

世界导弹与航天 发动机大全

AN ENCYCLOPEDIA OF WORLD MISSILE
AND SPACE ENGINES

中国航天工业总公司
《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会 编

军事科学出版社

(京)新登字 122 号

图书在版编目(CIP)数据

世界导弹与航天发动机大全/中国航天工业总公司 《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会编. - 北京:军事科学出版社,1999.9

ISBN 7-80137-293-X

I. 世… II. 中… III. ①导弹-火箭发动机-世界 ②航天器-发动机-世界 IV.V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(1999)第 31218 号

军事科学出版社出版发行
(北京市海淀区青龙桥/邮编:100091)

出版人:刘庆忠

1201 工厂印刷

开本:880×1230 毫米 1/16

印张:68.75(含彩照 31 幅)

字数:2021 千字

版次:1999 年 9 月北京第 1 版

印次:1999 年 9 月第 1 次印刷

印数:1—3000 册

书号:ISBN 7-80137-293-X/E·201

定价:390 元

《世界导弹与航天发动机大全》

编辑委员会

主 编	邢继发			
副 主 编	刘国球	黄坚定	戴耀松	黄良甫
编 委	(排名不分先后)			
	刘国球	邢继发	郁明桂	杨瑞亭
	张宝炯	孙国庆	黄坚定	朱蕴珍
	乐秀卫	张 平	张德雄	戴耀松
	毕士冠	黄良甫	吴汉基	钟宵俊

《世界导弹与航天发动机大全》

审 定 委 员 会

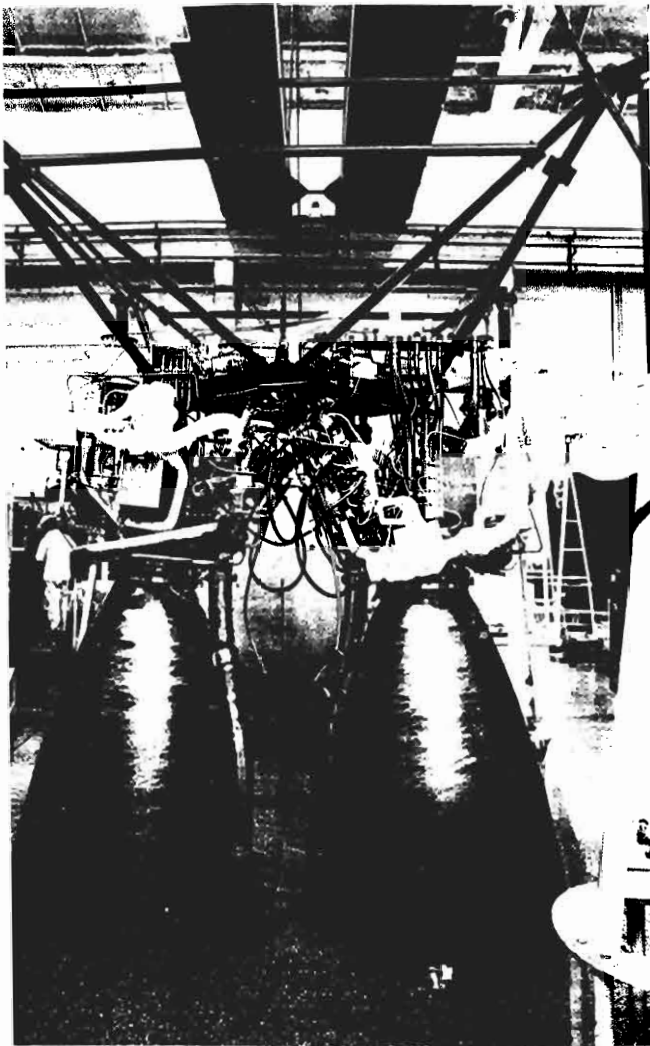
顾 问 任新民(科学院院士) 张贵田(工程院院士)
孙敬良(工程院院士) 刘兴洲(工程院院士)
张履谦(工程院院士) 朱森元(科学院院士)
叶定友(研究员)

主 任 宗大琨
副 主 任 安卫国 张保乾 赵凯嘉 杜 磊
 龙乐豪 佟宝成

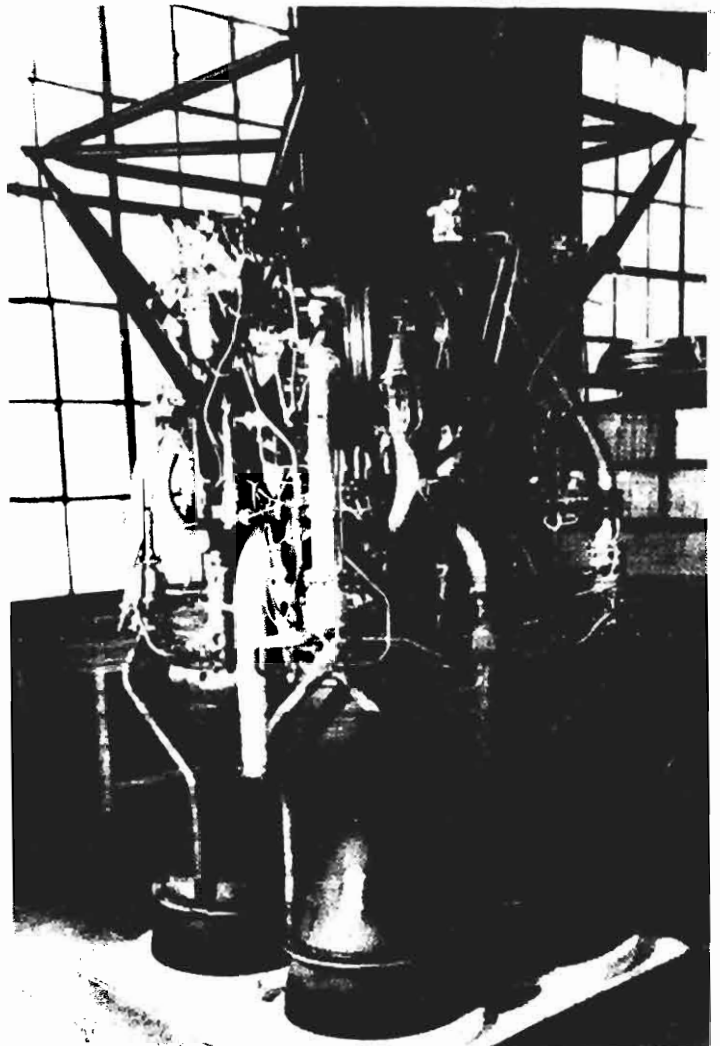
审 委

(排名不分先后)

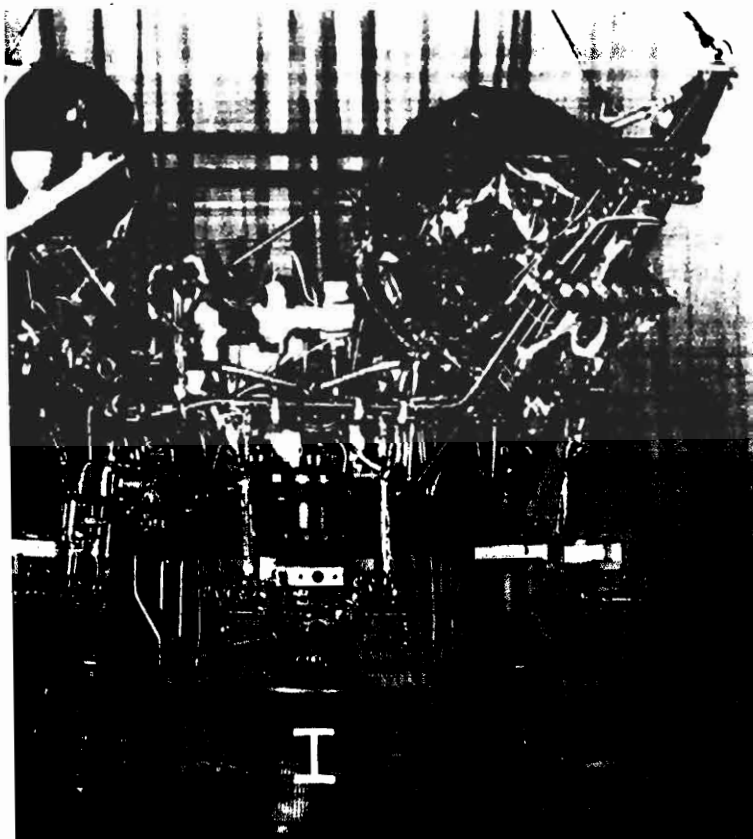
于 滨	田玉龙	刘国球	闫海亮
余方琳	李贵成	邢继发	邹广瑞
张宗美	张典耀	胡善忠	李双庆
黄良甫	黄坚定	焦东野	董秉印
翟 彬	蔡 儒	戴耀松	杜 兰
吴奉生	仲崇斌	潘晚华	



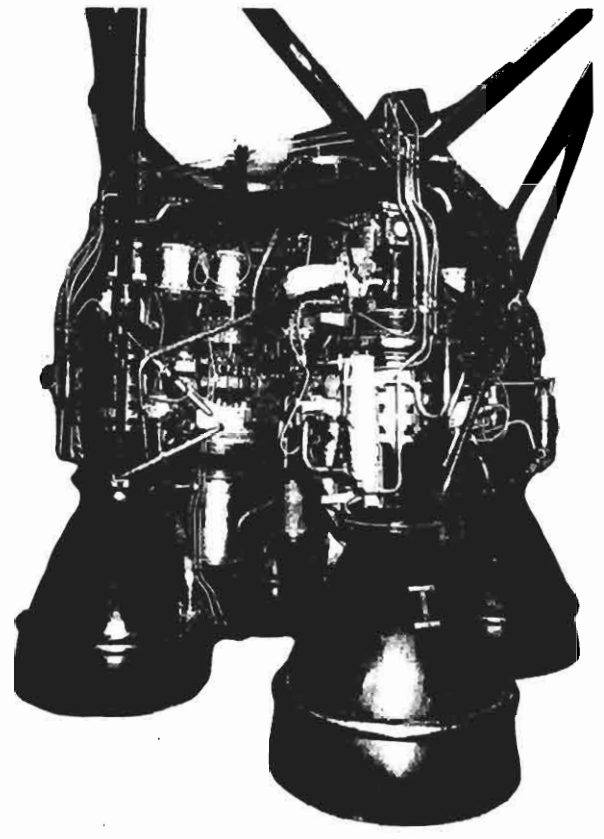
75 液体火箭发动机 (中国)



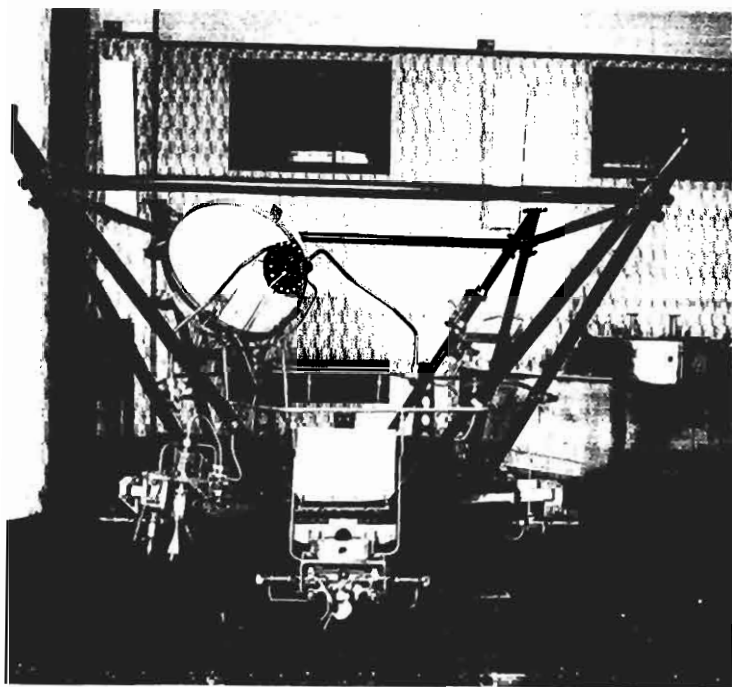
YF-2A 液体火箭发动机 (中国)



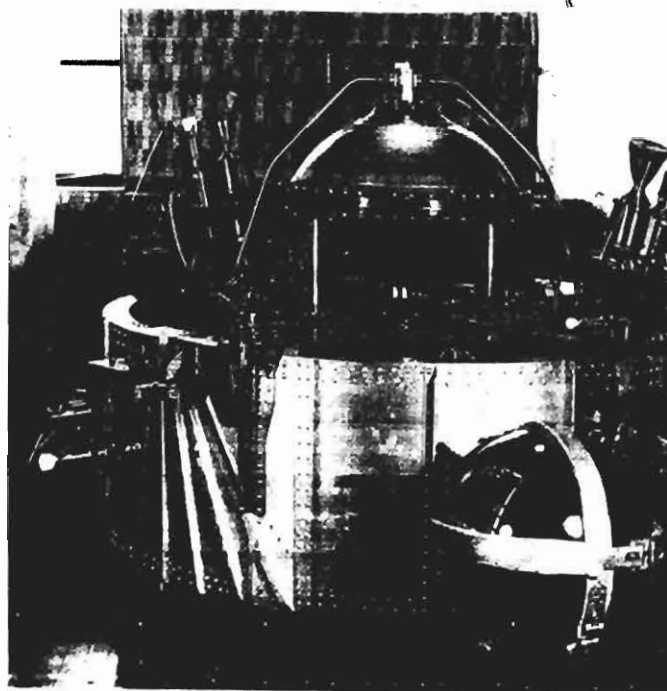
73 液体火箭发动机 (中国)



YF-21 液体火箭发动机 (中国)



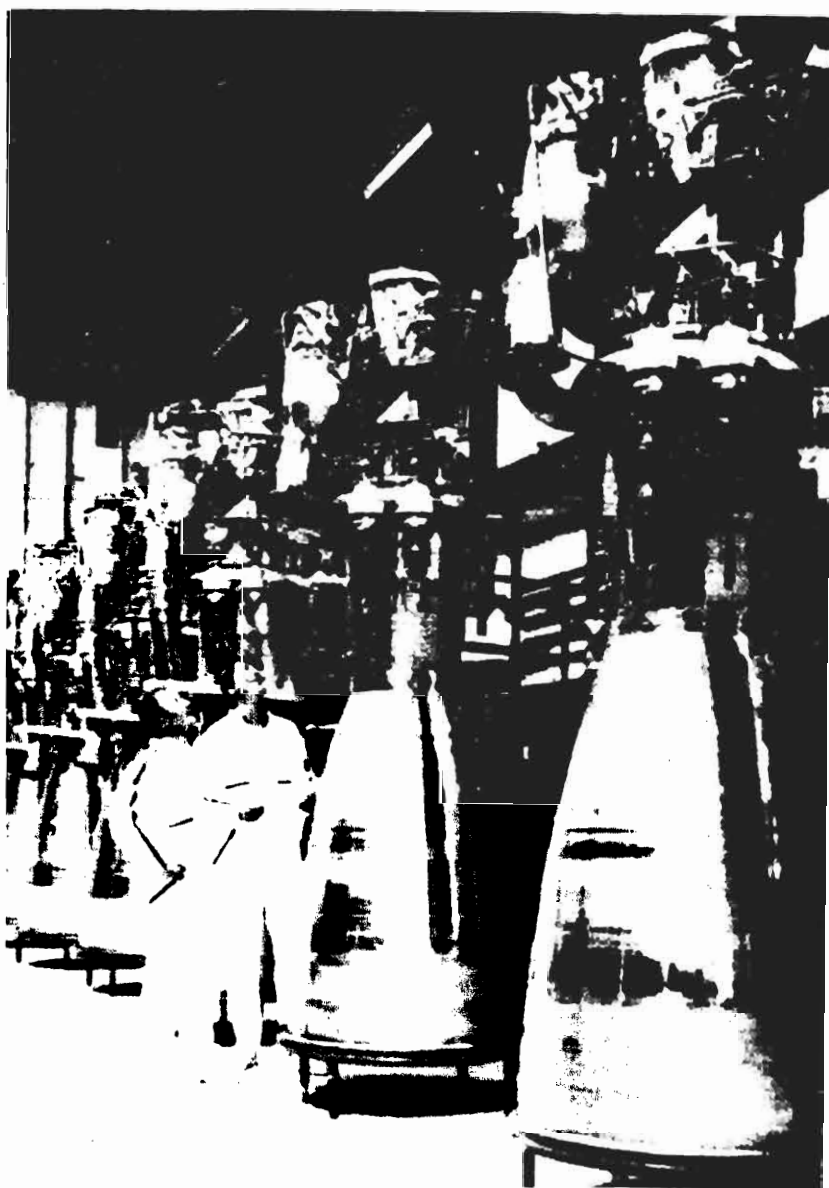
FY-81 液体火箭姿控发动机 (中国)



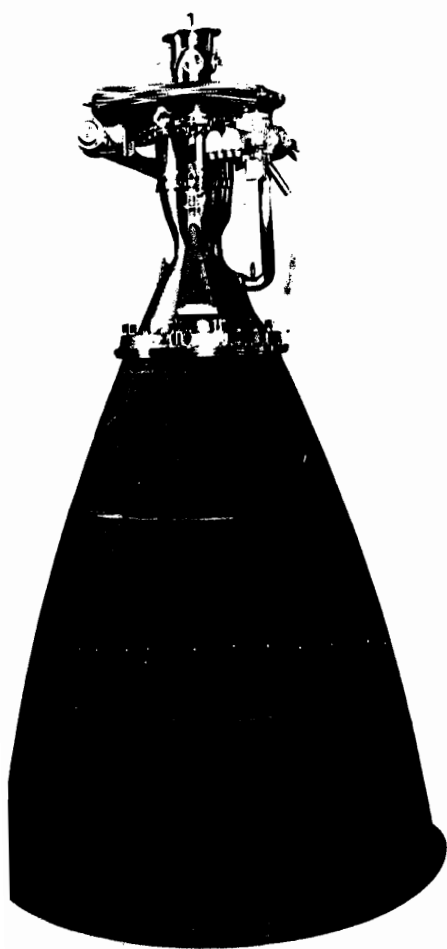
FY-82 液体火箭第三级姿控发动机 (中国)



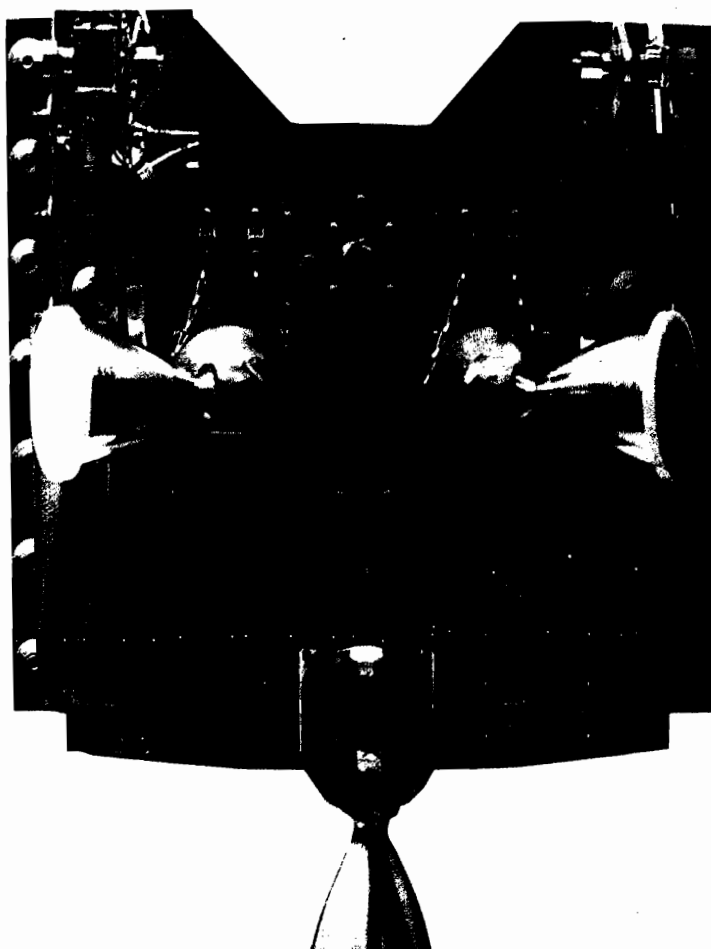
“火神”液体火箭发动机 (法国)



“维金5”液体火箭发动机 (法国)



“埃斯托斯”液体火箭发动机（德国）



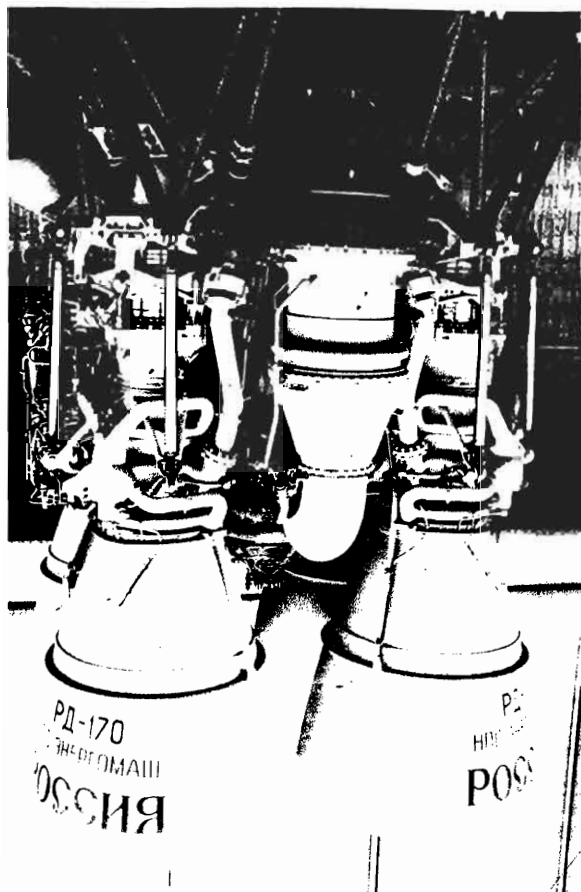
“阿里安 5-C*”液体火箭姿控发动机（德国）



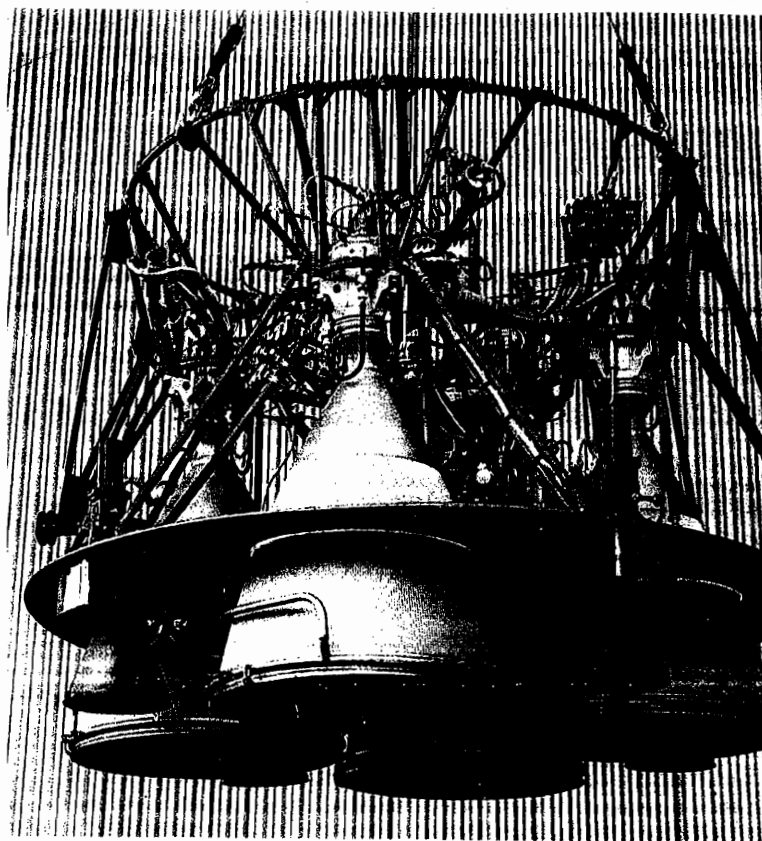
RL-10 液体火箭发动机（美国）



J-1 液体火箭发动机（美国）



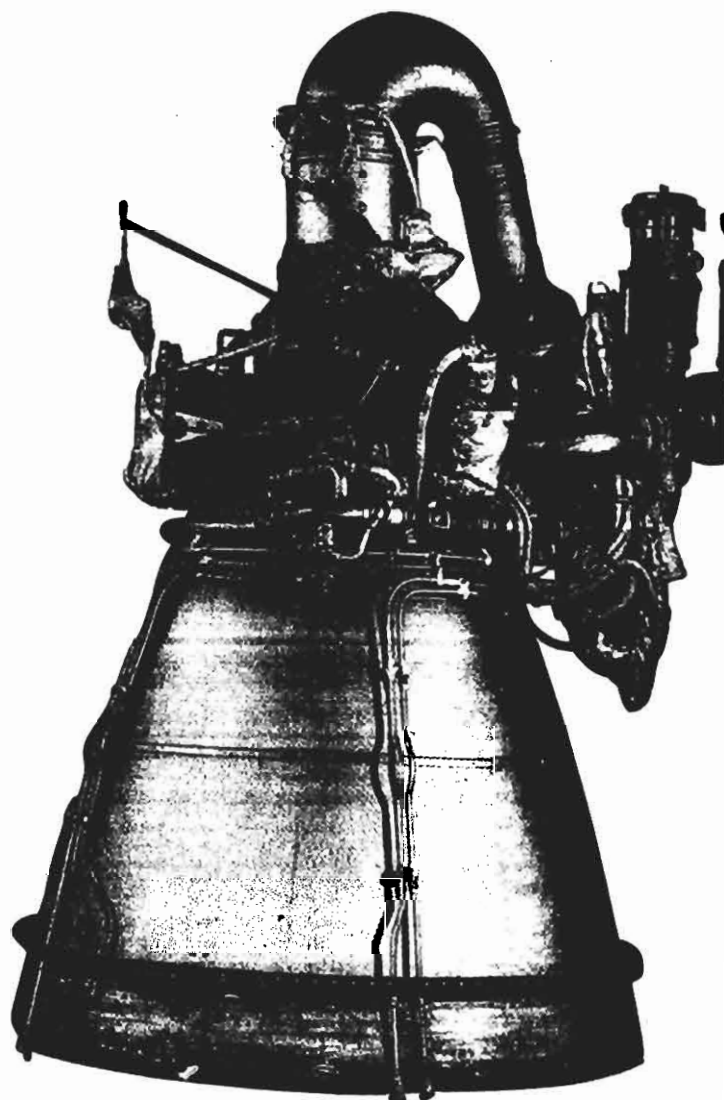
RD-170 液体火箭发动机（前苏联）



RD-461 液体火箭发动机（前苏联）



RD-0120 液体火箭发动机（前苏联）



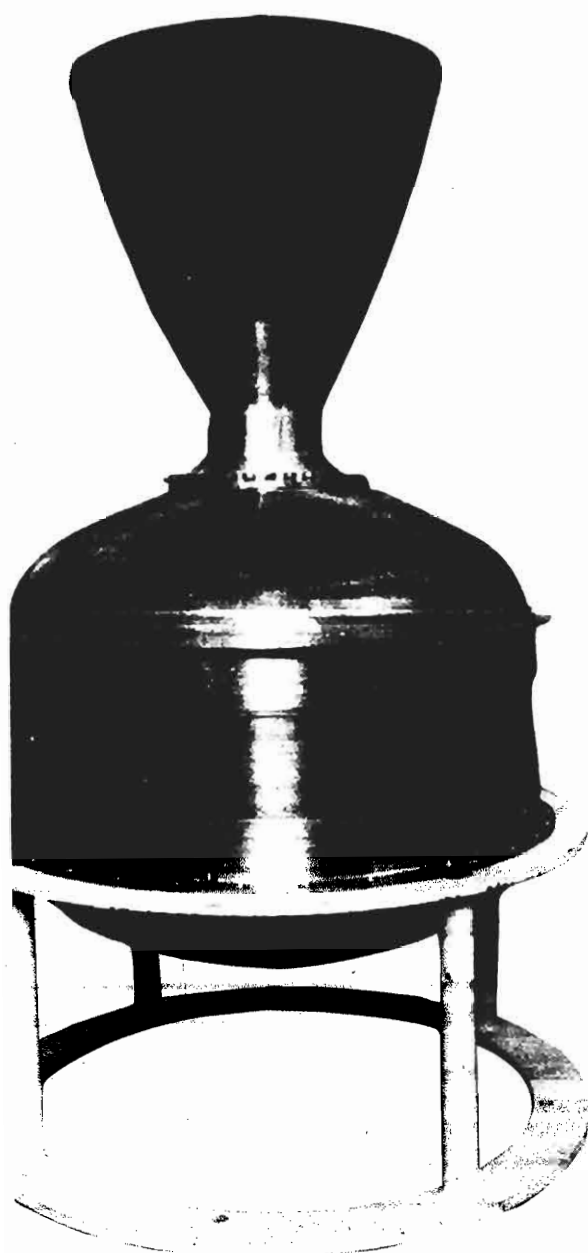
RD-0210 液体火箭发动机（前苏联）



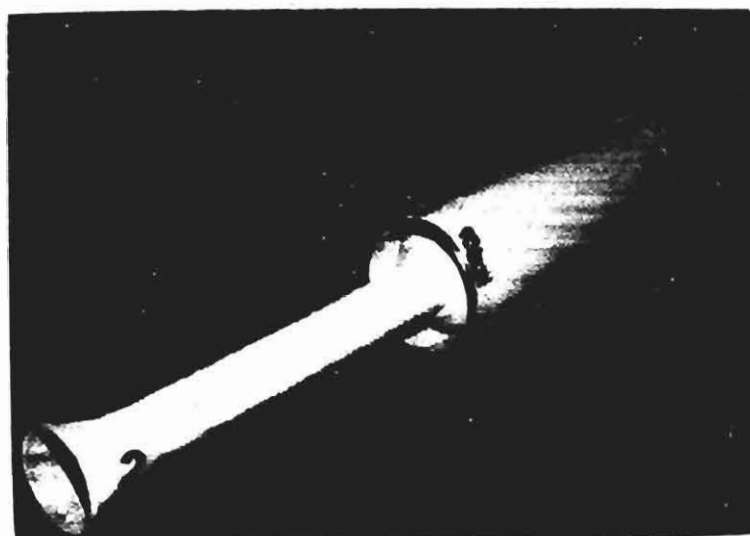
KM 固体火箭发动机 (中国)



FG-23A 固体火箭发动机 (中国)



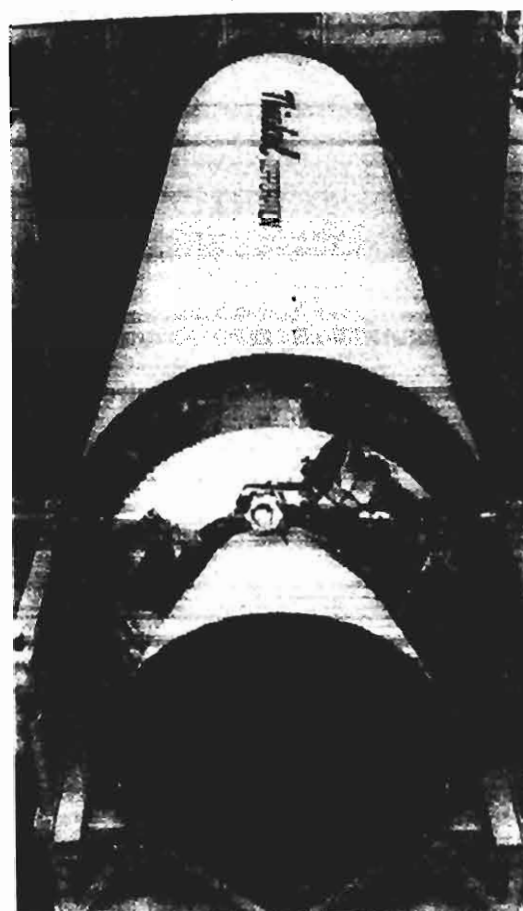
42-A* 固体火箭发动机 (中国)



Super 530D* 固体火箭发动机 (法国)



M-22 固体火箭发动机 (日本)



双子座 α -120 固体火箭发动机 (美)

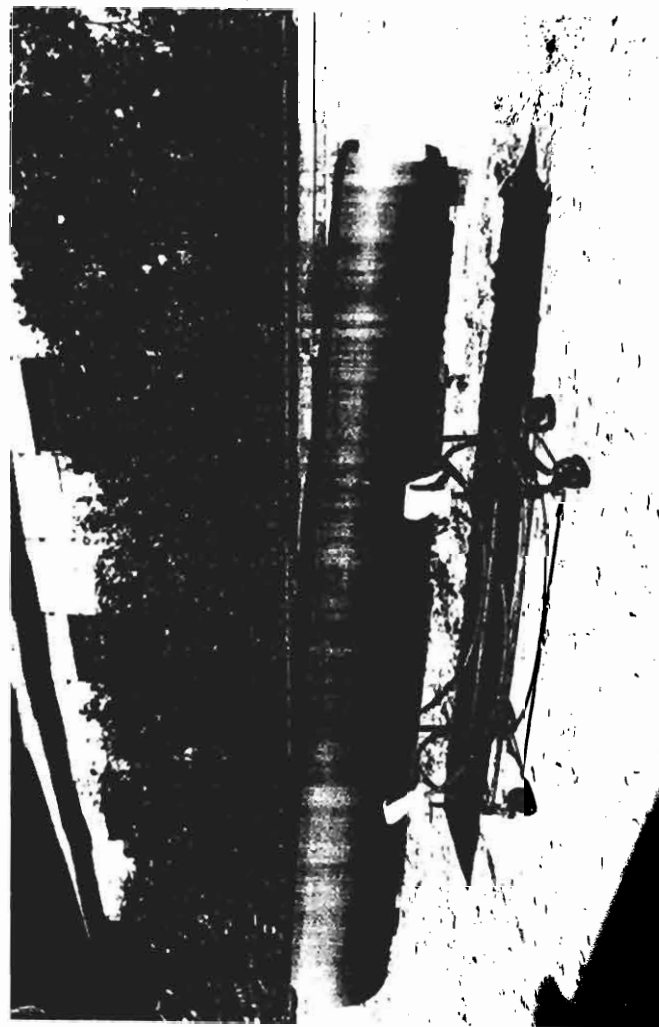


310kN-H* 固液混合火箭发动机地面试车 (美国)





“飞马座”固体运载火箭三级发动机: Orion 50s (一级), Orion 50 (二级), Orion 38 (三级) (美国)



540mm 液体冲压发动机 (中国)



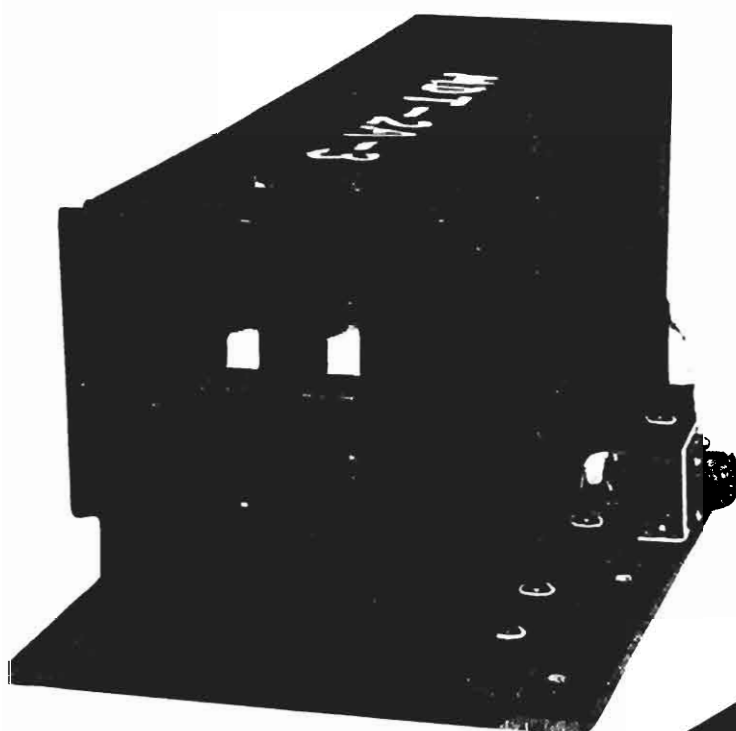
400mm 液体冲压发动机 (中国)



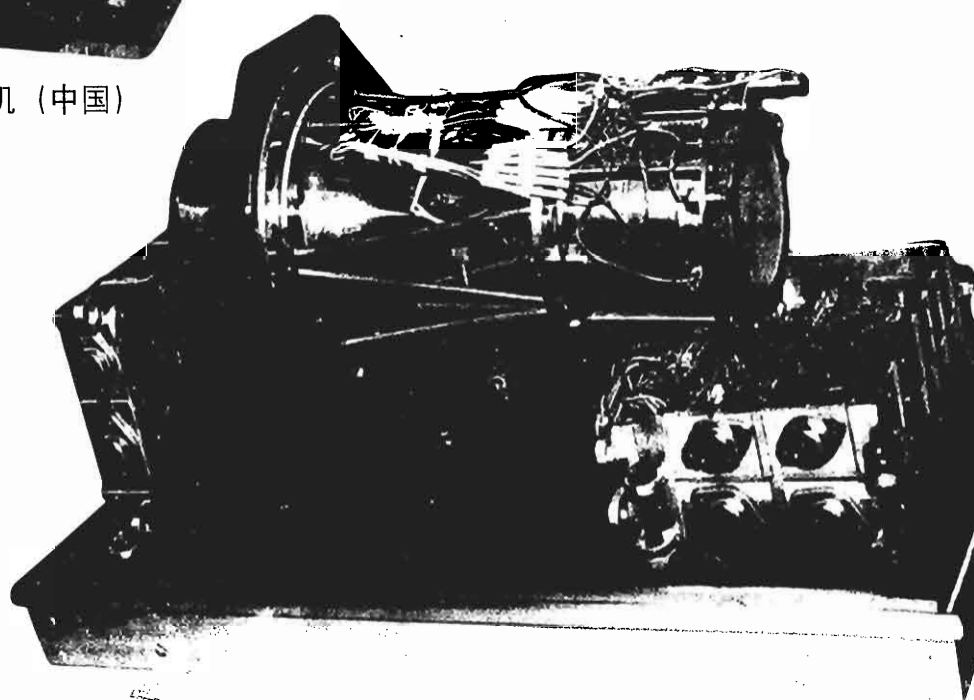
C801-2* 固体火箭发动机 (中国)



LF-9 电子轰击式离子发动机 (中国)



MDT-2A 脉冲等离子体发动机 (中国)



LF-8 电子轰击式
离子发动机 (中国)

编者的话

本书编纂工作自 1995 年 7 月开始启动,正式组成《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会,审议并通过编纂方案和编写大纲,直到编辑出版,历时四年多,几经多方努力,今天终于和广大读者见面了。

为了发展祖国航天事业,扩大世界交流,本书分四编介绍了世界导弹与航天发动机的发展概貌、性能原理和演变过程,向读者展示了世界各国导弹与航天发动机的过去、现状和未来,以及发动机的最新技术和最新成果。

本书编入了 20 个国家共 730 种型号发动机的主要性能与结构参数、系统及其组成、总体结构、工作原理、主要部件、改型与发展、主要用途、研制机构和承包商以及附录中的难得的发动机性能-结构参数表和常用单位换算表等内容。因此,它是一部反映当今世界各国导弹与航天发动机研制、应用和发展趋势的大型航天工具书。

本书收录了世界各国导弹与航天发动机部分型号的彩色图片 31 幅。全书共约 200 万字,890 幅图。分类按国家和型号研制使用年代编排;国家按英语简化名称字母排序;“国际合作”按“**International**”排序。为尊重历史,仍用“前苏联”国名,按 **USSR** 排序。

本书目录采用中、英文对照;目录的型号名称与代号,在其后加括号标明型号的用处,以便读者查索;型号本身没有名称与代号的,以它原在的导弹、火箭或航天器的名称与代号来代替,并加下列标识:*****——发动机,**0***——捆绑式助推发动机,**1***——第一级发动机,**2***——第二级发动机,**3***——第三级发动机,**U***——上面级发动机,**C***——姿控发动机,**A***——远地点发动机,**P***——近地点发动机,**Or***——轨道机动发动机,**As***——上升发动机,**De***——下降发动机,**R***——制动发动机,**I***——改型发动机,**H***——固液混合发动机,**SRB**——航天飞机助推发动机。

本书对前苏联的型号名称与代号的标注,采用以北约和美国给定的英文名称与代号为主,如无上述英文名称与代号,则仍用俄文原名与代号。

本书大量引用了 1998 年底以前国内、外公开出版的书刊、资料和图片,谨对其作者和编辑出版单位表示诚挚的感谢!本书限于篇幅,参考文献从略。

本书注重结构完整,格式统一。编撰者署名统一刊于书后,按书中出现的先后次序列出,便于读者查阅。

本书对于导弹与航天发动机研究、设计和管理人员是一部具有重要使用价值的工具

书;对于导弹与航天院校广大师生是一部难得的参考书;对于有关军贸集团和厂商更是一部不可缺少的查询书。

本书编辑出版是在解放军总装备部和航天工业总公司的领导关怀下,在总装技术基础局和航天总公司科技局、办公厅、计划局、保卫局的大力支持下完成的。我国航天界著名老专家科学院院士任新民给予了热情指导并为本书作序,中国运载火箭技术研究院和航天总公司第四研究院的领导给予了无私赞助。本书出版得到了北京宇航学会、航天总公司北京第11研究所、西安第11研究所、第210研究所、第31研究所、第47研究所、第502研究所、第510研究所、第801研究所、第7801研究所、第707研究所以及航空工业总公司014中心、中国科学院空间科学与应用研究中心、北京理工大学飞行器工程系等单位的大力支持。宗大琨、杜磊、田玉龙、蔡镭、翟彬、于滨、胡善忠、闫海亮、李贵成、宫宏光、张宗美、许建荣、邢书东等同志做了大量的组织协调工作,并给予本书许多具体有效的帮助。此外,本书出版还得到了军事科学出版社领导的热情支持。对以上单位和个人,谨致以深忱的谢意。

本书原稿业经三次技术会审:刘国球负责第一编液体火箭发动机;黄坚定负责第二编固体火箭发动机;戴耀松负责第三编吸气式发动机;黄良甫负责第四编特种火箭发动机。最后由邢继发对全书总编审,定稿录排。

由于资料来源不一,搜集有局限性,加之编者水平有限,疏误之处难免,敬请有关专家和读者批评指正。

《世界导弹与航天发动机大全》编委会
1999年1月

序

航天技术是 20 世纪人类认识宇宙和改造自然进程中最有创新活力、最有开拓影响的高新技术领域,也是人类文明进步的重要标志。

如所周知,导弹与航天发动机是导弹、运载火箭和航天器的核心;是导弹、运载火箭和航天器得以迅速发展的前提;是航天技术发展的重要组成部分。纵观当今世界的各类导弹、运载火箭以及各类通信卫星、遥感卫星和导航卫星的实际应用,阿波罗系列飞船载人登月的成功,阿波罗 18 和联盟 19 飞船在地球轨道上的交会,前苏联和平号空间站系统的利用和国际空间站的建设,美国航天飞机的运行和新型空天飞机有关技术的研究和发展以及对太阳系及其以外星系的探索,所有这一切的航天飞行活动,都是应用各类发动机作为推进动力的结果。例如,一架美国航天飞机就装置 67 台各种功能的发动机作为推进系统,而使之得以安全地往返于天地之间。

历史行将跨入 21 世纪,航天技术可能使太空成为军事争夺的制高点,而控制太空则被看作是取得军事主动权的一个必要条件。最近,美国提出建立战区导弹防御系统已现征兆,除现役的导弹和军用航天器外,发展诸如反卫星武器、轨道轰炸武器和天基反导武器等等,用以争夺制天权,并不是不可能的事。这将对未来战争产生不可忽视和难以预料的影响;而对于曾经深受侵略灾难的中国人民,不能不唤起新的警惕和重视。

上述情况表明,无论是民用还是军用,都对各类导弹与航天发动机在推载能力、可靠性、成本以及工作寿命、生存能力和抗干扰能力等方面提出各自侧重的越来越高的要求。

展望未来,世界发展的总趋势是和平与发展两大主题。我们相信,以航天发动机作为推进动力的航天技术的持续发展,必将为人类和平利用外层空间的广阔前景起着先行和导引的作用。

40 多年来,我国的航天技术取得了举世瞩目的发展和成就,跻身于世界先进行列。这对于我们拉动经济增长,加强环境保护,提升综合国力,巩固国家

安全都将起到至关重要的作用。

《世界导弹与航天发动机大全》是由中国航天总公司、航空总公司、科学院、北京理工大学等单位 and 部门多年从事导弹与航天发动机设计、研制、教学和信总工作的专家、教授通力合作,编纂而成。

《世界导弹与航天发动机大全》涵盖了世界各国液体火箭发动机、固体火箭发动机、吸气式发动机和特种火箭发动机(包括电火箭发动机、核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机)。其内容有:性能参数、工作原理、系统结构、主要部件、改型与发展以及研制机构和承包商等。该书编入的发动机,型号七百余,图幅近千,字约二百万,实为一部集当今世界导弹与航天发动机之大成的大型航天工具书。这在国内外尚未见到。无疑,这是一部巨著,堪称是对中国航天事业的一大贡献。

《世界导弹与航天发动机大全》还具有型号全,资料新,所举数据尽量查证准确,信息量大,文图并茂以及使用性和前瞻性强的鲜明特色。同时体现了各类发动机的研制历史、应用现状和特点及其发展趋势,集中反映了各类发动机的概貌,是全面展示世界各类导弹与航天发动机技术发展水平的重要窗口。

我们相信,《世界导弹与航天发动机大全》一书可供导弹与航天领域的广大科技工作者和高等院校相关专业的广大师生使用,相信对他们的工作和学习有所助益。

任新氏

1999.3.26

PREFACE

The space technology is the most creative and enterprising high technology in the process of mankind knowing the universe and transforming the nature in the 20th century. It is also the important mark of human civilization.

As everybody knows, the engine of a missile, launch vehicle and spacecraft lies at the heart of the missile, launch vehicle and spacecraft. It is the prerequisite with which they can be fast improved. It acts as a very important role in development of the space technology. All of the space flight activities, use all kinds of engines as their propulsive power, such as the applications of all kinds of missiles, launch vehicles and all kinds of communication, remote sensing and navigation satellites; the successful landing on the moon of Apollo series manned spacecraft; the rendezvous docking of Apollo-18 and Union-19 spacecraft in the earth orbit; the utilization of MIR space station and the construction of the international space station; the launching of the space shuttle of United States and the research and development of new type aerospace plane; and the exploration of the solar system and outer galaxies. For example, a shuttle of the United States is equipped with 67 engines with all kinds of functions as its propulsion system so that it can be launched to space and return to earth safely.

The 21st century is coming. The space technology may make the space become the frontier of military competition. The control of space is regarded as the necessary condition of gaining military superiority. Recently the United States is trying to establish the Theater Missile Defense (TMD) System. Besides the active service missiles and military spacecrafts, the United States is developing anti-satellite weapons, orbital bombardment weapons and space-based anti-missile weapons, etc. It is not impossible for the United States to get the space supremacy. It will bring the nonnegligible and unpredictable effects to future wars. The Chinese people who suffered invasion in the past have to be on the alert of those new warnings.

As shown above, there are higher and higher requirements for the propulsive capacity, reliability, cost, lifetime, survivability and anti-interference ability of the engines of all kinds of missiles and spacecrafts for both civil and military purposes.

Looking into the future, the main stream of the world is two major issues of peace and development. We do believe that the continuing development of the space technology with the space engines as the propulsive power will be the guide for the broad prospects that mankind exploits outer space peacefully.

In the past 40 years, the space technology of our country obtained tremendous improve-

PREFACE

ments and achievements of world interest and is on the world advanced level. It will play a critical role in the economy growth, environmental protection, nation's strength increase and national security consolidation.

"An Encyclopedia of World Missile and Space Engines" is edited with concerted efforts by the experts and professors who have been working on the missile and space engine design, development, teaching and information research in the different departments of China Aerospace Corporation, Aviation Industry of China, Academy of Sciences and Beijing Institute of Technology for many years.

"An Encyclopedia of World Missile and Space Engines" covers liquid propellant rocket engines, solid propellant rocket motors, air-breathing engines and special rocket engines (including electrical rocket engines, nuclear rocket engines, solar power rocket engines and photonic rocket engines). The content of this book includes the performance specifications, operation principles, system structures, main components, modifications and improvements, development organizations and manufacture contractors. It consists of more than seven hundred models, almost one thousand pictures and two million words. It is a large volume reference book of space technology that covers missile and space engines in the world. It is the first book in the world related to this area. Undoubtedly it is a monumental work and a tremendous contribution to the Chinese space undertakings.

"An Encyclopedia of World Missile and Space Engines" has distinct features which include complete models, new materials, accurate data, plenty of information excellent essays and its accompanying pictures, good availability and prospective foresight. It also describes the development history, current application status, characteristics and growing tendency of all kinds of engines. It reflects the general situations of engines and is an important window that shows the development level of plenty of missile and space engines in the world.

We do believe "An Encyclopedia of World Missile and Space Engines" can be used by all the scientists, professors, engineers and students in the missile and space technology area. We believe it will provide some help to their work and study.

Ren Xinmin



1999.3.26

目 录

编者的话	(1)
序(中、英文)	(1)
导弹与航天发动机导论	(1)

第 一 编 液 体 火 箭 发 动 机

航 天 运 载 液 体 火 箭 发 动 机

中 国

YF-2A	(“长征 1”运载火箭第一级发动机)	(11)
YF-3	(“长征 1”运载火箭第二级发动机)	(14)
YF-21	(“长征 2”运载火箭第一级发动机)	(16)
YF-24	(“长征 2”运载火箭第二级发动机)	(21)
YF-40	(“长征 4A”运载火箭第三级发动机)	(27)
YF-73	(“长征 3”运载火箭第三级发动机)	(30)
YF-75	(“长征 3A”运载火箭第三级发动机)	(33)

法 国

维金 5(Viking 5)	(“阿里安 1”运载火箭第一级发动机)	(38)
维金 4(Viking 4)	(“阿里安 1,2,3,4”运载火箭第二级发动机)	(41)
HM-7	(“阿里安 1”运载火箭第三级发动机)	(42)
火神(Vulcain)	(“阿里安 5”运载火箭芯级发动机)	(47)
LRBA	(“欧洲”运载火箭第二级发动机)	(52)

德 国

ERNO	(“欧洲”运载火箭第三级发动机)	(52)
埃斯托斯(Aestus)	(“阿里安 5”运载火箭上面级发动机)	(53)

日 本

LE-3	(N-1 运载火箭第二级发动机)	(54)
LE-5	(H-1 运载火箭第二级发动机)	(57)
LE-5A	(H-2 运载火箭第二级发动机)	(61)
LE-7	(H-2 运载火箭芯级发动机)	(63)

英 国

RZ-2	(“欧洲 1/2”运载火箭第一级发动机)	(68)
伽玛 8 (Gamma 8)	(“黑箭”运载火箭第一级发动机)	(71)
伽玛 2 (Gamma 2)	(“黑箭”运载火箭第二级发动机)	(73)

目 录

美 国

NA-75-110-A7	(“水星-红石”运载火箭发动机)	(74)
MB-3	(“雷神”系列运载火箭第一级发动机)	(76)
S-3D	(“丘诺 2”运载火箭第一级发动机)	(80)
MA-5	(“宇宙神”系列运载火箭第一级发动机)	(82)
LR-81-BA-9	(通用上面级“阿金纳”系列主发动机)	(87)
LR-87-AJ-11	(“大力神 3C”运载火箭第一级发动机)	(89)
LR-91-AJ-11	(“大力神 3C”运载火箭第二级发动机)	(92)
AJ-10-138	(“大力神 3C”运载火箭过渡级发动机)	(94)
H-1	(“土星 1”运载火箭第一级发动机)	(95)
RL-10	(“土星 1”运载火箭上面级发动机)	(99)
J-2	(“土星 1B”运载火箭第二级发动机)	(103)
F-1	(“土星 5”运载火箭第一级发动机)	(108)
RS-27	(“德尔它 2000”系列 运载火箭第一级发动机)	(111)
TR-201	(“德尔它 2000”系列 运载火箭第二级发动机)	(114)
SSME	(航天飞机主发动机)	(115)
F-1A	(“重型航天运载器”助推发动机)	(122)

前苏联及俄罗斯

RD-107	(“东方”运载火箭助推发动机)	(127)
RD-108	(“东方”运载火箭第一级发动机)	(131)
RD-119	(“宇宙 1”运载火箭第二级发动机)	(132)
RD-120	(“天顶”运载火箭第二级主发动机)	(135)
RD-170	(“天顶”运载火箭第一级发动机)	(138)
RD-214	(“宇宙 1”运载火箭第一级发动机)	(142)
RD-216	(“宇宙 2”运载火箭第一级发动机)	(144)
RD-219	(“旋风”运载火箭第二级主发动机)	(145)
RD-253	(“质子”运载火箭第一级发动机)	(147)
RD-448	(“东方”运载火箭第二级发动机)	(150)
RD-461	(“闪电”运载火箭第二级发动机)	(151)
RD-0120	(“能源”运载火箭芯级发动机)	(152)
RD-0210	(“质子”运载火箭第二级发动机)	(159)
RD-8	(“天顶”运载火箭第二级游动发动机)	(160)
NK-33	(N-1 运载火箭第一级发动机)	(162)
D-57	(N-1 运载火箭第四级发动机)	(164)
RD-701	(三组元液体火箭发动机)	(166)

战 略 导 弹 液 体 火 箭 发 动 机

德 国

A-4	(V-2 地地近程弹道导弹发动机)	(169)
-----	-------------------------	-------

美 国

LR-87-AJ-3	(“大力神 1”洲际弹道导弹第一级发动机)	(173)
------------	-----------------------------	-------

LR-91-AJ-3	(“大力神 1”洲际弹道导弹第二级发动机)	(175)
前苏联		
RD-111	(SS-10 洲际弹道导弹第一级发动机)	(177)

战术导弹液体火箭发动机

中 国		
HQ1*	(“红旗 1”地空导弹主发动机)	(180)
2YF-1B	(“红旗 3”地空导弹主发动机)	(182)
美 国		
P8E-9	(“长矛”地地战术导弹发动机)	(185)
前苏联		
RD-103	(SS-3 地地中程弹道导弹发动机)	(187)

航天器液体火箭发动机

中 国		
FY-81	(“长征 3”运载火箭第三级姿控发动机)	(189)
FY-82	(“长征 4A”运载火箭第三级姿控发动机)	(192)
FY-83	(“长征 3A”运载火箭第三级姿控发动机)	(195)
FY-84	(“长征 2D”运载火箭上面级姿控发动机)	(197)
DK500-2	(“东方红 2”卫星姿控发动机)	(199)
ZK500-1	(“资源”卫星姿控、轨控发动机)	(202)
JK400-1B	(“新型返回式”卫星姿控、轨控发动机)	(205)
DK600-3	(“东方红 3”卫星姿控、轨控发动机)	(207)
德 国		
交响乐-A* (Symphonie-A*)	(“交响乐”卫星远地点发动机)	(210)
交响乐-Or* (Symphonie-Or*)	(“交响乐”卫星轨控发动机)	(213)
阿里安 5 上面级-C* (Ariane 5 US-C*)	(“阿里安 5”上面级姿控发动机)	(215)
国际合作		
高丽星-C* (Koreasat-C*)	(“高丽星”卫星反作用控制发动机)	(216)
美 国		
大力神过渡级-C* (Titan TS-C*)	(“大力神”过渡级姿控发动机)	(219)
惯性上面级-C* (IUS-C*)	(“惯性上面级”姿控发动机)	(220)
洛克希德上面级-C* (Lockheed US-C*)	(“洛克希德上面级”姿控发动机)	(221)
月球轨道器-Or* (LO-Or*)	(月球轨道飞行器发动机)	(223)
指令舱-C* (CM-C*)	(“阿波罗”指令舱反作用控制发动机)	(224)
服务舱-C* (SM-C*)	(“阿波罗”服务舱反作用控制发动机)	(227)
AJ-10-137	(“阿波罗”服务舱的主发动机)	(228)
登月舱-C* (LM-C*)	(“阿波罗”登月舱反作用控制发动机)	(229)
MIRA-10K, MIRA-10500	(“阿波罗”登月舱下降级发动机)	(232)
RS-18	(“阿波罗”登月舱升级发动机)	(233)

目 录

轨道器-OMS* (Orbiter-OMS*)	(航天飞机轨道器轨道机动系统发动机)	(234)
轨道器-C* (Orbiter-C*)	(航天飞机轨道器反作用控制发动机)	(236)
因萨特 1* (Insat 1*)	(“因萨特 1”卫星发动机)	(239)
HS376*	(HS376 通信卫星发动机)	(242)
PVS*	(“先驱者”金星航天器发动机)	(243)
TDRS*	(“跟踪与数据中继卫星”发动机)	(245)
MMS*	(“多种任务航天器”发动机)	(247)
GRO*	(“伽玛射线观察站”卫星发动机)	(249)
利萨特-A* (Leasat-A*)	(“利萨特”通信卫星远地点发动机)	(251)
国际通信卫星 6* (Intelsat 6*)	(“国际通信卫星 6”发动机)	(252)
亚星 2* (Asiasat 2*)	(“亚洲通信卫星 2”发动机)	(254)
海盗 75* (Viking 75*)	(“海盗 75”火星轨道器发动机)	(256)
前苏联		
东方 1-C* (Vostok 1-C*)	(“东方 1”飞船气体姿控发动机)	(259)

第二编 固体火箭发动机

航天运载固体火箭发动机

巴 西

S-20	(“松达 2”探空火箭发动机)	(265)
松达 3-1* (Sonda 3-1*)	(“松达 3”探空火箭第一级发动机)	(265)
松达 4-1* (Sonda 4-1*)	(“松达 4”探空火箭第一级发动机)	(266)
松达 4-2* (Sonda 4-2*)	(“松达 4”探空火箭第二级发动机)	(267)
S-43	(“卫星运载火箭”助推发动机)	(267)
S-43TM	(“卫星运载火箭”第一级发动机)	(268)
S-40TM	(“卫星运载火箭”第二级发动机)	(269)
S-44	(“卫星运载火箭”第三级发动机)	(269)

加拿大

12KS 10000	(“黑雁 3B”探空火箭发动机)	(270)
26KS 20000	(“黑雁 5”探空火箭第一级发动机)	(271)
小鹅 (Nihka) 17KS 12000	(“黑雁 10”探空火箭第三级发动机)	(271)
金牛座 (Taurus)	(“黑雁 12”探空火箭第二级发动机)	(272)

中 国

FG-01A	(试验探空火箭发动机)	(272)
FG-02	(“长征 1”运载火箭第三级发动机)	(274)

印 度

RH 200-1*	(“罗希尼 200”探空火箭第一级发动机)	(276)
RH 200-2*	(“罗希尼 200”探空火箭第二级发动机)	(277)
RH 300*	(“罗希尼 300”探空火箭发动机)	(277)
RH 300 MK 2*	(“罗希尼 300 MK2”探空火箭发动机)	(278)
RH 560-1*	(“罗希尼 560”探空火箭助推发动机)	(279)

目 录

RH 560-2*	(“罗希尼 560”探空火箭主发动机)	(279)
SLV3-1*	(“卫星运载火箭 3”第一级发动机)	(280)
SLV3-2*	(“卫星运载火箭 3”第二级发动机)	(281)
SLV3-3*	(“卫星运载火箭 3”第三级发动机)	(282)
SLV3-4*	(“卫星运载火箭 3”第四级发动机)	(283)
AS-0	(“加大推力卫星运载火箭”助推发动机)	(284)
AS-1	(“加大推力卫星运载火箭”第一级发动机)	(285)
AS-2	(“加大推力卫星运载火箭”第二级发动机)	(286)
AS-4	(“加大推力卫星运载火箭”第四级发动机)	(287)
PS-1	(“极地轨道卫星运载火箭”第一级发动机)	(287)
PS-3	(“极地轨道卫星运载火箭”第三级发动机)	(290)
印度尼西亚		
RX-21*	(RX-21 探空火箭发动机)	(291)
国际合作		
阿里安 3-0* (Ariane 3-0*)	(“阿里安 3”运载火箭助推发动机)	(292)
阿里安 4-0* (Ariane 4-0*)	(“阿里安 4”运载火箭助推发动机)	(294)
阿里安 5-0* (Ariane 5-0*)	(“阿里安 5”运载火箭助推发动机)	(295)
日 本		
S-520*	(S-520 探空火箭发动机)	(297)
TR-1A*	(TR-1A 探空火箭发动机)	(297)
300 SB	(“兰姆达-4S”运载火箭助推发动机)	(298)
735 3/3(B ₁)	(“兰姆达-4S”运载火箭第一级发动机)	(299)
735 1/3(B ₂)	(“兰姆达-4S”运载火箭第二级发动机)	(300)
500(B ₃)	(“兰姆达-4S”运载火箭第三级发动机)	(300)
480S	(“兰姆达-4S”运载火箭第四级发动机)	(301)
SB-310	(“缪-4S”运载火箭助推发动机)	(302)
M-10	(“缪-4S”运载火箭第一级发动机)	(302)
M-20	(“缪-4S”运载火箭第二级发动机)	(304)
M-30	(“缪-4S”运载火箭第三级发动机)	(304)
M-40	(“缪-4S”运载火箭第四级发动机)	(305)
M-22	(“缪-3C”运载火箭第二级发动机)	(306)
M-3A	(“缪-3C”运载火箭第三级发动机)	(308)
M-13	(“缪-3H”运载火箭第一级发动机)	(310)
SB-735	(“缪-3S2”运载火箭助推发动机)	(312)
M-23	(“缪-3S2”运载火箭第二级发动机)	(314)
M-3B	(“缪-3S2”运载火箭第三级发动机)	(315)
M-14	(“缪-5”运载火箭第一级发动机)	(316)
M-24	(“缪-5”运载火箭第二级发动机)	(317)
M-34	(“缪-5”运载火箭第三级发动机)	(319)
H-1-3*	(H-1 运载火箭第三级发动机)	(321)
H-2-0*	(H-2 运载火箭助推发动机)	(322)

波 兰

流星 1* (Meteor 1*) (“流星 1”探空火箭发动机) (323)

英 国

乌鸦 11 (Raven 11) (“云雀 5”探空火箭发动机) (324)

金翅雀 2A (Goldfinch 2A) (“云雀 7”探空火箭第一级发动机) (325)

石即鸟 (Stonechat) (“云雀 8”探空火箭第一级发动机) (325)

太平鸟 (Waxwing) (“云雀 8”探空火箭第二级发动机) (326)

杜鹃 4 (Cuckoo 4) (“云雀 12”探空火箭第三级发动机) (326)

白嘴鸦 (Rook) (“云雀 14”探空火箭第一级发动机) (327)

美 国

卡琼 3 型 (Cajun Mod 3) (“卡琼标枪”探空火箭第一级发动机) (327)

奈克 M5E1 (Nike M5E1) (“黑雁 8”探空火箭第一级发动机) (328)

小猎犬 MK12-1 (Terrier MK12-1) (“黑雁 9”探空火箭第一级发动机) (328)

黄铜骑士 (Talos) (“黑雁 12”探空火箭第一级发动机) (328)

天蜂 D* (Astrobee D*) (“天蜂 D”探空火箭发动机) (329)

天蜂 F* (Astrobee F*) (“天蜂 F”探空火箭发动机) (330)

毒蛇 3A-1* (Viper 3A-1*) (“毒蛇 3A”探空火箭第一级发动机) (331)

射手* (Archer*) (“射手”探空火箭发动机) (331)

SR45-AR-1 (“阿卡斯”探空火箭发动机) (332)

破坏神 (Loki) SR71-AD-1 (PWD-8B 探空火箭第一级发动机) (332)

阿帕奇 (Apache) TE-307 (“奈克·阿帕奇”探空火箭第二级发动机) (333)

SDC P/N 600-13 (“超级破坏神”探空火箭第一级发动机) (333)

M56A-1 (“白羊座 1”探空火箭发动机) (334)

M57A-1 (“白羊座 2”探空火箭第二级发动机) (335)

TU-715 (“尤特·战斧”探空火箭第一级发动机) (335)

TE-416 (“尤特·战斧”探空火箭第二级发动机) (336)

TU-716 (“皮尤特·战斧”探空火箭第一级发动机) (336)

TU-793 (“皮尤特·斯科”探空火箭第二级发动机) (337)

TE-M-473 (“沙雁”探空火箭发动机) (337)

英仙座 β -2A (Algol 2A) (“侦察兵 X-3”运载火箭第一级发动机) (338)

英仙座 β -2B (Algol 2B) (“侦察兵 X-3C”运载火箭第一级发动机) (339)

英仙座 β -2C (Algol 2C) (“侦察兵 A-1”运载火箭第一级发动机) (341)

英仙座 β -3A (Algol 3A) (“侦察兵 D-1”运载火箭第一级发动机) (341)

双子座 α -1A (Castor 1A) XM-33 (“侦察兵 X-1”运载火箭第二级发动机) (344)

双子座 α -2A (Castor 2A) TX-354-3 (“侦察兵 X-5C”运载火箭第二级发动机) (345)

天蝎座 α -1A (Antares 1A) X-254 (“侦察兵 X”运载火箭第三级发动机) (348)

天蝎座 α -2A (Antares 2A) X-259 (“侦察兵 X-2”运载火箭第三级发动机) (349)

天蝎座 α -2B (Antares 2B) X-259 B4 (“侦察兵 E-1”运载火箭第三级发动机) (351)

天蝎座 α -3A (Antares 3A) TE-M-762 (“侦察兵 G-1”运载火箭第三级发动机) (352)

牵牛星 2A (Altair 2A) X-258 (“侦察兵 X-2B 运载火箭第四级发动机) (355)

牵牛星 3A (Altair 3A) FW-4S (“侦察兵 B”运载火箭第四级发动机) (357)

牵牛星 3A (Altair 3A) TE-M-640 (“侦察兵 B”运载火箭第四级发动机) (359)

目 录

猎户座 50S(Orion 50S)	(“飞马座”运载火箭第一级发动机)	(361)
猎户座 50(Orion 50)	(“飞马座”运载火箭第二级发动机)	(363)
猎户座 38(Orion 38)	(“飞马座”运载火箭第三级发动机)	(365)
双子座 α ·120(Castor 120)	(“金牛座”运载火箭第一级发动机)	(367)
双子座 α ·4B(Castor 4B)TX-859	(“大蓬车”运载火箭第一级发动机)	(369)
星 37D(Star 37D)TE-M-364-3	(“德尔它”运载火箭第三级发动机)	(371)
星 37E(Star 37E)TE-M-364-4	(“德尔它”运载火箭第三级发动机)	(372)
星 37G(Star 37G)TE-M-364-11	(“德尔它”运载火箭第三级发动机)	(372)
星 37N(Star 37N)TE-M-364-14	(“日本 N-1”运载火箭第三级发动机)	(373)
星 37S(Star 37S)TE-M-364-15	(“德尔它”运载火箭第三级发动机)	(374)
星 48V(Star 48V)TE-M-940-1	(“大蓬车”运载火箭第三级发动机)	(374)
奥巴斯 1(Orbus 1)	(“星靶箭”第三级发动机)	(375)
奥巴斯 21D(Orbus 21D)	(“小型运载火箭”-LMLV 第三级发动机)	(376)
双子座 α ·2(Castor 2)TX-354-5	(“德尔它 E”运载火箭助推发动机)	(377)
双子座 α ·2X(Castor 2X)	(“德尔它”运载火箭实验型助推发动机)	(378)
双子座 α ·4A(Castor 4A)TX-780	(“德尔它 4925”运载火箭助推发动机)	(378)
双子座 α ·4A-XL(Castor 4A-XL)	(“大力神 2”运载火箭助推发动机)	(379)
石墨环氧树脂壳体发动机(GEM)	(“德尔它 7925”运载火箭助推发动机)	(380)
UA1205	(“大力神 3C”运载火箭助推发动机)	(382)
UA1206	(“大力神 34D”运载火箭助推发动机)	(384)
UA1207	(“大力神 4”运载火箭助推发动机)	(385)
SRMU	(“大力神 4”运载火箭改进型助推发动机)	(386)
航天飞机 SRB(Space shuttle SRB)	(航天飞机固体助推发动机)	(389)
企隆-H*(Chiron-H*)	(“企隆”探空火箭固液混合发动机)	(392)
联合 4-H*(Unity 4-H*)	(“联合 4”探空火箭固液混合发动机)	(392)
H500(Set 1)	(试验火箭固液混合发动机)	(394)
H250K(Hyflyer)	(试验火箭固液混合发动机)	(395)
H1800	(“天鹰座”小运载火箭第一级固液混合发动机)	(396)
U75	(“天鹰座”运载火箭第四级固液混合发动机)	(397)

战 略 导 弹 固 体 火 箭 发 动 机

法 国

902	(S-2,S-3 地地弹道导弹第一级发动机)	(398)
903	(S-2 地地弹道导弹第二级发动机)	(398)
904	(M-1,M-2 潜地弹道导弹第一级发动机)	(399)
里塔 1(Rita 1)	(M-1 潜地弹道导弹第二级发动机)	(400)
里塔 2(Rita 2)	(S-3/M-2 地地/潜地弹道导弹第二级发动机)	(401)
401	(M-4 潜地弹道导弹第一级发动机)	(402)
402	(M-4 潜地弹道导弹第二级发动机)	(403)
403	(M-4 潜地弹道导弹第三级发动机)	(404)

目 录

美 国

M55	(“民兵 1”地地弹道导弹第一级发动机)	(405)
M55E-1	(“民兵 2”地地弹道导弹第一级发动机)	(407)
M55A-1	(“民兵 3”地地弹道导弹第一级发动机)	(410)
M56	(“民兵 1A”地地弹道导弹第二级发动机)	(411)
M56E-1	(“民兵 1B”地地弹道导弹第二级发动机)	(413)
SR19-AJ-1	(“民兵 2/3”地地弹道导弹第二级发动机)	(413)
M57	(“民兵 1A”地地弹道导弹第三级发动机)	(416)
M57E-1	(“民兵 1B”地地弹道导弹第三级发动机)	(418)
SR73-AJ-1	(“民兵 3”地地弹道导弹第三级发动机)	(419)
MX-1*	(MX 地地弹道导弹第一级发动机)	(422)
MX-2*	(MX 地地弹道导弹第二级发动机)	(425)
MX-3*	(MX 地地弹道导弹第三级发动机)	(427)
SICBM-1*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第一级发动机)	(432)
SICBM-2*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第二级发动机)	(433)
SICBM-3*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第三级发动机)	(435)
A ₁ P ₁ F	(“北极星 A-1”潜地弹道导弹第一级发动机)	(436)
A ₁ P ₂ F	(“北极星 A-1”潜地弹道导弹第二级发动机)	(437)
A ₂ PF	(“北极星 A-2”潜地弹道导弹第一级发动机)	(438)
X ₂₅₀ B ₄	(“北极星 A-2”潜地弹道导弹第二级发动机)	(439)
A ₃ PF	(“北极星 A-3”潜地弹道导弹第一级发动机)	(441)
X ₂₆₀ A ₃	(“北极星 A-3”潜地弹道导弹第二级发动机)	(442)
PC ₃ -1	(“海神 C-3”潜地弹道导弹第一级发动机)	(444)
PC ₃ -2	(“海神 C-3”潜地弹道导弹第二级发动机)	(445)
PC ₄ -1	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第一级发动机)	(447)
PC ₄ -2	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第二级发动机)	(449)
PC ₄ -3	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第三级发动机)	(451)
PD ₅ -1	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第一级发动机)	(453)
PD ₅ -2	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第二级发动机)	(454)
PD ₅ -3	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第三级发动机)	(455)
LPC-415	(空地“近程攻击导弹”-SRAM 发动机)	(457)
Long Life SRAM*	(空地“长寿命近程攻击导弹”发动机)	(459)
SRAM 2*	(空地“近程攻击导弹 2”发动机)	(460)

前苏联

PC-12-1	(8K98 地地弹道导弹第一级发动机)	(461)
PC-12-3	(8K98 地地弹道导弹第三级发动机)	(462)
PCM-45-2*	(PCM-45 弹道导弹第二级发动机)	(463)
3Д65	(3M65 弹道导弹第一级发动机)	(464)
15Д15	(8K99 弹道导弹第一级发动机)	(465)
15Д122	(15Ж43 弹道导弹第一级发动机)	(467)

15Д206	(15Ж44 弹道导弹第一级发动机)	(469)
15Д207	(15Ж44/15Ж52 弹道导弹第二级发动机)	(469)
15Д305	(15Ж60 弹道导弹第一级发动机)	(471)

战 术 导 弹 固 体 火 箭 发 动 机

中 国

PL1*	(“霹雳 1”空空导弹发动机)	(473)
PL2*	(“霹雳 2”空空导弹发动机)	(474)
PL3*	(“霹雳 3”空空导弹发动机)	(475)
PL4*	(“霹雳 4”空空导弹发动机)	(476)
PL5A*	(“霹雳 5A”空空导弹发动机)	(478)
PL7*	(“霹雳 7”空空导弹发动机)	(479)
ST-82	(127 空空导弹发动机)	(480)
C801-1*	(C801 反舰导弹助推发动机)	(482)
C801-2*	(C801 反舰导弹续航发动机)	(483)

法 国

哈德斯*(Hades*)	(“哈德斯”地地导弹发动机)	(484)
冥河(Styx)	(“冥王星”地地导弹发动机)	(485)
鲁贝(Roubaix)	(“罗兰特”地空导弹助推发动机)	(485)
兰比利(Lampyre)	(“罗兰特”地空导弹主发动机)	(486)
莱奴(Leno)	(“响尾蛇”地空导弹发动机)	(486)
SEPE 738	(“织女星”地空导弹助推发动机)	(487)
西北风-1*(Mistral-1*)	(“西北风”地空导弹助推发动机)	(487)
西北风-2*(Mistral-2*)	(“西北风”地空导弹主发动机)	(488)
波尔加(Polka)	(“玛舒卡 2”舰空导弹助推发动机)	(489)
海王星(Neptune)	(“玛舒卡 2”舰空导弹主发动机)	(489)
矢车菊(Jacee)	(“玛舒卡 3”舰空导弹主发动机)	(489)
R·530*	(“R·530”空空导弹发动机)	(490)
罗苗(Romeo)	(“魔术 R·550”空空导弹发动机)	(491)
麦卡*(MICA*)	(“麦卡”空空导弹发动机)	(492)
伊卡雷(Icare)	(AS·20 空空导弹主发动机)	(493)
阿斯克(Aspic)	(AS·20 空地导弹助推发动机)	(493)
鸢(Epervier, AS·30)	(AS·30 空地导弹助推发动机)	(494)
大镜子(Psyche)	(AS·30 空地导弹主发动机)	(494)
巴西尔(Basile)	(“玛特尔”空地导弹助推发动机)	(494)
萨查(Sacha)	(“玛特尔 AJ-168”空地导弹主发动机)	(495)
卡圣德雷(Casandre)	(“玛特尔 AS·37”空地导弹主发动机)	(495)
秃鹰(Condor)	(“飞鱼”空舰导弹助推发动机)	(496)
赫里斯(Helios)	(“飞鱼”空舰导弹主发动机)	(497)
埃奥莱 4(Eole 4)	(“鸬鹚 1/2”空舰导弹主发动机)	(498)
普拉德(Prades)	(“鸬鹚 1”空舰导弹助推发动机)	(499)

目 录

美 国

M55	(“民兵 1”地地弹道导弹第一级发动机)	(405)
M55E-1	(“民兵 2”地地弹道导弹第一级发动机)	(407)
M55A-1	(“民兵 3”地地弹道导弹第一级发动机)	(410)
M56	(“民兵 1A”地地弹道导弹第二级发动机)	(411)
M56E-1	(“民兵 1B”地地弹道导弹第二级发动机)	(413)
SR19-AJ-1	(“民兵 2/3”地地弹道导弹第二级发动机)	(413)
M57	(“民兵 1A”地地弹道导弹第三级发动机)	(416)
M57E-1	(“民兵 1B”地地弹道导弹第三级发动机)	(418)
SR73-AJ-1	(“民兵 3”地地弹道导弹第三级发动机)	(419)
MX-1*	(MX 地地弹道导弹第一级发动机)	(422)
MX-2*	(MX 地地弹道导弹第二级发动机)	(425)
MX-3*	(MX 地地弹道导弹第三级发动机)	(427)
SICBM-1*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第一级发动机)	(432)
SICBM-2*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第二级发动机)	(433)
SICBM-3*	(“侏儒”地地小型洲际弹道导弹第三级发动机)	(435)
A ₁ P ₁ F	(“北极星 A-1”潜地弹道导弹第一级发动机)	(436)
A ₁ P ₂ F	(“北极星 A-1”潜地弹道导弹第二级发动机)	(437)
A ₂ PF	(“北极星 A-2”潜地弹道导弹第一级发动机)	(438)
X ₂₅₀ B ₄	(“北极星 A-2”潜地弹道导弹第二级发动机)	(439)
A ₃ PF	(“北极星 A-3”潜地弹道导弹第一级发动机)	(441)
X ₂₆₀ A ₃	(“北极星 A-3”潜地弹道导弹第二级发动机)	(442)
PC ₃ -1	(“海神 C-3”潜地弹道导弹第一级发动机)	(444)
PC ₃ -2	(“海神 C-3”潜地弹道导弹第二级发动机)	(445)
PC ₄ -1	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第一级发动机)	(447)
PC ₄ -2	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第二级发动机)	(449)
PC ₄ -3	(“三叉戟 1”(C-4)潜地弹道导弹第三级发动机)	(451)
PD ₅ -1	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第一级发动机)	(453)
PD ₅ -2	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第二级发动机)	(454)
PD ₅ -3	(“三叉戟 2”(D-5)潜地弹道导弹第三级发动机)	(455)
LPC-415	(空地“近程攻击导弹”-SRAM 发动机)	(457)
Long Life SRAM*	(空地“长寿命近程攻击导弹”发动机)	(459)
SRAM 2*	(空地“近程攻击导弹 2”发动机)	(460)

前苏联

PC-12-1	(8K98 地地弹道导弹第一级发动机)	(461)
PC-12-3	(8K98 地地弹道导弹第三级发动机)	(462)
PCM-45-2*	(PCM-45 弹道导弹第二级发动机)	(463)
3Д65	(3M65 弹道导弹第一级发动机)	(464)
15Д15	(8K99 弹道导弹第一级发动机)	(465)
15Д122	(15Ж43 弹道导弹第一级发动机)	(467)

目 录

15Д206	(15Ж44 弹道导弹第一级发动机)	(469)
15Д207	(15Ж44/15Ж52 弹道导弹第二级发动机)	(469)
15Д305	(15Ж60 弹道导弹第一级发动机)	(471)

战 术 导 弹 固 体 火 箭 发 动 机

中 国

PL1*	(“霹雳 1”空空导弹发动机)	(473)
PL2*	(“霹雳 2”空空导弹发动机)	(474)
PL3*	(“霹雳 3”空空导弹发动机)	(475)
PL4*	(“霹雳 4”空空导弹发动机)	(476)
PL5A*	(“霹雳 5A”空空导弹发动机)	(478)
PL7*	(“霹雳 7”空空导弹发动机)	(479)
ST-82	(127 空空导弹发动机)	(480)
C801-1*	(C801 反舰导弹助推发动机)	(482)
C801-2*	(C801 反舰导弹续航发动机)	(483)

法 国

哈德斯*(Hades*)	(“哈德斯”地地导弹发动机)	(484)
冥河(Styx)	(“冥王星”地地导弹发动机)	(485)
鲁贝(Roubaix)	(“罗兰特”地空导弹助推发动机)	(485)
兰比利(Lampyre)	(“罗兰特”地空导弹主发动机)	(486)
莱奴(Leno)	(“响尾蛇”地空导弹发动机)	(486)
SEPE 738	(“织女星”地空导弹助推发动机)	(487)
西北风-1*(Mistral-1*)	(“西北风”地空导弹助推发动机)	(487)
西北风-2*(Mistral-2*)	(“西北风”地空导弹主发动机)	(488)
波尔加(Polka)	(“玛舒卡 2”舰空导弹助推发动机)	(489)
海王星(Neptune)	(“玛舒卡 2”舰空导弹主发动机)	(489)
矢车菊(Jacee)	(“玛舒卡 3”舰空导弹主发动机)	(489)
R·530*	(“R·530”空空导弹发动机)	(490)
罗苗(Romeo)	(“魔术 R·550”空空导弹发动机)	(491)
麦卡*(MICA*)	(“麦卡”空空导弹发动机)	(492)
伊卡雷(Icare)	(AS·20 空空导弹主发动机)	(493)
阿斯皮克(Aspic)	(AS·20 空地导弹助推发动机)	(493)
鹞(Epervier, AS·30)	(AS·30 空地导弹助推发动机)	(494)
大镜子(Psyche)	(AS·30 空地导弹主发动机)	(494)
巴西兰(Basile)	(“玛特尔”空地导弹助推发动机)	(494)
萨查(Sacha)	(“玛特尔 AJ-168”空地导弹主发动机)	(495)
卡圣德雷(Casandre)	(“玛特尔 AS·37”空地导弹主发动机)	(495)
秃鹰(Condor)	(“飞鱼”空舰导弹助推发动机)	(496)
赫里斯(Helios)	(“飞鱼”空舰导弹主发动机)	(497)
埃奥莱 4(Eole 4)	(“鸬鹚 1/2”空舰导弹主发动机)	(498)
普拉德(Prades)	(“鸬鹚 1”空舰导弹助推发动机)	(499)

目 录

SEP299	(“海上凶手 2/3”舰舰导弹助推发动机)·····	(499)
SEP300	(“海上凶手 2/3”舰舰导弹主发动机)·····	(500)
奥托马特-1*(Otomat-1*)	(奥托马特 1/2”舰舰/岸舰导弹助推发动机)·····	(500)
鸱(Epervier)	(“飞鱼”舰舰/岸舰导弹助推发动机)·····	(501)
埃奥莱 5(Eole 5)	(“飞鱼”舰舰/岸舰导弹主发动机)·····	(502)
金星(Venus)	(“玛拉丰”舰潜导弹助推发动机)·····	(503)
安塔克-1*(ENTAC-1*)	(“安塔克”反坦克导弹起飞发动机)·····	(503)
安塔克-2*(ENTAC-2*)	(“安塔克”反坦克导弹续航发动机)·····	(504)
阿克拉*(ACRA*)	(“阿克拉”反坦克导弹发动机)·····	(504)
短程反坦克-1*(ACCP-1*)	(“短程反坦克”导弹起飞发动机)·····	(505)
短程反坦克-2*(ACCP-2*)	(“短程反坦克”导弹续航发动机)·····	(506)
艾利克斯-1*(ERYX-1*)	(“艾利克斯”反坦克导弹起飞发动机)·····	(507)
艾利克斯-2*(ERYX-2*)	(“艾利克斯”反坦克导弹续航发动机)·····	(507)
德 国		
鸬鹚 2-1*(Kormoran 2-1*)	(“鸬鹚 2”空舰导弹助推发动机)·····	(508)
FOG-M*	(反坦克光纤制导导弹发动机)·····	(508)
国际合作		
米兰*(Milan*)	(“米兰”反坦克导弹发动机)·····	(509)
霍特-1*(HOT-1*)	(“霍特”反坦克导弹起飞发动机)·····	(510)
霍特-2*(HOT-2*)	(“霍特”反坦克导弹续航发动机)·····	(512)
以色列		
怪蛇 3*(Python 3*)	(“怪蛇 3”空空导弹发动机)·····	(513)
怪蛇 4*(Python 4*)	(“怪蛇 4”空空导弹发动机)·····	(513)
迦伯列 2-1*(Gabriel 2-1*)	(“迦伯列 2”舰舰导弹助推发动机)·····	(514)
迦伯列 2-2*(Gabriel 2-2*)	(“迦伯列 2”舰舰导弹主发动机)·····	(514)
玛帕斯-1*(Mapats-1*)	(“玛帕斯”反坦克导弹起飞发动机)·····	(514)
玛帕斯-2*(Mapats-2*)	(“玛帕斯”反坦克导弹续航发动机)·····	(515)
喙蛇*(Viper*)	(“喙蛇”反坦克导弹发动机)·····	(516)
意大利		
阿斯派德*(Aspide*)	(“阿斯派德”空空导弹发动机)·····	(517)
日 本		
64 式马特*(KAM-3D*)	(“64 式马特”反坦克导弹发动机)·····	(517)
挪 威		
企鹅 2-7-1*(Penguin 2-7-1*)	(“企鹅 2-7”空舰导弹助推发动机)·····	(518)
西班牙		
宝剑-1*(Toledo-1*)	(“宝剑”反坦克导弹起飞发动机)·····	(520)
宝剑-2*(Toledo-2*)	(“宝剑”反坦克导弹续航发动机)·····	(521)
瑞 典		
RBS 70-1*	(RBS 70 地空导弹助推发动机)·····	(521)
RBS 70-2*	(RBS 70 地空导弹主发动机)·····	(522)
瑞 士		
米康*(Micon*)	(“米康”地空导弹发动机)·····	(522)

英 国

秧鸡(Crake)	(“吹管”地空导弹发动机)	(522)
小鹅(Gosling)	(“警犬 2”地空导弹助推发动机)	(523)
特洛伊(Troy)	(“长剑”地空导弹发动机)	(523)
雷鸟*(Thunderbird*)	(“雷鸟”地空导弹发动机)	(524)
靛青*(Indigo*)	(“靛青”地空导弹发动机)	(524)
海猫*(Seacat*)	(“海猫”舰空导弹发动机)	(525)
海蛇*(Seaslug*)	(“海蛇”舰空导弹发动机)	(525)
海标枪-1*(Sea Dart-1*)	(“海标枪”舰空导弹助推发动机)	(525)
ASRAAM*	(“先进近距空空导弹”发动机)	(526)
K41A	(“旋火”反坦克导弹发动机)	(528)
比尔*(Bill*)	(“比尔”反坦克导弹发动机)	(529)

美 国

突击破坏者*(Assault Breaker*)T-22*	(“突击破坏者”地地战术导弹发动机)	(529)
ATACMS*	(地地“陆军战术导弹系统”发动机)	(530)
TX-174(M-105)	(“潘兴 1/1A”地地弹道导弹第一级发动机)	(530)
TX-175(M-106)	(“潘兴 1/1A”地地弹道导弹第二级发动机)	(532)
潘兴 2-1*(Pershing 2-1*)	(“潘兴 2”地地弹道导弹第一级发动机)	(533)
潘兴 2-2*(Pershing 2-2*)	(“潘兴 2”地地弹道导弹第二级发动机)	(534)
阿达茨*(ADATS*)	(“阿达茨”地空/反坦克导弹发动机)	(534)
M22E8	(“霍克”地空导弹发动机)	(536)
M112	(“改进霍克”地空导弹发动机)	(536)
M115	(“红眼睛”地空导弹发动机)	(537)
马克 80(Marc 80)	(“尾刺”地空导弹助推发动机)	(537)
马克 81(Marc 81)	(“尾刺”地空导弹主发动机)	(538)
TX-131-15	(“波马克 B”地空导弹助推发动机)	(539)
T48E3	(“奈基 1”地空导弹助推发动机)	(540)
TX-30	(“奈克-赫克里斯”地空导弹发动机)	(540)
TX-261	(“奈克-赫克里斯”地空导弹发动机)	(541)
TX-486	(“爱国者”地空导弹发动机)	(541)
MK 1 Mod 0	(“鞑靼人”舰空导弹发动机)	(542)
MK 27 Mod 2/3	(“改进鞑靼人”舰空导弹发动机)	(542)
MK 11 Mod 2	(“黄铜骑士”舰空导弹助推发动机)	(542)
MK 12 Mod 0	(“小猎犬”舰空导弹助推发动机)	(543)
马莱穆脱(Malemute)	(“高级小猎犬”舰空导弹助推发动机)	(543)
MK 56 Mod 0	(“标准 1”舰空导弹发动机)	(544)
MK 12 Mod 1	(“标准 1 增程”舰空导弹助推发动机)	(544)
MK 30 Mod 1	(“标准 1 增程”舰空导弹主发动机)	(545)
TX-135	(“斯帕坦”/“奈克·宙斯”反导弹导弹第一级发动机)	(545)
TX-238	(“斯帕坦”/“奈克·宙斯”反导弹导弹第二级发动机)	(546)
TX-239	(“斯帕坦”反导弹导弹第三级发动机)	(546)
X-265	(“斯普林特”反导弹导弹第一级发动机)	(547)

目 录

X-271	(“斯普林特”反导弹导弹第二级发动机)	(548)
响尾蛇 1A* (Sidewinder 1A*)	(“响尾蛇 1A”空空导弹发动机)	(548)
MK 36 Mod 2	(“响尾蛇 1C”空空导弹发动机)	(549)
MK 36 Mod 5	(“响尾蛇 1C”空空导弹/“小槲树”地空导弹改进型发动机) ...	(550)
MK 36 Mod 7	(“响尾蛇 1C”空空导弹改进型发动机)	(551)
MK 36 Mod 8	(“响尾蛇 1C”空空导弹改进型发动机)	(552)
MK 6 Mod 3	(“麻雀 3A”空空导弹发动机)	(554)
MK 38 Mod 2	(“麻雀 3B”空空导弹发动机)	(554)
MK 38 Mod 4	(“麻雀 3B”空空导弹/“海麻雀”舰空导弹改进型发动机)	(555)
MK 52 Mod 2	(“麻雀 3B”空空导弹发动机)	(556)
MK 58 Mod 0	(“麻雀 3B”空空导弹改进型发动机)	(557)
AIM-120*	(“先进中距空空导弹”发动机)	(558)
M58 A2	(“猎鹰”空空导弹发动机)	(559)
M58 E4	(“猎鹰 A1”空空导弹发动机)	(559)
M46	(“超猎鹰 A1”空空导弹发动机)	(559)
M60	(“核猎鹰 A1”空空导弹发动机)	(560)
TU-289	(“妖怪”空空导弹发动机)	(560)
MK 47 Mod 0	(“不死鸟”空空导弹发动机)	(561)
MK 60 Mod 0	(“不死鸟”空空导弹发动机)	(562)
TX-481	(“幼畜”空地/空舰导弹发动机)	(563)
TX-633	(“幼畜”空地/空舰导弹发动机)	(564)
SR115-AJ-1	(“幼畜”空地/空舰导弹可替代发动机)	(565)
MK 70 Mod 0	(“秃鹰”空地导弹发动机)	(566)
AGM-130*	(“AGM-130”空地导弹发动机)	(567)
MK 27 Mod 4,5,6	(“标准”反辐射导弹发动机)	(568)
SR116-AJ-2(MK17)	(“响尾蛇”反辐射导弹发动机)	(568)
MK 36 Mod 9	(“响尾蛇”反辐射/空空导弹发动机)	(569)
MK 39	(“百舌鸟”反辐射导弹发动机)	(571)
MK 53	(“百舌鸟”反辐射导弹发动机)	(572)
MK 78 Mod 0	(“改进百舌鸟”反辐射导弹发动机)	(572)
TU-780	(“哈姆”高速反辐射导弹发动机)	(572)
TE-M-707	(“捕鲸叉”舰舰/潜舰导弹助推发动机)	(574)
MX(TBD)B446-2	(“捕鲸叉”舰舰/潜舰导弹助推发动机)	(575)
ASROC-1*	(“阿斯洛克”舰潜导弹助推发动机)	(576)
ER ASROC-1*	(“增程阿斯洛克”舰潜导弹助推发动机)	(576)
TE-260G	(“萨布洛克”潜潜导弹发动机)	(577)
斗牛士-1* (Matador-1*)	(“斗牛士”地地巡航导弹助推发动机)	(577)
TU-223	(“马斯”地地巡航导弹助推发动机)	(578)
FTV-8	(“天狮星 1”巡航导弹助推发动机)	(579)
天狮星 2-1* (Regulus 2-1*)	(“天狮星 2”巡航导弹助推发动机)	(579)
MK 106 Mod 0	(“战斧”巡航导弹助推发动机)	(579)
TU-915	(“战斧”巡航导弹试验型先进助推发动机)	(581)

目 录

MK 111	(“战斧”巡航导弹改进型助推发动机)	(583)
陶-1*(TOW-1*)XM-114	(“陶”反坦克导弹起飞发动机)	(585)
陶-2*(TOW-2*)	(“陶”反坦克导弹续航发动机)	(586)
龙*(Dragon*)	(“龙”反坦克导弹发动机)	(588)
TX-657	(“海尔法”反坦克导弹发动机)	(589)
HVM*	(反坦克“超高速导弹”发动机)	(590)
KEM*	(反坦克“动能导弹”发动机)	(592)
ADKEM*	(反坦克“先进动能导弹”发动机)	(592)
ADKEM-I*	(反坦克“先进动能导弹”改型发动机)	(594)
前苏联		
SS-21*	(SS-21 地地弹道导弹发动机)	(595)
SA-2-1*/SA-N-2-1*	(“盖德莱”地空/舰空导弹助推发动机)	(596)
SA-3-1*/SA-N-1-1*	(“果阿”地空/舰空导弹助推发动机)	(597)
SA-3-2*/SA-N-1-2*	(“果阿”地空/舰空导弹主发动机)	(598)
SA-4-1*	(“加涅夫”地空导弹助推发动机)	(599)
SA-5-1*	(“甘蒙”地空导弹助推发动机)	(599)
SA-7-1*	(“格雷尔”地空导弹助推发动机)	(600)
SA-7-2*	(“格雷尔”地空导弹主发动机)	(601)
SA-8*/SA-N-4*	(“壁虎”地空/舰空导弹发动机)	(602)
SA-10*/SA-N-6*	(“抱怨”地空/舰空导弹发动机)	(602)
SA-12A-1*/SA-12B-1*	(“斗士”/“巨人”地空导弹助推发动机)	(603)
SA-12A-2*/SA-12B-2*	(“斗士”/“巨人”地空导弹主发动机)	(604)
SA-14-1*/SA-14-2*	(“小妖精”地空导弹助推/主发动机)	(604)
SA-15*/SA-N-9*	(“护手套”地空/舰空导弹发动机)	(605)
SA-16-1*/SA-N-10-1*与 SA-16-2*/SA-N-10-2*	(“手钻”地空/舰空导弹助推与主发动机)	(605)
SA-19-1*/SA-N-11-1*与 SA-19-2*/SA-N-11-2*	(“格瑞森”地空/舰空导弹助推与主发动机)	(605)
ABM-1B-1*	(“橡皮套鞋”反导弹导弹第一级发动机)	(605)
AA-2*	(“环礁”空空导弹发动机)	(606)
AA-10A*	(“白杨树”空空导弹发动机)	(607)
AA-11*	(“射手”空空导弹发动机)	(608)
冥河-1*(Styx-1*)	(“冥河”舰舰导弹助推发动机)	(609)

航 天 器 固 体 火 箭 发 动 机

中 国

东方红 2-A*(DFH 2-A*)	(“东方红 2”通信卫星远地点发动机)	(610)
东方红 2A-A*(DFH 2A-A*)	(“东方红 2A”通信卫星远地点发动机)	(612)
风云 2-A*(FY 2-A*)	(“风云 2”卫星远地点发动机)	(613)
FG-23A	(“返回式”卫星制动发动机)	(615)
FG-47	(“长征 2C/FP”运载火箭转轨发动机)	(618)
EPKM	(“长征 2E”运载火箭近地点发动机)	(620)

目 录

法 国

德普特(Dropt) (“艾多巴”卫星近地点发动机) (622)

国际合作

盖斯(Gers) (“奇奥斯”同步卫星远地点发动机) (623)

玛奇 1(Mage 1) (“欧洲气象卫星 1”远地点发动机) (624)

玛奇 1S(Mage 1S) (“欧洲哈雷慧星探测器”远地点发动机) (624)

玛奇 2(Mage 2) (“欧洲通信卫星 1”远地点发动机) (625)

玛奇 3(Mage 3) (“欧洲卫星”远地点发动机) (626)

SEP-CSD (技术试验性远地点发动机) (627)

意大利

巴斯(PAS) (“欧洲卫星”远地点发动机) (628)

天狼星-A*(Sirius-A*) (“天狼星”卫星远地点发动机) (628)

艾立斯-P*IRIS-P (“艾立斯上面级”近地点发动机) (629)

端燃发动机(EBM) (“艾立斯上面级”近地点发动机) (630)

日 本

KM-A (M-3H 运载火箭上面级发动机) (630)

KM-B (M-3H 运载火箭上面级发动机) (631)

KM-D (M-3S2 运载火箭上面级发动机) (631)

KM-M (M-3S2 运载火箭上面级发动机) (632)

KM-P (M-3S2 运载火箭上面级发动机) (633)

H-1-A* (H-1 运载火箭远地点发动机) (634)

美 国

星 5(Star 5)TE-M-500 (“星”系列转轨发动机) (635)

星 5A(Satr 5A)TE-M-863-1 (“星”系列转轨发动机) (635)

星 5C(Star 5C)TE-M-344-15 (“星”系列转轨发动机) (636)

星 5CB(Star 5CB)TE-M-344-16 (“星”系列转轨发动机) (636)

星 6(Star 6)TE-M-541-3 (“返回式”卫星制动发动机) (637)

星 6A(Star 6A)TE-M-542-3 (“星”系列转轨发动机) (637)

星 6B(Star 6B)TE-M-790-1 (“星”系列转轨发动机) (638)

星 10(Star 10)TE-M-195 (“星”系列转轨发动机) (639)

星 12(Star 12)TE-M-236 (“返回式”卫星制动发动机) (639)

星 12A(Star 12A)TE-M-236-3 (“星”系列转轨发动机) (639)

星 13(Star 13)TE-M-458 (“返回式”卫星制动发动机) (639)

星 13A(Star 13A)TE-M-516 (“雷神-博纳 2”火箭上面级发动机) (640)

星 13B(Star 13B)TE-M-763 (“星”系列转轨发动机) (641)

星 13C(Star 13C)TE-M-345-11/12 (“星”系列转轨发动机) (642)

星 13D(Star 13D)TE-M-375 (“星”系列转轨发动机) (642)

星 13E(Star 13E)TE-M-385 (“双子座”飞船发动机) (642)

星 13F(Star 13F)TE-M-444 (“星”系列转轨发动机) (643)

星 15(Star 15)TE-M-456-2 (“星”系列转轨发动机) (644)

星 17(Star 17)TE-M-479 (NASA 射电天文探测器卫星远地点发动机) (644)

星 17A(Star 17A)TE-M-521 (“天网 1”卫星远地点发动机) (645)

目 录

星 24(Star 24)TE-M-604-1	(“天网”卫星远地点发动机)	(646)
星 24A(Star 24A)TE-M-604-2	(远地点发动机)	(647)
星 24B(Star 24B)TE-M-604-3	(远地点发动机)	(647)
星 24C(Star 24C)TE-M-604-4	(远地点发动机)	(648)
星 25(Star 25)TE-M-184-3	(“星”系列转轨发动机)	(648)
星 26(Star 26)TE-M-442	(“斯特里普”卫星发动机)	(648)
星 26B(Star 26B)TE-M-442-1	(“雷神-博纳 2A”运载火箭第三级发动机)	(649)
星 26C(Star 26C)TE-M-442-2	(远地点发动机)	(649)
星 27(Star 27)TE-M-616	(加拿大通信技术卫星 CTS 远地点发动机)	(650)
星 27A(Star 27A)TE-M-616-1	(远地点发动机)	(651)
星 27B(Star 27B)TE-M-616-4	(远地点发动机)	(651)
星 27C(Star 27C)TE-M-616-5	(远地点发动机)	(651)
星 27D(Star 27D)TE-M-616-8	(远地点发动机)	(652)
星 27E(Star 27E)TE-M-616-9	(远地点发动机)	(652)
星 30(Star 30)TE-M-700	(“西联星”卫星远地点发动机)	(652)
星 30A(Star 30A)TE-M-700-4	(远地点发动机)	(653)
星 30B(Star 30B)TE-M-700-5	(“SBS”卫星远地点发动机)	(654)
星 30BP(Star 30BP)TE-M-700-20	(“泰国通信卫星”远地点发动机)	(654)
星 30C(Star 30C)TE-M-700-18	(“洛克希德·马丁 3000”系列通信卫星远地点发动机)	(655)
星 30E(Star 30E)TE-M-700-19	(“天网 4”卫星远地点发动机)	(656)
星 37(Star 37)TE-M-364-1	(“勘察者”探测器返回式发动机)	(657)
星 37B(Star 37B)TE-M-364-2	(“勘察者”探测器返回式发动机)	(657)
星 37C(Star 37C)TE-M-364-18	(“星”系列转轨发动机)	(658)
星 37F(Star 37F)TE-M-364-19	(“国际通信卫星 5”与远地点发动机)	(658)
星 37FM(Star 37FM)TE-M-783	(“舰队卫星通信系统”卫星远地点发动机)	(659)
星 37X(Star 37X)TE-M-714-1	(技术试验发动机)	(660)
星 37XE(Star 37XE)	(“星”系列转轨发动机)	(661)
星 37XF(Star 37XF)TE-M-714-6	(“国际通信卫星 5”远地点发动机)	(661)
星 37XF(Star 37XF)TE-M-714-8	(“国际通信卫星 5”远地点发动机)	(662)
星 37XFP(Star 37XFP)TE-M-714-16/17	(“Block 2A”GPS 导航卫星入轨发动机)	(662)
星 37Y(Star 37Y)TE-M-714-2	(技术试验发动机)	(663)
星 37YGDS(Star 37YGDS)	(技术试验发动机)	(664)
星 40(Star 40)TE-M-186-2	(“星”系列转轨发动机)	(664)
星 48(Star 48)TE-M-711-3	(有效载荷助推舱近地点发动机)	(665)
星 48(Star 48)TE-M-711-8	(有效载荷助推舱近地点发动机)	(666)
星 48A(Star 48A)TE-M-799-1	(“星”系列转轨发动机)	(666)
星 48B(Star 48B)TE-M-711-17	(有效载荷助推舱近地点发动机)	(667)
星 48B(Star 48B)TE-M-711-18	(有效载荷助推舱近地点发动机)	(667)
星 62(Star 62)TE-M-731	(航天飞机上面级发动机)	(668)
星 63D(Star 63D)TU-936	(航天飞机上面级发动机)	(668)
星 63F(Star 63F)TE-M-963	(“长征 2E”运载火箭近地点发动机)	(669)
星 75(Star 75)TE-M-775-1	(技术试验发动机)	(669)

目 录

奥巴斯 6(Orbus 6)IUS SRM-2	(“惯性上面级”第二级发动机)	(670)
奥巴斯 6E(Orbus 6E)IUS SRM-2	(“惯性上面级”第二级发动机)	(671)
奥巴斯 7S(Orbus 7S)IUS SRM-2	(“休斯 HS-393”系列卫星近地点发动机)	(672)
奥巴斯 21(Orbus 21)IUS SRM-1	(“惯性上面级”第一级发动机)	(673)
奥巴斯 21S(Orbus 21S)	(“国际通信卫星 6”近地点发动机)	(675)
SVM-1	(“国际通信卫星 2”远地点发动机)	(677)
SVM-2	(“国际通信卫星 3”远地点发动机)	(678)
SVM-4A	(“国际通信卫星 4”远地点发动机)	(679)
SVM-5	(SMS 1 气象卫星远地点发动机)	(680)
SVM-6	(“纳托 3”卫星远地点发动机)	(681)
SVM-7	(T/D 3914 卫星远地点发动机)	(682)
横向机动发动机组(MMA)	(反弹道导弹拦截器横向机动发动机组)	(683)
脉冲控制发动机(ICM)	(灵活拦截弹 AID 脉冲控制发动机)	(685)
HVM-C*	(“超高速导弹”姿控发动机)	(686)
ERINT-C*	(“增程拦截弹”姿控发动机)	(687)

第三编 吸气式发动机

航天运载吸气式发动机

德 国

桑格尔-1*(Sänger-1*)	(“桑格尔”空天飞机一级发动机)	(693)
-------------------	------------------------	-------

日 本

膨胀循环空气涡轮冲压发动机(ATREX/ATREX-500)	(空天飞机一级发动机)	(698)
--------------------------------	-------------------	-------

英 国

RB545	(“霍托尔”空天飞机发动机)	(702)
-------	----------------------	-------

美 国

304 型氢膨胀发动机	(空天飞机研究发动机)	(704)
高超声速研究发动机(HRE)	(空天飞机研究发动机)	(704)
混合循环超燃冲压发动机(MCSCRJ)	(“国家空天飞机”NASP 发动机)	(706)

前苏联

NK-88/89	(空天飞机研究发动机)	(707)
CIAM TRJ	(空天飞机验证发动机)	(709)
俄轴对称超燃冲压发动机	(空天飞机研究发动机)	(710)

战略导弹涡喷(扇)发动机

美 国

J33-A-18A	(“天狮星 1”潜地巡航导弹主发动机)	(712)
J79-GE-3A	(“天狮星 2”潜地巡航导弹主发动机)	(712)
J52-P-3	(“大猎犬”空地导弹发动机)	(714)
J57-P-17	(“鲨鱼”地地巡航导弹主发动机)	(715)

目 录

CAE 471-11DX	(“海射巡航导弹”样弹主发动机)	(716)
WR19/WR19-A2	(“亚声速巡航武装诱惑弹”发动机)	(718)
F107-WR-100	(“空射巡航导弹”发动机)	(721)
F107-WR-101/102	(“空射巡航导弹”发动机)	(724)
F107-WR-103/104	(“常规空射巡航导弹”发动机)	(725)
F107-WR-400/401/402/450	(“战斧巡航导弹”主发动机)	(725)
F112-WR-100	(“先进巡航导弹”发动机)	(726)
F121-WR-100	(“空射巡航导弹”发动机)	(726)

战 术 导 弹 涡 喷 (扇) 发 动 机

法 国

玛玻尔 2D(Marbore 2D)	(“尔布 08A”反舰导弹主发动机)	(727)
阿比佐 3B(Arbizon 3B)	(“奥托马特”反舰导弹主发动机)	(728)
阿比佐 4(Arbizon 4)	(“雄风 2”反舰导弹主发动机)	(730)
TRI60-1-067	(“海鹰”P-3T 空舰导弹发动机)	(731)
TRI60-2	(“尔布斯 15”反舰导弹发动机)	(733)
TRI60-3	(BQM-126 靶弹发动机)	(735)
TRI60-5	(战术导弹发动机)	(736)
TRI60-30	(阿帕奇反机场型空地导弹发动机)	(736)
TRI80	(战术导弹发动机)	(737)
TRS18-056/076	(“米索巴克”/“奎宿九星”靶弹发动机)	(738)
TFA66	(战术巡航导弹发动机)	(739)

以色列

索莱克 4(Sorek 4)	(“迦伯列 4”反舰导弹主发动机)	(739)
----------------	-------------------------	-------

日 本

TJM 2/3	(“90 式”SSM-1B 反舰导弹主发动机)	(740)
---------	-------------------------------	-------

英 国

威派尔(Viper)	(“金迪维克”靶弹发动机)	(741)
------------	---------------------	-------

美 国

J33-A-37	(“斗牛士”地地巡航导弹主发动机)	(741)
J33-A-41	(“马斯”陆射巡航导弹主发动机)	(742)
J402-CA-400	(“捕鲸叉”空舰导弹主发动机)	(743)
J402-CA-700	(“黄鲈鱼”靶弹发动机)	(746)
J402-CA-702	(“MQM-107D 靶弹发动机)	(747)
CAE 373-8	(“BQM-126 靶弹发动机)	(749)
柯-赖一次性使用发动机(CWEE)	(低空超声速导弹研究发动机)	(750)
ETJ 1000	(低空超声速导弹研究发动机)	(751)
STJ 442	(低空超声速导弹研究发动机)	(752)
S/TM GEMJET	(光纤制导导弹研究发动机)	(754)
TJ-50	(反装甲导弹研究发动机)	(755)
Model 150	(增程型“机长”导弹验证发动机)	(756)

目 录

Model 120	(远程光纤制导导弹发动机)	(757)
J85-GE-7	(“鹞鹞”空射导弹发动机)	(759)
WR2-6	(CL-89 靶弹发动机)	(760)
WR24-6/7/8	(“鹞鹞”靶弹发动机)	(760)
J69-T-29	(火蜂 1”靶弹发动机)	(762)
J69-T-406	(火蜂 2”靶弹发动机)	(764)
前苏联		
RD-500K	(“幼蛙”岸舰导弹主发动机)	(765)

战 略 导 弹 冲 压 发 动 机

法 国		
ASMP*	(“中程空地导弹”发动机)	(766)
ASLP*	(“远程空地导弹”发动机)	(769)
阿修罗 (Asura)	(“常规远程空地导弹”ASLP-C 发动机)	(770)
天蝎座-2* (Scorpion-2*)	(“天蝎座”导弹主发动机)	(771)
美 国		
RJ-47	(“那伐鹤”巡航导弹主发动机)	(771)
ASALM*/PTV*	(“先进战略空射导弹”/“推进技术验证飞行器”发动机)	(772)
前苏联		
RD-012Y	(“风暴”巡航导弹主发动机)	(778)
RD-018A	(“暴风雨”巡航导弹主发动机)	(778)

战 术 导 弹 冲 压 发 动 机

中 国		
540mm 冲压发动机	(C301 反舰导弹主发动机)	(779)
400mm 冲压发动机	(C101 反舰导弹主发动机)	(780)
靶 6 冲压发动机	(靶 6 靶弹主发动机)	(782)
法 国		
SE·4200*	(SE·4200 地地巡航导弹发动机)	(783)
斯塔塔尔泰克斯* (Staltatex*)	(“斯塔塔尔泰克斯”巡航导弹发动机)	(784)
ST450*	(ST450 地空导弹主发动机)	(786)
织女星-2* (Vega-2*)	(“织女星”地空导弹主发动机)	(787)
ASSM*	(“先进舰舰导弹”发动机)	(788)
ASSM 2*	(“先进舰舰导弹 2”发动机)	(789)
ANS*	(“超声速反舰导弹”发动机)	(791)
ASMP*-C	(“常规中程空地导弹”发动机)	(792)
ANNG*	(“新一代反舰导弹”发动机)	(793)
德 国		
九头蛇* (Hydra*)	(“九头蛇”反舰导弹发动机)	(794)
ASSM* (IRR)	(“先进舰舰导弹”发动机)	(795)

目 录

ANS* (IRR)	(“超声速反舰导弹”发动机)	(796)
ANL*	(“轻型反舰导弹”发动机)	(798)
南 非		
迪内尔(Denel IRR)	(“索姆切姆”中远程导弹研究发动机)	(798)
瑞 典		
RR2	(“罗伯特 322”地空导弹发动机)	(800)
RRX1	(地空导弹研究发动机)	(800)
RRX5E	(反舰导弹发动机)	(801)
RRX5P	(空空导弹发动机)	(803)
RBS15*	(“尔布斯 15”反舰导弹发动机)	(804)
英 国		
卓尔(Thor)BT-1	(“警犬”MK 1 地空导弹主发动机)	(804)
卓尔(Thor)BT-2	(“警犬”MK 2 地空导弹主发动机)	(807)
奥丁(Odin)MK 801	(“海标枪”舰空导弹主发动机)	(809)
美 国		
RJ43-MA-3	(“波马克 A”地空导弹主发动机)	(814)
RJ43-MA-11	(“波马克 B”地空导弹主发动机)	(816)
18”RR	(“黄铜骑士”舰空导弹主发动机)	(819)
MR 215XAC	(“火把”反舰靶弹发动机)	(822)
空射小体积冲压发动机(ALVRJ)	(空射超声速战术导弹发动机)	(823)
通用军械冲压发动机(GORJE)	(空地导弹发动机)	(828)
WPU-6/B	(改型先进中距空空导弹发动机)	(830)
AAAM*	(先进空空导弹发动机)	(832)
SLAT*	(超声速低空靶弹发动机)	(833)
MA 210/212	(靶弹低成本发动机)	(835)
MA194-XAA/MA194	(双模态超燃冲压发动机)	(836)
SCRAM*	(舰防“超燃冲压发动机导弹”发动机)	(837)
WADM*	(“宽面防御导弹”发动机)	(839)
前苏联		
RD-085	(“加涅夫”地空导弹主发动机)	(840)
SA-6*	(“根弗”地空导弹发动机)	(841)
AS-17*	(“氦”反舰导弹发动机)	(842)
X-41*	(“白蛉”空舰导弹发动机)	(844)
宝石*	(“宝石”反舰导弹发动机)	(845)

第 四 编 特 种 火 箭 发 动 机

电 火 箭 发 动 机

中 国

DHSL-2	电弧加热发动机	(851)
LF-8	电子轰击式离子发动机	(852)

目 录

LF-9	电子轰击式离子发动机	(854)
MDT-2A	脉冲等离子体发动机	(855)
德 国		
ATOS-02	飞行试验电弧加热发动机	(857)
MARC 系列	电弧加热发动机	(859)
HIPARC-R	电弧加热发动机	(860)
RIT-10	射频离子发动机	(861)
RIT-15	射频离子发动机	(863)
RIT-35	射频离子发动机	(864)
国际合作		
ESA-XX	射频离子发动机	(866)
SPT M2	静态等离子体发动机	(868)
SPT-100	静态等离子体发动机	(869)
RHETT	静态等离子体发动机	(871)
意大利		
DIVA	电弧加热发动机	(872)
RMT	射频离子发动机	(874)
日 本		
RAT-6	电弧加热发动机	(877)
ETS-3*	电子轰击式离子发动机	(878)
ETS-6*	电子轰击式离子发动机	(880)
SIT-35	电子轰击式离子发动机	(881)
Y-2	微波离子发动机	(884)
ETS-4*	脉冲等离子体发动机	(888)
MS-T4*	准稳态磁等离子体动力发动机	(889)
SFU*	准稳态磁等离子体动力发动机	(890)
英 国		
T ₅	电子轰击式离子发动机	(892)
UK-10	电子轰击式离子发动机系统	(895)
UK-25	电子轰击式离子发动机	(896)
美 国		
Vela*	电阻加热发动机	(898)
ATS-4*	电阻加热发动机	(900)
HIPEHT	电阻加热发动机	(901)
MR-501	电热增强催化分解肼发动机	(902)
生物废气电阻加热发动机		(904)
MR-508	电弧加热发动机	(905)
26kW	电弧加热发动机	(908)
30kW	电弧加热发动机	(910)
微波加热发动机		(911)
SERT-2*	电子轰击式离子发动机	(912)
ATS-6*	电子轰击式离子发动机	(915)

目 录

EM-8	电子轰击式离子发动机	(917)
900 系列	电子轰击式离子发动机	(920)
J ₃	电子轰击式离子发动机	(922)
SEPS	电子轰击式离子发动机	(924)
XIPS-13	电子轰击式离子发动机	(927)
XIPS-25	电子轰击式离子发动机	(928)
LES-6*	脉冲等离子体发动机	(929)
LES-8/9*	脉冲等离子体发动机	(932)
毫牛脉冲等离子体发动机		(933)
脉冲感应发动机		(934)
前苏联及俄罗斯		
间接电阻加热发动机		(935)
ДЭН-15	电阻加热发动机	(936)
俄罗斯飞船电弧加热发动机		(937)
SIT-5	电子轰击式离子发动机	(937)
ЗОНД-2*	脉冲等离子体发动机	(939)
高空探测器*	脉冲等离子体发动机	(939)
SPT-70	静态等离子体发动机	(940)
D-55	阳极层发动机	(942)

核 火 箭 发 动 机

美 国

NEBA-3	核火箭发动机	(943)
--------	--------------	-------

太 阳 能 火 箭 发 动 机

美 国

SIPTS	太阳能火箭发动机	(947)
-------	----------------	-------

光 子 火 箭 发 动 机

美 国

光子火箭发动机构想		(950)
-----------	-------	-------

附 录

附 录 1	世界导弹与航天发动机主要性能 - 结构参数表	(953)
附 录 2	常见单位换算表	(1018)
附 录 3	《世界导弹与航天发动机大全》作者索引	(1031)

CONTENTS

Editor's Words	(1)
Preface	(1)
An Introduction to Missile and Space Engines	(1)

BOOK I LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES

Liquid Propellant Rocket Engines for Space Launchers

China

YF-2A	(First Stage Engine of the LM-1 Launch Vehicle)	(11)
YF-3	(Second Stage Engine of the LM-1 Launch Vehicle)	(14)
YF-21	(First Stage Engine of the LM-2 Launch Vehicle)	(16)
YF-24	(Second Stage Engine of the LM-2 Launch Vehicle)	(21)
YF-40	(Third Stage Engine of the LM-4A Launch Vehicle)	(27)
YF-73	(Third Stage Engine of the LM-3 Launch Vehicle)	(30)
YF-75	(Third Stage Engine of the LM-3A Launch Vehicle)	(33)

France

Viking 5	(First Stage Engine of the Ariane1 Launch Vehicle)	(38)
Viking 4	(Second Stage Engine of the Ariane 1 ~ 4 Launch Vehicle)	(41)
HM-7	(Third Stage Engine of the Ariane 1 Launch Vehicle)	(42)
Vulcain	(Core Stage Engine of the Ariane 5 Launch Vehicle)	(47)
LRBA	(Second Stage Engine of the Europe Launch Vehicle)	(52)

Germany

ERNO	(Third Stage Engine of the Europe Launch Vehicle)	(52)
Aestus	(Upper Stage Engine of the Ariane5 Launch Vehicle)	(53)

Japan

LE-3	(Second Stage Engine of the N-1 Launch Vehicle)	(54)
LE-5	(Second Stage Engine of the H-1 Launch Vehicle)	(57)
LE-5A	(Second Stage Engine of the H-2 Launch Vehicle)	(61)
LE-7	(First Stage Main Engine of the H-2 Launch Vehicle)	(63)

United Kingdom

RZ-2	(First Stage Engine of the Europe 1/2 Launch Vehicle)	(68)
Gamma 8	(First Stage Engine of the Black Arrow Launch Vehicle)	(71)
Gamma 2	(Second Stage Engine of the Black Arrow Launch Vehicle)	(73)

CONTENTS

United States

NA-75-110-A7	(Engine of the Mercury-Redstone Launch Vehicle)	(74)
MB-3	(First Stage Engine of the Thor Family Launch Vehicle)	(76)
S-3D	(First Stage Engine of the Juno 2 Launch Vehicle)	(80)
MA-5	(First Stage Engine of the Atlas Family Launch Vehicle)	(82)
LR-81-BA-9	(Common Upper Stage Main Engine of the Agena Family Vehicle)	(87)
LR-87-AJ-11	(First Stage Engine of the Titan 3C Launch Vehicle)	(89)
LR-91-AJ-11	(Second Stage Engine of the Titan 3C Launch Vehicle)	(92)
AJ-10-138	(Transtage Engine of the Titan 3C Launch Vehicle)	(94)
H-1	(First Stage Engine of the Saturn 1 Launch Vehicle)	(95)
RL-10	(Upper Stage Engine of the Saturn 1 Launch Vehicle)	(99)
J-2	(Second Stage Engine of the Saturn 1B Launch Vehicle)	(103)
F-1	(First Stage Engine of the Saturn 5 Launch Vehicle)	(108)
RS-27	(First Stage Engine of the Delta 2000 Family Launch Vehicle)	(111)
TR-201	(Second Stage Engine of the Delta 2000 Family Launch Vehicle)	(114)
SSME	(Space Shuttle Main Engine)	(115)
F-1A	(booster Stage Engine of the Heavy Lift Launch Vehicle)	(122)

USSR(Former) and Russia

RD-107	(Booster Engine of the Vostok Launch Vehicle)	(127)
RD-108	(First Stage Engine of the Vostok Launch Vehicle)	(131)
RD-119	(Second Stage Engine of the Cosmos-1 Launch Vehicle)	(132)
RD-120	(Second Stage Engine of the Zenit Launch Vehicle)	(135)
RD-170	(First Stage Engine of the Zenit Launch Vehicle)	(138)
RD-214	(First Stage Engine of the Cosmos-1 Launch Vehicle)	(142)
RD-216	(First Stage Engine of the Cosmos-2 Launch Vehicle)	(144)
RD-219	(Second Stage Main Engine of the Tsiklon Launch Vehicle)	(145)
RD-253	(First Stage Engine of the Proton Launch Vehicle)	(147)
RD-448	(Second Stage Engine of the Vostok Launch Vehicle)	(150)
RD-461	(Second Stage Engine of the Molnia Launch Vehicle)	(151)
RD-0120	(Core Unit Engine of the Energia Launch Vehicle)	(152)
RD-0210	(Second Stage Engine of the Proton Launch Vehicle)	(159)
RD-8	(Second Stage Vernier Engine of the Zenit Launch Vehicle)	(160)
NK-33	(First Stage Engine of the N-1 Launch Vehicle)	(162)
D-57	(Fourth Stage Engine of the N-1 Launch Vehicle)	(164)
RD-701	(Tripropellant Rocket Engine)	(166)

Liquid Propellant Rocket Engines for Strategic Missiles

Germany

A-4	(Engine of the V-2 Surface-to-Surface Short Range Ballistic Missile)	(169)
-----	--	-------

United States

LR-87-AJ-3	(First Stage Engine of the Titan 1 Intercontinental Ballistic Missile)	(173)
------------	--	-------

CONTENTS

LR-91-AJ-3	(Second Stage Engine of the Titan 1 Intercontinental Ballistic Missile)	(175)
USSR (Former)		
RD-111	(First Stage Engine of the SS-10 Intercontinental Ballistic Missile)	(177)

Liquid Propellant Rocket Engines for Tactical Missiles

China

HQ1*	(Main Engine of the Hongqi 1 Surface-to-Air Missile)	(180)
2YF-1B	(Main Engine of the Hongqi 3 Surface-to-Air Missile)	(182)

United States

P8E-9	(Engine of the Lance Surface-to-Surface Tactical Missile)	(185)
-------	---	-------

USSR (Former)

RD-103	(Engine of the SS-3 Surface-to-Surface Medium Range Ballistic Missile)	(187)
--------	--	-------

Liquid Propellant Rocket Engines for Spacecrafts

China

FY-81	(Attitude Control Engine for the Third Stage of the LM-3 Launch Vehicle)	(189)
FY-82	(Attitude Control Engine for the Third Stage of the LM-4A Launch Vehicle)	(192)
FY-83	(Attitude Control Engine for the Third Stage of the LM-3A Launch Vehicle)	(195)
FY-84	(Attitude Control Engine for the Upper Stage of the LM-2D Launch Vehicle)	(197)
DK500-2	(Attitude Control Engine for the Dongfanghong 2 Satellite)	(199)
ZK500-1	(Attitude and Orbit Control Engine for the Ziyuan 1 Satellite)	(202)
JK400-1B	(Attitude and Orbit Control Engine for the New Return Satellite)	(205)
DK600-3	(Attitude and Orbit Control Engine for the Dongfanghong 3 Satellite)	(207)

Germany

Symphonie-A*	(Apogee Engine for the Symphonie Satellite)	(210)
Symphonie-Or*	(Orbit Control Engine for the Symphonie Satellite)	(213)
Ariane 5 US-C*	(Attitude Control Engine for the Ariane 5 Upper Stage)	(215)

International

Koreasat-C*	(Reaction Control Engine for the Koreasat)	(216)
-------------	--	-------

United States

Titan TS-C*	(Attitude Control Engine for the Titan Transtage)	(219)
IUS-C*	(Attitude Control Engine for the Inertial Upper Stage)	(220)
Lockheed US-C*	(Attitude Control Engine for the Lockheed Upper Stage)	(221)
LO-Or*	(Engine for the Lunar Orbit Vehicle)	(223)
CM-C*	(Reaction Control Engine for the Apollo Command Module)	(224)
SM-C*	(Reaction Control Engine for the Apollo Service Module)	(227)
AJ-10-137	(Main Engine for the Apollo Service Module)	(228)
LM-C*	(Reaction Control Engine for the Apollo Lunar Module)	(229)
MIRA-10K MIRA-10500	(Descent Engine for the Apollo Lunar Module)	(232)
RS-18	(Ascent Engine for the Apollo Lunar Module)	(233)

CONTENTS

Orbiter-OMS*	(Orbital Maneuvering System Engine for the Space Shuttle)	(234)
Orbiter-C*	(Reaction Control Engine for the Space Shuttle Orbiter)	(236)
Insat 1*	(Engine for the Insat1 Satellite)	(239)
HS376*	(Engine for the HS376 Communication Satellite)	(242)
PVS*	(Engine for the Pioneer Venus Spacecraft)	(243)
TDRS*	(Engine for the Tracking and Data Relay Satellite)	(245)
MMS*	(Engine for the Multi-Mission Modular Spacecraft)	(247)
GRQ*	(Engine for the Gammar Ray Observatory Satellite)	(249)
Leasat-A*	(Apogee Engine for the Leasat Satellite)	(251)
Intelsat 6*	(Engine for the Intelsat 6)	(252)
Asiasat 2*	(Engine for the Asiasat 2)	(254)
Viking 75*	(Engine for the Viking 75 Mars Orbiter)	(256)
USSR(Former)		
Vostok 1-C*	(Attitude Control Engine for the Vostok1 Spacecraft)	(259)

BOOK II SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS

Solid Rocket Motors for Space Launchers

Brazil

S-20	(Motor of the Sonda 2 Sounding Rocket)	(265)
Sonda3-1*	(First Stage Motor of the Sonda 3 Sounding Rocket)	(265)
Sonda4-1*	(First Stage Motor of the Sonda 4 Sounding Rocket)	(266)
Sonda4-2*	(Second Stage Motor of the Sonda 4 Sounding Rocket)	(267)
S-43	(Booster Motor of the VLS Launch Vehicle)	(267)
S-43TM	(First Stage Motor of the VLS Launch Vehicle)	(268)
S-40TM	(Second Stage Motor of the VLS Launch Vehicle)	(269)
S-44	(Third Stage Motor of the VLS Launch Vehicle)	(269)

Canada

12KS10000	(Motor of the Black Brant 3B Sounding Rocket)	(270)
26KS20000	(First Stage Motor of the Black Brant 5 Sounding Rocket)	(271)
Nihka 17KS12000	(Third Stage Motor of the Black Brant 10 Sounding Rocket)	(271)
Taurus	(Second Stage Motor of the Black Brant 12 Sounding Rocket)	(272)

China

FG-01A	(Motor of Tested Demonstration Sounding Rocket)	(272)
FG-02	(Third Stage Motor of the Long March 1 Launch Vehicle)	(274)

India

RH200-1*	(First Stage Motor of the Rohini 200 Sounding Rocket)	(276)
RH200-2*	(Second Stage Motor of the Rohini 200 Sounding Rocket)	(277)
RH300*	(Motor of the Rohini 300 Sounding Rocket)	(277)
RH300 MK2*	(Motor of the Rohini 300 MK2 Sounding Rocket)	(278)
RH560-1*	(Booster Motor of the Rohini 560 Sounding Rocket)	(279)

CONTENTS

RH560-2*	(Sustainer of the Rohini 560 Sounding Rocket)	(279)
SLV3-1*	(First Stage Motor of the Satellite Launch Vehicle 3)	(280)
SLV3-2*	(Second Stage Motor of the Satelliet Launch Vehicle 3)	(281)
SLV3-3*	(Third Stage Motor of the Satellite Launch Vehicle 3)	(282)
SLV3-4*	(Fourth Stage Motor of the Satellite Launch Vehicle 3)	(283)
AS-0	(Booster Motor of the Augment Satellite Launch Vehicle)	(284)
AS-1	(First Stage Motor of the Augment Satellite Launch Vehicle)	(285)
AS-2	(Second Stage Motor of the Augment Satellite Launch Vehicle)	(286)
AS-4	(Fourth Stage Motor of the Augment Satellite Launch Vehicle)	(287)
PS-1	(First Stage Motor of the Polar Satellite Launch Vehicle)	(287)
PS-3	(Third Stage Motor of the Polar Satellite Launch Vehicle)	(290)
Indonesia		
RX-21*	(Motor of the RX-21 Sounding Rocket)	(291)
International		
Ariane3-0*	(Booster Motor of the Ariane 3 Launch Vehicle)	(292)
Ariane4-0*	(Booster Motor of the Ariane 4 Launch Vehicle)	(294)
Ariane5-0*	(Booster Motor of the Ariane 5 Launch Vehicle)	(295)
Japan		
S-520*	(Motor of the S-520 Sounding Rocket)	(297)
TR-1A*	(Motor of the TR-1A Sounding Rocket)	(297)
300SB	(Booster Motor of the L-4S Launch Vehicle)	(298)
735 3/3(B ₁)	(First Stage Motor of the L-4S Launch Vehicle)	(299)
735 1/3(B ₂)	(Second Stage Motor of the L-4S Launch Vehicle)	(300)
500 B ₃	(Third Stage Motor of the L-4S Launch Vehicle)	(300)
480S	(Fourth Stage Motor of the L-4S Launch Vehicle)	(301)
SB-310	(Booster Motor of the M-4S Launch Vehicle)	(302)
M-10	(First Stage Motor of the M-4S Launch Vehicle)	(302)
M-20	(Second Stage Motor of the M-4S Launch Vehicle)	(304)
M-30	(Third Stage Motor of the M-4S Launch Vehicle)	(304)
M-40	(Fourth Stage Motor of the M-4S Launch Vehicle)	(305)
M-22	(Second Stage Motor of the M-3C Launch Vehicle)	(306)
M-3A	(Third Stage Motor of the M-3C Launch Vehicle)	(308)
M-13	(First Stage Motor of the M-3H Launch Vehicle)	(310)
SB-735	(Booster Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(312)
M-23	(Second Stage Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(314)
M-3B	(Third Stage Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(315)
M-14	(First Stage Motor of the M-5 Launch Vehicle)	(316)
M-24	(Second Stage Motor of the M-5 Launch Vehicle)	(317)
M-34	(Third Stage Motor of the M-5 Launch Vehicle)	(319)
H-1-3*	(Third Stage Motor of the H-1 Launch Vehicle)	(321)
H-2-0*	(Booster Motor of the H-2 Launch Vehicle)	(322)

CONTENTS

Poland

Meteor 1*	(Motor of the Meteor1 Sounding Rocket)	(323)
-----------	--	-------

United kingdom

Raven 11	(Motor of the Skylark 5 Sounding Rocket)	(324)
Goldfinch 2A	(First Stage Motor of the Skylark 7 Sounding Rocket)	(325)
Stonechat	(First Stage Motor of the Skylark 8 Sounding Rocket)	(325)
Waxwing	(Second Stage Motor of the Skylark 8 Sounding Rocket)	(326)
Cuckoo 4	(Third Stage Motor of the Skylark 12 Sounding Rocket)	(326)
Rook	(First Stage of the Skylark 14 Sounding Rocket)	(327)

United States

Cajun Mod 3	(First Stage Motor of the Cajun Dari Sounding Rocket)	(327)
Nike M5E1	(First Stage Motor of the Black Brant 8 Sounding Rocket)	(328)
Terrier MK 12-1	(First Stage Motor of the Black Brant 9 Sounding Rocket)	(328)
Talos	(First Stage Motor of the Black Brant 12 Sounding Rocket)	(328)
Astrobee D*	(Motor of the Astrobee D Sounding Rocket)	(329)
Astrobee F*	(Motor of the Astrobee F Sounding Rocket)	(330)
Viper 3A-1*	(First Stage Motor of the Viper 3A Sounding Rocket)	(331)
Archer*	(Motor of the Archer Sounding Rocket)	(331)
SR45-AR-1	(Motor of the Arcas Sounding Rocket)	(332)
Loki SR 71-AD-1	(First Stage Motor of the PWD-8B Sounding Rocket)	(332)
Apache TE-307	(Second Stage Motor of the Nike Apache Sounding Rocket)	(333)
SDC P/N 600-13	(First Stage Motor of the Super Loki Sounding Rocket)	(333)
M56A-1	(Motor of the Aries 1 Sounding Rocket)	(334)
M57A-1	(Second Stage Motor of the Aries 2 Sounding Rocket)	(335)
TU-715	(First Stage Motor of the Ute-Tomahawk Sounding Rocket)	(335)
TE-416	(Second Stage Motor of the Ute-Tomahawk Sounding Rocket)	(336)
TU-716	(First Stage Motor of the Paiute-Tomahawk Sounding Rocket)	(336)
TU-793	(Second Stage Motor of the Paiute-Squaw Sounding Rocket)	(337)
TE-M-473	(Motor of the Sandhawk Sounding Rocket)	(337)
Algol 2A	(First Stage Motor of the Scout X-3 Launch Vehicle)	(338)
Algol 2B	(First Stage Motor of the Scout X-3C Launch Vehicle)	(339)
Algol 2C	(First Stage Motor of the Scout A-1 Launch Vehicle)	(341)
Algol 3A	(First Stage Motor of the Scout D-1 Launch Vehicle)	(341)
Castor 1A XM-33	(Second Stage Motor of the Scout X-1 Launch Vehicle)	(344)
Castor 2A TX-354-3	(Second Stage Motor of the Scout X-5C Launch Vehicle)	(345)
Antares 1A X-254	(Third Stage Motor of the Scout X Launch Vehicle)	(348)
Antares 2A X-259	(Third Stage Motor of the Scout X-2 Launch Vehicle)	(349)
Antares 2B X-259B4	(Third Stage Motor of the Scout E-1 Launch Vehicle)	(351)
Antares 3A TE-M-762	(Third Stage Motor of the Scout G-1 Launch Vehicle)	(352)
Altair 2A X-258	(Fourth Stage Motor of the Scout X-2B Launch Vehicle)	(355)
Altair 3A FW-4S	(Fourth Stage Motor of the Scout B Launch Vehicle)	(357)
Altair 3A TE-M-640	(Fourth Stage Motor of the Scout B Launch Vehicle)	(359)

CONTENTS

Orion 50S	(First Stage Motor of the Pegasus Launch Vehicle)	(361)
Orion 50	(Second Stage Motor of the Pegasus Launch Vehicle)	(363)
Orion 38	(Third Stage Motor of the Pegasus Launch Vehicle)	(365)
Castor 120	(First Stage Motor of the Taurus Launch Vehicle)	(367)
Castor 4B TX-859	(First Stage Motor of the Conestoga Launch Vehicle)	(369)
Star 37D TE-M-364-3	(Third Stage Motor of the Delta Launch Vehicle)	(371)
Star 37E TE-M-364-4	(Third Stage Motor of the Delta Launch Vehicle)	(372)
Star 37G TE-M-364-11	(Third Stage Motor of the Delta Launch Vehicle)	(372)
Star 37N TE-M-364-14	(Third Stage Motor of the Japanese N-1 Launch Vehicle)	(373)
Star 37S TE-M-364-15	(Third Stage Motor of the Delta Launch Vehicle)	(374)
Star 48V TE-M-940-1	(Third Stage Motor of the Conestoga Launch Vehicle)	(374)
Orbus 1	(Third Stage Motor of the Stars target Vehicle)	(375)
Orbus 21D	(Third Stage Motor of the LMLV)	(376)
Castor 2 TX-354-5	(Booster Motor of the Delta E Launch Vehicle)	(377)
Castor 2X	(Tested Demonstration Booster Motor of the Delta Launch Vehicle)	(378)
Castor 4A TX-780	(Booster Motor of the Delta 4925 Launch Vehicle)	(378)
Castor 4A-XL	(Booster Motor of the Titan 2 Launch Vehicle)	(379)
GEM	(Booster Motor of the Delta 7925 Launch Vehicle)	(380)
UA1205	(Booster Motor of the Titan 3C Launch Vehicle)	(382)
UA1206	(Booster Motor of the Titan 34D Launch Vehicle)	(384)
UA1207	(Booster Motor of the Titan 4 Launch Vehicle)	(385)
SRMU	(Upgraded Booster Motor of the Titan 4 Launch Vehicle)	(386)
Space shuttle SRB	(Booster Motor of the Space Shuttle)	(389)
Chiron-H*	(Hybrid Motor of the Chiron Sounding Rocket)	(392)
Unity 4-H*	(Hybrid Motor of the Unity 4 Sounding Rocket)	(392)
H500(Set 1)	(Hybrid Motor of the Set 1 Tested Demonstration Rocket)	(394)
H250K(Hyflyer)	(Hybrid Motor of the Hyflyer Tested Demonstration Rocket)	(395)
H1800	(First Stage Hybrid Motor of the Aquila Launch Vehicle)	(396)
U75	(Fourth Stage Hybrid Motor of the Aquila Launch Vehicle)	(397)

Solid Rocket Motors for Strategic Missiles

France

902	(First Stage Motor of the S-2/S-3 Surface-to-Surface Ballistic Missiles)	(398)
903	(Second Stage Motor of the S-2 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(398)
904	(First Stage of the M-1/M-2 Submarine Launched Ballistic Missiles)	(399)
Rita1	(Second Stage of the M-1 Submarine Launched Ballistic Missile)	(400)
Rita2	(Second Stage Motor of the S-3/M-2 Surface-to-Surface/Submarine Launched Ballistic Missiles)	(401)
401	(First Stage Motor of the M-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(402)
402	(Second Stage Motor of the M-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(403)
403	(Third Stage Motor of the M-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(404)

CONTENTS

United States

M55	(First Stage Motor of the Minuteman 1 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(405)
M55E-1	(First Stage Motor of the Minuteman 2 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(407)
M55A-1	(First Stage Motor of the Minuteman 3 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(410)
M56	(Second Stage Motor of the Minuteman 1A Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(411)
M56E-1	(Second Stage Motor of the Minuteman 1B Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(413)
SR19-AJ-1	(Second Stage Motor of the Minuteman 2/3 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(413)
M57	(Third Stage Motor of the Minuteman 1A Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(416)
M57E-1	(Third Stage Motor of the Minuteman 1B Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(418)
SR73-AJ-1	(Third Stage Motor of the Minuteman 3 Surface -to-Surface Ballistic Missile)	(419)
MX-1*	(First Stage Motor of the MX Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(422)
MX-2*	(Second Stage Motor of the MX Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(425)
MX-3*	(Third Stage Motor of the MX Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(427)
SICBM-1*	(First Stage Motor of the Midgetman Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(432)
SICBM-2*	(Second Stage Motor of the Midgetman Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(433)
SICBM-3*	(Third Stage Motor of the Midgetman Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(435)
A ₁ P ₁ F	(First Stage Motor of the Polaris A-1 Submarine Launched Ballistic Missile)	(436)
A ₁ P ₂ F	(Second Stage Motor of the Polaris A-1 Submarine Launched Ballistic Missile)	(437)
A ₂ PF	(First Stage Motor of the Polaris A-2 Submarine Launched Ballistic Missile)	(438)
X ₂₅₀ B ₄	(Second Stage Motor of the Polaris A-2 Submarine Launched Ballistic Missile)	(439)
A ₃ PF	(First Stage Motor of the Polaris A-3 Submarine Launched Ballistic Missile)	(441)
X ₂₆₀ A ₃	(Second Stage Motor of the Polaris A-3 Submarine Launched Ballistic Missile)	(442)
PC ₃ -1	(First Stage Motor of the Poseiden C-3 Submarine Launched Ballistic Missile)	(444)
PC ₃ -2	(Second Stage Motor of the Poseiden C-3 Submarine Launched Ballistic Missile)	(445)
PC ₄ -1	(First Stage Motor of the Trident 1 C-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(447)
PC ₄ -2	(Second Stage Motor of the Trident 1 C-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(449)
PC ₄ -3	(Third Stage Motor of the Trident 1 C-4 Submarine Launched Ballistic Missile)	(451)
PD ₅ -1	(First Stage Motor of the Trident 2 D-5 Submarine Launched Ballistic Missile)	(453)
PD ₅ -2	(Second Stage Motor of the Trident 2 D-5 Submarine Launched Ballistic Missile)	(454)
PD ₅ -3	(Third Stage Motor of the Trident 2 D-5 Submarine Launched Ballistic Missile)	(455)
LPC-415	(Motor of the SRAM Air-to-Surface Missile)	(457)
Long life SRAM*	(Motor of the Long Life SRAM Air-to-Surface Missile)	(459)
SRAM2*	(Motor of the SRAM2 Air-to-Surface Missile)	(460)

USSR (Former)

PC-12-1	(First Stage Motor of the 8K98 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(461)
PC-12-3	(Third Stage Motor of the 8K98 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(462)
PCM-45-2*	(Second Stage Motor of the PCM-45 Ballistic Missile)	(463)
3Д65	(First Stage Motor of the 3М65 Ballistic Missile)	(464)
15Д15	(First Stage Motor of the 8K99 Ballistic Missile)	(465)
15Д122	(First Stage Motor of the 15Ж43 Ballistic Missile)	(467)

CONTENTS

15И206	(First Stage Motor of the 15Ж44 Ballistic Missile)	(469)
15И207	(Second Stage Motor of the 15Ж44/15Ж52 Ballistic Missile)	(469)
15И305	(First Stage Motor of the 15Ж60 Ballistic Missile)	(471)

Solid Rocket Motors for Tactical Missiles

China

PL1 *	(Motor of the PL 1 Air-to-Air Missile)	(473)
PL2 *	(Motor of the PL 2 Air-to-Air Missile)	(474)
PL3 *	(Motor of the PL 3 Air-to-Air Missile)	(475)
PL4 *	(Motor of the PL 4 Air-to-Air Missile)	(476)
PL5A *	(Motor of the PL 5A Air-to-Air Missile)	(478)
PL7 *	(Motor of the PL 7 Air-to-Air Missile)	(479)
ST-82	(Motor of the 127mm Air-to-Air Missile)	(480)
C801-1 *	(Booster Motor of the C801 Antiship Missile)	(482)
C801-2 *	(Sustainer of the C801 Antiship Missile)	(483)

France

Hades *	(Motor of the Hades Surface-to-Surface Missile)	(484)
Styx	(Motor of the Pluton Surface-to-Surface Missile)	(485)
Roubaix	(Booster Motor of the Roland Surface-to-Air Missile)	(485)
Lampyre	(Sustainer of the Roland Surface-to-Air Missile)	(486)
Leno	(Motor of the Crotale Surface-to-Air Missile)	(486)
SEPE 738	(Booster Motor of the Vega Surface-to-Air Missile)	(487)
Mistral-1 *	(Booster Motor of the Mistral Surface-to-Air Missile)	(487)
Mistral-2 *	(Sustainer of the Mistral Surface-to-Air Missile)	(488)
Polka	(Booster Motor of the Masurca 2 Ship-to-Air Missile)	(489)
Neptune	(Sustainer of the Masurca 2 Ship-to-Air Missile)	(489)
Jacee	(Sustainer of the Masurca 3 Ship-to-Air Missile)	(489)
R-530 *	(Motor of the R-530 Air-to-Air Missile)	(490)
Romeo	(Motor of the Magic R-550 Air-to-Air Missile)	(491)
MICA *	(Motor of the MICA Air-to-Air Missile)	(492)
Icare	(Sustainer of the AS-20 Air-to-Surface Missile)	(493)
Aspic	(Booster Motor of the AS-20 Air-to-Surface Missile)	(493)
Epervier AS-30	(Booster Motor of the AS-30 Air-to-surface Missile)	(494)
Psyche	(Sustainer of the AS-30 Air-to-Surface Missile)	(494)
Basile	(Booster Motor of the Martel Air-to-Surface Missile)	(494)
Sacha	(Sustainer of the Martel AJ-168 Air-to-Surface Missile)	(495)
Casandre	(Sustainer of the Martel AS-37 Air-to-Surface Missile)	(495)
Condor	(Booster Motor of the Exocet Air-to-Ship Missile)	(496)
Helios	(Sustainer of the Exocet Air-to-Ship Missile)	(497)
Eole 4	(Sustainer of the Kormoran 1/2 Air-to-Ship Missile)	(498)
Prades	(Booster Motor of the Kormoran 1 Air-to-Ship Missile)	(499)

CONTENTS

SEP299	(Booster Motor of the Killer 2/3 Ship-to-Ship Missile)	(499)
SEP300	(Sustainer of the Killer 2/3 Ship-to-Ship Missile)	(500)
Otomat-1 *	(Booster Motor of the Otomat 1/2 Ship-to-Ship and Ground-to-Ship Missiles)	(500)
Epervier	(Booster Motor of the Exocet Ship-to-Ship and Ground-to-Ship Missiles)	(501)
Eole 5	(Sustainer of the Exocet Ship-to-Ship and Ground-to-Ship Missile)	(502)
Venus	(Booster Motor of the Malafon Ship-to-Submarine Missile)	(503)
ENTAC-1 *	(Booster Motor of the ENTAC Anti-tank Missile)	(503)
ENTAC-2 *	(Sustainer of the ENTAC Anti-tank Missile)	(504)
ACRA *	(Motor of the ACRA Anti-tank Missile)	(504)
ACCP-1 *	(Booster Motor of the ACCP Anti-tank Missile)	(505)
ACCP-2 *	(Sustainer of the ACCP Anti-tank Missile)	(506)
ERYX-1 *	(Booster Motor of the ERYX Anti-tank Missile)	(507)
ERYX-2 *	(Sustainer of the ERYX Anti-tank Missile)	(507)
Germany		
Kormoran 2-1 *	(Booster Motor of the Kormoran 2 Air-to-Ship Missile)	(508)
FOG-M *	(Sustainer of the Fiber Optical Guidance Missile)	(508)
International		
Milan *	(Booster Motor of the Milan Anti-tank Missile)	(509)
HOT-1 *	(Booster Motor of the HOT Anti-tank Missile)	(510)
HOT-2 *	(Sustainer of the HOT Anti-tank Missile)	(512)
Israel		
Python 3 *	(Motor of the Python 3 Air-to-Air Missile)	(513)
Python 4 *	(Motor of the 4 Air-to-Air Missile)	(513)
Gabriel 2-1 *	(Booster Motor of the Gabriel 2 Ship-to-Ship Missile)	(514)
Gabriel 2-2 *	(Sustainer of the Gabriel 2 Ship-to-Ship Missile)	(514)
Mapats-1 *	(Booster Motor of the Mapats Anti-tank Missile)	(514)
Mapats-2 *	(Sustainer of the Mapats Anti-tank Missile)	(515)
Viper *	(Motor of the Viper Anti-tank Missile)	(516)
Italy		
Aspide *	(Motor of the Aspide Air-to-Air Missile)	(517)
Japan		
KAM-3D *	(Motor of the KAM-3D Anti-tank Missile)	(517)
Norway		
Penguin 2-7-1 *	(Booster Motor of the Penguin 2-7 Air-to-Ship Missile)	(518)
Spain		
Toledo-1 *	(Booster Motor of the Toledo Anti-tank Missile)	(520)
Toledo-2 *	(Sustainer of the Toledo Anti-tank Missile)	(521)
Sweden		
RBS 70-1 *	(Booster Motor of the RBS 70 Surface-to-Air Missile)	(521)
RBS 70-2 *	(Sustainer of the RBS 70 Surface-to-Air Missile)	(522)
Switzerland		
Micon *	(Motor of the Micon Surface-to-Air Missile)	(522)

CONTENTS

United Kingdom

Crake	(Motor of the Blowpipe Surface-to-Air Missile)	(522)
Gosling	(Booster Motor of the Bloodhound 2 Surface-to-Air missile)	(523)
Troy	(Motor of the Rapiet Surface-to-Air Missile)	(523)
Thunderbird*	(Motor of the thunderbird Surface-to-Air Missile)	(524)
Indigo*	(Motor of the Indigo Surface-to-Air Missile)	(524)
Seacat*	(Motor of the Seacat Ship-to-Air Missile)	(525)
Seaslug*	(Motor of the Seaslug Ship-to-Air Missile)	(525)
Sea Dart-1*	(Booster Motor of the Sea Dart Ship-to-Air missile)	(525)
ASRAAM*	(Motor of the Advanced Short Range Air-to-Air Missile)	(526)
K41A	(Motor of the Swingfire Anti-tank Missile)	(528)
Bill*	(Motor of the Bill Anti-tank Missile)	(529)

United States

T-22*	(Motor of the Assault Breaker Ground and Air Dual Purpose Missile)	(529)
ATACMS*	(Motor of the Army Tactical Missile System)	(530)
TX-174(M-105)	(First Stage Motor of the Pershing 1/1A Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(530)
TX-175(M-106)	(Second Stage Motor of the Pershing 1/1A Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(532)
Pershing 2-1*	(First Stage Motor of the Pershing 2 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(533)
Pershing 2-2*	(Second Stage Motor of the Pershing 2 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(534)
ADATS*	(Motor of the ADATS Surface-to-Air/Anti-tank Missile)	(534)
M22E8	(Motor of the Hawk Surface-to-Air Missile)	(536)
M112	(Motor of the Improved Hawk Surface-to-Air Missile)	(536)
M115	(Motor of the Redeye Surface-to-Air Missile)	(537)
Marc 80	(Booster Motor of the Stinger Surface-to-Air Missile)	(537)
Marc 81	(Sustainer of the Stinger Surface-to-Air Missile)	(538)
TX-131-15	(Booster Motor of the Bomare B Surface-to-Air Missile)	(539)
T48E3	(Booster Motor of the Nike-Ajax Surface-to-Air Missile)	(540)
TX-30	(Motor of the Nike-Hercules Surface-to-Air Missile)	(540)
TX-261	(Motor of the Nike-Hercules Surface-to-Air Missile)	(541)
TX-486	(Motor of the Patriot Surface-to-Air Missile)	(541)
MK 1 Mod 0	(Motor of the Tartar Ship-to-Air Missile)	(542)
MK 27 Mod 2/3	(Motor of the Improved Tartar Ship-to-Air Missile)	(542)
MK 11 Mod 2	(Booster Motor of the Talos Ship-to-Air Missile)	(542)
MK 12 Mod 0	(Motor of the Terrier Ship-to-Air Missile)	(543)
Malemute	(Motor of the Advanced Terrier Ship-to-Air Missile)	(543)
MK 56 Mod 0	(Motor of the Standard 1 Ship-to-Air Missile)	(544)
MK 12 Mod 1	(Booster Motor of the Standard 1 (extended range) Ship-to-Air Missile)	(544)
MK 30 Mod 1	(Sustainer of the Standard 1 (extended range) Ship-to-Air Missile)	(545)
TX-135	(First Stage Motor of the Spartan and Nike-Zeus Anti-missile Missiles)	(545)
TX-238	(Second Stage Motor of the Spartan and Nike-Zeus Anti-missile Missiles)	(546)
TX-239	(Third Stage Motor of the Spartan Anti-missile Missile)	(546)
X-265	(First Stage Motor of the Sprint Anti-missile Missile)	(547)

CONTENTS

X-271	(Second Stage Motor of the Sprint Anti-missile Missile)	(548)
Sidewinder 1A *	(Motor of the Sidewinder 1A Air-to-Air Missile)	(548)
MK 36 Mod 2	(Motor of the Sidewinder 1C Air-to-Air Missile)	(549)
MK 36 Mod 5	(Improved Motor of the Sidewinder 1C Air-to-Air/Chaparral Surface-to-Air Missile) ...	(550)
MK 36 Mod 7	(Improved Motor of the Sidewinder 1C Air-to-Air Missile)	(551)
MK 36 Mod 8	(Improved Motor of the Sidewinder 1C Air-to-Air Missile)	(552)
MK 6 Mod 3	(Motor of the Sparrow 3A Air-to-Air Missile)	(554)
MK 38 Mod 2	(Motor of the Sparrow 3B Air-to-Air Missile)	(554)
MK 38 Mod 4	(Improved Motor of the Sparrow 3B Air-to-Air/Sea Sparrow Ship-to-Air Missile)	(555)
MK 52 Mod 2	(Motor of the Sparrow 3B Air-to-Air Missile)	(556)
MK 58 Mod 0	(Improved Motor of the Sparrow 3B Air-to-Air Missile).....	(557)
AIM-120 *	(Motor of the Advanced Medium Range Air-to-Air Missile)	(558)
M58 A2	(Motor of the Falcon Air-to-Air Missile)	(559)
M58 E4	(Motor of the Falcon A1 Air-to-Air Missile)	(559)
M46	(Motor of the Super Falcon A1 Air-to-Air Missile)	(559)
M60	(Motor of the Nuclear Falcon A1 Air-to-Air Missile).....	(560)
TU-289	(Motor of the Genie Air-to-Air Missile)	(560)
MK 47 Mod 0	(Motor of the Phoenix Air-to-Air Missile)	(561)
MK 60 Mod 0	(Motor of the Phoenix Air-to-Air Missile)	(562)
TX-481	(Motor of the Maverick Air-to-Surface/Ship Missile).....	(563)
TX-633	(Motor of the Maverick Air-to-Surface/Ship Missile).....	(564)
SR115-AJ-1	(Replaceable Motor of the Maverick Air-to-Surface/Ship Missile)	(565)
MK 70 Mod 0	(Motor of the Condor Air-to-Surface Missile)	(566)
AGM-130 *	(Motor of the AGM-130 Air-to-Surface Missile)	(567)
MK 27 Mod 4,5,6	(Motor of the Standard Anti-radiation Missile)	(568)
SR116-AJ-2(MK 17)	(Motor of the Side Anti-radiation Missile).....	(568)
MK 36 Mod 9	(Motor of the Anti-radiation/Air-to-Air Missile)	(569)
MK 39	(Motor of the Shrike Anti-radiation Missile)	(571)
MK 53	(Motor of the Shrike Anti-radiation Missile)	(572)
MK 78 Mod 0	(Motor of the Improved Shrike Anti-radiation Missiles)	(572)
TU-780	(Motor of the HARM Anti-radiation Missile)	(572)
TE-M-707	(Booster Motor of the Harpoon Ship-to-Ship and Submarine-to-Ship Missiles)	(574)
MX(TBD)B446-2	(Booster Motor of the Harpoon Ship-to-Ship and Submarine-to-Ship Missiles)	(575)
ASROC-1 *	(Booster Motor of the ASROC Ship-to-Submarine Missile).....	(576)
ER ASROC-1 *	(Booster Motor of the Extend Range ASROC Ship-to-Submarine Missile)	(576)
TE-260G	(Motor of the Subroc Submarine-to-Submarine Missile)	(577)
Matador-1 *	(Booster Motor of the Matador Surface-to-Surface Cruise Missile)	(577)
TU-223	(Booster Motor of the Mace Surface-to-Surface Cruise Missile)	(578)
FTV-8	(Booster Motor of the Regulus 1 Cruise Missile)	(579)
Regulus 2-1 *	(Booster Motor of the Regulus 2 Cruise Missile)	(579)
MK 106 Mod 0	(Booster Motor of the Tomahawk Cruise Missile)	(579)
TU-915	(Tested Demonstration Booster Motor of the Tomahawk Cruise Missile)	(581)

CONTENTS

MK111	(Improved Booster Motor of the Tomahawk Cruise Missile)	(583)
TOW-1*	(Booster Motor of the TOW Anti-tank Missile)	(585)
TOW-2*	(Sustainer of the TOW Anti-tank Missile)	(586)
Dragon*	(Motor of the Dragon Anti-tank Missile)	(588)
TX-657	(Motor of the Hellfire Anti-tank Missile)	(589)
HVM*	(Motor of the Anti-tank Hyper Velocity Missile)	(590)
KEM*	(Motor of the Anti-tank Kinetic Energy Missile)	(592)
ADKEM*	(Motor of the Anti-tank Advanced Kinetic Energy Missile)	(592)
ADKEM-1*	(Improved Motor of the ADKEM Anti-tank Missile)	(594)
USSR(Former)		
SS-21*	(Motor of the SS-21 Surface-to-Surface Ballistic Missile)	(595)
SA-2-1*/SA-N-2-1*	(Booster Motor of the Guideline Surface-to-Air Missile)	(596)
SA-3-1*/SA-N-1-1*	(Booster Motor of the Goa Surface-to-Air Missile)	(597)
SA-3-2*/SA-N-1-2*	(Sustainer of the Goa Surface-to-Air Missile)	(598)
SA-4-1*	(Booster Motor of the Ganef Surface-to-Air Missile)	(599)
SA-5-1*	(Booster Motor of the Gammon Surface-to-Air Missile)	(599)
SA-7-1*	(Booster Motor of the Grail Surface-to-Air Missile)	(600)
SA-7-2*	(Sustainer of the Grail Surface-to-Air Missile)	(601)
SA-8*/SA-N-4*	(Motor of the Gecko Surface-to-Air Missile)	(602)
SA-10*/SA-N-6*	(Motor of the Grumble Surface-to-Air Missile)	(602)
SA-12A-1*/SA-12B-1*	(Booster Motor of the Gladiator/Giant Surface-to-Air Missile)	(603)
SA-12A-2*/SA-12B-2*	(Sustainer of the Gladiator/Giant Surface-to-Air Missile)	(604)
SA-14-1*/SA-14-2*	(Booster Motor and Sustainer of the Gremlin Surface-to-Air Missile)	(604)
SA-15*/SA-N-9*	(Motor of the Gannetlet Surface/Ship-to-Air Missile)	(605)
SA-16-1*/SA-N-10-1* & SA-16-2*/SA-N-10-2*	(Booster Motor and Sustainer of the Ginlet Surface/Ship-to-Air Missile)	(605)
SA-19-1*/SA-N-11-1* & SA-19-2*/SA-N-11-2*	(Booster Motor and Sustainer of the Grison Surface/Ship-to-Air Missile)	(605)
ABM-1B-1*	(First Stage Motor of the Galosh Anti-Missile Missile)	(605)
AA-2*	(Motor of the Atoll Air-to-Air Missile)	(606)
AA-10A*	(Motor of the Aspen Air-to-Air Missile)	(607)
AA-11*	(Motor of the Archer Air-to-Air Missile)	(608)
Styx-1*	(Booster Motor of the Styx Ship-to-Ship Missile)	(609)

Solid Rocket Motors for Spacecrafts

China

DFH 2-A*	(Apogee Kick Motor of the DFH 2 Communication Satellite)	(610)
DFH 2A-A*	(Apogee Kick Motor of the DFH 2A Communication Satellite)	(612)
FY 2-A*	(Apogee Kick Motor of the FY-2 Meteorological Satellite)	(613)
FG-23A	(Retro-Motor of the Returnable Satellite)	(615)
FG-47	(Orbit Maneuver Motor of the LM 2C/FP Launch Vehicle)	(618)

CONTENTS

EPKM	(Perigee Kick Motor of the LM 2E Launch Vehicle)	(620)
France		
Dropt	(Perigee Kick Motor of the ELDO PAS Satellite)	(622)
International		
Gers	(Apogee Kick Motor of the Geos scientific Satellite)	(623)
Mage 1	(Apogee Kick Motor of the Meteosat 1)	(624)
Mage 1S	(Apogee Kick Motor of the Giotto Satellite)	(624)
Mage 2	(Apogee Kick Motor of the ECS 1)	(625)
Mage 3	(Apogee Kick Motor of the European Satellite)	(626)
SEP-CSD	(Tested Demonstration Motor)	(627)
Italy		
PAS	(Apogee Kick Motor of the European Satellite)	(628)
Sirius-A*	(Apogee Kick Motor of the Sirius Satellite)	(628)
IRIS-P*	(Perigee Kick Motor of the IRIS Upper Stage)	(629)
EBM	(Perigee Kick Motor of the IRIS Upper Stage)	(630)
Japan		
KM-A	(Upper Stage Motor of the M-3H Launch Vehicle)	(630)
KM-B	(Upper Stage Motor of the M-3H Launch Vehicle)	(631)
KM-D	(Upper Stage Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(631)
KM-M	(Upper Stage Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(632)
KM-P	(Upper Stage Motor of the M-3S2 Launch Vehicle)	(633)
H-1-A*	(Apogee Kick Motor of the H-1 Launch Vehicle)	(634)
United States		
Star 5 (TE-M-500)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(635)
Star 5A (TE-M-863-1)	(Star series Orbit Transfer Motor)	(635)
Star 5C (TE-M-344-15)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(636)
Star 5CB (TE-M-344-16)	(Star Series Orbit Transfer Motror)	(636)
Star 6 (TE-M-541-3)	(Retor-Motor of Returnable Satellite)	(637)
Star 6A (TE-M-542-3)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(637)
Star 6B (TE-M-790-1)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(638)
Star 10 (TE-M-195)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(639)
Star 12 (TE-M-236)	(Retro-Motor of the Returnable Satellite)	(639)
Star 12A (TE-M-236-3)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(639)
Star 13 (TE-M-458)	(Retro-Motor of the Returnable Satellite)	(639)
Star 13A (TE-M-516)	(Upper Stage Motor of the Thor-Burner 2 Launch Vehicle)	(640)
Star 13B (TE-M-763)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(641)
Star 13C (TE-M-345-11/12)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(642)
Star 13D (TE-M-375)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(642)
Star 13E (TE-M-385)	(Motor of the Gemini Spacecraft)	(642)
Star 13F (TE-M-444)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(643)
Star 15 (TE-M-456-2)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(644)
Star 17 (TE-M-479)	(Apogee Kick Motor of the NASA Radio Astronomy Explorer)	(644)

CONTENTS

Star 17A (TE-M-521)	(Apogee Kick Motor of the Skynet 1 Satellite)	(645)
Star 24 (TE-M-604-1)	(Apogee Kick Motor of the Skynet Satellite)	(646)
Star 24A (TE-M-604-2)	(Apogee Kick Motor)	(647)
Star 24B (TE-M-604-3)	(Apogee Kick Motor)	(647)
Star 24C (TE-M-604-4)	(Apogee Kick Motor)	(648)
Star 25 (TE-M-184-3)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(648)
Star 26 (TE-M-442)	(Motor of the Strype Satellite)	(648)
Star 26B (TE-M-442-1)	(Third Stage Motor of the Thor-Burner 2A Upper Stage)	(649)
Star 26C (TE-M-442-2)	(Apogee Kick Motor)	(649)
Star 27 (TE-M-616)	(Apogee Kick Motor of the Canada's Communication Technology Satellite)	(650)
Star 27A (TE-M-616-1)	(Apogee Kick Motor)	(651)
Star 27B (TE-M-616-4)	(Apogee Kick Motor)	(651)
Star 27C (TE-M-616-5)	(Apogee Kick Motor)	(651)
Star 27D (TE-M-616-8)	(Apogee Kick Motor)	(652)
Star 27E (TE-M-616-9)	(Apogee Kick Motor)	(652)
Star 30 (TE-M-700)	(Apogee Kick Motor of the Westar Satellite)	(652)
Star 30A (TE-M-700-4)	(Apogee Kick Motor)	(653)
Star 30B (TE-M-700-5)	(Apogee Kick Motor of the SBS Satellite)	(654)
Star 30BP (TE-M-700-20)	(Apogee Kick Motor of the Thaicom Communication Satellite)	(654)
Star 30C (TE-M-700-18)	(Apogee Kick Motor of the Lockheed Martin Series 3000 Telecom Satellite)	(655)
Star 30E (TE-M-700-19)	(Apogee Kick Motor of the Skynet 4 Satellite)	(656)
Star 37 (TE-M-364-1)	(Retro-Motor of the Surveyor Returnable Spacecraft)	(657)
Star 37B (TE-M-364-2)	(Retro-Motor of the Surveyor Returnable Spacecraft)	(657)
Star 37C (TE-M-364-18)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(658)
Star 37F (TE-M-364-19)	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 5 Satellite)	(658)
Star 37FM (TE-M-783)	(Apogee Kick Motor of the USN's Fleetsatcom Satellite)	(659)
Star 37X (TE-M-714-1)	(Tested Demonstration Motor)	(660)
Star 37XE	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(661)
Star 37XF (TE-M-714-6)	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 5 Satellite)	(661)
Star 37XF (TE-M-714-8)	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 5 Satellite)	(662)
Star 37XFP (TE-M-714-16/17)	(Orbit insertion Motor of the Block 2A GPS Navigation Satellite)	(662)
Star 37Y (TE-M-714-2)	(Tested Demonstration Motor)	(663)
Star 37YGDS	(Tested Demonstration Motor)	(664)
Star 40 (TE-M-186-2)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(664)
Star 48 (TE-M-711-3)	(Perigee Kick Motor of the Payload Assist Module)	(665)
Star 48 (TE-M-711-8)	(Perigee Kick Motor of the Payload Assist Module)	(666)
Star 48A (TE-M-799-1)	(Star Series Orbit Transfer Motor)	(666)
Star 48B (TE-M-711-17)	(Perigee Kick Motor of the Payload Assist Module)	(667)
Star 48B (TE-M-711-18)	(Perigee Kick Motor of the Payload Assist Module)	(667)
Star 62 (TE-M-731)	(Upper Stage Motor of the Space Shuttle)	(668)

CONTENTS

Star 63D (TU-936)	(Upper Stage Motor of the Space Shuttle)	(668)
Star 63F (TE-M-963)	(Perigee Kick Motor of the LM 2E Launch Vehicle)	(669)
Star 75 (TE-M-775-1)	(Tested Demonstration Motor)	(669)
Orbus 6 (IUS SRM-2)	(Second Stage Motor of the Inertia Upper Stage)	(670)
Orbus 6E (IUS SRM-2)	(Second Stage Motor of the Inertia Upper Stage)	(671)
Orbus 7S (IUS SRM-2)	(Perigee Kick Motor of the Hughes HS-393 Series Satellites)	(672)
Orbus 21 (IUS SRM-1)	(First Stage Motor of the Inertia Upper Stage)	(673)
Orbus 21S	(Perigee Kick Motor of the Intelsat 6 Satellite)	(675)
SVM-1	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 2 Satellite)	(677)
SVM-2	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 3 Satellite)	(678)
SVM-4A	(Apogee Kick Motor of the Intelsat 4 Satellite)	(679)
SVM-5	(Apogee Kick Motor of the SMS 1 Meteorological Satellite)	(680)
SVM-6	(Apogee Kick Motor of the NATO 3 Satellite)	(681)
SVM-7	(Apogee Kick Motor of the T/D 3914 Satellite)	(682)
MMA	(Maneuver Motor Array of the Anti-ballistic Missile Interceptor)	(683)
ICM	(Impulse control Motor of the Agile Interceptor)	(685)
HVM-C*	(Attitude-control Motor Array of the Hyper Velocity Missile)	(686)
ERINT-C*	(Attitude-control Motor Array of the ER INT Interceptor)	(687)

BOOK III AIR-BREATHING ENGINES

Air-breathing Engines for Space Launchers

Germany

Sänger-1*	(First Stage Engine for the Sänger Aerospaceplane)	(693)
-----------	--	-------

Japan

ATREX/ATREX-500	(First Stage Engine for the TSTO Vehicle)	(698)
-----------------	---	-------

United Kingdom

RB545	(Engine for the HOTOL Aerospaceplane)	(702)
-------	---	-------

United States

Model 304 Hydrogen-fueled Turboexpander Engine	(Research Engine for Aerospaceplane)	(704)
HRE	(Hypersonic Research Engine for Aerospaceplane)	(704)
Mixing Cycle Scramjet	(Engine for the National Aerospaceplane)	(706)
USSR (Former)		
NK-88/89	(Research Engine for Aerospaceplane)	(707)
CIAM TRJ	(Demonstration Engine for Aerospaceplane)	(709)
Russian Axisymmetric Scramjet	(Research Engine for Aerospaceplane)	(710)

Turbojets (fan) for Strategic Missiles

United States

J33-A-18A	(Sustainer of the Regulus 1 Submarine Launched Missile)	(712)
J79-GE-3A	(Sustainer of the Regulus 2 Submarine Launched Missile)	(712)
J52-P-3	(Engine of the Hound Dog Air-to-Surface Missile)	(714)
J57-P-17	(Sustainer of the Snark Surface-to-Surface Missile)	(715)
CAE 471-11DX	(Sustainer of the SLCM YBGM-110)	(716)
WR19/WR19-A2	(Sustainer of the SCAD AGM-86A)	(718)
F107-WR-100	(Engine of the ALCM AGM-86A)	(721)
F107-WR-101/102	(Engine of the ALCM AGM-86B)	(724)
F107-WR-103/104	(Engine of the ALCM-C AGM-86C)	(725)
F107-WR-400/401/402/450	(Sustainer of the Tomahawk Cruise Missile)	(725)
F112-WR-100	(Engine of the ACM AGM-129)	(726)
F121-WR-100	(Engine of the ALCM AGM-136)	(726)

Turbojets (fan) for Tactical Missiles

France

Marbore 2D	(Sustainer of the RB 08A Anti-ship Missile)	(727)
Arbizon 3B	(Sustainer of the Otomat Anti-ship Missile)	(728)
Arbizon 4	(Sustainer of the Otomat Anti-ship Missile)	(730)
TRI 60-1-067	(Engine of the Sea Eagle P-3T Air-to-Ship Missile)	(731)
TRI 60-2	(Engine of the RBS 15 Anti-ship Missile)	(733)
TRI 60-3	(Engine of the BQM-126 target)	(735)
TRI 60-5	(Engine of Tactical Missile)	(736)
TRI 60-30	(Engine of the APACHE Air-to-Surface Missile)	(736)
TRI 80	(Engine of Tactical Missile)	(737)
TRS 18-056/076	(Engine of the Mitsoubac Target)	(738)
TFA 66	(Engine of Cruise Missile)	(739)

Israel

Sorek 4	(Sustainer of the Gabriel 4 Anti-ship Missile)	(739)
---------	--	-------

Japan

TJM 2/3	(Sustainer of the SSM-1B Anti-ship Missile)	(740)
---------	---	-------

United Kingdom

Viper	(Engine of the Jindivik Target Drone)	(741)
-------	---	-------

United States

J33-A-37	(Sustainer of the Matador TM-61A/C Surface-to-Surface Missile)	(741)
J33-A-41	(Sustainer of the Mace TM 76 Land-Launched Cruise Missile)	(742)
J402-CA-400	(Sustainer of the Harpoon Air-to-Ship Missile)	(743)
J402-CA-700	(Engine of the Streaker MQM-107A Target)	(746)

CONTENTS

J402-CA-702	(Engine of the Streaker MQM-107D Target)	(747)
CAE 373-8	(Engine of the BQM-126 Target)	(749)
Curtiss-Wright Expendable Engine	(Research Engine of Low-Air-Supersonic Missile)	(750)
ETJ 1000	(Research Engine of Low-Air Supersonic Missile)	(751)
STJ 442	(Research Engine of Low-Air Supersonic Missile)	(752)
S/TM GEMJET	(Research Engine of FOG-M)	(754)
TJ-50	(Research Engine of Anti-armored-Vehicle Missile)	(755)
Model 150	(Demonstrate Engine of the Extended Range Skipper Missile)	(756)
Model 120	(Engine of Long-Range FOG Missile)	(757)
J85-GE-7	(Engine of the Quail ADM-2D Air Launched Missile)	(759)
WR2-6	(Engine of the CL-89 Target)	(760)
WR24-6/7/8	(Engine of the Partridge MQM-74C Target)	(760)
J69-T-29	(Engine of the Fire Bee 1 Target)	(762)
J69-T-406	(Engine of the Fire Bee 2 Target)	(764)
USSR(Former)		
RD-500K	(Sustainer of the Samlet Coast-to-Ship Missile)	(765)

Ramjets for Strategic Missiles

France

ASMP*	(Engine of the ASMP Missile)	(766)
ASLP*	(Engine of the ASLP Missile)	(769)
Asura	(Engine of the ASLP-C Missile)	(770)
Scorpion-2*	(Sustainer of the Scorpion Missile)	(771)

United States

RJ-47	(Sustainer of the Navaho Cruise Missile)	(771)
ASALM* /PTV*	(Engine of the ASALM/PTV Air-Launched Missile)	(772)

USSR (Former)

RD-012Y	(Sustainer of the Buria Cruise Missile)	(778)
RD-018A	(Sustainer of the Buran Cruise Missile)	(778)

Ramjets of Tactical Missiles

China

540mm Ramjet	(Sustainer of the C301 Anti-ship Missile)	(779)
400mm Ramjet	(Sustainer of the C101 Anti-ship Missile)	(780)
Ba 6 Ramjet	(Sustainer of the Ba 6 Target)	(782)

France

SE-4200*	(Engine of the SE-4200 Cruise Missile)	(783)
Staltex*	(Engine of the Staltex Cruise Missile)	(784)
ST450*	(Sustainer of the ST450 Surface-to-Air Missile)	(786)
Vega-2*	(Sustainer of the Vega Surface-to-Air Missile)	(787)

CONTENTS

ASSM*	(Engine of the ASSM Missile).....	(788)
ASSM 2*	(Engine of the ASSM 2 Missile)	(789)
ANS*	(Engine of the ANS Missile)	(791)
ASMP*-C	(Engine of the ASMP-C Missile).....	(792)
ANNG*	(Engine of the ANNG Missile)	(793)
Germany		
Hydra*	(Engine of the Hydra Anti-ship Missile)	(794)
ASSM* (IRR)	(Engine of the ASSM Missile).....	(795)
ANS* (IRR)	(Engine of the ANS Missile)	(796)
ANL*	(Engine of the ANL Missile)	(798)
South Africa		
Denel IRR	(Research Engine of the Somchem Medium-Long Range Missile)	(798)
Sweden		
RR2	(Engine of the Robot 322 Ground-to-Air Missile)	(800)
RRX1	(Engine of the Ground-to-Air Missile).....	(800)
RRX5E	(Engine of Anti-ship Missile)	(801)
RRX5P	(Engine of Air-to-Air Missile).....	(803)
RBS15*	(Engine of the RBS 15 Anti-ship Missile)	(804)
United Kingdom		
Thor BT-1	(Sustainer of the Bloodhound-1 Surface-to-Air Missile)	(804)
Thor BT-2	(Sustainer of the Bloodhound-2 Surface-to-Air Missile)	(807)
Odin MK 801	(Sustainer of the Sea Dart Ship-to-Air Missile)	(809)
United States		
RJ43-MA-3	(Sustainer of the Bomarc-A CIM-10 Ground-to-Air Missile)	(814)
RJ43-MA-11	(Sustainer of the Bomarc-B Ground-to-Air Missile)	(816)
18" RR	(Sustainer of the Talos RIM-8 ship-to-Air Missile)	(819)
MR 215XAC	(Engine of the Fire Brand Anti-ship Target)	(822)
ALVRJ	(Air-Launched Low Volume Ramjet)	(823)
GORJE	(Generic Ordnance Ramjet Engine).....	(828)
WPU-6/B	(Engine of the Modified AMRAAM)	(830)
AAAM*	(Engine of the Advanced Air-to-Air Missile)	(832)
SLAT*	(Engine of the AQM-127 Supersonic Low-Air Target Missile)	(833)
MA 210/212	(Low cost Engine)	(835)
MA194-XAA/MA194	(Dual mode Scramjet)	(836)
SCRAM*	(Engine of the Scramjet Missile)	(837)
WADM*	(Engine of the Wide Area Defense Missile)	(839)
USSR (Former)		
RD-085	(Sustainer of the Ganef SA-4 Ground-to-Air Missile)	(840)
SA-6*	(Engine of the Gainful SA-6 Ground-to-Air Missile)	(841)
AS-17*	(Engine of the Krypton AS-17 Anti-ship Missile)	(842)
X41*	(Engine of the Mosquito X41 Air-to-Ship Missile)	(844)
Gem*	(Engine of the Gem Anti-ship Missile)	(845)

BOOK IV SPECIAL ROCKET ENGINES

Electric Rocket Engines

China

DHSL-2	Arcjet Engine	(851)
LF-8	Electron Bombardment Ion Engine	(852)
LF-9	Electron Bombardment Ion Engine	(854)
MDT-2A	Pulsed Plasma Engine	(855)

Germany

ATOS-02	Arcjet Engine on OSCAR Satellite	(857)
MARC Series	Arcjet Engine	(859)
HIPARC-R	Arcjet Engine	(860)
RIT-10	Radiofrequency Ion Engine	(861)
RIT-15	Radiofrequency Ion Engine	(863)
RIT-35	Radiofrequency Ion Engine	(864)

International

ESA-XX	Radiofrequency Ion Engine	(866)
SPT M2	Stationary Plasma Engine	(868)
SPT-100	Stationary Plasma Engine	(869)
RHETT	Stationary Plasma Engine	(871)

Italy

DIVA	Arcjet Engine	(872)
RMT	Radiofrequency Ion Engine	(874)

Japan

RAT-6	Arcjet Engine	(877)
ETS-3*	Electron Bombardment Ion Engine on ETS-3	(878)
ETS-6*	Electron Bombardment Ion Engine for ETS-6	(880)
SIT-35	Electron Bombardment Ion Engine	(881)
Y-2	Microwave Ion Engine	(884)
ETS-4*	Pulsed Plasma Engine, on ETS-4	(888)
MS-T4*	Quasi-Steady MPD Engine on MS-T4	(889)
SFU*	Quasi-Steady MPD Engine on SFU	(890)

United Kingdom

T ₅	Electron Bombardment Ion Engine	(892)
UK-10	Electron Bombardment Ion Engine System	(895)
UK-25	Electron Bombardment Ion Engine	(896)

United States

Vela*	Electrothermal Engine for Vela Satellite	(898)
ATS-4*	Electrothermal Engine for ATS-4	(900)
HIPEHT	Electrothermal Engine	(901)

CONTENTS

MR-501	Augmented Electrothermal Hgdrazine Engine	(902)
Biowaste Resistojet Engine		(904)
MR-508	Arcjet Engine	(905)
26kW	Arcjet Engine	(908)
30kW	Arcjet Engine	(910)
Microwave Arcjet Engine		(911)
SERT-2*	Electron Bombardment Ion Engine on SERT-2 Satellite	(912)
ATS-6*	Electron Bombardment Ion Engine for ATS-6	(915)
EM-8	Electron Bombardment Ion Engine	(917)
900 Serise	Electron Bombardment Ion Engine	(920)
J ₃	Electron Bombardment Ion Engine	(922)
SEPS	Electron Bombardment Ion Engine	(924)
XIPS-13	Electron Bombardment Ion Engine	(927)
XIPS-25	Electron Bombardment Ion Engine	(928)
LES-6*	Pulsed Plasma Engine for LES-6	(929)
LES-8/9*	Pulsed Plasma Engine for LES-8/9	(932)
Millinewton Plasma Plasma Engine		(933)
Pulsed Inductive Engine		(934)
USSR(Former) and Russia		
Electrothermal Engine With Indirect Propellant Heating		(935)
ДЭН-15	Electrothermal Engine	(936)
Arcjet Engine on Russian Spacecrafts		(937)
SIT-5	Electron Bombardment Ion Engine	(937)
3OHД-2*	Pulsed Plasma Engine for 3OHД-2	(939)
HAZA*	Pulsed Plasma Engine on HAZA	(939)
SPT-70	Stationary Plasma Engine	(940)
D-55	Anode Layer Engine	(942)

Nuclear Rocket Engines

United States

NEBA-3	Nuclear Rocket Engine	(943)
--------	-----------------------------	-------

Soler Thermal Rocket Engines

United States

STPTS	Soler Thermal Rocket Engine	(947)
-------	-----------------------------------	-------

Light Rocket Engines

United States

Light Rocket Engine Concept		(950)
-----------------------------------	--	-------

APPENDIXES

Appendix 1	Main Performance-Structural Parameters Table of World Missile and Space Engines	(953)
Appendix 2	Common Table of Units Conversion	(1018)
Appendix 3	Author Index of An Encyclopedia of World Missile and Space Engines	(1031)

导弹与航天发动机导论

导弹与航天发动机涵盖了各种导弹、航天运载器与航天器所使用的推进系统。实际上,它是由火箭发动机和吸气式发动机(或称管道发动机)两大类组成。

火箭发动机是靠喷射自身携带的推进剂作能源和工质来产生推力;吸气式发动机则是利用周围环境介质(空气和水)作工质产生推力。

火箭发动机主要包括液体火箭发动机、固体火箭发动机及其混合式火箭发动机与特种火箭发动机(包括电火箭发动机、核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机)等;吸气式发动机主要包括涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机和冲压发动机等。

火箭发动机和吸气式发动机都是喷气发动机。为了充分发挥不同类型发动机的优点,优化发动机比冲和推力质量比等性能,拓宽工作范围,以满足导弹与航天运载器发展的需求,可将火箭发动机和吸气式发动机组合而成管道火箭发动机。

液体火箭发动机是使用液体推进剂作为能源和工质的化学火箭发动机,它具有比冲较高,工作时间较长,能多次重复启动(多达 10^6 次),工作可靠,推力可调节(如 SSME 可在 $65\% \sim 109\% F_{nom}$ 范围内变化),可多次使用,但结构复杂,使用不便等特点,故而在大型运载火箭、航天飞机以及各种航天器(包括卫星、空间探测器、载人飞船、轨道器和航天站等)上得以广泛应用。例如,航天飞机轨道器推进系统共有 49 台发动机,全部是液体火箭发动机(其中航天飞机主发动机 3 台、轨道机动发动机 2 台、反作用控制主推力器 38 台和游标发动机 6 台)。

液体火箭发动机,其推力可小到 0.01N ,大到 8MN 以上;其长度和直径可以从数 cm 到几 m 。

液体火箭发动机按其功能可分两类:其一是航天运载器和弹道导弹发动机,包括主发动机、助推发动机、芯级发动机、上面级发动机、游动发动机等;其二是航天器发动机,包括姿态控制发动机、轨道控制发动机、制动发动机、远地点发动机、近地点发动机、主发动机等。按其推进剂组元数可分单组元、双组元和三组元发动机;按其推进剂性质分可贮存和低温发动机;按其推进剂供应方式可分挤压式和泵压式发动机;按其推力大小可分小推力($F=0.01 \sim 2\,000\text{N}$)、中推力($F=2 \sim 1\,000\text{kN}$)、大推力($F=1 \sim 10\text{MN}$)和巨型推力($F>10\text{MN}$)发动机。此外,还有一次启动和多次启动,单推力室和多推力室,不变推力和可变推力发动机等等。

液体火箭发动机主要由推力室、推进剂供应系统和发动机控制系统组成。推力室的作用是将推进剂通过其喷注器注入燃烧室,经过雾化、蒸发、混合、燃烧或分解,生成高温($3\,000 \sim 4\,500\text{K}$)、高压(达 20MPa)燃气,从喷管高速($2\,500 \sim 5\,000\text{m/s}$)喷出产生推力;推进剂

供应系统的作用是将推进剂按规定流量和压力输送到推力室。通常,其挤压式供应系统,结构简单,多用于推力小、工作时间短、燃烧室压力低和多次启动的发动机上;其泵压式供应系统,结构复杂,但质量轻,多用于推力大、工作时间长的发动机上;发动机控制系统则是用控制阀和调节器来控制 and 调节发动机的工作程序和工作参数。

液体火箭发动机的发展源于 1903 年俄国科学家 K·齐奥尔科夫斯基首先提出利用液体火箭发动机航天飞行的设想。其后,美、德、苏等国相继开展研究,1942 年德国研制成液氧-酒精作推进剂的 A-4 液体火箭发动机,装备 V-2 弹道导弹并用于战争。50 年代,美国和苏联在 V-2 导弹技术的基础上研制成第一代战略导弹用的大推力液体火箭发动机,推进剂为液氧-煤油。60 年代,液体火箭发动机获得重大发展,美、苏、中等国研制成可贮液体推进剂火箭发动机,并广泛用于各种系列航天运载火箭。此外,还发展了大推力液体助推发动机、先进的上面级发动机和一些战术导弹液体火箭发动机,以及各种航天器用小推力发动机。70~80 年代,世界各国竞相发展航天用大推力无毒液体火箭发动机,如美国的 SSME、苏联的 RD-0120、法国的 Vulcain、日本的 LE-7 以及中国的 YF-73、YF-75 等液氧-液氢发动机。

90 年代以来,提高使用寿命,降低运行成本已成为航天运载器(一次使用与多次使用)和航天器(人造卫星与轨道器等)液体火箭发动机发展的基本趋势。这一时期完成的对现有大推力发动机的改进型:如美国的 Block2、法国的 Vulcain Mak2 及日本的 LE-7A 等型号,正是体现了这一发展趋势,也是提高航天运载器有效载荷质量的有效途径。例如,SSME 的改进方案,可使发动机的最大推力由其额定值的 109% 增至 115% 直至 130%,总共有 130 个不同的构件进行了现代化改进。此外,采用新的无毒高能推进剂如液氧和烃(RJ-5),提高燃烧室压力和单台发动机推力,采用双膨胀液体火箭发动机和液化空气液体火箭发动机等都是未来发展的方向,而采用多次使用的液体火箭发动机才是今后发动机提高寿命、降低成本的根本方向。同时,航天器液体火箭发动机也展现了应用双模式推进、无毒推进剂和泵压式供应系统的发展趋势。

固体火箭发动机是使用固体推进剂作为能源和工质的化学火箭发动机,它具有结构简单,体积小,工作可靠,使用简便,能长期贮存,机动性好,但比冲较低,工作时间较短,推力调节和重复启动较难等特点,故而在航天运载,航天器,特别是在现代导弹领域内得到广泛应用。

固体火箭发动机,其推力可由 $2\text{N} \sim 1\text{MN}$,其直径可从 $2.5\text{cm} \sim 6.6\text{m}$ 。随着推力的变化,发动机可以有許多不同的类型和尺寸。

固体火箭发动机按其功能可分为航天运载发动机、战略导弹发动机、战术导弹发动机以及航天器发动机等;发动机壳体可分为分段式、钢整体式、玻璃纤维整体式;按推进剂可分复合药、双基药和复合双基药;按装药方式可分壳体粘结式和自由装填式等等。

固体火箭发动机主要由燃烧室、喷管和点火装置组成,当推进剂由点火装置点燃后,在燃烧室中生成高温($2500 \sim 3550\text{K}$)、高压(20MPa)燃气,经喷管膨胀加速,形成高速气流喷出产生推力。其燃烧室既是装药贮存和燃烧的容器,也是导弹和火箭壳体的一部分;喷管是用以膨胀加速燃气并控制其流量,保持一定的燃烧室压力;点火装置则是提供一定热量

和点火压力,点燃药柱并使之稳定燃烧。

固体火箭发动机的发展起源于中国的宋代,1161年黑火药火箭“霹雳砲”就已用于宋金之战。由于黑火药的性能低,故而在其后的长时期内限制了固体火箭发动机的发展。1932年出现了双基药并可挤压成型,1944年美国研制成复合推进剂和改性双基,并可浇铸成型,从而促进了固体火箭发动机的应用和发展。但是,真正意义上的技术突破,则是从20世纪50年代中期开始直到80年代,由于推进剂性能的提高(采用复合药),新的合成材料的出现(采用有机纤维-环氧树脂和三向碳-碳复合材料),结构设计的改进(采用全轴摆动柔性喷管)和制造工艺及检测设备的完善(采用成像速度快,图像清晰,灵敏度和分辨率高的高能射线计算机断层成像系统),世界各国先后研制了各类固体火箭发动机,并从60年代初美、法、前苏联、中、日等国相继在导弹、火箭和航天等技术领域广为应用。例如:60年代中期美国研制成功直径为6.6m特大型固体发动机;1981年研制成功航天飞机固体助推发动机,直径为3.71m,长为38.45m,装药为503.5t;在航天器方面研制成“星”系列固体火箭发动机。

导弹与航天的发展需求表明,战略导弹与航天运载固体火箭发动机正在朝着大型化、大推力、高效能、长时间工作的方向发展;而航天器固体火箭发动机则是朝向小型化、能多次启动、脉冲式工作的趋势发展。因此,研制和使用新型推进剂仍是改进固体火箭发动机的主要方向之一。改进结构和采用新材料也仍是改善固体火箭发动机质量特性的基本方向,而扩大调节的可能性则是改进固体火箭发动机,提高其竞争能力的重要任务。

资料显示,当今世界,过去曾用的,现在正用的以及将来要用的火箭发动机中,98%以上都是利用化学燃烧反应转换能量产生推力的原理工作的液体和固体火箭发动机及固液混合火箭发动机。

混合火箭发动机工作过程的典型特点是:固体燃料药柱与流经其表面的液体氧化剂进行燃烧(或者固体氧化剂药柱与流经其表面的液体燃料进行燃烧),其性能介于固体火箭发动机与液体火箭发动机之间,固液混合发动机具有燃烧室尺寸小的特点,能获得最大比冲,但由于它燃烧不均匀,燃烧温度高等问题,使它应用较少。

吸气发动机是利用周围环境介质(如空气)作工质,与自带的燃料燃烧生成高温燃气,经喷管高速喷出产生推力的喷气发动机。

弹用吸气发动机包括涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机和冲压发动机。

涡轮喷气(风扇)发动机主要由压气机、燃烧室、燃气涡轮构成的核心机和喷管组成。

由于小型涡轮喷气(风扇)发动机具有体积小、推质比大、寿命短、成本低和可靠性高等特点,因而多用于战术巡航导弹。涡喷发动机在亚跨声速范围内具有较高的比冲和航程参数。涡扇发动机比涡喷发动机结构复杂,制造成本高,但耗油率低,经济性好,推质比大,排气流红外辐射弱,所以更适合用于战略巡航导弹。

冲压发动机是利用高速迎面气流的冲压增压作用使空气与燃料燃烧生成高温燃气经喷管排出产生推力的喷气发动机。其特点是:结构简单,质量轻,成本低,推力大,当 $Ma \geq 3$ 时飞行具有较高的经济性,但不能自行启动,低速飞行性能差,故而仅在面空导弹和靶弹中应用。

冲压发动机是由进气道、燃烧室和喷管组成。按其燃料可分液体、固体与核冲压发动机;按其飞行速度可分亚声速、超声速与高超声速冲压发动机;按其燃速可分亚声燃烧与超声燃烧冲压发动机。

管道火箭发动机(吸气式火箭发动机,有时亦称空气补燃火箭发动机)的出现,适时地反映了超声速和高超声速、中高空和超低空、中远程飞航式导弹发展的需求以及航天技术的进步,把火箭发动机和吸气发动机原理结合起来,发挥火箭的推质比大,单位迎风面积的推力大,推力与高度无关,飞行范围无限制的优点和吸气式的推进剂耗量小的优点,合二为一构成组合式或整体式发动机。例如:整体式火箭冲压发动机,是将助推加速用的固体火箭发动机和巡航飞行用的液体冲压发动机串联成一体结构,火箭的固体药柱套装于共用的冲压发动机燃烧室内,较小喉径的可抛火箭喷管套装入冲压发动机喷管内,利用固体火箭发动机启动,助推加速到冲压发动机的接力速度 $Ma \geq 2$ 时,火箭药柱燃尽,火箭喷管抛出。同时,冲压空气流入燃烧室与冲压发动机的液体燃料混合燃烧并靠自身加速到巡航速度 $Ma \geq 3.5$,实现了用同一燃烧室完成助推和巡航二种不同飞行状态的转换,既解决了冲压发动机不能自身启动问题,又实现了导弹的体积小、质量轻、速度高、射程远和机动性强的要求,这是先进空射导弹极为理想的推进装置。如美国的先进战略空射导弹(ASALM)和先进小体积冲压发动机导弹(ALVRJ)以及法国的中程空地导弹(ASMP)的发动机即为其例。

未来天地往返运输系统的发展需求,极大地拉动着航天运载发动机的发展,具有先进性能结构和各种组合的发动机如德国的“桑格尔”涡喷冲压发动机和日本的膨胀循环空气涡轮冲压发动机(ATREX)以及双模态超燃冲压发动机和双燃室冲压发动机等等型号的研制和应用,都展现了空天飞机和远程超高速导弹发动机加速发展的新趋势和高性能,高可靠性,特别是低成本,重复使用发动机的广阔发展前景。

特种火箭发动机包括电火箭发动机、核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机。

电火箭发动机是利用电热或电离工质形成高速射流而产生推力的火箭发动机。一般它由能源、电源交换器、调节器、工质供应系统和推力器组成。其电能是由核能、太阳能或化学能转换而成;工质则常用氙、氢、氮、氨、肼、聚四氟乙烯或汞、铯、锂、铷蒸气。发动机的能源器与推力器是分开的。根据推进剂加速方式不同,电火箭发动机可分为电热火箭发动机、离子(静电)火箭发动机和等离子体(电磁)火箭发动机。电热火箭发动机还可分为电阻加热式、电弧加热式和微波加热式;离子火箭发动机还可分为电子轰击式、铯接触式、场发射式、射频式和微波式;等离子体火箭发动机还可分为脉冲式、静态式(霍尔发动机)和准稳态磁激式。在电火箭发动机中,电热发动机是利用电能加热工质在喷管中膨胀加速,其典型的推力范围为 $0.01 \sim 0.5\text{N}$,比冲为 $7\,000 \sim 10\,000\text{m/s}$,排气速度为 $1\,000 \sim 3\,000\text{m/s}$,而离子和等离子体发动机则是通过静电场和电磁场作用对工质加速,喷射速度为 $4\,000 \sim 60\,000\text{m/s}$,推力为 $(0.5 \sim 25) \times 10^{-5}\text{N}$,比冲各为 $85\,000 \sim 200\,000\text{m/s}$ 和 $50\,000 \sim 250\,000\text{m/s}$ 。

电火箭发动机的理论始于1906年美国R·H·戈达德提出电能加速带电粒子产生推力的设想,直到1960年以后,前苏联和美国都研制出各种电火箭发动机,中国也开展了研究和制

造。其中当以电弧加热发动机和静态等离子体发动机倍受关注。例如,ESEX(电空间试验体)大功率电弧火箭发动机安装在由洛克威尔公司为美国空军制造的阿戈斯卫星上,于1997年5月由美国“德尔它2”运载火箭送入太阳同步极轨道。ESEX入轨后头40~60d点火工作10次,每次15min,发动机用氨作推进剂,并由重204kg的充电蓄电池组供电。ESEX实验装置的目的:其一是验证能否利用大功率电弧火箭发动机来完成把卫星从转移轨道送入地球同步轨道;其二是要证明这种大功率电弧火箭发动机系统不会干扰星上的通信和电子有效载荷。电弧火箭发动机是由美国奥林宇航公司研制,工作功率为30kW,是迄今为止在空间使用的最大功率,为目前商业卫星所用电弧火箭发动机功率的15倍。采用不同方式来利用电弧火箭发动机燃料少、效率高、尺寸小、质量轻的优点,使用电弧火箭发动机进行轨道转移可使普通卫星的容量增加一倍,其缺点是轨道转移时间很长,约需上百天,而不是目前的几小时。使用电弧发动机还可压缩卫星尺寸,以便能用较小和较经济的运载火箭发射。此外,使用电弧发动机还可大大延长卫星的寿命并可多次移动。由此可见,大功率电弧火箭发动机技术的应用将使卫星的机动能力、有效载荷能力和寿命得到显著的提高。又如,前苏联首创成功的静态等离子体发动机于1972年以后大量地在多种卫星上用于定位控制、位置保持或轨道转移,成为一种定型的型号。其特点是比冲很高,工作时间很长,推力很小。

核火箭发动机是直接利用核反应能加热推进剂并在喷管中膨胀加速喷射产生推力的火箭发动机,按照核反应方式不同可分为核裂变型、核聚变型和放射性同位素型火箭发动机。推进剂工质一般选用液氢、液氦或液氨。核火箭发动机主要由推力室、工质供应系统和控制系统组成。其特点是比冲高,工作时间长,可作未来星际航行大有发展的火箭发动机。由于其核污染防护和核反应控制未完全解决而限制了它的实际应用。

太阳能火箭发动机是利用聚集的太阳能直接加热工质产生推力的火箭发动机。它主要由液氢供应系统、阳光聚集器、吸收器/推力室、电源处理单元等组成。太阳能发动机系统简单可靠,不产生粒子污染,使用太阳辐射能,有较高的比冲和显著的质量节省,其比冲可达9100 m/s。目前尚处于方案论证和实验样机研制阶段。

光子火箭发动机是利用光子束定向射出产生推力的火箭发动机,由于光子束以光速运动,喷射速度最高,所以光子发动机具有最高的效能和比冲,适于超跃太阳系的星际航行,现处于探索阶段。

特种火箭发动机,经过40年的探索、研究、研制与开发,取得了长足的进展,有的已经步入试验、改进和实用阶段。由于它们都具有比冲大、工作时间长、推力小的特点,故而继续提高和拓展它们作为航天器的主发动机和辅助发动机承担有效载荷的能力,必将成为航天技术发展的重要趋势。

第 一 编

液 体 火 箭 发 动 机

液体火箭发动机

液体火箭发动机是使用液体推进剂作为能源和工质的化学火箭发动机,由于液体火箭发动机性能高,工作可靠,适应性强,故现代大型运载火箭、航天飞机以及各种航天器(包括卫星、载人飞船、轨道器、空间探测器、空间站等)广泛地以液体火箭发动机作为主要的动力装置。

液体火箭发动机按其功能可分成两大类:一类是航天运载火箭和弹道导弹液体火箭发动机,包括主发动机、助推发动机、芯级发动机、上面级发动机、游动发动机等;另一类是航天器主推进和辅助推进液体火箭发动机,包括远地点发动机、轨道机动发动机、姿态控制和轨道控制发动机、主发动机等。

液体火箭发动机按其使用推进剂组元数可分成单组元发动机、双组元发动机和三组元发动机。单组元发动机主要用于航天器辅助推进发动机上。绝大多数液体火箭发动机都是双组元发动机。三组元发动机尚处在研究阶段。

双组元发动机按其推进剂的性质不同可分成可贮存推进剂发动机和不可贮存推进剂发动机。可贮存推进剂一般为四氧化二氮、硝酸、偏二甲肼、混肼 50 等,都是有毒的。不可贮存推进剂一般为低温推进剂,如液氢、液氧和煤油、酒精等,都是无毒的。液氢-液氧发动机又叫低温推进剂发动机。

液体火箭发动机按其推进剂供应方式不同可分为挤压式供应系统发动机和泵压式供应系统发动机。挤压式供应系统结构简单,一般用在上面级和小推力发动机上。航天器上的单组元发动机和双组元发动机多为小推力发动机。对这些发动机的要求是:高的可靠性,多次启动,脉冲方式工作,有的要求能在空间工作好几年。因此,这些发动机一般均采用挤压式供应系统。其组成中还包括推进剂贮箱,这些贮箱需要进行特殊的设计,使其在失重的条件下仍能供给发动机推进剂。航天运载火箭和弹道导弹液体火箭发动机都是大推力发动机,一般都采用泵压式供应系统。泵压式供应系统的液体火箭发动机主要由推力室、涡轮泵、燃气发生器(或预燃室)、启动装置、自动器(各种阀门和调节器)以及管路联接件等组成,它们的主要功能如下:

推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。推进剂或涡轮后的燃气从喷注器的喷嘴进入燃烧室,经雾化,蒸发,混合和燃烧,形成高温、高压的燃气,再经喷管膨胀后以高速喷出,从而产生反作用力——推力。

涡轮泵由涡轮、燃料泵、氧化剂泵以及轴承和密封件等组成。涡轮的作用是驱动燃料泵和氧化剂泵,使进入泵内的低压推进剂升高压力,以满足供给推力室和燃气发生器(或预燃室)所需的压力和流量。而涡轮本身则是靠高温高压的燃气来驱动。

燃气发生器(或预燃室)是用来燃烧液态推进剂,使之转换成燃气,为涡轮提供能源的装置。它主要由喷注器和燃烧室组成。来自氧化剂泵和燃料泵的液态推进剂,从喷注器进入燃烧室,燃烧成富燃或富氧的燃气,经涡轮作功后排出推力室内继续燃烧(对分级燃烧循环)或排出发动机外(对燃气发生器循环)。

自动器可分为两大类:一类用于发动机的控制,如启动、关机等,统称为控制阀;另一类用于发动机的调节,如改变推力和混合比等,统称为调节阀或调节器。在液体火箭发动机上,自动器应用非常广泛,工作条件非常严峻,往往是在高压、高温或超低温、腐蚀性介质和振动环境以及空间环境条件下工作,需要有良好的适应特性和高的工作可靠性。

对液体火箭发动机的要求是三高一低,即高性能、高推力质量比、高工作可靠性和低生产成本。实际应用中,对于发动机性能、推力质量比、可靠性和成本之间需要进行综合考虑。但从发展趋势来看,应将

高的工作可靠性和低的生产成本(包括维护使用成本)放在首位。

液体火箭发动机的理论始于 20 世纪初期。1903 年俄国 K.Э. 齐奥尔科夫斯基首先提出利用液体火箭技术进行星际航行的理论。其后美国 R.H. 戈达德和德国 H. 奥伯特也相继提出用液体火箭发动机作为航天推进动力的设想。

第二次世界大战期间,德国研制 A-4 液体火箭发动机,所用推进剂为液氧、酒精,用于 V-2 弹道导弹,从而开创了现代液体火箭发展的历史。

第二次世界大战后,美国和前苏联在 V-2 弹道导弹的技术基础上,为第一代战略弹道导弹研制了大推力液体火箭发动机,推进剂为液氧、酒精和液氧、煤油。

60 年代,美国和苏联等国为了改善导弹的使用性能,研制了可贮存液体推进剂火箭发动机。限于当时的技术水平和急于解决战略武器有无问题,因此,这些液体火箭发动机与现在的水平相比,性能都比较低,系统结构复杂。但是由于这些发动机经过长期的运用,已经具有很高的工作可靠性,因此,这些发动机及其改型广泛用于各种系列的航天运载火箭上。此外,还专为航天运载研制了大推力的助推发动机、先进的上面级发动机和各种航天器小推力发动机。同时也研制了一些战术导弹用的液体火箭发动机。中国在这时期也研制成功多种型号的液体火箭发动机。

从 70 年代到 90 年代初,世界各火箭国家相继发展了以民用航天为主的大推力无毒推进剂发动机,它们是美国的航天飞机主发动机(SSME)、苏联的 RD-0120、法国的 HM-60、日本的 LE-7 等,这些都是液氧、液氢发动机。此外,还有苏联的 RD-170、RD-120 等液氧、煤油发动机。中国在此期间也发展了 YF-73 和 YF-75 液氧、液氢上面级发动机。

早期的航天器发动机采用单组元推进剂过氧化氢(重量浓度 90%),但其比冲较低。1966 年后,逐步被性能较高的无水肼所取代。对于重型或高轨道航天器,要求发动机有很高的总冲量,为此发展了性能很高的可贮存双组元发动机,推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。

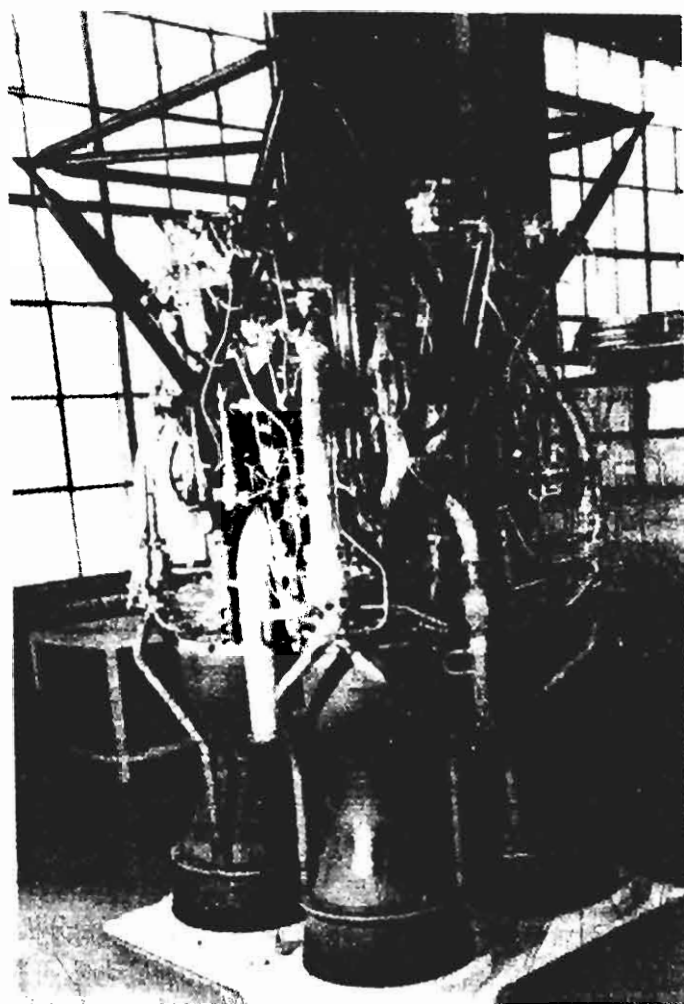
进入 90 年代以来,世界各国相继完成了以民用航天为主的大型运载工具需求的液体火箭发动机的研制,这些发动机的性能足以满足各国民用航天运载的要求。目前和今后相当长的一段时期内,液体火箭发动机的发展将是对现有这些发动机进行改进,以达到提高可靠性和降低成本的目的,如美国的航天飞机主发动机(SSME)改进型 Block-II、法国的 Vulcain 发动机改进型 Vulcain MK2、日本的 LE-7 发动机改进型 LE-7A 等。

同时,为了实现更加可靠的运行和更低的运行成本,液体火箭发动机正瞄准新的目标进行预研和发展。目前正在研究和探讨的有美国的改进型一次性使用运载火箭(EELV)计划,该计划的两种发动机方案分别为 RS-68 液氧、液氢发动机和由 RD-170 改进的 RD-180 液氧、煤油发动机。此外,还有美国选定 X-33 实验运载器用的塞式液氧、液氢发动机。研究表明,采用可重复使用的三组元发动机,加上复合材料、耐热材料和电子技术的广泛应用,也有可能应用于单级入轨航天飞机上。因此,美国和俄罗斯正在开展三组元发动机的预研工作。尽管这些发动机还处于研究阶段,但它反映了液体火箭发动机一种发展的趋势。

在航天器发动机方面,采用四氧化二氮、无水肼双模式推进系统最近已得到很大发展。近来也有采用无毒推进剂和采用泵压式供应系统的趋势。如俄罗斯“暴风雪”号航天飞机采用液氧、煤油为推进剂的姿控、轨控发动机,其轨控采用泵压式供应系统。此外以过氧化氢为氧化剂,以烃类或乙醇为燃料的可贮存无毒推进剂的推进装置,近来受到很大关注。

航天运载液体火箭发动机

YF-2A



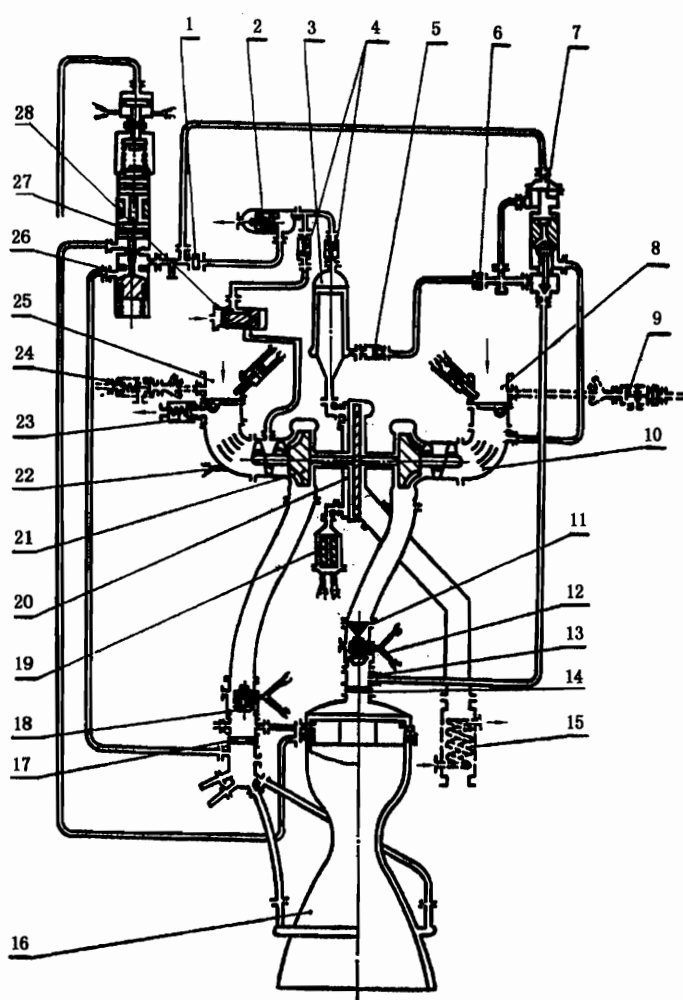
YF-2A 液体火箭发动机

YF-2A 液体火箭发动机是中国“长征 1”运载火箭的第一级发动机。由中国航天工业总公司第十一研究所于 1965 年~1968 年研制。YF-2A 是 YF-2 发动机的改型。推进剂为硝酸-27S 和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机由 4 台独立工作的单机组成,每台分机自成独立系统。发动机不摇摆,由石墨舵执行推力向量控制。发动机的主要特点是:采用电爆管控制主要阀门的启闭;采用推力调节系统以保证发动机的推力平稳。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	4×274.5	喷管扩张比		10
氧化剂流量	kg/s	4×82.6	工作时间	s	128
燃料流量	kg/s	4×33.6	推力质量比	kN/kg	0.93
混 合 比		2.46	结 构 质 量	kg	1 180
海平面比冲	m/s	2 363	直 径	mm	2 230
燃烧室压力	MPa	6.57	长 度	mm	2 655

发动机系统



YF-2A 发动机系统图

1, 6, 13, 26—限流圈 2—卸压阀 3—燃气发生器 4, 5—单向阀 7—稳定器 8—燃料启动阀 9, 24—清洗泄出阀 10—燃料泵 11—过滤网 12, 18—断流阀 14, 17—节流圈 15—换热器 16—推力室 19—火药启动器 20—涡轮 21—氧化剂泵 22—转速传感器 23—卸流阀 25—氧化剂启动阀 27—压调器 28—自关阀

系统组成 YF-2A 发动机的系统由启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、推力调节系统、贮箱增压系统和清洗泄出系统组成。

启动系统 由火药启动器、电爆管、充填阀和导管组成。

主系统 由启动阀、断流阀、主节流圈、卸流阀、涡轮泵、推力室及导管组成。

副系统 由燃气发生器、单向阀、限流圈、压调器、卸压阀、稳定器及导管等组成。

推力调节系统 由压调器、稳定器和卸压阀组成。

贮箱增压系统 由换热器和涡轮排气管组成。

清洗泄出系统 由旁通阀及导管组成。

工作原理 发动机的 4 台分机两两分批启动,先启动Ⅱ、Ⅳ分机,再启动Ⅰ、Ⅲ分机。每台分机启动时,首先通电打开氧化剂启动阀,再通电打开燃料启动阀。两种推进剂组元在贮箱增压压力和液柱压力的挤压下各自向发动机腔道充填。然后给火药启动器的电爆管通电,点燃药柱。火药燃气吹动涡轮,使涡轮泵工作。发动机内腔由挤压充填转为泵压充填。当两种推进剂组元进入推力室后,发动机自燃点火并向主级工作状态过渡。火药启动器的药柱燃尽后,涡轮完全由燃气发

生器产生的燃气驱动。当发动机受到外界和内部偶然因素干扰时,由压调器和稳定器进行自动调节,使发动机恢复到预期工作状态。发动机接到转级关机指令后,同时给4台分机供电,先使4台压调器同时进入末级工作状态,发动机转入末级工作;再同时关闭所有断流阀,切断推进剂供应使发动机关机。发动机I、Ⅲ分机各装一台换热器。在主级工作过程中,两台换热器将冷氮气加温后分别给两贮箱增压。

发动机主要部件

推力室 推力室由喷注器和身部组成。喷注器的三层底分别组成燃料腔和氧化剂腔。用钎焊方法把喷嘴固定在中底和内底之间。喷注器上装有喷嘴,并按同心圆排列。身部由带收敛段的圆柱形燃烧室及双圆弧喷管组成。冷却套采用波纹板夹层钎焊结构。氧化剂通过冷却套进行再生冷却。通过喷注器工艺环上的小孔,将燃料喷入推力室内壁表面形成液膜内冷却。身部内壁内表面涂有高温涂层。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

参 数		装换热器	不装换热器
燃气压力	MPa	4.903	4.667
氧化剂流量	kg/s	0.504	0.48
燃料流量	kg/s	2.314	2.204
氧化剂入口压力	MPa	6.80	6.39
燃料入口压力	MPa	6.55	6.16

燃气发生器由喷注器和身部组成。喷注器为三层底结构。中底、内底之间构成燃料腔;中底、外底之间构成氧化剂腔。用扩口压紧及钎焊的方法把喷嘴装在中底和内底上。喷嘴按蜂窝状排列。身部为压坑式点焊结构。用燃料进行外冷却。收敛段为单壁结构,不冷却。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.22	氧化剂泵入口压力	MPa	0.31
燃料泵出口压力	MPa	9.26	氧化剂泵出口压力	MPa	10.71
燃料泵流量	kg/s	33.6	氧化剂泵流量	kg/s	82.6
燃料泵效率		0.67	氧化剂泵效率		0.58

涡轮

入口压力	MPa	4.706	流 量	kg/s	2.92
出口压力	MPa	0.235	转 速	r/min	17 240

涡轮泵为单轴涡轮泵配置。氧化剂泵、燃料泵分别与涡轮盖和涡轮壳体用螺栓连接。涡轮为单级冲击式。它是由涡轮转子、涡轮盖、涡轮壳体组成。涡轮盖由进口法兰、弯管、喷嘴环等焊接而成。弯管上有与燃气发生器及火药启动器连接的法兰盘。涡轮转子由轮盘、叶片及轴组成。涡轮壳体由涡轮壳及排气管焊接而成。氧化剂泵与燃料泵结构相似,都是单级泵,由进口管、诱导轮、离心轮及泵壳体组成。诱导轮是双线等距螺旋叶轮。

涡轮盖、涡轮叶片、涡轮轮盘、涡轮壳体等由不锈钢制成。泵轴由合金钢制成。两泵壳体、进口管、离心轮及诱导轮均由铝合金制成。

自动器 发动机共有8种自动器,它们的功用简述于下:

燃气发生器稳定器安装在发动机副系统的燃料管路上。它根据压调器出口压力的变化调整副系统燃料流量,以保持燃气发生器的混合比恒定。

燃烧室压调器安装在副系统氧化剂管路上。发动机主级工作时用来保持燃烧室压力在一定的偏差范围之内,以保持发动机推力在规定的偏差范围之内。当发动机需要进入末级状态工作时,给压调器上

的电爆管通电,剪断销钉,使主弹簧放松到末级工作状态,发动机转入末级。

氧化剂启动阀和燃料启动阀安装在两泵的入口管前。在发动机未启动时,它阻止推进剂组元进入发动机腔道;发动机启动时,利用两个启动阀打开的时间差控制氧化剂和燃料进入推力室的时间,保证发动机正常启动。两启动阀的结构类似,是常闭式阀门。发动机启动时给阀门上的电爆管通电,切破膜片,使阀门打开。

卸压阀安装在副系统氧化剂管路压调器出口之后,其用途是防止当火药启动器和燃气发生器重叠工作时或当发动机工作过程中压调器出现故障时流向燃气发生器的氧化剂流量过大,以保持发动机在允许的安全范围之内工作。卸压阀是常闭式安全阀门。

旁通阀分别装在氧化剂和燃料清洗泄出系统上,供在特殊情况下泄出贮箱至泵前这段管路内的推进剂。发动机地面试车关机后,通过旁通阀泄出断流阀前的推进剂,并通过它对发动机进行清洗,旁通阀是常闭式气动阀门。

断流阀装在泵后主系统管路上,用以切断推进剂的供应使发动机关机。它是常开式阀门。

卸流阀装在氧化剂启动阀下壳体上,用以防止发动机启动或关机过程中泵前管路内出现过高的水击压力。它是常闭式阀门。

装在副系统推进剂管路上的单向阀是防止启动时火药燃气倒流。装在充填管路上的单向阀和自关阀是当燃气发生器氧化剂路的压力高于泵前时防止氧化剂从充填管路流向泵前。

YF-3



YF-3 液体火箭发动机

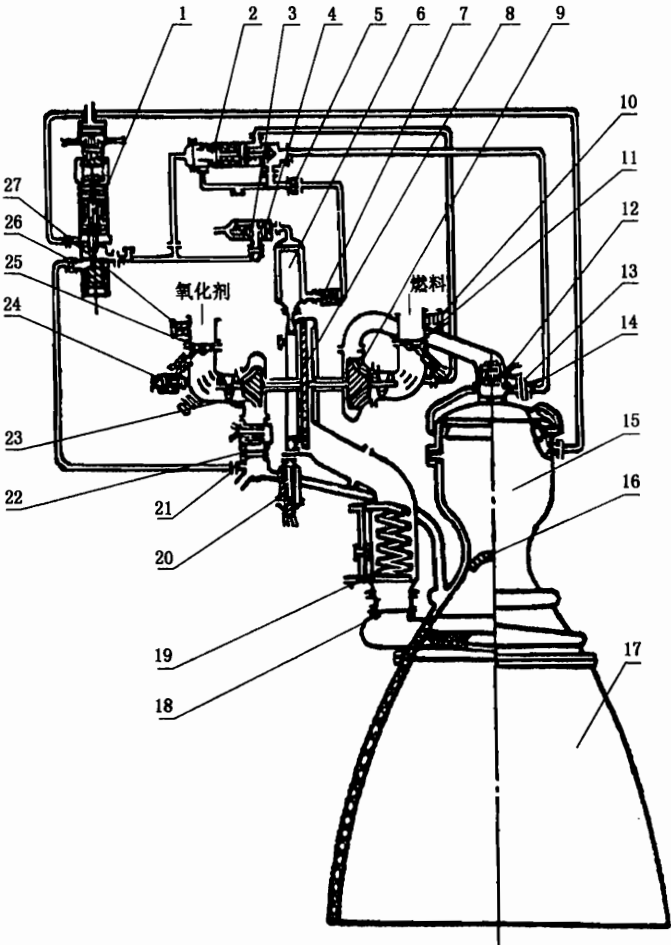
YF-3 液体火箭发动机是中国“长征 1”运载火箭的第二级发动机。由中国航天工业总公司第十一研究所于 1965 年 ~ 1968 年研制。YF-3 是在 YF-2 发动机的单机基础上研制而成。推进剂为硝酸-27S 和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机不摇摆,由石墨舵执行推力矢量控制。发动机主要特点是采用玻璃钢喷管延伸段,并把涡轮排气引入其中,对其进行气膜冷却。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	320.2	喷管扩张比		48.2
氧化剂流量	kg/s	81.08	工作时间	s	113
燃料流量	kg/s	32.69	推力质量比	kN/kg	0.915
混合比		2.48	结构质量	kg	350
真空比冲	kg/s	2 814	直径	mm	1 550
燃烧室压力	MPa	6.31	长度	mm	2 445

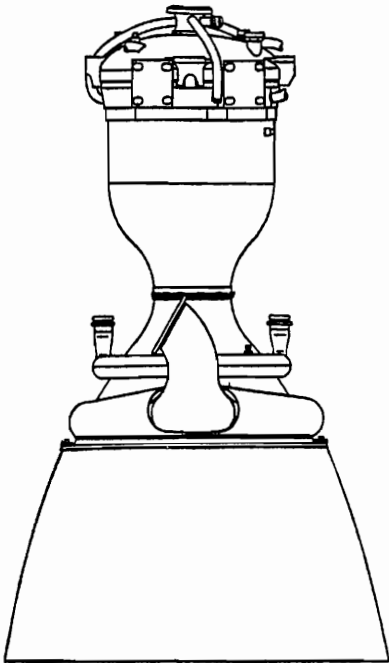
发动机系统

系统组成和工作原理 除取消充填系统外其余与 YF-2A 发动机基本相同。另外为了保证发动机高空点火可靠,发动机内腔由堵盖和破裂膜片封严。



YF-3 发动机系统图

1—压调器 2—稳定器 3—保险阀 4,5,13,14,21,26—节流圈 6—燃气发生器 7—单向阀 8—涡轮 9—燃料泵 10,27—泄出阀 11—燃料启动阀 12—燃料断流阀 15—推力室 16—堵盖 17—喷管延伸段 18—破裂膜片 19—换热器 20—火药启动器 22—氧化剂断流阀 23—氧化剂泵 24—卸流阀 25—氧化剂启动阀



YA-3 发动机推力室

发动机主要部件

推力室 推力室由喷注器,身部及玻璃钢喷管延伸段组成(见图)。喷注器结构与 YF-2A 发动机基本相同。

喷管型面为双圆弧型,从扩张比 10 以上包括燃烧室在内的推力室身部,是波纹板冷却套钎焊结构,由氧化剂进行再生冷却。从扩张比 10 以下为酚醛玻

璃钢喷管延伸段。并在扩张比 10 处引入涡轮排气,沿喷管内壁形成低温气幕,以降低喷管壁温。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.245	氧化剂泵入口压力	MPa	0.304
燃料泵出口压力	MPa	9.14	氧化剂泵出口压力	MPa	11.45
燃料泵流量	kg/s	32.74	氧化剂泵流量	kg/s	81.08
燃料泵效率		0.66	氧化剂泵效率		0.62

涡轮

入口压力	MPa	4.58	流量	kg/s	2.93
出口压力	MPa	0.303	转速	r/min	17 000

涡轮泵除性能参数及部分结构参数外,其余与 YF-2A 发动机的涡轮泵基本相同。

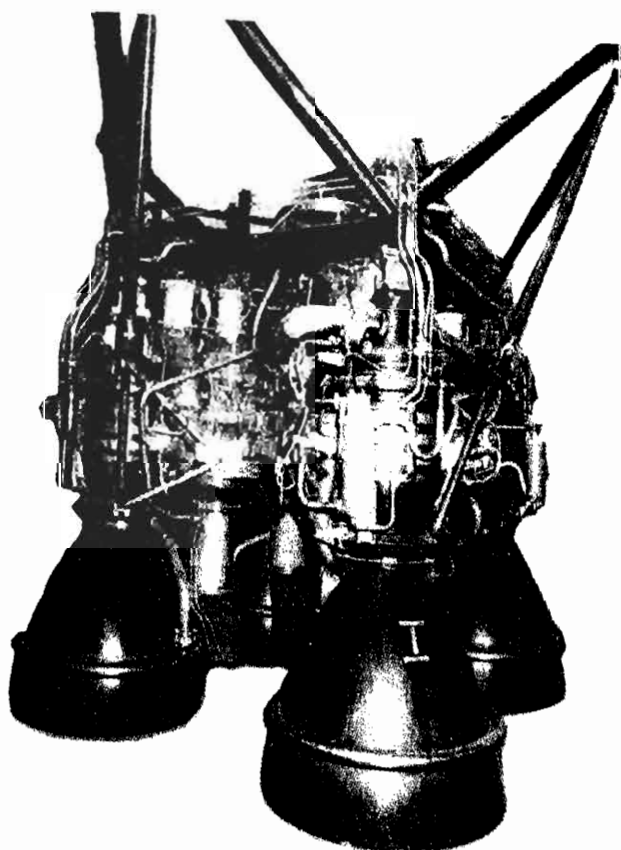
燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

氧化剂入口压力	MPa	6.63	燃料流量	kg/s	2.39
燃料入口压力	MPa	6.51	混 合 比		1.02
氧化剂流量	kg/s	0.52	燃气压力	MPa	5.14

除性能参数外燃气发生器结构与 YF-2A 发动机的基本相同。

自动器 YF-3 发动机的主要自动器除性能参数外,结构与 YF-2A 发动机的基本相同。

YF-21



YF-21 液体火箭发动机

YF-21 液体火箭发动机是中国“长征 2”/“长征 2C”(LM-2/LM-2C)运载火箭的第一级发动机,由中国航天总公司第十一研究所于 1965 年~1980 年研制。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统,火药启动器启动。YF-21 发动机由四台自成独立系统的 YF-20 发动机通过机架并联而成。每台单机可切向摇摆,最大摆动 $\pm 10(^{\circ})$ 。发动机的主要特点:一是每台单机采用泵前摇摆,通过摇摆软管和常平座来实现发动机摇摆和传递推力;二是发动机采用以推力室为装配基础的总体布局,将同轴立式涡轮泵固定在推力室上,以实现发动机摇摆;三是对高温高压导管的连接采用装配位置钎焊方案。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	4 × 700	燃烧室压力	MPa	6.98
真空推力	kN	4 × 780	喷管扩张比		12.69
氧化剂流量	kg/s	4 × 186.21	工作时间	s	140
燃料流量	kg/s	4 × 88.67	推力质量比	kN/kg	0.949
混 合 比		2.1	结构质量	kg	2 950
海平面比冲	m/s	2 540	直 径	mm	3 510
真空比冲	m/s	2 840	长 度	mm	3 360

发动机系统

系统组成 YF-21 发动机由四台能作切向摇摆 $\pm 10^\circ$ ，自成独立系统的 YF-20 发动机通过机架并联而成。由启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、贮箱增压系统和隔板冷却系统等组成。

启动系统 由火药启动器和电爆管组成。

主系统 由启动阀、电爆管、涡轮、泵、主系统节流圈、主阀、推力室及导管等组成。

副系统 由过滤器、氧化剂副断阀、电爆管、汽蚀管、单向阀、燃气发生器及导管组成。

贮箱增压系统 由两个系统组成：一是四氧化二氮蒸发器系统，由蒸发器、汽蚀管、单向阀、集合器及导管等组成；二是燃气降温器系统，由声速喷嘴、降温器、单向阀、集合器、节流圈及导管等组成。

隔板冷却系统 由燃料主管路引出一股燃料经节流圈、导管、燃气降温器及冷却隔板后进入推力室。

工作原理 YF-21 的四台单机(YF-20)分成两组分批启动。首先同时启动Ⅱ、Ⅳ分机，经 0.3 s 再同时启动Ⅰ、Ⅲ分机。每台分机按下列程序启动：

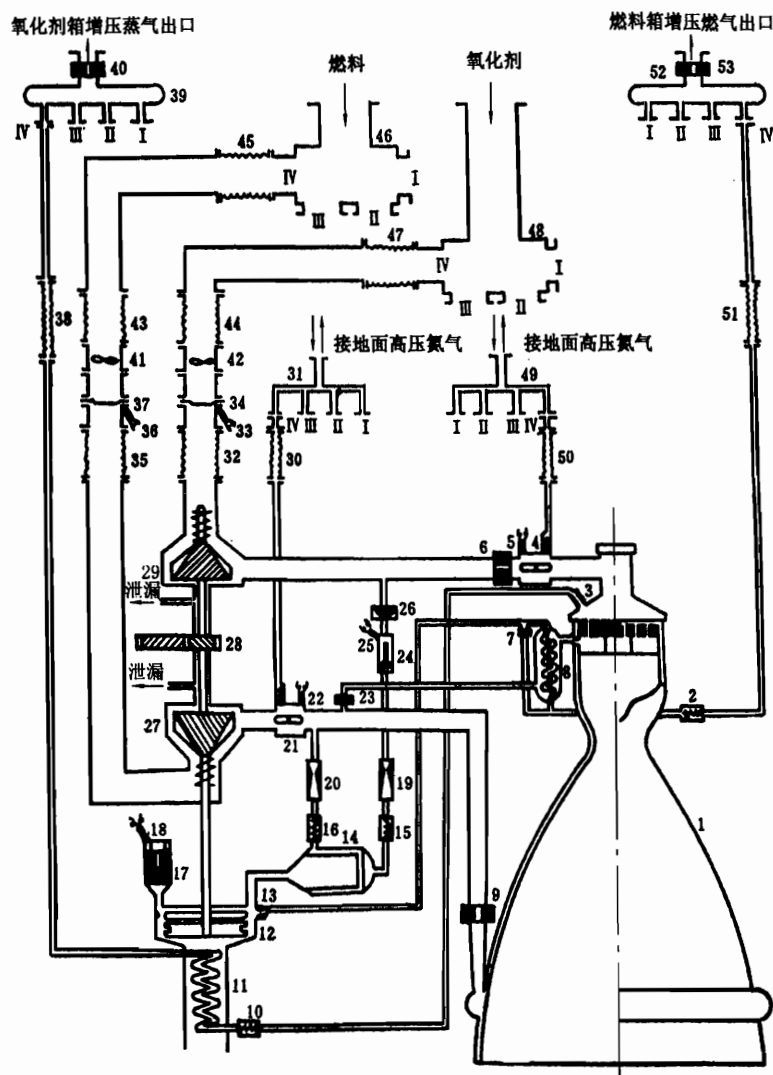
先给燃料启动阀的电爆管通电，打开燃料启动阀。燃料启动阀电爆管通电 0.36 s 后，给氧化剂启动阀的电爆管通电，打开氧化剂启动阀。两种组元分别在各自的贮箱增压压力和液柱压力挤压下对阀门后的腔道进行充填。氧化剂启动阀电爆管通电 0.65 s 后给火药启动器电爆管通电，火药启动器开始工作。火药启动器的燃气进入燃气集合器后分三路流动：一路流向燃气发生器；一路经声速喷嘴流向降温器；另一路经涡轮喷嘴环吹动涡轮，驱动涡轮泵，推进剂由挤压充填变为泵压充填。从火药启动器电爆管通电后 0.4 s 左右，主副系统充填完毕，推力室和发生器先后开始工作。

当火药启动器的火药燃烧完时，燃气发生器转为独立工作，涡轮继续加速，使发动机进入主级状态工作。发动机的主级工况由主系统节流圈和副系统汽蚀管来保证。增压系统的流量分别由汽蚀管和声速喷嘴加以控制。

四氧化二氮蒸发器将推力室头部引出的四氧化二氮用涡轮废气加热，使其成为压力和温度符合要求的气体，给氧化剂箱增压。

燃气降温器将从涡轮引出的高温燃气，经隔板冷却系统的燃料降温后，使其压力和温度成为符合要求的燃气，给燃料箱增压。

当发动机接到关机指令后，四台分机同时关机。先给氧化剂副断阀的电爆管通电，切断副系统氧化剂供应，使发动机工况衰减。经 1.0 s 后，给氧化剂主阀和燃料主阀上的电爆管同时通电，关闭主阀，主机工作结束。存留在主阀后的推进剂继续进入推力室，产生后效推力。



YF-21 发动机系统原理图

1—推力室 2,10,15,16—单向阀 3,9,20—汽蚀管 4,21—主阀 5,18,22,25,33,36—电爆管 6,7,9,23,40,53—节流圈 8—燃气降温器 11—四氧化二氮蒸发器 12,27,29—涡轮泵 13—声速喷嘴 14—燃气发生器 17—火药启动器 24—氧化剂副断阀 26—过滤器 28—齿轮箱 34,37—启动阀 39,52—集合器 30,38,43,44,45,47,50,51—补偿软管 31,49—控制气体集合器 32,35—摇摆软管 46—燃料五通 48—氧化剂五通

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

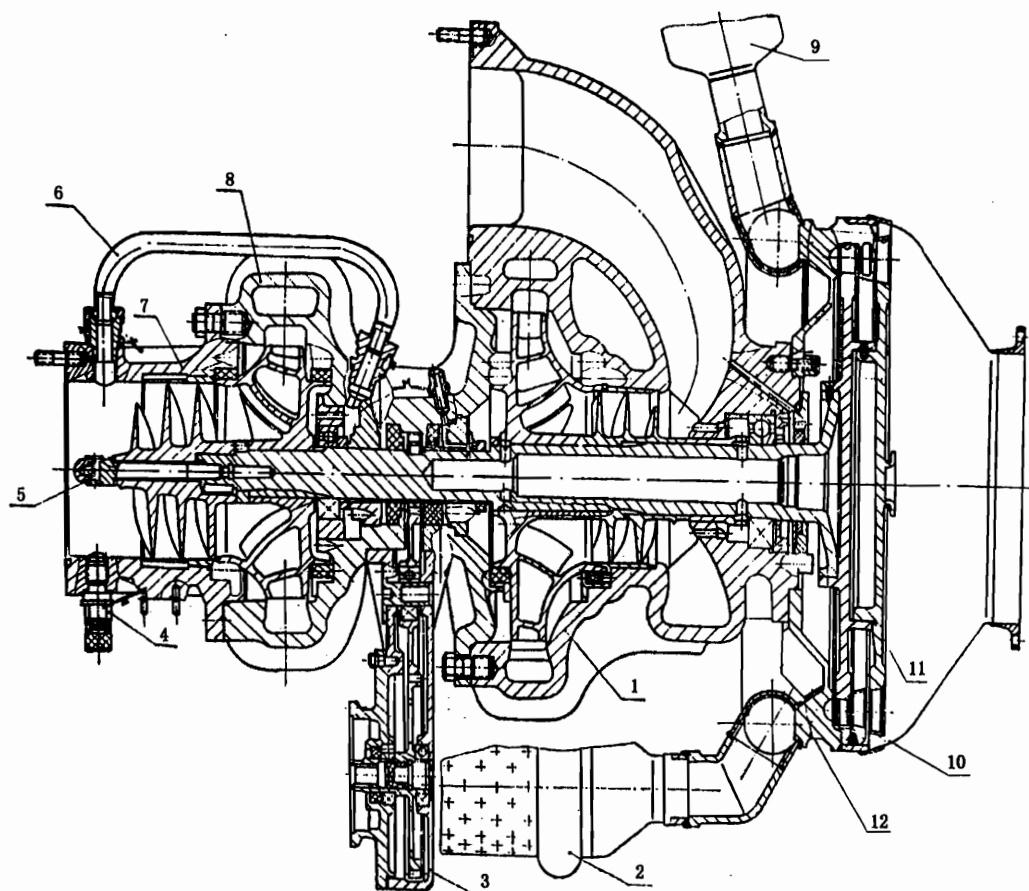
海平面推力	kN	680	燃烧室压力	MPa	6.98
海平面比冲	m/s	2580	燃烧室直径	mm	401
氧化剂流量	kg/s	182.8	喉部截面直径	mm	278
燃料流量	kg/s	81.07	喷管出口截面直径	mm	992
混合比		2.25	喷管扩张比		12.69
燃烧室比冲效率		0.958	特征长度	mm	1150
喷管比冲效率		0.975			

推力室是一个不可拆卸的焊接结构,主要由带隔板的头部、身部及焊接在推力室外部的涡轮泵支撑平台、伺服机构连接支架、固定其它组件的支板等组成。

头部主要由顶盖、喷注器、隔板及零件、搭板组成。上腔为氧化剂腔,下腔为燃料腔。喷注器采用单组元、直流式双股自击式喷嘴。喷注器盘为一整体结构,共有 2 694 个直流式喷孔,分布在 15 个喷嘴环上,每个环上有内、外两排孔,用铆接和钎焊方式将环与喷注器盘连在一起。喷嘴环采用交替排列方式,单数环为燃料环,双数环为氧化剂环。除第 15 环外排的 174 孔是与燃烧室内壁面倾斜角 15° ,用于形成外冷却液膜外,其余 2 520 个孔都是以撞击对(燃料为 629 对,氧化剂为 631 对)的形式存在的。为改善隔板冷却,把径向隔板两侧的燃料喷嘴撞击对改为不等角撞击,使大部分燃料射向隔板壁面,形成冷却液膜;同时又将径向和周向隔板两侧的氧化剂喷嘴改为小撞击角,延长撞击点距离,以保证燃烧面向后推移,并有利于隔板冷却。隔板形状为“一周六径”的波纹板钎焊结构,用燃料进行再生冷却,高 100 mm。

身部是由燃烧室和先收敛再扩散的拉瓦尔喷管组成。为波纹板钎焊结构,由内壁、波纹板和外壁构成。身部采用偏二甲肼作冷却剂,由集合器进入,经波纹板通道对身部冷却后进入头腔,经喷注器喷入燃烧室内。外壁材料采用钢 1Cr21Ni5Ti 材料,内壁材料采用钢 1Cr18Ni9Ti 材料。

涡轮泵



YF-20 发动机涡轮泵

- 1—燃料泵 2—燃气发生器 3—齿轮箱 4—转速线圈 5—轴端螺钉 6—回流导管
7—进口管组件 8—氧化剂泵 9—火药启动器 10—排气管 11—涡轮转子 12—涡轮组件

涡轮泵主要性能参数

涡轮

入口压力	MPa	5.79	流 量	kg/s	6.11
------	-----	------	-----	------	------

出口压力	MPa	0.29	转 速	r/min	9 709
入口温度	K	1 184	效 率		0.48
出口温度	K	898	功 率	kW	4 590
燃料泵					
入口压力	MPa	0.29	流 量	kg/s	108.78
出口压力	MPa	11.5	效 率		0.714
氧化剂泵					
入口压力	MPa	0.49	流 量	kg/s	126.5
出口压力	MPa	10.3	效 率		0.75

涡轮泵主要由一个两级冲击式涡轮、氧化剂泵、燃烧泵和齿轮箱组成(见图)。它是同轴立式结构,从上到下,氧化剂泵、燃料泵和涡轮一字排列。两泵相背,齿轮箱置于两泵之间。燃料泵和氧化剂泵之间、燃料泵和涡轮之间采用双螺栓连接,泵与涡轮同轴转动,整个涡轮泵装置靠燃料泵壳体上的三个支腿固定在推力室上。涡轮泵轴线与推力室轴线平行。

涡轮采用局部进气,速度分级。它主要由涡轮盖、转子、导向环和排气管等组成。是一个具有两级叶轮的冲击式涡轮。

燃料泵和氧化剂泵均为单级离心式结构。它由诱导轮、离心轮、壳体、密封环等组成。泵的离心轮均为整体铸件,泵壳采用双阿基米德螺旋线通道。燃料泵与涡轮之间采用橡胶石棉板作静密封;两泵壳体之间采用橡胶密封圈作静密封;两泵之间还采用两组端面密封和两组橡胶密封皮碗作动密封,防止介质从转动件和非转动件之间漏出。在涡轮和燃料泵之间也采用皮碗密封。

齿轮箱主要由一个中间齿轮、一个从动齿轮、齿轮箱壳体、箱盖、轴承、小轴等组成。传动功率为18.4 kW,齿轮传速比为 $24/15 = 0.47$ 。涡轮盘由高温镍基合金 GH169 制成,泵壳体、叶轮、齿轮箱壳体由铸铝 ZL104 制成,燃料泵诱导轮由铝 LD10 制成,氧化剂泵诱导轮由钢 2Cr13 制成。

自动器 YF-21 发动机主要采用的阀门有:启动阀、燃料主阀、氧化剂主阀、断流阀、单向阀等五种。

启动阀用来将推进剂贮箱和发动机系统隔开。在发动机启动时,启动电爆管打开阀门,使推进剂进入发动机系统。由铝合金 LD10 制成。

燃料主阀是在关机时用来切断主系统的燃料供应。该阀为常闭式一次工作的碟形阀。由 LD10 材料制成。

氧化剂主阀是在关机时用来切断主系统的氧化剂供应。该阀为常闭式一次工作的碟形阀。由 LD10 材料制成。

断流阀是在关机时用来切断副系统的氧化剂供应。该阀为常开式菌状阀。主要部件由铝合金 LD10 和 LF₂-M 材料制成。

单向阀有四种类型为 YF-21 发动机所采用:一是燃料副系统单向阀,它用于防止发动机启动时火药燃气进入副系统燃料供应管路;二是氧化剂副系统单向阀,它用于防止发动机启动时,火药燃气进入副系统氧化剂供应管路;三是四氧化二氮增压系统单向阀,当氧化剂箱停止增压后,可防止箱内增压气体倒流泄出,箭体进行气密性试验检查时,防止压缩气体进入发动机;四是燃气降温器增压系统单向阀,当燃料箱停止增压后,用于防止燃料箱的增压气体倒流泄出,箭体进行气密性检查时,防止压缩气体进入发动机。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

燃 气 压 力	MPa	6.45	燃 气 温 度	K	1 184
氧化剂流量	kg/s	1.081	混 合 比		0.205
燃 料 流 量	kg/s	5.274			

燃气发生器由头部、圆柱段和尾部组成。

头部由第三底和底部组合件组成,分为上下两个腔,上腔为氧化剂,下腔为燃料。底部组合件上装有13个双组元离心式喷嘴,安放在中心区,18个单组元(燃料)离心式喷嘴安放在边区。中心区余氧系数为0.192。

身部由圆柱段和尾部组成。圆柱段为压坑点焊结构,用燃料作冷却剂。尾部收敛段为不冷却的单壁结构。头部、身部由钢1Cr18Ni9Ti制成,尾部收敛段由钢GH131制成。

火药启动器 由未装填的火药启动器,火药装药,点火药盒和电爆管组成。未装填的火药启动器由顶盖、壳体、点火器、挡药板和喷管组成。

四氧化二氮蒸发器 它主要由壳体,蛇形管,法兰盘,加强杆等组成。当发动机工作时,从头部氧化剂腔引出一股四氧化二氮,经汽蚀管进入蒸发器的蛇形管中,利用涡轮废气加热使四氧化二氮汽化,并达到一定的温度和压力,给氧化箱增压。其部件由钢1Cr18Ni9Ti制成。

燃气降温器 它主要由外壳,蛇形管,旁通管组成。当发动机工作时,利用从涡轮引出的一小股高温高压富燃料燃气,使其进入降温器的蛇形管和旁通管(用于调节出口温度)中;再从燃料泵引出一股燃料,使其进入降温器的壳体内,对高温高压燃气进行冷却,使燃气降到一定的温度和压力,给燃料箱增压。其部件主要由钢1Cr18Ni9Ti制成。

改进与发展

为了提高运载能力,改善性能和增强可靠性,对YF-21发动机进行不断改进,以实现系列运载任务,主要有以下系列一级发动机:

1. YF-21B发动机的主要改进有:提高YF-20发动机的室压(增大0.98MPa);加大氧化剂和燃料的喷孔;在径向隔板增加一对加大撞击距离的喷孔,以改善冷却效果;其工艺集合器和隔板也作了局部改进;涡轮喷嘴增加到18个;燃气发生器改为波纹板钎焊结构;蒸发器与涡轮排气管采用焊接连接;主阀为自锁—解锁状态,启动阀为双锁状态。YF-21B发动机用作“长征2D”(LM-2D)、“长征4A/4B”(LM-4A/LM-4B)运载火箭的第一级发动机。

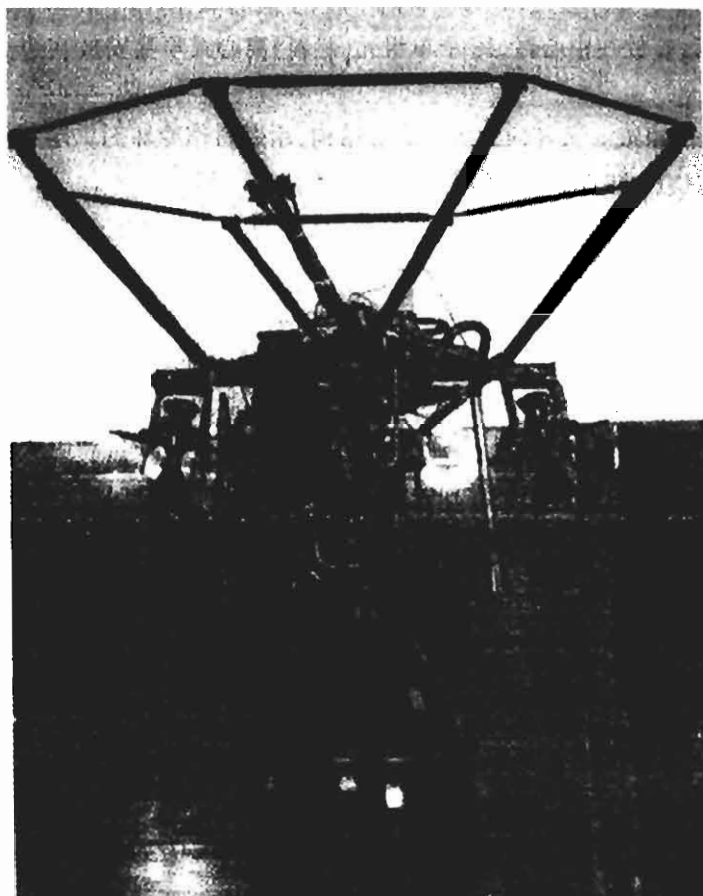
2. DaFY6-2发动机由四台YF-20B发机构成。主要改进是推力增加了196kN,其他与YF-21B相同。DaFY6-2发动机用作“长征2C”发射铱星(LM-2C/FP)、“长征2E”(LM-2E)、“长征3A”(LM-3A)、“长征3B”(LM-3B)运载火箭的第一级发动机。

3. DaFY5-1发动机是“长征2E”(LM-2E)、“长征3B”(LM-3B)运载火箭的助推发动机,它是在YF-20B发动机基础上改进而来,所以DaFY5-1发动机没有摇摆的伺服机构;涡轮泵无齿轮箱;采用新机架,新蒸发器;推力室与机架相连增加三根压杆。

YF-24

YF-24液体火箭发动机是中国“长征2”(LM-2)运载火箭第二级发动机。由中国航天工业总公司第十一研究所于1965年~1980年研制。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。发动机采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。

YF-24发动机由一台主发动机(YF-22)和由四台推力室构成的游动发动机(YF-23)通过机架组成。游动发动机自成独立的系统,但与主发动机共用一个泵前启动阀。主发动机推力室固定在机架中央。游动发动机的四台推力室分别置于机架十字梁的4个端头,共用一个涡轮泵。在飞行过程中,四台推力室可进行切向摆动,最大摆角为 $\pm 60^\circ$ 。在主机关机后,游机可继续工作一段时间,进行末速修正,以提高有



YF-24 液体火箭发动机

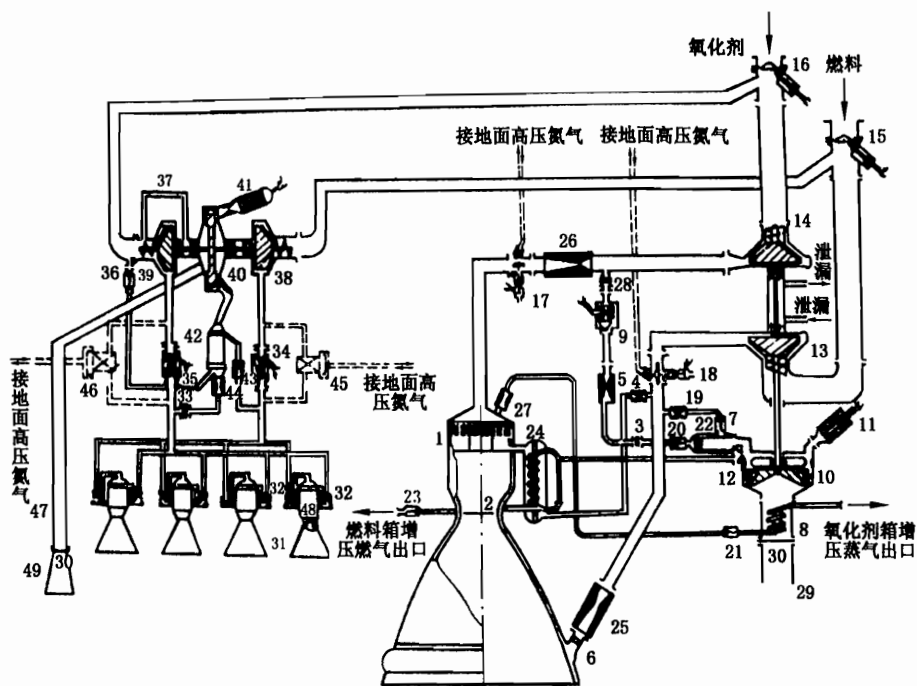
效载荷的入轨精度,也可为火箭爬升到更高轨道提供小推力。

发动机的主要特点是:(1)主发动机系统采用全气蚀管方案,大大提高了发动机的性能精度;(2)游动发动机采用框架,全密封轴承和动密封结构组成的机组结构,实现了无软管的泵后高压摇摆方案;(3)采用导管装配位置焊接方案,提高了发动机结构的可靠性。

发动机主要性能与结构参数

型 号		YF-22	YF-23	YF-24
真 空 推 力	kN	719.8	46.09	
氧 化 剂 流 量	kg/s	174.51	10.17	
燃 料 流 量	kg/s	79.98	6.50	
推进剂混合比		2.181	1.57	
真 空 比 冲	m/s	2 834.12	2 741.55	
燃 烧 室 压 力	MPa	6.52	3.29	
喷管扩张比		12.69	24.21	
工 作 时 间	s	140	> 160	
推力质量比	kN/kg			0.875
结 构 质 量	kg			875
直 径	mm			3 318
长 度	mm			3 013

发动机系统



YF-24 发动机系统原理图

1,31—推力室 2—高空堵盖 3,6,32—节流圈 4,5,19,25,26,27,43,44—汽蚀管 7,20,21,23—单向阀 8—四氧化二氮蒸发器 9,34,35—断流阀 10,40—涡轮 11,41—火药启动器 12—声速喷嘴 13,38—燃料泵 14,39—氧化剂泵 15,16—启动阀 17—氧化剂主阀 18—燃料主阀 22,42—燃气发生器 24—燃气降温器 28,33—滤网 29,47—排气管 30—密封膜片 36—充填阀 37—回流管 48—高空堵盖 49—小喷管

系统组成 YF-24 发动机的系统由启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、贮箱增压系统、隔板冷却系统等组成。

启动系统 主机和游机的启动系统均由各自的火药启动器和电爆管等组成。

主系统 由主机主系统和游机主系统组成:1. 主机主系统由启动阀、泵、主阀、主汽蚀管、节流圈、主管路及推力室组成;2. 游机主系统由泵、断流阀、节流圈、推力室、管路及与主机共用的启动阀组成。

副系统 由主机副系统和游机副系统组成:1. 主机副系统由断流阀、滤网、汽蚀管、节流圈、单向阀、燃气发生器、涡轮、排气管及导管组成;2. 游机副系统由滤网、汽蚀管、燃气发生器、涡轮、排气管、小喷管及导管组成。

充填系统 由充填阀和导管组成燃气发生器氧化剂充填系统。该系统由氧化剂泵前引出,直接进入燃气发生器头腔。保证氧化剂和燃料进入燃气发生器的同时性。在燃气发生器建压后,充填阀迅速关闭,充填系统停止工作。

贮箱增压系统 它由氧化剂箱增压系统和燃料箱增压系统组成:1. 氧化剂箱增压系统由汽蚀管、四氧化二氮蒸发器、单向阀及导管组成;2. 燃料箱增压系统由声速喷嘴、燃气降温器、单向阀及导管组成。

隔板冷却系统 它从燃料主管路上引出,经汽蚀管、燃气降温器进入推力室。这部分燃料首先冷却燃气降温器内的燃气,然后对燃烧室的隔板进行冷却。

此外,主机有泵泄漏管路,游机氧化剂泵有回流管路。

工作原理 在一级发动机(YF-21)氧化剂副系统断流阀电爆管通电指令发出前 0.76 s,通电打开二级发动机的燃料启动阀,燃料开始充填腔道。再经 0.73 s 通电打开氧化剂启动阀。在贮箱压力和静液柱压力作用下,两种组元开始挤压充填。再经 0.83 s 给主机火药启动器电爆管通电,主机点火。火药燃气驱动涡轮转动,主机各系统转入泵压充填。两种组元进入燃气发生器,使其进入工作状态;火药启动器工作约 0.6 s 后,由燃气发生器单独驱动涡轮,以提高两种组元的扬程。约经 0.3 s 的泵压充填,推力室自燃点火工作;经 1 s 左右推力室达到额定工况。

主机火药启动器电爆管通电 0.7 s 后,游机火药启动器点火,游机各系统转入泵压充填,燃气发生器和四个小推力室进入工作状态。火药启动器工作 1.52 s 结束,燃气发生器单独工作,此时整个 YF-24 发动机进入主级工作状态。

从推力室头部引出的四氧化二氮在四氧化二氮蒸发器内用涡轮废气加热,使其温度和压力成为符合要求的气体,给氧化剂贮箱增压,其流量由汽蚀管控制。

从涡轮引出的高温燃气用隔板冷却系统的燃料降温,使其压力和温度成为符合要求的燃气,给燃料箱增压,其流量由声速喷嘴控制。隔板冷却系统的燃料流量由汽蚀管控制。

发动机关机时,先关闭氧化剂副系统断流阀,约 1 s 后再同时关闭两个主阀,主机停止工作。游机根据工作要求可继续工作一段时间。关机时,同时关闭两个断流阀,游机停止工作。关机后,主阀和断流阀后的推进剂继续进入推力室,产生后效推力。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

型 号		YF-22	YF-23
真空推力	kN	720	4 × 11.53
真空比冲	m/s	2 835	2 761
燃烧室比冲效率		0.958	0.956
喷管比冲效率		0.975	0.946
氧化剂流量	kg/s	172.1	2.47
燃料流量	kg/s	74.1	1.42
混 合 比		2.32	1.74
燃烧室压力	MPa	6.52	3.29
燃烧室直径	mm	401	105
喉部截面直径	mm	278	50
喷管出口截面直径	mm	998	246
喷管扩张比		12.69	24.21
特征长度	mm	1 150	868

YF-22 发动机推力室除没有伺服机构下支撑结构外,其结构组成与 YF-20 发动机推力室相同。

YF-23 推力室由头部,身部及焊在身部加强环上的摆轴和弯管组成。通过摆轴上传动轴上的 72 个齿与伺服机构上的端面齿啮合传递扭矩,实现推力室摇摆。

头部由底部组件,外底和环等焊接而成。头部上有 19 个双组元离心式喷嘴,以同心圆型式排列。喷嘴与底用高温钎焊联接。头部冷却环上有 24 个与内壁成 13°角的直流孔,用燃料在内壁上形成冷却薄膜。边区余氧系数达到 0.336。

身部由圆柱段和双圆弧喷管组成,内壁为化铣沟槽结构,外壁与内壁经钎焊构成冷却通道。身部采用往复式再生冷却,用偏二甲肼作冷却剂。

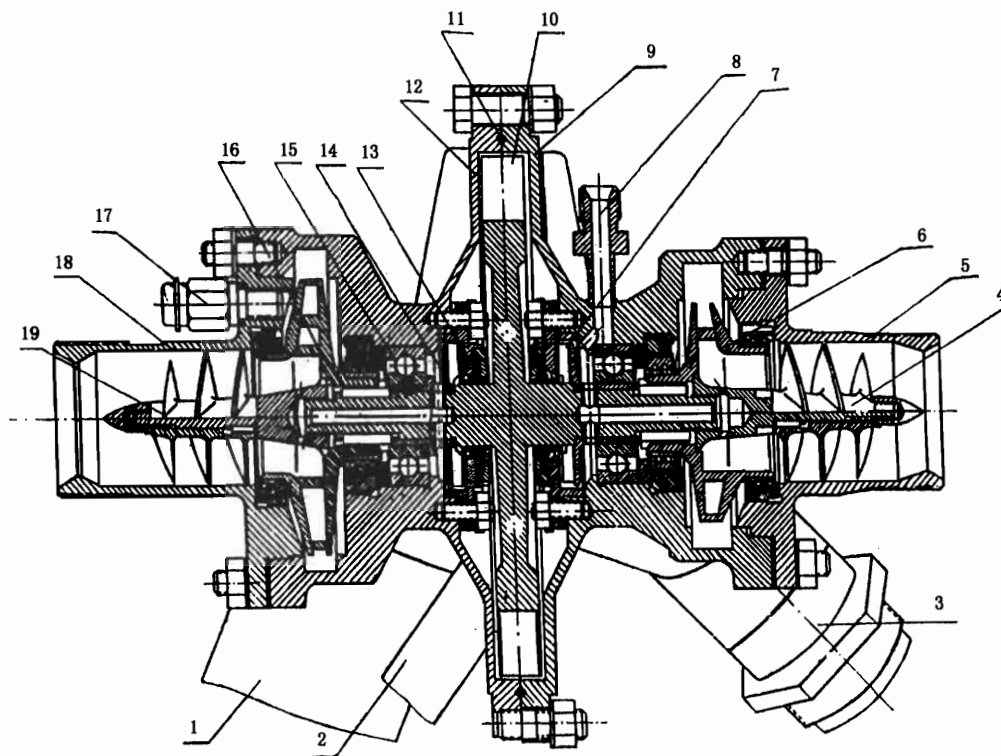
内壁与头部结构由钢 1Cr18Ni9Ti 制成,外壁由钢 1Cr21Ni5Ti 制成,摆轴由钢 F112 制成。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

涡轮		YF-22	YF-23
入口压力	MPa	5.57	3.6
出口压力	MPa	0.343	0.294
入口温度	K	1 150	< 1 100
流 量	kg/s	6.308	0.459 8
转 速	r/min	10 120	22 800
效 率		3 570	124.8
功 率	kW	0.511	0.332
燃料泵			
入口压力	MPa	0.294	0.284
出口压力	MPa	12.57	6.21
流 量	kg/s	80.23	6.11
效 率		0.692	0.684
氧化剂泵			
入口压力	MPa	0.49	0.471
出口压力	MPa	11.52	6.31
流 量	kg/s	174.23	9.93
效 率		0.739	0.682

YF-22 涡轮泵除没有齿轮箱外,其结构组成均与 YF-20 涡轮泵相同。

YF-23 涡轮泵由涡轮和分别置于两侧的氧化剂泵和燃料泵组成(见图)。火药启动器和燃气发生器焊在燃料泵壳体上,两泵的离心轮,诱导轮和液封轮都装在同一根涡轮转子轴上。



YF-23 发动机涡轮泵

1—火药启动器 2—燃气发生器 3—排气管 4,19—诱导轮 5—氧化剂进口管 6,16—离心轮 7,14—叶封轮 8—接管嘴 9,12—泵壳体 10—涡轮转子 11—金属“O”型环 13—密封皮碗 15—轴承 17—转速线圈 18—燃料进口管

涡轮由转子和涡轮壳体组成。涡轮壳体与两泵壳体为一体,用“V”形槽与金属“O”形环密封。涡轮盘、叶片和轴是整体电解加工而成的。

两泵均由壳体、离心轮、诱导轮和进口管组成。泵通道为矩形截面,阿基米德螺旋线形。小泵入口为球头—喇叭口连接结构。离心轮的叶轮均为双圆弧线形,诱导轮的叶片均为双头等矩螺旋形。

两泵和涡轮之间均采用液封轮加 FS-20 双唇皮碗密封装置密封。离心轮前后均装有封严套,用以密封泵后高压推进剂。

两个泵均采用 3D204XW 不锈钢滚珠轴承,并用各自回流的推进剂润滑和冷却。

涡轮转子由钢 GH169 制成,诱导轮由铝合金 LD10 制成,离心轮由铝 LD2 制成,泵壳体、扩散器、涡轮喷嘴由钢 1Cr18Ni9Ti 制成,进口管、封严轮由钢 2Cr13 制成。

自动器 YF-24 发动机除启动阀、充填阀和游机断流阀外,其余均与 YF-21 发动机的阀相同。

启动阀除增加供应游机的接嘴外,其余结构均与 YF-20 发动机的阀相同。

充填阀是在游机充填时增加燃气发生器氧化剂流量,以改善启动性能。该阀为常闭式菌状结构。

断流阀是用于切断游机推进剂的供应。该阀为常开式菌状结构,用三道“O”形密封环,以防止推进剂与电爆燃气接触爆炸。

单向阀是在火药启动器单独工作时阻止火药燃气流入其他系统。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

型 号		YF-22	YF-23
燃 气 压 力	MPa	6.76	3.72
氧化剂流量	kg/s	1.116	0.055 7
燃 料 流 量	kg/s	5.442	0.404 1
燃 气 温 度	K	1 150	1 100
混 合 比		0.205	0.138

YF-22 燃气发生器除了燃料喷嘴和大流量氧化剂喷嘴的切向孔和旋转半径稍有不同外,其余结构组成与 YF-20 燃气发生器相同。

YF-23 燃气发生器由头部、身部和尾部组成。头部由第三底和底部组合件焊接而成。喷嘴为单组元涡流器离心式结构,采用蜂窝式排列形式。身部圆柱段为压坑点焊式结构,内外壁形成冷却通道,用燃料作冷却剂。尾部为不冷却的单壁结构。主要部件均由钢 1Cr18Ni9Ti 制成。

火药启动器 YF-22 火药启动器结构形式与 YF-20 火药启动器相同。YF-23 火药启动器由未装填的火药启动器、火药装药、点火药盒和喷管组成。未装填的火药启动器由壳体、顶盖、点火器架和挡药板组成。壳体由钢 1Cr18Ni9Ti 制成。顶盖由钢 30CrMnSiA 制成。

四氧化二氮蒸发器 YF-22 发动机的四氧化二氮蒸发器与 YF-20 发动机的四氧化二氮蒸发器完全相同,其性能和结构参数略有不同。

燃气降温器 YF-22 发动机的燃气降温器除部分性能与结构参数稍不同外,其结构、功用、材料和外形与 YF-20 的燃气降温器相同。

改进与发展

为了不断提高运载能力,改进性能和增大可靠性,在 YF-24 发动机基础上进行改进,形成系列,实现各种运载任务,主要有以下系列二级发动机:

1. YF-24F 发动机与 YF-24 发动机相比,作如下改进:将 YF-22 的排气管与蒸发器改为自锁螺母连接,改后代号为 YF-22F。将 YF-23 发动机的氧化剂泵改为双端面密封;小泵入口改为法兰橡胶“O”形圈结

构;火药启动器端面改为石棉垫圈密封结构;节流圈和文氏管加有防错装装置,改进后代号为 YF-23F, YF-24F 发动机用于“长征 2C”(LM-2C)、“长征 2D”(LM-2D)、“长征 3”(LM-3)、“长征 4A”(LM-4A)运载火箭的第二级发动机。

2. YF-24B 发动机与 YF-24 发动机不同之处有:主发动机推力室采用大喷管结构;蒸发器与涡轮排气管采用焊接连接;燃气发生器为铣槽结构;主阀为自锁-解锁状态,启动阀为双锁状态;发动机增加推进剂利用系统。游动发动机推力室改为铌合金大喷管状态。YF-24B 发动机用作“长征 2C”发射铱星(LM-2C/FP)运载火箭的第二级发动机。

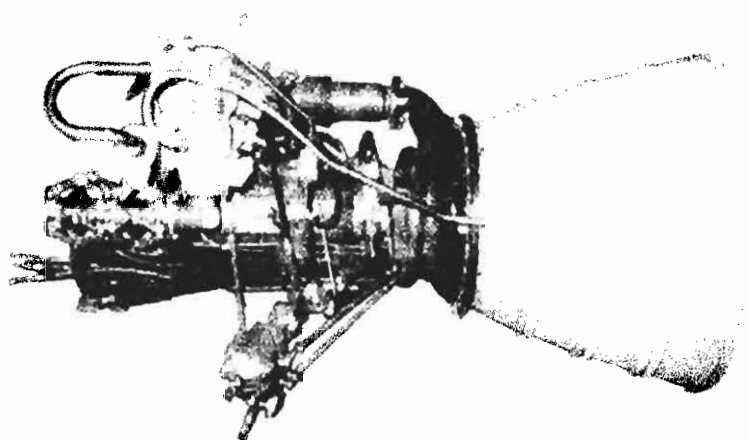
3. DaFY20-1 发动机由一台主机(DaFY21-1)和四台共泵的推力室构成的游动发动机(YF-23B)并联组成。DaFY21-1 发动机为大喷管状态,主阀为自锁-解锁状态;启动阀为单锁状态。DaFY20-1 发动机用作“长征 3A”(LM-3A)和“长征 3B”(LM-3B)运载火箭的第二级发动机。

4. 作适应性修改后,二级系列发动机还有 DaFY20-3 发动机(由 YF-22B 和 YF-23F 组成),用作“长征 4B”(LM-4B)运载火箭的第二级发动机。

5. DaFY6-1 发动机由一台主机(YF-22B)和一台游机(DaFY6-1)通过机架并联而成。游机 DaFY6-1 与 YF-23B 基本相同,仅在机架上焊有姿控发动机的安装支板, DaFY6-1 发动机与 YF-24B 基本相同,它用作“长征 2E”(LM-2E)运载火箭的第二级发动机。

YF-40

YF-40 液体火箭发动机是中国“长征 4A”(LM-4A)运载火箭的第三级发动机。它由两台独立工作的单机通过机架并联而成。由中国航天工业总公司第十一研究所于 1976 年~1990 年研制。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。用火药启动器启动。发动机具有双向摇摆和两次启动能力。最大摆角为 $\pm 4.5^\circ$ 。发动机采用以推力室为中心,各主要部件按系统走向环绕配置的布局。

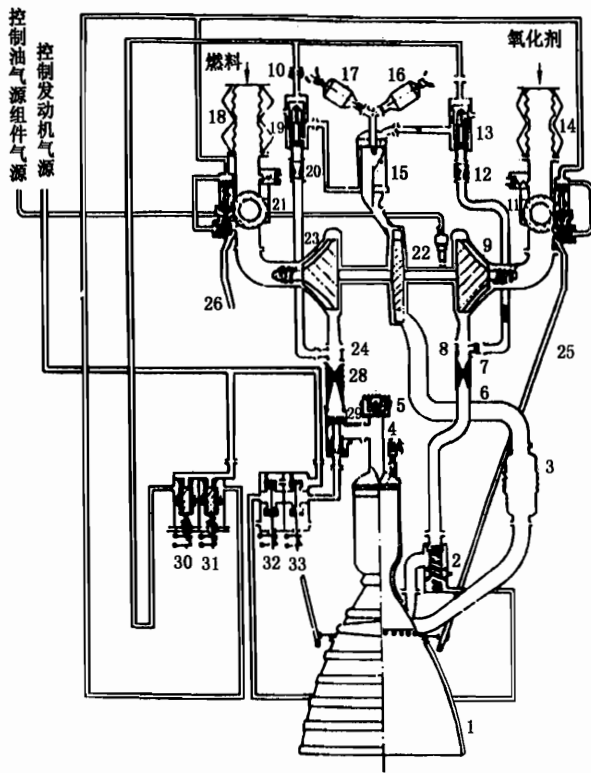


YF-40 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	49.03	喷管扩张比		50
真空比冲	m/s	2 942	工作时间	s	400
燃烧室压力	MPa	4.41	推力质量比	kN/kg	0.564
氧化剂流量	kg/s	11.38	结构质量	kg	87
燃料流量	kg/s	5.29	质 量	mm	650
混 合 比		2.15	长 度	mm	1 233

发动机系统



YF-40 发动机系统原理图

- 1—推力室 2—氧化剂主阀 3—排气管 4—压力信号器 5—常平座 6—氧化剂主汽蚀管 7—氧化剂副系统节流圈 8,24—三通及过滤器 9—氧化剂泵 10—气体节流圈 11—氧化剂隔离阀 12—氧化剂副汽蚀管 13—氧化剂副阀 14, 18—摇摆软管 15—燃气发生器 16—火药启动器 17—第二次火药启动器 19—燃料副阀 20—燃料副汽蚀管 21—燃料隔离阀 22—涡轮 23—燃料泵 25—氧化剂排空导管 26—燃料排空导管 28—燃料主汽蚀管 29—燃料主阀 30, 31,32,33—电动气阀

系统组成 YF-40 发动机的系统由启动系统、涡轮工质供应系统、推力室推进剂供应系统、电动气动控制系统以及其它系统等组成。

启动系统 是驱动涡轮转动,使发动机进入主级工作状态的最初动力源。它由火药启动器、电爆管、压力信号器等组成。

涡轮工质供应系统 是供应涡轮工质,维持涡轮正常转动的能源系统。由节流圈、过滤网、汽蚀管、副阀、燃气发生器、涡轮、排气管等组成。

推力室推进剂供应系统 是向燃烧室供应推进剂并产生推力的系统。由隔离阀、泵、主汽蚀管、主阀、推力室及主管路组成。

电动气动控制系统 是控制发动机上各阀门开启和关闭的系统。由电动气阀、气体节流圈、电缆及导管组成。

排空系统 是为二次启动设置的。在第一次启动关机后,排泄发动机腔道(指主、副阀前至隔离阀之间的腔道)内的剩余推进剂,为二次启动作准备。

工作原理 启动时通电,打开控制隔离阀的电动气阀,高压氮气进入隔离阀的作动腔,打开隔离阀,同时关闭排空阀(图上排空阀未标出)。通电打开控制副阀的电动气阀,高压氮气进入副阀的作动腔,关闭两个副阀。两种组元在贮箱增压压力作用下充填发动机主阀和副阀以前的腔道,电动气阀通电 1.7 s 开始断电放气,两个副阀成单向阀状态。然后给火药启动器电爆管通电,火药启动器开始工作,火药燃气

吹动涡轮并带动氧化剂泵和燃料泵工作,发动机开始进入泵压充填。当两个副阀前压力增大到一定值时,两个副阀相继打开,推进剂进入燃气发生器并点火工作,1 s 后,燃气发生器单独工作。

当氧化剂主阀前压力达到 $0.58 \sim 0.88 \text{ MPa}$ 时,打开氧化剂主阀,氧化剂充填到推力室冷却套及头腔,经喷嘴喷入燃烧室。当压力信号器敏感到 $0.31 \pm 0.02 \text{ MPa}$ 的氧化剂压力时,控制燃料主阀的电动气阀通电打开,高压氮气进入燃料主阀,打开燃料主阀,燃料进入燃烧室头腔,并先后分两路经预点火喷嘴和喷嘴进入燃烧室。在燃烧室内自燃点火并进入主级工作。

发动机工作到预定时间,发出关机指令,通电打开控制副阀的电动气阀,高压氮气进入两副阀作动腔,关闭两个副阀,切断副系统的推进剂供应通道。在 0.5 s 后通电打开控制氧化剂主阀的电动气阀,高压氮气进入氧化剂主阀,关闭氧化剂主阀,切断氧化剂供应,与此同时,控制燃料主阀的电动气阀断电放气,燃料主阀在入口压力和弹簧力作用下关闭,切断燃料供应,发动机熄火。

5 s 后控制隔离阀的电动气阀断电放气,两隔离阀在弹簧力作用下关闭,同时打开排空阀,发动机腔道与外界相通,靠真空蒸发排放腔道内的剩余推进剂。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	49.03	燃烧室压力	MPa	4.41
真空比冲	m/s	2 981.2	喉部截面直径	mm	88
氧化剂流量	kg/s	11.288	喷管出口截面直径	mm	630
燃料流量	kg/s	4.85	喷管扩张比		50
混 合 比		2.33			

推力室由燃烧室和喷管延伸段组成。燃烧室由头部和身部组成,是整体结构。头部由承力座、燃料进口法兰、喷注器盘、锥壳组成。喷注器盘采用整体式环槽结构,采用自击式直流喷嘴和同心圆排列。身部由圆柱段和面积比为 12 的喷管段组成整体结构。采用再生冷却和液膜冷却系统。内壁采用机械铣槽。内外壁采用钎焊连接形成再生冷却通道。喷管延伸采用三圆弧法造型。由钛合金法兰和铌合金延伸段组成。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

