 | 3599N·s/kg |
| 结构质量 | 9.53t | 真空推力 | 4×64.77kN |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂质量比 | 0.5 | 真空比冲 | 3608.8N·s/kg |
| 发动机 | 4×RL10A5 | 横向机动能力 | 2965km |

## 总 体 布 局




DC-X1 总体布局

DC-X1 高 12.2m,底宽 4.27m。其布局和外形如图所示,与"德尔它快帆"原型基本相同。只是原来放有效载荷舱的箱间段缩短,改装反作用控制系统气瓶,其底部只安装 4 台RL10A-5 发动机。飞行器头部的 8 条侧板是根据风洞试验结果为了减轻非对称涡流的影响增加的。

## 结 构

DC-X1 采用铝合金构架、复合材料壳体和铝合金贮箱。结构较重,推进剂只占起飞质量的 49.7%。

## 推 进 系 统

DC-X1 用 4 台由半人马座 RL10-3A 发动机改型的液氧/液氢发动机 RL10A-5 提供推力。RL10A-5 高 106.9cm、质量 143.3kg。发动机可在海平面工作并具有 100%推力到 30%推力的调节能力。节流响应时间为 0.6s。30%推力时的比冲为 3731N·s/kg、燃烧室压力为

1.103MPa、液氢泵转速 7000 转/分；100%推力时比冲为 3657.9N·s/kg、燃烧室压力为 3.375MPa、液氢泵转速 14000 转/分。发动机海平面推力 60.5kN、海平面比冲 3599.6N·s/kg、海平面膨胀比 4.28；真空推力 64.77kN、真空比冲 3608.8N·s/kg、真空膨胀比 61。推力室摆动角为±8.5°。

DC-X1 用气氧/气氢推进剂反作用控制系统。系统质量 40.82kg，由 4 个推力器、气瓶、管路和控制器组成。系统带 27.2kg 推进剂，可产生真空总冲 93.4kN·s。每个推力器可在燃烧室压力为 2.07MPa 时产生 1.96kN 推力。系统可连续提供推力或作 111.2N·s 的脉冲式点火。每个推力器都设有独立的微处理器控制器。

## 制导、导航、控制系统

该系统由惯性导航系统、全球定位系统接收机、飞行控制计算机和雷达高度表组成。

飞行时由据全球定位系统数据精确修正的惯性导航系统来确定运载器位置、航线和航向，由飞行控制计算机处理数据并向空气舵(襟翼)和推进系统发出相应的命令。高空飞行时通过发动机摆动或发动机的推力差进行姿态控制；大气飞行时采用空气舵-火箭发动机组合式控制模式。由反作用控制系统控制再入机动。由雷达高度表提供精确的飞行高度值。

## 起落架系统

DC-X1 采用由 4 个可伸缩的套筒式支杆组成的起落架系统。这种套筒式起落架可以在着陆时吸收发动机熄火后的后效冲量并提供安全的着陆间隙。着陆支杆中装有提供发动机熄火信号的传感器。系统设计时考虑了在水泥平台上正常着陆和利用降落伞在沙地应急着陆两种模式。

## 试　验

1993 年 8 月 18 日 16 点 43 分，DC-X1 从白沙靶场升空。DC-X1 升空到 45.6m 时悬停，直线横向移动 106m 后下降，于起飞后 60s 着陆。

1993 年 9 月 11 日进行第二次飞行试验。11 时 12 分 DC-X1 点火升空。发动机达 85%额定推力时的推重比为 1.4。DC-X1 的最高法向速度为 16.78m/s。升空到 91.5m 高度后发动机推力降到 60%额定推力，DC-X1 悬停。之后发动机摆动，使 DC-X1 倾斜 5°，并以 4.58m/s 速度作横向平移。平移至着陆区后发动机再次摆动使 DC-X1 恢复到接近于垂直的状态。DC-X1 悬停在 30.5m×30.5m 混凝土着陆台上空 91.5m 高度处数秒后降低发动机推力，DC-X1 开始下降。降低到 61m 高度时起落架下放。待下降到 30.5m 高度时重新提高发动机推力，使 10.68m/s的下降速度降为 1.13m/s 后着陆。着陆后不到 5 分钟地勤人员便开始对 DC-X1 进行检查，未发现任何问题。

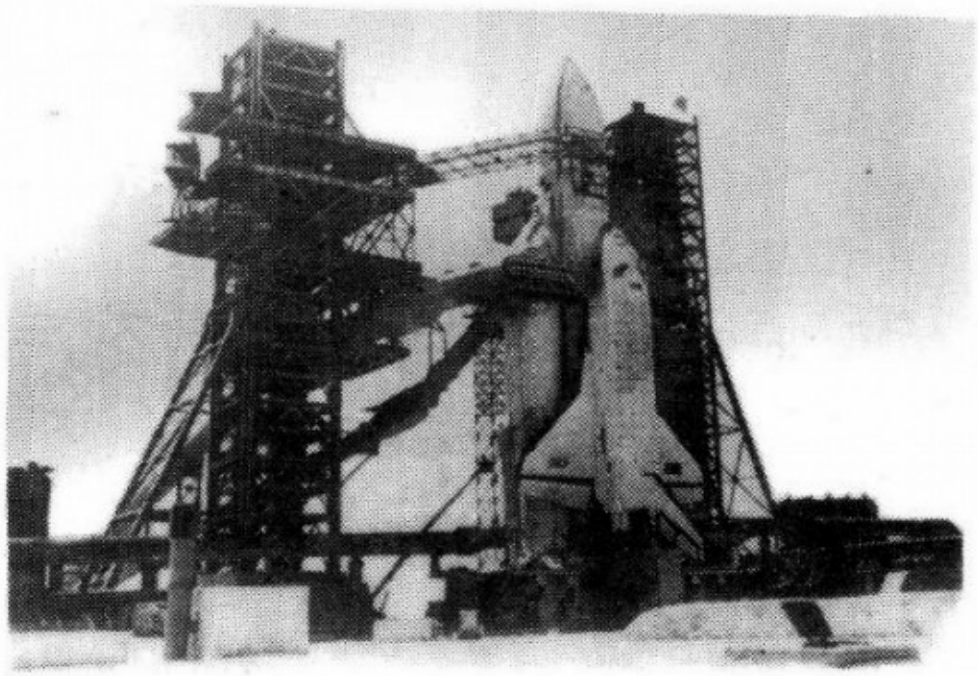
# 苏　联

## 暴风雪号(БУРАН)

孙乐民

### 概　述

“暴风雪号”是苏联的第一架多次使用轨道飞行器，1978 年开始研制，1988 年 11 月 15 日由“能源号”运载火箭发射，进行首次不载人飞行。



发射架上的“暴风雪号”

“暴风雪号”设计飞行寿命为 100 次，计划每年飞行 2～4 次。主要用于空间技术操作，维护操作和维修卫星，为空间站运送人员、货物、回收出故障的核动力系统、空间站舱段及其它有效载荷，发射特殊的不载人卫星，如大型天文望远镜及大型空间平台、天线阵等。

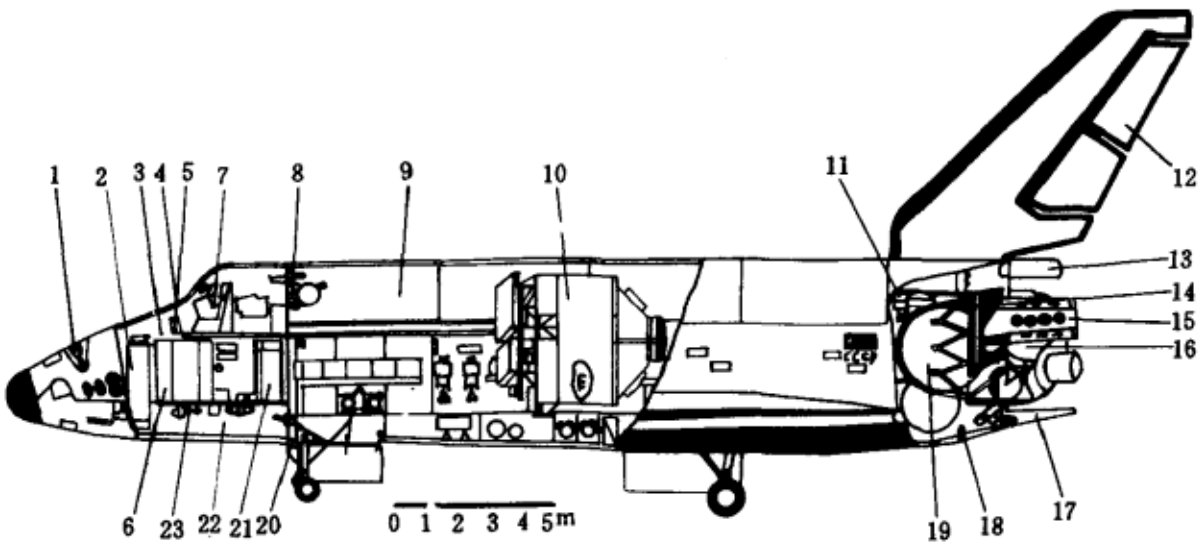
“暴风雪号”最长的飞行时间为 30 天，可以作为一个独立的科学研究试验室。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 36.4m | 推进剂 | 液氧/煤油 |
| 机身高 | 16.45m | 有效载荷： | 入轨　30t |
| 机身直径 | 5.6m | | 出轨　20t |
| 翼展 | 23.9m | 乘员： | 机组人员　2～4 人 |
| 翼面积 | 250m$^2$ | | 有效载荷专家　6～8 人 |
| 驾驶舱容积 | 70m$^3$ | 运行轨道　51.6°倾角 250km 轨道 | |
| 货舱容积 | 4.7m×18.3m | 轨道运行时间： | 额定 7d |
| 起飞质量 | 105t | | 最长 30d |
| 结构质量 | 65t | 横向机动能力 | 2000km |
| 发动机 | | 着陆速度 | 340km/h |
| 轨道机动发动机推力 | 2×31kN | | |
| 反作用控制小发动机数量 | 38 台 | | |

## 总体布局及结构

“暴风雪号”的总体布局如图所示。




总体布局图

1. 前部反作用控制舱；2. 仪器舱 1； 3. 居住舱； 4. 驾驶舱； 5. 仪器舱 6； 6. 仪器舱 7 和 7A； 7. 上层； 8. 指令设备舱； 9. 有效载荷舱； 10. 附加设备舱(空间站舱)； 11. 辅助动力装置； 12. 带减速板的垂直稳定尾翼； 13. 制动伞； 14. 一体化推进系统； 15. 反作用控制系统舱； 16，燃料箱(煤油)； 17. 襟翼； 18. 与芯级的下连接点； 19. 液氧箱； 20. 与芯级的上连接点； 21. 仪器舱 2； 22. 仪器舱； 23. 温度调节系统。

### 驾驶舱

驾驶舱在机身前部，分为三层，即上层，中层和仪器舱。盒柜位于中层前部，中层后部有一

个密封舱。轨道器一侧乘员入口和出口均设在中层，进口直径为1m，当“暴风雪号”处于水平状态时，门可从上向下开90°。

驾驶舱可水平分离，其容积为70m³，有两个窗口，窗口面积2.25m²。

驾驶舱前部仪器板上设有阴极射线型显示屏幕。面板大部分是标准的圆盘电、机械飞行仪表，一个阴极射线型显示屏幕位于指令长仪器板的右下方，另一个设于驾驶板的左上方，第三个设于中心仪器板的下方。

在指令长和驾驶员座位前面的仪器的中央有一个姿态指示器，姿态指示器的下部是一个水平位置指示器，这些仪器的两边是三个一排垂直布置的圆形指针式仪表，用来提供飞行速度、高度和其它飞行数据。

指令长仪器板和驾驶员仪器板之间的方形显示器上有提示/警告灯。

另一个中心仪器板安装在主仪器板上方，与风挡在一个水平面上。这个板位于两个前风档之间。

驾驶舱内中心面板顶部装有一个方形面板。

轨道器的控制杆设在指令长和驾驶员座位的前面，这两个座位被中间的控制器和开关支座分开。

驾驶舱内有四路多工冗余计算机。

**有效载荷舱**

有效载荷舱位于机身中部，两侧舱门都从上往下开启，关闭时由机械装置锁住。

有效载荷舱门内装有幅射板。

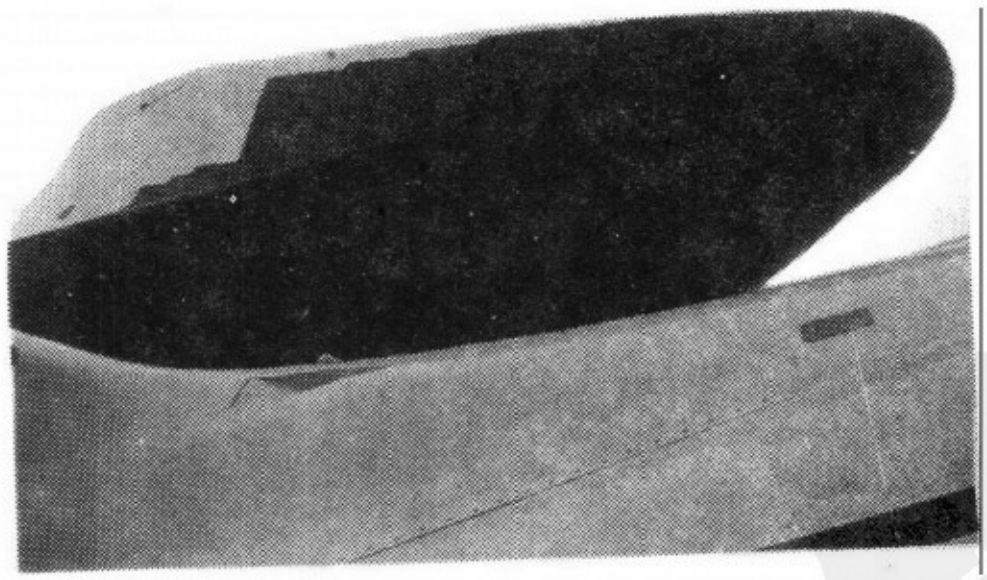
有效载荷舱中部设有一增压舱，其直径略小于有效载荷舱的直径，长度大约和欧洲研制的欧洲空间实验室增压舱相当。

有效载荷舱内有一个机械臂用来释放布置卫星，机械臂由人工操作。

“暴风雪号”的主要结构材料为铝合金、钛合金和合金钢。

**防热系统**

“暴风雪号”上复盖的热防护材料主要是有机柔性石英(硅)纤维和碳纤维制成的防热瓦，总质量为9t，共38000块。翼前缘表面用碳-碳结构防热瓦，它能承受2000℃的高温。



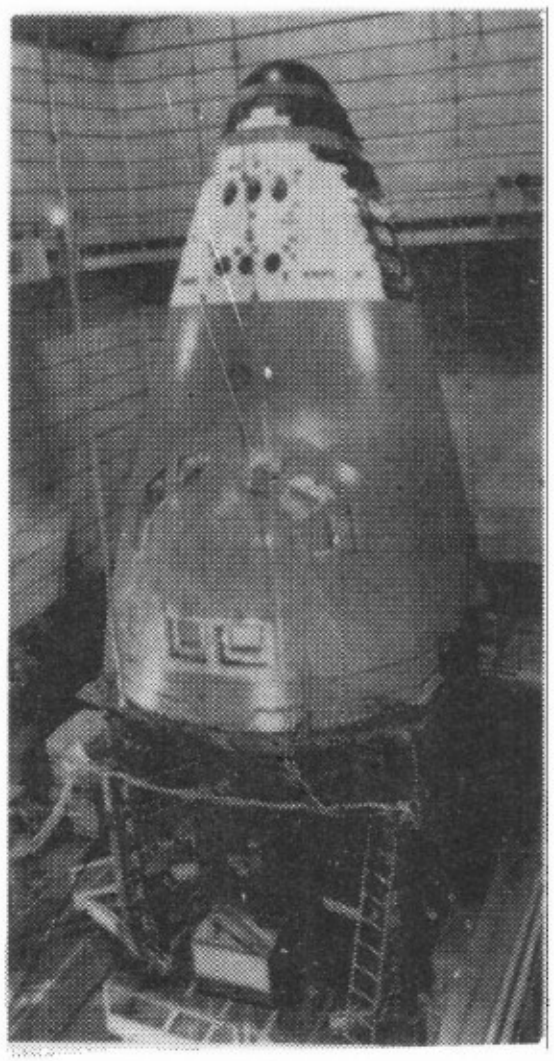
“暴风雪号”鼻锥部分防热瓦、反作用控制推进器和碳/碳鼻锥

防热瓦是人工用粘合剂粘接到“暴风雪号”机体上表面的。防热瓦能经受雨点的冲击，但使用寿命较短，执行 10 次任务后就必须替换。防热瓦之间的间隙较大，以防止或减弱下降阶段各瓦之间再入加热的互相渗透。

机体腹部大部分黑色高温瓦和乘员舱上的白色中温瓦的面积约为 15.24cm×15.24cm，有效载荷舱门下部的 30%和后门前半部使用同样的白色防热瓦。有效载荷舱门其余部分的上半部和机身侧面尾部的一半使用比其它部位大四倍左右的防热毡或防热瓦。翼前缘使用凸形黑色瓦。

“暴风雪号”鼻锥上反作用控制系统喷管周围使用小块瓦。鼻锥帽区域使用碳-碳材料保护它再入时免受 1093℃高温的损坏。鼻锥包括两部分，圆顶部分组成鼻锥的主要部分，紧接着圆顶的是环形部分。这个碳材料环的后面是黑色防热瓦，用来保护乘员舱下半部。

“暴风雪号”在第一次飞行期间，进入等离子区时，碳-碳翼前缘和翼下表面防热瓦之间的铝翼结构出现了烧蚀。翼上铝壁的烧蚀面积大约为长 20cm，宽 2cm。防热瓦和碳-碳翼前缘之间的碳纤维密封条被烧掉，密封条被损坏后，有 5 块防热瓦脱落。



鼻锥部分

## 推　进　系　统

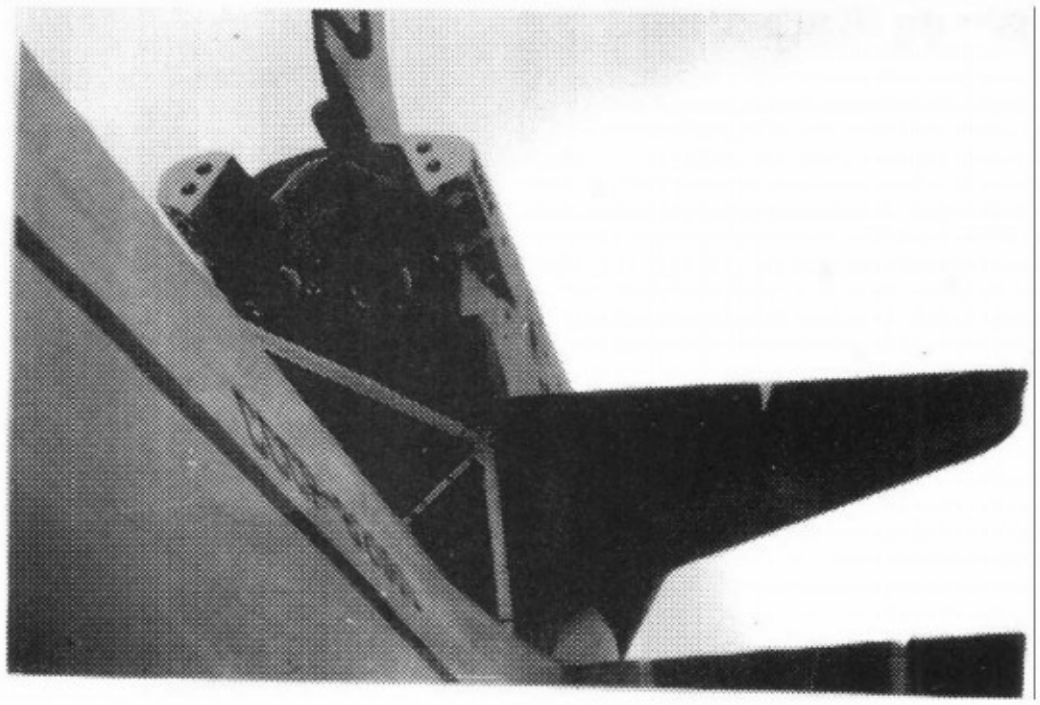
“暴风雪号”尾部不带主发动机，其尾部覆盖一个大的穹形结构。穹形结构下半部左右各开有一个圆形孔，两个轨道机动系统发动机喷管从穹形结构伸出。该结构件内部装有两台轨道机动系统发动机涡轮泵及推进剂箱。穹形体中心的一个小的三角形结构是脐带入口，整个穹形结构用黑防热瓦严密覆盖，用于发射和再入时的热防护。

为把 30t 货物送到 250km 轨道，“暴风雪号”轨道机动系统需要 8t 推进剂，这些推进剂储存在一个推进剂箱内，该推进剂箱也向反作用控制系统推力器提供燃料。“暴风雪号”最多可储存 14t 推进剂，这种情况下它能把 27t 货物送到 450km 轨道，这一高度主要是按“和平 2 号”空间站的轨道高度设计的。此外，如果在有效载荷舱内装上携带 14t 推进剂的附加推进剂箱，则可以把货物送到 800～1000km 轨道。

每台轨道机动发动机可产生 29.36～31.41kN 的推力。系统可在一台发动机发生故障时，只用一台发动机进行安全出轨。

反作用控制系统推力器推力为 2932N，头部有三个向上的推力器和三个向下的俯仰推力器，还有两个侧向偏航推力器。

“暴风雪号”鼻锥内仅安装一个小的推进剂箱，推进剂从安装在轨道器尾部的轨道机动系



尾部外形图

统推进剂箱内传送到鼻锥部位。这样即可在推力器点火后重新填满鼻锥的燃料箱，也可以在再入时向前传送推进剂，以便及时移动重心。

“暴风雪号”只在尾部设有推力为 196N 的微调喷管。

## 自动着陆系统

“暴风雪号”的载人飞行将使用与第一次不载人飞行相同的全自动进场和着陆模式，飞行人员的手动操作将作为自动着陆系统的后备方案。

在拜科努尔发射场装有 6 个测距装置，控制人员使用这些仪器确定航天飞机的位置，在临界进场阶段修正机上惯性并联导航系统，临界进场阶段从 39.6km 的高度开始。

三个测距装置地面终端分布在跑道的一端，另外三个分布在另一端。这三个终端中有一个位于跑道的中心线上，距跑道中点 20km，其它的两个分布在跑道两边，跑中点 50km。

每个测距装置有一个自己的应答码，“暴风雪号”上的计算机对其进行选择并使用从三个终端获得的测量距离，这三个终端的分布可提供精确的位置测量数据。

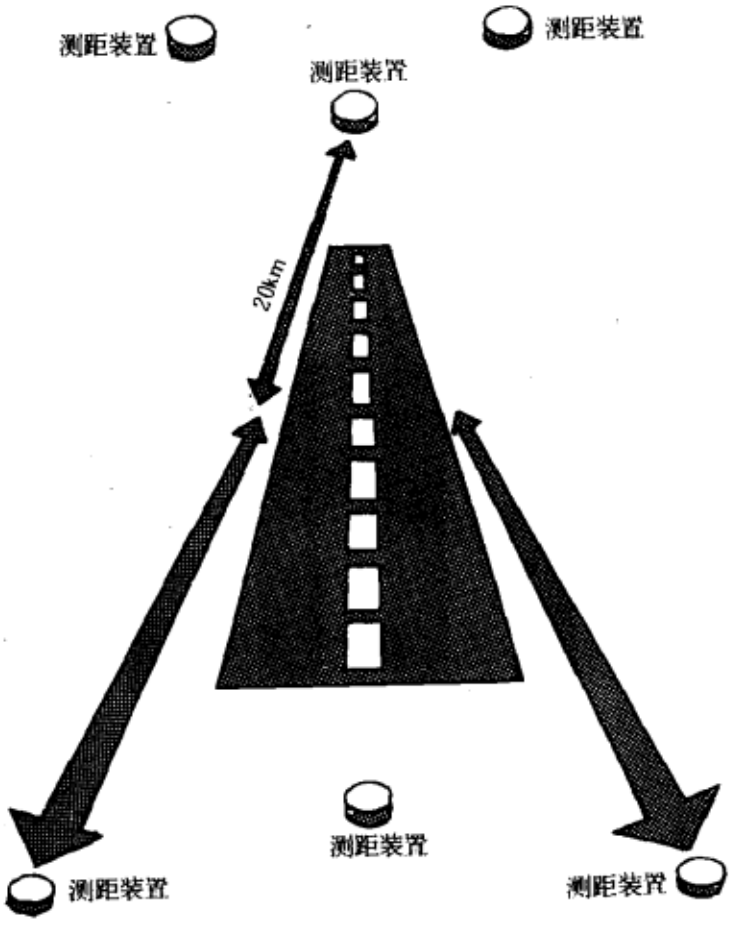
每一个测距装置地面终端通过两副天线传送数据，一副天线水平极化，另一副垂直极化。这保证了“暴风雪号”在进行大俯仰或滚动机动时能通过圆极化天线接收到强信号。

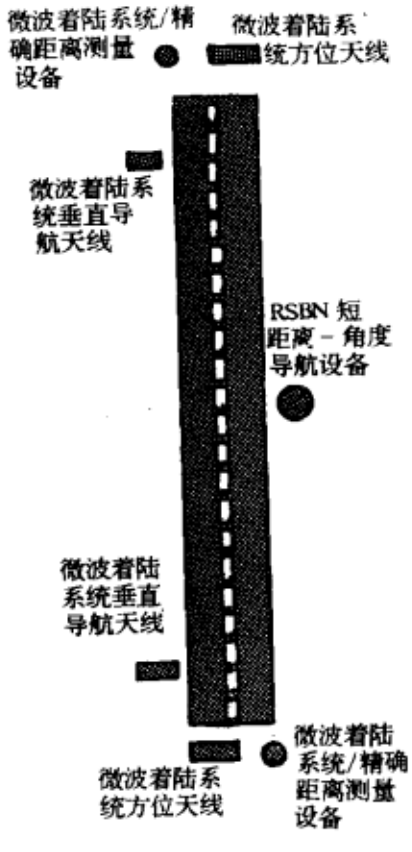
6 个终端使用经过修改的 RSBN-4N 短距离测距测角辅助导航设备，它类似于美国塔康导航系统。

在跑道附近装有一个 RSBN 导航设备，“暴风雪号”也装备一个 RSBN 接收器作为距离测量仪位置确定系统的备份。

在最后进场闪耀和着陆阶段，苏联使用微波扫描着陆系统和微波着陆系统型精确测距装置。这些仪器安装在跑道的两端，使“暴风雪号”可以在任一方向着陆。除了在信号制方面有微小的区别外，这里的微波着陆系统与国际民航组织为民航机采用的微波着陆系统类似。

安装在拜科努尔的微波着陆系统能提供从跑道中心线算起±30°，垂直方向 30°区域内的




自动进场着陆系统

导航。“暴风雪号”上装有四台测距装置问答机，为关键位置的确定提供 4 倍的冗余。被选中的三个距离测量地面终端的每一个每秒应答 60 次。

控制人员通过三个地面雷达监控“暴风雪号”。在进场和着陆期间按计算的路线飞行，一个雷达要求航天飞机与其相距 450km，使用一类(表面反射)和二类(应答器)信号。应答器传送航天飞机高度、速度和方位等数据。

距着陆场大约 161km 时，由中距离雷达监控飞行。用一个 3D 精确进场雷达监控最后的进场和着陆。

## 安全与救生

在服务塔和轨道器之间有两个通道，一个是机组人员入口，另一个是应急通道。

机组人员从入口进入轨道器。

应急通道能在 15s 内把火箭上的推进剂排到地下推进剂库中。

“暴风雪号”首次飞行演示的飞行轨道将成为以后任务的典型轨道。

在其中止飞行模式中，在两个助推器出现故障时，“能源号”运载火箭须与“暴风雪号”分离，“能源号”进入轨道，而“暴风雪号”返回发射场。如果在上升期间，一个助推器在较晚的时候出现故障，“暴风雪号”在与“能源号”分离后能在备用基地紧急着陆。如果发射中一个发动机在较晚的时候发生故障，“暴风雪号”则按“入轨中止飞行程序”，在轨道上飞行一圈后返回拜科努尔。

在飞行试验期间，如果在发射塔上出现紧急情况，或起飞后不到 2min，高度低于 25km，马

赫数小于 3 或在返回着陆时飞行高度小于 30km、马赫数小于 3 时出现故障，机组人员可使用弹射座椅救生。正式飞行时弹射坐椅将被取消。

## 电　源

“暴风雪号”第一次飞行期间，用大型化学电源作为能源。不过苏联正在加紧研制功率为 30kW 的氧/氢燃料电池，并将于 1991 年的第二次飞行中使用。

## 通信跟踪

苏联为“暴风雪号”建起了一个联合控制中心，其中着陆综合系统包括无线电辅助设备，测距仪，拜科努尔地区的着陆和空中交通管制系统，计算中心和设有导航和着陆及遥测设备的通信和气象中心。

控制中心的任务是对进场着陆进行监控和导航，并进行飞行后维护。

主控制中心的导航仪有显示装置和轨道器位置指示器，它能显示轨道器高度、范围和速度等有关信息。

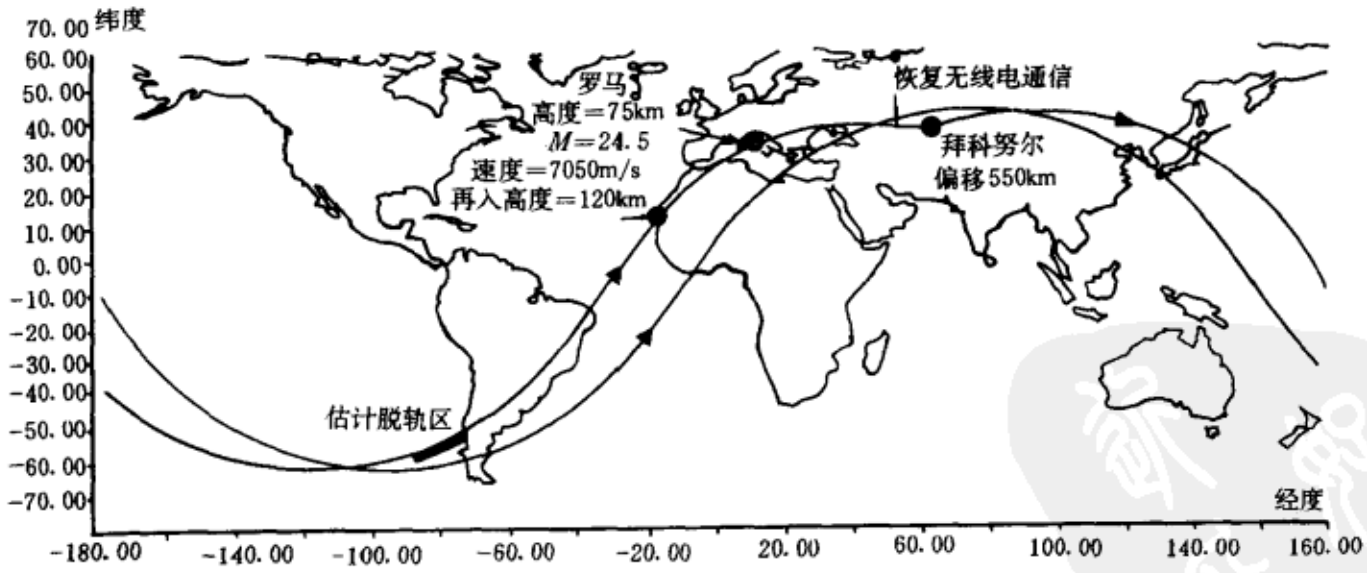
在执行任务过程中“暴风雪号”的遥测系统一直由地面监控，数据的接收是不间断的。跟踪系统包括从克里米亚(Кримия)到远东地区的地面跟踪网、4 艘跟踪测量船和 4 颗卫星。

两艘跟踪船停泊在非洲西海岸，其它两艘停泊在南美西海岸。

两颗高倾角、高椭圆轨道卫星和两颗地球同步卫星用来中继数据。

## 第一次试飞飞行程序

“暴风雪号”原定于 1988 年 10 月 29 日作首次试飞，但由于水平方位系统仪器盒未能及时从“能源号”上分离开(分离应该用 3s，但实际用了 38s)，宇航员紧急撤离平台也出了问题，所以这次发射被迫在倒数计时前 51s 中止。试验被迫推迟到 1988 年 11 月 15 日格林威治时间 3 点(0300GMT)。其发射准备与飞行程序见表。




首次飞行时的飞行轨迹

**发射准备与飞行程序**

| 时间 $t$ | 事　　件 |
|---|---|
| $T-6h$ | 人员开始从发射塔撤离，“能源号”开始加注燃料。 |
| $T$-30min | 人员全部从发射塔撤离。 |
| $T$-11min | 起动机上计算机系统，使发射前准备进入自动模式，人不能再进行干涉。 |
| 最后几分钟 | 发射塔平台和服务塔与“能源号”/“暴风雪号”系统脱离。 |
| $T$-8s | “能源号”芯级点火，四个捆绑助推器同时点火。 |
| $T+2min22s$ | 捆绑火箭于 60km 高空与芯级成对分离。 |
| $T+7min52s$ | 芯级点火后持续工作 8min，达 110km 高度时，“暴风雪号”用反作用控制系统与“能源号”分离，然后继续上升，并起动预起动系统产生人造重力使推进剂沉底。芯级进入亚轨道，再入大气在太平洋上空烧毁。 |
| $T+36min19s$ | 轨道器到达 160km 高度时，轨道机动系统起动并工作 67s。 |
| $T+47min$ | 轨道机动系统第二次点火，工作 42s，达到 252km～256km、倾角 51.5°预定轨道，飞完一圈后，在通过非洲上空时，机载计算机算出下一圈出轨所需的推力。 |
| $T+2h20min$ | “暴风雪号”掉头，尾部向前，在智利西海岸上空，机上的两台轨道机动发动机再次点火，以产生离轨所需的制动力。<br>“暴风雪号”在 25$M$、高度 122km 再入界面，起动制导导航、姿态控制和热控系统，接着“暴风雪号”进入 20min 的黑障区，横向机动 1000km。“暴风雪号”在 40km 高空，离拜科努尔跑道 400km 处再与地面接通联系，进入导航阶段，利用空气制动器，升降副翼和舵进行气动制动，然后由一架“米格 25”飞机护航。其 20km 高空的飞行速度为 3000km/h，飞行高度达 10km 时，速度减为 800km/h。 |
| $T+3h25min$ | 当速度达到 350km/h 时，“暴风雪号”开始着陆，在极其平稳地着陆时航天飞机要持续上仰滑行一段，然后放下前起落架，通过后面的空气制动器减速。不久“暴风雪号”尾部的三个“+”字形降落伞展开，使轨道器进一步减速，当它以 50km/h 的速度滑行时，降落伞被抛掉，“暴风雪号”停在离发射塔 12km 的长 4.5km、宽 84m 的大型跑道上。由于受与跑道中心线成 30°夹角、风速为 18m/s 的侧向风的影响，“暴风雪号”的着陆点偏离跑道中心线 1.5m。 |

按原计划苏联准备建造 5 架轨道飞行器，继“暴风雪号”之后的第二架轨道飞行器命名为“小鸟号”(ПТИЧКА)。

“小鸟号”比“暴风雪号”小，长 30m，高 6m，翼面积 250m²，机体宽 5.6m，有效载荷舱与“暴风雪号”类似。

在地面试验的基础上，“小鸟号”作了某些改进。例如对起落架下放锁定系统进行了修改，以满足使用 20 次的设计寿命(原来的设计只能承受 5 次飞行)等。由于“暴风雪号”必须按计划进行，在没有采用这些改进措施的情况下“暴风雪号”作了首次飞行。

由于经费不足计划已停止执行。

# 欧洲空间局

## 使神号空间运载器
## (HERMÈS VÉHICULE SPATIAL)

王丹阳

### 概　况

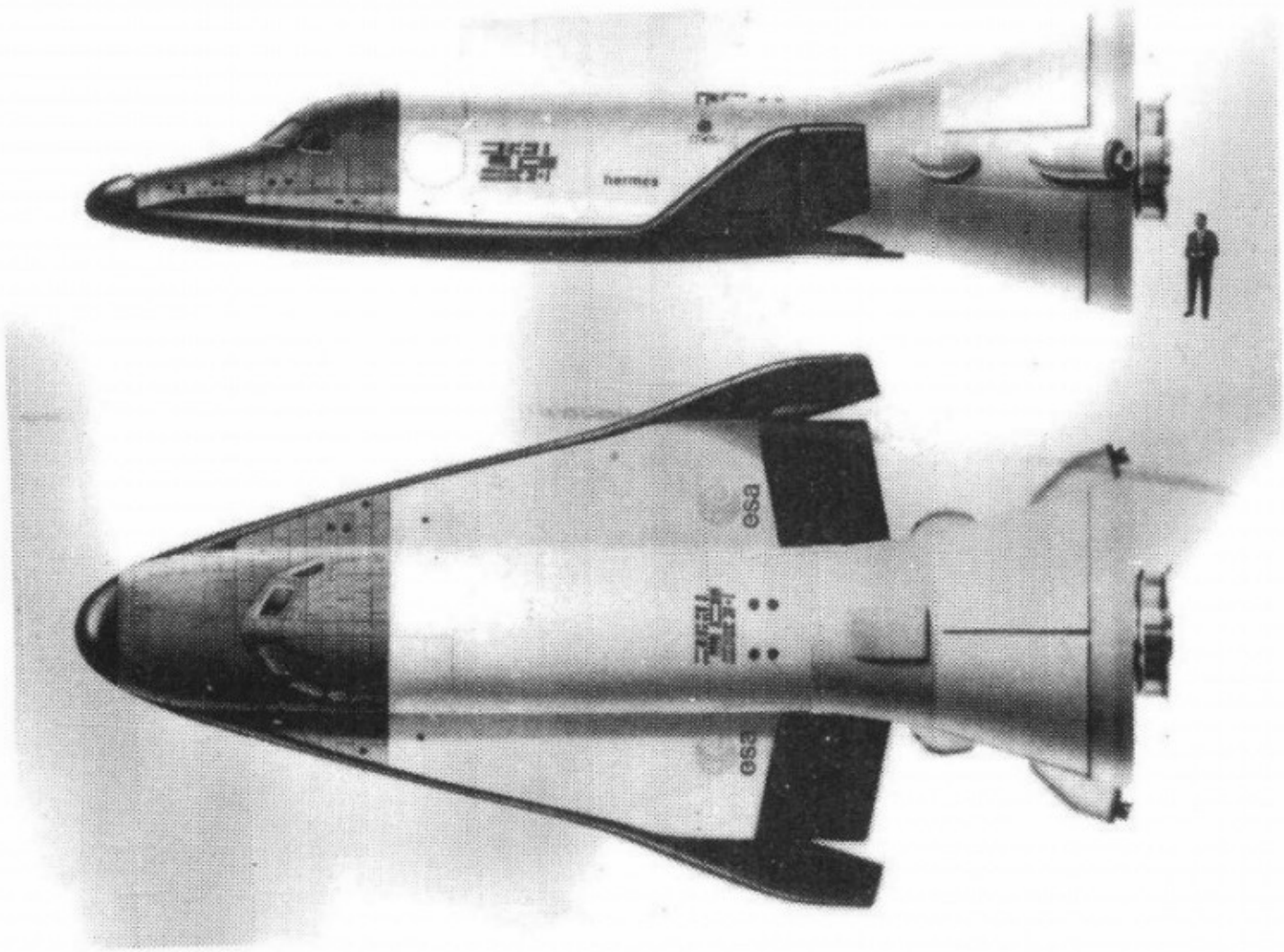
“使神号”空间运载器(HVS)是欧洲空间局研制的一种往返于空间和地面的可重复使用带翼载人飞行器,由“使神号”空间飞机(HSP)和资源舱(HRM)组成。“使神号”由“阿里安5”运载火箭助推,垂直起飞送入运行轨道,完成轨道作业后再入大气层,返回地面水平着陆。

“使神号”是欧洲空间系统(哥伦布空间设施、“阿里安5”运载火箭、载人飞行器、数据中继卫星)的一个重要组成部分。它的主要任务是为自由飞行哥伦布试验室或空间站哥伦布搭接舱每年提供2～3次服务。其次要任务有:3～4个星期的长期自由飞行,自由飞行器长期停靠,自由飞行器舱外服务,访问苏联“和平号”空间站,救生及利用剩余资源进行机上试验等。

“使神号”可将3t货物(有效载荷1.6t、辅助设备1.4t)送入28.5°倾角、330～483km高度圆轨道,或将1.5t货物(有效载荷0.5t、其它1.0t)带回地面。计划每年飞行3次:与有人照料的自由飞行平台对接1次,访问空间站2次。与哥伦布试验室对接的任务周期最长可达15天。其中3天用于起飞、入轨和返回,10天(最长)轨道对接运行,2天留作轨道操作和安全余量。飞行器由“阿里安5”助推从库鲁(Kourou)发射场起飞,在法国南部依斯特勒(Istres)(东经4°55′、北纬3°31′)着陆场着陆。

“使神号”空间飞机寿命15年、飞行30次。原计划于2000年用使神X2000机进行无人飞行,2004年进行正式的载人飞行。

1976年法国国家空间研究中心(CNES)在研究发展“阿里安5”运载火箭的同时提出了与其配套的载人航天器任务。1977年法国宇航工业公司按照法国国家空间研究中心提出的任务,对可重复使用的有翼高超音速滑翔机和一次使用弹道式再入飞行器方案进行了研究对比。1979年6月法国国家空间研究中心首次在巴黎航空博览会上介绍了由“阿里安5”发射的小型航天飞机计划。随后由法国宇航工业公司承担了为期2年的预研工作。1983年法国国家空间研究中心选定高超音速滑翔机作为载人运载器并将它命名为“使神号”。1984年3月提出预研




"使神号"空间运载器

工作任务书。当年，法国政府批准了"使神号"计划，并向欧洲空间局建议将"阿里安 5"/"使神号"作为欧洲空间计划的一部分。1985 年 1 月欧洲空间局罗马会议决定，欧洲建立独立的载人/运货天地往返运输系统，并委托法国联络欧洲各国实现"使神号"欧洲化。1986 年 3 月法国向欧洲空间局提交了"使神号"的欧洲化方案，并于当年为欧洲空间局采纳，正式开始"使神号"计划。原定计划分两步进行：1986 年 7 月到 1988 年 3 月为预备阶段，1988 年 4 月到 1999 年为研制阶段，1999 年进行首次载人飞行。1991 年 11 月欧空局慕尼黑会议决定将"使神号"计划改为三步进行。第一步研制 X-2000 无人试验机，掌握发射、高超声速再入和着陆技术，试验机于 2000 年首飞；第二步获得载人运输能力；第三步掌握在轨(载人)服务技术。试验机外形和尺寸与"使神号"完全相同。但因预算和技术问题"使神号"计划已被迫停止。

1988 年底对"使神号"计划的总研制费用概算为 50.5 亿美元。阶段经费分配为预备阶段 1.19亿美元，占总预算的 2.2%；第一研制阶段 6.04 亿美元，占总预算 13%，第二研制阶段 43.3亿美元，占总预算 85%。经费由 12 个国家分担。其比例为：法国 43.5%、西德 27%、意大利12.1%、比利时 5.8%、西班牙 4.5%、荷兰 2.2%、瑞士 2.0%、瑞典 1.3%、奥地利 0.5%、加拿大 0.45%、丹麦 0.45%、挪威 0.2%。

"使神号"由法国国家空间研究中心和欧洲空间局负责，主承包商为法国宇航工业公司。马

塞尔达索-布雷盖航空公司负责航空飞行研制(还包括再入防热和飞行制导控制)。主要的子承包商有阿埃丽塔里亚公司(负责温控系统)、ANT 公司(负责数据收集和通信)、道尼尔公司(负责环境控制和生命保障系统)、ETCA 公司(负责电源-配电系统)、福凯尔公司(负责遥控机械臂)、马特拉公司(负责电子系统)、MMB-艾尔诺公司(负责推进系统)和斯费纳公司(负责机上计算机飞行控制系统)等。

## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 18.935m | 资源舱： | |
| 起飞质量 | 22.418t | 长度 | 5.9m |
| 结构质量 | 14.9t | 最大直径 | 5.4m |
| “使神号”空间飞机： | | 增压容积 | $31m^3$ |
| 长度 | 14.58m(头锥到襟翼) | 发动机： | |
| 机身长 | 12.875m | 轨道机动 | 6×400N |
| 机身高 | 3.094m | 再入滚动 | 8×400N |
| 机身宽 | 2.82m | 目标接近 | 8×20N |
| 机身内径 | 2.6m | 最终交会 | 8×20N |
| 设计面积 | $84.67m^2$ | 减速 | 8×20N(冷气) |
| 翼展 | 9.402m | 有效载荷： | |
| 翼载 | $193kg/m^2$ | 入轨 | $3t(9m^3)$ |
| 空气舵面积： | | 出轨 | $1.5t(3.6m^3)$ |
| 减速板 | $2\times1.24m^2$ | 乘员 | 3 人 |
| 升降副翼 | $2\times3.94m^2$ | 运行轨道 | 28.5°倾角,330～483km 圆轨道 |
| 襟翼 | 5.53m | 轨道运行时间 | 12 天(7 天对接飞机) |
| 翼稍 | $2\times2.54m^2$ | 横向机动能力 | 1500km |
| 增压容积 | $42m^3$ | 着陆速度 | 320km/h |
| 空间飞机－资源舱 | | 寿命 | 15 年 30 次,年飞行 2～3 次 |
| 内部通道长 | 4.2m | | |

## 总 体 布 局

**布局变化**

自 1976 年法国开始探索欧洲载人航天器以来,“使神号”方案经历了规模从小到大、任务由简到繁(1983～1986 年),又从大到小、由繁到简(1986～1990 年)的曲折过程。方案变化具体情况如表所示。

“使神号”方案

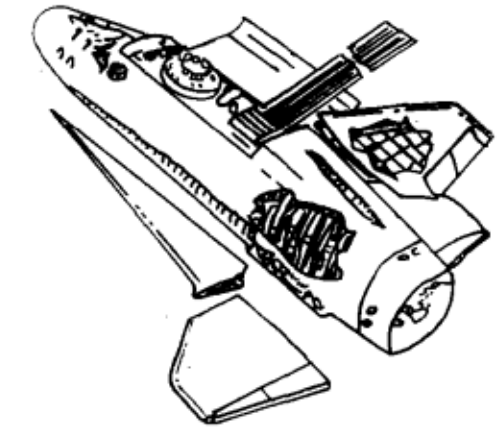
| 指标 \ 年 | 1981 | 1983 | 1985 | | 1986 |
|---|---|---|---|---|---|
| 指标 \ 方案 | 初期方案 | 初期改进方案 | “宇航”方案 | “达索”方案 | 5M1 |
| 起飞质量(t) | | | | | 25.17 |
| 入轨质量(t) | 9.4 | | 15～16.7 | 16.7 | |
| 再入质量(t) | 8.0 | | | | 14～15 |
| 有效载荷(送上)(t) | 2人+1.5t | | 3.5～4.5 | 3.5～4.5 | 4.5 |
| (带回)(t) | | | | | |
| 乘员数(人) | 2～5 | 4 | 4～6 | 4～6 | 4～6 |
| 在轨时间(天) | ≤7 | | 8～30～90 | 8～30～90 | 5～30 |
| 横向机动能力(km) | 2000 | 2500 | 2500 | 2500 | 2500 |
| 系统总长(m) | 12.5 | 16.8 | | | |
| 使神空间飞机长(m) | | 14 | 15.5 | 17.9 | 13.9 |
| 翼展(m) | | 10.4 | 11 | 10.18 | 11 |
| 翼载($kg/m^2$) | | | | | |
| 机身高(m) | | 5.5 | 6 | 3.4 | 5.1 |
| 机身直径(m) | ～2.9 | ～3.5 | | | 3.4 |
| 座舱类型 | 乘员舱+货舱 | 驾驶舱+乘员舱 | 驾驶舱+乘员舱 | 驾驶舱+乘员舱 | 驾驶舱+乘员舱 |
| 货舱类型 | 无独立货舱 | 开敞式 | 开敞式 | 开敞式 | 开敞式 |
| 货舱容积($m^3$) | / | 35 | 35 | 35 | 35 |
| 货舱位置 | / | 中部 | 中部 | 中部 | 中部 |
| 气塞位置 | 无气塞无EVA能力 | | 座舱、货舱间 | 座舱、货舱间 | 座舱、货舱间 |
| 对接口位置 | 座舱顶部 | 座舱顶部 | | | 机身中部向上 |
| 辐射器位置 | | 货舱门内侧 | 货舱门内侧 | 货舱门内侧 | 货舱门内侧 |
| 推进装置 | 一台OMS发动机 | 一台OMS发动机 | 二台19.6kN主发动机 | | 2×19.6kN主发动机，2×400N OMS发动机 |
| 资源舱 | 无 | 无 | 无 | 无 | 无 |
| 推进舱 | 无 | 无 | 无 | 无 | 无 |
| 救生方案 | | | | 固体火箭整体分离+弹射座 | |
| 特点与改进原因 | 功能简单(向空间送人、送货)尺寸小质量轻 | 扩充使命、提高能力、增大尺寸 | | | 与阿里安V运载能力不适配 |

OMS—轨道机动系统

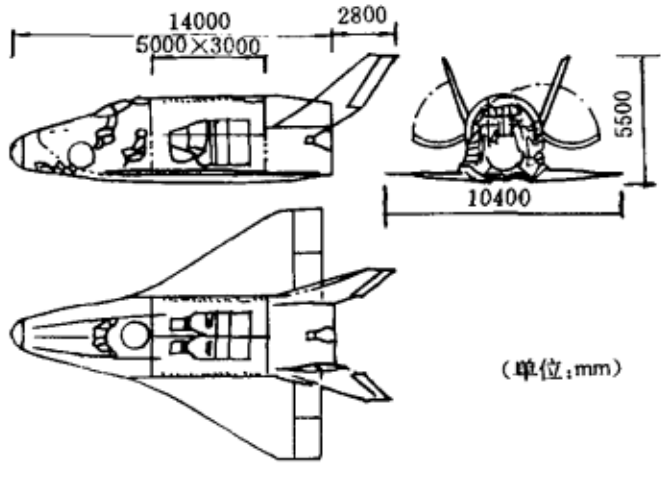
EVA—舱外活动

**演变过程**

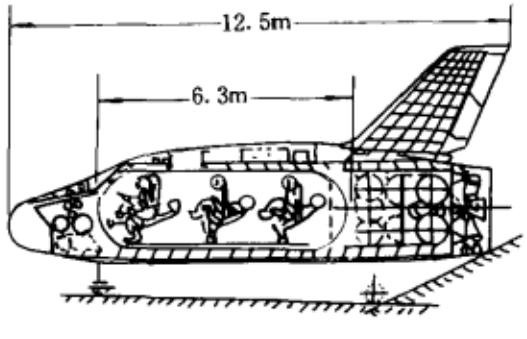
| 1987 | 1988 | | | 1989 | 1990 |
|---|---|---|---|---|---|
| 5M2 | 5MXA | 5MXB | 5MXC | STAGE"0" | STAGE"1" |
| 29.68 | 29.07 | 28.67 | 28.64 | 23.9 | 22.42 |
| 20.64 | 20.22 | 21.51 | 19.99 | 22.21 | |
| 18.41 | 14.95 | 14.70 | 12.83 | 14.4 | 14.9(结构质量) |
| 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| 1.5 | 1.5 | 1.5 | 1.5 | 1.5 | 1.5 |
| 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| 5～30 | | | | 7～12～30 | 7～12 |
| 1500～2000 | 1500～2000 | 1500～2000 | 1500～2000 | 1500～2000 | 1500 |
| | | | | 19.30 | 18.9 |
| 15.5 | 15.19 | 14.37 | 12.68 | 12.65 | 14.6 |
| 10.67 | | | | 9.0 | 9.4 |
| | | | 197 | 193 | 193 |
| 3.2 | | | | 2.95 | 3.09 |
| 3.4 | | | | 2.74 | 2.82 |
| 弹射驾驶舱 | 弹射驾驶舱 | 弹射驾驶舱 | 弹射驾驶舱 | 驾驶舱(不弹射) | 驾驶舱(不弹射) |
| 气密增压舱含生活区 | 气密增压舱,含生活区 | | | 气密增压舱,含生活区 | |
| | | | | | 23:7(含生活区) |
| 中部 | 机身中部/资源舱 | | | 机身中部/资源舱 | |
| 机身尾部向后 | 机身背部 | 机身背部 | 资源舱 | 资源舱 | 资源舱 |
| 机身尾部向后 | 机身背部 | 机身背部 | 资源舱 | 资源舱 | 资源舱 |
| 货舱上部,货门内侧 | 类同 M2 | 资源舱外 | | 资源舱外 | 资源舱外 |
| 无主发动机 | 部分发动机移入资源舱 | | | | 无主发动机 |
| 无 | 设 | 设 | 设 | 设 | 设 |
| 无 | 设 | 无 | 未定 | 设,可分离 | 不设(无主发动机) |
| 弹射座舱 | 弹射座舱 | 弹射座舱 | 弹射座舱 | 弹射座椅 | 弹射座椅 |
| | | | | | |
| 与改进后的阿里安5能力仍不适配,无余量,未达滑翔着陆翼载要求 | 轨道作业时必须抛掷推进舱 | 对接状态无EVA能力 | 向空间站送货困难,距离长,通道小 | 尺寸缩小<br>重复使用部件减少 | 取消推进舱<br>(不设主发动机)<br>冷结构改用铝合金材料 |
| | 使神号空间飞机部分设备移入资源舱,故变为一次使用部件 | | | | |

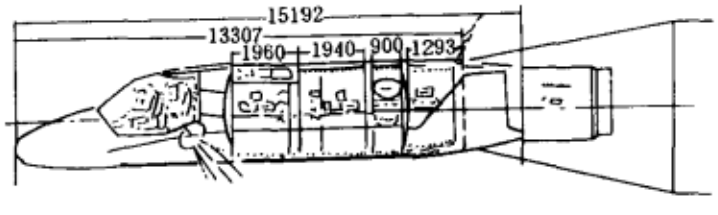


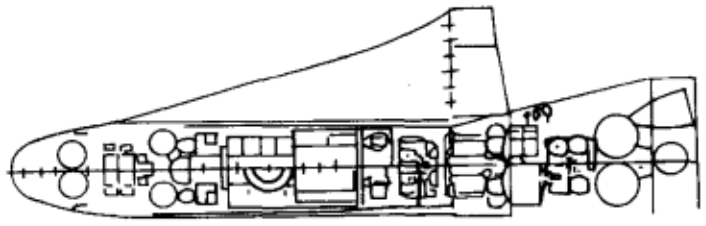
最初设想的方案(1981 年)



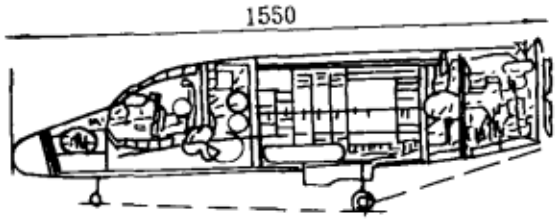

初期改进方案(1983 年)



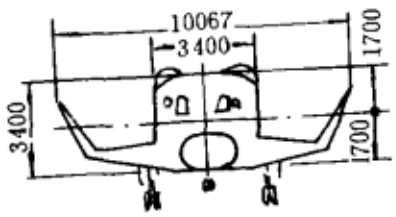



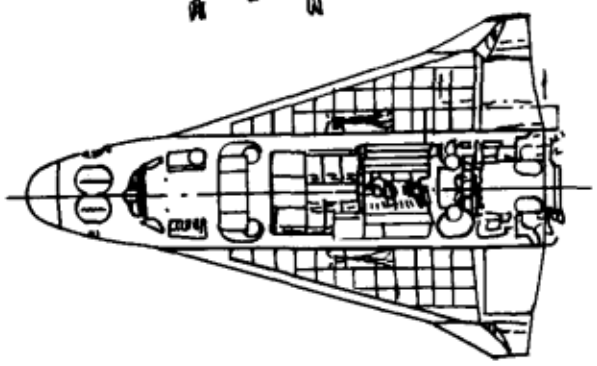



宇航公司应标方案

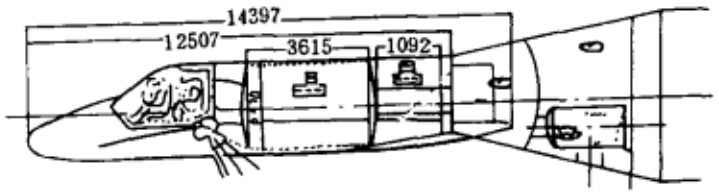


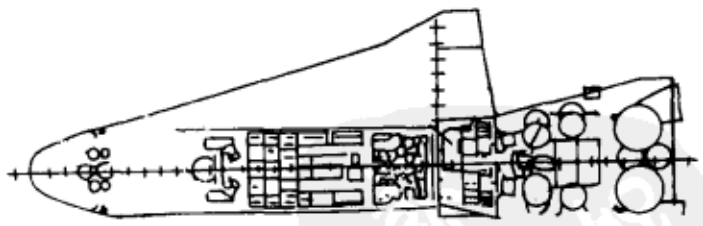

单位：mm



5M2 方案(1987 年)



5Mx 方案(1988 年)

**资源舱布局**

| 5MXA | 5MXB | 5MXC | STAGE "0" |
|---|---|---|---|
| ·设独立的增压有效载荷舱<br>·设独立的推进舱 | ·非增压舱<br>·无可分离的高推力推进系统<br>·含部分中、低推力发动机<br>·装辐射器<br>·含部分生保系统组件<br>·含 1.0t 有效载荷旋转器 | ·设有效载荷增压区<br>·设气塞、对接口和 EVA 出口<br>·1.27m 直径美国标准对接口<br>·其它同 5MXB | ·前部非增压区<br>400N 姿控发动机<br>环控生保系统组件<br>·中部增压区<br>有效载荷、EVA 设备、气塞、对接口<br>·尾部非增压区<br>有效载荷<br>机械臂<br>辐射器、天线<br>·设独立的可分离的推进舱 |

促使方案变化的具体原因是:

1)为迅速实现欧洲全面自主化,欧空局除了让"使神号"为 460km、28.5°倾角轨道上的哥伦布自由飞行平台作 12 天服务的主任务外,还追加了自由飞行 30 天为有人照料飞行平台(MTFF)服务、长期自由飞行和访问其它空间站等附加任务。

2)在方案研究过程中"使神号"质量估值不断增长。1986 年美国航天飞机"挑战者号"失事后质量变化更大。由于增设乘员逃逸系统使起飞质量上升、运载能力不足。增设弹射系统至少使空间飞机质量增长 1.5t。为此"阿里安 5"作了相应改动。每枚助推器装药由 190t 增为 230t,芯级推进剂由 140t 增为 155t,发动机推力提高 10%。但仍不能满足要求。

3)为了减轻乘员逃逸舱固体分离火箭的质量,在增压货舱开辟乘员生活区以缩小前部机身和乘员舱。

4)后期因使命的变更,多数有效载荷属增压型,故改开启型货舱为增压型。

5)"使神号"滑翔着陆,翼载不能超过 190～200kg/m²。机翼应随机身加大,如果"阿里安 5"不再提高推力,"使神号"便无法再加大翼面。改进后的"阿里安 5"的同步轨道运载能力已达 6.8t。由于目前尚无这样大的卫星可以发射,每次发射必须同时发射 3 颗(2t 左右)卫星,但用户不希望采用这种发射方式,故提高"阿里安 5"的推力已不再可能。这样就必须将"使神号"的再入质量限制在 15t 以下。最后被迫将原运载器对接段改为"使神号"资源舱(HRM),并将机身内的某些部件移入该舱段,将原来准备重复使用的部件,如推进系统、机械臂、天线、生保系统组件等在再入前随资源舱一起抛掷以缩小机身,减轻飞机再入质量。

6)由于技术上的原因,将原定的碳纤维/环氧树脂复合材料机身方案改为铝合金冷结构方案。

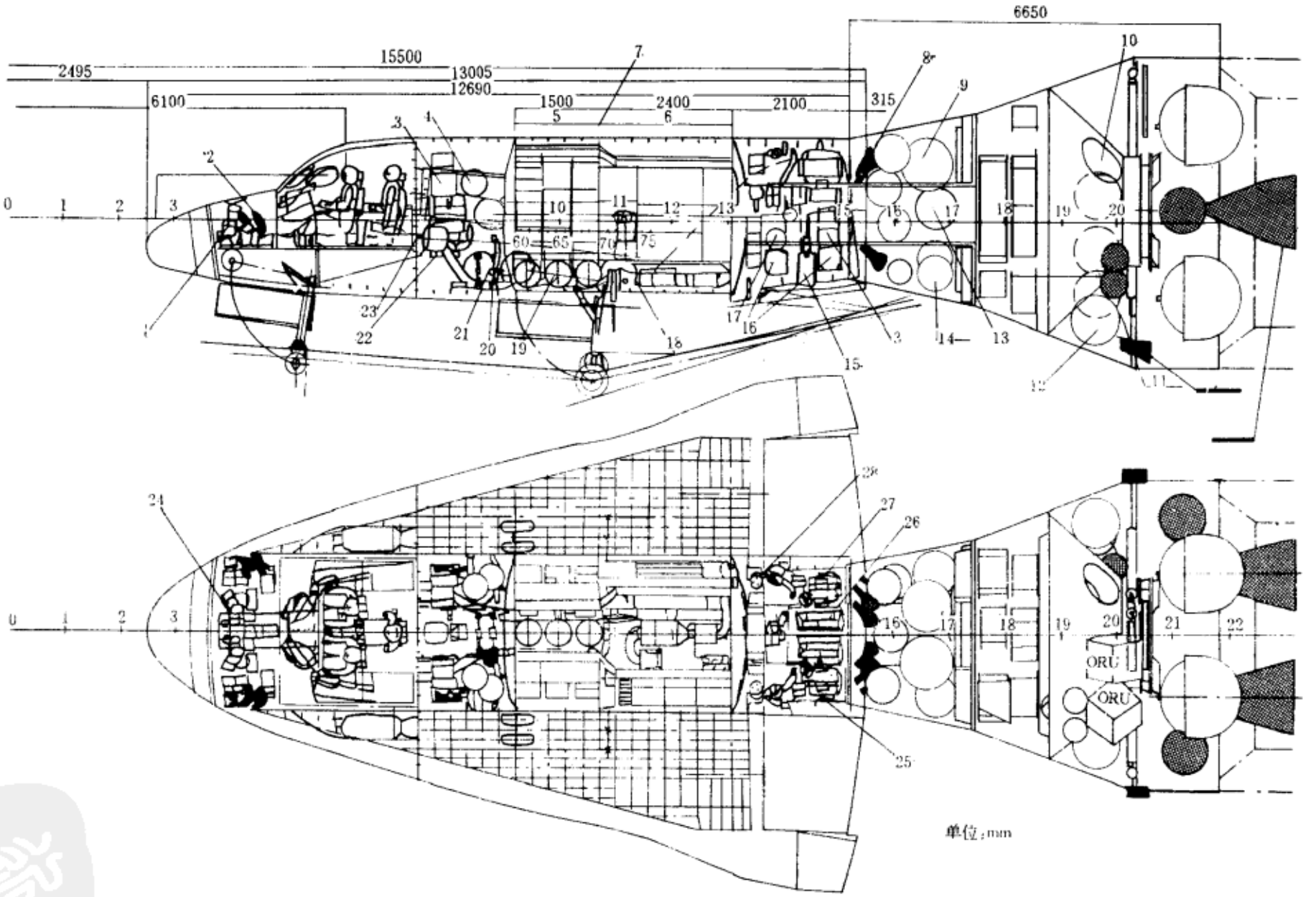
7)出于安全的需要取消安装主推进系统的推进舱,"使神号"直接由"阿里安 5"送入轨道。

**最终方案**

最后基本定型的"使神号"空间运载器(HSV)由可重复使用的"使神号"空间飞机(HSP)和位于其后的、在再入前抛掷的一次使用截锥形资源舱组成。

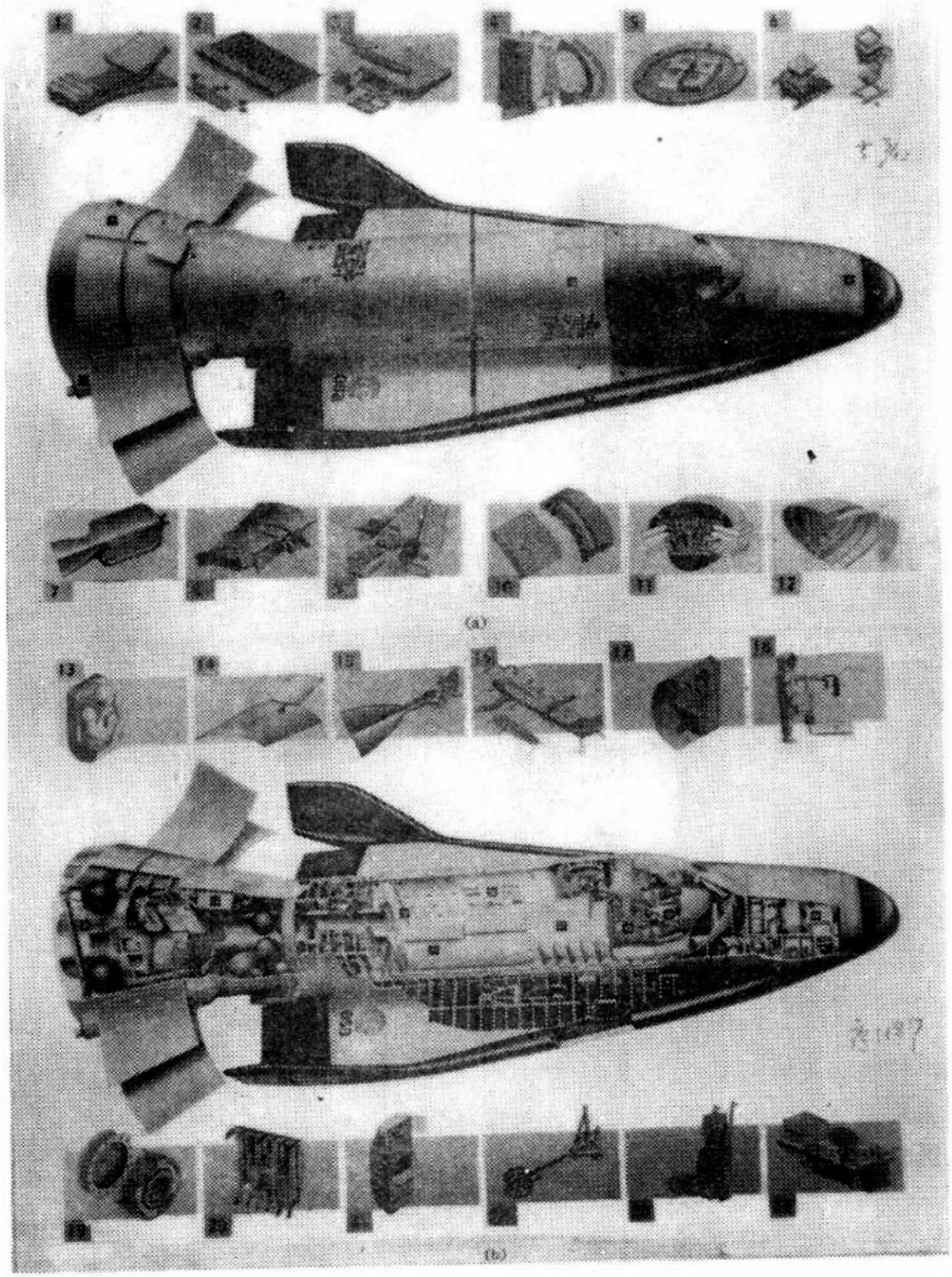
驾驶舱位于机身前部,机身中部为乘员生活区/有效载荷贮存增压密封舱,机身尾部设有非增压设备舱。中部增压舱设有与驾驶舱和资源舱连接的前后 2 条通道。

截锥形资源舱连接于"使神号"空间飞机尾部。舱体前部(空间飞机一侧)为非增压区,装有环境生命保障设备、燃料电池燃料贮瓶、与空间飞机相连接的 400N 推力姿控发动机。舱体中部为增压区,设有气闸和对接口,是存放有效载荷和舱外活动组件的空间。尾部(运载火箭一




STAGE"O"方案

1. 空速管口;2. 姿态控制系统 20N 推力发动机;3. 配电组件;4. 燃料箱;5. 有效载荷区;6. 生活区;7. 电子仪器舱;8. 姿态控制系统 400N 发动机;9. 液氢;10. 舱外活动出口;11. 四氧化氮贮箱;12. 一甲基肼箱;13. 液氧箱;14. 氮箱;15. 襟翼作动器;16. 燃料电池;17. 蓄留器;18. 风扇;19. 水箱;20. 氨蒸发器;21. 肼;22. 水蒸发器;23. 锂电池;24. 光学一惯性组件;25. 氟里昂泵;26. 氟里昂控制系统蒸发器;27. 辅助动力装置;28. 贮箱

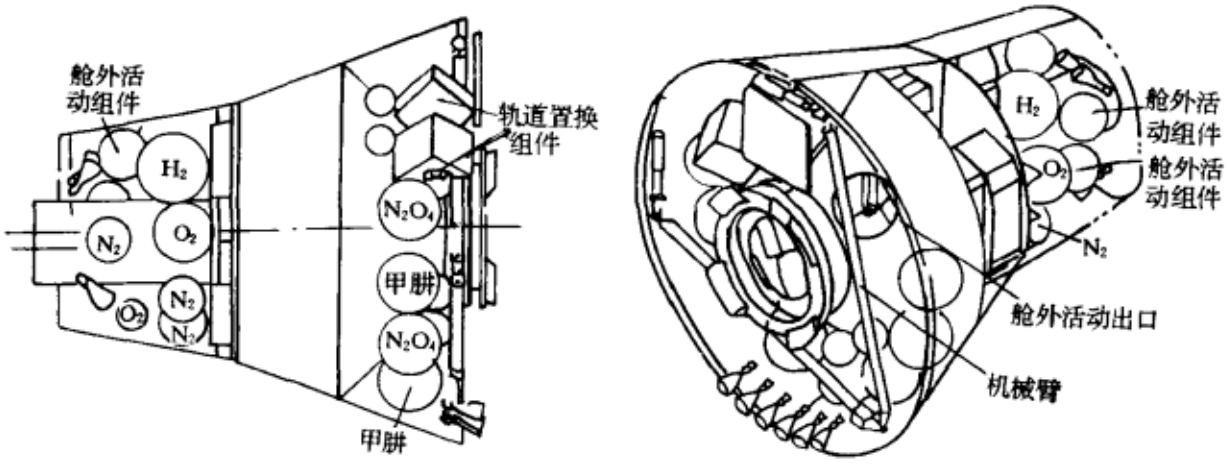


"使神号"空间运载器布局

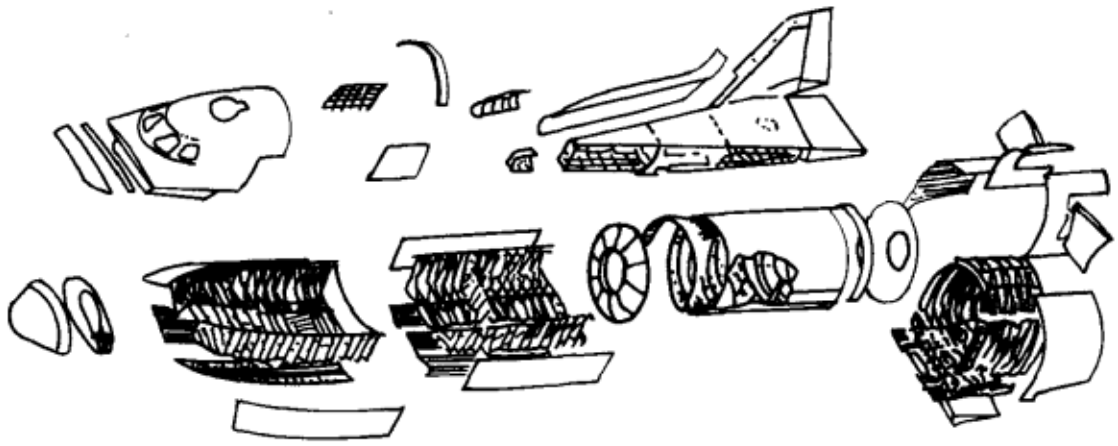
1. 辐射板(工质为氮里昂);2. 襟翼:热结构(碳/碳化硅 1500℃);3. 升降副翼(碳/碳化硅 1500℃);4. 翼前缘:碳/碳 1450℃;5. 导航通信S波段天线;6. 盖板:复合材料(碳/碳化硅 1300℃);7. "使神号"/"阿里安 5"分离发动机;8. 资源舱分离火工品;9. 翼稍;10. 柔性外部隔热层(650℃);11. 座舱风档(外层耐温 800℃);12. 鼻锥(碳/碳 1600℃);13. 舱外活动宇航服;14. 可展开的天线;15. 400N 姿控喷管;16. 睡袋;17. 卫生间;18. 舱内宇航服;19. 对接装置;20. 有效载荷;21. 机上厨房;22. 起落架;23. 弹射座椅;24. 燃料电池。

侧)非增压区装有轨道可置换组件(ORU,每件 0.7m$^3$)、气瓶、机械臂、天线。舱体外部还装有

温控系统散热用的辐射器。




资源舱布局



“使神号”空间飞机结构

## 结　构

“使神号”空间飞机由头锥、乘员舱、前部机身、有效载荷/乘员生活舱、后部机身和机翼组成。机身采用铝合金结构。空间飞机构件如图所示。

**增压区结构**

增压区结构曾考虑过整体舱、平底舱和可移动舱体等 3 种方案。第三种方案因更符合气密要求，主结构和各分系统的安装、拆卸可及性好，制造安装方便和底部外蒙皮局部过热防护较好等原因被选中。筒形压力容器安装于非增压的机身下部，容器上部承受总载荷。增压舱体可移动。舱体底部外蒙皮不是增压舱的蒙皮，因而在产生局部过冷时不会使增压舱出现突然降压。

**非增压区结构**

非增压区基本由 2 种结构组成。一种是由蒙皮、桁条、框架和紧固件组成的大型构件。另一种是整体结构。




舱体结构

整体结构无需紧固件、无螺栓连接和加厚部，故可减轻质量。但这种结构安全性差，生产工具复杂，检测困难，须采用长寿命树脂并要求部件外形简单，因而整体化程度尚需根据进一步的可行性研究而定。

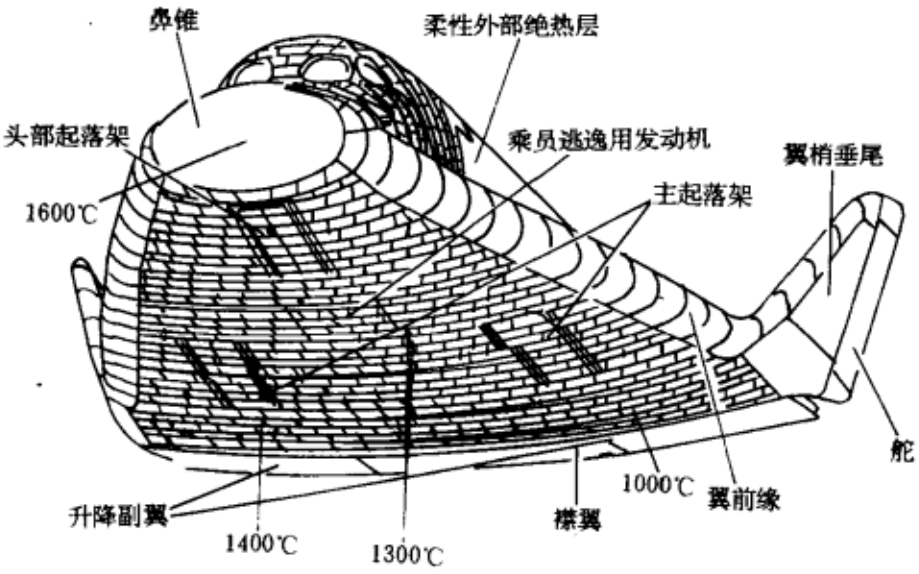
## 防 热 系 统

由于横向机动范围大，“使神号”必须在再入期间以较小的攻角飞行，以取得较好的升阻比，但因此加长了再入加热时间，增加了对防热系统的要求。

“使神号”尺寸小，头锥和翼前缘半径小，因而再入温度高。再入时其头锥端部温度可达1700℃，腹部温度可达1300℃。

“使神号”防热系统必须满足在20min、700～1700℃的外部热流环境下，结构温度保持在200℃以下的要求。

“使神号”采用热结构和冷结构2种结构形式。




防热系统

**热结构**

鼻锥、翼前缘、翼梢垂尾、方向舵、升降副翼和襟翼采用热结构。结构无防热层，故可减轻质量。

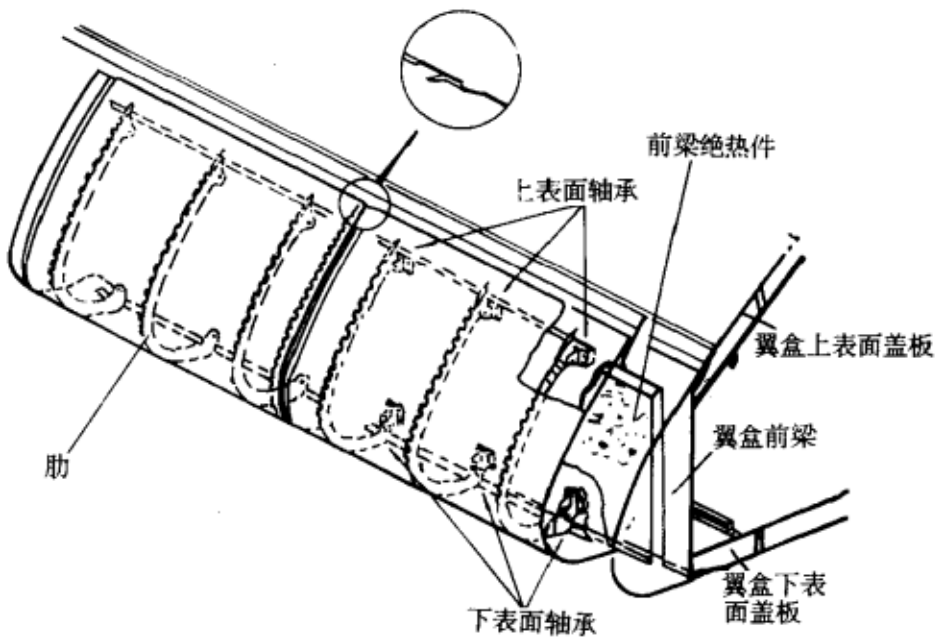
在热通量超过200kW/m的鼻锥、翼前缘和空气舵，以及不宜采用单独防热层的翼梢等部位采用新型碳化硅或复合陶瓷材料。与碳-碳材料相比，陶瓷基复合材料具有较高的抗氧化能力和较高的层间剪切力学性能。

**冷结构**

机身采用冷结构。结构带有外部防热层，使机身结构保持在其要求的极限温度范围之内。

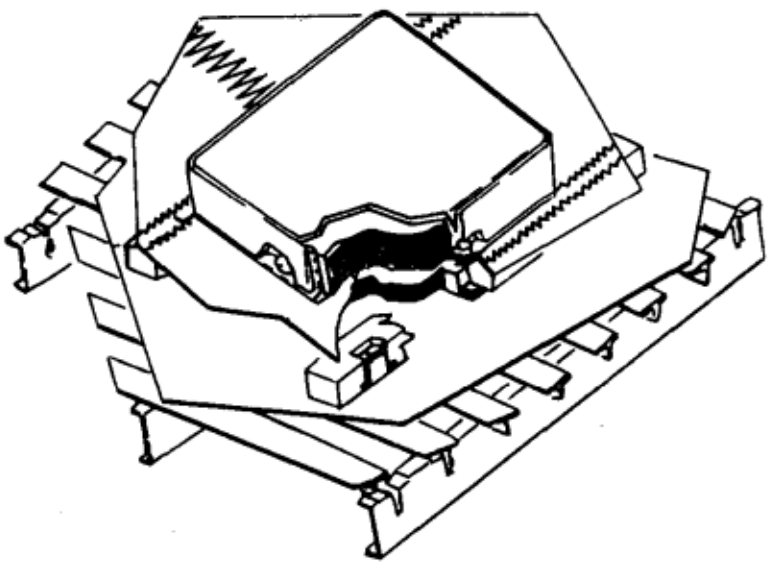
温度较高(热通量为100～200kW/m)的前机身和机身腹部采用刚性外部绝热(REI)结构。该结构由碳-碳化硅陶瓷盖板、柔性垫层、防压层、多屏蔽绝热层、支撑件、紧固件和衬垫组成。

碳-碳化硅陶瓷盖板位于刚性外部绝热结构(以下简称盖板结构)的最外层。由它保持机体气动外形。盖板结构间以及盖板与其它绝热组件间设有用于充填间隙、局部形成空间飞机外形

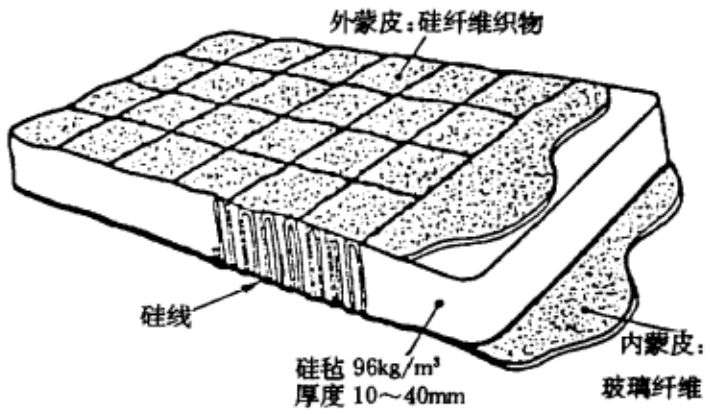



翼前缘热结构

的柔性垫。柔性垫是透气的，允许充气或排气。防压层设在盖板边缘下方。盖板下为用于绝热的多屏蔽绝热层(又称内部多层绝热层 IMI)。多层绝热层由双面涂有高反射贵金属(金或铂)的纤维加强陶瓷箔片组成。紧急再入时前机身外表面温度可高达 1450℃。该绝热结构的作用是通过相邻屏蔽层的相互辐射和多次反射与吸收来屏蔽辐射热，使再入时"使神号"铝合金结构的温升降至 175℃以下。机身腹部多层绝热层厚 10cm，背部厚 5cm。每块盖板结构有 4 个支撑件。紧固件和垫圈用来连接盖板与支撑件和支撑件与机体结构。



盖板结构




柔性绝热件

温度较低(热通量 5～20kW/m)的机身背部采用与机身冷结构粘接的柔性外部绝热件。它类似于美国航天飞机轨道飞行器所采用的高级柔性重复使用被式表面绝热层 AFRSI。

此外也研究过类似美国航天飞机轨道飞行器所采用的防热瓦，它们用于机体几何外形无法采用盖板式结构的部位(如舱门周围)。

## 推 进 系 统

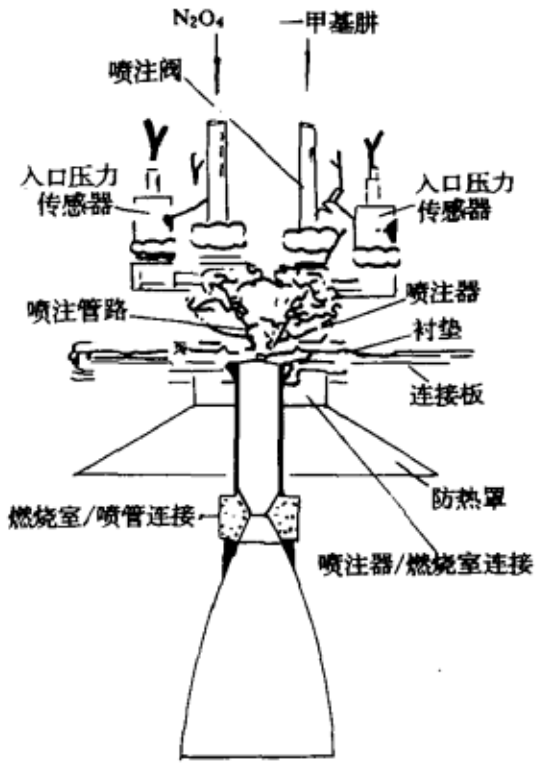
"使神号"无主发动机,只有用于姿态控制和轨道机动的辅助推进系统。系统共有 14 台 400N 推力发动机、16 台 20N 推力发动机和 8 台 20N 推力冷气推力器。多数发动机安装在资源舱内,它们是 6 台 400N 推力的轨道转移发动机、8 台 20N 推力的最终接近目标机动发动机和 8 台 20N 推力的减速冷气推力器。此外在"使神号"空间飞机上还装有 8 台 20N 推力的最终交会机动发动机和 8 台 400N 推力的再入滚动控制发动机。

400N 推力发动机的性能为:

| | |
|---|---|
| 真空推力 | 410N |
| 真空比冲 | 3030.25N·s/kg |
| 推进剂 | 四氧化二氮/一甲基肼 |
| 混合比 | 1.645 |
| 燃烧室压力 | 0.07MPa |
| 任务次数 | 30 次 |
| 寿命 | 15000s |
| 循环 | 30000 次 |
| 最小冲量 | 20Ns |
| 最短再起动间隔 | 100ms |
| 最长起动间隔 | 90d |

20N 推力发动机的性能为:

| | |
|---|---|
| 真空推力 | 20N |
| 真空比冲 | 2814.5N·s/kg |
| 推进剂 | 四氧化二氮/一甲基肼 |
| 混合比 | 1.65 |
| 最小冲量 | 1Ns |
| 总工作时间 | 4h |
| 脉冲数 | 252000 |
| 循环 | ＞200 次 |




资源舱 20N 推力发动机

## 热 控 系 统

"使神号"空间运载器有地面待射、爬高、在轨(分乘员在舱内和舱外 2 种状态)、交会、对接、再入、着陆、着陆停机等 9 种热环境状态。在轨期间有腹部向地、头部向地、背部向地、背部向阳、头部向阳、尾部向阳、腹部向阳等几种姿态。"使神号"内部热载荷集中且不断变化,故采用主动热控方案。

"使神号"热控系统为环境控制和生命保障系统提供良好的接口。系统用于:

1)通过冷凝热交换器和电子件热交换器,传递环境生保系统空气回路热载荷;

2)冷却饮用水(在轨段冷却到 8℃,爬高和再入冷却到 18℃);

3)散发燃料电池生成水所产生的热量,将水温降至 30～50℃。燃料电池发生故障起用锂电池时,将水温保持在 35～45℃范围内;

4)冷却板上的电子件要求保持 50℃以下的温度环境,多余的热量由电子件空气回路和热控系统回路传递;

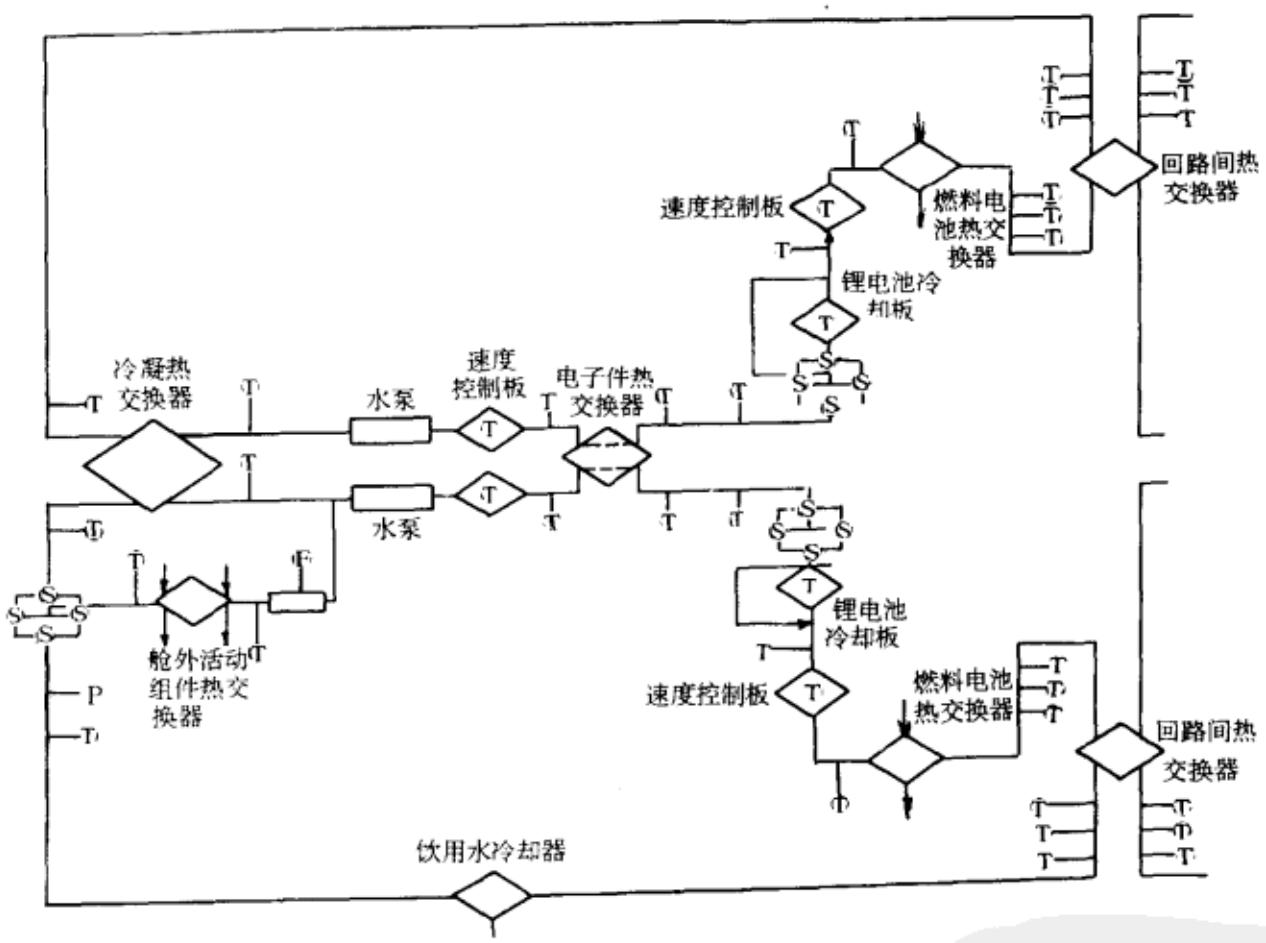
5)出舱活动前通过舱外活动热交换器传热,冷却宇航服;

6)对辅助动力装置(APU)液压工质加热以防轨道燃料冻结,并将乘员舱增压氧气在进入座舱前加热到 5℃等。

"使神号"主动热控系统由 2 条水回路和 2 条氟里昂回路组成。2 套回路同时工作,留一定流量作故障冗余。

**水回路**

回路先经过电子冷却板和电热交换器后出增压舱,冷却锂蓄电池冷却板。电池冷却液路由特设的旁通控制,它只在电池工作时才输送所需水量,电池不工作时采用加热器和隔热等被动温控措施。之后回路水通过非增压区电子冷却板和燃料电池热交换器,再通过回路间热交换器(这是回路中的最冷点(4～7℃)),然后重新进入乘员生活区流经饮用水冷却器、冷凝热交换器和舱外活动热交换器。水回路的热载荷(轨道运行为 2.1kW,再入段 10.9kW)通过回路间热交换器传递给氟里昂回路。




主动热控系统水回路

T—温度传感器;F—过滤器;S—开关;P——压力传感器

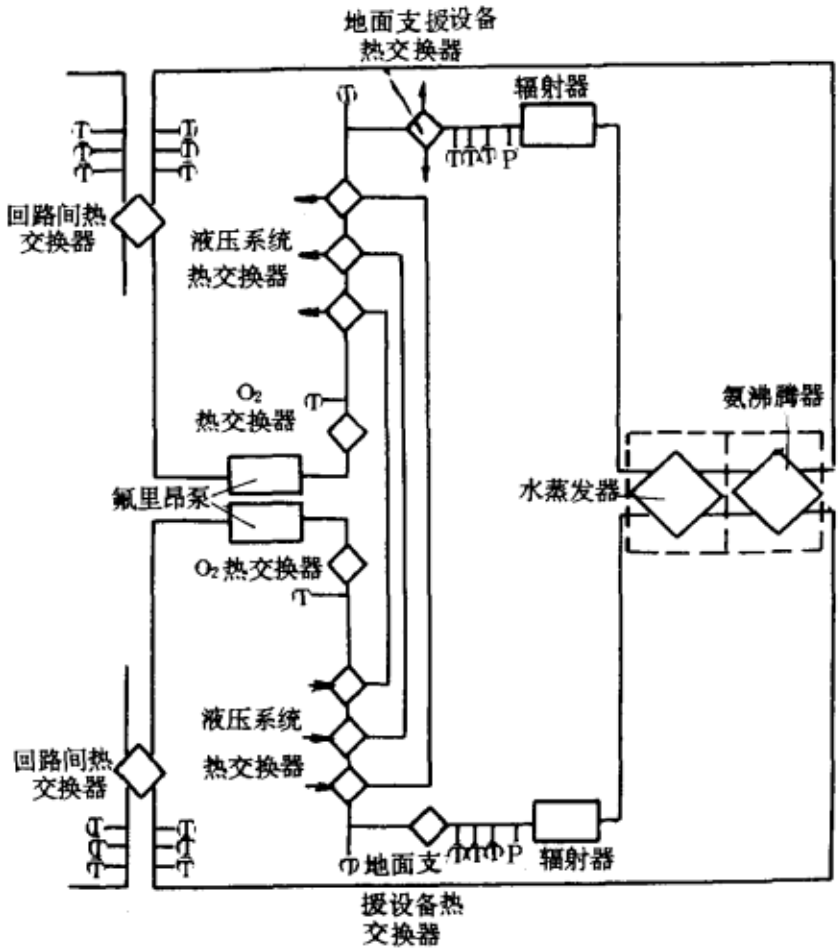
回路水泵按界面温度控制要求提供所需流量。根据任务各阶段变化的热载量设 0.028 kg/s(轨道飞行)和 0.054kg/s(上升,再入段)2 种流量,流量由变速泵选择并控制。

变速泵装有电子件驱动的控制器。它可按回路压降变化情况维持要求的流量。系统还设有一流体蓄留器以提供适量增压,补偿可能出现的泄漏和由温差引起的热膨胀。

**氟里昂回路**

发射前地面设备热交换器将废热传递给外部冷却装置,并对辐射器进行预冷。然后用地面热交换器冷却氟里昂。起飞后达30～40km高空时水蒸发器(WEA)起动,直到入轨。然后辐射器开始工作。再入段水蒸发器再次起动直到外部背压使水蒸发无效为止(高压、高饱和温度不能冷却氟里昂)。此时氨蒸发器(ABA)开始工作,直至着陆。着陆后重新起用地面冷却装置。

氟里昂泵按要求提供氟里昂流量。轨道运行段为0.13kg/s,爬高、再入段为0.3kg/s。由多层辐射板组成的空间辐射器将回路间热交换器的入口温度维持在3℃左右。辐射器设有专用旁通管。水蒸发器和氨蒸发器通过可膨胀流体(水和氨)的调节进行温控。2种蒸发器均带有内部专用电子控制器。回路流程如图所示。




主动热控系统氟里昂冷却回路

T—温度传感器;P—压力传感器

2种回路的监控功能由2台分系统级电子组件完成。组件采用微处理器结构并直接与分系统母线相接。故障监测和隔离由低一层次(如泵、水蒸发器、氨蒸发器)控制器完成。由液压温控组件(THCU)直接控制阀门的操作和温度、压力、流量传感器的信号。

**回路主要组件**

1.泵　每套装置由离心泵、过滤器和止回阀门组成。组件全部为冗余件。流量由复式流量计测定。流量计信号由控制转速的电子组件管理。泵的上游有用于阻尼泵的起动及转换效应和防止气蚀的蓄留器,该装置还设有温度、压力传感器和测定蓄留器液面的冗余传感器。

2. 热交换器　热交换器为交叉流或逆流型。除氧化剂热交换器为螺旋形外，其它均为板形件或叶片。

3. 冷却板　冷却板用于冷却电子组件。当冗余电子组件为 2 个独立的组件时，每条回路装一块冷却板，只冷却一个电子组件。此时采用“单”冷却板（只由一条回路冷却）。当冗余电子组件要求 2 条冗余回路都对其进行控制时采用“双”冷却板（由 2 条回路冷却）。

4. 宇宙辐射器　“使神号”宇宙辐射器安装在资源舱外。辐射板由氟里昂管系网络、辐射铝合金蒙皮、镀银泰氟隆带和蜂窝结构支撑板组成。氟里昂由一方形截面歧管分配进入一组平行的圆形管，然后集合于一出口歧管，通过一塑料管送往其它辐射板。管网粘接在一覆有镀银泰氟隆带的辐射铝合金蒙皮上，并与蜂窝结构板组装。

5. 散热装置　在爬高和再入段系统的热载荷由水蒸发器和氨沸腾器泄放。

水由喷管喷射在一管状热交换器槽形内表面上。外部背压低于水的饱和压力时，水蒸发，冷却氟里昂。随着飞行高度的降低，水的沸点升高，在水蒸发无效时，氨沸腾器起动，氨通过套管热交换器蒸发，冷却氟里昂。

## 环境控制和生命保障系统

环境控制和生命保障系统（ECLSS）为 3 名乘员在全任务过程中提供生活环境，在发生紧急状况时为乘员提供保护措施。

系统的主要用水由燃料电池提供，也考虑回收一部分冷凝液作卫生用水。新设计了厨房和活动洗脸台。乘员舱压力调节系统不仅能提供标准的 101.3kPa 总压力，而且还可在 70kPa 下工作，以简化出舱准备工作（零预呼吸）。

### 大气输送和压力控制系统

系统用氧气和氮气组成标准大气，由氧/氮控制装置提供大气压力控制。凡有人活动的区域都设有控制面板。由增压区外的贮瓶作正常供气。乘员逃逸时座舱贮瓶可应急供氧。

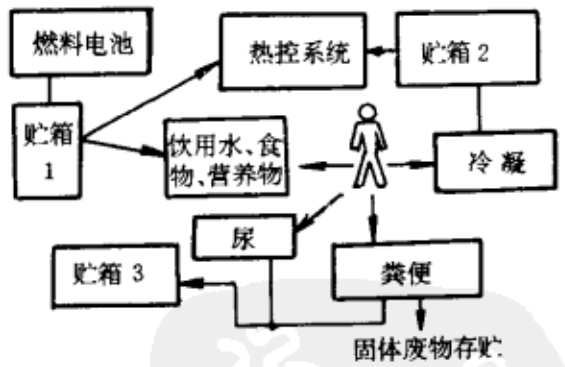
空气循环、空气冷却和污染控制设备均安装在机身中部的底层地板区。

### 大气净化系统

乘员舱设有 2 种空气循环风扇。低速风扇用于轨道飞行段，高速风扇用于再入飞行段。执行短期任务时用氢氧化锂过滤器清除二氧化碳。空气中的水（新陈代谢物＋氢氧化锂反应释放的水）在冷凝热交换器中凝结，用水分离器分离水份并存放于贮箱中。少量的污染物和尘土通过过滤器中的活性碳清除。

### 液体管理系统

该系统共有 3 个贮箱。贮箱 1 贮存热控系统蒸发器用水和饮用、卫生保健用水，该贮箱由燃料电池供水；贮箱 2 贮存用于座舱湿度控制的冷凝液；贮箱 3 贮存厨房废水和人体废液。

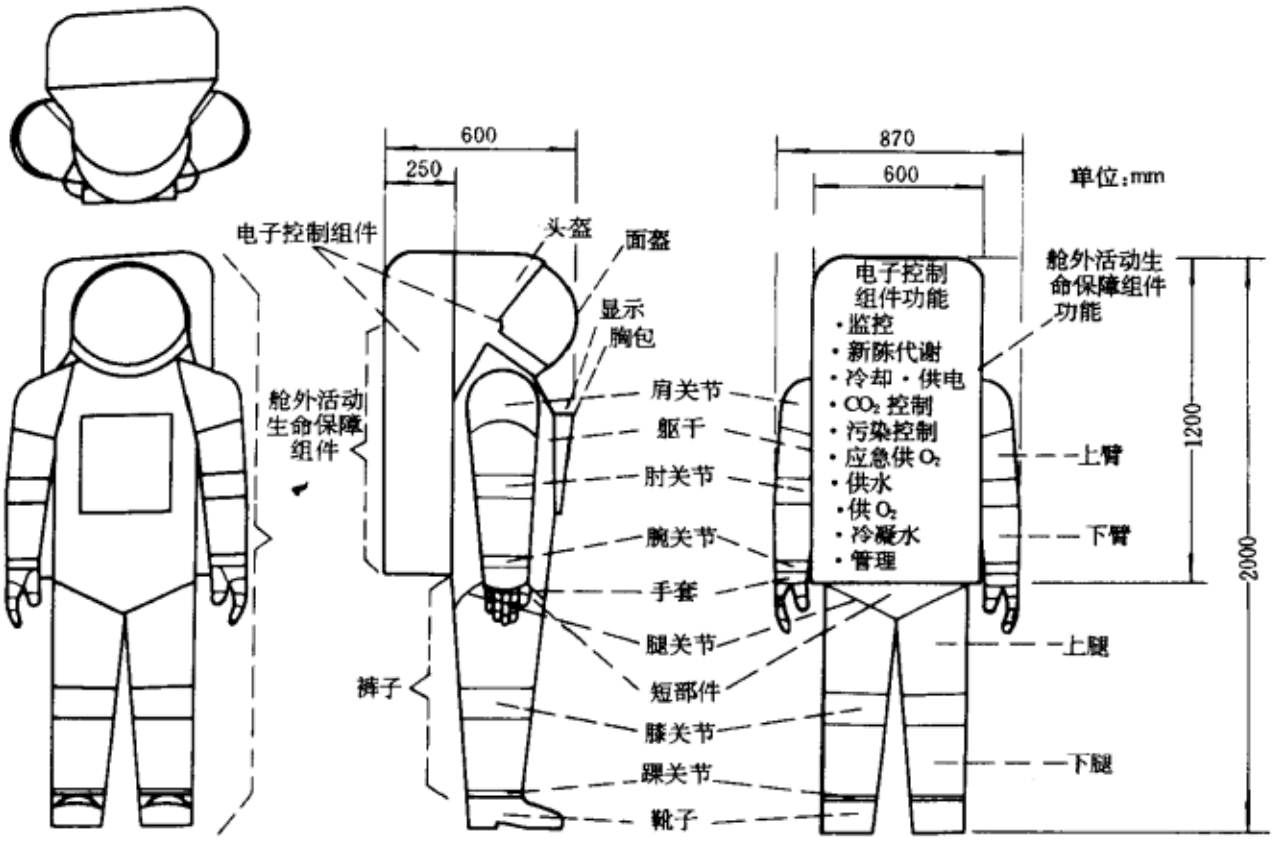


液体管理系统

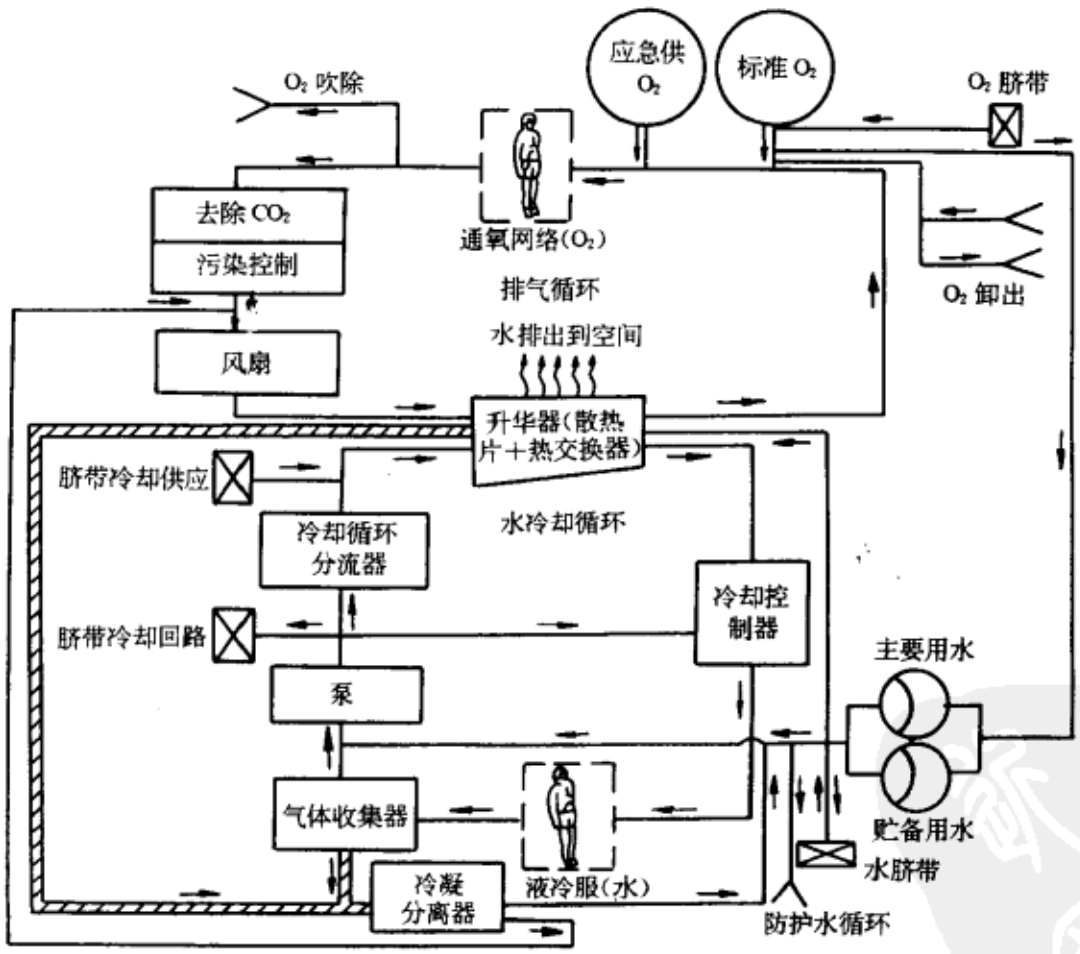
### 空调系统

系统由空气回路及其与热控系统的氟里昂回路和水回路的接口装置组成。乘员舱和增压舱生活区的热量由空气回路传递给水回路和氟里昂

回路。共有串联、混合、并联和独立 4 种回路方案，以混合方案最佳。它既能提供良好的气量分配(轨道运行和再入飞行段气量不同)且对空气加热最佳。




欧洲宇航服系统




欧洲宇航服系统生命保障系统

**营养和卫生**

与美国航天飞机轨道飞行器类同。

**欧洲宇航服系统**

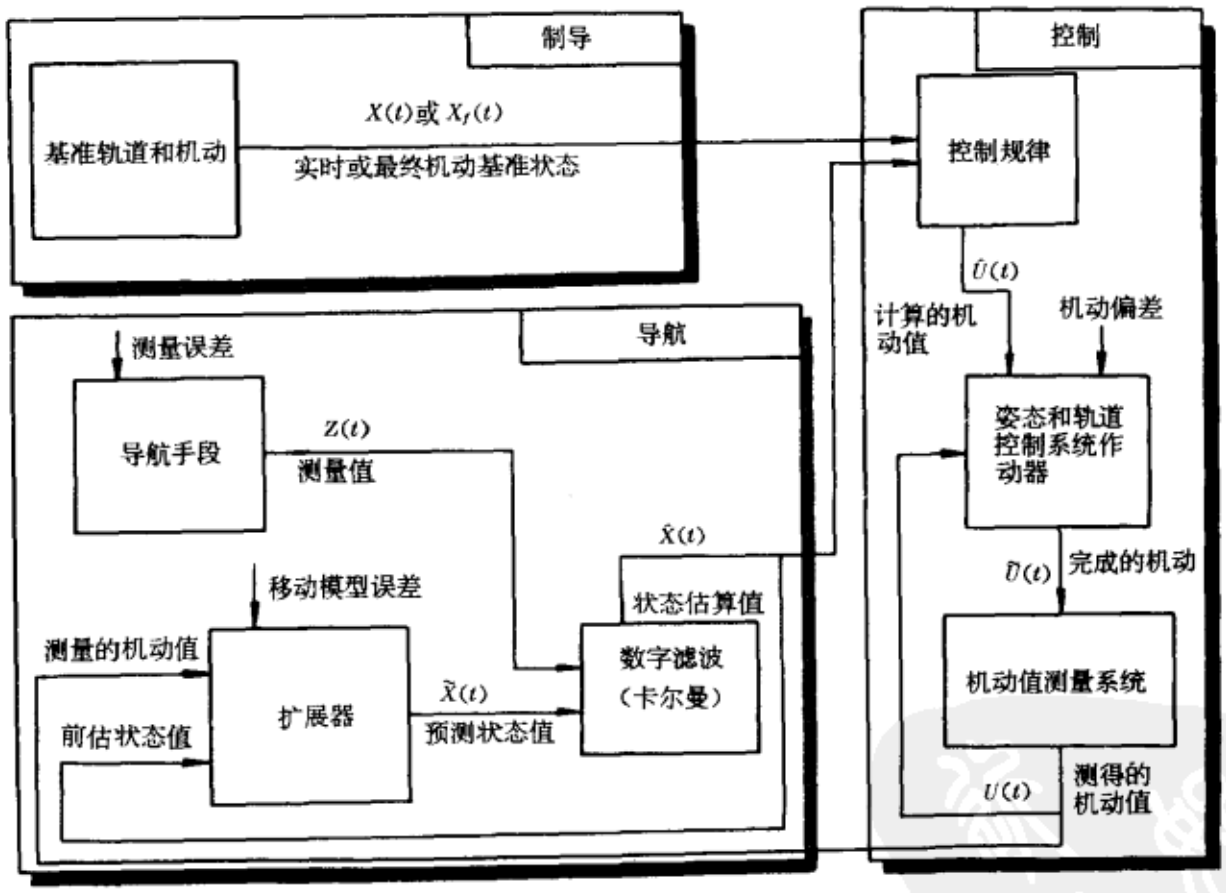
欧洲宇航服系统(ESSS)是以 2 人 6h＋1h 应急操作指标设计的。宇航服设计压力 0.05MPa，与“使神号”降低的舱压 0.07MPa 情况配合可用于欧洲宇航服系统的零预呼吸(ZERO PREBREATH)(见前图)。

欧洲宇航服系统生命保障系统为开环系统。用氢氧化锂清除二氧化碳。用冷凝热交换器和升华器进行热控制。由液体(水)冷却外套和排气网络代谢冷却。宇航服外壳内设有管路。氧气由高压气瓶供给。

## 制导、导航、控制系统

### 系统功能

制导系统的功能是为制导、导航、控制系统的工作提供基准状态——特定时刻或下一时刻的基准位置和速度矢量[$X(t)$]或[$X_f(t)$]。基准状态可由基准轨道或飞行前任务分析确定的机动方案算出，然后再与导航系统估算的状态矢量进行比较(见制导、导航、控制功能框图)。




制导、导航、控制功能框图

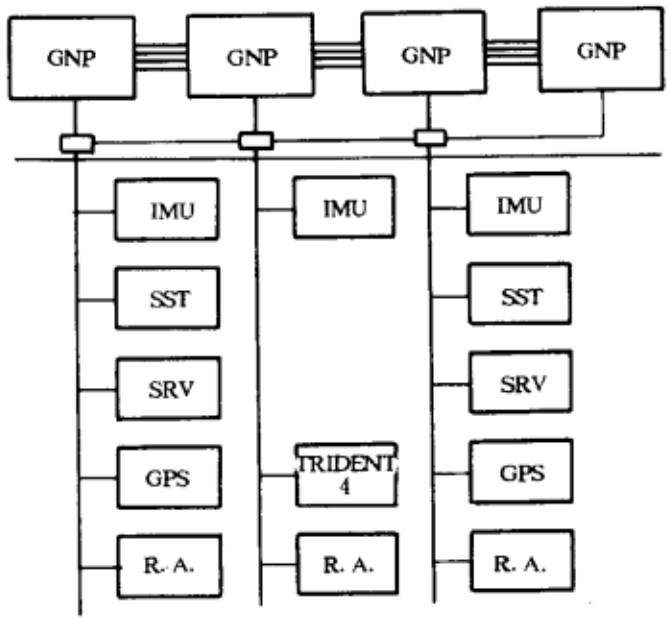
导航系统的功能是根据各种导航仪器测得的位置和速度[$Z(t)$]或预测的飞行器状态值[$\tilde{X}(t)$]计算飞行轨迹。预测值通过模拟飞行器移动(轨道运动模型)扩展前一估算值而得。扩展器对施加于飞行器的力和发动机可能产生的加速度进行积分,根据 $t$ 状态预测 $t+\Delta t$ 的飞行器的位置和速度[$\tilde{X}(t)$]。由于测量误差(初始位置和速度误差)和飞行器运动模拟误差,导航系统实际测量值不可能与预测或理论值相一致。故需进一步通过卡尔曼数学滤波求得折中最佳估算值[$\hat{X}(t)$]。

控制系统的功能是使"使神号"按预定轨道飞行或至少要达到任务规定的目标。控制系统必须要计算作怎样的机动[$\hat{U}(t)$]或怎样机动得更精确,怎样调整原定机动以消除制导基准状态矢量[$X(t)$]和导航估算状态矢量[$\hat{X}(t)$]间的偏差。将飞行器加速度计和陀螺仪测得的飞行器机动结果[$U(t)$],与计算结果[$\hat{U}(t)$]相比较,然后送往状态矢量硬件装置,预测位置和状态。最后,通过扩展器进行下一时刻状态的预测。

## 导航系统

系统按故障工作/故障安全原则设计,即要求系统在第一次故障后可继续执行任务——故障工作,第二次故障后人员可安全返回地面——故障安全。

系统由惯性测量组件(IMU)、星光传感器(SST)、交会传感器(SRV)、全球定位系统(GPS)接收机、顶部显示器(HUD)、无线电高度表(RA)、三叉戟 4 等组成。




导航系统

GNP——制导、导航计算机; IMU——惯性测量组件; SST——星光传感器; SRV——交会传感器; GPS——全球定位系统; RA——无线电高度表; TRIDENT4——三叉戟 4。

**1. 惯性测量组件** "使神号"惯性导航采用环形激光陀螺捷联系统。陀螺仪和加速度计的精度为:

| | |
|---|---|
| 陀螺仪 | |
| 尺度因子 | 10ppm |
| 一次通电漂移率 | 0.0056°/h |
| 环境附加漂移 | 0.1°/h |
| 随机游走 | $0.003°/\sqrt{h}$ |
| 不重合度 | 11μrad |
| 加速度计 | |
| 尺度因子 | 100ppm |
| 接通偏差 | 50$\mu g$ |
| 运行偏差/附加飞行偏差 | 100$\mu g$ |
| 非正交性 | 50μrad |

**2. 星光传感器** 用于轨道飞行姿态测量。由于受质量和电源的限制采用带计算机控制显示(CCD)探测器的传感器,其特征是:

| | |
|---|---|
| 视场 | 7°×9° |
| 白噪声 | 10rad |
| 偏差 | 10rad |

3. **交会传感器**　在离目标 100m 到对接的期间使用。探测器选用激光二极管照明，提供光线(2 个轴)、距离、相对姿态 4 种信息。

4. **全球定位系统接收机**　由美国国防部研制的三维导航全球定位系统是一种卫星无线电定位实时导航系统。它由运行于高 20180km、周期 11h57min 的圆轨道上的 18 颗(将来可能 21 颗)卫星组成。卫星分布在与赤道夹角为 55°的 6 个轨道面上。轨道面相隔 60°。另有 3 颗备用星用于卫星发生故障时保障系统正常工作。全球定位系统为全球乃至全空间覆盖系统，定位及时且精确。

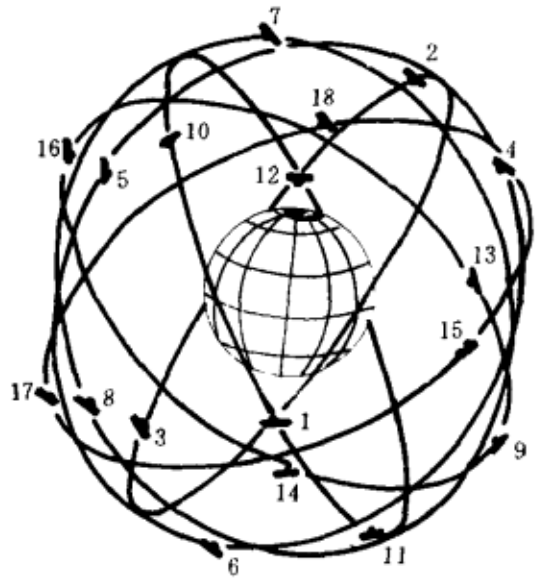
"使神号"在任务的以下三个阶段利用全球定位系统：

1)轨道运行和再入时，相对于全球大地测量系统基准的绝对导航；

2)交会时，相对于其它飞行器的相对导航；

3)着陆时，相对于地面站的差分导航。

此外全球定位系统接收机还可提供非常精确的时间测量。

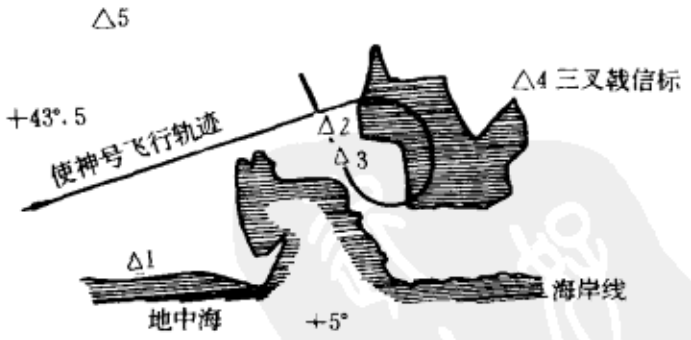


全球定位系统

5. **顶部显示器**　精度为 0.25°～0.37°(3σ)，用来提供粗略的在轨姿态信息、起动制导和在惯性测量组件失效后重新获得信息。

6. **无线电高度表**　有 2 种类型，一种是脉冲发射高度表，另一种是调频连续波(FMCW)高度表。为控制最后阶段飞行和着陆，可用的只有调频连续波技术。其测量精度为：平整地形 1m±1%，不平整地形 1m±5%。高度表配置发射和接收天线各一副。

7. **阻力导出高度**(DDA)　在再入通信中断的黑障区，导航数据的更新只能采用目前美国航天飞机所采用的方法——阻力导出高度法。这种方法只适用于不产生推力的滑翔飞行器。将实际加速度值(用机上惯性器件测得)和计算所得阻力值(用阻力模型和空气速度求得)进行比较求得大气密度，然后用大气模型求得高度值，进行卡尔曼滤波，求得法向和横向速度值。黑障段结束时的精度为：高度 0.9km，法向速度 4m/s。机上大气模型是一种受纬度和季节影响的两维模型。



三叉戟 4 布局

8. **三叉戟 4**　它是一种利用地面信标的地基导航系统。信标依次询问机上应答机。系统用测距装置(DME)同样的原理向飞行器提供测距值，并至少用 3 个测量值估出飞行器的位置，其特性为：频率 1.2GHz；应答机质量 3.5kg；信标质量 5kg；距离 7200km；测距精度非修正偏差 1m；干扰 2m。三叉戟 4 要求采用全