涡 轮

入口压力	MPa	4.472	流 量	kg/s	0.482 2
入口温度	K	1 123	效 率		0.386
出口温度	K	773	转 速	r/min	30 300

氧化剂泵

入口压力	MPa	0.226	流 量	kg/s	11.38
出口压力	MPa	9.816	效 率		0.63

燃料泵

入口压力	MPa	0.127	流 量	kg/s	5.29
出口压力	MPa	7.737	效 率		0.65

涡轮泵由涡轮、氧化剂泵、燃料泵等组成。涡轮是部分进气的单级冲击式结构。由涡轮进气壳体、转子、排气壳体组成。转子材料为高温镍基合金(GH141)。

氧化剂泵由进口管、诱导轮、泵壳体和泵轮组成。进口管、泵壳体及泵轮材料为铸铝合金,诱导轮为 2Cr13 不锈钢。泵轮后面制成背叶的结构形式以解决泵后密封,用碳纤维增强氧化聚醚密封环解决泵前密封。

燃料泵由进口管、诱导轮、泵壳体和泵轮组成。前后密封环都是碳纤维增强氧化聚醚材料。

轴承采用双半内圈向心推力轴承和短圆柱滚子轴承。两泵与涡轮之间采用共用动环的双道端面密封,中间设置封油腔,在氧化剂泵一侧加有供油系统。涡轮进气、排气壳体之间采用柔性石墨结构用于防止燃气泄漏。

涡轮泵装置采用同轴结构,两泵相背,分置于涡轮转子两侧轴承上。

阀 YF-40 发动机共采用四种阀,且均为能多次启动的气动控制气阀。主要是隔离阀,主阀,副阀和电动气阀。

隔离阀处于关闭状态。发动机启动时,排空阀关闭,球形阀旋转 90(°),使发动机与贮箱接通,发动机可进入工作状态。

燃料主阀是常闭状态,当氧化剂在燃烧室头腔压力达到 $0.31 \pm 0.02\text{MPa}$ 时,打开阀门,发动机进入工

作状态。该阀为直角拐弯气动活塞常闭式菌状阀。

氧化剂主阀是在阀入口压力大于 0.7MPa 时打开阀门,发动机进入工作状态。该阀为直角拐弯气动活塞定值开启的断流菌状阀。

副阀是在点火前给阀通入控制气体,使副阀处于关闭状态,在火药启动器点火后,在燃气压力作用下,推动活塞返回死点,副阀呈单向阀状态,阻止燃气倒流。关机时在控制压力作用下,关闭阀门,切断副系统的推进剂供应,该阀为直角拐弯气动活塞菌状单向—断流两用阀。

两个结构相同的电动气阀组成一个电动气阀组。电动气阀在断电时,下阀门关闭,切断气源,上阀门开启,给主阀控制腔排气。通电时上阀门关闭,切断主阀控制腔与大气相通,下阀门开启,往主阀控制腔供气。

另一种电动气阀是衔铁阀结构。

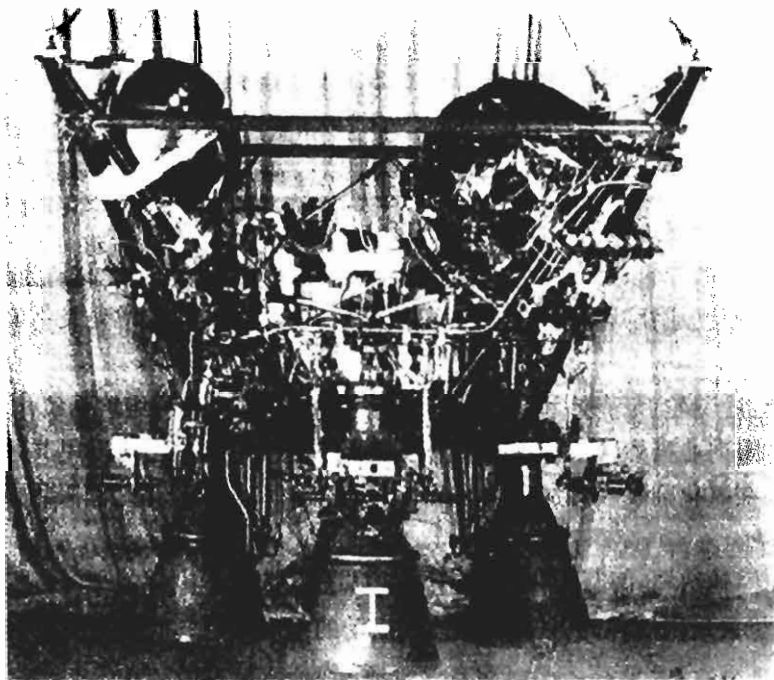
燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

燃 气 压 力	MPa	5.296	混 合 比	0.169
氧化剂流量	kg/s	0.077	燃 气 温 度	K
燃 料 流 量	kg/s	0.455		1 123

燃气发生器由头部和身部组成。头部由顶盖、上底、下底和喷嘴组成。分上下两腔,上腔为氧化剂腔,下腔为燃料腔。中心区为双组元离心式喷嘴,边区有 10 个单组元燃料喷嘴。

身部由圆柱段、收敛段和法兰盘组成。内外壁采用压坑点焊结构,形成燃料再生冷却通道,收敛段是非冷却的单壁结构。

YF-73



YF-73 液体火箭发动机

YF-73 液体火箭发动机是中国“长征 3”(LM-3)运载火箭的第三级发动机。由中国航天工业总公司第

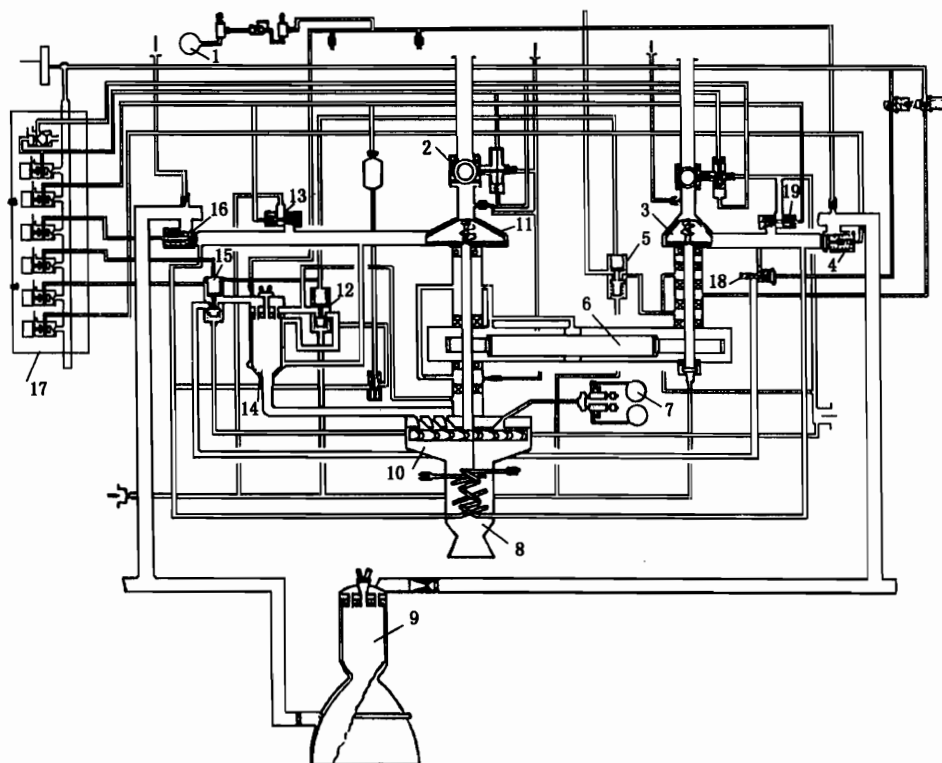
十一研究所于1976年~1986年研制。推进剂为液氧和液氢。发动机的主要特点是两次启动,采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。由1台涡轮泵供应4台推力室,每台推力室可作 $\pm 24(^{\circ})$ 的单向摇摆。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	44.43	喷管扩张比		40
氧化剂流量	kg/s	9.0	工作时间	s	480+270
燃料流量	kg/s	1.78	推力质量比	kN/kg	0.181
混 合 比		5.0	结构质量	kg	245
真空比冲	m/s	4 119	直 径	mm	2 220
燃烧室压力	MPa	2.63	长 度	mm	1 438

发动机系统

系统组成 YF-73发动机的系统由气瓶启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统、吹除系统、预冷系统、贮箱增压系统和气动控制系统等8个主要部分组成。



YF-73 发动机系统图

1—气瓶 2—燃料泵前阀 3—氧化剂泵 4—氧化剂主阀 5,12—燃料副系统控制阀 6—齿轮
7—球形气瓶装置 8—换热器 9—推力室 10—涡轮 11—燃料泵 13—燃料泄出阀 14—燃气发生器 15—氧化剂副系统控制阀 16—燃料主阀 17—阀门组合件盒 18—氧化剂稳压器
19—泄出阀

启动系统 由氮气瓶、电动气阀和手动开关等组成。

主系统 由泵前阀、涡轮泵、主阀、节流圈、推力室及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、副系统控制阀、氧化剂稳压器、汽蚀文氏管及管路等组成。

点火系统 发动机上装有火药点火器,用作燃烧室和燃气发生器的点火能源。

吹除系统 由电动气阀、减压器和单向阀组成。

预冷系统 由预冷泄出阀及相应管路等组成。

贮箱增压系统 由换热器、控制增压流量的汽蚀文氏管等组成。

气动控制系统 由减压器、气动阀及电动气阀等组成。

工作原理 发动机启动前打开氧化剂泵和燃料泵的泵前阀,液氧和液氢在贮箱增压压力作用下流入发动机两主阀前,对两主阀前的接触推进剂的组件和导管进行预冷。

发动机启动时通电打开启动气瓶的电动气阀,启动气瓶内的高压氮气吹动涡轮,使涡轮泵开始工作。在泵后压力作用下氧化剂主阀打开,液氧开始向喷注器氧化剂腔充填。一定时间间隔后,氧化剂副系统控制阀打开,液氧开始向燃气发生器喷注器氧化剂腔充填。此时,燃气发生器火药点火器通电点火,然后,燃料副系统控制阀打开,液氢(来自燃料副系统管路和旁通系统)进入燃气发生器喷注器燃料腔,在火药点火器的点燃下,喷入燃气发生器内的氢和氧混合燃烧,产生高温燃气去驱动涡轮。

在燃料副系统控制阀打开的同时,在泵后压力的作用下燃料主阀打开,液氢开始向燃烧室充填。同时,燃烧室的火药点火器通电点火,燃烧室开始建压工作。

然后,按程序关闭燃料和氧化剂泄出阀,断电关闭启动气瓶的电动气阀。燃气发生器和燃烧室的火药点火器也同时断电。一定的时间间隔后,燃料副系统旁通管路上的阀门也关闭。

这时发动机结束了启动过程,进入主级稳态工作。

发动机第一次主级工作结束时,根据火箭控制系统的关机指令按程序关闭或打开有关阀门,由箭上气瓶提供氮气对燃气发生器喷注器氧化剂腔系统及燃烧室氧化剂系统进行吹除,这时发动机进入滑行阶段。在滑行阶段两个泵前阀不关闭。

在发动机第二次启动前,两个泄出阀打开,对发动机进行第二次程序预冷。发动机第二次启动时,停止对燃气发生器和燃烧室的氧化剂腔吹除。这时通电打开另一个启动气瓶,高压氮气吹动涡轮,使涡轮泵开始工作。其余工作过程与第一次启动相同。

发动机主要部件

推力室 由喷注器、燃烧室和喷管组成。

喷注器采用平顶式结构,由三层底组成二个腔。氧化剂腔在上,燃料腔在下。喷注器中央有安装火药点火器的四孔座。喷注器上装有同轴式双组元喷嘴,按同心圆排列。每个双组元喷嘴由中间的氧化剂喷嘴和外面的环形缝隙式气氢喷嘴组成。燃烧室和喷管由内外壁钎焊连接而成。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,冷却液从扩张比 15:1 处引入冷却通道,先流向喷口,再由相邻沟槽返回到喷注器。燃烧室身部焊有传动轴,轴的一端与伺服机构啮合,以实现推力室的单向摆动。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.245	氧化剂泵入口压力	MPa	0.294
燃料泵出口压力	MPa	4.36	氧化剂泵出口压力	MPa	4.7
燃料泵流量	kg/s	1.817	氧化剂泵流量	kg/s	9.086
燃料泵效率		0.547	氧化剂泵效率		0.703

涡轮

入口压力	MPa	1.36	流量	kg/s	0.30
出口压力	MPa	0.273	转速	r/min	36 960

涡轮泵由涡轮、燃料泵、氧化剂泵和齿轮箱等组成。涡轮和燃料泵同轴,是主动轴。氧化剂泵单独一根轴,是从动轴。中间由减速齿轮传动。涡轮为单级冲击式结构。它由涡轮盖、转子和主轴组成。燃料泵由诱导轮、离心轮、螺壳、前后密封环组成。氧化剂泵由进口管、泵轴、诱导轮、离心轮、前后密封环和泵壳体组成。齿轮箱的功用是传递氧化剂泵所需的功率、支承泵和涡轮部分。齿轮用氢进行冷却,由三个限流嘴来控制其冷却流量。整个涡轮泵上共有 6 道端面密封,6 套低温轴承。涡轮泵的主轴系统以柔轴工作。

为了减振,在涡轮端的主轴支点上应用了衬套式弹性支承。涡轮盖、限流嘴、端面密封的静环组件等由不锈钢制成。涡轮转子、主轴等由高温合金制成。两泵壳体、齿轮箱由铝合金制成。两泵的离心轮,诱导轮等由铝合金制成。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

燃 气 压 力	MPa	1.48	混 合 比	0.9
氧化剂流量	kg/s	0.142	氧化剂喷嘴压降	MPa 0.49
燃 料 流 量	kg/s	0.158	燃 料 喷 嘴 压 降	MPa 0.294

燃气发生器喷注器为平顶式结构,有三层平底。内底与中底之间为燃料腔,外底与中底之间为氧化剂腔。喷注器的中央为火药点火器喷口,其周围由同轴式双组元喷嘴排列成两个同心圆,最外侧有冷却小孔。身部由圆柱段和锥形的收敛段组成。圆柱段和收敛段都是双层壁结构,内壁上铣槽,形成再生冷却通道。

自动器 YF-73 发动机有多种自动器。一些主要阀门的情况如下:

燃料泵前阀位于燃料泵入口管上端,用来接通或切断燃料贮箱对发动机的推进剂供应。阀门为球阀结构。

氧化剂泵前阀位于氧化剂泵入口管上端,用来接通或切断氧化剂贮箱对发动机的推进剂供应。阀门亦为球阀结构。

燃料主阀位于燃料泵后主系统管路上,用来控制对燃烧室的液氢供应。该阀是由波纹管直接控制的菌状阀。

氧化剂主阀位于氧化剂泵后主系统管路上,用来控制对燃烧室的液氧供应。该阀的结构基本与燃料主阀相同。

燃料(氧化剂)副系统控制阀位于燃气发生器喷注器燃料(氧化剂)腔入口。它是一个双向菌形阀,燃气发生器不工作时,流经副系统的燃料(氧化剂)由该阀的泄出口排出,燃气发生器工作时,泄出口关闭,进入燃气发生器的通道打开,使燃料(氧化剂)进入喷注器燃料(氧化剂)腔。

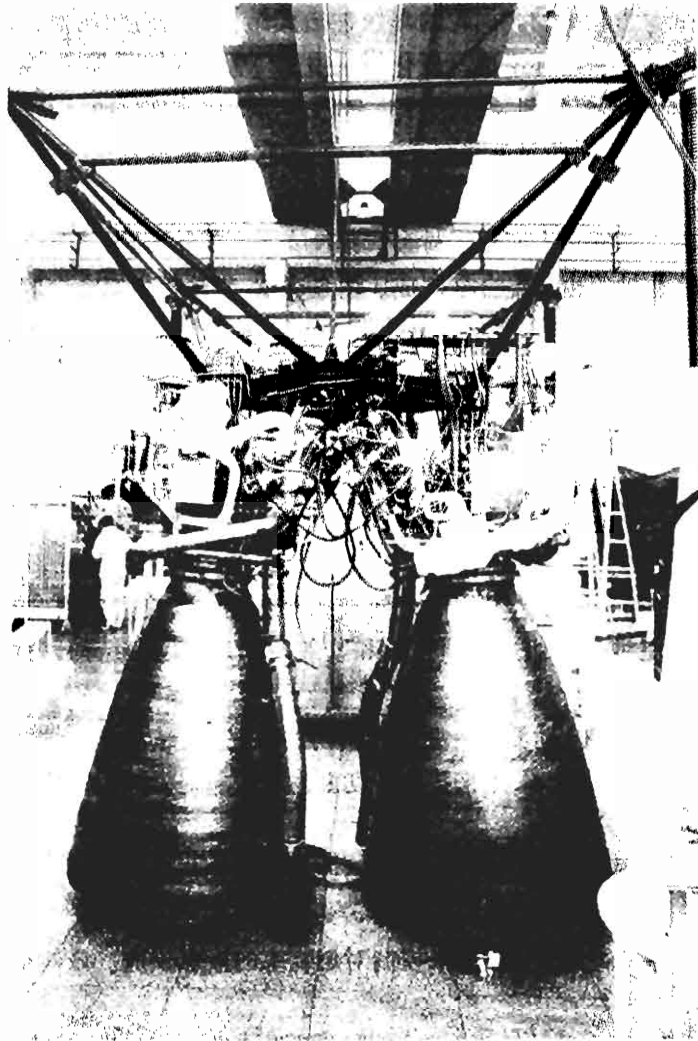
燃料(氧化剂)泄出阀为常闭式菌状阀。发动机吹除预冷时,该阀通气打开,以泄出吹除气体及预冷用推进剂。主级工作时,阀门关闭。关机时,阀门打开起泄压防止水击的作用。

氧化剂稳压器装在氧化剂副系统管路上,用于稳定氧化剂副系统汽蚀文氏管的入口压力,从而提高发动机的推力精度。该稳压器是带膜片的直接作用式调节器。

YF-75

YF-75 液体火箭发动机是中国“长征 3A/3B”(LM-3A/LM-3B)运载火箭的第三级发动机。由中国航天工业总公司第十一研究所于 1986 年~1994 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机由 2 台独立工作的单机并联组成。每台分机可作 $\pm 4^\circ$ 的双向摇摆。发动机的主要特点是:(1)由一台燃气发生器产生燃气去串联驱动燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵;(2)采用火药启动器启

动发动机,能两次启动;(3)推力室喷管延伸段采用排放冷却。



YF-75 液体火箭发动机

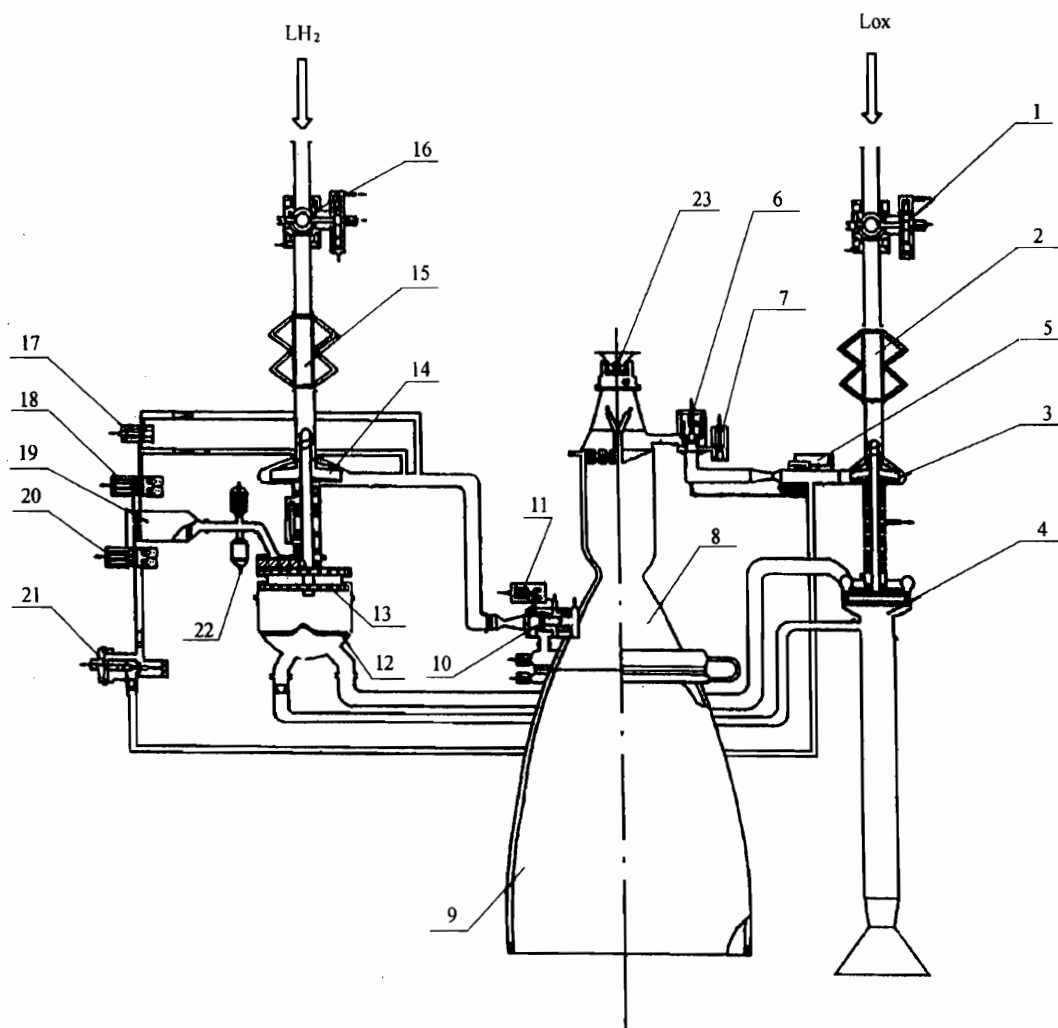
发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	2×78.45	喷管扩张比		80
氧化剂流量	kg/s	2×15.41	工作时间	s	$361 + 120$
燃料流量	kg/s	2×3.13	推力质量比	kN/kg	0.257
混合比		5.0	结构质量	kg	611
真空比冲	m/s	4 312	直径	mm	3 068
燃烧室压力	MPa	3.67	长度	mm	2 805

发动机系统

系统组成 YF-75 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统及燃气系统)、启动点火系统、贮箱增压系统、控制系统、吹除系统及预冷泄出系统等组成。

主系统 由燃料涡轮泵、氧化剂涡轮泵、燃料主节流圈、泵前阀、主汽蚀管、主阀、推进剂利用阀、推力室及管路等组成。



YF-75 发动机系统图

1—氧化剂泵前阀 2—氧化剂泵前摇摆软管 3—氧化剂泵 4—氧化剂涡轮泵涡轮 5—推进剂利用阀 6—氧化剂主阀 7—氧化剂预冷泄出阀 8—推力室 9—喷管延伸段 10—燃料主阀 11—燃料预冷泄出阀 12—氢和氮换热器 13—燃料涡轮泵涡轮 14—燃料泵 15—燃料泵前摇摆软管 16—燃料泵前阀 17—燃料副系统旁通阀 18—燃料副系统控制阀 19—燃气发生器 20—氧化剂副系统控制阀 21—氧化剂稳压器 22—火药启动器 23—常平座

副系统 由燃气发生器、燃气导管、节流圈、汽蚀管、控制阀、氧化剂稳压器、燃料旁通阀、分流声速喷嘴、排气管及管路等组成。

启动点火系统 由火药启动器和推力室火药点火器组成。火药启动器产生的燃气同时起到点燃燃气发生器内氢氧混合气的功能。

贮箱增压系统 由发动机泵后引出的液氢经氢换热器加热成气氢后增压燃料贮箱。由箭上燃料箱内的冷氮气瓶提供冷氮、经发动机的氮换热器加热后增压氧化剂贮箱。

控制系统 由控制电缆、氮气减压器、电磁阀、气动阀、阀门组件盒及导管等组成。控制系统的电源及氮气源由箭上供应。箭上氮气经发动机减压器减压后、由电磁阀及气动阀控制发动机各被控阀的启闭。按发动机的工作程序要求,实施吹除、预冷、启动及关机等控制。

吹除系统 由吹除进气口、吹除单向阀及管路等组成。

预冷泄出系统 由泵前阀、预冷泄出阀及管路等组成。

工作原理 发动机启动前打开两泵前阀,燃料和氧化剂在贮箱增压压力作用下流入发动机主系统和副系统,对其进行预冷。预冷后的推进剂从预冷泄出阀及副系统控制阀泄出口泄出。

发动机启动时首先给火药启动器电爆管通电,点燃火药启动器药柱,产生燃气吹动燃料涡轮泵涡轮及氧化剂涡轮泵涡轮,两涡轮泵加速。然后按程序打开两副系统控制阀、两主阀,给推力室点火器通电点火等。火药启动器产生的高温燃气点燃进入燃气发生器的推进剂,发动机很快转入主级工作。

燃料由燃料泵增压后输入主导管。大部分燃料通过主系统节流圈、汽蚀管、燃料主阀流入推力室集合器。然后分成两路:一路经推力室冷却套,对其进行再生冷却后经喷注器及多孔面板喷入燃烧室;另一路对喷管延伸段进行排放冷却后经排放小喷管排出。从泵后引出一股燃料进入燃料副系统。经节流圈、汽蚀管及副系统控制阀进入燃气发生器。为了增加发动机启动段的副系统燃料流量,在副系统上增加一段旁通管,装有旁通阀。进入主级后旁通阀关闭。另外从泵后引出少量液氢经氢换热器加热后增压燃料贮箱。从冷却套出口引出一股气氢经氧化剂涡轮排气管内的加温器升温后去驱动伺服机构气动机。

氧化剂经氧化剂泵增压后大部分经主汽蚀管、氧化剂主阀后进入喷注器氧化剂腔,经喷嘴喷入燃烧室。在氧化剂主汽蚀管前增加两根旁通管,各装有推进剂利用阀,其出口端与主汽蚀管出口汇合。在主级工作期间,两个推进剂利用阀的启闭由箭上推进剂利用系统的计算机发出指令进行控制。从泵后引出一股液氧经氧化剂稳压器、汽蚀管及副系统控制阀进入燃气发生器。

发动机第一次关机前先关闭两利用阀,然后按程序关闭两副系统控制阀,打开泄出阀。惯性滑行期间对发动机进行预冷。第二次启动前转入程序预冷。第二次启动时按程序给第二台火药启动器电爆管通电和推力室第二个点火器通电点火。其余工作过程与第一次基本相同。

发动机主要部件

推力室 由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成。

喷注器 为平顶式三层结构,氧化剂腔在上,燃料腔在下。喷注器上装有同轴式双组元喷嘴,按同心圆排列,中间为点火器喷孔。每个喷嘴中央为切向孔离心式氧化剂喷嘴,其周围为环形直流缝隙式燃料喷嘴。喷注器外底上设有供安装常平座用的承力筒法兰。外底上还焊有可以安装火药点火器的双孔座。内底采用高温合金编织的烧结多孔发汗面板。

燃烧室 是指从喷注面到喷管扩张比为 7:1 处的一段结构,由液氢进行再生冷却。用法兰与喷管延伸段连接。

喷管延伸段 采用氢排放冷却式螺旋管束式结构,管束材料为高温合金。出口集合器带有扩张比为 4:4 的排放喷管。

推力室喷管 采用相对长度 80% 的最大推力喷管造型。

燃气发生器 燃气发生器采用带扰流环预混室的喷注器结构和单壁身部结构。身部圆柱段和收敛段材料为高温合金;其余材料均为不锈钢。喷注器中央装有一个带涡流器的离心式氧化剂喷嘴,其周围有一圈直流式燃料喷嘴。扰流环和喷注器之间形成预混室。燃气发生器燃气压力为 3.05MPa,混合比为 0.9,氧化剂流量为 0.218kg/s,燃料流量为 0.242kg/s。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料涡轮泵	氧化剂涡轮泵
泵			
入口压力	MPa	0.226	0.255
出口压力	MPa	6.227	6.472
流 量	kg/s	3.153	15.701
转 速	r/min	40 000	20 000

效 率		0.57	0.7
涡 轮			
入口压力	MPa	2.648	0.407
出口压力	MPa	0.471	0.216
流 量	kg/s	0.429	0.365

涡轮泵包括两台独立工作的燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵,由燃气发生器产生的燃气串联驱动,先驱动燃料涡轮泵,后驱动氧化剂涡轮泵。

燃料涡轮泵 由带诱导轮的单级离心泵及涡轮等组成。涡轮为轴流式速度复合级结构,由涡轮盖、转子、导向环组件等组成。涡轮盖材料为不锈钢。涡轮盖上焊有安装燃气发生器和火药启动器的法兰。喷嘴环上有超声速喷嘴。涡轮转子由高温镍基合金整体加工而成,涡轮叶片采用电化铣加工。导向环组件材料为不锈钢,其叶片也采用电化铣加工。燃料泵离心轮为闭式叶轮,由叶轮盘和叶轮盖钎焊而成。离心轮材料为铝合金。诱导轮及螺壳材料也为铝合金。燃料涡轮泵的转子为超临界柔性转子,其工作转速处于第二和第三临界转速之间。转动轴系采用双弹性支承。

氧化剂涡轮泵 由带诱导轮的单级离心泵及涡轮等组成。涡轮是全周进气的轴流式速度复合级结构,由涡轮盖、转子、导向环、涡轮壳体等组成。涡轮盖材料为不锈钢。涡轮喷嘴为叶栅式,由电化铣加工而成。涡轮叶轮为叶片与轮盘连成一体,叶片采用电化铣加工,材料为高温镍基合金。导向环和涡轮壳体材料均为不锈钢。导向环叶片由电解加工而成。氧化剂泵离心轮由叶轮盘和叶轮盖钎焊而成。叶轮盘上铣有叶片。离心轮材料为铝合金。诱导轮材料为铝合金。螺壳由铸铝铸成。氧化剂涡轮泵的工作转速在临界转速以下,涡轮泵动密封采用5道端面密封。静密封和燃料涡轮泵相同。

自动器 YF-75发动机每台单机有多种自动器。主要的阀门有:燃料及氧化剂泵前阀、燃料及氧化剂主阀、燃料及氧化剂预冷泄出阀、燃料及氧化剂副系统控制阀、燃料副系统旁通阀、推进剂利用阀、氧化剂稳压器等。除稳压器外,这些阀门都是由氦气作动的被控阀,以满足发动机二次启动的要求。氦气由电磁阀控制。这些电磁阀和一些气动阀、单向阀等分别装在三个阀门组合件内。

燃料(氧化剂)泵前阀 主要功用是接通或切断燃料(氧化剂)贮箱对发动机的推进剂供应,同时兼做发动机泵腔及主阀和副系统控制阀前管路的吹除入口。阀门为球阀结构。

燃料(氧化剂)主阀 用来控制对推力室的燃料(氧化剂)供应。该阀门是双向作动的常闭式菌状阀。

燃料(氧化剂)预冷泄出阀 主要功用是发动机预冷、启动时泄出推进剂;发动机关机时泄出推进剂以减小水击压力。该阀门是常闭式菌状阀。

燃料(氧化剂)副系统控制阀 其功用是:吹除和预冷时,由泄出口排出流经副系统的吹除气体和预冷介质;工作时,关闭泄出口,打开进入燃气发生器的通道;关机时,切断推进剂到燃气发生器的通道,打开泄出口,排放推进剂。该阀门为卸荷式双位三通菌状阀。

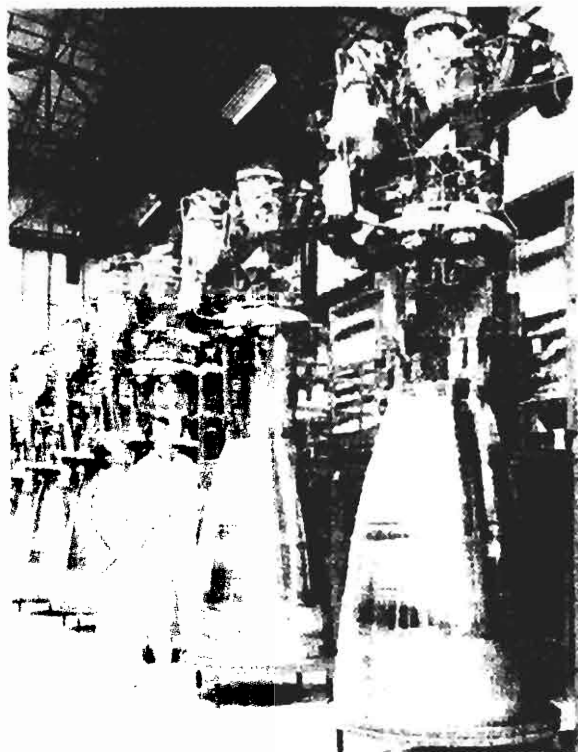
燃料副系统旁通阀 其功用是使发动机启动段旁通增加副系统的燃料流量,降低燃气发生器启动段的混合比,保证涡轮正常工作。进入主级后该阀关闭。该阀为常闭式菌状阀。

推进剂利用阀 其功用是通过启闭动作改变氧化剂主系统的流量,保证贮箱内两种推进剂组元同时耗尽。该阀为常闭式菌状阀。

氧化剂稳压器 其功用是稳定氧化剂副系统汽蚀管的入口压力。该稳压器是以金属平膜片为敏感元件的直接作用式调节器。

除稳压器壳体材料为不锈钢外,其它阀门的壳体材料都是铝合金。各阀门都采用金属波纹管作动密封。燃料系统各阀门的阀瓣密封材料为工程塑料。氧化剂系统各阀门的阀瓣密封材料为氟塑料。

维金 5(Viking 5)



“维金 5”液体火箭发动机

“维金 5”(Viking 5)液体火箭发动机是欧洲“阿里安 1”运载火箭的第一级发动机,由法国欧洲动力装置公司(SEP)于 1966 年 ~ 1978 年研制。推进剂为四氧化二氮和 UH25 混肼(75% 偏二甲肼 + 25% 水合肼)。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。4 台独立工作的维金 5 发动机并联构成运载火箭的第一级动力装置。每台发动机可作 $\pm 5^\circ$ 的单向摆动。发动机的特点是:(1)推力室采用单壁式结构;(2)燃气发生器产生的燃气经喷水降温后驱动涡轮。“维金 5”发动机是在维金 2 发动机的基础上改进而来的。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	613	燃烧室压力	MPa	5.39
真空推力	kN	686	喷管扩张比		13.8
氧化剂流量	kg/s	159.31	工作时间	s	145
燃料流量	kg/s	85.11	推力质量比	kN/kg	0.876
混 合 比		1.85	结 构 质 量	kg	700
海平面比冲	m/s	2 438	直 径	mm	990
真空比冲	m/s	2 759	长 度	mm	3 028

发动机系统

系统组成 由推进剂供应系统、涡轮工质供应系统、指令操作系统、贮箱增压系统、调节系统(混合比调节和燃烧室压力调节)及火箭纵向耦合振动(POGO)抑制器构成。

推进剂供应系统由主阀门、管道、涡轮泵、推力室构成。用于供应推进剂给发动机。

涡轮工质供应系统由燃气发生器、调节器及其管路组成。用于产生燃气驱动涡轮。

指令操作系统由高压氮气瓶、充气阀、高压阀、操作减压阀、保险阀、控制启动关机阀和配气管路组

成。用于给系统提供“操作氮气压力”、控制推进系统启动和关机。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。

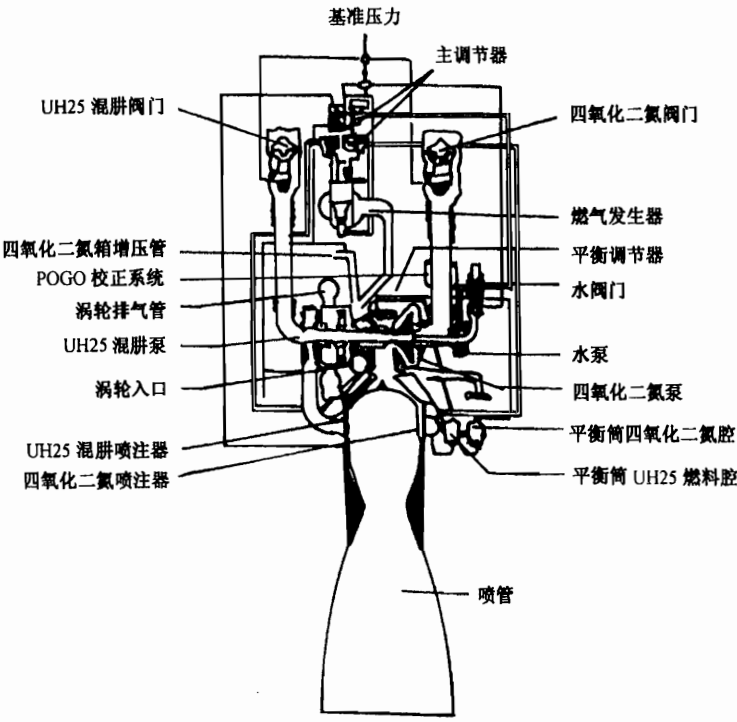
贮箱增压系统由降温器、减压器、单向阀构成。先将燃气温度降低到 673K, 压力降低到 2 MPa, 再经减压器将压力降至 0.425 MPa; 最后经单向阀限流和限压后给推进剂箱和水箱增压。

混合比调节器通过比较燃料喷注压力和氧化剂泵后压力, 使泵出口处平衡板移动, 节流氧化剂流量, 保证推进剂两组元秒流量的比值为额定比值。

燃烧室压力调节器将来自燃烧室的压力与指令操作系统基准压力作比较, 通过改变喷水阀的开度, 调节燃气发生器燃气能量, 从而改变涡轮功率和进入燃烧室的推进剂流量, 实现调节燃烧室压力和发动机推力的目的。

工作原理 启动时给四台发动机发出点火指令, 打开指令系统的启动和关机阀, 开始供给控制气体压力; 控制气体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自身液柱重力作用下, 向泵腔充填, 并进入燃烧室。与此同时, 氧化剂、燃料和水也经各自的主调节器进入燃气发生器。由于水路流程较短, 比氧化剂、燃料先行到达燃气发生器, 对燃气发生器和燃气进行冷却。两种组元到达燃烧室和燃气发生器后相遇自燃点火。燃气发生器产生的燃气经水冷却后温度降至 893K, 去驱动涡轮, 泵后压力增大, 直至水、燃料和氧化剂的泵后压力分别达到 6.5、6.82 和 6.67 MPa, 燃烧室压力达到调节器的基准操作压力值为止, 发动机进入主级工作状态。调节器将燃烧室压力与基准压力进行比较, 调节喷水阀门开度, 控制向燃气发生器的喷水量, 使燃气发生器处于额定工况, 保证涡轮泵所需能量不变。

发动机关机采用推进剂耗尽方式关机, 推进剂两种组元之一耗尽时, 发动机立刻关机。当推力降到 50% 的额定推力时, 箭上计算机根据加速度计预测到推进剂耗尽信息, 立刻发出关闭推进剂主阀指令, 关闭发动机。



“维金 5”发动机系统原理图

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

地面推力	kN	613	喷管比冲效率		0.915
地面比冲	m/s	2 438	喉部截面直径	mm	306
燃烧室压力	MPa	5.39	喷管出口截面直径	mm	1 140
燃烧室比冲效率		0.915	喷管扩张比		13.8

推力室主要由喷注器头部、燃烧室及喷管组成。
喷注器为圆柱形径向喷注器。喷注器环上大约有 360 个喷孔, 燃料与氧化剂喷孔各占一半, 并上下

平行相间排列,水平方向共有6排。喷注器底部约有144个孔,用以向下喷射约占总流量1.5%的偏二甲肼对推力室进行液膜冷却。推进剂雾化靠两股同组元推进剂自击式喷孔互相撞击产生。然后与相邻的异组元推进剂混合自燃。喷注器上没有隔板稳定装置。燃料喷孔为2.9 mm,氧化剂喷孔为4.3 mm。喷注器球形顶盖将燃烧室与氧化剂头腔中的四氧化二氮隔开。喷注器由AG5材料制成。氧化剂锥形头腔用以固定喷注器和支承喷注器上用不锈钢制成的燃料集气器。锥形头腔由25CD45合金钢制成。

燃烧室和喷管为单壁式结构,用HS25耐热合金钢制造。喷管壁面厚度由7mm逐渐减薄至1.5mm,内表面上喷涂有0.5mm厚的氧化锆涂层,以减少壁内热流。在喷管喉部上下金属壁上用粘结剂粘接一层二氧化硅/酚醛树脂材料喉衬。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

		氧化剂泵	燃料泵	水泵
入口压力	MPa	0.47	0.61	—
出口压力	MPa	6.9	6.7	6.5
流 量	kg/s	163.1	87.5	4.1
效 率		0.6	0.6	0.6

涡轮

入口压力	MPa	3.5	流 量	kg/s	6.05
出口压力	MPa	0.2	转 速	r/min	9 500
入口温度	K	893	功 率	kW	4 723
出口温度	K	673	效 率		0.523

涡轮泵由燃料泵、氧化剂泵、水泵和一个两级涡轮组成。燃料泵和氧化剂泵与涡轮装在同一根轴上。水泵通过主轴连轴器装在另一根轴上。三个泵和涡轮以同一转速运转。涡轮泵直接装在燃烧室上。发动机摇摆用的常平座固定在涡轮泵壳体上。燃料泵和氧化剂泵由涡轮隔开。涡轮泵轴承用高压水流冷却,然后喷入涡轮排气中。涡轮泵的临界转速为17 100 r/min。

涡轮为两级冲击式结构,主要由涡轮喷嘴、涡轮转子(包括一级和二级叶轮)、导向环和涡轮排气管组成。涡轮喷嘴有26个,每个喷嘴的临界截面直径为8.6mm。从转子第二级叶轮流出的涡轮排气进入环形集气器,再通过集气管上的两个小喷管排出,产生地面推力2.7kN,真空推力为6.8kN。

燃料泵、氧化剂泵和水泵均为单级离心泵,均由径向叶轮和蜗壳组成。叶轮上均有8个叶片(其中4个长叶片,4个短叶片)。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

燃气压力	MPa	3.5	水 流 量	kg/s	4.17
燃气温度	K	893	氧化剂流量	kg/s	1.93
总 流 量	kg/s	6.83	燃 料 流 量	kg/s	0.73

燃气发生器安装在涡轮泵上,采用与燃烧室相同的推进剂,其混合比较接近化学计算混合比之值,所产生的燃气用水冷却到873K,首先用于驱动涡轮。然后经限流圈膨胀降压,使燃气压力从3.5 MPa降到2.0 MPa,温度降到673K,给贮箱增压;燃气再经补充冷却,使其温度降到523K,用作驱动伺服作动系统伺服马达的工质。

燃气发生器由头部喷注器、身部和有关的管路组成。喷注器由AG5材料制成。上有10对喷嘴孔喷射推进剂,最外圈有20个喷水孔,对发生器壁进行液膜冷却。燃气发生器身部壁厚2.5 mm,由耐热不锈钢制成,内有氧化锆涂层。身部的底部有8个喷水孔,调节燃气出口温度。

自动器 发动机的主要自动器有燃料主阀、氧化剂主阀、水主阀、燃烧室压力调节器和混合比调节器等。三个主阀均为常闭式菌状阀,装于泵前低压管路上。靠弹簧力维持在阀门座的静止位置上,由氮气

压力控制阀门的开启和关闭,从而控制发动机的启动和关机。三个主阀的材料为 AG5。燃料主阀和氧化剂主阀的密封是用泰氟隆密封件保证的,水主阀是用橡胶密封的。

燃烧室压力调节器装在燃气发生器顶部。它的作用是调节进入燃气发生器的推进剂流量,保证涡轮功率不变,从而保持发动机推力不变。其工作原理如下:调节器将燃烧室压力与来自指令系统的基准压力进行比较,如果基准压力与燃烧室压力不一致,调节器就会通过改变燃气发生器喷水阀的开度调节进入燃气发生器的喷水量,控制燃气温度,进而改变涡轮的功率,从而达到调节发动机推力的目的。

混合比调节器位于氧化剂泵出口处。主要由平衡调节器、平衡容器和管路组成。平衡容器靠近喷注器,有上下两个腔室,中间用平衡活塞隔开。下室中充满由喷注器中引出的燃料;上室中充填油,通过一根管子引到平衡调节器的一侧。平衡调节器的另一侧是由泵出来的氧化剂。平衡调节器中间是活塞式平衡板。平衡板两侧的压力保持平衡。由于平衡调节器一侧的油压等于燃料的喷注压力,所以实际上是氧化剂的喷注压力与燃料的喷注压力在平衡调节器平衡板两侧保持平衡。若两个压力不平衡,其压差就会推动平衡板移动,并在氧化剂泵出口管中伸缩节流,改变氧化剂注入燃烧室的流量,从而保证发动机的混合比等于额定值。

改进与发展

“维金 5”发动机经过不断改进,已形成多种改型的发动机系列,用于各种运载任务。主要有以下几种发动机系列:

1.“维金 5B”发动机用作“阿里安 2 和 3”运载火箭的一级发动机。其主要改进为:通过增加推进剂流量将燃烧室压力从 5.3 MPa 提高到 5.8 MPa,使发动机推力提高 9%。

2.“维金 5C”发动机用作“阿里安 4”运载火箭的一级发动机。其主要改进为:发动机的最大摆角由 $\pm 5^\circ$ 减到 $\pm 3.8^\circ$ 。此外,当“阿里安 4”运载火箭采用液体助推器时,在系统方面也作了相应的更改。

3.“维金 6”发动机用于“阿里安 4”液体助推器,每台助推器用 1 台“维金 6”发动机。该发动机与“维金 5C”发动机基本相同。发动机固定安装,喷管轴线与芯级纵轴之夹角为 9° 。“维金 6”发动机所用的气动、液压和燃气发生器的用水全部通过脐带连接器由一级发动机供给。

“维金 5”系列发动机主要性能比较

参 数		“维金 5”	“维金 5B”	“维金 5C”	“维金 6”
地 面 推 力	kN	590	675	675	675
真 空 推 力	kN	660	719.8	750	750
推进剂流量	kg/s	244.42	276.4	276.4	276.4
混 合 比		1.85	1.71	1.71	1.71
真 空 比 冲	m/s	2 775.5		2 716	2 716
燃烧室压力	MPa	5.3	5.8	5.85	5.85
喷管扩张比		10.5	10.5	10.5	10.5
工 作 时 间	s	145	135	142	206
结 构 质 量	kg	700	826	826	

维金 4(Viking 4)

“维金 4”(Viking 4)液体火箭发动机是欧洲“阿里安 1~4”运载火箭的第二级发动机,由法国欧洲动力装置公司(SEP)于 1966 年~1978 年研制,推进剂为四氧化二氮和 UH25 混肼(75%偏二甲肼+25%水合

胼),采用燃气发生器循环,泵压式供应系统,可作 $\pm 4(^{\circ})$ 的双向摇摆。“维金 4”发动机结构组成与“维金 5”发动机相同,它们的燃烧室、涡轮泵、燃气发生器、自动器都是同样的。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	723	喷管扩张比		31
氧化剂流量	kg/s	163	工作时间	s	123
燃料流量	kg/s	87.01	推力质量比	kN/kg	0.964
混 合 比		1.90	结 构 质 量	kg	750
真空比冲	m/s	2 873	直 径	mm	1 705
燃烧室压力	MPa	5.2	长 度	mm	2 684

系统和结构组成

“维金 4”发动机的系统和结构组成与“维金 5”发动机类似,其主要区别在于:

1. 采用适于真空条件工作的大扩张比钟形喷管;
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,还为二级滚动姿态控制系统提供 400℃,0.8 kg/s 的燃气,但二级的贮箱不再用燃气发生器的燃气增压;
3. 推进剂贮箱用单独的氮气增压系统增压;
4. 发动机仍为推进剂耗尽关机,但推进剂剩余较少,发动机可工作到一种组元耗尽,另一组元只剩下 30~50L 为止。

改进与发展

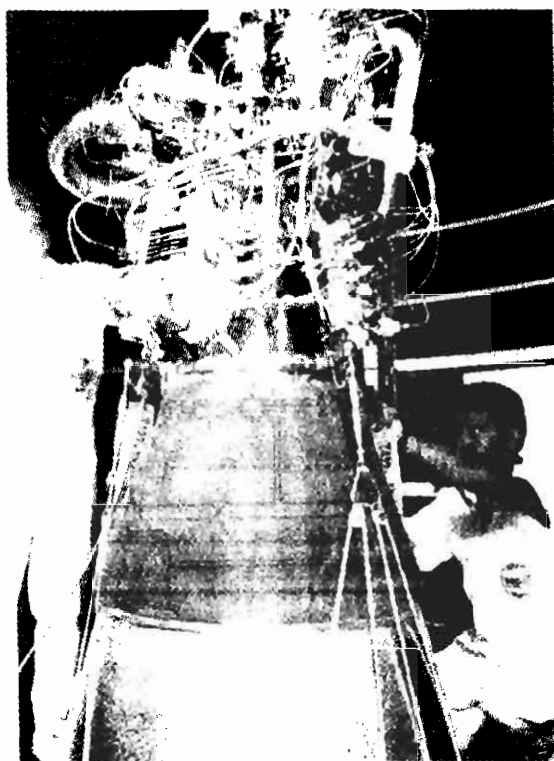
在“维金 4”发动机的基础上,通过增加推进剂流量,使燃烧室压力提高到 5.85 MPa,使得发动机推力提高 9%。这种改进后的发动机代号为“维金 4B”。用作“阿里安 2~4”运载火箭的第二级发动机。

“维金 4B”发动机的主要性能与结构参数

真空推力	kN	785.6	喷管扩张比		30.8
推进剂流量	kg/s	278.1	工作时间	s	123
混 合 比		1.70	结 构 质 量	kg	886
真空比冲	m/s	2 863.5	直 径	mm	1 700
燃烧室压力	MPa	5.85	长 度	mm	3 510

HM-7

HM-7 液体火箭发动机是欧洲“阿里安 1”运载火箭第三级发动机。由法国欧洲动力装置公司(SEP)于 1973 年~1983 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。可作 $\pm 3(^{\circ})$ 的双向摆动,以控制运载火箭的俯仰、偏航姿态。滚动控制则由气氢喷管的工作来实现。发动机的主要特点是推力室喷管延伸段采用排放冷却。HM-7B 发动机是 HM-7 的改型,是欧洲“阿里安 2~4”运载火箭的第三级发动机。



HM-7B 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	61.67	喷管扩张比		63.5
氧化剂流量	kg/s	11.59	工作时间	s	580
燃料流量	kg/s	2.61	推力质量比	kN/kg	0.414
混 合 比		4.44	结 构 质 量	kg	149
真空比冲	m/s	4340	直 径	mm	1060
燃烧室压力	MPa	3.01	长 度	mm	1813

发动机系统

系统组成 HM-7 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、启动点火系统、增压系统、气动控制系统、吹除和预冷系统等组成。

主系统 它由涡轮泵、2个主阀、2个节流圈、推力室及管路等组成。

副系统 它由氧化剂调节器、2个副阀门、2个节流圈、2个气蚀文氏管、燃气发生器及管路等组成。

增压系统 氧化剂箱用箭上球形氢气的氢气经减压器,涡轮排气管中的换热器,第2个减压器,然后到氧化剂箱增压。启动前燃料箱增压和氧化剂箱增压一样,用氢气增压。启动后用推力室冷却套出口处抽出的气氢,经液氢混合器混合降温后给燃料箱增压。

启动点火系统 发动机采用火药启动器启动,燃烧室采用火药点火器点火。火药启动器同时起到点燃燃气发生器的作用。

气动控制系统 它由氮气系统组成,用于增压、吹除、发动机调节和对所有阀门的控制。该系统包括氮气瓶、充气系统、增压导管及组件、控制系统和置换系统。系统上有氮气减压器、气动阀、各电动气阀

等。

吹除和预冷系统 发动机启动前,先用氦气对燃料路和氧路进行吹除置换,然后打开2个贮箱下的球形阀以少量推进剂在贮箱压力作用下流入发动机,对输送系统各管道和组件进行预冷,然后从预冷泄出口排出。在2,3级分离时,打开燃料主阀,对推力室再生冷却套进行预冷。同时还用氦气吹除推力室喷注器氧化剂腔。

工作原理 发动机启动前,先对发动机吹除预冷。启动时,给燃烧室火药点火器点火,再给固体火药启动器通电工作。靠固体火药产生的燃气驱动涡轮,使涡轮加速到额定转速的一半。由于燃料主阀在预冷时已提前打开,液氢便在泵压送下进入燃烧室。此后打开氧化剂主阀,液氧在泵压送下进入

燃烧室,与液氢混合燃烧。在氧化剂主阀打开之后,燃气发生器的氧化剂副阀门和燃料副阀门相继打开,液氧和液氢进入燃气发生器,并被固体火药启动器燃烧产生的热燃气点燃。燃气发生器工作产生的燃气驱动涡轮,使涡轮泵转速逐渐增加,上升到额定转速,发动机进入主级工作状态。

液氢经燃料泵增压后,经燃料主阀和节流圈进入位于推力室扩张比为7处的液氢集合器。然后分成两路:其中94%的液氢经钛槽式冷却套对燃烧室进行再生冷却,然后经喷注器喷入燃烧室;另外6%的液氢通过242根管束对喷管延伸段进行排放冷却,并通过矩形管端的小喷管排入空间。

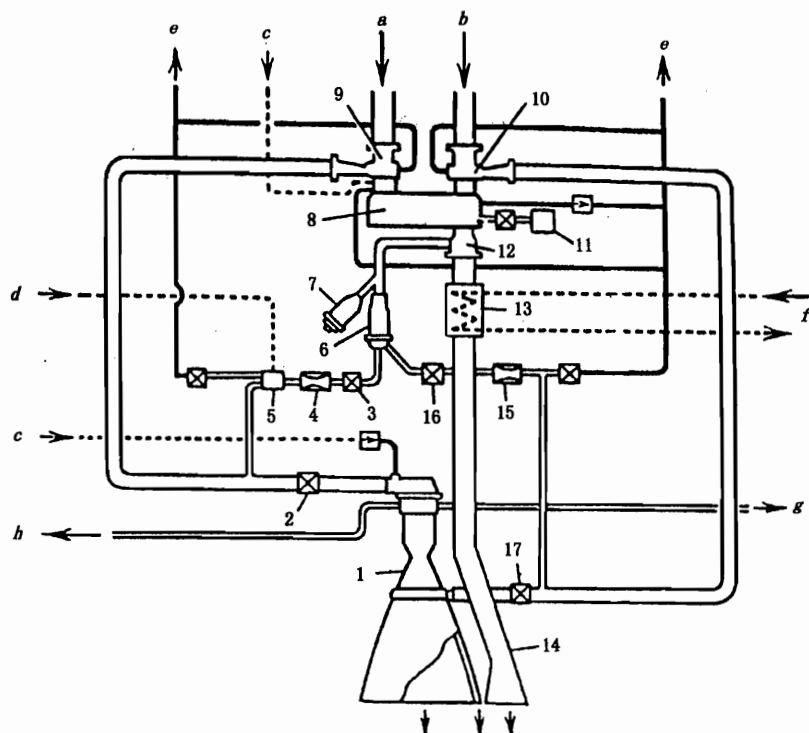
从推力室冷却套出口处抽出少量气氢,使其进入混合器。并从液氢集合器中抽出少量液氢,也使之进入混合器,用以降低进入混合器的气氢温度。降温后的气氢用来给燃料箱增压,并在需要时作为滚动控制喷管的工质。

从冷却套出口处抽出另一部分气氢,经过涡轮排气管中的换热器加热后与润滑剂雾化混合,然后进入齿轮箱,用以润滑齿轮和泵轴承。

在燃料主阀前一部分液氢沿副管路经气蚀文氏管和燃料副阀门进入燃气发生器。在燃气发生器中与液氧燃烧,产生燃气驱动涡轮。

涡轮排气通过排气管排入空间。

液氧经氧化剂泵增压后,经氧化剂主阀和节流圈进入推力室喷注器,喷入燃烧室。氧化剂主阀前一部分液氧沿副管路经氧化剂调节器、气蚀文氏管及氧化剂副阀门进入燃气发生器,在燃气发生器中与液氢燃烧。



HM-7 发动机系统图

1—推力室 2,17—主阀 3,16—副阀 4,15—气蚀文氏管 5—氧化剂调节器
6—燃气发生器 7—火药启动器 8—减速齿轮箱 9,10—泵 11—齿轮箱冷却及
润滑装置 12—涡轮 13—换热器 14—涡轮排气喷管 a—氧化剂入口 b—燃
料入口 c—吹除氦气 d—控制调节器氦气 e—预冷泄出 f—增压氧化剂箱及
控制自动器的氦气 g—增压燃料箱 h—去滚动控制喷管

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	60.32	燃烧室直径	mm	180
真空比冲	m/s	4 362	喉部截面直径	mm	116.7
氧化剂流量	kg/s	11.51	喷管出口截面直径	mm	930
燃料流量	kg/s	2.32	喷管扩张比		63.5
混 合 比		4.96	燃烧室比冲效率		0.975
燃烧室压力	MPa	3.01	特征长度	mm	700

推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段等组成。推力室外貌见图。

喷注器为平顶式三层结构,氧化剂腔在上,燃料腔在下。喷注器上共有 90 个同轴式双组元喷嘴,以等距离排列在 5 圈同心圆上。每个喷嘴为同心管式结构,中间为液氧喷孔,液氧喷孔外围的环形缝隙为气氢喷孔。液氧喷孔中装有涡流器。喷注器中央装有火药点火器。喷注器的主体材料为 A-286 耐热不锈钢。液氧头腔的材料为因康镍(Inconel)718 合金。喷注器面板的材料为烧结的多孔材料,占燃烧室氢流量的 7% 的气氢通过多孔面板进入燃烧室,对面板进行发汗冷却。整个喷注器是可拆卸式的。

燃烧室是指扩张比 7:1 以上到喷注器这一段再生冷却结构。燃烧室冷却套为铣槽式结构。内壁由锻造铜件制成。外壁为电铸镍制成。

喷管延伸段是指扩张比 7:1 以下的一段结构。喷管为特型喷管。采用排放冷却。整个喷管延伸段是可拆卸式的。喷管延伸段由 242 根因康镍(Inconel)600 制成的矩形管沿喷管型面螺旋形排列焊接而成。喷管出口集合器上焊有 484 个小排气喷管,可获得 590N 的推力。



HM-7 发动机推力室

燃气发生器 燃气发生器性能参数

氧化剂流量	kg/s	0.142	燃气压力	MPa	2.5
燃料流量	kg/s	0.158	燃气温度	K	890
混 合 比		0.9			

燃气发生器由喷注器及身部组成。喷注器有 3 个直流式氧喷嘴,周围环有 12 个直流式氢喷嘴,喷射角为 45°,喷出的氢溅到喷注器下游的环板上与氧混合。燃气发生器的身部为单壁式结构。产生的燃气驱涡轮后由排气管排出,约产生 650N 的推力。

涡轮排气管中装有 2 个换热器。氮气换热器把氮气从 100K 加温到 220K。另一个为氢气换热器,把氢气加热后与润滑剂混合,用于润滑齿轮和轴承。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.242	氧化剂泵入口压力	MPa	0.187
---------	-----	-------	----------	-----	-------

燃料泵出口压力	MPa	5.15	氧化剂泵出口压力	MPa	4.79
燃料泵流量	kg/s	2.616	氧化剂泵流量	kg/s	11.33
燃料泵转速	r/min	60 390	氧化剂泵转速	r/min	12 880
燃烧泵效率		0.564	氧化剂泵效率		0.735
燃料泵功率	kW	323.3	氧化剂泵功率	kW	64.3
涡轮					
入口压力	MPa	2.5	效 率		0.403
流 量	kg/s	0.3	功 率	kW	389

涡轮泵为双轴方案,燃料泵由涡轮直接带动,氧化剂泵则通过一组减速齿轮来传动。泵、涡轮和齿轮箱壳体由铝合金铸成。

两台泵均为带轴向诱导轮的单级离心泵。轴向推力通过离心叶轮后面的背轮来平衡。在叶轮出口,液体直接汇集在涡壳内,然后通过直的扩压器减速。燃料泵轴装在两个滚珠轴承上,轴承用悬浮于氢气中的磷酸三丁酯雾润滑。

涡轮为2级轴向冲击式全进气度结构。涡轮盖上有23个喷嘴。涡轮密封采用动密封。轴和涡轮转子材料为因康镍(Inconel)X750合金。

涡轮泵减速装置为两级减速齿轮,总的传动比为4.689 7:1。各齿轮和轴承均用氢中的雾状磷酸三丁脂润滑,润滑后的润滑剂通过泵壳上的泄出孔排出。

自动器 燃料主阀和氧化剂主阀均为球形阀,并直接安装在燃烧室上。阀门的动作由弹簧力和氢气压力控制。其它阀门如燃料副阀门、氧化剂副阀门等均为菌形阀。

改进与发展

HM-7发动机研制过程中解决的主要问题有:(1)通过提高点火器附近的局部混合比解决燃烧室点火延迟问题;(2)通过减少燃气发生器与喷注器之间的容积解决燃气发生器压力突然下降问题。发动机研制过程中主要的改进项目有:(1)改进推力室喷注器,使发动机比冲从4 217 m/s增加到4 325 m/s;(2)启动时,取消齿轮箱润滑,从而去掉了氢气瓶。

HM-7B发动机是HM-7的改型,在性能和结构上进行了以下几项改进:

- (1)推力室喉部截面直径从 $\Phi 116.7$ mm缩小到 $\Phi 108$ mm;
 - (2)推力室混合比从4.96提高到5.14,相应发动机混合比从4.44提高到4.59;
 - (3)燃烧室压力从3.01 MPa提高到3.52 MPa;
 - (4)喷管延伸段加长200 mm,喷管扩张比从63.5提高到83;
 - (5)由于提高了混合比和增加了发动机工作时间,重新设计了燃烧室冷却套,使喉部壁温从740K降到640K;
 - (6)喷管出口处排放冷却小排放喷管从484个增加到726个,扩张比从5.7改为6.8;
 - (7)改变燃料泵出口形状,以增加泵出口压力;
 - (8)由于燃烧室压力提高,需要相应地修改推力室和燃气发生器氧化剂节流圈尺寸。
- 此外,与发动机提高性能关系不大的改进还有:
- (1)采用由冷氢作动的低温阀门,以取消氢气换热器;
 - (2)采用改进的西洛尔(Sealol)动密封;
 - (3)增加齿轮啮合间隙,以放宽对齿轮箱允许的最低温度限制;
 - (4)修改齿轮润滑系统,以增加可靠性和工作寿命。

HM-7与HM-7B发动机的主要性能与结构参数比较:

		HM-7	HM-7B
真 空 推 力	kN	61.67	62.64
真 空 比 冲	m/s	4 340	4 365
氧化剂流量	kg/s	11.59	11.73
燃 料 流 量	kg/s	2.61	2.56
混 合 比		4.44	4.59
燃烧室压力	MPa	3.01	3.52
喷管扩张比		63.5	83
结 构 质 量	kg	149	158
直 径	mm	1 060	992
长 度	mm	1 813	2 014

火神(Vulcain)



“火神”(Vulcain)液体火箭发动机

“火神”(Vulcain)液体火箭发动机原代号 HM-60,是欧洲航天局“阿里安 5”运载火箭的芯级发动机。由法国欧洲动力装置公司(SEP)于 1984 年 ~ 1996 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。可作 ± 5 ($^{\circ}$) 的双向摆动。发动机的主要特点是:(1)由一台燃气发生器产生燃气并联驱动各自独立的燃料和氧化剂涡轮泵,两涡轮有各自的排气管;(2)推力室喷管延伸段采用排放冷却。

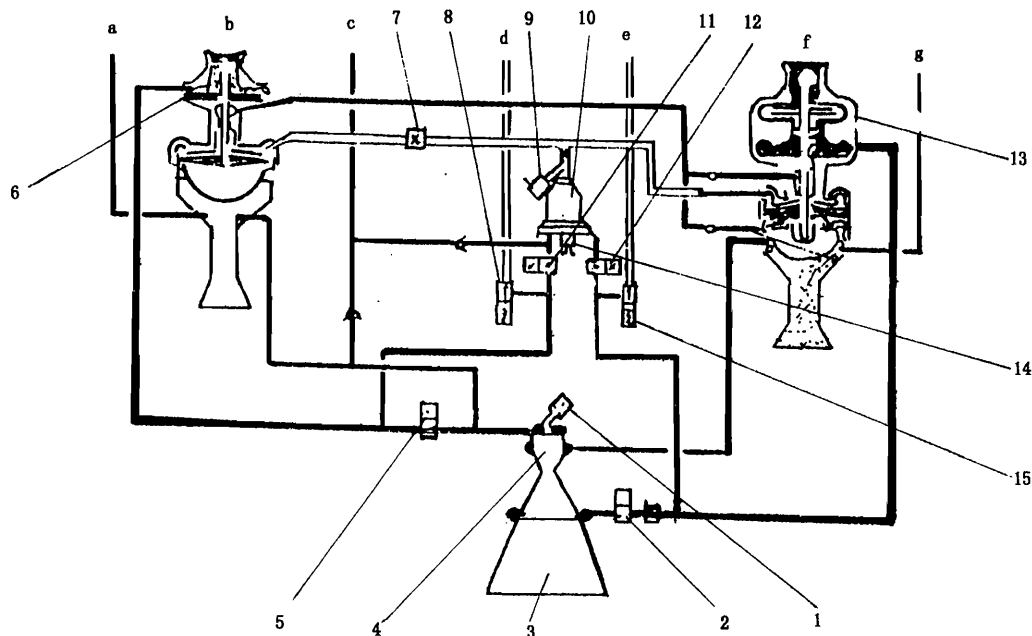
发动机主要性能与结构参数

真 空 推 力	kN	1 145	喷管扩张比		45
氧化剂流量	kg/s	226.9	工 作 时 间	s	575
燃 料 流 量	kg/s	42.8	推力质量比	kN/kg	0.674
混 合 比		5.3	结 构 质 量	kg	1 700

真空比冲 m/s 4 246
燃烧室压力 MPa 11.2

直 径 mm 1 760
长 度 mm 2 931

发动机系统



“火神”(Vulcain)发动机系统图

1—火药点火器 2—燃料主阀 3—排放冷却喷管延伸段 4—燃烧室 5—氧化剂主阀 6—氧化剂涡轮泵 7—混合比控制阀 8—氧化剂吹除阀 9—火药启动器 10—燃气发生器 11—氧化剂副阀 12—燃料副阀 13—燃料涡轮泵 14—燃气发生器火药点火器 15—燃料吹除阀 a—增压氧化剂箱 b—氧化剂入口 c—氦气 d—氧化剂吹除 e—燃料吹除 f—燃料入口 g—增压燃料箱

系统组成 “火神”发动机的系统由启动点火系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、电动与氦气指令控制系统、混合比调节系统、贮箱增压系统和纵向耦合振动(POGO)抑制系统等组成。

主系统 由燃料涡轮泵、氧化剂涡轮泵、燃料主阀、氧化剂主阀、推力室及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、燃料副阀、氧化剂副阀及管路等组成。

启动点火系统 由火药启动器、燃烧室火药点火器及燃气发生器火药点火器组成。

电动与氦气指令控制系统 由电磁阀、气动阀、单向阀等组成,用于对发动机的启动和关机进行程序控制。

混合比调节系统 主要由燃气发生器 2 个副阀及混合比控制阀组成。在发动机地面校准试车时用液压作动器及地面计算机进行校准。在飞行中按照飞行程序时间对照在地面测定好的两种推进剂混合比值对混合比控制阀进行位置转换就可获得发动机工作期间总的目标混合比。

贮箱增压系统 燃料箱用燃烧室冷却套出口处抽出的气氢进行增压,氧化剂箱用泵后液氧经涡轮排气管中的换热器气化后进行增压。

纵向耦合振动(POGO)抑制系统 氧化剂泵前管路上装有纵向耦合振动(POGO)抑制器。

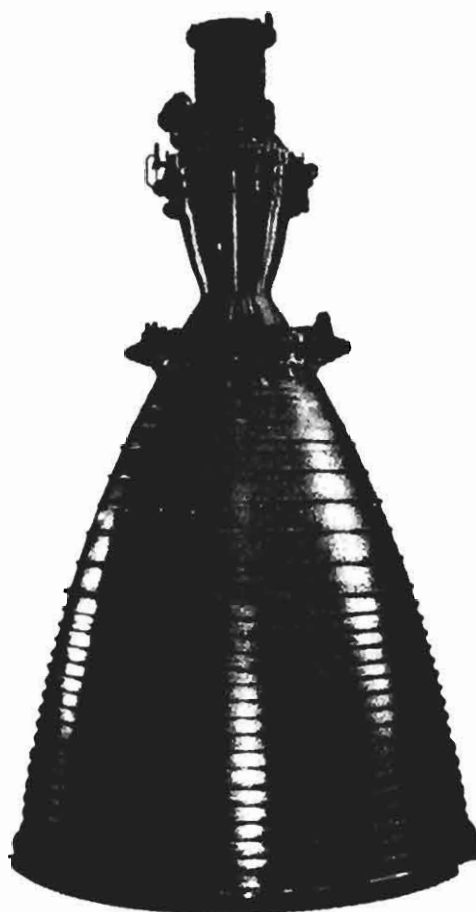
工作原理 发动机启动前先对推力室和两台涡轮泵进行预冷。启动时按程序打开燃料主阀、氧化剂主阀,点燃燃烧室火药点火器,给火药启动器点火启动两台涡轮泵。相继打开燃气发生器燃料副阀和氧

化剂副阀,点燃燃气发生器火药点火器。由燃气发生器产生的燃气驱动涡轮泵,使涡轮泵转速迅速上升到额定转速。发动机进入主级工作状态。发动机上设有准许火箭起飞的“绿灯”传感器,若发动机点火正常,则“绿灯”传感器工作,令固体助推器点火,火箭起飞。

来自氧化剂贮箱的液氧经氧化剂泵增压后,经氧化剂主阀进入推力室喷注器,喷入燃烧室。氧化剂主阀前一部分液氧沿副管路经氧化剂副阀进入燃气发生器,在燃气发生器中与液氢燃烧。

来自燃料贮箱的液氢经燃料泵增压后,沿燃料主管路经燃料主阀进入推力室位于扩张比为 5.8 处的液氢集合器。然后分成两路:其中 94% 的液氢经铣槽式冷却套对燃烧室进行再生冷却,然后进入喷注器喷入燃烧室,其中少量气氢对喷注器面板进行发汗冷却;另外 6% 的液氢通过 456 根管束对喷管延伸段进行排放冷却。从冷却套出口抽出少量气氢,用来给燃料箱增压。

在燃料主阀前引出一部分液氢沿燃料副管路经燃料副阀进入燃气发生器。在燃气发生器中与液氧燃烧,产生燃气。燃气分成两路:其中约 62% 的燃气用于驱动燃料涡轮泵,约 38% 的燃气用于驱动氧化剂涡轮泵,然后从各自的排气管排入空间。



“火神”(Vulcain)发动机推力室

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	1 137	燃烧室压力	MPa	11.2
真空比冲	m/s	4 305	燃烧室直径	mm	415
氧化剂流量	kg/s	228.3	喉部截面直径	mm	262
燃料流量	kg/s	35.7	喷管出口截面直径	mm	1 760
混 合 比		6.4	喷管扩张比		45
燃烧室比冲效率		0.989	特征长度	mm	840

推力室由喷注器、燃烧室、喷管延伸段组成(见图)。

喷注器由基体、氧化剂顶盖、氧化剂集合器、面板等组成。喷注器上装有 516 个同轴式双组元喷嘴,喷嘴中心孔喷注液氧,其周围环形缝隙喷注气氢。中心装有火药点火器管。面板由 5% 的气氢流量进行发汗冷却。氧化剂顶盖上装有常平座。喷注器材料为因康镍(Inconel)718。

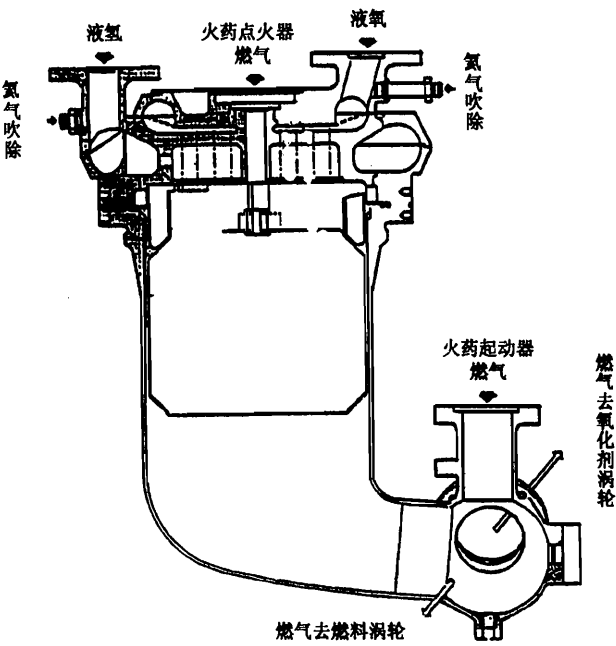
燃烧室是指从喷注面到喷管扩张比为 5.8 处的一段结构,由液氢进行再生冷却。内壁由铜银钨合金材料制成,其上有 360 条铣槽,外壁为电铸镍。于靠近喷注面的燃烧室内壁上设有声腔。

喷管延伸段为管束式结构,用 456 根矩形($4 \times 4 \times 0.4$ mm)剖面的因康镍(Inconel)600 管子沿螺旋方向钎焊而成。用液氢进行排放冷却,冷却后氢从 228 个排出口排放到空间。

燃气发生器 燃气发生器性能参数

氧化剂流量	kg/s	4.36	氧化剂入口温度	K	97
燃 料 流 量	kg/s	4.84	燃料入口温度	K	38
混 合 比		0.9	燃气压力	MPa	9.3
燃 烧 效 率		0.98	燃气温度	K	900

燃气发生器由头部和身部两部分组成。头部装有 60 个同轴式双组元喷嘴,由因康镍(Inconel)718 材料制成。头部中央装有火药点火器。身部是一个单壁非冷却式燃烧室,用耐高温镍基合金(Waspaloy)制成。为了增加燃烧稳定性余量装有隔板和声腔。燃气出口装有扰流器以改善燃气混合均匀及燃气温度均衡。火药启动器安装在燃气发生器的排气段上。



“火神”(Vulcain)发动机燃气发生器

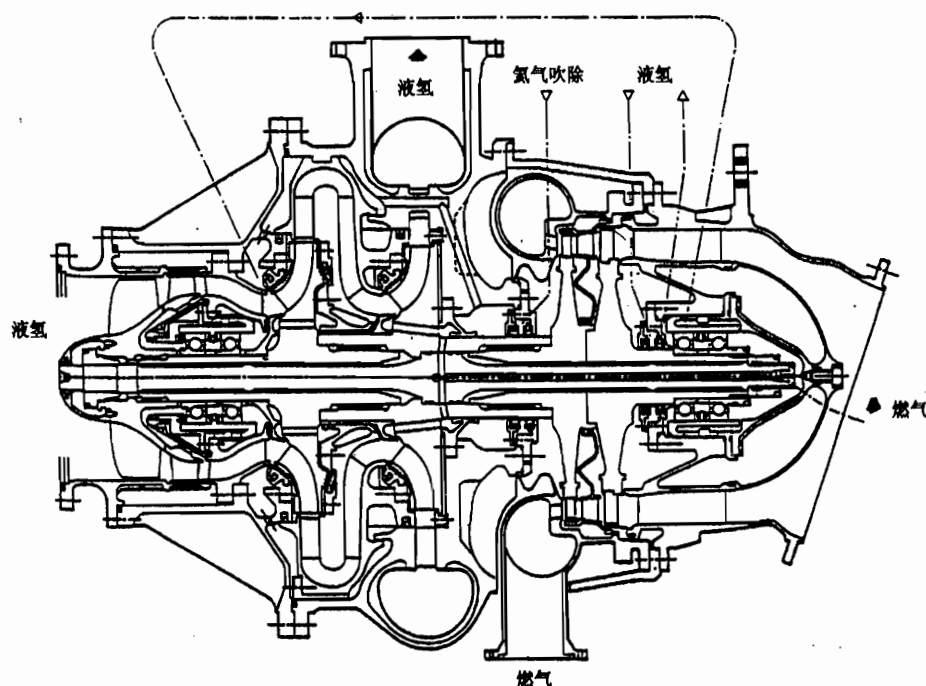
涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料涡轮泵	氧化剂涡轮泵
泵			
入口压力	MPa	0.3	0.3
出口压力	MPa	16.1	15.5
流 量	kg/s	43	231
转 速	r/min	33 500	13 800
效 率		0.715	0.763
功 率	kW	12 000	3 800
涡 轮			
入口压力	MPa	7.5	6.0
入口温度	K	900	875
流 量	kg/s	5.12	
效 率		0.5	0.44

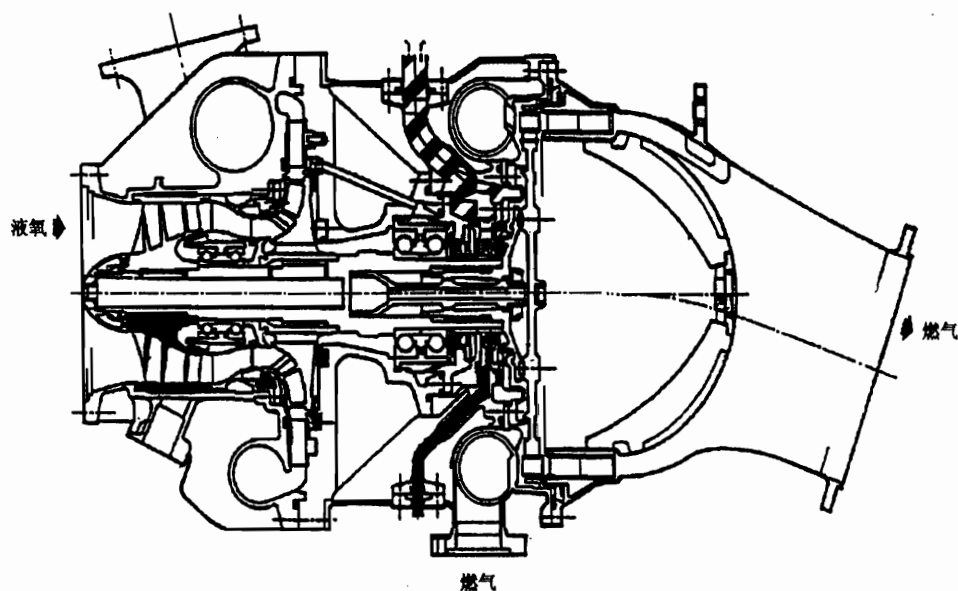
“火神”发动机的涡轮泵分为燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵,都是单轴方案。由燃气发生器产生的燃气并联驱动。

燃料涡轮泵 由带诱导轮的两级离心泵和两级全进气冲击式涡轮组成(见图)。泵叶轮为全闭式离心轮。涡轮叶片带有叶冠。涡轮转子的工作区间在第二和第三临界转速之间。涡轮泵壳体材料为因康镍(Inconel)718。泵诱导轮和离心轮的材料为钛合金。涡轮转子和定子材料为耐高温镍基合金(Waspaloy),涡轮其余部分的材料为因康镍(Inconel)718。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。为了使正常工作时总推力平衡;在第一级叶轮背部加了迷宫式密封。设置了两道浮动环密封以阻止液氢向涡轮泄漏。所有轴承都用液氢冷却。

氧化剂涡轮泵 由带诱导轮的一级离心轮和部分进气单级冲击式涡轮组成(见图)。离心轮为闭式



“火神”(Vulcain)发动机燃料涡轮泵



“火神”(Vulcain)发动机氧化剂涡轮泵

的。涡轮叶片带有叶冠。泵诱导轮及离心轮由 K 镍铜合金 (KMonel) 制造。泵壳体由因康镍 (Inconel) 718 制成。涡轮叶片由耐高温镍基合金 (Waspaloy) 制造。涡轮盘及壳体由因康镍 (Inconel) 718 制造。转子的轴向载荷用与叶轮背部组成一体的平衡活塞平衡。涡轮泵轴承用液氧润滑。为了防止涡轮启动前预冷期间的任何泄漏,采用了脱开式密封装置。诱导轮与壳体之间装有涂银衬套,防止摩擦着火。

自动器 自动器包括燃料主阀、氧化剂主阀、燃料副阀、氧化剂副阀、混合比控制阀、燃料吹除阀、氧化剂吹除阀、预冷阀、气动阀、电磁阀、单向阀等。

两主阀及两副阀均为氢气作动的球形阀。燃料涡轮泵还带动一台液压泵供级上所有需要液压动力的装置使用。液压作动筒操纵控制阀门与发动机摆动系统。

改进与发展

发动机研制过程中解决的一些主要问题有:(1)氧泵壳体用因康镍(Inconel)718代替铝合金解决了泵壳体强度薄弱的问题;(2)喷管延伸段增加6条加强箍解决试车时喷管破裂的问题。

为了提高“阿里安5”运载火箭的运载能力,在“火神”发动机的基础上进行改型,正在研制代号为“火神”MK-2的发动机,计划用于改进型号“阿里安5E”运载火箭。“火神”MK-2发动机的真空推力为1350 kN,真空比冲为4247 m/s,燃烧室压力为11.6 MPa,喷管扩张比为61.7。

LRBA

LRBA液体火箭发动机是“欧洲号”运载火箭第二级发动机。由法国研制,四机并联。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。采用挤压式输送系统。贮箱增压压力为2.1 MPa。发动机安装在与贮箱相连的刚性机架上,发动机可作双向摇摆,用以控制火箭的俯仰,偏航和滚动。贮箱增压压力来自于燃气发生器的燃气。燃气发生器用来自辅助贮箱的四氧化二氮和偏二甲肼进行燃烧产生增压用燃气。燃气经喷水冷却后,温度达到要求后给贮箱增压。燃气发生器消耗氧化剂量为41公斤,消耗燃料为18.5公斤,水98公斤。进入贮箱压力1.85 MPa,温度623 K,工作75 s。

喷管喉部用耐高温石墨制成,喉部直径为115 mm,燃烧室用高温合金钢HS25材料制成,喷管出口直径为750 mm,喷注器由铝合金制造,喷注器混合比为0.53。

发动机用四个氧化剂阀门和一个燃料阀门。发动机具有两次启动能力,用四个氧化剂阀和一个燃料阀控制四个推力室的两次启动。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	4 × 68.1	燃烧室压力	MPa	1.37
真空比冲	m/s	2 714.6	工作时间	s	120

ERNO

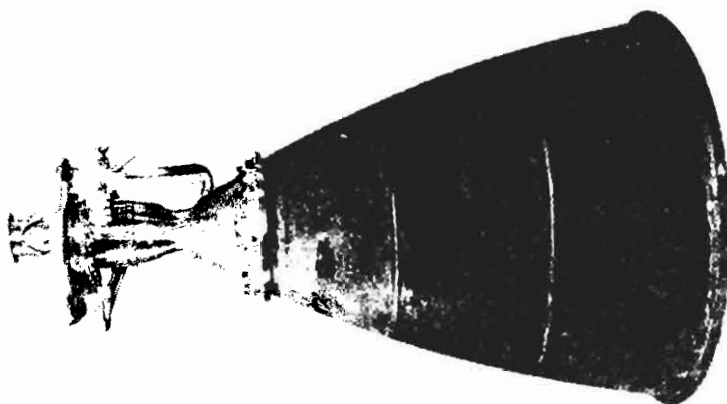
ERNO液体火箭发动机是“欧洲号”运载火箭第三级发动机,由德国研制。推进剂为四氧化二氮和混肼50。采用高压氮气挤压式输送系统。氮气气瓶可充压30 MPa。系统共用两个由玻璃纤维增强塑料制成的气瓶。通过减压阀把压力降到1.92 MPa后给燃料箱增压,把压力降到1.81 MPa后给氧化剂箱增压。推进剂在挤压力作用下经过各自的输送管道,过滤器和阀进入燃烧室。在各系统和喷注器之间有推进剂流量调节器。

发动机在研制过程中出现的主要问题是冷却问题。发动机燃烧室采用再生冷却,喷管则采用辐射冷却方式。发动机用燃料作冷却剂,冷却夹层纵向通道的横截面沿推力室轴线是变化的。燃料对燃烧室冷却后,再通过喷注器喷孔喷入燃烧室,与直接经喷注器喷孔喷入燃烧室的氧化剂相遇自燃点火燃烧。喷管由钛合金制造。

发动机主要性能参数

真 空 推 力	kN	22.54	喷管扩张比		77
真 空 比 冲	m/s	2 861.6	工 作 时 间	s	368
燃烧室压力	MPa	1.1			

埃斯托斯(Aestus)



“埃斯托斯”液体火箭发动机

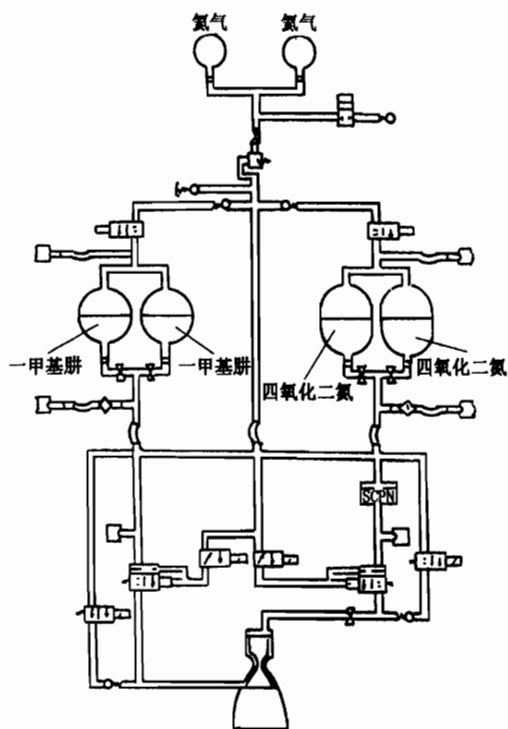
“埃斯托斯”(Aestus)液体火箭发动机是欧洲航天局“阿里安 5”运载火箭上面级发动机。由德国戴姆勒·奔驰航天公司(Daimler - Benz Aerospace)研制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。发动机可作双向摇摆,最大摆角 $\pm 4.8(^{\circ})$,用两台机电作动器控制发动机摆动。发动机能多次启动。

发动机主要性能与结构参数

真 空 推 力	kN	28	喷管扩张比	81	
真 空 比 冲	m/s	3 178	工 作 时 间	s	1 150
氧化剂流量	kg/s	5.92	推力质量比	kN/kg	
燃 料 流 量	kg/s	2.88	结 构 质 量	kg	111
混 合 比		2.05	直 径	mm	1 320
燃烧室压力	MPa	1.1	长 度	mm	2 200

发动机系统

工作原理 推进剂在高压氮气的挤压下,经输送管路及阀进入燃烧室自燃点火。主阀由气动控制,氮气伺服压力由电控制阀控制。为避免液压和结构间的共振,在氧化剂输送管路上加有阻尼装置。氮气通过机械压调器调节后进入贮箱。为防止两箱的蒸气经氮气输送管路进行混合,在气路上加有止回阀,在不输送推进剂时用闭锁阀将其关闭。因发动机多次启动,在发动机每次关机后,要用氮气对主阀、推力室喷注器之间的那一段推进剂管路进行吹除,除掉残留推进剂,保证发动机下次点火。



埃斯托斯发动机系统图

发动机主要部件

发动机由推力室、阀及其他组件构成。

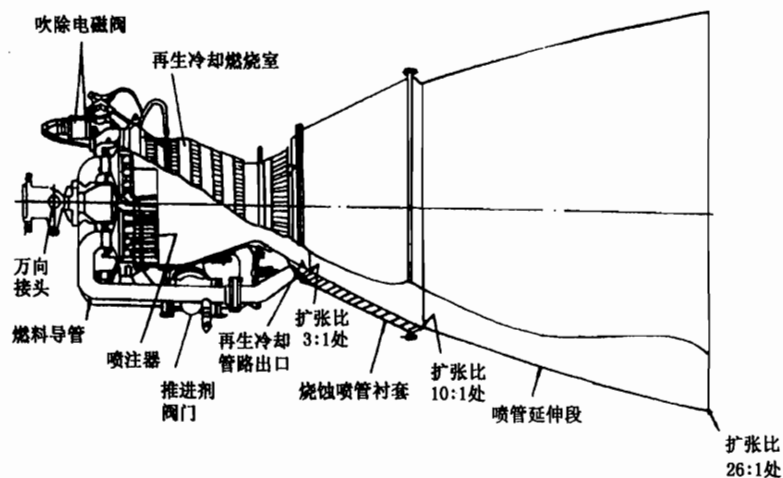
推力室 由喷注器、燃烧室、喷管延伸段和双向摆动球形接头组成。氧化剂经气动动作阀后直接进入喷注器,而燃料则通过阀门后从扩张比 10:1 截面处的集液管沿推力室冷却通道向头部方向流入喷注器。燃料在喷入燃烧室之前经过室壁加热,在燃烧时不仅提高了燃烧效率,而且提高了燃烧稳定性。

喷注器 有 131 个同轴式双组元喷嘴。喷注器面板靠从燃烧室冷却通道出来的燃料,由周边进入喷注器,对喷注器进行冷却。燃烧室(包括 10:1 以上的喷管)为铣槽式冷却通道结构,由不锈钢内衬和电镀镍外壳组成,用燃料进行再生冷却。

喷管延伸段 用哈氏钨铬钴 25 合金材料制成。从扩张比 10:1 到 81:1 是一段大型辐射冷却喷管。在扩张比 10:1 处的壁温大于 1400 K,在喷管出口端的温度为 1030 K。

推进剂主阀 是常闭式提动阀,靠电动控制阀输送的氮气打开,靠弹簧力关闭。由特氟隆密封件密封。阀门的响应时间用氮气入口的小孔来调节。控制阀是一个常闭式电磁阀。

LE-3



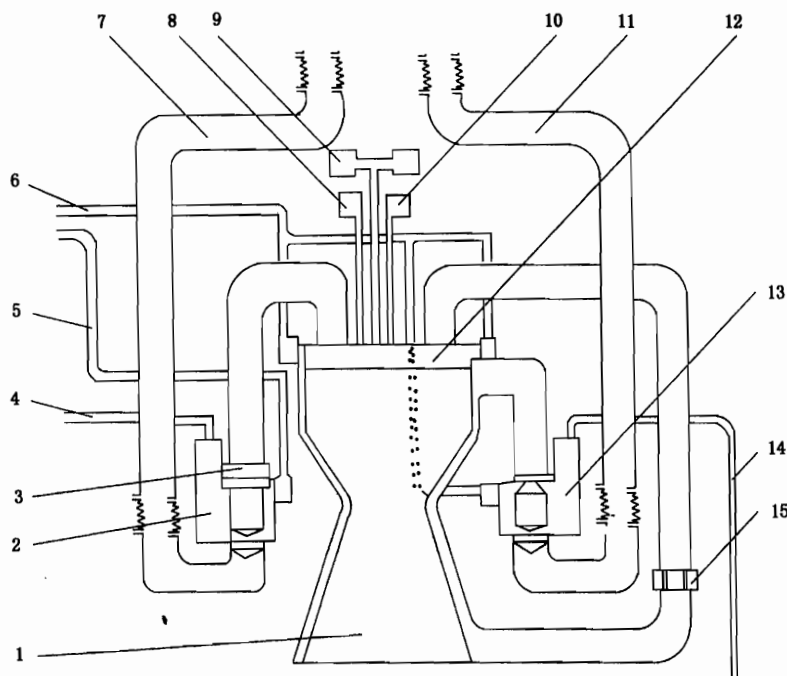
LE-3 液体火箭发动机

LE-3 液体火箭发动机是日本“N-1”运载火箭的第二级发动机,由日本宇宙开发事业团(NASDA)于1969年~1975年研制。推进剂为四氧化二氮和混肼 50,采用氮气挤压的挤压式输送系统,一次启动。借助液压作动器作双向摇摆可为火箭提供俯仰和偏航姿态控制力。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	53.5	喷管扩张比		26
氧化剂流量	kg/s	11.25	工作时间	s	246
燃料流量	kg/s	7.5	结构质量	kg	87.5
混 合 比		1.5	直 径	mm	1 765
真空比冲	m/s	2 844	长 度	mm	955.6
燃烧室压力	MPa	1.14			

发动机系统



LE-3 发动机系统图

- 1—推力室 2—氧化剂主阀 3—氧化剂节流圈 4—氧化剂主阀作动氮气管路
 5—氧化剂吹除管 6—燃料吹除管 7—氧化剂管路 8—燃料喷嘴压力传感器
 9—燃烧室压力传感器 10—氧化剂喷嘴压力传感器 11—燃料管路 12—喷注器
 13—燃料主阀 14—燃料主阀作动氮气管路 15—燃料节流圈

系统组成 由推进剂输送系统、增压系统等组成。推进剂输送系统由推力室、阀、管路等组成,在高压氮气的挤压下把推进剂输送到推力室。

增压系统由球形气瓶、压调器、贮箱断流阀等组成。增压系统由六个球形气瓶提供的氮气,氮气压力为 30.33 MPa,经压调器把压力调节到 2.05 MPa 后给贮箱增压和用于吹除。

工作原理 在 N-1 火箭的一级主发动机关机后 2 s,发出贮箱增压启动信号,给贮箱控制阀(TSPV)通

电,使氦气进入两个贮箱,预增压可以使贮箱增压压力达到额定值的 80~90%。在一级发动机关机后 9 s,再次给贮箱控制阀通电,贮箱再次增压,同时按程序打开发动机两推进剂主阀,发动机工作并在 1.5 s 内达到额定推力。由于贮箱已进行预增压,故再进行一些增压便可达到所需的贮箱增压压力,这样减轻增压气体对液面的扰动,防止在推进剂中形成气泡。

当火箭达到预定的速度后,速度关机开关(VCS)发出关机信号,使贮箱控制阀通电,同时向发动机控制箱发出关机指令,氧化剂箱断流阀(OTSV)和燃料箱断流阀(FTSV)关闭,发动机推进剂主阀按控制箱预定的时间关闭。二级发动机关机后推力衰减时间小于 1.3 s。

发动机主要部件

发动机由推力室、推进剂输送管路、各种阀和控制组件构成。

推力室由喷注器、燃烧室、烧蚀喷管、辐射冷却喷管组成。喷注器由铝合金(2219-T62)材料经机加工焊接而成,由面板、燃料和氧化剂歧管及挡板等组成。氧化剂和燃料喷嘴共 348 对,在头部呈同心圆排列,共有 8 个圆环。

为防止高频振荡燃烧发生,在喷注器面上安放三块呈 120(°)夹角的防振隔板,有 285 个燃料喷嘴喷向隔板,对隔板进行冷却。总燃料的 9%用于喷注器面的自身冷却,另有 7%的燃料用于燃烧室内壁的冷却。喷孔直径为 0.7 mm。

推力室冷却段为管束式结构。由 250 根不锈钢(CRES 347)管子经钎焊连接而成。外壁用钢环加强。管子外径为 2.5~3.8 mm。

从喷注器面到扩张比 3:1 处为单通道再生冷却段;从扩张比 3:1 到 10:1 处为烧蚀冷却段;从扩张比 10:1 到 26:1 处为辐射冷却延伸段。

烧蚀冷却喷管衬套由硅树脂层复合材料制成。外面包有不锈钢外壳。衬套内是由许多苯酚树脂制成的空心球夹层材料,然后用带式缠绕方式制成耐烧蚀的衬里。

辐射冷却喷管延伸段由不同厚度的铌合金(C-130)板材成形后经焊接而成。最薄厚度为 0.4 mm。内外表面均涂有抗燃气烧蚀的防护层。涂层还可防潮和增强热辐射能力。

三段喷管用法兰盘形式进行连接。

工作时燃料先进入位于喷注器一侧的冷却歧管,并通过管束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。

流入喷注器的氧化剂和燃料的混合比约为 1.5,但由于一部分燃料用于内壁液膜冷却,因此在喷注面上的局部混合比在 1.8~2.0 范围之内变化。

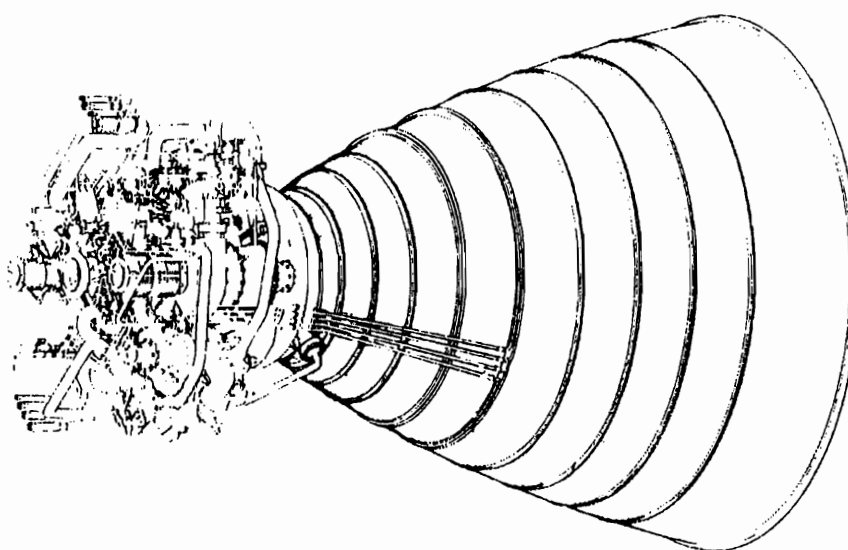
LE-3 发动机的推进剂阀采用双位常闭式球形阀。由氦气控制各种推进剂阀。

改进与发展

LE-3 发动机是由 Q 火箭的第三级发动机 LE-1 发动机改进而来。LE-1 发动机采用硝酸和偏二甲肼作推进剂,1968 年推进剂改换为硝酸和混肼 50,发动机代号为 LE-2。

在研制过程中,为解决喷注器面烧蚀问题,增大了氧化剂和燃料喷嘴的互击距离;为减小管路中推进剂的脉动,将再生冷却出口端到喷注器之间的导管改为波纹管;为抑制纵向耦合振动(POGO)的发生率,把喷注器最外边喷嘴对的间隔扩大,使之成为蜂窝型喷注器。改进后的喷注器可以防止中频振荡燃烧的发生。POGO 振动发生率由原来的 0.27 次/秒减小到 0.05 次/秒,发动机的机械振动值也下降为原来的 1/3。

LE-5



LE-5 液体火箭发动机

LE-5 液体火箭发动机是日本 H-I 运载火箭的第二级发动机。由日本宇宙开发事业团(NASDA)和航空宇宙技术研究所(NAL)于 1977 年~1986 年联合研制。推进剂为液氧和液氢。采用燃气发生(器)循环,泵压式供应系统。可作双向摆动,发动机的主要特点是:(1)采用分流膨胀循环方式启动;(2)由 1 台燃气发生器产生燃气串联驱动 2 台独立的涡轮泵,涡轮排气喷入超声速主气流中;(3)推力室喷管延伸段采用排放冷却;(4)具有再启动功能。

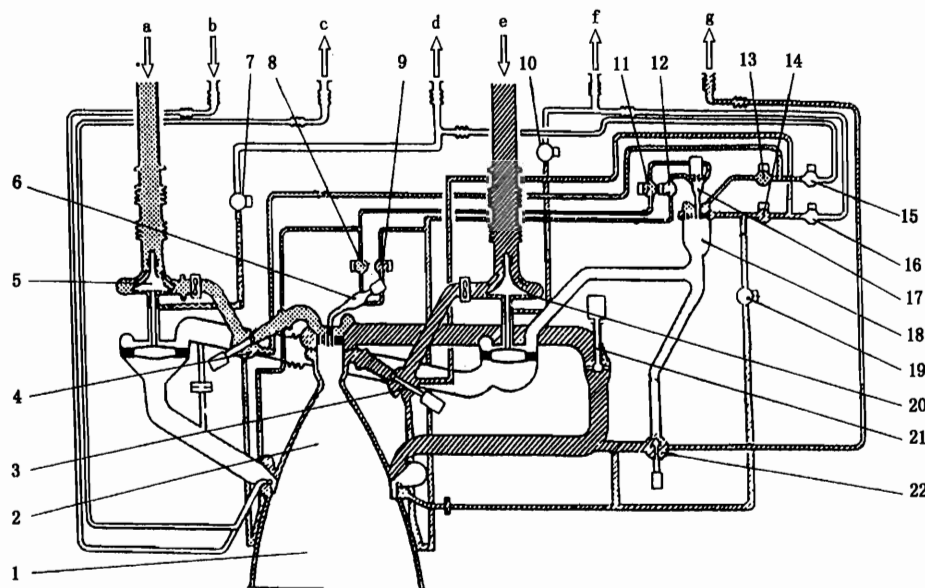
发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	103	喷管扩张比		140
氧化剂流量	kg/s	19.75	工作时间	s	370
燃料流量	kg/s	3.59	推力质量比	kN/kg	0.404
混 合 比		5.5	结 构 质 量	kg	255
真空比冲	m/s	4 413	直 径	mm	1 650
燃烧室压力	MPa	3.63	长 度	mm	2 700

发动机系统

系统组成 LE-5 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、启动系统、点火系统、贮箱增压系统及控制系统等组成。

主系统 由燃料涡轮泵、氧化剂涡轮泵、2 个主阀、推力室及管路等组成。



LE-5 发动机系统图

1—喷管延伸段 2—主燃烧室 3—燃料主阀 4—氧化剂主阀 5—氧化剂涡轮泵 6—主点火器 7—氧化剂涡轮泵轴承阀 8—主点火器氧化剂阀 9—主点火器燃料阀 10—燃料涡轮泵轴承阀 11—燃气发生器点火器氧化剂阀 12—燃气发生器点火器燃料阀 13—燃气发生器氧化剂阀 14—燃气发生器燃料阀 15—氧化剂预冷泄出阀 16—燃料预冷泄出阀 17—燃气发生器点火器 18—燃气发生器 19—燃气发生器燃料吹除阀 20—燃料涡轮泵 21—辅助涡轮 22—发动机启动阀 a—氧化剂入口 b—低温气氢入口 c—氧化剂贮箱增压 d—氧化剂预冷泄出 e—燃料入口 f—燃料预冷泄出 g—燃料贮箱增压

副系统 由燃气发生器、燃气导管、燃气发生器氧化剂阀和燃料阀、2个节流圈、氧化剂涡轮旁通节流圈及管路等组成。

启动系统 由发动机启动阀及主系统组成。

点火系统 由2个点火器、4个点火器阀及管路等组成。

贮箱增压系统 来自燃料箱中球形气瓶中的低温氢气经装在涡轮排气集合器内的换热器加温到90K后去增压氧化剂箱。从冷却套出口氢气管路上引出一小股氢气用来增压燃料箱。

控制系统 由各种阀门、电磁阀及控制箱组成。

工作原理 发动机启动前分别用燃料和氧化剂对两台涡轮泵进行预冷,然后泄出。启动时按程序给燃烧室点火器及燃气发生器点火器通电点火,并按程序打开各相应的阀门。推进剂在贮箱增压压力作用下流入燃烧室,并在低压下进行燃烧。此时燃烧室压力约为0.069 MPa,混合比约为1.2。冷却燃烧室室壁的液氢被加热气化。引出约25%的气氢经启动阀依次驱动燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵。泵出口压力和燃烧室压力开始升高。当达到50%的额定推力时,关闭启动阀,打开燃气发生器氧化剂阀和燃料阀,燃气发生器点火工作。发动机启动程序即进入稳定的燃气发生器循环,并迅速转入主级工作状态。

来自氧化剂贮箱的液氧经氧化剂泵增压后分成两路:一路经氧化剂主阀进入推力室喷注器;另一路经燃气发生器氧化剂阀进入燃气发生器。

来自燃料贮箱的液氢经燃料泵增压后分成两路:一路经燃料主阀进入燃烧室冷却套对室壁进行再生冷却;另一路经燃气发生器燃料阀进入燃气发生器。从冷却套出来的气氢又分成3股:一股进入喷注器;一股流量为0.11 kg/s的气氢对喷管延伸段进行排放冷却;另外引出一股气氢经旁路用来增压燃料贮箱。

进入燃气发生器的推进剂,以额定混合比为0.85在燃气发生器内进行燃烧,产生的燃气先驱动燃料

涡轮泵,再经燃气导管去驱动氧化剂涡轮泵。涡轮排气温度约为 650 K,压力为 0.19 MPa,从喷管扩张比 8.48 处喷入喷管内超声速主气流中。涡轮排气管内装有换热器。来自燃料箱中的球形气瓶内的低温氢气由换热器加温到 90 K,用来增压氧化剂贮箱。

冷却套出口的气氢管路中装有一台辅助涡轮,用来驱动液压泵,作为发动机的摆动能源。

燃烧室和燃气发生器都采用电火花激励的火炬式点火器。在点火器工作期间,连接主阀和点火器的管路给点火器提供气氢和气氧。主燃烧室点火器推进剂流量为 22 g/s;燃气发生器点火器推进剂流量为 2 g/s。

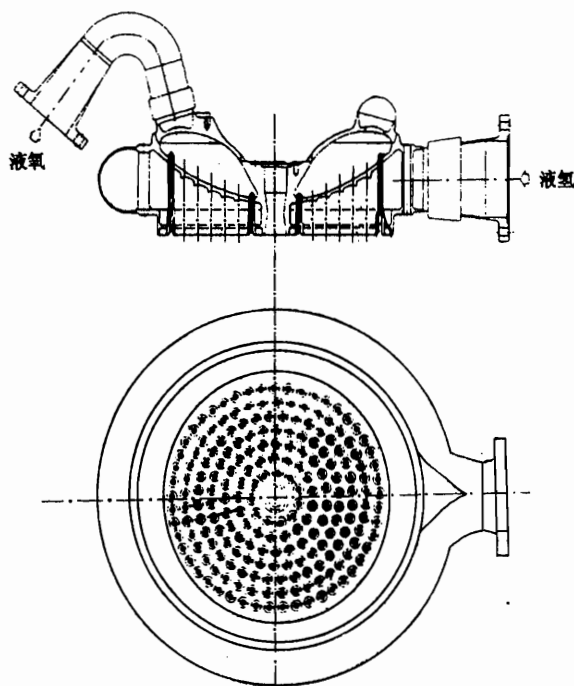
发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

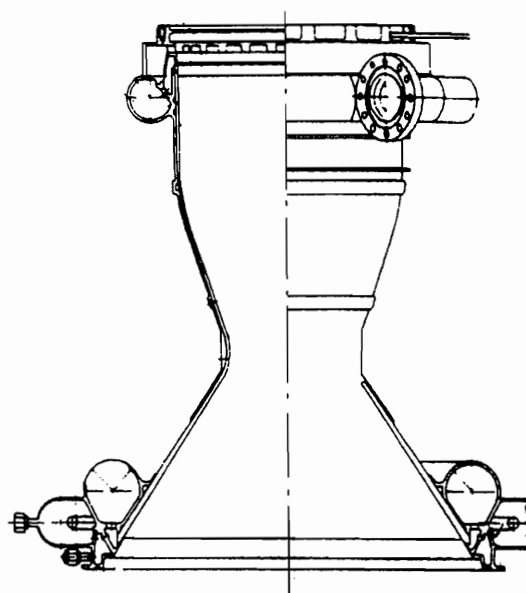
燃烧室压力	MPa	3.61	喷管扩张比	140
燃烧室直径	mm	240	混 合 比	6.01
喉部截面直径	mm	136	燃烧室比冲效率	0.975
喷管出口截面直径	mm	1 608	特征长度	mm 840

推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成。

喷注器上装有 208 个同轴式双组元喷嘴,按同心圆排成 7 圈,中间为点火器热气孔(见图)。每个喷嘴中心孔喷注液氧,其周围环形缝隙喷注气氢,多孔面板由 3% 的气氢流量进行发汗冷却。



LE-5 发动机喷注器

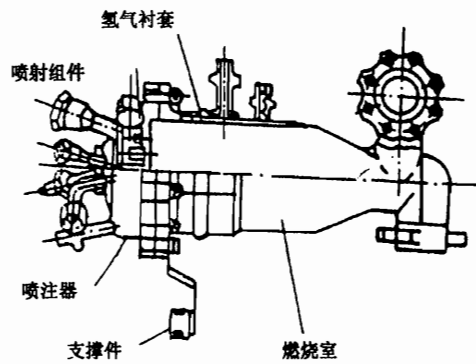


LE-5 发动机燃烧室

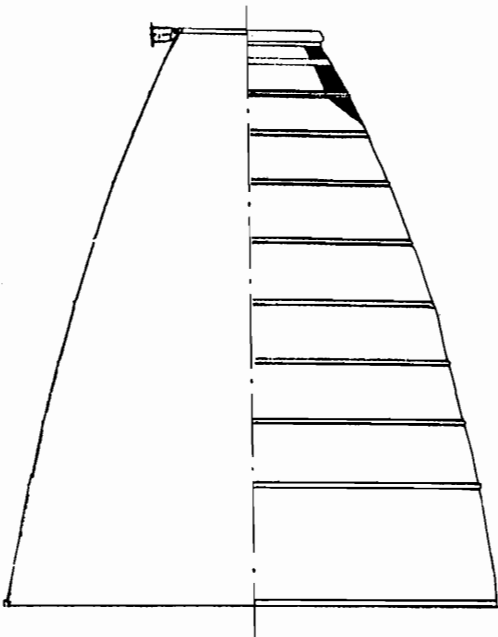
燃烧室是指从喷注面到扩张比为 8.48 处的一段结构(见图),由液氢进行再生冷却。它由镍 200 合金制成的 240 根双锥形管束钎焊而成,外面用不锈钢外壳加固。燃料通过喷注器侧面的集合器进入冷却套通道,流经喉部到扩散段,再经外面的通道返回到喷注器。燃烧室壁上设有 24 个声腔。

喷管延伸段由 A-286 不锈钢制成的 650 根单锥形管束钎焊成钟形喷管。外面有 10 根加强箍环(见下页图)。从燃烧室冷却套出口引出 0.11 kg/s 的气氢进入喷管延伸段冷却通道,进行排放冷却。每根管束的末端装有扩张比为 10 的锥形小喷管,排放出来的气氢温度约为 1 000 K。

燃气发生器 燃气发生器由喷注器、点火器和身部组成（见图）。喷注器上装有 12 个同轴式双组元喷嘴。身部为气氢冷却式结构。身部材料采用耐蚀耐高温镍基合金 C-276。燃气发生器压力为 2.59 MPa，混合比为 0.85，流量约为 0.466 kg/s。点火器安装在喷注器中央。

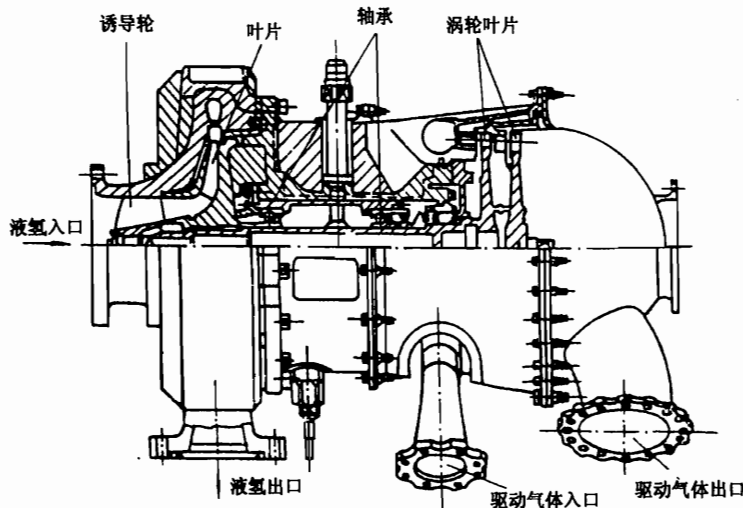


LE-5 发动机燃气发生器

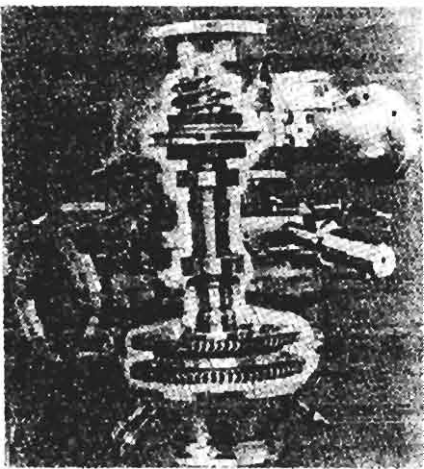


LE-5 发动机喷管延伸段

涡轮泵



LE-5 发动机燃料涡轮泵



LE-5 发动机氧化剂涡轮泵

涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料涡轮泵	氧化剂涡轮泵
泵			
出口压力	MPa	6.1	5.2
流 量	kg/s	3.52	19.4
转 速	r/min	50 800	16 500
效 率		0.589	0.658
涡 轮			
入口压力	MPa	2.35	0.48
出口压力	MPa	0.49	0.26
流 量	kg/s	0.423	0.39

效 率		0.476	0.392
入口温度	K	842	693
功 率	kW	500	130

涡轮泵包括两台独立工作的燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵,由燃气发生器产生的燃气串联驱动,先驱动燃料涡轮泵,后驱动氧化剂涡轮泵。

燃料涡轮泵由带诱导轮的单级离心泵和一单级双列复速冲击式涡轮组成(见图)。离心叶轮由带有6个长叶片和6个短叶片的后盖及前盖组成,用扩散焊把前后盖连接在一起,叶轮材料为钛合金。诱导轮用 A-286 不锈钢制成,诱导轮壳体镀银。带有锥形扩压器的双蜗壳用铝合金(A-356)铸造。涡轮部分进气的超声速喷嘴由44个叶片组成。涡轮材料为因康镍(Inconel) 718。燃料涡轮泵的轴向推力用平衡活塞来平衡。涡轮泵转速在第二和第三临界转速之间。

氧化剂涡轮泵由带诱导轮的单级离心泵和一单级双列冲击式涡轮组成(见图)。离心叶轮由前盖和后盖组成,分别用铝合金制成,并用铝钎焊在一起。后盖上有6个叶片。采用双蜗壳,材料为铝合金。涡轮为全进气喷嘴。涡轮材料为因康镍(Inconel) 718。转子叶片、轮盘和轴由整块材料经机械加工和电火花加工制成。诱导轮由不锈钢制造。诱导轮壳体采用石墨充填的聚四氟乙烯(teflon)材料制成。轴向力由平衡孔调节。为了把液氧与涡轮燃气隔开,在泵和涡轮之间采取氦气吹除方法分段密封。

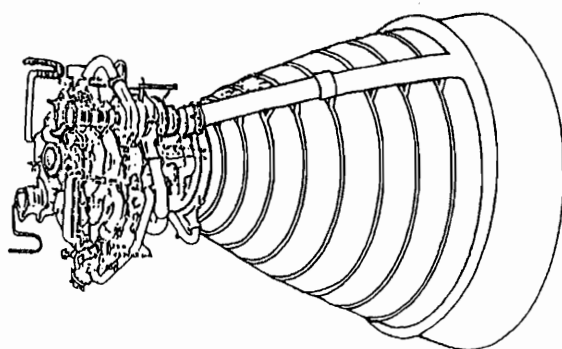
自动器 LE-5 发动机的主要自动器包括:燃料主阀,氧化剂主阀,燃气发生器燃料阀和氧化剂阀,发动机启动阀,点火器阀,预冷泄出阀及吹除阀等。所有阀门都是菌形气动阀,由氦气作动。氦气由电磁阀控制。各电磁阀紧凑地装在充气的密封控制箱内。控制箱接收来自制导系统微型计算机的指令信号,对发动机的启动、关机及再启动进行控制。

改进与发展

LE-5 发动机研制过程中解决的一些主要问题有:(1)用镍 200 管材代替奥氏体不锈钢管材,解决收敛段及喉部表面氧化现象,从而解决了燃烧室耐久性的问题;(2)燃气发生器点火前分别用气氦和气氢吹除发生器的氧喷嘴和氢喷嘴,解决启动时燃气发生器室壁烧穿的问题;(3)燃气发生器点火器停止工作后,分别用气氦和热气氢吹除点火器的氧和氢供应管路,解决再次启动的问题。

LE-5A 发动机是 LE-5 发动机的改型,是 H-II 运载火箭的第2级发动机。LE-5A 发动机最大的改进是将燃气发生器循环改为分流膨胀循环。

LE-5A



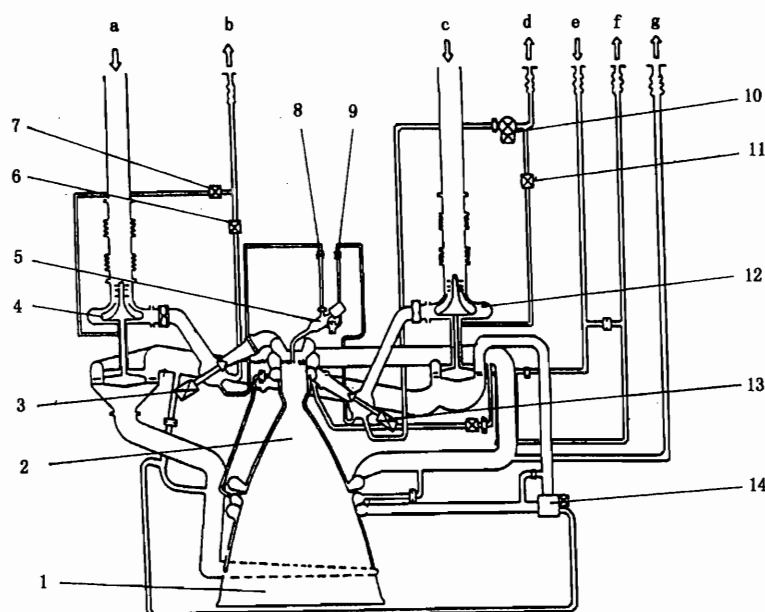
LE-5A 液体火箭发动机

LE-5A 液体火箭发动机是日本 H-II 运载火箭的第二级发动机。它是 LE-5 发动机的改进型,由日本宇宙开发事业团(NASDA)于1985年~1991年研制。推进剂为液氧和液氢。采用分流膨胀循环,泵压式供应系统。可作双向摆动。发动机的主要特点是采用氢分流膨胀循环,并具有再启动能力。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	121.6	喷管扩张比		130
氧化剂流量	kg/s	22.86	工作时间	s	535
燃料流量	kg/s	4.57	推力质量比	kN/kg	0.5
混合比		5.0	结构质量	kg	243
真空比冲	m/s	4 432.6	直径	mm	1 625
燃烧室压力	MPa	3.82	长度	mm	2 668

发动机系统



LE-5A 发动机系统图

1—喷管延伸段 2—主燃烧室 3—氧化剂主阀 4—氧化剂涡轮泵 5—主点火器 6—氧化剂预冷泄出阀 7—氧化剂涡轮泵轴承阀 8—主点火器氧化剂阀 9—主点火器燃料阀 10—燃料预冷泄出阀 11—燃料涡轮泵轴承阀 12—燃料涡轮泵 13—燃料主阀 14—排气阀 a—氧化剂入口 b—氧化剂预冷泄出 c—燃料入口 d—燃料预冷泄出 e—气氢入口 f—氧化剂贮箱增压 g—燃料贮箱增压

LE-5A 发动机系统采用分流膨胀循环,因而取消了燃气发生器及其相关的零部件,使系统简化。

工作原理 发动机启动时,打开燃料主阀和氧化剂主阀,推进剂在贮箱压力下流入燃烧室,并由主点火器点燃,进行低压燃烧。从燃烧室冷却套出口引出一部分气氢,进入喷管延伸段的再生冷却段,对这一段喷管进行再生冷却。同时这部分气氢在那里继续被加热。再将加热的气氢沿着涡轮进气管经排气阀进入涡轮,先驱动燃料涡轮泵,再驱动氧化剂涡轮泵。涡轮泵转速随着气氢加热量逐步提高而增加,燃烧室压力也逐步提高。在发动机启动后约 10 s 推力达到额定值。涡轮排气引入喷管延伸段的辐射冷却段,对其进行气膜冷却。

当接到发动机关机指令时,打开涡轮进气管上的排气阀,使驱动涡轮的气体排出箭外。涡轮泵转速由于涡轮失去其驱动气体而逐渐降低,随后发动机推力平稳地消失。

LE-5A 发动机还能在“空载模式”下运转,此时涡轮泵停留在不转状态或以极低转速而不压送推进剂。在“空载模式”下燃烧室压力极低,推力也极低。该模式可为有效载荷与火箭分离进入转移轨道时提

供顺利的工作。

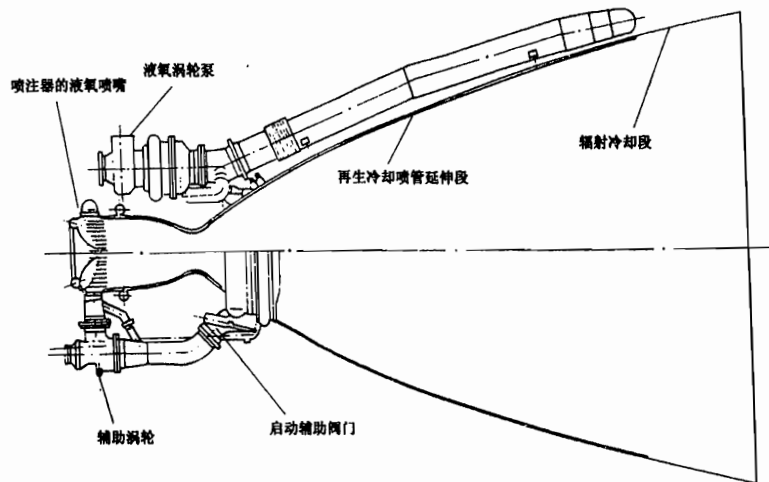
发动机主要部件

推力室 推力室结构见图：

推力室主要的结构改进有：(1)重新设计了喷注器的氧化剂喷嘴尺寸；(2)喷管的喉部面积增加了10%；(3)排放冷却的管束式喷管延伸段截短到原来的80%，改为间隔安排上下行管束的再生冷却。延伸段的其余部分则采用辐射冷却，并用涡轮排气进行气膜冷却。

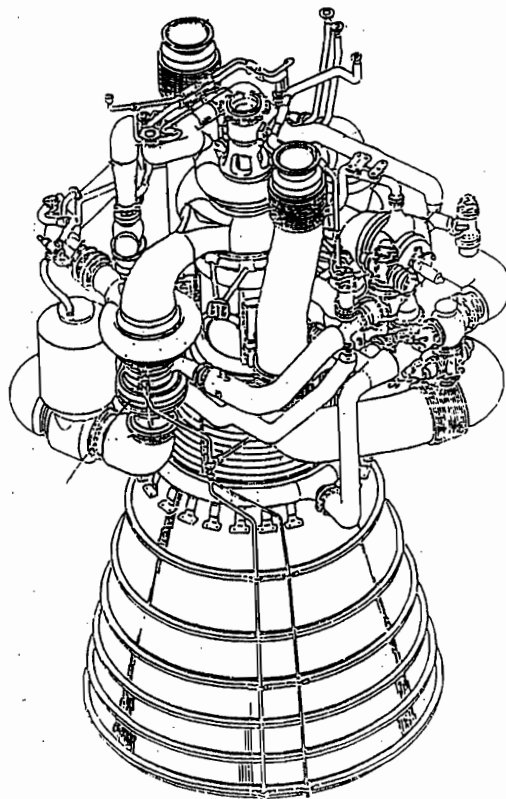
涡轮泵 提高了燃料涡轮泵的功率。

自动器 增加一个排气阀，取消启动阀。



LE-5A 发动机推力室

LE-7



LE7 液体火箭发动机

LE-7 液体火箭发动机是日本 H-II 运载火箭的芯级发动机。由日本宇宙开发事业团(NASDA)于 1984 年~1994 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。可作 $\pm 7(^{\circ})$ 的双向摆动进行姿态控制。两台小辅助喷管相距 $180(^{\circ})$,可作 $\pm 45(^{\circ})$ 摆动,以在固体火箭助推器燃尽后进行滚动控制。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	1 080	喷管扩张比		52
氧化剂流量	kg/s	211.1	工作时间	s	316
燃料流量	kg/s	35.2	推力质量比	kN/kg	0.63
混 合 比		6.0	结构质量	kg	1 714
真空比冲	m/s	4 370	直 径	mm	2 570
燃烧室压力	MPa	12.7	长 度	mm	3 243

发动机系统

系统组成 LE-7 发动机的系统由供应系统、点火系统、控制-调节系统、贮箱增压系统、预冷泄出系统等组成。

供应系统 供应系统把推进剂送入推力室及预燃室。它由燃料涡轮泵、氧化剂涡轮泵、燃料主阀、氧化剂主阀、预燃室氧化剂阀及管路等组成。

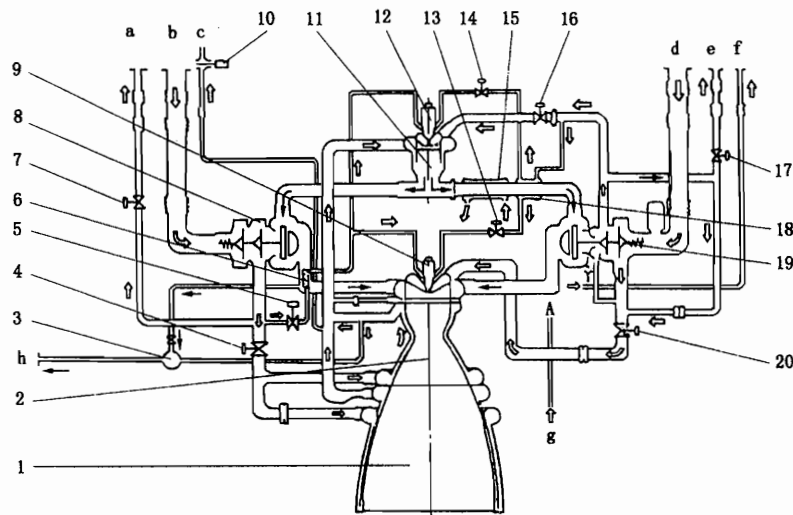
点火系统 由燃烧室点火器、预燃室点火器、2 个点火器氧化剂阀和 1 个点火器燃料阀及管路等组成。2 个点火器均是火花塞点燃的火炬式点火器。

控制-调节系统 由燃料主阀、氧化剂主阀、预燃室氧化剂阀、电磁阀及高压控制氮气等组成。用于控制发动机的启动、关机和调节发动机推力及混合比。

贮箱增压系统 氧化剂箱由换热器加热的氮增压。燃料箱由推力室冷却套后的气氢增压。

预冷泄出系统 由燃料预冷泄出阀、氧化剂预冷泄出阀及预冷泄出管路等组成。预冷泄出管路分别从 2 泵后引出。

工作原理 发动机启动前,采用简单的排放冷却方法对 2 台涡轮泵、泵前管路、燃料主阀、氧化剂主阀、预燃室氧化剂阀进行小流量预冷。液氧和液氢分别通过 2 个预冷泄出阀泄出。



LE-7 发动机系统图

- 1—喷管延伸段 2—燃烧室 3—混合器 4—燃料主阀 5—点火器燃料阀
6—氢换热器 7—燃料预冷泄出阀 8—燃料涡轮泵 9—燃烧室点火器 10—
辅助动力装置 11—预燃室 12—预燃室点火器 13—燃烧室点火器氧化剂阀
14—预燃室点火器氧化剂阀 15—氢换热器 16—预燃室氧化剂阀 17—氧化剂
预冷泄出阀 18—氧换热器 19—氧化剂涡轮泵 20—氧化剂主阀 a—燃料预
冷泄出 b—燃料入口 c—燃料贮箱增压 d—氧化剂入口 e—氧化剂预冷泄
出 f—氧化剂贮箱增压 g—气氢入口 h—气氢供应辅助喷管

发动机启动时,按程序分别以不同开度逐步打开预燃室氧化剂阀、氧化剂主阀、燃料主阀。并按程序先后点燃燃烧室点火器及预燃室点火器。发动机即平稳地进入工作状态。

发动机工作时,来自氧化剂箱的液氧经氧化剂涡轮泵主级泵增压后,约 20% 的液氧流量被分流出来,并由与主级泵同轴的预燃室泵再次增压后输送到预燃室。从主级泵出来的大部分液氧直接输送到燃烧室喷注器。从预燃室泵后引出一小股液氧经换热器加热后变成气氧,再分成两股,分别经 2 个点火器氧化剂阀进入 2 个点火器。

来自燃料箱的液氢经两级燃料泵增压后输送到推力室冷却套,分别冷却主燃烧室和喷管延伸段。在冷却套内加热的气氢大部分都喷注到预燃室。从冷却套出口另外引出 3 小股气氢,其中一股气氢用于内冷却燃烧室室壁;另一股气氢用于增压燃料箱及驱动辅助涡轮,以便带动伺服机构的液压泵;还有一股气氢供应到辅助喷管,以便在固体助推器燃尽后进行滚动控制。此外在泵后还引出一股液氢,经点火器燃料阀,在换热器中加热变成气氢,分别输送到 2 个点火器。

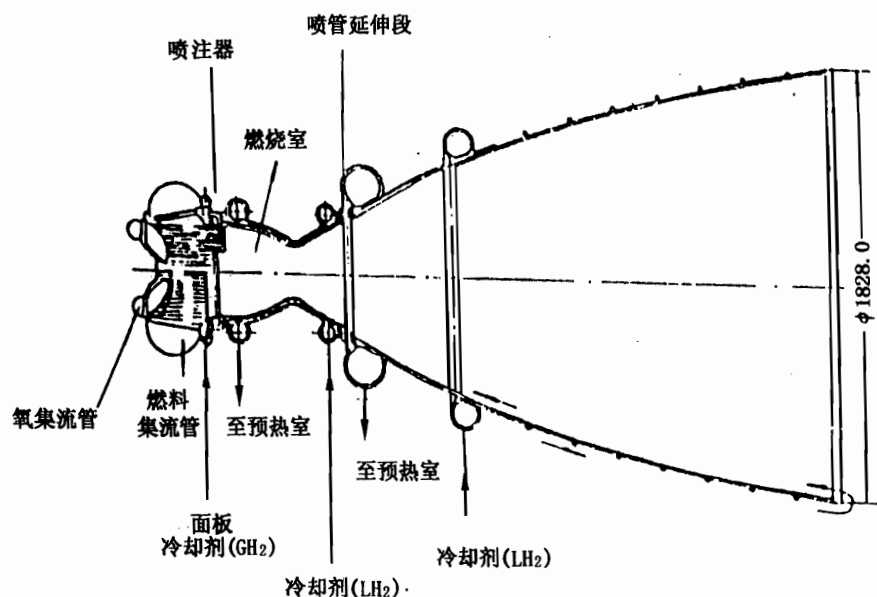
从预燃室出来的燃气分成两股,分别去驱动燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵。驱动两涡轮后的燃气喷入到燃烧室,与氧化剂主级泵输送到燃烧室的大部分液氧进行混合燃烧。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	1 080	燃烧室压力	MPa	12.7
真空比冲	m/s	4 370	燃烧室直径	mm	400
氧化剂流量	kg/s	211.1	喉部截面直径	mm	236
燃料流量	kg/s	35.2	喷管出口截面直径	mm	1 702
混 合 比		6.0	喷管扩张比		52
比冲效率		0.975	特征长度	mm	780

推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成,见图:



LE-7 发动机推力室

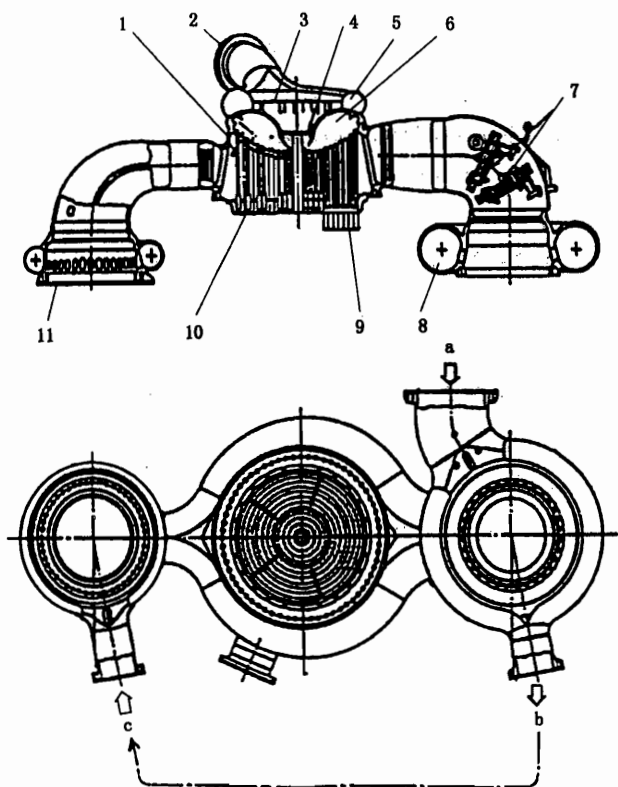
喷注器结构见图:

喷注器上装有 452 个双组元同轴式喷嘴,其中有 65 个喷嘴伸出喷注器面板,形成喷嘴式隔板,将燃烧室头部分隔成 6 个燃烧区。燃烧室头部还设有声腔。喷注器中央装有火炬式点火器。

燃烧室是指从喷注器端面到喷管扩张比为 5:1 处的一段再生冷却式结构,它由内壁、外壳和外筒组成,见图:

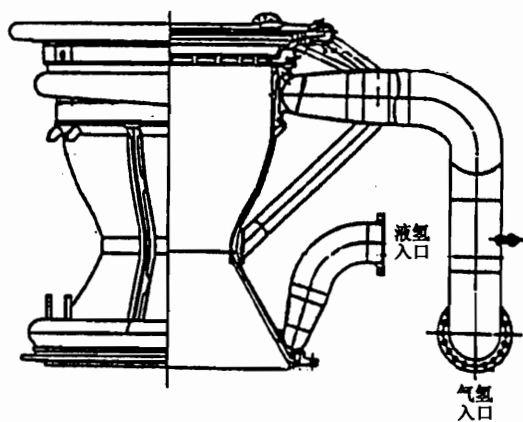
内壁材料为铍铜合金。外筒材料为因康镍(Inconel)718 合金。内壁上有 288 条铣槽。每一槽道用电成型工艺封口,外面覆盖铜,银,锡等金属的粉状混合物,进行冷压成形,再由烧结方法得到与内壁成一体的低刚性外壳,然后再用因康镍(Inconel)制成的外筒套在其外面以增强刚性。燃烧室内壁用燃料流量的 3% 进行气膜冷却。

喷管为特型喷管。喷管延伸段为管束式钎焊结构,在扩张比为 5:1 处与燃烧室相接。用液氢进行再生冷却。喷管延伸段上段由 420 根直径为 7 mm 的管子组成,下段由 717 根 8 mm 的管子组成。管子材料为 A-286 耐蚀不锈钢。

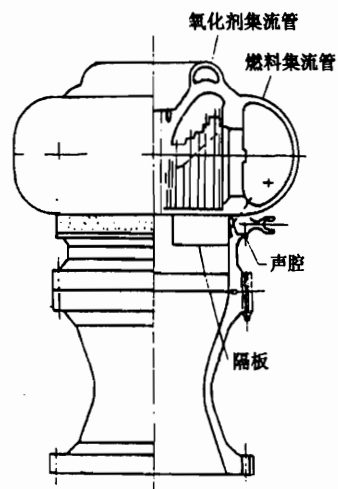


LE-7 发动机喷注器

1—氧化剂喷嘴 2—氧化剂入口 3—常平座安装座 4—安装点火器 5—氧化剂管路 6—氧化剂腔 7—氢气换热器 8—燃料涡轮泵燃气管 9—隔板喷嘴 10—燃料喷嘴 11—氧化剂涡轮泵燃气管 a—预燃室燃气入口 b—燃气出口 c—燃气入口



LE-7 发动机燃烧室



LE-7 发动机预燃室

预燃室 预燃室性能参数

氧化剂流量	kg/s	21.75
燃料流量	kg/s	26.85
混 合 比		0.81

燃气压力	MPa	21.1
燃气温度	K	810

预燃室由喷注器及身部组成(见图)。喷注器上有 237 个双组元同轴式喷嘴,按同心圆排成 8 圈。喷

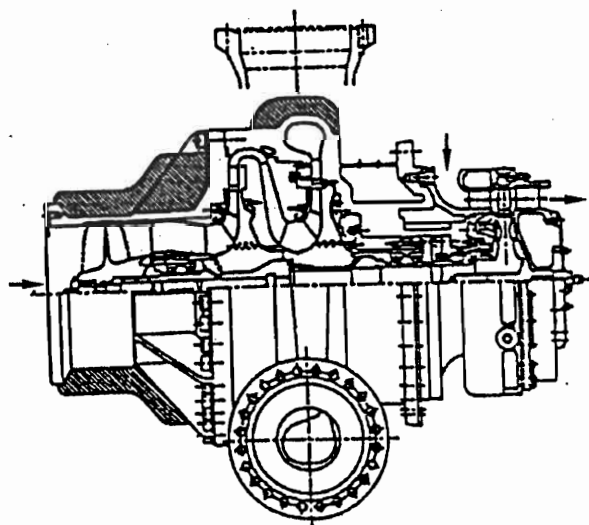
注器端面设有 5 块隔板和多个声腔,把预燃室分隔成 5 个燃烧区。喷注器中央设有火炬式点火器。预燃室身部采用外冷却式冷却套,用预燃室燃料流量的 1.5% 进行排放冷却。预燃室壳体材料为因康镍(Inconel) 718 合金。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

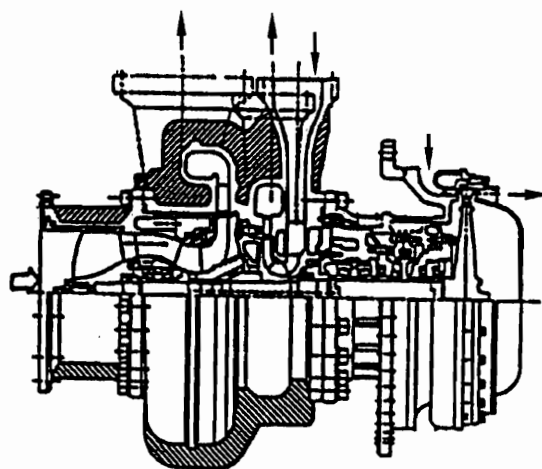
参 数	燃料涡轮泵		氧化剂涡轮泵	
			主级泵	预燃室级泵
泵				
出口压力	MPa	27.0	17.4	27.8
流 量	kg/s	35.7	211.1	22.8
需要的净正抽吸压头	m	136	30	
效 率		0.697	0.765	0.786
涡 轮				
入口压力	MPa	20.5	19.1	
入口温度	K	810	796	
出口压力	MPa	13.76	13.84	
流 量	kg/s	33.7	14.9	
效 率		0.689	0.479	
转 速	r/min	42 200	18 100	
功 率	kW	18 000	4 500	

LE-7 发动机采用 2 台独立工作的涡轮泵:燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵。

燃料涡轮泵为单轴装置,由燃料泵和涡轮组成(见图)。涡轮为单级冲击式结构。燃料泵为带诱导轮的两级离心泵,其离心轮的叶片都是三维的,入口都装有三维导叶,以提高泵的效率。泵离心叶轮出口安装有扩散器叶片,以便有效地恢复压力并使叶轮出口压力分布均匀。转子由诱导轮、两级离心叶轮和涡轮盘构成。第二级离心叶轮有一个与涡轮盘成整体结构的平衡活塞,以调整泵工作时作用在轴承上的轴向力。转轴为柔性轴,其转速位于第三临界转速以上。轴承支座为柔性支座。轴承由液氢冷却。涡轮泵静密封采用脱开式密封,动密封采用浮动环密封。当转速达到 9 000 r/min 时脱开式密封脱开。燃料泵叶轮材料为钛合金,涡轮轮盘及壳体材料为因康镍(Inconel)718 合金。



LE-7 发动机燃料涡轮泵



LE-7 发动机氧化剂涡轮泵

氧化剂涡轮泵为单轴装置,由主级泵、预燃室级泵和涡轮组成(见图)。涡轮泵采用浮动环密封和组

合密封的结构,并以气氮隔开液氧和燃气。主级泵为带有诱导轮的一级离心泵。预燃室级泵也为一级离心泵。在诱导轮和离心轮之间设有导叶。氧化剂涡轮泵的转速位于第一和第二临界转速之间。主级泵和预燃室级泵叶轮都采用三维叶片,并都用因康镍(Inconel) 718 精密铸造成形。转子组件的轴向力由平衡活塞来平衡。涡轮为单级冲击式结构,采用部分进气。涡轮喷嘴布置在 56% 的圆周上。所有轴承都用液氧冷却。涡轮轮盘及壳体材料为因康镍(Inconel) 718。

自动器 LE-7 发动机的自动器主要包括:氧化剂主阀,燃料主阀,预燃室氧化剂阀,3 个点火器阀,4 个预冷泄出阀和 5 个吹除阀。以上所有阀门都是气动阀,由高压氮气驱动。3 个主阀都是球形阀,原设计各有 7 个开度位置。发动机启动关机程序确定后,燃料主阀只固定一个全开位置,氧化剂主阀选定 3 个开度位置,预燃室氧化剂阀选定 2 个开度位置。此外氮气控制系统有 20 个电磁阀,1 个减压器及 50 个单向阀。

改进与发展

LE-7 发动机研制过程中解决的一些主要问题有:

- (1)通过计算机模型仿真计算和试车相结合的办法解决发动机启动和关机程序;
- (2)更改转动部件的设计解决燃料涡轮泵次同步振动问题;
- (3)启动和关机时用高压氮气吹除预燃室氧化剂腔,解决预燃室氧化腔爆燃破坏问题;
- (4)启动时通过预冷泄出阀使泵出口的液氢排出发动机,以保持足够的液氢流量避免燃料泵产生气蚀,解决启动时液氢断流的问题;
- (5)燃料涡轮泵涡轮叶片及叶轮均产生裂纹,经重新设计解决了这些问题;
- (6)把发动机推力降低到原设计推力的 90%,解决燃料泵压头达不到设计要求的问题。

LE-7 发动机进一步改进方向为:

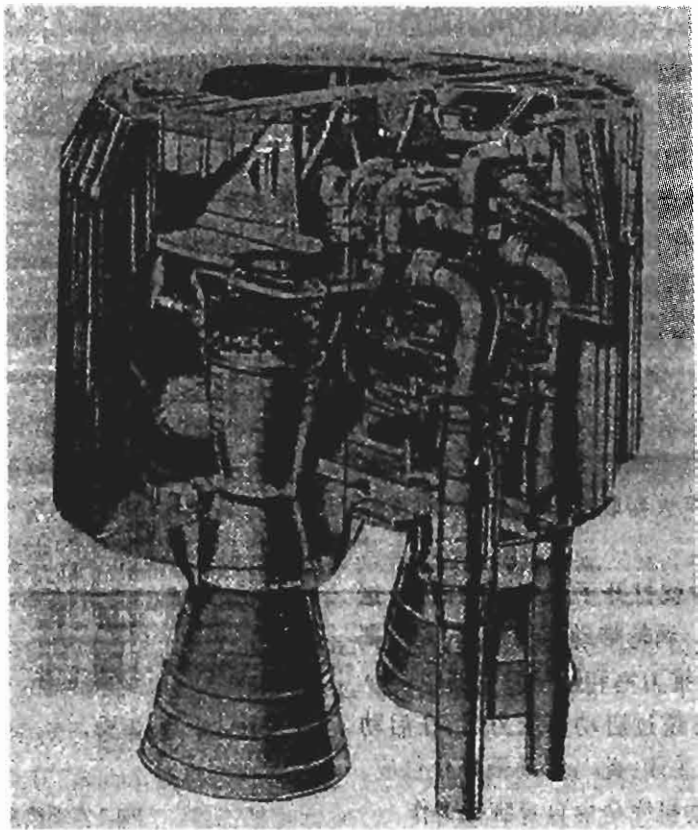
- (1)提高发动机可靠性;
- (2)降低生产费用;
- (3)扩大任务适应性。

改进型 LE-7 发动机的主要改进项目为:改变发动机布局,使布局简单紧凑;简化组件结构,使更便于制造,降低生产成本;减少零部件数量和焊缝数量,以提高可靠性;增加推力调节能力,以扩大任务适应性。

各主要部件的改进内容有:减小喷注器尺寸和取消热截面焊缝;减少喷注器喷嘴数和隔板数;取消声腔;喷管喉部截面扩大 10%;推力室和预燃室氧化剂头腔顶盖以及涡轮泵壳体改用因康镍(Inconel) 718 材料精密铸造;喷管延伸段高扩张比部分,由再生冷却改为液膜冷却,并采用箔板金属结构;再生冷却部分减少管束数量;减小预燃室喷嘴数和减小预燃室尺寸;重新设计燃料泵的叶轮以提高泵的压头;重新设计氧化剂泵的诱导轮以降低静正抽吸压头。

RZ-2

RZ-2 液体火箭发动机先是英国“兰光”弹道导弹的助推发动机,后是“欧洲 1,2”(EUROPA)运载火箭的一级发动机。该发动机由英国罗尔斯·罗伊斯(Rolls Royce)公司于 1958 年~1964 年研制。推进剂为液氧和煤油。发动机主要特点是一次启动,采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。用在“欧洲 1,2”运载火箭时,用两台独立工作的 RZ-2 发动机并联。每台发动机可作 $\pm 7^\circ$ 的双向摇摆。



RZ-2 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	609.56	喷管扩张比		8
氧化剂流量	kg/s	176.9	工 作 时 间	s	160
燃 料 流 量	kg/s	77	推力质量比	kN/kg	0.896
混 合 比		2.29	结 构 质 量	kg	680
海平面比冲	m/s	2 430	燃烧室压力	MPa	3.86

发动机系统

系统组成 RZ-2 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统及燃气系统)、启动点火系统、贮箱增压系统及控制系统等组成。

主系统 由涡轮泵、两泵前、两主阀、推力室及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、燃气导管、两加注单向阀、燃气发生器阀、孔板、排气管等组成。

启动点火系统 推力室及燃气发生器靠烟火点火器点火。

贮箱增压系统 启动发动机的推进剂由地面增压箱供给。

控制系统 用来控制发动机的工作程序,由电动气动控制系统完成。

工作原理 启动期间,电动气动控制系统工作,电动控制程序由连到发动机继电器的地面继电器箱自动地控制。按下控制器内控制板上的启动按钮即开始启动发动机。所有阀的开、关皆借氮气的伺服压力,其控制则由安装于气体歧管的电磁阀执行。气体来自火箭上的高压氮气瓶。

一旦按下启动按钮,以下全部程序均自动进行。

(1)发动机启动信号使地面启动贮箱及滑油箱增压;

(2)推力室点火器开始点火;

(3)当推力室点火器点火燃烧时,就打开氧化剂主阀,并通过气体联动作用使燃料点火器阀打开。此时液氧和一少部分燃料在贮箱压力下进入推力室且点火;

(4)富氧火焰产生后,烧断推力室出口处的点火检查导线;

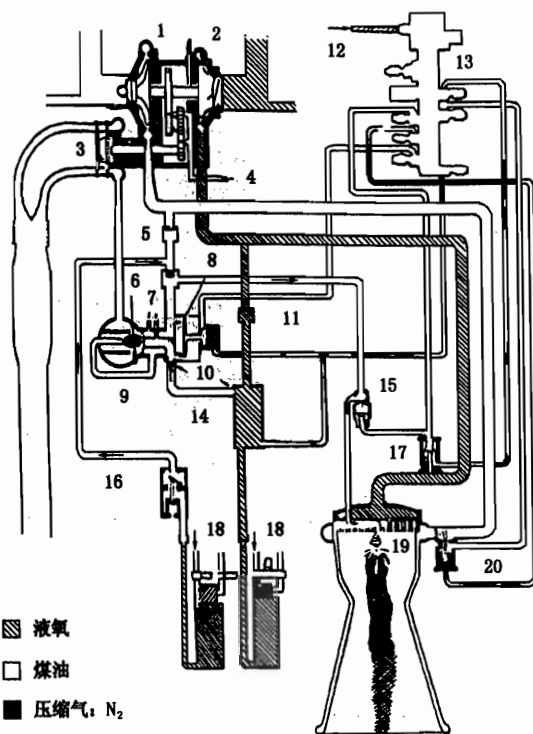
(5)烧断该导线后,由于燃气发生器点火器点火,主级工作随即开始,该点火器联结环燃烧,同时发出打开燃料主阀的信号;

(6)燃料主阀打开时就打开了燃气发生器阀,这样就把热燃气输向涡轮,涡轮带动两泵加速,并以高压把二组元推进剂送至推力室和燃气发生器中;

(7)当泵的出口压力超过启动箱压力时,在启动箱出口处的加注单向阀关闭,此时启动箱停止供应,启动程序至此结束,发动机完全由自身维持工作。

从发动机启动到达到额定推力的时间为4 s。若在地面工作发动机一旦启动,如某一参数超过指定范围,如涡轮转速、氧化剂泵轴承温度、燃烧不良、振动频率等,发动机会自动关机。

飞行中发动机的关机,由火箭控制系统发出信号控制。具体程序是,燃气发生器阀和氧化剂主阀比燃料主阀先关闭200 ms。富燃料关机使推力衰减,减少后效冲量。



RZ-2 发动机系统图

1—涡轮泵 2—清除器 3—涡轮 4—润滑油 5—单向阀 6—点火器 7—清除器 8—燃气发生器阀 9—燃气发生器 10—孔板 11—单向阀 12—来自箭体高压氮气 13—气体歧管 14—氧化剂加注单向阀 15—点火器燃料阀,液氧调节器 16—燃料加注单向阀 17—氧化剂主阀 18—地面氮气 19—点火器 20—燃料主阀

发动机主要部件

推力室 RZ-2 推力室由喷注器、推力室本体组成。

喷注器为平板钎焊结构。从外圈燃料环开始,氧化剂环和燃料环交替排列,环上喷孔为同组元撞击式。氧化剂喷孔孔径为2.8 mm。雾化撞击距喷注面板12.7 mm。最外圈燃料环喷孔起推力室壁液膜冷却作用。此环上每对撞击孔径为2 mm,在中间还有同直径的轴向孔。其它燃料环喷孔排列同最外圈,但撞击孔对直径为2.2 mm,中间轴向孔径为1.32 mm。总共约有2000个孔。加工公差为0.05 mm。

推力室为轻质量管束式结构。由312根镍管排列在模型上钎焊制成。管壁厚度为0.13 mm。管子截面形状不同,以适应燃烧室形状。为承受燃烧室压力产生的应力,燃烧室外部钎焊和焊接加强钢带。在压力最高的燃烧区,先在镍管上钎焊一层一定间隔的加强钢带,再在钢带上焊一层加强箍。在喷管扩散段,只需钎焊一层宽加强带。

管束形成推力室冷却套。除一少部分燃料用于燃气发生器外,燃料泵输出的燃料大部分进入喷注器一端的集流环。先通过下行管流到喷管出口端集流环,再通过上行管最后进入喷注器。氧化剂经过燃烧室上的弯管流入喷注器顶部的集流腔。然后,流入喷注器。氧化剂入口弯管处,固定有十字形常平座,供推力室双向摇摆 $\pm 7^\circ$ 用。

燃气发生器 燃气发生器也有喷注器及燃烧室。为使涡轮入口温度低于 650°C , 燃气发生器是富燃工作的分区燃烧结构, 约有 90% 的燃料通过铜制喷注器外三圈孔喷入, 其余 10% 通过喷管下端面喷入, 以便达到冷却目的。氧化剂通过中心的一圈孔喷入与邻近的一圈燃料孔喷出的燃料相撞击。燃料流量约为 3.36 kg/s , 氧化剂流量为 1.18 kg/s , 混合比为 0.35。

燃气发生器的工作是利用一简单的气动工作的叶片式阀来控制的, 启动期间使燃料比液氧先入内, 在关闭时, 首先切断液氧的供应。

涡轮泵 涡轮泵结构为齿轮传动式, 涡轮通过两级减速齿轮带动装于同轴上两个推进剂泵。涡轮为二级冲击式。除叶片造型外, 其它机械设计均采用罗尔斯·罗依斯公司燃气涡轮发动机上结构形式。涡轮在额定推力下, 转速为 $29\,300\text{ r/min}$, 功率为 $1\,841.5\text{ kW}$, 工作效率为 65%。

涡轮盘由含 12% 铬钼的铁基合金钢制成。锻压叶片采用 80 号铌钼镍合金制成, 其底部以纵树形安装在轮盘上。涡轮装在滚珠和滚柱轴承的一端。采用迷宫式密封, 靠近滚柱轴承处还用断节的石墨密封环密封。涡轮排气弯管将排气送往热交换器, 再排至大气。

涡轮泵二级减速齿轮传动装置用滑油系统进行润滑。齿轮箱中用氮气稍许增压, 以减少齿轮箱于高空条件下阻塞。减速齿轮箱传动比为 4.88:1。

泵转速为 $5\,987\text{ r/min}$ 。在海平面推力为 609.5 kN 时, 氧化剂泵和燃料泵入口压分别约为 0.45 MPa 和 0.285 MPa , 相应的流量分别为 176.9 kg/s 和 77 kg/s ; 其相应出口压力分别约为 5.36 MPa 及 5.12 MPa 。两泵前均设有诱导轮, 防止汽蚀现象。

氧化剂泵叶轮直径为 279 mm , 燃料泵叶轮直径为 328 mm , 两泵叶轮都是铸造的离心式叶轮。泵壳和齿轮箱壳用铝合金铸造成型。采用三道石墨密封环, 防止液氧与滑油或煤油混合。另加少量氮气吹除, 清除液氧密封和油密封间的气泡。

推进剂主阀 燃料与氧化剂主阀结构相似, 均为蝶式阀, 用气动活塞通过联动装置使阀瓣动作。氧化剂阀作动器有加热器, 防止冻结。

改进与发展

RZ-2 液体火箭发动机是仿照美国 S-3 发动机设计制造的。与 S-3 主要差别在于设计和制造过程中采用了英国的材料和制造技术。但像单向阀, 电磁阀等专利产品, 则直接采用美国的。涡轮除用纵树连接代替焊接结构外, 也保留了美国洛克达因公司的设计。

RZ-2 用于英国兰光导弹虽作为武器被取消, 但作为“欧洲 1,2”运载火箭的一级主发动机却飞行了 11 次。

发动机试验中发生过几次故障, 主要是扩散器叶片磨损, 氧化剂泵爆炸, 推力室爆炸, 事后发现主要是焊接质量差。改进推力室及喷注器设计及焊接技术, 解决了以上问题。发动机能在最低约 50% 额定推力工作, 也可经过较少改进使推力提高 10%。因此, 如果需要, 发动机可修改为可控变推力发动机。

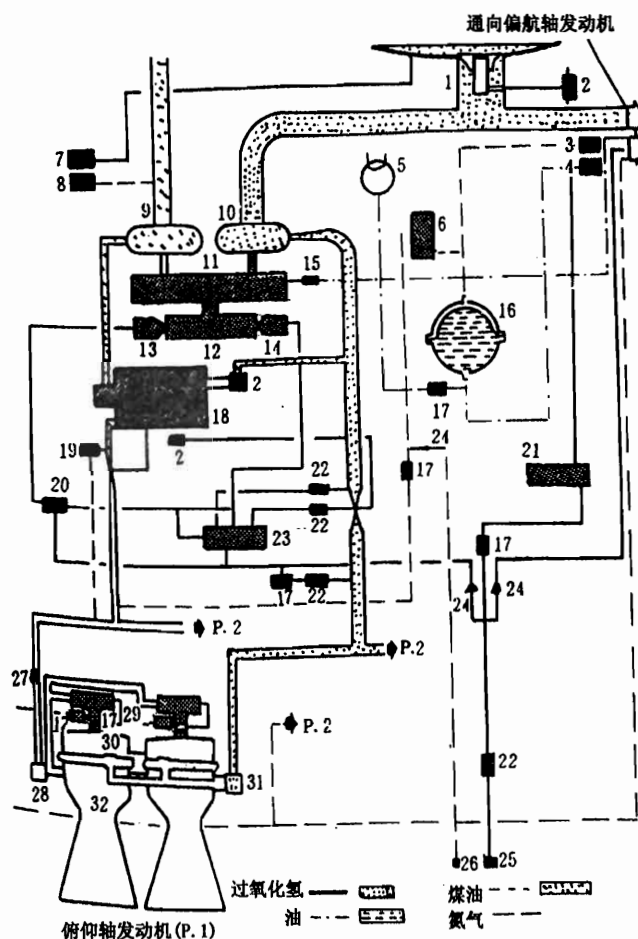
伽马 8(Gamma 8)

“伽马 8”液体火箭发动机是英国“黑箭”运载火箭的第一级发动机, 由英国布里斯托尔·西特立发动机公司(Bristol Siddely Engines)和罗尔斯·罗依斯(Rolls Royce)公司在 60 年代研制。推进剂为过氧化氢(85~87% 过氧化氢和 13~15% 水)和煤油。采用蒸汽燃气发生器循环, 泵压式供应系统。该发动机主要特点是由 8 台推力室、4 个蒸汽燃气发生器(2 个小的和 2 个大的)、2 组涡轮泵、滑油箱、附件和控制系统等组成的多管发动机。

发动机主要性能与结构参数

地面推力	kN	222	地面比冲	m/s	2 131
真空推力	kN	256	真空比冲	m/s	2 457
混 合 比		8.2	工作时间	s	~ 130
结构质量	kg	521	推力质量比	kN/kg	0.426
氧化剂流量	kg/s	92.82	直 径	mm	2 000
燃 料 流 量	kg/s	11.32	长 度	mm	1 500
燃烧室压力	MPa	4.8	喷管压力膨胀比		80

发动机系统



“伽马 8”发动机系统图

1—过氧化氢抽吸阀 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—双作用电磁阀 22—过氧化氢过滤器 23—推力控制阀 24—止回阀 25—过氧化氢地面启动接头 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

工作原理 运载火箭发射前,液体火箭发动机氧化剂管路与贮箱用隔离阀断开,而燃料管路充填至装在推力室头部上的启动断流阀之前。发动机启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,使过氧化氢流入蒸气发生器,发生器产生的蒸汽燃气驱动涡轮并带动泵运转。当过氧化氢压力超过地面启动系统压力时,发动机自身供应系统工作。隔离阀打开,氧化剂充填发动机管道进入催化剂床,分解产物形成的压力打开燃料的启动断流阀。燃料和氧化剂分解产物在燃烧室内一接触就发生燃烧,因此不需要点火系统。在飞行中氧化剂耗尽自动关闭液体火箭发动机。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。

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,用一个机械伺服装置敏感管路中的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。

发动机主要部件

推力室 推力室由圆柱形燃烧室和锥形喷管组成。在推力室圆柱形身部一端焊有带数十个小孔和大孔的喷注器,这些孔按同心圆排列,分别喷射液体燃料和氧化剂催化分解的气态产物。氧化剂在催化剂床内分解,催化剂床由数十层镀粗糙银的镍网组成,安装在喷注器进口。推力室身部由 60 根管子焊接而成,形成过氧化氢再生冷却通道。推力室身部用外套和箍加强。

8 个推力室分 4 对安装在两个径向交叉轴上,每对可联动作切向摆动,其摆轴为中空,有推进剂从中通过。

涡轮泵 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。涡轮泵装置是三轴的,由氧化剂和燃料离心泵、单级冲击式轴向涡轮和减速器组成。涡轮用两个大小蒸汽发生器中氧化剂催化分解产物驱动。涡轮泵的功率为 740kW,涡轮转速为 48 000 r/min,燃料泵转速 19 200 r/min,氧化剂泵转速 10 200 r/min。

伽马 2(Gamma 2)

“伽马 2”液体火箭发动机是英国“黑箭”运载火箭的第二级发动机,由布里斯托尔·西特立发动机公司(Bristol Siddely Engines)和罗尔斯·罗伊斯(Rolls Royce)公司在 60 年代研制。推进剂为过氧化氢(85~87%过氧化氢和 13~15%水)和煤油。采用蒸汽燃气发生器循环,泵压式供应系统。该发动机主要特点是由 2 台推力室、一个蒸汽燃气发生器、一组涡轮泵、滑油箱、附件和控制系统等组成的双管发动机。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	69.4	真空比冲	m/s	2 600
结构质量	kg	148	混 合 比		8.2
氧化剂流量	kg/s	23.78	燃料流量	kg/s	2.9
推力质量比	kN/kg	0.469	直 径	mm	1 300
工作时间	s	~ 125	长 度	mm	1 300

“伽马 2”发动机与“伽马 8”发动机类似,包括系统方案和主要部件的结构。

发动机主要部件

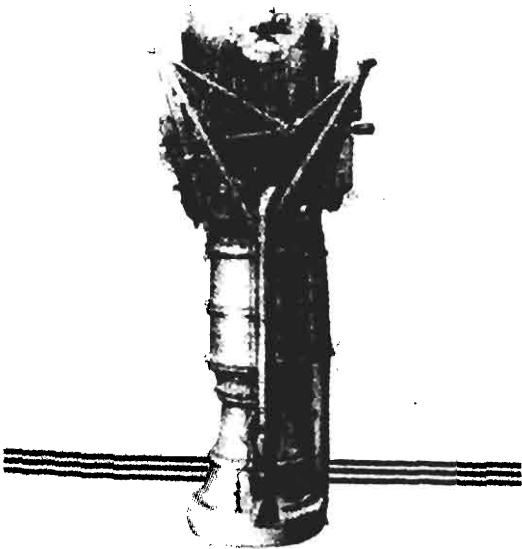
推力室与“伽马 8”发动机不同的是有可拆卸的管束式喷管延伸段,使气体的压力膨胀比从 80 增加至 350。喷管延伸段用煤油再生冷却,而不用过氧化氢,以免过多热量传给过氧化氢。每个推力室安装有位于喉部区的常平架,可在两个相互垂直的平面内摆动,作动系统没有单独的液压泵,而是直接由发动机系统的煤油泵提供液压压力。摆动轴是空心的,推进剂从中通过进入推力室。

涡轮泵装置位于两推力室之间。类似于“伽马 8”涡轮泵装置结构。涡轮泵功率 450 kW, 涡轮转速 48 600 r/min, 燃料泵转速 ~ 24 000 r/min, 氧化剂泵转速 ~ 19 200 r/min。

发动机的启动、调节和关机类似于“伽马 8”发动机。启动系统包括一个过氧化氢容器和一个高压氮气瓶, 高压氮气挤压过氧化氢容器中的隔膜, 将过氧化氢压入发动机, 使发动机启动。该启动系统安装在一、二级级间的级间段中, 发动机启动后, 与级间段一起被抛掉。

该发动机与一级发动机相同, 由于“黑箭”运载火箭在 1971 年 10 月停止使用而不再研制。

NA-75-110-A7



NA-75-110-A7 液体火箭发动机

NA-75-110-A7 液体火箭发动机是美国水星-红石运载火箭的发动机。由美国北美航空公司·洛克达因公司(North American Aviation Inc. Rocketdyne Division)于 1950 年 ~ 1953 年研制。推进剂为液氧和酒精。采用泵压式供应系统, 涡轮泵用蒸气燃气发生器产生的过氧化氢气体驱动。石墨燃气舵和火箭尾段上的空气舵用来控制运载火箭的飞行姿态。燃气舵的最大偏转角为 $\pm 27.5(^{\circ})$ 。A-7 发动机是 A-6 发动机(用于红石地地战略弹道导弹和“丘辟特 C”运载火箭)的改型。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	347	推力质量比	kN/kg	0.525
海平面比冲	m/s	2 256	结 构 质 量	kg	660
燃烧室压力	MPa	2.157	直 径	mm	1 780
工 作 时 间	s	155	长 度	mm	3 300

发动机系统

系统组成 发动机系统由主系统(推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、控制系统和增压系统等组成。

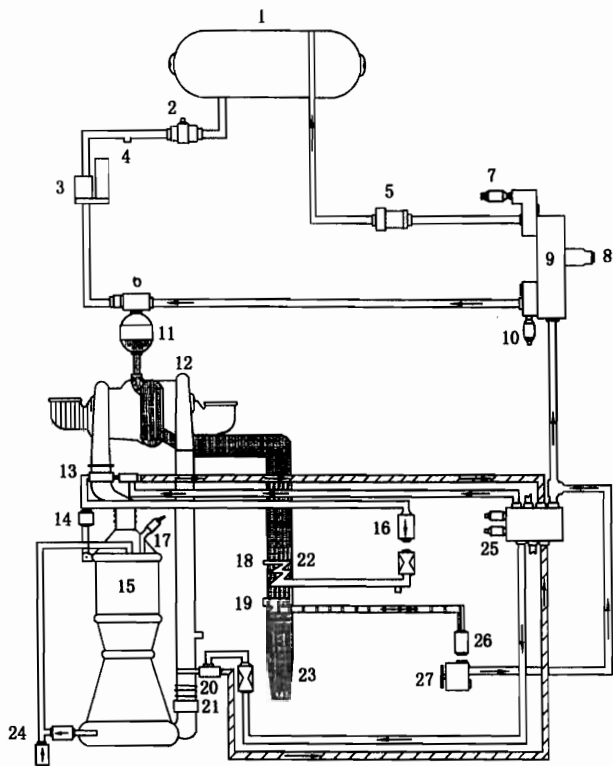
主系统 由推力室、涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀及管路等组成。

副系统 由 H_2O_2 箱、流量计、 H_2O_2 伺服调节阀、 H_2O_2 阀门、蒸气燃气发生器及管路等组成。

控制系统 由推进剂阀控制阀、 H_2O_2 阀门控制阀、 H_2O_2 伺服调节阀、 H_2O_2 箱增压控制阀、混合比控制阀等组成。

增压系统 由气体压力调节器、 H_2O_2 箱增压控制阀、气体压力安全阀及热交换器等组成。

工作原理 发动机的推力是由推力控制系统操纵。通过改变过氧化氢流量控制涡轮泵的转速从而控制进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。其中,燃料通过燃烧室冷却套进行再生冷却后进入燃烧室,氧化剂则直接地进入燃烧室。氮气增压系统以 3.99 MPa 额定压力的氮气控制推进剂阀门和增压过氧化氢箱,该系统也用于对飞行前气压控制和飞行期间的燃料箱增压。飞行前液氧箱就用氮气增压。飞行期间靠液氧经过热交换器转化为气氧增压。



NA-75-110-A7 发动机系统图

- 1— N_2O_2 箱 2—流量计 3— H_2O_2 伺服调节阀 4— H_2O_2 箱清洗,加注,溢出 5— H_2O_2 箱增压和过流安全阀 6— H_2O_2 阀门 7— H_2O_2 箱增压控制阀 8—气体压力安全阀 9—蒸气发生器系统气体操纵板 10— H_2O_2 阀门控制阀 11—蒸气发生器 12—涡轮泵 13—氧化剂阀 14—推力室压力开关 15—压力室 16,24—单向阀 17—传感器 18—去液氧箱 19—来自高压气源 20—燃料主阀 21—混合比控制阀 22—热交换器 23—蒸气排出管 25—推进剂阀控制阀 26—过滤器 27—气体压力调节器

发动机主要部件

推力室 推力室由燃烧室、喷注器和喷管组成。

燃烧室采用再生冷却双壁夹层结构。它是用 SAE-4130 钢制成的。燃烧室组合件其中包括有喷注器,起到在燃烧前混合和雾化推进剂的作用。燃料和氧化剂分别由燃料泵和氧化剂泵增压后通过喷注器进入燃烧室。

喷注器采用钎焊同心环面板,双股自击式喷嘴。但没有燃烧稳定性装置。喷注器壳体和面板都是用 4130 钢制成。喷注器直径为 55 cm,共有 710 个主喷孔,氧化剂和燃料主喷孔各有 355 个,氧化剂和燃料主喷孔的直径分别为 2.88 mm 和 2.68 mm。

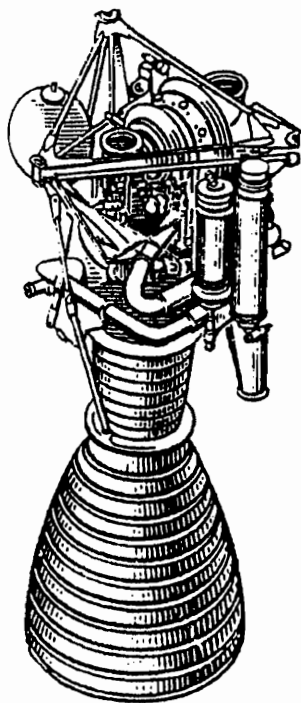
涡轮泵 涡轮泵主要性能与结构参数

泵		氧化剂泵	燃料泵
入口压力	MPa	0.341	0.291
出口压力	MPa	2.443	3.185
流 量	kg/s	93.07	68.1
效 率	0.72	0.7	
涡轮			
入口压力	MPa	2.54	功 率 kW 557
出口压力	MPa	0.119	效 率 0.372
流 量	kg/s	3.03	入口温度 k 666.5
转 速	r/min	4 800	

涡轮泵由涡轮和两个离心泵组成。涡轮为二级速度复合式结构。涡轮由过氧化氢通过装有固体催化剂的蒸气燃气发生器产生的蒸气燃气驱动。两泵由涡轮直接带动。两个离心泵的入口压力由贮箱的增压压力保证。

蒸气燃气发生器 蒸气燃气发生器用来产生驱动涡轮泵所需的燃气。它是由外壳、过氧化氢入口、燃气出口、固体催化剂、滤隔板和扰流板等组成。

MB-3



MB-3 液体火箭发动机主机

MB-3 液体火箭发动机是美国“雷神”系列运载火箭和“雷神”中程弹道导弹的第一级发动机,由一台主发动机 LR-79-NA-13 和一台游动发动机 LR-101-NA-11 组成。由美国北美航空公司洛克达因分公司(现洛克达因公司)于 1953 年~1957 年研制。推进剂为液氧和 RJ-1 煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。主发动机可双向摆动 $\pm 7(^{\circ})$ 。游动发动机由两台游动推力室组成间隔 $180(^{\circ})$ 安装在火箭底部周边的摆动机架上,也可作双向摆动,最大摆角为 $\pm 45(^{\circ})$ 。游动发动机在主发动机工作期间由主涡轮泵供应推进剂,除提供滚动姿态控制力矩外,还为俯仰和偏航姿态提供精调控制力矩;在主发动机工作结束后靠启动箱供应推进剂继续工作 9~14 s,用于修正火箭末速度,提高精度。

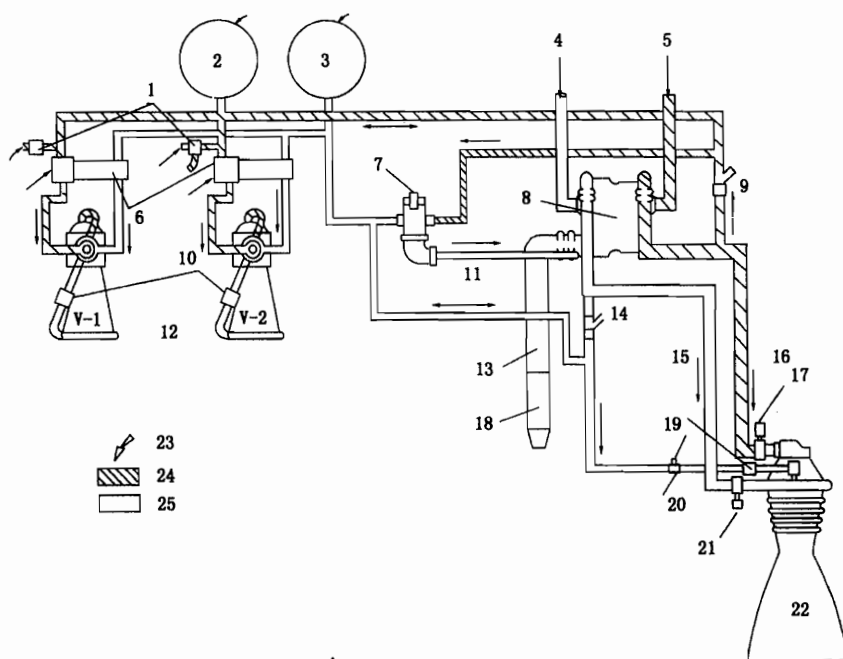
发动机主要性能与结构参数

	主发动机	游动发动机
海平面推力 kN	756.2	4.5×2

真空推力	kN	867.8	5.3×2
海平面比冲	m/s	2 473.2	2 043.7
真空比冲	m/s	2 839	2 407.5
混 合 比		2.15	1.803
燃烧室压力	MPa	4.13	2.43
喷管扩张比		8	5.6
工作 时 间	s	230	184
推力质量比	kN/kg	0.804	0.206
结 构 质 量	kg	940.8	21.8
直 径	mm	1 930.4	523
长 度	mm	3 607	737

发动机系统

系统组成 MB-3 发动机由启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统、增压系统、气动系统组成。



MB-3 发动机系统图

1—氧化剂分流阀 2—氧化剂启动箱 3—燃料启动箱 4—来自燃料箱 5—来自氧化剂箱 6—推进剂阀 7—燃气发生器 8—涡轮泵 9—单向阀 10—自燃点火燃料管 11—燃气 12—游动发动机 13—涡轮废气 14—单向阀 15—燃料管路 16—氧化剂管路 17—氧化剂主阀 18—氧化剂热交换器 19—自燃点火燃料管 20—点火燃料阀 21—燃料主阀 22—推力室 23—调节后的氮气压力 24—氧化剂(液氧) 25—燃料(煤油)

启动系统 主发动机和游动发动机启动系统由燃料启动箱、氧化剂启动箱和增压控制阀等组成。两个启动箱的容积相等,均为 0.028 m^3 ,在发射前加注氧化剂和燃料并增压,飞行中要补充加注并保持增压状态,供游动发动机单独工作阶段使用。

主系统 主系统内由泵前阀、涡轮泵、主阀门、节流圈、推力室和管路等组成。

副系统 副系统由燃气发生器、限流孔、液氧校准孔、控制阀和管路等组成。

点火系统 燃气发生器用火药点火器点火,主发动机和游动发动机用自燃点火燃料点火。点火系统由圆柱状点火燃料管和增压管路、阀门等组成。

增压系统 燃料箱和启动箱靠高压氮气瓶中的氮气经减压器减压后增压;氧化剂箱用液氧经热交换器加热汽化后增压。因此,增压系统包括一套由高压氮气瓶、减压器和阀门、管路等组成的氮气增压系统和一套由热交换器、限流圈、阀和管路等组成的氧气增压系统。

气动系统 气动系统由高压氮气瓶、减压器和管路等组成。除了用于控制阀门的开启外,还用于给启动箱、润滑油箱增压;发动机准备启动、启动和飞行中吹除氧化剂泵密封件;游动发动机单独工作时给启动箱增压和进行气动控制。

工作原理 主发动机和游动发动机的启动和关机均由电气操作按程序进行。所有的阀门都由压力 4.53 MPa 的氮气操作。

发动机启动时先用火药点火器点燃副系统燃气发生器推进剂,产生的燃气用来驱动涡轮泵;随后,在泵后压力的作用下打开氧化剂和燃料主阀门;接着将点火燃料喷入推力室头部各燃烧隔区内,在那里与氧化剂接触,点燃主推进剂,主发动机开始工作。

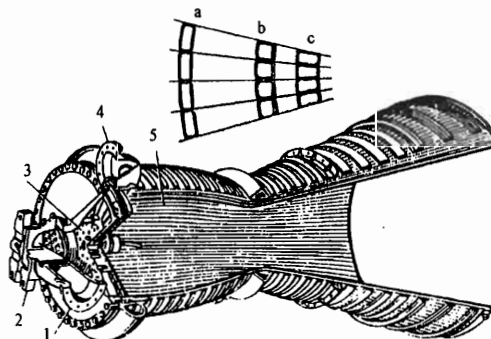
发动机关机时由电气操作先关闭主发动机。游动发动机在主发动机关机后继续工作 9~12 s,然后,由制导系统发出指令控制其关机。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

		主推力室	游动推力室
海平面推力	kN	755.3	4.52 × 2
海平面比冲	m/s	2 525.2	2 057.4
氧化剂流量	kg/s	207.4	1.42 × 2
燃料流量	kg/s	91.36	0.78 × 2
混 合 比		2.27	1.803
燃烧室压力	MPa	4.13	2.5
燃烧室直径	mm	532.4	
喉部截面直径	mm	412	
喷管出口直径	mm	1 160	
喷管扩张比		8	5.6

主发动机推力室 由喷注器、燃烧室和喷管组成(见图)。



LR-79-NA-13 发动机推力室

1—氧化剂进口管 2—常平座 3—喷注器 4—燃料进口管 5—管束式推力室壁 a—喷管出口段截面 b—推力室圆柱段截面 c—喷管喉部截面

喷注器用 247 不锈钢材料制造,面板用高导无氧铜合金制造,面板为钎焊同心环式。喷嘴环上供有 335 个 3 股直流自击式氧化剂喷注单元(喷孔直径 2.88 mm)和 582 个双股直流自击式燃料喷注单元(喷孔直径 1.61 mm)。喷注器被 6 块铜合金径向隔板和 1 个周向隔板分隔成 7 个燃烧区。隔板可消除一次切向不稳定燃烧振型。

燃烧室是管束式上下行通道再生冷却结构,和喷管构成一个整体。它是用 300 根变截面镍合金(NickelA)管在焊接模具上用银焊料钎焊而成的,外面用钢箍带固紧,箍带排列是在喷管喉部最密,而在喷管出口处较稀疏。变截面成型管是用直径 11.43 mm 的镍管经液压成形的,截面呈长方形,在喷管喉部的面积最小,而在喷管出口部位的面积最大。喷管呈钟形。

游动发动机推力室 是用 4130 号钢板焊接的夹层式结构。内外壁之间有用铜条焊接的单螺旋渐升通道,RJ-1 煤油由螺旋通道流过对推力室进行再生冷却。再生冷却可将燃烧室内壁温度从 2 750℃ 高温降到室壁可以承受的温度。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料涡轮泵		氧化剂涡轮泵	
泵	入口压力	MPa	0.331	0.257	
	出口压力	MPa	6.219	5.94	
	流 量	kg/s	93.36	213.07	
	转 速	r/min	6 311	6 311	
	功 率	kW	988	1 343	
	效 率		0.72	0.79	
	涡轮				
入口压力	MPa	3.644	转 速	r/min	30 540
出口压力	MPa	0.164	功 率	kW	2 404
入口温度	K	919	效 率		0.46
流 量	kg/s	7.12			

涡轮泵由涡轮、氧化剂泵、燃料泵和齿轮装置组成。

涡轮为轴流两级速度复合式结构,用火药启动器启动,启动后由燃气发生器产生的燃气驱动工作。涡轮通过齿轮装置带动两个同轴安装的氧化剂泵和燃料泵。

齿轮传动装置为两级齿轮减速装置。

氧化剂泵和燃料泵均为带诱导轮的单级离心泵。两泵均由铝合金制造。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

氧化剂流量	kg/s	1.73	燃气压力	MPa	3.78
燃料流量	kg/s	5.375	燃气温度	K	919
混 合 比		0.325			

燃气发生器的推进剂与主推进剂相同,产生的燃气为富燃料燃气,其温度使涡轮叶片材料能承受。燃气驱动涡轮后经热交换器加热液氧,最后从燃烧室旁的排气管排出。

自动器 MB-3 发动机的自动器主要有氧化剂主阀、燃料主阀、燃气发生器控制阀、游动发动机推进剂阀、氧化剂分流阀、点火燃料阀、单向阀等。其中氧化剂主阀和燃料主阀为蝶形阀,燃气发生器控制阀为叶片阀,游动发动机推进剂阀为菌状阀。

改进与发展

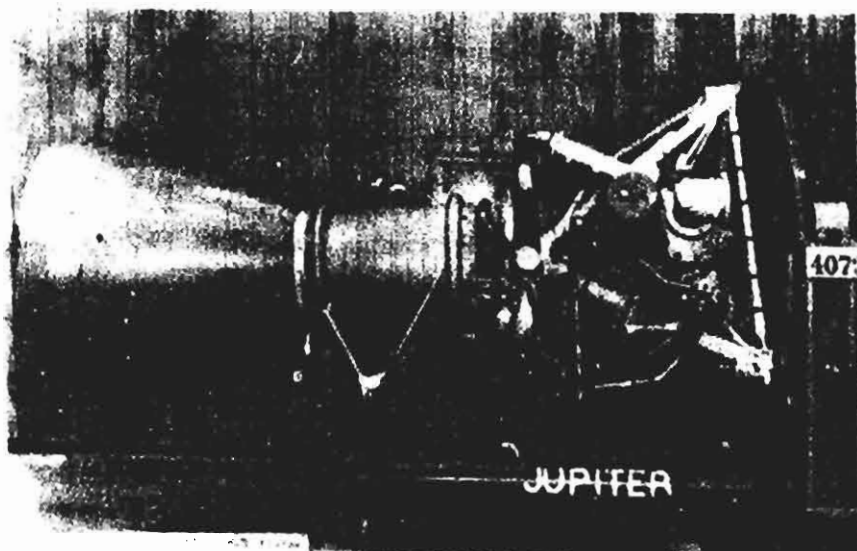
MB-3 发动机属于洛克达因公司研制的 MB 发动机系列,主发动机代号为 LR-79 系列。MB 系列包括

MB-1, MB-2, MB-3, MB-3-2, 和 MB-3-3 等发动机。与之相对应的 LR-79 系列包括 XLR-79-NA-1, XLR-79-NA-3, XLR-79-NA-5, XLR-79-NA-9, XLR-79-NA-13, YLR-79-NA-13, LR-79-NA-13 等发动机。这些发动机都是在 XLR-43-3 发动机基础上发展起来的,先后用作“雷神”,“德尔它”,N-1,N-2,H-1 运载火箭的推进装置。如“德尔它”1000 系列运载火箭用的是 MB-3-3 发动机,对应的主发动机代号是 LR-79-NA-13 发动机。

MB 系列发动机在多年的实际应用中曾做多次改进,主要包括:

1. 提高燃烧室压力,增大推力;
2. 使用高性能涡轮泵,涡轮转速达 82 800 r/min;
3. 用液氧/RJ-1 煤油推进剂代替液氧/RP-1 煤油推进剂;
4. 采用钟形喷管;
5. 减轻发动机质量,降低摆动惯量;
6. 提高发动机推力,由原 666.82 kN 提高到 764.92 kN。

S-3D



S-3D 液体火箭发动机

S-3D 液体火箭发动机是美国“丘诺 2”运载火箭的第一级发动机,也是美国“丘辟特”地地战略弹道导弹的发动机。由美国洛克达因公司(Rocketdyne)于 1955 年~1958 年研制。推进剂为液氧和煤油(RP-1)。采用蒸气燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机的特点是涡轮排气通过两台旋转的姿控管排出,用来调节火箭的末速和滚动控制。S-3D 发动机是 S-3 发动机的改型。重量较轻,结构紧凑,启动和控制系统较简单。

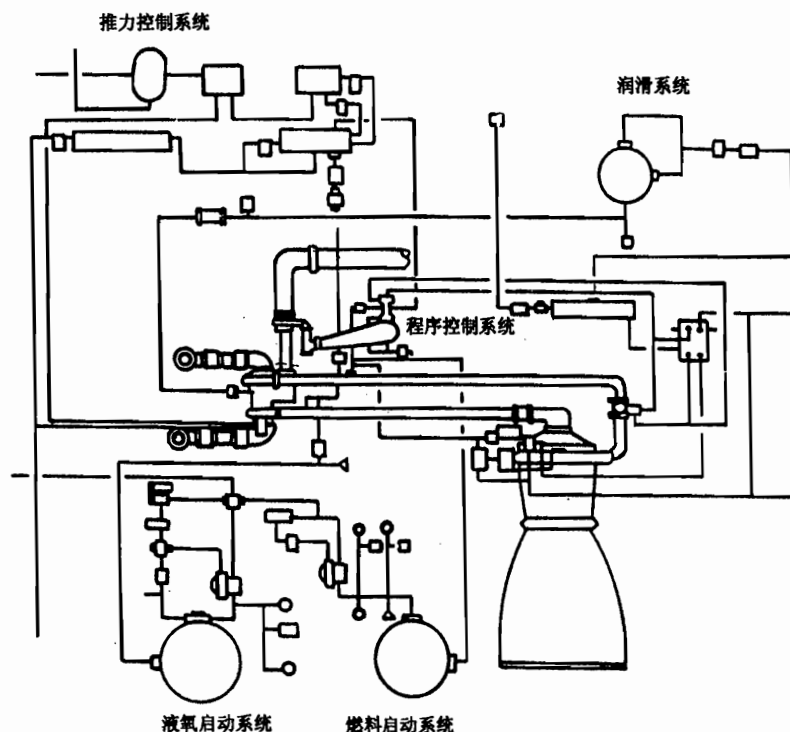
发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	666.4	工作时间	s	170
海平面比冲	m/s	2 402.6	直 径	mm	1 770

推力质量比 kN/kg 0.762
结构质量 kg 875

长 度 mm 3 600

发动机系统



S-3D 发动机系统图

系统组成 发动机系统由主系统(推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、地面启动系统、推力控制系统及程序控制系统、润滑系统等组成。

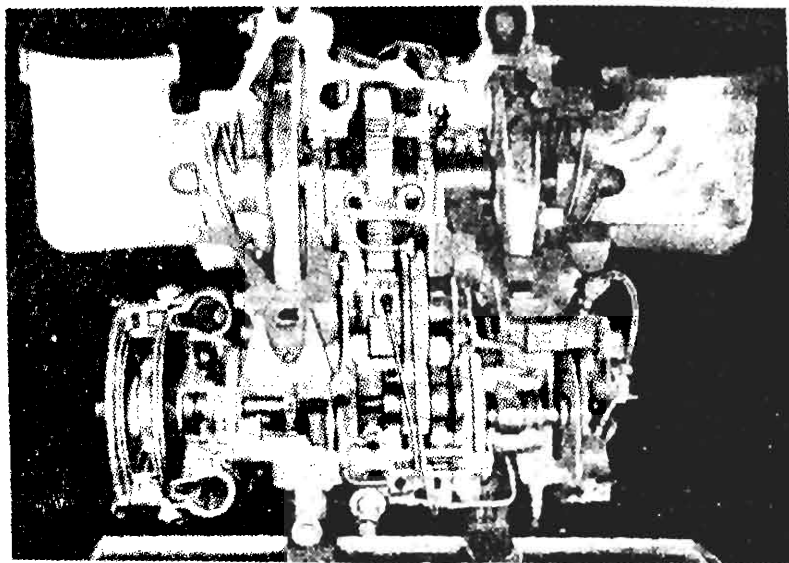
工作原理 S-3D 为再生冷却液体火箭发动机。其特点为:单燃烧室,泵压式输送系统。推进剂靠涡轮泵送入燃烧室。涡轮泵用过氧化氢蒸气驱动。

S-3D 不同于其它液体火箭发动机。两个主要特点是:涡轮废气通过旋转喷管排出,起着游动发动机和滚动控制器作用;S-3D 采用简单的地面启动系统和简单的控制系统,没有采用启动贮箱、微型气动控制板以及相关液压系统。

发动机主要部件

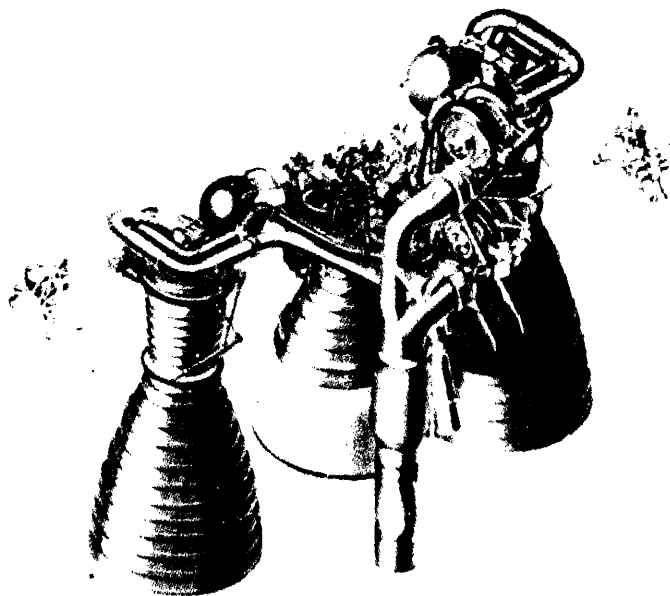
推力室 S-3D 发动机采用单个再生冷却双壁夹层结构的推力室。S-3D 发动机的喷注器属于双股自击类型,采用钎焊同心环面板,但没有燃烧稳定性装置。喷注器壳体和面板都是用 4130 钢制成。喷注器直径为 53 cm 共有 721 个主喷孔。氧化剂和燃料的主喷孔各为 360 个和 361 个,氧化剂和燃料的主喷孔直径各为 2.88 mm 和 2.26 mm。

涡轮泵 涡轮泵为双轴装置,涡轮在一根轴上,氧化剂泵和燃料泵相对配置于另一根轴上。通过齿轮减速装置把涡轮扭矩传递给两泵(见图)。氧化剂泵和燃料泵都是带诱导轮的离心泵。泵转速为 6 000 r/min。



S-3D 发动机涡轮泵

MA-5



MA-5 液体火箭发动机

MA-5 液体火箭发动机是美国“宇宙神系列”运载火箭的第一级动力装置,由 2 台助推发动机(代号为 LR-89-NA-7),1 台主发动机(代号为 LR-105-NA-7)和 2 台游动发动机(代号为 LR-101-NA-7)组成。MA-5 发动机由美国洛克达因公司(Rocketdyne)于 1960 年~1961 年研制,是 MA-2,MA-3 发动机的改型。推进剂为液氧和煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机的主要特点是:(1)程序控制方式为电动气动式;(2)采用启动箱启动,三种发动机共用一套启动箱;(3)2 台助推发动机共用一台燃气发生器和一根涡轮排气管;(4)推力室采用自燃点火燃料(15%三乙基铝+85%三乙基硼);(5)主发动机和游动发动机共用一套涡轮泵供应系统。助推发动机可双向摆动 $\pm 5^\circ$,主发动机可双向摆动 ± 3

($^\circ$),游动发动机可双向摆动 $\pm 70^\circ$ 。

发动机主要性能与结构参数

主发动机

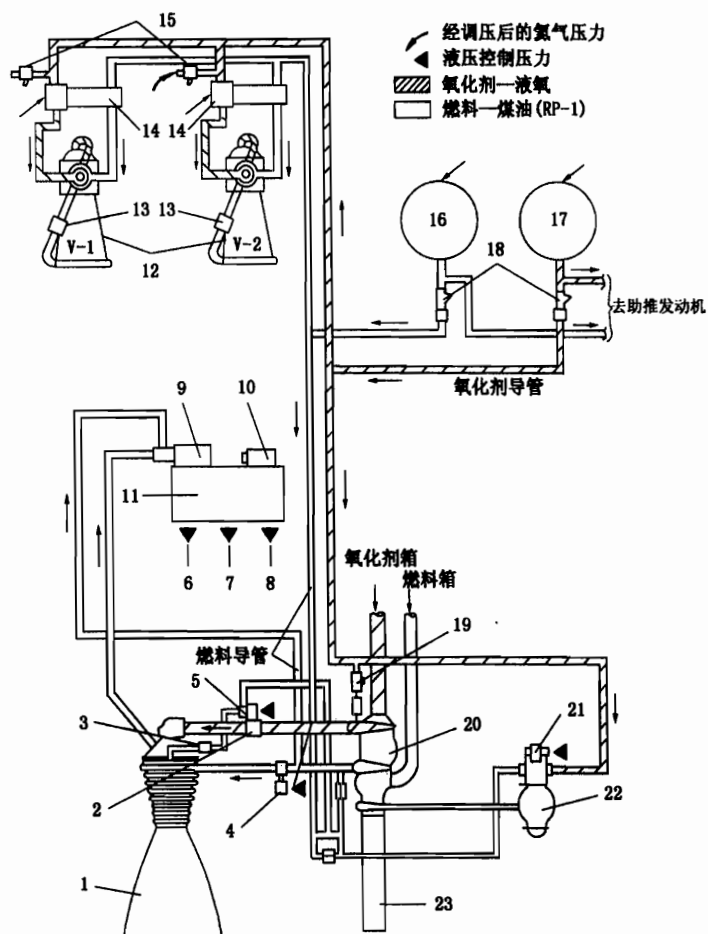
2 台助推发动机

2 台游动发动机

海平面推力	kN	266.9	1 679.2	2.3
真空推力	kN	375.1	1 779.3	3.06
混 合 比		2.27	2.25	1.8
海平面比冲	m/s	2 153	2 532	1 713.2
真空比冲	m/s	3 025	2 693	2 293.8
燃烧室压力	MPa	5.06	4.48	1.46
喷管扩张比		25.8	8	5.6
工作时间	s	368	167	390.5
结构质量	kg	422	1 373	24
最大直径	mm	1 242	1 212*	96.5*
长 度	mm	2 484	2 489*	361*

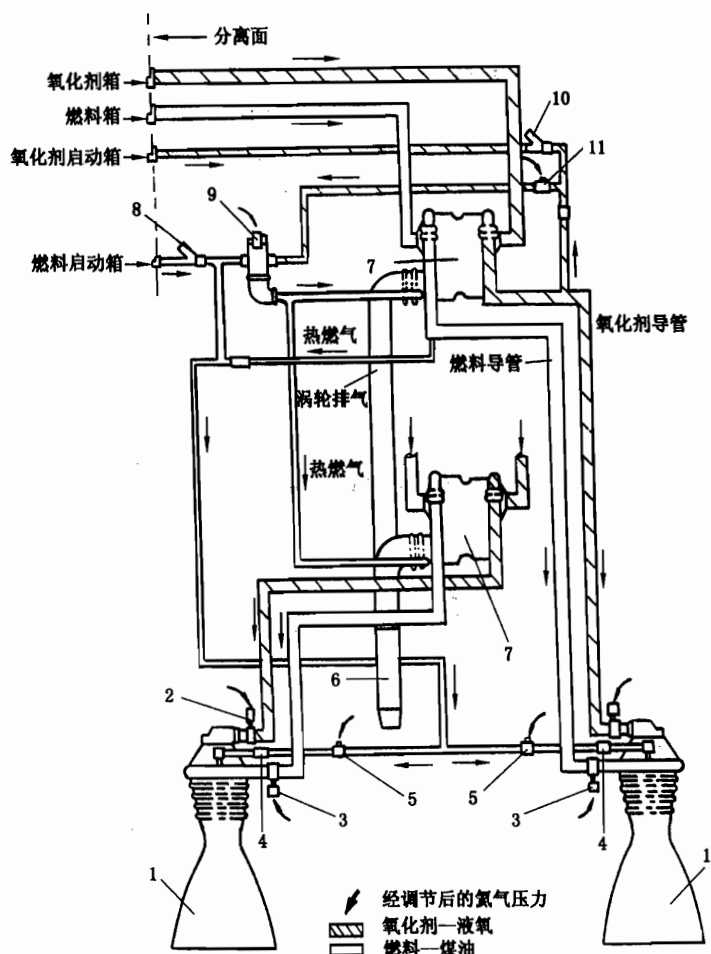
* 推力室

发动机系统



MA-5 主发动机和游动发动机系统图

1—主推力室 2—压头抑制阀 3—自燃点火燃料管 4—推进剂利用阀 5—点火燃料阀 6—去压头抑制阀 7—去推进剂利用阀 8—去燃气发生器阀 9—压头抑制阀伺服控制器 10—推进剂利用阀伺服控制器 11—液压控制装置 12—游动推力室 13—自燃点火燃料管 14—游动发动机推进剂阀 15—氧化剂泄出阀 16—燃料启动箱 17—氧化剂启动箱 18—单向阀 19—氧化剂流量调节器 20—涡轮泵 21—燃气发生器推进剂阀 22—燃气发生器 23—涡轮排气管



MA-5 助推发动机系统图

1—推力室 2—氧化剂主阀 3—燃料主阀 4—自燃点火燃料管 5—点火燃料阀 6—氮气热交换器 7—涡轮泵 8,10—单向阀 9—燃气发生器 11—氧化剂流量调节器

系统组成 主发动机、助推发动机和游动发动机共用一套启动系统。两种发动机都具有点火系统、主系统（推力室推进剂供应系统）、副系统（涡轮工质供应系统）、控制系统等。主发动机设有液压作动的推进剂利用阀，与箭上有关部件组成推进剂利用系统，以确保主发动机关机时两种推进剂组元几乎同时耗尽，或剩余量最小。助推发动机涡轮排气管内装有加热氮气的换热器，用来增压推进剂贮箱。

三种发动机推力室都用自燃点火燃料点火，点火系统由点火燃料管、点火燃料阀等组成。燃气发生器用火药点火器点火。

启动系统由二个启动箱及增压控制阀等组成。启动箱属于主发动机的组成部分。

主发动机和游动发动机主系统由涡轮泵、推力室、压头抑制阀、游动发动机推进剂阀、氧化剂泄出阀等组成。助推发动机主系统由涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀、推力室等组成。

副系统由燃气发生器、推进剂阀、氧化剂流量调节器、涡轮排气管等组成。

主发动机控制系统由液压系统和气动系统组成。液压系统由液压控制装置、推进剂利用阀、压头抑制阀、伺服控制器及燃气发生器推进剂阀等组成。助推发动机只有气动系统。气动系统由高压氮气瓶、减压阀等组成。除了用于控制各气动阀门的启闭外，还用于给启动箱、润滑油箱增压；游动发动机单独工作时给启动箱增压和进行气动控制。

工作原理 发动机的启动关机均按程序由电动气动系统进行控制。启动时,打开启动箱增压控制阀,在氮气增压压力作用下,两启动箱内的推进剂组元,分头流向主发动机、助推发动机的推力室和燃气发生器以及游动发动机的推力室。按程序打开各推力室及燃气发生器的各气动控制阀。同时给燃气发生器火药点火器通电点火。燃气发生器产生的燃气驱动涡轮泵旋转。当泵后压力达到一定值时,自燃点火燃料进入推力室,推力室点火燃烧。随着泵后压力升高,主、副系统的推进剂均由各自的涡轮泵供应,发动机转入主级工况。这时主发动机的涡轮泵还须给启动箱补充加注推进剂,以供游动发动机在主发动机关机后单独工作阶段供应推进剂。三种发动机起飞前在地面同时点火工作。起飞后 167 s 助推发动机关机,随即与主级分离。起飞后 368 s 主发动机关机。这时游动发动机靠启动箱供应推进剂继续工作到 390.5 s,用于修正火箭末速和姿态。发动机关机由电动气动系统按程序关闭有关的气动阀。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

		主发动机	助推发动机
氧化剂流量	kg/s	85.46	228.6
燃料流量	kg/s	34.74	97.39
混 合 比		2.46	2.35
燃烧室压力	MPa	5.06	4.48
喷注器直径	mm	315	530
喉部截面直径	mm	235	412
喷管出口截面直径	mm	1 199	1 165
喷管扩张比		25.8	8

推力室由喷注器、燃烧室和喷管等组成。

喷注器为同心环面板结构。主发动机喷注器采用直流式三股自击式喷嘴,有 144 个氧化剂喷注单元,主喷孔直径为 3.05 mm,有 175 个燃料喷注单元,主喷孔直径为 2.37 mm。助推发动机采用直流式双股和三股自击式喷嘴,有 335 个三股氧化剂喷注单元,主喷孔直径为 2.88 mm,有 582 个双股燃料喷注单元,主喷孔直径为 1.61 mm。两种发动机都装有燃烧稳定性装置,喷注器用 6 块铜合金径向隔板和一块周向隔板分隔成 7 个燃烧区。喷注器壳体和面板材料都采用 4130 钢。

两种发动机燃烧室都是管束式上下行通道再生冷却结构,和喷管构成一个整体。用数百根变截面管在焊接模具中用银焊料钎焊而成,外面用钢箍带固紧。助推发动机变截面管材料采用镍合金(Nickel A),共 300 根。主发动机变截面管材料采用 347 不锈钢(CRES 347)。喷管呈钟形。

游动发动机推力室是用 4130 钢旋压而成的夹层式结构。内外壁之间有用铜条焊接的单螺旋渐升通道,用煤油进行再生冷却。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

		主发动机	助推发动机
燃气压力	MPa	4.64	4.89
氧化剂流量	kg/s	2.85	4.13
燃料流量	kg/s	0.85	11.43
混合比		0.30	0.36
燃气温度	k	879	946

燃气发生器由球形燃烧室和燃气导管组成。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

		主发动机		助推发动机	
泵		氧化剂泵	燃料泵	氧化剂泵	燃料泵
入口压力	MPa	0.326	0.528	0.3	0.52
出口压力	MPa	6.741	6.837	6.02	5.76
流 量	kg/s	87.71	41.52	207.93	95.79
转 速	r/min	10 529	10 529	6 844	6 844
功 率	kW	838	504.7	1 764	1 215
涡 轮					
入口温度	K	851		944	
入口压力	MPa	3.92		3.81	
出口压力	MPa	0.136		0.16	
流 量	kg/s	3.7		15.56	
转 速	r/min	39 484		33 436	
功 率	kW	1 363.6		3 068	

涡轮泵由涡轮、氧化剂泵、燃料泵和齿轮传动装置组成。涡轮通过齿轮传动装置带动两个同轴安装的氧化剂泵和燃料泵。齿轮传动装置为两级齿轮减速装置。两种发动机的涡轮都是轴流二级速度复合式结构。氧化剂泵和燃料泵都是带诱导轮的单级离心泵,离心泵均由铝合金制造。

自动器 MA-5发动机的自动器主要有助推发动机氧化剂主阀和燃料主阀、主发动机燃气发生器双组元推进剂阀、四通电磁阀、调节器及游动发动机双组元推进剂阀等。氧化剂主阀和燃料主阀是氮气作动的蝶形阀;燃气发生器推进剂阀是氮气作动的叶片式阀;游动发动机推进剂阀是氮气作动的菌状阀。

改进与发展

MA-5发动机是MA-2、MA-3发动机的改型。这三种发动机的设计改进如下:

发动机代号	MA-2	MA-3	MA-5
工作程序	电动气动式	压力阶梯式	电动气动式
启动方式	启动箱	固体火药启动器	启动箱
推力室点火	烟火点火	自燃点火燃料	自燃点火燃料
摆动装置	游动发动机	整台发动机	游动发动机
助推发动机涡轮驱动装置	共用一台燃气发生器	独立的燃气发生器	共用一台燃气发生器
喷注器设计		助推发动机有隔板	助推发动机有隔板
涡轮泵改进		Kel-F 衬里	Kel-F 衬里
研制时间	1954年~1958年	1958年~1960年	1960年~1961年

MA-3发动机与MA-5发动机主要性能比较

		MA-3		MA-5	
名 称		主发动机	助推发动机	主发动机	助推发动机
代 号		LR-105-NA-5	LR-89-NA-5	LR-105-NA-7	LR-89-NA-7
海平面推力	kN	266.9	1 467.9	266.9	1 679.2
真空推力	kN	379	1 690.8	375.1	1 779.3
混 合 比		2.27	2.24	2.27	2.25
海平面比冲	m/s	2 128	2 485	2 156	2 532
真空比冲	m/s	3 015.5	2 845	3 028	2 693
燃烧室压力	MPa	5.04	3.985	5.06	4.48
喷管扩张比		25	8	25.8	8

结构质量	Kg	462	631	422	1 373
------	----	-----	-----	-----	-------

MA-5A 发动机是 MA-5 的改型,于 1988 年~1991 年研制,供“宇宙神 2”系列运载火箭使用。它与 MA-5 发动机不同点是:系统简单,可靠性高,推力大,比冲高。此外,MA-5A 发动机中取消了游动发动机结构。

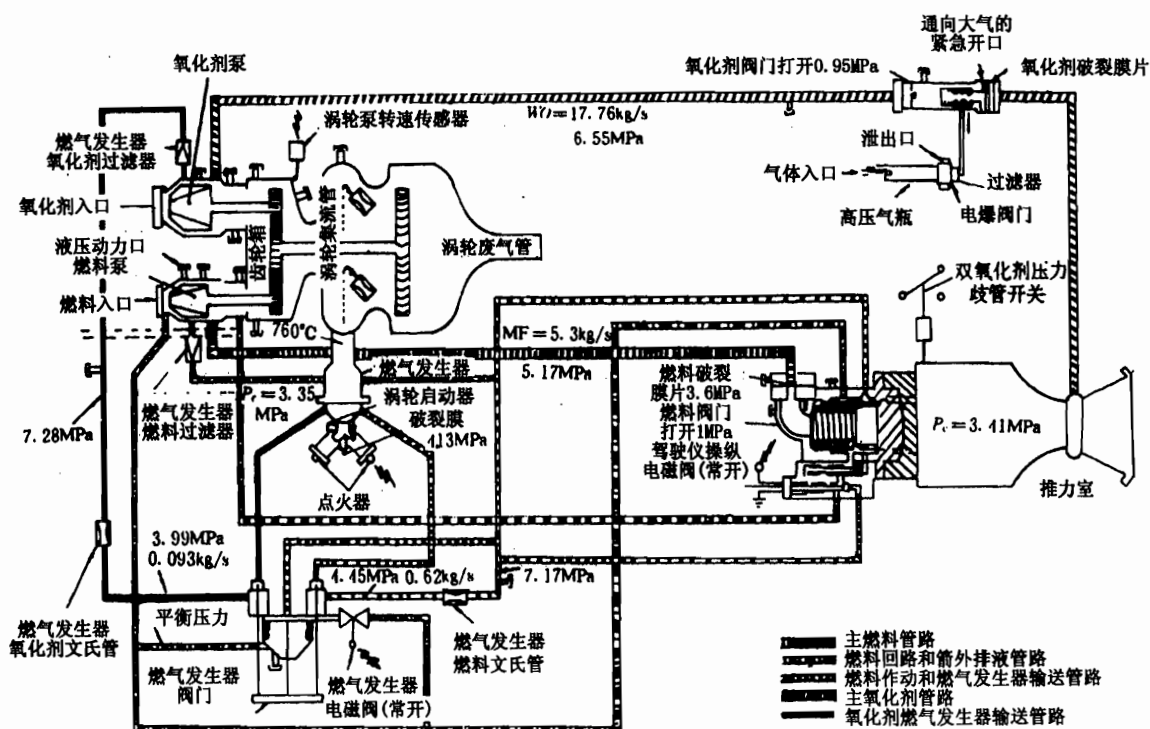
LR-81-BA-9

LR-81-BA-9 液体火箭发动机是美国通用上面级“阿金纳”系列的主发动机。由美国贝尔航天航空公司(Bell Aerospace Corp.)于 1959 年~1960 年研制。该发动机是在美“盗贼”发动机的基础上经过多次改进而成。推进剂采用高密度硝酸(硝酸+44%的四氧化二氮)和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,火药启动器启动(有三个启动器,可以启动三次),泵压式供应系统。能双向摇摆,最大摆角 $\pm 5(^{\circ})$ 。

发动机主要性能与结构参数

真 空 推 力	kN	74	喷管扩张比		45
真 空 比 冲	m/s	2 892	工 作 时 间	s	240
氧化剂流量	kg/s	17.8	结 构 质 量	kg	130
燃 料 流 量	kg/s	6.98	高 度	mm	2 100
混 合 比		2.64	直 径	mm	920
燃烧室压力	MPa	3.41			

发动机系统



LR-81-BA-9 发动机系统图

工作原理 启动时,同时给点火装置和燃气发生器阀门的电磁阀通电,发生器的固体火药柱点火产生燃气吹动涡轮,涡轮加速。当燃料泵产生足够的泵后压力时,燃料压力打开燃气发生器的推进剂阀,涡轮开始由燃气发生器产生的燃气驱动,使涡轮达到所需转速;弹簧加载的氧化剂主阀由氧化剂输送压力打开,经压力开关喷入燃烧室。当氧化剂流量达到 90% 额定值时,打开燃料主阀,燃料进入燃烧室和氧化剂相遇自燃点火。

关机时,切断燃料阀门和燃气发生器阀门电磁阀的电源,关闭阀门,发动机熄火。靠弹簧压力关闭氧化剂阀门。

需二次启动时,用一套二次启动箱便可进行再次点火。为了减少后效冲量,在发动机上增设一个高压氮气瓶,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。此后,氮气通过一个小孔,5 s 左右从阀门孔腔流出。再次启动时阀门仍可打开。

需多次启动时,将固体火药启动改为液体推进剂启动,为此增添两个液体推进剂启动箱。启动箱内装有金属波纹管,通过它对启动箱增压。启动时打开电磁阀,启动箱中的高压氮气将自燃推进剂挤入发生器,点燃后驱动涡轮,两泵开始工作。发动机启动后,推进剂在压力大于启动箱氮气压力的情况下,沿着泵后引出的支管流回启动箱,并通过弹簧加载阀门压缩气体。一旦气体压缩到原始状态就又具备了将推进剂挤入燃气发生器的能力,即启动箱又恢复启动能力,可再次点火。

发动机主要部件

推力室 推力室由头部、身部和喷管延伸段组成。头部采用平头撞击式喷嘴喷注器,喷注器边区有燃料小孔可以向内壁喷射燃料,在内壁形成冷却液膜。该喷注器可以使燃烧效率达到 98%。在喷管扩张比 13.3 以前的身部为铣槽结构,用氧化剂作冷却剂。头部和身部冷却段由铝合金制造,外壁有钎加强箍,内壁涂有钨的碳化物耐热涂层。喷管延伸段采用辐射冷却的钛合金结构,并涂有氧化铝陶瓷层,以增大其耐久性。

涡轮泵 涡轮泵由涡轮、氧化剂泵、燃料泵和齿轮箱组成。涡轮采用单级反力式结构。用三个平行的轴,分别安装着涡轮、氧化剂泵和燃料泵,用齿轮变速箱将涡轮的功率传给两个泵。两泵均采用离心式结构,两泵前均加有诱导轮,以降低贮箱增压压力,减轻结构质量。涡轮的功率为 260 kW,转速为 24 780 r/min;氧化剂泵转速为 15 600 r/min;燃料泵的转速接近涡轮的转速。燃料的平均流量为 6.98 kg/s,氧化剂的平均流量为 17.8 kg/s。

自动器 自动器主要由推进剂隔离阀、氧化剂阀、燃料阀、电磁阀、电爆阀等组成。

燃气发生器 燃气发生器在固体火药启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、一个电磁阀和两个调节推进剂流量的汽蚀文氏管组成。燃气发生器采用富燃混合比。文氏管装在供给管路上,进行流量控制,以保证推力在规定的范围之内。

固体火药启动器 固体火药启动器由点火器、启动箱和波纹管组成。启动箱内装有固体药柱。发动机点火前,启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。金属波纹软管用于防止受涡轮泵振动的影响。

改进与发展

LR-81-BA-9(8096 型)发动机是在原型机“盗贼”发动机的基础上经多次改进发展而成的。先后有以下几种改型和改进:

1. LR-81-BA-3(8001 型)主要是在“盗贼”发动机基础上增装一套常平座摇摆机构及伺服系统;在推力室内加密封堵盖,以改善点火环境。

2. LR-81-BA-5(8048 型)主要是用红色发烟硝酸与偏二甲肼代替原来的白色硝酸与 JP-4 煤油;喷管扩张比增到 20;采用气蚀文氏管;采用齿轮箱传动的涡轮泵结构;在推力室内喷涂陶瓷涂层等。

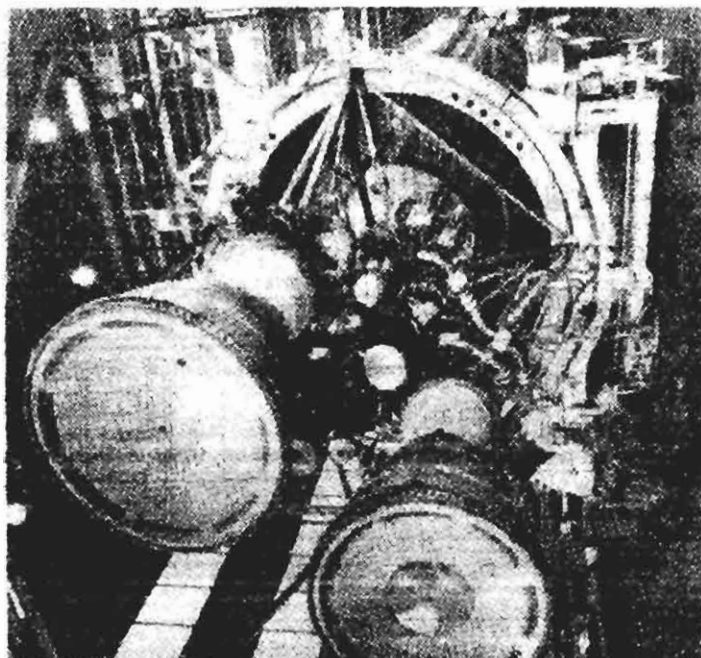
3. 8081 型 主要是解决再启动及高空点火问题。

4. LR-81-BA-13(8247 型)用带有正向焊接膨胀金属波纹管的小型液体推进剂启动箱代替火药启动器,使发动机具有 15 次启动能力。

5. 用高密度硝酸(密度为 1646 kg/m^3 , 含 44% 的 N_2O_4)代替红色发烟硝酸(密度为 1570 kg/m^3 , 含 14% 的 N_2O_4),使理论比冲提高 59 m/s ,推进剂密度增加 3%,发动机推力提高 4.1 kN 。在偏二甲肼中添加 1% 的硅油,使燃烧时在推力室内壁形成一层二氧化硅薄膜绝热层,以解决推力室喉部烧穿问题,改进后的实际比冲达到 2894 m/s 。

6. 重新设计喷注器,增加 5 块用燃料冷却的隔板阻尼装置,提高了燃烧稳定性,同时比冲增加 49 m/s 。

LR-87-AJ-11



LR-87-AJ-11(2 台发动机)

LR-87-AJ-11 液体火箭发动机是美国“大力神 3C”运载火箭的第一级动力装置,该动力装置由两台 LR-87-AJ-11 发动机组成,安装在一个机架上。由美国航空喷气通用公司(Aerjet - General Corp.)于 1960 年~1964 年研制。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用燃气发生器循环,火药启动器启动,泵压式输送系统。每台发动机可作双向摇摆。LR-87-AJ-11 发动机是在 LR-87-AJ-5 发动机的基础上逐渐发展而来,LR-87-AJ-5 发动机是美国“大力神 2”运载火箭的一级发动机。“大力神 3A”运载火箭一级发动机换用 LR-87-AJ-9,“大力神 3B”以后的运载火箭的一级发动机都换用 LR-87-AJ-11。

发动机主要性能与结构参数

真空推力 kN

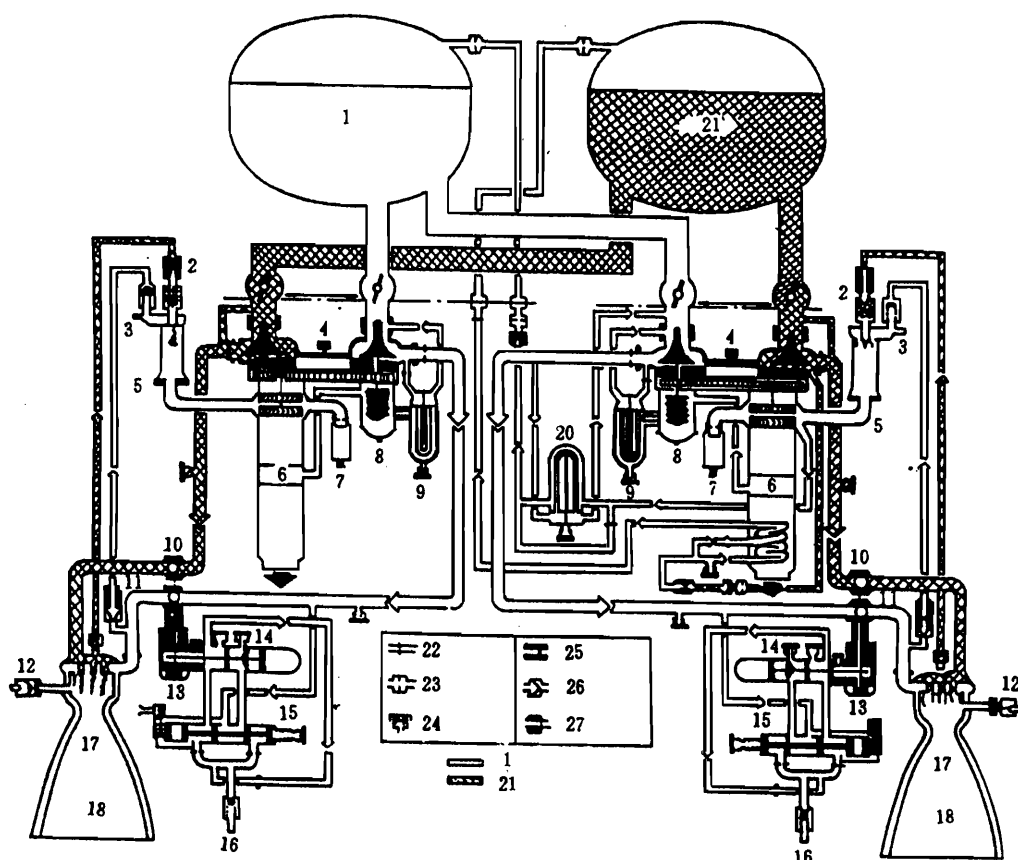
1176.8

喷管扩张比

15

氧化剂流量	kg/s	261.11	工 作 时 间	s	190
燃 料 流 量	kg/s	137.42	推力质量比	kN/kg	1.05
混 合 比		1.9	结 构 质 量	kg	1 120.8
地 面 比 冲	m/s	2 533	长 度	mm	3 100
真 空 比 冲	m/s	2 952.8	直 径	mm	3 100
燃烧室压力	MPa	5.9			

发动机系统



IR-87-AI-11(2 台)发动机系统图

1—燃料 2,3—单向阀 4—涡轮转速传感器 5—燃气发生器 6—流体加热器 7—火药启动器 8—
润滑油泵和油箱 9—润滑油换热器 10—氧化剂主阀 11—燃料主阀 12—燃烧室压力传感器 13—
LTCV 盒 14—作动器 15—压力程序阀 16—向箭外排泄 17—燃烧室 18—烧蚀喷管 20—燃气冷却
器 21—氧化剂 22—限流孔 23—破裂膜片 24—快速脱落连接器 25—汽蚀文氏管 26—过滤器
27—声速流控制喷管

系统组成 由推力室推进剂输送系统、涡轮工质输送系统、增压系统和控制电路组成。

推力室推进剂输送系统由泵入口管路、涡轮泵、泵出口管、推进剂主阀、推力室组成。

涡轮工质输送系统由推进剂输送管路、阀、燃气发生器等组成。

燃料箱增压系统由燃气导管、燃气冷却器等组成。由燃气发生器后引出一股燃气经燃气冷却器,从燃料输送管路引出的燃料进行冷却后给燃料箱增压。该引出燃料在经过冷却器后返回泵的入口。

氧化剂箱增压系统由导管、加热器等组成。氧化剂箱用氧化剂加热后产生的气体进行增压。由氧化

剂泵后引出一股氧化剂进入流体加热器,用涡轮废气进行加热,使其蒸发为气体对氧化剂箱增压。

燃料输送管路装有环形蓄压器,用于防止涡轮压力骤增,减弱发动机与箭体间的 POGO 效应。

工作原理 接到启动指令,打开泵前阀,推进剂充填到主阀前腔道,通电点燃固体火药启动器,火药燃气驱动涡轮旋转并加速,涡轮通过齿轮箱带动燃料泵和氧化剂泵转动。燃气发生器由主阀后引出的推进剂进行燃烧产生燃气,继续驱动涡轮旋转。当燃料主管路压力达到 2.06 MPa 时,打开燃料主阀,由于燃料主阀与氧化剂主阀是机械联动的,因而氧化剂主阀也随之打开,推进剂相继进入推力室。氧化剂直接经喷嘴喷入燃烧室,而燃料通过集合器对推力室进行再生冷却后经喷嘴喷入推力室。发动机转为主级工作。

燃气发生器管路有汽蚀文氏管,用于稳定推力。用限流孔控制推进剂混合比。

当燃烧室压力下降到规定值时,由压力传感器发出关机信号,0.5 s 后推力终止。

发动机主要部件

推力室 推力室由头部、身部和烧蚀喷管组成。推力室身部采用管束式结构,身部前段有 160 根管子,后段有 320 根管子,形成扩张比为 8 的喷管。用焊接将管束焊接成一个整体结构。外面用金属丝缠绕和加强箍增强身部承压能力。氧化剂经支管进入燃烧室头部,再经过喷嘴喷入燃烧室;燃料先进入头部环形集合器,对燃烧室冷却后进入头部燃料腔,再经喷嘴喷入燃烧室与氧化剂混合燃烧。

管子是由 CRES 347 钢材料制成,管壁厚为 0.64 mm(在喷注器和喉部之间),在尾端为 1.27 mm。推力室总长 2 265.7 mm,冷却段长 1 145.5 mm。喷管从扩张比 8:1-15:1 处为烧蚀喷管,烧蚀喷管长为 1 120.7 mm。喉部直径为 387.3 mm,喷管出口直径为 1 501 mm。

推力室采用再生冷却和液膜冷却,喷注器外缘喷嘴环上有燃料小孔,燃料总流量的 10.5% 用于内壁液膜冷却。

喷注器面为弧形结构,上面有互击式喷孔以同心圆形式排列。共有 17 个同心圆环。燃料环和氧化剂环交替排列,最内的环和最外的环为燃料环。每个撞击单元由两个燃料喷孔和两个氧化剂喷孔组成。喷注器和底由 347 不锈钢制成。

涡轮泵 由燃料泵、氧化剂泵、涡轮、齿轮箱组件以及润滑系统组成。燃料泵和氧化剂泵安放在各自的轴上,涡轮通过齿轮箱带动两泵转动。涡轮为两级冲击式涡轮,由涡轮排气管、第一级喷嘴和转子、第二级喷嘴和转子、迷宫密封装置和转子固定螺栓组成。涡轮转速为 24 760 r/min,功率为 4 142 kW,入口压力为 3.9 MPa,出口压力为 0.248 MPa。

燃料泵把燃料供给推力室、燃气发生器、润滑油换热器及燃料箱增压系统的燃气冷却器。它由壳体、叶轮、密封装置、导向装置、辅助装置组成。燃料泵转速为 9 540 r/min,入口压力为 0.234 MPa,出口压力为 9.89 MPa。

氧化剂泵用于给推力室、燃气发生器和氧化剂加热器供应氧化剂。氧化剂泵与燃料泵基本相同,但比燃料泵稍大。所有氧化剂静密封是弹簧加载聚四氟乙烯密封。氧化剂叶轮有三个长叶片和六个短叶片,氧化剂叶轮与燃料叶轮转动方向相反,转速为 8 500 r/min,入口压力为 0.57 MPa,出口压力为 8.24 MPa。

燃气发生器系统 燃气发生器系统用于产生燃气驱动涡轮,它由燃料和氧化剂单向阀、供应管路、汽蚀文氏管构成。用汽蚀文氏管控制进入燃气发生器的推进剂流量。燃气发生器由喷注器、燃烧室和涡轮连接法兰盘组成。喷注器由不锈钢制成,燃料和氧化剂喷嘴为自击式。燃料自击式喷嘴环绕着氧化剂自击式喷嘴。圆筒燃烧室由镍基耐热防腐合金制成。壁厚为 1.98 mm,为不冷却结构。燃气发生器燃气压力为 4.28 MPa;氧化剂流量 0.56 kg/s;燃料流量 6.668 kg/s;混合比为 0.084。

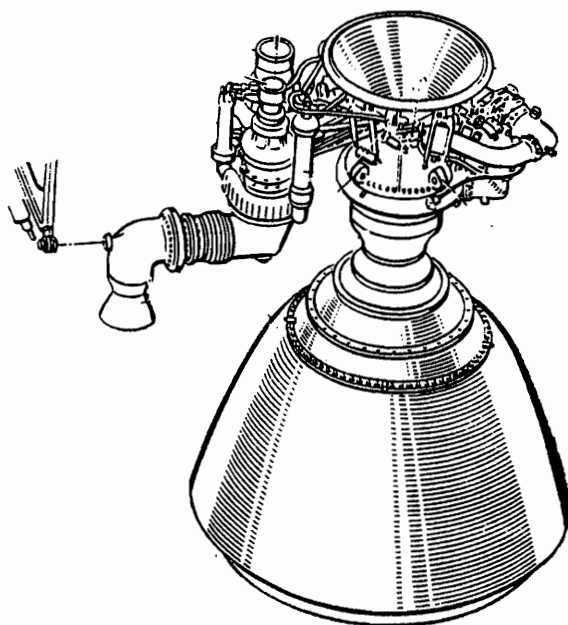
自动器 LR-87-AJ-11 发动机的自动器包括推进剂主阀、泵前阀、单向阀。推进剂主阀为通-断阀,装

在推力室入口处,该阀为可转动的蝶形结构,由电动液压阀控制。由 Ke-F 密封装置(靠近常闭位置)和阀体组成。阀体材料为不锈钢。氧化剂主阀比燃料主阀稍小点,同时密封装置也不太一样。

泵前阀装在推进剂泵前管路上,是一种电爆膜片阀,发动机启动时撕破膜片,推进剂进行充填。

火药启动器 由壳体、固体火药、火药架及点火装置组成。壳体由高强度钢制成。火药启动器燃气压力为 17.24 MPa,燃气平均流量为 1.9 kg/s。

LR-91-AJ-11



LR-91-AJ-11 液体火箭发动机

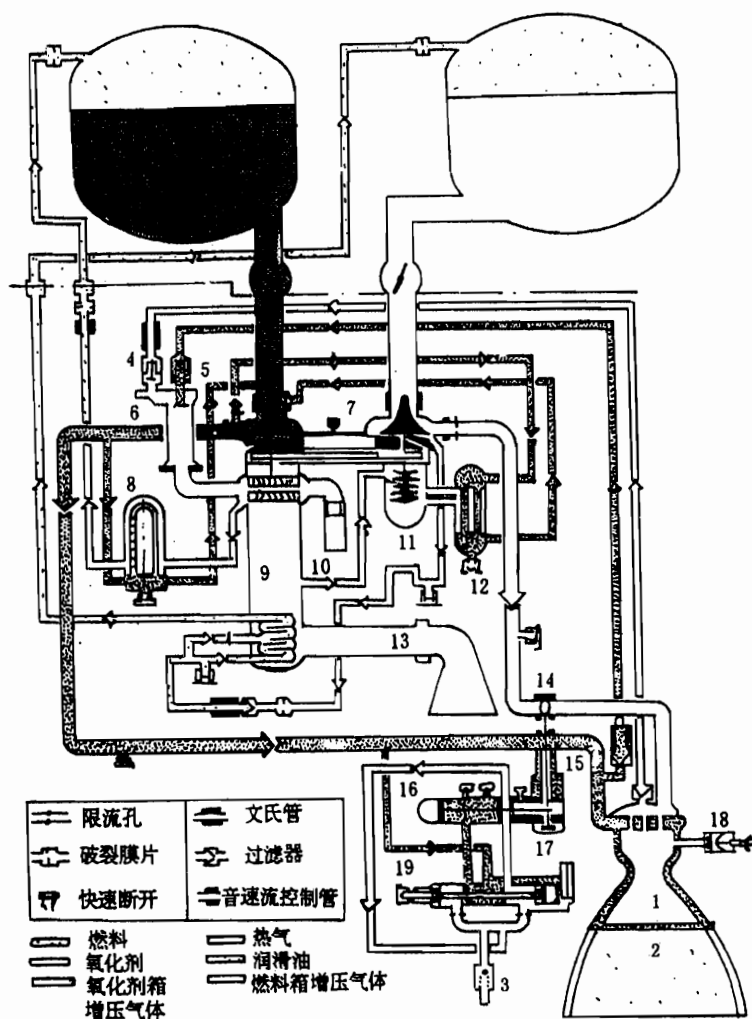
LR-91-AJ-11 液体火箭发动机是美国“大力神 3C”运载火箭的第二级发动机。由美国航空喷气通用公司(Aerojet - General Corp.)于 1960 年~1964 年研制。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用燃气发生器循环,火药启动器启动,泵压式输送系统。发动机可作双向摇摆,进行姿态控制。滚动控制由旋转涡轮排气喷管提供。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	449.27	喷管扩张比		49.2
真空比冲	m/s	3 125.38	工作时间	s	225
氧化剂流量	kg/s	91.96	结构质量	kg	499.4
燃料流量	kg/s	51.64	长度	mm	2 800
混 合 比		1.79	直 径	mm	1 625
燃烧室压力	MPa	5.9	推力质量比	kN/kg	0.835

发动机系统

LR-91-AJ-11 发动机除推力较小外,其结构和工作过程均与 LR-87-AJ-11 发动机相同。由泵入口管



LR-91-AJ-11 发动机系统图

1—燃烧室 2—烧蚀喷管 3—向箭外推出口 4—氧化剂单向阀 5—燃料单向阀 6—燃气发生器 7—涡轮转速传感器 8—燃气冷却器 9—流体加热器 10—火药启动器 11—润滑油和油箱 12—润滑油热交换器 13—滚动控制设备 14—氧化剂主阀 15—燃料主阀 16—作动器 17—LTCV 盒 18—推力室压力传感器 19—压力程序阀 20—向箭外排出口 21—燃烧室 22—烧蚀喷管

路、涡轮泵、泵出口管路、推力室阀、燃气发生器、喷注器、推力室、烧蚀喷管、自生增压装置、控制和仪器设备和发动机架组成。

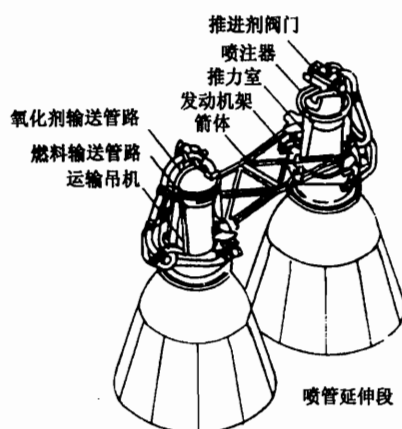
推力室身部扩张比 13:1 以上部分为金属丝缠绕,铜焊的不锈钢管束式结构,用燃料进行再生冷却。从面积比 13:1~49.2:1 部分采用烧蚀冷却喷管。喷管由玻璃纤维外壳、玻璃蜂窝芯和酚醛石棉层制成。头部采用互击式喷嘴(两股燃料和两股氧化剂撞击),利用冷却式防振隔板(隔板由一块周向隔板和六块径向隔板构成)保证发动机稳定燃烧。

涡轮和燃料泵同轴。涡轮转速 24 270 r/min,氧化剂泵转速 8 612 r/min,涡轮功率 1 698 kW。

LR-91-AJ-11 发动机自动器采用与 LR-87-AJ-11 相同的阀。

燃料箱也用经过冷却的燃气增压;氧化剂箱用由泵后引出的一股氧化剂加热后产生的气体增压。

AJ-10-138

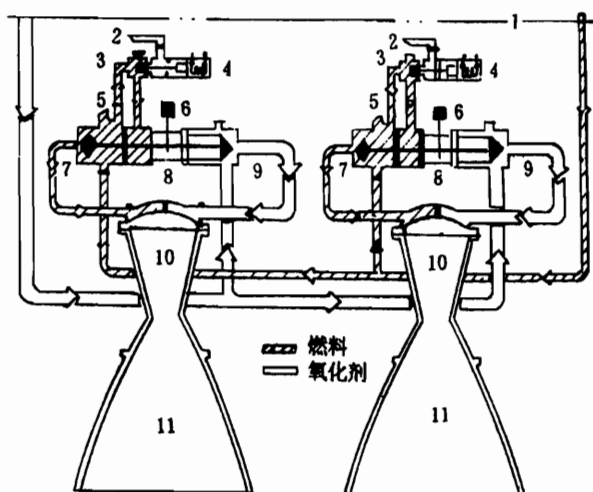


AJ-10-138 液体火箭发动机

AJ-10-138 液体火箭发动机用于美国“大力神 3C”运载火箭的“过渡级”动力装置,该动力装置由两台 AJ-10-138 发机构成。由美国航空喷气通用公司 (Aerojet - General Corp.) 于 1962 年 ~ 1966 年研制。发动机采用可多次重复启动的挤压式(用氮气挤压)供应系统。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。发动机可双向摆动 $\pm 6(^{\circ})$ 。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	35.6	喷管扩张比		40
氧化剂流量	kg/s	8.07	工作时间	s	440
燃料流量	kg/s	4.03	推力质量比	kN/kg	0.363
混合比		2.0	结构质量	kg	97.96
真空比冲	m/s	2 962.6	高度	mm	2 050
燃烧室压力	MPa	0.723	直径	mm	1 210



AJ-10-138 发动机系统图

1—火箭/发动机对接面 2—泄出孔 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 9—氧化剂节流圈 10—烧蚀式燃烧室 11—喷管延伸段

发动机系统

工作原理 启动时给辅助控制阀的电磁阀通电,由燃料对双组元推进剂阀的内腔加压。燃料压力推动共用滑阀轴,打开阀门,推进剂经喷嘴喷入燃烧室,燃料与氧化剂相遇自燃点火。关机时,切断辅助控制阀电磁阀的电源,同时泄出内腔中的液体并阻止液体再流入内腔,使双组元阀门将共用滑阀移到关闭位置,切断推进剂经喷嘴喷入燃烧室的供应,发动机熄火关机。发动机能多次启动和关机。

发动机主要部件

“过渡级”主发动机由两台 AJ-10-138 发机构成,两台发动机通过一共用的推进剂供应

和电源系统联合在一起。每台发动机由一台推力室、一个双组元推进剂阀和一个推力架构成。

推力室由喷注器、燃烧室身部(喷管扩张比达 6)及喷管延伸段三部分组成,用螺栓联成一体。圆顶形的喷注器由铝合金制成。喷注器上有数百个三击式和四击式喷孔,按同心圆排列。最外一圈为燃料喷孔,喷出的燃料用于液膜冷却。为防止不稳定燃烧,在喷注器上装有四片成十字形的防振隔板,用燃料进行冷却。

烧蚀式燃烧室身部由三层组成:内层为酚醛树脂热纤维烧蚀层;中层为酚醛树脂石棉毡绝热层;外层为环氧树脂玻璃纤维层。外层靠近喉部处固定着发动机环形万向推力架,推力架由铝合金制成。

喷管延伸段由两段焊接而成,前一段由铌合金制成,后一段由钛合金制成。

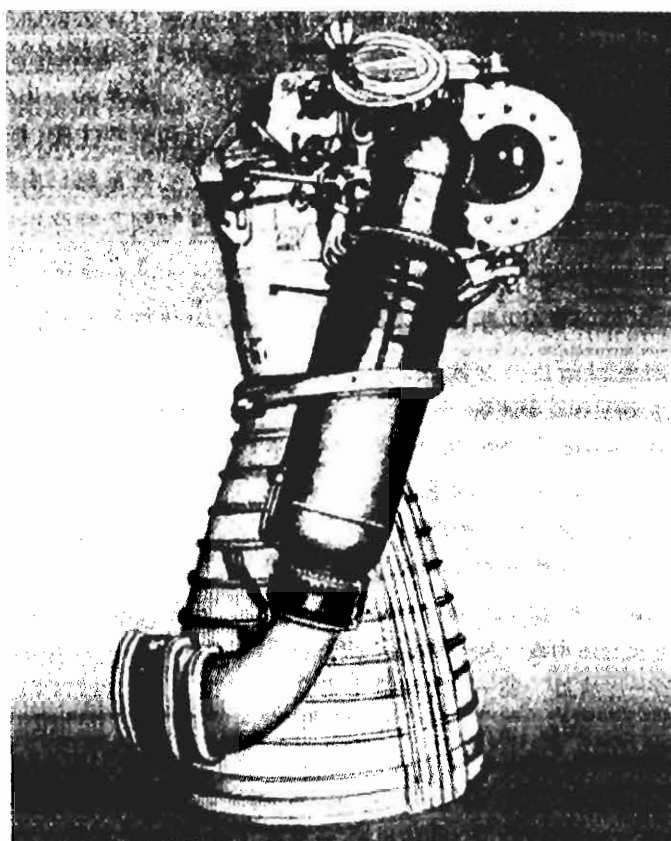
自动器有辅助控制阀、双组元推进剂阀、电磁阀、单向阀、安全阀等。飞行过程中发动机不能调节。

推力架用以把两台发动机连接在一起,并传递推力。

改进与发展

AJ-10-138A 发动机是 AJ-10-138 的改型,主要改进是:对喷注器和声腔结构进行改进,喷管延伸段改为铌合金辐射冷却结构。改型发动机的比冲为 3 047 m/s,流量减少。AJ-10-138A 发动机用于美国“德尔它”运载火箭和日本“N-2”运载火箭的上面级。

H-1



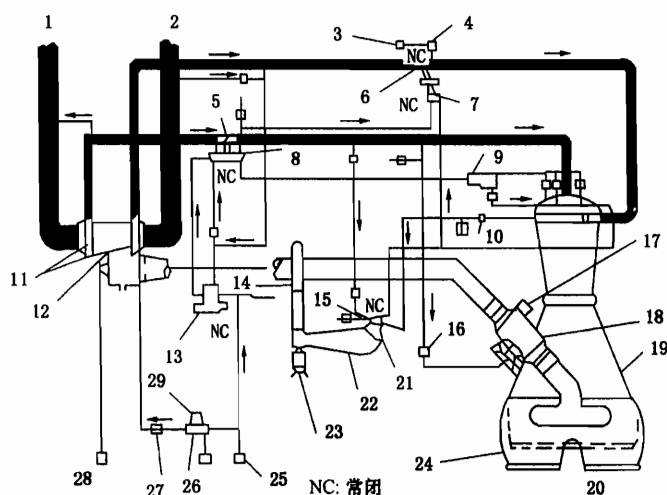
H-1 液体火箭发动机

H-1 液体火箭发动机八台并联用做美国“土星”和“土星 1B”运载火箭的第一级动力装置。该发动机由美国洛克达因公司(Rocketdyne)于 1958 年~1961 年研制。推进剂为液氧和煤油(RP-1)。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。8 台发动机由各自独立的涡轮泵供应推进剂。内圈 4 台发动机是固定安装的,外圈 4 台发动机可以单向摇摆 $\pm 10.5^\circ$,提供运载火箭的推力向量控制。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	912	喷管扩张比		8
真空推力	kN	1 049	工作时间	s	370
混 合 比		2.23	推力质量比	kN/kg	1.15
海平面比冲	m/s	2 583	结构质量	kg	909
真空比冲	m/s	2 899	直 径	mm	1 676
燃烧室压力	MPa	4.84	长 度	mm	2 620

发动机系统



H-1 发动机系统原理图

1—氧化剂入口 2—燃料入口 3—推力“正常”压力开关 4—三通针阀 5—氧化剂主阀 6—燃料主阀 7—点火器监控阀 8—程序阀 9—自燃点火燃料容器 10—孔板 11—泄出阀 12—涡轮泵 13—阀 14—燃气涡轮 15—燃气发生器控制阀 16—单向阀 17—气氧集流管 18—热交换器 19—推力室 20—排气 21—点火器 22—燃气发生器 23—火药启动器 24—吸气器 25—快速脱落插头 26—泄出阀 27—过滤器 28—润滑油泄出安全阀 29—燃料添加剂混合器

系统组成 H-1 发动机系统由启动系统、主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统和电气程序控制系统组成。

启动系统 由火药启动器、各压力程序阀等组成。

主系统 由泵前导管、涡轮泵、氧化剂和燃料主阀、推力室及管路组成。

副系统 由燃气发生器、燃气发生器控制阀及管路组成。

点火系统 推力室采用三乙基铝自燃燃料点火。点火系统由氧化剂主阀、燃料主阀、程序阀、三乙基铝容器和燃料管组成。燃气发生器靠点火器点火。

控制系统 主要由电气控制箱、压力程序控制阀(氧化剂与燃料主阀)等组成。控制阀由燃料泵后的燃料压力作动。

增压系统 氧化剂箱是靠涡轮排气管内热交换器加热通过的液氧使之产生气氧增压的;燃料箱是由单独的氮气瓶供应氮气增压。

工作原理 发动机启动时,先由电点火器点燃燃气发生器的火药启动器,火药启动器产生的燃气驱动涡轮。涡轮转动后,泵后具有一定压力的燃料流至氧化剂主阀入口;推动活塞向上,带动曲柄联动机构打开蝶形氧化剂主阀。与此同时,曲柄上凸轮转动,打开下面另一个阀,燃料流向三乙基铝容器,在燃料压力作用下,使三乙基铝压破容器膜片,进入喷注器,从喷注器最外圈的喷嘴喷入

燃烧室,在燃烧室内与液氧混合,自燃着火燃烧,形成空心的锥形火焰。随着燃料主阀打开,大量燃料进入燃烧室被点燃。燃气发生器同时开始工作。至此,启动过程完成。

在启动信号发出后的一段时间内,泵加速,建立起氧化剂流和点火火焰。燃料主阀打开以后,燃料进入燃烧室,推力快速增加,直到达到额定工作推力。

关机时,给两个并列的电爆管通电,使燃料进入氧化剂主阀组件,将活塞下推,关闭氧化剂主阀,从而切断了燃气发生器的氧化剂供应,燃气发生器停止燃烧,泵减速。燃料主阀在弹簧力作用下关闭,于是发动机便关机。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

海平面推力	kN	912	海平面比冲	m/s	2 579
真空推力	kN	1 040	真空比冲	m/s	2 952
氧化剂流量	kg/s	241.7	燃烧室直径	mm	530
燃料流量	kg/s	103.2	喉部截面直径	mm	410
混 合 比		2.342	喷管出口截面直径	mm	1 240
燃烧室压力	MPa	4.84	喷管扩张比		8
特征长度	mm	983			

推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。

喷注器面板由一系列交替配置的氧化剂和燃料同心环组成,每个环上有许多喷嘴,燃料喷嘴为双股自击式,氧化剂喷嘴为三股自击式。喷注器直径 530mm。氧化剂主喷嘴有 365 个喷注单元,燃料主喷嘴有 612 个喷注单元。喷注器外圈为燃料喷嘴。喷注器中央有少量三乙基铝通过另外导管进入这些喷嘴,与同时进入的氧化剂接触,形成自燃点火火焰。主推进剂流进入推力室则被点燃。H-1 发动机喷注器上使用隔板(一个周向隔板,6 个径向隔板)消除径向和切向振型。隔板和低燃料喷注速度保证了动态稳定性。喷注器壳体材料为 347 不锈钢,面板材料为高导无氧铜合金,隔板材料也为铜合金。

燃烧室是用 292 根镍管排列在芯轴上再经钎焊制成的。为满足几何外形及传热特性的要求,管束的断面形状在各处不同,喷注器端断面近似圆形。在喷管喉部管束断面窄而高,这里冷却剂流速最大,由此往下镍管又逐渐变宽,在喷管出口处扩展到最大。在燃烧室顶端,钢质环形燃料进口集流管交替与一些镍管相通。工作时,燃料通过这些镍管向下流到喷管出口处钢质环形回流集流管,再通过另一组交替相通的镍管向上流动。尽管燃烧室的温度高达 3 150 ℃,但再生冷却管束内燃料温度却不超 55.5 ℃。

燃烧室头部的管束用许多重叠钢带加固。用来支撑部件,进行搬运及连接液压作动器臂的凸耳和装配件都焊接在这一段上。

喷管为钟形,喉部至喷管出口长度 1 400mm,喷管出口气流速度超过 2 591m/s。喷管也隔一定间隔用圆环钢带和环箍加固,喷管与燃烧室为整体连接。

涡轮泵 涡轮泵主要性能和结构参数

涡 轮

入口压力	MPa	4.27	转 速	r/min	32 700
出口压力	MPa	0.24	功 率	kW	3 087
入口温度	K	922	效 率		0.702
流 量	kg/s	8.17			

氧化剂泵

入口压力	MPa	0.446	功 率	kW	1 745
------	-----	-------	-----	----	-------

燃料泵	出口压力	MPa	6.72	效	率	0.778	
	流 量	kg/s	243.74	转	速	r/min	6 680
	入口压力	MPa	0.391	功	率	kW	1 245
	出口压力	MPa	6.99	效	率	0.718	
	流 量	kg/s	108.96	转	速	r/min	6 680

涡轮泵组合件是宇宙神、雷神、丘辟特发动机上 Mark III 型涡轮泵的改进型。该涡轮泵使用一台两级反力式复合燃气涡轮。减速齿轮箱(传动比为 4.88:1)向两台离心泵传递功率。为降低净正吸程要求,在铝离心叶轮前有轴流式诱导轮,它们都固定在共同的泵轴上。为满足 H-1 发动机高泵压要求,泵壳使用 Tens-50 号高强度铝合金制造。齿轮箱传动功率要求较高,采用高强度的高速齿轮和轴承。泵的出口安装在靠近燃烧室的进口。涡轮泵固定在燃烧室上,随同燃烧室一起摆动。

涡轮泵齿轮和轴承的润滑及冷却直接使用燃料加适量添加剂。燃料和添加剂组成的润滑和冷却液经集流管喷射到齿轮及轴上,然后流进外围的排泄管道。

燃气发生器 燃气发生器主要性能参数

氧化剂流量	kg/s	2.09	燃气压力	MPa	4.46
燃 料 流 量	kg/s	6.13	燃气温度	K	921
混 合 比		0.34			

燃气发生器实际上就是一个小型液膜冷却的燃烧室,用以产生驱动涡轮的工质。燃料和氧化剂喷入半球形的钢燃烧室中。推进剂采用富燃料的混合比,以控制燃气温度在 923K(650℃)以下。火药启动器燃烧 1s 所产生的燃气供泵启动用,并使泵出口压力提高到能使发动机自行按工作程序达到额定工作状态。火药启动器装药为 2.72kg 硝酸铵固体推进剂。

燃气发生器的推进剂流量由两个弹簧加载的菌状阀控制。如果两个主阀中任何一个没有打开,燃气发生器则不会过渡到正常工作状态。

H-1 发动机涡轮排气先通过一个热交换器,使其中少量的液氧汽化,生成的气态氧供液氧箱增压。外围四台发动机涡轮排气流入喷管出口周围的环形吸气器。对于不摆动的内圈四台发动机的涡轮排气则通过轴向管排出。

自动器 H-1 发动机主要自动器有氧化剂主阀、燃料主阀、燃气发生器推进剂阀。

流进燃烧室的氧化剂流量由铝制蝶形阀控制,蝶盘由一活塞及曲柄联动装置带动。在关闭位置时蝶盘周围由聚四氟乙烯唇式密封圈密封。氧化剂主阀装在氧化剂汇流室的弯管处。燃料主阀装在燃烧室的燃料集流管进口处。两个阀均靠燃料通过压力控制管路后的压力升高克服弹簧预载力而打开。

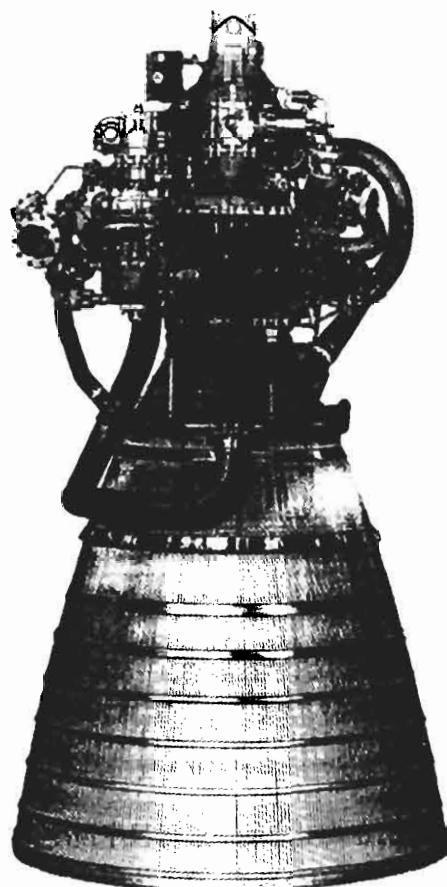
燃气发生器的双组元推进剂阀为菌状阀,由它控制燃气发生器的推进剂流量。

改进与发展

H-1 发动机是在 S-3D 和 MA-3 发动机基础上改进而来。1972 年起对 H-1 发动机作了改进,改型为 RS-27 发动机,用于“德尔它 2000 系列”运载火箭的一级发动机。

H-1 发动机研制过程中主要故障及其改进措施:(1)在喷注器上增加隔板,并对喷嘴孔重新进行组合排列,解决燃烧不稳定性的问题;(2)推力室管束材料改用 347 不锈钢,解决管子纵向裂纹的问题;(3)改进氧化剂泵密封件结构,解决泄漏问题。

RL-10



RL-10 液体火箭发动机

RL-10 液体火箭发动机是美国“土星 1”运载火箭的上面级发动机和通用上面级“半人马座系列”的主发动机。由美国普惠公司(Pratt&Whitney)于 1958 年~1963 年研制。推进剂为液氧和液氢,采用膨胀循环,泵压式供应系统。发动机可以双向摆动 $\pm 4(^{\circ})$, 以提供偏航和俯仰控制力矩。滚动控制采用辅助喷管。发动机的主要特点是没有燃气发生器,驱动涡轮的工质直接来自推力室冷却套后的气氢。因而发动机的性能可提高 0.5~1%,重量轻,寿命长,能多次启动。发动机经过不断改进,其改型有 RL-10A, RL-10A-3, RL-10A-3-1, RL-10A-3-3 等。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	66.72	喷管扩张比		57
氧化剂流量	kg/s	12.77	工作时间	s	470
燃料流量	kg/s	2.55	推力质量比	kN/kg	0.5
混合比		5.0	结构质量	kg	137
真空比冲	m/s	4 354	直径	mm	1 000
燃烧室压力	MPa	2.76	长度	mm	1 800

发动机系统

系统组成 RL-10 发动机由点火系统、供应系统、预冷系统、控制系统、调节系统等组成。

点火系统 由点火装置及点火室氧化剂阀组成。点火装置装于喷注器顶部,由火花塞点火器和点火室组成。发动机启动时给点火装置通电点火,先点燃点火室内的推进剂,而后引燃整个燃烧室内的推进剂。

供应系统 由涡轮泵、燃料泵前阀、氧化剂泵前阀、燃料主阀及管路等组成,借助供应系统把推进剂送入推力室。

预冷系统 由地面预冷单向阀、两个预冷泄出阀及泵前阀组成。为减少起飞前的耗损,燃料泵由地面液氮进行预冷。液氮

从地面预冷单向阀进入燃料泵。发动机在高空启动前进行程序预冷,按预定程序打开两个泵前阀,液氢、液氧分别进入发动机,液氧从主管路通过推力室排走,液氢从两个预冷泄出阀排走。

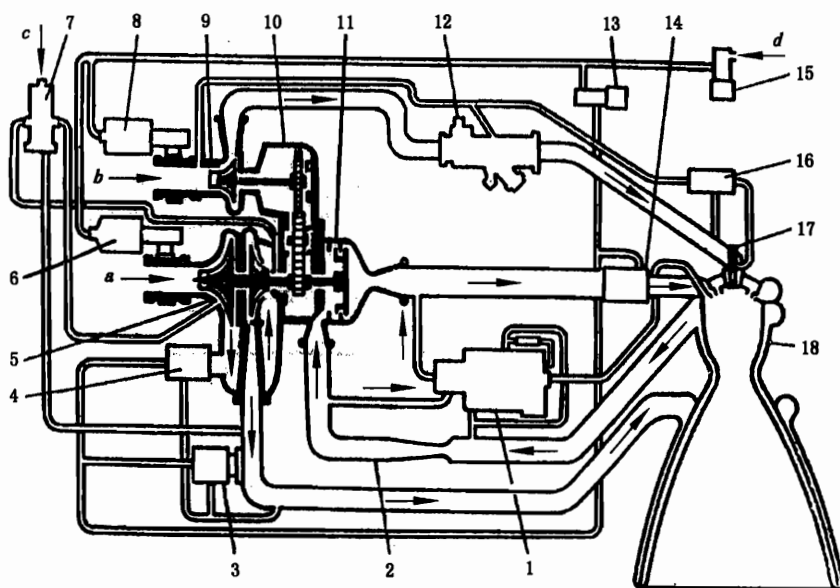
控制系统 发动机上备有控制预冷和启动的电动气阀门,用其按程序控制各阀门的动作,氮气由级上供应。

调节系统 是推力调节器和氧化剂流量控制阀,分别调节发动机的推力和混合比。发动机混合比的调节,是由箭上的推进剂利用系统控制的。

工作原理 发动机启动前由预冷系统进行地面预冷和程序预冷。发动机启动方式属于自身启动。启动前程序预冷时打开两个泵前阀,两种推进剂组元在上面级火箭加速度产生的静压头和贮箱增压压力作用下流入发动机,气氧由泵前管路上引出的旁通管经点火室氧化剂阀进入点火室。启动时打开燃料主阀,气氢经燃料主阀进入点火室和燃烧室。启动时同时给点火装置通电,点燃点火室内的氢氧混合物,并引燃整个燃烧室内的推进剂。随着推力室冷却套内的气氢逐渐加热,涡轮泵开始旋转加速,于是发动机平稳地进入工作状态。

发动机工作时,液氧从泵后出来经氧化剂流量控制阀进入燃烧室。飞行中氧化剂流量控制阀根据推进剂利用系统的信号,可以在 $\pm 10\%$ 的范围内改变混合比。液氢从泵后出来,进入推力室喷管临界截面下游的集合器,沿着一部分管束流向喷管出口截面,然后沿着另一部分管束流向喷注器附近的集合器。在管束式冷却套内被加热到 200K 的气氢从这个集合器出来经推力调节器上的文氏管去驱动涡轮。作功后的气氢通过燃料主阀进入推力室喷注器。

在燃料泵的两级叶轮间及泵后各装有一台预冷泄出阀,以便预冷时泄放气体。文氏管后设有一台推力调节器,使一部分气氢不经过涡轮而直接经燃料主阀旁通进入喷注器,从而控制流经涡轮的气体流量,



RL-10 发动机系统图

1—推力调节器 2—文氏管 3,4—预冷泄出阀 5—燃料泵 6—燃料泵前阀 7—地面预冷单向阀 8—氧化剂泵前阀 9—氧化剂泵 10—齿轮箱 11—涡轮 12—氧化剂流量控制阀 13,15—电动气阀门 14—燃料主阀 16—点火室氧化剂阀 17—点火装置 18—推力室 a—燃料泵入口 b—氧化剂泵入口 c—液氮入口 d—气氮入口

以调节发动机推力。贮箱增压采用氦气,氦气贮存在专用气瓶中。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	66.72	燃烧室压力	MPa	2.76
真空比冲	m/s	4 358	燃烧室直径	mm	259.9
氧化剂流量	kg/s	12.77	喉部截面直径	mm	130.6
燃料流量	kg/s	2.52	喷管出口截面直径	mm	985.5
混 合 比		5.06	喷管扩张比		57
燃烧室比冲效率		0.986	特征长度	mm	983
喷管比冲效率		0.98			

推力室由喷注器和管束式身部组成。喷注器上装有 216 个同轴式喷嘴,排成 8 圈同心圆。每个喷嘴的中心是液氧喷嘴,周围是同心环式的氢喷嘴。除内外 2 圈外,其余 6 圈液氧喷嘴都装有涡流器。液氧进入氧头腔后从氧喷嘴喷入燃烧室,气氢进入氢头腔后,大部分氢通过喷嘴喷入燃烧室,一小股氢冷却点火室壁后进入点火室。其余部分氢通过多孔面板,对面板进行发汗冷却,这股流量约为氢流量的 10%。

推力室身部是管束式钎焊结构,它由 180 根短管、180 根长管、进出口集合器、环形集合器以及各种加强箍和部件支撑架组成。喉部以上形成燃烧室,喉部以下形成特型喷管。氢从喉部下游的入口集合器进入管束式冷却套,沿 180 根短管向下流到环形集合器,进入 180 根长管,然后向上流到出口集合器。全部长管和短管用钎焊连在一起,并用加强箍支撑以提高推力室强度,并能抗振。喷注器、喷嘴、管束、加强箍的材料均为不锈钢。面板由耐热合金丝压制而成。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

燃料泵

入口压力	MPa	0.21	入口温度	K	21.3
出口压力	MPa	6.83	流 量	kg/s	2.55
转 速	r/min	30 250	效 率		0.547
功 率	kW	422.7	泄 漏 量	g/s	30

氧化剂泵

入口压力	MPa	0.42	入口温度	K	97.4
出口压力	MPa	4.12	流 量	kg/s	12.77
转 速	r/min	12 100	效 率		0.632
功 率	kW	66.86			

涡 轮

入口压力	MPa	4.81	入口温度	K	196.6
出口压力	MPa	3.42	流 量	kg/s	2.43
效 率		0.729	功 率	kW	491
转 速	r/min	30 250			

涡轮泵由燃料泵、氧化剂泵、涡轮和齿轮箱等组成(见图),为双轴方案。燃料泵由同轴的涡轮带动,氧化剂泵由齿轮传动。涡轮泵壳体材料为铝合金。整个涡轮泵的轴承、齿轮均用氢冷却,齿轮表面为干膜润滑。

燃料泵为带有诱导轮的两级离心泵,由两个带后覆板的叶轮、蜗壳及切向出口扩散器组成。两叶轮背靠背安装,叶轮材料为铝合金。

氧化剂泵为带诱导轮的单级离心泵,采用闭式叶轮。叶轮出口有蜗壳和扩散器,叶轮前后盖板上都

有径向叶片。使密封压力和不平衡力减至最少。叶轮材料为不锈钢。

涡轮为全进气,两级冲击式结构,由来自推力室冷却套的气氢驱动。涡轮出口有导流叶片。涡轮转子为锻铝合金。

齿轮箱内有氢气冷却。齿轮传动比为2.5。齿轮材料为渗碳钢,齿轮箱壳体为铸铝合金。

自动器 发动机共有12种阀门。

燃料泵前阀和氧化剂泵前阀的结构相似,性能略有差别。两个泵前阀为常闭式,氦气操纵,由带膜盒的作动筒驱动的双位置球形阀。发动机未工作时泵前阀切断推进剂进入发动机的通路。发动机启动前预冷,启动和稳态工作时,泵前阀保证推进剂能进入发动机。阀门靠氦气压力打开。发动机关机时,放出氦气,阀门自行关闭。

燃料泵预冷泄出阀有两个:一个在燃料泵级间;另一个在泵出口。预冷泄出阀为氦气压力操纵,三位置、常开套筒式阀门。阀门的主要用途为:在发动机地面预冷和启动前程序预冷期间,使冷却剂流过阀门常开的出口排出箭外。发动机启动加速时,在泵后压力作用下泄出口关闭。

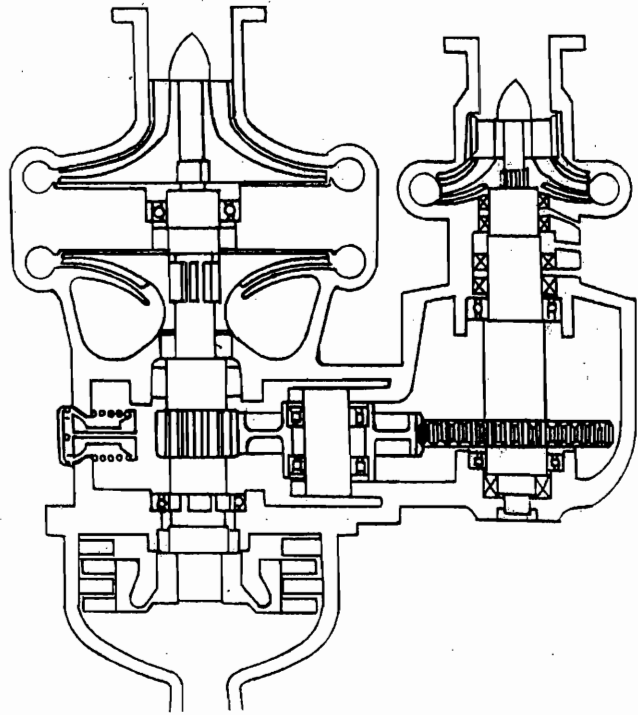
电气气阀门有两个,结构相同。一个用于启动前预冷时控制氦气操纵两个泵前阀;另一个用于启动时控制氦气操纵两个预冷泄出阀及燃料主阀。

燃料主阀是双位置、常闭式锥形阀门,由氦气操纵阀门的启闭。发动机启动前预冷时用于阻止液氢流入燃烧室。启动时在氦气的作用下打开阀门,液氢进入燃烧室。关机时能迅速切断进入燃烧室的液氢。

氧化剂流量控制阀是常闭式多位置阀门。在启动前预冷时,用于控制预冷氧化剂泵的液氧流量;发动机启动瞬间,用于控制液氧流量;在飞行期间,由箭上推进剂利用系统把信号传到驱动马达,调节阀门的开度,使发动机混合比在允许范围内。

推力调节器是常闭式伺服机构驱动的多位置旁通阀门。发动机工作过程中,通过敏感推力室压力,反馈调节旁通阀门开度,从而控制流经涡轮的气氢流量,以调节发动机推力。

点火室氧化剂阀是双位置、压力作动的菌形阀门。发动机启动前打开氧化剂泵前阀时,靠泵前压力打开菌形阀门,使气氧进入点火室。发动机启动加速时,泵后压力大于泵前压力,靠压差关闭菌形阀门,切断流向点火室的氧流量。



RL-10 发动机涡轮泵

改进与发展

RL-10 发动机在研制过程中解决的一些主要问题有:(1)采用多孔材料的面板,用发汗冷却的方法解决面板弯曲变形的问题;(2)采用火炬式点火装置,增设点火室氧化剂阀,解决启动点火不可靠的问题。

发动机经不断改进,有各种改型。最早用于“半人马座”的型号为 RL-10A-3-1,双机并联。其后用于“土星1”上面级的型号为 RL-10A-3-3,6机并联。1963年以后发射的“半人马座”也采用了 RL-10A-3-3。发动机的定型状态为 RL-10A-3-3。定型后,为了扩大其应用范围,满足多种不同的航天任务的需要,根据各种航天任务的具体要求对 RL-10 发动机进行了持续不断的改进。经过30年的不断改进,RL-10 发动机

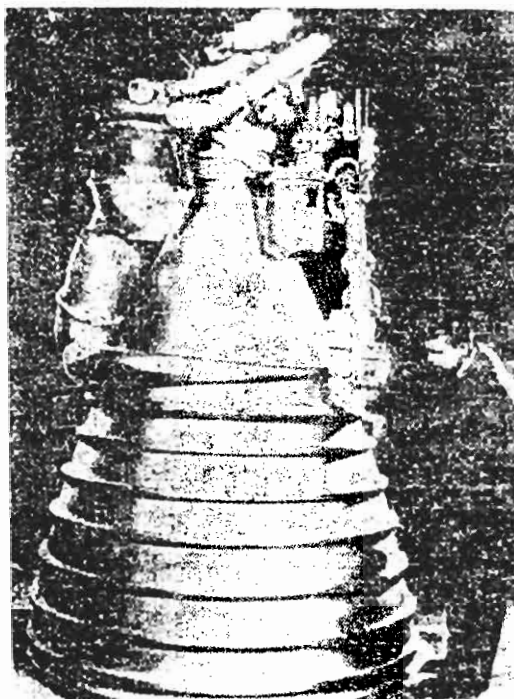
已成为具有多种改型的发动机系列。这些改型发动机主要包括:RL-10A-3-3A,RL-10A-4,RL-10A-4-1,RL-10A-5,RL-10C-1等。4台RL-10A-5发动机装在DC-X垂直起降单级入轨试验飞行器上已进行多次飞行试验。这些发动机的主要性能列于下表。

RL-10 发动机几种改型的主要性能

		RL-10A-3-1	RL-10A-3-3	RL-10A-3-3A	RL-10A-4	RL-10A-4-1	RL-10C-1
真空推力	kN	66.72	66.72	73.4	92.52	99.19	155.69
真空比冲	m/s	4 227	4 354	4 338	4 403	4 423	4 472
混 合 比		5.0	5.0	5.5	5.5	5.5	5.5
结构质量	kg	135	137	141	170	170	204
燃烧室压力	MPa	2.06	2.76	3.28	3.67	4.21	4.14
喷管扩张比		40	57	61	84	84	147

J-2

J-2 液体火箭发动机是美国“土星 1B”运载火箭第二级发动机,也是“土星 5”运载火箭第二级和第三级的发动机。在“土星 1B”第二级和“土星 5”第三级上各装 1 台 J-2 发动机,可双向摆动 $\pm 7.5^\circ$ 。在“土星 5”第二级上由 5 台 J-2 发动机并联组成动力装置,外面 4 台发动机可单向摆动 $\pm 7.5^\circ$ 。发动机由美国洛克达因公司(RocketdyneCo.)于 1960 年~1966 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。能二次启动。发动机的主要特点是:采用两台独立的涡轮泵,共用一台燃气发生器;并用高压氢气起旋涡轮泵。



J-2 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

真 空 推 力	kN	1 023	喷管扩张比		27.5
氧化剂流量	kg/s	207.72	工 作 时 间	s	500
燃 料 流 量	kg/s	37.77	推 力 质 量 比	kN/kg	0.65
混 合 比		5.5	结 构 质 量	kg	1 567
真 空 比 冲	m/s	4 168	直 径	mm	2 051
燃烧室压力	MPa	5.38	长 度	mm	3 380

发动机系统

系统组成 J-2 发动机的系统由启动系统、主系统(推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、控制系统、预冷系统、吹除系统、增压系统、推进剂利用系统等 8 个部分组成。

启动系统 由启动瓶、氮气瓶、启动瓶放气阀及充气阀、泄出和安全阀等组成。氮气瓶位于启动瓶内。以一定压力贮存在氮气瓶内的氮气为发动机控制系统提供气动压力。启动瓶内贮存有一定压力的气氢,它是发动机启动的能源,当发动机工作时,将冷却套出口的气氢充入启动瓶即可进行下一次的启动。

主系统 (推进剂供应系统) 由氧化剂涡轮泵、燃料涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀、点火器氧化剂阀、推进剂泄出阀及管路等组成。

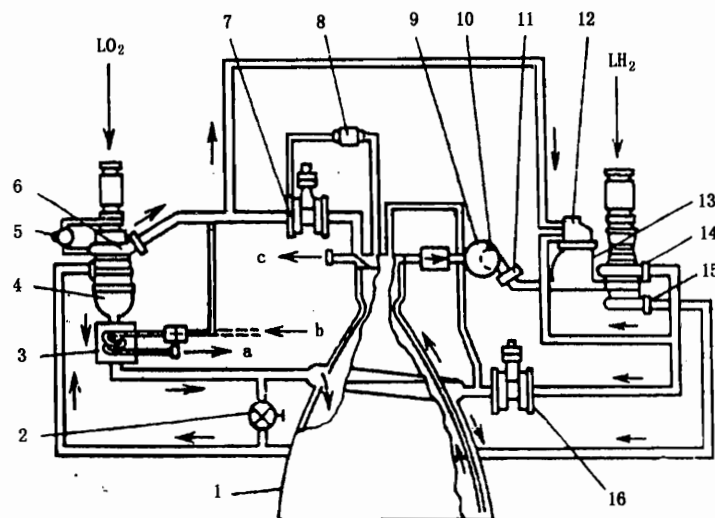
副系统(涡轮工质供应系统) 由燃气发生器、涡轮排气管、换热器、燃气发生器控制阀、氧化剂涡轮旁通阀等组成。

控制系统 由两部分组成:一为气动控制系统;一为电控制系统。包括气动控制装置、电控制装置、以及有关的阀门、管路、电缆等。气动控制系统为发动机上的所有气动阀门提供具有一定压力的氮控制气体。电控制系统控制着发动机的工作程序。

预冷系统 它由循环泵、回流控制阀、泄出阀、回流泄出管路等组成。氧化剂系统和燃料系统的预冷是分别进行的。

吹除系统 在需要进行吹除的组件上,均安装有吹除单向阀门。

增压系统 燃料箱用从冷却套出口抽出的气氢增压。氧化剂箱用通过换热器加热后的气氧或气氮增压。“土星 5”号第二级氧化剂箱用气氧增压,第三级氧化剂箱用气氮增压,换热器装在氧化剂涡轮泵涡轮排气管上。



J-2 发动机系统图

1—推力室 2—氧化剂涡轮旁通阀 3—换热器 4—氧化剂涡轮泵涡轮 5—混合比调节器 6—氧化剂泵 7—氧化剂主阀 8—点火器氧化剂阀 9—启动瓶 10—氮气瓶 11—启动瓶放气阀 12—燃气发生器控制阀 13—燃气发生器 14—燃料泵 15—燃料涡轮泵涡轮 16—燃料主阀 a—增压氧化剂贮箱的气氢出口 b—箭上系统气氢入口 c—增压燃料贮箱的气氢出口

推进剂利用系统 在氧化剂泵出口蜗壳上,装有混合比调节器(推进剂利用阀)。可根据两贮箱中的推进剂液位来调节开度,从而控制发动机的混合比变化。当混合比从 5.5 变到 4.5 时,发动机推力下降到 800kN,而比冲增加到 422.7 m/s。

工作原理 启动前先对发动机进行预冷。接到启动指令后,即按启动程序进行工作。电控制装置给燃气发生器和推力室的点火器的火花塞通电。气动控制装置按程序将氮气作用到有关各气动阀门上,先关闭推进剂泄出阀门,打开燃料主阀和点火器氧化剂阀,两种推进剂在贮箱压力下流过未转动的涡轮泵而流入两点火器。打开启动瓶放气阀,气氢则在一定压力下依次流过两台串联的涡轮,涡轮泵起旋。当两台涡轮泵加速到恰当的工作水平时,燃气发生器点火工作,产生的燃气驱动涡轮泵。当涡轮泵加速到稳态速度时,发

动机则转入主级工作。

推进剂从贮箱出来后,流入两台独立的涡轮泵(供应液氢的燃料涡轮泵和供应液氧的氧化剂涡轮泵)。两台涡轮泵由一台燃气发生器产生的富燃燃气驱动。燃气先进入燃料涡轮泵的涡轮,然后再进入氧化剂涡轮泵的涡轮。作功后的涡轮排气引入推力室喷管上的集合器。涡轮排气从集合器经专门通道进入喷管,沿内壁面流动,对这段喷管进行气膜冷却。