向天线。

## 轨道和姿态控制系统

### 控制管理及控制模式

"使神号"姿态和轨道控制系统分 3 级进行控制。它们是机动管理、机动控制和姿态控制。各级控制的主要任务是：

机动管理级

1)指令和控制输入/输出处理；

2)模式程序管理；

3)故障管理。

机动控制级

1)机动优化；

2)前馈控制。

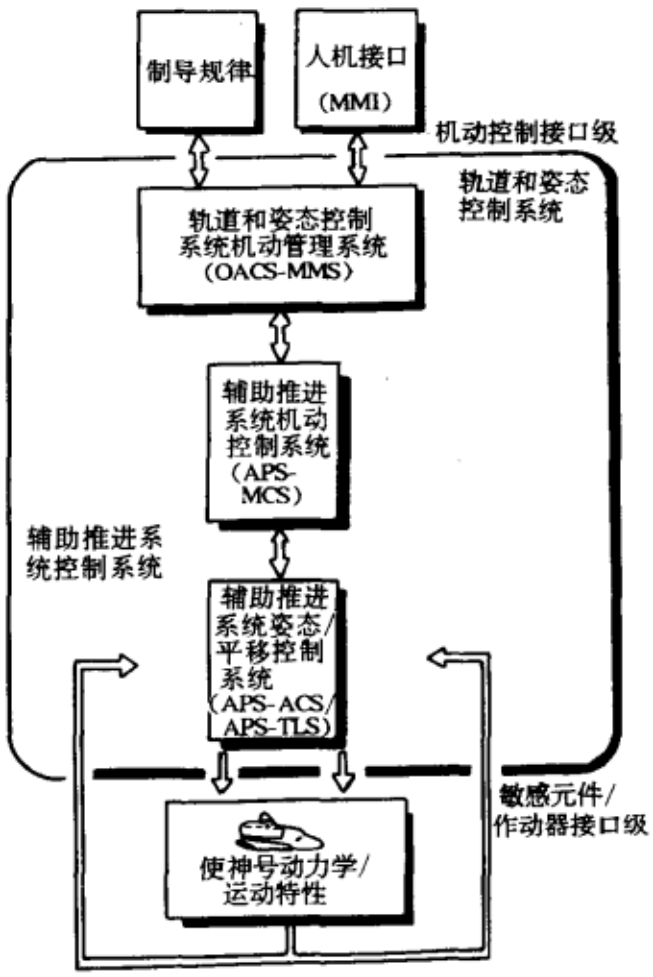
姿态控制级

1)稳定、阻尼、极限循环的抑制；

2)干扰补偿；

3)控制基本动力学性能。

"使神号"的控制模式如表所示。






**"使神号"控制模式**

| 主模式 | 自动制导模式 | 自动控制模式 | 手动控制模式 |
|---|---|---|---|
| 子模式 | 旋转机动<br>平移机动<br>旋转/平移同时机动<br>会合 | 姿态保持<br>旋转机动<br>·逐轴机动<br>·3 轴同时机动<br>—机动时间最短<br>—推进剂耗量最少<br>稳定状态慢旋<br>随机慢旋<br>重力变化<br>当地垂直当地水平<br>平移<br>—机动时间最短<br>—推进剂耗量最少<br>会合 | 手动旋转<br>·离散率<br>·脉冲<br>·控制速率<br>·角加速度<br>当地垂直当地水平<br>手动平移<br>·控制加速度<br>·速度增量<br>·控制速度<br>·位移增量<br>特殊模式<br>会合 |

**辅助推进控制系统**

辅助推进控制系统主要由以下主模块组成：

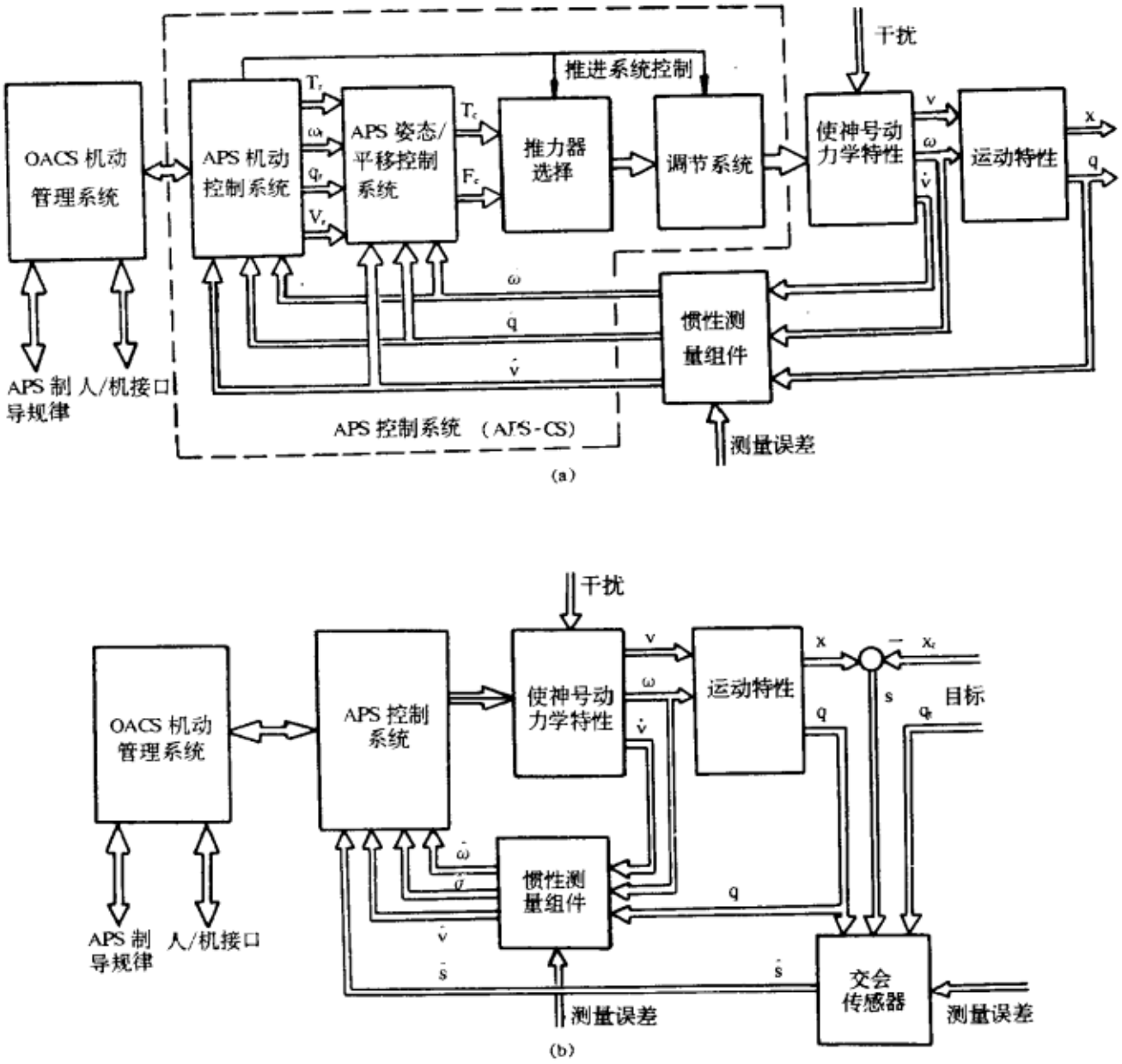
1)机动控制系统；

2)姿态平移机动控制系统；

3)推力选择；

4)调节系统。

调节系统的发动机起动/停止信号直接影响飞行器动力学特性。飞行器的动力学和运动学特性通过惯性测量组件反馈。交会模式工作时由交会传感器反馈“使神号”和交会目标的位置。




辅助推进系统控制系统

(a)非交会模式控制系统结构(b)交会模式控制系统结构；

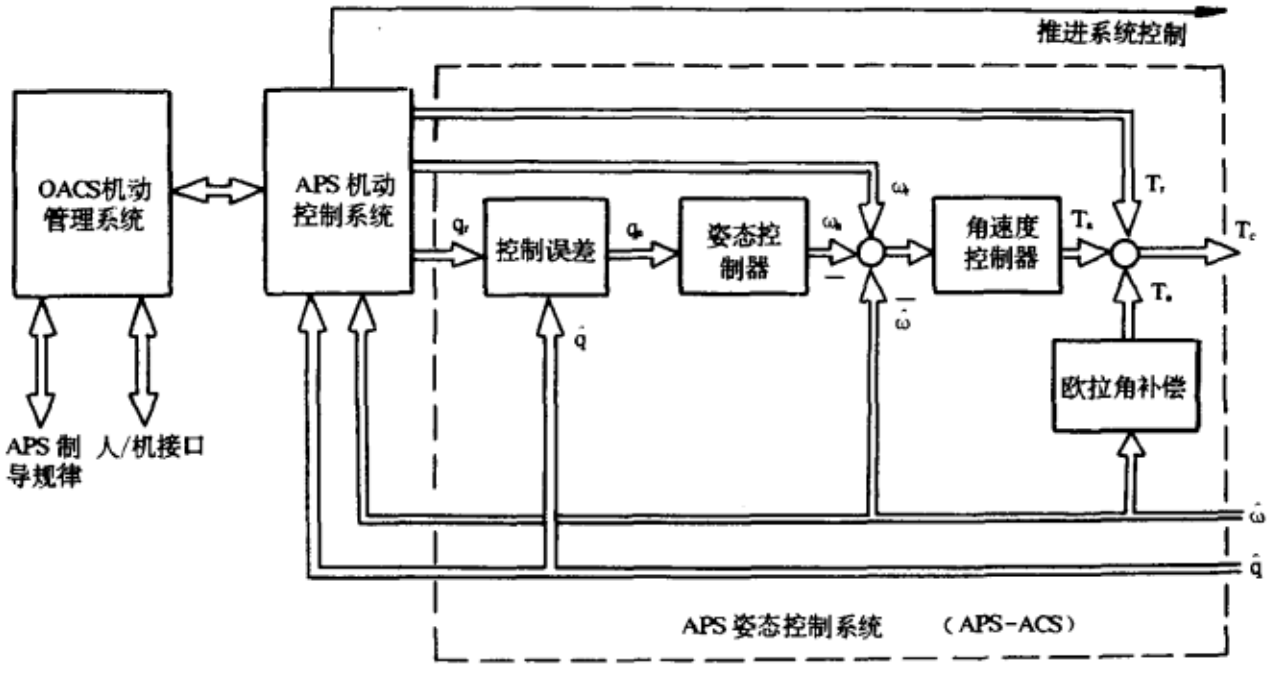
OACS—轨道和姿态控制系统；APS—辅助推进系统

辅助推进系统的姿态控制可分为反馈和前馈 2 个功能部分。

反馈控制回路的任务是：1)确保闭环稳定性。考虑的因素有燃料晃动动力学、柔性结构(机械臂)动力学和参数变化(质量、惯量和重心)；2)运行状态变化时减少扰动；3)飞行器预定轨迹

跟踪,提供闭路基准动力学特性。

前馈控制的任务是通过处理飞行器的姿态、角速度、角加速度(力矩)指令,优化闭环动力学跟踪特性。




辅助推进系统姿态控制系统

**轨道和姿态控制发动机**

"使神号"轨道和姿态控制系统负责从"使神号"-"阿里安 5"分离到再入大气时的轨道和姿态控制。系统由 38 台辅助推进系统发动机组成。

6 台 400N 推力发动机安装在资源舱尾部,它们在调相、寻的和出轨阶段提供轨道转移脉冲。

位于资源舱的 8 台 20N 推力推力器用于目标最终逼近机动。

资源舱还装有 8 台冷气推力器,它们用来降低"使神号"对空间站的相对速度。

8 台 20N 推力推力器安装在"使神号"头部,用于最终交会机动。装在尾部的 8 台 400N 推力发动机用于空气舵不能工作时的再入段滚动控制。

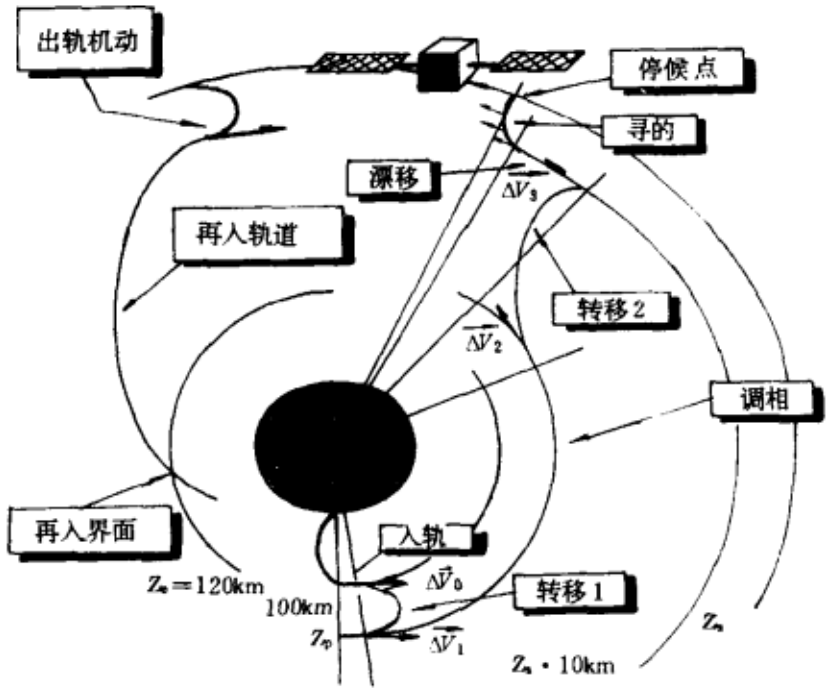
## 制导、导航与控制

"使神号"的基准任务是访问有人照料的自由飞行平台,并带乘员和有效载荷返回地面。从发射到返回着陆共 15 天,分发射、交会和再入三个阶段。

**制导与控制**

1. 发射　正确选择发射时间,使"使神号"轨道面与有人照料的自由飞行平台的轨道面尽量重合。T+595s"阿里安 5"与"使神号"分离。

2. 调相　由于哥伦布自由飞行平台要与空间站沿同一轨道飞行,故每隔 180 天必需调整一次轨道。在发射时,"使神号"与"哥伦布"轨道面有角度差,因此需进行调相。入轨后"使神号"飞行在半长轴小于空间站运行轨道半长轴的轨道上,其角速度大于空间站角速度,必须调整调相轨道半长轴,以消除角度差。为此共需进行 3 次机动:第 1 次机动(M1)使"使神号"从入轨状态到达调相轨道,后 2 次机动(M2 和 M3)使"使神号"从调相轨道转到初始寻的轨道或漂




“使神号”任务剖面

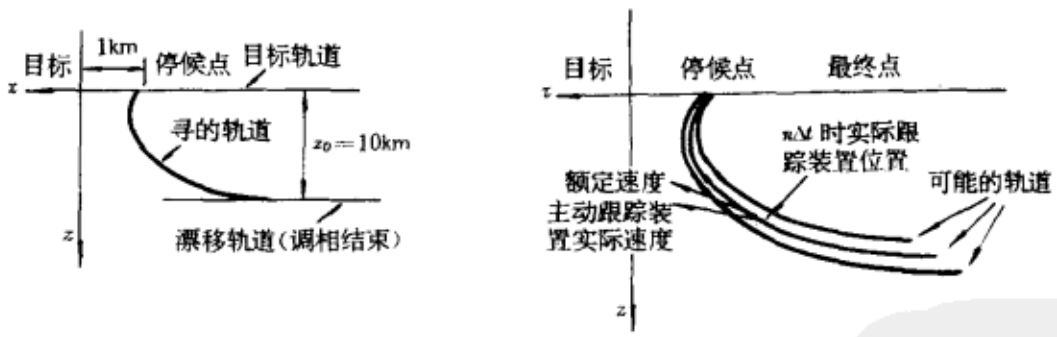
移轨道。

第一次机动　“使神号”由“阿里安 5”送入轨道，达到第一个转移轨道，其远地点等于调相准圆轨道的半径。当“使神号”到达转移轨道的第一个远地点(入轨后半圈)时，资源舱小发动机点火，将“使神号”送入一准圆轨道。飞行到要求的圈数后资源舱发动机再次点火。

第二次机动　此次机动使“使神号”进入椭圆轨道，其远地点低于目标飞行器准圆轨道 10km。

第三次机动　当“使神号”达到要求高度时进行调相的最后一次机动。达到寻的初始轨道后，推力矢量对准“使神号”和目标飞行器横轴。

3. 寻的　寻的机动使“使神号”进入相对于目标的停候轨道。此轨道以“停候点”为特征，其高度与目标飞行器高度相等，并在其后 1km 处。寻的最长时间为 1.5h，飞行约一圈。



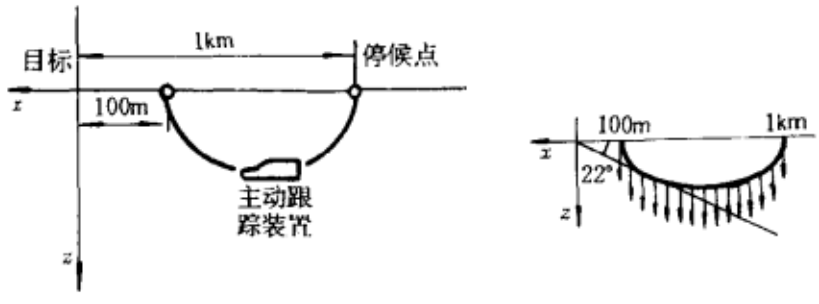

寻的制导与控制

4. 停候　“使神号”在离目标飞行器 1km 处等待交会/对接所需的良好日照条件。

5. 最终逼近　“使神号”先进行几次径向推力机动，转移到离目标 100m 远处，然后作“U”形转弯，使计算机控制显示摄影机捕获对接轴后再产生轴向推力，2 小时内与“哥伦布”交会对

接,最长可停泊 10 天。

该阶段采用连续推力型制导与控制。




最终逼近制导与控制

6. 再入　再入段从“使神号”与所对接的自由飞行体分离开始,离开该飞行体并作轨道飞行,等待再入时机。从出轨机动到“使神号”停在跑道上,前后共 1h,经过以下 6 个阶段:

1)出轨机动;

2)下降到 120km 高度,再入大气;

3)120～90km 高度飞行;

4)90～55km 黑障区飞行;

5)55km 到着陆场上空 25km 高度飞行;

6)进场着陆。

**导航**

从发射到返回着陆的全过程中惯性导航系统始终工作,并以全球定位系统为辅助导航手段。各飞行阶段的导航手段如下表所示。

三台捷联惯性测量组件为“使神号”提供姿态基准。组件斜交置放以提高“使神号”故障自检能力。惯性测量组件的姿态测量值在正常状态下由带计算机控制显示(CCD)探测器的星光传感器周期性地进行修正,出现故障时由顶部显示器修正。

大气飞行段(爬高和再入段)靠惯性测量组件进行位置和速度的测量。

轨道飞行时,位置和姿态通过惯性测量组件或轨道移动模型和 2 台全球定位系统接收机提供的测量值(伪距和伪距率)确定。在全球定位系统失效或接收机发生故障时,轨道移动模型位置和速度预测值由星光传感器或地面定位信息修正。

在寻的和对接段,“使神号”通过天线接收由空间站所得之测量值,并与“使神号”全球定位系统测量值一起进行处理。

在再入黑障段无法对惯性导航进行修正,沿法向轴的导航误差通过“伪阻尼高度”限制。

从黑障段结束到着陆,惯性装置的位置和姿态测量值由全球定位系统测量值或在全球定位系统失效时用“三叉戟 4”无线电导航信标修正。3 台无线电高度表使“使神号”获得正确的着陆高度。

地面定位由“使神号”飞行控制中心执行,飞行控制中心监控任务进程和机上导航功能,在导航设备发生故障时修正机上位置和速度状态矢量。

参与地面定位的设备有 S 波段和 C 波段地面站、雷达或数据中继卫星。

"使神号"导航手段

| | 发射 | | 轨道自由飞行 | | 交会 | | 再入黑障区 | | 黑障段后 | | 着陆 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 额定 | 后备 | 额定 | 后备 | 额定 | 后备 | 额定 | 后备 | 额定 | 后备 | 额定 | 后备 |
| 绝对位置 | IMU | IMU | GPS + 模型 + IMU | DRS SST + 模型 + IMU | GPS + 模型 + IMU | / | IMU + 模型 | IMU + 模型 | IMU + GPS | IMU + 三叉戟 4 | IMU + GPS + RA | IMU + 三叉戟 4 + RA |
| 绝对姿态 | IMU | IMU | IMU + SST | IMU + HUD + GPS | IMU + SST | IMU | IMU | IMU | IMU | IMU | IMU | IMU |
| 相对位置 | / | / | / | / | IMU+ GPS+ SRV+ 模型 | / | / | / | / | / | / | / |
| 相对姿态 | / | / | / | / | 20m→0 IMU+ SRV | / | / | / | / | / | / | / |

IMU－惯性测量组件； GPS－全球定位系统； SST－星光传感器； DRS－数据中继卫星；
RA －无线电高度表； HUD－顶部显示器； SRV－交会传感器

# 通 信 系 统

## 通信线路

"使神号"在完成各种任务过程中所需的通信线路有：

1)"使神号"－欧空局、法国国家空间研究中心和日本宇宙开发事业团的测控网地面站；

2)"使神号"－数据中继卫星(欧洲数据中继卫星和美国跟踪数据中继卫星)；

3)"使神号"－空间站；

4)"使神号"－舱外活动宇航员；

5)"使神号"－着陆场；

6)"使神号"－导航卫星和"三叉戟 4"等其它导航装置。

主要的遥控和遥测数据速率见表。

"使神号"和地面飞行控制中心之间采用高可靠通信线路，通信速率不大于 10kb/s。线路保证在紧急状态下进行压缩的全双工话音和(或)甚低速率遥控通信。机上的电视图象经高速率遥测线路传送至地面。

系统以 S 波段作为弯管和直接通信的基本线路。系统采用的 S 波段天线有用于地面直接通信的半球天线，用于欧洲数据中继卫星或美国跟踪数据中继卫星通信的正方形天线和用于

低速率多路访问及高速率单路访问的弯管通信的定向天线。对舱外活动的宇航员用甚高频波段通信。与地面的通信线路特点如表所示。

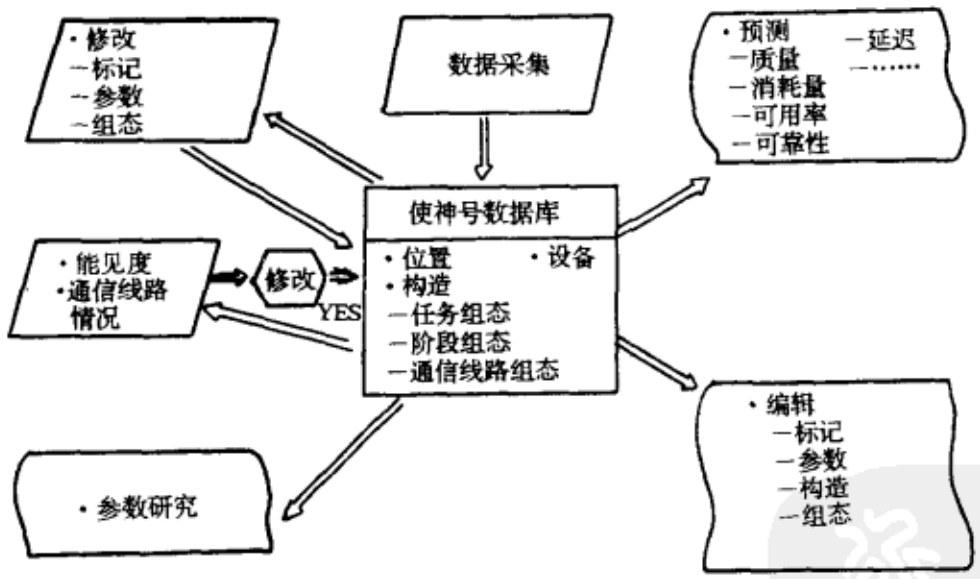
**遥控和遥测数据速率**

| 线路 | 速率区间(kb/s) | 线路 | 速率区间(kb/s) |
|---|---|---|---|
| 高速率遥测 | 2000～10000 | 高速率遥控指令 | 200～300 |
| 低速率遥测 | 25～50 | 低速率遥控指令 | ≤10 |

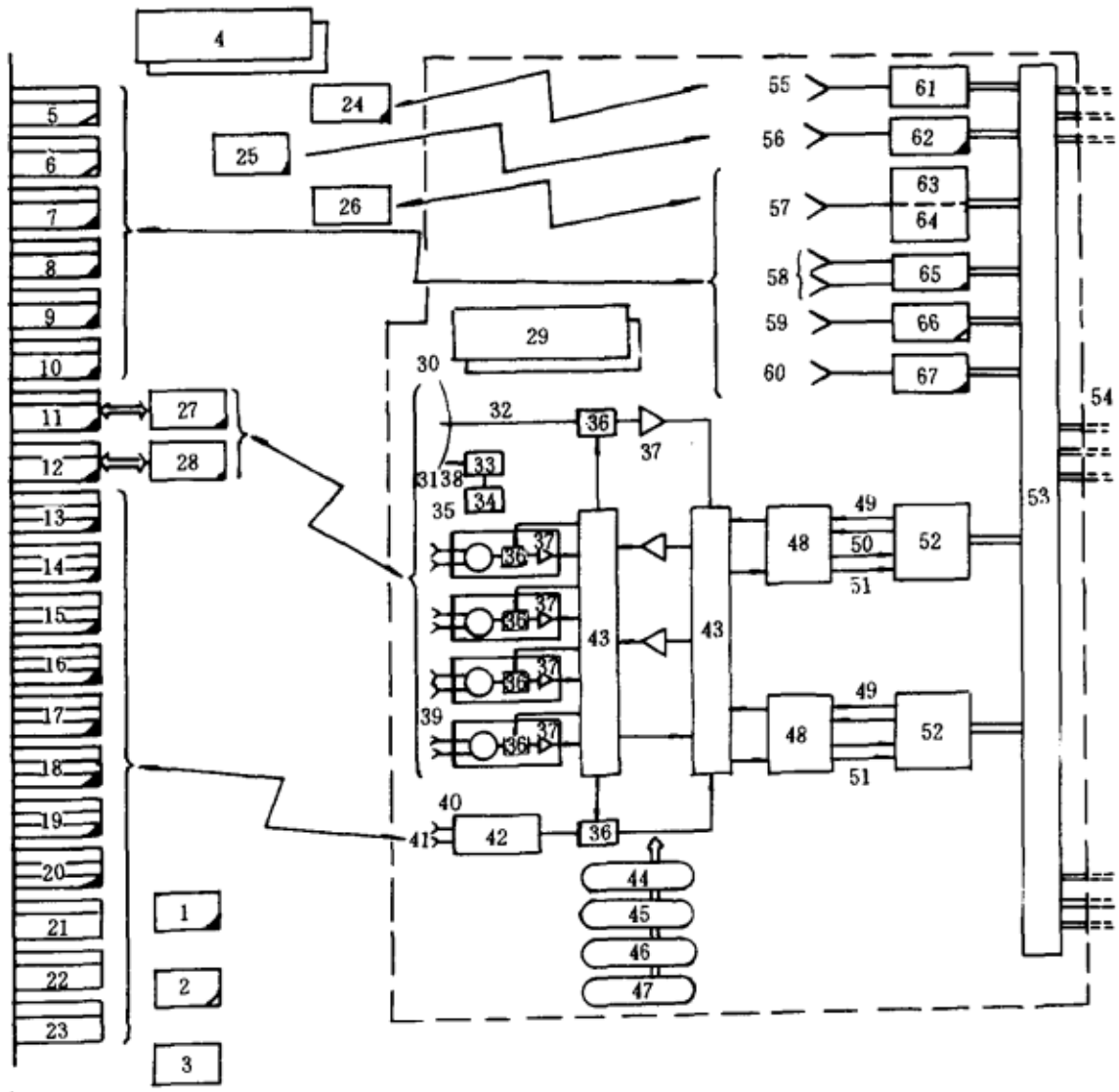
**地面通信线路**

| 指标 \ 通信线路 | | EDRS/TDRS 弯管通信线路 | | | 直接通信线路 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | 多路访问 | 单路访问 | | |
| | | 低速率 | 低速率 | 高速率 | 高速率 |
| 遥控余度 2.1GHz | 天线(GdB) | 定向天线 | 正方形天线 | 定向天线 | 半球天线 |
| | | 22.4 | 1.2 | 22.2 | 4.7 |
| | 速率(kb/s) | 10 | 10 | 200 | 200 |
| | 余量(dB) | 9.0 | 4.0 | 6.0 | 5.5 |
| 遥测余度 2.3GHz | 天线(GdB) | 定向天线 | 正方形天线 | 定向天线 | 半球天线 |
| | | 23.0 | 2.0 | 23.0 | 4.0 |
| | 发射功率(W) | 5 | 30 | 30 | 5 |
| | 速率(kb/s) | 25 | 25 | 3150 | 3150 |
| | 余量(dB) | 5 | 4 | 3 | 6 |

EDRS—欧洲数据中继卫星； TDRS—美国跟踪数据中继卫星




软件结构



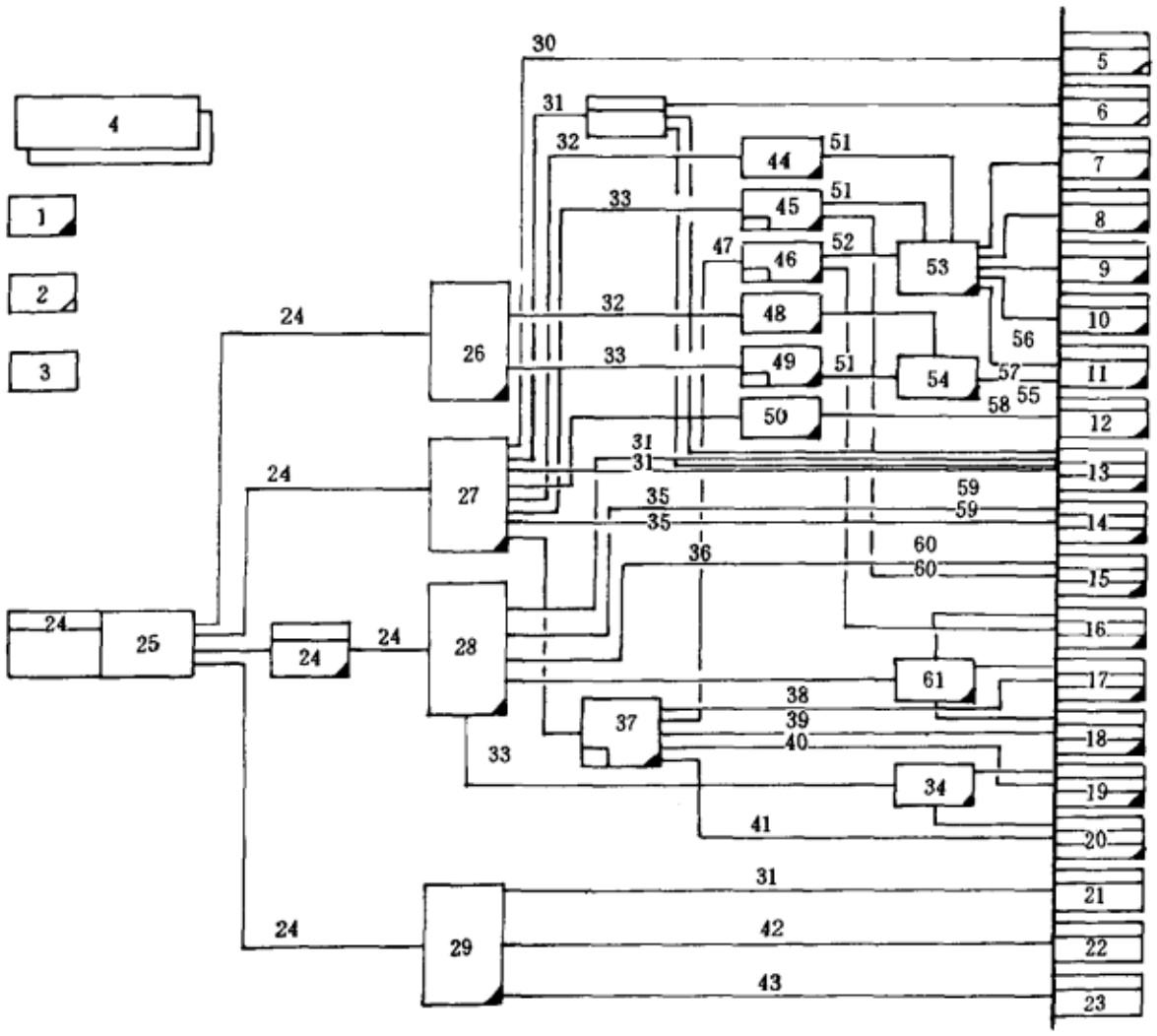

通信系统空间组件

CNES　法国国家空间研究中心；ESA　欧洲空间局；NASDA　日本宇宙开发事业团。1.“使神号”外部设备；2.“使神号”附加设备；3.“使神号”内部设备；4.“使神号”空间组件；5. 伊斯特勒(法)着陆场；6. 库鲁(圭(法))着陆场；7. 檀香山(美)着陆场；8. 豪岛(大洋洲)着陆场；9. 爱德华兹(美)着陆场；10. 肯尼迪(美)着陆场；11. 白沙靶场数据中继卫星地面站，12. 达姆施塔特(德)欧洲数据中继卫星地面站；13. 库鲁(圭(法))增设装置(CNES)；14. 奥莎古尔增设装置(CNES)；15. 哈特佩斯增设装置(CNES)；16. 比利亚弗兰卡增设装置(ESA)；17. 卡那封增设装置(ESA)；18. 马林迪增设装置(ESA)；19. 冲绳岛增设装置(NASDA)；20. 桂(日)增设装置(NASDA)；21. 库鲁阿里安地面站；22. 纳塔尔阿里安地面站；23. 阿卡克洛阿里安地面站；24. 空间站；25. 导航星；26. 舱外活动；27. 跟踪数据中继卫星Ⅰ/Ⅱ；28. 欧洲数据中继卫星Ⅰ/Ⅱ；29.“使神号”空间飞机；30. 抛物面天线；31. 高速率空间单路访问；32. S 波段；33. 放大器 MAST；34. 放大器 E；35. 方形天线；36. 显示信息处理器；37. 低噪声放大器；38. 低速率空间多路访问；39. 低速率空间单路访问；40. 半球形天线，41. 高/低速率；42. 单刀双掷开关；43. 开关矩阵；44. 终端控制；45. 直流/直流电源换流器；46. 遥测/遥控指令调节；47. 开关矩阵驱动器；48. S 波段应答机；49. 遥测；50. 时钟；51. 遥控指令；52. 译码机；53. 信息控制组件；54. 数据流；55. 全向 S 波段；56. 全向，1.2/1.5GHz；57. 全向甚高频 100MHz、400MHz；58. 全向 960MHz、1215MHz；59. 高增益 5050MHz；60. 高增益 4300MHz；51. 空间站通信系统；62. 全球定位系统；63. 出舱活动；64. 着陆音频；65. 塔康导航系统；66. 微波着陆系统；67. 无线电高度表。

## 硬件

### 空间组件

“使神号”空间飞机机上通信系统由 2 部应答机、2 部译码机、1 组放大器、1 组天线和开关矩阵组成。机上数据传输输出功能由 2 条通信线路同时处理，每组输入、输出信号均可与邻组




通信系统地面组件

1-3、5-23 见通信系统空间组件图图注 4. 地面组件；24. 图卢兹(法)；25. 联终络端；26. 法国模拟网络Ⅳ级；27. 法国数字网络Ⅱ级；28. 20HzCNES 网络；29. 20Hz 阿里安网络；30. 伊斯特勒(法)；31. 库鲁；32. 大西洋海岸；33. 普勒默－博杜(法)/贝尔赛纳依；34. NASDA 控制中心；35. 奥莎古尔；36. 哈特佩斯特胡克(南非)；37. 国际通信卫星Ⅵ(32MB)(印度洋上空)38. 卡那封(澳大利亚)；39. 马林迪(印度)；40. 冲绳岛(日本)41. 桂(日本)42. 纳塔尔 43. 阿卡克洛；44. (TAT8. 2×280MB)；45. 国际通信卫星Ⅵ(大西洋上空)32MB；46. 国际通信卫星Ⅵ(太平洋上空)32MB；47. 日本；48. 模拟电缆(TAT3/4)138×64kB；49. 国际通信卫星Ⅵ(大西洋上空)64kB；50. 欧洲通信卫星Ⅰ；51. 东海岸；52. 西海岸；53. 美国数字网络Ⅱ级；54. 美国模拟网络Ⅰ级；55. 白沙靶场；56. 10MB；57. 25kB；58. 达姆斯塔特(德)；59. 奥莎古尔；60. 哈特佩斯托克；61. ESA 控制中心

相通，这样可减少设备并提高冗余度。

**地面组件**

“使神号”地面通信组件如图所示。

## 软件

“使神号”设有数据库，存贮完成任务以及通信所需的全部信息，如阶段特征(通信线路、功能要求、轨道资源、姿态特征)、资源描述(功能、质量、容量、体积、电耗、滞后、可靠性、位置、容量、成本等)、结构描述和系统布局等。利用数据库信息可直接评估质量、电耗、资源可用性、通信滞后、通信线路工作状态和“使神号”与其对接目标的能见度。通过专用模块可在任意时刻起

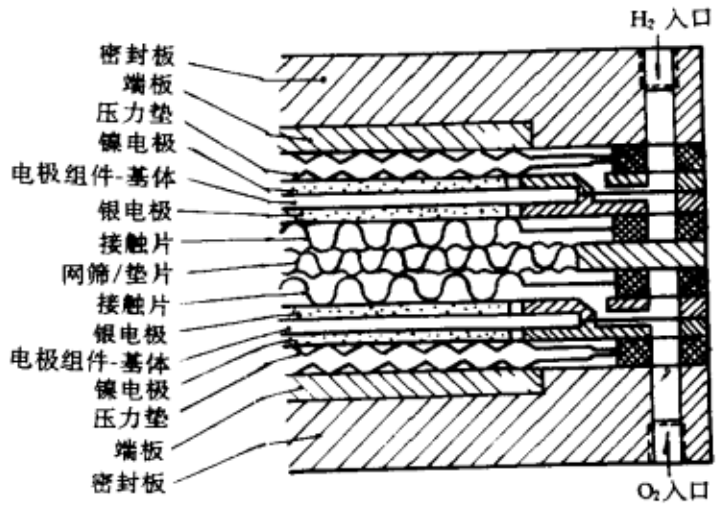
用各种数据。系统用 DBASE Ⅲ PLAS 建库，用 FORTRAN77 作科学计算。

## 电 源 系 统

“使神号”用燃料电池作为主要电源，其 12h 任务的能量-质量比（包括氢和氧）为 1500Wh/kg，而一般电池仅为 35Wh/kg。对燃料电池的性能要求为：

| | | | |
|---|---|---|---|
| 功率 | 2～6.5kW | 电压 | 115～9V 直流 |
| 功率/质量比 | ＞50W/kg | 功率/体积比 | ＞40W/L |
| 4kW 时的燃料耗量 | $H_2$＜0.173kg/h | | |
| | $O_2$＜1.372kg/h | | |

“使神号”氢氧燃料电池采用氢氧化钾作为电解质，用覆有 Ni 拉尼镍（Raney）拉尼银的多孔金属作为电极。电极安装在一石棉基体上。




燃料电池

电池产生的热量由水回路传递给氢回路。

## 机械臂系统

“使神号”机械臂系统安装在资源舱中段，完成作业后，在再入前随资源舱一起抛掷。系统由 3 部分装置组成，它们是：

1）机械臂主设备；

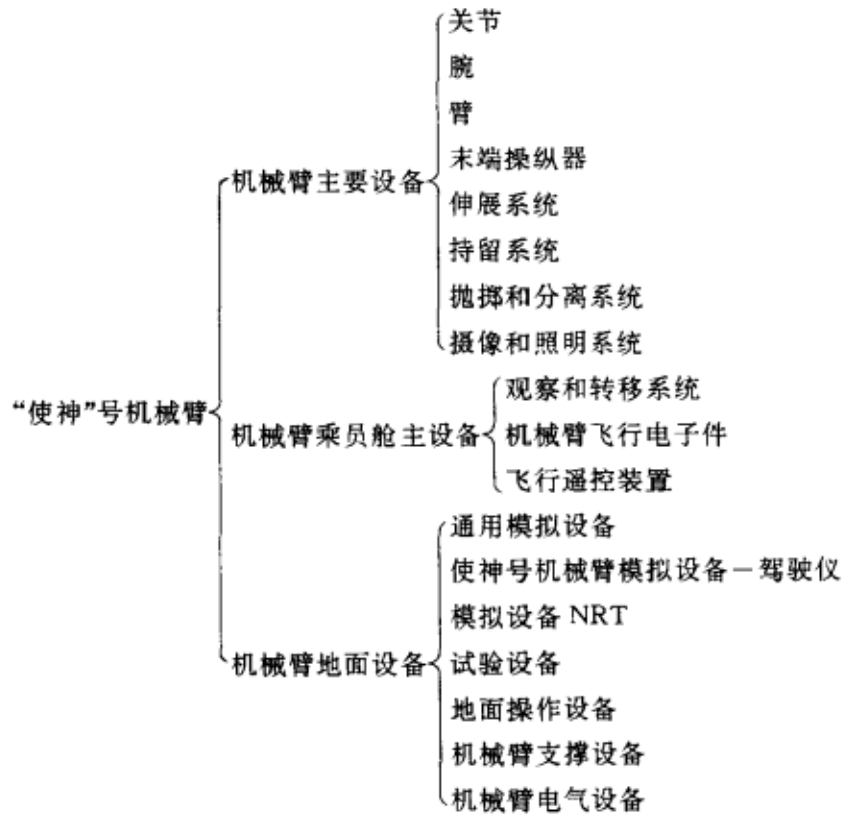
2）机械臂乘员舱主设备；

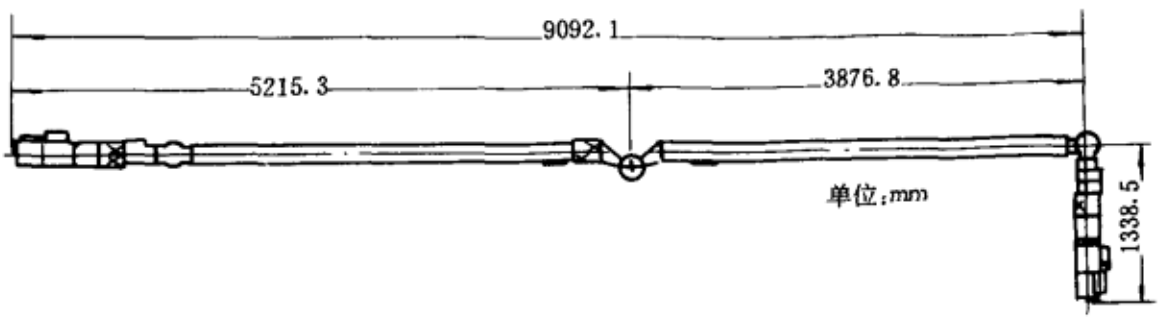
3）机械臂地面设备。

其组成如图所示：

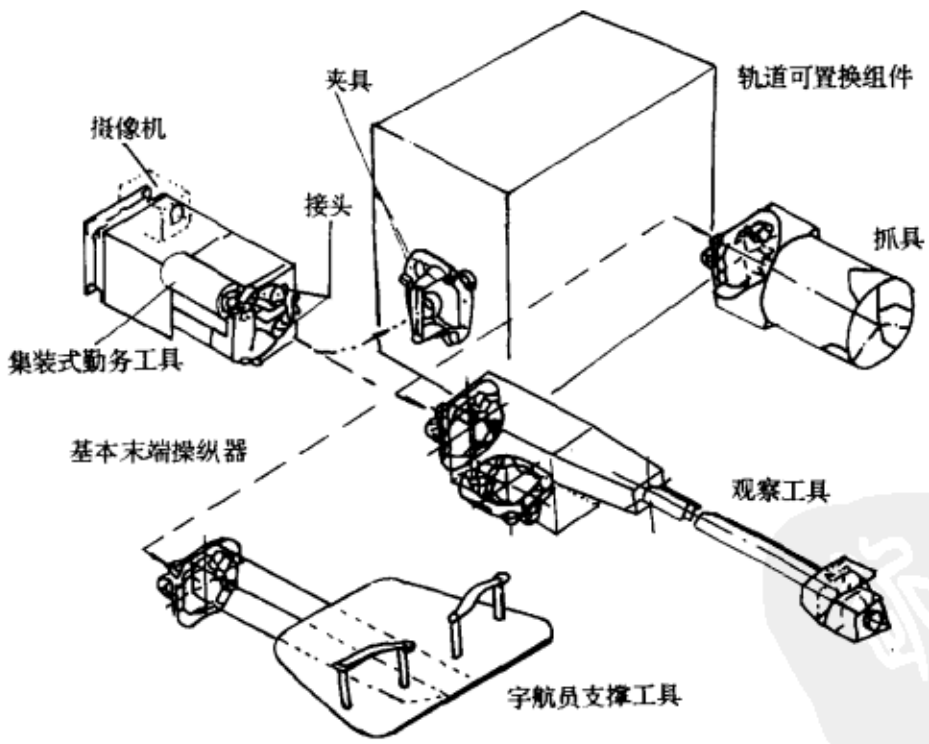
**机械臂主设备**

机械臂主设备由机械臂、末端操纵器、传感器、伸展系统、持留系统、分离系统和工具箱组成。




"使神号"机械臂




末端操纵器分系统

1. 机械臂　由臂、肘和腕组成。臂由碳纤维复合材料制成，装有金属末端法兰。法兰用来与关节机构连接。肘为单关节机构。腕有滚动、俯仰、偏航 3 个关节。腕在完成肩功能时偏航关节保持一固定位置。各关节均带有谐调驱动机构。

2. 末端操纵器　主要组件为基本末端操纵器(BEE)。基本末端操纵器由一标准末端操纵器和一个用来运送轨道可置换组件(ORU)的抓具组成。末端操纵器装有抓勾驱动机构、电子件、输送电力与数据的接头和一传递机械力(0.5rad/s 100Nm)的集装式勤务工具。标准抓具也可作为宇航员把手用。末端操纵器还设有一力矩/力传感器。传感器测量 6 个相互垂直的力和相对基本末端操纵器一固定坐标的力矩分量。末端操纵器还设有用于其它任务的专用工具，如带 NASA 抓具的自由飞行目标飞行器抓具、带电视摄像机和照明器材的观察工具、带脚蹬的宇航员支撑工具和工具架等。

3. 外部状态信号器　除了关节传感器和末端操纵器力矩/力传感器外，还通过电视摄像机为操作员和操作系统提供图象信息。

臂摄像机安装在腕关节附近，提供腕/有效载荷工作区的全景视场。末端操纵器摄像机提供工作站直接、详细的视象。在距离小于 1.5m 时，此摄像机也用来精确测量安装在标准抓具上的目标。此外在观察工具上也装有一台摄像机。各摄像机视景通过肩部末端操纵器送给机械臂舱体设备、更远的视景由装在“使神号”和自由飞行体上的摄像机提供。

4. 伸展系统　为双位机械装置，由驱动电子组件、传感器、电缆和温控装置组成。系统用来释放连接机械臂的基板，使机械臂从贮存状态转为工作状态。

5. 持留系统　用来在发射上升段为机械臂提供结构支撑。系统由闩锁作动器、控制电子组件和状态传感器组成。

**机械臂乘员舱主设备**

机械臂由“使神号”驾驶舱中的设备控制。其电气结构如图所示。

机械臂乘员舱主设备由机械臂飞行电子组件、飞行遥控操作设备、转换和接近装置组成。

1. 机械臂飞行电子组件　集装于“使神号”制导导航计算机中。它包括用来指令和控制机械臂动作，数据输送和通信的全部电子件(和软件)。

2. 飞行遥控设备　包括程序可控键盘、图表显示、电视显示、2 个 3 轴手控控制器和一光标定位装置。它们均由“使神号”任务管理控制计算机监控。另外还有一供应急处理用的“使神号”机械臂专用开关板。

3. 转换和接近装置　是机械臂和驾驶舱组件间的数据、电力和应急信号接口装置。部分组件为连接在机械臂摄像机上的视频处理装置(VPU)。在捕捉时视频处理装置借助末端操纵器摄像机图象获得目标的相对位置，作为机械臂控制的输入信号。

**系统操作模式**

机械臂共有以下 5 种操作模式：

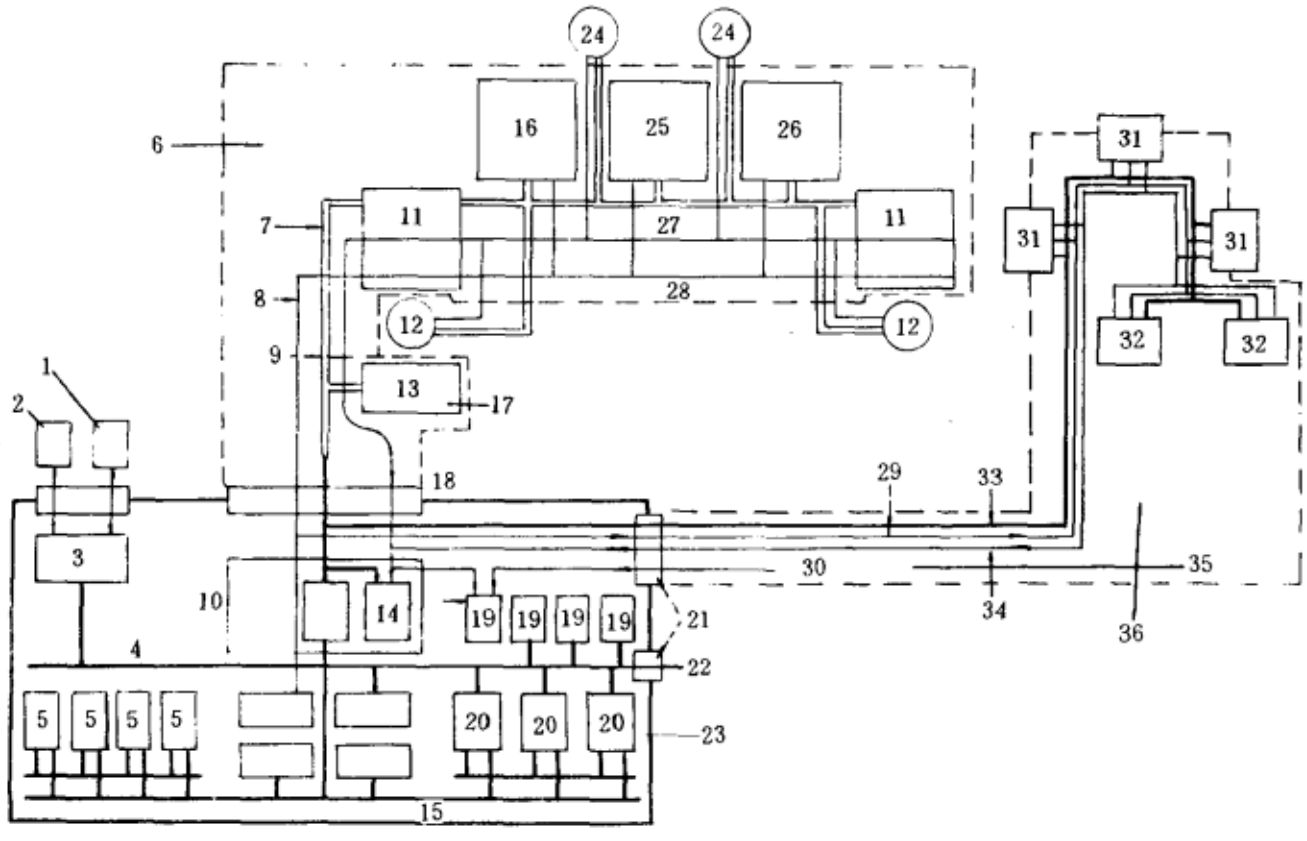
1)程序控制模式　程序由操作员用地面软件编辑；

2)自动模式　机械臂按基本功能预装订程序工作；

3)操作员控制模式　操作员控制机械臂的一个或多个自由度，直接操纵机械臂相对于末端操纵器或有效载荷的运动；

4)单关节模式　该模式为备用模式，用最少量的硬件和软件驱动一个关节；

5)应急模式　模式通过机械臂专用开关板执行。功能上相当于单关节模式。




机械臂电气结构

1. 持留系统;2. 工具架;3. 手控输入板;4. "使神号"任务母线;5. 通用计算机;6. 机械臂;7. "使神号"机械臂数据母线;8. 直接驱动器;9. 使神号基板;10. 开关和接近装置;11. 基本末端操纵器;12. 末端操纵器摄像和照明组件;13. 机械臂伸展装置;14. 目视接近装置;15. "使神号"飞行母线;16. 腕 1;17. 释放系统;18. 末端操纵器/"使神号"接口;19. 视频设备;20. 多路传输信息处理器;21. 对接界面;22. 使神号/有人照料自由飞行体任务母线入口;23. "使神号"驾驶舱;24. 摄像和照明组件;25. 肘;26. 腕 2;27. 视频线路;28. 硬件直接驱动线路;29. 机械臂直接驱动器;30. 有人照料的自由飞行体轨道可置换组件视频线路;31. 有人照料的自由飞行体基板;32. 有人照料的自由飞行体视频接口;33. 机械臂数据母线;34. 机械臂摄像和照明组件;35. 有人照料的自由飞行体视频网络;36. 有人照料的自由飞行体

## 安全与救生

美国航天飞机"挑战者号"失事后,在"使神号"设计中提出载人飞行任务必须首先保障宇航员安全的政策,引起"使神号"方案极大变动。

**任务段安全措施**

1. 发射段　此段共分 3 个阶段:第一阶段为"阿里安 5"固体助推器工作段,历时约 120s。此阶段可能发生的故障有助推器局部过热、助推器未准时释放分离、药柱裂纹、起火爆炸、一台助推器未点燃、失控、超压和芯级失控等。此飞行段还经过飞行 60s 时的最大动压段和运载器最大加速段,因此采用乘员弹射救生方案。

第二阶段从固体助推器分离后开始,历时约 460s。可能产生的毁坏性故障有涡轮泵堵塞、管路断裂,贮箱超压、失控等。此阶段采用"使神号"与低温级分离,滑翔飞行到可弹射高度后弹射的方法救生。如事故发生在飞行 6～7min 时,"使神号"可在达卡机场和大西洋佛得角群岛着陆,如在水上迫降则需弹射乘员,在海上回收。

第三阶段延伸到“使神号”入轨，约历时 300s。在此期间如果发生故障采用备用跑道方式救生。

2. 轨道运行段　此阶段发生突发性故障的机遇大大降低。可有几个小时的故障处理时间，故可进行整机救生。“使神号”空间飞机必须保存其返回地面的能力。它需装备用于维持生命的宇航服。

3. 再入段　高超音速飞行阶段乘员的安全只能靠“使神号”本身的可靠性，只有再入到一定阶段后才能采用乘员弹射救生方案。

**弹射方案**

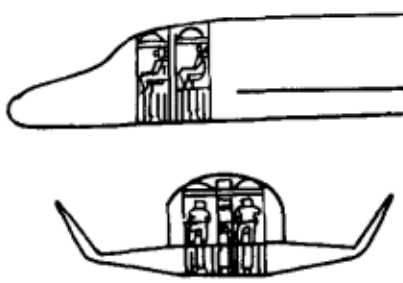
乘员救生曾考虑过弹射座舱和弹射座椅两种方案。后者因具以下优点而被选中：

1)方案简单，风险小；

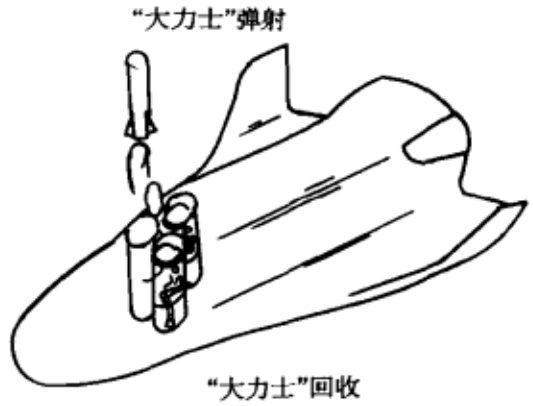
2)弹射座椅质量轻，约 1t，而弹射座舱则至少 3t；

3)节省研制费。一种叫作“大力士”的弹射座椅研制费为 50MAu(百万欧洲货币计算单位)，而座舱方案则需 400MAu；

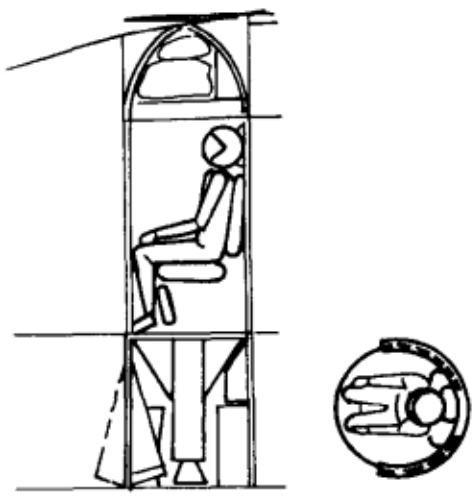
4)产品可靠　可在“使神号”样机上作大量全尺寸试验。



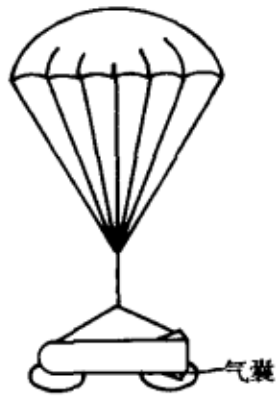
“大力士”弹射系统




“大力士”回收



“大力士”弹射座椅




“大力士”弹射座椅

“大力士”弹射座椅如图所示。“使神号”失事时，宇航员将在一个密封且带有一固体火箭的弹射座椅筒中被弹射。从关闭筒盖到弹离“使神号”的时间仅需 3s。

# 森格尔Ⅱ （SÄNGERⅡ）

谢佐慰

“森格尔Ⅱ”是联邦德国正在研究的一种两级空天飞机，由梅塞施米特·伯尔科·布洛姆有限公司(Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH，简称 MBB 公司)于 1985 年提出方案设想并开始进行研究，1986 年春对外公开。1987 年联邦德国的研究与技术部(BMFT，Bundesminister der Forschung und Technologie)把“森格尔Ⅱ”正式纳入国家计划，开始执行以“森格尔Ⅱ”空天飞机为核心的国家高超声速技术计划。为了纪念德国航天先驱者欧根·森格尔(Eugen Sänger (1905～1964))并与早期的森格尔方案加以区别，最后将此空天飞机方案定名为“森格尔Ⅱ”。

这种空天飞机是联邦德国为满足西欧对空间运输系统与高超声速客机的长远需要而发展的。据初步估计，21 世纪初西欧对空间运输系统的需求将是：无人有效载荷的近地轨道(轨道倾角 28.5°)运载能力为 15t；载人有效载荷的近地轨道(轨道倾角 28.5°)运载能力约为 5t(轨道器可以自主地在轨工作 4 天)；运载器的发射频率为每年 5～10 次(载人飞行任务)或 7～14 次(不载人飞行任务)。21 世纪初乘坐客机跨越太平洋飞行的旅客需求量预计每年将会达到 8000 万人。对于这样的运输任务，现有的一次使用运载器和亚音速客机由于运输费用高、效能低而不能满足要求，因此就有必要发展经济有效的新型运输工具。

“森格尔Ⅱ”是水平起降与完全重复使用的空天飞机。这种飞机可以使运输单位有效载荷所需要的费用低一个数量级。

联邦德国在充分考虑了需要与可能之后，提出了技术风险较小、比较现实可行的两级入轨的“森格尔Ⅱ”空天飞机方案。

1987 年进行了为期一年的“森格尔Ⅱ”总体方案研究，通过研究初步确定了总体方案与运载能力，如表所示。

**“森格尔Ⅱ”运载能力**

| 飞行任务 | 森格尔Ⅱ方案 | |
|---|---|---|
| | 运载器构成 | 运载能力 |
| 向空间站(450km 轨道，28.5°轨道倾角)运送人员与供应品 | 助推级加 HORUS 轨道器 | 2～4t |
| 向近地轨道(300km)运送有效载荷 | 助推级加 CARGUS 上面级 | 15t |
| 发射通信卫星至地球静止轨道(36000km) | 助推级加 CARGUS 上面级 | 2.6t 或 2×1.25t |

在 1987 年总体方案研究的基础上，研究与技术部决定从 1988 年开始分三个阶段进行“森格尔Ⅱ”运输系统的全面研究工作，即：

第一阶段(1988 年至 1992 年)

进行技术方案的深入论证。要对整个运输系统的技术方案进行细致的论证，特别要对四大关键技术(推进、气动热力学、材料/结构和飞行制导系统)进行深入的研究；

第二阶段(1993 年至 1999 年)

验证性试验样机的研制与初步试验阶段。此阶段的主要任务是研制缩比样机并完成样机的飞行验证。

第三阶段(2000 年至 2005 或 2006 年)

全欧合作研究阶段。此阶段的主要任务是进一步发展所需要的技术并且开始研制全尺寸动力装置。预计到 2005 或 2006 年,西欧将有可能对是否制造"森格尔Ⅱ"作出最后决定。一旦此时作出研制决定,将有可能在 2025 年用"森格尔Ⅱ"系统来取代"阿里安Ⅴ-使神号"系统。

为了加强第一阶段的研究工作,联邦德国从 1989 年开始增大了投资强度。计划投入的经费(1989 年币值)为:

研究与技术部 2.2 亿马克(0.67 亿用于系统研究,1.53 亿用于技术发展)。

航空航天研究院(DFVLR,Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt) 0.86 亿马克。

德国研究协会(Deutsche Forschungsgemeinschaft)~0.3 亿马克

航空航天企业 0.40 亿马克(其中 MBB 公司投资 0.30 亿马克)。

以"森格尔Ⅱ"为核心的国家高超声速技术计划由政府的研究与技术部负责领导,MBB 公司承担技术抓总工作。参与此计划的单位还有:航空航天研究院、德国研究协会以及主要的航空航天企业,如道尼尔(Dornier)、MTU、MAN、林德(Linde)等公司。

对于象"森格尔Ⅱ"这样的系统,在初期只能根据其它类似系统的实际成本进行分析比较,估算其成本。

MBB 公司根据其横向对比成本模型(TRANSCOST 模型)建立了经过改进的成本估算公式(CER),包括总系统、各子级、发动机、发射与飞行操作等研制费用估算公式。所有这些公式均以人年(MY)作为单位,因为其数值基本保持不变,不会受到其它因素(如通货膨胀、其它费用的增加、欧洲计算单位 AU 与美元兑换率的波动等)的影响。

例如:

| IMY | 欧洲航空航天工业 | 美国航空航天工业 |
|---|---|---|
| 1986 | 123500AU | 138600 美元 |
| 1987 | 131000AU | 148150 美元 |
| 1988 | 139500AU | 158300 美元 |

1988 年 2 月 22 日,经 MBB 公司修订后的"森格尔Ⅱ"发射成本(单位为 MAU,即百万欧洲计算单位)为:

| | EHTV/HORUS | | EHTV/CARGUS | |
|---|---|---|---|---|
| 每年发射次数 | 12 | 30 | 12 | 30 |
| 运载器续生成本(VRC) | | | | |
| 一次使用的 CARGUS 级 | — | — | 27.10 | 27.10* |
| EHTV 每次飞行的分期偿还成本 | 1.05 | 1.05 | 1.05 | 1.05 |
| HORUS 每次飞行的分期偿还成本 | 3.93 | 3.93 | — | — |
| 直接操作成本(DOC) | | | | |
| EHTV 整修、维护费 | 0.19 | 0.15 | 0.19 | 0.15 |
| HORUS 整修、维护费 | 1.78 | 1.40 | — | — |
| 推进剂费用 | 0.35 | 0.30 | 0.35 | 0.30 |
| 发射与飞行操作费用 | 3.93 | 2.62 | 2.36 | 1.57 |

| | EHTV/HORUS | | EHTV/CARGUS | |
|---|---|---|---|---|
| EHTV/HORUS 保险费 | 1.00 | 1.00 | 0.50 | 0.50 |
| 间接操作成本(IOC) | | | | |
| 计划管理、系统管理、设施 | | | | |
| 保障、市场、利润等 | 4.00 | 2.25 | 4.00 | 2.25 |
| 每次发射的总成本 | 16.2 | 12.7 | 35.55 | 32.9 |

* 此数值包括 6.2(HM60 发动机)、14.0(级系统)和 6.9(设备/整流罩),取的是 H155 级第二批生产第 70 至 100 个芯级的平均费用。

对于低地球轨道载人飞行任务,用"阿里安 5-使神号"系统(发射质量 725t)发射,每年 2 次,每次的发射费用约为 150MAU(1987 年百万欧洲计算单位),如果用"森格尔Ⅱ"(EHTV/HORUS)(发射质量 340t),每年飞 12 次,每次的发射费用仅需 16.2MAU。

MBB 公司根据 TRANSCOST 模型估算得出的森格尔Ⅱ计划的研制费用为:

(1987 年币值)

| | |
|---|---|
| 1. 计划管理,系统协调与飞行试验 | ~200MAU |
| 2. EHTV(包括涡轮/冲压喷气发动机的研制费用) | 80000MY=10480MAU |
| 3. HORUS(45000MY,但考虑到可利用"使神号"的研制经验,可降至 32000MY) | 32000MY=4190MAU |
| 4. ATC-1500 发动机(13000MY,但考虑到可利用 HM60 的研制成果,减至约 11000MY) | 约 11000MY=1440MAU |
| 5. CARGUS(15000MY,但考虑到可从 H155 级改进而成,减至约 2500MY) | 约 2500MY=330MAU |
| 总 计 | 127000MY=16640MAU |

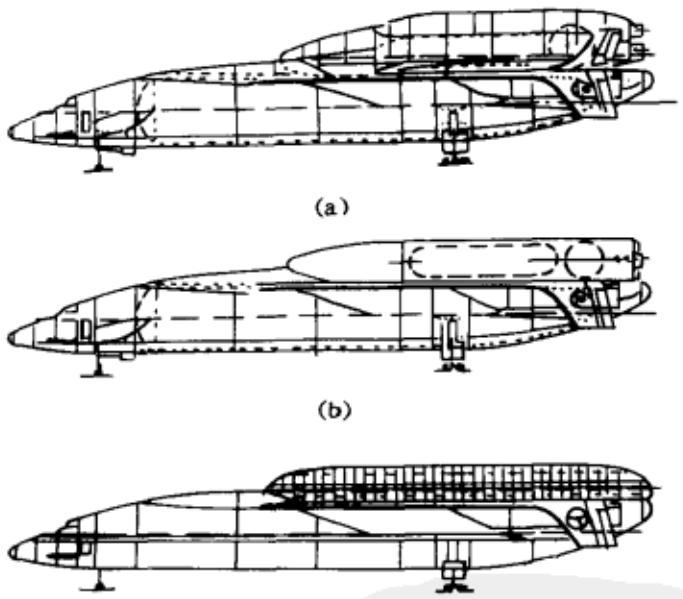
## 总体方案设想

"森格尔Ⅱ"的总体方案设想如下:

由两架飞机分别构成森格尔Ⅱ空天飞机的助推级和上面级。助推级在外形、尺寸与结构上与高超声速客机基本上相同,助推级只要换装上载人客舱即可变成一架高超声速客机,这样既可满足空间运输、又能满足越洋航空运输的需要,做到一机两用。上面级有两种状态,即载人与货运状态。载人上面级叫高超声速再入系统(HORUS),是可以多次重复使用的轨道器;货运上面级叫货舱(CARGUS),是一次使用的货运级。

这个设想方案的主要优点是:

1)可以为欧洲独立自主地进入空间较早地提供经济有效的运输工具。




"森格尔Ⅱ"的总体方案设想
(a)载人方案(助推级加 HORUS);
(b)货运方案(助推级加 CARGUS);
(c)高超声速客机方案。

2)发射成本可降至目前水平的 10～30%。

3)可从欧洲的普通机场水平起飞,巡航飞行 3000～5000km,飞到北纬 28°与赤道之间的任何纬度,以不同的轨道倾角直接将有效载荷送入所需要的轨道。

4)可以满足多种用途的需要,使用方便灵活,助推级与高超声速客机具有良好的共用性,可根据载人与运货的不同需要选用不同的上面级。

5)使用液氢燃料,燃烧产物干净无害,不会对周围的环境造成污染。

6)采用两级方案便于减轻技术难度,技术风险比单级入轨空天飞机的要小,无需重大的技术突破,因而较易实现。这从下面所示的空间运输系统技术难度比较表即可看出。

| 运载器 | 气动热力学 | 推进 | 结构/材料 |
|---|---|---|---|
| "阿里安 4/5"运载火箭 | 9% | 20% | 7% |
| "使神号" | 60% | 3% | 27% |
| "森格尔Ⅱ" | 91% | 65% | 47% |
| 单级入轨空天飞机 | 100% | 100% | 100% |

"森格尔Ⅱ"的总体方案在 1987 年经过了比较系统的综合分析后,已经取得了某些重要的结果,主要是:

1)通过方案优化,使助推级的尺寸与发动机推力进一步减小;

2)完成了各种风洞模型的初步试验研究;

3)获得了助推级及其涡轮/冲压喷气发动机、HORUS 上面级以及总系统的首批数据;

4)经过较长时间的使用与性能研究确定了"森格尔Ⅱ"的基准飞行轨道;

5)确定了助推级涡轮/冲压喷气发动机的基本数据。

从 1988 年开始进行为期 5 年的第一阶段研究,研究的重点是总系统和推进系统的方案以及关键技术的解决途径。

总系统方案研究的目的在于进一步确定系统的性能数据、技术规范以及级间分离方案,对上升段轨道进行优化选择,对地面操作与地面设施及其总体布局作较深入的研究。

推进系统总体方案研究的目的则在于获取系统的性能数据,研究与解决推进系统与机体的结构衔接技术,对热平衡控制也要作深入的研究。

有待解决的关键技术主要在 4 个领域;即推进,气动热力学、结构/材料以及电子与设备。这 4 个领域的工作量分别占 60%、15～20%、15～20%和 5%。推进系统还要先进行可行性研究,计划在 1988～1991 年间进行推力达 80～100kN 的缩比发动机模型研究与试验,1990～1992 年间再研制推力达 300～400kN 的全尺寸发动机的关键性部件。除了这 4 个领域的关键技术外,还有必要研究有效地利用液氢的技术和生命保障技术。

"森格尔Ⅱ"的总体方案在 1987 年年中之前主要由 MBB 公司进行研究。为了使方案研究做得更细致,研究与技术部决定让道尼尔公司也参与研究并提出自己的方案,以便通过多种方案的比较,得出更合理的最终方案。道尼尔公司于 1987 年提出了自己的"森格尔Ⅱ"D 方案,该方案与 MBB 公司方案的主要差别在于吸气式发动机的使用与级间分离的马赫数以及设计概念有所不同。

## 主要技术性能

“森格尔Ⅱ”空天飞机的主要技术性能参数至今尚未确定。下面列出的仅是MBB公司1987年12月方案和道尼尔公司1987年D方案所确定的主要技术性能参数。

| | MBB1987.12方案 | D方案 |
|---|---|---|
| 总系统 | | |
| 总起飞质量 | 340t | 360t |
| 全长 | 84.5m | 81m |
| 翼展 | 41.4m | 40m |
| 高超声速升阻比 | 4.8～5.3 | |
| 助推级 | | |
| 总质量(不包括有效载荷质量) | 259t | ～265t |
| 额定净质量 | 149t | ～155t |
| 液氢最大质量 | 100t | ～100t |
| 液氧质量 | | ～10t |
| 发动机地面推力 | 5×300kN | 6×400kN |
| 分离时的最大速度 | 6.8*M* | 7～8*M* |
| 分离时的高度 | 31km | 35～40km |
| 巡航距离 | 2×3700km | 2×2500km |
| HORUS载人上面级 | | |
| 总质量(不包括有效载荷质量) | 87.5t | ～87t |
| 额定净质量 | 22.5t | ～22t |
| 液氧/液氢推进剂质量 | 65t | ～65t |
| 发动机真空推力 | 1×1500kN | |
| 有效载荷质量 | 3.5t | ～5t |
| CARGUS货运上面级 | | |
| 总质量(不包括有效载荷质量) | 62t | |
| 额定净质量 | 7t | |
| 液氧/液氢推进剂质量 | 55t | |
| 发动机真空推力 | 1×1050kN | |
| 有效载荷质量 | 5～15t | |

## 助 推 级

助推级又称欧洲高超声速运输机(EHTV,European Hypersonic Transport Vehicle),它有两种状态,即运载器一子级状态和高超声速客机状态。助推级的方案通过设计优化已有较大

的变化。以 MBB 公司 1987 年 12 月方案与 1987 年 5 月方案相比，主要有下述变化：

1)助推级的全长自 92m 降至 84.5m，翼展由 46m 降至 41.5m，推进剂质量由 130t 降至 100t。

2)通过缩小尺寸和改善机翼/发动机吊舱的一体化设计使横截面与阻力减小。

3)机翼的面积由 880m² 降至 735m²，以获得最佳翼载(450kg/m²)。

4)将发动机吊舱前移，使质心更易匹配，并可缩短后襟翼的长度。

5)发动机由 6 台减至 5 台，以便于安装涡轮发动机的组件，降低发动机的单位成本，减少维护费用。

由上述方案演变所带来的助推级性能改进主要包括：

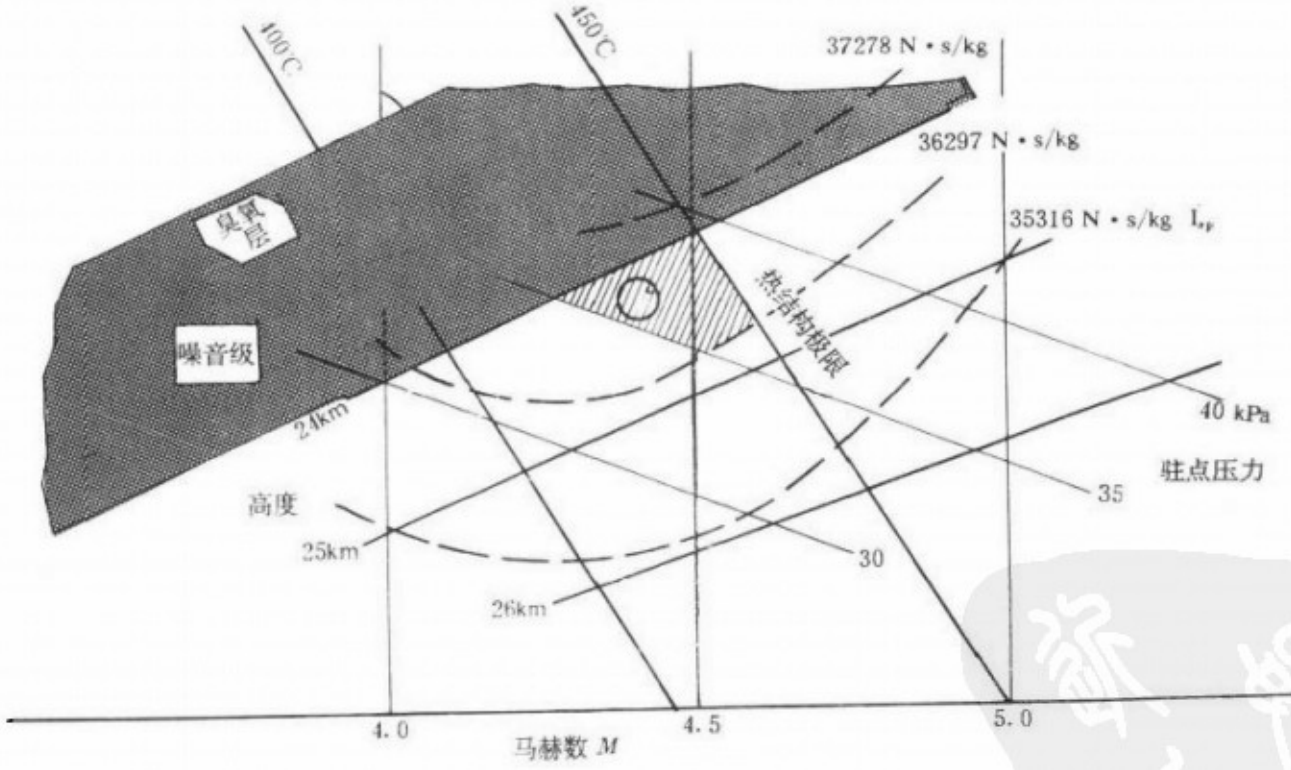
1)通过性能优化使助推级推进剂的质量由 130t 降至 100t。

2)发动机的台数与地面推力由 6×400kN 降至 5×330kN(装在助推级上时，推力为 300kN)。

3)助推级与上面级的级间分离高度与速度由 35km、7*M* 降至 31km、6.8*M*。

4)综合考虑环境、性能、成本等因素的影响，确定了最佳巡航速度与高度。

对于高超声速客机来说，在选择巡航速度与高度时，需要考虑如下一些因素：防止结构产生过大的载荷；气动加热不严重；防止噪音过大，达到无法接受的程度；保护臭氧层的最敏感部分，使其不致遭到破坏。巡航速度高，高度也高，客机上升和下降时间就长。飞得太高并不能缩短飞行时间。巡航速度通常选用 4～5*M* 最合适，因为在此情况下飞行的时间较短，燃料消耗量也不很大，气动加热也不严重，无需采用主动式冷却系统。根据性能优化的比较结果，最后选定巡航速度为 4.4*M*，高度为 24.5km。据初步估算，在此情况下，用高超声速客机运送旅客的成本基本上与用亚声速客机的相接近。




巡航高度的确定

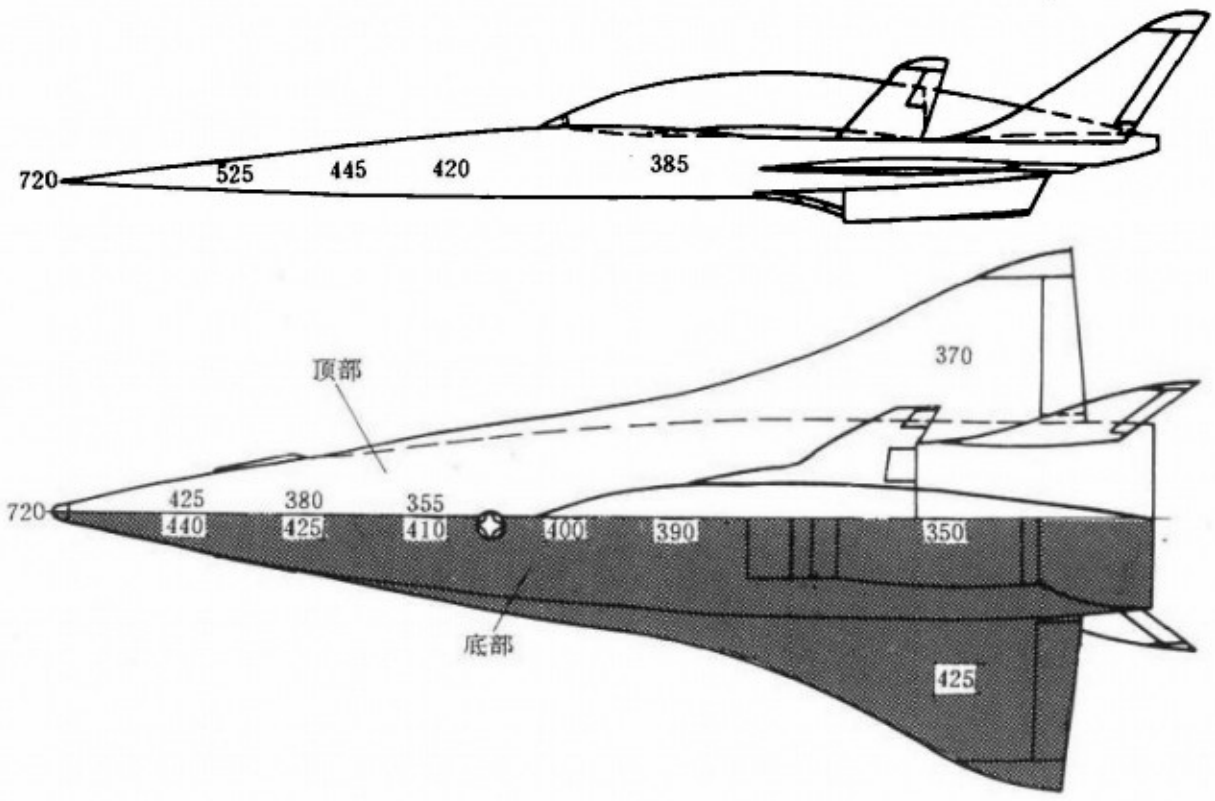
MBB 公司 1987 年 5 月和 12 月方案所得出的助推级的技术性能参数如下：

| | 1987 年 5 月方案 | | 1987 年 12 月方案 | |
|---|---|---|---|---|
| | 运载器一子级 | 高超声速客机 | 运载器一子级 | 高超声速客机 |
| 全长(m) | 92 | 92 | 84.5 | 84.54<br>(机身长 81.34) |
| 翼展(m) | 46 | 46 | 41.4 | 41.5 |
| 翼面积($m^2$) | 880 | 880 | 735 | 735 |
| 贮箱容积($m^3$) | 2500 | 1800 | 1500 | 1500 |
| 净质量(t) | 112 | 95＋26(座舱,设备) | 149 | 155 |
| 推进剂最大质量(t) | 150 | 120 | 100 | 100 |
| 有效载荷质量(t) | 66～91(上面级) | 35～40(250 名乘客/货物) | 66～91(上面级) | 35～40(230 名乘客/货物) |
| 最大起飞质量(t) | 300～350 | 270～280 | 340 | 290 |
| 最大升阻比:高超声速 | 4.4 | 5.5 | 4.8～5.5(5°) | 5.7(5°) |
| 亚声速 | | | 10.5(3.5°) | 12(3.5°) |
| 涡轮冲压喷气发动机的台数与地面推力(kN) | 6×400 | 6×400 | 5×300 | 5×300 |
| 每台发动机的额定起飞推力(kN) | 300 | 300 | 300 | 260 |
| 巡航速度(马赫数) | 4 | 4.5 | | 4.4 |
| 分离速度(马赫数) | 7 | | 6.8 | |
| 飞行距离(km) | 5000 | 10360 | 5000 | 10360 |
| 最大飞行高度(km) | 35 | 25 | 31 | 24.5 |
| 工作寿命(a) | 15<br>(飞 100～150 次,500～1000h) | 15<br>(飞 2 万次,55000h) | | |

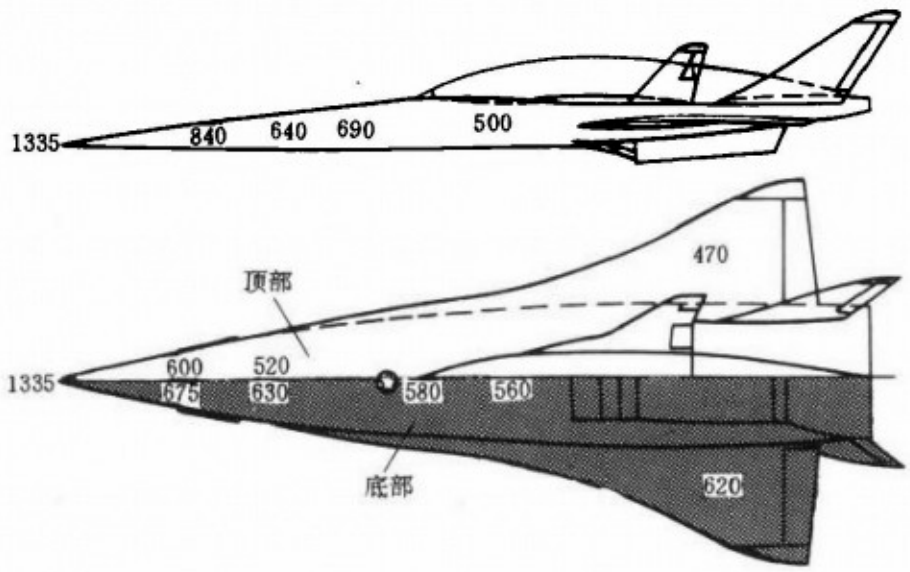
自 1988 年至 1989 年春，助推级通过研究与改进又对参数作了某些调整，主要有：助推级的分离高度与速度从 31km，6.8*M* 降至 30km，6.6*M*；长度 84.5m，翼展41.5m；起飞质量降至 320～335t，净质量降至 143t；5 台发动机中每台发动机的推力自 300kN 提高到 360kN。

**结构与材料**

制造助推级的机身与推进系统部件所遇到的最大难题是最大限度地减轻结构质量。对于高超声速客机的情况，由于将巡航速度与高度定为 4.4*M* 和 24.5km，因此气动加热情况并不太严重。由下图不难看出，机体各部分的温度大致在 350～720℃的范围内，采用钛合金结构即可满足使用要求，质量较小，成本/效能也较好。当然也可以考虑使用铝锂合金或金属基复合材料。但是对于运载器一子级的情况，气动加热就要严重得多。从其温度分布图可以看出，温度低于 540℃的部位约占整个机体表面积的 60%，温度在 540℃至 900℃的部位约占表面积的 35%，而温度在 900℃至 1350℃的部位则约占 5%。这就要求采用能够长时间地耐高温或耐极高温度的结构/材料。影响结构/材料选择的另一个重要因素就是液氢贮箱的设计方案及贮箱



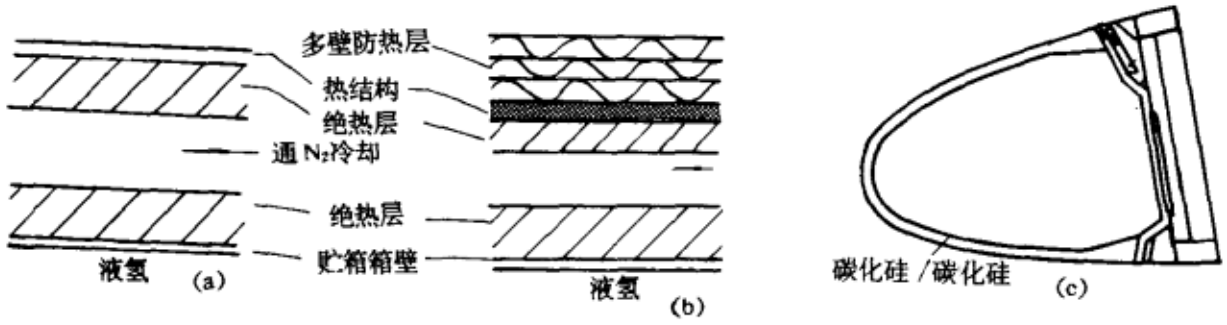

高超声速客机巡航飞行(4.4*M*、24.5km)时的温度分布




运载器一子级在级间分离(6.8*M*,31km)时的温度分布

与承载结构(导热系数应为最小)的连接形式。如何将耐高温的外部结构与耐低温的内部结构有效地加以组合,形成一个整体构件,这仍是一个有待解决的难题。目前已经提出了一些设计方案。

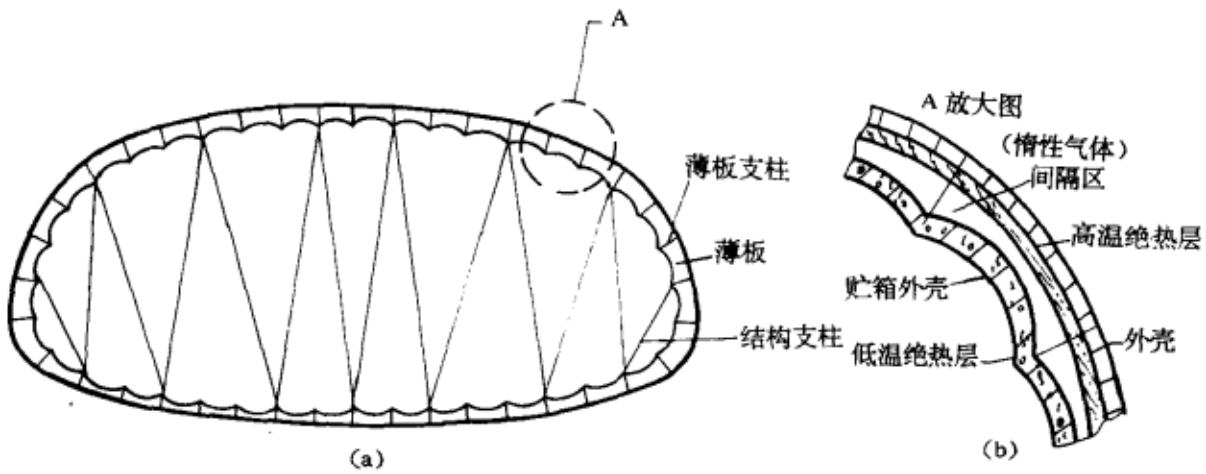
MBB 公司对一子级防热系统(TPS)和液氢贮箱结构提出了自己的设计方案,如图所示。道尼尔公司也提出了自己的机翼与机身结构方案,机身结构方案还示出了一体化贮箱与非一体化贮箱的结构形式,如图所示。




MBB 公司一子级防热系统(TPS)方案

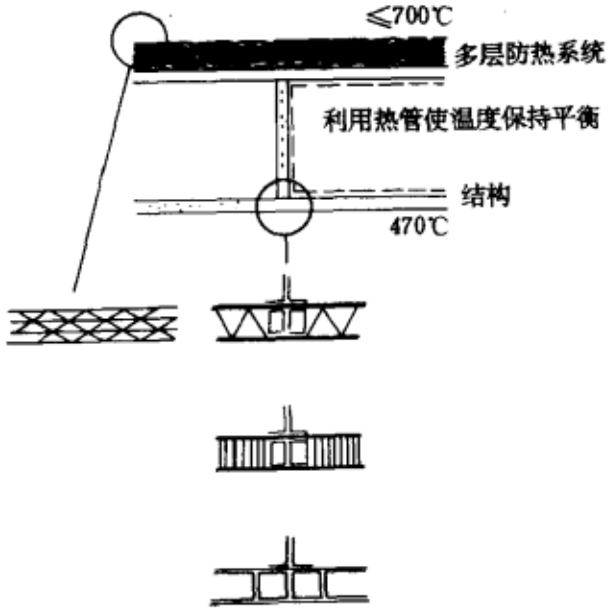
(a)<540℃,比质量 1.4kg/m² (b)540～900℃,比质量 4.7kg/m²

(c)900～1350℃,碳化硅/碳化硅(前缘一体化设计)

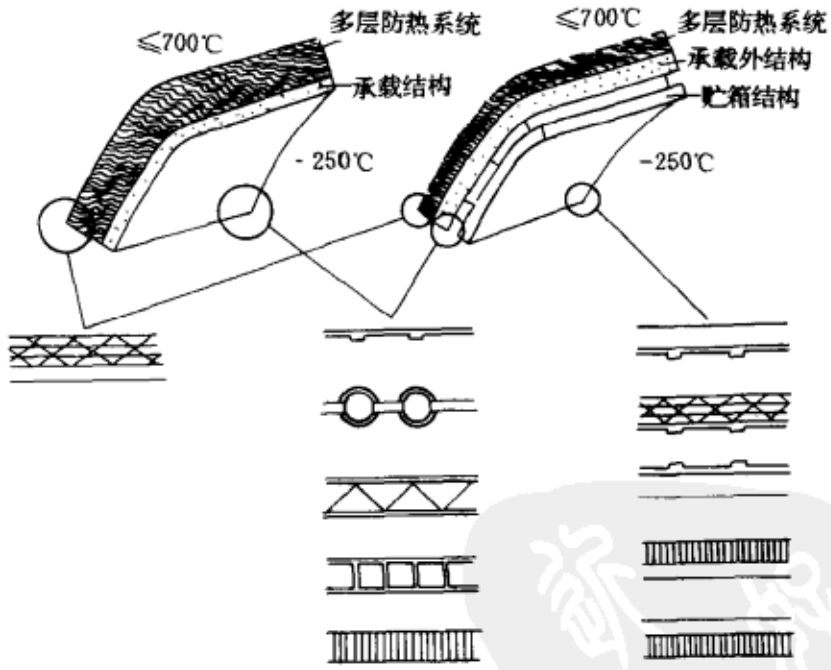



MBB 公司的液氢贮箱结构方案(带薄板的一体化贮箱结构)

(a)机身剖面图; (b)A 放大图




道尼尔公司的机翼结构形式




道尼尔公司的一体化贮箱(左)与非一体化贮箱的结构形式

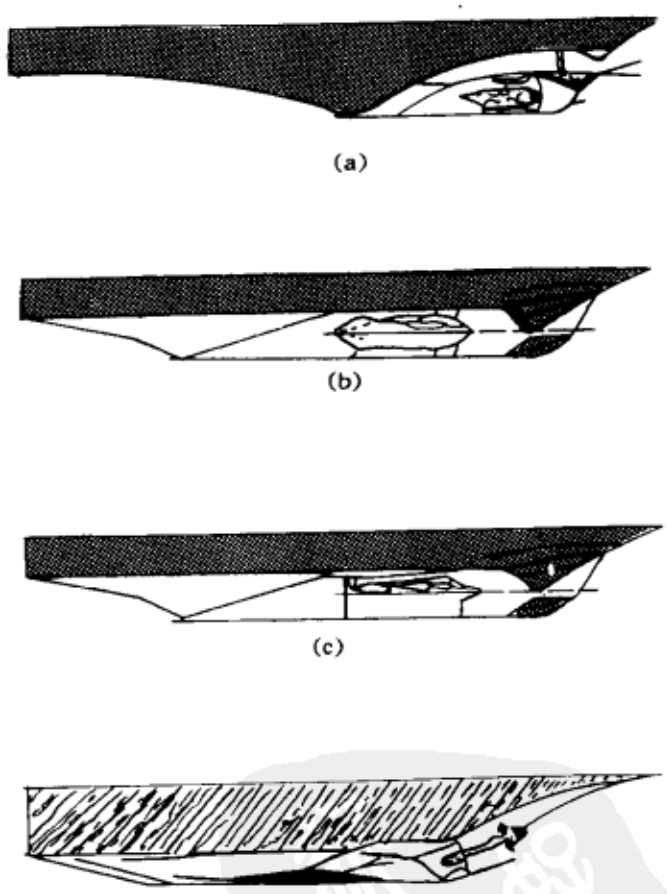
从上述各方案可以看出，为了减少高温对内部结构的影响，将采用外部金属（钛合金或耐热合金薄板）夹层结构隔热，在内、外结构之间则用循环的冷却剂或热管使温度保持平衡。至于最后采用何种结构/材料，尚有待制造典型结构部件、进行试验验证并进行综合分析对比之后才能作出决定。

**推进系统**

“森格尔Ⅱ”运载器由于采用两级方案，因而将推进系统分为助推级的吸气式系统与上面级的火箭推进系统，对各级的推进系统可以分别考虑，不需要象单级入轨系统那样研制技术风险很大的组合发动机，上面级也不需要把助推级发动机的结构质量带入轨道。

助推级的推进系统由 MBB 与 MTU 公司合作进行研究。MBB 公司对冲压喷气发动机、液氢火箭技术与进气道系统较有经验；MTU 公司的专长则是涡轮喷气与涡轮风扇发动机及热交换器技术。由于西欧对液氢、涡轮喷气与冲压发动机比较有经验，技术基础也较好，因此，当前正在研究的推进系统是液氢涡轮与冲压喷气发动机的不同组合方案，研究的重点是亚声速燃烧的吸气式发动机。推进系统选择的关键在于根据上升轨道的不同阶段对不同工作模式的发动机创造最佳的推力与最有利的燃料消耗量。

在最初进行推进系统方案研究时曾提出了许多方案，经分析与比较后将方案压缩到 4 个，如图所示。图中的(a)为基本方案，采用平行安装的冲压喷气发动机和涡轮喷气发动机，前面是一个共用的二维进气道，后面是两个二维喷管。进气道内有若干可调节的斜板，能在飞行速度由 0 变到 6.8$M$ 的范围内使进入进气道的气流匹配，以获得最大压力恢复。在涡轮喷气发动机工作期间(0 至约 3.5$M$)，机身的边界层可阻挡空气流入进气道。气流通过导管进入冲压喷气发动机的燃烧装置，再经喷管排出，以减小机身后部的底部阻力。涡轮喷气发动机考虑采用低函道比的涡轮风扇发动机。冲压喷气发动机的燃烧装置是一个轴对称直管，内装喷射氢气的支柱和使火焰稳定的槽。两个喷管是喉部直径不同的二维喷管。在高马赫数飞行时，机身后部可以起喷管延伸段的作用，从而可使出口面积增大，提高出口的有效冲量。



正在研究的 4 种发动机进气道方案

图中的(b)示出带二维喷管的一体化或同轴配置的涡轮/冲压喷气发动机。它的组成部分与方案(a)的基本上相同，但只用一个喷管，折板的构形也不同。利用同一个燃烧装置完成冲压喷气的燃烧与加力复燃。冲压喷气发动机在设计上可以起到突然膨胀的燃烧器的作用。边界层引气仍通过发动机上方的导管排放到机身后部。

图中的方案(c)示出带高温风扇与二维喷管的一体化涡轮风扇/冲压喷气发动机。此方案与方案(b)基本上相同，但采用高函道比风扇。技术关键在于风扇。在高马赫数飞行时，风扇应能耐高温，还应使风扇叶片在冲压喷气发动机工作期间保持转动，以减少气动压力损失。

图中的方案(d)是采用塞式喷管的一体化涡轮冷却器/冲压喷气发动机。它采用完全不同的涡轮机。用来自热交换器的预热氢气驱动小涡轮，小涡轮带动压缩器。热交换器构成燃烧器的壁。方案(d)的显著优点是简单，结构紧凑，质量小。在高马赫数飞行时，加力燃烧室可以起冲压喷气发动机燃烧装置的作用。在冲压喷气发动机工作时，涡轮风扇处于旁路位置。喷管则改用轴对称的塞式喷管，通过轴向平移可以改变喷管喉部的尺寸。这种喷管的优点是质量小。此外，出口平面也可以变化，使得即使在低马赫数飞行时排气也能与后斜板衔接，使机身的底部阻力减小。

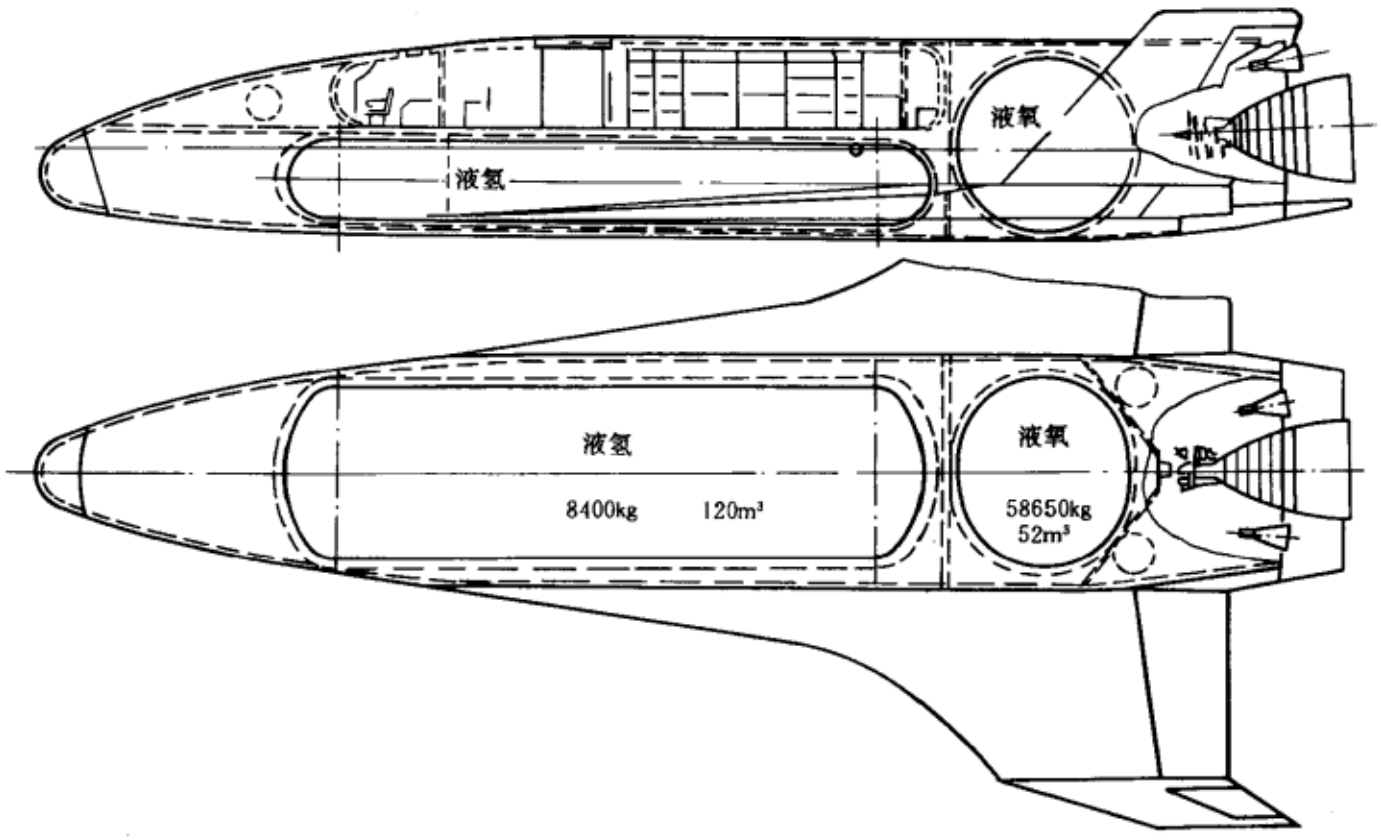
上述 4 种方案的主要差别在于涡轮/冲压喷气发动机的一体化程度不同，推力/质量比也不同。今后尚需根据性能、质量、成本、工作灵活性等因素进行综合研究，以确定最后的方案。

## HORUS 载人上面级

HORUS 是“森格尔”运载器的上面级或载人轨道器，其内部布局如图所示。该级在外形上与“使神号”空间飞机相似，但尺寸与质量要稍大些。HORUS 上面级的主要任务是：

1)向 28.5°轨道倾角、460km 高度的空间站运送人员与给养，为空间站服务。

2)将人员运送到极轨道(104°/300km)，对极轨平台进行照料。



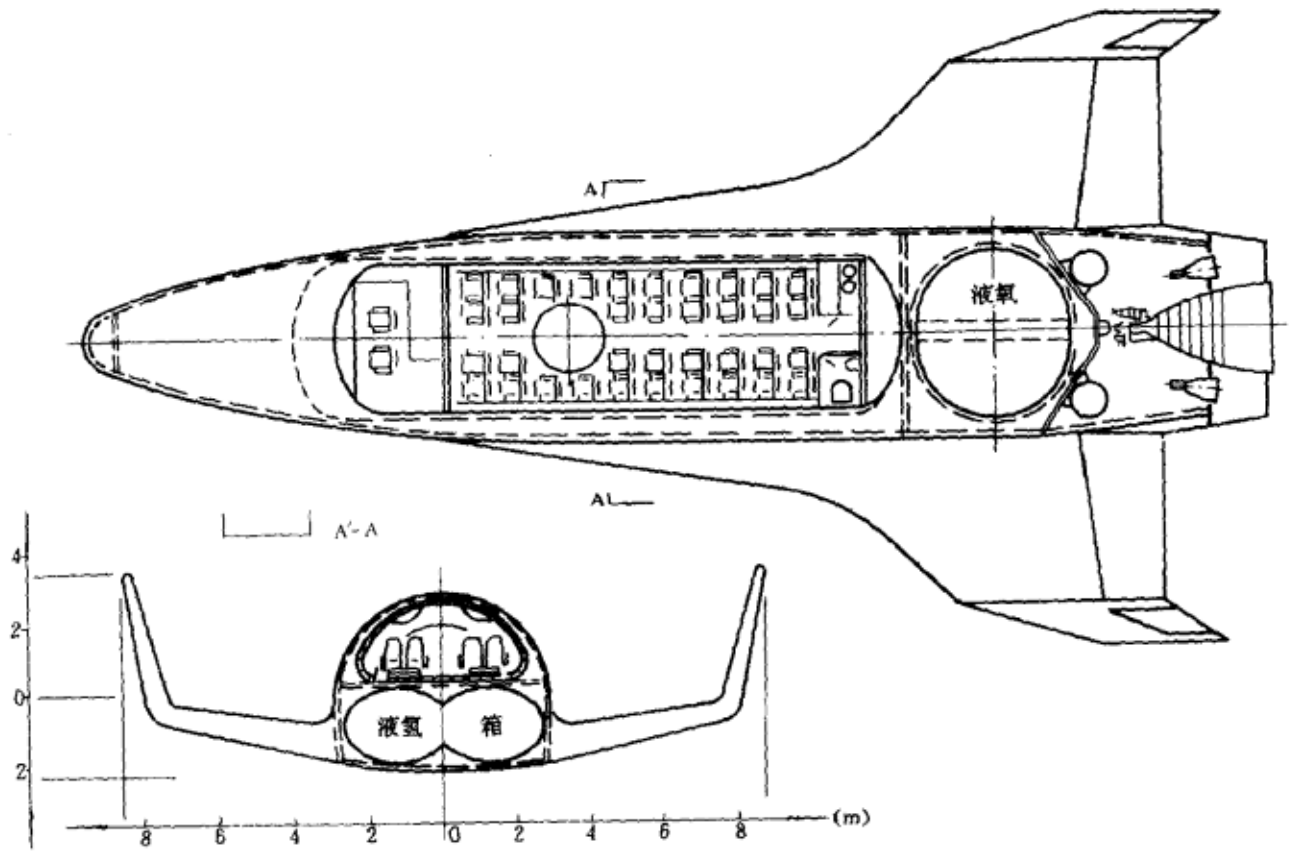

HORUS 上面级总体布局示意图

3)飞到不同的轨道执行侦察任务。

4)载运乘客作远距离(大于 16000km)亚轨道飞行。

HORUS 的设计方案已经历了几次演变，主要的改进是：

1)推进系统的发动机由两台 700kN 推力的改为一台 1500kN 推力的发动机，可使结构质量与整修费用减小，结构布局方便。




HORUS 上面级载客方案示意图

2)在改进发动机方案的同时,增大液氧液氢推进剂混合比,使推进剂贮箱容积减少 20m³,贮箱结构质量减小 150kg。

3)轨道机动系统、反作用控制系统等辅助推进系统用的推进剂由可贮推进剂改为气态氢/氧,可使质量减小 400kg。

4)用单个大液氢箱取代 3 个小液氢箱,从而可留出空间安装设备(如辅助推进系统、前起落架组件等)。

1987 年 12 月 MBB 公司方案确定的 HORUS 的主要性能参数如下:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 32.8m | 主发动机推力 | 1500kN |
| 翼展 | 17.0m | 游动发动机推力 | 2×40kN |
| 机身最大宽度/高度 | 6.0/5.0m | 推进剂贮箱容积 | 120m³(液氢),52m³(液氧) |
| 总质量(不包括有效载荷) | 87.5t | 增压机舱/座舱容积 | 96m³ |
| 有效载荷(包括乘员、设备)质量 | 3.5t | 每次飞行任务的最大持续时间 | 24(48)h |
| 净质量 | 22.5t | 横向距离(返回时) | >3000km |
| 液氢液氧推进剂总质量 | 65t | | |

HORUS 各组成部分的初步质量估算结果为:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 主推进系统 | 2100kg | 其它以及余量 | 1430kg |
| 轨道控制系统 | 780kg | 结构总质量 | 20250kg |
| 推进剂贮箱(容积 170m³) | 1900kg | 入轨用的推进剂(28°倾角/450km 空间站轨道) | 650kg |
| 机身与机翼结构 | 6800kg | 轨道/反作用控制系统用的推进剂 | 950kg |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 起落架组件 | 720kg | 其它液体、气体 | 700kg |
| 防热系统 | 3450kg | 净质量 | 22500kg |
| 电子组件/设备 | 1050kg | 有效载荷(包括乘员设备) | 3500kg |
| 电源/液压系统 | 900kg | 额定推进剂质量(上升段用) | 65000kg |
| 导线 | 400kg | 总发射质量 | 91000kg |
| 环境控制、生命保障与温控系统 | 730kg | | |

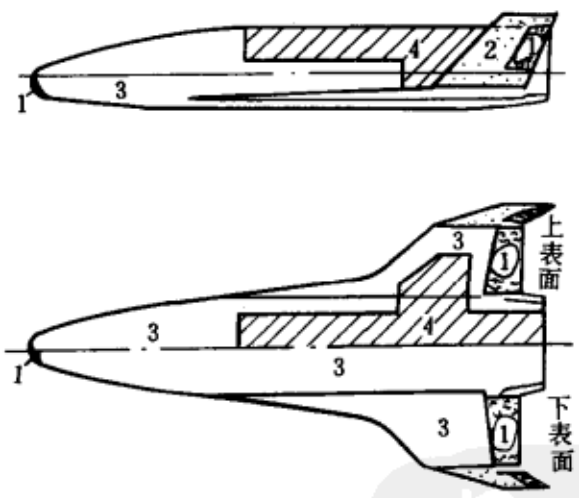
HORUS 的推进系统采用一台先进的可重复使用的高压补燃火箭发动机,发动机代号为 ATC-1500,其主要性能参数为:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 发动机质量 | 1800kg | 有效比冲 | 4709N·s/kg |
| 发动机推力 | 1500kN | 燃烧/膨胀效率 | 0.9785 |
| 燃烧室压力 | 27MPa | 推进剂混合比(液氧/液氢) | 7.0 |
| 喷管面积比 | 700 | 喷管出口直径 | 2.0m。 |

对于为期一天的飞行任务,HORUS 入轨与离轨对推进剂的要求列于下表。

| 转移轨道 | 空间站任务(28.5°,80/450km) | | 空间旅行任务(56°,80/300km) | |
|---|---|---|---|---|
| 远地点入轨机动 | 108m/s | | 65m/s | |
| 离轨所需的反推冲量 | 120m/s | | 99m/s | |
| 推进剂质量 | (比冲 3139N·s/kg) | (比冲 4316N·s/kg) | (比冲 3139N·s/kg) | (比冲 4316N·s/kg) |
| 用于远地点入轨机动 | 788kg | 642kg | 467kg | 380kg |
| 用于离轨机动 | 844kg | 685kg | 693kg | 562kg |
| 用于姿态/轨道控制 | 138kg | 115kg | 100kg | 85kg |
| 所需推进剂的总质量 | 1770kg | 1442kg | 1260kg | 1027kg |

HORUS 遇到的技术难题之一就是再入防热。下图示出了 HORUS 各部位的温度分布以及可供选择的防热结构/材料。MBB 公司为解决防热问题正在研制多层金属壁防热系统,其比质量为 8.5kg/m²,而美国航天飞机防热瓦的比质量为 12kg/m²,西欧"使神号"空间飞行器的纤维/陶瓷基防热系统的比质量则为 10.5kg/m²。MBB 公司已经研制出由 718 因康镍合金制造的多层防热系统的实验室试样。




HORUS38-1 各部位的温度及可供选择的结构/材料

HORUS 的方案在几经演变后于 1989 年调整为 HORUS 3C 方案;调整后的性能参数主要是:

长度由 32.8m 降至 28m;

推进剂质量由 65t 增加到 69.6t；

总质量增加到 93t；

结构质量降至 20t；

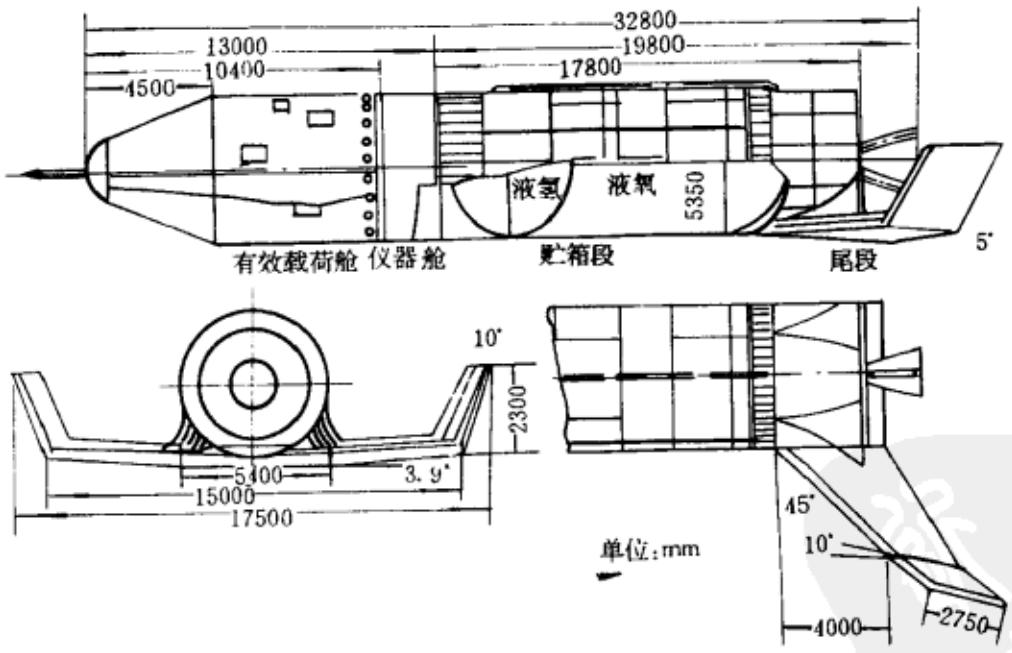
有效载荷改为 2 名宇航员和 3t 货物，或者 5 名宇航员(2 名驾驶员与 3 名乘客)和 1t 货物。

| 部位 | 温度范围 | 可供选择的结构/材料 |
|---|---|---|
| 1 | 1300～1600℃ | 碳纤维增强的碳结构，纤维增强的陶瓷结构 |
| 2 | 1000～1500℃ | 纤维增强的陶瓷结构，金属层板结构，带涂层的钛合金结构 |
| 3 | 500～1300℃ | 多层陶瓷防热瓦，纤维增强的陶瓷防热瓦，带隔热层/超级合金的金属层板结构 |
| 4 | 200～500℃ | 柔性陶瓷垫，金属(钛合金)层板结构 |

## CARGUS 货运上面级

CARGUS 货运上面级用于将重型载荷送入不同的轨道，或者用于完成科研与星际航行任务。CARGUS 在结构上拟采用“阿里安 5”运载火箭芯级(H155 级)的截短方案。CARGUS 是一次使用的系统，其主要性能参数为：全长(包括整流罩)33m，直径 5m，有效载荷整流罩长 15m，总质量 62t，推进剂质量 55t。该级采用一台 HM60 液氧/液氢火箭发动机，主要性能参数是：

| | | | |
|---|---|---|---|
| 质量 | 1200kg | 燃烧室压力 | 10MPa |
| 推力 | 1050kN | 喷管面积比 | 45 |




CARGUS 货运级的外形和尺寸

| | | | |
|---|---|---|---|
| 比冲 | 4306N·s/kg | 效率 | 96.2% |

1989年春基本上确定了CARGUS货运级的外形和尺寸,如上图所示。该级主要由整流罩、贮箱段、发动机与带机翼的尾段组成。有效载荷放置在整流罩内,贮箱段包括液氧箱和液氢箱,发动机是HM60发动机,机翼是带翼梢小翼的后掠式机翼,可改善气动性能。最后确定的主要性能参数是:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 32.8m | 直径 | 5.4m |
| 翼展 | 17.5m | 结构质量 | 6t |
| 总质量 | 71～76m | 整流罩长度 | 10.8m |
| 有效载荷质量 | 10～15t | 整流罩直径 | 5.4m |

## 小型验证机

"森格尔Ⅱ"运载器在研制中遇到的另一个技术难题就是气动热力学问题。运载器在上升段飞行期间,需要承受在超声速与高超声速,特别是4.4$M$条件下较长时间巡航飞行中所遇到的气动加热。需要确定整个系统的气动特性,以便为设计提供依据。

研究高超声速飞行的气动热力学问题,通常可以用两种方法。第一种方法就是进行地面风洞试验,以获取实验数据并与理论分析和数值计算结果进行比较。但对"森格尔Ⅱ"系统来说,地面风洞试验设施远不足以提供所需要的全部数据,系统的气动特性有时还只能根据对现有飞行器的数据进行外插或比较来确定。为了获得更全面与准确的数据,还要采用第二种方法,即制造小型验证机,通过飞行试验来验证理论并获得较真实的试验数据。

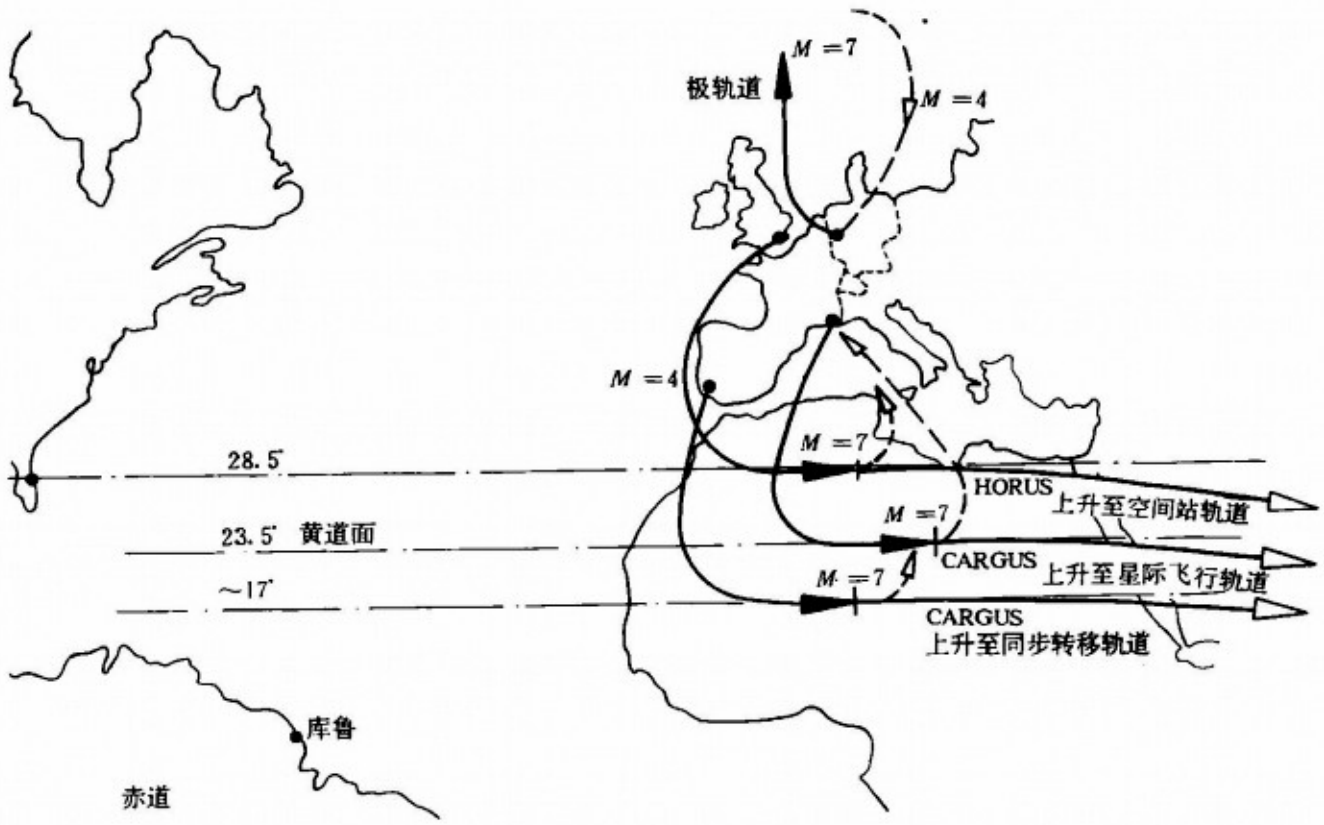
在"森格尔Ⅱ"计划中曾探讨了验证机的可行方案。验证机的任务在于以最低的研制费用来验证发动机与气动问题。在系统研究中初步确定的验证机方案的主要性能参数是:

| | | | |
|---|---|---|---|
| 最小起飞质量 | 20t | 发动机* | |
| 全长 | 22.31m | 台数 | 2 |
| 翼展 | 9.23m | 每台地面推力 | 80～85kN |
| 高度 | 5.40m | 推进剂质量 | 4.3t |
| | | 煤油质量 | 3.8t |
| | | 液氢质量 | 0.5t |
| | | 飞行时间(马赫数3～5) | 5min |