液氢从泵出来后,经燃料主阀进入推力室身部管束式再生冷却套。受热后变成气氢,大部分从喷注器上的喷嘴喷入燃烧室。一部分气氢通过多孔面板对面板进行发汗冷却。从冷却套出口抽出少量气氢用于增压燃料箱。当发动机需要二次启动时,可将冷却套出口的气氢充入启动瓶,即能进行下一次的启动。

液氧从泵出来后,经氧化剂主阀直接进入喷注器,从喷嘴喷入燃烧室。

从两主阀前的主管路上分流一部分液氧和液氢经燃气发生器上的控制阀供入燃气发生器。氧化剂涡轮旁通阀使启动时氧化剂涡轮泵滞后起旋,从而保证燃料提前进入。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

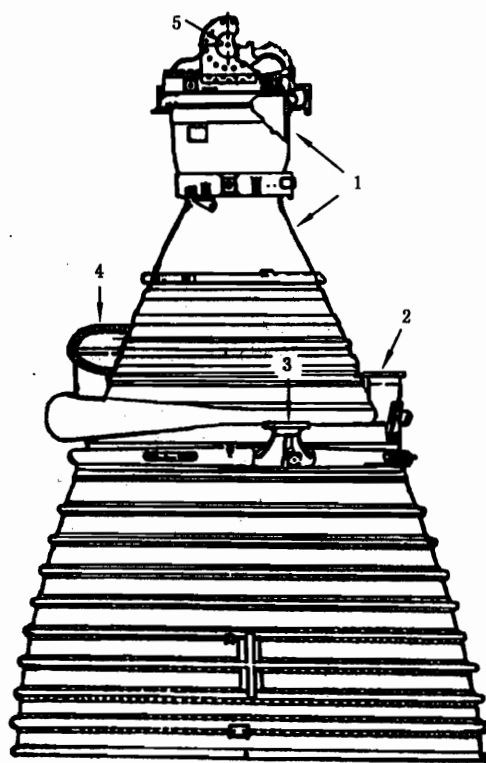
氧化剂流量	kg/s	206.14
燃料流量	kg/s	36.09
混 合 比		5.71
燃 烧 室 压 力	MPa	5.38
燃烧室比冲效率		0.985

燃烧室直径	mm	470
喉部截面直径	mm	310
喷管出口截面直径	mm	1 625
喷管扩张比		27.5
特征长度	mm	620

推力室由喷注器和管束式身部组成(见图)。

喷注器上装有 642 个同轴式双组元喷嘴,排成 13 圈同心圆。每个喷嘴的中心是液氧喷嘴,周围是同心环式的气氢喷嘴。喷注器中心装有点火器室,在点火器室两侧装有一对火花塞。推力室顶部装有常平座。喷注器上装有氧化剂入口弯管。液氧从氧化剂入口弯管进入喷注器头腔,经喷嘴喷入燃烧室。从冷却套出来的气氢绝大部分通过环形喷嘴喷入燃烧室,其余 3~4% 的气氢通过多孔面板进入燃烧室,对面板进行发汗冷却。喷注器壳体材料为因康镍(Inconel)718,面板材料为 347 号不锈钢加强网(347 CRES RIGIMESH)。

推力室身部是管束式结构,形成燃烧室和喷管。喷管为特型喷管。冷却剂液氢从扩张比为 12:1 处的进口管进入冷却套,先通过 180 根短管流往喷管出口处,然后经相邻的长管回流到推力室头部。全部长管和短管用钎焊连在一起,并用加强箍支撑。管束和加强箍材料都为因康镍(Inconel)718 高强度合金钢。



J-2 发动机推力室

1—外壳 2—氧化剂涡轮旁通流 3—液氢入口 4—涡轮排气入口 5—液氧入口

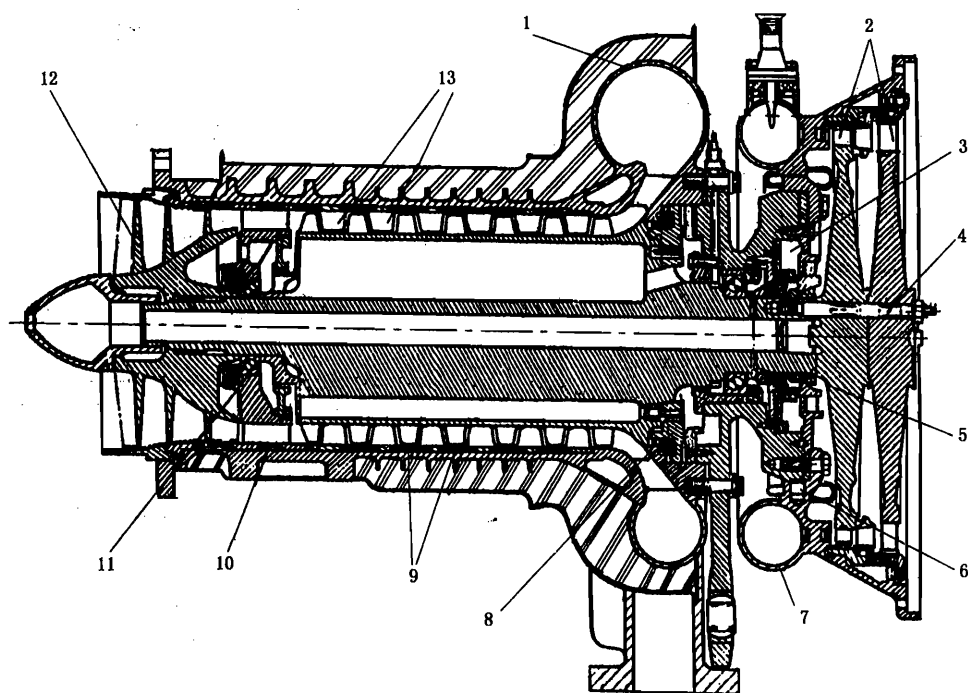
燃气发生器 燃气发生器性能参数

氧化剂流量	kg/s	1.58	燃气温度	K	922
燃料流量	kg/s	1.68	燃气压力	MPa	4.8
混 合 比		0.94	停留时间	s	0.003 3

燃气发生器由燃烧室、氧化剂和燃料菌形控制阀及喷注器组成。燃烧室上装有 2 个火花塞。推进剂通过控制阀开启的菌形阀门头流到喷注器并喷入燃烧室。燃烧室一端与喷注器焊在一起,出口端与燃料涡轮集合器焊在一起。喷注器材料为不锈钢(CRES)和铜。燃烧室材料为耐热镍基合金(Hastelloy C)。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料涡轮泵	氧化剂涡轮泵
泵			
入口压力	MPa	0.209	0.269
出口压力	MPa	8.53	7.68
流 量	kg/s	37.92	208.83
转 速	r/min	27 130	8 753
效 率		0.73	0.8
功 率	kW	5 947	1 758
涡 轮			
入口压力	MPa	4.51	0.617
入口温度	K	922	678
出口压力	MPa	0.618	0.247
流 量	kg/s	3.26	3.18
效 率		0.601	0.484



J-2 发动机燃料涡轮泵

1—泵蜗壳 2—涡轮转子 3—尾端轴承 4—力矩夹紧螺栓 5—尾端轴承润滑剂泄出 6—用于热膨胀时的径向栓 7—涡轮入口集合器 8—推力平衡塞 9—泵转子 10—诱导轮定子 11—前端轴承 12—诱导轮 13—泵的定子

发动机采用2台独立工作的燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵。

两台涡轮泵均为单轴装置,它们之间由热燃气导管连接。燃气首先驱动燃料涡轮泵,然后再驱动氧化剂涡轮泵。

燃料涡轮泵由燃料泵和涡轮组成(见图)。燃料泵为带诱导轮的7级轴流泵。诱导轮有4个叶片。涡轮为2级冲击式结构。串联的三道动密封防止泵流体与涡轮燃气混合。涡轮泵上装有自行补偿平衡活塞,用以吸收转子产生的轴向推力载荷。

氧化剂涡轮泵由氧化剂泵和涡轮组成(见图)。氧化剂泵为带诱导轮的单级离心泵。涡轮为2级冲击式结构。一道静密封和两道串联的动密封防止液氧与涡轮燃气混合。

两台涡轮泵的速度比由氧化剂涡轮泵涡轮下游的旁通阀门上的校准孔预先进行调节,这样,两台涡轮泵即可在它们自己的最佳速度下工作。两台涡轮泵的各个轴承,均用推进剂进行润滑和冷却。

自动器 氧化剂主阀为常闭式碟形阀,在气动压力作用下打开到不同位置,安装在氧化剂主管路上。其作用是控制进入推力室的氧化剂流量。

燃料主阀为常闭式碟形阀,在气动压力作用下打开,并在气动压力作用下关闭。安装在燃料主管路上。其作用是控制进入推力室的燃料流量。

点火器氧化剂阀是常闭式气动动作的菌形阀。安装在氧化剂主阀上。该阀门控制进入推力室点火器室的氧化剂流量。启动时气动压力打开菌形阀门,氧化剂即通过该阀门流入点火器室。

推进剂泄出阀是常开式菌形阀,在气动压力作用下关闭。该阀门的作用是在发动机预冷期间泄出用于预冷发动机系统的推进剂。

燃气发生器控制阀是常闭式气动动作的菌形阀。氧化剂和燃料菌形头用机械连接杆与作动器连接。燃气发生器控制阀的作用是控制通过发生器喷注器的推进剂量。当接到主级信号时,气动压力作用到作动器,作动器先打开燃料菌形阀门,然后再打开氧化剂菌形阀门。

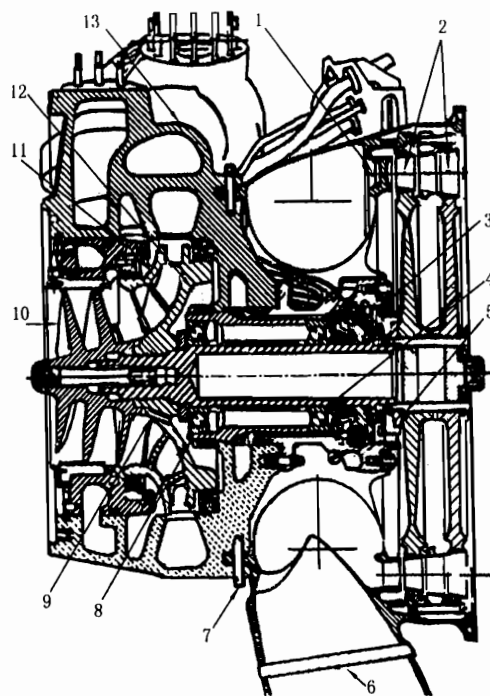
氧化剂涡轮旁通阀是常开式闸式阀。安装在氧化剂涡轮旁通导管内。该阀门的作用是防止氧化剂涡轮泵超转,并可对两台涡轮泵的速度比预先进行调节。

启动瓶放气阀是常闭式气动动作的菌形阀。安装在启动瓶上。该阀门的作用是保存启动瓶中的气氢,一直到发动机启动为止。

气动控制装置由2个压调器、2个安全阀、一个作动器、一组电磁阀及过滤器组成。该装置的作用是控制氢气流到发动机各气动阀,提供启闭的控制压力,以及控制发动机的吹除。

电控装置包含有火花激励器和程序控制器线路,在发动机启动和关机时,程序控制器控制着为发动机系统正常工作所需要的工作程序与时间的关系。

混合比调节器(推进剂利用阀)是由伺服马达带动的氧化剂旁通回流阀。它位于氧化剂泵出口蜗壳上,旁通管接到泵前。它根据贮箱中推进剂液位调节阀门的位置,以控制混合比。



J-2 发动机氧化剂涡轮泵

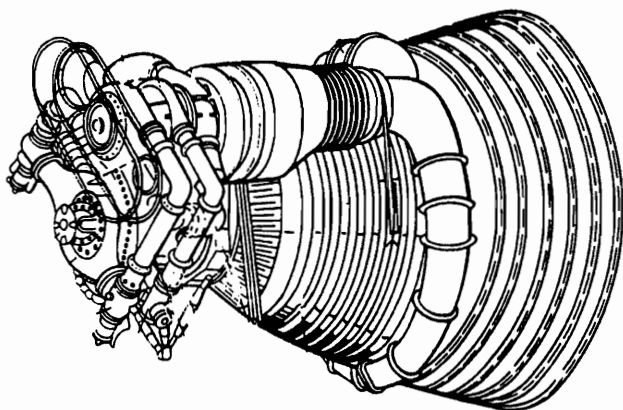
- 1—涡轮喷嘴 2—涡轮转子 3—密封件 4—尾端轴承 5—联轴器 6—涡轮燃气入口 7—用于热膨胀时的径向栓 8—前端轴承 9—轴承润滑剂泄出 10—诱导轮 11—泵叶轮 12—推力平衡腔 13—泵蜗壳

改进与发展

J-2 发动机在研制过程中解决的一些主要问题有:(1)采取对泵和推力室进行预冷的措施,使其温度限制在一定范围内,从而解决了泵的失速问题;(2)改进氧化剂主阀打开的程序,并调节进入燃气发生器的液氧流量,不使过量的液氧流入燃气发生器,从而解决燃气温度和压力峰的问题。

为了进一步提高运载火箭的运载能力,美国洛克达因公司对 J-2 发动机进行了改进。改型代号为 J-2S。改进内容主要是:简化发动机系统,即用膨胀循环代替燃气发生器循环,用固体火药启动器代替启动瓶系统;燃烧室压力由 5.38MPa 提高到 8.48MPa;喷管扩张比由 27.5 增加到 40;燃料泵由轴流泵改为离心泵。经过这些改进,J-2S 发动机的性能有了较大的提高,推力由原来的 1 023kN 增加到 1 178kN;真空比冲由原来的 4 108 m/s(最小)增加到 4 187 m/s(最小)。此外,J-2S 发动机较大的改善了发动机对飞行任务的适应性。

F-1



F-1 液体火箭发动机

F-1 液体火箭发动机是美国“土星 5”运载火箭第一级的动力装置。由美国洛克达因(Rocketdyne)公司于 1959 年~1966 年研制。推进剂为液氧和煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。“土星 5”运载火箭第一级动力装置由 5 台 F-1 发动机组成。中间一台为固定式,外围 4 台可单向摇摆 $\pm 6^\circ$,以保证运载火箭的推力向量控制。

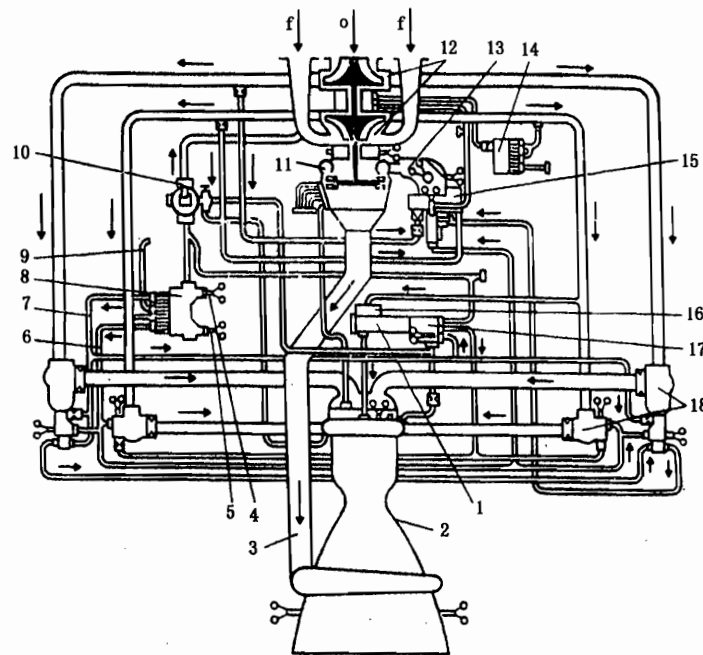
发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	6 770	燃烧室压力	MPa	6.67
真空推力	kN	7 776	喷管扩张比		16
海平面比冲	m/s	2 597	工作时间	s	150
真空比冲	m/s	2 980	推力质量比	kN/kg	0.80
氧化剂流量	kg/s	1 835.1	结构质量	kg	8 452
燃料流量	kg/s	774.3	直 径	mm	3 644
混 合 比		2.27	长 度	mm	5 598

发动机系统

系统组成 F-1 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统、增压和控制系统组成。

主系统 由涡轮泵、主阀、推力室及导管组成。



F-1 发动机系统图

1—点火燃料管 2—推力室 3—带换热器的涡轮排气管 4,5—四通电磁阀 6—打开阀门的控制管路
7—关闭阀门的控制管路 8—控制阀组 9—地面系统供应操纵液体的管路 10—检修系统阀门 11—
涡轮 12—氧化剂泵和燃料泵 13—燃气发生器 14—控制阀 15—燃气发生器阀 16—点火系统启
动阀 17—点火装置控制阀 18—氧化剂主阀和燃料主阀

副系统 由燃气发生器及其供应阀、导管组成。

点火系统 主燃烧室点火由自燃点火燃料进行点火。燃气发生器由火药点火器进行点火。

增压系统 由涡轮排气管内热交换器对氮及液氧加热。热氮增压燃料箱；热氧气增压液氧贮箱。

控制系统 由燃料和氧化剂主阀、燃气发生器阀及控制阀、控制阀组、四通电磁阀等组成。阀门动作均用燃料做工质。

工作原理 发动机的启动方式为“自身启动”。启动时按一定程序打开启动阀。推进剂在液柱静压头及增压压力作用下首先进入燃气发生器。燃气发生器内推进剂的点火采用火药点火。(在推力室喷管延伸段也采用这种火药点火,用来对比燃料先进入推力室的液氧和作功后送入喷管延伸段的涡轮排气在延伸段内进行点火)。燃气发生器燃气驱动涡轮加速,两泵后的压力随之提高。当达到一定的泵后压力时,主阀就打开,推进剂组元进入推力室。

燃烧室内的点火为化学点火。系统上设有点火燃料供应装置。点火燃料为 85% 的三乙基硼 B (C_2H_5)₃ 和 15% 的三乙基铝 Al(C_2H_5)₃ 混合物。当燃料主阀打开时,点火装置的控制阀随之动作。在燃料压力作用下,点火燃料管的膜片破裂。点火燃料进入喷嘴,立即与比燃料稍提前进入的氧自燃点火。燃料一进入喷嘴后,点火装置就关闭。燃料则利用点火燃料的燃烧产物点燃。

推进剂组元自贮箱经入口阀进入氧化剂泵和燃料泵。氧化剂和燃料从泵出来后,分别沿二根平行导管进入推力室。每根导管上都装有主阀,氧化剂和燃料各有 2 个主阀。氧化剂和燃料经过这些主阀进入推力室。

从泵的出口管路中引出氧化剂和燃料,经燃气发生器阀进入燃气发生器。对涡轮作功后,燃气进入喷管延伸段外面的集合器。燃气通过一圈孔道贴壁进入喷管,在喷管延伸段内形成低温保护层,对延伸段进行气膜冷却。

发动机上所有阀门均用液压传动。每个阀门均与二根控制管路相连,一路控制阀门的开启,另一路控制阀门的关闭。液压管路用燃料作工作介质,发射时由地面系统供应,飞行中由泵供应。主阀的启闭指令通过控制阀组的电磁传动机构发出。

由控制阀控制燃气发生器的入口压力,以保证飞行中发动机的推力保持不变。该控制阀与燃气发生器阀在结构上是一体的。此外,在发动机系统中还有检修系统阀门,用于发动机的检查和维修。

氧化剂箱增压采用气氧,此气氧是通过安装在涡轮排气集合器中的换热器将液氧蒸发而得。在排气集合器内还装有氮气加热器,此氮气用于燃料箱的增压。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

燃烧室压力	MPa	6.76	喷管出口截面直径	mm	3 560
燃烧室直径	mm	1 000	喷管扩张比		16
喉部截面直径	mm	890	特征长度	mm	1 220

推力室由头部、身部和喷管延伸段组成。

推力室头部是由双进口氧化剂集流环及平头喷注器组成。喷注器面板材料为高导无氧铜合金。壳体为 347 不锈钢材料。喷注器直径 1 000 mm,喷嘴为双股直流自击式。按同心圆排列。氧化剂喷孔约 2 600 个,燃料喷孔约 3 700 个。氧主喷孔直径 6.15 mm,燃料主喷孔直径 7.2 mm。喷注器为解决燃烧不稳定性设有铜合金隔板,由二块周向隔板和 12 块径向隔板组成,分隔成 13 个燃烧区。

燃烧室为圆筒形,管束式结构。使用燃料再生冷却,冷却段扩张比为 10:1,其后为喷管延伸段,用涡轮排气冷却。涡轮富燃排气温度约 400℃,通过分配器由径向孔喷入,起气膜冷却作用。

氧化剂由两进口进入集流环,保证氧化剂在喷注器内均匀分布,燃后再经喷孔喷进燃烧室。燃料也由头部附近的两个进口通入集流管。约 70% 的燃料由此进入冷却通道,沿着推力室下行管束向喷管方向流动,再沿上行管束返回头部。其余 30% 的燃料直接进入喷嘴。内冷却采用由头部外圈直流式喷嘴形成的液膜近壁层。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

氧化剂泵

入口压力	MPa	0.446	效 率		0.746
出口压力	MPa	10.976	功 率	kW	22 516
流 量	kg/s	1 847.8			

燃料泵

入口压力	MPa	0.308	效 率		0.736
出口压力	MPa	12.732	功 率	kW	16 477
流 量	kg/s	778.61			

涡 轮

入口压力	MPa	6.31	转 速	r/min	5 488
出口压力	MPa	0.385	功 率	kW	39 440
入口温度	K	1 060.9	效 率		0.605
流 量	kg/s	77.99			

涡轮泵为单轴方案,由 2 台带诱导轮的单级离心泵与一台轴流双级小反力度冲击式涡轮组成。涡轮置于燃料泵一侧悬臂支承。涡轮直接驱动两泵旋转。涡轮泵直径 1 219 mm,长 1 524 mm,重约 1 430 kg。

氧化剂经低压软管从一个与泵主轴平行的进口进入氧化剂泵,由两个切向出口排出。采用两个出口

是为了使泵上的离心力平衡,并减小泵的尺寸。燃料泵有两个径向进口和两个切向出口,也为了减小尺寸和平衡受力。

燃气发生器 燃气发生器外形弯曲,由头部和身部组成。身部呈半球形,为双层壁结构,用燃料进行再生冷却。头部装有5个氧化剂喷嘴和5个燃料喷嘴,按同心圆排列。通过周边的喷嘴喷入燃料,形成液膜,对内壁进行内冷却。燃气发生器的燃气为富燃料的。燃气发生器的直径约为254 mm。燃气发生器采用双层壁结构可避免热的外表面,可减少对邻近部件的热辐射。燃气发生器燃气压力为6.76 MPa,燃气温度为1 061 K,混合比为0.416,推进剂流量为75.7 kg/s,其中氧化剂流量为22.24 kg/s,燃料流量为53.46 kg/s。

自动器 F-1发动机主要自动器有两个燃料主阀,两个氧化剂主阀,一个燃气发生器阀及一个四通电磁阀。主阀为菌形通-断阀,燃气发生器阀为球形通-断阀。各通-断阀的液压作动器均以燃料为工作介质。

改进与发展

美国在90年代探讨重返月球和火星时,提出了重型航天运载火箭(HLLV)计划。打算用F-1的改进型发动机F-1A作为HLLV的助推发动机。F-1A发动机的海平面推力为8 006 kN,真空推力为8 988 kN,海平面比冲为2 643 m/s,真空比冲为2 970 m/s,燃烧室压力为11.1 MPa。

F-1发动机在研制过程中解决的一些主要问题有:(1)采用稳定性好的喷注器结构设计,解决燃烧不稳定的问题;(2)改进涡轮泵设计,增加结构安全余量,平衡轴向推力载荷,采用延展性更好的焊接合金,以及改进载荷分布等措施,解决因热梯度所引起的涡轮泵破裂问题;(3)重新设计氧化剂泵和燃料泵,使其能在较低的抽吸压头下工作;(4)改变燃气发生器喷嘴孔的分布型式,从结构及时间顺序上改进燃气发生器的输送系统,解决燃气发生器的燃烧振荡;(5)改进密封设计,解决自动器的泄漏问题。

RS-27

RS-27液体火箭发动机是美国“德尔它2000系列”运载火箭的第一级发动机。由美国洛克达因(Rocketdyne)公司于1971年~1973年研制。推进剂为液氧和煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机由一台主发动机和两台LR101-NA-11游动发动机组成。主发动机可双向摇摆对火箭进行俯仰和偏航控制。滚动控制则由一对游机的差动控制。该发动机主要利用MB-3发动机和H-1发动机的成熟技术研制而成,因而发动机成本低,可靠性高。

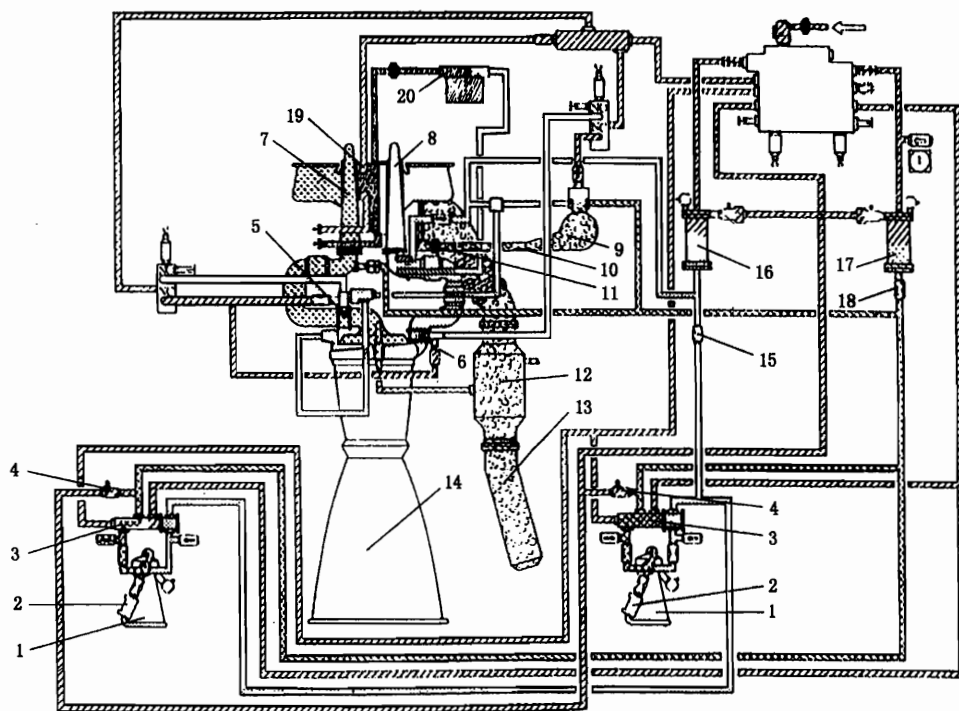


RS-27 液体火箭发动机(主机)

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	920.77	喷管扩张比		8
真空推力	kN	1 027.44	工作时间	s	242
氧化剂流量	kg/s	246.72	推力质量比	kN/kg	0.894
燃料流量	kg/s	109.89	结构质量	kg	1 030
混合比		2.245	直径	mm	1 702
海平面比冲	m/s	2 582	长度	mm	3 632
真空比冲	m/s	2 880	燃烧室压力	MPa	4.874

发动机系统



RS-27 发动机系统图

1—游动发动机 2—自燃点火燃料管 3—游动发动机推进剂阀 4—氧化剂分流阀 5—氧化剂主阀 6—燃料主阀 7—氧化剂泵 8—燃料泵 9—燃气发生器 10—燃气导管 11—涡轮 12—热交换器 13—涡轮排气管 14—推力室 15, 18—节流圈 16—燃料启动箱 17—氧化剂启动箱 19—减速齿轮箱 20—润滑油箱

系统组成 RS-27 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、启动点火系统、贮箱增压系统等组成。

主系统 由涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀、推力室及管路组成。

副系统 由燃气发生器、燃气导管、涡轮排气管组成。

启动点火系统 启动系统有氧化剂启动箱、燃料启动箱、两启动箱压力开关、节流圈等。燃气发生器用火药点火器点火。主发动机及游动发动机用三乙基铝自燃点火燃料点火。点火系统由自燃点火燃料管、点火燃料阀及导管等组成。

贮箱增压系统 燃料箱和启动箱靠高压氮气瓶经减压后的氮气增压。氧化剂箱用热交换器来的气氧增压。由高压氮气瓶、减压器、阀、导管、热交换器等组成。

气动系统 由高压氮气瓶、减压器、阀等组成。它除用于控制阀门开启外,还用于启动箱、润滑油箱增压及涡轮泵密封件的吹除。

工作原理 主发动机和游动发动机的启动和关机均由电气操作按程序进行。所有阀门都由氮气操作。发动机启动时先用火药点火器点燃副系统燃气发生器推进剂,产生燃气驱动涡轮泵。随后,泵后建压打开氧化剂和燃料主阀;接着将自燃点火剂喷入发动机,与氧化剂接触点燃主推进剂。主发动机开始工作。发动机关机时由电气操作先关闭主发动机,游机继续工作一段时间,然后,由制导系统发出关机指令关机。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能与结构参数

燃料流量	kg/s	102.8	燃烧室压力	MPa	4.874
氧化剂流量	kg/s	244.6	混 合 比		2.38

推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。

推力室顶盖和喷注器采用 H-1 发动机现有设计,燃烧室和喷管为 H-1 发动机的改进型。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵			燃料涡轮泵		氧化剂涡轮泵	
压 头	MPa		6.70		6.71	
流 量	kg/s		111.3		250.5	
功 率	kW		1 288		1 906	
转 速	r/min		6 786		6 786	
涡 轮						
入口压力	MPa	4.61	转 速	r/min	33 179	
出口压力	MPa	0.20	功 率	kW	3 289	
流 量	kg/s	8.78				

涡轮泵包括氧化剂泵、燃料泵、涡轮及齿轮传动机构。涡轮泵采用 H-1 发动机的改进型。涡轮为一台两级反力式复合燃气涡轮,减速齿轮箱向两台离心泵传递功率。

燃气发生器 燃气发生器采用 MB-3 发动机现有设计并稍加改进。

燃气发生器主要性能参数

燃气压力	MPa	4.59	氧化剂流量	kg/s	2.1
燃料流量	kg/s	6.56	混 合 比		0.337
燃气温度	K	924			

自动器 自动器基本采用 MB-3 和 H-1 发动机的现有设计或经改进。直接采用 MB-3 发动机的自动器有启动系统的燃料启动箱的燃料压力开关,燃料泄出阀;氧化剂启动箱的氧化剂压力开关,氧化剂泄出阀;气动系统的燃气发生器阀和燃料主阀的电磁控制阀,氧化剂主阀的电磁控制阀;推进剂输送系统的循环加压单向阀。使用 MB-3 发动机稍加改进的阀有;气动系统的燃气发生器阀的开启控制单向阀;直接采用 H-1 发动机设计的有:推进剂输送系统的点火器燃料阀。使用 H-1 发动机稍加改进的有:输送系统的燃料和氧化剂主阀。

导管及附件 采用 MB-3 发动机的原有件或重新设计。重新设计的主要有:涡轮泵支架、推力室推力架、气动系统的金属软管、推进剂输送系统的液氧和燃料导管、液氧启动箱供应节流圈、热交换器氧化剂

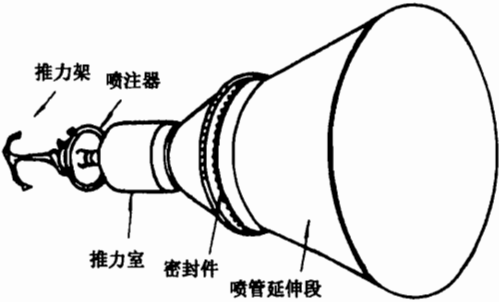
供应导管、燃气发生器氧化剂和燃料导管、燃料启动箱供应导管、点火器燃料壳体等。

改进与发展

如上所述,RS-27 发动机是利用现有设计,快速研制成可靠性较高、成本较低的发动机。其主要部件涡轮泵、推力室、常平座基本使用 H-1 发动机的现有设计。燃气发生器则基本与 MB-3 发动机相同。最终使 RS-27 发动机性能基本类同 H-1,工作程序大致与 MB-3 发动机类同。

RS-27 发动机为了适用“德尔它系列”运载火箭的发展,在此基础上稍加改进,主要是增加喷管扩张比等,使性能更加提高,形成 RS-27B 和 RS-27C,满足了整个“德尔它系列”运载火箭发射各种有效载荷的需要。

TR-201

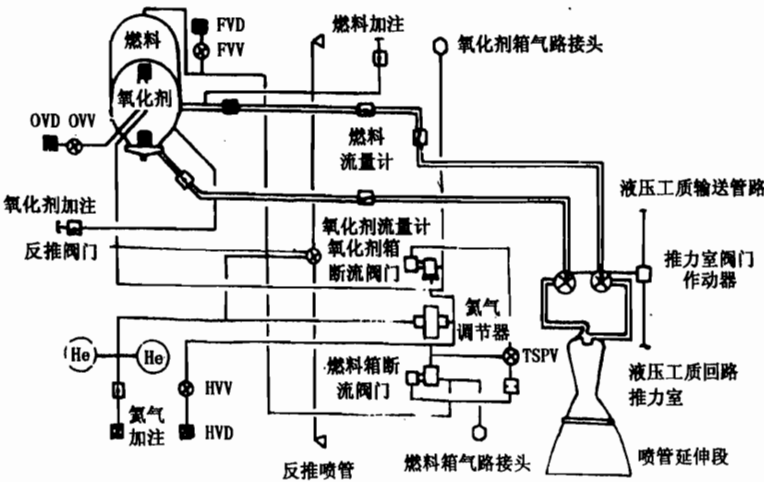


TR-201 发动机

TR-201 液体火箭发动机是美国“德尔它 2000 系列”运载火箭的第二级发动机。推进剂为四氧化二氮和混肼 50,采用挤压式供应系统,能多次启动,可作 $\pm 3(^{\circ})$ 双向摆动。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	43.31	喷管扩张比		43
真空比冲	m/s	2 961.61	工作时间	s	345
混 合 比		1.6	燃烧室压力	MPa	0.7



TR-201 发动机系统图

发动机系统

挤压供应系统采用两个氮气瓶。气瓶压力为 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。推进剂经节流孔节流后,再经过滤器、流量计输送到发动机通-断蝶形阀。

发动机主要部件

TR-201 发动机由头部组件和推力室身部组成。发动机头部组件由推力架、喷注器、推进剂通-断阀及其作动器、推进剂管路、限流圈和滤网组成,除枢轴顶端由铌合金制成外,其余均由钛合金制成。喷注器直径 63.5mm,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。

推力室身部由烧蚀钛合金燃烧室和辐射冷却的铌合金喷管延伸段组成。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抗烧蚀石英-酚酞材料制成,内衬缠有硅-酚醛带。喉衬和中轴线呈 $60(^{\circ})$ 夹角。到扩张比为 6:1 的扩散段内衬由以轻质 NARMCO4065 为底衬的重硅质衬垫组成。扩张比 6:1~16:1 的内衬部分为轻质衬垫。辐射冷却钟形喷管延伸段由 C-103 铌合金制成,与燃烧室壳体相接,并延伸到扩张比为 43:1 处。钟形和锥形喷管连接部有一钛合金加强环。钟形铌合金喷管表面镀有高辐射、抗 1755K 高温、耐氧化的铝化合物镀层。钛合金表面有高辐射磷酸盐基镀层。喷管连接界面处壁厚 1.5mm,喷管出口处壁厚 0.18mm,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装有因康镍 X750 K 形密封件。

TR-201 发动机用两个结构简单的通-断蝶形阀控制推进剂的流通,两个通-断阀由一台作动器按指令作动。在推进剂输送管路上安有限流孔。此外在冷却输送管路上设有 3 个限流孔,以保持 10% 的燃料进入喷注器的冷却歧管。

SSME

SSME 液体火箭发动机是美国航天飞机的主发动机,由美国洛克达因公司于 1972 年~1981 年研制。航天飞机动力装置由 3 台主发动机组成,装于轨道飞行器上。发动机从地面点火开始,一直工作到航天飞机接近进入圆形轨道。推进剂为液氧和液氢,由外贮箱供应。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。发动机装有万向常平座,控制俯仰的摆角为 $\pm 10.5(^{\circ})$,控制偏航的摆角为 $\pm 8.5(^{\circ})$,控制滚动的摆角为 $\pm 11(^{\circ})$ 。发动机的推力可以在额定值的 50%~109% 范围内进行调节,混合比可以在 5.5~6.5 范围内进行调节。发动机的主要特点是高性能和多次使用。预定发动机可以飞行 55 次,总工作寿命为 7.5h。

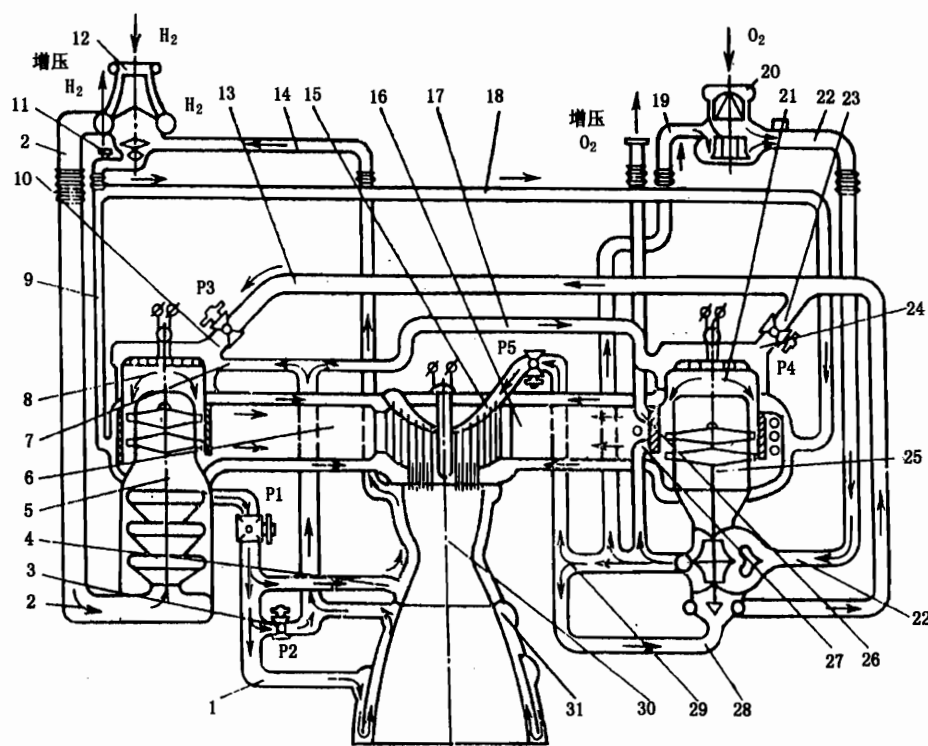


航天飞机主发动机(SSME)

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	1 670	燃烧室压力	MPa	20.5
真空推力	kN	2 090	喷管扩张比		77.5
氧化剂流量	kg/s	402	工作时间	s	520
燃料流量	kg/s	67	推力质量比(真空)	kN/kg	0.658
混合比		6.0	结构质量	kg	3 175
海平面比冲	m/s	3 562	直径	mm	2 670
真空比冲	m/s	4 464	长度	mm	4 240

发动机系统



SSME 发动机系统图

1—燃料管路 2—燃料泵前管路 3—燃料旁通管路 4—燃料入口集合器 5—高压燃料涡轮泵 6,16—燃气导管 7,17—预燃室燃料管路 8—燃料路预燃室 9,14,18—气氢管路 10,24—预燃室氧化剂入口 13,23—预燃室氧化剂管路 11—增压燃料贮箱的气氢出口 12—燃料预压涡轮泵 15—氧化剂入口集合器 19—高压氧化剂管路 20—氧化剂预压涡轮泵 21—氧化剂路预燃室 22—高压氧化剂泵入口管 25—高压氧化剂涡轮泵 26—换热器气氧出口管 27—换热器液氧入口管 28—预燃室级氧化剂泵入口管 29—氧化剂主级泵出口 30—推力室 31—冷却套出口集合器 P1—燃料主阀 P2—冷却剂控制阀 P3,P4—两台预燃室氧化剂副阀 P5—氧化剂主阀

系统组成 SSME 发动机的系统由点火系统、供应系统、控制-调节系统、贮箱增压系统等组成。

点火系统 它由 6 个火花塞点火器和 3 个点火室组成,用来启动时点燃主燃烧室和 2 个预燃室内的推进剂。

供应系统 由高压燃料涡轮泵、高压氧化剂涡轮泵、燃料预压涡轮泵、氧化剂预压涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀、两台预燃室氧化剂副阀及管路等组成,用来将推进剂送入推力室及两台预燃室。

控制-调节系统 由控制器、5台节流-调节阀(氧化剂主阀,燃料主阀,两台预燃室的氧化剂副阀,冷却剂控制阀)及液压作动器等组成。控制器由两台相同的、互作备份的计算机组成。控制器与发动机上68个测点传感器、5台节流-调节阀、液压作动器和火花塞点火器连接在一起,可对发动机的程序启动、主级工作和关机进行控制,对发动机的推力及推进剂混合比进行调节,还可对发动机进行测试和监控。5个节流-调节阀除了调节功能外,同时执行通-断阀的作用,液压作动器提供操纵5个节流-调节阀的动力。

贮箱增压系统 氧化剂贮箱增压系统由换热器及带孔板的旁通管路等组成,用来将高压氧化剂泵出口引出的一部分液氧加热成气氧及控制其温度和流量。从燃料预压涡轮泵涡轮出口引出的一部分气氢用来增压燃料贮箱。

发动机系统的主要特点是:(1)采用两台预燃室和两台高压涡轮泵,以及4台节流-调节阀(P1、P2、P3、P4),因此发动机的推力和混合比可以在大范围内调节和控制;(2)采用复杂的计算机控制系统;(3)涡轮壳体和燃气导管都用气氢再生冷却。

工作原理 发动机的启动按“自身启动”的原理进行。先预冷主管路,并将组元充入泵腔,然后打开节流-调节阀P1、P3、P4、P5。两种推进剂组元在液柱静压头及贮箱增压压力作用下充填泵后管路,先进入两台预燃室,后进入推力室。位于喷注器中央的火花塞点火器先点燃点火室内的组元(气氢和气氧),点火室用来增加火花塞点火器点燃预燃室和主燃烧室的能量。适当选择各阀门开启顺序和组元沿通道流动时间,使得两台涡轮泵开始旋转时燃烧室内还没有建立反压。然后燃烧室内的组元点火燃烧,室压开始上升。经过4s~5s后发动机进入主级工况。全部启动步骤和程序由控制器严格进行控制。

发动机工作时,来自燃料贮箱的液氢首先进入燃料预压涡轮泵提升压力,然后进入高压燃料涡轮泵再次提高压力。液氢从主泵出来,经燃料主阀P1沿两根导管分别进入燃烧室和喷管延伸段的冷却套集合器,沿第三根导管经冷却剂控制阀P2与从喷管延伸段冷却套出口的气氢相汇合,混合后的氢再沿二根导管分别供入氧化剂路和燃料路预燃室。氢与少量液氧在两台预燃室内燃烧产生富燃燃气,燃气对涡轮作功后沿燃气导管进入推力室喷注器,喷入燃烧室。从燃烧室冷却套出来的一股气氢引入燃料预压涡轮泵的涡轮,对此涡轮作功后再分别进入两高压涡轮泵涡轮壳体和燃气导管的冷却通道进行冷却,出来后在进入头部去冷却多孔面板和经隔板喷嘴喷入燃烧室。此外,从燃料预压涡轮泵涡轮出来的气氢中还有一小股流量用于增压燃料贮箱。

来自氧化剂贮箱的液氧首先进入氧化剂预压涡轮泵提升压力,然后进入高压氧化剂涡轮泵再次提高压力。然后分成以下4路:(1)约75%的液氧经氧化剂主阀P5进入喷注器内氧化剂腔;(2)约10%的液氧进入与主级泵同轴的预燃室级泵,进一步使压力提高到52.98MPa,然后分别供入燃料路和氧化剂路预燃室;(3)约15%的液氧进入氧化剂预压涡轮泵的液力涡轮内作功,作功后的液氧再回流到高压氧化剂泵的入口;(4)另外还有很小一部分液氧进入氧化剂换热器,加热后变成气氧,用于增压氧化剂贮箱。在主级工作期间,控制器根据轨道飞行器的指令在给定的工作范围内任意调节发动机的推力和混合比。推力的工作范围为额定值的50%~109%。混合比的工作范围为5.5~6.5。

推力的控制是通过调节氧化剂路预燃室的氧化剂副阀P4来实现的,而混合比的控制是通过调节燃料路预燃室的氧化剂副阀P3来实现的。当氧化剂副阀的开度改变时,进入预燃室的氧化剂流量就改变,从而引起两台高压涡轮泵的涡轮功率的大小以及相互间的比例关系的改变,这样就可实现对推力和混合比的控制。

当接到轨道飞行器的关机指令或发动机超出极限工作范围时,控制器就开始关机。关机过程中阀门的关闭程序以及作动器的运动速度均由控制器的程序机构来控制。

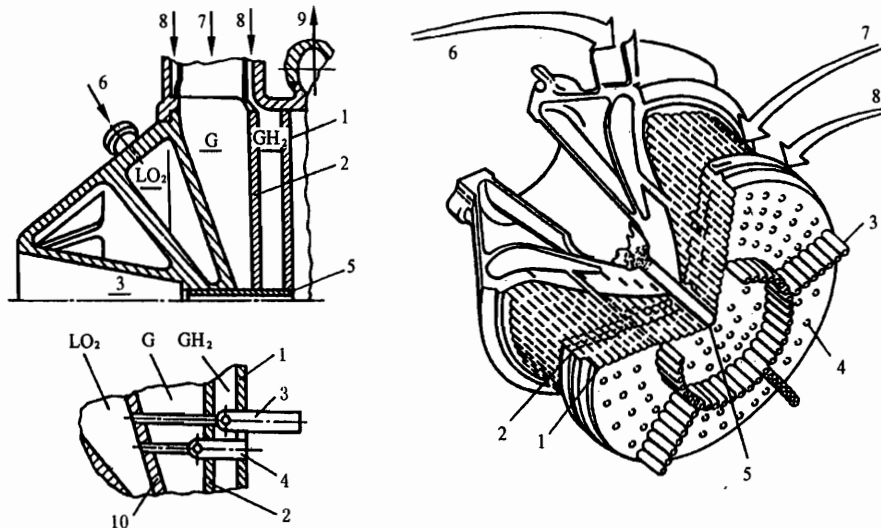
发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	2 090	喉部截面直径	mm	261.8
真空比冲	m/s	4 464	喷管出口截面直径	mm	2 304
氧化剂流量	kg/s	402	喷管扩张比		77.5
燃料流量	kg/s	67	燃烧室比冲效率		0.995
混合比		6.0	喷管比冲效率		0.98
燃烧室压力	MPa	20.5	特征长度	mm	800
燃烧室直径	mm	450			

推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段三部分组成。

喷注器 结构见图：



SSME 发动机喷注器

1—内底 2—中底 3—隔板喷嘴 4—主喷嘴 5—点火器燃气通道 6—氧化剂入口 7—涡轮排气入口 8—冷却燃气导管的气氢 9—燃烧室冷却通道冷却液出口 10—外底
LO₂—氧化剂腔 GH₂—气氢腔 G—富燃燃气腔

喷注器主要由壳体、喷嘴、两块多孔材料面板和点火室组成,是一个全焊接结构。壳体材料为因康镍 (Inconel)718。喷注器装有 600 个同轴式双组元喷嘴,其中有 525 个主喷嘴和 75 个隔板喷嘴。各喷嘴按同心圆排列成 13 圈。隔板喷嘴伸出内底 50.8mm,将喷注器分为 6 个燃烧分区。每个喷嘴中央为氧化剂喷嘴,其周围为直流缝隙式燃气喷嘴。主喷嘴和隔板喷嘴由喷注器的氧化剂腔供应氧化剂。由富燃燃气腔向主喷嘴供应富燃燃气。由气氢腔向隔板喷嘴供应部分气氢。气氢来自燃气导管的冷却通道。同时两块面板都是用气氢腔的氢进行发汗冷却。点火室焊在喷注器壳体中央,它由一个小燃烧室和氧化剂及燃料点火喷嘴组成。

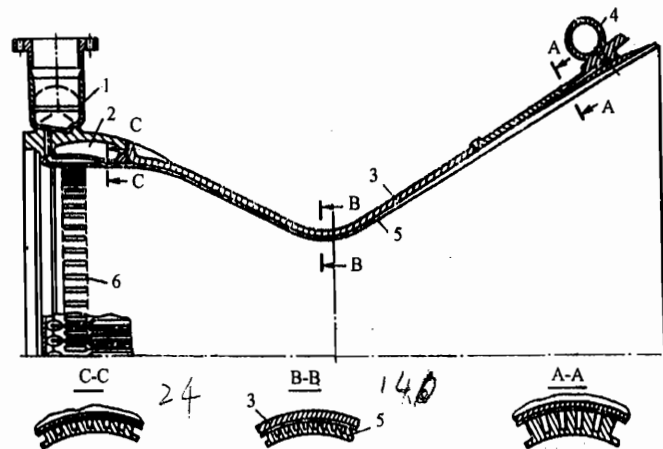
燃烧室 是指从喷注器端面到喷管扩张比为 5:1 的一段结构(见图)。用法兰盘与喷注器及喷管延伸段连接。它由内壁、外壁和承力套三层组合而成。内壁由 Narloy-2(铜-银-锆合金)制成。内壁外表面上铣有 390 条再生冷却槽道。然后用铜镍两种金属电铸复盖冷却槽道,形成外壁。外面再焊有由因康镍 (Inconel)718 合金制成的承力套,用以进一步增加结构强度。

喷管延伸段 是指扩张比从 5:1 到 77.5:1 的一段结构。它是管束式钟形喷管,用燃料进行再生冷却。喷管延伸段由 1 080 根管束组成。管束具有沿长度变化的矩形截面。管束材料为镍铬不锈钢

(CRES)A286。沿整个喷管长度焊有9条加强箍。

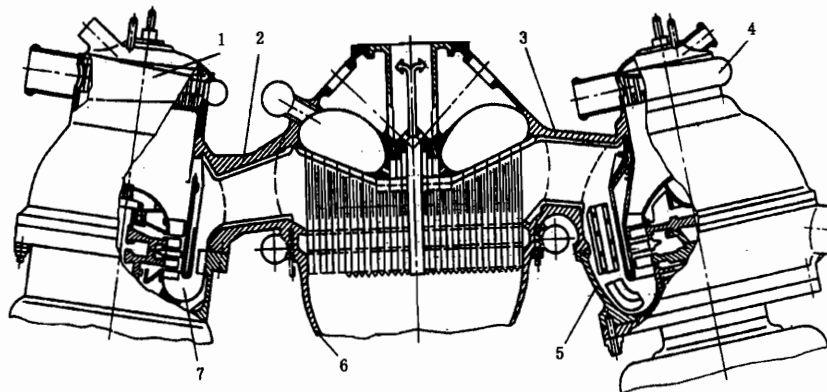
燃气导管 燃气导管用于汇集涡轮排气,并把这部分排气输往喷注器。在发动机总体配置上,这两段燃气导管还是发动机的承力构件,用于连接和支承预燃室、高压涡轮泵、喷注器和燃烧室(见图)。

燃气导管的外壁由因康镍(Inconel)718锻件机械加工而成。内壁由耐热镍铬合金(Incoloy)903材料制成。气氢从内外壁之间的冷却通道流过,对内壁进行冷却。



SSME 发动机燃烧室

1—出口集合器 2—声腔阻尼器 3—外壁
4—入口集合器 5—内壁 6—声(阻)尼槽



SSME 发动机总体配置

1—燃料路预燃室 2—燃料路燃气导管 3—氧化剂路预燃室 4—氧化剂路燃气导管
5—高压氧化剂涡轮泵 6—推力室 7—高压燃料涡轮泵

预燃室 发动机燃料路和氧化剂路各有一个预燃室。

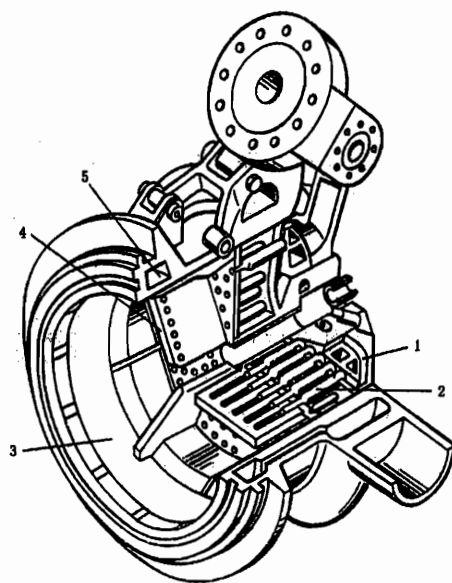
预燃室性能和结构参数

参 数		燃料路预燃室	氧化剂路预燃室
内 径	mm	265 $\frac{1}{2}$ 190	189 $\frac{1}{2}$ 157
内底材料		因康镍 625	因康镍 625
喷注器结构		同心圆排列	同心圆排列
喷注器喷嘴数		264	120
隔板高度	mm	57	57
隔板材料		Narloy-A	Narloy-A
喷注器端面压力	MPa	35.7	36.2
燃气温度	K	962	817
燃气混合比		0.818	0.664
氧化剂流量(包括点火器)	kg/s	29.03	10.3
燃料流量(包括点火器)	kg/s	35.47	15.5

两台预燃室的结构方案相同,都是圆柱形身部和平面喷注器。预燃室结构见图:

喷注器由许多同心圆排列的同轴式直流喷嘴组成。此外,喷注器装有3块用氢冷却的抑制不稳定燃

烧的隔板。预燃室身部有内冷却带,用氢作冷却液。喷注器中央装有火花塞点火室,室内有两个互作备分的火花塞点火器,用以点燃预燃室内的推进剂。通过两台预燃室的流量共占氢总流量的 75% 和氧总流量的 10%。预燃室身部由内外壁组成冷却套,由燃气导管供应气氢冷却,并由内壁底部送入涡轮燃气中。外壁由镍基合金制成,内壁由海纳耐热合金 (Haynes) 188 材料制成,其上有 9 个声腔。



SSME 发动机预燃室

1—喷注器 2—同轴式双组元喷嘴 3—圆柱形燃烧室 4—隔板 5—声腔

涡轮泵 航天飞机主发动机共有 4 台涡轮泵: 高压燃料涡轮泵, 高压氧化剂涡轮泵, 燃料预压涡轮泵, 氧化剂预压涡轮泵。两台预压泵将推进剂由贮箱供应的入口

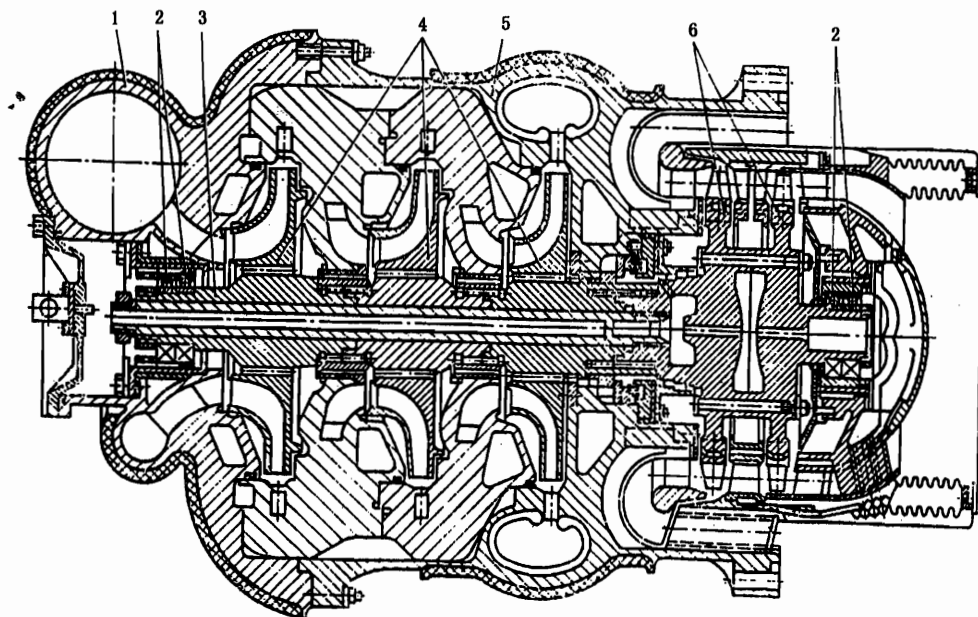
压力提高到高压泵需要的入口压力。两台高压泵再将推进剂提高到发动机系统工作所需要的压力。

。涡轮泵主要性能参数

参 数		燃料预压 涡轮泵	高压燃料 涡轮泵	氧化剂预 压涡轮泵	高压氧化剂涡轮泵 主级泵	预燃室级泵
泵						
入口温度	K	20.6	21.8	91.1	93.9	103.9
额定入口压力	MPa	0.207	1.186	0.69	2.49	30.2
最小净正抽 吸 压 头	MPa	0.013 8		0.055 2		
出口压力	MPa	1.57	43.04	2.87	31.98	52.98
流 量	kg/s	66.68	66.74	401.34	475.79	44.95
效 率			0.758		0.781	0.696
转 速	r/min	14 644	35 200	5 151	29 252	29 252
功 率	kW	1 744	46 896	1 098	15 921	1 157
涡轮						
入口温度	K	313.3	971.7	103.9		797.2
入口压力	MPa	29.51	35.85	30.99		35.92
出口压力	MPa	24.71	23.47	2.87		23.39
流 量	kg/s	13.98	65.38	74.46		25.42
效 率			0.77			0.733

高压燃料涡轮泵结构见图:

高压燃料涡轮泵由三级离心泵和反力式两级涡轮组成。涡轮用燃料路预燃室产生的燃气驱动。泵入口蜗壳使第一级叶轮入口液流有 45° 入口预旋。级间扩散器使第二级、第三级也有 45° 入口预旋。第三级叶轮出口的流体进入叶片式径向扩散器。第一级和第二级叶轮的密封直径按照平衡涡轮轴向力的要求决定。第三级叶轮的后盖板与圆盘形平衡活塞组成一体。涡轮壳体用燃料预压涡轮泵涡轮后的气氢冷却。涡轮叶片的根部和轮盘用冷却涡轮外侧轴承的液氢冷却。轴承安装在柔性支座上。涡轮泵



SSME 发动机高压燃料涡轮泵

1—泵盖 2—轴承 3—拉紧螺栓 4—离心叶轮 5—泵壳体 6—涡轮盘

在第二和第三临界转速下工作。

高压氧化剂涡轮泵由两台同轴串联的单级离心泵(主级泵和预燃室级泵)和反力式两级涡轮组成。涡轮用氧化剂路预燃室产生的燃气驱动。主级泵采用双面进口的闭式叶轮。从叶轮流出的液氧通过叶片式扩散器,然后流进蜗壳。蜗壳有两个出口:一个出口流到推力室头部和预燃室级泵,一个小的出口将液氧输送到氧化剂预压涡轮泵的液力涡轮。涡轮泵的轴向力是由位于主级叶轮两盖板上的两个方向动作的平衡活塞的缝隙来控制平衡的。预燃室级泵为预燃室供应高压液氧。泵的流量约占主级泵流量的10%。它采用单面入口叶轮和叶片式扩散器。氧化剂涡轮泵的涡轮与燃料涡轮泵的涡轮相差无几,也是带叶冠的两级涡轮。转动组件在第一和第二临界转速之间工作。涡轮泵的结构质量为252kg,功率质量比为66.8kW/kg。

燃料预压涡轮泵结构见图:

燃料预压涡轮泵由两级涡轮带动单级轴流泵组成。它能输送泵入口处接近沸点的液氢。涡轮由推力室身部冷却套出口的气氢驱动,涡轮后的排气通过燃气导管流入推力室头部。轴在第一临界转速以下工作。

氧化剂预压涡轮泵由6级轴流式液力涡轮和单级轴流泵组成。驱动液力涡轮的液氧由氧化剂主级泵后引出15%的流量。驱动涡轮后的这部分液氧与氧化剂预压泵出口的液氧混合,回流到氧化剂主泵入口。

自动器 发动机共有8种阀门:氧化剂主阀,燃料主阀,燃料路预燃室氧化剂副阀,氧化剂路预燃室氧化剂副阀,推力室冷却剂控制阀,推进剂泄出阀,换热器防溢阀,吹除单向阀。其中5种主要阀门的功能简述于下。

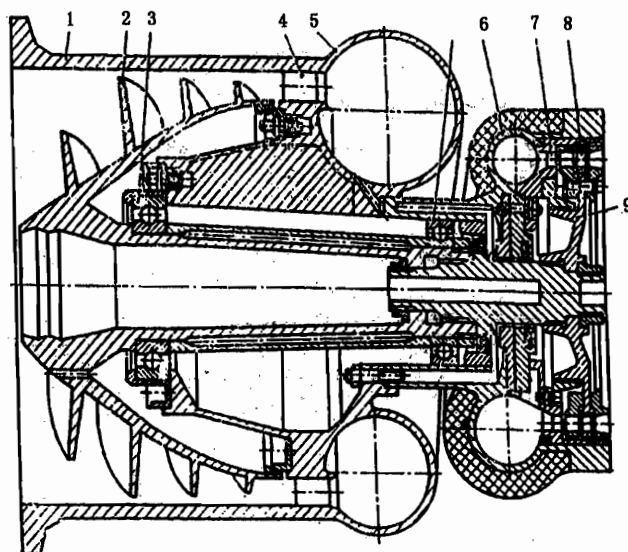
氧化剂主阀是球形阀,位于推力室头部氧化剂腔和高压氧化剂导管间。用于控制推力室和其点火室的氧化剂流量,由安装在阀门壳体上的液压伺服作动器操纵。伺服作动器接受控制器的控制信号对其进行控制。

燃料主阀也是球形阀,位于推力室喷管冷却剂入口集合器和高压燃料导管间。用于向推力室冷却通道供应或中断燃料。阀门的动作受发动机控制器的指令控制。

燃料路预燃室氧化剂副阀是液压作动的球形阀,位于燃料路预燃室氧化剂入口处。用于开启或关闭燃料路预燃室及点火室的氧化剂流路。阀门的动作由发动机控制器的信号控制。主级工作期间,该阀门可以调节,保持规定的发动机混合比。

氧化剂路预燃室氧化剂副阀也是液压作动的球形阀,位于该预燃室氧化剂入口处。用于开启或关闭该预燃室和点火室的氧化剂流路。阀门的动作由发动机控制器的信号控制。在主级工作期间,调节该阀门可以控制发动机的推力。

推力室冷却剂控制阀是液压作动的闸式阀门,用于调节控制推力室喷管冷却套的燃料量,以保证有足够的液氢来对喷管进行冷却。



SSME 发动机燃料预压涡轮泵

- 1—泵体 2—轴流叶轮 3—轴承 4—导向装置 5—出口管
6—涡轮工质入口管 7—涡轮喷嘴装置 8—涡轮导向装置
9—涡轮盘

改进与发展

航天飞机主发动机在研制过程中遇到的最为严重的问题是发生在两台高压涡轮泵上。其中主要问题是:(1)高压燃料涡轮泵多次出现次同步振动,采取的措施是加强转子和轴承座的刚度,以及缩小轴承的间隙,给轴承加预载;(2)高压氧化剂涡轮泵2次发生爆炸着火,采取的措施是防止密封与密封环过度摩擦,以及防止主轴轴承磨损。

发动机在实际飞行过程中的主要问题是各组件的寿命远未达到飞行55次的设计目标,特别是两台高压涡轮泵的寿命更短。因此着手改进计划。改进工作主要围绕在延长发动机某些组件的工作寿命,提高安全余量,改善发动机的工作环境等方面。另外为了进一步提高高压涡轮泵的可靠性,实施了替代涡轮泵计划,由普惠公司(Pratt & Whitney)重新研制替代涡轮泵。

F-1A

F-1A 液体火箭发动机是美国重型航天运载器(HLLV)计划的助推发动机,制造商是美国洛克威尔国际公司洛克达因分公司(Rocketdyne Division, Rockwell International Corp.)。发动机的公司编号为F-1A。它是美国“土星5”运载火箭第一级发动机F-1的改进型,是一种大功率类型发动机。F-1A以液氧作氧化剂和以煤油RP-1作燃料的多级推力双组元推进剂发动机。发动机使用的推进剂:液氧为MIL-P-255086,煤油RP-1为MIL-P-22576B。氧化剂密度为 1143 kg/m^3 ,燃料密度为 808 kg/m^3 。发动机工作采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机海平面推力的额定值为 8007 kN ,可使多级推力下调至额定值的75%。多级推力包括由氧化剂流量控制的燃气发生器。对二台原型机所作的若干重要设计更改的特征已经得到验证,即改进的F-1A发动机的推力增加了20%以上。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	8 007	燃烧室压力	MPa	8.977
真空推力	kN	8 988	喷管扩张比		16:1
氧化剂流量	kg/s	2 087	工 作 时 间	s	165
燃料流量	kg/s	839.6	结 构 质 量	kg	8 623
燃气发生器流量	kg/s	135	推 力 质 量 比	kN/kg	0.928
质量混合比		2.27	最 大 直 径	mm	3 645
海平面比冲	m/s	2 645	全 长	mm	5 598
真空比冲	m/s	2 972	空载贮存寿命	a	5

发动机系统

系统组成 F-1A 发动机系统主要由点火系统、推进剂供应系统、贮箱增压系统 and 控制-调节系统等组成。

点火系统 由烟火药点火器和供化学点火用的启动燃料供应装置以及导管等组成。

供应系统 由涡轮泵、推力室、推进剂主阀和管路以及燃气发生器及其启动-断流阀和导管组成。

增压系统 由安装在涡轮排气管中的热交换器和氢气加热器及导管组成。

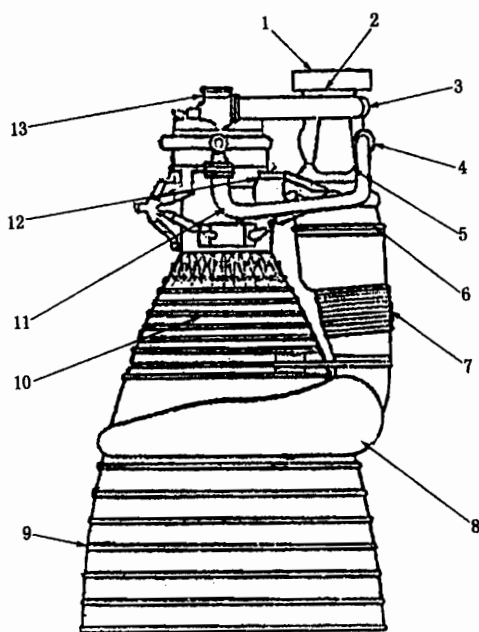
控制-调节系统 由控制器、推进剂主阀、燃气发生器阀、控制阀、电磁阀及管路组成。

工作原理 发动机启动采用“自身启动”方式进行。发动机按照启动-关机程序打开启动阀，推进剂两组元在液柱静压头和贮箱增压压力作用下先进入燃气发生器，在燃气发生器内推进剂采用烟火药点火燃烧，发生器燃气驱动涡轮起旋加速，两组元泵的出口压力随之提升，当压力升高到规定数值时，主阀打开，推进剂两组元分别进入燃烧室。在推力室喷管后段也采用烟火药点火，用来对涡轮作功后的燃气与比燃料提前进入推力室的液氧在后段内进行点火。

燃烧室内采用启动燃料能与气氧自燃的化学点火方式。当燃料主阀打开时，在燃料压力作用下，装有启动燃料的装置内筒破裂，启动燃料进入喷嘴，立刻与比主燃料稍前进入的气氧自燃点火。当主燃料一进入喷嘴后，启动装置立即关闭，煤油就利用启动燃料的燃烧产物点火燃烧。

推进剂液氧和煤油自贮箱经入口阀进入液氧泵和煤油泵，出来后分别沿导管经主阀进入推力室。

推力室的内冷却采用由头部外圈直流式喷嘴形成的低温近壁层；推力室的外冷却采用燃料为冷却液，在头部附近进入冷却通道，沿着推力室下行管束向喷管方向流动，再沿上行管束返回头部；推力室喷管后段的冷却，是采用涡轮作功后的燃气进入喷管后段外面的集合器，燃气通过一圈孔道贴壁进入喷管，



F-1A 发动机外形图

- 1—增大的氧化剂进口段 2—减小的轴孔 3—增大的液氧泵入口 4—增大的燃料泵入口 5—增强的燃料进口段 6—增大的涡轮直径 7—改进的热交换器 8—增强的涡轮排气总管 9—增强的喷管延伸段 10—增强的推力室 11—增强的高压管 12—增强的燃气发生器阀门和导管 13—增强的常平座和十字块

在后段内形成低温保护层。从泵的出口管路引出液氧和煤油经阀进入燃气发生器。

发动机系统所有阀门都采用液压传动。液压管路用燃料作工质,发射时由地面系统供应,飞行中由泵供应。系统用控制阀控制燃气发生器入口组元压力来保证发动机的推力保持不变;用检修阀对发动机检查和维修。

发动机通过涡轮排气集合器中安装的热交换器将液氧蒸发成气氧对液氧箱增压;通过排气集合器中安装的氮气加热器将气氮对煤油贮箱增压。

发动机试车要点 发动机启动时要求保证电力和地面液压动力,贮箱静压头和增压压力;发动机的再启动能力静态试车时,只有在发动机经过运转之后才能进行再次启动;动力供应上要求发动机启动的地面液压供应为 147 MPa,启动和关机的直流电源为 28 V,飞行仪表的直流电源为 5 V;发动机工作时间极限为 2 250 s(期望值)。

发动机主要部件

推力室 由喷注器、燃烧室和喷管延伸段三部分组成。

推力室主要性能与结构参数

海平面推力	kN	8 007	海平面比冲	m/s	2 735
真空推力	kN	8 988	真空比冲	m/s	3 070
海平面推力系数		1.43/1.65 ^b	海平面排气特征速度	m/s	
真空推力系数		1.61/1.84 ^b	真空排气特征速度	m/s	1 903/1 661 ^b
氧化剂流量	kg/s	2 087	海平面燃烧室压力	MPa	8.977/7.832 ^b
燃料流量	kg/s	839.6	真空燃烧室压力	MPa	8.977/7.832 ^b

b: 喷注器端面/喉部驻点(临界点)

喷注器 主要由壳体、喷嘴和面板组成。结构型式为平面隔板式全焊结构,分成 13 个隔舱燃烧区;喷嘴为同轴双组元直流撞击式,按同心圆排列。壳体为不锈钢材料,喷注器面板和隔板为铜合金材料。

燃烧室 是指喷注器端面到喷管扩张比为 10:1 处的一段圆筒形管束式结构。采用燃料煤油进行再生冷却,结构材料采用 X 镍铬铁耐热合金(Inconel X)(镍 73%,铬 15%,铁 15%,钛 2.5%,铝 0.7%,铌 1%,硅 0.4%,锰 0.5%,碳 0.04%)。178 条细管连通双叉接头,燃烧室内壁(膛)采用钎焊。

燃烧室主要性能与结构参数

压 力	MPa	8.976 7	燃气比热比		1.22
出口压力	MPa	0.039 98	直 径	mm	1 016
温 度	K	3 633	特征长度	mm	1 220
出口温度	K	1 566	面 积	cm ²	8 108
燃气平均热容	J/g·K	2.052	冷却技术		再生冷却
出口燃气平均热容	J/g·K	2.052	结构材料		X 镍铬铁合金
燃气平均分子量	g/g·mol	22.7			
出口燃气平均分子量	g/g·mol	22.7			

喷管延伸段 是指推力室喷管面积扩张比从 10:1 到 16:1 处的一段钟形结构。喷管延伸段采用耐腐蚀耐热镍基合金(Hastelloy C)材料。

喷管主要性能与结构参数

喷管长度(喉部至出口)	mm	4 010	扩 张 比		16:1
喉部直径	mm	890	收缩半角	(°)	13
喉部面积	cm ²	6 201	扩张半角		钟 形
出口直径	mm	3 560	排气温度(总计)	K	3 633

出口面积	cm ²	99 330	比 热 比	1.22
冷却方式		再生式		

涡轮泵 F-1A 发动机的涡轮泵采用单轴方案,由一台轴流双级速度合成式涡轮和二台带诱导轮的单级离心泵组成。涡轮置于燃料泵一侧悬臂支承,直接驱动两泵旋转(非齿轮传动)。涡轮泵总效率($\eta_{\text{泵}} \times \eta_{\text{涡轮}}$)为 38%。

涡轮泵主要性能与结构参数

涡轮					
类 型		轴流速度合成式	入口压力	kPa	10.31×10^3
转 速	r/min	5 466	入口温度	K	1 062
级 数		二级速度合成	出口压力	kPa	777
出口温度	K	889.8	轴输出功率	kW	68.284×10^3
排气推力	kN	78.91			
排气布局		推力室喷管的扩张比由 10:1 ~ 16:1			
结构材料		718 铬镍铁合金(Inconel 718)			
泵					
组 元		氧化剂	燃料		
类 型		离心式	离心式		
转 速	r/min	5 466	5 466		
级 数		单级	单级		
最小净正吸压头	m	24.4	23.2		
温 度	K	89.81	289		
提升扬程	m	1 164	1 792		
进口压力	kPa	448	310		
出口压力	kPa	13 493	14 513		
润滑油,规格			RA0201-070		
密封,轴承		传动轴与端面	滚珠与滚柱轴承传动轴与端面型密封		
结构材料		铝	铝		

液体燃气发生器 由头部和身部组成。采用双组元推进剂:头部装有氧化剂喷嘴和燃料喷嘴,按同心圆排列。采用燃料进行内冷却,并对燃气发生器采用了再生冷却。燃气发生器的头部中心安装了烟火药点火器以保证点火。

燃气发生器的性能参数

燃 料		RP-1	氧化剂		液 氧
燃气出口压力	kPa	10 632	推进剂比耗量	kg/W·s	1.904×10^{-6}
燃气温度	K	1 063	比热比		1.13

推力矢量控制系统 发动机保证在 11.72MPa ~ 15.17MPa(1 700 psig ~ 22 00 psig)压力下向推力矢量控制系统供应 0 ~ 1 892.5 l/min(0 ~ 500 gall/min)的燃料(RP-1)。

发动机结构材料

推进剂管路	铝	喷 注 器	不锈钢和铜
阀	铝和不锈钢	燃烧室冷却管	X 镍铬铁合金
泵	铝	喷 管	耐蚀耐热镍基合金
涡 轮	718 铬镍铁合金		

改进与发展

美国为“重返月球,开辟火星港”和增强发射市场竞争力而实施了一套重型航天运载器(HLLV)计划,

它可提供重载能力-有效载荷 100 t 以上。NASA 采用全新和较为先进的性能参数-成本效率(增高运行效率)评估了未来及至 2030 年后的往返地球轨道运输系统的要求。并完成对 F-1A 发动机的重载能力和再次启动性能的评估。确定 2030 年后的航天运载器的第一方案就是在运载器上使用大功率液体火箭助推发动机 F-1A。

1990 年对 F-1A 的研究建立了高价值、小风险改进的基本规则,并完成了成本效率高的产品。改进规则包括:对费用和周期工作时间的评估;制造商从事工艺方法或新手段的经验;采用成熟的技术;对现有硬件质量状态的影响应是最小;保持原始设计的型式、配合和功能;维护内外部流体几何形状和原始的结构设计裕度。

F-1A 发动机经审定改进的项目共有 59 种部件,总计 224 项。其中制造工艺方面的改进有 119 项,设计方面的改进有 105 项。以工艺改进的效果最为显著,而且对结构或构件的质量状况均无影响。主要采用的工艺方法为:自动焊接;由 CAD 数据库操纵的数控加工;激光钻孔;熔模铸造代替砂型铸造;改进锻造工艺以改进材料性能;电解加工以减少准备和加工时间;万能刀具(适应多个零件加工和操作)等。设计改进包括改变 42 种材料的代用品;改善 35 种加工性能,降低成本,消除故障模式和减小零件间的可变性。例如,9 种部件由焊转铸即可节省 80% 以上的劳动成本。又如,液氧整流罩原有 60 个零件,这些零件须经机加工后才能焊接在一起,改成铸造后,整流罩仅为 1 个铸件;增加 21 项结构的强度,以保证推力为 8 007 kN,增加载荷时的结构安全;增加 7 项可靠性和合理性措施。上述工艺改进和设计修改对发动机结构和原始设计的型式、配合与功能均无影响。对发动机有影响的构件有喷管延伸段、热防护系统、泵的润滑、燃气发生器阀门法兰盘和燃料主阀的支座密封。对此,改进方案是重新设计喷管延伸段。

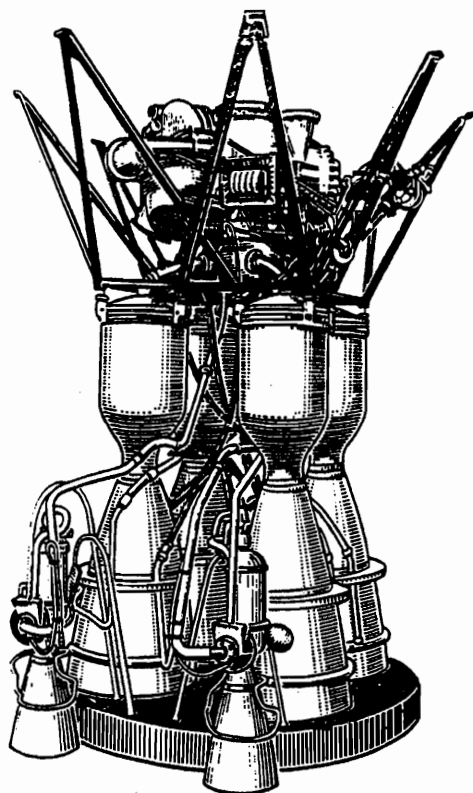
评估 F-1A 发动机的再启动及其稳定燃烧问题,曾在试验推力为 5 560 kN 到大于 8 007 kN 的工况下进行 62 次极限试验(其中包括 50 次脉冲试验),证明发动机喷注器是稳定的,同时,F-1A 点火热试车验证了它的变推力能力。F-1A 在 25 次试验中,用 2 台发动机,累计时间 1 800 s,试验推力为 8 007 kN,证明发动机燃烧是稳定的。1992 年,就重型航天运载器(HLLV)研究计划有关制造和再生的各种要求进行了最广泛的分析,结果表明,F-1A 发动机的研制和鉴定试验,耗资近 5 亿美元,重复生产费用近 1500 万美元。

F-1A 代表最新的一次性使用助推发动机设计,其设计特点是组件最少,它直接由 F-1 改进而来,其可靠性为 0.998。F-1A 的主要特点是低室压,单推力室,单喷管组件和单涡轮泵。F-1A 提供的承载能力再次成为美国运载系统的支柱。单台 F-1A 液体火箭助推发动机(LRB)不仅能代替航天运载系统固体火箭助推发动机(SRB),而且在贮箱周围捆绑几台之后可用于重型航天运载器。近期的应用表明,相同液体火箭助推器组成的独立运载系统能将 227 t 以上的载荷送入近地轨道。该运载器比阿里安或任何别国运载器的运载能力更大,更可靠并且更廉价。

F-1A 发动机的发展,具有多种功能的用途:例如,1 台直径 4.4 m 液体火箭助推器(F-1A)和(LOX/RP-1)上级串联可组成 13.4 t 载荷的航天运输系统;1 台直径 4.4 m 液体火箭助推器(F-1A)和直径 4.4 m (LOX/LH₂)发动机芯级并联可组成 22.3 t~26.8 t 载荷的航天运输系统;3 台可再启动的低温燃料火箭(SSME)芯级和 2 台直径 4.4 m 液体火箭助推器(F-1A)并联点火可组成 66 t 载荷的重型航天运载器;3 台 SSME 芯级和 4 台直径 4.4 m 液体火箭助推器(F-1A)并联点火,可组成 117.9 t 载荷的重型航天运载器;3 台 SSME 芯级和 9 台直径 4.4 m 的液体火箭助推器(F-1A)串联点火,可组成 200.9 t 载荷的重型航天运载器。

F-1A 发动机的多功能用途表明,采用现有被验证过的设计是组成最低廉、最快速、低风险、高可靠性的新运载系统极为有效的途径。

RD-107



RD-107 液体火箭发动机

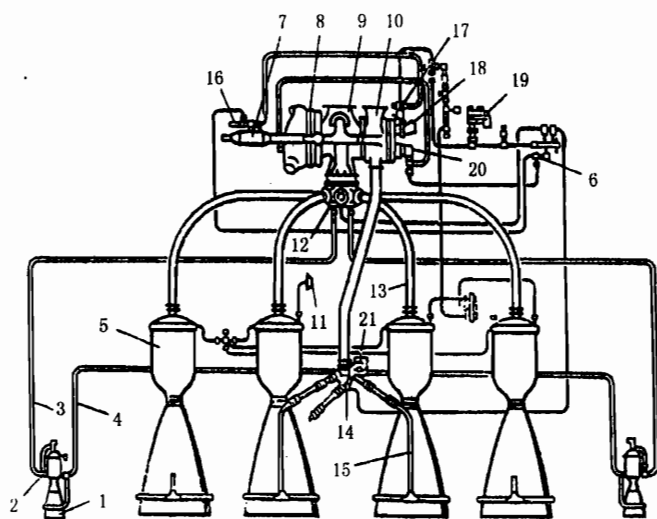
RD-107 液体火箭发动机是前苏联“东方”(BOCTOK)运载火箭系列和“警棍”(SS-6)洲际弹道导弹的助推发动机,前苏联发动机代号为 PД-107。由前苏联气体动力实验室—设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1954 年 ~ 1957 年研制。推进剂为液氧和煤油。采用蒸气燃气发生器循环,泵压式供应系统。RD-107 火箭发动机的主要特点是:共有 4 台并联固定式主推力室和 2 台游动推力室,全都由 1 台涡轮泵组供应推进剂。每台游动推力室可作 $\pm 45(^{\circ})$ 的单向摇摆。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	821	喷管扩张比		
真空推力	kN	1 000	主推力室		17
海平面比冲	m/s	2 520	游动推力室		16.1
真空比冲	m/s	3 080	混 合 比		2.47
氧化剂流量	kg/s	231.90	工作时间	s	140
燃料流量	kg/s	93.89	推力质量比	kN/kg	0.711
燃烧室压力	MPa		结构质量	kg	1 155
主燃烧室		5.85	直 径	mm	2 580
游动燃烧室		5.4	长 度	mm	2 860

发动机系统

系统组成 RD-107 发动机系统主要由点火系统、推进剂供应系统、推进剂箱增压系统、推进剂利用系统、推力调节系统等组成。



RD-107 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 6—氮气阀 7—蒸气燃气发生器 8—涡轮 9—氧化剂泵 10—燃料泵 11—推力调节系统压力传感器 12—氧化剂主阀 13—主推力室氧化剂管路 14—燃料主阀 15—主推力室燃料管路 16—过氧化氢通-断阀 17—液体压力调节器 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

氧化剂和燃料从泵后出来后经氧化剂主阀和燃料主阀进入推力室。氧化剂直接进入头部；燃料先进入冷却通道，然后流到头腔。

主阀的作用是在启动和关机过程中保证按一定程序打开和关闭推进剂组元进入推力室的通路。

蒸气燃气发生器进口处装有通-断阀，以保证供应过氧化氢。在过氧化氢泵出口处装有压力调节器（液体减压器），一方面使过氧化氢进入蒸气燃气发生器的供应压力保持恒定，同时也起推力调节器的作用，可在 100% ~ 75% 的范围内对推力进行调节。调节的方法是改变控制系统氮气的控制压力。入口阀、主阀、过氧化氢通-断阀都是气动的。来自气瓶的高压氮气经电动气体减压器减压后进入气路。气路系统也用来对推力室进行吹除。

通过电动节流阀改变燃料流量来调节发动机混合比，以保证氧化剂和燃料同时耗尽。利用涡轮后排气将液氮化成氮气，用来增压推进剂贮箱。

推进剂的点火采用烟火点火装置。该点火装置安装在点火架上，点火架固定在发射台上，并从喷管的喷口伸到燃烧室内。

点火系统 由穿过喷管喷口安置的烟火点火装置组成。

推进剂供应系统 由环形过氧化氢箱、通-断阀、蒸气燃气发生器、4 台主推力室、2 台游动推力室、1 台涡轮泵组及管路组成。

推进剂增压系统 由环形液氮箱、副泵、热交换器、压力调节器和管路组成。

推进剂利用系统 由节点式液位传感器、节流阀组成。

工作原理 在完成预冷和推进剂组元充填到泵腔和主阀前的导管后，从地面系统给蒸气燃气发生器供入浓度为 82% 的过氧化氢。该过氧化氢通过蒸气燃气发生器内的固体颗粒状催化剂时分解成压力为 5.4 MPa，温度为 830 K 的水蒸气和氧气，沿着两个蒸气燃气短管进入涡轮，驱动涡轮泵。随着泵后压力逐步升高，在达到一定数值时依次打开主阀的三个工位：启动状态、初级状态和主级状态。与此同时，对蒸气燃气发生器的供应则从地面系统转到发动机上过氧化氢供应系统。

发动机主要部件

主推力室 主推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	230
真空比冲	m/s	2 950
燃烧室压力	MPa	5.85
燃烧室内温度	K	3 520

燃烧室直径	mm	430
喉部截面直径	mm	166
喷管出口截面直径	mm	685
喷管扩张比		17

主推力室由燃烧室、喷注器和喷管组成。

燃烧室 呈圆筒形,为钎焊-焊接结构,采用再生冷却。由两层壁构成,内壁用导热性良好的耐热铜合金制成,外壁由合金钢制成,两壁中间的波纹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连接。利用燃料对燃烧室进行再生冷却。先使燃料进入燃烧室底部的集流环,再通过两壁间的冷却通道以冷却燃烧室。此时燃料被加热至约 480K,然后进入燃烧室头部。氧化剂则直接经中央管路流入燃烧室头部。头部装有平板式喷注器,底部连接喷管。

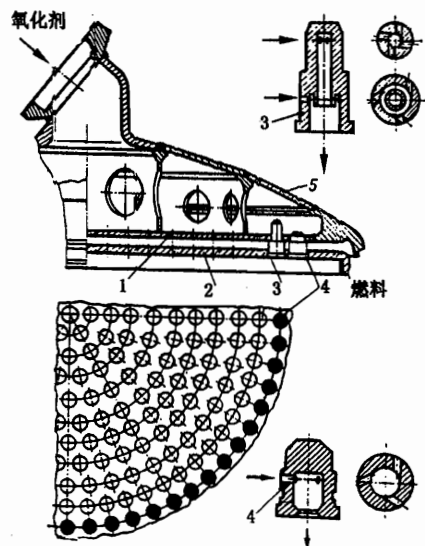
燃烧室内的燃气压力为 5.85 MPa,温度为 3 520 K,燃气经喷管喷出时,压力降至 39 kPa,温度降至 1 960 K。在燃气速度达到 2 950 m/s 时,单个主推力室的真空推力为 230 kN。

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(见图)。最外一圈是煤油喷嘴,用来把煤油喷到燃烧室内壁表面上,形成一层冷却液膜。除最外一圈喷嘴为单组元喷嘴外,其余所有喷嘴都是双组元喷嘴。

喷管 为收敛-扩散式喷管,喉部直径 166 mm,出口直径 685 mm,喷管扩张比为 17。

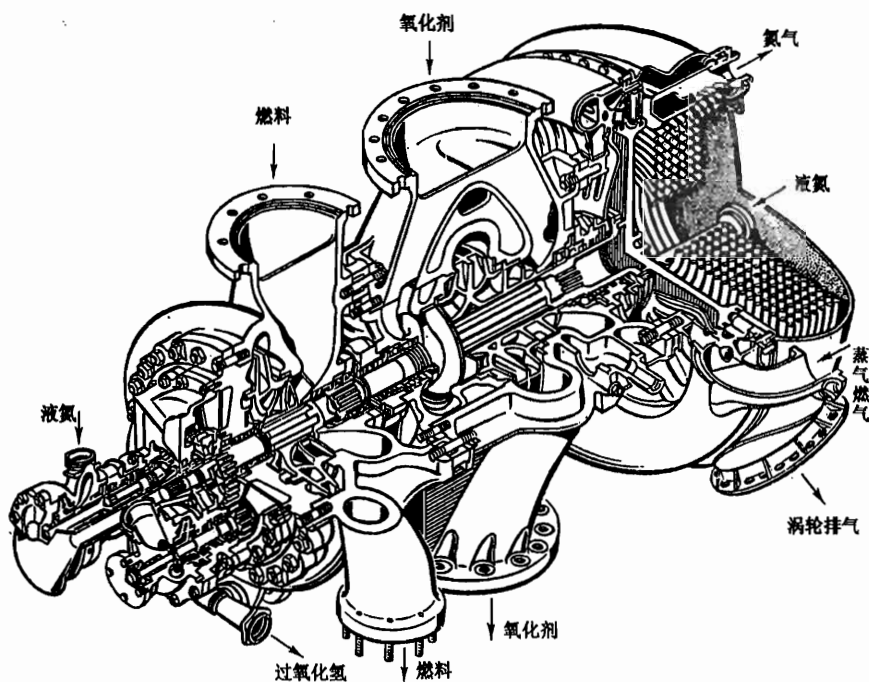
游动推力室 每台 RD-107 发动机有 2 个游动推力室,其结构与主推力室相似,燃烧室压力为 5.4 MPa,每一个游动推力室产生的推力为主推力室推力的 1/6,比冲仅比主推力室比冲低 9.8 m/s。游动推力室喷管喉部直径为 76 mm,出口直径为 305 mm,扩张比为 16.1。游动推力室安装在空心枢轴上,由主泵通过软管和此枢轴向游动推力室供应推进剂。液压伺服机构可使游动推力室绕此轴单向摆动 $\pm 45^\circ$ 。

涡轮泵组



RD-107 发动机推力室喷注器

1—中底 2—内底 3—内混合双组元喷嘴
4—单组元喷嘴 5—外底(顶盖)



RD-107 发动机涡轮泵

涡轮泵组主要性能参数

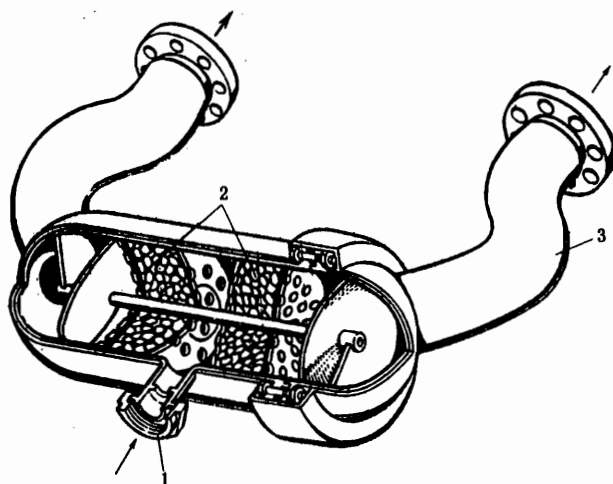
涡轮功率	kW	3 820	燃料泵出口压力	MPa	9.3
涡轮转速	r/min	8 280	燃料流量	kg/s	91
主泵转速	r/min	8 280	氧化剂泵出口压力	MPa	7.8
副泵转速	r/min	18 120	氧化剂流量	kg/s	226

涡轮泵组由 1 台涡轮、2 台主泵(氧化剂泵和燃料泵)和 2 台副泵(液氮泵和过氧化氢泵)组成(见图)。

涡轮是两级冲击式轴向涡轮,主泵和副泵都是单级离心泵。两台主泵与涡轮同轴安装,用来供应氧化剂和燃料。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诱导轮。此叶轮和诱导轮的作用是保证泵不发生气蚀现象。泵的壳体,离心轮和螺旋诱导轮都用铝合金制成。轴,轴向叶轮和涡轮的几乎所有零件都用钢材制成。

两台副泵通过小齿轮传动装置使转速达到 18 120 r/min。一台副泵用于向装在涡轮排气管内的热交换器供应液氮,在此处汽化后的氮气用于推进剂箱增压;另一台副泵用于向蒸气燃气发生器供应浓度为 82% 的过氧化氢,以便生成驱动涡轮所需的燃气。

蒸气燃气发生器 为一个圆筒形箱体,其内装有固体颗粒状催化剂(见图)。过氧化氢入口接管嘴位于蒸气燃气发生器中部。当输入过氧化氢时,此催化剂促使过氧化氢分解,生成高温水蒸气和氧气。此混合气体温度达 830 K,压力为 5.4 MPa,流量为 8.8 kg/s。混合气体沿着蒸气燃气发生器两端的两个蒸气燃气短管进入涡轮。涡轮排出的废气压力已降低至 1.5 MPa,温度降低至 573 K 左右,并以 450 m/s 的速度通过排气喷管喷出,产生 7 kN 的推力。



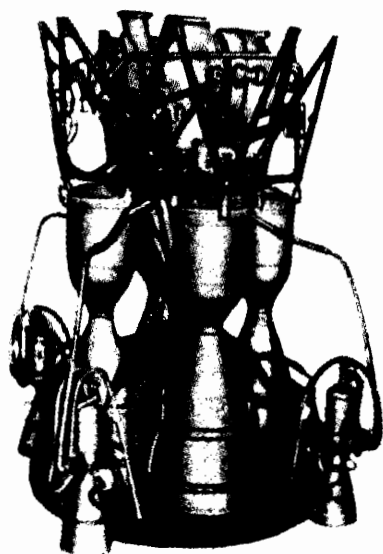
RD-107 发动机蒸气燃气发生器

1—过氧化氢入口接管嘴 2—催化剂床 3—蒸气燃气出口导管

改进与发展

RD-107 火箭发动机早期未安装推进剂利用系统,并且以低于额定燃烧室压力和短的工作时间工作,以保证高可靠性。在用于载人运载火箭飞行时, RD-107 发动机氧化剂输送管路上安装了蓄压器,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。

RD-108



RD-108 液体火箭发动机

RD-108 液体火箭发动机是前苏联“东方”(BOCTOK)运载火箭系列和“警棍”(SS-6)洲际弹道导弹的第一级发动机,前苏联发动机代号为 PД-108。由前苏联气体动力实验室—设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1954 年~1957 年研制。推进剂为液氧和煤油。RD-108 发动机的主要特点是比冲大,采用燃气发生器循环,泵压式推进剂供应系统。由 1 台涡轮泵组向 4 个主推力室和 4 个游动推力室供应推进剂。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	745	混 合 比		2.39
真空推力	kN	942	主燃烧室压力	MPa	5.1
海平面比冲	m/s	2 430	工作时间	s	330
真空比冲	m/s	3 090	推力质量比	kN/kg	0.596
氧化剂流量	kg/s	261.14	结构质量	kg	1 250
燃料流量	kg/s	90.44	直 径	mm	1 950
长 度	mm	2 860			

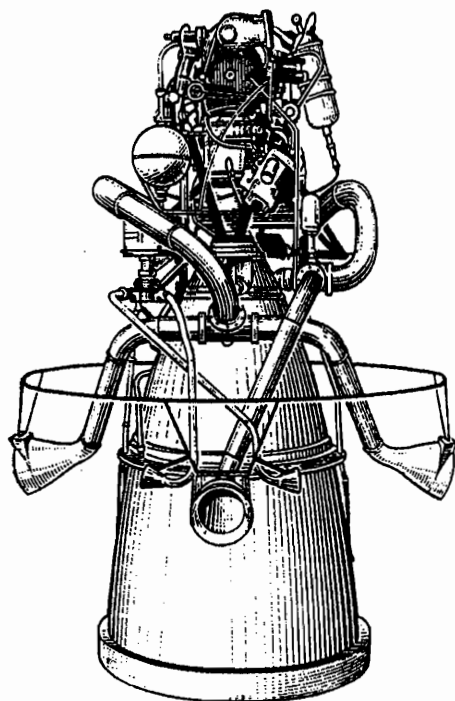
发动机系统

RD-108 发动机的点火系统、推进剂箱增压系统、推进剂输送系统、推进剂利用系统和推力调节系统与 RD-107 发动机的相应系统基本相同。

RD-108 发动机与 RD-107 发动机的主要区别在于:(1)增设了 2 个游动推力室,共有 4 个游动推力室;(2)在氧化剂主管路上安装节流阀装置,用来调节推进剂混合比(RD-107 发动机的这种节流阀装置安装在燃料主管路上);(3)采用了稍低的主燃烧室压力和推力,以便大大延长工作时间。主推力室产生发动机总推力的 85%;(4)涡轮功率为 3 240 kW,涡轮转速为 7 800 r/min;(5)提高了节流能力。通过控制流入蒸气燃气发生器的过氧化氢流量,可实现 100%至 30%的节流能力(RD-107 发动机的节流范围为 100%至 75%)。

RD-108 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,大大降低了发动机关机后效冲量,提高了有效载荷的入轨精度。在 80 年代, RD-108 发动机的真空比冲已提高到 3 167 N/s。

RD-119



RD-119 液体火箭发动机

RD-119 液体火箭发动机是前苏联“宇宙 1”(КОСМОС 1)运载火箭第二级发动机,前苏联发动机代号为 РД-119。由前苏联气体动力实验室—设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1958 年~1962 年研制。推进剂为液氧和偏二甲肼。采用单组元燃气发生器循环,泵压式供应系统。涡轮排出的燃气从三组固定喷管排出,产生推力以保证发动机的推力矢量控制。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	105	喷管压力膨胀比		1 350
真空比冲	m/s	3 450	工作时间	s	260
氧化剂流量	kg/s	18.26	推力质量比	kN/kg	0.625
燃料流量	kg/s	12.17	结构质量	kg	168
混合比		1.5	直径	mm	1 020
燃烧室压力	MPa	7.89	长度	mm	2 170

发动机系统

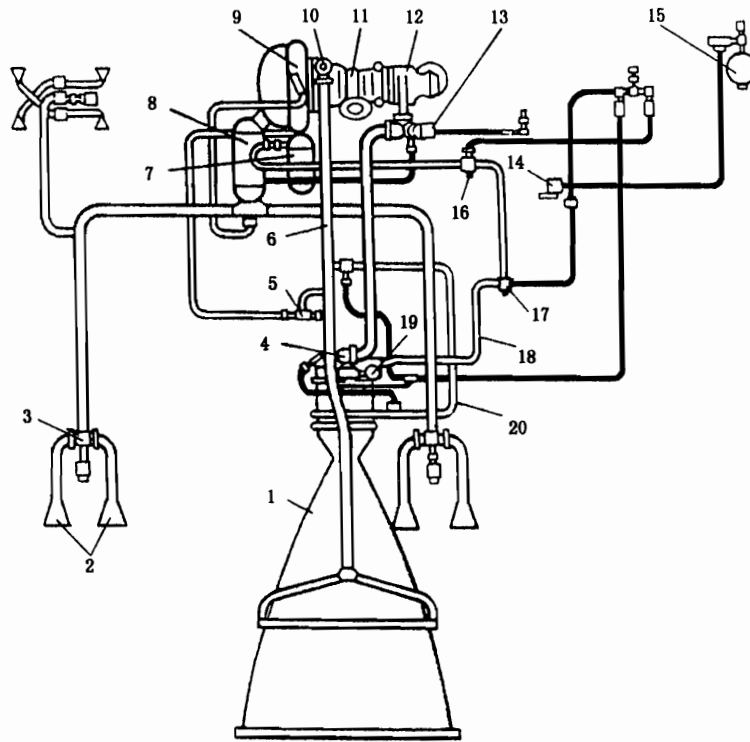
系统组成 RD-119 发动机的系统由启动系统、供应系统、控制系统、调节系统、贮箱增压系统及推力矢量控制系统等组成。

启动系统 由启动火药柱及燃烧室火药点火装置组成。启动火药柱装于燃气发生器内。燃烧室火药点火装置置于燃烧室内并固定在喷管堵盖上。

供应系统 由涡轮泵、推力室、燃气发生器及管路等组成。

调节系统 由推力调节器及管路等组成。

控制系统 由氧化剂主阀、燃料主通-断阀、燃料副通-断阀、氧化剂电爆断流阀、燃料电爆断流阀、高压氮气瓶、氮气减压阀及氮气管路等组成。两电爆断流阀由电爆管控制,其余阀门由氮气操纵。



RD-119 发动机气液系统图

- 1—推力室 2—姿控喷管 3—燃气分配电动阀 4—氧化剂电爆断流阀 5—混合器 6—燃料主管路 7—燃气发生器 8—换热器 9—涡轮 10—燃料主通—断阀 11—燃料泵 12—氧化剂泵 13—氧化剂主阀 14—氮气减压器 15—高压氮气瓶 16—燃料副通—断阀 17—推力调节器 18—燃料副管路 19—燃料电爆断流阀 20—内冷却带燃料管路

贮箱增压系统 由换热器、混合器及管路等组成。

推力矢量控制系统 由三组姿控喷管、燃气分配电动阀及管路等组成。

工作原理 启动前氧化剂泵由地面系统进行预冷,然后充入液氧。同时给燃料泵充入偏二甲肼。接到启动指令时,给燃气发生器的点火器电爆管通电,引燃点火药,启动火药柱开始燃烧,其燃烧产物驱动涡轮泵,同时对燃气发生器内用于催化分解偏二甲肼的碳质填料进行加热。

当泵后压力达到一定值时,氧化剂主阀和燃料主通-断阀打开。氧化剂从泵后经主阀及电爆断流阀进入喷注器氧化剂腔,喷入燃烧室。燃料从泵后经燃料主通-断阀进入推力室冷却套,对推力室进行外冷却。由喷注器和喷管前的液膜冷却带进行内冷却。加热后的燃料从冷却套出来后再经燃料电爆断流阀,大部分燃料进入喷注器燃料腔,喷入燃烧室。另一部分燃料则通过推力调节器及燃料副通-断阀进入燃气发生器,进行催化分解产生高温燃气,驱动涡轮泵。当氧化剂和燃料一进入燃烧室,点燃火药点火装置,发动机进入启动工况。当启动火药柱工作结束,涡轮泵完全由燃气发生器产生的燃气进行工作,发动机进入主级工况。此外,在进入推力室冷却套以前,从燃料主管路中引出一部分燃料用作液膜冷却。这部分燃料的流量由专门的调节器调节。

当接到关机指令时,按顺序关闭燃料主通-断阀,燃料副通-断阀以及氧化剂和燃料电爆断流阀,发动机就关机。

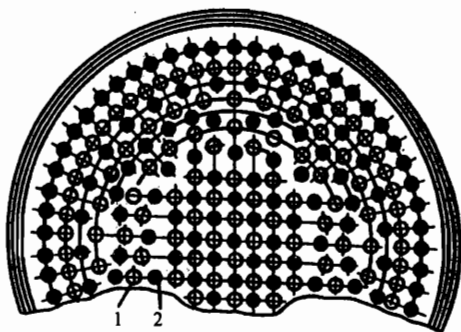
氧化剂箱增压采用气氧,由装在涡轮排气管内的换热器使液氧气化。燃料箱增压采用燃气发生器的燃气,从燃气发生器引出一部分燃气在专门的混合器内与一部分液体偏二甲肼混合,使液体偏二甲肼蒸发以降低增压气体的温度。

涡轮排气沿着分配管路分配到三组固定的姿控喷管。每组喷管装有控制燃气分配的电动阀,以提供所需的姿控力矩。为了增加控制力矩,还需通过旁通系统向涡轮排气中补充不超过 20% 的燃气发生器出口燃气(见系统图)。

发动机主要部件

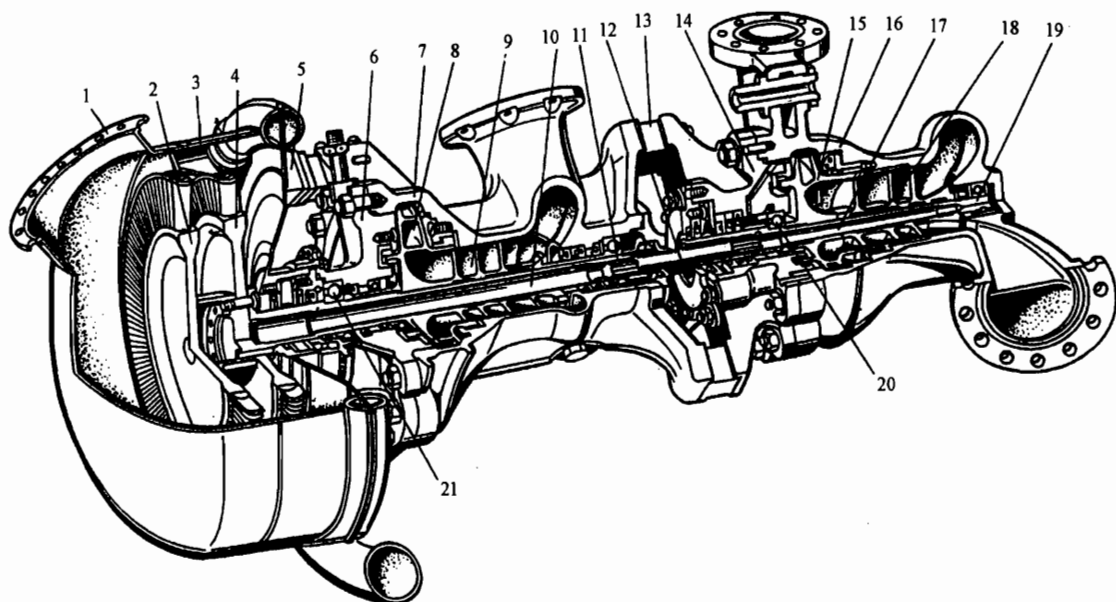
推力室 推力室由喷注器、燃烧室和大喷管组成。燃烧室内径 210 mm,喉部直径为 93 mm,喷管出口压力为 0.0062 MPa。燃烧室由钛合金制成,推力室内喷管堵盖上固定有火药点火装置,用来点燃燃烧室内的推进剂。为了使点火火炬燃烧良好,燃烧室内腔预先充有一定压力的氮气。推力室采用内外壁加波纹板结构,由燃料进行再生冷却。内冷却为由喷注器和喷管入口前的液膜冷却带组成低温近壁层。头部喷嘴排列方案为混合式排列(见图),中间为棋盘式排列,边缘为同心圆式排列。

涡轮泵 涡轮泵由二级冲击式涡轮、氧化剂泵和燃料泵组成(见图)。一根轴上装有涡轮及燃料泵,另一根轴上装有氧化剂泵。两轴由带花键的弹性轴连接,以将涡轮轴上的扭矩传给氧化



RD-119 发动机推力室头部喷嘴排列

1—氧化剂喷嘴 2—燃料喷嘴



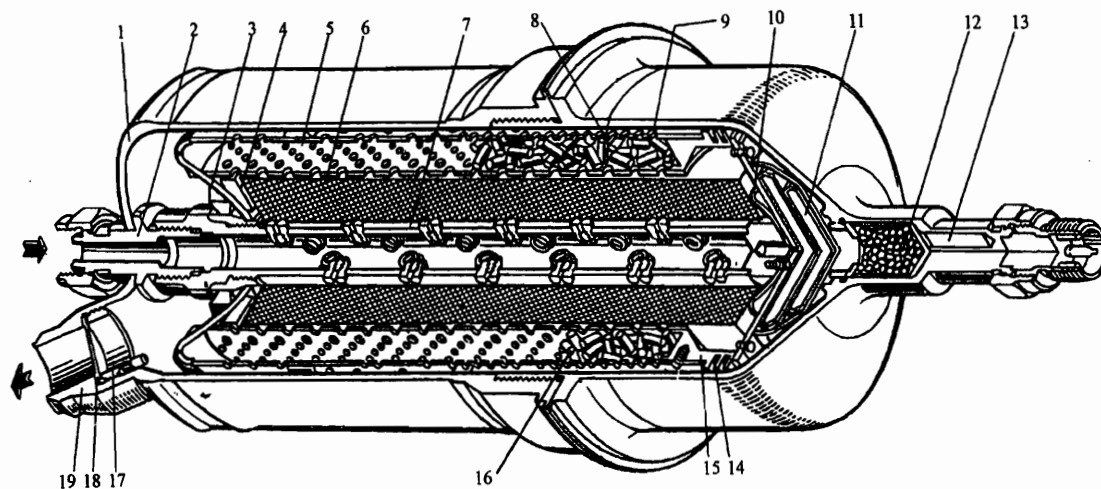
RD-119 发动机涡轮泵结构

1—排气管法兰盘 2,4—二级和一级涡轮盘 3—涡轮静子 5,13—键 6,11—泵盖 7,16—泵壳体 8, 15—离心轮 9,18—诱导轮 10,17—轴 11,19,20,21—轴承 12—弹性轴

剂泵。燃料泵和氧化剂泵都为带诱导轮的单级离心泵。涡轮壳体及两个泵的壳体之间用螺栓通过径向键连接在一起。当由于涡轮和泵的温差引起变形时,径向键能保持涡轮泵的同轴度。涡轮转速 21 000 r/min; 涡轮功率 566 kW。

燃气发生器 燃气发生器是以偏二甲肼为工质的单组元热分解发生器。由外壳、喷雾器、启动火药柱、碳质填料、点火药、电爆管等组成(见图)。外壳由耐热合金钢制成。喷雾器上焊有多个离心式喷嘴。启动火药柱为空心圆柱体,位于喷雾器与碳质填料之间,它在发动机启动时产生的燃气用以驱动涡轮,同时也用以对碳质填料进行加热,以保证喷入的偏二甲肼开始分解。碳质填料是用碳制成的圆柱形颗粒。

偏二甲肼在分解过程中放出的热对碳质填料不断加热,从而保证随后喷入的偏二甲肼继续分解。电爆管及点火药用来点燃启动火药柱。燃气发生器燃气温度为 1 030 K。

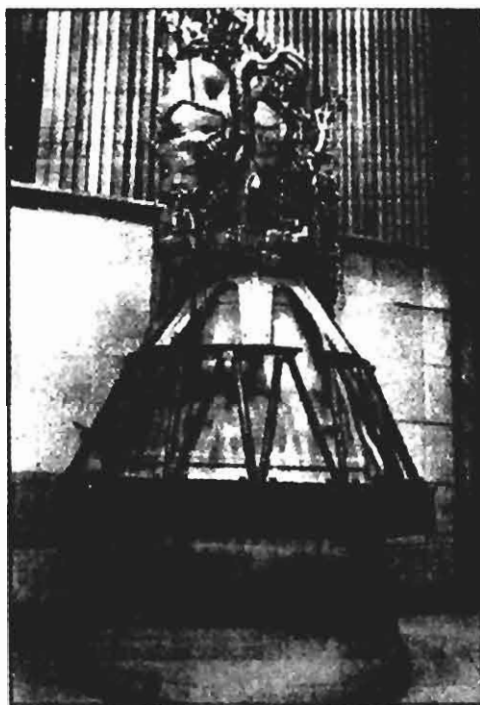


RD-119 燃气发生器结构

1—壳体 2—接管嘴 3—内底 4—支承环 5—外杯套 6—内杯套 7—喷雾器 8—碳质填料 9—外盖
10—弹簧支承 11—点火药 12—启动火药柱 13—电爆管 14—开口的密封环 15—内盖 16—离心式喷嘴
17—螺母 18—膜片 19—转接管

自动器 自动器主要包括氧化剂主阀、燃料主通-断阀、燃料副通-断阀、氧化剂电爆断流阀、燃料电爆断流阀和推力调节器等。它们是控制发动机启动、关机和推力调节的执行组件。氧化剂主阀、燃料主副通-断阀的启闭由氦气操纵。

RD-120



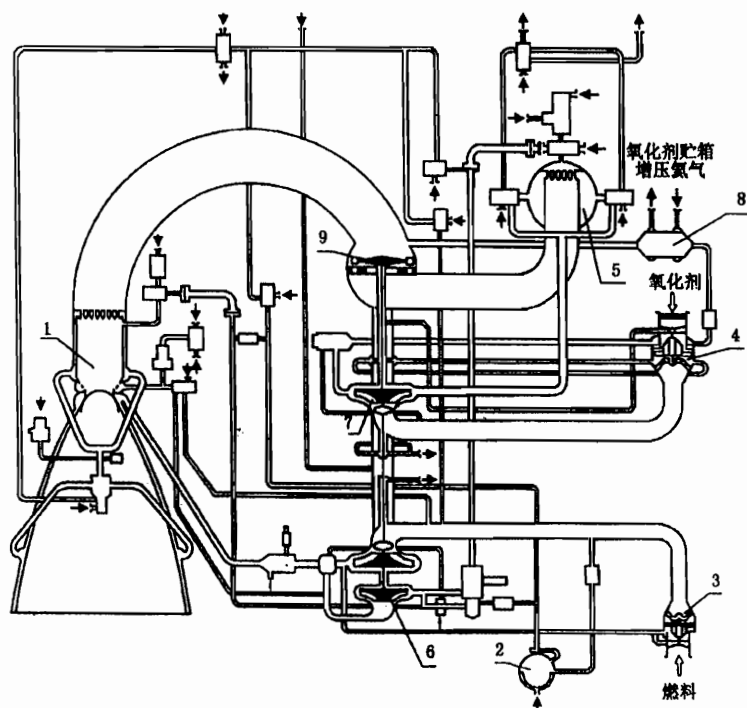
RD-120 液体火箭发动机

RD-120 液体火箭发动机是前苏联“天顶”(ЗЕНИТ)运载火箭的第二级主发动机。前苏联发动机代号为 РД-120,由现动力机械科研生产联合体(НПО ЭНЕРГОМАШ)前身于 1976 年~1987 年研制。推进剂为液氧和煤油。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。用遇氧自燃的点火燃料[13% $\text{Al}(\text{C}_2\text{H}_5)_3$ + 87% $\text{B}(\text{C}_2\text{H}_5)_3$]点火。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	833.6	喷管扩张比		106
氧化剂流量	kg/s	175.4	工作时间	s	315
燃料流量	kg/s	67.46	推力质量比	kN/kg	0.741
混合比		2.6	结构质量	kg	1 125
真空比冲	m/s	3 433.5	直径	mm	1 964
燃烧室压力	MPa	16.28	长度	mm	3 872

发动机系统



RD-120 发动机系统原理图

1—燃烧室 2—减压器 3—燃料预压泵 4—氧化剂预压泵 5—预燃室 6—燃料泵 7—氧化剂泵 8—热交换器 9—涡轮

系统组成 由启动系统、推进剂供应系统、推进剂贮箱增压系统、配气装置、吹除装置、推力与混合比调节装置、泄出与抽真空装置、以及氧化剂系统预冷装置等组成。

启动系统 由启动箱、单向阀、点火燃料管、节流圈、启动燃料阀、推力调节器、启动加速阀组成。

推进剂供应系统 由氧化剂预压涡轮泵、氧化剂泵、氧化剂阀、燃料预压涡轮泵、燃料泵、燃料阀、涡轮以及推力室等组成。借助供应系统把推进剂送入推力室及预燃室。

推进剂贮箱增压系统 由增压氮气瓶、氮气热交换器组成。

配气装置 由球形氮气瓶、球形氦气瓶、充气放气阀、电动气阀组成。

推力与混合比调节装置 由调节器、节流阀、控制电路等组成。

吹除装置 由吹除阀、推力室的第二和第三冷却带吹除阀组成。

泄出及抽真空装置 由泄出阀等组成。

氧化剂系统预冷装置 由循环阀及导管组成。

工作原理 发动机启动时,首先打开泄出阀,放出燃料管路中的气体,再打开燃料箱底的隔离阀,使燃料充填到管路中去。用氮气吹除燃料主阀后的管道及其有关连的腔道,燃料在贮箱压力和本身液柱重力作用下进入燃料腔道。氧化剂在贮箱压力和自身液柱重力作用下进入预燃室。预压泵由氮气吹动,随后分别用氧化剂泵后的高压氧化剂和燃料泵后的高压燃料带动氧化剂和燃料预压泵。氧化剂泵为一级泵,其出口的氧化剂,大部进入预燃室,小部分用于带动氧化剂预压泵。燃料泵为二级泵,第一级泵的出口压力为 29.42 MPa,出口的燃料分为三股:大部分进入燃烧室冷却套;一小部分用于带动燃料预压泵;另一小部分经二级泵后将出口压力提高到 49 MPa,再经推力调节器进入预燃室。预燃室用氧化剂冷却,富氧燃烧,以解决积碳问题。预燃室点火后,大量的富氧燃气驱动涡轮旋转。涡轮后的燃气大部分进入燃烧室头腔,小部分流经氮气热交换器后进入氧化剂泵前。氮气热交换器用于将浸泡在氧化剂箱中的冷氮气瓶中的氮气加温约 400℃,再给氧化剂箱和燃料箱增压。

燃料主阀打开后,进入冷却套的燃料经第一冷却带和头腔,再进入推力室与富氧燃气再次燃烧,随着参数增长,发动机转入主级工作。

关机时,关闭预燃室燃料阀,停止燃料送往预燃室;打开二、三冷却带吹除阀,使其放气并吹除,打开泄出阀,泄出燃料泵前及启动箱内的燃料,对推力室、预燃室燃料腔进行吹除,确保在富氧关机时避免烧坏预燃室和涡轮。泵后压力降低到某一值时,关闭预燃室氧化剂阀,打开泄出阀,泄出发动机腔道中的氧化剂。关机后还需用热氮气对氧化剂系统进行吹风,用热空气对发动机表面进行热吹风,使发动机达到常温状态。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能与结构参数

真空推力	kN	833.6	喉部截面直径	mm	183
氧化剂流量	kg/s	175.4	喷管出口截面直径	mm	1 900
燃料流量	kg/s	67.46	喷管扩张比		108
混合比		2.6	燃烧室比冲效率		0.981 2
燃烧室压力	MPa	16.28	喷管比冲效率		0.961 9

推力室是一个不可拆卸的钎焊-焊接结构,由头部和身部组成。

头部是钎焊焊接结构,采用双组元喷嘴,在平底上按同心圆排列,形成七个燃烧区。富氧燃气经喷嘴中央进入燃烧室,燃料由两底之间的内腔通过喷嘴的切向孔进入燃烧室。点火燃料从头部专门的集液腔经喷孔喷入燃烧室。

身部采用再生冷却,用燃料进行冷却。在喉部截面前有三个冷却带,在内壁表面形成冷却液膜。通过再生冷却和液膜冷却,可使壁温低于 500℃。为保证稳定燃烧,头部利用喷嘴排列成七个燃烧区。发动机身部插入燃料箱后底的中空部位,通过喷管扩散段前部延伸的八个支点与贮箱下端框连接,以传递推力。

推力室主要由钛合金、铜合金、镍基高强度钢材料制成。

涡轮泵 RD-120 发动机共有三台涡轮泵装置:主涡轮泵、氧化剂预压涡轮泵和燃料预压涡轮泵。

主涡轮泵主要性能参数

泵	氧化剂泵	燃料泵
	一级泵	二级泵

入口压力	MPa	1.28	0.5		
出口压力	MPa	33.98	35.07	48.82	
流 量	kg/s	180.42	73.14	3.22	
涡轮					
入口压力	MPa	31.72		出口压力	MPa 17.98
入口温度	K	735		出口温度	K 667
转 速	r/min	19 230		功 率	kW 12 937

预压涡轮泵主要性能参数

参 数	氧化剂预压涡轮泵	燃料预压涡轮泵
转 速 r/min	4 620	4 770
功 率 kW	198.6	49.6
入口压力 MPa	0.32	0.196
出口压力 MPa	1.33	0.65
流 量 kg/s	175.4	67.46

主涡轮泵采用双轴同心结构,涡轮与单级氧化剂泵同轴,双级燃料泵专用一个轴,形成两个独立的组件。涡轮通过花键与氧化剂泵和燃料泵相连,涡轮与两泵壳体通过法兰连接。

主涡轮为单级冲击式涡轮,由静子、轮盘、集合器组成。

氧化剂泵由壳体、离心轮、诱导轮、密封环及轴承组成。

燃料泵为两级离心泵,由壳体、诱导轮、离心轮、密封件及轴承组成。

预压涡轮泵由泵和涡轮组成。泵由诱导轮、壳体、进口管、轴承及卸力盘组成。

燃料预压泵尺寸较小,涡轮静子只有一个喷嘴弧段,出口管与壳体对接处用橡胶“O”形圈密封。

自动器 RD-120 发动机共采用 18 种类型的阀,主要有推力调节器、燃料节流阀、循环阀、主阀、启动阀、单向阀、泄出阀、充气阀、吹除阀、电动气阀等。

预燃室 预燃室主要性能参数

氧化剂流量	kg/s	173.35	混合比	53.84
燃料流量	kg/s	3.22	燃气压力	MPa 31.85
燃气温度	K	735		

预燃室是不可拆卸的钎焊结构。主要由头部喷注器、身部、顶盖、球形外壳及进口管组成。有 37 个喷嘴,以同心圆形式排列。主要部件由镍基合金制造,内壁为铜合金制造。

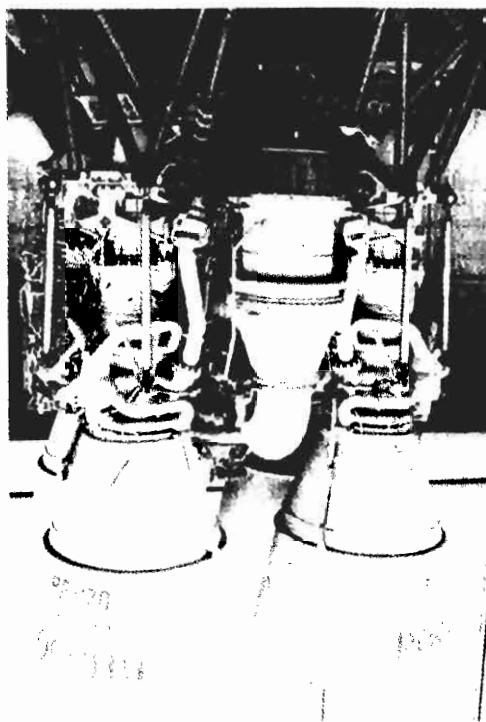
热交换器 用于将 -18°C 的氦气加热到 230°C 后给氧化剂贮箱和燃料贮箱增压。

启动箱 用于将点火燃料从点火燃料管挤压到燃烧室和预燃室。点火燃料管用于贮存点火燃料 $[13\% \text{Al}(\text{C}_2\text{H}_5)_3 + 87\% \text{B}(\text{C}_2\text{H}_5)_3]$ 。当发动机启动时,向预燃室和推力室供应点火燃料。

RD-170

RD-170 液体火箭发动机是前苏联中型运载火箭“天顶”(ЗЕНИТ)的第一级发动机;也是重型运载火箭“能源”(ЭНЕРГИЯ)的助推级发动机。发动机用一台涡轮泵供应四台推力室。由现动力机械科研生产联合体(НПО ЭНЕРГОМАШ)前身于 1974 年~1985 年研制。推进剂为液氧和煤油。采用富氧分级燃烧循环,泵压式供应系统。发动机能双向摇摆 $[\pm 8(^{\circ})40']$ 和多次启动。采用点火燃料 $[13\% \text{Al}(\text{C}_2\text{H}_5)_3 + 87\% \text{B}(\text{C}_2\text{H}_5)_3]$ 点火。

RD-170 发动机的结构特点是:(1)用一个配置在 4 个推力室中央部位的涡轮泵同时向 4 个推力室供



RD-170 液体火箭发动机

应推进剂,这种布局不仅降低了发动机的高度,而且使结构更为紧凑;(2)仅用推力室摆动,涡轮泵系统及自动器部分不摆动,提高了发动机的可靠性,伺服机构的功率也相应地减小。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	7 259	喷管扩张比		36.4
真空推力	kN	7 904	工作时间	s	150
氧化剂流量	kg/s	1 728.2	推力质量比	kN/kg	0.632
燃料流量	kg/s	664.7	结构质量	kg	9 755
混 合 比		2.6	直 径	mm	3 700
海平面比冲	m/s	3 030	高 度	mm	4 000
真空比冲	m/s	3 305	燃烧室压力	MPa	24.54

发动机系统

系统组成 由启动系统、推进剂供应系统、推进剂贮箱增压系统、配气和吹除装置、泄出和抽真空装置以及氧化剂系统预冷装置等组成。

启动系统 由点火燃料管、单向阀、节流圈、启动箱和启动燃料阀组成。

推进剂供应系统 由预压泵、涡轮泵、预燃室、阀及推力室组成。

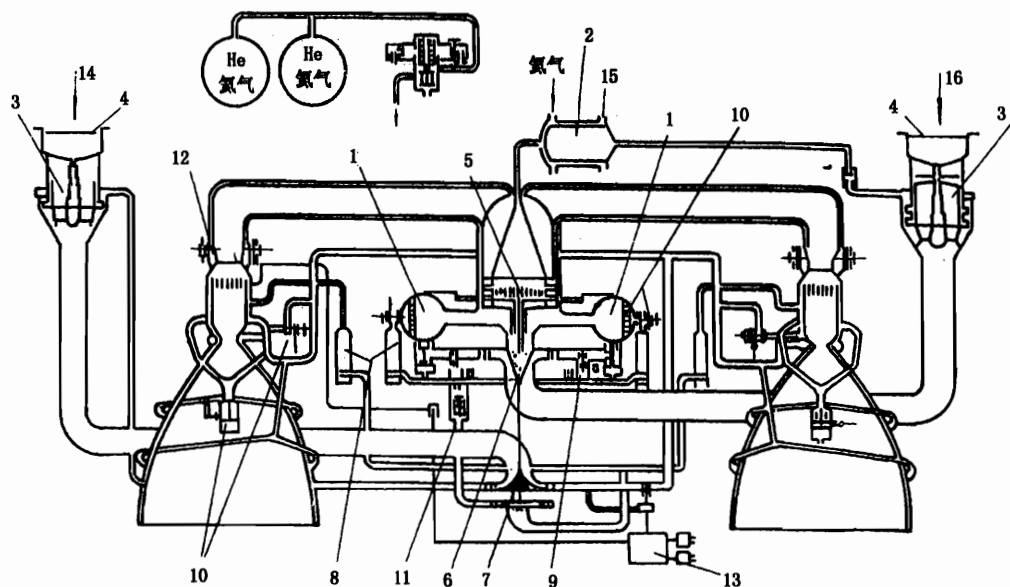
推进剂贮箱增压系统 由氮气瓶、热交换器及管路等组成。

配气装置 由气瓶、充放气阀及导管组成。

吹除装置 由吹除阀、推力室的第二和第三冷却带吹除阀组成。

泄出装置及抽真空装置 由泄出阀及导管组成。

氧化剂系统预冷装置 由循环阀及导管组成。



RD-170 发动机系统原理图

1—预燃室 2—热交换器 3—预压泵 4—过滤器 5—涡轮 6—氧化剂泵 7—燃料泵 8—点火燃料管 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

工作原理 发动机启动时,首先打开泄出阀,泄出燃料管路中的气体,并用氮气吹除燃料主阀后的燃料管道,燃料在贮箱压力和本身液柱重力作用下进入燃料腔道。氧化剂在贮箱压力和自身液柱重力作用下进入预燃室。用氮气吹动预压泵,用高压燃料带动燃料预压泵,用富氧燃气驱动氧化剂预压泵。泵后的氧化剂全部进入预燃室。燃料经过泵后大部分进入推力室冷却套对推力室进行冷却;一小部分用于带动燃料预压泵;另一小部分经二级燃料泵增压后进入预燃室。发动机用点火燃料点燃。点火后预燃室产生大量富氧燃气,用于驱动涡轮旋转。经过涡轮后的燃气大部分进入燃烧室头腔,经喷嘴喷入燃烧室与燃料再进行二次燃烧。小部分富氧燃气经增压用的氮气热交换器将冷氮气加温后进入氧化剂预压泵,再进入氧化剂泵前。

随着参数增长,燃料经第一冷却带和头腔进入燃烧室与富氧燃气再次进行燃烧,发动机进入主级工作状态。

关机时,首先关闭预燃室燃料阀,停止向预燃室供应燃料;再打开泄出阀,泄出燃料泵前及启动箱内的燃料,并对预燃室和推力室的燃料腔进行吹除,确保关机时富氧燃气不把预燃室和涡轮烧坏。泵后压力降到某一值时,关闭预燃室氧化剂阀,打开泄出阀,泄出发动机腔道中的液氧。关机后用热氮气对液氧系统进行吹除,用热空气对发动机表面进行热吹风,使发动机达到常温状态。

发动机主要部件

推力室 RD-170 推力室在结构上基本与 RD-120 发动机推力室相同,是一个不可拆卸的焊接结构。由喷注器、燃烧室和喷管组成。

喷注器有主喷嘴和隔板喷嘴两种型式,共 331 个,均为双组元同轴式结构,用同心圆排列。主喷嘴的外喷嘴(燃料)为双排切向孔离心式结构,而隔板喷嘴的外喷嘴(燃料)为螺旋槽钎焊离心式结构,内喷嘴均为流通富氧燃气的直流孔。主喷嘴由钢材料制成,隔板喷嘴由铜合金制成。

头部由青铜制造,中底为镍合金制造。

推力室采用煤油进行液膜和再生冷却,燃烧室和喷管为铣槽夹层结构。为提高冷却效果,铜壁槽底加工有强化传热的局部凸起,为斜形槽结构。

燃烧室的圆柱段和喉部材料为铜合金,喷管内壁在扩张比 6.6 以下为钢。铜和钢采用电子束焊联接。内壁涂有镍铬涂层,以提高耐热能力。外壁为镍基合金。

推力室顶端的燃气进口导管用大波纹管与头部相连,以满足摇摆工作要求。

推力室的结构尺寸为:

燃烧室直径	mm	378	喉部直径	mm	234
喷管出口直径	mm	1 426	扩张比		36.4

涡轮泵 RD-170 发动机涡轮泵由氧化剂和燃料离心泵、把燃料输送到预燃室的预燃室级泵和轴流式涡轮组成。涡轮泵功率为 196MW。

涡轮用降温后(790K)的富氧燃气驱动。为单级轴流式冲击涡轮。

燃料泵为二级泵,氧化剂泵为单级泵,两种泵均为离心结构。氧化剂泵与涡轮同轴,燃料泵单独一个轴,用套轴将两轴联在一起。

燃料和氧化剂均有预压泵,分别装在燃料和氧化剂入口管上。燃料预压泵由高压螺旋泵和单级液压涡轮组成,液压涡轮用燃料泵后的煤油驱动;氧化剂预压泵由高压螺旋泵和两级涡轮组成,两级涡轮由高压主涡轮后的富氧燃气驱动。

阀 RD-170 发动机有两个氧化剂节流阀,一个燃料节流阀,一个预燃室燃料流量调节器,氧化剂和燃料启动和隔离阀,泄出阀,电磁阀等。

预燃室 共有两个平行的预燃室,用于产生富氧燃气,用自燃点火系统点燃。预燃室由通过法兰连接的喷注器和头部顶盖组成,为钎焊和熔焊组件。

此外,还有一个小燃料启动箱,4 根点火燃料导管,二个氦气热交换器,一组高压气瓶等组件。

改进与发展

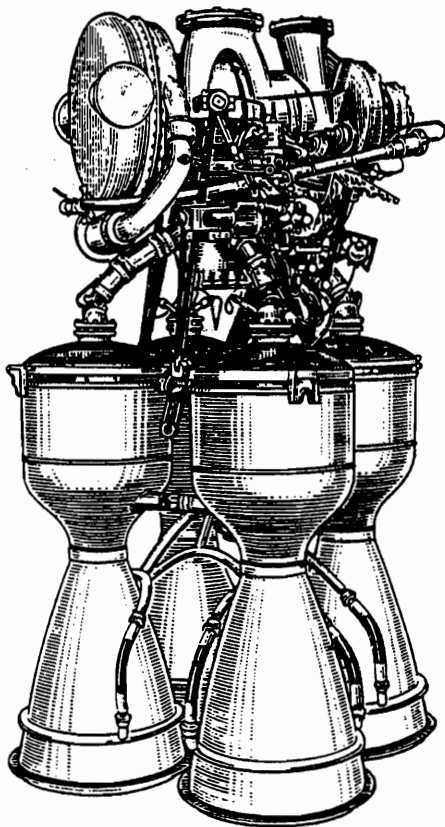
RD-171 发动机由 RD-170 稍加改进而来。主要是万向支架由双轴改为单轴。RD-171 仅用于“能源号”的助推级和“天顶号”的一级发动机作轨道飞行。RD-172 为 RD-170 发动机的改型,真空推力提高了 5%,减少了发动机结构质量。

RD-180 发动机也是由 RD-170 改进而来。主要改进是发动机由一台新研制的涡轮泵供应两个推力室。仍采用分级燃烧循环系统。发动机可用在高可靠性的中型运载火箭上。目前还处于研制阶段。

RD-170 发动机与 RD-172, RD-180 改型发动机的性能和结构参数比较:

		RD-170	RD-172	RD-180
海平面推力	kN	7 259	7 709	3 827
真空推力	kN	7 904	8 354	4 150
海平面比冲	m/s	3 030	3 050	3 050
真空比冲	m/s	3 305	3 305	
燃烧室压力	MPa	24.54	25.89	25.75
喷管扩张比		36.4	36.4	36.4
混 合 比		2.6	2.6	2.6
长 度	mm	4 000	4 000	4 000
直 径	mm	3 700	3 700	3 000
结 构 质 量	kg	12 054	11 730	5 296

RD-214



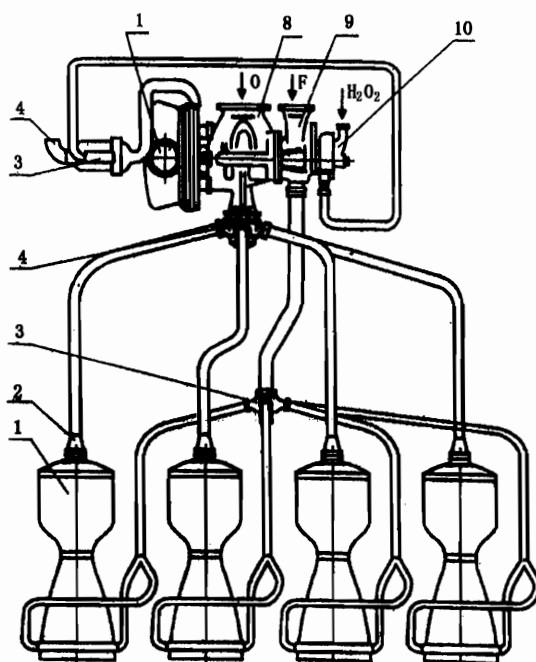
RD-214 液体火箭发动机

RD-214 液体火箭发动机是前苏联“宇宙 1”(КОСМОС 1) 运载火箭的第一级发动机,也是前苏联“凉鞋”(SS-4)地对地单级液体中程弹道导弹的发动机。前苏联发动机代号为 РД-214。由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1952 年~1957 年研制。推进剂采用硝酸加四氧化二氮和精制煤油。采用蒸气燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机由 4 台推力室通过机架并联而成,用燃气舵进行推力向量控制。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	635	喷管出口压力	MPa	0.069
真空推力	kN	730	喷管压力膨胀比		64
海平面比冲	m/s	2 255	工作时间	s	140
真空比冲	m/s	2 590	推力质量比	kN/kg	0.984
氧化剂流量	kg/s	224.94	结构质量	kg	645
燃料流量	kg/s	56.66	直 径	mm	1 800
混 合 比		3.97	长 度	mm	2 380
燃烧室压力	MPa	4.36			

发动机系统



RD-214 发动机系统原理图

1—推力室 2—爆破阀 3—燃料阀 4—氧化剂阀 5—主
阀 6—蒸气燃气发生器 7—涡轮 8—氧化剂泵 9—燃料
泵 10—过氧化氢泵

发动机主要部件

RD-214 发动机由 4 个固定式推力室、一台涡轮泵、一个蒸气燃气发生器、控制组件及其他部件组成。

推力室 推力室的燃烧室为圆柱形,内径 480 mm,喉部直径为 176 mm,用煤油进行再生冷却,其内壁还有喷嘴喷射的液膜以改善冷却条件。身部采用波纹板夹层冷却结构。推力室用钢材制造,固定在刚性组件上。

涡轮泵 涡轮泵由两级轴流冲击式涡轮、氧化剂单级离心泵、燃料单级离心泵和向蒸气燃气发生器供应过氧化氢的单级离心泵组成。涡轮由蒸气燃气发生器内过氧化氢催化分解产生的蒸气燃气驱动。涡轮转速为 7 980 r/min,功率为 1 880 kW。

涡轮和泵安装在两个同心轴上,通过短的柔性轴,同键槽联接在一起。氧化剂泵和涡轮安装在一个轴上,另一个轴安装着燃料泵和过氧化氢泵。

80%浓度的过氧化氢在蒸气燃气发生器内经催化分解,产生的气体驱动涡轮带动泵转动。

在离心泵入口处安放有轴向叶轮,用于防止产生汽蚀现象。

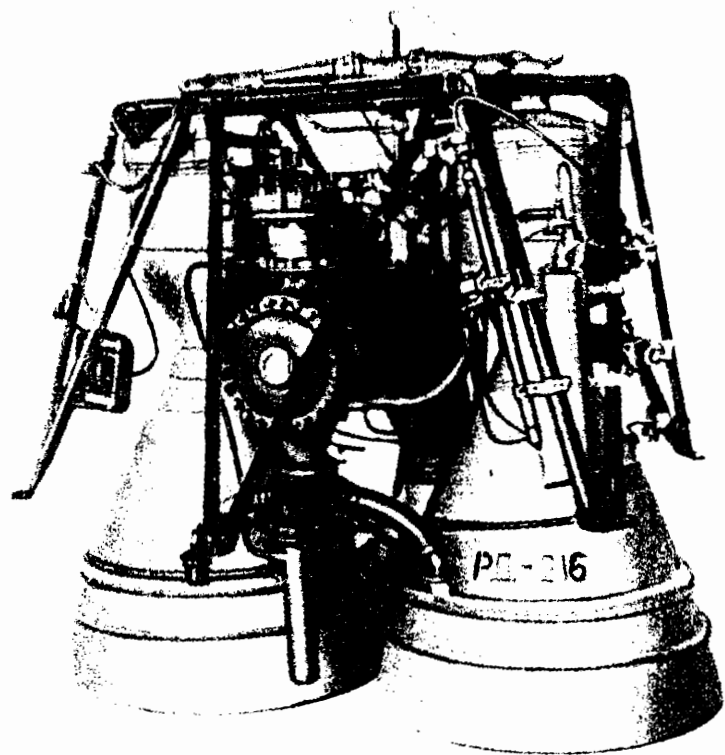
泵壳、离心叶轮和轴向叶轮由铝合金制造。涡轮泵的其他零部件由钢制成。

蒸气燃气发生器为一个圆柱形壳体,内部装有固体颗粒状催化剂,当过氧化氢经过时,催化剂促使过氧化氢分解为水蒸气和氧气。该气体驱动涡轮叶片转动。用改变蒸气燃气发生器的工质流量来调节推力大小。

发动机不用分级启动,推进剂借助于燃料启动箱内的二甲苯胺和三乙胺的混合物点燃燃烧室内的推进剂。化学点燃物充填到燃料管路上的主燃料阀前。

RD-214 发动机关机先由主级转为末级状态再进行关机

RD-216



RD-216 液体火箭发动机

RD-216 液体火箭发动机是前苏联“宇宙 2”(КОСМОС 2)运载火箭的第一级发动机,也是前苏联“短剑”(SS-5)地地中程弹道导弹的第一级发动机(由两台独立工作的分机构成,每台分机是由双燃烧室共泵组成)。前苏联发动机代号为 РД-216。由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1958 年~1960 年研制。推进剂为硝酸加四氧化二氮和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。采用四个燃气舵控制推力向量。

发动机主要性能与结构参数

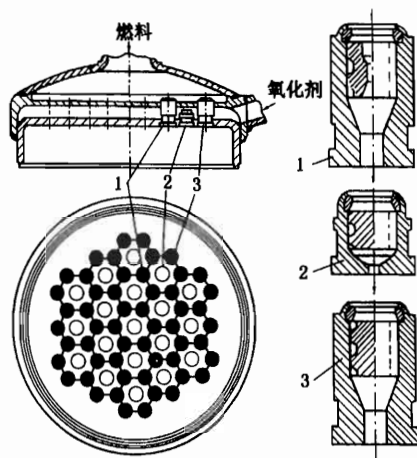
海平面推力	kN	1 469	喷管压力膨胀比		170.9
真空推力	kN	1 728	工作时间	s	170
海平面比冲	m/s	2 429	推力质量比	kN/kg	1.109
真空比冲	m/s	2 857	结构质量	kg	1 325
燃烧室压力	MPa	7.35	直 径	mm	2 300
喷管出口压力	MPa	0.043	长 度	mm	3 490

发动机主要部件

RD-216 液体火箭发动机由两个推力室、一台涡轮泵、燃气发生器、阀及其他组件构成。一级发动机共用四台推力室和两套涡轮泵装置,通过一组机架与箭体相连。采用一套共同的启动系统。发动机结构类似于 RD-219 发动机。与 RD-219 发动机的主要区别为:RD-216 发动机没有推进剂利用系统节流阀;涡轮排气管没有扩张喷管;推力室喷管扩张比(喷管压力膨胀比)较小。

涡轮由燃气发生器产生的富燃燃气驱动,燃气发生器利用主推进剂工作;产生的燃气温度不超过 1 073 K,涡轮废气的温度为 873 K。涡轮泵装在它所供应推进剂的两个推力室之间的空间处,以充分利用发动机舱的空间和缩短发动机的长度。每台涡轮泵功率为 3 270 kW,转速 9 300 r/min。

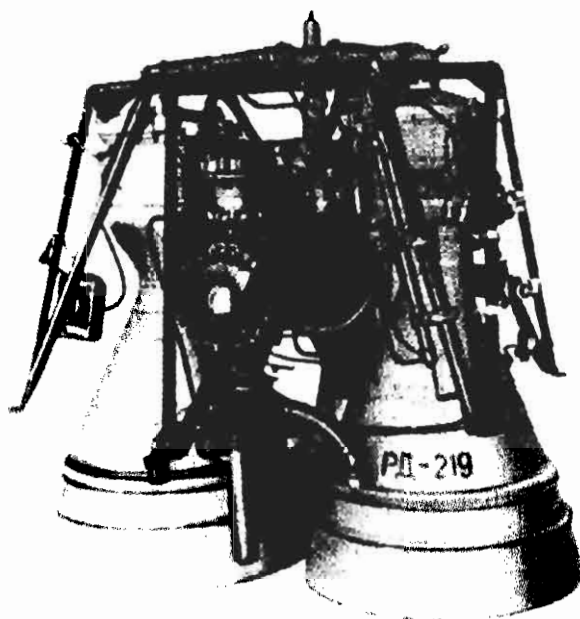
燃气发生器为单壁圆筒式结构。头部由三层底组成。燃料腔在上,氧化剂腔在下。头部装有 73 个单组元喷嘴,按蜂窝状排列(见图)。19 个氧化剂离心式喷嘴位于每个蜂窝的中央。其余 54 个燃料喷嘴均匀分布于每个蜂窝的周边。靠中间的 24 个为直流-离心式喷嘴,靠周边的 30 个为离心式喷嘴,以便使燃料喷到燃气发生器壁面上形成冷却液膜。



RD-216 发动机燃气发生器头部

1—直流-离心式喷嘴 2,3—离心式喷嘴

RD-219



RD-219 液体火箭发动机

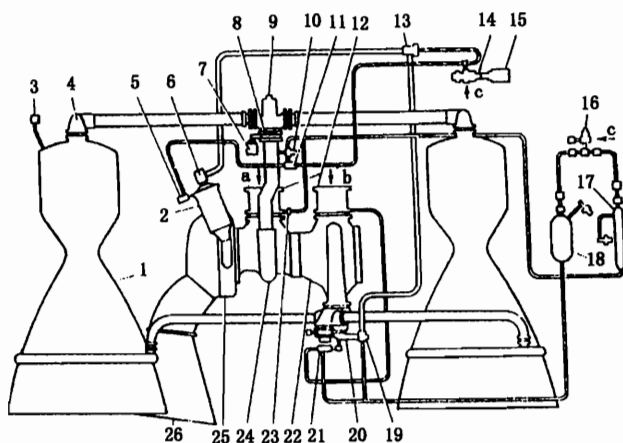
RD-219 液体火箭发动机是前苏联“旋风”(ЛИКЦИОН)运载火箭第二级发动机,也是前苏联第二代洲际弹道导弹“悬崖”(SS-9)的第二级主发动机。前苏联发动机代号为 РД-219。发动机由一台涡轮泵带动

两台推力室。由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于1958年~1961年研制。推进剂为硝酸加四氧化二氮和偏二甲肼。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。

发动机主要性能与结构参数

真 空 推 力	kN	990	喷管压力膨胀比		272.2
真 空 比 冲	m/s	3 110	工作时间	s	148
氧化剂流量	kg/s	318.22	推力质量比	kN/kg	1.49
燃 料 流 量	kg/s	90.95	结构质量	kg	665
混 合 比		2.5	直 径	mm	2 200
燃 烧 室 压 力	MPa	7.5	长 度	mm	2 040
喷管出口压力	MPa	0.0276			

发动机系统



RD-219 发动机系统图

1—推力室 2—燃气发生器 3—推力调节系统压力传感器 4, 5, 6—断流阀 7, 15—电传动装置 8—推进剂利用系统节流阀 9—氧化剂主阀 10, 19—启动组件单向阀 11, 13—燃气发生器调节阀 12—电爆膜片隔离阀 14—减压阀 16—电动气动启动阀 17, 18—氧化剂启动箱, 燃料启动箱 20—燃料主阀 21, 23—启动箱充填阀 22, 24—燃料泵, 氧化剂泵 25—涡轮 26—排气喷管 a—氧化剂 b—燃料 c—来自箭上气瓶的高压氮气

系统组成 RD-219 发动机的系统由主系统、副系统、启动系统、调节系统、推进剂利用系统、控制系统等组成。

主系统 由电爆膜片隔离阀、涡轮泵、氧化剂主阀、燃料主阀、氧化剂断流阀、推力室及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、燃气发生器调节阀、断流阀、涡轮排气管等组成

启动系统 由氧化剂启动箱、燃料启动箱、启动充填阀、单向阀、电动气动启动阀及管路等组成。

调节系统 由燃气发生器调节阀、推力调节压力传感器、电动减压阀及管路等组成。

推进剂利用系统 由电传动装置、节流阀等组成。

控制系统 由电传动装置、断流阀、电动气动启动阀、减压阀、气路系统等组成。

工作原理 启动时首先打开泵入口处的电爆膜片隔离阀,使推进剂充填到泵腔和启动箱内。在泵后两推进剂主阀关闭的情况下

用氮气把启动涡轮泵所需的推进剂从启动箱挤压到燃气发生器内。由燃气发生器产生的燃气驱动涡轮泵。随着泵后压力增加,打开两推进剂主阀,这时燃气发生器的供应由挤压供应转换为泵压供应。发动机很快转入主级工作。

按运载火箭视速度调节系统的指令,调节燃气发生器的两个调节阀,改变燃气发生器的流量,对发动机进行推力调节。按推进剂利用系统发出的指令,调节泵后电动节流阀,改变进入推力室的氧化剂流量,对推进剂混合比进行调节。发动机关机时依次关闭燃气发生器上两个断流阀和推力室上的氧化剂断流阀,切断燃气发生器和推力室的推进剂供应。关闭推力室的同时,泄出冷却通道中的燃料,以减少后效

冲量。

发动机主要部件

RD-219 发动机由两台推力室、一台涡轮泵、一台燃气发生器、各种自动器、发动机机架等组件组成。推力室安装在专门的机架上,涡轮泵水平安装在两个推力室之间(在喉部区域),固定在机架上。

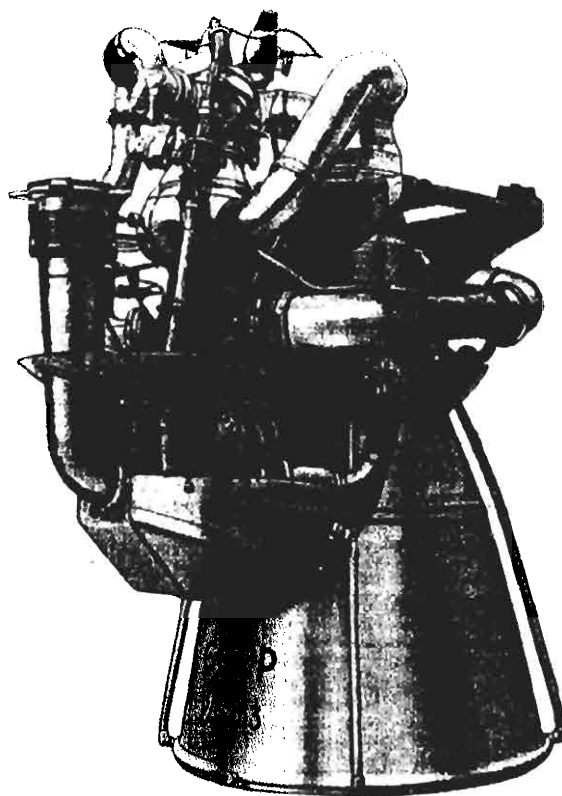
推力室结构类似于 RD-107 发动机结构,由钢制造。所不同的是 RD-219 推力室采用单组元喷嘴和整个冷却套采用波纹板结构。

涡轮泵有两个带诱导轮的离心泵(从两侧入口)和一个轴流式两级冲击式涡轮,分别安装在两个轴上,一个轴安装氧化剂泵和涡轮;另一个轴上安装燃料泵,两轴之间的扭矩通过短的柔性轴传递。涡轮功率为 3 570 kW,转速为 9 480 r/min。泵的叶轮、诱导轮和壳体由铝合金制造。涡轮转子和进气管由镍基合金制造。涡轮泵的其他部件由钢制造。用 1.8% 的推进剂在燃气发生器内产生富燃燃气供给涡轮。燃气温度为 1 100 K。

燃气发生器是圆筒形的单壁结构,在头部用燃料经喷嘴喷到壁面上,形成冷却液膜。燃气发生器由钢和镍基合金制造。涡轮废气经扩张喷管排出,产生 8 kN 的推力。自动器有电动的,电爆的,也有用氮气压力控制的。来自箭上气瓶的高压氮气经减压后用于控制阀门的动作

RD-253

RD-253 液体火箭发动机用于前苏联“质子”(ПРОТОН)系列运载火箭和“撒旦”(SS-18),“匕首”SS-19 洲际弹道导弹的第一级动力装置,该动力装置由 6 台 RD-253 发动机并联构成。发动机由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1961 年 ~ 1965 年研制。前苏联发动机代号为 ПД-253。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。每台发动机可作切向摆动,以控制火箭的飞行状态。发动机的主要特点是:(1)预燃室采用富氧燃烧;(2)发动机启动方式为“自身启动”;(3)发动机广泛采用焊接结构;(4)采用两台小型燃气发生器提供燃气给两贮箱增压。



RD-253 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	1 474
真空推力	kN	1 635
海平面比冲	m/s	2 795
真空比冲	m/s	3 100
混 合 比		2.69
燃烧室压力	MPa	14.7

喷管扩张比		26
工作时间	s	130
推力质量比	kN/kg	1.15
结构质量	kg	1 280
直 径	mm	1 500
长 度	mm	2 720

发动机系统

系统组成 RD-253 发动机的系统由推进剂供应系统、调节系统、推进剂利用系统、贮箱增压系统等组成。

推进剂供应系统 由涡轮泵、入口电爆阀、预燃室电爆阀、推力室主燃料电爆阀及管路等组成,用于将推进剂送入推力室及预燃室。

调节系统 由电动控制的推力调节器组成,用于调节发动机推力。

推进剂利用系统 由燃料主管路上的电动控制的节流阀组成,用来调节发动机混合比,以保证发动机两贮箱的推进剂同时耗尽。

贮箱增压系统 由两台专用的燃气发生器(系统图上未示出)及管路组成。氧化剂贮箱由富氧燃气发生器提供富氧燃气;燃料贮箱由富燃料燃气发生器提供富燃料燃气。

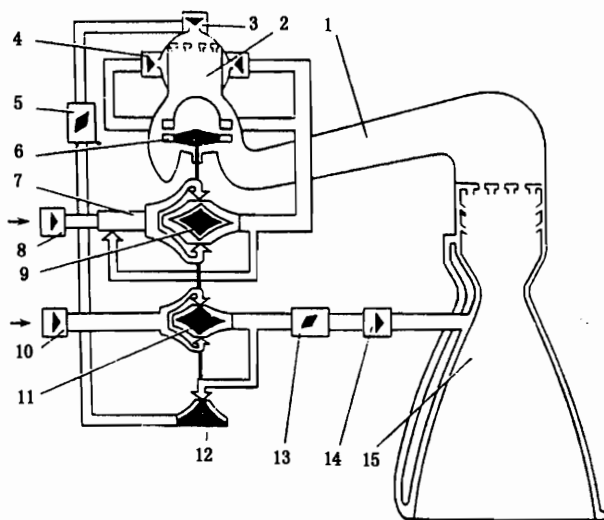
工作原理 发动机启动方式为“自身启动”。启动时,通电打开两泵前入口电爆阀。在贮箱压力和推进剂液柱静压头作用下,推进

剂组元充填泵腔。然后通电打开预燃室氧化剂电爆阀和燃料电爆阀,推进剂组元进入预燃室,进行自燃燃烧。按程序通电打开推力室主燃料电爆阀,燃料进入推力室冷却通道,经过一小段时间后才进入头部。这时预燃室产生的燃气已驱动涡轮旋转。给涡轮作功后的燃气沿燃气导管进入推力室。在燃烧室内燃气与沿推力室冷却通道进入的燃料进行燃烧。适当选择燃气和燃料进入推力室的时间,就可保证在推力室内还没有建立反压时,涡轮已达到足够的转速。随着转速不断增长,发动机转入主级工作。

从氧化剂泵出来的氧化剂全部进入预燃室。从第一级燃料泵出来的大部分燃料进入推力室冷却通道,小部分燃料经第二级燃料泵增压后送入预燃室。预燃室流量占推进剂总流量的 75% 左右。

泵后装有主燃料电爆阀及预燃室氧化剂电爆阀和燃料电爆阀,用以给推力室供应燃料和给预燃室供应氧化剂和燃料。

预燃室燃料管路上装有推力调节器,这是一种电动的节流阀,用以控制预燃室的燃料流量。当改变燃料流量时,就改变了预燃室的混合比,这就改变了燃气的 RT 值,因而涡轮和泵的功率发生了变化,也即



RD-253 发动机系统原理图

- 1—燃气导管 2—富氧预燃室 3—预燃室燃料电爆阀 4—预燃室氧化剂电爆阀 5—推力调节器 6—涡轮 7—引射泵 8—氧化剂泵入口电爆阀 9—氧化剂泵 10—燃料泵入口电爆阀 11—燃料泵 12—第二级燃料泵 13—节流阀 14—主燃料电爆阀 15—推力室

改变了泵后压力及流量,从而调节了发动机推力。

推力室燃料主管路上装有电动节流阀,由推进剂利用系统进行控制,根据其指令调节燃料流量,改变发动机推进剂混合比。

关机时,通电关闭电爆断流阀(系统图上未示出),切断推进剂供应,发动机关机。

发动机主要部件

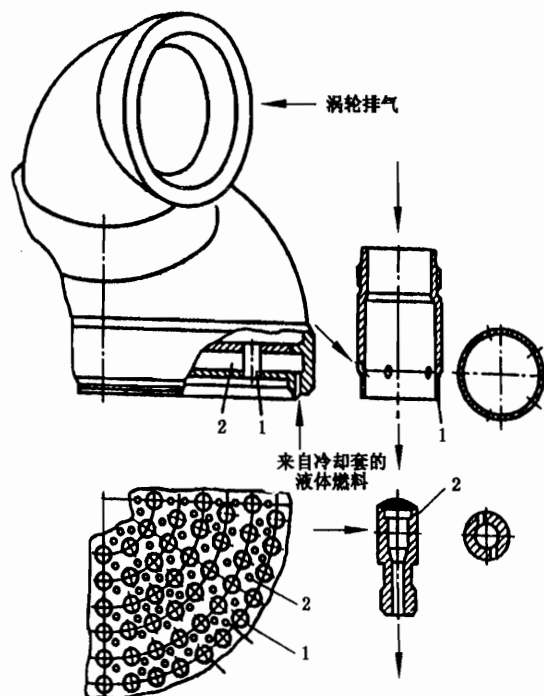
推力室 推力室由头部和身部组成。

头部装有 169 个主喷嘴,均匀地排列在 7 个同心圆的圆周上(见图)。主喷嘴为气液双组元直流-直流式喷嘴。为了保护内底,在主喷嘴之间配置了 200 多个小流量的燃料单组元离心式喷嘴。冷却液自冷却通道直接进入头部内腔,给涡轮作功后的富氧燃气则沿燃气导管直接进入头部外腔。在燃气导管中装有导流栅,用以使燃气压力沿横截面均匀分布。

身部为内外壁组成的焊接结构。冷却通道为铣槽和波纹板(喷管出口部位)结构,采用再生冷却和气液薄膜冷却。再生冷却用燃料作冷却剂。燃料泵后绝大部分燃料进入冷却通道的集合器,此集合器位于喷管临界截面之后,其中大部分燃料沿冷却通道流向推力室头部,小部分燃料流向喷管出口,并汇集在喷管出口处的集合器内,然后从这里沿导管回流到位于推力室圆柱段末端的集合器。在这里的两股燃料流量汇集在一起,再沿推力室冷却通道流向头腔。除了再生冷却及由头部形成的低温近壁层外,在推力室的圆柱段还设有两条内冷却带。冷却通道内的燃料经冷却带上的小孔喷入室内,在内壁上形成气液冷却薄膜。燃烧室内壁内表面还涂有耐热陶瓷涂层。燃烧室壁的热流密度为 120 MW/m^2 。燃烧室压力为 14.7 MPa 。喷管出口截面压力为 0.061 MPa 。

燃烧室内壁内表面还涂有耐热陶瓷涂层。燃烧室壁的热流密度为 120 MW/m^2 。燃烧室压力为 14.7 MPa 。喷管出口截面压力为 0.061 MPa 。

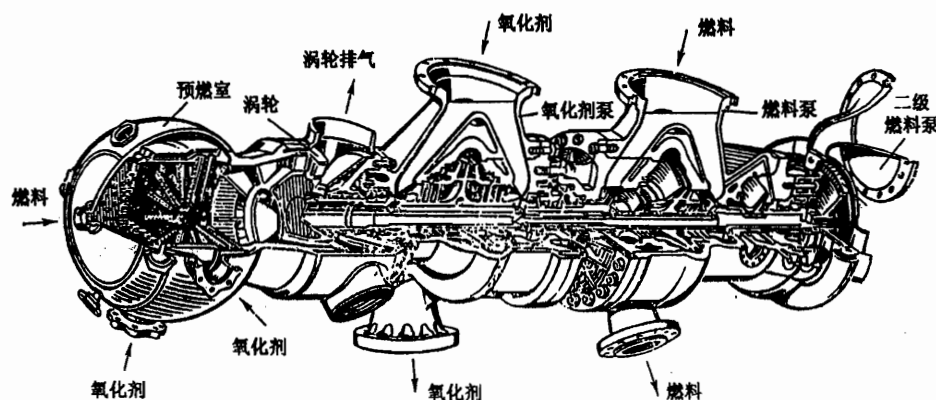
涡轮泵 涡轮泵由两台双面入口的带诱导轮的离心泵和轴流冲击式涡轮组成(见图)。涡轮转速为



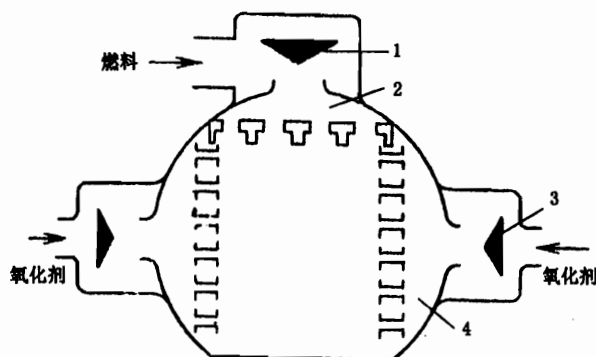
RD-253 发动机推力室头部

1—气液双组元直流一直流式喷嘴

2—液体单组元离心式喷嘴



RD-253 发动机涡轮泵



RD-253 发动机预燃室

1,3—电爆阀 2—燃料喷注器 4—氧化剂喷注器

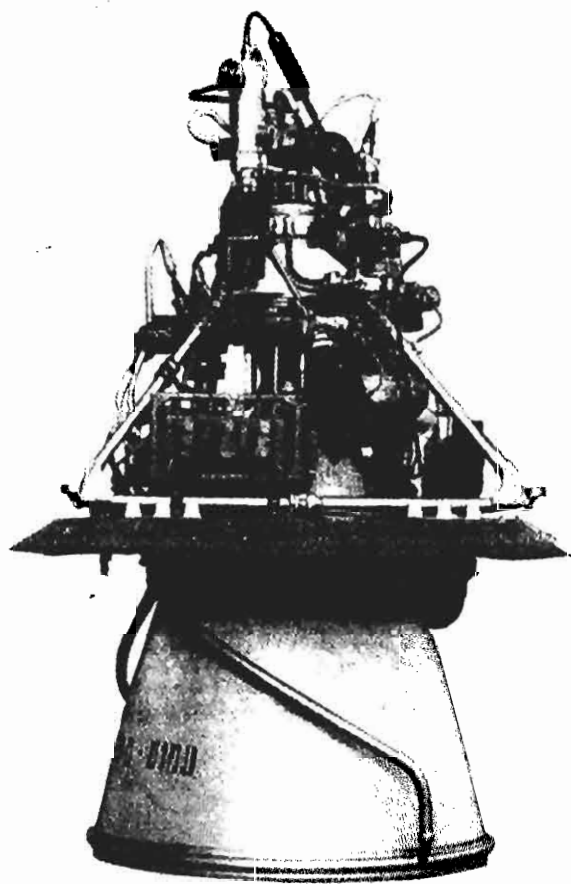
高压富氧燃气温度为 780 K, 燃气压力为 24 MPa。

自动器 RD-253 发动机共采用 9 个结构简单的电爆阀, 用以控制发动机的启动和关机。发动机上还设有推力调节器和节流阀, 用以控制飞行时发动机的推力和混合比。

14 000 r/min, 涡轮和泵配置在两个轴上, 氧化剂泵和涡轮安装在一个轴上; 燃料泵安装在另一个轴上, 两轴之间用一个短的挠性轴传递扭转力矩。燃料泵为两级, 第一级向推力室供应燃料, 先对推力室进行冷却, 再进入燃烧室; 第二级向预燃室供应燃料, 产生高压富氧燃气。氧化剂进口导管装有引射泵, 以提高氧化剂入口压力, 由氧化剂泵后的高压导管引出一股氧化剂供给此引射泵。涡轮的功率为 18 740 kW。

预燃室 预燃室为球形结构(见图), 直接焊接在涡轮壳体上。室壁用氧化剂进行冷却。预燃室流量占推进剂总流量的 75% 左右。产生的

RD-448



RD-0109 液体火箭发动机

RD-448 液体火箭发动机是前苏联“东方”(ВОСТОК)运载火箭第二级发动机, 亦称 PO-7 发动机。由前苏联柯兹贝格设计局(现化工自动化设计局)同科罗廖夫设计局(现能源科研生产联合体)于 1958 年联合完成研制。其初型称作 RD-0105, 改进型称作 RD-0109。推进剂为液氧和煤油。采用蒸气燃气发生器循环, 泵压式供应系统。RD-448 是前苏联第一台在真空环境中点火启动的液氧/煤油发动机。它的主要特点是由 1 个主推力室和 4 个摆动姿控喷管组成, 采用 1 台涡轮泵装置供应推进剂, 由过氧化氢在蒸气燃气发生器中分解产生的蒸气燃气驱动涡轮, 涡轮废气作为 4 个摆动姿控喷管的动力。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	54.9	推力质量比	kN/kg	0.454
真空比冲	m/s	3 198	结构质量	kg	121
燃烧室压力	MPa	5	长 度	mm	1 600
工作时间	s	440	直 径	mm	766
喷管扩张比		82.17			

RD-448 发动机未采用推进剂利用系统。它分两步关机,先将推力降低至 45%,持续 4s 后,再关机。发动机分级关机可以减轻关机造成的干扰,有利于提高有效载荷的入轨精度。

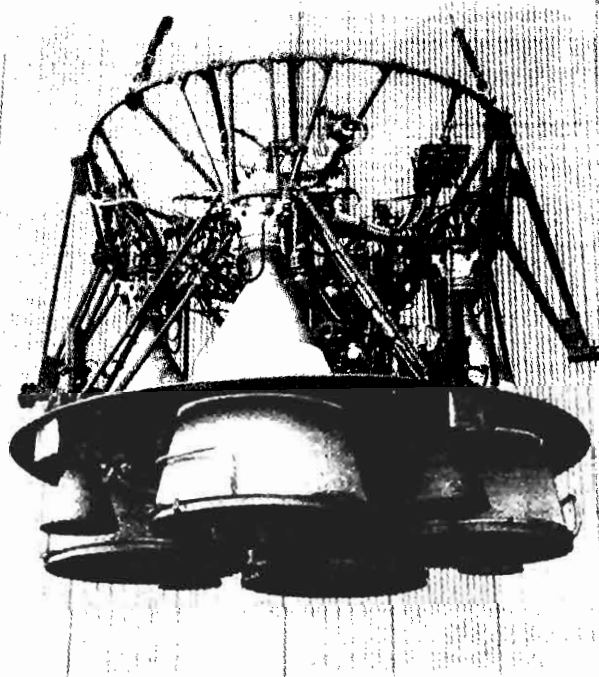
RD-448 发动机的初型 RD-0105 用于前苏联“月球号”运载火箭二子级,真空推力为 49.1 kN,真空比冲为 3 100 m/s,工作时间 430 s。其改进型 RD-0109 发动机更完善和更安全可靠,用于“东方号”运载火箭第二级,真空推力为 54.5 kN,真空比冲 38 173 m/s,工作时间 430 s,后期才提高到真空推力 54.9 kN,真空比冲 3 198 m/s,工作时间 440 s。

RD-448 不具有再启动能力。

改进与发展

通过提高燃烧室压力,把发动机真空推力提高到 68.7 kN,比冲提高到 3 335 m/s。用作“闪电”运载火箭的第三级发动机。

RD-461



RD-461 液体火箭发动机

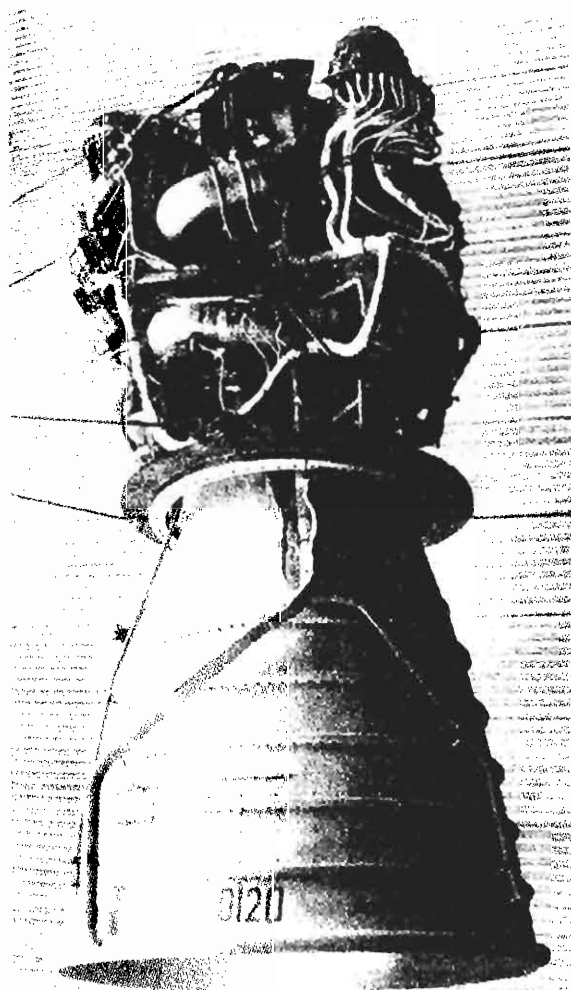
RD-461 液体火箭发动机是前苏联“闪电”(МОЛНИЯ)和“联盟”(СОЮЗ)运载火箭第二级用的发动机,也是“上升”(ВОСХОД)运载火箭第二级用的发动机。1960 年由前苏联柯兹贝格设计局(现化工自动化设计局)同科罗廖夫试验设计局(现能源科研生产联合体)联合制成。其初型为 RD-0107,改进型称作 RD-0110。推进剂为液氧和煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。其主要特点是:由 4 个固定式主推力室,4 个摆动推力室和 1 台涡轮泵组成,一次启动,发动机节流能力为 50%,并装有推进剂利用系统。

发动机主要性能参数

真空推力	kN	298	喷管扩张比		82.17
真空比冲	m/s	3 237.3	推力质量比	kN/kg	0.729
燃烧室压力	MPa	6.82	结构质量	kg	408.5
工作时间	s	245	长 度	mm	1 575

RD-461 发动机用 1 台涡轮泵向 4 个主推力室和 4 个摆动推力室输送推进剂。在推进剂贮箱内安装着多个液位计,利用这些液位计发出的液位信号,通过节流阀调节推进剂混合比,确保燃料和氧化剂同时耗尽。

RD-0120



RD-0120 液体火箭发动机

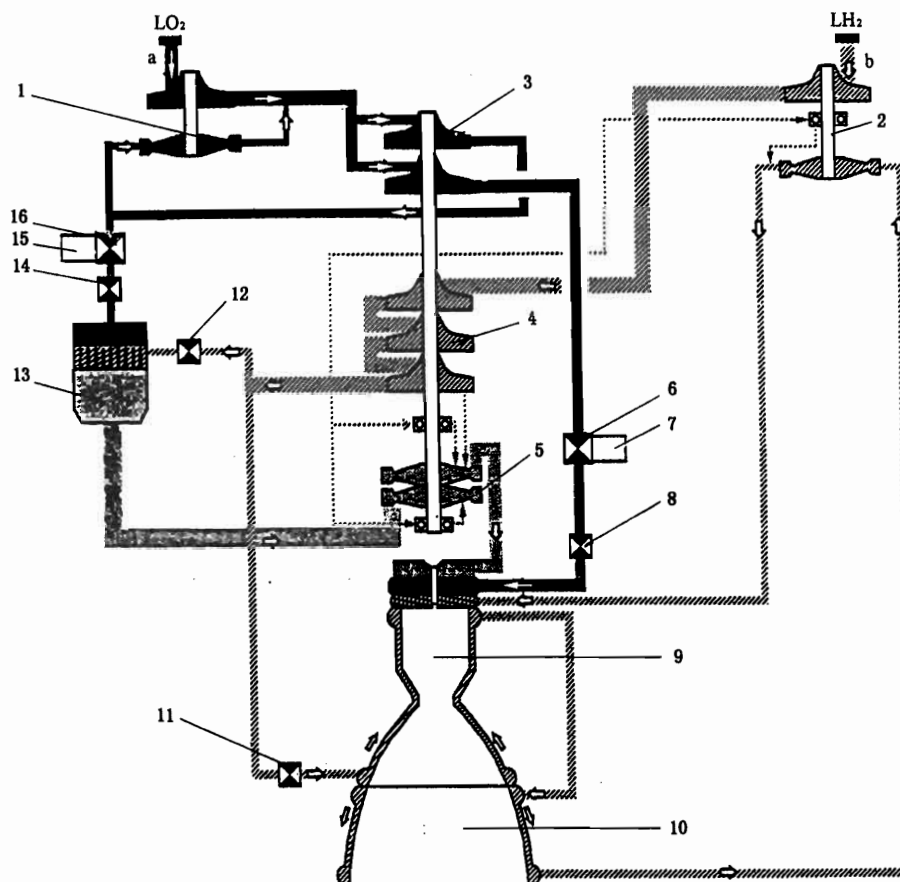
RD-0120 液体火箭发动机是前苏联“能源”(ЭНЕРГИЯ)运载火箭的芯级发动机。前苏联发动机代号

为 PД-0120。由现化工自动化设计局(КБХА)前身于 1974 年~1988 年研制。推进剂为液氧和液氢。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。发动机可作 $\pm 11(^{\circ})$ 的双向摇摆。发动机的主要特点为大推力、高燃烧室压力、高比冲和长飞行工作时间。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	1 863	喷管扩张比		85.7
氧化剂流量	kg/s	357.5	工作时间	s	500
燃烧流量	kg/s	59.6	推力质量比	kN/kg	0.54
混合比		6	结构质量	kg	3 450
真空比冲	m/s	4 467	直径	mm	2 420
燃烧室压力	MPa	20.6	长度	mm	4 550

发动机系统



RD-0120 发动机系统原理图

1—氧化剂预压涡轮泵 2—燃料预压涡轮泵 3—氧化剂泵 4—燃料泵 5—涡轮 6—节流阀 7,15—电传动装置 8—燃烧室氧化剂气动阀 9—燃烧室 10—喷管 11—燃烧室燃料气动阀 12—预燃室燃料气动阀 13—预燃室 14—预燃室氧化剂气动阀 16—预燃室氧化剂流量调节器 a—氧化剂入口 b—燃料入口

系统组成 RD-0120 发动机的系统由供应系统、控制系统、调节系统、吹除系统、点火系统、贮箱增压系统等组成。

供应系统 借助于供应系统把推进剂送入推力室及预燃室,供应系统包括涡轮泵、燃料预压涡轮泵、氧化剂预压涡轮泵。

控制系统 由各气动阀、压缩氮气瓶及电动气阀门组成,各气动阀是控制发动机启动和关机的执行组件。阀门的打开由相应的电动气阀门供气来保证。气瓶内的氮气经电动气阀门送到气动阀的控制腔,气动阀就打开。

调节系统 由调节器、节流阀等组成。调节器为推力调节系统的执行组件,并用来保证可控制的启动,保持规定的发动机工况,它按控制系统的指令而变换。节流阀为混合比调节系统的执行组件。

吹除系统 保证液体管路内两推进剂组元的气动隔离。

点火系统 包括等离子电点火装置,用来点燃燃烧室和预燃室内的推进剂组元。

贮箱增压系统 增压氧化剂箱的氮气在换热器内加热。增压燃料箱的气氢及供应姿控喷管和涡轮发电供电系统的气氢都从燃烧室冷却套后抽出。

发动机上装有故障保护系统及诊断系统的各种传感器。

发动机系统的特点是:(1)燃料泵采用三级串联方案,氧化剂泵采用二级并联方案(燃烧室级氧化剂泵供应燃烧室,预燃室级氧化剂泵供应预燃室及氧化剂预压泵液力涡轮);(2)由第三级燃料泵出口处抽出的部分液氢(约占 22%)冷却推力室;(3)利用预燃室氧路上的氧化剂流量调节器来调整发动机工况;(4)利用燃烧室氧路上的节流阀来改变推进剂混合比。

工作原理 发动机工作时,来自氧化剂箱压力约为 0.785 MPa,温度为 85 K 的液氧经氧化剂预压涡轮泵增压到出口压力 4.37 MPa。之后大部分液氧进入燃烧室级氧化剂泵,经增压后直接供应到喷注器。另一部分液氧则进入与燃烧室级氧化剂泵同轴的预燃室级氧化剂泵,经增压后,一部分供应到预燃室参加燃烧,形成燃气;另一部分液氧用来驱动氧化剂预压涡轮泵的液力涡轮。从液力涡轮出口的这部分液氧与预压泵后的液氧汇合后,返回到高压氧泵的入口。

来自燃料箱压力为 0.196 MPa,温度约 18 K 的液氢首先经燃料预压涡轮泵增压到 2.39 MPa。然后进入高压燃料泵,经增压后约 80% 的液氢直接进入预燃室与液氧进行燃烧,约 20% 的液氢用来冷却推力室。液氢进入冷却套进口集合器后向喷注器方向流去,先冷却燃烧室再冷却大喷管。这部分液氢经加热汽化后用于驱动燃料预压涡轮泵的涡轮,之后进入主燃烧室喷注器。从燃烧室冷却套出口处引出另一部分气氢用于增压燃料箱。

氧化剂主管路上装有节流阀用于调节燃烧室级氧化剂泵后氧化剂流量,以改变发动机的混合比。进入预燃室的那部分液氧经过流量调节器,用于调节预燃室的氧化剂流量,以调节发动机的推力水平。

发动机启动前先进行预吹除。启动时对点火器、预燃室和燃烧室进行强吹除。启动后对预燃室和燃烧室的吹除进行到发动机推力达到 25% 额定推力为止。

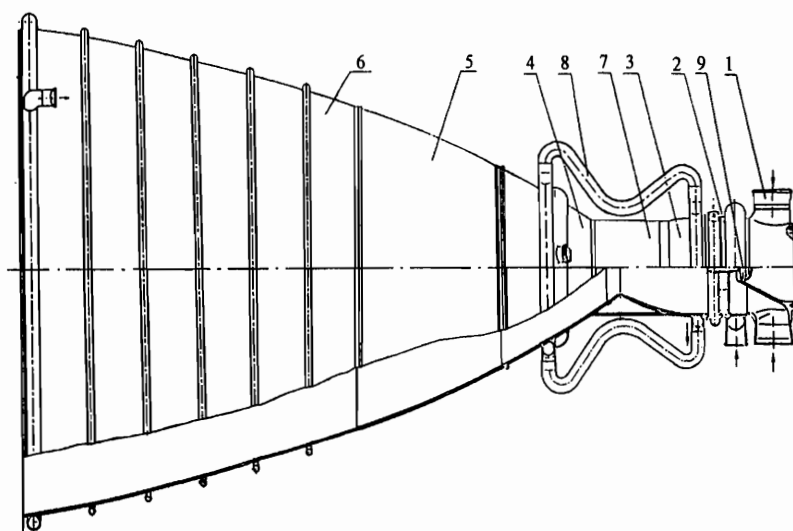
启动前进行预冷,利用温差实现自动循环预冷。地面试验时推进剂排出发动机,上天飞行时则回流到贮箱。启动时为了加快预冷进程,以流量为 30 g/s 的氮气吹动燃料预压泵的涡轮,强迫它以 3 000 r/min 的转速工作 30 s,然后加大氮气流量,燃料预压泵的转速达到 5 000 r/min ~ 6 000 r/min,使发动机进入启动工况。

发动机启动后,首先在 25% 的额定推力工况下工作一段时间,然后调节器把发动机推力调节到 50% 额定推力,继而调节到额定推力状态。为了使运载火箭尽快离地,还采用 106% 额定推力的工况。助推级分离前,发动机推力降至额定值的 70%,之后根据需要再提高推力。发动机关机时,首先把推力降至额定值的 70%,然后再降至 50%,之后再关闭预燃室和燃烧室氧化剂气动阀。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	1 863	燃烧室比冲效率		0.999
真空比冲	m/s	4 467	喷管比冲效率		0.976
氧化剂流量	kg/s	358.2	燃烧室直径	mm	430
燃料流量	kg/s	59.7	喉部截面直径	mm	247
混 合 比		6	喷管出口截面直径	mm	2 287
燃烧室压力	MPa	20.59	喷管扩张比		85.7



RD-0120 发动机推力室

1—燃气导管 2—喷注器 3—燃烧室 4—喷管前段 5—喷管中段 6—喷管尾段 7—加强套 8—导管 9—点火器

推力室为钎焊-焊接结构,由燃气导管、喷注器、燃烧室和喷管四部分组成(见图)

燃气导管为焊接-铸造结构,其壳体的材料为 ВЖЛ-14 镍合金,两端的材料为 ХН55МБЮ(ЭП166)。喷注器的三层底组成上头腔和下头腔,其中共装有 444 个同轴直流式双组元喷嘴,排成 11 圈同心圆。最外一圈有 60 个边区喷嘴。边区喷嘴的近壁一侧的内底上共有 180 个 $\Phi 1.4$ mm 的小孔,与边区喷嘴联合形成近壁层内冷却保护液膜。在内底上还打有 18 800 个 $\Phi 0.2$ mm 的小孔,使内底得到蒸发冷却保护。同时在燃烧稳定性方面,这些小孔又起到了声腔阻尼作用。燃气从喷注器两侧燃气导管进入,中心为等离子电点火装置安装座,顶上为常平座。

喷注器外底、中底材料为 ХН55МБЮ;喷嘴壳体材料为 12Х18Н10Т;内底材料为青铜(БВХУ)。

燃烧室为铣槽式钎焊-焊接结构,与大喷管连接处的内径为 310 mm。内壁外表面铣有 460 条再生冷却槽道。铣槽后采用电蚀法使槽底表面具有一定的粗糙度(起伏不高于 0.15 mm)。内壁内表面镀有镍-铬防热层。内壁材料为(БВХУ)青铜,外壁材料为 ВНС-25 镍铬合金。

大喷管为铣槽式钎焊-焊接结构,分成前段、中段和尾段三部分。喷管前段内壁材料为(БВХУ)青铜;外壁材料为 ВНС-25 镍铬合金。中段和尾段内外壁材料为 12Х18Н10Т。喷管段之间的连接采用真空电子束焊。发动机在低推力工况下工作时,为保证大喷管的冷却,需要增加喷管冷却剂的流量。为提高喷管尾段的刚度,装有 5 条管形截面的加强箍。

预燃室 预燃室性能和结构参数

氧化剂入口压力	MPa	44.74
燃料入口压力	MPa	42.03
氧化剂流量	kg/s	34.0
燃料流量	kg/s	41.7

燃气压力	MPa	40.2
内 径	mm	212
混 合 比		0.815
燃气温度	K	840

预燃室为钎焊结构,由喷注器、身部、集液器、点火器、格栅等组成(见图)。

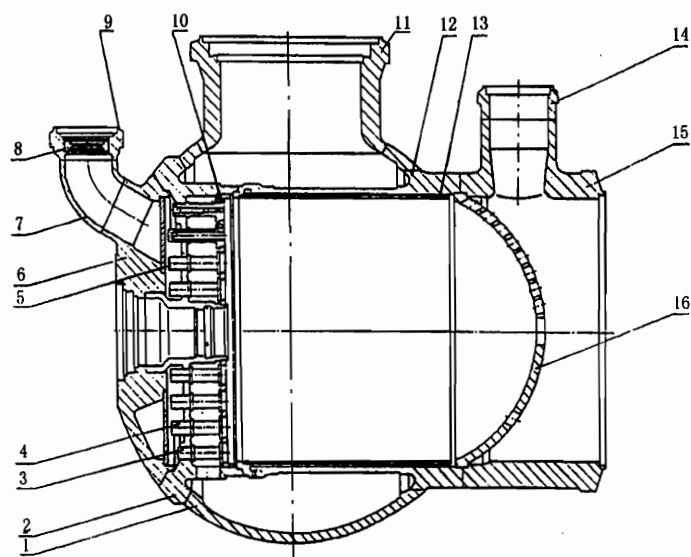
预燃室喷注器由外底,中底和内底组成,共有 68 个喷嘴,以同心圆方式排列成 4 圈。中心区 3 圈 46 个喷嘴为同轴直流-离心式双组元喷嘴。最外一圈有 32 个边区喷嘴,为同轴直流-直流互击式双组元喷嘴。这两种同轴式双组元喷嘴中,氧化剂从中间喷出,燃料从外围 15 个 $\Phi 1.7\text{ mm}$ 的直流孔喷出。预燃室身部为冷却式,将一小部分燃料($\sim 1\text{ kg/s}$)引入夹套内对室壁进行冷却。预燃室的承力外壳为球形结构,材料为 BHC-25 镍铬合金;内底和喷嘴的材料为青铜(БВХУ);与燃气介质接触的零件材料为 ЭП666 镍合金(50 ~ 60% Ni)。

预燃室出口处装有多孔格栅,用以使燃气混合均匀。

涡轮泵 RD-0120 发动机共有 3 台涡轮泵:高压涡轮泵,氧化剂预压涡轮泵,燃料预压涡轮泵。两台预压泵将推进剂由贮箱供应的入口压力增压到高压泵所需要的入口压力。两台高压泵再将推进剂提高到发动机系统工作所需要的压力。

高压涡轮泵及预压涡轮泵的主要性能参数

参 数		燃 料		氧化剂泵		高压涡轮泵	
		预压涡轮泵	预压涡轮泵 一级/二级	燃料泵	氧化剂泵		
					燃烧室泵	预燃室级	
泵							
入口温度	K	18	85	19.9	88	88	
出口温度	K	19.9	88				
入口压力	MPa	0.196	0.785	2.2	4.27	4.27	
出口压力	MPa	2.39	4.37	42.77	33.14	54.95	
流 量	kg/s	60.13	57.5	60.25	327	107.5	
效 率		0.756	0.29/0.57	0.722	0.81	0.718	
功 率	kW			43 660	10 043	6 617	
涡 轮							
入口温度	K	502	121		798		
入口压力	MPa				39.1		
出口压力	MPa				22.63		

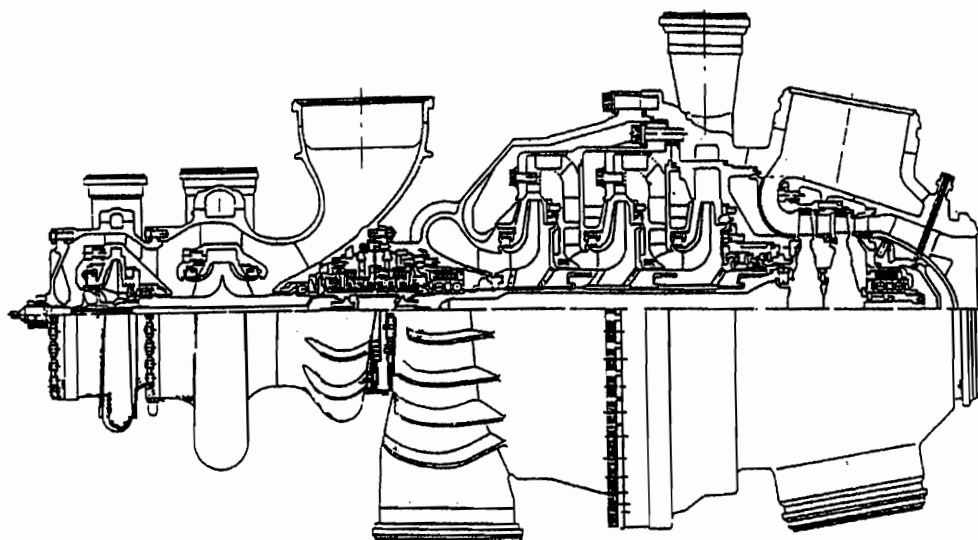


RD-0120 发动机预燃室

1—集液器 2—中底 3—边区喷嘴 4—喷嘴 5—导流板 6—外底
7—氧化剂入口管 8—节流圈 10—内底 9,11,14—管接头 12—外套
13—内筒 15—三通管 16—格栅

转 速	r/min	15 155	3 332/12 726	32 080
流 量	kg/s	10.34	77.7	73.43
效 率			0.388	0.59/0.63 0.809

高压涡轮泵为同轴式结构,燃料泵、氧化剂泵和涡轮配置在一根轴上(见图)。燃料泵和涡轮有共用的转子和壳体。氧化剂泵是一独立的装配组件,用花键弹性轴同燃料泵的轴连接在一起。燃料泵入口对着氧化剂泵入口,两泵入口之间都是低压区,这样便于密封,隔离腔吹除用氦气流量仅为 $1.5 \sim 2 \text{ g/s}$ 。整个高压涡轮泵的轴向力由自动平衡装置平衡。涡轮泵的结构质量为 675 kg ,功率质量比为 92.6 kW/kg 。



RD-0120 发动机高压涡轮泵外貌-剖切图

氧化剂泵由燃烧室级和预燃室级并联组成。两个级的进口管是共用的。氧化剂从壳体上的进口窗口供应到燃烧室级双面进口叶轮的两侧和预燃室级的叶轮。燃烧室级的双面进口叶轮与轴铸在一起。预燃室级的叶轮是铸造的,其上焊有 5 个叶片的诱导轮。氧化剂泵两个级的出口管是铸造的,有 4 条通路。出口管上焊有蜗壳。叶轮靠浮动环来实现密封。轴承的冷却是靠液氧流过轴承及相邻的零件来实现的。

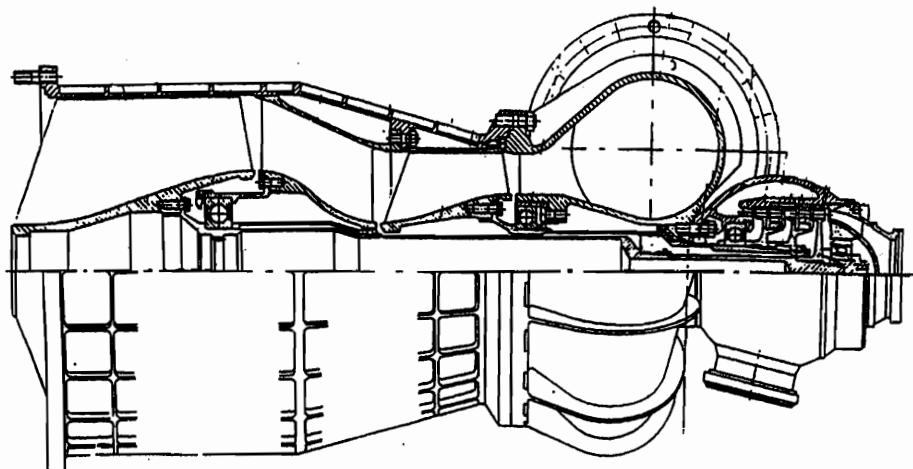
燃料泵为三级泵。有三个相同的叶轮,第一级和第二级叶轮后各有一个相同的回流导流器,第三级叶轮后有一个双蜗壳。级间密封和叶轮进口一侧的密封靠浮动环来实现。叶轮主轮盘的密封是缝隙式的。

涡轮是两级的。由壳体、喷嘴环和两个工作轮组成。壳体上有两个出口管,以保证壳体变形对称,并均匀地把燃气供应到燃烧室。第一级喷嘴环焊在壳体进口段上,第二级喷嘴环分成两段。涡轮盘的密封和级间密封为迷宫式。

两个氧化剂泵叶轮用 BHJI-6 钢铸成。燃料泵和氧化剂泵的壳体都用 BHJI-1M 钢铸成。燃料泵叶轮用 BT5-1KT 钛合金制成。燃料泵的轴用 $\Theta\Pi-810\text{B}\Pi$ 钢制成。涡轮壳体由 BKJI-14 镍合金制成。

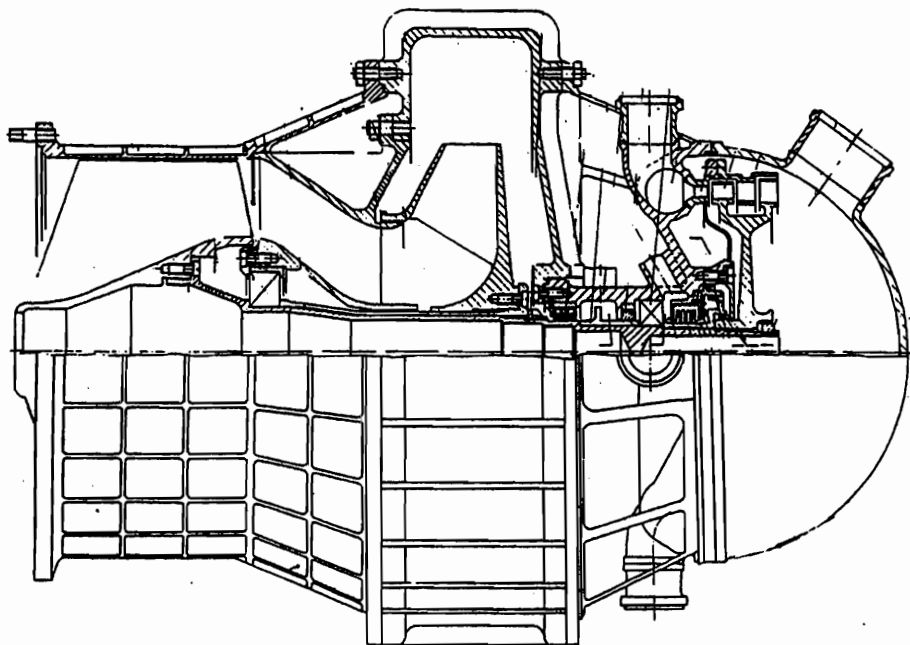
氧化剂预压涡轮泵由两级串联的轴流泵及两台共轴的液力涡轮组成(见图)。第一级泵为带诱导轮的低速泵,转速为 $3\,332 \text{ r/min}$,由内转子上的单级液力涡轮带动;第二级泵为高速泵,转速为 $12\,726 \text{ r/min}$,由外转子上的二级液力涡轮带动。两个转子各支承在二个径向球轴承上,在亚临界转速下工作。高速泵由轴向力平衡装置来平衡瞬态工况下的轴向力。

驱动液力涡轮的工质为预燃室级氧化剂泵出口的部分高压液氧。驱动涡轮后这部分液氧与氧化剂预压泵出口的液氧混合,回流到高压氧化剂泵入口。



RD-0120 发动机氧化剂预压涡轮泵

燃料预压涡轮泵由带离心式诱导轮的一级离心泵及两级轴流反力式涡轮组成(见图)。涡轮为部分进气涡轮,由氢气驱动。涡轮壳体上有4个气体进口,其中2个供应氢气启动系统的氢气,另2个供应来自推力室冷却套的气氢。涡轮后的排气流入喷注器。燃料预压涡轮泵的转子支承在2个径向球轴承上,并在亚临界转速下工作,其工作转速为15 155 r/min。



RD-0120 发动机燃料预压涡轮泵

自动器 发动机共有自动器20多种,一些主要自动器的功用简述于下:

预燃室流量调节器用以调节发动机的推力工况。它根据控制系统的指令,由电机带动传动装置,使预燃室的氧化剂流量发生变化,从而改变发动机的推力。发动机预冷时,流量调节器全开,便于进行循环预冷。

节流阀用于调节燃烧室级氧化剂泵后氧化剂流量,得以在一定范围内调节发动机的混合比。该阀在50%推力工况前不工作,50%推力工况后进行工作。由电传动装置带动传动机构,改变氧化剂的流通截面,以实现氧化剂流量的调节。

预燃室氧化剂气动阀用于开启和关闭向预燃室供应氧化剂的通路,还用于预冷时将氧化剂排入泄出管路。

燃烧室燃料气动阀用于开启和关闭燃烧室冷却套冷却剂的通路。

燃烧室氧化剂气动阀和预燃室燃料气动阀用于开启和关闭推进剂组元的通路。阀门为常闭式,由高压氮气作动,通气时阀门打开。

改进与发展

RD-0120 发动机研制过程中解决的一些主要问题是:

- (1)在燃烧室和预燃室内采用等离子电点火装置,解决推进剂组元点火稳定的问题;
- (2)解决了发动机可靠启动及整个工作循环程序;
- (3)找出燃料泵叶轮满足强度条件的最佳结构-工艺方法;
- (4)找到防止高压和低压氧化剂泵零件燃烧的有效办法;
- (5)保证燃烧室和预燃室工作过程的稳定性。

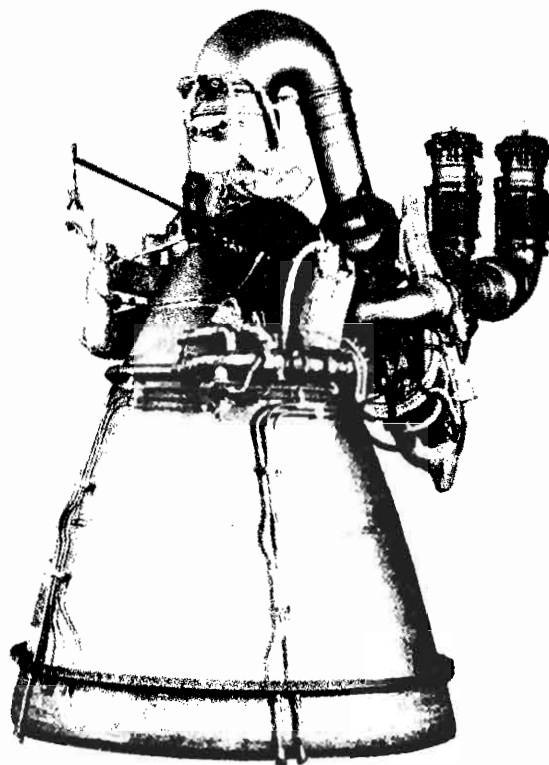
为了使 RD-0120 发动机成为单级入轨可重复使用运载火箭(RLV)的候选发动机,必须满足低成本、高可靠和可重复使用的要求。为此俄罗斯化工自动化设计局和美国航空喷气公司,马歇尔飞行中心正在进行合作,将 RD-0120 发动机改进为一种可靠的低成本的三组元(液氧,液氢和煤油)发动机。主要更换一台富燃预燃室,增加一台煤油涡轮泵和一些附加的阀门和管道。

RD-0120 发动机改为三组元发动机的性能参数

参 数		工况 1	工况 2
真空推力	kN	1 809.79	735.29
海平面推力	kN	1 394.11	
真空比冲	m/s	4 106	4 452.2
海平面比冲	m/s	3 162.6	
推进剂比例	%		
液氢		8.9	14.3
煤油		11.1	
液氧		80	85.7
总 流 量	kg/s	440.76	165.15
主燃烧室压力	MPa	19.38	8.14
混 合 比		4.0	6.0
涡轮入口温度	K	800	800
喷管扩张比		85.7	85.7

RD-0210

RD-0210 液体火箭发动机用于前苏联“质子”(ИПТОН)运载火箭系列第二级动力装置和第三级动力装置。第二级动力装置由 4 台 RD-0210 发动机组成,每台发动机可切向摆动。第三级动力装置包括 1 台 RD-0210 发动机(主机)和由 4 台摆动推力室组成的游动发动机。RD-0210 发动机由前苏联柯兹贝格设计局(现化工自动化设计局)于 1961 年~1968 年研制。前苏联发动机代号为 РД-0210。推进剂为四氧化二氮和偏二甲肼。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。



RD-0210 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	600	喷管扩张比		81.33
真空比冲	m/s	3 099	工作时间	s	212 ~ 250
氧化剂流量	kg/s	134.6	推力质量比	kN/kg	1.06
燃料流量	kg/s	59	结构质量	kg	566
混 合 比		2.28	直 径	mm	1 470
燃烧室压力	MPa	14.87	长 度	mm	2 327

发动机管路上装有推进剂利用系统的节流阀,用以控制发动机的混合比,使氧化剂和燃料同时耗尽。预燃室管路上装有推力调节器,用以控制进入预燃室的推进剂流量,从而调节发动机的推力。

推力室用再生冷却,喷管为钟形喷管。

RD-8

RD-8 液体火箭发动机是前苏联“天顶”(ЗЕНИТ)运载火箭第二级动力装置的游动发动机。第二级动力装置由一台主机 RD-120 和 4 台推力室共泵的游机构成。前苏联游机代号为 РД-8,由前苏联南方科研生产联合体(НПО“ЮЖНОЕ”)于 1985 年研制成功。推进剂为液氧和煤油,采用富氧预燃室分级燃烧循环,泵压式供应系统。推力室可作 $\pm 3.3(^{\circ})$ 角的摆动,用以控制箭体的姿态。发动机可多次启动。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	4 × 19.6	喷管扩张比		82.57
真空比冲	m/s	3 355	工作时间	s	1 100
混 合 比		2.4	喉部截面直径	mm	46
燃烧室压力	MPa	7.65	喷管出口截面直径	mm	418
喷管出口压力	MPa	0.0049			

发动机主要部件

RD-8 发动机由预燃室、推力室、涡轮泵、阀及其它部件组成。

系统组成 由启动系统、推进剂供应系统、泄出与抽真空装置等组成。

启动系统 由启动箱、阀、点火燃料管、节流阀等组成。

推进剂供应系统 由涡轮泵、阀、推力室等构成。

泄出与抽真空装置 主要由泄出阀组成。

发动机启动时用气瓶气体吹动涡轮,点火方式与 RD-120 发动机相同。

推力室 推力室采用双组元同轴式喷嘴,共 36 个,按同心圆排列。推力室有三条冷却带,第一条冷却带靠近喷注器面的圆柱段,第二和第三条冷却带靠近收敛段入口附近,第二和第三冷却带相距很近。圆柱段内壁为铣槽结构,其中收敛-扩散段为斜槽,其他部位为宽窄不同的直槽。圆柱段内壁材料为钢,收敛-扩散段内壁材料为铜合金,喷管内壁材料为钢。采用扩散钎焊连接。

用煤油作冷却剂。煤油由中部集合器进入,向尾部流去,到尾部集合器后分为两部分,一部分继续向喷口端流去,到喷口端后返回到尾部集合器,在尾部集合器与另一部分煤油汇合后向燃料主阀流去,再向前流入圆柱段冷却夹层,然后进入燃料头腔,经喷嘴喷入燃烧室进行燃烧。

预燃室 预燃室头部有 7 个氧化剂喷嘴,24 个双组元喷嘴,采用蜂窝式排列,氧化剂喷嘴位于每个蜂窝的中心,喷嘴全部由钢制成。头部中央为燃料进口,进口管内有一多孔分流板。头部顶盖与中底之间的头腔为燃料腔,其容积很小。内底由铜制成,中底和顶盖由钢材料制成。喷嘴与内底和中底采用钎焊连接。

预燃室的身部为铣槽夹层结构。圆柱段内壁材料为铜合金,外壁材料为钢,尾部弯管由钢制成。

氧化剂由头部两侧进入后分为两路,一路直接进入氧化剂头腔,经单组元氧化剂喷嘴和双组元外喷嘴喷入燃烧室;另一路进入冷却夹层后对身部进行冷却。在身部中部有 6 个直径为 13 mm 的孔,作为二次喷射孔。

进入夹层的氧化剂量由身部进口处的螺纹套筒调节。预燃室混合比为 22。

在预燃室头部顶盖燃料进口装有法兰连接的电磁阀。燃料管路和吹除管路经电磁阀与燃料头腔相通。

预燃室产生的燃气经涡轮后,其温度降至 673 K 再进入燃烧室。

涡轮泵 由进气道、涡轮、氧化剂泵、启动涡轮、低压燃料泵和高压燃料泵组成。涡轮和氧化剂泵组成一个组件,启动涡轮和两个燃料泵构成一个组件,两轴用弹性小轴联接,其结构与 RD-120 涡轮泵相同。

涡轮为单级部分进气冲击式涡轮、叶片和轮盘是整体结构。

氧化剂泵为单面进口,带诱导轮的离心泵,其诱导轮带有围带,无导向叶片。氧化剂泵两侧各有一个轴承,轴承与涡轮间有一道氟塑料皮碗密封,而轴承与泵之间有一道铜浮环密封。氧化剂泵的另一侧轴上是五道石墨环密封。

燃料泵组的另一端是启动涡轮,其叶轮尺寸与涡轮相仿,喷嘴是钻孔式。启动时,用氮气来吹动启动涡轮,启动涡轮的轮盘还兼作其旁膜盒式端面密封的动环,叶轮是整体式的。

低压燃料泵位于机组的中部,是一带诱导轮的离心泵,但诱导轮上无围带,泵的轴密封是石墨浮环密封。

高压燃料泵位于机组的另一端,轴向进口,无诱导轮,其离心轮前盖上有一密封凸肩与浮环。其密封面是锥形的起平衡轴向力作用,离心轮后盖板上没有密封凸肩,两燃料泵之间有一道石墨浮环轴密封。

涡轮泵转速为 35 000 r/min。

涡轮法兰上的静密封是铜片和氟塑料片。

氧化剂泵中的静密封是金属片。

燃料泵壳体对接法兰上的静密封是橡胶“O”形圈

NK-33

NK-33 液体火箭发动机是前苏联 N-1 登月运载火箭的第一级发动机。由现俄罗斯萨莫拉国家科研生产联合体前身于 1959 年~1965 年研制。推进剂为液氧和煤油。采用富氧预燃室分级燃烧循环,泵压式供应系统。N-1 运载火箭二级动力装置由 30 台独立工作的 NK-33 发动机并联组成。通过控制相应发动机的推力,对火箭进行推力向量控制。NK-33 发动机设计的主要特点有:同轴液氧与煤油泵,无需额外预压泵,可在低于临界转速下高效工作;富氧预燃室,可在低温,高流量条件下驱动涡轮工作,不会产生积炭;飞行前无需溶解剂清洗发动机;使用发动机自备气体吹除系统。

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	1 512.32	喷管扩张比		27
真空推力	kN	1 679.57	推力质量比	kN/kg	1.22
海平面比冲	m/s	2 913.57	结构质量	kg	1 240.3
真空比冲	m/s	3 247.1	直径	mm	1 490
混合比		2.55	长度	mm	3 710
燃烧室压力	MPa	14.7			

发动机系统

系统组成 NK-33 发动机的系统由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、氧路预冷和燃料路吹除系统、控制系统等组成。

主系统 由主涡轮、燃料泵、氧化剂泵、节流阀、燃料阀、推力室及导管等组成。

副系统 由预燃室、氧化剂阀、流量调节器、燃料断流阀及导管组成。

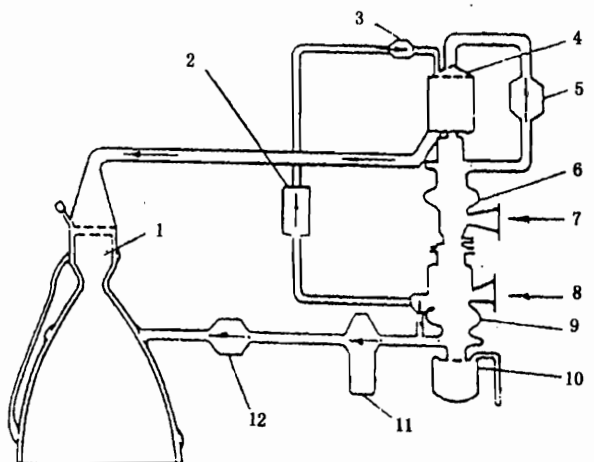
氧路预冷系统 给氧化剂管道和氧化剂泵于发动机启动前预冷。

氮气吹除系统 用于发动机启动前对燃烧室和预燃室燃料导管进行强化氮气吹除。在发动机关机时,用以吹除燃料导管、阀后燃烧室冷却套内燃料、以及预燃室头部和燃料冷却管内的燃料。

控制系统 主要是用燃料流量调节器来控制发动机推力。用安装在燃烧室燃料导管上的节流阀来控制发动机混合比,燃料流量调节器和燃料管路节流阀均由运载火箭控制系统的作动器控制。

工作原理 启动时给固体火药启动器通电点火,产生的燃气驱动启动涡轮,该涡轮带动同轴的氧化

剂泵和燃料泵转动。同时,在氧化剂泵和燃料泵后建压。受氧化剂压力控制的氧化剂阀打开,全部氧化剂进入预燃室,与分路进入预燃室的少量燃料点火燃烧。预燃室内产生的富氧燃气,驱动氧化剂泵端的主涡轮后,进入推力室的喷注器和燃烧室;燃料泵后压力操纵燃料阀打开,燃料则通过冷却套进入喷注器和燃烧室。发动机混合比的控制,由位于推力室燃料阀上游的电动节流阀控制燃料的流量实现。发动机的推力由电动流量调节器,通过控制进入预燃室的燃料流量来实现控制,该调节器位于预燃室燃料输送导管上。发动机的关机,是通过位于预燃室燃料输送导管上电动断流阀实现的,该阀可切断进入预燃室的燃料,进而导致氧化剂和燃料泵后压力衰减和推力室阀门关闭。



NK-33 发动机系统

- 1—燃烧室 2—流量调节器 3—燃料断流阀 4—预燃室
5—氧化剂阀 6—氧化剂泵 7—氧化剂入口 8—燃料入口
9—燃料泵 10—启动涡轮 11—节流阀 12—燃料阀

发动机主要部件

推力室 推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。

燃烧室头部为球形底面的喷注器,是球形格栅结构,这样可以使来自预燃室的全部燃气的压力均匀分布,并可在喷注器头部入口使推进剂组元的流量分布均匀。

燃烧室采用铜内壁铣槽结构,用煤油冷却。为避免高频燃烧不稳定,并提供燃烧室和喷管有效的冷却,研究了燃烧室喷注器内和燃烧室内推进剂组元流量的最佳分布。

预燃室 预燃室有两个区:燃烧区和混合区。混合区装有分配液氧的带孔小管和为在燃烧区域内稳定燃烧以及消除高频振动的抗震冷却隔板。预燃室内壁由液氧冷却。富氧预燃室的混合比为 57.6,燃气温度为 628.15K,这样低的燃气温度不仅给涡轮创造了良好的工作条件,而且氧不易对金属材料腐蚀。

涡轮泵 涡轮泵是同轴涡轮泵。其中包括一台位于涡轮泵组一端的启动涡轮,该涡轮靠近燃料泵。它由固体火药启动器启动,并以此开始发动机的工作程序。富氧燃气驱动的主涡轮靠近氧化剂泵一端。从预燃室来的全部富氧燃气驱动这个两级推进剂泵。两泵均为螺旋离心泵。氧化剂泵通过液压装置驱动低压级,低压级燃料泵通过齿轮机构与高压级相连。

涡轮泵组件还包括两泵的所有轴承及增压泵的齿轮箱,均设有专门的润滑系统。

涡轮的主要性能参数

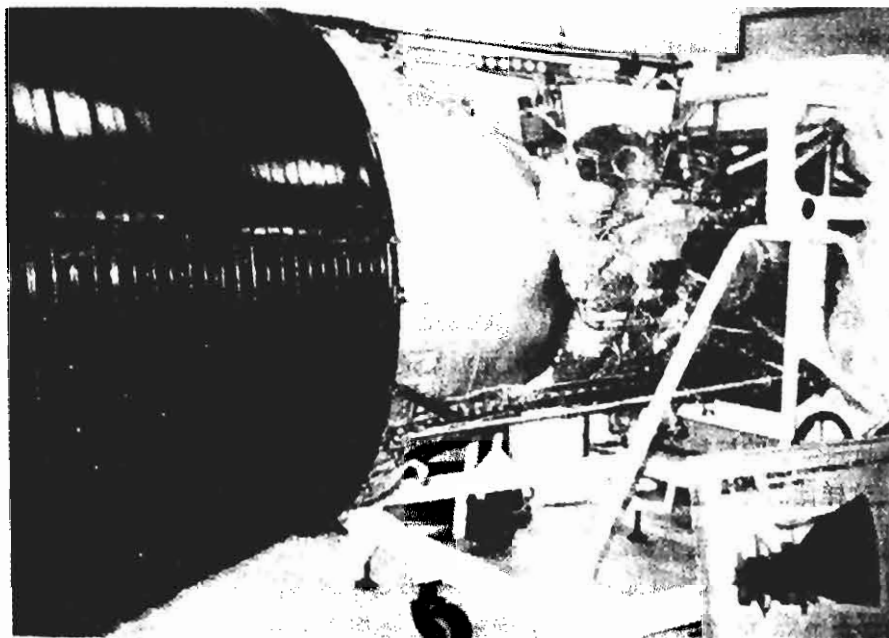
参 数		燃料泵	氧化剂泵
泵			
入口压力	MPa	0.41	0.41
出口压力	MPa	31.72	39.02
启动时泵出口压力	MPa	54.23	
涡轮			
主涡轮转速	r/min	17 400	入口温度 K 628.15
启动涡轮转速	r/min	48 000	出口燃气温度 K 588.15

改进与发展

NK-33 发动机虽为 N-1 火箭设计一次性使用,但在研制过程中经过了大量的试验研究,证明该发动机可重复使用 20 次,推力范围为 23% ~ 115% 额定推力,混合比范围为 78% ~ 133% 额定混合比。因此,它不仅适用于 N-1 火箭,还可适用于更广的用途。

美国航空喷气公司 1996 年与俄罗斯萨莫拉国家科研生产联合体签定技术转让合同。从俄罗斯引进 12 台 NK-33 发动机,并取得在美经营和生产 NK-33 的协定。航空喷气公司 1997 年对这 12 台发动机进行改进,主要改进是设置常平座推力向量控制装置。电路及电线系统和机电阀作动器均作了改进。NK-33 初步拟定用于 Kistler 航空航天公司的 K-1 火箭。该火箭为两级可重复使用火箭,用于发射近地轨道和中轨道通讯卫星。每台 NK-33 发动机可参加 20 次飞行,每飞行 10 次进行一次检修。因此,发射成本可降低。

D-57



D-57 液体火箭发动机

D-57 液体火箭发动机由前苏联留利卡(Lyulka)设计局于 1959 年 ~ 1974 年研制。前苏联发动机代号为 Д-57。原计划用于 N-1 运载火箭第四级,后因 N-1 火箭的研制任务被取消,D-57 发动机没有参加飞行试验,但已完成了各种地面试验,可投入实际使用。D-57 发动机推进剂为液氧和液氢。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。可作 $\pm 2(^{\circ})30'$ 的双向摆动。可启动 4 次。发动机的主要特点是:(1)推力室采用综合冷却方案;(2)供应系统采用预压涡轮泵;(3)由氦气启动主涡轮泵和预压涡轮泵。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	392	喷管扩张比	143	
氧化剂流量	kg/s	74.77	工作时间	s	800

燃料流量	kg/s	12.89	推力质量比	kN/kg	0.467
混合比		5.8	结构质量	kg	840
真空比冲	m/s	4 472	直径	mm	1 830
燃烧室压力	MPa	10.88	长度	mm	3 650

发动机系统

工作原理 发动机初次启动及以后再次启动时,均由箭上供应的氦气启动主涡轮泵及预压涡轮泵。

发动机工作时,来自贮箱的燃料和氧化剂先进入各自的预压泵增压,然后分别进入主涡轮泵上的燃料泵和氧化剂泵。燃料泵出口的液氢分成两路:约30%的液氢用于冷却燃烧室喉部及喷管;70%的液氢则进入预燃室。氧化剂泵出口的液氧也分成两路:小部分液氧进入预燃室;大部分(约71 kg/s)进入主燃烧室圆柱段的冷却套进行再生冷却,然后进入喷注器并喷入燃烧室。

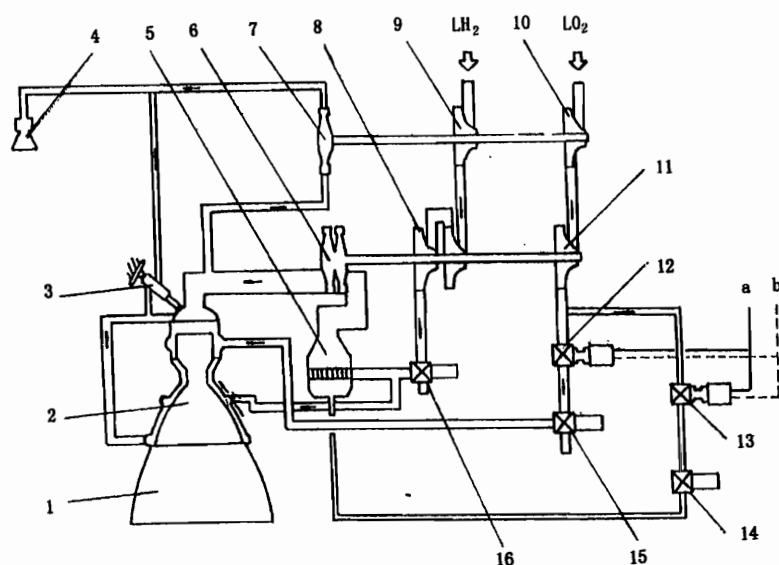
预燃室产生的富氢燃气对主涡轮泵的涡轮做功后进入燃气导管。同时对燃烧室喉部及喷管进行再生冷却的部分氢气也进入燃气导管,在燃气导管内燃气和氢气混合后进入喷注器,并喷入燃烧室,与喷入燃烧室的氧进行混合燃烧。

在涡轮出口引出一小股燃气(<0.454 kg/s)去驱动预压涡轮泵涡轮。做功后进入滚动控制喷管,产生约1.27 kN的推力。

主燃烧室和预燃室均采用火药点火器点火。

发动机上有3个监控传感器,分别用于监测预燃室出口燃气温度、预压涡轮泵转速及主燃烧室压力。

D-57发动机的推力可调节至额定值的10%。



D-57 发动机系统图

1—喷管 2—主燃烧室 3—摇摆作动筒 4—滚动喷管 5—预燃室 6—主涡轮泵涡轮 7—预压涡轮泵涡轮 8—燃料主泵 9—燃料预压泵 10—氧化剂预压泵 11—氧化剂主泵 12—氧化剂主阀(电机驱动) 13—预燃室氧化剂阀(电机驱动) 14—预燃室氧化剂截止阀(气动) 15—氧化剂截止阀(气动) 16—预燃室燃料截止阀(气动) a—28V 直流电源 b—控制信号总线

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	kN	392	燃烧室直径	mm	280
真空比冲	m/s	4 472	喉部截面直径	mm	153
氧化剂流量	kg/s	74.77	喷管出口截面直径	mm	1 830
燃料流量	kg/s	12.89	喷管扩张比		143

混 合 比	5.8	特征长度	mm	457
燃烧室压力	MPa	10.88		

推力室由燃气导管、喷注器、燃烧室圆柱段、带喉部的燃烧室中段及喷管延伸段组成。

燃气导管用于将涡轮出口的燃气导入喷注器。在燃气导管的入口端设有 271 个小型拉瓦尔喷管组成的气动栅,用以使喷嘴前形成均匀的压力场和温度场。燃气导管的材料为耐高温铁基合金。

喷注器为钎焊结构,其壳体及导流板的材料均为耐高温铁基合金,内底材料为铜铬合金。内底与燃气接触的外表面涂有二氧化锆(ZrO_2)涂层,厚 0.1 mm~0.2 mm。喷注器共有 90 个双组元内混合型喷嘴,内喷嘴为带切向孔的离心式氧化剂喷嘴,外喷嘴为燃气喷嘴。喷注器中央为点火器。

圆柱段身部外壁材料为不锈钢;内壁材料为铜铬合金。内壁外表面铣有 334 条螺旋形沟槽,内表面涂有二氧化锆(ZrO_2)涂层。进入集液环的氧化剂沿螺旋形冷却通道流动,在冷却套内的冷却剂温升约为 25 K。

带喉部的燃烧室中段外壁材料为不锈钢,内壁材料为青铜合金。采用钎焊连接。冷却套内有 375 条厚 1mm 的肋。冷却方式采用外冷却加液膜内冷却。液氢从喉部下游引入冷却套内,分成两股:一股向上游流动冷却喉部,然后从喉部以上的两条内冷却环带中流出,作为液膜内冷却;另一股向下游流动冷却大喷管。在燃烧室中段外壁上焊有承力环,用以安装环形常平座。

喷管延伸段由 2 段组成。在扩张比 88:1 以前的喷管段采用再生外冷却,在扩张比 88:1 以后的喷管段则为单壁钢质结构,采用液膜内冷却加辐射冷却。喷管前段外壁材料为不锈钢,内壁材料为铜铬合金。88:1 的喷管用于地面试车,这时喷管内气流不致分离。

预燃室 预燃室由喷注器及再生冷却式身部组成。喷注器中央装有火药点火器。预燃室材料为不锈钢,喷注器面板材料为铜铬合金。预燃室流量大于 17 kg/s。预燃室压力为 16.47 MPa,混合比为 0.76。燃气温度为 860 K。

涡轮泵 D-57 发动机的涡轮泵包括预压涡轮泵及主涡轮泵。

预压涡轮泵带有减速装置。燃料预压泵与涡轮同轴,转速为 8 500 r/min。通过减速装置带动氧化剂预压泵,转速为 3 600 r/min。

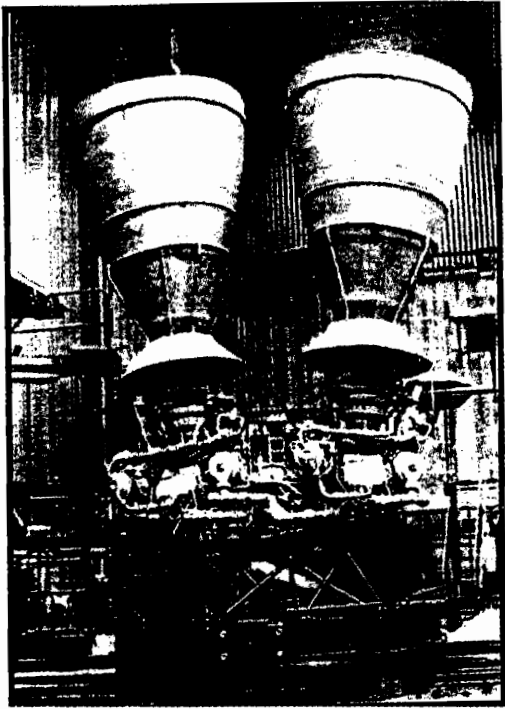
主涡轮泵为单轴方案,由一个二级涡轮驱动燃料泵和氧化剂泵。转速为 36 000 r/min。燃料泵由诱导轮和二级离心轮组成。出口压力约为 21.6 MPa。二级离心轮均为闭式叶轮。氧化剂泵由诱导轮和单级离心轮组成。离心轮为闭式叶轮。涡轮泵轴分成三段,由弹性轴相联。每段都有自己的轴承,都采用同样的滚珠轴承。涡轮和燃料泵的轴承用氢冷却。氧化剂泵的轴承用液氧冷却。

预压涡轮泵涡轮壳体及轮盘材料为耐高温铁基合金。两预压泵壳体材料为铝合金。主涡轮泵两泵壳体材料为铝合金。氢泵叶轮材料也为铝合金。氧泵叶轮材料为钢。涡轮壳体及两级涡轮轮盘材料为耐高温铁基合金。

自动器 主要自动器有氧化剂主阀,氧化剂截止阀,预燃室氧化剂阀,预燃室氧化剂截止阀及预燃室燃料截止阀等。氧化剂主阀用来调节发动机混合比。预燃室氧化剂阀用来控制发动机推力。这两个阀都是由电机驱动,并利用位置反馈进行闭环控制。三个截止阀都由气动控制。

RD-701

RD-701 三组元液体火箭发动机是俄罗斯空间飞行器(Space sortie type vehicle)的发动机装置。由俄罗斯动力机械科研生产联合体(НПО ЭНПТОМАШ)即格鲁什柯设计局研制,是 RD-170 液氧/煤油发动机的改型。推进剂为液氧、煤油和液氢。采用分级燃烧循环,泵压式供应系统。发动机装置由两台单机组



RD-701 三组元液体火箭发动机

成,装在一台共用的机架上。除两台单机共用 3 台预压涡轮泵(每种组元 1 台)外,每台单机主要由 1 台推力室,2 台预燃室和 2 台高压涡轮泵(1 台液氧/煤油涡轮泵,1 台液氢涡轮泵)组成。每台单机可单独关机而不影响另 1 台单机的工作。发动机的主要特点是:(1)双工况;(2)使用三组元推进剂(液氧,煤油和液氢);(3)采用很高的高压液氧-煤油燃烧系统及氢冷却;(4)涡轮工作介质为富氧燃气;(5)能多次启动,重复使用;(6)可在 32% ~ 100% 推力范围内工作。

发动机主要性能与结构参数

工况 1			工况 2		
海平面推力	kN	2 × 1 590	真空推力	kN	2 × 795
真空推力	kN	2 × 2 000	真空比冲	m/s	4 511
海平面比冲	m/s	3 236	燃烧室压力	MPa	12.4
真空比冲	m/s	4 070	推进剂比例	%	
燃烧室压力	MPa	29.4	液氧		85.7
推进剂比例	%		煤油		12.6
液氧		81.4	液氢		6
煤油		12.6	结构质量	kg	4 153
液氢		6	喷管出口截面直径	mm	2 301
结构质量	kg	4 153	海平面推力质量比	kN/kg	0.766
喷管出口截面直径	mm	2 301	单台推力室长度	mm	5 001
海平面推力质量比	kN/kg	0.766	真空推力质量比	kN/kg	0.963
单台推力室长度	mm	5 001	喷管扩张比		123.4
真空推力质量比	kN/kg	0.963			
喷管扩张比		123.4			

发动机系统

发动机在低推力工况下启动。

火箭飞行第1阶段,发动机以第1工况工作(相当于助推级发动机模式工作)。这时全部液氧和部分煤油输入预燃室,产生高温富氧燃气,用于驱动涡轮泵的涡轮。其余煤油和全部液氢直接输送到推力室。

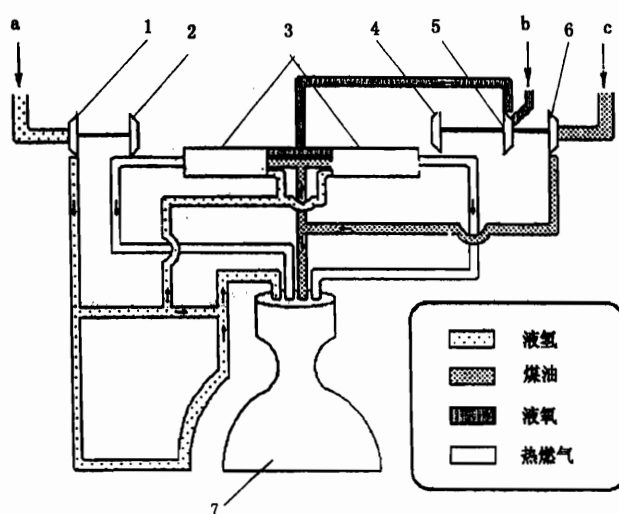
火箭飞行第2阶段,发动机转入第2工况工作(相当于上面级发动机模式工作)。这时切断煤油供应,预燃室工作介质转换成液氧和液氢。全部液氧和部分液氢输入预燃室,产生富氧燃气。其余液氢输送到推力室。同时液氧流量也随之减少。燃烧室压力下调到12.4 MPa。发动机第2工况的推力约为第1工况最大推力的40%。

推力室用液氢进行再生冷却。喷注器采用三组元混合喷嘴。第2工况工作时煤油喷嘴不工作。

预燃室和燃烧室的点火采用自燃点火系统,启动燃料放在启动燃料容器内。

发动机工作由气动阀门控制,控制气源为氦气。贮箱增压采用气氢和氦气。

由于RD-701发动机是为飞机空中发射的飞行器设计的,故其喷管面积比较大。为了把俄罗斯的RD-701三组元发动机用于美国的单级入轨(SSTO)飞行器,需要修改喷管面积比,使地面发射时具有最佳性能。这种改型的发动机的代号为RD-704。由美国普惠公司(Pratt & Whitney)和俄罗斯动力机械科研生产联合体(НПО ЭНЕРГОМАШ)联合研制。RD-704发动机继承俄罗斯RD-170液氧/煤油高压补燃发动机成熟的研制经验和美国XLR-129和SSME液氢泵的研制经验。



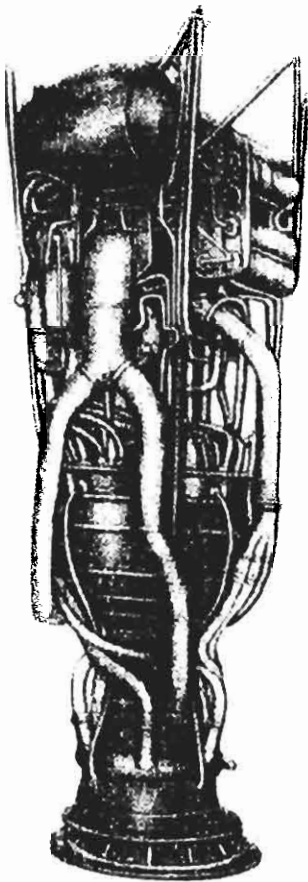
RD-701 发动机系统原理

1—液氢泵 2—涡轮 3—预燃室 4—涡轮 5—液氧泵
6—煤油泵 7—推力室 a—液氢 b—液氧 c—煤油

战略导弹液体火箭发动机

A-4

A-4 液体火箭发动机是纳粹德国 V-2 地地近程弹道导弹(即 V-2 火箭)的发动机。由纳粹德国陆军佩内明德研究中心于 1940 年~1942 年研制。推进剂为液氧和 75% 的酒精。采用蒸气燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机不摇摆,由燃气舵执行推力矢量控制。A-4 液体火箭发动机是现代大型液体火箭发动机的初型。它的出现是当代液体火箭发动机技术发展史上的一个重大事件。它显示了可实际研制出各种类型的液体火箭发动机。



A-4 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	249	燃烧室压力	MPa	1.52
氧化剂流量	kg/s	69	喷管扩张比		3.42
燃料流量	kg/s	56	工作时间	s	65
混 合 比		1.23	推力质量比	kN/kg	0.271
海平面比冲	m/s	1959	结构质量	kg	920

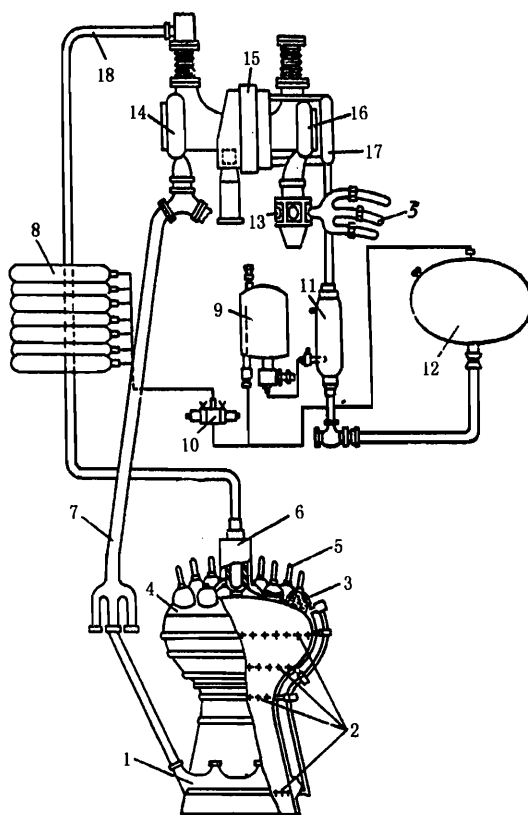
发动机系统

系统组成 A-4 发动机的系统主要由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、空气系统、贮箱增压系统及点火系统等组成。

工作原理 发动机启动时先给点火装置的火药柱通电点火,火药柱燃烧时旋转盘开始旋转,于是燃烧着的火焰均匀地充满推力室中。此时使氧化剂主阀和燃料主阀打开到初级位置,氧化剂和燃料在贮箱增压压力及静液柱的作用下流入充有火焰的燃烧室中,发动机进入初级工况。

初级工况正常时,即发出主级信号。此时给过氧化氢箱及催化剂箱输入增压空气,先后打开过氧化氢末级阀门和主级阀门。过氧化氢及催化剂在挤压气体的作用下,分别输送到发生器。在发生器内过氧化氢催化分解成蒸气燃气。通过蒸气燃气导管进入涡轮,驱动涡轮泵。泵出口压力增大。于是两个主阀打开到主级位置。发动机进入主级工况。主级工作后,氧化剂蒸发器也开始工作,液氧蒸气用来增压氧化剂贮箱。

发动机关机时,首先关闭过氧化氢主级阀门,使发动机进入末级工况,然后关闭过氧化氢末级阀门,切断过氧化氢的供应,使涡轮泵停止工作。同时关闭两主阀,切断推进剂的供应。



A-4 火箭发动机系统图

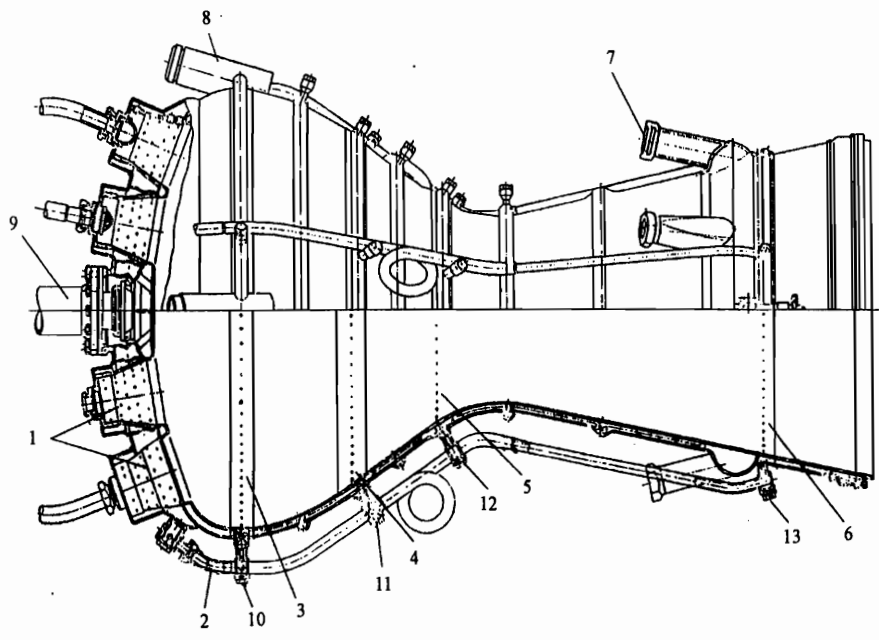
1—喷管 2—内冷却带燃料输送系统 3—预燃室 4—燃烧室 5—氧化剂导管 6—燃料主阀 7—燃料导管 8—高压气瓶 9—催化剂箱 10—减压器 11—蒸气燃气发生器 12—过氧化氢箱 13—氧化剂主阀 14—燃料泵 15—涡轮 16—氧化剂泵 17—蒸气燃气导管 18—关机时向泵回抽燃料的导管

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

海平面推力	kN	249	比冲效率		0.907
海平面比冲	m/s	1 995	喉部截面直径	mm	400
氧化剂流量	kg/s	69	喷管出口截面直径	mm	740
燃料流量	kg/s	56	喷管扩张比		3.42
燃烧室压力	MPa	1.52	特征长度	mm	287
混 合 比		1.23			

推力室由头部和身部组成(见图)。头部由 18 个预燃室组成。每个预燃室中间设有氧化剂喷雾器,周围排列着燃料喷嘴(包括直流式和离心式喷嘴)。身部由双层壁和梨形燃烧室和锥形喷管组成。采用再生冷却和 4 条环形内冷却带。



A-4 发动机推力室

1—预燃室 2—导管 3,4,5,6—内冷却带燃料喷嘴 7—燃料入口 8—氧化剂主阀
10,11,12,13—辅助冷却带

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.103	氧化剂泵入口压力	MPa	0.206
燃料泵出口压力	MPa	2.13	氧化剂泵出口压力	MPa	1.72
燃料泵流量	kg/s	56	氧化剂泵流量	kg/s	69.3
燃料泵功	kW	199	氧化剂泵功率	kW	140

涡轮

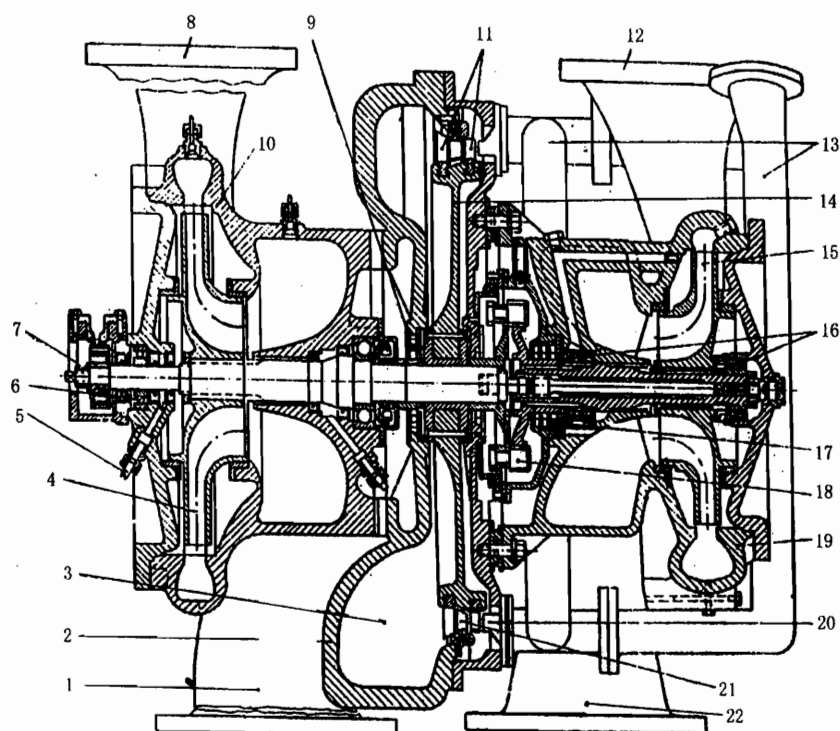
入口压力	MPa	2.58	入口温度	K	658
出口压力	MPa	0.172	转 速	r/min	3 800
流 量	kg/s	2.13	功 率	kW	342

涡轮泵为单轴装置,涡轮配置于两泵之间(见图)。涡轮为速度级冲击式二级涡轮,其叶片和涡轮盘都由铝合金制成。燃料泵和氧化剂泵都是单级离心泵。涡轮轴和氧化剂泵轴由弹性联轴器连接。氧化剂泵轴承为滑动式,用液氧润滑。

蒸气燃气发生器 结构见图:

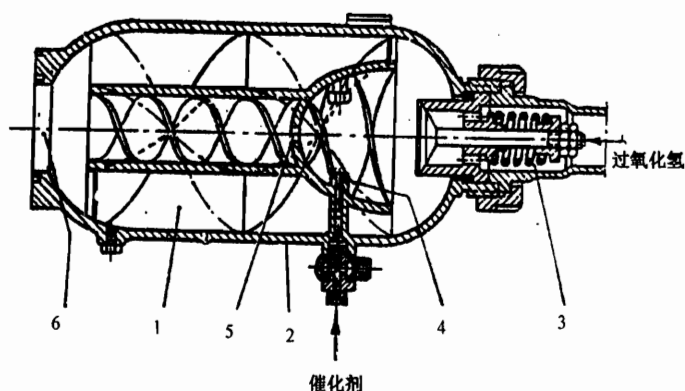
蒸气燃气发生器采用液体催化剂进行工作。液体催化剂为 25% ~ 35% 高浓度的高锰酸钾(KMnO_4)水溶液。反应器上底装有过氧化氢喷嘴。高锰酸盐溶液的喷流由侧面的直流式喷嘴喷入。过氧化氢和催化剂在发生器上部进行催化分解。螺旋器使过氧化氢能充分分解。

自动器 A-4 发动机主要的自动器包括燃料主阀、氧化剂主阀、过氧化氢主级阀门和末级阀门,以及电动气阀门等。



A-4 发动机涡轮泵

1—燃料进口 2—涡轮壳体 3—涡轮排气管 4—燃料泵叶轮 5—燃料泄漏管 6—燃料泵轴承 7—涡轮泵转速极限调节器 8—燃料泵出口 9—涡轮密封装置 10—燃料泵壳体 11—涡轮叶片 12—氧化剂泵出口 13—蒸气燃气导管 14—涡轮转子 15—氧化剂泵叶轮 16—氧化剂泵轴承 17—氧化剂泵密封装置 18—弹性联轴器 19—氧化剂泵壳体 20—涡轮喷嘴 21—导向装置叶片 22—氧化剂进口



A-4 发动机蒸气燃气发生器

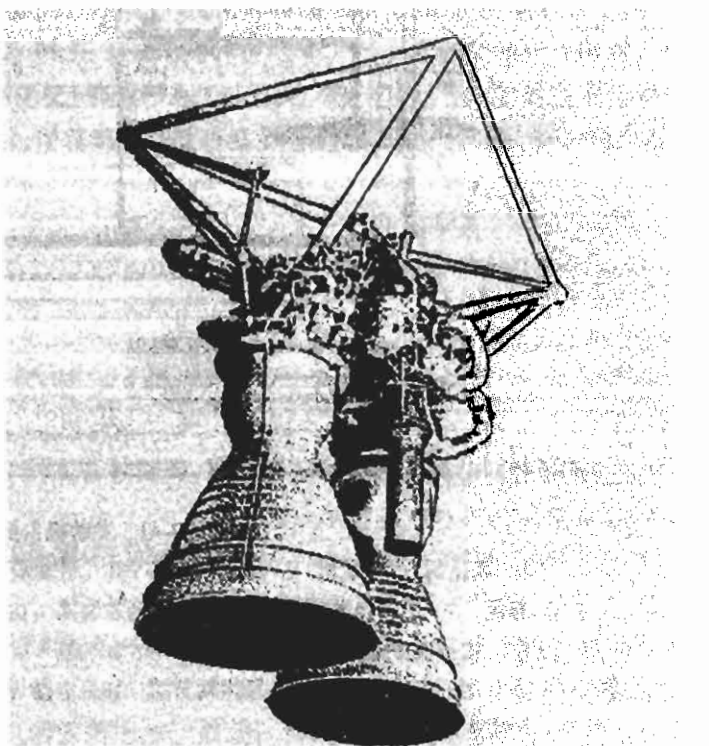
1—螺旋器 2—壳体 3—过氧化氢喷嘴 4—催化剂喷嘴 5—泄出孔 6—蒸气收集器

改进与发展

纳粹德国战败后,A-4 火箭包括设备和资料作为战利品大部分被美国和前苏联缴获。一些专家和工人或投靠美国,或被前苏联俘虏。在研究和掌握 A-4 火箭发动机的基础上,这两个国家在迅速发展液体火箭发动机技术方面取得了重大进展。

LR-87-AJ-3

LR-87-AJ-3 液体火箭发动机是美国“大力神 1”洲际弹道导弹的第一级动力装置。该动力装置由两台 LR-87-AJ-3 发动机组成, 安装在一个机架上。由美国航空喷气通用公司 (Aerojet - General Cosrp.) 于 1955 年 ~ 1959 年研制。推进剂为液氧和煤油 (RP-1)。采用燃气发生器循环, 泵压式供应系统。两台发动机安装在常平座上, 可双向摇摆, 控制导弹的俯仰和偏航。此外, 用四个小喷管, 利用燃气发生器燃气进行滚动控制。



LR-87-AJ-3 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	2 × 667.2	推力质量比	kN/kg	0.795
海平面比冲	m/s	2 440.2	结构质量	kg	1 678
燃烧室压力	MPa	4.36	宽 度	mm	2 900
喷管扩张比		8	长 度	mm	3 000
工 作 时 间	s	160			

发动机系统

系统组成 LR-87-AJ-3 由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统、启动系统、增压系统及控制系统组成。

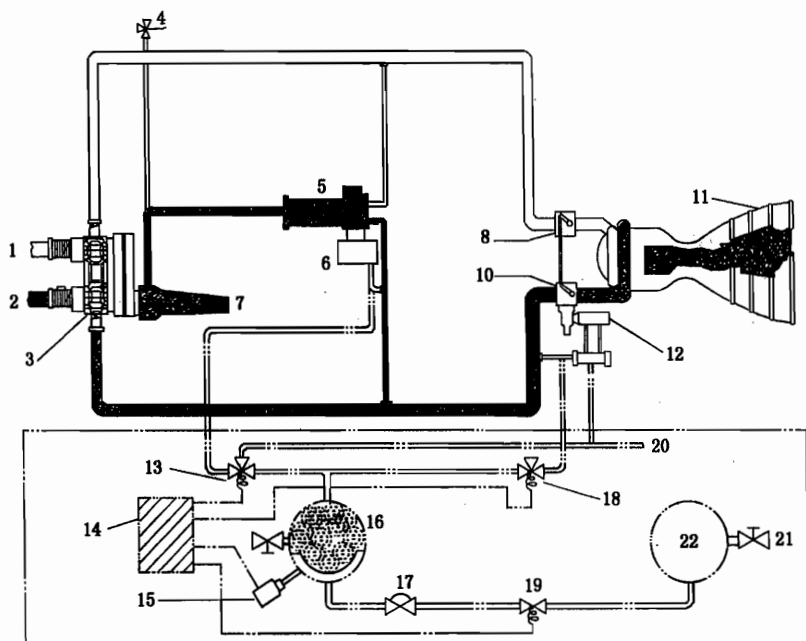
主系统 由涡轮泵、推力室、阀及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、控制阀及管路等组成。

点火系统 主要由点火器等组成。

启动系统 由发射台上的氮气启动气瓶及其管路组成。

增压系统 贮箱增压用压缩惰性气体。



LR-87-AJ-3 发动机系统图

1—氧化剂 2—燃料 3—涡轮泵 4—氮气启动器 5—燃气发生器 6—燃气发生器
器阀 7—热交换器 8—推力室氧化剂控制阀 10—推力室燃料控制阀 11—推力
室 12—推力室控制阀作动器 13—电动气阀 14—电气程序控制箱 15—压力开
关 16—液体启动箱 17—压力调节器 18—电动气阀 19—电动断流阀 20—启动
系统超能速放装置 21—加注阀 22—压缩气瓶

控制系统 由推力室控制阀及燃气发生器控制阀等组成。

工作原理 当接到发射导弹指令时,按下启动电钮,于是打开发射架上的氮气系统,氮气即沿其导管通往涡轮泵组件,使涡轮转动,推进剂即沿导管进入推力室,同时推力室点火器发火点燃推进剂,发动机开始工作。

涡轮泵靠燃气发生器产生的燃气驱动,使其保持继续转动及加速,泵出口压力也随之增加。

燃料泵出口压力增加,推力室程序控制阀打开到规定位置,从而保证管路中推进剂压力达到预定值。于是推力室阀在燃料压力作用下打开到额定位置,推力室即可进入主级工作状态。

当推力室阀移到某一位置时,控制阀的位置开关启动,在两个位置开关都打开时,燃气发生器操纵阀卸压,该阀打开,燃料即通过该阀并同时作用到燃气发生器两阀上,两阀则在燃料压力作用下同时打开,推进剂分别流入燃气发生器。在操纵阀开启时,燃气发生器点火器点燃,燃气发生器开始工作。之后,燃气发生器阀打开到额定位置,燃气发生器正常工作,整个发动机也处于额定工作状态。

在燃气发生器上的位置开关移到某一位置时,作用到氮气启动阀的压力降低,最后关闭,从而切断了通往涡轮泵的氮气。涡轮泵即完全靠燃气发生器产生的燃气来驱动。

当推力室达到设计推力时,推力控制传感器开始工作,以此控制燃气发生器阀到合适位置,保证发动机设计推力。

当一级发动机工作 160s 时,即发出关机指令,作用在燃气发生器控制阀的压力增加而关闭,切断了输送到燃气发生器阀的推进剂通道,阀关闭,燃气发生器停止工作。在燃气发生器阀关闭时,位置开关即接通推力室控制阀,使燃烧室阀迅速关闭,一级发动机便关机。

发动机主要部件

推力室 LR-87-AJ-3 发动机推力室由喷注器、燃烧室和喷管组成。

喷注器为双股自击式喷注器。喷注器直径为 550 mm。氧化剂喷嘴 560 个,燃料喷嘴 610 个,氧化剂喷孔直径 3.03 mm。喷注器壳体和面板材料为 CRES 347,采用焊接结构。其上无燃烧稳定性装置。燃烧室为管束式结构。使用 250 根 CRES 347 不锈钢管(管壁厚 0.5 mm),在 980 ℃ ~ 1 040 ℃ 高温下经钎焊制成所需外形,钎焊料为 AMS 4777 铜合金,然后,用玻璃钢纤维带缠绕制成。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

		氧化剂泵	燃料泵
入口压力	MPa	0.314	0.151
出口压力	MPa	5.43	7.19
流 量	kg/s	187.37	83.22
转 速	r/min	7 949	8 780

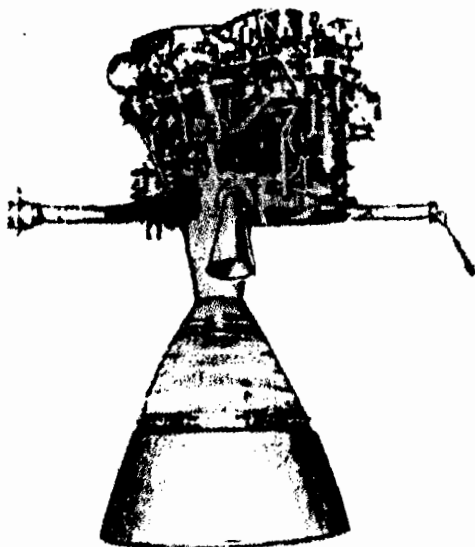
涡轮泵为齿轮传动式,泵为单级离心泵。

其它主要组件还有燃气发生器,燃气发生器工作控制阀,推力室工作控制阀及阀门作动器。

改进与发展

“大力神 1”导弹一级发动机 LR-87-AJ-3 研制过程中解决的一些主要问题及改进有:(1)增加监控电路,以利于地面站操纵系统或自动系统掌握发动机工作情况,控制发动机工作;(2)简化发动机控制系统,采用燃料压力程序控制阀,取代原一套电气或液压辅助控制系统;(3)涡轮泵、阀等组件多采用直接机械式连接;(4)一级故障及程序监控装置设置在发射架上。

LR-91-AJ-3



LR-91-AJ-3 液体火箭发动机

LR-91-AJ-3 液体火箭发动机是美国“大力神 1”洲际弹道导弹的第二级发动机,该发动机由一台主发动机和四个游动喷管组成。由美国航空喷气通用公司(Aerojet-General Corp.)于 1955 年~1959 年研制。推进剂为液氧和煤油(RP-1)。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机可以摇摆,另有四个小游动喷管,用以控制导弹的姿态和末速调节。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	355.8	推力质量比		0.604
真空比冲	m/s	3 048	结构质量	kg	589
燃烧室压力	MPa	4.6	宽 度	mm	1 210
喷管扩张比		25	长 度	mm	2 120
工作时间	s	180			

发动机系统

系统组成 LR-91-AJ-3 发动机由主系统(推力室推进剂供应系统)、副系统(涡轮工质供应系统)、点火系统、启动系统、增压与控制系统组成。

主系统 由涡轮泵、推力室、阀及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、控制阀及管路等组成。

点火系统 由点火器等组成。

启动系统 由火药启动器组成。

控制系统 由推力室操纵控制阀、燃气发生器操纵控制阀等组成。

工作原理 在两级火箭分离时,自动控制系统使二级发动机火药启动器点火启动,火药燃气驱动涡轮泵及辅助

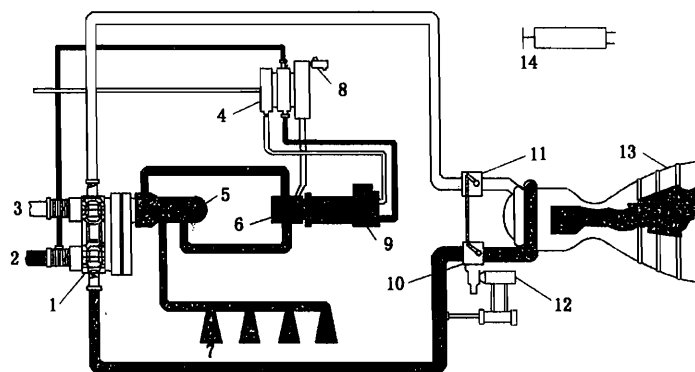
泵,于是推进剂即由两泵前输送到燃气发生器。此时,燃气发生器的点火器也点火,推进剂燃烧产生燃气,使涡轮泵加速。

由于辅助泵驱动组合件连续工作,使燃气发生器输送系统中的推进剂压力上升。燃气发生器阀即打开到适当位置。燃气发生器阀的位置开关使点火系统停止工作。燃气发生器阀打开更大,使热燃气输送到游动喷管中,直到接到推力室点火信号时为止。

当二级发动机推力室点火开关接通,控制热燃气阀的操纵阀增压开启,于是,继而燃气发生器驱动涡轮泵加速,而将推进剂输送到推力室,热燃气阀的位置开关使推力室点火器点燃。

当燃料泵出口压力增加时,控制推力室阀的压力程序操纵阀打开,于是,燃料便流向推力室阀。推力室阀即在该工作液体的压力作用下打开到额定位置,推进剂即可在泵出口压力下进入燃烧室,发动机便进入额定工作状态。

当推力室压力上升到额定值时,推力控制传感器使燃气发生器阀移到合适位置,使泵达到额定转速,发动机处于额定工作状态。



LR-91-AJ-3 发动机系统图

1—涡轮泵 2—燃料 3—氧化剂 4—辅助泵驱动组件 5—热交换器
6—热燃气阀 7—游动喷管 8—火药启动器 9—燃气发生器 10—推力室燃料阀 11—推力室氧化剂阀 12—推力室阀作动器 13—推力室 14—推力室阀,燃气发生器操纵阀,热燃气操纵阀综合程序器

在二级主发动机工作 180 s 后,按程序关机。当接到推力室关机信号时,控制燃气发生器的操纵阀关闭,随之涡轮泵渐渐停止转动。此时,推力室位置开关操纵阀关闭。于是,推力室阀在卸压情况下关闭。因此,截断了通往推力室的推进剂流,主发动机便关机。

发动机主要部件

推力室 LR-91-AJ-3 发动机推力室由喷注器、燃烧室及喷管组成。

喷注器为双股自击式喷注器,喷注器直径为 360 mm,氧化剂与燃料喷嘴按同心环排列。氧化剂喷嘴 328 个,其喷孔直径为 2.2 mm;燃料喷嘴为 392 个,其喷孔直径为 1.48 mm。喷注器壳体与面板材料为 347 不锈钢,采用焊接结构,喷注器无燃烧稳定性装置。

燃烧室为管束式结构,使用不锈钢管束钎焊制成。最后用玻璃纤维缠绕加固。

涡轮泵 涡轮泵主要性能参数

		氧化剂泵	燃料泵
入口压力	MPa	0.248	0.288
出口压力	MPa	5.71	7.52
流 量	kg/s	79.72	33.64
转 速	r/min	8 945	25 207

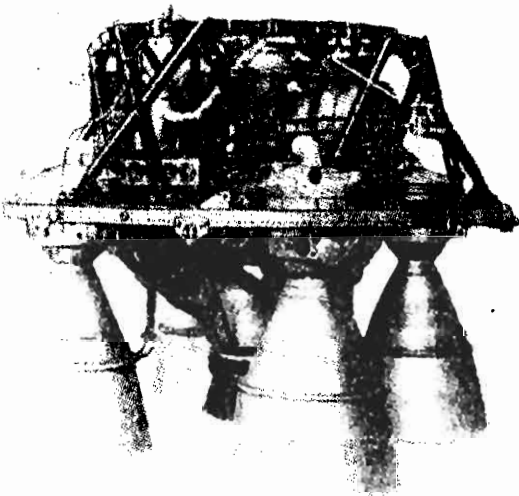
涡轮泵为齿轮传动式,泵为单级离心泵。其它组件还有燃气发生器,各种阀及阀作动器。

改进与发展

“大力神 1”导弹的二级发动机 LR-91-AJ-3 是在一级发动机 LR-87-AJ-3 的基础上改进而来,与一级发动机的差别主要有:加大喷管面积比,用火药启动器代替氦气启动系统,二级故障及程序监控装置是置于弹上。

RD-111

RD-111 液体火箭发动机是前苏联洲际弹道导弹 IP-1(美国代号 SS-10)第一级发动机,前苏联发动机代号为 PД-111,由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1959 年~1962 年研制。IP-1 导弹因为采用低温推进剂,作战使用性能差,在 1968 年中止研制。推进剂为液氧和煤油。采用燃气发生器循环,泵压式供应系统。其主要特点是装有 4 台摆动推力室,由一台涡轮泵组供应推进剂,利用富燃料燃气驱动涡轮。

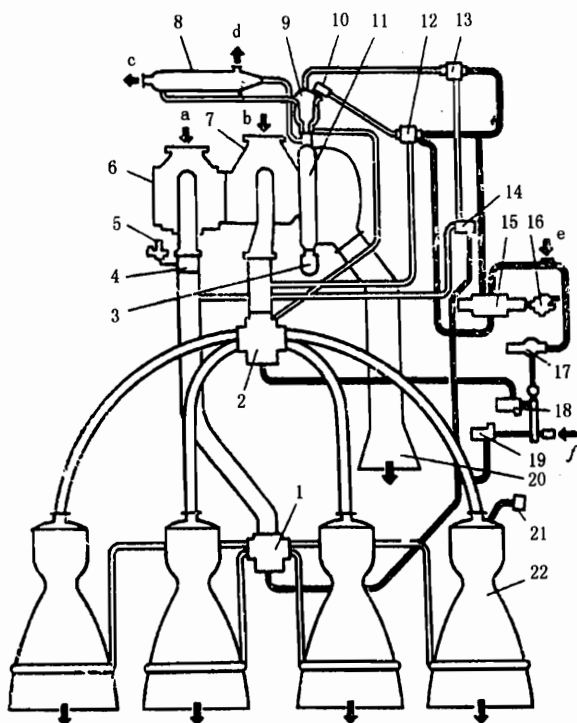


RD-111 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

地面推力	kN	1 407	喷管出口压力	MPa	0.059
真空推力	kN	1 628	推力质量比	kN/kg	0.95
地面比冲	m/s	2 700	结构质量	kg	1 480
真空比冲	m/s	3 110	直径	mm	2 760
燃烧室压力	MPa	7.85	长度	mm	2 340

发动机系统



RD-111 发动机系统简图

1,2—主通-断阀 3—火药启动器 4—推进剂利用系统节流调节阀 5—电动装置 6,7—燃料泵与氧化剂泵 8—热交换器 9—燃气发生器 10—电爆断流阀 11—涡轮 12,13—燃气发生器调节器 14—副通-断阀 15—气路系统减压器 16—电动装置 17—气路系统减压器 18,19—电动气动控制阀 20—涡轮排气喷管 21—推力调节系统压力传感器 22—推力室 a—燃料 b—氧化剂 c,d—贮箱增压气体 e—弹载气瓶供应的压缩空气 f—地面设备供应的压缩空气

系统组成 RD-111 发动机系统由主系统、副系统、启动点火系统、贮箱增压系统、推力调节系统、推进剂利用系统、控制系统等组成。

主系统 由涡轮泵、氧化剂主通-断阀、燃料主通-断阀、推力室及管路等组成。

副系统 由燃气发生器、氧化剂和燃料的副通-断阀、推力调节器、燃气发生器混合比调节器及管路等组成。

启动点火系统 由火药启动器、推力室烟火点火装置、燃气发生器烟火点火器组成。

贮箱增压系统 由热交换器及管路组成。

推力调节系统 由推力调节器、压力传感器及管路等组成。

推进剂利用系统 由电传动装置、节流-调节阀组成。

控制系统 由电动气动控制阀、电传动装置、燃气发生器氧化剂电爆断流阀、气路系统、减压器及管路等组成。

工作原理 在完成预冷以及给泵腔充入推进剂后,火药启动器按照启动指令工作。用产生的火药燃气驱动涡轮。在达到一定的泵后压力时,相应的阀门打开,推进剂组元进入燃气发生器和推力室。推力室点火采用烟火点火装置,该装置通过喷管喷口安置于推力室内。燃气发生器由安装在其壳体上的烟火点火器点火。

推进剂组元从泵中出来后分别经氧化剂和燃料的主通-断阀进入推力室。氧化剂直接进入头腔,燃料先进入推力室冷却通道,然后再进入头腔。

在主通-断阀之前,从两泵后各引出一股氧化剂和燃料供给燃气发生器。氧化剂和燃料在进入燃气发生器之前,先各自经过副通-断阀和调节器(其中一个是推力调节器,另一个是燃气发生器混合比调节器)。副通-断阀和调节器由高压氮气的控制压力操纵,高压氮气又由电动减压器控制,减压器则按控制

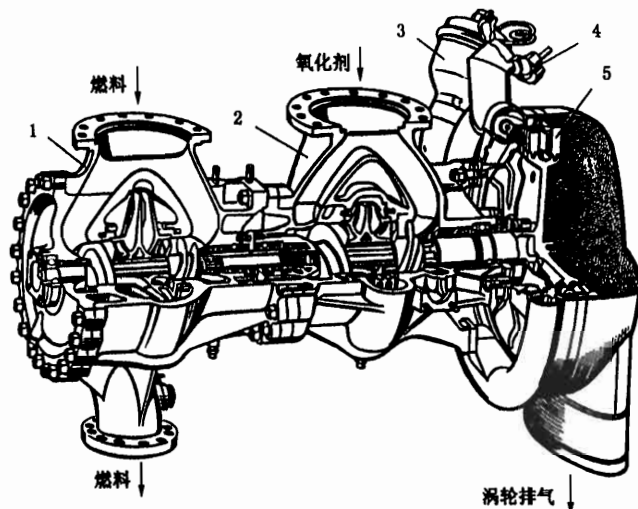
系统的指令动作。

燃气发生器产生的燃气为富燃料燃气,对涡轮做功后的燃气在涡轮排气喷管中膨胀后排出。

利用气路系统中的控制压力使调节器控制进入燃气发生器的推进剂组元的供应压力。气路系统的控制压力则由专用的减压器调节。此外,系统中还有气体减压器用来提供气路系统中的必需压力,以操纵主通-断阀。

利用燃料主管路上的电动控制的节流-调节阀来调节推进剂的混合比,以保证两贮箱内的推进剂组元同时耗尽。

氧化剂贮箱用气氧增压,气氧由液氧经热交换器加温蒸发而获得;从燃气发生器后方引出一股燃气经过热交换器,在给液氧加温的同时,燃气温度降低,用来增压燃料贮箱。



RD-111 发动机涡轮泵

1—燃料泵 2—氧化剂泵 3—燃气发生器
4—火药启动器法兰 5—涡轮

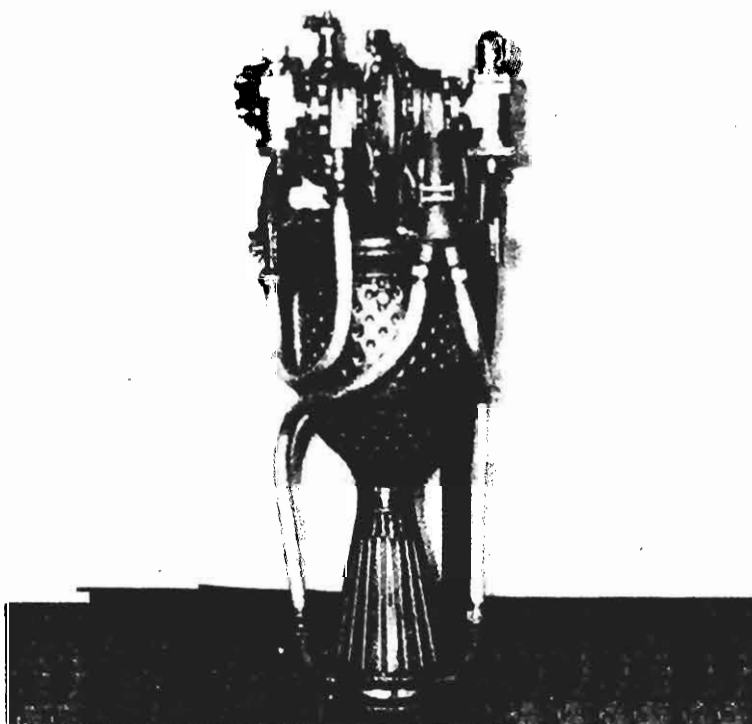
发动机主要部件

主推力室为焊接结构,由燃烧室、喷注器和喷管组成。它利用煤油进行再生冷却和利用喷注器造成的煤油液膜进行内冷却。推力室安装在万向机架上,按照指令摆动来控制火箭的飞行方向。推力室上方安装着涡轮泵组,两者之间用金属软管连接。

涡轮泵组由1台两级轴流冲击式涡轮、两台带诱导轮的双面入口离心式氧化剂泵和燃料泵组成(见图)。涡轮功率8460 kW。两泵与涡轮同轴安装,都以8520 r/min 转速旋转。

战术导弹液体火箭发动机

HQ1*



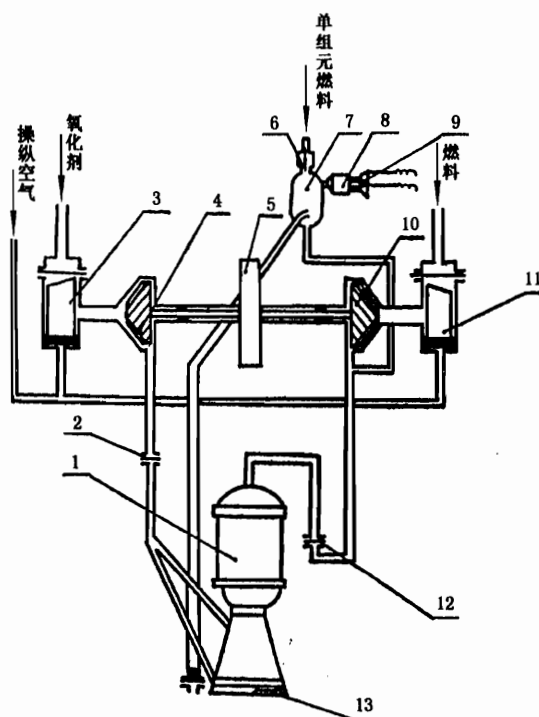
HQ1* 液体火箭发动机

HQ1* 液体火箭发动机是中国“红旗 1”地空导弹的主发动机,由中国航天工业总公司 111 厂于 60 年代研制成功。双组元推进剂:氧化剂为硝酸,燃料为混胺。采用泵压式供应系统。副系统用单组元燃气发生器;单组元燃料为硝酸异丙酯。该发动机曾作为 2YF-1B 发动机的原型机,其结构与 2YF-1B 发动机类似。

发动机主要性能与结构参数

地面推力	kN	25.99	喷管扩张比		8.46
氧化剂流量	kg/s	8.93	工作时间	s	60
燃料流量	kg/s	2.66	推力质量比	kN/kg	0.60
混合比		3.55	结构质量	kg	43.5
地面比冲	m/s	2 167	直 径	mm	480
燃烧室压力	MPa	4.41	长 度	mm	1 030

发动机系统



HQ1*主发动机系统原理图

- 1—推力室 2—薄膜 3—氧化剂启动阀 4—氧化剂泵
5—涡轮 6—单向阀 7—燃气发生器 8—火药启动器
9—电爆管 10—燃料泵 11—燃料启动阀 12—薄膜
13—堵盖

系统组成 HQ1*主发动机系统与2YF-1B主发动机系统相同,仅在燃料主系统中无缓冲器。

工作原理 与2YF-1B发动机的相同。

发动机主要部件

推力室 推力室的主要性能和结构参数

地面推力	kN	25.69	喷管出口截面直径	mm	205.0
地面比冲	m/s	2 226	喷管扩张比		8.46
燃料室压力	MPa	4.41	结构质量	kg	19.0
燃烧室直径	mm	230	长 度	mm	851
喉部截面直径	mm	70.5	直 径	mm	476

推力室结构与2YF-1B发动机不同处:

1. 无缓冲器;
2. 头部采用单组元离心式喷嘴:第一层底上钻孔固定138个氧化剂喷嘴,第一、二底间以凸包点焊连接,并在连接处钻孔固定85个燃料喷嘴;喷嘴呈蜂窝状排列,并以扩口法与底固定;
3. 身部由圆筒形燃烧室和喷管收敛段及锥形扩散段组成;圆筒段和收敛段大端通过外壁上的冲压

凸包与内壁点焊连接;收敛段小端及锥形扩散段则通过 20 条纵向压槽与内壁滚焊连接。工作时,氧化剂流经内外壁间的夹层实现身部再生冷却;

4. 推力室的全部零件均由钢 1Gr18Ni9Ti 制成。

涡轮泵 涡轮泵的主要性能和结构参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.49
燃料泵出口压力	MPa	6.15
燃料泵流量	kg/s	2.66

氧化剂泵入口压力	MPa	0.49
氧化剂泵出口压力	MPa	5.85
氧化剂泵流量	kg/s	8.93

涡轮

入口压力	MPa	3.33
出口压力	MPa	0.31
流 量	kg/s	0.312

转 速	r/min	21 000
功 率	kW	82.32

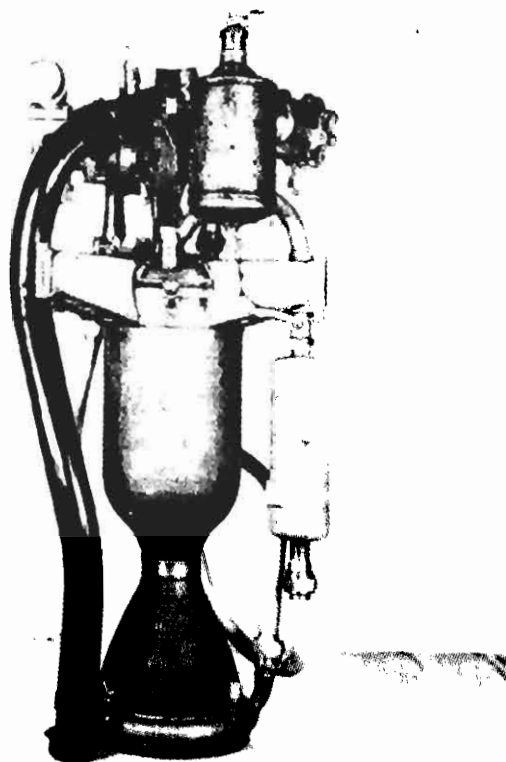
涡轮泵结构与 2YF-1B 发动机不同处:

1. 氧化剂泵装置中无诱导轮和螺母泵轮;
2. 涡轮壳体法兰盘间采用密封齿压紫铜垫圈密封的方案。

燃气发生器 燃气发生器的结构与 2YF-1B 发动机的相同。燃气压力为 3.33 MPa。

火药启动器 火药启动器的结构与 2YF-1B 发动机不同处:挡药板由钢 25 制成。

2YF-1B



2YF-1B 液体火箭发动机

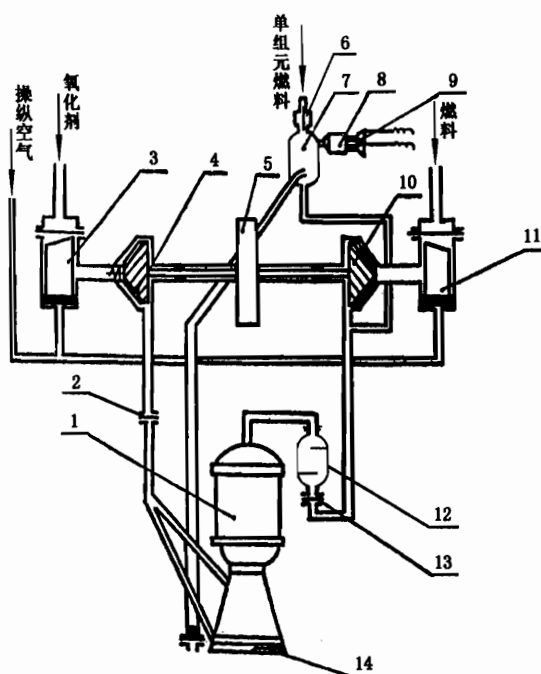
2YF-1B 液体火箭发动机是中国“红旗 3”地空导弹的主发动机。由中国航天工业总公司第八〇一研究所于 1966 年 ~ 1968 年研制。推进剂为红烟硝酸-27(氧化剂)和混胺-02(燃料)。采用泵压式供应系统,副系统用单组元燃气发生器;单组元燃料为硝酸异丙酯。

2YF-1B 发动机在前期研制的 2YF-1 发动机的基础上改进而成,是“红旗 3”导弹主发动机的定型方案。其改进措施包括:设计了小型化的推力室,并在喷管内壁喷涂高温涂层,提高了发动机比冲;在推力室的燃料路增设了缓冲器,提高了启动可靠性;在氧化剂泵内增设了螺母泵轮,提高了抗汽蚀性能。

发动机主要性能与结构参数

地面推力	kN	30.40
氧化剂流量	kg/s	9.93
燃料流量	kg/s	2.92
混合比		3.40
地面比冲	m/s	2 304
燃烧室压力	MPa	5.90

喷管扩张比		9.84
工作时间	s	60
推力质量比	kN/kg	0.77
结构质量	kg	39.5
直 径	mm	480
长 度	mm	887



2YF-1B 发动机系统原理图

- 1—推力室 2—薄膜 3—氧化剂启动阀 4—氧化剂泵
5—涡轮 6—单向阀 7—燃气发生器 8—火药启动器
9—电爆管 10—燃料泵 11—燃料启动阀 12—缓冲器
13—薄膜 14—堵盖

发动机系统

系统组成 2YF-1B 发动机的系统由启动系统、主系统(即推力室推进剂供应系统)和副系统(即涡轮工质供应系统)三个主要部分组成。

启动系统 由火药启动器和电爆管组成。

主系统 分为氧化剂主系统和燃料主系统。前者由氧化剂启动阀、氧化剂泵、薄膜及导管组成;后者由燃料启动阀、燃料泵、薄膜、缓冲器及导管组成。

副系统 分为单组元燃料系统和冷却系统。前者由节流圈、单向阀、燃气发生器及导管组成;后者由燃气发生器底部的喷嘴和导管组成。

工作原理 接到发动机点火指令后,火药启动器上的电爆管通电起爆,引燃点火药和火药装药,产生高温高压燃气,喷入燃气发生器。与此同时,弹上气源向主系统的两个启动阀的空气腔供应操纵空气,推动切刀切破薄膜。推进剂分别向主系统和冷却系统充填。经 0.2 s~0.5 s 后,单组元燃料经单向阀和喷嘴进入燃气发生器,在火药燃气温度和压力作用下进行分解,形成高温高压燃气;随后进入的燃料继续分解。燃气与来自燃气发生器底部喷嘴喷入

的燃料混合降温后驱动涡轮,带动泵做功,以提高推进剂压力。主系统的氧化剂和燃料在泵后压力作用下冲破薄膜,经过推力室头部各自喷嘴喷入燃烧室,混合燃烧形成的燃气冲掉堵盖后从喷管高速排出,产生推力,发动机进入稳定工况。涡轮废气冲破排气管出口薄膜。排入空间,产生附加推力。

发动机主要部件

推力室 推力室的主要性能和结构参数

地面推力	kN	30.16
地面比冲	m/s	2 356
燃料室压力	MPa	5.90
燃烧室直径	mm	172
喉部截面直径	mm	65.3

喷管出口截面直径	mm	204.8
喷管扩张比		9.84
结构质量	kg	15.5
长 度	mm	720
直 径	mm	476

推力室由头部、身部和缓冲器组成。

头部由三层底、喷嘴及冷却环等组合成平顶结构。三层底分别构成燃料腔(上腔)和氧化剂腔(下腔)。在第一、二层底间钎焊有 60 个双组元外混合离心式喷嘴,喷嘴呈同心圆排列于喷注器面上;其中心区分布 36 个大流量喷嘴;沿喷注器边缘焊有冷却环,环上均布 24 个直流小孔,用以形成冷却液膜。冷却环进口装有节流圈。头部外底上焊有四个承力支架和一块涡轮泵固定支板。

身部由圆柱形燃烧室和双圆弧喷管组成。冷却方式:采用再生冷却,液膜冷却及喉部喷涂氧化锆涂层等措施。由身部内外壁及钎焊于其间的波纹板构成再生冷却夹层。

缓冲器是一薄壁焊接容器。其作用是:使燃料较氧化剂进入燃烧室的时间稍有滞后,并减少燃料的启动流量,以减缓启动冲击,提高发动机的启动可靠性。

此外,推力室两路进口处均装有节流圈。

头部外底,身部外壁由钢 1Cr21Ni5Ti 制成;身部内壁及其余零件均由钢 1Cr18Ni9Ti 制成。

涡轮泵 涡轮泵的主要性能和结构参数

泵

燃料泵入口压力	MPa	0.29	氧化剂泵入口压力	MPa	0.39
燃料泵出口压力	MPa	7.36	氧化剂泵出口压力	MPa	8.24
燃料泵流量	kg/s	2.92	氧化剂泵流量	kg/s	9.93
燃料泵效率		0.55	氧化剂泵效率		0.64

涡轮

入口压力	MPa	3.73	入口温度	K	1 073
出口压力	MPa	0.19	出口温度	K	790
流 量	kg/s	0.387	功 率	kW	118.04
转 速	r/min	25 000			

涡轮泵由涡轮、氧化剂泵和燃料泵组成。涡轮在两泵中间,三者同轴传动。涡轮是局部进气单级冲击式的,由壳体、喷嘴及转子组成;转子轮盘上焊有 45 只精密铸造叶片;单只拉瓦尔喷嘴斜焊在涡轮壳体上。氧化剂泵由离心轮、诱导轮、螺母泵轮(或称无轮毂诱导轮)、密封装置和壳体组成;燃料泵由离心轮、密封装置和壳体组成。两泵与涡轮腔之间采用液封轮加唇式密封方案。涡轮壳体法兰盘间用空心金属密封环密封。涡轮泵采用两只 3E204Q 轴承,工作中主要承受径向载荷。转子、叶片和喷嘴由钢 1Cr18Ni9Ti 制成,涡轮壳体和泵壳体由钢 25 制成,离心轮由铝合金 LD2 制成,诱导轮由铝合金 LD10 制成。

燃气发生器 燃气发生器由头部和圆筒组焊接而成。头部由壳体、喷嘴、单向阀和节流圈等组成;3 个单组元离心式切向喷嘴沿圆周均布于壳体上。圆筒组由圆筒、燃气导管和底盖组成;圆筒内壁冲压凸包与外底点焊成一体,内外壁间夹隔热材料;圆筒体上焊有燃气输出导管,底盖中央焊一离心式燃料喷嘴。大多数零件由钢 1Cr18Ni9Ti 制成。燃气发生器燃气压力为 3.73 MPa,流量为 0.334 kg/s。

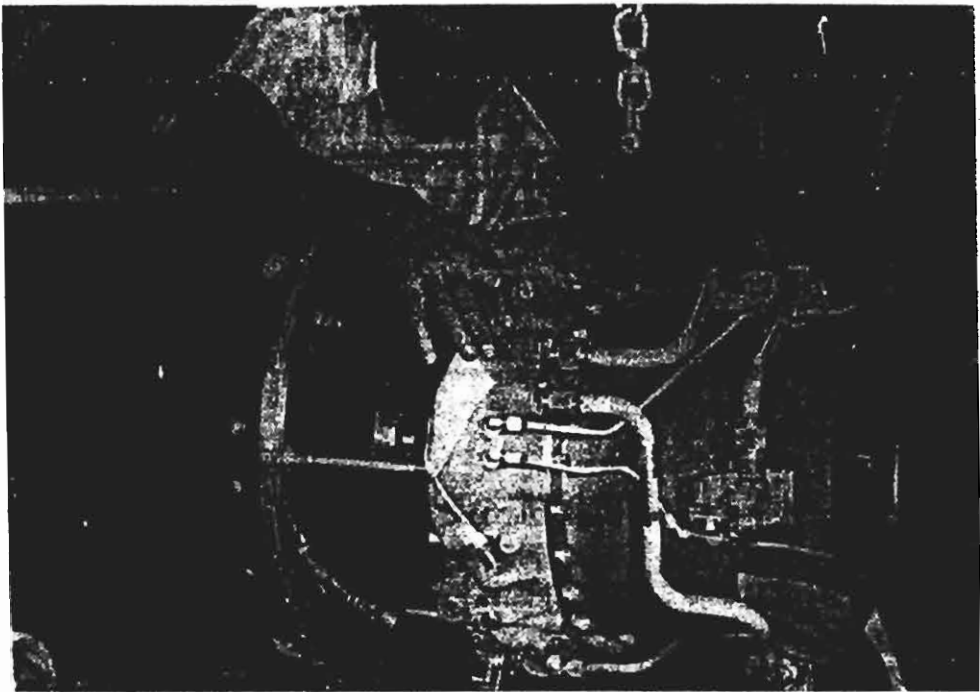
火药启动器 火药启动器由火药室壳体、点火药盒和火药柱组成。火药室壳体由盖子、壳体、挡药板等组成;点火药盒内装 2.5 g 1 号猎枪黑火药;火药柱牌号为 SFM-1。火药室壳体由钢 1Cr18Ni9Ti 制成,火药室盖子,挡药板由铸钢 ZG35 制成。

自动器 2YF-1B 发动机自动器有氧化剂启动阀和燃料启动阀。它们分别位于两主系统入口处。阀门是常闭式的,其用途是:当导弹处于战备状态时阻止推进剂进入发动机;当需要发动机工作时,开启阀门,打开推进剂进入发动机的通路。阀门由两只管接头、薄膜、壳体和活塞式切刀组成。推进剂入口管接头由钢 1Cr18Ni9Ti 制成,充气管接头由防锈铝合金 LY12 制成,壳体由铝合金 LD5 制成,切刀由钢 2Cr13 制成,薄膜由铝 L4-M 制成。

改进与发展

对 2YF-1B 发动机进行了改型。改型发动机的代号为 6FY-3G。主要改进内容为:(1) 副系统采用双组元推进剂;(2) 采用带有转级机构的压力调节器;(3) 提高了一、二级工况的推力和比冲。

P8E-9



P8E-9 液体火箭发动机

P8E-9 液体火箭发动机是美国“长矛”(Lance)地地战术导弹的发动机。它由美国洛克达因公司于 1962 年~1970 年研制。推进剂是一种自燃可贮推进剂,其氧化剂为抑制的红色发烟硝酸,燃料为偏二甲肼。推进剂在导弹出厂前被预先加注在贮箱中,在 - 40℃ ~ + 60℃ 的温度范围内可贮存 10 年。发动机的主要特点是采用两个同心安装的推力室,外围的环形推力室称为助推推力室,推力不可调;内部中心推力室称为主推力室,其推力可在 0~ 19.6kN 范围内调节。两推力室固定安装,靠二次喷射推力矢量控制系统提供导弹助推段飞行的控制力矩。发动机采用挤压式供应系统,由弹上固体推进剂燃气发生器产生的燃气作增压工质。

发动机主要性能与结构参数

		助推推力室	主推力室
地面推力	kN	187	0~ 19.6
喷管扩张比		5.1	4.0
工作时间	s	1.5~ 6	120

燃烧室压力	MPa	7.093
混 合 比		3.4
直 径	mm	338.5
长 度	mm	492.8

工作原理 发动机工作时,先给弹上燃气发生器点火器通电解除保险,然后点燃点火器的端羟基聚丁二烯复合推进剂,产生的燃气再去点燃燃气发生器的固体推进剂。燃气发生器固体推进剂缓慢燃烧,产生的热燃气冲破爆破膜片,经扩散器分散进入贮箱活塞的增压区,建立起推动活塞的压力。活塞在燃气压力的作用下,切断静密封,随后推挤贮箱中的推进剂,使燃料和氧化剂分别冲破各自的膜片,经输送管和环形集流管(燃料管2根,氧化剂管3根)进入推力室喷注器。推进剂两组元由喷注器喷出在燃烧室中接触自燃燃烧。

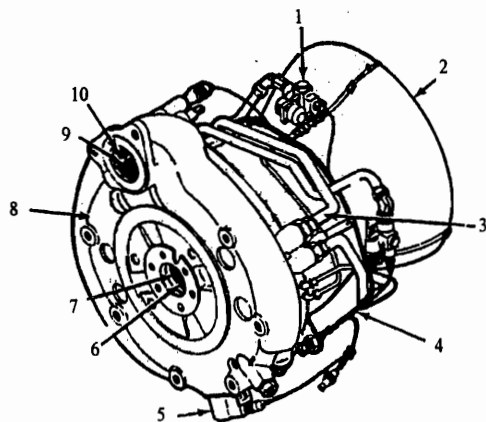
在导弹助推段飞行期间,助推推力室与主推力室均以最大推力一起工作,产生207 kN推力。助推推力室根据导弹射程要求可以工作1.5 s~6 s。助推推力室在导弹飞行达到预定速度时,由速度控制系统根据加速度计测得的飞行加速度与积分器计算的速度值发出关机指令,关闭两个电爆断流阀,切断推进剂的供应,使之停止工作。助推推力室工作结束后,主推力室继续工作,导弹飞行进入巡航阶段。在这一飞行阶段中,方向控制与自动气象补偿(DC-Automet)制导系统根据飞行期间的风、空气密度和其他气象条件变化对导弹飞行的影响通过速度控制系统不断调节主推力室喷注器伺服阀的开度,改变燃料和氧化剂喷注流量,调节主推力室的推力,使推力值正好等于导弹飞行的空气阻力值,保持加速度计测得的加速度值等于零($g=0$),使导弹沿着一条仅有重力影响的近类“真空”的理想弹道飞行。主推力室工作到一个预定时间时由速度控制系统控制其关机。

发动机主要部件

P8E-9 发动机主要部件见图。

P8E-9 发动机是一种同心安装的双推力室液体火箭发动机。外围的环形助推推力室推力不可调,推力为187 kN;中央的主推力室推力可调,调节范围为0~19.6 kN。两推力室内壁有轻质烧蚀材料衬层作烧蚀冷却;喷管喉部有耐热的碳化硅材料喉衬隔热,助推推力室有两个由电爆管控制的燃料和氧化剂断流阀用于控制关机。推力室喷管外有互相间隔 90° 安装的4个推力矢量控制阀,它们根据方向控制装置的指令将推力矢量控制系统燃料管供应的燃料喷入喷管的排气流中,改变排气方向,产生侧向力来控制导弹飞行的俯仰和偏航姿态。助推推力室通称“5环”推力室,它有5根环形集流管(氧化剂3根,燃料2根)为其供应推进剂。

主推力室有喷注器流量控制伺服阀控制进入燃烧室的推进剂流量,来调节推力室的推力。

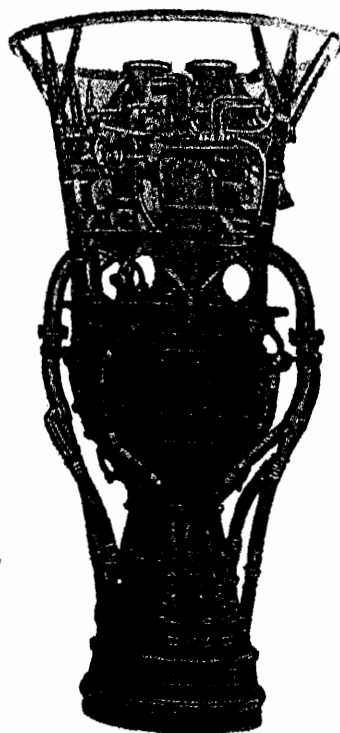


P8E-9 发动机主要部件

- 1—推力矢量控制阀(4个) 2—助推环形推力室 3—推力矢量控制阀燃料供应管 4—发动机电缆 5—主推力室喷注器伺服控制阀 6—助推推力室燃料断流阀 7—燃料入口 8—喷注器外壳 9—助推推力室氧化剂断流阀 10—氧化剂入口

RD-103

RD-103 液体火箭发动机是前苏联 P-5M(美国代号 SS-3)地地中程弹道导弹的发动机。前苏联发动机代号为 PД-103。由前苏联气体动力实验室-设计局(现动力机械科研生产联合体)于 1947 年~1953 年在 RD-100 发动机的基础上经改进研制而成。推进剂为液氧和 92%浓度的酒精。采用蒸气燃气发生器循环,泵压式供应系统。发动机不摇摆,由燃气舵执行推力向量控制。RD-103 发动机在 RD-100 发动机的基础上作了以下几项改进:(1)采用高浓度的酒精;(2)提高工作参数;(3)改进燃烧室头部及喷管的冷却;(4)采用飞行中调节推力的自动器;(5)采用泵压式系统把过氧化氢供应到蒸气燃气发生器等。



RD-103 液体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

海平面推力	kN	432	工作时间	s	120
真空推力	kN	500	推力质量比	kN/kg	0.496
海平面比冲	m/s	2 160	结构质量	kg	870
真空比冲	m/s	2 430	直径	mm	1 650
燃烧室压力	MPa	2.39	长度	mm	3 120

前苏联 RD-100, RD-101 及 RD-103 液氧-酒精系列的火箭发动机都是在 A-4 发动机的基础上发展而成。美国的 A-6, A-7 发动机也是在 A-4 发动机的基础上发展而成。因此,这些发动机的系统,系统组成,工作原理及各主要部件都大同小异。只是主要性能参数各不相同,有较大变化,参见下表。

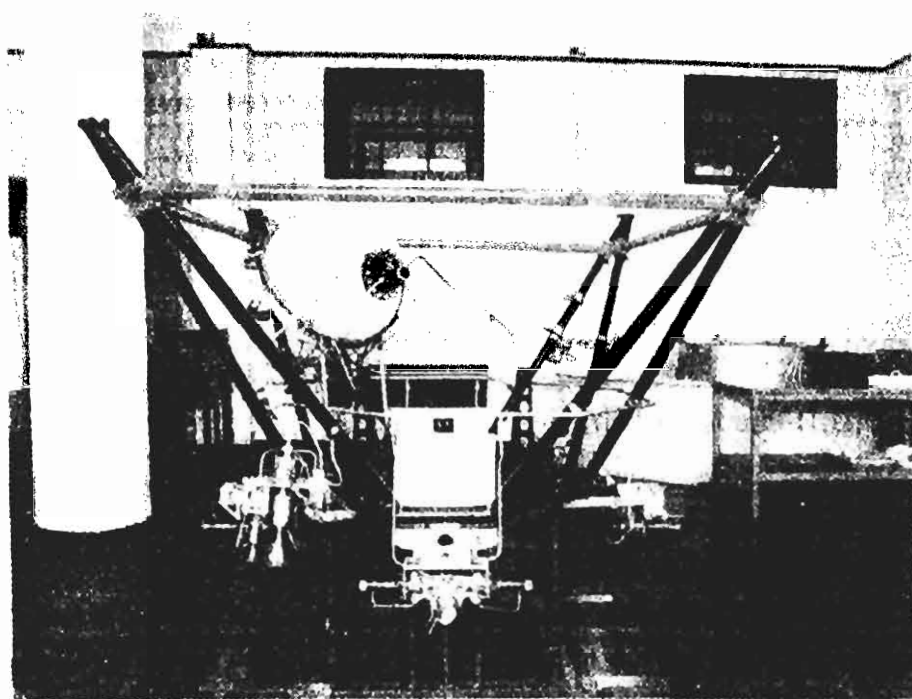
液氧-酒精发动机主要性能参数比较

发动机代号	A-4	RD-100	RD-101	RD-103	A-6	A-7
火箭名称	V-2	SS-1/P-1	SS-2/P-2	SS-3/P-5M	红石	水星-红石
氧化剂	液氧	液氧	液氧	液氧	液氧	液氧
燃料	75%酒精	75%酒精	92%酒精	92%酒精	酒精	酒精
海平面推力	kN 249	267	363	432	284	347
真空推力	kN	307	405	500		
海平面比冲	m/s 1 959	1 990	2 100	2 160		2 256

真空比冲	m/s	2 325	2 370	2 430			
燃料室压力	MPa	1.52	1.59	2.12	2.39		2.157
喷管出口压力	MPa	0.078	0.088		0.098		
工作时间	s	65	65	90	120	145	155
结构质量	kg	920	885	888	870	660	660
直 径	mm		1 650	1 650	1650	1 770	1 780
长 度	mm		3 700	3 354	3 120	3 300	3 300
涡轮转速	r/min	3 800	3 900		5 460		4 800
涡轮功率	kW	342	400		1 100	580	
涡轮燃气温度	K	658	650		780		666.5
喷管扩张比		3.42					

航天器液体火箭发动机

FY-81



FY-81 液体火箭姿控发动机

FY-81 液体火箭发动机是中国“长征 3”(LM-3)运载火箭第三级的姿态控制和推进剂管理发动机,由中国航天工业总公司第八〇一研究所于 1977 年~1982 年研制。发动机的主要用途是在第三级火箭滑行段飞行时对火箭姿态进行控制、推进剂管理、主机二次关机后对火箭末速度进行修正、星箭分离后调整火箭姿态并加速使箭体脱离卫星运动轨道。

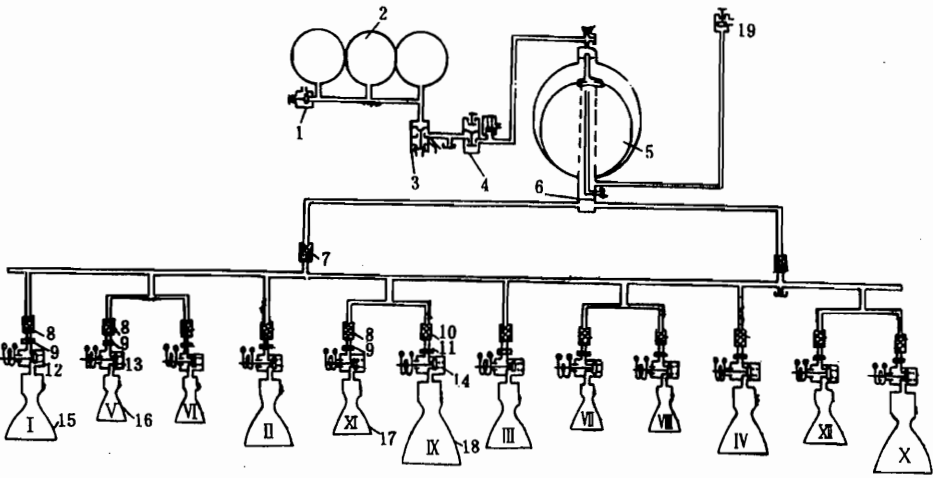
发动机为氮气恒压挤压式单组元肼催化分解发动机。共有 12 台推力器,其中 8 台用于姿态控制(俯仰和偏航控制各 2 台,推力分别为 58.8 N,滚动控制 4 台,推力分别为 9.8 N),另外 4 台用于推进剂管理(2 台推力为 39.2 N,2 台推力为 196 N)。

发动机主要性能与结构参数

推力器真空推力	N	4×9.8, 2×39.2, 4×58.8, 2×196		
真空比冲	m/s	≥2 123	推进剂加注量	kg 58
系统最大流量	g/s	286.88	系统最小流量	g/s 45
气瓶容积	L	7.2×2	气瓶初始压力	MPa 21

贮箱容积	L	60	贮箱工作压力	MPa	1.6
结构质量	kg	50	工作电压	V	27

发动机系统



FY-81 发动机系统原理图

1—充气阀 2—气瓶 3—电爆阀 4—减压阀 5—贮箱 6—膜片 7,8,10—过滤器 9,11—节流圈 12,13,14—电磁阀 15,16,17,18—推力室 19—加注阀

系统组成 发动机系统由增压输送系统、推力器、温控、电缆、遥测压力、温度传感器等组成。增压输送系统由钛合金气瓶、囊式贮箱、电爆阀、减压阀、破裂膜片、加注阀、充气阀等组成。推力器由电磁阀、推力室组成。温控有贮箱温控、组件温控、导管温控。

工作原理 按飞行程序,控制系统给发动机电爆阀发出电爆指令,电爆阀电爆管起爆,阀门切刀将隔离膜片切破,钛合金气瓶里的高压氦气通过电爆阀,经减压阀减压后进入贮箱囊外挤压胶囊。当贮箱内压力达到 $0.7 \pm 0.2\text{MPa}$ 时贮箱出口膜片破裂,推进剂从贮箱流出,经过过滤器后到各分机电磁阀前。电磁阀接到控制系统指令,阀门通电打开,推进剂进入推力室内,无水肼与推力室内催化剂接触立即分解为含有 $\text{NH}_3, \text{N}_2, \text{H}_2, \text{H}_2\text{O}$ 的高温气体,通过推力室喷管喷出产生推力。控制系统信号去掉后,电磁阀断电关闭,推力消失。

火箭发射前利用地面电源对贮箱,液路三通、四通、电磁阀、减压阀、加注阀等加温。火箭起飞后由箭上电源对液路导管继续供电加温。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	N	9.8	39.2	58.8	196
真空比冲	m/s	$< 2\ 123$			
推力室压力	MPa	1.057	0.884	0.687	0.582
推进剂流量	g/s	4.54	18	27	92.4
冷启动加速性	s	≥ 1	≥ 1	≥ 1	≥ 1.2
热启动加速性	s	≥ 0.2	≥ 0.2	≥ 0.2	≥ 0.4

冷启动关机减速性	s	≥ 0.25	≥ 0.25	≥ 0.25	≥ 0.4
热启动关机减速性	s	≥ 0.2	≥ 0.2	≥ 0.2	≥ 0.3
催化剂床直径	mm	15.5	32	36	69
催化剂床长度	mm	38.5	31	33	59
喉部截面直径	mm	2.63	5.8	8.06	15.9
喷管出口截面直径	mm	12.64	23.2	33.1	62
推力室长度	mm	104	119.1	125.1	201
推力室质量	kg	0.3	0.4	1.4	

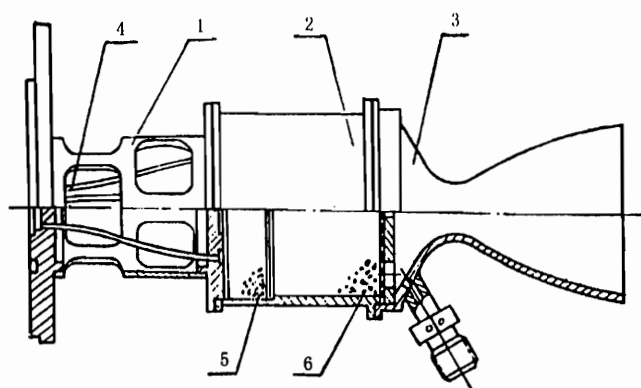
推力室由头部、身部、催化剂三部分组成(见图):

头部由带法兰集合器、支架、喷注板、毛细管和滤网等组成。支架、毛细管与带法兰集合器和喷注板的连接采用高温钎焊。

身部由圆筒、喷管、挡板和隔网等组成。圆筒与喷管的连接采用自动脉冲氩弧焊。

催化剂有两种:细颗粒催化剂牌号为 816H,粗颗粒催化剂牌号为 814H。

钛合金气瓶 钛合金气瓶呈球形,材料采用 TC4,由锻件机械加工成两个半球,用等离子焊接而成,容积 7.2 升,工作压力 23 MPa。



推力室

1—头部 2—身部 3—喷管 4—喷注器 5—细颗粒催化剂
6—粗颗粒催化剂

贮箱 贮箱主要性能和结构参数

容积	L	60	工作压力	MPa	2.0
壳体外径	mm	493	壳体壁厚	mm	3.5
排放效率		99%	质量	kg	10

贮箱由壳体、加注排出组件及胶囊等组成。壳体材料为铝合金 LF6,呈球状,用板材拉伸成两半球采用手工氩弧焊焊接而成。加注排出组件由排气件和集液件组成。胶囊用合成橡胶 M301-1,整体硫化成形,M301-1 胶可与无水肼长期相容。贮箱加注可抽真空加注,亦可挤压加注。

自动器 自动器包括电磁阀、减压阀、电爆阀等。

电磁阀 电磁阀的电磁铁和阀体是一体的,阀门壳体就是电磁铁的线圈骨架,阀头既是活门,又是电磁铁的衔铁,在阀门进口的管嘴内装有节流孔板和过滤器。电磁阀由壳体组件、线圈绕组、壳体套筒、阀头、阀座、弹簧、橡胶“O”形圈、垫片、节流孔板、过滤器及四芯插座等组成。

减压阀 减压阀结构为逆向高压卸荷式减压阀,为减小动静压差在低压腔装有常值耗气孔板。减压阀由壳体、阀门、衬套、阀门座、膜片、主、副弹簧、顶杆、压紧套筒、弹簧套筒、青铜过滤器、限流孔板、常值耗气孔板及安全阀等组成。

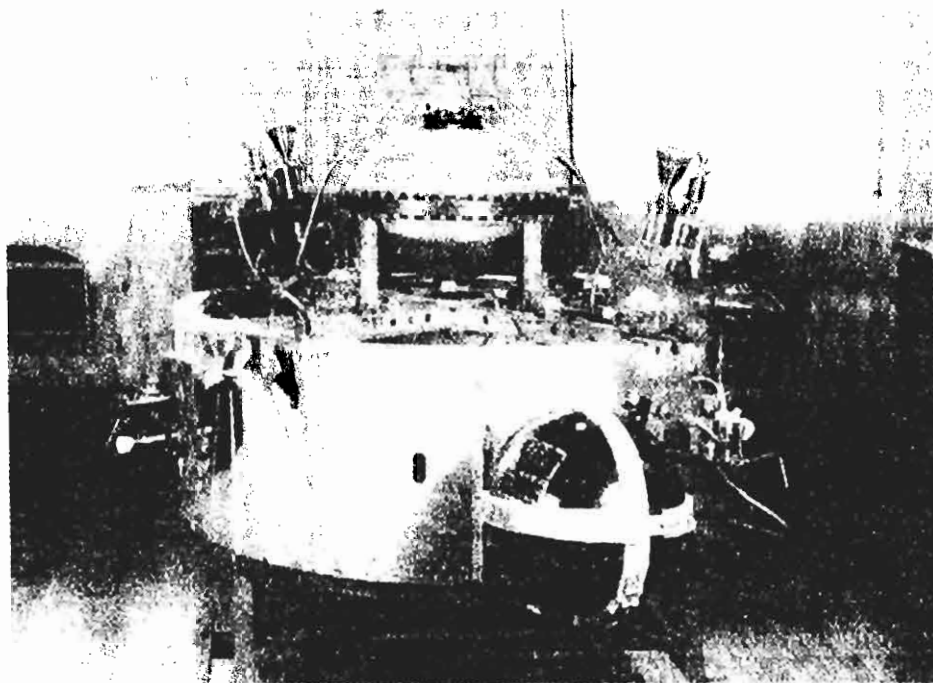
电爆阀 电爆阀由壳体、切刀、螺塞、橡胶“O”形圈、挡环及电爆管等组成。壳体材料为铝合金 LD10,切刀是柱塞式,材料为 2Cr13。

温控 贮箱温控在其壳体表面粘贴加热片,包覆硅酸铝纤维毡和防火布,最外层粘贴镀铝聚酰亚胺薄膜,在加注排出组件的一个管接嘴内安装有测温传感器。发动机的液路三通、四通、电磁阀、减压阀等表面粘贴薄膜型加热片,加热片外包覆硅酸铝纤维毡,最外层粘贴镀铝聚酰亚胺薄膜,在有代表性的组件表面粘贴有测温传感器。上述贮箱及组件在火箭发射前由地面电源供电加温。发动机全部液路导管均缠有加热带,加热带外缠绕镀铝聚酰亚胺薄膜,火箭发射后由箭上电源供电加温。

改进与发展

FY-81 发动机研制中遇到的最大问题有两个:(1)发动机电爆阀电爆后,减压阀开始工作产生启动鸣叫,参数下降。改进措施是增大减压阀出口管口径,使减压阀在启动过程低压腔缓慢建压;(2)电磁阀工作时阀头卡住,行程减小,推力室推力下降,改进措施是挤压研磨工艺代替手工操作,并用工业窥镜检查。

FY-82



FY-82 液体火箭姿控发动机

FY-82 液体火箭发动机是中国“长征 4A”运载火箭第三级姿态控制发动机,由中国航天工业总公司第八〇一研究所于 1978 年~1988 年研制。发动机的主要用途是对第三级火箭进行末速度修正,保持箭体姿态以及星箭分离后调整火箭姿态并加速,使三级箭体脱离卫星运动轨道。推进剂为无水肼。采用氮气恒压挤压单组元肼催化分解发动机系统。共包括 14 台不同推力的推力器:4 台推力为 10.8N(滚动控制);4 台推力为 39.2 N(其中 2 台俯仰控制,2 台末速修正);4 台推力为 58.8N(其中 2 台俯仰控制,2 台偏航控制);2 台推力为 196 N(末速修正)。发动机的特点:一是采用先进的表面张力贮箱;二是继承性好。

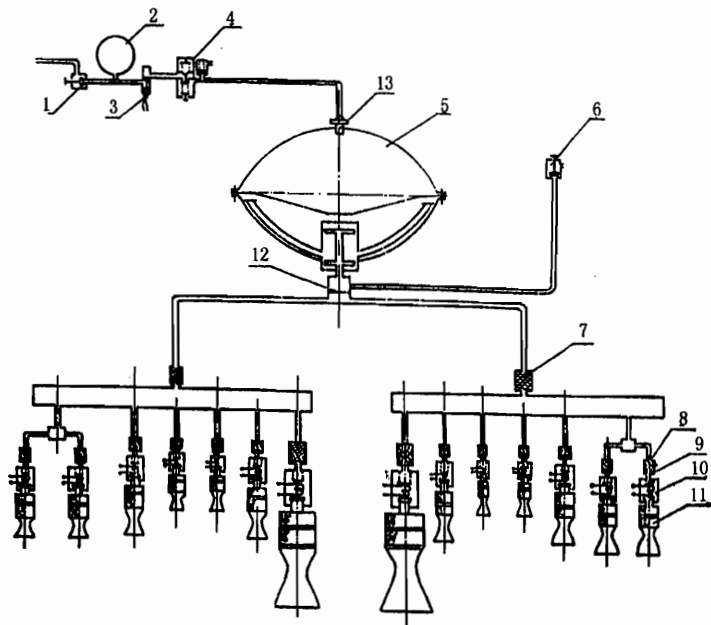
“长征 4B”运载火箭要求姿控发动机增加推进剂管理功能,推进剂加注量增大,并且推力器由 14 台减为 12 台。为此,发动机进行改进设计,改进后的发动机代号为 FY-82B。

发动机主要性能与结构参数

推力器真空推力	N	4 × 10.8, 4 × 39.2, 4 × 58.8, 2 × 196		
真空比冲	m/s	2 059	推进剂加注量	kg 18

系统最大流量	g/s	385	系统最小流量	g/s	10
气瓶容积	L	20	气瓶初始压力	MPa	20
贮箱容积	L	28	贮箱工作压力	MPa	2.0
结构质量	kg	54	工作电压	V	27

发动机系统



FY-82 发动机系统原理图

1—充气阀 2—气瓶 3—电爆阀 4—减压阀 5—贮箱 6—加注阀 7, 8—过滤器 9—节流孔板 10—电磁阀 11—推力室 12—破裂膜片 13—蓄留组件

系统组成 FY-82 发动机由气路、液路、温控、发动机电缆以及遥测压力、遥测温度传感器等组成。气路包括充气阀、钛合金气瓶、电爆阀、减压阀及其气路导管等。液路包括加注阀、表面张力贮箱、破裂膜片、过滤器、节流孔板、电磁阀、推力室及其液路导管等。温控包括地面加温和箭上加温两部分。发动机电缆包括控制电缆、温控电缆、遥测温度电缆。遥测压力、遥测温度传感器包括 17 个遥测压力传感器和 9 个温度传感器。

工作原理 高压氦气贮存在钛合金气瓶内,无水肼由破裂膜片被隔离在贮箱内。发动机工作前,控制系统按预定程序给 14 台电磁阀同时通电,放掉液路导管内的气体。然后给电爆阀的电爆管通电,电爆阀工作后打开气路通道,气瓶内的高压氦气经减压阀减压后进入贮箱对无水肼进行增压。当增压压力达一定值时,贮箱出口处的破裂膜片破裂,无水肼充填发动机液路导管直至各电磁阀前。各电磁阀根据指令信号打开或关闭,从而控制各推力室工作或停止。

发动机主要部件

除贮箱、196N 推力室、温控及发动机总装为新设计外,其余部件如充气阀、电爆阀、减压阀、加注阀、电磁阀、10.8N 推力室、39.2N 推力室、58.8N 推力室等均采用 FY-81 发动机的成熟产品。

推力室 196N 推力室主要性能和结构参数

真空推力	N	196	喷管扩张比	15.2
真空比冲	m/s	2 123	催化剂品种	816H + 814H
身部圆筒直径	mm	58	推力室长度	mm 201
质 量	kg	1.20		

推力室由头部、身部和喷管组成。头部为莲蓬式喷注器钎焊结构,身部圆筒内装填自发型和非自发型催化剂,喷管为双圆弧形。头部、身部和喷管之间的连接均采用自动脉冲氩弧焊。除催化剂挡板用高温合金外其余均采用不锈钢制造。

表面张力贮箱 表面张力贮箱主要性能参数和结构参数

容 积	L	28	排放效率	98%
工作压力	MPa	2.0	筛网气泡压力	kPa 5.8

贮箱为分舱部分管理筛网型表面张力贮箱,上下两舱用隔舱板隔开。贮箱壳体用铝合金板材拉伸制成,其余零件用不锈钢制造,表面张力网采用不锈钢特种斜纹网。

温度控制 温度控制主要包括贮箱温控、导管组件地面温控和导管组件箭上温控。温度控制目的是保证发动机系统内的无水肼温度在一定范围内以及组件工作性能良好。

加热器主要性能参数

参 数	贮箱		导管组件	
	温控		地面温控	箭上温控
加热功率	W	200 ~ 300	< 700	< 150
加热电压	V	0 ~ 20	0 ~ 45	27
加热电流	A	0 ~ 15	< 25	< 6
加热温度	℃	30 + 5	5 ~ 70	5 ~ 60

贮箱温控采用由康铜-聚酰亚胺复合薄膜制成的加热片粘贴在贮箱壳体外面,通过地面加温电缆和电源实施射前地面加温。

导管组件地面加温减压阀、电磁阀、液路导管等外部粘贴加热片或加热带,通过地面加温电缆和电源实施射前地面加温。

导管组件箭上加温对热容量小的导管和电磁阀等在地面温控加热带或加热片内再粘贴一层箭上温控加热带或加热片,由箭上电源供电实施从火箭发射转电至二,三级分离的箭上加温。

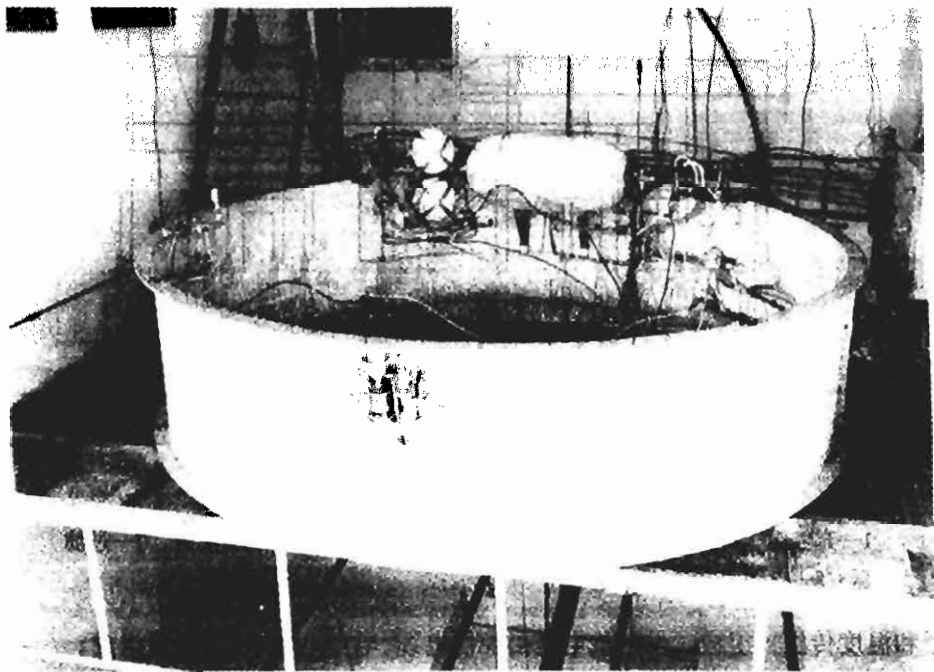
改进与发展

FY-82 发动机研制过程中,贮箱支架和压力传感器安装支板的材料进行了更换,用不锈钢取代铝合金,增大了支架的强度。10.8 N 推力室测压管改变了管子走向,增加挠度以增强管子的抗振能力。

根据“长征 4B”运载火箭增加推进剂管理功能以及减少 2 台推力器的要求,姿控发动机从以下方面进行改进设计:

- (1)设计推进剂贮箱和贮箱固定卡箍,采用胶囊式贮箱,容积为 60L;
- (2)取消 2 台 39.2 N 俯仰通道推力室及电磁阀,机组机架作相应修改;
- (3)取消导管组件箭上温控。改进后的发动机代号为 FY-82B,推进剂加注量为 58 kg,发动机结构质量为 48 kg。

FY-83



FY-83 液体火箭姿控发动机

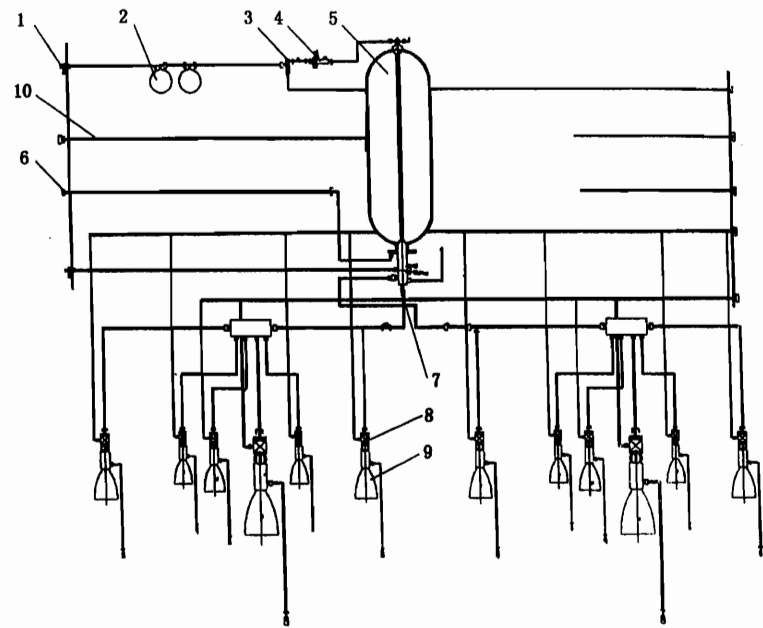
FY-83 液体火箭发动机是中国“长征 3A”(LM-3A)运载火箭第三级姿态控制和推进剂管理发动机。由中国航天工业总公司第八〇一研究所于 1987 年~1993 年研制。姿控发动机的总工作时间约 750 s。主要功用:在滑行段,对火箭进行姿态控制并对第三级进行推进剂管理-沉底;在第三级发动机第二次关机后进行末速修正;在火箭与卫星分离前对火箭姿态进行调整。该发动机为氮气挤压输送的单组元催化分解发动机,并选用了低冰点的单推 3 作为推进剂。

发动机主要性能与结构参数

推力器真空推力	N	6×40, 4×70, 2×300	真空比冲	m/s	≥2 221
气瓶容积	L	2×7.2	发动机额定总冲	N·s	163 021
气瓶充气压力	MPa	21	推进剂		单推 3
贮箱容积	L	71	挤压气体		氮气
贮箱工作压力	MPa	1.7	系统最大流量	g/s	503
推进剂加注量	kg	75	系统最小流量	g/s	32
工作电压	V _{DC}	27	结构质量	kg	55

发动机系统

系统组成 FY-83 姿控发动机是单组元催化分解氮气挤压恒压式发动机。由气路、液路、温控、发动机电缆以及遥测压力、遥测温度传感器等组成。气路由充气阀、钛合金气瓶、电爆阀、减压阀及其气路导管等组成。液路由贮箱、加注阀、破裂膜片、过滤器、节流孔板、电磁阀、推力室及其液路导管组成。温控



YF-83 发动机系统原理图

1—充气阀 2—气瓶 3—电爆阀 4—减压阀 5—贮箱 6—加注阀 7—过滤器 8—电磁阀 9—推力室 10—贮箱温控

由贮箱加热器和温度传感器组成。发动机电缆由控制电缆、电爆电缆、遥测电缆组成。

工作原理 姿控发动机工作前,控制系统按程序同时打开 12 台推力器的电磁阀进行真空放气。然后引爆电爆管,打开电爆阀,气瓶内高压氦气通过电爆阀经减压阀减压后进入贮箱。在氦气充填挤压贮囊的过程中,当贮箱出口压力达到 $0.7 \pm 0.2\text{MPa}$ 时,贮箱出口七通处的破裂膜片破裂,箱内推进剂通过过滤器进入发动机液路导管直至电磁阀前。各电磁阀根据控制系统的指令信号打开或关闭,从而控制各推力室工作或停止,来满足火箭姿态控制的要求。

发动机主要部件

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	N	40	70	300
真空比冲	m/s	2 221	2 221	2 234
身部圆筒直径	mm	32	36	69
燃室压力	MPa	0.851	0.793	0.765
催化剂		816H + 814H	816H + 814H	816H + 814H
推力室总长	mm	119.1	125.4	202.5

三种推力室头部结构均为多根喷注管莲蓬头式结构。推力室采用全焊接结构,头身凸缘采用脉冲自动氩弧焊连接。喷管有双圆弧型和锥型两种。催化剂床内装填两种催化剂:细颗粒贵金属铱催化剂(816H)和粗颗粒非贵金属钼铬催化剂(814H)。

电磁阀 电磁阀的电磁铁和阀体合为一体,阀门壳体就是电磁铁和线圈骨架,阀门头既是阀头,又是电磁铁的衔铁。发动机系统的节流孔板装在阀门进口管嘴内,节流孔板和阀门共用一个过滤器。

贮箱 贮箱主要性能和结构参数

容 积 L 71 加注方式 抽真空加注

工作压力 MPa 1.8

排放效率 > 98%

贮箱由壳体、加注排出部件和胶囊三大部分组成。贮箱壳体的材料为 LF6 铝合金,形状是球形封头的圆柱型。带球形封头圆柱体壳体采用旋压成型工艺,做成上、下壳体,由三条环形焊缝连接。

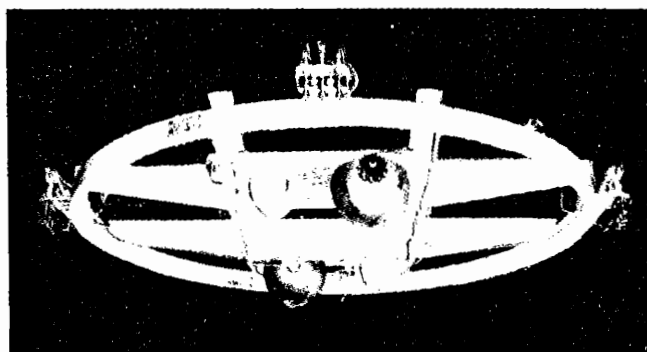
贮箱胶囊材料为合成橡胶 M301,根据贮箱的安装位置和火箭停放状态,本贮箱只能采用真空加注方式加注推进剂。

温度控制 贮箱采用地面加温措施,保证贮箱壳体的射前温度在 $30^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ 之间。减压阀、电爆阀、加注阀三种阀均借用 FY-81 姿控发动机的产品。

改进和发展

在 FY-83 姿控发动机的基础上,在俯仰、偏航通道各增加一台 40 N 推力器,将沉底的 40 N 推力器改成 45 N 推力器组成了 FY-83B 姿控发动机。用于“长征 3B”(LM-3B)运载火箭上。

FY-84



FY-84 液体火箭姿控发动机

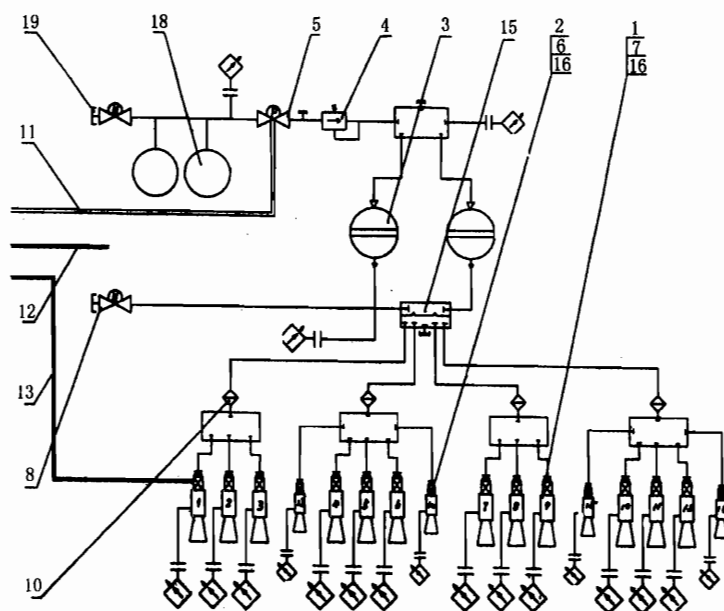
FY-84 液体火箭发动机是中国“长征 2D”(LM-2D)运载火箭上面级姿态控制发动机。由中国航天工业总公司第八〇一研究所于 1994 年开始研制。

FY-84 发动机为氮气恒压挤压式单组元——单推三催化分解发动机。发动机系统有两个贮箱,两个气瓶,16 台推力器,其中 4 台推力器推力为 10N,用于滚动通道控制,12 台推力器推力为 70N,用于俯仰、偏航通道控制。

发动机主要性能与结构参数

推力室真空推力	N	$12 \times 70, 4 \times 10$	真空比冲	m/s	≤ 2108
贮箱最大加注容积	L	25.6	推 进 剂		单推 3
气瓶容积	L	7.2×2	挤压气体		氮气
气瓶最高压力	MPa	21 ± 0.5	总 冲	N·s	101 184
电源电压	V	27 ± 3	输送系统压力	MPa	1.7
结构质量	kg	53			

发动机系统



FY-84 发动机系统原理图

1,2—推力室 3—贮箱 4—减压阀 5—电爆阀 6,7—电磁阀 8—加注阀
10—过滤器 11—电爆电缆 12—遥测电缆 13—姿控电缆 15—膜片七通
组件 16—节流圈 18—气瓶 19—充气阀

系统组成 FY-84 发动机系统由增压输送系统、推力器电缆等组成。增压输送系统由两只钛合金气瓶、两只囊式贮箱、电爆阀、减压阀、破裂膜片、加注阀、充气阀等组成。推力器由电磁阀、推力室组成,计有 10N 推力器 4 台,70N 推力器 12 台。

工作原理 按飞行程序,控制系统给发动机电爆阀发出电爆指令,电爆阀电爆管起爆,阀门切刀将隔离膜片切破。钛合金气瓶的高压氦气通过电爆阀,经减压阀减压后进入贮箱囊外并挤压胶囊。当贮箱出口压力达到 $0.7 \pm 0.2 \text{ MPa}$ 时贮箱出口膜片破裂,推进剂从贮箱流出,通过过滤器到各分机电磁阀前。电磁阀接受控制系统指令打开或关闭。根据控制系统指令电磁阀通电打开,推进剂进入推力室内,单推三与推力室内催化剂接触后立即分解为含 NH_3 , N_2 , H_2 , H_2O 的高温气体,从喷管喷出产生推力。控制系统信号去掉,电磁阀断电自动关闭,推力消失。

发动机主要部件

FY-84 发动机主要部件如 10N 推力室、70N 推力室、电磁阀、电爆阀、减压阀、气瓶、加注阀、充气阀、膜片等都是继承“长征 3”FY-81 姿控发动机的部件。为 FY-84 发动机设计的部件只有容积为 25 升的囊式贮箱。

贮箱 贮箱主要性能和结构参数

工作压力	MPa	1.7	排放效率		> 98%
容 积	L	25.6	壳体外径	mm	370
壳体壁厚	mm	2	胶囊壁厚	mm	1

贮箱由壳体、加注排出部件、胶囊三部分组成。

贮箱壳体为球形,外径 $\Phi 370$ mm,壁厚 2 mm,材料为 LF6,采用旋压成型工艺。两半球及法兰,封头采用手工氩弧焊焊接制成。壳体一端法兰用于固定加注排出部件,另一端封头用于支承加注排出部件,封头安装旋入弯通管嘴,该管嘴用于发动机系统增压。

加注排出部件一端是带法兰的集液锥,另一端是锥形件,中间用一根 $\Phi 20 \times 1$ 的多孔管焊接在一起,集液锥有贮箱加注,排出管嘴。

胶囊用 M301-1 合成橡胶整体硫化制成。胶囊一端通过加注排出部件集液锥法兰和壳体法兰固定,另一端用压紧环固定在加注排出部件上。

电缆 发动机系统有三根电缆:电爆电缆,姿控电缆,压力和温度遥测电缆。

温控 为保证发动机可靠工作,对发动机部件采用了被动热控方案:贮箱,减压器,阀门等都包覆了保温隔热材料,最外层包覆了低辐射率的镀铝聚酰亚胺薄膜;气瓶,贮箱安装支板,液路多通,导管等及三机,五机支架都包覆了镀铝聚酰亚胺薄膜。

DK500-2

DK500-2 液体火箭发动机是中国“东方红 2”(DFH2)卫星的姿控发动机。由中国航天工业总公司第五〇二研究所于 1971 年~1984 年研制。推进剂为无水肼,采用落压式输送系统。

发动机主要性能与结构参数

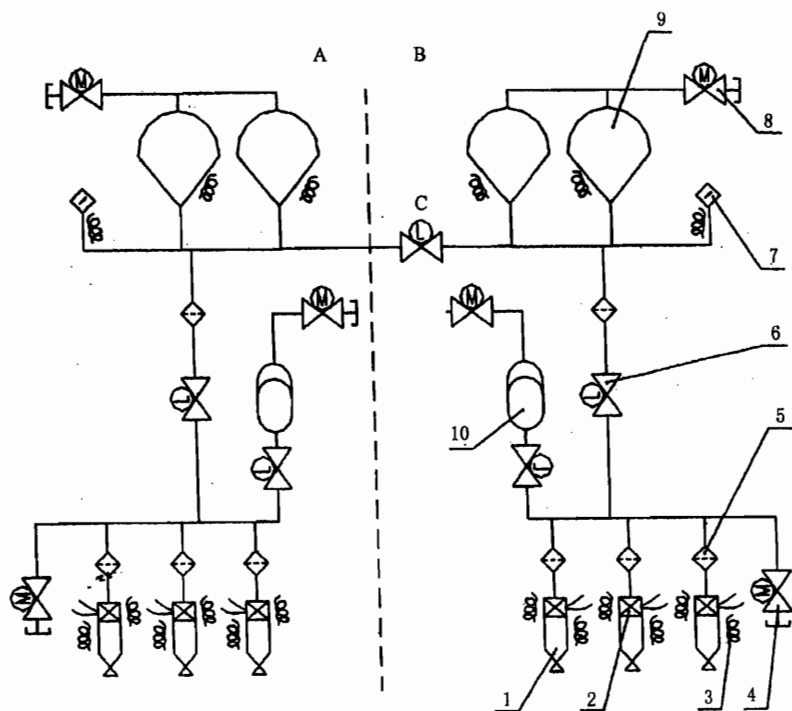
贮箱工作压力	MPa	1.7~0.5	飞行寿命	a	3~4
真空推力	N	32~10	冷启动加速性	ms	80
真空比冲	m/s	228~2 060	热启动加速性	ms	40
落压比		4:1	关闭减速性	ms	124
温度范围	℃	5~60	推进剂装填量	kg	60
挤压气体		氮气	结构质量	kg	18

发动机系统

系统组成 DK500-2 发动机采用了两套互为备份的推进剂输送系统。每套系统包括 3 台推力器(轴向,径向,切向各一台),3 个加注阀,4 个过滤器,2 个自锁阀,一个起旋贮箱,2 个锥形贮箱以及一个压力传感器。

工作原理 卫星与三级火箭分离后,通过星上起旋线路,启动二台切向推力器,使卫星起旋到每分钟 30 转左右,A/B 锥形贮箱中的推进剂在离心力的作用下使气液分离。此时关闭 A/B 起旋贮箱下方的自锁阀。然后切向推力器利用锥形贮箱的推进剂,进一步加旋卫星达到额定转速。A/B 系统中贮箱附近各装一个压力传感器,遥测锥形贮箱压力。地面测控中心根据此数据预测推力器性能,传到 A 或者 B 系统,指定某台推力器工作。工作前,先打开 A 或者 B 系统的自锁阀,再启动指定的推力器,在完成卫星控制任务后,关闭相应自锁阀,并接通该台推力器加热器的电源。发动机主要任务是转速调整,建立四级点火姿态,修正轨道,定点捕获,姿态控制,东西位置和南北位置保持等控制功能。

由遥测参数判断 A/B 系统工作状态,一套系统出现故障时,可切换到另一系统。C 自锁阀能使 A/B



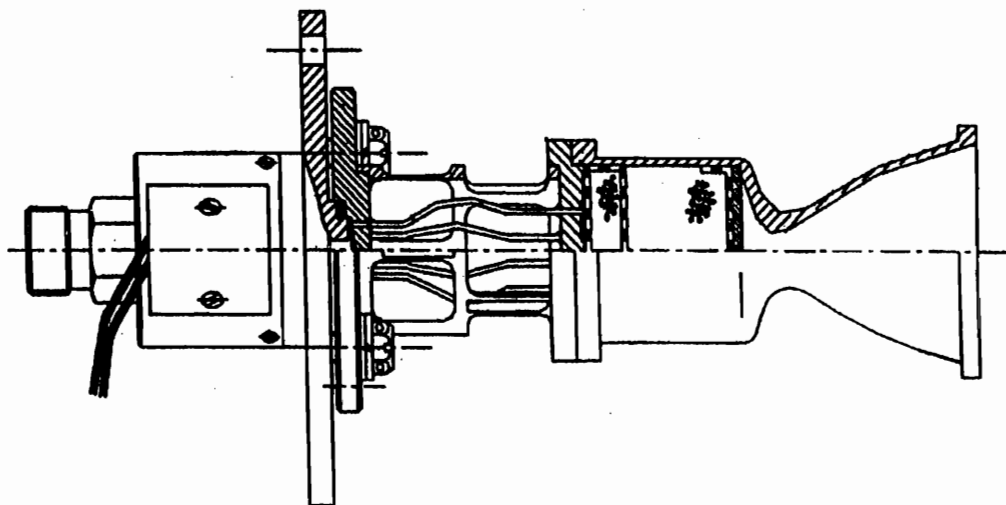
DK500-2 发动机系统图

1—推力室 2—电磁阀 3—加热器 4—加肼/排肼阀 5—过滤器 6—自锁阀
7—压力传感器 8—加气/排气阀 9—锥形贮箱 10—起旋贮箱

系统的锥形贮箱互通,为 A/B 二系统所共用,保证系统可靠运行。

发动机主要部件

推力器 推力器结构见图。



DK500-2 推力器结构图

推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	20	喷管喉部截面直径	mm	5.22
------	---	----	----------	----	------

真空比冲	m/s	2 240	喷管扩张比		40
燃烧室压力	MPa	0.588	喷注器毛细管	根	9
冷启动次数	次	600 ~ 800	电磁阀工作电压	V	20
累计稳态时间	s	18 000	电磁阀响应时间	ms	12
累计脉冲次数	万次	20	电磁阀工作次数	次	105
过肼量	kg	250			

推力器由电磁阀、推力室和温控装置等组成。喷注器采用带粉碎雾化网的轴向喷注型,使用 9 根毛细管与框形支架隔热结构。催化剂床分为前后两床,前床装 20 ~ 30 目的 818 催化剂,后床装直径为 $\Phi 13$ mm 的 816 催化剂。喷管材料为 GH-128。喷注器与推力室用电子束焊接。推力室外装有绝热包覆结构。主动温控装置由加热器,多层热防护层和热敏电阻三部分组成。直通式电磁阀由阀体,阀芯,阀座,线圈和弹簧等组成。电磁铁部分和阀门部分合成一个整体,电磁体部分又是阀门的一个通道。阀门不工作时,处于关闭状态。磁性材料为 1J36。阀口材料为聚四氟乙烯。

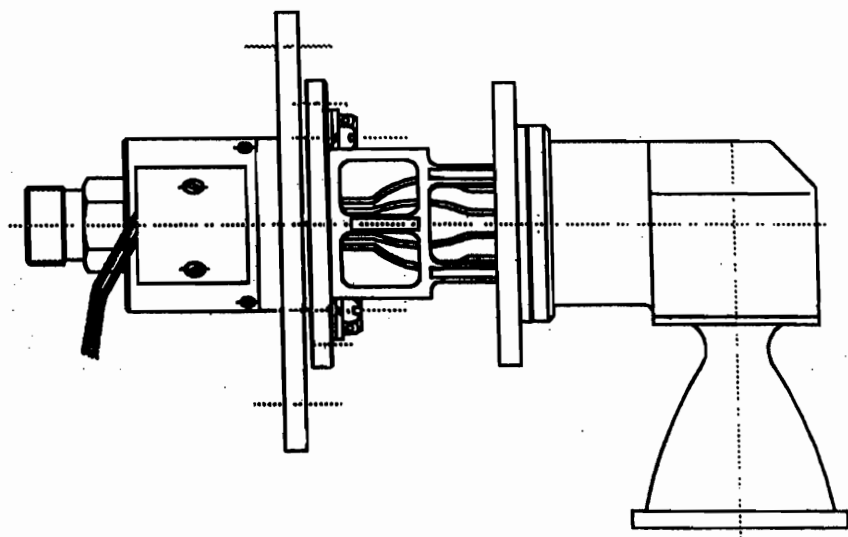
锥形贮箱 锥形贮箱主要性能和结构参数

工作压力	MPa	1.96	外 径	mm	332
容 积	L	19.5	排出效率		99%
壁 厚	mm	1			

锥形贮箱采用厚度为 1 mm 的薄壁结构,其一端为半球形,一端为 85° 锥角的圆锥形,材料为钛合金。半球形与锥形连接采用氩弧焊。卫星自旋产生离心力使气液分离,定向液体,挤出不含气泡的无水肼。

改进与发展

推力器通过改进催化剂和结构。使冷启动次数由 200 次增加到 600 ~ 800 次。在把 DK500-2 发动机用于“风云 2”气象卫星时,为了避免轴向推力器对多频道扫描辐射计制冷器的影响,把轴向推力器从星体下部移到星体上部。为克服喷注器和电磁阀被污染的问题,改变喷管与喷注器及催化剂床的相对位置,使喷管朝上,而喷注器与催化剂床呈水平状态,即直角推力器。新的直角推力器性能同上表,而结构形式如图:



DK500-2 直角推力器图

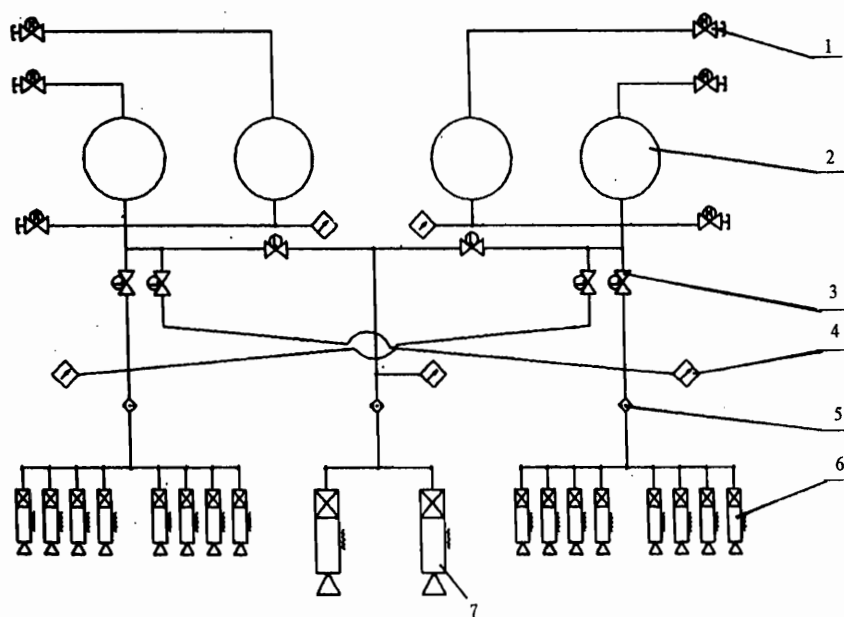
ZK500-1

ZK500-1 液体火箭发动机是中国“资源 1”(ZY1)地球资源卫星的姿控,轨控发动机。由中国航天工业总公司第五〇二研究所于 1986 年开始研制。推进剂为肼。发动机的特点是分别管理 20N 和 1N 推力器。1N 推力器组成功能上互为备份的两组,推进剂管理采用全管理式表面张力装置。供应系统采用落压式方式工作。

发动机主要性能与结构参数

轨控推力器			冷启动加速性	ms	≤80
真空推力	N	2×20	热启动加速性	ms	≤40
真空比冲	m/s	2 240	关闭减速性	ms	≤124
姿控推力器			挤压气体		氮气
真空推力	N	16×1	贮箱初始压力	MPa	1.7
真空比冲	m/s	2 100	温度范围	℃	5~60
落 压 比		3:1	推进剂装填量	kg	80
飞行寿命	a	2	结构质量	kg	49

发动机系统



ZK500-1 姿控发动机系统图

1—加/排阀 2—表面张力贮箱 3—自锁阀 4—压力传感器 5—过滤器 6—1N 推力器 7—20N 推力器

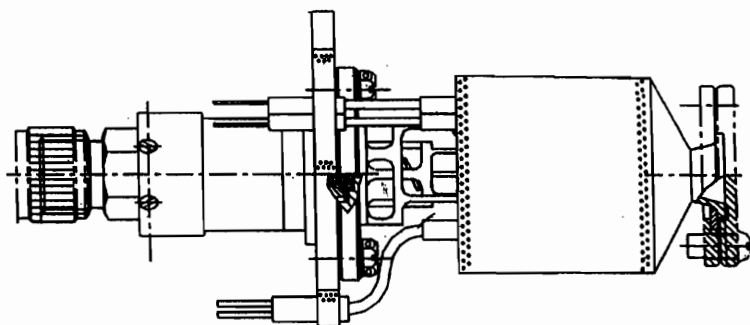
系统组成 ZK500-1 发动机由 16 台 1N 推力器、2 台 20N 推力器、4 个球形表面张力贮箱、6 个自锁阀、5 个压力传感器、3 个过滤器、控制线路盒以及加热器控制线路盒等组成。20N 推力器和 1N 推力器分别管理。自锁阀下游增加三个压力传感器,除了用于故障诊断外,也加强系统备份功能。

工作原理 卫星发射时全部自锁阀处在关闭状态,利用地面能源对推进系统加热。在星箭分离后,对即将工作的一组推力器进行加热,打开该组推力器的自锁阀,系统处于待工作状态。1N 推力器用于消除星箭分离后的各种干扰,捕获地球和太阳,动量轮卸载和姿态控制。20N 推力器用于完成轨道的校正、保持以及倾角调整。

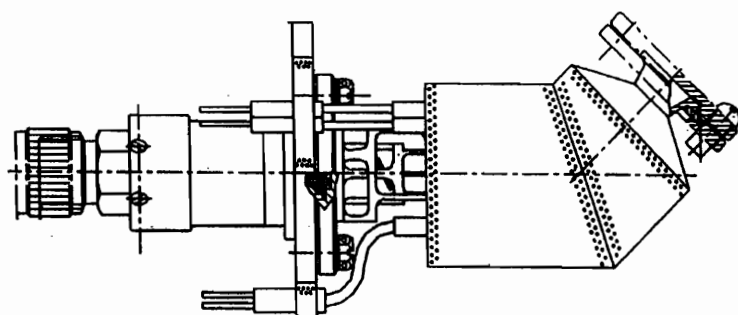
发动机电子线路控制盒包括:发动机状态监视器,电磁阀和自锁阀控制线路。在系统中布置传感器,提供各种信息和状态,建立发动机的状态监视功能,为星上主机和地面站作出相应对策提供可靠的依据。

发动机主要部件

推力器 推力器结构见图。

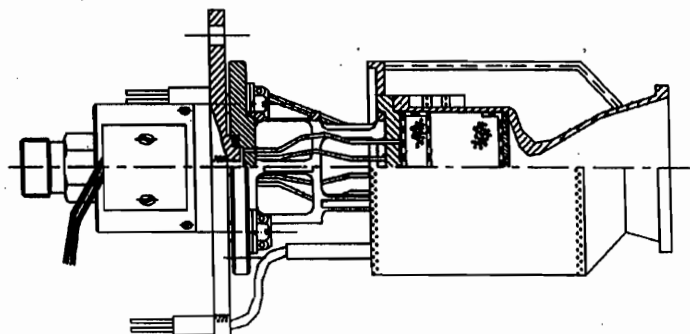


(a) 同轴式



(b) 非同轴式

1N 推力器结构图



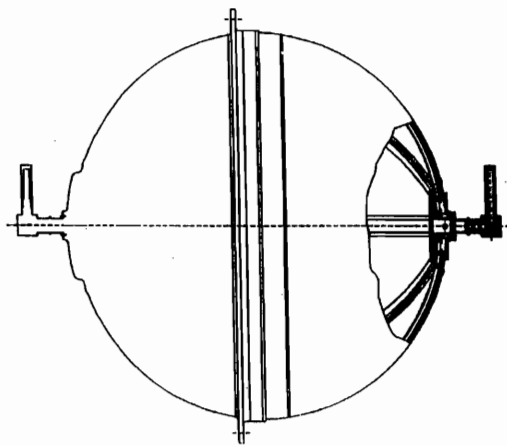
20N 推力器剖面图

推力器主要性能和结构参数

		姿控推力器	轨控推力器
真空额定推力	N	1	20
真空比冲	m/s	2 100	2 240
燃烧室压力	MPa	0.6	
温启动次数	次	5 000	
冷启动次数	次		600 ~ 800
过肼量	kg		250
热点火脉冲次数	次	2×10^5	2×10^5
最小冲量	N·s	3×10^{-2}	
燃烧室直径	mm	10	
喷管喉部截面直径	mm	1.12	5.22
喷管扩张比		100	
催化剂床加热器功率	W	3	2
电磁阀功率	W	8	8
电磁阀响应时间	ms	≤ 10	≤ 10
电磁阀工作次数	次	$\geq 2 \times 10^5$	$\geq 1.5 \times 10^5$

推力器由电磁阀,推力室和温控装置等组成。电磁阀是一种轴流式直接作用常闭阀,采用柔性支撑。其基本功能部件为螺线管驱动器和流体通道的阀体。磁性材料为 1J36。喷注器采用毛细管高热阻的框架结构,1N 和 20N 喷注器的毛细管分别为 1 根和 9 根。而催化剂分别为 GH54-8 以及 818 和 816。1N 推力器的喷管设计成两种:一是同轴式,另一种与推力室轴线成 45(°)。喷管材料为 GH-128,喷注器与催化剂床用电子束焊接。推力器采用主动温控装置,它由主备份加热器,多层热防护层和热敏电阻组成。

表面张力贮箱 见图。



表面张力贮箱剖面图

表面张力贮箱主要性能和结构参数

工作压力	MPa	≤ 2.0	循环次数	次	50
最大流量	cm ³ /s	≤ 26	使用寿命	a	2.5
挤出效率		$\geq 99\%$	洁净度	μm	≤ 20

表面张力贮箱采用被动式管理形式,在微重力下靠表面张力控制气液界面的分布。贮箱内部管理装置由纵向通道和气泡收集器组成。通道外表面装有允许液体通过的毛细管装置,能防止增压气体通过,而把液体送入气泡收集器,在挤压气体作用下排出不含气泡的无水肼。气泡收集器是一个圆筒式毛细装置,直接连到液体出口。壳体材料为钛合金,网材为不锈钢。

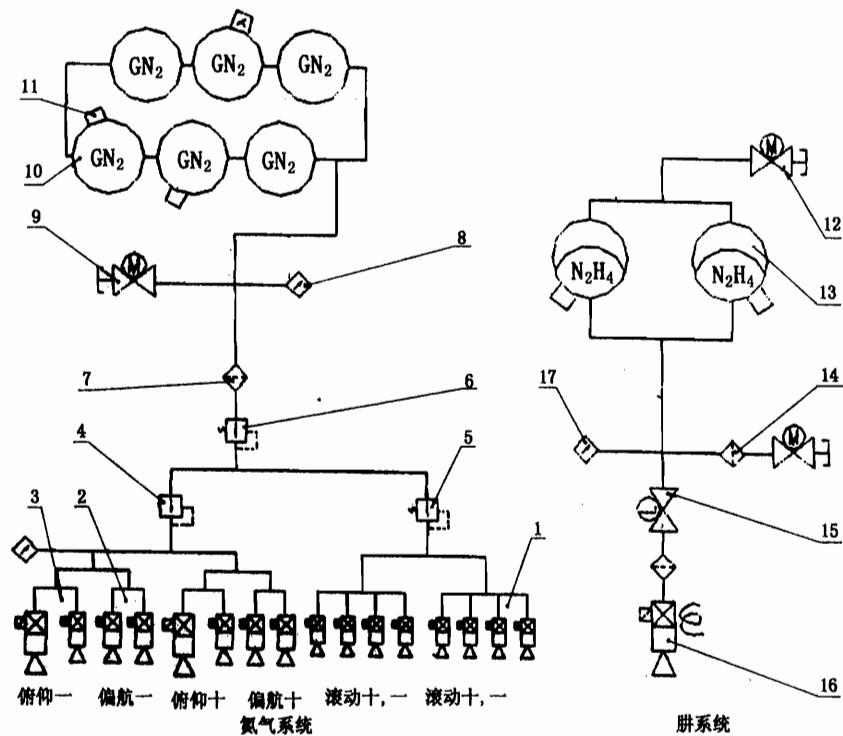
JK400-1B

JK400-1B 火箭发动机是中国“新型返回式”(New type Return)卫星的姿态和轨道控制发动机。由航天工业总公司第五〇二研究所于 1967 年~1988 年研制。姿态控制推力器用氮气作为推进剂,轨道控制推力器用无水肼作为推进剂。共有 16 台姿控推力器和 1 台轨控推器。姿态控制采用三种不同推力量级的推力器,二次减压和两个并联通道。氮气供应系统的供应方式为落压力。

发动机主要性能与结构参数

姿控推力器			轨控推力器		
真空推力	N	$2 \times 11, 6 \times 3.85, 8 \times 1$	真空推力	N	20
推力可调范围		$\pm 20\%$	真空比冲	m/s	2 240
上升时间	ms	≤ 40	贮箱压力	MPa	1.7
下降时间	ms	≤ 40	带 肼 量	kg	28
最小冲量	N·s	30.9×10^{-3}	氮气贮量	kg	30
发动机结构质量	kg	61	高压气瓶工作压力	MPa	20.6

发动机系统



JK400-1B 发动机系统图

1—滚动推力器 2—偏航推力器 3—俯仰推力器 4—稳压阀 5—二稳压阀 6—减压阀 7—气体过滤器 8—高压气体压力传感器 9—充气阀 10—高压气瓶 11—温度传感器 12—加/排阀 13—隔膜贮箱 14—液体过滤器 15—自锁阀 16—轨控推力器 17—贮箱压力传感器

系统组成 JK400-1B 发动机系统由氮气系统与肼系统组成。氮气系统由高压气瓶、充气阀、稳压组件(包括:减压阀、一稳压阀、二稳压阀)、俯仰推力器、偏航推力器以及滚动推力器组成。

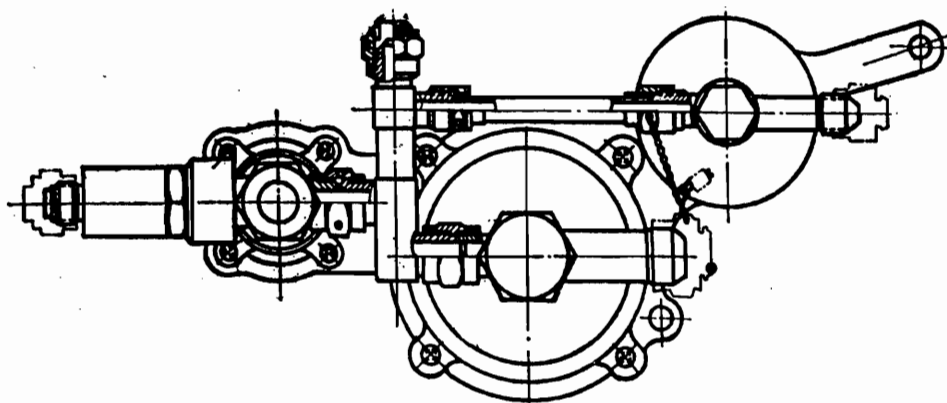
肼系统由贮箱、压力传感器以及推力组件(包括加/排阀、自锁阀、过滤器、轨控推力器等)组成。

工作原理 贮存于氮气系统高压气瓶中的氮气,经稳压组件的过滤器和减压阀分为两路:一路经一稳压阀,供俯仰及偏航通道推力器使用;另一路经二稳压阀,供滚动通道推力器使用。系统采用二次减压和并联通道,提高推力稳定度与系统适应能力。使用不同推力量级的推力器,满足精控和粗控的要求。当接到控制信号后,打开相应的电磁阀,由喷管排出高速氮气,产生控制力,执行卫星控制任务。

肼系统中除了贮箱和压力传感器外,其他部件都集中安装在一个组件里,称推力组件。推力组件安装在密封舱下封顶的中央。轨道控制前,由指令打开自锁阀,再断开推力器的加热器电源以防止推力器高温下加热器绝缘电阻下降,而破坏电源。然后开启电磁阀,肼推力器就开始工作产生控制推力。

发动机主要部件

稳压组件 稳压组件见图。



稳压组件图

稳压组件主要性能和结构参数

输入压力	MPa	21 ~ 3	减压阀最大流量	g/s	70
减压阀输出压力	MPa	3 ± 0.45	一稳压阀最大流量	g/s	50
一稳压阀输出压力	MPa	0.85 ± 0.05	二稳压阀最大流量	g/s	3
二稳压阀输出压力	MPa	0.45 ± 0.027	工作循环	次	$\geq 10^6$
输出压力可调范围		$\pm 20\%$	质 量	kg	≤ 3

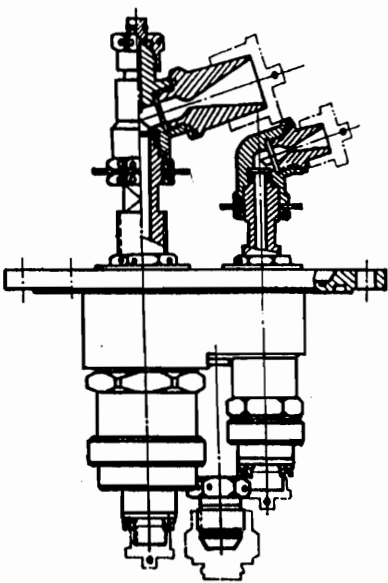
稳压组件由减压阀(含过滤器)、一稳压阀和二稳压阀组成。三种阀门的工作原理相同。阀口的形状采用了滑阀型,阀芯上安装了阻尼孔,以减少高频振荡。采用薄型高强度的聚酯膜片,提高阀门的灵敏度。输出压力通过反馈孔作用在膜片上,当输出压力变化时,该力与弹簧力出现不平衡,使阀芯移动,改变阀口的开口量,达到控制输出压力的目的。

推力器 推力室主要性能和结构参数

喷管真空推力	N	11, 3.85, 1	电磁阀工作温度	℃	-65 ~ +70
推力精度		$\pm 9\%$	工作寿命	次	$\leq 10^5 \sim 10^6$
推力室压力	MPa	0.8, 0.4	组件质量	kg	0.9 ~ 1.1
电磁阀工作电压	V	24 ~ 30			

滚动,偏航和俯仰推力器的结构基本上一致,故结构图仅用俯仰推力器来表示,它由大,小拉伐尔喷管和电磁阀组成。电磁阀是一种单阀座螺管式直通电磁阀。基本功能部件为螺线管驱动器和通道阀体。阀门不工作时,处于关闭状态。采用柔性支撑,避免污染。

肼系统采用“东方红 2”卫星的推进技术,使用成熟的 20N 推力器(含温控装置),过滤器,自锁阀和加/排阀。而推进剂贮箱是新研制的隔膜式贮箱。



俯仰推力器图

DK600-3

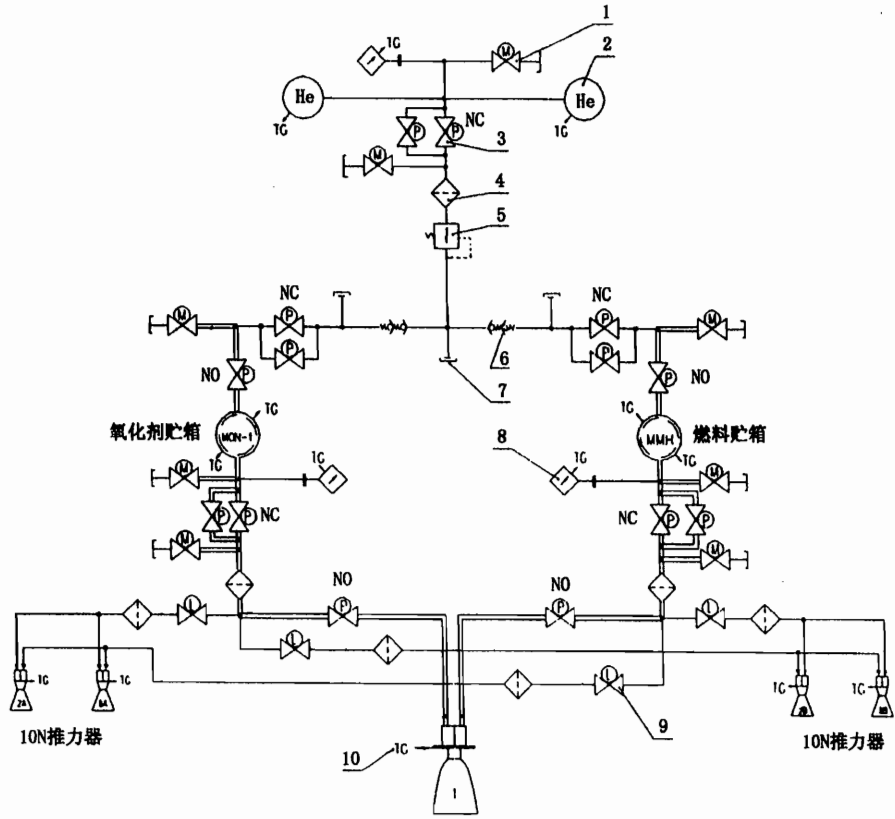
DK600-3 液体火箭发动机是中国“东方红 3”(DFH3)卫星的姿控,轨控和远地点发动机。由中国航天工业总公司第五〇二研究所于 1986 年~1996 年研制。推进剂为一甲基肼和绿色四氧化二氮。远地点推力器和姿控,轨控推力器采用统一的挤压式供应系统。10N 推力器分成两个互相独立互为备份的半系统,推进剂管理采用半管理式表面张力装置。过渡轨道期间主要采用恒压供应系统,同步轨道期间采用落压式供应系统。

发动机主要性能与结构参数

姿控推力器			混 合 比		
真空推力	N	14 × 10	飞行寿命	a	8
真空比冲	m/s	2 744	气瓶压力	MPa	21
远地点推力器			贮箱工作压力	MPa	1.5
真空推力	N	490	挤压气体		氮气
真空比冲	m/s	3 030	推进剂装填量	kg	1 280
结构质量	kg	140	峰值功耗	W	< 210
常值功耗	W	18			

发动机系统

系统组成 DK600-3 发动机配置一台 490 N 远地点推力器、14 台 10 N 推力器、两只内径为 1 050 mm 的球形表面张力贮箱、两只内径为 457 mm 的球形高压气瓶以及一个减压器、2 个单向阀、4 个常开电爆阀与 10 个常关电爆阀、5 个过滤器、8 个加/排阀、3 个压力传感器和电路盒。为了调节混合比,在电磁阀入口入装有节流孔板。



DK600-3 发动机系统图

1—加/排阀 2—高压氦气瓶 3—电磁阀 4—过滤器 5—减压阀 6—单向阀 7—试验接口 8—压力传感器 9—自锁阀 10—温度传感器 NO—常开 NC—常关

工作原理 星箭分离后,远地点推力器第一次点火前,所有推力器按落压式工作,贮箱预充的氦气作为挤压气体。由 10N 推力器提供力矩,使卫星以每秒 0.5 度速率绕 Z 轴对日定向慢旋。远地点推力器点火时,按恒压模式工作,高压气路和液体主管路常闭电爆阀通电打开,接通气瓶到贮箱的管路,减压器处于工作状态,保证贮箱恒定压力。由 10N 推力器进行姿态控制,把卫星调整到远地点点火姿态,另外 10N 推力器在远地点点火之前,也可用于使推进剂沉底。远地点推力器点火期间,10N 推力器保持稳定点火姿态。远地点推力器第三次点火终了,常开电爆阀通电,使之关闭。这样远地点推力器以及高压气瓶,减压阀和单向阀等,与正常轨道运行的贮箱,自锁阀和 10N 推力器等有效部分隔开。发动机按落压式工作,完成卫星姿控和轨控任务。星上 14 台 10N 推力器分为两个互为备份的独立半系统,在 490N 推力器出现故障情况下,可由多台 10N 推力器完成转移轨道的变轨任务。

电路盒向发动机提供二次电源,实现供应系统 A、B 分支的切换,驱动自锁阀,远地点推力器电磁阀和各分支的推力器电磁阀;提供各电源模拟量,各推力器状态显示;提供压力传感器遥测信号接口。

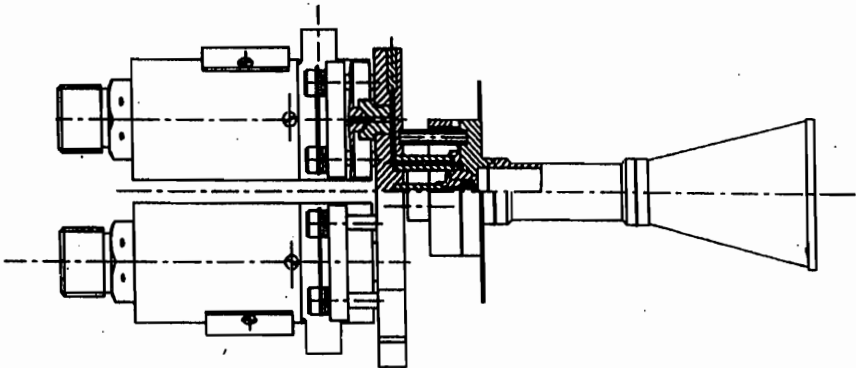
发动机主要部件

姿控推力器

姿控推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	10	燃烧室直径	mm	10.2
真空比冲	m/s	2 744	喷管喉部截面直径	mm	3.2
混 合 比		1.65	喷管扩张比		85

燃烧室压力	MPa	0.8	电磁阀工作电压	V	24
一次最长工作时间	小时/每台	4	电磁阀功耗	W	≤15
累计连续工作时间	小时/每台	>14	电磁阀开关响应时间	ms	≤10
最小冲量	mN·s	≤100	结构质量	kg	600
单台推力器点火次数	次	5.2×10^5			



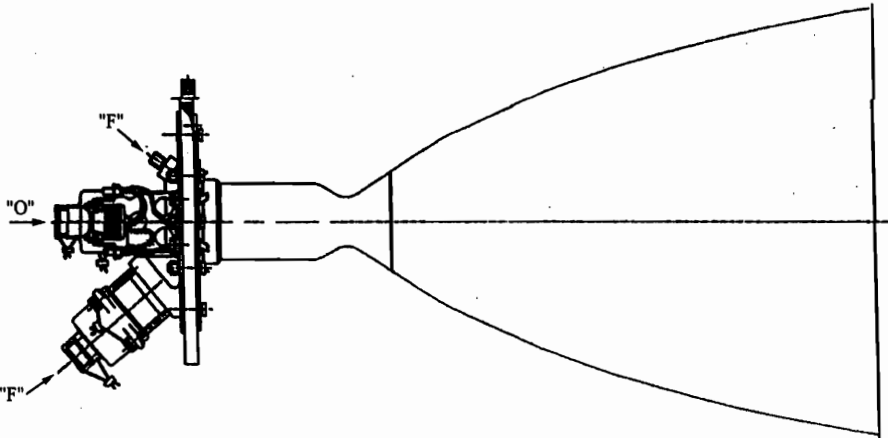
DK600-3 发动机姿控推力器图

姿控推力器由推力室和电磁阀两部分组成,推力室包括双涡旋喷注器和燃烧室喷管,喷注器和燃烧室之间采用电子束焊。燃烧室使用液膜冷却,以降低点火期间的热回浸。燃烧室和喷管的材料采用难熔钨合金 C103,其内外表面涂以硅化物抗氧化涂层,涂层具有高辐射系数,以增加冷却能力。

电磁阀为单螺线管驱动,轴流式,双阀座密封结构,采用柔性支撑衔铁。主要部件为螺线管和阀体。阀口密封材料为氟 46,磁性材料为 GYJ-130。

远地点推力室 远地点推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	490	结构质量	kg	4
真空比冲	m/s	3 030	推力矢量偏移	度	≤0.1
混 合 比		1.65	推力矢量平移		Φ1.0
最长工作时间	s	5 400	电磁阀工作电压	V	DC35 ~ 42
喷管扩张比		1.54	电磁阀功耗	W	≥200(200 ms)
燃烧室压力	MPa	0.67	电磁阀开关响应时间	ms	≥10
工作次数	次	≥10			



DK600-3 远地点推力器图

推力器由推力室头部和身部以及两只推进剂控制阀组成。

推力室头部喷注器采用直流互击式喷嘴,喷注器芯上有 8 对互击式喷孔,内圈为氧化剂喷孔,外圈为燃料喷孔,各自均布于圆周上,另外在边区靠燃烧室内壁有冷却燃料小孔 8 只。推力器采用液膜冷却和辐射冷却,不仅降低了推力室壁温,而且也减少身部回浸到头部的热量。推力室身部由燃烧室段和喷管扩散段组成,两部分均采用耐高温铌合金,为了增强扩散段的刚度,端部有翻边。燃烧室段和扩散段用电子束焊连成一体。为防止铌合金高温氧化,内外表面涂以耐高温抗氧化涂层。推力室头部和身部也采用电子束焊接口。燃料和氧化剂控制阀选用同一结构,为同轴双稳磁锁单阀口电磁阀,阀口为平板式软密封。为补偿密封面间的不平行,阀芯有一定的自动调整功能。氧化剂阀在推力室头部中间,燃料阀与氧化剂阀成 40(°)角。

表面张力贮箱 表面张力贮箱主要性能和结构参数

最大工作压力	MPa	2	姿控推力器工作		
最大安装外径	mm	1 080	时最大加速度	g	1×10^{-4}
有效容积	L	606	挤出效率		99%
远地点推力器工作时			压力循环次数	次	> 50
最大加速度	g	1×10^{-3}	单件质量	kg	≈ 35.7

氧化剂和燃料分别贮存在两个等体积的球形容器内。推进剂贮箱为半管理式表面张力贮箱。中间底把球形贮箱分成上下两部分,下舱设有表面管理装置,共有 8 通道,每条通道上有两只液体收集器,所有通道的一端都连到底收集器。收集器,放气杯和中间底中心部分都设计有毛细元件,当这些毛细元件被液体充满空隙时,具有一定的表面张力,这些张力对气体有一定的阻挡能力,而液体比较容易通过,保证了排出的推进剂不夹气泡。毛细元件为不锈钢丝网,其它材料为钛合金。

放气杯的作用是在加注推进剂时,下舱的气体可以经过气管到达放气杯,排入上舱。

改进与发展

1994 年发射的第一颗“东方红 3”卫星,在过渡段轨道上 5B 推力器处出现推进剂泄漏,经分析认为安装推力器的支架刚性差,在发射过程中,振级放大,造成推力器局部损坏。经过对推力器安装支架的改进设计,解决了推进剂泄漏问题。

交响乐-A*(Symphonie-A*)

“交响乐”卫星远地点液体火箭发动机是法国和德国合作的“交响乐(Symphonie)”卫星的液体远地点发动机,用于将卫星从一个椭圆过渡轨道送到一个地球同步轨道。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用氮气恒压挤压式供应系统。1 台 400N 推力器由德国 MBB 公司(现戴姆勒-奔驰航空航天公司 Daimler-Benz Aesospace)研制。发动机的特点是氧化剂和燃料贮存在一个几乎是球形的共底贮箱里。

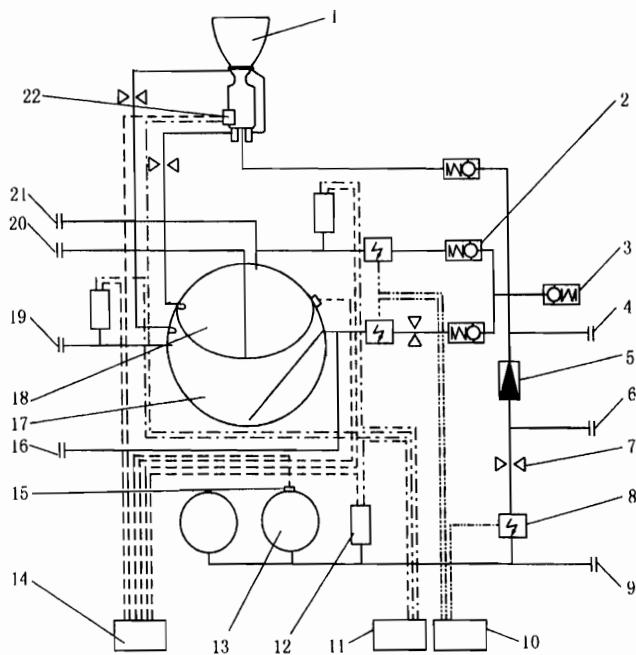
发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	400	喷管扩张比		77
真空比冲	m/s	2 991	喷管出口截面直径	mm	179
混 合 比		1.6	推进剂流量	g/s	132
燃烧室压力	MPa	0.7	结构质量	kg	17.92

发动机系统

系统组成 远地点发动机系统由二个高压氮气瓶、一个共底的推进剂贮箱、一台 400N 推力器和各种阀门及管路等组成。

工作原理 增压氮气贮存在二个高压气瓶内,初始压力为 20MPa。通过电爆阀后,高压氮气经过一个单级减压器,其出口压力降到 1.65MPa。为了安全,在减压器前设有节流圈,以便在减压器万一出故障时限制流量。推进剂贮存在一个球形贮箱内,由承压共底隔开。来自减压器的低压氮气经单向阀和电爆阀通到推进剂贮箱。电爆阀用以防止发动机工作前在低压供应系统中聚集推进剂蒸气。氧化剂在 0.35MPa 压力下贮存,燃料在 0.1MPa 压力下贮存,从而在共底的氧化剂一侧始终保持正压。因此两个单向阀的工作压力是不同的。在燃料一侧有一个附加节流圈,以满足在静态或动态条件下对压力的要求。由于减压器出口压力随着气瓶压力下降而上升,在工作期间发动机混合比从 1.59 上升到 1.62。



“交响乐”卫星远地点发动机系统图

1—推力器 2—单向阀 3—安全阀 4—低压试验阀 5—减压器 6—高压试验阀 7—节流圈 8—电爆阀 9—充气/泄出阀 10—电爆指令装置 11—电子指令装置 12—压力传感器 13—氮气瓶 14—遥测装置 15—温度传感器 16—燃料加注/泄出阀 17—燃料箱 18—氧化剂箱 19—燃料箱放气阀 20—氧化剂加注/泄出阀 21—氧化剂箱放气阀 22—推力器电磁气动阀位置指示器

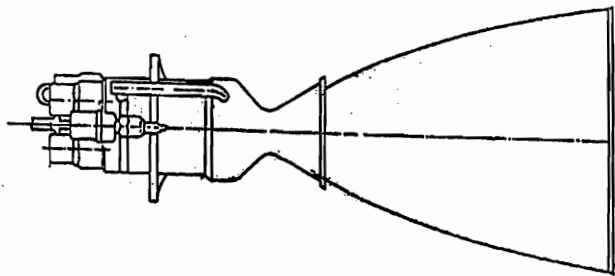
发动机主要部件

推力器 推力器主要性能与结构参数

真空推力	N	400
真空比冲(最大)	m/s	2991
燃烧室压力	MPa	0.7
混 合 比		1.6
喷管扩张比		77
结构质量	kg	1.95

启动加速性	ms	200
关机减速性	ms	200
最小冲量	N·s	80
高 度	mm	400
直 径	mm	179

推力器由推力室、电磁气动阀组成。推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成。喷注器和燃烧室由耐蚀不锈钢制造。喷注器相当于一个双组元离心式喷嘴。二组元在燃烧室中形成同轴旋转的二个喷雾锥,喷到燃烧室壁上的推进剂成为冷却液膜,上部为氧化剂冷却液膜,下部为燃料冷却液膜。喷管延伸段采用辐射冷却,由镍铬钛合金制造。推力室所有连接处均采用电子束焊,以保证连接处高度气密



“交响乐”卫星远地点发动机推力器外貌图

性。喉部采用再生冷却。推进剂阀座由泰氟隆材料做成。

高压氦气瓶 气瓶由钛合金(Ti6Al4V)机加工后用电子束焊接而成。工作压力为 40MPa。

推进剂贮箱 推进剂贮箱由钛合金(Ti6Al4V)制成。由三部分组成:两个半球形的部件和一小段共底的圆柱段。先由锻件进行机加工,再用电子束焊焊接。

改进与发展

400N 推力器由德国于 60 年代研制,最初作为欧洲运载火箭发展组织(ELDO)研制的“欧洲”运载火箭第三级动力装置的游动发动机。后用于“交响乐”等通信卫星的远地点发动机。早期推进剂为四氧化二氮和混肼 50。以后为了与星上轨控发动机组成双组元统一系统,燃料由混肼 50 改为一甲基肼。为了提高推力器性能,把推力室的喷管扩张比从 77 提高到 150。改型后的代号为 S400/1(见图)。

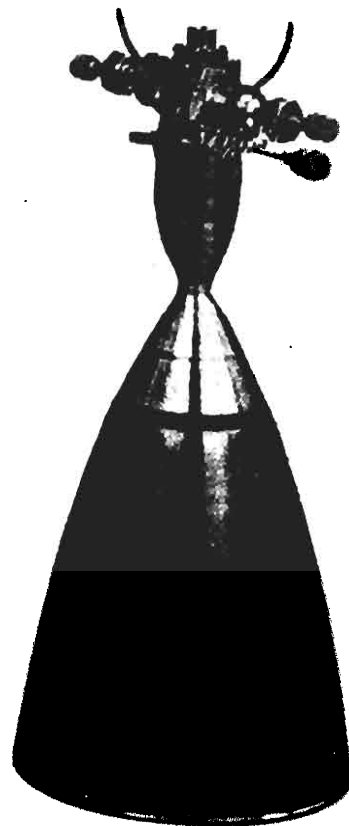
S400/1 推力器主要性能与结构参数

真空推力	N	410	喷管扩张比		150
额定流量	g/s	135	结构质量	kg	2.7
混 合 比		1.645	长 度	mm	531
燃烧室压力	MPa	0.7	直 径	mm	248
真空比冲	m/s	3 030			

80 年代中期,对 400N 推力器做了进一步改进,着重改进喷注器设计,选择合适的燃烧室材料,以取消再生冷却。同时把燃烧室压力从 0.7MPa 提高到 1.0MPa。改型后的代号为 S400/2(见图)。比冲提高到 3120m/s。用于欧洲的各种同步通信卫星。



S400/1 推力器外观图



S400/2 推力器外观图

交响乐-Or* (Symphonie-Or*)

交响乐-Or* 液体火箭发动机是法国和德国合作的“交响乐”(Symphonie)实验通信卫星的轨道控制和姿态控制发动机。该发动机除具有轨道控制的能力外,还在轨道机动飞行中执行滚动和偏航的姿态控制任务。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气落压式挤压系统。分成两个独立的分系统,一个分系统用3台10N 推力器,另一个分系统用4台10N 推力器。推力器由德 MBB 公司(现戴姆勒-奔驰航空航天公司)研制。推进剂由挤压膜盒和增压气体分开。

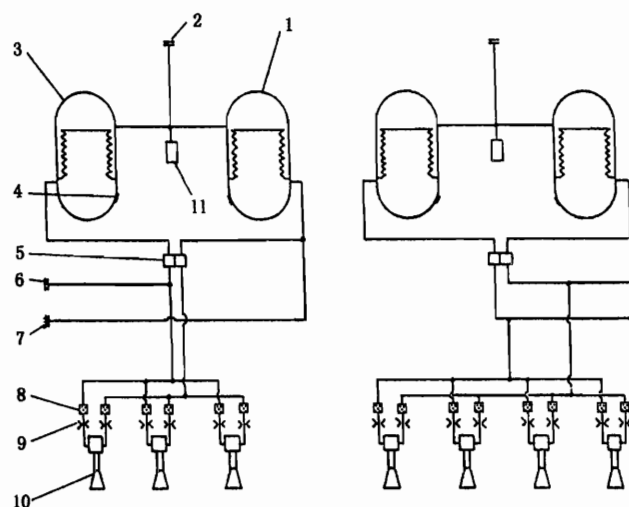
发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	7×10	喷管扩张比		90
真空比冲	m/s	2795	喷管出口截面直径	mm	28.5
混 合 比		1.64	单台推力器流量	g/s	3.54
燃烧室压力	MPa	7~11 ?	结构质量	kg	11.4

发动机系统

系统组成 发动机系统分成两个独立工作的分系统,为落压式挤压系统。每个分系统由氧化剂贮箱、燃料贮箱、推力器、阀门及管路等组成。

工作原理 贮箱中推进剂由挤压膜盒和增压气体分隔开。为使每一个分系统的两个贮箱保持相同的压力,贮箱内的增压部件是互相连接的。每对贮箱的压力和温度都由传感器进行监控,以便在每次机动飞行之前确定发动机的推力和机动飞行之后测定剩余的推进剂。在贮箱和各推力器之间有一个起保护作用的系统阀,一旦推力器上的阀门出现泄漏,它可以减少推进剂的损耗。系统阀仅在贮箱加注和发动机工作时才打开。每个推进剂管路和推力器的连接处设置有过滤器保护的节流圈。发动机工作时,贮箱压力由 2.48 MPa 降到 1.24 MPa; 燃烧室压力由 1.13 MPa 降到 0.735 MPa。总平均混合比为 1.64,工作时混合比从 1.59 提高到 1.67。



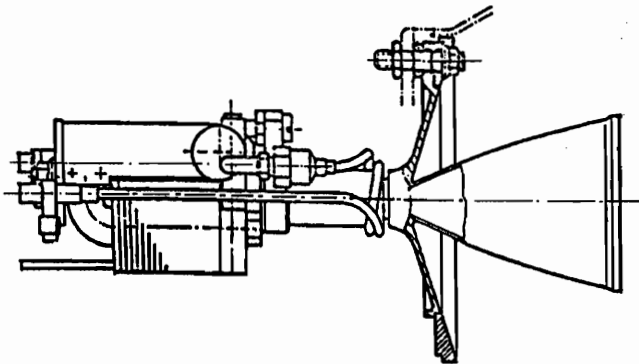
“交响乐”卫星轨道控制发动机系统图

1—氧化剂箱 2—氮气加注阀 3—燃料箱 4—温度传感器 5—系统阀 6—燃料加注阀 7—氧化剂加注阀 8—过滤器 9—节流圈 10—推力器 11—压力传感器

发动机主要部件

推力器 推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	12~8	启动加速性	ms	20
真空比冲	m/s		关机减速性	ms	20
最 大		2 873	最小冲量	N·s	2×10^{-2}
平 均		2 795	结构质量	kg	1.05
燃烧室压力	MPa	1.13~0.735	高 度	mm	96
混 合 比		1.64	直 径	mm	28.5
喷管扩张比	90				



“交响乐”卫星轨道控制推力器外貌图

部和底部为圆顶,由钛合金(Ti6Al4V)制成,机加工成形后用电子束焊焊接。推进剂和增压氮气由一个用尼龙带固定在贮箱内侧的挤压膜盒分隔开。膜盒有 36 个褶,由不锈钢片(厚 0.127 mm)用钨极氩弧焊接法焊接而成。

改进与发展

为了提高 10N 推力器的性能,MBB 公司先后对推力器进行了改进。改型的推力器代号分别为 S10/1 和 S10/2(见图)。

改进的重点是提高燃烧室压力,增加喷管扩张比,扩大工作范围,采用高级铂铱合金作为燃烧室和喷管的材料,取消蛇形管再生冷却,取消节流圈等。

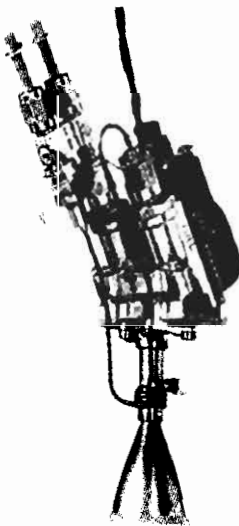
S10/2 推力器的主要性能和结构参数

真空推力	N	10	喷管扩张比		150
推力变化范围	N	7.5~12	最注冲量	mN·s	≤ 25
流 量	g/s	3.5	脉 冲 次 数		2×10^6
混 合 比		1.65	结 构 质 量	kg	0.31
混合比变化范围		1.2~2.1	长 度	mm	138
燃烧室压力	MPa	0.9	直 径	mm	37
真空比冲	m/s	2 860			

推力器外貌图见图:

推力器由推力室和电磁阀组成。推力室的组成,结构,喷注原理和冷却原理与 400N 远地点推力器类似。电磁阀由镍铬合金制成。电磁阀的启闭由同一线圈控制,并且是机械地连接,因此两种推进剂组元在同一时间接受指令。系统阀与推力器上的电磁阀相同。

推进剂贮箱 贮箱为圆柱形,头

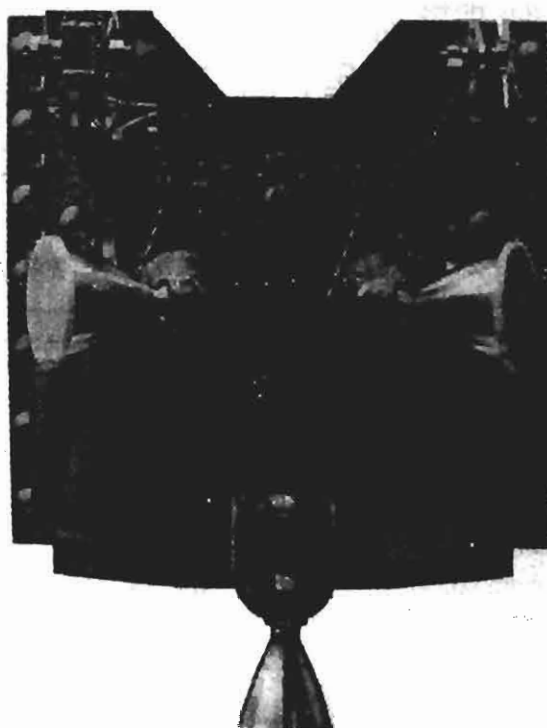


S10/1 推力器外貌图



S10/2 推力器外貌图

阿里安 5 上面级-C* (Ariane 5 US-C*)



“阿里安 5”姿控发动机

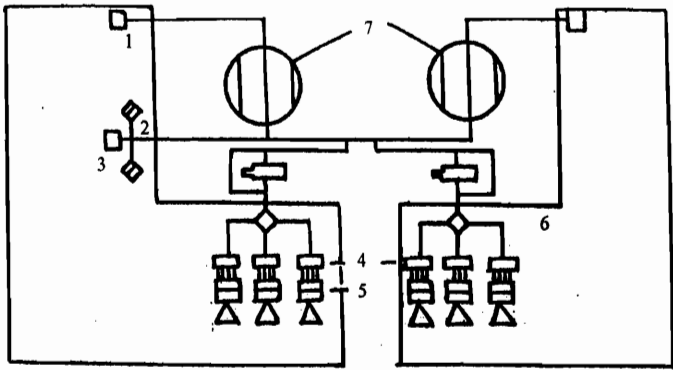
“阿里安 5”姿控发动机是“阿里安 5”运载火箭上面级姿控系统的发动机。由德国戴姆勒-奔驰航空航天公司(Daimler - Benz Aerospacc)于 1990 年 ~ 1995 年研制。发动机采用氮气落压式供应系统。由 6 台肼分解推力器(型号为 CHT400)组成,分装在上面级仪器舱中的 2 个独立的组合舱内,每舱 3 台推力器。发动机的功用是:在上面级发动机工作期间提供滚动控制,上面级发动机关机后提供三轴姿态控制,上面级工作结束后使其脱离轨道。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	6 × 400	发动机总冲	N·s	114 000
真空比冲	m/s	2 240	推力范围	N	120 ~ 450
燃烧室压力	MPa	2.6	脉冲量	N·s	7
喷管扩张比		30	落压比		5

发动机系统

系统组成 姿控发动机系统有两个独立的发动机组合舱,每个组合舱配置相互垂直安装的 400N 推力器 3 台。舱内还配有一个三通分歧集流腔,它不仅可均衡 3 个推力器的推进剂流量及压力,还可减小气体的冲击。每个组合舱配一个贮箱,分别为舱内推力器供应推进剂。推进剂供应管路上装有自锁阀。



“阿里安 5”姿控发动机系统图

1—氮气流量控制阀 2—压力传感器 3—肼流量控制阀 4—控制阀 5—400N 肼分解推力室 6—过滤器 7—贮箱 8—自锁阀

发动机主要部件

推力器 CHT 400 推力器由推力室及控制阀组成(见图)。

推力室 推力室主要性能和结构参数

真空推力	N	400	结构质量	kg	2.7
真空比冲	m/s	2 240	长 度	mm	325
燃烧室压力	MPa	2.6	喷管出口截面直径	mm	87
喷管扩张比		30			

推力室包括隔热层、毛细管、喷注板、肼分解室、喷管等。从流量控制阀来的流体肼通过喷注管(毛细管)喷入肼分解室。分解室有两层催化床,前面的催化床以纯铈为催化剂,后面的催化床用钨/铈为催化剂。经催化分解的肼产生高温高压的 NH_3 , N_2 和 H_2 , 从斜面 65° 的喷管喷出,产生推力。

流量控制阀 流量控制阀是一个平稳、常闭、单基座阀门。阀门有两个独立线圈,一个衔铁,工作电压为 $46 \sim 59\text{VDC}$, 关闭及开启响应时间为 300ms 。每个线圈功耗 70W 。阀门开启时靠电磁作用将密封垫提起,同时打开流体通道。电源关闭后磁力消失,靠流体压力和弹簧将阀门关闭。

贮箱 贮箱壳体及推进剂入口组件一起用钛合金超塑成型。贮箱上装有压力传感器和温度传感器。采用双向自锁阀可以隔离贮箱与推力器之间的液流和气流。靠近自锁阀处各有一个出口旁路通道,用于平衡自锁阀两侧的压力,且能消除阀门第一次开启时的液流冲击。



CHT400 推力器

高丽星- C^* (Koreasat- C^*)

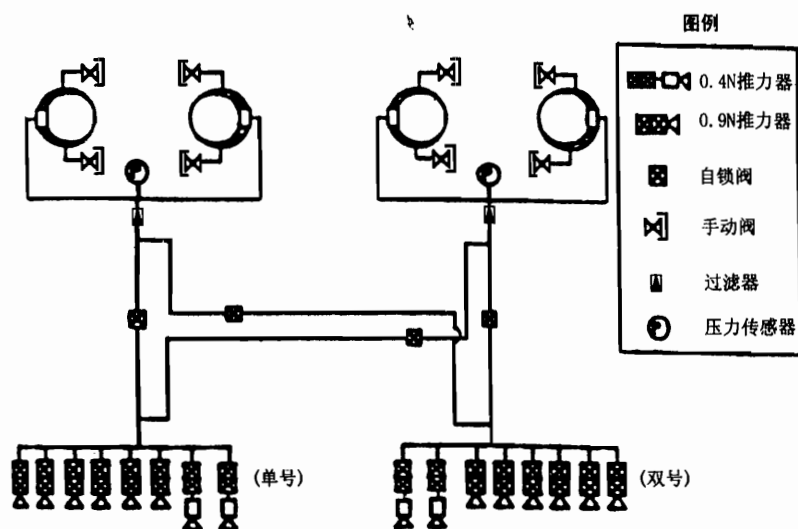
“高丽星- C^* ”(Koreasat- C^*)液体火箭发动机是“高丽星”卫星反作用控制发动机,由美国马丁马丽埃塔航天公司与韩国航空航天研究所共同设计研制。推进剂为单组元肼。采用落压式挤压供应系统。落压比为 $4:1$ 。该发动机为卫星在寿命期内提供位置捕获/再定向,南北/东西位置保持,轨道倾角修正,姿态控制,自旋机动和轨道提升等功能。发动机采用模块化的功能交替冗余模式,在单个故障条件下不会

发生丧失推力器单轴姿态控制或轨道控制能力,也不会使其它分系统失效。发动机系统分成两个互为冗余的子系统。当一套推力器系统由于故障或其它原因被隔离时,其余推进剂可供另一套冗余推力器使用。由于南北位置保持要消耗大部分燃料,因此主要用于南北位置保持机动的 0.4N 推力器采用电热式肼推力器,它的比冲比普通肼催化分解推力器高约 35%,这样可消耗较少的推进剂。

发动机主要性能与结构参数

		肼催化分解推力器	电热式肼推力器
真 空 推 力	N	12 × 0.9	4 × 0.4
推 力 范 围	N	0.21 ~ 1.07	0.165 ~ 0.333
比 冲	m/s	2 028 ~ 2 214	2 923 ~ 2 960
工 作 模 式		稳态,脉冲	稳态
功 耗	W	31.8	876.5
允许压力范围	MPa	0.483 ~ 2.9	0.552 ~ 3.43
总 冲	N·s	111 205	311 000

发动机系统



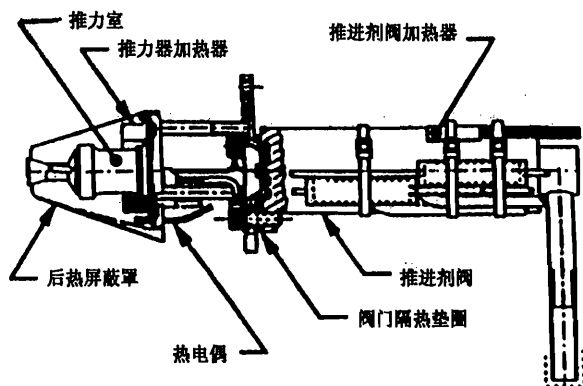
“高丽星”反作用控制发动机系统图

系统组成 发动机系统由 4 个 0.5m 内径的推进剂贮箱、12 个 0.9 N 肼推力器、4 个 0.4 N 电热式推力器、压力传感器、推进剂过滤器、加排阀和隔离自锁阀等组成。

发动机主要部件

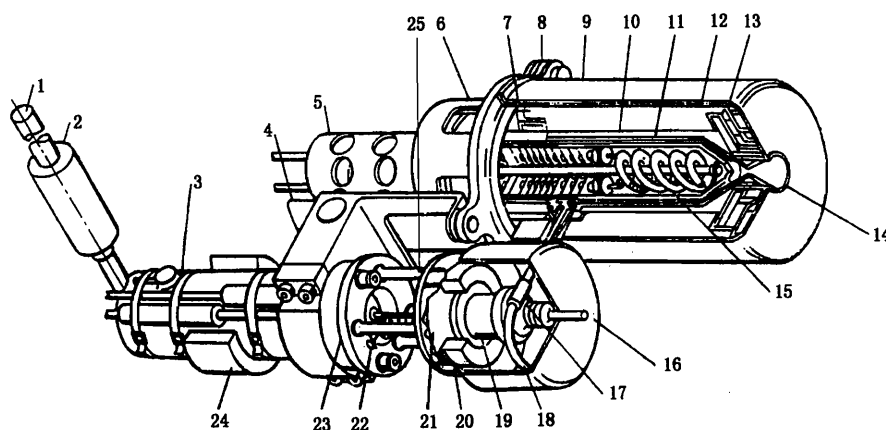
0.9 N 推力器 采用美国火箭研究公司 (Rocket Research Co.) 研制的 MR-103C 推力器。由一个串联冗余的双线圈双阀座推进剂阀,催化分解推力室,加热器,热电偶,镀金热屏蔽罩和膨胀喷管等组成(见图)。0.9 N 推力器用于除南北位置保持以外的所有姿态控制。在电热式推力器失效时可代替电热式推力器的工作。

0.4 N 推力器 采用美国火箭研究公司研制的 MR-501 推力器。由推进剂阀,催化分解室,电加热器,



0.9 N 推力器结构简图

喷管等组成(见图)。



0.4N 电热式推力器结构图

- 1—肼入口管 2—射流电阻 3—推进剂(肼)阀 4—承力隔热板 5—分解产物的电加热器
 6—承力结构 7—挡热管 8—安装结构 9—隔热屏 10—热交换器外壳 11—热交换器内壳
 12—辐射屏 13—辐射屏圆盘 14—喷管 15—电加热器构件 16—肼分解室的热屏
 17—钎焊短管 18—燃气引出管 19—肼分解室 20—催化剂电加热器 21—分解室头部
 22—热分流器 23—阀门固定件 24—阀门加热器 25—隔热套管

贮箱 发动机系统有 4 个贮箱,构成功能冗余的两个子系统,每个子系统各有一个南北位置和东西位置安装的贮箱。子系统间通过常闭自锁阀连接,贮箱中采用表面张力推进剂管理装置管理推进剂,在地面或轨道失重和各种加速度条件下输送不含气体的推进剂。

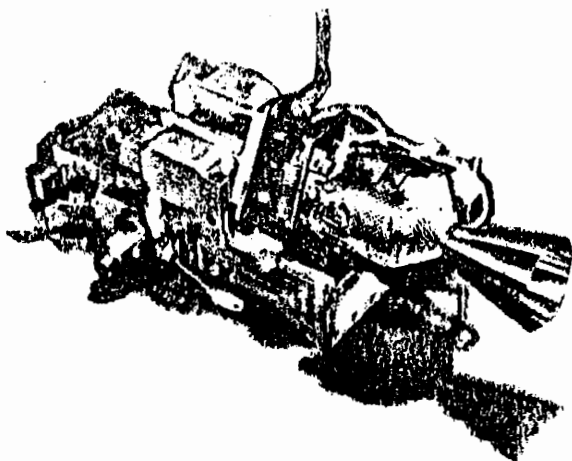
贮箱性能和结构参数

直 径	mm	0.5	肼加注量	kg	50.43
结构质量	kg	4.95	排出效率		99.9%
工作压力	MPa	2.6	挤压气体		氮气
贮箱容积	L	65.6	材 料		Ti3Al - 2.5V

氮气和肼共同贮存在贮箱中,初始压力为 2.6 MPa。在加注时各贮箱的气垫有支路相通,使初始压力一致,入轨后被分隔开。

大力神过渡级-C* (Titan TS-C*)

“大力神”过渡级-C* 液体火箭发动机是由美国马丁·马丽埃塔公司 (Martin Marietta Corp.) 及火箭研究公司 (Rocket Research Co.) 于 60 年代末研制的姿控发动机。初期采用双组元方案, 推进剂为四氧化二氮与肼 50。参与 16 次飞行后推进剂改用单组元肼。过渡级姿控发动机共有 12 台 117N 推力的推力器, 分 6 组安装, 其中 4 组用于过渡级的俯仰和偏航控制及末速修正。另 2 组用于过渡级的滚动控制, 并提供转动力矩。上述 12 台推力器结构和性能完全相同, 可以互换。



“大力神”过渡级姿控发动机推力器组

发动机主要性能与结构参数

推力器推力	N	117	最小脉冲冲量	N·s	0.2
最大入口压力	MPa	2.6	脉冲次数	次	5 000
落压比		2:1	寿命	h	50
比冲	m/s	2 166	燃烧室压力	MPa	0.9

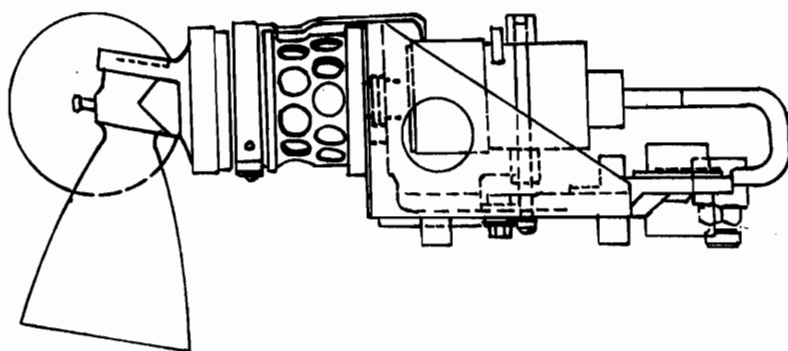
系统组成 姿控发动机系统由贮箱、12 台推力器、电爆启动阀、压力开关、压力传感器、手动阀、氮气管路和推进剂管路等组成。肼和增压氮气贮存在同一贮箱内, 用乙丙烯橡胶膜隔开。系统共有 6 个推力器舱, 每舱两台推力器。控制滚动的两台推力器, 喷管方向相反, 其它各组推力器的喷管方向相同, 并都指向同一方向。

推力器由推力室、控制阀、喷管等组成。两台推力器并排安装在底盘上, 每个底盘四角有四个隔离器与过渡级整体螺纹连接。隔离器一方面在推力器与过渡级之间起到热绝缘作用, 另一方面可降低运载火箭其它发动机工作时引起的冲击干扰。推力器在装到底盘上时先进行向量标定, 固定到底盘上面后不再作定向调整。每组推力器有一个单元肼入口管道, 并装有一个长 15 cm, 过滤范围为 15 μm 的过滤装置。

推力室 推力室由喷注器、催化床、喷管以及测压管道组成。从控制阀来的推进剂通过喷雾式喷注器喷入催化床, 经催化剂催化后, 液态推进剂汽化为高温高压氮气混合气体, 并通过喷管喷出。推力室通过一个不锈钢外壳直接安装在推力器组底盘上, 这样一方面可以起到绝缘作用, 另外还可防止震动。推力室头部为一板状喷注器组合件, 它与燃烧室前的上催化床连接。催化床深 5.1 cm, 其上层厚 0.5 cm, 为 25~30 目的催化剂层, 下层为 0.32 cm 的颗粒状催化剂。催化床外壳采用海纳 (Haynes)-25 合金, 与喷注器焊接在一起。喷管材料为海纳 (Haynes)-25 合金。

控制阀 姿控发动机采用 50-315AA 型 MOOG 阀。这种阀门有两个独立的力矩马达分别驱动各自的阀蕊。每个力矩马达有一对双向平衡线圈绕组, 一组失灵时, 另一组还可正常工作。这种安排可提高系统的可靠性。阀门直接安装在底座上, 其优点是对来自推力器的振动冲击启动隔离作用, 使阀门流量控制精度不受推力器工作的影响。阀门与管道, 管道与喷注头之间为特氟隆 (teflon) 软密封。

惯性上面级-C* (IUS-C*)



惯性上面级(IUS)姿控发动机推力器

惯性上面级-C* (IUS-C*)液体火箭发动机是美国“大力神 34D/4”运载火箭与航天飞机轨道器的姿控发动机。由美国波音(Boing)公司于1978年~1982年研制。惯性上面级(IUS - Inertial upper stage)是美国的通用上面级。其姿控发动机是由6台肼分解推力器组成。两台推力器为一组,分别装在惯性上面级第二级主发动机的整流罩上部。系统采用落压式挤压供应系统,落压比为3.8:1,额定推力118N,累计脉冲次数2536。

发动机主要性能与结构参数

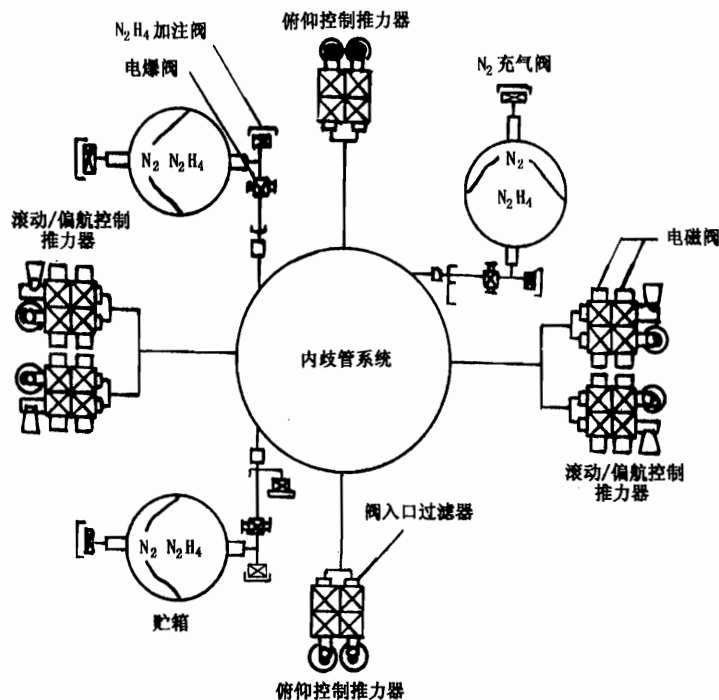
推力器最大推力	N	132 ± 7%	点火寿命	s	800(额定状态)
推力器最小推力	N	37 ± 7%			1200(结构无损坏)
比 冲	m/s	2244 ~ 2156			380(连续工作)
贮箱压力范围	MPa	2.66 ~ 0.7	最小脉冲冲量	N·s	1.76
落 压 比		3.8:1	阀门电功率	W	1.44
加热器电功率	W	12.8			

姿控发动机系统

系统组成 姿控发动机系统由6个肼分解推力器组、贮箱及热控系统、供应系统等组成。

贮箱 姿控发动机系统配置3个直径为533.4 mm的球型贮箱,分别安装在惯性上面级第二级主发动机整流罩内侧下部。每个贮箱最多可装60 kg肼推进剂。贮箱材料为6A1-4V钛合金,采用AF-E-332型胶囊膜片。在贮箱顶端配置有充气阀。另外还配有贮箱安装支架,使贮箱直接安装在整流罩内。推进剂管道安装在贮箱的另一端。

热控系统 热控系统的主要功能是通过电阻加热器加温,使系统中所有推进剂流通组件,包括贮箱,管道等在发动机工作前必须加热到 N_2H_4 的冰点以上,以避免推进剂冷凝流通不畅。热控系统还要负责催化床及阀门的加热,并使催化床在发动机脉冲工作前得到预热。该系统配置了一套航空电池,一套辅



姿控发动机系统图

助电池为整个加热系统提供能源。

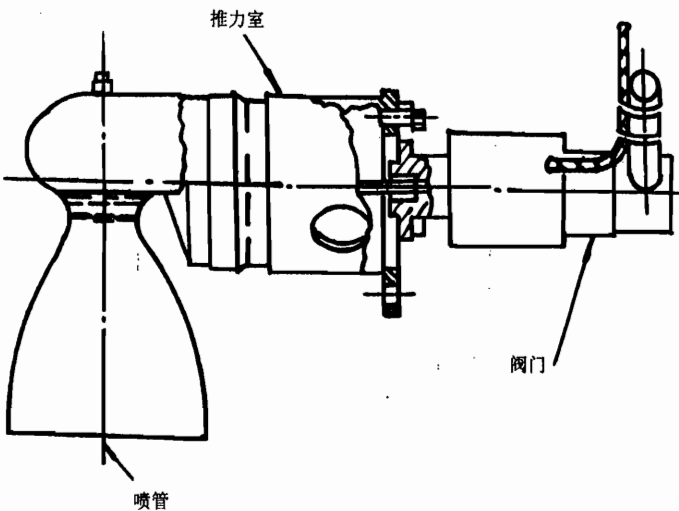
电热结构功率要求

电压供应范围	V	22.5 ~ 32	推力器加热器功率	W/个	30
阀门输入电压	V	15	贮箱加热器功率	W/个	7
阀门功率	W/个	72	管道加热器功率	W/个	6
加热器电压	V	28	总电源消耗功率	kW	1.5

供应系统 整个推进剂供应系统包括三个贮箱,每个贮箱配置有推进剂加注阀,隔离阀,以及出口过滤器。加注阀用于推进剂的加注,地面加注推进剂结束,加注阀则处于常闭状态。隔离阀是保持整个推进剂管道在系统工作前处于“干燥”状态,防止不必要的泄漏。隔离阀之前的推进剂管道的连接都采用焊接方式。每个贮箱出口配两个筛网式过滤器,过滤范围 $10\ \mu\text{m}$ 。同时,每个推力器控制阀前的推进剂集流腔内还配有一个筛网式过滤器,过滤范围也是 $10\ \mu\text{m}$ 。这种设计主要是为了降低杂质含量,保证发动机催化床的工作稳定,特别是脉冲工作性能。

洛克希德上面级-C* (Lockheed US-C*)

“洛克希德”上面级-C* (Lockheed US-C*) 液体火箭发动机是由美国奥林航空航天公司 (Olin Aerospace Company-OAC) 于 1990 年 ~ 1994 年期间研制的姿控发动机。系统由 10 台单元肼分解推力器组成,推力均为 220N。4 台轴向安装的推力器用于运载火箭上面级的末速修正,同时提高入轨精度,控制星箭分离。6 台侧向安装的推力器用于俯仰,偏航及滚动控制。系统采用落压式挤压供应系统。在 10 台推力器前设置一个集流腔,用于控制,平衡液流的压力。

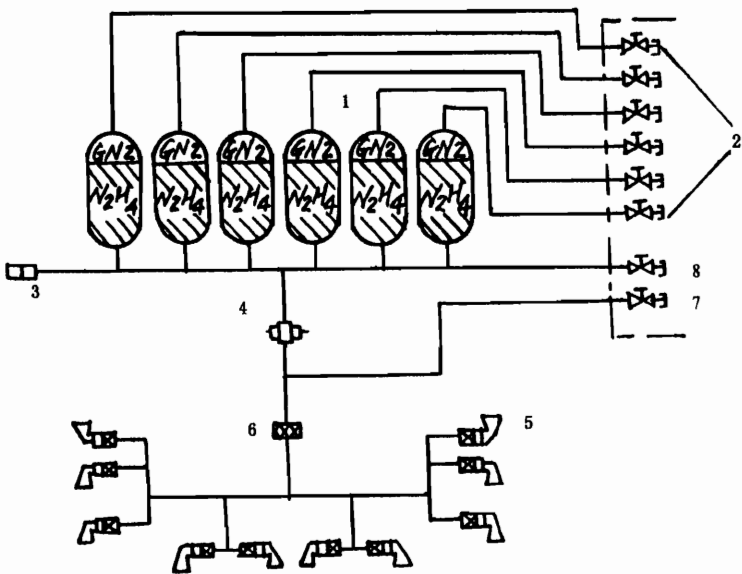


“洛克希德”上面级姿态控发动机推力器

推力器主要性能与结构参数

总 冲	N·s	347 800	比 冲	m/s	2 156 ~ 2 254
脉冲次数	次	5 344	结构质量	kg	1
推力范围	N	70 ~ 247	长 度	mm	206.8
贮箱压差	MPa	2.8 ~ 0.7	直 径	mm	63.5

姿控发动机系统



姿控发动机系统图

1—贮箱 2—压力阀 3—压力传感器 4—双向隔离阀 5—推力器 6—过滤器
7—检修阀 8—N₂H₄ 加注阀

系统组成 姿控发动机系统由 10 台推力器、6 个推进剂贮箱、6 个压力阀、1 个双向隔离阀、一个检修阀、1 个压力传感器、1 个过滤器、一个推进剂加注阀等组成。

贮箱 贮箱壳体用 6061-T6 铝旋制成的内衬及缠绕在外面的 T-1 000 碳纤维环氧树脂组合而成。内层胶囊材料为特制的乙丙烯聚酯,采用真空滚装技术制成。胶囊由一个直径为 10.2 cm 的孔安装到贮箱壳体之内,并与贮箱流通管道及头部组装成一个整体。这样可防止推进剂排放时胶囊过早堵住缺口,并保证在负压下贮箱仍能正常排出流体。贮箱重 15 kg,其压力范围为 $0 \sim 35 \times 10^5$ Pa。每个贮箱配置一个压力阀用于压缩氮气的充填。6 个贮箱共用一个推进剂加注阀。

双向隔离阀 双向隔离阀装在贮箱与推力器之间的流通管道上,以便在地面操作时隔离贮箱与推力器之间的流体(包括推进剂和气泡)。

检修阀 检修阀用于地面操作时流体的排、灌。检修阀用不锈钢为材料,设计时考虑了金属与金属间的冗余密封,以确保阀门的密封性能。

压力传感器 压力传感器用于贮箱的压力监测,其在 $0 \sim 35 \times 10^5$ Pa 压力范围内输出 $0 \sim 5$ V 电压,满量程时精度为 $\pm 5\%$ 。压力传感器通过运载火箭的遥测系统来监视贮箱压力,并同时提供一个信号给运载主体控制系统,并计算出发动机的实际推力。

过滤器 高容量,厚度为 $10 \mu\text{m}$ 的内衬式过滤器用于流体杂质的滤出,它用 CRE-5 金属丝编制的丝网制成。

月球轨道器-Or* (LO-Or*)

月球轨道飞行器(Lunar Orbiter)液体火箭发动机是为美国月球轨道飞行器提供速度增量的发动机。发动机采用由美国马夸特公司研制的 R-4D 推力器。发动机上各种部件由美国其它有关公司承制。推力器上装有电热器和摆动支架环,喷注器头部装在该支架环上。推进剂为四氧化二氮和肼 50。采用氮气挤压式供应系统。发动机的主要功用是为飞行器提供精确的登月轨道所需的冲量和实施轨道微调机动,保证飞行器三轴稳定和机动飞行。

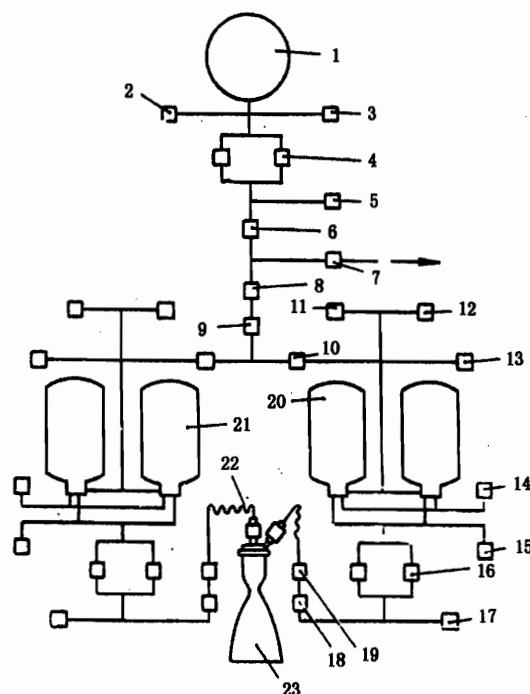
发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	445	喷管扩张比	40
真空比冲	m/s	2 795	混 合 比	2
燃烧室压力	MPa	0.669	喷管喉部截面直径	mm 22

发动机系统

系统组成 发动机系统由高压氮气瓶、4 个推进剂贮箱、一台 R-4D 推力器、各种阀门和管路以及加热器组成。

工作原理 高压氮气瓶初始压力为 24.5 MPa。高压氮气经减压器减压后降为 1.32 MPa,用以增压推进剂。推进剂贮箱内有皮囊,用以阻止在长时间飞行期间增压氮气在推进剂中溶解和饱和。发动机启动前先打开推力器上的两个电磁阀,为了泄出推进剂管路内的气体,以保证第一次启动时两种推进剂组元同时进入推力器。然后关闭电磁阀,打开推进剂电爆阀,推进剂就进入推力器入口,发动机就能按程序装置的指令启动点火。



月球轨道飞行器发动机系统图

- 1—高压氮气瓶 2—充气阀 3、12—压力传感器 4—电爆启动阀 5、13、14、17—检查阀 6—过滤器 7—气氮姿控推力室减压器 8—断流阀 9—减压器 10—单向阀 11—安全阀 15—加注-泄出阀 16—推进剂电爆阀 18—推进剂过滤器 19—限流嘴 20—燃料箱 21—氧化剂箱 22—软管 23—推力器

发动机主要部件

推力器 采用美国马夸特公司研制的 R-4D 推力器, 详见《登月舱-C* (LM-C*)》。推力器固定在摆动支架环上, 可以控制飞行器俯仰和偏航的飞行姿态, 滚动姿态控制则由气氮姿控推力器保证。

发动机的热控制靠下列方式提供:

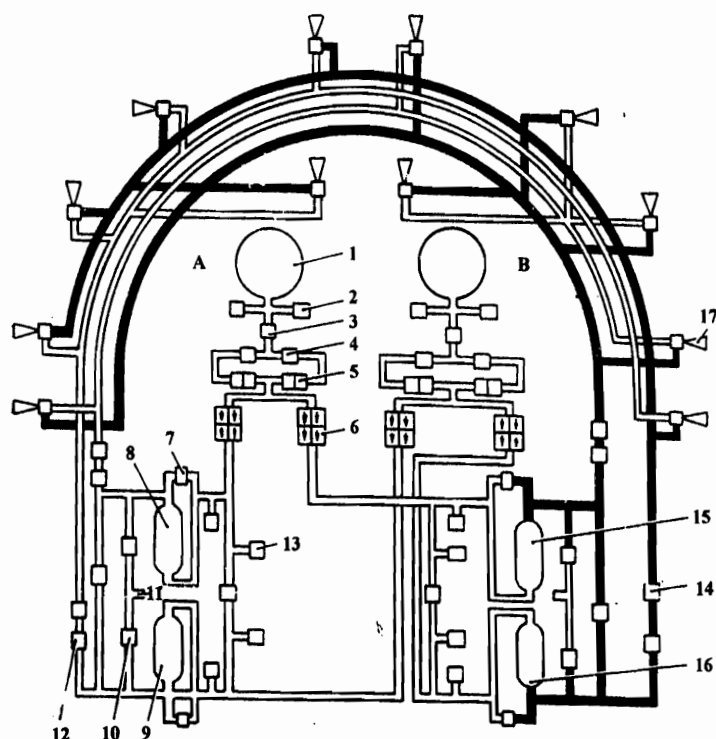
推力器加热器 7W 电加热器直接装在推力器喷注器头部, 连续供电。

推进剂贮箱加热器 加热器由地面控制, 用以保证推进剂温度在 4.5℃ 以上。

指令舱-C* (CM-C*)

指令舱 (Command Module) 反作用控制液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船指令舱的姿控发动机, 用于指令舱再入地球轨道进入大气层之后的姿态控制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。有两套完全独立的分系统, 其中任何一套分系统都能保证指令舱的再入姿态控制。发动机采用 16 台 SE-8 烧蚀冷却推力器, 推力器由洛克达因公司 (Rocketdyne Co.) 研制。

发动机系统



指令舱反作用控制发动机系统图

(A系统和B系统)

- 1—高压氮气瓶 2—充气阀 3—电爆启动阀 4—氮气断流阀 5—减压阀 6—单向阀组 7—旁通阀 8—A系统燃料箱 9—B系统燃料箱 10—泄出阀 11—加注管路 12—破裂膜片和过滤器 13—旁通安全阀 14—推进剂电磁阀 15—A系统氧化剂箱 16—B系统氧化剂箱 17—推力器

系统组成 指令舱反作用控制发动机系统由两套独立工作的分系统(A系统和B系统)组成。每套分系统包括高压氮气瓶、各种阀门、自动器、推进剂贮箱、管路和6台推力器等。

工作原理 高压氮气瓶由电爆启动阀与推进剂供应系统隔离。通常该阀是常闭的。当指令舱再入控制前,才打开该阀。一旦该阀工作,整个系统就正常增压,姿控推力器就可点火工作。在推进剂贮箱上,设置一个电磁作动的旁通阀。在发射起飞前,旁通阀必须打开,以防止贮箱超压。在飞行结束前,为保证宇航员着陆安全,剩余推进剂必须排空,贮箱必须通过电磁旁通阀完全泄压。在推进剂贮箱和推进剂断流阀之间有一个破裂膜片装置与过滤器连成一个整体,膜片的破裂压力为1.67MPa。

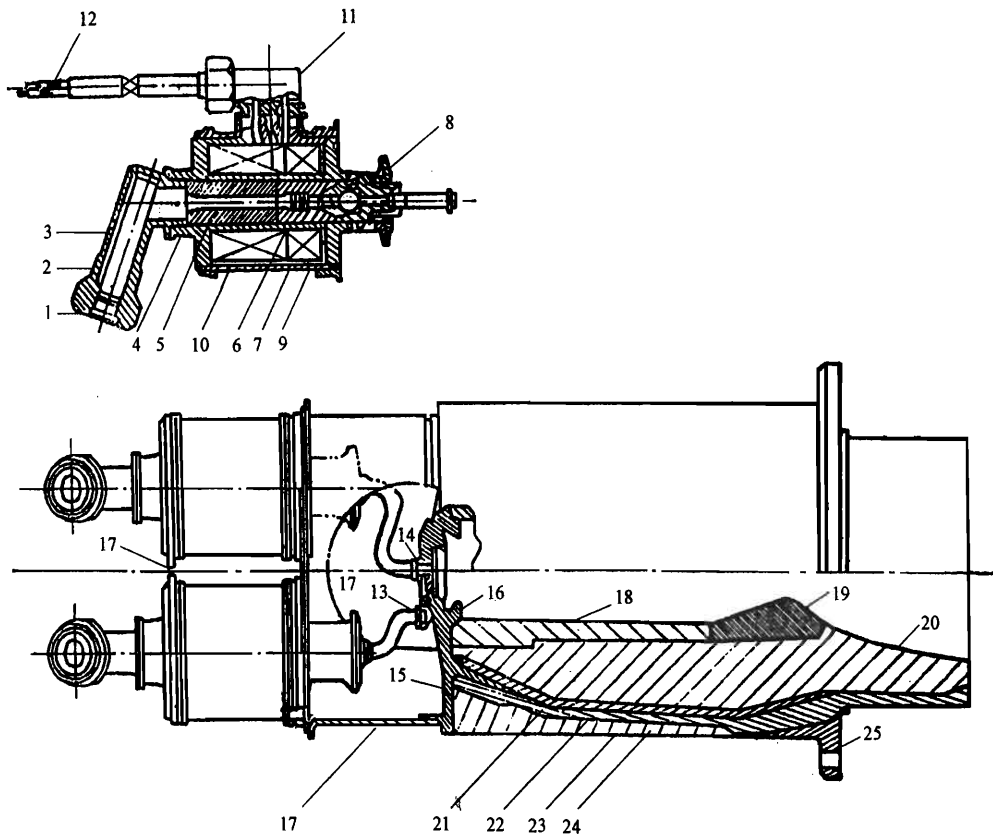
推力器 SE-8推力器的前身是“双子座”的姿态控制推力器,SE-8推力器的烧蚀材料是45(°)缠绕的高硅氧纤维增强层压酚醛塑料,喷管扩张比为9,而“双子座”推力器的烧蚀材料为90(°)缠绕,喷管扩张比40。

SE-8 推力器主要性能与结构参数

真空推力	N	422	总工作时间	s	500
真空比冲	m/s	1 177 ~ 2 599	脉冲数	次	5×10^3
混合比		2.0	结构质量	kg	3.8

燃烧室压力	MPa	0.689	高度	mm	279
喷管扩张比		9	直径	mm	127

推力器由氧化剂电磁阀、燃料电磁阀和推力室组成,结构见图。



SE-8 推力器结构图

1—节流孔 2—过滤器 3—进口壳体 4—阀体 5—铁芯 6—弹簧 7—衔铁 8—阀座 9—自控线圈 10—手动线圈 11—引线壳 12—引线 13—燃料集液腔 14—氧化剂集液腔 15—喷注器 16—溅板 17—阀门安装架 18—推力室衬套 19—喉部镶块 20—喷管 21—石棉缠绕 22—玻璃布缠绕 23—隔热层 24—推力室外壳 25—安装法兰

推力室由喷注器、推力室身部和不锈钢壳体组成。喷注器由不锈钢制成,上有氧化剂集液腔和燃料集液腔,喷注器面上等距布有 16 对双股互击式喷嘴孔,氧化剂喷嘴孔径为 0.66mm,燃料喷嘴孔径为 0.53mm。推力室身部由以下三部分组成:燃烧室烧蚀衬套(6°缠绕高硅氧纤维增强层压酚醛塑料),喉部镶块(石墨,二硼化锆,硅复合材料),烧蚀喷管(45°缠绕高硅氧纤维增强层压酚醛塑料)。三部之间用粘结的方法结合成一体。其外粘结有石棉酚醛塑料。喷注器与推力室身部之间装有一个耐高温的“O”形圈。石棉缠绕外面再绕上玻璃纤维织物。外面为不锈钢外壳,外壳与喷注器焊接在一起。最外面绕有一层铝硅纤维隔热层。

两推进剂阀通过安装框架焊在推力室上,从推进剂阀流出的推进剂分别通过 9.5mm 的管子进入到喷注器内各自的环形集液腔,然后从 16 对喷嘴孔喷入燃烧室,燃料喷嘴分布在氧化剂喷嘴的外侧,与氧化剂喷嘴在同一条径线上。在靠近喷注器处,有一个锥面,其位置正好在两股射流撞击点处,这个锥面称为溅板。

推进剂阀结构与 R-4D 推力器的基本相似。只是 SE-8 推力器阀门衔铁的工作间隙和行程更小一些。

服务舱-C^{*}(SM-C^{*})

服务舱(Service Module)反作用控制液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船服务舱的姿态控制发动机。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用皮囊氮气挤压式供应系统。由16台推力为445N的R-4D推力器组成4个完全独立的分系统,分装在服务舱舱体之外。每组4台推力器,安装成“+”字型。R-4D推力器由美国马夸特公司(Marquardt Co.)于1962年~1965年研制。反作用控制发动机的功用是:保证“阿波罗”飞船三轴方向的姿态控制及稳定,分离,交会,对接,以及服务舱主发动机启动前的机动飞行和贮箱推进剂的沉底。

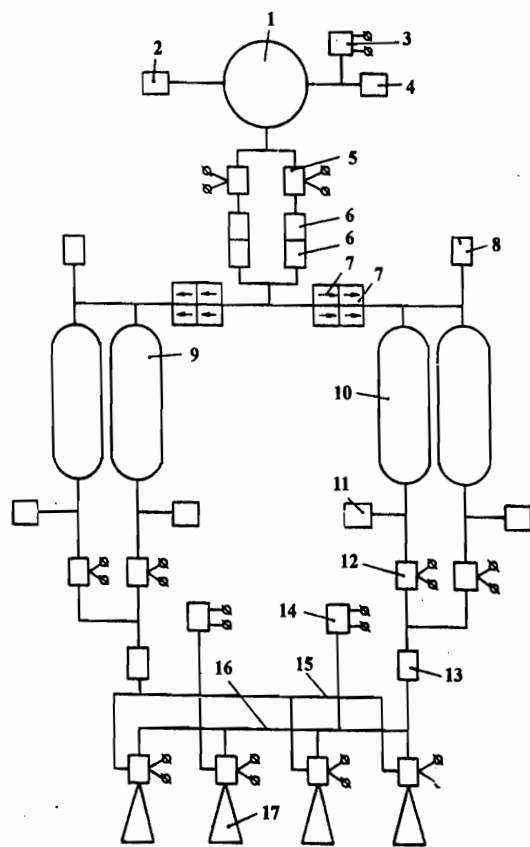
发动机系统

系统组成 服务舱反作用控制发动机系统由4个完全独立的分系统组成。每个分系统的组成完全相同,采用贮囊式挤压式供应系统。每个分系统各有一套氮气增压系统,包括推进剂贮箱、管路、减压器、单向阀、电爆阀、高压气瓶、4台推力器等。

工作原理 高压氮气贮存于钛合金(6Al-4V)球形气瓶内,初始压力为28.3MPa。氮气从气瓶流出,先流经两个并联的电磁断流阀。每个电磁阀上装有位置指示开关,用以向宇航员指示该阀的位置。高压氮气通过四个串联-并联的减压器,调压到贮箱所需的增压压力1.25MPa。减压器的出口导管联到一个会合点上。增压氮气通过串联-并联的单向阀组,进入氧化剂贮箱和燃料贮箱,对贮箱进行挤压,保证发动机的混合比。在单向阀与贮箱之间装有安全阀,防止贮箱内增压气体超压。安全阀用膜片作为实体密封,当超压时,膜片会自动破裂,膜片破裂后,气体受安全阀阀芯所阻不会把增压气体排空。

每种推进剂组元都有一个主贮箱,一个副贮箱。贮箱是一个特制的皮囊结构,包括钛合金外壳,氟塑料皮囊,铝制排液管。排液管内装有旁通管,用于加注推进剂时排出囊内气体。贮箱下游装有常开的推进剂断流阀,由电磁操纵。当推力器出现故障时,可以把该断流阀关闭。每个分系统装有4个推力方向不同的R-4D推力器。推力器的性能参数和结构与登月舱反作用控制发动机上的R-4D推力器完全相同。

为保证推力器安全工作,采用了结构加温措施。加热器安装在发动机支架上,共有2个加热器,每个功率为72W,其中一个作备用。



服务舱反作用控制发动机系统图

1—氮气瓶 2—充气阀 3—压力传感器 4、8—安全阀 5—电磁断流阀 6—减压器组 7—单向阀组 9—燃料箱 10—氧化剂箱 11—推进剂加注泄出阀 12—推进剂断流阀 13—过滤器 14—推进剂压力传感器 15—燃料管路 16—氧化剂管路 17—推力器

AJ-10-137

AJ-10-137 液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船服务舱的主发动机,用于修正飞向月球的轨道,使飞船进入近月轨道和使飞船脱离月球轨道转移到飞向地球的轨道以及对这些轨道进行修正。由美国航空喷气通用公司(Aerojet-General Corp.)于1962年~1967年研制。推进剂为四氧化二氮和混肼50。采用挤压式(用氮气挤压)供应系统。通过电动机械作动器可双向摆动 $\pm 8^\circ$ 。发动机在空间呆14天以后尚有50次再启动能力。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	97.5	工作寿命	s	750
真空比冲	m/s	3 060	结构质量	kg	367
混 合 比		1.6	长 度	mm	3 900
燃烧室压力	MPa	0.7	直 径	mm	2 500
喷管扩张比		62.5			

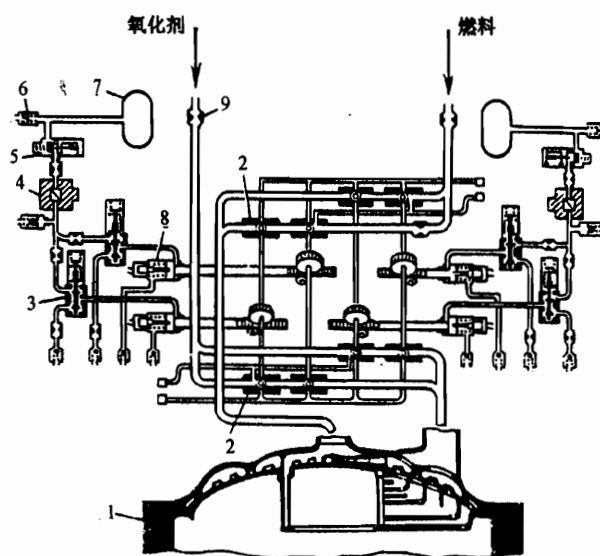
发动机系统

AJ-10-137 发动机采用氮气挤压式供应系统。在氧化剂和燃料供应管路上各采用4台结构相同的双组元球形阀,按串联-并联方案布置,用以提高发动机启动和关机的可靠性。球形阀由高压氮气气动动作。高压氮气则由电磁控制阀控制。控制发动机工作的组件都是双重的。

发动机混合比由安装在氧化剂管路入口前的节流阀进行调节,以保证贮箱内推进剂同时耗尽。

发动机推力室由喷注器,燃烧室身部(包括喷管扩张比到6的喷管段)及喷管延伸段组成。推力室结构基本上同AJ-10-138发动机,只是喷管扩张比从40增加到62.5,并安装了抗振隔板(一块周向隔板和5块径向隔板)。燃烧室采用烧蚀冷却,辅以液膜内冷却。喷管延伸段采用辐射冷却,由铌合金制成,内表面涂有涂层,外表面采用钛涂层以增加散热。

双向摆动支架安装在推力室喉部,采用两台电动摆动作动器和两路并联通道。



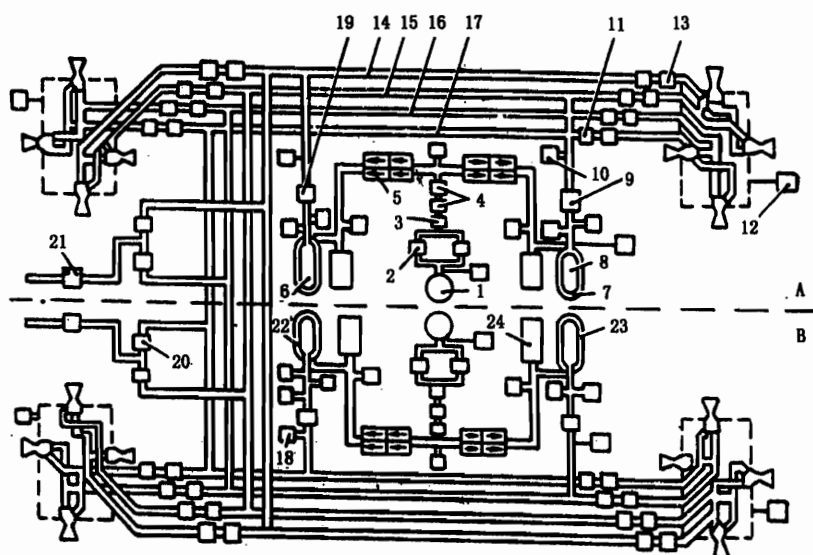
AJ-10-137 发动机系统图

- 1—推力室 2—球形阀 3—电磁控制阀 4—调节器 5—初始阀
6—充填阀 7—氮气瓶 8—作动器 9—节流圈

登月舱-C* (LM-C*)

登月舱(Lunar Module)反作用控制液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船登月舱的姿态控制发动机。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用氮气挤压式供应系统,由两个相互独立的分系统组成。共有 16 台 R-4D 推力器,分成 4 组,每组 4 台分装在登月舱舱体之外。R-4D 推力器由美国马夸特(Marquardt Co.)于 1962 年~1965 年研制。反作用控制发动机的功用是:使登月舱与指令-服务舱分离;登月舱自主飞行段的定向和稳定;月球表面着陆前机动飞行;从月球起飞后与“阿波罗”飞船交会和对接;当上升级发动机提前关机时保证登月舱必要的速度增量;登月舱主发动机启动前使贮箱内推进剂沉底。

发动机系统



登月舱反作用控制发动机系统图

(A 系统和 B 系统)

- 1—高压氮气瓶 2—电爆启动阀 3、13—过滤器 4—减压阀 5—单向阀组 6—A 系统氧化剂箱 7—A 系统燃料箱 8—聚四氟乙烯(特氟隆)贮囊 9—加注-泄出阀 10、18—压力传感器 11—推进剂阀 12—温度传感器 14—A 系统氧化剂主管路 15—A 系统燃料主管路 16—B 系统氧化剂管路 17—B 系统燃料管路 19—断流阀 20—来自上升级发动机贮箱的推进剂连通阀 21—旁通阀 22—B 系统燃料箱 23—B 系统氧化剂箱 24—安全阀

系统组成 登月舱反作用控制发动机系统包括两个相互独立的而在结构上又完全相同的分系统:A 系统和 B 系统。每一个分系统由氮气源、贮箱、管路、相应的阀门、推力器等部件组成。16 台 R-4D 推力器,以 4 台推力器为一组,分别布置在登月舱舱体之外。同一组推力器中,有两台推力器由 A 系统供给推进剂,另外两台由 B 系统供给推进剂。每套分系统都能独立地完成全部的控制功能。两套分系统又能实现交叉供应。此外反作用控制发动机供应系统与上升级发动机推进剂供应系统之间,有一个上升级连通阀把这两个系统连接起来。这样就可以在反作用控制发动机工作时,利用上升级发动机系统内的剩余推进剂。

工作原理 氮气以额定压力为 21 MPa, 温度为 294 K 贮存在两个钛合金球形高压气瓶中。每一个独立的分系统有一个氮气瓶和一组减压器。电爆启动阀动作后, 增压氮气通过过滤器, 串联布置的减压器组, 和串联-并联布置的单向阀组, 最后到达燃料箱和氧化剂箱。减压器出口的额定压力为 1.25 MPa, 单向阀防止推进剂及其蒸气反向流动。每一个分系统都有一个安全阀, 防止系统超压。推进剂贮箱内有皮囊把增压气体与推进剂分开。在挤压压力作用下, 氧化剂和燃料到达主管路的断流阀。断流阀通常处在打开的状态, 一旦系统上游出现问题, 断流阀可以成对地关闭(氧化剂断流阀和燃料断流阀), 切断系统上下游之间的联系。在上升级发动机供应系统向飞船反作用控制系统供应推进剂时, 断流阀也是处在关闭状态。

每个分系统的推进剂贮箱向每组 4 台推力器中的两台推力器供给推进剂, 因而通向每一组推力器有 4 根管路。每根管路分别与两台推力器相接。每根管路都装有一个断流阀和一个过滤器。一旦断流阀下游出现故障, 立即关闭断流阀, 切断出现故障的推力器与主管路的联系。

推力器 由美国马夸特公司研制的 R-4D 推力器同时用于“阿波罗”飞船登月舱和服务舱的姿态控制。在月球轨道器上, 也使用了 R-4D 推力器。经过改进的 R-4D 推力器, 作为远地点发动机也用在别的航天器上。

R-4D 推力器主要性能与结构参数

真空推力	N	445	启动次数	次	$\geq 1 \times 10^4$
真空比冲	m/s	2 795	最快工作速率	次/s	30
燃烧室压力	MPa	0.669	喷管喉部截面直径	mm	22
混 合 比		2	结构质量	kg	2.2
喷管扩张比		40	高 度	mm	343
最小脉冲时间	ms	12	直 径	mm	165
最小冲量	N·s	1.76			

R-4D 推力器结构见图。

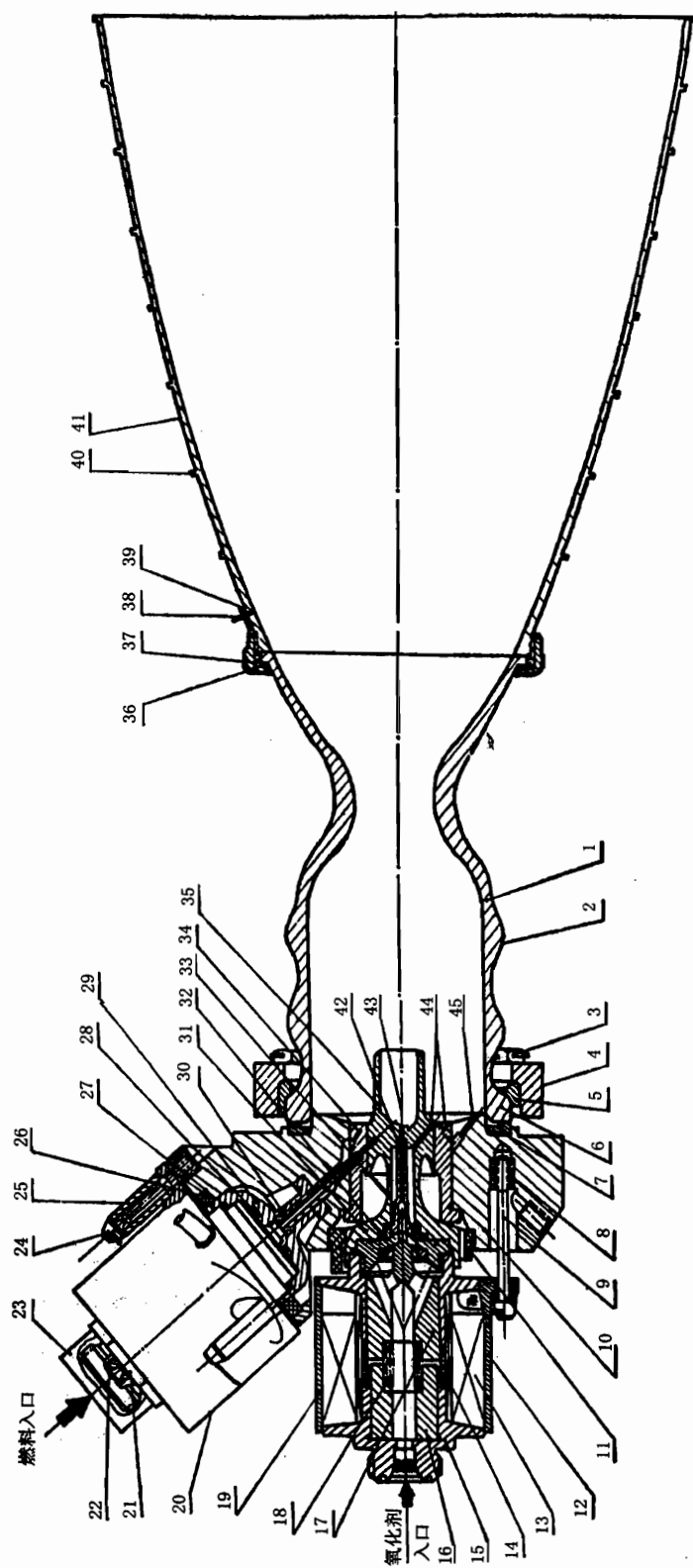
R-4D 推力器采用液膜加辐射的组合冷却方式。燃烧室由钼材锻造而成, 其表面涂有二硅化钼涂层, 用以防止由四氧化二氮与肼类燃料所生成的燃气的氧化作用。R-4D 推力器在喷管扩张比为 6.8:1 处有一分界面, 在这以前的喷管段与燃烧室做成一体, 由钼材料制成。在分界面以下是由钴基合金 L-605 制成的尾喷管。由于喷管是采用分段结构, 因而只要改变尾喷管, 就可以改变扩张比。

喷注器头部有 4 个同心环和一个用来提供平稳启动的预燃室。同心环上的喷孔是均布的, 有 8 对双组元直流互击式主喷嘴, 氧化剂喷嘴孔径为 0.9 mm, 燃料喷嘴孔径为 0.635 mm; 有 8 个 $\Phi 0.48$ mm 的燃料喷孔用于冷却燃烧室内壁; 另处还有 7 个 $\Phi 0.254$ mm 和 1 个 $\Phi 0.508$ mm 的燃料喷孔冷却预燃室。燃烧室壁冷却液流量占燃料流量的 15%, 预燃室冷却液流量占 10%。

预燃室是一个从喷注器面上伸出的圆柱形小燃烧室, 它有一对双组元直流式喷嘴孔, 氧化剂喷孔直径为 $\Phi 1.09$ mm, 燃料喷孔直径为 $\Phi 0.635$ mm。少量的推进剂先在预燃室内混合, 燃烧。由此在主燃烧室内建立起适当的背压和温度条件, 这样就缩短了主燃烧室内主推进剂点火延迟, 降低点火时的压力峰。

推力器上的电磁阀控制推进剂的流动, 并在阀门进口处装有推进剂节流圈。装配在每个阀门上的节流圈具有相应的孔径, 它可以根据设计要求的进口压力, 提供准确的推进剂压降, 从而获得所需要的混合比和推力。

氧化剂阀和燃料阀都是电磁阀, 它们各有一个自控线圈和一个手控线圈, 自控线圈与航天器自动控制系统连接, 手控线圈由宇航员直接控制推力器的启动和关机。自控线圈具有快速响应能力, 响应时间: 打开为 7 ms, 关闭为 6 ms。手控线圈的反响速度较慢, 是备用线圈。两个阀门的线圈在绕制时使燃料阀门比氧化剂阀门提前打开约 2 ms, 以保证燃料稍微提前进入燃烧室, 使推力器启动更为可靠。阀门座材料为软特氟隆, 阀针材料为钨铬钴合金。

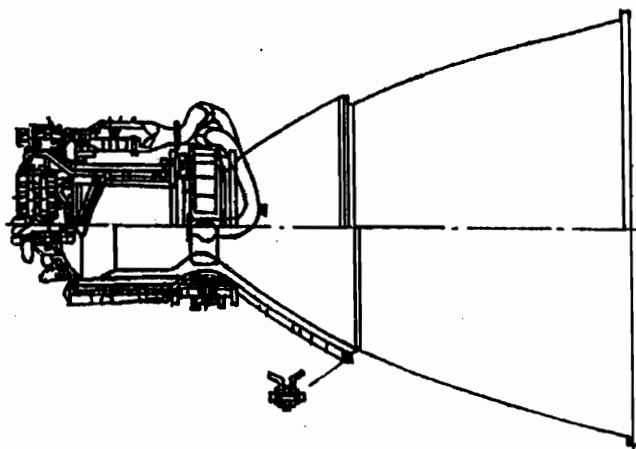


R-4D 推力器结构图

- 1—燃烧室 2,40—加强肋 3—连接螺钉 4—连接卡圈 5—连接半环 6—法兰盘 7—密封垫片 8—铜螺衬 9—电磁阀安装螺钉 10—喷注器壳体
 11,26—酚醛隔热支衬 12—氧化剂电磁阀 13—手控线圈 14—自控线圈 15—绕线轴 16—内塞 17—衔铁 18—弹簧 19—阀门罩壳 20—燃料阀
 21—过滤器环 22—节流圈 23—工艺堵头 24—燃料阀安装螺钉 25—套筒式散热垫圈 27,28,32—密封圈 29,31—阀门隔热支架 30—预燃室引接管
 33—密封支承垫块 34—8个预燃室冷却喷孔 35—预燃室 36—连接螺钉 37—垫片 38—固定销钉 39—防松套环 41—尾喷管 42—预燃室氧化剂引入管
 43—一对预燃室喷嘴孔 44—8对主喷嘴孔 45—冷却液膜喷嘴孔

MIRA-10K, MIRA-10500

MIRA-10K, MIRA-10500 液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船登月舱下降级发动机(LMED)。登月舱从月球轨道降落时用下降级发动机进行减速和制动,直至在月球表面上软着陆。发动机由美国 TRW 公司于 1963 年~1967 年研制。1970 年作了改进。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用氮气挤压式供应系统。发动机能在 10:1 的范围内调节推力,能双向摆动 $\pm 6(^{\circ})$,并能多次启动。



登月舱下降级发动机

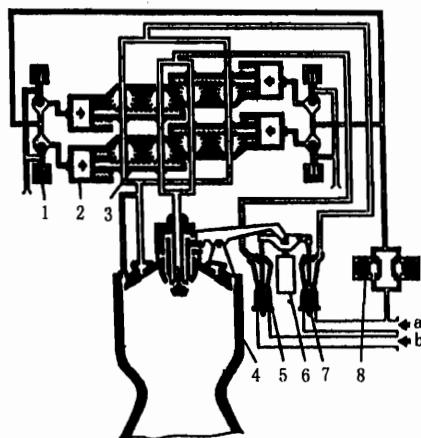
发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	43.74	工作时间	s	900
真空比冲	m/s	2991	高度	m	2.5
混 合 比		1.6	直 径	m	1.5
燃烧室压力	MPa	0.73	结构质量	kg	168
喷管扩张比		54			

发动机系统

登月舱下降级发动机是氮气挤压式供应系统单推力室的发动机。推力室由喷注器,燃烧室和喷管延伸段组成。喷管延伸段从扩张比 16 到 54(“阿波罗-15”前发动机采用扩张比为 47.5 的喷管)。喷管延伸段由铝合金制成,并涂有以氧化铝为基体的涂层。

下降级发动机要在 100%~10% 的推力范围内调节推力,而且在小推力工况下必须能够稳定燃烧,性能要高,调节可靠。为此发动机采用了双可变截面汽蚀文氏管流量控制阀与可变截面喷注器机械式连在一起的结构。该喷注器中央是一个同轴针栓状的双组元喷雾器,氧化剂通过 36 个可变面积孔向外辐射喷出。燃料进入喷注器前分成两股:主要一股(额定工况下约占总燃料流量的 90%,小推力工况下约占 75%)先用来冷却喷注器内底的中央部分。然后经喷雾器环形缝隙,形成锥形液膜,与氧化剂射流相撞。其余部分的燃料进入周边 36 个管状喷嘴,喷向燃烧室壁,形成内冷却液膜。当需要调节推力时,



登月舱下降级发动机系统图

1,8—电磁控制阀 2—作动器 3—球形阀
4—推力室 5,7—节流阀 6—电动作动器
a—燃料 b—氧化剂

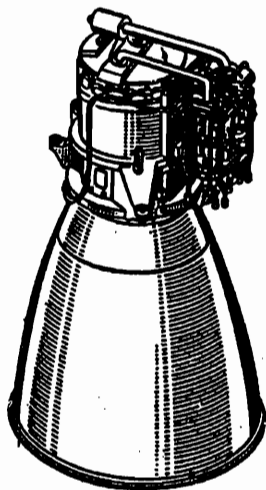
通过电动作动器移动节流阀内的柱塞和与之机械相连的喷雾器针栓,柱塞的移动,使节流阀的流通面积改变,而针栓的移动导致氧化剂和燃料喷孔面积的改变,从而达到调节推力的目的。

通过带液压作动器的双组元球形阀对发动机进行启动和关机,这种球形阀共有 4 台,是按并联-串联方式布置的。

推力室身部由燃烧室和喷管延伸段组成。燃烧室和喷管扩张比到 16:1 以前的喷管部分采用烧蚀冷却,烧蚀材料为由酚基树脂浸润的石英棉合成材料。外面包有隔热层。烧蚀部件置于完整的钛合金外壳内。外壳外面套有隔热罩,隔热罩是有两面都复盖有不锈钢薄片(厚 0.038 mm)的玻璃纤维制成。喷管延伸段用铌合金 C-103 制成,采用辐射冷却。具有防烧蚀的耐热铝-镍涂层。喷管延伸段与月球表面碰撞时,长度约为 710 mm 的一段喷管将被破坏。喷管前端的厚度为 0.74 mm,利用法兰盘与燃烧室的钛合金外壳连接。喷管尾端部的厚度为 0.25 mm。在喷管的端部具有钛合金的支承框。

发动机通过双向摆动支架与登月舱相连。摆动支架接头安置在发动机临界截面区。摆动支架受力框用铝合金 7075-T-73 制成。由机电摆动作动器操纵发动机双向摆动 $\pm 6^\circ$ 。

RS-18



登月舱升级液体火箭发动机

RS-18 液体火箭发动机是美国“阿波罗”飞船登月舱升级发动机(LMAE),为登月舱从月球表面起飞和近月轨道离轨提供推力。发动机由美国洛克达因公司(Rocketdyne Co.)于 1967 年~1968 年研制。推进剂为四氧化二氮和混肼 50。采用氦气挤压式供应系统。工作时发动机推力不能调节。发动机能启动 35 次。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	15.59	工作时间	s	460
真空比冲	m/s	3 043	高度	m	1.2
燃烧室压力	MPa	0.84	直径	m	0.8
喷管扩张比		45.6	结构质量	kg	78
混 合 比		1.6			

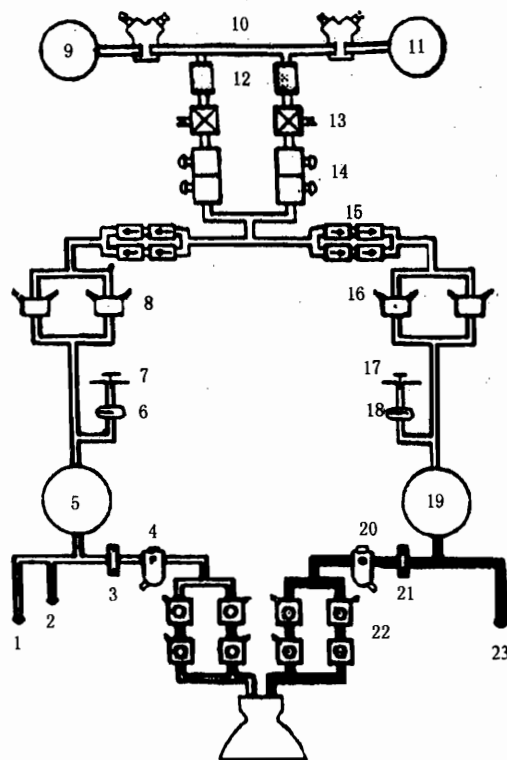
发动机系统

登月舱下降级发动机系统由氮气挤压系统、推进剂供应系统、推力室等组成。为提高发动机工作可靠性,系统上大量采用双重或四重的冗余布置。

高压氮气贮存在两个氮气瓶内,并用实心的金属密封件与系统隔离。发动机启动时,电爆阀把管路上的实心金属密封件切破,使两气瓶沟通,同时氮气流经过滤器。打开电磁阀后,氮气流过四个复式压调器和8个单向阀,经电爆阀流入推进剂贮箱。推进剂在贮箱增压压力作用下流经节流圈和过滤器,经过四个球形阀流到推力室。各球形阀由液压作动器操纵,对发动机进行启动和关机。

推力室由喷注器、燃烧室身部和喷管延伸段组成。

喷注器为平板状结构,由铝合金制造。喷注器上排列有双组元直流互击式喷嘴,均匀分布在7个同心圆环上,约占燃料总流量4.5%的少量燃料经边缘小孔喷入燃烧室,形成冷却液膜。喷注器上设有声腔及三块径向隔板,用以抑制不稳定性燃烧。推力室采用烧蚀冷却结构。推力室前段(喷管扩张比到4.6)为浸酚醛树脂玻璃布烧蚀壳体,外面为浸酚醛石棉材料的隔热外壳。推力室其余部分(喷管扩张比从4.6到45.6)由变性处理的二氧化硅(高含量)酚树脂烧蚀材料制成。整个推力室壳体外面再缠绕玻璃纤维布。此外,受力的壳体部分由铝合金制造,在喷管喉部焊有支承腰带,以便把发动机固定到登月舱上。

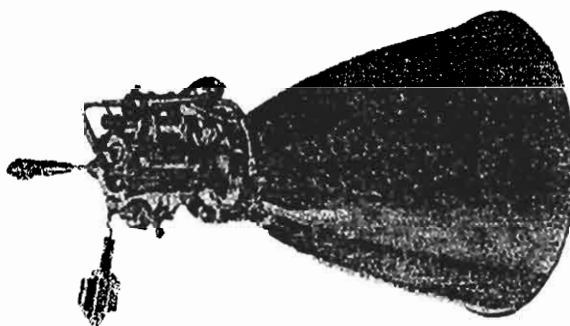


登月舱上升级发动机系统图

- 1,23—通向反作用控制系统 2—通向作动器隔离阀
3,21—节流圈 4—燃料过滤器 5—燃料箱 6,18—破裂膜片 7,17—安全阀 8,10,16—电爆阀 9,11—氮气瓶 12—氮气过滤器 13—电磁阀 14—压调器 15—单向阀 19—氧化剂箱 20—氧化剂过滤器 22—球形阀

轨道器-OMS* (Orbiter-OMS*)

轨道器-OMS* 液体火箭发动机是美国航天飞机轨道器的轨道机动系统发动机,为轨道器的入轨机动,轨道修正,轨道转换,空间对接,离轨返回等机动飞行提供推力。由美国航空喷气技术系统公司(Aerojet Tech Systems Co.)于1970年~1980年研制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。轨道机动系统由两台独立工作的液体火箭发动机组成,分别对称地安装在轨道器尾段机身顶上的左右两个短舱内。



轨道机动系统发动机

发动机推力可在额定推力的 109% ~ 65% 范围内进行调节。每台发动机可作双向摇摆: 俯仰方向摆角为 $\pm 7^\circ$, 偏航方向摆角为 $\pm 8^\circ$ 。每次飞行可启动 3 ~ 10 次, 最长飞行时间为 30 天。

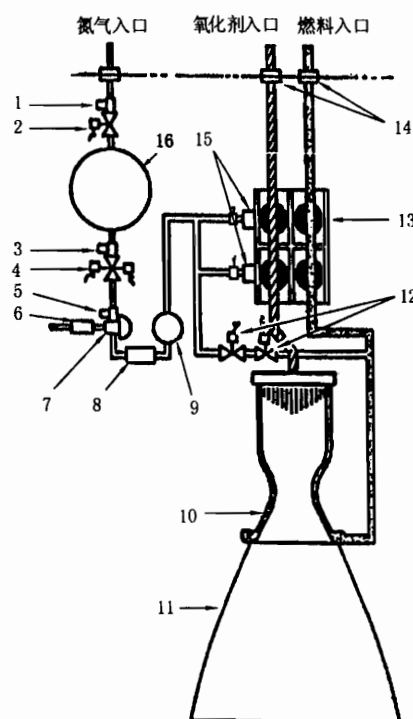
单台发动机主要性能与结构参数

真空推力	kN	26.69	喷管扩张比		55
真空比冲	m/s	3 069	结构质量	kg	117
混合比		1.65	高度	mm	1 956
燃烧室压力	MPa	0.86	直径	mm	1 168

发动机系统

系统组成 发动机由气动控制系统、吹除系统、推力室等组成。气动控制系统为双组元球形阀的动作提供所需的高压氮气, 控制燃料和氧化剂流动。

工作原理 用减压后的氮气把推进剂从贮箱挤压到发动机双组元球形阀入口。发动机点火前, 氮气瓶下游的隔离阀通电打开。氮气瓶内 17.24 MPa 的高压氮气经减压器减压后流到控制阀前。发出发动机点火信号, 给控制阀通电, 减压后的氮气流到球形阀作动器的活塞一边, 使与齿条相连的活塞运动。由于连在球形阀轴上的小齿条的作用, 使双组元球形阀打开。推进剂被挤压到燃烧室中并自燃点火。发动机关机时, 控制阀断电, 排出活塞一边的氮气, 在弹簧作用下, 球形阀关闭, 推进剂停止流动。发动机关机后, 吹除控制阀通电打开, 用氮气吹除球形阀后的燃料管路 2 s, 以清除冷却套及喷注器内的燃料, 保证发动机能安全地再次启动。



发动机主要部件

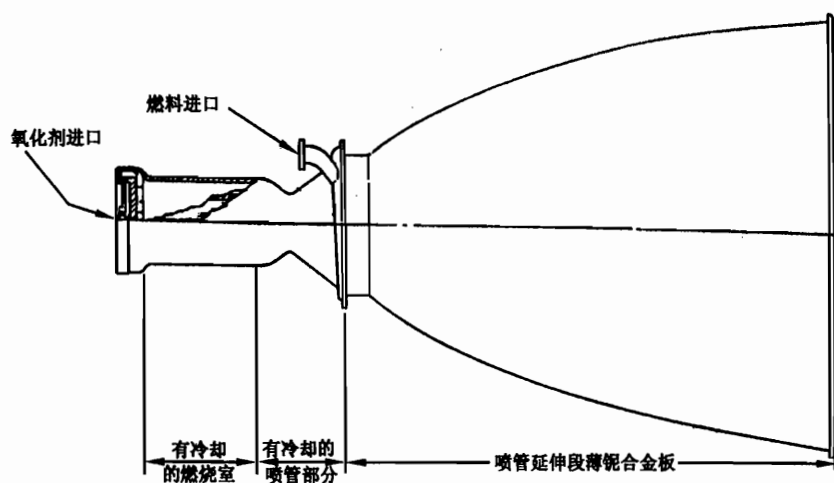
推力室 推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成(见图)。

喷注器为层板式结构, 由 8 块厚度为 0.2 mm 的不锈钢薄板制成。每块薄板各自先用蚀刻法加工成型板。用扩散焊焊在一起, 形成 1.6 mm 厚的喷注器面板, 再用电子束焊焊到 304 L 不锈钢壳体上。喷注器上共有 1 284 个喷嘴孔, 为双股自击式喷嘴。基本孔径为 0.76 mm。这种层板式结构使雾化过程在迭层里形成, 到离开喷注器表面时已完全雾化, 故雾化均匀及细度好。为抑制高频不稳定燃烧, 喷注器边缘有 12 个 $1/4$ 波长的整体式声腔。

推力室从喷注器面到喷管扩张比 6:1 处为再生冷却段, 用燃料作冷却剂, 内壁上有 120 条沟槽式冷却通道。内壁由 304L 不锈钢制造, 外壁为电铸镍。用电子束焊把燃烧室与喷注器焊在一起。从喷管扩张比 6:1 到喷管出口为辅射冷却的喷管延伸段, 由 Fs-85 镍合金板制成。表面涂有抗氧化的 R512 氧化硅防护层。喷管壁厚用化铣方法使其从 0.9 mm 逐渐变薄。喷管延伸段是一个 80% 的钟形喷管。喷管延伸段前端有法兰, 用螺栓与燃烧室相连。

轨道机动发动机系统图

- 1, 3, 5—过滤器 2—加注泄出阀 4—隔离阀 6—保险阀 7—减压器 8—单向阀 9—蓄压器 10—推力室 11—喷管延伸段 12—吹除控制阀 13—双组元球形阀 14—孔板及滤网 15—控制阀 16—氮气瓶



轨道机动发动机推力室

推力室高 1 907 mm, 喷管出口直径为 1 092 mm。

双组元球形阀是复式球形阀的组合物。有两个作动器, 各自控制一种推进剂流路中的球阀的动作, 阀门由气动打开, 弹簧作用关闭。阀门与作动器壳体材料为钛合金, 密封材料是陶瓷充填的泰氟隆。

气动组件为阀门作动和关机后管路吹除提供氮气。有一个高压气瓶, 充气压力为 17.2 MPa。高压氮气经隔离阀与减压器后输送到蓄压器中。蓄压器在高压气源损耗完的情况下为阀门一次动作提供足够的氮气。

轨道器-C* (Orbiter-C*)

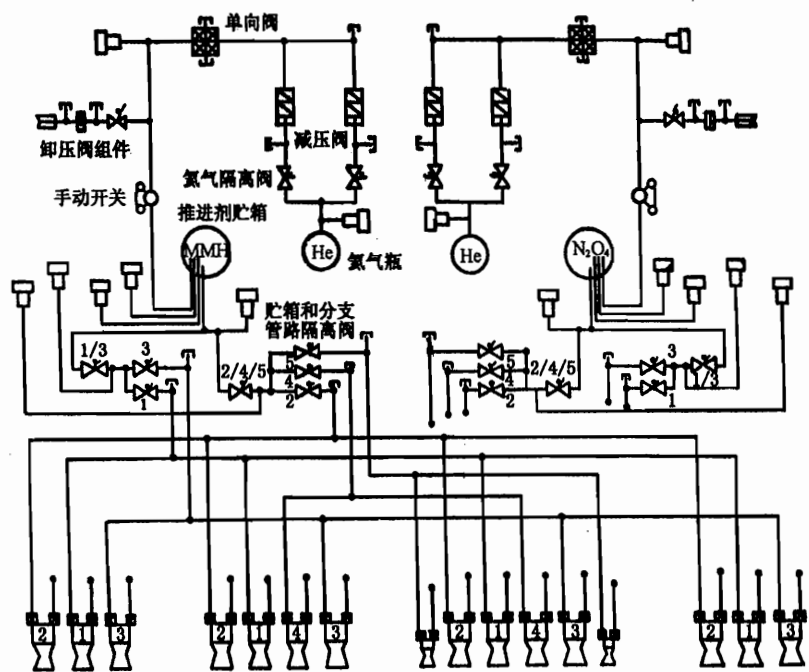
轨道器反作用控制系统液体火箭发动机是美国航天飞机轨道器的姿态控制发动机。为轨道器的姿态控制和三个轴向移动提供提推力。反作用控制系统由美国麦克唐纳·道格拉斯公司圣路易士分公司承制, 推力器由美国马夸特公司研制, 推进剂贮箱由美国马丁·玛丽埃塔公司承制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。反作用控制系统一共使用了 44 台推力器 (38 台主推力器和 6 台游动推力器), 分别配置在三个独立工作的舱内 (一个前舱和左右两个后舱)。游动推力器主要用于轨道器的精确姿态控制, 可调整 $\pm 0.1(^{\circ})$ 的姿态偏差。

推力器主要性能与结构参数

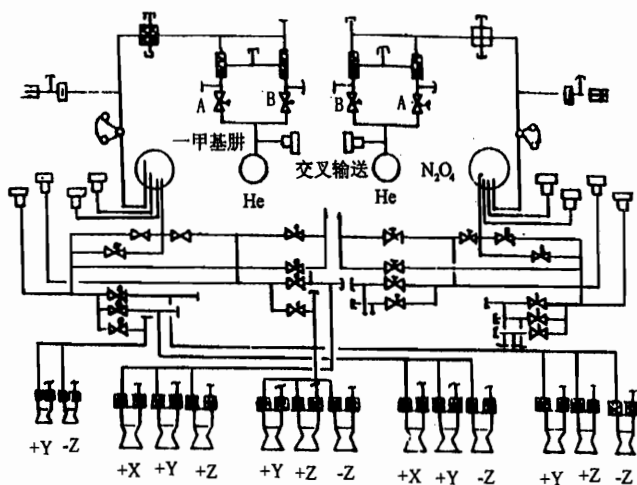
代 号		主推力器	游动推力器
真空推力		R-40A	R-1E-3
真空比冲		3 833	111
稳态工作时		2 795	2 667
瞬态工作时		1 863	2 354
燃烧室压力		1.05	0.735
燃烧室温度		1 440	1 328
混 合 比		1.6	1.6
喷管扩张比		22	40

喷管出口截面直径	mm		66
结构质量	kg		1.6
总循环次数	次	5×10^4	5×10^5
总工作时间	s	2×10^4	12.5×10^4
启动加速性	ms	50	20
关机减速性	ms	20	20
推进剂输送压力	MPa	1.21 ~ 1.82	1.7

发动机系统



前舱反作用控制发动机系统图



后舱左(右)侧反作用控制发动机系统图

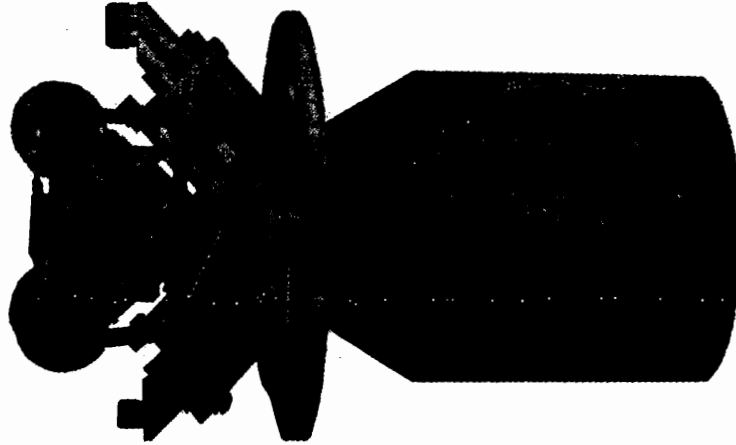
每个舱内的反作用控制发动机都由氮气挤压系统、推进剂供应系统、主推力器和游动推力器等组成。左,右舱之间具有交叉供应管路,可在需要时交叉供应推进剂,而且可以从轨道机动系统的贮箱中获得推进剂。

氮气挤压系统由氮气瓶、氮气隔离阀、减压器、单向阀、卸压阀、手动开关等组成。

推进剂供应系统由贮箱,隔离阀等组成。燃料箱和氧化剂箱都是内径为 99.1 cm 的球形贮箱。每个贮箱内都有相同的表面张力捕液装置,以便在失重及各种加速度条件下能够连续向推力室提供不夹气体的推进剂。前舱系统两个贮箱的下游有两个并

联的隔离阀。左,右舱内每个贮箱的下游有三个并联的隔离阀。在这些隔离阀的下游是推力器主供应管路的隔离阀。每个舱内有 5 条主供应管路。四条用于主推力器,一条用于游动推力器。所有这些隔离阀都是用交流电机带动的球形阀,每个阀都装有指示阀门位置的传感器。

主推力器的外貌见图。



主推力器外貌图

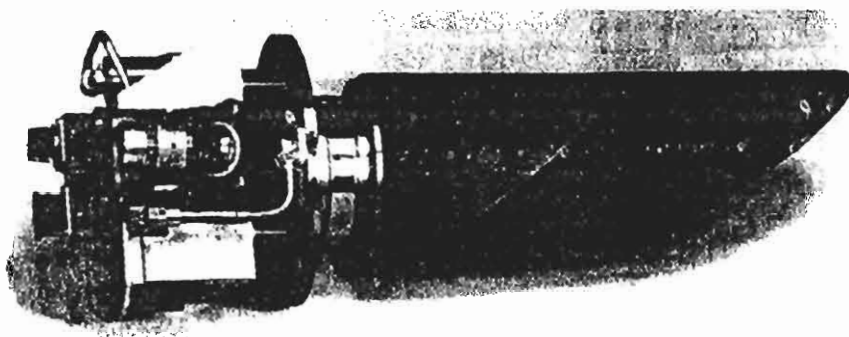
主推力器由喷注器,身部,喷管延伸段及电磁阀等组成。喷注器用铌合金 C-103 制造。喷注器上有一个用 84 对互击式喷嘴孔组成的喷嘴环。喷嘴环的直径为推力室头部直径的二分之一。喷嘴环的外圈是燃料喷嘴,内圈是氧化剂喷嘴。喷注器的边缘有 48 个燃料小孔,可以喷注 20% 的燃料,以便对燃烧室内壁进行液膜冷却。喷注器周边有声腔,以抑制高频不稳定燃烧。

主推力器的身部和喷管延伸段都用铌合金 C-103 制造,其内壁涂有防止铌合金氧化的 R-512A 涂层。喷注器,身部和喷管延伸段之间用螺栓进行联接。

主推力器的外部用一种低密度($\rho = 400 \text{ kg/m}^3$)的隔热材料(dynaflex)进行包覆,然后再包上一层钛合金的外套。

主推力器的头上装有氧化剂电磁控制阀和燃料电磁控制阀。装于中心线上的是氧化剂阀,偏于一侧的是燃料阀。

游动推力器的外貌及结构简图分别见图。

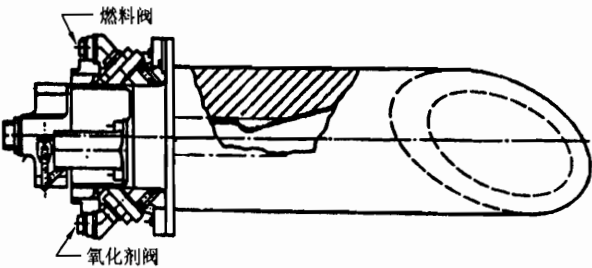


游动推力器外貌图

游动推力器的推力室由喷注器,燃烧室和喷管组成。推力室用铌合金 C-103 制造。喷注器上有一个双组元互击式喷嘴,氧化剂喷孔孔径为 $\Phi 1.0 \text{ mm}$,燃料喷孔孔径为 $\Phi 1.04 \text{ mm}$ 。推力室内壁涂有二硅化物的涂层,厚度为 0.076 mm 。推力室外部用 dynaflex 隔热材料包覆,再包上钛合金的外套。燃烧室与喷管

采用焊接结构。

游动推力器的头上装有氧化剂电磁控制阀和燃料电磁控制阀。两个电磁控制阀与推力器中心线的夹角都是 45° 。每个推力器上都有功率为 10W 的电加热器。游动推力器的高度为 381 mm。推力器的喷管出口截面切成斜角,以便与轨道器的外型相匹配。因此 38 台主推力器中有 17 种不同角度的出口截面,6 台游动推力器中有 4 种不同角度的出口截面。



游动推力器结构简图

因萨特 1* (Insat 1*)

“因萨特”1* 液体火箭发动机是用于印度 Insat 1 通信和气象卫星上的姿控与远地点发动机,其中包括一台用于轨道转移的远地点推力器(代号为 R-40-11)和 12 台姿控和轨控推力器(代号为 R-6C)。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用挤压式供应系统。两种推力器都由美国马夸特公司(Marquardt Co.)公司研制,R-4D-11 推力器是 R-4D 推力器的改型。其它组件由美国有关厂商承制。发动机为卫星提供:姿态控制和轨道控制,星体稳定姿态控制,以及为进入地球同步轨道所需的远地点速度增量。发动机的特点是两种功能不同的推力器采用共用的双组元推进剂供应系统。整个发动机系统的结构质量为 60kg。

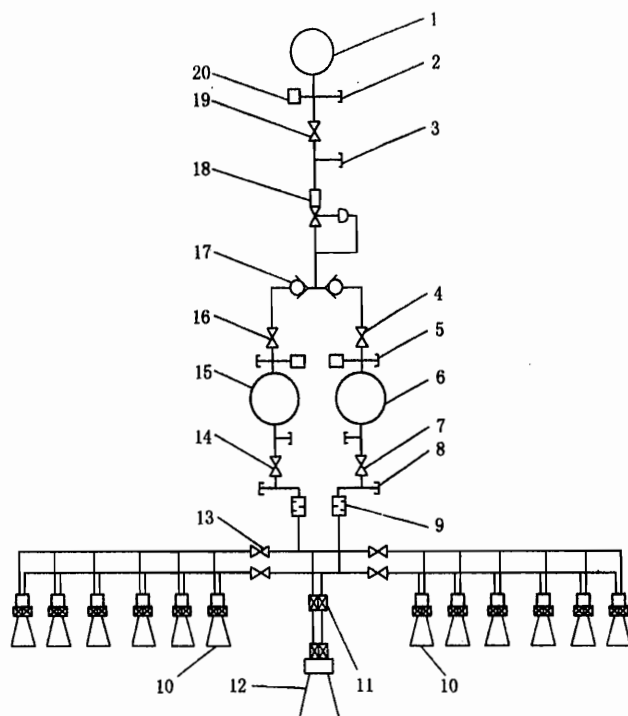
发动机主要性能与结构参数

		远地点推力器	姿控推力器
真空推力	N	490	22
真空比冲	m/s	3 040	2 825
贮箱工作压力	MPa	2.76	
挤压气体压力	MPa		20.7
推进剂装填量	kg	590	
寿 命	a		7

发动机系统

系统组成 采用氮气挤压式供应系统。由氮气瓶、燃料箱、氧化剂箱、1 台 490N 推力器和 12 台 22N 推力器以及自锁阀、电爆阀、减压阀、单向阀等组成。

工作原理 氮气瓶内氮气初始压力为 20.7 MPa,推进剂贮箱增压压力为 1.51 MPa。远地点推力器工作时采用恒压供应方式,其余机动飞行时都采用“落压式”供应方式。姿控和轨控系统采用两个互为备分的冗余系统,并用两个自锁阀把两个系统隔开。在推进剂贮箱与气源之间设有两个自锁阀和单向阀,用来防止推进剂蒸气混合,这两种阀是互为备分的。推进剂贮箱和气瓶上装有压力传感器,并在系统的各部分设置了温度传感器,以监视系统各部分温度分布。卫星在发射台上和发射期间,推进剂与增压气体之间用常闭电爆阀隔离。远地点推力器在完成远地点机动工作后,推力器上两个常开电爆阀关闭,永久地切断远地点推力器与推进剂供应系统之间的联系。



“因萨特1”卫星发动机系统图

1—氮气瓶 2,3—充气/泄出阀 4,13—自锁阀 5,7—加注/泄出阀 6—燃料箱 8—测试点 9—过滤器 10—22N 推力器 11—常开电爆阀 12—490N 推力器 14,19—常闭电爆阀 15—氧化剂箱 16,20—压力传感器 17—单向阀 18—减压器/过滤器

发动机主要部件

R-4D-11 远地点推力器

R-4D-11 推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	490	总工作循环次数	次	5×10^4
真空比冲	m/s	3 040	总工作时间	s	2×10^4
混 合 比		1.65	总 冲 量	kN·s	8.9×10^3
喷管扩张比		150	最小脉冲时间	ms	2.5
喷管出口截面直径	mm	279	组元入口压力	MPa	1.52
长 度	mm	560	组元入口温度	K	294
结构质量	kg	3.2	启动加速性	ms	10
工作期限	a	10	关机减速性	ms	10

R-4D-11 推力器是 R-4D 推力器的改型。由两台高响应能力的电磁阀和推力室组成。燃烧室和喷管用 C-103 铝合金制成,表面加涂 R-512A 硅化物涂层,以保护基材免受氧化。冷却方式为辐射加液膜冷却。喷注器由钛合金制成,采用 8 对互击式喷嘴。在喷注面外圈,靠近燃烧室壁处有 16 个小孔,为燃烧室提供液膜冷却。

推进剂阀是常闭的,双线圈同轴电磁阀。推进剂阀与喷注器之间的密封采用球形金属对金属密封再加上双静态密封圈密封,以消除所有外漏途径。阀座为全封装的泰氟隆阀座。

R-6C 姿控和轨控推力器

R-6C 推力器主要性能和结构参数

真空推力	N	22	工作期限	a	10
真空比冲	m/s		总工作循环数	次	2.5×10^5
连续工作状态		2 825	总工作时间	s	1×10^4
脉冲工作状态		1 860	总冲量	kN·s	222
混 合 比		1.65	最小脉冲时间	ms	0.09
喷管扩张比		100	组元入口压力	MPa	1.52
喷管出口截面直径	mm	53.3	组元入口温度	K	294
高 度	mm	244	启动加速性	ms	5
结构质量	kg	0.52	关机减速性	ms	6

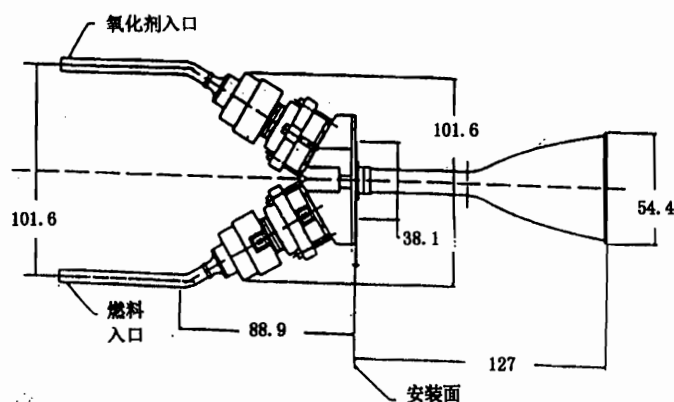
R-6C 推力器由两个同轴电磁阀,喷注器和推力室身部(燃烧室加上喷管)组成。喷注器由一个 C-103 钛合金安装法兰和两个分开的 6A1-4V 钛合金喷嘴组成。这一对喷嘴孔使燃料和氧化剂射流互击。喷注器集液腔容积较小,因而推力器在短脉冲工作时性能仍较高。燃烧室和喷管由 C-103 钛合金制成,表面涂有 R-512A 抗氧化的硅化物涂层。电磁阀工作电压为 18V~42.5V 直流。在 28V 直流电压下,电磁阀开启响应时间为 5ms,关闭响应时间为 4ms。

推进剂贮箱 两个推进剂贮箱结构形状相似,由美国洛克希德导弹和空间公司研制,贮箱由 6A1-4V 钛合金球形壳体和导向叶片型内部推进剂管理装置组成。贮箱壳体由两个半球形合金锻件加工而成,外径为 838 mm。进气口和出液口位于离贮箱极轴 $20(^{\circ})$ 的轴线上。推进剂内部管理装置由一个导向叶片中心杆屏障和导向叶片中心杆多孔体所组成。它能在所有的位置保持机动中,提供所需的推进剂。

氦气瓶 氦气瓶由 6A1-4V 钛合金内壳和一种带条缠绕的外壳组成。由美国布仑斯威克公司(Brunswick Co.)生产制造。气瓶的工作压力为 20.7MPa。

电爆阀 发动机系统上有 5 个布置在特定位置的电爆阀。在发射前和发射时,用 3 个常闭电爆阀分别切断气瓶和推进剂供应系统之间的联系。远地点推力器完成远地点机动后,推力器上游的两个常开电爆阀关闭,切断远地点推力器与推进剂供应系统的联系,以防止卫星在 7 年寿命的飞行期间,推进剂通过远地点推力器向外泄漏。

改进与发展



第二代 22N 推力器外形图

为了满足未来卫星要求,马夸特公司研制了第二代 22N 双组元推力器(见图)。在较低成本下,提高了寿命和性能。采用燃料液膜冷却燃烧室和喷注器,改善热设计,使推力器可不受限制地工作。设计混合比为 1.65 时,燃烧室温度为 $1\,200^{\circ}\text{C}$,比冲到达 $2\,871\text{ m/s}$,稳态工作累积时间 $60\,000\text{ s}$ 。

HS376*

HS376* 卫星液体火箭发动机是美国 HS376 通信卫星上的动力装置,主要完成卫星转速控制,章动控制,姿态控制,轨道修正,定点捕获,东西位置保持和南北位置保持。由美国休斯飞机公司空间和通信集团(Hughes Communication Inte.Co)研制。首次用于 1980 年 11 月发射的第一颗 HS376 通信卫星上,至今已经在近 40 颗卫星上使用。推进剂为单组元无水肼。发动机由两套互为备份半系统组成,利用卫星自旋对推进剂进行管理。采用落压式供应系统。

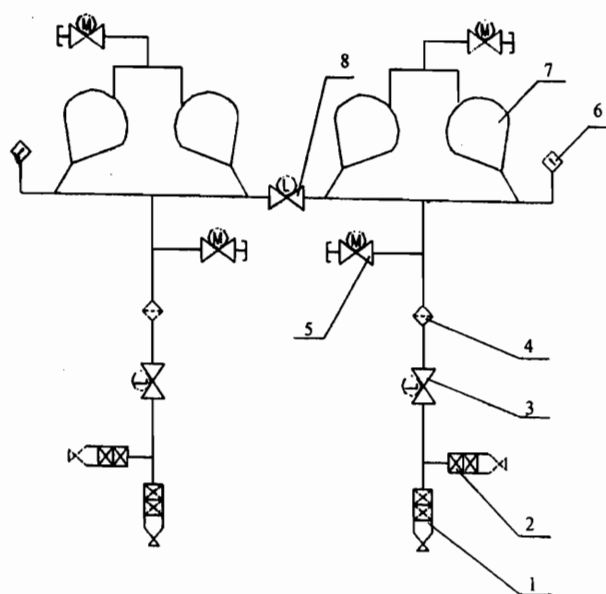
发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	4 × 22	每个贮箱容积	L	41 ~ 60
真空比冲	m/s	2 254 ~ 2 087	挤压气体		氮气
贮箱工作压力	MPa	2.41 ~ 0.28	飞行寿命	a	9.5

发动机系统

系统组成 HS376 卫星发动机由两套互为备份的半系统组成。每个半系统包括 2 台推力器(轴向和径向各 1 台)、压力传感器、2 个加/排阀、过滤器、自锁阀和 2 个锥形贮箱。两个半系统之间用一个互联自锁阀连接。

工作原理 三级运载火箭起旋后,星箭分离,慢自旋的卫星使锥形贮箱内气体与肼推进剂分离。按控制要求,打开相应系统中的自锁阀和电磁阀,使推力器工作,即可产生控制力和控制力矩。由于没有转速控制推力器,利用径向推力器 1 在加旋方向上偏置 10° ,径向推力器 2 在减旋方向上偏置 10° ,轴向推力器 1 在减旋方向上偏置 1° ,轴向推力器 2 在加旋方向上偏置 1° ,用这种方法来完成卫星转速控制任务。所有推力器主要工作模式是脉冲工作模式,但轴向推力器也可连续模式工作。根据卫星姿态控制和位置保持的要求确定推力器的工作模式。连接两个半系统之间的互联自锁阀,允许任意一台推力器共用贮箱全部推进剂。

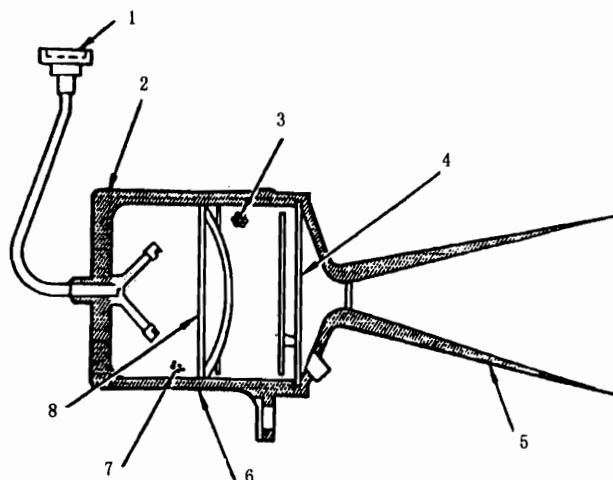


HS376 卫星发动机系统图

1—轴向推力器 2—径向推力器 3—推力器隔离自锁阀
4—过滤器 5—加/排阀 6—压力传感器 7—贮箱 8—互联自锁阀

发动机主要部件

推力器 发动机上采用二种推力器各 2 台,代号分别为 HE-55 和 HE-54。HE-55 推力器结构见图。



HE-55 推力器结构图

1—节流圈 2—喷注器 3—粗催化剂 4—催化剂支撑装置
5—喷管 6—催化剂床 7—细催化剂 8—催化剂床隔离器

推力器主要性能和结构参数

额定推力	N	22	喷管扩张比	
冷启动次数	次	1 312	径向推力器	40
真空比冲	m/s	2 254 ~ 2 087	轴向推力器	100(或 300)
脉冲数	次	282 235	推进剂温度	℃ 5 ~ 60
稳态工作时间	s	39 829	催化剂床启动温度	℃ -7 ~ 980
最小开启时间	ms	20		

2 台 HE-55 型推力器作为轴向推力器。推力器由内装壳牌(shell)405[#] 催化剂的推力室和电磁阀组成。推力室由喷注器,催化剂床,催化剂隔板,催化剂支撑装置和喷管等部件组成。电磁阀采用双线圈,双软阀座,平板衔铁结构。它由壳体,螺线管,线圈,弹簧,阀座组件,衔铁等部件组成。由于采用平板衔铁结构,没有滑动部件,因此可产生较大作用力,且响应时间快。

2 台 HE-54 型推力器作为径向推力器,该推力器最早用于国际通信卫星 4A 上,已经积累大量飞行经验。它的结构和功能与 HE-55 型轴向推力器完全一样。但其电磁阀采用串联备份硬阀座,力矩马达驱动的推进剂阀门。

贮箱 整个推进系统采用四个球锥形贮箱,贮箱的一端为半球形,另一端为 86(°)锥形的圆锥形,贮箱材料为钛合金。卫星自旋产生的离心力使气体和推进剂分离,使液体定向挤出不含气泡的无水肼。

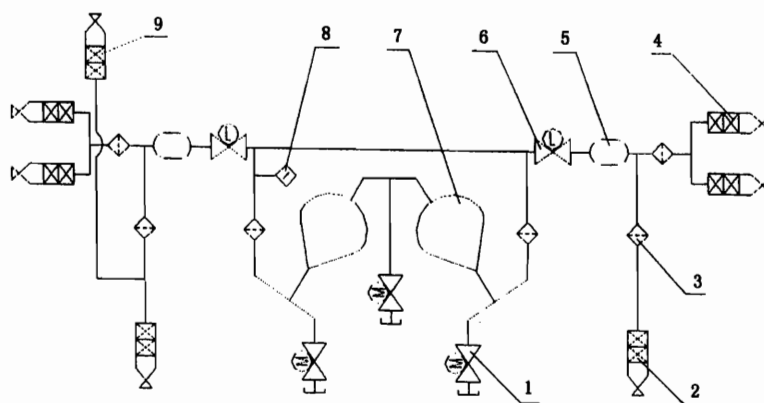
PVS^{*}

“先驱者”金星航天器(Pioneer Venus Spacecraft-PVS)液体火箭发动机是美国“先驱者”金星轨道器,也是“先驱者”金星多探头探测器上的动力装置。由美国休斯飞机公司研制。推进剂为单组元无水肼。多探头探测器上有 6 台 4.45N 推力器;金星轨道器上有 7 台 4.45N 推力器(比前者多了一台后轴向推力器),二者推进剂供应系统结构完全相同。采用落压式挤压供应系统,系统具有功能备份。利用卫星自旋对推进剂进行管理。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	6×4.45	挤压气体	氮气
真空比冲	m/s	2 274	飞行寿命	a
贮箱工作压力	MPa	2.4~0.36	推进剂加注量	kg
落压比		6.6	结构质量	kg
				9.59

发动机系统



“先驱者”金星轨道器发动机系统图

1—加/排阀 2—后轴向推力 3—过滤器 4—径向推力器 5—起旋容器 6—自锁阀 7—锥形贮箱 8—压力传感器 9—前轴向推力器

系统组成 “先驱者”金星轨道器由4台径向推力器、2台后轴向推力器、1台前轴向推力器、2个锥形贮箱、2个自锁阀、4个过滤器、1个压力传感器、3个加/排阀和2个起旋容器等部件组成。

为了防止推进剂结冰,系统中采用电加热器。贮箱,加/排阀,自锁阀和互联管路的加热器,采用主备份制全冗余。电源可以从主份加热器线路切换到另一路。但两个加热器线路不能同时打开或关闭。在自锁阀下游的部件,其加热器没有备份。系统采用无故障推力器,实现系统冗余设计。由于航天器在不同姿态下的太阳照射不同,要求轴向推力器阀的加热器开/关指令可控。

星上推进剂加注前,系统抽真空,使推进剂加注到电磁阀之前,然后关闭自锁阀;确保推进剂贮存在起旋容器内,以便飞行器起旋。

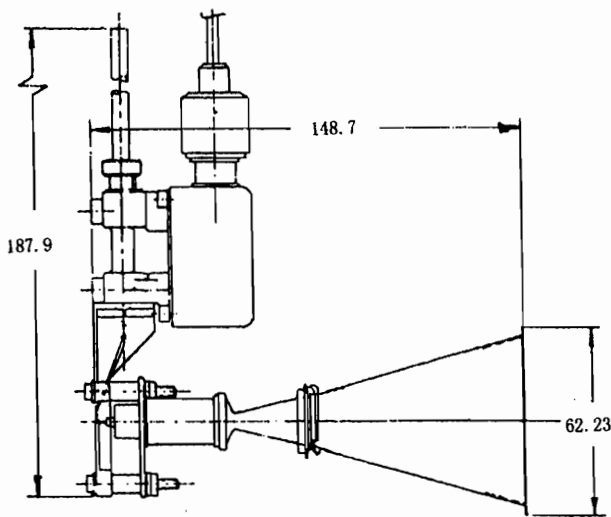
工作原理 肼从贮箱通过各种管路,过滤器和阀门到达相应的推力器,肼在推力器中催化分解后,进入锥形喷管膨胀,提供所需的推力。

轨道器与运载火箭分离时,它并不自旋。在自锁阀和推力器之间的起旋容器贮存了使推力器工作60 s的推进剂。星箭分离后,启动相应的两台径向推力器,使轨道器转速达到6.5r/min。轨道器自旋后,利用离心力建立了推进剂与挤压气体的分界面。当推进剂排出时,推进剂贮箱中的挤压气体(氮气)膨胀,整个系统以落压方式工作。轴向推力器和径向推力器第一次在轨使用时都发生超调,为此引进系统修整系数。下次机动时对机动控制量进行修正,保证机动控制误差为1%。

轨道器配置7台推力器,对飞行机动功能提供全备份能力。轨道器上的第7台推力器(后轴向推力器)用于消除轨道器低速自旋时采用单推力器进行 ΔV 机动所引起的摆动,同时为后转向推力器提供备份功能。

发动机主要部件

推力器 休斯公司研制的 4.45N 推力器的代号为 HE-11(见图)。推力器主要由推进剂阀,喷注器,催化剂床及喷管组成。



HE-11 推力器外型图

推力器主要性能和结构参数

额定推力	N	4.4	连续工作状态		
推力变化范围	N	6.66 ~ 2.67	累积时间	s	8 000
稳态比冲	m/s	2 274	脉冲工作状态		
冷启动次数	次	< 100	脉冲宽度	ms	128 ~ 512
喷管扩张比		563	累积脉冲次数	次	5 200
结构质量	kg	0.454	长 度	mm	148.7
推力系数 C_f		1.76	宽 度	mm	187.9

贮箱 贮箱由钛合金制造。容积为 18.01 升,球半径 162 mm,锥形角 86(°)。最大工作压力为 2.74 MPa。

TDRS*

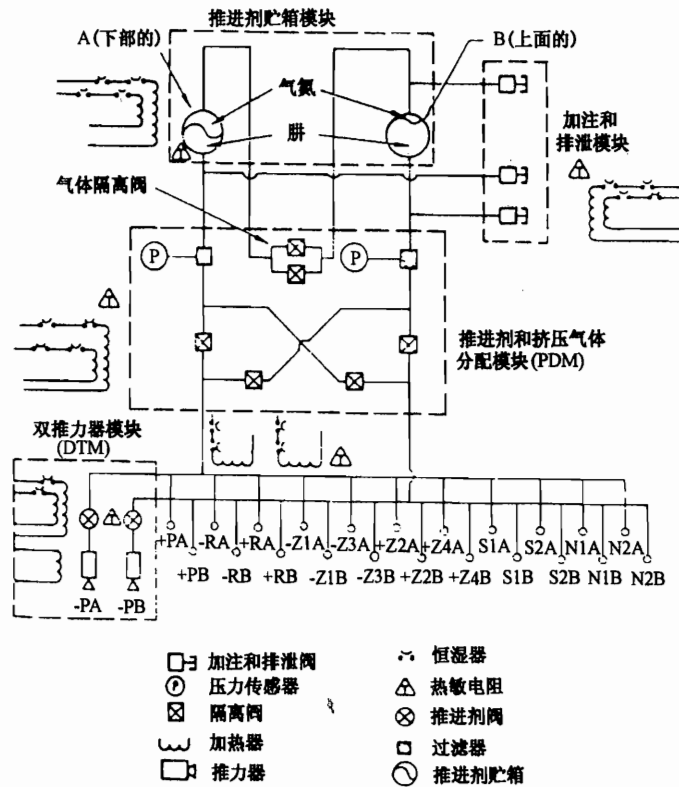
TDRS* 液体火箭发动机是为美国“跟踪与数据中继卫星”(Tracking and Data Relay Satellite)提供初始地球同步轨道入轨偏差修正,东西位置保持,南北位置保持,重新定位机动和正常模式姿态控制所需冲量的发动机。其推力器由美国休斯公司研制。推进剂为单组元无水肼。采用落压式挤压供应系统,挤压气体为氮气。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	24 × 4.45	落 压 比	3.38
------	---	-----------	-------	------

真空比冲	m/s	2 274	工作寿命	a	10
贮箱工作压力	MPa	2.33 ~ 0.69	推进剂加注量	kg	681

发动机系统



跟踪和数据中继卫星发动机系统图

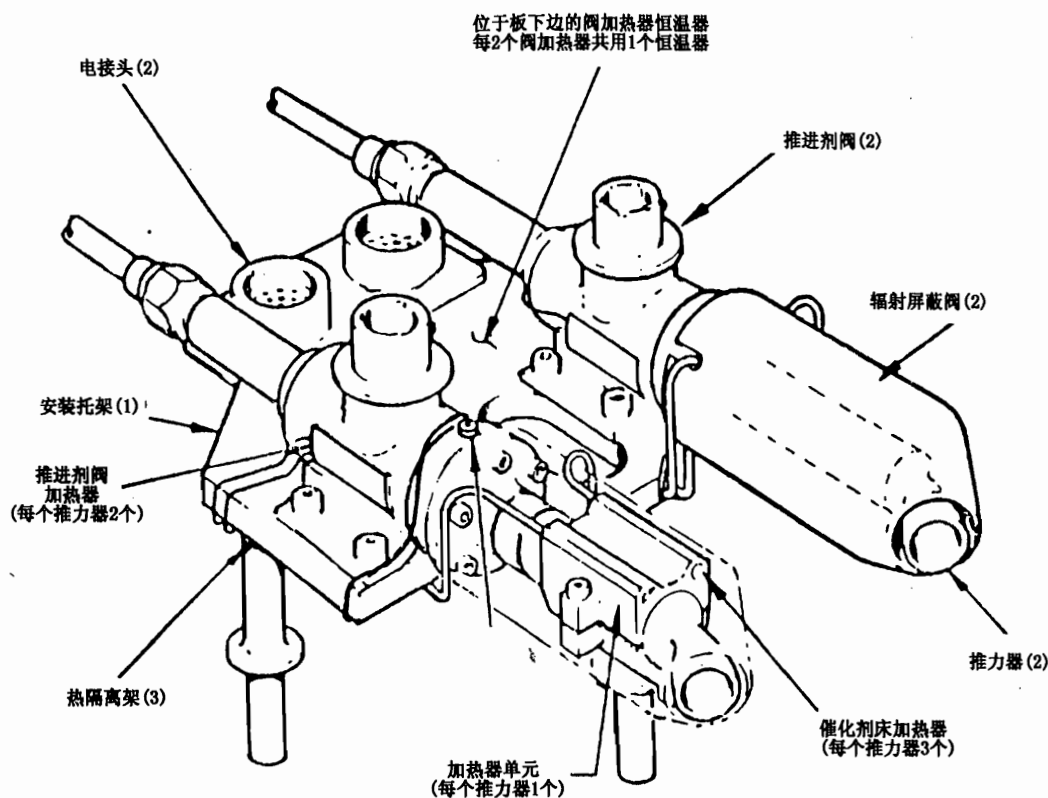
系统组成 发动机系统分成4个模块：推进剂贮箱模块，推进剂和挤压气体模块，双推力器模块，加注和排泄模块。包括两个囊式推进剂贮箱，两组各由12个4.45N推力器构成的推力器冗余组，以及有关的自锁隔离阀，加注和排泄阀，过滤器，压力和温度测量仪表，热管理装置，管道和托架等。

工作原理 为防止泄漏，避免使用机械连接，并在推力器阀门中采用串联备份密封。为防止肼冻结，推进剂供应管道上安装了恒温控制的加热器，保持推进剂温度高于+4℃。靠装在管道上的热敏电阻监测温度。为降低推进剂通过贮箱膜片渗漏，挤压气体管道上也装有恒温控制加热器。肼从贮箱通过各种管路，隔离阀，过滤器到达推力器电磁阀之前，通电打开电磁阀，肼进入推力器进行催化分解，然后进入锥形喷管膨胀喷出，产生所需的推力。

发动机主要部件

双推力器模块 2台4.45N推力器(其中一台为主,另一台为备份)安装在一个铝托架上,组成一个双推力器模块(见图)。3个薄壁钛隔离座把结构板安装到卫星上,使推力器与卫星结构热隔离。两个推力器的推力轴平行误差在0.10(°)范围内。每个推力器上装有一个由被动隔热和催化剂床的3个管式主动电加热器构成的热管理系统。推力器点火前2小时靠地面指令把催化剂床加热到176.7℃。使用Shell-405催化剂。为降低催化剂加热功率,阀与推力室间连接处有热屏蔽。为防止阀中的推进剂冻结,

每个推力器阀上装2个(主份和备份)片式加热器,阀加热器的恒温控制器在 $10 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 时接通, $17.8 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 时断开。



双推力器模块

4.45N 推力器 4.45N 推力器是美国休斯公司为美国国家航空航天局(NASA)研制的标准肼推力器,代号为 HE-11。其主要性能参数及结构见《PVS*》。这种推力器在多年成功使用的基础上,已发展得更完善。

推进剂贮箱 囊式推进剂贮箱是2个直径为1016 mm的大椭球,在推进剂/挤压气体之间采用一个高弹性 AFE-332 材料膜片隔离,确保在所有重力条件和所有贮箱定向条件下都能供给无气推进剂。为防止推进剂冻结,每个贮箱组件都有恒温控制的备份加热器单元和飞行中监视推进剂和挤压气体温度的热敏电阻。推进剂加热器的恒温器设定温度为 $7.2 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 接通和 $15 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 断开,而挤压气体加热器的设置温度为 $12.8 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 接通和 $20.6 \pm 1.7^\circ\text{C}$ 断开。

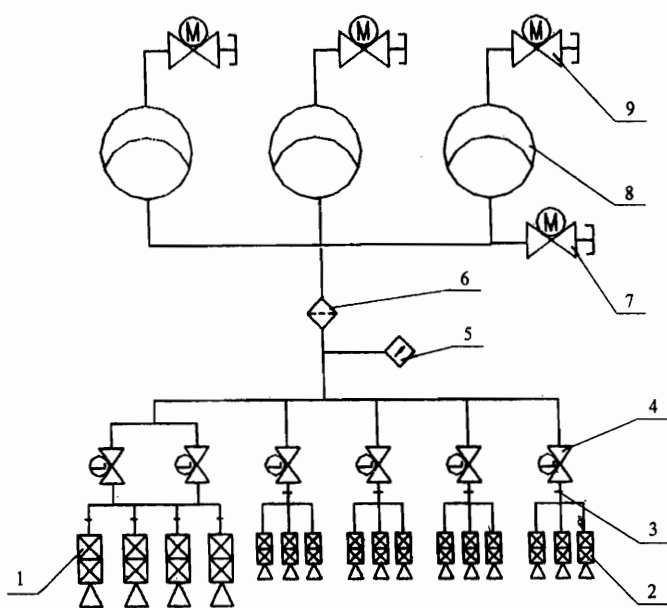
MMS*

MMS* 液体火箭发动机是美国“多种任务航天器”(Multi-Mission Modular Spacecraft-MMS)的轨道控制和姿态控制发动机。由美国休斯飞机公司(Hughes Aircraft Co.)研制。推进剂为单组元无水肼。采用落压式挤压供应系统,系统具有全功能备份。推力器设计成模块化组件,因此能方便更换。推进剂管理采用隔膜式管理装置。

发动机主要性能与结构参数

额定推力			挤压气体	氮气
轨控推力器	N	4×22.23	轨道寿命	a
姿控推力器	N	12×0.89	推进剂加注量	kg
贮箱工作压力	MPa	$2 \sim 0.67$	结构质量	kg
				75.75
				23.34

发动机系统



多种任务航天器(MMS)发动机系统图

- 1—22.23N 推力器 2—0.89N 推力器 3—机械接头 4—自锁阀
 5—压力传感器 6—过滤器 7—推进剂加/排阀 8—推进剂贮箱
 9—气体加/排阀推力器模块 A(A₁, A₂, A₃, A₄), 推力器模块 B(B₁, B₂, B₃, B₄), 推力器模块 C(C₁, C₂, C₃, C₄), 推力器模块 D(D₁, D₂, D₃, D₄)

抵消滚动干扰力矩,在安全模式中,对卫星姿态进行粗控。

工作原理 按照控制要求,打开系统中相应自锁阀,可完成指定要求的机动。

发动机主要部件

22.23 N 推力器 由休斯公司研制,代号为 HE-55,其结构和主要性能参数详见《HS376*》。

0.89N 推力器 推力器由休斯公司研制,代号为 HE-021A(见图)。

0.89N 推力器由两个主要部件组成:装有壳牌 405[#] 催化剂的推力室和串联备份推进剂阀。

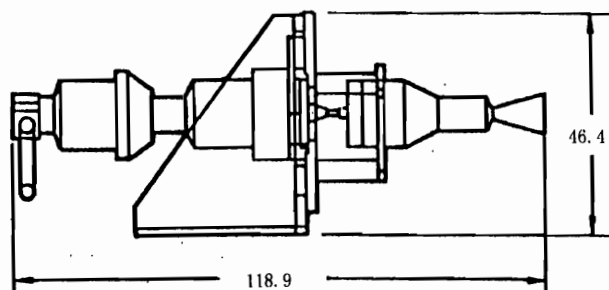
0.89N 推力器设计原理和结构与 22.23N 推力器基本上一致。推力室包括:进口管、喷注器、上游催化床、下游催化床、催化床隔板、催化剂支撑装置和喷管。喷注器设计成单管三束流型,穿透到上游催化剂内。根据减少催化剂损耗和降低热回流温度的原则设计单管穿透催化剂的深度和单管三束流

系统组成 MMS 发动机由 4 台 22.23N 推力器、12 台 0.89N 推力器、3 个推进剂贮箱、6 个自锁阀、1 个压力传感器、1 个过滤器、4 个加/排阀、8 个机械接头和若干加热器与热敏电阻组成。

3 台 0.89N 推力器和 1 台 22.23N 推力器组成一个模块,星上共有 4 个模块(A, B, C, D),每个模块都相隔 90°,相对的两个模块(相隔 180°)组成主备份功能的两个组,即形成了全功能备份的推进系统。为了便于更换模块,模块组件与推进剂管路采用机械连接形式,并且具有二次密封能力。

过滤器上游管路为钛合金管,而下游为不锈钢管路,因此钛过滤器出口管与不锈钢管路采用挤压扩散焊过渡连接。

22.23 N 推力器功能为:消除运载火箭入轨误差,维持或改变轨道参数,以及偏航与俯仰姿态控制。0.89 N 推力器功能为:完成初始姿态捕获和稳定,对反作用轮进行卸载及卫星重新稳定;在轨道调整期间,



0.89N 推力器外型图

推进剂分布。喷管扩张比为 100:1。催化剂床启动温度大于 27℃,电磁阀温度为 27℃ ~ 85℃。

电磁阀 0.89N 推力器的电磁阀与 22.23N 推力器电磁阀的设计原理和结构项目是一致的。唯一的差别是 0.89N 推力器电磁阀的入口管以径向方式进入上游阀的过滤器空腔。而 22.23N 推力器电磁阀是以轴向方式进入。该电磁阀的基本形式是双线圈,双软阀座,平板衔铁。基本结构由壳体,绕线管,线圈,弹簧,阀座组件,衔铁等部件组成。

推进剂箱 贮箱主要性能和结构参数

设计工作压力	MPa	10.29	贮箱直径	mm	419
贮箱工作压力	MPa	2 ~ 0.67	贮箱结构质量	kg	4.9

推进剂箱由球形钛合金壳体和 AFE-332 橡胶隔膜组成。贮箱组件采用焊接结构。沿圆周方向在焊接固定环与箱上机械凸边之间把橡胶隔膜卡死。采用隔膜的优点是推进剂流动平稳,重复性好,没有严重折叠,生产相对容易。

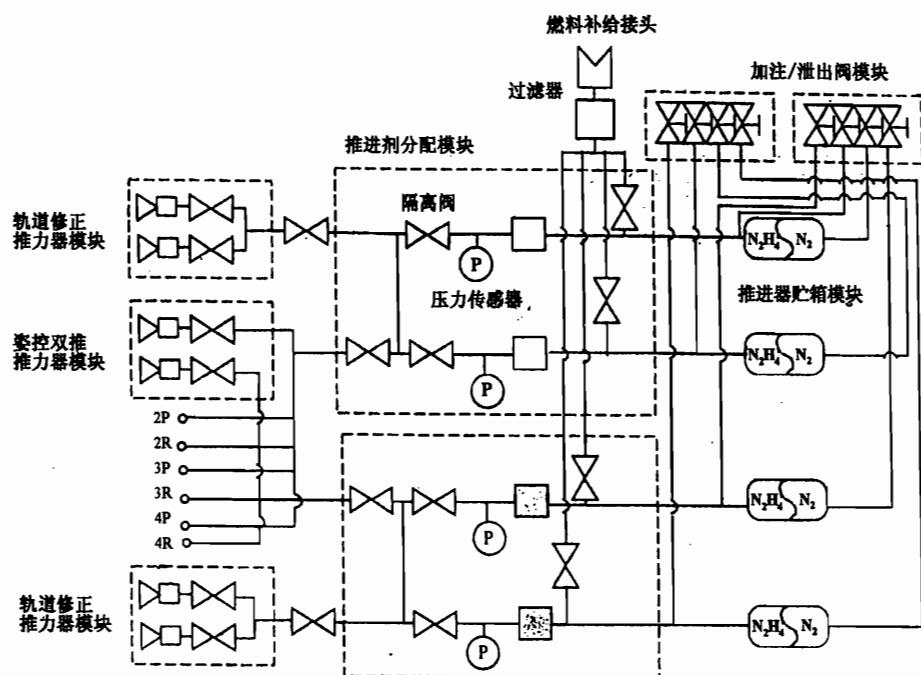
GRO*

伽马射线观察站(Gammar Ray Observatory - GRO)卫星液体火箭发动机是美国大型轨控和姿控单组元肼发动机。由美国 TRW 公司研制。发动机采用落压式挤压供应系统。发动机的功能是为卫星提供轨道提升,阻力补偿,三轴稳定和再入控制等机动能力。它是美国第一台可以用国家航空航天局(NASA)的标准加注连接器在轨加注推进剂的发动机。发动机由 4 台 445N 的轨道修正推力器和 8 台 22N 的姿态控制推力器组成。4 台 445N 推力器可同时工作,为变轨,姿态和轨道保持,再入控制提供速度增量脉冲,也可提供俯仰轴和偏航轴姿态控制。22N 姿控推力器用于提供滚动轴姿态控制。推力和力矩臂的选定使这些推力器也能提供整个三轴姿态控制。

发动机主要性能与结构参数

		轨控推力器	姿控推力器
额定推力	N	4 × 445	8 × 22
最大推力	N	535	30
落压比		4:1	催化剂
最高工作温度	℃	39	挤压气体
最大工作压力	MPa	3.2	高纯度氮气

发动机系统



伽马射线观察站卫星发动机系统图

系统组成 发动机系统采用模块化结构,主要由以下几个模块组成。

轨道修正推力器模块 由4台445N推力器和2个推进剂隔离阀组成,集中安装在一块模板上。模板是一个铝结构支架,附装在卫星主结构上。隔离阀紧挨推力器安装,以减少肼在管路中的滞留量。

双推力器模块 共有4个姿控双推力器模块。每个模块由1台22N的主推力器和1台22N的备份推力器组成。每台推力器由单阀座推进剂阀,催化床式燃烧室和喷管组成。推力范围从开始的25N到寿命结束时的7.92N。恒温加热器使阀门温度保持在28℃以上。双推力器模块是美国TRW公司以MRE-1双推力器为基础设计的,而MRE-1已成功地应用于HEAO,舰队通信卫星,跟踪和数据中继卫星(TDRS)等卫星。

推进剂分配模块 共有2个推进剂分配模块,每个模块由推进剂输送管路、过滤器、压力传感器、自锁阀等组成。元件安装在公共托架上,通过环氧树脂板与卫星热隔离,多层绝缘封装,由恒温器保持在28℃以上。

加注/泄出模块 有2个加注/泄出模块总共有8个阀门,并排安装在托架上。该模块为卫星提供在轨再加注能力,并为手动操作的加注连接器提供温度控制。

推进剂贮箱模块 发动机系统共有4个贮箱,能存贮1800kg的推进剂。贮箱为锥椭球形隔贮箱,采用Ti6Al4V钛合金材料,对焊工艺。隔膜采用AFE-332弹性橡胶材料。其他技术数据为:结构质量(单个)43.1kg;有效容积0.6m³;最大工作温度57℃;最大工作压力3.2MPa;推进剂(肼)加注量450kg;内径0.9m;总长1.2m。

整个加注连接器由4部分组成:卫星部分联接器和保护帽、贮箱部分联接器和保护帽。

卫星部的连接器串联有多个阻通装置,2个是手动的,第三个在与贮箱部分连接器接通时自动打开。手动阻通装置带有表示通、断位置的色标。阻通装置安有安全阀,在阻通装置间产生过高压力时起安全防护作用。

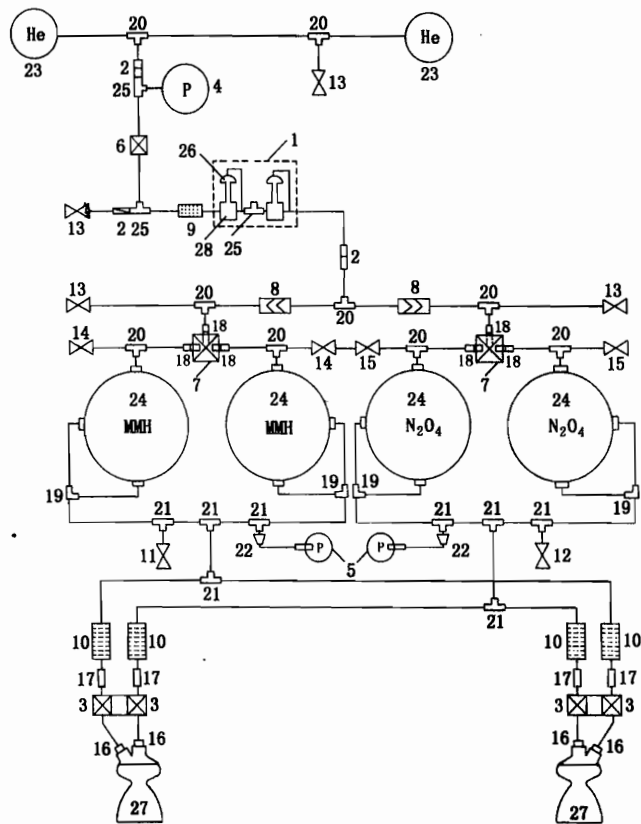
贮箱部分连接器的头部带有卡口,通过手柄拧紧,再通过螺旋操作的锁销进一步密封。保护帽用于保护连接器接口密封而不受破坏。

利萨特-A* (Leasat-A*)

“利萨特-A*”液体火箭发动机是美国“利萨特”(Leasat)通信卫星的远地点发动机。该机由美国休斯公司研制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。选用美国马夸特公司研制的445N的R-4D推力器。该发动机为卫星提供远地点修正及从远地点进入同步轨道所需的速度增量。

远地点发动机系统

系统组成 远地点发动机系统主要由两个球形高压氦气瓶、4个球形推进剂贮箱、两个液体双组元远地点推力器组成。因贮箱装在卫星自旋部分,无气泡的推进剂靠卫星自旋产生的离心力在贮箱外侧的双出口管排出,从而避免采用机械式推进剂管理装置。为满足航天飞机地面及发射的安全要求,在气路的高压部分配置了1个常闭电爆阀和两个串联调压器,而在低压部分则配置了两个双阀座串联备份单向阀和两个三通常闭电爆阀,确保在地面及发射阶段推进剂的迁移及挤压气体与推进剂贮箱的隔离。三通常闭电爆阀和单向阀还确保在地面和发射过程及发动机在空间开始工作之前两种推进剂不致混合引起爆炸。在高压常闭电爆阀与调压器间配置1个氦气过滤器。在液路部分的两个燃料贮箱之间和2个氧化剂贮箱之间各配置了1个自锁阀,以实现同类推进剂间的隔离与连通。2台远地点推力器与推进剂贮箱间安装了4个推进剂过滤器以及两个力矩马达驱动的双推进剂自锁阀。2个远地点推力器上各装2个独立的、电磁阀驱动的氧化剂阀和燃料阀,控制流入发动机喷注器中的推进剂。在卫星被部署到距航天飞机轨道器某个安全距离之前的各个飞行阶段,氧化剂阀、燃料阀和双推进剂阀这三个机械上独立的串联推进剂流动控制装置都处于关闭状态,从而防止两种推进剂混合



“利萨特”通信卫星远地点发动机系统图

- 1—钛转换接头 2—不锈钢转换接头 3—双组元推进剂自锁阀
4—高压传感器 5—低压传感器 6—双通阀 7—三通阀 8—单向阀
9—氦气过滤器 10—推进剂过滤器 11, 12, 13, 14, 15—加注/泄出阀
16—推力器连接件 17, 18—不锈钢转换接头 19—90°弯头
20, 21—钛三通接头 22—钛转换接头 23—氦气瓶
24—推进剂贮箱 25—不锈钢三通接头 26—不锈钢接头帽
27—445N 推力器 28—调压器

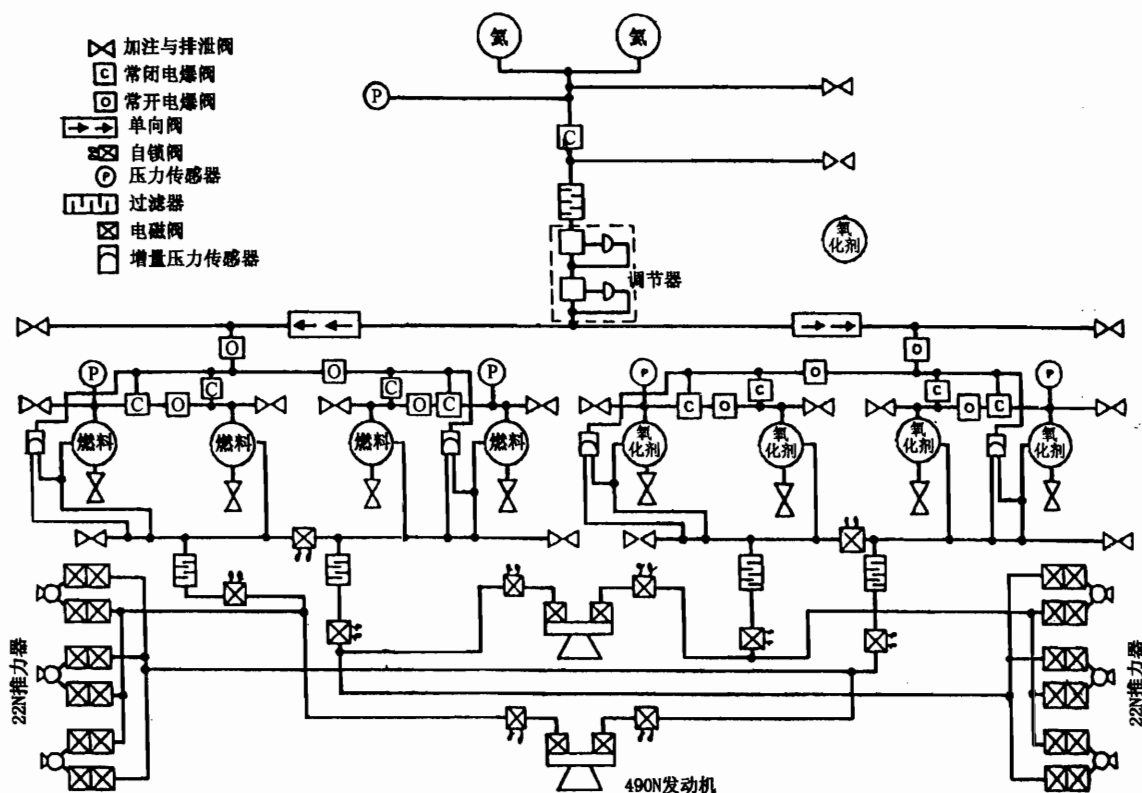
或两种推进剂通过推力器流出而引起推进剂爆炸。另外,气路系统安装了1个测氦气压力的高压压力传感器,液路系统安装了2个低压压力传感器,分别测量氧化剂和燃料贮箱压力。12个加注/排泄阀门分别安装在气路和液路中,供气,液的加注,排放及系统试验,检测用。

液体远地点推力器选用为阿波罗载人飞船研制的推力为445N的R-4D推力器,详见《“阿波罗”登月舱-C^{*}》。

国际通信卫星6^{*} (Intelsat 6^{*})

“国际通信卫星6^{*}”(Intelsat 6^{*})液体火箭发动机是提供卫星远地点入轨和轨道修正所需推力,以及卫星在转移轨道和地球同步轨道上工作所需所有推进功能的远地点发动机。如自旋控制,转移轨道控制,远地点入轨,进动,轨道调整,主动章动控制,南北位置和东西位置保持,定点位置改变和离轨控制等。由美国休斯(Hughes)公司研制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用统一的双组元挤压式供应系统,由两个功能独立的,互为备份的半系统组成。挤压气体为氦气。发动机有2台轴向平行安装的490N推力器和6台22N推力器。490N推力器用于远地点入轨;22N推力器用于辅助推进。

发动机系统



“国际通信6”卫星发动机系统图

系统组成 发动机系统由气路系统、液路系统、2台490N推力器、6台22N推力器、氧化剂和燃料贮箱各4个及各种阀门等组成。分成两个功能独立的,互为备份的半系统。

工作原理 两个半系统各通过一个常开电爆阀与气路相连,靠2个自锁阀与液路相连。每个半系统

都能在整个寿命期间在气路常开电爆阀不关闭的正常条件下执行卫星在转移轨道和地球同步轨道上工作所要求的全部推进功能。各半系统中的自锁阀可切断该半系统内任何一台推力器阀门的泄漏。用 2 个双阀座单向阀防止氧化剂贮箱和燃料贮箱间气路混合。用 8 个常闭电爆阀防止氧化剂(或燃料)各路推进剂贮箱间气路蒸气相互迁移,保证发射安全。为防止减压器关不住或泄漏,采用 2 个调压器串联。8 个推进剂贮箱的安装保证自旋状态所产生的离心力能供应无气体的推进剂,因而推进剂贮箱不需推进剂管理装置。2 个钛 6Al-4V 锻件制成的球形氦气瓶用以提供挤压气体。

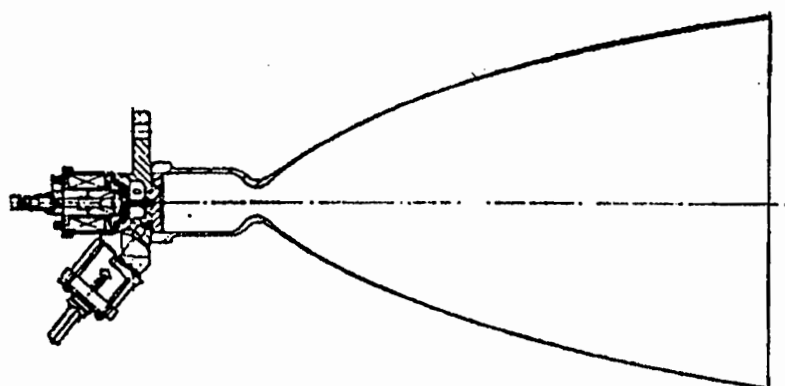
发动机主要部件

推力器 有两种推力器:490N 推力器和 22N 推力器。

两种推力器的主要性能与结构参数。

		490N 推力器	22N 推力器
真空推力	N	490	22
入口压力	MPa	1.517	1.620
燃烧室压力	MPa	0.677	
混 合 比		1.65	1.65
真空比冲	m/s	3 061	2 893
喷管扩张比		160	150/300
长 度	mm	482 ₈	271.9/343.3
直 径	mm	277.6	52.2/73.5

490N 推力器由美国马夸特公司研制,代号为 R-4D-12,是 R-4D 推力器的改型。其剖视图见图。

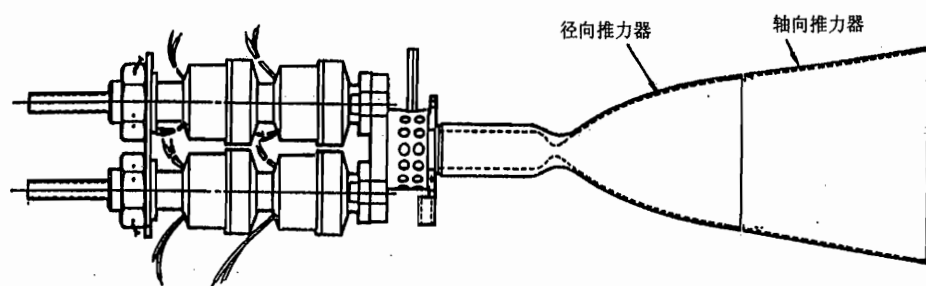


R-4D-12 推力器剖视图

R-4D-12 推力器由推力室和二个同轴电磁阀组成。推力室由头部喷注器,燃烧室和喷管组成。燃烧室和喷管由 C-103 铝合金制造,用焊接方法连接在一起。喷注器由 6Al-4V 钛合金制造。喷注器上除 8 对双股直流互击式主喷嘴外,还有 16 个燃烧喷孔,为燃烧室壁提供液膜冷却,使燃烧室壁温降至 1315℃,冷却液流量占总燃料流量的 24%。喷注器上还有一排环形声腔,以抑制燃烧振荡。隔热安装架使喷注器与阀门间传热量降低。燃烧室和喷管涂有 R-512E 二氧化硅金属抗氧化涂层。

22N 推力器由美国贝尔航空航天公司(Bell Aerospace Co.)研制。其外貌见图。

22N 推力器由推力室,2 路串联备份的双线圈同轴电磁阀和隔热支架组成。推力室由喷注器,燃烧室和喷管组成。燃烧室和喷管由 C-103 铝合金制造,由电子束焊接成一体,焊接后再涂 R-512E 二氧化硅涂层。喷注器由 1-Zr 铝合金制造,隔热支架由 6Al-4V 钛合金制造。4 个径向推力器喷管扩张比为 150:1,2 个轴向推力器喷管扩张比为 300:1。为防止耐高温的铝喷注器氧化,在 4 个喷嘴孔中的 2 个氧化剂孔



22N 轴向和径向推力器

外嵌入钛合金塞子。

推进剂贮箱 球形推进剂贮箱是由锻造的两个钛 6Al-4V 半球经机械加工后再焊接而成。氧化剂和燃料贮箱相同。

贮箱的额定充填料比为 95%，每个容器的实际总容量约为 0.292m³。

亚 星 2^{*} (Asiosat 2^{*})

“亚星 2^{*}”(Asiosat 2^{*})液体火箭发动机是“亚洲通信卫星 2”的远地点和姿态控制发动机。发动机系统由美国马丁公司负责总装,各部件分别由不同公司提供。发动机采用双模式推进剂供应系统,远地点推力器采用双组元推进剂:四氧化二氮和肼;姿控推力器采用单组元肼作为推进剂;南北位置保持用电弧推力器,也采用肼作为推进剂。单组元推力器和电弧推力器分成两个相互独立,互为备份的半系统。推进剂管理采用表面张力装置。过渡轨道期间采用恒压供应系统,同步轨道期间采用落压式供应系统。挤压气体为氦气。

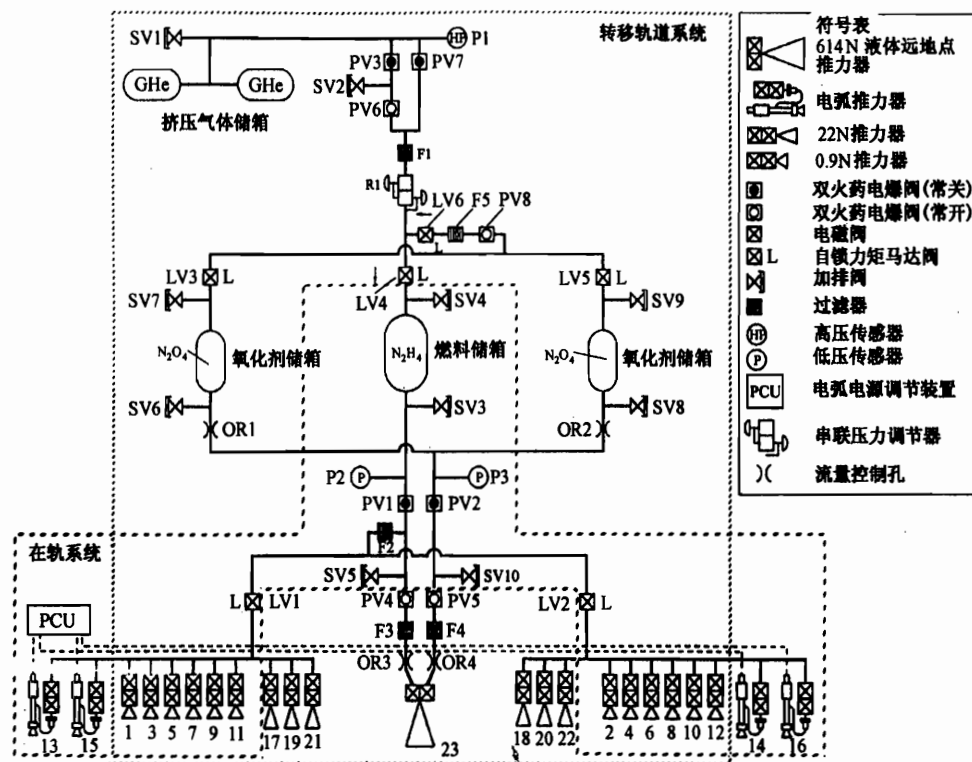
发动机主要性能与结构参数

远地点推力器			姿控推力器		
真空推力	N	614	22N 推力器	台	6
真空比冲	m/s	3 116.4	0.9N 推力器	台	12
混 合 比		0.85	电弧推力器	台	4
贮箱工作压力	MPa	1.77	平均推力	N	0.2
贮箱落压范围	MPa	1.77 ~ 1.28	平均比冲	m/s	5 733

发动机系统

系统组成 发动机系统由 1 台 614N 远地点推力器、6 台 22N 和 12N 台 0.9N 单组元姿控推力器、4 台 0.2N 电弧推力器、两个高压氦气瓶、两个氧化剂贮箱、一个肼贮箱、一个串联压力调节器、4 个常关电爆阀、4 个常开电爆阀、6 个自锁阀、3 个压力传感器、3 个推进剂过滤器、2 个气体过滤器、6 个加/排阀以及电源调节装置等组成。

工作原理 过渡轨道期间,高压氦气通过串联压力调节器使推进剂贮箱压力恒定在 1.77 MPa。在远地点推力器工作时,自锁阀开启,允许氦气流入贮箱。在远地点推力器工作刚结束之前,自动关闭自锁阀,以防止推进剂的转移和氦气的损耗。在最后一次远地点推力器工作完成之后,通过电爆阀把远地点



亚星 2 发动机系统图

推力器, 氨气瓶和氧化剂贮箱与系统剩余部分隔离开。同步轨道运行期间, 推进剂贮箱的工作压力范围为 1.77 MPa ~ 1.28 MPa, 由于电弧推力器在较高供应压力时具有较好寿命, 在贮箱压力达到 1.38 MPa 时, 连接高压气瓶与推进剂贮箱的常关电爆阀被打开, 并且开启自锁阀, 推进剂贮箱被增压到 1.77 MPa, 随后关闭自锁阀, 再一次隔离高压气瓶。

在远地点推力器工作时, 22N 单组元推力器保证卫星三轴姿态稳定, 而它的推力方向沿着卫星速度矢量方向, 以最有效地使用推进剂。0.2N 电弧推力器主要完成卫星南北位置保持。0.9N 单组元推力器主要完成东西位置保持和姿态控制。

推进剂剩余量是采用三种计量法:

- (1) 热平衡推进剂计量系统 (PGS);
- (2) 压力/容积/温度法 (PVT);
- (3) 薄记法。

这三种计量的精度在卫星寿命最后 5 年内为 ± 3 个月的推进剂量。

发动机主要部件

远地点推力器 推力器采用铝合金为燃烧室材料, 并涂以 R-512E 硅化物。由撞击或喷注器提供传统的燃料液膜冷却。推进剂阀为双线圈设计, 双驱动器, 双指令形式, 而每个单线圈都能打开阀门。

过渡轨道期间, 远地点推力器工作四次, 每次工作时间不超过 50 分钟。

0.9N 和 22N 单组元推力器 在卫星不同飞行期间, 需要采用 0.9N 和 22N 单组元推力器来完成各种机动功能。

0.9N 推力器 主要性能和结构参数

入口压力	MPa	2.4 ~ 1.03	总脉冲次数	次	410 153
------	-----	------------	-------	---	---------

推 力	N	0.96 ~ 0.425	稳态工作时间	h	17.9
总 冲	N·s	68 720			

22N 推力器的主要性能和结构详见《HS376*》。

电弧推力器 电弧推力器用肼作工质,催化分解的气体被电弧加热后从喷管排出产生推力。电弧推力器的比冲正比于输入电功率,反比于质量流量。因此在卫星整个寿命期间,电弧推力器比冲稍有增加。由于卫星飞行期间推进剂不断消耗,箱压下降,造成流量减少,这种影响将增加比冲而减少推力。根据这个特点,电弧推力器的平均比冲为 5733m/s,而平均推力为 0.2N,性能误差 5%。

使用电源调节装置以减少输入功率的变化,它对每台电弧推力器提供 2 000 W 功率。该装置本身消耗 200W 功率。

表面张力贮箱 每个贮箱由两个半球钛合金封头和钛合金圆柱段组成。燃料和氧化剂贮箱的推进剂管理装置保证在所有条件下提供增压的无气泡推进剂。推进剂管理装置采用表面张力和离心力把推进剂送到贮箱出口。表面张力贮箱的排出效率为 99.8%。

双模式推进剂供应系统的优点是可以尽量减少残存在卫星上的推进剂。发动机系统中设计了氧化剂排空检测系统,远地点推力器工作期间,当氧化剂排空时,燃烧室压力发生巨大变化,此时氧化剂排空检测系统触发,在 420ms 内能自动关闭发动机阀门,达到充分使用推进剂的目的。

海 盗 75* (Viking 75*)

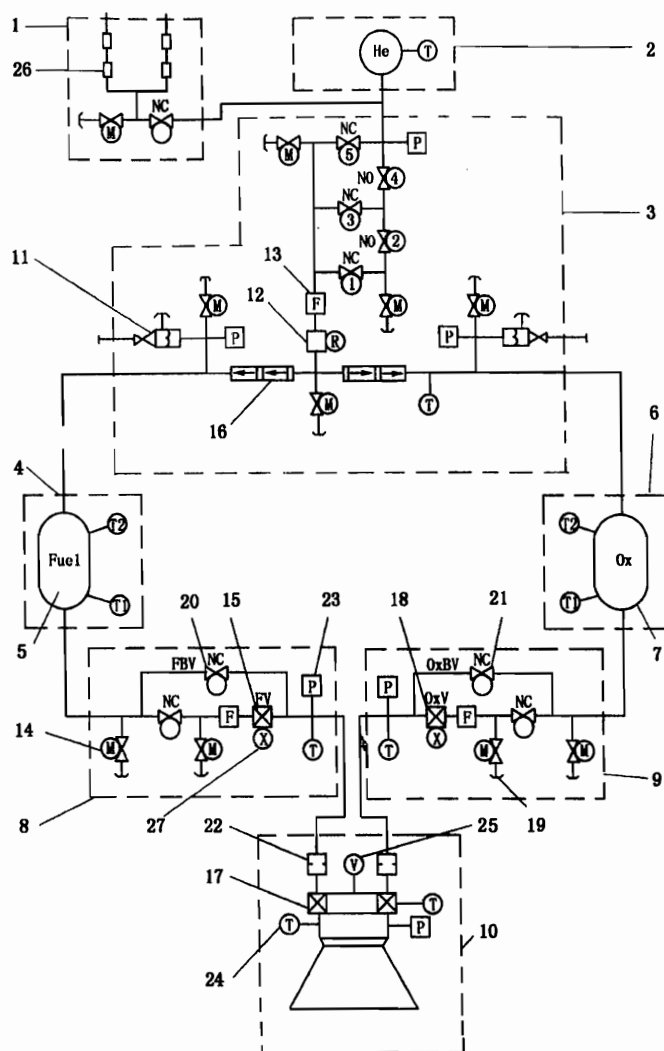
“海盗 75*”液体火箭发动机是美国“海盗 75*”(Viking 75*)火星轨道器的轨道机动发动机。由美国喷气推进试验室(JPL)研制。推进剂为四氧化二氮和一甲基肼。采用氮气挤压式供应系统。推力恒定,可多次启动。推力器可双向摆动,以提供俯仰和偏航方向的推力矢量控制。滚动控制则由用冷氮气推力器的姿控分系统提供。发动机的主要功能是:为“海盗 75”航天器(由轨道器和登陆器组成)提供速度增量,为火星入轨机动,行星际机动,火星轨道修正机动提供速度增量。

发动机主要性能与结构参数

真空推力	N	1 334	喷管扩张比		60
真空比冲	m/s	2 858	总 冲	N·s	8.37×10^6
氧化剂流量	kg/s	0.28	后效冲量	N·s	9 ~ 53
燃料流量	kg/s	0.186	最小燃烧持续时间	s	0.4
混 合 比		1.5	结构质量	kg	224
燃烧室压力	MPa	0.798			

发动机系统

系统组成 发动机系统有下列主要组件:发动机和反作用控制气体分配组件,压力控制组件(用以控制氮气挤压系统),2 个相同的推进剂贮箱组件(内装有表面张力推进剂管理装置),2 个相同的推进剂隔离组件(控制推进剂的供应),1 个推力器组件。轨道器发动机系统在火星登陆器与轨道器分离前以恒压方式工作,分离后以落压方式工作。



“海盗 75”轨道器发动机系统图

1—气体分配组件 2—挤压气瓶组件 3—压力控制组件 4,6—推进剂贮箱组件 5—燃料箱 7—氧化剂箱 8—燃料隔离组件 9—氧化剂隔离组件 10—推力器组件 11—加注泄出阀 12—压调器 13—过滤器 14—手动阀 15—燃料电磁阀 16—单向阀 17—推进剂阀 18—氧化剂电磁阀 19—堵盖 20—燃料电爆阀 21—氧化剂电爆阀 22—孔板 23—压力传感器 24—温度传感器 25—电压表 26—接头 27—电磁阀位置指示器

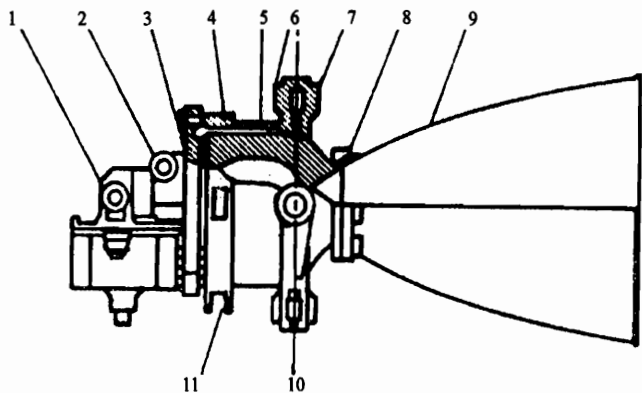
发动机主要部件

推力器组件 由美国洛克达因(Rocketdyne)公司研制。它是“水手-火星”MM-71 推力器的改型,唯一的改动是把喷管扩张比从 40:1 提高到 60:1(见图)。

推力室主要性能与结构参数

真空推力	N	1 340	燃烧室直径	mm	76.2
真空比冲	m/s	2 858	喷管喉部直径	mm	34.4

燃烧室压力	MPa	0.798	喷管出口直径	mm	267
氧化剂流量	kg/s	0.282	喷管扩张比		60
燃料流量	kg/s	0.187	特征长度	mm	29.5
混 合 比		1.51	推力系数		1.802
特征速度	m/s	1 587			



轨道器发动机推力器组件

- 1—双组元推进剂阀 2—燃烧室压力传感器 3—喷注器 4—分离环
5—推力室安装架 6—铍推力室 7—万向环 8—连接螺帽 9—喷管
延伸段 10—万向架中心线 11—万向架夹具

推力器的主要部件有：一个铝合金(2291-T6)双组元互击(成对孔)喷注器；一个整体铍推力室；一个钛合金(6A1-4VTi)推力架；一个万向环(7075-T73 铝)组件；一个辐射冷却喷管(L605 材料)延伸段；一个 Moog 公司生产的力矩马达驱动的机械连接双组元推进剂阀，其阀座密封材料为特氟隆(Teflon)；连接螺帽(Rene41 材料)；压力传感器；分离环(6A1-4V 钛合金)。铍推力室采用燃料液膜内部再生冷却。铍推力室内壁有 6 个经机械加工的声腔，以阻尼燃烧室中的一阶切向波，改善结构的稳定裕度。每个声腔处附加 2 个冷却孔后，使推力室头部端面铍材料的温度降低到 149℃，阀头部热回浸温度从 160℃降低到 10℃，而边界冷却燃料流率仅从 42%提高到 43%，且对比冲没有明显影响。

推进剂贮箱 2 只相同的圆柱形推进剂贮箱是由压力系统公司制造，其中的推进剂管理装置是由精密薄板金属公司制造的。推进剂箱体积为 0.717m³，长 1.6 m。每个贮箱重 100.6 kg。推进剂贮箱表面管理装置是由 12 个 1m 高的片状翼板和毛细通道组成，以便在 0 G 或 < 10⁻⁵G 环境下均可使挤压气体合理定位，并将液体通过毛细通道连通，在贮箱底部出口管道处排出不含气体的液体推进剂。贮箱顶部装有气体管道，供挤压气体输入或排出无液的气体。贮箱外壳和片状翼板都是用 6A1-4V 钛合金制造的。

推进剂管理装置的特性

燃烧次数	次	12 ~ 35
每次燃烧间的时间间隔	d	1 ~ 320
机动和燃烧间的最小时间	s	128
最后燃烧启动时的最小推进剂量	kg	N ₂ O ₄ 8.5 25.89
最小气垫初始体积		11% 6.1%
入火星轨道后的最小气垫体积		70%
流 率	kg/s	0.29 0.193
挤压气体		调压氮气
发射时的压力(294 K)	kPa	689
第一次燃烧和以后各次燃烧时的飞行压力	N/cm ²	额定 167
从飞行加压到第一次点火的时间	h	24

调压流率	std m ³ /h	每贮箱最大氮气, 4 000
飞行阶段推进剂贮存温度	K	286 ~ 297
挤出效率		> 99%
气垫偏差和无用液体		实际上很小
材料相容性		与推进剂、氟里昂 TF、异丙醇相容
每只贮箱中推进剂管理装置的重量	kg	6.8
贮箱材料		6Al-4V
贮箱出口孔直径	mm	22.9
环境限制		
稳态助推		向前 5g, 横向 2g
稳态巡航		各方向最大 10 ⁻⁷ g
航天器姿态机动(0.001rad/s 时, 最大 360(°))		
稳压加速度		0.000 2g, 0.6s
稳态轨道发动机点火		最小 0.04g, 最大 0.15g

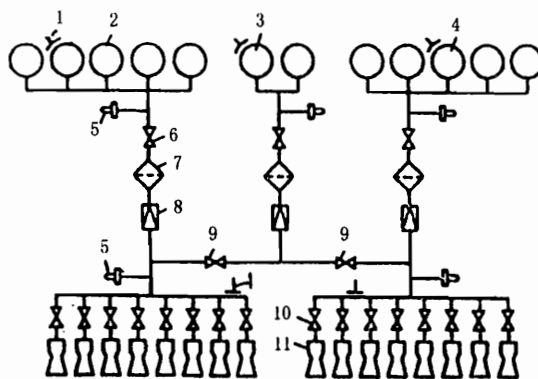
东 方 1-C* (Vostok 1-C*)

“东方”1-C* 气体火箭发动机是由前苏联研制于 1961 年 4 月 12 日从拜科努尔发射场发射入轨绕地球飞行一圈后安全返回地面的世界上第一艘“东方 1”(Vostok 1)载人飞船的姿态控制发动机。推进剂为冷氮气。

发动机系统

系统组成 发动机系统由推力器、电磁阀、气瓶、温度传感器、压力传感器、高压阀、过滤器、减压阀、备份气体输送阀及加/排气阀等组成。

工作原理 发动机系统分成两组独立的半系统, 每组有 8 个冷氮气推力器, 为飞船提供姿态控制所需的力矩。12 个球形氮气瓶配置成 3 个独立的高压氮气瓶组, 向 2 组推力器供气, 其中 2 组气瓶保证自动姿态控制推进供气, 另一瓶组保证手动姿态控制推进供气。12 个球形气瓶安装在仪器舱上端与返回舱对接处的四周。



“东方 1”飞船氮气姿控发动机系统图

1—温度传感器 2—第一组气瓶 3—备份组气瓶 4—第二组气瓶 5—压力传感器 6—高压阀 7—过滤器 8—减压阀 9—备份气体输送阀 10—电磁阀 11—推力器

第 二 编

固 体 火 箭 发 动 机

固体火箭发动机

固体火箭发动机是一种以固体推进剂作为能源和工质的化学火箭发动机,它有燃烧室、喷管和点火装置三个最基本的组成部分。燃烧室既是贮存固体推进剂的容器,又是固体推进剂在其中燃烧,由化学能转变为高温高压燃气热能的燃烧腔,其壳体又是火箭和导弹壳体的一部分。喷管一般是由收敛段、喉部和扩张段组成的拉伐尔型喷管,它使燃烧室内高温高压燃气通过不断膨胀加速,把燃气热能转变成动能,以很高的速度从喷管排出而产生推力。点火装置是保证将燃烧室内推进剂安全可靠地点燃的引燃装置。固体火箭发动机可根据不同用途装有推力终止装置、推力方向(矢量)控制装置和多次启动的熄火、再点火装置等等。

固体火箭起源于中国,宋初已出现以黑火药为能源的固体火箭发动机。最早是1161年宋金之战中的“霹雳炮”。元、明两代出现了火箭束和两级火箭雏型,例如“火龙出水”火箭。13世纪,中国的火药和火箭技术经中亚和阿拉伯传入欧洲。后来在较长的时期内,低性能的黑火药限制了固体火箭发动机的发展。

1932年出现了硝化甘油和硝化棉为主要成分的双基药,并可挤压成型。在第二次世界大战期间,固体火箭发动机在火箭炮和飞机助推器上得到了应用,例如前苏联的“卡秋莎”野战火箭。

1944年美国喷气推进实验室研制成功可浇铸的复合固体推进剂和改性双基推进剂,并可以制成贴壁浇铸式的内孔燃烧药柱,从而加速了固体火箭发动机的发展。但固体火箭发动机在技术上的突破则是从50年代中期开始,直到80年代,固体火箭发动机在推进剂性能、材料、结构设计和制造工艺等方面均有重大发展。复合固体推进剂从聚硫橡胶类发展到聚氨酯类、聚丁二烯类,双基推进剂从可浇铸双基推进剂,发展到改性双基类、交联双基类,最终综合复合和双基推进剂发展成硝酸酯增塑聚醚推进剂(NEPE);壳体材料从单一的金属材料发展到用玻璃纤维/环氧树脂、有机纤维/环氧树脂、碳纤维/环氧树脂等多种复合材料;喷管喉衬材料从石墨发展到难熔金属、热解石墨和多维碳/碳复合材料;推力矢量控制从燃气舵发展到摆动喷管、液体二次喷射和全轴摆动柔性喷管等。由于技术的发展,各国先后研制了各类固体火箭发动机。

固体火箭发动机的特点是:结构简单,工作可靠,体积小,使用简便,可立即点火,能长期贮存,待用5年~10年,对导弹加速性好,便于机动发射;但比冲较低,工作时间较短,推力调节和重复启动较困难。由于固体火箭发动机的上述特点,它在航天运载和航天器方面,特别是在导弹领域中得到广泛应用。

据不完全统计,美国现役的约32种导弹中,只有4种巡航导弹采用涡轮喷气发动机,而其中又有3种还使用了固体助推发动机。在世界各国约160种导弹中,有137种采用固体火箭发动机作为动力装置。

美国于1960年开始用两级固体火箭发动机 A_1P_1F 和 A_1P_2F 作动力的“北极星A-1”中程潜地弹道导弹服役;1962年用三级固体火箭发动机M55、M56和M57推进的“民兵1”远程地地弹道导弹服役;1986年装备部队的MX洲际地地弹道导弹和1990年部署的“三叉戟2”潜地弹道导弹也都使用了固体火箭发动机。同期的各类战术导弹也都广为采用固体火箭发动机。在航天领域内,1962年采用四级固体发动机作为动力的“侦察兵”小型运载火箭正式宣布投入使用。1990年和1994年投入使用的“飞马座”和“金牛座”小型航天运载器分别是由三级固体火箭发动机和四级固体火箭发动机组成。为了给航天运载器提供大推力,

1962年~1967年,成功地进行了直径为3.05 m、3.96 m和6.6 m三种特大型固体发动机的研制。1981年研制成航天飞机固体助推发动机,直径为3.71 m,长38.45 m,装推进剂503.5 t。在空间固体发动机方面,研制了“星”(Star)和“奥巴斯”(Orbus)等系列,其最高质量比为0.946,最大真空比冲为3 000 m/s。上述情况表明,美国在发展固体火箭发动机的技术和应用方面,处于世界领先水平。

前苏联从60年代开始,导弹用发动机固体化进程日益加快,1965年~1968年期间,以固体火箭发动机作为动力的第一代战略地地导弹SS-13、SS-14和SS-15先后服役。1972年~1975年期间,采用固体发动机推进的第二代战略地地导弹SS-16和SS-20也相继部署。1980年~1990年投入使用的SS-N-17、SS-N-20潜地导弹以及类似美国MX导弹的SS-24和SS-25小型洲际弹道导弹也都采用了固体火箭发动机,而战术导弹的动力装置也都普遍采用固体火箭发动机。

法国从60年代初直到90年代一直在重视发展用于S系列战略地地弹道导弹和M系列潜地弹道导弹的固体火箭发动机系列。欧洲航天局1996年投入使用的“阿里安5”运载火箭固体助推发动机,直径3.05 m,总长26.77 m,装推进剂237.1 t,是仅次于美国的特大型固体火箭发动机。在空间发动机方面,玛奇(Mage)固体发动机系列,最高质量比为0.95,比冲为2 900 m/s,达到世界先进水平。

日本一直十分重视发展固体火箭发动机技术,它从1963年起就在“铅笔”和S系列火箭的基础上发展用于L、M系列运载火箭的固体火箭发动机,其中1997年试飞成功的M-5固体三级运载火箭的第一级发动机,直径2.51 m,总长13.65 m,装推进剂70.13 t,质量比0.868,是具有当代水平的大型固体火箭发动机。