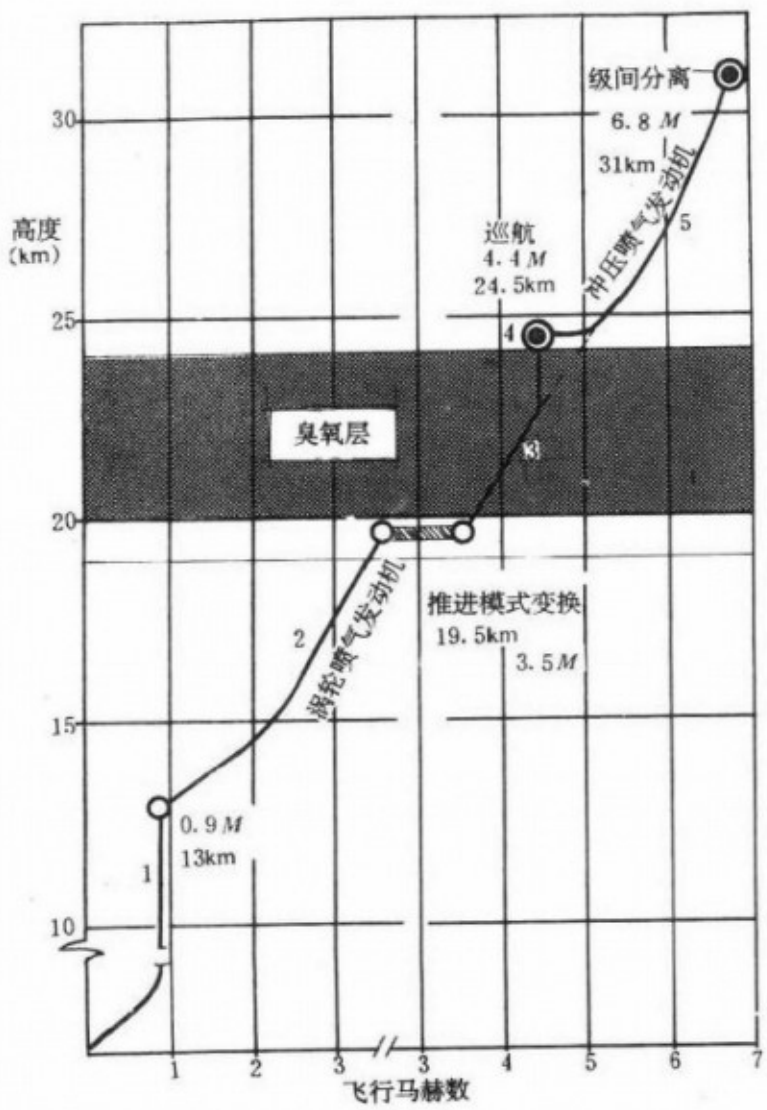
*在2台发动机中,用煤油作燃料的涡轮喷气发动机将验证机加速到马赫数2.5,用液氢作燃料的冲压喷气发动机将验证机加速到马赫数5。

## 飞 行 轨 道

"森格尔Ⅱ"运载器计划从欧洲的机场起飞,其典型的巡航与上升轨道以及根据环境准则与性能优化结果所确定的上升段轨道如下图所示。




典型的巡航与上升轨道




上升段轨道

1. 第一阶段　靠涡轮喷气发动机的推力起飞并上升到 13km 高度、0.9*M* 速度
2. 第二阶段　靠涡轮喷气发动机加力燃烧室的推力飞行到 19.5km 高度，3.5*M* 速度，然后改变发动机工作模式
3. 第三阶段　靠冲压喷气发动机的推力加速飞行，飞越敏感臭氧层的高度（19～24km），达到 24.5km 高度与 4.4*M* 巡航速度
4. 第四阶段　（对高超声速客机）在 24.5km 高度巡航飞行到所需要的地理纬度（包括向东转弯机动）
5. 第五阶段　（对运载器一子级）靠冲压喷气发动机的推力飞行到 31km 高度、6.8*M* 速度，然后完成级间分离，一子级飞回发射机场，上面级开始工作，继续爬升，直到进入预定轨道

# 日 本

## 海姆斯(HIMES)

王 丹 阳

试验用高度机动空间运载器“海姆斯”(Highly Maneuverable Experimental Space Vehicle,简称 HIMES)是日本宇宙科学研究所(ISAS)研制的一种不载人单级亚轨道有翼运载器,主要用作空间运输系统关键技术研究的试验机,也可用作空间科学和应用研究的亚轨道试验平台或可重复使用的有翼探空火箭。“海姆斯”计划是日本空间运输系统研究计划的一部分,在空间运输系统关键技术的研制中起重要作用。

“海姆斯”的设计要求是:

1)采用液氧/液氢推进系统。气动设计需要考虑再入能力,以便研究带翼飞行器的防热、再入、着陆等技术;

2)作为空间探测和微重力研究的平台,并将有效载荷带回地面;

3)性能与现有探空火箭相似,即能将近 500kg 有效载荷送至 300km 高空。

“海姆斯”于 1980 年开始研究。1986 年 1987 年进行了低速滑翔试验。1987 年 10 月和 1988 年 9 月进行了再入滑翔试验,但最后一次试验因气球在 18km 高空破裂而告失败。估计“海姆斯”的第一架样机生产要在 1997～1998 年才能完成。

“海姆斯”的发射费用与一般的探空火箭相当,约 5000 万日元(51.4 万美元,1989 年币值)。

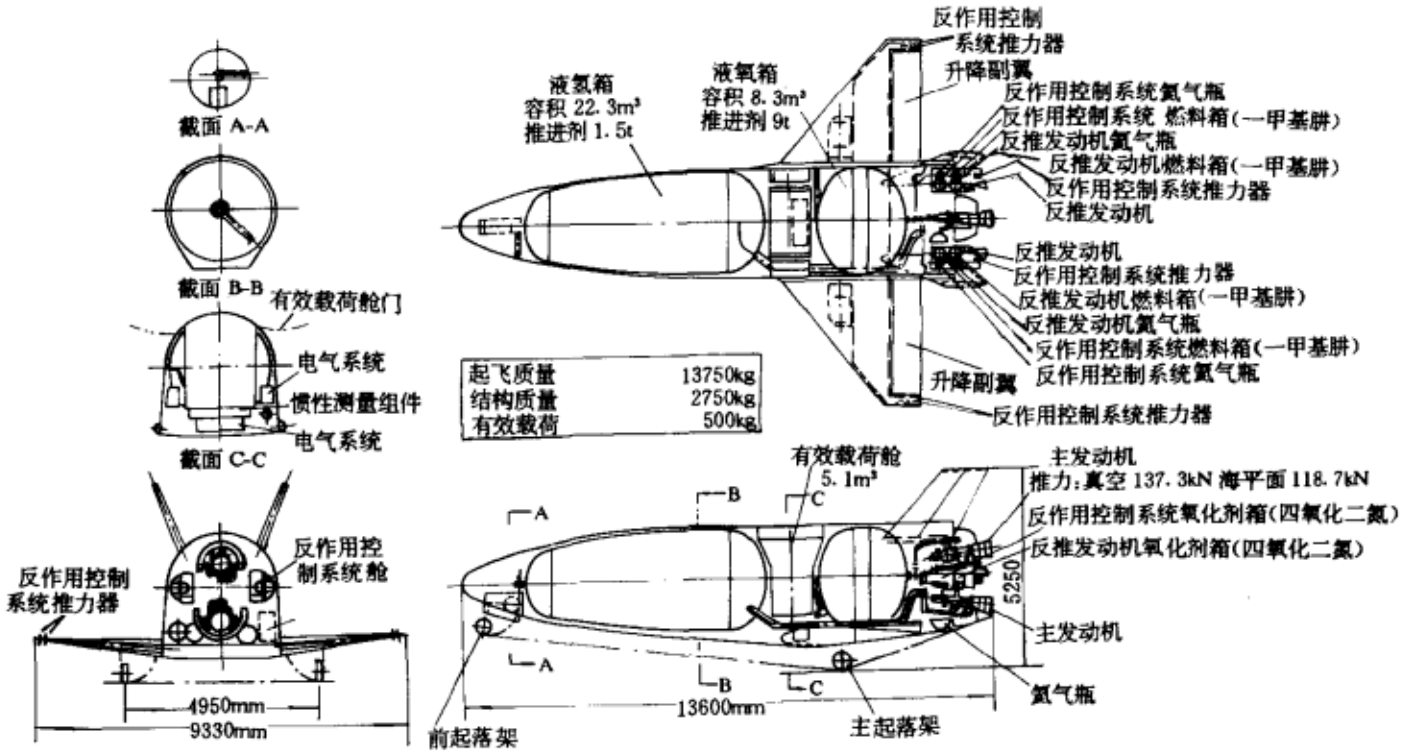
### 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 13.6m | 主发动机 | 2×HIPEX |
| 机身高度 | 5.35m | 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 翼展 | 9.33m | 真空推力 | 2×137.3kN |
| 货舱容积 | 5.1$m^3$ | 真空比冲 | 4266N·s/kg |
| 结构质量 | 2.75t | 飞行速度 | 4～25$M$ |
| 起飞质量 | 13.75t | 再入速度 | 1000m/s |

有效载荷质量　500kg

## 总　体　布　局

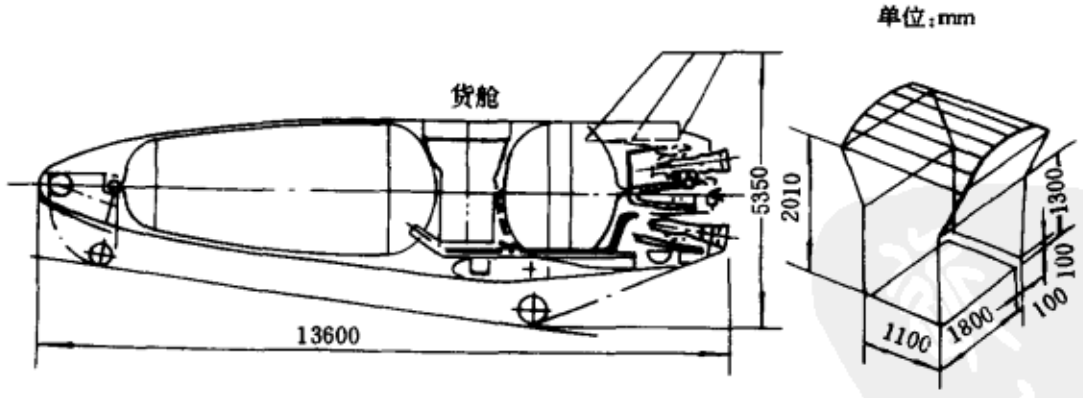
“海姆斯”具有自动导航、制导和控制能力，可垂直起飞、水平着陆。推进系统全部装在机身内。有效载荷舱设在燃料箱和氧化剂箱之间。有效载荷舱两侧和底部安装电气系统和制导、导航、控制系统的组件。2 台主发动机，反作用控制系统舱及辅助动力装置均设在机身尾部。




“海姆斯”草图

## 结　　构

机身采用传统的铝合金薄壳结构。为简化结构设计和制造，贮箱采用多片(multilobe)压




“海姆斯”货舱

力容器方案,用聚氨酯喷涂泡沫层绝热。箱体用连接结构固定在机身上。

机翼是后掠角为45°的NACA0012基本翼型三角翼。整个机翼的后缘为升降副翼。机翼由传统的蒙皮翼肋和梁组成。2扇机翼共用一根主梁。

位于燃料箱和氧化剂箱之间飞行器质心附近的货舱采用标准结构以简化安装。货舱容积5.12m³,最大载货量500kg。货舱在对地或空间观察时打开,暴露于真空环境中。

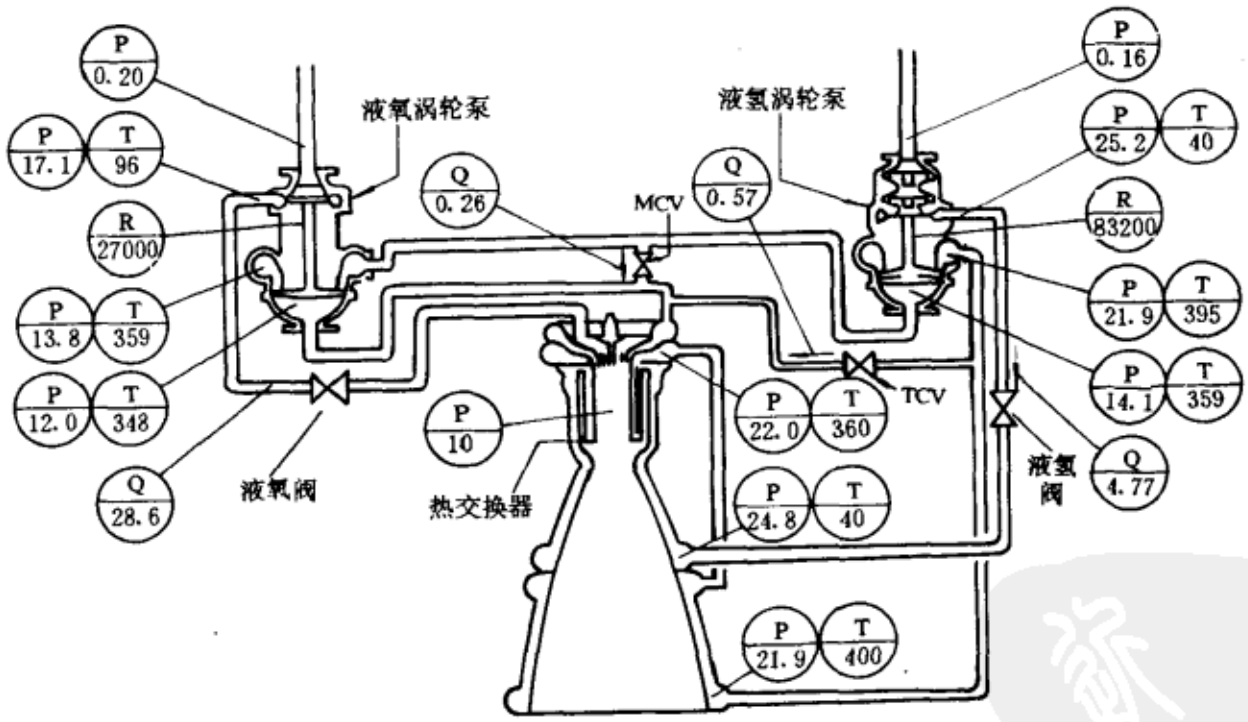
鉴于"海姆斯"的飞行时间仅几分钟,其再入速度由反推发动机限制在1000m/s之内,故未设热控制和防热系统。

## 推 进 系 统

"海姆斯"采用2台高压补燃HIPEX(High Pressure Expander cycle engine的简称)发动机。发动机采用双轴串联式涡轮装置。液氢涡轮泵为三级离心泵和两级涡轮,液氧涡轮泵用单级离心泵和单级涡轮。燃烧室压力10MPa、推力137.3kN。发动机推力可调,可以以额定推力的40%或105%工作。推进剂箱装于机身内,可贮液氢1.5t、液氧9t。"海姆斯"用固体发动机提供主发动机再起动所需的贮箱推进剂沉底推力。此外,还设有姿态控制用的反作用控制系统和减速用的反推火箭发动机。主发动机的性能如表所示。

**主发动机性能**

| | | | |
|---|---|---|---|
| 推进剂 | 液氧/液氢 | 膨胀比 | 25 |
| 循环 | $H_2$膨胀 | 泵转速 | 83200/27000r/min |
| 海平面推力 | 118.7kN | 泵输送压力 | 25.2/17.1MPa |
| 真空推力 | 137.3kN | 泵流量 | 4.77/28.64kg/s |
| 真空比冲 | 4266N·s/kg | 推力室冷却剂 | |
| 燃烧室压力 | 10MPa | 温升 | 360k |
| 混合比 | 6.0 | 压降 | 2.85MPa |




"海姆斯"主发动机

P:压力MPa;T:温度K;Q:流量kg/s;R:转速r/min;TCV:推力控制阀;MCV:混合比控制阀。

## 制导、导航和控制系统

制导、导航和控制系统由惯性系统、地球定位系统和微波着陆系统组成。这种混合系统的精度如表所示。计划初期将用现有探空火箭的雷达和遥测跟踪系统监控飞行。主发动机不工作时，由反作用控制喷管进行姿态控制。该系统用肼作燃料。

**制导、导航和控制系统精度模拟值**

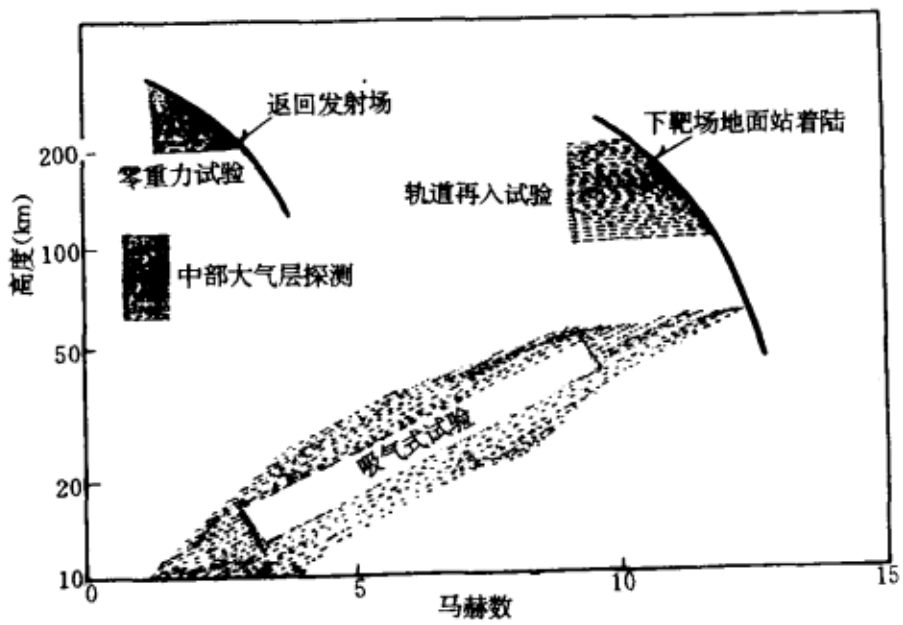
| | 纯惯性导航系统(900s 后) | 混合系统(稳定状态) |
|---|---|---|
| 位置误差(m) | 1099 | 8.415 |
| 速度误差(m/s) | 2.688 | 0.986 |
| 姿态(°) | 2.032 | 0.00922 |

## 任　务　模　式

“海姆斯”有 3 种飞行任务模式。模式 1 满足低速飞行要求，进行极低的电子温度测量、中部大气层的空气采样和电离层微波加热试验等。模式 2 为类似探空火箭的亚轨道飞行。模式 3 用于带翼飞行器新系统再入试验。

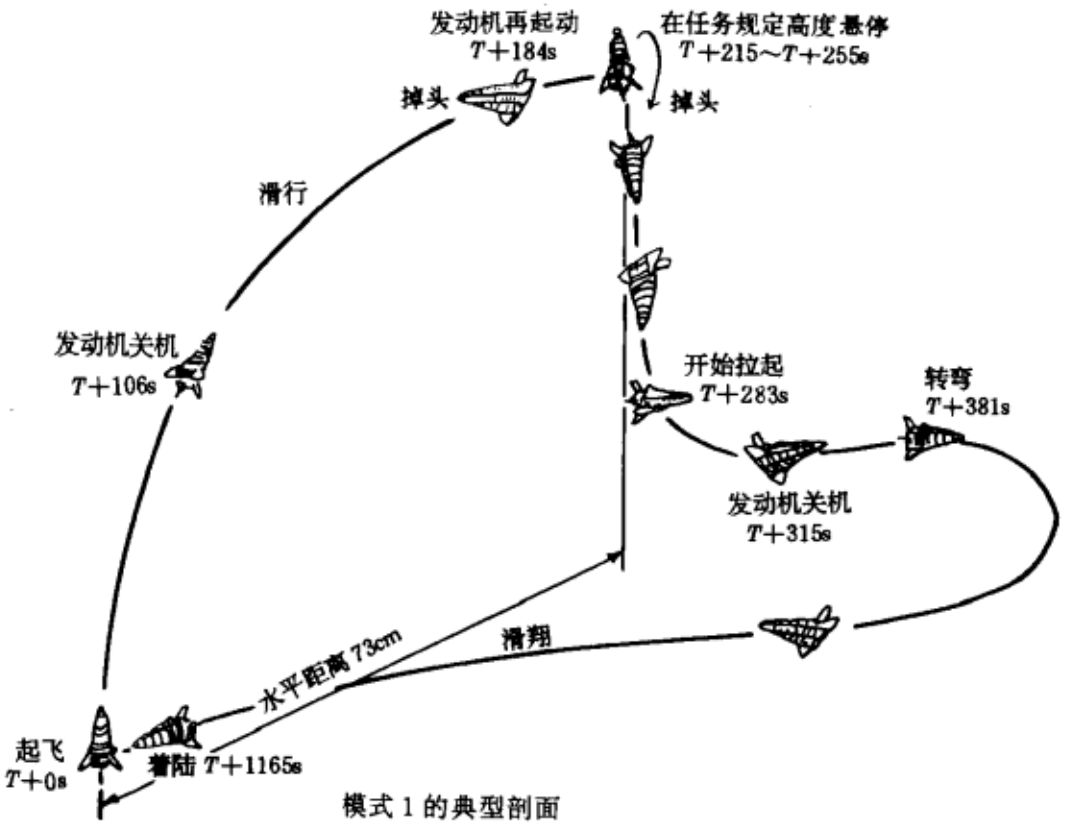
进行模式 1 飞行时“海姆斯”用作稳定平台。任务剖面视任务飞行高度和持留时间的要求而定，而任务持续时间又取决于高度要求。图所示为高 100km，持留 40s 的任务剖面。

模式 2 的任务剖面类似一般探空火箭，计划的最高高度为 304km。图所示为其典型剖面。因任务最大过载定为 $3g$，故需在 $t$ +128s 使发动机关机。“海姆斯”达到最高高度后自由降落。由于再入过陡，故需使发动机再次起动，“海姆斯”作再入机动，并在发动机关机后滑翔返回地面。

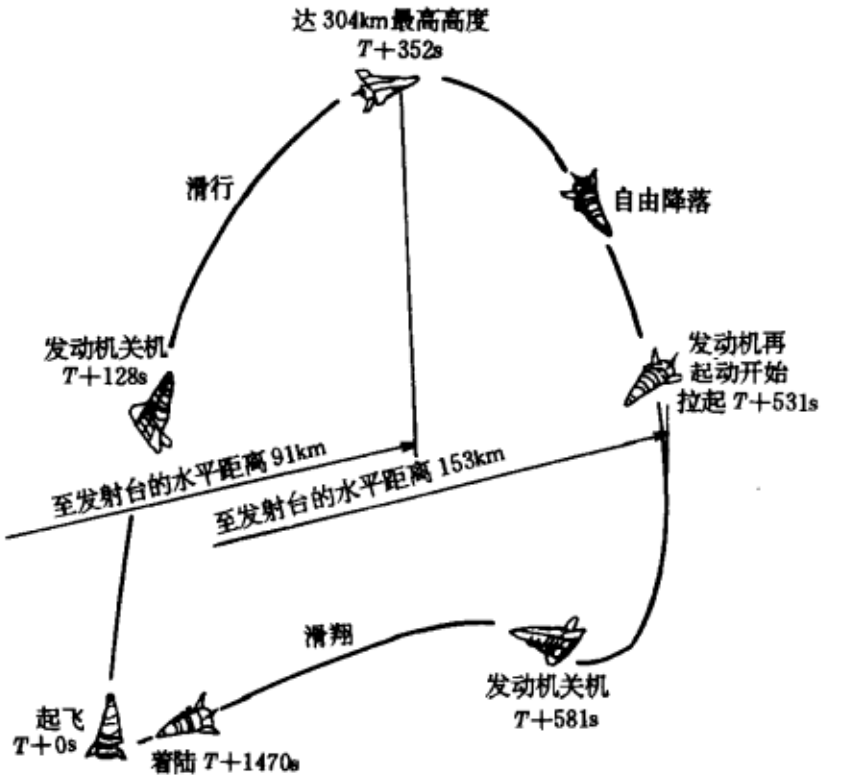



“海姆斯”飞行包络

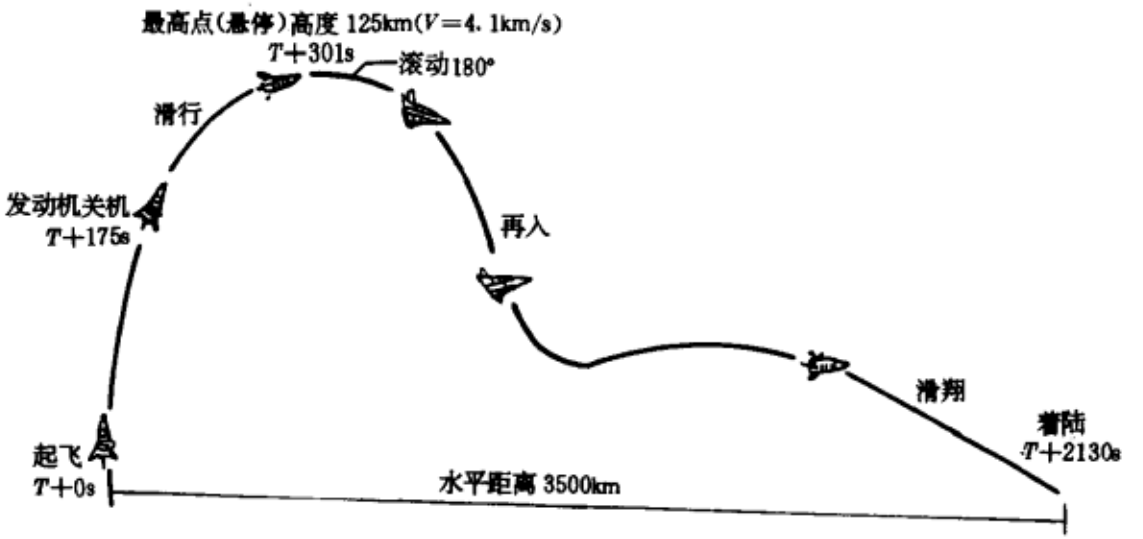
模式 3 用于再入飞行试验。“海姆斯”需要加速到最大高度，以获得最大再入速度。飞行器装有气动防热试验件。在此种模式下“海姆斯”不能飞回发射场。




模式 1 的典型剖面




模式 2 的典型剖面




模式 3 的典型剖面

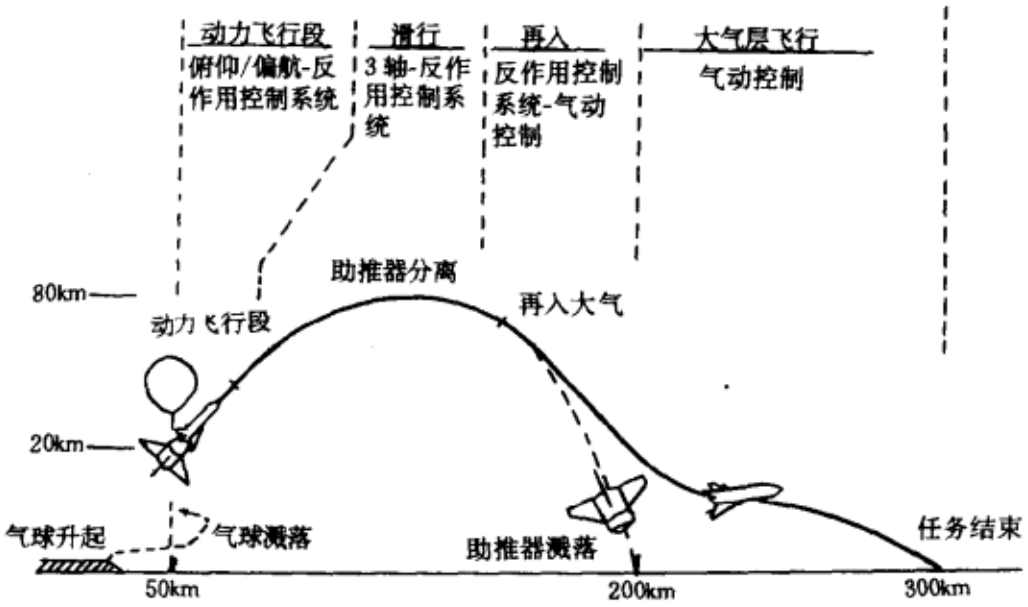
# 试　验

低速滑翔试验

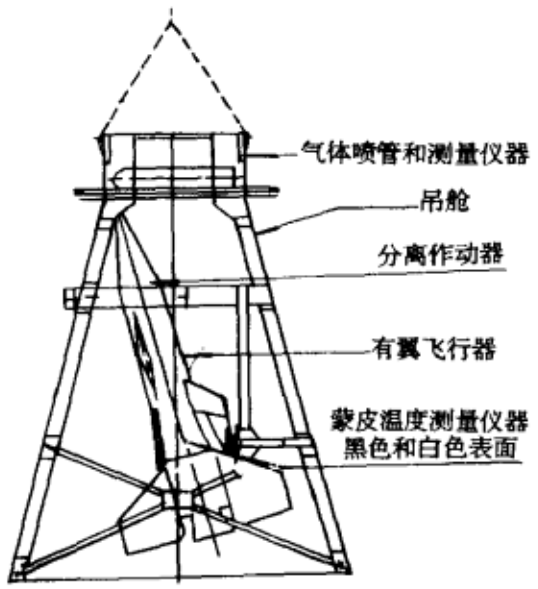
1986 年、1987 年进行了几次低速滑翔试验。试验是在离东京以北 482.7km，距海岸4.8km 的日本海洋面上进行的。由无线电控制的双尾翼模型，质量 84.7kg，三角翼翼展为 1.5m 的模型用直升机带到 1006.5m 高空后释放，进行试验，模型滑翔 50s 后溅落水面并回收。

再入试验

1987 年 10 月 3 日进行了“海姆斯”高速再入滑翔试验，以验证风洞试验和数值分析所得到的气动特性和大攻角高速飞行的控制能力。




高速再入试验典型剖面



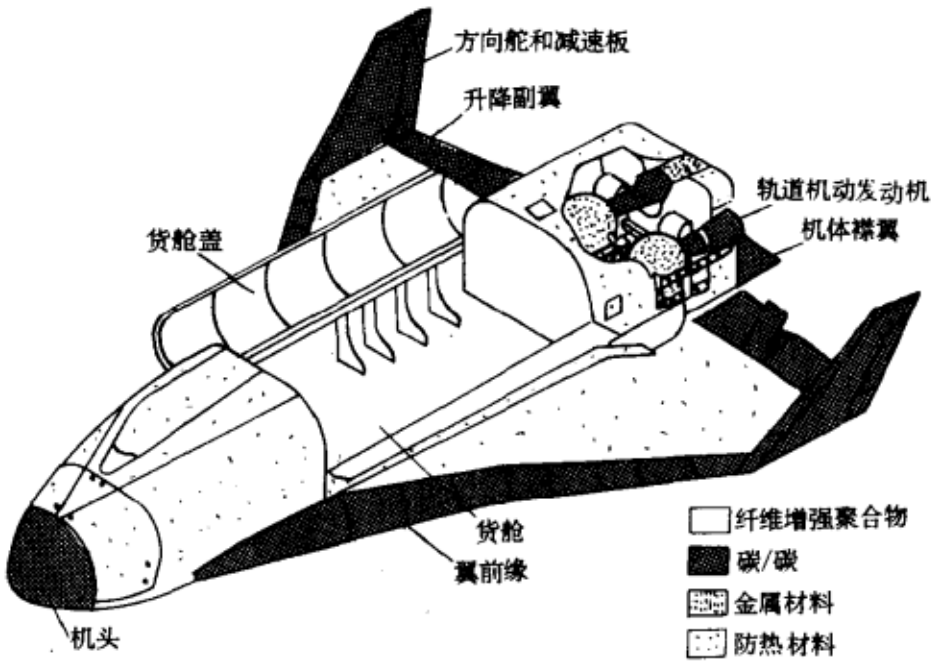

气球吊舱及飞行器

注：模型质量：结构 277kg，测量仪器 20kg，配重 185kg，降落伞 13kg

气球从三里库气球中心升起，约 70min 后达到 19.6km 飞行高度。由方位控制器控制气球机动。飞行器用 3 个火工品分离机构固定在吊舱上，对准方位后分离作动器螺母起爆，释放试验机。试验机分离后 10s，装在其底部的降落伞打开，使其减速并安全着陆。

# 霍普 (HOPE)

张振华




“霍普”轨道飞机

“霍普”(HOPE)是日本宇宙开发事业团(NASDA)于 1987 年开始研制的小型不载人轨道飞机，是 H-Ⅱ火箭运送入轨的轨道飞机(H-Ⅱ Orbiting Plane)，简称 HOPE。它承担三项任务：为日本实验舱运送和回收货物；为发展日本的单级入轨的空天飞机作技术储备；作小型空间实验。目前仍处于概念研究和方案论证阶段。霍普计划由空间活动委员会(Space Activities Commission)、宇宙科学研究所(ISAS)、宇宙开发事业团、航宇技术研究所(NAL)等执行。三菱重工业公司和日产汽车公司可能作为主承包商。1987 年经费估计约为 90 亿英镑。“霍普”计划于 1997 年进行首航。

“霍普”概念研究的技术要求如下：

1)由“H-Ⅱ”火箭从种子岛空间中心垂直发射；

2)承担完全自主的货物运输；

3)采用微波着陆系统(MLS)，能在 3000m 跑道上自动着陆；

4)最大横向航程为 1600～1800km；

5)各分系统必须采用故障-工作、故障-安全冗余技术。“霍普”的可靠性要求为 0.96，与 H-Ⅱ火箭相当。因此“霍普”与 H-Ⅱ火箭的综合可靠性为 0.92；

6)具有轨道机动飞行和交会对接能力;先利用 H-Ⅱ火箭将它送入 250km 高度的停候轨道,再与日本实验舱/国际空间站(JEM/ISS)对接;

7)轨道工作寿命大于 96h;

8)90 年代中后期投入使用,将 1～3t 有效载荷送往空间站。

"霍普"的研制进度:

1987 年　　开始初步方案研究;

1988 年　　开始概念论证;

1990 年　　开始详细定义;

1995 年　　开始设计/研制;

1997 年　　飞行试验;

90 年代末　　计划生产两架"霍普"。

"霍普"有 5 种选择方案,第一步研制 10t 方案,也在考虑 20t 方案,可将 3～5t 有效载荷送往空间站。考虑的 5 种方案是:

| 类型 / 项目 | UI | M1 | M1J | M2 | M3 |
|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 10 | 10 | 10 | 20 | 29 |
| 总长(m) | 11.5～13 | 13 | 13 | 18 | 18 |
| 翼展(m) | 6.24～10 | 10 | 10 | 12 | 11 |
| 有效载荷质量(t) | 1.6～3 | 1 | 0 | 4 | 1 |
| 宇航员(名) | 0 | 2 | 2 | 4 | 2 |

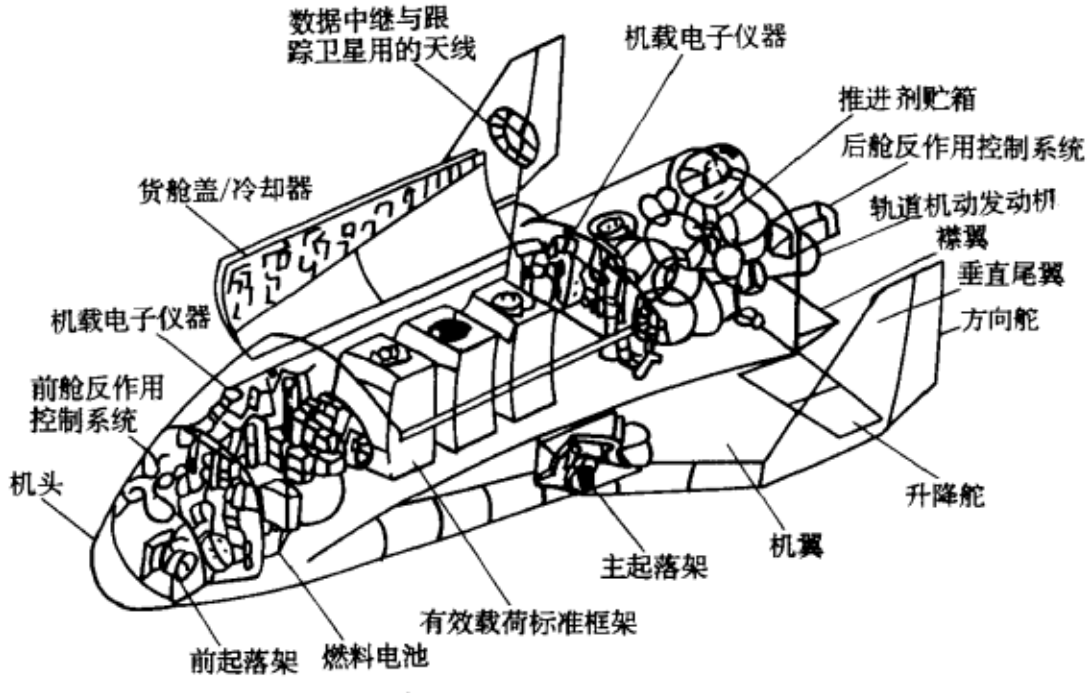
## 主要技术性能

| | | | |
|---|---|---|---|
| 全长 | 16.00m | 返回时总质量 | 15t |
| 机身高度 | 3.20m | 结构质量 | 10t |
| 机身宽度 | 3.20m | 有效载荷质量 | 5t |
| 翼　　展 | 10.60m | 一次飞行工作寿命 | 4 天 |
| 发射时总质量 | 20t | 最高工作轨道 | 460km |
| 结构质量 | 10t | 最大横向机动范围 | 1600～1800km |
| 推进剂质量 | 7t | 水平着落要求 | 4500m 长的跑道 |
| 有效载荷质量 | 3t | | |

## 总　体　布　局

"霍普"轨道飞机由机头、机身(包括前舱、中舱和后舱)、机翼、升降副翼、方向舵和减速板等组成,见图。此外还有一连接段,用于与"H-Ⅱ"火箭对接。前舱装有反作用控制系统、机载电子设备和燃料电池等。中舱为货舱,直径 3m,长 5m,也可作为小型实验室,它货舱内可装 3 个

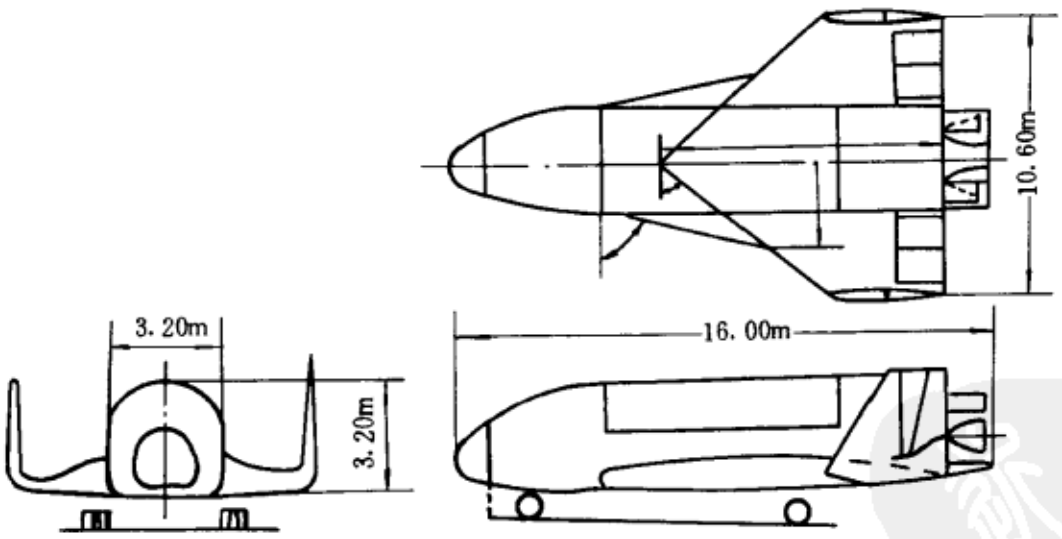
空间站用的标准机架，其尺寸为1m×1m×1.8m。货舱顶部有货舱盖。后舱装有2台轨道机动发动机，推进剂贮箱和机载电子设备。机翼和垂直尾翼配置在机身两侧，升降副翼、方向舵和减速板配置在机翼和垂直尾翼后部。连接段长2.5m，质量0.5t。



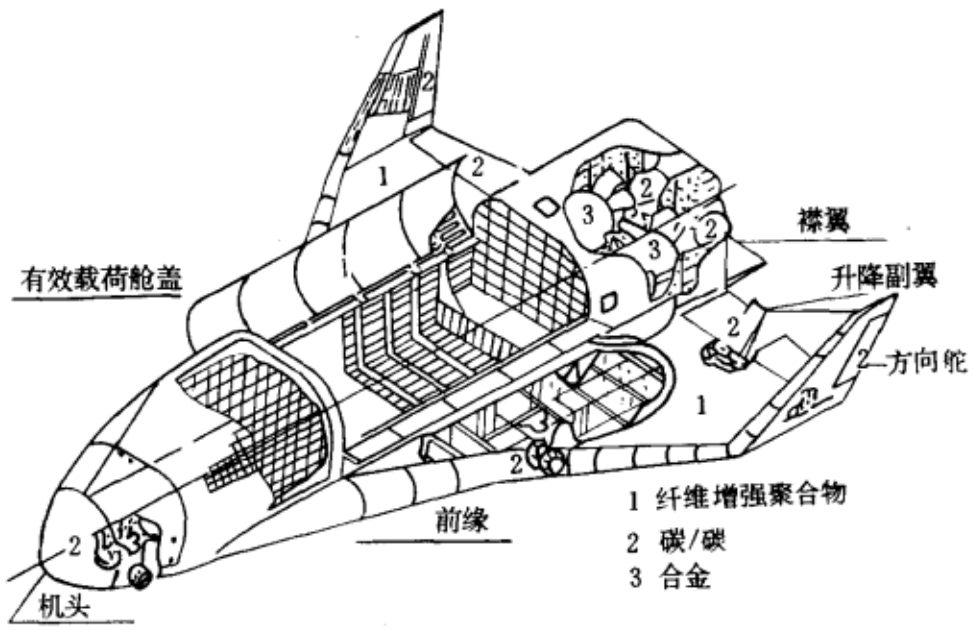

总体布局图

## 机　体　结　构

机体形状和尺寸据有效载荷搭载方式和货舱大小确定，其外形与尺寸如图所示。机体结构材料据承载和受热情况选定，所选用的几种材料见图和表所示。机头受气动加热严重，采用钝头和用能耐1300～1700℃高温的碳/碳材料制造。




机体尺寸




机体结构与材料

**机身各部分选用的材料**

| 材　　料 | 工作温度环境(℃) | 适用部位 |
|---|---|---|
| 铝　合　金 | 180 | 后舱 |
| 钛　合　金 | 400 | 后舱 |
| 碳纤维增强聚合物 | 300(碳纤维/聚酰亚胺-CF/PI) | |

机翼采用升力特性好、纵向质心变化小的平底双三角翼。这种机翼具有良好的高超声速特性和低速特性，在高超声速下可提高横向机动能力，而在低速飞行时又可使着陆时的 $C_l$ 值大。机翼翼面厚度是弦长的 12%，前缘半径是弦长的 3%，翼面积为 $27m^2$，可消除由 H-Ⅱ 火箭发射而产生的气动力矩。垂直尾翼采用双垂直尾翼，高 2.32m，用以保持再入飞行时的方向稳定性。尾翼前缘后掠角为 30°，尾部后掠角为 0°，可防止对反作用控制系统的干扰。尾翼用碳/碳材料制造。

升降副翼、方向舵和减速板用于控制“霍普”在再入大气层飞行时的升降、航向和减速。它们也用碳/碳材料制造。

## 推　进　系　统

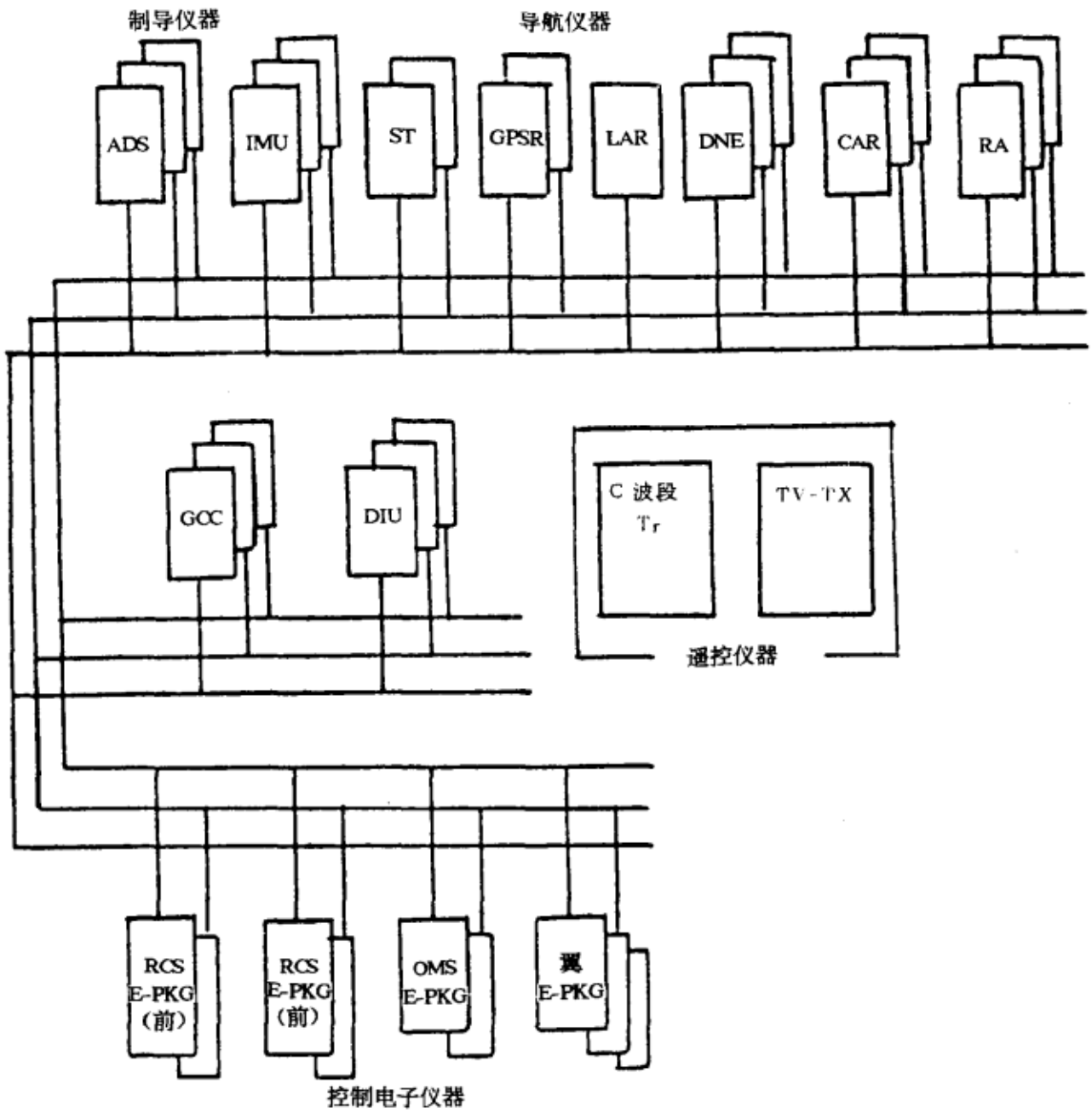
推进系统由轨道机动系统(OMS)、姿态控制系统(ACS)和推进剂贮箱组成。

轨道机动系统由两台火箭发动机组成，安装在后舱。发动机用四氧化二氮/肼或四氧化二氮/一甲基肼推进剂，比冲约 3140N·s/kg。两台发动机可给“霍普”提供 550m/s 的机动速度。

姿态控制系统采用单组元推进系统，由 28 个 50N 推力的喷管和 28 个 10N 推力的喷管组成。推进剂为肼类。

# 制导、导航和控制系统

制导、导航和控制系统主要承担轨道机动飞行、交会与对接、离轨、再入和着陆等制导、导航和控制任务。此外，还在研究用该系统完成 H-Ⅱ火箭发射阶段的制导、导航和控制任务。




制导、导航和控制系统框图

ADS－大气数据系统；　CAR－C 波段测角接收机　C-波段 Tr——C 波段发射机；　DIU－数据接口装置
DME－测距装置；　E-PKG—控制电子组件　GCC－制导控制计算机；　GPSR－GPS 接收机
IMU－惯性测量装置；LAR—L 波段测角接收机　OMS－轨道机动系统；RA—无线电高度表
RCS－反作用控制系统；ST—星光跟踪器；TV·TX—电视发射机；

系统总质量要求不超过 570kg(不包括电缆网)。其特点为：

1)采用全球定位系统(GPS)/惯性导航系统/星光跟踪系统的组合系统；

2)采用三冗余技术，依靠多数表决方式实时测定和隔离故障，确保飞行安全；

3)用遥控自动驾驶仪对各飞行阶段进行自动控制。

制导、导航与控制系统由全球定位系统(GPS)接收机、惯性测量装置(IMU)、星光跟踪器(STAR)、机载制导控制计算机、C 波段测角接收机(CAR)和测距设备等组成。此外,还有无线电高度表、轨道机动控制装置和反作用控制装置等,系统框图如图所示。

全球定位系统接收机为 5 信道接收机,用于在轨道上及返回时穿过黑障区后的高精度导航,到达第一固定点的时间 TTFF≤150s。惯性测量装置以 H-Ⅱ火箭的惯性测量装置作基础,采用激光陀螺捷联惯性测量装置,用于测量"霍普"的角速度和加速度。星光跟踪器利用二维固体摄像元件作敏感元件,观测规定视场方向的恒星并求出星座位置矢量,以便精确地确定"霍普"在轨道上的姿态。制导、导航和控制计算机执行制导、导航和控制计算任务,以及进行数据传送控制、系统和冗余管理等。测角接收机和测距装置构成微波着陆系统,用于着陆段的导航。系统主要部件的指标要求见表。

**各部件的主要指标**

| 部件 | 项　目 | 参数 |
|---|---|---|
| 制导控制计算机 | 处理数据<br>字长<br>功能 | 定点/浮点数据<br>32 位<br>大于 1 百万条指令/秒 |
| 全球定位系统 | 伪距误差(3σ)<br>伪距速率误差(3σ)<br>到达第一固定点时间 | 50m<br>0.25m/s<br><150s |
| 惯性测量装置 | 角速度精度(60 天,3σ)<br>残差<br>比例因数误差<br>加速度精度(60 天,3σ)<br>残差<br>比例因数误差 | <br>0.096μg<br>33ppm<br><br>130μg<br>750ppm |
| 星光跟踪器 | 视场<br>灵敏度<br>最大跟踪速率<br>偏差 | 8°×6°<br>−2～4mag/V<br>0.5°/s<br>60rad |
| 微波着陆系统 | 测距(2σ)<br>表速状态(IAM)(12～37km)偏差<br>噪声误差<br>最后进场监控−FAM(0～12km)偏差<br>噪声误差<br>测角(2σ)偏差<br>噪声误差 | <br>±30m<br>±15m<br>±15m<br>±10m<br>0.017°<br>0.01° |

## 电 源 系 统

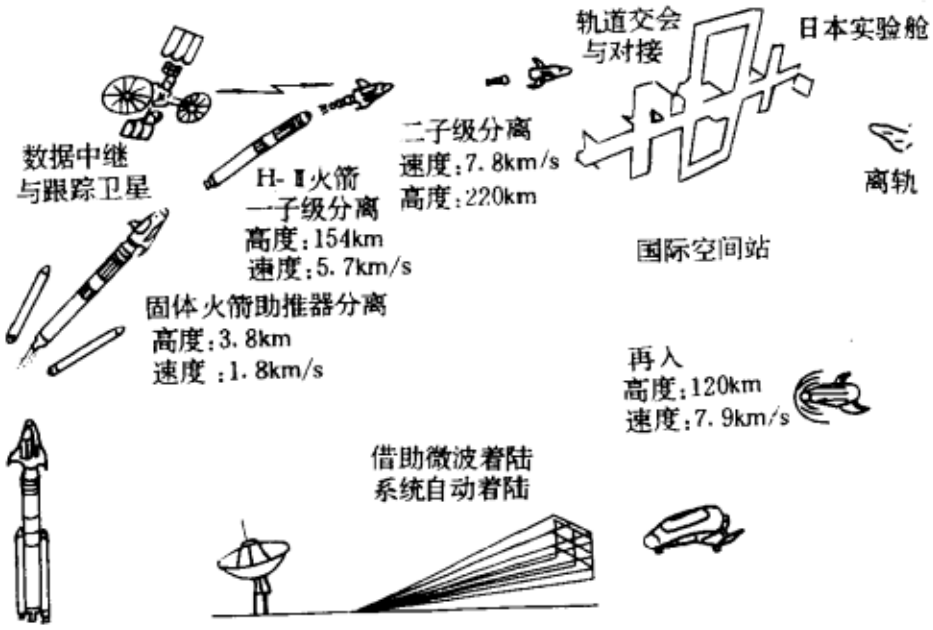
“霍普”由燃料电池组供电。电源系统总质量1400kg。该系统为电子设备、温控系统和作动器驱动系统提供电源。连续供电功率为5kW；峰值供电功率为17kW；100h任务周期总耗电量为1100kW·h。

## 通信和数据管理系统

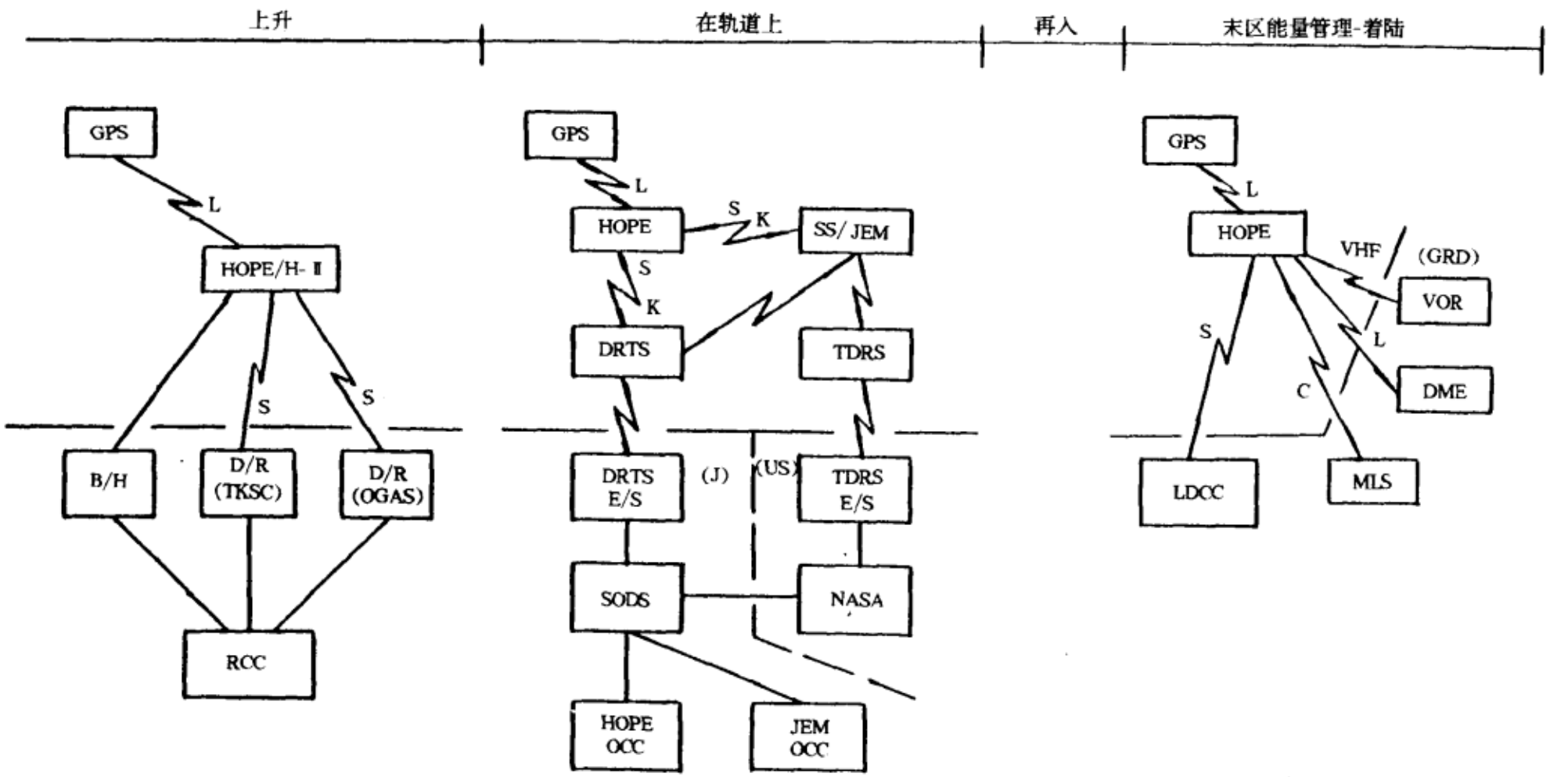
发射和着陆期间采用S波段通信系统；轨道飞行期间通过数据中继与跟踪卫星进行S和K波段通信，通过接收指令信号对“霍普”的各种设备进行控制和管理；进入黑障区时，通信系统能贮存各种数据，以便在出黑障区后恢复通信。系统组成见图。

## 典型飞行程序

“霍普”由H-Ⅱ火箭运载到200km高的轨道，以便与日本实验舱/国际空间站交会和对接。典型飞行程序如图所示。




典型飞行程序




通信和数据管理系统框图

GPS 全球定位系统；
RCC 靶场控制中心；
LDCC 着陆控制中心；
TDRS 跟踪与数据中继卫星；
HOPE/H-Ⅰ“霍普”/“H-Ⅰ”火箭；
DRTS 数据中继与跟踪卫星；
VOR 甚高频全向无线电信标；
E/S 地面站；
B/H 掩体；
SS 空间站；
DME 测距设备；
SODS 空间操作数据系统
D/R 下靶场地面站；
JEM 日本实验舱；
MLS 微波着陆系统；
OCC 操作控制中心

# 附 录

# 附

## 运载火箭

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大△直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 中国长征一号 | 81.57 | 1020.00 | 29.86 | 3.81 | 1.50 | 4.63 | 0.30 | | | | 1<br>2<br>3 | 17.84<br>7.49<br>4.57 | 2.25<br>2.25<br>1.50 |
| 中国长征一号D | 81.08 | 1101.20 | 28.22 | 3.81 | 2.05 | 4.00 | 0.93 | | | | 1<br>2<br>3<br>3 | 19.74<br>6.04<br>1.70 | 2.25<br>2.25<br>2.05 |
| 中国长征二号 | 190.00 | 2786.00 | 31.17 | 3.35 | | | 1.80 | | | | 1<br>2<br>2 | 23.72<br>8.71 | 3.35<br>3.35 |
| 中国长征二号C | 192.00 | 2786.00 | 35.15 | 3.35 | 3.35 | 7.13 | 2.40 | | | | 1<br>2<br>2 | 23.72<br>8.71 | 3.35<br>3.35 |
| 中国长征二号D | 236.97 | 2961.60 | 33.67 | 3.35 | | | 3.10 | | | | 1<br>2<br>2 | 24.66<br>9.01 | 3.35<br>3.35 |
| 中国长征二号E | 462.46 | 5923.20 | 49.69 | 11.45 | 4.20 | 10.50 | 9.20 | | | | 0<br>1<br>2<br>2 | 15.33<br>28.47<br>14.22 | 2.25<br>3.35<br>3.35 |
| 中国长征三号 | 204.88 | 2961.60 | 44.86 | 3.35 | 2.60 | 6.54 | | | 1.60 | | 1<br>2<br>2<br>3 | 23.49<br>9.47<br>10.36 | 3.35<br>3.35<br>2.25 |
| 中国长征三号A | 241.00 | 2961.60 | 52.52 | 3.35 | 3.35 | 8.89 | | | 2.60 | | 1<br>2<br>2<br>3 | 26.97<br>11.28<br>12.38 | 3.35<br>3.35<br>3.00 |
| 中国长征三号B | 426.00 | 5923.20 | 54.84 | 8.45 | 4.0 | 9.561 | | | 5.00 | | 0<br>1<br>2<br>2<br>3 | 15.33<br>23.27<br>9.94<br>12.38 | 2.25<br>3.35<br>3.35<br>3.00 |
| 中国长征三号C | 345.00 | 4442.4 | 54.84 | 8.45 | 4.20 | 11.95 | | | 3.70 | | 0<br>1<br>2<br>2<br>3 | 15.33<br>23.27<br>9.94<br>12.38 | 2.25<br>3.35<br>3.35<br>3.00 |
| 中国长征四号A | 241.09 | 2942.00 | 41.90 | 3.35 | 2.90 | 4.91 | | | 1.50* | | 1<br>2<br>2<br>3 | 24.56<br>10.40<br>4.95 | 3.35<br>3.35<br>2.90 |
| 中国长征四号B | 248.47 | 2971.00 | 45.58 | 3.35 | 3.35 | | | | 2.20* | | 1<br>2<br>2<br>3 | 24.65<br>10.40<br>4.93 | 3.35<br>3.35<br>2.90 |

*太阳同步轨道；△包括捆绑助推器

# 录一

## 性能参数表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 65.25 | 4.07 | 1*YF-2 | | 硝酸$_{27S}$/偏二甲肼 | 61.07 | 1020.00 | | 2349.0 | 2607.0 | 140.00 | 1965 | 1970 |
| 13.55 | 2.27 | 1*YF-3 | | 硝酸$_{27S}$/偏二甲肼 | 11.21 | | 294.20 | | 2746.0 | 102.00 | | |
| 2.20 | 0.40 | 1*FG-02 | | 固体 | 1.80 | | 111.00 | | 2472.0 | 40.00 | | |
| 65.04 | 4.08 | 1*YF-2A | | 硝酸$_{27S}$/偏二甲肼 | 60.86 | 1101.20 | | 2378.0 | | 132.00 | 1987 | 1993 |
| 13.49 | 1.10 | 2*YF-40 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 12.38 | | 100.86 | | 2981.2 | 360.00 | | |
| 1.32 | 0.52 | 1*FG-36 | | 固体 | 0.65 | | 44.60 | | 2834.0 | 41.00 | | |
| | | 4*DaFY2-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 0.147 | | 6.40 | | 2746.0 | 85.00 | | |
| 150.00 | 8.60 | 1*YF-21 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 143.00 | 2786.00 | | 2540.0 | | 130.00 | 1970 | 1974 |
| 38.20 | 3.20 | 1*YF-22 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 35.00 | | 720.00 | | 2834.0 | 112.00 | | |
| | | 4*YF-23(游机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 46.00 | | 2762.0 | 287.00 | | |
| 151.00 | 8.60 | 1*YF-21 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 143.00 | 2786.00 | | 2540.0 | | 130.00 | | 1982 |
| 38.20 | 3.20 | 1*YF-22 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 35.00 | | 720.00 | | 2834.0 | 112.00 | | |
| | | 4*YF-23 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 46.00 | | 2762.0 | 287.00 | | |
| 129.32 | 9.82 | 1*YF-21B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 183.04 | 2961.60 | | 2550.0 | | 154.20 | 1990 | 1992 |
| 40.64 | 3.12 | 1*YF-22(主机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 34.74 | | 719.80 | | 2822.0 | 113.48 | | |
| | | 4*YF-23F(游机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 46.00 | | 2762.0 | 274.42 | | |
| 163.02 | 12.00 | 4*YF-20B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 151.02 | 2961.60 | | 2556.2 | | 127.26 | 1988 | 1990 |
| 198.83 | 12.55 | 1*YF-21B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 186.28 | 2961.60 | | 2556.2 | | 160.43 | | |
| 91.41 | 4.96 | 1*YF-22B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 84.76 | | 738.40 | | 2922.4 | 301.18 | | |
| | | 4*YF-23B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 47.07 | | 2834.1 | 414.68 | | |
| 153.07 | 9.38 | 1*YF-21B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 143.69 | 2961.60 | | 2556.2 | | 121.00 | 1975 | 1984 |
| 39.44 | 3.60 | 1*DaFY-21-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 35.84 | | 742.00 | | 2922.40 | 130.00 | | |
| | | 4*YF-23F | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 46.10 | | 2762.0 | 135.00 | | |
| 10.70 | 1.97 | 1*YF-73 | | 液氢/液氧 | 8.73 | | 44.13 | | 4119.0 | 729.00 | | |
| 183.28 | 11.23 | 1*DaFY6-2 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 172.05 | 2961.60 | | 2556.2 | | 146.00 | 1986 | 1994 |
| 34.12 | 3.56 | 1*DaFY21-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 30.56 | | 742.04 | | 2922.4 | 114.00 | | |
| | | 4*YF-23B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 47.07 | | 2834.0 | 119.00 | | |
| 20.94 | 2.74 | 2*YF-75 | | 液氧/液氢 | 18.19 | | 156.91 | | 4334.5 | 469.00 | | |
| 162.63 | 11.20 | 4*DaFY5-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 151.00 | 2961.60 | | 2556.2 | | 125.00 | | |
| 183.9 | 12.12 | 4*DaFY6-2 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 171.8 | 2961.60 | | 2556.2 | | 146.00 | | |
| 49.6 | 3.84 | 4*DaFY21-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 45.75 | | 742.04 | | 2922.4 | 178.00 | | |
| | | 4*YF-23B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 47.00 | | 2834.0 | 184.00 | | |
| 21.29 | 3.06 | 2*YF-75 | | 液氧/液氢 | 18.24 | | 156.91 | | 4334.5 | 478.00 | | |
| 81.32 | 5.60 | 2*DaFY5-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 75.50 | 1480.80 | | 2556.2 | | 125.00 | 1990 | |
| 183.9 | 12.12 | 1*DaFY6-2 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 171.8 | 2961.60 | | 2556.2 | | 146.00 | | |
| 49.6 | 3.84 | 1*DaFY21-1 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 45.75 | | 742.04 | | 2922.40 | 178.00 | | |
| | | 4*YF-23B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 47.00 | | 2834.00 | 184.00 | | |
| 21.29 | 3.00 | 2*YF-75 | | 液氧/液氢 | 18.24 | | 156.91 | | 4334.5 | 478.00 | | |
| 187.26 | 9.87 | 1*YF-21B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 177.43 | 2942.00 | | 2250.0 | | 150.60 | 1978 | 1988 |
| 38.58 | 3.08 | 1*YF-22(主机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 35.50 | | 719.80 | | 2835.0 | 126.80 | | |
| | | 1*YF-23F(游机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 46.00 | | 2742.0 | 136.80 | | |
| 13.14 | 1.80 | 1*YF-40 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 11.34 | | 98.00 | | 2942.0 | 329.80 | | |
| 193.34 | 10.00 | 1*YF-21B | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 183.34 | 2971.00 | | 2550.0 | | 154.00 | 1989 | |
| 38.33 | 2.93 | 1*YF-22B(主机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 35.39 | | 742.00 | | 2922.4 | 126.80 | | |
| | | 1*YF-23B(游机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 47.00 | | 2834.0 | 136.80 | | |
| 14.56 | 1.73 | 1*YF-40 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 12.81 | | 101.03 | | 2971.4 | 359.74 | | |

（王丹阳　整理）

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 中国风暴-1 | 192.68 | 2746.00 | 32.57 | 3.35 | 2.20 | 3.14 | 1.50 | | | | 1 | 23.82 | 3.35 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.61 | 3.35 |
| | | | | | | | | | | | 2 | | |
| 苏联卫星号 | 267.00 | 3904.40 | 29.17 | 10.30 | 3.00 | 1.20 | 1.33 | | | | 0 | 19.80 | 2.68 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.75 | 2.95 |
| 苏联月球号 | 279.00 | 4002.50 | 33.50 | 10.30 | 2.58 | 2.40 | | | | 0.36 | 0 | 19.80 | 2.68 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.75 | 2.95 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 2.98 | 2.58 |
| 苏联东方号 | 287.00 | 4002.50 | 38.36 | 10.30 | 2.70 | 6.80 | 4.73 | | | | 0 | 19.80 | 2.68 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.75 | 2.95 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 2.98 | 2.58 |
| 苏联联盟号/闪电号 | 306.00 | 4002.50 | 43.40 | 10.30 | 2.70 | 6.00 | | | | 1.62 | 0 | 19.80 | 2.68 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.75 | 2.95 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.10 | 2.66 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.10 | 2.58 |
| 苏联联盟号 | 310.00 | 4002.50 | 49.52 | 10.30 | 3.00 | 11.36 | 7.20 | | | | 0 | 19.80 | 2.68 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.75 | 2.95 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.10 | 2.66 |
| 苏联宇宙号Ⅰ | 43.00 | 635.00 | 30.00 | 2.26 | 1.65 | 2.75 | 0.60 | | | | 1 | 19.70 | 1.65 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.74 | 1.65 |
| 苏联宇宙号Ⅱ | 108.00 | 1469.00 | 31.40 | 2.44 | 2.44 | 4.80 | 1.35 | | | | 1 | 19.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.00 | 2.44 |
| 苏联二级质子号 | 633.00 | 8844.00 | 41.00 | 7.40 | 4.15 | 5.00 | 12.25 | | | | 1 | 20.70 | 7.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 14.40 | 4.15 |
| 苏联三级质子号 | 686.00 | 8844.00 | 57.00 | 7.40 | 4.15 | 15.00 | 21.00 | | | | 1 | 20.70 | 7.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 14.40 | 4.15 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 6.60 | 4.15 |
| 苏联四级质子号 | 686.00 | 8844.00 | 57.20 | 7.40 | 3.70 | 7.60 | | 2.20 | 4.60 | 5.70 | 1 | 20.70 | 7.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 14.40 | 4.15 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 6.60 | 4.15 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 6.60 | 3.70 |
| 苏联二级旋风号 | 180.00 | 2970.00 | 39.00 | 3.90 | 2.70 | 9.00 | 4.00 | | | | 1 | 18.23 | 3.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.52 | 3.00 |
| 苏联三级旋风号 | 185.00 | 2970.00 | 39.27 | 3.90 | 2.70 | 10.00 | 4.00 | | | | 1 | 18.23 | 3.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.50 | 3.00 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.10 | 2.00 |
| 苏联天顶号二型 | 459.00 | 7257.00 | 57.00 | 3.90 | 3.90 | 13.65 | 15.70 | | | | 1 | 33.00 | 3.90 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.40 | 3.90 |
| | | | | | | | | | | | 2 | | |
| 苏联天顶号三型 | 466.00 | 7257.00 | 61.40 | 3.90 | 3.90 | 13.65 | | 2.40 | 6.00 | | 1 | 33.00 | 3.90 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.40 | 3.90 |
| | | | | | | | | | | | 2 | | |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.40 | 3.70 |
| 苏联能源号 | 2400.00 | 34833.00 | 60.00 | 20.00 | | | 105.00 | | | 28.00 | 0 | 32.00 | 4.00 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 60.00 | 8.00 |
| 美国先锋号 | 10.20 | 120.13 | 21.95 | 1.14 | 0.81 | 2.14 | 0.025 | | | | 1 | 13.41 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.79 | 0.81 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.52 | 0.46 |
| 美国丘锯1 | 28.50 | 368.73 | 21.72 | 1.78 | | | 0.02 | | | | 1 | 18.39 | 1.78 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 1.30 | 0.96 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.30 | 0.40 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.17 | 0.15 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力(kN) | 真空推力(kN) | 地面比冲(N·s/kg) | 真空比冲(N·s/kg) | 工作时间(s) | 开始研制(a) | 首次发射(a) |
| 151.30 | 8.99 | 1*YF-21 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 142.73 | 2746.00 | | 2535.0 | | 128.00 | 1969 | 1972 |
| 39.52 | 3.54 | 1*YF-22(主机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 36.10 | | 716.00 | | 2815.0 | 117.40 | | |
| | | 4*YF-23(游机) | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | | | 44.13 | | 2736.0 | 323.41 | | |
| 170.00 | 14.00 | 4*РД-107 | | 液氧/煤油 | 156.00 | 3284.00 | 4000.00 | 2452.5 | 3010.0 | 120.00 | 1954 | 1957 |
| 95.70 | 7.20 | 1*РД-108 | | 液氧/煤油 | 88.50 | 722.30 | 912.30 | 2430.0 | 3021.5 | 300.00 | | |
| 172.00 | 14.00 | 4*РД-107 | | 液氧/煤油 | 158.00 | 3284.00 | | 2491.7 | | 140.00 | 1954 | 1959 |
| 97.30 | 7.80 | 1*РД-108 | | 液氧/煤油 | 89.50 | 745.00 | 941.80 | | 3090.2 | 320.00 | | |
| 8.00 | 1.10 | 1*РД-448 | | 液氧/煤油 | 6.90 | | 49.10 | | 3100.00 | 430.00 | | |
| 172.00 | 14.00 | 4*РД-107 | | 液氧/煤油 | 158.00 | 3284.00 | 4000.00 | 2491.7 | 3079.2 | 140.00 | 1954 | 1961 |
| 101.00 | 7.80 | 1*РД-108 | | 液氧/煤油 | 93.20 | 745.00 | 941.80 | | 3090.2 | 320.00 | | |
| 7.00 | 1.10 | 1*РД-448 | | 液氧/煤油 | 5.90 | | 54.90 | | 3198.1 | 440.00 | | |
| 172.00 | 14.00 | 4*РД-107 | | 液氧/煤油 | 158.00 | 3284.00 | | 2491.7 | | 140.00 | 1958 | 1961 |
| 101.00 | 7.80 | 1*РД-108 | | 液氧/煤油 | 93.20 | 745.00 | 941.80 | | 3090.2 | 320.00 | | |
| 24.00 | 3.00 | 1*РД-461 | | 液氧/煤油 | 21.00 | | 294.30 | | 3237.3 | 245.00 | | |
| 5.10 | 1.00 | 1* | | 液氧/煤油 | 4.10 | | 68.70 | | 3335.4 | 200.00 | | |
| 172.00 | 14.00 | 4*РД-107 | | 液氧/煤油 | 158.00 | 3284.00 | | 2491.7 | | 140.00 | 1960 | 1963 |
| 101.00 | 7.80 | 1*РД-108 | | 液氧/煤油 | 93.20 | 745.00 | 941.00 | | 3090.2 | 320.00 | | |
| 24.00 | 3.00 | 1*РД-461 | | 液氧/煤油 | 21.00 | | 294.30 | | 3237.3 | 245.00 | | |
| 28.00 | 3.75 | 1*РД-214 | | 硝酸+氧化氮/煤油 | 24.25 | 635.48 | 730.00 | 2255.0 | 2590.0 | 140.00 | 1958 | 1962 |
| 14.00 | 1.50 | 1*РД-119 | | 液氧/偏二甲肼 | 12.50 | | 105.00 | | 3450.0 | 260.00 | | |
| 85.70 | 6.00 | 2*РД-216 | | 硝酸+$N_2O_4$/偏二甲肼 | 79.70 | 1469.00 | 1728.00 | 2429.0 | 2857.0 | 170.00 | 1961 | 1964 |
| 20.40 | 1.90 | 1*РД-219 | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 18.50 | | 180.00 | | 2960.0 | 353.00 | | |
| 461.00 | 44.00 | 6*РД-253 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 417.00 | 8844.00 | 9810.0 | 2795.0 | 3100.00 | 130.00 | 1961 | 1968 |
| 157.00 | 12.00 | 4*РД-0210 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 145.00 | | 2400.00 | | 3180.0 | 208.00 | | |
| 461.00 | 44.00 | 6*РД-253 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 417.00 | 8844.00 | 9810.00 | 2795.0 | 3100.0 | 130.00 | | 1968 |
| 157.00 | 12.00 | 4*РД-0210 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 145.00 | | 2400.00 | | 3180.0 | 208.00 | | |
| 44.50 | 4.00 | 1*РД | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 40.5 | | 600.00 | | 3160.0 | 236.00 | | |
| 461.00 | 44.00 | 6*РД-253 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 417.00 | 8844.00 | 9810.00 | 2795.0 | 3100.00 | 130.00 | 1961 | 1967 |
| 157.00 | 12.00 | 4*РД-0210 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 145.00 | | 2400.00 | | 3180.0 | 208.00 | | |
| 44.50 | 4.00 | 1*РД- | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 40.50 | | 600.00 | | 3160.0 | 236.00 | | |
| 15.70 | 2.00 | 1*РД- | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 13.70 | | 83.00 | | 3450.0 | 563.00 | | |
| 122.00 | 8.00 | 3*РД | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 114.00 | 2970.00 | | 2650.0 | | 115.00 | 1960 | 1966 |
| 52.00 | 3.00 | 1*РД-219 | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 49.00 | | 990.00 | | 3110.0 | 148.00 | | |
| 122.00 | 8.00 | 3*РД- | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 114.00 | 2970.00 | | | 2650.0 | 115.00 | | 1977 |
| 52.00 | 3.00 | 1*РД-219 | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 49.00 | | 990.00 | | 3110.0 | 148.00 | | |
| 3.76 | 0.56 | 1*РД- | | 硝酸+氧化氮/偏二甲肼 | 3.20 | | 78.00 | | | 118.00 | | |
| 354.00 | 28.70 | 1*РД-170 | | 液氮/煤油 | 325.30 | 7257.00 | | 3033.0 | | 150.00 | 1976 | 1985 |
| 91.00 | 8.50 | 1*РД-120(主机) | | 液氧/煤油 | 82.50 | | 833.60 | | 3432.0 | 315.00 | | |
| | | 4*РД-8(游机) | | 液氮/煤油 | | | 78.40 | | 3354.0 | 1100.00 | | |
| 354.00 | 28.70 | 1*РД-170 | | 液氧/煤油 | 325.30 | 7257.00 | | 3033.0 | | 150.00 | | |
| 91.00 | 8.50 | 1*РД-120(主机) | | 液氧/煤油 | 82.50 | | 833.60 | | 3432.0 | 300.00 | | |
| | | 4*РД-8(游机) | | 液氧/煤油 | | | 78.40 | | 3354.0 | 375.00 | | |
| | | 1*РД | | 液氧/煤油 | | | 83.36 | | | 660.00 | | |
| 1500 | 100.00 | 4*РД-170 | | 液氧/煤油 | 1400.00 | 29028.00 | 31616.80 | 3033.0 | | 150.00 | 1976 | 1987 |
| 800.00 | | 4* | | 液氢/液氧 | 700.00 | 5805.00 | 7845.20 | | 4452.0 | 380.00 | | |
| 8.00 | 0.85 | 1*X-405 | | 液氧/煤油 | 7.15 | 120.13 | | 2471.0 | | 145.00 | 1955 | 1957 |
| 1.98 | 0.40 | 1*AJ-10-37 | | 白烟硝酸/偏二甲肼 | 1.58 | | 33.34 | | 2618.0 | 112.00 | | |
| 0.20 | 0.03 | 1*X-242 | | 固体 | 0.18 | | 11.77 | | 2256.0 | 35.00 | | |
| 28.00 | 6.00 | 1*A-6 | 红石 | 液氧/混肼 | 22.00 | 368.73 | | 2255.5 | 0.0 | 150.00 | 1954 | 1958 |
| | | 11*TK10SC | | 固体 | | | 77.47 | | 1961.3 | 6.00 | | |
| | | 3*TH10SC | | 固体 | | | 21.57 | | 1961.3 | 6.00 | | |
| | | 1*TH10SC | | 固体 | | | 6.86 | | 1961.3 | 6.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量 (t) | 起飞推力 (kN) | 全长 (m) | 最大直径 (m) | 整流罩直径 (m) | 整流罩高度 (m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力 (t) | 级号 | 级长 (m) | 直径 (m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 美国丘锯 2 | 55.34 | 666.85 | 23.40 | 2.67 | | | 0.04 | | | 0.007 | 1 | 16.80 | 2.67 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 1.30 | 0.96 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.30 | 0.40 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.17 | 0.15 |
| 美国雷神艾布尔 | 51.67 | 676.82 | 27.28 | 2.44 | | | 0.12 | | | | 1 | 19.81 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.91 | 0.84 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.25 | 0.56 |
| 美国雷神艾布尔星 | 53.81 | 676.82 | 24.11 | 2.44 | | | 0.23 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.52 | 1.61 |
| 美国雷神阿金纳 A | 53.20 | 676.82 | 25.61 | 2.44 | | | 0.77 | | | | 1 | 19.81 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.80 | 1.52 |
| 美国雷神阿金纳 B | 56.60 | 765.62 | 26.02 | 2.44 | | | 0.95 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.60 | 1.52 |
| 美国雷神阿金纳 D | 56.60 | 765.62 | 25.51 | 2.44 | | | 0.95 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.09 | 1.52 |
| 美国雷神博纳 1 | 49.32 | 676.82 | 21.56 | 2.44 | | | 0.09 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 3.14 | 1.05 |
| 美国雷神博纳 2 | 49.75 | 676.82 | 21.77 | 2.44 | 1.65 | 3.35 | 0.14 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 1.73 | 1.65 |
| 美国雷神博纳 2A | 50.45 | 676.82 | 24.31 | 2.44 | 1.65 | 5.89 | 0.23 | | | | 1 | 18.42 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 1.73 | 1.65 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.91 | 1.57 |
| 美长贮箱雷神阿金纳 | 91.63 | 1461.62 | 33.00 | 2.44 | | | 2.00 | | | | 0 | 7.30 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 21.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.09 | 1.52 |
| 加大推力雷神阿金纳 | 68.95 | 1485.32 | 29.00 | 2.44 | 1.65 | 5.67 | 1.50 | | | | 0 | 6.00 | 0.80 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.00 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.09 | 1.52 |
| 美国宇宙神 B | 110.66 | 1610.26 | 25.91 | 4.88 | | | 0.07 | | | | 1 | 20.12 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| 美国宇宙神 D 水星 | 117.93 | 1610.26 | 29.07 | 4.88 | 1.89 | 8.53 | 1.36 | | | | 1 | 20.52 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| 宇宙神 LV3A 艾布尔 | 117.92 | 1610.26 | 30.30 | 4.88 | | | 0.68 | | | 0.09 | 1 | 20.58 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.91 | 0.84 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.25 | 0.56 |
| 宇宙神 LV3A 阿金纳 A | 123.81 | 1610.26 | 30.20 | 4.88 | 1.50 | | 1.86 | | | 0.16 | 1 | 20.27 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.80 | 1.52 |
| 宇宙神 LV3A 阿金纳 B | 124.85 | 1610.26 | 29.87 | 4.88 | 1.50 | | 2.27 | | | 0.68 | 1 | 20.58 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 7.60 | 1.52 |
| 宇宙神 LV3C 半人马座 | 136.06 | 1730.36 | 32.82 | 4.88 | 3.05 | | 4.85 | | | | 1 | 21.90 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.10 | 3.05 |
| 美国宇宙神 E/F | 121.95 | 1730.34 | 25.90 | 4.88 | | | 1.71 | | | 0.00 | 1 | 20.50 | 3.05 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| | | 1*РД YHES-3D | | 液氧/煤油 | | 666.85 | | 2402.6 | | 170.00 | | 1958 |
| | | 11*THIOSC | | 固体 | | | 77.47 | | 1961.3 | 6.00 | | |
| | | 3*TH10SC | | 固体 | | | 21.57 | | 1961.3 | 6.00 | | |
| | | 1*TH10SC | | 固体 | | | 6.86 | | 1961.3 | 6.00 | | |
| 48.50 | | 1*MB-3-1 | LR79-NA9 | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 163.00 | | 1958 |
| | | 1*AJ-10-101 | | 白烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.25 | | 2619.3 | 100.00 | | |
| | | 1*X-248A7 | | 固体 | | | 13.79 | | 2452.5 | 40.00 | | |
| 48.30 | 2.9 | 1*MB-3-1 | XLR79NA9 | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 165.00 | | 1959 |
| 4.3 | 0.41 | 1*AJ-10-104 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 3.85 | | 35.79 | | 2727.1 | 300 | | |
| 48.50 | 3.1 | 1*MB-3-1 | | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 165.00 | 1958 | 1959 |
| 3.86 | 0.79 | 1*BELL8048 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 3.07 | | 69.1 | | 2697 | 120 | | |
| 48.30 | 2.90 | 1*MB-3-2 | LR79NA11 | 液氧/煤油 | 45.40 | 765.62 | | 2500.0 | | 150.00 | | 1960 |
| 6.14 | 0.91 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.14 | | 71.00 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| 48.30 | 2.90 | 1*MB-3-2 | LR79NA11 | 液氧/煤油 | 45.40 | 765.62 | | 2500.0 | | 150.00 | | 1962 |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| 48.30 | 2.90 | 1*MB-3-1 | | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 165.00 | 1961 | 1965 |
| | | 1*X-258 | | 固体 | | | 22.56 | | | 23.00 | | |
| 48.30 | 2.90 | 1*MB-3-1 | LR79MA11 | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 165.00 | 1965 | 1966 |
| 0.81 | 0.14 | 1*TE-M-364-2 | | 固体 | | | 43.11 | | 2848.8 | 42.20 | | |
| 48.30 | 2.90 | 1*MB-3-1 | LR79MA11 | 液氧/煤油 | 45.40 | 676.82 | | 2452.5 | | 165.00 | 1969 | 1971 |
| 0.81 | 0.14 | 1*TE-M-364-2 | | 固体 | | | 43.11 | | 2848.8 | 42.20 | | |
| 0.41 | 0.12 | 1*TE-M-442-1 | | 固体 | 0.24 | | 35.60 | | 2672.2 | 17.80 | | |
| 13.40 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | | 496.00 | | | 2193.0 | 39.00 | | 1966 |
| 70.51 | 4.71 | 1*MB-3-2 | | 液氧/煤油 | 65.80 | 765.62 | | 2500.0 | | 216.00 | | |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| | | 3*TX-33-52 | | 固体 | | 719.70 | | | 2910.0 | 42.00 | | 1963 |
| 48.70 | 3.30 | 1*MB-3-2 | | 液氧/煤油 | 45.40 | 765.62 | | 2500.0 | | 150.00 | | |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| | | 2*LR89-NA3 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1334.47 | | | | 145.00 | 1954 | 1958 |
| | | 1*LR105-NA3(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA3 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1334.47 | | | | 145.00 | | 1961 |
| | | 1*LR-105-NA3(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA3 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1334.47 | | 2451.7 | | | | 1959 |
| | | 1*LR-105-NA3(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | | | | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | | | | | | | |
| | | 1*AJ-10-11B | | 白烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.25 | | | | | |
| | | 1*LX-248-A7 | | 固体 | | | 13.79 | | | | | |
| | | 2*LR389-NA3 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1334.47 | | 2451.7 | | 145.00 | | 1960 |
| | | 1*LR-105-NA3(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 280.00 | | |
| 3.86 | 0.79 | 1*BELL8048 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 3.07 | | 69.10 | | 2697.0 | 120.00 | 1958 | 1960 |
| | | 2*RL-89-NA3 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1334.47 | | 2451.7 | | 145.00 | | 1961 |
| | | LR-105-NA3(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | | | 280.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 280.00 | | |
| 7.05 | 0.91 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.14 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| | | 2*LR89-NA5 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1467.90 | | | | 145.00 | | 1962 |
| | | 1*LR-105-NA5(主机) | | 液氧/煤油 | | 253.55 | | | | 300.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 300.00 | | |
| 17.44 | 2.24 | 2*RL-10A-3 | CEN.-D | 液氢/液氧 | | | 133.40 | | 4354.2 | 450.00 | | |
| | 6.80 | 2*LR89-NA5 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1467.90 | | | | 145.00 | 1966 | 1968 |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 1<br>1 | | |
| 宇宙神 SLV3 阿金纳 B | 131.41 | 1730.36 | 30.11 | 4.88 | 1.50 | | 2.77 | | | 0.34 | 1<br>1<br>1<br>2 | 20.67<br><br><br>7.60 | 3.05<br><br><br>1.50 |
| 宇宙神 SLV3 阿金纳 D | 127.00 | 1727.41 | 33.20 | 4.88 | 1.50 | | 3.81 | | 1.23 | 0.43 | 1<br>1<br>1<br>2 | 20.67<br><br><br>7.09 | 3.05<br><br><br>1.53 |
| 宇宙神 SLV3A 阿金纳 D | 148.80 | 1758.56 | 36.70 | 4.88 | 1.50 | | 3.86 | | 1.24 | 0.68 | 1<br>1<br>1<br>2 | 24.80<br><br><br>7.09 | 3.05<br><br><br>1.52 |
| 宇宙神 SLV3A 博纳 2 | 129.91 | 1758.56 | 28.15 | 4.88 | 1.65 | 3.35 | 0.68 | | | | 1<br>1<br>1<br>2 | 24.80<br><br><br>1.73 | 3.05<br><br><br>1.65 |
| 宇宙神 SLV3C 人马座 | 146.73 | 1758.56 | 38.35 | 4.88 | 3.05 | 8.23 | 3.85 | 0.90 | 1.84 | 1.04 | 1<br>1<br>1<br>2 | 21.03<br><br><br>9.10 | 3.05<br><br><br>3.05 |
| 宇宙神 SLV3D 人马座 | 130.79 | 1918.96 | 39.90 | 4.88 | 3.05 | 8.82 | 5.12 | | 2.10 | 1.20 | 1<br>1<br>1<br>2 | 21.20<br><br><br>9.61 | 3.05<br><br><br>3.05 |
| 美国宇宙神 G | 163.57 | 1952.32 | 43.90 | 4.88 | 3.70 | 3.40 | 6.80 | | 2.36 | | 1<br>1<br>1<br>2 | 22.86<br><br><br>9.61 | 3.05<br><br><br>3.05 |
| 美国宇宙神 H | 132.80 | 1952.32 | 31.90 | 4.88 | | | | | | | 1<br>1<br>1 | 21.20 | 3.05 |
| 美国宇宙神 I | 163.90 | 1953.95 | 43.90 | 4.88 | 4.20 | 12.22 | 5.90 | | 2.34 | 1.52 | 1<br>1<br>1<br>2 | 22.20<br><br><br>9.61 | 3.05<br><br><br>3.05 |
| 美国宇宙神 I | 187.56 | 2084.00 | 47.50 | 4.88 | 4.20 | 12.22 | 6.78 | | 2.77 | 1.94 | 1<br>1<br>2 | 24.95<br><br>10.53 | 3.05<br><br>3.05 |
| 美国宇宙神 I A | 187.70 | 2084.00 | 47.50 | 4.88 | 4.20 | 12.22 | 7.12 | | 2.90 | 2.10 | 1<br>1<br>2 | 24.95<br><br>11.03 | 3.05<br><br>3.05 |
| 美国宇宙神 I AS | 234.01 | 2950.00 | 47.50 | 5.10 | 4.20 | 12.22 | 7.64 | | 3.15 | 2.73 | 0<br>1<br>1<br>2 | 9.11<br><br><br>11.03 | 1.02<br>3.05<br><br>3.05 |
| 美国德尔它 | 50.80 | 675.78 | 28.06 | 2.44 | 0.85 | | 0.27 | | 0.04 | | 1<br>2<br>3 | 17.05<br>4.63<br>1.53 | 2.44<br>0.81<br>0.45 |
| 美国德尔它 A | 50.80 | 741.88 | 28.06 | 2.44 | 0.85 | | 0.32 | | 0.07 | | 1<br>2 | 17.05<br>4.63 | 2.44<br>0.81 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| | | 1*LR105-NA5(主机) | | 液氧/煤油 | 112.70 | 253.55 | | | | 300.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 330.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA5 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1467.90 | | | | 129.00 | | 1962 |
| | | 1*LR-105-NA5(主机) | | 液氧/煤油 | | 253.55 | | | | 293.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 293.00 | | |
| 7.05 | 0.91 | 1*BELL-8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.14 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA5 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1467.91 | | | | 129.00 | 1959 | 1963 |
| | | 1*LR-105-NA5(主机) | | 液氧/煤油 | | 253.55 | | | | 293.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 8.90 | | | | 312.80 | | |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8247 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| 141.32 | | 2*LR-89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | 134.13 | 1494.60 | | 2490.0 | 2844.9 | 153.90 | | 1968 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | | 257.99 | | 2140.5 | 3052.9 | 324.20 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 5.96 | | | | 312.80 | | |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.10 | | 2795.0 | 240.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1494.60 | | 2490.0 | 2844.9 | | | 1968 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | | 257.99 | | 2140.5 | 3052.9 | | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 5.96 | | | | | | |
| 0.81 | 0.14 | 1*TE-M-364-2 | | 固体 | 0.65 | | 43.11 | | 2848.8 | 42.20 | | |
| 128.49 | 3.35 | 2*LR-89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1494.60 | | 2490.0 | 2845.0 | 152.80 | | 1967 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | 120.76 | 257.99 | | 2140.0 | 3052.9 | 247.80 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 5.96 | | | | 247.80 | | |
| 17.44 | 2.24 | 2*RL-10A-3-3 | CEN.-D | 液氧/液氢 | 13.95 | | 133.40 | | 4354.2 | 450.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1645.84 | | 2508.4 | 2836.1 | | | 1973 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | 121.68 | 266.89 | | 2186.7 | 3052.9 | | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 6.23 | | | | | | |
| 15.68 | | 2*RL-10A-3-3A | CEN.-D1A | 液氧/液氢 | | | 146.80 | | 4354.2 | 437.00 | | |
| | | 2*LR-89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1679.20 | | | | | | 1983 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | | 266.89 | | 2186.7 | 3052.9 | | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 6.23 | | | | | | |
| 15.68 | | 2*RL-10A-3 -3A | CEN.D1A | 液氧/液氢 | | | 146.80 | | 4354.2 | 437.00 | | |
| | | 2*LR89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1645.84 | | 2508.4 | 2836.1 | | | 1983 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | 121.68 | 266.89 | | 2186.7 | 3052.9 | | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 6.23 | | | | | | |
| | | 2*YLR89-NA7 | (助推器) | 液氧/煤油 | 137.53 | 1679.00 | | 2541.8 | | 169.00 | | 1990 |
| | | 1*LR-105-NA7(主机) | | 液氧/煤油 | | 269.00 | | 2162.1 | | 288.00 | | |
| | | 2*LR-101(游机) | | 液氧/煤油 | | 5.95 | | 1831.5 | | | | |
| 15.68 | | 2*RL-10A-3-3A | CEN.-D1A | 液氧/液氢 | 13.79 | | 146.80 | | 4354.2 | 437.00 | | |
| | | 2*YLR87-NA7A | (助推器) | 液氧/煤油 | 156.00 | 1815.00 | 2060.00 | 2581.0 | | | | 1991 |
| | | 1*LR-105-NA7A(主机) | | 液氧/煤油 | | 269.10 | | 2162.1 | | | | |
| | | 2*LR-10A-3-3A | CEN.-I | 液氧/液氢 | 16.78 | | 148.10 | | 4344.3 | 488.00 | | |
| | | 2*YLR89-NA7A | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1815.00 | 2060.00 | 2581.0 | | | | 1992 |
| | | 1*LR-105-NA7A(主机) | | 液氧/煤油 | | 269.00 | | 2162.1 | | | | |
| | | 2*LR-10A-4N | CEN.-I A | 液氧/液氢 | 16.78 | | 181.00 | | 4008.1 | 392.0 | | |
| 46.32 | | 4*助推器 | | 固体 | | 1732.00 | | | | | | 1993 |
| | | 1*LR-105-NA7A(主机) | | 液氧/煤油 | | 269.00 | | 2162.1 | | | | |
| | | 2*LR-89-NA | (助推器) | 液氧/煤油 | | 1815.00 | 2060.00 | 2581.0 | | | | |
| | | 2*RL-10A-4N | CEN.I A | 液氧/液氢 | 16.78 | | 181.00 | | 4408.1 | 392.0 | | |
| | | 1*MB-3-1 | THOR | 液氧/煤油 | | 666.86 | | 2452.5 | | 146.00 | 1959 | 1960 |
| | | 1*AJ-10-118 | | 硝酸/偏二甲肼 | | | 33.31 | | 2618.0 | 109.00 | | |
| | | 1*X-248A7 | ALTA1R2 | 固体 | | | 12.44 | | | 42.00 | | |
| | | 1*MB-3-2 | DSV-2C | 液氧/煤油 | | 755.22 | | 2481.1 | | 146.00 | 1961 | 1962 |
| | | 1*AT-10-118 | | 发烟硝酸/偏二甲肼 | | | 33.31 | | 2618.4 | 109.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.53 | 0.45 |
| 美国德尔它 B | 57.80 | 764.08 | 28.30 | 2.44 | 0.85 | | 0.38 | | 0.07 | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 0.81 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.53 | 0.45 |
| 美国德尔它 C | | 764.08 | 28.30 | 2.44 | 0.85 | | 0.41 | | 0.08 | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 0.81 |
| | | | | | | | | | | | 3 | | |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.83 | 0.46 |
| 美国德尔它 D | 65.00 | 1492.69 | 28.30 | 4.11 | 0.85 | | 0.57 | | 0.10 | | 0 | 7.32 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 0.81 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.83 | 0.46 |
| 美国德尔它 E | 75.00 | 1492.69 | 29.20 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 0.73 | | 0.15 | 0.10 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.83 | 0.46 |
| 美国德尔它 E1 | | 1492.69 | 29.30 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 0.73 | | 0.20 | 0.14 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.46 | 0.49 |
| 美国德尔它 G | | 1492.69 | | 4.11 | 1.65 | 5.70 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| 美国德尔它 J | | 1492.69 | 29.20 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 0.82 | | 0.26 | 0.19 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 17.40 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 L | 91.00 | 1492.69 | 32.30 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | | | 0.34 | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.46 | 0.49 |
| 美国德尔它 M | 92.00 | 1492.69 | 32.30 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 0.91 | | 0.36 | 0.24 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 M6 | 106.00 | 2164.81 | 32.30 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 1.27 | | 0.45 | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 N | 92.00 | 1492.69 | 30.27 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 0.91 | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| 美国德尔它 N6 | 106.00 | 2164.81 | 30.27 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 1.27 | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.37 |
| 美国德尔它 300 | | 1492.69 | 30.27 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.65 |
| 美国德尔它 900 | 120.00 | 2164.81 | 30.27 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | 1.72 | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 18.30 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.65 |
| 美国德尔它 1410 | | 1700.78 | | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制(a) | 首次发射(a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力(kN) | 真空推力(kN) | 地面比冲(N·s/kg) | 真空比冲(N·s/kg) | 工作时间(s) | | |
| | | 1*X-248A7 | | 固体 | | | 12.44 | | | 42.00 | | |
| | | 1*MB-3-2 | DSV-2C | 液氧/煤油 | | 755.20 | | 2481.1 | | 146.00 | 1962 | 1962 |
| 2.68 | | 1*AJ-10-118A | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 33.65 | | 2618.0 | 170.00 | | |
| 0.24 | | 1*X-248A5 | | 固体 | | | 12.46 | | | 42.00 | | |
| | | 1*MB-3-2 | DSV-2C | 液氧/煤油 | 45.20 | 755.20 | | 2481.1 | | 146.00 | 1963 | 1964 |
| | | 1*AJ-10-118D | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.20 | | | 174.00 | | |
| | | 1*FW-4 | | 固体 | | | 24.21 | | | 30.00 | | |
| | | 1*X-258 | ALTA1R2 | 固体 | | | 25.51 | | | 30.00 | | |
| 12.50 | | 3*TX-33-52 | CASTOR1 | 固体 | | 719.70 | | | | 40.00 | 1963 | 1964 |
| | | 1*MB-3-3 | DSV-2E | 液氧/煤油 | 45.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 150.00 | | |
| | | 1*AJ-10-118D | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.20 | | | 174.00 | | |
| | | 1*X-258 | ALTA1R2 | 固体 | | | 25.51 | | | 30.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1965 | 1965 |
| | | 1*MB-3-3 | DSV-2E | 液氧/煤油 | 45.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 150.00 | | |
| | | 1*AJ-10-118E | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| | | 1*X-258 | ALTA1R2C | 固体 | | | 25.51 | | | 30.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1966 | 1966 |
| | | 1*MB-3-3 | DSV-2E | 液氧/煤油 | 45.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 150.00 | | |
| | | 1*AJ-10-118E | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| | | 1*FW-4D | | 固体 | | | 32.87 | | | 31.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 685.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1966 | 1966 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 45.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 150.00 | | |
| | | 1*AJ-10-118E | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| | | 1*FW-4D | | 固体 | | | 32.87 | | | 31.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1966 | 1968 |
| | | 1*MB-3-3 | DSV-2E | 液氧/煤油 | 45.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 150.00 | | |
| | | 1*AJ-10-118E | DELTA | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 34.60 | | | 398.00 | | |
| 0.74 | | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.63 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1968 | 1969 |
| 70.90 | 4.40 | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.50 | | 1*AJ-10-118E | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 4.80 | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| | | 1*FW-4D | | 固体 | | | 32.87 | | | 31.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1968 | 1968 |
| 70.90 | 4.40 | 1*MB-3-3 | DSV-3E | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.50 | 0.80 | 1*AJ-10-118E | DELTA | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 4.70 | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| 0.74 | | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.63 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 27.78 | | 6*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 22.44 | 1391.80 | | 2330.0 | | 40.00 | 1968 | 1971 |
| 70.90 | 4.40 | 1*MB-3-3 | DSV-2L | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.50 | 0.80 | 1*AJ-10-118F | DELTA | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 4.70 | | 34.62 | | 2912.6 | 398.00 | | |
| 0.74 | 0.09 | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.65 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1968 | 1968 |
| 70.90 | 4.40 | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.50 | 0.70 | 1*AJ-10-118E | DELTA | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 4.80 | | 34.62 | | | 398.00 | | |
| 27.78 | | 6*TX-354-5 | | 固体 | 22.44 | 1391.80 | | 2330.0 | | 40.00 | 1968 | 1970 |
| 70.90 | 4.40 | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.50 | 0.70 | 1*AJ-10-118E | DELTA | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 4.80 | | 34.62 | | 2912.6 | 398.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | CASTOR | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1969 | 1972 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 66.50 | 764.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-11F | | 四氧化二氮/混肼 50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 41.67 | 8.01 | 9*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1969 | 1972 |
| | | 1*MB-3-3 | DSV | 液氧/煤油 | 66.50 | 746.11 | | 2499.7 | | 220.00 | | |
| 5.40 | | 1*AT-10-118F | DELTA | 四氧化二氮/混肼 50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 18.52 | | 4*TX-354-5 | | 固体 | 14.96 | 927.88 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1975 |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 2.44 |
| 美国德尔它 1604 | | 2164.81 | 35.38 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.65 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.07 | 0.98 |
| 美国德尔它 1900 | | 2164.81 | 33.31 | 4.11 | 1.65 | 5.70 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 1.65 |
| 美国德尔它 1910 | | 2164.81 | | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 2.44 |
| 美国德尔它 1913 | | 2164.81 | 35.36 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 1914 | 134.00 | 2164.81 | 35.36 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | 1.80 | | 0.68 | 0.45 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.55 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.07 | 0.98 |
| 美国德尔它 2310 | 106.60 | 1615.42 | 33.31 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | 1.54 | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.58 | 2.44 |
| 美国德尔它 2313 | 105.00 | 1615.42 | 35.36 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | 0.55 | 0.36 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.58 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 2910 | 134.80 | 2311.33 | 33.31 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | 1.95 | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.58 | 2.44 |
| 美国德尔它 2913 | | 2311.33 | 35.36 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | | | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.58 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 2914 | 134.90 | 2311.33 | 35.36 | 4.11 | 2.44 | 7.93 | | | 0.72 | 0.44 | 0 | 7.32 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.58 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.07 | 0.98 |
| 美国德尔它 3910 | 190.30 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | 2.75 | | | | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| 美国德尔它 3910PAM | 190.80 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 1.15 | 0.79 | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.20 | 1.24 |
| 美国德尔它 3913 | 188.40 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 0.83 | | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.98 |
| 美国德尔它 3914 | 189.70 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 0.95 | 0.63 | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制(a) | 首次发射(a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力(kN) | 真空推力(kN) | 地面比冲(N·s/kg) | 真空比冲(N·s/kg) | 工作时间(s) | | |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 27.78 | | 6*TX-354-5 | | 固体 | 22.44 | 1391.80 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1972 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 1.16 | 0.08 | 1*TX-364-4 | | 固体 | | | 66.59 | | 2843.9 | 44.00 | | |
| 41.67 | | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1973 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 41.67 | | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1975 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 41.67 | | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1973 |
| | | 1*MD-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 0.74 | 0.09 | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.65 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 41.67 | | 9*TX-354-5 | CASTOR2 DSV | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1972 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 5.40 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼50 | | | 42.85 | | 3003.7 | 342.00 | | |
| 1.16 | 0.11 | 1*TE-364-4 | | 固体 | 1.05 | | 66.59 | | 2843.9 | 44.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1974 |
| 85.20 | 4.50 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.90 | 1*TR-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.50 | | 43.31 | | 2961.6 | 345.00 | | |
| 13.89 | | 3*TX-354-5 | | 固体 | 11.22 | 695.91 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1974 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.90 | 1*TR-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.50 | | 43.31 | | 2961.6 | 345.00 | | |
| 0.74 | 0.08 | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.65 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 41.67 | 8.01 | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1975 |
| 85.20 | 4.50 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.90 | 1*TR-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.50 | | 43.31 | | 2961.6 | 345.00 | | |
| 41.67 | 8.01 | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1975 |
| 85.20 | 4.50 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.90 | 1*TR-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.50 | | 43.31 | | 2961.6 | 345.00 | | |
| 0.74 | 0.09 | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.65 | | 44.48 | | 2853.7 | 44.00 | | |
| 41.67 | 8.01 | 9*TX-354-5 | CASTOR2 | 固体 | 33.66 | 2087.73 | | 2330.0 | | 40.00 | 1971 | 1974 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | DSV-3P | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.90 | 1*TR-201 | DELTA | 四氧化二氮/混肼50 | 4.50 | | 43.31 | | 2961.6 | 345.00 | | |
| 1.16 | 0.08 | 1*TE-364-4 | | 固体 | 1.05 | | 66.59 | 2335.9 | 2843.9 | 44.00 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1980 |
| 85.20 | 4.50 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 5.43 | 0.88 | 1*TRW-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.58 | | 43.65 | | 2954.7 | 320.00 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.40 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1980 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | KLT THOR | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | | 242.00 | | |
| 5.43 | 0.85 | 1*TRW-201 | DELTA | 四氧化二氮/混肼50 | 4.58 | | 43.65 | | 2954.7 | 320.00 | | |
| 2.15 | | 1*STAR-48 | PAM-D | 固体 | 1.74 | | 66.64 | | 2872.5 | 85.30 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1981 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.1 | 242.00 | | |
| 5.43 | 0.85 | 1*TRW-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.58 | | 43.65 | | 2954.7 | 320.00 | | |
| 0.74 | 0.09 | 1*TE-364-3 | | 固体 | 0.65 | | 44.48 | | | 44.00 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1975 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | ELT THOR | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.1 | 242.00 | | |
| 5.40 | 0.82 | 1*TRW-201 | | 四氧化二氮/混肼50 | 4.58 | | 43.65 | | 2954.7 | 320.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.07 | 0.98 |
| 美国德尔它 3920 | 191.90 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | 2.80 | | | | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| 美国德尔它 3920PAM | 192.50 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 1.27 | 0.91 | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.20 | 1.24 |
| 美国德尔它 3924 | 191.30 | 3188.19 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 1.08 | 0.76 | 0 | 9.74 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.07 | 0.98 |
| 美国德尔它 4925 | 201.00 | 3364.81 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | 1.27 | | 0 | 11.16 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.20 | 1.25 |
| 美国德尔它 5920 | | 3511.41 | 35.36 | 4.57 | 2.44 | 7.93 | | | | | 0 | 11.16 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.43 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| 美国德尔它 6920 | 271.30 | 3572.08 | 37.16 | 4.57 | 2.90 | 8.48 | 2.84 | | | | 0 | 11.16 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.09 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| 美国德尔它 6925 | 218.10 | 3572.08 | 37.16 | 4.57 | 2.90 | 8.48 | | | 1.45 | | 0 | 11.16 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.09 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.20 | 1.25 |
| 美国德尔它 7920 | 229.80 | 3968.04 | 37.16 | 4.59 | 2.90 | 8.48 | 3.62 | | | | 0 | 12.96 | 1.03 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.09 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| 美国德尔它 7925 | 230.20 | 3968.04 | 37.16 | 4.59 | 2.90 | 8.48 | | | 1.82 | | 0 | 12.96 | 1.03 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.09 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.97 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.20 | 1.25 |
| 美国侦察兵 A | 18.00 | 449.14 | 22.00 | 1.02 | | | 0.12 | | | 0.03 | 1 | 9.09 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 A1 | 16.90 | 449.00 | | | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 A2 | 16.90 | 449.00 | | 1.02 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 B | 18.10 | 449.14 | 22.39 | 1.02 | 0.86 | 3.27 | 0.15 | | | | 1 | 9.08 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 B1 | | | | | | | 0.14 | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 1.16 | 0.11 | 1*TE-364-4 | | 固体 | 1.05 | | 66.59 | 2335.9 | 2843.9 | 44.00 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1982 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.1 | 242.00 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1982 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | ELT THOR | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | | 242.00 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ10-118K | DELTA | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 2.15 | | 1*STAR-48 | PAM-D | 固体 | 1.74 | | 66.64 | | 2872.4 | 85.30 | | |
| 96.39 | | 9*TX-526-2 | CASTOR4 | 固体 | 84.42 | 3402.90 | | | | 57.00 | | 1982 |
| 85.20 | 5.00 | 1*RS-27 | ELT THOR | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | 2785.0 | 242.00 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 1.16 | 0.11 | 1*TE-364-4 | | 固体 | 1.05 | | 66.59 | 2335.9 | 2843.9 | 44.00 | | |
| 105.20 | | 9*TX-780 | CASTOR4A | 固体 | 90.99 | 3887.73 | | 2327.1 | | 56.30 | | 1989 |
| | | 1*MB-3-3 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 764.11 | | 2499.7 | | 265.00 | | |
| 6.91 | | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 2.20 | | 1*STAR-48B | | 固体 | 2.01 | | 66.64 | | 2869.4 | 88.10 | | |
| 105.20 | | 9*TX-780 | CASTOR4A | 固体 | 90.99 | 3887.73 | | 2327.1 | | 56.30 | | 1989 |
| 85.20 | | 1*RS-27 | | 液氧/煤油 | 80.20 | 910.74 | | 2579.2 | | 265.00 | | |
| 6.91 | | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 105.20 | | 9*TX-780 | CASTOR4A | 固体 | 90.99 | 3887.73 | 4351.50 | 2327.1 | 2605.6 | 56.30 | 1987 | 1990 |
| 101.50 | | 1*RS-27B | | 液氧/煤油 | 95.66 | 971.00 | 1032.00 | 2589.0 | 2893.0 | 264.90 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ10-118K | DELTA | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 105.20 | | 9*TX-780 | CASTOR4A | 固体 | 90.99 | 3887.73 | 4351.50 | 2327.1 | 2605.6 | 56.30 | 1987 | 1989 |
| 101.50 | | 1*RS-27B | ELT THOR | 液氧/煤油 | 95.66 | 971.00 | 1032.00 | 2589.0 | 2893.0 | 264.90 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*J10-118K | DELTA | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 2.20 | | 1*STAR-48B | PAM-D | 固体 | 2.01 | | 66.64 | | 2869.4 | 88.10 | | |
| 116.80 | | 9*GEM | | 固体 | 93.08 | 4601.20 | | 2411.5 | 2690.0 | 63.70 | 1987 | |
| 101.60 | | 1*RS27C | | 液氧/煤油 | 95.66 | 890.00 | 1054.00 | 2500.7 | 2961.6 | 265.90 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.05 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 116.82 | | 9*GEM | | 固体 | 93.08 | 4601.20 | | 2411.5 | 2690.0 | 63.70 | 1987 | 1990 |
| 101.60 | | 1*RS-27C | | 液氧/煤油 | 95.66 | 890.00 | 1054.00 | 2500.7 | 2961.6 | 265.90 | | |
| 6.91 | 0.86 | 1*AJ-10-118K | | 四氧化二氮/混肼50 | 6.06 | | 42.85 | | 3130.3 | 439.70 | | |
| 2.20 | | 1*STAR-48B | PAM-D | 固体 | 2.01 | | 66.64 | | 2869.4 | 88.10 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL3 | 40KS | 固体 | 9.60 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1965 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-5 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.00 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | 1973 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-5 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-33 | 固体 | 0.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.00 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-4 | 固体 | 1.16 | | 126.00 | | 2794.9 | 28.90 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL 2B | 40KS | 固体 | 9.60 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1965 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-83 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 B2 | | | | | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 C | | 449.10 | | 1.02 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 D1 | 21.25 | | 23.00 | 1.14 | | | 0.18 | 0.03 | 0.05 | 0.04 | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 E1/F1 | | | | | | | 0.19 | | | | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 G1 | 22.00 | | 22.44 | 1.14 | | | 0.21 | | | | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.87 | 0.77 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 X-1 | 20.00 | 444.92 | 21.76 | 1.02 | | | 0.06 | | | | 1 | 9.08 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.91 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.50 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X-1A | | | 21.76 | 1.02 | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.91 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.50 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X-2 | | | 21.76 | 1.02 | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.50 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X-2B | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | | |
| 美国侦察兵 X-2M | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| 美国侦察兵 X-3 | | | 21.76 | 1.02 | | | 0.09 | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.50 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X3A | | | | | | | | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.50 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X3C | 16.10 | 449.14 | | 1.02 | | | | | | | 1 | 9.09 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| 美国侦察兵 X3M | | | | | | | | | | | 1 | | |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 126.00 | | 2794.9 | 26.00 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | | 固体 | 9.70 | 449.10 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 39.00 | | |
| 1.27 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 90.00 | | 2757.6 | 33.70 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 32.00 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1972 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL 3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1974 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-B4 | 固体 | 1.16 | | 126.84 | | 2794.4 | 26.00 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL 3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1979 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.40 | 0.11 | 1*ANTARES 3A | TE-M-762 | 固体 | 1.26 | | 89.40 | | 2894.9 | 33.00 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 10.28 | 1.65 | 1*ALGOL1B | XM-68 | 固体 | 8.62 | 444.92 | | | | 26.06 | 1958 | 1960 |
| 4.03 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.04 | 0.12 | 1*ANTARES 1A | X-254 | 固体 | 0.92 | | 62.80 | | | 36.80 | | |
| 0.23 | 0.03 | 1*ALTAIR 1A | X-248 | 固体 | 0.21 | | 13.70 | | | 38.50 | | |
| | | 1*ALGOL 1C | XM-68 | 固体 | | | | | | | | 1961 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.04 | 0.12 | 1*ANTARES 1A | X-254 | 固体 | 0.92 | | 62.80 | | | 36.80 | | |
| 0.23 | 0.03 | 1*ALTAIR 1A | X-248 | 固体 | 0.21 | | 13.70 | | | 38.50 | | |
| | | 1*ALGOL 1D | XM-68 | 固体 | | | | | | | | 1962 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.23 | 0.03 | 1*ALTAIR 1A | X-248 | 固体 | 0.21 | | 13.70 | | | 38.50 | | |
| | | 1*ALGOL 1D | XM-68 | 固体 | | | | | | | | 1963 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| | | 1*ALGOL 1D | XM-68 | 固体 | | | | | | | | 1962 |
| 4.02 | 0.69 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| | | 1*ALGOL 2A | 30KS | 固体 | | | | | | | | 1962 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.23 | 0.03 | 1*ALTAIR 1A | X-248 | 固体 | 0.21 | | 13.70 | | | 38.50 | | |
| | | 1*ALGOL 2A | 30KS | 固体 | | | | | | | | 1962 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.23 | 0.03 | 1*ALTAIR 1A | X-248 | 固体 | 0.21 | | 13.70 | | | 38.50 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL 2B | 40KS | 固体 | 9.59 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1964 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| | | 1*ALGOL 2A | 30KS | 固体 | | | | | | | | 1963 |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| 美国侦察兵 X4 | | 449.14 | | 1.02 | | | 0.10 | | | | 1 | | |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X4A | 17.78 | 449.14 | | 1.02 | | | 0.10 | | | | 1 | 9.09 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 X5C | | | | | | | | | | | 1 | 9.09 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| 美国侦察兵 A | 18.00 | 449.14 | 22.00 | 1.02 | | | 0.12 | | | 0.03 | 1 | 9.09 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 A1 | 16.90 | 449.00 | | | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 A2 | 16.90 | 449.00 | | 1.02 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.51 | 0.46 |
| 美国侦察兵 B | 18.10 | 449.14 | 22.39 | 1.02 | | | 0.15 | | | | 1 | 9.08 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 B1 | | | | | | | 0.14 | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 B2 | | | | | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 C | | 449.10 | | 1.02 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.02 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 D1 | 21.25 | | 23.00 | 1.14 | | | 0.18 | 0.03 | 0.05 | 0.04 | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.04 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 E1/F1 | | | | | | | 0.19 | | | | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国侦察兵 G1 | 22.00 | | 22.44 | 1.14 | | | 0.21 | | | | 1 | 9.12 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.94 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.87 | 0.77 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制(a) | 首次发射(a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力(kN) | 真空推力(kN) | 地面比冲(N·s/kg) | 真空比冲(N·s/kg) | 工作时间(s) | | |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| | | 1*ALGOL 2A | 30KS | 固体 | | | | | | | | 1963 |
| 4.03 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-250 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL 2B | 40KS | 固体 | 9.59 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1964 |
| 4.02 | 0.70 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.32 | | 280.70 | | 2679.2 | 27.57 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL 2B | 40KS | 固体 | 9.59 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1968 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.12 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL3 | 40KS | 固体 | 9.60 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1965 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | | | 1973 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-5 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 0.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-250 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-4 | 固体 | 1.16 | | 126.80 | | 2794.9 | 28.90 | | |
| 0.26 | 0.03 | 1*ALTAIR 2A | X-258 | 固体 | 0.23 | | 29.10 | | 2736.1 | 21.20 | | |
| 10.78 | 1.19 | 1*ALGOL 2B | 40KS | 固体 | 9.60 | 449.14 | 453.10 | 2194.7 | 2538.9 | 45.70 | | 1965 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-5 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | 40KS | 固体 | 9.70 | 449.00 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-B4 | 固体 | 1.16 | | 126.80 | | 2794.9 | 26.00 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 11.30 | 1.60 | 1*ALGOL 2C | | 固体 | 9.70 | 449.10 | | 2363.4 | | 80.00 | | |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 39.00 | | |
| 1.27 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 90.00 | | 2757.6 | 33.70 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 32.00 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1972 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.28 | 0.12 | 1*ANTARES 2A | X-259-B3 | 固体 | 1.16 | | 95.99 | | 2757.6 | 32.80 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL 3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1974 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.27 | 0.11 | 1*ANTARES 2B | X-259-B4 | 固体 | 1.16 | | 126.84 | | 2794.4 | 26.00 | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 14.18 | 1.48 | 1*ALGOL 3A | 45KS | 固体 | 12.71 | | 437.70 | 2248.7 | 2545.8 | 56.70 | | 1979 |
| 4.43 | 0.70 | 1*CASTOR 2A | TX-354-3 | 固体 | 3.73 | | 274.70 | | 2764.5 | 35.90 | | |
| 1.40 | 0.11 | 1*ANTARES 3A | TE-M-762 | 固体 | 1.26 | | 89.40 | | 2894.9 | 33.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.69 | 0.52 |
| 美国蓝色侦察兵1 | 16.75 | 512.00 | 21.90 | 1.01 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.01 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.35 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 5.20 | 0.76 |
| 美国蓝色侦察兵2 | 16.89 | 512.00 | 22.00 | 1.01 | | | | | | | 1 | 9.40 | 1.01 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.30 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.38 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.83 | 0.46 |
| 美国蓝色侦察兵JR | 5.80 | 222.00 | 12.30 | 0.79 | | | | | | | 1 | 6.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 3.38 | 0.76 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.37 | 0.46 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 0.51 | 0.43 |
| 美国红石 | 32.00 | 347.00 | 25.41 | 3.66 | | | 2.00 | | | | 1 | 11.40 | 1.78 |
| 美国土星1 | 508.85 | 6690.00 | 57.30 | 6.53 | | | 9.00 | | | | 1 | 24.43 | 6.53 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 12.65 | 5.59 |
| 美国土星1B | 589.00 | 7296.00 | 68.63 | 6.60 | | | 18.00 | | 3.00 | 0.43 | 1 | 24.50 | 6.60 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 17.8 | 6.60 |
| 美国土星5阿波罗 | 2945.95 | 34029 | 110.64 | 10.06 | | | 120.00 | 30.00 | 60.00 | 50.00 | 1 | 42.06 | 10.06 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 24.87 | 10.06 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 19.02 | 6.60 |
| 美国大力神2LV4 | 148.31 | 1912.70 | 33.22 | 3.05 | | | 3.62 | | | | 1 | 21.64 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.79 | 3.05 |
| 美国大力神2SLV | 155.00 | 1912.70 | 42.90 | 3.05 | 3.05 | 9.20 | 3.17 | | | | 1 | 21.43 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| 美国大力神2S | 272.76 | 4595.00 | 39.00 | 5.10 | | | 4.90 | | | 1.13 | 0 | 11.18 | 1.01 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 21.43 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.72 | 1.62 |
| 美国大力神3A | 169.00 | 1912.70 | 39.2 | 3.05 | | | 3.30 | | | | 1 | 22.18 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.48 | 3.05 |
| 美国大力神3B | 166.00 | 2313.00 | 41.54 | 3.05 | 1.53 | 3.66 | 3.60 | | 1.10 | 0.68 | 1 | 22.23 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 7.09 | 1.53 |
| 美国大力神3C | 636.00 | 10675.70 | 50.60 | 9.70 | 3.05 | 15.24 | 13.41 | 1.63 | 4.40 | 3.15 | 0 | 25.91 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.23 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.48 | 3.05 |
| 美国大力神3D | 634.00 | 10675.70 | 47.20 | 9.70 | 3.05 | 15.00 | 13.59 | | | | 0 | 25.91 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.23 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| 美国大力神3E | 644.00 | 10675.70 | 48.76 | 9.70 | 4.27 | 17.69 | 15.40 | 3.35 | 7.03 | 5.40 | 0 | 25.91 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.23 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.60 | 3.05 |
| 美国大力神34B | 184.00 | 2353.10 | | 3.05 | 3.05 | 18.30 | 3.74 | | | | 1 | 23.70 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 6.30 | 1.52 |
| 美国大力神34D | 688.78 | 12419.44 | 49.35 | 9.82 | 3.20 | 18.28 | 14.36 | | | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.70 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 1.52 |
| 美国大力神34D-U | 690.93 | 12419.44 | 49.35 | 9.82 | 3.20 | 18.20 | | 1.82 | | | 0 | 27.55 | 3.11 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 0.30 | 0.03 | 1*ALTAIR 3A | FW-4S | 固体 | 0.28 | | 26.10 | | 2786.1 | 28.90 | | |
| 10.70 | 2.05 | 1*ALGOL B | | 固体 | 8.65 | 512.00 | | | | 40.00 | | 1961 |
| 4.35 | 0.67 | 1*CASTOR 1A | XM-33 | 固体 | 3.68 | 222.00 | | 2679.2 | | 39.00 | | |
| | | 1*ANTARESα | X-254 | 固体 | | | 60.8 | | | 39.00 | | |
| 10.70 | 2.05 | 1*ALGOL B | | 固体 | 8.65 | 512.00 | | | | 40.00 | | 1961 |
| 4.36 | | 1*CASTOR 1 | XM-33 | 固体 | 3.68 | 222.00 | | | | 39.00 | | |
| 1.23 | 0.30 | 1*ANTARESα | X-254 | 固体 | 0.93 | | 60.80 | | | 39.00 | | |
| 1.1 | 0.17 | 1*ALTAIR | X-248 | 固体 | | | 13.7 | | | 38.00 | | |
| 4.36 | | 1*CASTOR 1 | XM-33 | 固体 | 3.31 | 222.00 | | | | 39.00 | | 1960 |
| 1.23 | 0.30 | 1*ANTARESα | X-254 | 固体 | 0.93 | | 60.76 | | | 39.00 | | |
| | | 1*ALGOR | 30-KS8000 | 固体 | | | 35.30 | | | 30.00 | | |
| | | 1*CETUS | 100A | 固体 | | | 4.00 | | | 78.00 | | |
| | 8 | 1*NA-75-110-A7 | | 液氧/酒精 | 22.00 | 347.00 | | 2256.0 | | 143.00 | 1959 | 1960 |
| 436.00 | 50.00 | 8*H-1 | S-1 | 液氧/煤油 | 386.00 | 6690.00 | | 2500.7 | | 145.00 | 1958 | 1961 |
| 51.86 | 6.50 | 6*RL-10A-3 | S-4 | 液氧/液氢 | 45.36 | | 400.20 | | 4246.3 | 490.00 | | |
| 452.20 | 38.00 | 8*H-1 | S-1B | 液氧/煤油 | 414.20 | 7296.00 | 8159.00 | 2557.8 | 2861.0 | 141.00 | 1959 | 1966 |
| 117.90 | 10.00 | 1*J-2 | S-4B | 液氧/液氢 | 106.00 | | 1001.00 | | 4184.6 | 440.00 | | |
| 2279 | 131.00 | 5*F1 | S-1C | 液氧/煤油 | 2148.00 | 34029.00 | 39962.00 | 2607.0 | 2883.0 | 168.00 | 1962 | 1967 |
| 493.00 | 36.00 | 5*J-2 | S-2 | 液氧/液氢 | 457.00 | | 5148.0 | | 4168.0 | 366.00 | | |
| 123.95 | 11.47 | J-2 | S-4B | 液氧/液氢 | 110.53 | | 902.00 | | 4217.0 | 480.00 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-7 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | 1912.70 | | 2892.9 | 2932.2 | 150.00 | 1962 | 1964 |
| | | 1*LR-91-AJ-7 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | | 444.80 | | 3069.5 | 180.00 | | |
| 122.47 | | 2*LR-87-AJ-5 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 118.00 | 1912.70 | 2090.00 | | 2902.8 | 147.00 | 1986 | 1988 |
| 30.00 | | 1*LR-91-AJ-5 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 27.00 | | 444.80 | | 3098.9 | 182.00 | | |
| | | 10*TX-780 | | 固体 | | 4595.00 | | | | 60.00 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-5 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | 1912.70 | | | | 147.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-5 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | | 444.80 | | | 182.00 | | |
| | | STAR63-F | | 固体 | | | 102.30 | | | | | |
| | | 2*LR-87-AJ-9 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | 1912.70 | | 2893.0 | 2922.4 | 149.00 | 1962 | 1964 |
| | | 1*LR-91-AJ-9 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | | 444.80 | | 3130.3 | 206.00 | | |
| 12.47 | 1.99 | 2*AJ10-138 | 过渡级 | 四氧化二氮/混肼 50 | 10.48 | | 71.70 | | 2961.6 | 430.00 | | |
| 121.70 | | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 115.00 | 2313.00 | | 2934.2 | | 156.00 | 1965 | 1966 |
| 33.60 | | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 6.80 | 0.68 | 1*BELL8096 | 阿金纳 D | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 71.17 | | 2794.9 | 240.00 | | |
| 461.00 | 77.00 | 2*UA1205 | | 固体 | 384.00 | 10675.70 | | 2608.6 | | 117.00 | 1962 | 1965 |
| 125.65 | 6.80 | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 118.85 | | 2313.70 | | 2952.8 | 165.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 12.47 | 1.99 | 2*AJ10-138 | 过渡级 | 四氧化二氮/混肼 50 | 10.48 | | 71.70 | | 2961.6 | 430.00 | | |
| 461.00 | 77.00 | 2*UA1205 | | 固体 | 384.00 | 10675.70 | | 2608.6 | | 117.00 | 1966 | 1971 |
| 125.65 | 6.80 | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 118.85 | | 2313.70 | | 2952.8 | 165.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 461.00 | | 2*UA1205 | | 固体 | 384.00 | 10675.70 | | 2608.6 | | 117.00 | 1972 | 1974 |
| 125.65 | 6.80 | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 118.85 | | 2313.70 | | 2952.8 | 165.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 15.40 | 1.61 | 2*RL-10-A-3-3A | 半人马座 | 液氧/液氢 | 13.48 | | 133.28 | | 4354.2 | 380.00 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | 2353.10 | | | 2912.6 | 164.00 | | 1971 |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 6.64 | 0.51 | 1*BELL8906 | 上升阿金纳 | 红烟硝酸/偏二甲肼 | | | 71.17 | | 2853.7 | 240.00 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | 1982 |
| | | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | | 2353.10 | | | 2912.6 | 164.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.20 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | 1982 |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.70 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 1.52 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 5.00 | 2.89 |
| | | | | | | | | | | | 3 | | |
| 美国大力神 34D-T | 688.80 | 12419.44 | 49.35 | 9.82 | 3.20 | 18.20 | | 1.91 | | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.70 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.56 | 1.52 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.48 | 3.05 |
| 美国大力神 3 | 693.00 | 12419.44 | 48.20 | 9.82 | 4.00 | 15.20 | 14.74 | | | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.95 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.99 | 3.05 |
| 美国大力神 3-U | 698.00 | 12419.44 | 48.20 | 9.82 | 4.00 | 15.20 | | | 4.94 | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.95 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.99 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 5.00 | 2.89 |
| | | | | | | | | | | | 3 | | |
| 美国大力神 3-P | 682.00 | 12419.44 | 48.20 | 9.82 | 4.00 | 15.20 | | | 1.88 | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.97 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.99 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.04 | 1.24 |
| 美国大力神 3-T | 695.00 | 12419.44 | 48.20 | 9.82 | 4.00 | 15.20 | | 1.90 | 4.63 | | 0 | 27.55 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 23.95 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.99 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.48 | 3.05 |
| 美国大力神 4-NUS1 | 855.90 | 14700.00 | | 9.82 | 5.08 | 15.2 | 17.74 | | | | 0 | 34.43 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.38 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.97 | 3.05 |
| 美国大力神 4-NUS2 | 929.90 | 15124.00 | | 10.00 | 5.08 | 15.2 | 21.55 | | | | 0 | 34.25 | 3.20 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.38 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.97 | 3.05 |
| 美国大力神 4-U | 868.00 | 14700.00 | 53.99 | 9.82 | 5.08 | 17.1 | | 2.31 | | | 0 | 34.43 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.38 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.97 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 5.00 | 2.89 |
| | | | | | | | | | | | 3 | | |
| 美国大力神 4-G1 | 889.00 | 14700.00 | 63.14 | 9.82 | 5.08 | 26.20 | | 4.54 | | 5.20 | 0 | 34.43 | 3.11 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.38 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.97 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 8.94 | 4.32 |
| 美国大力神 4-G2 | 936.00 | 15124.00 | | 10.00 | 5.08 | 26.20 | | 5.67 | | | 0 | 34.25 | 3.20 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 26.38 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.97 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 8.94 | 4.32 |
| 美国大蓬车 1A | 17.80 | 548.00 | | | | | 0.35 | | | | 1 | 8.85 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | | |
| | | | | | | | | | | | 3 | | |
| 美国大蓬车 210 | 46.12 | 1200.90 | | 3.40 | | | 0.54 | | 0.25 | | 1 | 8.85 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.85 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.2 | 1.25 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.68 | 0.93 |
| 美国大蓬车 4 | 103.00 | 3288.00 | | | | | 1.36 | | 0.45 | | 1 | 8.85 | 1.14 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 8.85 | 1.14 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制(a) | 首次发射(a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量(t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力(kN) | 真空推力(kN) | 地面比冲(N·s/kg) | 真空比冲(N·s/kg) | 工作时间(s) | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼50 | | 2353.10 | | | 2912.6 | 164.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 14.74 | | SRM-1(下) | IUS | 固体 | 12.41 | | 185.10 | | 2897.9 | 152.00 | | |
| | | SRM-2(上) | IUS | 固体 | | | 78.40 | | 2835.1 | 103.40 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | 1984 |
| | | 2*LR-87-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼50 | | 2353.10 | | | | 164.00 | | |
| 33.60 | 2.50 | 1*LR-91-AJ-11 | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.10 | | 449.27 | | 3125.4 | 225.00 | | |
| 12.47 | 1.99 | 2*AJ-10-138 | 过渡级 | 四氧化二氮/混肼50 | 10.48 | | 71.70 | | 2961.6 | 430.00 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | 1990 |
| | | LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 133.18 | | 2428.70 | | 2957.7 | 160.00 | | |
| | | LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.12 | | 462.60 | | 3098.9 | 225.00 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 133.18 | | 2428.70 | | 2957.7 | 160.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.12 | | 462.60 | | 3089.9 | 225.00 | | |
| 14.74 | | SRM-1(下) | | 固体 | 12.41 | | 185.10 | | 2897.9 | 152.00 | | |
| | | SRM-2(上) | | 固体 | | | 78.40 | | 2835.1 | 103.40 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 133.18 | | 2428.70 | | 2957.7 | 160.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.12 | | 462.60 | | 3098.9 | 225.00 | | |
| 2.21 | 0.14 | STAR-48B | PAM-D | 固体 | 2.00 | | 66.64 | | 2869.4 | 88.10 | | |
| 500.80 | | 2*UA1205 | | 固体 | 433.26 | 12419.44 | 12455.00 | 2600.7 | | 113.70 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 133.18 | | 2428.70 | | 2957.7 | 160.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 31.12 | | 462.60 | | 3089.9 | 225.00 | | |
| 12.47 | 1.99 | 2*AJ-10-138 | 过渡级 | 四氧化二氮/混肼50 | 10.48 | | 71.70 | | 2961.6 | 430.00 | * | |
| 633.20 | | 2*UA1207 | | 固体 | 536.00 | 14700.00 | | | | 120.00 | | 1990 |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 165.00 | | 2428.70 | | 2957.7 | 200.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 37.50 | | 462.60 | | 3098.9 | 245.00 | | |
| 688.60 | | 2*HECULES | | 固体 | | 15124.00 | | | | | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 165.00 | | 2428.70 | | 2957.7 | 200.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 37.50 | | 462.60 | | 3098.9 | 245.00 | | |
| 633.20 | | 2*UA1207 | | 固体 | 536.00 | 14700.00 | | | | 120.00 | | 1989 |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 165.00 | | 2428.70 | | 2957.7 | 200.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 37.50 | | 462.60 | | 3098.9 | 245.00 | | |
| 14.72 | | SRM-1(下) | IUS | 固体 | 12.42 | | 185.10 | | 2897.9 | 152.04 | | |
| | | SRM-2(上) | | 固体 | | | 78.40 | | 2835.1 | 103.40 | | |
| 633.20 | | 2*UA1207 | | 固体 | 536.00 | 14700.00 | | | | 120.00 | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 165.00 | | 2428.70 | | 2957.7 | 200.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 37.50 | | 462.60 | | 3098.9 | 245.00 | | |
| | | 2*RL-10A-3-3B | 半人马座 | 液氧/液氢 | 20.00 | | 148.00 | | 4277.7 | | | |
| 688.60 | | 2*HECULES | | 固体 | | 15124.00 | | | | | | |
| | | 2*LR-87-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 165.00 | | 2428.70 | | 2957.7 | 200.00 | | |
| | | 1*LR-91-AJ-11A | | 四氧化二氮/混肼50 | 37.50 | | 462.60 | | 3098.9 | 245.00 | | |
| | | 2*RL-10A-3-3B | | 液氧/液氢 | 20.00 | | 148.00 | | 4277.7 | | | |
| 14.20 | 1.42 | 1*CASTOR4B | | 固体 | 12.60 | 548.00 | | | | 64.00 | | |
| | | STAR-48 | | 固体 | | | 66.68 | | | 55.00 | | |
| | | STAR-37 | | 固体 | | | 24.10 | | | 55.00 | | |
| 28.40 | 2.84 | 2*CASTOR4B | | 固体 | 25.20 | 1070.74 | | | | 55.00 | | 1989 |
| 14.20 | 1.42 | CASTOR4B | | 固体 | 12.60 | 535.37 | | | | 55.00 | | |
| 2.2 | | STAR-48B | | 固体 | 2.01 | | 66.64 | | | 88.10 | | |
| 1.14 | | STAR-37 | | 固体 | | | 24.10 | | | 63.70 | | |
| 85.20 | | 6*CASTOR4B | | 固体 | 75.60 | 3288.00 | | | | 64.00 | | |
| 14.20 | | CASTOR4B | | 固体 | 12.60 | 548.00 | | | | 64.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.2 | 1.25 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.68 | 0.93 |
| 美国飞马座 | 18.89 | 498.20 | 15.51 | 6.70 | 1.27 | 3.79 | 0.41 | | | | 1 | 9.40 | 1.27 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 2.31 | 1.27 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.47 | 0.97 |
| 美国金牛座 | 81.65 | 1547.00 | 27.50 | | 1.47 | 6.60 | 1.362 | | 0.38 | | 1 | 8.74 | 2.34 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 9.40 | 1.27 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.31 | 1.27 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.47 | 0.97 |
| 美国阿金纳 A | | | | | | | | | | | | 5.80 | 1.52 |
| 美国阿金纳 B | | | | | | | | | | | | 7.60 | 1.52 |
| 美国阿金纳 D | | | | | | | | | | | | 7.09 | 1.52 |
| 美国上升阿金纳 | | | | | | | | | | | | 6.30 | 1.52 |
| 美国半人马座 D | | | | | | | | | | | | 9.10 | 3.05 |
| 美国半人马座 D1A | | | | | | | | | | | | 9.61 | 3.05 |
| 美国半人马座 D1T | | | | | | | | | | | | 9.61 | 3.05 |
| 美国半人马座 G1 | | | | | | | | | | | | 8.94 | 4.32 |
| 美国半人马座 I | | | | | | | | | | | | 10.53 | 3.05 |
| 美国半人马座 I A | | | | | | | | | | | | 11.03 | 3.05 |
| 美国 IUS | | | | | | | | | | | | 2.08 | 1.61 |
| 美国 IUS | | | | | | | | | | | | 3.52 | 2.43 |
| 美国 STS/PAM-A | | | | | | | | | | | | 2.29 | 1.53 |
| 美国 STS/PAM-D | | | | | | | | | | | | 1.83 | 1.24 |
| 美国 PAM-D(德尔它) | | | | | | | | | | | | 2.04 | 1.24 |
| 美国 PAM-D(德尔它) | | | | | | | | | | | | 2.03 | 1.24 |
| 美国 STS/PAM-D2 | | | | | | | | | | | | 1.60 | |
| 美国 PAM-D3-1 | | | | | | | | | | | | 1.18 | 1.60 |
| 美国 PAM-D3-2 | | | | | | | | | | | | 2.06 | 1.60 |
| 美国 PAM-D3-3 | | | | | | | | | | | | 2.68 | 1.60 |
| 美国 PAM-S | | | | | | | | | | | | | |
| 美国 PAM-SGS | | | | | | | | | | | | 3.96 | 1.20 |
| 美国远地点机动级 | | | | | | | | | | | | 1.52 | 2.95 |
| 美国转移轨道级 | | | | | | | | | | | | 3.20 | |
| 美国 TOS/AMS | 13.73 | 260.7 | 4.82 | 2.84 | | | | | | | | 1.52 | 2.95 |
| | | | | | | | | | | | | 3.20 | |
| 美国转移轨道级-S | | | | | | | | | | | | 2.45 | |
| 美国 SCOTS | | | | | | | | | | | | 1.60 | |
| 意大利 IRIS | | | | | | | | | | | | | |
| 美国黑箭 | 18.37 | 222.64 | 13.03 | 2.00 | 1.37 | 3.52 | 0.12 | | | | 1 | 5.97 | 2.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 2.54 | 1.37 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.31 | 0.71 |
| 法国钻石 A | 18.27 | 274.00 | 18.90 | 1.40 | 0.66 | 2.15 | 0.08 | | | | 1 | 10.00 | 1.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.70 | 0.80 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.06 | 0.66 |
| 法国钻石 B | 24.44 | 348.00 | 24.25 | 1.40 | 0.85 | 2.80 | 0.16 | | | | 1 | 13.26 | 1.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.52 | 0.81 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.72 | 0.81 |
| 法国钻石 BP4 | 26.90 | 348.00 | 21.64 | 1.50 | 1.38 | 3.47 | 0.28 | | | | 1 | 13.26 | 1.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.91 | 1.51 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 1.71 | 0.81 |
| 欧联欧洲号 1 | 105.40 | 1360.00 | 31.67 | 3.05 | 2.00 | 4.00 | 1.00 | | | | 1 | 18.37 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.50 | 2.00 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 2.2 | | STAR-48B | | 固体 | | | 66.64 | | | 88.10 | | |
| 1.14 | | STAR-37 | | 固体 | | | 24.10 | | | 63.70 | | |
| | 1.87 | 固体发动机 | | 固体 | 12.15 | | 583.40 | | 2894.0 | 76.80 | | |
| | 0.375 | 固体发动机 | | 固体 | 3.03 | | 137.40 | | 2896.0 | 74.70 | | |
| | 0.202 | 固体发动机 | | 固体 | 0.78 | | 40.30 | | 2853.0 | 65.50 | | |
| | 4.46 | 固体发动机 | | 固体 | 44.54 | | 1547 | | 2655.8 | 56.01 | 1989 | |
| | 1.87 | 固体发动机 | | 固体 | 12.15 | | 486.7 | | 2894.0 | 76.00 | | |
| | 0.375 | 固体发动机 | | 固体 | 3.03 | | 122.8 | | 2896.0 | 74.7 | | |
| | 0.202 | 固体发动机 | | 固体 | 0.782 | | 34.56 | | 2853.0 | 65.5 | | |
| 3.86 | 0.79 | 1*BELL8048 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 3.07 | | 69.10 | | 2679.0 | 120.00 | 1956 | 1959 |
| 7.05 | 0.91 | 1*BELL8096 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.14 | | 71.17 | | 2795.0 | 240.00 | | 1960 |
| 6.81 | 0.70 | 1*BELL8048 8247 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.12 | | 71.17 | | 2795.0 | 240.00 | 1961 | 1962 |
| 6.64 | 0.51 | 1*BELL8096-33 | | 红烟硝酸/偏二甲肼 | 6.08 | | 71.17 | | 2853.7 | 240.00 | 1967 | 1971 |
| 17.44 | 2.24 | 2*RL-10A-3-3 | | 液氧/液氢 | | | 133.40 | | 4354.2 | 450.00 | 1958 | 1962 |
| | | 2*RL-10A-3-3A | | 液氧/液氢 | | | 146.80 | | 4354.2 | | | 1973 |
| 15.40 | 1.61 | 2*RL-10A-3-3 | | 液氧/液氢 | | | 133.40 | | 4354.2 | 450.00 | | 1974 |
| 25.36 | | 2*RL-10A-3-3B | | 液氧/液氢 | | | 148.00 | | 4277.7 | | 1981 | |
| | | 2*RL-10A-3-3A | | 液氧/液氢 | | | 148.10 | | 4344.3 | 488.00 | | 1991 |
| | | 2*RL-10A-4N | | 液氧/液氢 | | | 181.00 | | 4408.1 | 392.00 | | |
| | | 1*SRM-2(上) | IUS | 固体 | 2.75 | | 78.00 | | 2835.1 | 103.40 | | |
| 4.54 | | 1*SRM-1(下) | | 固体 | 9.71 | | 185.00 | | 2897.9 | 152.00 | | 1982 |
| 5.78 | | 1*MM-3 | | 固体 | | | 156.37 | | | | | |
| 2.18 | 0.18 | 1*STAR-48/TEM711 | | 固体 | 1.96 | | 66.00 | | 2812.5 | 84.70 | | 1982 |
| 2.21 | 0.14 | 1*STAR-48B | | 固体 | 2.00 | | 66.64 | | 2869.4 | 88.10 | | |
| 2.15 | 0.14 | 1*STAR-48-711-8 | | 固体 | 1.99 | | 66.64 | | 2872.4 | 85.30 | | 1980 |
| 3.72 | 0.45 | 1*STAR-63D | | 固体 | | | 107.20 | | 2765.5 | 120.00 | | |
| 3.45 | | 1*STAR-63D | | 固体 | 3.25 | | 107.20 | | | 120.00 | | |
| 4.55 | | 1*STAR-63D/F | | 固体 | 4.24 | | 122.70 | | | 125.00 | | |
| 4.61 | | 1*STAR-63F | | 固体 | 4.24 | | 124.54 | | | 125.00 | | |
| | | 1*STAR-48/TEM711 | | 固体 | 2.01 | | | | | | | |
| 4.54 | | 2*STAR-48 | | 固体 | | | 133.40 | | | 87.00 | | 1983 |
| 4.71 | | 1*RS-41 | | 四氧化二氮/一甲基肼 | 3.88 | | 11.79 | | 3089.0 | | | |
| 10.94 | | 1*ORBUS-21 | | 固体 | 9.80 | | 260.67 | | 2873.0 | | | |
| 4.71 | | 1*RS-41(上) | | 四氧化二氮/一甲基肼 | 3.88 | | 11.79 | | 3089.0 | | | |
| 10.94 | | 1*ORBUS-21(下) | | 固体 | | | 260.67 | | 2873.0 | | | |
| 8.07 | | 1*ORBUS-21 | | 固体 | | | 260.67 | | 2873.0 | | | |
| | | 1*STAR-63E | | | | | | | | | | |
| 1.83 | | 1*固体发动机 | | 固体 | | | | | | | | |
| 14.10 | 1.00 | 1*伽马8 | | 过氧化氢/煤油 | 13.10 | 222.64 | | 2452.0 | | 125.00 | 1964 | 1969 |
| 3.60 | 0.40 | 1*伽马2 | | 过氧化氢/煤油 | 3.20 | | 68.00 | | 2600.0 | 116.00 | | |
| 0.35 | 0.04 | 1*连雀 | | 固体 | 0.30 | | 24.50 | | 2697.0 | 45.00 | | |
| 14.72 | 1.95 | 1*EMERAUDE L-13 | 红宝石 | 白烟硝酸/松节油 | 12.77 | 274.00 | | 2030.0 | | 93.00 | 1960 | 1965 |
| 2.72 | 0.46 | 1*ISOLANE28-7 | 黄玉 | 固体 | 2.26 | | 150.00 | | 2590.0 | 43.00 | | |
| 0.71 | 0.07 | 1*RUBIS P-0.7 | | 固体 | 0.64 | | 52.00 | | 2730.0 | 45.00 | | |
| 20.70 | 2.30 | 1*VALOIS L-17 | 紫晶 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 18.40 | 348.00 | | 2167.2 | | 112.00 | 1967 | 1970 |
| 2.73 | 0.47 | 1*TOPA3E P-2,3 | 黄石 | 固体 | 2.26 | | 130.40 | | 2539.9 | 43.00 | | |
| 0.78 | 0.10 | 1*RUBIS P-0.6 | P68 | 固体 | 0.68 | | 51.97 | | 2726.1 | 46.50 | | |
| 20.70 | 2.30 | 1*VALOIS L-17 | 紫晶 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 18.40 | 348.00 | | 2167.2 | | 118.00 | 1972 | 1975 |
| 5.00 | 1.00 | P-4 PITA1 | P4 | 固体 | 4.00 | | 180.00 | | 2621.5 | 65.00 | | |
| 0.78 | 0.10 | RUBIS P-0.6 | P68 | 固体 | 0.68 | | 50.00 | | 2690.1 | 46.00 | | |
| 89.40 | 7.00 | 2*RZ.2 | 蓝光 | 液氧/煤油 | 82.40 | 1360.00 | | 2430.0 | | 160.00 | 1962 | 1968 |
| 12.00 | 2.20 | 4*LRBA | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 9.80 | | 272.40 | | 2714.6 | 104.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.81 | 2.00 |
| 欧联欧洲号 2 | 112.00 | 1360.00 | 31.67 | 3.05 | | | 1.44 | 0.23 | 0.36 | | 1 | 17.04 | 3.05 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.50 | 2.00 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.81 | 2.00 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 4.00 | 2.02 |
| 欧联欧洲号 3 | 191.15 | 2656.80 | 40.00 | 3.80 | | | 1.50 | 0.70 | | | 1 | 21.00 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.50 | 3.80 |
| 欧空局阿里安 1 | 210.30 | 2360.00 | 47.70 | 3.80 | 3.20 | 8.65 | 2.50 | | 1.85 | 0.73 | 1 | 18.40 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 8.55 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 2 | 222.00 | 2700.00 | 49.50 | 3.80 | 3.20 | 8.65 | 5.00 | | 2.17 | 1.10 | 1 | 18.40 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.87 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 3 | 242.00 | 2700.00 | 49.50 | 6.00 | 3.20 | 8.65 | 5.80 | | 2.85 | 1.30 | 0 | 9.70 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 1 | I8.40 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.87 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 40 | 243.00 | 2700.00 | 59.80 | 3.80 | 4.00 | 11.10 | 4.60 | 1.00 | 1.90 | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 42-L | 363.00 | 4050.00 | 59.80 | 9.00 | 4.00 | 11.10 | 7.00 | | 3.20 | | 0 | 19.00 | 2.22 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 42-P | 320.00 | 4000.00 | 59.80 | 6.20 | 4.00 | 11.10 | 6.00 | 1.60 | 2.60 | | 0 | 12.20 | 1.07 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 44-L | 470.00 | 5400.00 | 59.80 | 9.00 | 4.00 | 11.10 | 9.40 | 2.50 | 4.20 | 2.60 | 0 | 19.00 | 2.22 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 44-LP | 418.50 | 5350.00 | 59.80 | 9.00 | 4.00 | 11.10 | 8.30 | 2.20 | 3.70 | | 0 | 19.00 | 2.22 |
| | | | | | | | | | | | 0 | 12.20 | 1.07 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 44P | 355.00 | 5300.00 | 59.80 | 6.20 | 4.00 | 11.10 | 6.50 | 1.80 | 3.00 | | 0 | 12.20 | 1.07 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 25.20 | 3.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.50 | 2.60 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 9.90 | 2.60 |
| 欧空局阿里安 5 | 733.00 | 15900 | 52.76 | 12.20 | 5.40 | 19.20 | 22.00 | 4.00 | 6.90 | | 0 | 30.70 | 3.03 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 29.20 | 5.40 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 3.36 | 3.94 |
| 日本 L-4S | 9.40 | 732.60 | 16.50 | 1.40 | 0.50 | 1.25 | 0.03 | | | | 0 | 5.77 | 0.31 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 8.38 | 0.77 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 3.93 | 0.77 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.96 | 0.55 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.00 | 0.48 |
| 日本 M-4S | 43.80 | 1936.10 | 23.60 | 2.1 | 0.86 | 2.90 | 0.18 | | | | 0 | 5.79 | 0.31 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 11.93 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.74 | 1.41 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 3.40 | 0.60 | 1*ERNO | | 四氧化二氮/混肼 50 | 2.80 | | 22.54 | | 2861.6 | 368.00 | | |
| | 6.29 | 2*RZ2 | 蓝光 | 液氧/煤油 | 88.2 | 1360.00 | | 2430.0 | | 160.00 | 1967 | 1972 |
| 12.00 | 2.20 | 4*LRBA | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 9.77 | | 272.40 | | 2714.6 | 103.00 | | |
| 3.67 | 0.80 | 1*ERNO | | 四氧化二氮/混肼 50 | 2.87 | | 22.54 | | 2861.6 | 375.00 | | |
| 1.51 | 0.81 | 1*SEP | | 固体 | | | 41.20 | | 2704.8 | 45.00 | | |
| 166.00 | 13.59 | 4*维金 | L150 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 152.40 | 2656.80 | | 2373.0 | | 150.00 | 1972 | |
| 20.00 | 3.00 | 1*H20 | H20 | 液氧/液氢 | 17.00 | | 200.00 | | 4390.0 | 448.00 | | |
| 159.60 | 13.27 | 4*维金 5 | L-140 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 145.00 | 2360.00 | 2640.00 | 2422.2 | 2775.5 | 145.00 | 1973 | 1979 |
| 38.22 | 3.52 | 1*维金 4 | L-33 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 33.60 | | 698.70 | | 2863.0 | 123.00 | | |
| 9.40 | 1.32 | 1*HM7 | H-8 | 液氧/液氢 | 8.08 | | 59.78 | | 4337.5 | 545.00 | | |
| 166.00 | 14.60 | 4*维金 5B | L-140 | 四氧化二氮/混肼 25 | 147.00 | 2700.00 | | 2427.0 | | 135.00 | 1980 | 1986 |
| 39.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.50 | | 785.60 | | 2863.5 | 123.00 | | |
| 12.14 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 721.00 | | |
| 19.40 | | 2*P7.3 | PAP | CTPB16-13 | 14.70 | 1332.00 | | 2363.0 | | 30.00 | 1980 | 1984 |
| 166.00 | 14.60 | 4*维金 5B | L-140 | 四氧化二氮/混肼 25 | 147.00 | 2700.00 | | 2427.0 | | 135.00 | | |
| 39.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.50 | | 785.60 | | 2863.5 | 123.00 | | |
| 12.14 | 1.20 | 2*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 721.00 | | |
| 188.00 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 170.00 | 2700.00 | 3000.00 | | 2716.0 | 206.00 | 1982 | 1990 |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.20 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 87.00 | 9.00 | 2*维金 6 | PAL | 四氧化二氮/混肼 25 | 78.00 | 1350.00 | 1500.00 | 2363.0 | | 142.00 | 1982 | 1993 |
| 251.50 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 226.00 | 2700.00 | | 2427.2 | 2716.0 | 206.00 | | |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 25.20 | 6.40 | 2*P9.5 | PAP | CTPB16-13 | 19.00 | 1298.00 | | 2363.00 | | 42.00 | 1982 | 1990 |
| 251.50 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 226.00 | 2700.00 | | | 2716.0 | 206.00 | | |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 174.00 | 18.00 | 4*维金 6 | PAL | 四氧化二氮/混肼 25 | 156.00 | 2700.00 | | | 2716.0 | 142.00 | 1982 | 1989 |
| 251.50 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 226.00 | 2700.00 | | | 2716.0 | 206.00 | | |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 87.00 | 9.00 | 2*维金 6 | PAL | 四氧化二氮/混肼 25 | 78.00 | 1350.00 | 1500.00 | 2363.0 | 2716.0 | 142.00 | 1982 | 1988 |
| 25.20 | 6.40 | 2*P9.5 | PAP5 | CTPB16-13 | 19.00 | 1298.00 | | 2363.0 | | 42.00 | 1982 | 1988 |
| 251.50 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 226.00 | 2700.00 | | | 2716.0 | 206.00 | | |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 50.40 | 12.80 | 4*P9.5 | PAP | CTPB16-13 | 38.00 | 2596.00 | | 2363.0 | | 42.00 | 1982 | 1991 |
| 251.50 | 17.50 | 4*维金 5C | L-220 | 四氧化二氮/混肼 25 | 226.00 | 2700.00 | | | 2716.0 | 206.00 | | |
| 37.60 | 3.60 | 1*维金 4B | L-33 | 四氧化二氮/混肼 25 | 34.00 | | 786.00 | | 2863.5 | 124.00 | | |
| 11.90 | 1.20 | 1*HM-7B | H-10 | 液氧/液氢 | 10.70 | | 62.00 | | 4354.2 | 735.00 | | |
| 538.00 | 65.00 | 2*P230 | PAP | HTPB | 460.00 | 10000.00 | 12600.00 | | 2685.0 | 123.00 | 1988 | |
| 165.00 | 11.10 | 1*HM60 | H155 | 液氧/液氢 | 155.00 | 830.00 | 1070.00 | | 4238.0 | 615.00 | | |
| 8.10 | 0.70 | 1*EPS | L5/L7 | 四氧化二氮/一甲基肼 | 7.20 | | 27.30 | | 3100.0 | 810.00 | | |
| 1.11 | 0.38 | 2*300-SB | | 固体 | 0.72 | 247.20 | | | 2157.5 | 7.40 | | 1970 |
| 4.98 | | 1*735-3/3(B1) | | 固体 | | 485.40 | | 2017.0 | | 29.00 | | |
| 2.48 | 0.63 | 1*735-1/3(12) | | 固体 | 1.85 | | | | 2380.4 | 38.40 | | |
| 0.83 | 0.28 | 1*500(B3) | | 固体 | 0.55 | | | | 2444.8 | 27.00 | | |
| 0.11 | 0.02 | 1*480S | | 固体 | 0.09 | | 11.76 | | 2490.9 | 31.5 | | |
| 4.10 | 1.40 | 8*SB-310 | | 固体 | 2.70 | 1068.20 | | 2147.7 | | 7.70 | 1962 | 1966 |
| 26.35 | 5.81 | 1*M-10 | | 固体 | 20.54 | 867.92 | | 2186.9 | | 62.00 | | |
| 9.78 | 2.67 | 1*M-20 | | 固体 | 7.11 | | 281.30 | | 2638.1 | 66.00 | | |