发展中国家的印度也十分重视发展导弹用固体火箭发动机,同时也大力发展航天运载火箭SLV、ASLV、PSLV用固体火箭发动机,其中PSLV的第一级发动机直径2.8 m,总长20.35 m,推进剂质量127 t,这是亚洲最大的固体火箭发动机。

中国的复合推进剂固体火箭发动机研制工作起步于1958年。1965年研制成功直径286 mm的试验探空火箭发动机。1970年研制成功766.5 mm的“长征1”运载火箭的第三级发动机FG-02,并于1970年4月24日将中国第一颗人造卫星“东方红1”送入轨道。1974年研制成功返回式卫星用的制动发动机。1983年研制成功地球同步轨道通信卫星的远地点发动机,并于1984年1月29日准确地把“东方红2”卫星送入准同步轨道。1995年研制成功近地点轨道转移用的发动机EPKM,并于1995年11月28日成功地把“亚洲卫星2”送入轨道。1997年研制成功LM-2C/FP运载系统的变轨发动机,并于1997年9月1日用于“铱”星的第一次正式发射。中国的固体火箭发动机技术有了很大的提高和发展,但与世界先进水平相比尚有一定差距。

世界上还有许多国家和地区,例如英国、意大利、德国、加拿大、瑞典、瑞士、挪威、西班牙、以色列、波兰、巴西、印度尼西亚等,也都在竞相发展固体火箭发动机技术。

航天运载固体火箭发动机

S-20

S-20 固体火箭发动机是巴西“松达 2”(Sonda 2)探空火箭的发动机,由巴西航天研究所(IAE)于 1966 年开始研制,它是巴西探空火箭计划的基础。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	300	推力(平均)	kN	36
长 度	mm	2 900	比 冲	m/s	2 353
总质量	kg	316	总 冲	kN·s	538.6
质量比		0.725	推进剂类型		聚丁二烯

发动机结构

结构组成 S-20 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体材料为 SAE 4140 钢,前、后裙及环、轴套结构均采用此材料,抗拉强度 960 MPa。推进剂配方代号 PBME-G/101,含聚丁二烯 15%,铝粉 15%,高氯酸铵氧化剂 65%,添加剂 5%。

改进与发展

S-20 发动机还用作“松达 3”探空火箭的第二级发动机。

S-20 发动机还有两种改型,其一是长度较短的改型,称为 S-23 发动机,长 1 600 mm,总质量(级)181 kg,装药量 113 kg,平均推力 18 kN,燃烧时间 15 s,用于“松达 3-M-1”探空火箭的第二级。第二种改型火箭尺寸更小,称为 S-24 发动机,于 1979 年 8 月飞行过一次。

松达 3-1*(Sonda 3-1*)

“松达 3-1*”(Sonda 3-1*)固体火箭发动机是巴西“松达(Sonda)3”探空火箭的第一级发动机,由巴西航天研究所(IAE)研制生产。该发动机还用于“松达 3”火箭的改型“松达 3-M-1”探空火箭。这两种火箭结构相似,差别主要在于第二级发动机,因此运载能力也不相同。“松达 3”为 60 kg 有效载荷,600 km 高空,而“松达 3-M-1”为 140 kg 有效载荷,275 km 低空。“松达 3-1*”发动机首次用于该箭发射是 1976 年,至 1995 年共飞行 27 次(包括两种型号)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	557	推力(海平面,平均)	kN	102
长 度	mm	3 730	燃 烧 时 间	s	24
总质量(级)	kg	1 205	推 进 剂 类 型		聚丁二烯
质 量 比		0.713			

发动机结构

结构组成 “松达 3-1*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

推进剂采用聚丁二烯粘合剂,高氯酸铵氧化剂,铝粉燃烧剂。装药量 860 kg。

松达 4-1* (Sonda 4-1*)

“松达 4-1*”(Sonda 4-1*)固体火箭发动机是巴西“松达(Sonda)4”探空火箭的第一级发动机,由巴西航天研究所(IAE)研制生产。“松达 4”探空火箭运载能力为 500 kg,射高 650 km,于 1984 年首次飞行,截止 1995 年底共飞行 4 次,失败的一次发生在 1987 年,原因是分离失败,因此就“松达 4-1*”发动机而言是 100% 成功的。

发动机主要性能和结构参数

直 径	mm	1 008	推力(海平面,平均)	kN	203
长 度	mm	5 370	燃 烧 时 间	s	60
总 质量	kg	5 630	推 进 剂 类 型		聚丁二烯
质 量 比		0.760	推 力 矢 量 控 制		液体二次喷射

发动机结构

结构组成 “松达 4-1*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

发动机燃烧室壳体采用 300 M 钢制成,这种超高强度钢壳体的研制、鉴定和实施是“松达 4”火箭计划中最主要的探索性技术问题之一,其热处理技术得到了美国的指导,壳体强度达到 1 900 MPa 量级。

装药推进剂采用聚丁二烯粘合剂,高氯酸铵氧化剂,铝粉燃烧剂,装药量 4 220 kg。

发动机研制中的另一项重大技术问题是推力矢量控制用的二次喷射系统的研制,研制工作得到德国 MBB 公司的帮助,由双方共同完成。其设计指标是产生最大偏角 2.5(°),喷射工质的注射压力 8.0 MPa,阀门响应时间 9 ms,工质流率为推进剂燃气流率的 8%。

喷射工质贮存在环形贮箱中,贮箱材料为 SAE 304 L 不锈钢,其输送管线和歧管也采用这种材料。工质采用高压氮气加压输送,压力 8.3 MPa,贮罐材料 SAE 4340 钢,经淬火和正火到强度 1 200 MPa。所用阀门在每个象限内设置 3 个阀,阀门外壳为铝合金,用 Ni 进行保护,系统间隙要求根据 NAS 1685 的 6 级规定设置。

发展与改进

“松达 4”火箭是巴西发展第一代“卫星运载火箭”(VLS)计划的前奏,是其技术发展的重要一步。许多技术是在“松达”火箭计划中进行了开发和演示。对其固体发动机来说有材料、液体二次喷射推力矢量控制系统、辅助推进系统、飞行安全装置等。在“松达 3-1”发动机成功飞行的基础上,进而开发了新的推进剂配方、绝热层、柔性接头活动喷管以及火箭其它部件的新技术,奠定了 VLS 运载火箭的技术基础。

“松达 4-2*” (Sonda 4-2*)

“松达 4-2”(Sonda 4-2*)固体火箭发动机是巴西“松达(Sonda)”探空火箭的第二级发动机,由巴西航天研究所(IAE)研制生产。该发动机于 1984 年首次用于“松达 4”火箭的飞行,截止 1995 年底共飞行 4 次,失败的一次发生在 1987 年,原因是分离失败,因而就“松达 4-2*”发动机而言是全部成功的。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	550	推力(真空,平均)	kN	95
长 度	mm	3 250	燃 烧 时 间	s	28
总 质 量	kg	1 130	推进剂类型		聚丁二烯
质 量 比		0.769			

发动机结构

结构组成 “松达 4-2*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体采用 300M 超高强度钢制成,经热处理后强度达到 1 900 MPa 量级。该壳体的研制是整个发动机研制计划的关键之一。

装药推进剂沿用了“松达 3-1*”发动机的推进剂,粘合剂为聚丁二烯,氧化剂为高氯酸铵,燃烧剂为铝粉,装药量 869 kg。

S-43

S-43 固体火箭发动机是巴西“卫星运载火箭”(VLS)的捆绑式助推发动机,由巴西航天研究所(IAE)研制。工作时一次使用 4 台,捆绑在芯级四周。该发动机在“松达(Sonda)4”探空火箭第一级发动机基础上发展而成,1986 年开始初步设计,计划进行 4 次地面点火试验。首次发射于 1997 年 11 月进行,因其中一台助推发动机故障而未获成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 007	燃烧时间	s	59
-----	----	-------	------	---	----

长 度	mm	7 000	工作时间	s	62
总 质 量	kg	8 210	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.875	喷管数量	1	
推力(平均,真空)	kN	309	喷管喉径	mm	196
燃烧室压力(平均)	MPa	5.51	喷管扩张比	12.8	
比 冲(真空)	m/s	2 551	推力矢量控制	柔性喷管	
总 冲(真空)	kN·s	18 420			

发动机结构

结构组成 S-43 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。

燃烧室壳体采用 M-300 高强度钢,采用电渣工艺高度精炼以提高材料性能和降低壳体质量,这种材料曾在巴西“松达 4”探空火箭第一级中成功地应用。推进剂为 HTPB 型,装药量 7 180 kg。

喷管为单个可动喷管,和发动机轴线成 $11(^{\circ})$ 夹角,这样便于捆绑式助推器工作,喷管出口直径 700 mm。

推力矢量控制由柔性接头摆动实现,摆角 $\pm 3(^{\circ})$,这种柔性喷管是在“松达 4”火箭第二级发动机研制工作基础上进一步发展而成。4 个发动机柔性接头协同工作实现火箭的三轴稳定。

S-43 TM

S-43 TM 固体火箭发动机是巴西“卫星运载火箭”(VLS)的第一级发动机,由巴西航天研究所研制。该发动机在“松达 4”探空火箭第一级发动机基础上发展而成,其构型及技术状况和用于捆绑助推器的 S-43 发动机基本相同,主要区别在于喷管扩张比不同,以适应该发动机在高空条件下工作。发动机于 1986 年开始初步设计,计划进行 3 次地面试车,至 1995 年底完成 2 次,1997 年 11 月首次发射,但因捆绑助推器故障而导致发射失败,S-43 TM 发动机未工作。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 007	燃烧时间	s	59
长 度	mm	7 000	工作时间	s	62
总 质 量	kg	8 400	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.855	喷管数量	1	
推力(平均,真空)	kN	327	喷管喉径	mm	195
燃烧室压力(平均)	MPa	5.42	喷管扩张比	37.7	
比 冲(真空)	m/s	2 717	推力矢量控制	柔性喷管	
总 冲(真空)	kN·s	19 520			

发动机结构

结构组成 S-43 TM 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室壳体采用 M-300 高强度钢,采用电渣工艺高度精炼以提高材料性能和降低壳体质量。和 S-43

发动机一样,它也是从“松达 4”探空火箭第一级发动机材料直接引用过来。推进剂为 HTPB 型,装药量 7 180 kg。

喷管为单个可动喷管,出口直径 1 200 mm,推力矢量控制由柔性接头摆动来实现,摆角为 $\pm 3(^{\circ})$,这种柔性喷管是在“松达 4”探空火箭第二级发动机研制工作基础上进一步发展而成。火箭滚动控制由小型固体发动机实施。

S-40 TM

S-40 TM 固体火箭发动机是巴西“卫星运载火箭”(VLS)的第二级发动机,由巴西航天研究所研制。该发动机在“松达 4”探空火箭第一级发动机基础上发展而成,其构型和技术状况与 S-43 TM 发动机基本相同,主要区别是发动机长度缩短了,称为短型 S-43 TM。发动机于 1986 年开始初步设计,计划进行 5 次地面试车,至 1995 年底完成 4 次,首次发射于 1997 年 11 月进行,因捆绑助推器故障导致发射失败,该发动机未工作。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 007	燃烧时间	s	56
长 度	mm	5 800	工作时间	s	62
总 质 量	kg	5 340	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.833	喷管数量		1
推力(平均,真空)	kN	213	喷管喉径	mm	157
燃烧室压力(平均)	MPa	5.61	喷管扩张比		26.0
比冲(真空)	m/s	2 697	推力矢量控制		柔性喷管
总冲(真空)	kN·s	12 000			

发动机结构

结构组成 S-40 TM 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室壳体直接引用了 Sonda 4 探空火箭第一级发动机用的 M-300 高强度钢,采用电渣工艺高度精炼以提高材料性能,从而降低壳体质量。推进剂为 HTPB 型,装药量 4 450 kg。

喷管为单个可动喷管,出口直径 800 mm。推力矢量控制由柔性接头摆动来实现,摆角 $\pm 3(^{\circ})$ 。这种柔性接头也是在“松达 4”探空火箭第二级发动机研制工作基础上进一步发展而成的,火箭滚动由液体推进剂推力室控制。

S-44

S-44 固体火箭发动机是巴西“卫星运载火箭”(VLS)的第三级发动机,由巴西航天研究所研制。该发动机虽然也是在“松达 4”探空火箭基础上发展的,但它是一种新研制的发动机,技术上有一定先进性。发动机于 1986 年开始初步设计,计划进行 6 次地面成车,至 1995 年底实现 4 次,于 1997 年 11 月进行首次

发射,但因一台捆绑式助推器故障导致发射失败,S-44 发动机未工作。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 007	总 冲	kN·s	2 310
长 度	mm	1 800	燃烧时间	s	68
总 质 量	kg	917	工作时间	s	72
质 量 比		0.913	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推力(真空,平均)	kN	33.9	喷管数量		1
燃烧室压力(平均)	MPa	3.87	喷管喉径	mm	74
比冲(真空)	m/s	2 762	喷管扩张比		66.0

发动机结构

结构组成 S-44 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体由凯夫拉/环氧复合材料缠绕而成,推进剂为 HTPB 型,装药量 810 kg。

喷管为单个固定喷管,出口直径 602 mm,火箭飞行时采用自旋式实现稳定,致旋是在与下一级分离前由小型固体发动机实现的。

12KS 10000

12KS 10000 固体火箭发动机是加拿大“黑雁(Black Brant)3B”探空火箭的发动机,由加拿大布里斯托尔(Bristol)航天公司根据美国航空航天局(NASA)要求而研制。研制工作开始于 1967 年 9 月,1969 年 2 月进行首次飞行。该箭是“黑雁 3A”探空火箭的改进型,性能提高达 40%,主要是通过采用高能量、低燃速固体推进剂和对推进剂药型重新设计,从而提高装填密度和增长工作时间而实现的。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	260	燃烧室压力(平均)	MPa	5.9
长 度	mm	3 860	比冲(真空)	m/s	2 317
总 质 量	kg	278.8	总冲(海平面)	kN·s	524
质 量 比		0.817	燃烧时间	s	9.9
推力(海平面,平均)	kN	43.7	工作时间	s	14.4
燃烧室压力(峰值)	MPa	8.0			

发动机结构

结构组成 12KS 10000 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机各部件质量分配如下:

推 进 剂—226.8	kg	喷 管—7.4	kg
燃烧室壳体—33.6	kg	点火器—1.9	kg

绝 热 层—8.1 kg

推进剂药柱采用改型 6 角星孔药柱,推进剂配方代号 ANP 2 872,和“黑雁-5B”火箭的推进剂相同。

26KS 20000

26KS 20000 固体火箭发动机是加拿大“黑雁(Black Brant)5”探空火箭的第一级发动机,“黑雁 8”、“黑雁 9”、“黑雁 10”探空火箭的第二级发动机,“黑雁 12”火箭第三级发动机。其承包商是加拿大布里斯托尔(Bristol)航天有限公司洛克伍德(Rock Wood)推进剂厂。该发动机于 1965 年 6 月首次用于“黑雁 5”火箭,至 1989 年 9 月共飞行 293 次,成功率为 97%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	438	燃烧室压力(平均,21℃)	MPa	4.35
长 度	mm	5 291	比 冲(海平面,21℃)	m/s	2 255
总 质 量	kg	1 202	总 冲(海平面,21℃)	kN·s	2 254.7
质 量 比		0.832	燃烧时间(21℃)	s	33
推 力(海平面,最大,21℃)	kN	94.8	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
(海平面,平均,21℃)	kN	76.87	喷管喉径	mm	78.7
燃烧室压力(最大,21℃)	MPa	6.54	喷管扩张比(初始)		17.8

发动机结构

26KS20000 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 AMS 6345 钢,喷管采用石墨/酚醛等材料,推进剂药型为柱状开槽式,点火器为药盒式。

小鹅(Nihka)17KS 12000

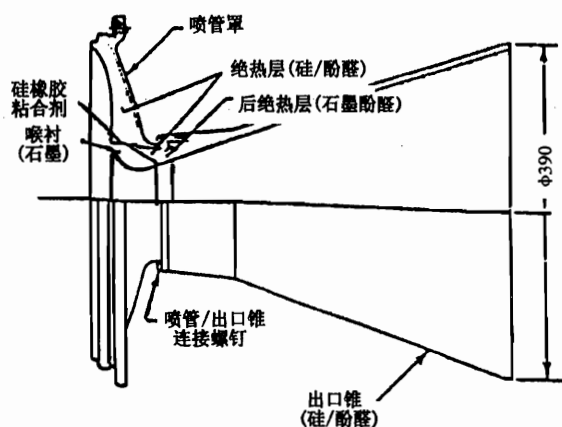
“小鹅”(Nihka)17KS 12000 固体火箭发动机是加拿大“黑雁(Black Brant)10”探空火箭的第三级发动机,也是“黑雁 12”火箭的第四级发动机。其承包商为加拿大布里斯托尔(Bristol)航天有限公司洛克伍德(Rock Wood)推进剂厂。该发动机自 1981 年 8 月 14 日首飞至 1989 年 9 月共飞行 26 次。

发动机主要性能与结构参数

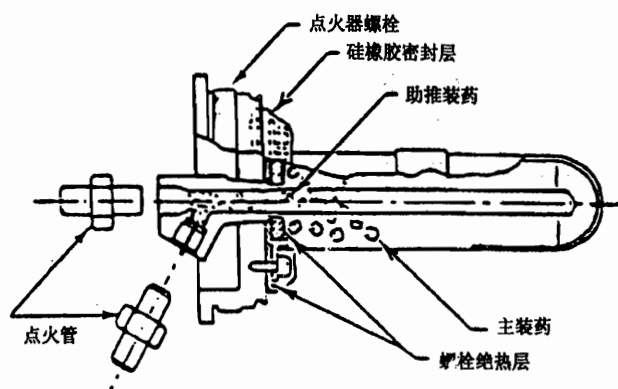
直 径	mm	438	燃烧室压力(平均,21℃)	MPa	5.98
长 度	mm	1 922	比冲(真空,21℃)	m/s	2 794
总 质 量	kg	402.1	总冲(真空,21℃)	kN·s	910.5
质 量 比		0.79	燃烧时间(21℃)	s	17.8
推力(真空,最大,21℃)	kN	55.72	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
(真空,平均,21℃)	kN	50.41	喷管喉径	mm	72.5
燃烧室压力(最大,21℃)	MPa	6.54	喷管扩张比(初始)		27.3

发动机结构

小鹅 17KS 12000 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 AMS 6354 钢, 喷管采用 ATJ 石墨等材料, 点火器类型为药盒式。



小鹅 17KS 12000 发动机喷管图



小鹅 17KS 12000 发动机点火器图

金牛座(Taurus)

“金牛座(Taurus)”固体火箭发动机是加拿大“黑雁(Black Brant)12”探空火箭的第二级发动机, 也是“金牛座-战斧(Tomahawk)”和“金牛座-猎户座(Orion)”探空火箭的第一级发动机, 由加拿大布里斯托尔(Bristol)航天有限公司研制。

发动机主要性能与结构参数

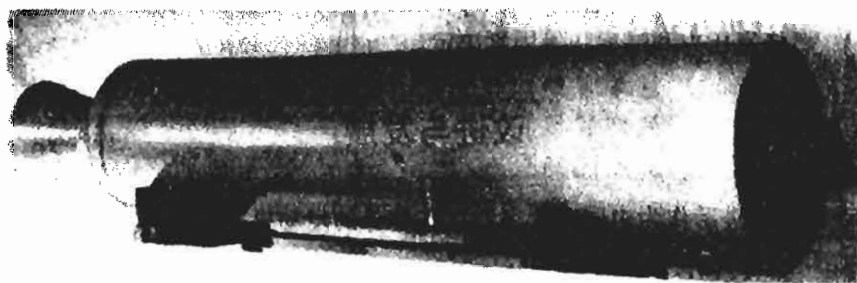
直 径	mm	581	比 冲	m/s	~ 2 140
长 度	mm	4 180	总 冲	kN·s	~ 1 650
推 力(海平面, 平均, 21℃)	kg	490.7			

发动机结构

“金牛座”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成, 装药质量 755 kg。

FG-01A

FG-01A 固体火箭发动机是中国早期试验探空火箭发动机。由中国航天工业总公司第四研究院于 1963 年开始研制, 1966 年进行飞行试验。它是中国第一个采用添加铝粉的聚硫橡胶复合固体推进剂的发动机。

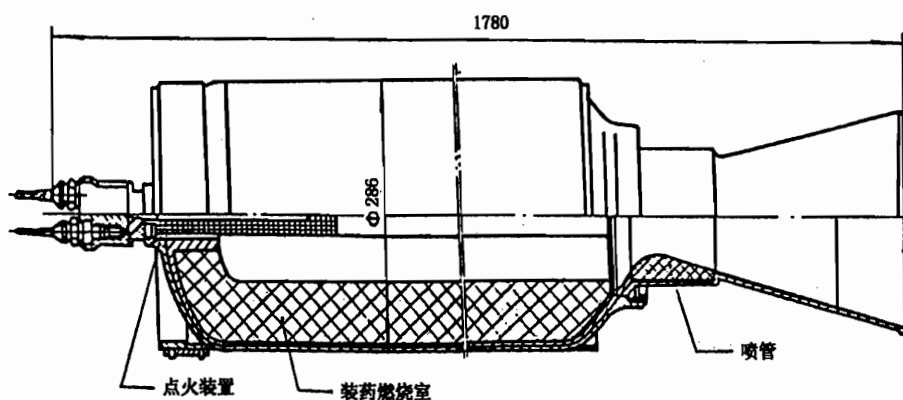


FG-01A 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	286	比 冲(地面)	m/s	2 105
长 度	mm	1 780	总 冲(最小)	kN·s	255
总 质 量	kg	155	工作时间	s	7.5
质 量 比		0.77	推进剂类型		含铝聚硫橡胶
推 力(最大)	kN	67	喷管数量	mm	1
推 力(平均)	kN	45.1	喷管喉径		80
燃烧室压力(最大)	MPa	7.7	喷管扩张比(初始)		6.7
燃烧室压力(平均)	MPa	6.6			

发动机结构



FG-01A 发动机结构图

结构组成 FG-01A 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体圆筒段由厚度 1.8 mm 的 30CrMnSiA 钢板卷焊而成, 内有绝热衬层。推进剂药柱为用含铝聚硫橡胶复合推进剂浇铸制成的内孔六角星形药柱。

喷管 喷管是单个固定式锥形喷管。喷管喉部采用渗硅石墨喉衬和石棉酚醛背衬, 收敛段绝热层为石棉酚醛塑料, 扩张段采用三氧化二铝绝热涂层。喷管壳体材料为 30CrMnSiA 钢。

点火装置 点火装置由电发火管、电嘴、点火药和点火药盒等组成。点火药量 250 g, 点火电流 4 A。

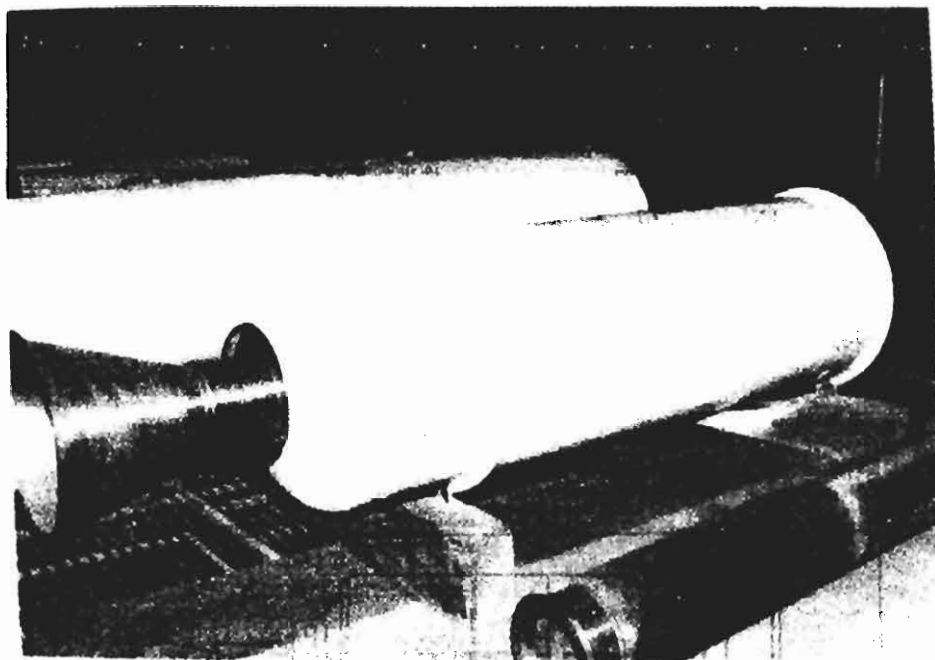
工作原理 由电源给电发火管加 27V 电压, 电发火管瞬时着火点燃点火药, 点火药在点火药盒内被引燃后产生大量燃气点燃药柱星形内孔的燃面, 产生的高温高压燃气通过喷管不断加速后排出, 从而产

生反作用推力。燃烧室压力由推进剂燃烧性能、药柱燃烧面积和喷管喉部面积等因素决定。发动机推力由喷管的推力系数、燃烧室压力和喉面积等因素决定。

改进与发展

FG-01A 发动机经改进后作为中国中低空地对空导弹的发动机。

FG-02



FG-02 固体火箭发动机

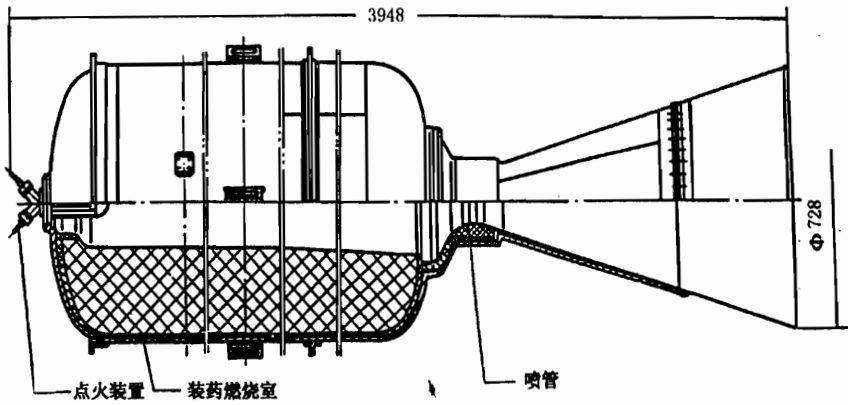
FG-02 固体火箭发动机是中国“长征 1”运载火箭的第三级发动机,由中国航天工业总公司第四研究院于 1965 年~1970 年研制,用于发射中国的“东方红 1”卫星和“实践 1”科学实验卫星。从 1965 年底接受研制任务开始,至 1970 年 4 月 24 日“东方红 1”卫星发射成功为止,历时 4 年零 4 个月。该发动机经过了地面静止试验、地面旋转试验、高空模拟试验、高空模拟旋转试验、二三级联合试验等地面面试车的考核,还进行了振动试验、冲击试验、运输试验等环境试验的考核。于 1970 年成功地发射了“东方红 1”卫星,又于 1971 年成功地发射了“实践 1”科学实验卫星,固体发动机工作正常,结构可靠,性能稳定,圆满地完成了任务。该发动机是中国第一个采用廉价的低合金超高强度钢作燃烧室壳体材料、大扩张比高空喷管、小火箭式点火器、高能烟火剂作点火药、在旋转条件下高空工作的固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	770	比 冲	m/s	2 491
长 度	mm	3 948	总冲(真空)	kN·s	4 500

总质量	kg	2 050	工作时间	s	40.0
质量比		0.88	推进剂类型		聚硫(PS)
推力(最大)	kN	181.0	喷管数量	mm	1
推力(平均)	kN	118.0	喷管喉径		13.5
燃烧室压力(最大)	MPa	6.86	喷管扩张比		29.2
燃烧室压力(平均)	MPa	4.58			

发动机结构



FG-02 发动机结构图

结构组成 FG-02 固体火箭发动机由燃烧室、喷管及点火装置等部件组成。

燃烧室 装药燃烧室由低合金超高强度钢壳体、绝热层、衬层及聚硫橡胶推进剂药柱等组成。燃烧室壳体为圆筒形,由前封头、“T”型环、“T”型环、筒体和后封头等零件经焊接热处理,最后组合机械加工而成。壳体的前封头、筒体和后封头等零件的材料为 32 SiMnMoV 低合金超高强度钢,“T”型环、“T”型环等外部零件的材料为 20 号钢,壳体主要性能和参数如下:

壳体外径	mm	766.5	后封头壁厚	mm	2.8
壳体长度	mm	2 800	前开口直径	mm	130
圆筒段壁厚	mm	2.5	后开口直径	mm	370
前封头壁厚	mm	2.8	验收压力	MPa	8.34

绝热层由头部、尾部和圆筒段绝热层等组成,其主要性能如下:

抗拉强度	MPa	> 4.9	伸长率	%	8
线烧蚀率	mm/s(氧乙炔焰)	0.13 ~ 0.25	密度	g/cm ³	1.45 ~ 1.55

在推进剂药柱外侧与绝热层之间均匀喷涂丁腈橡胶衬层,主要性能如下:

抗拉强度	MPa	2.942	伸长率	%	200
线烧蚀率	mm/s(氧乙炔焰)	0.5 ~ 0.6	密度	g/cm ³	1.3

推进剂药柱为尾部带锥的圆管形内孔燃烧药柱,头部为收口满浇铸形式,推进剂为聚硫橡胶高氯酸铵推进剂,推进剂及药柱主要性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	757.5	燃速	mm/s	6.07
药柱内径	mm	250	燃速系数	mm/[s·(MPa) ⁿ]	1.486
药柱长度	mm	2 710	压力指数		0.3435
药柱 m 数	mm	3.03	燃速温度敏感系数	%/K	0.25

锥形出口直径	mm	300	推进剂密度	g/cm ³	1.742
锥 长	mm	700	推进剂质量	kg	1 805
地面比冲	m/s	2 059			

喷管 喷管内型面为大扩张比锥形拉瓦尔喷管,它由喷管体、前绝热层、喉径、后绝热层和扩张后段等组成。喷管壳体材料为 30CrMnSiA 钢,喉衬材料为 KS-8 石墨,喉衬背壁材料为 5-II 石棉酚醛塑料,收敛段内衬材料为模压高硅氧/酚醛,后绝热层材料为高硅氧布带酚醛缠绕。喉衬附近粘有铝堵片,喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	135	收敛半角	(°)	58.9
喷管出口内径	mm	728	扩张半角	(°)	18
喷管扩张比		29.2	质量	kg	48.0

点火装置 FG-02 发动机点火装置由电嘴、电发火管、顶盖、点火药盒、点火发动机装药壳体等部件组成。点火发动机壳体材料为玻璃钢,点火药盒材料为铝,引燃药为 6-3 烟火剂,点火药柱材料为聚硫橡胶高氯酸铵复合推进剂,点火发动机喷管材料为玻璃钢,点火装置主要性能与结构参数如下:

点火药柱质量	g	700	最小发火电流	A	0.5
引燃药质量	g	20	最大安全电流	A	0.1
点火发动机工作时间	s	0.233	发火管数量		2
点火发动机工作压力	MPa	5.88	点火装置质量	kg	4.0
点火工作电压	V	27			

工作原理 运载火箭电源供给点火电路 27V 直流电压,点火信号接通点火电路,电发火管桥丝受热点燃周围的热敏火药,引燃点火药盒内的扩燃药,再点燃火箭式点火发动机,最后点燃燃烧室内的推进剂药柱。燃烧室内推进剂燃烧产生高温高压燃气,经过喷管膨胀加速,形成高速气流排出喷管,产生推力。这推力使卫星在第一级第二级发动机推力取得的速度基础上,不断加速,到第三级发动机 FG-02 工作结束时达到第一宇宙速度,卫星与固体发动机分离,卫星进入预定轨道。

改进与发展

该发动机在“东方红 1”卫星和“实践 1”科学实验卫星发射之后停止了生产。

RH 200-1 *

RH 200-1* 固体火箭发动机是印度“罗希尼 200”(Rohini 200)探空火箭第一级发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,研制年代为 20 世纪 60 年代后期。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	207	总 冲	kN·s	95.0
长 度	mm	1 482	燃 烧 时 间	s	5.7
推力(海平面,平均)	kN	16.9	工 作 时 间	s	5.9
燃烧室压力(最大)	MPa	6.37	推进剂类型		聚氯乙烯
比冲(海平面)	m/s	2 158	喷 管 数 量		1

发动机结构

结构组成 RH 200-1* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢板卷焊而成,材料极限抗拉强度 997 MPa,前、后封头用 15 CDV-6 钢锻件制成。

推进剂采用聚氯乙烯塑溶胶类配方,药柱为星形内孔自由装填式,这是由于该推进剂固化温度高达 175℃,不适宜于贴壁浇铸,因而采用了将推进剂先浇铸在聚氯乙烯管中,然后装填到燃烧室内的设计,该聚氯乙烯管起限燃的作用。推进剂装药量 44 kg。

喷管喉衬采用石墨材料,收敛段和扩张套用石棉/酚醛材料进行热防护。后出于安全考虑改为高硅氧/酚醛。

发动机工作时采用自旋方式稳定,最大转速 270 r/min。

RH 200-2*

RH 200-2* 固体火箭发动机是印度“罗希尼 200”(Rohini 200)探空火箭第二级发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,研制年代为 20 世纪 60 年代后期。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	122	总 冲(海平面)	kN·s	30.2
长 度	mm	2 121	燃烧时间	s	2.9
推 力(海平面,平均)	kN	10.5	工作时间	s	3.6
燃烧室压力(最大)	MPa	6.27	推进剂类型	聚氯乙烯	
比 冲(海平面)	m/s	2 158	喷管数量	1	

发动机结构

结构组成 RH 200-2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体采用 B51 SWP 铝合金材料。推进剂采用聚氯乙烯塑溶胶类配方,药柱为星形内孔自由装填式,这是由于该推进剂固化温度高达 175℃,不适宜于贴壁浇铸型,因而采用了将推进剂先浇铸在聚氯乙烯管中,然后装填到燃烧室内的设计,该聚氯乙烯管起限燃层的作用。推进剂装药量 14 kg。

喷管喉衬采用石墨材料,收敛段和扩张段用石棉/酚醛材料进行热防护,后出于安全考虑,改为高硅氧/酚醛。

RH 300*

RH 300* 固体火箭发动机是印度“罗希尼 300”(Rohini 300)探空火箭的发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,至 1995 年底共飞行 4 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	305	总 冲(海平面)	kN·s	556.3
长 度	mm	2 844	燃烧时间	s	14.5
推 力(海平面,平均)	kN	37.9	工作时间	s	16.5
燃烧室压力(最大)	MPa	4.9	喷管数量		1
比 冲(海平面)	m/s	2 280			

发动机结构

结构组成 RH 300* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢板卷焊而成,材料极限抗拉强度 997 MPa,前、后封头由 15 CDV-6 锻件制成,壳体壁厚 2 mm。

进剂装药量为 244 kg,药型为星孔型自由装填式。

喷管喉衬采用石墨材料,扩张段和收敛段用石棉/酚醛材料进行热防护。后出于安全考虑,改为高硅氧/酚醛。

RH 300 MK 2*

RH 300 MK 2* 固体火箭发动机是印度“罗希尼 300”(Rohini 300)MK2 型探空火箭发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,该发动机于 1987 年 6 月首飞,至 1995 年底共发射 6 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	305	总 冲(海平面)	kN·s	795.3
长 度	mm	3 400	燃烧时间	s	20.2
推 力(海平面,平均)	kN	39.1	工作时间	s	22.0
燃烧室压力(最大)	MPa	5.1	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
比 冲(海平面)	m/s	2 374	喷管数量		1

发动机结构

结构组成 RH 300 MK 2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢板卷焊而成,材料极限抗拉强度 997 MPa,壳体壁厚 1.6 mm。前、后封头用 15 CDV-6 钢锻件机加而成。

推进剂药柱采用贴壁浇铸式星孔型药型,装药量 335 kg。

喷管喉衬采用石墨材料,扩张段和收敛段采用高硅氧/酚醛衬层防热。

改进与发展

RH 300 MK 2* 发动机和其前继型号 RH 300 相比,有较多的改进。其发动机总长加长 1.2 m,壳体材

料减薄 0.4 mm,药柱采用高装填份数的丁羟推进剂贴壁式结构,其燃烧特性和两级式系统相似,推进剂装药量也增加 100 kg。

RH 560-1^{*}

RH 560-1^{*} 固体火箭发动机是印度最大的探空火箭“罗希尼 560”(Rohini 560)的第一级发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,该火箭至 1995 年底共发射 33 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	560	总 冲(海平面)	kN·s	1 491
长 度	mm	3 290	燃烧时间	s	19.3
推 力(海平面,平均)	kN	76.0	工作时间	s	22.3
燃烧室压力(最大)	MPa	3.92	喷管数量		1
比 冲(海平面)	m/s	2 109			

发动机结构

结构组成 RH 560-1^{*} 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢板卷焊而成,材料极限强度 997 MPa,前、后封头用 15 CDV-6 钢锻件制成。

推进剂采用星形内孔药柱,推进剂配方含金属粉末添加剂以加大密度,装药量 707 kg。

喷管喉衬采用石墨材料,收敛段采用石棉/酚醛热防护层,后改为高硅氧/酚醛热防护层,扩张段采用碳/酚醛热防护层。

RH 560-2^{*}

RH 560-2^{*} 固体火箭发动机是印度最大的探空火箭“罗希尼 560”(Rohini 560)的第二级发动机,由印度航天研究院(ISRO)负责研制,至 1995 年底该火箭共计发射 33 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	305	总 冲(海平面)	kN·s	443.8
长 度	mm	3 780	燃烧时间	s	14.5
推 力(海平面,平均)	kN	37.9	工作时间	s	23.0
燃烧室压力(最大)	MPa	4.9	喷管数量		1
比 冲(海平面)	m/s	1 913			

发动机结构

结构组成 RH 560-2^{*} 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

发动机结构和尺寸与其前继型号 RH 300* 十分相似。燃烧室采用 15 CDV-6 低碳合金钢板卷焊而成, 材料极限强度 997 MPa, 前、后封头用 15 CDV-6 钢锻件制成。

推进剂药柱采用星形内孔药型, 装药质量 232 kg。

喷管喉衬采用石墨材料, 收敛段采用高硅氧/酚醛衬层进行热防护。

SLV 3-1 *

SLV 3-1* 固体火箭发动机是印度“卫星运载火箭 3”(SLV 3) 的第一级发动机, 由印度航天研究院 (IS-RO) 研制。该发动机是印度的首批用作发射卫星的运载火箭的固体发动机, 是在 Rohini 560 探空火箭发动机基础上进一步研制而成, 1973 年开始研制, 1980 年首次飞行。

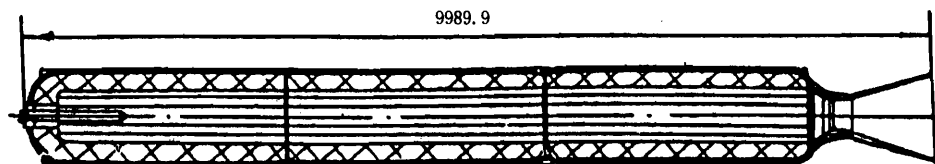
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 000	总 冲(真空)	kN·s	21 490
长 度	mm	9 990	燃烧时间	s	45
总 质 量	kg	10 176	工作时间	s	49
质 量 比		0.851	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈 (PBAN)	
推 力(平均, 真空)	kN	441	喷管数量		1
推 力(最大, 真空)	kN	623	喷管扩张比		6.7
燃烧室压力(最大)	MPa	4.41	推力矢量控制		液体二次喷射
比 冲(真空)	m/s	2 482			

发动机结构

结构组成 SLV 3-1* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。

燃烧室由三个分段构成, 段间用 U 型环连接。分段的原因主要是当时印度固体推进剂浇铸和固化设施的限制。燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢, 和 RH 560 等探空火箭发动机材料相同, 屈服强度 907 MPa, 极限抗拉强度 997 MPa, 断裂韧性 $K_{IC} = 142 \text{ MN/m}^{3/2}$, 筒段采用常规的卷焊工艺制造, 名义厚度 3.5 mm, 前、后封头和裙采用钢锻件制造, 与筒段焊成一体, 经 950°C 热处理和油淬后达到最大性能。



SLV 3-1* 发动机结构图

推进剂药柱采用星形内孔药型, 体积装填分数 78%, 药柱通过衬层与内绝热层粘接成一体。内绝热层采用丁腈橡胶, 名义烧蚀率 0.2 mm/s。推进剂总固体含量 84%, 在 6.87 MPa 下的名义燃速 6.5 mm/s, 标准海平面比冲 2 374 m/s, 推进剂装药量 8 660 kg。

喷管为单个固定喷管, 外壳为金属材料, 喉衬为石墨材料, 背壁衬有绝热层, 收敛段防热层为花瓣式结构的碳/酚醛衬层, 扩张段前段和后段分别采用碳/酚醛带缠和硅/酚醛带缠衬层。喷管内装有喷管塞以利于点火器工作。

点火器为小火箭式,内装高燃速推进剂,外壳为玻璃钢,名义点火延迟时间 < 200 ms。
火箭发动机工作时飞行姿态由液体二次喷射推力矢量控制系统和火箭尾翼舵共同完成。
发动机自毁系统采用柔性线装炸药系统。

改进与发展

在 1987 年“加大推力卫星运载火箭”(ASLV)首次飞行后,SLV 3-1* 即被其后继型 AS-1 发动机代替。
此外,ASLV 火箭的助推器 AS-0 发动机也是在此基础上发展而来的。

SLV 3-2*

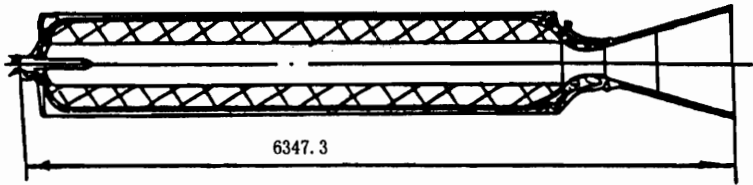
SLV 3-2* 固体火箭发动机是印度“卫星运载火箭 3”(SLV 3)的第二级发动机,由印度航天研究院(IS-RO)研制。该发动机是印度首批用作发射卫星的运载火箭的固体发动机,是在 Rohini 560 探空火箭发动机的基础上进一步研制而成,1973 年开始研制,1980 年首次飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	800	总 冲(真空)	kN·s	8 250
长 度	mm	6 347	燃烧时间	s	~ 36
总 质 量	kg	3 737	工作时间	s	40
质 量 比		0.843	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均,真空)	kN	~ 230	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	267	喷管扩张比		14.2
燃烧室压力(最大)	MPa	3.83			
比 冲(真空)	m/s	2 619			

发动机结构

结构组成 SLV 3-2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。



SLV 3-2* 发动机结构图

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 钢制造,和 Rohini 560 等探空火箭发动机材料相同,这是一种低碳合金钢,屈服强度 907 MPa,极限抗拉强度 997 MPa,壳体名义厚度 3 mm,筒段采用常规卷焊工艺,而前、后封头和裙采用钢锻件制作,与筒段焊接成一体,经 950℃ 热处理和油淬后达到最大性能。

推进剂药柱采用星形内孔药型,体积装填份数 > 78%,药柱通过衬层与内绝热层粘接成一体。内绝热层采用丁腈橡胶,名义烧蚀率 0.2 mm/s。推进剂总固体含量 84%,在 6.87 MPa 下的名义燃速 6.5 mm/

s,标准海平面比冲 2 374 m/s,推进剂装药量 3 150 kg。

喷管为单个固定喷管,外壳为纤维增强塑料,喉衬为石墨材料,背壁衬有绝热层,收敛段防热层为花瓣式结构的碳/酚醛衬层,扩张段前段为碳带/酚醛缠绕衬层,后段为高硅氧/酚醛缠绕衬层。喷管内装有堵塞以利于发动机点火。

点火器为小火箭式,装药为高燃速推进剂,壳体为玻璃钢。

该发动机未设置推力矢量控制装置,火箭飞行时的姿态控制由二组元反作用控制系统实现。

发动机自毁机构为柔性线状炸药系统。

改进与发展

SLV 3-2* 固体火箭发动机被 1987 年首飞的 AS-2 发动机取代。

SLV 3-3*

SLV 3-3* 固体火箭发动机是印度“卫星运载火箭 3”(SLV 3)的第三级发动机,由印度航天研究院(IS-RO)研制。该发动机是印度首批用作发射卫星的运载火箭固体发动机,是在 Rohini 560 探空火箭发动机基础上进一步研制而成,1973 年开始研制,1980 年首次飞行。该发动机还用作印度 ASLV(加大推力的卫星运载火箭)运载火箭的第三级发动机,此时发动机名称为 AS-3。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	815	总 冲(真空)	kN·s	2 880
长 度	mm	2 437	燃烧时间	s	45
总 质 量	kg	1 211	工作时间	s	46.7
质 量 比		0.875	推进剂类型		端内酯聚丁二烯
推 力(平均,真空)	kN	64	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	90.7	喷管喉径	mm	120
燃烧室压力(最大)	MPa	4.41	喷管扩张比		24
比 冲(真空)	m/s	2 717			

发动机结构

结构组成 SLV3-3* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

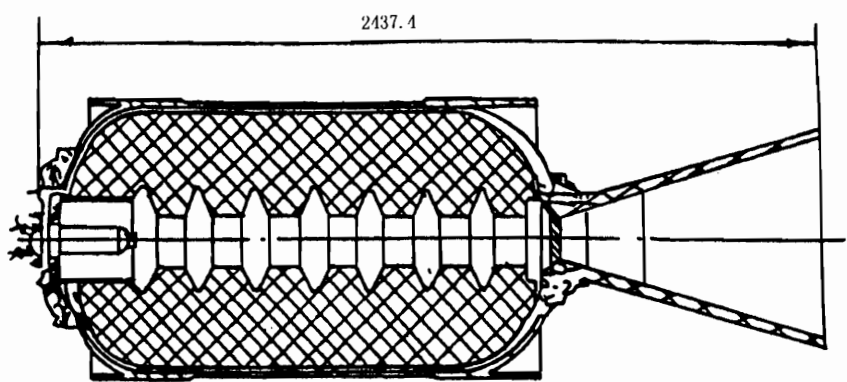
燃烧室壳体采用玻璃钢材料,前、后封头设置有预模压成形的丁腈橡胶绝热层,在壳体缠绕前预先敷设在芯模上。壳体制成后在 1.1 倍最大预期工作压力下通过水压检验试验。

推进剂药柱采用管形内孔药型,在内孔上从前部到后部共开有 8 个径向槽,通过机械加工和成型工具开槽。推进剂配方牌号 HEF-20,装药量 1 060 kg。

喷管为固定式喷管,长 850 mm,出口直径 600 mm,浅潜在发动机燃烧室内,其结构和 SLV 3-1* 发动机喷管相似,但没有收敛段。喉衬采用石墨材料,背壁衬有绝热层,扩张段采用碳/酚醛和硅/酚醛带缠衬层。

该发动机未设置推力矢量控制装置,工作时由单组元反作用控制系统控制火箭姿态。

点火器为头端小火箭式点火器。



SLV 3-3* 发动机结构图
自毁系统采用柔性线状炸药系统。

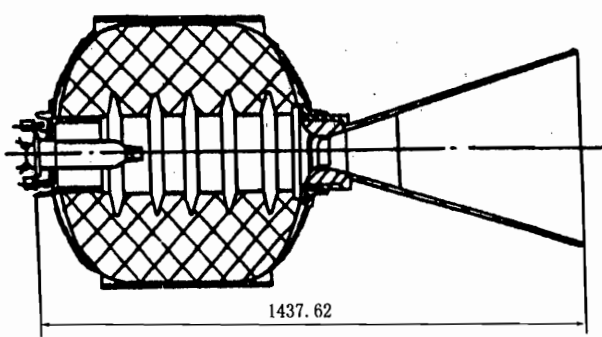
SLV 3-4*

SLV 3-4* 固体火箭发动机是印度“卫星运载火箭 3”(SLV 3)第四级发动机,由印度航天研究院(ISRO)研制。该发动机是印度首批用于卫星运载火箭的固体发动机之一,在 Rohini 探空火箭发动机基础上进一步研制而成,1973 年开始研制,1980 年首次飞行。该发动机后来还曾用作为印度第一枚同步地球卫星“苹果号”的远地点发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	657	比 冲(真空)	m/s	2 776
长 度	mm	1 438	总 冲(真空)	kN·s	727
总 质 量	kg	309	工作时间	s	33
质 量 比		0.847	推进剂类型		端内酯聚丁二烯
推 力(平均,真空)	kN	22	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	26.8	喷管扩张比		30
燃烧室压力(最大)	MPa	2.94			

发动机结构



SLV 3-4* 固体发动机结构图

结构组成 SLV 3-4* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 壳体采用玻璃钢材料,前、后封头内设置有预先模压的丁腈橡胶绝热层,在壳体缠绕前预置在芯模上。壳体制成后在 1.1 倍最大预期工作压力下进行水压检验试验。

推进剂药柱和 SLV 3-3* 发动机一样,也采用开槽管形药型,但其径向槽数仅 5 个,亦用机械加工和工具组合方式开槽。推进剂为端

内酯聚丁二烯型,代号 HEF-20,装药量 262 kg。

喷管 固定式单喷管,浅潜入燃烧室内,喷管结构和 SLV 3-1* 发动机相似,但没有收敛段。喷管喉衬采用石墨材料。

点火器 头端小火箭式点火器。

该发动机未设置推力矢量控制系统,飞行时通过自旋实现姿态稳定。

改进与发展

SLV 3-4* 固体火箭发动机后被 1987 年首次飞行的 AS-4 发动机取代。

AS-0

AS-0 固体火箭发动机是印度“加大推力卫星运载火箭”(ASLV)的捆绑式助推发动机,由印度航天研究院(ISRO)研制,每次使用 2 台,捆绑在芯级发动机两侧,它是印度首次使用于运载火箭的捆绑式助推发动机。该发动机是在 SLV 3-1* 发动机基础上改进而成,主要改进是增大了推进剂中的固体组分含量,从而提高了能量性能,此外还采用了适合于助推器工作的斜置喷管。AS-0 发动机于 1987 年元月首次飞行。此外它还用于后来的 PSLV 运载火箭的捆绑式助推发动机,每次使用 6 台。该发动机在这两种火箭上共飞行 6 次,使用发动机 20 台,其中失败 1 台。

发动机主要性能与结构参数*

直 径	mm	1 000	总 冲(真空)	kN·s	21 265
长 度	mm	9 990	燃烧时间	s	44.0
总 质 量	kg	10 400	工作时间	s	50.0
推 力(平均,真空)	kN	428	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(最大,真空)	kN	570	喷管数量	1	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.14	喷管扩张比	6.7	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.04	推力矢量控制	液体二次喷射	
比 冲(真空)	m/s	2 469			

* 采用 AS-0-01 发动机飞行试验测数据

发动机结构

结构组成 AS-0 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

该发动机和 AS-1 发动机都是从 SLV3-1* 发动机改进而成,其结构、推进剂、材料和 AS-1 基本完全相同,最大差别是 AS-0 发动机采用了与燃烧室轴线成夹角 9(°)的斜置喷管。该发动机有关结构可参见 AS-1 有关栏目。

改进与发展

AS-0 发动机在用作 PSLV 运载火箭捆绑式助推发动机时,取消了发动机的推力矢量控制装置。

AS-1

AS-1 固体火箭发动机是印度“加大推力卫星运载火箭”(ASLV)的第一级发动机,由印度航天研究院(ISRO)研制。该发动机和 AS-0 一样,也是在 SLV 3-1* 发动机基础上改进而成,是其后继型。主要改进是增高了推进剂中固体组分含量,从而提高了推进剂能量。该发动机于 1987 年首次飞行,共飞行 4 次,其中 1 次因 AS-1 点火失败而导致飞行失败。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 000	总 冲(真空)	kN·s	22 620
长 度	mm	9 990	燃烧时间	s	45
总 质量	kg	10 370	工作时间	s	48.3
质量比		0.858	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均,真空)	kN	503	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	702	喷管扩张比		6.7
燃烧室压力(最大)	MPa	4.41	推力矢量控制		液体二次喷射
比 冲(真空)	m/s	2 541			

发动机结构

结构组成 AS-1 发动机是 SLV 3-1* 发动机的改进型。其结构和 SLV 3-1* 基本相同,发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。

燃烧室 燃烧室由三个分段构成,段间用 U 型环连接,采用分段式燃烧室主要原因是便于利用当时印度固体推进剂浇铸和固化设施。

燃烧室壳体采用 15 CDV-6 低碳合金钢,屈服强度 907 MPa,极限抗拉强度 997 MPa,断裂韧性 $K_{IC} = 142 \text{ MN/m}^{3/2}$,筒段采用常规的卷焊工艺制造,名义厚度 3.5 mm,前、后封头和裙用钢锻件制造,与筒段焊成一体,经 950℃ 热处理和油淬后达到最大性能。壳体内绝热层采用丁腈橡胶,名义烧蚀率 0.2 mm/s。

推进剂药柱仍为星形内孔药型,体积装填份数 78%,药柱通过衬层与内绝热层粘接。推进剂的最大改进是在保持药型不变的前提下将配方中铝粉含量从原来的 12% 增大至 18%,从而使推进剂密度加大 0.07 g/cm^3 ,比冲提高 59 m/s,大大增进了发动机性能。

喷管 采用单个固定喷管。金属外壳,石墨喉衬,背壁衬有绝热层,收敛段防热层为花瓣式结构的碳/酚醛衬层,扩张段前段为碳/酚醛带缠衬层,后段为硅/酚醛带缠衬层。火箭发动机工作时采用液体二次喷射系统进行推力矢量控制。

点火装置 小火箭式头端点火器,点火延迟时间 $< 200 \text{ ms}$ 。

改进与发展

AS-1 发动机研制中,由于采用固体含量高很多的推进剂,因而导致推进剂伸长率降低,引起药柱内孔表面裂纹,此外还发生了喷管收敛段严重烧蚀的问题。通过加大发动机人工脱粘层范围,并采用较低的推进剂固化温度成功地克服了药柱裂纹问题;通过加厚喷管的碳/酚醛衬层解决了过度烧蚀问题。

AS-2

AS-2 固体火箭发动机是印度“加大推力卫星运载火箭”(ASLV)的第二级发动机,由印度航天研究院(ISRO)研制。AS-2 发动机是在 SLV 3-2* 发动机基础上改进而成的,主要改进是提高了推进剂配方的铝粉含量从而增大了推进剂能量。该发动机于 1987 年首次飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	800	总 冲(真空)	kN·s	8 660
长 度	mm	6 350	燃烧时间	s	36
总 质 量	kg	3 787	工作时间	s	39
质 量 比		0.845	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均,真空)	kN	240	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	304	喷管喉径	mm	220
燃烧室压力(最大)	MPa	4.27	喷管扩张比		14.2
比 冲(真空)	m/s	2 708			

发动机结构

结构组成 AS-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。该发动机和 SLV 3-2* 发动机结构基本相同。

燃烧室壳体 采用 15 CDV-6 钢制造,这是一种低碳合金钢,屈服强度 907 MPa,极限抗拉强度 997 MPa。壳体名义厚度 3 mm,筒段采用常规卷焊工艺,而前、后封头和裙采用钢锻件制作,随后与筒段焊接并热处理。绝热层为丁腈橡胶,名义烧蚀率 0.2 mm/s。

推进剂药柱 采用星形内孔药型,体积装填份数 78%,药柱通过衬层与内绝热层粘接。推进剂的主要改进是在保持药型不变的前提下将配方中铝粉含量从原来的 12%增大到 18%,这样使得推进剂密度加大 0.07 g/cm³,比冲提高 59 m/s,大大提高了发动机能量性能。推进剂装药量 3 202 kg。

喷管 采用单个固定喷管,金属外壳,石墨喉衬,背壁衬有绝热层,收敛段防热层为花瓣式结构的碳/酚醛衬层,扩张段前段为碳/酚醛带缠衬层,后段为硅/酚醛带缠衬层。发动机工作时由火箭的反作用喷射系统进行姿态控制。

点火器 为头端小火箭点火器。

改进与发展

和 AS-1 发动机一样,由于配方中的固体组分含量显著增高,使推进剂伸长率降低,从而引起药柱内孔产生裂纹,经过细微的分析研究,采取加大发动机人工脱粘层范围,并降低推进剂固化温度的措施,问题成功地得到了解决。研制中出现的另一个问题是燃气中氧化铝粒子的撞击引起喷管收敛段严重烧蚀,通过加厚碳/酚醛衬层得以解决。

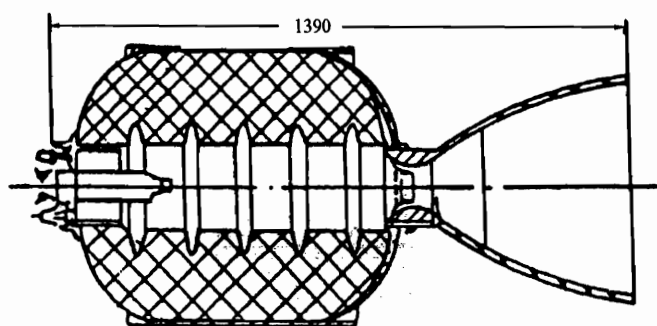
AS-4

AS-4 固体火箭发动机是印度“加大推力卫星运载火箭”(ASLV)的第四级发动机,由印度航天研究院(ISRO)下属的沙拉伯罕(Sarabhai)航天中心研制。该发动机是在 SLV 3-4* 发动机基础上改进而成的,改进幅度较大,主要是改变了发动机设计和材料,从而降低了发动机惰性质量,提高了喷管性能,因而成为当时印度比较先进的固体发动机,质量比从原来的 0.847 提高到 0.905。该发动机于 1987 年首次飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	665	总 冲(真空)	kN·s	874
长 度	mm	1 390	燃烧时间	s	33.4
总 质 量	kg	350	工作时间	s	36
质 量 比		0.905	推进剂类型		端内酯聚丁二烯
推 力(平均,真空)	kN	26.2	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	35.0	喷管喉径		87
燃烧室压力(最大)	MPa	2.9	喷管扩张比(初始)		31
比 冲(真空)	m/s	2 756			

发动机结构



AS-4 发动机结构图

结构组成 AS-4 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体 材料由原来的 E 玻璃钢改为凯夫拉复合材料,大幅度地降低了壳体质量。此外还适当加长了壳体长度,并对内绝热层厚度作了优化调整。

推进剂药柱 仍采用开槽管形内孔药型,槽数和形状亦和 SLV 3-4* 相似。推进剂配方亦仍为 HEF-20,和 SLV 3-4* 相同,但装药量增加了 45 kg,达 317 kg。

喷管 由原来的锥形固定喷管改进为特形固定喷管,从而缩短了喷管长度,在保障所需发动机性能要求下,发动机总长度减少 49 mm,这些均有利于发动机质量比的提高。喷管总长 564 mm,出口直径 485 mm。

该发动机未设置推力矢量控制装置,工作时采取自旋方式实现稳定,转速 180 r/min,在与第三级分离前致旋。

点火器 仍为头端小火箭式点火器。

PS-1

PS-1 固体火箭发动机是印度“极地轨道卫星运载火箭”(PSLV)的第一级发动机,由印度航天研究院

(ISRO)下属的沙拉伯罕(Sarabhai)航天中心研制,生产则由该院位于斯里哈里科塔(Sriharikota)的固体推进剂航天助推器厂(SPROB)生产。

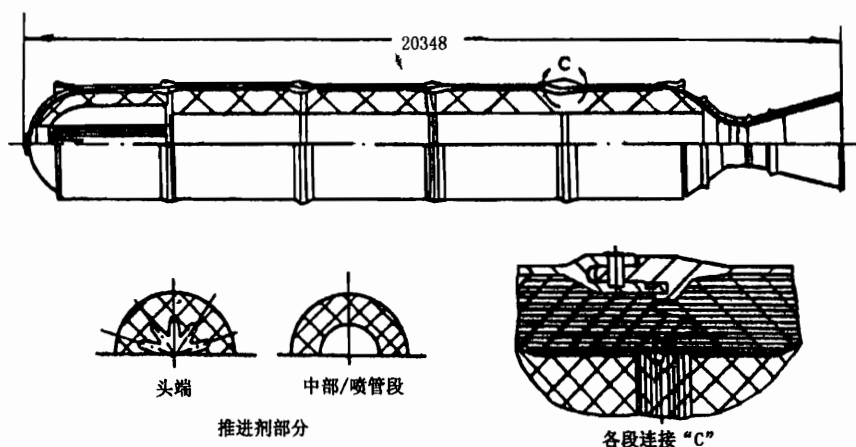
该发动机装药量达 127 000 kg,是印度最大的固体发动机,也是亚洲目前最大的固体发动机,其尺寸仅次于美国航天飞机助推器和大力神火箭助推器、西欧阿里安 5 火箭助推器。而作为芯级而言,它则是当前世界最大的固体芯级发动机。该发动机研制中曾进行 2 次热试车,均成功,已于 1993 年首次飞行。

印度下一代运载火箭 GSLV(地球同步轨道卫星运载火箭的缩写)亦已计划采用 PS-1 发动机作为其第一级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 804	总 冲(真空)	kN·s	326 390
长 度	mm	20 348	燃烧时间	s	94
总 质 量	kg	145 000	工作时间	s	100
质 量 比		0.876	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HIPB)
推 力(平均,真空)	kN	3 463	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	4 860	喷管喉径		836
燃烧室压力(最大)	MPa	5.88	喷管扩张比(初始)		8
比 冲(真空)	m/s	2 570	推力矢量控制		液体二次喷射

发动机结构



PS-1 发动机结构图

结构组成 PS-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。

燃烧室 由五段构成,每段分别成型、绝热和装药,然后用 U 型环和 144 个销钉连接,三个中段可以互换,是一种分段式发动机。接头密封采用两道 O 形圈,其中一道呈压缩模式。燃烧室和点火器及喷管之间则采用螺纹连接。

壳体材料采用 250 级 18 Ni 马氏体时效钢,选择依据是性能高,工艺条件好,综合成本并不高。其极限抗拉强度为 1 756 MPa,屈服强度 1 725 MPa,断裂韧性 $K_{Ic} = 100 \text{ MN/m}^{3/2}$ 。各个分段在制成后要作水压检验,压力 6.47 MPa,试验中测量应变膨胀,并用声发射仪监测裂纹扩展。

内绝热层采用成熟的丁腈橡胶,性能如下:抗拉强度 15 MPa~30 MPa,伸长率 800%~1 200%,肖氏 A 硬度 60~75,密度 $1.18 \text{ g/cm}^3 \sim 1.2 \text{ g/cm}^3$,剥离强度:壳体/橡胶 450 kg/m~800 kg/m,橡胶/橡胶 400 kg/m

~600 kg/m, 橡胶/衬层 60 kg/m~140 kg/m。比热 $(1.47 \sim 2.10) \times 10^3 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 导热率 $0.21 \text{ W/m} \cdot \text{K} \sim 20.25 \text{ W/m} \cdot \text{K}$, 烧蚀率 $0.16 \text{ mm/s} \sim 0.20 \text{ mm/s}$ 。绝热层软片先在壳体中敷设至所需厚度, 然后在热压釜中固化, 随后将端面制成反向企口形。

衬层为 HTPB 型, 室温 ($25^\circ\text{C} \sim 35^\circ\text{C}$) 固化, 用喷涂法成型, 喷 2 层。抗拉强度 $2.0 \text{ MPa} \sim 3.0 \text{ MPa}$, 伸长率 $150\% \sim 180\%$, 初始模量 (100% 伸长下) $1.0 \text{ MPa} \sim 2.0 \text{ MPa}$, 肖氏 A 硬度 $55 \sim 65$, 密度 $0.99 \text{ g/cm}^3 \sim 1.01 \text{ g/cm}^3$, 拉伸粘结强度 $0.6 \text{ MPa} \sim 0.9 \text{ MPa}$ 。

推进剂药柱采用管形内孔药型, 头端为深翼型以加大初始燃面。推进剂装药量 127 000 kg, 其中头段 22 000 kg, 在头 20 s 即消耗完, 其余 4 段各 25 000 kg~28 000 kg, 中孔通道直径 1 200 mm, 推进剂配方为 86% 固体含量的 HTPB。粘合剂为自由基型, 批式生产, 1 000 L 反应釜每批 180 kg, 各批间要进行组批处理, 其性能和美国 R-45 相当, 平均羟值 45.2 mg/(KOH/mg) , 平均分子量 2 470, 官能度 2.01, 平均粘度 (30°C) $5.195 \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 。

推进剂制造采用行星式立式混合机, 每批 2 500 kg, 混合时间 180 分钟, 混合终了粘度 (40°C) $6.5 \text{ Pa} \cdot \text{s} \sim 8.0 \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 放置 3 小时后 40°C 下粘度 $12.0 \text{ Pa} \cdot \text{s} \sim 14.0 \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 。成品推进剂性能如下: 密度大于 1.77 g/cm^3 , 抗拉强度 $0.7 \text{ MPa} \sim 1.0 \text{ MPa}$, 伸长率 $35\% \sim 45\%$, 初始模量 $2.45 \text{ MPa} \sim 3.90 \text{ MPa}$, 名义平衡模量 1.9 MPa , 肖氏 A 硬度 70 ± 5 , 最小脱湿应变 12%, 燃速 (3.9 MPa) $8.3 \text{ mm/s} \pm 0.2 \text{ mm/s}$, 标准比冲 $2\,394 \text{ m/s}$, 使用温度 $+5^\circ\text{C} \sim +40^\circ\text{C}$, 压力指数 0.4, 贮存寿命大于 5 年。

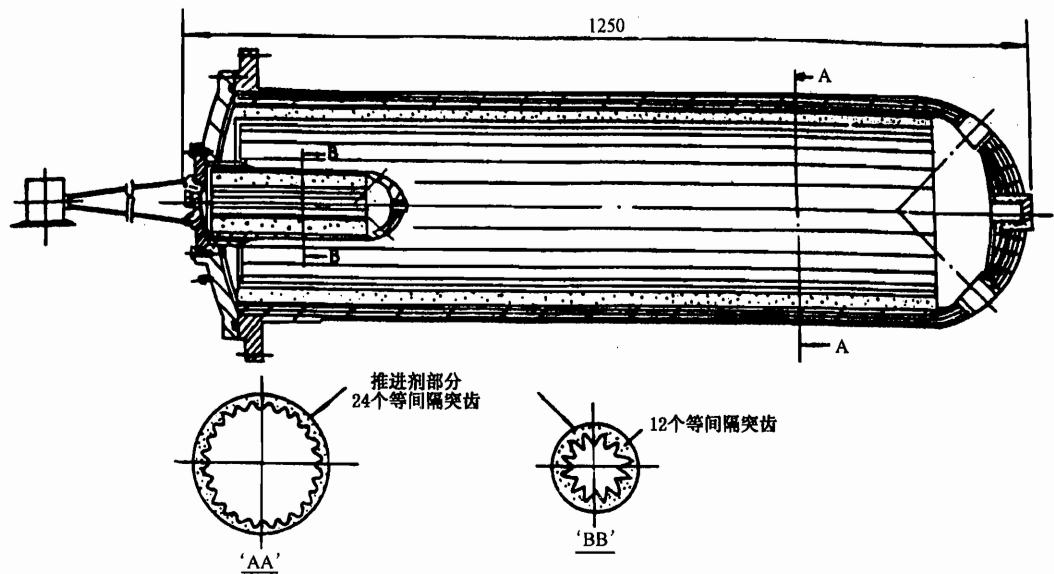
各段推进剂药柱端面需作阻燃处理, 阻燃材料为聚氨酯型, 抗拉强度 $0.9 \text{ MPa} \sim 1.4 \text{ MPa}$, 伸长率 $30\% \sim 35\%$, 肖氏 A 硬度 $60 \sim 70$, 密度 $1.14 \text{ g/cm}^3 \sim 1.22 \text{ g/cm}^3$, 剥离强度 $60 \text{ kg/m} \sim 100 \text{ kg/m}$, 拉伸粘结强度 $0.7 \text{ MPa} \sim 0.9 \text{ MPa}$, 比热 $(1.47 \sim 2.10) \times 10^3 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 导热率 $0.25 \text{ W/m} \cdot \text{K}$ 。各段组装时端面紧贴, 并在绝热层贴面之间灌硅酮封装材料, 以确保一旦发生燃气泄漏的安全性。

喷管 采用固定式锥形喷管, 长 3 640 mm, 出口直径 2 377 mm, 非潜入型。其设计最大预期工作压力为 5.88 MPa 。外壳采用 15 CDV-6 钢, 卷焊成形, 分为三段, 段间用高强度螺栓和 O 型环连接, 焊缝用 X 射线和染色渗透试验检验。收敛段衬层为花瓣式叠层的碳/酚醛材料, 喉衬为碳/酚醛布带斜缠, 和喷管轴线夹角 60° , 扩张段前部和二次喷射孔处亦为 60° 斜缠的碳/酚醛, 二次喷射孔处还加有高硅氧/酚醛衬层, 扩张段后部为 0° 缠绕高硅氧/酚醛衬层。碳/酚醛材料在热压釜加压固化, 固化时低速升温 and 降温, 使衬层内温度梯度小于 1°C/cm , 固化压力 2.4 MPa , 时间 $35 \sim 80 \text{ hr}$, 取决于部件厚度。扩张段后部衬层则用真空袋包装, 在常压下热空气循环固化炉中固化。各部件成型后经机加、检验后粘接组装成型。

衬层机加使用三轴立式数控机床, 金刚石和碳化物刀具。检验使用丙酮渗透表面缺陷检测, 并测料头密度, 碳/酚醛为 $1.35 \text{ g/cm}^3 \sim 1.45 \text{ g/cm}^3$, 高硅氧/酚醛为 1.65 g/cm^3 。部装时衬层和外壳粘接采用室温固化环氧粘接剂, 经固化、机加后用三轴坐标测量仪和高精度测微仪进行尺寸测量。这三个分段制造各为 10~15 天, 最后用螺栓和 O 型圈组装成一体, 用力矩扳手紧固, 并用腻子作冗余密封。发动机全尺寸试车时喉部烧蚀率为 0.23 mm/s , 炭化厚度 18 mm, 扩张段后端为 0.05 mm/s 和 6.5 mm 。

点火装置 采用头端小火箭式点火器, 直径 300 mm, 长 1 250 mm, 内装 PEDPRO 2611 型 HTPB 点火药, 24 角星孔药型, 工作时间 0.61 s, 最大燃烧室压力 8.89 MPa , 最大质量流率 77.5 kg , 药厚燃烧时间 0.58 s, 玻璃钢壳体, 15 CDV-6 钢封头法兰。点火器又由一个装药量为 2 kg 的小点火器引燃, 药型为 12 角星孔。

推力矢量控制 采用液体二次喷射系统, 工质为高氯酸铯, 存放在 2 个 $\phi 70 \text{ cm}$ 、容量 1 650 L 的铝合金贮罐中, 喷孔位于喷管喉部到出口面的 35% 距离处, 每个喷孔可产生 200 N 侧向力, 阀门最大流率 12 L/s 。滚动控制由两个连续燃烧的肼推力室提供, 每个推力室真空推力 6.4 kN 。



PS-1 发动机点火器结构

PS-3

PS-3 固体火箭发动机是印度“极地轨道卫星运载火箭”(PSLV)的第三级发动机,由印度航天研究院(ISRO)下属的沙拉伯罕(Sarabhai)航天中心研制,生产由该院位于斯里哈里科塔(Sriharikota)的固体推进剂航天助推器厂(SPROB)承担。该发动机是代表印度固体发动机先进技术水平的一种高性能发动机,研制中曾分别进行 3 次地面热试车,1993 年首次飞行。

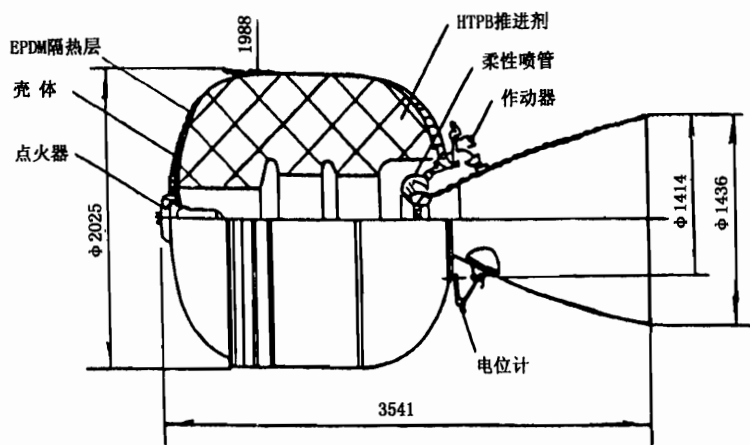
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 988	总 冲(真空)	kN·s	20 860
长 度	mm	3 541	燃烧时间	s	~ 80
总 质 量	kg	7 975	工作时间	s	86
质 量 比		0.915	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HIPB)
推 力(平均,真空)	kN	~ 260	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	329	喷管喉径		195
燃烧室压力(最大)	MPa	6.37	喷管扩张比		52.3
比 冲(真空)	m/s	2 858	推力矢量控制		柔性喷管

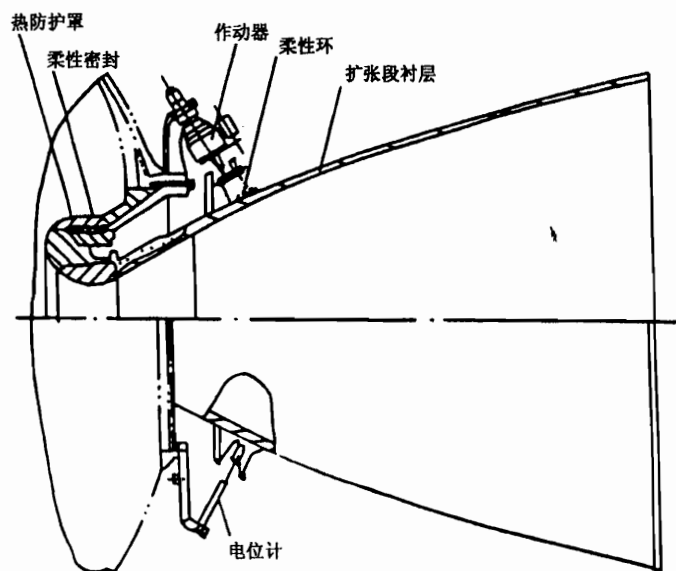
发动机结构

结构组成 PS-3 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。

燃烧室 壳体材料选用拉凯夫拉 49/环氧材料,这种材料在 AS-4 发动机中已成功地使用过。前裙延伸段采用碳纤维—凯夫拉纤维/环氧混杂叠层结构,壳体极孔接头和裙接头采用铝合金锻件。壳体总长 2 084 mm,裙部最大外径 2 025 mm,前、后极孔开口直径分别为 200 mm 和 750 mm,壳体总质量 340 kg,特性系数(PV/W) 2.98×10^5 MPa·cm³/kg。壳体内绝热层采用填充软木的三元乙丙橡胶,密度小于 1 g/cm³。



PS-3 发动机结构



PS-3 发动机喷管

推进剂药柱采用开有两个径向槽的圆柱内孔药型，圆柱通道直径分阶梯加大，径向槽通过机械加工开槽，该药柱设计具有较大装填份数，并可以实现欠装设计以满足不同飞行任务要求。推进剂配方为固体含量 86% 的 HTPB，其组分含量及推进剂性能和 PS-1 发动机相同，主要区别是燃速催化剂用量不同，以实现较低的燃速。

喷管 采用潜入式钟形喷管，潜入深度 19.6%，总长 1 802 mm，喷管质量 280 kg，初始扩张半角 $27(^{\circ})$ ，出口半角 $15(^{\circ})$ ，喉衬采用石墨材料，衬层为碳/酚醛和高硅氧/酚醛材料，扩张段外壳为玻璃钢。

推力矢量控制 采用柔性接头全轴摆动实现推力矢量控制，前摆动中心型，可实现摆角 $\pm 3(^{\circ})$ ，而技术要求仅为 $\pm 2(^{\circ})$ 摆角，所以选用了锥形接头，由 7 层天然橡胶和 6 层增强环组成，每层橡胶名义厚度 3 mm，每层增强环厚 4.5 mm，其有关数据如下：外形—圆柱形，增强件—锥形 $45(^{\circ})$ ，内/外连接角— $41.34(^{\circ})/48.65(^{\circ})$ ，回转半径 332.34 mm，增强环厚度 4.5/5.5/5.5 mm，每度力矩—2 kN·m，作动力臂 750 mm，作动筒作动力—11.8 kN。

柔性接头位于喉部外壳的背部，由防热套保护使之免受高温燃气的侵袭。喷管摆动由两个相互间隔 $90(^{\circ})$ 的机电式作动筒驱动，在喷管出口锥上有柔性环，作为推力矢量控制作动筒的连接件。滚动控制则由 4 个 50N 推力的推力室实现。

RX-21^{*}

RX-21^{*} 固体火箭发动机是印度尼西亚 RX-21 单级探空火箭的发动机。由印尼国家宇航研究院的 LAPAN 宇航研究中心于 1978 年开始研制。

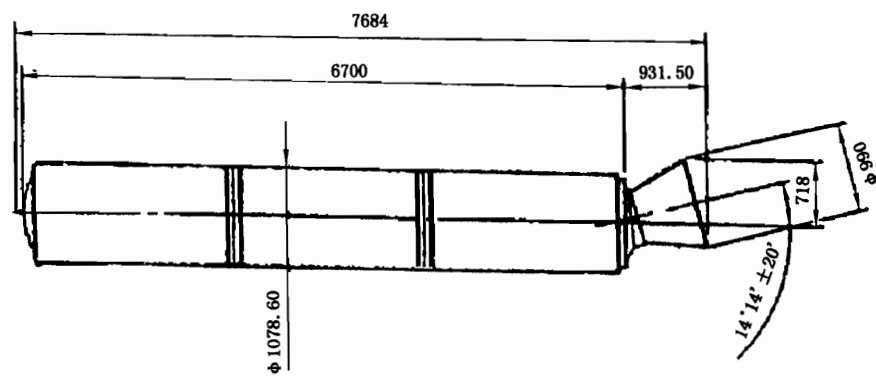
发动机主要性能与结构参数

长 度	mm	1 442	燃烧时间	s	2.9
推 力(平均)	kN	19.5	推进剂类型	聚硫(PS)	
燃烧室压力(平均)	MPa	5			

发动机结构

结构组成 RX-21* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体绝热层材料为聚硫化合物。推进剂密度为 1.678 g/cm³。喷管形状为锥形。点火器质量为 23 g。

阿里安 3-0* (Ariane 3-0*)



“阿里安 3-0*”助推发动机外形图

“阿里安 3-0*” (Ariane 3-0*) 固体火箭发动机是欧洲航天局“阿里安 3” (Ariane 3) 运载火箭的捆绑助推发动机,由意大利 SNIA BPD 公司于 1979 年开始研制,1984 年 8 月 4 日首次用于“阿里安 3”火箭,每次捆绑二台助推发动机,截止 1995 年共飞行 11 次,使用 22 台助推发动机,全部成功。

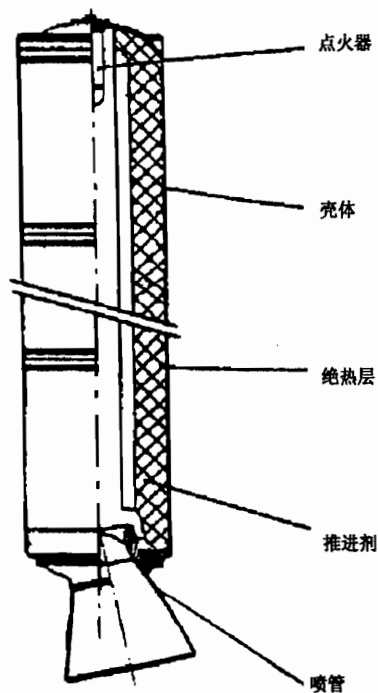
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 070	比 冲(海平面,21℃)	m/s	2 355
长 度	mm	7 630	总 冲(海平面,21℃)	kN·s	17 270
总 质量	kg	8 872	工作时间(21℃)	s	29.3
质 量 比		0.825	推进剂类型		端胺基聚丁二烯(CIPB)
推 力(最大)	kN	730	喷管数量		1
推 力(平均,21℃)	kN	687.1	喷管喉径	mm	332
燃烧室压力(最大)	MPa	6.72	喷管扩张比		8.3
燃烧室压力(平均,21℃)	MPa	5.0			

发动机结构

结构组成 “阿里安 3-0*”助推发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 发动机壳体材料为 AISI 4130 钢,由前封头、后封头、三个厚 5 mm 的圆柱段和二 个厚 8.8 mm 的中间环组成。先将前、后封头,圆柱段和中间环,采用滚压自动焊接制成前部焊件、中部焊件和后部焊件,再分别进行热处理,加温至 860℃,在 560℃下淬火,然后依次用自动焊将其与相应的半中间环焊接起来,极限强度为 1 051 MPa,屈服强度为 925 MPa,前后两个连接件最后进行机械加工,以满足尺寸要求。



“阿里安 3-0*”助推发动机结构图

内绝热层材料为石棉充填的三元乙丙橡胶 (EPDM), 保证壳体温度低于 100°C , 安全系数为 2, 后密封件安全系数取 3, 这是因为倾斜喷管入口处二相流影响较大, 烧蚀情况更严重。

推进剂含 Al: 16%, CTPB: 13%, 浇铸时需要连续浇铸三锅, 每锅药重 2 500 kg 左右, 药柱质量 7 324 kg。

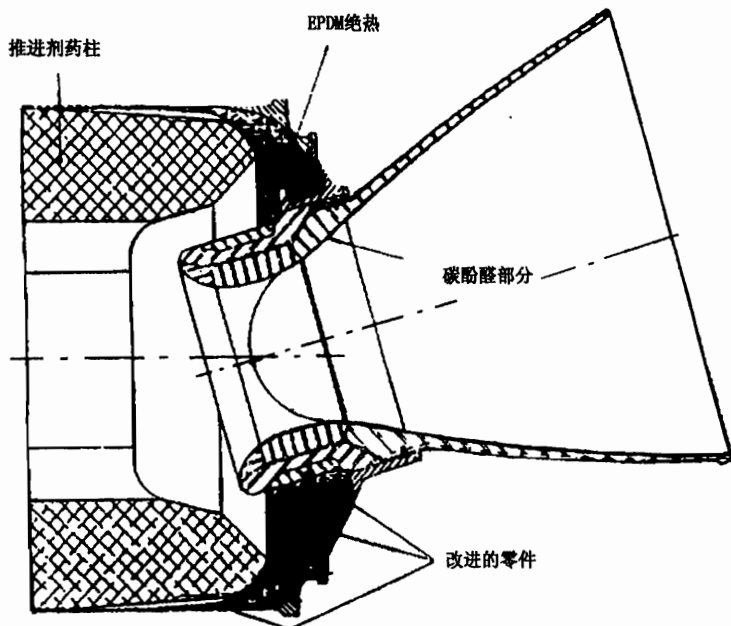
喷管 喷管潜入 27%, 通气面积与喉部面积之比为 2.55, 初始燃面与喉部面积之比为 179。喉衬材料为碳布酚醛, 出口锥烧蚀部件由玻璃布/酚醛缠绕, 固定件材料为 AISI 4130 钢, 喷管轴线与发动机轴线夹角为 $14(^{\circ})14(^{\prime})$, 喉部径向平均烧蚀率为 0.3 mm/s 。

点火装置 点火器为小火箭式, 有 7 个小喷嘴。点火器装药为 CTPB 推进剂, 含铝 15%, CTPB 13%。药型为 16 角星孔, 设计额定流量为 15.5 kg/s , 燃烧时间 70 ms, 点火电路设计保证从隔爆式起爆器点火到发动机压力达到 90% 的时间小于 150 ms。

改进与发展

主发动机研制过程中, 共进行了 8 次全尺寸静态点火试验, 其中 4 次为研制试验, 4 次为鉴定试验。

1982 年 1 月 22 日在进行第一次研制发动机试车时, 发动机工作 10.3 s 时, 压力值比预示值略高。同

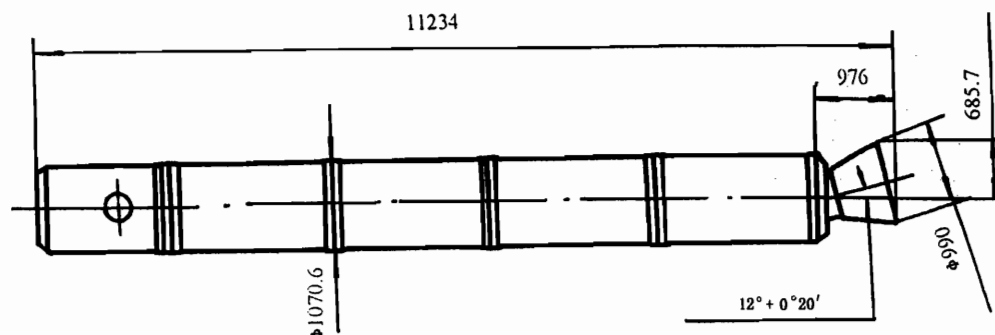


“阿里安 3-0*”喷管后密封组件结构改进图

同时后封头绝热层出现破坏, 后密封件烧出二个对称的洞, 21 s 时喷管被抛出。失败原因归结为两个: 一是出现了大旋涡, 二是由于喷管倾斜, 在喷管入口处拐弯, 引起燃气和绝热层之间热传递增加, 绝热层烧蚀增大, 在不对原有工装作较大修改前提下, 改进了喷管结构设计, 并采用抗烧蚀性能更好的绝热层, 改进结构为左图。

第一次试验破坏处的后端盖凹部绝热层厚度增加到 101 mm, 第一次试验的烧蚀率为 1.75 mm/s , 第二次试验的烧蚀率为 1.3 mm/s 。改进后进行的 7 次试车全部成功。

阿里安 4-0* (Ariane 4-0*)



“阿里安 4-0*”发动机外形图

“阿里安 4-0*” (Ariane 4-0*) 固体火箭发动机是欧洲航天局“阿里安 4” (Ariane 4) 运载火箭的捆绑助推发动机, 由意大利 SNIA BPD 公司于 1982 年开始研制, 是在“阿里安 3-0*”基础上改进而成的。要求每对助推发动机的推力不平衡小于 20%, 最大燃烧时间差小于 5.4 s, 发动机纵轴的推力偏心小于 12 mm。

研制过程中共进行 4 次全尺寸静态试车, 其中 2 台为研制发动机, 2 台为鉴定发动机, 全部成功。第 1 次试车于 1985 年 1 月 25 日, 其余 3 次于 1985 年 5 月至 9 月完成。自 1988 年 6 月 15 日首次用于“阿里安-44 LP”以来, 截止 1995 年 7 月, 共使用 50 台固体助推发动机, 全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 070	比 冲(海平面, 21℃)	m/s	2 310
长 度	mm	11 234	总 冲(真空)	kN·s	21 987
总 质 量	kg	11 692	工作时间(21℃)	s	39.9
质 量 比		0.818	推进剂类型		端羧基聚丁二烯(CIPB)
推 力(最大, 21℃)	kN	700	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	650	喷管喉径	mm	337
燃烧室压力(最大 21℃)	MPa	5.12	喷管扩张比		8.03

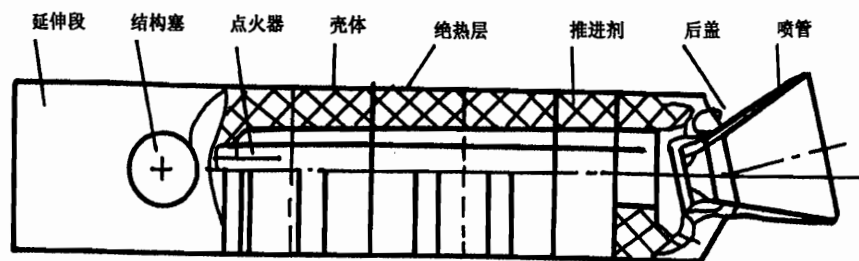
发动机结构

结构组成 “阿里安 4-0*”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 “阿里安 4-0*”和“阿里安 3-0*”的壳体具有互换性。“阿里安 4”的助推发动机采用 4 段壳体, 由 4 个环焊接而成, 而“阿里安 3”助推发动机则采用 3 段壳体。前、后封头保持不变, 筒段壁厚均为 5 mm, 极限强度 1 060 MPa, 屈服强度 932 MPa。

为满足助推器发动机与芯级的连接要求, 用螺栓在前裙上安装了一个结构延伸段。延伸段采用 AISI 4130 钢焊件制成, 由前后对接裙和一段圆筒组成。为了将点火器扩燃药装入点火发动机中, 延伸段上加工有两个通向前封头的孔, 但为了保证刚度, 承受飞行载荷, 飞行前需用塞子把两个孔堵住。

为适应斜喷管的安装要求, 对后封头作了修改, 减薄了法兰盘厚度, 加厚绝热层。绝热层为充填石棉



“阿里安 4-0*”助推发动机结构图

的三元乙丙(EPDM)橡胶,先模压成预硫化件,然后再粘接到壳体上。绝热层质量 227 kg。

推进剂药柱的药型为六角星形。CTPB 含量 14%,铝粉 10%,比“阿里安 3-0*”药柱 16%的铝粉含量低,这样有利于减少尾部绝热层和喷管的烧蚀,为了抵消其较大的燃面,改变了高氯酸铵粒度分布,并取消燃速促进剂,以减小燃速。另外对药柱进行了优化设计,以降低应力,药柱质量为 9 562 kg。

浇铸前绝热层上涂一层氮丙啶涂层。总量为 9.5 t 的推进剂药柱分四批连续浇入发动机内,每批 2.5 t 左右。采用钢制芯模。

喷管 “阿里安 4-0*”的喷管与“阿里安 3-0*”设计基本相同,未作大的改动。带缠组件的数量减少,喷管气动型面进行了修改以提高性能。由于燃烧时间加长,增加了关键部位烧蚀材料的厚度,使它与“阿里安 3-0*”喷管有相同的安全裕度。喷管潜入 27%,出口直径与“阿里安 3-0*”的相同,喉径增加到 337 mm,故扩张比降为 8.03,比“阿里安 3-0*”的 8.3 要低。喷管长 1 097 mm,固定体材料为 AISI 4130 钢,喉衬为碳布/酚醛,出口锥为碳/酚醛并外缠玻璃/环氧布带,喷管质量 345 kg,与发动机轴线倾斜 12(°)。

点火装置 点火器为小火箭式,质量 27 kg,开有 7 个小喷咀。扩燃药和“阿里安 3-0*”的 $\text{BKNO}_3\text{-2D}$ 型烟火剂药片相同,药重 45 g,药盒上有 20 个孔。主装药药型为 16 角星形,含铝粉 15%,端羧基聚丁二烯 13%,浇铸时芯模上涂一层聚四氟乙烯。

阿里安 5-0* (Ariane 5-0*)

“阿里安 5-0*” (Ariane 5-0*) 固体火箭发动机是欧洲航天局“阿里安 5 (Ariane 5) 运载火箭的捆绑助推发动机,1988 年开始研制。发动机总体设计与研制由意大利 BPD 公司和法国 SEP 公司合作组建的欧洲推进公司 (Euro-Propulsion) 完成,法国 SNPE 公司为子承包商进行药柱设计和制造,德国 MAN 公司进行发动机壳体设计,SEP 公司则进行绝热层及喷管的设计和制造,BPD 负责点火器设计制造。

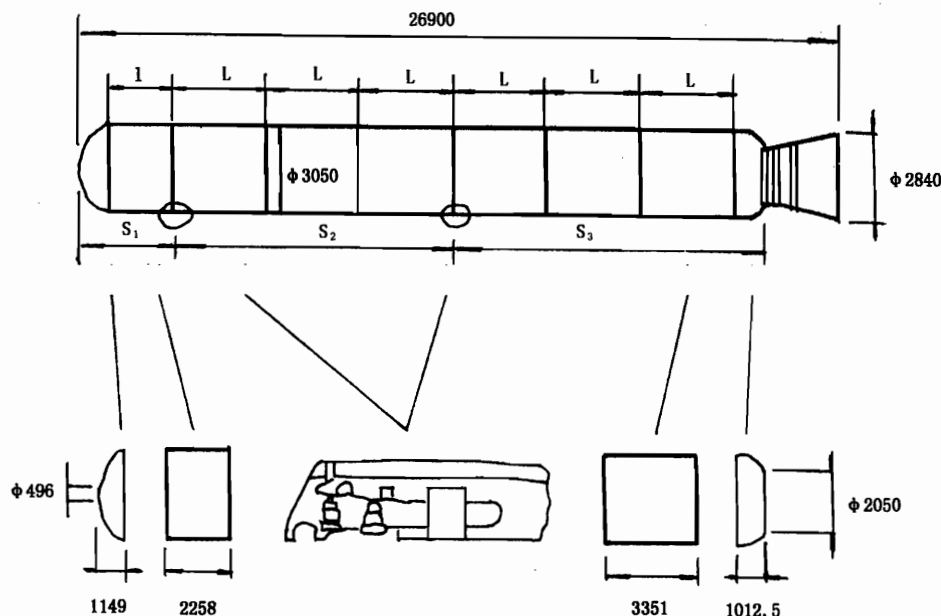
1993 年 2 月 16 日进行了第一次厚壁全尺寸发动机静态点火试车。“阿里安-5”火箭每次捆绑 2 台固体助推发动机,1996 年 6 月 4 日在进行首次实际飞行发射时,由于控制系统出现故障而发生爆炸。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 050	总 冲(海平面)	kN·s	534 000
长 度	mm	26 774	总 冲(真空)	kN·s	630 520
总 质量	kg	268 100	燃烧时间	s	132.6
质 量 比		0.884	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HIPB)
推 力(平均)	kN	4 696.4	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.95	喷管喉径	mm	900

燃烧室压力(平均)	MPa	4.16	喷管扩张比(初始)	9.86
比 冲(海平面)	m/s	2 328	推力矢量控制	柔性喷管
比 冲(真空)	m/s	2 659.4		

发动机结构



“阿里安 5-0*”发动机结构图

结构组成 “阿里安 5-0*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 壳体由三大段组成,这三段分别浇铸推进剂,在发射现场通过两个现场接头连接。前段由前封头和一个圆筒焊接而成,中间段由三个圆筒焊接而成,后段由三个圆筒和一个后封头焊接而成。现场接头采用 U 形连接件方式,设计中吸取了美国“挑战者号”航天飞机爆炸的教训。

壳体材料为 48 CD 4-10 钢,极限强度 1 500 MPa,屈服强度 1 300 MPa,断裂韧性 $78 \text{ MN/m}^{3/2}$,壳体壁厚 8 mm。壳体质量 19.7 t。

发动机内绝热层为凯夫拉纤维和硅充填的 EPDM 橡胶,总质量 4.9 t,这种绝热层已在 SEP 公司研制的大型导弹发动机中广泛应用。

推进剂前段为 15 角星型药柱,其余为柱孔型。配方为 Al:18%, AP(包括燃速促进剂):68%, HTPB:14%。燃速(27°C , 6.9 MPa)9.2 mm/s,燃速压力指数 0.37,推进剂密度 1.7 g/cm^3 ,药柱质量为 237 100 kg。

喷管 喷管总质量 6.1 t,长度 3.42 m,潜入 1.2 m,出口直径 2.826 m,推力矢量偏角为 6° ,平均出口锥半角 18° ,出口端半角为 11° 。喷管可存放 5 年。绝热层设计安全系数相对于烧蚀厚度取 2,相对于炭化厚度取 1.25,要使燃烧完时的界面温度低于 100°C 。

喷管喉衬材料为 SEPCARBON 三向碳/碳,由 SEP 公司制造。喷管固定体由 35 NCD 16 钢制成,由 100 个直径 30 mm 的螺栓与后极孔接头相连,固定体上的绝热层为碳/酚醛,用 EC 2216 环氧和固定体粘接在一起,室温固化。入口锥固定体材料为 7010 铝合金。出口锥前段和后段固定体材料为 7020 铝合金,前部烧蚀层为碳/酚醛,以 45° 角缠绕,从膨胀比为 2 处开始,缠绕方向与中心线平行。出口锥后段烧蚀层为碳和硅布/酚醛材料,与中心线平行缠绕。

柔性接头组件由 8 层各厚为 6 mm 的橡胶层和 7 层各厚为 8 mm 的金属增强层组成,带有防热套。

前、后端环由 35 NCD 16 钢制造,柔性接头重约 1 t。作动系统质量 150 kg。
点火装置 点火器为小火箭式,端燃药型,装药质量 25 kg。点火器总质量 30 kg。

S-520*

S-520* 固体火箭发动机是日本 S-520 单级探空火箭的发动机,其承包商是日本日产(NISSAN)汽车公司。该发动机于 1980 年 1 月 20 日首飞。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	524	燃烧时间	s	28.7
长 度	mm	5 865	工作时间	s	31.4
推 力(真空,平均)	kN	143.168	推进剂类型		聚丁二烯
燃烧室压力(平均)	MPa	4.26	喷管喉径	mm	161
比 冲(真空)	m/s	2 597	喷管扩张比		7.0
总 冲	kN·s	4 109			

发动机结构

S-520* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为高强度钢,喷管采用碳纤维增强塑料,推进剂装药质量 1 620 kg。

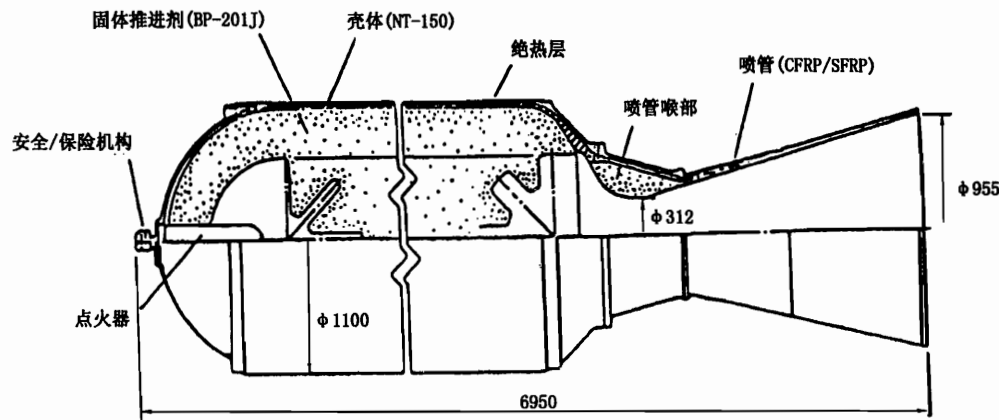
TR-1A*

TR-1A* 固体火箭发动机是日本 TR-1A 微重力试验探空火箭的发动机,由日本宇宙开发事业团(NAS-DA)负责研制。该发动机采用了 H-2 运载火箭助推器的技术,但尺寸要小得多,原先用于试验火箭 TR-1,用来试验 H-2 火箭的空气动力性能,于 1988 年~1989 年间进行过 3 次飞行试验。从 1989 年起,将该箭改作微重力试验探空火箭,代号 TR-1A,研制工作中对其它子系统有一些改动,但固体发动机未作更动。该箭 1991 年 9 月首次发射,至 1995 年底共飞行 4 次,全部成功,计划于 1998 年还要飞行 3 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 100	工作时间	s	54
长 度	mm	6 950	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HIPB)
推 力(海平面,起飞)	kN	608	喷管数量		1
比 冲(真空)	m/s	2 664	喷管喉径	mm	312
总 冲(真空)	kN·s	18 650	喷管扩张比		9.4
燃烧时间	s	52			

发动机结构



TR-1A* 发动机结构

结构组成 TR-1A* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

燃烧室 壳体材料为 NT-150 低合金碳钢,和 H-2 火箭助推器相同,主要合金成份为 Ni-Cr-Mo-V-Co, 屈服强度 1 300 MPa,极限强度 1 500 MPa,采用卷焊方式成型。推进剂药柱采用星孔药型,壳体粘结式,真空浇铸成型,装药量 7 000 kg。推进剂配方代号 BP-201J,和 H-2 助推器相同,含 HTPB 粘合剂 14%,铝粉 18%,高氯酸铵氧化剂 68%,总固体含量 86%,在 5 MPa 下线燃速为 6 mm/s。

喷管 所用材料亦和 H-2 火箭助推器相似,其出口锥采用碳纤维和高硅氧增强塑料衬层。

点火装置 配置有安全发火机构。

该发动机未设置推力矢量控制装置,火箭飞行时的姿态由 4 个前翼和 4 个后翼来控制。

300 SB

300 SB 固体火箭发动机是日本“兰姆达-4S”(L-4S)运载火箭的捆绑式助推发动机,置于火箭第一级两侧,每次使用 2 台。发动机由日本东京大学宇宙科学研究所(ISAS)研制,它也是日本首次用作卫星运载火箭的固体发动机。“兰姆达-4S”火箭从 1966 年起曾先后发射 5 次,直至 1970 年第 5 次发射时才获成功,尔后即被“缪-4S”(M-4S)火箭取代,300 SB 发动机相应的后继型号是 310 SB。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	310	总 冲(真空)	kN·s	780
长 度	mm	5 772	燃烧时间	s	5.0
总 质 量(级质量)	kg	553	工作时间	s	7.4
推 力(最大,真空)	kN	135	推进剂类型	聚氨酯(PU)	
推 力(平均,真空)	kN	124	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	5.33	喷管喉径	mm	160
燃烧室压力(平均)	MPa	4.35	喷管扩张比	3.5	
比 冲(真空)	m/s	2 158			

发动机结构

300 SB 发机由燃烧室、喷管、点火装置构成。壳体材料为铬钼合金钢,抗拉强度 850 MPa。推进剂牌号 UP-10,和 735 3/3 发动机相同。药柱长 4 580 mm,装药量 363 kg,用 NAB 322 g 点火器点燃。推进剂抗拉强度 1.16 MPa,伸长率 > 50%,燃速 6.1 mm/s。

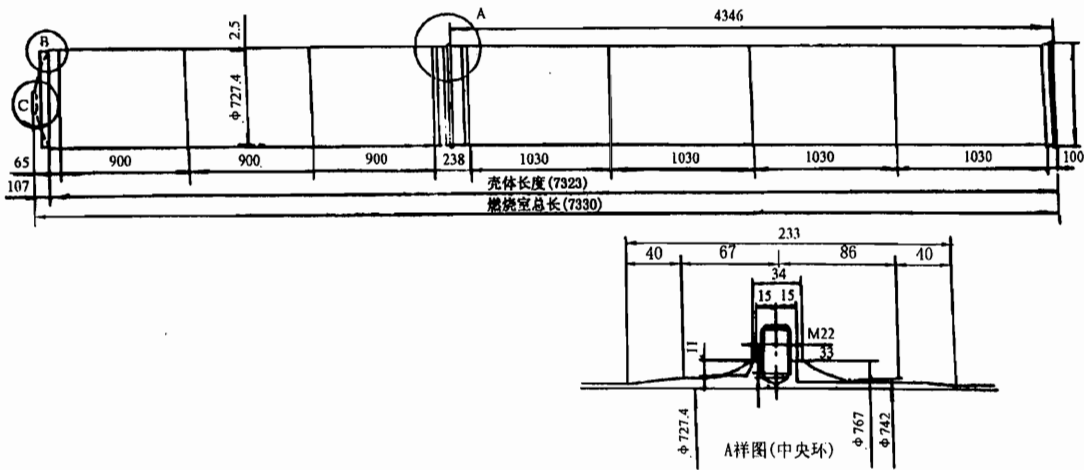
735 3/3(B₁)

735 3/3 固体火箭发动机是日本“兰姆达-4S”(L-4S)运载火箭的第一级发动机。由日本东京大学宇宙科学研究所研制。该发动机是日本第一次用于卫星运载火箭的固体发动机,在“兰姆达-3H”探空火箭用发动机基础上改进而成。“兰姆达-4S”火箭曾先后发射 5 次,于 1970 年第 5 次发射才成功。尔后被 M-4S 火箭代替。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	735	比 冲(真空)	m/s	2 118
长 度(级长)	mm	8 381	总 冲(真空)	kN·s	8 213
总 质 量(级质量)	kg	4 970	燃烧时间	s	20
质 量 比		0.80*	工作时间	s	29
推 力(最大,真空)	kN	461	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(平均,真空)	kN	363	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.62	喷管喉径		295
燃烧室压力(平均)	MPa	3.94	喷管扩张比		3.9
比 冲(海平面)	m/s	2 017			
* 估算值					

发动机结构



735 3/3 发动机壳体尺寸

735 3/3 发动机由燃烧室、喷管和点火器构成。

燃烧室壳体由 HT-140 高强度钢制成,壳体壁厚 2.5 mm,长 7 330 mm,封头呈半球形,壳体安全系数 1.5。

推进剂药柱采用七角星孔药型,推进剂配方代号 UP-10,推进剂质量 3 879 kg,含高氯酸铵 67%,铝粉 10%,拉伸强度 0.83 MPa,伸长率 > 50%,燃速 6 mm/s,在 $\Phi 110$ mm 小发动机($P_c = 5$ MPa,喷管扩张比 = 6)中的实测比冲为 2 207 m/s。推进剂药柱用 NAB 800 g 点火器点燃。

735 1/3(B₂)

735 1/3 固体火箭发动机是日本“兰姆达-4S”(L-4S)运载火箭的第二级发动机,由日本东京大学宇宙科学研究所研制。该发动机也是日本首次用作卫星运载火箭的固体发动机,在“兰姆达-3H”探空火箭用发动机基础上改进而成。“兰姆达-4S”火箭曾先后发射 5 次,于 1970 年第 5 次发射时才成功,尔后即被 M-4S 火箭取代。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	735	总 冲(真空)	kN·s	4 073
长 度(级长)	mm	3 927	燃烧时间	s	33.5
总 质 量(级质量)	kg	2 475	工作时间	s	38.4
推 力(最大,真空)	kN	130	推进剂类型	聚氨酯(PU)	
推 力(平均,真空)	kN	115	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.43	喷管喉径	153	
燃烧室压力(平均)	MPa	4.13	喷管扩张比	6	
比 冲(真空)	m/s	2 207 ~ 2 380			

发动机结构

735 1/3 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体由 HT-140 高强度钢制成,推进剂药柱采用七角星孔药型,推进剂配方代号为 UP-18,药量 1 845 kg,推进剂含高氯酸铵 65.2%,铝粉 13.8%,抗拉强度 0.9 MPa,伸长率 > 50%,燃速 4.7 mm/s,在 $\Phi 110$ mm 小发动机($P_c = 5$ MPa,喷管扩张比 = 6)中的实测比冲为 2 242 m/s。推进剂药柱采用 NAB 80 g 点火器点燃。

500(B₃)

500 固体火箭发动机是日本“兰姆达-4S”(L-4S)运载火箭第三级发动机,由日本东京大学宇宙科学研究所研制。该发动机也是日本首次用作卫星运载火箭的固体发动机,在“兰姆达-3H”探空火箭用发动机基础上改进而成。“兰姆达-4S”火箭从 1966 年起曾先后发射 5 次,于 1970 年第 5 次发射才成功,尔后即被 M-4S 火箭取代。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	504	比 冲(真空)	m/s	2 445
长 度(级长)	mm	2 519	燃烧时间	s	18
总 质 量(级质量)	kg	832	工作时间	s	27
推 力(最大,真空)	kN	73	推进剂类型		聚丁二烯
推 力(平均,真空)	kN	64.5	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.0			

发动机结构

500 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。燃烧室壳体采用 HT-140 高强度钢制成,推进剂药柱采用七角星孔药型,推进剂药量 548 kg。发动机工作时火箭姿态由 H₂O₂ 姿控发动机喷射实现。

480 S

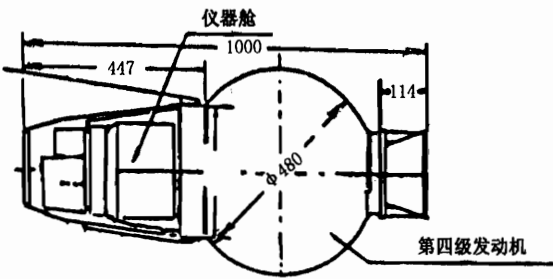
480 S 固体火箭发动机是日本“兰姆达-4S”(L-4S)运载火箭第四级发动机,由日本东京大学宇宙科学研究所研制。该发动机也是日本首次用作卫星运载火箭的固体发动机,和“兰姆达-4S”火箭前三级发动机不同之处在于它是一种新研制的发动机,无前继型号。“兰姆达-4S”火箭从 1966 年起曾先后发射 5 次,至 1970 年第 5 次发射时才成功,尔后即被 M-4S 火箭取代。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	483	总 冲(真空)	kN·s	218
长 度(级长)	mm	1 000	燃烧时间	s	23.2
总 质 量(级质量)	kg	111	工作时间	s	29.4
推 力(最大,真空)	kN	11.8	推进剂类型		聚丁二烯
推 力(平均,真空)	kN	8.6	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.56	喷管喉径	mm	42
燃烧室压力(平均)	MPa	3.66	喷管扩张比		19.8
比 冲(真空)	m/s	2 445			

发动机结构

480 S 发动机由燃烧室、喷管、点火器构成。
燃烧室呈球形,壳体材料为 Ti-2Al-Mn 钛合金,用薄板材通过爆炸成型工艺制成半球壳,然后焊接成整体球壳,质量 6.5 kg。推进剂为聚丁二烯型,代号 BP-17,药量 88 kg,抗拉强度 1.3 MPa,伸长率 66%,燃速 5.3 mm/s,用笼形 NAB 44 g 点火器点燃。



480 S 发动机部位图

发动机喷管采用石墨喉衬, 喷管长 114 mm, 出口直径187 mm, 出口锥内衬采用酚醛玻璃钢材料。

SB-310

SB-310 固体火箭发动机是日本“缪-4S”(M-4S)运载火箭捆绑式助推发动机, 由日本宇宙科学研究所研制。该发动机是在其前继型号 300 SB 发动机基础上发展而来, 但技术上有较大程度改进。该发动机还用作日本“缪”(M)系列火箭其它型号(M-3C, M-3H, M-3S 火箭)的捆绑式助推发动机。SB-310 发动机于 1970 年首次飞行, 共计飞行 15 次, 使用发动机 120 台, 全部成功。

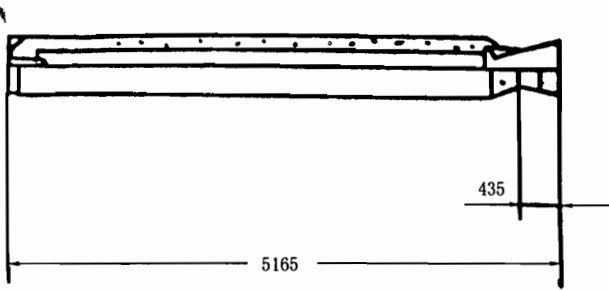
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	309	燃烧时间	s	5.5
长 度(级长)	mm	5 165	工作时间	s	7.7
总 质 量	kg	484	推进剂类型	聚氨酯(PU)	
质 量 比		0.702	喷管数量	1	
推 力(平均,海平面) kN		133.5	喷管喉径	mm	160
比 冲(海平面)	m/s	2 148	喷管扩张比	3.6	
总 冲(海平面)	kN·s	730			

发动机结构

SB-310 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体材料采用 SAE-4182 高强度钢, 抗拉强度 830 MPa。推进剂药柱采用星形内孔药型, 装药量 340 kg, 推进剂配方代号 UP-10, 和 M-10 发动机相同, 内含聚氨酯粘合剂 23%, 铝粉 10%, 高氯酸铵 67%, 在 Φ110 mm 小发动机($P_c = 5$ MPa, 喷管扩张比 = 6)中的实测海平面比冲为 2 207 m/s, 喷管采用石墨喉衬。



SB-310 发动机结构示意图

M-10

M-10 固体火箭发动机是日本“缪-4S”(M-4S)运载火箭第一级发动机, 亦用作 M-4S 火箭的后继型 M-3C 火箭的第一级发动机。该发动机由日本宇宙科学研究所研制, 它是日本第一种装药量达 20 t 级的大型固体发动机, 1963 年开始研制, 1970 年首次飞行, 在 M-4S 和 M-3C 两种火箭上共飞行 8 次。

发动机主要性能与结构参数

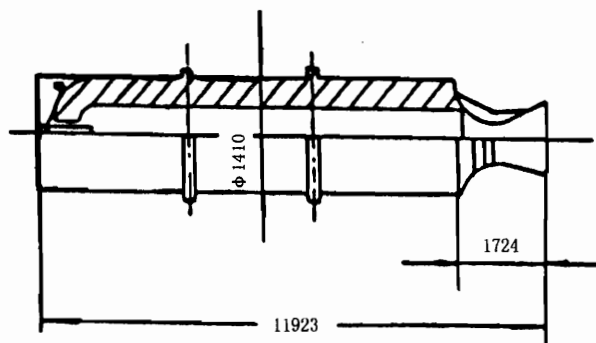
直 径	mm	1 410	燃烧时间	s	52
长 度	mm	11 920	工作时间	s	60
总 质 量	kg	25 200	推进剂类型		聚氨酯(PU)
质 量 比		0.817	喷管数量		1
推 力(平均,海平面)	kN	865	喷管喉径	mm	430
比 冲(海平面)	m/s	2 188	喷管扩张比		5.9
总 冲(海平面)	kN·s	45 070			

发动机结构

结构组成 M-10 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

该发动机是一种分段式发动机,由三个分段组成,各个分段分别装药,运到发射场后用螺栓、螺母通过法兰连接组装成个整体。

燃烧室壳体采用高强度马氏体时效钢 HT-200 制成,卷焊成型,屈服强度 1 570 MPa ~ 1 770 MPa,极限抗拉强度 1 960 MPa,伸长率 $\geq 8\%$,断裂韧性 $K_{IC} \geq 55.8 \text{ MN/m}^{3/2}$,壳体壁厚 5 mm,壳体分段连接方式如图所示。

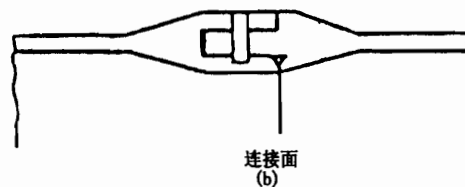
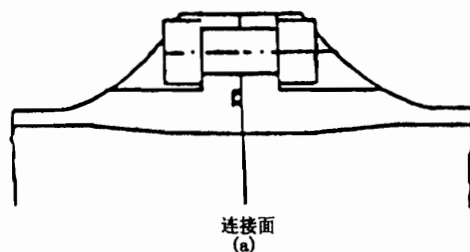


M-10 发动机结构示意图

推进剂药柱分别浇铸在三个分段中,在发射场组装时用粘接剂粘接成一个整体药柱。药柱采用七角星孔药型,装药量 20 600 kg。推进剂配方代号 UP-10,其中含粘合剂 23%,铝粉 10%,高氯酸铵 67%,在 $\Phi 110 \text{ mm}$ 小发动机($P_c = 5 \text{ MPa}$,喷管扩张比 = 6)中的实测海平面比冲为 2 207 m/s。

喷管长 1 724 mm,喉衬材料为石墨,扩张段内衬纤维增强塑料。

发动机自毁采用线状柔性炸药,沿发动机纵轴埋设,引爆时可将发动机头端沿纵向炸裂成两半。



M-10 发动机分段壳体的连接

改进与发展

M-10 发动机在 1977 年被其后继型 M-13 发动机代替。

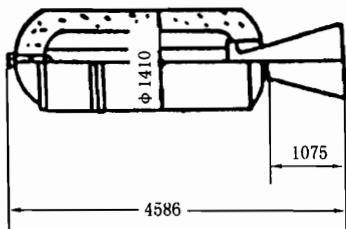
M-20

M-20 固体火箭发动机是日本“缪-4S”(M-4S)运载火箭第二级发动机,由日本宇宙科学研究所研制,1963 年开始研制,1969 年试飞,1970 年正式用于 M-4S 火箭首飞,用于 M-4S 共计飞行 4 次,工作均正常。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 410	总 冲(真空)	kN·s	18 840
长 度	mm	4 586	燃烧时间	s	66
总 质 量	kg	9 060	推进剂类型	聚氨酯(PU)	
质 量 比		0.788	喷管数量		1
推 力(平均,海平面)	kN	286	喷管喉径	mm	195
比 冲(真空)	m/s	2 639	喷管扩张比		20

发动机结构



M-20 发动机结构示意图

结构组成 M-20 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体长 3 511 mm,材料为 HT-200 马氏体时效钢,和 M-10 发动机壳体材料相同,屈服强度 1 570 MPa ~ 1 770 MPa,极限抗拉强度 1 960 MPa,伸长率 $\geq 8\%$,断裂韧性 $K_{IC} \geq 55.8 \text{ MN/m}^{3/2}$,壳体筒段壁厚 5 mm。

推进剂药柱采用星形内孔药型,装药量 7 140 kg,推进剂配方代号 UP-18,其中含聚氨酯粘合剂 21%,铝粉 13.8%,高氯酸铵 65.2%, $\Phi 110 \text{ mm}$ 小发动机 ($P_c = 5 \text{ MPa}$, 喷管扩张比 = 6) 中实测比冲

2 242 m/s。

喷管外露长度 1 075 mm,出口面积 0.76 m^2 ,喉衬为石墨材料。

自毁系统是一个和发动机喷管喉径相当的自毁装置封头盖,设置在燃烧室前封头中央,用分离螺母与发动机壳体相连。根据指令引爆分离螺母,燃烧室内压将自毁装置封头盖推开,燃气从前封头中央排出,终止发动机推力。

改进与发展

M-20 发动机仅用于 M-4S 火箭,1974 年在 M-3C 火箭首飞时就由其后继型 M-22 发动机取代。

M-30

M-30 固体火箭发动机是日本“缪-4S”(M-4S)运载火箭第三级发动机,由日本宇宙科学研究所研制,1963 年开始研制,1969 年试飞。1970 年正式用于 M-4S 火箭首飞,共飞行 4 次,工作均正常。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	860	总 冲(真空)	kN·s	5 410
长 度	mm	4 013	燃烧时间	s	42
总 质 量	kg	2 430	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.819	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	128.5	喷管喉径	mm	147
比 冲(真空)	m/s	2 717	喷管扩张比		17.4

发动机结构

结构组成 M-30 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体材料为 HT-200 高强度马氏体时效钢,屈服强度 1 570 MPa~1 770 MPa,极限抗拉强度 1 960 MPa,伸长率 $\geq 8\%$,断裂韧性 $K_{IC}\geq 55.8\text{ MN/m}^{3/2}$ 。

推进剂药柱采用星形内孔药型,配方代号为 BP-12,其中含 CTPB 粘合剂 16%,铝粉 16%,高氯酸铵 68%,在定应变试验中实测拉伸强度为:-40℃下 5.68 MPa,24℃下 1.39 MPa,70℃下 0.61 MPa,在 $\Phi 110\text{ mm}$ 小发动机($P_c=5\text{ MPa}$,喷管扩张比=6)中实测比冲 2 267 m/s,推进剂装药量 1 990 kg。

喷管出口面积 0.375 8 m²,喉衬为石墨材料,喷管为单个固定喷管,发动机工作时通过自旋实现稳定。

M-30 发动机自毁系统和 M-20 发动机相同,即在燃烧室前封头中央设置一自毁装置封头盖,根据指令引爆分离螺母,发动机内压将封头盖掀开,终止发动机推力。

改进与发展

M-30 发动机无相应后继型号,1974 年 M-3C 火箭代替 M-4S 火箭后,该发动机即终止使用。

M-40

M-40 固体火箭发动机是日本“缪-4S”(M-4S)运载火箭的第四级发动机,由日本宇宙科学研究所研制,在其前继型号 480 S 发动机(L-4S 第四级)基础上研制而成,1970 年首次飞行,共计飞行 4 次,成功 3 次,另一次系其它系统故障,本发动机属于未工作。

发动机主要性能与结构参数

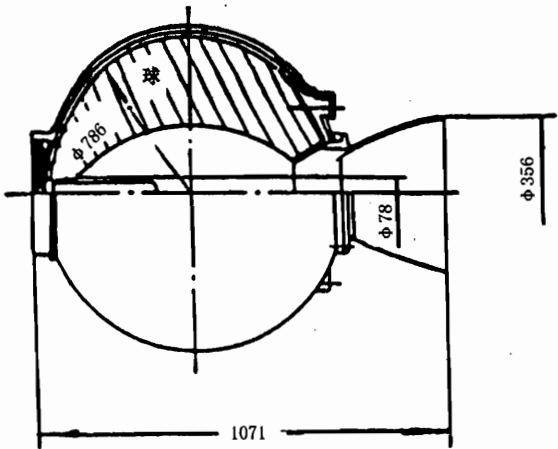
直 径	mm	786	燃烧时间	s	28
长 度	mm	1 060	工作时间	s	39
总 质 量	kg	440	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.864	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	37.3	喷管喉径	mm	69
比 冲(真空)	m/s	2 717	喷管扩张比		26.8
总 冲(真空)	kN·s	1 030			

发动机结构

结构组成 M-40 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体采用 Ti-2Al-2Mn 薄板爆炸成型成两个半球体后焊接而成,其材料和工艺与前继型号 480 S 发动机基本相同。推进剂药柱采用星形内孔燃烧药型,装药量 380 kg,推进剂配方代号 BP-12,其中含 CTPB 粘合剂 16%,铝粉 16%,高氯酸铵 68%,在定应变试验中实测拉伸强度为:-40℃下 5.68 MPa,24℃下 1.39 MPa,70℃下 0.61 MPa. 在 Φ110 mm 小发动机($P_c = 5$ MPa,喷管扩张比 = 6)中实测比冲 2 267 m/s。

喷管部分潜入燃烧室,外露长度 141 mm,全长 251 mm,出口直径 356 mm,喉部采用石墨喉衬,喷管为固定喷管,发动机工作时通过自旋方式稳定姿态。



M-40 发动机结构图

M-22

M-22 固体火箭发动机是日本“缪-3C”(M-3C)运载火箭的第二级发动机,它是 M-20 发动机(M-4S 火箭第二级)的改进型,由日本宇宙科学研究所研制,1974 年首次飞行。此外,它还用于 M-3C 火箭的后继型号(M-3H 火箭和 M-3S 火箭的第二级),该发动机共发射 11 次,成功 10 次,一次失败发生于 1976 年,因火箭电路系统故障导致推力矢量控制系统工作异常所致。

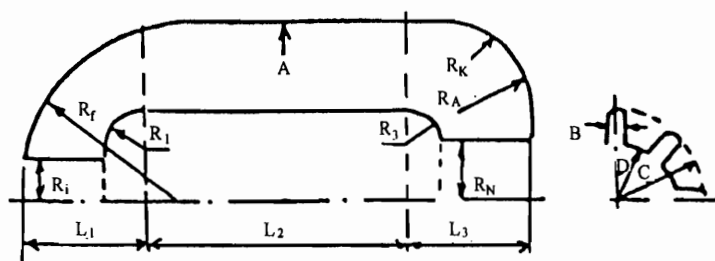
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 410	总 冲(真空)	kN·s	19 620
长 度	mm	4 873	燃烧时间	s	55
总 质 量	kg	8 630	工作时间	s	69
质 量 比		0.835	推进剂类型		端羧基聚丁二烯(CTPB)
推 力(平均,真空)	kN	355	喷管数量		1
燃烧室压力(平均)	MPa	4.48	喷管喉径	mm	230
燃烧室压力(最大)	MPa	4.99	喷管扩张比		22
比 冲(真空)	m/s	2 717	推力矢量控制		液体二次喷射

发动机结构

结构组成 M-22 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制系统构成。

燃烧室 燃烧室壳体沿用了 M-20 发动机所用的 HT-200 马氏体时效钢,屈服强度 1 570 MPa-1 770 MPa,极限抗拉强度 2 000 MPa,伸长率 $\geq 8\%$,断裂韧性 $K_{IC} \geq 55.8$ MN/m^{3/2},壳体壁厚 4.5 mm。壳体前、后



M-22 发动机推进剂药柱构型

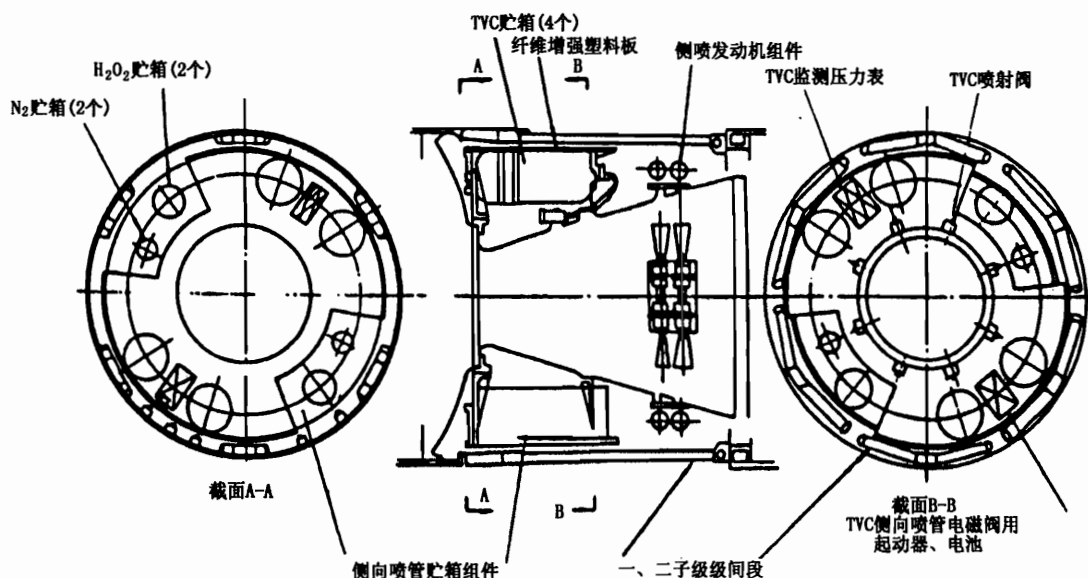
L_1 —550 R_1 —250 R_2 —100 C —366 L_2 —2533 R_3 —113 R_4 —280 D —144
 L_3 —426 A —696 R_5 —225.3 R_6 —688.3 R_7 —1259.3 B —54 单位:mm

封头使用 HT-140 钢,抗拉强度 1 400 MPa,前封头球半径 695 mm,壁厚 5.8 mm,后封头壁厚 8 mm,壳体全长 3 619 mm。

推进剂药柱采用八角星孔药型(如图所示),药柱长 3 509 mm,所用配方代号 BP-22B,内含 CTPB 粘合剂 18%,铝粉 18%,高氯酸铵 64%,装药量 7 220 kg,推进剂密度 1.7 g/cm^3 ,最大抗拉强度 1.1 MPa,最大延伸率 37%,最大抗拉模量 6.28 MPa, $\Phi 110 \text{ mm}$ 小发动机($P_c = 5 \text{ MPa}$)实测燃速 5.94 mm/s 。

喷管 喷管为潜入型锥形喷管,外露长度 1 133 mm,喉径 230 mm,喉衬材料为石墨,扩张段采用玻璃纤维增强塑料。

推力矢量控制 推力矢量控制系统使用液体二次喷射系统控制火箭飞行的俯仰和偏航,它是日本首次采用推力矢量控制系统的固体发动机,侧向力为火箭发动机主推力的 1.4%,工质为氟里昂 114-B2,沿喷管扩张段均布 8 个直径 $\Phi 8.0 \text{ mm}$ 的喷射孔,孔部位在 $\epsilon_i/\epsilon_e = 0.31$ 处(其中 $\epsilon_i = A_i/A_t$, $\epsilon_e = A_e/A_t$, A_i —喷射孔所在横截面直径, A_e —喷管出口直径, A_t —喷管喉径),工质容量 40 L,质量 87 kg 贮放在 4 个钛合金贮罐内,用 N_2 增压,开关电磁阀控制流量,每个阀控制一个喷孔,电磁阀型号为 MOOG55-102B, 102C, 102D, 美国产品,放置在喷管背壁外侧四周(如图)。火箭滚动用侧向喷射系统控制 16 个喷咀,4 个一组两两成对地均布于喷管外壁四周,每个喷咀提供 80 N 推力,工质为 H_2O_2 ,用 2 个贮罐贮放,容积 40 L,质量 56 kg,压力 1.6 MPa,增压气体为 N_2 。



M-22 发动机推力矢量控制系统布置

点火装置采用小火箭式,点火推进剂为聚异丁烯型,牌号 IP-1,装药为六角星孔药型,药柱直径 $\Phi 144$ mm,药量 7.1 kg,燃烧时间 670 ms。

发动机自毁系统设置在前封头中央位置。

发展与改进

M-22 发动机用于 M-3S 火箭时作了局部改进,其一是重新设计了推力向量控制的活门,使喷射工质用量减少一半。其二是改进了点火器主装药,并设置了远距离操作的点火安全机构。

M-22 发动机在 1985 年 M-3S 2 火箭首次飞行时,被其后继型号 M-23 取代。

M-3A

M-3A 固体火箭发动机是日本“缪-3C”(M-3C)运载火箭的第三级发动机。由日本宇宙科学研究所研制。该发动机由其前继型号 M-40 发动机(M-4S 火箭第四级)基础上改进而成,代表了日本当时的先进水平。该发动机还用作“缪”(M)系列火箭其它型号(M-3H、M-3S)的第三级发动机,共计飞行 11 次,成功 10 次,未成功的一次系其它系统故障,本发动机属于未工作。

发动机主要性能与结构参数*

直 径	mm	1 135	总 冲(真空)	kN·s	3 000
长 度	mm	1 568	燃烧时间	s	45
总 质 量	kg	1 230	工作时间	s	53
质 量 比		0.871	推进剂类型		端羧基聚丁二烯(CIPB)
推 力(平均,真空)	kN	66.9	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.3	喷管喉径	mm	108
比 冲(真空)	m/s	2 785	喷管扩张比		41.5

* 基本型(M-3A-2)性能数据

发动机结构

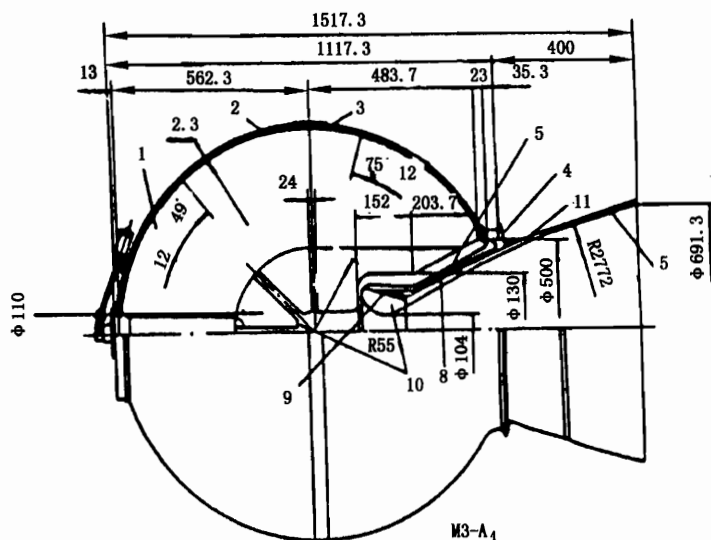
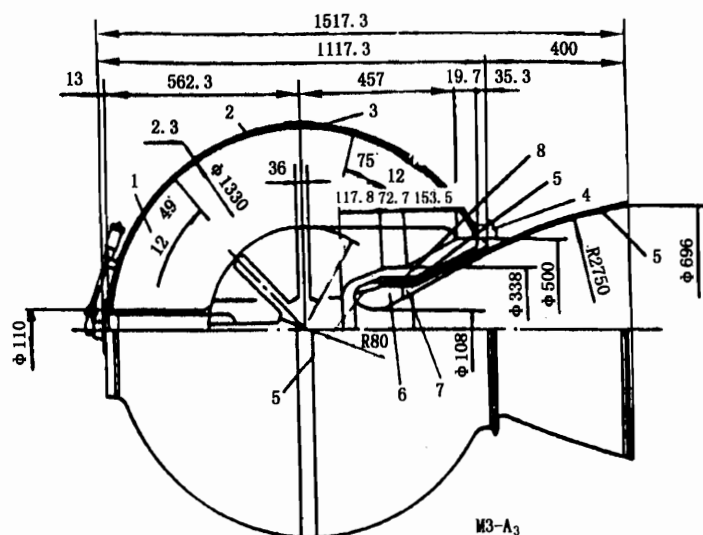
结构组成 M-3A 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体采用强度高、焊接性能好的 Ti-6Al-4V(β 组织),抗拉强度 960 MPa,屈服强度 860 MPa,伸长率 12%,退火状态比强度为 2.09×10^5 MPa·cm³/kg,热处理状态比强度为 2.61×10^5 MPa·cm³/kg,断裂韧性 $K_{IC} = 52.7$ MN/m^{3/2},壳体壁厚 3 mm。M-3A 发动机第 3 种型号第 4 种型号各部位尺寸比较如图所示。

推进剂药柱采用八角星孔药型,药柱长 1 040 mm,直接浇铸在燃烧室中,配方代号 BP-20B,其中含 CTPB 粘合剂 17%,高氯酸铵 67%,铝粉 16%。推进剂密度 1.7 g/cm³,抗拉强度 0.81 MPa,杨氏模量 3.6 MPa,最大伸长率 73%,线燃速(20℃,4.9 MPa)6.75 mm/s,压力指数 0.236,绝热火焰温度 3 039 K,燃气平均分子量 25.47 g/mol,燃气比热比 1.208,推进剂装药量 1 080 kg。

喷管采用潜入固定喷管,外露长度 427 mm,出口直径 721 mm。

点火装置采用小火箭式点火器,点火推进剂为聚异丁烯型,牌号 IP-1,药柱长 253mm,直径 61.5 mm,有效燃烧时间 635 ms,最大工作压力 5.5 MPa,八个喷咀,喉径 8.2 mm。M-3A 发动机未设置推力矢量控制



M-3A 发动机结构尺寸比较

1—推进剂 2—钛合金 3—丁腈/石棉 4—铝支座 5—硅/酚醛 6—G113 石墨 7—硅/酚醛 8—碳/酚醛 9—硅/酚醛 10—ATJ 石墨 11—硅/环氧 12—人工脱粘

装置,飞行时采用自旋方式实现稳定,自旋由喷气系统和致旋发动机实现,转速 2 r/s。

发展与改进

M-3A 发动机在总计 11 次飞行中,曾进行了一系列改进,共发展了 4 种型号,其中前 3 个型号均属小的改进(M-3A-1,M-3A-2,M-3A-3),只有 M-3S 火箭最后一次飞行所用的 M-3A-4 发动机改进最大,发动机性能有较大幅度提高。有关性能如下。

直 径	mm	1 135	燃烧时间	s	52
长 度	mm	1 520	工作时间	s	60
总 质 量	kg	1 310	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.885	喷管数量	1	

推 力(平均,真空)	kN	63.3	喷管喉径	mm	104
比 冲(真空)	m/s	2 834	喷管扩张比		43.8
总 冲(真空)	kN·s	3 292			

M-3A-4 发动机技术上主要改进首先是推进剂配方,采用了性能更高的 BP-27B 配方,其中含 CTPB 粘合剂 14%,铝粉 20%,高氯酸铵 66%,推进剂密度提高为 1.77 g/cm^3 ,线燃速(20°C , 4.9 MPa) 6.95 mm/s ,压力指数 0.29,绝热火焰温度 $3\,349 \text{ K}$,燃气平均分子量 27.84 g/mol ,比热比 1.193,推进剂装药量提高到 $1\,160 \text{ kg}$,药柱药型也作了改进。

第二项主要改进是燃烧室壳体材料,采用 $\alpha + \beta$ 组织的 Ti-6Al-4V 钛合金代替了原来的 β 组织钛合金,抗拉强度和屈服强度分别提高到 $1\,130 \text{ MPa}$ 和 $1\,060 \text{ MPa}$,伸长率 6%,断裂韧性 $K_{IC} = 50 \text{ MN/m}^{3/2}$,因而使壳体壁厚减薄,使结构质量减轻 14 kg 。

1985 年在日本 M-3S2 火箭首飞时,M-3A 发动机被其后继型号 M-3B 发动机代替。

M-13

M-13 固体火箭发动机是日本“缪-3H”(M-3H)运载火箭的第一级发动机,在其前继型号 M-10 发动机基础上改进而成,由日本宇宙科学研究所研制。在改进中,发动机长度增加了 2.8 m ,并采用了新的推进剂配方,发动机性能大幅度提高。在研制过程中,还曾开发了两个过渡型发动机,即 M-11 和 M-12。但这两种发动机未付诸应用。M-13 发动机于 1977 年首次飞行,以后还用于 M-3H 火箭的后继型(M-3S, M-3S2)的第一级发动机。该发动机共计飞行 16 次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

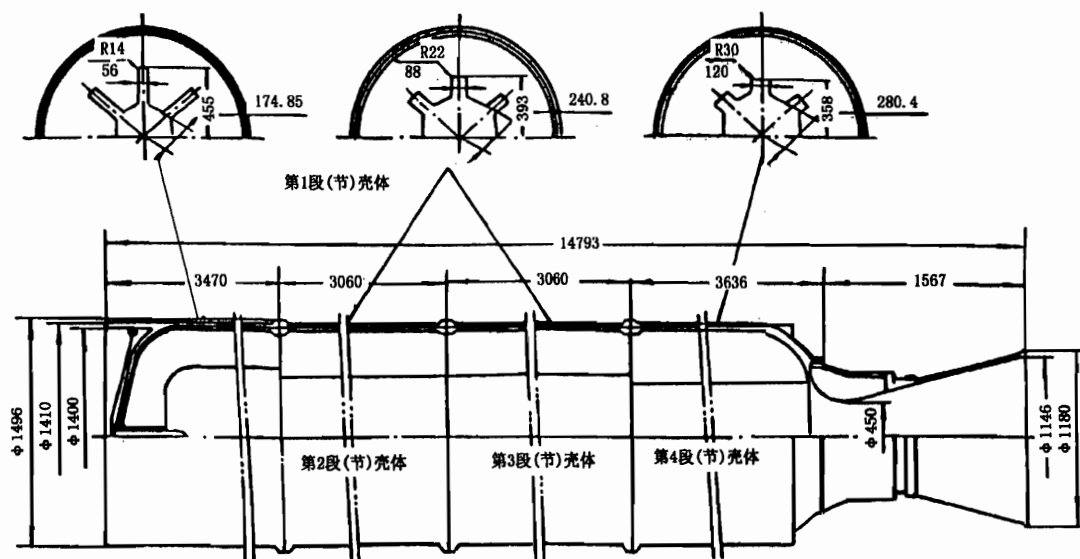
直 径	mm	1 410	燃烧时间	s	55
长 度	mm	14 780	工作时间	s	70
总 质 量	kg	32 040	推进剂类型		端羧基聚丁二烯(CTPB)
质 量 比		0.846	喷管数量		1
推 力(平均,海平面)	kN	1 118	喷管喉径	mm	455
比 冲(海平面)	m/s	2 315	喷管扩张比		6.34
总 冲(海平面)	kN·s	62 800			

发动机结构

结构组成 M-13 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室壳体沿用了 M-10 发动机所使用的 HT-200 马氏体时效钢,极限抗拉强度 $1\,670 \text{ MPa} \sim 2\,010 \text{ MPa}$,屈服强度 $1\,570 \text{ MPa} \sim 1\,770 \text{ MPa}$,伸长率 $\geq 8\%$,断裂韧性 $K_{IC} \geq 55.8 \text{ MN/m}^{3/2}$ 。M-13 发动机也采用了分段式结构,但其分段数由原来的 M-10 发动机的 3 段增加到 4 段,主要原因是发动机总尺寸增大了,药柱加长了 $1/3$,推进剂总装药量 $27\,130 \text{ kg}$,比 M-10 发动机增加 31.7% ,各段药柱之间不再使用粘接剂粘接。推进剂配方牌号为 BP-30B,其中含 CTPB 粘合剂 16%,铝粉 16%,高氯酸铵 68%。发动机海平面比冲比 M-10 发动机增高 127 m/s ,推力增高 277 kN 。推进剂药柱采用星形内孔药型,但各段的星孔深度不等,第一分段最深,中间两个分段次之,第四分段(尾部)最浅。

M-13 喷管为固定式锥形喷管,喷管长 $1\,567 \text{ mm}$,出口面直径 $1\,146 \text{ mm}$ 。发动机工作时由火箭尾翼控

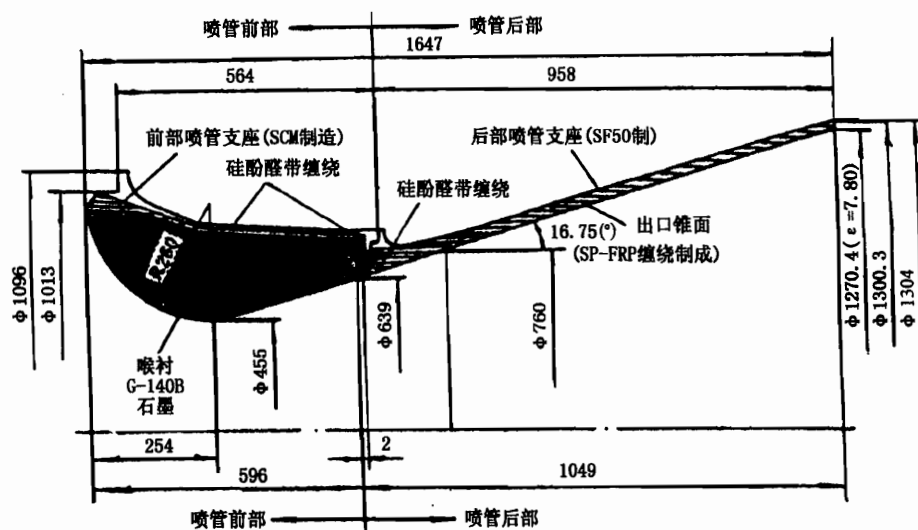


M-13 发动机结构

制飞行姿态。

发展与改进

M-13 发动机在用于 M-3S 火箭及 M-3S2 火箭时作了较大改进,主要是增加了推力矢量控制系统,从而提高了全箭的控制能力,此外还改进了喷管和点火器(如图所示)。



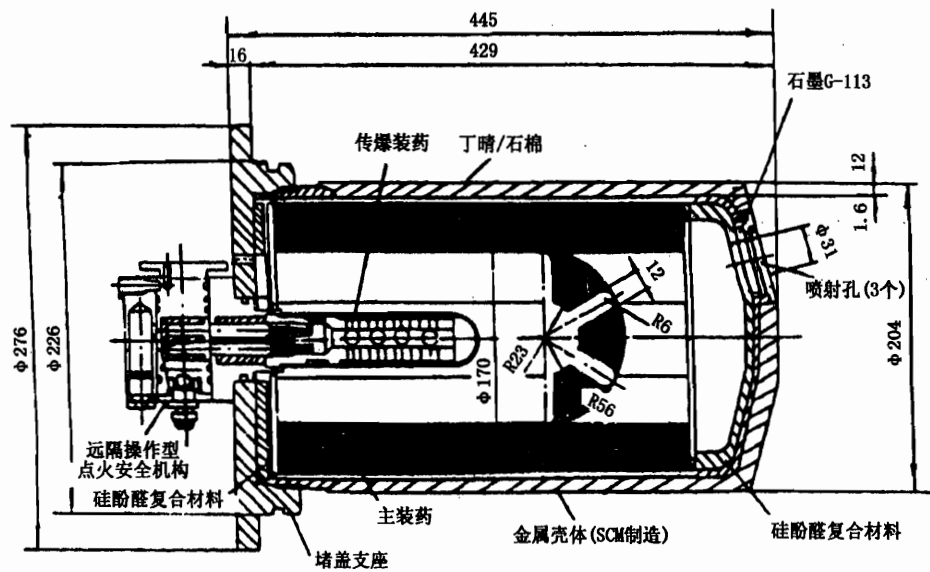
M-13 发动机改进后的喷管

所用的推力矢量控制系统为液体二次喷射式,以氟里昂为工质,贮放在 15 个贮罐中,布置在喷管四周,总容量 120 L,用压力 8 MPa 的 N_2 增压输送。火箭滚动用滚控发动机控制,放置在火箭尾翼尖端,滚控发动机直径 114 mm,质量 22.5 kg,正反方面各具有一喷管。

喷管改进包括改用 G 140B 高性能石墨喉衬,喷管出口锥衬层用碳/酚醛和高硅氧/酚醛材料制成。喷管分成前、后两段,中间用法兰连接以减轻结构质量。喷管出口半角 11.75°,全长增加到 1 647 mm,扩张比增加到 7.80。

点火器采用了新的推进剂 IP-2,药量 11.5 kg,药柱为六角星孔药型,点火器直径 204 mm,长 445 mm,

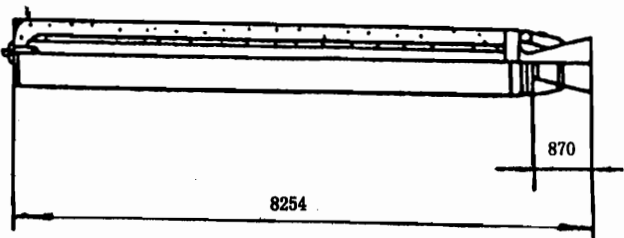
金属壳体,用丁腈橡胶绝热,尾部开有三个喷孔,用 G 113 石墨为喉衬。在 M-3S 火箭第 4 次发射开始,点火器还采用了远距离操作的安全发火机构。



M-13 发动机改进的点火器

SB-735

SB-735 固体火箭发动机是日本“缪-3S2” (M-3S2) 运载火箭的捆绑式助推发动机,每次使用 2 台,由日本宇宙科学研究所研制。该发动机在其前继型号 SB-310 发动机基础上研制成,但技术上改进较大,装药量是 SB-310 的十多倍,两台助推器推力达到芯级推力的 50%,提高了全箭的初始加速度。该发动机于 1985 年首次飞行,共计飞行 9 次,使用发动机 18 台,全部成功。



SB-735 发动机外形图

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	735	燃烧时间	s	32
长 度	mm	8 250	工作时间	s	43
总 质 量	kg	4 853	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.828	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	327	喷管喉径	mm	240
比 冲(真空)	m/s	2 609	喷管扩张比		9.13
总 冲	kN·s	10 490	推力矢量控制		柔性喷管

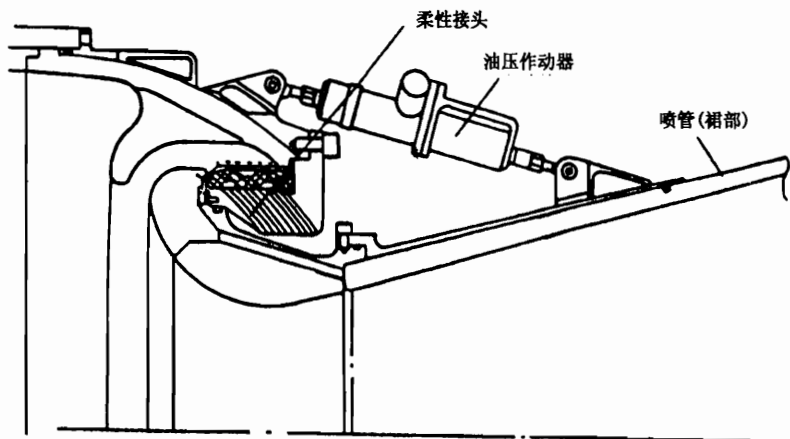
发动机结构

结构组成 SB-735 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

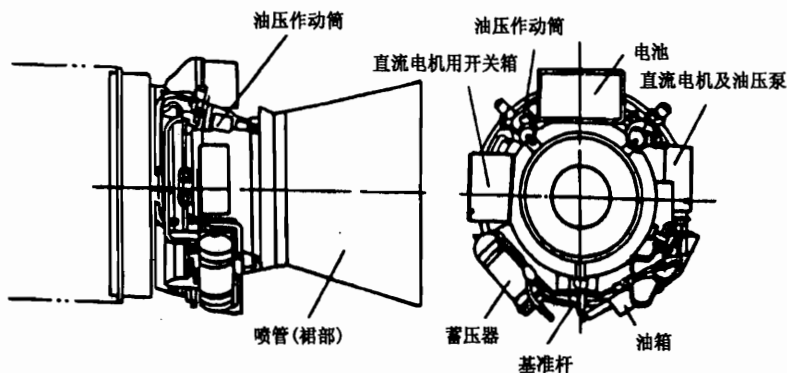
燃烧室壳体采用 HT-140N 高强度钢,抗拉强度 1 130 MPa,较 SB-310 发动机所用的 SAE 4182 钢性能有较大提高。内绝热层采用丁腈橡胶。

推进剂药柱采用 7 角星孔药型,推进剂牌号 BP-30B,和 M-13 发动机相同,内含 CTPB 粘合剂 16%,铝粉 16%,高氯酸铵 68%。

喷管采用潜入式锥形单喷管,长 1 110 mm,钢制外壳,ATJ 石墨喉衬,高压碳/酚醛和高硅氧/酚醛复合材料衬层,扩张半角 $15(^{\circ})$ 。SB-735 发动机采用可动喷管实现推力矢量控制。这是日本第一次使用固体发动机可动喷管,喷管摆动由柔性接头实现,但仅是单轴摆动,两台发动机协调动作来控制火箭飞行时的滚转运动,摆角为 $3(^{\circ})$,用机电式作动系统致动。该系统由液压机构、2 台伺服作动筒、以及支持结构组成,放置在喷管四周(如图)。SB-735 发动机分离后全箭的滚转运动由设置在火箭芯级尾翼上的一组小型固体发动机控制。



(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 发动机摆动喷管

点火装置采用小火箭式点火器,配置有冗余式发火管和安全发火装置。

M-23

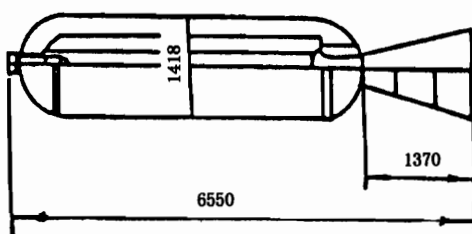
M-23 固体火箭发动机是日本“缪-3S2”(M-3S2)运载火箭的第二级发动机,在其前继型号 M-22 发动机基础上研制而成。由日本宇宙科学研究所研制。该发动机在技术上有重要改进,代表了当时日本固体火箭发动机技术水平。M-23 发动机于 1985 年首次用于“缪-3S2”火箭飞行升空,共飞行 9 次,成功 8 次,仅有的一次飞行失败,系火箭其它系统故障。该发动机还用作日本宇宙开发事业团(NASDA)研制的 J-1 运载火箭的第二级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 407	燃烧时间	s	55
长 度	mm	6 550	工作时间	s	66
总 质 量	kg	11 543	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.894	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	526	喷管喉径	mm	280
比 冲(真空)	m/s	2 776	喷管扩张比	23.2	
总 冲(真空)	kN·s	28 770	推力矢量控制	液体二次喷射	

发动机结构

结构组成 M-23 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置构成。



M-23 发动机结构简图

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。燃烧室比前继型号 M-22 长 1.7m,壳体材料为新研制成的 HT-210 马氏体时效钢,性能较原来的 HT-200 有较大的提高,屈服强度 1 815 MPa ~ 2 010 MPa,名义抗拉强度 2 060 MPa,伸长率 $\geq 7\%$,断裂韧性 $K_{IC} \geq 69.8 \text{ MN/m}^{3/2}$,使得燃烧室壳体壁厚减薄 3.5 mm,结构质量减轻 380 kg,约 30%,壳体特性系数明显提高。

壳体内绝热层采用新开发的以石棉为填料的异戊二烯橡胶,和原来的材料相比使绝热层质量减轻 50%。

推进剂药柱 采用七角星孔药型,推进剂牌号 BP-106J,是专门为 M-23 发动机而研制的配方,内含 HTPB 粘合剂 14%,高氯酸铵 68%,铝粉 18%,总固体含量 86%,装药量 10 317 kg。推进剂有关性能参数如下:密度 1.77 g/cm^3 ,线燃速(20°C , 4.9 MPa) $6.6 \pm 0.3 \text{ mm/s}$,燃速压力指数 0.23,燃烧室绝热火焰温度 (3.9 MPa) 3 379 K,燃气平均分子量 27.74 g/mol,燃气比热比 1.193。

喷管 采用潜入式喷管,以铝合金为外壳材料,石墨喉衬,高压碳布/酚醛和高硅氧/酚醛布带缠绕衬层。喷管外露长度 1 370 mm,扩张半角 19° 。

推力矢量控制 M-23 发动机采用固定式喷管,沿用二次喷射方式控制推力矢量,工质为氟里昂 114 B_2 ,用量 20 L,初始侧向力 500 N。滚动控制采用侧向喷射系统,工质为肼,用量 40 L,推力 150 N/台,共 16 台。

点火装置 采用头部小火箭式点火器,冗余式发火管,并采用了新研制成的远距离安全发火机构。

M-3B

M-3B 固体火箭发动机是日本“缪-3S2”(M-3S2)运载火箭的第三级发动机,由日本宇宙科学研究所研制。该发动机是 M-3A 发动机的改进型,但技术上进步十分明显,尺寸也加大了数倍,是当时世界上最大球形发动机之一,技术上代表了当时日本固体火箭发动机先进水平。该发动机于 1985 年首次飞行,在 M-3S2 火箭上共飞行 9 次,成功 8 次,1 次列为未飞行。M-3B 发动机亦用作日本宇宙开发事业团(NASDA)研制的小型固体运载火箭 J-1 的第三级,并拟议用于空中发射型 M-5 火箭的第三级。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 495	燃烧时间	s	71
长 度(级长)	mm	2 679	工作时间	s	80
总 质 量	kg	3 578	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.919	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	132	喷管喉径	mm	152
比 冲(真空)	m/s	2 874	喷管扩张比	52	
总 冲(海平面)	kN·s	9 480			

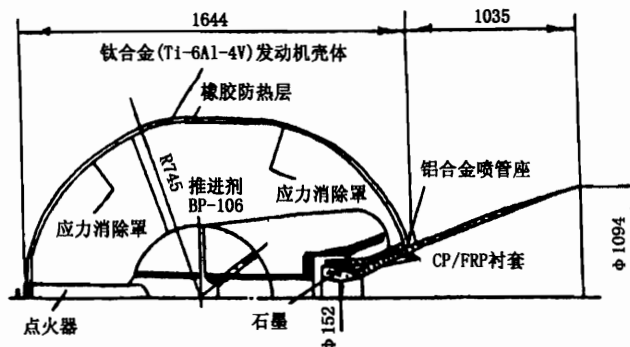
发动机结构

结构组成 M-3B 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

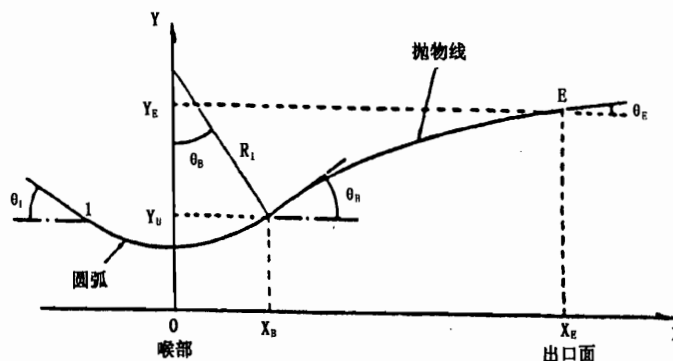
燃烧室 燃烧室由绝热壳体 and 推进剂药柱构成。燃烧室呈球形,长 1 644 mm,材料为 Ti-6Al-4V,它是当时世界上最大的钛合金球形固体发动机壳体。所用的 Ti-6Al-4V 继承了 M-3A 发动机第 4 次飞行用的 $\alpha + \beta$ 组织相材料,抗拉强度 1 130 MPa,屈服强度 1 060 MPa,伸长率 6%,断裂韧性 $K_{IC} = 48.1 \text{ MN/m}^{3/2}$ 。壳体内绝热层材料亦为以石棉为填料的异戊二烯橡胶,和 M-23 发动机相同。

推进剂药柱采用 7 角星孔药型,推进剂牌号 BP-106J,和 M-23 发动机相同,内含 HTPB 粘合剂 14%,高氯酸铵 68%,铝粉 18%,推进剂密度 1.77 g/cm^3 ,线燃速(20°C , 4.9 MPa) $6.6 \pm 0.3 \text{ mm/s}$ 。压力指数 0.23,绝热火焰温度(3.9 MPa) $3\,379 \text{ K}$,燃气平均分子量 27.74 g/mol ,比热比 1.193,推进剂装药量 3 287 kg。

喷管 M-3B 发动机采用潜入式钟形喷管,出口直径 1 094 mm,外露长度 1 035 mm,扩张半角 19° 。喷管设计过程中,根据二相流分析和计算机仿真,并参照了以往的设计数据,按最佳比冲设计了喷管内型面(如图所示),其收



M-3B 发动机结构图



M-3B 喷管内型面

敛段为圆弧形,喉半径比 $R_s=2$ 。扩张段内型面为抛物线形,初始扩张半角 $\theta_B=27(^{\circ})$,无因次距离 $X_B=17.30$,出口半角 $\theta_E=12.4(^{\circ})$ 。喷管材料为铝合金外壳,高密度石墨喉衬,碳布/酚醛出口锥衬层。发动机工作时,通过自旋方式实现稳定。

点火装置 采用头部小火箭式点火器,冗余式两套发火管,点火器壳体为碳纤维复合材料。点火器设置有安全发火机构。

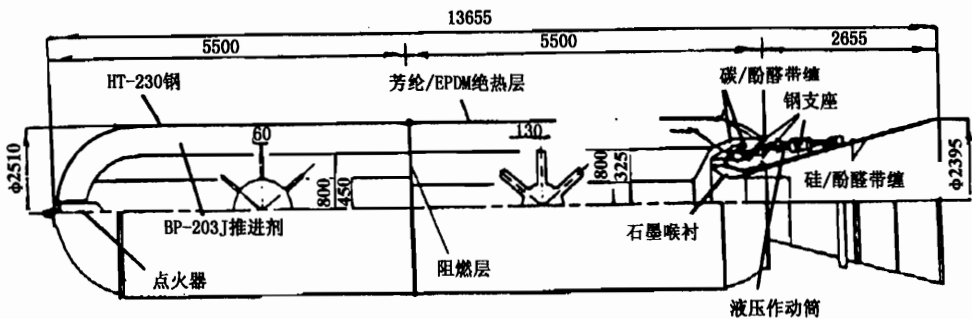
M-14

M-14 固体火箭发动机是日本“缪-5”(M-5)运载火箭的第一级发动机,由日本宇宙科学研究所研制。它是当前日本装药量最大的固体火箭发动机,在技术上广泛使用了日本固体发动机的最新成果。该发动机制造由日产汽车公司承担,1990 年开始研制,1997 年 2 月首次飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 512	燃烧时间	s	49
长 度	mm	13 655	工作时间	s	85
总 质 量	kg	80 800	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.868	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	3 875	喷管喉径	mm	722
比 冲(海平面)	m/s	2 707	喷管扩张比	11.0	
总 冲(真空)	kN·s	189 900	推力矢量控制	柔性喷管	

发动机结构



M-14 发动机结构

结构组成 M-14 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

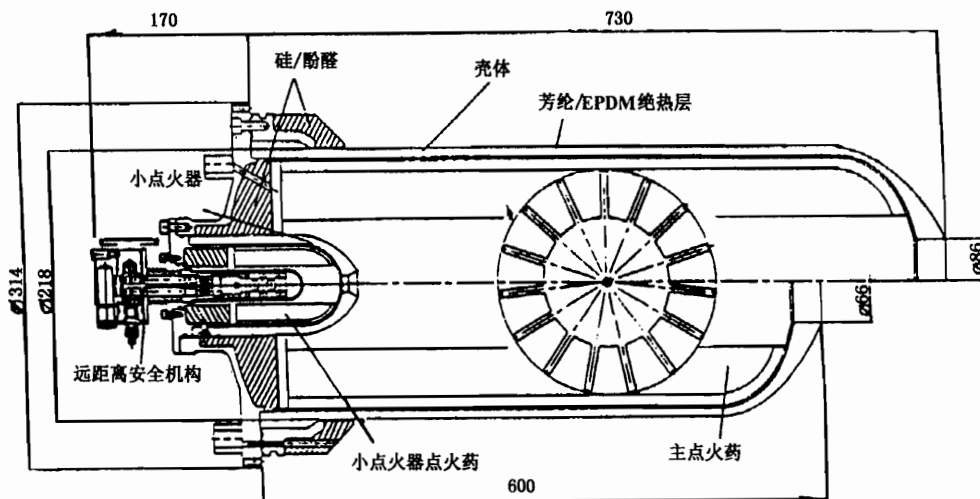
燃烧室 M-14 发动机是一种分段式发动机,燃烧室长 11.0 m,分为两段,分别装药后组装成一体。燃烧室壳体由三菱重工公司制造,材料为新研制成的高性能 HT-230 马氏体时效钢和 HT-150 高强度钢,比 M-13 发动机有很大进步。HT-230 钢抗拉强度 2 060 MPa~2 300 MPa,断裂韧性 $K_{IC}>50\text{ MN/m}^{3/2}$, HT-150 钢抗拉强度 1 470 MPa。制成壳体容积 50.3 m³,直径 $\Phi 2\,510\text{ mm}$,长 11 000 mm,最小壁厚 5.1 mm,最大预期工作压力 5.9 MPa,壳体质量 <4 735 kg,检验压力为 1.1 倍最大预期工作压力,安全系数 1.25。

壳体内绝热层为新研制的无石棉三元乙丙橡胶,以凯夫拉为填料,烧蚀率和 M-23 发动机所用的石棉

/聚异戊二烯橡胶相同,但密度低得多,预估烧蚀率也十分准确。

推进剂药柱采用六角星孔药型,药柱设计根据缩短药厚燃烧时间和延长尾段的原则进行,前者是为了使火箭尽快升空,以减少重力损失和阻力损失,后者是为了在级间分离前保持一定控制力,发动机推力一时间曲线体现了这一特点。推进剂装药量 70 140 kg,配方为 BP-203J,总固体含量 88%,内含 HTPB 粘合剂 12%,高氯酸铵 70%,铝粉 18%,添加剂适量,其特点是高燃速和高能量,密度 1.809 g/cm^3 ,压力指数 0.40,绝热火焰温度(冻结流)3 498 K,燃气平均分子量 29.32 g/mol,燃气比热比 1.168,线燃速(4.9 MPa, 293 K)9.8 mm/s。选择高燃速目的也是提高火箭起飞加速度,方法是调节组分粒度并添加燃速促进剂。推进剂固化温度为 50℃。

喷管 采用潜入式锥形喷管,外露长度 3 455 mm,出口直径 2 385 mm,出口半角 15° ,喷管型面根据两相流分析进行优化,喷管结构根据热结构分析设计,并考虑了力学非线性和接触问题。预示比冲和实测比冲偏差 0.3%,预示性好,喷管喉部采用 G-5 石墨喉衬,具有所要求的抗烧蚀性能和优良的重现性。出口锥为碳/酚醛和高硅氧/酚醛带缠复合材料。



M-14 发动机点火器

推力矢量控制 M-14 采用柔性接头全轴摆动实现推力向量控制。柔性接头采用复合材料增强件和异戊二烯橡胶柔性件,有关设计指标为:最大摆角 $\pm 5^\circ$,最大摆动角速度 $12.57^\circ/\text{s}$,工作时间 100 s。作动系统为涡轮驱动液压泵,优点是质量轻,体积小,且能量增长潜力大。液压泵为离心泵,优点是结构简单,工作可靠。

点火装置 采用小火箭式点火器,它本身又由一小发动机点燃,二者都采用 BP-204J 推进剂,和 M-24 发动机用推进剂相同,点火器设计时采用了新的计算方法。点火器还使用了远距离安全点火装置。

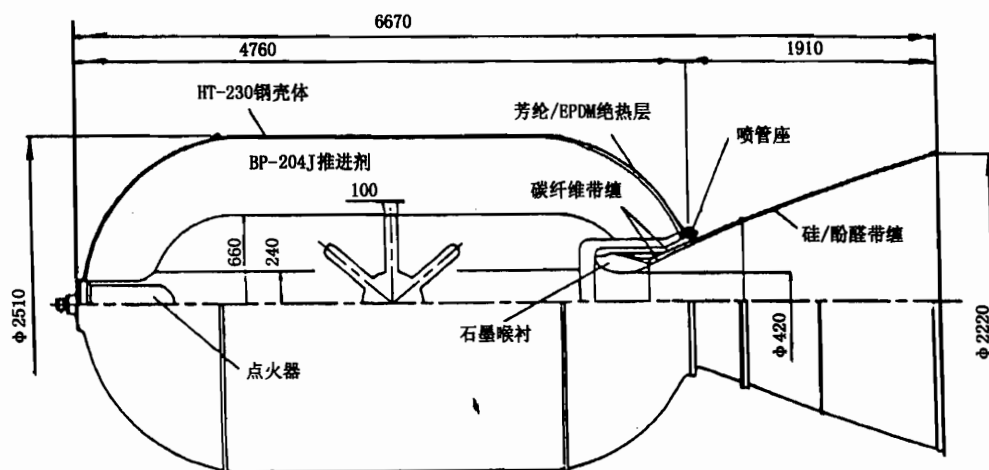
M-24

M-24 固体火箭发动机是日本“缪-5”(M-5)运载火箭的第二级发动机,由日本宇宙科学研究所研制。该发动机在 M-23 发动机基础上改进而成,技术上改进幅度较大,广泛采用了日本固体发动机的最新成果。1990 年开始研制,1997 年 2 月首次飞行。M-24 发动机还拟用作日本空中发射的 M 火箭的第一级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 518	燃烧时间	s	63
长 度	mm	6 670	工作时间	s	95
总 质 量	kg	33 200	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.900	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	1 373	喷管喉径	mm	420
比 冲(真空)	m/s	2 815	喷管扩张比	27.9	
总 冲	kN·s	86 500	推力矢量控制	液体二次喷射	

发动机结构



M-24 发动机结构

结构组成 M-24 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室 燃烧室长 4 720 mm, 材料为新研制成的高性能马氏体时效钢, 筒体部位为 HT-230 钢, 抗拉强度 2 060 MPa ~ 2 300 MPa, 断裂韧性 $K_{IC} > 50 \text{ MN/m}^{3/2}$ 。封头采用 HT-150 高强度钢, 抗拉强度 $> 1 470 \text{ MPa}$, 制成的壳体容积 19.2 m^3 , 最大预期工作压力 5.9 MPa, 最小壁厚 4.7 mm, 总质量 $< 1 631 \text{ kg}$, 安全系数 1.25。

壳体内绝热层为新研制成的无石棉三元乙丙橡胶, 以凯夫拉为填料, 燃蚀率和 M-23 发动机使用的石棉/聚异戊二烯橡胶相同, 但密度低得多。绝热层厚度设计根据小发动机试验数据为依据, 预估烧蚀率十分准确。

推进剂药柱采用七角星孔药型, 配方设计要求的较大的密度比冲和线燃速, 配方代号 BP-204J, 固体组分含量 88% (高氯酸铵 68%, 铝粉 20%), HTPB 粘合剂 12%, 以及适量添加剂, 配方有关性能数据如下: 密度 1.818 g/cm^3 , 线燃速 (4.9 MPa, 293 K) 9.2 mm/s , 压力指数 0.40, 绝热火焰温度 (冻结流) $3 529 \text{ K}$, 燃气平均分子量 29.66 g/mol , 比热比 1.165, 和前继型号所用的 BJ-106 配方相比。该推进剂最大进步是密度提高。

喷管 采用深潜入式特型喷管, 内型面经过日本宇宙科学研究所的两相流程序优化, 以提高喷管效率, 出口半角为 16.9° 。喉衬采用 G-5 石墨, 具有满意的抗烧蚀率和优良的重现性, 衬层为碳/酚醛带缠复合材料。

推力矢量控制 采用液体二次喷射,在前继型号中已成功地使用过这一技术,研制风险小,但 M-24 的喷射工质改为高氯酸钠水溶液,并且是用燃气来增压,其性能高于传统的氟里昂系统。火箭动力飞行时的滚动控制以及无动力飞行的姿态稳定由两个小固体发动机侧向喷气系统实施。

点火装置 M-24 发动机点火先于和上一级的分离,在 M-14 燃烧終了前就点火,即采用了热分离技术,这是日本火箭中的初步尝试,其优点是防止发动机残余推力导致级间碰撞,并可以缩短滑行距离以减少重力损失。

改进与发展

M-24 发动机原先有可延伸喷管出口锥作为第二方案,伸展后喷管扩张比达 41.0,真空比冲达 2 873 m/s,出口锥在发动机点火后伸展。因研制中出现与点火的匹配问题,因而取消了这一设计。

为降低成本和提高性能,日本宇宙科学研究所已决定改进 M-24 发动机壳体,采用碳纤维复合材料替代原来的 HT-230 钢,使壳体质量降低约 900 kg,且强度更高,可使燃烧室压力成倍提高至约 12.0 MPa,使发动机比冲和质量比有较大幅度提高。改进工作于 1997 年 11 月开始,1999 年中期进行静态点火试验,另一项改进是用成本较低的柔性接头推力矢量控制系统代替原来的液体二次喷射系统。

M-34

M-34 固体火箭发动机是日本“缪-5”(M-5)运载火箭第三级发动机,由日本宇宙科学研究所研制,M-34 也是一种球形发动机,它是 M-3B 发动机的改进型,技术上有重大发展,装药量也增大数倍,是代表当前先进技术水平固体发动机的。该发动机的碳/环氧复合材料发动机壳体、三元乙丙橡胶(EPDM)绝热层、88%固体含量的 HTPB 推进剂、可延伸喷管出口锥都具有较高水平。M-34 发动机于 1990 年开始研制,1997 年首次飞行。该发动机还拟用作为日本空中发射的 M 火箭的第二级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 180	燃烧时间	s	101
长 度	mm	3 490(4 140)*	工作时间	s	106
总 质 量	kg	10 950	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HTPB)
质 量 比		0.913	喷管数量		1
推力(平均,真空)	kN	294.3	喷管喉径	mm	190
比 冲(真空)	m/s	2 943	喷管扩张比		(96)*
总 冲(真空)	kN·s	29 720	推力矢量控制		柔性喷管

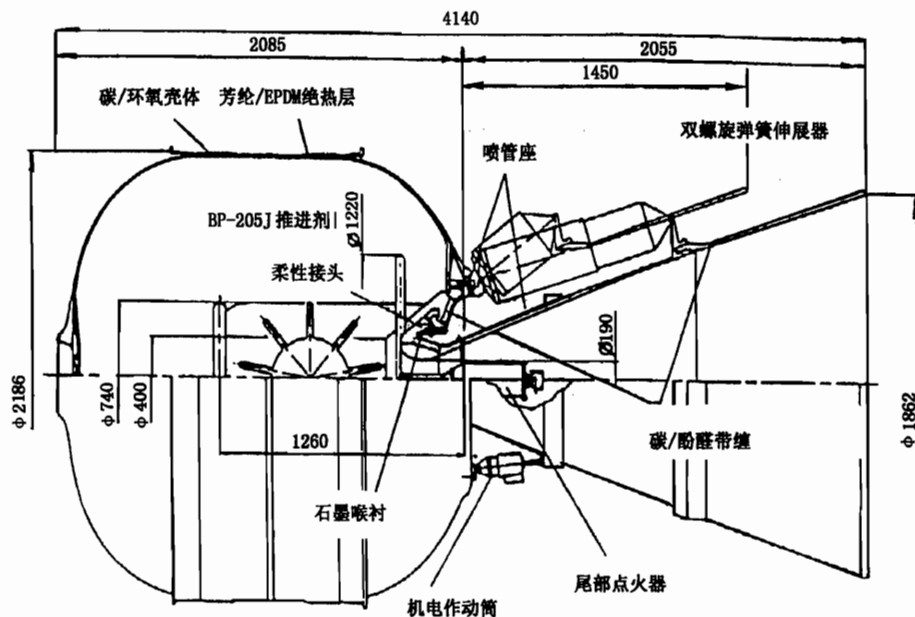
*()内为可延伸喷管出口锥伸展的数值

发动机结构

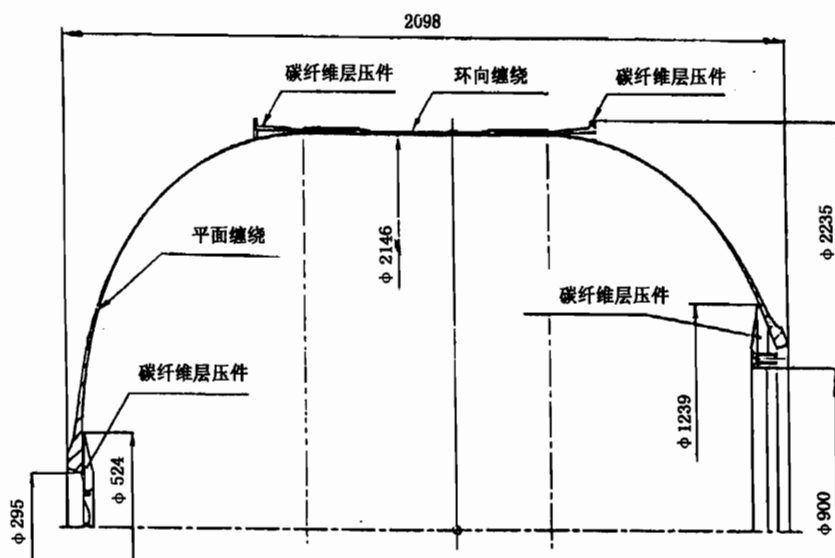
结构组成 M-34 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室 燃烧室壳体采用碳纤维/环氧复合材料,壳体设计采用了非线性有限元法进行临界部位的设计。壳体容积 6.0 m³,长 2.098 m,预期最大工作压力 5.9 MPa,质量 < 370 kg。

壳体内绝热层采用新研制成的无石棉三元乙丙橡胶,以凯夫拉为填料,其烧蚀率和 M-3B 发动机所用的石棉/聚异戊二烯相同,但密度明显降低。



M-34 发动机结构



M-34 发动机纤维缠绕壳体

推进剂药柱采用 9 角星孔药型, 头端满装药, 前、后段各开一径向槽, 这种药型使得发动机推力—时间曲线呈矩形特性。推进剂配方为 BP-205J, 固体含量 88%, 配方设计准则是最大密度比冲, 并设法尽量减轻由于发动机自旋而加剧推进剂表面的熔渣沉积。配方组分和有关推进剂性能如下:

组分	(质量%)		燃气平均分子量	g/mol	29.51
高氯酸铵	68%		燃气比热比		1.166
铝粉	20%		(5 MPa, 冻结流)		
HTPB	12%		最大拉伸强度	MPa	9.5
密 度	g/cm ³	1.815	(20℃, 50 mm/s)		
线燃速(5 MPa)	mm/s	7.0 ± 0.3	最大伸长率	%	33
压力指数		0.35	杨氏模量	MPa	6.0
燃气绝热火温度	K	3 531			
(5 MPa, 冻结流)					

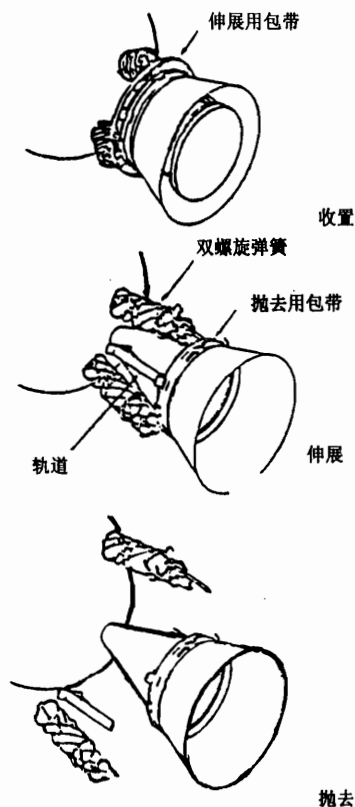
配方中高氯酸铵为三级配式,其中粗粒度($400\text{ }\mu\text{m}$)30%,中粒度($200\text{ }\mu\text{m}$)45%,细粒度($20\text{ }\mu\text{m}$)25%。所用铝粉为 Alcan MDX-65 型球型铝粉,堆密度 1.28 g/cm^3 ;比表面积 $0.62\text{ m}^2/\text{g}$;粒度分布: D_{10} - $4.6\text{ }\mu\text{m}$, D_{50} (平均直径) $10.0\text{ }\mu\text{m}$, D_{90} - $20.3\text{ }\mu\text{m}$;化学分析组分含量为:Al-99.79%,Fe-0.17%,Si-0.03%,氧化物0.42%,挥发份 0.10%,推进剂工艺性能优异,采用浇铸成型,加压固化。

喷管 采用潜入式特型喷管,其内型面采用日本宇宙科学研究所的两相流程序进行了优化,并确定了优化的绝热材料厚度。喉衬采用 G-5 石墨,抗烧蚀性满意,重现性优良,同时以碳/碳方案为发展方向,出口锥衬层为碳/酚醛带缠材料。

该喷管的一个重要特征是具有可延伸出口锥,在 M-3S2 火箭的顶级发动机 KM-D 技术基础上发展而成,一级套筒式,在发动机点火前伸展,其内型面也经过两相流计算机程序优化。伸展后的出口面直径为 1862 mm ,扩张比 96.0 伸展系统采用 4 个双螺旋弹簧,开始时它们收置在喷管喉部背面周围的空腔中,在火工品引爆后弹出。弹簧外径 350 mm ,长 1500 mm ,最大作动力 0.7 kN ,出口锥伸展传递距离 790 mm ,伸展时间 $<0.4\text{ s}$,可延伸出口锥质量为 60 kg 。

推力矢量控制 采用柔性接头实现推力矢量控制。该接头以复合材料为增强件,聚异戊二烯柔性件。其特点之一是采用了机电式作动筒,摆角 $\pm 0.7(^{\circ})$,对 M-34 发动机的具体条件而言,机电式系统不仅降低了成本,且减轻了系统质量。发动机滚转控制采用无水肼侧向喷气系统实现。

点火装置 采用了置于发动机喷管内的尾部喉塞式点火器,可在工作中销毁,即在发动机燃烧室压力达一定值时,该点火器便被吹走。点火延迟特性和头端点火器相同,点火器型式亦为小火箭式。点火器设计仍按 M-3S2 火箭研制中建立的准则进行。



M-34 发动机可延伸喷管

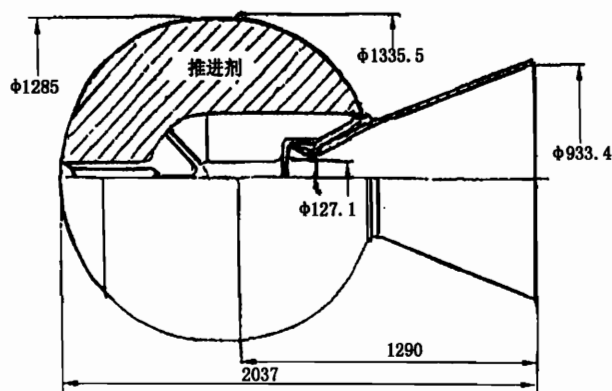
H-1-3*

H-1-3* 固体火箭发动机是日本 H-1 运载火箭的第三级发动机,由日产(NISSAN)汽车公司于 1978 年开始研制,研制期间共进行 4 次研制发动机地面试验,3 次鉴定发动机试验。1981 年 8 月 27 日首次发射,把日本技术试验卫星-5(ETS-5)“菊-5”送入地球同步轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 300	比 冲(真空)	m/s	2 853.8
长 度	mm	2 037	燃烧时间	s	69
总 质 量	kg	1 997	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	97.9	喷管喉径	mm	127.1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.1	喷管扩张比		54

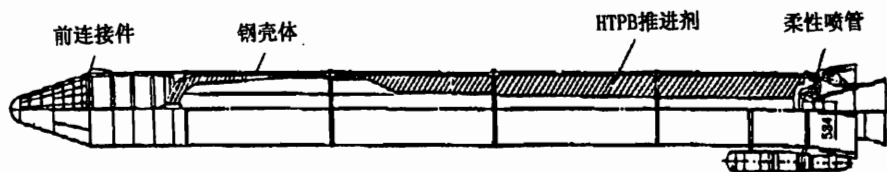
发动机结构



H-1-3* 固体火箭发动机结构图

结构组成 H-1-3* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。发动机壳体材料为钛合金 (Ti-6Al-4 V), 质量 69 kg, 内绝热层为石棉填充的三元乙丙橡胶, 质量 22.0 kg。装药总固体含量 86%, 装药质量 1 840 kg, 可根据任务而变化。燃速 7.3 mm/s (3.9 MPa)。喷管出口锥端面内径 933.4 mm, 喷管质量 61.5 kg, 喉衬为三维碳/碳, 出口锥为碳/酚醛, 固定体为铝合金。点火器质量 4.0 kg。

H-2-0*



H-2-0* 发动机部位图

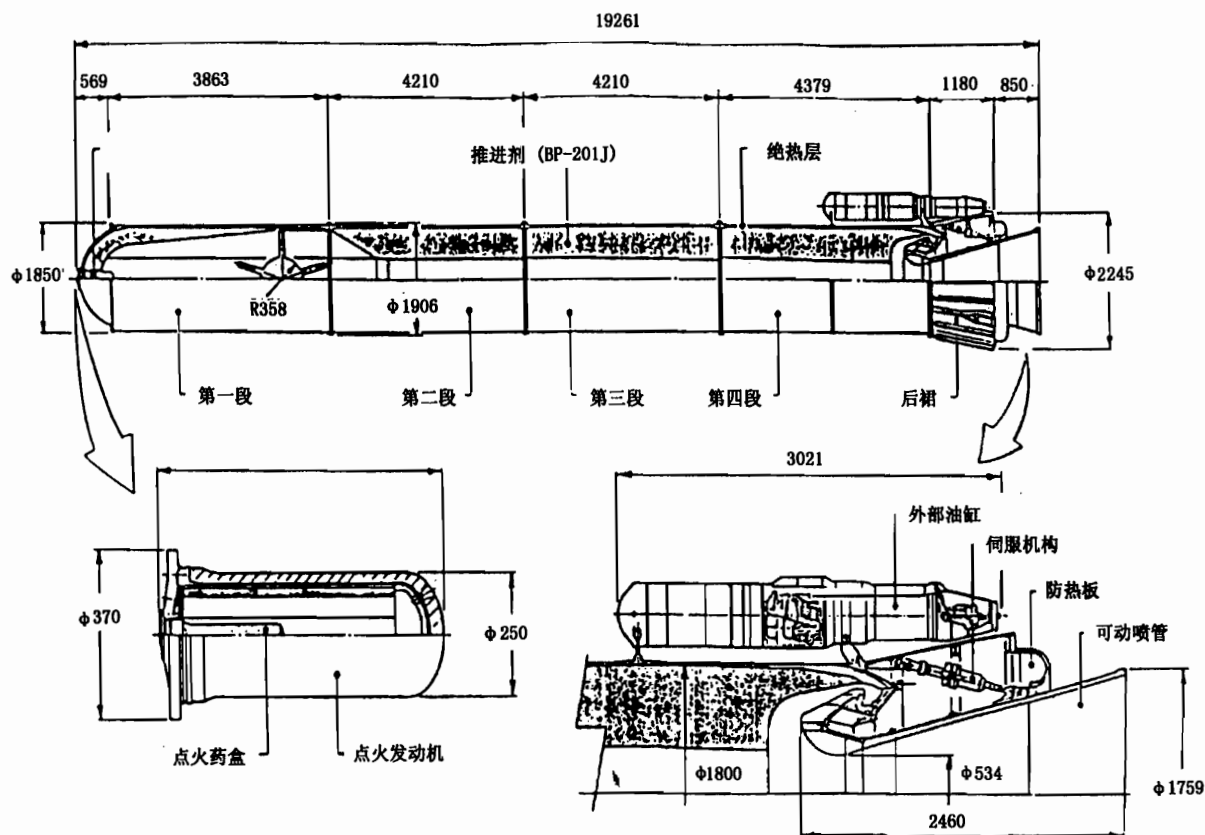
H-2-0* 固体火箭发动机是日本 H-2 运载火箭的捆绑助推器发动机, 由日产汽车公司于 1985 年开始研制, 1988 年 4 月 15 日进行第一台全尺寸工程研制发动机试车, 以后又进行了 2 台初样发动机和 1 台鉴定发动机试车。H-2 火箭每次捆绑 2 台固体助推发动机, 1994 年 2 月 3 日首飞, 截止 1995 年 7 月共飞行 3 次, 使用 6 台助推发动机, 全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 810	燃烧时间	s	94
长 度	mm	19 261	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
总 质 量	kg	70 400	喷管数量	1	
质 量 比		0.840	喷管喉径	mm	534
推 力 (平均, 海平面)	kN	1 560	喷管扩张比	10	
燃烧室压力 (最大, 海平面)	MPa	5.6	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲 (真空)	m/s	2 677			

发动机结构

结构组成 H-2-0* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。



H-2-0* 发动机结构图

燃烧室 发动机壳体材料为 NT-150 低碳合金钢(0.2 C, 7.5 Ni, 4 Co, 2 Mo, 0.1 V)。由四段组成, 分别浇铸推进剂, 在发射现场通过三个现场接头连在一起。连接接头采用螺栓法兰连接方式, 有 1 道 O 形密封圈, 108 个直径 25.4 mm 的螺栓。壳体安全系数 1.25, 水压试验系数 1.1。壳体最小厚度 4.7 mm, 屈服强度 1 300 MPa, 最大强度 1 500 MPa。

发动机药柱 分 4 段, 前段为 5 角星型, 其余为柱孔型, 配方为: Al: 18%, AP: 68%, HTPB: 14%。燃速为 6 mm/s(4.9 MPa)。为了使推力不平衡减至最小, 每次发射用的成对助推器推进剂都使用同批次的原料。一般情况下, 浇铸一段壳体需 10 锅推进剂, 在把推进剂浇入壳体分段之前, 每一次混合的推进剂的燃速都要得到鉴定。

喷管 喷管总质量约 2 000 kg, 总长约 2.5 m, 有 25% 潜入壳体中, 喷管烧蚀安全系数取 1.5。出口面直径 1 689 mm。柔性接头推力矢量摆角为 $\pm 5^\circ$, 由 9 层钢增强层和 10 层橡胶层组成。喷管喉衬材料为石墨。

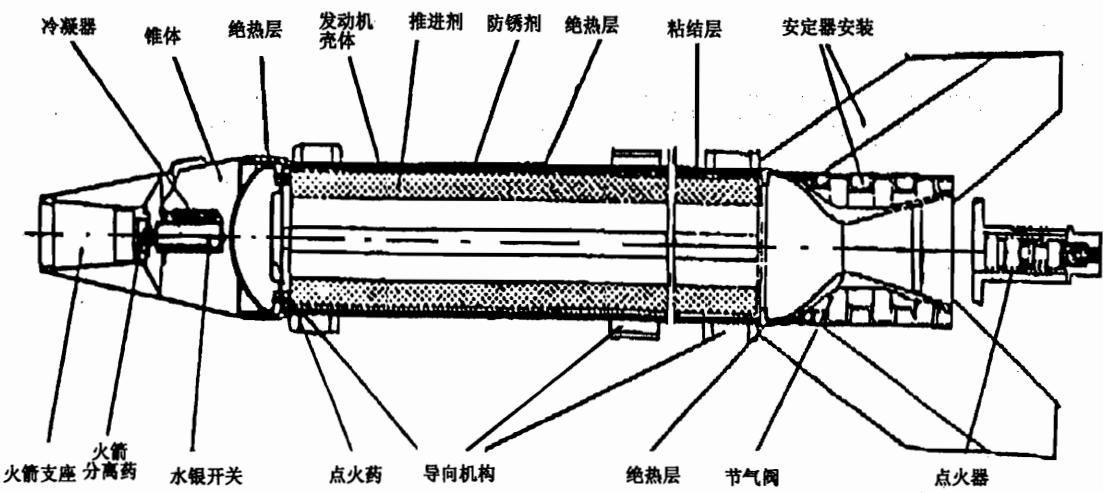
流星 1* (Meteor 1*)

“流星 1*” (Meteor 1*) 固体火箭发动机是波兰“流星 1”探空火箭的发动机, 自 1965 年开始研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	120	推力(平均)	kN	13.72
长 度	mm	1 750			

发动机结构



“流星 1*”发动机结构图

“流星 1*”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。点火器在发射前安装。

乌鸦 11(Raven 11)

“乌鸦 11”(Raven 11)固体火箭发动机是英国“云雀 5”(Skylark 5)单级探空火箭的发动机,也是“云雀 7,12”(Skylark 7,12)探空火箭的第二级发动机,其制造商是英国皇家军械公司(Royal Ordnance)。“云雀 5”探空火箭则由英国宇航有限公司生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	436.9	燃烧室压力(平均,20℃)	MPa	2.72
长 度	mm	5 207	比 冲(海平面,20℃)	m/s	1 815
总 质 量	kg	1 018.3	总 冲(海平面)	kN·s	1 500
质 量 比		0.82	燃烧时间(20℃)	s	30.0
推 力(最大,海平面,20℃)	kN	53.4	工作时间(20℃)	s	37.0
推 力(平均,海平面,20℃)	kN	44.5	推进剂类型		聚异丁烯
燃烧室压力(最大,20℃)	MPa	3.2			

发动机结构

“乌鸦 11”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,壳体和绝热层质量为 158.8 kg,喷管质量为 22.0 kg,点火器质量为 2.9 kg。

金翅雀 2A (Goldfinch 2A)

“金翅雀 2A”(Goldfinch 2A)固体火箭发动机是英国“云雀 7,12”(Skylark 7,12)探空火箭的第一级发动机,其制造商是英国皇家军械公司(Royal Ordnance)。该发动机最初是为英国的地空导弹研制和装备的。“云雀 7”从 1974 年首飞至 1992 年底共发射 52 次,成功率为 96%。“云雀 12”从 1976 年首飞至 1989 年底共发射 14 次,成功率为 100%。

发动机主要性能与结构参数

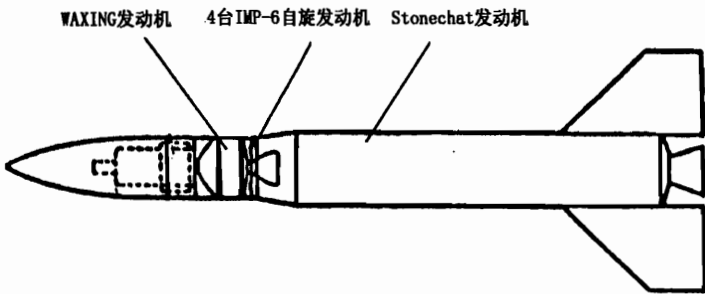
直 径	mm	435.9	燃烧室压力(平均)	MPa	4.76
长 度	mm	2 224	比 冲(海平面)	m/s	2 256
总 质 量	kg	419.6	总 冲(海平面)	kN·s	701
质 量 比		0.74	燃烧时间	s	3.6
推 力(最大,海平面)	kN	202.8	工作时间	s	4.4
推 力(平均,海平面)	kN	183.7	推进剂类型		聚异丁烯
燃烧室压力(最大)	MPa	5.37			

发动机结构

“金翅雀 2A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,采用焊接工艺制造。壳体与绝热层质量为 60.8 kg,喷管质量为 45.4 kg。发机机前裙上设有用螺栓连接的发射滑块,前裙与二级发动机的尾舱连接并实现阻力分离。滑块附近装有由 6 台 Imp-18 微型发动机构成的自旋系统,在 0.5 s 内达到 250(°)/s 的瞬时转速。该发动机点火装置包括延时开关、惯性开关、电池、点火线路插座,在发射 6 s ~ 12 s 后通过加速度作用接通点火电路,使二级发动机点火。顶盖及点火装置的质量为 1.8 kg。

石即鸟 (Stonechat)

“石即鸟”(Stonechat)固体火箭发动机是英国“云雀 8,17”(Skylark 8,17)探空火箭的第一级发动机,制造商是英国皇家军械公司(Royal Ordnance),而“云雀 8”探空火箭则是英国宇航有限公司生产。“石即鸟”发动机是英国皇家军械公司制造的最大的固体火箭发动机,最初用于 Folstaff 运载火箭推进系统,发射了 7 次。1987 年~1988 年间,“石即鸟”发动机被推荐用作“云雀 8,17”探空火箭的第一级发动机。



“石即鸟”发动机在“云雀-8”探空火箭中的布局

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	922	燃烧室压力(最大,24℃)	MPa	4.7
长 度	mm	5 317	燃烧室压力(平均,24℃)	MPa	3.59
总 质 量	kg	5 092.5	比 冲(海平面,24℃)	m/s	2 300
质 量 比		0.85	总 冲(海平面,24℃)	kN·s	9 982
推 力(最大,海平面,24℃)	kN	319	燃烧时间(24℃)	s	37.3
推 力(平均,海平面,24℃)	kN	240	工作时间(24℃)	s	40.9

发动机结构

“石即鸟”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,采用焊接工艺制造,质量为 750 kg。喷管采用石棉/酚醛树脂复合材料。点火器质量为 2.5 kg。

太平鸟(Waxwing)

“太平鸟”(Waxwing)固体火箭发动机是英国宇航有限公司研制的云雀 8”(Skylark 8)探空火箭的第二级发动机。发动机制造商是英国皇家军械公司(Royal Ordnance)。“太平鸟”发动机是在 1969 年~1971 年为英国“黑箭”卫星运载火箭研制的,作为自旋稳定喷射级发动机,1987 年~1988 年间被用于“云雀 8”的第二级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	712	燃烧室压力(最大)	MPa	2.71
长 度	mm	1 315	比 冲(真空)	m/s	2 665
总 质 量	kg	351.7	总 冲(真空)	kN·s	831.5
质 量 比		0.89	燃烧时间(20℃)	s	37.2
推 力(最大,真空)	kN	28.8			

发动机结构

“太平鸟”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,壳体和绝热层质量为 22.5 kg;喷管质量为 13.6 kg;点火器质量为 1.4 kg。发动机装药为星孔型药柱,推进剂牌号 RD 2435。

杜鹃 4(Cuckoo 4)

“杜鹃 4”(Cuckoo 4)固体火箭发动机是英国“云雀 12”(Skylark 12)探空火箭的第三级发动机,制造商为英国皇家军械公司(Royal Ordnance),“云雀 12”探空火箭则是英国宇航有限公司生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	436	燃烧室压力(最大,20℃)	MPa	4.99
长 度	mm	1 311	燃烧室压力(平均,20℃)	MPa	4.0
总 质 量	kg	231	燃烧时间(20℃)	s	11.7
质 量 比		0.805	工作时间	s	15
推力(最大,海平面,20℃)	kN	40.0	推进剂类型		聚异丁烯
推力(平均,海平面,20℃)	kN	34.0			

发动机结构

“杜鹃 4”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,采用焊接工艺制造,点火装置质量为 2.1 kg。

白嘴鸦(Rook)

“白嘴鸦”(Rook)固体火箭发动机是英国宇航有限公司研制的“云雀 14”(Skylark 14)探空火箭的第一级发动机,其制造商是英国皇家军械公司(Royal Ordnance)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	437	燃烧室压力(平均,海平面,20℃)	MPa	8.07
总质量(℃)	kg	1 056.9	比 冲(海平面,20℃)	m/s	2 244.2
质 量 比		0.824	总 冲(海平面)	kN·s	1 954.5
推力(最大,海平面,20℃)	kN	332	燃烧时间(20℃)	s	5.51
推力(平均,海平面,20℃)	kN	313	工作时间(20℃)	s	7.25
燃烧室压力(最大,海平面,20℃)	MPa	8.41			

发动机结构

白嘴鸦发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,采用焊接工艺制造。壳体和绝热层质量为 158.8 kg。喷管及后挡板质量为 22.7 kg,顶盖及点火器质量为 4.5 kg。

卡琼 3 型(Cajun Mod 3)

“卡琼 3 型”(Cajun Mod 3)固体火箭发动机是美国“卡琼标枪”(Cajun Dart)探空火箭的第一级发动机,其主承包商是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。该探空火箭于 1964 年首次发射成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	165	比 冲	m/s	2 089.4
长 度	mm	2 600	总 冲	kN·s	112.2
总 质 量	kg	76	燃烧时间	s	2.8
质 量 比		0.71			

发动机结构

“卡琼”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机点火器包括一个含有两个 Flare Northern Model 209 发火管的易燃塑料管、7.5 g 点火药粉及 90 g USF-24 点火药细粒。两个发火管并联,不发火电流额定值为 1A/1W。

奈克 M5E1 (Nike M5E1)

“奈克(Nike)M5E1”固体火箭发动机是加拿大“黑雁 8”(Black Brant 8)探空火箭第一级发动机,由美国陆军研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	419	质 量 比		0.601
长 度	mm	3 704	推 力(海平面,平均,21℃)	kN	195.6
总 质 量	kg	601	燃烧时间(21℃)	s	3.35

小猎犬 MK12-1(Terrier MK12-1)

“小猎犬(Terrier)MK12-1”固体火箭发动机是加拿大“黑雁 9,10”(Black Brant 9,10)探空火箭的第一级发动机,火箭由加拿大布里斯托尔(Bristol)航天公司生产,而该固体发动机则是由美国陆军研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	457	推力(平均,海平面,21℃)	kN	257.7
长 度	mm	4 270	比冲(海平面,21℃)	m/s	2 123.6
总 质 量	kg	878	总冲(海平面,21℃)	kN·s	1 134
质 量 比		0.610	燃烧时间(21℃)	s	4.4

黄铜骑士(Talos)

“黄铜骑士”(Tallos)固体火箭发动机是加拿大“黑雁 12”(Black Brant 12)探空火箭的第一级发动机。该

箭由加拿大布里斯托尔(Bristol)航天有限公司生产,而该发动机是由美国陆军研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	790	比冲(海平面)	m/s	~2 060
长 度	mm	3 510	总 冲	kN·s	~2 690
推力(平均,海平面,21℃)	kN	489.1	燃烧时间	s	5.42

发动机结构

“黄铜骑士”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机装药质量 1285 kg。

天蜂 D* (Astrobee D*)

“天蜂 D*”(Astrobee D*)固体火箭发动机是美国“天蜂 D”(Astrobee D)探空火箭的发动机。由美国航空喷气固体推进公司(Aeromet Solid Propulsion Company)于 60 年代末开始研制,是一种单室双推力发动机。其技术状况较以前的探空火箭有较大改进,被称为小型探空火箭推进技术改进的重要一步。该发动机研制中进行了 8 次地面点火试验,其中 5 次为自旋点火试验,其中第 6 次试验前进行了 $-40^{\circ}\text{C} \sim +57^{\circ}\text{C}$ 的两轮高、低温循环试验,试验成功。这 8 次地面点火中,第 2 次和第 7 次试车失败。1970 年 6 月发动机首次进行飞行。

发动机主要性能与结构参数

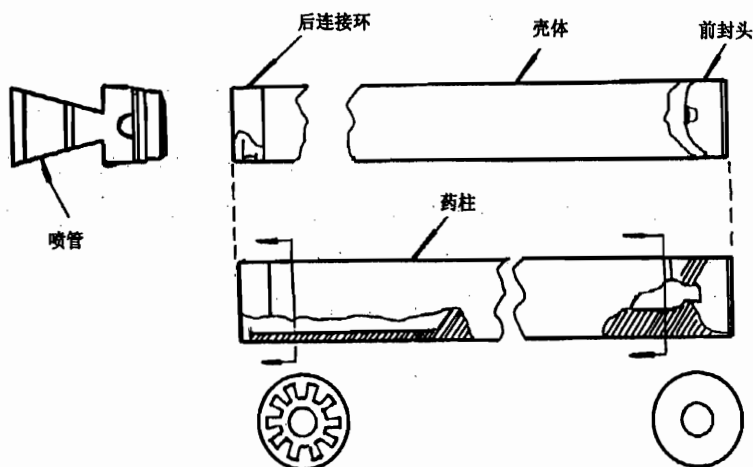
直 径	mm	152	比 冲(真空)	m/s	2 505
长 度	mm	2 794	总 冲(真空)	kN·s	151.1
总 质 量	kg	82.1	工作时间(助推段)	s	2
质 量 比		0.73	工作时间(续航段)	s	16
推 力(助推段)	kN	16.9	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(续航段)	kN	8.0	喷管数量	1	

发动机结构

结构组成 “天蜂 D*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等部件组成。

发动机设计目标是实现低成本和高可靠性,关键的设计准则是:

- ①尽量减少部件数量;
- ②尽可能使用廉价原材料;
- ③降低工时,减少加工工序;
- ④工艺变量对发动机性能影



“天蜂 D*”发动机结构

响不明显;

⑤减少质量控制工作量。

燃烧室壳体采用 4130 合金钢,最低极限强度 1 240 MPa,由前、后封头及筒段三部分组成,这三个部件分别热处理后组合焊成一体,最小壁厚 1.2 mm。

推进剂药柱采用中孔圆柱药型,后段开有多个径向翼,这样便于实现低成本和大装填份数,并实现所需要的双推力。发动机工作时火箭最低加速度为 15 G,最高加速度 60 G。推进剂和壳体间的绝热层兼具绝热和衬层作用。根据对燃气火焰曝露情况不同而厚度不同。前封头处有人工脱粘设计。

点火装置 为药粒式点火器,从发动机后端装入,推到发动机前端并定位。点火后在 0.08 s 内使发动机达到最大推力。

发动机最大自旋速度为 10 r/s。

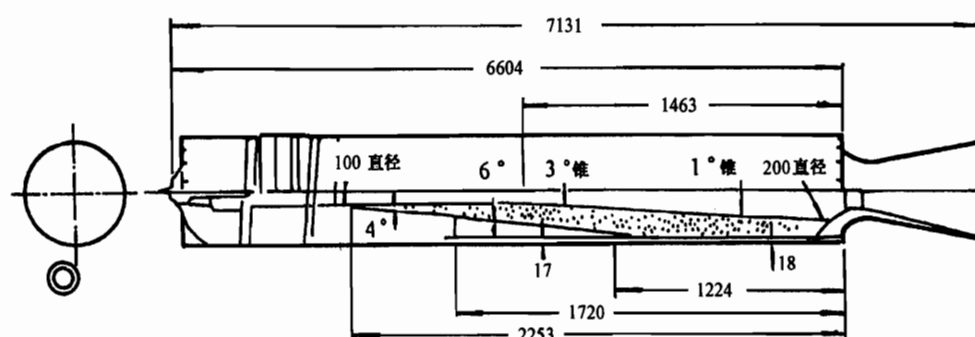
天蜂 F* (Astrobee F*)

“天蜂 F*”固体火箭发动机是美国“天蜂(Astrobee)F”单级探空火箭的发动机,制造商为美国航空喷气(Aeromet)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
长 度	mm	7 131		

发动机结构



“天蜂 F*”火箭发动机及药柱结构

“天蜂 F*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 4130 钢,采用串联式助推/续航双层药柱,助推段为高燃速 HTPB 推进剂,续航段为低燃速 HTPB 推进剂,药柱有一圆柱形内孔,后端开有四个槽,药柱与壳体粘接。发动机采用大型模制塑料喷管。

改进与发展

“天蜂*”FF01 发动机于 1970 年 12 月 2 日首次点火,燃烧约 50 s,虽达到预计的推力参数,但却存在不对称烧蚀现象。FF02 发动机于 1971 年 2 月 18 日点火,正常工作约 42 s 时,发现燃烧完后端约 1 m 处

被烧,FF03 发动机改进了药柱角度,1971 年 9 月 23 日成功点火,实验发现,发动机的 SD-878 衬层抗烧蚀能力不强,为改进这种状况,在燃烧室的后端增加了一个锥形的 V-45 橡胶绝热层,命名为 FF04 发动机。

毒蛇 3A-1(Viper 3A-1^{*})

“毒蛇 3A-1^{*}”(Viper 3A-1^{*})固体火箭发动机是美国“毒蛇 3A”(Viper 3A)探空火箭的第一级发动机,该发动机是 SDC P/N 600-13 发动机的扩大型。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	114	推 力(平均)	kN	26.26
长 度	mm	2 440	燃烧室压力(平均)	MPa	9.61
总 质 量	kg	32.99	比 冲	m/s	2 246
质 量 比		0.78	总 冲	kN·s	58.05
推 力(最大)	kN	32.94	工作时间	s	2.21

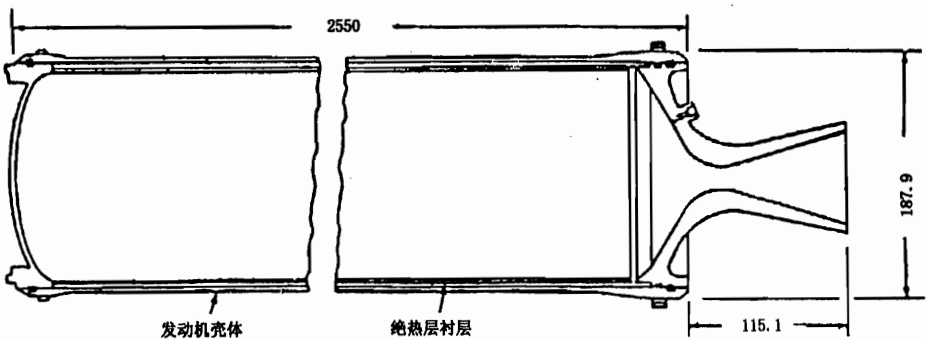
射手^{*}(Archer^{*})

“射手^{*}”(Archer^{*})固体火箭发动机是美国海军研究实验实 1961 年研制的“射手”(Archer)单级探空火箭的发动机,其承包商是美国大西洋研究公司(ARC)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	177.8	总 冲	kN·s	213.37
长 度	mm	2 692.4	燃烧时间	s	35
推 力(海平面,平均)	kN	6.11	喷管喉径	mm	22.86
燃烧室压力(平均)	MPa	12.1	推进剂类型		塑溶胶
比 冲	m/s	2 352			

发动机结构



“射手^{*}”发动机结构示意图

“射手*”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体及喷管壳体材料为钢,壳体绝热层及衬层材料为石棉酚醛。推进剂代号为 Arcite 427-13,药柱长 2 480 mm。喷管采用 ATJ 石墨等材料,绝热层材料为氧化锆磷酸盐材料,喷管长度为 180 mm,质量为 4.76 kg,其堵盖质量为 0.44 kg。点火器质量为 0.23 kg。

SR 45-AR-1

SR45-AR-1 固体火箭发动机是美国“阿卡斯”(Arcas)探空火箭的发动机。该探空火箭及发动机是美国海军研究办公室 1958 年研制的,是美国首批使用的探空火箭。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	114.3	燃烧室压力(平均,20.1℃)	MPa	7.03
推力(平均,20.1℃)	kN	1.499	总 冲	kN·s	41.46

发动机结构

SR45-AR-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为钢,喷管采用为石墨等材料。发动机壳体头部焊接钢制保持环用来固定发动机前封头,并有一个螺纹接头连接有效载荷部分。点火器采用电发火装置,硼酸钾发火药单独包装,在发射前安装在发动机上。

破坏神(Loki) SR 71-AD-1

“破坏神”(Loki)SR 71-AD-1 固体火箭发动机是美国海军研制的 PWD-8B 探空火箭第一级发动机。PWD-8B 探空火箭则是 HASP 探空火箭的改进,1968 年进行飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	76.0	总 冲	kN·s	18.16
长 度	mm	1 600	工作时间	s	~1.8
比 冲	m/s	2 263.8	推进剂类型	聚硫	

发动机结构

SR 71-AD-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。该发动机壳体材料为铝合金,最小屈服强度为 378.96 MPa。发动机前封头为圆锥形,带有接合销钉,用来连接第二级发动机。推进剂药柱为浇铸型,与以往的 HASP 火箭用发动机相比总冲增加了 1.33 kN·s,比冲由 2 185.4 m/s 提高到 2 263.8 m/s,装药质量从 7.72 kg 增加到 8.28 kg,喷管喉部面积也相应增大,使发动机在较低的燃烧室压力下产生较大的推力。

阿帕奇 (Apache) TE-307

“阿帕奇”(Apache)TE-307 固体火箭发动机是美国“奈克-阿帕奇”(Nike Apache)探空火箭的第二级发动机,其制造商是美国锡奥科尔(Thiokol)化学公司。该发动机用作主级时代号为 TE-307 Mod 1;用作上面级时代号为 TE-307 Mod 2。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	165.1	推 力(平均)	kN	22.23
长 度	mm	2 741	燃烧室压力(平均)	MPa	4.82
总 质 量	kg	86.86	燃烧时间	s	6
质 量 比		0.684	推进剂类型		聚氨酯(PU)

发动机结构

TE-307 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。该发动机喷管为钢壳体结构,喉衬为石墨材料,扩张段衬层采用酚醛材料。点火器为小发动机式,其工作时间为 100 ms,点火器由一个烟火延迟发火管启动。

SDC P/N 600-13

SDC P/N 600-13 固体火箭发动机是美国的“超级破坏神”(Super Loki)探空火箭第一级发动机,该发动机于 1967 年由美国空军研制。最初标准尺寸的 SDC P/N 600-13 发动机用作 PWN-10A、PWN-10B、PWN-11A、PWN-12A 探空火箭的发动机,后来对其作了一些改进,用作 Super Loki 探空火箭第一级发动机。

发动机主要性能与结构参数

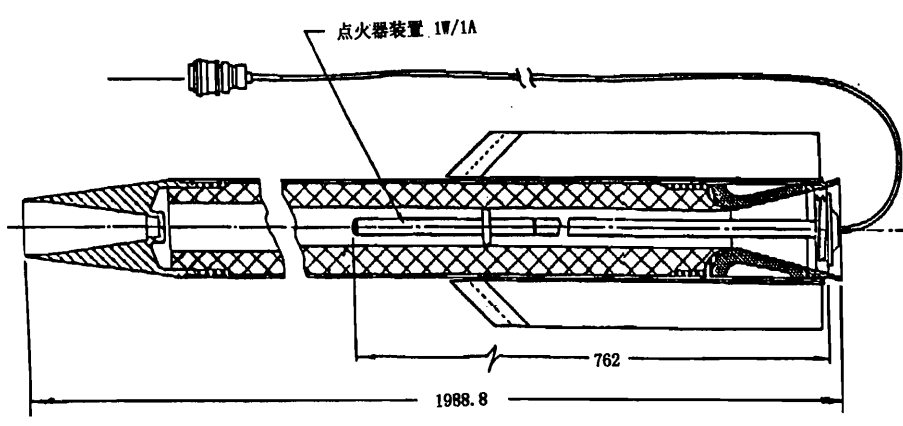
直 径	mm	101.6	燃烧室压力(平均)	MPa	8.47
长 度	mm	1 988.8	比 冲(海平面)	m/s	2 342.2
总 质 量	kg	22.14	总 冲(海平面)	kN·s	39.56
质 量 比		0.76	燃烧时间	s	2.09
推力(最大,海平面 20℃)	kN	25.6	推进剂类型		聚硫
推力(平均,海平面 20℃)	kN	19.8	喷管喉径	mm	~ 40
燃烧室压力(最大)	MPa	10.13	喷管扩张比		4.21

发动机结构

SDC P/N 600-13 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 2014-T6 铝,药柱为内孔燃烧型,浇铸成型。推进剂配方见下表。

成份	用途	含量
聚硫化物	燃料和粘合剂	16.4%
对酞二肟	固 化 剂	1.2%
硫 华	固 化 剂	0.1%
二 苯 胍	固化加速剂	0.1%
高氯酸铵	氧 化 剂	77%
酞酸二丁酯	增 塑 剂	2.8%
氧 化 镁	固化催化剂	0.6%
铝	共振抑制剂	1.8%

点火器包括两个并联的 1W/1A 不发火的发火管和点火药。点火药为氧化铜和铝粉,点火器质量为 0.18 kg。点火器与发动机本身是分开包装和运输的,在发射现场安装。



SDC P/N 600-13 发动机结构图

M56A-1

M56A-1 固体火箭发动机是美国“白羊座 1”(Aries 1)单级探空火箭的发动机,也是“白羊座 2”探空火箭的第一级发动机、HPTM 探空火箭与 HOE 探空火箭的第二级发动机,其承包商是美国航空喷气(Aerojet)公司。Aries 1 探空火箭于 1973 年 10 月 17 日成功首飞,Aries 2 探空火箭于 1979 年 8 月首飞。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 120	总 冲	kN·s	12 437
长 度	mm	3 960	燃烧时间	s	60.13
总 质 量	kg	5 170	推进剂类型	聚氨酯	
质 量 比		0.91	喷管数量	4	
推 力(平均,海平面)	kN	206.8	喷管扩张比	18	
比 冲(海平面)	m/s	2 391 ~ 2 430.4	推力矢量控制	单轴摆动喷管	

发动机结构

M56A-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 D6AC 钢,壁厚 1.78 mm ~ 1.9 mm。药柱

形状为十字孔型。该发动机原为“民兵-1B”导弹第一级发动机,有关情况可参见战略弹道导弹部分 M56 发动机。

M57A-1

M57A-1 固体火箭发动机是美国“白羊座 2”(Aries 2)探空火箭第二级发动机,该发动机最初为“民兵 2”导弹的第三级发动机,它与 M57E-1 发动机基本相同,发动机的直径、长度、总质量和装药量都有增加,其承包商为美国航空喷气通用(Aerojet)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	965	燃烧时间	s	60
长 度	mm	2 290	推进剂类型	复合改性双基	
总 质 量	kg	1 905	喷管数量	4	
质 量 比		0.889 5	喷管喉径	mm	90
推 力(平均,海平面)	kN	156	喷管扩张比	18	
比 冲(海平面)	m/s	2 482	推力矢量控制	单轴摆动喷管	
总 冲	kN·s	~4 750	推力终止	反向喷管	

发动机结构

M57A-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为玻璃纤维/环氧树脂复合材料,喷管喉衬材料为钨。该发动机采用复合改性双基推进剂,其配方为:硝化纤维素 22.3%,高氯酸铵 20.8%,甘油三醋酸酯 32.8%,硝基二苯胺 2.6%,硝化甘油和铝粉 21.5%,药柱形状为翼柱形,有关情况可参见战略弹道导弹 M57 发动机。

TU-715

TU-715 (UTE)固体火箭发动机是美国的“尤特·战斧”(Ute-Tomahawk)探空火箭第一级发动机,其制造商是美国锡奥科尔公司。该发动机是由 TU-289 发动机改进而成,1971 年成功飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	比 冲	m/s	2 166.7
长 度	mm	1 334	总 冲	kN·s	277.335
总 质 量	kg	190	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.67	喷管喉径	mm	114

发动机结构

TU-715 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 4130 钢。装药为六角星孔型药柱,浇铸

成形。喷管出口锥材料为 4130 钢,其内衬层为 1 mm 厚的 Rokide 材料。

TE-416

TE-416 固体火箭发动机是美国“尤特·战斧”(Ute-Tomahawk)、“皮尤特·战斧”(Paiute-Tomahawk)、“奈克·战斧”(Nike-Tomahawk)、“金牛座·战斧”(Taurus-Tomahawk)探空火箭的第二级发动机,制造厂是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。该发动机于 1964 年首飞,迄今已飞行 475 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	229	比 冲(海平面)	m/s	2 385.5
长 度	mm	3 609	总 冲(海平面)	kN·s	417.464
总 质 量	kg	220	燃烧时间	s	9
质 量 比		0.795	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	

发动机结构

TE-416 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 7075-T6 铝合金。

TU-716

TU-716(Paiute)固体火箭发动机是美国“皮尤特·战斧”(Paiute-Tomahawk)和“皮尤特·斯科”(Paiute-Squaw)探空火箭的第一级发动机,制造商是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。探空火箭是由美国空军坎布里奇研究院(AFCRL)研制。TU-716 发动机是由 TU 289 发动机改进而来,1972 年首飞成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	比 冲	m/s	2 289
长 度	mm	1 952	总 冲	kN·s	519.572
总 质 量	kg	308	工作时间	s	3.7
质 量 比		0.74	喷管数量		4
			喷管喉径	mm	127

发动机结构

TU-716 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为 4130 钢。装药为六角星孔形药柱,浇铸成形。喷管出口锥材料为 4130 钢,其内衬材料为 1 mm 厚的 Rokide 材料。

TU-793

TU-793 固体火箭发动机是美国空军坎布里奇研究院研制的“皮尤特·斯科”(Paiute-Squaw)探空火箭的第二级发动机,制造厂是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。TU-793 发动机有两种基本型:TU-793/01 和 TU-793/02,其构型基本相同,但重量和长度性能等有所不同。

发动机主要性能与结构参数

TU-793/01:

直 径	mm	381	比 冲(海平面)	m/s	2 027
长 度	mm	2 286	总 冲	kN·s	456.09
总 质 量	kg	305	工作时间	s	9.2
质 量 比		0.74			

TU-793/02:

直 径	mm	381	比冲(海平面)	m/s	2 273.5
长 度	mm	3 048	总 冲	kN·s	834.38
总 质 量	kg	471	工作时间	s	7.2
质 量 比		0.78			

发动机结构

TU-793 发动机由燃烧室、喷管、点火器组成。

TE-M-473

TE-M-473 固体火箭发动机是美国“沙雁”单级探空火箭的发动机,也是“沙雁-战斧 9”探空火箭的第一级发动机,“黑雁 BT3-沙雁 13”、“黑雁 BT3-沙雁 17”探空火箭的第二级发动机,其承包商是锡奥科尔(Thiokol)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	330	总 冲	kN·s	1 199.7
推 力(平均)	kN	~ 75.0	燃烧时间	s	15.1
比 冲	m/s	2 332.4			

发动机结构

TE-M-473 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。装药质量 514.4 kg。

英仙座 $\beta \cdot 2A$ (Algol 2A)

“英仙座 $\beta \cdot 2A$ ”(Algol 2A)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)X-3、X-3A、X-3M、X-4 四种型号运载火箭的第一级发动机,由位于美国萨克拉门托城的航空喷气(Aerojet)公司研制。

“英仙座 β 星”是一种发动机系列,最初由美国北极星导弹发动机的锥型演变而来,共发展了 8 个型号,即“英仙座 $\beta \cdot 1A$ 、 $1B$ 、 $1C$ 、 $1D$ 、 $2A$ 、 $2B$ 、 $2C$ 、 $3A$ ”。用作侦察兵运载火箭第一级,于 1960 年首次飞行。至 1994 年共飞行 119 次,成功 116 次,成功率 97.5%。

发动机主要性能与结构参数

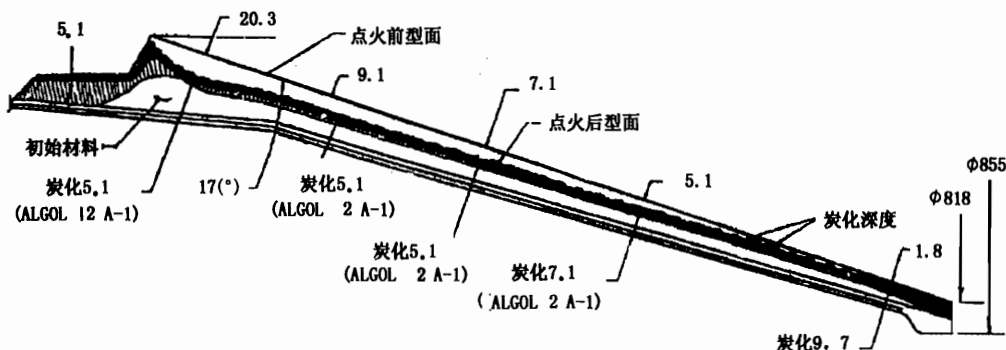
直 径	mm	1 016	总 冲	kN·s	21 040
长 度	mm	9 083	总 冲(真空)	kN·s	24 200
总 质 量	kg	10 712	燃烧时间	s	48.1
质 量 比		0.8965	工作时间	s	67.9
推 力(平均,海平面)	kN	310	推进剂类型		聚氨酯
推 力(平均,真空)	kN	355	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.18	喷管喉径	mm	302
燃烧室压力(平均)	MPa	3.02	喷管扩张比		7.30
比 冲(海平面)	m/s	2 190	推力矢量控制		燃气舵
比 冲(真空)	m/s	2 534			

发动机结构

结构组成 “英仙座 $\beta \cdot 2A$ ”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。发动机在海平面条件下的最大推力为 441 kN,药厚燃烧时间内平均推力 387 kN,药厚燃烧时间内总冲和燃烧室平均压力分别为 18 619 kN·s 和 3.72 MPa,特征速度 C^* 为 1 563 m/s,最大推力偏心 0.2008。

燃烧室 壳体采用钢材,总质量 744 kg,绝热层质量 156 kg,衬层质量 18 kg。推进剂药柱采用四角星孔药型,药厚 247 mm,初始燃面积 16.0 m²,自由容积 0.0685 m³,装填份数 0.897,推进剂装药量 9 605 kg,燃速 5.13 mm/s。

喷管 单个锥型喷管,总质量 197 kg,出口半角 17(°),出口面积 0.522 m²,通喉比 1.48,推力系数 C_f



“英仙座 $\beta \cdot 2A$ ”喷管出口锥烧蚀型面

为 1.40, 燃气流量 141.5 kg/s, 发动机工作时间内喷管喉面积总扩大率 4% ~ 5%。发动机推力矢量由燃气舵进行控制。

点火装置 完全冗余式配置以保障可靠点火, 并设有安全发火机构防止意外点火。发火管为 23-0003793 型, 点火药为 AlClO 型, 药量 2.0 kg, 点火器质量 13.6 kg, 点火延迟时间 40 ms ~ 100 ms。

“英仙座 $\beta\cdot 2A$ ”发动机结构与后继型号 2B 型基本相同, 可参见后者有关栏目。

改进与发展

“英仙座 $\beta\cdot 2A$ ”发动机第 5 次地面热试车时曾发生 3.7 s 的点火延迟。试车后分析原因是推进剂浇铸芯模材料改变, 从而使药柱内表面过度光滑。采取的措施是修改点火器, 将点火器加长 250 mm, 点火药量从 1.4 kg 增加至 2.0 kg, 点火器后端开有四个喷孔, 直径为 19 mm, 每个孔对准药柱内孔的星槽。修改后的各次试车均未出现过点火延迟问题。

英仙座 $\beta\cdot 2B$ (Algol 2B)

“英仙座 $\beta\cdot 2B$ ” (Algol 2B) 固体火箭发动机是美国“侦察兵” (Scout) X-3C、X-4、X-4A、X-5C、X-A、X-B 六种型号运载火箭的第一级发动机, 由其前继型号“英仙座 $\beta\cdot 2A$ ”改进而成, 研制单位是美国萨克拉门托市的航空喷气 (Aerojet) 公司。“英仙座 $\beta\cdot 2B$ ”发动机于 1963 年首次飞行, 共飞行 30 多次, 全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 016	总 冲(真空)	kN·s	24 290
长 度	mm	9 083	燃烧时间	s	47.1
总 质 量	kg	10 791	工作时间	s	76.1
质 量 比		0.890	推进剂类型		聚氨酯
推 力(最大, 真空)	kN	488	喷管数量		1
推 力(平均, 真空)	kN	453	喷管喉径	mm	304
燃烧室压力(最大)	MPa	5.18	喷管扩张比		7.25
燃烧室压力(平均)	MPa	3.66	推力矢量控制		燃气舵
比 冲(真空)	m/s	2 531			

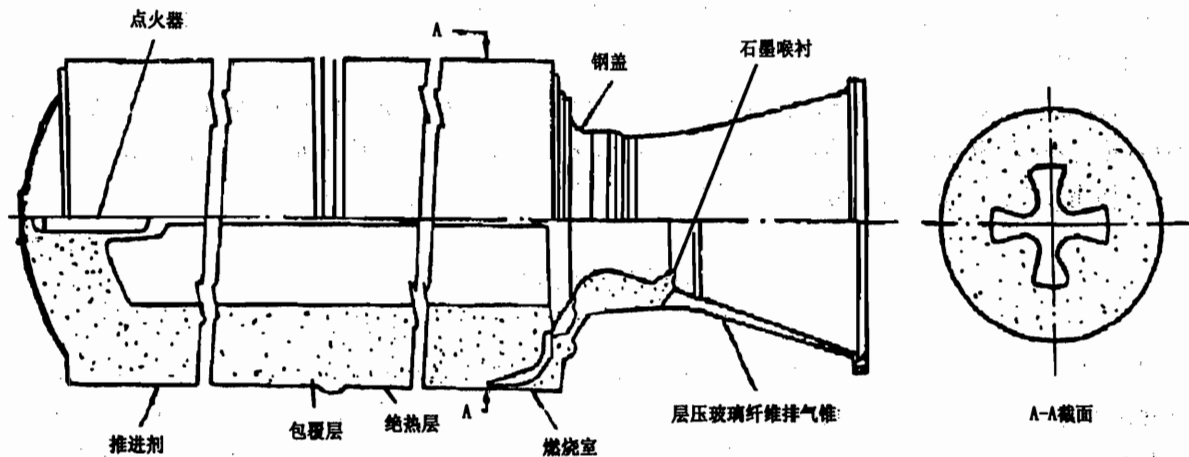
发动机结构

结构组成 “英仙座 $\beta\cdot 2B$ ”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。发动机空载质心 4 843.6 mm, 满载质心 3 977.6 mm (距壳体前端面)。

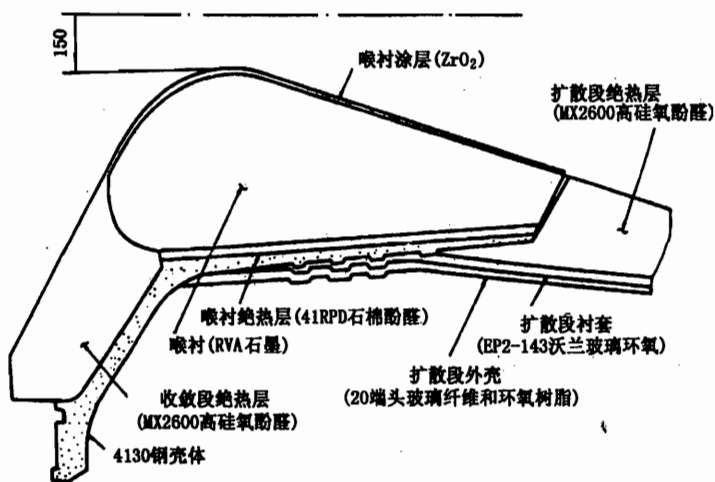
燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。

燃烧室壳体由 AISI 4130 钢卷焊成, 并进行热处理。壳体长 8 087 mm, 筒段壁厚 2.84 mm, 内绝热层采用以石棉为填料的橡胶材料, 在壳体后端绝热层厚度逐步加厚。

推进剂药柱采用四角星孔药型, 推进剂牌号 ANP-2872 JM 1/31, 总固体含量 80%, 其中含铝粉 19%, 高氯酸铵 61%。装药量 9 597 kg。推进剂有关性能如下: 密度 1.736 g/cm³, 燃速 5.36 mm/s, 火焰温度 3 300 K, 特征速度 C^* 1 550 m/s, 燃气平均分子量 22.6 g/mol, 燃气比热比 1.17, 燃气比热 141 J/kg·K。



“英仙座 β·2B”发动机结构图

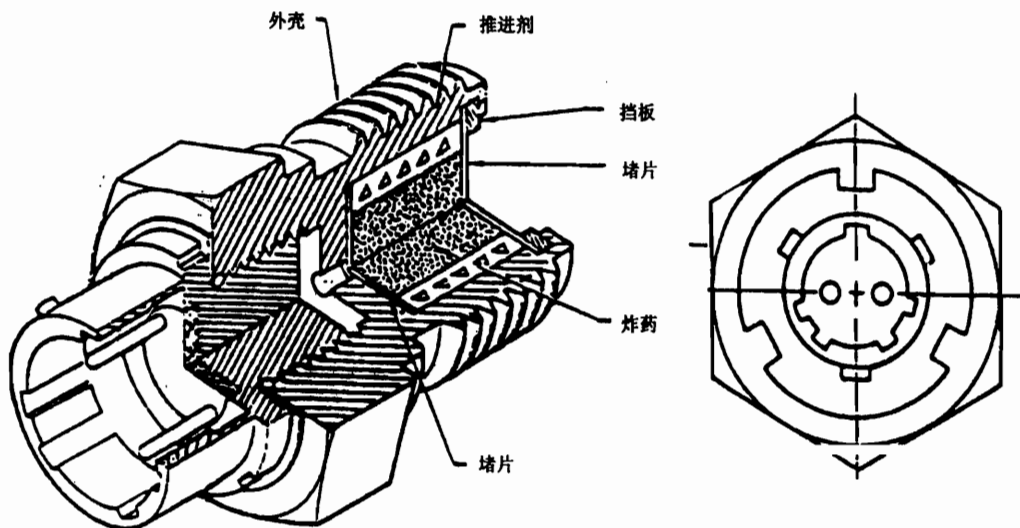


“英仙座 β·2B”发动机喷管结构和材料

喷管 “英仙座 β·2B”发动机采用固定喷管,其推力控制由 4 个燃气舵实现,和 4 个三角尾翼共同控制全箭姿态。喷管外壳采用 AISI 4130 钢,其它部分所用材料如图所示。喷管有关几何尺寸为:喉面积 0.073 m^2 ,出口面积 0.527 m^2 ,初始扩张比 7.25,出口外径 855 mm,出口内径 819 mm,出口半角 17° ,喷管质量 261 kg,药厚燃烧时间的喉部平均烧蚀率 0.091 mm/s ,药厚燃烧时间的喉部平均扩大率 5.7%。

点火装置 “英仙座 β·2B”发动机采用全套备份的点火系统,以提高可靠性。并设置有安全发火机构来防止意外点火。

发火管为 23-003793 型,钢壳体,内有桥丝、电气引线、陶瓷密封、绝缘材料、起爆药、主爆药、防潮盖。每个发火管有一个单独电路,由地面指挥中心的指令引爆。点火器为 Alcojet 型,内装烟火药 2.03 kg,点火器工作压力 1.4 MPa,点火延迟时间 50 ms。



23-003793 型发火管

改进与发展

“英仙座 $\beta\cdot 2B$ ”发动机对其前继型号的改进主要是喷管,改进了喷管非金属部件连接的粘接质量,提高了结构效率。

1965 年,“英仙座 $\beta\cdot 2B$ ”发动机被其后继型号“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”代替。

英仙座 $\beta\cdot 2C$ (Algol 2C)

“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”(Algol 2C)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)A-1、A-2、B-1、B-2C、C 五种型号运载火箭的第一级发动机,由位于萨克拉门托城的航空喷气(Aerojet)公司研制,它是前继型号“英仙座 $\beta\cdot 2B$ ”的改型。“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”发动机于 1965 年首次飞行,共飞行 17 次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 016	总 冲(真空)	kN·s	24 390
长 度	mm	9 083	工作时间	s	76.1
总 质 量	kg	10 795	推进剂类型		聚氨酯
质 量 比		0.890	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	436.7	喷管扩张比		7.36
比 冲(真空)	m/s	2 540	推力矢量控制		燃气舵

发动机结构

“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。其发动机结构和前继型号 2B 型区别不大,可参见前者有关栏目。

该发动机仍采用钢壳体,推进剂药柱为四角星孔药型。但喷管则有较大改进,采用石墨/酚醛带缠复合材料代替了 2B 发动机所用的整块式多晶石墨,并采用高硅氧/酚醛复合材料喉部背壁绝热层取代了原来的石棉/酚醛材料,入口段衬层也采用了碳/酚醛带缠复合材料代替原来的高硅氧/酚醛材料。这样,使喷管可靠性和总体性能均有提高。

点火器仍为药片式,采用完全备份式系统并设置有安全发火机构。

发动机推力矢量控制由燃气舵实现。

改进与发展

“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”发动机于 1972 年由 3A 型发动机取代。

英仙座 $\beta\cdot 3A$ (Algol 3A)

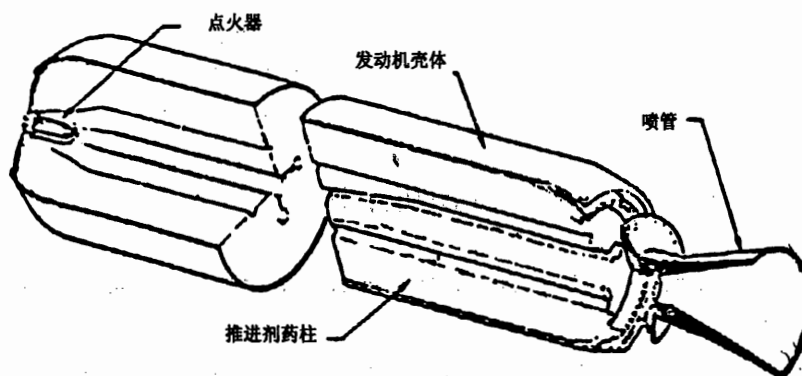
“英仙座 $\beta\cdot 3A$ ”(Algol 3A)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)D-1、F-1、G-1 三种型号运载火箭的

第一级发动机。1969年,美国航空航天局(NASA)提出将侦察兵运载火箭的运载能力提高30~45%。为满足这种大幅度提高火箭能力的要求,兰利(Langley)研究中心决定研制新的第一级发动机,称为“英仙座 β -3A”。研制、鉴定、生产工作均由联合工艺中心(UTC)完成。1969年6月正式开始研制,1971年7月结束,1972年8月在侦察兵火箭上首次使用,至1994年共飞行35次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 143	燃烧室压力(平均)	MPa	3.47
长 度	mm	9 119	燃烧时间(25℃)	s	56.7
总 质 量	kg	14 152	工作时间(25℃)	s	72.3
质 量 比		0.894	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均,真空)	kN	432	喷管数量		1
推 力(最大,真空)	kN	667	喷管喉径	mm	320
比 冲(真空)	m/s	2 547	喷管扩张比		6.48
总 冲(真空)	kN·s	32 040	推力矢量控制		燃气舵
燃烧室压力(最大)	MPa	6.69			

发动机结构



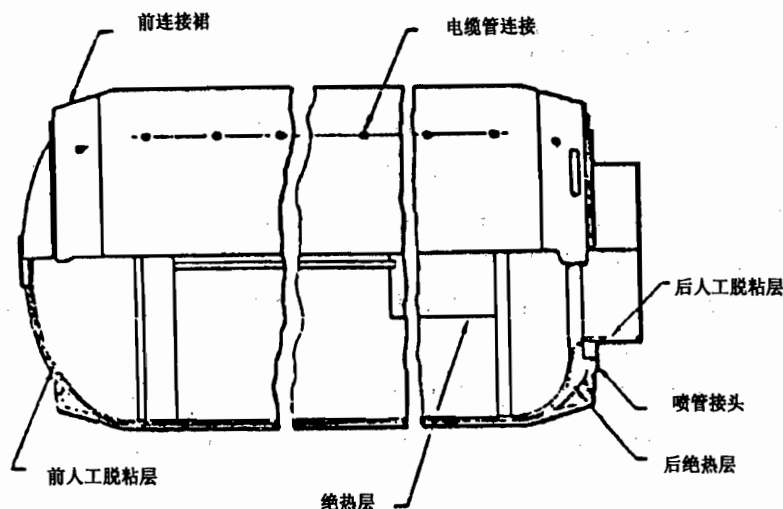
“英仙座 β -3A”发动机结构图

结构组成 “英仙座 β -3A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

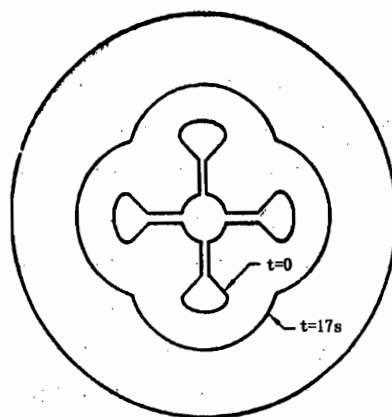
燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。

燃烧室壳体采用了代表当时技术水平的材料和工艺技术,其宗旨是降低成本和减少研制风险。壳体设计爆破压力为9.10 MPa(1.3倍最大预期工作压力),材料为AISI 4130钢,经热处理达到最小极限抗拉强度1 240 MPa~1 380 MPa。筒段外径1 143 mm,封头为准球形,前封头与点火器之间采用 Φ 146 mm卡环形接头,后封头为螺栓法兰形接头,用36个高强度螺栓连接。壳体前、后端均用锥形裙与箭体相连。燃烧室壳体最小壁厚4 mm,长8 077 mm,质量1 056 kg,由位于加州惠蒂尔城的塔斯克尔(Tasker)公司耐梅克(Nemec)分部制造。壳体材料为AISI 4130钢,主要依据是价廉,且已十分成熟。壳体最低焊接效率98%,焊缝平面应变断裂韧性的保守值 $K_{Ic} = 67 \text{ MN/m}^{3/2}$,水压检验压力为1.1倍最大预期工作压力,壳体安全系数1.36,水压检验后还要作X射线探伤和磁粒子表面检查。

内绝热层采用以高硅氧和石棉为填料的丁钠橡胶Buna-N,根据受热流大小和压力的不同,各部位设计厚度也不同。绝热层软片经裁剪后粘贴到壳体内,达到所要求厚度后在表面设置真空袋,然后置于热



“英仙座 β·3A”发动机绝热壳体



“英仙座 β·3A”发动机药型

压釜中固化,固化压力 1.24 MPa。固化后还要进行无损检测。发动机地面试车后各部位绝热层烧蚀率范围为 0.5 mm~1.5 mm。

推进剂牌号为 UTP-3096 C。含铝粉 17%,在 7 MPa 下用“英仙座 β·3A”尺寸的发动机实测的标准比冲为 2423 m/s。推进剂其它性能为:密度 1.755 g/cm³,燃速(7 MPa)6 mm/s,特征速度 1537 m/s,火焰温度 3366 K,燃气平均分子量 20.11 g/mol,燃气定压比热 104.9 J/kg·K,燃气比热比 1.18。

由于推进剂力学性能好,使药柱体积份数达到 0.93,总装药量 12 655 kg。药柱设计和内弹道计算采用了计算机,并用有限元法作药柱应力分析。药型为四棱内燃星孔形,星尖呈外椭圆形以降低临界区的应力集中,星孔沿药柱中心线逐渐扩大,呈锥状以控制为马赫数分布。推力-时间曲线开始时呈减面型,至 17 s 时星孔区燃烧结束,以后即呈增面型。药柱在前封头区过渡成中孔圆柱形,并对前端中孔约 7% 的区域限燃以控制侵蚀燃烧而产生的压力峰,限燃层在数秒内即烧去。药柱两端均设置有人工脱粘层以提高其结构完整性。药柱各项设计参数为:通喉比 1.29,外径/内径比 2.22,药柱长 7976 mm,药柱外径 1128 mm,初始燃面积 16.4m²,药柱结构安全裕度(5年内)40%。药柱由联合工艺中心在加州旧金山市凯奥蒂城的推进剂厂生产。生产工艺采用 1900 L 混合机,每批生产 4500 kg 推进剂,每班次浇铸一台发动机,真空浇铸,固化期为 7 天,固化温度 60℃~70℃,脱模后用 X-射线和目视进行检测。

喷管 长 977 mm,出口面内径 848 mm,喉衬长 164 mm,喉衬背壁绝热层厚 12.6 mm,喉衬背壁处喷管壳体厚 12.1 mm,喷管出口半角 17(°)。喷管由位于加州圣莱安德罗城的凯泽航天和电子公司生产。所用材料与其前继型号大致相同:外壳 4130 钢,入口段前部衬层为 4S-5253 高硅氧/酚醛,后部为 MX 4296 碳纤维/酚醛,喉衬为 MXG 175 石墨布/酚醛,喉衬背壁绝热层为 MX 2600 高硅氧/酚醛,出口锥前部衬层为 MXG 175 石墨布/酚醛,后部衬层及整个出口锥绝热层均使用 4S-5232 高硅氧/酚醛。O 型圈为 Viton 橡胶。在出口锥钢制外壳和高硅氧/酚醛绝热层外表面还要外缠数层玻璃布/环氧复合材料,作用是提供所需的轴向刚度。继后再外缠玻璃粗砂/环氧复合材料,以提高环向强度。出口锥衬层也采用带缠工艺,只是鉴于上游和下游部位受热流不同,所用材料也不同。各种部件均在热压釜中固化。实际热试车表明,喉部平均烧蚀率为 0.16 mm/s,总烧蚀深度 12.7 mm。

点火装置 “英仙座 β·3A”使用小火箭式点火器,由小发动机、引燃药盒和两个发火管组成。点火器外表面敷有绝热层,点火器设计要求是在 60% 压力—时间积分值前达到 50% 平均燃烧室工作压力。

发动机推力向量控制由燃气舵实施。

改进与发展

“英仙座 $\beta\cdot 3A$ ”是“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”的改型,发动机直径加大至 1.143 m,但其它界面尺寸不变。由于对性能提高幅度要求高,因此在技术方面有重大改进。总的策略是使用当时技术水平以降低成本。主要改进有:改进药柱设计;采用力学性能优良的 PBAN 型推进剂从而增大了药柱体积装填份数,并提高了推进剂固体组分含量;改进壳体内绝热层材料;采用了小火箭式点火器,使得点火方式可以遵循确定的内弹道规律和质量流率及热能释放来精确设计,可靠性高,重现性好;部分喷管材料也作了改进。改进的结果是发动机真空总冲的比“英仙座 $\beta\cdot 2C$ ”提高了 31%。

研制工作的主要难点是药柱侵蚀燃烧规律的确定和结构完整性的验证。药柱最初的药型设计是六角星孔药型,后来才改为四角星孔药型。研制中除部件试验外,共作了 2 台全尺寸初样发动机热试车和 3 台飞行发动机热试车。

双子座 $\alpha\cdot 1A$ (Castor 1A)XM-33

“双子座 $\alpha\cdot 1A$ ”(Castor 1A)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)X-1、X-1A、X-2、X-2B、X-2M、X-3、X-3A、X-3C、X-3M、X-4、X-4A 共 11 种型号运载火箭的第二级发动机,由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制和生产,发动机代号为 XM-33。

“双子座 α 星”是一种发动机系列,最初由美国陆军的“中士”近程弹道导弹发动机改进而成。“双子座 $\alpha\cdot 1A$ ”发动机于 1960 年首次飞行,共飞行 39 次,失败 2 次,分别发生于 1960 年和 1961 年,原因均为点火装置故障。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	比 冲(真空)	m/s	2 680
长 度	mm	6 248	总 冲(真空)	kN·s	8 910
总 质 量	kg	4 022	燃烧时间	s	27.6
质 量 比		0.826	工作时间	s	42.5
推 力(最大,真空)	kN	334	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	
推 力(平均,真空)	kN	286	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.69	喷管喉径	mm	248
燃烧室压力(平均)	MPa	3.50	喷管扩张比		15.6

发动机结构

结构组成 “双子座 $\alpha\cdot 1A$ ”固体发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机工作温度范围 $-12^{\circ}\text{C} \sim +43^{\circ}\text{C}$ 。

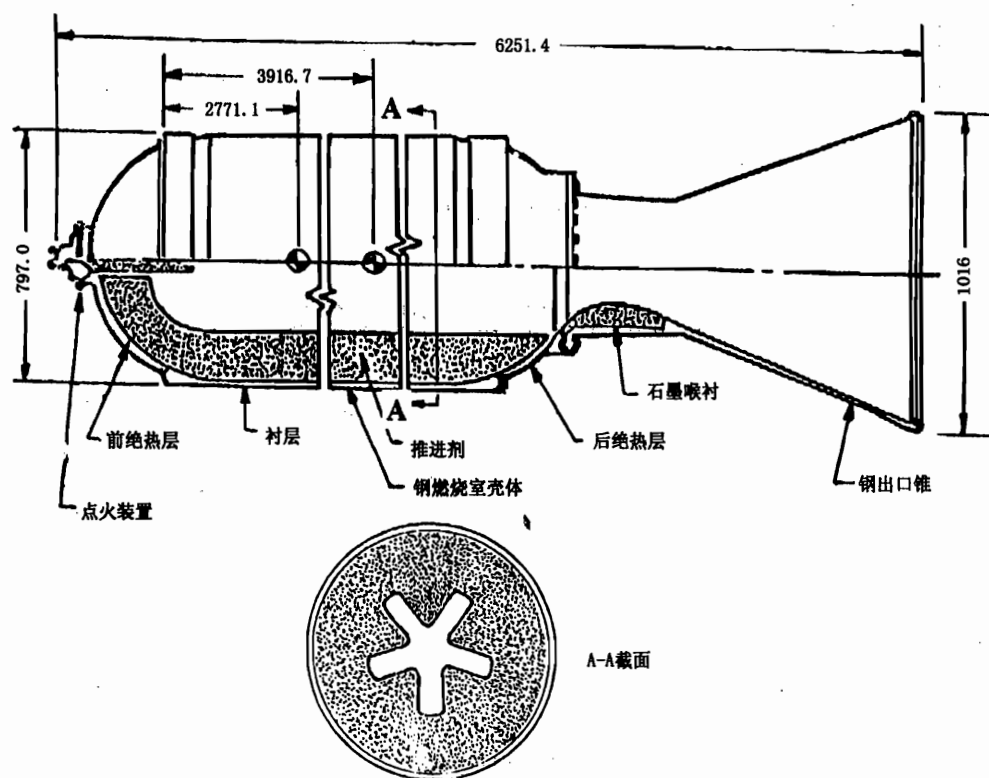
燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。

壳体材料为 AISI 4130 钢,卷焊成型,壳体长 4 686 mm,筒段壁厚 2.8 mm,壳体质量 366 kg。绝热层在前、后封头部位采用以石棉粉为填料的聚硫橡胶/环氧树脂材料,用涂抹方式敷设到壳体内壁,然后进行固化。固化后在绝热层表面要涂两层衬层,第一层是和绝热层相容的聚硫橡胶,第二层为和聚硫橡胶及

固体推进剂药柱相容的聚丁二烯丙烯酸(PBAA)橡胶,两个衬层之间要涂环氧树脂粘接。

推进剂配方代号 TP-H-8038,总固体含量 84%,其中铝 14%,高氯酸铵 70%。推进剂密度 1.705 g/cm^3 ,燃速 6.2 mm/s ,真空比冲(发动机实测值) 2680 m/s ,特征速度 C^* 为 1601 m/s ,燃气比热比 1.15。药柱采用五角星孔药型,前端药厚份数 45%处的装填份数为 86%。

喷管 “双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”喷管外壳由 AISI 4130 钢机加制成,喉衬为 CS-312 石墨材料,出口锥内表面先用火焰喷涂一层镍-铬合金,然后再涂一层 Rockide-A 陶瓷层。喷管出口半角 $21^\circ 40'$,喷管质量 187 kg。



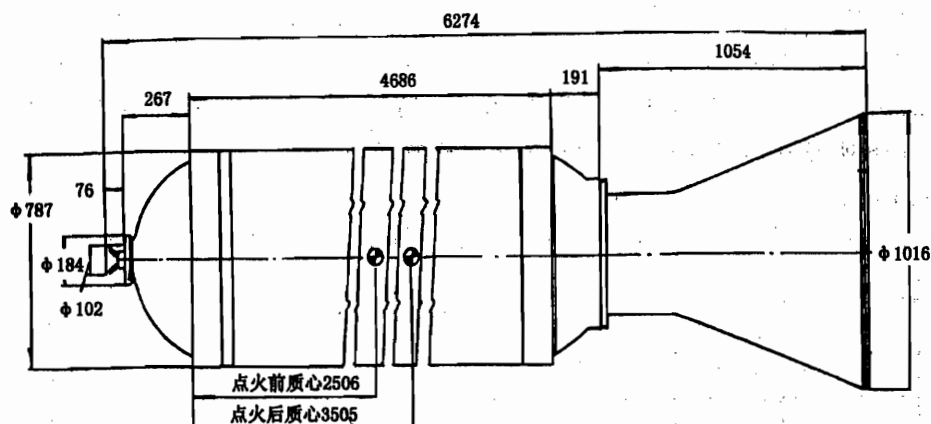
“双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”发动机结构

点火装置 “双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”采用小火箭式点火器,点火器外壳为玻璃钢材料,点火药柱为 12 角星孔药型,推进剂牌号 TP-E-8035,装药量 1.36 kg,点火器头部装有两个 M-125 型发火管和烟火药,每个发火管有两根导线引出,其中任何一根均可使发火管点燃。点火器在 0.25 s 内可产生 5 kg/s 的平均质量流率。

该发动机不设置推力矢量控制装置,火箭工作时的姿态由 H_2O_2 反作用喷射系统控制。

双子座 $\alpha \cdot 2A$ (Castor 2A) TX-354-3

“双子座 $\alpha \cdot 2A$ ”(Castor 2A)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout) X-5C、A、A-1、A-2、B、B-1、B-2、C、D-1、E-1、F-1、G-1 共 12 种型号运载火箭的第二级发动机,由位于阿拉巴马州的锡奥科尔(Thiokol)公司亨茨维尔(Huntsville)分部研制,代号 TX-354-3。“双子座 $\alpha \cdot 2A$ ”发动机是在其前继型号“双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”基础上改进而成,于 1965 年首飞,用于“侦察兵”火箭共飞行 80 次,全部成功。与此同步研制的还有 TX-354-4,用于“雅典娜”(Athena)试验火箭第一级。



“双子座 α -2A”外形图

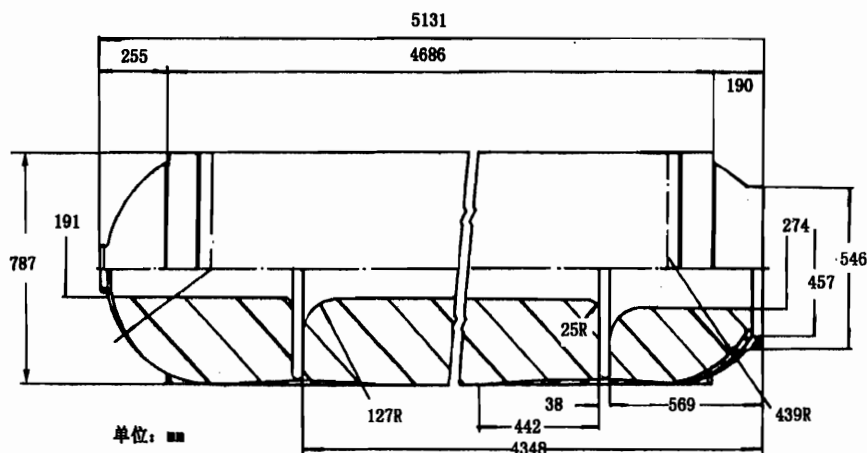
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	比 冲(真空)	m/s	2 766
长 度	mm	6 274	总 冲(真空)	kN·s	10 306
总 质 量	kg	4 429 ± 7	燃烧时间	s	37.2
质 量 比		0.843	工作时间	s	39.1
推 力(平均,真空)	kN	273	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	312	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.91	喷管喉径	mm	211
燃烧室压力(平均)	MPa	4.36	喷管扩张比	21.2	

发动机结构

结构组成 “双子座 α -2A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。工作温度范围 $-1^{\circ}\text{C} \sim +38^{\circ}\text{C}$ 。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。



“双子座 α -2A”燃烧室构型

燃烧室壳体设计和“双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”基本相同。材料为 AISI 4130 钢,最小壁厚 2.5 mm,壳体质量 353

kg。壳体水压检验压力从“双子座 $\alpha \cdot 1A$ ”的 5.7 MPa 增至 6.3 MPa (1.15 倍最大预期工作压力), 爆破压力 7.7 MPa, 增压时间 88 s。壳体极限抗拉强度 1 192 MPa, 屈服强度 1 112 MPa, 筒段中心点最大径向变形 2 mm。

绝热层为锡奥科尔公司的可涂抹型材料, 代号 TI-O 0700A, 基体为端异氰酸酯聚氨酯 + 环氧树脂, 用胺类固化剂, 填料为碳、磨碎玻纤和磷酸二氢胺。按壳体外表温度 66℃ 设计, 用于壳体前封头、后封头和药柱开槽段壳体。

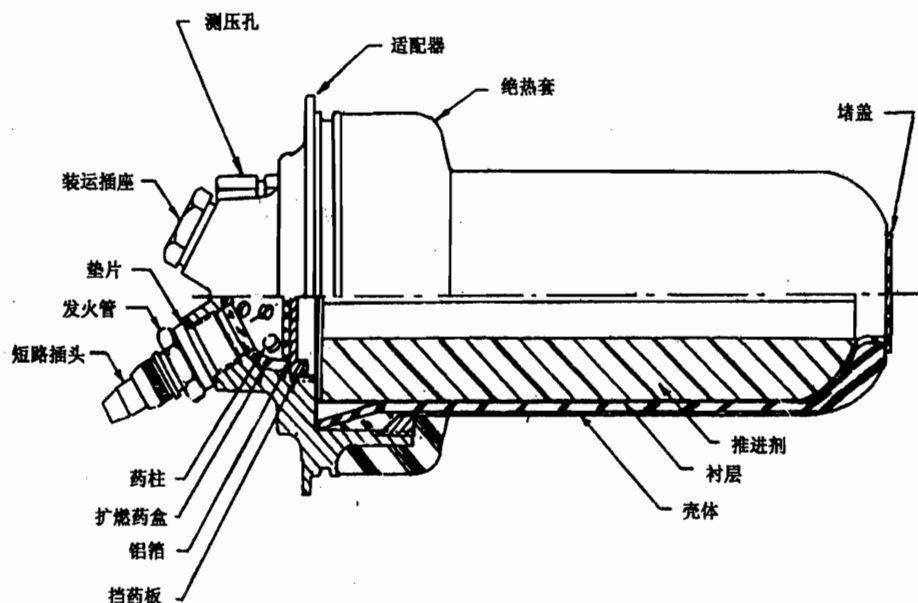
衬层为端羧基聚丁二烯 (CTPB) 和丙烯酸的共聚物, 用亚胺固化, 以碳和 TiO_2 为填料 (含量 40%), 牌号为 TL-H 711B, 喷涂成型, 固化温度 77℃, 固化时间 2 小时。

推进剂药柱采用槽柱药型, 两个径向槽。推进剂配方有较大改进, 采用端羧基聚丁二烯 (CTPB) 型配方代替了 1A 型的聚丁二烯丙烯酸 (PBAA) 配方。装药量 3 732 kg, 配方总固体含量 80%, 其中铝 20%, 高氯酸铵 60%, 燃气温度 3 590 K, 平均分子量 30.3 g/mol, 定压比热 1.99 J/g·K, 比热比 1.16, 发动机特征速度 C^* 为 1 585 m/s。推进剂采用加压插管浇铸, 每锅混合 1 500 kg ~ 1 800 kg 药, 固化温度 63℃。固化 168 小时, 冷却至 37℃ 时脱模。

喷管 “双子座 $\alpha \cdot 2A$ ” 喷管为单个固定喷管, 外形设计和 “双子座 $\alpha \cdot 1A$ ” 相同, 火箭工作时的姿态用 8 个 H_2O_2 反作用发动机喷射控制。喷管全长 1 098 mm, 其中喉衬和入口段长 278 mm, 出口锥长 820 mm, 喉径 211 mm, 喉面积 0.035 m², 出口面内径 969 mm, 外径 1 016 mm, 出口面积 0.739 m², 扩张比 21.2, 出口半角 22(°)34(′), 喷管质量 244 kg, 喉衬平均烧蚀率 0.078 7 mm/s, 燃烧时间内喉衬平均扩大率 2.8%。

喉衬材料为细粒度高强 ATJ 石墨, 模压成型, 平均密度 1.73 g/cm³, 外侧涂胶后缠一层 5 mm 厚的 RPD 石棉/酚醛, 用 TA-L 721 胶粘接在喷管外壳上。喷管外壳为 AISI 4130 钢, 用锻件机加制成, 热处理后强度 620 MPa, 入口段绝热层为长 1.25 cm ~ 2.5 cm 的短切玻纤/酚醛 FM 4030-190 材料, 模压成型。出口锥绝热层为高硅氧/酚醛 (FM 5504, FM 5067, MX 260) 布带缠绕, 热压固化, 用 RTV 有机硅粘接剂粘接在外壳上。喷管外绝热层为软木, 密度 480 ± 32 kg/m³。喷管堵塞为高密度聚氨酯泡沫模压件, 用以保持发动机内压力在 0.19 MPa 以上, 在 0.31 MPa 下堵塞爆破。堵塞用 RTV 88 胶粘接在喷管出口段。

点火器 “双子座 $\alpha \cdot 2A$ ” 发动机采用 TX 362 小火箭式点火器。壳体为玻璃钢, 螺旋缠绕和环向缠绕, 前段用不锈钢内衬增强, 喷管为玻纤酚醛模压喉衬, 直接缠在壳体上, 壳体设计爆破压力 41 MPa。主装药为 TP-H-8047 推进剂, 聚丁二烯丙烯酸 (PBAA) 型, 和 “潘兴” 导弹点火器相同, 药量 1 kg, 特征速度 1 483 m/



TX-362 型点火器

s,火焰温度 1 260℃,自燃温度 177℃,燃气比热比 1.22。发火管为 M 125 型,和“双子座 α·1A”的相同,为双桥丝发火管,冗余配置,最大不发火电流 0.3 A,最小全发火电流 1.0 A,电路电阻 $2.4 \pm 0.1 \Omega$,最小绝热电阻 50 MΩ(500 V 直流),静电感度 15 kV(最小)。

烟火药和“潘兴”导弹相同,即 BKNO_3 ,其中含 B 23%, KNO_3 70.7%,粘合剂 5.6%,药粒直径 6.35 mm,厚 3.18 mm,燃速 10 mm/s,爆热 6.7 kJ/g,火焰温度 2 250℃。

改进与发展

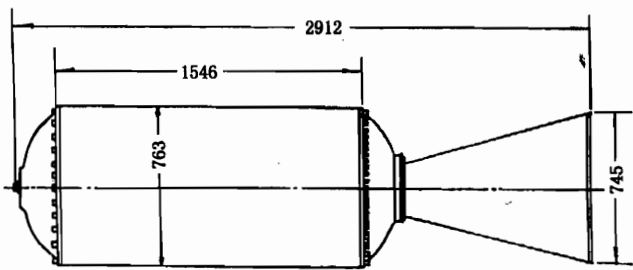
“双子座 α·2A”发动机研制中主要有下列改进:

在研制过程中,将喷管出口锥绝热层从花瓣式铺层工艺改为布带缠绕工艺,原因是在第一台发动机喷管上发现有分层和毛边,决定改变工艺,后发现这是由于花瓣叠层的偏差引起的,但已改变工艺未再改回来。

喷管喉部面积从 0.0387 m^2 减少至 0.035 m^2 ,这是由于在平行的 TX-354-4 发动机研制中出现试车时发动机爆破事件,研究结果是推进剂药柱设计原因,修改药柱设计的同时也修改了喉部面积。

在研制中发现喷管入口段绝热层固化后收缩而脱粘,所以将原来的直接在喷管壳体中就位成型固化改为先成型固化后,再粘接到喷管壳体中,这样做提高了可靠性,而且提高了抗烧蚀能力。

天蝎座 α·1A (Antares 1A) X-254



天蝎座 α·1A 发动机外形图

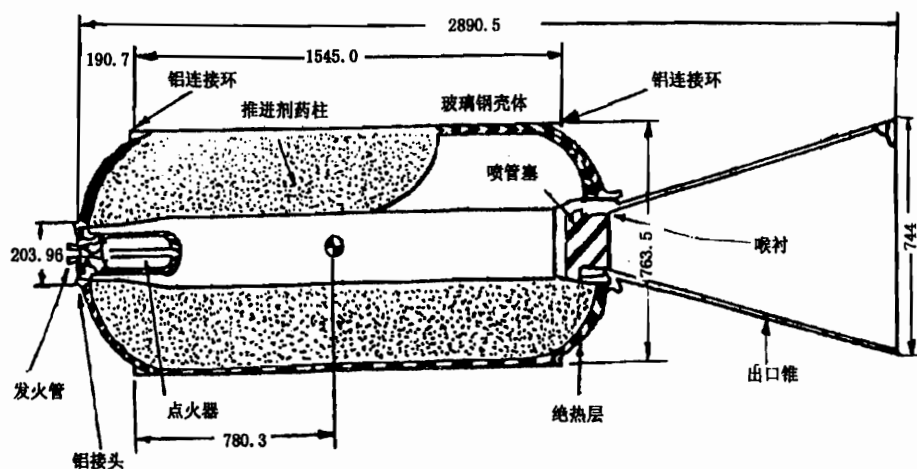
“天蝎座 α·1A”(Antares)X-254 固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)X、X-1、X-1A 共 3 种型号运载火箭的第三级发动机。“天蝎座”是一个发动机系列,共有“天蝎座 α·1A、2A、2B、3A 四种型号,作为“侦察兵”运载火箭的第三级发动机,自 1960 年首飞到退役共飞行 119 次,成功 117 次,成功率 98.3%。该系列也应用于其它场合。“天蝎座 α·1A”发动机由美国赫克里斯(Hercules)公司研制和生产,共飞行 9 次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	763	比 冲(海平面)	m/s	1 912
长 度	mm	2 912	总 冲(海平面)	kN·s	1 809
总 质 量	kg	1 053	燃烧时间	s	38.5
质 量 比		0.895	工作时间	s	39.6
推 力(最大,海平面)*	kN	54.3	推进剂类型	复合改性双基	
推 力(平均,海平面)*	kN	36.5	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	2.22	喷管喉径	mm	146
燃烧室压力(平均)	MPa	1.91	喷管扩张比		26.0

* 地面试车实测数据,试车条件为喷管扩张比 3.56,推进剂温度 25℃。

发动机结构



“天蝎座 α·1A”发动机结构

“天蝎座 α·1A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室长筒 1546 mm, 壳体材料为玻璃纤维/环氧树脂复合材料, 筒段壁厚 2.5 mm。推进剂装药量 943 kg, 平均燃速 5.3 mm/s, 特征速度 1350 m/s, 有效排气速度 1918 m/s (均为地面试车实测值, 试车用发动机喷管扩张比 3.56)。所用喷管为单个固定喷管, ATJ 石墨喉衬, 出口直径为 745 mm。点火器为小火箭式, 点火电流 20 A, 电阻 0.97 Ω。

该发动机未设置推力矢量控制装置, 火箭姿态由 H_2O_2 反作用喷射系统控制。

改进与发展

“天蝎座 α·1A”在侦察兵火箭三十余年飞行中只占有很短暂的时间空间, 随后被其改进型 X-259 发动机替代。

天蝎座 α·2A (Antares 2A) X-259

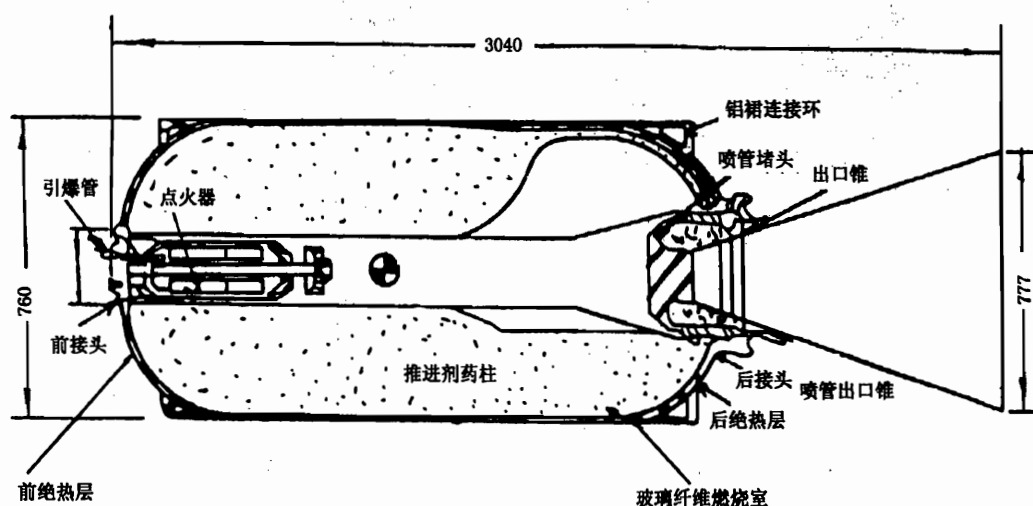
“天蝎座 α·2A” (Antares 2A) X-259 固体火箭发动机是美国“侦察兵” (Scout) 从 X-2 至 D-1 共 16 种型号运载火箭的第三级发动机。由赫克里斯公司在马里兰州的阿勒盖尼 (Allegany) 弹道研究所 (ABL) 在其前继型号“天蝎座 α·1A”基础上改进而成。“天蝎座 α 星”是一个发动机系列, “天蝎座 α·2A”共计飞行 88 次, 全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	763	总冲(真空)	kN·s	3 225
长度	mm	2 890	燃烧时间	s	32.8
总质量	kg	1 278 ± 12	工作时间	s	33.7 ± 4.2

质 量 比		0.909	推进剂类型		复合改性双基
推 力(平均,真空)	kN	96	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	2.87	喷管喉径	mm	169
燃烧室压力(平均)	MPa	2.32	喷管扩张比		17.9
比 冲(真空)	m/s	2 759			

发动机结构



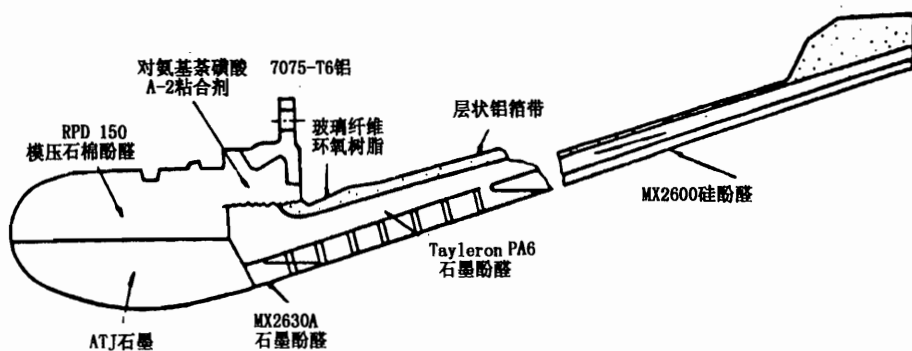
“天蝎座 α -2A”发动机

结构组成 “天蝎座 $\alpha \cdot 2A$ ”发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 燃烧室长 1 933 mm,用玻璃纤维/环氧复合材料缠绕而成,筒段壁厚 3.6 mm,两端为铝接头和铝连接环。壳体内衬有以石棉为填料的丁苯橡胶绝热层,在壳体缠绕前预先模制到可拆卸式石膏芯模上,然后缠绕复合材料使成型壳体和绝热层成一体。壳体检验压力为 3.27 MPa。

推进剂药柱前段为圆柱内孔药型,后段为开有 4 个翼的柱形内孔药型。推进剂牌号 CY I-75,含铝粉 20.5%,装药量 1 162 kg。推进剂有关性能如下:密度 1.76 g/cm^3 ,燃速 7.6 mm/s ,燃气分子量 19.3 g/mol ,燃气定压比热 $1.778 \text{ J/g}\cdot\text{K}$,燃气比热比 1.15,特征速度 $1\,618 \text{ m/s}$,火焰温度 $3\,086 \text{ K}$ 。

喷管 “天蝎座 α -2A”发动机采用单个固定喷管,火箭工作时,用 H_2O_2 反作用喷气系统控制姿态。喷管有关几何参数如下:喉径16.9 mm,出口面内径717 mm,喉面积 0.023 m^2 ,出口面积 0.404 m^2 ,出口半角 18° ,喷管质量34.5 kg,工作时间内喉衬的平均烧蚀率(10次试车平均值) 0.0584 mm/s ,工作时间内



“天蝎座 α -2A”发动机喷管

喉衬平均扩大率 4.9%。

喷管各部件材料为:连接环 7075-T6 铝合金,喉衬—ATJ 石墨,喉衬背壁绝热层—模压 RPD 150 石棉/酚醛,出口锥前段衬层—MX 2630A 石墨布/酚醛,出口锥后段衬层—MX 2600、MX 2625 高硅氧/酚醛,出口锥绝热层—Taykson PA-6 石棉/酚醛,出口锥外壳—ECG-140 玻纤/玻纤布/EPON 828 环氧,出口锥外缠—铝箔带,喷管塞—高密度聚苯乙烯泡沫塑料。

喷管生产过程中将喉衬背壁绝热层直接模压在锻造成形的铝合金连接环上,然后进行机加。背壁绝热层内表面形状应当和 ATJ 石墨喉衬相配合,二者用环氧树脂粘接成一体。出口锥用石墨布带和高硅氧布带/酚醛树脂缠绕后组合模压而成。外表面再用玻璃纤维增强。为使其具有透气性,在石墨布带中心 12.7 mm 处钻有 $\Phi 1.5$ mm 的孔,并用 48 个径向槽孔穿过酚醛树脂与玻璃纤维的界面,最后将出口锥和喉部组件用环氧树脂粘接成一个完整喷管,再进行机加。喷管塞的作用是保证点火时发动机内可以建立起足够的压力。

点火装置 点火使用小火箭式点火器,点火药为 8 角星孔形药型,质量 3.63 kg。烟火药为 BKNO_3 药粒,用量 25 g,用两个 SD-55A 发火管引燃。点火器外壳为玻璃钢材料,铝制头帽,石棉/酚醛复合材料前、后端盖。发火管装在点火器一端的铝制头帽中。

改进与发展

“天蝎座 $\alpha \cdot 2A$ ”是侦察兵火箭第三级用得最多的发动机,1974 年在“侦察兵 E-1”火箭上该发动机被其改型“天蝎座 $\alpha \cdot 2B$ ”(X-259 B4)所取代,以加大全箭的运载能力。

天蝎座 $\alpha \cdot 2B$ (Antares 2B)X-259 B4

“天蝎座 $\alpha \cdot 2B$ ”(Antares 2B)X-259 B4 固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)E-1 和 F-1 两种运载火箭的第三级发动机,它是前继型号 X-259 的改型,包括采用石墨/酚醛喉衬代替原来的 ATJ 石墨喉衬以提高可靠性,减少喷管喉径以加大燃烧室压力和提高喷管扩张比,以及采用轻质点火器。改进的主要目的是加大“侦察兵”火箭的运载能力。改进工作由赫克里斯公司的巴丘斯厂完成,热试车在该公司的 ABL 研究所进行。“天蝎座 $\alpha \cdot 2B$ ”发动机于 1974 年首次飞行,共飞行 3 次,失败 1 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	790	总冲(真空)	$\text{kN} \cdot \text{s}$	3 257
长 度	mm	2 720	燃烧时间	s	26.5
总 质 量	kg	$1\,270 \pm 12$	工作时间	s	28.9
质 量 比		0.916	推进剂类型		复合改性双基
推 力(平均,真空)	kN	127	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.2	喷管喉径	mm	150
燃烧室压力(平均)	MPa	3.6	喷管扩张比		23.2
比 冲(真空)	m/s	2 795			