| 运载火箭 | 起飞质量(t) | 起飞推力(kN) | 全长(m) | 最大直径(m) | 整流罩直径(m) | 整流罩高度(m) | 近地轨道运载能力(t) | 同步轨道运载能力(t) | 转移轨道运载能力(t) | 逃逸运载能力(t) | 级号 | 级长(m) | 直径(m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.01 | 0.86 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.83 | 0.79 |
| 日本 M-3C | 41.70 | 1936.12 | 20.20 | 2.1 | 1.41 | 3.50 | 0.19 | | | | 0 | 5.79 | 0.31 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 11.85 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.95 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.34 | 1.14 |
| 日本 M-3H | 49.00 | 2186.20 | 23.80 | 2.1 | 1.41 | 4.00 | 0.29 | | | | 0 | 5.79 | 0.31 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 14.91 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.96 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.13 | 1.14 |
| 日本 M-3S | 49.60 | 2215.20 | 23.80 | 2.1 | 1.40 | 4.00 | 0.29 | | | | 0 | 5.79 | 0.31 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 14.91 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 4.95 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.61 | 1.14 |
| 日本 M-3S-Ⅱ | 62.01 | 1715 | 27.80 | 2.88 | 1.65 | 6.85 | 0.78 | | | | 0 | 9.14 | 0.74 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 14.80 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.27 | 1.41 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.36 | 1.50 |
| 日本 M-Ⅴ | 130 | 3698.4 | 31 | 2.5 | 2.5 | 8.8 | 1.95 | | | | 1 | 14.5 | 2.5 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.4 | 2.5 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.5 | 2.2 |
| 日本 N-1 | 91.47 | 1461.60 | 32.57 | 4.02 | 1.65 | 5.69 | 1.20 | 0.15 | 0.30 | 0.18 | 0 | 7.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 21.44 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.44 | 1.62 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.03 | 0.94 |
| 日本 N-2 | 135.39 | 2157.60 | 35.36 | 4.02 | 2.44 | 7.91 | | 0.35 | 0.67 | 0.50 | 0 | 7.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.44 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 5.99 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.09 | 0.96 |
| 日本 H1 | 140.60 | 2157.60 | 40.30 | 4.02 | 2.44 | 7.91 | 3.00 | 0.55 | 1.10 | | 0 | 7.25 | 0.79 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 22.44 | 2.44 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 10.32 | 2.49 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.34 | 1.34 |
| 日本 H2 | 270.00 | 4050.00 | 50.00 | 7.60 | 4.10 | 12.00 | 10.00 | 2.00 | 3.80 | 3.00 | 0 | 23.40 | 1.80 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 28.00 | 4.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.00 | 4.00 |
| 印度 SLV-3 | 16.90 | 441.00 | 23.00 | 1.00 | | | 0.04 | | | | 1 | | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | | 0.80 |
| | | | | | | | | | | | 3 | | 0.82 |
| | | | | | | | | | | | 4 | | 0.66 |
| 印度 ASLV | 39.00 | | 23.50 | 3.30 | | | 0.15 | | | | 0 | 11.00 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 10.00 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.40 | 0.80 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 2.44 | 0.82 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.39 | 0.66 |
| 印度 PSLV | 275.00 | 5294.00 | 45.00 | 5.20 | 3.20 | 8.30 | 3.00 | | | | 0 | | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 1 | 20.30 | 2.80 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 11.00 | 2.80 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 3.50 | 2.00 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 2.60 | 1.34 |
| 巴西 VLS | 50.00 | 18.00 | | | | | 0.16 | | | | 1 | 6.00 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 2 | 6.00 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 3 | 4.00 | 1.00 |
| | | | | | | | | | | | 4 | 1.00 | 1.00 |

续表

| 子级 | | | | | | | | | | | 开始研制 (a) | 首次发射 (a) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 质量 (t) | 结构质量(t) | 发动机 | 代号 | 推进剂 | 推进剂质量(t) | 地面推力 (kN) | 真空推力 (kN) | 地面比冲 (N·s/kg) | 真空比冲 (N·s/kg) | 工作时间 (s) | | |
| 2.78 | 0.81 | 1*M-30 | | 固体 | 1.97 | | 128.47 | | 2716.5 | 42.00 | | |
| 0.53 | 0.15 | 1*M-40 | | 固体 | 0.38 | | 25.50 | | 2706.7 | 39.00 | | |
| 4.10 | 1.40 | 8*SB-310 | | 固体 | 2.70 | 1068.20 | | 2147.4 | | 7.70 | | 1974 |
| 26.50 | 5.80 | 1*M-10 | | 固体 | 20.70 | 867.92 | | 2206.6 | | 60.00 | | |
| 9.76 | 2.56 | 1*M-22-TVC | | 固体 | 7.20 | | 355.00 | | 2716.5 | 72.00 | | |
| 1.34 | 0.25 | 1*M-3A | | 固体 | 1.09 | | 66.88 | | 2785.2 | 53.00 | | |
| 4.10 | 1.40 | 8*SB-310 | | 固体 | 2.70 | 1068.20 | | 2147.7 | | 7.70 | | 1977 |
| 33.51 | 6.41 | 1*M-13 | | 固体 | 27.10 | 1118.00 | | 2314.5 | 2569.4 | 70.00 | | |
| 9.77 | 2.55 | 1*M-22-TVC | | 固体 | 7.22 | | 356.72 | | 2716.5 | 72.00 | | |
| 1.63 | 0.55 | 1*M3A | | 固体 | 1.08 | | 66.88 | | 2785.2 | 53.00 | | |
| 4.10 | 1.40 | 8*SB-310 | | 固体 | 2.70 | 1068.20 | | 2147.7 | | 7.70 | | 1981 |
| 34.33 | 7.18 | 1*M-13-TVC | | 固体 | 27.14 | 1147.00 | | | 2608.7 | 70.00 | | |
| 9.65 | 2.42 | 1*M-22-TVC | | 固体 | 7.23 | | 357.10 | | 2717.4 | 72.00 | | |
| 1.52 | 0.36 | 1*M-3A4 | | 固体 | 1.16 | | 66.90 | | 2834.2 | 60.00 | | |
| 10.20 | 2.20 | 2*SB-735-TVC | | 固体 | 8.00 | 568 | 654.00 | | 2609.5 | 38.00 | | 1985 |
| 34.00 | 6.90 | 1*M-13-TVC | | 固体 | 27.10 | 1147 | | | 2609.5 | 70.00 | | |
| 13.00 | 2.80 | 1*M-23 | | 固体 | 10.20 | | 523.90 | | 2766.4 | 73.00 | | |
| 3.56 | 0.26 | 1*M-3B | | 固体 | 3.30 | | 132.44 | | 2884.1 | 87.00 | | |
| 80.7 | 10.7 | 1*M-14 | | 固体 | 70.0 | 3698.4 | 4220 | | 2629.1 | 45.00 | | |
| 33.6 | 3.6 | 1*M-24 | | 固体 | 30.0 | | 1373 | | 2805.66 | 63.00 | | |
| 11.0 | 1.0 | 1*M-34 | | 固体 | 10.0 | | 294 | | 2923.38 | 101 | | |
| 13.41 | | 3*TX-354-5 | CASTOR-2 | 固体 | 11.25 | 696.00 | | 2334.0 | | 39.10 | 1970 | 1975 |
| 70.09 | | 1*MB-3 | | 液氧/煤油 | 66.53 | 756.10 | | 2442.0 | | 224.00 | | |
| 5.86 | | 1*LE-3 | | 四氧化二氮/混肼 50 | 4.74 | | 53.30 | | 2844.0 | 246.00 | | |
| 0.75 | | 1*TE-364-14 | | 固体 | 0.56 | | 38.70 | | 2854.0 | 41.00 | | |
| 40.23 | | 9*TX-354-5 | CASTOR 2 | 固体 | 33.75 | 2088 | | 2334.0 | | 38.00 | 1976 | 1981 |
| 85.95 | | 1*MB-3 | | 液氧/煤油 | 81.43 | 756.00 | | 2442.0 | | 269.00 | | |
| 6.67 | | 1*AJ-10-118F | | 四氧化二氮/混肼 50 | 6.00 | | 43.80 | | 3079.3 | 426.00 | | |
| 1.25 | | 1*TE-364-4 | | 固体 | 1.05 | | 66.59 | | 2785.1 | 43.60 | | |
| 40.23 | | 9*TX-354-5 | | 固体 | 33.75 | 2088 | | 2334.0 | | 39.00 | 1981 | 1986 |
| 85.80 | | 1*MB-3 | | 液氧/煤油 | 81.40 | 756.10 | | 2481.1 | | 270.00 | | |
| 10.60 | | 1*LE-5 | | 液氢/液氧 | 8.80 | | 102.97 | | 4413.0 | 370.00 | | |
| 2.20 | | 1*固体发动机 | | 固体 | 1.80 | | 77.74 | | 2853.7 | 68.00 | | |
| 140.50 | 22.00 | 2*固体发动机 | | 固体 | 118.00 | 3138.00 | | | 2657.6 | 94.00 | 1984 | 1994 |
| 98.00 | 12.00 | 1*LE-7 | | 液氧/液氢 | 86.00 | 912.00 | 1176.00 | | 4405.1 | 346.00 | | |
| 19.7 | 3.0 | 1*LE-5A | | 液氧/液氢 | 16.7 | | 120.00 | | 4407.0 | 609.00 | | |
| | | S-1 | | 固体 | 8.66 | 441.00 | | 2482.0 | | 49.00 | 1973 | 1979 |
| | | S-2 | | 固体 | 3.15 | | 196.00 | | 2619.0 | 39.90 | | |
| | | S-3 | | 固体 | 1.06 | | 64.00 | | 2717.0 | 45.00 | | |
| | | S-4 | | 固体 | 0.26 | | 21.57 | | 2756.0 | 33.00 | | |
| | | 2*S-1 | | 固体 | 17.27 | | 880.00 | | 2741.0 | 49.45 | | 1987 |
| | | 1* | | 固体 | 8.90 | | | | 2540.0 | 45.00 | | |
| | | S-2 | | 固体 | 3.20 | | 304 | | 2707.0 | 36.00 | | |
| | | S-3 | | 固体 | 1.06 | | 90.7 | | | 45.00 | | |
| | | S-4 | | 固体 | 0.32 | | 26.20 | | 2756.0 | 33.40 | | |
| | | 6*S9 | | 固体 | 51.60 | 2646.00 | | 2482.0 | | 49.00 | | 1993 |
| | | 1*PS1 | | 固体 | 125.00 | | | | 2570.0 | 94.25 | | |
| | | 1*PS2 | | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 37.50 | | 588.00 | | | 153.00 | | |
| | | 1*PS3 | | 固体 | 7.30 | | 328.70 | | 2857.7 | 85.75 | | |
| | | 1*PS4 | | 四氧化二氮/一甲基肼体 | 2.00 | | 14.00 | | | 388.0 | | |
| 1.83 | | 4* | | 固体 | | | | | | | | |
| | | 1* | | 固体 | | | | | | | | |
| | | 1* | | 固体 | | | | | | | | |
| | | 1* | | 固体 | | | | | | | | |

# 附

**重复使用运载器**

| 系统 / 型号 / 性能 | | | 部分重复使用运输系统 | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | 美国 | 苏联 | 欧空局 | 日本 |
| | | | 航天飞机 | 暴风雪/能源号 | 使神号/阿里安5 | 霍普/H-Ⅰ* |
| 轨道飞行器 | | 长(m) | 37.24 | 36.4 | 18.935 | 11.5 |
| | | 高(m) | 17.27 | 16.45 | 3.094 | 2.5 |
| | | 翼展(m) | 23.79 | 23.9 | 9.402 | 6.24 |
| | | 翼面积($m^2$) | ≈250 | 250 | 75.0 | 27.0 |
| | | 机身直径(m) | | 5.6 | 2.82 | 2.3 |
| | | 货舱直径(m) | 4.5 | 4.7 | | 3.0 |
| | | 货舱长度(m) | 18.3 | 18.3 | | 5.0 |
| | | 乘员舱(货舱)容积($m^3$) | 80 | 70 | 23.7(包括居住舱) | |
| | | 起飞质量(t) | 102 | 105 | 22.418 | 8.8 |
| | | 结构质量(t) | 68.04 | 65 | 14.9 | 5.8 |
| | | 有效载荷质量(入轨)(t) | 29.5 | 30 | 3.0 | 1.6～3 |
| | | (出轨) | 14.5 | 20 | 1.5 | 1.2 |
| | 推进系统 | 主发动机　推进剂 | 液氧/液氢 | 无 | 无 | 无 |
| | | 推力(kN) | 3×1668.1 | | | |
| | | 轨道机动　推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 液氧/煤油 | 四氧化二氮/一甲基肼 | 四氧化二氮/一甲基肼 |
| | | 推力(kN) | 2×26.69 | 2×31 | 6×0.4 | 2台 |
| | | 姿态控制　推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 液氧/煤油 | 四氧化二氮/一甲基肼/冷氦 | 肼 |
| | | 主推力器(N) | 38×3870 | 38×2932 | 8×400,16×20/8×20 | 28×50　28×20 |
| | | 游动推力器(N) | 6×106 | 6×196 | | |
| | 乘员(人数) | | 3～10 | 8～12 | 3 | 无人 |
| | 运行轨道高度(km) | | 185～1110 | 250～1000 | 330～483 | 460 |
| | 倾角(°) | | 28或57 | 51.6 | 28.5 | |
| | 轨道运行时间(对接)(d) | | | | 7～21 | |
| | (自由飞行) | | 7～30 | 7～30 | 12 | 3.3 |
| | 横向机动能力(km) | | 2000 | 2000 | 1500 | 1600～1800 |
| 助推器 | 类　别 | | 火　箭 | | | |
| | 名　称 | | 固体助推器 | 能源号 | 阿里安5 | H-Ⅰ |
| | 推力(t) | 涡轮冲压(喷气)发动机 | | | | |
| | | 捆绑助推器 | 2×12899.2 | 4×7255 | 2×5000 | 2×1569 |
| | | 一子级发动机 | | 7845(真空) | 830 | 910 |
| | | 二子级发动机 | | | 27.3 | 120 |
| 全系统 | 系统起飞推力(kN) | | 30802.7 | 34833 | 10830 | 4050 |
| | 系统起飞质量(t) | | 2041 | 2400 | 733 | 259.5 |

* 初步方案

# 录二

**性能数据表**

| 全部重复使用运输系统 | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 美国 | 欧空局 | | 日本 | 美国 |
| X-15 | 桑格尔 | | 海姆斯 | 德尔它快帆 |
| 15.72 | 载人上面级 HORUS | 载货上面级 CARGUS | 13.6 | ~39.7 |
| | 28.0 | 32.8 | | |
| 3.96 | 5.0 | 5.0 | 5.35 | |
| 6.81 | 17.0 | 17.5 | 9.33 | |
| 18.58 | | | | |
| | 6.0 | 5.4 | | ~12(底宽) |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | (5.1) | 4.58×4.58×6.7 |
| 14~15 | 93.0 | 76.0 | 13.75 | ~590 |
| ≈6 | 20.25 | 6.0 | 2.75 | ~36 |
| | 1~3 | 10~15 | 0.5 | 9.05 |
| | | | | |
| 液氧/液氨+肼 | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 | 液氧/液氢 |
| 1×284.67 | 1×1500 | 1×1050 | 2×137.3 | (塞式发动机或钟形喷管发动机) |
| | 液氧/液氢 | | | 气氧/气氢 |
| | 2×40(游动) | | | |
| 过氧化氢 | | | | |
| 4×180 8×50 | | | | |
| | | | | |
| 1 | 2~5 | 无人 | 无人 | 载人 |
| 107(最大高度) | 460 | | 100km 亚轨道 | 亚轨道或近地轨道 |
| 6.7M(最大速度) | 28.5 | | | |
| | | | | |
| | 1 | | | |
| | 3000 | | | 2574 |
| 飞 机 | | | | |
| NB52A 机 | EHTV | | | |
| (8×43.1) | 5×360 | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| 344.8 | 1800 | | 274.6 | |
| 188.25 | 428 | 366 | 13.75 | ~590 |

(王丹阳 整理)

# 附　录　三

## 运载火箭－有效载荷表

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| **中　国** | | |
| 长征一号 | 低轨道 | 东方红一号;实践一号(221) |
| 长征二号 | 低轨道 | 尖兵一号(1812) |
| 长征二号C | 低轨道 | 尖兵一号(1842);尖兵一号甲(2129) |
| 长征二号E | 低轨道 | 模拟星＋巴基斯坦星(一箭双星,7338＋70),澳大利亚第二代通信卫星(7669) |
| 长征三号 | 同步转移轨道 | 通信卫星:东方红二号;东方红二号甲(1024);亚洲一号(1240) |
| 长征三号A | 同步转移轨道 | 东方红三号(2232) |
| 风暴一号 | 低轨道 | 科学试验卫星(1108);科学试验卫星(一箭三星,250＋480＋30) |
| 长征四号A | 太阳同步轨道 | 气象卫星:风云一号(757);气象卫星＋科学试验卫星(一箭三星,853) |
| **苏　联** | | |
| 卫星号 | 低轨道 | ПС-1(83.6);卫星-3(1327) |
| 月球号 | 大椭圆轨道 | 月球探测器:月球-3(435) |
| | 月球轨道 | 月球-2(390.2) |
| | 日心轨道 | 月球-1(361.3) |
| 东方号 | 低轨道 | 载人飞船:卫星式飞船-4(4700);东方号-1(4725) |
| | | 照相侦察卫星:宇宙-4(4750) |
| | | 科学研究卫星:宇宙-7(4700);电子-1(一箭双星,350);国际宇宙-6(4028) |
| | 中轨道 | 气象卫星:流星-1;流星Ⅰ-1 |
| | | 科学研究卫星:国际宇宙-22 |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-405 |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:流星-28 |
| | | 地球资源卫星:宇宙-1689;流星-自然;IRS-1A(印度遥感卫星,950) |
| 联盟号 | 低轨道 | 照相侦察卫星:宇宙-22(5530) |
| | | 载人飞船:上升-1(5320);联盟-1(6450);联盟T-1;联盟TM-2 |
| | | 无人供货飞船:进步-1 |
| | | 地球资源卫星:宇宙-912;资源-F1 |
| | | 生物卫星:宇宙-110(5500) |
| | | 科学卫星:光子-2;伽玛 |
| 闪电号 | 大椭圆轨道 | 通信卫星:闪电Ⅰ-1(1750);闪电Ⅱ-1;闪电Ⅲ-1 |
| | | 科学研究卫星:预报-1;预报-3(845) |
| | | 导弹预警卫星:宇宙-520 |
| | 月球轨道 | 月球探测器:月球-9(1583);月球-10(1600) |
| | 日心轨道 | 金星探测器:金星-1(643.5);探测器-1(950) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道[①] | 特例[②] |
| | | 火星探测器:火星-1(893.5);探测器-3(950) |
| 宇宙号Ⅰ | 低轨道 | 科学研究卫星:宇宙-3(400);国际宇宙-2(400);国际宇宙-哥白尼(500) |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-222(400) |
| 宇宙号Ⅱ | 低轨道 | 地球资源卫星:巴斯卡拉-1(印度,442);国际宇宙-21 |
| | | 反卫星靶星:宇宙-459 |
| | | 科学研究卫星:光环-1(法国);阿里阿巴哈达(印度,360);信号-3(法国,102) |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-752 |
| | 中轨道 | 数据中继卫星:宇宙-304 |
| | | 战术通信卫星:宇宙-336～宇宙 343(一箭八星) |
| | | 导航卫星:宇宙-480 |
| | | 测地卫星:宇宙-1660 |
| 二级质子号 | 低轨道 | 科学研究卫星:质子-1(12250) |
| 三级质子号 | 低轨道 | 科学研究卫星:质子-4(17000) |
| | | 空间站:礼炮-1(18900);和平号(20600) |
| | | 空间站舱:宇宙-557(18900);量子号-1(20600);晶体号 |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-1714 |
| 四级质子号 | 中轨道 | 全球导航卫星:宇宙-1413～宇宙-1415(一箭三星) |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-1603 |
| | 大椭圆轨道 | 科学研究卫星:天文卫星(法苏合作) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星:宇宙-637;虹-1(1940);萤光屏-1(1970);地平线-1(2120) |
| | 月球轨道 | 月球探测器,月球-17(5700);探测器-5 |
| | 日心轨道 | 火星探测器:火星-4(4385);火卫-1(6220) |
| | | 金星探测器:金星-9(4936);韦加-1 |
| 二级旋风号 | 低轨道 | 部分轨道轰炸系统:宇宙-139 |
| | | 雷达海洋侦察卫星:宇宙-198 |
| | | 反卫星靶星:宇宙-217 |
| | | 反卫星卫星:宇宙-249 |
| | | 电子海洋侦察卫星:宇宙-868 |
| 三级旋风号 | 低轨道 | 海洋学卫星:宇宙-1378 |
| | | 电子侦察卫星:宇宙-1743 |
| | | 科学卫星:光环(法苏合作,1000) |
| | 中轨道 | 电子侦察卫星:宇宙-1025 |
| | | 测地卫星:宇宙-1045 |
| | | 气象卫星:流星Ⅰ-11(2200);流星Ⅱ-2(2000) |
| | | 海洋学卫星:海洋;宇宙-1076 |
| | | 通信卫星:宇宙-1617～宇宙-1622(一箭六星) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| 天顶号 | 低轨道 | 宇宙-1767 |
| | 中轨道 | 电子侦察卫星:宇宙-1833(1600) |
| 能源号 | 低轨道 | 暴风雪号轨道飞机(75000) |
| | **美　国** | |
| 先锋号 | 低轨道 | 科学研究卫星:先锋-3;先锋-2(10.8) |
| | 中轨道 | 试验卫星:先锋-1(1.5) |
| 丘诺 I | 低轨道 | 辐射探测卫星:探险者-1(8.22) |
| 丘诺 II | 低轨道 | 辐射探测卫星:探险者-7(41.87) |
| | | 天文学卫星:探险者-11(43.14) |
| | 月球轨道 | 月球探测器:先驱者-4(6.92) |
| 雷神艾布尔 | 中轨道 | 气象卫星:泰罗斯-1(122) |
| | 大椭圆轨道 | 探险者-6(65) |
| | 高轨道 | 先驱者-5(43) |
| 雷神艾布尔星 | 低轨道 | 子午仪-1B(120) |
| | 中轨道 | 军事导航卫星:信使-1B(227);子午仪-4A+太阳辐射-1(一箭双星,101+19) |
| | 极地轨道 | 1964-63B(一箭三星) |
| 雷神阿金纳 A | 低轨道 | 发现者-15(770) |
| | 极地轨道 | 发现者-1(590) |
| 雷神阿金纳 B | 低轨道 | 发现者-36+奥斯卡-1(955+5);<br>地面观测卫星<br>电子侦察卫星 |
| | 中轨道 | 阿卢埃特(加拿大,145);回声(美苏合作,248) |
| | 极地轨道 | 发现者-23(955) |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:雨云-1(375) |
| 雷神阿金纳 D | 低轨道 | 地面观测卫星<br>电子侦察卫星<br>英琼-3+沙克尔-1A(一箭五星) |
| | 中轨道 | 重力梯度稳定试验卫星-2+太阳辐射卫星-7B+西可尔-3+奥斯卡+监察校正卫星+秘密卫星(一箭八星) |
| | 太阳同步轨道 | 秘密卫星(一箭双星) |
| 加大推力雷神阿金纳 D | 低轨道 | 科学研究卫星:地球物理观测卫星-6(631)<br>地面观测卫星(1500)<br>电子侦察卫星 |
| | 中轨道 | 空间电火箭试验器-2(1500);重力梯度稳定试验卫星-1+西可尔-1(45)<br>+太阳辐射卫星-7A+秘密卫星(一箭五星) |
| | 高轨道 | 帕吉奥斯-1(气球卫星,57) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| | 极地轨道 | 地面观测卫星 |
| | | 地球物理观测卫星-2(507) |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:雨云-2(414) |
| 长贮箱加大推 | 低轨道 | 地面观测卫星(1500) |
| 力雷神阿金纳 D | | 电子侦察卫星(1500) |
| | 极地轨道 | 地面观测卫星 |
| | | 秘密卫星(2000) |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:雨云-3 |
| 雷神博纳 I | 太阳同步轨道 | 国防气象卫星-4A(91) |
| 雷神博纳 II | 极地高轨道 | 西可尔-9 |
| | 太阳同步轨道 | 国防气象卫星-5A |
| 雷神博纳 II A | 太阳同步轨道 | 国防气象卫星-5B;国防气象卫星-5C |
| 宇宙神 B | 低轨道 | 通信卫星:斯科尔(72.58) |
| 宇宙神 D | 低轨道 | 载人飞船:水星-6(1315) |
| | 中轨道 | 轨道飞行器 I-4(一箭双星,86.8+113.4) |
| 宇宙神 LV-3 艾布尔 | 月球轨道 | 月球探测器:先驱者-1(170) |
| 宇宙神 LV-3 阿金纳 A | 低轨道 | 异弹预警卫星:迈达斯-2(2268) |
| | | 侦察卫星:萨姆斯-2(1860) |
| 宇宙神 LV-3 阿金纳 B | 低轨道 | 秘密卫星 |
| | 中轨道 | 侦察卫星:迈达斯-5(2000) |
| | 高轨道 | 迈达斯-7(2000)+环境研究卫星-9(0.68)+秘密卫星(一箭四星) |
| | 极地轨道 | 侦察卫星:迈达斯-3(1588) |
| | 月球轨道 | 月球探测器:徘徊者-3(329.8) |
| | 日心轨道 | 金星探测器:水手-2(202) |
| 宇宙神 LV-3C 半人马座 D | 月球轨道 | 月球探测器:勘测者-1(995) |
| 宇宙神 E/F | 低轨道 | 轨道飞行器 I-13(一箭双星,105.8+100.8) |
| | | 海军海洋监视卫星:NOSS-1(900) |
| | 中轨道 | 测地卫星(636) |
| | | 海洋海洋监视卫星:NOSS-3 |
| | 高轨道 | 导航卫星:导航技术卫星-1;导航星全球定位系统-1(450) |
| | 极地轨道 | 轨道飞行器 I-15+轨道飞行器 I-16(一箭双星) |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:泰罗斯-N(734);国家海洋与大气局卫星-6 |
| 宇宙神 SLV-3 | 低轨道 | 科学卫星:轨道地球物理观测卫星-1(482.9) |
| 阿金纳 B | 大椭圆轨道 | 科学卫星:轨道地球物理观测卫星-3(516.7) |
| | 月球轨道 | 月球探测器:徘徊者-6(361.8) |
| 宇宙神 SLV-3 | 低轨道 | 秘密卫星(一箭双星);目标卫星-12(3266) |
| 阿金纳 D | 中轨道 | 科学卫星:轨道天文观测卫星-1(1746) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| | 极地轨道 | 秘密卫星;快照(440)+西可尔-4(18)+秘密卫星(一箭三星);目标卫星 |
| | 地球同步轨道 | 通信与气象卫星;应用技术卫星-1(352) |
| | 月球轨道 | 月球卫星-2(386) |
| | 日心轨道 | 火星探测器;水手-3(258.8) |
| | | 金星探测器;水手-5(243) |
| 宇宙神 SLV-3A | 太阳同步轨道 | 海洋卫星-1(2300) |
| 阿金纳 D | 大椭圆轨道 | 侦察卫星;秘密卫星(350) |
| | | 数据中继卫星 |
| | | 科学卫星;轨道地球物理观测卫星-5(611) |
| | 地球同步轨道 | 秘密卫星(700) |
| 宇宙神 SLV-3A 博纳 I | 中轨道 | 辐射卫星-1+雷达校正卫星(一箭双星 207+684) |
| 宇宙神 SLV-3C 半人马座 D | 中轨道 | 科学卫星;轨道天文观测卫星-1(2018) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星;应用技术卫星-5(433);国际通信卫星 Ⅳ-1(720) |
| | 月球轨道 | 月球探测器;勘测者-5(1005) |
| | 日心轨道 | 火星探测器;水手-6(413) |
| | | 木星探测器;先驱者-10(260) |
| 宇宙神 SLV-3D | 低轨道 | 科学卫星;高能天文观测卫星-A(2700) |
| 半人马座 D-1A | 地球同步轨道 | 通信卫星;国际通信卫星 Ⅳ-5(719.7);国际通信卫星 Ⅳ A(825);国际通信卫星 Ⅴ(1065);通信卫星-1(792);舰队通信卫星-1(1875) |
| | 日心轨道 | 木星探测器;先驱者-11(258) |
| | | 水星探测器;水手-10(562) |
| | | 金星探测器;先驱者-金星轨道器-2(904) |
| 宇宙神 G 半人马座 D-1A | 地球同步轨道 | 通信卫星;国际通信卫星 Ⅴ A(2013);舰队通信卫星-7(1000) |
| 宇宙神 H | 中轨道 | 海军海洋监视卫星-8(64) |
| 宇宙神 I 半人马座 D-1A | 地球同步轨道 | 辐射与释放效应综合探测卫星(RRES) |
| 德尔它原型 | 低轨道 | 科学卫星;太阳观测卫星-A(208) |
| | 中轨道 | 泰罗斯 Ⅰ(127);回声 Ⅰ A(62);羚羊-1(78);电星-1(77) |
| | 大椭圆轨道 | 科学卫星;探险者-10(35) |
| 德尔它 A | 大椭圆轨道 | 科学卫星;探险者-14(40) |
| 德尔它 B | 低轨道 | 探险者-16(186) |
| | 中轨道 | 中继-1(78);电星-2(79);泰罗斯-8(129) |
| | 大椭圆轨道 | 科学卫星;星际监测台-A(63) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星;辛康-2(67) |
| 德尔它 C | 低轨道 | 科学卫星;太阳观测卫星-F(290.8);探险者-32(225) |
| | 中轨道 | 泰罗斯 OT-3(138) |
| | 大椭圆轨道 | 科学卫星;星际监测台 B(61)探险者-26(46) |

宇航　世界航天航空博物馆

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| | 太阳同步轨道 | 气象卫星:泰罗斯-9(138) |
| | 地球同步轨道 | 国际通信卫星Ⅰ(87) |
| 德尔它 D | 地球同步轨道 | 通信卫星:辛康(66);晨鸟(68) |
| 德尔它 E | 中轨道 | 探险者-29(174) |
| | 极地轨道 | 科学卫星:国际电离层研究试验卫星-A(加拿大,242) |
| | 太阳同步轨道 | 泰罗斯 OT-2(148) |
| | 地球同步轨道 | 国际通信卫星Ⅰ(163) |
| | 日心轨道 | 先驱者(63.5) |
| 德尔它 E-1 | 低轨道 | 实验教练卫星(一箭双星,20) |
| | 高轨道 | 探险者-33(93) |
| | 大椭圆轨道 | 科学卫星:星际监测台-6(74);探险者-35(104);高偏心轨道卫星-A(108) |
| | 太阳同步轨道 | 环境监测卫星-3(148) |
| | 地球同步轨道 | 国际通信卫星Ⅰ(168) |
| | 日心轨道 | 先驱者-7(62.5) |
| 德尔它 G | 低轨道 | 科学卫星:生物卫星-A(424) |
| 德尔它 J | 高轨道 | 探险者-38(276) |
| 德尔它 L | 极地大椭圆轨道 | 高偏心轨道卫星-A2(117) |
| 德尔它 M | 地球同步轨道 | 通信卫星:国际通信卫星Ⅲ(293);天网-1(英国,243);NATO-A(北大西洋公约组织,243) |
| 德尔它 N | 低轨道 | 科学卫星:生物卫星-D(701);太阳观测卫星-G+PAC-1(一箭双星,289+350) |
| | 太阳同步轨道 | 环境观测卫星-7(157) |
| 德尔它 M6 | 大椭圆轨道 | 星际监测台-Ⅰ(228) |
| 德尔它 N6 | 太阳同步轨道 | 泰罗斯 M+奥斯卡-5(一箭双星,308+17.7);依托斯-1+圆柱形静电探测器-1(一箭双星,308+350) |
| 德尔它 300 | 太阳同步轨道 | 改进型泰罗斯应用卫星-D+奥斯卡-6(一箭双星,337+18.1) |
| 德尔它 900 | 太阳同步轨道 | 地球资源卫星:ERTS-A(939) |
| | | 气象卫星:雨云-E(803) |
| 德尔它 1604 | 高轨道 | 星际监测台-H(390) |
| 德尔它 1900 | 低轨道 | 科学卫星:大气探测器-C(681) |
| 德尔它 1410 | 中轨道 | 大地测量卫星-C(336) |
| 德尔它 1910 | 低轨道 | 太阳观测卫星-1(1088) |
| 德尔它 1913 | 月球轨道 | 射电天文学探险者 B(333) |
| 德尔它 1914 | 地球同步轨道 | 通信卫星:电星 A(加拿大,562) |
| 德尔它 2310 | 太阳同步轨道 | 太阳中层探测器+UOSAT(437+350);改进型泰罗斯应用卫星 G(340) |
| 德尔它 2313 | 地球同步轨道 | 通信卫星:天网-2B(英国,435) |
| 德尔它 2910 | 低轨道 | 探险者 55(739) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| | 极地轨道 | 探险者－54(675) |
| | 太阳同步轨道 | 地球资源卫星:陆地卫星-C(940);ERTS-B(964) |
| | | 气象卫星:雨云-F(907) |
| 德尔它 2913 | 极地大椭圆轨道 | 科学卫星:天体观测卫星(欧空局,277) |
| | 高轨道 | 激光地球动力学卫星(408) |
| 德尔它 2914 | 大椭圆轨道 | 科学卫星:以赛-A＋以赛-B(一箭双星,340＋158);国际紫外线探测器-1(671);斯卡脱哈(659) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星:西联星 A(574);交响乐 A(欧空局,402);电星-3(574);海事通信卫星-A(655);NATO-3A(北大西洋公约组织,700);帕拉帕(印尼);樱(日本,675);BSE(日本,676) |
| | | 气象卫星:SMS(626);地球同步环境卫星-1(630);GMS(日本,669) |
| | | 气象卫星(欧空局,663) |
| 德尔它 3910 | 低轨道 | 太阳最高任务(2248) |
| | 中轨道 | 红外线辐射源(1072) |
| 德尔它 3913 | 极地轨道 | 动力学探测器 1/2(一箭双星,2×415) |
| 德尔它 3914 | 大椭圆轨道 | 科学研究卫星:EXOSAT(510) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星:卫星通信-A(868);电星-D(加拿大,887);NATO－3D(760) |
| | | 地球同步环境卫星-D(833) |
| 德尔它 3910PAM | 地球同步轨道 | 通信卫星:卫星商业系统 A(1083);卫星通信 C(1081);西联星-4(1108);印度卫星 1A(1153) |
| 德尔它 3920 | 低轨道 | SDI 试验件:DM43(2495) |
| | 太阳同步轨道 | 地球资源卫星:陆地卫星-D(1972) |
| 德尔它 3924 | 大椭圆轨道 | 主动式磁层粒子探测器(997) |
| | 地球同步轨道 | 卫星通信 E(1110);地球同步环境卫星 H(841) |
| 德尔它 3920PAM | 地球同步轨道 | 通信卫星:电星 F(1238);银河 A(1218);卫星通信 G(1121);帕拉帕-B2P(1244) |
| 德尔它 4925 | 地球同步轨道 | 通信卫星:马可波罗-1(1225);印度卫星-ID |
| 德尔它 5920 | 中轨道 | 科学卫星:考贝(2200) |
| 德尔它 6920 | 低轨道 | SDI 试验件:LACE |
| | | 科学卫星:ROSAT(西德、英国和美国合作) |
| 德尔它 6925 | 高轨道 | 导航星:NAVSTAR2-1 |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星:帕拉帕(印尼);马可波罗-2 |
| 侦察兵 X-1 | 低轨道 | 探险者-13(85) |
| | 中轨道 | 探险者-9(7) |
| 侦察兵 X-2 | 中轨道 | 探险者-21A |
| 侦察兵 X-3 | 低轨道 | 羚羊-2(68) |
| | 中轨道 | 探险者-16(100);海军军用卫星-2 |
| | 极地轨道 | 子午仪 5A(60);海军军用卫星-3 |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| 侦察兵 X-4 | 低轨道 | 西德科学研究卫星(GRS)；圣马科-1(115) |
| | 中轨道 | 探险者-20(44) |
| | 极地轨道 | 海军军用卫星-4 |
| 侦察兵 X-5C | | 再入试验飞行器-5 |
| 侦察兵 A | 低轨道 | 科学卫星：羚羊-3(90) |
| | 极地轨道 | 海军军用卫星-5 |
| 侦察兵 B 基本型 | 低轨道 | 科学卫星：轨道飞行器 3-1(69)；圣马科-2(129)；探险者-37(90)；欧联-2B(74) |
| | 中轨道 | 西可尔-5(20)；轨道飞行器 3-4(78)；探险者-40 |
| | 极地轨道 | 轨道飞行器 3-5；轨道飞行器 3-6 |
| 侦察兵 B-1 | 低轨道 | 羚羊-4(99.79) |
| | 中轨道 | EOLE(84.37)；STP75-6(58) |
| | 极地轨道 | 泰罗斯改进计划卫星-1(93.89) |
| 侦察兵 D-1 | 低轨道 | 探险者-46(175)；艾鲁斯-1(127)；圣马科-4，荷兰天文卫星(129) |
| | 中轨道 | 英国 X4 |
| | 极地轨道 | 欧联-4(113)；子午仪；子午仪改进计划-2(94) |
| 侦察兵 E/F-1 | 低轨道 | 探险者-53(193) |
| | 极地大椭圆轨道 | 探险者-52(27) |
| 侦察兵 G-1 | 低轨道 | 科学卫星：Magsat(NASA，181)；圣马科 DL(240) |
| | 中轨道 | 改进型泰罗斯计划(ITV) |
| | 极地轨道 | 导航卫星：SOOS－1(发射到轨道上待用的导航星，55)；海军军用卫星-1 |
| 蓝色侦察兵 Jr | 亚轨道 | 侦察兵 0-3(辐射测量) |
| 蓝色侦察兵 Jr 改型 | 亚轨道 | 侦察兵 22-5(辐射效应研究) |
| 蓝色侦察兵 I | 亚轨道 | 侦察兵 D-7(再入试验) |
| 蓝色侦察兵 II | 亚轨道 | 侦察兵 D-4(辐射测量) |
| 带旋转稳定顶级的蓝色侦察兵 II | | 子午仪-5A；军用秘密卫星；轨道飞行器 3-1 |
| 水星-红石 | 亚轨道 | MR-3(载人飞行) |
| 土星 I | 低轨道 | 科学卫星：飞马座-1(10400) |
| 土星 IB | 低轨道 | 载人飞船：阿波罗-7(16415) |
| | | 空间站：天空实验室-2 |
| 土星 V | 低轨道 | 空间站：天空实验室-1(44680) |
| | 月球轨道 | 载人飞船：阿波罗-8(30700)；阿波罗-11(44670) |
| 大力神 2LV-4 | 低轨道 | 载人飞船：双子星-3(3221) |
| 大力神 2SLV | 低轨道 | 电子侦察卫星：NOSS-9 |
| 大力神 3A | 中轨道 | 林肯实验室卫星-1＋雷达校正球体-1(一箭双星，37＋34) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| 大力神 3B | 低轨道 | 详查侦察卫星:KH-8(3000);5247 工作星(3000) |
| | 极地轨道 | 6640 工作星(3000);KH-8 |
| | 大椭圆轨道 | 6321 工作星(1000) |
| 大力神 3C | 低轨道 | 轨道飞行器(一箭四星) |
| | 高轨道 | 维拉-7(核爆炸探测)+维拉-8+ERS-8(辐射研究)(一箭三星) |
| | 地球同步轨道 | 早期预警卫星 |
| | | 通信卫星:一期国防通信卫星(一箭八星,8×45);林肯试验卫星-8;应用技术卫星-6;二期国防通信卫星(一箭双星,2×550) |
| 大力神 3D | 低轨道 | 照相侦察卫星:大鸟 KH-9(13300) |
| | 中轨道 | SSU-1 |
| | 极地轨道 | 大鸟 KH-9 |
| 大力神 3E | 日心轨道 | 太阳神-1(350);海盗-1;旅行者-2(800) |
| 大力神 34B | 大椭圆轨道 | 电子侦察卫星:JUMPSEAT(725) |
| | | 卫星数据系统(SDS) |
| 大力神 34D | 大椭圆轨道 | 卫星数据系统 |
| | 极地轨道 | KH-9;KH-11 |
| | 地球同步轨道 | 国防卫星通信系统 11-15 |
| | | 导弹早期预警卫星 |
| 商业大力神 3 | 地球同步轨道 | 通信卫星:天网-4A(英国);国际通信卫星 Ⅴ IF-4 |
| 大力神 4 | 低轨道 | 雷达式照相侦察卫星 |
| | 地球同步轨道 | 导弹早期预警卫星(DSP) |
| 飞马座 | 低轨道 | 小飞马座(191) |
| **英　国** | | |
| 黑箭 | 极地中轨道 | 实验卫星 X3(72.5) |
| **法　国** | | |
| 钻石 A | 低轨道 | 王冠-1A;王冠-1C(22.5) |
| 钻石 B | 中轨道 | 王冠-2A(80) |
| 钻石 B-P4 | 低轨道 | 王冠-5A+王冠-5B(一箭双星) |
| **欧洲运载火箭发展组织(ELDO)** | | |
| 欧洲号 Ⅰ | | 实用卫星(发射失败) |
| 欧洲号 Ⅱ | | 飞行试验(失败) |
| **欧洲空间局(ESA)** | | |
| 阿里安 1 | 大椭圆轨道 | 哈雷慧星探测器:乔托(960) |
| | | 科学卫星:维金(瑞典,与 Spot-1 一起发射,286) |
| | 太阳同步轨道 | 地球资源卫星:Spot-1(法国,与维金一起发射,1830) |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星:国际通信卫星 Ⅴ(1072);空间网-1(美国,705) |
| 阿里安 2 | 地球同步轨道 | 通信卫星:国际通信卫星 Ⅴ(2013);TDF-1(法国,1318) |

| 运载火箭 | 有效载荷 | |
|---|---|---|
| | 轨道① | 特例② |
| 阿里安 3 | 地球同步轨道 | 通信卫星：阿拉伯卫星-1A＋巴西卫星-1（一箭双星，1195＋1140）；奥林帕斯-F1（英国，2595） |
| 阿里安 4 | 太阳同步轨道 | Spot-2＋2 颗英国萨里大学的卫星＋4 颗北美爱好者卫星（一箭 7 星，1870＋2×47.5＋4×14） |
| | 地球同步轨道 | JCSat-1（日本通信卫星）＋MOP-1（欧空局气象卫星）（一箭双星，2280＋681）；国际通信卫星Ⅴ1（F2）（4286） |
| **日 本** | | |
| L-4s | 低轨道 | 试验卫星：大隅（24） |
| M-4S | 低轨道 | 科学卫星：电波（75） |
| | 中轨道 | 试验卫星：淡青（63） |
| | | 科学卫星：新星（66） |
| M-3C | 低轨道 | 科学卫星：天鹅（96）；太阳（86） |
| M-3H | 中轨道 | 科学卫星：极光；磁层（90） |
| | 大椭圆轨道 | 科学卫星：磁层（90） |
| M-3S | 低轨道 | 科学卫星：火鸟（188）；EXOS-C（200） |
| N-Ⅰ | 中轨道 | 电离层观测卫星：ISS（141） |
| | | 技术试验卫星：ETS-Ⅲ（385） |
| | 地球同步轨道 | 技术试验卫星：ETS-Ⅱ（130） |
| N-Ⅱ | 太阳同步轨道 | 海洋观测卫星：MOS-1（750） |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星：CS-2a（350） |
| | | 广播卫星：BS-2a（350） |
| H-Ⅰ | 中轨道 | EGS＋JAS-1＋MBFW（一箭三星，685＋50＋295） |
| | 太阳同步轨道 | 海洋观测卫星：MOS-1b（750） |
| | 地球同步轨道 | 通信卫星：CS-3a（550） |
| | | 广播卫星：BS-3a（550） |
| H-Ⅱ | 低轨道 | 工程试验卫星 |
| **印 度** | | |
| 卫星运载火箭 3 | 低轨道 | 罗希尼-1（35） |
| 加大推力卫星运载火箭 | 低轨道 | 科学卫星：SROSS-1（发射失败，150） |
| **以色列** | | |
| 沙维特 | 低轨道 | 奥费克-1（156） |

①低轨道指近地点高度小于 600km 的轨道；中轨道指近地点高度为 600～3000km 的轨道；高轨道指近地点高度大于 3000km 的轨道；极地轨道这里是指轨道倾角在 90°左右的轨道；在太阳同步轨道中已统计的极地轨道，不再在极地轨道中统计。

②有效载荷栏括号内的数字指有效载荷质量，单位为 kg。

（咸 海 整理）

# 附　录　四

## 有效载荷—运载火箭表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道① | 特例② | 国别 | 名称 |
| 低轨道 | 东方红一号;实践一号(221) | 中 | 长征一号 |
| | 尖兵一号(1812) | | 长征二号 |
| | 尖兵一号甲(2129) | | 长征二号C |
| | 模拟星+巴基斯坦星(7338+70),澳大利亚第二代通信卫星(7669) | 国 | 长征二号E |
| | 科学试验卫星(1108) | | 风暴一号 |
| | 卫星-3(1327) | 苏 | 卫星号 |
| | 东方号-1(4725);宇宙-4(4750);电子-1;国际宇宙-6(4082) | | 东方号 |
| | 宇宙-22(5530);上升-1(5320);联盟-1(6450);联盟T-1; | | 联盟号 |
| | 联盟TM-2;进步-1 | | |
| | 宇宙-3(400);国际宇宙-2 | | 宇宙号Ⅰ |
| | 巴斯卡拉-1(印度,442);国际宇宙-21;宇宙-459;光环-1(法国) | | 宇宙号Ⅱ |
| | 质子-1(12250) | | 二级质子号 |
| | 质子-4(17000);礼炮-1;和平号(20600);量子-1 | | 三级质子号 |
| | 宇宙-139;宇宙-868 | 联 | 二级旋风号 |
| | 宇宙-1378;光环(1000) | | 三级旋风号 |
| | 宇宙-1767 | | 天顶号 |
| | 暴风雪号轨道飞机(75000) | | 能源号 |
| | 先锋-2(10.8) | 美 | 先锋号 |
| | 探险者-1(8.22) | | 丘诺Ⅰ |
| | 探险者-11(43.14) | | 丘诺Ⅱ |
| | 子午仪-1B(120) | | 雷神艾布尔星 |
| | 发现者-15(770) | | 雷神阿金纳A |
| | 地面观测卫星;电子侦察卫星;发现者-36+奥斯卡-1 | | 雷神阿金纳B |
| | 地面观测卫星;电子侦察卫星;英琼-3+沙克尔-1A(一箭五星) | | 雷神阿金纳D |
| | 地球物理观测卫星-6(631) | | 加大推力雷神阿金纳D |
| | 地面观测卫星;电子侦察卫星 | | 长贮箱加大推力雷神阿金纳D |
| | 斯科尔(72.58) | | 宇宙神B |
| | 水星-6(1315) | 国 | 宇宙神D |
| | 迈达斯-2(2268);萨姆斯-2 | | 宇宙神LV-3阿金纳A |
| | 秘密卫星 | | 宇宙神LV-3阿金纳B |
| | 海军海洋监视卫星-1(900) | | 宇宙神E/F |
| | 轨道地球物理观测卫星-1(482.9) | | 宇宙神SLV-3阿金纳B |
| | 目标卫星-12(3266);秘密卫星(一箭双星) | | 宇宙神SLV-3阿金纳D |
| | 高能天文观测卫星-A(2700) | | 宇宙神SLV-3D半人马座D-1A |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道① | 特例② | 国别 | 名称 |
| 低轨道 | 太阳观测卫星-A | 美 | 德尔它原型 |
| | 探险者-16(186) | | 德尔它 B |
| | 太阳观测卫星-F(290.8) | | 德尔它 C |
| | 实验教练卫星(一箭双星,2×20) | | 德尔它 E-1 |
| | 生物卫星-A(424) | | 德尔它 G |
| | 生物卫星-D(701);太阳观测卫星-G+PAC-1(289+350) | | 德尔它 N |
| | 大气探测器-C(681) | | 德尔它 1900 |
| | 太阳观测卫星-1(1088) | | 德尔它 1910 |
| | 探险者-55(739) | | 德尔它 2910 |
| | 太阳最高任务(2248) | | 德尔它 3910 |
| | DM43(2495) | | 德尔它 3920 |
| | LACE;ROSAT(德、英、美合作) | | 德尔它 6920 |
| | 探险者-13(85) | | 侦察兵 X-1 |
| | 羚羊-2(68) | | 侦察兵 X-3 |
| | GRS(西德);圣马科-1(115) | | 侦察兵 X-4 |
| | 羚羊-3(90) | | 侦察兵 A |
| | 轨道飞行器 3-1(69);圣马科-2(129);欧联-2B(74) | | 侦察兵 B 基本型 |
| | 羚羊-4(100) | | 侦察兵 B-1 |
| | 探险者-46(175);艾鲁斯-1;圣马科-4;荷兰天文卫星(129) | | 侦察兵 D-1 |
| | 探险者-53(193) | | 侦察兵 E/F-1 |
| | Magsat(NASA,181);圣马科 DL | | 侦察兵 G-1 |
| | 飞马座-1(10400) | | 土星 I |
| | 阿波罗-7(16415);天空实验室-2 | | 土星 I B |
| | 天空实验室-1(44680) | | 土星 V |
| | 双子星-3(3221) | | 大力神 2LV-4 |
| | NOSS-9(电子侦察) | | 大力神 2SLV |
| | 详查侦察卫星 KH-8(3000);5247 工作星(3000) | | 大力神 3B |
| | 轨道飞行器(一箭四星) | | 大力神 3C |
| | 大鸟 KH-9(13300) | 国 | 大力神 3D |
| | KH-11(13000) | | 大力神 34D |
| | 雷达式照相侦察卫星 | | 大力神 4 |
| | 小飞马座(191) | | 飞马座 |
| | 王冠-1A;王冠-1C(22.5) | 法 | 钻石 A |
| | 王冠-5A+王冠-5B | 国 | 钻石 B-P4 |
| | 大隅(24) | 本 | L-4S |
| | 天鹅(96);太阳(86) | | M-3C |
| | 火鸟(188);EXOS-C(200) | | M-3S |
| | 工程试验卫星 | | H-Ⅰ |
| | 罗希尼-1(35) | 印 | 卫星运载火箭 3 |
| | SROSS—1 | 度 | 加大推力卫星运载火箭 |
| | 奥费克-1(156) | 以色列 | 沙维特 |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道① | 特例② | 国别 | 名称 |
| 中轨道 | 流星-1;流星Ⅰ-1;国际宇宙-22;宇宙-405 | 苏 | 东方号 |
| | 宇宙-304;宇宙-336～宇宙-343(一箭八星) | | 宇宙号Ⅰ |
| | 宇宙-1413～宇宙-1415(一箭三星) | | 四级质子号 |
| | 宇宙-1025;流星Ⅰ-11(2200);流星Ⅱ-2(2000);宇宙-1617～ | | 三级旋风号 |
| | 宇宙-1622(一箭六星) | 联 | |
| | 宇宙-1833(1600) | | 天顶号 |
| | 先锋-1(1.5) | 美 | 先锋号 |
| | 泰罗斯-1(122) | | 雷神艾布尔 |
| | 子午仪-4A+太阳辐射-1(一箭双星);信使-1B(227) | | 雷神艾布尔星 |
| | 回声(248);阿卢埃特(加拿大,145) | | 雷神阿金纳 B |
| | 重力梯度稳定试验卫星-2+太阳辐射卫星-7B+西可尔-3+奥斯卡+监察校正卫星(一箭八星) | | 雷神阿金纳 D |
| | 空间电火箭试验器-2(1500) | | 加大推力雷神阿金纳 D |
| | 轨道飞行器Ⅰ-4(一箭双星) | | 宇宙神 D |
| | 迈达斯-5(2000) | | 宇宙神 LV-3 阿金纳 B |
| | 测地卫星(636);海军海洋监视卫星-3 | | 宇宙神 E/F |
| | 轨道天文观测卫星-1(1746) | | 宇宙神 SLV-3 阿金纳 D |
| | 辐射卫星-1+雷达校正卫星(一箭双星,207+684) | | 宇宙神 SLV-3A 博纳Ⅰ |
| | 轨道天文观测卫星-1(2018) | | 宇宙神 SLV-3C 半人马座 D |
| | 海军海洋监视卫星-8(64) | | 宇宙神 H |
| | 泰罗斯Ⅰ(127);回声Ⅰ A(62);羚羊-1(78);电星-1(77) | | 德尔它原型 |
| | 中继-1(78);电星-2(79);泰罗斯-8(129) | | 德尔它 B |
| | 泰罗斯 OT-3(138) | | 德尔它 C |
| | 探险者-29(174) | | 德尔它 E |
| | 大地测量卫星-C(336) | | 德尔它 1410 |
| | 红外线辐射源(1072) | | 德尔它 3910 |
| | 考贝(2200) | | 德尔它 5920 |
| | 探险者-9(7) | | 侦察兵 X-1 |
| | 探险者-21A | | 侦察兵 X-2 |
| | 探险者-16(100);海军军用卫星-3 | | 侦察兵 X-3 |
| | 探险者-20(44) | | 侦察兵 X-4 |
| | 西可尔-5(20);轨道飞行器 3-4(78);探险者-40 | | 侦察兵 B 基本型 |
| | 伊奥利(84);STP75-6(58) | | 侦察兵 B-1 |
| | 英国 X4 | | 侦察兵 D-1 |
| | 改进型泰罗斯计划(ITV) | 国 | 侦察兵 G-1 |
| | 林肯实验室卫星-1+雷达校正球体-1(37+34) | | 大力神 3A |
| | SSU-1 | | 大力神 3D |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道[1] | 特例[2] | 国别 | 名称 |
| 中轨道 | 实验卫星 X3(72.5) | 英国 | 黑箭 |
| | 王冠-2A(80) | 法国 | 钻石 B |
| | 淡青(63);新星(66) | 日本 | M-4S |
| | 极光;磁层(90) | | M-3H |
| | ISS(141);ETS-Ⅵ(385) | | N-Ⅰ |
| | EGS+JAS-1+MBFW(一箭三星,685+50+295) | | H-Ⅰ |
| 高轨道 | 先驱者-5(43) | 美国 | 雷神艾布尔 |
| | 帕吉奥斯-1(57) | | 加大推力雷神阿金纳 D |
| | 西可尔-9 | | 雷神博纳Ⅰ |
| | 迈达斯-7(2000)+环境研究卫星-9+秘密卫星(一箭四星) | | 宇宙神 LV-3 阿金纳 B |
| | 导航技术卫星-1;导航星全球定位系统 GPS-1(450) | | 宇宙神 E/F |
| | 探险者-33(93) | | 德尔它 E-1 |
| | 探险者-38(276) | | 德尔它 J |
| | 星际监测台-H(390) | | 德尔它 1604 |
| | 激光地球动力学卫星(408) | | 德尔它 2913 |
| | NAVSTAR2-1 | | 德尔它 6925 |
| | 维拉-7+维拉-8+ERS-8(一箭三星) | | 大力神 3C |
| | 月球-3(435) | 苏联 | 月球号 |
| | 闪电Ⅰ-1(1750);闪电Ⅱ-1;闪电Ⅲ-1;预报-3(845);宇宙-520 | | 闪电号 |
| | 天文卫星(法、苏合作) | | 四级质子号 |
| 大椭圆轨道 | 探险者-6(65) | 美国 | 雷神艾布尔 |
| | 轨道地球物理观测卫星-3(516.7) | | 宇宙神 SLV-3 阿金纳 B |
| | 秘密侦察卫星(350);数据中继卫星;轨道地球物理观测卫星-5(611) | | 宇宙神 SLV-3A 阿金纳 D |
| | 探险者-10(35) | | 德尔它原型 |
| | 探险者-14(40) | | 德尔它 A |
| | 星际监测台-A(63) | | 德尔它 B |
| | 星际监测台-B(61);探险者-26(46) | | 德尔它 C |
| | 星际监测台-6(74) | | 德尔它 E-1 |
| | 高偏心轨道卫星-A2(117) | | 德尔它 L |
| | 星际监测台-I(228) | | 德尔它 M6 |
| | 天体观测卫星(欧空局,277) | | 德尔它 2913 |
| | 以赛-A+以赛-B(340+158);国际紫外线探测器-1(671);斯卡脱哈(659) | | 德尔它 2914 |
| | EXOSAT(510) | | 德尔它 3914 |
| | 主动式磁层粒子探测器(997) | | 德尔它 3924 |
| | 探险者-52(27) | | 侦察兵 E/F-1 |
| | 6321 工作星(1000) | 国 | 大力神 3B |
| | JUMPSEAT(725);卫星数据系统(SDS) | | 大力神 34B |
| | 卫星数据系统(SDS) | | 大力神 34D |
| | 乔托(960);维金(瑞典,286) | 欧空局 | 阿里安 1 |
| | 磁层(90) | 日本 | M-3H |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道[①] | 特例[②] | 国别 | 名称 |
| 极地轨道 | 1964-63B(一箭三星) | 美 | 雷神艾布尔星 |
| | 发现者-1(590) | | 雷神阿金纳 A |
| | 发现者-23(955) | | 雷神阿金纳 B |
| | 地球物理观测卫星-2(507) | | 加大推力雷神阿金纳 D |
| | 地面观测卫星;秘密卫星 | | 长贮箱加大推力雷神阿金纳 D |
| | 西可尔-9 | | 雷神博纳 I |
| | 迈达斯-3(1588) | | 宇宙神 LV-3 阿金纳 B |
| | 轨道飞行器 1(一箭双星) | | 宇宙神 E/F |
| | 快照+西可尔-4+秘密卫星(一箭三星);目标卫星 | | 宇宙神 SLV-3 阿金纳 D |
| | 国际电离层研究试验卫星-A(加拿大,242) | | 德尔它 E |
| | 高偏心轨道卫星-A2(117) | | 德尔它 L |
| | 探险者-54(675) | | 德尔它 2910 |
| | 天体观测卫星(欧空局,277) | | 德尔它 2913 |
| | 动力学探测器 1/2(一箭双星) | | 德尔它 3913 |
| | 子午仪-5A(60);海军军用导航卫星-3 | | 侦察兵 X-3 |
| | 海军军用导航卫星-4 | | 侦察兵 X-4 |
| | 海军军用导航卫星-5 | | 侦察兵 A |
| | 轨道飞行器 3-5 | | 侦察兵 B 基本型 |
| | 泰罗斯改进计划卫星-1(94) | | 侦察兵 B-1 |
| | 欧联-4(113);子午仪;子午仪改进计划-2(94) | | 侦察兵 D-1 |
| | 探险者-52(27) | | 侦察兵 E/F-1 |
| | SOSS-1(55);海军军用导航星-1 | 国 | 侦察兵 G-1 |
| | KH-8;6640 工作星(3000) | | 大力神 3B |
| | 大鸟 KH-9 | | 大力神 3D |
| | KH-9;KH-11 | | 大力神 34D |
| | 实验卫星 X3(72.5) | 英国 | 黑箭 |
| | 风云一号(757) | 中国 | 长征四号 A |
| | 流星-28;宇宙-1689;IRS-1A(印度) | 苏联 | 东方号 |
| 太阳同步轨道 | 雨云-1(375) | 美 | 雷神阿金纳 B |
| | 秘密卫星(一箭双星) | | 雷神阿金纳 D |
| | 雨云-2(414) | | 加大推力雷神阿金纳 D |
| | 雨云-3 | | 长贮箱加大推力雷神阿金纳 D |
| | 国防气象卫星-4A(91) | | 雷神博纳 I |
| | 国防气象卫星-5A | | 雷神博纳 II |
| | 国防气象卫星-5B;国防气象卫星-5C | | 雷神博纳 II A |
| | 国家海洋与大气局卫星-6;泰罗斯-N(734) | | 宇宙神 E/F |
| | 海洋卫星-1(2300) | | 宇宙神 SLV-3A 阿金纳 D |
| | 泰罗斯-9(138) | | 德尔它 C |
| | 泰罗斯 OT-2(148) | | 德尔它 E |
| | 环境监测卫星-3(148) | | 德尔它 E-1 |
| | 环境监测卫星-7(157) | | 德尔它 N |
| | 泰罗斯 M+奥斯卡-5(一箭双星,308+17) | | 德尔它 N6 |
| | 改进型泰罗斯应用卫星-D+奥斯卡-6(一箭双星,337+18) | | 德尔它 300 |
| | ERTS-A(939);雨云-E(803) | | 德尔它 900 |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道[1] | 特例[2] | 国别 | 名称 |
| 太阳同步轨道 | 改进型泰罗斯应用卫星-G(340) | | 德尔它 2310 |
| | 陆地卫星-C(940);ERTS-B(964);雨云-F(907) | | 德尔它 2910 |
| | 陆地卫星-D(1972) | | 德尔它 3920 |
| | Spot-1(法国,1830) | 欧洲 | 阿里安 1 |
| | Spot-2(1870) | 空间局 | 阿里安 4 |
| | 海洋观测卫星-1(750) | 日 | N-Ⅱ |
| | 海洋观测卫星-1b(750) | 本 | H-Ⅰ |
| 地球同步轨道 | 东方红二号;亚洲一号(1240) | 中国 | 长征三号 |
| | 东方红三号(2232) | | 长征三号 A |
| | 宇宙-637;虹-1(1940);荧光屏-1(1970);地平线-1(2120) | 苏联 | 四级质子号 |
| | 应用技术卫星-1(352) | 美 | 宇宙神 SLV-3 阿金纳 D |
| | 秘密卫星(700) | | 宇宙神 SLV-3A 阿金纳 D |
| | 应用技术卫星-5(433);国际通信卫星Ⅳ-1(720) | | 宇宙神 SLV-3C 半人马座 D |
| | 国际通信卫星Ⅴ(1065);通信星-1(792);舰队通信卫星-1(1875) | | 宇宙神 SLV-3D 半人马座 D-1A |
| | 国际通信卫星ⅤA(2013);舰队通信卫星-7(1000) | | 宇宙神 G 半人马座 D-1A |
| | CRRES | | 宇宙神 I 半人马座 D-1A |
| | 辛康-2(67) | | 德尔它 B |
| | 国际通信卫星Ⅰ(87) | | 德尔它 C |
| | 辛康(66);晨鸟(68) | | 德尔它 D |
| | 国际通信卫星Ⅱ(163) | | 德尔它 E |
| | 国际通信卫星Ⅱ(168) | | 德尔它 E-1 |
| | 国际通信卫星Ⅲ(293);天网-1(英国,243);NATO-A(243) | | 德尔它 M |
| | 电星-A(加拿大,562) | | 德尔它 1914 |
| | 天网-2B(英国,435) | | 德尔它 2313 |
| | 西联星-A;交响乐-A(欧空局,402);电星-3(574);海事卫星-A(655);NATO-3A(700);帕拉帕(印尼);樱(日本,675);SMS(626);GMS(日本,669) | | 德尔它 2914 |
| | 卫星通信-A(868);电星-D(加拿大,887),NATO-3D(760);地球同步环境卫星-D(833) | | 德尔它 3914 |
| | 卫星商业系统-A(1083);卫星通信-C(1081);西联星-4;印度卫星 1A(1153) | | 德尔它 3910PAM |
| | 地球同步环境卫星-H(841);卫星通信-E(1110) | | 德尔它 3924 |
| | 电星-F(1238);银河-A(1218);卫星通信-G;帕拉帕-B2P | | 德尔它 3920PAM |
| | 马可波罗-1(1225);印度卫星-1D | | 德尔它 4925 |
| | 帕拉帕(印尼);马可波罗-2 | | 德尔它 6925 |
| | 一期国防通信卫星(一箭八星,8×45);林肯试验卫星-8;应用技术卫星-6;二期国防通信卫星(一箭双星,2×550) | | 大力神 3C |
| | 国防卫星通信系统 11～15;导弹早期预警卫星 | 国 | 大力神 34D |
| | 国际通信卫星Ⅵ F-4;天网-4A(英国) | | 商业大力神 3 |
| | 导弹早期预警卫星(DSP) | | 大力神 4 |

续表

| 有效载荷 | | 运载火箭 | |
|---|---|---|---|
| 轨道① | 特例② | 国别 | 名称 |
| 地球同步轨道 | 国际通信卫星Ⅴ(1072);空间网-1(美国,705) | 欧 | 阿里安1 |
| | 国际通信卫星Ⅴ(2013);TDF-1(法国,1318) | | 阿里安2 |
| | 阿拉伯卫星-1A+巴西卫星-1(一箭双星,1195+1140);奥林帕斯-F1(英国,2595) | 空 | 阿里安3 |
| | JCSAT-1(日本通信卫星)+MOP-1(欧空局气象卫星)(一箭双星,2280+681);国际通信卫星Ⅵ(F2)(4286) | 局 | 阿里安4 |
| | 技术试验卫星-Ⅱ(130) | 日 | N-1 |
| | CS-2a(350);BS-2a(350) | | N-Ⅱ |
| | CS-3a(550);BS-3a(550) | 本 | H-1 |
| 月球轨道 | 月球-2(390.2) | 苏 | 月球号 |
| | 月球-9(1583);月球-10(1600) | 联 | 闪电号 |
| | 月球-17(5700);探测器-5 | | 四级质子号 |
| | 先驱者-4(6.92) | 美 | 丘诺Ⅰ |
| | 先驱者-1(170) | | 宇宙神LV-3艾布尔 |
| | 徘徊者-3(329.8) | | 宇宙神LV-3阿金纳B |
| | 勘测者-1(995) | | 宇宙神LV-3C半人马座D |
| | 徘徊者-6(361.8) | | 宇宙神SLV-3阿金纳B |
| | 月球卫星-2(386) | | 宇宙神SLV-3阿金纳D |
| | 勘测者-5(1005) | | 宇宙神SLV-3C半人马座D |
| | 射电天文学探险者-B(333) | 国 | 德尔它1913 |
| | 阿波罗-8(30700);阿波罗-11(44670) | | 土星Ⅴ |
| | 月球-1(361.3) | 苏 | 月球号 |
| | 金星-1(643.5);探测器-1;火星-1(893.5);探测器-3(950);火星-4(4385);火卫-1(6220);金星-9(4936);韦加-1 | 联 | 闪电号<br>四级质子号 |
| 日心轨道 | 水手-2(202) | 美 | 宇宙神LV-3阿金纳B |
| | 水手-3(258.8);水手-5(243) | | 宇宙神SLV-3阿金纳D |
| | 水手-6(413);先驱者-10(260) | | 宇宙神SLV-3C半人马座D |
| | 先驱者-11(258);水手-10(562);先驱者-金星轨道器-2(904) | | 宇宙神SLV-3D半人马座D-1A |
| | 先驱者(63.5) | 国 | 德尔它E |
| | 先驱者-7(62.5) | | 德尔它E-1 |
| | 太阳神-1(350);海盗-1;旅行者-2(800) | | 大力神3E |

①、②同附录三的注①、②。

（咸　海　整理）

# 附 录 五

## 载人飞行计划数据表(苏联)

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇 航 员 | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 东方号-试 1 | KC1 | 4.540 | 1960.05.15 | | 1965.10.15 | | | 无人 | 东方号飞行试验,带热防护的电气模拟器 |
| 东方号-试 21 | KC2-1 | 4.600 | 1960.07.23 | | | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗,飞船未入轨 |
| 东方号-试 2 | KC2 | 4.600 | 1960.08.19 | | 1960.08.20 | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗,再入试验,弹射座椅试验 |
| 东方号-试 3 | KC3 | 4.563 | 1960.12.01 | | 1960.12.02 | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗,试验新的定位系统,再入故障,飞船在大气层烧毁 |
| 东方号-试 41 | KC4-1 | 4.575 | 1960.12.22 | | | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗,返回舱回收试验,未入轨 |
| 东方号-试 4 | KC4 | 4.700 | 1961.03.09 | | 1961.03.09 | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗 |
| 东方号-试 5 | KC5 | 4.695 | 1961.03.25 | | 1961.03.25 | | | 无人 | 东方号飞行试验,带狗 |
| 东方号 1 | BOCTOK 1 | 4.725 | 1961.04.12 | | 1961.04.12 | 0:1:48 | 1 | Ю. А. ГАГАРИН | 人类首次进入空间 |
| 东方号 2 | BOCTOK 2 | 4.731 | 1961.08.06 | | 1961.08.07 | 1:1:18 | 17 | Г. С. ТИТОВ | 首次超过 24 小时飞行 |
| 东方号 3 | BOCTOK 3 | 4.722 | 1961.08.11 | | 1961.08.15 | 3:22:0 | 64 | А. Г. НИКОЛАЕВ | 首次组合飞行(与东方号 4) |
| 东方号 4 | BOCTOK 4 | 4.728 | 1961.08.12 | | 1961.08.15 | 2:22:57 | 48 | П. Р. ПОПОВИЧ | 首次组合飞行(与东方号 3) |
| 东方号 5 | BOCTOK 5 | 4.720 | 1963.06.14 | | 1963.06.19 | 4:23:6 | 81 | В. Ф. БЫКОВСКИЙ | 与东方号 6 组合飞行 |
| 东方号 6 | BOCTOK 6 | 4.713 | 1963.06.16 | | 1963.06.19 | 2:22:50 | 48 | В. В. ТЕРЕШКОВА | 妇女首次进入空间 |
| 东方号 7 | BOCTOK 7 | | 1964. | | | | | | 计划取消 |
| 宇宙号 47 | KOCMOC 47 | 5.200 | 1964.10.06 | | 1964.10.07 | 0:16:45 | | 无人 | 上升号飞行试验 |
| 上升号 1 | BOCXOД 1 | 5.320 | 1964.10.12 | | 1964.10.13 | 1:0:17 | 16 | В. М. КОМАРОВ, К. П. ФЕОКТИСТОВ, Б. Б. ЕЛОРОВ | 首次三人飞行. 宇航员未穿宇宙服 |
| 宇宙号 57 | KOCMOC 57 | 5.500 | 1965.02.22 | | | | | 无人 | 试验气闸,上升号于空中解体 |
| 上升号 2 | BOCXOД 2 | 5.682 | 1965.03.18 | | 1965.03.19 | 1:2:2 | 18 | П. И. БЕЛЯЕВ, А. А. ЛЕОНОВ | 首次舱外活动,ЛЕОНОВ 在舱外逗留10min |
| 宇宙号 | KOCMOC | 5.700 | 1965.07.02 | | | | | 无人 | 上升号未入轨 |
| 上升号3 | BOCXOД 3 | 6.000 | 1966. | | | | | | 飞行取消 |
| 宇宙号110 | KOCMOC110 | 5.700 | 1966.02.20 | | 1966.03.16 | | | 无人 | 上升号带两只狗 |

运载工具:"东方号"飞船—"东方号"火箭
"上升号"飞船—"上升号"火箭

| | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 宇宙号146 | KOCMOC146 | 5.017 | 1967.03.10 | | 1967.03.18 | | | 无人 | 月球探测器 ЗОНД 飞行试验 |
| 宇宙号154 | KOCMOC154 | 5.020 | 1967.04.08 | | 1967.04.19 | | | 无人 | 月球探测器 ЗОНД 飞行试验 |

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 字　航　员 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 月球探测器　3ОНД | 5.140 | 1967.11.21 | | | | | 无人 | 绕月飞行任务，飞行器未入轨 |
| 月球探测器4 3ОНД 4 | 5.140 | 1968.03.02 | | 1968.03.09 | | | 无人 | 月球模拟飞行 |
| 月球探测器　3ОНД | 5.140 | 1968.04.22 | | | | | 无人 | 月球飞行任务，发射失败 |
| 月球探测器5 3ОНД 5 | 5.140 | 1968.09.14 | | 1968.09.21 | | | 无人 | 绕月任务 |
| 月球探测器6 3ОНД 6 | 5.140 | 1968.11.10 | | 1968.11.17 | | | 无人 | 绕月任务 |
| 月球探测器7 3ОНД 7 | 5.390 | 1969.08.07 | | 1969.08.14 | | | 无人 | 绕月任务 |
| 月球控测器8 3ОНД 8 | 5.390 | 1970.10.20 | | 1970.10.27 | | | 无人 | 绕月任务 |

运载工具——“质子号”火箭

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期 月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 字　航　员 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 宇宙号133 | KOCMOC 133 | 6.300 | 1966.11.28 | | 1966.11.30 | | | 无人 | 联盟号飞行试验 |
| 宇宙号140 | KOCMOC 140 | 6.300 | 1967.02.07 | | 1967.02.09 | | | 无人 | 联盟号飞行试验 |
| 联盟号1 | СОЮЗ 1 | 6.450 | 1967.04.23 | | 1967.04.24 | 1:2:47 | 16 | В. М. КОМАРОВ | 降落伞故障，宇航员身亡 |
| 联盟号2 | СОЮЗ 2 | 6.400 | 1967.04.24 | | | | | | 飞行取消 |
| 宇宙号159 | KOCMOC 159 | 3.780 | 1967.05.16 | | 1977.11.17 | | | 无人 | 联盟号推进系统试验 |
| 宇宙号186 | KOCMOC 186 | 6.400 | 1967.10.27 | 10.30.09:20-10.30.12:50 | 1967.10.31 | | | 无人 | 联盟号对接(宇宙-186——宇宙-188)试验 |
| 宇宙号188 | KOCMOC 188 | 6.400 | 1967.10.30 | 10.30.09:20-10.30.12:50 | 1967.11.02 | | | 无人 | 联盟号对接(宇宙-188——宇宙-186)试验 |
| 宇宙号212 | KOCMOC 212 | 6.400 | 1968.04.14 | 04.15.10:21-04.15.14:11 | 1968.04.19 | | | 无人 | 联盟号(宇宙-212——宇宙-213)对接试验 |
| 宇宙号213 | KOCMOC 213 | 6.400 | 1968.04.15 | 04.15.10:21-04.15.14:11 | 1968.04.19 | | | 无人 | 联盟号(宇宙-213——宇宙-212)对接试验 |
| 宇宙号238 | KOCMOC 238 | 6.400 | 1968.08.28 | | 1968.09.01 | | | 无人 | 联盟号任务 |
| 联盟号2 | СОЮЗ 2 | 6.450 | 1968.10.25 | | 1968.10.28 | | | 无人 | 无人 |
| 联盟号3 | СОЮЗ 3 | 6.575 | 1968.10.26 | | 1968.10.30 | 3:22:50 | 64 | Г. Т. БЕРЕГОВОЙ | 与无人联盟号2靠近 |
| 联盟号4 | СОЮЗ 4 | 6.626 | 1969.01.14 | 01.16.08:20-01.16.12:55 | 1969.01.17 | 2:23:20 | 48 | В. А. ШАТАЛОВ | 首次实现对接(联盟号4-联盟号5)，2名宇航员从联盟号5进入联盟号4 |
| 联盟号5 | СОЮЗ 5 | 6.585 | 1969.01.15 | 01.16.08:20-01.16.12:55 | 1969.01.18 | 3:54:15 | 49 | Б. В. ВОЛЫНОВ，АС. ЕЛИСЕЕВ Е. В. ХРУНОВ | 与联盟号4对接，2名宇航员进入联盟号4 |
| 联盟号6 | СОЮЗ 6 | 6.577 | 1969.10.11 | | 1969.10.16 | 4:22:42 | 80 | Г. С. ШОНИН，В. Н. КУБАСОВ | 联盟号6，7，8编队飞行，各自进行焊接，对地和天文观察，首次进行真空焊接试验 |
| 联盟号7 | СОЮЗ 7 | 6.570 | 1969.10.12 | | 1969.10.17 | 4:22:40 | 80 | А. В. ФИЛИПЧЕНКО，В. Н. ВОЛКОВ В. В. ГОРБАТКО | 与联盟号6，联盟号8编队飞行，并进行各种轨道试验 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇　航　员 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号8 | СОЮЗ 8 | 6.646 | 1969.10.13 | | 1969.10.18 | 4:22:50 | 80 | В. А. ШАТАЛОВ,<br>А. С. ЕЛИСЕЕВ | 与联盟号6,7编队飞行,并进行各种轨道试验 |
| 联盟号9 | СОЮЗ 9 | 6.590 | 1970.06.01 | | 1970.06.19 | 17:16:59 | 286 | А. Г. НИКОЛАЕВ,<br>В. И. СЕВАСТЬЯНОВ | 当时最长的空间飞行 |
| 宇宙号379 | КОСМОС 379 | 5.425 | 1970.11.24 | | 1983.09.21 | | | 无人 | 联盟号推进试验 |
| 宇宙号382 | КОСМОС 382 | 18.735 | 1970.12.02 | | | | | 无人 | 联盟号登月试验 |
| 宇宙号398 | КОСМОС 398 | 5.885 | 1971.02.26 | | | | | 无人 | 联盟号推进试验 |
| 联盟号10 | СОЮЗ 10 | 6.800 | 1971.04.22 | 04.24.01:47-04:18,<br>05:47-07:17 | 1971.04.24 | 1:23:45 | 32 | В. А. ШАТАЛОВ,<br>А. С. ЕЛИСЕЕВ,<br>Н. Н. РУКАВИШНИКОВ | 与礼炮号1对接,宇航员未进入空间站 |
| 联盟号11 | СОЮЗ 11 | 6.790 | 1971.06.06 | 06.06.07:45-06:29.18:28 | 1971.06.30 | 23:18:21 | 384 | Г. Т. ДОБРОВОЛЬСКИЙ, В. Н. ВОЛКОВ, В. И. ПАЦАЕВ | 与礼炮号1对接,联盟号11宇航员在礼炮号逗留22天,返航时因飞船气密故障,宇航员丧生 |
| 宇宙号434 | КОСМОС 434 | 5.740 | 1971.08.12 | | | | | 无人 | 联盟号推进试验 |
| 宇宙号 496 | КОСМОС 496 | 6.675 | 1972.06.26 | | 1972.07.02 | | | 无人 | 联盟号无人飞行 |
| 宇宙号573 | КОСМОС 573 | 6.675 | 1973.06.15 | | 1973.06.17 | | | | 无人联盟号 |
| 联盟号13 | СОЮЗ 13 | 6.560 | 1973.12.18 | | 1973.12.26 | 7:20:55 | 127 | П. И. КЛИМУК,<br>В. В. ЛЕБЕДЕВ | 天文,生物,地球资源研究 |
| 宇宙号638 | КОСМОС 638 | 6.575 | 1974.04.03 | | 1974.04.13 | | | 无人 | ASTP 试验 |
| 宇宙号656 | КОСМОС 656 | 6.675 | 1974.05.27 | | 1974.05.29 | | | 无人 | 联盟号无人飞行 |
| 联盟号14 | СОЮЗ 14 | 6.800 | 1974.07.03 | 07.04.20:35-07.19.09:03 | 1974.07.19 | 15:17:30 | 252 | П. Р. ПОПОВИЧ,<br>Ю. П. АРТЮХИН | 与礼炮号3对接,宇航员进入空间站 |
| 宇宙号672 | КОСМОС 672 | 6.575 | 1974.08.12 | | 1974.08.18 | | | 无人 | ASTP 试验 |
| 联盟号15 | СОЮЗ 15 | 6.760 | 1974.08.26 | | 1974.08.28 | 2:0:12 | 32 | Г. В. САРАФАНОВ,<br>Л. С. Д ЕМИН | 与联盟号15靠近,但未对接,飞船首次夜间着陆 |
| 联盟号16 | СОЮЗ 16 | 6.800 | 1974.12.02 | | 1974.12.08 | 5:22:23 | 96 | А. В. ФИЛИПЧЕНКО,<br>Н. Н. РУКАВИШНИКОВ | 美/苏对接(ASTP)型联盟号试验 |
| 联盟号17 | СОЮЗ 17 | 6.800 | 1975.01.10 | 01.12.01:25-02.09.06:08 | 1975.02.09 | 29:13:19 | 466 | А. А. ГУБАРЕВ,<br>Г. М. ГРЕЧКО | 与礼炮号4对接,宇航员进入空间站 |
| 联盟号18-1 | СОЮЗ 18-1 | 6.830 | 1975.04.05 | | | 0:0:21 | | В. Г. ЛАЗАРЕВ,<br>О. Г. МАКАРОВ | 未入轨 |
| 联盟号18 | СОЮЗ 18 | 6.825 | 1975.05.28 | 05.29.18:44-07.26.10:56 | 1975.07.26 | 62:23:20 | 993 | П. И. КЛИМУК,<br>В. И. СЕВАСТЬЯНОВ | 与礼炮号4对接,宇航员进入空间站 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号 19 | СОЮЗ19 | 6.790 | 1975.07.15 | 07.17.16:12-07.19.12:02 | 1975.07.21 | 5:22:30 | 96 | А. А. ЛЕОНОВ,<br>В. Н. КУБАСОВ | 阿波罗对接目标,ASTP 任务,美、苏载人飞船首次对接 |
| 宇宙号772 | КОСМОС 772 | 6.750 | 1975.09.29 | | 1975.10.02 | | | 无人 | 联盟号无人飞行 |
| 联盟号20 | СОЮЗ 20 | 6.700 | 1975.11.17 | 11.19.19:20-02.15.23:04 | 1976.02.15 | | | 无人 | 无人 |
| 联盟号21 | СОЮЗ 21 | 6.800 | 1976.07.06 | 07.07.13:40-08.24.15:12 | 1976.08.24 | 49:6:23 | 791 | Б. В. ВОЛЫНОВ,<br>В. М. ЖОЛОБОВ | 与礼炮号5对接,宇航员进入空间站 |
| 联盟号22 | СОЮЗ 22 | 6.510 | 1976.09.15 | | 1976.09.23 | 7:21:52 | 127 | В. Ф. БЫКОВСКИЙ,<br>В. В. АКСЁНОВ | 地球资源研究 |
| 联盟号23 | СОЮЗ 23 | 6.760 | 1976.10.14 | | 1976.10.16 | 2:6:35 | 32 | В. Д. ЗУДОВ,<br>В. И. РОЖДЕСТВЕНСКИЙ | 与礼炮号5对接失败 |
| 联盟号24 | СОЮЗ 24 | 6.800 | 1977.02.07 | 02.08.17:38-02.25.06:21 | 1977.02.25 | 17:17:25 | 285 | В. В. ГОРБАТКО,<br>Ю. Н. ГЛАЗКОВ | 与礼炮号5对接,宇航员进入空间站 |
| 联盟号25 | СОЮЗ 25 | 6.860 | 1977.10.09 | | 1977.10.11 | 2:44:45 | 32 | В. В. КОВАЛЁНОК,<br>В. В. РЮМИН | 与礼炮号6对接失败 |
| 联盟号26 | СОЮЗ 26 | 6.800 | 1977.12.10 | 12.11.03:02-01.16.08:05 | 1978.01.16 | 36:10:06 | | Ю. В. РОМАНЕНКО,<br>Г. М. ГРЕЧКО | 与礼炮号6,联盟号27,进步号1对接 |
| 联盟号27 | СОЮЗ 27 | 6.800 | 1978.01.10 | 01.11.14:06-03.16.08:00 | 1978.03.16 | 64:22:53 | | В. А. ДЖАНИКОВ,<br>О. Г. МАКАРОВ | 与联盟号26,礼炮号6对接 |
| 联盟号28 | СОЮЗ 28 | 6.800 | 1978.03.02 | 03.03.17:10-03.10.10:23 | 1978.03.10 | 7:22:16 | 125 | А. А. ГУБАРЕВ,В. РЕМЕК | 与礼炮号6对接,捷克人首次进入空间 |
| 联盟号29 | СОЮЗ 29 | 6.800 | 1978.06.15 | 06.16.21:58-09.03.08:23 | 1978.09.03 | 79:15:237 | | В. В. КОВАЛЁНОК,<br>А. С. ИВАНЧЕНКОВ | 与礼炮号6,联盟号31,进步号2,3,4对接 |
| 联盟号30 | СОЮЗ 30 | 6.800 | 1978.06.27 | 06.28.17:08-07.05.10:15 | 1978.07.05 | 7:22:16 | 125 | П. И. КЛИМУК,<br>М. ГЕРМАШЕВСКИЙ | 与礼炮号6对接,波兰人首次进入空间 |
| 联盟号31 | СОЮЗ 31 | 6.800 | 1978.08.26 | 08.27.16:38-09.03.10:53 | 1978.09.03 | 7:20:49 | 124 | В. Ф. БЫКОВСКИЙ,З. ЙЕН | 与礼炮号6,联盟号29对接,东德人首次进入空间 |
| 联盟号32 | СОЮЗ 32 | 6.800 | 1979.02.25 | 02.26.13:30-06.13.09:51 | 1979.06.13 | 108:04:24 | | В. А. ЛЯХОВ,В. В. РЮМИН | 与礼炮号6,联盟号34,进步号5,6,7对接,其宇航员乘联盟号34返回地面,联盟号32无人返回 |
| 联盟号33 | СОЮЗ 33 | 6.860 | 1979.04.10 | | 1979.04.12 | 1:23:1 | 31 | Н. Н. РУКАВИШНИКОВ,<br>Г. ИВАНОВ | 与礼炮号6对接失败,保加利亚人首次进入空间 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号34 | СОЮЗ 34 | 6.800 | 1979.06.06 | 06.08.20:02-06.14.16:18 | 1979.08.19 | 73:18:17 | | 发射时无人，带联盟号32宇航员返回地面 | 06，08与礼炮号6/联盟号32对接，06，14，17:48与联盟号32对接，08.19.09:07与其脱离，带联盟号32宇航员返回地面。 |
| 联盟号35 | СОЮЗ 35 | 6.800 | 1980.04.09 | 04.10.15:16-06.03.11:47 | 1980.06.03 | 55:01:29 | | Л. И. ПОПОВ，В. В. РЮМИН | 与礼炮号6，联盟号37，进步号8，9，10对接，乘员乘联盟号37返回 |
| 联盟号36 | СОЮЗ 36 | 6.800 | 1980.05.26 | 05.27.19:56-06.04.16:39 | 1980.07.31 | 65:20:54 | | В. Н. КУБАСОВ，<br>Б. ФАРКАШ | 与礼炮号6对接（对接2次，第2次对接时间为：06.04.18:09-07.31.11:55），宇航员乘联盟号35返回地面，匈牙利人首次进入空间 |
| 联盟号37 | СОЮЗ 37 | 6.800 | 1980.07.23 | 07.24.20:02-08.01.16:43 | 1980.10.11 | 65:20:54 | | В. В. ГРБАТКО，ФАМ ТУАН | 与礼炮号6，联盟号36对接，宇航员乘联盟号36返回地面 |
| 联盟号38 | СОЮЗ 38 | 6.800 | 1980.09.18 | 09.19.20:49-09.26.12:34 | 1980.09.26 | 7:20:43 | 124 | Ю. В. РОМАНЕНКО，<br>А. ТАМАЙО МЕНДЕС | 与礼炮号6对接，古巴人首次进入空间 |
| 联盟号39 | СОЮЗ 39 | 6.800 | 1981.03.22 | 03.23.16:28-03.30.08:20 | 1981.03.30 | 7:20:42 | 124 | В. А. ДЖАНИКОВ，<br>Ж. ГУРРАГЧА | 与礼炮号6对接，蒙古人首次进入空间 |
| 联盟号40 | СОЮЗ 40 | 6.800 | 1981.05.14 | 05.15.18:50-05.22.10:40 | 1981.05.22 | 7:20:42 | 124 | Л. И. ПОПОВ，<br>Д. ПРУНАРИУ | 与礼炮号6对接，罗马尼亚人首次进入空间 |
| 联盟号12 | СОЮЗ 12 | 6.720 | 1973.09.27 | | 1973.09.29 | 1:23:15 | 31 | В. Г. ЛАЗАРЕВ，<br>О. Г. МАКАРОВ | 测试改进型联盟号 |
| 宇宙号670 | КОСМОС 670 | 6.750 | 1974.08.06 | | 1974.08.08 | | | 无人 | 无人联盟号T |
| 宇宙号869 | КОСМОС 869 | 6.750 | 1976.11.29 | | 1976.12.17 | | | 无人 | 无人联盟号T飞行 |
| 宇宙号1001 | КОСМОС1001 | 6.750 | 1978.04.04 | | 1978.04.15 | | | 无人 | 联盟号T无人飞行 |
| 宇宙号1074 | КОСМОС1074 | 6.750 | 1979.01.31 | | 1979.04.01 | | | 无人 | 联盟号T无人飞行 |
| 联盟号T | СОЮЗ Т | 6.900 | 1979.12.16 | 12.19.14:05-<br>1980.03.23.21:04 | 1980.03.23 | 100:29:10 | | 无人 | 与礼炮号6对接 |
| 联盟号Т-2 | СОЮЗ Т-2 | 6.850 | 1980.06.05 | 06.06.15:58-06.09.09:20 | 1980.06.09 | 3:22:19 | 62 | Ю. В. МАЛЫШЕВ，<br>В. В. АКСЁНОВ | 与礼炮号6对接，联盟号T首次载人飞行 |
| 联盟号Т-3 | СОЮЗ Т-3 | 6.850 | 1980.11.27 | 11.28.15:54-12.10.06:10 | 1980.12.10 | 12:19:7 | 204 | Л. Д. КИЗИМ，<br>О. Г. МАКАРОВ，<br>Г. М. СТЕКАЛОВ | 与礼炮号7，进步号11对接，1971年以来首次三人飞行 |
| 联盟号Т-4 | СОЮЗ Т-4 | 6.850 | 1981.03.12 | 03.13.20:23-03.26.09:20 | 1981.05.26 | 74:17:37 | 1178 | В. В. КОВАЛЁНОК，<br>В. П. САВИНЫХ | 与礼炮号6对接 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇　航　员 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号 T-5 | СОЮЗ Т-5 | 6.850 | 1982.05.13 | 05.14.11:36-08.27.11:45 | 1982.08.27 | | | А. Н. БЕРЕЗОВОЙ,<br>В. В. ЛЕБЕДЕВ | 与礼炮号7/联盟号 T-6/联盟号 T-7/进步号13-16对接，宇航员乘联盟号 T-7返回地面 |
| 联盟号 T-6 | СОЮЗ Т-6 | 6.850 | 1982.06.24 | 06.25.17:46-07.02.11:04 | 1982.07.02 | 7:21:50 | 125 | В. А. Д ЖАНИБЕКОВ,<br>А. С. ИВАНЧЕНКОВ, Jean-Loup Chretien | 与礼炮号7/联盟号 T-5对接，法国人首次进入空间 |
| 联盟号 T-7 | СОЮЗ Т-7 | 6.850 | 1982.08.19 | 08.20.18:32-08.29.16:47 | 1982.12.10 | | | Л. И. ПОПОВ,<br>А. А. СЕРЕБРОВ,<br>С. Е. САВИЦКАЯ | 与礼炮号7/联盟号 T-5对接，宇航员乘联盟号 T-5返回，妇女第二次上天 |
| 联盟号 T-8 | СОЮЗ Т-8 | 6.850 | 1983.04.20 | | 1983.04.22 | 2:17:48 | 32 | В. Г. ТИТОВ,<br>Г. М. СТРЕКАЛОВ,<br>А. А. СЕРЕБРОВ | 与礼炮号7/对接失败 |
| 联盟号 T-9 | СОЮЗ Т-9 | 6.850 | 1983.06.27 | 06.28.10:46-08.16.14:25 | 1983.11.23 | 149:10:46 | 2361 | В. А. ЛЯ ХОВ,<br>А. П. АЛЕКСАНД РОВ | 与礼炮号7/宇宙号-1443/进步号18对接，宇航员出舱进行修理 |
| 联盟号 T-10-1 | СОЮЗ Т-10-1 | 6.850 | 1983.09.26 | | | | | В. Г. ТИТОВ,<br>Г. М. СТРЕКАЛОВ | 发射失败，首次使用逃逸塔 |
| 联盟号 T-10 | СОЮЗ Т-10 | 6.850 | 1984.02.08 | 02.09.14:43-04.11.07:50 | 1984.04.11 | 62:22:43 | | Л. Д. КИЗИМ,<br>В. А. СОЛОВЁВ, О. И. АТКОВ | 与礼炮号7对接，乘员创237天在轨记录，宇航员乘联盟号 T-11返回 |
| 联盟号 T-11 | СОЮЗ Т-11 | 6.850 | 1984.04.03 | 04.04.14:13-04.13.10:27 | 1984.10.02 | 181:21:48 | | И. В. МАЛЫШЕВ,<br>Н. Н. РУКАВИШНИКОВ,<br>然后换 Г. М. СТРЕКАЛОВ,<br>R. Shama | 与礼炮号7对接，第一个印度人上天 |
| 联盟号 T-12 | СОЮЗ Т-12 | 6.850 | 1984.07.17 | 07.18.19:17-07.29 | 1984.07.29 | 11:19:14 | | В. А. Д ЖАНИКОВ,<br>С. И. САВИНСКАЯ,<br>И. П. ВОЛК | 与礼炮号7对接，妇女第一次出舱活动 |
| 联盟号 T-13 | СОЮЗ Т-13 | 6.850 | 1985.06.06 | 06.08.08:50-09.25.03:52 | 1985.09.26 | 112:03:12 | | В. А. Д ЖАНИКОВ,<br>В. П. САВИНИК | 维修礼炮号7，一人乘联盟号 T-13返回，САВИНИК 留在联盟号 T-14上 |
| 联盟号 T-14 | СОЮЗ Т-14 | 6.850 | 1985.09.17 | 09.18.14:14-11.21 | 1985.11.21 | 64:21:52 | | Г. М. ГРЕЧКО,<br>А. А. ВОЛКОВ,<br>В. В. ВАСЮТИН | 与礼炮号7对接，11.12因 ВАСЮТИН 得病，任务结束，返回地面 |

（苏联）

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号 T-15 СОЮЗ T-15 | 6.850 | 1986.03.13 | 03.15.13:38-05.05.12:12 | 1986.07.16 | 125:00:01 | | Л.Д.КИЗИТ,<br>В.А.СОЛОВЕВ | 共对接三次，与和平号对接后又与礼炮号7对接，宇航员两次出舱活动，共8h50min，（另两次对接时间为：05.06.16:58-06.25.14:58；06.26.19:46-07.16.09:07） |
| 联盟号 TM СОЮЗ TM | 7.070 | 1986.05.21 | 05.23.10:12-05.29.09:23 | 1986.05.30 | 8:22:27 | | 无人 | 与和平号对接6天 |
| 联盟号 TM-2 СОЮЗ TM-2 | 7.100 | 1987.02.05 | 02.07.22:28-07.29.20:34 | 1987.07.30 | 174:03:26 | | Ю.В.РОМАНЕНКО,<br>А.И.ЛАВЕИКИН | 与和平号对接，РОМАНЕКО 创空间逗留时间记录 |
| 联盟号 TM-3 СОЮЗ TM-3 | 7.100 | 1987.07.22 | 07.24.03:31-07.30.23:28 | 1987.12.29 | 160:7:16 | | А.С.ВИКТОРЕНКО,<br>А.П.АЛЕКСАНДРОВ,<br>М.А.ФАРИС | 与和平号对接，一人留在和平号另外两人乘联盟号 TM2返回，联盟号 TM-3于07,30与和平号再次对接，联盟号 TM-3于12,30与和平号脱离返回地面 |
| 联盟号 TM-4 СОЮЗ TM-4 | 7.100 | 1987.12.21 | 12.23.12:51-12.30.09:10 | 1988.06.17 | | | В.Г.ТИТОВ,<br>М.К.МАКАРОВ,<br>А.С.ЛЕВЧЕКО | 与和平号对接，创逗留时间新记录，三次舱外活动，共13h40min，宇航员乘联盟号 TM-6返回 |
| 联盟号 TM-5 СОЮЗ TM-5 | 7.100 | 1988.06.07 | 06.09.15:57-06.18.10:11 | 1988.09.07 | | | А.И.СОЛОВЕВ,<br>В.П.САИНИК,<br>А.П.АЛЕХАНДРОВ | 与和平号对接，保加利亚人访问和平号，宇航员乘联盟号 TM-4返回地面 |
| 联盟号 TM-6 СОЮЗ TM-6 | 7.100 | 1988.08.29 | 08.31-09.08-12.21 | 1988.12.21 | | | В.А.ЛЯКОВ,<br>В.ПОЛЯКОВ,<br>А.М.САВАЛ | 08.31与和平号对接，09,08从量子号转与和平号对接，12.21带联盟号 TM-4和 TM-7的2名宇航员返回地面 |
| 联盟号 TM-7 СОЮЗ TM-7 | 7.100 | 1988.11.26 | 11.28-12.21-1989.04.27 | 1990.02.19 | | | А.А.ВОЛКОВ,<br>J.L.Chretien | 与和平号对接，法国人访问和平号，12.21从量子号转与和平号前对接口对接，89.04.27带三名宇航员返回地面 |
| 联盟号 TM-8 СОЮЗ TM-8 | 7.070 | 1989.09.05 | 09.07-1990.02-19 | 1990.02.19 | 166:6:58 | | А.В.ИКТОРЕНКО,<br>А.СЕРЕБРОВ | 与和平号对接，宇航员进入空间站，90.02带原乘员返回 |
| 联盟号 TM-9 СОЮЗ TM-9 | 7.070 | 1990.02.11 | 02.13- ;02.20- | | | | А.СОЛОВЕВ,<br>А.БАЛАНТИН | 与和平号对接，宇航员进入空间站，从空间收回晶体 |
| 联盟号 TM-10 СОЮЗ TM-10 | | 1990.08.01 | 08.03- | | | | Г.МАНАКОВ,<br>Г.СТРЕКАЛОВ | 08.03与和平号量子号对接 |
| 联盟号 TM-11 СОЮЗ TM-11 | | 1990.12.02 | 12.04-05.20 | 1991.05.20 | | | В.АФАНСИЕВ,<br>М.МАНАРОВ,<br>Toyohiro Akiyama | 12.04与和平号对接 |

（苏联）

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇　航　员 | 备　　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 联盟号 TM-12 COЮЗ TM-12 | | 1991.05.18 | 05.20-05.28,05.28- | | | | АНАТОЛИИ АТСЕБАСКИИ,СЕРГЕИ КРАКАЛЕВ,Helen Sharman(英) | 5.20与和平号前舱口对接,5.28移至和平号后舱口 |
| 联盟号 TM-13 COЮЗ TM-13 | | 1991.10.02 | 10.04.07:39 | | | | Franz Viehbock(澳);АЛЕКСАНД Р ВОЛКОВ,ТОКТАД АУБАКИРОВ | 10.04与和平号对接 |
| 联盟号 TM-14 COЮЗ TM-14 | | 1992.03.17 | | | | | | |
| 联盟号 TM-15 COЮЗ TM-15 | | 1992.07.27 | | 1993.02.01 | | | | |
| 联盟号 TM-16 COЮЗ TM-16 | 7.150 | 1993.01.24 | 01.26.07.31-07.22 | 1993.07.22 | 179:00:43 | 2790 | Д.М.МАНАКОВ;А.Ф ПОЛИШУК | 01.26与晶体号对接,宇航员于93.07返回地面 |
| 联盟号 TM-17 COЮЗ TM-17 | 7.150 | 1993.07.01 | 07.03.16:24-1994.1.14.04:34 | 1994.01.14 | 196:13:25 | 3055 | В.В.ЦЕПЕЛЯ ЕВ,А.А.СЕРЕБРОВ J.P Haignere(法) | 俄两名宇航员于94.01.14乘联盟 TM-17返回地面,法宇航员于93.07.22乘联盟 TM-16返回地面 |
| 联盟号 TM-18 COЮЗ TM-18 | 7.150 | 1994.01.08 | 01.10-07.09 | 1994.07.09 | 182:00:05 | 2841. | В.М АФАНАСЬЕВ,И.В ЮСИЧЕВ,В.В РОЛЯ КОВ | 1.10与和平号尾部纵向舱口对接.计划2人94.7返回地面,РОЛЯКОВ 留轨14个月 |
| 联盟号 TM-19 COЮЗ TM-19 | 7.150 | 1994.07.01 | 07.03.13:55-11.04.7:26 | 1994.11.04 | 125:22:48 | 1946. | Я.И.МАЛЕНЧИНКО,Т.А МУСАБАЕВ | 7.3与和平号对接.11.3与量子号1脱离,退离190m,8min 后重新与其自动对接.11.4号带三名宇航员返回地面. |
| 联盟号 TM-20 COЮЗ TM-20 | 7.150 | 1994.10.03 | 10.06.0:29- | | | | А.С. ВИКТОРЕНКО Я.В.КОНД АКОВА U.Merbold | 10.6与和平号对接.两名俄宇航员95.03返回地面.德宇航员 U.Merbold 于94.11乘联盟 TM-19返回地面.КОНДАКОВА 是在轨道逗留最长的妇女. |

运载工具:"联盟号"火箭

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇　航　员 | 备　　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 进步号1 | ПРОГРЕСС-1 | 7.020 | 1978.01.20 | 01.22.10:12-02.06.05:53 | 1978.02.08 | | | 无人 | 无人货船 |
| 进步号2 | ПРОГРЕСС-2 | 7.000 | 1978.07.07 | 07.09.12:59-08.02.04:57 | 1978.08.04 | | | 无人 | 与礼炮号6/联盟号29对接送货 |
| 进步号3 | ПРОГРЕСС-3 | 7.000 | 1978.08.07 | 08.10.01:01-08.21.19:29 | 1978.08.23 | | | 无人 | 与礼炮号6/联盟号29对接送货 |
| 进步号4 | ПРОГРЕСС-4 | 7.000 | 1978.10.03 | 10.06.01:00-10.24.13:07 | 1978.10.26 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号5 | ПРОГРЕСС-5 | 7.000 | 1979.03.12 | 03.14.07:20-04.03.16:10 | 1979.04.05 | | | 无人 | 与礼炮号6/联盟号32对接送货 |
| 进步号6 | ПРОГРЕСС-6 | 7.000 | 1979.05.13 | 05.15.06:19-06.08.08:00 | 1979.06.09 | | | 无人 | 与礼炮号6/联盟号32对接送货 |
| 进步号7 | ПРОГРЕСС-7 | 7.000 | 1979.06.28 | 06.30.11:18-07.18.03:50 | 1979.07.20 | | | 无人 | 与礼炮号6/联盟号32对接送货 |
| 进步号8 | ПРОГРЕСС-8 | 7.000 | 1980.03.27 | 03.29.20:01-04.25.08:04 | 1980.04.26 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号9 | ПРОГРЕСС-9 | 7.000 | 1980.04.27 | 04.29.08:09-05.20.18:51 | 1980.05.22 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号10 | ПРОГРЕСС-10 | 7.000 | 1980.06.29 | 07.01.05:53-07.17.22:21 | 1980.07.19 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号11 | ПРОГРЕСС-11 | 7.000 | 1980.09.28 | 09.30.17:03-12.09.10:23 | 1980.12.11 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号12 | ПРОГРЕСС-12 | 7.000 | 1981.01.24 | 01.26.15:56-03.19.18:14 | 1981.03.20 | | | 无人 | 与礼炮号6对接送货 |
| 进步号13 | ПРОГРЕСС-13 | 7.000 | 1981.05.23 | 05.25.07:57-06.04.06:31 | 1982.06.06 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号14 | ПРОГРЕСС-14 | 7.000 | 1982.07.10 | 07.12.11:41-08.10.22:11 | 1982.08.13 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号15 | ПРОГРЕСС-15 | 7.000 | 1982.09.18 | 09.20.06:12-10.14.11:46 | 1982.10.16 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号16 | ПРОГРЕСС-16 | 7.000 | 1982.10.31 | 11.02.13:22-12.13.15:32 | 1982.12.14 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号17 | ПРОГРЕСС-17 | 7.000 | 1983.08.17 | 08.19.13:47-09.17.11:44 | 1983.09.17 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号18 | ПРОГРЕСС-18 | 7.000 | 1983.10.20 | 10.22.11:34-11.13.03:08 | 1983.11.16 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号19 | ПРОГРЕСС-19 | 7.000 | 1984.02.21 | 02.22.08:21-03.31.08:40 | 1984.04.01 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号20 | ПРОГРЕСС-20 | 7.000 | 1984.04.15 | 04.17.09:22-05.06.17:46 | 1984.05.07 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号21 | ПРОГРЕСС-21 | 7.000 | 1984.05.07 | 05.10.00:10-05.26.09:41 | 1984.05.26 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号22 | ПРОГРЕСС-22 | 7.000 | 1984.05.28 | 05.30.15:47-07.15.13:36 | 1984.07.15 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号23 | ПРОГРЕСС-23 | 7.000 | 1984.08.14 | 08.16.08:11-08.26.16:13 | 1984.08.28 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |
| 进步号24 | ПРОГРЕСС-24 | 7.000 | 1985.06.21 | 06.23.02:23-07.15.12:28 | 1984.07.15 | | | 无人 | 与礼炮号7对接送货 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 进步号25 | ПРОГРЕСС-25 | 7.150 | 1986.03.19 | 03.21.11:16-04.20.19:34 | 1986.04.20 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号26 | ПРОГРЕСС-26 | 7.150 | 1986.04.23 | 04.26.21:26-06.22.18:25 | 1986.06.23 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号27 | ПРОГРЕСС-27 | 7.150 | 1987.01.16 | 01.18.07:27-02.23.11:29 | 1987.02.25 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号28 | ПРОГРЕСС-28 | 7.150 | 1987.03.03 | 03.05.11:43-03.26.05:07 | 1987.03.28 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号29 | ПРОГРЕСС-29 | 7.150 | 1987.04.21 | 04.23.17:05-05.11.03:10 | 1987.05.11 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号30 | ПРОГРЕСС-30 | 7.150 | 1987.05.19 | 05.21.05:53-07.19.00:20 | 1987.07.19 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号31 | ПРОГРЕСС-31 | 7.150 | 1987.08.03 | 08.05.22:28-09.21.23:58 | 1987.09.23 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号32 | ПРОГРЕСС-32 | 7.150 | 1987.09.23 | 09.26.01:08-11.17.19:25 | 1987.11.18 | | | 无人 | 与和平号对接送货，两次对接，第二次对接时间为：11.10.05:47-11.17.19:25 |
| 进步号33 | ПРОГРЕСС-33 | 7.150 | 1987.11.20 | 11.23.01:39-12.19.08:16 | 1987.12.19 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号34 | ПРОГРЕСС-34 | 7.150 | 1988.01.20 | 01.23.00:39-03.04.03:40 | 1988.03.04 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号35 | ПРОГРЕСС-35 | 7.150 | 1988.03.23 | 03.25.22:22-05.05.01:36 | 1988.05.05 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号36 | ПРОГРЕСС-36 | 7.150 | 1988.05.13 | 05.15.02:13-06.05.11:12 | 1988.06.05 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号37 | ПРОГРЕСС-37 | 7.020 | 1988.07.18 | 07.20-08.12 | 1988.08.12 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号38 | ПРОГРЕСС-38 | 7.020 | 1988.09.09 | 09.12-11.23 | 1988.11.23 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号39 | ПРОГРЕСС-39 | 7.020 | 1988.12.25 | 12.27-1989.02.07 | 1989.02.07 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号40 | ПРОГРЕСС-40 | 7.020 | 1988.02.10 | 02.12-03.03 | 1989.03.05 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号41 | ПРОГРЕСС-41 | 7.020 | 1989.03.16 | 03.18-04.25 | 1989.04.25 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号42 | ПРОГРЕСС-42 | 0.000 | 1990.05.05 | 05.08-05.09 | 1990.05.09 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号 M-1 | ПРОГРЕСС-М1 | 7.020 | 1989.08.23 | 08.25-12.01 | 1989.12.01 | | | 无人 | 第一艘改进型运货飞船 |
| 进步号 M-2 | ПРОГРЕСС-М2 | 7.020 | 1989.12.20 | 12.22-1990.02.09 | 1990.02.09 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号 M-3 | ПРОГРЕСС-М3 | 7.020 | 1990.02.28 | 03.03- | | | | 无人 | 03.03与量子号对接送货 |
| 进步号 M-4 | ПРОГРЕСС-М4 | 7.020 | 1990.08.15 | 08.17.05:26-09.17.16:43 | | | | 无人 | 与和平号对接送货 |
| 进步号 M-6 | ПРОГРЕСС-М6 | 0.000 | 1991.01.14 | 01.16-03.15 | 1991.03.15 | | | 无人 | 与和平号对接送货 |

（苏联）

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回日期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 进步号 M-7 ПРОГРЕСС-М7 | | 1991.03.19 | 03.28-05.07 | 1993.05.08 | | | 无人 | 载货2吨,5.21,5.23与和平号对接二次失败 |
| 进步号 M-8 ПРОГРЕСС-М8 | | 1991.05.30 | 06.01 | | | | 无人 | 载货2吨与和平号前舱口对接 |
| 进步号 M-9 ПРОГРЕСС-М9 | | 1991.08.20 | 08.23-09.30 | 1993.30 | | | 无人 | 9.30与和平号脱离,其弹道式返回舱载货150kg返回地面 |
| 进步号 M-10 ПРОГРЕСС-М10 | | 1991.10.17 | 10.21.03:41-01.20 | 1993.01.21 | | | 无人 | 1.21脱轨,释放弹道式返回舱,货舱安全着陆 |
| 进步号 M-11 ПРОГРЕСС-М11 | | 1992.01.25 | | | | | 无人 | |
| 进步号 M-12 ПРОГРЕСС-М12 | | 1992.04.19 | | | | | 无人 | |
| 进步号 M-13 ПРОГРЕСС-М13 | | 1992.06.30 | | | | | 无人 | |
| 进步号 M-14 ПРОГРЕСС-М14 | | 1992.08.15 | | | | | 无人 | |
| 进步号 M-15 ПРОГРЕСС-М15 | | 1992.10.27 | 10.27-1993.02.04 | 1993.02.04 | | | 无人 | 10.29与量子号对接 |
| 进步号 M-16 ПРОГРЕСС-М16 | 7.250 | 1993.02.21 | 02.23.20-03.26.06:50 | 1993.05.27 | | | 无人 | 2.23与量子号对接 |
| 进步号 M-17 ПРОГРЕСС-М17 | 7.250 | 1993.03.31 | 04.02.05-8.11.15:36 | | | | 无人 | 载货2603kg,仍在轨道飞行,可能要飞1.5年 |
| 进步号 M-18 ПРОГРЕСС-М18 | 7.250 | 1993.05.22 | 05.24.08-07.03 | 1993.07.04 | | | 无人 | 5.24与和平号对接,此时进步 M-17和联盟TM-16尚未脱离和平号,和平号第一次有二艘进步号与之对接。7.4可回收舱"虹"返回地面 |
| 进步号 M-19 ПРОГРЕСС-М19 | 7.250 | 1993.08.10 | 08.13.00-10.12.18:00 | 1993.10.13 | | | 无人 | |
| 进步号 M-20 ПРОГРЕСС-М20 | 7.250 | 1993.10.11 | 10.13.23:30-11.21.02:38 | 1993.11.23 | | | 无人 | 与量子1号后舱口对接.11.23可回收舱"虹"返回地面 |
| 进步号 M-21 ПРОГРЕСС-М21 | 7.250 | 1994.01.28 | 01.30.03:50-03.23.14:24 | 1994.03.23 | | | 无人 | 可能与量子号对接 |
| 进步号 M-22 ПРОГРЕСС-М22 | 7.250 | 1994.03.22 | 03.24.03:36-05.23.00:58 | 1994.05.23 | | | 无人 | 与和平号对接 |
| 进步号 M-23 ПРОГРЕСС-М23 | 7.250 | 1994.05.22 | 05.24.06:00-07.02.08:53 | 1994.07.02 | | | 无人 | 与和平号对接。载货2207kg 和一可回收舱 |
| 进步号 M-24 ПРОГРЕСС-М24 | 7.250 | 1994.08.25 | 09.02-10.04.18:58 | 1994.10.04 | | | 无人 | 8.27,8.30对接两次失败后,于9.2由宇航员手控对接成功 |
| 进步号 M-25 ПРОГРЕСС-М25 | 7.250 | 1994.11.11 | 11.13.09:07- | | | | 无人 | 与量子号对接 |

运载工具:"联盟号"火箭

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回时期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 宇宙号881 | KOCMOC-881 | | 1976.11.15 | | 1976.11.15 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号882 | KOCMOC-882 | | 1976.12.15 | | 1976.12.15 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号 | KOCMOC- | | 1977.08.04 | | | | | 无人 | 航天飞机模型试验,失败 |
| 宇宙号997 | KOCMOC-997 | 3.500 | 1978.03.30 | | 1978.03.30 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号998 | KOCMOC-998 | 3.500 | 1978.03.30 | | 1978.03.30 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号1101 | KOCMOC-1101 | 3.500 | 1979.05.22 | | 1979.05.23 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号1100 | KOCMOC-1100 | 3.500 | 1979.05.22 | | 1979.05.23 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 宇宙号1374 | KOCMOC-1374 | 1.250 | 1982.06.03 | | 1982.06.03 | | | 无人 | 航天飞机模型 |
| 宇宙号1445 | KOCMOC-1445 | 1.250 | 1983.03.15 | | 1983.03.16 | | | 无人 | 航天飞机模型 |
| 宇宙号1517 | KOCMOC-1517 | 1.250 | 1983.12.27 | | 1983.12.27 | | | 无人 | 航天飞机模型 |
| 宇宙号1614 | KOCMOC-1614 | | 1984.12.15 | | 1984.12.19 | | | 无人 | 航天飞机模型试验 |
| 暴风雪号 | БУРАН | 105.000 | 1988.11.15 | | 1988.11.15 | 00:03:25 | 2 | 无人 | 飞行试验 |

运载工具:航天飞机模型-“质子号”火箭,“暴风雪号”-“能源号”火箭

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回时期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 礼炮号1 | САЛЮТ-1 | 18.900 | 1971.04.19 | | 1971.10.11 | 22:0: | | 与联盟号10对接,但宇航员未进入礼炮号 | 测试仪器、设备在轨工作情况,进行各种科学技术试验 |
| 礼炮号2-1 | САЛЮТ-2-1 | 18.900 | 1972.07.29 | | | | | | 未入轨 |
| 礼炮号2 | САЛЮТ-2 | 18.900 | 1973.04.03 | | 1973.04.29 | | | 无人 | 空间站结构和设备故障 |
| 宇宙号557 | KOCMOC-557 | 18.900 | 1973.05.11 | | 1973.05.22 | | | 无人 | 礼炮号未入轨 |
| 礼炮号3 | САЛЮТ-3 | 18.900 | 1974.06.22 | | 1975.01.24 | | | | 联盟号14宇航员在礼炮号上逗留14天,进行各种科学技术研究与试验 |
| 礼炮号4 | САЛЮТ-4 | 18.900 | 1974.12.26 | | 1977.02.02 | | | 2人 | 科学,技术研究,试验 |
| 礼炮号5 | САЛЮТ-5 | 18.900 | 1976.06.22 | | 1977.08.08 | | | 2人 | 两个宇航员各在空间站逗留48和17天 |

（苏联）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 对接日期——脱离日期<br>月.日.时:分 | 返回时期 | 飞行时间<br>d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 礼炮号6 | САЛЮТ-6 | 19.825 | 1977.09.29 | | 1982.07.29 | | | 主要人员5人，各在空间逗留96，139，174，185，74天，另有11人作3-12天短期逗留 | 综合型科学技术试验，舱外活动及维修 |
| 礼炮号7 | САЛЮТ-7 | 19.920 | 1982.04.19 | | | | | 2人长期逗留空间211，150天，2人短期逗留（7天以下） | 共有11艘飞船与其对接，其中：联盟号-T 4艘，进步号6艘，宇宙号1艘 |
| 和平号 | МИР | 20.900 | 1986.02.19 | | | | | 发射时无人 | 苏联第三代空间站 |
| 量子号 | КВАНТ | 20.600 | 1987.03.31 | 04.09.00:36 | | | | 发射时无人 | 天体物理舱，与和平号对接 |
| 量子号2 | КВАНТ-2 | 20.000 | 1989.11.20 | 12.06-;12.08- | | | | 无人 | 和平号舱体 |
| 晶体号 | КРИСТАЛ | | 1990.05.31 | 06.10- | | | | 无人 | 和平号第二个舱体——工艺舱，90，06，10与和平号对接 |

运载工具："质子号"火箭

## 载人飞行计划数据表(美国)

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 小兵1 | | | 1959.08.21 | | 00:00:20 | | 无人 | 飞船外壳,试验在最大气动力载荷下故障情况;鉴定逃逸和回收装置,试验失败 |
| 大兵 | | | 1959.09.09 | | 00:13:00 | | 无人 | 飞船外壳,弹道飞行试验,鉴定防热方案、气动外形和回收装置,试验成功 |
| 小兵6 | | | 1959.10.04 | | 00:05:10 | | 无人 | 弹道飞行试验;验证运载火箭结构;评价指令系统.试验成功 |
| 小兵1A | | | 1959.11.04 | | 00:08:11 | | 无人 | 飞船外壳.试验目的同小兵1,主要目的未达到,逃逸火箭点火过晚 |
| 小兵2 | | | 1959.12.04 | | 00:11:06 | | 猴子 | 再入回收试验.试验成功 |
| 小兵1B | | | 1960.01.21 | | 00:08:35 | | 无人 | 飞船外壳,试验成功,目的同小兵1A |
| ? | | | 1960.05.09 | | 00:01:16 | | 无人 | 模拟上升段故障逃逸.试验成功 |
| 水星宇宙神1 | Mercury-Atlas-1 | 1.225 | 1960.07.29 | | 00:03:18 | | 无人 | 弹道飞行试验(火箭/飞船匹配性;临界热载荷),起飞后60s试验失败,飞船未回收 |
| 小兵5 | | | 1960.11.08 | | 00:02:22 | | 无人 | 验证逃逸系统和结构.火箭/飞船未分离.试验失败 |
| 水星 红石1 | Mercury Redstone-1 | 1.000 | 1960.11.21 | | | | 假人 | 亚轨道飞行试验.试验火箭/飞船匹配性,正推火箭,自动稳定和控制系统.试验失败.火箭起飞不久发动机关机,但着陆系统正常接通,飞船回收 |
| 水星 红石1A | Mercury Redstone-1A | 1.000 | 1960.12.19 | | 00:00:15 | | 假人 | 亚轨道飞行试验.目的同水星-红石1.试验成功 |
| 水星 红石2 | Mercury Redstone-2 | 1.000 | 1961.01.31 | | 00:00:15 | | 猩猩 | 亚轨道飞行试验.试验环境控制系统,着陆减震气囊,试验成功 |
| 水星宇宙神2 | Mercury-Atlas-2 | 1.250 | 1961.02.21 | | 00:00:17 | | 无人 | 轨道飞行试验.目的同水星-宇宙神-1.试验成功 |
| 小兵5A | | | 1961.03.18 | | 00:00:23 | | 无人 | 试验目的同小兵-5.试验失败.逃逸火箭过早点火.飞船回收 |
| 水星 红石 | Mercury Redstone | | 1961.03.24 | | 00:00:08 | | 无人 | 亚轨道飞行试验.评定对红石1,2的改进结果.试验成功 |
| 水星宇宙神3 | Mercury-Atlas-3 | 1.225 | 1961.04.25 | | 00:00:07 | | 假人 | 鉴定飞船各系统,跟踪网.试验失败.火箭滚动程序错误.飞船逃逸.飞船回收 |

（美国）

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 小兵5B | 1.225 | 1961.04.28 | | 00:00:05 | | 无人 | 目的同小兵-5、5A.试验成功 |
| 水星 红石3 Mercury Redstone-3 | 1.043 | 1961.05.05 | | 00:00:15 | | Alan B. Shepard, Jr | 美国首次亚轨道载人飞行，评定人在空间的反应和飞船控制情况 |
| 水星 红石4 Mercury Redstone-4 | 1.043 | 1961.07.21 | | 00:00:15 | | Virgil Grissom | 亚轨道飞行试验，目的同水星-红石3.飞行成功，但飞船因提前打开舱门而下沉 |
| 水星宇宙神4 Mercury Atlas-4 | 1.225 | 1961.09.13 | | 00:01:49 | 1 | 假人 | 飞行一圈，目的同水星宇宙神 |
| 水星宇宙神5 Mercury-Atlas-5 | 1.135 | 1961.11.29 | | 0:03:20 | 2 | 猩猩 | 试验回收，鉴定各系统和回收网.因控制系统故障，只飞2圈 |
| 水星宇宙神6 Mercury Atlas-6 | 1.355 | 1962.02.20 | | 00:04:55 | 3 | John Glenn | 美国第一次载人轨道飞行，评定空间环境对人的影响，及人在空间的作用.因控制系统失灵，手动再入 |
| 水星宇宙神7 Mercury Atlas-7 | 1.347 | 1962.05.24 | | 00:04:56 | 3 | M. Scott Carpenter | 由于水平扫描仪失灵产生偏航误差，飞船落点误差达462.5km |
| 水星宇宙神8 Mercury Atlas-8 | 1.361 | 1962.10.03 | | 0:09:13 | 6 | Walter Schirra | 成功.落点误差8km.环境控制系统冷却阀部分堵塞，宇宙服温度不稳定 |
| 水星宇宙神9 Mercury Atlas-9 | 1.361 | 1963.05.05 | | 00:34:19 | 22 | L. Gordon Cooper | 成功.自动稳定和控制系统发生短路，手控反推再入 |

运载工具："红石"、"宇宙神"火箭

（美国）

| 飞行器 | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 双子星1 Gemini-1 | 3.175 | 1964.04.08 | | 00:01:36 | 64 | 无人 | 试验发射系统，火箭及整体结构 |
| 双子星2 Gemini-2 | 3.122 | 1965.01.19 | | 00:00:19 | | 无人 | 鉴定飞船再入时的防热系统和飞船整机 |
| 双子星3 Gemini-3 | 3.225 | 1965.03.23 | | 00:04:53 | 3 | Virgil Grissom, John Young | 美国首次双人飞行.首次轨道手控机动 |
| 双子星4 Gemini-4 | 3.573 | 1965.06.03 | 1965.06.07 | 04:01:56 | 62 | James McDivitt, Edward White | 美国航天员首次舱外活动(21min) |
| 双子星5 Gemini-5 | 3.604 | 1965.08.21 | 1965.08.29 | 07:22:56 | 120 | L. Gordon Cooper, Charles Conrad | 长时间空间飞行，试验人的长期失重适应能力及会合雷达工作性能 |
| 双子星7 Gemini-7 | 3.545 | 1965.12.04 | 1965.12.18 | 13:18:35 | 206 | Frank Borman, James Lovell | 当时最长的空间飞行.与双子星6组合飞行进行会合试验(相距2m) |
| 双子星6 Gemini-6 | 3.663 | 1965.12.15 | 1965.12.16 | 01:01:51 | 15 | Walter Schirra, Thomas Stafford | 与双子星7会合(相距1.8m).试验人体对长期航天活动的能力，首次可控再入 |

**（美国）**

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 双子星8 | Gemini-8 | 3.787 | 1966.03.16 | 1966.03.16 | 00:10:41 | 6 | Neil Armstrong, David Scott | 首次空间对接(与无人飞行器阿金纳-8对接). 由于发动机短路，飞行提前结束，紧急溅落太平洋 |
| 双子星9 | Gemini-9 | 3.750 | 1966.06.03 | 1966.06.06 | 03:00:21 | 45 | Thomas Stafford, Eugene Cernan | 2小时舱外活动，会合 |
| 双子星10 | Gemini-10 | 3.742 | 1966.07.18 | 1965.07.21 | 02:22:47 | 43 | Jhon Young, Michad Collins | 首次2次会合。第一次与阿金纳-10对接，由它推到76km 高度后又与阿金纳-8会合 |
| 双子星11 | Gemini 11 | 3.959 | 1966.09.12 | 1966.09.15 | 2:23:17 | 44 | Charles Conrad, Richard Gordon | 与阿金纳11会合并用绳系联接，出舱活动 |
| 双子星12 | Gemini 12 | 3.763 | 1966.11.11 | 1966.11.15 | 03:22:35 | 59 | James Lovell, Edwin Aldrin | 与阿金纳12会合对接. 舱外活动336min，创当时出舱活动最长记录 |

运载工具："大力神2"火箭

**（美国）**

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 天空实验室1 | Skylab-1 | 76.175 | 1973.05.14 | 1979.07.11 | | | 无人 | 太阳电池帆板故障 |
| 天空实验室2 | Skylab-2 | | 1973.05.25 | 1973.06.22 | 28:00:49 | 476 | Charles Conrad, Joseph Kerwin, Paul Weitz | 与天空实验室1对接28天，维修空间站 |
| 天空实验室3 | Skylab-3 | 13.585 | 1973.07.28 | 1973.09.25 | 59:11:09 | 858 | Alan Bean, Owen Garriott, Jack Lousma | 与天空实验室1对接59天 |
| 天空实验室4 | Skylab-4 | 13.780 | 1973.11.16 | 1974.02.08 | 84:01:15 | 1214 | Gerald Carr, Edward Gibson, William Pogue | 与天空实验室1长期对接 |

运载工具："土星5"，"土星1B"火箭

**（美国）**

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 阿波罗1 | Apollo-1 | 15.329 | 1966.02.26 | | | | 无人 | 亚轨道飞行. 以再入速度进行防热试验 |
| 阿波罗2 | Apollo-2 | 26.531 | 1966.07.05 | | | | 无人 | 轨道飞行. 进行失重条件下低温推进剂的储存 |
| 阿波罗3 | Apollo-3 | 20.272 | 1966.08.25 | | | | 无人 | 亚轨道飞行. 目的同阿波罗1 |

（美国）

| 飞行器 | | 质量(t) | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇　航　员 | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 阿波罗4A | Apollo-4A | 30.386 | 1967.01.27 | | | | Grissom, White, Chafee | 在发射架上作地面试验时指令舱着火，三名宇航员丧生 |
| 阿波罗4B | Apollo-4B | 43.540 | 1967.11.09 | 1967.11.09 | | | 无人 | 飞船作重大改进，并以再入速度进行防热试验 |
| 阿波罗5 | Apollo-5 | 14.368 | 1968.01.22 | 1968.02.12 | | | 无人 | 登月舱首次轨道飞行，测试飞船系统性能 |
| 阿波罗6 | Apollo-6 | 40.678 | 1968.04.04 | 1968.04.04 | | | 无人 | 试验土星5号火箭性能和飞船各系统及热防护（火箭二、三级发生故障） |
| 阿波罗7 | Apollo-7 | 16.415 | 1968.10.11 | 1968.10.21 | 10:20:09 | 163 | Walter Schirra, Donn Eisele, Walter Cunningham | 阿波罗首次载人飞行. 美国首次三人飞行 |
| 阿波罗8 | Apollo-8 | 30.781 | 1968.12.21 | 1968.12.27 | 06:03:00 | 10 | Frank Borman, James Lovell, William Anders | 首次载人绕月飞行 |
| 阿波罗9 | Apollo-9 | 38.414 | 1969.03.03 | 1969.03.13 | 10:01:00 | 151 | James McDivitt, David Scott, Russell Schweickart | 成功地在地球轨道上模拟登月舱登月，离开月球和与指令舱再次对接的操作过程 |
| 阿波罗10 | Apollo-10 | 44.676 | 1969.05.18 | 1969.05.26 | 08:00:03 | 31 | Thomas Stafford, Eugene Cernan, John Young | 成功地演示了包括登月舱下降到离月球表面14300m的全过程 |
| 阿波罗11 | Apollo-11 | 44.676 | 1969.07.16 | 1969.07.24 | 08:03:18 | 31 | Neil Armstrong, Edwin Aldrin, Michael Collins | 人类首次登月并带20kg月球岩石返回地面 |
| 阿波罗12 | Apollo-12 | 46.127 | 1969.11.14 | 1969.11.24 | 10:04:36 | 49 | Charles Conrad, Richard Gordon, Alan Bean | 第二次登月，2次出舱共7h46min. 带回34kg岩石 |
| 阿波罗13 | Apollo-13 | 44.676 | 1970.04.11 | 1970.04.17 | 05:22:55 | | James Lovell, John Swigert, Fred Haise | 服务舱内氧气箱爆炸，任务中止，用登月舱作为救生艇绕月返回地面 |
| 阿波罗14 | Apollo-14 | 44.676 | 1971.01.31 | 1971.02.10 | 09:00:01 | 34 | Alan Shepard, Stuart Roosa, Edgar Mitchell | 第三次登月. 展示点着陆能力. 出舱活动二次，共9h25min，带回岩石44kg |
| 阿波罗15 | Apollo-15 | 44.676 | 1971.07.26 | 1971.08.07 | 12:07:12 | 74 | Davit Scott, James Irwin, Alfred Worden | 月球车第一次工作. 出舱活动三次共19h8min，带回78kg样品 |
| 阿波罗16 | Apollo-16 | 44.676 | 1972.04.16 | 1972.04.27 | 11:01:51 | 64 | John Young, Thomas Mattingly, Charles Duke | 第5次登月. 月球车工作. 出舱3次，共20h14min，带回样品97.5kg |
| 阿波罗17 | Apollo-17 | 44.676 | 1972.12.06 | 1972.12.19 | 12:13:51 | 75 | Eugene Cernan, Ronald Evans, Harrison Schmitt | 第6次，也是最后一次登月飞行 |
| 阿波罗18 | Apollo-18 (ASTP) | 13.860 | 1975.07.15 | 1975.07.24 | 09:01:28 | 138 | Thomas Stafford, Vance Brand, Donald Slayton | 首次与苏联飞行器对接飞行，共2天 |

运载工具："土星1B"和"土星5号"火箭

**(美国)**

| 飞行器 | | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | STS-1(Columbia) | 1981.04.12 | 1981.04.14 | 02:06:21 | 36 | Young,Crippen | 航天飞机首次飞行试验 |
| 航天飞机 | STS-2(Columbia) | 1981.11.12 | 1981.11.14 | 02:06:13 | 36 | Engle,Truly | 遥控机械臂第一次工作.原定5天任务,因燃料电池故障提前结束 |
| 航天飞机 | STS-3(Columbia) | 1982.03.22 | 1982.03.30 | 08:04:49 | | Lousma,Fullerton | 第三次飞行试验 |
| 航天飞机 | STS-4(Columbia) | 1982.06.27 | 1982.07.04 | 07:01:10 | 112 | Mattingly,Hartsfield | 最后一次飞行试验.第一次执行国防部任务 |
| 航天飞机 | STS-5(Columbia) | 1982.11.11 | 1982.11.16 | 05:02:14 | | Brand,Overmyer,Allen,Lenoir | 第一次正式飞行.发射2颗通信卫星 |
| 航天飞机 | STS-6(Challenger) | 1983.04.04 | 1983.04.09 | 05:00:23 | 80 | Weitz,Bobko,Peterson,Musgrave | 挑战者号第一次飞行.发射数据跟踪卫星TDRS.第一次出舱活动 |
| 航天飞机 | STS-7(Challenger) | 1983.06.18 | 1983.06.24 | 06:02:24 | 98 | Crippen,Hauck,Fabian,Ride,Thagard | 美国妇女第一次乘航天飞机.第一次回收卫星(SPAS),发射2颗通信卫星 |
| 航天飞机 | STS-8(Challenger) | 1983.08.31 | 1983.09.05 | 06:01:09 | 98 | Truly,Brandenstein,Bluford,Gardner,Thornton | 第一次夜间发射/着陆.发射印度通信卫星 |
| 航天飞机 | 41-A(Columbia) | 1983.11.28 | 1983.12.08 | 10:07:47 | 166 | Young,Shaw,Garriott,Parker,Lichtenberg,Merbold | 航天飞机第9次飞行.货舱装空间实验室-1.外国人第一次乘航天飞机 |
| 航天飞机 | 41-B(Challenger) | 1984.02.03 | 1984.02.11 | 07:23:17 | | Brand,Gibsom,McCandless,Stewart,McNair | 航天飞机第10次飞行.用MMU(载人活动组件)作第一次舱外自由飞行.演练修理活动.发射的两颗通信卫星-西联星,帕拉帕丢失 |
| 航天飞机 | 41-C(Challenger) | 1984.04.06 | 1984.04.12 | 06:23:04 | | Crippen,Scobee,G.Nelson,Van Hoften,Hart | 航天飞机第11次飞行.释放长期暴露装置LDEF |
| 航天飞机 | 41-D/F(Discovery) | 1984.08.30 | 1984.09.05 | 06:00:56 | | Hartsfield, Coats, Resnik, Hawley, Mullane, C.Walker | 第一次回收并维修卫星(太阳峰期卫星-SMM)第12次航天飞机飞行.发现者号第一次飞行.发射三颗卫星,演示太阳电池帆板展开 |
| 航天飞机 | 41-G(Challenger) | 1984.10.05 | 1984.10.13 | 08:05:23 | | Crippen, McBride, Sullivan, Ride, Leestma, Garneau,Scully-Power | 航天飞机第13次飞行.发射三颗卫星.第一个7人乘员组.第一个美国妇女出舱活动.第一次有2名妇女参加飞行.第一个加拿大人乘坐航天飞机.演示燃料加注 |
| 航天飞机 | 51-A(Discovery) | 1984.11.08 | 1984.11.16 | 07:23:44 | | Hauck,D.Walker,A.Fisher,Gardner,Allen | 航天飞机第14次飞行,释放2颗卫星.第一次将2颗卫星(第十次飞行丢失的西联星和帕拉帕)回收至地面修理 |
| 航天飞机 | 51-C(Discovery) | 1985.01.24 | 1985.01.27 | 03:00:26 | | Mattingly,Shriver,Onizuka,Buchli,Payton | 航天飞机第15次飞行.第一次国防部专用任务 |

（美国）

| 飞行器 | | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | 51-D(Discovery) | 1985.04.12 | 1985.04.17 | 06:23:56 | | Bobko, Williams, Seddon, Hoffman, Griggs, C. Walker, Garn | 航天飞机第16次飞行. 释放2颗卫星. 舱外活动失败. 未能挽救 LEASAT 卫星 |
| 航天飞机 | 51-B(Columbia) | 1985.04.29 | 1985.05.06 | 07:00:08 | | Overmyer, Gregory, Lind, Thagard, Thornton, van den Berg | 航天飞机第17次飞行. 内装空间实验室-3 |
| 航天飞机 | 51-G(Discovery) | 1985.06.17 | 1985.06.24 | 07:01:38 | | Brandenstein, Creighton, Lucid, Fabian, Nagel, Baudry, Al Saud | 航天飞机第18次飞行. 释放可重复使用飞行器 SPARTAN 和其它三颗卫星 |
| 航天飞机 | 51-F(Columbia) | 1985.07.29 | 1985.08.06 | 07:22:45 | | Fullerton, Bridges, Musgrave, Henize, England, Acton, Bartoe | 航天飞机第19次飞行. 空间实验室-2任务 |
| 航天飞机 | 51-I(Discovery) | 1985.08.27 | 1985.09.03 | 07:02:18 | | Engle, Covey, van Hoften, Lounge, W. Fisher | 航天飞机第20次飞行. 发射三颗通信卫星. 修理了辛康4-3卫星 |
| 航天飞机 | 51-J(Atlantis) | 1985.10.03 | 1985.10.07 | 04:00:44 | | Bobko, Grabe, Hilmers, Stewart, Pailes | 航天飞机第21次飞行. 亚特兰蒂斯号第一次飞行. 国防部任务 |
| 航天飞机 | 61-A(Challenger) | 1985.10.30 | 1985.11.06 | 07:08:44 | | Hartfield, Nagel, Dunbar, Buchli, Bluford, Messerschmid, Furrer, Ockels | 航天飞机第22次飞行. 第一次外国(西德空间实验室 D1)任务. 第一次8人飞行 |
| 航天飞机 | 61-B(Atlantis) | 1985.11.27 | 1985.12.03 | 06:21:6 | | Shaw, O′ Connor, Cleave, Ross, Spring, C. Walker, Vela | 航天飞机第23次飞行. 发射三颗通信卫星. 第一次进行空间站组装演示 |
| 航天飞机 | 61-C(Columbia) | 1986.01.12 | 1986.01.18 | 06:20:04 | | Gibson, Bolden, G. Nelson, Hawley, Chang-Diaz, Cenker, W. Nelson | 航天飞机第24次飞行. 发射辛康-K1卫星和 SDI 试验件 |
| 航天飞机 | 51-L(Challenger) | 1986.01.28 | | | | Scobee, Smith, Resnik, McNair, Onizuka, McAuliffe, Jarvis | 航天飞机第25次飞行. 起飞后73s 运载器爆炸，宇航员丧生 |
| 航天飞机 | STS-26(Discovery) | 1988.09.29 | 1988.10.03 | 04:00:00 | | Hauck, Covey, Hilmers, Lounge, Nelson | 航天飞机第26次飞行. 发射数据跟踪卫星-TDRS-3. 中舱带11件有效载荷 |
| 航天飞机 | STS-27(Atlantis) | 1988.12.02 | 1988.12.06 | 04:09:06 | | Gipson, R. Gardner, G. Mullane, Ross, Shepherd | 航天飞机第27次飞行. 发射国防部全天候日/夜成像雷达侦察卫星 |
| 航天飞机 | STS-29(Discovery) | 1989.03.13 | 1989.03.18 | 04:23:39 | | Coats, Blaha, Buchli, Springer, Bagian | 航天飞机第28次飞行. 发射数据跟踪卫星-TDRS-4卫星. 中舱放5个，货舱放2个有效载荷 |
| 航天飞机 | STS-30(Atlantis) | 1989.05.04 | 1989.05.08 | 04:00:58 | | Walker, D. Grabe, Thagard, Cleave, Lee | 航天飞机第29次飞行. 发射金星轨道飞行器. 轨道器1990.08到达金星 |
| 航天飞机 | STS-28(Discovery) | 1989.08.08 | 1989.08.13 | 05:01:01 | | Shaw, Richards, Leestma, Adamson, Bromn | 航天飞机第30次飞行. 发射 KH11成像侦察卫星 |

（美国）

| 飞行器 | | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | STS-34(Atlantis) | 1989.10.18 | 1989.10.23 | 04:23:42 | | Williams, McCulley, Lucid, Baker, Chang-Diaz | 航天飞机第31次飞行. 释放伽利略木星轨道器, 该轨道器将于1995.12到达木星 |
| 航天飞机 | STS-33(Discovery) | 1989.11.23 | 1989.11.27 | 05:00:7 | | Gregory, Blaha, Musgrave, Thornton, K. Carter | 航天飞机第32次飞行. 国防部任务 |
| 航天飞机 | STS-32(Columbia) | 1990.01.09 | 1990.01.20 | 10:21:01 | | Brandenstein, Wetherbee, Dunbar, Low, Lvins | 航天飞机第33次飞行. 发射一颗通信卫星. 回收长期暴露装置 LDEF |
| 航天飞机 | STS-36(Atlantis) | 1990.02.28 | 1990.03.04 | 04:10:20 | | Creighton, Casper, Hilmers, Mullane, Thuot | 航天飞机第34次飞行. 国防部任务. 发射 AFF-731侦察卫星 |
| 航天飞机 | STS-31(Discovery) | 1990.04.24 | 1990.04.29 | 05:01:16 | | Shriver, Bolden, Hawley, McCandless, Sullivan | 航天飞机第35次飞行. 释放哈勃天文望远镜. 创619km 高度轨道飞行记录 |
| 航天飞机 | STS-41(Discovery) | 1990.10.06 | 1990.10.10 | | | Richard Richards, Robert Cabana, Bruce Melnick, William Shaphed, Thomas Akers | 航天飞机第36次飞行. 发射 ULYSSES 卫星 |
| 航天飞机 | STS-35(Columbia) | 1990.12.02 | 1990.12.11 | 09: | | | |
| 航天飞机 | STS-39(Discovery) | 1991.04.28 | 1991.05.06 | 08:07:22 | 134 | Lacy Veach, Don McMonagle, Greg Harbaugh, Richard Hieb, Guy Bluford, Miks Coats, Blaine Hammond | 航天飞机第38次飞行. 05.01释放 SPAS, 05.02回收. 另带5个有效载荷 |
| 航天飞机 | STS-40(Columbia) | 1991.06.05 | 1991.06.14 | 09:02:14 | 146 | Bryan D. O' Connor, Sidney M. Gutierrez, James P. Bagian, Tamara E. Jeknigan, M. Rhea Seddon, Francis A. Gaffney, Millie Hughes-Fulford | 航天飞机第39次飞行, 研究人在空间的生活工作情况 |
| 航天飞机 | STS-43(Atlantis) | 1991.08.02 | 1991.08.11 | 08:21:25 | 142 | John E. Blaha, MichaelA. Baker, Shannon W. Lucid, G. Darid Low, James C. Adamson | |
| 航天飞机 | STS-48(Discovery) | 1991.09.12 | 1991.09.18 | 05:08:26 | 81 | John O. Creighton, Kenneth S. Reightler, James F. Buchl, Mark N. Brown Charles D. Gemar | |
| 航天飞机 | STS-44(Atlanlis) | 1991.11.24 | 1991.12.01 | 06:22:50 | 110 | Frederick D. Gregory, Terence Henricks, James S. voss, F. Story Musgrarz, Mario Runco, Tom Hennen | |
| 航天飞机 | STS-42(Discovery) | 1992.01.22 | 1992.01.30 | 08:01:14 | 123 | Ronald J. Grabe, Stephen S. Oswald. Norman E. Thagard, William F. Readdy, David C. Hilmers, Roberta L. Bondar, Ulf D. Merbold | 分红、蓝队24小时值勤 |
| 航天飞机 | STS-45(Atlantis) | 1992.03.24 | 1992.04.02 | 08:22:09 | 143 | Charles F. Bolder, Brian Duffy, Kathryn D. Sullivan, David C. Leestma, Michael Foale, Byron K, Dirk D. Frimout | |

（美国）

| 飞行器 | | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | STS-49(Endeavour) | 1992.05.07 | 1992.05.16 | | | Dan Brandenstein, Kathy Thomton, Bruce Melnick, Pierre Thuot, Kevin Chilton, Tom Akers, Rick Hieb. | 奋进号第一次飞行，4次空间行走，由3名宇航员将国际通信卫星6(90.3由大力神3发射，未进入预定轨道)抓住并安装了新的火箭发动机，终于使卫星进入了预定的同步轨道，舱外活动时间达8小时29分另外二名宇航员进行了空间站组装练习 |
| 航天飞机 | STS-50(Columbia) | 1992.06.25 | 1992.07.08 | 13:19:03 | 221 | Richard N.,Kenneth D. Bwersox, Bownie J. Dunbar, Ellen Baker, Carl J. Meadl, Lawrenee J. Delucas, Eugene | |
| 航天飞机 | STS-46(Atlantis) | 1992.07.30 | 1992.08.08 | 07:23:16 | 127 | Leren J Shriver, Andrew M. Allon, Franklin R. Chang-Diaz, Clande Nicóllier, Jeffrey A. Hoffman, Marsha S. lvins, Franco Malerba | 分红、蓝两队24小时值勤. 释放尤里加-1EURECA-1；进行绳系卫星试验 |
| 航天飞机 | STS-47(Endeavour) | 1992.09.12 | 1992.09.19 | 07:22:31 | 126 | N. Jan Davis, Mark, C. Lee, L. Brown Jr, Robert L. Gibson, Jay Apt, Mae C. Jemison, Mamorou Mohri | 第一对夫妇同机执行任务；美日合作进行44项材料和生命科学试验 |
| 航天飞机 | STS-52(Columbia) | 1992.10.22 | 1992.11.01 | 09:20:56 | 159 | James D. Wetherbee, Michael A. Balker, Milliam M. Shepherd, Jamara E. Jernigan, Charles Lacy Veach, Steren G. Maclean | |
| 航天飞机 | STS-53(Discovery) | 1992.12.02 | 1992.12.09 | 07:07:19 | 115 | David M. Walker, Robert D. Cabana, Gnion S. Bluford Jr, James S. Voss, Michael R. Clifford | |
| 航天飞机 | STS-54(Endearour) | 1993.01.13 | | | | J. H Casper, D. R McMoragle, G. J Harbought, M. Runco, SJ Helms | |
| 航天飞机 | STS-56(Discovery) | 1993.04.08 | 1993.04.17 | 09:06:09 | 147 | Kenneth D. Cameron, Steven S. Oswald, C. Micheal Foale, Kenneth D. Cockrell, Ellen Ochoa | 4月11日释放自由飞行体 SPARTAN(201)，4月13日回收 |
| 航天飞机 | STS-55(Columbia) | 1993.04.26 | 1993.05.06 | 09:22:13 | 157 | S. R Nagel, T. T. Henricks, JL. Ross, C. J Precourt, B. A Harris U. Walter, H. W Schlegel | 截止93.05.06航天飞机累计飞行365天23小时28分，运送670个有效载荷共822吨，带回地面425吨有效载荷. 空间实验室累计工作96天13小时 |
| 航天飞机 | STS-57(Endeavour) | 1993.06.21 | 1993.06.29 | 08: | | R. J Grabe, B Duffy, G. D Low, N. J Sherlock, P. J Wisoff, J Voss | 未发射有效载荷；轨道飞行器与欧洲尤里加-1交会，并将其回收，带回地面 |
| 航天飞机 | STS-51(Discovery) | 1993.09.12 | 1993.09.22 | 08:03:55 | 162 | FL Culbertson, WF Reddy JH Newman, DW Bursh, CE Wulz | 09.13发射 ORFEUS－SPAS，9.13将其回收并带回地面 |

（美国）

| 飞行器 | | 发射日期 | 返回日期 | 飞行时间 d:h:min | 飞行圈数 | 宇航员 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | STS-58(Columbia) | 1993.10.18 | 1993.11.01 | 14:00:12 | 223 | J. E. Blaha, R. A. Searfoss, M. R. Seddon, W. S. McArthur, D. A. Wolf, S. W. Lucied, M. J. Fettman | 空间实验室生命科学2(SLS-2)轨道加速研究试验 |
| 航天飞机 | STS-61(Endeavour) | 1993.12.02 | 1993.12.13 | 08:01:12 | 120 | R. O. Covey, K. D. Bowersox, K. C. Thornton, C Nicollier, J. A. Hoffman, F. S. Musgrave, T. Akers | 12月4日将发生故障的哈勃望远镜捕回有效载荷舱，12月10日将修复的望远镜送回轨道 |
| 航天飞机 | STS-60(Discovery) | 1994.02.03 | 1994.02.11 | 09:07:12 | 146.2 | C. F. Bolden, K. S. Reightler, N. J. Davis, R. M. Sega, F. R. Chang-Diaz, C. K Крикалёв | 俄宇航员第一次参加航天飞机飞行。货舱载哈勃望远镜。 |
| 航天飞机 | STS-62(Columbia) | 1994.03.04 | 1994.03.18 | 13:23:17 | 222.2 | J. H. Casper, A. M. Allen, P. J. Thuot, C D Gemar, M. S. Ivins | 货舱装有美国微重力组件 USMP-2和航宇技术室 OAST-2. |
| 航天飞机 | STS-59(Endeavour) | 1994.04.09 | 1994.04.20 | 11:05:46 | 182.1 | S. M. Gutierrez, K. P. Chilton, J. Apt, M. R. Clifford, L. M. Godwin, T. D. Jones | 货舱载空间雷达实验室-1 |
| 航天飞机 | STS-63(Columbia) | 1994.07.08 | 1994.07.23 | 14:18:00 | 234.6 | R. D. Cabana, J. D. Halsell, R. J. Hieb, C. E. Walz, L. Chiao D. A. Thomas, C. Naito-Mukai | 载国际微重力实验室-2。第一位日本妇女参加航天飞机飞行 |
| 航天飞机 | STS-64(Discovery) | 1994.09.09 | 1994.09.20 | 07:02:48 | 114.2 | R. N. Richards, L. B. Hammond, J. M. Linenger, S. J. Helms, C. J. Meade, M. C. Lee | SPARTAN201 9.13从货舱发射，9.15收回货舱 |
| 航天飞机 | STS-68(Endeavour) | 1994.09.30 | 1994.10.11 | 11:05:45 | 182.1 | M. A. Baker, T. W. Wilcutt, T. D. Jones, S. L. Smith, D. W. Bursch, P. J. K. Wisoff | 货舱载空间雷达实验室 |
| 航天飞机 | STS-66(Atlantis) | 1994.11.03 | 1994.11.14 | 10.22.34 | 173.9 | D. R. McMonagle, C. L. Brown, E. Ochoa, J. R. Tanner, JF. Clerroy(法), S. E. Parazynski | 欧空局两名宇航员同时在空间飞行18个小时，一名在在航天飞机上，另一名在和平号空间站上 |

（王丹阳　提供）

# 附 录 六

**研制机构及承包商(中国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 |
|---|---|---|
| 长征一号　长征一号 D | 一、二子级液体发动机,箭体结构,总体 | 中国运载火箭技术研究院 |
| 长征一号　长征一号 D | 三子级固体发动机 | 西北化学动力公司,西安航天科技工业总公司 |
| 长征一号,长征一号 D | 制导与控制系统 | 北京自动化工程研究设计所,北京控制器件研究所 |
| 长征一号 D | 遥测跟踪系统 | 北京宇航系统工程设计部,北京遥测技术研究所,中国西南电子研究所 |
| 长征一号,长征一号 D | 二、三子级液体发动机 | 陕西动力机械试验所 |
| 长征二号 C,D | 控制系统 | 北京自动化工程研究设计所 |
| 长征二号 C,D | 惯性器件,平台 | 北京控制器件研究所 |
| 长征二号 C,E | 计划执行机构 | 中国运载火箭技术研究院 |
| 长征二号 C,E | 助推器,一,二,三子级 | 中国运载火箭技术研究院 |
| 长征二号 C,E | 箭体结构 | 北京宇航系统工程设计部 |
| 长征二号 C,E | 推进系统 | 陕西动力机械试验所 |
| 长征二号 C,E | 增压系统 | 北京宇航系统工程设计部,陕西动力机械试验所 |
| 长征二号 C,E | 遥测系统 | 北京宇航系统工程设计部,北京遥测技术研究所 |
| 长征二号 C,E | 外测系统 | 北京宇航系统工程设计部,中国西南电子技术研究所 |
| 长征二号 C,E | 电源 | 梅林化工厂 |
| 长征三号 | 一,二子级总体 | 上海航天局 |
| 长征三号 | 一,二子级箭体结构 | 上海新中华机器厂 |
| 长征三号 | 控制系统 | 北京自动化工程研究所,北京控制器件研究所,上海仪表厂 |
| 长征三号 A,B,C | 全箭及子级总体设计 | 北京宇航系统工程设计部 |
| 长征三号 A,B,C | 一,二子级箭体结构 | 北京宇航系统工程设计部 |
| 长征三号 A,B,C | 惯性器件,平台 | 北京控制器件研究所 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 计划执行机构 | 中国运载火箭技术研究院 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 三子级箭体结构 | 北京宇航系统工程设计部 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 三子级总体 | 中国运载火箭技术研究院 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 推进系统 | 北京宇航系统工程设计部 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 一,二子级发动机 | 陕西动力机械试验所 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 三子级发动机 | 北京丰源机械研究所 |
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 遥测系统 | 北京宇航系统工程设计部,北京遥测技术研究所 |

研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 |
|---|---|---|
| 长征三号,长征三号 A,B,C | 外测安全系统 | 中国西南电子技术研究所,上海新亚无线电厂 |
| 长征三号 A,B,C | 控制系统 | 北京自动化工程研究所 |
| 风暴一号 | 计划执行机构 | 上海航天局(主承包商) |
| 风暴一号 | 一、二子级 | 上海新江机器厂 |
| 风暴一号 | 箭体结构 | 上海新江机器厂 |
| 风暴一号 | 发动机 | 上海新江机器厂 |
| 风暴一号 | 增压输送系统 | 上海新江机器厂 |
| 风暴一号 | 发动机 | 北京丰源机械研究所 |
| 风暴一号 | 控制系统 | 上海仪表厂,新江机器厂,新跃厂,广播器材厂 |
| 风暴一号 | 外测安全系统 | 上海新华无线电厂 |
| 风暴一号 | 遥测系统 | 上海新江机器厂,822厂 |
| 长征二号 D | 计划执行机构 | 上海航天局 |
| 长征二号 D | 总体 | 上海新中华机器厂805所 |
| 长征二号 D | 箭体结构 | 上海新中华机器厂,新江机器厂 |
| 长征二号 D | 推进系统 | 陕西动力机械试验所 |
| 长征二号 D | 控制系统 | 上海仪表厂 |
| 长征二号 D | 遥测系统 | 上海新中华机器厂 |
| 长征二号 D | 外测安全系统 | 上海新亚无线电厂 |
| 长征二号 D | 电源 | 上海新宇电源厂 |
| 长征二号 D | 地面测试发射控制设备 | 上海新卫厂 |
| 长征二号 D | 地面机械设备 | 上海新中华机器厂 |
| 长征四号 A | 计划执行机构 | 上海航天局 |
| 长征四号 A | 一、二、三子级 | 上海新中华机器厂 |
| 长征四号 A | 总体设计 | 上海新中华机器厂805所 |
| 长征四号 A | 箭体结构 | 上海新中华机器厂,新江机器厂 |
| 长征四号 A | 推进系统 | 上海新中华机器厂805所,陕西动力机械试验所 |
| 长征四号 A | 发动机 | 陕西动力机械试验所,沈阳111厂 |
| 长征四号 A | 姿控系统发动机 | 新新机器厂801所 |
| 长征四号 A | 控制系统 | 上海仪表厂 |
| 长征四号 A | 遥测系统 | 上海新中华机器厂805所,新中华机器厂 |
| 长征四号 A | 外测系统 | 上海新亚无线电厂 |
| 长征四号 A | 电源 | 上海新宇电源厂 |
| 长征四号 A | 地面测试发射设备 | 上海新卫无线电厂809所 |
| 长征四号 A | 地面机械设备 | 上海新中华机器厂 |

## 研制机构及承包商(苏联)

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 卫星号 | 总体 | 科罗寥夫设计局(能源科研生产联合体) | КОРОЛЁВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЭНЕРГИЯ ”) |
| 东方号 | 总体 | 科罗寥夫设计局(能源科研生产联合体) | КОРОЛЁВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЭНЕРГИЯ ”) |
| 东方号 | РД -107,РД -108 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 月球号 | 总体 | 科罗寥夫设计局(能源科研生产联合体) | КОРОЛЁВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЭНЕРГИЯ ”) |
| 月球号 | РД -448,РО-7发动机 | 柯兹贝格设计局(化工自动化技术研究所) | КОСБЕРГ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(КБХМ) |
| 联盟号 | 总体 | 科罗寥夫设计局(能源科研生产联合体) | КОРОЛЁВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЭНЕРГИЯ ”) |
| 闪电号 | 总体 | 科罗寥夫设计局(能源科研生产联合体) | КОРОЛЁВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЭНЕРГИЯ ”) |
| 闪电号 | РД -461发动机 | 柯兹贝格设计局(化工自动化技术研究所) | КОСБЕРГ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(КБХМ) |
| 闪电号 | 三子级发动机 | 柯兹贝格设计局(化工自动化技术研究所) | КОСБЕРГ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(КБХМ) |
| 宇宙号 | 总体 | 扬格尔设计局(南方科研生产联合体) | ЯНГЛЬ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО“ЮЖНОЕ”) |
| 宇宙号 | РД -119发动机 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 宇宙号 | РД -214,РД -216发动机 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 质子号 | 总体 | 切洛梅伊设计局(动力机械科研生产联合体) | ЧЕЛОМЕЙ КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭМ) |
| 质子号 | РД -253发动机 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 质子号 | 四子级发动机 | 库兹涅佐夫设计局 | КУЗНЕЦОВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО |
| 旋风号 | РД -219发动机 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 天顶号 | 总体 | 南方科研生产联合体 | НАУЧНОЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЕДИНЕНИЕ“ЮЖНОЕ” |
| 天顶号 | РД -170发动机 | 格鲁什柯设计局(动力机械科研生产联合体) | ГЛУШКО КОНСТРУСКОЕ БЮРО(НПО ЭНРГОМАШ) |
| 天顶号 | 三子级发动机 | 库兹涅佐夫设计局 | КУЗНЕЦОВ КОНСТРУСКОЕ БЮРО |
| 天顶号 | 发动机 | 动力机械科研生产联合体 | НПО ЭНЕРГОМАШ |
| 能源号 | 计划执行机构 | 能源科研生产联合体 | НПО“ЭНЕРГИЯ ” |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 先锋号 | 计划管理 | 国家航空航天局 | National Aeronautics and Space Administration |
| 先锋号 | 研制 | 马丁公司(主承包商) | Matin Company |
| 先锋号 | 计划技术任务 | 海军研究实验室 | Naval Research Laboratory |
| 先锋号 | 助旋发动机 | 大西洋研究公司 | Atlantic Research Corp. |
| 先锋号 | 三子级改进型发动机 | 阿利根尼弹道学实验室 | Allegany Ballistic Laboratory |
| 先锋号 | 三子级发动机 | 格兰德中心火箭公司 | Grand Central Rocket Company |
| 先锋号 | 二子级发动机 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Corp. |
| 先锋号 | 一子级发动机 | 通用电气公司 | General Electric Company |
| 先锋号 | 惯性飞行时间计算机 | 电子通信公司 | Electronics Communications Inc. |
| 先锋号 | 程序计时装置 | 工业设计师公司 | Designers for Industry Inc. |
| 红石 | 燃料加注设备 | 北美航空公司 | North American Aviation Incorporation |
| 丘诺 | 研制 | 红石兵工厂(主承包商) | Redstone Arsenal |
| 丘诺 | 计划管理 | 美国陆军弹道导弹局 | Army Ballistic Missile Agency |
| 丘诺 | 二、三、四子级 | 美国喷气推进实验室 | Jet Propulsion Laboratory |
| 丘诺 | 丘诺1一子级 | 克莱斯勒公司 | Chrysler |
| 丘诺 | 一子级 CA-6,S-3D 液体发动机 | 洛克达因公司 | Rocketdyne |
| 丘诺 | 气浮陀螺 | 福特仪器公司 | Ford Instrument |
| 丘诺 | LEV-3陀螺 | 瓦斯特金公司 | Weste King |
| 艾布尔 | 三子级发动机 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Corp. |
| 雷神 | 组织管理 | 道格拉斯飞机公司 | Douglas Aircraft Co. |
| 雷神艾布尔 | 三子级动力装置 | 阿勒格尼弹道导弹实验室 | Allegany Ballistics Laboratory |
| 雷神艾布尔 | 二子级推进系统 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Corp. |
| 雷神艾布尔 | 二子级制导系统 | 贝尔电话实验室 | Bell Telephone Laboratory |
| 雷神艾布尔 | 电子设备 | 空间技术实验室 | Space Technology Laboratory |
| 雷神艾布尔 | 电子系统 | 美国无线电公司 | Radio Corporation of America |
| 宇宙神 | 设计,制造和总装 | 通用动力公司康维尔分公司(主承包商) | Convair Division of General Dynamics Corporation |
| 宇宙神 | 三子级(艾布尔)固体发动机 | 阿利根尼弹道导弹实验室 | Allegany Ballistics Laboratory |
| 宇宙神 | 助推发动机,主发动机,游动发动机 | 洛克达因分公司 | Rocketdyne Division |
| 宇宙神 | 制导和控制系统 | 通用电气公司 | General Electric Co. |
| 宇宙神 | 地面制导计算机 | 宝来公司 | Burroughs Co. |
| 宇宙神艾布尔 | 三子级固体发动机 | 阿利根尼弹道导弹实验室 | Allegany Ballistics Laboratory |
| 德尔它 | 计划执行机构 | 美国空军航天分部 | USAF Space Division |
| 德尔它 | 计划执行机构 | 美国商业部 | US Commerce Department |
| 德尔它 | 计划执行机构 | 航宇局德尔它计划办公室 | NASA Delta Project office |

| 研制机构及承包商(美国) | | | |
|---|---|---|---|
| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
| 德尔它 | 设计制造及总装 | 麦克唐纳.道格拉斯公司(主承包商) | McDonnell Douglas Corp. |
| 德尔它 | 商业销售及发射服务 | 空间运输公司 | Transpace Carriers |
| 德尔它 | 一子级 RS-27主发动机 | 洛克达因公司 | Rocketdyne Co. |
| 德尔它 | 二子级 AJ-10-118K 发动机 | 航空喷气公司 | Aerojet Co. |
| 德尔它 | CASTOR 2、CASTOR 4、CASTOR 4A 固体助推器 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp. |
| 德尔它 | PAM STAR48、TE-364-4固体发动机 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp. |
| 德尔它 | 德尔它2环氧树脂固体发动机 | 赫克里士宇航公司 | Hercules Aerospace Corp. |
| 德尔它 | 德尔它3920 ITIP 发动机 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Co. |
| 德尔它 | FW-4D 发动机 | 联合技术公司化学系统部 | United Technologies Chemical System Division |
| 德尔它 | 一子级推进系统研究 | 通用系统公司 | Universal Systems Co. |
| 德尔它 | 德尔它2制导计算机 | 德尔科系统公司 | Delco System |
| 德尔它 | 静态换流器(二子级自动驾驶仪) | 电子固体公司 | Electrosolids Co. |
| 德尔它 | 惯性制导系统计算机 | 特莱达因-瑞安航空公司 | Teledyne Ryan Aeronautical |
| 德尔它 | 制导程序 | 德克萨斯测量仪器公司 | Texas Instrument Co. |
| 德尔它 | 惯性制导系统 | 联合技术公司汉密尔顿标准分部 | United Technologies Hamilton Standard Division |
| 德尔它 | 无线电指令制导系统 | 西方电气公司 | Western Electric Co. |
| 德尔它 | 无线电制导 | 通用汽车公司 | General Motors Corp. |
| 德尔它 | 陀螺仪,惯性平台(二子级自动驾驶仪) | 霍尼维尔公司 | Honewell Co. |
| 德尔它 | 应答机 | ACF 工业电子部 | ACF Industrties Electrronics Division |
| 德尔它 | 测量组件 | Insat 电码系统公司 | Insat Code System |
| 德尔它 | 导爆索 | 喷气发动机研究中心 | Jet Research Center |
| 德尔它 | 延时雷管 | 特莱达因-瑞安航空公司 | Teledyne Ryan Aeronautical |
| 侦察兵 | 总体设计 | 沃特公司(主承包商) | Vought Corp. |
| 侦察兵 | 喷管材料热物理性能研究 | 通用电气公司 | General Electrical Co. |
| 侦察兵 | 玻璃纤维/环氧树脂壳体 | 欧文斯-科宁公司 | Owens Corning Co. |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 侦察兵 | 子级结构 | 沃特公司 | Vought Corp. |
| 侦察兵 | 发动机壳体 | 美国碳氢化合物公司全球制造公司 | American Hydrocarbon Corp. Intercontinental Mfg. Co. |
| 侦察兵 | 发动机喷管 | TWR 公司 | TWR Inc. |
| 侦察兵 | 四子级 ALTARES2发动机 | 赫克里士公司阿利根尼弹道实验室火箭中心 | Hercules Inc. Allegang Ballistics Laboratory Rocket Center |
| 侦察兵 | 三子级 ANTARES3,四子级 ALTARES 3A 改型发动机 | 锡奥科尔化学公司埃尔克顿公司 | Thiocol Chemical Corp,Elkton Div. |
| 侦察兵 | 二子级 CASTOR 2A 发动机 | 锡奥科尔化学公司亨茨维尔分公司 | Thiokol Chemical Corp,Huntsville Div. |
| 侦察兵 | 三子级 ANTARES 2B 发动机 | 赫克里士公司 | Hercules Inc. |
| 侦察兵 | 一子级 ALGOL 3B,四子级 ALTARES 3A 发动机 | 联合工艺公司 | United Technologies Corp. |
| 侦察兵 | 一子级 ALGOL 2A 发动机 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Corp. |
| 侦察兵 | 加速器 | 塔马电子工业公司 | Tamar Electronic Industries |
| 侦察兵 | 反作用力控制系统 | 韦特-基德公司 | Waiter Kidde Co. |
| 侦察兵 | 新制导系统设计 | 特莱达因系统公司 | Teledyne System Corp. |
| 侦察兵 | 制导系统,四子级旋转稳定系统 | 霍尼韦尔公司 | Honeywell Inc. |
| 侦察兵 | 制导系统改进 | 马丁·马丽埃塔公司 | Martin Marietta Corp. |
| 侦察兵 | 液压作动系统 | 纽约气动制动装置公司 | New York Air Brake Co. |
| 侦察兵 | 时间滞后记录器 | 应用磁力学公司 | Applied Magnetoces Corp. |
| 土星 | 计划委托单位 | 国家航空航天局 | National Aeronautics and Space Administration |
| 土星 | S-1级仪器舱,制导与控制系统 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 土星1 | 计划初期研究单位 | 陆军弹道导弹局 | Army Ballistic Missile Agency |
| 土星1 | S-1级推进剂贮箱 | 沃特公司 | Vought Comp. |
| 土星1 | S-1级制造商 | 克莱斯勒有限公司 | Chrysler Corp. |
| 土星1 | H-1发动机 | 北美航空公司洛克达因分部 | Rocketdyne Division of North American Aviation |
| 土星5 | 研制 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 土星5 | 三子级 | 麦克唐纳.道格拉斯公司 | McDonnell Douglas Corp. |
| 土星5 | 二子级 | 北美洛克维尔公司 | North American Rockwell Corp. |
| 土星5 | 一子级 | 波音公司 | Boeing Co. |
| 土星5 | 仪器舱 | 国际商用机械公司 | International Business Machine Corp. |
| 土星5 | F-1发动机 | 洛克达因公司 | Rocketdyne Corp. |
| 土星1 | S-4级 | 道格拉斯飞机公司 | Douglas Aircraft Co. |
| 土星1 | 反推固体火箭 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Corp. |

## 研制机构及承包商(美国)

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 土星1 | RL10A-3发动机 | 普拉特惠特尼公司 | Pratt & Whitney Co. |
| 土星1 | 制导与控制系统,仪器舱 | 国际商用机器公司 | International Business Machines Corp. |
| 土星1B | 研制机构 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 土星1B | 二子级 | 麦克唐纳.道格拉斯公司 | McDonnell Douglas Corp. |
| 土星1B | 一子级 | 克莱斯勒公司 | Crysler Corp. |
| 土星1B | 仪器舱 | 国际商用机械公司 | International Business Machine Corp. |
| 土星1B | H-1,J-2发动机 | 洛克达因公司 | Rocketdyne Corp. |
| 大力神 | 大力神回收计划、大力神2改型、发射服务 | 联合技术公司 | United Tech Corp. |
| 大力神 | 工程服务、组装、洲际导弹到运载火箭的改造 | TRW 公司 | TRW |
| 大力神 | 商业大力神市场销售服务 | 马丁.马丽埃塔商业大力神系统 | Matin Marietta Commercial Titan System |
| 大力神 | 制造一子级、二子级、过渡级 | 马丁.马丽埃塔航宇公司,丹佛航宇战略发射系统分部 | Matin Marietta Aerospace Denver Aerospace Strategic Launch System Division |
| 大力神 | 制造大力神2、34D、4 | 马丁.马丽埃塔空间发射系统 | Matin Marietta Space Launch Systems |
| 大力神 | 制造商业大力神3 | 马丁.马丽埃塔商业大力神集团 | Matin Marietta Commercial Titan Inc. |
| 大力神 | 制造、组装发射服务 | 马丽.马丽埃塔宇航集团(主承包商) | Matin Marietta Astronautics Group |
| 大力神 | 计划执行机构 | 美国空军系统司令部航天分部 | Airforce System Command Space Division |
| 大力神 | 大力神34D、大力神4有效载荷组装 | 马丁.马丽埃塔公司 | Martin Marietta Corp. |
| 大力神 | 系统工程 | 航空航天公司 | Aerospace Co. |
| 大力神 | 系统工程、总体 | 航空航天公司 | Aerospace Corp. |
| 大力神 | 大力神4液氧箱、MARMAN 型夹具 | 马丁.马丽埃塔公司 | Martin Marietta Corp. |
| 大力神 | 卫星支架(石墨环氧树脂) | 道尼尔公司 | Donier Co. |
| 大力神 | 整流罩 | 康特拉弗斯 Ag 公司 | Contraves Ag Co. , |
| 大力神 | 刚质发动机壳体 | 威斯汀豪斯电气公司 | Westinghouse Electric Co. |
| 大力神 | 有效载荷整流罩 | 麦克唐纳.道格拉斯航宇分部 | McDonnell Douglas Astronautics Div. |
| 大力神 | 推力矢量控制压力箱 | 通用汽车公司 | General Motors Corp. |
| 大力神 | 玻璃纤维有效载荷整流罩 | 费尔柴尔德工业公司 | Fairchild Industries Co. |
| 大力神 | 液体发动机连接装置 | CCI 马夸特分部 | CCI Maquardt Div. |
| 大力神 | 喷射箱 | 波音公司 | Boeing Co. |
| 大力神 | 液体发动机制造 | 航空喷气通用公司 | Aerojet General Co. |
| 大力神 | 大力神34D、大力神4整流罩 | 麦克唐纳.道格拉斯航天公司 | McDonnell Douglas Astronautics Corp. |
| 大力神 | 大力神4固体助推器及其改型 | 马丁.马丽埃塔公司 | Martin Marietta Co. |
| 大力神 | 大力神34D 固体助推器 | 联合技术公司 | United Tech Co. |
| 大力神 | 加大推力固体助推器 | 赫尔克里士公司 | Hercules Corp. |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 大力神 | 固体助推器壳体、绝热、喷管 | 罗尔工业公司 | Rohr Industries Co. |
| 大力神 | 姿态控制发动机 | 国际洛克维尔公司 | Rockwell International Inc. |
| 大力神 | 过渡级控制发动机 | 火箭研究公司 | Rocket Research Co. |
| 大力神 | 流体喷射阀门 | LTV 公司 | LTV |
| 大力神 | 120吋发动机喷管 | 希特科公司 | Hitco |
| 大力神 | 发动机壳体 | 柯蒂斯-赖特公司 | Curtiss-Wright Co. |
| 大力神 | 过渡级常平架 | 本迪克斯公司 | Bendix Co. |
| 大力神 | 推力终止系统 | 阿芙科公司 | AVCO Co. |
| 大力神 | 推进剂利用系统 | 音响联合公司 | Acoustica Associatés Co. |
| 大力神 | 固体助推器 | 联合技术公司化学系统分部 | United Technologies Chemical Systems Division |
| 大力神 | AJ-10-118K 发动机 | 航空喷气技术系统公司 | Aerojet Techsystems Co. |
| 大力神 | LR-87-AJ-11、LR-91-AJ-11、LR-08-AJ-5、LR-91-AJ-5 | 航空喷气技术系统公司 | Aerojet Techsystems Co. |
| 大力神 | 大力神2姿态控制系统舱、大力神34D 延伸舱 | 马丁.马丽埃塔公司 | Matin Marietta Corp. |
| 大力神 | 惯性制导系统 | 德尔科系统 | Delco System |
| 大力神 | 无线电制导 | 西方电气公司 | Western Electric |
| 大力神 | 无线电制导 | 汉密尔顿标准公司 | Hamilton Standard Div. |
| 大力神 | 推力矢量控制喷射阀门 | 联合技术公司 | United Tehnologies Corp. |
| 大力神 | 惯性制导计算机 | 斯佩里公司 | Sperry Co. |
| 大力神 | 积分陀螺 | 辛格基尔福特分部 | Singer Kearfott Div. |
| 大力神 | 惯性制导系统 | 通用汽车公司 | General Motors Corp. |
| 大力神 | 无线电制导工程服务 | 通用电气公司 | General Electric Co. |
| 大力神 | 制导系统压力和温度控制器 | 加勒特公司 | Garrett Co. |
| 大力神 | 大力神34D 箭载仪器、大力神4测量系统 | 马丁.马丽埃塔公司 | Matin Marietta Corp. |
| 大力神 | 大力神4遥测数据处理器 | 洛拉公司 | Loral Co. |
| 大力神 | 测量系统 | 航天器分部 | Space Craft Div. |
| 大力神 | 远程多路调制器测量系统 | SCI 系统公司 | SCI Systems |
| 大力神 | 环境数据收集系统 | 古尔东工业公司 | Gulton Industries Corp. |
| 大力神 | 自毁系统 | 锡奥科尔公司 | Thiokol Co. |
| 大力神 | 保险/解保爆炸装置 | 赫尔克里士公司 | Hercules Corp. |
| 大力神 | 惯性上面级组装及发射保障 | 波音航空航天公司 | Boing Aerospace Corp. |
| 大力神 | 发射系统 | 通用汽车公司德尔科电子分部 | General Motors Delco Electronics Division |
| 大蓬车 | 计划执行机构 | 空间向量公司 | Space Vector Corp. |
| 大蓬车 | Castor4改型 | 亨茨维尔公司 | Huntsville Co. |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 大篷车 | Castor 4固体发动机 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp |
| 飞马座 | 发射操作 | 德赖顿飞行研究中心 | Dryden Flight Research Facility |
| 飞马座 | 计划管理、试验 | 轨道科学公司(主承包商) | Orbital Science Corp. |
| 飞马座 | 气动模拟计算机服务 | 国家航空航天局艾姆斯研究中心 | NASA AMES Research Center |
| 飞马座 | 气动模拟 | 尼尔森工程研究所 | Neilson Engineering Research |
| 飞马座 | 氮气贮箱 | 结构复合材料公司或布鲁斯威克公司 | Structural Composites Inc. or Bruswick |
| 飞马座 | 阀门与阀门传动机构 | 默格或赖特组件公司 | Moog or Wright Components |
| 飞马座 | 机翼与尾翼 | 斯凯尔德复合材料公司 | Scaled Compositions Inc. |
| 飞马座 | 一、二、三子级发动机 | 赫尔克里士航空航天公司 | Hercules Aerospace |
| 飞马座 | 飞行计算机 | 航空技术系统有限公司 | Airtech Systems Ltd. |
| 飞马座 | 惯性制导系统 | 利顿公司 | Litton Co. |
| 飞马座 | 电机控制作动器 | 帕克贝尔泰亚航空航天公司 | Parker Bertea Aerospace |
| 飞马座 | 发动机点火、级间分离与飞行自毁系统 | 恩赛比克福德航空航天公司 | Ensign Bickford Aerospace |
| 飞马座 | 装配与测试拖车 | 鲍尔泽公司 | Balzer Co. |
| 金牛座 | 系统工程,计划管理 | 轨道科学公司 | Orbital Science Corp. |
| 金牛座 | 一子级固体发动机 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp. |
| 金牛座 | 组装及试验 | 空间数据公司 | Space Data Corp. |
| 阿金纳 | 全系统管理和生产 | 洛克希德飞机公司(主承包商) | Lockheed Aircraft Corp. |
| 阿金纳 | 总计划管理 | 空军航天和导弹系统部 | USAF Space and Missile System Orgn. |
| 阿金纳 | 推力室合金 | 国家研究协会 | National Research Corp. |
| 阿金纳 | 蛤壳式整流罩、备件 | 麦克唐纳道格拉斯公司 | McDonnell Douglas Corp. |
| 阿金纳 | 辅助推进系统研制 | 国际洛克维尔公司 | Rockwell International Inc. |
| 阿金纳 | 液体发动机 | 贝尔航空航天公司 | Bell Aerospace Corp. |
| 阿金纳 | 气动控制组件 | 惠特克公司 | Whittaker Corp. |
| 阿金纳 | 制导设备 | TRW 公司 | TRW Inc. |
| 阿金纳 | 陀螺 | 辛格通用精密系统 | Singer General Precision System Inc. |
| 阿金纳 | 陀螺仪 | 霍思罗普公司 | Horthrop Corp. |
| 阿金纳 | 陀螺和惯性制导基准组件、捷连式惯性制导和导航系统 | 霍尼韦尔公司 | Honeywell Inc. |
| 阿金纳 | 加速度计、速度计 | 贝尔航空航天公司 | Bell Aerospace Corp. |
| 阿金纳 | 水平仪敏感元件研制 | 夸的克工业公司 | Quatic Industries Inc. |
| 阿金纳 | 水平仪敏感元件 | 通用电气公司 | General Electric Co. |
| 阿金纳 | 通信和控制系统 | 航天和再入系统部 | Space & Reentry System Div. |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 阿金纳 | 太阳能收集器 | 国际整流器公司 | International Rectifier Corp. |
| 阿金纳 | 电源转换设备 | 古尔通工业联合体 | Gulton Industries Inc. |
| 阿金纳 | 探测灯 | 埃杰顿,杰默斯豪森和格里尔公司 | Edgerton,Germeshausen & Grier Inc. |
| 半人马座 | 计划执行机构 | 美国国家航空航天局刘易斯研究中心 | National Aeronautics and Space Administration Lewis Research Center |
| 半人马座 | 大力神3D/半人马座组合设计研究 | 波音公司 | Boing Co. |
| 半人马座 | 箭体 | 通用动力公司 | General Dynamics Corp. |
| 半人马座 | 整流罩 | 洛克希德弹道与航天公司 | Lockheed Missiles & Space Co. |
| 半人马座 | 大力神3D/半人马座构造研究 | 康纳联合公司 | Connel Associates Co. |
| 半人马座 | 姿态控制发动机燃料箱 | 贝尔航空航天特克斯龙 | Bell Aerospace Textron |
| 半人马座 | 半人马座 G 主发动机 | 普拉特惠特尼公司 | Pratt & Whitney Co. |
| 半人马座 | 气动阀门 | 沃尔特-基德和贝尔维尔公司 | Walter Kidde & Belleville Co. |
| 半人马座 | RL-10A-3-3发动机 | 联合技术公司政府产品分部 | United Technologies Government Products Div. |
| 半人马座 | 推进剂监控 | 利尔西格勒公司 | Lear Siegler Co. |
| 半人马座 | 氢/氧排气阀门 | HTL 工业公司 | HTL Industris Co. |
| 半人马座 | 预压泵涡轮 | 通用电气公司 | General Electric Co. |
| 半人马座 | 发动机研究 | 康纳联合公司 | Connel Associates Corp. |
| 半人马座 | RL-10发动机预压泵 | 博格-沃纳 | Borg Warner Co. |
| 半人马座 | 数字计算机 | 特莱达因公司 | Teledyne Co. |
| 半人马座 | 惯性制导系统 | 霍尼韦尔公司 | Honeywell Co. |
| 半人马座 | 惯性制导计算机 | 通用精密系统公司 | General Precision Systems Co. |
| 半人马座 | 液压泵 | 斯佩里公司 | Sperry Co. |
| 半人马座 | 遥测装置 | 德克萨斯仪表公司 | Texas Instruments Co. |
| 半人马座 | 脉码调制系统,远距离多路调制器装置 | 特莱达因公司 | Teledyne Co. |
| 半人马座 | 应答机 | 古德伊尔航空航天公司 | Goodyear Aerospace Co. |
| 半人马座 | 传感器和开关 | 埃德克里夫仪表公司 | Edcliff Instruments Co. |
| 半人马座 | 遥测装置 | 柯林斯无线电公司 | Collins Radio Co. |
| 半人马座 | 鉴别器 | 阿耶龙卡公司 | Aeronca Co. |
| 半人马座 | 换流器 | 博格-沃纳公司 | Borg Warner |
| 半人马座 | 自毁机械 | 喷气发动机研究中心 | Jet Research Center |
| 半人马座 | 保险/解保起动器 | 联合控制公司 | Consolidated Controls Co. |
| 半人马座 | 自毁装置 | 布洛瓦钟表公司 | Bulova Watch Co. |
| 惯性上面级 | 总体 | 波音公司(主承包商) | Boeing Aerospace Co. |

**研制机构及承包商(美国)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 惯性上面级 | SRM-1、2固体发动机 | 联合技术公司化学系统部 | Unite Technology Corp. Chemical Div. |
| 惯性上面级 | 电子系统 | TRW 公司 | TRW Co. |
| 惯性上面级 | 导航、指令系统 | 汉密尔顿标准公司 | Hanmilton Standard Corp. |
| 惯性上面级 | 遥测、外测 | 汉密尔顿标准公司 | Hanmilton Standard Corp. |
| PAM-D | 总体 | 麦克唐纳道格拉斯航天公司 | McDonnell Douglas Astronautics Corp. |
| PAM-D | STAR-48固体发动机 | 锡奥科尔公司 | Thiolkol Inc. |
| 远地点机动级 | 总体设计 | 摩尔公司(主承包商) | More Co. |
| 远地点机动级 | RS-1液体火箭发动机 | 洛克维尔国际公司洛克达因公司 | Rockwell International Rocketdyne |
| 转移轨道级 | 设计、制造、生产 | 马丁.马丽埃塔丹佛公司(主承包商) | Matin Marieta Danver Corp. |
| 转移轨道级 | OBUS-21固体发动机 | 联合技术公司化学系统分部 | Unite Technology Corp. Chemical System Div. |
| 转移轨道级 | 激光陀螺 | 霍尼韦尔公司 | Honeywell Inc. |
| 转移轨道级 | 反作用控制系统 | 联合化学公司汉密尔顿标准部 | Unite Chemical Corp. Hanmilton Standard Department |
| 转移轨道级/远地点机动级 | 总体设计,管理 | 轨道科学公司(主承包商) | Orbital Science Corp. |
| SCOTS | 总体研制 | RCA 航天电子公司(主承包商) | RCA Astroelectronics |
| SCOTS | STAR-63固体发动机 | 锡奥科尔公司 | Thiolkol Inc. |

**研制机构及承包商(意大利)**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| IRIS | 总体 | 阿丽塔利亚公司(主承包商) | Aeritalia Co. |
| IRIS | 发动机 | BPD 迪费西-斯帕兹欧公司 | BPD Difesea Spazio Co. |
| IRIS | 章动控制器和连接器 | BPD 迪费西-斯帕兹欧公司 | BPD Difesea Spazio Co. |
| IRIS | 起旋平台 | 费尔公司 | Fire Co. |
| IRIS | ASE 数据传输系统,电子系统 | 雷本公司 | Laben Co. |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 阿里安 | 系统研究与技术援助 | 法国 | 法国航空研究部 | Officina National d′ Etudes et de Recherches Ae′ rongu-tiques |
| 阿里安 | 生产管理、系统研究、总装验收、SYLDA 和三子级总装 | 法国 | 法国国营航空航天工业公司(主承包商) | Socie′ te Nationale Industriele Aerospactials |
| 阿里安 | 型号研制、地面设备 | 法国 | 法国空间研究中心(主承包商) | Centre Nationale d′ Etures Spatials |
| 阿里安 | 生产、发射和销售 | 欧洲 | 阿里安空间公司 | Ariane Space Co. |
| 阿里安 | 型号研制规划 | 欧洲 | 欧洲空间局 | European Space Agency |
| 阿里安 | 技术辅助、气动试验 | 荷兰 | 国立航空空间研究所 | National Luchtund Raumfahrtlaboratorium |
| 阿里安 | 一、三子级遥测件连接架 | 丹麦 | TERMA 公司 | TERMA |
| 阿里安 | 三子级贮箱 | 法国 | 液化空气公司(主承包商) | Air-Liquide Co. |
| 阿里安 | 仪器舱 | 法国 | 马特拉公司 | MATRA Groupe |
| 阿里安 | 一子级结构、贮箱 | 法国 | 法国国营航空航天工业公司(主承包商) | Socie′ te National Industriele Aerospatial |
| 阿里安 | 偏二甲肼 | 法国 | SOGO 公司 | SOGO |
| 阿里安 | 喷管 | 法国 | STEINER 公司 | STEINER |
| 阿里安 | 一、二、三子级及液体助推器推进系统 | 法国 | 欧洲动力装置公司(主承包商) | Socie′ te Europeenne de Propulsion S. A |
| 阿里安 | 固体助推器 | 欧洲 | 欧洲推进装置公司(主承包商) | Europropulsion |
| 阿里安 | 仪器舱存贮器 | 法国 | 克罗哲特公司 | Crouzet |
| 阿里安 | 计算机系统 | 法国 | CII 公司 | CII |
| 阿里安 | 全箭电缆、接线板总装与测试、发射场遥测接收机、天线 | 比利时 | 贝尔电话制造公司 | Bell Telephone Manufacturing Company |
| 阿里安 | 发射场和遥测站用移动跟踪天线 | 法国 | 电子技术应用研究所 | Societe Techniqui d′ Application et de Recherches |
| 阿里安 | 电池 | 法国 | SAFT 公司 | SAFT |
| 阿里安 | 液体助推器自毁系统 | 法国 | 法国国营航空航天工业公司(主承包商) | Socie′ te National Industriele Aerospatials |
| 阿里安 | 火工品 | 法国 | 法国国营航空航天工业公司(主承包商) | Socie′ te National Industriele Aerospatials |
| 阿里安 | 发射场用电压调节器 | 瑞士 | AGIE 公司 | AGIE |
| 阿里安 | 发射场用阀门 | 瑞士 | BATTIG 公司 | BATTIG |
| 阿里安 | 阿里安发射场发电站 | 比利时 | VALCKE 公司 | VALCKE |
| 阿里安 | 公路运输拖车 | 德国 | HANSA 公司 | HANSA |
| 阿里安 | 发射场电视网络 | 德国 | BOSCH 公司 | BOSCH |
| 阿里安 | 运输和起竖设备 | 法国 | ACMH 公司 | ACNH |
| 阿里安 | 发射阵地工程 | 法国 | SODETEG 公司 | SODETEG |
| 阿里安 | 液氧供应 | 法国 | 液化空气公司(主承包商) | Air-Liquide Co. |
| 阿里安 | 发射控制系统 | 法国 | 马特拉公司(主承包商) | MATRA Groupe |
| 阿里安1 | 计算机组合、测试系统 | 法国 | BLOMME 公司 | BLOMME |
| 阿里安1-4 | 二、三子级膜片、HM-7推进剂电线补赏器 | 英国 | AVICA 公司 | AVICA |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 阿里安1-4 | 二子级贮箱、SPELTRA | 德国　道尼尔公司 | Dornier |
| 阿里安1-4 | 惯性平台及其测试台 | 英国　菲拉梯公司 | Ferranti |
| 阿里安1-4 | 箭上计算机软件、制导系统研究 | 英国　MARCONI 公司 | MARCONI |
| 阿里安1-4 | 指令装置、自动驾驶仪 | 英国　英国航空航天动力公司 | Britsh Aerospace Dynamics |
| 阿里安1-4 | 速率陀螺、加速度计 | 法国　测试仪器制造公司 | Socie′te′ de Fabication d′Instruments de Mesure |
| 阿里安1-4 | 液压作动器 | 比利时 萨布卡公司(飞机制造) | Socie′te′ Anonyme Belge de Construction Ae′ronautiques |
| 阿里安1-4 | 伺服机构放大器、伺服-电子设备 | 法国　法国航空导航设备公司 | Socie′te Framcaise d′Equipements pour la Navigation A′erienne |
| 阿里安1-4 | 信号调节、遥测采集装置 | 法国　SINTRA 公司 | SINTRA |
| 阿里安1-4 | 脉码调制、遥测发射机、测试系统 | 法国　国际技术公司 | Intertechnique |
| 阿里安1-4 | 发射控制台 | 西班牙 飞机制造公司 | Construcciones Aeronauticas SA. |
| 阿里安1-4 | 发射释放系统、液体助推器防护套 | 英国　英国航空航天动力公司 | British Aerospace Dynamics |
| 阿里安1-4 | 二子级试验和 HMGO 试车台 | 德国　德国航空航天研究试验所 | Deutsch Forschungs-und Versuchanstalt fur Luft-und Raumfahrt |
| 阿里安1-5 | 二子级和液体助推器总装 | 德国　ERNO 公司 | ERNO |
| 阿里安1-5 | 裙、机架和水箱 | 德国　ERNO 公司(主承包商) | ERNO |
| 阿里安1-5 | 检测系统、地面软件和程序装置 | 比利时 美比合办航天技术研究与制造公司(主承包商) | Etudes Techniques et Construction Ae′rospatiales SA. |
| 阿里安3 | 偏二甲肼容器及其处理设备 | 法国　DAMER/HUGONNET 公司 | DAMER/HUGONNET |
| 阿里安3-4 | 脐带电缆脱落插头连接器 | 法国　SOURIAU 公司 | SOURIAU |
| 阿里安1 | 电子设备 | 西班牙 标准电气公司 | Standard Electrica |
| 阿里安1 | 发射工作台技术辅助 | 荷兰　SENER 公司 | SENER |
| 阿里安1-4 | 一子级火焰防护板、液体助推器贮箱 | 意大利 阿丽塔里亚公司 | Aeritalia |
| 阿里安1-4 | 三子级贮箱 | 荷兰　BOSSCHER 公司 | BOSSCHER |
| 阿里安1-4 | 三子级发动机架 | 荷兰　FOKKERVFW 公司 | FOKKERVFW |
| 阿里安1-4 | 级间段、液体助推器头锥 | 荷兰　FOKKERVFW 公司 | FOKKERVFW |
| 阿里安1-4 | 一子级裙段仪器舱结构 | 西班牙 飞机制造公司 | Construcciones Aeron′auticas SA. |
| 阿里安1-4 | 尾翼、液体助推器前裙、箱间段和发动机架 | 比利时 萨布卡公司(飞机制造) | Socie′te′ Anonyme Belge de Construction Ae′ronautiques |
| 阿里安1-4 | 发动机喷注器 | 瑞典　基督徒公司 | Cristian |
| 阿里安1-4 | 维金发动机燃烧室 | 瑞典　VOLVO 公司 | VOLVO |
| 阿里安1-4 | POGO 校正系统和转接装置 | 西班牙 飞机制造公司 | Construcciones Aeronauticas SA. |
| 阿里安1-4 | 电磁阀、增压器 | 英国　英国航空航天动力公司 | British Aerospace Dynamics |
| 阿里安1-4 | 一二子级主阀门、一子级增压器 | 比利时 埃尔斯塔尔全国制造公司 | Fabrique Nationale Herstal SA. |

**研制机构及承包商**

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 阿里安1-4 | 一、二子级涡轮泵、一子级、机架、燃气发生器、安全设备 | 德国 | 奥格斯堡纽伦堡机器制造公司 | Maschinenfabrik Augsburg Nurnburg AG. |
| 阿里安1-4 | 时间分配系统 | 瑞士 | CIR 公司 | CIR |
| 阿里安1-4 | 指令装置 | 比利时 | 埃尔斯塔尔全国制造公司 | Fabeique Nationale Herstal SA. |
| 阿里安1-4 | 激光陀螺 | 法国 | 法国航空导航设备 | Socie′te′ Francaise d′Equipements pour la Navigation Ae′rienne |
| 阿里安1-4 | 脉码调制遥测试验台 | 意大利 | 雷本公司(电子、核子试验所) | Laboratori Elettronici e Nucleari SPA |
| 阿里安1-4 | 地面软件及计算机设备 | 丹麦 | ROVSING 公司 | ROVSING |
| 阿里安1-4 | 发射场贮罐 | 荷兰 | DOSSCHER 公司 | DOSSCHER |
| 阿里安1-4 | 振动研究、发射台脱落插头脐带杆撑臂 | 西班牙 | SENER 公司 | SENER |
| 阿里安1-4 | 试车台排气导流器防护板 | 西班牙 | DURO 公司 | DURO |
| 阿里安1-5 | 液压伺服电子组件 | 丹麦 | ROVSING 公司 | ROVSING |
| 阿里安1-5 | 有效载荷整流罩 | 瑞士 | 康特拉夫斯公司 | Contraves |
| 阿里安1-5 | 级间分离、助推器分离用正推反推火箭、固体助推器 | 意大利 | 斯尼亚公司 | SNIA-BPD |
| 阿里安1-5 | 三子级发动机燃烧室、主阀门、阿里安5L7推力室 | 德国 | 梅塞施米特-伯尔科-布洛姆有限公司(主承包商) | Messerschmitt Bokow Blohm Gmbh |
| 阿里安1-5 | 箭上计算机 | 瑞典 | 瑞典飞机公司 | Svenska Aerplan Aktibolaget |
| 阿里安1-5 | 测量系统 | 比利时 | 美比合办航天技术研究与制造公司 | Etudes Techniques et Constructions A′erospatiales SA. |
| 阿里安1-5 | 遥测天线 | 德国 | 梅塞施米特-伯尔科-布洛姆有限公司(主承包商) | Messerschmitt Bokow Blohm Gmbh |
| 阿里安3、4 | 磁记录器 | 荷兰 | 菲利普斯公司 | Philips |
| 阿里安4 | SPELDA | 英国 | 英国航空航天公司 | Britsh Aerospace |
| 阿里安4 | 电子仪器 | 法国 | 电信公司 | Socie′te Anonyme de Te′le′communications |
| 黑箭 | 三子级 | 英国 | 布里斯托尔航空喷气公司 | Bristol Aerojet/RPE Co. |
| 黑箭 | 总体、箭体制造 | 英国 | 惠斯兰特飞机有限公司(主承包商) | Weslancl Aircraft Ltd. |
| 黑箭 | 委托单位、总体 | 英国 | 皇家飞机研究中心技术部 | Ministry of Technology Royal Aircraft Establishment |
| 黑箭 | 一、二子级"伽玛"发动机 | 英国 | 罗尔斯、罗依斯/布里斯托尔西特立公司 | Roll Royce/Bristol Siddeley Co. |
| 黑箭 | 发动机 | 英国 | 布里斯托尔航空公司 | Bristol Aerojet/RPE Co. |
| 黑箭 | 星箭分离装置 | 英国 | 皇家飞机研究所 | Royal Aircraft Establishmant |
| 钻石 | 总体 | 法国 | 法国空间研究中心(主承包商) | Contre National d′Etudes Spatiales |
| 钻石 | 总体 | 法国 | 法国气动及弹道研究局 | Laboratoire de Recherche Balitiques et Aerodynamiques |
| 欧洲号 | 计划执行机构 | 欧洲 | 欧洲运载火箭发展组织(主承包商) | European Launcher Development Organization |
| 欧洲号 | 委托单位 | 欧洲 | 欧洲空间局 | European Space Agency |
| L.M | 研制 | 日本 | 日本宇宙科学研究所 | 日本宇宙科学研究所(ISAS) |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| M | 轻型结构研究 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業公司 |
| M | 固体推进剂研究生产 | 日本 | 日本油脂公司 | 日本油脂株式会社 |
| M | 固体发动机试验制造、推进系统设计 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| M | 大推力发动机、子级发动机、推力向量控制系统 | 日本 | 日产汽车公司 | 日産自動車株式会社 |
| M | 无线电仪器设备、计算机研制生产 | 日本 | 日立制造公司宇宙技术推进部 | 日立制作所宇宙技術推進部 |
| M | 制导系统研究 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| M | 仪器、计算机设备 | 日本 | 日本电气公司 | 日本電気株式会社 |
| M | 地面设备设计制造 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| M,N,H | 复合材料结构研制、生产 | 日本 | 三菱电机公司 | 三菱電機株式会社 |
| N | 计划执行机构 | 日本 | 宇宙开发事业团(主承包商) | 宇宙開発事業団 |
| N | 一子级 | 美国 | 麦克唐纳.道格拉斯公司 | McDonnell Douqlas Corp. |
| N | 二子级 LE-3发动机 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| N | 生产 CASTOR2助推器 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| N | 生产 MB-3发动机 | 日本 | 石川岛播磨重工业公司 | 石川島播磨重工業株式会社 |
| N | CASTOR2固体助推器 | 美国 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp. |
| N | 一子级推进系统 | 美国 | 洛克达因公司 | Rockdyne |
| N | 一子级 MB-3发动机 | 美国 | 国际洛克维尔公司 | Rockwell International |
| H | 计划执行机构 | 日本 | 宇宙开发事业团(主承包商) | 宇宙開発事業団 |
| H | 一子级 | 美国 | 麦克唐纳.道格拉斯公司 | McDonnell Douqlas Corp. |
| H | 生产 CASTOR2助推器 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| H | 生产 MB-3发动机 | 日本 | 石川岛播磨重工业公司 | 石川島播磨重工業株式会社 |
| H | CASTOR2固体助推器 | 美国 | 莫顿锡奥科尔公司 | Morton Thiokol Corp. |
| H | 一子级推进系统 | 美国 | 洛克达因公司 | Rockdyne |
| H | 一子级 MB-3发动机 | 日本 | 国际洛克维尔公司 | Rockwell International |
| H | 二子级 LE-5发动机 | 日本 | 航空宇宙技术研究所 | 航空宇宙技術研究所 |
| H-2 | 计划执行机构 | 日本 | 宇宙开发事业团(主承包商) | 宇宙开发事业团 |
| H-2 | 整流罩 | 日本 | 川崎重工业公司 | 川崎重工業株式会社 |
| H-2 | 一子级贮箱 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| H-2 | 涡轮泵 | 日本 | 石川岛播磨公司 | 石川岛播磨株式会社 |
| H-2 | 发动机、燃烧室 | 日本 | 三菱重工业公司 | 三菱重工業株式会社 |
| H-2 | 固体助推器 | 日本 | 日产汽车公司 | 日産自動車株式会社 |
| H-2 | 激光陀螺 | 日本 | 航空宇宙技术研究所、航空电子工业公司 | 航空宇宙技術研究所、航空電子工業株式会社 |
| X-15 | 计划执行机构 | 美国 | 国家航空咨询委员会 | National Advisory Committee on Aeronautics |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| X-15 | 总体 | 美国 | 北美航空公司(主承包商) | North American Corp. |
| X-15 | 推进系统 | 美国 | 锡奥科尔化学公司反作用发动机分公司 | Reaction Motors Incorp. of Thiokol Cheimical Co. |
| X-15 | 制导系统 | 美国 | 斯佩里陀螺仪公司 | Sperry Gyroscopes Corp. |
| X-30 | 计划执行机构 | 美国 | 美国国家航空航天局 | National Aeronautics and Space Administration |
| X-30 | 总体 | 美国 | 国家空天飞机工业集团公司(主承包商) | NASP Industry Team |
| 航天飞机 | 总计划管理 | 美国 | 载人空间飞行办公室 | Office of Manned Space Flight Offece |
| 航天飞机 | 轨道飞行器研制、航天飞机组装 | 美国 | 约翰逊航天中心 | Johnson Space Flight Center |
| 航天飞机 | 管理 | 美国 | 国际洛克维尔公司航天分部 | Rockwell International Space Div. |
| 航天飞机 | 风洞试验 | 美国 | 卡尔斯帕恩公司 | Calspan |
| 航天飞机 | 外贮箱研制 | 美国 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 航天飞机 | 轨道飞行器铸件 | 美国 | 赛尼克航空铸造公司 | Aeroceanic Casting |
| 航天飞机 | 轨道飞机器铸件 | 美国 | 空气动力控制公司 | Aerodyne Controls Corp. |
| 航天飞机 | 螺栓和螺母 | 美国 | 航空工业公司 | Air Industries |
| 航天飞机 | 乘员座位 | 美国 | AMI 公司 | AMI |
| 航天飞机 | 翼前缘、鼻锥乘员舱蒙皮和隔板 | 美国 | 沃特公司 | Vought Corp. |
| 航天飞机 | 推力结构、乘员舱壁板 | 美国 | 国际洛克维尔洛杉机飞机分部 | Los Angeles Aircraft Div. Rockwell International |
| 航天飞机 | 反作用控制系统贮箱、外贮箱 | 美国 | 马丁.马丽埃塔公司 | Matin Marietta Co. |
| 航天飞机 | 制造乘员舱蒙皮、弹射板 | 美国 | 马文工程公司 | Marvin Engineering |
| 航天飞机 | 轨道机动系统、反作用控制系统后部推进舱 | 美国 | 麦克唐纳.道格拉斯公司 | McDonnell Douglas |
| 航天飞机 | 水箱金属波纹管、软管 | 美国 | 金属波纹管公司 | Metal Bellow Co. |
| 航天飞机 | 舱盖门锁连接、主舱盖 | 美国 | 网络电子公司美国轴承分部 | Network Electronics Corp. U. S. Bearing Div. |
| 航天飞机 | 中部机身氨贮箱 | 美国 | 挤压钢质贮箱公司 | Pressed Steel Tank Co. |
| 航天飞机 | 风挡、窗 | 美国 | 科宁玻璃公司 | Corning Glass |
| 航天飞机 | 吹除止回阀 | 美国 | 埃克阀门公司 | Eckel Valve |
| 航天飞机 | 舵 | 美国 | 埃德克里夫仪表公司 | Edcliff Instruments |
| 航天飞机 | 空间实验室、U 形货架 | 欧洲 | 欧空局 | European Space Agency |
| 航天飞机 | 舱门阻尼器 | 美国 | 卡迪拉克控制公司 Ex-Cell-0分部 | Ex-Cell-0 Corp. ,Div of Cadillac Controls |
| 航天飞机 | 垂直尾翼 | 美国 | 费尔柴尔德公司 | Fairchild Republic |
| 航天飞机 | 机翼 | 美国 | 格拉曼公司 | Grumman Corp. |
| 航天飞机 | 主推进系统热防护罩 | 美国 | 阿斯特赫公司 | Astech |
| 航天飞机 | 载机改装、尾锥整流罩 | 美国 | 波音航空航天公司 | Boing Aerospace Co. |
| 航天飞机 | 气瓶(主推进、轨道机动、反作用、大气更新压力控制系统) | 美国 | 布伦斯威克公司 | Brunswick |
| 航天飞机 | 止回阀、减压阀 | 美国 | 布伦斯威克西尔勒密封厂 | Brunswick Cirle Seal |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | 气闸组件 | 美国 | 卡莱通控制系统 | Carleton Controls |
| 航天飞机 | 襟翼结构、制造前起落架舱门 | 美国 | 国际洛克维尔公司哥伦布飞机分部 | Columbus Aircratf Div. Rockwell International |
| 航天飞机 | 中部机身及其翼盒 | 美国 | 康维尔航空航天分部 | Convair Aerospace Div. |
| 航天飞机 | 乘员座位制造、升降副翼烧蚀材料 | 美国 | AVCO 公司 | AVCO |
| 航天飞机 | 防热系统 MACOR 可机加工玻璃陶瓷 | 美国 | 科宁玻璃公司 | Corning Glass |
| 航天飞机 | 防热系统室温硬化粘合 | 美国 | 通用电气公司 | General Electric |
| 航天飞机 | 防热系统 NOMEX 毡 | 美国 | 格洛布阿尔巴尼公司 | Globe Albany |
| 航天飞机 | 防热系统铝金属垫 | 美国 | ICI 联合公司 | ICI United States Inc. |
| 航天飞机 | 防热系统石英线 | 美国 | J. P. 斯蒂文斯公司 | J. P. Stevens Co. |
| 航天飞机 | 可重复使用的表面防热系统 FRCI 8,12 | 美国 | 洛克希德导弹和航天公司 | Lockheed Missiles and Space Co. Inc. |
| 航天飞机 | 防热系统 AB312纤维 | 美国 | 3M 公司 | 3M Co. Inc. |
| 航天飞机 | 防热系统因康镍750圈弹簧和织物套 | 美国 | 圣 EF 织物公司 | Santa FE Textiles Co. |
| 航天飞机 | 固体助推器研制、轨道飞行器主发动机研制 | 美国 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 航天飞机 | 固体助推器组装 | 美国 | 马歇尔航天中心 | Marshall Space Flight Center |
| 航天飞机 | 固体助推器结构组装、测试、发射操作、复修、旋转固体上面级 | 美国 | 宇航公司 | Astronautics Co. |
| 航天飞机 | 推力器(乘员弹射系统、弹射板、前部起落架) | 美国 | OEA 公司 | OEA |
| 航天飞机 | 主推进系统输送管路快速脱落连接器、推进剂隔离阀门 | 美国 | 帕克汉尼芬公司 | Parker Hannifin Co. |
| 航天飞机 | 主发动机 | 美国 | 国际洛克维尔公司洛克达因分公司 | Rocktdyne Div. ,Rockwell International |
| 航天飞机 | 固体助推器 | 美国 | 锡奥科尔化学公司瓦斯其分部 | Thiokol Chemical Corp,Wastch Div. |
| 航天飞机 | 主推进系统输送管路 | 美国 | 航空软管实验室 | Aeroflex Laboratories |
| 航天飞机 | 轨道机动系统发动机 | 美国 | 通用航空喷气、航空喷气液体发动机公司 | Aerojet General,Aerojet Liquid Rocket Co. |
| 航天飞机 | 液氢断流阀、液氢快速脱落接头、增压系统快速脱落接头 | 美国 | 阿曼特克卡尔梅克公司 | Ametek Calmec |
| 航天飞机 | 液氢/液氧加注和泄出管路 | 美国 | 阿曼特克斯特拉赫 | Ametek Straxa |
| 航天飞机 | 液氢/液氧输送管路 | 美国 | 费德勒尔莫古尔公司阿罗惠特产品分部 | Arrowhead Products Div. of Federal Mogul |
| 航天飞机 | 推进剂断流预置阀、加注泄出阀 | 美国 | 费尔柴尔德斯特拉托斯 | Fairchild Stratos |
| 航天飞机 | 反作用控制系统3.87kN、106.8kN 推力器 | 美国 | 马夸特公司 | Marquardt Co. |
| 航天飞机 | 液面指示器 | 美国 | 本迪克斯公司 | Bendix Corp. |
| 航天飞机 | 过滤器 | 美国 | 布伦斯威克温特克公司 | Brunswick Wintec |
| 航天飞机 | 液氢/液氧调节器 | 美国 | 卡莱通控制公司 | Carleton Controls |
| 航天飞机 | 主推进系统发动机接口装置 | 美国 | 康拉克通信组件公司 | Communications Components Conrac Corp. |
| 航天飞机 | 阀门(燃料隔离、单/双向断流、低温电磁、流体压力控制) | 美国 | 联合控制公司 | Consolidated Controls |
| 航天飞机 | 主推进系统氦气调节器、反作用控制系统高压氦气阀 | 美国 | 联合控制公司 | Consolidated Controls |