发动机结构

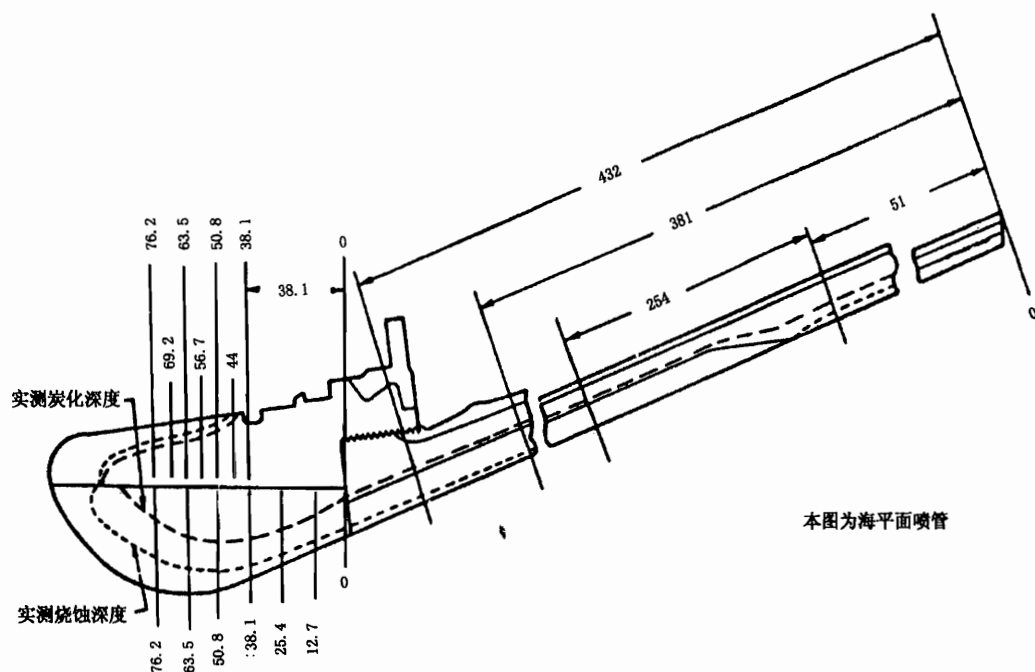
结构组成 “天蝎座 $\alpha \cdot 2B$ ”(X-259 B4)发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 “天蝎座 $\alpha\cdot 2B$ ”燃烧室壳体和内绝热层材料与其前继型“天蝎座 $\alpha\cdot 2A$ ”基本相同,但由于燃烧室工作压力增高,设计有所变化。壳体检验压力为 5.17 MPa。推进剂类型和牌号和 X-259 发动机相同,药型亦为前端圆柱形内孔,后端为开有 4 翼的翼柱形设计,装药量 1 165 kg。

喷管 “天蝎座 $\alpha\cdot 2B$ ”发动机喷管采用 MXG 175、FM 5014 石墨布/酚醛复合材料喉衬,提高了可靠性。喉衬背壁绝热层仍为 RPD 150 石棉/酚醛模压材料。喷管连接环为 7075-T6 铝合金,出口锥前段衬层仍为 MX 2630A 石墨布/酚醛,出口锥后段衬层仍为 MX 2600、MX 2625 高硅氧/酚醛,出口锥外壳仍为 ECG-140 玻纤/玻纤布/EPON 828 环氧复合材料,粘合剂为对氨基萘磺酸 A-2。

喷管总长 1 075 mm,喉衬长 107.5 mm,出口面内径 723 mm,出口锥半角 $15(^{\circ})25(^{\prime})$ 。喷管试车后碳化和烧蚀型面如下图所示。

该发动机未设置推力矢量控制装置,火箭工作时由 H_2O_2 反作用控制系统来控制姿态。



“天蝎座 $\alpha\cdot 2B$ ”喷管碳化和烧蚀型面

改进与发展

“天蝎座 $\alpha\cdot 2B$ ”(X-259 B4)发动机对“天蝎座 $\alpha\cdot 2A$ ”的改进主要在喷管材料,且改进的幅度并不大,因此不久就由代表当时先进技术水平的“天蝎座 $\alpha\cdot 3A$ ”(TE-M-762)发动机所代替。

“天蝎座 $\alpha\cdot 3A$ ”(Antares 3A) TE-M-762

“天蝎座 $\alpha\cdot 3A$ ”(Antares 3A) TE-M-762 固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout) G-1 运载火箭的第三级发动机。“天蝎座 α ”是一种发动机系列,“天蝎座 $\alpha\cdot 3A$ ”是该系列中性能最高的型号,代表了当时美国的先进技术水平。它是一种完全重新设计发动机,包括一系列重大改进。基本宗旨是在保持或实现更高的设计安全系数和保持前继型号外形尺寸前提下,大幅度提高发动机性能。主要改进有:采用新型凯夫拉/环氧燃烧室壳体材料;采用三元乙丙橡胶内绝热层;采用高固体含量的新型 HTPB 推进剂;采用高性能碳

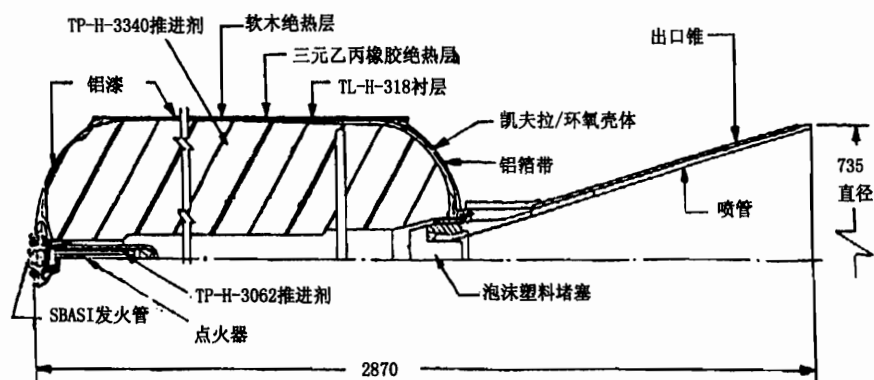
/碳喷管喉衬和钛合金喷管外壳。

发动机的设计、研制、鉴定工作由锡奥科尔(Thiokol)公司负责,历时一年半,于1978年完成。改进结果使侦察兵火箭运载能力提高23 kg。1979年首飞,共计飞行18次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	770	比 冲(真空)	m/s	2 894
长 度	mm	2 870	总 冲	kN·s	3 726
总 质 量	kg	1 393	燃烧时间	s	46.6
质 量 比		0.923	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	89	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	80	喷管喉径	mm	92
燃烧室压力(最大)	MPa	5.66	喷管扩张比		64.5
燃烧室压力(平均)	MPa	4.99			

发动机结构



“天蝎座 α·3A”发动机结构

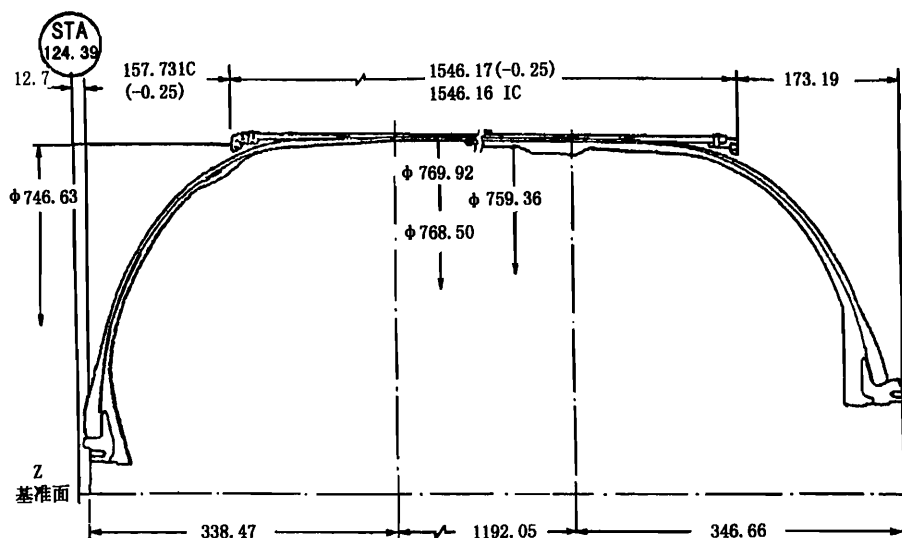
结构组成 “天蝎座 α·3A”(TE-M-762)发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体 and 推进剂药柱构成。

燃烧室长1891 mm。燃烧室壳体采用凯夫拉-49/环氧复合材料,质量41.5 kg,直径762 mm,由锡奥科尔公司研制。壳体两端和点火器、喷管连接用的接头用7075-T-7351型铝合金制作。连接裙采用玻璃纤维/环氧复合裙和7075-T-7352型铝合金连接环,用于级间连接,裙间距离为1546 mm。裙和燃烧室壳体之间设置了一层V-45丁腈橡胶抗剪层。壳体极孔接头和封头之间亦设置了一层1.5 mm厚的抗剪层,材料是以高硅氧纤维为填料的三元乙丙橡胶。壳体设计爆破压力9.3 MPa,壳体构型如图所示。

壳体内绝热层采用以高硅氧纤维为填料的新型三元乙丙橡胶,绝热层质量22.2 kg,外绝热层2.9 kg,材料为软木。衬层采用和推进剂粘合剂相同的HTPB材料,配方代号TL-H-318,其中含HTPB粘合剂80%,填料20%,总质量1.13 kg。这种绝热层/衬层/推进剂体系在过去的发动机中成功地使用过,已掌握了它的老化和相容性数据,并通过加速老化试验所得57℃下六个月和24℃下三年的老化试验数据,表明推进剂系统和粘接系统十分可靠。

推进剂药柱采用中孔圆柱加环向槽的槽柱药型,药量1286 kg,推进剂配方代号TP-H-3340,其固体含量89%,其中HTPB粘合剂10.85%,铝粉18%,高氯酸铵71%,键合剂0.15%。

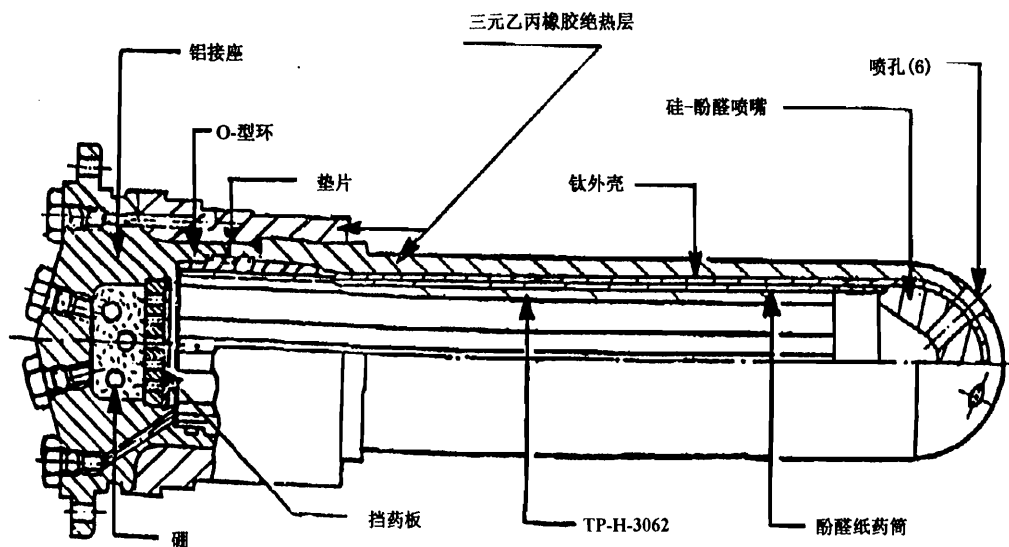


“天蝎座 α -3A”燃烧室壳体构型

喷管 “天蝎座 α -3A”发动机喷管是一复合结构,由钛合金外壳、4D 碳/碳喉衬、喉衬背壁碳/酚醛绝热层、出口锥碳/酚醛绝热层、O 型密封圈等构成。喷管喉部用喷管塞密封,材料为 HD-300 泡沫塑料,用室温固化橡胶粘接剂定位。

喷管喉衬原设计为 G-90 石墨材料,试验表明它可以满足性能要求,但碳/碳材料安全系数大得多,而且可减少一个部件,因而最后选用 4D 碳/碳。喷管塞的作用是使发动机密封并在点火时触发级间分离装置,其设计是能经受 0.2 MPa 压力 30 分钟,且能在 0.52 MPa 压力下破坏。实测破坏压力 0.41 MPa ~ 0.47 MPa,破坏时间 0.009 s ~ 0.013 s。喷管组件检漏试验压力为 0.14 MPa,气压试验压力 5.45 MPa,水压试验压力 6.55 MPa。制成后还要进行尺寸检验,X 射线检测和超声检测。喷管总质量 29.6 kg。

点火装置 采用药筒装填式小火箭点火器,代号 TE-P-761。点火器直径 138 mm,长度 356 mm,质量 2.9 kg。点火器外壳为钛合金材料,接座为铝合金,壳体外用三元乙丙橡胶绝热以防止发动机工作时点火器被烧毁。推进剂牌号 TP-H-3062,CTPB 型,药量 550 g,其中含 CTPB 粘合剂 14%,铝粉 16%,高氯酸铵 70%,装填在酚醛纸药筒内。所用衬层代号 TL-H-304,其中含 CTPB 粘合剂 79%,填料 21%,这种点火器



TE-P-761 点火器

推进剂和衬层亦有 10 余年使用历史,高温加速老化试验和 24℃老化试验表明,其贮存寿命大于 5 年。

点火器主推进剂由 BKNO_3 扩燃药点燃,而扩燃药由 2 个 SBAS I 发火管点燃。点火器后端开有 6 个喷孔。

该发动机机未设置推力矢量控制装置,火箭工作时由 H_2O_2 反作用喷射系统控制姿态。

改进与发展

“天蝎座 $\alpha \cdot 3\text{A}$ ”(TE-M-762)发动机研制过程中进行了一系列部件试验和 3 台全尺寸研制发动机热试车,3 台鉴定发动机热试车。部件试验包括喷管塞爆破试验,喷管各项检验,壳体循环水压加载试验和爆破试验,点火器壳体水压试验和点火器露天点火试验,推进剂及粘接层的老化试验,喷管材料筛选试验。曾出现壳体裙部连接件强度不足的问题,通过修改设计得到解决。在发动机热试车时曾出现点火器压力下沉的问题,通过更换点火器推进剂消除了这一现象。

牵牛星 2A(Altair 2A)X-258

“牵牛星 2A”(Altair 2A)固体火箭发动机是美国“侦察兵”(Scout)X-2B、X-4、X-4A、A、A-1、A-2 六种型号运载火箭的第四级发动机。发动机代号 X-258,是其前继型号“牵牛星 1A”(X-248)的改进型,由赫克里斯(Hercules)公司 ABL 研究所根据美国航空航天局和海军武器局要求而研制。“牵牛星”是一个发动机系列,原先由“先锋号”运载火箭的发动机移植过来,共发展了 4 个型号:“牵牛星 1A”,“牵牛星 2A”,“牵牛星 3A”(FW-4 S)和“牵牛星 3A”(TE-M-640),作为“侦察兵”火箭的第一级,自 1960 年首飞至 1994 年共飞行 119 次,成功 118 次。“牵牛星 2A”发动机于 1963 年首次飞行,共飞行 28 次,全部成功,该发动机还用作美国“德尔它”运载火箭的第三级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	458	总 冲(真空)	$\text{kN}\cdot\text{s}$	626
长 度	mm	1 505	燃烧时间	s	21.2
总 质 量	kg	262	工作时间	s	26.0
质 量 比		0.879	推进剂类型		复合改性双基
推 力(平均,真空)	kN	29.1	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	3.45	喷管喉径	mm	80
燃烧室压力(平均)	MPa	3.11	喷管扩张比		25.0
比 冲(真空)	m/s	2 737			

发动机结构

结构组成 “牵牛星 2A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。发动机贮存温度 $+10^\circ\text{C} \sim +38^\circ\text{C}$ 。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。燃烧室长 1 088 mm,筒段长 933 mm,壳体材料为玻璃钢,和 X-259(Antares 2A)发动机所用材料相同,筒段壁厚 2.2 mm,演示试验实测爆破压力 5.2 MPa,检验压力 3.48 MPa。

壳体前、后封头采用 Buna-S 石棉/丁苯橡胶绝热层。绝热层在壳体缠绕前预先敷设在可拆卸式石膏

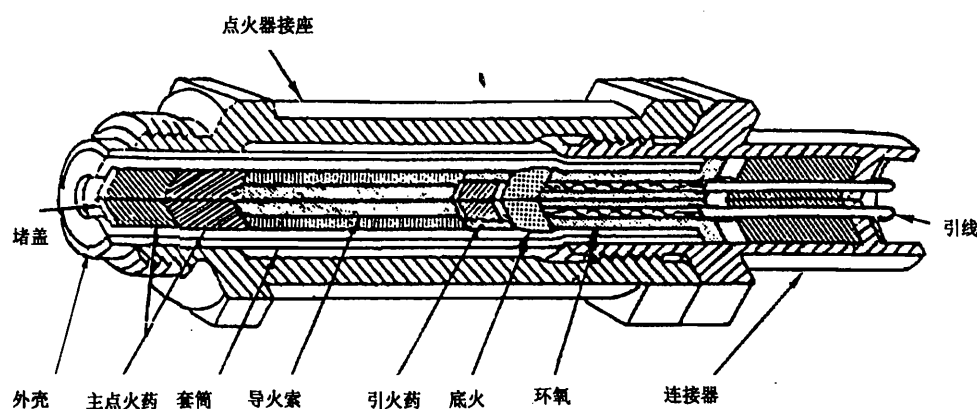
芯模上,绝热层在各部位厚度不同,取决于该部位热流量。各部位绝热层烧蚀率在 $0.15\text{ mm/s} \sim 0.38\text{ mm/s}$ 之间。壳体和绝热层质量共 17.2 kg 。壳体两端设有玻璃纤维裙和铝合金裙框,裙框上均开有24个等间距丝孔。

推进剂药柱为圆柱中孔的翼柱形药型,后部开有12个翼,4深8浅。推进剂装药量 229 kg ,牌号CYI-75,有关性能如下:密度 1.738 g/cm^3 ,燃速 7.26 mm/s ,理论比冲(7 MPa) 2600 m/s ,特征速度 1618 m/s ,火焰温度 3740 K ,燃气分子量 19.3 g/mol ,燃气定压比热 $1.78\text{ J/g}\cdot\text{K}$,比热比1.18。

喷管 “牵牛星2A”发动机喷管材料和“牵牛星1A”发动机十分相似,喉衬为ATJ石墨,喉衬背壁绝热层为150 RPD石棉/酚醛,出口锥前段衬层为MX 2630或FM 5014石墨布/酚醛,出口锥后段衬层为MX 2646高硅氧布/酚醛,出口锥绝热层为FM 5076石棉/酚醛模压件,出口锥外壳为E玻璃纤维/环氧材料,喷管连接环为7075-T 652铝合金,喷管衬层的石墨布带上在中心 12.7 mm 处钻有24个 1.57 mm 的径向孔。

喷管有关几何尺寸如下:喉径 80 mm ,喉面积 0.005 m^2 ,出口面内径 402 mm ,出口面外径 414 mm ,出口面积 0.127 m^2 ,出口半角 18° ,初始扩张比25.0。喷管组件质量 10.8 kg 。工作时间内喉部平均烧蚀率 0.069 mm/s (8次热试车实测平均值),工作时间喉面平均扩大率7.5%。喷管喉部有一高密度聚苯乙烯泡沫塑料制成的喷管塞,密度 0.13 g/cm^3 ,用以保证点火时燃烧室内建立起必要的压力,喷管塞用环氧粘接剂粘接在喉衬和石棉/酚醛绝热层组件上,在 0.5 MPa 内压下爆破。喷管组件用16个镀镉螺栓和燃烧室后接头连接,它和燃烧室中心线的倾斜度不大于 0.0005 弧度。

点火装置 点火器为小火箭式,采用DGV型点火推进剂,药量 0.91 kg ,装填在一醋酸纤维素套内。点火器外壳为玻璃钢材料,直接缠绕在这个药筒、铝顶盖和石棉/酚醛前、后封头上。所用发火管为延迟型SD60A型发火管,嵌在点火器前段。每个发火管有两个桥丝,独立电路,每个桥丝电阻为 $1.4 \pm 0.4\Omega$,最大不发火电流 1.0 A ,整个发火管最小发火电流 20.0 A ,最大发火电流 48.0 A ,扩燃药为 BKNO_3 ,药量 10 g 。



SD-60A1 发火管

发动机工作时采用自旋方式稳定火箭姿态。

改进与发展

1966年起,在“侦察兵B”火箭中,“牵牛星2A”发动机即被“牵牛星3A”(FW-4 S和TE-M-640)发动机所取代。

牵牛星 3A(Altair 3A)FW-4S

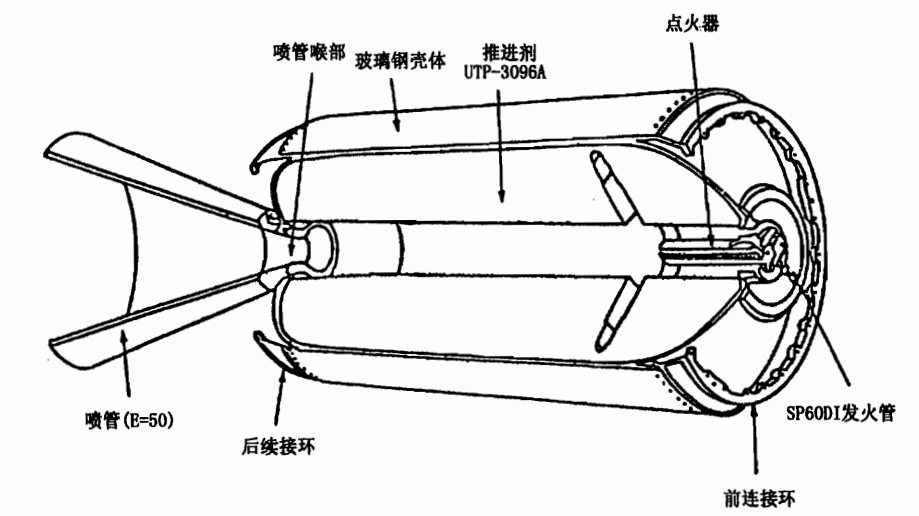
“牵牛星 3A”(Altair 3A)(FW-4S)固体火箭发动机是美国“侦察兵(Scout)B”运载火箭的第四级发动机，由美国联合工艺公司(United Technologies)化学系统分部研制。“牵牛星”是一个发动机系列，其中“牵牛星 3A”包括两种外形尺寸基本相同的发动机，代号分别为 FW-4S 和 TE-M-640，这两种发动机均可作为“侦察兵 B”火箭的第四级。从 1965 年起，即在“侦察兵 B”火箭上取代“牵牛星 2A”发动机，至 1994 年它们共飞行 65 次，成功 64 次，失败的一次发生在 1967 年 1 月的 FW-4S 发动机上，原因是喷管烧穿。

FW-4S 发动机后来还用于美国“德尔它”火箭的第三级发动机、“博纳(Burner)1”上面级的发动机，以及 Satar, Altus 等计划的推进装置。用于“德尔它”火箭时称为 FW-4D。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	500	比 冲(真空,25℃)	m/s	2 789
长 度	mm	1 485	总 冲(真空,25℃)	kN·s	765
总 质 量	kg	299	燃烧时间	s	29.3
质 量 比		0.915	工作时间	s	31.1
推 力(最大,真空)	kN	26.7	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均,真空)	kN	25.9	喷管数量		1
燃烧室压力(最大,25℃)	MPa	5.38	喷管喉径	mm	59
燃烧室压力(平均,25℃)	MPa	4.45	喷管扩张比		50

发动机结构



FW-4S 发动机结构

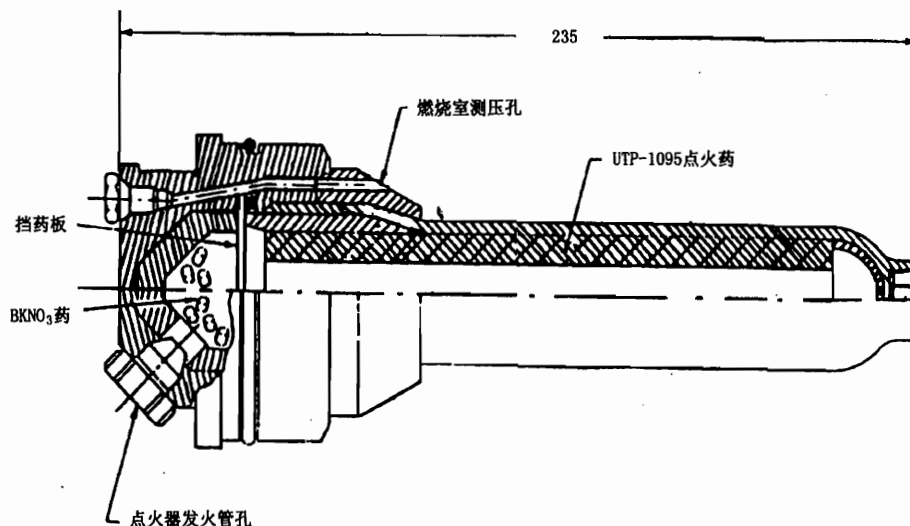
结构组成 FW-4S 发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。壳体长 1 026 mm，由玻璃纤维/环氧复合材料缠绕而成，筒段长 686 mm，名义壁厚 2 mm，前、后封头为卵形结构，两端装有铝制极孔接头和喷管及点火器连

接,在壳体缠绕前预先在芯模上敷设以高硅氧为填料的 Buna-N 橡胶绝热层,芯模为半可拆卸式。推进剂药柱采用柱槽形药型,在药柱前段开有一径向槽,所用推进剂牌号 UTP-3096 A,药量 274 kg。推进剂有关性能如下:特征速度 1 535 m/s,火焰温度 3 366 K,燃气平均分子量 20.11 g/mol,定压比热 1.84 J/g·K,比热比 1.18。

喷管 FW-4S 发动机采用单个固定喷管,发动机通过自旋保持姿态稳定,转速 180 r/min。喷管有关参数是:初始喉径 59 mm,喉面积 2 734 mm²,出口面内径 421 mm,出口面积 0.139 m²,出口半角 20(°),喷管质量 5.4 kg,真空推力系数 1.831,燃烧时间内喉部平均烧蚀率 0.0635 mm/s,喉面最终扩大率 10.87%。

喷管喉衬材料起初采用 ATJ 整块式石墨,后改用 Graphitite G-90 柔性石墨。这是一种低膨胀率、低热震性挤压成型石墨,密度为 1.9 g/cm³。在工艺中,其晶粒方向或挤压方向平行于喷管中心线。组装后喉衬要作 X 射线检测和酒精擦拭表面缺陷检查。喉衬背壁采用 FM 5072 石墨纤维/酚醛绝热层,加工时缠绕在钢制模具上,与喷管中心线成 8(°)夹角,然后在 7 MPa 下在热压釜中固化。出口锥前段(直到扩张比为 9 处)衬有 FM 5014G 石墨布/酚醛材料衬层,布带缠绕在钢模上,与喷管中心线成 20(°)夹角,然后在 7 MPa 下在热压釜中固化,机加成型后外缠 MX 5707 低密度高硅氧/酚醛材料绝热层。该绝热层覆盖整个喷管出口锥,在出口锥后段实际上亦起衬层作用。固化后,将该组件用 HT 424 环氧酚醛粘接剂粘到喷管外壳和连接环组件下。喷管外壳采用 PH 15-7 钼合金钢,用板材卷焊成型,而喷管法兰连接环则用 7075-T6 铝合金制成,它和喷管外壳间用 ES 1469 环氧粘接剂粘接,在 164℃ 下固化 3 小时。喷管密封用腻子为铬酸锌型,喷管塞采用泡沫塑料制成。



FW-4S 发动机点火器

点火器 FW-4S 发动机采用小火箭式点火器。点火器主推进剂牌号 UTP-1095,药量 73 g,发火管为冗余式配置,型号和 X-258 发动机相同,双桥丝型。扩燃药亦为 BKNO₃ 药粒,药量 5 g,置于药盒中,点火延迟时间 0.071 s ~ 0.165 s(规范值)。

发动机工作时采用自旋方式稳定火箭姿态。

改进与发展

FW-4S 发动机在研制过程中,曾有一台发动机喷管喉衬发生破坏,在侦察兵火箭的飞行中,该发动机亦出现一次因喉衬破坏而导致喷管烧穿的事故。因而自 1968 年起,决定用 G-90 柔性石墨代替原来的整块式 ATJ 石墨喉衬,尔后的飞行中未重现这类故障。

1983 年 FW-4S 发动机被 TE-M-640 发动机代替。

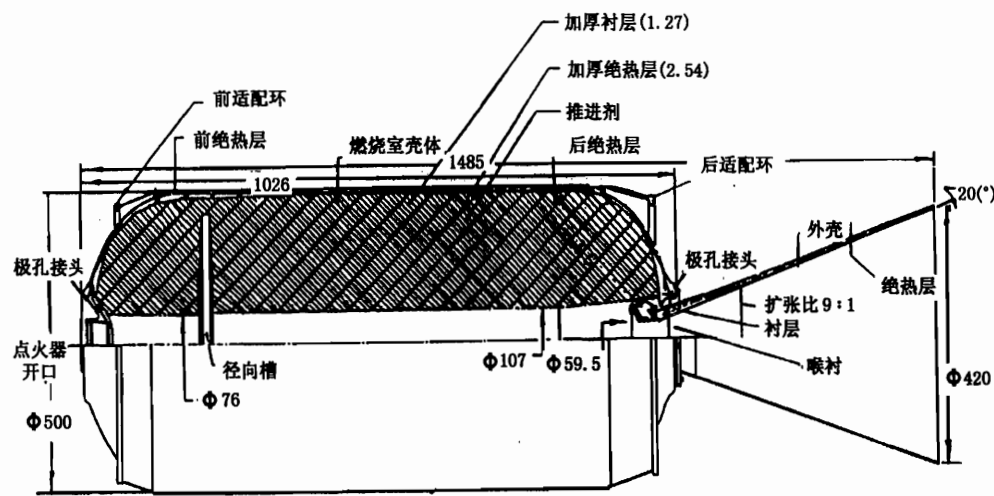
牵牛星 3A(Altair 3A)TE-M-640

“牵牛星 3A”(Altair 3A)(TE-M-640)固体火箭发动机是美国“侦察兵 B”(Scout B)运载火箭的第四级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司下属的埃尔克顿(Elkton)分部研制。“牵牛星”是一个发动机系列,其中“牵牛星 3A”包括两种外形尺寸基本相同的发动机,代号分别为 FW-4S 和 TE-M-640,它们均作为“侦察兵 B”及继后的 B-1,B-2,C,D-1,E-1,F-1,G-1 八种型号运载火箭的第四级。只是 TE-M-640 要比 FW-4S 出现晚得多,是在 1974 年才进行首次飞行的,并在 1983 年最终取代 FW-4S 发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	500	比 冲(真空,33℃)	m/s	2 835
长 度	mm	1 485	总 冲(真空,33℃)	kN·s	774
总 质量	kg	299	燃烧时间	s	29.8
质 量 比		0.915	工作时间	s	32.9
推 力(最大,真空,33℃)	kN	32.2	推进剂类型	端氨基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均,真空)	kN	26.7	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大,33℃)	MPa	5.78	喷管喉径	mm	59
燃烧室压力(平均,33℃)	MPa	5.17	喷管扩张比	50	

发动机结构



TE-M-640发动机结构图

结构组成 TE-M-640 发动机由燃烧室、壳体、点火装置组成。

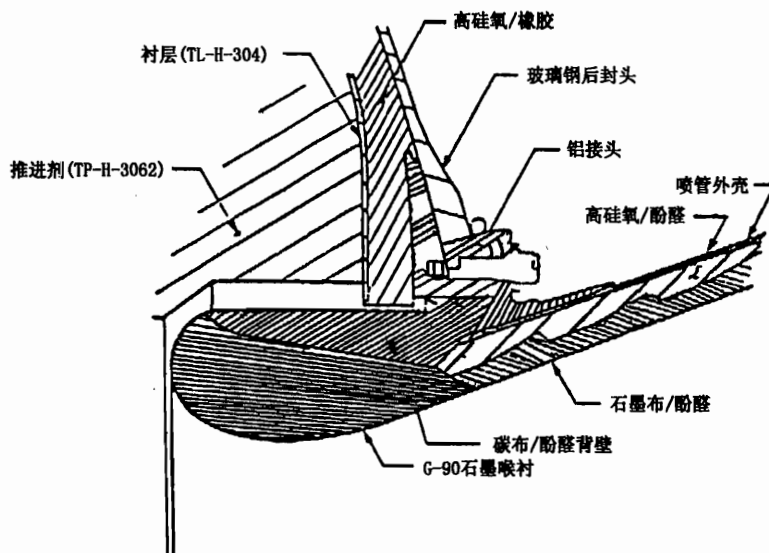
燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱组成。壳体长 1 026 mm,由玻璃纤维/环氧复合材料制成,筒段长 686 mm,名义壁厚 2 mm,卵形前、后封头,铝合金制极孔接头,用于和喷管及点火器连接,裙采用高强度铝合金。加工时先在半可拆卸式芯模上敷设一层填充高硅氧的 Buna-N 橡胶绝热层,然后将复合材

料直接缠绕在绝热层上。发动机关机后 200 s, 规范要求的壳体表面温度为 260℃ 以下, 实测值为 210℃ 以下。

推进剂药柱采用开有径向槽的中孔圆柱形药型, 内孔带有一定的锥度, 向尾部逐渐扩大。内孔直径前段为 76 mm, 后段为 107 mm。药柱和绝热层之间的衬层厚 1.27 mm, 配方代号 TL-H-304。推进剂为 CTPB 型, 代号 TP-H-3062, 其中含 CTPB 粘合剂 14%, 高氯酸铵 70%, 铝粉 16%, 总固体含量 86%, 有关性能如下: 特征速度 $C^* 1580 \text{ m/s}$, 燃气温度 3 220 K, 平均分子量 28.2 g/mole, 定压比热 0.992 J/g·K, 比热比 1.16。

喷管 TE-M-640 发动机采用单个锥形固定喷管, 有关参数如下: 初始喉面积 2 734 mm², 初始出口直径 420 mm, 出口面积 1 390 cm², 初始扩张比 50, 出口半角 20(°), 推力系数(真空) 1.834, 发动机工作期间喷管喉面扩大率 14.3%。

喷管组件通过法兰和螺栓与燃烧室壳体连接(如图)。喷管喉衬采用 Graph-I-Tite G-90 柔性石墨, 密度 1.9 g/cm³, 喉衬背壁为碳布/酚醛绝热层, 喷管外壳为 PH 15-7 钼合金钢, 连接环为 7075-T6 铝合金, 出口锥后段绝热层为高硅氧布/酚醛材料, 并延伸至整个出口锥前段, 出口锥后段以喉衬至扩张比 9:1 处还衬有一层 FM 5014 石墨布/酚醛衬层。



TE-M-640 喷管和燃烧室连接

点火装置 TE-M-640 发动机采用小火箭式点火器, 内含 TP-3062M 型点火推进剂 122 g。所用发火管为 SD 60A1 型, 和 X-258 发动机相同, 双桥丝型, 名义延迟时间 6 s, 扩燃药为 BKNO₃ 药粒, 药量 5 g, 发火管为冗余配置。

发动机工作时采用自旋方式稳定火箭姿态。

改进与发展

TE-M-640 发动机在头两台发动机试车时曾发生壳体后封头破坏的问题, 分析表明其原因是后封头绝热层制备和固化方面的问题, 从而导致衬层与推进剂之间粘接不良。因而决定修改工艺, 修改项目有: 在喷涂衬层前要彻底干燥绝热壳体组件; 在绝热层上涂复衬层洗提涂层; 将后封头衬层厚度从 0.63 mm 增大至 1.27 mm。此后未再出现这类问题。

猎户座 50 S(Orion 50 S)

“猎户座 50 S”(Orion 50 S)固体火箭发动机是美国“飞马座”(Pegasus)运载火箭的第一级发动机,亦用作“金牛座”(Taurus)运载火箭的第二级发动机,由美国赫克里斯(Hercules)航天公司研制(该公司后并入阿里昂特(Alliant)技术系统公司)。该发动机于 1987 年开始研制,1989 年研制成功,研制周期 28 个月,1990 年首次飞行,用于“飞马座”(标准型)火箭共发射 6 次,全部成功。

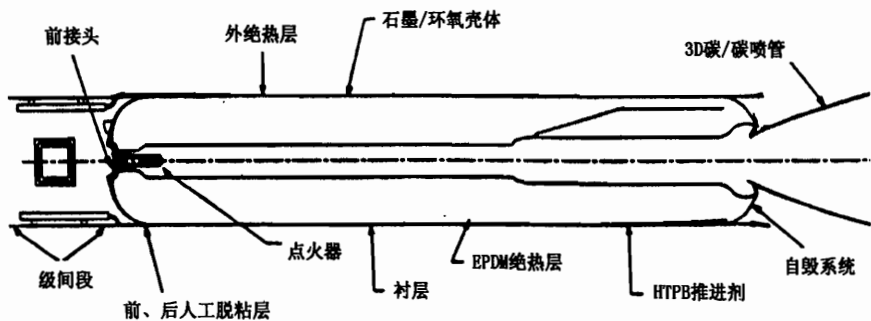
“猎户座 50 S”和飞马座火箭的第二、三级发动机“猎户座 50”、“猎户座 38”是同一研制计划中研制成的三种发动机,代表了当时先进技术水平。它们的特点之一是技术上的共同性,这三种发动机所用的推进剂、材料及工艺大体上完全相同;其二是它们高度继承了弹道导弹和运载火箭中已开发出的先进技术,例如著名的“三叉戟 2(D-5)导弹”、“侏儒导弹”、“潘兴 2 导弹”、“德尔它 2”火箭等,因此研制工作进展迅速,每种发动机均只进行一次地面热试车就进入了飞行状态,并在头几次飞行中继续采集发动机性能数据,以便精确地掌握其推力特性。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 271	比 冲(真空)	m/s	2 884
长 度	mm	7 640	总 冲(真空)	kN·s	35 070
总 质 量	kg	~ 13 100*	燃烧时间	s	72.3
质 量 比		0.92~0.93*	工作时间	s	76.0
推 力(最大,真空)	kN	583.8	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均,真空)	kN	486.7	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	8.24	喷管扩张比	40	
燃烧室压力(平均)	MPa	6.09			

* 估算值

发动机结构



“猎户座 50 S”发动机结构

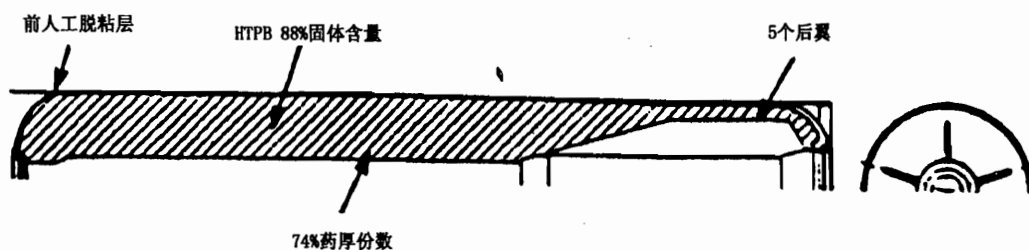
结构组成 “猎户座 50 S”发动机由燃烧室、喷管、点火装置构成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体 and 推进剂药柱构成。燃烧室壳体采用赫克里斯公司的 IM-7 石墨纤维/HBRF-55A 环氧复合材料缠绕成型,和“三叉戟-2”导弹及侏儒导弹用壳体材料相同。壳体由 5 个螺旋层

和4个环向层组成,裙—裙间用螺旋层和环向层来增强以提高壳体刚性。前、后极孔接头采用7175-T7451铝合金锻环制作,开口直径分别为 $\Phi 295\text{ mm}$ 和 $\Phi 592\text{ mm}$,前、后裙为整体式复合裙。壳体设计安全系数1.4,水压检验为1.1倍最大预期工作压力,即9.06 MPa,保压65 s。内绝热层采用在“德尔它-2”等发动机充分演示过的三元乙丙橡胶(EPDM),其中前、后模压件为EPDM/丁苯橡胶/高硅氧,前人工脱粘层和模压件为EPDM/氯丁橡胶/高硅氧,燃烧室绝热层材料为EPDM/氯丁橡胶/凯夫拉纤维,外绝热层材料为软木,按最恶劣气动加热条件设计,保障复合材料壳体表面温度低于 120°C 。

壳体加工在犹它州的克里尔费尔特(Clearfield)工厂进行。所用芯模为特制的分段式金属芯模,先用WEI专利技术将绝热层软片缠绕到该芯模上,在达到所需厚度后在绝热层表面湿法缠绕石墨/环氧材料,缠绕机为该公司自行研制的五轴缠绕机,由计算机控制。缠绕用纱带由24根IM-7石墨纤维纱带构成,缠绕时在纵向层中放置5层预浸胶碳布和缠以环向层以提高刚度。缠绕完毕后装以裙工装,以便缠绕前、后裙。再粘接铝制托架并用外缠层固定。最后将整个组件一并固化。从芯模装配到壳体交付整个工期约需14天。

推进剂药柱采用翼柱形药型,后部有5个后翼。这种药型设计成功地防止了侵蚀燃烧,翼片成奇数,等间距布置,保障了发动机工作时的声稳定性。推进剂装药量12 152 kg,所用配方为1.3级低燃速HTPB,固体含量88%,该配方曾在“德尔它2”火箭上得到广泛验证。其组分含量为:HTPB粘合剂6.5%,高氯酸铵69.0%, $20\text{ }\mu\text{m}$ 粒度铝粉19.0%,癸二酸二辛酯(DOS)增塑剂3.6%,二甲基二异氰酸酯(DDI)交联剂1.0%,三苯基铋固化促进剂(TPB) $<0.05\%$,HX-792键合剂 $<0.5\%$,Cyanox/polygard防老剂 $<0.5\%$ 。药柱前端设置有人工脱粘层,药柱和绝热层之间喷涂有衬层,材料为SEL-133型,喷涂工作由机器人完成。这种推进剂与燃烧室壳体之间的粘接系统曾在“潘兴-2”导弹中长期使用,在“潘兴-2”的19次飞行试验中使用了30多台发动机,无一例发生壳体粘接系统失败。



“猎户座 50 S”发动机药柱

药柱尺寸		翼尺寸(单位:mm)	
中孔通道半径	163.5	长 度	2 082.8
药 厚	462.3	深 度	271.8
药柱长度	6 466.8	基部宽度	50.8
		翼尖宽度	38.1

喷管 “猎户座 50 S”发动机喷管结构简单,它采用3D 碳/碳喉部和入口段整体件,出口锥衬层为碳/酚醛,外缠以石墨纤维/环氧增强层,喷管外壳为铝合金。该喷管为固定喷管,飞行时火箭姿态由箭体空气舵控制。

点火装置 所用点火器为小火箭式,安装在发动机头部。

自毁装置 采用了“潘兴-2”导弹的技术,柔性线状装药设置在燃烧室后封头上,根据指令起爆,使发动机压力下降而中止工作。

改进与发展

“猎户座 50 S”发动机在研制成功后共进行了 2 次重大改进。

第一次是改进成适合于“金牛座”运载火箭的第二级发动机,这需要将原来的固定喷管改造为具有柔性接头的活动喷管,使之具有推力矢量控制能力,摆角 $\pm 4(^{\circ})$ 。所用的柔性接头设计及材料和“猎户座 50”(“飞马座”火箭第二级发动机)十分相似,可参见该发动机有关栏目。所不同的是“猎户座 50”的喷管作动筒安装在发动机后接头上,而改进的“猎户座 50 S”的作动筒装在发动机后裙上,且所用的作动筒为冷气作动系统。这是该发动机的主要变化。此外,为适应潜人喷管摆动的需要,在推进剂药柱后部的设计也作了适当修改。该发动机于 1994 年 3 月首次用于“金牛座”火箭发射。

第二次改进是应“飞马座”增大运载能力的要求(“飞马座 XL”型)而进行的,该发动机称为“猎户座 50 S XL”,发动机长度增至 9 440 mm,推进剂装药量增至 15 072 kg,平均真空推力和最大真空推力分别增至 627 kN 和 721 kN,真空总冲提高到 43 600 kN·s。该发动机于 1994 年 6 月首次用于“飞马座 XL”型火箭发射,至 1996 年 11 月共发射 6 次,曾发生 3 次失败,但均非发动机故障所致。

同样,“猎户座 50 S XL”型发动机也可装上柔性接头可动喷管,用于“金牛座 XL”型火箭的第二级发动机。

猎户座 50(Orion 50)

“猎户座 50”(Orion 50)固体火箭发动机是美国“飞马座”(Pegasus)运载火箭的第二级发动机,亦用作“金牛座”(Taurus)运载火箭第三级发动机。由美国赫克里斯(Hercules)航天公司研制(该公司后并入阿里昂特(Alliant)技术系统公司)。该发动机于 1987 年开始研制,1989 年研制成功,研制周期为 28 个月,1990 年首次飞行,用于“飞马座”(标准型)火箭共发射 6 次,全部成功。

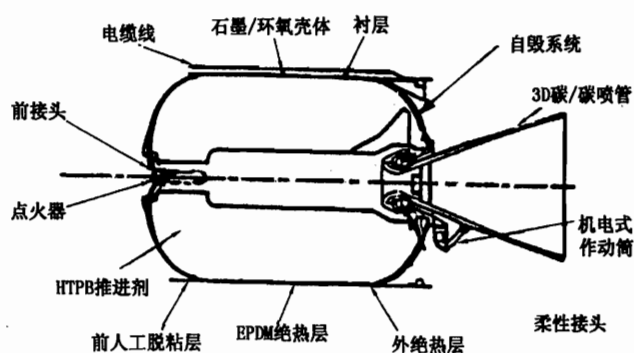
“猎户座 50”和“飞马座”火箭的第一、三级发动机“猎户座 50 S”,“猎户座 38”是同一研制计划中研制成的三种代表当时先进技术水平的固体火箭发动机,它们的特点之一是技术上的共同性,三种发动机采用了基本相同的技术和材料;其二是高度继承了弹道导弹或运载火箭用固体发动机的先进技术,例如著名的“三叉戟-2 D5”导弹、“侏儒”导弹、“潘兴-2”导弹、“德尔它 2”运载火箭等。其各部分技术基本上都是继承了上述火箭和导弹的技术,因此研制工作进展迅速,每种发动机只进行一次地面试车就进入了飞行状态,并在头几次飞行中继续收集发动机性能数据,以便精确地掌握其推力特性。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 271	总 冲(真空)	kN·s	8 670
长 度	mm	2 657	燃烧时间	s	71.4
总 质 量	kg	~ 3 270*	工作时间	s	74.7
质 量 比		0.92 ~ 0.93*	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	137.5	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	122.8	喷管喉径	mm	107
燃烧室压力(最大)	MPa	8.01	喷管扩张比	65	
燃烧室压力(平均)	MPa	5.85	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲(真空)	m/s	2 866			

* 估算值

发动机结构



“猎户座 50”发动机结构

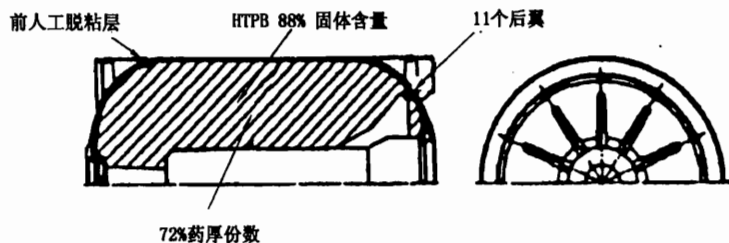
结构组成 “猎户座 50”发动机由燃烧室、喷管、点火装置及推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。壳体材料为 IM-7 石墨纤维/HRBF-55A 环氧复合材料,和“三叉戟 2”导弹及侏儒导弹发动机壳体材料相同。壳体由 5 个螺旋层和 4 个环向层构成,并采用裙—裙间螺旋层和环向层来增强壳体刚性。壳体长(包括锥形级间段)共 2.288 m,前、后接头开口为 $\Phi 241$ mm 和 $\Phi 424$ mm,接头材料为 7175-T7451 铝合金,整体地缠

绕进燃烧室壳体中,前、后裙为整体式复合裙,和燃烧室缠绕成一个整体,用铝制连接环和箭体对接,壳体水压检验压力为 8.93 MPa。

壳体内绝热层采用当时已相当成熟的三元乙丙橡胶(EPDM)材料,其中前、后模压件为 EPDM/丁苯橡胶/高硅氧,前人工脱粘层为 EPDM/氯丁橡胶/高硅氧,而燃烧室绝热层为 EPDM/氯丁橡胶/凯夫拉,用 WEI 专利方法将绝热层软片缠绕到特制的分段式金属芯模上,然后缠绕燃烧室壳体和裙,随后一并固化。绝热层炭化深度安全系数 > 1.8 。壳体外绝热层材料为软木,按最恶劣气动加热条件设计,使复合材料壳体表面温度低于 120°C 。

推进剂药柱采用翼柱型药型,圆柱中孔,后段有 11 个翼,等间距布置,这种奇数安排得以保障发动机工作时的声稳定性。药柱前端设置有人工脱粘层,药柱长 1 697 mm,药厚 450 mm,中孔通道半径 175 mm,药厚份数 72%。推进剂装药量 3 025 kg,配方为 1.3 级低燃速 HTPB,该配方和“猎户座 50 S”、“猎户座 38”发动机相同,并曾在“德尔它-2”火箭助推器上大量应用。组分含量为:R45M HTPB 粘合剂 6.5%,高氯酸铵 69.0%, $20\ \mu\text{m}$ 粒度铝粉 19.0%,癸二酸二辛酯(DOS)增塑剂 3.6%,二甲基二异氰酸酯(DDI)交联剂 1.0%,二苯基铋固化促进剂 $< 0.05\%$,马来酸酐适用期延长剂 $< 0.05\%$,HX-792 键合剂 $< 0.5\%$,Cyanox/polygard 防老剂 $< 0.5\%$ 。



“猎户座 50”推进剂药柱

药柱尺寸		翼尺寸(单位:mm)	
中孔通道半径	175.3	长 度	363.2
药 厚	449.6	深 度	274.3
药柱长度	1 696.7	基部宽度	50.8
		翼尖宽度	38.1

喷管 “猎户座 50”发动机喷管喉衬为 3D 碳/碳整体式喉部和入口段,出口锥衬层和入口段头帽为碳/酚醛,出口锥外缠有石墨/环氧材料,喉衬背壁用碳/酚醛材料绝热,固定体外壳为 7178-T7482 铝合金,用 EPDM 材料绝热。

推力矢量控制 推力矢量控制由柔性接头活动喷管实现,柔性接头以玻璃纤维/环氧为增强件,硅橡胶为柔性件,注射模塑成型于增强件和铝端环之间。喷管作动系统采用 Parker Berteau 航天公司的机电式作动筒,安装在燃烧室壳体的后接头上,喷管摆角 $\pm 3^\circ$ 。

点火装置 “猎户座 50”发动机采用头部烟火剂型点火器,这种点火器设计和“潘兴-2”导弹相同,曾成功地作过大量试验演示。

发动机自毁装置为柔性线型装药,设置在发动机壳体后封头上,根据指令引爆。

改进与发展

为适应运载能力更大的“飞马座 XL 型”火箭的要求,赫克里斯公司对“猎户座 50”发动机作了增强改进,称为“猎户座 50 XL”。发动机长度增至 3 106 mm,推进剂装药量增至 3 919 kg,平均真空推力和最大真空推力分别提高到 160 kN 和 195 kN,真空总冲提高到 11 220 kN·s。该发动机于 1994 年 6 月首次用于“飞马座 XL”火箭发射,至 1996 年 11 月共飞行 6 次,曾发生 3 次发射失败,但均非发动机故障所致。

“猎户座 50 XL”发动机也用于“金牛座 XL”火箭的第三级发动机。

猎户座 38(Orion 38)

“猎户座 38”(Orion 38)固体火箭发动机是美国“飞马座”(Pegasus)运载火箭的第三级发动机,亦用作“金牛座”(Taurus)运载火箭的第四级发动机。由美国赫克里斯(Herules)公司研制(该公司后并入阿里昂特(Alliant)技术系统公司)。该发动机于 1987 年开始研制,1989 年研制成功,研制周期为 28 个月,1990 年首次飞行,用于飞马座(标准型)火箭共发射 6 次,全部成功。

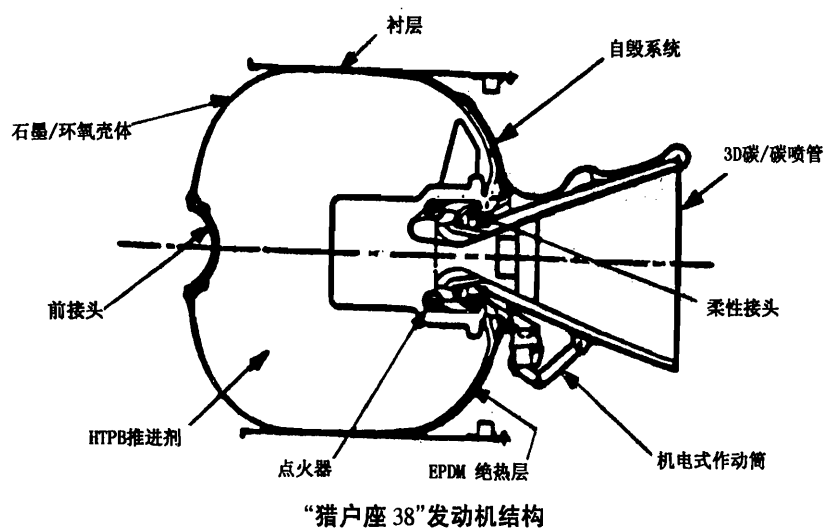
“猎户座 38”和“飞马座”火箭的第一、二级发动机“猎户座 50 S”,“猎户座 50”是同一个研制计划中研制成的三种发动机,代表了当时先进技术水平。它们的特点之一是技术上的共同性,这三种发动机所用的推进剂、材料等大体上相同;其二是它们高度继承了弹道导弹和运载火箭中已开发出的先进技术,例如著名的“三叉戟-2”(D-5)导弹、“侏儒”导弹、“潘兴 2”导弹、“德尔它 2”火箭等,因此研制工作进展迅速,每种发动机均只进行一次地面试车就进入了飞行状态,并在头几次飞行中继续采集发动机性能数据,以便精确地掌握其推力特性。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	965	比 冲(真空)	m/s	2 788
长 度	mm	1 470	总 冲	kN·s	2 180
总 质 量	kg	~ 830*	燃烧时间	s	64.6
质 量 比		0.92 ~ 0.93*	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	40.3	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	34.6	喷管喉径	mm	68
燃烧室压力(最大)	MPa	5.66	喷管扩张比		60
燃烧室压力(平均)	MPa	3.80	推力矢量控制		柔性喷管

* 估算值

发动机结构



结构组成 “猎户座 38”固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体 and 推进剂药柱构成。壳体材料为 IM-7 石墨纤维/HRBF-55A 环氧复合材料, 和“三叉戟-2”导弹及“侏儒”导弹壳体材料相同。壳体由 3 个螺旋层和 2 个环向层组成, 并用裙—裙间螺旋层和环向层来增加壳体刚性。壳体长

(包括裙)为 831 mm, 前、后接头开口分别为 $\Phi 203$ mm 和 $\Phi 320$ mm。接头材料为 7175-T7451 铝合金, 前、后裙为整体式复合裙, 和燃烧室缠绕成一个整体, 用铝制连接环和箭体对接。壳体水压检验压力为 6.22 MPa。

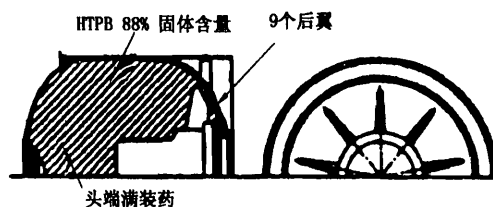
壳体内绝热层采用当时已相当成熟的三元乙丙橡胶 (EPDM), 其中前、后模压件为 EPDM/丁苯橡胶/高硅氧, 燃烧室绝热层为 EPDM/氯丁橡胶/凯夫拉, 用 WEI 专利方法将绝热层软片缠绕到特制的分段式金属芯模上, 然后缠绕燃烧室壳体和裙, 随后一并固化。绝热层炭化深度安全系数 > 1.8 。壳体外绝热层材料为软木。

推进剂药柱采用头端满装药药型, 后部开有 9 个翼, 这种药型较好地满足了发动机装填份数和低长径比的要求。“猎户座 38”发动机药柱的一个特点是头部不用人工脱粘层, 推进剂药柱和绝热壳体直接粘接, 因为在应力分析和试验已表明没有人工脱粘层的必要。该药柱长 803 mm, 药厚 330 mm, 中孔通道半径 146 mm, 药厚份数 70%, 装药量 771 kg。

推进剂采用 1.3 级 HTPB, 总固体含量 88%, 配方和“猎户座 50 S”、“猎户座 50”发动机相同, 组分含量为: R45M HTPB 粘合剂 6.5%, 高氯酸铵 69.0%, 20 μ m 粒度铝粉 19.0%, 癸二酸二辛酯 (DOS) 增塑剂 3.6%, 二甲基二异氰酸酯 (DOS) 交联剂 1.0%, 二苯基铋固化促进剂 $< 0.05\%$, 马来酸酐适用期延长剂 $< 0.05\%$, HX-792 键合剂 $< 0.5\%$, Cyanox/polygard 防老剂 $< 0.5\%$ 。

喷管 “猎户座 38”发动机采用活动喷管, 喷管喉衬为 3D 碳/碳整体式喉部和入口段, 出口锥和入口段头帽为碳/酚醛, 出口锥外缠有石墨/环氧外缠层。

推力矢量控制 推力矢量控制由柔性喷管的摆动实现, 柔性接头以玻璃纤维增强塑料为增强件, 硅橡胶为柔性件, 注射模塑成型于增强件和铝端环之间。喷管用机电式作动筒致动, 摆角为 $\pm 3^\circ$ 作动筒连接在燃烧室壳体后接头上。



猎户座 38 发动机药柱设计

药柱尺寸		翼尺寸 (单位: mm)	
中孔通道半径	146.1	长 度	132.1
药 厚	330.2	深 度	177.8
药柱长度	802.6	基部宽度	38.1
		翼尖宽度	19.05

点火装置 采用尾部环形点火器,安装在喷管入口四周,点火药为烟火剂,这种构型曾在侏儒导弹第三级发动机上成功地应用过。

自毁装置 采用柔性线状炸药,设置在燃烧室后封头上,在指令下起爆中止发动机工作。

改进与发展

“猎户座 38”发动机亦用作“飞马座 XL”火箭的第三级,但发动机构型基本未变,只作了一些小的改动。该发动机已于 1994 年 6 月正式用于“飞马座 XL”火箭发射,至 1996 年 11 月共飞行 6 次。

此外“猎户座 38”发动机亦用作“金牛座 XL”火箭的第四级发动机。

双子座 $\alpha \cdot 120$ (Castor 120)

“双子座 $\alpha \cdot 120$ ”(Castor 120)固体火箭发动机是美国“金牛座”(Taurus)运载火箭的第一级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

“双子座 $\alpha \cdot 120$ ”是可以通过铁路运输的尺寸最大的整段式固体火箭发动机,代表了单段式固体发动机的上限,同时它又是代表当前先进技术水平的发动机。其研制工作的重要特点是充分采用当前的成熟技术,用超出常规的设计研制方法,在不降低可靠性前提下大幅度地降低发动机成本,主要措施有:减少部件数量,减低工时,采用成熟工艺,简化管理结构。最后在达到可靠性指标 0.997 前提下,加工成本减少 50%。该发动机批量生产时单价为 400 万美元,每年只生产一台时单价为 550 万美元。

研制工作的另一个特点是它利用了弹道导弹发动机现有的生产设施,每月可以生产 4 台,不需要另外投资,充分利用了冷战后军品生产任务不足的生产能力。

“双子座 $\alpha \cdot 120$ ”于 1989 年 6 月开始研制,1992 年 4 月首次试车,1995 年 8 月首次用于“金牛座”火箭发射升空。

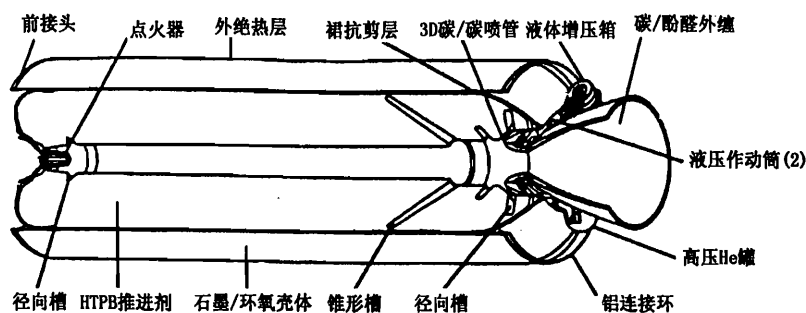
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 366	总 冲(真空)	kN·s	133 300
长 度	mm	8 800	燃烧时间	s	79
总 质 量	kg	52 799	工作时间	s	81
质 量 比		0.928	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	1 882	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	1 688	喷管喉径	mm	356
燃烧室压力(最大)	MPa	9.99	喷管扩张比		17
燃烧室压力(平均)	MPa	8.58	推力矢量控制		柔性喷管
比 冲(真空)	m/s	2 747			

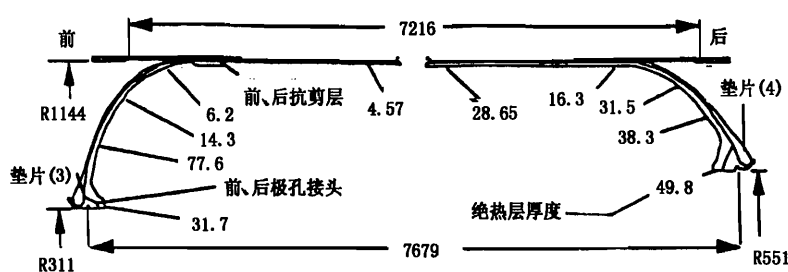
发动机结构

结构组成 “双子座 $\alpha \cdot 120$ ”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由绝热壳体和推进剂药柱构成。壳体用高强度碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕而



“双子座 α·120”发动机结构



“双子座 α·120”发动机壳体

成,这种环氧树脂专门为碳纤维火箭发动机壳体而研制,曾在“侏儒”导弹第一级发动机研制时进行了鉴定。壳体长度 7.679 m,直径 2.366 m,前开口 $\Phi 311$ mm,后开口 $\Phi 551$ mm。前、后裙均为复合裙,采用预浸碳布 $[0(^{\circ}), \pm 45(^{\circ})]$ 和环向缠绕的预浸纤维制成,裙缠绕成型后连同燃烧室壳体一同进行固化。壳体的极孔接头和端环均采用轻质 7175-T7542 高强度铝合金锻件制成。壳体设计安全系数为相应于最大 $(+3\sigma)$ 预期工作压力值的 1.4 倍。裙按每米 90 t 的最大线载荷设计,其复合材料的安全系数为 1.5,而结构抗剪层为 2.0。

燃烧室内绝热层是以凯夫拉为填料的三元乙丙橡胶,后封头处厚度最大,达 50 mm。人工脱粘层和基础绝热层是一个整体,绝热层厚度按最恶劣 (6σ) 烧蚀预测值的 1.25 倍设计。壳体外绝热层材料为以高硅氧为填料的三元乙丙橡胶外缠绕层,厚 2.5 mm,用于气动加热的防护。

壳体制造采用金属芯模,可以在 10 个班次(每班 8 小时)完成装配和拆卸作业。缠绕作业不间断地连续进行,仅更换纱锭时才暂停,这样均利于降低工艺成本。

推进剂药柱采用常规的槽管形药型,中孔通道呈圆柱形,后端开有深浅不等的 3 个环向槽,而前端仅有一个很小的环向槽。在工艺上,圆柱中孔由浇铸工装成型,而后端槽则通过机加成型,前端槽用泡沫塑料成型,泡沫塑料在发动机点火时破碎汽化。药柱应力由前封头绝热层上的人工脱粘层和后端的径向槽释放,在恶劣条件下药柱安全裕度仍大于 0.6。

推进剂配方为 1.3 级 HTPB,总固体含量 88%,该配方是“双子座 α·4”发动机推进剂配方的派生型。为达到较高燃速和提高工艺使用期,对原配方固化剂作了更改,并添加了 Fe_2O_3 燃速促进剂。该配方混合时间低于 2 小时,因而工时费用大为降低。在质量鉴定计划中验证了推进剂弹道性能和物理性能,全尺寸混合生产的推进剂燃速变异小于 2.1%。该配方具体组分含量如下:R-45M 粘合剂 9.97%,IPDI 固化剂 0.73%,增塑剂(DOA)1.00%,HX-752 键合剂 0.30%,燃速促进剂 Fe_2O_3 0.10%,球形铝粉 19.00%,未粉碎粗高氯酸铵 55.20%,20 μm 粒度高氯酸铵 13.70%。

推进剂/绝热层界面粘接系统和 MX 导弹发动机用推进剂系统相似,在本推进剂的特性鉴定时对该粘接系统进行了试验,结果表明其性能十分优异,所发生的破坏均发生在推进剂的内聚破坏。本粘接界

面用的衬层配方代号为 UF-2206。

喷管 “双子座 $\alpha\cdot 120$ ”发动机采用单个可动喷管,喉部和入口段为整体件,3D 碳/碳材料。固定体外壳为 7075-T73 铝合金,用碳纤维/三元乙丙橡胶复合材料绝热。柔性接头前、后端环均为 4130 钢,柔性接头材料为玻纤/环氧和聚异戊二烯橡胶。喷管入口头帽和喉部绝热层为碳布/酚醛。出口锥采用人造丝基体的碳布/酚醛制作,先进行基础衬层缠绕,然后作平行于外型面的外缠以提供附加的结构刚度,随后和基础衬层一同固化。喷管喉部承力件则采用 4340 钢。喷管喉衬这一关键部件的构型、固定和工艺采用了“三叉戟”导弹、MX 导弹、“侏儒”导弹上业已验证的相似设计的技术。喷管长度为 1 445 mm,零件数比目前的常规设计减少 37%。

推力矢量控制 推力矢量控制由柔性接头可动喷管实现,其设计亦和上述先进弹道导弹发动机相似。柔性接头增强件由 16 层玻纤/环氧构成,柔性件为聚异戊二烯橡胶,热防护由接头外侧的聚异戊二烯橡胶和增强件上的碳布/酚醛提供,喷管摆角为 $\pm 5.1(^{\circ})$ 。作动系统为冷液压系统,由 Allied 信号设备系统公司研制。

点火装置 点火器为小火箭式,壳体采用 S-2 玻璃纤维/环氧缠绕结构,整体式喉衬和 7075-T73 铝合金适配环,内绝热层为以高硅氧为填料的三元乙丙橡胶,封头也由 7075-T73 铝合金锻件制造。点火推进剂用量 4.2 kg,所用发火管为 2 个隔离引爆式发火管。

自毁装置 采用柔性线状炸药,设置在外电缆管线内。

改进与发展

“双子座 $\alpha\cdot 120$ ”发动机研制时就已考虑了其多用途型,其前、后两端可承受压缩和拉伸载荷。它可以作为运载火箭的芯级一级发动机,也可作为第二级发动机,也可用作捆绑式助推器。

目前,该发动机除用作“金牛座”火箭的第一级发动机外,还用作美国洛克希德—马丁运载火箭 LMLV 1 型的第一级以及 LMLV 2 型的第一级和第二级。用于第二级时喷管膨胀比从原来的 17 加大到 24,以适应高空工作要求。此外,还拟将该发动机用作“德尔它”火箭的助推器。

LMLV 1 型运载火箭已于 1995 年 8 月 15 日首飞,但飞行未成功,失败原因是绝热层故障和作动筒液压流体高温回流,引起喷管位置传感器电缆的短路以及惯性测量系统电源故障双重因素。经修正后该火箭于 1997 年 8 月 22 日第二次飞行,获得成功。预定于 1997 年 10 月进行 LMLV 2 型火箭的首飞。

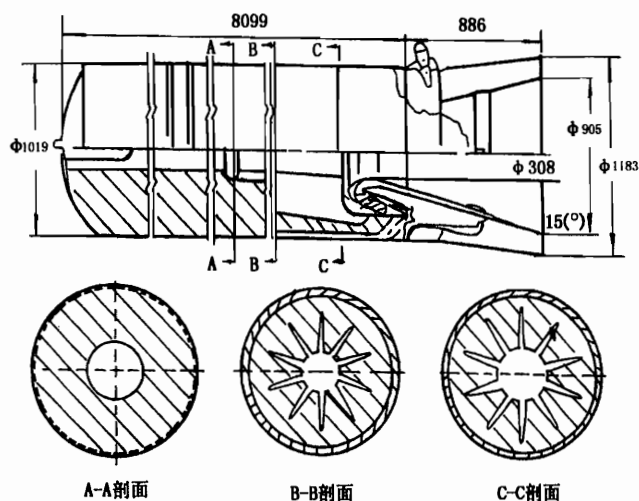
双子座 $\alpha\cdot 4B$ (Castor 4B)TX-859

“双子座 $\alpha\cdot 4B$ ”(Castor 4B)固体火箭发动机是美国“大蓬车”(Conestoga)运载火箭的第一级发动机。发动机代号 TX-859,它亦用作“大蓬车”火箭的第二、三级发动机。该发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,在“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ”(TX-780)发动机基础上改进而成。“双子座 $\alpha\cdot 4B$ ”发动机起初是为欧空局的 Maxus 微重力探空火箭而研制的。主要改进在于发动机喷管,由原来的 $11(^{\circ})$ 斜出口角固定喷管改进为具有柔性接头的活动喷管,以适应芯级发动机需要。1995 年 10 月 23 日,“大蓬车 1620”型运载火箭首次飞行,使用了 5 台 TX-859 发动机,其中 2 台作为第一级(第一级共包括 4 台发动机,另 2 台为“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ”),2 台作为第二级,1 台作第三级。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 019	总 冲(真空)	kN·s	26 141
长 度	mm	8 984	燃烧时间	s	57.6
总 质 量	kg	11 482	工作时间	s	60.9
质 量 比		0.868	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	525	喷管数量	1	
推 力(平均,真空,25℃)	kN	429	喷管喉径	mm	308
燃烧室压力(最大)	MPa	4.96	喷管扩张比	7.71	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.01	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲(真空)	m/s	2 623			

发动机结构



“双子座 $\alpha\cdot 4B$ ”发动机结构

结构组成 “双子座 $\alpha\cdot 4B$ ”TX-859 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置构成。

燃烧室 壳体材料采用 4130 钢,最大强度 1 240 MPa,壁厚 2.8 mm,壳体长 8 099 mm,壳体质量 749 kg。内绝热层材料牌号 TI-R 300。

推进剂 配方代号 TP-H-8229,含铝粉 20%,装药量 9 969 kg,药柱采用翼柱形药型,前段仅为圆柱形中孔通道,中、后段均开有 10 个翼,后段的翼深度较中段大。

喷管 单个活动喷管,外壳材料 4130 钢,出口锥采用碳/酚醛材料,扩张半角 15° ,扩张比 7.71,喷管质量 328 kg。在

作为大蓬车火箭第三级发动机时,喷管扩张比提高到 12.97。

推力矢量控制 由柔性接头活动喷管实现,摆角 $\pm 6^\circ$,作动系统为 Allied 信号系统公司的冷气作动筒。

自毁装置 采用线形装药,设置在燃烧室前封头部位。

发动机工作温度范围为 $-1^\circ\text{C} \sim +38^\circ\text{C}$ 。

改进与发展

“双子座 $\alpha\cdot 4B$ ”发动机还将用于西班牙国防部研制的“摩羯座”(Capricornio)运载火箭的第一级发动机,预定于 1999 年首次飞行。

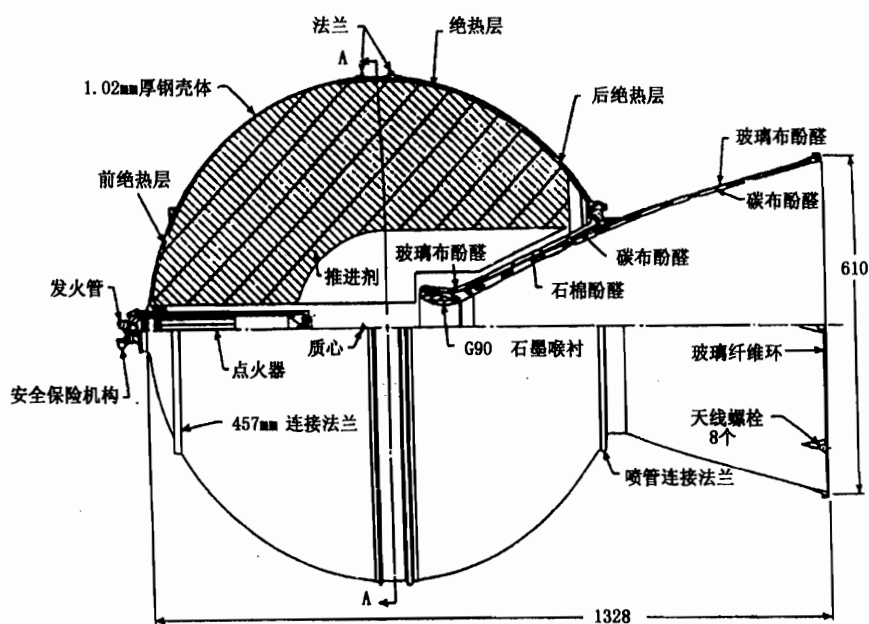
星 37D (Star 37D) TE-M-364-3

“星 37D”(Star 37D) TE-M-364-3 固体火箭发动机是美国“德尔它”(Delta) 运载火箭的第三级发动机, 由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1965 年开始研制, 截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 34 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 848
长 度	mm	1 321	总 冲(真空)	kN·s	1 859.6
总 质 量	kg	718	工作时间	s	41.6
质 量 比		0.910	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(最大)	kN	46.71	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	44.41	喷管喉径	mm	83.56
燃烧室压力(最大)	MPa	4.48	喷管扩张比		53

发动机结构



“星 37D”发动机结构图

“星 37D”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。发动机以自旋方式稳定姿态, 最大允许转速 110 r/min, 推力不同轴度 0.33 mrad, 推力偏心 0.15 mm。

发动机壳体材料为 D6AC 钢, 绝热层为 V-44 型充填石棉的丁腈橡胶, 装药量 653.2 kg, 总固体含量 86%, 药型为 8 角星型, 喷管出口锥端面外径 622 mm, 喷管潜入 40%, 喉衬材料为 G-90 石墨, 出口锥材料为碳布/酚醛和玻璃布/酚醛。点火器牌号 TE-P-358-3, 壳体材料钛合金, 配置有安全发火机构。

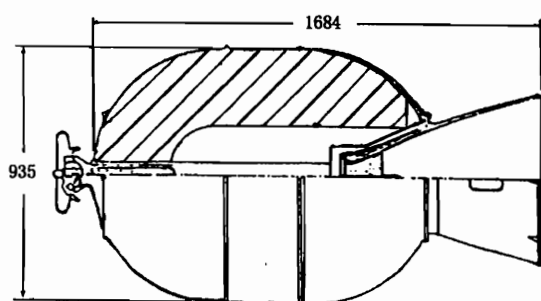
星 37E (Star 37E) TE-M-364-4

“星 37E”(Star 37E)TE-M-364-4 固体火箭发动机是美国“德尔它”(Delta)运载火箭的第三级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1968 年 3 月开始研制,是“星 37D”的加长型。1972 年 3 月首次使用,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 91 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	总 冲(真空)	kN·s	2 910.9
长 度	mm	1 683	燃烧时间	s	41.9
总 质 量	kg	1 121.72	工作时间	s	42.7
质 量 比		0.926	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(最大)	kN	75.0	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	67.4	喷管喉径	mm	109.1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.87	喷管扩张比		31
比 冲(真空)	m/s	2 802.8			

发动机结构



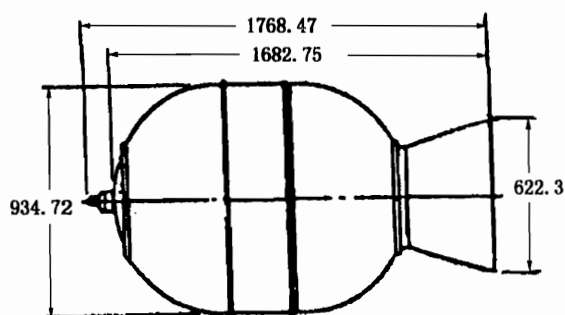
“星 37E”固体火箭发动机结构图

“星 37E”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层材料为 PIP,装药量 1 038.7 kg,推进剂总固体含量 86%,药型为 8 角星型,喷管出口锥外径为 622 mm,潜入程度 40%,喉衬材料为 G-90 石墨,点火器壳体材料为钛合金。

发动机采用自旋方式稳定飞行姿态,最大允许转速为 100 r/min,推力偏角 0.23 mrad,推力横移 0.1 mm。

星 37G (Star 37G) TE-M-364-11



“星 37G”固体火箭发动机外形图

“星 37G”(Star 37G)TE-M-364-11 固体火箭发动机是美国“德尔它 2914”(Delta 2914)运载火箭的第三级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 4 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 843.9
长 度	mm	1 683	总 冲(真空)	kN·s	2 989.43
总 质 量	kg	1 151.41	燃烧时间	s	45.5
质 量 比		0.925	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	71.2	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	62.9			

发动机结构

“星 37G”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

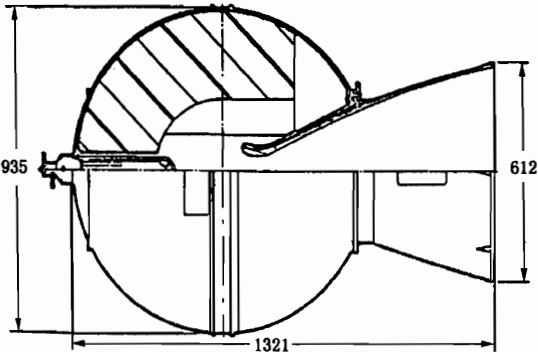
发动机采用自旋方式稳定飞行姿态,最大允许转速 100 r/min,壳体材料为钛合金,绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶。装药量 1 065 kg,推进剂代号为 TP-H-3340,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)71%,铝粉(Al)18%。

星 37N(Star 37N)TE-M-364-14

“星 37N”(Star 37N)TE-M-364-14 固体火箭发动机是日本 N-1 运载火箭第三级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 9 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 844.9
长 度	mm	1 321	总 冲(真空)	kN·s	1 590.81
总 质 量	kg	622.32	燃烧时间	s	37.5
质 量 比		0.898	工作时间	s	39.0
推 力(最大)	kN	42.70	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均)	kN	39.6	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.27	喷管喉径	mm	83.6
燃烧室压力(平均)	MPa	3.86	喷管扩张比	53.2	



“星 37N”固体火箭发动机结构图

发动机结构

“星 37N”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为 D6AC 钢,壁厚 1.5 mm,壳体质量 31.7 kg,绝热层质量 6.8 kg,衬层 0.454 kg。装药量 558.8 kg,推进剂代号 TP-H-3062,含高氯酸铵 70%,铝粉 16%,燃速 7.65 mm/s(6.9 MPa),压力指数 0.31。

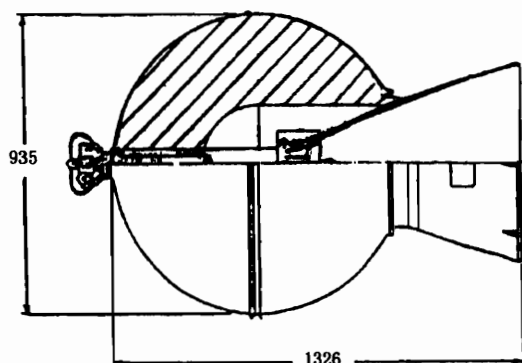
星 37S(Star 37S)TE-M-364-15

“星 37S”(Star 37S)TE-M-364-15 固体火箭发动机是美国“德尔它”(Delta)运载火箭的第三级发动机,由美国锡奥科尔公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 19 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 818.4
长 度	mm	1 326	总 冲(真空)	kN·s	1 870.39
总 质量	kg	710.8	燃烧时间	s	42.2
质 量 比		0.925	推进剂类型	端氨基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(平均)	kN	43.5	喷管数量	1	

发动机结构



“星 37S”发动机结构图

“星 37S”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金,推进剂药柱为 8 角星型,药量 657.5 kg,喷管喉衬为 G-90 石墨,出口锥为带缠碳布/酚醛。

星 48V(Star 48V)TE-M-940-1

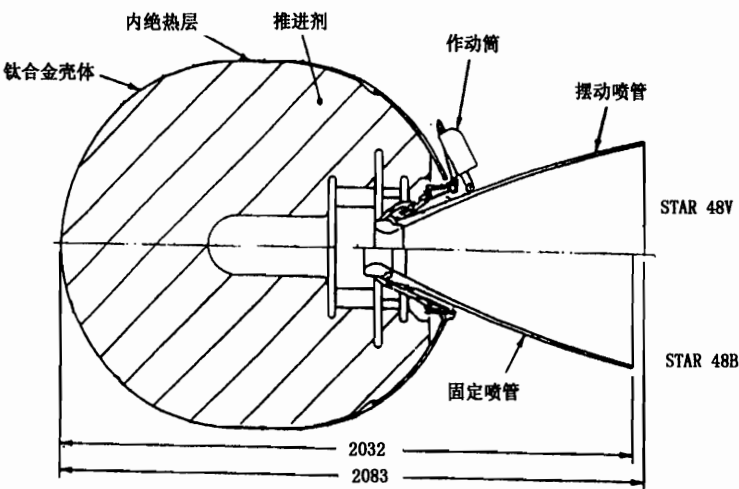
“星 48V”(Star 48 V) TE-M-940-1 固体火箭发动机是美国“大蓬车”(Conestoga)小型运载火箭的第三级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。是在“星 48B”基础上改进而成的,喷管改为柔性摆动喷管,摆角 $\pm 4(^{\circ})$,1992 年 6 月和 1993 年 3 月进行了两次试车,1995 年首次用于飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 245	燃烧室压力(平均)	MPa	3.65
长 度	mm	2 083	比 冲(真空)	m/s	2 878.4
总 质量	kg	2 159.6	总 冲(真空)	kN·s	5 784.6
质 量 比		0.930	燃烧时间	s	86.8

推 力(最大)	kN	74.4	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
推 力(平均)	kN	65.6	喷管数量	1
燃烧室压力(最大)	MPa	3.88	推力矢量控制	柔性喷管

发动机结构



“星 48V”与“星 48B”发动机结构比较图

奥巴斯 1(Orbus 1)

“奥巴斯 1”(Orbus 1)固体火箭发动机是美国陆军战略防御司令部 Starbird 和 Star 靶箭的上面级,由美国联合技术公司(UTC)化学系统分部(CSD)研制,1990 年 12 月 17 日作为 Starbird 火箭的第三和第四级进行了首次发射,截止 1994 年底共飞行两台发动机,全部成功。其自旋稳定型为“奥巴斯 1S”(喷管固定)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	692	比 冲(真空)	m/s	2 876.4
长 度	mm	1 249	总 冲	kN·s	1 190
总 质 量	kg	470.4	燃烧时间	s	39
质 量 比		0.88	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	36.25	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	30.38	喷管喉径	mm	55.1
燃烧室压力(最大)	MPa	6.76	喷管扩张比		46.4
燃烧室压力(平均)	MPa	5.92	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构

“奥巴斯 1”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。
发动机燃尽质量 53.2 kg,壳体材料为 T-40 石墨纤维/环氧,内绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶。推

进剂固体含量 90%, 药型为端燃装药。喷管长度 525.7 mm, 出口直径 375.4 mm, 喉衬材料为碳/碳, 出口锥材料为碳/酚醛。点火器为后置式环形点火器。

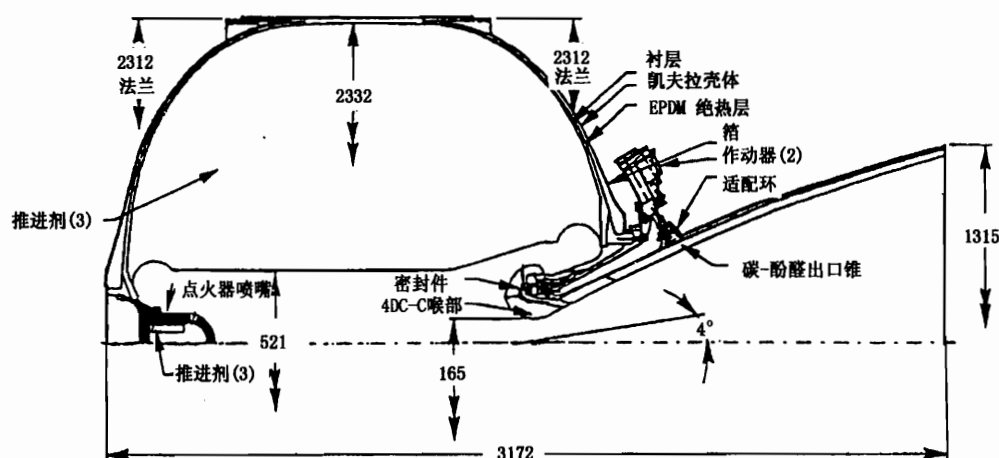
奥巴斯 21D (Orbus 21D)

“奥巴斯 21D”(Orbus 21D)固体火箭发动机是美国洛克希德·马丁公司 LMLV 小型运载火箭的第三级,由美国“联合技术公司(UTC)”化学学系统分部(CSD)研制,是在“奥巴斯 21”(IUS SRM-1)发动机的基础上改进的,1994 年 6 月 30 日进行了验证试车。与“奥巴斯 21”发动机不同的方面有:用碳/酚醛出口锥代替以前的二维碳/碳材料,这样虽增加了 136 kg 的惰性质量,但成本降低了 70 万美元;喉部材料用四维碳/碳代替三维碳/碳材料;使用目前工艺状态的推力矢量控制作动筒,并把模拟式改为数字式。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 337	总冲(真空)	kN·s	28 140
长 度	mm	3 172	燃烧时间	s	146
总 质 量	kg	10 619	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	267.77	喷管喉径	mm	164.6
推 力(平均)	kN	192.4	喷管扩张比		63.9
燃烧室压力(最大)	MPa	5.87	推力矢量控制		液浮摆动喷管
比 冲(真空)	m/s	2 878.4			

发动机结构



“奥巴斯 21D”发动机结构图

结构组成 “奥巴斯 21D”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。与“奥巴斯 21”(IUS SRM-1)发动机结构基本上是相同的,只作了很少的改进。

燃烧室 发动机壳体设计与以前相同,材料均为凯夫拉—49 纤维/环氧,绝热层为硅充填的三元乙丙(EPDM)橡胶,壳体质量为 353.8 kg(包括绝热层)。

推进剂与 Orbus 21 发动机相同,代号为 UTP-19360 B,最大欠装药量可达 50%,这时质量比为 0.457,装药质量为 4 583 kg。

喷管 除材料变化外,其它都相同,整体式喉部采用 4 维碳/碳材料,出口锥采用碳/酚醛,外缠绕石墨/环氧带。出口直径 1 315 mm,喷管长度 1 505.6 mm。

点火装置 点火器主装药为 UTP-1095 推进剂,质量 16.3 kg,有 3 个喷嘴。

推力矢量控制装置 推力矢量摆角 $\pm 4(^{\circ})$,整个推力矢量控制装置质量 22.4 kg。

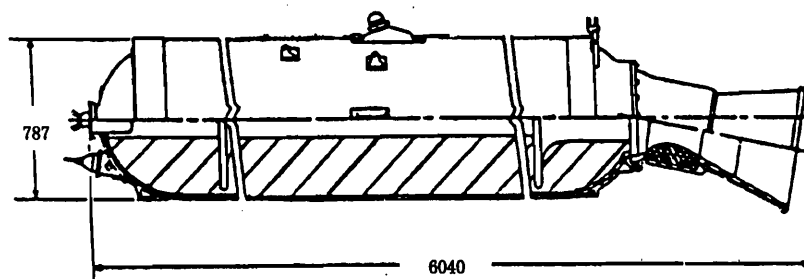
双子座 $\alpha \cdot 2$ (Castor 2) TX-354-5

“双子座 $\alpha \cdot 2$ ”(Castor 2)TX-354-5 固体火箭发动机是美国“德尔它 E”(Delta E)运载火箭的捆绑式助推发动机,由美国锡奥科尔公司研制。于 1968 年首先用于“德尔它”火箭,其后相继用作“德尔它”E、E₁、G、J、L、M、N、M₆、N₆、100 系列、1000 系列、2000 系列,以及日本 N-1、N-2、H-1 火箭的捆绑式助推发动机。它是“双子座 $\alpha \cdot 1$ ”(TX-33-52)发动机的改进型。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	比 冲(海平面)	m/s	2 336
长 度	mm	6 040	总 冲(海平面,25℃)	kN·s	8 783
总 质量	kg	4 420	燃烧时间	s	37
质 量 比		0.844	推进剂类型	端氨基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均,海平面,25℃)	kN	231.97	喷管数量		1
燃烧室压力(平均,海平面,25℃)	MPa	4.40	喷管扩张比		7.45

发动机结构



“双子座 $\alpha \cdot 2$ ”发动机结构图

结构组成 “双子座 $\alpha \cdot 2$ ”发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成,使用温度范围 $-1.1^{\circ}\text{C} \sim +37.8^{\circ}\text{C}$ 。

燃烧室 壳体材料为 AISI 4130 钢,壳体壁厚为 2.54 mm,壳体质量 439.5 kg。推进剂药柱药型为前后两端开有环向槽的柱孔型,推进剂代号为 TP-H-7036,配方为:CTPB 12%, AP 68%, Al 20%,推进剂质量 3 730 kg。

喷管 喷管类型为固定喷管,喷管轴线与发动机轴线成 $11(^{\circ})$ 夹角,无推力向量控制装置,喷管质量 153.8 kg,喉衬材料为 ATJ 石墨,喷管壳体材料为 1018-1035 钢。

双子座 $\alpha \cdot 2X$ (Castor 2X)

“双子座 $\alpha \cdot 2X$ ”(Castor 2X)固体火箭发动机是美国“德尔它”(Delta)运载火箭的助推发动机,由美国锡奥科尔公司于 1972 年开始研制,是“双子座 $\alpha \cdot 2$ ”发动机的加长型,由于“德尔它”火箭改用“双子座 $\alpha \cdot 4$ ”发动机,“双子座 $\alpha \cdot 2X$ ”没有投入实际应用,只进行过一次成功的静态试车,该发动机使用的推进剂与“双子座 $\alpha \cdot 2$ ”(TX-354-5)的相同,但药型有变化,为后端开有四个横向槽的柱槽型装药,比“双子座 $\alpha \cdot 2$ ”(TX-354-5)发动机总冲提高 36%。虽然这种发动机没有投入使用,但表明增加发动机长度是提高总冲的可行方案。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	燃烧时间	s	33.2
长 度	mm	8 000	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(CTPB)	
总 冲(海平面,25℃)	kN·s	11 787	喷管数量	1	

发动机结构

“双子座 $\alpha \cdot 2X$ ”发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。壳体材料为 AISI 4130 钢,推进剂质量为 4 910 kg,推进剂代号为 TP-H 7036,配方为:CTPB 12%,AP 68%,Al 20%。

双子座 $\alpha \cdot 4A$ (Castor 4A) TX-780

“双子座 $\alpha \cdot 4A$ ”(Castor 4A)TX-780 固体火箭发动机是美国“德尔它(Delta)4925”、“德尔它 6925”和“宇宙神 2AS”运载火箭的捆绑助推发动机,每次使用 4~9 台发动机,1984 年首次飞行,至 1992 年共使用 181 台发动机,全部成功。它是美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 80 年代初为提高“德尔它”火箭的运载能力而研制的。

“双子座 $\alpha \cdot 4A$ ”和“双子座 $\alpha \cdot 4$ ”有很多相同之处,直径和长度都是 1.02 m 和 9.76 m。电器、机械及连接装置,发动机壳体,点火器,鼻锥及连接件,喉衬材料和推力环等都相同。这样使发动机具有很高可靠性,研制风险大大降低,降低研制成本,缩短研制周期。仅做 8 次试验后就投入实际飞行。

发动机主要性能与结构参数

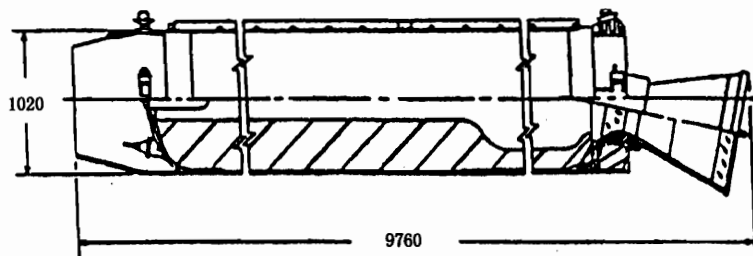
直 径	mm	1 020	比 冲(海平面)	m/s	2 330
长 度	mm	9 760	总 冲(海平面)	kN·s	23 557
总 质量	kg	11 595	燃烧时间	s	52.5
质 量 比		0.871	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(海平面,平均,23℃)	kN	438.1	喷管数量	1	
燃烧室压力(海平面,平均,23℃)	MPa	4.76	喷管扩张比	8.2	

发动机结构

“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ”发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成,使用温度范围 $-1.1^{\circ}\text{C} \sim +37.8^{\circ}\text{C}$ 。

燃烧室壳体材料为 AISI 4130 钢,壁厚 2.54 mm,壳体质量 749 kg。推进剂代号为 TP-H8299,质量 10 100 kg。

喷管质量 225 kg,固定体材料为 AISI 4130 钢,固定喷管,无推力矢量控制装置。



“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ”固体火箭发动机

改进与发展

为了提高“德尔它”火箭的运载能力,“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ”也做了一些改进,使整个火箭的性能增加 11%。推进剂使用新型的能量较高的、牌号为 TP-H 8299 的 HTPB 配方,固体含量 88%,其中铝粉 20%。并改进了装药设计,装药量和密度均有所提高,药厚份数达 76%,药型为后端开有四个翼的翼柱形。衬层使用 HT 高聚物。推进剂经过改进,在不增加发动机长度和直径的情况下,使装药量增加 790.05 kg,总冲增加 12%。由于烧蚀情况严重,喷管出口锥和入口段改用碳/酚醛,喷管入口绝热材料为带缠绕的石墨酚醛,出口绝热材料为整体带缠碳/酚醛。喉径从 278.6 mm 增大到 295.4 mm,膨胀比从 7.61 增加到 8.2。

研制中该发动机共进行了 8 次静态试验,包括 1 次研制试验,5 次验证试验,2 次壳体爆破试验。1983 年 2 月首次进行研制试验,1987 年 8 月 25 日进行的验证试验发生爆破。发动机工作到 5 s 时,由于内绝热层或绝热层粘接损坏引起前封头破裂。

双子座 $\alpha\cdot 4A\text{-XL}$ (Castor 4A-XL)

“双子座 $\alpha\cdot 4A\text{-XL}$ ” (Castor 4A-XL) 固体火箭发动机是美国“大力神 2” (TITAN 2) 运载火箭的捆绑式助推发动机,由美国锡奥科尔 (Thiokol) 公司研制。“双子座 $\alpha\cdot 4A\text{-XL}$ ”是“双子座 $\alpha\cdot 4A$ ” (TX-780) 发动机的加长型。亦可用于一系列小运载火箭。

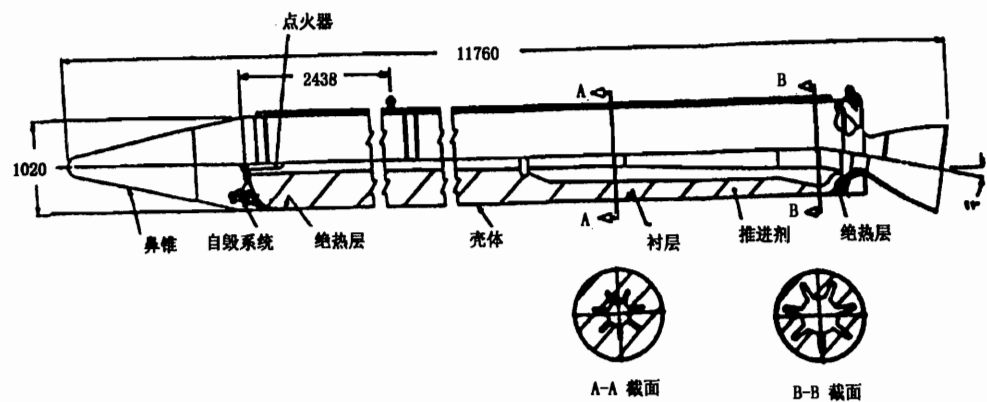
1992 年 5 月进行了首次验证发动机试验,1993 年 2 月 3 日又进行了第三次验证发动机静态试验,均获得成功。Castor 4A-XL 比 Castor 4A 性能提高 30%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 020	比 冲(海平面)	m/s	2 338
长 度	mm	11 760	比 冲(真空)	m/s	2 636
总 质 量	kg	14 600	总 冲(海平面)	kN·s	30 742
质 量 比		0.898	总 冲(平均)	kN·s	34 679
推 力(最大)	kN	655	燃烧时间	s	58
推 力(平均)	kN	547	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	

燃烧室压力(最大)	MPa	5.32	喷管数量	1
燃烧室压力(平均)	MPa	4.34	喷管扩张比	8.1

发动机结构



“双子座 α·4A-XL”发动机结构图

“双子座 α·4A-XL”发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。壳体材料为 AISI 4130 钢,壳体质量 899.5 kg。推进剂代号 TP-H8299,固体含量 88%,铝粉 20%,内绝热层和衬层质量为 334.6 kg,喷管质量 196.6 kg。

石墨环氧树脂壳体发动机(GEM)

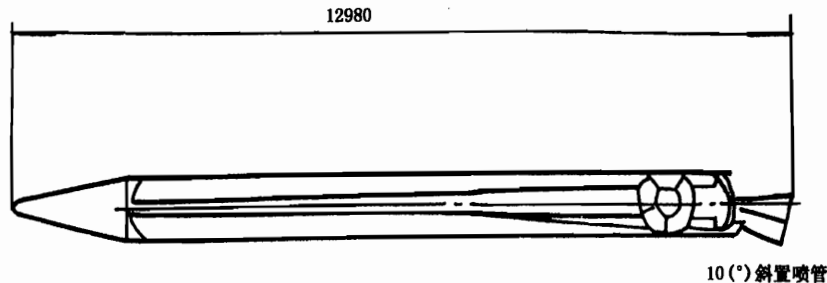
GEM 固体火箭发动机是美国“德尔它 7925”(Delta 7925)运载火箭的捆绑助推发动机,由美国赫克里斯(Hercules)公司于 1987 年开始研制,1988 年到 1989 年初完成了 4 台壳体爆破试验和 3 台全尺寸发动机研制试车,1989 年底完成了 4 台全尺寸发动机鉴定试车。GEM 是石墨环氧壳体发动机一词的缩写。

“德尔它 7925”一次使用 9 台 GEM 助推发动机。第一级液体芯级发动机和 6 台助推发动机在地面点火,余下 3 台助推发动机在前 6 台熄火后点火。石墨环氧树脂壳体发动机(GEM)在运载火箭历史上首次于 1990 年用作“德尔它 7925”运载火箭的助推发动机,截止 1993 年底,“德尔它 7925”共飞行 16 次,共使用 GEM 发动机 144 台,无一失败,成功率 100%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 030	比 冲(真空)	m/s	2 686.8
长 度	mm	12 980	总 冲(真空)	kN·s	31 500
总 质 量	kg	12 969	燃烧时间	s	63.1
质 量 比		0.906	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均,23℃,真空)	N	499.27	喷管数量	1	
燃烧室压力(平均,23℃)	MPa	5.63			

发动机结构



GEM 固体火箭发动机结构示意图

结构组成 GEM 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。GEM 与“德尔它”火箭芯级的连接,前、后有两个连接点,发动机推力由后连接点传递,前连接点的球形界面有一个摆动接头,允许 GEM 和芯级有不同的轴向增长,从而不传递任何推力。

燃烧室 GEM 壳体由 IM-7 石墨纤维浸渍 HBRF 55A 环氧树脂缠绕而成,主要结构包括从后接头到前封头的螺旋层,从前裙到后接头的螺旋层以及交替缠在螺旋层之间的环向层。前裙和后接头用预浸的 IM-7 石墨纤维/HBRF 1915 环氧树脂阔幅织物增强,阔幅织物排列成 $0(^{\circ})$ 和 $\pm 45(^{\circ})$,可使接头强度最佳,并用短的环向层使之密实。预浸的 AS 4 碳纤维/HBRF 1915 环氧树脂 $0(^{\circ}) \sim 90(^{\circ})$ 编织布,用于后接头和前裙的内径处,以减少复合材料在钻孔过程中的损伤。

复合材料缠绕在芳纶纤维填充的未固化的 EPDM 橡胶内绝热层上面,缠绕工艺完成后,复合材料壳体与绝热层同时固化。铝承力环(连接件,极孔件)被缠在前封头内,与铝固定环和铝端盖一起用于前封头的密封。

叉形连接件密封环也被缠在后接头区域的壳体内,密封环有一个 O 形槽以便安放喷管主 O 形圈,以及一个密封面用于安放喷管次 O 形圈,在密封环附近的壳体上钻孔以安装喷管,壳体上靠后的一些孔,是为安装 $200(^{\circ})$ 的后加强环。在前裙上也钻孔,安装前级间段。

主要的内绝热层材料是用过氧化物固化的 EPDM 基绝热材料,按照不同的力学、热学和烧蚀性能要求,采用三种不同的 EPDM 配方。

a. EPDM/氯丁橡胶、芳纶。用于后预模件和圆筒段,在低速和高速气流下具有优良的耐烧蚀性能,密度低,并适用于 WEI 工艺(WEI 工艺是由赫克力斯(Hercules)公司研制的,用数控机床将尺寸严格的挤压成形橡胶薄片贴置在壳体缠绕芯模上,然后上面缠复合材料壳体,壳体与绝热层同时固化)。

b. EPDM/氧化硅。用于前预模件,在低速气流下的耐烧蚀和耐热性能良好,具有能适应预模件应力的良好应变性能。

c. EPDM/氯丁橡胶、氧化硅(人工脱粘)。在低速气流下具有良好的耐烧蚀和耐热性能,在发动机增压条件下具有能与药柱变形相适应的极好的应变性能。

GEM 采用 1.3 级高性能 HTPB 推进剂,药型为后部开有 5 个翼的中心内孔型,前部有全人工脱粘层,推进剂代号 QDL,固体含量为 88%,在 $-20.6^{\circ}\text{C} \sim +37.8^{\circ}\text{C}$ 温度范围内已对其性能进行充分验证。“德尔它 2”的温度要求是 $-1.1^{\circ}\text{C} \sim +37.8^{\circ}\text{C}$,巴丘斯西厂(Bacchus west)全自动大型发动机制造厂的 6 800 L 推进剂混合机可使 GEM 一次混合浇铸完成。

壳体粘结系统(推进剂与绝热层的粘结)有三部分:a. EPDM 底层涂料;b. 聚氨酯阻挡层;c. HTPB 衬层。底层涂料用来增强粘结强度;阻挡层防止增塑剂从推进剂迁移到绝热层内,衬层与推进剂粘结,并防止壳体粘结面处提前燃烧,衬层强度大于邻近的推进剂。壳体粘结系统由电脑控制涂复到内绝热层上。

喷管 喷管是固定的斜置喷管,与发动机中心线呈 $10(^{\circ})$ 角。喷管固定体为钢制结构,前段绝热层用高硅氧/酚醛布带缠绕,中段和后段绝热层用碳/酚醛布带缠绕。固定体与绝热层之间的剪切层采用芳纶纤维填充的 EPDM 橡胶。喷管采用三维编织碳/碳整体喉部入口段(ITE),ITE 和固定体之间的绝热层为布带缠绕的碳/酚醛,出口锥衬层为布带缠绕碳/酚醛,出口锥外缠绕层为单向石墨纤维/环氧。

点火装置 点火器为小火箭式,其壳体采用石墨/环氧复合材料,EPDM 外绝热层保护点火器的连接件并控制复合材料壳体的损耗。端盖用高强铝锻件机加而成,并用 EPDM 绝热层绝热,绝热层厚度与前部预模件相同,高硅氧/酚醛药片盒装 B/KNO_3 药片,喷嘴为耐腐蚀的不锈钢材料。点火药柱也采用 88% 固体含量的 HTPB 推进剂,代号也为 QDL,与主装药相同。

UA 1205

UA 1205 固体火箭助推发动机是美国“大力神”3C、3D 和 3E 运载火箭的捆绑助推发动机,由美国联合技术公司(UTC)于 1962 年 12 月开始研制,1965 年 6 月 18 日进行了首次飞行。飞行前总共进行了 14 次全尺寸发动机试验,截止 1992 年共飞行 130 台发动机,全部成功。联合技术公司应用了以前在研制小型分段固体发动机过程中的经验,通过按比例放大现有设计来进行该发动机的研制工作。这种助推发动机是首次用于运载火箭实际飞行的大型分段式固体发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 050	总 冲	kN·s	441 000
长 度	mm	23 200	工作时间	s	115
总 质 量	kg	222 300	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
质 量 比		0.857	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	3 974	喷管喉径	mm	957.6
比 冲(海平面)	m/s	2 315	喷管扩张比		8.0

发动机结构

结构组成 UA 1205 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。发动机为 5 段式结构,由“U”形接头对接而成。发动机前封头处设有推力终止孔,由线形炸药切割。

燃烧室 发动机由 5 个互换的分段和前后封头组成,前封头上有两个推力终止孔。壳体材料为 D6AC 钢,抗拉强度 1 344 MPa。由于使用成熟工艺,该发动机在水压试验、鉴定试验和发动机试车点火中未曾有过任何失败。

大多数壳体分段采用普通的卷板和焊接工艺制造,也可使用两个大的、轧制的环形锻件制造,由一个单环缝焊接相连,这样就省去了纵向焊接和一个环缝焊接。封头可用两种方法制造:

- 旋压一个 25.4 mm ~ 12.7 mm 的半圆形盖,然后加工到最终厚度 6.35 mm。
- 热旋压至接近最终厚度,然后磨削加工至最终厚度,并进行精加工。

该发动机内绝热层是从以前直径 2.49 m 的分段发动机放大得来的,充填硅的丁腈橡胶用于壳体段的壁面和分段接头处的人工脱粘处,封头和分段接头处的端面限燃层用充填石棉和硅的丁腈橡胶。前封头和封头的绝热层在压力作用安装到位,各分段的绝热层预先制造好,然后粘接到分段中去。分段接头处的烧蚀程度取决于在发动机中的位置,紧接前封头的接头烧蚀大约为 0.076 mm/s,与后封头连接的分

段接头处烧蚀增加到最大,约为 0.15 mm/s 。

装药也随发动机壳体一样,分 5 个相同的段,每段中心孔成锥形,前封头药型为八角星形,其余为圆锥孔形,这样可获得递减的压力—时间曲线,前封头上的两个推力终止孔与药柱的两个星角相对。

推进剂为含铝粉的 PBAN 推进剂,燃速为 9.97 mm/s 。

喷管 喉衬材料为石墨布/酚醛,由 6 个环形层压制件组成,与气流成 90° 角。层压制件放在模子中并在 0.7 MPa 压力下于蒸压釜中处理。

出口锥内衬是一种石墨布酚醛和硅布酚醛的复合材料,以布带式缠绕平行于喷管中心线,并在蒸压釜中于 0.7 MPa 压力下处理。石墨布酚醛的烧蚀率通常在 $0.025 \text{ mm/s} \sim 0.075 \text{ mm/s}$ 之间,用于推力向量控制的液体喷射流增大了绝热层烧蚀率,烧蚀率取决于射流速度和持续时间。喷管设计准则是能经受所有射流仅在一个象限全部喷射时出现的最恶劣条件。

点火装置 由 3 个部件组成,带有药盒的安全保险机构、中联起爆器和主点火器。发火管可经受非点火电流 1 A 和非点火功率 1 W 作用 5 分钟而不发火,但用 4.5 A 的点火电流在 4 ms 内就能可靠点火,为确保点火可靠使用双发火管。

起爆器和主点火器两者都是小火箭式,有三个喷孔。点火滞后时间(到 10% 最大压力)为 0.094 s (平均值),标准偏差 6.3%,点火延迟时间(到 75% 最大压力)为 0.239 s ,标准偏差为 1.7%。

推力终止和自毁系统 前封头上的两个推力终止孔上设置两个线形炸药条,自毁系统也使用长条形药柱。推力终止和自毁系统通过安全保险机构来控制,它和点火装置的安全保险机构在原理上是一样的,并且也使用点火特性相同的双起爆器。

推力终止孔打开时间的同步性控制在 4 ms 之内,40 多次试验中在起爆激励传到连接线路后起爆差异小于 0.1 ms ,起爆器作用时间变化在 650 次点火中进行了验证,为 1.5 ms ,因此系统的重现性结果为 1.6 ms 。

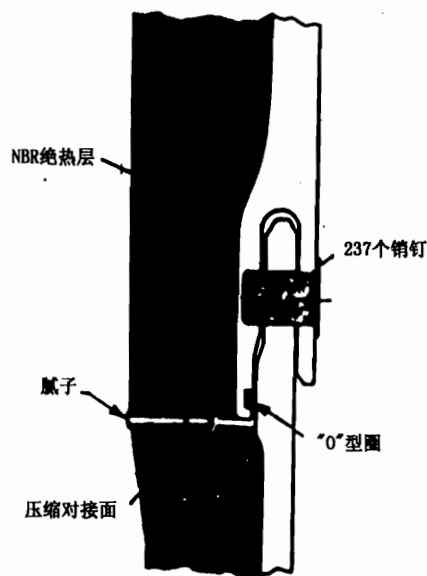
推力矢量控制装置 采用液体二次喷射,由气态氮加压,把四氧化二氮射入喷管出口锥。液体二次喷射系统参数如下:

喷射工质	四氧化二氮	喷射位置	3.5:1
喷管扩张比	8:1(15° 半角)	喷射压力	5.2 MPa
每象限喷射器	6 个	喷射器间隔	15°
喷射器方向	垂直于喷管中心线		

“大力神 3C”的技术要求为侧向推力是轴向推力的 8.5%(偏转角大约为 5°) 在侧向比冲大于 2000 m/s 时,可产生量值为轴向推力 10% 的侧向推力,偏转角较小时,侧向比冲可超过 2941.8 m/s ,大约高于原先确定的 100%。对喷射期间轴向推力增大现象进行了研究,发现轴向推力的增量大约为任一个单独象限侧向推力的 40%。因此在火箭弹道性能计算时,四氧化二氮不应当被看作为惰性质量,而应作为可产生 $980 \text{ m/s} \sim 1225 \text{ m/s}$ 比冲的一种有效推进剂。

改进与发展

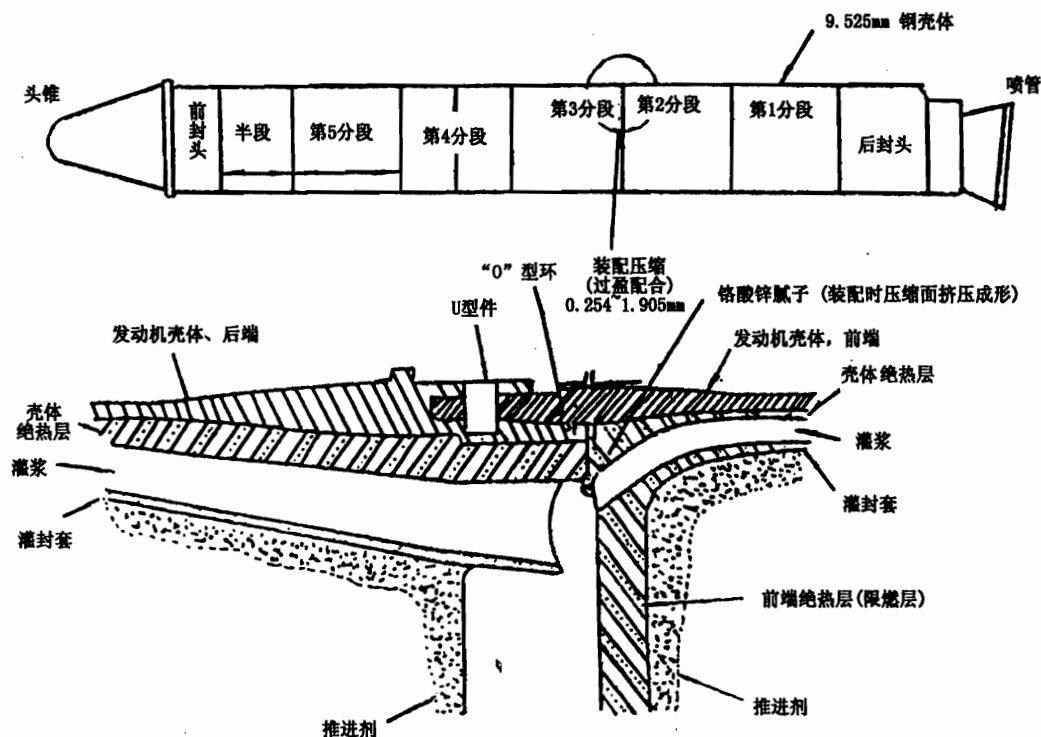
初期试验中使用了 3 个环组成的模压石墨喉衬,这种喉衬设计在缩尺和单段 3.05 m 发动机试验中成功了,但在全尺寸 5 段式发动机试验中,由于热应力出现破裂,后改用石墨布/酚醛喉衬,未发生破裂现象。



UA1205 发动机分段对接接头结构

UA 1206

UA 1206 固体火箭发动机是美国“大力神 34D”运载火箭的捆绑助推发动机,由美国联合技术公司(UTC)研制。



UA 1206 固体火箭助推发动机分段图

UA 1206 发动机是在 UA 1205 发动机基础上改进的,其基本结构和 UA 1205 发动机相同,只是另外加长了半段,这是因为“大力神 34D”火箭的第一级选用的是储箱较长的“大力神 3B”液体火箭,为了维持正确的连接点,必须把固体助推发动机加长 1.725 m,该助推发动机于 1979 年 8 月 25 日进行了首次全尺寸点火试验,并获得成功。

由于有 UA 1205 发动机的经验,UA 1206 这种 5.5 段式助推发动机只进行了二次试验后即可交付用于飞行。初次发射于 1982 年 10 月 30 日在卡纳维纳尔角进行,将两枚国防卫星通信系统飞行器送入同步轨道,截止 1994 年底共飞行 15 次,1986 年 4 月 18 日第 9 次发射由于一个固体助推发动机接头处绝热层出现脱粘而爆炸。除此之外,其余全部成功,使用固体助推发动机 30 台,成功率 96.67%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 050	比 冲(海平面)	m/s	2 321
长 度	mm	24 975	比 冲(真空)	m/s	2 606
总 质 量	kg	250 390	总 冲	kN·s	484 620
质 量 比		0.840	工作时间	s	100.8
推 力(最大)	kN	5 895	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	

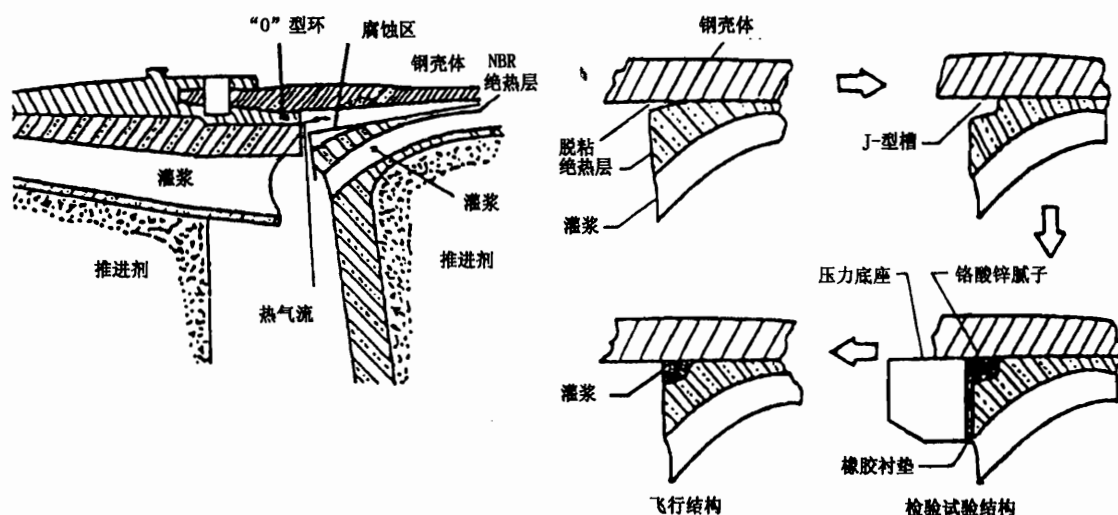
推 力(平均)	kN	4 520	喷管数量	1
燃烧室压力(最大)	MPa	6.09	推力矢量控制	液体二次喷射

发动机结构

UA 1206 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。发动机壳体由 5.5 段串接而成,各段之间由“U”型接头连接,壳体材料为 D6AC 钢,内绝热层为充填硅的丁腈橡胶。药柱药型前端为 8 角星形,其余为略带锥度的圆柱孔型,推进剂代号为 UTP-3001。

改进与发展

1986 年 4 月 18 日 UT 1206 发动机发射后由于绝热层脱粘引起爆炸。美空军针对此事故制订了“大力神”恢复发射计划,着重评价原有的制造、检查、维修和复查程序,制订了新的检查方法和验收准则,以确保发动机缺陷的发现和维修。为此确定了一种“J”型槽修补方法。并对无损检测提出了更高要求,发动机必须经过 X 射线、超声波、温度记录法、测隙规、目测以及压力面检测等方法检查。经过一系列改进后 1987 年 5 月 15 日在空军宇航实验室进行了全尺寸静态试验,获得成功,以后的发射飞行也全部成功。



UA 1206 发动机破坏模型和绝热层“J”型槽修补法

UA 1207

UA 1207 固体火箭发动机是美国“大力神 4”运载火箭的捆绑式助推发动机,由美国联合技术公司(UTC)研制。该发动机为 7 段式结构,于 1989 年首次用于“大力神 4”火箭发射,截止 1995 年共使用 30 台 UA 1207 发动机(每次发射捆绑 2 台),全部成功。

60 年代后期美国曾作了四次 7 段式固体火箭助推发动机的试验,1969 年 9 月进行了最后一次试验。但时隔 18 年后,美国空军为发展“大力神 4”运载器,又重新开始研制 7 段式助推器,1987 年 12 月 21 日进行第一次地面试车,1988 年 2 月 14 日进行鉴定试验均获成功,随后即交付使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 050	比 冲(真空)	m/s	2 663.3
长 度	mm	34 400	总 冲	kN·s	709 800
总 质 量	kg	316 300	工作时间	s	110
质 量 比		0.850	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(平均)	kN	6 490	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	7 117	喷管喉径	mm	1 056.9
燃烧室压力(最大)	MPa	5.1	喷管扩张比		9.2
比 冲(海平面)	m/s	2 353	推力矢量控制		液体二次喷射

发动机结构

结构组成 UA 1207 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 发动机壳体材料为 D6AC 钢,分段由“U”形接头连接,使用 240 个销子固定。筒段内绝热层为硅充填的丁腈橡胶,前、后两个封头的绝热层为硅和石棉充填的丁腈橡胶,每段两端的限燃层也是硅和石棉充填的丁腈橡胶。绝热层全都用手工粘贴。衬层为 PBAN/环氧,也用手工粘贴。

推进剂代号为 UTP-3001B,配方为:PBAN 16%,AP 68%,Al 16%。燃速为 8.95 mm/s。推进剂质量 268 900 kg。

喷管 喷管为固定式,喷管轴线与发动机轴线成 $6(^{\circ})$ 夹角,喷喉及绝热层材料为石墨/酚醛,出口锥材料为硅/酚醛,固定材料为 4340 钢。推力矢量控制方式为液体二次喷射,工质为 N_2O_4 ,有 24 个喷射器,推力矢量偏角为 $\pm 5.6(^{\circ})$ 。

改进与发展

在研制过程中,为了避免导致“航天飞机”和“大力神-34D”失败的缺陷,提出了潜在的问题和应采取的改进措施。

绝热层:绝热层与壳体的脱粘是导致 1986 年 4 月 18 日“大力神 34D”失败的原因,修正措施是在绝热层制造厂家进行严格的生产工艺控制,联合工艺公司还采用超声波、高能 X 射线和激光视频等多种无损检测技术保障粘接质量。

加热:使用接头加热器避免固体火箭助推发动机在低温下引起 U 形接头“O”形环性能下降,这曾导致“挑战者号”爆炸。加热器由一些电阻丝封包在一个塑料片内,它和热电偶片一起缠绕在接头周围,可保持接头处于安全温度范围($24.4^{\circ}\text{C} \sim 35.6^{\circ}\text{C}$)。

垫片:在接头中使用了薄金属片,这样可减少“O”形圈区域的窜动,并降低“O”形圈的负载。垫片厚度为 $0.051\text{ mm} \sim 0.305\text{ mm}$,间隙为 $0.051\text{ mm} \sim 1.616\text{ mm}$ 。

润滑脂:在连接之前将称量过的润滑脂涂于“U”形接头的钢部件上,润滑脂起到个“热茧”的作用,防止燃气到达“O”形圈。

SRMU

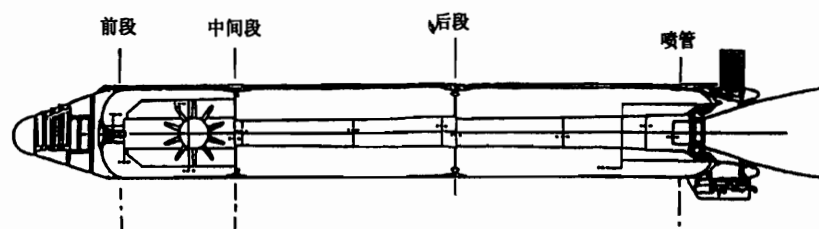
SRMU 固体火箭发动机是美国“大力神 4”(Titan 4)运载火箭的改进型捆绑助推发动机,由美国赫克里

斯公司于 1987 年开始研制,代替联合技术公司研制的钢壳体 7 段式固体助推发动机,可使“大力神 4”火箭的有效载荷能力增加 25% 以上,即地球同步转移轨道运载能力增加 25% 以上,运载能力从 4 580 kg 增加到 5 810 kg。1991 年 4 月进行首次全尺寸发动机静态试车,发生爆炸。经改进设计后,4 次试车全部成功。1997 年投入实际飞行,每次发射捆绑 2 台助推发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 200	总 冲	kN·s	1 059 000
长 度	mm	34 140	燃烧时间	s	128
总 质 量	kg	350 630	工作时间	s	140
质 量 比		0.890	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均,真空)	kN	7 560.43	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	8 451.58	喷管喉径	mm	812.8
燃烧室压力(最大)	MPa	12.47	喷管扩张比		15.7
比 冲(真空)	m/s	2 804	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构



SRMU 固体火箭发动机

结构组成 SRMU 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

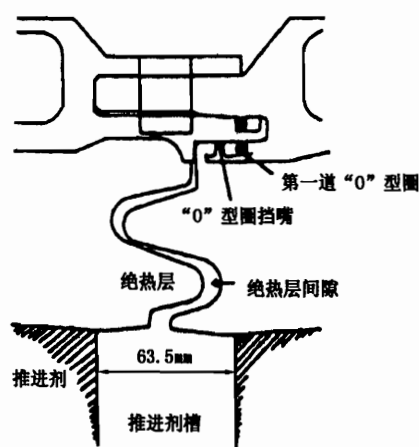
燃烧室 SRMU 分三段,前段长 6.10 m,后两段各长 12.19 m,壳体材料为 IM-7 石墨纤维/环氧,安全系数要求 1.25~1.3。这种复合材料已经在“侏儒”导弹三级固体发动机、“飞马座”火箭三级固体发动机以及“三叉戟 2”(D-5)导弹发动机上成功应用。

IM-7 石墨纤维是赫克里斯公司 80 年代初研制的一种较先进纤维,并且与树脂的界面性能很好。拉伸强度为 5.5 GPa,拉伸模量 303 GPa,密度 1.77 g/cm³。

环氧树脂系统为 HBRF-55A 双酚 A 环氧树脂,断裂伸长率 6.7%,密度 1.22 g/cm³,固化温度 121℃,玻璃化温度 138℃。这种树脂曾用于前面所述的各种发动机上。

发动机分段之间用“U”形接头连接,接头用 D6AC 钢制造,有一个定位凸,设两个 O 形圈,用 240 个销钉固定。壳体筒段和前封头由石墨纤维/环氧复合材料制成,后封头由 D6AC 钢制成。

内绝热层由两种不同含量凯夫拉充填的三元乙丙橡胶制成。凯夫拉含量高的绝热层(代号为 122B)用在接头连接附近和钢制后封头内,凯夫拉含量低的绝热层(代号为 178A)用在其余部位。采用自动化缠绕工艺(WEI)成型(详见 GEM 发动机部分)。发动机前极孔附近有长度为 152.4 mm 的人工脱粘层,中



SRMU 发动机分段对接头结构

间段两个对接端都有人工脱粘结构,而后段只有前对接端有人工脱粘层。衬层为 HTPB。

SRMU 的推进剂与 MX 导弹第一级发动机相似。由赫克里斯公司的巴丘斯(Bacchus)工厂浇铸,混合机每锅混合推进剂量为 6 765 升,11.79 t,每个发动机段需 11 锅。混合浇铸工序都是通过自动遥控设备控制,由闭路电视和视频记录设备监控。

发动机前段药型是带 10 个翼槽的翼柱形药型,提供 40% 的初始燃面,中、后段为内锥孔圆柱型。前段和中段药柱之间的间隙为 63.5 mm,中段和后段药柱之间的间隙为 76.2 mm。

推进剂固体含量 88%,Al 19%,AP 69%,粘合剂为 R45AS 型 HTPB。燃速 8.1 mm/s($P = 6.8$ MPa),抗拉强度 0.6 MPa,最大伸长率 37%。

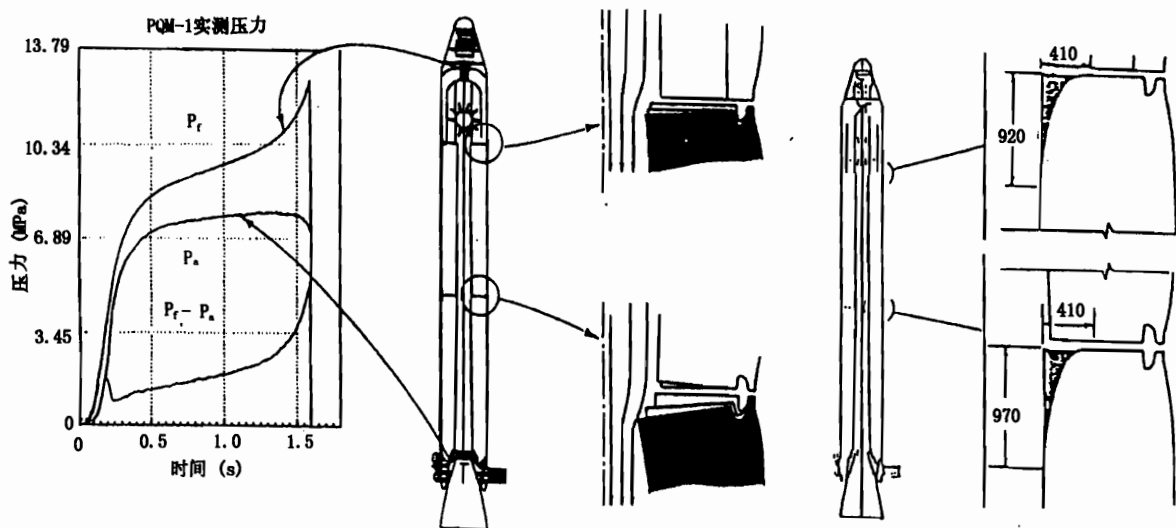
喷管 喷管喉衬材料为三维碳/碳,推力矢量控制由柔性接头来完成,摆角 $\pm 6(^{\circ})$ 。柔性接头由 13 层弹性层和 12 层玻璃纤维/环氧增强层组成,防热栅由碳/酚醛制成。喷管固定体材料为 D6AC 钢,喉部绝热层为碳/酚醛,出口锥为石墨/环氧结构,出口锥绝热层为碳/酚醛。

点火装置 点火器为小火箭式,安装在发动机头部,质量为 27 kg,点火药为 HTPB 推进剂,燃烧时间 0.4 s,点火后峰值压力为 19.2 MPa。结构为单喷嘴式。

改进与发展

SRMU 的研制历程不十分顺利。1989 年 2 月,壳体与药柱发生了严重脱粘,不能进行试车。1989 年 3 月,大型混合机在混合 SRMU 的推进剂时发生爆炸,被迫推迟了 SRMU 研制计划。1990 年秋季,在转运一台 SRUM 时,因大型吊车失去平衡,使发动机从吊车上摔下来,引起大火,死亡 1 人,伤 9 人。

1991 年 4 月 1 日,在进行首次全尺寸发动机(PQM-1)试车时,点火后 1.6 s 发生爆炸,试车台被炸毁。试车台修复历时 10 个月,对这次试车失败原因的分析认为,设计人员先未对气流雍塞作深入分析。在药柱中段和后段连接处(两段药柱端面间隙 76.2 mm),发动机点火初期,间隙中药柱燃烧产生的高速燃气向中心通道汇集,使间隙处药柱端部推进剂变形,并局部向内收缩,从而缩小了通道有效截面积,头部压力从 0.4 s 开始上升直至 12.64 MPa,即在点火后约 1.6 s 时壳体发生爆炸。壳体额定工作压力为 8.69 MPa,过压超过了壳体承载能力。



SRMU PQM-1 发动机压力曲线和药柱变形图

SRMU 发动机药柱修改图

SRMU 试车失败后,赫克里斯公司提出了事故分析模型,同时考虑气流相互作用和推进剂结构变化,采取的改进措施是将中间段和后段的前端面内孔药柱尖角改成圆角,这样中间段削去推进剂 567.5 kg,后

段削去推进剂 649.7 kg,共削去 1 217.2 kg 推进剂,并耗资 40 万美元进行了缩比(7%)发动机点火试验,获得成功,修改后进行的 4 次全尺寸静态试车也都获得了成功。

航天飞机 SRB(Space Shuttle SRB)

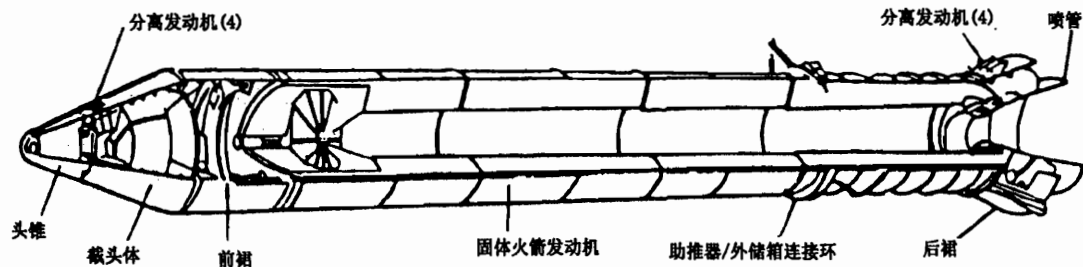
“航天飞机 SRB”固体火箭发动机是美国“航天飞机固体火箭助推发动机”(Space Shuttle SRB),由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1974 年开始研制,是首次用于载人航天的大型分段式固体火箭发动机,也是世界上第一个可重复使用的固体发动机,一般金属部件最多可重复使用 20 次,柔性接头橡胶件重复使用 10 次。

航天飞机固体火箭助推发动机于 1978 年首次地面试车,1981 年进行第一次飞行,它的研制情况可分为三个阶段,第一阶段称为标准型固体火箭发动机(SRM),共生产发动机 21 台,7 台用于地面研制试车,3 台鉴定试车,其余 14 台用于“航天飞机”前 7 次飞行。第二阶段称为“高性能发动机”(HPM),共进行 2 次地面鉴定试车,于 1983 年开始直到“挑战者”号事故,共飞行了 18 次,使用 38 台发动机。第三阶段在“挑战者”号失事后对助推器进行重新设计,称为“重新设计的固体发动机”(RSRM),1989 年首次飞行,至 1992 年共飞行 35 次,使用 70 台助推器,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	3 710	总 冲(真空,15℃)	kN·s	1 318 000
长 度	mm	38 430	燃烧时间(15℃)	s	111.7
总 质 量	kg	569 600	工作时间(15℃)	s	123
质 量 比		0.884	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(最大,真空,15℃)	kN	14 730	喷管数量		1
推 力(平均,真空,15℃)	kN	11 530	喷管喉径	mm	1 384
燃烧室压力(最大,15℃)	MPa	6.33	喷管扩张比		7.16
燃烧室压力(平均,15℃)	MPa	4.56	推力矢量控制		柔性喷管
比 冲(真空,15℃)	m/s	2 622			

发动机结构



“航天飞机 SRB”固体火箭发动机

结构组成 “航天飞机 SRB”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 发动机壳体由 D6AC 钢锻件加工制成,总质量 44 240 kg。整个壳体分为 11 段,前封头和后封头用模锻成型,9 个筒段用环锻件辊轧成型。每段两端分别加工成插入件,和 U 型件进行对接。然后

用一周共 177 个钢销固定,钢销用弹簧夹定位,最后在对接面外表用一钢护环箍住。U 型件内有两个密封槽,内各装一个氟碳橡胶 O 型密封圈,装配时在密封圈与接头间涂以石棉为填料的铬酸锌腻子,防止密封圈过热。第一个 O 型圈为主密封圈,第二个是备份,两圈之间装有压力传感器检漏。

壳体预定重复使用 20 次,由于入水冲击、海水腐蚀、整修喷砂等损耗和影响,设计中考虑了足够的安全裕度,并特别考虑了材料的断裂韧性,采用了一套特定的热处理工艺。壳体验收要求是:屈服强度 1 240 MPa,极限强度 1 345 MPa,断裂韧性 $99 \text{ MN/m}^{3/2}$ 。壳体最小厚度 11.7 mm,检验压力为 7.8 MPa,为最大预期工作压力的 1.12 倍。

绝热层材料为填充石棉和硅的丁腈橡胶,含石棉 28.2%,氧化硅 11.3%,每个分段端部的人工脱粘层也采用这种材料。该绝热层密度 1.27 kg/cm^3 ,延伸率 170%,肖氏硬度 80,导热系数 $0.022 \text{ W/m}\cdot\text{K}$,比热 $879.2 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$,在中段和后段人工脱粘层下的绝热层以及后封头的绝热层则采用填充碳纤维的三元乙丙橡胶,以增强耐烧蚀性。

衬层为填充石棉的端羧基聚丁二烯(CTPB)配方,含 CTPB 83.42%,固化剂(MAPO 和环氧)4.5%,石棉 10.3%,其他组分 1.8%。

推进剂质量 503 560 kg,整个药柱分为 4 段,分别进行浇铸。前段前部药型为 11 角星孔,后部为柱孔型,前后部之间有一过渡段;中段和后段均为略带锥度的中孔圆柱型。体积装填份数为 80.5%,药厚份数 57.6%,残药份数 3.5%。

各分段端面连接处裸露表面均涂有阻燃层以控制燃烧面积,推进剂代号 TP-H-1148,固体含量 86%,PBAN 14%(包括固化剂),Al 16%,AP 69.7%, Fe_2O_3 0.3%。真空浇铸,固化时间 96 小时。推进剂性能见下表。

TP-H-1148 推进剂性能

弹道性能			单轴拉伸性能(23℃)		
燃速(6.9 MPa)	mm/s	11	最大应力	MPa	0.78
压力指数		0.35	最大应力下应变		36.9%
密度	kg/cm^3	1.772	断裂应变		48.4%
温度系数	%/℃	0.20	弹性模量	MPa	3.57
特征速度	m/s	1 543			
有效比热比					
燃烧室		1.139 2			
喷管出口		1.139 5			
绝热火焰温度	℃	3 370			

喷管 发动机采用潜入式后支点柔性喷管,可作 $\pm 8^\circ$ 全轴摆动。喷管长 3.96 m,质量 9.98 t,潜入深度 20.4%。

出口锥后部结构材料为带缠玻璃布/酚醛,烧蚀材料均为碳布/酚醛(包括喉衬),背衬为玻璃布/酚醛。喷管柔性接头由 10 层 D6AC 钢片和 11 层天然橡胶构成,与钢制前、后端环粘接,并用柔性防热套保护。喷管上设计有一个独特的减震装置,位于出口锥前段前部钢外壳上,既不影响喷管摆动,又能在溅落入水时托住柔性接头后端环,使喷管向上的位移不超过 25 mm,可保护柔性接头和后封头不受损坏。

喷管出口锥后段单独装运,在助推器后裙与发动机组装后才与出口锥前段对接在一起。在出口锥后段作动筒托架适配环内埋有一圈线性炸药,在发动机溅落入水中前 10 s 将出口锥后部切掉,减低入水时喷管组件所受到的冲击载荷。

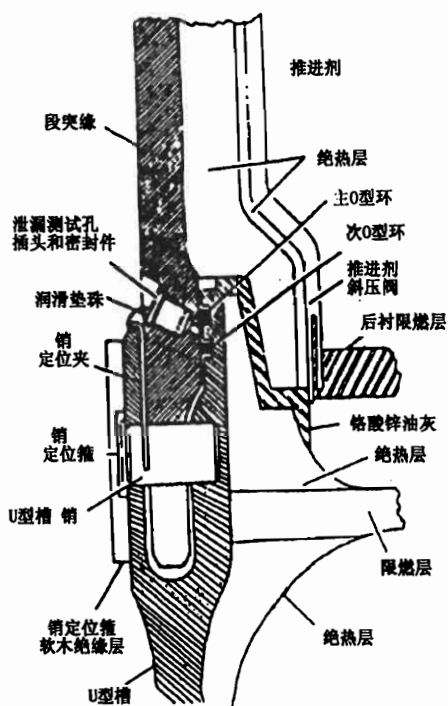
点火装置 发动机采用火箭式点火器,可较好地控制点火压力平稳地增长,整个点火系统包括三个部分:

- a. 安全发火机构:由一个防止发生意外点火的保险机构和一个 B-KNO_3 发火药盒组成。

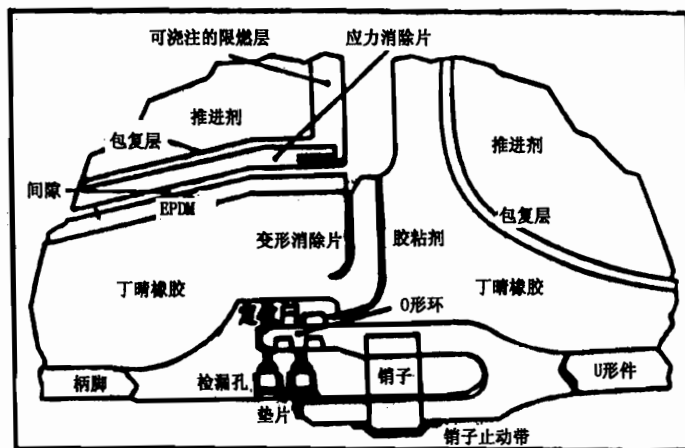
b. 小点火器:是一个多喷管微型固体发动机,钢制外壳,装药 0.635 kg,高燃速 PBAN 推进剂(代号 TP-H-1178,在 14 MPa 下燃速 24 mm/s),采用星孔药型。

c. 主点火器:是一个可重复使用的小型固体发动机,D6AC 钢外壳,外敷绝热层。推进剂与小点火器所用的相同,药量 62 kg,40(°)角星孔药型,单喷管,喉衬为模压高硅氧/酚醛。点火时间 0.23s。

改进与发展



老式接头结构



重新设计的接头结构

“航天飞机 SRB”发动机分段接头结构比较

“航天飞机 SRB”发动机正式飞行后又进行过两次改型。第一次是 1981 年,目标是使航天飞机运载能力提高 1360 kg,对 SRB 的改进主要是两项。其一是调整药柱阻燃层设计,除去了两个中段下端对接面大部分阻燃层,从而增大了初始燃面,提高了发动机工作前 20 s 的推力;其二是将喷管扩张比从 7.16 增大到 7.72,即将喉径减小 14.5 mm,并将喷管加长 266 mm。改进后的发动机称为 HPM 发动机(高性能发动机)。

第二次改型于 1986 年 1 月 28“挑战者号”航天飞机右侧 SRB 发动机燃气泄漏引起航天飞机爆炸后进行的。事故直接原因是接头设计不合理,在一系列因素(如温度、尺寸、材料特性、重复使用、加工处理、动载荷)作用下,而导致密封失效,特别在当时 2℃ 环境温度和露天放置 30 多天,使插入件和 U 型件的间隙迅速增大,密封圈回弹滞后,致使燃气泄漏。事故后,锡奥科尔公司对潜在的问题进行细致分析和广泛试验,并重新设计了接头,进行了 6 次全尺寸热试车,终于在 1988 年 9 月重新发射,改进后的发动机称为 RSRM(重新设计发动机)。

改进主要有:在插入件上增加一道密封圈,在壳体末端的绝热层上加工了一个环形片,即 J 型密封件,使接头拥有四道密封:一个绝热 J 型封件和三个 O 型密封圈。其二是在接头处安装了加热器,这是一种由电阻丝做成的薄带,缠绕在接头周围,功率 2 kW。

除上述两次改型外,还曾研究过石墨纤维缠绕壳体的发动机,并进行过 3 次地面试车,后因“挑战者

号”的事故而停止研制。

企隆-H* (Chiron-H*)

“企隆-H*”(Chiron-H*)固液混合火箭发动机是美国“企隆”(Chiron)探空火箭的发动机,由美国空军研究院(USFA)于1989年开始研制工作。1994年1月15日成功地进行了“企隆”探空火箭的发射。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	150	燃料类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
长 度	mm	1370	特征速度	m/s	1600
推 力	kN	3.6	氧化剂/燃料比	1.7	
比 冲	m/s	2168	喷管数量	1	
氧化剂类型	液氧		喷管扩张比	4.6	

发动机结构

结构组成 “企隆”固液混合火箭发动机由燃烧室、氧化剂系统、喷管和点火装置组成。

燃烧室 其固体燃料为三孔型端羟基聚丁二烯(HTPB)药柱,孔之间的壁中加入耐热玻璃加强筋,前预燃室长50mm,后燃烧室长100mm,地面试验用发动机壳体材料为6016铝合金,飞行发动机壳体材料为不锈钢,绝热层为非燃烧HTPB聚合物。

氧化剂系统 由简单的可调节泄放系统进行加注,增压工质为氮气,氮气储罐的压力为20.7MPa(安全系数2.5)。液氧储罐用3.2mm厚的铝板焊接而成,装有15.9kg液氧,不用隔热。

喷注器 为淋式非碰撞喷嘴,由302不锈钢制成,共有27个喷孔,每个喷孔直径1mm,气化长度为4.17%(即预燃室大约为0.051m)。喷孔分成三组,每个药柱孔喷入的液氧量相同。

喷管 喷管用石墨制成,内壁喷涂碳化硅,喷管形状为钟形,理想膨胀比设计高度为5km。推力系数1.33,有效排气速度2200m/s。

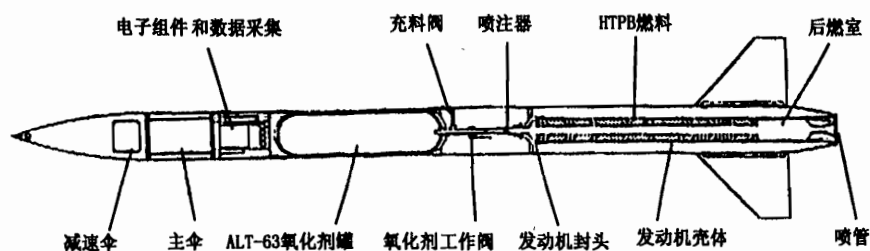
联合4-H* (Unity 4-H*)

“联合4-H*”(Unity 4-H*)固液混合火箭发动机是美国“联合4”(Unity 4)探空火箭的发动机,由美国航空航天学会(AIAA)犹它分部联合该州的四个大学成立的一个组织于1992年3月开始研制,1995年1月18日进行首次飞行试验,由于点火系统电路故障未能点火升空。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	110	喷管数量		1
燃烧时间	s	15	喷管喉径	mm	25.9
氧化剂类型	液氧		喷管扩张比	5	
燃料类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)				

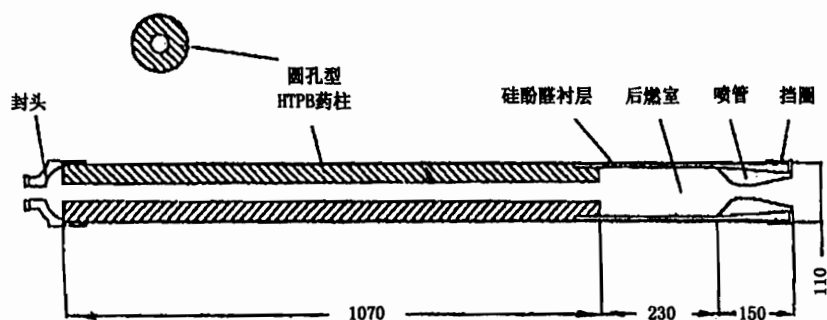
发动机结构



“联合4”混合火箭发动机结构图

结构组成 “联合4-H*”混合火箭发动机由燃烧室、喷管和氧化剂系统等组成。

燃烧室 “联合4-H*”燃烧室壳体直径为 110 mm,材料为铝合金。固体药柱组分为 HTPB 粘合剂,三

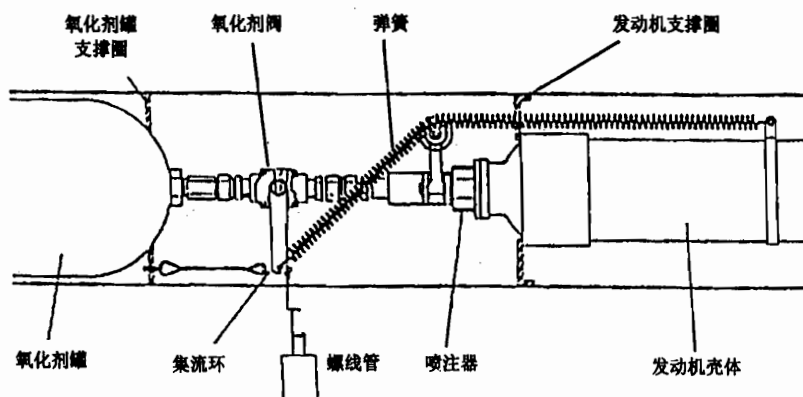


“联合4-H*”燃烧室结构图

异氰酸盐(代号 TMX-DI)交联剂,三氯二苯锡加速剂,活性炭作为辅助剂用于吸收燃烧过程中辐射的热量。这些组分混合 30 分钟,然后放在真空中以便除去混合过程中产生的气泡并增加密度。浇铸后在 60℃下固化 24 小时。药柱长 1.1 m,内孔为斜度很小的锥孔,中间处内孔直径 38 mm。

喷管 由玻璃纤维/酚醛缠绕而成,喉衬为 H-490 石墨。

氧化剂系统 氧化剂罐是 SCI 公司(结构复合材料工业公司)提供的 ALT-63 压力容器,由凯夫拉纤维复合材料缠绕而成,内衬铝合金。储罐长 0.83 m,直径 0.2 m,最小容积 0.017 m³,在室温及 15.2 MPa 下储存 3.45 kg 的氧,喷注器喉径 5.1 mm,初始最大氧化剂流率 0.9 kg/s。氧化剂储罐中的压力泄放到燃烧室中。



“联合4-H*”氧化剂系统图

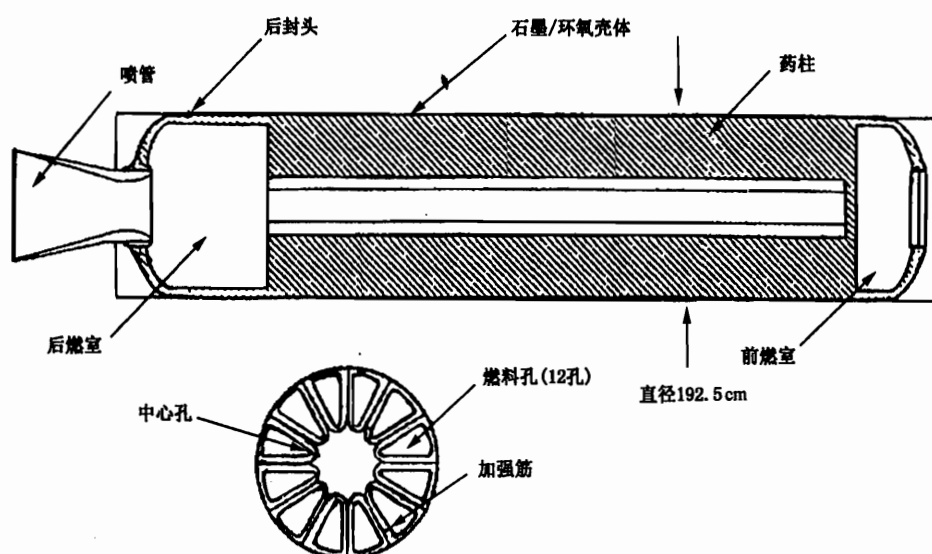
H500 (Set 1)

H500 固液混合火箭发动机是美国 Set 1 试验性火箭的发动机,由美国火箭公司研制。目的是验证混合火箭发动机用于小运载火箭的可行性。于 1987 年 10 月 14 日进行了首次全尺寸发动机试验,1989 年 7 月 11 日进行了飞行发动机验证试验。在 1989 年 10 月 5 日进行了用于该 Set 1 亚轨道火箭的首次发射,由于发动机液氧主阀中的水份结冰而未能全部打开,致使发射未获成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 300	燃烧时间	s	70
长 度	mm	6 350	氧化剂类型	液氧	
推 力(最大)	kN	333.6	燃料类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
燃烧室压力	MPa	2.1	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 482	喷管扩张比	4	
总 冲(真空)	kN·s	24 031	推力矢量控制	液体二次喷射	

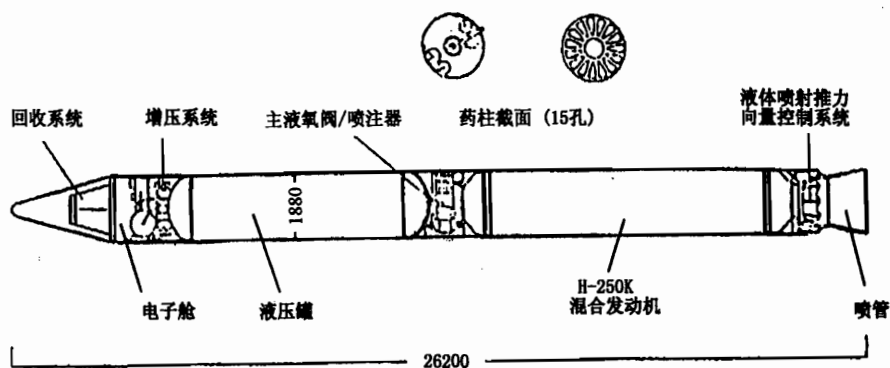
发动机结构



H500 固液混合发动机结构图

H500 固液混合发动机由燃烧室、喷管和氧化剂系统等组成。液氧质量为 6 668 kg, 固体燃料质量为 3 018 kg, 液氧由氮气增压, 发动机采用石墨/环氧壳体。

H250K (Hyflyer)



H 250K 混合发动机在箭上的部位图

H250K 固液混合火箭发动机是美国 Hyflyer 小运载火箭的发动机,由美国火箭公司研制。H250K 是在 H500 混合火箭发动机的基础上扩大而成的。

1994 年 3 月,白宫重新研究了混合技术方案计划(HYTOP),由美国火箭公司、马丁·马丽埃塔载人系统分部和联合技术公司化学系统分部联合进行 Hyflyer 火箭的研制,计划目的是通过 H250K 发动机的飞行试验,来验证大型混合发动机用于航天运载的可行性。

H250K 固液混合发动机用作 Hyflyer 单级火箭的发动机,可以从海上回收,可使 Hyflyer 的射高达 477.8 km,射程达 181.5 km,可提供 10.4 分钟的微重力时间。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 880	氧化剂类型	液氧
推 力	kN	1 085.4	燃料类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)
燃烧室压力	MPa	2.58	喷管数量	1
总 冲	kN·s	84 516	喷管扩张比	9
燃烧时间	s	78	推力矢量控制	液体二次喷射

发动机结构

结构组成 H250K 混合发动机是由燃烧室、氧化剂系统、喷管和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 壳体材料为石墨/环氧复合材料,绝热层为凯夫拉充填的 EPDM。药型为整体式,由硅/酚醛和玻璃/酚醛缠绕而成。喷注器装在头部,为喷淋式,使氧化剂雾化,并分布均匀,发动机由点火系统点燃,通过引入三乙基铝液体和液氧混合发生自燃。

氧化剂储箱 由 Weldalite 铝—锂合金制成,容积约为 21.2 m³,直径 1.88 m,长度 9.1 m。最大工作压力 5.2 MPa,增压系统使用低温储存的氦气,除给燃烧室提供 281.2 kg/s 的氧化剂流率外,同时还要给液体喷射推力矢量控制系统提供 99.8 kg/s 的氧化剂流率。

液体喷射推力矢量控制系统 由分布在喷管上的 8 个阀组成,这 8 个阀向喷管中喷入液氧,位于从喉部到出口锥平面之间的 1/3 处,可使发动机推力偏角最大达 6(°)。

H1800

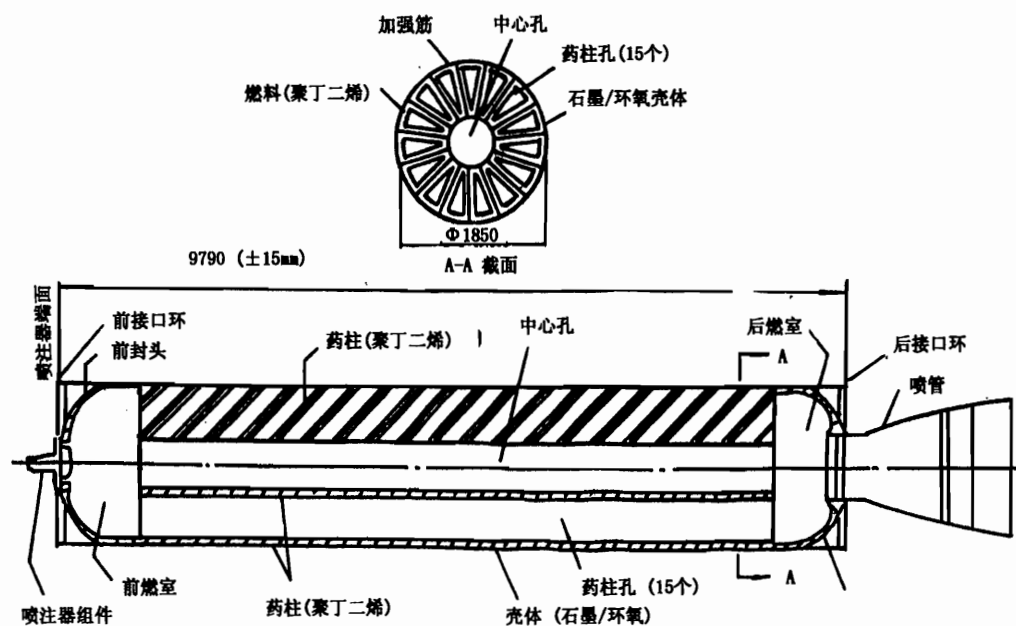
H1800 固液混合火箭发动机是美国“天鹰座 21”和“天鹰座 31”运载火箭的第一级和第二级发动机,由美国火箭公司研制。H1800 是在 H250K 发动机的基础上发展而成,它们的技术性能基本上是一样的,只是有些地方进行了改进,挤压式液氧输送系统代替涡轮泵系统,增压系统采用热氮。1993 年 1 月~3 月成功地进行了 4 台 H1800 验证发动机试车。

“天鹰座”火箭是美国火箭公司在其混合发动机研制取得重大进展的基础上提出的可实际应用的全新方案,能满足 90 年代及其后的小卫星用户的要求,把 H1800 混合发动机作为第一级和第二级,把美国联合技术公司化学系统分部的“奥巴斯 21”固体发动机作为第三级,再把美国火箭公司的“U 75”混合发动机作为第四级,可使“天鹰座 21”火箭把重达 1 130 kg 的有效载荷送入倾角为 90(°),高为 185 km 的极轨道,也可使“天鹰座 31”火箭把 1 450 kg 的载荷送入极轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 880	燃烧时间	s	76
总 质 量	kg	36 861.9	氧化剂类型	液氧	
推 力	kN	1 071	燃料类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
燃烧室压力	MPa	2.58	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 769	喷管扩张比	9	
总 冲(真空)	kN·s	81 387.2			

发动机结构



H 1800 固液混合发动机结构图

H 1800 固液混合发动机由燃烧室、氧化剂系统、喷管和点火装置等组成。

发动机壳体材料为石墨纤维/环氧,带有前预燃室和后燃室。药柱为 15 孔轮毂型结构,其中设有加强筋。燃料质量 10 639 kg,氧化剂质量 20 122 kg。地面试验时发动机特征速度 C^* 效率达到 0.96,推力系数效率达到 0.977。

U75

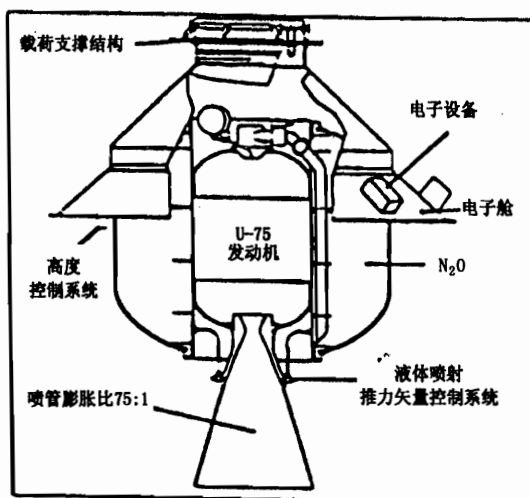
U 75 固液混合火箭发机是美国“天鹰座”运载火箭第四级发动机,由美国火箭公司研制。

发动机结构

U 75 发动机由燃烧室、氧化剂系统、喷管和点火装置等构成。

发动机壳体和氧化剂储罐均用石墨/环氧复合材料制成。燃料为端羟基聚丁二烯(HTPB),氧化剂为液态 N_2O ,可在室温下储存,发射前加入。

喷管扩张比为 75:1,采用碳/酚醛复合材料。推力矢量控制采用液体二次喷射技术,采用主氧化剂储罐中的 N_2O 为工质,最大偏角为 2° ,由 4 个数字式控制阀门来控制。另有 6 个 N_2O 冷气流推力器来控制俯仰、偏航和滚动。



U75 固液混合火箭发动机

战略导弹固体火箭发动机

902

902 固体火箭发动机是法国 S-2 和 S-3 地对地战略弹道导弹的第一级发动机,是欧洲动力装置公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)早期研制的大型导弹用固体发动机。该发动机于 1963 年开始研制,1971 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 500	比 冲(地面理论,最大)	m/s	2 548 ~ 2 597
长 度	mm	6 900	总 冲	kN·s	36 260
总 质量	kg	18 700	工作时间	s	74
质 量 比		0.86	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(平均)	kN	539	喷管数量		4
燃烧室压力(平均)	MPa	6.8	推力矢量控制		转动喷管

发动机结构

结构组成 902 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体采用超低碳,超高强度的马氏体时效钢,经滚卷-焊接成型,发动机壳体用一个带状的捆绑环加强,前后封头冲压成型。抗拉强度 2 455.17 MPa,弹性模量 186 207 MPa,密度 7.99 g/cm^3 。

发动机装填推进剂 16 000 kg 聚氨酯类固体推进剂,高氯酸铵、铝粉等总固体含量 79%,粘合剂 19%。采用贴壁浇铸成型工艺,药型为多角星孔双组分装药。燃速 5.76 mm/s (在 $P_c = 6.86 \text{ MPa}$ 下),燃气温度 $2\,982 \text{ K} \sim 3\,315 \text{ K}$,压力温度敏感感系数 $0.234 \% / ^\circ\text{C}$,密度 1.715 g/cm^3 。

喷管和推力矢量控制装置 喷管喉衬采用钨材料,推力矢量控制用 4 个转动喷管。该喷管分固定和活动两部分,活动部分和固定部分之间为一个平面,用一个斜面轴承环支承活动部分,同时用滑动密封环密封。其工作原理是:径向对称的两个喷管旋转一个相等且相反的角度控制俯仰与偏航,两个或四个喷管旋转同一角度控制滚动。这种推力向量控制系统的优点是质量轻,结构简单,可靠性高。但不足之处很多,主要是:1)研制该系统时,由于计算的困难,需经过大量的发射试验,所以成本高昂;2)四个喷管底部产生的气体,涡流强度很大,药柱燃烧产生的燃气为了要进入四个喷管必须绕道,带来比冲损耗,喷管底部还产生环流,需加强热保护;3)发动机的后封头上必须开四个孔。

点火装置 点火器采用微型小火箭,并有安全机构。

903

903 固体火箭发动机是法国 S-2 地对地战略弹道导弹的第二级发动机,由欧洲动力装置公司(SEP)和

国营火炸药公司(SNEP)研制和生产。该发动机于1963年开始研制,1971年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 500	比 冲(真空)	m/s	2 587.2
长 度	mm	5 700	总 冲	kN·s	22 050
总 质量	kg	12 000	工作时间	s	50
质 量 比		0.86 ~ 0.87	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(高空)	kN	454	喷管数量		4
燃烧室压力(平均)	MPa	6.5	推力矢量控制		转动喷管

发动机结构

结构组成 903 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料采用钨钒钢 1000(Vascojet1000),旋压成型。屈服强度 1 372.9 MPa ~ 1 567 MPa,比强度 $2.0 \times 10^5 \text{ MPa} \cdot \text{cm}^3/\text{kg}$ 。

发动机装填约 10 000 kg 聚氨酯类固体推进剂,高氨铵、铝粉等总固体含量 82%,粘合剂 16%。采用贴壁浇铸成型工艺,药型为多角星孔型。燃速 5.76 mm/s(在 $P_c = 6.8 \text{ MPa}$),燃气温度 2 982 K ~ 3 315 K,压力温度敏感系数 0.234%/℃,密度 1.715 g/cm³。

喷管和推力矢量控制装置 903 型发动机喷管和 902 型发动机喷管一样,喉衬采用钨材料。推力矢量控制用 4 个转动喷管。该喷管分固定和活动两个部分,活动部分和固定部分之间为一个平面,用一个斜面轴承环支承活动部分,同时用滑动密封环密封。其工作原理是:径向对称的两个喷管旋转一个相等且相反的角度控制俯仰与偏航,两个或四个喷管旋转同一个角度控制滚动。

点火装置 点火器采用微型小火箭,并有安全机构。

904

904 固体火箭发动机是法国 M-1、M-2 和 M-20 潜对地弹道导弹的第一级发动机,由欧洲动力装置公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)于 1965 年开始研制,1971 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 500	比 冲(高空,理论)	m/s	2 940
长 度	mm	5 500	总 冲	kN·s	22 050
总 质量	kg	12 000	工作时间	s	50
质 量 比		0.88	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力	kN	441	喷管数量		4
燃烧室压力(平均)	MPa	6.5	推力矢量控制		转动喷管
比 冲(地面,理论)	m/s	2 687.2			

发动机结构

结构组成 904 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料采用高强度的钨钒钢 1000 旋压成形,密度 19.3 g/cm^3 ,屈服强度 $1\,372\text{ MPa}$,比强度 $2.0 \times 10^5\text{ MPa}\cdot\text{cm}^3/\text{kg}$ 。

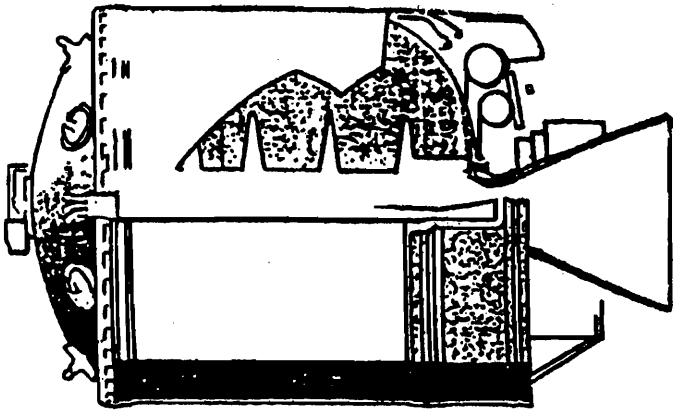
发动机装填 约 $10\,000\text{ kg}$ 聚氨酯类固体推进剂,高氯酸铵、铝粉等总固体含量 82% ,粘合剂 16% 。双组分装药,药柱形式为多角星孔型。药柱成型采用浇铸工艺。推进剂密度 1.71 g/cm^3 ,燃气温度 $3\,500\text{ K}$ 。

喷管和推力矢量控制装置 904 型发动机喷管及推力向量控制方法同于 902 型和 903 型发动机。喷管喉衬材料为钨。

点火装置 904 型发动机的点火器采用小火箭。

里塔 1(Rita 1)

“里塔 1”(Rita 1)固体火箭发动机是法国 M-1 潜对地战略弹道导弹的第二级发动机,由欧洲动力装置公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)于 1961 年开始研制,1971 年开始使用。曾先后为“钻石 A”运载火箭的第三级和“钻石 BP4”运载火箭的第二级。定型后,正式作为法国第一代潜地导弹 M-1 的第二级发动机。“里塔 1”发动机是法国第一个采用纤维缠绕结构的导弹用发动机。



“里塔 1”固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 500	比 冲(地面,理论)	m/s	2 597
长 度	mm	2 600	比 冲(高空,理论)	m/s	2 685
总 质 量	kg	4 800	工作时间	s	60
质 量 比		0.87	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(高空)	kN	176.4	喷管数量		1
燃烧室压力	MPa	5	推力矢量控制		液体二次喷射
总 冲	kN·s	9 702			

发动机结构

结构组成 “里塔 1”发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体采用 E 玻璃纤维加环氧树脂缠绕制成。玻璃纤维是法国标准型号纤维,基本成分为含碱量低的硼硅酸盐,纤维直径 $3.8\text{ }\mu\text{m} \sim 13\text{ }\mu\text{m}$,密度 $2.16\text{ g/cm}^3 \sim 2.54\text{ g/cm}^3$,弹性模量 $74\,530.5\text{ MPa} \sim 85\,317\text{ MPa}$,延伸率 $4.8\% \sim 5.4\%$,断裂应力 $3\,138.1\text{ MPa} \sim 4\,805.2\text{ MPa}$,质量 320 kg 。E 玻璃纤维的不足之处是对于温度老化过于敏感。

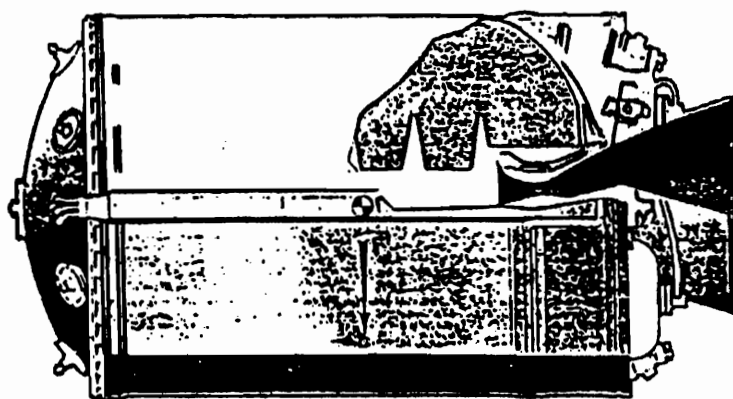
发动机装填 约 $4\,000\text{ kg}$ 聚氨酯类固体推进剂,药型为径向翼柱单组分装药。推进剂密度 1.71 g/cm^3 ,

燃气温度 3 315 K。

喷管和推力矢量控制装置 喷管壳体材料为碳纤维层压制品,喉衬采用石墨材料,扩散段材料用碳布。推力矢量控制采用液体二次喷射,潜入式固定单喷管,减少了发动机的长度,从而提高了发动机的效率。俯仰和偏航是通过喷管出口段 4 组相互成 $90(^{\circ})$ 的三孔喷嘴喷射氟里昂来进行控制。氟里昂贮存在两个柱形容器里,并安装在级后裙部中,由球形气瓶中的高压氮气通入装有氟里昂液体的贮箱里,将液体挤压到喷管内,喷射角度为 $90(^{\circ})$ 。

点火装置 发动机的点火器采用小火箭,并有安全机构。

里塔 2(Rita 2)



“里塔 2”固体火箭发动机

“里塔 2”(Rita 2)固体火箭发动机是法国 S-3 地对地战略弹道导弹和 M-2、M-20 潜对地战略弹道导弹的第二级发动机,由欧洲动力装置公司(SEP)和国营火药炸药公司(SNEP)于 1967 年底开始研制,1974 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 500	比 冲(真空)	m/s	2 744
长 度	mm	3 000	总 冲	kN·s	16 307.2
总 质 量	kg	6 600	工作时间	s	58
质 量 比		0.91	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力	kN	313.6	喷管数量		1
燃烧室压力(平均)	MPa	5.5	推力矢量控制		液体二次喷射

发动机结构

结构组成 “里塔 2”固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制和推力终止装置组成。

燃烧室 发动机壳体采用比 E 玻璃纤维性能更好的 S 玻璃纤维/酚醛树脂缠绕成型,S 玻璃纤维比 E 玻璃纤维的强度高。纤维直径 $3.8 \mu\text{m} \sim 13 \mu\text{m}$,密度在 $2.16 \text{ g/cm}^3 \sim 2.54 \text{ g/cm}^3$ 之间,弹性模量 $86\,298.52 \text{ MPa}$,延伸率 $4.8\% \sim 5.4\%$,容器特性系数 $2.18 \times 10^5 \text{ MPa} \cdot \text{cm}^3/\text{kg}$,断裂应力在 $4\,511.1 \text{ MPa} \sim 4\,805.3 \text{ MPa}$

范围内,该纤维制成的发动机壳体质量可比钢壳体减轻 50%。

发动机装填 6 000 kg 聚氨酯类固体推进剂,单组分装药,药柱形状为径向槽柱形,采用浇铸成型工艺。工作温度范围-50 ℃ ~ + 75 ℃,燃气温度 2 933 K ~ 3 044 K,压力指数 0.20 ~ 0.40,温度敏感系数 (0.25 ~ 0.36) %/℃,密度 1.815 g/cm³。

喷管和推力矢量控制装置 喷管类型为潜入式固定单喷管,喉衬材料采用热解石墨,扩散段由高硅氧纤维缠绕制成。推力矢量控制采用氟利昂二次喷射,液体从喷管出口锥上的四组相互成 90(°)的三孔喷嘴喷射出来。两个圆柱形氟利昂贮箱安装在级后裙部,在贮箱之间的球形气瓶存有高压氮气,用它将氟利昂挤压到喷嘴处。发动机的俯仰和偏航通过液体二次喷射来控制,而滚动则靠两个固体小火箭来控制。

点火装置 点火装置是一个装有速燃火药的微型火箭,这是一种特制可靠的点火方法。

推力终止装置 发动机推力终止是靠打开发动机前封头的 6 个推力终止孔,使燃烧室压力迅速下降来实现的。

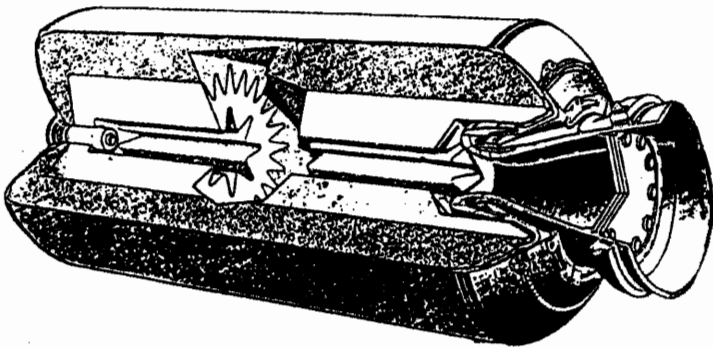
401

401 固体火箭发动机是法国 M-4 潜对地战略弹道导弹的第一级发动机,由欧洲动力装置公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)研制生产。该发动机于 1972 年开始研制,1977 年成功地进行了首次点火试验,1979 年进行了发动机的高空模拟试验,1985 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 930	比 冲(实际)	m/s	2 450
长 度	mm	5 000	总 冲	kN·s	41 160
总 质 量	kg	22 500	工作时间	s	60
质 量 比		0.889	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力	kN	686	喷管数量	1	
燃烧室压力(平均)	MPa	6	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲(最大,理论)	m/s	2 597			

发动机结构



401 固体火箭发动机剖视图

结构组成 401 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 发动机装药燃烧室壳体采用 40 CDV 20 钢(相当于美国的 H11 钢),旋压成型。该材料的抗拉强度为 1 569 MPa,比强度为 2.0×10^5 MPa·cm³/kg。

发动机装填端羧基聚丁二烯类推进剂,采用浇铸工艺成型,多角星孔双组分装药。燃气温度 3 100 K ~ 3 200 K,压力指

数 0.3, 温度系数 $0.31\%/^{\circ}\text{C}$, 密度 1.815 g/cm^3 , 推进剂密度比冲 $4\,713.8\text{ N}\cdot\text{s/cm}^3$, 推进剂药柱质量 $20\,000\text{ kg}$, 工作温度范围 $-50^{\circ}\text{C} \sim +75^{\circ}\text{C}$ 。该推进剂与以前使用的聚氨酯推进剂相比, 它的密度、比冲要高得多。此外, 它的贮存性能、点火性能、粘合性能也显著提高, 从而不但提高了发动机的装填系数, 而且还延长了发动机的使用期。

喷管 采用单个潜入式柔性喷管, 材料大部分采用欧洲动力公司研制的碳/碳复合材料(商标名称 Sepcarb)。喉衬为四维碳/碳复合材料, 密度 $1.78\text{ g/cm}^3 \sim 1.96\text{ g/cm}^3$, 弹性模量为 $0.2 \times 10^6\text{ MPa} \sim 0.5 \times 10^6\text{ MPa}$, 延伸率 $0.5\% \sim 1\%$ 。出口锥采用二维碳/碳材料, 密度为 $1.55\text{ g/cm}^3 \sim 1.65\text{ g/cm}^3$ 。扩散段采用石墨材料。

推力矢量控制装置 采用潜入式柔性接头单喷管来控制, 其最大摆角为 $\pm 5(^{\circ})$, 柔性接头是用柔软的橡胶层和高强度的金属环相互交叠粘接而成。

402

402 固体火箭发动机是法国 M-4 潜对地战略弹道导弹的第二级发动机, 由欧洲动力装置公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)研制生产。和 401 型发动机一样, 402 型发动机于 1972 年开始研制, 1977 年底在波尔多(Bordeau)附近的发动机试验与检查中心成功地进行了试验, 1979 年又进行了高空模拟试验, 1985 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

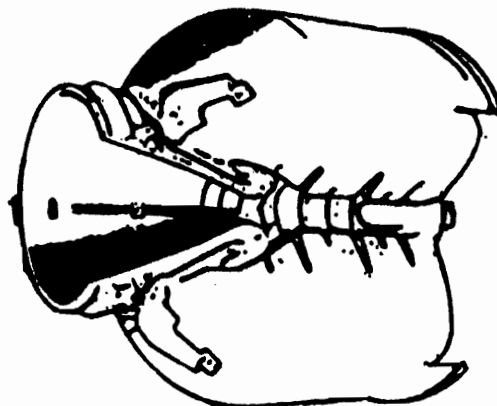
直 径	mm	1 930	比 冲(实际)	m/s	2 450
长 度	mm	2 200	总 冲	kN·s	22 050
总 质量	kg	8 800	工作时间	s	75
质量 比		0.909	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均)	kN	294	喷管数量	1	
燃烧室压力(平均)	MPa	5.8	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲(理论)	m/s	2 597			

发动机结构

结构组成 402 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体采用凯夫拉纤维缠绕成形。该发动机早期采用 S 玻璃纤维, 其缠绕工艺是根据“里塔 1”发动机和“里塔 2”发动机的技术和经验制定的。后改用美国杜邦公司研制生产的凯夫拉纤维, 该材料的抗拉强度为 $3\,138\text{ MPa}$, 纤维直径约 $10\text{ }\mu\text{m}$, 模量 $0.13 \times 10^6\text{ MPa}$, 延伸率 2.7% , 断裂应力 $3\,530\text{ MPa}$, 容器特性系数为 $2.55 \times 10^5\text{ MPa}\cdot\text{cm}^3/\text{kg}$ 。用该材料制造的壳体, 重量可比用 S 玻璃纤维轻 35% , 而且性能好得多。

发动机装填 $8\,000\text{ kg}$ 端羧基聚丁二烯固体推进剂, 其性能参数和 401 型发动机所用推进剂相同。402 型发动



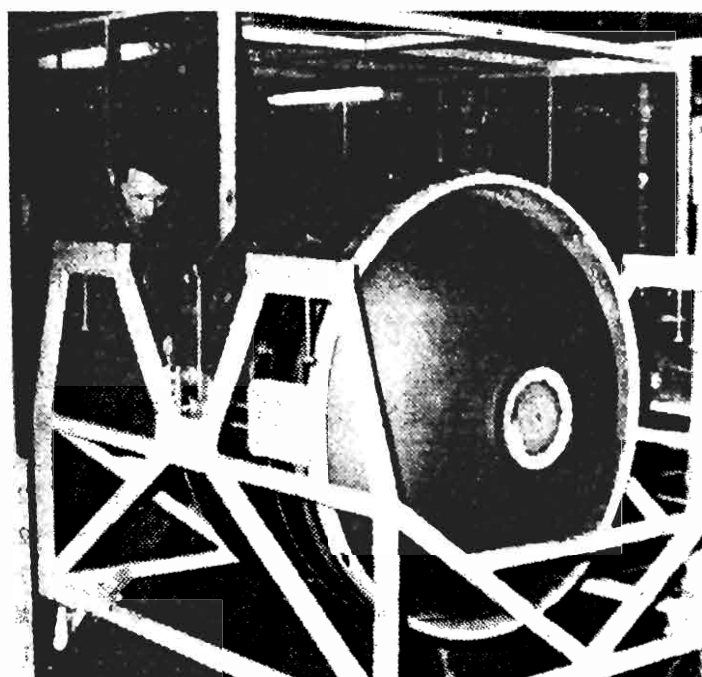
402 固体火箭发动机剖视图

机采用翼柱型单组分装药。

喷管 采用单个潜入式柔性喷管,和 401 型发动机喷管一样,大部分采用欧洲动力公司研制的碳/碳复合材料。喉衬为四维碳/碳复合材料,延伸率 0.5% ~ 1%,密度 $1.78 \text{ g/cm}^3 \sim 1.96 \text{ g/cm}^3$,出口锥采用二维碳/碳材料,密度为 $1.55 \text{ g/cm}^3 \sim 1.65 \text{ g/cm}^3$ 。扩散段采用石墨材料。

推力矢量控制装置 推力矢量控制装置和 401 型发动机相同。

403



403 固体火箭发动机

403 固体火箭发动机是法国 M-4 潜对地战略弹道导弹的第三级发动机,由欧洲动力公司(SEP)和国营火炸药公司(SNEP)研制生产。和 401 发动机一样,403 发动机于 1972 年开始研制,1978 年首次点火成功,1979 年进行发动机高空模拟试验,1985 年开始使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 150	比 冲(实际)	m/s	2 450
长 度	mm	1 150	总 冲	kN·s	3 087
总 质 量	kg	1 570	工作时间	s	45
质 量 比		0.92	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力	kN	98	喷管数量		1
燃烧室压力(平均)	MPa	5.9	推力矢量控制		柔性喷管
比 冲(理论)	m/s	2 597			

发动机结构

结构组成 403 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

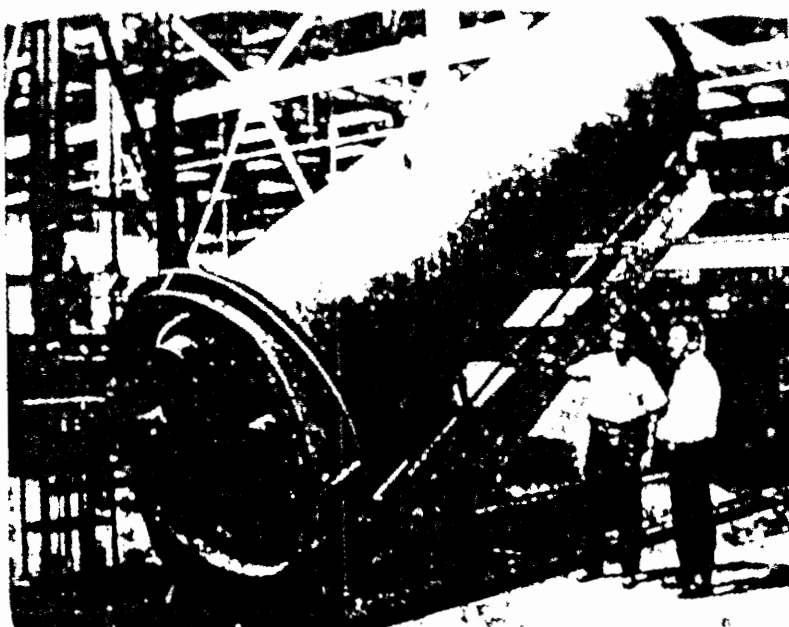
燃烧室 燃烧室壳体材料和 402 型发动机壳体材料一样。该发动机装填 1 460 kg 端羧基聚丁二烯类推进剂,装药形式也和 402 型发动机完全一样。

喷管 403 型发动机喷管和 401 型发动机喷管一样,所采用的材料大部分为欧洲动力公司研制的碳/碳复合材料。

推力矢量控制装置 403 发动机采用全轴摆动柔性喷管。

点火装置 采用小火箭式点火器,并带有安全机构。

M55



M55 固体火箭发动机

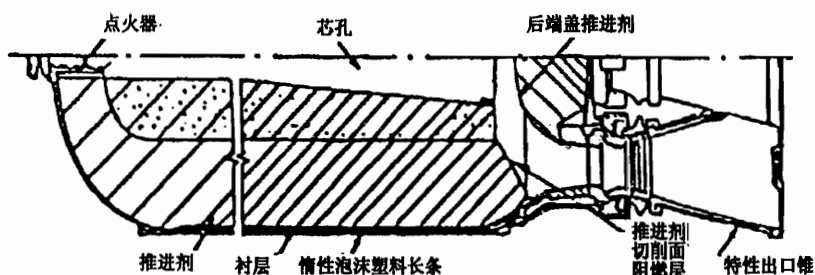
M55 固体火箭发动机是美国“民兵 1A,1B”地对地洲际弹道导弹的第一级发动机。由美国锡奥科尔(Thiokol)公司在 1958 年~1962 年研制。它是美国第一个用于洲际弹道导弹的大型固体火箭发动机。1958 年 4 月 13 日发动机首次进行地面静态点火试验,到 1961 年 1 月为止,成功地进行了 12 次飞行前的鉴定试验;同年 2 月 1 日在卡纳维拉尔角成功地进行了首次飞行试验,在整个研制过程中,M55 发动机共进行过 132 次试验,可靠性达 90.5%。1962 年 4 月装配出生产型发动机。发动机单价 62.975 万美元(1964 年值)。这种发动机随着“民兵 1A,1B”型导弹已于 1974 年退役。发动机寿命为五年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 680	比 冲(海平面,平均)	m/s	2 314.4
长 度	mm	7 360	总 冲	kN·s	46 158

总质量	kg	~ 23 000	工作时间	s	60
质量比		0.891 4	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	
推力(最大)	kN	941	喷管数量	4	
推力(平均)	kN	756	喷管喉径	mm	198
燃烧室压力(最大)	MPa	6.5	喷管扩张比	8	
燃烧室压力(平均)	MPa	5.3	推力矢量控制	单轴摆动喷管	

发动机结构



M55 发动机结构图

结构组成 M55 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的钢壳体 and 浇铸成型的推进剂药柱组成。

钢壳体是由锻件经机加成的六段圆筒段和椭球形前、后封头组成。前封头与圆筒

段焊接在一起,后封头与圆筒段用只需转动 90(°)的螺纹连接。壳体材料为 D6AC 钢。壳体的主要性能与结构参数如下:

圆筒段壁厚	mm	3.72
壳体最小单轴极限强度(室温下)	MPa	1 551
壳体最小单轴极限强度(150℃下)	MPa	1 482
壳体最小双轴极限强度(室温下)	MPa	1 827.1
壳体最小双轴极限强度(150℃下)	MPa	1 661.7
壳体长径比(L/D)		3.21
壳体材料比强度	MPa·cm ³ /kg	2.33 × 10 ⁵
容器特征系数	MPa·cm ³ /kg	0.85 × 10 ⁵

内绝热层用橡胶、玻璃纤维、二氧化硅和酚醛树脂等材料制作,前封头绝热层厚 9.5 mm,筒段绝热层厚 5 mm,后封头绝热层厚 50 mm。前后封头有应力释放罩(人工脱粘层)。绝热层上敷有双层橡胶类的衬层,其外层与绝热层相粘结,内层与推进剂药柱粘合。

壳体内纵向粘贴有六根三角形轻质惰性泡沫塑料条,其宽度约为 200 mm,高约为 3.8 mm。这些泡沫塑料条用来代替残余推进剂,以提高发动机有效质量比。

推进剂药柱为浇铸成型的内孔六角星形药柱。

推进剂配方代号为 TP-H1043,主要组分为:聚丁二烯丙烯酸(PBAA)和环氧树脂 13%,高氯酸铵(AP) 70%,铝粉(Al)17%。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外直径	mm	~ 1 660	推进剂燃速	mm/s	7.6 ~ 17.8
药柱长度	mm	~ 5 800	燃速压力指数(n)		0.236
药柱肉厚	mm	~ 500	推进剂密度	g/cm ³	1.77
推进剂质量	kg	19 650	燃气温度	K	3 260
体积装填系数		0.88	燃气比热比		1.2
残药系数		0.06	工作温度范围	℃	15.6 ~ 37.8

喷管 M55 发动机采用四个单轴摆动喷管,该喷管由阿德公司和汤姆公司的研制。摆动喷管用螺栓

连接在壳体后端盖的排气管的法兰盘上。喷管的固定部分与活动部分的分离面位于喉部以上的亚音速部分。喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	198	喷管扩张半角	(°)	21
喷管出口直径	mm	560	喷管最大摆角	(°)	±8
喷管扩张比		8	每个喷管活动部分的质量	kg	90
喷管活动部分长度	mm	630			

喷管的喉衬材料为钨,喉衬背衬材料为石墨,喷管壳体材料为 AISI 4130 钢,喷管的绝热材料为二氧化硅/酚醛树脂。喷管钨喉衬背面有 25.4 mm 厚的石墨背衬,在背衬外有绝热层。

点火装置 点火装置是带保险机构的小火箭式点火器。点火器壳体由玻璃钢制成,点火器内的推进剂与主发动机推进剂相同,引火药为黑火药,点火药量为 60 g,点火器工作时间为 0.5 s。

推力矢量控制装置 M55 发动机利用四个单轴摆动喷管解决了导弹的俯仰、偏航和滚动的控制问题。横向一对喷管作上下摆动,产生俯仰控制力矩;垂直方向的一对喷管,同方向摆动时产生偏航控制力矩,反向摆动时,产生滚动控制力矩。

在发动机后端盖底部中央安装由一个电动液压装置和四个伺服作动筒组成的喷管摆动的控制装置。

改进与发展

在发动机研制中,发生由于推进剂中含有铝粉,燃气中的 Al_2O_3 微粒对喷管喉部和扩张段接缝处产生过度烧蚀问题,采取了对推进剂药柱进行修改设计和增强绝热措施得到了改善。

由于这发动机的性能较低,很快被 M55E-1 发动机所替代。

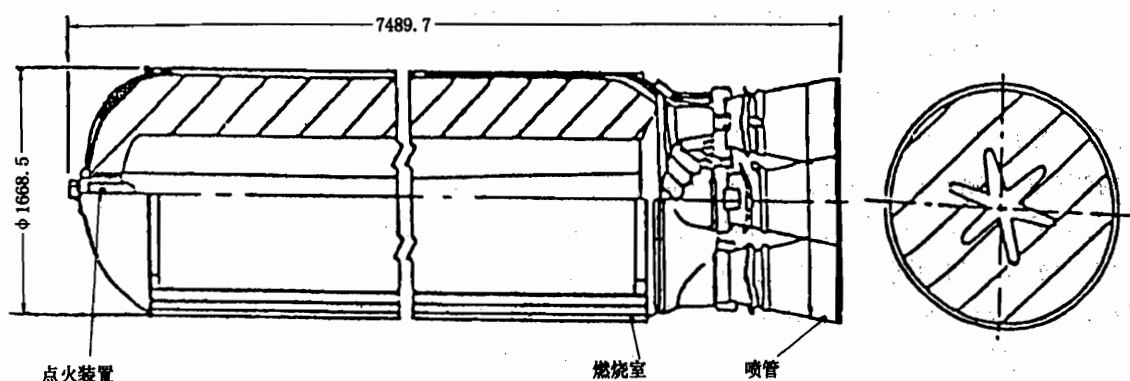
M55E-1

M55E-1 固体火箭发动机是美国“民兵 2”地对地洲际弹道导弹的第一级发动机。它是由 M55 发动机改进而成,其外形尺寸与 M55 发动机基本相同。它仍由锡奥科尔公司研制和生产。1962 年 7 月开始研制,1964 年 9 月至 1967 年 5 月进行研制性飞行试验,共试飞 51 次。1965 年 10 月至 1972 年为部署阶段。在 1982 年以前共交付了 1 000 台 M55E-1 发动机。M55E-1 发动机与 M55 发动机不同的是用聚丁二烯丙烯腈(PBAN)代替聚丁二烯丙烯酸(PBAA)推进剂,用碳纤维/酚醛代替二氧化硅/酚醛的绝热层材料等,使发动机性能有所提高。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 670	比 冲(海平面,平均)	m/s	2 316.3
总 长	mm	7 490	总 冲	kN·s	46 864
总 质 量	kg	22 960	工作时间	s	61.6
质 量 比		0.905	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
推 力(最大)	kN	930	喷管数量		4
推 力(地面平均)	kN	781	喷管喉径	mm	183.4
推 力(高空平均)	kN	890.8	喷管扩张比		10
燃烧室压力(最大)	MPa	6.9	推力矢量控制		单轴摆动喷管
燃烧室压力(平均)	MPa	5.37			

发动机结构



M55E-1 发动机结构图

结构组成 M55E-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的钢壳体 and 浇铸成型的推进剂药柱组成。

钢壳体由圆筒和椭圆形前、后封头三部分组成。圆筒段由原来 M55 发动机的六段改为四段,用周向焊缝焊接而成。壳体材料为 D6AC 钢。壳体的主要性能与结构参数如下:

筒段长	mm	5 290
筒段容积	m ³	11.6
底部容积	m ³	1.22
壳体名义厚度	mm	3.75
壳体质量(不包括绝热层和衬层)	kg	~1 000
水压试验压力	MPa	6.75
壳体屈服压力	MPa	7.07
水压试验压力/最大工作压力		1.1
壳体屈服压力/水压试验压力		1.05
容器特性系数	MPa·cm ³ /kg	0.88 × 10 ⁵

壳体后端盖内绝热层材料由二氧化硅/酚醛树脂改用轻质的碳纤维/酚醛树脂。

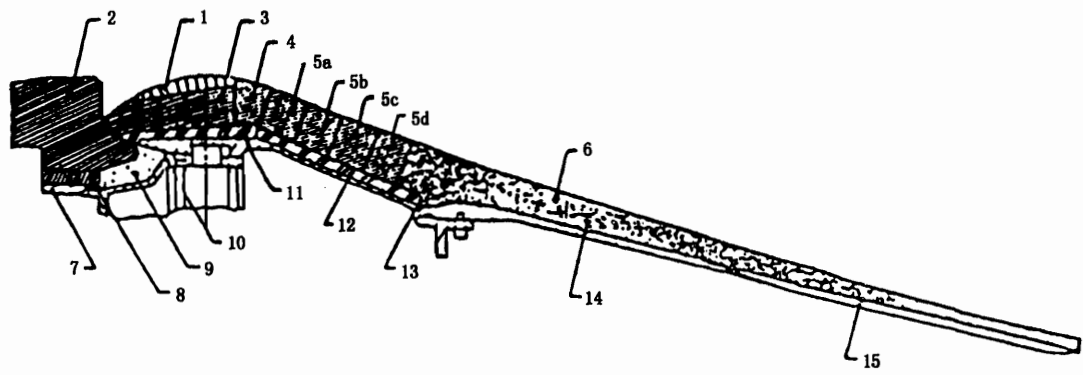
推进剂中的粘合剂由原来的聚丁二烯丙烯酸(PBAA)改用力学性能和重现性较好的聚丁二烯丙烯腈(PBAN)。

推进剂代号为 TP-H-1011,推进剂的主要成份为:PBAN 粘合剂/FCA 固化剂 14%,高氯酸铵(AP)氧化剂 70%,铝粉(Al)添加剂 16%。推进剂的危险等级为 2 级(易燃品)。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

推进剂体积	m ³	11.825	特征速度	m/s	1 578.9
药柱肉厚	mm	440.8	有效比热比(燃烧室)		1.14
肉厚系数		0.806	有效比热比(喷管出口)		1.18
残药系数	%	5.93	比冲(地面平均)	m/s	2 316.3
药柱 m 数		5.16	比冲(真空平均)	m/s	2 626.2
体积装填分数	%	88.7	推进剂密度	g/cm ³	1.76
推进剂质量	kg	20 780	推进剂最大应力	MPa	0.66
平均燃烧面积	m ²	24.83	推进剂最大应力下应变	%	31
推进剂燃速(在 6.8 MPa 下)	mm/s	8.863	推进剂伸长率	%	44

燃速压力指数(n)	0.210	推进剂模量	MPa	2.97
燃速温度敏感系数	%/℃ 0.184	推进剂使用寿命	a	13.5
燃气温度	K 3 199			

喷管 M55E-1 发动机喷管为四个单轴摆动喷管,在喷管的扩张段型面和抗烧蚀绝热结构以及所用材料等方面比 M55 发动机有所改进。喷管的具体结构和所用的材料见喷管的结构图上所示。



M55E-1 发动机喷管结构图

部位	材料	功用
1	钨	喉衬
2	多晶石墨	收敛段防热衬里
3	多晶石墨	喉衬支撑
4	多晶石墨	喉部延伸段防热衬里
5a-5d	多晶石墨	扩散段前段防热衬里
6	石墨/酚醛模塑件	扩散段后段防热衬里和绝热层
7	二氧化硅/酚醛带	收敛段前段结构
8	玻璃/酚醛模塑件	收敛段前段绝热层
9	二氧化硅/酚醛螺旋形敷层	收敛段后段绝热层
10	钢	收敛段后段结构
11	二氧化硅/酚醛带	喉部绝热层
12	二氧化硅/酚醛带	扩散段前段绝热层
13	钢	扩散段前段结构
14	二氧化硅/酚醛带	扩散段中段结构
15	石棉/酚醛带	扩散段后段结构

喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	183.5	喷管摆角	(°)	± 8
喷管出口直径	mm	581	喷管出口压力	MPa	~ 0.1
喷管扩张比		10	活动部分质量	kg	~ 90
喷管扩张半角	(°)	11.4			

点火装置 点火装置是带安全保险机构的小火箭式点火器。点火器代号为 TU-P-122(锡奥科尔公司型号代号)。最小点火电流 4.9 A,点火线路电阻 $0.22 \Omega \pm 0.1 \Omega$,点火电咀数为 2 个。

推力矢量控制装置 M55E-1 发动机的推力矢量控制装置与 M55 发动机的相同。

改进与发展

在研制“民兵 3”导弹时,对第一级发动机 M55E-1 又作了一些改进和完善,发展成为 M55A-1 发动机。

M55A-1

M55A-1 固体火箭发动机是美国“民兵 3”地对地洲际弹道导弹的第一级发动机,也是美国 HPTEM 和 HOE 探空火箭的第一级发动机。由美国锡奥科尔公司研制和生产。1966 年开始研制,1968 年 8 月进行首次飞行试验,1970 年 7 月研制性飞行试验结束。1970 年 6 月装有 M55A-1 发动机的“民兵 3”导弹开始服役,到 1975 年 6 月完成部署,共装备 550 枚。M55A-1 发动机与 M55E-1 发动机基本相同,这里我们列出 M55A-1 发动机总体和部件的性能与结构的参数。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 670	比 冲(海平面,平均)	m/s	2 316.9
长 度	mm	7 490	比 冲(真空,平均)	m/s	2 625.6
总 质 量	kg	22 930	总 冲(海平面,平均)	kN·s	48 174
质 量 比		0.906 6	总 冲(真空,平均)	kN·s	54 583
推 力(最大)	kN	911.1	燃烧时间	s	52.6
推 力(海平面,平均)	kN	781.3	工作时间	s	61.6
推 力(真空,平均)	kN	886.0	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
燃烧室压力(最大)	MPa	5.93	喷管数量		4
燃烧室压力(燃烧时间,平均)	MPa	5.38	喷管喉径	mm	183.6
燃烧室压力(有效工作时间,平均)	MPa	4.96	喷管扩张比		10
			推力矢量控制	单轴摆动喷管	

壳体主要性能与结构参数如下:

壳体材料		D6AC 钢	内绝热层材料密度	g/cm ³	1.09
圆筒段名义厚度	mm	3.76	壳体质量	kg	1 160
最小极限强度	MPa	1 551.4	内部绝热层质量	kg	288
最小屈服强度	MPa	1 344.5	外部绝热层质量	kg	140
液压试验压力	MPa	6.48	衬层质量	kg	68
液压屈服压力	MPa	6.79	其它结构质量	kg	71
内绝热层材料	碳氢化物/石棉				

推进剂及药柱性能与结构参数如下:

推进剂配方	PBAN 14%	AP 70%	Al 16%	推进剂质量流率(平均)kg/s	341.6	
密 度	g/cm ³	1.760		药柱药型	六角星型	
燃速(标准状态下)	mm/s	8.865		肉 厚	mm	441.0
燃速(发动机内平均)	mm/s	8.31		肉厚分数	%	53.3
燃速压力指数(n)		0.21		残药分数	%	5.9
压力温度系数	%/℃	0.1836		平均燃烧面积	m ²	24.83
绝热火焰温度	K	3 472		药柱体积	m ³	11.62
特征速度	m/s	1 578.9		体积装填分数	%	88.7
特征速度(地面实测)	m/s	1 572.8		药柱推进剂质量	kg	20 788.6

喷管性能与结构参数如下:

喷管类型	4个单轴摆动喷管	壳体材料	4130 钢
喷管喉面积	cm ² 1 059.4	喷管质量	kg 402.3
喷管喉径	mm 183.6	推力系数(地面理论值)	1.564
喷管扩张比	10	推力系数(地面实测值)	1.510
扩张半角	(°) 11.4	推力系数(真空)	1.690
喉衬材料	锻造钨	喷管冲质比	N·s/kg 119 747

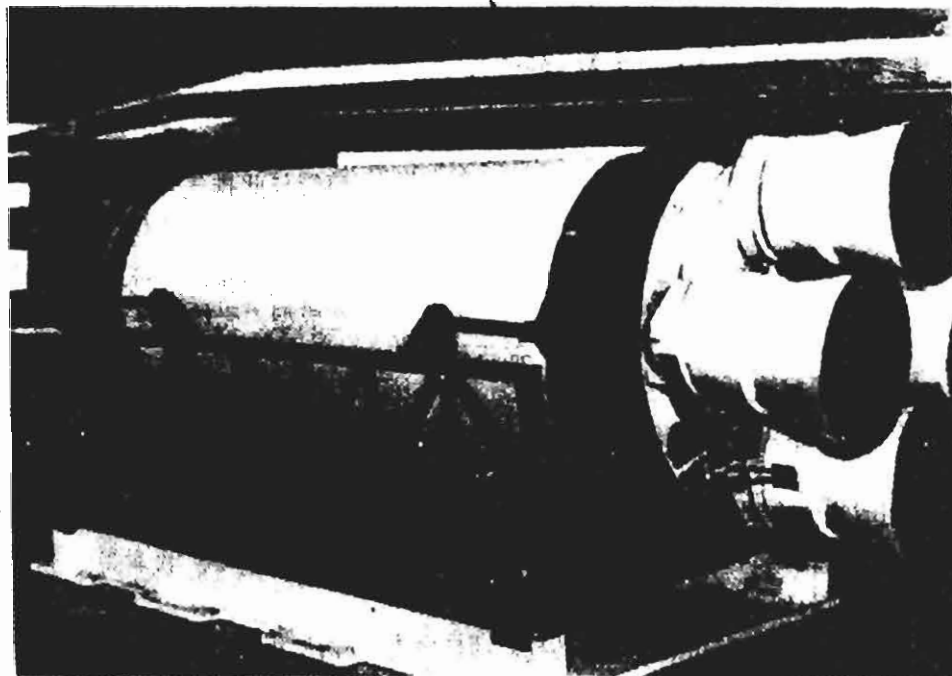
点火装置性能与结构参数如下:

点火装置类型	带安全保险机构的小火箭式	最小点火电流	A 4.9
点火管类型	发热式	点火装置质量	kg 12
点火管数量	2		

推力向量控制性能与结构参数如下:

喷管摆角	(°) ± 8	喷管摆动最大库伦摩擦力矩	N·m 412
喷管摆动最大总力矩	N·m 1 176	喷管摆动最大零位摩擦力矩	N·m 550

M56



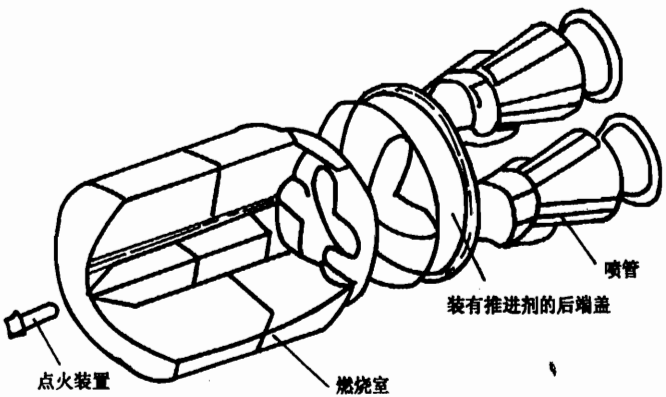
M56 固体火箭发动机

M56 固体火箭发动机是美国“民兵 1”地对地洲际弹道导弹的第二级发动机。由美国航空喷气(Aerojet)公司的固体推进分公司研制和生产。1958 年开始研制,1961 年 2 月 1 日在卡纳维拉尔角成功地进行首次飞行试验。1962 年正式用于“民兵 1 A”的定型导弹上。这种发动机随着“民兵 1A”导弹已于 1974 年退役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 118	比 冲(地面,平均)	m/s	2 412.4
长 度	mm	3 180	总 冲	kN·s	~ 12 640
总 质量	kg	5 280	工作时间	s	~ 60
质量 比		0.903 4	推进剂类型	聚氨基甲酸酯(PU)	
推 力(初始)	kN	220.1	喷管数量	4	
推 力(平均)	kN	202.8	喷管喉径	mm	94
燃烧室压力(最大)	MPa	5.1	喷管扩张比	18	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.75	推力矢量控制	单轴摆动喷管	

发动机结构



M56 发动机结构图

结构组成 M56 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的钢壳体 and 浇铸成型的推进剂药柱组成。

钢壳体由前封头组件,圆筒段,后端组件及后端盖组成,前封头及后端组件用周向焊接与圆筒段连接,后端盖用螺栓与后端组件连接。后端盖上有四个排气管,喷管与此排气管连接。排气管内有石墨抗烧蚀层和浸渍树脂的玻璃纤维绝热层作内衬。壳体材料为 D6AC 钢,用旋压工艺成型。壳体主要性能与结构参数如下:

圆筒段壁厚	mm	1.78 ~ 1.90	容器特征系数	MP a·cm ³ /kg	0.85 × 10 ⁵
壳体最小单轴极限强度(室温下)	MPa	1 827.1	材料密度	g/cm ³	7.85
壳体最小单轴极限强度(150℃)	MPa	1 661.7	壳体质量	kg	290

壳体内壁采用耐烧蚀橡胶作为绝热层材料,厚度随燃气在燃烧室内流速增加而由前向后逐渐增加,厚度变化为从 2.54 mm 到 25.4 mm。

壳体外表面喷涂阿芙柯(Avcoto)塑料作为外绝热层。

推进剂药柱为浇铸成型的内孔十字形的药柱。药柱由内、外两层组成,外层装药的燃速较小,内层装药的燃速较高,以获得接近中性的燃烧室压力-时间曲线。发动机后端盖内也浇铸有推进剂,起到提高后端盖绝热层性能,同时增加推力的双重作用。后端盖药柱与发动机主药柱之间有轻质海棉状填料,用来调节这两部分药柱的微小偏差。

推进剂代号为 ANP-2862(外层装药),ANP-2864(内层装药)。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	~ 1 105	燃气温度	K	3 593
药柱长度	mm	3 240	特征速度(C*)	m/s	1 466
药柱肉厚	mm	482.6	比冲(地面)	m/s	2 392.8 ~ 2 432.0
推进剂燃速(外层装药)	mm/s	5.33	初始燃烧面积	m ²	9.05
燃速压力指数(n)		0.35	推进剂密度	g/cm ³	1.77

燃速温度敏感系数	%/°C	0.234	推进剂质量	kg	~4 770
----------	------	-------	-------	----	--------

喷管 M56 发动机采用四个单轴摆动喷管,安装在后端盖的排气管上。喉衬背壁镶嵌有厚度 25.4 mm 左右的石墨材料作背衬,扩张段为锥形,用树脂浸渍的二氧化硅作为绝热层。喷管性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	94	喷管出口压力	MPa	0.023
喷管出口直径	mm	400	最大摆角	(°)	±6

点火装置 点火装置是带安全保险机构的小固体火箭式点火器,它由喷气公司制造。点火器伸入发动机燃烧室内的长度为 457.2 mm。点火发动机的推进剂配方与主装药的基本相同。点火推进剂的质量为 0.91 kg。

推力矢量控制装置 M56 发动机利用四个单轴摆动喷管可以提供导弹控制所需的俯仰、偏航和滚动力矩。四个摆动喷管由一套液压伺服作动系统(包括一套电动液压装置和四个伺服作动筒等)控制,横向一对喷管控制俯仰,垂直一对喷管控制偏航和滚动。喷管的控制装置安装在发动机后端盖底部中央。

改进与发展

作为“民兵 1A”导弹第二级的 M56 发动机是用钢作壳体材料,以后用钛合金代替钢,封头型面仍保持原来的 2:1 椭球型,圆筒段壳体壁厚增加为 2.4 mm~2.5 mm,用作“民兵 1B”,“民兵 2”,“民兵 3”导弹的第二级发动机壳体。

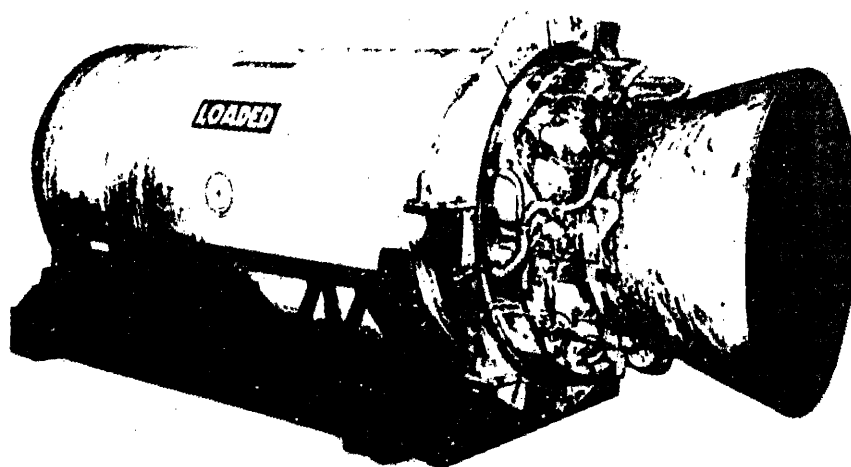
M56E-1

M56E-1 固体火箭发动机是美国“民兵 1B”地对地洲际弹道导弹的第二级发动机。由美国航空喷气公司的固体推进分公司研制和生产。M56E-1 发动机与 M56 发动机基本相同,但进行了以下几方面的改进。

1. 发动机长度从 3 180 mm 增加到约 3 800 mm。
2. 发动机总质量从 5 280 kg 增加到约 6 000 kg,主要是增加了推进剂质量,从而增加了导弹的射程。
3. 壳体材料由原来的 D6AC 钢改为 Ti-6Al-4V 钛合金,虽然壳体壁厚从原来的 1.78 mm~1.90 mm 增加到 2.44 mm~2.56 mm,但由于钛合金的密度较小,壳体质量却减轻了约 100 kg,同时提高了壳体的抗弯刚度。
4. 改进了喷管结构,使喷管的质量减轻了 11 kg。
5. 提高了发动机推力,平均推力由 202.8 kN 提高到 245 kN。

SR19-AJ-1

SR19-AJ-1 固体火箭发动机是美国“民兵 2”,“民兵 3”地对地洲际弹道导弹的第二级发动机。由美国航空喷气公司的固体推进分公司研制和生产。从 1962 年开始研制,1962 年 10 月进行了第一次静态点火试验。该发动机曾装在“民兵 1”导弹上,于 1963 年 11 月 13 日,12 月 18 日和 1964 年 1 月 28 日成功地进行了三次飞行试验。1964 年 9 月进行鉴定试验,同年年底开始生产装备于“民兵 2”导弹第二级上的 SR19-AJ-1 发动机。到 1972 年 2 月已进行了 14 次产品性能质量件评定的高空模拟试验。

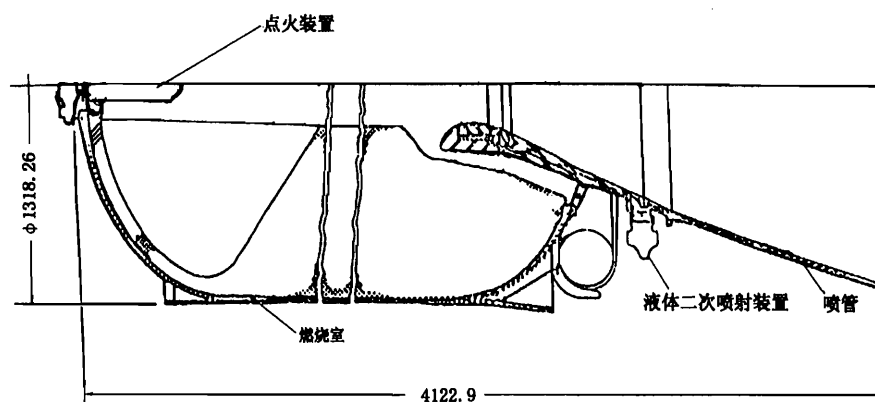


SR19-AJ-1 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 320	比冲(地面平均)	m/s	2 450
长 度	mm	4 115	比冲(高空平均)	m/s	2 800
总质量(“民兵 2”)	kg	7 031	总 冲	kN·s	17 630
总质量(“民兵 3”)	kg	6 895	工作时间	s	66.2
质量比(“民兵 2”)		0.8884	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质量比(“民兵 3”)		0.9058	喷管数量		1
推力(最大)	kN	309.3	喷管喉径	mm	244.6
推力(平均)	kN	266.9	喷扩张比		24.8
燃烧室压力(最大)	MPa	3.72	推力矢量控制	液体二次喷射	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.21			

发动机结构



SR19-AJ-1 发动机结构图

结构组成 SR19-AJ-1 发动机由燃烧室、喷管、推力矢量控制装置和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的钛合金壳体和浇铸成型的推进剂药柱组成。

SR19-AJ-1 发动机燃烧室壳体用 Ti-6Al-4V 钛合金旋压成型工艺,热处理工艺为固溶处理-淬火-时效。采用钛合金作壳体材料比原钢壳体减轻近一半。壳体主要性能与结构参数如下:

壳体壁厚	mm	2.54	壳体材料屈服强度	MPa	1 137.6
圆筒段长度	mm	2 240	壳体材料伸长率	%	8
圆筒段直径	mm	1 320	壳体材料密度	g/cm ³	4.5
圆筒段壳体质量	kg	106.2	壳体材料模量	MPa	117 130
壳体材料抗拉强度	MPa	1 206.2	壳体质量	kg	~ 160

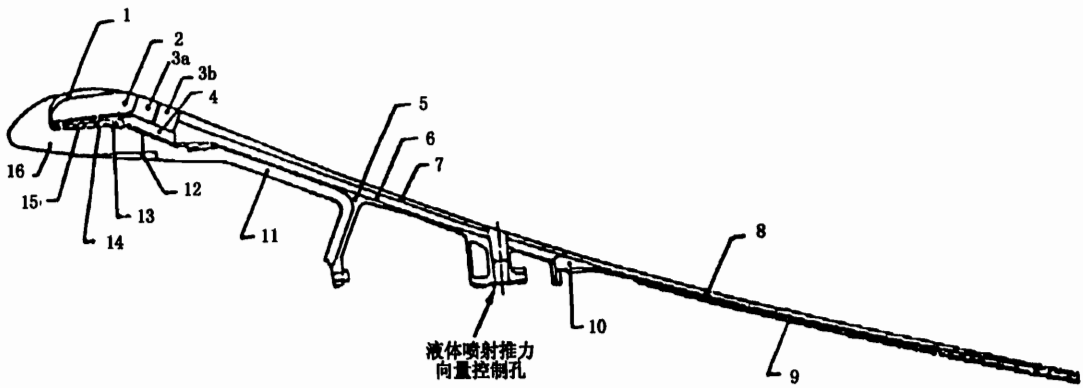
内绝热层用 V-45 橡胶制成,衬层材料的代号为 SD851-2。

推进剂药柱为浇铸成型的前六个翼,中间圆孔,后端喇叭形的翼柱型药柱。用 CTPB 类推进剂替代“民兵 1”导弹用的 PU 类推进剂可使比冲提高 39.2 m/s~49.0 m/s。

推进剂牌号为 ANB-3066,推进剂主要组分为端羧基聚丁二烯/氮杂环固化剂 9%,聚丁烯 3%,高氯酸铵 73%,铝粉 15%,推进剂危险等级为 2 级(易燃品)。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	1 313	燃速温度敏感系数	%/℃	0.216
药柱长度	mm	3 050	燃气温度	K	~ 3 500
药柱内孔直径	mm	251.5	特征速度	m/s	1 585
推进剂质量	kg	6 246	推进剂密度	g/cm ³	1.772
体积装填分数		0.79	推进剂抗拉强度(-51℃)	MPa	2.24
残药分数		0.11	推进剂抗拉强度(65℃)	MPa	0.6
药柱肉厚	mm	530	推进剂伸长率(-51℃)	%	26
平均燃烧面积	m ²	3.63	推进剂伸长率(65℃)	%	75
推进剂燃速(6.8MPa)	mm/s	10.59	使用寿命	a	~ 11
燃速压力指数(n)		0.30			

喷管 SR19-AJ-1 发动机采用单个潜入式固定喷管,用以代替“民兵 1”导弹第二级 M56 发动机的四个单轴摆动喷管。在喷管扩张段上四周相隔 90(°)的四个位置上开有喷射氟里昂的四组喷孔。



SR19-AJ-1 发动机喷管的结构图

1—钨 2—多晶石墨 3a,3b—多晶石墨 4—二氧化硅/酚醛模塑件 5—钛 6—二氧化硅/酚醛带 7—石墨/酚醛带 8—二氧化硅/酚醛带 9—软木 10—二氧化硅/酚醛带 11—二氧化硅和石墨填充的丁腈橡胶弹性体 12—二氧化硅和石墨填充的丁腈橡胶弹性体 13—石棉/酚醛带 14—钼 15—氧化锆 16—碳/酚醛模塑件

喷管主要性能与结构参数:

喷管喉径	mm	244.6	平均推力系数	1.74
------	----	-------	--------	------

喷管出口直径	mm	1 217	最大推力矢量角 (°)	4	
喷管初始扩张角 (°)		24.8	喷管潜入深度	mm	409
喷管出口扩张角 (°)		14.0			

喷管各部分所用材料见喷管结构图所示。

点火装置 点火装置为带安全保险机构的小火箭式点火器。

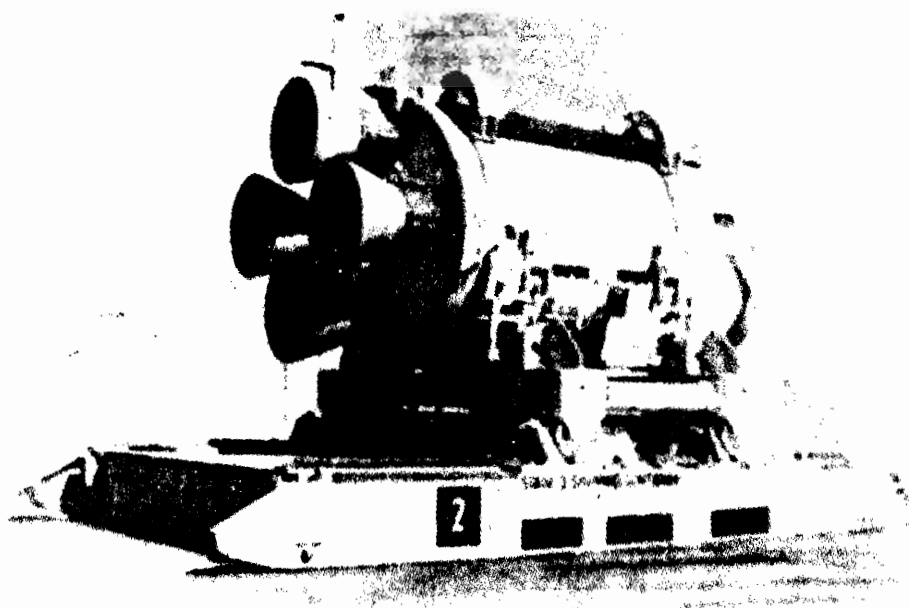
推力矢量控制装置 SR19-AJ-1 发动机采用氟里昂液体二次喷射推力矢量控制方案。在喷管扩张段一定扩张比的一周相隔 90(°) 的位置上有四组喷射孔, 可以控制导弹的俯仰和偏航。在喷管两侧相对位置上, 各有一组控制喷射装置。每组装置包括有一个液压动力源, 两个液压作动伺服活门和两组喷射器。这两组控制喷射装置共计质量 24 kg。喷射液体的流量由伺服活门控制。约有 120 kg 的氟里昂液体装在环绕喷管安装的环形贮箱内, 此贮箱用 17-7 PH 不锈钢制成, 箱壁厚度为 2.76 mm。由固体推进剂燃气发生器对贮箱增压, 以保持一定的喷射压力。推力向量控制装置性能与结构参数如下:

喷射工质	氟里昂 114-B2	喷射活门最大流量	kg/s	27.2
工质密度	g/cm ³ 2.15	喷射工质工作压力	MPa	4.3
喷射工质贮存质量	kg 117.6	喷射系统净质量	kg	24
喷射器个数	4	推力向量控制装置总净质量	kg	103.1
每个喷射器的喷孔数	3			

在导弹飞行不需要控制力时, 四组喷咀可均匀地打开, 排除多余的氟里昂, 这样既可减小惰性质量, 又可增加附加推力。在液体二次喷射推力方向控制过程中, 除产生侧向力外, 还可增加一定比例的附加推力, 因此喷射工质的质量不能完全作为惰性质量, 而且这喷射工质随着飞行不断减少。

导弹的滚动控制是由安装在发动机后裙处的一对切向燃气喷射喷咀来实现的, 所用的燃气由另一台固体推进剂燃气发生器提供。

M57



M57 固体火箭发动机

M57 固体火箭发动机是美国“民兵 1A”地对地洲际弹道导弹的第三级发动机。由美国赫克力斯(Hercules)公司研制生产。从 1957 年开始研制,起初由锡奥科尔公司、航空喷气公司和赫克力斯公司同时分别开展研制,经过两年多,到 1960 年春末,经过产品试验后确定由赫克力斯公司负责“民兵 1A”导弹的第三级发动机的研制和生产。1962 年 M57 发动机正式用于“民兵 1A”导弹。20 年前制造的 M57 发动机,由美国空军为检验老化寿命而进行了点火试验,试验是成功的。

发动机主要性能与结构参数

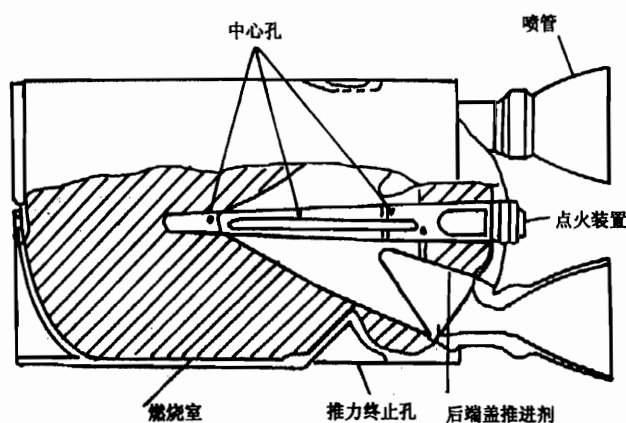
直 径	mm	940	总 冲	kN·s	4 185
长 度	mm	2 159	工作时间(包括推力终止拖尾)	s	~ 60
总 质 量	kg	1 650	肉厚燃烧时间	s	21.4
质 量 比		0.9091	推进剂类型	复合改性双基(CMDB)	
推 力(平均)	kN	155.8	喷管数量	4	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.4	喷管喉径	mm	89.6
比 冲(地面,平均)	m/s	2 479.4	喷管扩张比	18	
比 冲(真空,平均)	m/s	2 790	推力矢量控制	单轴摆动喷管	

发动机结构

结构组成 M57 发动机由喷管、点火装置、推力矢量控制装置和推力终止装置等组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的玻璃钢壳体 and 浇铸成型的推进剂药柱组成。

玻璃钢壳体是由 HTS 玻璃纤维/环氧树脂缠绕而成的。在壳体上距后端 300 mm 处有四个推力终止孔。壳体圆筒部分的厚度是一样的,平均厚度为 6.3 mm。壳体封头与圆筒段接合部分(肩部)较薄,前、后接头处较厚。壳体上的前、后两个圆筒形的裙也是用浸渍树脂的玻璃纤维制成的。壳体内外都有绝热层。壳体主要性能与结构参数



M57 发动机结构图

壳体材料组成

HTS 玻璃纤维	%	80
826 环氧树脂	%	20
壳体平均厚度	mm	6.3
壳体爆破压力	MPa	> 3.7

双轴极限强度	MPa	1 072.7
材料比强度	MPa·cm ³ /kg	5.49 × 10 ⁵
容器特征系数	MPa·cm ³ /kg	1.41 × 10 ⁵
壳体质量	kg	133.9

内绝热层材料为丁钠橡胶/硅氧化物,前端的厚度为 3 mm,后端的厚度为 25.4 mm。

外绝热层为 Avcoto 涂料,厚度为 5 mm,后端某些区域为 10 mm。

推进剂药柱为浇铸成型的带四个后部翼槽中央锥孔的头部满装药式药柱。

推进剂主要组分为:硝化纤维素 22.3%,硝化甘油和铝粉 21.5%,高氯酸铵 20.8%,甘油三醋酸酯(增塑剂)32.8%,硝基二苯胺(稳定剂)2.6%。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	~ 920	燃速压力指数(n)	0.5
------	----	-------	-----------	-----

药柱长度	mm	~ 1 590	燃速温度敏感系数	%/℃	0.55 ~ 0.80
芯孔前段直径	mm	127	燃气温度	K	3 650 ~ 3 800
芯孔前端距前封头距离	mm	381	推进剂固化时间(~ 50℃下) d		16
药柱肉厚(最大)	mm	381	推进剂载荷极限	N	± 53.4
装填系数		0.75	推进剂伸长率(常温)	%	> 25
推进剂燃速	mm/s	17.78	推进剂密度	g/cm ³	1.74 ~ 1.77

喷管 M57 发动机采用四个单轴摆动喷管, 喷管安装在后端盖的四个排气管上。喷管喉衬材料为钨, 喉衬背衬材料为石墨, 喉部绝热层材料为硅/酚醛。喷管扩张段为锥形, 扩张段内层绝热层材料为石墨布/酚醛, 外层为硅/酚醛。喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	89.6	喷管出口压力	kPa	9.8
喷管出口直径	mm	381	喷管最大摆角	(°)	± 4

点火装置 M57 发动机采用底部点火方式, 点火装置为带有安全保险机构的点火器。

推力矢量控制装置 M57 发动机的推力矢量控制的液压伺服动作系统安装在发动机后封头底部中央, 它由一个电动液压装置和四个伺服动作筒组成。

推力终止装置 M57 发动机推力终止采用在离发动机壳体后端 300 mm 处装有四个反向喷管, 打开这些反向喷管可实现推力终止。推力终止过程的时间很短, 仅需几毫秒。

改进与发展

M57 发动机壳体采用 HTS 玻璃纤维性能较低, 以后“民兵 1B”导弹用的第三级发动机改用性能较高的 S-994 玻璃纤维, 在其它结构上也作了一些改进, 使第三级发动机性能有所提高。

M57E-1

M57E-1 固体火箭发动机是美国“民兵 1B”地对地洲际弹道导弹的第三级发动机。它与 M57 发动机基本相同, 主要是对壳体作了改进。主要改进的有以下几方面:

1. 用 S-994 玻璃纤维代替 HTS 玻璃纤维, S-994 玻璃纤维比 HTS 玻璃纤维在抗拉强度和模量方面有明显的提高;
2. 用 2256 树脂系统替代 826 树脂系统, 2256 树脂系统有较长的适用期和较大的伸长特性;
3. 取消了壳体肩部, 后封头等局部的增强(补强)结构;
4. 在近似 90% 的环向缠绕的裙上用单向玻璃布替代双向 181 布;
5. 在喷管孔外应用了增强片;
6. 在铝接头(法兰)与玻璃钢之间加了橡胶垫片;
7. 在裙内加入了尼龙布缠绕(前裙为三层, 后裙为二层)代替相同数量的玻璃布。

通过这些改进减轻了壳体质量, 并提高了壳体性能。壳体改进设计的试验数据如下表所示。

项 目	M57 发动机	M57E-1 发动机 X 设计方案	M57E-1 发动机 C 设计方案
玻璃钢壳体与绝热层总质量/kg	133.9	124.9	129.5
玻璃钢壳体质量/kg	65.5	53.6	56.1
最小爆破压力/MPa	3.70	4.17	4.60

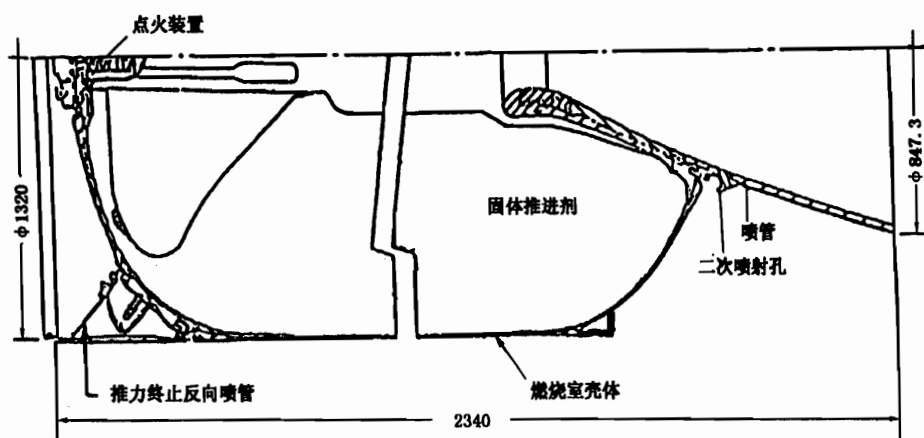
SR73-AJ-1

SR73-AJ-1 固体火箭发动机是美国“民兵 3”地对地洲际弹道导弹的第三级发动机。由美国航空喷气 (Aerojet) 公司与锡奥科尔 (Thokod) 公司分别进行研制。SR73-AJ-1 发动机与用于“民兵 1,2”导弹的 M57 系列的发动机不同,是重新研制的综合性能优越的发动机。1966 年 1 月美国空军开始选择航空喷气公司、锡奥科尔公司和赫克力斯公司同时进行“民兵 3”导弹的第三级发动机的研制,同年 8 月确定由航空喷气公司的固体推进分公司为该发动机的承包商。1968 年 8 月锡奥科尔公司成为该发动机的后备厂商,后来该公司进行了生产工艺改进,同时能浇铸和固化五台发动机,从而降低了成本。1970 年 5 月以后,锡奥科尔公司成为了“民兵 3”导弹的第三级发动机的承包商。该发动机工艺技术比较成熟,性能优良,可靠性高。在 140 次试验中,成功率 100%。该发动机 1970 年正式用于“民兵 3”导弹。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 320	比 冲(真空)	m/s	2 794.5
长 度	mm	2 340	总 冲	kN·s	9 250
总质量(规范最大值)	kg	3 660	总 冲(真空,包括点火冲量)	kN·s	9 270.8
总质量(实际,平均)	kg	3 653	推进剂流率(平均)	kg/s	55.46
质 量 比		0.9080	工作时间	s	59.6
推 力(实测,平均)	kN	153.8	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(实测,最大)	kN	193.1	喷管数量		1
推力(真空,平均)	kN	154.7	喷管喉径	mm	174.6
推 力(真空,最大)	kN	194.1	喷管扩张比		23.55
燃烧室压力(最大)	MPa	~4.50	推力矢量控制		液体二次喷射
燃烧室压力(平均)	MPa	3.59	推力终止		反向喷管
比 冲(地面)	m/s	2 451.7			

发动机结构



SR73-AJ-1 发动机结构图

结构组成 SR73-AJ-1 发动机由燃烧室、喷管、推力矢量控制装置、点火装置和推力终止装置等组成。

燃烧室 燃烧室由带绝热层的玻璃钢壳体和浇铸成型的推进剂药柱组成。

玻璃钢壳体是由 S901 玻璃纤维/EF-2 环氧树脂缠绕而成的。在壳体前封头一周上有六个排气孔,用排气管把这些排气孔与前裙上的排气口连接起来,形成反向喷管,用于实现推力终止。

壳体主要性能与结构参数如下:

壳体厚度	mm	4.07	玻璃纤维最小极限强度	MPa	3 034.2
(围向缠绕 2.55 mm,纵向缠绕 1.52 mm)			水压试验压力	MPa	4.93
圆筒段长度	mm	1 350	水压试验压力/最大工作压力		1.24
圆筒段容积	m ³	1.85	壳体质量	kg	147
底容积	m ³	0.6	(其中玻璃纤维壳体质量 113 kg,绝热层质量 34 kg)		

内绝热层材料为 V-45(丁腈类)橡胶,前封头部分厚度为 4.2 mm,圆筒段部分厚度为 0.76 mm。衬层材料为石棉填充的端羧基聚丁二烯,牌号为 SD851-2,密度为 0.941 g/cm³。

推进剂药柱为浇铸成型的前六翼-中柱形-后锥形的药型。

推进剂主要组分为:端羧基聚丁二烯(CTPB)/氮杂环固化剂(BITA)9%,聚丁烯 3%,高氯酸铵 73%,铝粉 15%。推进剂牌号为 ANB-3066。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	1 303	燃速温度敏感系数	%/℃	0.216
药柱长度	mm	1 737	特征速度	m/s	1 586
药柱内孔直径	mm	279.4	燃气温度	K	3 440
药柱肉厚	mm	519	有效比热比(燃烧室内)		1.14
肉厚分数		0.79	有效比热比(喷管出口处)		1.18
药柱装填密度		0.928	推进剂危险等级	2 级(易燃品)	
推进剂体积	m ³	1.888	药柱工作温度范围	℃	18.3~23.9
残药分数		0.11	推进剂抗拉强度(-51.1℃)	MPa	2.2
平均燃烧面积	m ²	3.64	推进剂抗拉强度(65.6℃)	MPa	0.6
初始燃面/喷管喉面积		104	推进剂伸长率(-51.1℃)	%	26
推进剂燃速(6.8 MPa 下) mm/s		10.6	推进剂伸长率(65.6℃)	%	75
燃速压力指数(n)		0.30	推进剂药柱寿命(21℃下贮存)	a	≥5

喷管 SR73-AJ-1 发动机采用单个固定式潜入喷管。在喷管扩张段的一定扩张比的一周上相隔 90(°)四个位置上,开有喷射液体的喷孔,用以进行推力矢量控制。喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	174.6	工作后喉面积	cm ²	250.9
喷管出口直径	mm	847.3	初始出口面积	cm ²	5 639
喷管扩张比		23.55	工作后出口面积	cm ²	5 780
喷管潜入长度	mm	447	平均推力系数		1.79
喷管长度/喉径		10.20	喷管质量	kg	128
喉部曲率半径	mm	50.8	喷管冲质比(真空)	N·s/kg	72 416.8
出口半角	(°)	16.5	喷管冲质比(实际)	N·s/kg	72 265.6
初始喉面积	cm ²	239.4			

点火装置 SR73-AJ-1 发动机点火装置为带安全保险机构的小火箭式点火器。锡奥科尔公司点火装置代号为 1128361-149。点火推进剂牌号为 ANB-3066(与主装药相同)。点火装置主要性能与结构参数如下:

点火推进剂质量	kg	0.68	点火压力(最大)	MPa	17.1
---------	----	------	----------	-----	------

发火延迟时间	ms	22 ~ 43	点火压力(平均)	MPa	12.0
点火发动机工作时间	s	0.087	点火线路电阻	Ω	0.22
点火延迟时间(技术条件要求)	s	0.066 ~ 0.200	点火电咀数目		2
点火延迟时间(实际)	s	0.089 ~ 0.134			

推力矢量控制装置 SR73-AJ-1 发动机采用液体二次喷射推力矢量控制系统。利用控制向喷管扩张段上相隔 90(°)的四组喷孔喷射高氯酸铯溶液来产生俯仰和偏航方向的控制力。喷射工质贮存在柱形贮箱内,利用压缩气体增压。推力矢量控制装置主要性能与结构参数如下:

喷射工质	高氯酸铯溶液	喷射压力(平均)	MPa	4.7
工质密度	g/cm ³ 1.95	贮箱材料	Ti-4Al-4V 钛合金	
工质贮量	kg 27.4	推力控制方向角	(°)	± 2
喷射时贮箱压力	MPa 5	推力矢量控制系统结构净质量	kg	19.1

滚动控制是由燃气发生器产生的燃气通过一对切向燃气喷咀来实现。滚动控制燃气发生器最大压力为 8.9 MPa,平均压力为 6.1 MPa。滚动控制时间为 74.9 s。

推力终止装置 SR73-AJ-1 发动机推力终止装置由发动机前端的六个反向喷管和有关的机构组成。发动机根据导弹射程的需要在适当的时间打开反向喷管实现推力终止。推力终止装置主要性能与结构参数如下:

推力终止时最少剩余推进剂质量	kg	3.6	技术条件规定反向喷管打开时间(最小)	ms	0.219
发动机最迟推力终止时间	s	59.93	技术条件规定反向喷管打开时间(最大)	ms	0.705
推力终止时最低燃烧室压力	MPa	0.52			

六个反向喷管打开时间的试验数据如下表所列。

反向喷管编号	1	2	3	4	5	6	平均
打开时间 ms	0.42	0.42	0.438	0.455	0.402	0.420	0.4258

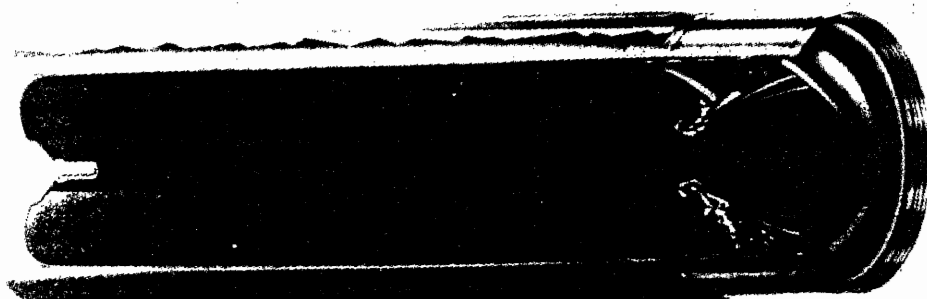
改进与发展

在研制过程中,曾出现过不稳定燃烧现象。此问题虽然对发动机没有造成致命的危害,但所产生的轴向中频振荡燃烧却对导弹上的仪器有影响。通过把原药型的前六翼柱与中圆柱段过渡处的小圆弧改为大圆弧后,振荡现象消失。

SR73-AJ-1 发动机去掉了推力向量控制系统和推力终止装置等后,使其质量比提高到 0.936,进行了 70 r/min 旋转试验后,被用作航天系统的上面级发动机。代号为 Orbus 7S。具体结构参见 Orbus 7S 部分。它作为航天系统上面级的性能参数如下:

发动机直径	mm	1 320	推 力(最大)	kN	190.6
发动机总长	mm	2 270	推 力(平均)	kN	153.4
发动机总质量	kg	3 545.3	燃烧室压力(平均)	MPa	3.55
总惯性质量	kg	230.4	比 冲	m/s	2 794.9
推进剂质量	kg	3 314.9	总 冲	kN·s	9 264.7
质 量 比		0.9350	工作时间	s	60.5
发动机工作后质量	kg	195.5	点火延迟时间	s	0.087
消耗掉的惯性质量	kg	34.9	喷管扩张比		23.55

MX-1*



MX-1* 固体火箭发动机

MX-1* 固体火箭发动机是美国“和平保卫者”(Peacekeeper)MX 大型固体地对地洲际弹道导弹的第一级发动机。由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制和生产。它是美国用作战略地对地弹道导弹的最大的固体火箭发动机。1976 年 3 月进入方案论证阶段,1977 年 10 月进行方案发动机的点火试验。1979 年 9 月开始全面的全尺寸发动机的工程研制,1981 年 2 月 3 日锡奥科尔公司进行了第一台 MX-1* 发动机静态点火试验,1982 年 1 月首批三台 MX-1* 发动机在锡奥科尔公司地面点火试验成功,1982 年 5 月以后所有生产的 MX-1* 发动机都是最终飞行状态的样机。1983 年 6 月进行了 MX 导弹的第一次飞行试验,经过 9 次飞行试验证明,MX 导弹用的固体火箭发动机性能的变化在预估值的 0.1% 范围内。发动机于 1986 年定型,MX 导弹从 1986 年开始部署。MX-1* 发动机全尺寸工程研制阶段费用为 4.47 亿美元(按 1984 年美元不变值计)。MX-1* 发动机研制成本为每台 3 994 万美元,初始生产成本为每台 555 万美元。

发动机主要性能与结构参数

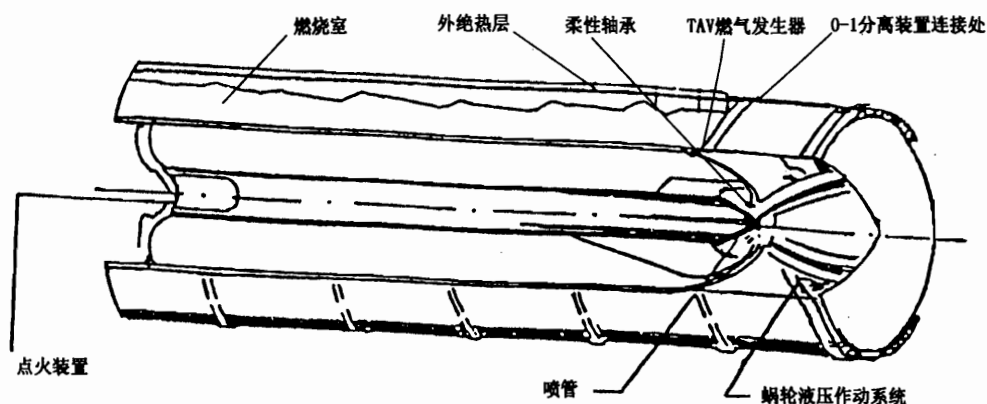
直 径	mm	2 340	总冲(海平面)	kN·s	110.924
长 度	mm	8 440	总冲(高空)	kN·s	118.329
总 质 量	kg	47 775.5	燃烧时间	s	52
质 量 比		0.9292	工作时间	s	60
推 力(最大)	kN	2 455.5	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	1 851.2	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	12.8	喷管喉径	mm	381.0
燃烧室压力(平均)	MPa	9.65	喷管扩张比		16.0
比 冲(海平面)	m/s	2 498.7	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	
比 冲(高空)	m/s	2 665.5			

发动机结构

结构组成 MX-1* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室由有机纤维凯芙拉-49/UF-3283 环氧树脂复合材料壳体,内、外绝热层和推进剂药柱等组成。

燃烧室壳体系采用铝合金的前、后接头由凯夫拉-49 纤维/UF-3238 环氧树脂缠绕而成。采用预浸胶



MX-1* 发动机结构图

缠绕工艺,有 51 层环向层和 18 层螺旋层,前、后封头都加了螺旋缠绕而成的封头帽。这样可提高壳体的整体承载能力。壳体主要性能与结构参数如下:

壳体材料抗拉强度	MPa	2 745.9	壳体外直径	mm	2 340
壳体材料弹性模量	MPa	1.3×10^5	壳体长度	mm	7 090
壳体材料伸长率	%	2.7	裙间距离	mm	7 020
壳体材料比强度	MPa·cm ³ /kg	2.45×10^5	后开口直径	mm	1 102
安全系数		1.25	壳体质量	kg	2 006

内绝热层采用填充二氧化硅的三元乙丙橡胶(EPDM)材料,其密度为 1.1 g/cm^3 。内绝热层质量为 472 kg。绝热层内喷涂衬层,衬层的质量为 79.3 kg。外绝热层质量为 217.9 kg。

推进剂药柱为浇铸成型的后翼柱形药柱。

推进剂牌号为 HTPB 88-19。推进剂的主要组分为:端羟基聚丁二烯(HTPB)10%,高氯酸铵(AP)69%,铝粉(Al)19%,其它 2%。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

推进剂比冲(标准状态)	m/s	2 500.7	最大抗拉强度的伸长率(-51℃)	%	50
推进剂燃速(6.8 MPa 下)	mm/s	10.16	最大抗拉强度的伸长率(65.6℃)	%	33
燃速压力指数(n)		0.35	推进剂危险等级		2 级
推进剂燃烧温度	K	3 705	推进剂密度	g/cm ³	1.85
推进剂抗拉强度(-51℃)	MPa	6.25	药柱质量	kg	44 400
推进剂抗拉强度(65.6℃)	MPa	0.62			

喷管 MX-1* 发动机采用后回转中心全轴摆动柔性喷管。喷管的结构和所用材料见喷管结构图。

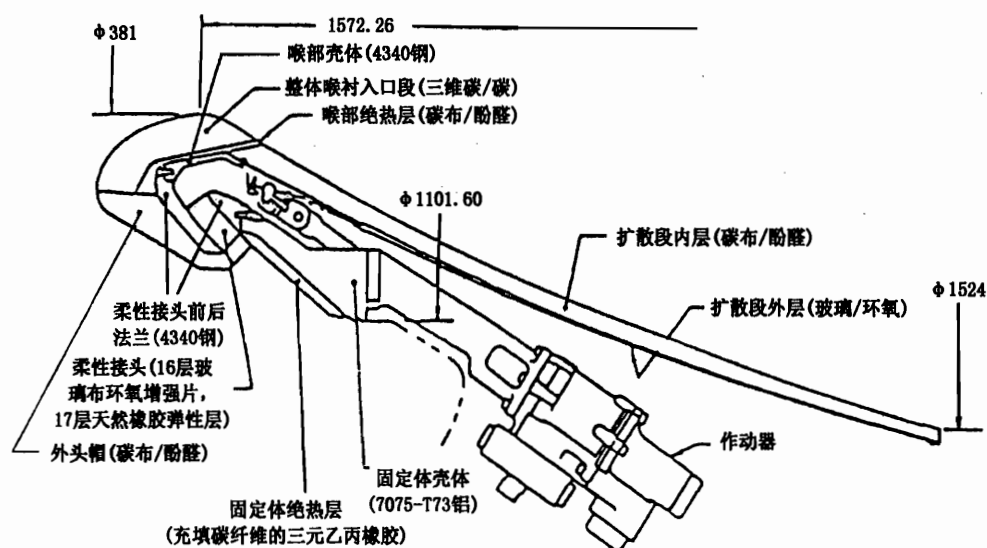
喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	381	推力系数(地面)		1.605
喷管出口直径	mm	1 524	喉衬碳/碳材料密度	g/cm ³	1.88 ~ 1.92
喷管扩张比		16	喉衬烧蚀率(燃烧室压力下)	mm/s	0.328
收敛段型面		圆弧形	喉面扩大率(工作 60s 时)	%	21.7
初始扩张角	(°)	27	喷管质量	kg	744.1
出口扩张角	(°)	13.4	喷管冲质比(海平面)	N·s/kg	149 072.4
喷管喉部到出口面长度	mm	1 572.3			

点火装置 MX-1* 发动机点火装置为带安全保险机构的小火箭式点火器。点火装置主要性能与结构参数如下:

点火器壳体材料	玻璃钢	扩燃药	硼硝酸钾(BKNO ₃)
---------	-----	-----	--------------------------

主点火药		HTPB 类推进剂	发火管数	2
主点火药质量	kg	5.2	点火装置总质量	kg 40.3
电发火管类型		隔爆式(TBI)		



MX-1* 发动机喷管结构图

推力矢量控制 MX-1* 发动机推力矢量控制是采用全轴摆动柔性喷管。柔性喷管的柔性接头是由 16 层 S-2 玻璃布/环氧树脂的增强件和 17 层天然橡胶的弹性层相互交替叠粘,并有碳布/酚醛树脂外层热防护栅共同组成的。推力矢量控制作动系统是由固体推进剂燃气生器,燃气涡轮液压装置和伺服作动筒等组成。推力矢量控制装置主要性能与结构参数如下:

喷管最大摆角	(°)	±6	零位固有频率	Hz	16
最大摆动力矩	kN·m	82.37	柔性接头最大轴向压缩量	mm	2.4
最大摆动角速度	(°)/s	40	液压作动系统质量	kg	135.9

改进与发展

1967 年 12 月 22 日美国空军火箭推进剂试验室在爱德华空军基地第一次进行拟用于 MX-1* 发动机全尺寸柔性喷管试验,将该柔性喷管装在一台加长的 Super Hippo 试验发动机上,试验中用热解石墨的喉衬发生故障,导致喷管遭到严重损坏,试验失败。后来将喉衬改用三维碳/碳材料,试验获得成功。三维碳/碳喉衬和入口段整体件是由阿芙柯公司提供的,用 T300 碳纤维制作,坯料内径 262 mm,外径 686 mm,长度 376 mm,石墨化温度为 $2510^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$,密度 $1.88\text{g}/\text{cm}^3 \sim 1.92\text{g}/\text{cm}^3$,平均纤维体积含量为 42.4%。

为了加快研制进度,使发动机试验提前进行,MX 导弹第一级发动机开始试验使用的是固定喷管,以考核发动机制作基本工艺过程,评估最大预计工作压力,确定三维碳/碳喉衬燃烧率,以及修改药柱的翼型,提供绝热层烧蚀数据等。1981 年 2 月 3 日在锡奥科尔公司的瓦萨契试验场进行第一次全尺寸静态点火试验的 DM-1 发动机就是采用了固定喷管,试验取得成功,达到了所有的试验目的。

MX-1* 发动机最初几台初样发动机的内绝热层设计的安全系数比较大,偏于保守,最终的内绝热层设计是通过分析首批三台用可动喷管试验所取得的试验数据后确定的。

1988 年,锡奥科尔公司根据航天运载火箭的需要,开始研究将 MX-1* 发动机技术应用于航天用固体火箭发动机。1994 年研制成卡斯托-120 发动机,用于“金牛座”等运载火箭。

MX-2*

MX-2* 固体火箭发动机是美国“和平保卫者”(Peacekeeper)MX 大型固体地对地洲际弹道导弹的第二级发动机。由美国航空喷气(Aerojet)通用公司研制。1976 年初进行全尺寸凯芙拉-49 纤维/环氧树脂壳体研制,进行了水压爆破试验,结果超出了设计要求。1979 年开始全尺寸发动机研制,1981 年 4 月 25 日航空喷气公司成功地进行了第一台全尺寸发动机的地面点火试验,试验达到了预期的目的。1982 年初在阿诺德工程研究中心的 J-4 高模试验舱内首次成功地进行了高空模拟试验。MX-2* 发动机 1986 年开始用于 MX 导弹。MX 导弹第二级发动机全尺寸工程研制阶段费用 3.704 亿美元(按 1984 财年美元不变值计),MX-2* 发动机研制成本每台 3 367 万美元,初始生产成本每台 469 万美元。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 340	工作时间(名义值)	s	54.2
长 度	mm	5 598	推进剂类型	含奥克托金的端羟基聚丁二烯	
总 质 量	kg	27 322	喷管数量	1	
质 量 比		0.9224	喷管喉径	mm	300
推力(平均)	kN	1 210.3	喷管扩张比	由 33 延伸到 57	
燃烧室压力(平均)	MPa	8.24	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	
比 冲(真空)	m/s	2 893.0	发动机有效使用期	a	10
总 冲	kN·s	72 618			

发动机结构

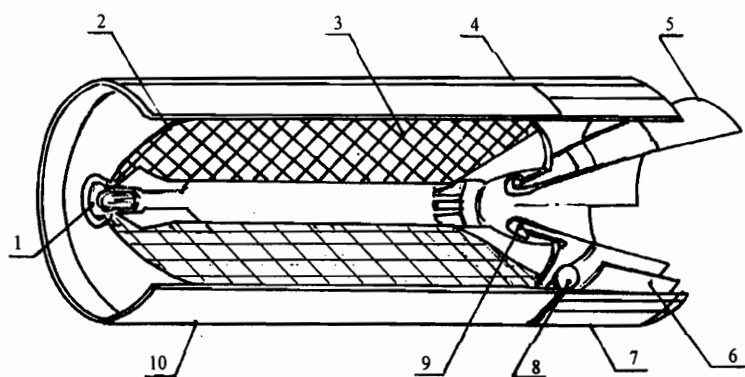
结构组成 MX-2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室由有机纤维凯芙拉-49/环氧树脂壳体,内、外绝热层和丁羟四组元推进剂药柱组成。

燃烧室壳体用铝合金前、后接头和凯芙拉-49 纤维/环氧树脂缠绕而成。由 32 层螺旋缠绕和 54 层环向缠绕构成。前封头由一个附加的头帽,后封头用两个头帽,这些头帽都用螺旋缠绕

制成。前、后裙由凯芙拉织物带和环向缠绕层构成,前、后裙都通过橡胶剪切层用环氧树脂粘结连接在壳体的螺旋绕层上,在裙的端头都铆有铝环。

壳体内绝热层是充填二氧化硅的三元乙丙橡胶(EPDM),其厚度由后封头的 13 mm 逐渐减薄到不暴露在燃气部分的约 0.8 mm。绝热层内喷涂有衬层。前、后封头都有人工脱粘层结构。



MX-2* 发动机结构图

1—点火器 2—EPDM 绝热层 3—HTPB 药柱 4—电缆管道 5—可延伸喷管出口锥(已展开) 6—可延伸喷管出口锥(未展开) 7—铝级间段 8—滚动控制系统 9—柔性喷管燃气涡轮作动系统 10—凯芙拉壳体和裙

壳体外壁涂有防护层,用来防护气动加热,核武器的核辐射和尘埃等影响,外防护层的材料为丁腈橡胶和三元乙丙橡胶的混合物。壳体主要性能与结构参数如下:

壳体纤维的抗拉强度	MPa	2 745.9	绝热层圆筒段厚度	mm	0.76
壳体纤维的弹性模量	MPa	1.3×10^5	绝热层材料伸长率	%	≥ 400
壳体材料的伸长率	%	2.7	绝热层材料密度	g/cm ³	1.1
壳体纤维的比强度	MPa·cm ³ /kg	2.45×10^5	壳体(包括绝热层)质量	kg	1 265.8
绝热层尾部厚度	mm	13			

推进剂药柱是浇铸成型的有 8 个大后翼和 8 个小前翼的圆柱内孔形药型。这些翼可以提供有效的燃面,得到一定的燃烧室压力时间曲线,使压力峰值与平均值之比减小。推进剂为总固体含量为 88% 的四组元端羟基聚丁二烯高性能推进剂,采用这种推进剂达到了低成本和高性能的综合。

推进剂牌号为 ANB-3600A。推进剂的主要组分为:端羟基聚丁二烯(HTPB)10%,高氯酸铵(AP)58%,奥克托金(HMX)12%,铝粉(Al)20%。推进剂为 1.3 级易燃品。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	2 286	推进剂燃速	mm/s	~ 17.2
药柱长度	mm	4 064	燃速压力指数(n)		0.4
药柱通道直径	mm	546	燃气温度	K	3 815
前翼长度	mm	1 016	推进剂抗拉强度(常温下)	MPa	1.1
后翼长度	mm	1 016	推进剂抗拉强度下伸长率(常温下)	%	73
中部圆柱孔长度	mm	2 032	推进剂密度	g/cm ³	1.81 ~ 1.82
药柱 m 数		4.19	药柱质量	kg	25 200

喷管 MX-2* 发动机采用带可延伸出锥的后回转中心全轴摆动柔性喷管。喷管喉衬和入口段为整体三维碳/碳材料,由 T-300 碳纤维编织成坯件,经浸渍碳化处理后达到最小密度 1.87 g/cm³。喷管的柔性接头由石墨/环氧树脂增强件和天然橡胶弹性层相互交叠而成,能提供 $\pm 6(^{\circ})$ 的全轴摆动能力。喷管装有可延伸出口锥,可延伸出口锥为套筒式(旅行茶杯式)结构,可使喷管扩张比由 33 增加到 57。采用可延伸出口锥可使推力增加 5 ~ 7%,相当增加了比冲 3 ~ 4%,即 80 m/s ~ 100 m/s,同时缩短了导弹级间段的长度。

喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	300	喷管潜入长度	mm	610
喷管扩张比		由 33 延伸到 57	喷管最大摆角	($^{\circ}$)	± 6
推力系数		1.98	喷管质量	kg	546
喉衬烧蚀率	mm/s	0.323	喷管冲质比	N·s/kg	1.33×10^5

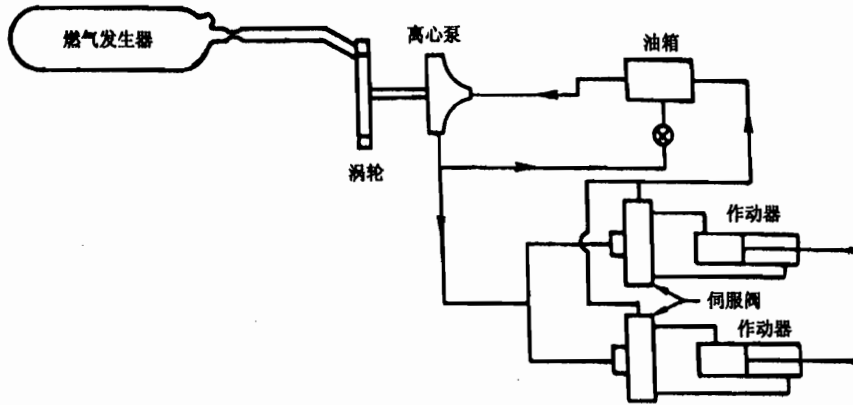
喷管各部分所用主要材料如下:

整体喉衬入口段	T300 三维碳/碳复合材料	出口锥外层	缠绕 T300 石墨/酚醛
喉衬绝热层	碳/酚醛	喷管外壁防护层	碳毡
喉部壳体	钢	喷管倒锥壳体	钢
外头帽	改进的碳/酚醛	喷管倒锥绝热层	三元乙丙橡胶
出口锥内层	碳带/酚醛		

点火装置 MX-2* 发动机采用带安全保险机构的小火箭式点火装置。在顶盖里有两个发火管,由发火管点燃引燃药,再点燃小火箭式点火器。点火小发动机壳体材料为玻璃钢,引燃药为硼酸钾(BKNO₃),点火小发动机的推进剂为高燃速丁羟推进剂。

推力矢量控制装置 MX-2* 发动机推力矢量控制由全轴摆动柔性喷管产生俯仰和偏航力矩,柔性喷

管是由安装成相互间隔 90° 的两个伺服作动筒来操纵。液压能源是由固体推进剂燃气发生器驱动涡轮液压泵提供。系统概要如下图所示。



MX-2* 发动机推力矢量作动系统简图

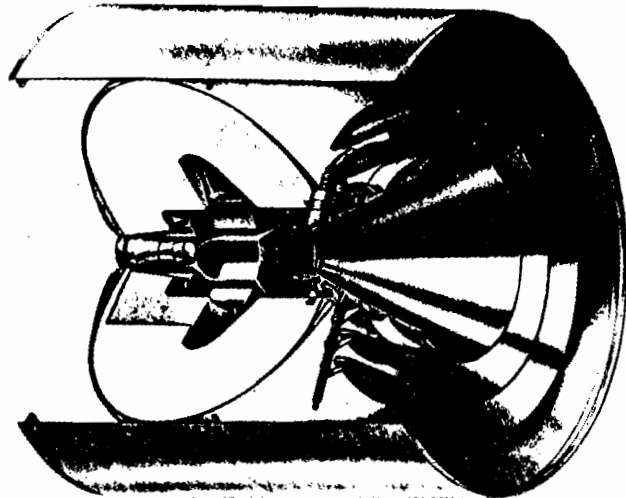
MX 导弹第二级发动机在飞行时的滚动控制力矩是由一个固体推进剂燃气发生器和固定在后裙上的带有排气喷咀的两个滚动控制阀产生的。

改进与发展

MX-2* 发动机研制的指导思想是进行总体优化,在满足导弹总体要求下使成本最低和风险最小。在发动机设计选择各部件的工艺技术时,目标是采用最低成本和最少研制风险条件下来达到所需的性能。例如在喷管出口锥的工艺技术选择时,采用玫瑰花瓣式碳/碳结构将会大大减少喷管组件的惯性质量,但这种工艺成本高,研制风险大,而采用普通碳/酚醛和石墨/酚醛出口锥已能满足总体性能要求,决定采用这种成本低,风险小的工艺技术。

MX-3*

MX-3* 固体火箭发动机是美国“和平保卫者”(Peacekeeper)MX 大型固体地对地洲际弹道导弹的第三级发动机。由美国赫克里斯(Hercules)公司研制和生产。1979 年开始全尺寸发动机研制,1981 年 1 月 15 日进行了第一次全尺寸发动机试验,喷管上装有可延伸出口锥,试验取得成功。到 1982 年 MX-3* 发动机作了 7 次试验,其中 3 次是高空模拟试验。1986 年用于定型的 MX 导弹,并开始装备。MX-3* 发动机全尺寸工程研制阶段费用为 2.593 亿美元(按 1984 年财政年度不变值计),MX-3* 发动机研制成本每台 2 304 万美元,初始生产成本每台 433 万美元。

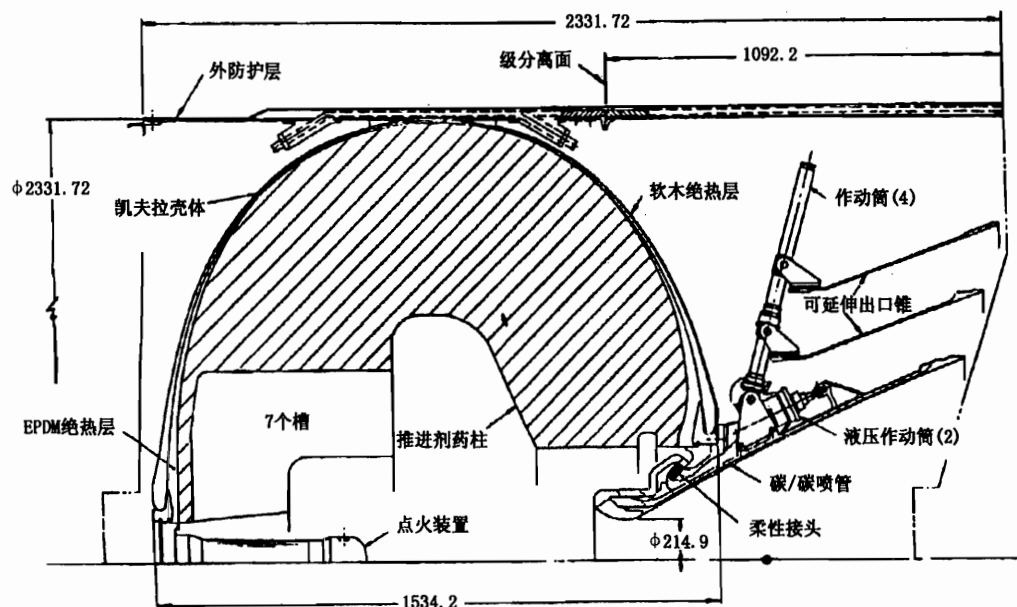


MX-3* 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 340	总冲(实际)	kN·s	≥20 575.1
长度(延伸锥未展开时)	mm	2 330	工作时间	s	65
长度(延伸锥展开时)	mm	3 290	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
总 质 量	kg	7 694.7	喷管数量	1	
质 量 比		0.9208	喷管喉径	mm	214.9
推 力(平均)	kN	316.5	喷管扩张比	由 24.14 延伸到 67.46	
燃烧室压力(平均)	MPa	5.2	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	
比 冲(真空)	m/s	2 922.4	使用温度范围	℃	7~38
总 冲(真空)	kN·s	20 706.1	存效使用期(不需维修)	a	10

发动机结构



MX-3* 发动机结构图

结构组成 MX-3* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室由有机纤维凯芙拉-49 纤维与低模量 HBRF-241 树脂缠绕成的壳体,内、外绝热层和 NEPE 推进剂药柱等组成。

燃烧室壳体由凯芙拉-49 纤维与 HBRF-241 树脂为基体缠绕而成,树脂与纤维的质量比为 35:65。有 7 层螺旋缠绕层,其余为环向缠绕层,前后封头的开口处用凯芙拉纤维/HBRF-241 树脂螺旋缠绕的封头帽增强。燃烧室壳体由一个长度 81 mm 的短圆柱段和两个椭球封头组成的。前后极孔接头用能抗应力腐蚀的 7075-T360 铝合金的锻件机加而成。接头通过弹性衬垫粘结到封头上,该弹性衬垫连接件可允许复合材料壳体与刚度较大的接头之间有一定的相对运动。裙部是一个整体结构,以 1915 树脂为基体与石墨纤维和玻璃纤维缠绕而成。前裙和后裙通过弹性层粘结到燃烧室壳体上。

绝热层是由二氧化硅作填料的乙烯丙烯系共聚物与氯丁橡胶组成的。内绝热层的主要设计准则是:(1)在整个发动机工作期间对燃烧室壳体起压力密封作用;(2)对壳体的隔热要求是壳体最高温度为

喷管载荷的主要承力结构是固定体的铝壳和基本喷管出口锥的铝壳,用双头钢螺栓把喷管与燃烧室壳体后接头连接,液压伺服作动筒安装在固定体铝壳和出口锥铝壳上。

喷管入口头帽用酚醛树脂浸渍的石墨布铺成,石墨布纤维方向与部件中心线成 45° 。头帽材料经处理后密度达到 1.6 g/cm^3 。整体喉衬入口段是三维编织碳/碳材料,纤维体积至少占总材料体积的 44%,最终密度为 $1.88 \text{ g/cm}^3 \sim 1.92 \text{ g/cm}^3$ 。出口锥内衬为浸渍酚醛树脂的石墨纤维布铺成,石墨布的经线方向与部件的轴向一致,材料的最终密度为 1.50 g/cm^3 。固定体壳体和柔性接头前端环的绝热层为三元乙丙橡胶。

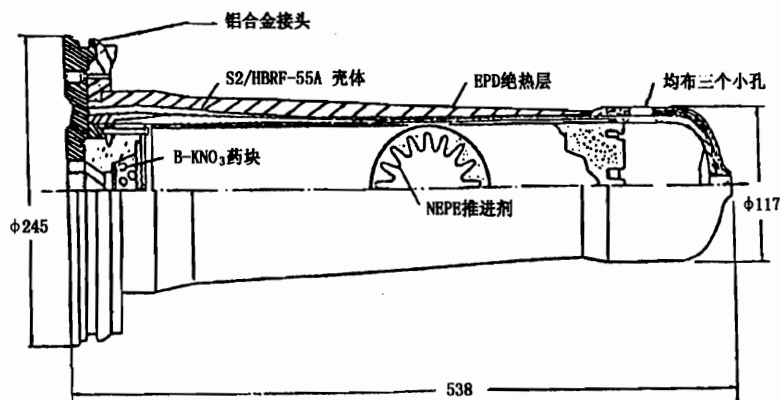
两节可延伸出口锥为套筒式结构,这两个碳/碳可延伸出口锥用人造纤维作基材,制成平纹石墨布卷铺而成。最高石墨化温度为 2480°C ,密度可达 1.5 g/cm^3 。两节可延伸出口锥可使喷管的扩张比由 24.14 增加到 67.46,使发动机比冲提高 5.6%。

柔性接头由铝合金的前后法兰和 10 层玻璃钢球环形增弹件和 11 层天然橡胶弹性层交替叠粘而成。它可以提供 3° 的全轴摆动。这个柔性接头的迴转中心比通常设计迴转的中心点位置靠后,以便使带延伸锥的喷管系统的转动惯量减小,提高喷管系统的自然频率,从而满足推力矢量控制的要求。喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	214.9	喷管潜入长度	mm	342.9
喷管出口内径(基本喷管)	mm	1 055.9	喷管延锥展开时间	s	≤ 0.5
喷管出口内径(二级延伸锥)	mm	1 764.3	喷管摆角	($^\circ$)	± 3
喷管扩张比	由 24.14 延伸到 67.46		推力系数(真空)		2.01
初始扩张角	($^\circ$)	27.68	基本喷管质量	kg	107.3
出口扩张角	($^\circ$)	19.93	可延伸出锥质量	kg	67.5
基本喷管长度	mm	1 019.15	喷管冲质比	$\text{N}\cdot\text{s/kg}$	115 028

喷管各部分所用主要材料

喷管壳体	铝合金 7175-T736 锻件	整体喉衬入口段	三锥碳/碳复合材料
喉部背衬	石墨布/酚醛	柔性接头前后法兰	铝合金 7175-T736
扩张段内衬	二锥碳/碳复合材料	外头帽	碳布/酚醛
扩张段外层	低密度碳/酚醛		
柔性接头增强件	S-2 玻璃布/环氧树脂		
柔性接头弹性层	天然橡胶		
柔性接头防热栅	碳/酚醛		



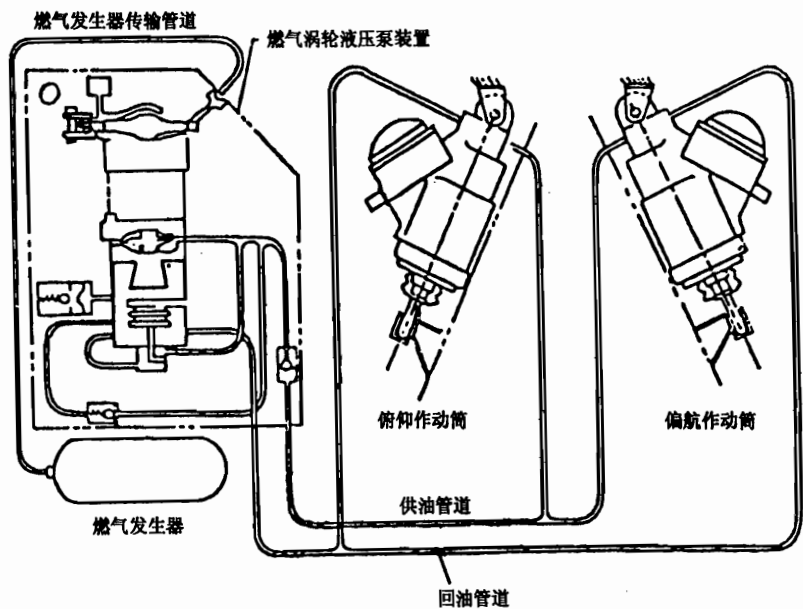
MX-3* 发动机小火箭式点火器

点火装置 MX-3* 发动机用带安全保险机构的小火箭式点火装置。点火器为玻璃钢壳体,内装与发动机主装药相同的硝酸酯增塑聚醚推进剂,壳体外采用三元乙丙橡胶/二氧化硅绝热层。这外绝热层的厚度从点火器根部逐渐到顶部变薄,可使在发动机工作期间点火器壳体逐渐燃尽。点火器装药内孔呈多角星形的薄药肉厚药柱。点火器用硼酸钾作为引燃药用个起爆装置穿过顶盖点燃发火管。点火器的结构如左图所示。

点火装置主要性能与结构参数如下:

点火器最大直径	mm	245	点火发动机工作压力(平均)	MPa	8.8
点火器长度	mm	538	点火燃气最大流量	kg/s	8.6
点火药柱质量	kg	2.5	点火燃气额定流量	kg/s	4.8
点火药柱肉厚	mm	6.35	点火器工作时间	s	1.2
点火器排气孔面积	cm ²	8.65	发火管数量		2
点火发动机工作压力(最大)	MPa	15.5	点火装置质量	kg	8.4

推力矢量控制装置 MX-3* 发动机推力矢量控制由全轴摆动柔性喷管在伺服作筒操纵下产生俯仰和偏航控制力矩。液压能源由固体推进剂燃气发生器驱动涡轮液压泵提供。燃气涡轮液压伺服作动系统如下图所示。



MX-3* 发动机推力矢量燃气液压伺服作动系统图

燃气发生器的药筒内装有两级型的硝酸铵药柱,一级是速燃药,用来点燃二级的缓燃主装药。由燃气推动涡轮液压泵,高压液压油通过管路、阀门到伺服作动筒,根据控制指令使作动筒伸长或缩短,以带动喷管摆动。推力矢量控制装置主要性能与结构参数如下:

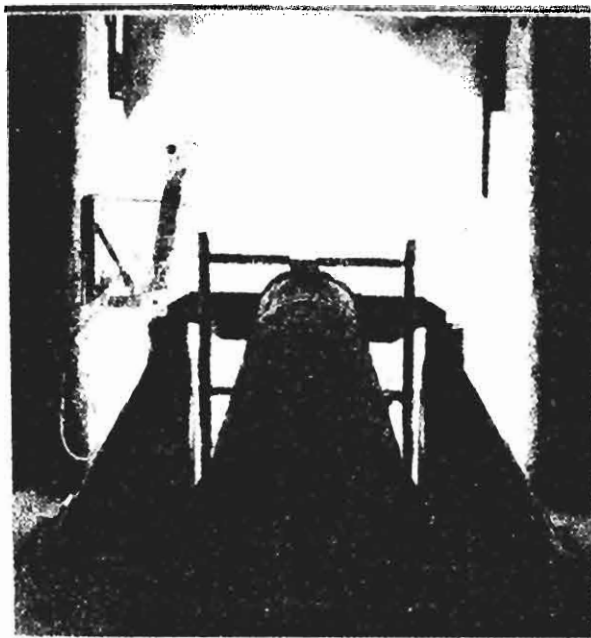
作动筒行程	mm	46.7	液压装置流量	l/min	45.6
作动筒输出力	kN	45	液压压力	MPa	12.74
柔性接头最大力矩	kN·m	11.19	环境温度(工作时)℃		7~37
柔性接头的弹性比力矩	kN·m/(°)	3.73	液压油最高温度	℃	226.6
摆动速度	(°)/s	15	液压油牌号		BRACO745
作动力臂	mm	342.9	系统工作时间	s	86.1
液压装置功率	kW	8.02	作动系统质量	kg	~30

改进与发展

MX-3* 发动机采用了 80 年代固体火箭发动机多项最新技术,如两节套筒式可延伸出口锥(EEC),硝酸酯增塑聚醚(NEPE)推进剂,二维和三维碳/碳复合材料的轻质喷管。为了使全尺寸发动机研制在扎实的基础上进行,赫克里斯公司在 1975 年 7 月 12 日和 9 月 13 日为鉴定高性能推进剂,新型喷管,点火器以

及绝热层材料分别作过两次半尺寸发动机试验。1978 年进行了一次可延伸出口锥的试验,是将此出口锥安装在“民兵 3”的第三级发动机喷管上进行考核,这试验是在高空模拟试验台上进行的。这些试验证明所采用的新技术是在极限范围以内,所以其全尺寸研制工作没有冒多大风险。这些新技术的应用提高了整个发动机的性能,以最低寿命周期成本来达到所规定的性能和可靠性要求。

SICBM-1*



SICBM-1* 固体火箭发动机

SICBM-1* 固体火箭发动机是美国“侏儒”(Nidgetmen)小型地对地洲际弹道导弹(SICBM)的第一级发动机。由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。从 1984 年开始研制,1986 年 4 月 5 日进行了第一台全尺寸发动机的点火试验,试验取得成功。1987 年 11 月 4 日成功地进行了首次带可动喷管推力矢量控制装置的全尺寸发动机试验。原来预计 1992 年“侏儒”导弹具备初步作战能力,后来推迟到 1994 年或 1995 年,最后决定停止研制。方案研究阶段,锡奥科尔公司得到 503.6 万美元,全尺寸预研阶段,得到 3790 万美元,全尺寸工程研制开始得到 1.217 亿美元,全尺寸工程研制后期要 1.259 亿美元,要进行 20 次第一级发动机的地面试验,1988 年美国空军将此合同费用减少了 0.51 亿美元。

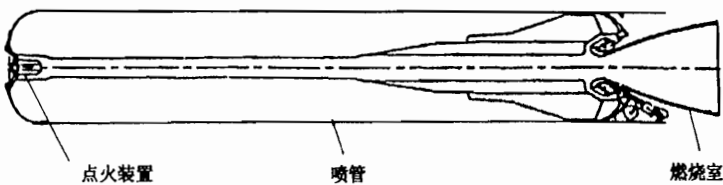
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 168	总 冲	kN·s	~ 18 840
长 度	mm	7 620	工作时间	s	~ 41
总 质 量	kg	~ 8 350	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
质 量 比		~ 0.922	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	~ 460	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	
比 冲	m/s	~ 2 500			

发动机结构

结构组成 SICBM-1* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室由 IM-7 石墨纤维/HBRF-55A 环氧树脂缠绕成的壳体,内绝热层,外防护层和 NEPE 推进剂药柱等组



SICBM-1* 发动机结构图

成。

燃烧室壳体利用的 IM-7 石墨纤维的抗拉强度为 5.51 GPa, 拉伸模量为 303 GPa, 伸长率为 1.9%, 密度为 1.77 g/cm³。所用的 HBRF-55A 环氧树脂是一种刚性胺双酚 A 环氧树脂, 其抗拉强度为 84.6 MPa, 模量为 3 096 MPa, 伸长率为 6.7%, 密度为 1.218 g/cm³。所缠绕成型的复合材料壳体的抗拉强度超过 3.4 GPa。壳体的容器特征系数 $PV/W \geq 3.9 \times 10^5 \text{ MPa} \cdot \text{cm}^3/\text{kg}$ 。

内绝热层首次使用凯芙拉纤维作填料, EPDM 作粘结剂的带材缠绕成型 (WEI) 工艺。这种材料的抗拉强度为 7.75 MPa, 密度为 1.16 g/cm³, 热导率为 0.36 W/m·K, 肖氏硬度为 ~79。

推进剂药柱为带后翼的圆柱形内孔型药柱。推进剂主要性能参数如下:

理论比冲	m/s	2 687	推进剂抗拉强度(高温 65℃)	MPa	0.57
推进剂燃速	mm/s	~8	推进剂抗拉强度(低温 -40℃)	MPa	6.8
燃速压力指数(n)		0.58	推进剂伸长率(常温)	%	≥100
燃速温度敏感系数	%/℃	0.3	推进剂伸长率(高温 65℃)	%	79
推进剂密度	g/cm ³	1.849	推进剂伸长率(低温 -40℃)	%	20
推进剂抗拉强度(常温)	MPa	0.9	推进剂危险等级		1.1 级

喷管 喷管为全轴摆动柔性喷管。喷管喉衬整体入口段为三维碳/碳复合材料, 出口锥为双密度碳/酚醛材料。

点火装置 采用安装在发动机头部带保险机构的小火箭式点火器。

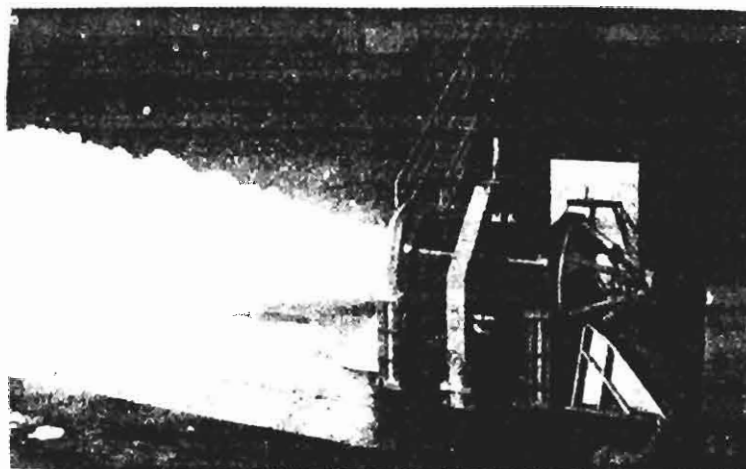
推力矢量控制装置 推力矢量控制装置是由燃气涡轮液压伺服动作系统带动的全轴摆动柔性喷管。

改进与发展

“侏儒”导弹第一级发动机开始研制时, 美国空军选择了锡奥科尔公司和联合工艺公司化学系统分公司同时开展。这发动机设计工作经历初期全尺寸设计 (Pre-FSD) 和全尺寸设计 (FSD) 两个阶段。在 Pre-FSD 阶段发动机长度为 5 080 mm 左右, 这发动机燃烧室后封头绝热层烧蚀与预计的相一致。在 FSD 阶段, 根据导弹总体的要求, 由锡奥科尔公司研制比 Pre-FSD 阶段增长 35% 的发动机, 该阶段共进行了 8 次地面试验和一次飞行试验。试验结果表明燃烧室后封头绝热层烧蚀率增大 200% 至 300%, 这是流场分析时未曾料到的, 原来采用 DL1552A 绝热层材料烧蚀率达到 0.737 mm/s, 后来改用耐烧蚀性能更好的绝热层材料 DL2495, 烧蚀率降为 0.28 mm/s, 解决了加长度后燃烧室后封头绝热层过度烧蚀问题。

SICBM-2*

SICBM-2* 固体火箭发动机是美国“侏儒”(Midgetmen) 小型地对地洲际弹道导弹 (SICBM) 的第二级发动机。由美国航空喷气 (Aerojet) 公司研制。1984 年开始研制, 1985 年 10 月进行了首次全尺寸发动机的地面试验, 1987 年 4 月 24 日在阿诺德工程发展中心的 J-4 高空舱内进行了该发动机的模拟 24 km 高空条件下的试验, 试验取得成功, 证明喷管和推力矢量控制装置的设计和所用的材料是合理的。原来预计 1992 年投入使用, 后推迟到 1994 年或 1995 年, 最后决定停止研制。航空喷气公司在方案论证阶段得到费用 536.9 万美元, 全尺寸预研阶段为 3 560 万美元, 进行 3~4 次发动机试验, 全尺寸工程研制阶段初期为 1.79 亿美元, 要进行 20 次地面试验和进行飞行鉴定, 后期研制为 1.807 亿美元, 1988 年, 美国空军将后期费用减少了 7 700 万美元。



SICBM-2* 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 168	比 冲	m/s	2 903
长 度	mm	3 050	总 冲	kN·s	8 625
总 质 量	kg	3 266	工作时间	s	41.7
质 量 比		~ 0.935	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
推 力(最大)	kN	267	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	~ 216	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	

发动机结构

结构组成 SICBM-2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室由 IM-7 石墨纤维/HBRF-55A 环氧树脂缠绕成的壳体,内绝热层,外防护层和 NEPE 推进剂药柱等组成。所用的 IM-7 石墨纤维,HBRF-55A 树脂,NEPE 推进剂等材料的性能与 SICBM-1* 发动机的相同,可参见 SICBM-1* 发动机的有关部分。

喷管 SICBM-2* 发动机喷管为全轴摆动柔性喷管。喷管所用的主要材料与 SICBM-1* 发动机的相同。

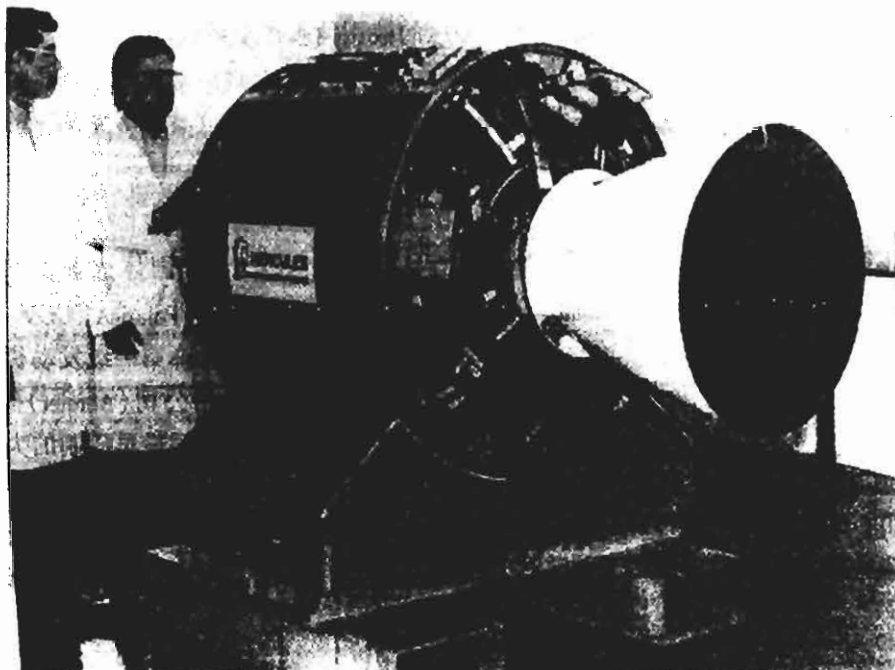
点火装置 SICBM-2* 发动机采用安装在头部的带安全保险机构的小火箭式点火器。

推力矢量控制装置 SICBM-2* 发动机的推力矢量控制装置为用热气增压式液压伺服作动系统推动全轴摆动柔性喷管。

改进与发展

原报导“侏儒”导弹第二级发动机要采用可延伸出口锥(EEC),航空喷气公司为此研制成功第二代可延伸出口锥,它是一种喷管扩张比(出口面积)连续可变的盖板搭接式可延伸出口锥,但到 1991 年在第 27 届美国航空航天学会联合推进会议期间展出的小型洲际弹道导弹“侏儒”的第二级发动机模型上并未见有可延伸出口锥。

SICBM-3*



SICBM-3* 固体火箭发动机

SICBM-3* 固体火箭发动机是美国“侏儒”(Midgetmen)小型地对地洲际弹道导弹(SICBM)的第三级发动机。由美国赫克里斯(Hercules)公司研制。1984 年开始研制,1987 年初赫克里斯公司研制出全尺寸样机,1988 年该发动机首次进行高空模拟试验。美国空军原计划 1992 年“侏儒”导弹应具有初步作战能力,后推迟到 1994 年或 1995 年,最后决定停止“侏儒”导弹的研制工作。赫克里斯公司在方案论证阶段得到 503.3 万美元,全尺寸预研阶段得到 7 190 万美元,进行 3~4 次试验,全尺寸工程研制初期得到 1.217 亿美元,要进行 20 次地面试验和飞行鉴定,研制后期合同金额 1.697 亿美元,1988 年减少了 7 200 万美元。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 168	比 冲	m/s	2 922
长 度	mm	2 032	总 冲	kN·s	4 244
总 质 量	kg	1 542	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
质 量 比		0.937	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	~ 140	推力矢量控制	全轴摆动柔性喷管	

发动机结构

SICBM-3* 发动机壳体材料与 SICBM-1* 发动机的相同,也是 IM-7 石墨纤维/HBRF-55A 环氧树脂复合材料。有关性能可参见 SIBM-1* 发动机的相应部分。

SICBM-3* 发动机的推进剂为 NEPE 类高能推进剂,其主要性能与 SICBM-1* 发动机所用的推进剂基

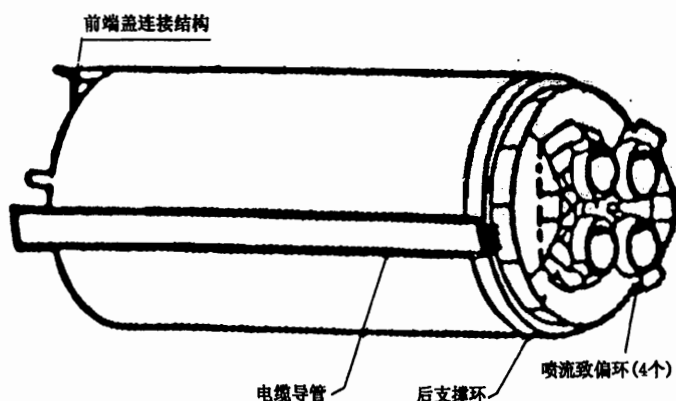
本相同。

SICBM-3* 发动机喷管为全轴摆动柔性喷管,喷管所用的材料除出口锥外,基本也与 SICBM-1* 发动机相同。SICBM-3* 发动机喷管出口锥为编织的三锥碳/碳材料,不是双密度碳/酚醛材料。喷管可能带有可延伸出口锥。

SICBM-3* 发动机的点火装置为带安全保险机构的后端环形轻质激光点火器。

SICBM-3* 发动机推力矢量控制装置是由冷气增压的液压伺服作动系统。

A₁P₁F



A₁P₁F 固体火箭发动机

A₁P₁F 固体火箭发动机是美国“北极星 A1”(Polaris A1 UGM-27A)第一代潜地弹道导弹第一级发动机。由美国航空喷气通用公司(Aeromet)研制。A₁P₁F 发动机是美国最早研制的大型固体火箭发动机之一,于 1957 年开始研制,1960 年 11 月服役,在此期间共进行了 339 次地面及飞行试验。该发动机于 1965 年退役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 370	比 冲(海平面)	m/s	2 265
长 度	mm	3 400	总 冲(海平面)	kN·s	15 644
总 质 量	kg	7 940	工作时间	s	60
质 量 比		0.87	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力	kN	311	喷管数量		4
燃烧室压力(最大)	MPa	6.9	喷管喉径	mm	76
燃烧室压力(平均)	MPa	3.9	推力矢量控制		喷流致偏环

发动机结构

结构组成 A₁P₁F 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由钢壳体、绝热层和浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为改性 AMS-6434 钢,采用旋压滚焊工艺技术成型。壳体主要性能与结构参数如下:

壁 厚	mm	5.1	屈服强度	MPa	1 471
质 量	kg	864.4	延 伸 率	%	8
密 度	g/cm ³	7.83			

绝热层材料为二氧化硅/酚醛。

推进剂药柱为浇铸成型的六角星孔型药柱,所用的聚氨酯(PU)推进剂组分为:聚氨基甲酸酯、铝粉、高氯酸铵。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	1 300	推进剂燃速($P_c = 6.1\text{MPa}$)	mm/s	5.76
药柱长度	mm	2 790	燃速压力指数(n)		0.35
装药质量	kg	6 900	燃速温度系数	%/ $^{\circ}\text{C}$	0.234
推进剂密度	g/cm^3	1.66	特征速度	m/s	1 466
工作温度范围	$^{\circ}\text{C}$	$-50 \sim +65$	延 伸 率	%	25

喷管 A_1P_1F 发动机有 4 个外接固定喷管,其结构为分段抗热结构加外壳,喉衬为锻造钼合金,入口段和出口锥为多晶石墨热结构材料。

推力矢量控制装置 采用加钢罩的铝合金喷流致偏环,作动系统为:电池-电机-液压泵-作动器,作动系统质量 150 kg。

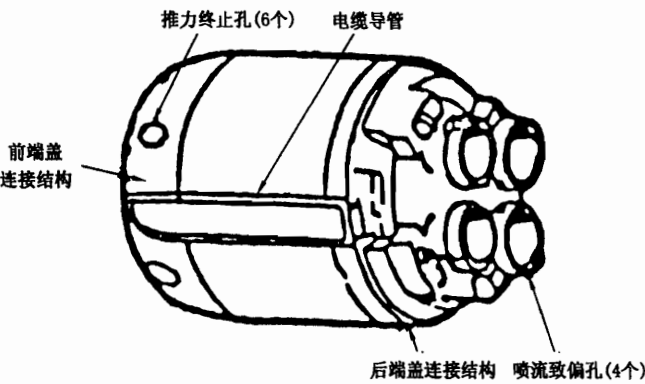
改进与发展

A_1P_1F 发动机起初曾用石墨喉衬,但在首批试验中就遇到石墨喉衬和出口锥脱落等问题,后改用锻造钼作喉衬,背壁为热沉石墨和钼衬层,从而提高了结构性能。

A_1P_1F 发动机的推力矢量控制起初选用钼制喷流致偏环,在发动机静态点火试验中发现钼在 204°C 以下发脆,而且大型单块结构的致偏环因点火冲击,或因开始进入燃气流时受机械或热冲击,而容易碎裂,轴承也容易过热。后来修改了设计,将致偏环加钢罩,同时取消回流密封圈,再在发动机后部和底部电缆上加了玻璃钢防热罩,防止燃气回流时底部加热,这样就可使偏流环能承受结构载荷,并能消除热应力。

A_1P_2F

A_1P_2F 固体火箭发动机是美国“北极星 A1”(Polaris A1 UBVGM-27A)弹道导弹二级发动机,由美国航空喷气通公司(Aerojet)负责研制。 A_1P_2F 发动机也是美国最早研制的大型固体火箭发机之一,于 1957 年开始研制,1960 年 11 月服役。该发动机于 1965 年退役。



A_1P_2F 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 370	比 冲(真空)	m/s	2 665
长 度	mm	2 100	总 冲(真空)	$\text{kN}\cdot\text{s}$	9 114
总 质量	kg	3 940	工作时间	s	70
质 量 比		0.86	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(真空)	kN	146.7	喷管数量		4
燃烧室压力(平均)	MPa	2.63	推力矢量控制		喷流致偏环
比 冲(海平面)	m/s	2 265			

发动机结构

结构组成 A₁P₂F 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置及推力终止装置组成。

燃烧室 燃烧室由钢壳体,绝热层和浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为改性 AMS-6434 钢,采用旋压滚焊工艺技术成型。壳体主要性能与结构参数如下:

壁 厚	mm	2.3	屈服强度	MPa	1 471
质 量	kg	237.9	延 伸 率	%	8
密 度	g/cm ³	7.83			

推进剂药柱为连续混合浇铸成型的六角星孔型药柱,所用的聚氨酯(PU)推进剂的组分为:聚氨基甲酸酯、铝粉、高氯酸铵。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外直径	mm	1 300	推进剂燃速(Pc = 6.8MPa)	mm/s	5.76
药柱长度	mm	1 190	燃速压力指数(n)		0.35
装药质量	kg	3 420	燃速温度敏感系数	%/℃	0.234
推进剂密度	g/cm ³	1.69	特征速度	m/s	1 466
工作温度范围	℃	- 50 ~ + 65	延 伸 率	%	25

喷管 A₁P₂F 发动机有 4 个外接固定喷管,其喉衬为锻造钼合金。

推力矢量控制装置 采用加钛合金罩的钼合金喷流致偏环,作动系统为:电池-电机-液压泵-作动器,作动系统质量 150 kg。

推力终止装置 在壳体前封头相间 60(°)开有 6 个推力反向孔。

改进与发展

A₁P₂F 发动机起初曾采用石墨喉衬,但在首批试验中遇到喉衬脱落等问题,后改用锻造钼作喉衬,提高了喷管结构性能。

A₂PF

A₂PF 固体火箭发动机是美国“北极星 A2”(Polaris A2 UGM-27B)潜地弹道导弹第一级发动机,由美国航空喷气通用公司(Aerojet)负责研制。该发动机于 1958 年开始研制,1960 年 11 月试飞,1976 年退役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 370	比 冲(海平面)	m/s	2 264
长 度	mm	4 200	总 冲(海平面)	kN·s	21 053
总 质量	kg	10 500	工作时间	s	62
质量 比		0.886	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(海平面)	kN	353	喷管数量		4
燃烧室压力(最大)	MPa	7.1	推力矢量控制		喷流致偏环

发动机结构

结构组成 A₂PF 发动机是由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由钢壳体、绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

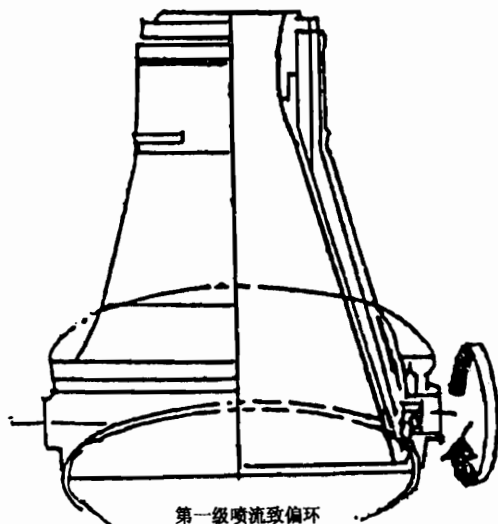
壳体材料为改性 AMS-6434 钢,采用旋压滚焊工艺技术制造。壳体主要性能与结构参数如下:

壁厚	mm	4.8	屈服强度	MPa	1 471
质量	kg	940	延伸率	%	8
密度	g/cm ³	7.83			

绝热层材料为丁腈橡胶系统。

推进剂药柱为连续混合浇铸成型的六角星孔型药柱,所用的聚氨酯(PU)推进剂的组分为:聚氨基甲酸酯、铝粉、高氯酸铵。推进剂及药柱性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	1 300	燃速压力指数(n)	0.35	
装药质量	kg	9 270	温度敏感系数	%/℃	0.234
推进剂密度	g/cm ³	1.66	特征速度	m/s	1 466
工作温度范围	℃	- 50 ~ + 65	延 伸 率	%	25
推进剂燃速(P _C = 6.8 MPa)	mm/s	5.76			



A₂PF 发动机喷管结构

喷管 A₂PF 发动机有 4 个固定喷管,其喉衬材料为钨或石墨。

推力矢量控制装置 采用钼制喷流致偏环,作动系统为:电池-电机-液压泵-作动器,作动系统质量 140 kg。

改进与发展

A₂PF 发动机基本上沿用了 A₁P₁F 发动机的技术,其结构,壳体材料,推进剂配方,喷管及推力矢量控制系统均与 A₁P₁F 发动机相同。主要改进是发动机长度增加了 0.762 m,从而增大了装药量;同时增大了推力,使发动机总冲增大,提高了“北极星 A2”导弹的射程。

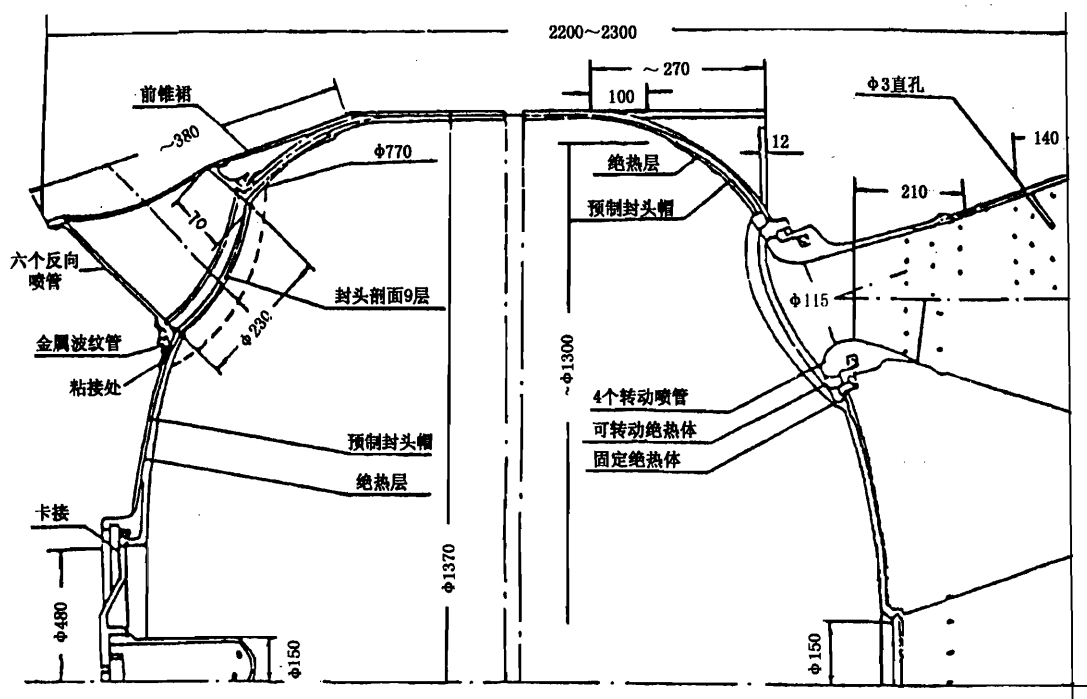
X₂₅₀B₄

X₂₅₀B₄ 固体火箭发动机是美国“北极星 A2”(Polaris A2)潜地弹道导弹第二级发动机,由美国赫克里斯(Hercules)公司研制。该发动机于 1958 年开始研制。1960 年开始试飞,1962 年服役。1976 年全部退役。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	1 370	总 冲(真空)	kN·s	9 692
长 度	mm	2 140	推进剂类型	复合改性双基(CMDB)	
总 质量	kg	3 890	喷管数量	4	
质量 比		0.89	喷管喉径	mm	115
燃烧室压力(平均)	MPa	2.8	喷管扩张比	9.8	
比 冲(真空)	m/s	2 793	推力矢量控制	转动喷管	

发动机结构


 X₂₅₀B₄ 发动机结构图

结构组成 X₂₅₀B₄ 发动机是由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置及推力终止装置等组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体、绝热层及浇筑成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 E 玻璃钢(E 玻璃纤维/双酚醛 A 型环氧树脂),采用缠绕工艺制造。壳体主要性能与结构参数如下:

壁 厚	mm	4.6	比 强 度	MPa·cm ³ /kg	3.35 × 10 ⁵
质 量	kg	127	极 限 强 度	MPa	1 274.9
密 度	g/cm ³	2.10			

壳体内绝热层为丁腈橡胶填充 SiO₂。外绝热层采用 801 耦合剂/ODR332 树脂喷涂,其密度为 1.19 g/cm³。

推进剂药柱所用推进剂主要组分为:硝化纤维、硝化甘油、高氯酸铵、铝粉。装药质量 3 470 kg。推进剂性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.74	抗拉强度(T=25℃)	MPa	2.7
燃 速	mm/s	17.8	抗拉强度(T=-25℃)	MPa	18.9
燃速压力指数(n)		0.5	延伸率(T=25℃)	%	48.0
燃速温度敏感系数	%/℃	0.80	延伸率(T=-25℃)	%	4.5
燃气温度	℃	3 320			

喷管 X₂₅₀B₄ 发动机有 4 个转动喷管,其喉衬为钨或石墨,出口直径为 360 mm。

推力矢量控制装置 发动机通过喷管绕轴线转动进行推力矢量控制,最大转角为 ± 30(°)。作动系统为:电池-电机-液压泵-作动器,作动系统质量为 120 kg。

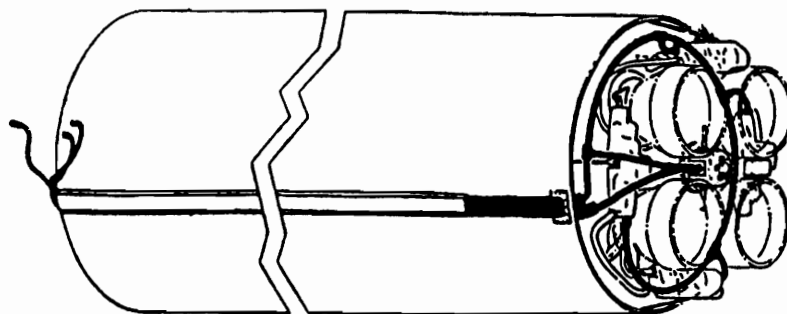
推力终止装置 发动机壳体前封头上装有 6 个推力反向喷管,距封头边缘 60 mm 处均匀分布。反向

喷管一端与封头相联,另一端与发动机锥形前裙用铆钉联接。反向喷管的打开采用炸药切割法。

点火装置 点火器壳体材料为铝合金,采用拉伸旋压加工工艺成型,直径为 150 mm,长度为 220 mm。喷火端头呈半球形,其上开有 7 个孔,顶盖上开有两个点火孔和两个测压孔。该点火装置具有安全保险机构。

A₃PF

A₃PF 固体火箭发动机是美国“北极星 A3”(Polaris A-3 UGM-27C)潜地弹道导弹第一级发动机,由美国航空喷气通用公司(Aerojet)研制。该发动机于 1960 年 9 月开始研制,1964 年 9 月开始服役,1968 年停止生产,1982 年退役。



A₃PF 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 370	比 冲(海平面)	m/s	2 316
长 度	mm	4 620	总 冲(海平面)	kN·s	22 590
总 质 量	kg	10 886	工作时间	s	62
质 量 比		0.91	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(最大)	kN	421.4	喷管数量		4
推 力(平均)	kN	371.4	喷管喉径	mm	76
燃烧室压力(最大)	MPa	6.7	喷管扩张比		7
燃烧室压力(平均)	MPa	5.6	推力矢量控制		转动喷管

发动机结构

结构组成 A₃PF 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

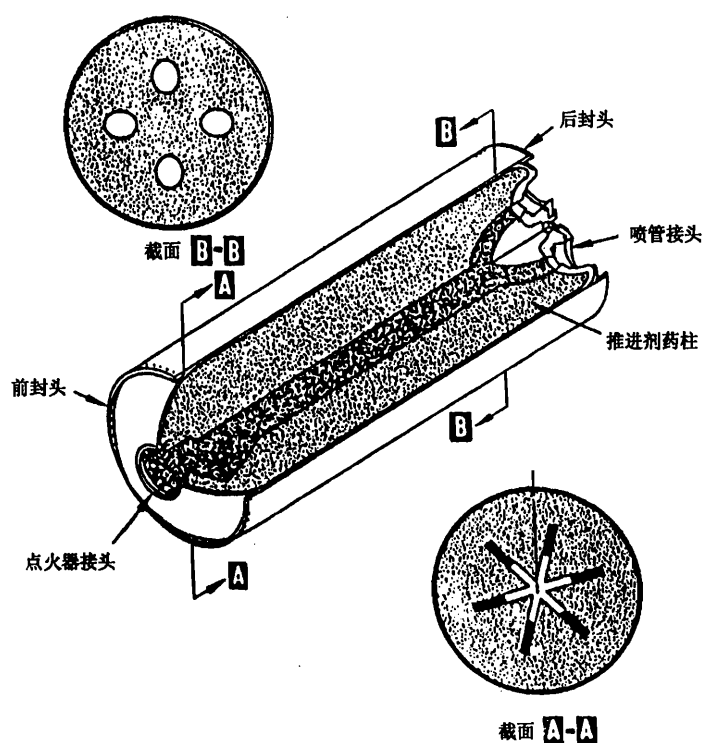
燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 S 玻璃钢(S-994 玻璃纤维/E787 双酚 A 型环氧树脂),采用缠绕工艺制造,纤维缠绕角为 5°(平面)。壳体主要性能与结构参数

壁 厚	mm	8.1	纵向与环向纤维应力平衡系数	0.92
质 量	kg	433	比 强 度	MPa·cm ³ /kg 4.17 × 10 ⁵
密 度	g/cm ³	2.0		

绝热层为加填料的丁腈橡胶系统。

推进剂药柱为浇铸成型的六角星孔型药柱,装药质量为 9 750 kg。推进剂配方为:聚氨酯(PU)8.2%,硝基增塑剂(A3)12.3%,高氯酸铵(AP)63.5%,铝粉(Al)16%。


 A₃PF 发动机燃烧室结构

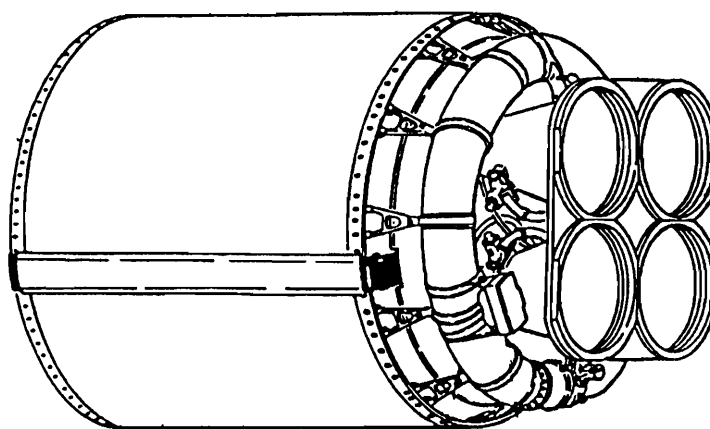
喷管 A₃PF 发动机有 4 个转动喷管,喉衬材料为钨渗铜,其密度为 17.4 g/cm³,入口段材料为石墨/酚醛,出口段材料为碳/酚醛。

推力矢量控制装置 该发动机通过喷管转动进行推力矢量控制,作动系统为:电池-电机-液压泵-作动器,作动系统质量为 110 kg。

点火装置 A₃PF 发动机点火器为小火箭式,由发火管、点火药匣、小发动机组成。EBW 发火管为爆炸桥丝发火管,点火信号为 30 V 直流脉冲电流。传火药为 2 g 阿克洛(ALCLO),扩燃药为 78 g(阿克洛 + 铁粉),阿克洛配方为:铝粉 35.0%,高氯酸钾 64.0%,植物油 1.0%。点火主装药为 1 kg 聚氨酯推进剂。

X₂₆₀A₃

X₂₆₀A₃ 固体火箭发动机是美国“北极星 A3”(Polaris A-3 UGM-27C)潜地弹道导弹二级发动机,由美国赫克里斯公司(Hercules)研制。该发动机于 1960 年 9 月开始研制,1964 年 9 月服役,共装备 448 枚导弹。该发动机于 1968 年停止生产,1982 年开始退役。


 X₂₆₀A₃ 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 370	总 冲(真空)	kN·s	10 809
长 度	mm	2 250	工作时间	s	58
总 质 量	kg	4 260	推进剂类型	复合改性双基(CMDB)	
质 量 比		0.91	喷管数量		4
推 力(真空,平均)	kN	181.3	喷管喉径	mm	114

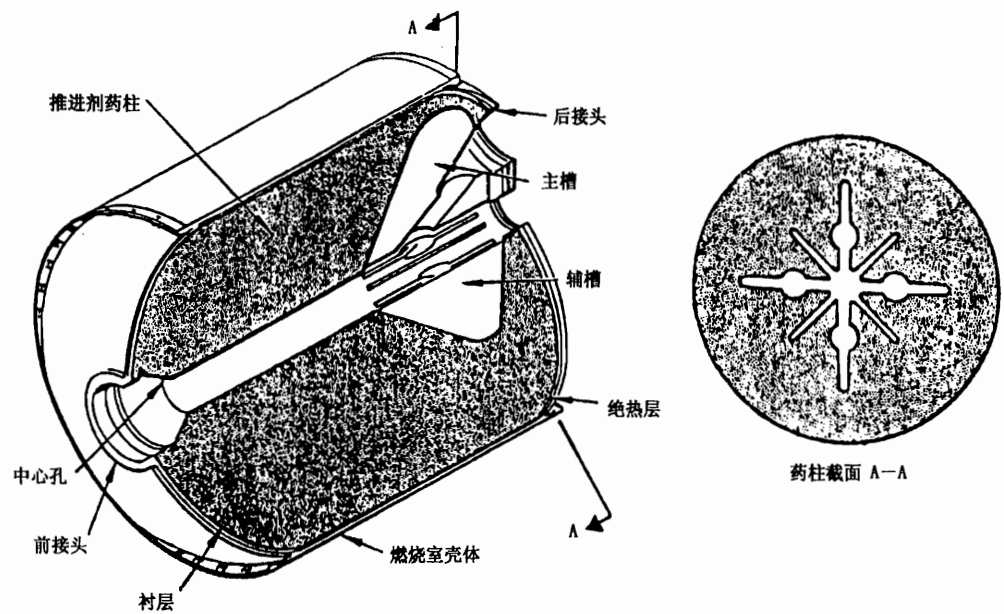
燃烧室压力(平均)	MPa	2.7	喷管扩张比	14.0
比 冲(真空)	m/s	2 793	推力矢量控制	液体二次喷射
比 冲(海平面)	m/s	2 479		

发动机结构

结构组成 X₂₆₀A₃ 发动机由燃烧室、喷管、点火装置及推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 S 玻璃钢(S-994 玻璃纤维/E787 双酚 A 型环氧树脂),采用缠绕工艺制造,缠绕角为 12 (°)(螺旋)。



X₂₆₀A₃ 发动机燃烧室结构图

壳体主要性能与结构参数如下:

壁 厚	mm	3.7	纵向与环向纤维应力平衡系数	0.83
质 量	kg	94.9	比 强 度	MPa·cm ³ /kg 4.70 × 10 ⁵
密 度	g/cm ³	2.0		

绝热层材料为加填料的丁腈橡胶系统。

推进剂药柱为浇铸型四角星孔型药柱,装药质量为 3 870 kg。所用推进剂主要组分有:硝化纤维、硝化甘油、高氯酸铵和铝粉。推进剂性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.74	抗拉强度(T= 25℃)	MPa	2.7
燃 速	mm/s	17.8	抗拉强度(T= -25℃)	MPa	18.9
燃速压力指数(n)		0.5	延伸率(T= 25℃)	%	48.0
燃速温度敏感系数	%/℃	0.80	延伸率(T= -25℃)	%	4.5
燃气温度	℃	3 320			

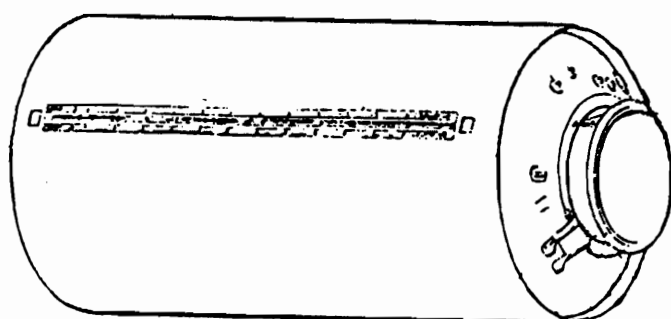
喷管 X₂₆₀A₃ 发动机有 4 个固定喷管,其喉衬材料为热解石墨,密度为 2.2 g/cm³。喷管入口段及出口锥均采用石墨/酚醛材料。该喷管出口直径为 427 mm。

推力矢量控制装置 该发动机采用液体二次喷射进行推力矢量控制。喷射工质为氟里昂 114B₂,工

质密度为 2.15 g/cm^3 , 工质贮量为 90.8 kg , 贮箱为环形, 采用铝合金材料。作动系统质量为 154 kg , 增压源为燃气发生器。推力摆角为 $5^\circ \sim 6^\circ$ 。

点火器 该发动机点火器为小火箭式, 由发火管、点火药匣、小发动机组成。发火管为 EBW 发火管。扩燃药为 BKNO_3 , 其配方为: 硼 23.7% , 硝酸钾 70.7% , 尼龙粘合剂 5.6% 。点火器主装药为复合改性双基推进剂。

PC₃-1



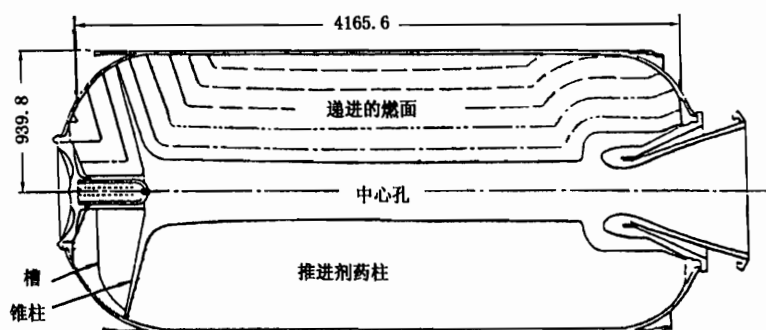
PC₃-1 固体火箭发动机

PC₃-1 固体火箭发动机是美国“海神 C3” (Poseidon C3 UGM-73A) 潜地弹道导弹第一级发动机, 由美国锡奥科尔 (Thiokol) 公司和赫克里斯 (Hercules) 公司联合研制。该发动机于 1965 年开始研制, 1971 年 3 月开始服役, 1979 年退役。PC₃-1 发动机储存寿命为 10a。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 880	比 冲(海平面)	m/s	2 459.8
长 度	mm	4 775	总 冲(海平面)	kN·s	43 512
总 质 量	kg	19 050	工作时间	s	60
质 量 比		0.925	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈 (PBAN)	
推 力(最大)	kN	882	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	725.2	喷管喉径	mm	295
燃烧室压力(最大)	MPa	6.9	喷管扩张比		8.2
燃烧室压力(平均)	MPa	5.4	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构



PC₃-1 发动机结构图

结构组成 PC₃-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体, 绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 S 玻璃钢 (S-901 玻璃纤维/ERLA2256 环氧树脂), 前后裙带有铝制连接环用于连接级间段和支承导弹质量。壳体材

料性能参数如下:

密度	g/cm ³	1.22	模量	MPa	3 384.1
抗拉强度	MPa	1 020	延伸率	%	7.8

内绝热层材料为充填二氧化硅和石棉材料的丁腈橡胶系统。内绝热层材料性能参数如下:

密度	g/cm ³	1.28	抗拉强度	MPa	11.7
导热率	J/s·cm·K	0.13	肖氏 A 硬度		80
比热	J/kg·K	1 759.8			

推进剂药柱为浇铸成型的锥柱槽型药柱。推进剂牌号为 TP-H1011。TP-H1011 推进剂配方如下:

高氯酸铵	%	69.6	环氧树脂(ECA)	%	1.96
铝粉	%	16.0	Fe ₂ O ₃		0.4
PBAN	%	12.04			

药柱及推进剂性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	1 834	推进剂燃速	mm/s	11.2
药柱内径	mm	360	燃速压力指数		0.35
肉厚分数		0.806	自燃温度	℃	251
药柱 m 数		5.16	危险等级		2 级(易燃品)
药柱长度	mm	4 300	抗拉强度	MPa	0.73
长径比		2.3	最大应变	%	44
装药质量	kg	17 615	储存期年	a	10
推进剂密度	g/cm ³	1.77			

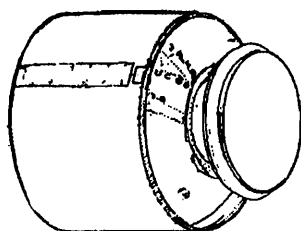
喷管 PC₃-1 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管。喷管壳体材料为铝合金,喉衬为石墨/酚醛,出口锥为碳/酚醛,头帽为硅/酚醛。喷管结构与性能参数如下:

出口直径	mm	844	线烧蚀率(P _c = 5.4 MPa)	mm/s	0.29
总长	mm	1 009	喉面扩大率(工作 60 s 时)	%	26.7
潜入长度	mm	653	喉衬密度	g/cm ³	1.45

推力矢量控制装置 该发动机采用柔性接头全轴摆动喷管推力矢量控制,最大摆角为:±4.63(°)作动系统为:燃气发生器—涡轮—液压泵—作动器,作动系统连接环材料为钢。柔性接头直径为 361.8 mm,弹性层采用 GTR44125 或 TR3005 型天然橡胶。增强材料为 4 130 系列钢,采用冲压机加工工艺制造,其厚度为 4.6 mm。

点火装置 点火器为小火箭式点火器,由发火管、点火药匣和点火发动机组成。发火管为隔爆型,扩燃药采用 BKNO₃。点火发动机壳体为玻璃钢,为点燃纵向槽和中心空腔的装药,点火发动机在中段和前段各开有三个喷气孔。点火发动机装药药型为 18 角星孔型,其推进剂牌号为 TP-H1154,配方为:粘合剂 18%,铝粉 2%,高氯酸铵 77%,Fe₂O₃ 3%。

PC₃-2



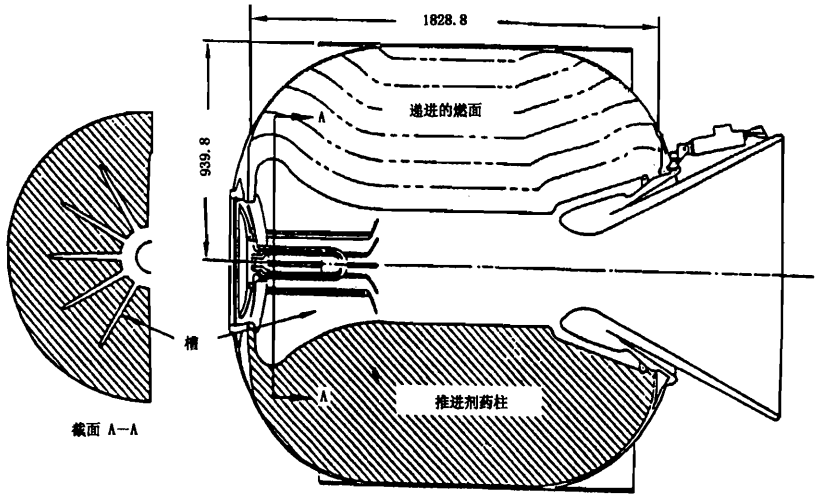
PC₃-2 固体火箭发动机

PC₃-2 固体火箭发动机是美国“海神 C3”(Poseidon C3 UGM-73A)潜地弹道导弹第二级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司和赫克里斯(Hercules)公司研制。该发动机于 1965 年开始研制,1971 年开始服役,1979 年退役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 880	总 冲(真空)	kN·s	19 746
长 度	mm	2 479	工作时间	s	70
总 质 量	kg	7 779	推进剂类型	复合改性双基(CMDB)	
质 量 比		0.924	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	282.2	喷管喉径	mm	301
燃烧室压力(平均)	MPa	2.3	喷管扩张比		16
比 冲(海平面)	m/s	2 586	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲(真空)	m/s	2 744			

发动机结构



PC₃-2 发动机结构图

结构组成 PC₃-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置及推力终止装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 S 玻璃钢(S901 玻璃纤维/ERLA2256 环氧树脂)。壳体材料性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.22	模 量	MPa	3 384.1
抗拉强度	MPa	1 020	延 伸 率	%	7.8

绝热层材料为充填二氧化硅和石棉材料的丁腈橡胶。绝热层材料性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.28	导 热 率	J/s·cm·K	0.13
抗拉强度	MPa	11.7	比 热	J/kg·K	1 759.8
肖氏 A 硬度		80			

推进剂药柱为翼柱内孔型。推进剂组分为:燃料/氧化剂、硝化纤维、硝化甘油;氧化剂,高氯酸铵、奥克托金;稳定剂,间苯二酚、2-硝基二苯胺;燃料,铝粉;粘合剂,甘油三醋酸酯。

药柱结构及推进剂结构与性能参数如下:

药柱外径	mm	1 869	推进剂燃速	mm/s	15.4
药柱长度	mm	1 829	燃速压力指数(n)		0.64
长 径 比		0.9	燃速温度敏感系数	%/°C	0.55~0.80
药柱质量	kg	7 189	抗拉强度	MPa	0.4
推进剂密度	g/cm ³	1.8	延 伸 率	%	33

喷管 PC₃-2 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管,出口直径为 1 208.0 mm,总长为 977.9 mm,其潜入率为 27%。喉衬材料为石墨/酚醛,其密度为 1.45 g/cm³,入口段也采用石墨/酚醛材料,出口锥采用碳/酚醛材料。柔性接头弹性采用 GTR44125 或 TR3005 天然橡胶,增强件为 4 130 系列钢,采用冲压后机加工工艺制造,其厚度为 2.7 mm,喷管最大摆角为 ±4.9(°)。

推力矢量控制装置 推力矢量控制作动系统为:燃气发生器-涡轮-液压泵-作动器,作动系统连接环为钢环。

点火装置 该发动机采用小火箭式点火器,由发火管、点火药匣及点火发动机组成。发火管为隔爆型,扩燃药为 BKNO₃,点火发动机药型为 13 角星孔型,采用 CMDB 推进剂。点火器壳体端部开有 6 个喷气孔。

推力终止装置 推力终止装置是在前封头上对称分布的 6 个反向喷管,反向喷管的形式是一个直孔,其轴线与发动机轴线成 45(°)夹角。反向喷管的打开是由雷管引爆柔性线形装药爆破索打开的。

PC₄-1

PC₄-1 固体火箭发动机是美国“三叉戟 1”(C4)(Trident I C4 UGM-96A)潜地弹道导弹第一级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)和赫克里斯公司(Hercules)联合研制。该发动机于 1971 年开始预研,1973 年开始全面研制,1977 年开始飞行试验,1979 年开始服役。

发动机主要性能与结构参数

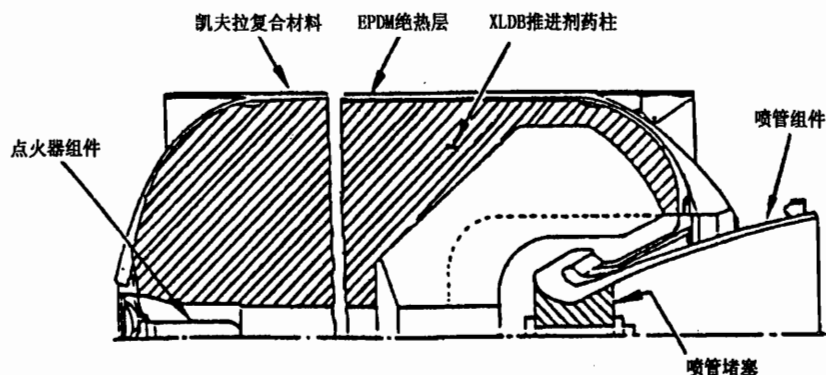
直 径	mm	1 880	比冲(真空)	m/s	2 757.6
长 度	mm	4 720	总冲(海平面)	kN·s	44 570
总 质 量	kg	19 069	总冲(真空)	kN·s	48 944
质 量 比		0.93	工作时间	s	62
推力(真空,最大)	kN	921.6	推进剂类型		交联改性双基
推力(平均)	kN	741.8	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	10.7	喷管喉径	mm	266
燃烧室压力(平均)	MPa	8.8	喷管扩张比		12.38
比冲(海平面)	m/s	2 508.8	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构

结构组成 PC₄-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为凯夫拉 49 纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。壳体材料性能参数如下:


 PC₄-1 发动机结构图

密度	g/cm ³	1.44	模量	MPa	0.13×10^6
抗拉强度	MPa	3 530.4	比强度	MPa·cm ³ /kg	2.5×10^5
延伸率	%	2.7	特征系数	MPa·cm ³ /kg	3.0×10^5

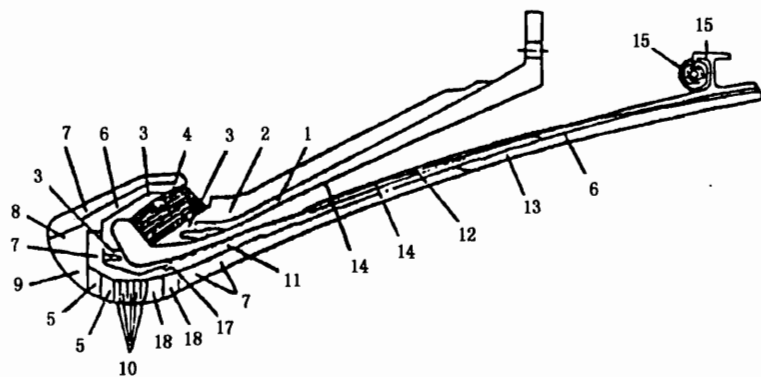
内绝热层材料为三元乙丙橡胶 (EPDW-NEO-SI) 系统, 其密度为 1.1 g/cm^3 , 延伸率为 400% ~ 900%。

推进剂药柱为翼柱型, 推进剂牌号为 VRP, 装药质量为 17 750 kg。其配方为: 铝粉 (Al) 19%, 高氯酸铵 (AP) 8%, 奥克托金 (HMX) 43%, 粘合剂 30%。

药柱结构及推进剂性能参数如下:

药柱外径	mm	1 850	燃速 (在 $\bar{P}_c$ 下)	mm/s	10.9
长径比		2.23	燃气温度	K	3 866
危险等级		7	抗拉强度 (室温下)	MPa	0.6
易燃化学品分类		A	延伸率	%	190
自燃温度	℃	210			

喷管 PC₄-1 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管。


 PC₄-1 发动机喷管结构

1—固定壳体, 7175-T736 铝合金锻件, 质量为 6.05kg 2—固定壳体内绝热层 EPDM/氯丁橡胶/二氧化硅, 密度 1.05 g/cm^3 , 质量 1.15 kg, 厚度 38.6 mm 3—结构件, 6AL-4V 钛合金 4—柔性接头, 玻璃布碳布增强件/天然橡胶弹性件 5—喉部入口环, 700 型碳织物 6—喷管外头帽绝热层, 低密度二氧化硅碳/酚醛 7—外头帽外绝热层、喉部及入口段内衬、出口锥 (扩张比 < 7 处) 绝热层, 碳布/酚醛 FM5055 8—头帽, 石墨布/酚醛 FM5014, 烧蚀率 0.53 mm/s 9—头帽 700 型碳织物 10—喉衬, 热解石墨, 密度 2.2 g/cm^3 , 烧蚀率 0.084 mm/s 11—出口锥绝热层 (扩张比较小处), 二氧化硅/酚醛 FM5020 12—外绝热层, 碳/环氧树脂 13—出口锥 (扩张比 > 7 处) 内衬, 低密度碳布/酚醛 FM5055LD 14—固定体外绝热层, 布酚醛 15—配合环, 316 型不锈钢锻件 16—作动器附件, 316 型不锈钢件 17—固定销, 6061-T6 铝合金 18—出口锥环, 700 型碳织物

喷管结构参数如下:

总 长	mm	1 149	初始扩张角	(°)	24
总 质 量	kg	294.8	出口内径	mm	908

推力矢量控制装置 PC₄-1 发动机通过喷管的全轴摆动进行推力矢量的控制,其最大摆角为 $\pm 6(^{\circ})$,柔性接头的弹性层采用天然橡胶 GTR-44125 或 TR-3005,柔性接头平均球半径为 262.71 mm。柔性接头增强环材料为 S 玻璃布和碳纤维布/酚醛树脂,采用金属匹配模压工艺制造,其厚度为 1.27 mm。作动系统为:燃气发生器-涡轮-液压泵,其质量为 50.4 kg。作动系统燃气发生器结构与性能参数如下:

长 度	mm	350	易燃化学品分类	C
直 径	mm	160	危险等级	2
装药质量	kg	6.3	自燃温度	℃ 237.8

点火装置 该发动机采用小火箭式点火器,由发火管、点火药匣及点火发动机组成。发火管为隔爆型,扩燃药为 BKNO₃。点火器长度为 393.7 mm,直径为 142.2 mm。点火发动机装药质量为 4.86 kg,推进剂牌号为 TP-H1137,配方为:Al 18%,AP 69%,粘合剂端羟基聚丁二烯 + 固化剂 12%,Fe₂O₃ 1%,其危险等级 2,易燃化学品分类 B,自燃温度 232.2℃。

PC₄-2

PC₄-2 固体火箭发动机是美国“三叉戟 1”(C4)(Trident I C4 UGM-96A)潜地弹道导弹第二级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司和赫克里斯公司(Hercules)联合研制。该发动机于 1971 年开始预研,1973 年开始全面研制,1977 年开始飞行试验,1979 年开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 880	比 冲(真空)	m/s	2 812
长 度	mm	2 489	总 冲(海平面)	kN·s	19 475
总 质 量	kg	8 559	总 冲(真空)	kN·s	22 095
质 量 比		0.928	工作时间	s	58.3
推 力(真空,最大)	kN	436	推进剂类型		交联改性双基
推 力(真空,平均)	kN	327	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	8.05	喷管喉径	mm	187
燃烧室压力(平均)	MPa	7.4	喷管扩张比		19.9
比 冲(海平面)	m/s	2 450	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构

结构组成 PC₄-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

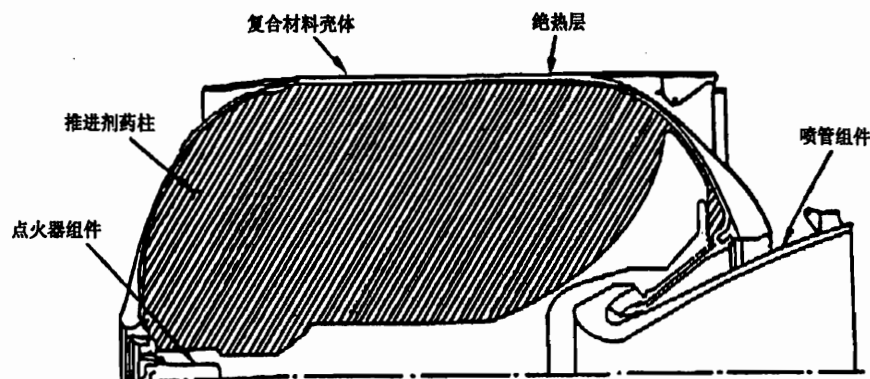
燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为凯芙拉 49 纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。壳体材料特性参数如下:

密 度	g/cm	1.44	延伸率	%	2.7
抗拉强度	MPa	3 530	比强度	MPa·cm ³ /kg	2.5 × 10 ⁶

模 量 MPa 0.13×10^6 特征系数 $\text{MPa} \cdot \text{cm}^3/\text{kg}$ 3.0×10^5

内绝热层材料为三元乙丙橡胶(EPDM-NED-SI)系统,其密度为 1.1 g/cm^3 ,延伸率为 400%~900%。

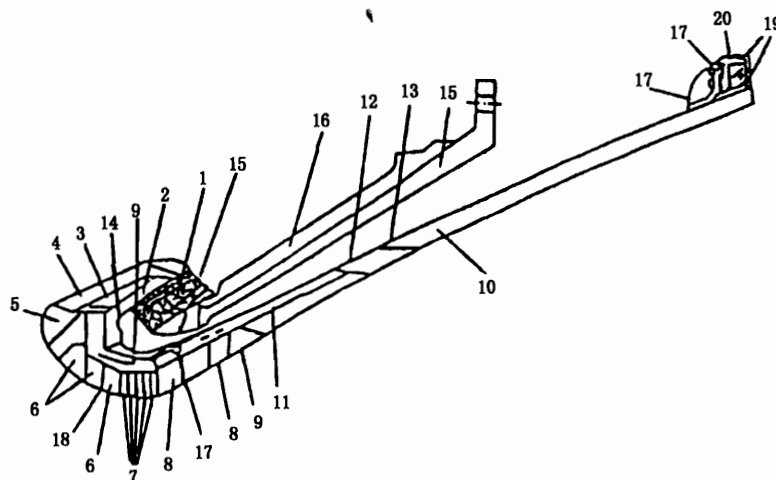


PC₄-2 发动机结构图

推进剂药柱为翼柱型,采用的推进剂牌号为 VTG,装药质量为 7 942 kg。其配方为铝粉(Al)19.5%,高氯酸铵(AP)10%,奥克托金(HMX)40.5%,粘合剂 30%。药柱结构及推进剂性能参数如下:

药柱长度	mm	1 990	易燃化学品分类	A
内孔直径	mm	320	自燃温度	℃ 210
长 径 比		1.06	燃 速	mm/s 10.4
肉厚分数		0.828	燃气温度	K 3 905
药柱 m 数		5.81	抗拉强度(室温下)	MPa 0.6
危险等级		7	延 伸 率	% 190

喷管 PC₄-2 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管。其潜入比为 22.8%,初始扩张角为 29(°)。



PC₄-2 发动机喷管结构图

1—柔性接头,玻璃布及碳布增强天然橡胶弹性体 2—结构件,6Al—4V 钛合金 3—喷管外头帽绝热层,低密度二氧化硅/酚醛布带与中心线平行缠绕 4—喷管外头帽外绝热层,碳布/酚醛,与中心线呈 15(°)缠绕 5—头帽,石墨布/酚醛 FMS014,烧蚀率为 0.53 mm/s 6—喉部入口环,700 型碳织物,织层与中心线呈 90(°)角 7—喉衬,热解石墨,密度 2.2 g/cm^3 ,烧蚀率 0.084 mm/s 8—喉部出口环,碳布/酚醛,布层与中心线呈 90(°)角 9—出口锥内衬(扩张比 < 7 处),碳布/酚醛 FMS055,与中心线呈 15(°)缠绕 10—出口锥内衬(扩张比 > 7 处),低密度碳布/酚醛 FMS050LD 与中心线平行缠绕 11—出口锥绝热层(扩张比较小处),二氧化硅/酚醛 FMS020 12—结构件,HM—5 型石墨/环氧树脂,纤维极形缠绕 13—结构件,ASMS 型碳/环氧树脂,纤维螺旋形缠绕 14—结构件,6Al—4V 钛合金 15—固定壳体,7175-T736 铝合金 16—固定壳体绝热层,EPDM/氯丁橡胶-二氧化硅,密度 1.05 g/cm^3 17—配合环,7075-T73 铝合金 18—垫片,泰氟隆垫片,7 处 19—配合环,石墨/HM-S 型环氧树脂 20—配合环,酚醛微球-环氧树脂罩

推力矢量控制装置 PC₄-2 发动机通过喷管的全轴摆动进行推力矢量控制,其最大摆角为 ±6(°),柔性接头的弹性层采用 GTR-44125 或 TR-3005 天然橡胶,接头直径为 262.6 mm。柔性接头增强环材料为 S 玻璃布和碳布/酚醛树脂,采用金属匹配模模压工艺制造,其厚度为 1.27 mm。作动系统为:燃气发生器-涡轮-液压泵-作动器,其质量为 41.1 kg。燃气发生器作动系统结构与性能参数如下:

长 度	mm	350.5	易燃化学品分类	C
直 径	mm	160.0	危险等级	2
装药质量	kg	6.3	自燃温度	℃ 237.8

点火装置 该发动机采用小火箭式点火器,由发火管、点火药匣及点火发动机组成。发火管为隔爆型,扩燃药为 BKNO₃。点火器长度为 393.7 mm,直径为 142.2 mm。点火发动机装药质量为 4.86 kg,推进剂牌号为 TD-H1137,配方为:Al 18%,AP 69%,粘合剂(端羟基聚丁二烯 + 固化剂)12%,Fe₂O₃ 1%。其危险等级 2 级,易燃化学品分类 B,自燃温度 232.2 ℃。

改进与发展

PC₄-2 发动机曾在 1974 年 5 月的试车中发生爆炸,同年 6 月又在海军武器中心爆炸一次,其主要原因是由于所采用的交联双基推进剂中 HMX 含量过高,使内含的硝化甘油成份在某些环境下存在不稳定燃烧,致使燃烧室压力超过了预定值,因而引起爆炸。通过调整推进剂组分的配比,问题得到了解决。但海军的一些专家却认为爆炸是由于脱粘所造成,因而海军要求改进推进剂的韧性和弹性而不降低其性能。

PC₄-3

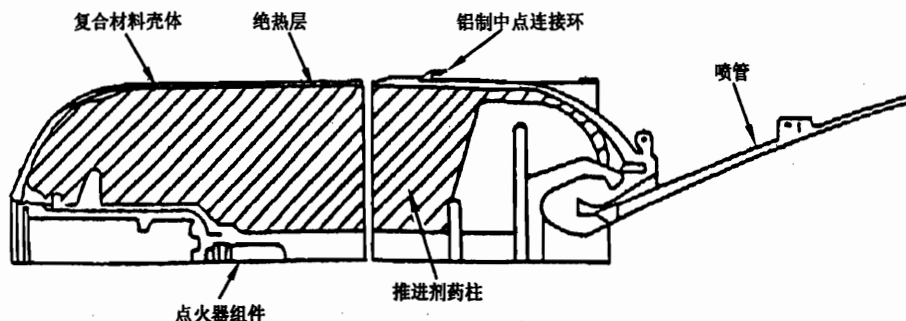
PC₄-3 固体火箭发动机是美国“三叉戟 1”(C4)(Trident I C4 UGM96-A)潜地弹道导弹第三级发动机,由美国赫克里斯公司(Hercules)研制。该发动机于 1971 年开始预研,1973 年开始全面研制,1977 年开始飞行试验,1979 年开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	比冲(真空)	m/s	2 898
长 度	mm	3 048	总冲(真空)	m/s	5 294
总 质 量	kg	2 070	工作时间	s	35
质量比(不包括推力矢量控制装置)		0.921	推进剂类型		交联改性双基
推力(真空,最大)	kN	161.6	喷管数量		1
推力(真空,平均)	kN	143.1	喷管喉径	mm	125
燃烧室压力(最大)	MPa	7.48	喷管扩张比		34.2
燃烧室压力(平均)	MPa	6.4	推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构

结构组成 PC₄-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。
燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。



PC₄-3 发动机结构图

壳体材料为凯芙拉 49 纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。壳体材料性能参数如下：

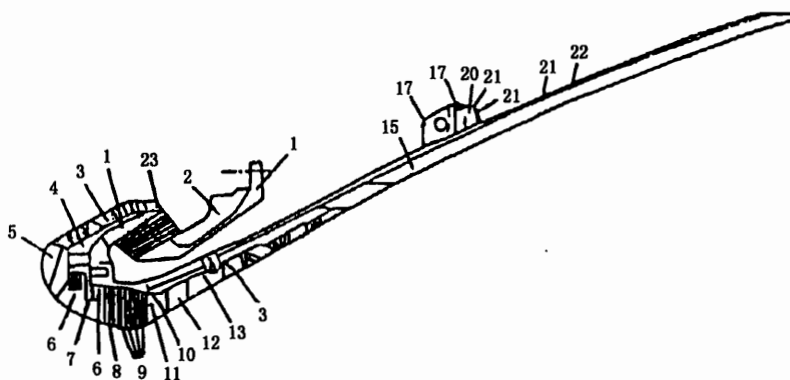
密 度	g/cm ³	1.44	比 强 度	MPa·cm ³ /kg	2.5×10^6
抗拉强度	MPa	3 530.4	延 伸 率	%	2.7
模 量	MPa	0.13×10^6	特征系数	MPa·cm ³ /kg	3.0×10^5

内绝热层材料为三元乙丙橡胶 (EPDM-NED-SI) 系统, 其密度为 1.1 g/cm^3 , 延伸率为 400% ~ 900%。

推进剂药柱为翼柱型, 所用的推进剂牌号为 VTQ, 装药质量 1 706.4 kg, 其配方为: 铝粉 (Al) 19%, 高氯酸铵 (AP) 4%, 奥克托金 (HMX) 54%, 粘合剂 22%。药柱结构及推进剂性能参数如下:

长 径 比	3.22	燃速 (在 P_c 下)	mm/s	7.9
危险等级	7	燃气温度	K	3 528
易燃化学品分类	A	抗拉强度 (室温下)	MPa	0.6
自燃温度	℃	延 伸 率	%	190

喷管 PC₄-2 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管。出口直径为 770 mm, 初始扩张角为 27(°)。



PC₄-3 发动机喷管结构图

1—固定壳体, 7175—T736 铝合金 2—固定壳体绝热层, EPDM/氯丁橡胶-二氧化硅 3—喷管外头帽内衬及出口锥内衬 (扩张比 < 7 处), 碳布/酚醛 FM5055 4—喷管外头帽绝热层, 低密度二氧化硅/酚醛布带, 与中心线平行缠绕 5—头帽, 石墨/酚醛, 烧蚀率为 0.53 mm/s , 布层与中心线呈 70° 6—喉部入口环, 700 型碳织物与中心线呈 90° 7—喉部支撑件, 碳布/酚醛, 与中心线呈 5° 缠绕 8—垫片, 泰氟隆垫片, 5 处 9—喉衬, 热解石墨, 密度 2.2 g/cm^3 , 烧蚀率 0.084 mm/s 10—喉部出口环, 700 型碳织物 11—出口锥绝热层, 二氧化硅/酚醛 12—喉部出口环, 碳布/酚醛, 布层与中心线呈 90° 13—出口锥绝热层, 二氧化硅/酚醛 15—出口锥内衬, 低密度碳布/酚醛, 布带与中心线平行缠绕 (扩张比 > 7 处) 17—配合环, 7075-T73 铝合金 20—配合环, 酚醛微球-泡沫环氧树脂 21—结构件, HM-S 型石墨/环氧树脂纤维缠绕 22—结构件, ASMS 型碳/环氧树脂纤维螺旋缠绕 23—柔性接头, 玻璃布和碳布增强件天然橡胶弹性层

推力矢量控制装置 PC₄-3 发动机是通过喷管的全轴摆动进行推力矢量控制,最大摆角为 $\pm 5.5^\circ$ 。柔性接头的弹性层采用 GTR-44125 或 TR-3005 天然橡胶,其增强环材料为 S 玻璃布和碳布/酚醛树脂,采用金属匹配模压工艺制造。作动系统为:燃气发生器-涡轮-液压泵-作动器,其质量为 15.7 kg。作动系统燃气发生器结构及性能参数如下:

长 度	mm	195.6	易燃化学品分类	C
直 径	mm	68.6	危险等级	2
装药质量	kg	0.73	自燃温度	237.8

点火装置 该发动机采用小火箭式点火器,由发火管、点火药匣及点火发动机组成。发火管为隔爆型,扩燃药为 BKNO₃。点火器长度为 154.9 mm,直径为 86.4 mm。点火发动机装药质量为 0.73 kg,推进剂牌号为 TP-H1137,其配方为:Al 18%,AP 69%,粘合剂(端羟基聚丁二烯+固化剂)12%,Fe₂O₃ 1%,其危险等级 2 级,易燃化学品分类 B,自燃温度 232.2℃。

PC₄-3 发动机推力终止方式采用能量耗尽方式。

PD₅-1

PD₅-1 固体火箭发动机是美国“三叉戟 2”(D5)(Trident 2 D5)潜地弹道导弹第一级发动机,由美国赫克里斯(Hercules)公司和锡奥科尔(Thiokol)公司联合研制。该发动机于 1978 年开始预研,1982 年开始全面研制,1987 年 1 月开始飞行试验,1989 年 3 月进行第一次潜艇发射飞行试验,1990 年 3 月开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 108	总 冲(真空)	kN·s	100 812
长 度	mm	7 290	燃烧时间	s	64.7
总 质量	kg	39 126	工作时间	s	67.4
质量 比		0.944	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
推 力(真空,平均)	kN	1 602	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	10.14	喷管喉径	mm	350
燃烧室压力(平均)	MPa	9.37	喷管扩张比(平均)		9.7
比 冲(海平面)	m/s	2 518.6	推力矢量控制		柔性喷管
比 冲(真空)	m/s	2 729.2			

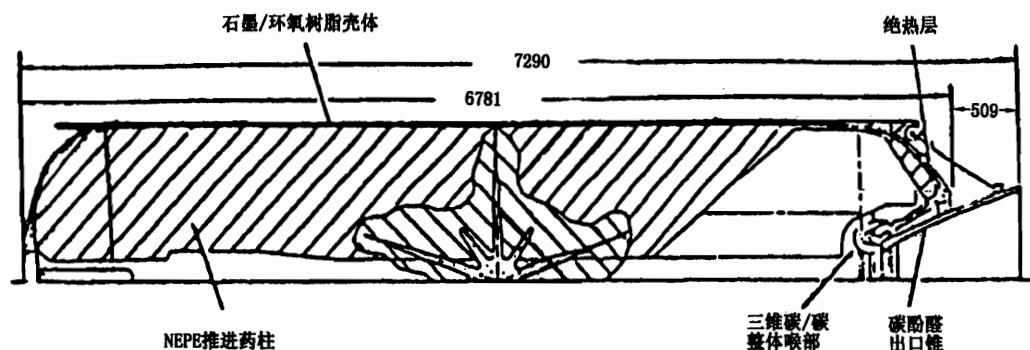
发动机结构

结构组成 PD₅-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体,绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 IM-7X 石墨纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。壳体性能与结构参数如下:

模量(纵向)	MPa	59 308	壳体特性系数	MPa·cm ³ /kg	4.29 × 10 ⁵
模量(周向)	MPa	62 066	壳体长度	mm	6 781
抗弯刚度	N·m ²	11.1 × 10 ⁶	封头椭球比		1.70
热膨胀系数(纵向)	1/℃	-1.6 × 10 ⁻⁶	壳体质量	kg	1 235.6
热膨胀系数(周向)	1/℃	4.1 × 10 ⁻⁶			



PD₅-1 发动机结构图

内绝热层材料为三元乙丙橡胶(EPDM-NEO-SI)系统,其密度为 1.1 g/cm^3 ,延伸率为 $400\% \sim 900\%$,质量为 290 kg 。

推进剂药柱为翼柱型,装药质量为 $36\,935 \text{ kg}$ 。所用推进剂的组分有:粘合剂聚乙二醇(PEG)、硝化纤维素(NC),增塑剂硝化甘油(NG),氧化剂奥克托金(HMX)、高氯酸铵(AP),燃料添加剂铝粉(Al)。推进剂性能参数如下:

密 度	g/cm^3	1.846	燃速压力指数(n)	0.54
固体含量	%	75	比冲(理论)	m/s 2 657.8
燃速($P_c = 7.9 \text{ MPa}$)	mm/s	11.7	比冲(额定)	m/s 2 514.7

喷管 PD₅-1 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管,潜入比为 43% ,外伸长度 509 mm ,出口直径 $1\,143 \text{ mm}$,出口锥扩张半角 22.6° 。喉衬材料为三锥编织碳/碳整体结构。出口锥材料为标准密度碳布/酚醛。喷管总质量 385 kg 。

点火器 该发动机采用小火箭式点火器,其质量为 17.7 kg 。

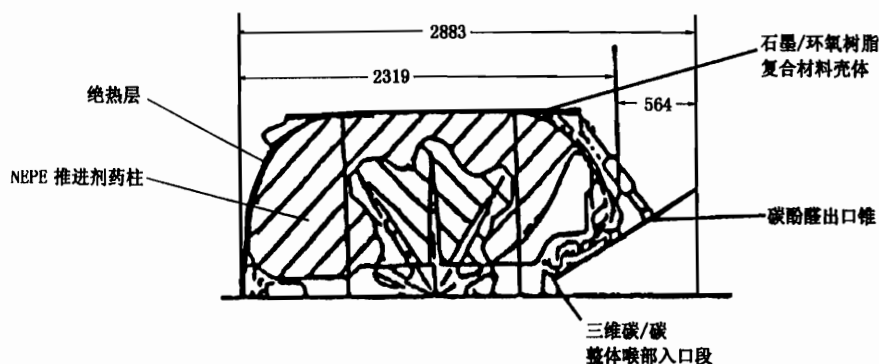
PD₅-2

PD₅-2 固体火箭发动机是美国“三叉戟 2”(D5)(Trident 2 D5)潜地弹道导弹第二级发动机,由美国赫克里斯(Hercules)公司和锡奥科尔(Thiokol)公司联合研制。该发动机于 1978 年开始预研,1982 年开始全面研制,1987 年 1 月开始飞行试验,1989 年 3 月进行第一次潜艇发射飞行试验,1990 年 3 月开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 108	比冲(真空)	m/s	2 835
长 度	mm	2 883	比冲(海平面)	m/s	2 450
总 质 量	kg	11 849.5	总冲(真空)	$\text{kN}\cdot\text{s}$	31 250.7
质 量 比		0.930	燃烧时间	s	73.7
推力(真空,最大)	kN	601.6	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
推力(真空,平均)	kN	396.8	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	7.5	喷管喉径	mm	240
燃烧室压力(平均)	MPa	4.61	喷管扩张比(平均)		31.1
			推力矢量控制	柔性喷管	

发动机结构



PD₅-2 发动机结构图

结构组成 PD₅-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体、绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为 IM-7X 石墨纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。壳体性能与结构参数如下：

模量(纵向)	MPa	59 308	热膨胀系数(周向)	1/℃	4.1×10^{-6}
模量(周向)	MPa	62 066	壳体长度	mm	~ 2 154
抗弯刚度	N·s ²	11.1×10^6	封头椭球比		1.63
热膨胀系数(纵向)	1/℃	-1.6×10^{-6}			

内绝热层为三元乙丙橡胶(EPDM-NEO-SI)系统,其密度为 1.1 g/cm^3 ,延伸率为 400% ~ 900%,质量为 164 kg。

推进剂药柱为翼柱型,装药质量 11 022.7 kg。推进剂组分有:粘合剂聚乙二醇(PEG)、硝化纤维素(NC),增塑剂硝化甘油(NG),氧化剂奥克托金(HMX)、高氯酸铵(AP),燃料添加剂铝粉(Al)。推进剂性能参数如下:

密 度	g/cm^3	1.84	燃速压力指数(n)		0.50
固体含量	%	75	比冲(理论)	m/s	2 651.8
燃速($P_c = 7.9 \text{ MPa}$)	mm/s	14.8	比冲(额定)	m/s	2 490.2

喷管 PD₅-2 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管,潜入比为 42.6%,外伸长度 576.6 mm,出口直径 1 372 mm,出口锥扩张半角 22.4(°)。喉衬材料为三维编织碳/碳整体结构。出口锥材料为标准密度碳布/酚醛。

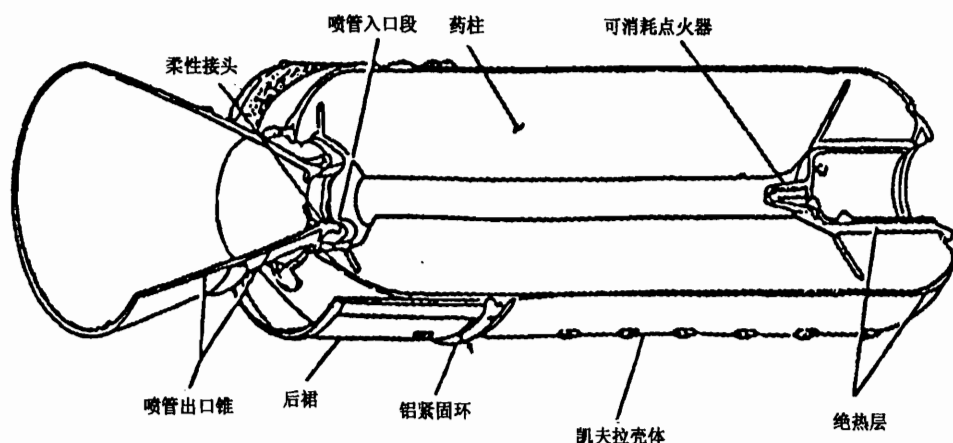
PD₅-3

PD₅-3 固体火箭发动机是美国“三叉戟 2”(D5)(Prident 2 D5)潜地弹道导弹第三级发动机,由美国赫克里斯(Hercules)公司研制。该发动机于 1982 年开始研制,1987 年 1 月开始飞行试验,1989 年 3 月进行第一次潜艇发射飞行试验,1990 年 3 月开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	787	总冲(真空)	kN·s	5 891
长 度	mm	3 276	燃烧时间	s	37.0
总 质 量	kg	2 190	工作时间	s	41.7
质 量 比		0.926	推进剂类型	硝酸酯增塑聚醚(NEPE)	
推力(真空,最大)	kN	155	喷管数量		1
推力(真空,平均)	kN	133.3	喷管喉径	mm	125
燃烧室压力(最大)	MPa	5.66	喷管扩张比		34.1
燃烧室压力(平均)	MPa	5.1	推力矢量控制	柔性喷管	
比冲(真空,平均)	m/s	2 903.7			

发动机结构



PD₅-3 发动机结构图

结构组成 PD₅-3 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由复合材料壳体、绝热层及浇铸成型的推进剂药柱组成。

壳体材料为凯芙拉 49 纤维/HRBF-55A 环氧树脂复合材料。后裙为石墨/环氧复合结构,用铝合金紧固环与壳体连接。头部有一安装空气减阻杆的铝合金凹槽,其槽底装接点火器。壳体材料性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.44	比 强 度	MPa·cm ³ /kg	2.5 × 10 ⁶
抗拉强度	MPa	3 530	延 伸 率	%	2.7
模 量	MPa	0.13 × 10 ⁶	特征系数	MPa·cm ³ /kg	3.0 × 10 ⁵

内绝热层材料三元乙丙橡胶(EPDM-NEO-SI)系统,其密度为 1.1 g/cm³,延伸率 400% ~ 900%。

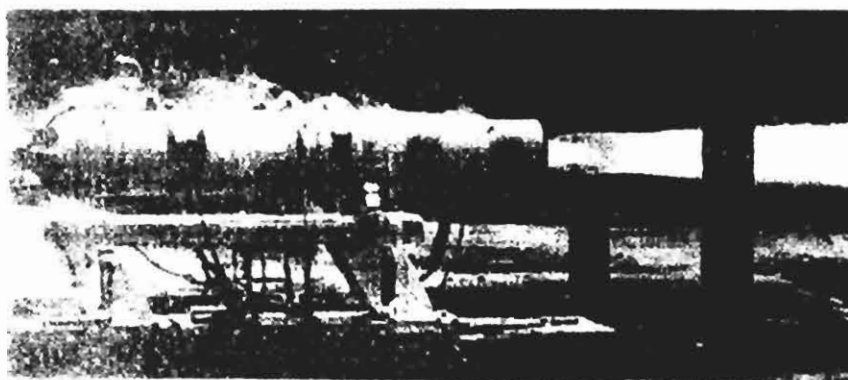
推进剂药柱为翼柱型,装药质量 2 029 kg。推进剂的组分有:粘合剂聚乙二醇(PEG),硝化纤维素(NC),增塑剂硝化甘油(NG),固化剂为不同的异氰酸酯,燃料添加剂铝粉(Al),氧化剂奥克托金(HMX)、高氯酸铵(AP),添加剂为碳黑。推进剂性能参数如下:

密 度	g/cm ³	1.82	燃速压力指数(n)		0.667
固体含量	%	75	燃速温度敏感系数	%/°C	0.28
燃速(P _c = 6.9MPa)	mm/s	9			

喷管 PD₅-3 发动机采用单个潜入式柔性接头全轴摆动喷管,其潜入量较小,喉部材料为四维碳/碳整体编织结构,出口锥材料为低密度碳布/酚醛。

点火装置 点火器为可烧毁式。

LPC-415



LPC-415 发动机在试验

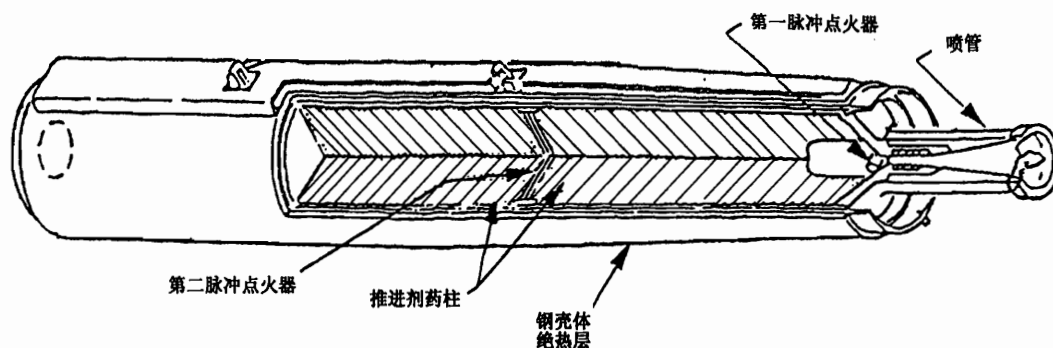
LPC-415 双脉冲固体火箭发动机,是美国空军战略空对地近程攻击导弹“斯拉姆”(SRAM)AGM-69A/B 的发动机,军用编号为 SR-75-LP-1,主承包商为美国洛克希德推进公司。LPC-415 发动机于 1966 年 9 月开始研制,1967 年 2 月成功地进行了单脉冲点火试验,至 1971 年生产出第一批发动机。5 年中大约进行了 164 台发动机试验,其中 25 台主动机损坏,18 台发动机有异常。直至准备生产阶段,试验中仍出现多次失败,许多问题在小批量生产的系列鉴定试验中方得以解决。LPC-415 发动机采用两级端面燃烧药柱,具有可变间歇时间迟滞的两个不连续推力脉冲,设计使用期 5a,实际达到 7.5a。LPC-415 发动机于 1972 年服役,4 年内生产了 1 500 台。在 149 次实际发射中,发动机的成功率超过 95%,1975 年 3 月停产。1976 年,为改善推进剂老化性能,波音公司与锡奥科尔公司签订了研制长寿命(Long-life)SRAM 发动机合同,贮存使用期指标为 10a。新发动机于 1981 年通过鉴定,随后,SRAM 导弹(AGM-69A)全部用锡奥科尔的发动机改装。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	440	喷管数量	1
总 长	mm	2 440	工作时间	s
总 质 量	kg	680	助推时间	17
推力(平均)	kN	30.4~34.3	巡航时间	17
推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)		间隔时间	1.5~80

发动机结构

结构组成 LPC-415 双脉冲固体火箭发动机由绝热壳体,用绝热隔离开的两个独立药柱,两个独立的点火系统和一个固定的喷管组成。



LPC-415 发动机结构图

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层和两个独立的药柱组成。

壳体的材料为 D6AC 钢,由 8 个锻件经过电子束焊组接而成。前封头有一开口孔,盖板上第一和第二脉冲电点火导线的电插头。壳体后段为渐缩尖顶形结构,以减少导弹阻力。尾端为全开型,与喷管相接,沿喷管固定环一圈的接触面为面密封。壳体后裙钻有孔,连接导弹活动式尾翼和液压控制系统。电子仪器用类似螺栓结构连接到前裙上。壳体大部分外表面用隔热涂层保护,暴露在保养作业中的裙面和连续暴露在外的发射环周面,都用陶瓷/铝防护涂层保护。壳体设计的发动机最大允许工作压力为 22.2 MPa,破坏压力为 30.3 MPa。

壳体内壁粘结的绝热层为填充石棉的三元乙丙橡胶。绝热层有锥度,头部厚约 1.27 mm,尾部则为 10 mm 左右。头部的绝热层是包括一块呈华夫饼干状的整体部分,以保证药柱前端的气压平衡。在绝热层的三个不同的部位粘结尾对尾压差隔片,以提供从后封头到前封头的气流通道。

药柱是两级脉冲端面燃烧包覆药柱,都采用相同的丁腈(CTPB)推进剂配方,总固体含量为 86%,其中铝粉(25 μm)含量为 16%。为达到 50.8 mm/s 的高燃速,选用了高含量的超细高氯酸铵(约 2 μm),并用烷基二茂铁催化剂;增塑剂为无官能团的聚丁二烯。

包覆药柱装填在包覆套内。包覆套的材料也为填充石棉的三元乙丙橡胶。为防止燃速催化剂从推进剂中迁移,在包覆套橡胶中加有烷基二茂铁。包覆套壁厚的名义值为 2 mm,套的头部与筒体分别制造,然后粘结在一起。两个脉冲药柱的包覆套是分开的。第一脉冲药柱包覆套后端是开放式的,用隔热板与第二脉冲药柱相隔离。第二脉冲药柱点燃时撕破包覆套尾端隔热板,燃气进入第一脉冲的残留包覆套,通过喷管排出。两个包覆套的前端都有运动限制器,以承受燃烧药柱最后部位的抗轴向加速载荷。由于发动机最初的离心试验表明,第二脉冲药柱的限制器不足以经受产生的载荷,所以设计中插入了加强肋。

包覆套内层涂覆两遍 CTPB 衬层,第一遍涂层固化后涂第二遍,在保持第二遍涂层未固化时即浇铸推进剂。由发动机前端先浇铸第二脉冲药柱,充满后用浇铸工装密封,倒转发动机从后端开口处浇铸第一脉冲药柱。固化后,第二脉冲药柱开口端用橡胶限燃层密封,固定、粘结在包覆套上;第一脉冲药柱点燃面装有开缝的限燃层,以控制初始燃面。

包覆药柱用化学胶粘剂在三个部位粘结到壳体绝热层上,包覆套与环向粘结区成为橡胶结构的整体,不粘结区用聚四氟乙烯膜包裹,以保证推进剂药柱在粘结—不粘结的不连续处释放应力。

点火装置 由两个独立的点火系统组成,第一脉冲点火器安装在喷管入口锥处,是一个简单的热微粒点火器,由镁-聚四氟乙烯颗粒装满一个塑料管组成。颗粒由粘在管两端盖子凹处的引燃药点燃。点燃的颗粒破坏塑料管,撞击、点燃第一脉冲药柱的后端面。

第二脉冲点火器为扁平型,埋在第二脉冲药柱的尾部,由含增强低压燃烧特性的氧化铁的两个推进剂片和一个橡胶衬片组成。在推进剂片固化前,将镁-聚四氟乙烯颗粒埋于一侧,再面对面地粘结在一起,0.5 mm 的衬片粘结在点火器组件的后边,以提供结构支撑。橡胶包封的导线粘结在药柱包覆套内表面,在接近发动机头部处引出包覆套,通到壳体头部开口的插座上。两个点火器都设计成若有多重点火

回路,仍只有一个引爆器起动。

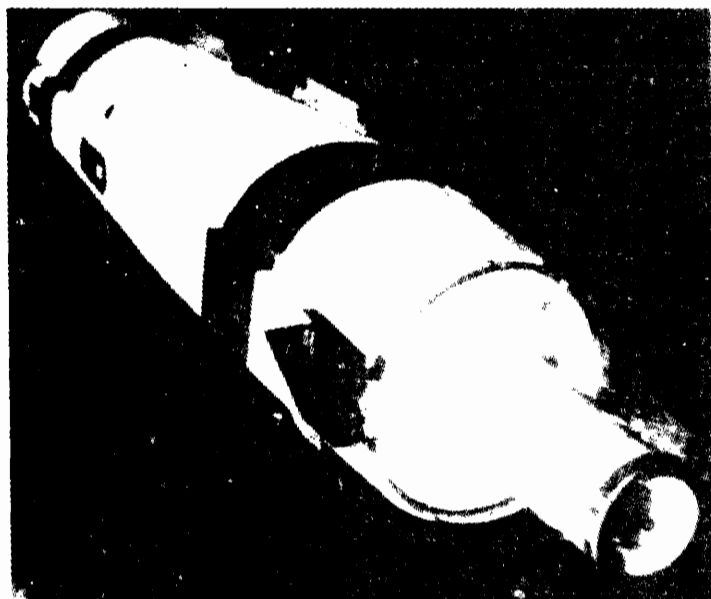
喷管 喷管壳体材料为 D6AC 钢,入口锥为硅(碳)模压复合材料,喉部组件材料为热解石墨,前后为 Carbitex 衬套,前衬套与喉部组件之间有间隙,填充室温固化材料。喉部组件用碳酚醛带径向包封支撑。出口锥衬套为碳/酚醛带,与硅/酚醛出口锥绝热材料同时固化。喷管隔热系统靠壳体的小锥度和钢肋固定环固定。出口锥型面是钟型的。喷管与壳体之间用聚四氟乙烯面密封,用螺栓固定环卡住喷管,固定环的扭转力矩达 $6.6 \text{ kN}\cdot\text{m}$ 。

改进与发展

研制初期,故障发生在第一脉冲期间。药柱后端面超压使推进剂结构破坏,浇铸过程中临时安排的隔片,未能为高温发动机工作提供充分的残余气体通道。改进设计时加入了压差隔片,并在前封头绝热层上加入华夫饼干型结构的隔片,以保证气流在此区域的分配。随后在性能改进设计中,又将压差隔片的 8 个通道减少到 3 个,同时减小喷管的喉径,增大喷管出口面积,减少了壳体绝热层厚度。第二类故障是推进剂在发动机前端点火,这与第二脉冲药柱包覆套密封的设计和工艺有关,尤其是与第二脉冲点火器引出的导线有关。在修改设计和改进工艺后得到了解决,最后一次这类事故发生在 1968 年 5 月。第二脉冲药柱的偶然损伤也曾引起发动机前端点火,最后一次发生在 1969 年 5 月。样机和初步飞行额定试验发动机,曾因衬层和推进剂浇铸缺陷而失败,经反复改进衬层和浇铸工艺,并对发动机探伤,才得以解决,最后一次失败发生在 1970 年 3 月。喷管与发动机界面密封层烧穿,曾致使试验失败,通过改进密封胶和绝热层界面设计而得到克服。由喷管出口锥塑料件位移而引起的失败,曾研究了较长时间,改进设计时,在硅/酚醛出口锥绝热层上加入钢肋,以提供额外的负载承受能力。

鉴于 LPC-415 发动机的丁羧推进剂老化性能较差,锡奥科尔公司研制的丁羟推进剂长寿命 SRAM* 发动机取代了 LPC-415。

Long life SRAM*



长寿命斯拉姆* 发动机

长寿命斯拉姆* (Long life SRAM*) 双脉冲固体火箭发动机,是美国空军研制的一种超声速战略空对地近程攻击导弹“斯拉姆”(SRAM)AGM-69A/B 的发动机,用以取代洛克希德公司的 LPC-415 脉冲固体火箭发动机。长寿命斯拉姆发动机的主承包商为锡奥科尔公司。1976 年锡奥科尔公司与波音公司签订合同,开始研制长寿命 SRAM 发动机,目的是改善 LPC-415 双脉冲固体火箭发动机的服役寿命和推进剂的老化性能,贮存使用期指标为 10 年。该发动机已于 1981 年通过鉴定,并已用于 SRAM AGM-69A 导弹的改装。

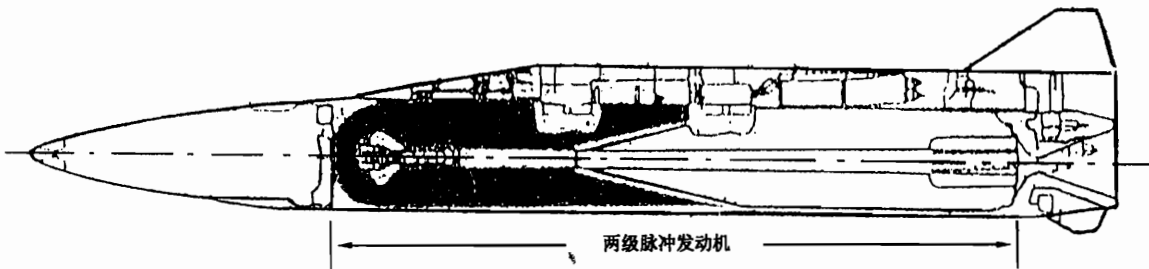
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	440	喷管数量	1
总 长	mm	2 540	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)

发动机结构

与 LPC-415(SR-75-LP-1)双脉冲固体火箭发动机相类似,长寿命 SRAM 发动机也采用钢壳体,内装前后两段端面燃烧药柱,中间隔开,两个药柱都有独立的点火系统。推进剂改为 TP-H1170 丁羟推进剂, R45M HTPB 预聚体粘合剂,卡托辛催化剂(2.5%),HX-752 键合剂,60 μm 铝粉(16%),3.2 和 200 μm 二级配高氯酸铵(70%),装药量 449 kg。

SRAM 2*



斯拉姆 2* 双脉冲发动机部位图

斯拉姆 2* (SRAM 2*) 双脉冲固体火箭发动机,是美国防区外发射超声速隐身空面导弹(又称近程攻击导弹“斯拉姆 2”)SRAM 2 和 SRAM-T(AGM-131A/B)的发动机,主承包为美国赫克里斯公司。

“SRAM 2”AGM-131A 是近程攻击导弹“斯拉姆”(SRAM)AGM-69A 的后续型。1976 年美国空军曾计划研制 AGM-69B,由于 1977 年 B-1 轰炸机计划中断而撤销该研制计划。1983 年“先进战略空地导弹”重新开始执行,随后更名“SRAM 2”并在选用冲压发动机和固体火箭发动机方面进行研究比较,于 1985 年 8 月开始验证研制。至 1986 年 12 月,确定了固体火箭发动机方案,转入工程研制阶段,由曾为 AGM-69B 研制发动机的赫克里斯公司承包双脉冲固体火箭发动机的研制。战术核弹头导弹“SRAM-T”(AGM-131B)于 1989 年 11 月面全开始研制,与“SRAM 2”导弹采用相同的发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	440	喷管数量	1
总 长	mm	约 2 500	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
总 质 量	kg	500		

发动机结构

斯拉姆 2* 双脉冲固体火箭发动机由两次脉冲装药燃烧室,两个独立的点火装置和一个固定喷管组

成。燃烧室壳体材料为石墨/环氧复合材料,装药为丁羟推进剂,内孔燃烧型药柱,巡航药柱(第二脉冲)的点火时间可以控制。

改进与发展

斯拉姆 2* 双脉冲固体火箭发动机在早期的高低温热循环试验中,在极低温条件下第二脉冲药柱出现了裂纹。其原因是第二脉冲发动机药柱中的一些推进剂组分迁移到橡胶绝热隔离层中,改变了药柱表面的性质,导致低温下产生裂纹。采取了两个改进措施:(1)在第二脉冲药柱与橡胶绝热层之间加一薄的金属/塑料片;(2)重新设计了夹紧机构,同时扩展隔热层边,以保证两部分之间的可靠密封。第一脉冲发动机尾部的 O 形环密封也作了改进。重新设计的发动机,由于减少了一些装药量,稍稍影响核导弹的射程。1991 年 5 月,成功地进行了-45℃的低温试车。

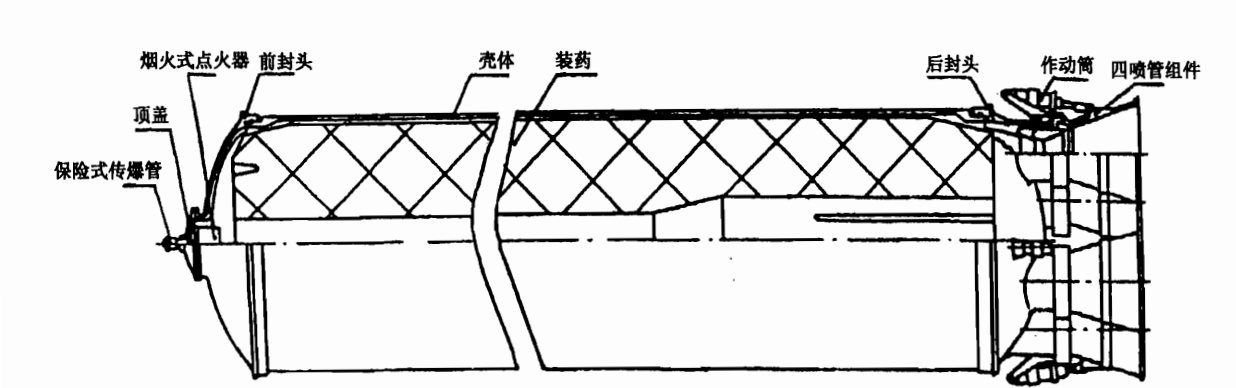
PC-12-1

PC-12-1 固体火箭发动机是前苏联 8K98(美国代号 SS-13)战略地地弹道导弹的第一级发动机,由前苏联纳季拉泽设计局于 1964 年~1969 年研制。这是前苏联为其第一代战略固体弹道导研制的第二种固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 840	比 冲	m/s	2 563
长 度	mm	8 987	工作时间	s	75.37
总 质 量	kg	34 428	推进剂类型	复合推进剂	
质 量 比		0.895	喷管数量	4	
推 力	kN	1 046	喷管扩张比	7.73	
燃烧室压力	MPa	4.70	推力矢量控制	单轴摆动喷管	

发动机结构



PC-12-1 发动机结构图

结构组成 PC-12-1 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室由带内绝热层的 CJI 高强度钢壳体和推进剂药柱组成。

钢壳体包括前后封头和筒体段,封头和筒体之间采用楔形物连接。前封头装有点火装置和保险机构。后封头有四个喷管接头连接喷管组件。壳体内喷涂绝热层。前苏联常用的内绝热层材料及其性能比较如下表:

性 能	美 国	美 国	美 国	前苏联
	丁 腈	丁 苯	EPDM	P-864 P-998 ПД-18 ⁽¹⁾
密度 $\rho(10^3\text{kg/m}^3)$	1.22 ~ 1.27	1.17	0.94 ~ 0.97	1.04 ~ 1.16
断裂延伸率 $\epsilon(\%)$	450 ~ 600	550 ~ 800	600 ~ 900	300 ~ 650
断裂极限强度 $\sigma_p(\text{MPa})$	14.0	13.0 ~ 28.0	7.0	6.2 ~ 13.0
导热率 $\lambda(\text{W/m}\cdot\text{K})$	0.24 ~ 0.27	0.20 ~ 0.22	0.21 ~ 0.23	0.21 ~ 0.27
比热 $C_p(\text{kJ/kg}\cdot\text{K})$	1.72	1.42	1.68	1.68

(1)含添加剂的丁腈橡胶

推进剂药柱为中心圆内孔加后端 4 长槽 4 短槽结构,在药柱前端开有一环形槽和人工自由脱粘层,用于减缓应力集中,采用贴壁浇铸式装填方式,装药质量 30 813 kg,有效装填系数 0.914。

喷管 由四个分段式单轴摆动喷管组成。喷管在超高速段可拆卸。喷管摆动部分和固定部分之间的间隙用弹性的胶布型套筒密封。喷管由电动液压作动筒操纵其偏转。喷管外壳承力件由钛合金制造,抗热结构材料由抗烧蚀塑料,高密度石墨和钨合金制造。

点火装置 点火器为烟火起动式,由保险式传爆管起动,然后点燃固体药柱。点火装置带有安全保险机构。此外,前封头上还装有安全自毁装置,由传爆的长条药和保险式电传爆管组成。

改进与发展

PC-12-1 固体火箭发动机的改进型和发展型成为前苏联第二代战略固体弹道导弹 SS-16 和 SS-20 的第一级动力装置,也是第三代公路机动战略固体导弹 SS-25 第一级的基型。其改进和发展包括高性能复合材料壳体,高性能、高能量复合推进剂,单个潜入喷管结构等项目。

PC-12-3

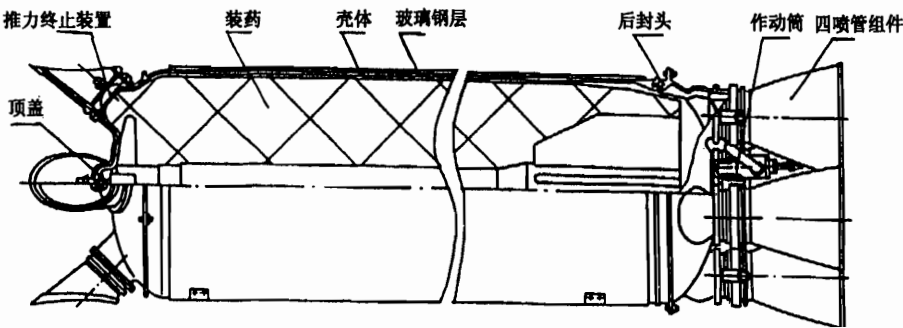
PC-12-3 固体火箭发动机是前苏联 8K98(美国代号 SS-13)战略地地弹道导弹的第三级发动机。由前苏联纳季拉泽设计局于 60 年代研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 060	工作时间	s	49
长 度	mm	4 084	推进剂类型		复合推进剂
总 质 量	kg	4 045	喷管数量		4
质 量 比		0.901	喷管扩张比		23.0
推 力(真空)	kN	204.6	推力矢量控制		单轴摆动喷管

燃烧室压力(平均)	MPa	3.9	推力终止装置	4个反向喷管
比冲(真空)	m/s	2 780		

发动机结构



PC-12-3 发动机结构图

结构组成 PC-12-3 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火器、推力矢量控制装置和推力终止装置组成。

燃烧室 燃烧室包括壳体,推进剂药柱和内绝热层。

钢壳体由 CJT 型高强度钢材材料制,包括圆筒体和前后封头,圆筒外部用单向玻璃纤维缠绕增强。封头采用钢板冲压成形。前封头为椭球形,上有中心圆孔,推力终止组件和用来加固单向缠绕的玻璃钢外壳的框架。后封头为球形,上有 4 个喷管座和框架。前后封头与圆筒体用楔形连接。壳体内绝热层是喷涂的。

推进剂药柱是中心圆内孔加前端 4 个径向槽和后端 8 个纵向翼槽结构。4 个前端槽对准 4 个推力终止反向孔,以保证在发动机工作 15 s 后能够起动推力终止装置。推进剂药柱用浇铸成形。药柱前端都有人工自由脱粘层。装药质量 3 600 kg,有效装填系数 0.89。

喷管 喷管系统也是由 4 个分段式单轴摆动喷管及其控制系统组成。喷管超音速段可拆卸。其结构与工作方式和 PC-12-1 发动机基本相同。喷管外壳承力件用钛合金制造,抗热结构材料有抗烧蚀塑料,高强度石墨和 Лировольфрам 等材料。

推力终止装置 反向喷管底座段用钛合金制造,扩张段用玻璃纤维制成。推力终止过程为先打开反向孔盖,由反喷管排出的气体产生必要的反推力,实现推力的终止。

点火装置 点火器也是烟火起动式点火器,带安全保险机构,由传爆管起动。

PCM-45-2*

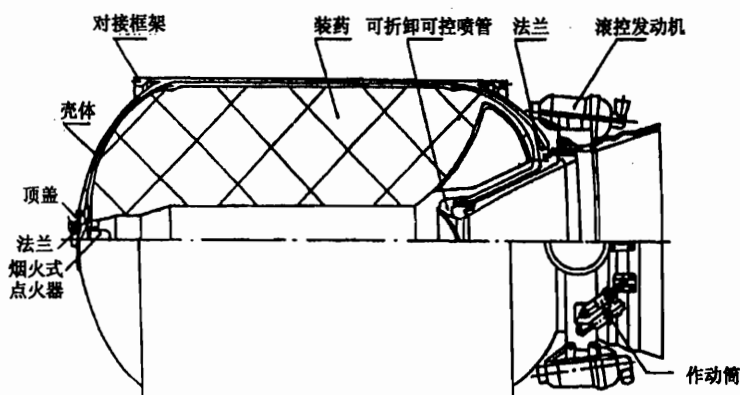
PCM-45-2* 固体火箭发动机是前苏联 PCM-45(美国代号 SS-N-17)战略弹道导弹的第二级发动机。由前苏联纳季拉泽设计局在 70 年代至 80 年代初研制,属于前苏联第二代固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 549	比冲(真空)	m/s	2 795
长 度	mm	3 024	工作时间	s	73.6

总质量	kg	6 859	推进剂类型	复合推进剂
质量比		0.914	喷管数量	1
推力(真空)	kN	238	喷管扩张比	20.7
燃烧室压力(平均)	MPa	3.0	推力矢量控制	万向架式摆动喷管

发动机结构



PCM-45-2* 发动机结构图

结构组成 PCM-45-2* 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置及推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 燃烧室包括壳体, 推进剂药柱和内绝热层。

壳体是由玻璃纤维缠绕制成的复合薄壁壳体, 前后封头极孔有嵌入金属法兰和连接框架。前后封头和圆筒体由连续的玻璃纤维带缠绕而成, 顶盖是一全金属体, 用销和壳体连接。在壳体内表面, 喷涂以橡胶为基体的绝热层。

推进剂药柱采用一定压力作用下的直接浇铸方式, 药柱为不同直径的中心圆内孔结构, 在喷管潜入段为翼柱形, 装药质量 6 270 kg, 燃烧室有效装填系数 0.91。

喷管 喷管为分段式可动潜入喷管结构, 喷管可动部分与固定部分之间的连接间隙用弹性密封套保护。喷管的摆动通过两个相互垂直平面上安装的作动筒实现相对于万向轴的偏斜。喷管外壳由钛合金制造, 其抗烧结构材料为含碳增强塑料和石墨。在喷管固定体上装有两个小滚控发动机, 用于发动机的滚转控制。

点火装置 点火器仍然采用通常的烟火起动式点火器, 带安全保险机构。

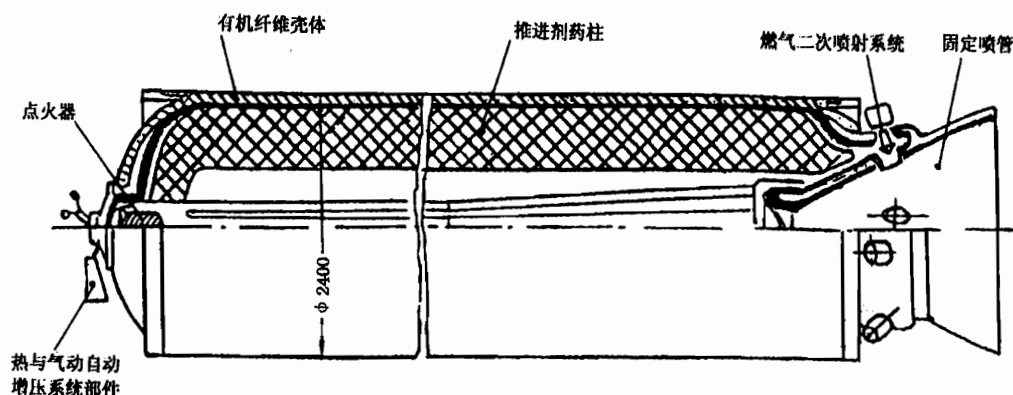
3Д65

3Д65 固体火箭发动机是前苏联 3М65 战略弹道导弹的第一级发动机, 由前苏联乌克兰南方机械设计局于 1973 年 ~ 1982 年研制, 3Д65 属于前苏联第三代固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 400	比冲(真空)	m/s	2 678
长 度	mm	8 495	工作时间	s	~ 77
总 质 量	kg	52 670	推进剂类型	复合推进剂	
质 量 比		0.913	喷管数量	1	
推 力(真空)	kN	2 018.2	喷管扩张比	12.6	
燃烧室压力(平均)	MPa	6.59	推力矢量控制	燃气二次喷射	

发动机结构



3Д65 发动机结构图

结构组成 3Д65 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、推力矢量控制装置、点火装置组成。

燃烧室 燃烧室结构包括壳体、推进剂药柱和内绝热层等构件。

壳体由有机纤维缠绕制成,包括圆筒体,前后封头和前后连接裙,均缠绕成一体。

推进剂药柱为锥状星形内孔,浇铸成型。装药质量 48 100 kg。前后端有人工自由脱粘结构。发动机工作时燃气质量流率为 751 kg/s。

喷管 喷管为固定潜入式单喷管结构,在喷管出口锥下游有燃气二次喷射孔及针栓控制阀门系统。燃气流直接引自燃烧室。

点火装置 点火器可能采用通用的烟火起动式点火器,带安全保险机构。

除此之外,3Д65 发动机在头部装有一种热和气动自动增压部件。

改进与发展

3Д65 型固火箭发动机后来又发展了两种型号:15Д206 和 15Д305,前者研制于 1976 年~1984 年,后者研制于 1984 年~1988 年。它们分别用于 15Ж44(SS-24)和 15Ж60(SS-N-20)战略固体弹道导弹的第一级。其中 15Ж305 发动机采用了可移动式喷管,工作压力可变,如工作在 12 MPa 时(潜地导弹第一级),工作时间为 36 s;当工作压力为 9.83 MPa 时(地地导弹第一级),工作时间为 52 s。

15Д15

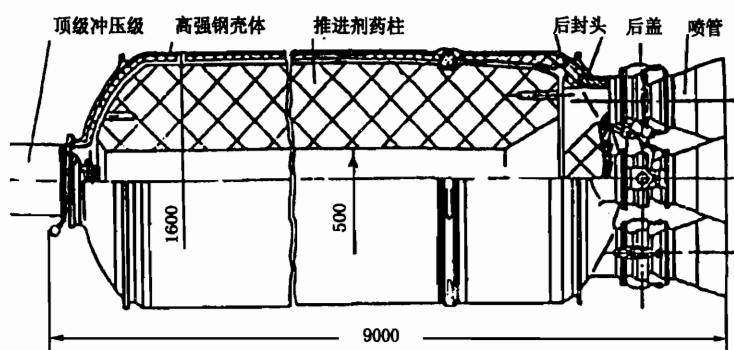
15Д15 固体火箭发动机是前苏联 8К99 弹道导弹的第一级发动机。1964 年~1969 年研制,是前苏联研制的第一种大型固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 600	工作时间	s	~ 82
长 度	mm	9 000	推进剂类型	复合推进剂	

总质量	kg	20 045	喷管数量	4
质量比		0.864	喷管喉径	mm 160
推力(真空)	kN	688.4	喷管扩张比	10.97
燃烧室压力(平均)	MPa	5.06	推力矢量控制	单轴摆动喷管
比冲(真空)	m/s	2 598.7		

发动机结构



15 D15 发动机结构图

结构组成 15 D15 固体火箭发动机结构由燃烧室、头部小冲压发动机 ПРДКС、喷管、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室包括金属壳体,自由装填式推进剂药柱和内隔热层等部件。金属壳体包括头部冲压级壳体,主燃烧室壳体和喷管后盖组合体等,它们均用高强薄钢板滚压焊接成型。

推进剂药柱为中心圆内孔柱形,内孔直径 500 mm,为先成型后装填的自由装填式结构。在发动机后盖也装有部分推进剂。连小冲压级在内,推进剂质量共 17 320 kg,推进剂固体含量为 84% (AP 66%, Al 18%),推进剂燃气质量流率 264 kg/s。

头部小冲压发动机 15 D15 发动机在头部增加一空气冲压小发动机,用于增大推力,所以叫双工质固体火箭发动机。空气由位于顶部的通风阀门导入燃烧室,然后与燃气混合燃烧产生新的推力。

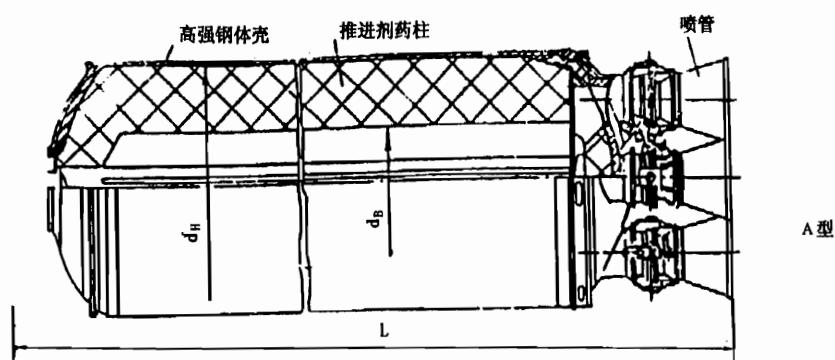
喷管 由壳体后盖和 4 个喷管组合成组合系统。喷管座和后盖焊成一体。喷管摆动部分通过轴承与喷管座连接,四个摆动动作筒将固定体和摆动体连接起来,由伺服系统操纵推力矢量的偏转和滚转。

改进与发展

15 D15 固体火箭发动机为前苏联研制的第一种大型固体火箭发动机,初步解决了固体火箭发动机的有关问题,虽然技术是初步的,但也有一些独特之处,表明他们解决了工程问题的创新能力。

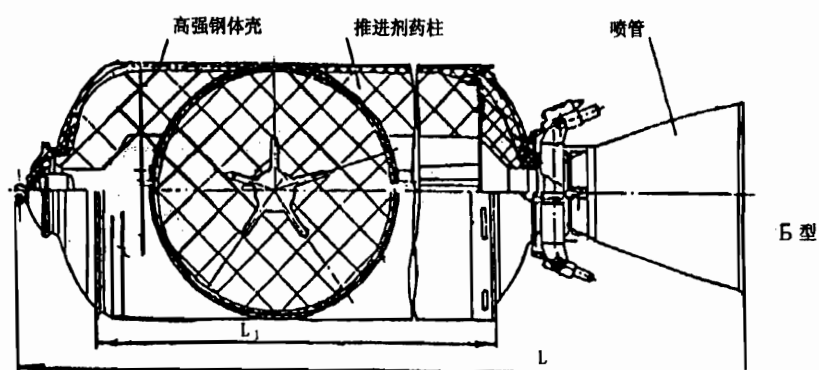
15 D15 发动机进一步的改进和发展有 A 型、B 型和 B 型三种。A 型主要是改进推进剂装药,即改用浇铸方式装药和五角星形内孔药柱结构,去掉小冲压级,其它结构不变。B 型的主要改进是采用单个外接喷管和二次喷射推力矢量控制技术,并采用两种推进剂-高燃烧温度的主药柱(五角星形内孔)和低燃烧温度的后盖底药柱。B 型的主要改进采用单潜入喷管和燃烧室燃气引流二次喷射推力矢量控制技术,这是当今先进的推力矢量控制技术之一。因此,B 型固体火箭发动机的技术水平代表前苏联 80 年代的先进水平。

前苏联于 1980 年部署的质量为 22 t 两级潜地固体导弹 SS-N-17(长度 11.06 m,外径 1.6 m),其固体火箭发动机应属这种级别发动机。A、B 和 B 三型试验发动机结构如下:



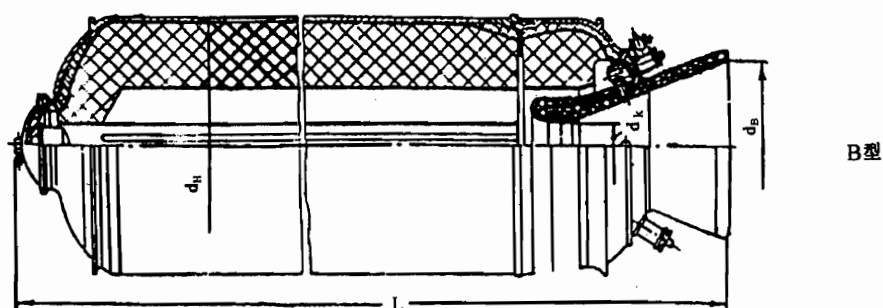
A 型发动机结构

$d_H = 1\,600\text{ mm}$, $L = 9\,000\text{ mm}$, $d_B = 500\text{ mm}$



B 型发动机结构

$L = 9\,500\text{ mm}$, $L_1 = 7\,500\text{ mm}$



B 型发动机结构图

$d_H = 1\,600\text{ mm}$, $L = 8\,900\text{ mm}$, $d_k = 324\text{ mm}$, $d_a = 1\,170\text{ mm}$

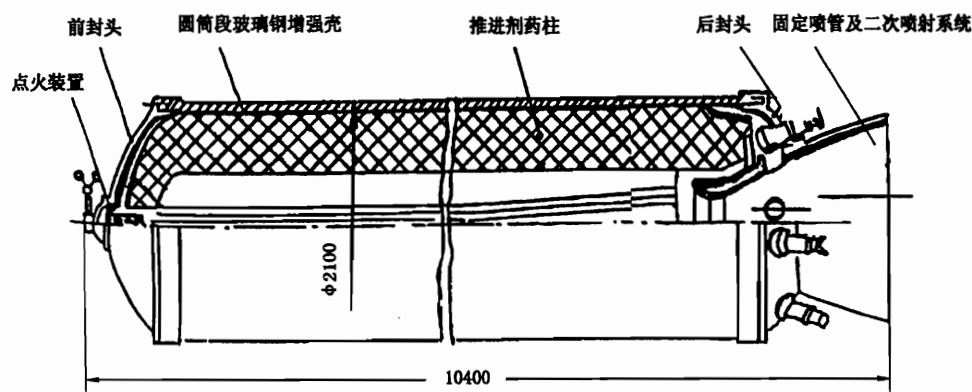
15Д122

15Д122 固体火箭发动机是前苏联 15Ж43 战略弹道导弹的第一级发动机,由前苏联乌克兰南方机械设计局于 1970 年~1977 年研制。15Ж43 属于前苏联的第二代战略固体弹道导弹。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 100	工作时间	s	60.5
长 度	mm	10 400	推进剂类型		复合推进剂
总 质 量	kg	47 400	喷管数量		1
质 量 比		0.907	喷管喉径	mm	524
推 力(真空)	kN	2 221.2	喷管扩张比		11.8
燃烧室压力(平均)	MPa	6.08	推力矢量控制		燃气二次喷射
比 冲(真空)	m/s	2 613			

发动机结构



15Д122 发动机结构图

结构组成 15 Д 122 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 燃烧室结构包括装药壳体,推进剂药柱和内绝热层等。

壳体由玻璃钢增强的圆体和前后封头组成。由高强度钢制造。前后封头为椭球形,冲压成形,封头与圆筒体之间用楔形件连接。

推进剂药柱为星孔形结构,星孔从后部向头部呈锥状,采用贴壁浇铸方式装填,装药质量 43 000 kg,发动机工作时推进剂燃气质量流率为 850 kg/s。

喷管 喷管为单个固定式潜入结构,在出口锥上游部开有 8 个燃气二次喷射孔,燃气从燃烧室直接引流,由旋转式阀门控制。

点火装置 点火装置可能仍为常用的烟火起动机,有安全保险装置。

改进与发展

15Д122 固体火箭发动机的技术处于前苏联固体火箭技术从初级向高级阶段发展的过渡阶段,其改进和发展型即构成前苏联先进的第三代固体火箭发动机。

15Д206

15 Д 206 固体火箭发动机是前苏联 15Ж44(美国代号 SS-24)战略地地弹道导弹的第一级发动机,由前苏联乌克兰南方机械设计局于 1976 年~1984 年在 3 Д 65 发动机的基础上研制而成。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 400	工作时间	s	~ 68
长 度	mm	8 440	推进剂类型		复合推进剂
总 质 量	kg	52 550	喷管数量		1
质 量 比		0.916	喷管喉径	mm	500
推 力(真空)	kN	2 360	喷管扩张比		11.4
燃烧室压力(平均)	MPa	7.18	推力矢量控制		燃气二次喷射
比 冲(真空)	m/s	2 669			

发动机结构

结构组成 15 Д 206 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 发动机壳体由有机纤维缠绕制成,复合推进剂药柱成锥状星孔药型,发动机工作时燃气质量流率 884 kg/s。

喷管 喷管为单个潜入式固定喷管,出口面直径 1 689 mm,用燃气二次喷射方式进行推力矢量控制。

15Д207

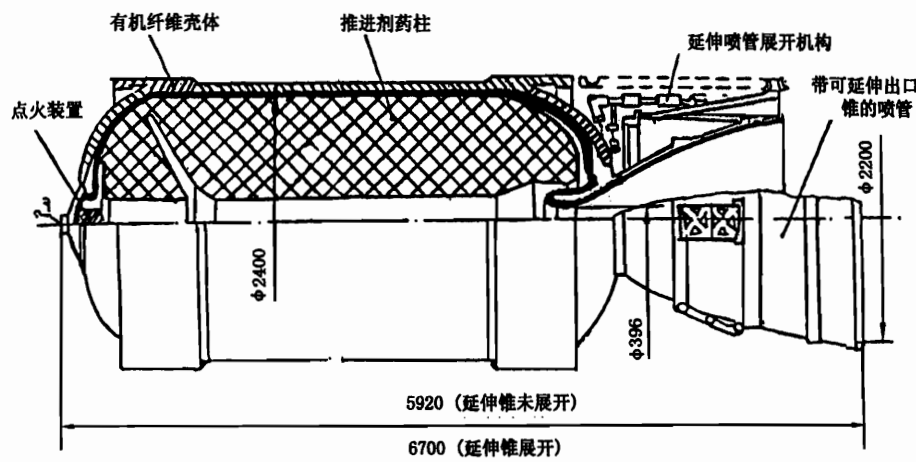
15 Д 207 固体火箭发动机是前苏联 15Ж44/15Ж52 战略弹道导弹的第二级发动机,由乌克兰南方设计局于 1976 年~1984 年研制而成。属于第三代固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 400	比 冲(真空)	m/s	2 879.2
长 度	mm	5 920/6 700*	工作时间	s	~ 64
总 质 量	kg	33 205	推进剂类型		含 HMX 的复合推进剂
质 量 比		0.934	喷管数量		1
推 力(真空)	kN	1 460.2	基础喷管扩张比		30.9
燃烧室压力(平均)	MPa	6.54	推力矢量控制		柔性喷管

*可延伸出口锥展开前后发动机长度

发动机结构



15 Д 207 发动机结构图

结构组成 15 Д 207 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、推力矢量控制装置和点火装置等部件组成。

燃烧室 燃烧室包括壳体,推进剂药柱和内绝热层等部件。

壳体是整体缠绕的有机纤维壳体,并带前后连接复合裙。前后极孔有嵌入连接金属接头,前封头有金属顶盖。

推进剂药柱为中心圆内孔加前端部径向槽和环状锥形径向槽结构,在后端部有人工自由脱粘层。推进剂是加 HMX 的高能复合推进剂,装药质量 31 000 kg。发动机工作时燃气质量流率为 507 kg/s。

喷管 喷管是带一节可延伸锥的柔性接头全轴摆动喷管,有少量潜入。可延伸锥的展开机构是转折结构。

点火装置 点火器可能是通常采用的烟火起动式点火器,带有安全保险机构。

改进与发展

15 Д 207 型发动机代表了当前世界固体火箭发动机技术的先进水平,集中了前苏联固体火箭技术的主要成果。

1982 年~1987 年和 1984 年~1988 年期间,前苏联又分别研制了两种先进的上面级固体火箭发动机,其主要性能与结构参数如下表。

	1982 ~ 1987	1984 ~ 1988
直径 mm	2 400	2 400
长度 mm	5 920/6 700	5 920/6 700
装药量 kg	29 890	29 890
结构质量 kg	2 085	2 155
质量比	0.935	0.933
真空推力 kN	1 441.6	1 445.5
工作压力(平均) MPa	6.54	6.55
比冲(真空) m/s	2 917.5	2 908.6

工作时间 s	~ 63.5	~ 62.5
质量流率 kg/s	494	497
推进剂类型	复合推进剂 + HMX	复合推进剂 + HMX
喷管扩张比	30.9	30.3
带延伸出口锥数	1	1
推力向量控系统	柔性喷管	柔性喷管
壳体结构	有机纤维整体缠绕	有机纤维整体缠绕
药柱结构	三维内孔药型	三维内孔药型

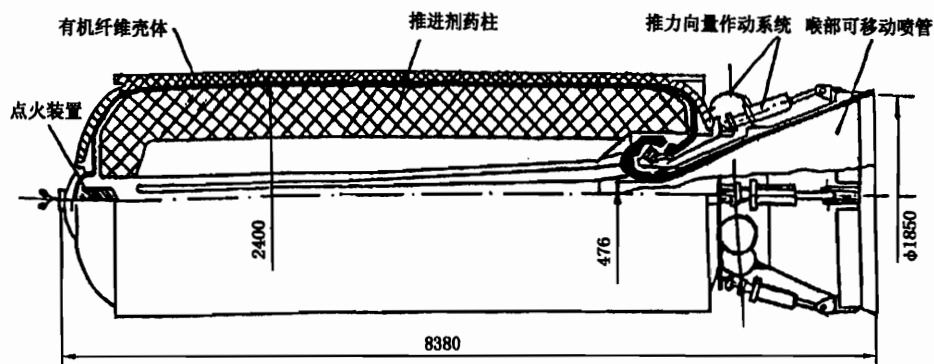
15Д305

15 Д 305 固体火箭发动机是前苏联 15Ж60(美国代号 SS-N-20)三级战略潜地弹道导弹的第一级发动机,亦可作为战略地地弹道导弹的第一级发动机,由前苏联乌克兰南方机械设计局在 1984 年~1988 年研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 400	工作时间	s	~ 52
长 度	mm	8 380	推进剂类型		含 HMX 复合推进剂
总 质 量	kg	51 565	喷管数量		1
质 量 比		0.918	喷管喉径	mm	476
推 力(真空)	kN	3 048	喷管扩张比		15.1
燃烧室压力(平均)	MPa	9.83	推力矢量控制		柔性喷管
比 冲(真空)	m/s	2 746			

发动机结构



15 Д 305 发动机结构图

结构组成 15 Д 305 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置组成。

燃烧室 发动机壳体由有机纤维复合材料缠绕而成,推进剂为含奥克托金(HMX)的复合推进剂,药柱呈锥状星孔药柱,燃气流量 1 110 kg/s。在作为潜地导弹的第一级时,燃烧室工作压力达 12 MPa,工作时间 36 s,而作为地地导弹第一级时,燃烧室工作压力 9.83 MPa,工作时间 52 s,前述工作性能中所列为作

为地地导弹第一级时的参数。

喷管 喷管为单个可全轴摆动柔性喷管,推力矢量控制由柔性全轴摆动喷管实现。

战术导弹固体火箭发动机

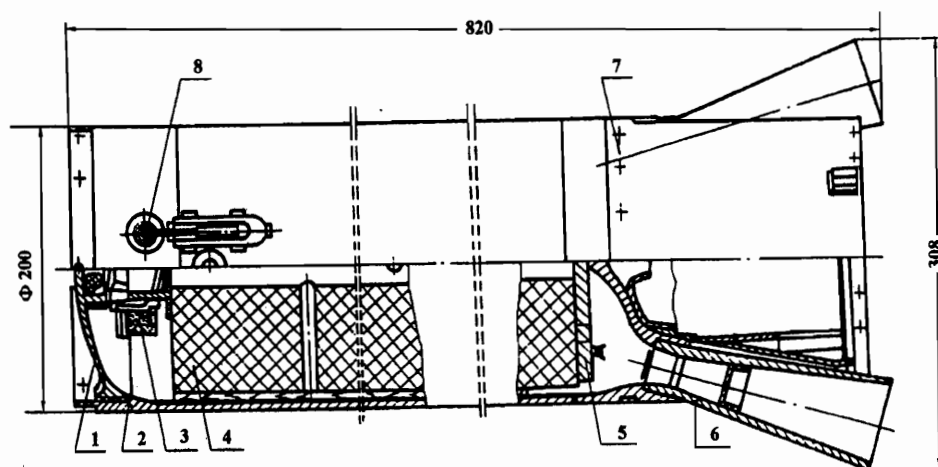
PL1*

PL1* 固体火箭发动机是中国“霹雳 1”空空导弹的动力装置。发动机由中国航空工业总公司南方动力机械厂于 1958 年开始研制,1963 年 11 月至 12 月通过打靶鉴定试验后进行小批量生产,现已停产。发动机库房条件下贮存期为 5.5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	200	燃烧室压力(40℃ 最大) MPa	11
长 度	mm	800	推进剂类型	SQ-3 双基
总 质 量	kg	38.2	喷管数量	2
质 量 比		0.53	喷管扩张比	6.61
总 冲	kN·s	≥40	工作时间	s ≤7
比 冲(-50℃ 当地)	m/s	1796	使用温度范围	℃ -50~40
最大推力(40℃)	kN	15		

发动机结构



PL1* 发动机结构图

- 1—盖组件 2—电瓶舱壳体 3—引火药盒 4—药柱
5—药柱栅板 6—喷管 7—燃烧室 8—点火器

结构组成 PL1* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层、衬木和药柱等组成。壳体采用 30 CrMnSiA 钢板卷成圆筒后焊接制成,其验收压力为 18.1 MPa,爆破压力为 24.5 MPa,安全系数为 1.85,药柱是由推进剂牌号为 SQ-3(双铅-3)制成的带径向孔管形药柱。自由装填在燃烧室壳体中,其轴向由盖组件和档药栅板支撑定位。

喷管 采用锥形整体钢喷管,水平斜置于燃烧室的尾侧,两喷管与弹轴的夹角为 $15(^{\circ})12(^{\circ})$ 。

点火装置 点火装置由电发火管,引火药盒等组成。引火药盒用铝板 L1-M 制成,点火药为大颗粒黑火药,电发火管为 2 个 IIII9-PC 发火管。

工作原理 向发动机点火触点加 -27 V 电压,IIII9-PC 电发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破粘贴在引火药盒的膜片后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将药柱点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉,推进剂药柱燃烧产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和管形药柱的燃烧面燃烧规律不断燃烧,直至燃完,从而达到规定的推力和工作时间。

改进与发展

PL1* 固体火箭发动机作为 PL1 空空导弹的动力装置于 1963 年随导弹定型后转入批产,截至 1969 年底,共生产 1 000 多枚导弹装备部队,70 年代停止生产。

PL2*



PL2* 固体火箭发动机

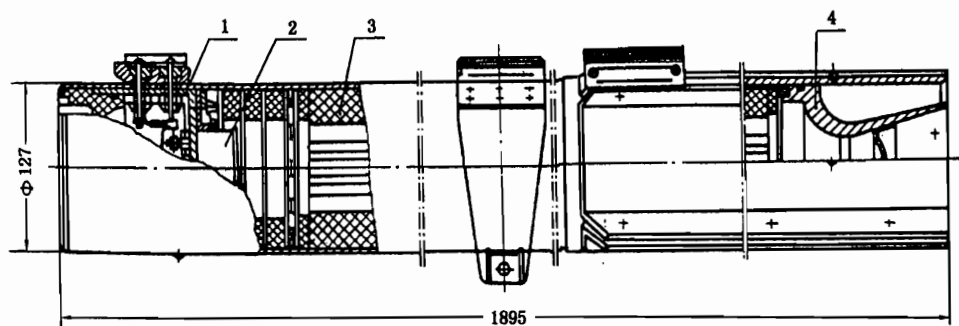
PL2* 固体火箭发动机是中国“霹雳 2”空空导弹的动力装置,主承制厂是中国航空工业总公司南方动力机械厂。

发动机于 1964 年开始试制,1967 年定型,而后随弹转入批生产,累计 5 762 枚,现已停产,发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	燃烧室压力(50℃最大)	MPa	12.75
长 度	mm	1 892	燃烧室压力(20℃平均)	MPa	8.31
总 质 量	kg	36.20	推进剂类型	SFM-3 双基推进剂	
质 量 比		0.54	喷管数量	1	
总 冲	kN·s	37.40	喷管扩张比	4	
比 冲(20℃,当地)	m/s	1 916	工作时间	s	2.52
最大推力(50℃)	kN	24.50	使用温度范围	℃	-50~50
平均推力(20℃,实测)	kN	16.54			

发动机结构



PL2* 发动机结构图

1—燃烧室壳体 2—点火装置 3—包覆药柱 4—喷管

结构组成 PL2* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、包覆药柱、环体密封圈、固定盘、隔膜、螺钉及杯体螺钉等组成。燃烧室壳体是用锻铝 LD10CS 的热挤压毛坯,经机械加工制成带翼筋的薄壁圆筒,其验收压力为 13.73 MPa,爆破压力为 20.59 MPa,安全系数为 1.62。

包覆药柱 是由推进剂药柱和包覆层组成,推进剂药柱是由牌号为 SFM-3 的推进剂,制成内孔六角星形的单根圆柱形药柱,在其端面及外侧表面进行包覆,包覆药柱是自由装填在燃烧室壳体内。

喷管 喷管为锥形喷管,喷管由缓冲垫密封圈、壳体及堵盖等组成。喷管壳体材料为钢 10。

点火装置 点火装置由壳体、电发火管、大颗粒黑火药及接线柱组件等组成。壳体用镀锡薄钢板制成,点火药为 75 g 大颗粒黑火药,2 个并联的 MB-3 电发火管。

工作原理 向发动机点火触点加 -27V 电压,MB-3 电发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破粘贴在引火药盒的膜片后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后,将药柱的内孔六角星形表面点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度从喷管喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和内孔七角星形药柱的燃面变化规律不断燃烧,直至燃完,从而达到规定的发动机推力和工作时间。

PL3*

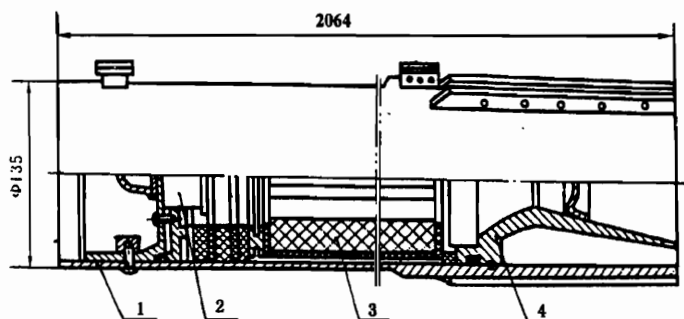
PL3* 固体火箭发动机是中国“霹雳 3”空空导弹的动力装置。发动机由中国航空工业总公司第 612 研究所设计、研制。1965 年开始研制,1974 年 11 月完成空中靶试,1980 年设计定型。为适应 PL3 空空导弹高性能,发动机具有较大的总冲,发动机的结构形式与 PL2 基本相似。发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	135	推 力(20 ℃ 平均)	kN	18.23
长 度	mm	2 064	燃烧室压力(50 ℃ 最大)	MPa	≤12.26

总质量	kg	44.10	燃烧压力(20℃平均)	MPa	8.36
质量比		0.56	推进剂类型	SFM-3 双基推进剂	
总冲	kN·s	46.70	喷管扩张比	4.41	
比冲(20℃,当地)	m/s	1900	喷管数量	1	
推力(50℃最大)	kN	≤26.48	工作时间(-50℃~50℃)	s	2.2~4
推力(-50℃最小)	kN	≥9.81	使用温度范围	℃	-50~50

发动机结构



PL3* 发动机结构图

1—燃烧室壳体 2—点火装置 3—包覆药柱 4—喷管

结构组成 PL3* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、包覆药柱、杯体密封圈、固定盘、隔膜、螺钉及杯体螺钉等组成。燃烧壳体是用铝 LC9-CS 的热挤压毛坯,经机械加工制成的带翼筋的薄壁圆筒,其验收压力为 20.59 MPa,安全系数 1.68。

包覆药柱 由药柱和包覆层组成。推进剂药柱是由牌号为 SFM-3 的推进剂制成内孔六角星形的单根圆柱形药柱,其端面及外侧面进行包覆。装药是自由装填在燃烧室内。

室内。

喷管 喷管为锥形喷管,喷管由缓冲垫密封圈、壳体及堵盖等组成,壳体材料为钢 10。

点火装置 点火装置由壳体、点火药、电发火管、固定螺栓等组成。壳体用冷轧钢板制成;点火药为大颗粒 1 号黑火药 95 g;代号为 72 电发火管 2 个,并联安装。

工作原理 向发动机点火触点加 -27 V 电压,72 号电发火管发火,然后引燃点火药,点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破粘贴在引火药盒的膜片后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将药柱的内孔六角星形表面点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和内孔六角星形药柱的燃面变化规律不断地燃烧,直至燃完,从而达到规定的发动机推力和工作时间。

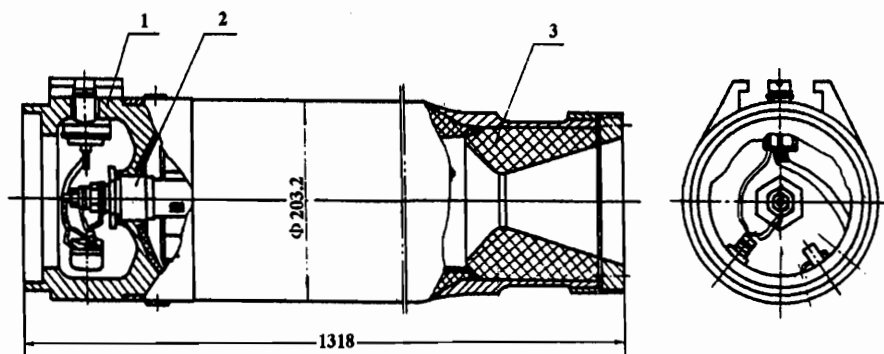
PL4*

PL4* 固体火箭发动机是中国“霹雳 4”空空导弹的动力装置,发动机由中国航空工业总公司 612 所于 1982 年开始研制,1986 年研制结束。发动机通过了样机的地面高、低、常温试验和全面考核试验,可作为空空导弹的动力装置。发动机采用高能丁羟复合固体推进剂(HTPB);发动机燃烧室壳体采用合金钢,用强力旋压工艺制成;装药采用将包覆层和推进剂浆料依次浇铸到燃烧室壳体内后进行固化的成形工艺;点火装置用 0.5 A/0.5 W 的电发火管并加有点火保险机构;从而使发动机具有较高的总体性能,发动机在库房条件下贮存期大于 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	燃烧室压力(60℃ 最大)	MPa	10.65
长 度	mm	1 318	燃烧室压力(20℃ 平均)	MPa	8.20
总 质 量	kg	70	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.65	喷管数量	1	
总 冲	kN·s	107.30	喷管扩张比	5.01	
比 冲	m/s	2 342	工作时间	s	3.97
推 力(60℃ 最大)	kN	42.78	使用温度范围	℃	- 50 ~ 60
推 力(20℃ 平均)	kN	34.02			

发动机结构



PL4* 发动机结构

1—燃烧室 2—点火装置 3—喷管

结构组成 PL4* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、药柱、包覆层、绝热层等组成,壳体是用 30 CrMnSiA 钢旋压成型,其验收压力为 13.73 MPa,爆破压力为 21.58 MPa,安全系数 2.03;在顶盖和壳体尾部粘贴 D301 绝热层预制件,然后机械加固化;壳体内表面离心粘结绝热包覆层;发动机药柱为贴壁浇铸的内孔五角星形药柱。

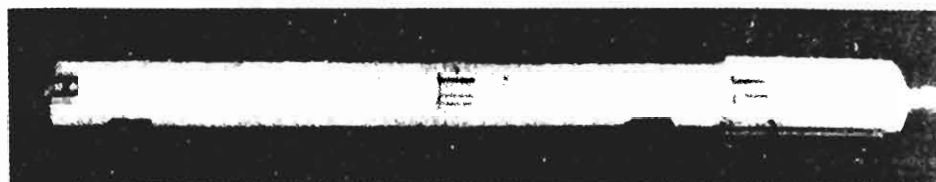
喷管 喷管为锥形喷管,喷管的收敛段,喉部,扩散段为一整体石墨。喷管由壳体、整体石墨、密封圈、压环、堵盖等部分组成。

点火装置 点火装置是带安全保险机构的点火装置。点火装置由电发火管、铜包密封圈、金属网篮组合、点火药等组成;点火药为镁粉、聚四氟乙烯、醋酸纤维素机械混合物,药量为 60 g。电发火管 1 个,代号为 DF-5。

工作原理 插上点火装置的电源插头,接通点火保险机构的钮子开关,向电源插头加 - 27 V 电压,DF-5 电发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破浸粘在金属网篮网孔中的胶膜后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将药柱的内孔五角星形表面点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱燃烧产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和内孔五角星形燃面变化规律不断燃烧,直至燃完,从而达到规定的推力和工作时间。

PL5A*



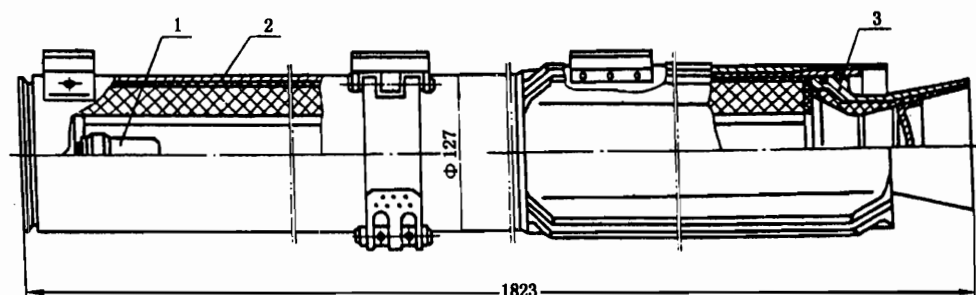
PL5A* 固体火箭发动机

PL5A* 固体火箭发动机是中国“霹雳 5 甲”空空导弹的动力装置,发动机由中国航空工业总公司第 612 研究所于 1966 年开始设计、研制,1986 年 6 月发动机随导弹设计定型。发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	燃烧室压力(55℃ 最大)	MPa	10.30
长 度	mm	1 823	燃烧室压力(20℃ 平均)	MPa	7.30
总 质 量	kg	42	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.58	喷管数量	1	
总 冲(20℃,地面)	kN·s	≥53	喷管扩张比	4	
比 冲(20℃当地)	m/s	≥2 283.40	工作时间(-55℃~55℃)	s	2~4
推 力(55℃ 最大)	kN	≥27.95			
推 力(20℃ 平均)	kN	21.34			

发动机结构



PL5A* 发动机结构图

1—点火装置 2—燃烧室 3—喷管

结构组成 PL5A* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层和药柱组成。壳体是用 30 CrMnSiA 钢旋压成形,其验收压力为 12.26 MPa,爆破压力 ≥ 16.67 MPa,安全系数 > 1.6 。发动机药柱为贴壁浇铸的内孔七角星形药柱。

喷管 发动机采用锥形复合喷管,它由喷管本体、石墨喉衬、玻璃钢衬套、堵盖等组成。喷管本体材料为钢 45。

点火装置 点火装置由电发火管、网状点火药盒、点火药和防射频装置组成。1 个代号为 808-1 电发火管;点火药为镁粉、聚四氟乙烯粉和醋酸纤维素的机械混合物,其质量为 41 g;防射频装置安装在电发火管前,使点火装置具有防射频,防静电的能力。

工作原理 向发动机点火触点加 -27V 电压,808-1 电发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破网状点火药盒网孔中的胶膜后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将药柱的内孔七角星形表面点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱燃烧产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和内孔七角星形药柱内孔燃面变化规律不断燃烧,直至燃完,从而达到规定的推力和工作时间。

PL7*

PL7* 固体火箭发动机是中国“霹雳 7”空空导弹的发动机,由中国航空工业总公司南方动力机械厂于 1980 年开始研制、生产,到 1986 年底随同 PL7 导弹通过靶试鉴定试验,完成设计定型后转入小批量生产。发动机在库房条件下贮存期为 6 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	157	燃烧室压力(60℃ 最大)	MPa	12
长 度	mm	1 275	燃烧室压力(20℃ 平均)	MPa	6.79
总 质 量	kg	35.70	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.59	喷管数量		1
总 冲	kN·s	48.50	喷管扩张比		5.14
比 冲(20℃,当地)	m/s	2 300	工作时间(20℃)	s	2.93
推 力(60℃ 最大)	kN	40.20	使用温度范围	℃	-50~60
推 力(20℃ 平均)	kN	25			

发动机结构

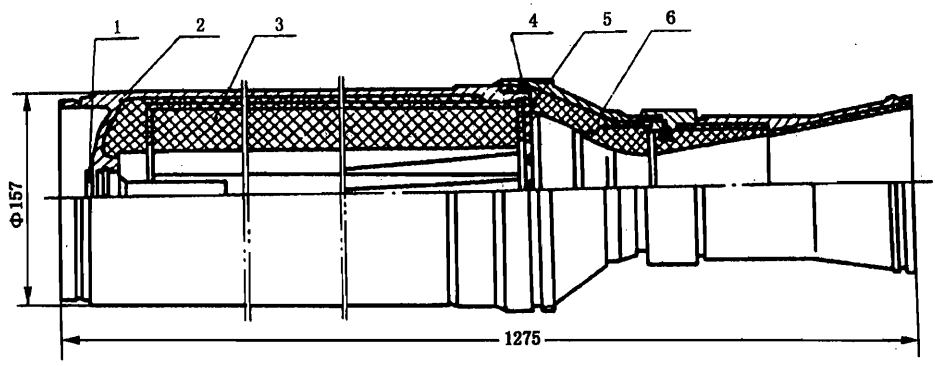
结构组成 PL7* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 它由壳体、药柱和绝热层组成。壳体用合金钢 15 CDV6 旋压成形,其验收压力为 13.2 MPa,爆破压力为 20 MPa,安全系数 1.67。绝热层由环氧树脂、聚酰胺、聚酯树脂、环氧丙烷丁基醚、石棉等组成,模压在壳体内壁,24 小时固化成形,其厚度大于 1.4 mm。包覆装药由药柱和包覆层组成,药柱是用丁羟推进剂制成的内孔七角星形药柱。

喷管 喷管是锥形复合组合喷管,一旦燃烧室压力超出设计压力时,保险膜片被剪断,喉衬及扩散段被吹脱,此时喷喉面积增大,压力降低,使发动机仍能安全地工作。喷管由收敛段、中间段、扩散段、喉衬、堵盖等组成。

点火装置 点火装置具有防射频、防静电的双防功能,此功能由衰减器来实施,衰减器组件与点火器组件组装在一起。点火装置由壳体、发火管、衰减器组件、硅橡胶套、堵头等组成。

工作原理 向发动机点火触点加 -27 V 电压,发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高



PL7* 发动机结构图

1—点火装置 2—燃烧室壳体 3—包覆药柱 4—密封圈 5—垫片 6—喷管

温、高压燃烧产物冲开堵头后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的推进剂药柱被点燃后,按规定的燃烧速度和内孔七角星形药柱内孔燃面变化规律不断燃烧,直至燃完,从而达到规定的推力和工作时间。

点火装置中的衰减器在加 - 27 V 电压时电流能顺利通过衰减器引燃发火管,在发动机不工作状态(如贮存,运输或导弹挂机时)当处于强磁场和静电感应环境时,在发动机上产生的感应电流流经点火装置的衰减器时被衰减到小于电发火管的发火电流,使发火管不被引燃,从而保证了发动机在有害环境中的安全性(发动机不意外点火)。

ST-82



ST-82 固体火箭发动机

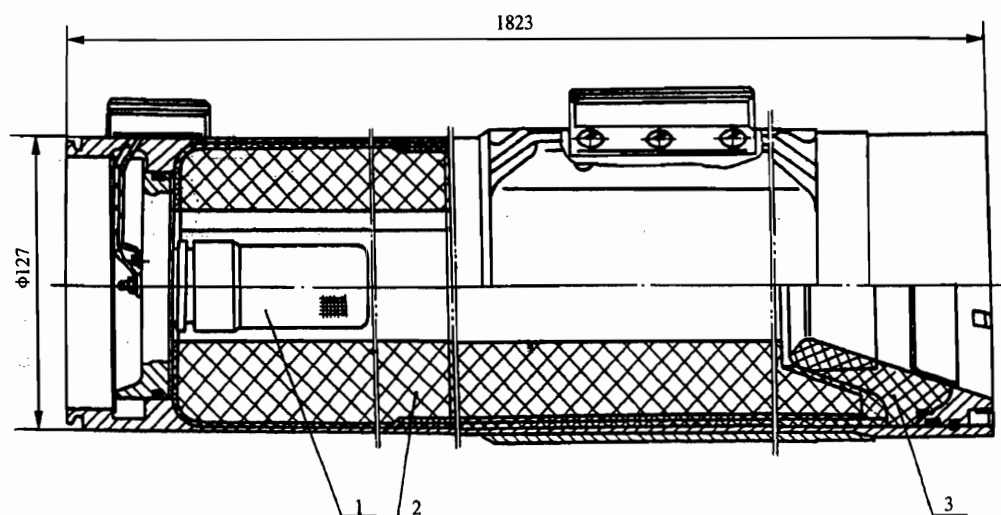
ST-82 固体火箭发动机是中国弹径为 127mm 空空导弹的单室双推力固体火箭发动机。发动机是由中国航空工业总公司第 612 研究所于 1982 年开始设计研制,1986 年结束。发动机样机通过了高温、低温、常温、振动、冲击、高低温运输、高温湿和气动加热等地面考核试验,可用作弹径为 127 mm 空空导弹的动力装置。发动机具有较大的推力比、较长的工作时间、较大的总冲、较高的质量比。发动机在库房条件下贮存 5 年以上。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	燃烧室压力(60 ℃ 最大)	MPa	10
长 度	mm	1 823	推进剂	端羟基聚丁二烯(HTPB)	

总 质 量	kg	42.50	喷管数量		1
质 量 比		0.6	喷管扩张比		4.83
总 冲(20℃)	kN·s	56	工作时间	s	8.20
比 冲(20℃,当地)	m/s	2 212	使用温度范围	℃	-55 ~ 60
推 力(60℃ 最大)	kN	26.70			
助推段推力(20℃ 平均)	kN	18.6			
续航段推力(20℃ 平均)	kN	4.40			

发动机结构



ST-82 发动机结构图

1—点火装置 2—燃烧室 3—喷管

结构组成 ST-82 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 它由壳体、绝热层、包覆层、药柱等组成。壳体用 30 CrMnSiA 钢旋压成形,其验收压力为 14.3 MPa,爆破压力为 19.60 MPa,安全系数 1.25。发动机药柱为高低两种燃速的丁羟推进剂,分段贴壁浇铸的内孔七角星形药柱。

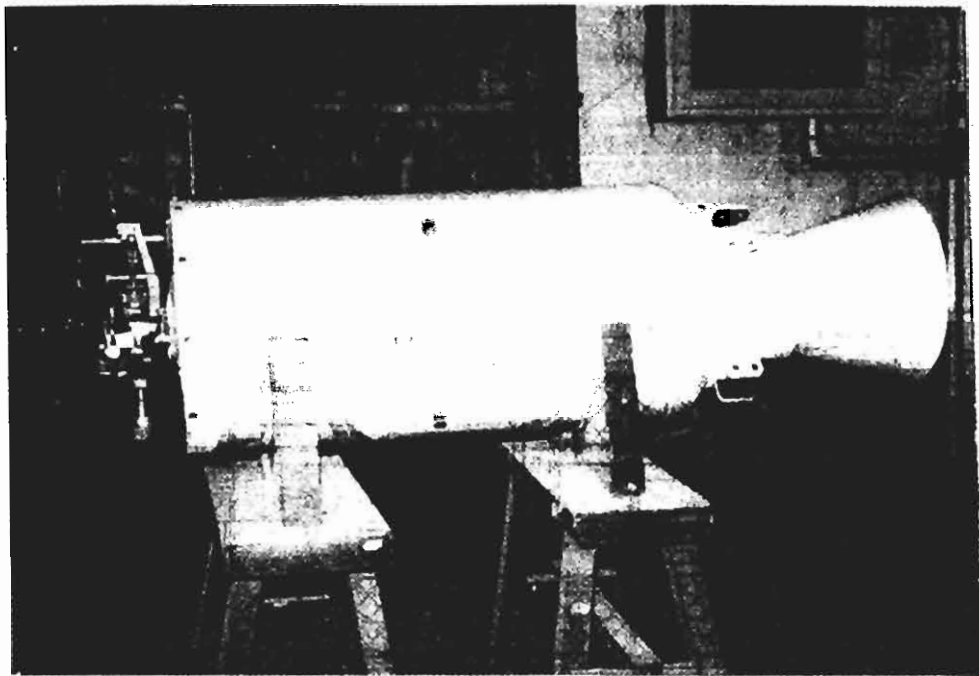
喷管 喷管采用潜入式,其结构由喉衬后段、密封圈、堵盖组成。

点火装置 点火装置由电发火管、盒体组件、点火药等组成。

工作原理 向发动机点火触点加 -27 V 电压,电发火管发火,然后引燃点火药;点火药燃烧产生的高温、高压燃烧产物冲破盒体组件中网状点火药盒网孔中的胶膜后,充满整个药柱的燃烧表面并建立一定的点火压力后将药柱的内孔七角星表面点燃,同时将粘贴在喷管扩散段的喷管堵盖冲、剪掉;推进剂药柱燃烧产生的高温、高压燃气通过喷管膨胀、加速,将燃气的热能转化为动能,以很高的速度喷射出去,产生反作用推力。

发动机燃烧室中的高、低两种不同燃速的药柱按各自的燃速和内孔七角星形药柱内孔燃烧的规律不断燃烧,产生助推级推力,待高燃速药柱燃完,助推段工作结束;低燃速药柱继续燃烧,发动机进入续航段,直至燃完,从而达到规定的助推-续航推力和工作时间。

C801-1^{*}



C801-1^{*} 助推发动机

C801-1^{*} 固体助推发动机(C801Missile Booster)是中国反舰导弹 C801 的助推发动机,由中国海鹰机电研究院属北京动力机械研究所研制。C801 导弹助推发动机从 1978 年正式开始研制,于 1985 年定型进行批量生产。C801 导弹助推发动机与 C801 导弹续航发动机串联装置在 C801 导弹上。

发动机主要性能与结构参数

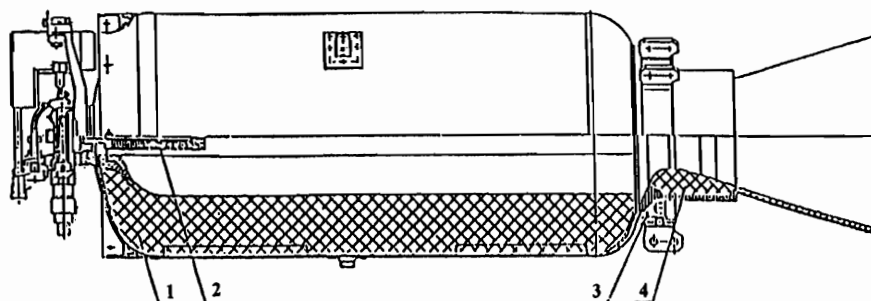
直 径	mm	360	推进剂类型	丁羟
总 长	mm	1 294	燃烧室压力(最大)	MPa 8.5
总 质 量	kg	152	燃烧室压力(平均)	MPa 6.8
推 力(平均)	kN	82	喷管数量	1
总 冲	kN·s	242		
工作时间	s	3		

发动机结构

结构组成 C801-1^{*} 助推发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、药柱组成。壳体材料为高强度合金钢,筒体旋压加工成型,前、后封头与筒体焊接连接。装药采用含铝丁羟推进剂,壳体粘接式,内孔五角星形大肉厚药型。药柱两端有应力松弛装置。

喷管 锥形喷管由钢壳体和非金属内衬件组成。



C801-1* 助推发动机结构图

1—燃烧室 2—点火装置 3—垫片 4—喷管

点火装置 由筭式点火器和可靠的机械式点火安全保险机构组成。

C801-2*



C801-2* 续航发动机

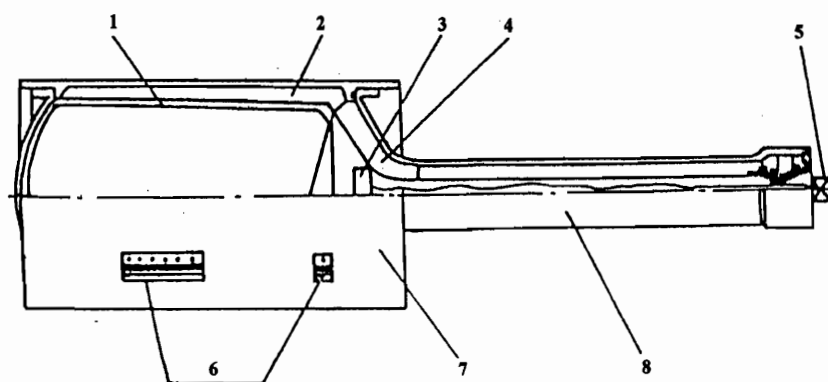
C801-2* 固体主发动机是中国 C801 反舰导弹的续航发动机,由中国海鹰机电技术研究院属北京动力机械研究所研制。C801 导弹续航发动机从 1978 年正式开始研制,于 1985 年定型,同年开始批量生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	360	燃烧室压力(平均)	MPa	5.0
总 长	mm	2 264	燃烧室压力(最大)	MPa	5.5
总 质 量	kg	254	推进剂类型	聚硫橡胶	

推力(平均)	kN	2.23	喷管数量	1
总 冲	kN·s	314	工作时间	s ~ 150

发动机结构图



C801-1* 续航发动机结构示意图

1—药柱包覆层 2—柔性隔热层 3—点火器 4—长尾管隔热层
5—过滤器 6—弹翼接头 7—燃烧室 8—长尾管

结构组成 C801-2* 续航发动机由装药燃烧室、长尾管喷管及点火装置等部件组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、衬层和药柱等组成,燃烧室长 1 210 mm,壳体材料为合金钢,圆柱部分用旋压方法制造,接头部位用气体保护电弧焊连接。壳体内壁粘贴足够厚度的由橡胶、树脂、石棉组成的柔性绝热层,发动机工作结束时壳体升温不超过 100 ℃。

装药采用低含铝量的高氯酸铵、聚硫橡胶推进剂,实心圆柱形药型,后端面燃烧表面带锥角,侧面及前端面用轻质的富于弹性的材料包覆。药柱固定在前封头上。

喷管 喷管为长尾管喷管,由长尾管和尾喷管组合件组成。长尾管长 1 145 mm,最大外径 100 mm,由高强度合金钢焊接而成。长尾管前端接燃烧室后封头,内衬为模压成型的高硅氧纤维增强酚醛塑料,中段是等直径的燃气通道,后端是尾喷管,喉衬材料为难容金属钨。

点火装置 由点火器、过滤器及插头组成。盒式点火器的壳体由易燃塑料制成,内装发火元件、黑火药和烟火剂。为提高点火装置的安全性,设有低通滤波装置。

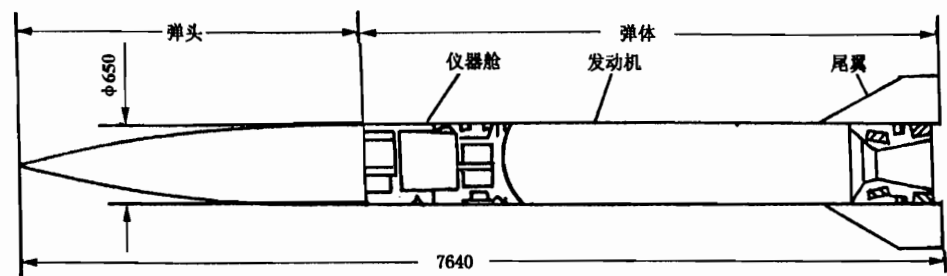
哈德斯* (Hades*)

“哈德斯*”(Hades*)固体火箭发动机是法国“哈德斯”(“超普吕东”)战术地地弹道导弹的单级发动机。主承包商是法国欧洲动力公司(SEP)和法国火药公司(SNEP),于 1983 年开始研制,1991 年 9 月 1 日“哈德斯”导弹已具有作战能力,到 1992 年 6 月停止生产时,已生产约 30 枚。由于国际形势趋于缓和,法国已将“哈德斯”导弹全部封存。

发动机结构

“哈德斯*”发动机采用金属壳体和新型巴特辛复合推进剂(BUTACENE)。巴特辛推进剂兼有 HTPB 与二茂铁衍生物的双重性质,药柱比冲高、力学性能好、贮存性能稳定,燃气为微烟。

冥河 (Styx)



“冥河”(Styx)固体火箭发动机在“冥王星”导弹上的部位图

“冥河”(Styx)固体火箭发动机是法国“冥王星”(也称“普吕东”)(Pluton)地地战术弹道导弹的发动机，主承包商是法国欧洲动力公司(SEP)(壳体)和法国火炸药公司(SNEP)(药柱)。“冥王星”导弹是1967年初开始研制,1974年5月开始装备部队,1993年开始退役,1995年全部退役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	650	第二段推力	kN	180 降至 160
长 度	mm	3 186	第三段推力	kN	100
总 质 量	kg	1 463	燃烧室压力(助推段平均)	MPa	5
质 量 比		0.83	燃烧室压力(续航段平均)	MPa	2.5
比 冲	m/s	2 303	工作时间	s	26
推 力(三段推力系统)			喷管数量		1
第一段推力	kN	200 ~ 220	推进剂类型		聚氨酯

发动机结构

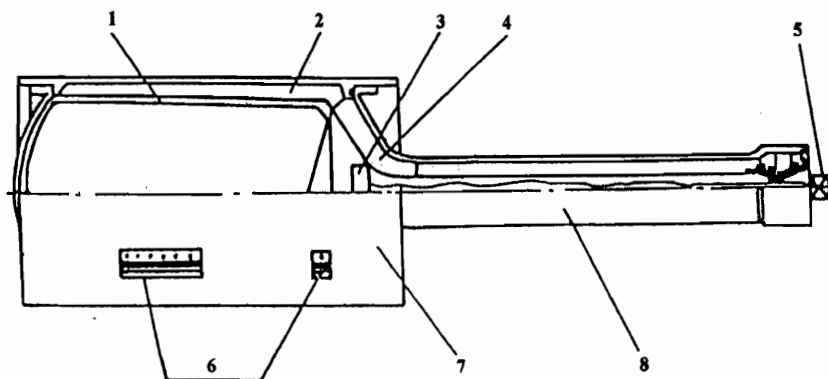
“冥河”发动机是一个单室三推力系统,采用星形装药。药柱名“迪克·达克”(Tic-Tac)。药柱与壳体粘接结合,其特点是在-40℃~+52℃条件下可储存,在-32℃~+52℃条件下可工作。发动机用单室金属壳体,带一个固定喷管。壳体材料18型马氏体时效钢,底部为35NSD16型钢。推进剂分三个燃烧阶段,第一燃烧阶段用大燃面高燃速星形结构药柱,工作时间0.5s,它使导弹产生10g的加速度,飞离发射架。第二燃烧段用的推进剂和第一段相同,工作时间8s,它使导弹继续加速,平均压力为5MPa。第三燃烧阶段用低燃速推进剂,工作时间18s。它使导弹保持续航飞行。燃烧完平均压力为2.5MPa。推进剂总燃烧时间为26s,在飞行主动段末端,导弹速度达4Ma。发动机装填系数达90%~92%。

鲁贝 (Roubaix)

“鲁贝”(Roubaix)固体火箭发动机是法国和前联邦德国联合研制的,“罗兰特”(Rolards)低空近程防空导弹的固体助推发动机。主承包商为法国火炸药公司。

推力(平均)	kN	2.23	喷管数量	1
总 冲	kN·s	314	工作时间	s ~ 150

发动机结构图



C801-1* 续航发动机结构示意图

1—药柱包覆层 2—柔性隔热层 3—点火器 4—长尾管隔热层
5—滤波器 6—弹翼接头 7—燃烧室 8—长尾管

结构组成 C801-2* 续航发动机由装药燃烧室、长尾管喷管及点火装置等部件组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、衬层和药柱等组成,燃烧室长 1 210 mm,壳体材料为合金钢,圆柱部分用旋压方法制造,接头部位用气体保护电弧焊连接。壳体内壁粘贴足够厚度的由橡胶、树脂、石棉组成的柔性绝热层,发动机工作结束时壳体升温不超过 100 ℃。

装药采用低含铝量的高氯酸铵、聚硫橡胶推进剂,实心圆柱形药型,后端面燃烧表面带锥角,侧面及前端面用轻质的富于弹性的材料包覆。药柱固定在前封头上。

喷管 喷管为长尾管喷管,由长尾管和尾喷管组合件组成。长尾管长 1 145 mm,最大外径 100 mm,由高强度合金钢焊接而成。长尾管前端接燃烧室后封头,内衬为模压成型的高硅氧纤维增强酚醛塑料,中段是等直径的燃气通道,后端是尾喷管,喉衬材料为难容金属钨。

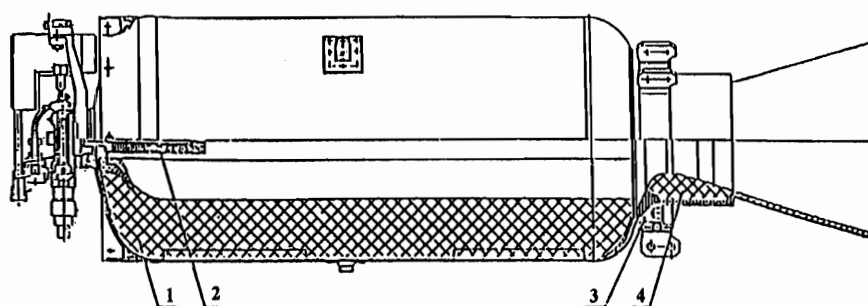
点火装置 由点火器、滤波器及插头组成。盒式点火器的壳体由易燃塑料制成,内装发火元件、黑火药和烟火剂。为提高点火装置的安全性,设有低通滤波装置。

哈德斯* (Hades*)

“哈德斯*”(Hades*)固体火箭发动机是法国“哈德斯”(“超普吕东”)战术地地弹道导弹的单级发动机。主承包商是法国欧洲动力公司(SEP)和法国火药公司(SNEP),于 1983 年开始研制,1991 年 9 月 1 日“哈德斯”导弹已具有作战能力,到 1992 年 6 月停止生产时,已生产约 30 枚。由于国际形势趋于缓和,法国已将“哈德斯”导弹全部封存。

发动机结构

“哈德斯*”发动机采用金属壳体和新型巴特辛复合推进剂(BUTACENE)。巴特辛推进剂兼有 HTPB 与二茂铁衍生物的双重性质,药柱比冲高、力学性能好、贮存性能稳定,燃气为微烟。



C801-1* 助推发动机结构图

1—燃烧室 2—点火装置 3—垫片 4—喷管

点火装置 由萘式点火器和可靠的机械式点火安全保险机构组成。

C801-2*



C801-2* 续航发动机

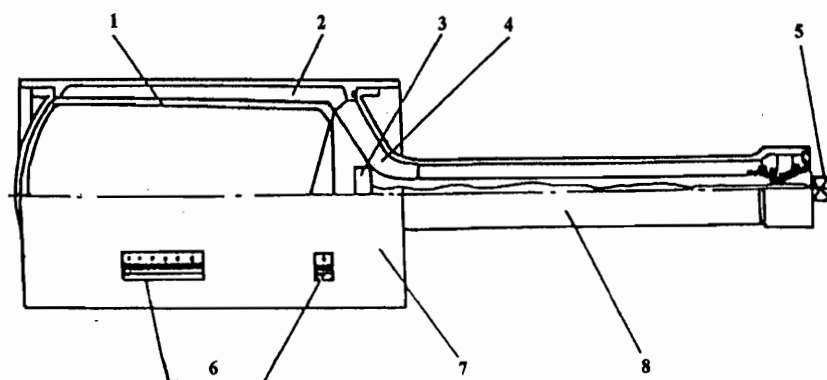
C801-2* 固体主发动机是中国 C801 反舰导弹的续航发动机,由中国海鹰机电技术研究院属北京动力机械研究所研制。C801 导弹续航发动机从 1978 年正式开始研制,于 1985 年定型,同年开始批量生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	360	燃烧室压力(平均)	MPa	5.0
总 长	mm	2 264	燃烧室压力(最大)	MPa	5.5
总 质 量	kg	254	推进剂类型		聚硫橡胶

推力(平均)	kN	2.23	喷管数量	1
总 冲	kN·s	314	工作时间	s ~ 150

发动机结构图



C801-1* 续航发动机结构示意图

1—药柱包覆层 2—柔性隔热层 3—点火器 4—长尾管隔热层
5—滤波器 6—弹翼接头 7—燃烧室 8—长尾管

结构组成 C801-2* 续航发动机由装药燃烧室、长尾管喷管及点火装置等部件组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、衬层和药柱等组成,燃烧室长 1 210 mm,壳体材料为合金钢,圆柱部分用旋压方法制造,接头部位用气体保护电弧焊连接。壳体内壁粘贴足够厚度的由橡胶、树脂、石棉组成的柔性绝热层,发动机工作结束时壳体温升不超过 100 ℃。

装药采用低含铝量的高氯酸铵、聚硫橡胶推进剂,实心圆柱形药型,后端面燃烧表面带锥角,侧面及前端面用轻质的富于弹性的材料包覆。药柱固定在前封头上。

喷管 喷管为长尾管喷管,由长尾管和尾喷管组合件组成。长尾管长 1 145 mm,最大外径 100 mm,由高强度合金钢焊接而成。长尾管前端接燃烧室后封头,内衬为模压成型的高硅氧纤维增强酚醛塑料,中段是等直径的燃气通道,后端是尾喷管,喉衬材料为难容金属钨。

点火装置 由点火器、滤波器及插头组成。盒式点火器的壳体由易燃塑料制成,内装发火元件、黑火药和烟火剂。为提高点火装置的安全性,设有低通滤波装置。

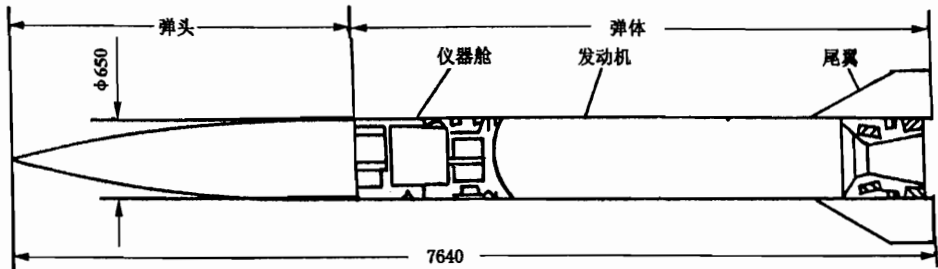
哈德斯* (Hades*)

“哈德斯*”(Hades*)固体火箭发动机是法国“哈德斯”(“超普吕东”)战术地地弹道导弹的单级发动机。主承包商是法国欧洲动力公司(SEP)和法国火药公司(SNEP),于 1983 年开始研制,1991 年 9 月 1 日“哈德斯”导弹已具有作战能力,到 1992 年 6 月停止生产时,已生产约 30 枚。由于国际形势趋于缓和,法国已将“哈德斯”导弹全部封存。

发动机结构

“哈德斯*”发动机采用金属壳体和新型巴特辛复合推进剂(BUTACENE)。巴特辛推进剂兼有 HTPB 与二茂铁衍生物的双重性质,药柱比冲高、力学性能好、贮存性能稳定,燃气为微烟。

冥河 (Styx)



“冥河”(Styx)固体火箭发动机在“冥王星”导弹上的部位图

“冥河”(Styx)固体火箭发动机是法国“冥王星”(也称“普吕东”)(Pluton)地地战术弹道导弹的发动机,主承包商是法国欧洲动力公司(SEP)(壳体)和法国火炸药公司(SNEP)(药柱)。“冥王星”导弹是1967年初开始研制,1974年5月开始装备部队,1993年开始退役,1995年全部退役。

发动机主要性能与结构参数

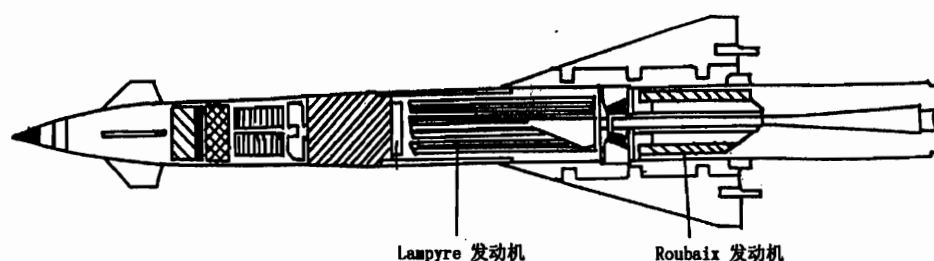
直 径	mm	650	第二段推力	kN	180 降至 160
长 度	mm	3 186	第三段推力	kN	100
总 质 量	kg	1 463	燃烧室压力(助推段平均)	MPa	5
质 量 比		0.83	燃烧室压力(续航段平均)	MPa	2.5
比 冲	m/s	2 303	工作时间	s	26
推 力(三段推力系统)			喷管数量		1
第一段推力	kN	200 ~ 220	推进剂类型		聚氨酯

发动机结构

“冥河”发动机是一个单室三推力系统,采用星形装药。药柱名“迪克·达克”(Tic-Tac)。药柱与壳体粘接结合,其特点是在 $-40^{\circ}\text{C} \sim +52^{\circ}\text{C}$ 条件下可储存,在 $-32^{\circ}\text{C} \sim +52^{\circ}\text{C}$ 条件下可工作。发动机用单室金属壳体,带一个固定喷管。壳体材料18型马氏体时效钢,底部为35NSD16型钢。推进剂分三个燃烧阶段,第一燃烧阶段用大燃面高燃速星形结构药柱,工作时间0.5 s,它使导弹产生10 g的加速度,飞离发射架。第二燃烧段用的推进剂和第一段相同,工作时间8 s,它使导弹继续加速,平均压力为5 MPa。第三燃烧阶段用低燃速推进剂,工作时间18 s。它使导弹保持续航飞行。燃烧完平均压力为2.5 MPa。推进剂总燃烧时间为26 s,在飞行主动段末端,导弹速度达4 Ma。发动机装填系数达90%~92%。

鲁贝 (Roubaix)

“鲁贝”(Roubaix)固体火箭发动机是法国和前联邦德国联合研制的,“罗兰特”(Rolards)低空近程防空导弹的固体助推发动机。主承包商为法国火炸药公司。



“鲁贝”和“兰比利”发动机在“罗兰特”导弹上的部位

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	160	比 冲	m/s	1971
药 柱 长	mm	654	工作时间	s	1.7
推进剂质量	kg	14.4	推进剂类型	SD-1156 压制双基药	
推 力	kN	15.68	药 型	星形内孔	

兰比利 (Lampyre)

“兰比利”(Lampyre)固体火箭发动机是法国和前联邦德国联合研制的“罗兰特”(Rolands)低空近程防空导弹的主发动机。主承包商为法国火炸药公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	160	工作时间	s	13.2
药 柱 长	mm	549	推进剂类型	浇铸双基药	
推进剂质量	kg	15.1	药 型	星形内孔	
推 力	kN	19.9			

莱奴 (Leno)

“莱奴”(Leno)固体火箭发动机是法国“响尾蛇”(Crotale)全天候、低空近程地对空导弹的动力装置。主承包商为法国火炸药公司。

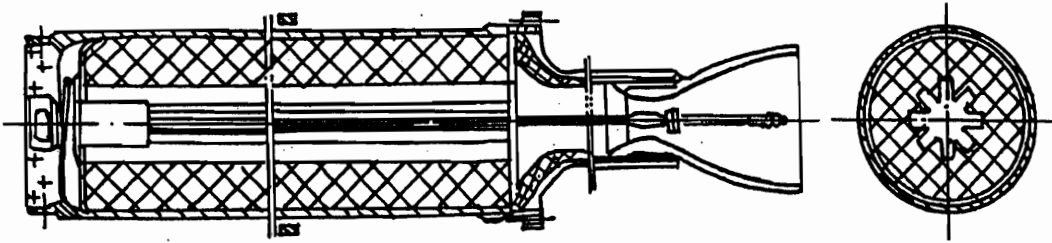
“莱奴”发动机于 1964 年开始研制,1965 年 6 月通过了首批 25 发导弹的飞行试验,1969 年 10 月进行了 14 发导弹拦截靶标的飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	156	燃烧室压力	MPa	16.50
长 度	mm	1300	比 冲	m/s	2069
总 质量	kg	41.3	工 作 时 间	s	2.3
质 量 比		0.64	工 作 温 度	℃	-40 ~ +65

推力(平均)	kN	24.03	推进剂类型	双基药
推力(最小)	kN	18		

发动机结构



“莱奴”发动机剖示图

结构组成 发动机由燃烧室、长尾喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料为高强度薄钢板。

药柱 为八角星形,分为两段,每段 560 mm,中间胶接。推进剂为双基药,牌号为 SDTT 1136。

喷管 喷管为长尾喷管,采用石墨喉衬。

点火装置 两对 Gevelo(55 g PN_3)点火器装在发动机头部。

SEPE 738

SEPE 738 固体火箭发动机是法国“织女星”地对空导弹的助推发动机。主承包商为法国欧洲动力公司(SEP)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	584	推 力	kN	85.75
长 度	mm	3 942	工作时间	s	20
总 质 量	kg	1 206			

西北风-1* (Mistral-1*)

“西北风-1*”(Mistral-1*)固体火箭发动机是法国“西北风”超近程地对空导弹的助推发动机,主承包商为法国 SEP 公司。发动机可在 1.7 m 长的发射管内燃烧完毕,向导弹提供起飞加速度。1980 年末欧洲动力公司(SEP)签订了研制“西北风”导弹动力装置的合同,1981 年开始研制,1988 年完成了最后鉴定。

发动机主要性能与结构参数

长 度	mm	315	喷管数量	7
总 质 量	kg	1.6	工作温度	℃

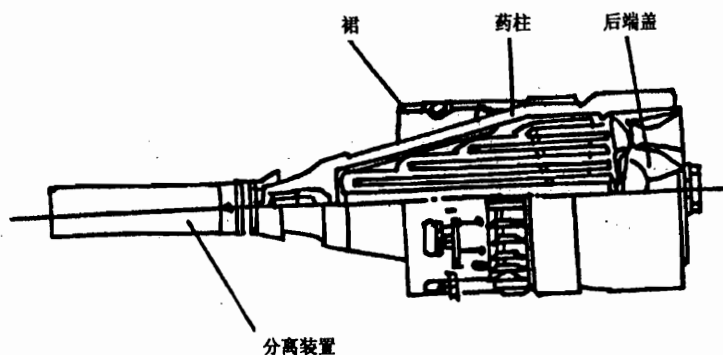
推进剂类型

双基

储存温度 ℃

- 21 ~ + 35

发动机结构



“西北风-1*”发动机结构图

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料为冷拉铝合金,壳体上有一个玻璃尼龙裙与主航发动机的出口锥相连。燃烧室绝热材料使用硅橡胶。药柱为挤压双基药管状药柱,推进剂牌号为 SD 1142。

喷管 7个斜置喷管,它们用银片封堵,使燃烧室保持密封。

点火装置 点火装置位于发动机尾部,使用 1A-1W-MTR1 发火管和

硼酸钾点火药。

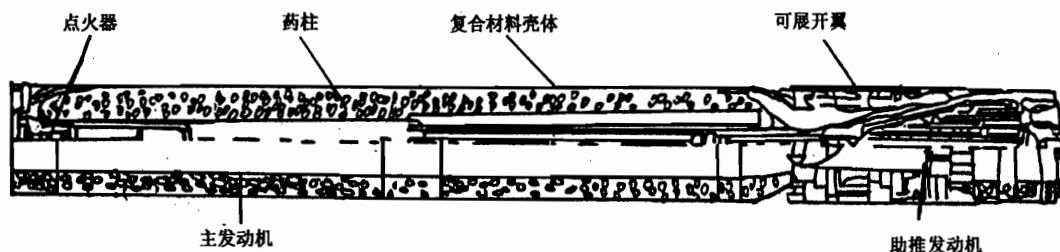
西北风-2* (Mistral-2*)

“西北风-2*” (Mistral-2*) 固体火箭发动机是法国“西北风”超近程地对空导弹的主航发动机,主承包商为法国 SEP 公司,主航发动机在助推发动机燃烧完后开始点火,把导弹推向拦截目标。

发动机主要性能与结构参数

长 度	mm	900	工作时间	s	2.2
总 质 量	kg	8.4	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
平均推力	kN	13.5			

发动机结构



“西北风”导弹动力装置纵截面图

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体用凯夫拉/环氧复合材料制成,制作时将纤维呈螺旋加环向直接缠绕在前封头、绝热药

柱和尾端上而不用芯模。

药柱前端为圆柱孔形,后端为开有 8 个槽的柱槽形,分别用以提供助推段和续航段推力。

喷管 喷管用整块碳酚醛模板制成,并用一个尼龙补强的塞子封口。

点火装置 点火装置拧入前封头,点火药为硼酸钾,发火管为 1A-1W-MTR2。

波尔加 (Polka)

“波尔加”(Polka)固体火箭发动机是法国“玛舒卡 2”中高空舰对空导弹的助推发动机。主承包商为法国火炸药公司。

发动机主要性能与结构参数

药柱直径	mm	560	药 柱 长	mm	2 470
长 度	mm	3 306	总 冲	kN·s	1 568
总 质 量	kg	1 150	推进剂类型	聚氨酯(PU)	

海王星 (Neptune)

“海王星”(Neptune)固体火箭发动机是法国“玛舒卡 2”(Masurca)中高空舰对空导弹的主发动机。主承包商为法国火炸药公司。

“玛舒卡”导弹是 50 年代初开始研制的。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	406	总 质 量	kg	298.5
药柱直径	mm	388	推 力	kN	20.38
长 度	mm	1 930	工 作 时 间	s	30
药柱长度	mm	1 759	推进剂类型	浇铸双基	

矢车菊 (Jacee)

“矢车菊”(Jacee)固体火箭发动机是法国“玛舒卡 3”中高空舰对空导弹的主发动机。主承包商为法国火炸药公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	400	推 力	kN	21.3
长 度	mm	1 930	总 冲	kN·s	617.4
药 柱 长	mm	1 388	工 作 时 间	s	26

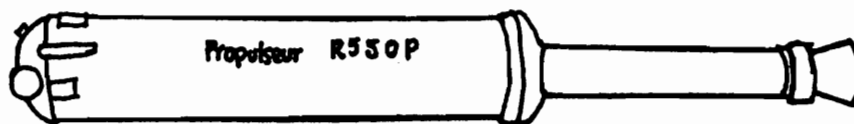
总 质 量 kg

320

推进剂类型

聚氨酯(PU)

R·530*



R·530* 固体火箭发动机

R·530* 固体火箭发动机是法国玛特拉公司研制的 R·530 空空导弹的发动机。该发动机由法国霍奇斯基-布兰特(HATCHKISS-BRANDT)公司于 1957 年开始研制,1961 年完成发射试验,1962 年成批生产,1963 年随 R·530 导弹装备法国空军和海军航空兵。R·530* 发动机为单室双推力结构,喷管是长尾喷管。它安装在直径 260 mm 的导弹后弹体内。在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	210	推力(续航级平均)	kN	5.0
长 度	mm	1 689	工作时间(助推级)	s	2.3~2.7
总 质 量	kg	65.5	工作时间(续航级)	s	5~6.5
质 量 比		0.69	总工作时间	s	7.5~9.2
总 冲	kN·s	79.02	推进剂类型		聚氯乙烯(PVC)
比 冲	m/s	1 881	喷管数量		1
推力(助推级平均)	kN	21.97	喷管扩张比		8.70
			使用温度范围	℃	-30~50

发动机结构

结构组成 R·530* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

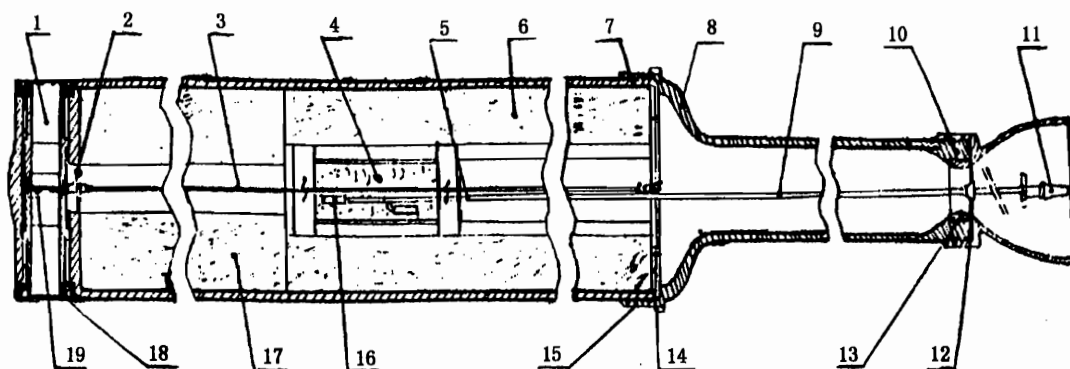
燃烧室 燃烧室是由壳体、药柱和绝热层组成。壳体是由顶盖、圆筒和螺纹连接环焊接而成。圆筒用厚 1.5 mm、宽 407 mm 的 15CDV 钢带螺旋卷焊制成;其前端与顶盖焊接在一起,后端与螺纹连接环焊接在一起,以便安装长尾喷管;圆筒内表面粘结一层 1.5 mm 厚的绝热层。

包覆药柱 由药柱和包覆层组成。为了实现发动机的单燃烧室双级推力,装药是由二根药柱粘接而成,前段药柱采用内孔八角星形,后段药柱采用十角星形,前后药柱的端面及外侧面采用包覆剂进行包覆。

喷管 喷管为长尾喷管,由尾管(或称延伸管)和喷管组成。尾管内壁涂有绝热层,并装有绝热衬套。喷管喉部装有石墨镶块。在尾管的两端车有螺纹,一端与壳体连接,另一端与喷管的扩散段连接。

点火装置 点火装置是由点火器组件、插头组件、点火器前后固定板、麻绳和短接套组成。点火器安装在后段装药的星形内孔中间。

发动机上装有一安全保险机构,以保证飞机的安全,此机构为圆筒管形状,安装在燃烧室的顶盖上。当发动机工作时,其燃气压力超过临界压力时,按发动机的临界压力选择的销钉被剪切断,燃气推动管内



R·530* 发动机结构图

1—安全保险机构 2—前金属板 3—固定绳 4—点火装置 5—双股绞合导线 6—助推级推进剂药柱 7—发动机壳体螺纹环 8—钟形收敛段 9—点火电缆 10—延伸管螺纹 11—短路帽, 7716M2 型 12—喷管堵盖 13—喷管喉衬 14—延伸管 15—后金属板 16—电发火管 2 个, 型号 P53 17—助推、续航级推进剂药柱 18—密封盖 19—剪切销子

的两个阀门滑动到一定位置, 燃气就从管子中一个直径为 48 mm 的孔中排出, 燃烧室内的压力下降, 对燃烧室壳体起到安全保险作用。

改进与发展

R·530 的后继型为超 530F, 该发动机为法国汤姆逊-布兰特公司生产的 Angele 双推力固体火箭发动机, 采用法国火炸药公司提供的固体推进剂。这种 Angele 发动机有很高的装填密度, 从而提高了可用动力使导弹能克服低空阻力, 并能在大高度层条件下发射, 能成功地攻击飞行目标; 超 530F 的改进型为超 530D, 它的发动机经过较大的改进, 推力增加了 20%, 提高了导弹高空和低空的战术攻击能力。

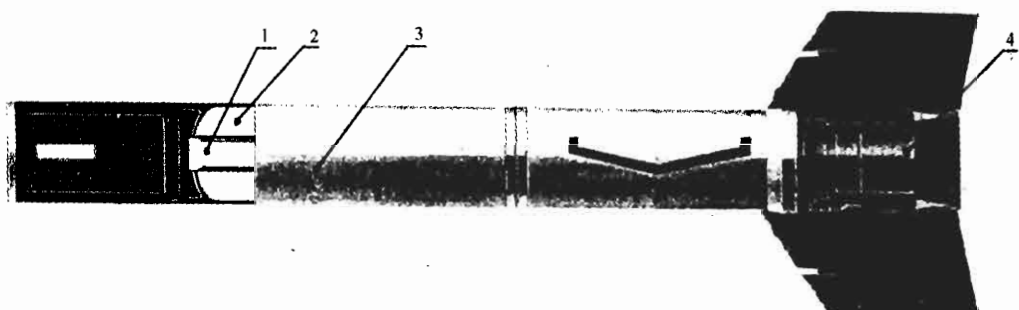
罗苗 (Romeo)

“罗苗”(Romeo)固体火箭发动机是法国“魔术”(Magic)R·550 中程空空导弹的发动机, 由法国火炸药公司制造。“罗苗”发动机随“魔术”R·550 导弹于 1967 年开始研制, 1975 年装备部队。发动机在库房条件下贮存 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	157	燃烧室压力(平均)	MPa	11.01
长 度	mm	1 275	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
总 质 量	kg	35.9	喷管数量	1	
质 量 比		0.59	喷管扩张比	2.3	
总 冲	kN·s	47.46	工作时间	s	1.92
比 冲	m/s	2 239	使用温度范围	℃	- 40 ~ 65
推 力(平均)	kN	25			

发动机结构



“罗苗”(Romeo)发动机结构图

1—点火装置 2—药柱 3—燃烧室壳体 4—喷管

结构组成 “罗苗”(Romeo)发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室是由壳体、包覆药柱、绝热层等组成。壳体用厚 1.5 mm, 宽 407 mm 的 15 CDV6 钢带螺旋卷焊制成圆筒, 在其两端面与螺纹连接环焊接在一起, 用来安装顶盖和喷管。壳体内壁涂覆一层 1.5 mm 厚的绝热涂层。

包覆药柱 由药柱和包覆层组成。药柱用端羧基聚丁二烯推进剂制成, 内孔为七角星形, 外圆柱表面和端面都用绝热材料进行包覆。

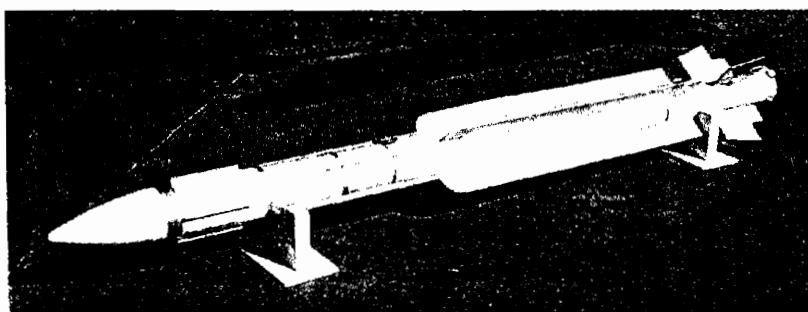
喷管 喷管是锥形复合喷管并有安全保险结构, 一旦燃烧室压力超出设计压力时, 安装在喷管中的保险片被剪切断, 喉衬及扩散段被吹脱, 此时喷喉面积增大, 燃烧室压力降低, 使发动机仍能安全地工作。喷管由收敛段、中间段、扩散段、喉衬、堵盖等组成。

点火装置 点火装置由壳体、发火头、衰减器组件、硅橡胶套、堵头等组成。点火装置具有防射频, 防静电的双防功能, 此功能由衰减器来实施, 衰减器组件与点火器组件组装在一起。

改进与发展

“魔术”R·530 的改进型“魔术 2”R·550, 改进了发动机, 提高了发动机总冲。

麦卡* (MICA*)



“麦卡*”(MICA*)固体火箭发动机(在导弹的右边带边条弹翼部分)部位图

“麦卡*”(MICA*)固体火箭发动机是法国“麦卡”(MICA)空空导弹的发动机, 由欧洲动力装置公司研制。MICA 导弹采用燃气舵式推力矢量控制装置, 它与气动力控制舵面相结合, 使导弹能获得较大的机动过载, 从而使导弹具有近

距格斗和中距拦击的能力。

发动机主要性能与结构参数

直 径

mm

157

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

推力矢量控制装置 MICA* 发动机的推力矢量控制装置是由对称地安装在喷管扩张段出口附近的 4 块舵片和驱动舵片绕轴转动的执行机构等组成。控制舵片的转角即可实现导弹的俯仰、偏航和滚动三个方向的控制,它使导弹在主动段(即发动机工作段)能获得较大的机动过载,使导弹具有近距格斗的能力。导弹在飞行的被动段(即发动机工作结束后),其机动控制力由气动力控制舵面获得。

改进与发展

在 MICA 中/近距空空导弹之外,马特拉公司与英国 GEC-马可尼公司联合发展 MICA 的改进型 MICA SRAAM 近距格斗导弹。与法国 ONERA 联合发展 MICA 远距拦射型导弹将采用组合式火箭冲压发动机作动力装置。

伊卡雷(Icare)

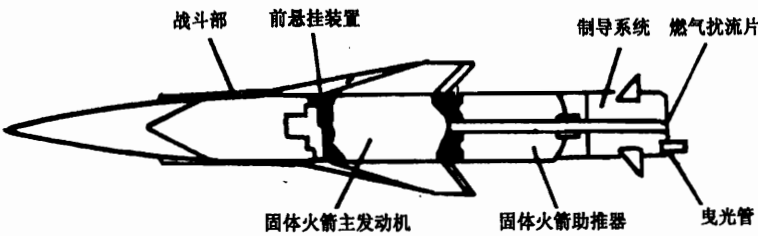
“伊卡雷”(Icare)固体火箭发动机是法国空地导弹 AS·20 的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。发动机直径 260 mm,装在“阿斯皮克”(Aspic)助推器前部,长尾喷管通过助推器和制导舱至弹尾部,由四片燃气扰流片控制导弹飞行方向。“伊卡雷”是药柱名称,代用于发动机。装药采用 Epictete 浇铸双基推进剂,典型配方为硝化纤维素 53.8%,硝化甘油 31.7%,甘油三醋酸酯 9.5%,邻硝基二苯胺 2.4%,燃速催化剂 2.6%。药柱外径 232.7 mm,长 365 mm,装药量 23.5 kg。“伊卡雷”放大后成为用于 AS·30 和 AS·30L 空地导弹的固体火箭主发动机“大镜子”。

阿斯皮克(Aspic)

“阿斯皮克”(Aspic)固体火箭发动机是法国空地导弹 AS·20 的助推发动机,主承包商为法国火炸药公司。AS·20 空地导弹是法国 50 年代在 AA·20 空空导弹基础上研制的,用于攻击地面目标或水上舰船目标,1961 年投产,1974 年停产,共生产了 8 000 余枚,现已退役。“阿斯皮克”助推发动机经放大后为“鹞”(AS·30)发动机,用于空地导弹 AS·30 和 AS·30L。

“阿斯皮克”助推发动机的总冲 30 kN·s,工作时间 1.63 s。“阿斯皮克”原是药柱的名称,装药为聚氯乙烯推进剂,含高氯酸铵和铝粉。药柱长 213.5 mm,直径 228 mm,装药量 16.3 kg。燃气通过安装在弹尾两侧的外斜喷管排出。这种早期研制的聚氯乙烯推进剂在 60 年代末已逐渐被淘汰。

鸢 (Epervier, AS·30)



“鸢”(AS·30)发动机在 AS·30 导弹上的部位图

“鸢”(Epervier AS·30)固体火箭发动机,是法国空地导弹 AS·30 和 AS·30L 的助推发动机,主承包商为法国火炸药公司。“鸢”(AS·30)原是药柱的名称,有别于“鸢”(“飞鱼”)。“鸢”(AS·30)助推发动机是用于空地导弹 AS·20 的“阿斯皮克”发动机的放大型,也

采用聚氯乙烯推进剂,在 AS·30L 中则改用 Butalane 含铝聚丁二烯高能复合推进剂。AS·30 导弹于 1968 年开始研制,1973 年投产,1977 年停产,共生产了 3850 枚。AS·30L 导弹于 1973 年开始研制,1976 年飞行试验,1983 年投产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	342	推进剂类型(AS·30L)	Butalane
比 冲	m/s	~ 1 880	喷管数量	2
总 冲	kN·s	107	工作时间	s 2
推进剂类型(AS·30)		聚氯乙烯		

发动机结构

“鸢”(AS·30)助推发动机的药柱直径 330 mm,长 540 mm,装药量 57 kg。聚氯乙烯推进剂中含高氯酸铵和铝粉;Butalane 高能复合推进剂则是以端羧基(或羟基)聚丁二烯为基,含高氯酸铵,铝粉和奥克托金。两个微扩张型喷管,在弹上穿过制导舱至尾部两侧倾斜向外。

大镜子 (Psyche)

“大镜子”(Psyche)固体火箭发动机是法国空地导弹 AS·30 和 AS·30L 的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。“大镜子”发动机是 AS·20 导弹主发动机“伊卡雷”的放大型,采用相同的 Epictete 浇铸双基推进剂,药柱外径 329 mm,长 584 mm,装药量 73 kg。发动机通过助推发动机,出口处装有 4 片燃气扰流片。助推发动机鸢(AS·30)点火后约 1 s,由其燃气点燃“大镜子”主发动机,工作时间 21 s。

巴西兰 (Basile)

“巴西兰”(Basile)固体火箭发动机是英国与法国联合研制的空地战术导弹“玛特尔”(Martel)AS·37/

AJ168 的助推发动机,主承包商为法国火炸药公司和英国的霍奇基斯·布兰特公司。“玛特尔”导弹有两种型号,英国的 AJ168 型采用电视导引头,法国的 AS·37 型采用被动雷达导引头。两种型号的弹体结构和一些其它系统有很大的通用性,助推发动机完全相同,主发动机略有不同。“玛特尔”导弹于 1964 年开始工程研制,1967 年飞行试验,1969 年~1971 年作战使用鉴定,1972 年开始生产,1980 年停产,两种型号共生产了 4 237 枚。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	400	总 冲	kN·s	91.2
推 力	kN	37.92	推进剂类型	聚丁二烯型, Butalane	
比 冲	m/s	2 120	工作时间	s	2.4

发动机结构

“巴西兰”固体火箭发动机以其药柱的名称命名。“巴西兰”药柱的推进剂为 Butalane 聚丁二烯型,以端羧基(或羟基)聚丁二烯为粘合剂,含高氯酸铵和铝粉。药柱外径 370 mm,长 490 mm,装药量为 43 kg。

萨查 (Sacha)

“萨查”(Sacha)固体火箭发动机是英国和法国联合研制的空地战术导弹“玛特尔”(Martel) AJ-168 的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。AJ-168 导弹采用“巴西兰”助推发动机,电视导引头,仅为英国使用。法国使用的“玛特尔”AS·37,也采用“巴西兰”助推发动机,但采用“卡圣德雷”主发动机和被动雷达导引头。

“萨查”原为药柱名称。“萨查”药柱用浇铸双基推进剂,直径 329 mm,长 830 mm,装药量 110.4 kg。“萨查”发动机的直径为 365 mm。

卡圣德雷 (Casandre)

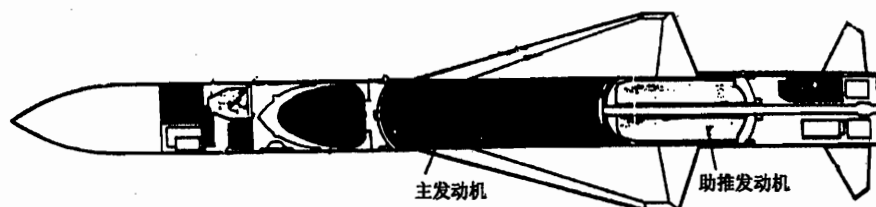
“卡圣德雷”(Casandre)固体火箭发动机是英国和法国联合研制的空地战术导弹“玛特尔”(Martel) AS·37 的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。AS·37 为法国使用的被动雷达导引头导弹,助推发动机为“巴西兰”,“卡圣德雷”主发动机与英国的电视电引头 AJ-168 导弹的“萨查”主发动机略有不同。

“卡圣德雷”原为药柱名称。“卡圣德雷”药柱外径为 370 mm,长 930 mm,药柱质量 125.5 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	400	总 冲	kN·s	268
推 力	kN	11.9	推进剂类型	聚氨酯(PU)	
比 冲	m/s	2 135	工作时间	s	22.4

秃鹰 (Condor)



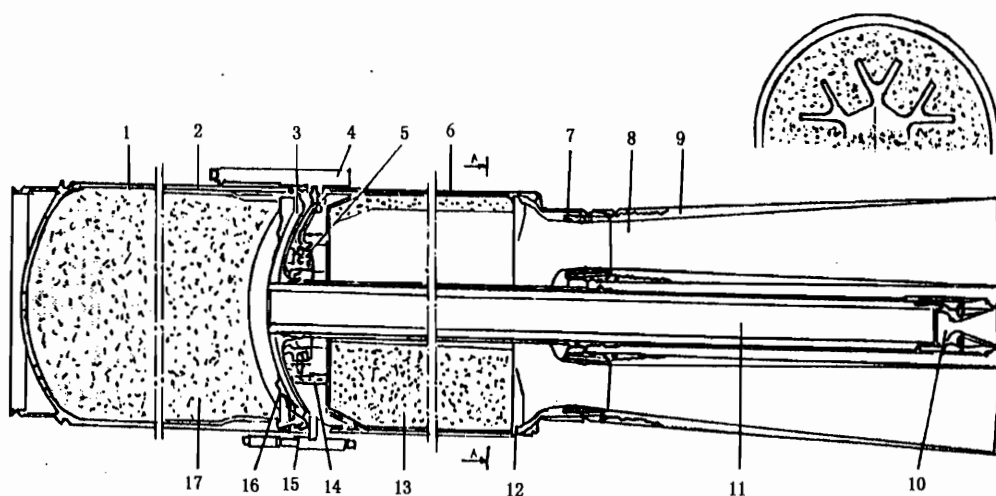
“秃鹰”(Condor)发动机在“飞鱼”AM-39 导弹上的位置

“秃鹰”(Condor)固体火箭发动机是法国空舰导弹“飞鱼”(Exocet)AM-39 的环形助推发动机,主承包商为法国火炸药公司。“飞鱼”AM-39 是舰舰 M-38 的派生型,于 1975 年开始研制,1978 年投产,1980 年装备部队。1982 年在英、阿马岛冲突和随后的两伊战争中,AM-39 导弹均取得了战果,使“飞鱼”导弹的转卖价大幅提高。“秃鹰”发动机的贮存寿命为 10 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	349	燃烧室压力(平均)	MPa	8.0
总 长	mm	712	推进剂类型		浇铸双基
推 力	kN	74	喷管数量		2
比 冲	m/s	2 255	工作时间	s	2.3
总 冲	kN·s	175			

发动机结构



“秃鹰”(Condor)助推发动机及“赫里斯”主发动机结构图

1—主发动机壳体 2—绝热层 3—中间段前沿 4—助推发动机点火装置 5—助推发动机点火索 6—助推发动机壳体 7—颈部 8—扩散段 9—助推发动机喷管 10—主发动机喷管 11—主发动机长尾管 12—后导流板 13—助推器装药 14—弹性垫楔 15—主发动机点火器 16—主发动机点火索 17—主发动机装药

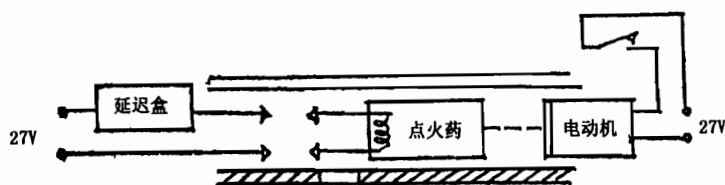
结构组成 “秃鹰”(Condor)环形助推发动机由环形燃烧室、两个排气喷管及点火装置组成,前端接“赫里斯”主发动机,主发动机的长尾喷管穿过环形燃烧室。

燃烧室 环形,钢质壳体,与赫里斯主发动机的共为一体,且共用一底。壳体绝热层为 1 mm 厚的隔热玻璃钢,重 3.4 kg。

药柱 选用浇铸双基推进剂配方,星形内孔装药,药柱质量 76.6 kg,燃速 11 mm/s。药柱环绕着主发动机长尾管,燃烧室温度 3 100 ℃。

喷管 双喷管,与主发动机喷管水平配置,对称分布于两侧。扩散段穿过导弹后设备舱,喉衬材料为石墨。

点火装置 点火系统的保险机构具有切断电器和火药燃气流通路的双重保险措施。采用一个电动机推动点火药对准通道和接通电气接点,电动机启动由末端开关控制。AM-39 导弹投放后,助推发动机在延迟盒控制下延迟 0.9 s 点火,以保证载机安全。



“秃鹰”(Condor)发动机点火系统示意图

赫里斯 (Helios)

“赫里斯”(Helios)固体火箭发动机是法国空舰导弹“飞鱼”(Exocet)AM-39 的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。“赫里斯”主发动机与“秃鹰”环形助推发动机串联组成了“飞鱼”AM-39 导弹的动力装置。AM-39 于 1980 年装备部队后,主要挂在“超黄蜂”、“海王式”直升机和“幻影 50”、“幻影 F1”战斗机、轰炸机上,还装备在“幻影 2000”和“超军旗”等飞机上,4 年内订购 458 枚,其中 74% 属出口。“赫里斯”主发动机的贮存寿命为 10 年。

发动机主要性能与结构参数

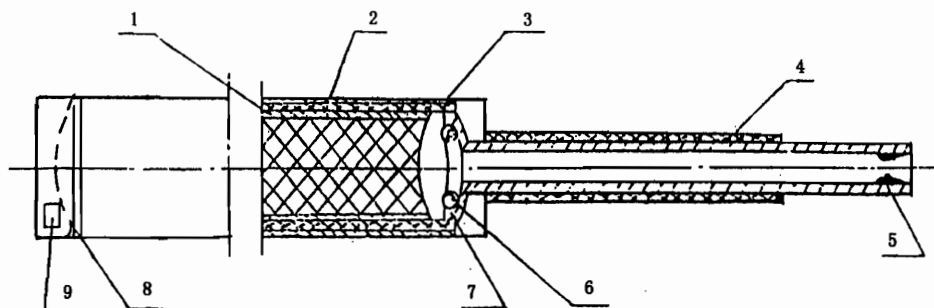
直 径	mm	349.5	推进剂类型	少烟交联双基
总 长	mm	1 334.5	燃烧室压力	MPa 6.0 ~ 7.0
推力(平均)	kN	2.4	喷管数量	1
比 冲	m/s	2 157	工作时间	s 140 ~ 142
总 冲	kN·s	340		

发动机结构

结构组成 “赫里斯”主发动机由燃烧室、长尾喷管和点火装置组成,后端接环形助推发动机。

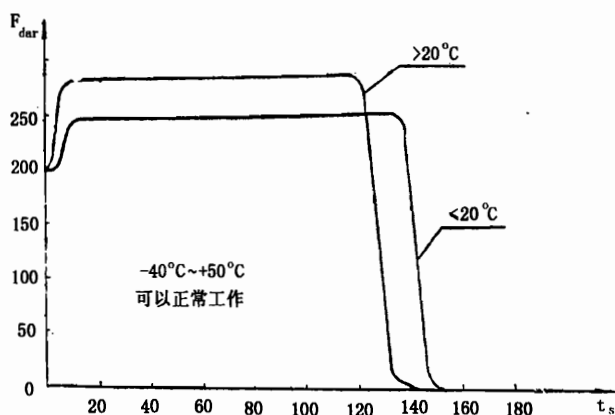
燃烧室 “赫里斯”发动机燃烧室的壳体材料为钢,壳体与“秃鹰”环形助推发动机共为一体,共用一底。绝热层为 3 mm ~ 5 mm 厚的隔热橡胶板。自由装填式包覆药柱,推进剂为 Nitramite,即含奥克托金组分的少烟交联双基推进剂,圆柱形药柱,端面燃烧,后端呈凹球面。装药时直接将推进剂浇铸入包覆套中,包覆套材料也是隔热橡胶板。装药量 160 kg,加包覆套的药柱重 170 kg,推进剂燃速为 8 mm/s。

喷管 喷管为长尾喷管,由长尾管和尾喷管组成,钢质材料。长尾管穿过环形助推发动机中心。尾喷管喉衬材料为钨渗铜。



“赫里斯”(Helios)发动机结构示意图

1—包覆药柱 2—壳体 3—绝热层 4—长尾喷管 5—喉衬 6—环形点火器 7—密封圈 8—自爆切断炸药索 9—自毁点火器



“赫里斯”(Helios)发动机的推力时间高低温特性曲线

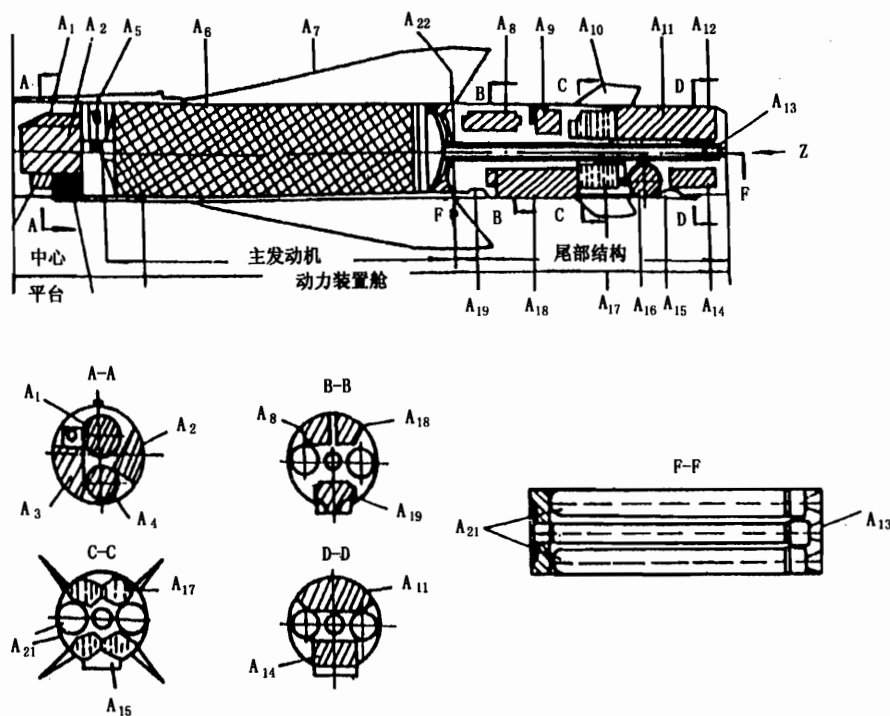
点火装置 采用安全延迟点火器,点火系统具有切断电气和机械通路的双重保险。限定最早点火时间在助推发动机点火后 6 s~7 s,实际是 14 s。点火过程:助推发动机点火后,在其燃气压力作用下,点火药移动接通点火电路,并对准火焰燃气流通道。在导弹速度下降到 280 m/s 或在发射后 56 s 时,发出点火信号,点燃点火药,引燃主发动机药柱。

改进与发展

“赫里斯”主发动机的包覆药柱,原设计采用与“埃奥莱-5”(舰舰“飞鱼”导弹 MM-38 主发动机)相同的浇铸双基推进剂。80 年代改为现在用的 Nitranmite 少烟交联双基推进剂。

埃奥莱 4(Eole 4)

“埃奥莱 4”(Eole 4)固体火箭发动机是德国“鸬鹚 1”、“鸬鹚 2”(Kormoran 1, 2) AS-34 空舰导弹的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。“埃奥莱 4”发动机采用浇铸双基推进剂(Epictete),圆柱形端面燃烧药柱。药柱长 1 127 mm,直径为 329 mm,质量 151.2 kg,工作时间 100 s,产生推力 2.79 kN。



“埃奥莱 4”发动机与“普拉德”助推发动机结构图

普拉德 (Prades)

“普拉德”(Prades)固体火箭发动机是德国“鸬鹚 1”AS-34 空对舰导弹助推发动机,主承包商为法国火炸药公司。1964 年开始研制,“鸬鹚 1”导弹于 1968 年开始工程研制,1972 年进行一系列飞行试验,1976 年开始生产。两台“普拉德”助推发动机装在主发动机长尾管的两侧。“鸬鹚 2”导弹则改用德国拜尔恩航空化学推进剂公司的环形助推发动机,装有 4 个喷管。

“普拉德”是固体药柱的名称,推进剂为 SD 压伸双基推进剂,星形内孔药型,长 858 mm,直径 104.5 mm,药柱质量 9.4 kg,单台推力 27 kN,工作时间 4 s。

SEP 299



SEP 299 助推发动机(左)与 SEP 300 主发动机示意图

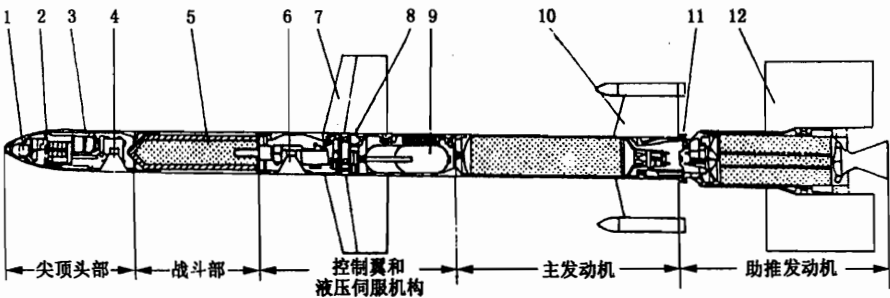
SEP 299 固体火箭发动机是意大利“海上凶手 2/3”(Sea killer 2,3)“水手”(Mariner)舰舰导弹的助推发动机,也用于意大利的空舰导弹“火星 1,2”系统(Marte 1,2),主承包商为法国欧洲动力装置制造公司。

“海上凶手 2”于 1965 年开始研制,1969 年定型生产,至 1983 年约生产了 700 枚。“海上凶手 3”计划于 1975 年定型生产,但计划停顿后未恢复。“水手”于 1967 年开始研制,1972 年飞行试验,1979 年开始装备意大利海军。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	250	推力(海上凶手 3)	kN	98.1
总 长	mm	1 076	推进剂类型		双基
总 质 量	kg	57.5	喷管数量		1
推力(海上凶手 2)	kN	42.3	工作时间	s	1.6

SEP 300



SEP 299 和 SEP 300 在“海上凶手 2”导弹上的部位图

1—滚动陀螺 2—电子设备 3—电池 4—无线电高度表发射机 5—战斗部 6—无线电高度表接收机 7—控制翼 8—伺服机构 9—蓄油器 10—稳定翼 11—助推器分离系统 12—助推器稳定翼

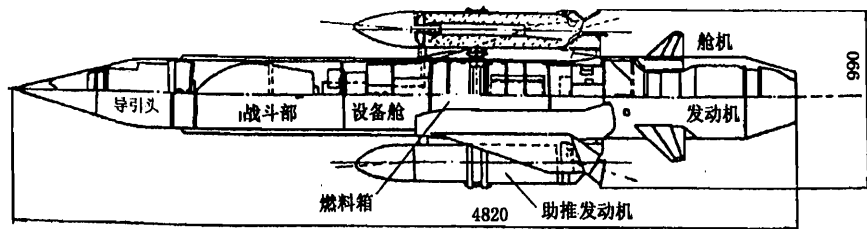
SEP300 固体火箭发动机是意大利舰舰导弹“海上凶手 2/3”(Sea killer 2,3)，“水手”(Mariner)的主发动机,也用于空舰导弹“火星 1/2”系统(Marte 1,2),主承包商为法国欧洲动力装置制造公司。“海上凶手 3”型装有两台 SEP 300 主发动机,其它型号装一台主发动机,助推发动机均为一台 SEP 299。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	207	推进剂类型		复合
总 长	mm	1 100	喷管数量		1
总 质 量	kg	52.5	工作时间(海上凶手 2)	s	73
推 力	kN	0.98	工作时间(海上凶手 3)	s	70

奥托马特-1* (Otmat-1*)

“奥托马特-1*”(Otomat-1*)助推发动机(Otomat Boost Motor)是法国与意大利合作研制的“奥托马特 1”和“奥托马特 2”型(Otomat 1,2)舰舰、岸舰导弹的固体助推发动机,“奥托马特”也是药柱的名称,发动机主



“奥托马特-1*”助推发动机装在导弹的两侧

承包商为法国火炸药公司和霍奇基斯·布兰特公司。“奥托马特”导弹 1968 年由法国和意大利分别研制，1970 年起联合研制，1975 年定型，1977 年开始批生产，II 型导弹在 80 年代初才取得海上试验的成功。“奥托马特”导弹用两台助推发动机分别装在弹体两侧进气道之间，主发动机为“阿别佐 3”型涡轮喷气发动机。“奥托马特”反舰导弹的隐身后继型称为“特赛奥 MK3”(Teseo MK3)，它仍保留两台起飞助推发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	208	喷管数量	1
总 质 量	kg	110	药柱外径	mm 203
推力(平均)	kN	34.32	药 柱 长	mm 950
推进剂类型		聚氨酯	药柱质量	kg 39
工作时间	s	4		

鸢 (Epervier)

“鸢”(Epervier)固体火箭发动机，是法国“飞鱼”(Exocet)MM-38, MM-40 舰舰、岸舰导弹的环形助推发动机，主承包商为法国火炸药公司。“飞鱼”MM-38 导弹于 1967 年开始研制，1972 年服役 MM-40 于 1973 年开始研制，1980 年完成鉴定试验。到 1981 年春，共有 26 个国家订购了“飞鱼”导弹，总数达 1800 多枚。1990 年统计，已发射的 320 枚“飞鱼”导弹中，成功率为 93%。

“鸢”是药柱的名称，MM-38 助推发动机采用聚氨酯推进剂，MM-40 助推发动机则改用 Butalane 高能复合推进剂。法国空地导弹 AS-30 的助推发动机药柱名称也是“鸢”，称为“鸢”(AS-30)。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	344	推进剂类型	聚氨酯, Butalane
比冲	m/s	2 430	喷 管 数 量	2
总冲	kN·s	220	工 作 时 间	s 2.4

发动机结构

结构组成 “鸢”(“飞鱼”)环形助推发动机由环绕主发动机长尾管的燃烧室，两个排气喷管及点火装置组成。

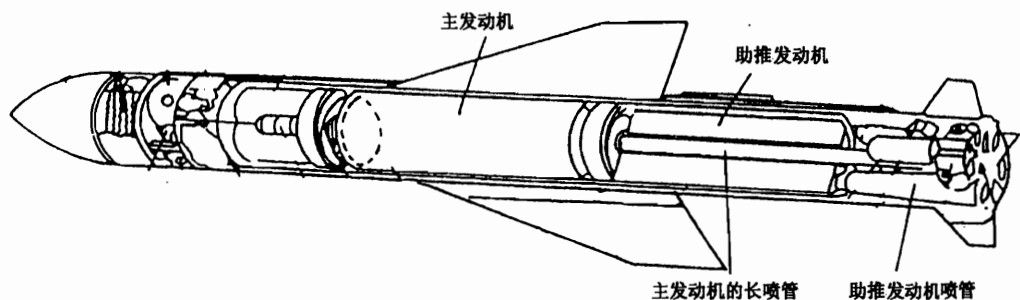
燃烧室 环形燃烧室的外壳体与主发动机壳体成一体,硬铝合金材料,上底与主发动机共用。壳体内壁涂有一层绝热材料。内环壁为主发动机的长尾管。

助推发动机药柱位于主发动机药柱后面,环绕着主发动机长尾管,早期使用聚氨酯的推进剂,星形内孔型。药柱长 951 mm,外径 330 mm,装药量 100 kg。装药配方后来改为 Butalane 高能复合推进剂,由端羟基聚丁二烯、高氯酸铵、铝粉和奥托金组成,实测比冲达 2 430 m/s,密度 1.855 g/cm³,燃速压力指数 0.2 ~ 0.4,在 - 5℃ ~ 75℃ 温度范围内,高固体含量时仍可满足壳体粘接装药力学性能要求。

喷管 两个喷管装在燃烧室下底(后封头)上,水平配置在主发动机喷管两侧,穿过后设备舱直至导弹尾部。

点火装置 由点火电路、点火药和保险机构组成。保险启动机构中包括一电动机,平时电动机使点火系统后缩,解除保险时,电动机推动点火药前移并使斜轨开关接通。

埃奥莱 5(Eole 5)



“埃奥莱 5”在“飞鱼”MM-38 中的部位图

“埃奥莱 5”(Eole 5)固体火箭发动机,是法国“飞鱼”(Exocet)MM-38,MM-40 舰舰、岸舰导弹的主发动机,主承包商为法国火炸药公司。“埃奥莱 5”是药柱的名称。“埃奥莱 5”主发动机与“鹞”(“飞鱼”)环形助推发动机串联成 MM-38 和 MM-40 的两级整体的固体推进系统。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	344	喷管数量	1
总 冲	kN·s	283	工作时间	s 120
推进剂类型	浇铸双基			

发动机结构

结构组成 “埃奥莱 5”主发动机由燃烧室、长尾喷管和点火装置组成。

燃烧室 “埃奥莱 5”发动机燃烧室由壳体、隔热包覆层和药柱组成。壳体为硬铝合金的圆管,与助推发动机“鹞”(“飞鱼”)燃烧室外壳成一体,壳体内贴有绝热层。后封头(下底)与助推发动机的前封头(上底)共用。

药柱为 Epictete 1211A 浇铸双基推进剂,端面燃烧,圆柱形装药,外径 329 mm,长 1 125 mm,装药量 151 kg。药柱与壳体、绝热层之间还有包覆层。药柱后端呈凹球面形。

喷管 由长尾延伸管和尾喷管组成,从燃烧室后端沿轴穿过环形助推发动机中心,一直延伸到导弹的尾端。长尾喷管采用钢质材料,喷管喉衬为耐高温、耐燃气冲刷材料。

点火装置 由带斜轨开关的点火电路、点火药、燃气引出装置、点火盒和延时电路等组成。平时电路是断开的,点火药后移;助推发动机工作后,其压力推动点火药前移并接通斜轨开关,经一定延时后点燃点火药,然后点燃点火腔内的点火索,使主发动机启动工作。

改进与发展

在 1973 年开始研制的 MM-40“飞鱼”舰舰导弹中,主发动机“埃奥莱 5”作了一些改进,提高了性能。这些改进包括:

1. 用钢壳体代替了硬铝合金壳体,由于壳体减薄很多,提高了装药量;
2. 增加了发动机长度,工作时间增至 220 s;
3. 装药改用 Nitramite 无烟双基复合推进剂,含奥克托金或黑索金,理论比冲达 2 450 m/s,有平台效应,降低了可探测性。

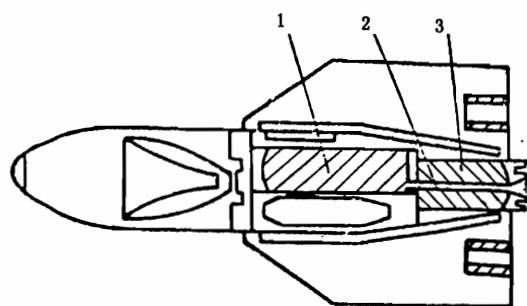
在 1974 年 1 月至 1980 年间,对 MM-40“飞鱼”舰舰导弹作了共计 110 次使用和鉴定发射试验,其中 102 次获得成功,成功率达 93%。

金星 (Venus)

“金星”(Venus)发动机是法国舰潜导弹“玛拉丰”(Malafon)的固体助推发动机,主承包商为法国火炸药公司。“玛拉丰”是水面舰艇发射的飞航式近程反潜导弹,于 1956 年开始研制,1965 年进行作战鉴定试验,随后装备服役。在导弹尾段下方弹体两侧,安装两台“金星”助推发动机,发动机与弹体之间装有升降舵。

“金星”发动机采用含铝聚氯乙烯推进剂,高氯铵氧化剂。药柱长 1 400 mm,直径 275 mm,装药量 92 kg,工作时间 2.9 s,总冲 170 kN·s。

安塔克-1* (ENTAC-1*)



“安塔克-1*, -2*”发动机在导弹上的部位图

1—续航发动机 2—超声速长尾管 3—起飞发动机

“安塔克-1*” (ENTAC-1*) 固体火箭发动机是法国“安塔克”(ENTAC)反坦克导弹的起飞发动机。主承包商为法国北方航空公司和陆军武器技术局(Nord Aviation Direction Technique des Armements Terrestres)。“安塔克”导弹发动机是法国研制的第一代轻型反坦克导弹的动力装置,由起飞发动机和续航发动机两级组成,属于双室双推力固体火箭发动机,“安塔克”导弹起飞发动机于 1954 年开始研制,1958 年随导弹定型,1961 年开始装备部队。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	2	推 进 剂 类 型	双基	
工作时间	s	0.3	使用温度范围	℃	- 30 ~ + 50

发动机结构

“安塔克”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室位于导弹身后部,为环形结构,其中央部位有长尾管穿过。燃烧室内装有 8 根管状药柱,质量 0.52 kg,它可将导弹加速到 85 m/s 的最大飞行速度。喷管为多喷管结构。

改进与发展

由“安塔克-1*”,“安塔克-2*”发动机作为动力装置的“安塔克”导弹是继法国 SS.10 和 SS.11 反坦克导弹后发展的轻型反坦克导弹,曾装备过十几个国家,截 1972 年,该导弹生产装备总数已达 14.3 万枚,但后被“米兰”反坦克导弹所取代,于 1972 年后停止生产。

安塔克-2* (ENTAC-2*)

“安塔克-2*”固体火箭发动机是法国“安塔克”(ENTAC)导弹续航发动机。主承包商为法国北方航空公司和陆军武器技术局,该发动机于 1954 年开始研制,1958 年随导弹定型,1961 年开始装备部队。

发动机主要性能与结构参数

推 力	N	90~140	推 进 剂 类 型	双基
工作时间	s	23	使用温度范围	℃ - 30 ~ + 50

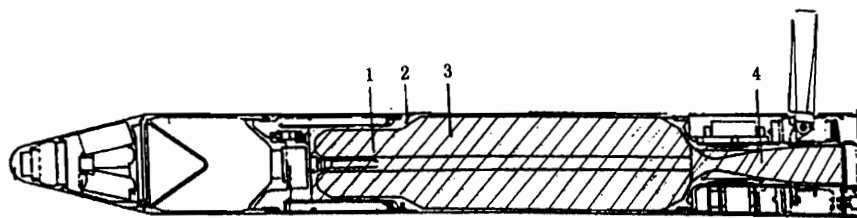
发动机结构

“安塔克”导弹续航发动机由燃烧室、喷管等组成。

续航发动机燃烧室位于起飞发动机燃烧室之前,其燃烧室轴线不与弹轴相重合,而其超声速长尾喷与弹轴重合并穿过起飞发动机燃烧室。续航发动机由起飞发动机的燃气点火,它产生的轴向推力保证导弹以 85 m/s 的飞行速度持续飞行。

阿克拉* (ACRA*)

“阿克拉*”(ACRA*)固体火箭发动机是法国“阿克拉”(ACRA)反坦克导弹发动机。主承包商为法国陆军武器技术局(Direction Technique des Armement)。“阿克拉”导弹发动机是法国研制的采用激光驾束制导



“阿克拉*”发动机在导弹上的部位图

1—点火装置 2—燃烧室壳体 3—推进剂装药 4—喷管

的第二、三代中型反坦克导弹的动力装置,它由起飞段(又称增速段)和续航段组成,属于单室双推力固体火箭发动机。“阿克拉”导弹采用 142 mm 口径的坦克滑膛炮发射,其发动机于 1962 年开始研制,1973 年随导弹定型,1975 年小批量生产,未见正式装备。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	142	燃烧时间(续航段)	s	5~6
推力(起飞段)	kN	8.24	喷管数量		1
推力(续航段)	kN	1.48	使用温度范围	℃	-40~+51
燃烧时间(起飞段)	s	1			

发动机结构

结构组成 “阿克拉”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧壳体是导弹弹体的一部分。药柱呈内燃药形,采用缓燃与速燃两种推进剂先后浇铸成形。药柱直径 133.5 mm,长度 541 mm,速燃段药柱质量 4.2 kg,药柱总质量 9.35 kg。

喷管 喷管采用扩张角小的长特形喷管。

点火装置 点火装置位于发动机前端。

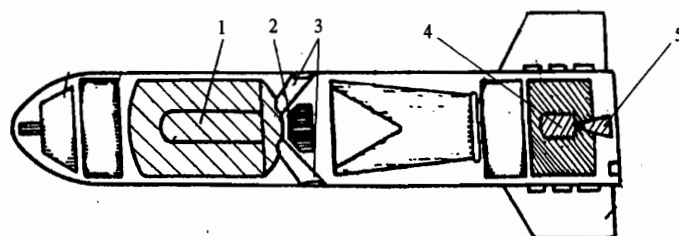
工作原理 采用前端点火方式,点火火焰通过药柱中心通道点燃主药柱,燃气由长特形喷管加速喷出产生轴向推力,在发动机起飞段,速燃推进剂将导弹飞行速度从 150 m/s 的初速增加到 500 m/s 的最大速度;在发动机续航段,缓燃推进剂燃烧,保证导弹以 500 m/s 的速度作巡航飞行。

改进与发展

“阿克拉”导弹发动机经试验证明满足总体技术要求,但由于导弹价格昂贵,因此定型后未能大量生产,但为以后的炮射导弹的发展奠定了技术基础。

短程反坦克-1* (ACCP-1*)

ACCP-1* 固体火箭发动机是法国短程反坦克(ACCP)导弹起飞发动机。主承包商为法国宇航公司(Aerospatiale)。短程反坦克导弹发动机是法国研制的一种红外图像制导的小型单兵便离式短程反坦克导弹用的动力装置,用于短距离攻击坦克和装甲目标,具有互相独立的起飞发动机(又称助推发动机)和续



“短程反坦克-1*,-2*”发动机在弹上布局图

- 1—续航发动机燃烧室 2—推力矢量控制器 3—续航发动机喷管
4—起飞发动机燃烧室 5—起飞发动机喷管

航发动机系统,属分离式双室双推力固体火箭发动机,短程反坦克导弹起飞发动机 1984 年开始研制,1989 年开始试生产。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	<3.5	喷管数量	1
工作时间	s	<1		

发动机结构

短程反坦克导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

起飞发动机位于弹体尾部,其推进剂药柱质量小于 0.1 kg。起飞发动机可使导弹获得 20 m/s 的较低的离筒速度,以降低发射噪声和后坐力。

短程反坦克-2* (ACCP-2*)

“短程反坦克-2*”(ACCP-2*)固体火箭发动机是法国短程反坦克(ACCP)导弹续航发动机。主承包商为法国宇航公司。该发动机于 1984 年开始研制,1989 年开始试生产。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	<1	推进剂类型	浇铸双基
工作时间	s	3~4	喷管数量	2

发动机结构

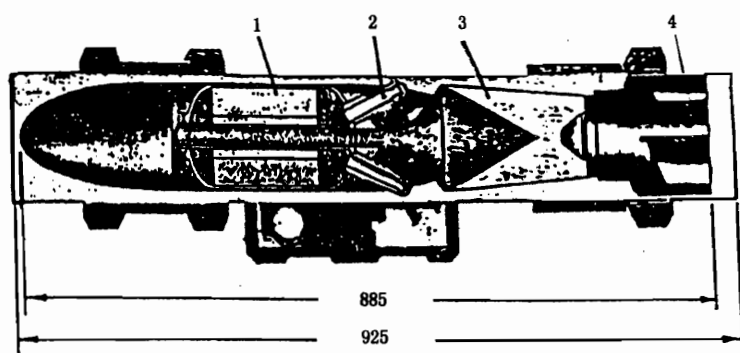
短程反坦克导弹续航发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

续航发动机采用铝合金材料制造,故质量很轻,推进剂药柱采用少烟而无毒的浇铸双基推进剂,续航发动机位于弹体前部,当导弹离发射筒 0.5 s 后,续航发动机开始工作。

改进与发展

将续航发动机喷管及推力矢量控制器安放在导弹质心附近,以利于提高控制效率,减少偏差。

艾利克斯-1* (ERYX-1*)



“艾利克斯-1*, -2*”发动机在弹上的部位图

1—续航发动机 2—续航发动机斜喷管 3—战斗部装药 4—起飞发动机

“艾利克斯-1*” (ERYX-1*) 固体火箭发动机是法国“艾利克斯” (ERYX) 反坦克导弹起飞发动机。主承包商为法国宇航公司和法国火炸药公司。“艾利克斯”导弹发动机是法国研制的一种光学瞄准,筒式发射,红外 CCD 测角,导线传输指令和半自动制导的近程反坦克导弹的动力装置,它由独立的起飞发动机 (又称助推发动机) 和续航发动机两部分组成,属于分离式双室双推力固体火箭发动机。“艾利克斯”起飞

发动机于 80 年代初开始发展,1986 年开始全尺寸工程研制,1990 年开始随导弹批量生产,1992 年装备部队。

发动机主要性能与结构参数

燃 烧 时 间	s	< 0.1	喷管数量	1
推进剂类型		压伸双基		

发动机结构

“艾利克斯”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。推进剂是名为 Archirac 的压伸双基推进剂,药柱有独特的几何形状,药柱质量 0.08 kg。该发动机在发射筒内即已工作完毕,使导弹获得 18 m/s ~ 20 m/s 的离筒速度。其噪声、超压和排气毒性均很小,具有“软发射”特性。

艾利克斯-2* (ERYX-2*)

“艾利克斯-2*” (ERYX-2*) 固体火箭发动机是法国“艾利克斯” (ERYX) 导弹续航发动机。主承包商为法国宇航公司和法国火炸药公司。“艾利克斯”续航发动机于 80 年代初开始发展,1986 年开始全尺寸工程研制,1990 年开始随导弹批量生产,1992 年装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	130	推进剂类型	复合双基
工作时间	s	3.8	喷 管 数 量	2

发动机结构

“艾利克斯”导弹续航发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。推进剂是名为 Fricka 的少烟复合双基推进剂,药柱质量 2.1 kg,该发动机在导弹飞离发射筒 5 m 处点火,将导弹加速到 280 m/s 的最大飞行速度,直至命中目标,燃烧室中央有中心管,供战斗部聚能射流通过。喷管有两个,它们对称分布,其轴线与弹体纵轴成 45(°)夹角,排气时联合产生轴向推力。

改进与发展

该导弹系统通过加长制导线和增加发动机装药量可以把射程从 600 m 提高至 750 m,另一方面,尽可能减少续航发动机的排气烟雾和后燃效应,保证正常制导和跟踪。

鸬鹚 2-1* (Kormoran2-1*)

“鸬鹚 2-1*”(Kormoran2-1*)固体火箭发动机是德国“鸬鹚 2”(Kormoran 2)空舰导弹助推发动机,主承包商为德国拜尔恩航空化学推进公司。“鸬鹚 2”导弹由德国 MBB 公司于 1981 年着手发展,1983 年 6 月正式获发展合同,1985 年进入载飞试验。

“鸬鹚 2-1”环形助推器采用复合推进剂管状装药,4 个喷管,总冲为 63 kN·s。

FOG-M*

FOG-M* 固体火箭发动机是德国反坦克用的光纤制导导弹(FOG-M)的发动机。是德国研制的一种长时间工作(120 s 或更长)低速低空飞行的光纤制导导弹的动力装置,主要用于反坦克装甲目标及地面其它目标,它由一台起飞发动机(又称发射发动机)和一台续航发动机(又称推进发动机)组成,后者又由多次助推-滑翔阶段组成,属于双室多脉冲推力的固体火箭发动机,该光纤制导导弹续航发动机目前处于方案论证和原理性试验阶段。

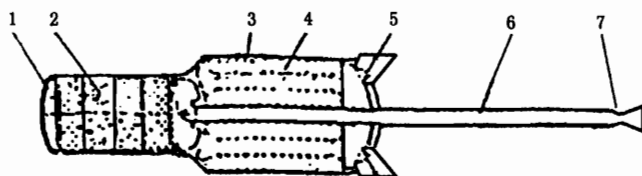
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	122	燃烧时间	s	4×2.3
推 力(平均)	N	380	推进剂类型	浇铸双基	
推力次数		4	喷管数量	1	
总 冲	N·s	4×874	喷管扩张比	8	

发动机结构

结构组成 光纤制导导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室内推进剂药柱的组成见下表。药柱由 4 个单独的外圆包覆的小药柱围绕一根中心棒串接组装起来,连同它的各自的点火装置组成一个整体装入发动机壳体内。药柱直径 118.5 mm,贮存寿命长于 15 年。各小药柱之间有一个钢制的支撑盘。支撑盘上有供应燃气通过的小孔,所有小孔全部用硝化



“FOG-M*”发动机结构简图

1—续航发动机 2—续航药柱 3—起飞发动机 4—起飞药柱 5—起飞喷管 6—续航长尾管 7—续航喷管

棉纸盖粘牢固,整体药柱组体通过螺帽固定在前端药柱挡板上,前挡板装有两个安全爆破活门,以避免由于过压而使发动机壳体破坏。推进剂药柱组成如下:

硝 化 棉	%	49	中 定 剂	%	4
硝 化 甘 油	%	33	其 它	%	4
甘油三醋酸酯	%	10			

喷管 喷管安装在长尾管的末端,长尾管长度 585 mm,起飞发动机安装在长尾管的前半部分(续航发动机之后)。

点火装置 点火装置由 1 W/1 Ω 电爆管和硼酸钾点火药片组成。点火装置在中心棒和支撑盘内,支撑盘后面浇上限燃隔热层以保持界面的密封。

工作原理 根据控制系统发出的间隔点火指令,从燃烧室后端依次向前间隔点燃 4 个小药柱,小药柱燃烧产生的燃气通过长尾喷管排出弹体,从而形成 4 次间隔的脉冲续航推力。

改进与发展

光纤制导导弹四脉冲续航发动机已进行过 8 次静止试验,其中包括一次安全性试验(第一次试验脉冲时间定为 6 s,比设计指标增长很多,以考验发动机工作的安全性),均已获得成功。试验后的检验表明,发动机是安全的,阻燃层全部正常,试验中发现第一次脉冲点火压力峰值过高,长尾管总冲损失较大。在调整点火药量和改善长尾管隔热措施后,问题已经解决。

米兰* (Milan*)

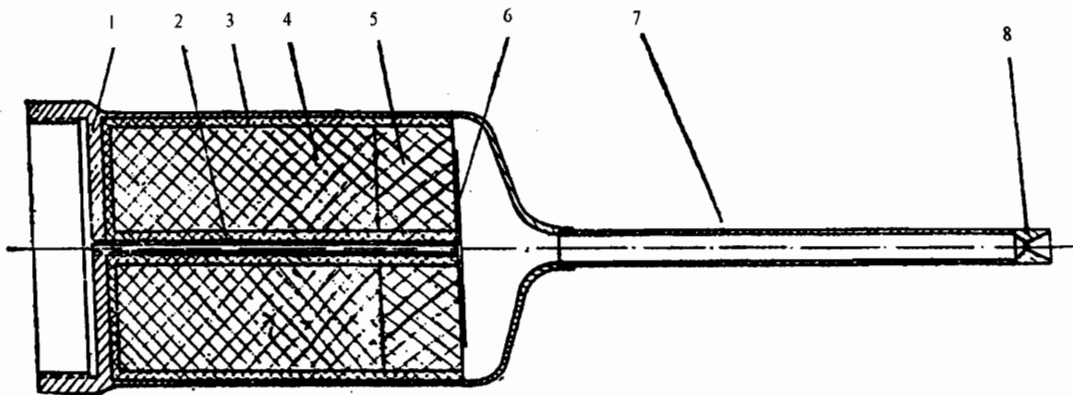
“米兰*” (Milan*) 固体火箭发动机是法国/德国“米兰”(Milan)反坦克导弹发动机。主承包商为法国宇航公司(Aerospatiale)战术导弹分公司和德国梅塞施米特-博尔科夫-布朗姆公司(MBB)。“米兰”导弹发动机是法/德联合研制的步兵用第二代中程轻型反坦克导弹用的动力装置,属于单室双推力固体火箭发动机,于 1963 年开始研制,1973 年随导弹定型,1974 年正式服役装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径 mm 85 燃烧时间(续航级) s 11.0

推力(增速级)	N	268	推进剂类型	双基
推力(续航级)	N	104	喷管数量	1
燃烧时间(增速级)	s	1.31	使用温度范围	℃ -40 ~ +52

发动机结构



“米兰”发动机结构图

1—燃烧室壳体 2—中心管 3—包覆层 4—续航药柱 5—起飞药柱 6—辅助药片 7—长尾管 8—喷管

结构组成 “米兰”导弹发动机由燃烧室、喷管和长尾管等组成。

燃烧室 燃烧室壳体由钢材制成。推进剂药柱是端面燃烧的单根管形药柱,药柱外径 81.5 mm,药柱总长 111.5 mm,药柱总质量 0.92 kg,药柱内外侧和前端面包覆,包覆层厚度 3 mm。药柱用 2 种燃速的推进剂经 2 次浇铸成形。药柱前部为低燃速的续航药柱,其长度为 85 mm,后部为高燃速的起飞药柱,其长度为 25 mm,推进剂是牌号为 E1210A 的双基推进剂,在高燃速药柱的后端面贴有 1 mm 厚的黑色环形药片,位于药柱内孔的中心管用来固定药柱,并提供燃烧室内的部分燃气给发动机前端的引信体解除保险。

喷管 喷管安装在燃烧室后端的亚声速长尾管的尾部,长尾管周围安装有导弹的控制部件。

“米兰”导弹发动机的一个特点是没有点火装置,因而结构简单,零部件少。

工作原理 发动机的点火是通过发射时位于导弹后部燃气发生器中的部分燃气经传火管进入发动机内腔点燃高燃速推进剂药柱而实现的。为了保证点火的可靠性,在高燃速药柱端面贴有易于点火的辅助环形药片,高燃速药柱点燃后,在较短的时间内产生较大推力,使导弹很快增速,然后点燃低燃速药柱,在较长的时间内产生较小推力,维持导弹的飞行速度,直至命中目标。

改进与发展

改进后的“米兰 2”导弹,破甲威力可提高 30% ~ 35%,但其动力装置变化不大。

霍特-1* (HOT-1*)

“霍特-1*”(HOT-1*)固体火箭发动机是法国/德国“霍特”(HOT)反坦克导弹的起飞发动机。主承包商为法国宇航公司(Aerospatiale)战术导弹分公司和德国梅塞施米特-博尔科夫-布朗姆公司(MBB)。该发

动机是法/德联合研制的第二代远程重型反坦克导弹用的动力装置,由起飞发动机和续航发动机组成,属于双室双推力固体火箭发动机。“霍特”导弹起飞发动机 1964 年开始研制,1974 年随导弹定型,1977 年正式服役装备部队。

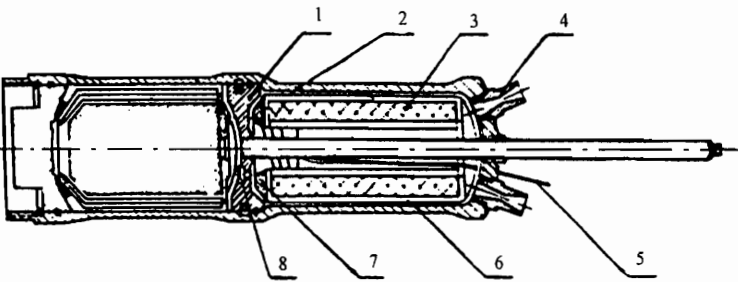
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	117	燃烧时间	s	0.8~1.25
长 度(壳体)	mm	521	工作时间	s	0.9~1.1
质 量 比(总)		0.47	推进剂类型		均质双基
推 力	kN	5.5~6.0	喷管数量		4
燃烧室压力(最大)	MPa	20.74	喷管喉径	mm	8.5
燃烧室压力(平均)	MPa	16.50	喷管扩张比		2.33
比 冲(理论)	m/s	2 313	使用温度范围	℃	-40~+52

发动机结构

结构组成 “霍特”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 “霍特”导弹发动机为两级串联式结构,第一级为起飞发动机,第二级为续航发动机。“霍特”导弹发动机的燃烧室具有整体式壳体结构,由中间底将起飞发动机燃烧室和续航发动机燃烧室分开。燃烧室材料为铝合金 A7U4SG,由热锻毛坯经机械加工成形。中间底用 AU4SG1 铝合金棒料加工而成。



“霍特-1*”起飞发动机结构图

1—中间底 2—发动机壳体 3—起飞药柱 4—起飞喷管 5—点火线路
6—起飞药柱包覆层 7—起飞点火药盒 8—延时器

中间底上的 2 个滚珠延时器由顶盖、延时器壳体、密封圈、延期药柱、排气孔、钢珠和活门体等组成。

起飞药柱推进剂代号为 SD1137,药型为八角星形内燃药柱。带包覆层的药柱外径为 106.5 mm,药柱长度 247 mm,外圆包覆层厚度 1.5 mm,两端面包覆层厚度也均为 1.5 mm,带包覆药柱质量为 2.93 kg~3.01 kg。延期药柱推进剂材料与起飞药柱的相同。起飞药柱推进剂性能如下:

硝 化 棉	%	56.5	燃 速(压力 17.7 MPa)	mm/s	26
硝化甘油	%	34.5	密 度	g/cm ³	1.6
安 定 剂	%	3	热 值	kJ/kg	3 855
弹道添加剂	%	6			

喷管 起飞发动机的 4 个喷管均匀安装在发动机壳体的后封头上,它们用钢 S300 机械加工成形,喷管喉衬材料为石墨,喷管扩张角 9(°),喷管轴线与弹轴线夹角 24(°)。

点火装置 起飞发动机点火装置由 2 个电点火头,1 个赛璐珞药盒和 3 种不同粒度的黑火药组成,每个电点火头的电阻为 2 Ω,正常工作电流为 1 A,最小工作电流 0.35 A,安全电流 0.05 A,工作时间 2.5 ms ± 1.5 ms。在 14 g 点火药中,PN6 黑火药 2 g,PN4 黑火药 6 g,PN2 黑火药 6 g。

工作原理 点火信号经点火线路使点火装置中的电点火头发火,引燃点火药盒中的黑火药,点火药燃气继而点燃起飞药柱使起飞发动机工作,工作燃气经 4 个斜置喷管排出,产生起飞推力。与此同时,工

作燃气引燃点火延时器内的延期药,当延期药燃尽时,工作燃气冲开延时器中的钢珠活门进入续航发动机燃烧室,使续航发动机工作。起飞发动机的点火延迟时间为 0.03 s,延时药燃烧时间为 0.17 s~0.3 s。用 2 个延时器同时工作以保证点火的可靠性。

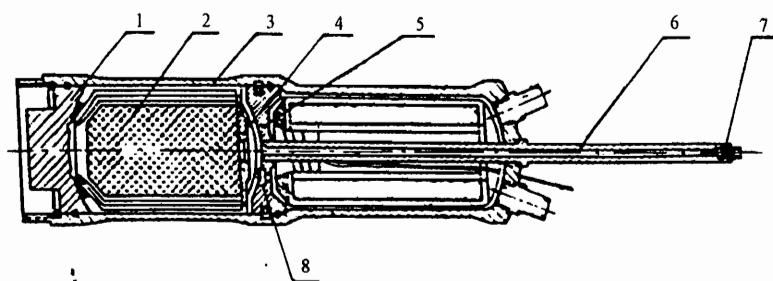
霍特-2* (HOT-2*)

“霍特-2*”(HOT-2*)固体火箭发动机是法国/德国“霍特”(HOT)反坦克导弹的续航发动机。主承包商为法国宇航公司战术导弹分公司和德国 MBB 公司,是法/德联合研制的第二代远程重型反坦克导弹(“霍特”)的续航动力装置”。该发动机 1964 年开始研制,1974 年随导弹定型,1977 年正式服役装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	117	工作时间(对短燃烧时间)	s	17~18
长 度(壳体)	mm	521	推进剂类型		浇铸双基
质 量 比(总)		0.47	喷管数量		1
推 力	N	180~250	喷管喉径	mm	5.7
燃烧室压力(最大)	MPa	9.50	喷管扩张比		4.4
燃烧室压力(平均)	MPa	7.00	使用温度范围	℃	-40~+52
比 冲(理论)	m/s	2087			
燃烧时间	s	15.6~20.8			

发动机结构



“霍特-2*”续航发动机结构图

1—引信体 2—续航药柱 3—发动机壳体 4—续航点火药盒
5—中间底 6—续航长尾管 7—续航喷管 8—延时器

结构组成 “霍特”导弹续航发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 “霍特”导弹续航发动机的燃烧室是由“霍特”导弹发动机的整体式燃烧室壳体的前半部和引信体及中间底所构成。

续航发动机药柱推进剂代号为 EPICETE 1244A 药型为圆柱形端燃药柱、带包覆层的药柱外径为 110.5 mm,药柱长度 173 mm,带包覆层药

柱质量为 2.52 kg~2.60 kg,端面刻有三条环形槽,以增大初始燃烧面积,提高点火可靠性,药柱侧面有两条凹槽,凹槽包覆层中安置钢管,供燃气进入引信体解除保险用。续航药柱推进剂性能如下:

硝 化 棉	%	58	燃 速(压力 6.9 MPa)	mm/s	9
硝化甘油	%	28	密 度	g/cm ³	1.55
催 化 剂	%	12	热 值	kJ/kg	3394
安 定 剂	%	2			

喷管 续航发动机喷管经长尾管安置在导弹尾部,喷管采用钼棒 $M_0 16$ 经机械加工成形,在喷管喉部设计成圆弧形以提高抗烧蚀能力,喷管扩张角 $40(^{\circ})$,喷管出口直径 12 mm 。

续航喷管的长尾管的金属管体用 XC38 钢材经机械加工而成,金属管外径 23 mm ,内径 20 mm ,长 530 mm ,其内壁面有隔热衬层,分内外两层,内层材料为 SiO_2 布浸钼酚醛树脂,外层材料为石棉纸浸钼酚醛树脂,它们都用模压成形。位于起飞燃烧室内的长尾管的外壁也贴有隔热衬层,其材料为云母加酚醛树脂,用热固性塑料压铸成形。

点火装置 续航发动机的点火装置由 1 个赛璐珞点火药盒和 2 种不同的点火药组成,没有电点火头,在 4.8 g 点火药中, PN_4 黑火药 3 g ,高能点火药 1.8 g 。高能点火药由 38% 的铝粉和 59% 的高氯酸铵及少量乙醚组成。

工作原理 当起飞发动机的工作燃气冲开延时器中的钢珠经活门进入续航发动机燃烧室时,该燃气即点燃点火药盒内的点火药,进而迅速点燃续航药柱,续航药柱产生的工作燃气通过前端固定在中间底座上的长尾管,穿过起飞发动机后封头的中心孔,经续航喷管排出导弹尾端,产生续航推力。

改进与发展

1985 年开始生产“霍特”的改进型“霍特 2”(HOT 2),并已装备部队。“霍特 2”的主要改进之一是其续航发动机采用了新型发动机,既提高了导弹的速度和射程,又因采用了少烟推进剂而减少发动机排气产生的烟雾,有利于导弹隐身和制导系统的正常工作。

怪蛇 3* (Python 3*)

“怪蛇 3*”(Python 3*)固体火箭发动机是以色列“怪蛇 3”(Python 3)空空导弹的发动机,由以色列拉斐尔(RAFael)公司研制。它是单燃烧室双级推力型(助推—续航)发动机。该机于 1975 年开始研制,1982 年随弹装备部队,1983 年后开始批量生产。装备该机的导弹具有全向格斗性能,属第三代空空导弹,并具有美国“响尾蛇”导弹的特点。发动机在库房条件下贮存期为 7 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	160	喷管数量		1
总 冲	$\text{kN}\cdot\text{s}$	87.28	工作时间	s	3
比 冲	m/s	2 304	使用温度范围	$^{\circ}\text{C}$	$-45\sim 71$
推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)				

怪蛇 4* (Python 4*)

“怪蛇 4*”(Python 4*)固体火箭发动机是以色列“怪蛇 4”(Python 4)空空导弹的发动机,由以色列拉斐尔(RAFael)公司 MANOR 发动机与战斗部分部研制。发动机代号为 $N_0:10$,随弹于 80 年代中期开始研制,80 年代末随弹进行靶试,1990 年小批量生产,并装备以色列空军,属第四代红外型近距离格斗空空导弹。该发动机为单室双级推力型(助推—续航);发动机的壳体上加有 4 片翼板与十字型尾翼连接在一

起,能承受 70 g 大机动过载。采用这种发动机,可使载机前方水平面内 120(°)扇形区域成为怪蛇 4 导弹的有效杀伤区。发动机直径为 160 mm。

迦伯列 2-1* (Gabriel 2-1*)

“迦伯列 2-1*”(Gabriel 2-1*)固体火箭发动机是以色列“迦伯列 2”(Gabriel 2)舰舰导弹的助推发动机,主承包商为以色列飞机工业公司的 MBT 武器系统公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	340	工作时间	s	3.7
推 力(平均)	kN	35.3	推进剂类型		聚氨酯
总 冲	kN·s	130.4	燃烧室压力	MPa	11.3

发动机结构

“迦伯列 2-1*”发动机的燃烧室为钢壳体,星形内孔型药柱,药柱质量 60 kg,径向燃烧。主发动机的长尾管通过环形燃烧室。助推发动机的燃气经环形通道由喷管排出。点火器为烟火剂点火器。

迦伯列 2-2* (Gabriel 2-2*)

“迦伯列 2-2*”(Gabriel 2-2*)固体火箭发动机是以色列“迦伯列 2”(Gabriel 2)舰舰导弹的续航发动机,主承包商为以色列飞机工业公司的 MBT 武器系统公司。“迦伯列 2-2*”发动机由迦伯列导弹主发动机发展而来,更换了能量较高的推进剂,增加了装药量,工作时间由 100 s 增加到 160 s。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	340	燃烧室压力	MPa	4.0
推力(平均)	kN	1.13	喷管数量		1
总 冲	kN·s	117.38	工作时间	s	160
推进剂类型		双基			

发动机结构

“迦伯列 2-2*”发动机由燃烧室、长尾管喷管和点火装置组成。燃烧室为钢壳体,圆柱形装药,端面燃烧,装药量 100 kg。长尾管穿过助推发动机燃烧室至尾喷管。烟火剂点火器。

玛帕斯-1* (Mapats-1*)

“玛帕斯-1*”(Mapats-1*)固体火箭发动机是以色列“玛帕斯”(MAPATS)反坦克导弹的起飞发动机,主

承包商为以色列军事工业公司(IMI)。“玛帕斯”导弹发动机是以色列研制的第二代反坦克导弹的动力装置,它由起飞发动机和续航发动机(又称增速发动机)组成,属于分离式两级固体火箭发动机。“玛帕斯”导弹起飞发动机于1979年开始研制,1984年随导弹展出,现已投入生产并装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	111	总 冲	kN·s	1.5
总 长	mm	175	燃 烧 时 间	ms	25
总 质 量	kg	3.3	推进剂类型		速燃双基
推 力(平均)	kN	58.84	喷 管 数 量		1

发动机结构

“玛帕斯”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

起飞发动机位于导弹尾端,单喷管,装药为速燃双基推进剂,在导弹飞离发射筒时即已工作完毕,使导弹获得70 m/s的初速。起飞发动机通过分离机构的两个固定销钉与舵机舱相连。发射后,用起飞推力剪断固定销钉,压缩分离机构的弹簧,起飞发动机工作完毕时,推力消失,被压缩的弹簧向后推出,使之与弹体分离,落在发射装置前几米的安全区内,由于起飞发动机是可分离的,这就大大减轻了导弹飞行中的消极质量。

玛帕斯-2* (Mapats-2*)

“玛帕斯-2*”(MAPATS-2*)固体火箭发动机是以色列“玛帕斯”(MAPATS)反坦克导弹续航发动机(又称增速发动机)。主承包商为以色列军事工业公司。该发动机于1979年开始研制,1984年随导弹展出,现已投入生产并装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	148	总 冲	kN·s	4.4
总 质 量	kg	5.8	燃 烧 时 间	s	1.5
质 量 比		0.45	推进剂类型		双基
推 力(平均)	kN	2.942	喷 管 数 量		2

发动机结构

“玛帕斯”导弹续航发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

该续航发动机的结构类似美国“陶”导弹的续航发动机,它位于弹体中部,待导弹飞离发射筒约15 m处,续航发动机点火,将导弹增速到315 m/s的速度。续航发动机的两个对称斜喷管与弹轴或30(°)夹角,以联合形成轴向推力。

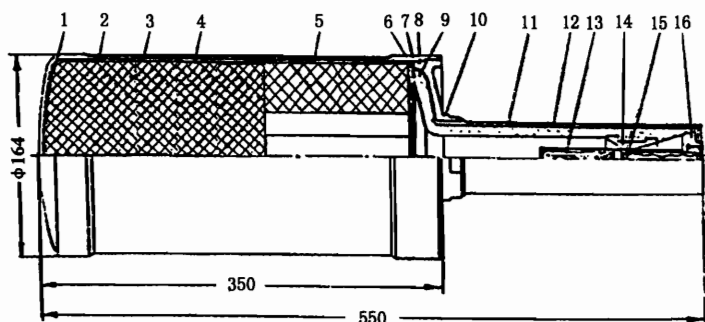
蝰蛇* (Viper*)

“蝰蛇*”(Viper*)固体火箭发动机是以色列“蝰蛇”(Viper)反坦克导弹发动机。主承包商为以色列国防部武器开发中心勒菲尔公司(RAFAEL Co.)。“蝰蛇”导弹发动机是以色列研制的一种车载箱式发射,电视图像制导,无线电双向传输,曲线弹道攻顶,遥控与自寻的相结合的远程反坦克导弹的动力装置。该发动机由两级组成,第一级为发射级,第二级为加速级,属于单室双推力固体火箭发动机。“蝰蛇”导弹发动机1975年开始研制,1985年随导弹设计定型,1987年装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	164	工作时间(第一级)	s	2
总 长	mm	550	工作时间(第二级)	s	28
总 质 量	kg	17	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.57	喷管数量		1
推力(第一级,平均)	kN	5.396	喷管喉径	mm	17
推力(第二级,平均)	kN	0.334	喷管扩张比		4.24
比冲(两级平均)	m/s	2 122			

发动机结构



“蝰蛇*”发动机结构图

1—前封头隔热层 2—圆筒部隔热层 3—燃烧室筒体 4—加速级药柱 5—发射级药柱 6、7—装药支撑装置及调整垫片 8—“O”型密封圈 9—后封头隔热层 10—后封头 11—尾管内衬 12—尾管外壳 13—点火药管 14—钨喉衬 15—发火管 16—点火支架

工作原理 发动机采用后端点火方式,由点火信号使发火管发火,引燃点火药,点火药燃气继而点燃第一级药柱,在较短时间内产生大推力,使导弹迅速增速,当第一级药柱燃完时,第二级药柱接着燃烧,在长时间内产生较小推力,平稳维持导弹飞行速度,直至命中目标。该发动机的特点具有高推力比,第一级与第二级的推力比达到16:1。

结构组成 “蝰蛇”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料为马氏体250时效钢。第一级药柱由6角星形内燃药柱和端燃药柱组成,6角星形药柱长158.5 mm;第二级药柱只有端燃药柱,药柱长141.5 mm。药柱全长300 mm。药柱总质量9.7 kg。

喷管 长尾喷管全长250 mm,尾管外壳由钢制成,内衬为10 mm厚的石棉酚醛,尾管末端为喷管,喷管出口直径35 mm,喷管喉衬材料为钨。

点火装置 点火装置呈管形,位于尾管内,兼起喷喉堵盖作用,它由壳体、发火管、点火药和引线等组成。

改进与发展

目前正在发展机载型全天候作战的武器系统,减少发动机排出的烟雾,增强隐蔽性和抗电子干扰的能力。

阿斯派德^{*} (Aspide^{*})

“阿斯派德^{*}”(Aspide^{*})固体火箭发动机是意大利“阿斯派德”(Aspide)空空导弹的发动机,由意大利 SN/A 公司生产。该发动机由意大利塞利尼亚公司于 1969 年开始研制,1977 年随导弹进入小批量生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	燃烧室压力(平均)	MPa	7.65
长 度	mm	1 618	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HTPB)
总 质 量	kg	102.7	工作时间	s	3.9
质 量 比		0.56	喷管数量		1
总 冲(21℃)	kN·s	131	使用温度范围	℃	-40~71
推 力(平均)	kN	37.27			

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

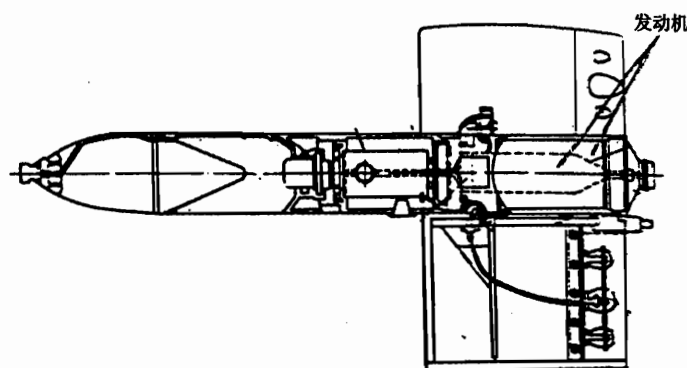
燃烧室 燃烧室由壳体、包覆层、药柱组成。壳体用合金钢制成,内壁浇有包覆层。药柱为贴壁浇铸的内孔六角星形药柱。

改进与发展

“阿斯派德”导弹发动机除空空型外,还发展有地空型。地空型的发动机总质量为 99.8 kg,因此总冲也比空空型要小,约为 125 kN·s。

64 式马特^{*} (KAM-3D^{*})

“64 式马特^{*}”(KAM-3D^{*})固体火箭发动机是日本“64 式马特”(KAM-3D)反坦克导弹发动机。主承包商为日本 Daicol 公司。“64 式马特”导弹发动机是日本防卫厅研究本部发展的,由川崎重工业公司研制的第一代中程反坦克导弹的动力装置,它由起飞和续航两级组成,属于双室双推力固体火箭发动机。“64 式马特”导弹发动机从 1957 年开始研制,1964 年正式生产。它是从分析法国的 SS-10 反坦克导弹入手发展研制的。



“64 式马特*”发动机在导弹上部位图

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	120	工作时间(续航级)	s	18
推 力(起飞级)	N	785 ~ 1 177	推进剂类型		无烟双基
推 力(续航级)	N	88 ~ 186	喷管数量(起飞级)		1
总 冲(起飞级)	N·s	1 275	喷管数量(续航级)		1
总 冲(续航级)	N·s	2 158	使用温度范围	℃	- 20 ~ 45
工作时间(起飞级)	s	0.7			

发动机结构

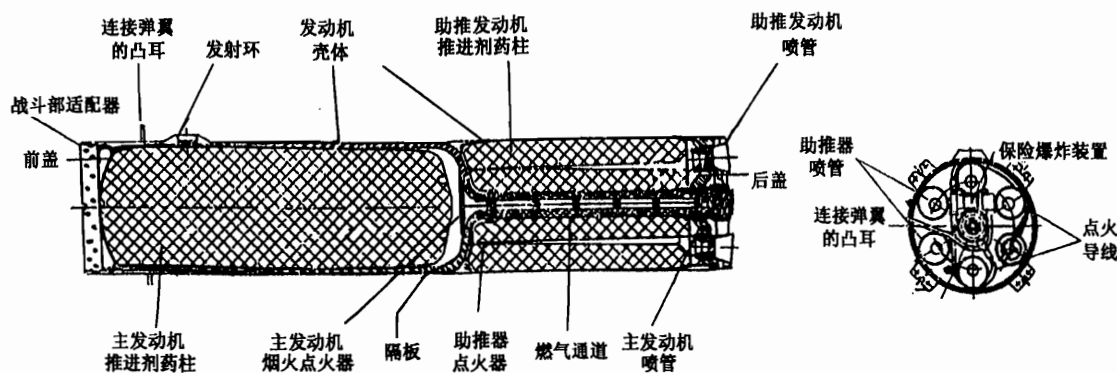
“64 式马特”导弹发动机为两级发动机同心串联式结构。起飞级位于续航级之后,两级发动机均由燃烧室,喷管和点火装置组成,起飞级药柱为内燃型,续航级药柱为端燃型,它们均采用无烟双基推进剂,续航级喷管位于起飞级喷管内。

改进与发展

1966 年日本开始研制第二代反坦克导弹“重马特”(KAM-9),它于 1976 年装备部队。导弹仍由川崎重工业公司研制,起飞发动机由日本油脂公司研制,单室双推力续航发动机由日本大山公司研制。1978 年开始进而发展新一代反坦导弹“中马特”(KAM-40),该导弹采用了端羟基聚丁二烯(HTPB)复合推进剂。

企鹅 2-7-1* (Penguin 2-7-1*)