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | 氮气压力调节器 | 美国 | 费尔柴尔德斯特拉托斯公司 | Fairchild Stratos |
| 航天飞机 | 显示和控制器 | 美国 | 阿波特晶体管公司 | Abbott Transistor Co. |
| 航天飞机 | 微波扫描着陆系统 | 美国 | AIL 卡特勒哈默公司 | AIL,Cutler Hammer |
| 航天飞机 | 位置指示器 | 美国 | 飞机仪表公司 | Aircraft Instruments Co. |
| 航天飞机 | 大气数据传感器装置和计算机 | 美国 | 航空研究制造公司 | Air Research Manufacturing |
| 航天飞机 | 备用飞行控制系统、主事件控制器、AC 母线传感器 | 美国 | 自动化组合公司 | Automatics Group |
| 航天飞机 | 星光跟踪器和光罩 | 美国 | 贝尔兄弟研究所 | Bell Brother Research |
| 航天飞机 | α,马赫数指示器,姿态法向速度指示器,加速度指示器 | 美国 | 本迪克斯公司 | Bendix Corp. |
| 航天飞机 | 制导、导航、控制软件 | 美国 | 查尔斯斯塔克德雷帕公司 | Charles Stark Draper |
| 航天飞机 | 闭路电视(轨道飞行器,机械臂) | 美国 | 美国无线电公司宇航电子分部 | Radio Corp. of America,Astro-Electronics Div. |
| 航天飞机 | 惯性测量组件 | 美国 | 辛格基福特公司西蒙特斯精密机械装置控制分部 | Simmonds Precision,Motion Controls Div. Singer Kearfott |
| 航天飞机 | 轨道飞行器话音,单音信号分配系统 | 美国 | 仪表系统公司电话分部 | Telephonics DIV. ,Instruments Systems Corp. |
| 航天飞机 | 主定时器 | 美国 | 威斯汀豪斯电气公司系统研制分部 | Westinghous Electric Corp. System Development Div. |
| 航天飞机 | 事件指示灯 | 美国 | 韦斯顿仪表泽劳克斯公司赖特元件部 | Weston Instruments Wright Components Inc. Zerox Corp. |
| 航天飞机 | 下降控制 | 美国 | 下降控制公司 | Descent Controls Inc. |
| 航天飞机 | 数字选择按钮开关,搬钮开关 | 美国 | 麦克格劳爱迪生公司爱迪生电子分部 | Edison Electronics Div. McGraw Edison |
| 航天飞机 | TACAN | 美国 | 霍夫曼电子公司纳夫康系统分部 | Hoffman Electronics Corp. Navcom System Div. |
| 航天飞机 | 飞行控制系统,雷达高度表 | 美国 | 霍尼维尔公司 | Honeywell Inc. |
| 航天飞机 | 轨道飞行器顶部显示器,各种信号调节器 | 美国 | 凯泽电子公司 | Kaiser Electronics |
| 航天飞机 | 状态显示器 | 美国 | 马丁.马丽埃塔公司 | Matin Marietta Co. |
| 航天飞机 | 速率陀螺装置 | 美国 | 诺思罗普公司电子分部 | Northrop Corp. Electronics Div. |
| 航天飞机 | 显示器驱动装置,水平状态指示器 | 美国 | 国际洛克维尔可林无线电部 | Collins Radio Group Rokwell International |
| 航天飞机 | 任务定时器,时间定时器 | 美国 | 康拉克通信组件公司 | Communications Components Conrac Corp. |
| 航天飞机 | 变排量液压泵 | 美国 | 阿贝克斯公司航宇分部 | Abex Corp. Aerospace Div. |
| 航天飞机 | 液压止回阀,节流阀 | 美国 | 克里赛尔公司 | Crissair Inc. |
| 航天飞机 | 有效载荷舱门辐射器展开作动器和闩锁机械 | 美国 | 柯蒂斯赖特公司 | Curtiss Wright |
| 航天飞机 | 作动器(舱门闩锁,大气数据传感器探头,星光跟踪器) | 美国 | 埃拉内夫公司 | Ellanef |
| 航天飞机 | 机械臂持留锁作动器 | 美国 | 埃拉内夫公司 | Ellanef |
| 航天飞机 | 脐带门作动器,有效载荷舱门作动器 | 美国 | 胡佛电气公司 | Hoover Electric |
| 航天飞机 | 主发动机摆动伺服作动器,升降副翼伺服作动器 | 美国 | 穆克公司 | Moog Inc. |
| 航天飞机 | 液压蓄压器,减压阀 | 美国 | 帕克汉尼芬公司 | Parker Hannifin Co. |
| 航天飞机 | 应急温控液压断流阀,液压循环泵 | 美国 | 帕纽设备公司 | Pneu Devices |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | 液压过滤器组件 | 美国 | 普罗拉托公司 | Purolator Inc. |
| 航天飞机 | 液压系统管路连接器 | 美国 | 镍铁铬合金软管公司 | Resistoflex Co. |
| 航天飞机 | 升降副翼电指令液压伺服作动器 | 美国 | 特克斯脱隆液压研究所 | Hydraulic Research Textron |
| 航天飞机 | 辅助动力装置伺服耦合器 | 美国 | J. C. 卡特公司 | J. C. Carter Co. |
| 航天飞机 | 辅助动力装置贮箱 | 美国 | 压力系统公司 | Pressure System Inc. |
| 航天飞机 | 终端板 | 美国 | 贝尔工业公司 | Bell Industries |
| 航天飞机 | 高密度接插件，数据处理软件 | 美国 | 本迪克斯公司 | Bendix Corp. |
| 航天飞机 | 计算机模拟系统 | 美国 | 电子协会 | Electronics Association |
| 航天飞机 | 同轴电缆 | 美国 | 塔斯克尔工业电子设备公司 | Electronc Resources Inc. Tasker Industries |
| 航天飞机 | 海量存储器/多功能阴极射线管显示装置，键盘 | 美国 | IBM 公司费德拉尔系统部电子系统中心 | IBM Corp. Federal Systems Div. Electronics Systems Center |
| 航天飞机 | 通用计算机处理器和输入/输出处理器 | 美国 | IBM 公司费德拉尔系统部电子系统中心 | IBM Corp. Federal Systems Div. Electronics Systems Center |
| 航天飞机 | 轨道飞行器计算机程序及数据处理硬件维护 | 美国 | IBM 公司费德拉尔系统部电子系统中心 | IBM Corp. Federal Systems Div. Electronics Systems Center |
| 航天飞机 | 先进的计算机程序语言 HAL/S | 美国 | INTERMETRIES 公司 | Intermetries Inc. |
| 航天飞机 | 测试，控制和监控分系统 | 美国 | 马丁. 马丽埃塔公司 | Martin Marietta Co. |
| 航天飞机 | 数据收集系统，发射处理系统中央数据分系统 | 美国 | 标准模件计算机系统公司 | Modular Computer Systems |
| 航天飞机 | 多路调制器接口适配器，数据母线耦合器，数据母线绝缘 | 美国 | 辛格基尔福特公司西蒙特斯精密机械装置控制分部 | Simmonds Precision，Motion Controls Div. Singer Kearfott |
| 航天飞机 | 遥控断路器，前置放大器 | 美国 | AIL 卡特里尔哈默公司 | AIL，Cutler Hammer |
| 航天飞机 | 飞行测量高温同轴电缆 | 美国 | 阿曼克斯系统 | Amex System |
| 航天飞机 | 磁带记录器 | 美国 | 贝尔和豪厄尔公司 | Bell and Howell |
| 航天飞机 | 载荷测量系统 | 美国 | 波音航空航天公司 | Boing Aerospace Co. |
| 航天飞机 | 绝压传感器，离散压力传感器 | 美国 | 西莱斯柯工业公司 | Celesco Industries |
| 航天飞机 | 专用信号调整器 | 美国 | 埃尔德克公司 | Eldec Corp. |
| 航天飞机 | 电压，声强传感器 | 美国 | 恩德芙科公司 | Endevco |
| 航天飞机 | 液压作动器压差传感器，声学传感器，POGO 压力传感器 | 美国 | 古尔顿工业公司 | Gulton Industries |
| 航天飞机 | 大气数据传感器探头，温度传感器，攻角/下滑角传感器 | 美国 | 罗斯蒙脱公司 | Rosemount Inc. |
| 航天飞机 | 真空传感器 | 美国 | 森特朗公司 | Sentran Co. |
| 航天飞机 | 辐射计，量热器，辐射热通量传感器，热电耦传感器 | 美国 | 斯皮克特朗仪表公司 | Spectran Instrument Co. |
| 航天飞机 | 脉码调制主组件，有效载荷数据交叉贮存器 | 美国 | 哈里斯公司电子系统分部 | Harris Corp. Electronics System Div. |
| 航天飞机 | 应变传感器 | 美国 | 微度量衡公司 | Micro Measurements |
| 航天飞机 | 各种温度传感器 | 美国 | RDF 公司 | RDF Corp. |
| 航天飞机 | Ku 波段天线 | 美国 | AVCO 公司 | AVCO |
| 航天飞机 | 进场着陆试验甚高频天线 | 美国 | 康拉克通信组件公司 | Communications Components Conrac Corp. |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 航天飞机 | Ku 波段雷达/通信系统,可伸展的天线和电气设备 | 美国 | 休斯公司 | Hughes |
| 航天飞机 | 超高频接收机/发射机及其支架 | 美国 | 马格纳沃克斯公司 | Nagnavox |
| 航天飞机 | S 波段发射机 S 波段无线电收发两用机 | 美国 | 安巴克工业公司收发报动力分部 | Teledynamics Div. Ambac Industries Co. |
| 航天飞机 | S-波段有效载荷询问器,S-波段网络设备 | 美国 | TRW 系统电子系统分部 | TRW Systems Electronic System Div. |
| 航天飞机 | 网络信号处理器,有效载荷信号处理器 | 美国 | TRW 系统电子系统分部 | TRW Systems Electronic System Div. |
| 航天飞机 | S-波段开关 | 美国 | 特兰斯可产品公司 | Transco Products Co. |
| 航天飞机 | C 波段、S 波段天线、L 波段 TACAN | 美国 | 沃特金斯约翰逊公司 | Watkins Johnson Co. |
| 航天飞机 | S 波段多路调制器 | 美国 | 韦佛康姆公司 | Wavecom Co. |
| 航天飞机 | 多通道、闭结构试验 | 美国 | 信息公司 | Datum Inc. |
| 航天飞机 | 燃料电池、环控生保系统氢、氧止回阀、减压阀 | 美国 | 空气动力控制公司 | Aerodyne Controls Corp. |
| 航天飞机 | 座舱空气扩散器 | 美国 | 扩散管生产厂 | Anemostat Products |
| 航天飞机 | 环控生保系统组件(连接件) | 美国 | 费德勒尔莫古尔公司阿罗惠特产品分部 | Arrowhead Products Div. of Federal Nogul |
| 航天飞机 | 大气压力控制系统 | 美国 | 卡莱通控制公司 | Carleton Controls |
| 航天飞机 | 环控生保系统银/离子发生器 | 美国 | 切姆特里克公司 | Chem Tric |
| 航天飞机 | 座舱扩散器 | 美国 | 动力公司 | Dynamics Corp. |
| 航天飞机 | 废物收集器分系统 | 美国 | 通用电气公司 | General Electric |
| 航天飞机 | 氟里昂冷却回路(包括泵、热交换器、传感器、测量组件等) | 美国 | 联合工艺公司汉密尔顿标准分部 | Hamilton Standard Div. United Technologies Corp. |
| 航天飞机 | 大气更新分系统 | 美国 | 联合工艺公司汉密尔顿标准分部 | Hamilton Standard Div. United Technologies Corp. |
| 航天飞机 | 舱外活动组件、舱外活动生命保障系统 | 美国 | 联合工艺公司汉密尔顿标准分部 | Hamilton Standard Div. United Technologies Corp. |
| 航天飞机 | 座舱空气压力安全阀、电磁阀 | 美国 | 航空研究制造公司 | Air Research Manufacturing |
| 航天飞机 | 被动温控系统隔热垫 | 美国 | 顶峰制造厂 | Apex Mills |
| 航天飞机 | 氟里昂冷却辅助装置 | 美国 | 比其飞机公司 | Beech Aircraft Corp. |
| 航天飞机 | 加热器(水、润滑油、燃料…) | 美国 | 科克斯.科公司 | Cox and Co |
| 航天飞机 | 氨蒸发器分系统 | 美国 | 费尔柴尔德斯特拉托斯公司 | Fairchild Stratos |
| 航天飞机 | 水蒸发器、速蒸蒸发器 | 美国 | 联合工艺公司汉密尔顿标准分部 | Hamilton Standard Div. United Technologies Corp. |
| 航天飞机 | 被动温控系统盖层 | 美国 | 谢尔达希公司 | Scheldahi Co. |
| 航天飞机 | 辐射器 | 美国 | 沃特公司 | Vought Corp. |
| 航天飞机 | 变压器 | 美国 | 阿波特晶体管公司 | Abbott Transistor Co. |
| 航天飞机 | DC-AC 换流器 | 美国 | 威斯汀豪斯电气公司航宇电气分部 | Westinghouse Electric Corp. Aerospace Electrical Div. |
| 航天飞机 | 燃料电池反应剂存储装置 | 美国 | 比奇飞机公司 | Beech Aircratf Corp. |
| 航天飞机 | 通用电插头 | 美国 | A-T-O 公司哈特曼电气制造部 | Hartman Electric Manufacturing Div. of A-T-O |
| 航天飞机 | 通用电缆 | 美国 | 哈韦格工业公司 | Haveg Industries Inc. |

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 航天飞机 | 各种接插件 | 美国 | ITT 卡农公司 | ITT Cannon |
| 航天飞机 | 燃料电池动力装置 | 美国 | 联合技术公司普拉特惠特尼分部 | Pratt & Whitney Div. United Technologies Corp. |
| 航天飞机 | 分流器 | 美国 | 韦瑟福德公司 | R. V. Weatherford Co. |
| 航天飞机 | 同轴电缆 | 美国 | 泰姆斯导线和电缆公司 | Times Wire and Cable Co. |
| 航天飞机 | 保险丝 | 美国 | 麦克格劳爱迪生公司布伦斯威克分部 | Brunswick Div. of McGraw Edison |
| 航天飞机 | 通用电气接插件 | 美国 | 达施公司 | Dutsch |
| 航天飞机 | 逃逸系统报警器 | 美国 | 航空航天研究联合体 | Aerospace Research Associates |
| 航天飞机 | 乘员逃逸系统组件、弹射板 | 美国 | 爆炸工艺公司 | Explosire Techonlogy |
| 航天飞机 | 弹射座椅 | 美国 | 洛克希德公司 | Lockheed Co. |
| 航天飞机 | 火工品起爆器控制器 | 美国 | 马丁.马丽埃塔公司 | Matin Marietta Co. |
| 航天飞机 | 火工品 | 美国 | 传导工艺公司宇航火工品系统分部 | Space Ordnance Systems Div. Trans Technology Corp. |
| 航天飞机 | 遥控机械臂系统 | 美国 | 斯帕航宇公司 | Spar Aerospace Co. |
| 航天飞机 | 起落架、起落架刹车、轮胎 | 美国 | B. F. 古德里其公司 | B. F. Goodrich Co. |
| 航天飞机 | 主起落架刹车防滑液压舱控制盒、传感器 | 美国 | 克兰公司 | Crane Co. |
| 航天飞机 | 起落架位置传感器 | 美国 | 埃德克里夫仪表公司 | Edcliff Instruments |
| 航天飞机 | 起落架冲击杆和连接装置 | 美国 | 梅纳斯克制造公司 | Menasco Manufacturing Co. |
| 航天飞机 | 起落架作动器、外贮箱脐带回缩作动器 | 美国 | 贝尔泰公司 | Bertea Corp. |
| 航天飞机 | 报警器 | 美国 | 航空奎帕公司马蒙航空航天电子部 | Aeroquip Corp. Marman Aerospace Avionics |
| 航天飞机 | 乘员舱故障报警 | 美国 | J. L. 产品公司 | J. L. Products |
| 航天飞机 | 警告报警系统电子件 | 美国 | 马丁.马丽埃塔公司 | Martin Marietta |
| 航天飞机 | 烟雾检测、灭火系统 | 美国 | 布伦斯威克西勒斯克公司 | Brunswick Celesco |
| 航天飞机 | 座舱照明、各种探照灯 | 美国 | ILC 工艺公司 | ILC Technology |
| 航天飞机 | 手提式灭火器 | 美国 | 金属工艺公司 | Metalcraft Inc. |
| 航天飞机 | 主推进系统试车台 | 美国 | 飞机工程公司 | Aircraft Engineering Corp. |
| 航天飞机 | 固体助推器组装、检测、发射操作、维修 | 美国 | 联合空间助推器公司 | United Space Boosters Inc. |
| 航天飞机 | 地面冷却装置 | 美国 | 航空研究制造公司 | Air Research Manufacturing |
| 航天飞机 | 低温流体加注、泄出快速脱落接头 | 美国 | 费尔柴尔德斯特拉托斯 | Fairchild Stratos |
| 航天飞机 | 肯尼迪航天中心中央数据处理 | 美国 | 霍尼维尔公司 | Honeywell Inc. |
| 航天飞机 | 氦气加注连接器、液氢/液氧加注/泄出快速脱落连接器 | 美国 | 普罗拉托公司 | Purolator Inc. |
| 航天飞机 | 液压油箱、三通二工位液压控制阀 | 美国 | 阿克温工业公司 | Arkwin Industries |
| 航天飞机 | 货舱舱门 | 美国 | 国际洛克维尔公司图尔萨分部 | Tulsa Div. Rockwell International |
| 德尔它快帆 | 总体 | 美国 | 麦克唐纳道格拉斯公司 | McDonnell Douglas Co. |
| 德尔它快帆 | 系统工程、技术、管理 | 美国 | 普拉特/惠特尼公司 | Prutt & Whitney Co. |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | |
|---|---|---|---|
| 德尔它快帆 | 反作用控制系统、DC-Y 设计 | 美国　航空喷气通用公司 | Aerojet General |
| 德尔它快帆 | 飞行操作、生产和维护 | 美国　道格拉斯飞机公司 | Douglas Aerocraft Co. |
| 德尔它快帆 | 低温推进剂地面操作 | 美国　马丁.马丽埃塔公司 | Martin Marietta Corp. |
| 德尔它快帆 | 高性能飞机技术和运载器管理 | 美国　麦克唐纳飞机公司 | McDonnell Aerocraft Co. |
| 德尔它快帆 | 起落架生产、垂直起降全部重复使用飞行器 | 德国　BBM 公司 | BBM Co |
| 德尔它快帆 | 复合材料机身生产 | 美国　定标复合材料公司 | Scaled Composites |
| 使神号 | 飞行器制造 | 法国　马赛尔达索-布雷盖航空公司 | Avions Marcel Dassault Breguet Aviation |
| 使神号 | 飞行器制造 | 法国　航天和弹道系统部 | Aerospatiale Space & Ballistic System Div. |
| 使神号 | 计划执行机构 | 欧洲　欧洲空间局 | European Space Agency |
| 使神号 | 计划执行机构 | 法国　法国国家空间研究中心 | Centre Nationale d' Etudes |
| 使神号 | 使神号飞行器模拟器 | 西班牙 塞莱萨公司 | Celesa Co. |
| 使神号 | 使神号飞行模拟器 | 加拿大 CAE 公司 | CAE Co. |
| 使神号 | 使神号飞行模拟器 | 法国　汤姆森-CSF 公司 | Thomson-CSF Co. |
| 使神号 | 使神号飞行模拟器 | 法国　索吉迪克公司 | Sogiteg Co. |
| 使神号 | 使神号飞行模拟器 | 法国　辛格林克麦尔斯公司 | Singer Link Miles Co. |
| 使神号 | 使神号飞行模拟器 | 法国　图卢兹航宇研究所 | Aerospatiale's Toulouse Facility |
| 使神号 | 气动力学 | 法国　马赛尔达索-布雷盖航空公司 | Avions Marcel Dassault Breguet Aviation |
| 使神号 | 鼻锥复合材料结构 | 比利时 索纳卡 SA 公司 | Sonaca SA Co. |
| 使神号 | 气闸 | 英国　塞内公司 | Sener Co. |
| 使神号 | 气闸 | 意大利 卡萨公司 | Casa Co. |
| 使神号 | 结构组件 | 英国　英国航空航天公司 | British Aerospace Co. |
| 使神号 | 防热系统 | 法国　SEP 公司 | SEP Co. |
| 使神号 | 防热 | 法国　马赛尔达索-布雷盖航空公司 | Avions Marcal Dassault Breguet Aviation |
| 使神号 | 推进系统 | 德国　MBB-艾尔诺公司 | MBB-Erno Co. |
| 使神号 | 音频组件研制 | 法国　克鲁泽特公司 | Crouzet Co. |
| 使神号 | 音频组件研制 | 法国　赛义德公司 | SAIT Co. |
| 使神号 | 计算机飞行控制系统 | 法国　BTMC、康特拉芙斯、库尔托斯、顿洛普、GEC 公司 | BTMC,Contraves,Courtaulds,Dunlop,GEC Avionics |
| 使神号 | 机上计算机飞行控制系统 | 意大利 斯费纳公司 | Sfena Co. |
| 使神号 | 姿态控制系统 | 德国　MBB-埃尔诺公司 | MBB-Erno Co. |
| 使神号 | 电子系统 | 法国　马特拉公司 | Mtra Co. |
| 使神号 | 飞行制导控制 | 法国　马赛尔达索布雷盖航空公司 | Avions Marcel Dssault Breguet Aviation |
| 使神号 | 数据处理 | 法国　马特拉公司 | Matra Co. |

## 研制机构及承包商

| 运载器 | 项　　目 | 机构及承包商 | | |
|---|---|---|---|---|
| 使神号 | 机上软件 | 法国 | 航空航天工业公司(主承包商) | Aerospatiale Co. |
| 使神号 | 测量仪器 | 法国 | 塞帕、史密斯工业公司 | Sep,Smiths Industries |
| 使神号 | 环境控制和生命保障系统 | 德国 | 道尼尔公司 | Dornier Co. |
| 使神号 | 温控系统 | 法国 | 阿埃里塔丽亚公司 | Aeritalia Co. |
| 使神号 | 燃料电池 | 德国 | 道尼尔公司 | Dornier Co. |
| 使神号 | 电源系统 | 法国 | 埃特卡公司 | ETCA Co. |
| 使神号 | 乘员逃逸舱 | 德国 | MBB-埃尔诺公司 | MBB-Erno Co. |
| 使神号 | 遥控机械臂 | 法国 | 福克尔公司 | Fokker Co. |
| 使神号 | 起落架 | 西班牙 | 曼·梅西耶-希斯帕诺-巴加梯公司 | Man,Messier-Hispano-Bugatti |
| 使神号 | 起落架 | 德国 | ICI 利布赫尔航空技术公司 | ICI,Liebherr Aerotechnik Co. |
| 森格尔 | 总体方案研究 | 德国 | 道尼尔公司 | Dornier Co. |
| 森格尔2 | 计划执行机构 | 德国 | 梅塞施米特. 伯科尔. 布洛姆有限公司(主承包商) | Messerschmitt Bokow Blohm Gmgh |
| 海姆斯 | 分系统研究 | 日本 | 日产汽车公司 | 日産自動車株式会社 |
| 海姆斯 | 计划执行机构 | 日本 | 宇宙科学研究所 | 日本宇宙科学研究所(ISAS) |
| 海姆斯 | 研制运载器系统 | 日本 | 川崎重工业公司 | 川崎重工業株式会社 |
| 海姆斯 | 推进系统研制 | 日本 | 石川岛播磨重工业公司 | 石川島播磨株式会社 |
| 海姆斯 | 主发动机组件 | 日本 | 三菱重工业公司(主承包商) | 三菱重工业株式会社 |
| 海姆斯 | 主发动机组件 | 日本 | 日产汽车公司(主承包商) | 日産自動車株式会社 |
| 霍普 | 研制、生产、制造 | 日本 | 三菱重工业公司(主承包商) | 三菱重工业株式会社 |
| 霍普 | 计划 | 日本 | 空间活动委员会 | Space Activities Commission |
| 霍普 | 计划与研究 | 日本 | 宇宙开发事业团 | 宇宙開発事業団 |
| 霍普 | 计划与研究 | 日本 | 航宇技术研究所 | 航空宇宙技術研究所 |
| 霍普 | 计划与研究 | 日本 | 宇宙科学研究所 | 宇宙科学研究所 |

(王丹阳　整理)

# 附　录　七

# 世界航天发射中心

柳念芦　张世英　孙雅平

## 概　　述

航天运载器发射中心是为保障航天运载器的装配、发射前准备、发射、弹道测量、发送指令以及接收和处理遥测信息而专门建造的一整套地面设备、设施和建筑。因而发射中心的发展史与航天运载器的发展密切相关，它的结构组成以及设备的配置完全取决于运载火箭的结构和规定的任务。通常，它可以包括五个部分：技术阵地；发射阵地；测控系统；搜索救生系统以及生活区和后勤系统。

航天发射中心的设备可分为通用设备和专用设备两类。通用设备即通用工业性设备，包括电力、照明、取暖、通风、消防、通信、供水、排水、升降机等。专用设备是用于火箭与航天器的运输、装卸、装配、测试、起竖、加注、充填压缩气体、调温、发射准备、发射和飞行控制等的设备。

由于航天发射中心包括了许多的设施、设备，是一个非常复杂的系统，对其结构和组成的影响因素很多：诸如场址的地理坐标；国家以及国防航天计划的规模；航天运载器的规模；航天运载器的用途和类型；国家技术发展水平和经济状况，保证可靠和安全的能力等。

航天发射中心场址的选择涉及到许多因素，甚至要涉及到许多国家间的关系问题。因为发射现代航天运载器，其航区有时要达到赤道全长的一半，所以要考虑火箭发射区、坠落区以及航天器回收区建立禁区的可能性，考虑在火箭发射时或在主动段飞行时出现故障的情况下所要采取的安全措施，沿航区设置地面测控站或测量船的必要性等。

发射场址的选择还要考虑该区的地形地貌、土质结构以及供水条件，以及该区海、陆、空交通条件。

发射场所在地区的气候和气象条件(年平均气温、湿度、一年内的晴天数等)也是要考虑的重要因素，它在很大程度上决定着发射场的技术能力，影响着地面系统工作的可靠性。

选择场址还必须考虑该区周围的环境条件，从安全性来讲，以设在远离工业中心、居民稀少的地区为宜。

总之，发射中心场址选择要考虑的因素很多，各国的具体情况差异甚大，但是，世界上早期的航天器发射中心，绝大部份都是由导弹发射和试验设施演变而来的。第二次世界大战结束后，为了满足战后导弹更大射程的要求，1945 年下半年美国建成了三个导弹发射场。第一个是射程达 80km 的沃洛普斯飞行中心(Wallops Flight Center)用来发射探空火箭。第二个是射程

达161km的白沙导弹靶场(White Sands Missile Range)。第三个是射程为100km的海军空中发射设施。

战后,苏联也研制了自己的火箭和导弹,构筑了相应的发射设施,例如1946年建造的卡普斯金亚尔(Капустин Яр)导弹试验靶场等。

随着航天事业的飞速发展,在第一批发射场的使用取得了经验后,从50年代后半期与60年代初期开始着手建设更完善的发射场,以供发射现代的运载火箭、人造卫星、空间站以及载人飞船使用。

50年代中期,苏联建造了拜科努尔(Байконур)发射场,60年代中期在普列谢茨克(Плесецк)导弹基地基础上改建成新的航天发射场,发射了人造地球卫星、载人飞船和空间站。

1958年美国在库克空军基地(Cooke Air Force Base)的基础上改建了范登堡空军基地(Vandenberg Air Force Base),以后在卡纳维拉尔角(Cape Canaveral)重建了肯尼迪航天中心(Kennedy Space Center)发射场,用以发射各种航天运载器。

60年代初,法国在哈马基尔(Hammaguir)高原建造了自己的航天器发射场,从这里发射了钻石火箭。随着70年代初第一流的库鲁(Kourou)发射场的建成,该发射场就关闭了。

中国的航天事业迅速发展,兴建了功能设备齐全,生活设施完善供多种发射任务使用的酒泉、太原、西昌发射场、多次成功地发射了自己的卫星,并于1990年4月用"长征三号"运载火箭成功地发射了"亚洲1号"卫星。

日本也拥有鹿儿岛(鹿児島)航天中心与种子岛(種子島)航天中心。1985年开始在种子岛兴建的吉信发射场(吉信崎射场)是目前世界上规模大、现代化程度很高的发射场,用以发射新型的H-Ⅱ火箭。

英国在澳大利亚南岸建造了武麦拉(Woomera)靶场,从这里发射了地球物理火箭,还建造了用于发射欧洲火箭的发射场。该发射场现已停用。

60年代中期,意大利在印度洋中建立了第一个民用的移动式赤道发射场——圣马科发射平台(San Marco Platform),它包括两个不同类型的平台,一个起发射台作用,另一个是控制发射的指挥所。从这儿,用美国的"侦察兵"火箭把意大利的"圣马科2号"卫星送入赤道轨道。

印度也建造了位于地磁赤道上的顿巴(Thumba)发射场,并于1963年发射了第一枚探空火箭。以后又兴建了斯里哈里科塔(Sriharikota)发射场。

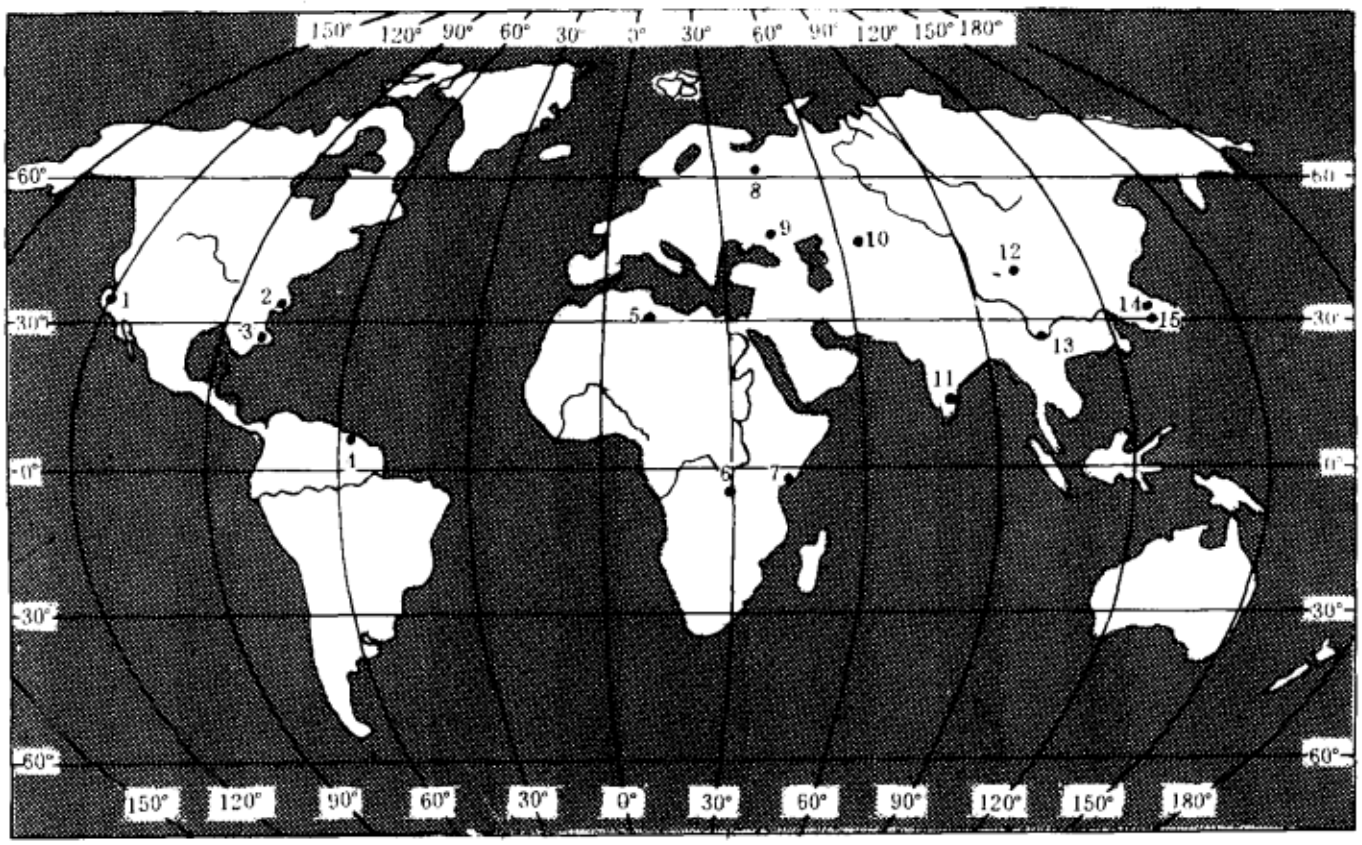
下面用图表说明目前世界主要航天中心的位置、地理坐标及航天活动情况。

本附录将重点介绍美、苏、中、日、印等国的航天中心情况。

**各国发射场的地理位置及其航天活动**(1957—1994)

| 国家 | 发射场 | 纬度 | 经度 | 航天活动次数 | | | | | | 备 注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | 1957—1990 | 1991 | 1992 | 1993 | 1994 | 1957—1994 | |
| 苏联 | 拜科努尔 | 45.6°N | 63.4°E | 874 | 22 | 21 | 22 | 30 | 969 | |
| | 卡普斯金亚尔 | 48.4°N | 45.8°E | 83 | 0 | 0 | 0 | 0 | 83 | |
| | 普列谢茨克 | 62.8°N | 40.1°E | 1299 | 37 | 33 | 26 | 18 | 1413 | |
| 美国 | 卡纳维拉尔角 | 28.5°N | 81.0°W | 419 | 13 | 24 | 18 | 19 | 493 | |
| | 爱德华空军基地 | 35°N | 118°W | 1 | 1 | 0 | 1 | 2 | 5 | |
| | 范登堡空军基地 | 34.4°N | 120.35°W | 488 | 5 | 4 | 4 | 6 | 506 | |
| | 沃洛普斯岛 | 37.8°N | 75.5°W | 19 | 0 | 0 | 0 | 0 | 19 | |

| 国家 | 发射场 | 纬度 | 经度 | 航天活动次数 | | | | | | 备　注 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | 1957—1990 | 1991 | 1992 | 1993 | 1994 | 1957—1994 | |
| 法国 | 哈马基尔 | 31.0°N | 8.0°W | 4 | 0 | 0 | 0 | 0 | 4 | |
| 意大利 | 圣马科 | 2.9°S | 40.3°E | 9 | 0 | 0 | 0 | 0 | 9 | |
| 澳大利亚/英国 | 武麦拉 | 31.1°S | 136.8°E | 2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | |
| 日本 | 鹿儿岛 | 31.2°N | 131.1°E | 19 | 0 | 0 | 1 | 0 | 20 | |
| | 种子岛 | 30.4°N | 131.0°E | 22 | 1 | 1 | 0 | 2 | 26 | |
| 法国/欧洲 | 库鲁 | 5.2°N | 52.8°W | 41 | 8 | 7 | 8 | 8 | 72 | |
| 中国 | 酒泉 | 40.6°N | 99.9°E | 18 | 0 | 2 | 1 | 1 | 22 | |
| | 太原 | 37.5°N | 112.6°E | 2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | |
| | 西昌 | 28.1°N | 102.3°E | 8 | 1 | 2 | 0 | 4 | 15 | |
| 印度 | 斯里哈里科塔 | 13.9°N | 80.4°E | 3 | 0 | 1 | 1 | 2 | 7 | |
| 以色列 | 帕尔马钦/亚乌尔 | 31.9°N | 34.7°E | 2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | |
| 巴西 | 阿尔坎塔拉 | 2.3°S | 44.4°W | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 准备作为 VLS 轨道运载器发射场 |
| 总发射次数 | | | | 3312 | 88 | 95 | 82 | 92 | 3669 | |




各国航天发射中心地理位置

1. 范登堡空军基地；2. 沃洛普斯岛；3. 肯尼迪航天中心；4. 圭亚那航天中心；5. 轨道运输与火箭公司在利比亚的发射场；6. 轨道运输与火箭公司在扎伊尔的发射场；7. 圣马科发射台8. 普列谢茨克发射场；9. 卡普斯金亚尔发射场；10. 拜科努尔发射场；11. 斯里哈里科塔发射场；12. 酒泉航天中心；13. 西昌航天中心；14. 鹿儿岛航天中心；15. 种子岛航天中心。

# 中国航天发射中心

张 世 英

中国用以发射运载火箭的基地，主要有西昌、太原和酒泉三大航天发射中心。本节拟比较全面地介绍西昌航天发射中心，太原和酒泉航天发射中心只作重点介绍。

## 西昌航天发射中心

“西昌航天发射中心”位于四川省西南部，凉山彝族自治州境内。该区高山多，平地少，气候温和，寒冷期短，冬旱夏湿，雷暴频繁。

该地区交通比较便利，川滇西路和成昆铁路通过该区，有铁路专用线直通技术中心和发射中心。还有大型飞机场。

“西昌航天发射中心”包括：测试发射系统，指挥系统，测控系统，通信和时间统一勤务系统，气象系统，技术勤务系统。这些系统的互相配合，共同保证发射任务的完成。

“西昌航天发射中心”于1982年完工交付使用，1984年1月发射“长征三号”火箭。1990年初又建成新的发射工位，并于7月16日成功地发射了“长征二号 E”捆绑火箭。本中心具有两个发射工位，在中国三大航天发射中心中，功能比较齐全，既能发射采用低温推进剂的“长征三号”系列火箭，又能发射运载能力较大的捆绑火箭。同时具有比较先进的指挥和显示系统。

**技术中心**

技术中心的任务是完成卫星和运载火箭以及其他大型设备的转载、贮存和对卫星与运载火箭进行检查、测试的工作。主要由测试、供气、供配电、指挥通信和勤务保障等系统组成。

技术中心的主要建筑物为总装测试厂房和卫星总装测试厂房。

1. 总装测试厂房

总装测试厂房的任务是：完成卫星、运载火箭及大型设备的转载；完成卫星、运载火箭的单元、分系统和综合测试；完成卫星、运载火箭必要的分解装配；完成卫星的推进剂加注；贮存卫星和运载火箭。

总装测试厂房包括转载间、测试厂房、卫星间、综合测试间和单元测试楼。有铁路专线通过转载间。在转载间一侧是测试厂房。综合测试间和卫星测试间在测试厂房两边。

转载间　用以完成对卫星、运载火箭及大型设备的转载。内有双钩桥式吊车，起吊质量50t/10t，提升高度9.5m。

测试厂房　主要完成对运载火箭的测试和必要的分解装配。厂房长90m，净跨24m，吊顶高18.58m，可以同时测试一发、停放一发“长征三号”火箭，或一次存放三发“长征三号”火箭。内有双钩桥式吊车，起吊质量15t/5t，起升高度12m。并有空调设施，可保证环境温度15—20℃，相对湿度小于70%。

卫星间　用于对卫星进行分解装配，安装远地点发动机，对卫星进行测试检查、称重，加注推进剂。内有单梁悬挂式电动吊车一台，起吊质量5t；电子秤一台，最大可称2t 质量的物体。空调可保证环境温度15～30℃，相对湿度小于70%。

综合测试间　用以放置各系统的综合测试设备，对运载火箭进行水平状态的检查测试。

单元测试楼　包括4个区段，分别为惯性元器件测试间；单元测试楼；连接通廊；空调机房。

2. 卫星总装测试厂房

为适应发射外星的需要，新建了 BS2、BS3卫星总装测试厂房，BM 远地点发动机测试准备厂房，BMX 远地点发动机 X 探伤厂房。在总装测试厂房内转载间及卫星大厅内设有专用慢速吊车。并有空调设施，保证室内温度20～25℃、相对湿度30～60%、洁净度小于100000级。在卫星加注封装厅内设有专用慢速桥式防爆吊车，并有静电导出装置确保安全。

3. 技术中心至发射中心的公路

公路长3km，混凝土路面，宽12m，最大坡度5%。

**发射中心**

发射中心的任务，是将技术中心测试合格转运来的火箭和卫星，分级起吊、对接，竖立在发射台上，进行检查测试，加注，瞄准和实施发射。本中心有两个发射工位(见图)，基本上以罗王河为界。河北方面是3号工位，已多次用长征3号火箭发射东方红二号卫星，并于1990年和1994年两次成功地发射了由美国制造的“亚洲一号”卫星和“亚太一号”卫星。河南方面是2号工位，第一期工程于1990年初完工，可以发射大推力捆绑火箭。载至1994年底已六次发射长征2号 E 捆绑火箭和两次发射长征3号 A 新型火箭。两个工位均自成系统。

1)　3号工位

3号工位主要由场坪、工作塔架、发射台、导流槽、电源间、控制室、瞄准间、火工品存放间、推进剂库房、气瓶库房、污水处理系统、消防系统、空调系统等组成。

发射场坪和塔架　场坪长150m，宽90m，水泥地面。场坪中竖立着工作塔架、发射台，场坪周围有3个125m 高的避雷塔，塔上装有照明设备。塔架是固定式的，其主要任务是：吊装起竖对接卫星、运载火箭及其他设备；连接地面与卫星、火箭上的电、气、液管线并支撑相应的插头连接器；提供检查测试用的各层工作平台和测试间；敷设加注管道对火箭实施加注；发射不成功时，进行消防、清洗和撤收工作。塔架如图所示。

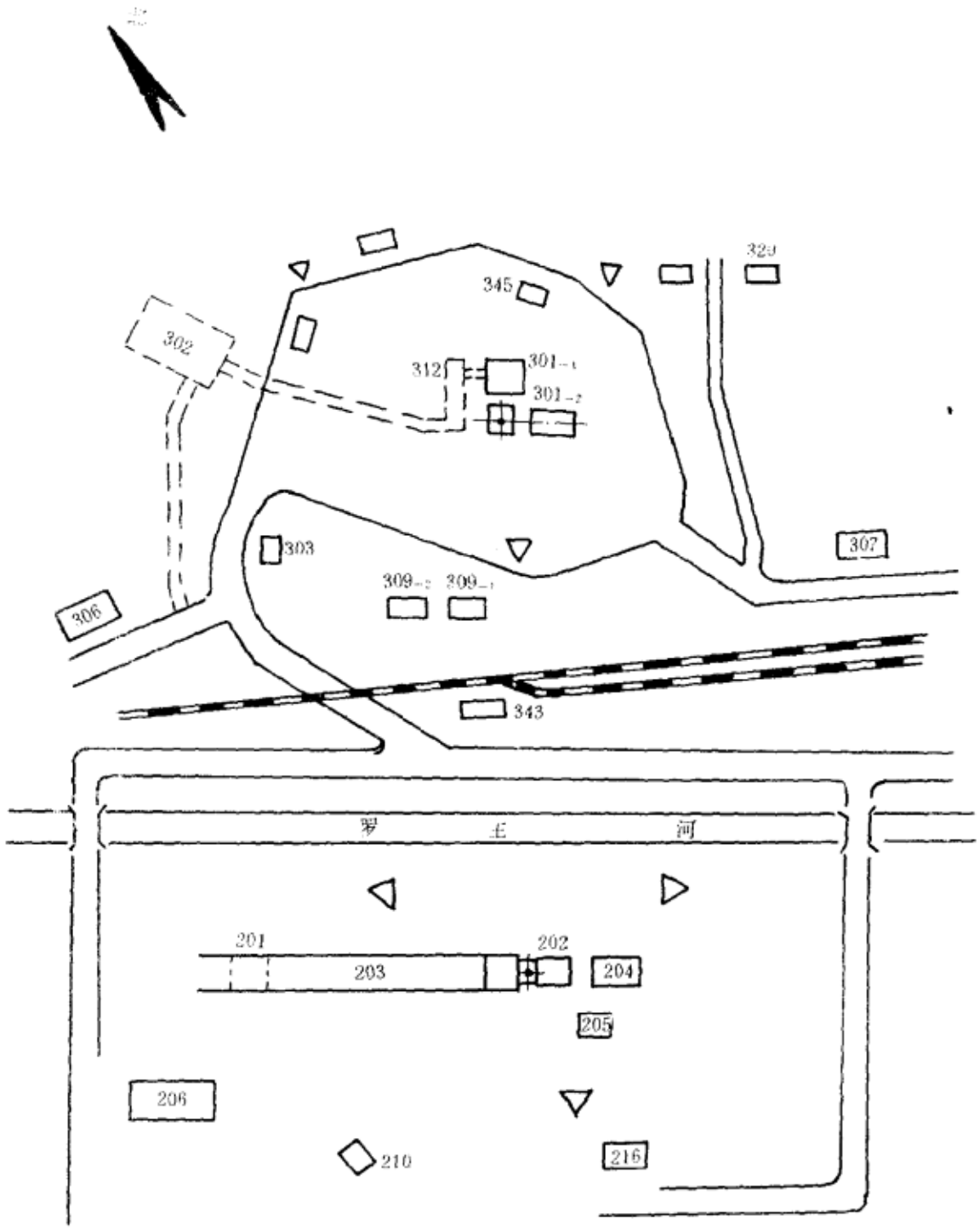
a. 塔高约77m，上有双钩吊车，起吊质量20t/10t，最大起升高度64m。

b. 电缆摆杆的主要作用是敷设地面与产品相连的电、气液路；当脱落插头不能自行脱落时，实行强制脱落。共有左杆、右杆两部分及两套液压驱动装置。

c. 工作平台分固定式、回转式和升降式三种。固定式平台15层，层间有爬梯、每层又有房间，供测试和存放各种设备用；回转平台11层，最上面一层有顶盖，它和各层平台的端头、活动窗一起组成防雨工作间。利用其中的几层还组成大小封闭间，造成卫星所要求的工作环境；升降平台也是11层。

发射台和导流槽　发射台用来支承运载火箭和卫星，进行垂直度调整和瞄准。它有台体、回转部、液压系统、电器系统等组成。最大承载能力250t；千斤顶工作行程200mm；方位调整范围±180°。操纵间在塔架底边，内有发射台控制台，可与瞄准设备配合，调整火箭的垂直度和方向。导流槽用来排导火箭起飞时喷出的高温高速燃气流，当发射不成功时，也可作为一子级火箭推进剂的泄出贮槽。

控制室与电源间　控制室是测试发射控制中心，其主要任务是完成对卫星和运载火箭垂直状态下的测试检查、瞄准、监控及实施发射，并且控制低温推进剂的加注和补加以及摄影、消防等。本控制室为洞内建筑，内有测试发射控制间；发射指挥间；遥测间；外测安全测试间；液氢、液氧加注控制间；卫星测试间；配电间等。洞内实施空调，保证测试发射控制间和卫星无线



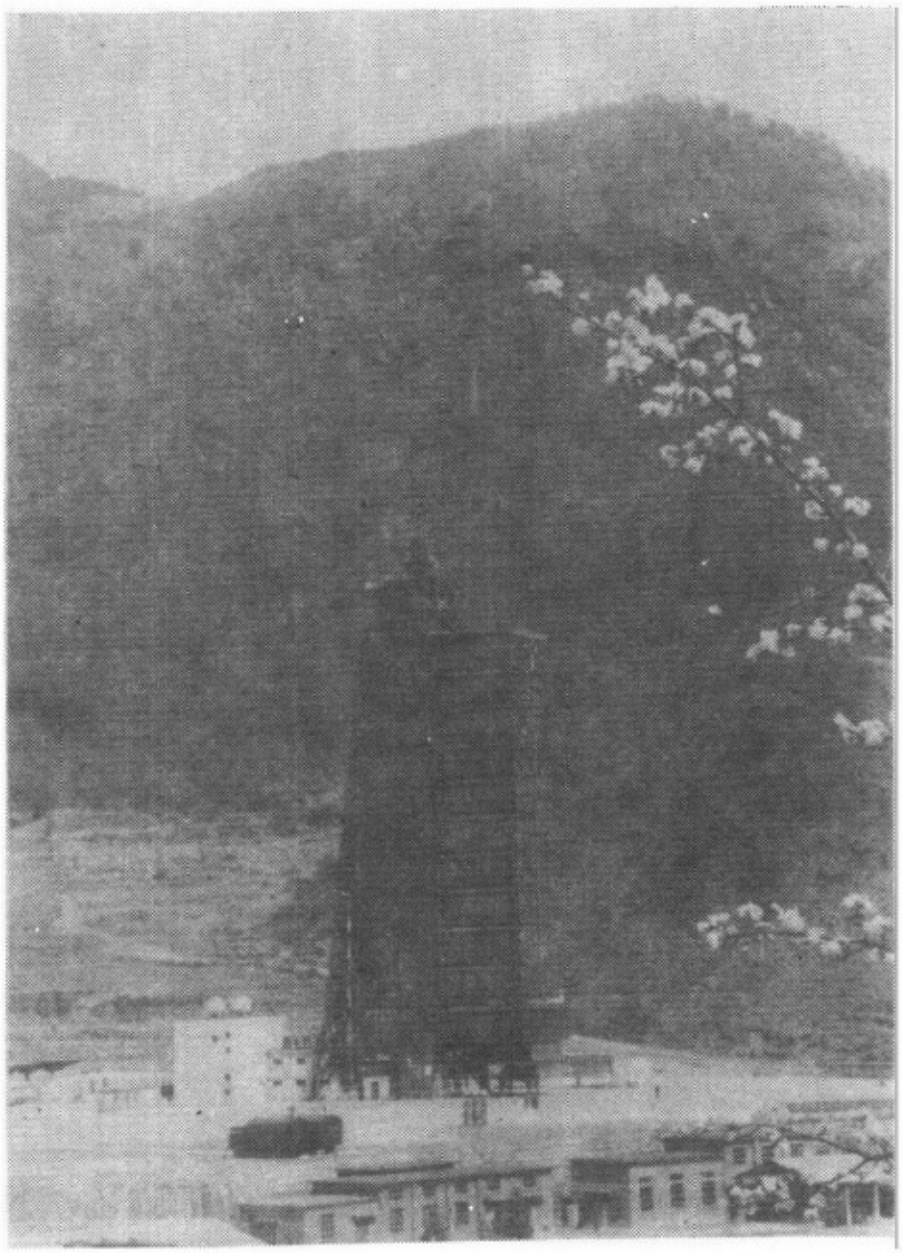

西昌航天发射中心布署图

301-1. 塔架；301-2. 导流槽；302. 控制室；303. 瞄准间；306. 燃烧剂库；307. 氧化剂库；309-1. 氦气瓶库；309-2. 氮气瓶库；312. 电源间；329. 火工器贮存间；343. 液氢补加库；345. 液氧补加库。201. 活动塔；202. 固定塔；203. 塔架路轨；204. 导流槽；205. 电源间；206. 控制室；210. 瞄准间；216. 液氧库。

测试间的温度为20±5℃，其他房间为15～30℃，相对湿度均小于75%。电源间亦为地下建筑。

瞄准与瞄准间　“长征三号”火箭发射“东方红二号”与“亚洲一号”卫星的射向为104°，瞄准点设在射向后方。瞄准间为二层建筑物，窗口对准塔架，采用活动窗，室内有二台瞄准仪。

低温推进剂的加注与排放　“长征三号”火箭三子级推进剂采用液氢和液氧，因而西昌航天发射中心具有加注低温推进剂的能力。液氢、液氧加注都采用活动式车辆加注方案。液氢用铁路车，液氧用公路车，除加注外，在停放期间和临射前还要进行几次补加。在加注后停放及发



西昌航天中心3号工位塔架(侧视)

动机预冷阶段,由于低温推进剂的蒸发,要排出大量气体,必须妥善处理以保证安全。液氧箭上排气通过管道引向场外;液氢箭上排气用管道通向山上排放,加注系统排气引入燃烧池燃烧。

2)　2号工位

塔架和发射场坪　塔架有二个;一个是固定塔,上面有各种低温加注管路、供气管路、工作平台、电缆摆杆……;另一个是活动塔,上面有吊车、工作平台,在射前沿导轨开走。两个塔架配合,共同完成运载火箭的吊装,测试、发射任务。2号工位发射塔架简图见图。

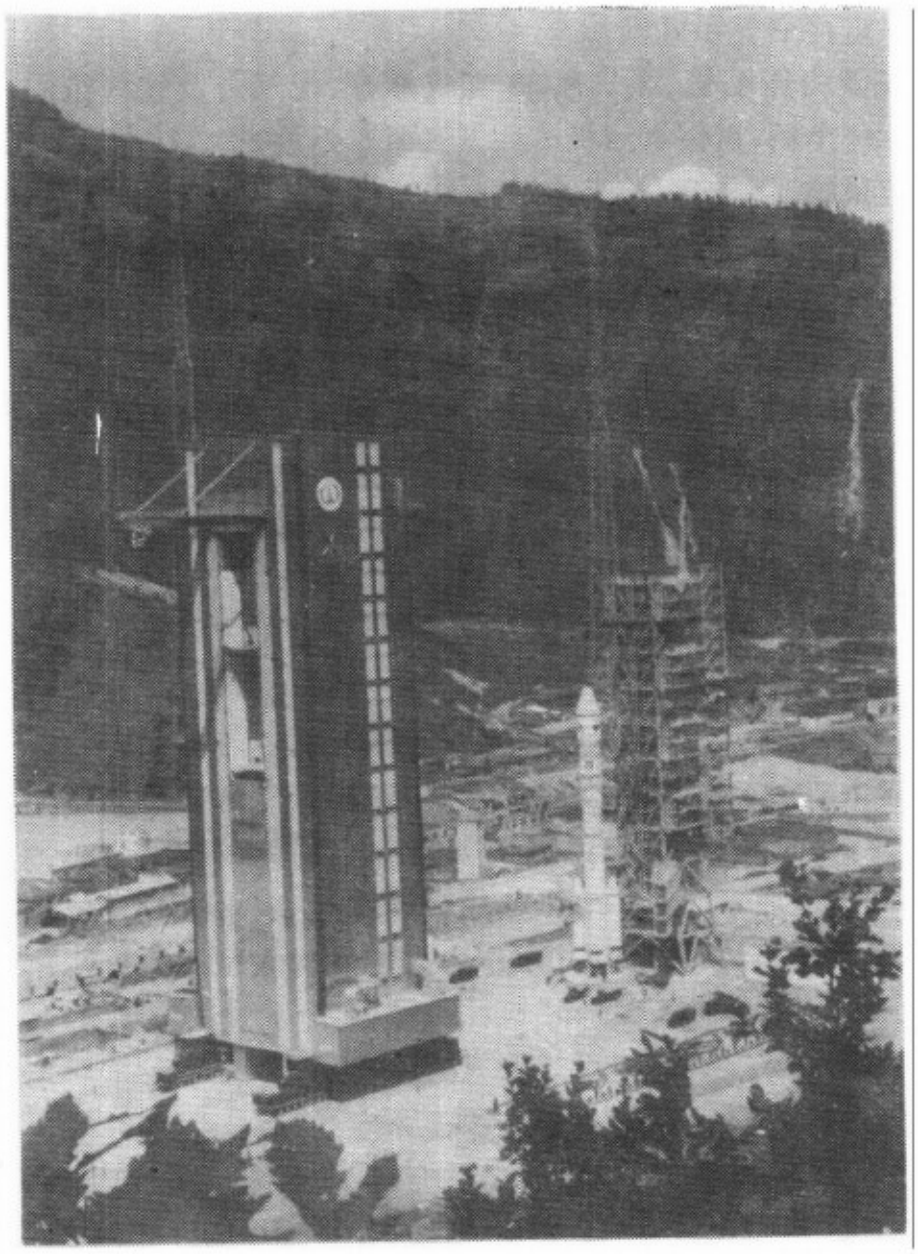
活动塔上有双钩吊车,主副钩起吊质量为20t/10t,起吊高度84m。塔上设空调净化区,保证温度为15～25℃,相对湿度35～55%;洁净度等级100000级。

塔架周围是发射场坪,有三座170m 高的避雷塔。

发射台　外廓直径14m,总高度4m,承载能力约800t。

控制室　是一个二层楼的地面建筑,距发射台中心约200m 左右。一层为各测试控制和指挥间,二层为通信、会议等用房。有空调系统,保证主要房间温度为20±5℃,一般房间温度为15～30℃。相对湿度小于75%。

低温推进剂的加注和排放　液氢加注采用铁路车活动加注方案;液氧加注采用固定槽罐



2号工位发射塔架

方案。氢气排放采用水池燃烧及塔架应急排放方案。由于新的需要，又增加一个液氮加注系统。

3） 常规推进剂加注系统

发射中心的常规推进剂加注系统，原是为3号工位发射“长征三号”，给一、二子级火箭加注推进剂设计的，已多次完成了加注任务。在2号工位建设时，又加以扩建，为两个工位共用。加注方案采用闭路泵送式。大流量加注基本量由箭上液位传感器定量，地面监视；小流量进行末速加注和补加，由地面加注系统精确定量。

偏二甲肼和四氧化二氮，每个加注系统都有库房、操纵间、卸车间、防护用品间和一套管路。偏二甲肼和四氧化二氮库房均为洞内建筑，内放贮罐。其贮量可同时满足一发“长征三号A”和一发“长征二号E”的用量。两个系统都有热交换器，可以用来给推进剂调温。

4） 供气系统

为满足火箭、卫星测试和地面设备用气，发射中心备有空气、氮气和氦气三种气源、均为两个发射工位共用。

氮气空气系统　主要由压缩机站、气瓶库、塔架地面配气间以及相应的配气台、供气管路组成。压缩机站的任务是提供高压氮气和空气。内有压缩机、活动气源车。气瓶库为半地下建筑，内有气瓶，可以贮存空气和氮气。

氦气系统　主要由压缩机、氦气瓶车、氦气瓶库、配气台及管线组成。氦气瓶库有球形气瓶、操纵间；库外有停车场，可供氦压机车和氦气瓶车停放。

**指挥所和测控系统**

指挥所设在指控站601建筑物内，一端是计算机房，另一端是指挥大厅。指挥所内有总指挥台、显示大屏、安控室、参谋工作室和参观室等。

测控系统主要负责运载火箭一、二级飞行段的参数测量和安全控制任务。由它获取大量试验资料，为火箭卫星的故障分析、系统改进提供重要依据。如果火箭在一、二级飞行段发生故障，运用安控系统进行落点选择，实施空炸，以保护首区和航区重要目标免受危害。

测控系统由指挥控制站(指控中心)和一系列测量站组成。指控中心站主要是实施加工、处理测量站送来的各种测量信息，完成安全控制和指挥任务。

## 太原航天发射中心

太原航天发射中心，位于山西省西北部，境内多山，气候干燥。同浦铁路北段分支到转运站，有公路通向各点。各点布局较西昌航天中心分散。指挥部、技术中心、发射中心均有公路相通。火箭由铁路运到中心后，在转运站卸车，由公路车运往技术中心，技术中心有测试厂房，经过测试合格后，又由公路车运往发射中心。本中心能发射大型运载火箭和中型运载火箭。1979年建成的7号发射中心，是“长征二号”和“长征四号”火箭发射试验场。在1988年和1990年由“长征四号”两次成功地发射了“风云一号”气象卫星。

**7号发射中心**

发射中心包括发射系统、控制系统、加注系统、供气系统、瞄准系统等。

发射场坪与塔架　发射场坪类似一个斜倒放置的梯形，场坪周围有三座避雷塔，高105m。塔架竖立在场坪中央，与西昌航天中心3号工位塔架大致相同。只是根据任务与运载火箭型号的不同，调整工作平台与电缆摆杆。

发射台和导流槽　发射台轮廓尺寸约5m，承载能力200t，千斤顶工作行程170mm，方位回转范围±180°。导流槽上有盖板，发射时可以移开。

控制室与电源间　控制室为地下建筑，主体结构是一个椭球形钢骨混凝土壳体结构，具有一定的防护能力。环境条件为：温度15～30℃，相对湿度小于75%。控制室有一专用潜望镜，指挥员用来观察点火时发动机的工作情况和火箭起飞时的飞行姿态。电源间位于塔架的下方，亦为地下建筑。

推进剂加注系统　推进剂采用偏二甲肼和四氧化二氮。固定贮罐存放，活动泵车加注，通过地下固定管路到塔上火箭贮箱，实行闭式加注。基本加注量由箭上液位传感器定量，地面监视，末速加注和补加由加注系统定量。加注系统由氧化剂，燃烧剂和洗消间三大部分组成。氧化剂和燃烧剂系统均由库房、场坪、管廊、塔架管路、库房冷却塔组成。两个系统的布置大体相同。贮罐间是保温库结构形式。泵车间有两辆泵车，可同时工作。还有操纵间、气瓶间、清洗间等。库房可以调温。

供气系统　由活动制氮设备、增压补气车、气瓶库、操纵台、各种配气台以及管路、阀门等

组成。制氮厂房是活动制氮设备的工作场地，兼作增压补气车和消防车库。活动制氮设备可连续工作几昼夜。增压补气车的用途是由制氮设备或其他气源取气，向气瓶库和推进剂库球形气瓶充高压气。

## 酒泉航天发射中心

酒泉航天发射中心，位于甘肃省，是中国最早建成的运载火箭发射试验基地。这里地势平坦，周围是一望无际的开阔地。从60年代到现在，已经成功地发射了许多不同用途的运载火箭和卫星，数量之多，居中国三大航天发射中心的首位。从1970年4月24日用“长征一号”运载火箭成功地发射了中国第一颗人造卫星——“东方红一号”以来，截至1990年10月，中国发射的30颗内外卫星中，有20颗是在此中心发射的。基地设有专用飞机场。与兰新线相接的专用铁路线直通技术中心和发射中心。技术中心有两个大型测试装配厂房。发射中心有大型、中小型以及气象和探空火箭发射场。

**发射中心**

发射中心2号发射场有两个发射工位，彼此独立自成系统，既能执行飞行试验、发射卫星任务，又能进行地面点火试车。2号场地大型运载火箭发射工位由塔架、试验台、地面试车控制间、飞行试验控制间、燃烧剂库、氧化剂库、气瓶库等多项建筑物所组成。

塔架　包括1号塔和3号塔。1号塔是活动塔，能在轨道上行驶。用以对火箭进行起竖、对接、检查测试等工作。其主要尺寸为：塔架高约55m；吊车吊钩高45m。吊车主钩起吊质量15t，副钩起吊质量5t。1号塔主要由门架、台车、吊车、工作平台、工作间、电梯等组成。台车是塔的运行部分。其中夹轨钳是在塔架停止时夹住轨道，防止滑动，可电动亦可手动。液压千斤顶，是当塔长期停放时，将台车梁顶起，以减少轮压。3号塔是固定钢架结构，共有11层固定平台，前面4根立柱上装有5层活动工作平台。塔上固定有加注、消防、供气管道。塔高约48m。活动平台分手动折迭式、电动折迭式、回转式三种。

发射台与导流槽　发射台高约6m，承载量约200t，升降行程200mm，方位回转范围±360°。导流槽深约20m。

推进剂加注系统　火箭使用的推进剂为偏二甲肼和四氧化二氮。两种推进剂的库房除位置不同外，内部设置大致相同。四氧化二氮库房为地下式；偏二甲肼库房为半地下式，库房一侧傍铁路，有转注场坪。每个库房内有贮罐，耐腐蚀泵，还有控制台、涡轮流量计、加注管路、蒸汽回收管、电动手动球阀、配气箱、废气处理洗涤塔等。

供气系统　由压缩机站和配气系统两大部分组成。压缩机站有液氮车、低压汽化器、贮气罐、压调器、缓冲罐、压缩机、干燥器、陶瓷过滤器、压力保持阀。配气系统有气瓶、配气板等。

# 苏联航天发射中心

孙　雅　平

苏联的航天发射场共有三个，按其投入使用的先后顺序排列，它们是：卡普斯金亚尔(Капустин Яр)靶场、拜科努尔(байконур)发射场、普列谢茨克(Плесецк)基地。

卡普斯金亚尔靶场最早是一个导弹试验靶场，建于1946年底，1962年开始用于发射卫星，但数量不多。

拜科努尔发射场于50年代后期建成，成为苏联最重要的一个导弹靶场和航天发射场。从这里发射了第一颗卫星、第一艘载人飞船。

普列谢茨克基地原是一个洲际导弹基地，60年代中期，将其作为新的航天器发射场。几乎承担了原苏联全部军用卫星的发射任务，成为最重要的一个军用航天器发射基地。

下面简单地介绍这三个发射场的情况。

## 卡普斯金亚尔靶场(КОСМОДРОМ　КАПУСТИН ЯР)

卡普斯金亚尔靶场的地理坐标为北纬48.4°，东经45.8°，位于伏尔加河北岸，在横贯东西的公路、铁路线上，离下游重要城市伏尔加格勒约90km。

这里地处内陆，属于大陆性气候。冬天多风较冷，一般吹东风，气温总是在0℃以下。夏天吹西北风，天气较热，经常处于40℃左右。全年晴天多。

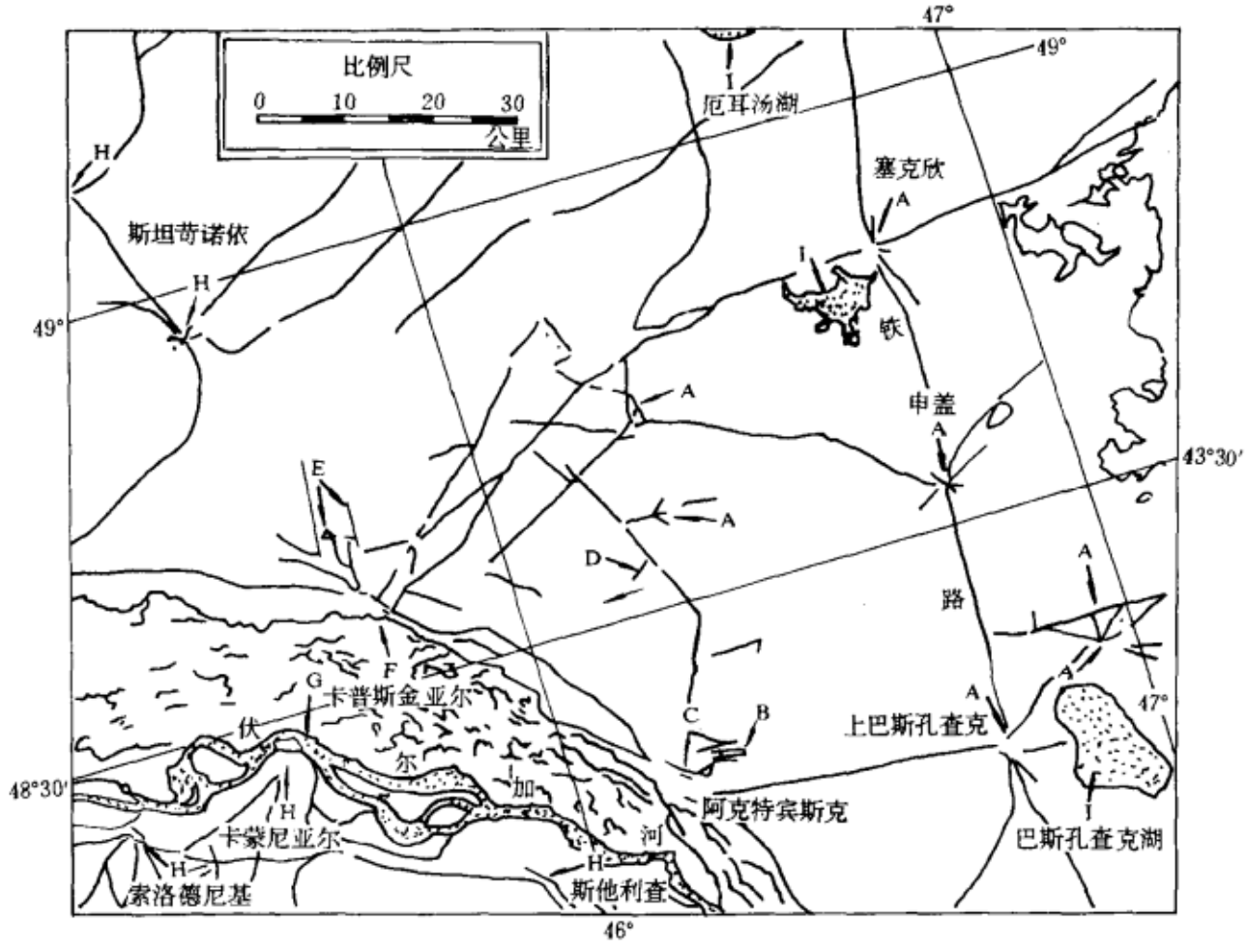
靶场占地面积6912km²，海拔30m左右，是一片地势平坦、人烟稀少的半沙漠区。

卡普斯金亚尔靶场是“L”形发射场。1947年冬，苏联在这里进行了数次V-2火箭的飞行试验。并发射大量的探空火箭，从事宇宙生物学研究活动。

1962年以后原苏联人将SS-4“凉鞋”中程导弹作“宇宙号-Ⅰ”运载火箭，发射倾角约为49°的小型科研卫星。1973年以后，又用SS-5“短剑”中程导弹衍生的“宇宙号-Ⅱ”运载火箭来发射卫星。“宇宙号-Ⅰ”火箭用来发射宇宙号科学卫星和国际宇宙号系列的卫星，以及以宇宙号命名的一些军用卫星。

用SS-4衍生的运载火箭“宇宙号-Ⅰ”发射卫星时，整个长度超过了一般SS-4井的深度。在准备期间要用一座活动式测试间罩住井口和伸出地面的飞行器顶部。首先，将一子级火箭装入井内，再用拖车将装有有效载荷的二子级运至井口，竖起，放入井内与一子级对接，拖车开走，测试间罩住井口，当测试准备完毕之后撤离。用这种井下发射方式来发射卫星，可以缩短暴露在地面上的准备时间，受气象条件影响较小。

用SS-5导弹衍生的“宇宙号-Ⅱ”运载火箭来发射卫星时，是用美国式柴油机车把总装完毕的“宇宙号-Ⅱ”火箭运出水平总装大楼，火箭整个被立架合围起来，然后垂直立到发射台上，同美国老式的宇宙神火箭竖立架有些相象。




卡普斯金亚尔靶场简图

A－主要发射区及支援区；B－主要飞机跑道；C－有关机场设施；D－单一滑行道机场；E－附加的飞机着陆设施；F－卡普斯金亚尔镇；G－伏尔加河；H－发射场外的人工设施；I－湖泊。

## 普列谢茨克基地（КОСМОДРОМ ПЛЕСЕЦК）

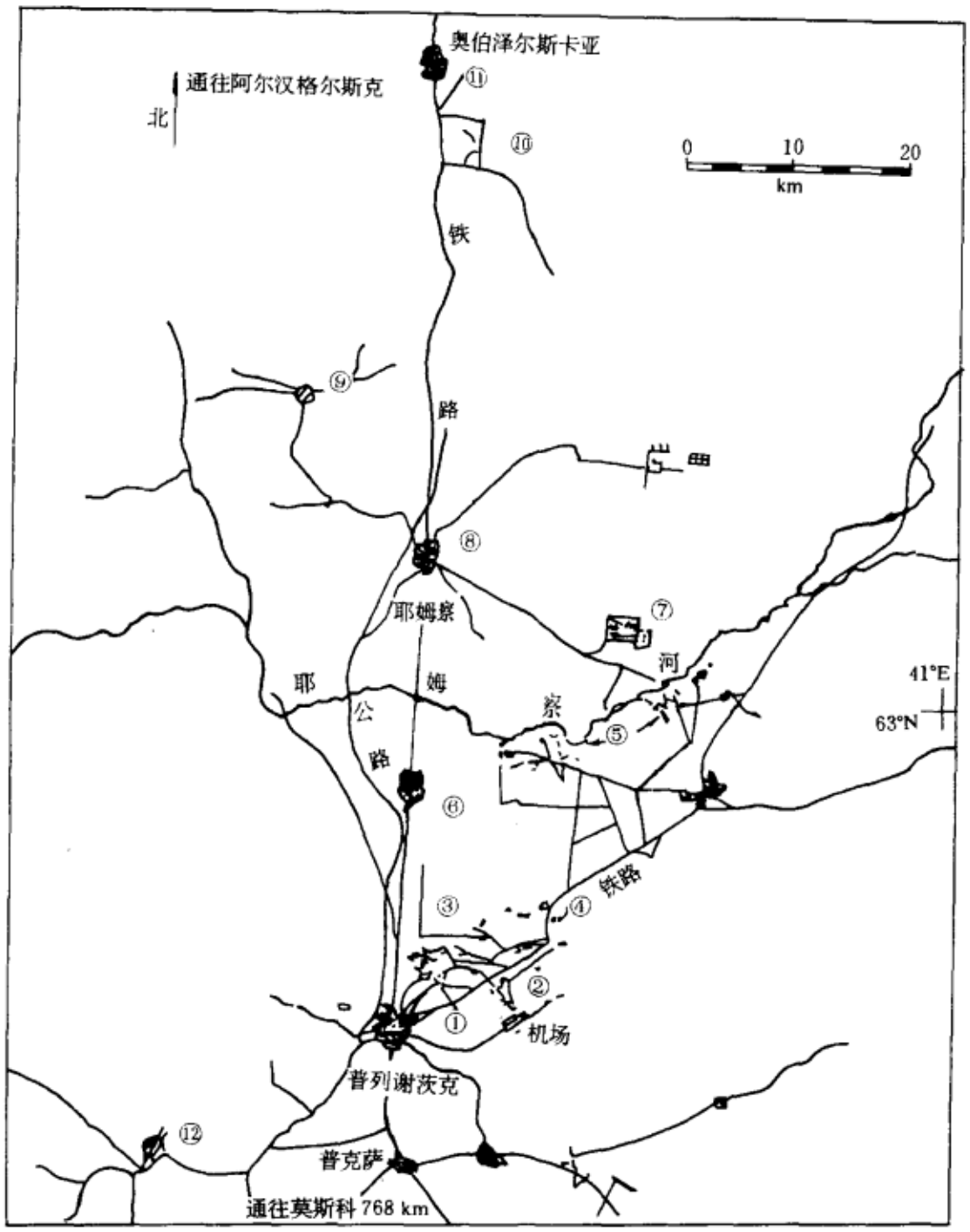
普列谢茨克基地的地理坐标是北纬62.8°，东经40.1°，位于原苏联欧洲部分的北部，在莫斯科通向阿尔汉格尔斯克的铁路干线上。

该地区平均海拔高度约100m，是一片辽阔的平原和沼泽地。

整个场区南北伸展约100km，东西58km。

该发射场是在1965年由原来洲际导弹基地扩建而成的。主要设施均分布在普列谢茨克市东南和东北部，卫星发射区主要集中在场区南部。它是原苏联主要的军用航天器发射场，发射的卫星主要是军用侦察卫星和其他各种导航、通信和气象卫星等。由于发射场所处纬度较高，可以利用高纬度来发射大倾角卫星，可以满足侦察卫星和气象卫星对地球进行大范围全球覆盖的要求。发射的卫星倾角为60.8°～82.9°。目前，该发射场是世界上最活跃的发射场，大约每周发射一颗卫星，该发射场的作用与美国范登堡基地相当。

基地的人员居住和生活在普列谢茨克市，该市是物质和后勤供应的集散地，市东有机场。在该市的北部是基地的主要支援中心，在中心进行运载火箭—卫星的总装、测试等技术保障工作，然后通过铁路或公路运往发射场。各种发射场、遥测跟踪站共有12处，各场、站之间均有铁路或公路联结。




普列谢茨克基地简图

1. 普列谢茨克市；2. 机场；3. 支援中心；4. 发射场；5. 发射场；6. 居民区；7. 遥测站；8. 耶姆察镇(Емца)；9. 洲际导弹发射阵地；10. 洲际导弹发射阵地；11. 奥伯泽尔斯卡亚(Обозерская)。

在普列谢茨克基地发射的卫星运载火箭有“东方号”、“联盟号”、“闪电号”、“宇宙号”等。这些发射场同拜科努尔发射场东北翼所见到的布局相同，也有同样的铁路网与准备大楼相联系。

为了适应恶劣的北极天气情况，该发射场的发射台具有不同的设计。运载火箭不是直接竖立在发射台支架上，发射服务工作是借助于可滑动的转塔完成的。这种转塔是一个底座面积约200m²，质量450t，高100m 的结构。这种转塔安装在铁轨上，其上面部分有一个特殊的起重装置，能使火箭处于垂直位置。该滑动服务转塔能遮盖发射台和火箭，因此，转塔能保证地面服务人员在任何天气条件下和白天任何时间都可进行正常工作。

# 拜科努尔发射场(КОСМОДРОМ БАЙКОНУР)

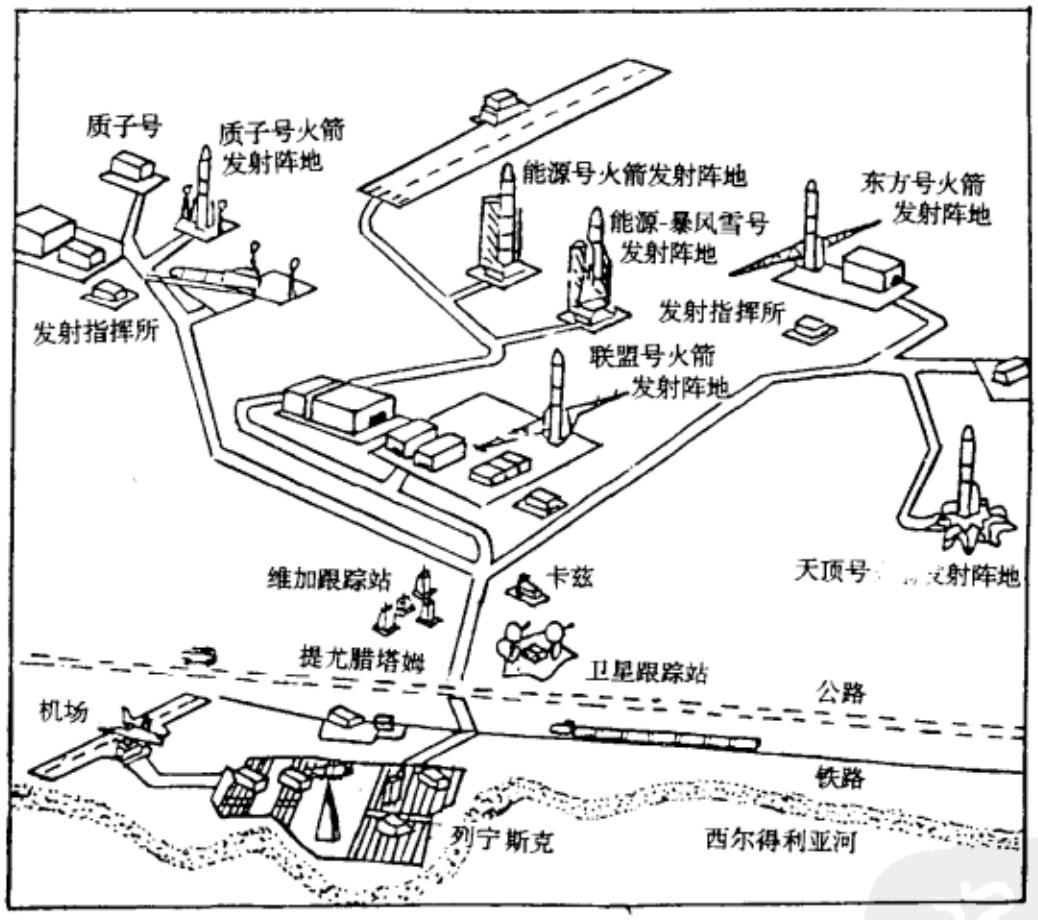
拜科努尔发射场的地理坐标是北纬45.6°,东经63.4°,它位于中亚哈萨克境内,咸海以东约150km,拜科努尔镇西南288km 处。

当地的平均海拔高度为90m 左右,是个人烟稀少的半沙漠草原地区。场区周围有不少盐碱滩和丘陵。

属大陆性气候,气温变化较大,全年气温变化在－20～45℃之间,年平均降雨量仅60mm左右。冬季相对湿度达81%,平均气温－12.2℃。一般吹东北风,常有暴风雪侵袭。夏季很热,吹西北风,相对湿度平均24%,平均温度为26.1℃,降雨量很小。

拜科努尔发射场是1955年兴建的,1957年10月苏联在此发射了第一颗卫星。就发射场的规模、设备数量和工作范围而言,是苏联最大的航天发射场,相当于美国的空军东靶场肯尼迪航天中心。

拜科努尔发射场的工作重点是:发射载人飞船、卫星、月球探测器和行星探测器,进行各种导弹和运载火箭的飞行试验。另外,还进行拦截卫星和部分轨道轰炸系统的试验。从这里发射的航天器包括早期的苏联卫星、射向火星、金星和月球的探测器,以及后来的"东方号"、"上升号"、"联盟号"等所有载人飞船和"礼炮号"航天站及"能源-暴风雪号"航天飞机的发射。




拜科努尔发射场配置图

拜科努尔发射场由发射区、支援中心等几个部分组成,发射场的配置见图。1987年又在此发射了"能源号"巨型火箭,下面分别介绍:

**发射区**

1. 发射区发射设施

发射场的重要设施都由铁路、公路连接起来。

组装试验楼、总装试验大楼　要发射的航天器都在组装试验楼进行测试，包括真空、遥测、推进和其他分系统的检查，然后由专用运输车运往燃料库，加注可贮存推进剂和增压气体，再运回到飞行器总装试验大楼进行航天器与运载火箭水平对接并进行测试。

加注设施　设在离发射台几百米远的地下室，为避免溢流污染，防止意外火灾蔓延，各地下室之间互相隔离。错综复杂的地下管道和导管从推进剂贮罐通到发射台下面，通过服务机构与火箭相连。在发射台上有电缆和加注塔，其中一个塔台支撑着电缆，其它塔台把加注管道与遥测电缆连接到航天器上，发射前几秒，这些塔台脱离火箭。

运输起竖车　曾经使用过三种形式的运输起竖车。现在最新的是联盟号火箭使用的一种重而坚固的起竖车。除火箭下段的弧形支撑外，上段有两个大型夹紧装置支撑着火箭并把它固定在运输起竖车上，这种上段支撑延伸到“联盟号”整流罩的顶端，在整流罩圆柱体顶端起到辅助托架的作用。当主起重机、服务塔、支撑臂向下倾斜时，起竖车慢慢驶向准备放置火箭的位置，用液压千斤顶稳定起竖架并牢牢固定在发射台基座上，再调整液压千斤顶使起竖架带着火箭竖起到垂直状态。

发射台　这是巨大的钢筋混凝土平台，台下有很深的导流槽，有16m 宽的开口，下边是排焰管道，其作用是排出发动机的燃气流。喷焰从地下以30°角往上斜向排出。发射装置安装在导流槽上方的中心处，火箭就在导流槽坚固的扇形台架上。

发射台上的发射系统结构可分为两级，中心部件是第二级，绕中心部件其余部件对称分布在四边构成第一级。四边部件是锥形的，在离火箭底座约20m 的高度支撑着中心级。在发射台上有四个支撑台与发射系统底座相连，形似“倒音叉”，起竖架在四个支撑臂升起前精确地把火箭悬吊在发射台上端的保险环中间，相对运输起竖车进行旋转点定位。当火箭底部伸进发射台的混凝土结构内约7m 时，四个16m 长的支撑臂升起，把四个分开部件围拢起来，形成刚体结构，可靠地支撑着火箭。

服务塔　在工作位置服务塔架构成了各层平台的入口。平台环绕着火箭，可以在360°范围为火箭服务。发射前塔架打开，塔架的两半在彼此相反方向降低至接近水平位置。

发射控制室　设在距发射台很近的地下，从这里还可以用潜望镜观察发射台上的活动，发出各种重要指令。它的设备是完全自动化的。在掩蔽所的顶部立着许多水泥桩，在万一火箭发生事故坠落时，减轻冲击载荷。

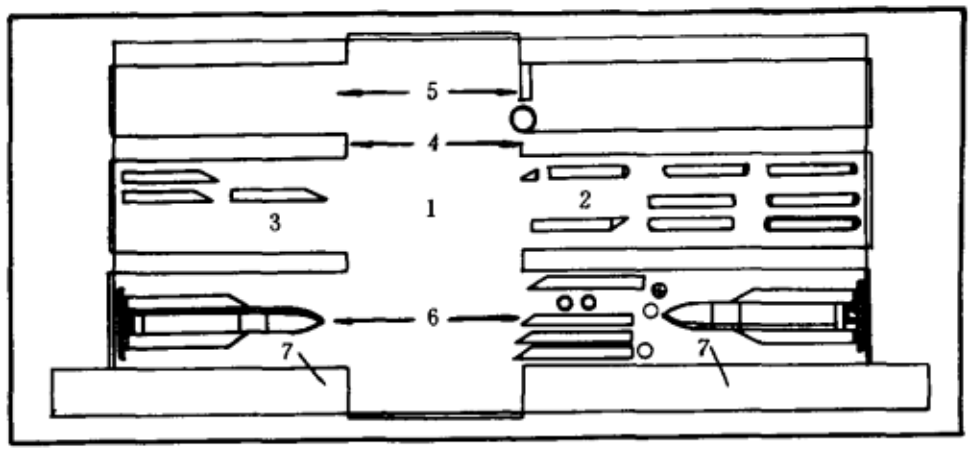
2. “能源-暴风雪号”航天运输系统发射阵地

1987年，苏联在拜科努尔发射场首次发射了“能源号”巨型运载火箭。这个发射阵地以两个高耸的避雷塔为标志。1988年11月25日又在此用“能源号”发射了“暴风雪号”航天飞机。发射阵地的地面设施包括技术阵地、发射台和着陆场上所有设施。下面作简单介绍：

技术阵地　由“能源号”芯级总装大楼、“能源号”运载火箭总装大楼、“暴风雪号”航天飞机总装大楼、“能源-暴风雪号”检测大楼及振动试验塔组成。

1)“能源号”芯级总装大楼为一个长方形的建筑物。长为274m，宽为160m，高为40m。在总装大楼内有一个呈细长形的“能源号”芯级总装车间，总装车间长为155m，宽为24m，高为35m。沿总装车间一侧为一排工程试验间。总装时，芯级置在特制的托架上，四周围住工作台。在总装车间可同时总装4枚“能源号”芯级。

2)“能源号”运载火箭总装大楼是一种与大型飞机库相类似的建筑物。在建筑物内有6个铺有铁轨的总装车间，这6个总装车间靠铺有铁轨的中央车行道相连。助推器部件由铁路或飞机运到后，先在两个被中央车行道分隔开的助推器总装车间内总装。两个助推器总装车间的宽度为24m，高度都为22m，其中一个长度为100m，另一个长度为70m。和助推器总装车间相邻的为两个“能源号”运载火箭总装车间，它们被中央车行道分隔开来，长度分别与各自相邻的助推器总装车间相同，宽度都为28m，高度比助推器总装车间高得多。总装大楼内还有两个工作间用于运载火箭部、组件试验和装配。总装大楼内部布局见图。




“能源号”运载火箭总装大楼内部布局

1. 中央通道；2. 100m 长助推器总装车间；3. 70m 长助推器总装车间；4. 分隔墙；5. 元件装配和试验件；6. 总装车间；7. 开有阳台和窗户的墙。

3)“暴风雪号”总装大楼包括一个中央大厅和四个高大的总装车间，每个总装车间可以容纳一架“暴风雪号”。总装大楼长300m，宽240m，高37m，占地面积72000m²。其中两个用于电气测试和验证试验，另两个用于总装。“暴风雪号”在这里要安装上蛋形推进舱组件，接着安装后端左、右两侧反作用控制系统吊舱，其后，用粘合剂把防热瓦固定在航天飞机外表面。总装完毕后，转运到检测大楼。每次飞行返回后也要送到此处进行必要维护和检修。

4)“能源-暴风雪号”检测大楼和肯尼迪航天中心的运载火箭总装大楼相似。长240m，高60m，在建筑物一端有一大型滑动门，沿建筑物一侧为一排小型工程试验间。“暴风雪号”和“能源号”组装工作就在此建筑物内进行。检测大楼足以同时总装检测两个“能源-暴风雪号”运载系统。有一台由四辆大功率机车牵引的运输起竖车用来吊装。

5)振动试验塔高100m，主要用于“能源号-暴风雪号”运输系统的动态模拟试验。

发射台　火箭先水平组装好后，然后垂直竖在它上面。“能源-暴风雪号”安装在活动式发射装置上，由四辆在双轨上行驶的柴油机车运往发射台。这种大型运输车后部有使运载火箭调整对准发射台的系统，在发射台上用大功率的机械设备将火箭起竖。

“能源号”发射用的发射台设有筒形的宇航员出入通道。两条直径约3m 的通道从宇航员出入通道延伸到一个地下掩体。

在发射台中心是一个混凝土的火焰导流槽，导流槽凹下去部分有五层楼深。发射台有三个能排除“能源号”火箭废气的导流孔。

在“能源-暴风雪号”的一侧是服务塔，它装在“能源号”发射台上。该服务塔装有“能源号”发射用的全部装置。大型管道把位于服务塔附近的两个水箱里的数千公升冷却水输送到发射

台上。除冷却钢筋混凝土结构外，这些水还用于消防和消声。

返回着陆场　位于发射台西北方向12km 处。此着陆场除了用作“暴风雪号”轨道飞行后返回着陆场外，也作为“暴风雪号”全尺寸模型试验机的起飞着陆场。在着陆场设有无线电导航辅助设备、计算机中心、导航和着陆系统、通讯和气象中心以及着陆任务控制中心。

**支援中心**

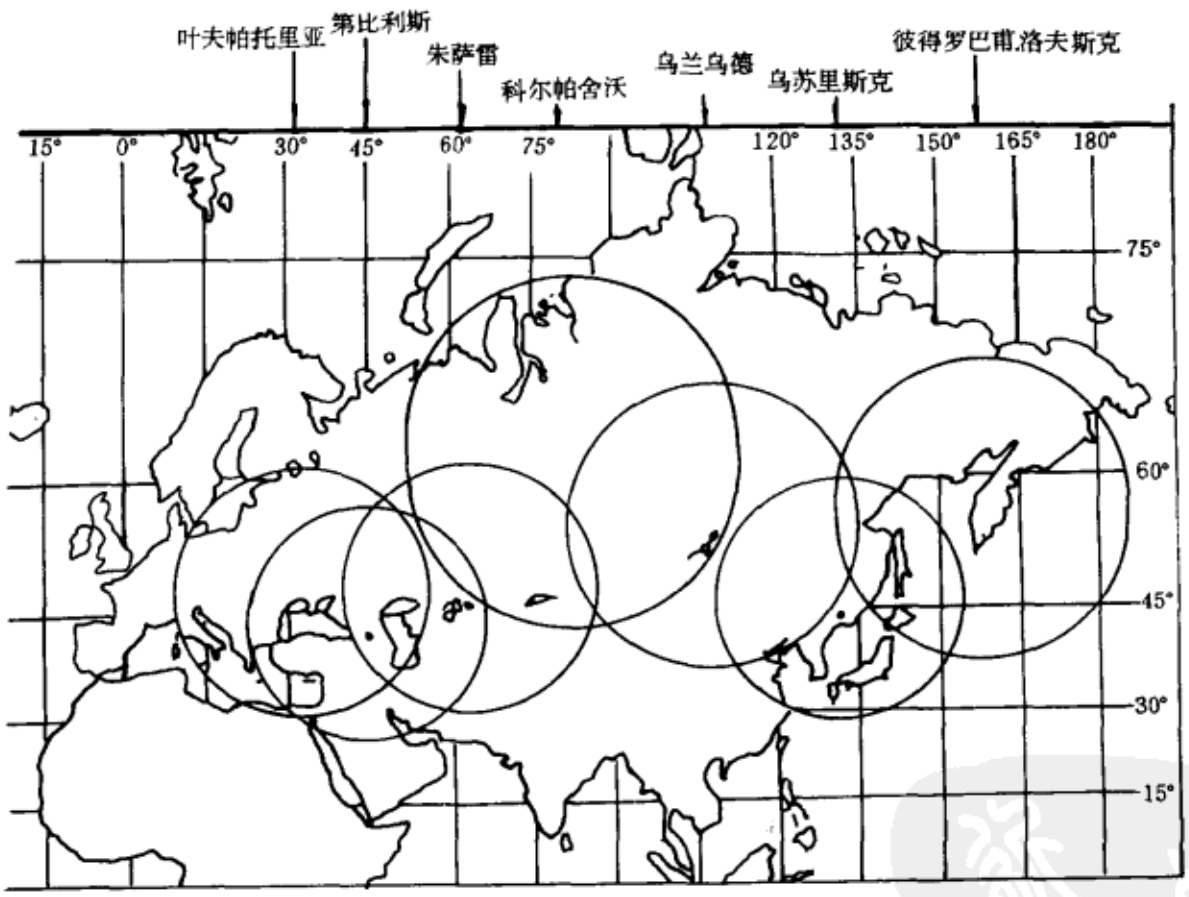
苏联将拜科努尔发射场的支援中心命名为列宁斯克。从列宁斯克乘车去“联盟号”发射台需时约30min。在这里有许多学校、文化中心、电影院等，还建有广播电台和电视台。

列宁斯克的居民大多是发射场的工作人员，宇航员在上天飞行之前要在这里逗留十几天，这里有宇航员飞行前进行体检所需的全套设施。

## 苏联航天发射场地面跟踪系统

为了保证空间计划的实施，设立了一系列的地面跟踪站，利用一些地基雷达和光学跟踪网络来监视每次的发射活动，提供实时跟踪数据，包括卫星背景影像等。1985年10月，苏联安装了目前世界上最大的电视摄影显示装置，用来观察人造卫星。在 Звенигородка 安装了一套新的 25t 重的两轴旋转的光学设备。目前，正准备广泛使用激光跟踪系统，新的跟踪系统可以获得 1m 级的测量精度。

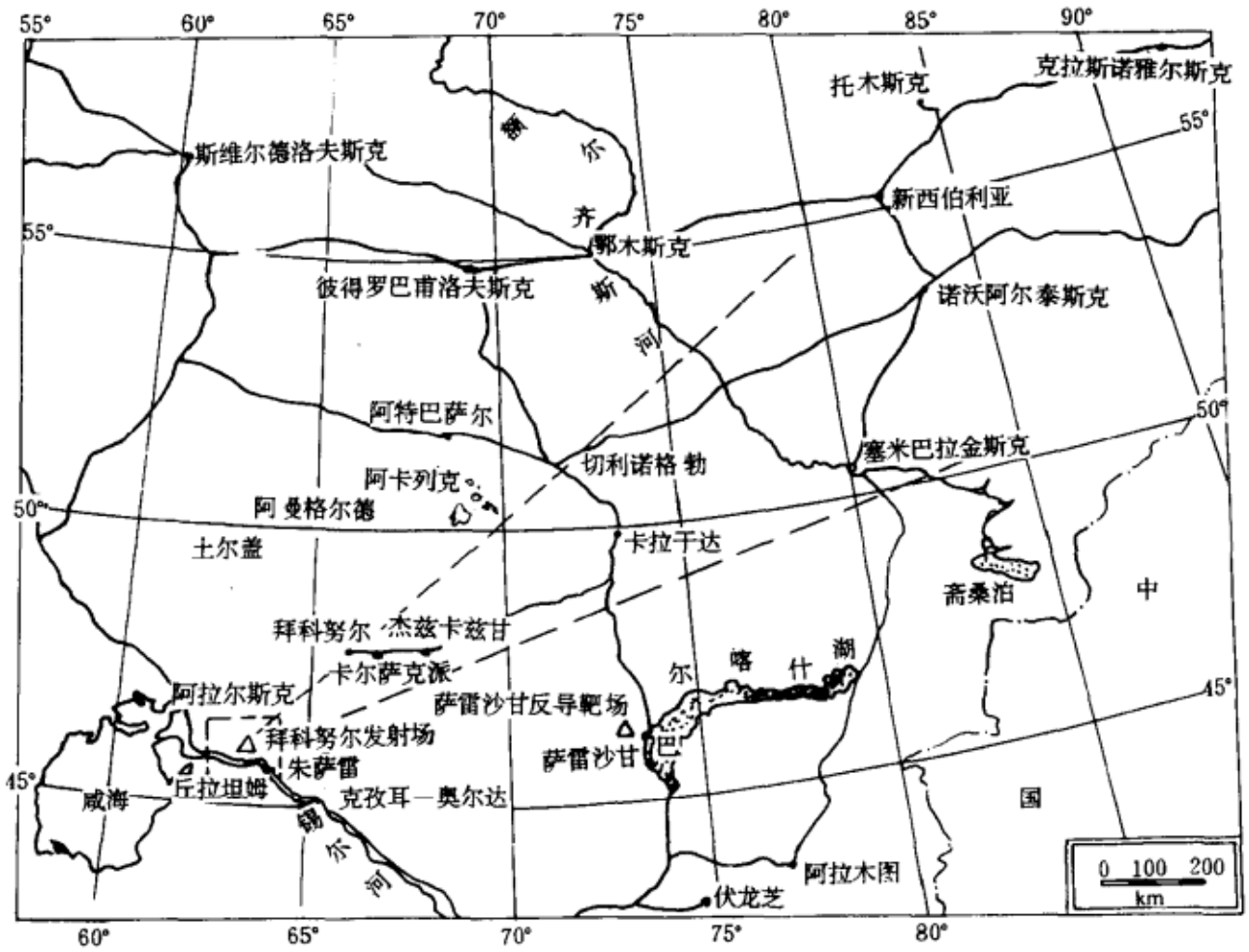
主要的雷达装置有各种相控阵雷达和各种地基预警雷达网络。在载人飞行的计划中，有7个主要的地面站来保证航天器的通讯、指挥和控制(见图)。




苏联载人飞行计划使用的7个主要的地面跟踪站覆盖范围

另外，还有大量的海洋跟踪测量船组成的通讯跟踪网，负责指挥和控制的舰船有加加林（排水吨位45，000t）、克洛廖夫（排水吨位为21，465t）等。这些舰船与那些较小的船只一起沿大西洋和西太平洋部署，配合发射活动的进行。

仅在“拜科努尔”发射场的航区周围就大约设置了10多个测控站。在飞行初始段内使用了5个站，即咸海北岸的阿拉尔斯克站，发射场东南锡尔河畔（Сива Река）的克孜耳-奥尔达（Кзыл-Орда）站，处于航区中央的拜科努尔跟踪/指令站，发射场区正北的阿曼格尔德（Амангелвды）站，以及反导靶场仪器设备组成的萨雷沙甘站。作为发射场的主要测控站还有贝加尔湖西北的克拉斯诺亚尔斯克（Красноярск）站和堪察加半岛（Камнатка，П-ов）东海岸的彼得罗巴甫洛夫斯克（Петропавловск）站。这两个站一个是处于载人飞船的入轨点和向太平洋发射导弹或运载火箭的航区之下，另一个是处于导弹和运载火箭部分射程试验的末区，也是载人航天器和导弹、运载火箭向太平洋发射时的最后一个陆地站。此外，在新西伯利亚切利诺格勒、诺沃阿尔泰斯克（Новоалта нск）、伊尔库茨克、雅库茨克（Я кутск）也设有测控站。为了弥补陆地测控站的不足，还使用了不少海上测量船来跟踪。杰兹卡兹甘（Д жезказган）站和卡拉干达（Караганда）站是载人航天飞船回收时的关键站，负责飞船的回收工作。




拜科努尔发射场初始段测控站配置

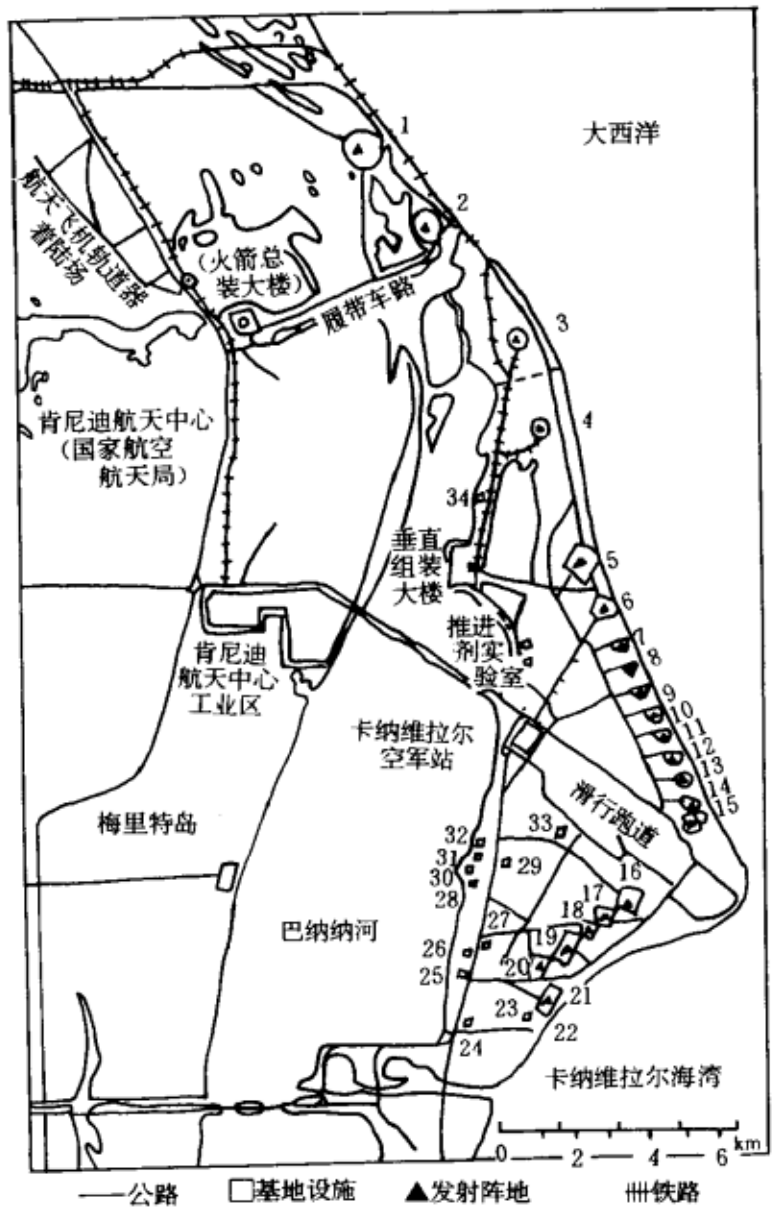
虚线框起来的地区是1973年3月6日美国“陆地卫星”拍摄该地区给出的照片的范围

# 美国航天发射中心

孙　雅　平

美国主要的航天发射中心有两个：卡纳维拉尔角发射场和范登堡空军基地。卡纳维拉尔角发射场位于东海岸佛罗里达州卡纳维拉尔角。范登堡空军基地设在西海岸加里福尼亚州。前者包括美国空军的东靶场和肯尼迪航天中心，后者为西靶场。下面分别介绍。

## 卡纳维拉尔角发射场
## (CAPE CANAVERAL LAUNCH SITE)




卡纳维拉尔角发射场

1. 39B发射阵地；2. 39A发射阵地；3. 41号发射阵地；4. 40号发射阵地；5. 37A和37B发射阵地，已拆除；6. 34号发射阵地；已拆除；7. 20号发射阵地；已撤消；8. 19号发射阵地；已撤消；9. 16号发射阵地；10. 15号发射阵地；已撤消；11. 14号发射阵地；已拆除；12. 13号发射阵地；13. 12号发射阵地；已撤消；14. 11号发射阵地，已撤消；15. 36号发射阵地；17. 31号和32号发射阵地；已撤消；17. 18号发射阵地，已撤消；18. 18号发射阵地；19. 空军航天博物馆；20. 30号发射阵地，已撤消；21. 25号发射阵地；22. 29号发射阵地；23. 火箭组装区；24. 天线阵区；25. 推进剂贮存区；26. 指挥控制大楼；27. 旋转试验设施；28. 液体燃料库；29. 控制中心；30. 推进剂检验区；31. 固体推进剂库；32. 发动机库；33. 旋转试验设施；34. 固体发动机组装大楼。

卡纳维拉尔角发射场设在美国东海岸佛罗里达州(Florida)的卡纳维拉尔角(Cape Canaveral)，位于杰克逊维尔(Jacksonville)和迈阿密(Miami)之间，地理坐标是北纬28.5°，西

经81°。

卡纳维拉尔角(以下简称卡角)一带地处偏僻,人烟稀少,便于保安,自然条件好。平均气温为22.5℃,八月份最热,全年大部份月份湿度大,平均降雨量为1041.4mm。该角最高海拔高度为3.048m。

发射场纬度较低,向东发射火箭,可利用地球自转附加速度,有助于卫星入轨。

沿东南方向的海空运输几乎毫无限制,附近的海岛还可用作跟踪站。

在佛罗里达州卡纳维拉尔角建立发射场的建议于1947年6月提出。1950年7月,首次发射了一枚A-4/WAC"下士"火箭。此后,又进行过多次运载火箭的发射工作,包括"宇宙神"火箭、"大力神"火箭、"宇宙神-阿金纳"火箭、"侦察兵"火箭、"土星Ⅴ火箭、土星ⅠB"火箭等。从卡角进行的航天器发射任务,包括了美国所有向地球同步轨道发射的任务。从这里还发射过"阿波罗"飞船、"天空实验室"、不载人行星和行星际航天器,科学、气象、通讯卫星等。因此,卡角是美国国家航空航天局的载人与不载人航天器进行飞行前试验、测试、总装和实施发射的重要基地。

**卡角航天发射场发射设施**

目前,卡角所使用的发射阵地共有7个,大体可分为两类。一类是原有导弹发射阵地经过部分改装而成的。许多导弹已结束了研制试验,原来的试验发射阵地经过适当改装,即可用于航天器发射场。如19号"大力神-双子星座"发射阵地。另一类是专为航天发射而新建的,如36号"宇宙神-半人马座"发射阵地,34号"土星Ⅰ"发射阵地,37号"土星ⅠB"发射阵地以及39号"土星Ⅴ"发射阵地。

在导弹发射阵地的基础上经过改进的火箭发射阵地与原来的导弹发射阵地差异不大,如19号"大力神-双子星座"发射阵地,只是经过一些适当的改装,如加高服务塔,增设一些加注、测试管线等。这种改装的火箭发射阵地由如下几个部分组成:

发射设备 进行起竖、加注、补给燃料,供应电力,支撑维护飞行器,进行测试的设备和发射台、服务塔、脐带塔等。

控制室 发射期间,进行测试、控制、监视发射的场所。有的负责一个发射台,有的同时负责2~3个发射台。

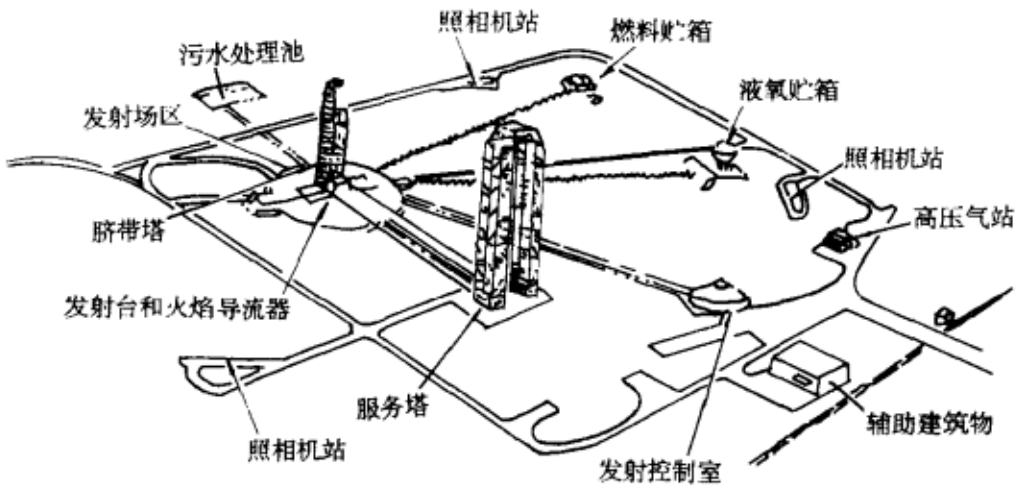
辅助设备 包括推进剂的贮存,供电、供高压气体设备,冷却、消防供水系统,近场照相设备,以及公路、排水槽等。

在卡角还有另一种专为发射航天器而建的发射阵地,如34号"土星Ⅰ"发射阵地,39号"土星Ⅴ"发射阵地等。

34号发射阵地位于卡角的北端,占地0.14km²,于1961年6月建成,同年10月首次发射试验,以后又进行了多次"土星Ⅰ"的研制飞行试验,后来为了发射"土星ⅠB",作过一些修改,目前已拆除。

34号发射阵地的发射方案和布局与以往的没有什么大的区别,装配、测试和发射工作都是在发射阵地的发射台上进行的。发射台借助活动的或固定的服务塔对火箭进行起竖、对接、测试和各项准备工作,并通过脐带塔将各种燃料管道、供气管道、电源和通信线路与飞行器连接起来。

60年代初,为了推行"土星Ⅴ-阿波罗"计划,国家航空航天局和国防部联合进行了"土星Ⅴ"火箭发射阵地的选场工作。最后决定在卡角北部地区的梅里特岛一带建设"土星Ⅴ"发射阵地。在此处选点的原因是:箭体落区适当;距离居民点适当,便于安置职工、家属、解决供应问




卡角发射场34号阵地配置图

题;可以充分利用已有的技术设备和力量。

多年来,火箭、飞行器的装配、飞行前测试和起竖工作都是在发射台上完成的。但由于飞行器日趋庞大、复杂,测试项目繁多,发射场地处海边,露天工作的气候环境难以得到保证,往往一次空间发射,要花去几个月乃至十几个月的时间,导致了发射场的利用率太低,发射台的发射频率低。

39号发射阵地设计针对上述的问题进行了改进,采用了与以往不同的新的方法——活动发射方案。也就是取消了水平测试,把整个飞行器的垂直总装、测试和发射前准备工作集中在一个巨型厂房内进行。仅于发射前两周,甚至更短时间才将发射台—脐带塔(保持测试连接状态)一起运往发射场,在发射场上只进行加注推进剂、必要的射前检测和实施发射。

39号发射阵地包括39A、39B 两个发射场区,还包括其它的辅助设施,由如下部分组成(见图):

飞行器装配大楼(也称垂直总装测试大楼)　该楼是用于飞行器分级和整体装配测试的场所。整个建筑由高跨、低跨两部分厂房组成。高跨厂房底面积134m×156m,高160m,内分四个工作间,均能容纳一个装在活动发射台上的完整的"阿波罗-土星Ⅴ",并为装配测试等工作提供了足够的辅助车间和设备。在四个工作间之间是个过道,一直延伸到低跨厂房中。

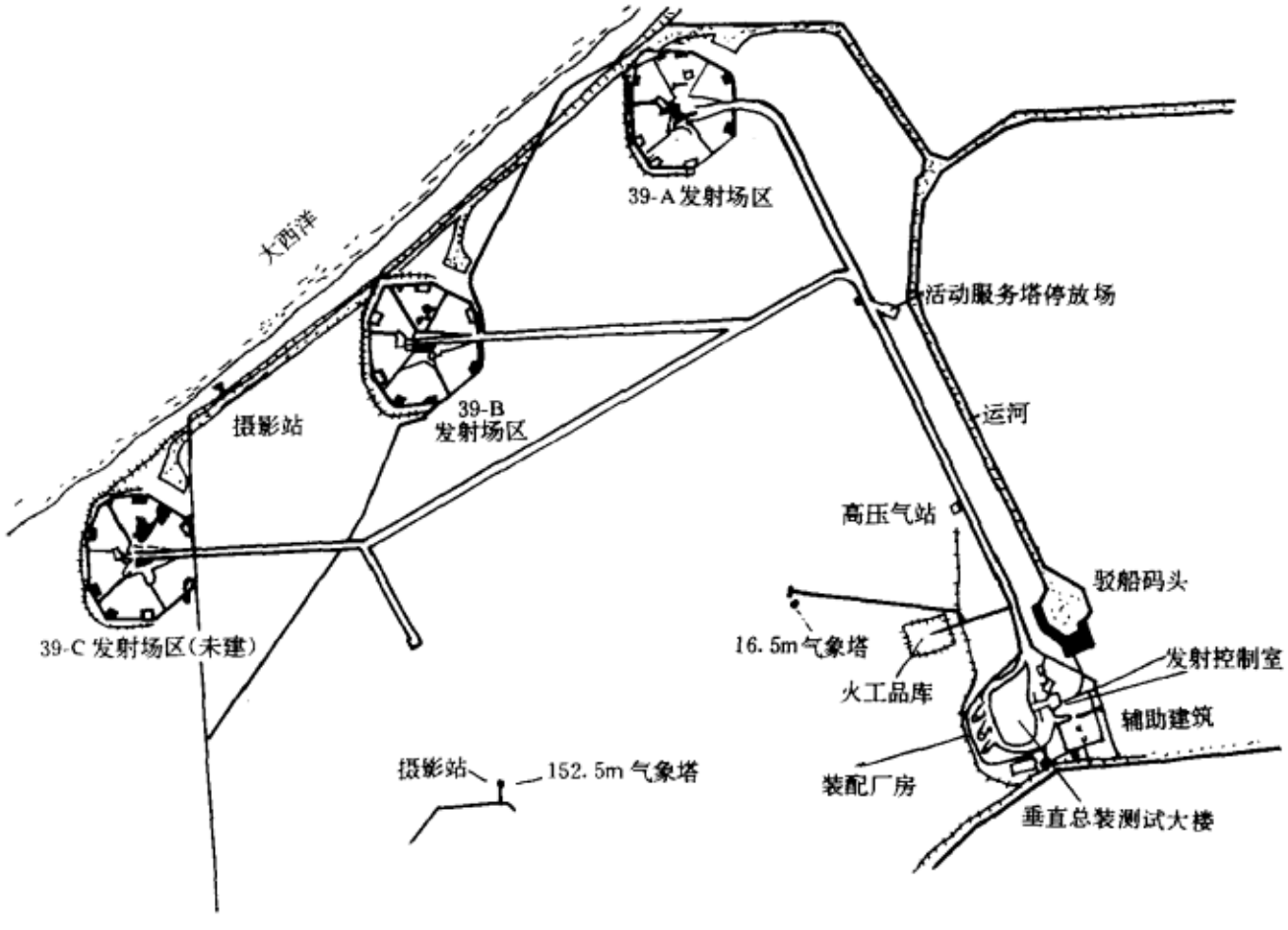
低跨厂房底面积为84m×134m,高64m,其中设有二子级、三子级火箭进行准备和测试的8个工作间,通过工作平台对火箭各级进行测试和准备工作。

在飞行器装配大楼里还有各种起重设备、通风系统。

发射控制室　它的结构与以往发射阵地的那些地堡式发射控制室不同,是一幢与一条长48m 的封闭通道相联的三层楼,位于飞行器装配大楼东南方,所起的作用与以前的控制室相同、对飞行器的各个部件进行监视、试验。

发射控制室地基尺寸为110m×46m,分三层。第一层为办公室、食堂、医务室等。第二层放置遥测、地面接收仪器和记录设备。第三层是4个发射室,其中3个发射室内的仪器与飞行器装配大楼的高跨工作间相连。中心计算机和控制台都和装配大楼里或发射场上的飞行器直接连接。在测试、对接、试验、加注以及发射期间,发射人员可以直接或通过电视监视并控制。

控制室里有两种独立的计算机系统用来监视控制数据。另外,还设有整个发射阵地的通信系统,通过闭路电视可以从发射控制室对某些相隔很远的地区和危险区内的活动情况进行实




卡角发射场39号阵地配置图

时观察。

活动发射平台　它的作用是支承、装配和测试飞行器，并被运往发射场区对火箭实施加注、临时检查和发射。它具有双重作用：在飞行器装配大楼内，它作为一个装配平台，火箭竖立在上面，进行装配和测试；它也是火箭的发射平台，在其上进行推进剂加注、射前检查、点火和发射。共有3个活动发射平台，平时停放在飞行器装配大楼附近的停放场上，执行任务时被置于飞行器装配大楼里或发射场区上，可同时对3枚火箭进行发射准备。发射平台由底座和竖立在其上的脐带塔组成。底座内分两层，有20多个房间，包括机械设备间、操作支援间、通讯电视间和其它设备房间。发射平台上有4个支撑臂用来发射前支撑火箭。脐带塔为全钢结构，位于平台的一端，塔上有9个通往飞行器的摆臂，17个工作平台，以及各处推进剂、气体、电气和仪器系统的分配管线。

活动发射平台与运输车的连接是靠运输车的四角可以伸缩的、能自动定心的平面连接台和定位系统，以及发射平台底部的4个方形突出部来实现的。

运输车　采用的是露天煤矿用的履带式运输车技术。这种方案不仅可以节省研制时间和费用，而且装载能力超过了移动飞行器和活动发射平台的设计载荷。运输车每台自重2720t，驮运能力在5400t 以上，可将一座发射平台连同一枚垂直立在台上的火箭一起驮运，以1.6km/h的速度运行。

运输车由一个平台、底盘、液压系统、推进系统和动力系统组成。它的作用是牵引活动发射平台在发射场区、停放场和飞行器装配大楼之间移动。还将使活动服务塔在停放场和发射场区之间移动。

运输车长41.2m、宽34.7m，是一个盒形钢结构。车架是一个封闭结构，进出通过升降口，车身内部有适当的照明和空气调节。底盘每端各设一个驾驶室，成对角线布置。在每个履带车上方设有一个液压千斤顶，用以提升和放下载荷。为使物件保持水平，上下活动在5cm以内，采用了单独的液压伺服系统。动力装置是用两台2022.6kW的柴油机带动4台1000kW发电机，驱动16台牵引马达，和用两部783.3kW的柴油机带动两台750kW发电机给调平、起重和转弯系统提供动力。

运输车总质量超过8160t，其专用路面的承载强度为$4.5\times10^5$Pa。

活动服务塔　用于在准备发射期间在发射台上给飞行器安装火工品和其它不宜在飞行器装配大楼中安装的设备。平时停在停放场上。在活动发射台运至发射场区后，运输车将活动服务塔运送到发射台，通过各层平台给飞行器安装火工品，并加注推进剂等。它是一个桁架式结构塔，塔上有五层封闭式工作平台。

发射场区　有A和B两个发射场区。整个发射场区呈八角形，面积1.3km²，中央是个坚固的混凝土台座。台座下的地下室是电子设备终端间、环境控制设备间、高压气贮存系统室、宇航员及工作人员紧急避难间。

总之，39号发射阵地的整个发射程序可概括为：各级火箭被送至39号发射阵地的码头或机场，然后送往飞行器装配大楼，在大楼的低厂房内完成单级测试，尔后通过运输过道送往高厂房总装间，并在活动发射平台上进行对接、总装、综合测试等工作，之后，运输车将活动发射平台和测试好的火箭/航天器一并送往发射场区，在活动发射平台停放好后，运输车又回到服务塔停放场，将活动服务塔送至发射台，进行发射前的测试、加注、安放火工品，临发射前将活动服务塔撤出放回停放场，发射完后又用运输车将活动发射平台送回飞行器装配大楼。

**卡角的发射控制中心**

卡角的发射控制中心建在卡角工业区东北角，与最后的发射场相距约2.5km，由控制显示系统、音频通讯系统、可变程序转换系统、气象预报系统、总配线架信号分配系统和发射场测量设备控制系统组成。

控制显示系统　该系统包括电视监视设备、控制台、显示器、标图板和记录设备等。可分成主操作区、四个辅助操作区。主操作区用来指挥整个发射场的试验工作，显示发射场各点、站的工作状态、轨道数据和计时信号。辅助操作区用来控制发射操作以外的工作。

音频通信系统　由直接话路，火箭测试设备技术操作的测量通信网络，控制台的监视输入网络，声响发射计时系统，以及当地的电话，广播系统等组成。

可变程序转换系统　系统主要部件有用于直通电话点-点线路可变程序转换器、火箭操作内部通信系统和火箭测试设备技术操作通讯系统的测量网线路可变程序转换器、控制台和外用设备。它的作用是使发射场工作的音频通信能够进行快速转换。

气象预报系统　它的作用是提供狂风、闪电和大雨警报，作出毒性燃料和放射性材料的扩散预报，为发射任务提供气象预报。

总配线架信号分配系统　它的作用是接收所有传送到发射控制中心的外部信息，并将其分配到各显示器。

发射场测量设备控制系统　这是一种数字式监视控制通讯系统。系统本身具有自检能力。

**卡角的地面跟踪系统**

卡角的地面跟踪系统由一系列的跟踪站和跟踪船组成(见表)。

**卡角跟踪站一览**

| 站号 | 站 名 | 简 况 |
|---|---|---|
| 1 | 卡纳维拉尔角 | |
| 2 | 丘辟特海湾 | 在卡角正南约160km 处。 |
| 3 | 大巴哈马岛 | 距卡角270km，设有 MOD-Ⅰ雷达、AN/FPS-8、AN/FPS-16雷达、尤多普、阿祖萨及 BC-4弹道照相机、遥测、指令控制等多种设备。 |
| 4 | 伊柳塞拉岛 | 距卡角560km。设有 MOD-Ⅰ、米斯特拉姆、弹道照相机等。 |
| 5 | 圣萨尔瓦多岛 | 距卡角770km，设有 MOD-Ⅰ、AN/FPS-16等，现已停用。 |
| 6 | 马亚瓜纳 | 距卡角960km，现已停用。 |
| 7 | 大土耳克 | 距卡角1250km，有 MOD-Ⅰ雷达、AN/TPQ-18雷达、遥测设备、指令控制设备。 |
| 8 | 多米尼加共和国 | 距卡角1560km，现已停用。 |
| 9 | 波多黎各的马亚圭斯 | 距卡角1760km，设有 MOD-Ⅰ雷达，现已停用。 |
| 9.1 | 安提瓜 | 距卡角约2000km，临近中程导弹弹着区，设有 MOD-Ⅱ、AN/FPS-16、AN/FPQ-6以及 TLM-18遥测天线等，是一个重要跟踪站。 |
| 10 | 圣卢西亚岛 | 距卡角约2600km，为飞航式导弹试验而建，早已停用。 |
| 11 | 费尔南多迪诺罗尼亚 | 距卡角约6300km，已停用。 |
| 12 | 阿森松 | 距卡角约8000km，洲际导弹弹着区在该岛附近，设有 MOD-Ⅳ、AN/FPS-16、TTR 和 TLM-18、TAA-3以及红外跟踪系统等设备，是个重要的跟踪站。 |
| 13 | 比勒陀利亚 | 在南非、设有 TLM-18天线及通讯站。 |

一般地说，一个典型的地面跟踪站都包括如下几个部分：光学跟踪仪、测量雷达、遥测接收机站、通讯设备、控制指令发射机、定时信号发生器、气象站。卡角的地面跟踪系统为卡角的发射工作提供轨道数据、气象数据，校准仪器系统和进行通讯中继等工作。

除上述的跟踪站外，卡角的跟踪系统还包括若干测量船和测量飞机。这些船通常位于阿森松岛和非洲东海岸之间，成为最南面的跟踪站。此船能跟踪地球卫星和少量的星际探测器，主要的跟踪任务是搜集再入飞行器的数据，这种测量跟踪船配备有 C 波段、X 波段和 L 波段雷达，能以多频技术跟踪多个目标。

这样，一系列的跟踪站、靶场测量船和测量飞机，可将该靶场伸展到非洲好望角(Cape of Good Hope)以东洋面，从而可以不受限制地跟踪空间发射目标。

## 范登堡空军基地(VANDENBERG AIR FORCE BASE)

范登堡空军基地设在美国加里福尼亚州(California)南部海边，位于阿圭洛角(Point Arguello)的正北部。地理坐标是北纬34°37′，西经120°35′，海拔高度为109.72m。

范登堡基地最初被称为坎普·库克(Camp Cooke)基地，1957年被选作导弹基地，1958年改名为范登堡空军基地。

该基地是一个干燥、荒芜的地方，有挡风的伯尔顿台地，有许多峡谷、沙丘、粘土地和砂砾层。该基地面积279.72km²，包括有51.49km 长的海岸线。

由于范登堡基地的地理位置的原因，它可以向西发射高倾角轨道和极轨道卫星。

该基地于1958年12月发射了第一枚导弹-“雷神”中程弹道导弹。之后不久，又发射了第一枚洲际导弹-“宇宙神D”。还使用“雷神/阿金纳”火箭发射了世界上第一颗极轨道卫星—“发现者一号”。1972年被选作美国西海岸的航天飞机发射基地。1979年开始着手改建，1985年竣工。

选择范登堡空军基地作为美国继卡纳维拉尔角后的第二个航天飞机的发射场有如下几个方面的原因：

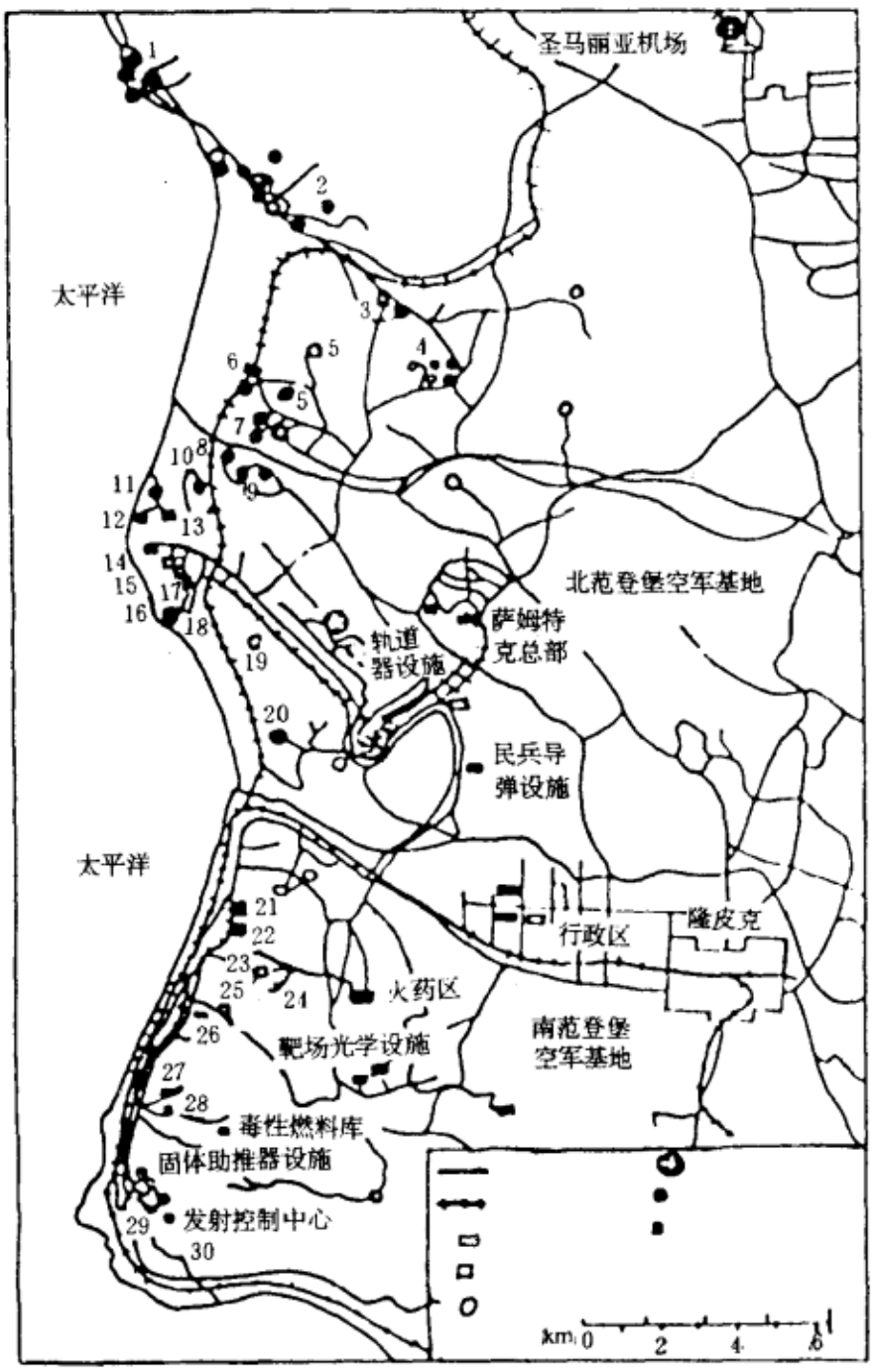
1)从地理位置的考虑。范登堡空军基地位于北纬34°37′，西经120°35′，向西发射，发射方位为140°～121°，轨道倾角为56°～104°，向正南还可进行极轨道发射，正好弥补了肯尼迪航天中心只能向东发射的不足。

2)可以最大限度地利用原发射基地的大多数地面设施。

3)航区往西或西南延伸，跨过太平洋，避免了人口稠密区和工业城市，测量和监控环境好，测量、跟踪站设在加里福尼亚州海岸、夏威夷及太平洋诸岛上。

4)交通便利，航空、铁路、公路、海运都很畅通。

5)气候温和，降雨较少，有利空间发射。




范登堡空军基地

1. 2.“民兵-Ⅲ”导弹地下井；3.“宇宙神-F”导弹(已退役)；4.“大力神-Ⅰ”导弹(已退役)；5.“宇宙神-E”筒形发射架(已退役)；6.“波马克”导弹发射架；7.“宇宙神-D”筒形发射架(已退役)；8.“大力神-Ⅱ”导弹(已退役)；9.“宇宙神-D和E”(退役和非现役)；10. 4300-C发射台(已退役)；11.“雷神”导弹发射台(已退役)；12. SLC-10W发射台；13. SLC-10E航天发射阵地(非现役)；14. SLC-1W发射阵地(已退役)；15. SLC-1E发射阵地(已退役)；16. SLC-2W发射阵地；17. SLC-2E发射阵地(已退役)；18.“宇宙神-[illegible]”导弹发射阵地(已退役)；19.“大力神-Ⅲ”导弹发射阵地；20.“大力神-Ⅱ”导弹发射阵地(已退役)；21. 探测器发射阵地-A(已退役)；22. 阿圭洛角发射阵地-B(已退役)；23. SLC-3W发射阵地；24. SLC-3E发射阵地；25. SLC-4W发射阵地；26. SLC-4E发射阵地；27. PLC-C发射阵地(非现役)；28. SLC-5发射阵地；29. SLC-6LE-1发射阵地；30. SLC-6LE-2发射阵地

**范登堡空军基地航天发射场**

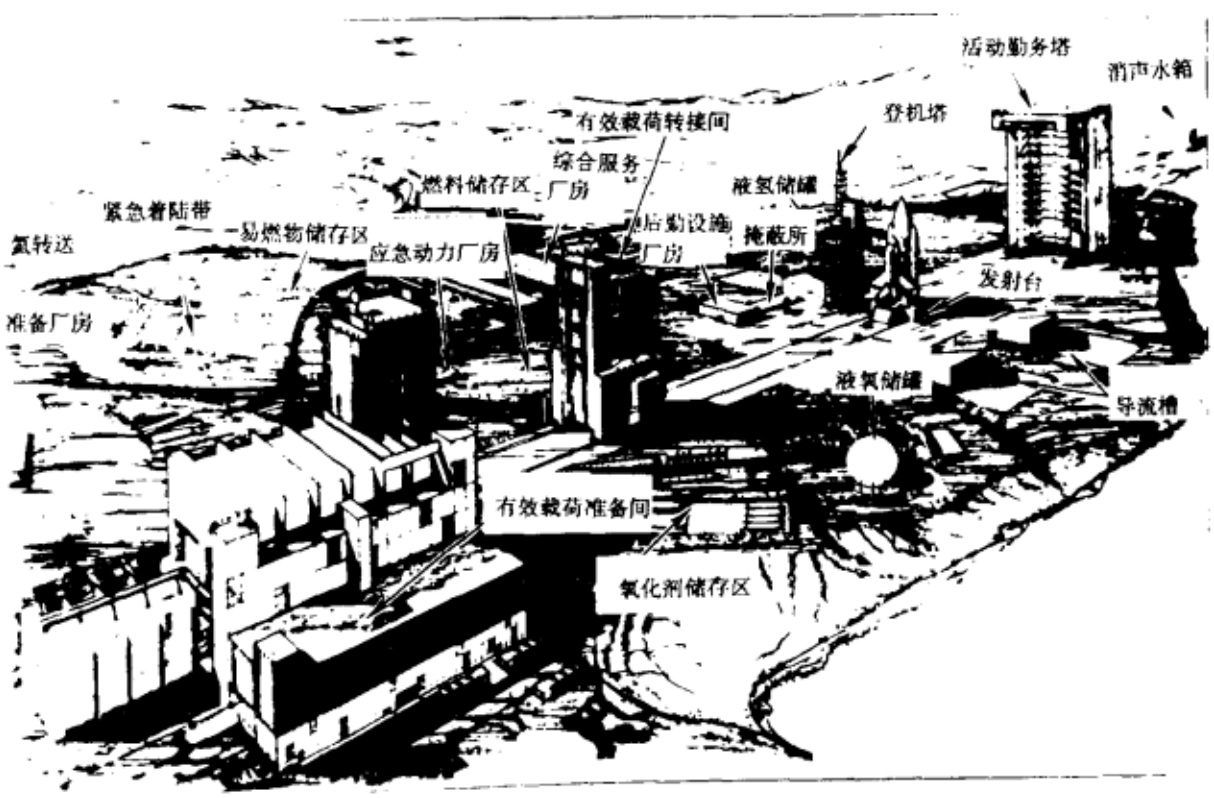
范登堡空军基地的航天发射设施的种类与卡纳维拉尔角的差不多。自1959年发射“发现者1号”以来，在范登堡发射的火箭已将450多颗卫星送入极轨道，这些卫星覆盖了地球的绝大部分地区，并执行外大气层实验、气象预报、地球资源探测、导航辅助及军事任务。

1960年，国家航空航天局插手该基地，在海军导弹试验场成立了一个小型试验辅助办公室，并于1965年在范登堡建立了西部试验靶场分部，改进了一个旧的空军“雷神/阿金纳”发射台——航天发射阵地2，以适应“德尔它”火箭的发射。该基地有十分完整的50年代建造的航天发射阵地10(SLC-10)。1965～1980年间，空军用10号航天发射阵地发射改进的“雷神”火箭，将31颗卫星送入空间。1980年该阵地退役，处于看管状态，但现设备仍完好无损，还可再次起用。

1985年，该基地建造了航天发射阵地6(SLC-6)，供发射航天飞机用。6号阵地的两个发射台曾打算用于“大力神-ⅢM”火箭发射载人轨道实验室，1969年取消了这个计划，修建暂告停工。后来又决定将其改建为航天飞机的发射场。

范登堡基地与卡纳维拉尔角不同，没有使用飞行器装配大楼，也不用活动发射台，与以往固定式发射台上的组装方式相同，将航天飞机轨道器的各个部件一个一个竖起来，装上发射台，轨道器将从水平状态竖起到垂直状态，最后与外贮箱组装连接。

下面着重介绍一下南区 SLC-6发射阵地的发射设施，见图。




南区 SLC-6发射阵地的主要组成部分

发射台　由原来载人轨道实验室的发射台改建。在发射台底座安装三根粗大的导流管，可把固体火箭发动机和三台主发动机的燃气排走。

运输车　用于把固体火箭助推器从助推器整修与组装厂房运到发射场区。还可运送轨道飞行器/外贮箱的起竖支撑板和航天飞机主发动机的入口工作台。该车每轴4轮，用液压马达驱动、操纵和调节。

活动服务塔　负责向轨道飞行器供气、供电、供燃料。服务塔利用本身的液压马达驱动在

铁轨上运行。基座由9辆台车组成。其中4辆有驱动装置，可带动其它台车。

装配大楼　由于发射基地经常刮大风，影响发射工作，因而修建了可移动的箱形结构装配大楼。楼一端有一个巨大的车库式大门。发射台的装配工作开始时，活动服务塔和装配大楼分别沿轨道朝互相靠拢的方向移动，在发射台对边啮合。发射计时指令开始时将分别退回原位。

有效载荷转接间、准备间及支援系统　转接间用于起竖和连接航天飞机轨道器与外贮箱，给轨道器提供多种服务，把有效载荷运到发射台。准备间进行有效载荷的装配和测试。支援系统包括有效载荷准备间和转接间的气动装置、发射台有效载荷的冷却系统等。

脐带系统　包括能保证快速连接/快速脱落的地面电气设备，用于保护脐带地面部分的尾部服务架。

地面低温系统　指气源贮存系统、液氢、液氧的分配系统、主推进剂的液氢贮存系统和液氧贮存系统。

自燃燃料系统　指四氧化二氮、肼和一甲基肼系统。

发射控制室　它是一座两层楼的砖建筑。里面有控制中心和支援设备，发射处理系统的元部件，通信系统，闭路电视，危险和安全监视器，指挥控制台，各种遥控、遥测仪器。该中心的设备都具有遥控和自动操作能力。可以遥控、监控、记录、鉴定飞行器/元部件以及地面设备的操作情况；可监控发射台上的火源和毒气探测系统的工作；对突然事故进行反应协调。

**范登堡空军基地的发射控制中心**

范登堡空军基地的发射控制中心集中在范登堡空军基地南区的488号大楼里。由靶场控制中心、操作控制中心、靶场安全中心、区域控制中心和无线电跟踪系统雷达组成。

靶场控制中心　该中心的任务是在靶场每执行一次任务之前，必须掌握参与任务的所有测量站、指令站、遥测站、通信站和对空监视站的工作状况，判断整个靶场能否满足用户要求。

操作控制中心　主要设备有6个通信控制台，状态显示板和4个闭路电视监视器。该中心要与各控制中心和参加试验工作的测量站进行通信联络。

靶场安全中心　该中心的主要任务是为飞行控制人员显示实时飞行位置。若火箭飞离规定的安全区，便可令其炸毁。主要设备有靶场安全实时数据检查控制台、飞行控制台和指令发射机控制台。

区域控制中心　该中心的主要任务是将发射阵地和预定航区内及其周围的船只、飞机、车辆和人员的活动情况报告给靶场指挥员。主要设备是一台控制台、由靶场技术勤务承包商的高级技术人员操作。

无线电跟踪系统雷达　该中心的主要任务是为发射计划提供跟踪和引导信息，以满足用户要求。

**范登堡空军基地的地面跟踪系统**

范登堡空军基地的地面跟踪系统分布在加里福尼亚海岸和太平洋诸岛上。由雷达跟踪和遥测、光学跟踪、遥测接收站、通信设备、定时信号中心、气象设备等组成。

雷达跟踪设备设置在大陆、海岛、跟踪船、下靶场的各个群岛上，如默古角(Mugu，pt.)、圣尼科拉斯(San Nicolas)岛、阿圭洛角(Point Arguello)等。包括各种脉冲雷达和被动式连续波雷达，见表。

**范登堡空军基地雷达跟踪设备**

| 类　型 | 数目 | 架设地点 | 用　途 |
|---|---|---|---|
| AN/FPS-16 | 4 | 默古角(Mugu,pt.) | 精密跟踪和靶场安全 |
| | 4 | 圣尼科拉斯岛(San Nicolas) | 精密跟踪和靶场安全 |
| | 2 | 阿圭洛角(Point Arguello) | 精密跟踪 |
| | 1 | 科克(夏威夷)(Kok) | 精密跟踪和靶场安全 |
| AN/MPS-19 | 1 | 皮拉尔角(Pilar) | |
| | 2 | 圣尼科拉斯岛 | 空中监视 |
| AN/FPS-6A | 1 | 阿圭洛角 | 测高 |
| AN/FPS-41 | 1 | 夸贾林岛(Kwajalein)① | 暴风雨探测 |
| AN/FPN-33 | 2 | 阿圭洛角 | 靶场安全 |
| AN/APS-20 | 1 | 默古角 | 水面监视 |
| | 1 | 圣克鲁斯岛(Santa Cruz) | 水面监视 |
| | 1 | 圣尼科拉斯岛 | 水面监视 |
| | 1 | 阿圭洛角 | 水面监视 |
| AN/SPS-5B | 2 | 阿圭洛角 | 区域防务 |
| AN/SPS-6C | 1 | 默古角 | 空中监视 |
| AN/SPS-8A | 1 | 默古角 | 测高 |
| | 1 | 圣尼科拉斯岛 | 空中监视 |
| AN/MPS-26 | 2 | 默古角 | 靶场安全 |
| AN/MPS-19 | 2 | 阿圭洛角 | 靶场安全 |
| AN/MPQ-38 | 2 | 巴尔金沙滩(夏威夷) | 精密跟踪 |
| SG-1B | 1 | 默古角 | 水面监视 |
| SCR-548/615 | 3 | 圣尼科拉斯岛 | 精密跟踪 |
| M33 | 1 | 阿圭洛角 | 精密跟踪 |
| | 1 | 范登堡空军基地 | 精密跟踪 |
| | 1 | 巴尔金沙滩(Barqeen) | 精密跟踪 |
| | 1 | 夸贾林岛 | 精密跟踪 |
| | 1 | 恩尼威托克岛(Eniwetok) | 精密跟踪 |
| 科塔 | 1 | 默古角 | 精密跟踪 |
| | 2 | 范登堡 | 靶场安全 |
| 范洛特 | 1 | 科克(夏威夷) | 靶场安全 |
| | 1 | 阿圭洛角 | 靶场安全 |

①夸贾林岛还有"奈克Ⅱ型"系统的战术雷达,它由美国陆军提供。

为了接收遥测数据,在默古角、阿圭洛角、圣尼科拉斯岛和夏威夷设有固定遥测站,还有成套设备的遥测船、机动遥测车和遥测用飞机,主要的遥测数据处理设备装在默古角,见下表。

**范登堡空军基地遥测接收站**

| 架设地点 | 数量 | 类型 |
|---|---|---|
| 默古角 | 10 | 调频/调频及脉幅调制接收站 |
| | 1 | 调频/调频及脉幅调制/调频遥测车 |
| | 2 | 脉宽调制/调频接收站 |
| | 1 | 调频/脉幅调制及脉宽调制机动遥测车 |
| 阿圭洛角①(Point Arguello) | 3 | 调频/调频、脉幅调制/调频、脉宽调制/调频接收站 |
| 圣尼科拉斯岛①(San Nicolas) | 1 | 调频/调频接收/记录站 |
| | 1 | 脉幅调制/脉宽调制/调频接收/记录站 |
| 考爱科克牧场 | 4 | 调频/调频、脉幅调制/调频、脉宽调制/调频接收站 |
| 坎顿岛 | 2 | 调频、脉幅调制、脉宽调制/调频记录站 |
| | 1 | 调频、脉幅调制/脉宽调制/调频显示站 |
| 夸贾林(Kwajalein) | 1 | 调频/调频、脉幅调制/调频、脉宽调制/调频系统 |
| 美国海军舰艇(USNS)靶场跟踪系统 | 12 | 调频/调频接收机 |
| 皮拉尔角(Pilar) | 1 | 脉码调制/调频 |
| 美国海军舰艇"朗维尤"(Longview)号 | 8 | 调频/调频接收机 |
| 美国海军舰艇"里奇菲耳德"(Richfield)号 | 4 | 调频接收机 |
| | 5 | 调幅/调频接收机 |
| 美国海军舰艇"桑尼维尔"(Sunnyvale)号 | 8 | 调频/调频接收机 |
| 美国海军舰艇"瓦特镇"(Watertown)号 | 6 | 调频接收机 |
| 美国海军舰艇"亨茨维尔"(Huntsville)号 | 6 | 调频接收机 |

①也可以利用脉码调制。

光学跟踪设备包括固定的电影经纬仪、可移动的电影经纬仪、机动的光学跟踪装置、跟踪望远镜和各种电影和静态画面摄影机。这些光学跟踪设备设在默古角、阿圭洛角、范登堡空军基地、圣尼科拉斯岛等地，见下表。

**范登堡空军基地光学跟踪配置**

| 位置 | 数量 | 类型 |
|---|---|---|
| 默古角 | 7 | 电影经纬仪 |
| | 9 | 高速照相机 |
| | 1 | 机动光学跟踪装置(MOTU) |
| | 1 | 机动照相跟踪站 |
| 阿圭洛角 | 3 | 电影经纬仪 |
| | 1 | LA-24望远镜 |
| | 2 | 高速照相机 |
| | 2 | 机动光学跟踪装置 |
| 范登堡空军基地 | 4 | 电影经纬仪 |

| 位 置 | 数 量 | 类 型 |
|---|---|---|
| | 2 | 机动光学跟踪装置 |
| | 3 | 高速照相机 |
| 圣尼科拉斯岛 | 6 | 电影经纬仪 |
| | 2 | 机动光学跟踪装置 |
| 夸贾林 | 2 | LA-24望远镜 |
| | 3 | 电影经纬仪 |
| | 3 | 跟踪照相机 |
| | 18 | 光声固定照相机 |
| 恩尼威托克 | 18 | 艾莫斯(Eymos)照相机 |
| | 10 | CA3-2B 航空照相机 |

定时信号中心设在阿圭洛角、默古角和圣尼科拉斯岛上。

气象设备包括默古角、阿圭洛角和圣尼科拉斯岛上的三个固定站，以及两个远洋站。另外，还用气象探测火箭来获得海拔30480m 高度的气象概略数据。

整个基地的通信由默古角通信中心来协调，是音频信号、数字信号、控制信号和电传打字线路的会合点。在默古角操作楼里，柯林斯公司240路的微波多路传输系统把阿圭洛角、圣克鲁斯岛、默古角和圣尼科拉斯岛上的一些设备连结在一起。

# 欧洲航天发射中心

孙 雅 平

1964年，法国决定在巴西正北方向的法属圭亚那(French Guiana)中部的库鲁(Kourou)地区兴建法国航天中心，以取代它在阿尔及利亚撒哈拉沙漠的哈马基尔(Hammaguir)发射中心。1966年开始动工兴建，1968年4月部分投入使用。1968年4月首次发射了一枚探空火箭，1970年3月，法国“钻石 B”火箭在此进行了首射，1970年11月发射了一枚“欧洲 I ”火箭，但因起飞后出故障而失败。1975年，新成立的欧洲空间局抓总研制新的“阿里安”火箭，该火箭也要从库鲁发射，因此，决定将原来的“欧洲 I ”发射场改建为“阿里安”发射场。并于1979年底成功地发射了一枚“阿里安”火箭。1981年又开始兴建阿里安第二发射场，1985年投入使用。目前，法国国家空间研究中心与阿里安空间公司正在建造阿里安第三发射场。

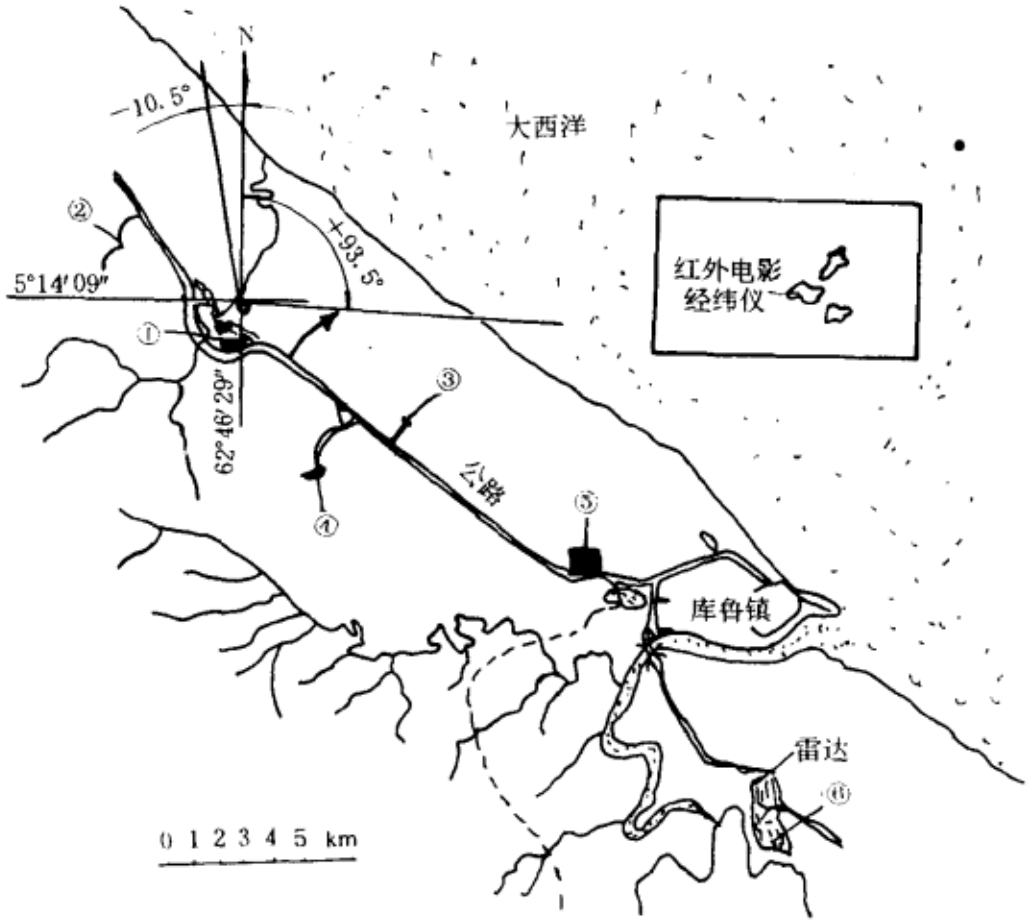
## 圭亚那航天中心

圭亚那地处南美洲北部大西洋海岸，靠近赤道，位于西经52.8°，北纬2°～6°之间，占地大约90600km²。在此选场的主要原因有：纬度低，从发射点到入轨点的航程大大缩短，三子级不必二次起动；由于纬度低，相同发射方位角的轨道倾角小，远地点变轨所需的能量小，增加了同步

轨道的有效载荷能力；人口稀少，在90600km²的土地上只有5万居民；向北和向东的海面上有一个很宽的发射弧度（其方位角从－10.5°向北直到＋93.5°），空中以及海上交通都很方便；库鲁地区虽靠近赤道，但气候比较温和，年平均气温27℃，年平均降雨量3000～4000mm，全年分旱季、雨季，风力不大，处于飓风区之外。

圭亚那航天中心占地面积约1000km²，沿大西洋海岸向西北和东南延伸，长约60km，宽约20km，地理位置是北纬5°14′，西经52°46′。它属法国国家空间研究中心领导，主要的任务是负责科学卫星、应用卫星和探空火箭的发射以及与此有关的一些运载火箭的试验和发射。

航天中心主要由发射场、技术中心、地面测量、气象站、发电厂、液氧工厂，以及生活区组成（见图）。下面将阿里安第一、二、三发射场的情况分别作个简单的介绍。



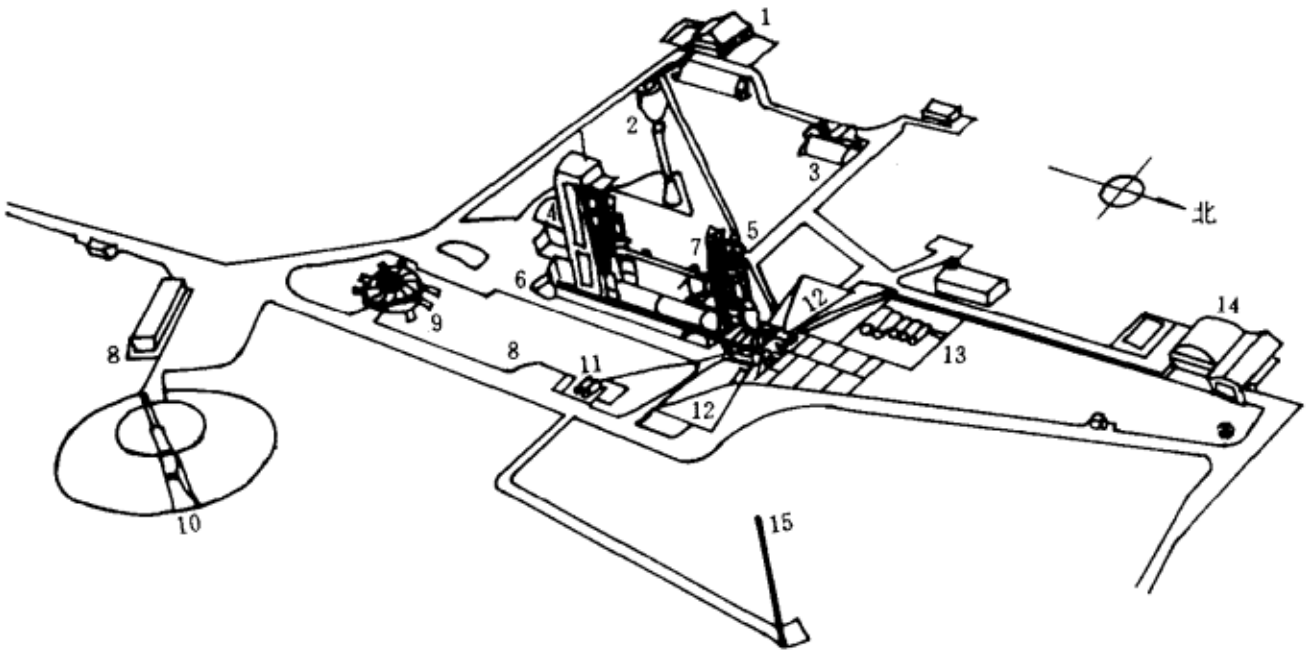

圭亚那航天中心

①“阿里安”发射场（“阿里安”发射区、“阿里安”装配区、S2厂房、S3厂房、S4厂房）；②92库鲁地面站（遥测一遥控）；③贮存区（各种设备）；④贮存区（固体推进剂发动机和火工品）；⑤圭亚那技术中心（S1厂房、控制中心）；⑥卫星网站（98库鲁站）。

**“阿里安”第一发射场**（ARIANE LAUNCHER COMPLEX-1）

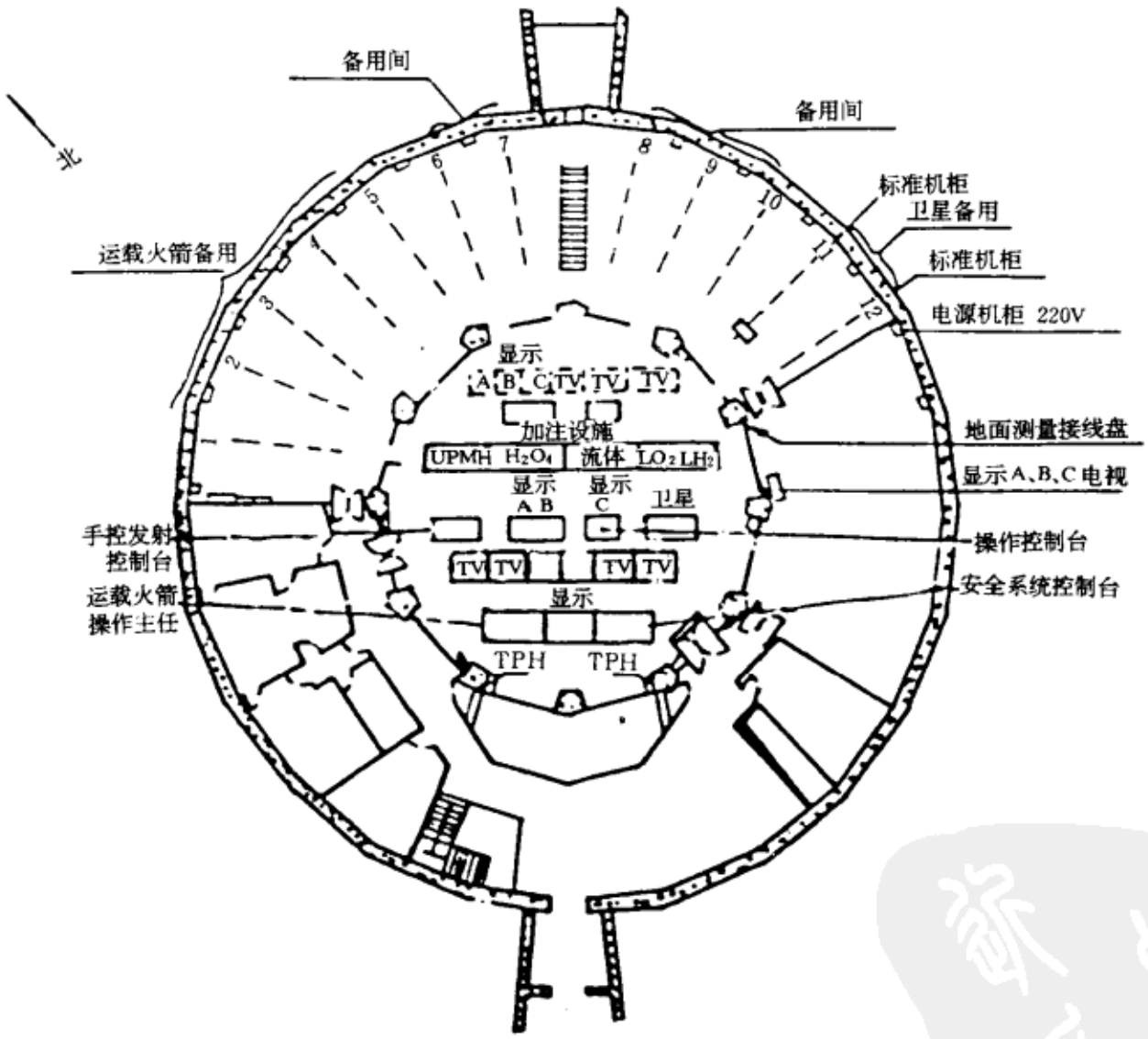
“阿里安”发射场位于圭亚那航天中心内，离库鲁城18km，地理坐标是北纬5°14′09″，西经52°46′29″，火箭发射平台的海拔高度是12.85m。

“阿里安”第一发射场（见图）是由“欧洲Ⅰ”发射场改建而成的，充分利用了原有的设备，只是为了适应“阿里安”的发射要求，对某些项目进行了改建，包括建立新的发射台，加高服务塔，重新布置输送管道，改建发射控制室。发射场可分为发射场区、装配区、推进剂设备区及分析实验室、液氮和液氧工厂。“阿里安”第一发射场可用于发射““阿里安”1、2、3型”火箭。




“阿里安”第一发射场配置图

1. 偏二甲肼库；2. 水塔；3. 液氢库；4. 服务塔；5. ““阿里安””；6. 氦库；7. 脐带塔架；8. 办公大楼；9. 冷却水设备；10. 发射控制室；11. 液氧库；12. 火焰导流槽；13. 液氮库；14. 四氧化二氮库、15. 气象塔。




“阿里安”第一发射场发射控制中心

发射场主要进行""阿里安""火箭的准备、测试和发射操作，主要包括发射台区域有关设施和发射控制室。

发射台区域主要设施包括：

底座　用于支撑发射台，有一个双面导流器，两个半埋式火焰导流槽。

活动发射平台　是进入服务塔的主要通道，也是服务塔撤离时的通道。

服务塔　高45m，长15.2m，宽12.2m。它可以在发射平台上前后移动。工作状态时，运载火箭以及脐带塔处于服务塔内。火箭周围有7层固定的工作平台以及一层活动工作平台，活动工作平台可以升降到接近卫星的任何部位，为卫星的最后准备操纵提供服务。活动工作平台的上部空间构成了一个洁净区，卫星与运载火箭的机械装配在洁净区内进行。平台内有两部车载升降台与工作台。高架移动式起重机用于各种起竖操作。发射前几小时，火箭在塔内进行总装，给一子级、二子级加注推进剂。

服务塔有一条发射人员逃逸通道，由两条垂直向下通到塔外的通道构成，分别供塔顶工作平台的人员和下部各层平台上人员使用。通道内衬有"软套"，只要跳进其中一个出入口即可逃逸。

发射控制室　离"阿里安"服务塔约300m。是一座坚固的地堡式建筑。它的任务是完成发射前准备工作和发射计时工作，在火箭最后准备、加注和发射操作过程中保护工作人员和测试设备的安全。控制室内装有监视火箭准备操作用的测试和控制设备。

其它设备　包括脐带塔架、偏二甲肼库、四氧化二氮库、低温推进剂的贮存和输送设备、液氮贮存设备、生产及贮存用于空气调节的冰冻水工厂以及办公楼和安全楼。

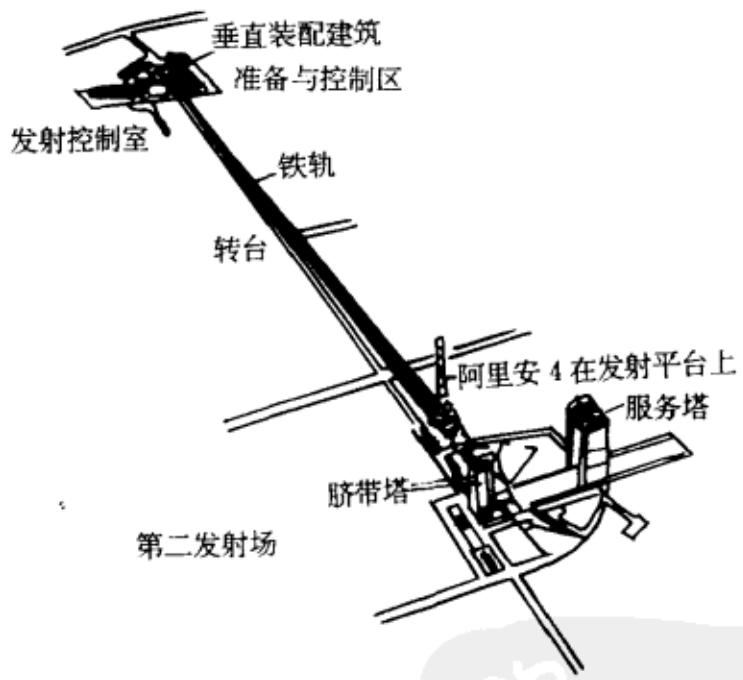
装配区包括一座进行起竖前的外观检查以及各种准备工作的装配楼、火箭备份零件的贮存楼、办公楼及资料楼。

推进剂贮存区　包括两个主要的贮存设施，两个拖车车库和一个推进剂分析实验室。

液氧和液氮工厂包括能制取供火箭发射用全部液氧、液氮的全套设备。

**"阿里安"第二发射场**(ARIANE LAUNCHER COMPLEX—2)

为了增加工作的适应性，提供备份的发射能力，1981年7月，欧洲空间局决定在库鲁修建"阿里安"第二发射场，1985年8月完成，历时4年，耗资1.25亿美元(1986年币值)，1986年3月首次使用，每年可发射10次(第一发射场每年最多发射5～6次)。



"阿里安"第二发射场配置图

"阿里安"第二发射场位于第一发射场南面500m 处，由火箭准备区和发射区两部分组成，两者相距950m。将准备区与发射区分开，可以大大缩短两次发射之间的间隔，一枚火箭在发射

区进行最后装配时，另一枚火箭则可在准备区进行起竖、装配和测试等工作。

关于“阿里安”第二发射场的配置见图。

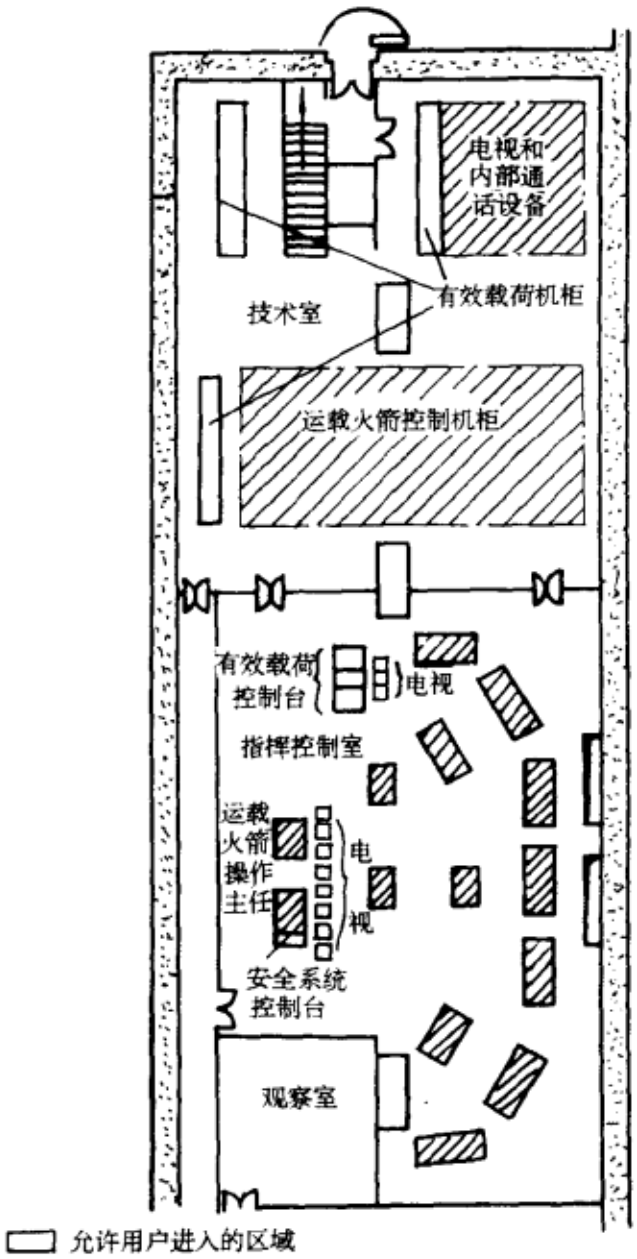
准备区的主要任务是要完成火箭起竖，各级气密性检查、电气检查以及发射计时程序中对火箭的遥测工作。火箭在此需要一个月的准备时间，该区主要包括垂直装配楼、发射控制室等。

垂直装配大楼高75m，离活动发射平台1km远，两者之间有铁轨相连，在轨道上移动的活动发射平台把一枚竖立的总装测试好的火箭送往发射区。

发射控制室离服务塔1000m，安装有同时测试三颗卫星所需的测试设备，测试设备通过脐带线路与卫星相连通(见图)。

发射区主要任务是进行火箭最后阶段的连接和测试、有效载荷的装配与测试以及整流罩装配、发射准备以及最后计时与发射。火箭在发射区停留的时间不到一个月。发射区主要包括一个固定式脐带塔、一个移动式服务塔以及一个发射平台。

移动式服务塔高80m，重3000t，它的有效载荷工作平台可以沿垂直方向升降到有效载荷的各个部位，平台上部空间构成一洁净度为10万级的洁净区。一部高架移动式起重机用于各种起竖操作。在脐带塔内有一个安装用户测试设备的专用间。




“阿里安”第二发射场发射控制中心

准备区和发射区之间有铁轨相连。

**“阿里安”第三发射场**(ARIANE LAUNCHER COMPLEX－3

为了适应“阿里安5/使神号(Hermes)”的发射需要，决定在库鲁发射场建设新的发射设施——“阿里安”第三发射场。新发射场设计的总目标是以最少的设备条件实现每年发射10次的要求。

“阿里安”第三发射场位于“阿里安”第一发射场以北，通过现有的双轨型导轨，“阿里安”第三发射场将能与当前的“阿里安”第二发射场相连，也能和固体助推器准备区相连。

新设计的“阿里安”第三发射场可同时进行垂直火箭的组装及机械和电气测试、固体助推器的准备工作，节省“阿里安5”装配组合的时间。运载火箭与有效载荷的连接可以一次完成，当各子级都安装在活动发射平台上时，进行一次连接后，所有的连接一般都保持不动，直到发射。

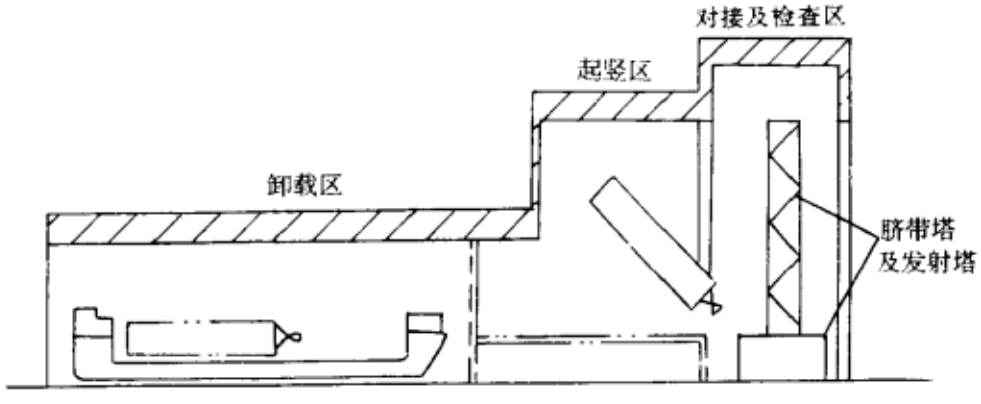
在运载火箭运到之前就装配好有效载荷，并将其连接到地面系统上。联合操作只限于有效载荷与运载火箭的连接安装、电气试验、加注可贮存推进剂、计时和发射。

“阿里安”第三发射场可分为准备区和发射区。

准备区主要包括助推器组装厂房、运载火箭组装厂房和有效载荷厂房等。

助推器组装厂房　厂房的设计除垂直组装外，一切操作可同时进行。固体助推器被分成60t～80t 的节段来运输。在助推器组装厂内、将各节进行起竖、检查，并装上附件。各节的垂直组装是在一间专用大厅的活动架上进行的。完全组装好以后就可以运到运载火箭组装厂房。

运载火箭组装厂房　包括供运载火箭主体本身准备工作用的大厅，各子级及其设备拆箱和准备工作用的附属建筑物(见图)。




"阿里安"第三发射场运载火箭组装厂房

有效载荷厂房　主要包括一个组装卫星的大厅，附属房间有用于有效载荷总装的各种部件设备。

发射控制室　离运载火箭组装厂房有一定距离。监测运载火箭由准备到发射的全过程。

发射区只设有数目有限的设施，运载火箭只能在它的发射计时前的10h 停放在发射区，设施力求简单，它包括：

底座　用于安放发射台和脐带塔。

一个三面导流槽和三个排焰管道　三面导流槽两面用于固体发动机，一面用于一子级低温发动机。

地下设施　包括一些需要的液压设备及电气设备。

液氧、液氢贮存设备。

水塔　为减少发射噪音而设。

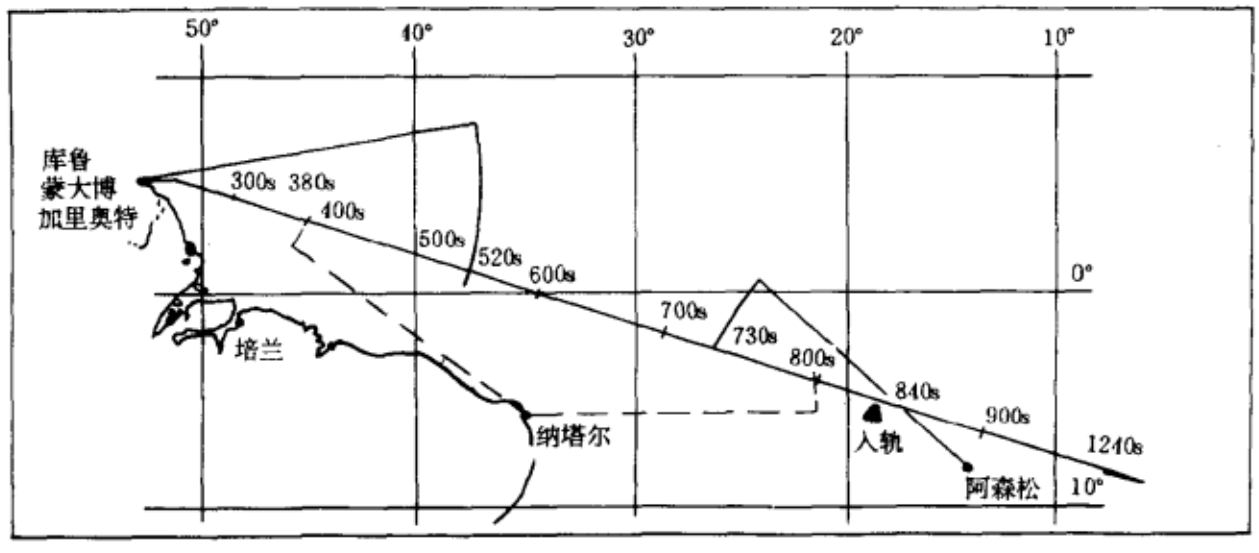
固定金属塔架　只供发射"使神号"时宇航员登机用。

活动发射平台和脐带塔　为了能在每次发射任务中只进行一次各子级火箭和有效载荷的连接，同时也为了能把组装好的运载火箭整体运到发射区，"阿里安"第三发射场采用的是活动发射平台系统，而且在发射平台上还包括有脐带塔。活动发射平台分三层，分别用于流体设施指挥控制系统、电源和空调。平台长25m、宽21m，重1000t。脐带塔伴随运载火箭在一起，不需要把脐带管线脱开。发射平台和脐带塔上还包括有发射工作所需要的一切机械和电气的测试设备。这套设备和运载火箭及其检测系统在一起，在发射前就可以只进行一次准备和测试。

**圭亚那航天中心的地面跟踪系统**

在"阿里安"的发射助推阶段，约有1200个遥测信息要传送到地面，以便发射人员了解发射进行的情况以及供以后研究使用。共有5个遥测接收站，其中有4个固定站。

它们是佩尔山(Montagne des Pēres)上的加里奥特(Galliot)站、卡宴(Cayenne)附近的蒙

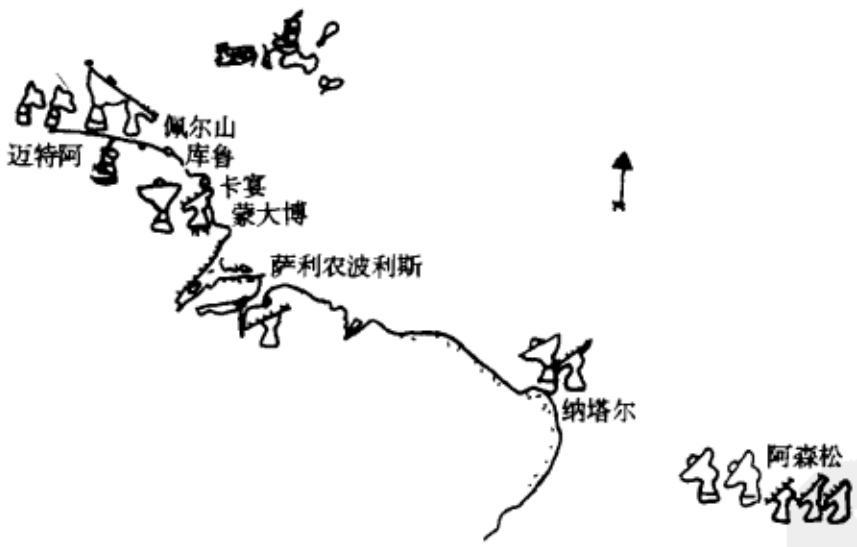



地面遥测站配置

大博(Montabo)站、巴西的纳塔尔(Natal)站、NASA 的阿森松(Ascension)岛设施。巴西培兰(Belem)设的是活动站。四个固定站都设有直径10m 的天线，培兰站设有直径4m 的天线，可以连续接收通过 S 波段(2200～2290Hz)传输的遥测信息。

""阿里安""火箭的地面跟踪用了5个地面站，包括库鲁的迈特(Mete)站，装备两部 C 波段"阿杜尔(ADOUR)"雷达，离""阿里安""发射场约3km；库鲁附近的勒布隆德(Leblond)站，设有一部 C 波段"布列塔哥尼"(Bretagne)雷达，离发射场20km；卡宴附近的蒙大博站，备有 C 波段"布列塔尼"雷达，离发射场约70km；伊内斯(Ines)站，接近巴西的纳塔尔，备有一部 C 波段"贝安"(Bearn)雷达。

""阿里安""的跟踪系统还包括设在佩尔山和罗亚勒(Royale)岛的两台红外自动跟踪电影经纬仪，离发射场20km。




跟踪遥测设备配置图

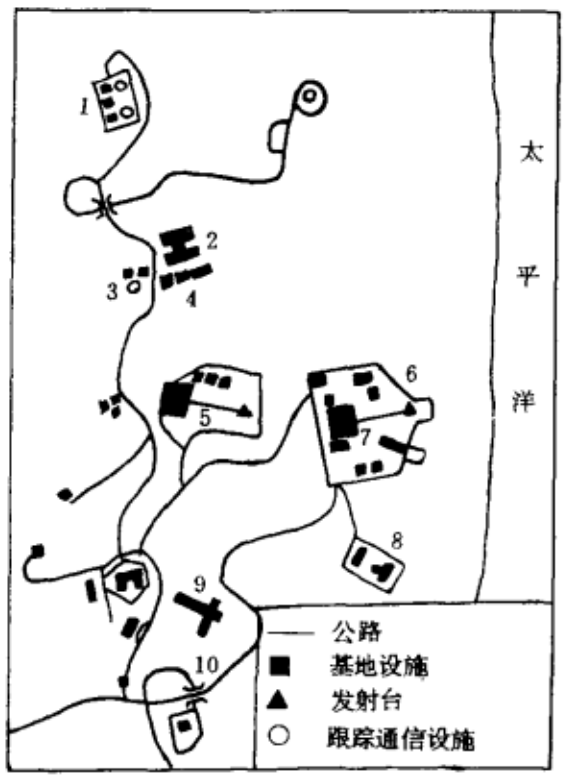
# 日本航天发射中心

柳　念　芦

随着日本空间科学和应用技术的发展，日本已拥有两个航天发射中心—鹿儿岛航天中心与种子岛航天中心，它们都位于日本南部。

## 鹿儿岛航天中心　（鹿児島宇宙センター）

日本鹿儿岛航天中心隶属于日本航空航天研究所，是日本探空火箭和科学卫星运载火箭发射场，1962年2月，航空航天研究所在鹿儿岛县的内之浦附近选中一个多山丘而人口稀少的地区作场址，开始兴建。到1963年12月，便开始使用。1965年，鹿儿岛航天中心已拥有发射“卡帕”和“兰姆达”固体燃料探空火箭的全套设施。1970年2月11日，用“兰姆达4S-5”火箭把日本的第一个技术卫星（质量24kg，被命名为大隅号）送入337/5141km 的轨道。以后，科学卫星的发射率大约每年一颗。自1964年以后，发射场进行了扩建，用来发射推力更大的“缪”运载火箭。




鹿儿岛航天发射中心

1. 卫星跟踪中心；2. 控制中心；3. 遥测中心；4. 有效载荷总装车间；5. “兰姆达”火箭发射场；6. “缪”火箭发射场；7. “缪”火箭总装楼；8. 卫星准备大楼；9. 行政办公室；10大门。

鹿儿岛航天中心位于北纬31°14′，东经131°04′45″，占地面积约0.71km²（见图）。各种专用设施建在不同海拔高度的山顶坪上。在海拔320m 的高地上设有靶场控制中心、遥测接收机（配有18m 的抛物面天线）、卫星无线电跟踪站和有效载荷总装车间。“兰姆达”火箭发射场海拔277m，设有几座“卡帕”和S 火箭机动发射台，还包括一个炸药处理室。以前设在这里的“兰姆达”火箭发射台已迁到“缪”火箭发射场。

“缪”火箭发射场是鹿儿岛航天中心最大的发射场，海拔220m，面积25000m²。它拥有“缪”火箭服务塔、总装车间、发射控制掩体（离发射台约80m）、卫星测试车间、动平衡测试车间以及推进剂贮存库。“缪”火箭服务塔架为－36m 高、10层的钢制结构，质量350t。整个服务塔架可沿直径为10m 的圆形轨道回转。火箭在塔内的发射架上垂直组装好，然后，服务塔便转到发射方向。随后，发射架与火箭移出塔架并倾斜一个合适的发射仰角（75°～80°）准备发射。

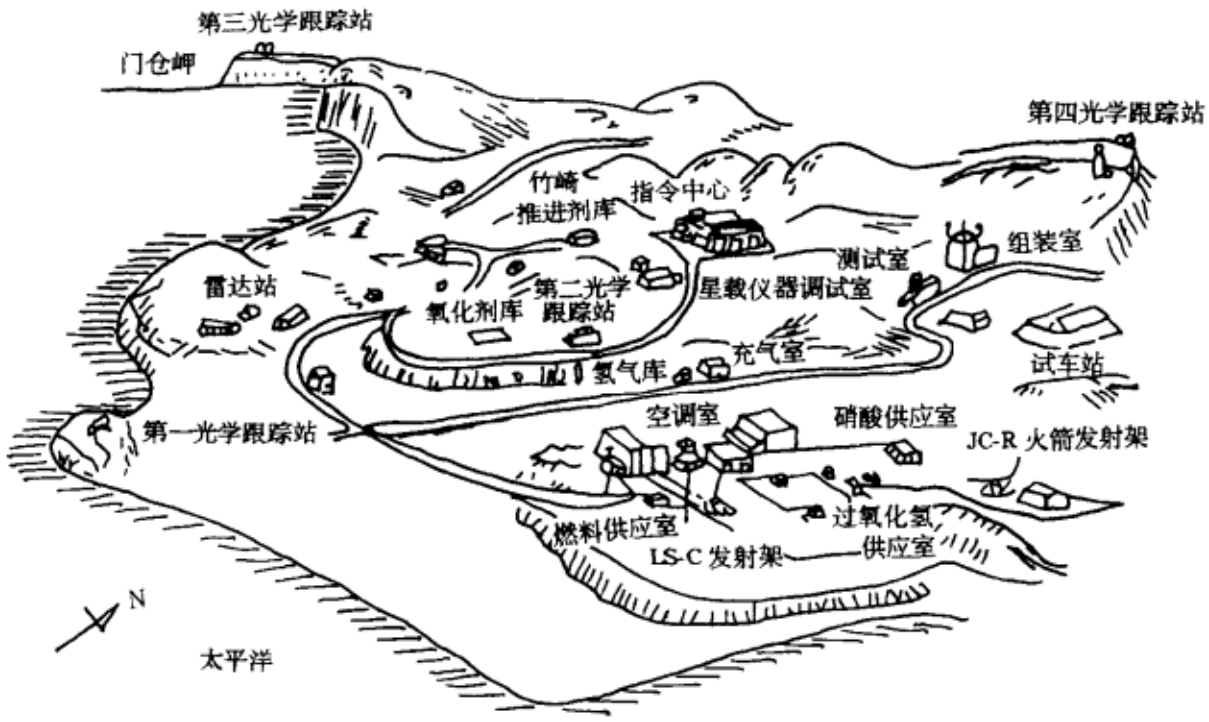
# 种子岛航天中心 （種子島宇宙センター）

种子岛航天中心隶属于日本宇宙开发事业团，是日本应用卫星发射中心。它位于种子岛的东南端，在鹿儿岛航天中心以南约100km 处，航天中心的总面积约为8.65km²。该岛属亚热带气候，年平均气温19.5℃。

种子岛航天中心主要由竹崎发射场、大崎发射场以及吉信综合发射场组成。

**竹崎发射场** 竹崎発射場

竹崎发射场于1966年9月开始营建，1968年开始投入发射使用。该发射场占地面积约0.79km²，位于北纬20°22′20″，东经130°57′55″。主要用来发射小型卫星。该发射场的主要设施（见图）有发射台、发射控制室、装配车间、综合测试车间、气象观测室、固体火箭点火试车台、推进剂库、跟踪站等。




竹崎发射场配置示意图

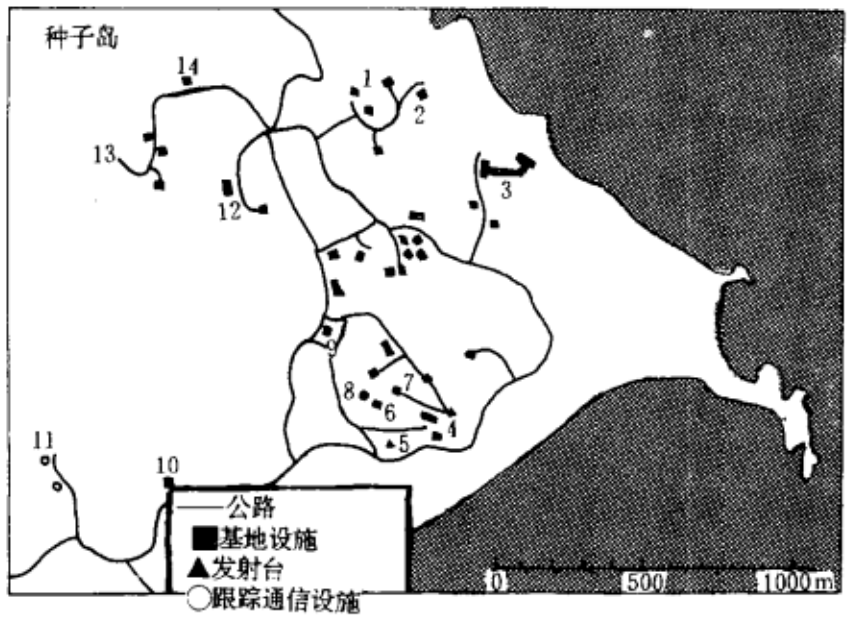
**大崎发射场** 大崎発射場

大崎发射场于1969年开始营建，1980年全部建成，占地面积约7.6km²，位于北纬30°23′38″，东经130°58′22″。该发射场主要用来发射大型液体火箭，例如 N 火箭和 H-1火箭。1975年9月，第一枚 H-1火箭起飞，把83kg 重的“菊花”卫星送入轨道。

大崎发射场的发射设施（见图）主要包括发射台、控制中心、火箭总装车间、推进剂贮存库、发动机静态点火试车台、气象台等。

**吉信发射场** 吉信発射場

吉信发射场于1985年开始兴建，1986年底勤务塔基础工程基本结束，1988年8月建成发射控制中心，1988年12月建成 LE-7发动机点火实验设施。测控中心、动力站、液氧、液氢以及高压气体库等也相继建成。该发射场位于大崎发射场东北方向约1km 处，该场是为适应 H-Ⅰ新型运载火箭的发射而兴建的。




大崎发射场配置示意图

1. 旋转试验设备；2. 固体推进剂贮存库；3. 一子级主发动机静态点火试车台；4. “N-1”火箭发射台；5. “ETV(Q)”火箭发射台；6. 液体推进剂贮存库；7. 掩体；8. 气象台；9. 运载火箭组装楼；10. 靶场控制中心；11. 遥测站；12. 卫星检测楼；13. 供水设备；14. 发电厂。

吉信发射场的设计基本要求是：缩短发射场的发射准备周期，降低操作费用，45天内能发射二枚运载火箭；发射场的设计具有灵活性，以利于将来进行改建与扩建。为了体现上述要求，设计尽量采用平行作业；采用自动检测系统(手动的备分系统)；采用一个活动发射架和一个火箭装配厂房，一发火箭进行装配，另一发火箭准备发射。

吉信发射场(见图)是目前世界上最大的和最现代化的发射场之一。它可与库鲁的“‘阿里安”4”发射场以及卡纳维拉尔角的“大力神3”发射场相媲美。发射场耗资3.3亿美元(1990年币值)，主承包商是三菱重工业公司(三菱重工株式会社)。主要由四个工作场区组成：固体发动机贮存及检验区；卫星准备与总装区；运载火箭装配楼区；发射台及服务塔区。

固体发动机贮存及检验区的主要任务是：

1)助推器无损检验及贮存；

2)助推器的电气机械系统功能检查。

卫星准备与总装区的主要任务是：

1)卫星的最后装配与检查；

2)加注推进剂与高压气体；

3)卫星、卫星连接件及整流罩的总装。

运载火箭装配楼区的主要任务是：

1)助推器的起竖与最后装配；

2)芯级火箭的起竖并与助推器连接；

3)子系统及系统检验。

发射台及服务塔区的主要任务是：

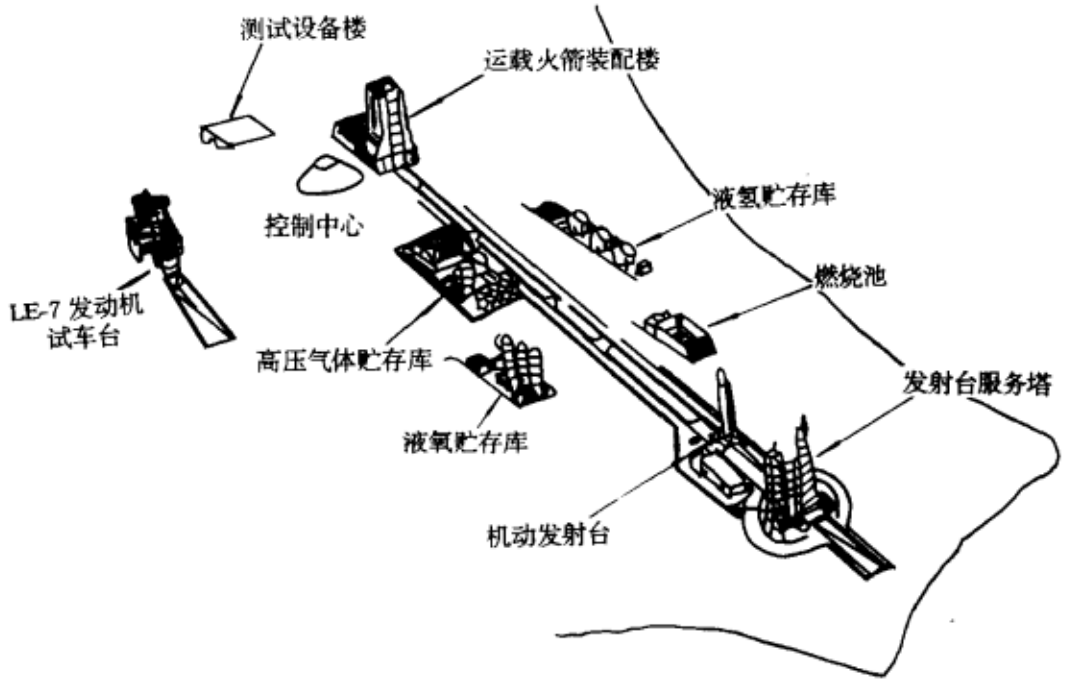
1)高压渗漏检验；

2)整体火箭的系统检查；

3)演练(推进剂加注试验),

4)加注推进剂及高压气体、发射前倒计数及发射。

H-2发射场兴建了4年,然后进行了为期两年的地面设施验证。并在1994年2月,首次发射H-2火箭成功。




H-2发射场配置示意图

H-2发射场的配置如图所示,H-2火箭在装配楼垂直地被安装在机动发射平台上,沿铁轨运往发射台座和服务塔处。机动发射平台质量44t,宽22m,长18m,从地面到平台顶面距离为7m,平台行驶最大速度为8m/min。平台由川崎(かわさき)公司制造。

固定服务塔(见图),高75m、宽30m。固定服务塔的两边有两个可绕圆形铁轨回转的服务塔架,左服务塔高75m,通过工作平台可以接近火箭的上面级与有效载荷,右服务塔与固定塔的下半部相接,可接近火箭的下半部份。

服务塔的顶部是一个100000级的清洁室,在火箭发射时,服务塔的可动部份可回转180°,对火箭进行检查,工作完毕后,塔架可迅速回到原来位置。服务塔的中间部份为脐带塔架,各种电气系统以及推进剂系统管线都装在脐带塔内。

H-2火箭装配楼高66m,高厂房部份在前,宽27m,有13层工作平台。低厂房部份在后部,宽32m,长46m。装配楼由川崎重工业公司(川崎重工株式会社)负责建造。

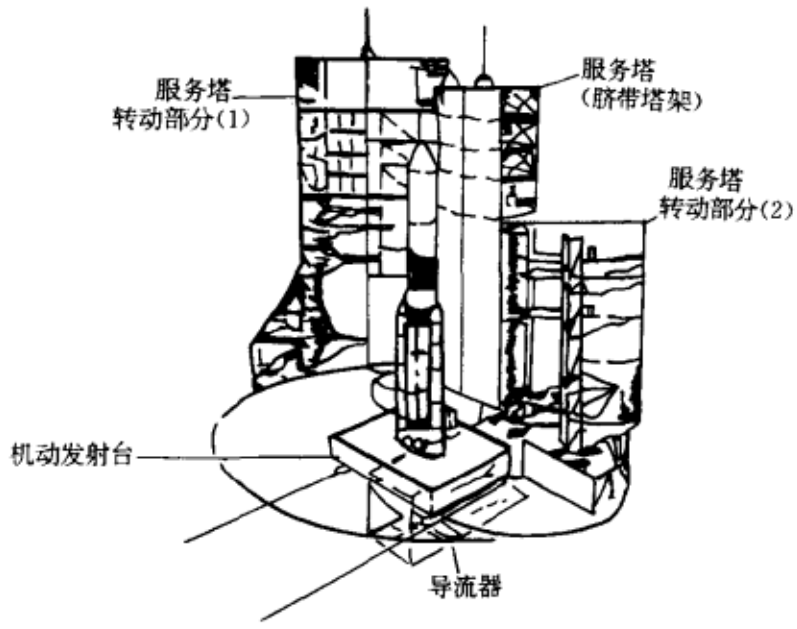
发射控制中心接近火箭装配楼,是一座圆形建筑,由日本电气公司(日本电气株式会社)负责建造。

运载火箭与控制中心之间的通信主要采用光纤系统。因此,指令信号和监控信号都是数字式的。此外,还有一套硬件备用系统供安全应急用。

H-2火箭发射场还建有大型火箭发动机试车台,试验LE-7液氧/液氢发动机,试车台接近发射设施布置,其目的是节省成本,发射与试验使用公共的液氧/液氢贮存库设施。

此外,还改建了老的45m高的试车台,以试验H-2火箭的固体火箭助推器。

发射场还包括高压气体、推进剂贮存设施以及卫星准备楼等其他设施。

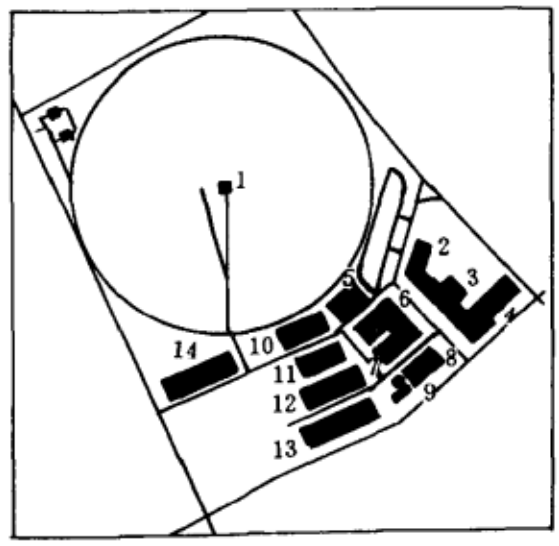



H-2火箭发射台和服务塔

## 地面跟踪站

筑波地面各跟踪站的位置和跟踪中心(见图)位于东京以北约80km 处,它不仅是日本卫星跟踪与控制网的中心站,而且是日本运载火箭与卫星的总试验中心。它与胜浦(东京以南)、




筑波跟踪中心站

1. 卫星磁试验楼;2. 行政办公楼;3. 计算中心;4. 跟踪与控制中心;5. 一号结构试验楼;6. 一号卫星试验楼;7. 模拟室;8. 水塔;9. 发电厂;10. 二号结构试验楼;11. 制导与控制试验楼;12. 电气试验楼;13. 二号卫星试验楼;14. 三号结构试验楼。

←各跟踪站的位置

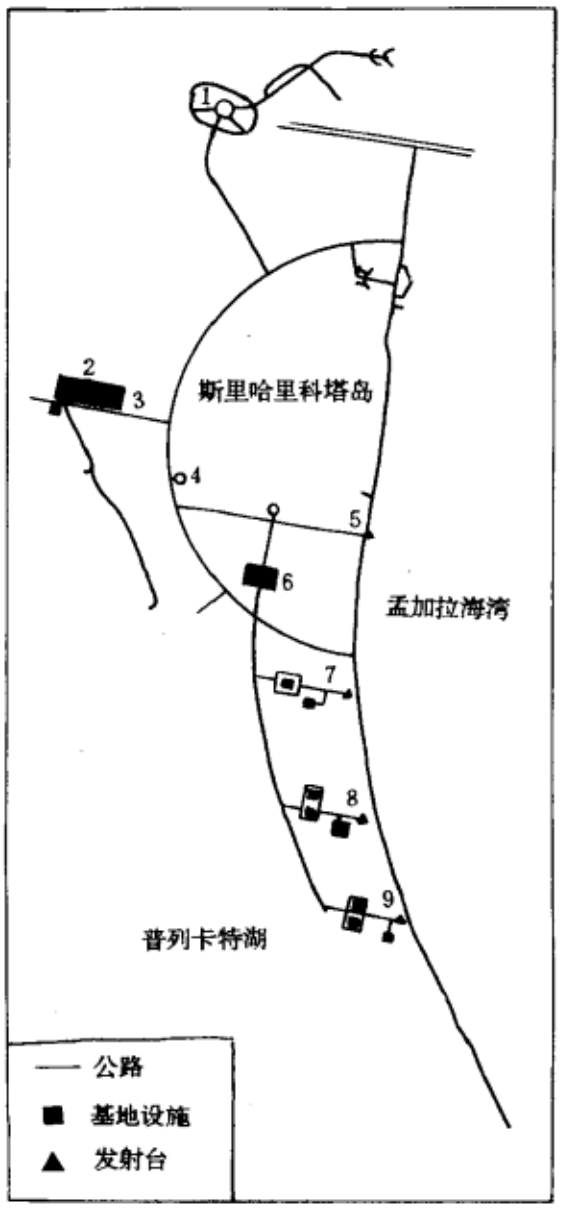
冲绳、增田(种子岛航天中心附近)以及内之浦(属鹿儿岛航天中心)的跟踪与数据测量站联网工作。此外,宇宙开发事业团还有两个下靶场跟踪站:一个是固定跟踪站,设在父岛(小笠原群岛);另一个是移动跟踪站,根据不同的任务可以设在马绍尔群岛的夸贾林岛或者圣诞岛,圣诞岛下靶场跟踪站只用于地球同步轨道卫星的跟踪任务。

# 印度航天发射中心

柳 念 芦

1972年6月,印度政府成立了空间委员会并委托空间部负责进行国家的航天活动。空间部直接受总理领导。空间部下属印度空间研究组织具体经管航天研究工作的管理与和平利用。火箭发射场主要有两个。

## 斯里哈里科塔发射场
## (SRIHARIKOTA LAUNCHING RANGE)




斯里哈里科塔发射场

1. 炸药贮存库;2. 生活区;3. 技术中心;
4. 遥测楼;5. 探空火箭发射场;
6. 炸药贮存库;7. 液体火箭卫星发射场;
8. "SLV-3"火箭发射场;
9. 地球同步轨道卫星发射场。

斯里哈里科塔发射场是印度最重要的航天中心，它位于印度东海岸的斯里哈里科塔岛上，在马德拉斯北部100km 处，地处北纬13°47′，东经80°15′。这里气候受西南季风和东北季风影响，十、十一月份是大雨季节，但一年内多数月份阳光充足，天气晴朗，可以进行室外静态试车和发射试验。1971年10月9日和10日发射了三枚“罗希尼-125”探空火箭，开始正式投入使用。1979年8月10日首次发射了 SLV-3火箭，但由于二子级制导系统出现故障，未能把40kg 重的卫星送入近地轨道。1980年7月18日用 SLV-3火箭第二次发射印度的卫星获得成功，把卫星送入300/900km 的轨道。1981年5月31日第三次发射获得部分成功。

斯里哈里科塔发射场占地面积145km²，占海岸线长度达27km。发射场拥有大型多级火箭和卫星运载火箭的试验、组装和发射设施，拥有印度卫星的跟踪、遥测和通信站。印度空间研究中心还在此扩建了固体助推器工厂，可为多级火箭发动机生产大尺寸的推进剂药柱。

## 顿巴赤道发射场(THUMBA EQUATORIAL ROCKET LAUNCHING STATION)

顿巴赤道发射场是印度1963年建立的第一个科学试验火箭靶场。它位于阿拉伯海海岸，喀拉拉邦特里凡得琅城以北6km 的地方，地理坐标为北纬8°31′，东经76°52′，海拔64m。这里年平均温度最高为30℃，最低为24℃，从一月至七月温差变化只有4℃。年平均湿度在94%至58%之间。一年内多为北风、西北风和西风，平均风速7m/h，月平均降雨量为127mm。该发射场是进行低高度上层大气和电离层研究的理想场所。这些研究在地磁赤道区(在顿巴正北面)具有特别重要意义。所以，该发射场在美、苏、法等国支持下已成为探空火箭的国际发射场。

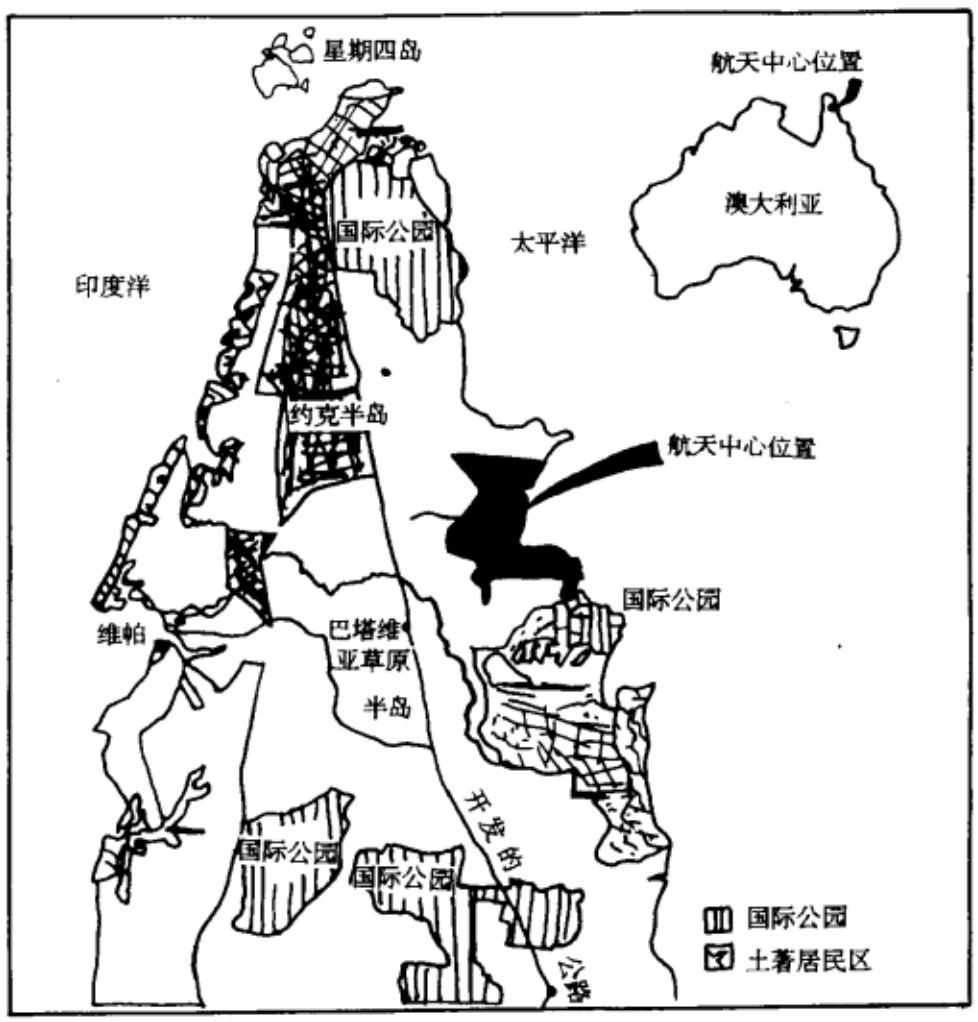
顿巴发射区面积为2km²，有三个发射台，能发射直径大于0.56m 的火箭。1963年11月21日投入使用以来，已成功地发射了美国国家航空航天局的一些探空火箭，还发射了各种类型的地球物理和天文研究火箭。法国、西德、日本、苏联和保加利亚的科学家参加了这里的各项科学实验。

## 计划中的国际航天发射中心——约克角 (CAPE YORK INTERNATIONAL SPACEPORT)

柳　念　芦

约克角航天中心的拟建计划是适应国际商务发射的需要提出来的。1986年9月，在澳大利亚昆士兰州(Queenland，Australia)政府的支持下，委托澳大利亚工程师协会进行研究。研究的主要目的是确定昆士兰州用于建造发射场的技术可行性，并对发射规划、发射场的位置和未来的活动提出建议。建议中的发射场位于矿业城维帕(Weipa，见图)以北，地理坐标是东径142°，南纬12°。它的最大优点是能够提供进入几乎所有的运行轨道的发射方向，包括赤道轨道，极地轨道、太阳同步轨道和28.5°航天飞机-空间站轨道，赤道速度损失只有5.3%。此外，约克角的安全性好，周围有大约10000km²的无人居住地区可供使用，不仅为基地的扩大发展提供了保

障，还可为有效载荷的回收提供场所；约克角的气候条件良好，强风以及雷电的限制每年只有39天，因而提供了更多的发射日期；澳大利亚没有强烈地震；约克角发展空中、海上交通的条件较好；并且，澳大利亚在社会、经济、政治方面长期以来较为稳定，这自然也是开展国际商务活动的重要条件之一。




约克角地区

1987年11月，由约克角航天局股份有限公司(Cape York Space Agency Pty. Ltd. -CYSA)牵头进行进一步的研究。约克角航天局是一个拥有60多家公司的财团，它们将共同投资，拥有并使用约克角航天中心。

如果计划顺利，约克角航天局要在约克角建造发射设施、靶场设施以及后勤保障基础设施。发射设施占地面积大约1km²，主要包括组装试验场区与发射场区。

组装试验场区的主要设施有：

火箭组装楼：用于组装和试验火箭部件，是一幢30m×60m×10m 的带空调的大楼；

火箭贮存楼：火箭贮存在带空调的专门容器内；

运输起竖车；

空气调节系统。

发射场区的主要设施有：

发射台：一座50m×50m 带12m 宽排焰沟的钢筋混凝土建筑；

服务塔：一座15m×25m×70m 的开式钢结构；

发射控制中心：面积为250m²的防爆钢筋混凝土建筑；

推进剂贮存库：能贮存800000L 液氧，贮存200000L 煤油；

气体贮存库：在17.5MPa 压力下贮存2000m³氮气，在42MPa 压力下贮存2000m³氦气；

照相系统。

靶场设施占地面积大约0.8km²。主要包括靶场控制中心，通信中心以及雷达、遥测系统等，此外还包括仓库、车库、医疗所、自助食堂、消防站等。

后勤保障基础设施有：

机场：修建一条3000m×45m 的跑道与一个小型停机坪，具有转运一架747F 型飞机的能力；

港口：载货量为20000t；

电站：15MW 的发电站；

供水设施：每日耗水量大约是1000m³；

此外，还包括修建污水处理、垃圾处理设施，修建能容纳700名居民的城镇以及修筑道路等。

航天中心的建造工作原计划从1992年初开始，两年后完工，1995年投入使用，计划用从苏联购买的“质子号”或“天顶号3”型火箭进行商业性发射，把通信卫星送入地球同步轨道。估计建造一个配备有“天顶号”火箭发射台的发射基地将耗资5～6亿美元(1990年币值)。由于寻求投资者遇到困难，故建造工作并未按原计划进行。

# 附 录 八

## 缩 略 语

| | | |
|---|---|---|
| A/D | Analog to Digital | 模拟/数字 |
| A/D | Analog Digital | 模拟数字(变换器) |
| A/L | Approach and Landing | 进场和着陆 |
| ABA | Ammonia Boiler Assembly | 氨沸腾器 |
| ABE | Arm Boom Electric | 机械臂电子中心组件 |
| ABL | Allegany Ballistices Laboratory | 阿勒格尼弹道实验室 |
| ABM | Apogee Boost Motor | 远地点发动机 |
| ABMA | The Army Ballistic Missile Agency | 陆军弹道导弹局 |
| ABMA | Army Ballistic Missile Agency | 陆军弹道导弹局 |
| AC | Atlas/Centaur | 宇宙神/半人马座 |
| AC | Alternating Current | 交流 |
| ACE | Automatic Checkout Equipment | 自动测试设备 |
| ACS | Attitude Control System | 姿态控制系统 |
| ACSP | Advanced Control Signal Processor | 先进的控制信号处理器 |
| ACU | Audio Control Unit | 音频控制中心 |
| ACU | (Payload Adaptor) Adaptateur Charge Utile | 有效载荷对接件 |
| ADC | Analog Digital Converter | 模拟数字变换器 |
| ADC | Auto Decoupler | 自动去耦器 |
| ADI | Attitude Director Indicator | 姿态导向指示器 |
| ADS | Air Data System | 大气数据系统 |
| ADTA | Air Date Transduser | 大气数据传感器 |
| AE | Auxilary Engine | 辅助发动机 |
| AE | Arianespace | “阿里安”航天公司 |
| AFETR | Air Force Eastern Test Range | 空军东靶场 |
| AGC | Aerojet General Corp | 航空喷气公司 |
| AGC | Automatic Gain Control | 自动增益控制 |
| AGE | Aerospace Ground Equipment | 航空航天地面设备 |
| AGS | Anti-Gravity Suit | 耐过载服 |
| AKM | Apogee Kick Motor | 远地点发动机 |
| AL | Aluminium | 铝 |
| ALC | Aft Load Controller | 后部加载控制器 |
| ALT | Approach and Landing Test | 进场和着陆试验 |
| AMC | Aft Motor Controller | 后部马达控制器 |

| | | |
|---|---|---|
| AMCS | Attitude Measurement and Control Subsystem | 姿态测量与控制分系统 |
| AMI | Alpha－Mach Indicator | α－马赫数指标器 |
| AMP | Amplifier | 放大器 |
| AMS | Apogee Maneuver Stage | 远地点机动级 |
| AOA | Abort Once Around | 绕地一周中止飞行 |
| AOCS | Attitude and Orbit Control System | 姿态和轨道控制系统 |
| AP | Ammonium Perchlorate | 高氯酸铵 |
| AP | Ambient Pressure | 环境压力 |
| APC | Aft Power Controller | 后部电源控制器 |
| APM | Attached Pressurized Module | 搭接的增压舱 |
| APS | Auxiliary Propulsion Subsystem | 辅助推进系统 |
| APS | Accessory Power System | 辅助电源系统 |
| APS | Auxiliary Propulsion System | 辅助推进系统 |
| APU | Auxiliary Power Unit | 辅助动力装置 |
| APU | Auxiliary Propulsion Unit | 辅助推进装置 |
| ARE | Advanced Research Engine | 先进研究发动机 |
| ARPCS | Atmospheric Revitalization Pressurization Control System | 大气更新增压控制系统 |
| ARS | Atmospheric Revitalization System | 大气更新系统 |
| ARTEP | Ariane Technology Experiment Payload | “阿里安”技术实验有效载荷 |
| ARU | Attitude Reference Unit | 姿态基准装置 |
| ASA | Aerosurface Servo Amplifier | 空气舵伺服放大器 |
| ASAP | Ariane Structure for Auxiliary Payload | “阿里安”次要有效载荷结构 |
| ASE | Airborne Support Equipment | 机载支持设备 |
| ASI | Augmemted Spark Igniter | 增强型电火花点火器 |
| ASIS | Abort Sensing and Implementation System | 飞行中止敏感和执行系统 |
| ASLV | Augment Satellite Launch Vehicle | 加大推力型卫星运载火箭 |
| ASS | Airlock Support System | 气闸支持系统 |
| ASUSA | Academy of Science USA | 美国科学院 |
| ATCS | Active Temperature Control System | 主动温控系统 |
| ATCS | Active Thermal Control System | 主动热控系统 |
| ATO | Abort To Orbit | 入轨中止飞行 |
| ATS | Application Technology Satellite | 应用技术卫星 |
| ATU | Audio Terminal Unit | 音响终端机 |
| ATV | Ariane Transfer Vehicle | “阿里安”转移轨道器 |
| ATVC | Ascent Thrust Vector Control | 上升段推力矢量控制 |
| AU | Alignment Unit | 对准装置 |
| AVCS | Altitude and Velocity Control System | 高度和速度控制系统 |

| | | |
|---|---|---|
| AVVI | Altitude/Vertical Velocity Indicator | 高度/垂直速度指示器 |
| AZ | Azimuth | 方位(角) |
| AZUS | Azusa Tracking System | 相位比较电子跟踪系统 |
| B/H | Block House | 掩体 |
| B/P | boost pump | 预压泵 |
| B/U | backup | 后备 |
| BCL | Bance de Control Lanceur | 运载器测试系统 |
| BDA | Backup Drive Amplifier | 备用驱动放大器 |
| BDCA | Boitier de Destruction Commande′e et Automatique | 指令自毁装置 |
| BEE | Basic End Effector | 基本末端操纵器 |
| BFS(S) | Backup Flight Control(System) | 备用飞行控制(系统) |
| BMFT | Bundesminister der Forschung und Technolgie | 德国研究与技术部 |
| BRCU | Baie de Re′partition Charge Utile | 有效载荷互联舱 |
| BS | Broadcasting Satellite | 广播卫星 |
| BTL | Bell Telephone Laboratory | 贝尔电话实验室 |
| C&T | Communication & Tracking | 通信与跟踪 |
| C-MOS | Complementary-Metal-Oxide-Simiconductor | 金属—氧化物互补半导体 |
| C/W | Caution and Warning | 警告与报警 |
| CA | Cutter Assembly | 切割装置 |
| CAM | Collision Avoidance Maneuver | 避撞机动 |
| CAR | C-band Angle Receiver | C 波段测角接收机 |
| CCA | Communications Carrier Assembly | 通信载体装置 |
| CCD | Computer-Controlled Display | 计算机控制显示 |
| CCLS | Computer Controlled Launch Set | 计算机控制的发射装置 |
| CCPAVS | Computer Controlled Pressure and Venting System | 计算机控制的增压和排气系统 |
| CCR | Command Control Receiver | 指令控制接收机 |
| CCRPS | Command Control Receiver Power System | 指令控制接收机电源系统 |
| CCS | Continuous Colour Sequence | 连续彩色传送程序 |
| CCTV | Closed Circuit Television | 闭路电视 |
| CCU | Crew Communications Unit | 乘员通信装置 |
| CCU | Central Controller Unit | 中央控制器装置 |
| CCV | Chamber Coolant Valve | 推力室冷却剂阀门 |
| CCW | Counter-Clockwise | 逆时针方向 |
| CD | Command Decoder | 指令译码器 |
| CDF | Confined Detonating Fuse | 限爆引信 |

| | | |
|---|---|---|
| CDL | Centre de Lancement(launch centre) | 发射中心 |
| CDR | Commander | 指令长 |
| CDR | Critical Design Review | 关键设计评审 |
| CDR | Command Destruct Receiver | 自毁指令接收机 |
| CDR | Revue Critigue de Definition(Critical Design Review) | 关键设计评审 |
| CDRS | Command Destruct Receiver System | 指令自毁接收机系统 |
| CEM | Crew Escape Module | 乘员逃逸舱 |
| CER | Cost Estimation Relationship | 成本估算公式 |
| CFF | Columbus Free Flyer | 哥伦布自由飞行器 |
| CFRP | Carbon Fiber Reinforced Plastic | 碳纤维增强塑料 |
| CG | Centre de Gravit(Center of Gravity) | 重心 |
| CGS | Centaur guidance system | 半人马座制导系统 |
| CISS | Centaur Integrated Support System | 半人马座组合支撑系统 |
| CKAFS | Cape Kennedy Air Force Station | 肯尼迪空军地面站 |
| CM | Command Module | 指令舱 |
| CMU | Command Master Unit | 指令控制单元 |
| CMU | Central Measurement Unit | 中央测量装置 |
| CNES | Centre National d′ Etudes Spatiales | 法国国家空间研究中心 |
| COAS | Crew Optical Alignment Sight | 飞行员光学瞄准仪 |
| COC | Centrale d′ Ordres Case(VEB Command Unit | 仪器舱指令装置 |
| COMSAT | Communication Satellite | 通信卫星 |
| CP/SP | Carbon Phenol/Silica Phenol FiberReinforced Plastic | 碳酚醛和二氧化硅酚醛纤维增强塑料 |
| CPAP | Chef de Project Ariane Production | “阿里安”生产计划管理者 |
| CPU | Central Processor Unit | 中央处理器 |
| CR | Command Receiver | 指令接收机 |
| CRES | Corrosion Resistant Steel | 不锈钢 |
| CRRES | Combined Release and Radiation Effects Satellite | 释放和辐射效应探测卫星 |
| CRT | Cathode Ray Tube | 阴极射线管 |
| CS | Communication Satellite | 通信卫星 |
| CSC | Conical Shaped Charge | 圆锥型装药 |
| CSG | Centre Spatial Guianais (Guiana Space Centre) | 圭亚那航天中心 |
| CSM | Command and Service Module | 指令服务舱 |
| CSM | Command/Service Module | 指令服务舱 |
| CSP | Control Signal Processor | 控制信号处理器 |
| CSS | Control Stick Steering | 控制杆操纵 |

| | | |
|---|---|---|
| CSS | Centaur Standard Shroud | 半人马座标准整流罩 |
| CTA | Centaur Truss Adapter | 半人马座桁架式有效载荷对接件 |
| CU | Converter Unit | 换流器 |
| CU | Charge Utile(Payload) | 有效载荷 |
| CUT | Cutanit | 碳化物硬质合金 |
| CW | Continuous Wave | 连续波 |
| CW | Clockwise | 顺时针方向 |
| CX | Change-X | X-坐标转换器 |
| D&C | Displays and Controls | 显示与控制 |
| D-C | Direct Current | 直流电 |
| D/A | Digital to Analog | 数字/模拟 |
| D/A | Digital/Analog | 数字/模拟 |
| DA | Distrubution Assembly | 配电装置 |
| DA | Data Adapter | 数据适配器 |
| DAC | Douglas Aircraft Co. | 道格拉斯飞机公司 |
| DAC | Digital Analog Converter | 数字模拟转换器 |
| DAP | Digital Autopilot | 数字自动驾驶 |
| DBC | Data Bus Coupler | 数据母线联接器 |
| DBIA | Data Bus Isolation Amplifier | 数据母线隔离放大器 |
| DBN | Data Bus Network | 数据母线网络 |
| DC | Digital Computer | 数字计算机 |
| DC | Direct Current | 直流 |
| DCA | Destruction Commande′e et Automatigue | 指令自毁 |
| DCI | Dossier de Controle Interface | 接口控制文件 |
| DCS | Digital Command System | 数字指令系统 |
| DCU | Digital Computer Unit | 数字计算机装置 |
| DDA | Drag Derived Altitude | 阻力导出高度 |
| DDA | Digital Differential Analyzer | 数字微分分析器 |
| DDAS | Digital Data Acquisition System | 数字数据收集系统 |
| DDU | Display Driver Unit | 显示驱动装置 |
| DEU | Display Electronics Unit | 显示电子组件 |
| DFI | Development Flight Instrumentation | 研制飞行测量仪器 |
| DFTASS | Dual-Failure-Tolerant Arm/Safe Sequencer | 双容错保险/解保程序器 |
| DFVLR | Deutsche Forschungs-und Versuchsanstalt fur Luft-und Raumfahrt | 德国航空航天研究院 |
| DIGS | Delta Inertial Guidance System | 德尔它惯性制导系统 |
| DISDB | Destrust Ignition Sequence Distribution Box | 自毁引爆程序配电箱 |
| DIU | Data Interface Unit | 数据接口装置 |

| | | |
|---|---|---|
| DME | Distance Measuring Eguipment | 测距装置 |
| DMS | Defence Meteorological Satellite | 国防气象卫星 |
| DMSP | Defence Meteorological Satellite Plan | 国防气象卫星计划 |
| DOC | Direct Operations Cost | 直接操作成本 |
| DPS | Data Processing System | 数据处理系统 |
| DR | Display Keyboard | 显示键盘 |
| DRIMS | Delta Redundant Inertial Meauration System | 德尔它冗余惯性测量系统 |
| DRS | Data Relay System | 数据中继系统 |
| DRS | Data Recording Set | 数据记录装置 |
| DRSS | Data Relay Satellite System | 数据中继卫星系统 |
| DS | Despin | 消旋 |
| DSC | Dedicated Signal Conditioner | 专用信号调节器 |
| DTS | Data Transmission Set | 数据传输装置 |
| DU | Display Unit | 显示装置 |
| DV | Directeur de Vol | 飞行指标 |
| ECPKG | Electronics Control Package | 电子控制组件 |
| E/S | Earth/Station | 地面站 |
| EAFB | Edwards Air Force Base | 爱德华兹空军基地 |
| EAS | Equivalent Airspeed | 等效空速 |
| EBW | Explosive Bridge Wire | 爆炸电桥电路 |
| EBW | Exploding Bridge Wire Firing Unit | 爆炸电桥点火装置 |
| ECLSS | Enviromental Control and Life Support System | 环境控制与生命保障系统 |
| ECO | Engine Cutoff | 发动机关机 |
| ECS | Experimental Communications Satellite | 实验通信卫星 |
| ECS | Environmental Control System | 环境控制系统 |
| EDP | Ensemble Dangereux Primaire(Hazardous Primary Cicuits) | 事故主电路 |
| EDRS | European Data Relay Satellite | 欧州数据中继卫星 |
| EDS | Emergency Detection System | 故障检测系统 |
| EDSO | Explosives and Dangerous Substances Officer | 易爆和危险品管理员 |
| EEC | Extendible Exit Cone | 可延伸喷管 |
| EED | Electro-Explosive Device | 电爆装置 |
| EEEU | End Effector Electronic Unit | 末端操纵器电子组件 |
| EES | Escape Ejection Seat | 弹射座椅 |
| EG | Engine | 发动机 |
| EGFV | Engine Fuel Valve | 发动机燃料阀门 |
| EGOV | Engine Oxidizer Valve | 发动机氧化剂阀门 |

| | | |
|---|---|---|
| EGS | Experimental Geodetic Satellite | 测地实验卫星 |
| EGSE | Electrical Ground Support Equipment | 地面电气保障设备 |
| EHTV | European Hypersonic Transport Vehicle | 欧洲高超声速运输机 |
| EI | Entry Interface | 再入界面 |
| EIS | Electronic and Instrumental System | 电子和测量系统 |
| EIU | Engine Interface Unit | 发动机接口装置 |
| ELA | Ensemble de Lancement Ariane | “阿里安”发射设施 |
| ELDO | European Launcher Development Organization | 欧洲运载器研制机构 |
| EMR | Engine Mixture Ratio | 发动机混合比 |
| EMU | Extravehicular Mobility Unit | 舱外活动组件 |
| EMU | Enviromental Measurement Unit | 环境测量单元 |
| EMV | Electro-Mechanical Valve | 机电阀 |
| EPCU | Ensemble de Preparation Charge Utile | 有效载荷准备设施 |
| EPDM | Ethylene Propylene Diene Monomer | 乙烯/聚丙烯二烯单聚物 |
| EPDU | Electrical Power Distribution Unit | 配电装置 |
| EPO | Earth Parking Orbit | 地球停候轨道 |
| EPS | Electrical Power System | 电源系统 |
| EPS | E′tage a Propergols Stockable | “阿里安”V上面级推进舱 |
| ESA | European Space Agency | 欧洲空间局 |
| ESC | Engine Start Command | 发动机起动指令 |
| ESMC | East Space Missile Center | 东靶场 |
| ESRO | European Space Research Organization | 欧洲空间研究组织 |
| ESRO | Europe Space Research Office | 欧洲空间研究办公室 |
| ESS | Equipment Support System | 设备支持系统 |
| ESS | Equipments de Support Sol | 地面支撑设备 |
| ESSS | European Space Suit System | 欧洲宇航服系统 |
| ESVS | Escape Suit Ventilation System | 逃逸服排气系统 |
| ET | External Tank or Elapsed Time | 外贮箱、消逝时间 |
| ETP | External Thermal Protection | 外部防热系统 |
| ETR | Eastern Test Range | 东部发射场 |
| ETS | Engineering Test Satellite | 技术试验卫星 |
| EVA | Extravhicular Activity | 舱外活动 |
| EVA | Extra-Vehicular Activites | 舱外活动 |
| F | Fuel | 燃料 |
| FAP | Flight Acceleration Profile | 飞行加速剖面 |
| FC(S) | Flight Control(System) | 飞行控制(系统) |
| FCC | Flight Control Computer | 飞行控制计算机 |
| FCL | Freon Coolant Loop | 氟里昂冷却回路 |
| FCOS | Flight Computer Operating System | 飞行计算机操作系统 |

| | | |
|---|---|---|
| FCS | Flight Control System | 飞行控制系统 |
| FCSV | Fuel Control Solenoid Valve | 燃料控制电磁阀 |
| FDM | Frequency Division Multiplexer | 分频多路转换器 |
| FEI | Flexible External Insulation | 柔性外部绝热 |
| FEP | Front-End Processing | 前端处理(装置) |
| FES | Flash Evaporator System | 速蒸蒸发器系统 |
| FH | Faisceau Hertzien(Microwave Link) | 微波电路 |
| FL | Fenetre Lancement | 发射窗口 |
| FLSC | Flexible Linear Shaped Charge | 柔性线性聚能爆炸索 |
| FM | Frequency Modulation | 调频 |
| FMCW | Frequency Modulated Continuous Wave | 调频连续波 |
| FO/FS | Fail Operational/Fail Safe | 故障工作/故障安全 |
| FP | Flight Programmer | 飞行程序装置 |
| FPV | Fuel Purge Solenoid Valve | 燃料吹除电磁阀 |
| FRP | Fiber(glass) Reinforced Plastic | (玻璃)纤维增强塑料 |
| FS | Flight Safe | 飞行安全 |
| FS | Fire Switch | 点火开关 |
| FSM | Fuel Supply Module | 燃料供应组件 |
| FT | Fule Tank | 燃料箱 |
| FTSV | Fuel Tank Shutoff Valve | 燃料箱断流阀门 |
| FTVV | Fuel Tank Vent Valve | 燃料箱放气阀门 |
| FW | Filament Winding | 缠绕成型 |
| FWWS | Food、Water and Waste System | 食品/水/废物处理系统 |
| FLTSAT | Fleet Satellite Communication | 舰队通讯卫星 |
| G&N | Guidance and Navigation | 制导与导航 |
| G/S | Guided Steering | 制导操纵 |
| GC | Guidanse Computer | 制导计算机 |
| GCC | Guidance Control Computer | 制导控制计算机 |
| GEM | Graphite Epoxy Motor | 石墨环氧树脂壳体发动机 |
| GEO | Geostationary Orbit | 地球同步轨道 |
| GFRP | Glass Fiber Reinforced Plastic | 玻璃纤维增强塑料 |
| GG | Gas Generation | 燃气发生(器) |
| GHE | Gaseous Helium | 氦气 |
| GJ | Gas Jet | 气体喷管 |
| GLOMAR | Global Message Relay | 全球信息中继 |
| GLV | Gemini Launch Vehicle | 双子星座飞船运载火箭 |
| GMM | Geometric Mathematical Model | 大地测量数学模型 |
| GMS | Geostationary Meteorological Satellite | 同步气象卫星 |
| GMT | Greenwich Mean Time | 格林威治平均时间 |
| GN | Gas Nitrogen | 氮气 |

| | | |
|---|---|---|
| GN&C | Guidance,Navigation and Control | 制导、导航与控制 |
| GNP | Guidance Navigation Processor | 制导导航处理器 |
| GNS | Guidance and Navigation System | 制导导航系统 |
| GOX | Gaseous Oxygen | 气氧 |
| GPC | General Purpose Computer | 通用计算机 |
| GPS | Global Positioning System | 全球定位系统 |
| GPSR | Global Positioning System Receiver | 全球定位系统接收机 |
| GRU | Gyro Reference Unit | 陀螺基准装置 |
| GS | Glideslope | 下滑 |
| GSE | Ground Support Equipment | 地面支撑(辅助)设备 |
| GSFC | Goddard Space Flight Center | 哥达德航天中心 |
| GSLV | Geosynchronous Satellite Launch Vehicle | 地球同步轨道卫星运载火箭 |
| GTO | Geostationary Transfer Orbit | 地球同步转移轨道 |
| GTV | Ground Test Vehicle | 地面试验火箭 |
| H | Hydrogen | 氢 |
| HAC | Heading Alignment Cylinder | 航向校正柱(面) |
| HAL/S | High Order Assembly Language/Shuttle | 高阶组合语言/航天飞机 |
| HCMM | Heat Capacity Mapping Mission | 热量测绘任务书 |
| HDP | Hermes Development Programme | 使神号研制计划 |
| HE | Helium | 氦 |
| HEAO | High Energy Astronomic Observatory Satellite | 高能天文观察卫星 |
| HEF | High Energy Fuel | 高能燃料 |
| HERA | Hermes Robot Arm | 使神号机械臂 |
| HETS | Hyper Enviromental Test System | 高空环境试验系统 |
| HFCC | Hermes Flight Control Centre | 使神号飞行控制中心 |
| HGG | Hot Gas Generators | 热气发生器 |
| HHE | Hydraulic Heat Exchanger | 液压热交换器 |
| HIMES | High Maneuverable Experimental Space Vehicle | 高机动试验型空间运载器 |
| HIU | Headset Interface Unit | 头盔接口装置 |
| HOPE | H-2 Orbiting Plane | H-Ⅰ火箭运送入轨道的飞机 |
| HPFT | High-Pressure Fuel Turbopump | 高压燃料涡轮泵 |
| HPOT | High-Pressure Oxygen Turbopump | 高压氧化剂涡轮泵 |
| HPP | Hermes Preliminary Programme | 使神号预备计划 |
| HPU | Hydraulic Power Unit | 液压动力装置 |
| HRM | Hermes Resource Module | 使神号资源舱 |
| HRSI | High-Temperature Reusable Surface Insulation | 高温重复使用表面绝热材料 |
| HSI | Horizontal Situation Indicator | 水平状态指示器 |

| | | |
|---|---|---|
| HSP | Hermes Spaceplane | 使神号空间飞机 |
| HSV | Hermes Space Vehicle | 使神号空间运载器 |
| HT | Heat Treatment | 热处理 |
| HTP | A Stabilited Mixture of 85-87% Hydrogen Peroxide in Water | 85－87%过氧化氢+13－15%水 |
| HTPB | Hydroxyl Terminated Polybutadiene Based | 端羟基聚丁二烯 |
| HUD | Head Up Display | 顶部显示器 |
| HV | High Voltage | 高电压 |
| HVV | Helium Vent Valve | 氦气放气阀门 |
| I | Initialized computer program | 初始化计算机程序 |
| IA/IW | Immediate Active/Interrupted Wave | 瞬发/断续波 |
| ID | Insensitive Detonator | 低灵敏度起爆管 |
| IEA | Integrated Electronic Assembly | 集成电子组件 |
| IECO | Inboard Engine Cutoff | 内圈发动机关机 |
| IFU | Interface Unite | 接口装置 |
| IGC | Inertial Guidance Computer | 惯性制导计算机 |
| IGP | Inertial Guidance Program | 惯性制导程序 |
| IMG | Inertial Measurement Group | 惯性测量组件 |
| IMI | Internal Multilayer Insulation | 内部多层绝热层 |
| IMU | Inertial Measurement Unit | 惯性测量装置 |
| IN-OZ | Inch-Ounce | 英寸-盎司 |
| ING | Inertial Navigation Group System | 惯性导航组合系统 |
| INTELSAT | International Telecommunication Satellite | 国际通讯卫星 |
| IOC | Indirect Operations Cost | 间接操作成本 |
| IOI | In-Orbit Infrastructure | 空间结构,轨道永久基地 |
| IOM | Instant of Move | 火箭起飞时刻 |
| IOP | Input-Output Processor | 输入-输出处理器 |
| IPS | Instrumentation Power System | 测量器件电源系统 |
| IPU | Inertial Platform Unit | 惯性平台装置 |
| IRFNA | Inhibited Red Fuming Nitric Acid | 抑制性红烟硝酸 |
| IRIG | Inter-Range Instrumention Group | 靶场仪表小组 |
| IRIG | Inertial Rate Integrating Gyro | 惯性速率积分陀螺 |
| IRP | Inertial Reference Package | 惯性基准组合装置 |
| IRU | Inertial Reference Unit | 惯性基准组件 |
| ISA | Interstage Adaptor | 级间段 |
| ISAS | Institute of Space and Aeronautical Science | 航空航天科学研究所(日) |
| ISDS | Inadvertent Separation Destruct System | 意外分离自毁系统 |

| | | |
|---|---|---|
| ISLA | Inge'nieur Sauvegarde Ensemble de Lancement | 发射设施安全官员 |
| ISRO | Indian Space Research Organization | 印度空间研究组织 |
| ISS | International Space System | 国际空间系统 |
| ISS | Ionosphere Sounding Satellite | 电离层探测卫星 |
| ISS | International Space Station | 国际空间站 |
| ITE | Integrated Throat and Entry | 整体喉衬-入口段 |
| ITP | Internal Thermal Protection | 内部防热 |
| IU | Instrument Unit | 仪器舱 |
| IUS | Inertial Upper Stage | 惯性上面级 |
| IVA | Intra-Vehicular Activity | 舱内活动 |
| JAS | Japan Amateur Satellite | 日本无线电爱好者卫星 |
| JEM | Japanese Experimental Module | 日本实验舱 |
| JPC | Joint Power Conditioner | 关节电力调节器 |
| JSC | Johnson Space Center | 约翰逊空间中心 |
| KBU | Keyboard Unit | 键盘 |
| KM | Kick Motor | 正推(反推)发动机 |
| KSC | Kennedy Space Center | 肯尼迪航天中心 |
| KSC | Kagoshima Space Center | 鹿儿岛宇宙空间观测所 |
| KSFC | Kennedy Space Flight Center | 肯尼迪航天中心 |
| L/V | Launch Vehicle | 运载火箭 |
| LARC | Langley Reaserch Centre | 兰利研究中心 |
| LCA | Load Control Assembly | 负荷控制装置 |
| LCCD | Linear Charge Cord Device | 线形装药爆炸索装置 |
| LDD | Long Delay Detonator | 长延时起爆管 |
| LDEF | Long-Duration Exposure Facility | 长期暴露装置 |
| LEO | Low Earth Orbit | 近地轨道 |
| LERC | Lewis Research Center | 刘易斯研究中心 |
| LES | Launch Escape System | 逃逸系统 |
| LH | Liquid Hydrogen | 液氢 |
| LINS | Laser Inertial Navigation System | 激光惯性导航系统 |
| LIOH | Lithium Hydroxide | 氢氧化锂 |
| LMSC | Lockheed Missiles and Space Company | 洛克希德导弹和空间公司 |
| LOX | Liquid Oxygen | 液氧 |
| LPB | Liquid Propellant Booster | 液体助推器 |
| LPFT | Low-Pressure Fuel Transducer | 低压燃料传感器 |
| LPOT | Low-Pressure Oxygen Transducer | 低压氧化剂传感器 |
| LPS | Launch Processing System | 发射处理器 |
| LRBA | Laboratoire de Rocherhes Balistigues et Ae' rodynamigues | 法国气动及弹道研究所 |

| | | |
|---|---|---|
| LRSI | Low-Temperature Reusable Surface Insulation | 低温重复使用绝热材料 |
| LS | Level Sensor | 液位传感器 |
| LSC | Linear Shaped Charge | 聚能爆炸索(线型装药) |
| LSV | Latching Solenoid Valve | 闩(止动)电磁阀 |
| LTTAT | Long Tank Thrust Augmented Thor | 长贮箱加大推力雷神 |
| LTV | Ling Temco Vought | 林—坦姆科—沃特宇航公司 |
| LV | Launch Vehicle | 运载火箭 |
| LVLH | Local Vertical, Local Horizontal | 当地垂直,当地水平 |
| LW | Launch Window | 发射窗口 |
| LWHS | Lightweight Headset | 轻质头盔 |
| MAO | Missile Acceptance Officer | 导弹验收官员 |
| MAU | Million Accounting Unit | 百万欧洲计算单位 |
| MBB | Messerschmiff-Bolkow-Blohm | 梅塞施米特. 伯尔科. 布洛姆(公司) |
| MCC | Main Combustion Chamber | 主燃烧室 |
| MCC-H | Mission Control Center-Houston | 休斯顿任务控制中心 |
| MCD | McDonnell Douglas Co. | 麦克唐纳-道格拉斯宇航公司 |
| MCDS | Multi-Function CRT Display System | 多功能阴极射线显示系统 |
| MCIU | Manipulator Controller Interface Unit | 遥控机械臂控制器接口装置 |
| MCS | Maneuver Control System | 机动控制系统 |
| MCU | Masse Charge Utile (Paylood Mass) | 有效载荷质量 |
| MDA | Motor Drive Amplifier | 马达驱动放大器 |
| MDE | Mission Dependent Equipment | 任务专用设备 |
| MDF | Mild Detonating Fuse | 温性爆炸引信 |
| MDM | Multiplexer/Demultiplexer | 信号复合器/信号分离器 |
| ME | Main Engine | 主发动机 |
| ME-GAS | Main Engine Gimbal Actuator System | 主发动机摆动作动器系统 |
| MEC | Main Event Controller | 主事件控制器 |
| MECO | Main Engine Cutoff | 主发动机关机 |
| MEOP | Maximum Expected Operating Pressure | 最大预期工作压力 |
| MEP | Minimum Entry Point | 最低入口点 |
| MES | Main Engine Start | 主发动机起动 |
| MET | Mission Elapsed Time | 任务消逝时间 |
| MFV | Main Fuel Valve | 主燃料阀门 |
| MGS | Missile Guidance System | 导弹制导系统 |
| MGSE | Mechanical Ground Support Equipment | 地面机械支撑设备 |
| MIA | Multiplex Interface Adapter | 多路转换器接口适配器 |
| MLG | Main Landing Gear | 主起落架 |
| MLI | Multilayer Insulation | 多层绝热 |

| | | |
|---|---|---|
| MLP | Mobile Launch Platform | 活动发射台 |
| MLS | Microwave Landing System | 微波着落系统 |
| MM | Main Mode | 主模式 |
| MM | Mass Memory | 海量存贮器 |
| MM | Mission Manager | 任务指挥员 |
| MM/SCU | Motor Module/Signal Condition Unit | 马达模数/信号调节器 |
| MMC | Mid-Motor Controller | 中部马达控制器 |
| MMC | Martin Marietta Corporation | 马丁.马丽埃塔公司 |
| MMH | Monomethyl Hydrazine | 一甲基肼 |
| MMI | Man/Machine Interface | 人机接口 |
| MMS | Maneuver Management System | 机动管理系统 |
| MMU | Master Measurement Unit | 主要测量组件 |
| MNTVC | Move Nozzle Thrust Vector Control | 摆动喷管推力矢量控制(器) |
| MON | Mixed Oxide of Nitrogen | 氮氧化物混合物 |
| MOS | Marine Observation Satellite | 海洋观测卫星 |
| MOV | Main Oxidizer Valve | 氧化剂主阀门 |
| MPC | Mid-Power Control | 中等功率控制 |
| MPL | Minimum Power Level | 最低功率 |
| MPM | Manipulator Positioning Mechanism | 机械臂定位机构 |
| MPS | Main Propulsion System | 主推进系统 |
| MPTA | Main Propulsion Test Article | 主推进系统试验项目 |
| MR | Mercury Redstone | 水星-红石运载火箭 |
| MR | Mixture Ratio | 混合比 |
| MRL | Manipulator Retention Latch | 机械臂固位闩锁 |
| MSBLS | Microwave Scan Beam Landing System | 微波扫描着陆系统 |
| MSFC | Marshall Space Flight Center | 马歇尔航天中心 |
| MSU | Main Sequence Unit | 主程序装置 |
| MT | Mechanical Timer | 机械式定时器 |
| MTFF | Man Tended Free Flier | 有人[illegible]的自由飞行器 |
| MTI | Morton Thiokol inc | 莫顿.锡奥科尔公司 |
| MTU | Master Timing Unit | 主定时器 |
| MTVC | Manual Thrust Vector Control | 手动推力矢量控制 |
| MUA | Manuel Utilisateur Ariane | "阿里安"用户手册 |
| MY | Man-Year | 人年 |
| N. C. | Normally Closed | 常闭 |
| N. O. | Normally Open | 常开 |
| NA | Not (Non) Applicable | 不(可)适用 |
| NAL | National Aerospace Laboratory | 日本航空宇宙技术研究所 |
| NASA | National Aeronautic and Space Administration | 美国国家航空航天局 |

| | | |
|---|---|---|
| NASDA | National Space Development Agency | 日本宇宙开发事业团 |
| NASP | National Aerospace Plane | 国家空天飞机 |
| NAVSTAR | Navigation Star | 导航星 |
| NBR | Nitrile Butadiene(based) Rubber | 丁晴(基)橡胶 |
| NBR | Nitrile Butadiene Rubber | 睛基丁二烯橡胶 |
| NC OFF | Nose Cone off | 头锥分离 |
| NC(N/C) | Numerical Control | 数控 |
| NCS | Nutation Control System | 章动控制系统 |
| NEP | Nominal Entry Point | 额定入口(跑道)点 |
| NF | Nose Fairing | 整流罩 |
| NH | Ammonia | 氨 |
| NLG | Nose Landing Gear | 前起落架 |
| NOAA | National Oceanic and Atmospheric Administration | 国家海洋与大气局(卫星) |
| NPSH | Net Positive Suction Head | 净正抽吸压头 |
| NPSP | Net Positive Suction Pressure | 净正抽吸压力 |
| NSI | NASA Standard Initiator | NASA 标准起爆器 |
| NSP | Network Signal Processor | 网络信号处理器 |
| NSTL | National Space Technology Laboratories | 国家空间技术实验室 |
| NTO | Nitrogen Tetroxide | 四氧化二氮 |
| NTS | Navigation Technology Satellite | 导航技术卫星 |
| O | Oxidizer | 氧化剂 |
| OACS | Orbit and Attitude Control System | 轨道和姿态控制系统 |
| OBC | On Board Computer | 箭(机)载计算机 |
| OCC | Operation Control Center | 操作控制中心 |
| OCOE | Overall Checkout Equipment | 全检设备 |
| OCSV | Oxidizer Control Solenoid Valve | 氧化剂控制电磁阀 |
| OECO | Outboard Engine Cutoff | 外圈发动机关机 |
| OFI | Operational Flight Instrumentation | 正式飞行测量仪器 |
| OGO | Orbiting Geophysical Observatory | 轨道地球物理观测(卫星) |
| OI | Operational Instrumentation | 运行测量 |
| OIS | Orbiting Insertion System | 入轨系统 |
| OMS | Orbital Maneuvering System | 轨道机动系统 |
| OMV | Orbit Maneuver Vehicle | 轨道机动飞行器 |
| OPF | Orbiter Processing Facility | 轨道飞行器处理设备 |
| OPOV | Oxidizer Preburner Oxidizer Valve | 氧化剂预燃室氧化剂阀门 |
| OPS | Operational Sequence | 操作程序 |
| OPSV | Oxidezer Purge Solenoid Valve | 氧化剂吹除电磁阀 |
| OS | Operation Station | 工作台 |
| OSC | Orbital Sciences Corporation | 轨道科学公司 |

| | | |
|---|---|---|
| OT | Oxider Tank | 氧化剂箱 |
| OTBV | Oxidizer Turbine Bypass Valve | 氧化剂涡轮旁通阀 |
| OTSV | Oxidizer Tank Shutoff Valve | 氧化剂箱断流阀门 |
| OTV | Orbit Transfer Vehicle | 轨道转移飞行器 |
| OTVV | Oxidizer Tank Vent Valve | 氧化剂箱放气阀门 |
| OV | Orbiting Vehicle | 轨道飞行器 |
| P&W | Pratt & Whitney Aircraft | 普拉特—惠特尼飞机公司 |
| P-D | Pitch Down | 下俯 |
| P-U | Pitch Up | 上仰 |
| P/L | Payload | 有效载荷 |
| PA | Protection Acoustigue | 消声装置 |
| PAC | Precise Angle Converter | 精密角度变换器 |
| PAET | Planetary Atmosphere Experiments Test | 行星大气实验 |
| PAL | Populseur d′ Appoita′ Liquides | 液体助推器 |
| PAM | Pulse Amplitude Modulation | 脉幅调制 |
| PAM | Payload Assist Module | 有效载荷辅助舱 |
| PAM-D | Payload Assist Module-Delta Class | 德尔它级有效载荷辅助舱 |
| PAM/FM | Pulse Amplitude Modulation/Frequency Modulation | 脉幅调制/调频 |
| PAP | Propuolsur d′ Appoint a′ Poudre | 固体助推器 |
| PBAN | Polybutadiene Acrylic Acid Acrylonitric | 聚丁二烯丙烯酸丙烯睛 |
| PBI | Pushbutton Indicator | 按钮指示器 |
| PBS | Protective Breathing System | 安全吸气系统 |
| PCA | Pneumatic Control Assembly | 气动控制系统 |
| PCA | Power Control Assembly | 电源控制装置 |
| PCM | Pulse-Code Modulation | 脉码调制 |
| PCMMU | Pulse-Code Modulation Master Unit | 脉码调制主组件 |
| PDE | Pressurization/Depressurization Equipment | 增压卸压装置 |
| PDI | Payload Disply Indicator | 有效载荷显示器 |
| PDM | Pulse Duration Modulation | 脉宽调制 |
| PDR | Preliminary Design Review | 初步设计评审 |
| PDRS | Payload Development and Retrieval System | 有效载荷释放和回收系统 |
| PDS | Portable Oxygen System | 手提式氧气系统 |
| PDU | Power Drive Unit | 电源驱动装置 |
| PDU | Power Distribution Unit | 配电器 |
| PETN | Pentaerythrite Tetranitrate | 季戊炸药 |
| PEU | Platform Electronics Unit | 平台电子组件 |
| PFCS | Primary Flight Control System | 主飞行控制系统 |

| | | |
|---|---|---|
| PIC | Pyro Initiator Controller | 火工品引爆器控制器 |
| PICU | Pyrotechnic Initiator Control Unit | 火工品引爆器控制装置 |
| PKM | Perigee Kick Motor | 近地点发动机 |
| PL | Payload | 有效载荷 |
| PL | Platform | 平台 |
| PLBD | Payload Bay Door | 有效载荷舱门 |
| PLIU | Propellant Level-Sensing Indicating Unit | 推进剂液位指示装置 |
| PLT | Pilot | 驾驶员 |
| PM | Phase Modualtion | 调相 |
| POE | Prise Ombilicale Electrigve (Electrical Umbilical Plug) | 脐带电缆插头 |
| POP | Prise Ombilicale Pneumatigue(Pneumatic Umbilical Plug) | 脐带气路插头 |
| PPLS | Propellant and Pressurant Loading System | 推进剂和增压剂加注系统 |
| PRFLT | Preflight | 飞行前 |
| PROM | Programmable Read-Only Memory | 可编程序只读储存器 |
| PRR | Preliminary Requirements Review | 初步要求评审 |
| PRSD | Power Reactant Storage and Distribution System | 反应剂存储及分配系统 |
| PS | Perigee Stage | 近地点级 |
| PS | Power Supply | 电源 |
| PSDB | Power Sequence Distribution Box | 程序配电器 |
| PSLV | Polar Satellite Launch Vehicle | 极地轨道卫星运载火箭 |
| PSP | Payload Signal Processor | 有效载荷信号处理器 |
| PSV | Pressure Sequencing Valve | 压力程序阀门 |
| PT | Pressure Transducer | 压力传感器 |
| PTC | Passive Thermal Control | 被动热控 |
| PTS | Payload Transfer System | 有效载荷转移系统 |
| PTU | Power Transfer Unit | 电源传输装置 |
| PU | Propellant Utilization | 推进剂利用 |
| PU | Pump Unit | 泵 |
| PY | Pyrotechnic Devices Storage Area | 火工品装置贮存区 |
| Press | Pressure | 压力 |
| QTU | Qualification Test Unit | 鉴定试验器 |
| QTY | Quantity | 数量 |
| R | Radius | 半径 |
| RA | Radar Altimeter | 雷达高度表 |
| RA | Radio Altimeter | 无线电高度表 |
| RAD | Radian | 弧度 |

| | | |
|---|---|---|
| RAM | Random Access Memory | 随机存取存储器 |
| RAM | Redundant Access Memory | 冗余存取存储器 |
| RASAD | Remote Control Safe and Arm Device | 遥控保险解保装置 |
| RCC | Reinforced Carbon Carbon | 增强碳-碳材料 |
| RCC | Range Control Center | 靶场控制中心 |
| RCS | Reaction Control System | 反作用控制系统 |
| RDX | Cyclotrimethylenetrinitramine | 环三甲撑三硝酸 |
| REI | Rigid External Insulation | 刚性外部绝热材料 |
| REM | Rocket Engine Modules | 火箭发动机舱 |
| RF | Radio Frequency | 射频 |
| RFI | Radio Frequency Interference | 射频干扰 |
| RG-PKG | Rate Gyro Package | 速率陀螺组件 |
| RGA | Rate Gyro Assembly | 速率陀螺组件 |
| RGU | Rate Gyro Unit | 速率陀螺装置 |
| RHC | Rotation Hand Controller | 转动手动控制器 |
| RIMU | Redundant Strapped down Inertial Measurement Unit | 冗余捷联惯性测量组件 |
| RJD | Reaction Jet Driver | 反作用喷管驱动器 |
| RLG | Ring Laser Gyros | 环形激光陀螺 |
| RM | Redundancy Management | 冗余管理 |
| RMIS | Remote Multiplexer Instrumentation System | 远距离多路调制测量系统 |
| RMS | Remote Manipulation System | 遥控机械臂系统 |
| RMS | Root Mean Square | 均方根 |
| RMU | Remote Measurement Unit | 遥测装置 |
| RMU | Remote Multiplexer Unit | 远距离多路调制器 |
| RMVS | Redundant Majority Vote Sequencer | 冗余多数表决程序器 |
| ROM | Read Only Memory | 只读存储器 |
| RPC | Remote Power Controller | 远距离电源控制器 |
| RPM | Revolutions per Minute | 转/分 |
| RPS | Revolution per Second | 转/秒 |
| RPTA | Rudder Pedal Transducer Assembly | 方向舵踏板传感器装置 |
| RS | Redundant Set (computers) | 冗余装置(计算机) |
| RS | Respin | 起旋 |
| RSC | Range Safety Command | 靶场安全指令 |
| RSS | Range Safety System | 靶场安全系统 |
| RT | Radar Transponder | 雷达应答机 |
| RTI | Real Time Interrupt | 实时中断 |
| RTLS | Return to Launch Site | 返回发射场中止飞行 |
| RTW | Radio.Transparent Window | 无线电透波窗口 |

| | | |
|---|---|---|
| RVS | Rendezvous Sensor | 交会传感器 |
| Reg | Regulator | 调节器 |
| S/A | Safety and Arming | 保险和解保 |
| S/C | Spacecraft | 航天器 |
| S/D | Shutdown | 关机 |
| SAD | Safe and Arm Device | 保险/解保装置 |
| SAGE | Stratospheric Aersol and Gas Experiment (Satellite) | 同温层微粒和气体实验(卫星) |
| SASY | Satellite/Sylda Separation System | 卫星/SYLDA 支架分离系统 |
| SBTC | Speedbrake Thrust Control | 减速板推力控制 |
| SBU | Synchro Bias Unit | 同步偏压装置 |
| SC | Spacecraft | 航天器,飞船 |
| SCA | Shuttle Carrier Aircraft | 航天飞机驮机 |
| SCAR | Systeme de Controle d′ Attitude et de Roulis | 姿态和滚动控制系统 |
| SCOE | Special Checkout Equipment | 专检设备 |
| SCOTS | Shuttle Compatible Orbit Transfer Subsystem | 适用于航天飞机的轨道转移系统 |
| SCU | Signal Control Unit | 信号控制器 |
| SCU | Signal Conditioning Unit | 信号调节器 |
| SCU | Sequence Control Unit | 程序控制装置 |
| SDD | Short Delay Detonator | 短延时起爆管 |
| SDIO | Strategic Defence Initiative Office | 战略防御倡仪局 |
| SE-GAS | Sustainer Engine Gimbal Actuator System | 主发动机摆动作动器系统 |
| SECO | Sustainer Engine Cutoff | 主发动机关机 |
| SEU | System Electronic Unit | 系统电子组件 |
| SF | Select Filter | 选择滤波器 |
| SFAP | Spin Free Analytical Platform | 自由旋转分解平台 |
| SFC | Squib Fire Circuit | 雷管点火电路 |
| SGLS | Space Ground Link System | 空间地面联路系统 |
| SHF | Super High Fequency | 超高频 |
| SIP | Strain Isolation Pad | 应变隔离垫 |
| SITVC | Second Injection Thrust Vector Control | 二次喷射推力矢量控制 |
| SIU | Signal Interface Unit | 信号接口 |
| SIU | Servo Inverter Unit | 伺服变换器组件 |
| SIW | Satellite Injection Window | 卫星入轨窗口 |
| SJ | Side Jets | 侧向喷管 |
| SLMA | Spacecraft Lunar Module Adapter | 飞船登月舱对接件 |
| SLV | Satellite Launch Vehicle | 卫星运载火箭 |

| | | |
|---|---|---|
| SM | System Management | 系统管理 |
| SM | Service Module | 服务舱 |
| SM | Spin Motor | 旋转发动机 |
| SMAB | Solid Motor Assembly Building | 固体火箭发动机总装大楼 |
| SMDC | Shielded Mild Detonating Cord | 金属被覆密封型温性导爆索 |
| SMRC | Solid Motor Roll Control | 固体发动机滚动控制 |
| SMU | Speaker Microphon Unit | 话筒麦克风 |
| SODS | Space Operation Data System | 空间操作数据系统 |
| SOP | Software Operating Program | 软件操作系统 |
| SOU | Switch On Unit | 合闸装置 |
| SPA | Servo Power Amplifier | 伺服功率放大器 |
| SPELDA | Structure Porteuse Externe de Lancement Double Ariane | “阿里安”双星发射外支撑结构 |
| SPI | Surface Position Indicator | 液面位置指示器 |
| SPIF | Shuttle payload Integration Facility | 航天飞机有效载荷组装设施 |
| SPM | Solid Propellant Motor | 固体发动机 |
| SPO | Scout Project Office | 侦察兵计划办公室 |
| SPS | Service Propulsion System | 服务舱推进系统 |
| SRB | Solid Rocket Booster | 固体助推器 |
| SRUS | Solid Rocket Upper Stage | 固体火箭上面级 |
| SRV | Sensor Rendezvous | 交会传感器 |
| SS | Star Sensor | 星光传感器 |
| SSA | SRM Storage Area | 固体发动机贮存区 |
| SSI | Space Service Inc. | 空间服务公司 |
| SSME | Space Shuttle Main Engines | 航天飞机主发动机 |
| SSP | Standard Switch Panel | 标准接线板 |
| SSUS | Solid Spinning Upper Stage | 固体旋转上面级 |
| ST | Star Tracker | 星光跟踪器 |
| ST | Staging Timer | 级间分离定时器 |
| ST | Stabilized Platform | 稳定平台 |
| STA | Structural Test Article | 结构试验项 |
| STADAN | Satellite Tracking and Data Acquisition | 卫星跟踪和数据搜集 |
| STDN | Space Tracking Data Network | 空间跟踪数据网络 |
| STL | Space Technology Laboratories | 空间技术实验室 |
| STS | Space Transportation System | 空间运输系统 |
| SUS | Susini | 萨西尼铝合金 |
| SVS | Stage Vehicle System | 子级运输系统 |
| SWS | Saturn Workshop | 土星工场 |
| SYLDA | Systeme de Lancement Double Ariane | “阿里安”双星发射系统 |

| | | |
|---|---|---|
| SYSY | Sylda Top/Bottom Separation System | SYLDA 双星支架顶部/底部分离系统 |
| T/W | Thrust to Weight | 推力/重量 |
| T/W | Thrust to Weight Ratio | 推重比 |
| TACAN | Tactical Air Navigation | 塔康导航系统 |
| TAEM | Terminal Area Energy Management | 末区能量管理 |
| TARS | Three Axis Reference System | 三轴基准系统 |
| TAT | Thrust Augmented Thor | 加大推力雷神 |
| TAV | Transatmospheric Vehicle | 跨大气层飞行器 |
| TB | Time Base | 时基 |
| TBI | Through Bulkhead Initiator | 穿壁引爆管 |
| TBT | Thermal Balance Test | 热平衡试验 |
| TC | Titan/Centaur | 大力神/半人马座 |
| TC | Telecommand | 遥控 |
| TCPS | Thrust Chamber Pressure Switch | 推力室压力开关 |
| TCS | Thermal Control Subsystem | 温控分系统 |
| TCV | Thrust Chamber Valve | 推力室阀门 |
| TDRS | Tracking and Data Relay Satellite | 跟踪和数据中继卫星 |
| TG | Tone Generator | 音响发生器 |
| THC | Translation Hand Control | 平移手动控制器 |
| THCU | Thermal Hydrulic Control Unit | 液压温控系统组件 |
| TLM | Telemetry | 遥测 |
| TLS | Translational Control System | 平移控制系统 |
| TM | Telemetry | 遥测 |
| TMCH | Timer Change | 定时器转换 |
| TMM | Thermal Mathematical Model | 热计算模型 |
| TOS | Transfer Orbit Stage | 转移轨道级 |
| TPS | Transient Power System | 瞬时电源系统 |
| TPS | Thrust Chamber Pressure Switch | 推力室压力开关 |
| TPS | Thermal Protection System | 防热系统 |
| TQM | Torque Motor | 力矩马达 |
| TRIAD | Tiros Improvement Programme | 泰罗斯卫星改进计划 |
| TRSW | Transister Switch | 晶体管开关 |
| TSC | Thruster System Control | 推力器系统控制 |
| TSL | Timer-Selector | 定时器选择器 |
| TSPV | Tank Shutoff Pilot Valve | 贮箱断流控制阀门 |
| TT | Temperature Transducer | 温度传感器 |
| TV | Television | 电视 |
| TVAT | Thermal Vacuum Acceptance Test | 热真空验收试验 |
| TVC | Thrust Vector Control | 推力矢量控制 |

| | | |
|---|---|---|
| TX | Trasmitter | 发射机 |
| UA | Unite d′ Acquisition(Acquisition Unit) | 数据采集装置 |
| UDMH | Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine | 偏二甲肼 |
| UDOP | Ultra High Frequency Doppler | 超高频多普勒系统 |
| UHF | Ultra High Frequency | 超高频 |
| UPP | User Parameter Processor | 用户参数处理器 |
| USB | Unified S-Band System | 统一S波段系统 |
| UTC | United Technologies Corporation | 联合技术公司 |
| V | Velocity | 速度 |
| VAB | Vehicle Assembly Building | 运载器组装楼 |
| VAB | Vertical Assembly Building | 垂直组装楼 |
| VAC | Vacuum | 真空 |
| VAFB | Vandenberg Air Force Base | 范登堡空军基地 |
| VCS | Velocity Cutoff Switch | 速度关机开关 |
| VE-GAS | Vernier Engine Gimbal Actuator System | 游动发动机摆动作动器系统 |
| VEB | Vehicle Equipment Bay | 运载火箭仪器舱 |
| VECO | Vehicle Checkout Set | 火箭测试装置 |
| VFM | View Finder Monitor | 取景器 |
| VHF | Very High Frequency | 甚高频 |
| VIU | Video Interface Unit | 视频接口装置 |
| VOR | VHF Omnidirectional Radio-Range | 甚高频全向无线电信标 |
| VPU | Vidio Process Unit | 视频处理装置 |
| VRC | Vehicle Recuring Cost | 飞行器续生成本 |
| VSWR | Voltage Standing Wave Ratio | 电压驻波比 |
| Vdc | Volts Direct Current | 直流电压 |
| W/B | Wide Band | 宽带 |
| WBSE | Wide-Band Signal Conditioner | 宽带信号调节器 |
| WCLS | Water Coolant Loop Subsystem | 水冷却分系统 |
| WEA | Water Evaporator Assembly | 水蒸发器 |
| WONG | Weight On Nose Gear | 前起落架负重 |
| WOW | Weight On Wheels | 轮子负重 |
| WP | Way Point | 航向点 |
| WRE | Weapons Research Establishment | 武器研究所 |
| WREBUS | Weapons Research Establishment Break-Up System | 武器研究所爆破(自毁)系统 |
| WSB | Water Spray Boiler | 水喷沸腾器 |
| WSMC | West Space Missile Center | 西靶场 |
| WSTF | White Sands Test Facility | 白沙靶场设施 |
| WTR | Western Test Range | 西靶场 |

(王丹阳 整理)

# 附 录 九

## 参 考 文 献

### 东方号、联盟号、闪电号、宇宙号、质子号、旋风号：


〔1〕 В. П. Глушко, Развитие Ракетостроения и Космонавтики в СССР, Москва "Машиностроение", 1987

〔2〕 В. П. Глушко, Космонавтика, Энциклопедия, Москва Издатель-ство "Советская Энциклопедия", 1985

〔3〕 В. К. Сердюк, Н. В. Толяренко, Н. Н. Хлебникова, Итоги Науки и Техники, Серия Ракетостроение и Космическая Техника, Том 11, Москва, 1990

〔4〕 V. P. Glushko, Rocket Engines, GDL-OKB, Novosti; Press Agency, Moscow, 1975

〔5〕 Soviet Space Vehicle "Proton" for Injecting Satellite in Geostationary Orbit, USSR Moscow

〔6〕 "Tsyklon" Carrier Missile Specifications, Glavkosmos, Moscow, USSR, 1990

〔7〕 Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation, Bonn-Bad Godesbery, FRG, 22-24 May 1989, pp. 45-49

〔8〕 Commercial Uses of Space Exploration, Glavkosmos

〔9〕 Interavia Space Directory 1989-1990, Edited by A. Wilson, 1989 Jane's Information Group

〔10〕 Jane's Spaceflight Directory, Third Years of Issue, 1987

〔11〕 谢佐慰，苏联卫星号运载火箭，国外导弹与宇航，1982年6月，第10～19页

〔12〕 谢佐慰，苏联运载火箭发展情况分析，国外导弹技术，1985年第4期，第1～22页

〔13〕 周以蕴，李瑞晨，苏联的五种运载火箭，国外导弹与宇航，1982年第6期，第10～19页

〔14〕 Nicholas L. Johnson, Soviet Space Programs 1980-1985, Vol. 66, Science and Technology Series on AAS Publication

〔15〕 Soviet Space Programs : 1976-1980, Manned Space Programs and Space Life Sciences, Prepared at the request of Hon. Bob Packwood, Chairman of Committee on Commerce, Science, and Transportation, United States Senate, Part 2, Oct. 1984

〔16〕 Nicholas L. Johnson, Handbook of Soviet Lunar and Planetary Exploration, Copyright, 1979 by AAS

〔17〕 Handbook of Soviet Manned Space Flight, 1980.

〔18〕 Phillip S. Clark, Soviet Launch Vehicles: An Overview, Journal of British Interplanetary Society (JBIS), 1982. 2. pp. 51-58

〔19〕 Phillip S. Clark, Proton Launch Vehicle, Spaceflight, July/Aug. 1977, pp. 330-333, 340

〔20〕 Phillip S. Clark, The Sandal Programme, Spaceflight, Jan. 1981, pp. 18-21

〔21〕 Phillip S. Calrk, The Skean Programme, Spaceflight, Aug. 1978. pp. 298-304

〔22〕 Phillip S. Clark, The Scarp Programme, Spaceflight, May 1981, pp. 147-152

〔23〕 Phillip S. Clark, The Sapwood Launch Vehicle, JBIS, Oct. 1981 pp. 347-443

〔24〕 Phillip S. Clark, Soviet Rocket Engine Overview, Spaceflight, July 1990, pp. 240-243

〔25〕 Tim Furniss, Launch Vehicles, Flight International, 20 Feb. 1988. pp. 21-25


### 天顶号：


〔26〕 Buran Designers Meet the Press, Spaceflight, March 1989, p. 83.

〔27〕 Energia and Buran--the Soviet Space Union, Flight International, 18 Feb. 1989, pp. 22-26

〔28〕 Soviets Reveal Energia Details, Flight International, 17 Sept. 1988, p. 65.

〔29〕 L'URSS Devoile ses Fusees Cyclone et Zenith, Air et Cosmos, No. 1240, 3 Juin 1989, pp. 35-36

〔30〕 Anatomie des Fusees Cyclone et Zenith, Air et Cosmos, No. 1240, 3 Juin 1989, p. 41-42

〔31〕 Premieres Photos du Nouveau Lanceur Zenith, Air et Cosmos, No. 1243, 24 Juin 1989, p. 69.

〔32〕 Soviets Launch More Satellites, Flight International, 10 Dec. 1988, p. 12.

〔33〕 Zenit Launch Vehicle Specifications, Glavkosmos USSR, 1991, p. 1-19.

## 能源号：


〔34〕 A. T. Lawton, Energia--Soviet Super Rocket, Spaceflight, Aug. 1987, pp. 285-289.

〔35〕 La super-fusee Energia, AviMag, No. 942, 1987(15-6-1987), pp. 44-45.

〔36〕 T. Furniss, Energia and Buran--the Soviet Space Union, Flight International, 18 Feb. 1989, pp. 22-26.

〔37〕 C. Covault, Soviet Shuttle Launched on Energia Booster, Aviation Week & Space Technology, Nov. 21, 1988, pp. 18-21

〔38〕 Launch Pad Used for First Energia Flight Designed for Non-shuttle Missions, Aviation Week & Space Technology, Jan. 16, 1989, pp. 42-43.

〔39〕 J. E. Oberg, Soviets Tell All(?)about Big New Launcher, Aerospace America, June 1987, pp. 8, 9, 46.

〔40〕 Energia Details Revealed, Spaceflight, Oct. 1988, p. 381.

〔41〕 Soviet Article Sheds Light on Energia, Defense Daily, Aug. 30, 1988, pp. 333-334.

〔42〕 Soviets Reveal Energia Details, Flight International, 17 Sept. 1988, p. 65.

〔43〕 Energia Will Double Payload Capacity, Says Designer, Soviet Aerospace, Feb. 20, 1989, p. 1.

〔44〕 Energiya Payload: Black Cylinder with Conical nose, Aerospace Daily, May 27, 1987, p. 316.

〔45〕 Soviets Launch Large Booster, Plan More Tests, Aerospace Daily, May 19, 1987, pp. 274-275.

〔46〕 A. Duorooq, La filiere Energia, Air et Cosmos, No. 1150, 4 Juillet, 1987, pp. 48-49

〔47〕 Energia's Launch Widens Moscow's Edge in Rocketry, Time, June 1, 1987.

〔48〕 Soviet Energia/Shuttle Facilities Viewed at Baikonur Launch Site, Aviation Week & Space Technology, June 6, 1988, pp. 20-22

〔49〕 Baikonur Cosmodrome Facilities Expanded in Support of Energia, Shuttle Programs, Aviation Week & Space Technology, July 25, 1988, pp. 46-47

〔50〕 Soviets Eye Complete Reusability for Energiya, Aerospace Daily, Aug. 15, 1988, pp. 245-246.

〔51〕 C. Covault, Soviets Test Massive New Booster for Station, Shuttle Missions, Aviation Week & Space Technology, May 25, 1987, pp. 18-20

〔52〕 Close-up Views Reveal Details of Soviet Heavy-Lift Booster, Aviation Week & Space Technology, June 8, 1987, pp. 72-73.

〔53〕 C. Covault, Manned Soviet Shuttle Flight Delayed Until 1992 for Systems Installation, Aviation Week & Space Technology, May 8, 1989, pp. 20-21.

〔54〕 Soviets Propose Using Energia to Launch NASA Space Station, Aviation Week & Space Technology, May 8, 1989, p. 22.

〔55〕 T. Furniss, Soviets Plan Unmanned Cargo Shuttle, Flight International, June 3, 1989, p. 26.

〔56〕 Soviets Building New Shuttle/Defense-space Costs to be Cut, Soviet Aerospace, June 12, 1989, pp. 1-2.

〔57〕 Энергия Готова К Взлету, Правда, 31 Июня, 1987г.

〔58〕 Формула Космического Ускорения, Социалистическая Индустрия, 22 Мая, 1987 г.

〔59〕 В. филин, Земные Орбиты"Энергии", Авиация и Космонавтика, Июнь 1989, стр. 40-42.


## 先锋号：


〔60〕 Oswald H. Lange and Richard J. Stein, Space Carrier Vehicle, 1993, pp. 4-7, 126-133, 181-187

〔61〕 John P Kushnerick, Vanguard Detail Revealed, Aircraft and Missile Manufacturing, June 1958, pp. 7-14

〔62〕 Louis Michelson, General Electrics X-405 Vanguard Engine, Missiles and Rockets, May 1958, pp. 139-147

〔63〕 F. Gordom Scholes, Mechanical Aspects of the Vanguard Flight Control System, ARS T Paper, No. 401-405 April 3-6, 1957, pp. 352-358

〔64〕 Robert H. Cushman, Vanguard Control Demonstrates Minimum Hardware Approach, Automatic Control, June 1958, pp. 26-23

〔65〕 Rundown on the Vanguard Vehicle, Astronautics, Aug. 1957, pp. 26, 63, 102

〔66〕 Norman L. Baker and Donald E. Perry, Here is the Vanguard Record, Missises and Rockets, Sept. 22 1958, pp. 22-26

〔67〕 Gordon Scholes, Servo Valves Control Vanguard, Applied Hydraulics & Pneumatics, Sept. 1959, pp. 132-133

## 丘诺：

〔68〕 Andrew Wilson, Jupiter C/Juno 1-America's First Satellite Launcher, Spaceflight, Vol. 23, 1 Jan., 1981, pp. 12-17

〔69〕 Wernher von Braun, The Explorers, Astronautics Acta, Vol. 5, No. 1-6, 1959, pp. 126-143

〔70〕 V. R. Neiland and M. A. Kalange, Technical Advantages of Fluid Power, SAE 593A, pp. 1-39

〔71〕 Niels Jasper and Dieter Teuber, The Cluster Spin Control System for Jupiter C Missiles, ARS Journal, Vol. 29, No. 1, Jan. 1959, pp. 56-61

〔72〕 Wernher von Braun, Rundown on Jupiter-C, Astronautics, Oct. 1958, pp. 32-33, 80-84

## 雷神：

〔73〕 H. G. Behl, The Operational Evolution of The Thor Space Booster, SAE-68073

〔74〕 Thor, a Study of a Great Weapon System, Flight International, Dec. 5, 1958

〔75〕 J. R. Cownie, Thor Production At Douglas, Astronautics & Missiles, May 8, 1959

〔76〕 Moon Shot Demonstrates Space Control Techniques, Control Engineering, Dec. 1958.

〔77〕 R. E. King, Solid State Guidance for Able-Series Rockets, Electronics, Jan. 29, 1960.

〔78〕 伯纳小型上面级火箭，一部七室，1981。

〔79〕 Philip Geddes, Work-Horse of the Satellites, Aircraft & Missiles, Sept. 1960.

〔80〕 P. J. Parker, Thor and Delta, Spaceflight, June 1970.

〔81〕 Anthony Kenden, US Reconnaissance Satellite Programmes, Spaceflight, June 1978.

〔82〕 A Review of The Able, Ablestar Upper Stage Vehicles or Simplicity---A Sure Road To Reliability at Low Cost, SAE 264D

〔83〕 Andrew Wilson, Burner 2--Boeing's Small Upper Stage, Spaceflight, May 5, 1980

〔84〕 The Thor LV-2A Propulsion System, AD-412682

〔85〕 孙明，艾帕尔及艾帕尔·斯它尔，火箭发动机，1963. 3。

〔86〕 Irwin Stambler, Simplicity Boosts Able-Star To Reliability Record, Space & Aeronautics, Aug. 1961

〔87〕 Jay Holmes, Able-Star Makes Technological First, Missiles & Rockets, April 25, 1960

〔88〕 Irving Stone, Able Star Works as Second Stage Booster, Aviation Week, Aug. 29, 1960

〔89〕 Thrust Augmented Thor-Agena Performence for the Orbiting Geophysical Observatory OGO Mission, N70-12732

〔90〕 Thor-Agena Performance for the Nimbus 3 Mission, N70-30652.

## 宇宙神：

〔91〕 R. E. Martin, The Atlas and Centaur Steel Balloon Tanks a Legacy of Karel Bossart, IAA89-738

〔92〕 C. L. Gandy, Mercury-Atlas Launch-Vehicle Development and Performance, NASA SP-45

〔93〕 C. D. Fowler, Checkout of Mercury-Atlas Launch Vehicles, AIAA 63070

〔94〕 J. G. Kalogeris, Atlas E/F Launch Vehicle Research and Development Capabilities, SAE 66044

〔95〕 J. W. Powell, The Atlas E/F Launch Vehicle-An Unsunny Workhorse, JBIS, May 1991 pp. 229-240

〔96〕 H. J. Phillips, Atlas-Agena B, Mariner R-Program, AD 853674

〔97〕 G. H Wolfe, Detail Specification for Atlas Standard Launch Vehicle SLV-3, AD 488484

〔98〕 Lewis Research Center, Atlas-Agena Flight Performance for the Applications Technology Satellite ATS-1 Mission, NASA TMX-1784

〔99〕 Lewis Research Center, Atlas-Centaur AC-17 Performance for Applications Technology Satellite ATS-D Mission, NASA TMX-2525

〔100〕 D. E. Charhut, Atlas-Centaur Program, IAF 83-21

〔101〕 Atlas Goes Commercial, Spaceflight, 1990. 9

〔102〕 First Commercial Atlas Places Scientific Satellite Into Orbit, Aviation Week & Space Technology, July 30, 1990

〔103〕 Atlas-Centaur 30 Pioneer G, NASA N73-25887

〔104〕 王永志，王丹阳，同步通信卫星的发射，1977. 12

## 德尔它：

〔105〕 R. E. Iowe, H. A. Konczak, The Thor Booster and Its Flight Enviroment, Proceedings of the 5th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1963, pp. 631-652

〔106〕 J. Kline, The Delta Launch Vehicle, Proceedings of the 5th International Sympsium on Space Technology and Science, Tokyo 1963, pp. 653--668

〔107〕 William R. Schindler, Charles R. Gunn, The Delta Launch Vehicle for Scientific and Applications Satellites, Proceedings of the 5th International Sympsium on Space Technology and Science, Tokyo 1971, pp. 581-600

〔108〕 Charles R. Gunn, Delta-A Scientific and Application Satellite Launch Vehicle, N69-37616

〔109〕 The Delta and Thor/Agena Launch Vehicle for Scientific and Application Satellites, NASA TMX-65333, N70-40230

〔110〕 J. C. Simmons, B. M. Hall, Digital Control System Development for the Delta Launch Vehicle, AIAA 73-847

〔111〕 Delta Payload Planner's Guide, E-36871-11(中国国防科技信息中心)

〔112〕 E. W. Bonnett, W. R. Schindler, Delta's Inexpensive, Reliable and Versatile Third Generation Upper Stage, AIAA 73-1211

〔113〕 Charles R. Gunn, The Delta Launch Vehicle Capabilities Constraints and Costs for the Straight 8 2914, N71-33446

〔114〕 L. H. Cassutt, J. F. Willacker, Design considerations in the use of Solid Motors for Thrust Augmentation, AIAA 75-1279

〔115〕 McDonnell Douglas Corporation Chines Communication Satellites Corporation, McDonnell Douglas Co., E-28136 (1983)

〔116〕 D. W. Grimes, Delta Mission Planning in the Shuttle Transition Era, AIAA 82-0556

〔117〕 C. A. Ordahl, G. J. Askew, Early Privite Ventures, AIAA-82-1802

〔118〕 Delta 3000 Spacecraft users Manual, McDonnell Douglas Co.

〔119〕 C. A. Ordal, The MDAC Payload Assist Modules, AIAA 82-0559

〔120〕 L. C. Raburn, Delta II Commercial Spacecraft Users Manual, McDonnell Douglas Co., 1987, 9, 16

〔121〕 J. K Ganouny, H. Eaton, The Delta Launch Vehicle-Past, Present and Future, 18th Space Congress Proceeding 1981, X-19795(中国国防科技信息中心)

〔122〕 C. A. Ordahl, The MDAC Payload Assist Modules, AIAA 82-0559

〔123〕 D. W. Tuwiler, P. C. Lyer, The Commercial Delta Launch Vehicle, IAF-88-174

〔124〕 Mike Howard, Delta-The 100-Plus Launch Vehicle, Spaceflight 1974, 1, p32

〔125〕 Andrew Wilson, Delta Digest, Spaceflight 1979, 10, p 413

〔126〕 H. A. Weston, Delta 90 Interplanetary Monitoring Platform-H, N73-14836

〔127〕 D. C. Sheppard, Delta 95 RAE-B Operations Summary, N73-29878

〔128〕 Interplanetary Monitoring Platform-H Operation Summary, N73-13907

〔129〕 D. L. Mootchnik, Lunar Orbit Mission Analysis for the Improved Delta Launch Vehicle and AIMD Spacecraft, NASA TN D-3911

〔130〕 Lloyd A. Willians, Flight Vibration Data from the Delta 9 Launch Vehicle, NASA TN D-1683

〔131〕 Satellite Digest, Spacecraft 1968-1992

〔132〕 N. Vlahakis, D. Van Dorn, Graphite Epoxy Motors(GEM)for the Delta II Launch Vehicles, AIAA 89-2313

〔133〕 Delta II-Reliable Communications Satellites Launch Services, AIAA-90-0828-cp

〔134〕 Delta-II MLV, DMS Market Intelligence Report, Space System 1989

〔135〕 J. F. Meyers, Delta II Commercial Space Transportation, AIAA-88-3123

〔136〕 Space Launch Log-1957 to 1976, 1967 to 1968, Interavia 1967. 10, p. 1521, 1968; 11, p. 1409

## 侦察兵：

〔137〕 Andrew Wilson, Scout-NASA Small Satellite Launcher, Spaceflight, Vol. 21, No. 11, 1979. 11

〔138〕 Robert J. Mayhue, NASA Scout ST-1 Flight-Test Results & Analysis, Launch Operations & Test Vehicle Description, NASA-TN-D 1240, 1962. 2

〔139〕 Frank Colucci, Scout Reprepared, Space, 1987

〔140〕 Mike Howard, Scout 14 Years Reliable Service, Spaceflight, 1974

〔141〕 Andrew Wilson, The Scout Launcher----An Update, JBIS, Vol. 34, pp. 193-195, 1987

〔142〕 ToFL Powfll,Blue Scout Military Research Rocket,JBIS,Vol. 35,pp. 22-30,1982
〔143〕 Scout Nozzle Data Book,N77-17144,1965,12
〔144〕 Scout Launch Vehicle Final Report-Phase IV & V,N75-14794,1974. 11
〔145〕 Improved Guidance Hardware Study for the Scout Launch Venicle, N72-26517
〔146〕 Scout Launch Vehcle,Astronautics & Aeronautics,1975. 10
〔147〕 DMS Missile/Spacecraft,1978. 10 & 1979 9
〔148〕 DMS Aerospace Company,1979
〔149〕 Algol Solid Rocket Motor Program,N63-18205——18208
〔150〕 Design,Development and Qualification Testing of Caster 2A,N67-1357
〔151〕 S Kessler, D. Carson, Development of an Advanced Motor f or the Third Stage of the Scout,AIAA79-1294
〔153〕 Forth Stage Scout Rocket Motor Program,N65-2608,22109 & 2639
〔155〕 侦察兵运载火箭,国外弹道导弹和航天器手册,中国国防科技信息中心 1979. 9
〔154〕 谢佐慰,美国侦察兵运载火箭,1980. 3

## 水星-红石：

〔155〕 Joachim P. Kuellner,Mercury Redstone Launch Vehicle Development & Performance,NASA SP-45
〔156〕 V. R. Neiland,M. A. Kalange,Technical Advantage of Fluid Power,SAE 593A
〔157〕 Redstone/Jupiter Guidance Share Production Line,Missiles and Rockets,1958. 2
〔158〕 Welding Redstone,Missiles and Rockets,1959. 6. 8
〔159〕 Manned Space Flight Program of NASA,E-8887
〔160〕 F. E. Miller, The Mercury-Redstone Project,N67-37935
〔161〕 国外战略导弹与飞行器手册,中国国防科技信息中心,1979. 9
〔162〕 红石导弹,中国国防科技信息中心,1960. 3

## 土星Ⅰ：

〔163〕 Roger E. Bilstein,Stages to Saturn,N81-29154
〔164〕 A. A. Conway and H. K Bennett,Saturn I Electrical Power and Systems Integration SA-5 Through SA-7,N65-22555
〔165〕 SA-8 Vehicle and Launch Complex Functional Description Separation and Flight Termination Systems,N65-18128
〔166〕 RL-10A-3 Engine and Hydraulic System,N65-18125
〔167〕 Willian R. Lucas,Saturn Launch Vehicle,AIAA 81-0900
〔168〕 Edmun F. O′connor,Saturn Launch Vehicles,AIAA 65-302
〔169〕 Georgel,Christen and R. F. Gompriz,Saturn S-I and S-IB Operations Development Progress,AIAA 65-200
〔170〕 B. K. Heusinga,Propulsion Improvements Achieved During Flight Test of Saturn Vehicles,AIAA 64-537
〔171〕 Charles E. Libber,The Deployment of Parawings for Use as Recovery Systems,AIAA 64-472
〔172〕 F. A. Speer,Saturn I Flight Test Evaluation,AIAA 64-322
〔173〕 C. W. Steeg,Jr. M. Pesando and G. Filias,Operational Flight Control for Saturn Boost Vehicles,IAS 63-42
〔174〕 The Saturn Program,Astronautics,Feb. 1962,Vol. 7, No. 2
〔175〕 The Way to the Moon,Interavia,April 1965
〔176〕 The Lunar Programe Progress,Interavia,July 1964
〔177〕 The High Cost of Exploring the Moon,Interavia,April 1964; SA-5 and Range 6,Interavia Feb. ,1962
〔178〕 Pegasus Spreeds its Wings,Flight International,25 February,1965
〔179〕 Apollo in Orbit,Flight International,4 June 1964
〔180〕 Launch Success Ends Saturn I Test Series,Aviation Week & Space Technology,Aug. 9,1965
〔181〕 First Industry Built Saturn I Puts Pegaus-2 in Precise Orbit,Aviation Week & Space Technology,May 31,1965
〔182〕 SA-7 Flies Near-Perfect Mission,Aviation Week & Space Technology,Sept. 28, 1964
〔183〕 George Alexander,SA-6 Shows Engine-Out Capability Following Unscheduled Shutdown,Aviation Week & Space Technology,June 8,1964
〔184〕 George Alexander,NASA,Chrysler Trimming Weight of S-I,Aviation Week & Space Technology,Sept. 16,1963

〔185〕 Saturn Design Changed by Marshall, Aviation Week & Space Technology, Sept. 16, 1963
〔186〕 RL10液氢-液氧火箭发动机概况，1965年3月
〔187〕 梅枝，林祥编，土星 C-1火箭助推器发动机，1965年1月
〔188〕 土星多级火箭，科技情报参考资料，1961年6月
〔189〕 土星 I 飞行试验鉴定，火箭导弹技术，1966年第1期
〔190〕 土星的液压作动系统，火箭导弹技术，1964年第5期
〔191〕 土星飞行器推进系统通过飞行试验得到的改进，火箭导弹技术，1965年第10期
〔192〕 Guidance Systems of Present Launch Vehicles, Advances in Space and Technology, Supplement 1: Space Carrier Vehicles, Chapter V, pp. 119-126, 0133-143
〔193〕 D. J. Allen and L. G. Bekemeger, Design of the Saturn S-IV Stage Propellant Utilization System, 1962 IRE International Convention Record, Part 2, Automatic Control Circuit Theory, pp. 185-193
〔194〕 F. B. Moore and M. Brooks, Saturn Ascending Phase Guidance and Control Technicalities, Technology of Lunar Exploration, pp. 183-209

## 土星 IB：

〔195〕 Stanley Remarty, Saturn 1/1B Project, AIAA Paper 64-272
〔196〕 B, E, Duran, Saturn 1/1B Launch Vehicle Operational Status and Experience, SAE Paper No. 680739
〔197〕 Robert C, Status of Guidance and Control Methods, Instrumentation and Techniques as Applied in the Apollo Project, NATO, October 21-22, 1964
〔198〕 Alcott, R. J, Apollo Booster Flight Control System Integration, Presented at SAE A-18 Meeting, Houston, Texas, December 11-12, 1963
〔199〕 Thomas J, Frieling, The Liquid Hydrogen Club, Space World, Jan. 1988
〔200〕 The Saturn IB Flight Manual, N74-29276
〔201〕 Poger E, Bilslem, From the S-IV to the S-IVB: The Evolution of a Rocket Stage for Space Exploration, JBIS, Vol. 12, 1979
〔202〕 S-IVB Stage, Space World, Aug. 1973
〔203〕 Saturn IB Launch Vehicle Flight Evaluation Report, SA 208 Skylab-4, NASA TM X-72019
〔204〕 Roger E. Bilstein, Stage to Saturn(A Technological History of the Apollo Saturn Launch Vehicles), N81-29154
〔205〕 孟佩弦，土星 S-IVB 级的结构和工作原理，国外导弹技术，N3，1974年
〔206〕 David S. Akens, Saturn Illustrated Chronology, N74-12495
〔207〕 Leland F. Blew, Recent NASA Experience With Hydrogen Engine, AIAA. 64-270
〔208〕 Geoge L. Chrislen, Saturn S-1 and S-IB Operations Development Progress, AIAA Paper 65-200

## 土星 V：

〔209〕 Modified Lanuch Vehicle Saturn V Improvement Study Composite Summary Report, N65-29282.
〔210〕 Walten Haeussenmann, Guidance and Control of Saturn Launch Vehicles, AIAA 65-304.
〔211〕 Moore, P. O., New Approaches in Telemetry Data Processing, AIAA 65-196
〔212〕 Church. R. F. and Hadel. J, Hydraulic Controls for Gimbaling Saturn V Engines, SAE AGE-18, May 14, 1963.
〔213〕 James B. Bramlet, Saturn V Launch Vehicle Development Program, AIAA 64-271.
〔214〕 Overstatement of Contract Target Cost for First Stage of Saturn, N71-32740.
〔215〕 Leland F. Belew, Recent NASA Experience With Hydrogen Engines, AIAA 64-270.
〔216〕 Technical Information Summary Apollo-10(AS-505)Apollo Saturn V Space Vechicle, NASA TMX-62846.（马歇尔航天中心）
〔217〕 Saturn V Flight Manual SA-507, N70-17602.（马歇尔航天中心）
〔218〕 土星 V S-1C 级液压作动系统，国外导弹技术，No8，1978年
〔219〕 土星 V S-Ⅱ级液压作动系统，国外导弹技术 No3，1974年
〔220〕 李明观，孟佩弦，土星 V 运载火箭(SA-505)飞行综合报告，1983年
〔221〕 M. A. Kalance & R. J. Alcott, Saturn V S-IC Stage Engine Gimbal Actuation System, E-18599

〔222〕 F. Brooks Moore, Application of Redundancy in the Saturn V Guidance and Control System, N77-13102.
〔223〕 J. M. Grimmed, A History of Manned Lunar Spacecraft, NASA SP 1205.
〔224〕 Roger E. Bilstein, Stage to Saturn, N81-29154.
〔225〕 F. W. Virgil, Saturn S-II Problem Resolution History Report, N72-15780, September 1971.
〔226〕 王基祥，运载火箭液氢箱绝热系统，1975年
〔237〕 M. A. Kalange, SaturnV S-IC Stage Engine Gimbal Actuation System, E-18599.
〔228〕 用于火箭多数表决式伺服作动器，国外导弹技术，No3，1974年
〔229〕 重复技术在土星 V 制导和控制系统中的应用，国外导弹技术，N6-7，1982年
〔230〕 Structural Research and Development for Cryogenic Upper Stages Part, Cryogenic Technology N3-4, 1989.
〔231〕 C. G. Brooks, A History of Manned Lunar Spacecraft, NASASP-1205
〔232〕 裴明远，土星 S-IVB 级，国外导弹技术，1989年，增刊。
〔233〕 孙国庆，F-1火箭发动机的发展史，国外导弹与航天运载器，1990. 12
〔234〕 D. Warren and C. Langer, History in the Making-The Mighty F-1 Rocket Engine, AIAA 89-2387
〔235〕 David S. Akens, Saturn Illustrated Chronology, N 74-12495
〔236〕 航宇，土星 V 系统可靠性分析，国外导弹技术，1981年第1期
〔237〕 Thomas J. Frieling, The Liquid Hydrogen Club, Space World 1, 1958

## 大力神：

〔238〕 B. A. Hohman, T. Shiokari, Structural Considerations in Man-Rating the Titan Missile for the Gemini Program, AD-803606
〔239〕 R. C. Dineen, Development of the Gemini Launch Vehicle, N66-29641
〔240〕 W. D. Smith, Gemini Launch Vehicle Development, N66-29637
〔241〕 E. D. Ward, Propulsion System, N66-29638
〔242〕 L. C. Meland, F. C. Thompson, History of the Titan Liquid Rocket Engines AIAA 89-2389
〔243〕 L. J. Adams, The Evolution of the Titan Rocket-Titan I to Titan Ⅱ, IAA-90-631
〔244〕 L. R. Bush, Gemini Launch Vehicle Guidance and Performance, N66-29639
〔245〕 Sol Levine, Just in Case, Electronics 1965. 4. 5.
〔246〕 Project Gemini, NASA CR-1106. pp. 34-50
〔247〕 A, J, Kullas, What is Man-Rated Booster, AIAA 65-25
〔248〕 C. W. Mathews, The Gemini Program, Astronautics and Aeronautics 1964. 11. p. 22
〔249〕 Col Levine, Man-Rating the Gemini Launch Vehicle, Astronautics and Aeronautics 1964. 11. p. 52
〔250〕 Titan Rockets for Civil and Military Spacecraft, Interavia 1965. 5. p. 686.
〔251〕 Sol Louine, Man-Rating the Gemini Launch Vehicle, AIAA. 64-274
〔252〕 R. C. Stiff, JR. Status Report on Aerojet-General Corporation Titan 3 Liquid Propellant Engine, AIAA 65-307
〔253〕 William G. Purdy, Titan 3 Core System, Integration and Launch Operations, AIAA 65-309
〔254〕 B. R. Felex, C. A. Lefebure, M. R. Tyson, Titan3 Solid Motor System Integration, AIAA 65-153
〔255〕 Barnet R. Adelman and Alphonse P. Peters and Alphonse R Reters, Titan 3-C, Stage Zero, AIAA 65-308
〔256〕 Paul O. Larson, Titan 3 Inertial Guidance System, AIAA 65-306
〔257〕 J. M. Edgar, System Analysis of Titan Family for Orbiting Multiple Communication Satellites, AIAA 72-570
〔258〕 Andrew J. Slofan, Titan/Centaur-NASA's Newest Launch Vehicle, AIAA 73-617
〔259〕 A. C. Liang and D. L. Kleinbub, Navigation of the Titan 3C Space Launch Vehicle Using the Carousel VB IMU, AIAA 73-905
〔260〕 Loman T. Rark, James D. Corbin and Robert D. Ernst, Titan Transtage Spacecraft Propulsion System, AIAA 73-1210
〔261〕 Titan 3E/Centaur D-1T System Summary, NASA CR-141014
〔262〕 R. Dutton, S. Isakouity, Commercial Titan: A Proven Derivation, AIAA 88-0252
〔263〕 S. Isakowity, The Commercial Evolution of the Titan Program, AIAA 88-3119
〔264〕 Highlights, Space System DMS Market Intelligence Reports, 1988. 7, 1989

〔265〕 Titan 3 Payload Users Handbook, Martin Marieta, 1989

〔266〕 F. L. Van Renesselaer, R. D. Slorikoski, T. C. Abels, This is Commercial Titan, IAF-89-199

〔267〕 F. L. Van Rensselaer, E. M. Browne, Commercial Titan Program, AIAA-90-0891-CP.

〔268〕 S. J. Gizinskill, D. B. Herrington, Titan III; Commercial Access to Space, AIAA88-3476

〔269〕 D. Gunter, S. Gizinski, The Enhancement of Transtage for the Commercial Titan Launch Vehicle, AIAA 87-2231

## 大蓬车：

〔270〕 Camarillo, Low-Cost Boosters Lower their Sights, Flight International, 2/9 Jan. 1988, p15

〔271〕 Tim Furniss, Launch Vehicles Countdown for a Piece of Action, Flight International, 20, Feb. 1988, pp. 21-25

〔272〕 Andrew Wilson, U. S. Launcher Systems for the Next Decade, Interavia, 8/1988, pp. 797-800

〔273〕 Design for Conestoga II Shaping Up, Space World, Jan. 1984, pp. 12-13

〔274〕 Commercial Space Transport in The U. S. , Spaceflight, Vol. 22, April 1990, p 121

## 飞马座：

〔275〕 C. Covault, Commercial Winged Booster to Launch Satellites from B-52, Aviation Week & Space Technology, June 6, 1988, pp. 14-16

〔276〕 S. W. Kandebo, Pegasus Development Stresses Design Simplicity, Limited Testing, Aviation Week & Space Technology, June 27, 1988, pp. 45, 49.

〔277〕 J. R. Stodden, Orbital Sciences Charts Rapid Growth with Reduced Risk for Pegasus Development, Aviation Week & Space Technology, June 27, 1988, pp. 51. 53.

〔278〕 T. Furniss, Pegasus: Winged Workhorse, Flight International, 13 Aug. 1988, pp. 29-31

〔279〕 Pegasus: Booster and Weapon All in One, High Technology Business, Oct. 1988, p. 56-58. or Military Space, June 20, 1988, p. 6-8

〔280〕 OSC/Hercules Developing Revolutionary Satellite Launcher, Interavia Air Letter, July 19, 1988, No. 11543, pp. 2-4

〔281〕 Payload for Pegasus, Interavia Air Letter, Sept. 23, 1988, No. 11589, p. 7

〔282〕 Pegasus Plans Detailed; First Launch in July, Defense Week, Sept. 19, 1988, p. 7

〔283〕 Le Bourget, Pegasus, Ball to Launch Communication Satellites Into Geosynchronous Orbit, Aviation Week & Space Technology, June 12, 1989, p. 64

〔284〕 P. Langereux, Les Deux Premiers Pegase Voleront en 1989, Air et Cosmos, 10 Juin 1989, No. 1241, p. 183

〔285〕 Air Force Takes Pegasus Under its Wing, Space Business News, May 15, 1989, pp. 4, 7

〔286〕 R. C. Nichols, The Winged Horse, AD ASTRA, Feb. 1989, pp. 32-36

〔287〕 C. Covault, Commercial Space Ventures Face Harsh Market Realities, Aviation Week & Space Technology, Dec. 19, 1988, pp. 34-35, 37, 39

〔288〕 Pegasus Takes Wing, Flight International, June 6-12, 1990, pp. 30-33.

〔289〕 B. A. Smith, Pegasus Completes First Operational Flight, Places Payload in Earth Orbit, Aviation Week & Space Technology, April 9, 1990, pp. 22-23

〔290〕 B. A. Smith, Pegasus Booster Proves to Be highly Accurate in Its First Launch, Aviation Week & Space Technology, April 16, 1990, pp. 24-25

〔291〕 S. Chenard, Pegasus Finds Friends at The Pentagon, Space Market 3/1989, pp. 154-158

〔292〕 B. A. Smith, Pegasus Air-Launched Test Vehicle Is Rolled Out, Aviation Week & Space Technology, Aug. 14, 1989, pp. 36, 37, 40, 41

〔293〕 R. Peterson, Pegasus Scores First Launch, World Aerospace Weekly, April 6, 1990, No. 462, pp. 1-3

〔294〕 Pegasus Set for April Launch, Spaceflight, April, 1990, p. 118.

〔295〕 H. Carroll, J. Godfrey and J. Crum, Design and Development of Pegasus Propulsion, A89-46745, 1989, pp. 1-5

〔296〕 D. W. Thompson and C. C. Schade, Pegasus and Taurus Launch Vehicles, Proceeding of the 13th AIAA Intern. Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, pp. 443-451

〔297〕 F. Colucci, Gallop into Orbit, Mar. -Apri. 1989, Space, pp. 24-25

〔298〕 Pegasus Rides out, Space, May-June 1990, p. 1-2.

〔299〕 谢宽，世界第一种机载商用运载火箭，世界导弹与航天，1988，10，第25－27页

## 金牛座：

〔300〕 S. J. Isakowitz, Pegasus/Taurus, International Reference Guide to Space Launch Systems, 1991.

〔301〕 D. W. Thompson and C. C. Schade, Pegasus and Taurus Launch Vehicles, Proceeding of the 13th AIAA Intern. Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, 1990.

〔302〕 J. Padavano, S. Frazier and E. Rutkowski, The Taurus Space Booster Payload Interfaces, Processing Procedures and Launch Operations for Low Earth Orbit Communications Satellites, Proceeding of the 14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, 1992.

〔303〕 J. R. Asker, Quick Response Key to Next U. S. Launcher, Aviation Week, Sept. 28, 1992, pp. 44-46

## 阿金纳：

〔304〕 The Agena Multi-Purpose Space Vehicle, Interavia, 1965, 1. p390

〔305〕 Royk. Hackbarth. . . , Atlas-Agena Performance for the 1967 Mariner Venus Mission, NASA TM X-1826

〔306〕 Eugene E. Coffey, , Rogers. Palmer, Atlas-Agena Flight Performance Evaluation for the Orbiting Geophysical Observatory OGO-6 Mission, NASA TM-X 1967

〔307〕 S. C. Debrock, C. J. Rudey. Agena Primary and Integrated Secondary Propulsion System, AIAA 73-1212

〔308〕 S. C. Debrock, R. K. Grove, Capillary Propellant Management for Intergrated Primary and Secondary Propulsion Systems, AIAA 73-1153

〔309〕 Shuttle/Agena Study Final Report, Annex a Ascent Agena Configuration, N72-20829

〔310〕 Dacid Feld, The Agena Engine, Astronautics, 1961. 3, p29

〔311〕 John. F. Judge, Agena Ready for New Rendezvous Role, Missiles and Rockets 1965. 10. 18, p35

〔312〕 Tantalum Tungsten Alloy Used in Agena Vehicle, Missiles and Rockets 1963. 7. 8 p. 28

〔313〕 S. C. De Brock, RK. Grove, Ro. Sloma, A Survey of Current Developments in Surface Tension Devices for Propellant Acquisition, Journal of Spacecraft and Rockets, 1971. 2 p86

〔314〕 Geoge Alexander, Flight Test of Gemini Program Nears, Aviation Week & Space Technology, 1964. 3. 30 p. 39

〔315〕 Harold T. Luskin, The Ranger Booster, Astronautics 1961, 9 p. 31

〔316〕 Avedis Aintablan, The Agena Target Vehicle, Astronautics and Aeronautics, 1964. 11. p. 44

〔317〕 World Missile/Space Encyclopedia, 1961, Missiles and Rockets 1961. 7. 17, pp. 97

## 半人马座：

〔318〕 M. Leupol, Das Centaur-Oberstufengerät, Raketentechnic und Raumfahrtforschung 1962. 7. 9 p. 112

〔319〕 Atlas/Centaur Launch Vehicle Operation Experience, SAE 680737

〔320〕 Roy K. Hachbarth, Atlas-Centaur 18 Performance Evaluation for Application Technology Satellite ATS-5 Mission, NASA TM-X-2383

〔321〕 Roy K Hackuarth, Atlas-Centaur 17 Performance for Application Satellite ATS-D Mission, NASA TM X-2525

〔322〕 K. E. Newton, R. C. Lea, Titan III E/Centaur D-1T System Summary, NASA CR-141014

〔323〕 Andrew J. Stofan, Titan/Centaur-NASA's Newest Launch Vehicle, AIAA 73-617

〔324〕 Willian E. Geotte, Centaur D-1T Propulsion and Propellant Systems, AIAA 73-1180

〔325〕 M. H. Balatte, Centaur 12 Propellant Acquisition System, AIAA 75-1194

〔326〕 Cryogenic Propellant Management During Coasting of Atlas-Centaur Vehicle, NASA TN-D-4571

〔327〕 Richard E. Martin, The Atlas and Centaur Steel Balloon Tanks a Legacy of Kared Bossart, IAA 89-728

〔328〕 Robert C. White, Michael D, Patzer, Atlas Family Update, AIAA30-0827-CP

〔329〕 Andrew L. Gorden, Centaur D1-A Guidance Software System, N84-16234

〔330〕 Andrew L. Gordan, Centaur D1-A System is a Mutshell, N87-15996

〔331〕 J. H. Richardson, The Centaur G-Prime: Meeting Mission Needs Today, SAWE No. 1557

〔332〕 J. Chen, Modal Test/Analysis Correlation for Centaur G-Prime Launch Vehicle, Spaceflight, Vol. 24, No. 5, 1987

## 惯性上面级：

〔333〕 Application of Inertial Upper Stage (IUS)Equipment and Experience to Orbit Transfer Vehicles of the 90′ed Bangsund,IAF 85-143

〔334〕 Benton R. Hanford,IUS—A Key Transportation Element for the Communication Satellite,N 80-0589

〔335〕 Inertial Upper Stage(IUS),March 1980,E-28031-U

## PAM:

〔336〕 C. A. Ordahlh and T. D. Smith,PAM-D User′s Requirements Document,McDonnell Douglas Astronautics Company

〔337〕 C. J. Daros and A. P. Oneal,PAM-D 11 User′s Requirements Document,McDonnell Douglas Astronautics Company

## TOS:

〔338〕 T. White,B. Thompson and J. Grubbs,The Low Cost Development,Test and Production of a Commercial STS Upper Stage:TOS,AIAA 85-0313

## SCOTS:

〔339〕 Daniel L. Balzer Charles R. Larsen,Shuttle Compatible Orbit Transfer Subsystem Scots,AAS 85-118,p. 310

## 黑箭:

〔340〕 The Staff of Space Department,the Black Arrow Satellite Launching Vehicle,AD-69 7875

〔341〕 John E. Twinn,The Black Arrow Launching Vehicle,Proceedings on Space Technology and Science,pp. 539-545

〔342〕 L. W. Parkin,The Black Arrow Launch Vehicle,Flight International,27,July 1967,pp. 143-153

〔343〕 H. J. H. Sketch,The Black Arrow Space Programme,Spaceflight, Vol. 10,No. 9,Sept. 1968,p. 320

〔344〕 L. W. Parkin,The Black Arrow Satellite Launching Vehicle,Spaceflight,Vol. 10,No. 9,Sept. 1968

〔345〕 P. J. Ballars,Black Arrow propellant Pressurizations System,JBIS Vol. 22,pp. 81-90,1969

〔346〕 L. R. Bannister and C. A. Hookey,The Black Arrow Control System,JBIS. Vol. 22,pp. 91-122,1969

〔347〕 J. B. Scott,Black Arrow Flight Sequence and Performance,JBIS. Vol. 22,pp. 1-12,1969

## 钻石:

〔348〕 Peter Stache,Raumfahrt-Trägerraketen,transpress VEB Verlag fur Verkehrswesen Berlin,Juni 1973

〔349〕 C. Attali,Le lanceur de Satellites Europeen,Veme Symposium Spatial Europeen,Munich,1965

〔350〕 Bruno Gire,Jacques Schibier,The French National Space Programme 1950-1975,JBIS Vol. ,40,1987 pp. 51-66

## 欧洲号:

〔351〕 A. N. Christmas,The E. L. D. O. Initial Launcher System,Design Objectives and Development Programme,Presented at the British Interplanetary Society Symposium on The E. L. D. O. Launcher Vehicle Held on 25th September,1964

〔352〕 I. C. Talbotier,The E. L. D. O. Launcher System and Stage,Presented at the British Interplanetary Society Symposium on the E. L. D. O. Launcher Vehicle held on 25th September,1964

〔353〕 R. Gaedke,The Third Stage of the E. L. D. O. Launcher Vehicle,Presented at the British Interplanetary Society Symposium on the E. L. D. O. Launcher Vehicle held on 25th Sept. 1964

〔354〕 C. T. Wilkins,Blue Streak,Hawker Siddeley Review,Sammer,1964

〔355〕 J. Corbeau,The Second Stage,Hawker Siddeley Review,Sammer,1964

〔356〕 B. Gaedka,The Third Stage,Hawker Siddeley Review,Sammer,1964

〔357〕 Ralph W. Jaeger,L Ⅱ s-das Europaische Trägersystem für Nutzlasten der 80-iger Jahre, DGLR Vortrag—Nr. 73—084

〔358〕 欧洲3运载火箭系统,周岩译自 Raumfahrtforschung,Heft 4/1971,国外导弹技术,1972,1

## 阿里安1:

〔359〕 阿里安用户手册,火箭与导弹,1978年5月

〔360〕 龙乐豪,潘绍珍,朱森元,阿里安运载火箭,导弹与宇航,1987. 3

〔361〕 阿里安火箭编写小组,阿里安运载火箭,国外导弹技术,1980年增刊

〔362〕 孙国庆,柳念芦,黄祖蔚等,阿里安运载火箭手册,国外导弹技术,1985年增刊

〔363〕 黄祖蔚，阿里安火箭介绍，火箭与导弹，1978年3月

## 阿里安2/3：

〔364〕 Bruno Gire, The Ariane 3 Launcher, SpaceFlight, Vol. 26, Dec. 1984, pp. 458-461

〔365〕 Ariane, ESA Bulletin, Number 50, May 1987

〔366〕 A Souchier, Ariane 3 Third Stage Propulsion Systems and HM7B Engine Development, IAF-83-387

〔367〕 A. Souchier, Development of the Thrust Augmented Viking Engine and First Stage Drakkar Propulsion System for the Ariane 3 Launcher, IAF-83-04

〔368〕 J. Gastal, Ariane Third Stage Ignition Improvement, AIAA-88-2932

〔369〕 Ariane V12, E-42758-U(749), Ariane Space, 1985. 2

〔370〕 J. Klug, Ariane 3-ein Europaische Trägerrakete mit Abwerfbaren Feststoffboostern, DGLR-Vortrag Nr. 81-078

## 阿里安4：

〔371〕 Chris Bulloch, Ariane 4 and its Competitore 'Mature' Technology but Plenty of Power, Interavia 5/1986, pp. 551-555

〔372〕 Evry, Ariane 4 Launch will Mark Milestone in Booster Plan, Aviation Weed & Space Technology, May 30, 1988, pp. 34-39

〔373〕 Jeffreym, Europe's First Ariane 4 Launched Successfully, Aviation Week & Space Technology, June 20, 1988, p16-18

〔374〕 Tim Furniss, Ariane 4: The Big Shot, Flight International, 21 May 1988, pp. 30-32

〔375〕 Philippe Rass, The Ariane 4 Launch System, SAE 87-1339,

〔376〕 M. Eymark, Ariane 4 and Composite Materials, Progress in Advanced Materials and Processes: Durability, Reliability and Quality Control, Composites Design for Space Application, ESA SP-243

〔377〕 Peter Leven, Quenching Viking's Thrust, Space, Vol. 4, No. 4, July-August 1988

〔378〕 Europeans Looking Beyond Ariane 4 to Goal of Independence in Space, Aviation Week & Space Technology, June 9, 1986, pp. 77-87

〔379〕 W. G. Naumann, Ariane-4: Europe's Launcher for the Next Decade. ESA Bulletin 55

〔380〕 Ariane 4, Avimag 965(1-7-88), pp. 27-31

〔381〕 A. Souchier, Ariane 4 Liquid Booster and First Space Propulsion System, AIAA 83-1192

〔382〕 Tim Furniss, On a Winning Streak, Flight International, 3 June 1989, pp. 44-46

〔283〕 Ariane 4 User's Manual, Arianespace, 1983. 4

〔384〕 Improved Ariane 4 Version to Enter Service in 1992, Aviation Week & Space Technology, Jan. 8, 1990, p. 23

〔385〕 D. A. heydon, Flight Performance of the Ariane 4, AIAA-89-2742

## 阿里安5：

〔386〕 M. Vedrenne, Challenge '95-the Ariane 5 Development Programme, ESA Bulletin 52, Nov. 1987, pp. 12-21

〔387〕 A. L. Gonzalez Blazquez, Ariane-5 Structural Design and Development, ESA Jaurnal 1989, Vol. 13, p 13-18

〔388〕 Ariane 5 Europe Backs Space into 21st Century, Spaceflight Vol. , 30, Feb. 1988, p 78-80

〔389〕 Tim Furniss, Ariane 5: T minus Seven Years and Counting, Flight International, 16 Jan. 1988, pp. 35-38

〔390〕 C. Johnson, Ariane 5, a Mature Development Programme, IAF-89-201

〔391〕 G. Schmidt, The New European 27. 5 KN Engine for the Ariane 5 Upper Stage and the Hermes Propulsion Module, AIAA 89-2284

〔392〕 Christophe Bonnal-Roger Lonstaff, Ariane 5 Transfer Vehicle, IAF-88-179

〔393〕 S. Eury, Developmant Status of the Vulcan Engine, IAF 89-298

〔394〕 Vulcan Forges Ahead, Flight International 18 Feb. , 1989 pp. 28-30

〔395〕 Dr. Horst Sauer Wein, Egon Behle, Ariane 5-Europe's Next-Generation Space Transportation System, Dornier Post, 2/89

〔396〕 J. Holsten, Developemnt of the Ariane 5 Upper Stage, IAF-90-156

〔397〕 N. Deutscher, Ariane Transfer Vehicle Scenario, IAF-90-166

〔398〕 Bristol. Avon, Recovery and Re-use of a Launch Vehicle, IAF-ST-90-018

〔399〕 Dr. A. L. Gonzalez-Blazquez, Ariane 5 Design and Dimensioning Criteria for the Upper Part Structures, IAF-90-286

〔400〕 J. Foustel-Büechl, ESA's Space Transportation Programme, ESA. SP-293, Aug. 1989

〔401〕 W. Fehse, Inter-Operability of Europe's Hermes Spaceplane with the Columbus Free-Flying Laboratory and with Freedom and MIR-Type Space Stations, ESA Journal, 1990. Vol. 14, pp. 369-388

## IRIS:

〔402〕 IRIS-A New Italian Upper Stage System, IAF-83-25

〔403〕 IRIS System Qualification Program, IAF-88-178

〔404〕 Luigi Bussottno, France Varesie and Giovann; RUM, Claudie Portelli, IRIS System and Future Application to Expenpable Launchers, IAF-89-212

## 兰姆达-4S:

〔405〕 玉木章夫、秋葉鐐二郎、森大吉郎他，ラムダ4S-1、2、3号機報告書，東京大学宇宙航空研究所，(1968年)，

〔406〕 森大吉郎、植村益次他，ラムダ・ロケット用140キ ロ鋼モータ・ケース構造・強度の研究(第1報)，東京大学宇宙航空研究所，(1969年11月)

〔407〕 玉木章夫，森大吉郎他，観測ロケット特集号 L-4T-1，L-4S-4、5、号機ロケット p430～660，(1972年6月)

## 缪系列:

〔408〕 浅沼強、森大吉郎他，観測ロケット特集号 M-4Sロケット，東京大学宇宙航空研究所報告，第11巻第1号(B)通巻第72号，(1975年3月)

〔409〕 倉谷健治、秋葉鐐二郎他，地上燃焼実験特集号，東京大学宇宙航空研究所報告，第8巻第3号(B)、通巻第54号，(1972年8月)

〔410〕 森大吉郎、秋葉鐐二郎他，観測ロケット特集号 M-3Cロケット，東京大学宇宙航空研究所報告，第14巻第1号(B)(1978年2月)

〔411〕 M-3H-3号機の実験 SESノート K-No555，東京大学宇宙航空研究所，昭和53年7月(1978年7月)

〔412〕 M-3H ロケットと EXOS-B6号科学観測衛星実験，東京大学宇宙航空研究所，(1978年7月20日)

〔413〕 野村民也、斉藤成文、森大吉郎、秋葉鐐二郎、その他，観測ロケッ特集号 M-3H ト，東京大学宇宙航空研究所報告，昭和55年8月(1980年2月)

〔414〕 野村民也、小田稔、秋葉鐐二郎，その他：観測ロケット研究報告-M-3S 型ロケット特集号，宇宙科学研究所報告，特集第16号(1986年10月)

〔415〕 Y. Tanaka, X-Ray Astronomy Satellitee"Tenma", ISAS, 1983

〔416〕 M-3S-4号の機実験，文部省宇宙科学研究所 SESノート，K-No684，昭和58年12月(1983年12月)

〔417〕 M-3S 改 I，宇宙科学研究所，(1981年4月)

〔418〕 Jujiro Onoda, The Dynamic Bending Load on a Satellite Launcher Due to Inclined Lift-off, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No. 71, 1983

〔419〕 秋葉鐐二郎，その他，「さきかけ」の特集に寄せて，宇宙科学研究所 ISASニュース特集「人工衛星の誕生」(1983年3月)

〔420〕 清水幹夫，ハし-彗星の予想こ現実，宇宙科学研究所 IASAニュース特集「ハレ-への」接近(1986. 5)

〔421〕 小田稔，新年の御挨拶，宇宙科学研究所 IASAニュース特集「21世紀に向けて宇宙科学の展望」，(1987. 1)

〔422〕 R. Akiba, T. Hayashi, H. Matsuo, The Develpment of M-3S-2 for Halley's Comet Exploration, 36th Congress of the International Astronautical Federation Stockholm, Sweden, Oct. 7-12, 1985, IAF-85-121

〔423〕 R. Akiba and M. Kohno, Experiences with Solid Rocket Technology in the Development of M-3S-2, 36th Congress of the International Astonautical Federation StockhoIm, Sweden, Oct. 7-12, 1985, IAF-85-175

〔424〕 M-3S Ⅱ-1号機の実験，文部省宇宙科学研究所 SESノート，K-No702，昭和59年12月(1984年12月)

〔425〕 M-3S Ⅱ-5号機の実験，文部省宇宙科学研究所 SESノート，K-No802平成元年11月，(1989年11月)

〔426〕 M-3S Ⅱ，文部省宇宙科学研究所，(1981. 12)

〔427〕 秋葉鐐二郎，その他，M-3S Ⅱ 第3次設計資料，宇宙科学研究所 SESデータセンタ，昭和58年6月(1983年6月)

〔428〕 石坂誠一監修、山崎章編：航空・宇宙(1985. 3)

〔429〕 河崎后夫，宇宙航行の理論と技術，(1986. 7. 20第1版)

〔430〕 Jujiro Onoda, The Development of Staging Mechnisms for the Japanese Satellite launcher Mu-3S-2, 19th aerospace

Mechanism Symposiom,May 1-3,1985
〔431〕 宇宙開発委員会,宇宙開発計画,昭和59年3月14日(1984年3月14日)
〔432〕 宇宙開発委員会長期ビジヨン特別部会「我が国の宇宙開発に関すろ長期ビシヨン」第1部統編,昭和58年7月(1983年7月)
〔433〕 平木一、平井正一、平尾邦雄,その他「宇宙開発技術総覧」(共588页)株式会社エス·デイ·シ-System Development and Research Center,1985.11.15
〔434〕 小田稔その他,日本宇宙科学研究所1983年度要覧,日本宇宙科学研究所(1984年)
〔435〕 井戸剛,宇宙飛行の科学(1981年第1版)
〔436〕 小野田淳次郎,第28回宇宙科学技術連合講演会講演集 p408～409,日本航空宇宙学会等十学会(協会)(1984.10.24～26)
〔437〕 長友信人,その他:科学衛星シソポジウム,宇宙科学研究所(1985.6.23-25)
〔438〕 中村良治,その他,科学衛星シソポジウム,宇宙科学研究所(1986.6.19-21)
〔439〕 ハレ-彗星探査計画,宇宙科学研究所(1984)
〔440〕 宇宙科学研究所案内/1989,文部省宇宙科学研究所(1989)
〔441〕 東京大学鹿児島宇宙空間観測所(1978)
〔442〕 相模制作所,宇宙機器用復合材料工場ご案内(1984)
〔443〕 臼田宇宙空間観測所,文部省宇宙科学研究所(1984)
〔444〕 鹿児島宇宙空間観測所,宇宙科学研究所(1983)
〔445〕 科学衛星及び観測ロケットの打上げ実験について,東京大学宇宙航空研究所,昭和53年7月(1978年7月)
〔446〕 田中竜夫森大吉郎,文部省宇宙科学研究所,(1985)
〔447〕 森大吉郎,基礎科学の波及効果(宇宙科学),学術月報 Vol35,No.7
〔448〕 森研究室お祝いの会,森大吉郎先生還暦紀念文集,(1983.3.20)
〔449〕 M-3SⅡ-4号機の打上げと第12号科学衛星「あけぼの」文部省宇宙科学研究所,平成元年4月(1989年4月)
〔450〕 森大吉郎,M-3SⅠ型ロケットの新しい技術,宇宙科学研究所告,第20号(1984.11)
〔451〕 森大吉郎、その他:M型ロケット発射装置,宇宙科学研究所報告,第17号(1984.2)
〔452〕 森大吉郎,科学観測用ロケットの発展の経過,日本航空宇宙学会志第28巻第317号(1980.6)
〔453〕 The Institute of Space and Astronautical Science,Mombusho Japan,1983
〔454〕 宇宙科学,東京大学宇宙航空研究所(1979.10)

## N-1:

〔455〕 竹中幸彦,"N-Ⅰロケット開発の歩み",日本航空宇宙学会志,第32巻第362号(1984年3月)
〔456〕 Akira Kayama,Yukihiko Tatenaka,The Second Stage Propulsion System for N Launch Vehicle,ACTA Astronautica,Vol.7, No.6, June,1980
〔457〕 Yasuhire Kurolda,Overview of Japan's Launch Vehicle Programs,EASCON '80(Electronics & Aerospace Conterence Arlington,VA,Sept.29--Oct.1,1980),X--18455
〔458〕 Itsuhiraki,Yukihiko Takenaka,Developement of Launch Vehicles for Applications Purposes,ACTA Astronautica, Vol.7,1980
〔459〕 Takashi Matsuda,Masafumi Miyazawa,Japan's Expendable Launch Vehicles,ICC'82-The Digital Revolution;Internation Conference on Communication,Philadefia,PA,June 13-17,1982 Vol.2,New York,Institute of Electrical

## N-Ⅱ:

〔460〕 "N-Ⅱロケット",宇宙開発事業団,1980年7月,Yukihiko Takenaka,Japanese N Launch Vehicle,Eighteenth Space Congress Proceedings,April 29,30,May 1,1981
〔461〕 本戸敬久,"通信衛星2号(CS-2)",《日本航空宇宙学会志》,第32巻第368号(1984年9月)

## H-Ⅰ:

〔462〕 "H-Ⅰロケット",NASDA,1987.3
〔463〕 十角电英司,"H-Ⅰロケット"《日本航空宇宙学会志》,第36巻第418号(1988年11月)望月昌,十角电英司,"H-Ⅰロケット第二級推進系の開発",《日本航空宇宙学会志》,第34巻第387号(1986年4月)

〔464〕 松田敬,"H-Ⅰロケット開発現況",《日本航空宇宙学会誌》,第32巻第370号(1984年11月)

## H-Ⅱ:

〔465〕 M. Miyazawa, Y. Fukushima, Developement Status of Japan's New Launch Vehicle: H-II Rocket, IAF-89-195

〔466〕 E. Sogame, A. Konno, Y. Torū, LE-7 Engine Developement Status, IAF-89-296

〔467〕 Y. Kakuma, K. Kishimoto, K. Hasegawa, Idle Mode Operation of LE-5A Engine, IAF-89-297

〔468〕 Y. Shibato, Y. Fukushima, M. Miwade. A Conceptual Study of Japan's Rocket Plane, IAF-89-233

〔469〕 T. Yamanaka, Space Plane Research Activities in Japan, AIAA-89-5008

〔470〕 Takao, Eto, Y. Shibato, H. Takatsuka, Y. Fukushima, On the Status Report of the H-II Launch Vehicle, IAF-88-167

〔471〕 H. Nagai, H. Taniguchi, Development of H-II Rocket Second Stage Propulsion System, AIAA-87-0397

〔472〕 Y. Torū, E. Sogame, Developement Status of LE-7, IAF-86-163; K. Katsuta, Development Status of LE-7 H-II Rocket Main Engine, AIAA-86-1409

〔473〕 K. Kismoto, Up-Grading of the LE-5 Engine, AIAA-86-1568

〔474〕 Y. Nayuo, N. Tanatsugu, K. suzuki, Summary of Preliminary Test Results for Lox/$LH_2$ High Pressure Expander Cycle Engine, 16th ISTS(International Symposium on Space Technology and Science)a-b-15

〔475〕 T, Godai, H-II: A New Launch Vehicle in the 1990's, IAF-85-124

〔476〕 H. Nagai, H. Taniguchi, Development of H-II Rocket First Stage Propulsion System, IAF-85-127

〔477〕 H. Aoki, Y. Yamada, LE-7 Cryogenic Rocket Engine for H-II Launch Vehicle, IAF-85-162

〔478〕 永井啓一,H-Ⅰロケットの開発低温工学 Vol. 22 No. 5(1987)

〔479〕 福島幸夫,北間章司,H-Ⅰロケット衛星フェアリンゲ構造の開発,第30回宇宙科学技術連合講演会2B16,2B17

〔480〕 大竹邦彦,福島幸夫,H-Ⅰロケット衛星フェフリング分離放てき試験

〔481〕 第31回宇宙科学技術連合講演会1C18,1C19柴藤羊二,三輪田真,H-Ⅰ ロケット後の宇宙輸送システムロケットプしーン日本航空宇宙学会誌第37巻第427号(1989.8)。

〔482〕 H-Ⅰ Launch Vehicle, No. 1. 1994. 1.

〔483〕 Yashhiko Tahara. Development status of the guidance & control system of the H-Ⅰ lanuch vehicle, AAS 89-662: 657-667.

〔484〕 Japan space program keyed to H-Ⅰ success, Aviation Week & Space Technology0January, 31,1994.

〔485〕 Tahara Y. Development of RLG Strapdown inertial measurement unit for H-Ⅰ launch vehicle. Symposium Gyro Technology, 1989, 10. 0-10. 21.

〔486〕 Mamoru Endo. The first of H-Ⅰ lanuch vehicle. IAF-94-V. 1. 516/1994.

〔487〕 Successful H-Ⅰ lifts Japan into world launch market, Space News, Feb. 7-13, 1994.

## SLV3、ASLV 和 PSLV:

〔488〕 M. Anjaneyulu, The Polar Satellite Launch Vehicle and Mission for the India Remote Sensing Spacecraft, IAF-88-168

〔489〕 R. Nagappa, ISRO's Solid Rocket Motors, IAF-88-232

〔490〕 A. E. Muthunayagam, Development of Liquid Propusion Systems in ISRO, IAF-88-224

〔491〕 R. M. Vasagam, GSLV-Indian GEO-Synchronous Satellite Launch Vehicle, E-45766

〔492〕 Indian Space Programs Partnership with Industry, pp. -16-29

〔493〕 ASLV-D2, Space India, April-June 1988, pp. 18-21

〔494〕 Rohim Sounding Rockets, Space India, Jan. Mar. 1988, pp. 6-9

〔495〕 RH-300mk-2 a New Addition of the RSR Family, Space India, Jan. Mar. 1988, p. 10

〔496〕 Viras for PSLU, Space India, Jan. Mar. 1988, pp. 14-15

〔497〕 Roy Gibson Talks to Space India, Space India, Jan. mar. 1988, pp. 16-20, Indian Space Programme, pp. 1-13

## VLS:

〔498〕 Brazilis Space Program Remains Dynamic Despite Fiscal Woes, Aviation Week & Space Technology, August 24, 1987, pp. 75

## X-15：


〔499〕 George R. Mellinger, The X-15, Aerospace Engineering, Aug. 1961, pp. 12-13, 26-38

〔500〕 X-15, Flight, 8 May 1959, pp. 639-643

〔501〕 Higher Yet With the X-15, Flight International, 24, Jan. 1963, pp. 136-140

〔502〕 J. Philip Geddes, X-15-the Airframe, Aircraft and Missiles Manufacturing, June 1959, pp. 6-16, 20-24, 26-29, 32, 42-44

〔503〕 R. L. Schleicher, Structural Design of the X-15, Journal of the Royal Aeronautical Society, Oct., 1963, pp. 618-636

〔504〕 X-15, The Aeroplane, Nov. 14, 1958, pp. 730-733


## 美国航天飞机：


〔505〕 Space Shuttle Transportation System, Rockwell International Space system Group, 1981. 2

〔506〕 周以蔼等译，挑战者号航天飞机失事调查报告，中国国防科技信息中心，1986. 11

〔507〕 付思行、龚念曾，美国航天飞机经费分析，中国国防科技信息中心，1988

〔508〕 Baker D., Chronology of the Space Shuttle, Spaceflight, 1973. 6, 1973. 7, 1973. 8

〔509〕 Baker. D, Evolution of the Space Shuttle, Spaceflight, 1973. 6, 1973. 7, 1973. 9

〔510〕 Space Shuttle Program Report, 14th Space Congress Proceeding 1977

〔511〕 John. Q. Georgw. C. Joe. C, Solid Rocket Motor Certification to meet Space Shuttle Requirements from Challenge to Achievement, Space Shuttle Technical Conference, 1985

〔512〕 Robert. R. Jerold. L, William. J., Thermal Design of the Space Shuttle Solid Rocket Booster, Space Shuttle Technical Conference, 1985

〔513〕 William R., Roy E., Structural and Mechanical Design Challenge of Space Shuttle Solid Rocket Boosters Separation and Recovery Subsystems, Space Shuttle Technical Conference, 1985

〔514〕 K. C. Elcher, Space Shuttle Solid Rocket Boosters Separation System, AIAA 82-1556

〔515〕 Space Shuttle Separation Mechanisms, N78-32177; Space Shuttle System Summary, SSV 80-1. 1980. 5, Rockwell International Space System Group

〔516〕 Space Shuttle Spacecraft Systems, 1981, Rockwell International Space System Group

〔517〕 Leonard A, Advanced Compositics, Aeronautics & Astronautics, 1976. 3

〔518〕 Space Shuttle Fact, 1980. 5

〔519〕 J. W. Seyl, W. W. Seiberl..., Shuttle S-Band Communications Technical Concepts, Space Shuttle Technical Conference, 1985

〔520〕 Bartus H., William E...., Shuttle Payload S-Band Communication System, Space Shuttle Technical Conference, 1985

〔521〕 Griffin, J. W., I. S. Kelley, Shuttle Ku-Band Communication/Radar Technical Concepts, Space Shuttle Technical Conferaence, 1985

〔522〕 李邦复，航天飞机信息系统的组成与关建技术初探，航空航天部第一研究院，1987. 12

〔523〕 Carolone. T., Space Shuttle Software, 1978, 7

〔524〕 Space Shuttle Applications, Part 1: Redundant Computer Operation Part 2: Redundant Computer Software Design and Test, AD-A 088631

〔525〕 W. T. Schleich, The Space Shuttle Ascent Guidance and Control, AIAA 82-1497

〔526〕 Secely R. T., B. F. Cockrell, Shuttle Navigation Overview, AIAA-821558

〔527〕 William L., The Shuttle Inertial System, AIAA-82-1559; Smith F. E., Campbell M. E., Shuttle Orbiter Stellar-Inertial Reference System, AIAA-82-1560

〔528〕 Nakano M. M., Space Shuttle on Orbit Flight Control System, AIAA-82-1576

〔529〕 Moylos J. A., Wan Hoften J. D. A., Verification of the Space Shuttle Entry GN&C System, AIAA 81-2383

〔558〕 Shuttle Propulsion System, AD-05 1982

〔531〕 Space Shuttle Main Engine, Rockwell International Corporation, 02602 1983. 9. 1

〔532〕 Lyndonb, Space Shuttle Orbiter Auxiliary Power Unit Development Challenges, Space Shuttle Technical Conference

1985

〔533〕 Reck M. W. ,Space Shuttle Orbiter Auxiliary Power Unit Configuration and Performance,AIAA 78-1007

〔534〕 Robert W,The Solid Rocket Booster Auxiliary Power Unit-Meeting the Challenge,Space Shuttle Technical Conference 1985

〔535〕 T. H. Ussher,An Overview of the Shuttle Remote Manipulator System,Space Shuttle Technical Conference 1985

〔536〕 Geoffery Falworth,Satellite Digest,Spaceflight 1981. 5,1990,9

〔537〕 Craig Covault,NASA Speeds Studies for 21st Century Successor to Today's Space Shuttle,Aviation Week and Space Technology,1988. 10. 10

## 美国国家空天飞机:

〔538〕 T. A. Heppenheimer,The National Aerospace Plane,Publisher:Pasha Market Intelligence,1987,147p.

〔539〕 NASA Team Members Ready to Exchange Ideas,Aero/Space Daily,May 30,1990,pp. 345-346

〔540〕 NASA Team Members Get First Look at Each Other's Ideas,Aero/Space Daily,June 1,1990,p. 362

〔541〕 S. W. Kandebo & M. A. Dornheim,Contractors Agree to Unite NASP Development Efforts,Aviation Week & Space Technology,Jan. 29,1990,pp. 21-22

〔542〕 NASP,DMS Highlights,Space Systems,March 1990,11p.

〔543〕 S. W. Kandebo,Researchers Pursue X-30 Spaceplane Technologies for 1990 Evaluation,Aviation Week & Space Technology,Aug. 8,1988,p. 49,53

〔544〕 S. W. Kandebo,NRC Committee Supports Construction of Experimental Hypersonic X-30 Vehicle,Aviation Week & Space Technology,May 8,1989,p. 86

〔545〕 E. H. Kolcum,Contractors Pursue NASP Technology Despite Possible Funding Cutbacks,Aviation Week & Space Technology,May 22,1989,pp. 96-97

〔546〕 C. Covault,Bush Administration Speeds NASP Review,Spurred by Soviet,German Competition,Aviation Week & Space Technology,June 5,1989,pp. 24-25

〔547〕 P. A. Gilmartin,Senate Defense Panel Defers NASP Funding,Clouding Program's Future,Aviation Week & Space Technology,Sept. 18,1989,pp. 29

〔548〕 S. W. Kandebo,NASP Program Officials,Contractors Optimistic About Technology Issues,Aviaton Week & Space Technology,Aug. 71989,pp. 18-19

## 暴风雪号:

〔549〕 Phillio Clark, What Roles for Energia and Buran?Space Markets, 1/1989, pp. 22-27

〔550〕 Craig Covault/LE Bourget,Buran Inspection Shows Soviet Shuttle Details,Aviation Week & Space Technology,1989,6. 19

〔551〕 U. S. Soviet Programs Vie for International Leadership,Aviation Week & Space Technology,1988. 12. 12

〔552〕 Pillip Klass,Details of Soviet Shuttle Auto-land System Disclosed,Aviation Week & Space Technology,1988. 12. 12,pp. 33-34

〔553〕 Ground Testing,Flight Evaluation Support Soviet Shuttle Program,Aviation Week & Space Technology,1989. 6. 5,pp. 98-99

〔554〕 Jeffrey M. Lenovovitz,Soviet Planning Manned Shuttle Mission for 1989,Aviation Week & Space Technology,1989. 1. 16,pp. 34-43

〔555〕 Craig Covault,Soviet Space Shuttle Prepared for Second Launch Attempt,Aviation Week & Space Technology,1988. 11. 7,pp. 26-27

〔556〕 Craig Covault,Manned Soviet Shuttle Flight Delayed Until 1992 for System Installation,Aviation Week & Space Technology,1989. 5. 8,pp. 20-21

〔557〕 John Branegan,Soviet Shuttle Test-Initial Moves,Spaceflight,1988. 5. 30.

〔558〕 AN-225 Supper Heavylift Transport Can Carry 80-Meter External Payloak,Aviation Week & Space Technology,1989. 6. 19,pp. 52-53

〔559〕 Kalliningrad,Kaliningrad Control Room Supports Soviet Space Shuttle Operations,Aviation Week & Space Technol-

ogy, 1988. 12. 12

〔560〕 Government Production Decision Awaited on Additional Space Shuttle Orbiters, Aviation Week & Space Technology, 1989. 6. 5, pp. 94-96

〔561〕 Soviet Shuttle, Spaceflight, 1989. 1. 31, pp. 2-5

〔562〕 Energia and Buran the Soviet Space Union, Flight International, 1989. 2. 18, pp. 22-26

〔563〕 Seth Arenstein, Blizzard from Baikonur, AD ASTRA, Feb. 1989, pp. 14-18

〔564〕 Aerospace Glashodt, Aerospace America, 1989. 1. 23, p40

〔565〕 Top Pilots Ready to Fly Buran, Spaceflight, 1989. 5. 31, pp. 152-153

〔566〕 Manned Buran in 1992, Flight International, 1989. 5. 13, p. 22

〔567〕 Energia-Buran Cost $ 20 Billion, Flight International, 1989. 6. 10, p. 51

〔568〕 Peter R. Bond, The Soviet Snowstorm, Winged Wonder or White Elepgant?Spaceflight, 1989. 2. 31, pp. 50-51

## 使神号:

〔569〕 J. Herholz W. Peeters, The Hermes Development Programme, ESA Bulletin 57

〔570〕 Hermes Changes Shape Again Market, 1989. 1, pp. 12-17

〔571〕 Changing Times for Hermes, Flight International, 1989. 8. 5

〔572〕 A New Look for Hermes, Spaceflight, 1989, 10 p. 352

〔573〕 Maurice Delahais, Michel Nerault, The Hermes System Programme and Technology Aspects, IAF-89-239

〔574〕 Hermes, DMS Market 1987

〔575〕 Hermes 航天飞机, 航空部, 1988. 6

〔576〕 使神号航天飞机新发展, 航空部, 1989. 3

〔577〕 F. Wnisdoerffer, A. Lamothe, J. C. Bourdeaud' Hui, Assessment of Crew Operations During Internal Servicing of the Columbus-Free-Flyer by Hermes, IAF-89-243

〔578〕 H. P. Nguyem, J. simon, Hermes Configuration Studies, IAF-89-231

〔579〕 D. Pilorget, D. Chaumette, Hermes Airframe Architecture an Application of Advanced Composite Material, IAF-89-317

〔580〕 Daniel Chaumette, Jean-Claude Cretent, Hermes Thermal Protection System Overview, International Astronautical Congress 1986. 10

〔581〕 G. Shmidt, G. Langel, H. Zewen, The New European 27. 5 KN Engine for the Ariane 5 Upper Stage and the Hermes Propulsion Module, AIAA 89-2284

〔582〕 D. Haeseler, H. Immich, G. Schmidt, Hermes Propulsion System Design and Model Modelization, AIAA 88-2820

〔583〕 H. Immich, H. Hopmann, Hermes Propulsion System Design, AIAA-87-1940

〔584〕 L. Costamagna, M. Bottacini, C. Ferpo, Hermes Active Thermal Control Preliminary Design Concepts, IAF-88-276

〔585〕 A. Ingemar Skoog, Life Support Systems for European Manned Space Vehicles, 16th International Symposium on Space Technology and Science, May 22-27, 1988

〔586〕 Man System Aspects in the Design Concept of the Columbus Man-Tended Free-Flyer, ACTA Astronautica, Vol. 20 0039-49. 1989

〔587〕 L. Lemaigen, M, Weibel, C. Fagot, Hermes ECLSS: Review of General Requirements and Application to the Space-plane Definition, ACTA Astronautica, Vol. 14, pp. 349-360, 1986

〔588〕 Pierre Sengenes, Jean Francois Goester, Jerome Legenne, Optimal Strategies for Hermes Autonomous Guidance and Control During Orbital Flight, IAF-89-388

〔589〕 F. Alby, P. Riant, J. V. Legrand, Hermes Navigation System, IAF-89-397

〔590〕 J. Amalric, D. Degabal, S. pouget, Knowledge Based System, for Hermes Orbital Operations Ground Support, IAF-89-240

〔591〕 E. Getzein, K. Janschek, W. Oesterlin, Hermes Orbital Control: Design to Robustness and Automation 1987 MBB/SPRCE System Group

〔592〕 J. Clevers, B. Curbel, X. Henrion, Hermes System: Preliminary Telecommunications Architecture, ACTA Astronautica, Vol. 19, No. 5, 1989, pp. 431-438

〔593〕 J. H. De Koomen, T. Blats, The Hermes Robot Arm, IAF-88-026

〔594〕 H. P. Neuyen, A. Rolfo, J. Charles, Hermes Crew Escape Module Configuration Studies, IAA-89-616

〔595〕 H. Baccini, J. Charles, J. F. Goborges, J. Marcoux, J. Herhols, Hermes Safety and Rescue, ACTA Astronautica, Vol. 19 No. 3, 1989, pp. 251-257

〔596〕 New Hermes Escape System Proposed, Spaceflight, 1988. 12, p467

〔597〕 PH. Hung, The Hermes Spaceplane as a Powerful Educational Tool, IAF-89-549

〔598〕 J. Feustel-Buechl, ESA's Space Transportation Programme, ESA SP-293, 1989. 8

〔599〕 B. Belon, J. L. Navarro, J. C. Bourdeaue' Hui, Hermes Mission Profile, IAF 90-185

〔600〕 J. P. Delon, A. Ajarrista, J. P. Vialaneix, Hermes Thermal Protection System, IAF-90-268

〔601〕 A. Muhiratzer, K. Handrick, K. H. Weber, Hermes Thermal Protection System Internal Multilayer Insulation(IMI), IAF-90-282

〔602〕 A. C. Mathieu, CMC 20N Thruster for Hermes Attitude Control, IAF-90-247

〔603〕 P. H. M. Schoonejans, G. Abdre, G. Kanan, The Hermes Robot Arm: Advances in Concepts and Techologies, IAF-90-025

〔604〕 DMS Market Intelligence Report 1989

〔605〕 Stephane Chenard/Munich, Hermes Shapes up, Space Market, 2/1990

〔606〕 F. Dimauro, D. Cornier & L. Marechal, W. Fehse & Tobias, Interoperability of Europe's Hermes Spaceplane with the Columbus Free-Flying Laboratory and with Freedom and Mir-Type Space Stations

〔607〕 P. Moskwa, F. Dimauro, J. Simon, Hermes: Aflexible Space Shuttle for Stations in low Earth Orbit, IAF-91-175

〔608〕 Hermes, ESA 1991. 5

## 桑格尔Ⅱ：

〔609〕 Nationales Hyperschalltechnologie-Programm, Prasentation der Ergebnisse der Sänger-Konzeptstudie des 2-Halbjahres 1987, BMFT BONN, 2 Marz 1988.

〔610〕 D. E. Koelle and H. Kuczera, Sänger--An Advanced Launcher System for Europe, IAF 87-207, Oct. 1987.

〔611〕 D. E. Koelle and H. Kuczera, Sänger Space Transportation System--Status Report 1988, IAF 88-192, Oct. 1988.

〔612〕 H. Kuczera and D. E. Koelle, Propulsion Systems Optimization for a Two-Stage Winged Launcher System(Sänger), IAF 88-246, Oct. 1988.

〔613〕 P. A. Kramer, H. J. Krebs and M. Albers, Evolution of Airbreathing Propulsion Concepts Related to the Sänger Transportation System, IAF 88-247, Oct. 1988.

〔614〕 H. Kuczera, K. Keller and R. Kunz, Structural Requirements and Basic Design Concept for a Two-Stage Winged Launcher System(sänger), IAF 88-278, Oct. 1988.

〔615〕 E. Hogenauer, Das Projekt"Sänger", Soldat und Technik, 9/1988, ss. 548-554.

〔616〕 R. G. Reichert, Long-Range Planning for Advanced European Space Transportation Systems, Dornier Post, 1/1988, pp. 4-7.

〔617〕 E. Steinheil, Technologies for Hypersonic Flight, Dornier Post, 2/1988, pp. 45-48.

〔618〕 M. Feazel, German Spaceplane Concept Embodies Hypersonic Aircraft, Winged Orbiter, Aviation Week & Space Technology, Aug. 11, 1986, pp. 70-71

〔619〕 P. Langereux, Sänger 2, bi-navette habitee a etage transatmospherique EHTV, Air et Cosmos, No. 1122, 20 Dec. 1986, pp. 31-32.

〔620〕 Vom Sängerschen Raketenflugzeug 1943 zum Hermes Spaceplane 1985, MBB Aktuell, 12/1985, s. 8.

〔621〕 MTU Studies Space Engine, Flight International, 8. Oct. 1988, pp. 50

〔622〕 Nouvelle Definition de la Navette Sänger, Air et Cosmos, 3 Juin 1989, pp. 44-46.

## HIMES：

〔623〕 M. Nagacome, Y. Naruo, Yinatani, A Concept of Highly Maneuverable Experimental Space HIMES Vehicle, IAF 85-137

〔624〕 Yoshihiko Naruo, Nobuhiro Tanatsugu, Koichi Suzuki, Summary of Preliminary Test Results for Lox/$LH_2$ High

Pressure Expander cycle Engine, 16th International Symposium on Space Technology and Science, 1988. 5

〔625〕 HIMES 飛翔体(有翼ロケット実験機, HIMES 飛翔体小研究会(S62-3-19)

〔626〕 HIMES Highly Maneuverable Expermental Space Vehicle, 文部省宇宙科学研究所, 1988. 6

〔627〕 Yoshifumi Inatani, Motokj Hinada and Jun Nishmura, Preliminary Flight Test for Reentry Flight of Winged Space Vehicle by Rockoon, 16th Interational Symposium on Space Technology and Science, 1988. 5

## HOPE:

〔628〕 张振华, 日本航天技术, 航天情报研究报告, 系列文集(二)

〔629〕 Hope, DMS Marcket Intelligence Report, 1989. 3, pp. 1-2

〔630〕 T. Ito, S. Matsubara, Development Scenario of H-II Orbiting Plane, Hope, IAF 87-210, pp. 43-49

〔631〕 Y. Takizawa, T. Akimoto, System Concept and Guidance Navigation & Control of H-II Orbiting Plane-Hope, IAF 88-195 PP. 1-9

〔632〕 田中, HOPE の誘導制御機器の研究開発, 第32回宇宙科学技術連合講演会, pp. 212-213.

## 德尔它快帆:

〔633〕 Steven J. lsakowitz, International Reference Guide to Space Launch Systems, 1991

〔634〕 Frank Colucci, Launching the Delta Clipper, Space, 1991. 11-12. p. 17

〔635〕 Desiging the DC-3 of Space?, Interavia Aerospace Revicw, 1992. 1. p. 41

〔636〕 Edward H. Kolcum, Delta Clipper Partners set Goal for Single-Stage-to-Orbit vehicle, Aviation Week & Space Technology, 1992. 3. P. 55

〔637〕 W. A. Gaubatz, P. L. Klevatt, J. A. Copper, Single Stage Rocket Technology, IAF-92-0854

〔638〕 W. paul Blase, The First Reusable SSTO Spacecraft, Spaceflight, 1993. 3. p90

〔639〕 Bruce A. Smith, Dc-X Vehicle Nears Flight test, Aviation Week & Space Technology, 1993. 3. 29. p. 27

〔640〕 McDonnel Douglas rolls out Delta Clipper, Aviation Week & Space Technology, 1993. 4. 12. p21.

〔641〕 Jeffrey M. Lenorovitz, DC-X to begin static test firings, Aviation Week & Space Technology, 1993. 5. 17. p. 30

〔642〕 DC-X Engines run at 65% Thrust, Aviation Week & Space Technology, 1993. 6. 7. p. 38

〔643〕 DC-X to Fly Again in September, Aviation Week & Space Technology, 1993. 8. 30. p. 24

〔644〕 DC-X Makes First Flight, Aviation Week & Space Technology, 1993. 8. 23. p. 26

〔645〕 Michael A. Dornheim, DC-X Makes Second Flight, Aviation Week & Space Technology, 1993. 9. 20. p. 39

〔646〕 Michael A. Dornheim, DC-X Proving Initial Operational Concept, Aviation Week & Space Technology, 1993. 10. 11. p. 46

〔647〕 RL 10 Engine Demonstrates Versatility in DC-X Test, Aviation Week & Space Technology, 1993. 10. 11. p. 51

〔648〕 Nontoxic RCS Aids DC-X Supportability, Aviation Week & Space Technology, 1993. 10. 11. p. 52

〔649〕 William A. Gaubatz, Ray R. Smiljanic, Kristen R. Linedgren, Hai E. Emigh, Flight Test Validation of low Cost Operations for the Future Space Transportation System, IAF-93-V. 5639

〔650〕 W. Paul Blase, First Flight of the DC-X, Spaceflight, 1993. 11. p. 378

〔651〕 Landing Gear System, Spaceflight, 1993. 11. p. 378

〔652〕 The Rocket Engine that powers Delta Clipper, Spaceflight, 1993. 11 p. 379

〔653〕 Single Stage Rocket Technology(SSRT), Spaceflight, 1993. 11. p. 380.

〔654〕 J. A. Copper, Thomas Fanciullo, Randy Parsley, William Van Dalsem, Future Single-Stage Rockets: Reusable and Reliable, Aerospace America, 1994. 2. p. 18

## 发射场:

〔655〕 Kenneth Gatland, Space Technology, Published by Salamander Books Limited, London, 1981

〔656〕 吴孙, 卡纳维拉尔角空军基地和肯尼迪航天中心, 世界导弹与航天, 1988年9月

〔657〕 美国空军东靶场与肯尼迪空间中心, 中国国防科技信息中心, 1979年

〔658〕 D. Berrier, Vandenberg Ground Support Equipment for the Space Shuttle, AIAA-81-0294, 1981

〔659〕 N. L. Johnson, The Baiknur SS-6 Space Launch Facilities, Spaceflight, April 1981

〔660〕 P. Mills, Energia and Buran at Baiknur, Spaceflight, Nov., 1989

〔661〕 刘宝芬，苏联的导弹，航天器发射场，世界导弹与航天，1988年7月

〔662〕 C. Tinturier，New Operational Concept of the Ariane 5 Launch Pad Complex，37th International Astronautical Congress，1986

〔663〕 Y. Takenaka，Japan′s New Launch Vehicles：H-I and H-II，IAF-86-102

〔664〕 M. Terada，New Operational Concepr for H-II Launch System，IAF-86-130

〔665〕 Japan′s New H-II Launch Site Rivals Largest U. S. ，European Facilities，Aviation Week & Space Technology，1990. 8. 13

〔666〕 大沢弘之，宇宙開発の新しい段階に向はて，NASDA

〔667〕 Cape York International Spaceport Information Sheet，Cape York Space Agency.

# 全书通用文献

〔668〕 Space Launch Log 1957-1967，Interavia，1967. 10

〔669〕 Space Launch Log 1967-1968，Interavia，1968. 11

〔670〕 Satellite Digest 1-274 Spaceflight，1968. 7～1995. 3

〔671〕 Jane's Spaceflight Directory，1987

〔672〕 Steven. J. Isakowite，International 1987 Reference Guide to Space Launch Systems，AIAA，1991

〔673〕 Rhillip. Clark，The Soviet Manned Space Progpamme，1986

〔674〕 世界运载火箭数据库，航天工业部第一研究院第一设计部(1986年版，1991年版，1994年版)

〔675〕 世界载人飞行计划数据库，航天工业部第一研究院第一设计部(1991年版，1994年版)

〔676〕 世界航天运载器承包商与研制机构数据库，航天工业部第一研究院第一设计部(1991年版，1994年版)

〔677〕 世界航天运载器飞行记录数据库，航天工业部第一研究院第一设计部(1991年版，1994年版)

〔678〕 世界航天运载器飞行故障数据库，航天工业部第一研究院第一设计部(1986年版，1991年版，1994年版)

**(裴鸣远　整理)**

# 附　录　十

## 运载器名称索引


长征一号　（中）…… (4)
长征一号 D　（中）…… (14)
长征二号　（中）…… (23)
长征二号 C　（中）…… (23)
长征二号 D　（中）…… (52)
长征二号 E　（中）…… (59)
长征三号　（中）…… (77)
长征三号 A　（中）…… (96)
长征三号 B　（中）…… (111)
长征三号 C　（中）…… (115)
风暴一号　（中）…… (118)
长征四号 A　（中）…… (128)
长征四号 B　（中）…… (148)
Буран　暴风雪号　（苏）…… (1449)
Восток　东方号　（苏）…… (165)
Зенит　天顶号　（苏）…… (295)
Космос Ⅰ　宇宙号Ⅰ　（苏）…… (224)
Космос Ⅱ　宇宙号Ⅱ　（苏）…… (232)
Луна　月球号　（苏）…… (161)
Молния　闪电号　（苏）…… (212)
Протон　质子号　（苏）…… (258)
Союз　联盟号　（苏）…… (175)
Спутник　卫星号　（苏）…… (152)
Циклон　旋风号　（苏）…… (278)
Энергия　能源号　（苏）…… (305)
Agena A　阿金纳 A　（美）…… (818)
Agena B　阿金纳 B　（美）…… (819)
Agena D　阿金纳 D　（美）…… (822)
AMS　远地点机动级　（美）…… (951)
Ariane 1　阿里安 1　（欧）…… (1010)
Ariane 2 & Arian 3　阿里安2和阿里安 3　（欧）…… (1042)
Ariane 4　阿里安 4　（欧）…… (1067)
Ariane 5　阿里安 5　（欧）…… (1093)
Ascent Agena　上升阿金纳　（美）…… (851)

| | |
|---|---|
| ASLV | 加大推力卫星运载火箭 （印）…… (1288) |
| Atlas B | 宇宙神 B （美）…… (381) |
| Atlas D | 宇宙神 D （美） …… (382) |
| Atlas E/F | 宇宙神 E/F （美） …… (402) |
| Atlas G-Centaur D I -A | 宇宙神 G 半人马座 D I -A （美）…… (437) |
| Atlas H | 宇宙神 H （美） …… (439) |
| Atlas LV-3-Able | 宇宙神 LV-3 艾布尔 （美）…… (395) |
| Atlas LV-3-Agena A | 宇宙神 LV-3- 阿金纳 A （美）…… (397) |
| Atlas LV-3-Agena B | 宇宙神 LV-3-阿金纳 B （美）…… (399) |
| Atlas LV-3-Centaur D | 宇宙神 LV-3-半人马座 D （美） …… (401) |
| Atlas SLV-3-Agena B | 宇宙神 SLV-3-阿金纳 B （美）…… (408) |
| Atlas SLV-3-Agena D | 宇宙神 SLV-3-阿金纳 D （美）…… (409) |
| Atlas SLV-3A-Agena D | 宇宙神 SLV-3A-阿金纳 D （美）…… (414) |
| Atlas SLV-3A-Burner Ⅱ | 宇宙神 SLV-3A-博纳 Ⅱ （美）…… (418) |
| Atlas SLV-3C-Centaur D | 宇宙神 SLV-3C-半人马座 D （美） …… (420) |
| Atlas SLV-3C-Centaur D I -A | 宇宙神 SLV-3C-半人马座 D I -A （美） …… (434) |
| Atlas I -Centaur D I -A | 宇宙神 I 半人马座 D I -A （美）…… (441) |
| Atlas Ⅱ Centaur Ⅱ | 宇宙神 Ⅱ 半人马座 Ⅱ （美）…… (444) |
| Atlas Ⅱ A-Centaur Ⅱ A | 宇宙神 Ⅱ A 半人马座 Ⅱ A （美） …… (448) |
| Atlas Ⅱ AS-Centaur Ⅱ A | 宇宙神 Ⅱ AS 半人马座 Ⅱ A （美） …… (449) |
| Black Arrow | 黑箭 （英）…… (957) |
| Blue Scout Jr | 蓝色侦察兵 Jr(美) …… (580) |
| Blue Scout XRM 92 | 蓝色侦察兵 XRM 92 （美） …… (586) |
| Blue Scout I | 蓝色侦察兵 I （美） …… (583) |
| Blue Scout Ⅱ | 蓝色侦察兵 Ⅱ （美） …… (584) |
| Centaur D | 半人马座 D （美） …… (858) |
| Centaur D I -A | 半人马座 D I -A （美） …… (887) |
| Centaur D I -T | 半人马座 D I -T （美） …… (889) |
| Centaur G,G-1 | 半人马座 G,G-1 （美） …… (914) |
| Centaur Ⅱ | 半人马座 Ⅱ (美)…… (919) |
| Centaur Ⅱ A | 半人马座 Ⅱ A(美) …… (920) |
| Commercial Titan 3 | 商业大力神 3 （美）…… (783) |
| Conestoga Ⅰ | 大蓬车 Ⅰ （美） …… (798) |
| Conestoga Ⅳ | 大蓬车 Ⅳ （美） …… (799) |
| Delta | 德尔它 （美）…… (458) |
| Delta A | 德尔它 A （美） …… (462) |
| Delta B | 德尔它 B （美）…… (462) |
| Delta C | 德尔它 C （美）…… (463) |
| Delta D | 德尔它 D （美） …… (464) |
| Delta E | 德尔它 E （美）…… (468) |

| | |
|---|---|
| Delta E-1 | 德尔它 E-1 （美）…… (468) |
| Delta G | 德尔它 G （美） …… (470) |
| Delta J | 德尔它 J （美）…… (471) |
| Delta L,M,N | 德尔它 L,M,N （美）…… (471) |
| Delta M6,N6 | 德尔它 M6,N6 （美）…… (473) |
| Delta 300,900 | 德尔它 300,900 （美）…… (473) |
| Delta 1410,1910,1913,1914 | 德尔它 1410,1910,1913,1914 （美）…… (479) |
| Delta 1604,1900 | 德尔它 1604,1900 （美）…… (476) |
| Delta 2310,2313,2910,2913,2914 | 德尔它 2310,2313,2910,2913,2914 （美） … (481) |
| Delta 3910,3913,3914,3910/PAM | 德尔它 3910,3913,3914,3910/PAM （美） …… (500) |
| Delta 3920,3923,3924,3920/PAM | 德尔它 3920,3923,3924,3920/PAM （美） …… (500) |
| Delta 4925,5920 | 德尔它 4925,5920 （美）…… (514) |
| Delta 6920,6925,7920,7925 | 德尔它 6920,6925,7920,7925 （美）…… (515) |
| Delta Clipper | 德尔它快帆 …… (1440) |
| Diamant A | 钻石 A （法） …… (972) |
| Diamant B | 钻石 B （法）…… (980) |
| Diamant B-P4 | 钻石 B-P4 （法） …… (985) |
| Europa Ⅰ | 欧洲号Ⅰ （欧）…… (988) |
| Europa Ⅰ | 欧洲号Ⅰ （欧） …… (1000) |
| Europa Ⅱ | 欧洲号 Ⅱ （欧）…… (1002) |
| GSLV | 地球同步轨道卫星运载火箭(印） …… (1305) |
| H-Ⅰ | H-Ⅰ （日）…… (1240) |
| H-Ⅰ | H-Ⅰ （日）…… (1257) |
| HIMES | 海姆斯 （日）…… (1507) |
| HOPE | 霍普 （日）…… (1513) |
| Herm es V ehicule Spatial | 使神号空间运载器 （欧） …… (1457) |
| ILIS | ILIS 上面级 （意）…… (1110) |
| Inertial Upper Stage | 惯性上面级(美)…… (921) |
| Juno Ⅰ | 丘诺Ⅰ （美)…… (326) |
| Juno Ⅰ | 丘诺Ⅰ （美)…… (334) |
| L-4S | 兰姆达4S （日）…… (1114) |
| Long Tank Thrust Augmented Thor Agena D | 长贮箱加大推力雷神阿金纳 D （美)…… (368) |
| Mercury Redstone | 水星-红石 （美） …… (587) |
| M-3C | 缪-3C （日） …… (1153) |
| M-3H | 缪-3H （日） …… (1166) |
| M-3S | 缪-3S （日)…… (1174) |
| M-3S Ⅰ | 缪-3S Ⅰ (日)…… (1186) |

| | |
|---|---|
| M-4S | 缪-4S （日）…… (1137) |
| M-V | 缪-V （日）…… (1206) |
| N-Ⅰ | N-Ⅰ （日）…… (1211) |
| N-Ⅱ | N-Ⅱ （日）…… (1228) |
| NASP | 国家空天飞机 （美）…… (1434) |
| PAM-D | 有效载荷辅助舱-D （美）…… (937) |
| PAM-DⅢ | 有效载荷辅助舱-DⅢ （美）…… (944) |
| PAM-DⅣ | 有效载荷辅助舱-DⅣ （美）…… (944) |
| PAM-S | 有效载荷辅助舱-S （美）…… (945) |
| PSLV | 极地轨道卫星运载火箭 （印）…… (1293) |
| Pegasus | 飞马座 （美）…… (800) |
| SCOTS | 适用于航天飞机的轨道转移级 （美）…… (953) |
| SGS-2 | SGS-2 （美）…… (945) |
| SLV-3 | 卫星运载火箭 （印）…… (1282) |
| STS PAM-A | 空间运输系统有效载荷辅助舱-A （美）…… (943) |
| STS PAM-D | 空间运输系统有效载荷辅助舱-D （美）…… (929) |
| STS PAM-DⅡ | 空间运输系统有效载荷辅助舱-DⅡ （美）… (942) |
| Sänger Ⅱ | 桑格尔 Ⅱ （德）…… (1491) |
| Saturn Ⅰ | 土星 Ⅰ(美) …… (602) |
| Saturn ⅠB | 土星 ⅠB(美)…… (631) |
| Saturn Ⅴ | 土星 Ⅴ （美）…… (658) |
| Scout A | 侦察兵 A （美） …… (558) |
| Scout B | 侦察兵 B （美）…… (560) |
| Scout B-1 | 侦察兵 B-1 （美）…… (574) |
| Scout D-1 | 侦察兵 D-1 （美）…… (575) |
| Scout E/F-1 | 侦察兵 E/F-1 （美）…… (576) |
| Scout G-1 | 侦察兵 G-1 （美）…… (577) |
| Scout X | 侦察兵 X （美） …… (538) |
| Scout X-1 | 侦察兵 X-1 （美）…… (538) |
| Scout X-2 | 侦察兵 X-2 （美）…… (554) |
| Scout X-3 | 侦察兵 X-3 （美）…… (555) |
| Scout X-4 | 侦察兵 X-4 （美）…… (556) |
| Scout X-5C | 侦察兵 X-5C （美）…… (557) |
| SGS-2 | SGS-2 （美）…… (945) |
| Shavit | 沙维特 （以）…… (1308) |
| Space Shuttle | 美国航天飞机 （美）…… (1317) |
| Taurus | 金牛座 （美）…… (810) |
| TOS | 转移轨道级 （美）…… (947) |
| TOS/AMS | 转移轨道级/远地点机动级 （美）…… (952) |
| Thor-Able | 雷神艾布尔 （美）…… (342) |

| | |
|---|---|
| Thor-Ablestar | 雷神艾布尔星 （美）…… (348) |
| Thor-Agena A | 雷神阿金纳 A （美） …… (353) |
| Thor-Agena B | 雷神阿金纳 B （美）…… (354) |
| Thor-Agena D | 雷神阿金纳 D （美） …… (357) |
| Thor-Burner Ⅰ | 雷神博纳 Ⅰ （美） …… (371) |
| Thor-Burner Ⅱ | 雷神博纳 Ⅱ （美） …… (372) |
| Thor-Burner Ⅱ A | 雷神博纳 Ⅱ A （美） …… (376) |
| Thrust Augmented Thor-Agena D | 加大推力雷神阿金纳 D （美） …… (359) |
| Titan 2 | 大力神 2 （美）…… (705) |
| Titan 2LV-4 | 大力神 2LV-4 （美） …… (705) |
| Titan 2S | 大力神 2S （美） …… (731) |
| Titan 2SLV | 大力神 2SLV （美）…… (328) |
| Titan 3A | 大力神 3A （美）…… (733) |
| Titan 3B | 大力神 3B （美） …… (734) |
| Titan 3C | 大力神 3C （美） …… (737) |
| Titan 3D | 大力神 3D （美） …… (776) |
| Titan 3E | 大力神 3E （美） …… (777) |
| Titan 34B | 大力神 34B （美）…… (780) |
| Titan 34D | 大力神 34D （美） …… (782) |
| Titan 4 | 大力神 4 （美）…… (791) |
| VLS | 卫星运载器 （巴） …… (1309) |
| Vanguard | 先锋号 （美）…… (311) |
| X-15 Research Airplane | X-15 研究机(美)…… (1313) |