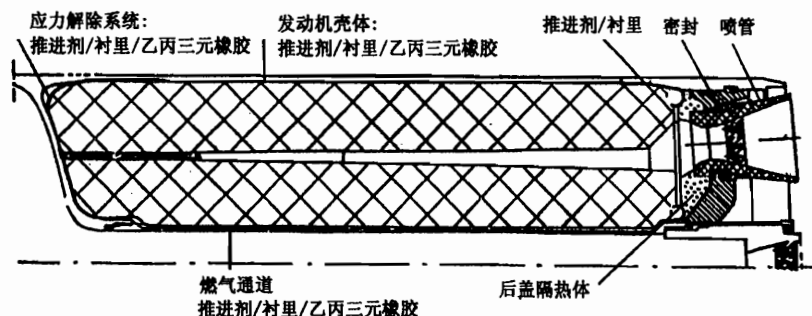
“企鹅 2-7-1*”(Penguin 2-7-1*)固体火箭发动机是挪威与美国联合研制的直升飞机载空舰导弹“企鹅 2-7”(Penguin MK 2 Mod 7)AGM119 的助推发动机,由挪威劳福斯研究院研制。在“企鹅”反舰导弹系列中, MK 1/MK 2 为舰射型,推进系统为双室固体火箭发动机,装填式双基推进剂装药。MK 3 为空射型,推进系统为单级固体火箭发动机,装填式少烟复合推进剂装药。MK 2 Mod 7 是在“企鹅”舰舰导弹基础上改进发展的,80 年代中期开始研制,助推器使用了壳体粘接复合推进剂装药,主发动机则采用与 MK 3 相同的装药。在助推器研制的厚壁发动机试验中,对侵蚀燃烧估计不足,使燃烧室初压较高,薄壁发动机设计时稍



“企鹅 2-7”导弹发动机综合图

微增大了杆管药柱部件间的间隙。点火迟后给研制计划造成的影响最严重,为此劳福斯试制了全新的点火器。飞行前额定功率试验揭示,从保险机构引出的传输导线有缺陷,发动机端盖上的“O”形密封环须改进。1988年前后,完成了助推发动机的预鉴定。

发动机结构



“企鹅 2-7-1*”发动机结构图

结构组成 “企鹅 2-7-1”助推发动机由燃烧室、点火装置及喷管组成。与主发动机相连成一个整体,靠隔板分开,主发动机的长尾管穿过助推发动机燃烧室。

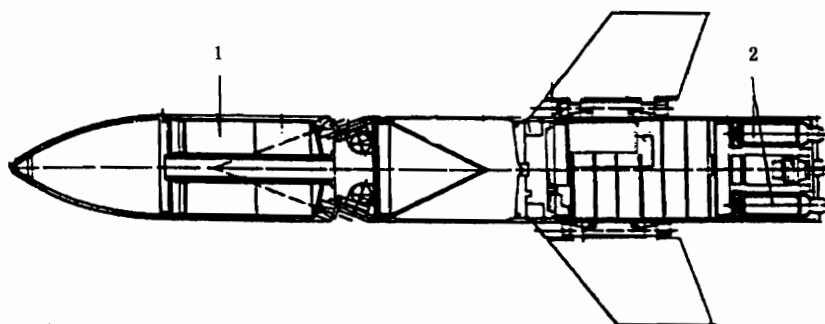
燃烧室 发动机燃烧室与主发动机燃烧室同包含在一个完整的钢质壳体内,借一个整体式隔板分开。助推发动机药柱位于整体式隔板与后端盖之间,壳体上有连接弹翼的凸耳和把导弹吊挂在直升机挂弹架上的后凸耳。

药柱用少烟聚丁二烯推进剂,配方组成为:粘合剂(含固化剂)9.225%, AP 85%, 增塑剂 3%, Fe_2O_3 1.15%, 键合剂 0.38%, 声学稳定剂 1.0%, 其余为抗氧剂和固化催化剂。推进剂密度为 1.73 g/cm^3 。管-杆型装药,管状部分与壳体内绝热层粘接,杆状部分与主发动机燃气通道(长尾管)外绝热层粘接。绝热层材料为三元乙丙橡胶,衬层的粘合剂与推进剂相同,填料为炭黑。装药前端有应力释放装置,后端的限燃层采用衬层配方。

点火装置 管形烟火剂点火器,安装在药柱凹槽前端,点火导线从喷管出口壁引入。助推发动机与主发动机同时点火。

喷管 6个钟形固定喷管,用螺钉固定在后盖内。喷管壳体材料为钢,纤维增强酚醛树脂内衬,用硅橡胶片密封。

宝剑-1* (Toledo-1*)



“宝剑”导弹两种发动机在弹上的部位图

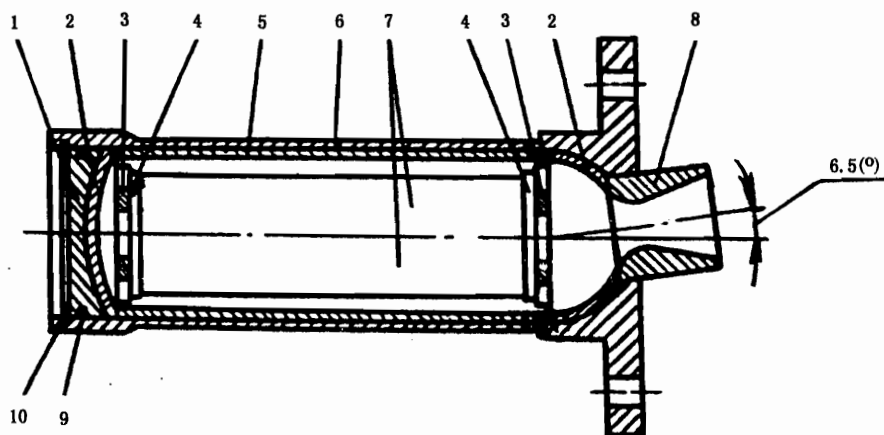
1—续航发动机 2—起飞发动机

“宝剑-1*”(Toledo-1*)固体火箭发动机是西班牙“宝剑”(Toledo)反坦克导弹的起飞发动机。主承包商为西班牙桑塔·巴巴拉(Santa Barbara)公司。“宝剑”导弹发动机是西班牙研制的轻型便携式第三代反坦克导弹的动力装置,它由独立的起飞发动机(又称发射发动机)和续航发动机(又称主发动机)组成,属于分离式两级固体火箭发动机。“宝剑”导弹起飞发动机目前尚处于研制阶段。

发动机主要性能与结构参数

推进剂类型	速燃双基	喷管数量	1
-------	------	------	---

发动机结构



“宝剑-1*”起飞发动机结构图(省略点火装置)

1—燃烧室底盖 2—底端面绝热层 3—档药板 4—药柱包覆层 5—绝热层 6—燃烧室壳体 7—固体药柱 8—喷管 9—密封圈 10—档圈

“宝剑”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。两个小型起飞发动机对称地位于弹体尾部。它在发射筒内即已工作完毕,提供导弹 20 m/s 的初速。

宝剑-2* (Toledo-2*)

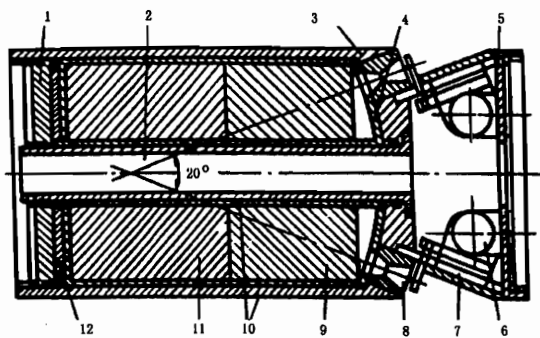
“宝剑-2*”(Toledo-2*)固体火箭发动机是西班牙“宝剑”(Toledo)反坦克导弹的续航发动机。主承包商为西班牙桑塔·巴巴拉(Santa Barbara)公司,该发动机目前尚处于研制阶段。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	115	喷管数量	2
推进剂类型		浇铸双基		

发动机结构

“宝剑-2*”续航发动机又称主发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。该发动机位于导弹前部,是一台单室双推力固体火箭发动机。药柱为端烧型浇铸双基推进剂,燃烧室前部为缓燃药柱,后部为速燃药柱,采用两个倾斜喷管产生联合轴向推力,发动机中央的通孔可使战斗部聚能射流得以顺利通过,以增大导弹的有效炸高。



“宝剑-2*”续航发动机结构图(省略点火装置)

- 1—燃烧室底盖 2—射流通道 3—燃烧室壳体 4—底部绝热层 5—支座
6—电磁铁线圈 7—推力矢量控制组件 8—喷管 9—速燃药柱
10—包覆层 11—缓燃药柱 12—减震环

改进与发展

固体火箭发动机及其所有的双基推进剂的浇铸,目前采用的是西班牙本国的技术,以后将通过引进国外技术加以改进。

RBS 70-1*

RBS 70-1*固体火箭发动机是瑞典 RBS 70 便携式地对空导弹的助推(起飞)发动机,主承包商为瑞典博福斯公司。

RBS70-1*发动机于1969年开始工程研制,1975年随导弹开始批量生产。每枚导弹4.7万美元(1983财年)。

助推(起飞)发动机的作用是将导弹推出发射筒,它工作时间极短,在导弹离开发射筒前就已燃烧完毕。导弹离开发射筒的速度为50 m/s,助推发动机在导弹离开发射筒时与弹体分离,处落在发射装置的前方。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	140	工 作 时 间	s	0.05
长 度	mm	272	推 进 剂 类 型	双基	
总 质 量	kg	1.9			

RBS 70-2*

RBS 70-2* 固体火箭发动机是瑞典 RBS 70 便携式地对空导弹的主航发动机,主承包商为瑞典博福斯公司。

主航发动机有 4 个斜喷管安装在弹翼中间。助推发动机脱落后导弹飞离射手 7 m 时,主发动机开始点火燃烧。在发动机工作 5.5 s 时导弹达到最大速度 540 m/s。

发动机主要性能与结构参数

直 径	m	100	喷 管 数 量	4
工 作 时 间	s	~ 6	推 进 剂 类 型	双基

米康*(Micon*)

“米康*”(Micon*)固体火箭发动机是瑞士“米康”(Micon)中高空地对空导弹发动机。是一种双推力固体火箭发动机。主承包商为瑞士奥利康-布勒(Oerlikon-Bührle)公司。该发动机随导弹系统于 1959 年开始研制,60 年代后期装备部队,现已停止生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	420	工 作 时 间(助推段)	s	9
总 质 量	kg	440	工 作 时 间(续航段)	s	16
推 力	kN	5.378			

秧鸡(Crake)

“秧鸡”(Crake)固体火箭发动机是英国“吹管”(Blowpipe)单兵肩射式近程低空地对空导弹和斯拉姆(SLAM)舰对空导弹的主发动机。

“吹管”导弹装一台固体助推器和一台“秧鸡”(Crake)固体主发动机。1966 年英国皇家雷达研究所(Royal Radar Establishment)根据英国陆军和海军的需要,委托肖特兄弟有限公司进行研制,一年后完成了方案论证。1972 年 5 月对系统进行了最后鉴定试验,同年 9 月完成研制并开始批量生产。1973 年装备英国陆军。后来海军又发展为多联装舰空和潜空导弹。

“吹管”导弹的助推发动机采用“柯达”固体燃料,燃烧时间只有几分之一秒,在导弹飞离发射筒之前就燃烧完毕。助推发动机熄灭 0.7 s 后(导弹飞离发射筒 6 m),主发动机开始点火,燃烧完毕时导弹的飞行速度约为 $Ma = 1.5$ 。此外还有一个点火和安全保险装置,既能防止主发动机提前点火,也能防止战斗部过早或意外爆炸。

“秧鸡”发动机的药柱为压铸双基推进剂。

小鹅(Gosling)

“小鹅”(Gosling)固体火箭发动机是英国“警犬 2”地对空导弹,“雷鸟 2”地对空导弹以及“海蛇 2”舰对空导弹的助推发动机,主承包商为英国布里斯托尔航空喷气公司(Bristol Aerojet/RPE Co.)。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	279	燃烧室压力(平均)	MPa	8.27
长 度	mm	344	比 冲	m/s	2 254
总 质 量	kg	258	工作时间(18 ℃)	s	3.15
质 量 比		0.736	推进剂类型		聚异戊丁烯
推力(平均)	kN	123.6	喷管扩张比		6

发动机结构

结构组成 “小鹅”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

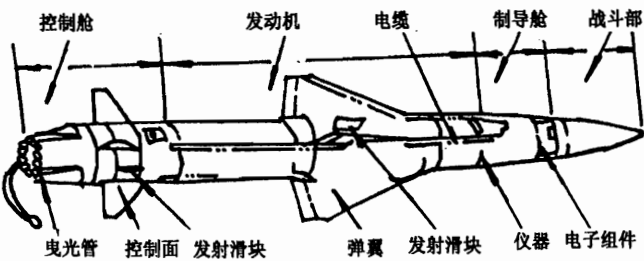
燃烧室 壳体使用 SAE 4130 规定的钢材,卷焊加工制成,质量 45.4 kg,内径 254 mm。

药柱为内孔五角星型,初始燃烧面积 19 870 cm²,最终燃烧面积 23 418 cm²,初始通气横截面积 129 cm²,燃速 15.5 mm/s,肉厚 47 mm,推进剂为 RD 2410 聚异戊丁烯,其中高氯酸铵 66%,苦酸铵 15%,铝粉 6%,聚异戊丁烯 11%,润湿剂 1%,二氧化钛 1%。

喷管 喷管壳体锻造制成,重 20 kg。喉衬材料为钼。喷管装配凸缘插入燃烧室壳体内,用埋头螺钉旋紧。喉部直径 110 mm,出口直径 270 mm。

点火装置 点火装置为药丸式点火器,质量为 1.8 kg,点火电流 1.5 A ~ 20 A,点火电路电阻约 3 Ω。

特洛伊(Troy)



“特洛伊”发动机在“长剑”导弹上的部位图

“特洛伊”(Troy)双推力固体火箭发动机是英国“长剑”(Rapier)近程低空地对空导弹的动力装置。主承包商为英国帝国金属工业公司。

“特洛伊”发动机随“长剑”导弹的二个型号为“长剑 1”型和“长剑 2”型研制。“长剑 1”型 1963 年开始研制,1967 年试验

成功并转入小批量生产,1972年起装备英国陆军,是“长剑”的基本型。“长剑2”型又称盲射型,1967年开始研制,1972年试验成功,1978年起装备英国空军。

发动机主要性能与结构参数

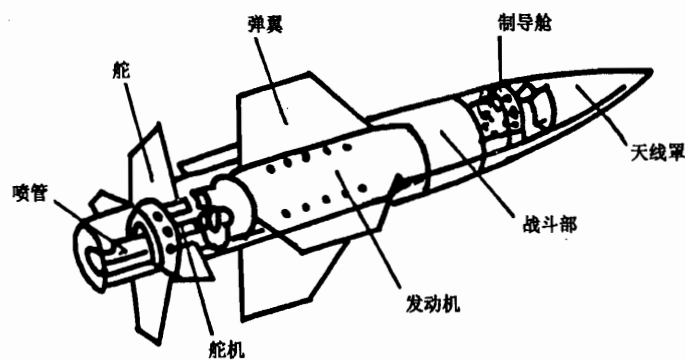
直 径	mm	133	推 力(续航段)	kN	2.85
长 度	mm	1 090	推进剂类型(助推段)		NPC 216
推进剂质量	kg	16.8	推进剂类型(续航段)		B.D.1(01)/4
推 力(助推段)	kN	12			

发动机结构

结构组成 “特洛伊”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料为铝合金。药柱为提供助推段和续航段两级推力的双推力药柱。助推段推力使导弹迅速达到一定的初速度,保证良好的近距离攻击性能。续航段推力使导弹继续加速至 $Ma = 2$, 保证导弹具有对付高速目标的良好性能。

雷鸟* (Thunderbird)



“雷鸟*”发动机在弹上的部位图

“雷鸟*”(Thunderbird*)固体火箭发动机是英国“雷鸟”(Thunderbird)中程、中、高空地空导弹的主发动机。由纳皮尔(Napier)和帝国化学工业公司负责研制。主发动机的工作时间为60 s~65 s。

“雷鸟”导弹的推进系统由一台固体主发动机和四个固体助推发动机组成。四个助推器捆绑在弹体上,当助推器燃烧3 s 推力消失时,其外壳与稳定尾翼因空气阻力而向后滑动,其前端联给装置就被打开。每个助推器的头部斜锥体在空气

阻力作用下都产生一个向外的作用力,使四个助推器向四周张开,于是尾部安装绞链被剪断,助推器呈花瓣状飞离弹体。

靛青* (Indigo)

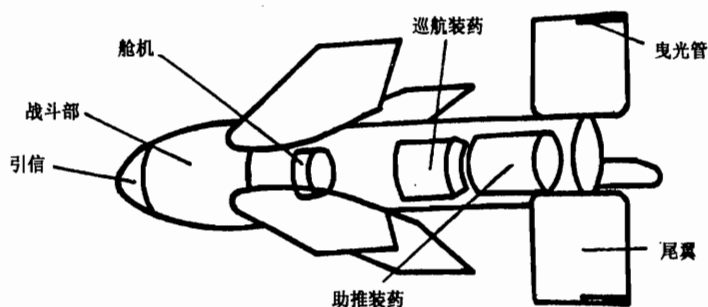
“靛青*”(Indigo)固体火箭发动机是意大利机动式全天候近程低空地对空导弹的发动机,也是意大利“海靛青”舰对空导弹的发动机。发动机主承包商为英国帝国金属工业公司。

“靛青”导弹发动机1962年开始研制,1971年随导弹装备意大利陆军。其改进型,称为“靛青”MEI系统,1971年开始研制,1978年~1979年间进行了一系列飞行试验,1982年开始小批量生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	195	总 冲	kN·s	~ 92.1
推进剂质量	kg	40	工 作 时 间	s	~ 2.5
推 力(最大)	kN	36.75	推进剂类型		双基

海猫* (Seacat*)



“海猫*”发动机在导弹上的部位图

“海猫*”(Seacat*)固体火箭发动机是英国“海猫”(Seacat)近程、低空舰对空导弹的动力装置,它由一台 IMI 双推力固体火箭主发动机和一台固体助推发动机组成。主发动机承包商为英国帝国金属工业公司。

“海猫”导弹发动机 1958 年开始研制,1961 年完成了验收试验,1962 年开始随导弹装舰使用。

主发动机与助推发动机串联配置,工作时间为 35 s。

海蛇* (Seaslug*)

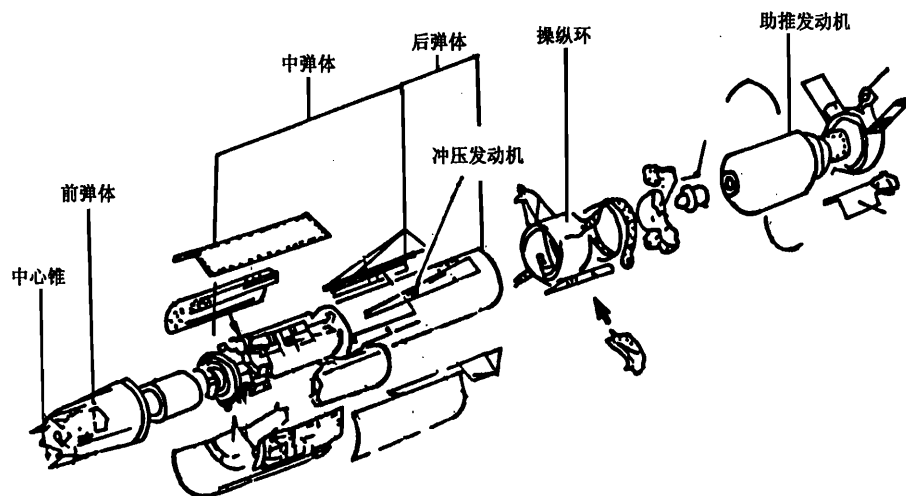
“海蛇*”(Seaslug*)固体火箭发动机是英国海军第一代全天候,中程中低空舰对空导弹“海蛇”(Seaslug)的动力装置,它由一台固体火箭主发动机和四台可分离的固体助推发动机组成。主发动机的主承包商为英国卜内门化学工业公司。

“海蛇”导弹发动机于 1948 年 9 月开始正式研制,1957 年完成“海蛇”系统样机,1958 年投入批量生产,1961 年开始陆续装备皇家海军舰只。

海标枪-1* (Sea Dart-1*)

“海标枪-1*”(SeaDart-1*)固体火箭发动机是英国第二代舰载中、高空舰对空导弹海标枪(SeaDart)的助推发动机,主承包商为英国帝国金属工业公司(IMI)。

“海标枪”导弹是英国第一代舰空导弹“海蛇”的后继型,1962 年开始研制,1965 年进行首次发射试验,1967 年 11 月正式投产,1973 年开始大量装备部队。1977 年发展 MK2 型轻型“海标枪”,1979 年试射成功,1981 年具备作战能力。



“海标枪*”助推发动机在弹上的部位图

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	420	比 冲	m/s	2 402
长 度	mm	1 000 ~ 1 014	总 冲	kN·s	375
总 质 量	kg	232 ~ 267	工作时间	s	2.5 ~ 2.6
质 量 比		0.58	推进剂类型		改性双基
推 力	kN	137 ~ 155	喷管数量		1

发动机结构

结构组成 海标枪助推发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 燃烧室壳体为钢质结构,锻压与机加工成型。药柱使用萨姆菲尔德研究所研制的弹性体改性浇铸双基推进剂配方,主要组分为硝化甘油,硝化棉,高氯酸铵,聚丁二烯丙烯酸,内外双层圆管形药型,装药量 157.4 kg。

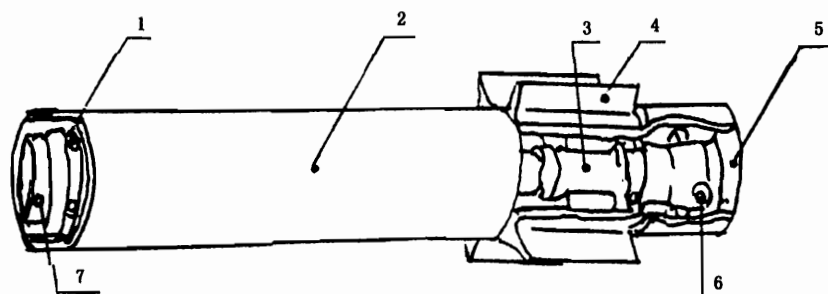
喷管 海标枪助推发动机的喷管和后封头由铝合金承载结构件组成,内层为浸渍树脂的石棉绝热层,喷管喉衬材料为石墨。

点火装置 烟火剂点火器,采用电感耦合器,其初级线圈装在滑轨上,次级线圈装在弹体上,导弹发射时给初级线圈加一高压脉冲,感应与电爆管相连的次级线圈,产生高压点火电压,点燃助推发动机。采用这种独特的点火装置可以保证弹舱的安全。

ASRAAM*

ASRAAM* 固体火箭发动机是英国“先进近距空导弹”(ASRAAM) AIM-132 的发动机,主承包商为英国宇航动力公司(BAe)。发动机为一台单室双级推力有推力矢量控制的发动机,使导弹具有较大的机动过载和近距格斗的能力。发动机随导弹于 70 年代开始研制,目前正在进行各项试验,预计于 1998 年进入英国皇家空军服役。

发动机结构



ASRAAM* 发动机结构图

1—发动机 洩流横滚控制部件 2—燃烧室 3—长尾喷管 4—旋转尾翼 5—臂板式阻流片 6—电机和推力矢量控制电子部件 7—安全/解除保险机构。

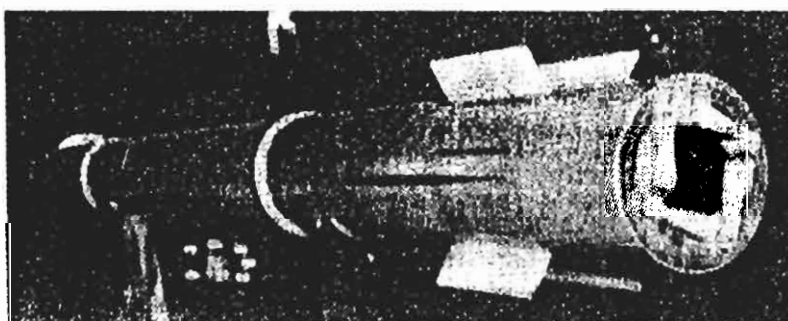
结构组成 发动机由燃烧室、点火装置、喷管、推力矢量控制装置、洩流横滚控制部件等组成。发动机直径 170 mm。

燃烧室 由燃烧室壳体、绝热层、药柱组成,药柱是由浇铸双基推进剂浇铸成形的单根药柱。用两种不同的药形来实现双级推力。

喷管 喷管为长尾喷管,由延伸管和尾喷管组成。延伸管周围空间是用来安装推力矢量控制部件。

点火装置 点火装置的安全保险机构在发动机非工作状态(如贮存,运输)时安全保险机构处于安全位置,发动机不会意外点火。当导弹挂机后和发动机需要工作时,安全保险机构处于解除保险位置,向发动机点火触点加 - 27 V 电压时,发动机立刻启动并开始工作。

推力矢量控制装置 由热电池,推力矢量控制系统电子部件和 4 片电动臂板式阻流片组成。热电池和推力矢量控制系统电子部件安装在发动机延伸管周围;4 片电动臂板式阻流片安装在喷管出口处,它们的转轴以互成 $90(^{\circ})$ 角均布在喷管出口的同一直线内并与平面垂直,推力矢量控制电子部件根据控制系统传来的控制信号,把各种驱动信号输入阻流片电动机,4 片电动臂板工阻流片在喷管出口平面上移动,部分地遮盖住喷管出口面积,此时喷管扩张段内产生气流分离和激波,形成不对称的压力分布,从而产生侧向力,提供导弹俯仰和偏航的控制力。



ASRAAM* 臂板式阻流片推力矢量控制装置

发动机流横滚控制部件 发动机前端流出燃气,通过 4 个 $90(^{\circ})$ 角配置的切向燃气伺服控制喷咀,根据滚动速率陀螺信号进行横滚速率控制。

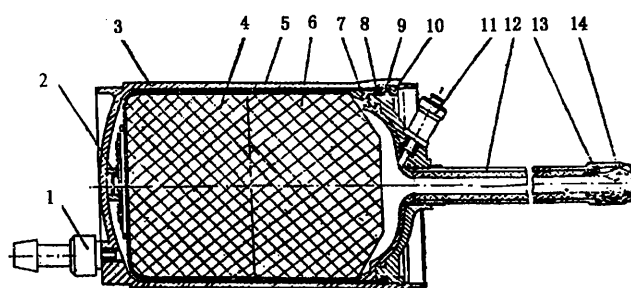
K41A

K41A 固体火箭发动机是英国“旋火”(Swingfire)反坦克导弹的发动机。主承包商为英国宇航动力集团公司(British Aerospace Dynamics Group)。“旋火”导弹发动机是英国研制的半主动激光回波制导的第二代远程重型反坦克导弹的动力装置,由启飞段和续航段组成,属于单室双推力固体火箭发动机。“旋火”导弹发动机 1958 年开始研制,1969 年装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	170	燃烧时间(续航段)	s	18
总 长(不含长尾管)	mm	235	工作时间	s	26
推 力(起飞段)	N	892	推进剂类型		浇铸双基
推 力(续航段)	N	255	喷管数量		1
燃烧室压力(起飞段平均)	MPa	4.9	使用温度范围	℃	-32 ~ 52
燃烧时间(起飞段)	s	6			

发动机结构



K41A 发动机结构图(K68 型)

1—压力延时装置 2—药柱定位簧 3—燃烧室壳体 4—续航药柱 5—包覆层 6—起飞药柱 7—绝热层 8—密封圈 9—后端盖 10—开口弹簧 11—点火具 12—衬管 13—长尾管 14—喷管钼喉衬

结构组成 “旋火”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体为前端封口后端开口的薄壁圆筒体,用开口弹簧将后端盖固定在燃烧室壳体上,后端盖和长尾管内有绝热层。

药柱分为起飞段和续航段两部分。起飞段药柱是牌号为 CP 22/CL 4 的速燃推进剂,质量 2.7 kg;续航段药柱是牌号为 CP 23/CL 4 的缓燃推进剂,质量 3.0 kg。药柱外侧和前端面有合成橡胶制成的包覆层,药柱前端有轴向定位簧,燃烧室前端装有压力延时装置。

喷管 喷管位于长尾管的尾端,喷管内镶有钼喉衬。

点火装置 点火装置组件由壳体、发火管、点火药、点火药盒和引线等组成,点火药质量 2.6 g。

工作原理 点火信号由点火装置引线进入使发火管发火而点燃点火药,点火药燃气再点燃主药柱,主药柱产生的工作燃气通过长尾喷管和喷管排出导弹尾端,产生轴向推力。

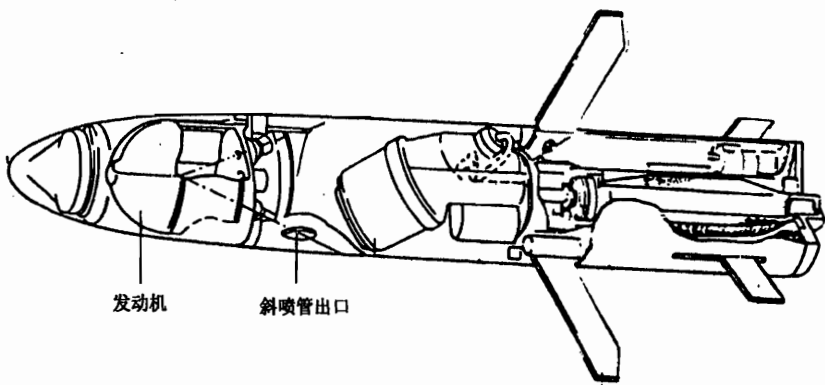
压力延时装置的功能是当发动机工作压力达到 5.49 MPa 时,击针使延时装置内的火药点燃,从而使战斗部的安全解锁机构解脱保险。

改进与发展

发动机型号由原来的 K41 型,经改进密封方法和点火具结构,增大续航药柱质量等措施后发展为

K54 型,进而又发展成 K68 型,预计 90 年代后期将用新式的“崔格特”远程(TRIGAT-LR)反坦克导弹取代现装备的“旋火”导弹。

比尔*(Bill*)



“比尔*”发动机在导弹上的部位图

“比尔*” (Bill*) 固体火箭发动机是瑞典“比尔”(Bill)反坦克导弹的发动机,主承包商为英国金属工业公司。“比尔”导弹发动机是为瑞典研制的第二代轻型攻顶装甲反坦克导弹的动力装置,其功能是对发射后的导弹起增速作用,属于单室单推力固体火箭发动机。“比尔”导弹发动机 1980 年开始工程研制,1986 年随导弹装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	< 150	喷管数量	4
燃烧时间	s	2.2		

发动机结构

“比尔”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

发动机位于导弹前部,形状短粗。发动机点火后,燃烧室内推进剂药柱燃烧,产生的高压燃气通过 4 个对称向斜后方排气的喷管产生合成的轴向推力,使导弹增速到 260 m/s 的最大速度。发动机工作结束后,导弹开始滑翔飞行,直至命中目标,发动机排出的燃气无焰且少烟,减少了射手暴露的可能性。

突击破坏者*(Assault Breaker*)T-22*

“突击破坏者*” (Assault Breaker*) T-22* 固体火箭发动机是美国“突击破坏者”T-22 单级固体地对地战术弹道导弹的发动机。由美国沃特公司于 1978 年 4 月开始地对地导弹“长矛”(Lance)MGM-52C 改型研制。

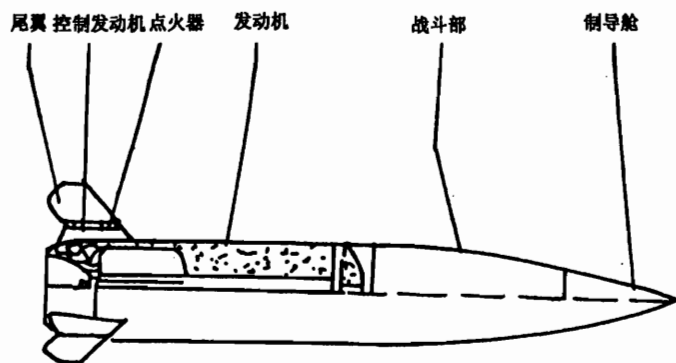
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	560	比 冲	m/s	2 364
长 度	mm	3 000	工 作 时 间	s	7
总 质 量	kg	895	推 进 剂 类 型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.81	壳 体 材 料	马氏体时效钢	
推 力	kN	244.8			

改进与发展

“突击破坏者”T-22 的发动机不采用原“长矛”导弹的预包装液体火箭发动机,而是改为固体火箭发动机,推进剂为端羟基聚丁二烯,从而使导弹 T-22 的射程增大,对于陆射型可增大为 150 km,对于空射型可增大为 278 km。成为陆空两用型战术导弹发动机。

ATACMS*



“ATACMS*”发动机的部位图

ATACMS* 固体火箭发动机是美国“陆军战术导弹系统”(ATACMS)的发动机,由美国大西洋公司研制和生产,美国萨金特(Sargent)工业公司提供发动机壳体。陆军战术导弹计划最初的方案是“突击破坏者”导弹 T-22。发动机随导弹于 1976 年提出,1978 年招标,1983 年正式研制,1985 年改为“陆军战术导弹”计划。1990 年开始生产,1991 年初部署在沙特阿拉伯。海湾战争中,共发射 30 多发。“陆军战术导弹系统”发动机也是由 T-22 导弹发动机改进而成。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	610	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
长 度	mm	2 500	药 型	翼柱型
质 量 比		0.81	壳 体 材 料	D6AC 钢
比 冲	m/s	2 364		

TX-174(M-105)

TX-174(M-105)固体火箭发动机是美国“潘兴 1,1A”(Pershing 1,1A)两级地地战术导弹第一级发动机。主承包商是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。TX-174 发动机是 1958 年~1961 年研制,1961 年开始生产。

1962 年“潘兴 1”装备部队。从 1961 年到 1968 年, TX-174 发动机共生产 400 发。1966 年开始研制“潘兴 1A”, 1969 年开始用“潘兴 1A”取代“潘兴 1”, 到 1971 年全部取代完毕。1973 年继续生产 TX-174 发动机, 共生产 650 发。从 1974 年开始研制“潘兴 1A”的改进型“潘兴 2”。“潘兴 2”1983 年开始部署, 到 1985 年全部取代了“潘兴 1A”。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 020	总 冲	kN·s	4 524.7
长 度	mm	2 600	工作时间	s	38.3
总 质 量	kg	2 270	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	
质 量 比		0.86~0.88	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	117.7	喷管扩张比	7	
燃烧室压力(平均)	MPa	2.76~4.83	推力矢量控制	燃气舵	
比 冲	m/s	2 235			

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

燃烧室 包括壳体、药柱和绝热层。壳体用高强度 D6AC 钢制造。前后端盖用锻件经仿形铣制成并沿周边焊接到旋压成型的圆筒段上。前端圆头上有一个柱裙, 柱裙上铆接着一个铝扩张裙, 用以连接前级, 壳体上有一个点火器开口, 开口上装有锁紧机构和 O 型密封环。后端盖上有一些螺栓孔, 用以连接喷管。

药柱呈管状。药柱前端开有星形沟槽, 中心为圆形内孔。后端根据系统总质量要求用锥形切刀加以整形。推进剂由聚丁二烯丙烯酸和高氯酸铵混合而成, 内含 16% 铝粉, 总固体含量 84%。三氧化二铁(Fe_2O_3)用作燃速催化剂。两级推进剂唯一不同之处是三氧化二铁的含量不同。推进剂装药量 2 019 kg。

前端绝热层用 TA-H705 树脂材料。配制成的树脂胶用特型刮刀刮入后固化。

后端绝热层用高压模压硅/酚醛(Fiberite16771)材料, 共用 6 段拼接而成。各段用 TA-H705 树脂胶材料粘接到壳体后端盖内。

壳体内衬材料是 TL-H706A。这是一种端羧基聚丁二烯, 加有碳黑填料。内衬材料是在壳体成螺旋形旋转时喷涂到壳体上的, 直到达到所要求的质量。内衬在完全固化前, 要浇铸推进剂, 然后和推进剂一起完全固化。

喷管 除钢连接法兰和石墨喉衬外, 全部用塑料制成。金属连接法兰用 4130 钢制成, 用锁定环和楔块连接到喷管本体上, 入口绝热层由浸渍酚醛后的切碎的石墨布, 衬上浸渍酚醛的石棉模压复合材料制成。ATJ 石墨喉衬加有一个酚醛石棉衬套。喷管结构材料是浸渍酚醛树脂粘结剂的双向玻璃纤维和浸渍耐热环氧树脂的单向玻璃粗纱。喷管和壳体用高强度螺栓连接并用 O 形环密封。

点火装置 采用小火箭式点火器。点火器壳体采用玻璃纤维/环氧, 外部罩有模制橡胶罩, 用以与发动机燃烧气体隔热。点火器后端经螺纹连接着一个有 4 个倾斜口的喷管, 前端用一个精密铸造的闭锁适配器密封。点火器是从发动机壳体前端圆头外侧装入发动机内的。两个爆炸桥接线起爆器经螺纹连接到点火器适配器内, 为适配器内烟火药粒提供冗余点火。点火药是代号 TP-H8047 的聚丁二烯丙烯酸(PBAA)型, 内含 2% 铝粉和 77% 过氯酸铵星形药型。

尾组件包括燃气舵和燃气舵及空气舵的液压作动器。尾组件用螺栓连接到发动机尾部。

TX-175(M-106)

TX-175(M-106)固体火箭发动机是美国“潘兴 1, 1A”(Pershing 1, 1A)两级地地战术导弹第二级发动机。主承包商是美国锡奥科尔(Thiokol)公司。TX-175 发动机是 1958 年~1961 年研制的, 1961 年开始生产。1962 年“潘兴 1”导弹装备部队。从 1961 年到 1968 年, TX-175 发动机共生产 400 发。1966 年开始研制“潘兴 1A”, 1969 年开始用“潘兴 1A”取代“潘兴 1”, 到 1971 年完全取代完。1973 年又继续生产 TX-175 发动机, 共生产 650 发。从 1974 年开始研制“潘兴 1A”的改进型“潘兴 2”。“潘兴 2”1983 年开始部署, 到 1985 年全部取代了“潘兴 1A”。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 020	工作时间	s	39.5
长 度	mm	2 480	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	
总 质 量	kg	1 471	喷管数量	1	
质 量 比		0.86~0.88	喷管扩张比	7	
推 力(平均)	kN	117.7	推力矢量控制	燃气舵	
燃烧室压力(平均)	MPa	2.76~4.83	推力终止	反向排气孔	
比 冲	m/s	2 628			

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制和推力终止装置构成。

燃烧室 包括壳体、药柱和绝热层。壳体用高强度 D6AC 钢制成, 前后端盖用锻件经仿形铣制成并沿周边焊接到旋压成型的圆筒段上。前端圆头上有一个柱裙, 柱裙上铆接着一个铝扩张裙, 用以连接前段。壳体上有一个点火器开口, 开口上装有锁紧机构和 O 型密封环。后端盖上有一些螺栓孔, 用以连接喷管。壳体前端盖上有三个间隔相等的反向排气口, 用以终止推力。每一排气口用绝热盖密封, 绝热盖用一个开口环固定。每一开口环由一个爆炸桥接线段固定在被扩张的或密封的位置。爆炸桥接线段按指令炸裂后, 开口环就闭合, 前端圆头被燃烧室压力排出, 每一反向排气口的排气从绝热圆筒管内排出, 圆筒管平滑嵌接在裙端。

药柱呈管状。药柱前端开有星形沟槽, 中心为圆形内孔。后端根据系统总质量要求用锥形切刀加以整形。推进剂由聚丁二烯丙烯酸(PBAA)和过氯酸铵混合而成, 内含 16% 铝粉, 总固体含量 84%。三氧化二铁(Fe_2O_3)用作燃速催化剂。两级推进剂唯一不同之处是三氧化二铁的含量不同。推进剂质量 1 263 kg。

前端绝热层用 TA-H705 树脂材料, 配制成的树脂胶用特型刮刀刮入后固化。

后端绝热层用高压模压硅酚醛(Fiberite 16771)材料, 共用 6 段拼接而成。各段用 TA-H705 树脂胶材料粘接到壳体后端盖内。

壳体内衬材料是 TL-H706A。这是一种端羧基聚丁二烯, 里面加有碳墨填料。内衬材料在壳体成螺旋形旋转时喷涂到壳体上的, 直到达到所要求的质量。内衬在完全固化前, 要浇铸推进剂, 然后和推进剂一起完全固化。

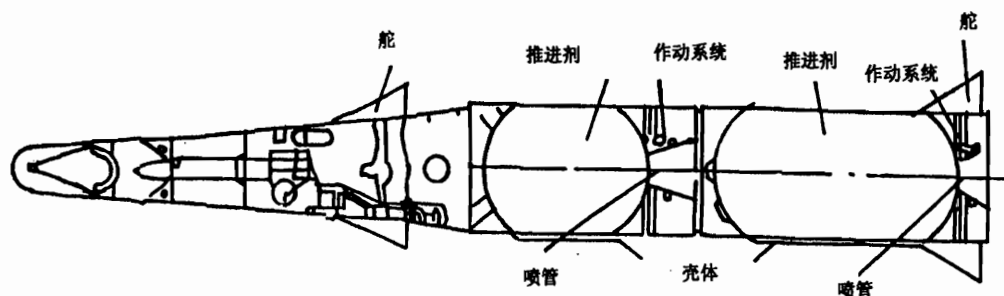
喷管 除钢连接法兰和石墨喉衬外, 全部用塑料制成。金属连接法兰用 4130 钢制成, 用锁定环和楔

块连接到喷管体上。入口绝热层由浸渍酚醛后的切碎的石墨布,衬上浸渍酚醛后的石棉模压复合材料制成。ATJ 石墨喉衬加有酚醛石棉衬套。喷管结构构料是浸渍酚醛树脂粘结剂的双向玻璃纤维和浸渍耐热环氧树脂的单向玻璃粗纱。喷管和壳体用高强度螺栓连接并用 O 形环密封。

点火装置 采用小火箭式点火器,点火器壳体采用玻璃纤维/环氧,外部罩有模制橡胶罩,用以与发动机燃烧气体隔热。点火器后端经螺栓连接着一个有 4 个倾斜口的喷管。前端有一个精密铸造的闭锁适配器密封。点火器是从发动机壳体前端圆头外侧装入发动机内的。两个爆炸桥接线起爆器经螺纹连接到点火器适配器内,为适配器内烟火药粒提供冗余点火。点火推进剂是代号为 TP-H8047 的聚丁二烯丙烯酸(PBAA)型,内含 2% 铝粉和 77% 过氯酸胺。

尾组件包括燃气舵和燃气舵及空气舵的液压作动器。尾组件用螺栓连接到发动机尾部。

潘兴 2-1* (Pershing 2-1*)



“潘兴 2”导弹的两级发动机部位图

“潘兴 2-1*” (Pershing 2-1*) 固体火箭发动机是美国“潘兴 2” (Pershing 2) 地地战术导弹的第一级发动机。主承包商是美国赫克里斯(Hercules)公司。发动机随“潘兴 2”导弹继“潘兴 1A”部署后于 1974 年开始研制的,1983 年开始部署,1985 年取代全部“潘兴 1A”。1987 年 12 月美国和前苏联达成中导协议,“潘兴 2”导弹被全部销毁。“潘兴 2”的两级发动机技术先进,代表美国 80 年代初期水平。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 050	燃烧室压力(平均)	MPa	6
长 度	mm	3 400	比 冲	m/s	2 283.4 ~ 2 606.8
总 质 量	kg	3 450	工作时间	s	48.6
质 量 比		0.91 ~ 0.93	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HTPB)
推 力(平均)	kN	158	喷管数量		1
			推力矢量控制		柔性喷管

发动机结构

燃烧室壳体用凯夫拉-49 有机纤维缠绕制成,尾部有发动机裙。潜入式柔性摆动喷管由硅酮柔性密封材料、石墨喉衬和碳/酚醛出口锥组成。由柔性喷管的摆动进行推力矢量控制,而后裙上安装的 4 个空气舵,2 个是固定的,在弹飞行时起稳定作用;2 个是活动的,用以控制弹体滚动。装药是槽柱形。燃烧室内绝热材料是三元乙丙橡胶。

潘兴 2-2* (Pershing 2-2*)

“潘兴 2-2*” (Pershing 2-2*) 固体火箭发动机是美国“潘兴 2” (Pershing 2) 地地战术弹道导弹的第二级发动机。主承包商是美国赫克里斯 (Hercules) 公司。“潘兴 2”是继“潘兴 1A”部署后于 1974 年开始研制的, 1983 年开始部署, 1985 年取代全部“潘兴 1A”。1987 年 12 月美国和前苏联达成中导协议, “潘兴 2”导弹被全部销毁。“潘兴 2”的两级发动机技术先进, 代表美国 80 年代初期水平。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 050	总 冲	kN·s	5 800
长 度	mm	2 600	工作时间	s	56
总 质 量	kg	2 388	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
质 量 比		0.91 ~ 0.93	喷管数量	1	
推 力 (平均)	kN	104	推力矢量控制	柔性喷管	
比 冲	m/s	2 283.4 ~ 2 606.8	推力终止	反向排气孔	

发动机结构

燃烧室壳体用凯夫拉-49 有机纤维缠绕制成, 尾部有发动机裙。潜入式柔性摆动喷管由硅铜柔性密封材料、石墨衬和碳/酚醛出口锥组成。由柔性喷管实施推力矢量控制, 并由再入弹头上的空气舵进行滚动控制。前端圆头上有 3 个 $\Phi 145$ mm 反向排气口。装药是槽柱形。燃烧室内绝热层材料是三元乙丙橡胶。

阿达茨* (ADATS*)

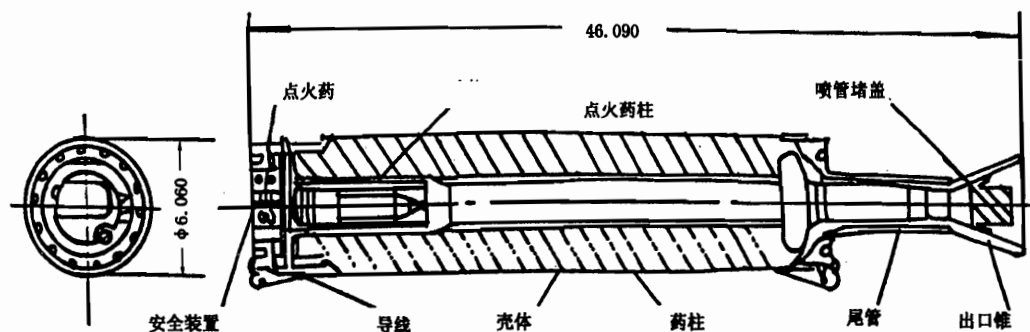
“阿达茨*” (ADATS*) 固体火箭发动机是瑞士和美国联合研制的“阿达茨” (ADATS) 防空/反坦克两用导弹的单室单推力发动机。主承包商为美国赫克里斯 (Hercules) 公司阿里戈奈 (Allegany) 弹道实验室火箭中心。“阿达茨”导弹发动机于 1979 年开始研制, 1986 年开始批量生产, 1987 年正式装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	152	工作时间 (+ 21 °C)	s	3.17
总 长	mm	1 170	工作时间 (+ 63 °C)	s	3.06
总 质 量	kg	25.81	总 冲 (- 40 °C)	kN·s	45.56
推 力 (平均, - 40 °C)	kN	13.74	总 冲 (+ 21 °C)	kN·s	46.08
推 力 (平均, + 21 °C)	kN	14.54	总 冲 (+ 63 °C)	kN·s	46.32
推 力 (平均, + 63 °C)	kN	15.16	推进剂类型	交联双基 (XLDB)	
燃烧室压力 (平均, - 40 °C)	MPa	9.13	喷管数量	1	
燃烧室压力 (平均, + 21 °C)	MPa	9.61	喷管喉径	mm	35.23

燃烧室压力(平均, +63 °C)	MPa	9.99	喷管扩张比	8.8
工作时间(-40 °C)	s	3.32		

发动机结构



“阿达茨”发动机结构图

结构组成 “阿达茨”发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体是用玻璃纤维将燃烧室筒体和尾管体整体缠绕成形的。玻璃纤维牌号为 S-2, 树脂牌号为 HBRF-55A。壳体绝热层是硅充填的丁苯橡胶(SBR)。尾管很短,它同时充当喷管的收缩段,内衬缠有碳酚醛带,牌号为 Fiberite MX-4926,尾管的入口绝热层采用碳纤维充填的三元乙丙橡胶。两个导弹用的导线接插件也在复合壳体纵向缠入壳体内。

推进剂药柱是壳体粘结的药柱,其推进剂牌号为 GDF。装药长度约 650 mm,药型为多槽形,它可使导弹在发射筒内快速射出,尔后保持略微增面的燃烧特性。GDF 推进剂是一种高能、微烟、交联双基(XLDB)推进剂,其配方与用在“陶”(TOW)、“沃斯普”(WASP)、“海尔法”(Hellfire)和“小槲树”(Chaparral)导弹等发动机中的推进剂配方类同,这种推进剂与壳体之间采用双层式衬层系统,其材料为氯丁橡胶和 Formvar 聚乙烯。

喷管 喷管出口锥壳体为 7075-T7 铝制件,它与整体缠绕到燃烧室筒体上的尾管用螺纹相连,出口锥的内衬也用牌号为 Fiberite MX-4926 的碳酚醛带缠绕,并粘结到铝外壳上,在螺纹接口处的内衬形成了喷管的喉部,喷管有效半角 17.3°,喷管效率 97.7%。

点火装置 点火装置由点火器管壳、点火药、助燃药柱、发火管和堵塞等组成。点火器管壳体材料为玻璃酚醛,点火药为 BKNO_3 ,助燃药柱是 GDF 浇铸药,点火装置组件与安全解锁装置机械联接。

安全解锁装置是一个遥控作用系统,它插入点火器的电连接和机械连接线路中,以排除非正常点火的可能性。安全解锁装置是前端盖中的一部分,发火管设计成 1A/1W 参数,以满足美军标 MIL-I-23659 和 MIL-STD-1512 的规定要求。

工作原理 位于发动机前端的发火管在接到点火信号后发火,引燃点火药和助燃药,进而点燃推进剂主药柱,主药柱产生的工作燃气经短尾管和喷管排出导弹尾部而产生推进动力。

改进与发展

为满足北约各国订货要求,准备进行几种改型的研制工作,其中包括对发动机的改进工作,如提高战场抗烟雾能力和增大射程(大于 20 km)等。

M22E8

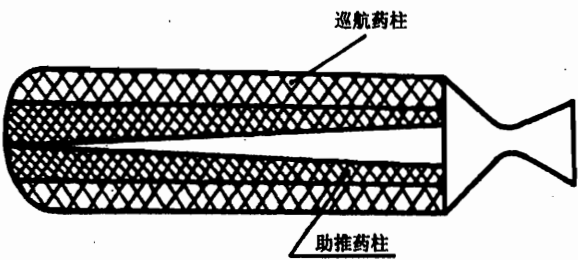
M22E8 固体火箭发动机,是美国“霍克”(HAWK)MIM-23A 中低空地对空导弹的发动机,主承包商为航空喷气通用公司。它是一种单室双推力发动机。

发动机随“霍克”导弹系统于 1954 年 7 月正式开始研制,1958 年基本定型生产,1960 年初开始装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	360	推 力(续推段)	kN	13.1
长 度	mm	2 770	工作时间(助推段)	s	2
总 质 量	kg	388	工作时间(续航段)	s	5
质 量 比		0.729	推进剂类型		聚氨酯(PU)
推 力(助推段)	kN	62.2			

发动机结构



M22E8 发动机结构图

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料采用 4130 钢。装药为双层浇铸的同心药柱,内部为助推药柱,其推进剂为 ANP-2830 B1 型,它燃烧时间短,燃速快,借此把导弹发射出去并加速至超音速;外面为续航药柱,推进剂为 ANP-2380 HO 型,其燃速较慢,能使导弹保持一定的速度飞行。

点火装置 点火装置为电起爆装置,它装有机械式安全解锁装置。

M112

M112 固体火箭发动机是美国“改进霍克”(Improved HAWK)MIM-23B 全天候、中低空地对空导弹的发动机,主承包商为航空喷气通用公司。它是一种单室双推力发动机。

1964 年美国在基本型“霍克”的基础上开始研制“改进霍克”导弹,同时改进发动机,1969 年 2 月开始生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	360	比 冲(助推段)	m/s	2 367
长 度	mm	2 770	比 冲(续航段)	m/s	1 913
总 质 量	kg	385.6 ± 6.8	工作时间(助推段)	s	6.375
质 量 比		0.739	工作时间(续航段)	s	20.02

推 力(助推段)	kN	61.01	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
推 力(续航段)	kN	10.96	喷管喉径	mm	146
燃烧室压力(助推段)	MPa	8.96	喷管扩张比	2.98	
燃烧室压力(续航段)	MPa	2.07			

M115

M115 固体火箭发动机是美国单兵肩射“红眼睛”(Red eye)防空导弹 FIM-43C 的动力装置,主承包商为大西洋研究公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	70	工作时间	s	5.6
长 度	mm	610	推进剂类型	聚氯乙烯	
总 质 量	kg	8.2			

发动机结构

M115 是整体式两级固体火箭发动机,由发射发动机和主发动机组成。发射发动机在发射筒内点火并燃烧完毕,以 5 g 的加速度将导弹推出发射筒,送至 6 m 以外的安全距离后,主发动机用电爆管在空中点火,将导弹加速至超音速。

燃烧室壳体使用 H-11 工具钢,壳体壁厚 0.51 mm。

药柱为管状,端面燃烧,后端开槽。

主发动机有 4 个小喷管,每个喷管轴线与发动机轴线偏一很小角度,使发动机推力的切向分量形成转动力矩,使导弹旋转。

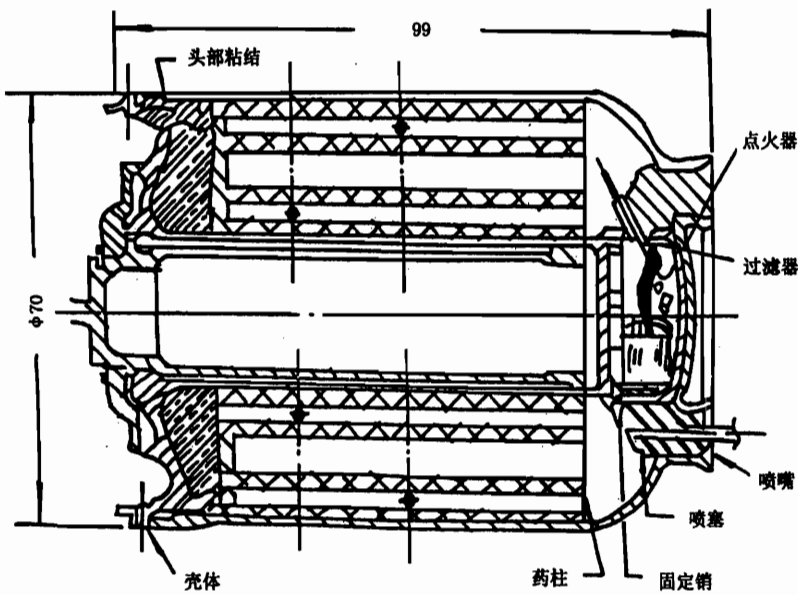
马克 80(Marc 80)

“马克 80”(Marc 80)固体火箭发动机是美国“尾刺”单兵发射防空导弹的发射发动机,主承包商为大西洋研究公司。“尾刺”导弹是在“红眼睛”导弹基础上发展而成的,最初称为“红眼睛 2”,1972 年 7 月起开始工程研制,1978 年“马克 80”发动机随导弹完成研制并转入小批量生产。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	70	燃烧室压力	MPa	17.24
长 度	mm	99	比 冲(理论)	m/s	2 254~2 352
总 质 量	kg	0.68	工作时间	s	0.05
推 力	kN	7.56	推进剂类型	聚氯乙烯	

发动机结构



“马克 80”发动机结构图

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 壳体和后封头用锻件或棒材机械加工制成,并用真空沉积法进行镀层处理。前封头设置钛制的分离活塞,用 AISI4130 钢卡环固定于燃烧室壳体上。

药柱 为管状,共 54 根药柱。

喷管 发动机有 10 个斜置小喷管,使导弹旋转向前飞行。喷管用硅橡胶塞子密封。

点火装置 点火装置由 FND-105 发火管和 2 块点火药片(BKNO_3)组成。

马克 81(Marc 81)

“马克 81”(Marc 81)固体火箭发动机是美国“尾刺”(Stinger)FIM-92A 单兵肩射防空导弹的主航发动机,主承包商为美国大西洋研究公司。它是一种双推力发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	70	燃烧室压力(续航段)	MPa	4.82
长 度	mm	1 000	比 冲(理论)	m/s	2 548 ~ 2 597
总 质 量	kg	6.72	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
燃烧室压力(助推段)	MPa	1.586			

发动机结构

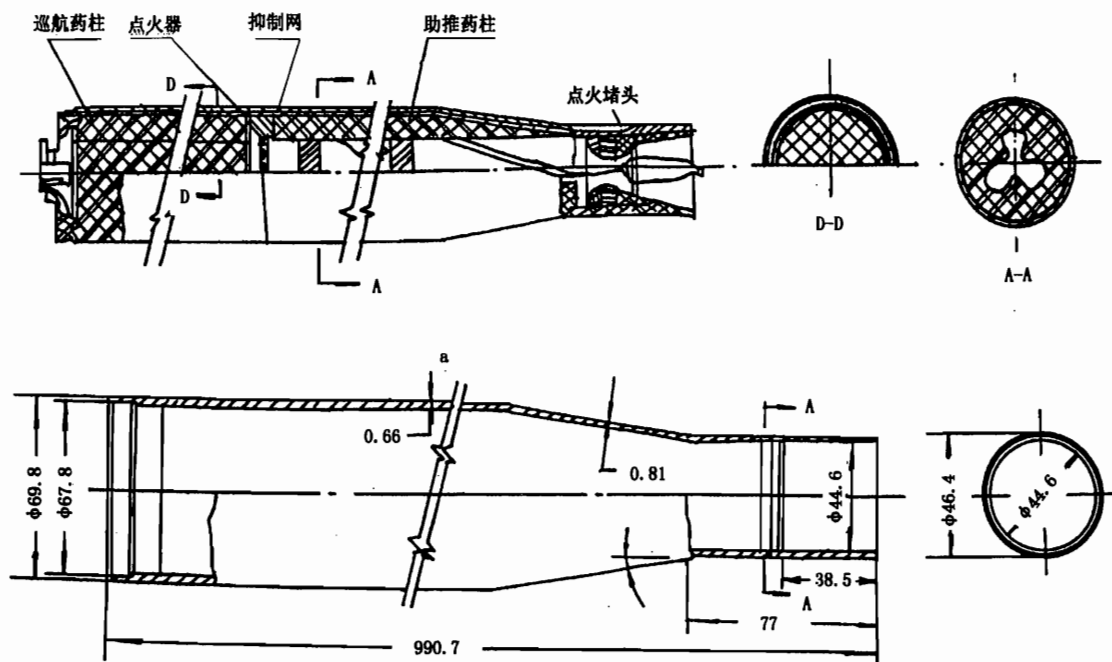
结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料采用 300 马氏体时效钢,壳体壁厚 0.61 mm。药型为三角星孔。助推药柱推进剂牌号为 ARCADENE 228D,续航药柱推进剂牌号为 ARCADENE 203E。

喷管 喷管喉衬材料为 P-03 石墨。

点火装置 点火装置由 FND-105C 发火管和点火剂片(BKNO_3)组成。

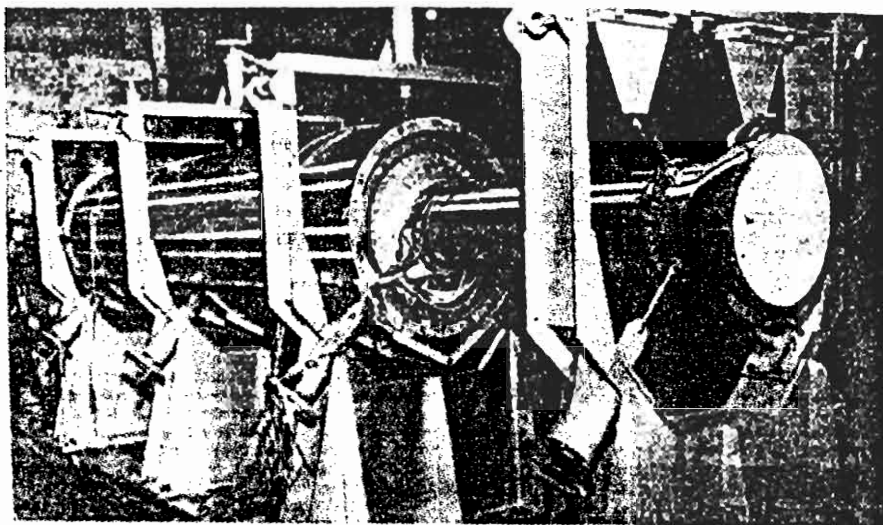
工作原理 为保证射手的安全,在离筒 7 m ~ 8 m 后,主发动机才点火。此发动机有两个推力段,在助推段,两段推进剂同时燃烧,将导弹加速到最大速度时,助推段燃烧结束,主航段继续燃烧保持导弹足



“马克 81”发动机结构图

够的速度来击中目标。发动机装药的设计特点是内部燃速较低,外部燃速较高,从而使导弹获得较好的速度特性。

TX-131-15



TX-131-15 在准备进行静态试验

TX-131-15 固体火箭发动机是美国地空导弹“波马克 B”(Bomarc B)IM-99B 的助推发动机,又称“波马克”M51-U520 助推器,主承包商为美国锡奥科尔公司。发动机编号为 XM-51,随“波马克 B”于 1958 年开始研制,以取代用 LR59-AG-13 液体发动机助推器的“波马克 A”,1961 年装备部队,1972 年全部退役改作靶机。

TX-131-15 发动机一直生产到 1972 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	910	推 进 剂 类 型	聚硫橡胶
总 长	mm	5 400	喷 管 数 量	1
总 质 量	kg	3 545	工 作 时 间	s30
推 力	kN	~ 222.4	推力矢量控制	喷流偏转环

发动机结构

TX-131-15 固体火箭发动机燃烧室的壳体由 AISI 4330 钢制造,推进剂以聚硫橡胶为粘合剂,高氯酸铵为氧化剂,添加有铝粉。喷管带有长尾延伸管。两个同心的喷流偏转环作为导弹助推段的推力矢量控制机构。

T48E3

T48E3 固体火箭发动机是美国“奈基 1”(Nike 1)及其改进型“奈基 2”(Nike 2)地对空导弹的助推发动机。主承包商是美国赫克里斯(Hercules)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	457	推 力	kN	222.26
长 度	mm	3 962	工作时间	s	3.3
总 质 量	kg	601	发动机壳体材料		玻璃钢

TX-30

TX-30(M30)固体火箭发动机是美国“奈基 2”(Nike 2)地对空导弹原先使用的主发动机,主承包商为美国锡奥科尔(Thiokol)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	720	总 冲	kN·s	1 773.6
长 度	mm	4 430	推进剂类型		聚硫橡胶(PS)
总 质 量	kg	1 288	喷管数量		1
推 力	kN	63.2	工作时间	s	28.6

改进与发展

TX-30 发动机的改进型为 TX-261 发动机,主要改进了高空膨胀喷管,使用了聚丁二烯丙烯酸(PBAA)

推进剂,提高了性能,增加射程。

TX-261

TX-261 固体火箭发动机是美国“奈基 2”(Nike 2)MIM-14 地对空导弹后来使用的主发动机,主承包商为美国锡奥科尔(Thiokol)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	720	总 冲	kN·s	2 430.6
长度(发动机壳体)	mm	2 910	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸(PBAA)	
总 质 量	kg	1 301	喷管数量	1	
推 力(海平面)	kN	254.3	工作时间	s	8.92

TX-486

TX-486 单级高能固体火箭发动机是美国第三代全天候、全空域地对空导弹——“爱国者”(Patriot)MIM-104 的发动机。主承包商为美国锡奥科尔公司。

1965 年 8 月美国陆军决定研制一种用于拦截高性能飞机和近程弹道导弹的“发展中的地对空导弹”(Surface-to-Air Missile-Development)简称 SAMD 系统,发动机随导弹于 1972 年开始工程研制,1976 年改名为“爱国者”导弹,1982 年开始批生产,1985 年初装备了部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	410	燃烧室压力	MPa	6.86
长 度	mm	3 300	比 冲	m/s	2 401
总 质 量	kg	589.7	工作时间	s	12
质 量 比		0.814	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	130	喷管扩张比	7.94	

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体圆筒部分和前封头用 D6AC 高强度钢旋压而成,外壳涂有聚酯防热层,内壁上粘有一层厚 2.54 mm 的浸有聚异戊二烯的橡胶薄片。药柱为柱槽型。

喷管 喷管收敛段外壳用 AISI 4130 钢制成,内表面有合成橡胶压制成一定厚度的绝热层。喉部用硅酚醛模压而成,其外套用玻璃纤维布缠绕而成。喉部外衬套压在喷管壳体内表面上。扩张段用酚醛模压成内衬套,外部缠绕玻璃布。

点火装置 点火装置由电桥式点火头和使用 BNO_3 的引爆装置及一台火箭式点火器组成。点火器外壳用 17-H 钢制成,内装聚丁二烯丙烯酸类推进剂药柱。

MK 1 Mod 0

MK 1 Mod 0 固体火箭发动机是美国“鞑靼人”(Tar Tar)RIM-24 全天候、中近程舰对空导弹的发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司。MK 1 Mod 0 是一种单级双推力发动机。

1958 年开始研制,1959 年完成研制工作。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	推力(助推段平均)	kN	66.78
长 度	mm	2 616	推进剂类型		聚氨酯(PU)
总 质 量	kg	345			

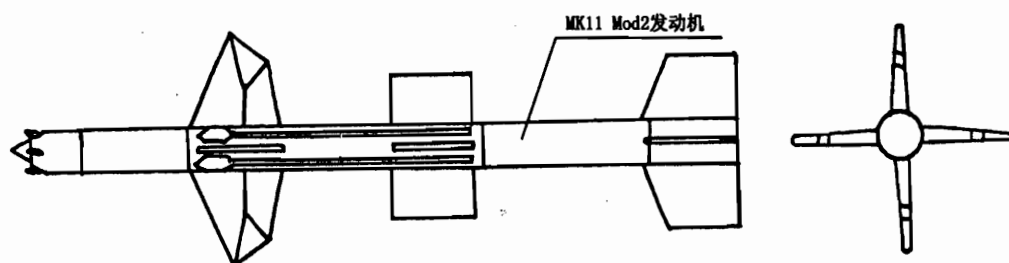
MK 27 Mod 2/3

MK 27 Mod 2/3 固体火箭发动机是美国“改进鞑靼人”舰对空导弹的发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司。MK 27 Mod 2/3 是一种双推力发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	总 质 量	kg	353.8
长 度	mm	2 616	推进剂类型		聚氨酯(PU)

MK 11 Mod 2



MK 11 Mod 2 发动机部位图

MK 11 Mod 2 固体火箭发动机是美国海军“黄铜骑士”(Talos)RIM-8 远程、中高空舰对空导弹的助推发动机,由美国阿勒格尼弹道学研究所负责研制,海军推进剂工厂生产。

“黄铜骑士”原代号为 SAM-N-6 的动力装置由一台固体火箭助推发动机和一台液体冲压主发动机组成。从 1944 年开始研制,1954 年研制结束,经过多次陆上和舰上发射试验,1959 年开始服役。1971 年停止生产。在 1972 年~1974 年间,MK 11 Mod 2 发动机还作为 TATER(黄铜骑士-小猎犬-新兵)运载火箭的

第一级发动机,完成了 18 次飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	765	总 冲	kN·s	2 651
总 长	mm	3 378	工 作 时 间	s	5.8
总 质 量	kg	1 941	喷 管 数 量		1
质 量 比		0.655	喷 管 喉 径	mm	250.8
推 力(最大)	kN	572.5	喷管扩张比		6.41
推 力(平均)	kN	488.4	推进剂类型		浇铸双基药
燃烧室压力(最大)	MPa	7.8	壳 体 材 料		4130 钢
燃烧室压力(平均)	MPa	6.7	壳 体 壁 厚	mm	3.81
比 冲	m/s	2 088.8			

MK 12 Mod 0

MK 12 Mod 0 固体火箭发动机是美国海军第一个装备的,具有全天候中程、中低空防空能力的“小猎犬”(Terrier)RIM-2(原代号为 SAM-N-7)舰对空导弹的助推发动机。发动机由美国阿勒格尼弹道学研究所生产。

美国海军 1949 年决定研制采用固体火箭发动机的射程较短的“小猎犬”舰对空导弹,1950 年完成地面发射试验,1951 年 9 月成功地进行了首次海上发射试验,1952 年开始批生产。“小猎犬”导弹于 1968 年停产,在 1972 年~1974 年间,MK 12 Mod 0 作为 TATER 试验火箭的第二级发动机,完成了 18 次飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	457 ~ 460	推进剂类型		浇铸双基型
长 度	mm	3 988	推进剂质量	kg	556.6
总 质 量	kg	834.6	燃烧室压力(最大)	MPa	7.84
质 量 比		0.666	燃烧室压力(平均)	MPa	6.89
推 力(最大)	kN	338	壳体材料		AISI430 钢
推 力(平均)	kN	297	壳体厚度	mm	2.36
比 冲	m/s	2167	喷管数量		1
总 冲	kN·s	1 205	喷管扩张比		7.61
工作时间	s	4.8			

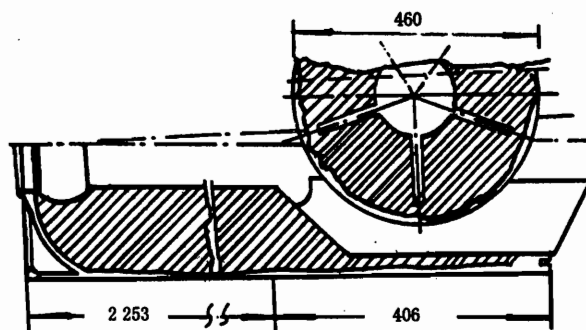
马莱穆脱(Malemute)

“马莱穆脱”(Malemute)固体火箭发动机是美国海军“高级小猎犬”RIM-2F 舰对空导弹的助推发动机。采用“马莱穆脱”发动机的高级“小猎犬”导弹,曾先后装备了美国海军 39 艘大型舰只,并装备了意大利,荷兰的导弹巡洋舰。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	406	工作时间	s	22
长 度	mm	3 350	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推进剂质量	kg	507			

发动机结构



“马莱穆脱”发动机局部剖视图

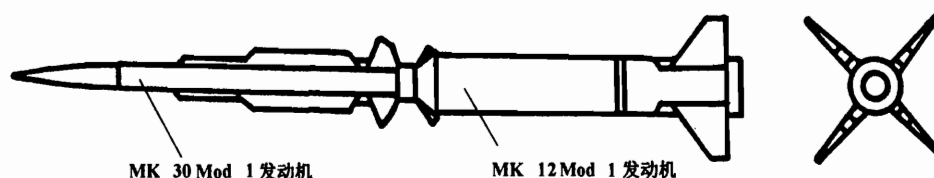
MK 56 Mod 0

MK 56 Mod 0 固体火箭发动机是美国“标准 1”(Standard)(中程)RIM-66 B 全天候舰对空导弹的发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司和赫克里斯公司。这是一种单室双推力发动机。“标准”导弹分为中程和增程两种,1964 年开始研制,1969 年开始服役。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	总 质 量	kg	411
长 度	mm	2 616	推进剂类型	聚丁二烯,聚氨酯	

MK 12 Mod 1



“标准 1”(增程)导弹上发动机结构图

MK 12 Mod 1 固体火箭发动机是美国“标准 1”(增程)RIM-67A 舰对空导弹的助推发动机。主承包商为美国海军推进剂工厂。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	760	推进剂类型	聚氨酯(PU)
长 度	mm	3 858		

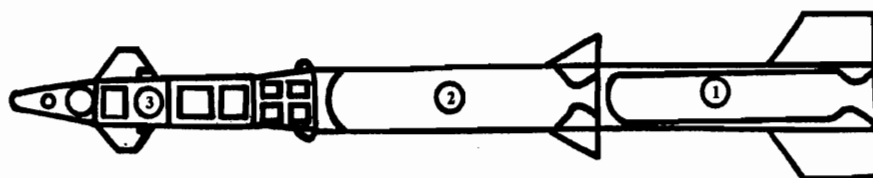
MK 30 Mod 1

MK30 Mod1 固体火箭发动机是美国“标准 1”(增程)RIM-67A 舰对空导弹的主发动机。主承包商为美国大西洋研究公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	推进剂类型	聚氯乙烯
-----	----	-----	-------	------

TX-135



TX-135, TX-238, TX-239 发动机在导弹上的部位图

1—第一级发动机 TX135 2—第二级发动机 TX138 3—第三级发动机 TX139

TX-135 固体火箭发动机是美国反弹道导弹“斯帕坦”(Spartan)XLIM-49A 的第一级发动机。主承包商为美国锡奥科尔(Thiokol)公司。“斯帕坦”导弹是“奈克-宙斯”(Nike-Zeus)导弹的改进型,是美国“卫兵”反弹道导弹系统的高空拦截导弹,可在大气层外拦截洲际弹道导弹。“斯帕坦”是有翼式带有三级固体发动机的导弹。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 092	推 力	kN	1 999
长 度	mm	5 156	工作时间	s	4.5
总 质 量	kg	6 800	推进剂类型		复合药
质 量 比		0.787	喷管数量		1

发动机结构

发动机的推进剂采用碳氢化合物加铝粉,氧化剂为高氯酸铵。发动机的喷管体为钢制件。点火装置采用一个小火箭式点火器。

改进与发展

TX-135 发动机随“斯巴坦”导弹于 1965 年开始设计,1968 年作第一次飞行试验。1975 年美国建成“卫兵”系统,同年年末又撤消“卫兵”系统。

TX-238

TX-238 固体火箭发动机是美国“斯巴坦”(Spartan MLIM-49A)反弹道导弹的第二级发动机,也是美国“奈克-宙斯”(Nike-Zeus)反导弹的第二级发动机。该发动机的主承包商为美国锡奥科尔(Thiokol)公司,开始研制时间为 1960 年 6 月。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 092	工 作 时 间	s	60 ~ 65
长 度	mm	5 156	推 进 剂 类 型		复合药
总 质 量	kg	6 450	喷 管 数 量		1

发动机结构

TX-238 固体火箭发动机的壳体材料采用 4340 钢,采用滚焊制造。推进剂采用碳氢化合物加铝粉,氧化剂为高氯酸铵。药柱与壳体粘合在一起,内壁有绝热层。外壁有防护层,喷管材料采用了复合材料。

TX-239

TX-239 固体火箭发动机是美国“斯巴坦”(Spartan)XLIM-49A 反弹道导弹第三级发动机,这是一台可控推力矢量发动机,主承包商为美国锡奥科尔(Thiokol)公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	750	总 质 量	kg	360
长 度	mm	1 395	推 进 剂 类 型		复合药

发动机结构

TX-239 是一台球形矢量发动机,主要用作机动飞行,同时也起加速作用。其推进剂采用碳氢化合物加铝粉,氧化剂为高氯酸铵。

改进与发展

在研制 TX-239 发动机之前,美国陆军制订并由陆军高级弹道导弹局负责执行一个可控发动机计划,试验发动机的直径为 1 219 mm,长度为 4 572 mm。推力为 1 333.6 kN。这台试验发动机用来验证推力矢量控制和推力调节情况。

X-265

X-265 固体火箭发动机是美国反弹道导弹“斯普林特”(Sprint)的第一级发动机。主承包商为美国赫克里斯(Hercules)公司。从 1963 年至 1969 年完成“斯普林特”的助推发动机 X-265 以及助推时高加速引起的高温和弹体结构问题的研制工作。X-265 发动机的助推高加速性能可达 100 g~200 g。“斯普林特”导弹是美国 1969 年定名的“卫兵”(Safeguard)反弹道导弹系统第一代低空拦截导弹,用来在洲际导弹进攻的末段截击再入弹头。

发动机主要性能与结构参数

长 度	mm	3 200	比 冲	m/s	2 459.8~2 499
总 质 量	kg	2 380	工作时间	s	2
质 量 比		0.849	推进剂类型		改性双基
推 力	kN	2 999	推力矢量控制		液体二次喷射

发动机结构

“斯普林特”的弹体呈圆锥形,其外壁为导弹的光滑圆外表面,内壁即为第一级发动机喷管的延伸裙部,后裙是 9.5 mm 厚的铝制蜂窝结构,内外表面之间的空间安装控制第一级发动机的推力矢量控制系统。发动机的固体推进剂为改性双基药(硝化纤维、硝化甘油、高氯酸铵和铝粉),药柱燃速为 175 mm/s。

改进与发展

X-265 发动机随“斯普林特”导弹于 1970 年 12 月首次作拦截试验。1975 年 4 月装备“卫兵”反导系统,1976 年 2 月“卫兵”反导系统拆除,X-265 发动机也随之停产与停止装备。

X-271

X-271 固体火箭发动机是美国反弹道导弹“斯普林特”(Sprint)的第二级发动机。该发动机的主承包商为美国赫克里斯(Hercules)公司。

发动机主要性能与结构参数

长 度	mm	5 000	比 冲	m/s	2 459.8 ~ 2 499
总 质 量	kg	500	推进剂类型	改性双基	
质 量 比		0.84	推力矢量控制	4 个小控制面	

响尾蛇 1A* (Sidewinder 1A*)



“响尾蛇 1A*”固体火箭发动机

“响尾蛇 1A”(Sidewinder 1A*) 固体火箭发动机是美国“响尾蛇”(Sidewinder) 1A AIM-9B 及其改进型 AIM-9E, AIM-9J 空空导弹发动机,主承包商为美国锡奥科尔公司。于 1948 年研制,1953 年 9 月试飞,1956 年装备部队,1969 年停产,属“响尾蛇”系列第一代空空导弹。发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

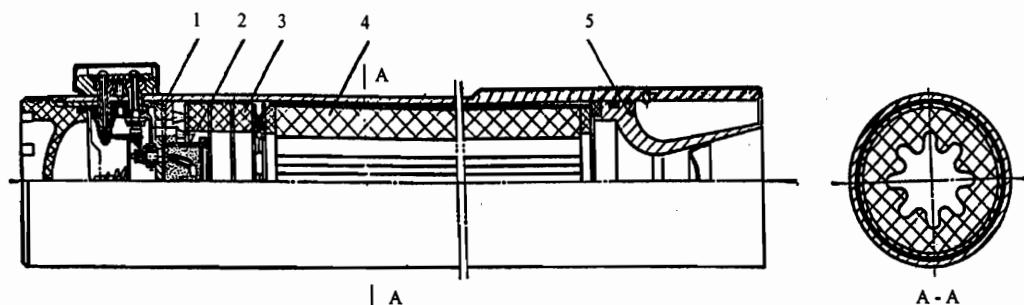
直 径	mm	127	燃烧室压力(最大)	MPa	11.08
长 度	mm	1 903	推进剂类型	双基推进剂	
总 质 量	kg	36.60	喷管数量	1	
质 量 比		0.5	喷管扩张比	2.70	
总 冲	kN·s	36.28	工作时间	s	2.10
比 冲	m/s	1 961	使用温度范围	℃	-55 ~ 55
发动机推力(平均)	kN	18.41			

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、包覆药柱、固定盘、隔膜及杯体螺钉等组成。壳体用高强度铝合金制成带 4 条翼肋的薄壁圆筒,翼肋是用来安装弹翼用。

包覆药柱由推进剂药柱和包覆层组成。推进剂药柱是由双基推进剂用挤压成形法制成内孔八角星形单根药柱,其端面及外侧表面用来包覆层进行包覆。装药自由装填在燃烧室内,其轴向由补偿器和喷



“响尾蛇 1A*”发动机结构图

1—燃烧室 2—点火装置 3—补偿器 4—包覆药柱 5—喷管

管上的缓冲垫来定位。

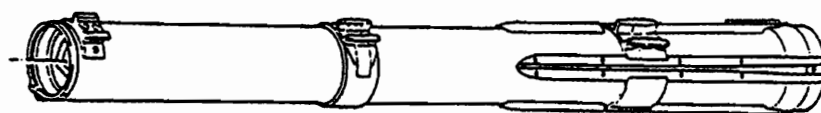
喷管 喷管为锥形喷管,由缓冲垫、密封圈、壳体及堵盖组成。喷管壳体材料为低碳钢。

点火装置 由壳体、电发火管、大颗粒黑火药及接线柱组件等组成。

改进与发展

“响尾蛇 1A*”发动机为 50 年代产品,其结构较为复杂,推进剂能量较低,已停产。

MK 36 Mod 2



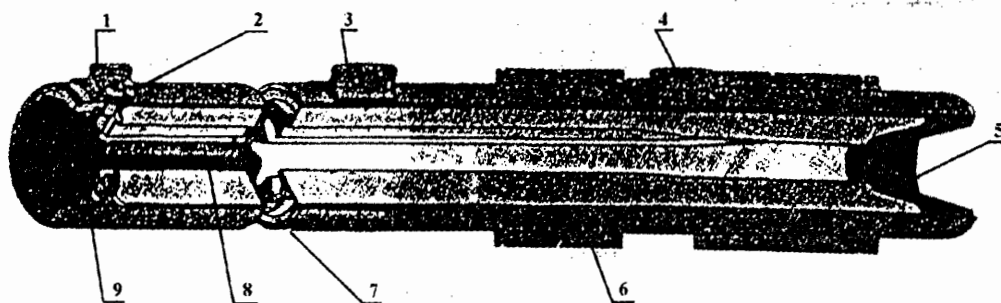
MK 36 Mod 2 固体火箭发动机

MK 36 Mod 2 固体火箭发动机是美国“响尾蛇 1C”(Sidewinder 1C) AIM-9C, 9D 空空导弹的发动机,主承包商是美国洛克达因公司。“响尾蛇 1C”于 1955 年 9 月开始研制,1962 年生产,1965 年服役,从 1970 年起海军停止使用。推进剂采用浇铸复合推进剂,发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	推力(平均)	kN	10.81
长 度	mm	1 810	燃烧室压力(平均)	MPa	4.96
总 质 量	kg	44.4	推进剂类型		聚硫橡胶(PS)
质 量 比		0.59	喷管数量		1
总 冲	kN·s	52.96	工作时间	s	4.9
比 冲	m/s	2 025	使用温度范围	℃	- 54 ~ 74

发动机结构



MK 36 Mod 2 发动机结构图

1—前吊挂 2—点火触头 3—中吊挂 4—后吊挂 5—潜入式喷管 6—翼肋 7—燃烧室 8—点火装置 9—屏蔽装置

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层、药柱组成。壳体是用合金钢强力旋压成壁厚为 1.5 mm 的薄壁圆筒,在其外壁四周沿轴方向以 90(°)间隔点焊八条安装弹翼用的翼肋。在壳体内壁用离心法粘结有 1 mm~1.5 mm 左右的绝热层,固化后再贴壁浇铸聚硫推进剂浆料,固化成形,药柱为单根内孔六角星形过渡至圆管形药柱。

喷管 喷管为潜入式喷管,由石墨喉衬、玻璃钢中段、卡圈安装环后段、喷管堵盖等组成。

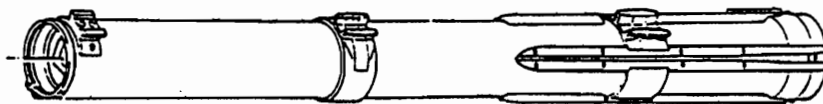
点火装置 点火装置为组合式点火装置,由电发火管、盒体组件和点火药组成。点火装置的型式为长管形。

点火安全屏蔽装置异蔽盒和低通滤波器组成。屏蔽装置与点火装置组合安装在一起,使其具有防静电、防射频的功能。

改进与发展

MK 36 Mod 2 的改进型为 MK 36 Mod 5。MK 36 Mod 5 采用能量较高、力学性能较好的端羧基聚丁二烯推进剂。

MK 36 Mod 5



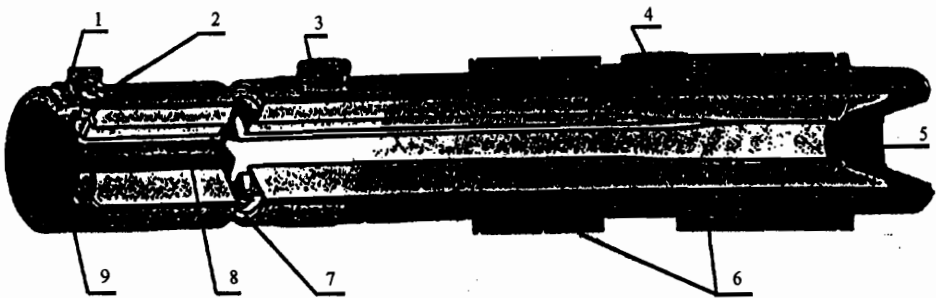
MK 36 Mod 5 固体火箭发动机

MK 36 Mod 5 固体火箭发动机是美国“响尾蛇 1C”(Sidewinder 1C) AIM-9C, 9D, 9G, 9H, 9L 空空导弹的发动机,也是“小桉树”(Chaparral)近程低空地对空导弹的发动机。主承包商是美国洛克达因公司和大西洋研究公司。MK 36 Mod 5 是 MK 36 Mod 2 发动机的改进型,在其结构、外形不变,将推进剂改为端羧基聚丁二烯复合推进剂。发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	总 冲	kN·s	62.9 ~ 63.15
长 度	mm	1 810 ~ 1 830	工作时间	s	4.9
总 质 量	kg	44 ~ 44.5	推进剂类型		端羧基聚丁二烯(CTPB)
质 量 比		0.606 ~ 0.64	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	10.8	喷管喉径	mm	43
燃烧室压力	MPa	4.96	使用温度范围	℃	- 54 ~ 74
比 冲	m/s	2 256			

发动机结构



MK 36 Mod 5 发动机结构图

1—前吊挂 2—点火触头 3—中吊挂 4—后吊挂 5—喷管 6—翼肋 7—燃烧室 8—点火装置 9—屏蔽装置

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层、药柱组成。壳体的材料与结构同 MK 36 Mod 2 发动机,在壳体内壁离心粘结 1 mm ~ 1.5 mm 左右的绝热层。固化后再贴壁浇铸丁羧推进剂浆料,固化成形。药柱为单根内孔六角星形过渡至圆管形药柱。

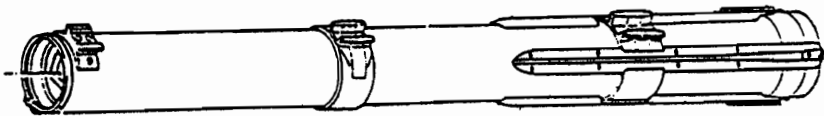
喷管 喷管结构与 MK 36 Mod 5 相同。

点火装置 点火装置、屏蔽装置与 MK 36 Mod 2 发动机相同。

改进与发展

MK 36 Mod 5 的改进型为 MK 36 Mod 7。MK 36 Mod 7 采用端羟基聚丁二烯复合固体推进剂。

MK 36 Mod 7



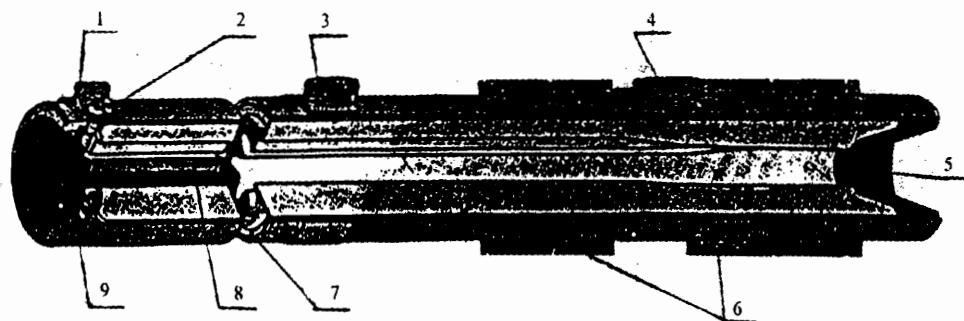
MK 36 Mod 7 固体火箭发动机

MK 36 Mod 7 固体火箭发动机是美国“响尾蛇 1C”(Sidewinder 1C) AIM-9L 空空导弹的发动机,主承包商是美国洛克达因公司。MK 36 Mod 7 是 MK 36 Mod 5 发动机的改型,改进之处是将丁腈推进剂改为综合性能更好的丁羟推进剂。发动机在库房条件贮存期大于 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	总 冲	kN·s	63.15
长 度	mm	1 810	比 冲	m/s	2 256
总 质 量	kg	44	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.64	喷管数量	1	

发动机结构



MK 36 Mod 7 发动机结构图

1—前吊挂 2—点火触头 3—中吊挂 4—后吊挂 5—喷管 6—翼肋 7—燃烧室 8—点火装置 9—屏蔽装置

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层、药柱组成。壳体用合金钢经强力旋压制成壁厚 1.5 mm 的薄壁圆筒,其结构同 MK 36 Mod 2 发动机。在壳体内壁离心粘结 1 mm~1.5 mm 左右的绝热层,固化后再贴壁浇铸丁羟推进剂浆料,固化成形,药柱为单根内孔六角星形过渡至圆筒管形药柱。

喷管 喷管结构与 MK 36 Mod 2 相同。

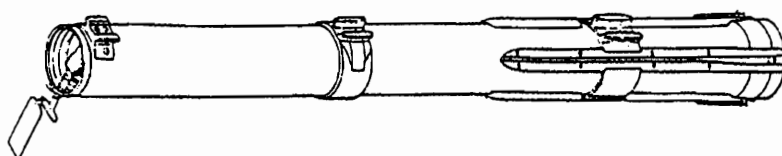
点火装置 点火装置为组合式点火装置,其由电发火管、盒体组件和点火药组成,点火装置型号为 MK 264。屏蔽装置与 MK 36 Mod 2 相同。

改进与发展

MK 36 Mod 7 的改进型为 MK 36 Mod 8。

MK 36 Mod 8

MK 36 Mod 8 固体火箭发动机是美国“响尾蛇 1C”(Sidewinder 1C) AIM-9L 空空导弹的发动机,主承包商是美国洛克达因公司。MK 36 Mod 8 是 MK 36 Mod 7 的改进型,MK 36 Mod 8 发动机在点火装置中增加了 1 个安全保险机构。

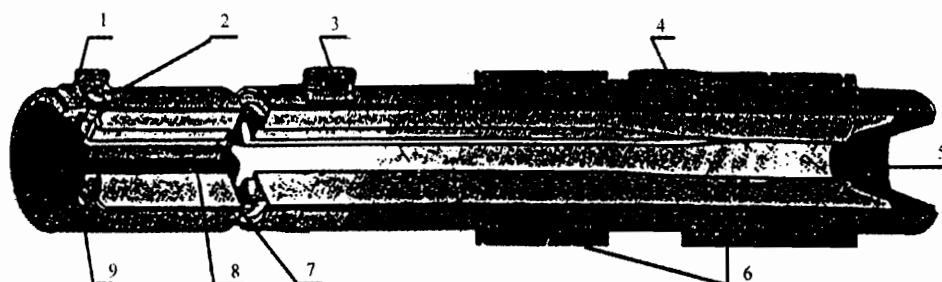


MK 36 Mod 8 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	总 冲	kN·s	63.15
长 度	mm	1 810	比 冲	m/s	2 256
总 质 量	kg	44	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
质 量 比		0.64	喷管数量	1	

发动机结构



MK 36 Mod 8 发动机结构图

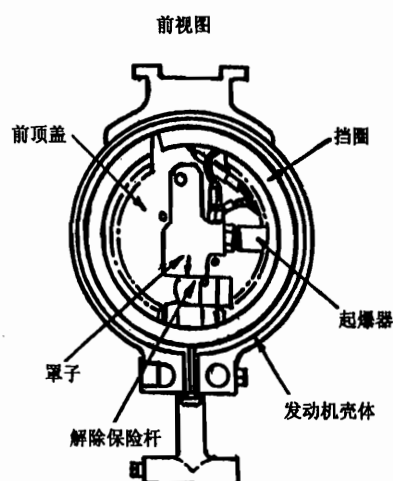
1—前吊挂 2—点火触头 3—中吊挂 4—后吊挂 5—喷管 6—翼肋
7—燃烧室 8—点火装置 9—安全保险机构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室与 MK 36 Mod 7 发动机相同。

喷管 喷管与 MK 36 Mod 7 相同。

点火装置 MK 36 Mod 8 发动机的点火装置中带有—个安全保险机构,发动机在非战斗状态(即贮存、运输)时,装置中的旋钮(用手柄插入旋钮中旋转)处于“安全”位置,这时点火装置中的电发火管和点火药之间的通道被“关闭”,此时如发火管意外发火,也不会引燃点火药而使发动机工作。当发动机处于战斗状态(即载机在起飞滑行前)时,将装置中的旋钮用手柄按刻度盘上的指示旋转 90°,电发火管与点火药之间的通道被“打开”,当需要空中发射时,按下发射按钮,电发火管发火,引燃点火药,发动机开始工作。



MK 36 Mod 8 安全保险机构

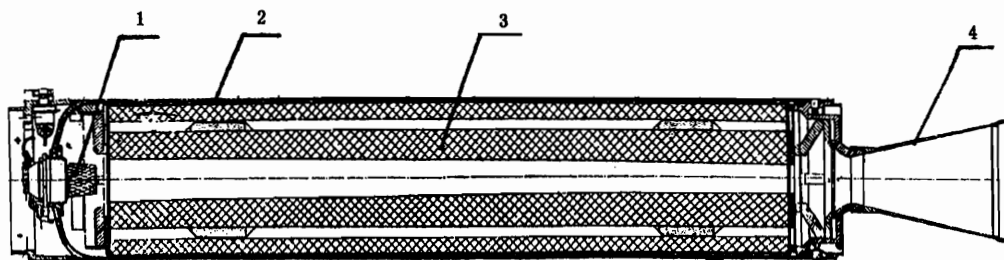
MK 6 Mod 3

MK 36 Mod 3 固体火箭发动机是美国“麻雀 3A”(Sparrow 3A) AIM-70 空空导弹的发动机。主承包商是美国航空喷气通用公司。“麻雀 3A”是“麻雀 3”的改进型,于 1961 年 10 月开始装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	燃烧室压力(最大)	MPa	8.83
长 度	mm	1 316	推进剂类型	Aeroplex 复合固体推进剂	
总 质 量	kg	55.07	喷管数量	1	
质 量 比		0.58	喷管扩张比	2.58	
总 冲	kN·s	61.53	工作时间	s	1.8 ~ 2.5
比 冲	m/s	1 934	贮存温度范围	℃	- 59.4 ~ 65.5
推 力(最大)	kN	37.29	使用温度范围	℃	- 23 ~ 60
推 力(最小)	kN	22.21			

发动机结构



MK 6 Mod 3 发动机结构图

1—点火装置 2—燃烧室 3—装药 4—喷管

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由前盖、圆筒和绝热层组成。圆筒用 AISI 3120 合金钢旋压而成,壁厚为 1.5 mm。在前盖和筒体内涂覆有绝热层。

药柱 由内外两药柱组成,形成套管形药型。内外药柱两端面及外药柱的外侧面均有包覆层阻燃,因此药柱点燃时有 3 个圆柱面燃烧,内外药柱用木垫块支撑。

喷管 喷管为锥形喷管、喷管由喷管座(收敛段)、扩散段和堵盖组成。扩散段用螺纹与喷管座连接。

点火装置 点火装置由点火器、保险机构、电源插头组件和点火操纵机构组成。

MK 38 Mod 2

MK 38 Mod 2 固体火箭发动机是美国“麻雀 3B”(Sparrow 3B) AIM-7E 空空导弹的发动机,主承包商是

北美航空公司火箭动力分公司。发动机于 1961 年开始研制,1963 年通过鉴定试验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	推 力(最大)	kN	34.79
长 度	mm	1 316.8	推 力(平均)	kN	32.66
总 质 量	kg	69.63	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.64	喷管数量	1	
总 冲	kN·s	94.97	工作时间	s	3.2
比 冲	m/s	2 135			

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

燃烧室 由前顶盖、壳体药柱和绝热层衬套组成。壳体是用 AISI 4130 钢旋压成壁厚 1.5 mm 的薄壁圆筒,其前端与顶盖用销钉铆接,后端与喷管用螺纹连接。绝热层衬套是用玻璃纤维酚醛塑料制成,厚度从 2.54 mm 到 9.65 mm。壳体内衬和 9 个支撑块使壳体与推进剂药柱隔开,起到绝热作用。

药柱 单根内外表面燃烧管状药柱,自由装填在燃烧室内。为了支撑药柱和增加药柱刚性,推进剂预先浇铸在一个专制的药架筒上,制成后,自由装填到燃烧室中,药架重 2.94 kg。

喷管 采用锥形喷管。喷管由喷管壳体和石墨本体组成,用整体石墨制成喷管的收敛、喉部和扩散段,套装在钢制的喷管壳体内。

点火装置 点火装置为 MK 265 Mod 0 型长管型点火器。点火安全保险机构由保险机构、点火操纵机构和电源插头组件等组成,在地面时起到安全保险作用(防止意外点火)。

改进与发展

MK 38 Mod 2 发动机的改进型为 MK 38 Mod 4。MK 38 Mod 4 发动机采用贴壁浇铸的内孔星形装药,取消了药架的消极重量,绝热层的质量也下降,简化了发动机结构,提高了发动机工作的可靠性。在两种发动机总冲相同的情况下,后者的发动机总质量下降。

MK 38 Mod 4

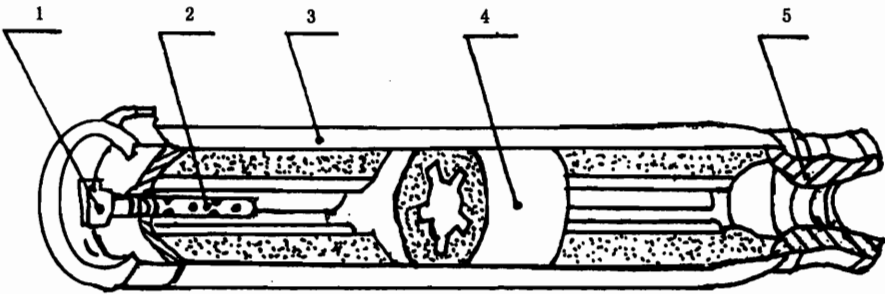
MK 38 Mod 4 固体火箭发动机是美国“麻雀 3B”(Sparrow 3B)AIM-7E-2 空空导弹的发动机,也是美国“海麻雀”(Sea Sparrow)RIM-7E 近程低空舰对空导弹的发动机。主承包商是美国北美航空公司动力分公司。该发动机是 MK 38 Mod 2 的改进型,改进了装药的形式,简化了结构,提高了发动机可靠性,减轻了发动机总质量。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	燃烧室压力(最大)	MPa	7.44
长 度	mm	1 316.8	燃烧室压力(平均)	MPa	6.65

总 质 量	kg	65.5	推进剂类型	端羧基聚丁二烯 (CTPB)
质 量 比		0.65	喷管数量	1
总 冲	kN·s	97.67	工作时间	s 3.2
比 冲	m/s	2 285	贮存温度范围	℃ - 54 ~ 71
推 力(最大)	kN	30.41	使用温度范围	℃ - 40 ~ 71
推 力(平均)	kN	27.54		

发动机结构



MK 38 Mod 4 发动机结构图

1—点火安全保险机构 2—点火装置 3—壳体 4—药柱 5—喷管

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层和药柱组成。壳体由前顶盖、筒体两部分组成。筒体用 AISI 4130 钢旋压成壁厚为 1.5 mm 的圆筒，圆筒前端与顶盖用销钉铆接，圆筒另一端车有螺纹与喷管连接，壳体内壁粘结有 1.4 mm ~ 1.9 mm 厚的橡胶/石棉绝热层(R-154EPT)，药柱是用丁羧推进剂浆料直接浇铸到带绝热层的壳体内，固化成形，药柱为内孔五角星形药柱。

喷管 喷管为锥形喷管，喷管由喷管壳体和石墨本体组成，用整体石墨制成喷管的收敛、喉部和扩散段，套装在钢制的喷管壳体内。

点火装置 点火装置为 MK 265 Mod 0 型长管点火器。点火安全保险机构由保险机构、点火操纵机构和电源插头组件等组成，在贮存、运输和导弹挂机起飞前起到安全保险作用，防止发动机意外点火。

MK 52 Mod 2

MK 52 Mod 2 固体火箭发动机和 MK 38 Mod 2 一样是美国“麻雀 3B”(Sparrow 3B) AIM-7E 空空导弹的发动机。主承包商是美国航空喷气通用公司。发动机于 1960 年开始生产。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	203.2	总 质 量	kg	68.5
长度	mm	1 320	推进剂类型	端羧基聚丁二烯 (CTPB)	

发动机结构

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 由壳体、药柱等组成。壳体由顶盖和筒体组成,筒体采用 AISI4335 钢旋压成形,壁厚为 1.5 mm 的圆筒,绝热层用 1.27 mm 的牌号为 SD864-4 共聚物粘结在壳体的内壁上,然后浇铸推进剂浆料固化成形而成药柱,药柱为内孔五角星形。推进剂的牌号为 ANB-3109-1。

点火装置 型号为 MK 274 点火装置。

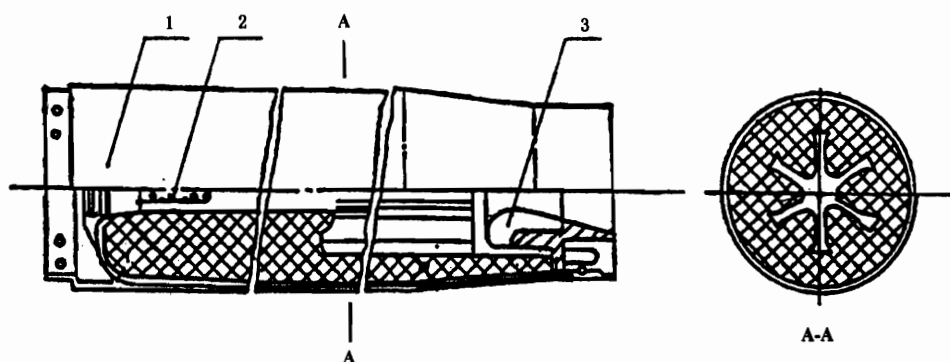
MK 58 Mod 0

MK 58 Mod 0 固体火箭发动机是美国“麻雀 3B”(Sparrow 3B) AIM-7F 空空导弹的发动机,主承包商是美国航空喷气通用公司及北美火箭发动机公司。发动机为单室双推力发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	推力(续航段平均)	kN	8.14
总 冲	kN·s	121.35	推进剂质量	kg	59.91
比 冲	m/s	2 085	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(助推段平均)	kN	20.85			

发动机结构



MK 58 Mod 0 发动机结构图

1—燃烧室 2—点火装置 3—喷管

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层和药柱组成。药柱为单药柱双药型,药柱前段药形为内燃管形,药柱的后段药形为内孔六臂车轮形,以此来实现发动机的助推与续航。药柱是用端羧基聚丁二烯推进剂浆料贴壁浇铸在带有绝热层的壳体内,经固化后成形,推进剂牌号为 ANB-3236-2。

点火装置 点火装置安装在发动机的顶盖上,用来点燃药柱。

喷管 喷管为潜入式锥形喷管。

改进与发展

“麻雀 3B”(Sparrow 3B)AIM-7F 空空导弹是“麻雀 3B”AIM-7E 改进型,在发动机方面加大了发动机的总冲,采用单室双级推力,从而使导弹的速度和射程增加,导弹也可采用美国航空喷气通用公司制造的 MK 65 Mod 0 发动机。

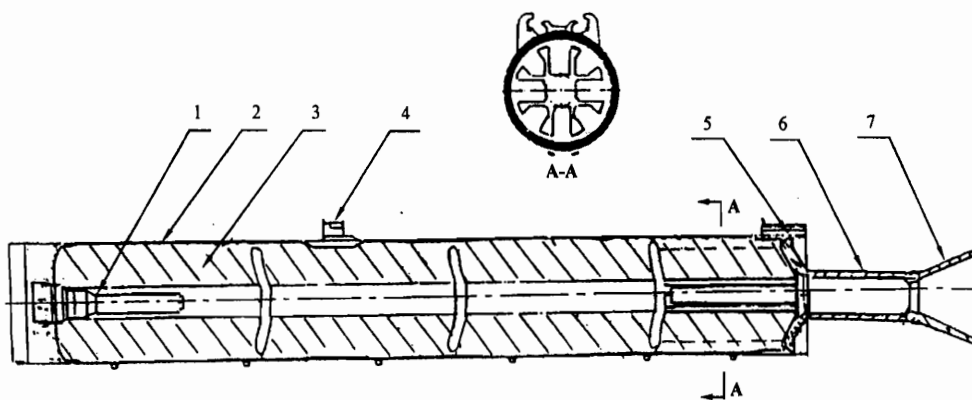
AIM-120*

AIM-120* 固体火箭发动机是美国“先进中距空空导弹”(AMRAAM)AIM-120 空空导弹的发动机,主承包商是美国赫克里斯公司。该发动机是单室双推力型,双级推力是由单根药柱的内孔两种药型来实现,发动机从 1976 年 10 月开始研制,80 年代完成研制和鉴定。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	178	总 冲	kN·s	104
长 度	mm	1 891	推进剂类型	少烟端羟基聚丁二烯 (HTPB/RDX)	
总 质 量	kg	70.30	喷管数量	1	
质 量 比		0.68	贮存期	a	10

发动机结构



AIM-120* 发动机结构图

1—装有安全保险机构的点火装置 2—燃烧室壳体 3—药柱 4—中吊挂 5—后吊挂 6—长尾管 7—出口锥

结构组成 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由壳体、绝热层和药柱组成。壳体为薄壁圆筒,在壳体内壁粘结一层厚约 1 mm~2 mm 的绝热层,绝热层固化后再贴壁浇铸推进剂浆料,经固化就成药柱。药柱长为 1 515 mm。药柱的药形为:在靠长尾喷管一端药柱长的 1/4 为内孔八臂车轮形,其余药柱长的 3/4 为开有两个径向沟槽的内孔圆柱形。开径向沟槽的目的,一是为了缓解药柱的应力,二是为了调整药柱的燃面。这种药形设计能使发动机工作第一阶段时,药柱的内孔圆柱,内孔八臂车轮和三个径向沟槽表面同时燃烧,产生大的推力

(即助推段),使导弹很快离开发射架后达到预定的速度;待八臂车轮形药柱燃烧完后,剩下的内孔圆柱和径向沟槽表面继续燃烧,直至药柱燃完,此阶段的推力比第一阶段的小,导弹进入小推力续航(即续航段)。

喷管 喷管为长尾喷管,由延伸管和尾喷管组成。喷管的扩散段可从长尾喷管中拆下,便于在长尾喷管的延伸管周围安装导弹的尾翼控制部件。

点火装置 点火装置为了改进了的 MK 290 点火器,点火安全保险机构装在发动机头部,用来防止发动机在贮存、运输和非工作状态时,发动机发生意外点火。

改进与发展

AMRAAM AIM-120* 在开始研制时,除采用固体火箭发动机方案外,还准备采用整体式固体火箭冲压发动机方案。这种发动机能够使导弹具有更高的速度、更远的射程和进一步改进的末段机动能力。

M58 A2

M58 A2 固体火箭发动机是美国“猎鹰”(Falcon)AIM-4A,4B,4C 空空导弹的发动机,主承包商是美国锡奥科尔公司。导弹于 1947 年开始研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	163	喷管数量	1
推 力	kN	14.91	喷管扩张比	8.6
推进剂类型		聚硫橡胶(PS)		

M58 E4

M58 E4 固体火箭发动机是美国“猎鹰”(Falcon)AIM-4D 空空导弹的动力装置。主承包商是美国锡奥科尔公司。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	146	推进剂类型	聚硫橡胶(PS)	
长 度	mm	934.7	燃烧室压力	MPa	9.02
推 力	kN	26.67	工 作 时 间	s	1.39

M46

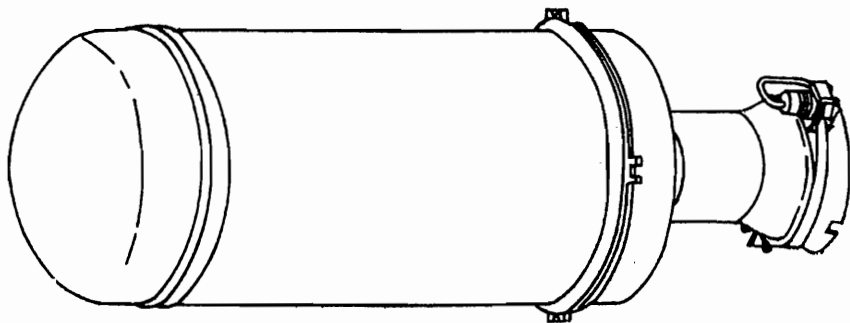
M46 固体火箭发动机是美国“超猎鹰”(Super Falcon)AIM-4F,4G 空空导弹的发动机。主承包商是美国

锡奥科尔公司。“超猎鹰”AIM-4F是“猎鹰”的改型,1960年由休斯公司和锡奥科尔公司将M46发动机研制成为单室双推力型发动机,启动时以提供较大的推力使导弹具有较大的加速度,较快地达到最大速度,而后在持续飞行时的较小的推力推进,保持导弹速度不变或缓慢下降,以改进导弹弹道性能。发动机的工作时间也因此而延长。

M46发动机安装在“超猎鹰”AIM-4G上,由于这种双级推力的性能,发动机能在比其它导弹的极限温度高得多的温度下工作,使该导弹能从两倍音速飞行的F-106A飞机上发射,而使导弹得较高的飞行速度。该发动机的直径为167 mm,推力为26.69 kN。

M60

M60固体火箭发动机是美国“核猎鹰”(Nuclear Falcon)AIM-26, AIM-26A空空导弹的发动机。主承包商是美国锡奥科尔公司。“核猎鹰”M60发动机随导弹于1960年生产装备部队。



M60 固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	279	喷 管 数 量	1
推 力	kN	26.69	推进剂类型	聚硫橡胶(PS)

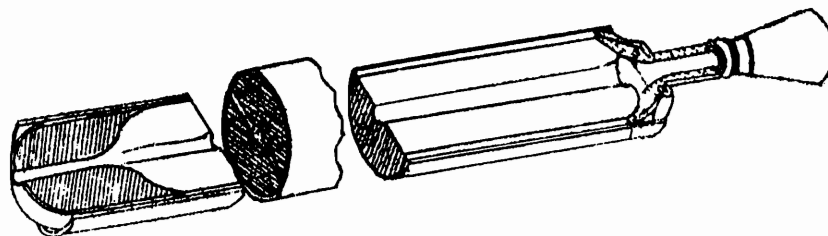
TU-289

TU-289固体火箭发动机是美国“妖怪”(Genie)AIR-2B空空核导弹发动机。由美国锡奥科尔化学公司生产。1957年发动机随导弹装备使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	推 力	kN	162.79
长 度	mm	1 720	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
总 质 量	kg	219			

MK 47 Mod 0



MK 47 Mod 0 固体火箭发动机

MK 47 Mod 0 固体火箭发动机是美国海军“不死鸟”(Phoenix) AIM-54A 空空导弹的发动机。主承包商是美国洛克达因公司。MK 47 Mod 0 发动机随 AIM-54A 导弹于 1962 年开始研制,推进剂采用了新型端羧基聚丁二烯,具有较大的延伸率。该发动机的推进剂装填密度高,达到约 93%,使导弹的性能得到很大的改进。1965 年开始飞行试验,1971 年投产,1974 年装备使用,1980 年停产。发动机贮存期为 5 年~10 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	燃烧室压力	MPa
长 度	mm	1 775	最大(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)	4.92
总 质 量	kg	199.93	平均(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)	4.05
质 量 比		0.84	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)
总 冲			喷管数量	1
(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)	kN·s	432.01	喷管扩张比	18.7
比 冲			工作时间(高度 13 106m,温度 21.1 ℃)	s
(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)	m/s	2 641	使用温度范围	℃
推 力	kN			- 54 ~ 71
最大(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)		18.02		
平均(高度 13 106 m,温度 21.1 ℃)		15.70		

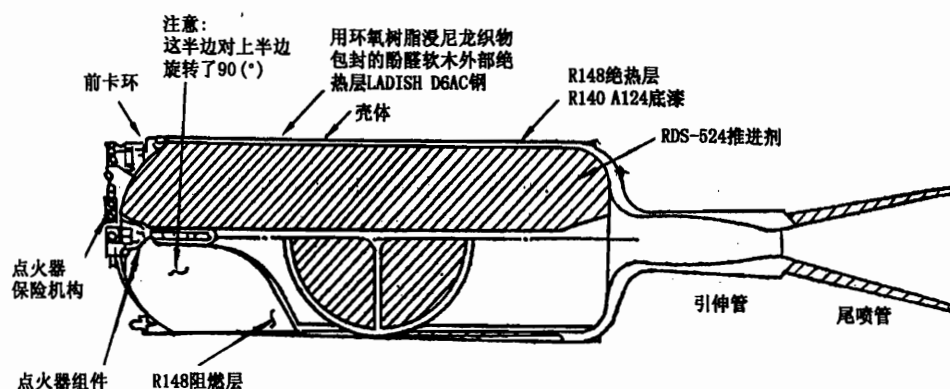
发动机结构

结构组成 MK 47 Mod 0 发动机由燃烧室、长尾喷管、点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室由薄壁壳体、壳体内外绝热层和药柱组成。火箭发动机的钢壳体作为推进剂系统舱的钢壳体,前后两端分别用螺钉连接的卡环紧固。壳体用 D6AC 合金钢制成。壳体内外都涂有绝热层,外绝热层是用来降低高 Ma 数飞行时气动加热时对壳体的影响。药柱采用牌号为 RDS-524 复合推进剂浇铸在壳体内后固化成型。药柱为内孔燃烧的开槽管形药柱。

喷管 喷管为长尾喷管,由延伸管、绝热层、喉衬、出口锥和堵盖等组成。延伸管用 AE 4130 钢制成外壳,内部粘接有较厚的绝热层。喉衬由热解石墨制成。出口锥用玻璃钢制成,内型面为锥形。

点火装置 点火装置属小火箭式点火器。它由电发火管、引燃药、点火药柱、壳体和喷嘴组成。用两个



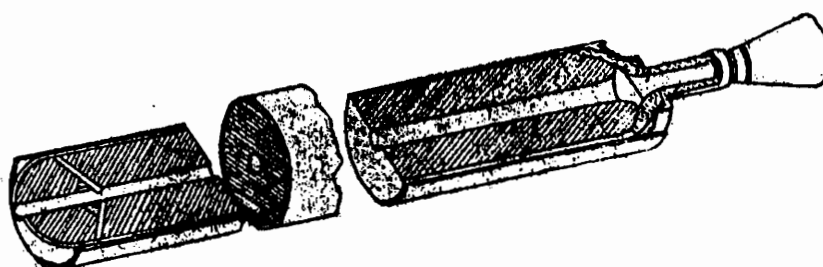
MK 47 Mod 0 发动机结构图

并联的 1 A/1 W 电发火管来点燃引燃药,再由引燃药点燃点火药柱,产生高温的燃气从壳体上的喷嘴排出去点燃发动机的推进剂药柱。点火保险机构从机械和电路两方面对发动机点火电路实施双重保险。其基本原理是:用一个机械保险继电器给发射插销锁定和开锁,用一个点火继电器来实施断开和接通发火管电路。当点火发动机需启动时,先拨下发射插销,机械保险开锁,尔后接通点火电路后点火器才能点火。

改进与发展

美国休斯公司研制的“不死鸟”AIM-54A 的改进型为 AIM-54C,其动力装仍为 MK 47 Mod 0 或 MK 60 Mod 0。“不死鸟”AIM-54C 的后继型为 AAAM(Advanced Air to Air Missile),其动力装置将采用整体式火箭冲压发动机。

MK 60 Mod 0



MK 60 Mod 0 固体火箭发动机

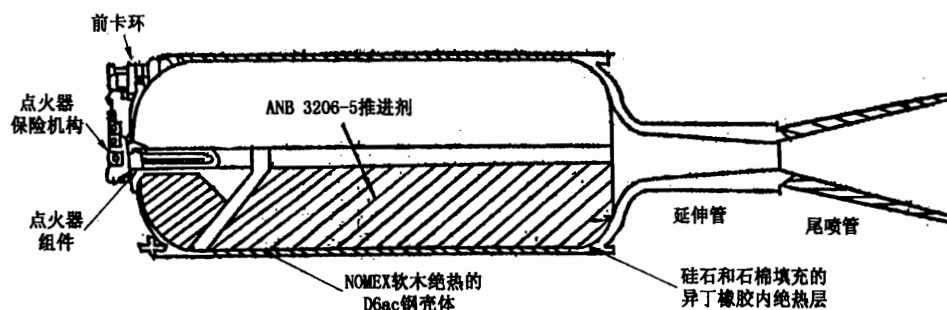
MK 60 Mod 0 固体火箭发动机是美国“不死鸟”(Phoenix)AIM-54A 空空导弹的另一种可选用的发动机,它与 MK 47 Mod 0 发动机一样都取得了在美国“不死鸟”AIM-54A 导弹上使用的资格。主承包商是美国航空喷气通用公司。发动机贮存期为 5 年~10 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	燃烧室压力	MPa
长 度	mm	1 775	最大(13 106 m,高度温度 21.1 ℃)	5.30

总质量	kg	199.04	平均(13 106 m, 高度温度 21.1 °C)	4.62
质量比		0.83	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)
总冲			喷管数量	1
(高度 13 106 m, 温度 21.1 °C)	kN·s	439.41	喷管扩张比	18.80
比冲			工作时间	s 22.60
(高度 13 106 m, 温度 21.1 °C)	m/s	2 638	使用温度范围	°C - 54 ~ 71
推力	kN			
最大(13 106 m, 高度温度 21.1 °C)		21.89		
平均(13 106 m, 高度温度 21.1 °C)		19.22		

发动机结构



MK 60 Mod 0 发动机结构图

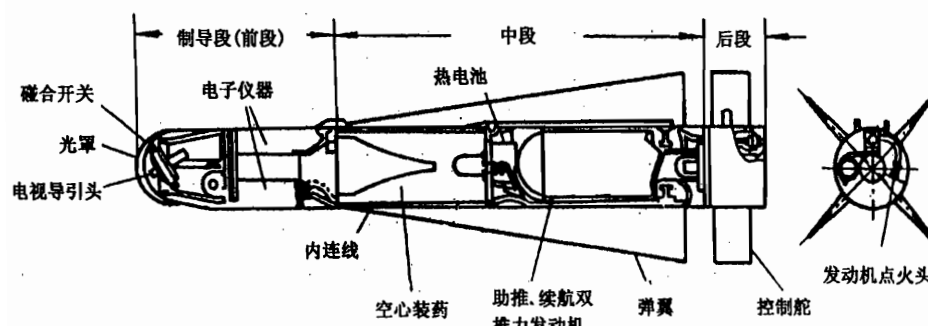
结构组成 MK 60 Mod 0 发动机由燃烧室、长尾喷管、点火装置组成。

燃烧室 燃烧室由薄壁壳体、壳体内、外绝热层和药柱组成。壳体材料为 D6AC 合金钢。壳体内、外壁涂复有绝热层，外绝热层为降低导弹高速飞行时气动加热的影响。药柱是用牌号为 ANB 3206-5 的端羧基聚丁二烯(CTPB)推进剂浇铸在壳体内固化成形。药型为内孔锥翼形。

喷管 喷管为长尾喷管，由延伸管、绝热层、喉衬、出口锥和堵盖等组成。其结构形式同 MK 47 Mod 0 发动机的长尾喷管。

点火装置 点火装置与 MK 47 Mod 0 发动机点火装置类同。点火保险机构与 MK 47 Mod 0 发动机点火保险机构一样，两种类型发动机通用。

TX-481



TX-481 发动机部位图

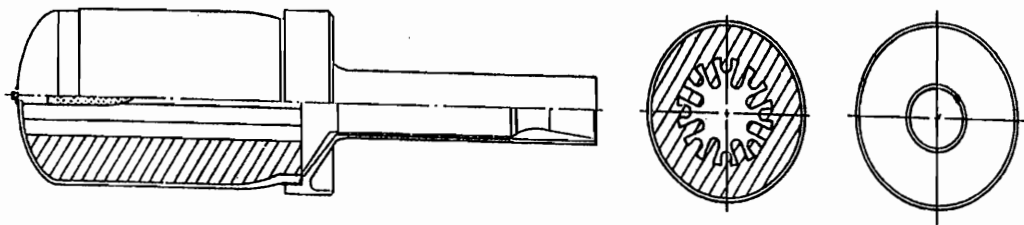
TX-481 固体火箭发动机是美国“幼畜”(Maverick) AGM-65A, B, C 型空对地和空对舰导弹的发动机，主承包商为美国锡奥科尔公司。“幼畜”导弹从 1965 年开始研制，采用一台 SR-109-TC-1 固体火箭发动机，至 1971 年投

产。1972年起改为 TX-481 双推力固体火箭发动机。从 1972 年至 1978 年,锡奥科尔公司为“幼畜”AGM-65A 和 B 型导弹交付 26213 台 TX-481 发动机。月交付率从 250 台增加到 1 000 台,批验收抽检试车 1 299 台。“幼畜”导弹曾在越南,中东战场使用过,已向 20 多个国家和地区出口。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	272	总 冲	kN·s	60.5
总 长	mm	1 020	工作时间(助推)	s	0.575
总 质 量	kg	47.2	工作时间(巡航)	s	3.495
推 力(助推)	kN	44.56	推进剂类型	聚硫橡胶(PS)	
推 力(巡航)	kN	9.67	喷管数量	1	

发动机结构



TX-481 发动机结构图

结构组成 TX-481 发动机由燃烧室、长尾喷管和点火装置等部分组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料为铝合金。药柱为聚硫橡胶推进剂,树枝状 16 角内孔型装药,配方中含铝粉 2%。药柱长 475 mm,外径 256.5 mm,装药量 43 kg。

喷管 长尾管用铝合金制成,外径 81 mm,长 301 mm,喷管的喉径为 60.2 mm。

改进与发展

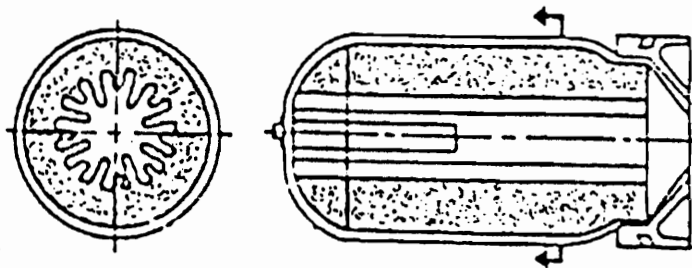
TX-481 双推力固体火箭发动机工作温度范围为 $-54\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 71.1\text{ }^{\circ}\text{C}$,有很好的贮存寿命。1974 年在研制“幼畜”AGM-65D 时,为减少发动机的烟迹,研制了少烟 TX-633 发动机,改用无铝 HTPB 推进剂和 HTPB 衬层,取代了 TX-481 发动机。改进后的发动机用于 AGM-65D,E,F,G 型导弹。

TX-633

TX-633 固体火箭发动机是美国“幼畜”(Maverick)AGM-65D,E,F,G 型空对地和空对舰导弹的发动机,其军用编号为 SR-114-TC-1。主承包商为美国锡奥科尔公司。1974 年美国休斯公司在研制 AGM-65D 导弹时,为减少发动机的烟迹,提出了研制 TX-633 双推力少烟发动机,该发动机于 1977 年完成鉴定试验,1981 年投产。1983 年为 AGM-65D 导弹交付了 200 台 TX-633 发动机,之后在 1984 年~1993 年间,估计为 AGM-65D,E,F 型导弹生产了 10 万台左右的 TX-633 和 SR-115-AJ-1 发动机。休斯公司的“幼畜”导弹生产曾于 1978 年中断,三年后重上生产线,所有“幼畜”型号都改用少烟发动机。

TX-633 发动机与 TX-481 相比,发动机结构参数大致相同,性能也在所要求的范围内。壳体材料仍为 7075-T73 铝合金,后来改为复合材料,长尾管的材料则改为模压酚醛玻璃钢,尺寸则仍为外径 81 mm,长 300 mm。装药药型仍为 16 角内孔树枝状,推进剂改为无铝丁羟(R45M HTPB)少烟推进剂,衬层、绝热层的粘结剂也改为 R45M HTPB 预聚体。

发动机结构



TX-633 发动机结构示意图

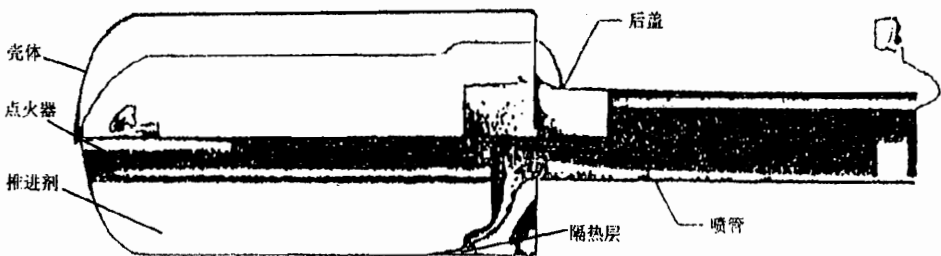
SR115-AJ-1

SR115-AJ-1 固体火箭发动机是美国“幼畜”(Maverick)AGM-65 空对地和空对舰各类型号导弹的可替代发动机,主承包商为航空喷气通用公司。SR-115-AJ-1 是一种双推力、少烟发动机,发动机最初拟用于 AGM-65B 导弹的改进系统中,1981 年投产,其结构和性能都与锡奥科尔公司的 TX-633 发动机相同。在“幼畜”导弹停产三年重上生产线时,航空喷气通用公司被安排为“幼畜”导弹发动机的第二生产厂商,生产了大量的 SR115-AJ-1 发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	280	推力(巡航)	kN	8.0
总 长	mm	1 000	推进剂类型	少烟丁羟推进剂(HTPB)	
总 质 量	kg	48.4	喷管数量	1	
推力(助推)	kN	44.5			

发动机结构

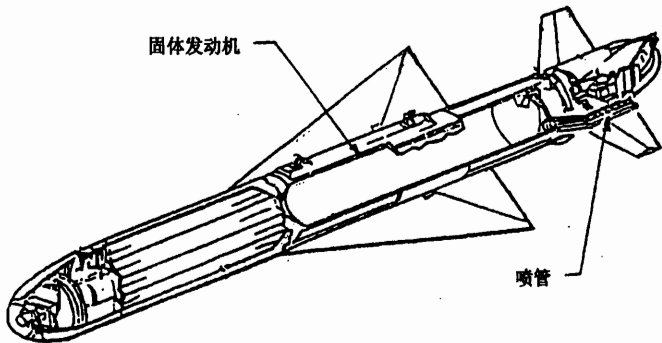


SR115-AJ-1 发动机示意图

MK 70 Mod 0

MK 70 Mod 0 固体火箭发动机是美国“秃鹰”(Condor)AGM-53A 空对地导弹的发动机,主承包商为美国洛克达因公司。美国洛克威尔国际公司 1966 年开始研制“秃鹰”导弹时,确定采用高能液体火箭发动机,由于推进剂的毒性和腐蚀性问题未解决,1969 年决定改用固体火箭发动机,洛克达因公司根据海军 NOW-66-0728-1 合同开始研制,1971 年底完成。导弹飞行试验时,发动机的合格率为 100%。1975 年导弹完成作战鉴定试验,计划 1976~1977 财年生

产 215 枚,由于 1976 年财年通货膨胀,该发动机成本太高,于 1977 财年停止生产。

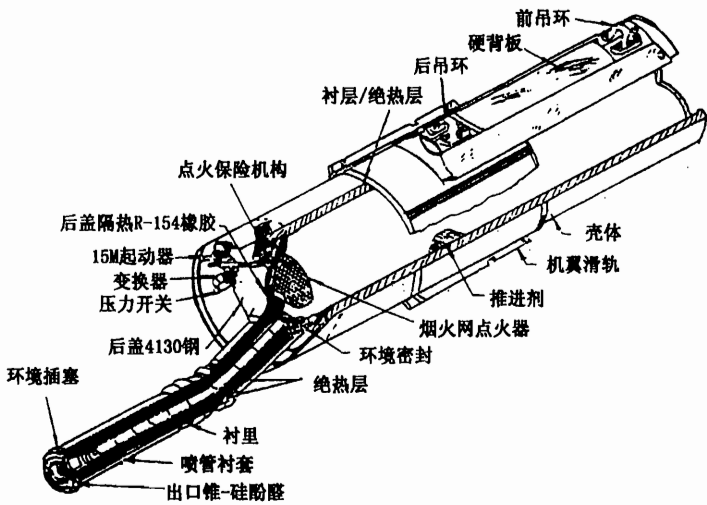


MK 70 Mod 0 发动机在弹上的部位图

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	432	燃烧室压力	MPa	4.8~6.86
总 长	mm	2 642	喷 管 数 量		2
推 力	kN	4.45	喷管扩张比		7.5
推进剂类型		聚丁二烯型	工 作 时 间	s	100~200

发动机结构



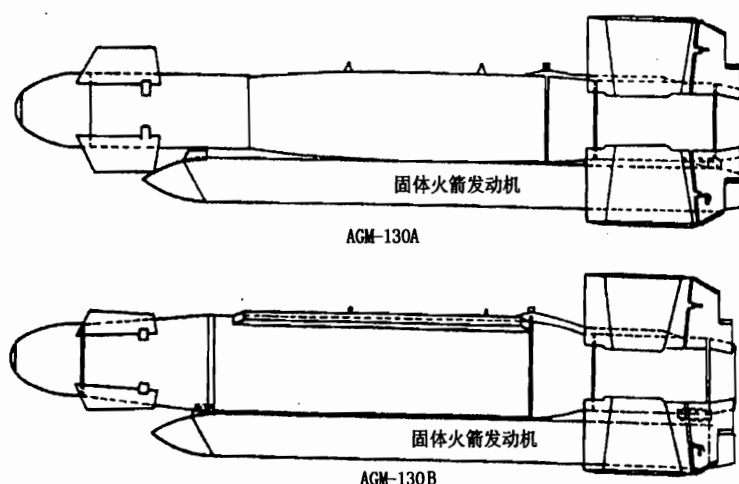
MK 70 Mod 0 发动机结构示意图

结构组成 MK 70 Mod 0 固体火箭发动机由燃烧室、固定喷管和点火装置组成。

燃烧室 壳体和后盖材料为 AISI 4130 钢,壳体内有绝热层、衬层和应力释放装置,后盖隔热材料为 R-154 橡胶。药柱为 RDS-543 含铝聚丁二烯推进剂,圆柱形装药,端面燃烧。

喷管 两个固定非潜入式喷管,位于弹体后下方左右两侧。喷管连接管绝热层用石棉/酚醛塑料,衬里为单块石墨,喷管喉衬为耐烧蚀热解石墨,喉径 28.4 mm,喷管进口和出口衬套为单块石墨,出口锥管材料为氧化硅酚醛塑料。

AGM-130*



AGM-130* 发动机的部位图

AGM-130* 固体火箭发动机是美国 AGM-130 空地导弹的发动机。AGM-130 导弹是美国洛克韦尔公司在 GBU-15 滑翔炸弹加装固体火箭发动机的模式防区外发射空地导弹。1984 年开始工程研制,由于飞行试验屡遭失败,美国空军几乎要放弃这一计划,1989 年后,因强调防区外发射导弹的重要性,AGM-130 导弹东山再起。AGM-130* 发动机由赫克里斯公司研制,AGM-130 导弹与安装在 F-111C 战斗机上的 GBC-15 接口兼容。

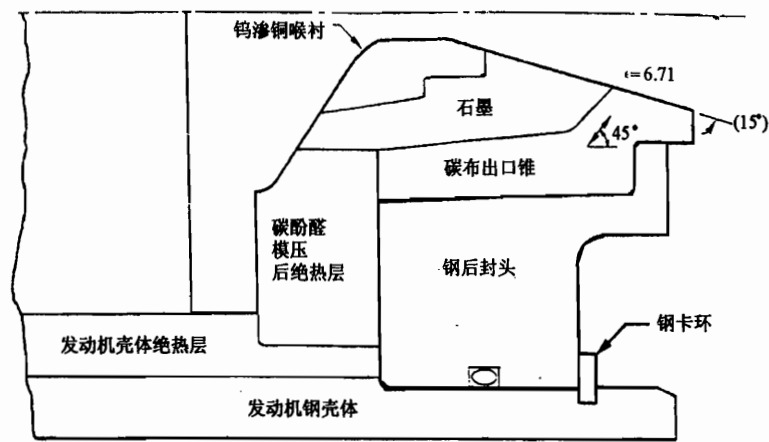
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	228	喷 管 数 量	1
总 长	mm	2 900	喷管扩张比	11.21
总 质 量	kg	220	工 作 时 间	s 62
燃烧室压力(平均)	MPa	15.86		

发动机结构

AGM-130* 发动机具有战术固体火箭发动机的典型结构,钢壳体,端面燃烧药柱,在高压环境下(最大允许工作压力 18.62 MPa)长时间工作,低成本喷管,制造简便。

AGM-130* 发动机喷管由联合工艺中心研制,钢壳体,后部绝热材料为碳/酚醛模压复合材料,碳/酚醛带出口锥,钨渗铜喉衬,石墨喉部基座,喉径 16.84 mm 出口平面直径 56.39 mm,出口锥扩散角 15(°)。



AGM-130* 发动机喷管组件

MK 27 Mod 4,5,6

MK 27 Mod 4,5,6 固体火箭发动机是美国“标准反辐射导弹”(Standard ARM)AGM-78 B,C,D 的发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司。MK 27 是一种双推力发动机。发动机于 60 年代初期开始研制,60 年代中期飞行试验后,于 1968 年前后投入生产。MK 27 Mod 0 发动机用于美国“标准 1”(中程)舰对空导弹 RIM-66 A,Mod 2,3 用于“鞑靼人”(Tartar)舰对空导弹 RIM-24,取代原先采用航空喷气通用公司的 MK 1 Mod 0 发动机。MK 27 Mod 4,5,6 分别于 1968、1969、1971 年随 AGM-78 B,C,D 装备部队。MK 27 发动机于 1975 年前后停产,用于“标准反辐射导弹”的 MK27 发动机共生产了 3 000 余台。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	工作时间(巡航) s	20
总 长	mm	2 616	推 力 kN	13.33
总 质 量(Mod4)	kg	358	推进剂类型	聚氨酯(PU)
工作时间(助推)	s	> 4	壳体材料	AMS 6429 钢

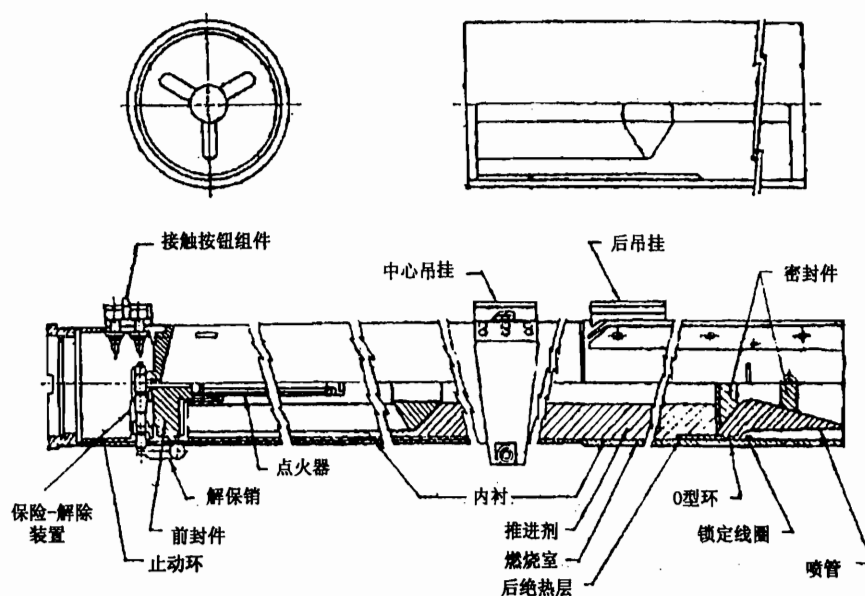
SR 116-AJ-2(MK 17)

SR 116-AJ-2 固体火箭发动机是美国“响尾蛇”反辐射导弹(Side ARM)AGM-122A 的发动机,也用作美国空对空“响尾蛇”AIM-9J/9P 导弹的发动机。主承包商为美国航空喷气通用公司的航空喷气固体推进公司(Aerojet Solid Propulsion Company)。SR116-AJ-2 发动机曾用代号为 MK17,于 70 年代末期开始研制,1980 年投入生产,也称航空喷气公司响尾蛇发动机。鉴于“响尾蛇”导弹的型号很多,所用发动机的类型也很多,其性能大致相同。SR116-AJ-2 是航空喷气固体推进公司根据与美国空军火箭推进实验室的 F 04611-76-C-0045 合同研制的,系少烟固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	127	总质量	kg	40.4
总长	mm	1910	推进剂类型	少烟端羟基聚丁二烯 (HTPB/RDX)	

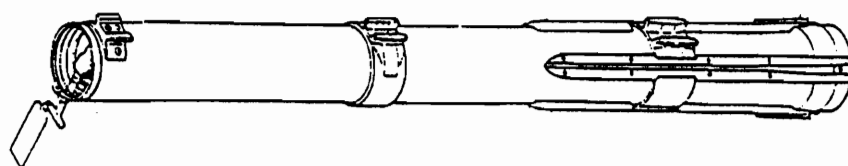
发动机结构



SR 116-AJ-2 发动机结构图

SR 116-AJ-2 发动机的结构与 MK-36 系列及 TX-683 发动机相似。SR116-AJ-2 采用少烟丁羟推进剂，配方代号为 ANB-3481-3，粘合剂为 R45MHTPB。研制工作中选用的药型为“钥孔型”和“翼柱型”（在药柱前端 1/3 全长的槽）两种，从压力波动稳定性和内弹道性能调节考虑，最后选择了“翼柱型”药型。衬层配方原为 SD-908-5，即 R45 MHTPB 胶，填加二氧化硅，异佛尔酮二异氰酸酯固化，鉴于老化试验发动机出现性能异常，其原因为推进剂中增塑剂迁移到绝热层和衬层中，使药柱前部推进剂变硬，因而衬层改用 SD-918-3A 配方，使衬层粘合剂中增塑剂含量与推进剂中的相同，致使发动机形成一个化学平衡系统，14 台发动机老化试验后，点火试验鉴定合格。

MK 36 Mod 9



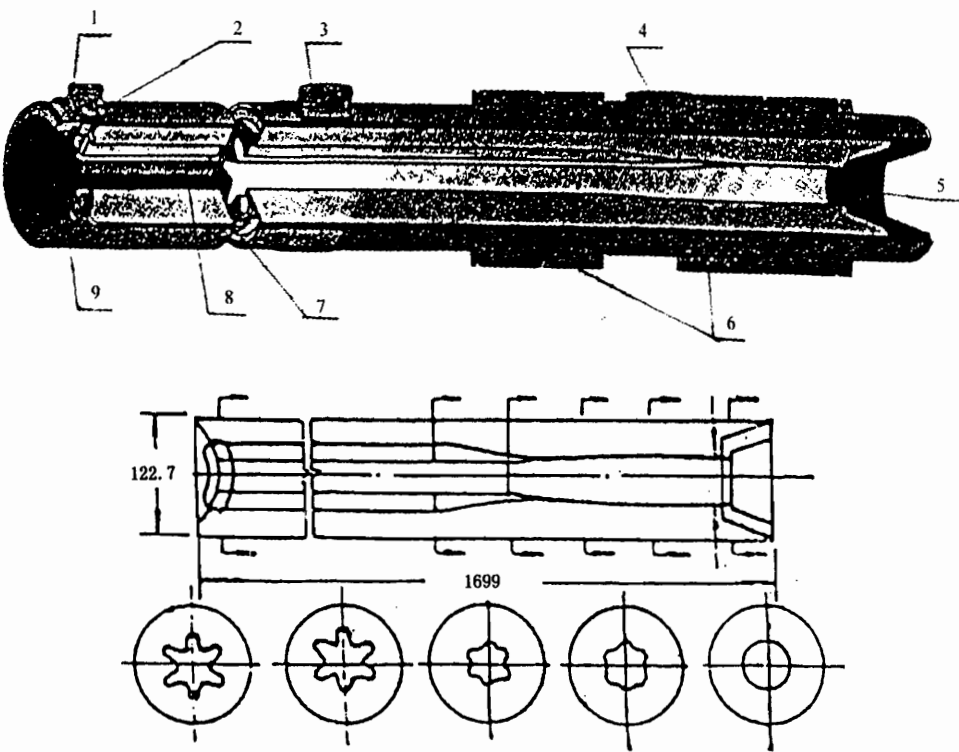
MK 36 Mod 9 固体火箭发动机

MK 36 Mod 9(即 TX-683)固体火箭发动机是美国“响尾蛇 1C”AIM-9L,9M 空空导弹和“响尾蛇”反辐射导弹(Side ARM)AGM-122A 的发动机,也是美国“响尾蛇”(Sidewinder)AIM-9L,M,N 空对空导弹替代 MK 36 Mod 7/8 的少烟发动机,主承包商为美国洛克达因公司和莫顿·锡奥科尔公司。早期的 MK 36 Mod 5 发动机采用 Flexadyne 聚丁二烯型推进剂,MK 36 Mod 9 发动机改用少烟丁羟推进剂,于 1981 年通过鉴定并投产。“响尾蛇”导弹的型号较多,除采用 MK 36 Mod 5,6,7,8,9 发动机外,还选用 MK-17(SR116-AJ-2)发动机,制造厂商有锡奥科尔公司、赫克里斯公、航空喷气通用公司和伯米特公司等,这些发动机的性能与结构参数都很相近似。1979 年美国“小桉树”(Chaparral)地对空导弹改进型 MIM-72C 曾选用 MK36 系列少烟发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	总 冲	kN·s	59.9
总 长	mm	1 830	推进剂类型	少烟端羟聚丁二烯(HTPB/RDX)	
总 质 量	kg	45.4	燃烧室压力	MPa	5.0
质 量 比		0.607	喷管数量		1
推 力	kN	10.98	喷管扩张比		5.5
比 冲	m/s	2 235	工作时间	s	4.9

发动机结构



MK 36 Mod 9 发动机结构图

- 1—前吊挂 2—点火触头 3—中吊挂 4—后吊挂 5—喷管 6—翼肋
7—燃烧室 8—点火装置 9—安全保险机构

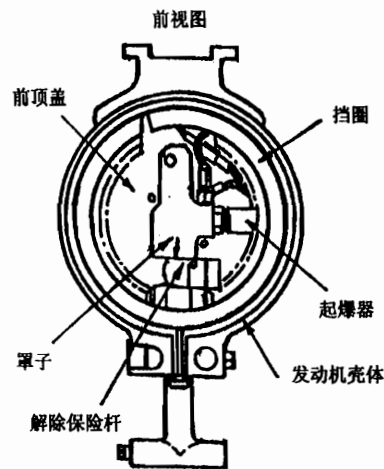
结构组成 MK 36 Mod 9 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料为 AISI 4130 钢,旋压加焊接成型,壁厚 1.52 mm。绝热层为浸渍环氧树脂的石棉,

1 mm 厚。药柱为少烟丁羟推进剂,其基本成分是丁羟推进剂中加入黑索金(RDX),部分取代原丁羟推进剂的高氯酸铵和铝粉。内孔六角星形过渡至圆管的药型,外径 122.7 mm,圆管内径 47.7 mm,药柱长 1 700 mm,圆管段长 279.5 mm,装药量 27 kg。

喷管 固定潜入式喷管,潜入深度 46 mm。钢壳体,嵌有石墨和复合碳纤维或玻璃钢的复合材料喷管,抗烧蚀多晶石墨喉衬,喉径 45 mm。

点火装置 点火装置有安全保险机构,安全保险装置如右图。



MK 36 Mod 9 发动机安全保险机构

MK 39

MK 39 固体火箭发动机是美国“百舌鸟”(Shrike) AGM-45A 反辐射导弹的发动机,主承包商为美国洛克拉因公司。MK 39 是在用于“麻雀-3”空空导弹的 MK 38 固体火箭发动机基础上研制发展的,1963 年 7 月开始生产。MK 39 有 Mod 0,3,4,5,6 和 7 几种型号,都曾用于“百舌鸟”导弹中。早期在 -40℃ 水平投放时,药柱出现过裂纹,后来加了应力释放衬层,在 -54℃ 试验时得到了满意的结果。MK 39 Mod 6 是根据美国海军 N00174-68-C-0645 合同设计和发展的。

“百舌鸟”导弹曾多次改型,共有 20 余种型号。除用 MK 39 系列发动机外,还用航空喷气通用公司的 EX-53, MK 53 Mod 0,2,3 型和 MK 78 Mod 0 型等发动机。“百舌鸟”导弹的改进与生产持续到 1981 年,共计提供 2.4 万台发动机。

发动机主要性能与结构参数

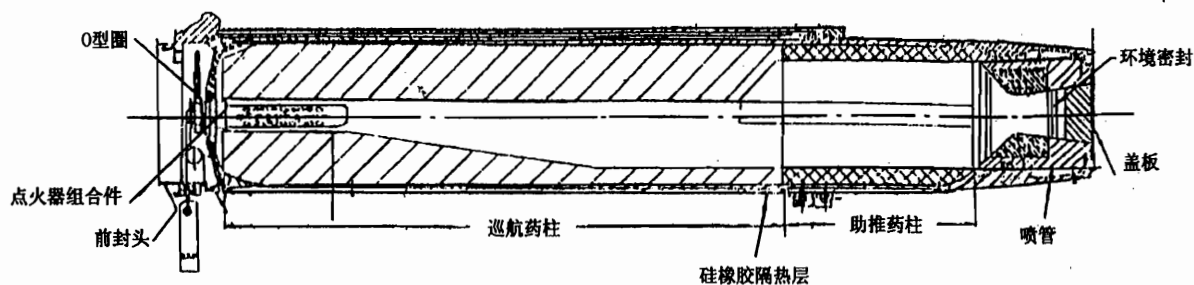
直 径	mm	203	总冲	kN·s	94.97
总 长	mm	1 321	推进剂类型		聚丁二烯型(Flexadyne)
总 质 量	kg	74	喷管数量		1
质 量 比		0.627	喷管扩张比		2.06
推 力	kN	33.34	工作时间	s	3~4
比 冲	m/s	2 255	推力矢量控制		针阀式燃气舵

发动机结构

结构组成 MK 39 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等部分组成。

燃烧室 MK 39 发动机燃烧室的壳体材料为 AISI 4130 钢,壁厚 1.88 mm,卷焊或旋压成形。壳体绝热材料为橡胶石棉板,厚度为 5.0 mm。早期曾用圆管形聚丁二烯/高氯酸铵推进剂,内外表面同时燃烧;以后的型号改为贴壁浇铸星孔装药,内孔燃烧。药柱长 1 056 mm,外径 180 mm,内厚 71 mm。

喷管 喷管绝热结构用石棉/酚醛模压材料, SPEER 3499 S 石墨喉衬,喉径 59 mm,喷管长 132.8 mm,



MK 39 Mod 6 发动机结构图

扩张角 36° , 收敛角 120° 。

点火装置 MK265 型点火器组件, 点火温度为 $-40^\circ\text{C} \sim 71^\circ\text{C}$, 点火电流为 0.667 A, 点火药质量 119 g。

MK 53

MK 53 固体火箭发动机是美国“百舌鸟”(Shrike) AGM-45A 反辐射导弹的发动机, 主承包商为美国航空喷气通用公司。MK 53 是由“麻雀-3”空对空导弹的 MK 52 固体火箭发动机改型而来, 70 年代初期开始生产, 有 Mod 0, 2, 3 等型号, 也用于美国“海麻雀”(Sea Sparrow) RIM-7H 舰对空导弹。MK 53 的结构与一些主要性能都与美国洛克达因公司的 MK 39“百舌鸟”导弹固体火箭发动机大致相同。MK 53 Mod 2 的总质量为 71.3 kg, 工作时间为 2.9 s, MK 53 Mod 3 的总长为 1 295 mm, 采用聚氨酯推进剂, 总质量为 78.1 kg。

MK 78 Mod 0

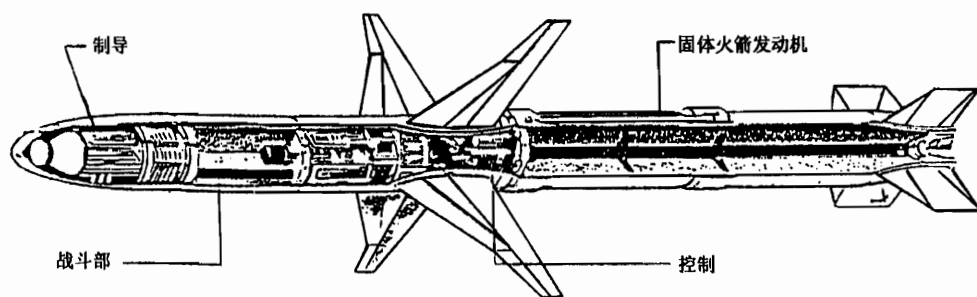
MK 78 Mod 0 固体火箭发动机是美国改进“百舌鸟”(Improved Shrike) AGM-45B 反辐射导弹和“机长-2”(Skipper) AGM-123A 空对地导弹的发动机。主承包商为美国航空喷气通用公司。MK 78 Mod 0 是一种单室双推力发动机。发动机于 1969 年开始研制, 1972 年投产, 至 1982 年已交付数千台。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	总 质 量	kg	78
总 长	mm	1 300	推进剂类型	聚氨酯(PU)	

TU-780

TU-780 固体火箭发动机是美国“哈姆”(HARM) AGM-88A, B, C 的高速反辐射导弹的发动机, 军用编号为 XAGM-88A, 又称 YSR 113-TC-1。主承包商为美国锡奥科尔公司。1974 年 2 月起, 在海军武器中心的 N00123-74-C-1772 和 N00-123-76-C-0183 合同下, 锡奥科尔公司瓦沙奇(Wasatch)分部分三个阶段实施了 TU-780 研制计划。至 1975 年 10 月, 研制阶段结束, 确定了基本构型, 冻结了推进剂、衬层、绝热层配方和药型。在至 1976 年 5 月前的设计鉴定阶段, 对基本构型进行了一系列的环境试验和静态试验, 重新设计



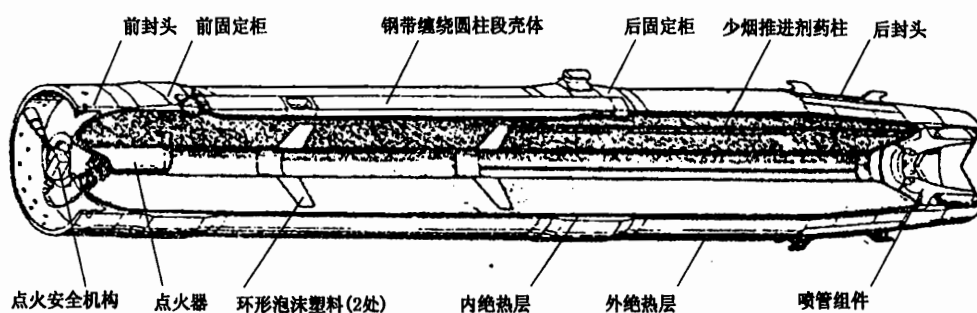
TU-780 发动机在“哈姆”导弹中的部位图

了壳体和控制部分的连接电路。在飞行试验前又作了一些密封方面的改进设计。1979 年 4 月交付给海军 35 台发动机,在 1980 年春所做的正式鉴定试验结果显示,设计上升到 3 级;并置于海军受控下。TU-780 是一种单室双推力少烟发动机,于 1981 年开始设产。“哈姆”导弹于 1983 年 10 月完成首批 80 枚的交付,1986 年 7 月起以月产 166 枚的速度批产,到 1988 年 9 月共交付 5 000 枚,月产量达 210 枚,出厂单价与 1983 年首批生产的导弹单价相比,已下降 80%。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	254	推进剂类型	少烟端羟基聚丁二烯 (HTPB/RDX)
总长	mm	2 120	喷管数量	1

发动机结构



TU-780 发动机结构图

结构组成 TU-780 固体火箭发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 由壳体、绝热层和药柱组成。壳体材料为高强度 D6AC 钢,水压试验证明,壳体设计在结构上承受内压 14.48 MPa,安全系数为 1.25。爆破压力为 22.41 MPa,高出最低要求耐压 18.48 MPa 的 21.2%。壳体与 LAU-118 发射装置相匹配,在后部的流线型尾区附有 4 个气动鳍。绝热层材料为产生低烟的石棉酚醛,前封头绝热层为石棉充填的聚异戊二烯,包含有应力松弛片。

药柱采用 TP-H1159 少烟 HTPB 推进剂配方,固体含量 88%,无铝,AP 颗粒三级配。内孔燃烧型装药,药柱前段为管形,后段为五角星形,以得到助推/巡航两段推力的工作模式。在星形-管形过渡段和接近管形中心处,开有两个控制内孔应变的径向槽。星形中心孔有一定锥度。推进剂药柱与绝热层之间的衬层,采用 UF-2153HTPB 衬层配方。推进剂装药量 127 kg。

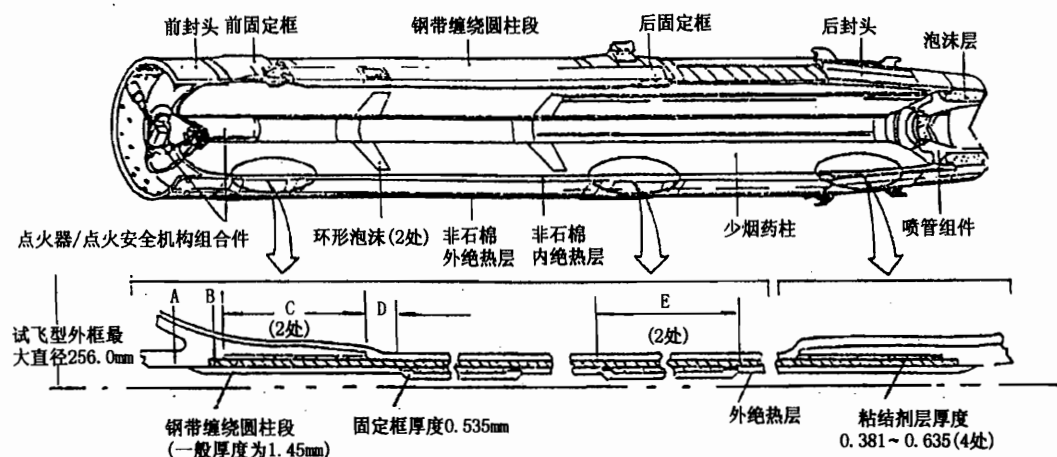
喷管 固定式部分潜入喷管,钢质外壳,用奥特曼(Ortman)销与壳体相接。喷管绝热材料为硅/酚醛,喉衬为热解石墨,出口锥上粘有用聚氨酯泡沫支撑的铝薄片。

点火装置 点火器的点火药为浇铸的少烟 HTPB 推进剂,配方代号 TP-H 1151,无铝,中等燃速。点火器壳体的圆帽有 6 个通道,直接将燃气喷到发动机推进剂表面。

安全保险机构类似于 MK-274 型,是一个用标准的 2623628 保险钏和电启动的机械保险装置,功率 1W,电流 1A,导线连接在导弹电源系统。

改进与发展

为满足海军对钝感弹药低易损性试验要求,美国莫顿·锡奥科尔公司和英国 RO·萨默菲尔德公司合作生产 TU-780 发动机钢带缠绕壳体。中段圆柱段用宽 100 mm、厚 0.254 mm、长 2 200 mm 的钢带呈螺旋状缠绕,前后封头与圆柱段粘接在一起,以替代整体钢结构,内绝热层改为非石棉层。15 台钢带缠绕壳体已于 1990 年进行各种论证试验和飞行试验,包括水压爆破试验,结构试验和气动加热试验,以及钝感弹药的慢速、快速自燃试验,子弹和碎片撞击试验等。壳体在设计温度 102 ℃ 承受了剪切载荷和整体弯曲载荷,但当温度上升到 168 ℃ 时,粘结剂软化,在剪切载荷作用下壳体破坏。根据经气动加热后壳体的表面温度低于 190 ℃ 的要求,壳体外表需采用 1.40 mm 厚的 Fivex 外绝热层。试验证明,钢带缠绕壳体的实际工作能力和性能水平,与整体钢结构壳体基本一致。TU-780 发动机钢带缠绕壳体结构图如下:



TU-780 钢带缠绕壳体结构图

燃烧室结构	A	B	C	D	E
	圆柱段外径 (mm)	封头外径 (mm)	封头粘接长度 (mm)	前封头至前固定框的距离 (mm)	固定框长度 (mm)
试飞型	254	254	60	15.7	177.8
论证型	258	254	80	4.6	177.8

TE-M-707

TE-M-707 固体火箭发动机是美国“捕鲸叉”(Harpoon)舰舰、潜舰导弹的助推发动机,主承包商为美国

锡奥科尔公司。TE-M-707 发动机于 1980 年完成鉴定工作,发动机的海军编号为 642AS 7000。“捕鲸叉”导弹的主发动机为一台特里达因大陆与工程公司制造的 J402-CA-400 单轴涡轮喷气发动机,另外,助推发动机还可选用航空喷气通用公司的 MX(TBD)B446-2 固体火箭发动机。

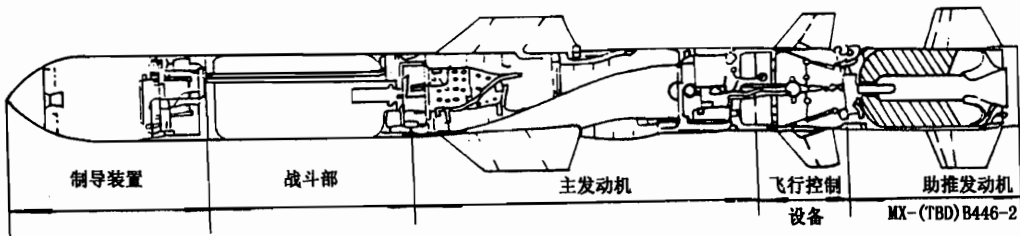
发动机主要性能与结构参数

直径	mm	340	推进剂类型	聚氨酯(PU)
总长	mm	740	喷管数量	1
总冲	kN·s	160		

发动机结构

- 结构组成** TE-M-707 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。
- 燃烧室** TE-M-707 发动机燃烧室壳体材料为经热处理的 AISI 4130 钢,药柱为 C-1 聚氨酯推进剂,装药量 65 kg。
- 喷管** 外壳材料为经热处理的 AISI 4130 钢,绝热材料为玻璃酚醛,喉衬为高密度石墨。
- 点火装置** 1 个筐式点火器及与其相匹配的电动安全保险机构。

MX(TBD)B446-2



MX(TBD)B446-2 发动机在“捕鲸叉”导弹上的部位图

MX(TBD)B446-2 固体火箭发动机是美国“捕鲸叉”(Harpoon)RGM-84A 舰舰导弹和 UGM-84A 潜舰导弹的助推发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司。于 1971 年 6 月开始研制,1974 年 10 月完成技术鉴定飞行试验,1977 年开始装备部队。“捕鲸叉”是第三代反舰导弹,采用涡喷发动机为主发动机,除用 MX(TBD)B446-2 固体助推发动机外,还用锡奥科尔公司生产的 TE-M-707 固体火箭发动机为助推发动机。助推发动机安装在导弹尾部。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	340	推进剂类型	聚氨酯(PU)
总长	mm	610	燃烧室压力	MPa 12.4 ~ 13.0
总质量	kg	119	喷管数量	1
质量比		0.55	喷管扩张比	8

推力(平均) kN 64.7 工作时间 s 2.5

发动机结构

结构组成 MX(TBD)B446-2 发动机由燃烧室、潜入式喷管和点火装置组成。由连接环用个爆炸螺栓串联在主弹体尾端,壳体外装有 4 个与弹翼配置在同一平面内的稳定翼。

燃烧室 MX-(TBD)B446-2 发动机燃烧室的壳体材料为钢;壳体粘结式装药采用聚氨酯推进剂,含铝 6%,高氯酸铵 78.5%,亚铬酸铜 2%,星形内孔燃烧药型,装药量 66 kg。

喷管 潜入式钟形喷管,喉径 56.6 mm,出口直径为 168 mm。

ASROC-1^{*}

“阿斯洛克-1^{*}”固体火箭发动机是美国“阿斯洛克”(ASROC)RUR-5A 舰潜导弹的助推发动机。主承包商为美国海军推进剂工厂。“阿斯洛克”导弹实际上是一种火箭助推式鱼雷和火箭的助推带核深水炸弹。1955 年开始研制,1961 年装备部队,至 80 年代中,产量超过 20 000 枚,成为世界装备最广泛的反潜导弹。

“阿斯洛克-1^{*}”助推发动机能将鱼雷推至 14.8 km 处,然后助推器脱落,鱼雷入水攻击目标。助推器也可在飞行 1.6 km 处脱落,飞行高度最高为 2 600 m。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	325	推力(平均)	kN	53.44
总长	mm	1 480	工作时间	s	3.7
总质量	kg	172	喷管数量		12

发动机结构

“阿斯洛克-1^{*}”发动机燃烧室内装填挤压成形的药柱,燃烧室后端有一喷管板,12 个喷管像法兰盘的螺孔一样直接开在喷管板上。发动机头部有一个大孔,当发动机与弹体构架分离时才打开,以产生反向推力。点火导线从头部进入燃烧室。

ER ASROC-1^{*}

“增程阿斯洛克-1^{*}”固体火箭发动机是美国“增程阿斯洛克”(ER ASROC)舰潜导弹助推发动机。发动机随“增程阿斯洛克”导弹由美国政府 1984 年拨款研制,垂直发射,新研制的带推力矢量控制的固体火箭发动机,采用含铝和高氯酸铵的聚丁二烯推进剂,固定潜入式喷管,燃气温度 3 205 ℃。

发动机主要性能与结构参数

直 径 mm 325 喷管扩张比 8.6

推力(平均)	kN	67.56	喷管数量	1
推进剂类型		聚丁二烯	工作时间	s 9
燃烧室压力	MPa	93	推力矢量控制	二次喷射

TE-260 G

TE-260 G 固体火箭发动机是美国“萨布洛克”(SUBROC)UUM-44 A 潜潜导弹的发动机。主承包商为美国锡奥科尔公司。“萨布洛克”导弹由美国海军军械实验室主管,于 1958 年开始研制,1964 年定型,1965 年装备服役。1964 年~1968 年和 1972 年~1974 年先后两次组织生产,共生产 400 余枚,装备潜艇 73 艘,从 1983 年起开始部分退役。

TE-260 G 发动机适于水下点火,在水和空气两种介质中均能正常工作。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	533	推进剂类型	聚氨酯(PU)
总 长	mm	3 480	喷管数量	4
总 质 量	kg	1 372.5	推力矢量控制	燃气舵

发动机结构

结构组成 TE-260 G 固体发动机由燃烧室、点火装置、4 个尾喷管及管盖、反向推力及推力矢量控制系统组成。

燃烧室 头部开有反向推力排气口,下底开有通向液压室的孔口,沿壳体内壁全长有 6 根电缆管道,用于把制导信号输送给后面的矢量控制系统。

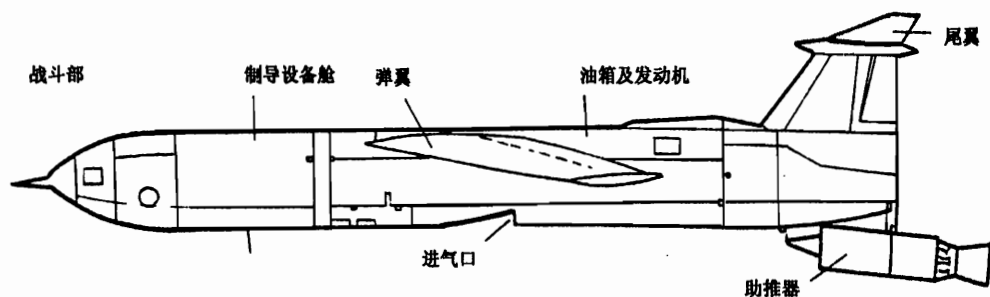
推进剂 为含铝聚氨酯型,有较高的比冲 $2\,393\text{ m/s} \sim 2\,432\text{ m/s}$ 和较低的燃速。壳体粘结式装药,星形药柱,内孔燃烧。

反向推力装置 反向推力装置安装在发动机上底板上部,由压力腔、活塞、活塞缸及爆炸螺栓构成。当爆炸螺栓爆炸时,使活塞缸与燃烧室相连通,活塞在燃烧室压力作用下移动,使压力腔与燃烧室相连通,压力腔的压力迅速上升。当压力达到某预定值时,便使 30 个反向推力的喷管堵塞盖同时抛掉,大量燃气从 30 个喷管中排出,产生 1.5 倍于正向推力的反向推力。

推力矢量控制装置 采用燃气舵推力矢量控制装置,每个喷管装有一套这样的装置。由液压作动系统操纵燃气舵用发动机底部排出燃气对液压油箱增压,根据惯导系统提供的指令信息,液压作动机构操纵燃气舵运动,从而改变推力方向。从发动机水下点火到空中推力终止的整个有动力飞行阶段的推力矢量,均由推力矢量控制系统控制。

斗牛士-1* (Matador-1*)

“斗牛士-1*” (Matador-1*) 固体火箭发动机是美国“斗牛士”(Matador)TM-61A/C 地地战术巡航导弹助推发动机,主承包商为美国锡奥科尔公司。“斗牛士-1*”发动机随导弹于 1946 年开始研制,先后设计了 TM-61A, B, C 三个型号,1954 年装备部队两个型号,1957 年用改进的 TM-61C 取代 TM-61A,1957 年开始



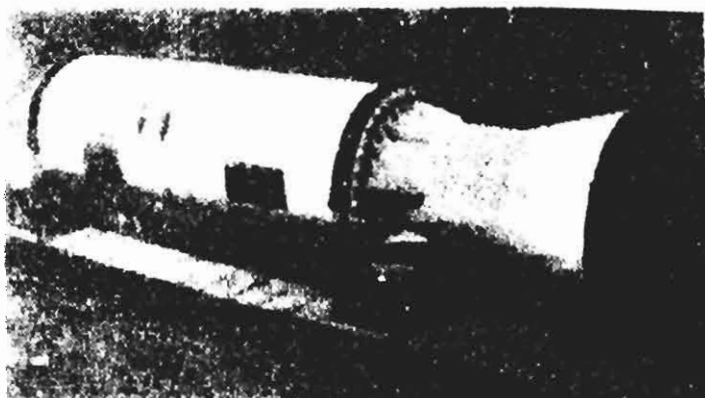
“斗牛士-1*”助推发动机在弹上的部位图

退役。“斗牛士”导弹采用一台 J33-A-37 涡轮喷气发动机为主发动机,助推发动机装在弹身后端下部,借助三个叉形连接件用螺栓固定在弹体上。助推发动机在药柱燃尽后,借助压缩空气的作用脱落。

发动机主要性能与结构参数

推力	kN	231.39	推进剂类型	聚硫橡胶(PS)
工作时间	s	2	喷管数量	1

TU-223



TU-223 发动机

TU-223 固体火箭发动机是美国“马斯”(Mace)TM-76 战术地地巡航导弹的助推发动机,军方编号 M16E3。主承包商为美国锡奥科尔公司。装 TU-223 发动机的“马斯”导弹由马丁公司于 1954 年“斗牛士”导弹基础上进行研制的,1957 年冬开始生产,1958 年夏装备部队。1959 年 5 月装备美驻联邦德国空军,取代“斗牛士 C”,1960 年 5 月在冲绳建立马斯导弹基地,60 年代末退役。“马斯”导弹的主发动机为一台 J33-A-41 涡轮喷气发动机,装在弹体内。TU-223 固体助推发动机则装在导弹体外后下方。助推发动机工作结束后即脱落。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	610	工作时间	s	2.5
-----	----	-----	------	---	-----

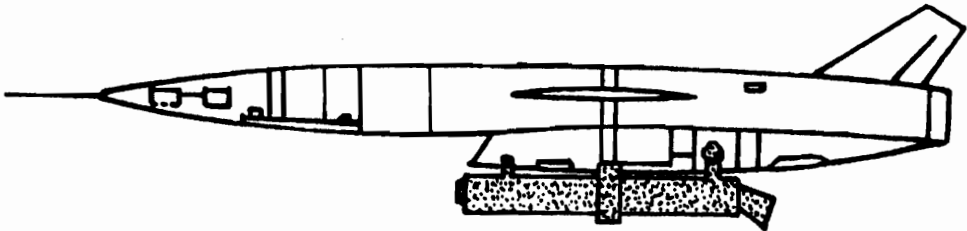
总 长	mm	3 040	推进剂类型	聚硫橡胶(PS)
总 质 量	kg	1 318	喷管数量	1
推 力	kN	445.7		

FTV-8

FTV-8 固体火箭发动机是美国“天狮星 I”(Regulus I)SSM-N-8 潜(舰)地亚声速巡航导弹的助推发动机。主承包商为航空喷气通用公司。“天狮星 I”导弹于 1947 年研制,1952 年生产,1955 年装备舰队,1960 年停产,共生产 200 枚,1964 年全部退役。“天狮星 I”导弹的主发动机为一台 J33-A-18A 涡轮喷气发动机,两台 FTV-8 助推器位于弹身两侧。

FTV-8 发动机总质量 593.5 kg,工作时间为 2 s,产生 44.6 kN 的推力。

天狮星 2-1* (Regulus2-1*)



“天狮星 2-1*”发动机在“天狮星 2”导弹上的部位图

“天狮星 2-1*”固体火箭发动机是美国“天狮星 2”(Regulus 2)SSM-N-9 超声速潜(舰)对地巡航导弹的助推发动机,主承包商为美国航空喷气通用公司。“天狮星 2”导弹 1954 年开始设计,1956 年第一次飞行试验,1957 年第一次水面发射试验,因技术水平所限未进行水下发射。1958 年撤消发展计划,导弹改作靶机。“天狮星 2”导弹的主发动机为通用电气公司的 J79-GE-3A 高空超音速涡轮喷气发动机,一台助推器紧贴在进气口下部,喷管向下倾斜。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	500	推力(平均)	kN	511.7
总长	mm	6 100	工作时间	s	4
总 质 量	kg	~ 2 000	喷管数量		1

MK 106 Mod 0

MK 106 Mod 0 固体火箭发动机是美国“战斧”(Tomahawk)BGM-109A,B,C,G 陆基、海基巡航导弹的助推发动机。由美国大西洋研究公司和 TRW 系统公司承包研制。大西洋研究公司负责发动机壳体、推进

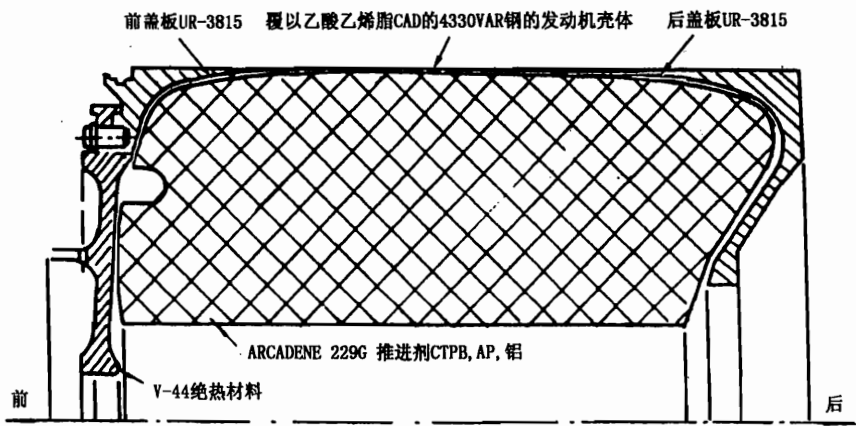
剂药柱以及点火装置的研制。而 TRW 系统公司则负责解决整个喷管和推力矢量控制系统的问题。研制工作从 1975 年正式开始,同年 11 月 21 日,在美国加利福尼亚海军水下中心圣克里门蒂岛的设备中进行了首次水下静态点火试验。研制阶段共完成了 39 次试验,包括在 1978 年 8、9 月间的三次不同深度的水下点火试验和 9 次“战斧”巡航导弹的真实鱼雷管发射试验,从而完成了助推发动机及其燃气舵推力矢量控制系统的水下鉴定试验,1980 年研制成功,随后装备部队。在中东“沙漠风暴”战斗中,装有 MK106 固体火箭助推发动机的“战斧”巡航导弹发射 291 枚,仅一枚因固体助推发动机原因而失败。

MK106 研制中的一个重要课题是发动机水下工作阶段的推力矢量控制,4 个液压操纵燃气舵的固定喷管结构研制风险最小而被选中,推力矢量控制能力为 $\pm 10^\circ$,MK106 助推发动机的其他特点是:长度短,使用温度范围为 $-29^\circ\text{C} \sim 49^\circ\text{C}$,喷管扩张比小,推力分布曲线在导弹出水时推力呈最大值等。为了满足面基(舰上或陆上)发射时的更大冲量要求,满足海军对提高性能和降低成本的要求,在 MK106 Mod 0 服役后,即一方面改进 MK106 Mod 0 以使部分性能指标超过最初的设计要求,另一方面部署了新型号的研制。MK106 Mod 0 发动机的另一个供应商为美国联合技术中心化学系统分部。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	517	燃烧室压力(最大)	MPa	13.7
总 长	mm	599	燃烧室压力(平均)	MPa	11.8
总 质 量	kg	157.7	工作时间	s	11 ~ 13
质 量 比		0.87	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力	kN	31.1	喷管数量		1
比 冲(理论)	m/s	2 347	喷管膨胀比		4.5
总 冲(海平面)	kN·s	322.5			

发动机结构



MK 106 助推发动机结构图

结构组成 MK106 Mod 0 固体火箭发动机由燃烧室、点火装置、喷管和推力矢量控制装置组成。

燃烧室 壳体筒段和前封头都是由改良的 4 330 V 真空炉熔炼的钢制造的。前封头用 30 个螺栓固定,可拆卸,上面有一个凸缘把推力传给主发动机的出口锥管。燃烧室药柱前后有应力释放装置,有水下工作阶段保护推力矢量控制系统的铝质后盖板。壳体与前封头的绝热材料均为 UR-3 815,含 13%的短切石棉纤维,基体为由过氧化物固化的 Buna-N 橡胶,拉伸强度 3.1 MPa,延伸率 248%,密度 1.14 g/cm³。

药柱 采用大西洋研究公司研制的代号为 ARCADENE 228G 的含铝丁羧推进剂,配方组成为:高氯酸铵 68.5%,铝粉 17.5%, Fe_2O_3 1%~2% 其余为丁羧胶粘合剂系统。21℃、6.86 MPa 下推进剂的燃速为 11.6 mm/s。药型为前表面有一个径向槽的圆孔内面燃烧型,装药量 137.4 kg。装药设计中,在药柱前端加有推力抑制剂,使在前 4 s 内推力缓慢增加。

喷管 钢质外壳,接触火焰面的烧蚀材为 G90 石墨,喉衬为热解石墨,喷管外壳同导热性高的石墨材料之间采用硅氧酚醛树脂织物隔热。

推力矢量控制系统 4 个钨渗银燃气舵,以 90°的间隔放在喷管出口周围,插入排气火舌中,达到推力矢量控制。由 4 个小型推-拉式的线性液压作动器和两个伺服活门来控制。伺服活门使用 20.7 MPa 的液压流体,由自备的 41.4 MPa 冷气蓄压器提供。矢量控制能力为 $\pm 10^\circ$,舵片离喷管出口边缘约 2.54 mm,每偏转 1°的推力损失约 1.3%,利用钨渗银刮气环保持燃气舵和喷管出口平面之间的精确开度,控制矢量偏转造成的推力损失。在刮气环的底下放置一个隔热衬垫,以防传入喷管外壳中的热量过多。

每个燃气舵由一个整体式的 17-4 不锈钢轴和叶片支撑结构组成,由它们提供舵的主要负荷的传递和反作用力。钢轴的上部用一个套在硅氧酚醛树脂环上的钽环来保护。除叶片的支撑结构用 ZrO_2 涂层外,耐熔的面板和叶片的支撑结构之间,有碳织物酚醛树脂隔热层,用来防止轴和支撑结构过热。为了隔热和保护,在整体式叶片支撑结构上复盖了一层室温硫化胶。

改进与发展

为提高 MK 106 Mod 0 助推发动机的性能,降低成本,80 年代初,由锡奥科尔公司研制巡航导弹先进助推发动机,即 TU-915 验证机;由大西洋研究公司研制 MK 111 Mod 0 助推发动机;由联合技术公司公学系统分部研制 EX 111 Mod 0 助推发动机。这些发动机的装药都改用含铝丁羧推进剂,矢量控制系统用冷球窝喷管代替燃气舵。最终所有“战斧”潜射型和舰射型都将装用 MK 111 Mod 0 助推发动机。

TU-915

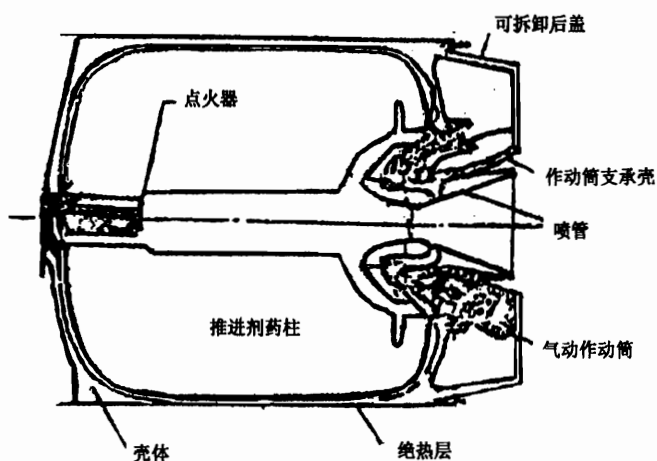
TU-915 固体火箭发动机是美国巡航导弹的先进助推发动机 (Advanced Boost Motor for Cruise Missile),由美国锡奥科尔公司研制,是为实现美国海军对未来水下或面基巡航导弹助推器提出的性能指标和成本目标的验证发动机。1980 年 MK 106 Mod 0 固体火箭助推发动机研制成功后,美国海军联合巡航导弹计划处提出研制总冲增大 15%~20% 的新型助推发动机,要求在 MK 106 Mod 0 发动机尺寸线范围内获得更高的性能外,还要大幅度降低成本。1981 年 1 月,莫顿·锡奥科尔公司正式开始研制,同年 7 月 30 日推力矢量控制系统各部件冷试和 TU-915 验证发动机,探索性研制计划的全部目标已达到,研制工作告一段落。TU-915 发动机改用了丁羧推进剂 (HTPB),用球窝可动喷管代替固定喷管/燃气舵推力矢量控制系统,用气动动作系统代替了液压系统。试验结果表明:在 MK 106 助推发动机轮廓线范围内的总冲至少可增大 15.5%;不需要可拆卸前封头也能满足弹道设计要求;采用球窝可动喷管风险小,成本低,体积最小,可代替固定喷管。采用两个成本低,工作可靠的气动作动筒取代昂贵的液压系统,可满足力矩和频率响应要求。发动机后盖既可保护推力矢量控制系统又不影响喷管作全轴摆动。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	511	燃烧室压力(平均)	MPa	12.5 ^c
-----	----	-----	-----------	-----	-------------------

总长	mm	683	燃烧室压力(最大)	MPa	17.83
比冲(理论)	m/s	2 433	推进剂类型		端羟基聚丁二烯(HTPB)
推力(平均)	kN	27.22	喷管数量		1
总冲	kN·s	372.5	喷管扩张比		15.28
工作时间	s	13.7			

发动机结构



TU-915 发动机结构

结构组成 TU-915 验证发动机由燃烧室、点火装置、可动喷管和气动动作系统组成。

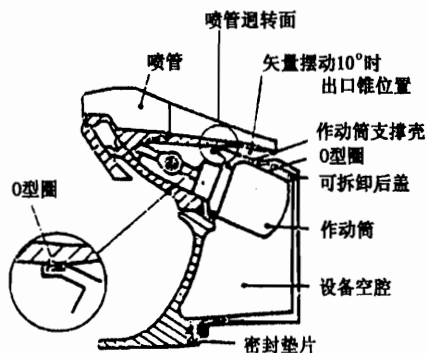
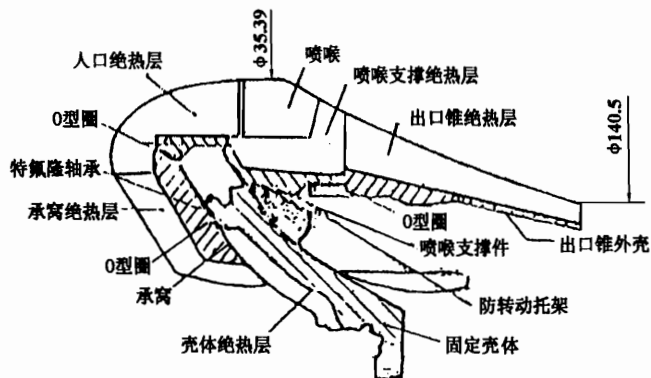
燃烧室 TU-915 发动机燃烧室由壳体、绝热层和药柱组成。燃烧室壳体材料为 AISI 4130 钢, 热处理后强度为 1 241 MPa。壳体设计中采用了整体式前封头结构, 以取代 MK106 中的可拆卸式前封头, 不但减轻了壳体的质量, 降低了壳体成本, 而且增加了头部装药容积。壳体后极孔配上中度潜入球窝喷管, 使壳体容积最大可达 0.0945 m^3 。整个前封头和部分后封头有应力释放罩。壳体长 584 mm, 为提高壳体设

计强度的安全裕度而增厚了壳体筒段和封头。绝热材料为 EPDM-053A 三元乙丙橡胶, 充填碳纤维。衬层配方为 UF-2186。

贴壁浇铸式药柱采用 TP-H1210 丁羟推进剂配方, 固体含量 90%, 圆管型药柱后端有一翼槽, 以得到逐渐倾斜的推力曲线, 使导弹出水时的推力接近最大值。总装药量 153.5 kg。

点火装置 烟火剂点火器,钢外壳,有绝热层。点火药为 BKNO_3 药丸,粒度 2 A,装药量 30 g。点火延迟 0.020 s,点火间隔 0.058 s。

喷管 TU-915 潜入球窝可动喷管结构包括 6 个组件:喷管出口锥、喉衬、喉部入口段、绝热轴承套、绝热固定体和防转动托架。这些部件预定在发动机工作循环内作共计 $200(^{\circ})$ 矢量摆动,喷管设计全轴摆角为 $10.5(^{\circ})$,摆动速率为 $120(^{\circ})/\text{s}$ (行程 10%~90%)。

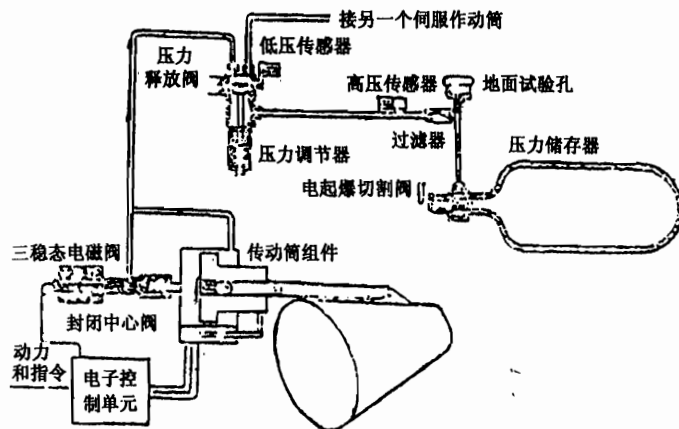


TU-915 球窝喷嘴与后端结构图

球窝喷管选用特氟隆(Teflon, 聚四氟乙烯)润滑轴承, 4130 钢出口锥外壳、固定槽、套、喉部支撑件均用 4340 钢材料, 喉衬材料为 ATJS 石墨, 绝热材料为碳布/酚醛。喉径为 35.39 mm, 出口锥直径 140.5 mm, 喉衬平均烧蚀率 0.47 mm/s。

发动机的可拆后盖是水下发射固体助推器的防护装置。可拆卸后盖与作动筒支承壳间用 O 型圈密封, 壳体/后盖界面用垫圈密封, 后盖用一圈内六角螺栓与发动机连接。

气动动作系统 两套气动动作系统装在发动机后设备腔内, 电起爆器引爆打开高压氮源, 经压力调节器调压后通过歧管安全释放阀送向两组作动筒。用螺线管控制三稳态电磁阀调节活塞组件两侧压力, 驱动活塞伸缩。通过一个牵引杆将活塞的线性伸缩变成转动, 将喷管置于所需位置。该位置由电子控制单元控制。气动动作系统的设计参数为: 活塞直径最小 50.8 mm, 杆臂长 83.8 mm(零位时), 供气压力 9.65 MPa, 工作气体氮。



TU-915 气动动作系统示意图

改进与发展

TU-915 验证助推发动机比 MK 106 Mod 0 发动机的性能提高 15%, 总生产成本降低 20%。研制试验结果验证了螺线管功率要求, 校核了最大作动力矩。热试车表明, 今后可减薄喷管固定体外壳绝热层和入口头帽绝热层厚度, 可稍稍减小喷管作动系统的径向轮廓尺寸。在此基础上, “战斧” 导弹新的助推发动机 MK111 开始研制, 至 1987 年具备初始作战能力。

MK 111

MK111 固体火箭发动机是美国海基“战斧”(Tomahawk) 巡航导弹 BGM-109A, B, C 提高性能的新一代助推发动机, 由美国联合技术公司化学系统分部和大西洋研究公司研制。MK111 发动机于 1987 年通过鉴定, 即具备初始作战能力。由于增大了推力, 它能使潜射导弹具有面射导弹同样的射程 1127 km。美国海军提出, 用这种新型助推发动机改装 20% 的“战斧” 潜射导弹。最终所有“战斧” 潜射型和舰射型号导弹都将装用 MK 111 Mod 0 助推发动机。

MK 111 Mod 0 发动机的基本结构和性能与 MK 106 Mod 0 发动机相同, 推进剂改用含铝丁羟推进剂, 推力矢量控制系统改用冷球窝可动喷管和一个液压驱动作动器。化学系统分部研制时的代号则为 EX111。

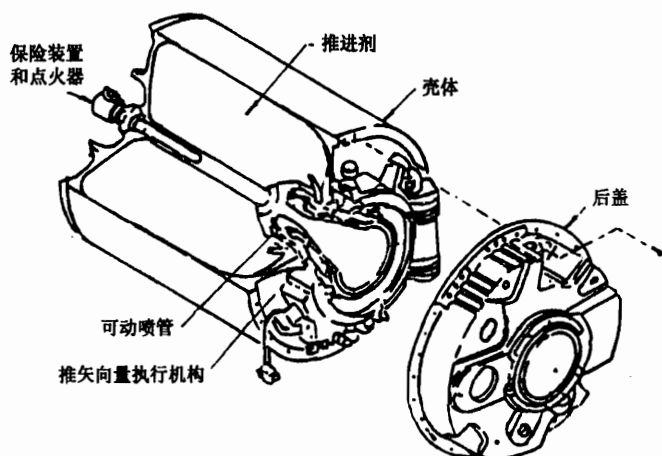
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	约 510	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)
总 长	mm	约 660	喷管数量	1
推 力	kN	32.62	喷管膨胀比	8
工作时间	s	13 ~ 18		

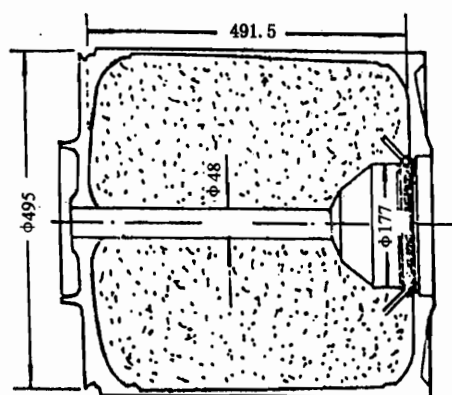
发动机结构

结构组成 MK 111 发动机由燃烧室、点火装置、可动喷管、推力矢量作动装置和后盖组成。

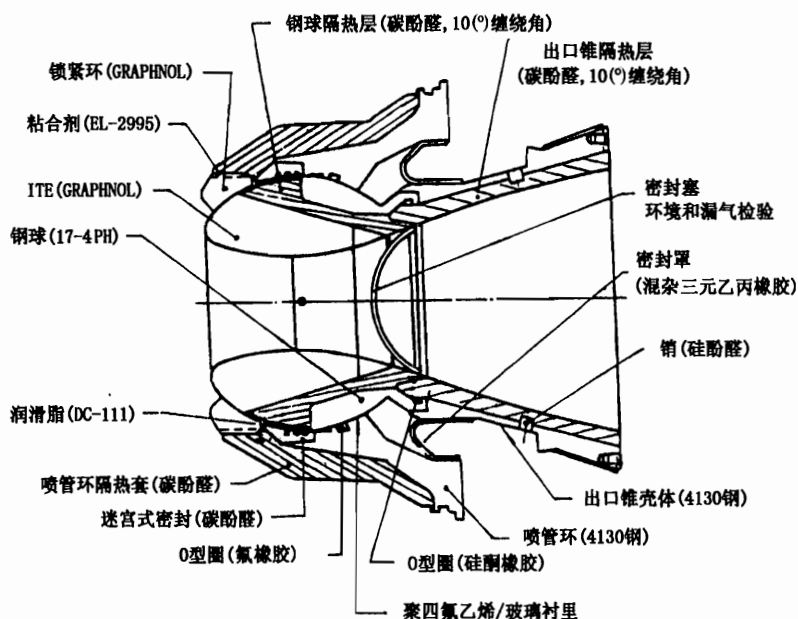
燃烧室 MK 111 发动机燃烧室由壳体、绝热层和推进剂药柱等组成。药柱采用联合技术公司化学系统分部的含铝丁羟推进剂,内圆孔装药,内径 48 mm,后段为大圆孔翼槽型,内径 177 mm,药柱长 491.5 mm,外径 495 mm,装药量 157.5 kg。



MK 111 固体火箭助推发动机结构示意图



MK 111 发动机药型



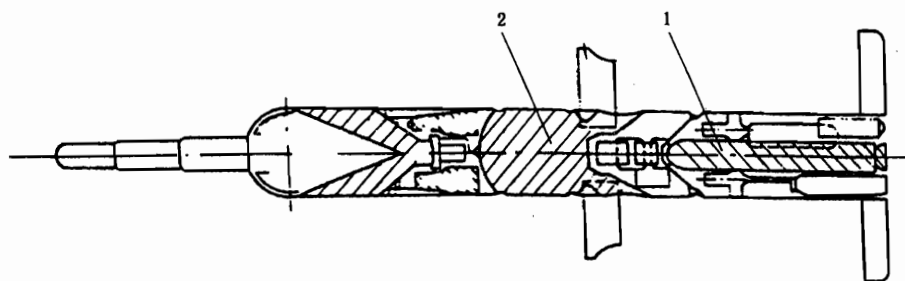
MK111 发动机喷管

喷管 MK111 发动机喷管为冷球窝可动型,由液压驱动的推-拉矢量作动器提供 10° 的全向推力矢量控制。壳体材料为钢,整体式喉部入口段(TTE)和锁定环均采用 4-D 碳/碳材料,出口锥和钢球绝热层为碳酚醛材料, 30° 缠绕角。喷管喉径为 43.4 mm。

为了降低现有喷管的成本,大西洋研究公司(ARC)与 TRW 研制和鉴定了一个新的喷管组件。新设计选用 Graphnol N3M 高性能石墨代替 4-D 碳/碳。为了增强设计的总体完整性,绝热钢球重新成形,以适应在 ITE 上平直的支承面;ITE 粘结在钢球上,出口锥和钢球的绝热层改用 10° 缠绕角;重组了 ITE/出口

锥的连接,所有碳酚醛绝热层都进行后固化,为平衡石墨较大的热膨胀,增大了间隙;锁定环采用了 J-型螺纹;ITE 采用了两块式结构;球窝的缝隙用高稠度硅酯 DC-111 作填料,以克服钢球面的热损伤。ARC/TRW 生产的 MK-111 发动机,已全部改用 Graphnol 喷管组件。喉部的平均烧蚀率,4-D 碳/碳材料为 0.314 mm/s,Graphnol 石墨为 0.283 mm/s,大约降低 8.4%。

陶-1* (Tow-1*)XM-114



“陶-1*”发动机在弹上的部位图

1—起飞发动机 2—续航发动机

“陶-1*”固体火箭发动机是美国“陶”(TOW)BGM-71 反坦克导弹的起飞发动机,主承包商为美国休斯飞机公司(Hughes Aircraft Co)。“陶”导弹发动机是美国研制的陆军步兵使用的第二代重型反坦克导弹动力装置,它由两台独立的固体火箭发动机组成,即由位于弹体后舱的起飞发动机(又称发射发动机)和位于弹体中部的续航发动机(又称飞行发动机)组成,属于双室双推力固体火箭发动机。“陶”导弹起飞发动机于 1962 年开始研制,1970 年随导弹定型,1971 年正式服役装备部队。

发动机主要性能与结构参数

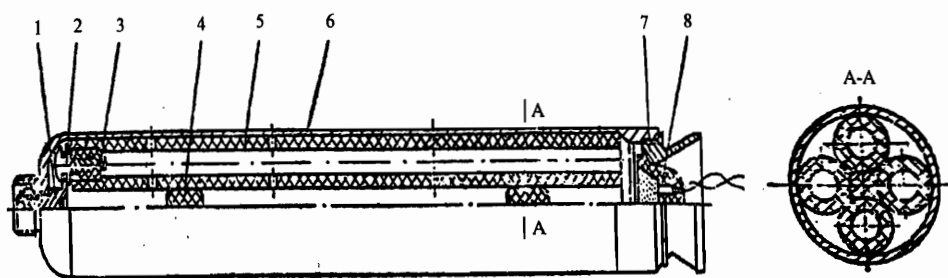
直径	mm	53	比冲	m/s	2 156
总长	mm	432	燃烧时间	ms	37
总质量	kg	1.753	工作时间	ms	44
质量比		0.31	推进剂类型		螺压双基
推力(最大, +20℃)	kN	34.540	喷管数量		1
推力(平均, +20℃)	kN	26.646	喷管喉径	mm	26
燃烧室压力(最大)	MPa	47.07	使用温度范围(极限)	℃	-59 ~ +68
燃烧室压力(平均)	MPa	38.15	使用温度范围(工作)	℃	-32 ~ +52
总冲	N·s	1 167			

发动机结构

结构组成 “陶”导弹起飞发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料为 18Ni 300 高强度马氏体时效钢,将锻模铸造的预成形件经一次旋压后机械加工成形,加工完后进行时效处理,燃烧室壳体内径 49.5 mm。

药柱为 4 根外径 19.5 mm、内径 9 mm、长度 348 mm 的管形药柱,每根药柱上开有 3 对直径为 3.8 mm



“陶”导弹起飞发动机结构图

1—挂药板 2—挂药销钉 3—固药柱 4—胀块 5—药柱 6—燃烧室壳体 7—喷管 8—点火装置

的径向孔,通过固药柱将 4 根药柱固定在燃烧室前端的挂药板上,药柱之间有两个硅橡胶制成的胀块,起固定药柱作用,并能自动适应药柱尺寸的变化。推进剂牌号 M7,药柱质量 0.545 kg。

固药柱由铝制挂药销钉和外加塑料套管组成。药柱内表面加工成锥孔,在锥面上涂有乙基纤维素溶液,然后与表面涂有 EL6A 溶剂的固药柱套管相粘结。将挂药后的销钉的另一端插入挂药板的开口槽内,再将挂药板固定在燃烧室的前端。

喷管 喷管为普通的锥形喷管结构,扩张角 52° 。用 AI MAR 362 不锈钢制成。扩张段出口端面有工艺槽,为拧紧喷管之用。

点火装置 点火装置由壳体、两个电阻为 $0.15\ \Omega$ 的电发火管和 2 号黑火药组成,点火装置安装在喷管收缩段及喷喉处,兼起喷管堵盖作用,其点火延迟时间为 79 ms。

工作原理 当点火装置内的电发火管接到点火信号后,发火引燃黑火药,由黑火药产生的点火燃气迅速包围 4 根管形主药柱而点燃全部药柱表面,建立起的燃烧室压力冲开喷喉堵盖,高速燃气流排出喷管形成起飞推力。起飞发动机形状细长,其薄肉厚大燃面的药柱所产生的短时大推力可赋予导弹 65 m/s 的飞离发射管的出口速度。

改进与发展

“陶”导弹(又称“标准陶”或“原型陶”)为了提高破甲威力和增大射程,美国休斯飞机公司自 1978 年开始即着手改进“陶”导弹。第一步先将“标准陶”改成“陶 1”(又称“改陶”),主要改造战斗部。第二步再研制“陶 2”、“陶 2”采用了比“标准陶”性能先进的推进剂,1983 年后主要生产“陶 2”,并进一步研制“陶 3”。今后,“标准陶”和“陶 1”有可能被研制中的 AMS-H 和 KEM/LOSAT 系统所代替。

陶-2* (Tow-2*)

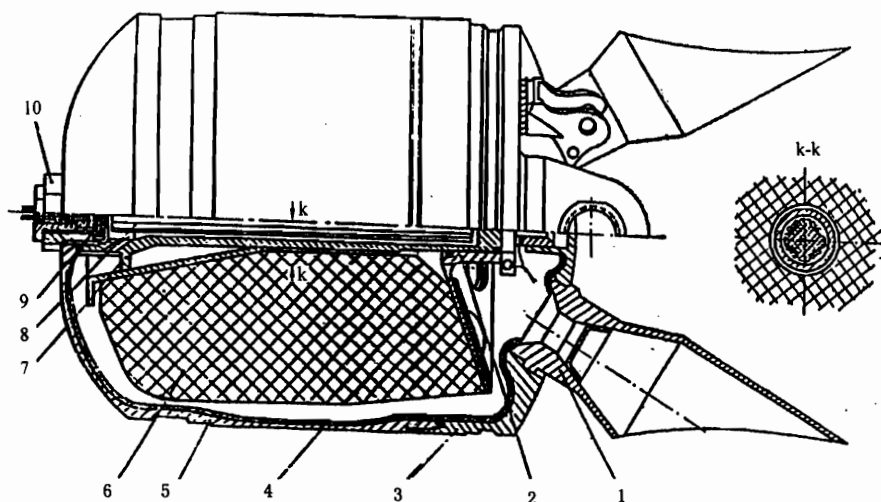
“陶-2*”固体火箭发动机是美国“陶”(TOW)BGM-71 反坦克导弹的续航发动机(又称飞行发动机)。主承包商为美国休斯飞机公司。它是美国研制的陆军步兵使用的第二代重型反坦克导弹的续航动力装置,该发动机于 1962 年开始研制,1970 年随导弹定型,1971 年正式服役装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	148.2	比 冲	m/s	2 058
-----	----	-------	-----	-----	-------

总 长	mm	301	燃烧时间	s	1.3
总 质 量	kg	5.747	工作时间	s	1.6
质 量 比		0.45	推进剂类型		平台浇铸双基
推力(最大, +20℃)	kN	5.286	喷管数量		2
推力(平均, +20℃)	kN	2.736	喷管喉径	mm	14.2
燃烧室压力(最大)	MPa	13.59	使用温度范围(极限)	℃	-59 ~ +68
燃烧室压力(平均)	MPa	8.73	使用温度范围(工作)	℃	-32 ~ +52
总 冲	N·s	4 649			

发动机结构



“陶-2*”续航发动机结构图

- 1—喷管组件 2—挡药板 3—喷管座 4—隔热衬层 5—燃烧室壳体 6—主药柱
7—点火管 8—十字形药柱 9—引燃药盒 10—发火器

结构组成 “陶”导弹续航发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体材料为 4130 铬钼合金钢,形状为一端开口,一端呈椭球形的薄壁圆筒,壳体内径 145.9 mm。壳体内壁有 0.8 mm 厚的隔热片,其成份为热固性酚醛树脂,混石棉和硅酸。

主药柱系单根药柱自由装填,主药柱质量 2.585 kg。药柱套在点火管上,药柱前后锥面分别与点火管和挡药板的锥面相配合,前锥面半角为 11°,后锥面半角为 70°,燃面变化规律呈减面性,主药柱推进剂的组份为:硝化棉 50.28%,硝化甘油 34.50%,二硝基二苯胺 2.72%,二醋酸甘油酯 8.30%,2,4 二羟基苯甲酸铅 3.50%。

挡药板材料为 17-4-PH 不锈钢,呈锥形多孔盘状,套在点火管上,与主药柱后端锥面配合,挡药板兼起固定主装药和阻燃作用,挡药板上有 8 个直径为 20.9 mm 的大孔和 8 个直径为 5.8 mm 的小孔,起燃气流流通和调整燃面之用。挡药板背面还贴有 0.8 mm 的隔热片。

喷管 喷管组件由喷管座、隔热片、喷管和喷管堵盖组成。喷管座及其隔热片的材料与壳体的相同,两个扩张角为 40°的锥形喷管对称安装在喷管座上,喷管轴与弹轴夹角 30°,喷管材料为 AISI-12-L-14 低碳钢,采用先压入后翻口的安装工艺。喷管的扩张段后部有一个半弧形挡焰罩,将发动机喷燃导流出弹体外。

点火装置 点火装置由发火器、引燃药盒、十字形点火药柱及点火管等组成。发火管由壳体、盖片和

并联的两个电阻为 $0.26\ \Omega \sim 0.28\ \Omega$ 的电点火头组成。发火器固定在点火管的前端。引燃药盒由盒体、盖片和引燃药组成。引燃药组份为高氯酸钾和二硫化锑。盒体材料为 17-4-PH 不锈钢。十字形点火药柱是点燃主装药的主要点火能源,其最大外径 12.9 mm,药柱长度 133.5 mm,药柱质量 20.8 g,药绳是一条长 1 700 mm 涂有黑火药粉末的白丝线,以十字交叉形式缠在药柱上。点火管的材料也是 17-4-PH 不锈钢,它兼起主药柱的定位和固定装置以及主药柱的阻燃装置。点火管由锥形段和直管段两部分分别加工后用真空电子束焊成一体。在其前部有 4 个直径为 3.5 mm 与轴线成 $30(^{\circ})52(^{\circ})$ 的斜孔。点火延迟时间为 160 ms。

十字形药柱推进剂组份为:硝化棉 47.8%,硝化甘油 42.3%,二硝基二苯胺 3.5%,催化剂(2,4 二羟基苯甲酸或水杨酸的铝、铜化合物)5.9%。

工作原理 发火器接受点火指令后发火,通过引燃药盒将发火器发生的火焰进一步强化以引燃药绳和十字形药柱、十字形药柱产生的点火燃气通过点火管前部的 4 个斜孔从主药柱外侧的头部流向尾部,从而有效点燃主药柱。主药柱产生的工作燃气通过两个对称斜置喷管排出弹体外,产生合成的轴向续航推力。由于点火延迟时间的作用,使续航发动机在导弹飞离发射管口 7 m~10 m 后才开始工作,在其工作结束时,赋予导弹 299 m/s 的最大飞行速度。

改进与发展

“陶 2”在“标准陶”发动机的基础上,其续航发动机改用了与壳体粘结的交联改性双基推进剂(XLDB),总质量增加了 0.567 kg,总冲比“标准陶”增加了约 30%。

龙*(Dragon*)

“龙*”固体火箭发动机是美国“龙”(Dragon)FGM-77A 反坦克导弹发动机。主承包商为美国麦克唐纳·道格拉斯公司(McDonnell Douglas Corp)。“龙”导弹发动机是美国研制的陆军兵组携带、地面发射的第二代轻型反坦克导弹用的动力装置,属于多台单室脉冲推力固体火箭发动机组,兼起飞行动力和控制动力的功能。“龙”导弹发动机于 1964 年开始研制,1972 年开始生产,1974 年随导弹定型并装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	25.4	推进剂类型	双基
推力冲量	N·s	331	喷管数量	1
燃烧时间	ms	18		

发动机结构

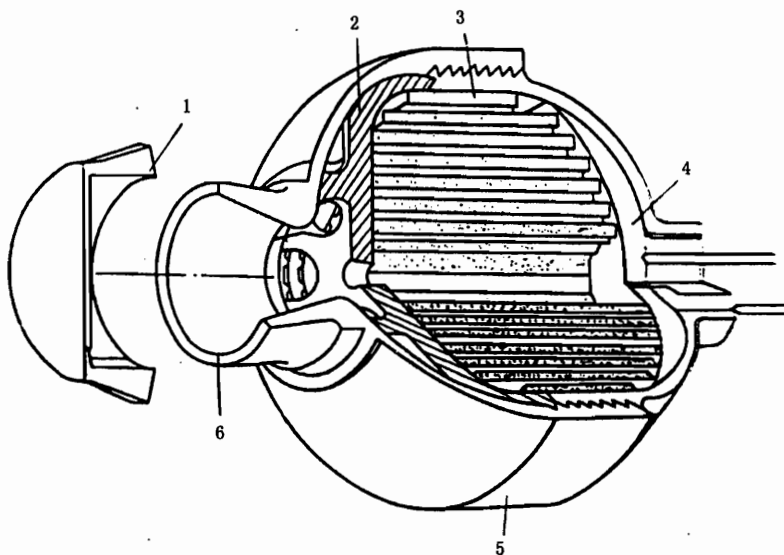
结构组成 “龙”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体用铝材制成,近似球形。推进剂是牌号为 HEN-12 的负压力指数平台双基推进剂,推进剂质量 0.161 kg,发动机采用大燃面 7 层卷状药柱,用定位挡药板将药柱固定住,能在极短时间内产生较大推力。

喷管 喷管为普通锥形喷管,扩张比不大,喷管盖除了起到将发动机固接到导弹中部壳体上的功能外,还起到建立必要的点火压力,保证点火可靠的功能。

点火装置 点火装置由电点火头和点火药等组成,位于发动机的前端,要求点火延迟小,以便足够快地点燃卷状药柱。

工作原理 60 台发动机沿导弹周向分成 12 列均匀排列在导弹中部,每列相隔 60° 布置,发动机轴线相对于弹轴斜置一个角度。发动机成对工作,它们既是主动力装置,又是控制动力装置。若导弹飞行未偏离瞄准线,则成对小发动机每隔 400 ms 便自动点燃以补偿重力的影响;若导弹飞行偏离了瞄准线,则弹上计算机按照陀螺仪提供的信号,经处理后令处于适当位置上的某一对小发动机适时点火,以



“龙”导弹发动机结构图

1—喷管安全罩 2—挡药板 3—7 层卷状药柱 4—点火药 5—燃烧室壳体
6—喷管

产生纠偏控制力和补偿重力。由于成对工作的小发动机等距布置在导弹质心的前一后,它们同时点燃将提高导弹横向纠偏的响应和提高导弹飞行的平稳性。每枚导弹共有 6 块点火控制线路板,每块线路板能依次点燃 5 对发动机。

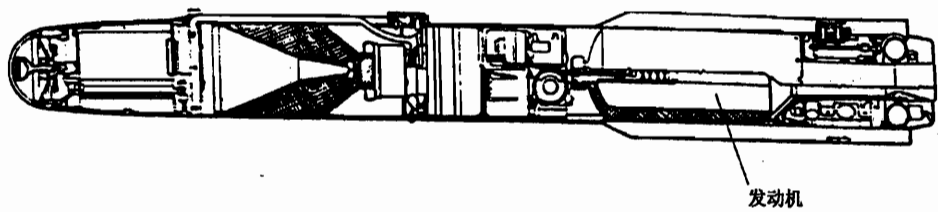
改进与发展

“龙”导弹作为与“陶”导弹互为补充的第二代轻型反坦克导弹,总产量已达 17.8 万枚,装备了十几个国家和地区。1983 年后停产,1986 年起改为研制“龙 2”和“龙 3”导弹。“龙 2”导弹的改进主要是增大了战斗部的威力;“龙 3”则在“龙 2”的基础上增加了导弹的射程,它增加了一个续航发动机,使射程由原来的 1 km 增加到 1.5 km,最大可达 1.74 km,而飞行时间明显减少。该续航发动机长 100 mm,质量 2.45 kg,内装 1.18 kg 推进剂,燃烧时间 6 s~7 s,总冲量为 2 205 N·s。续航发动机上的 3 个喷管与弹体纵轴成 18° 角,能提供较大推力。“龙 3”导弹上成对小发动机工作的时间间隔由“龙”的 400 ms 缩短至 290 ms,增大了导弹飞行的平稳性。

“龙”导弹的改进工作计划到 1997 年中期全部结束,以后将被正在研制的红外成像制导的“标枪”(JAVELIN)导弹所取代。

TX-657

TX-657 固体火箭发动机是美国“海尔法”(Hellfire) AGM-114A 反坦克导弹发动机,其发动机借用美国空军“猎鹰”空空导弹的 TX-657 型单级固体火箭发动机,主承包商为美国锡奥科尔公司。“海尔法”导弹发动机是美国洛克威尔国际公司(Rockwell International Corp)为陆军研制的一种直升机载、激光主动制导的重型第三代反坦克导弹 AGM-114A 的动力装置,属于单室单推力固体火箭发动机,该发动机 1984 年随机装备部队,贮存期限 10 年。



TX-657 发动机在弹上部位图

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	146	燃烧时间	s	1.39
总长	mm	934	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推力	kN	18.6	喷管数量	1	
燃烧室压力	MPa	9.02			

发动机结构

“海尔法”导弹发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室为钢制,内有玻璃钢隔热衬层,浇铸有内孔燃烧车轮形药柱,药柱燃烧生成的工作燃气通过中导管,由尾喷管排出。

改进与发展

近年来,洛克威尔公司与锡奥科尔公司合作,共同研制一种双推力少烟推进剂发动机,使导弹系统的发射平台不易暴露,提高了生存能力,同期还研制了一种冲压发动机,使导弹射程增加了 50%。

HVM*

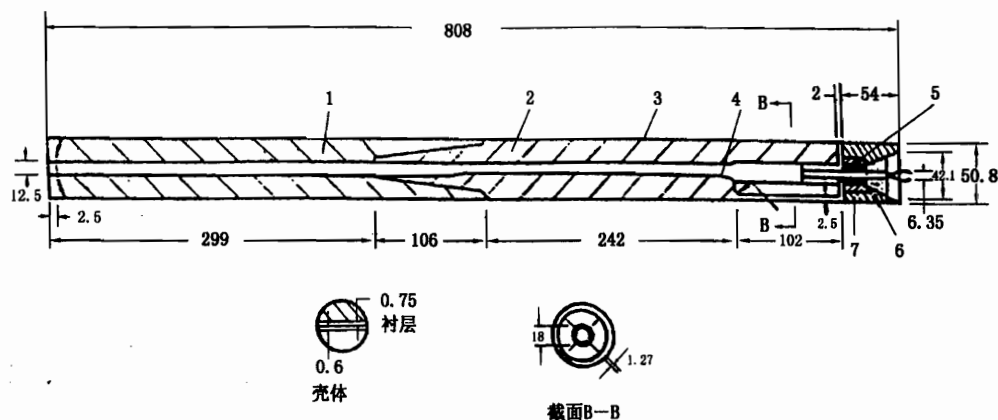
HVM* 固体火箭发动机是美国反坦克用的“超高速导弹”(HVM)(又称游击队员 Bush·Whacker)发动机,主承包商是美国沃特(Vought)公司和赫克里斯(Hercules)公司,是一种小型、加载、以高速动能攻顶穿甲的反坦克导弹的发动机。它由起飞段(又称助推段)和续航段组成,属于单室双推力固体火箭发动机。该发动机研制时间自 1979 年至 1989 年,1989 年 6 月并入动能导弹(KEM)研制计划。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	50.8	比 冲(起飞段)	m/s	2 587
总 长	mm	807.7	比 冲(续航段)	m/s	2 033
总 质 量	kg	2.92	总 冲(起飞段)	N·s	3 331
质 量 比		0.74	总 冲(续航段)	N·s	1 748
推 力(最大,21℃)	kN	5.943	燃烧时间(起飞段)	s	0.61
推 力(起飞段平均,21℃)	kN	5.382	燃烧时间(续航段)	s	2.71

推 力(续航段平均,21℃)	kN	0.707	推进剂类型	端氨基聚丁二烯(CIPB)	
燃烧室压力(最大)	MPa	28.32	喷管数量	1	
燃烧室压力(起飞段平均)	MPa	24.10	喷管喉径	mm	13.3
燃烧室压力(续航段平均)	MPa	3.40	喷管扩张比	10	
			使用温度范围	℃	-54 ~ +71

发动机结构



HVM* 发动机结构图

1—续航药柱 2—起飞药柱 3—燃烧室壳体 4—衬层 5—石墨喉衬 6—密封点火具 7—喷管

结构组成 HVM* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体是一个薄壁圆筒,由 300 号高强度马氏体钢制成,壁厚 0.53 mm。推进剂药柱先浇铸续航段,其推进剂牌号 RDS-501,待固化到一定程度后再浇铸起飞段药柱,其牌号为 RDS~501X,推进剂性能如下表所示。燃速的变化主要依靠改变高氯酸铵的粒度来实现。推进剂药柱为内燃型,起飞药柱内孔后端开槽,起飞药柱与续航药柱之间的界面为锥形,药柱与壳体之间有石棉/酚醛衬层(包覆层)。起飞药柱和续航药柱质量分别为 1.288 kg 和 0.860 kg。推进剂性能如下:

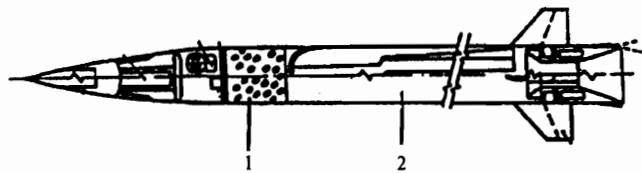
配方(质量%)	AP	CIPB	A1
	70	14	16
性 能	燃速(mm/s)		压力指数 n
起飞段	26.79(24.2MPa)		0.4
续航段	5.20(3.45MPa)		0.24

喷管 喷管本体放置在燃烧室壳体尾部,由硅酚醛制成。喷管喉衬为石墨,喷管出口直径 42 mm。

点火装置 点火系统位于喷管喉衬部位。点火装置位于喷喉前部空腔内,它由引火头,点火药以及有孔的薄铝盒组成。点火药为硼/高氯酸钾烟火剂,烟火剂质量 11.5 g,点火延迟 0.1 ms。

工作原理 由点火信号使点火装置中的引火头发火,点燃点火药,点火药燃气继而引燃起飞药柱和续航药柱,迅速建立起来的燃烧室压力将兼起喷管堵盖作用的点火装置喷出弹体后产生起飞推力,当起飞药柱燃尽只有续航药柱燃烧时,产生续航推力。

KEM*



KEM* 发动机在弹上的部位图
1—姿控发动机组 2—火箭发动机

KEM* 固体火箭发动机是美国反坦克“动能导弹”(KEM)的发动机。主承包商是美国沃特公司。该发动机是一种地面车载发动机的重型动能穿甲反坦克导弹用的动力装置,主要供陆军使用,用来对付具有大倾角前装甲的坦克和重型装甲车辆。动能导弹于 1989 年由美国陆军开始进行单独的

论证工作,至今未进入工程研制阶段。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	163	喷管数量	1
-----	----	-----	------	---

发动机结构

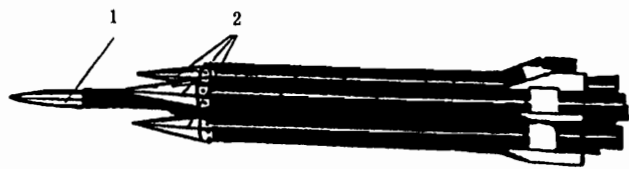
KEM* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

动能导弹发动机结构与超高速导弹发动机结构大体相同,两者有大约 70% 的零部件或材料是通用的,动能导弹发动机燃烧室壳体由性能先进的石墨纤维/环氧树脂绕制,其燃烧室尺寸和药柱质量明显大于超高速导弹发动机的,主要依靠药柱药形的变化实现双推力。药柱前部为等通气截面小燃面大肉厚药柱,后部为渐扩形变通气截面大燃面小肉厚药柱。

改进与发展

动能导弹发动机的主要改进方向之一是研制新的性能更好的微(少)烟推进剂,以减少排气烟雾,有利于激光制导信号的传输。

ADKEM*



ADKEM* 发动机在弹上部位图
1—芯体 2—4 台捆绑式发动机

ADKEM* 固体火箭发动机是美国“先进动能导弹”(ADKEM)反坦克/反直升机的导弹发动机。主承包商是美国陆军导弹司令部研究发展和工程中心(MI-COM'S RDEC)。先进动能导弹发动机是美国研制的一种旨在对付 21 世纪初期可能出现在战场上的坦克、固定翼飞机和直升机的武器系统而配置的动力装置。该

动力装置采用一种与导弹重金属芯体可分离的 4 台并联式增速发动机结构,当导弹增速到大于 2 000 m/s 后,发动机即与芯体分离而被抛掉,每台发动机都属于单室单推力固体火箭发动机,目前该发动机的发展仍处于预研论证阶段。

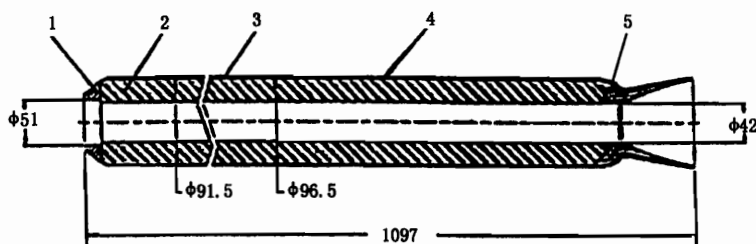
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	96.5	总 冲(4 台)	kN·s	79.232
总 长	mm	1 097	燃烧时间	s	0.367
总质量(4 台)	kg	39.4	推进剂类型	浇铸复合药	
质 量 比		0.84	喷管数量		1
总 推 力(4 台)	kN	216.9	喷管喉径	mm	42
燃烧室压力	MPa	23.4	喷管扩张比		5.24
比 冲	m/s	2 421			

发动机结构

结构组成 ADKEM* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 燃烧室壳体采用纤维缠绕的石墨/环氧树脂材料,将燃烧室壳体和模压成形的硅酚醛喷管喉衬整体缠绕成形,既减小了推力偏心,又减轻了发动机的消极质量。石墨纤维牌号 AmocoT-40,主要性能参数列于下表,缠绕角 40



ADKEM* 发动机结构简图(点火装置略)

1—转接头 2—推进剂药柱 3—发动机壳体 4—绝热衬层 5—喷管喉衬

(°),壳体内径 91.5 mm,壁厚约为 2.5 mm。在浇铸推进剂以前对壳体要进行 38 MPa 的水密性试验。石墨纤维性能数据为:

抗拉强度	MPa	5 650	密度	kg/m ³	1 799
断裂时伸长率	%	1.8	纤维横截面积	mm ²	0.245

发动机选用了一种高燃速无爆轰的少烟复合推进剂,其配方见下表。为了提高装填密度,药柱喉通比的设计值等于 1。药柱前端占总长 1/4 的长度上开有 5 条纵向沟槽,以保持药柱燃烧的基本恒面性。药柱长度 953 mm,药柱质量 33.14 kg。推进剂配方:

高氯酸铵	%	86.00	燃速催化剂(Catocene)	%	2.00
粘结剂	%	8.85	碳化锆	%	0.50
增塑剂	%	2.50	工艺添加剂	%	0.15

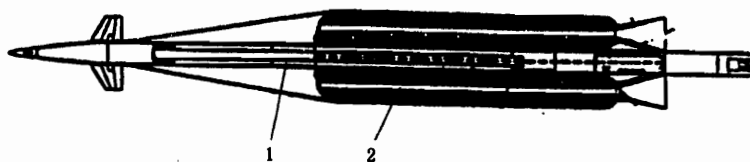
点火装置 激光点火系统包括一个激光保险/解锁和点火装置,将它用光纤与两个激光起爆器并联。激光起爆器通过分配器将起爆信号经并联的安全传爆管(激波管)分别重复传至每个弹上发动机的点火装置,激光点火装置点火工作,点火延迟时间 5 ms,由于点火系统的大部分位于地面,只有少量传爆管和点火器装药位于弹上,因而消极质量很小。

工作原理 点火装置接受点火信号后,引燃点火药,点火药燃气进入发动机药柱通道使药柱燃烧,燃气通过喷管排出产生增速推力。

改进与发展

作为对先进动能导弹捆绑式发动机的改进,提出了一种环形发动机方案,该方案的优点是:明显减小了推力偏心,减少了发动机的质量,减小了外形尺寸和气动阻力,提高了导弹的飞行稳定性,制造容易,安装方便。

ADKEM-1*



ADKEM-1* 发动机在弹上布局图

1—芯体 2—环形发动机

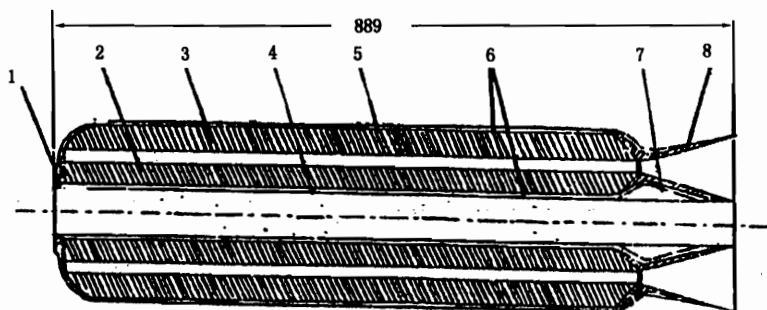
ADKEM-1* 固体火箭发动机是美国反坦克/反直升机用的“先进动能导弹”(ADKEM)改型发动机。主承包商为美国陆军导弹司令部研究发展和工程中心(MICOM'S RDEC)。作为对原型捆绑式发动机的改进,改型发动机采用环形发动机方案。当药柱燃烧结束时,环

形发动机的内壳体和外壳体一起被抛掉。先进动能导弹改型发动机属于单室单推力固体火箭发动机,目前该发动机的发展处于方案论证和原理性试验阶段。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	203	总 冲	kN·s	61.33
总 长	mm	889	燃烧时间	s	0.35
总 质 量	kg	30.71	推进剂类型		浇铸复合药
质 量 比		0.85	喷管数量(环形)		1
燃烧室压力	MPa	21.6	喷管扩张比		6.0
比 冲	m/s	2372			

发动机结构



ADKEM-1* 发动机结构简图(点火装置略)

1—接头 2—内药柱 3—外药柱 4—内壳体 5—外壳体 6—衬层 7—内喷管 8—外喷管

ADKEM-1* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

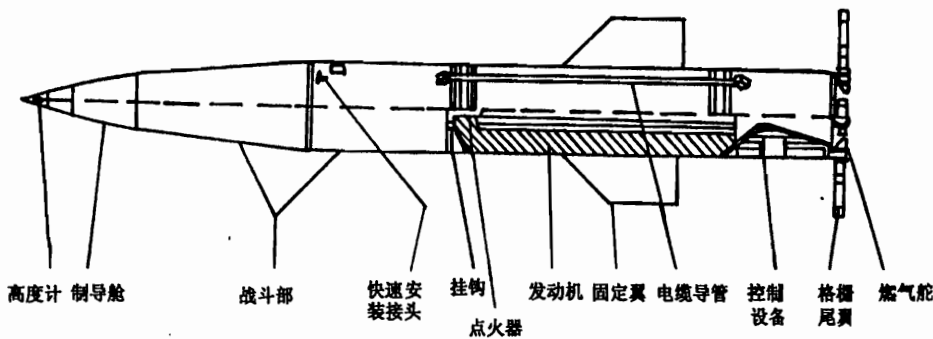
改型发动机结构采用“管中管”方案,使长径比很大的导弹的整体刚度得以加强。在内壳体中等间距地加入刚性件,或在内壳体材料中部加入合成泡沫芯,以增加内管的抗弯刚度。内壳体和外壳体分别用高强度碳纤维丝绕制而成。内壳体和合成泡沫芯复合材料一起绕制,外壳体和一个整体转接头及外喷管一起绕制。固化后,将内外壳体装配在一起,以喷管定位销定心进行配钻。拆开后,分别浇铸推进剂,待推进剂固化后重新将发动机装配好,它们的质量分配列表如下:

推进剂药柱	kg	26.01	外 壳 体	kg	2.18
内 壳 体	kg	0.86	喷 管	kg	1.09
转 接 头	kg	0.36	衬 层	kg	0.18
合 计	kg	30.71			

改进与发展

环形发动机方案对解决承载能力是成功的,但它对缺陷较敏感。今后寻求既能满足性能指标要求,又将缺陷有所宽容的最佳设计方案。

SS-21*



SS-21* 发动机在导弹中的部位图

SS-21* 固体火箭发动机是前苏联“圣甲虫”(Scarab)SS-21(前苏联代号为 9M79)地对地战术导弹的发动机。由前苏联机械工业设计局(KBM)研制和生产,发动机随导弹于 60 年代末开始研制,1975 年装备使用。

发动机结构

SS-21* 发动机是常规设计发动机,性能值已达最佳。燃烧壳体材料为超强度钢,内装 1 060 kg 复合推进剂。推进剂温度极限范围很宽。发动机工作时间 $22\text{ s} \pm 3\text{ s}$,起飞推重比为 7~7.5。喷管扩张段型面为钟型,喉部直径约 100 mm,出口直径 400 mm。喷管出口装有简单燃气舵系统。

SA-2-1^{*}/SA-N-2-1^{*}

SA-2-1^{*}/SA-N-2-1^{*} 固体火箭发动机是前苏联“盖德莱”(Guideline) SA-2/SA-N-2 地空、舰空导弹的助推发动机。前苏联的代号为 ППД-58, 早期使用的助推发动机代号为 ППД-18。

“盖德莱”SA-2 是前苏联研制的第一代全天候中程中、高空地对空导弹, 发动机随弹于 1953 年开始研制, 1957 年投入使用。据 1992 年有关报导仍有 2400 枚导弹在本土服役。“盖德莱”SA-N-2 是全天候中、高空舰对空导弹武器系统, 由陆用移植到海用。

下面分两个部分分别叙述 ППД-58 和 ППД-18 发动机。

(I) ППД-58

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	654	推力(最大燃完)	kN	470.4
长 度	mm	2 563	燃烧室压力(最大)	MPa	8.82
总 质 量	kg	945	总冲(最小)	kN·s	1 127
质 量 比		0.64	工作时间	s	2.5 ~ 4.0
推力(最大初始)	kN	564	推进剂类型		双基
推力(最小初始)	kN	343	喷管数量		1

发动机结构

结构组成 ППД-58 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 壳体材料采用 25XrCA, 壁厚为 6 mm。药柱为 12 根单孔药柱。每根药柱的长为 1 740 mm, 外径为 157 mm, 内径为 42 mm。

喷管 喷管有两个可调换的锥体, 在夏季时, 锥的临界截面直径为 265 mm; 在冬季时, 锥的临界截面直径为 245 mm。

点火器 有两个电爆管, 点火药柱质量为 2 kg。

工作原理 该助推发动机可将导弹加速到 500 m/s ~ 530 m/s。助推级达到 0.7 最大推力的时间为 0.05 s ~ 0.13 s。壳体后部装的硬铝隔板使推进剂保持密封, 能长期存放。药柱点燃时, 燃气将隔板冲掉。

(II) ППД-18

发动机主要性能与结构参数

总 质 量	kg	974	总冲(最小)	kN·s	980
质 量 比		0.56	工作时间	s	3 ~ 4.3
推力(最大)	kN	490	推进剂类型		双基
推力(最小)	kN	264.6			

发动机结构

该助推发动机药柱为 14 根单孔药柱。每根药柱质量为 39 kg, 长为 1 740 mm, 外径为 140 mm, 内径为

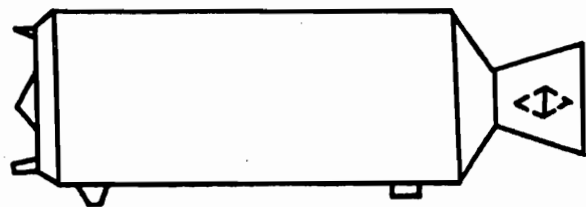
36 mm。

改进与发展

ΠΠД-18 发动机后由 ΠΠД-58 发动机替代。“盖德莱”导弹武器系统已有多个改型。自 1980 年以来，“盖德莱”SA-2 系统逐渐由“怨言”(Grumble)SA-10 替代。预期在 21 世纪开始之际,将不会继续服役。

SA-3-1^{*}/SA-N-1-1^{*}

SA-3-1^{*}/SA-N-1-1^{*} 固体火箭发动机是前苏联“果阿”(Goa)SA-3/SA-N-1 地空、舰空导弹的助推发动机。前苏联的代号为 5C45。“果阿”SA-3 是前苏联研制的第二代全天候中程中、低空地对空导弹,SA-3-1^{*} 发动机于 1956 年随导弹开始研制,1961 年投入使用。“果阿”SA-N-1 是全天候中、低空舰对空导弹,60 年代初装备部队。



SA-3-1^{*} (5C45)发动机外形图

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	552	燃烧室压力(最大)	MPa	11.15
长度	mm	1 710	总冲	kN·s	588.4
总质量	kg	530.4	工作时间	s	2.6~4.5
质量比		0.53	推进剂类型		双基
推力(最大)	kN	303.8	喷管数量		1

发动机结构

结构组成 发动机药柱为 14 根单孔药柱。每根药柱的质量为 20 kg,每根药柱长为 1 155 mm,外径为 122 mm,内径为 32 mm。

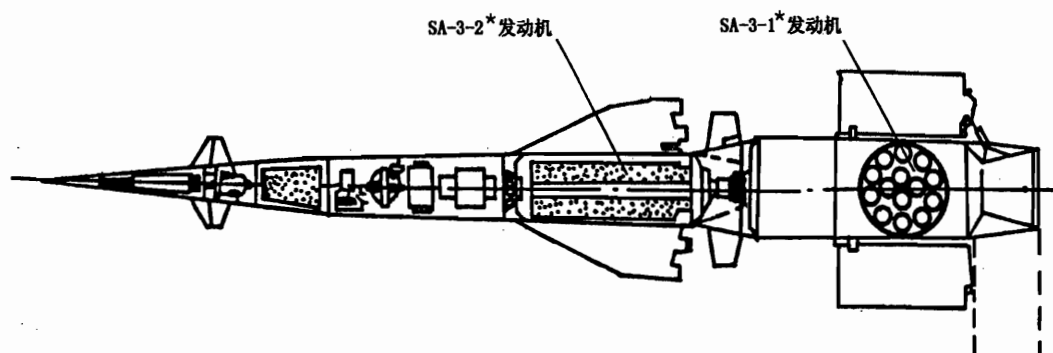
喷管具有调节锥,喉衬材料为石墨。
发动机有一对点火器,装在燃烧室前盖上。27 V 直流电通过接触器起爆成对点火器的电爆管,点燃助推级发动机药柱。

工作原理 导弹起飞时,该发动机产生的轴向推力剪断连接助推器的 2 个 M8 螺钉。发动机燃完后 0.5 s,助推级脱落。

改进与发展

1961 年服役的“果阿”0 型 SA-3A 导弹武器系统是基本型,1964 年的改型为“果阿”1 型 SA-3B 是近程型。这两种类型导弹武器系统的导弹发动机的药柱数不一样。

SA-3-2^{*}/SA-N-1-2^{*}



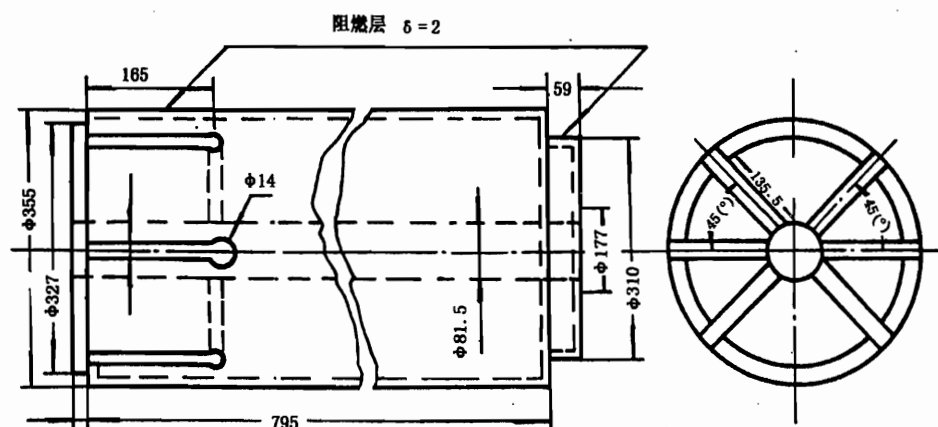
SA-3-2^{*}发动机及 SA-3-1^{*}发动机在导弹上部位图

SA-3-2^{*}/SA-N-1-2^{*}固体火箭发动机是前苏联“果阿”(Goa)地空、舰空导弹的主发动机。前苏联的代号为 OT 7086。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	375	总 冲	kN·s	308.7
长 度	mm	1 438	工作时间	s	35
总 质 量	kg	422	推进剂类型		聚氨酯(PU)
质 量 比		0.36	喷管数量		1
推力(最大)	kN	9.3	喷管扩张比		8.3

发动机结构

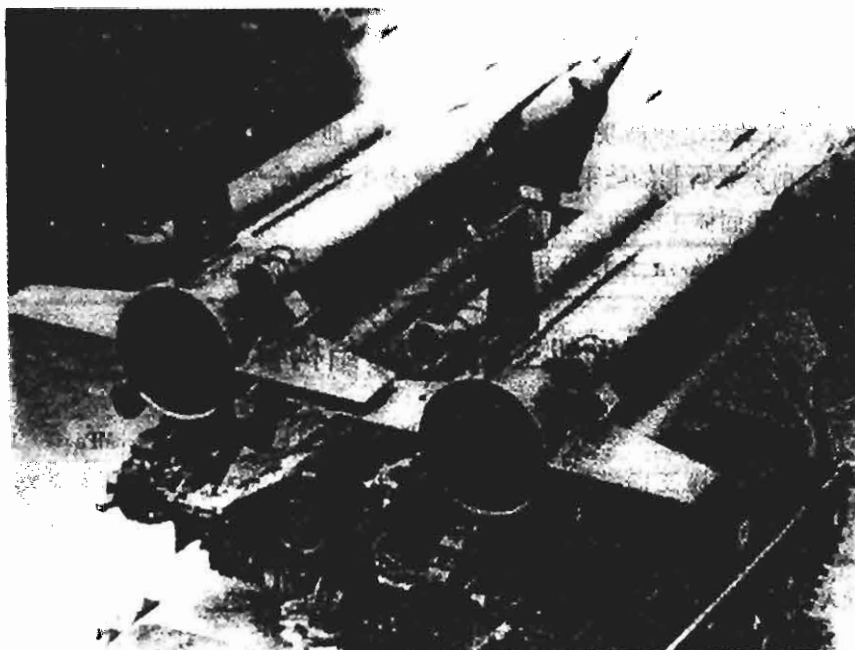


SA-3-2^{*}(OT7086)发动机药柱结构图

发动机的药柱采用单根开槽管状药柱,药柱见结构图。推进剂采用聚氨酯型复合药。发动机喷管的喉部直径为 52 mm,出口直径为 150 mm,点火器为 2 个,燃烧室与喷管之间是螺纹连接。

工作原理 导弹在助推级发动机点火后起飞,过载达 $14g \pm 1g$ 。当过载下降到 $3g \pm 1g$ 时,自动由作动机构接通 26 V 直流电压,此主发动机点火工作。主发动机燃烧 19 s 将导弹加速到 $3.5 Ma$ 。

SA-4-1^{*}



SA-4-1^{*} 发动机在导弹上的部位图

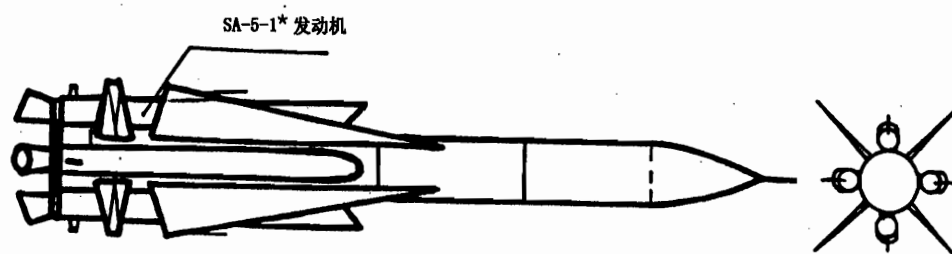
SA-4-1^{*} 固体火箭发动机是前苏联“加涅夫”(Ganef) SA-4 地空导弹的助推发动机。这是一个细长的发动机。助推级共有 4 台发动机,呈捆绑式分布,见上图。

“加涅夫”SA-4 是前苏联研制的全天候中程中、高空地对空导弹,其发动机随导弹于 1957 年开始研制。1964 年 5 月该导弹首次参加在莫斯科的检阅。

1967 年“加涅夫”0 型 SA-4A 投入使用。1973 年“加涅夫”1 型 SA-4B 投入使用。

“加涅夫”SA-4B 助推发动机的燃烧时间为 15 s,喷管斜置。助推发动机在发射后脱落。

SA-5-1^{*}



SA-5-1^{*} 发动机在导弹上部位图

SA-5-1* 固体火箭发动机是前苏联“甘蒙”(Gammon)SA-5 地空导弹的助推发动机。该发动机长度为 4 900 mm,直径为 480 mm,喷管斜置。助推级共有 4 台发动机,呈捆绑式分布。

“甘蒙”SA-5 是前苏联研制的全天候远程高空地对空导弹,发动机 50 年代初开始研制。导弹系统于 1963 年第一次部署。

“甘蒙”SA-5 导弹的助推发动机在发射后脱落。

SA-7-1*

SA-7-1* 固体火箭发动机是前苏联“格雷尔”(Grail)SA-7 地空导弹的助推发动机。

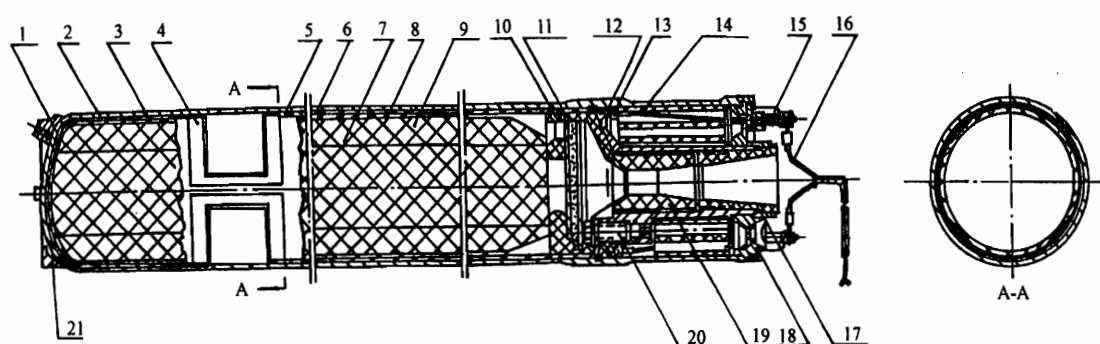
“格雷尔”SA-7 是前苏联研制的陆军单兵使用的便携式近程低空地对空导弹。SA-7 导弹的动力装置由固体助推起飞发动机和固体主发动机组成。

发动机随“格雷尔”0 型 SA-7a 于 1959 年开始研制,1965 年完成研制。导弹于 1966 年装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	72	燃烧室压力(最小)	MPa	11.9
推进剂质量	kg	0.122	总冲(最小)	N·s	279
推力(最大, + 50℃时)	kN	5.8	工作时间	s	0.047 ~ 0.091
推力(最小, - 40℃时)	kN	3	推进剂类型		双基
燃烧室压力(最大)	MPa	22.7			

发动机结构



SA-7-1* 和 SA-7-2* 发动机结构图

- 1—限动环 2—套筒 3—燃烧室 4—支架 5—涨圈 6—衬筒 7—金属丝 8—包复层 9—主装药
10—挡药板 11—主装药点火药盒 12—喷管套筒 13—发射装药点火药盒 14—发射装药 15—接线柱
16—导线 17—扩张段 18—喷管 19—喉衬 20—隔膜式延期发火装置 21—垫片

SA-7-1* 助推发动机的药柱共 20 根,药柱截面呈 8 字形,见下图。

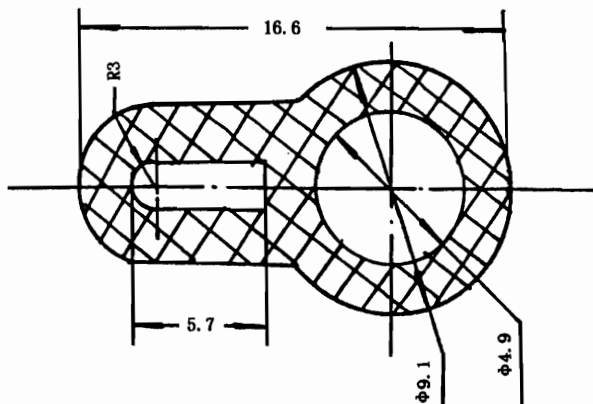
燃烧室中有 16 根为长药柱,4 根为短药柱。每根长药柱的长度为 48.5 mm,质量为 6.5 g。每根短药柱的长度为 35.5 mm,质量为 4.7 g。药柱减面燃烧,燃速为 80 mm/s ~ 120 mm/s。起飞发动机采用的双基药的配方为:硝化纤维素 57.66%,硝化甘油 27.34%,吉那 10.3%,2 号中定剂 1.145%,凡士林 0.45%,碳

酸钙 2.58%, 氧化铅 0.495%, 水份 0.21%。

点火器有 2 个电点火头, 点火药采用黑火药, 点火药的质量为 6.2 g。

起飞发动机的喷管上装有 4 个倾角为 $8(^{\circ})3(^{\circ})$ 的切向倾斜喷管。

工作原理 倾斜喷管使导弹获得 20 r/min 的顺时针旋转速度。该发动机使导弹以 28 m/s 的速度飞离发射筒。它在导弹离开发射筒前就结束工作, 以免烧伤射手。它掉在离开发射阵地一定距离的安全范围。



SA-7-1* 发动机药柱剖面图

SA-7-2*

SA-7-2* 固体火箭发动机是前苏联“格雷尔”(Grail)SA-7 地空导弹的主发动机。这是一台单室双推力发动机, 其结构见 SA-7-1* 发动机部分的结构图。该发动机前苏联的代号为 9X152。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	72	燃烧室压力(最小)	MPa	9.3
长 度	mm	730	第一级总冲(最小)	kN·s	4.5
推进剂质量	kg	3.8	第二级总冲(最小)	kN·s	3.9
第一级推力(最大 +50℃时)	kN	2.6	第一级工作时间	s	1.73 ~ 2.7
第一级推力(最小, -40℃时)	kN	1.7	第二级工作时间	s	4.65 ~ 6.83
第二级推力(最大 +50℃时)	kN	0.8	推进剂类型	聚丁二烯丙烯酸丙烯腈(PBAN)	
第二级推力(最小, -40℃时)	kN	0.6	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	14.7			

发动机结构

结构组成 SA-7-2* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 壳体采用低合金超强度合金 38X₃ CHBqA, 壁厚为 0.7 mm, 旋压成形, 燃烧室内装玻璃钢衬套用以隔热。主装药采用同一成份, 通过采用包覆层以及嵌入 7 根银丝来实现双推力。推进剂采用 PBAN 型复合药。嵌入的 7 根银丝的每根直径为 0.12 mm ~ 0.15 mm。7 根银丝中的 1 根位于药柱剖面中心, 6 根均匀分布于药柱 Φ40 的圆周上。银丝长度贯穿整个药柱。

喷管 喷管喉衬材料为石墨, 其收敛段采用玻璃钢, 扩张段采用碳纤维酚醛树脂。该石墨喉衬由 8 ~ 10 层径向定向石墨块组成, 起导热作用, 其外层又有一轴向定向的石墨套筒, 起隔热作用。

点火装置 采用隔膜式延时点火装置, 延时时间为 0.3 s。

工作原理 该发动机在起飞发动机工作后 0.3 s 点火。发动机第一级工作使导弹从 28 m/s 加速到

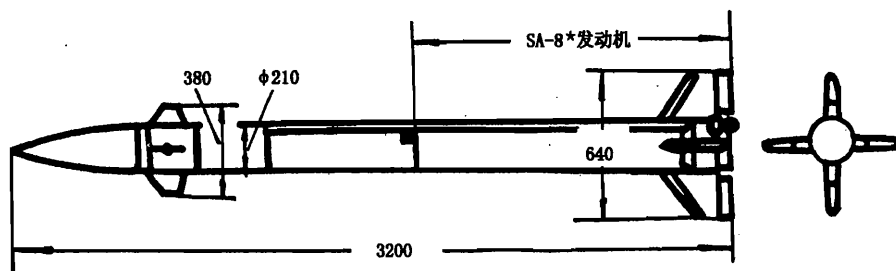
500 m/s。发动机第二级工作使导弹保持这飞行速度。发动机工作时借助尾翼使导弹获得 $\pm 5 \text{ r/s}$ 的旋转速度。

改进与发展

“格雷尔”O 型 SA-7A 之后相继出现的改进型为“格雷尔”I 型 SA-7B, “格雷尔”II 型 SA-7C。“格雷尔”I 型 SA-7B, 与“格雷尔”O 型 SA-7A 相比, 前者的前舵长度缩短, 发动机舱加长, 从而增加了主发动机装药量, 但燃烧时间不变。导弹可加速到的最大速度为 $1.7 Ma$ (580 m/s), 其平均速度达 500 m/s。“格雷尔”O 型 SA-7A 的最大速度为 $1.13 Ma$ (385 m/s)。

在大多数独联体前线部队中, “格雷尔”SA-7 已由“小妖精”(Gremlin) SA-14, “手钻”(Gimlet) SA-16 和 SA-18 肩射系统替代。

SA-8^{*} / SA-N-4^{*}



SA-8^{*} 发动机在导弹上的布局图

SA-8^{*} 固体火箭发动机是前苏联“壁虎”(Gecko) SA-8 陆上机动近程、低空全天候地对空导弹的发动机, 也是海用型“壁虎”(Gecko) SA-N-4 舰对空导弹的发动机。

SA-8^{*} / SA-N-4^{*} 属于双推力固体火箭发动机, 直径为 210 mm。在助推阶段, 发动机的燃烧时间为 2 s; 在续航阶段, 发动机的燃烧时间为 15 s, 导弹达到的最大速度为 $2Ma$ 。

“壁虎”SA-N-4 于 1968 年投入使用; “壁虎”SA-8 于 1975 年 11 月公开出现。

SA-10^{*} / SA-N-6^{*}

SA-10^{*} / SA-N-6^{*} 固体火箭发动机是前苏联“怨言”(Grumble) SA-10 和 SA-N-6 地对空和舰对空导弹的发动机。由俄罗斯“火炬”设计局研制, 保险储存期为 10 年。SA-10 导弹 70 年代开始研制, 1980 年装备部队。后改进为 SA-10B 和 SA-10C, 其对应的导弹发动机为 SA-10B^{*} 和 SA-10C^{*}。

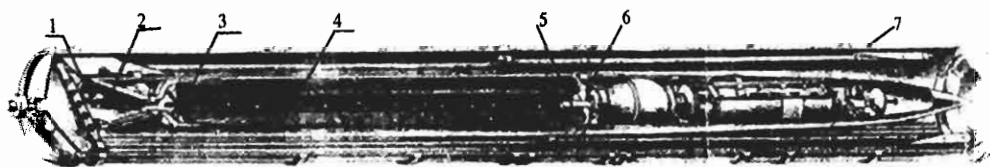
发动机主要性能与结构参数

(1) SA-10B^{*}

直径(带防热层)	mm	508	比冲	m/s	2 450
----------	----	-----	----	-----	-------

推进剂质量	kg	950	工作时间	s	9~14.1
推 力	kN	151.2~264.9	推进剂类型		复合药
(2) SA-10C*					
直径(带防热层)	mm	515	比冲	m/s	2548
推进剂质量	kg	1050	工作时间	s	9.3~14.6
推 力	kN	290	推进剂类型		复合药

发动机结构



SA-10C* 发动机结构剖视图

1—燃气舵 2—喷管 3—药柱 4—外壳 5—点火器 6—前盖 7—发射筒

结构组成 SA-10C* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

发动机壳体采用高强度铝合金,用反向挤压工艺加工而成,其金属利用率可达 90%,装药采用高能量、高密度的复合药,其外表面用保护粘接层与发动机壳体牢固地胶粘。药柱有内孔,在尾部带有径向槽,用以保证在工作过程中燃烧面和推力为一常值。

发动机的前盖、底盖和喷管内表面有防热涂层。尾喷管与壳体的联结采用纵向套接结构。喷管的扩张段用铝合金制成。喷管内装有 4 个燃气舵,发动机工作完后就燃烧掉。为了保证点火的可靠性,采用双备份点火电路,发动机外表面上喷涂防热层,厚度约 2 mm,以防气动加热。

工作原理 发动机采用空中点火,即导弹从发射筒中弹至约 20 m 高度上发动机点火。

改进与发展

“怨言”SA-10B 系统的改进型为“怨言”SA-10C,后者导弹的发动机直径比前者的大,装药量也大,比冲更高。“怨言”SA-10C 于 1993 年装备部队,现已大批量生产。

SA-12A-1* / SA-12B-1*

SA-12A-1* / SA-12B-1* 固体火箭发动机分别是前苏联“斗士”(Gladiator)SA-12A/“巨人”(Giant)SA-12B 地空导弹的助推发动机。由俄罗斯“创新者”(Hopatop)设计局设计研制。保险储存期为 10 年。

“斗士”SA-12A/“巨人”SA-12B 是前苏联的全天候地对空导弹,类似于美国“爱国者”(Patriot),能攻击远、中、近程和高、中、低空目标。发动机随“斗士”SA-12A 于 70 年代末研制,1987 年投入使用。“巨人”SA-12B 于 1992 年投入使用。SA-12 的导弹采用两级固体火箭发动机,即助推发动机和主发动机,其结构型式类似于美国研制的“斯普林特”(Sprint)锥形超声速反弹道导弹。

发动机主要性能与结构参数

(1) SA-12A-1*

直径(锥底)	mm	720	工作时间	s	4
长度	mm	1 850			

(2) SA-12B-1*

直径(锥底)	mm	900	推进剂质量	kg	780
长度	mm	3 350			

发动机结构

SA-12A-1*/SA-12B-1* 发动机呈锥形结构。

工作原理 导弹发射起飞至 50 m ~ 80 m 高度时,靠助推级尾部的冲量发动机点火进行拐弯,然后助推发动机点火,工作完后脱落。

SA-12A-2* /SA-12B-2*

SA-12A-2*/SA-12B-2* 固体火箭发动机是前苏联“斗士”SA-12A/“巨人”SA-12B 地空导弹的主发动机,呈锥形结构。

该发动机在助推发动机脱落后经过一段时间延迟后点火。其延迟时间由地面指令控制,以保证最佳的飞行弹道。

发动机主要性能与结构参数

直径(锥底)	mm	715	工作时间	s	17 ~ 20
长度	mm	5 150	点火延迟时间	s	~ 0.2
比冲	m/s	2 293.2			

SA-14-1* /SA-14-2*

SA-14-1*/SA-14-2* 固体火箭发动机分别是前苏联“小妖精”(Gremlin)SA-14 导弹的助推发动机和主发动机。SA-14-1* 提供初始速度,使导弹飞出发射管,离射手约 5.5 m 尾翼展开。SA-14-2* 是一台双推力发动机。这台发动机的第一级药柱燃烧将导弹加速到最大飞行速度,第二级药柱燃烧使导弹保持飞行速度,发动机直径为 72 mm。

“小妖精”(Gremlin)SA-14 是前苏联研制的便携式近程地空导弹的后继型,80 年代初开始研制。

SA-15^{*}/SA-N-9^{*}

SA-15^{*}/SA-N-9^{*} 固体火箭发动机是前苏联“护手”SA-15/“克里诺克”SA-N-9 的导弹发动机。它是一台单室双推力固体火箭发动机,药柱采用贴壁浇铸方式。“护手”(Gauntlet)SA-15 是 70 年代末 80 年代初前苏联研制的近程低空地对空导弹武器系统。“克里诺克”(Klinok)SA-N-9 是前苏联研制的舰对空导弹武器系统。

发动机主要性能与结构参数

推进剂质量	kg	71	比 冲(一级)	m/s	2 450
壳体质量	kg	27	比 冲(二级)	m/s	2 160
推 力(一级平均)	kN	30.87	总 冲	kN·s	170
推 力(二级平均)	kN	8.134	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	

SA-16-1^{*}/SA-N-10-1^{*} 与 SA-16-2^{*}/SA-N-10-2^{*}

SA-16-1^{*}/SA-16-2^{*} 固体火箭发动机是前苏联“手钻”(Ginlet)SA-16 地空导弹的助推发动机和主发动机。SA-16-2^{*} 是一台双推力发动机。SA-16-1^{*} 给导弹提供初速,使导弹飞出发射管。在导弹飞离发射管数米达到炮手安全距离后,SA-16-2^{*} 的第一级药柱点火,把导弹加速到最大飞行速度,然后第二级药柱点火保持最大飞行速度。导弹达到的平均速度为 570 m/s。

“手钻”(Ginlet)SA-16 是前苏联研制的近程低空地对空导弹,80 年代初研制,80 年代末服役。“手钻”(Ginlet)SA-N-10 是 SA-16 的海用型。

SA-19-1^{*}/SA-N-11-1^{*} 与 SA-19-2^{*}/SA-N-11-2^{*}

SA-19-1^{*} 和 SA-N-11-1^{*} 固体火箭发动机分别是前苏联“格瑞森”SA-19 地空导弹和 SA-N-11-1 舰空导弹的助推发动机,SA-19-2^{*} 和 SA-N-11-2^{*} 固体火箭发动机则分别是“格瑞森”SA-19 地空导弹和 SA-N-11 舰空导弹的主发动机。发动机直径为 150 mm。助推发动机可使导弹获得的最大速度为 900 m/s。助推发动机工作完后即抛掉。

“格瑞森”(Grison)SA-19 是前苏联的近程低空地对空导弹武器系统,1988 年投入作战使用,海用型为“格瑞森”SA-N-11。改进的“格瑞森”SA-19/SA-N-11 于 1993 年展出。

ABM-1B-1^{*}

ABM-1B-1^{*} 固体火箭发动机是前苏联“橡皮套鞋”(Galosh)ABM-1B 反弹道导弹的第一级发动机。

“橡皮套鞋”反导系统 1957 年开始研制,1964 年部署在莫斯科防区,1969 年投入使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 400	推 力	kN	2 053.1
长 度	mm	4 220	比 冲(地面)	m/s	2 107
总 质 量	kg	22 830	工作时间	s	20
质 量 比		0.89	喷管数量		4

AA-2*

AA-2* 固体火箭发动机是前苏联“环礁”(Atoll)AA-2 空空导弹的发动机,该导弹由前苏联托罗波夫第 134 设计局(OKB-134)于 1958 年开始研制,1961 年投产,外形、尺寸和性能与美国的“响尾蛇”AIM-9B 空空导弹相似。苏联自己的代号为 K-13,发动机在库房条件下贮存期为 5 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	127	推力(最小 - 54℃)	kN	9.81
长 度	mm	1 895	燃烧室压力(最大)	MPa	12.75
总 质 量	kg	36.6	推进剂类型		HMφ-2 双基
质 量 比		0.53	工作时间(- 54℃ ~ + 60℃)	s	1.7 ~ 3.2
总冲(20℃)	kN·s	37.36	喷管数量		1
比冲(20℃)	m/s	2 001	使用温度范围	℃	- 54 ~ + 60
推力(最大 60℃)	kN	24.52			

发动机结构

结构组成 AA-2* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。其结构与美国“响尾蛇”1A* 类同。

燃烧室 用铝合金制成,其爆破压力为 20.59 MPa。

包覆药柱 由推进剂药柱和包覆层组成。药柱为用牌号 HMφ-2 双基推进剂,添加有 K₂SO₄,用挤压成形工艺制成的内孔八角星形单根药柱,在其圆柱外表面及端面用包覆剂包覆。包覆药柱自由装填在燃烧室内。

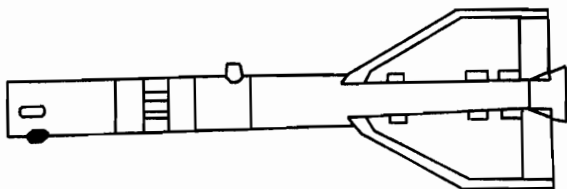
喷管 为锥形钢喷管,壳体用低碳钢制成。

点火装置 点火装置为盒状,由点火药盒、2 个并联的 M6-3 电发火管和大颗粒黑火药组成。

改进与发展

AA-2 空空导弹的改进型有 AA-2A(P-3C),AA-2B(P-2C),AA-2C(P-3P),AA-2D(P-13M)等。

AA-10A*



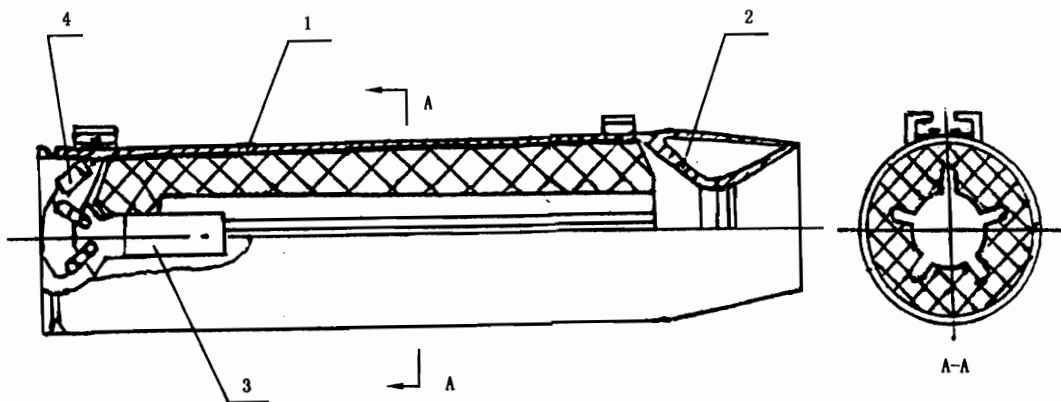
AA-10A* 固体火箭发动机(带弹翼)

AA-10A* 固体火箭发动机是前苏联“白杨树”(Aspen)AA-10A 空空导弹的发动机,导弹的苏联代号为 P-27P。导弹及其发动机由俄罗斯温佩尔(VYMPER)机械设计局于 70 年代中研制,1983 年开始装备部队。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	230	最大推力	kN	58.84
总质量	k	95.6	工作时间	s	4.6~7.5
总冲	kN·s	148.08	喷管数量		1

发动机结构



AA-10A* 发动机结构图

1—燃烧室 2—喷管 3—点火装置 4—防射频装置

结构组成 AA-10A* 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 由壳体、绝热层和药柱等组成。壳体是合金钢制成,其内壁涂有绝热层。药柱为贴壁浇铸的内孔五角星形药柱。

喷管 为锥形喷管,它由喷管本体、石墨喉衬、玻璃钢衬套和堵盖等组成。

点火装置 其中安装有两种不同点火延迟时间的电发火管,供悬挂两种不同型号的发射架使用。

防射频装置的电路中有 4 个串联电阻,可逐步降低由于电磁感应而产生的电流,防止电磁干扰而点燃发动机。

改进与发展

“白杨树”AA-10A 空空导弹的改进型有:AA-10B,AA-10C,AA-10D 等。

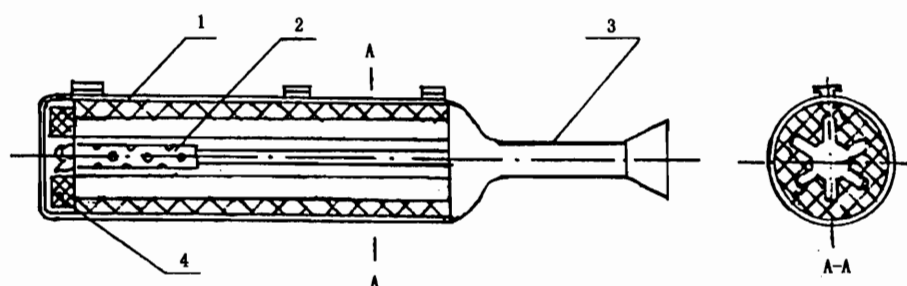
AA-11^{*}

AA-11^{*} 固体火箭发动机是前苏联“射手”(Archer)AA-11 空空导弹的发动机。导弹的苏联代号为 P-73MД1。导弹由俄罗斯温佩尔(VYMPEL)机械设计局于 70 年代开始研制,1982 年开始装备部队。AA-11 空空导弹在发动机的长尾喷管周围和出口处装有扰流片式推力矢量控制装置,它与气动力控制舵面相结合,能使导弹承受的最大过载达 58 g。AA-11 空空导弹属第四代近距格斗空空导弹。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	170	总 冲	kN·s	74.53
长 度	mm	1 595	推 力(最大)	kN	29.42
总 质 量	kg	56.20	工作时间	s	3.5 ~ 6
质 量 比		0.61	喷管数量		1

发动机结构



AA-11^{*} 发动机结构图

1—燃烧室 2—点火装置 3—长尾喷管 4—点火安全保险机构。

结构组成 发动机由燃烧室、喷管、点火装置和推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 装药燃烧室由壳体、包覆层和药柱等组成,壳体用合金钢制成,内壁浇有包覆层,药柱为贴壁浇铸的内孔六角星形药柱。

喷管 喷管为长尾喷管,由尾管(或称延伸管)和尾喷管组成。尾管内壁涂有绝热层并装有石墨衬套,尾喷管喉部装有石墨镶块。

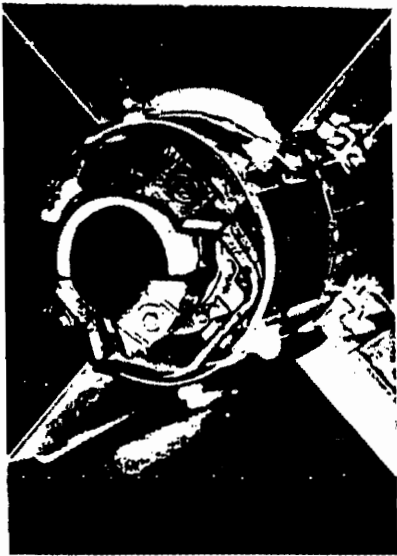
点火装置 点火装置由电发火管、点火药和点火器壳体组成。点火安全保险机构由继电器和电阻等电器元件组成。继电器只有在-27 V 的点火电压作用下才能接通点火电路,电阻是用来衰减电磁感应电流,以此来确保发动机在有强电磁场环境中不发生意外点火。点火安全保险装置安装在发动机头部,串接在电发火管线路前。

推力矢量控制装置 发动机推力矢量控制装置采用机械偏转扰流片式,安装在长尾喷管周围和出口

处,它主要由两对瓦形的扰流片,安装扰流片的内、外框架,推动框架转动的燃气舵机,安装转动轴和燃气舵机的固定座等组成。一对扰流片安装在内框架上,另一对扰流片安装在外框架上,内外框架互成 90(°)配置,安装在固定座中的转动轴上(转动轴互相垂直),可各自绕轴转动。当燃气舵机上的拉杆拉动框架时,一对扰流片同时偏转,其中一块会部分地遮盖住喷管出口面积,于是,高速流动的燃气在喷管扩张段内产生气流分离和激波,从而产生侧向力。通过控制扰流片在燃气中的停留时间来调节侧向控制力的大小,改变导弹的飞行方向。

改进与发展

在 P-73MII1 基本型后,发展了改进型 P-73MII2,加大了固体火箭发动机,使射程增加到 30 km。还发展了一种后视发射型 P-73Θ,增加了发动机的尾喷口堵盖及其抛放机构。正在发展供 2000 年以后用的 P-73 最新改进型,除了采用红外成象导引头外,在发动机上采用全轴摆动式喷管来进行推力矢量控制。



AA-11* 发动机推力矢量控制装置图

冥河-1*(Styx-1*)

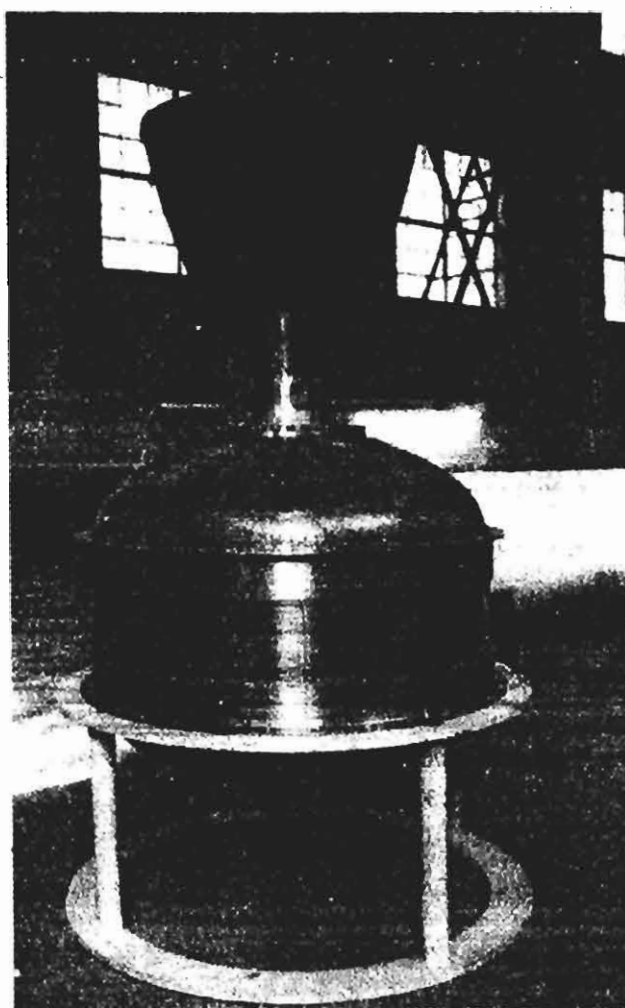
冥河-1* 固体火箭发动机是前苏联“冥河”(Styx)SS-N-2A 舰舰导弹的助推发动机。该发动机于 1959 年随导弹装备部队。“冥河”(Styx)导弹的主发动机为可贮存液体火箭发动机,固体助推发动机悬挂于弹体尾部下面,工作结束后抛掉。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	370	推进剂类型	双基
总长	mm	2 310	喷管数量	1
质 量 比		~ 0.4	工作时间	s ~ 1.3
推力(最大)	kN	~ 270		

航天器固体火箭发动机

东方红 2-A* (DFH 2-A*)



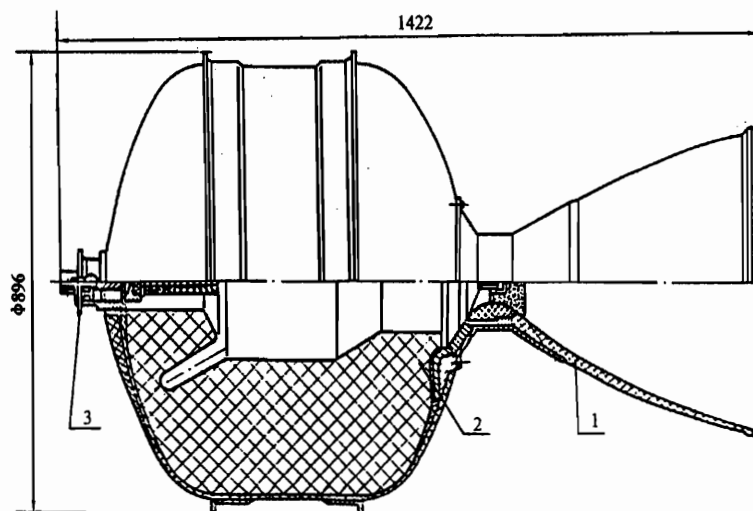
DFH 2-A* 固体火箭发动机

DFH 2-A* 固体火箭发动机是中国“东方红 2”通信卫星的远地点发动机。由中国航天工业总公司第四研究院于 1975 年开始研制,1984 年正式用作“东方红 2”实验同步通信卫星的远地点发动机。它使用玻璃纤维/环氧树脂缠绕成型的壳体,端羟基聚丁二烯类推进剂,碳/碳复合材料的喷管喉衬,大扩张比双圆弧喷管扩张段的特型喷管。该发动机具有相当高的总冲精度和可靠性。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	896	比 冲	m/s	2 834
长 度	mm	1 422	总 冲	kN·s	1 242
总 质 量	kg	~ 512	工作时间	s	34
质 量 比		0.86	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	47.59	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	37.95	喷管喉径	mm	83
燃烧室压力(最大)	MPa	5.08	喷管扩张比		45
燃烧室压力(平均)	MPa	3.69			

发动机结构



DFH 2-A* 发动机结构图

1—喷管 2—燃烧室 3—点火装置

结构组成 DFH 2-A* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 由玻璃纤维/环氧树脂带绝热层缠绕成形壳体、人工脱粘层结构、内喷涂衬层和推进剂药柱等组成。

燃烧室壳体采用高强 2 号玻璃纤维和 4303 A 环氧树脂,内绝热层和人工脱粘层都采用丁腈橡胶加填料,衬层采用丁羟胶料。燃烧室壳体的主要性能与结构参数如下:

壳体外径	mm	~ 830	绝热材料伸长率	%	> 100
壳体长度	mm	722	绝热材料线烧蚀率	mm/s	< 0.18
圆筒段壳体壁厚	mm	5	衬层材料抗拉强度	MPa	> 0.78
壳体验收压力	MPa	3.92	衬层材料伸长率	%	> 100
绝热材料抗拉强度	MPa	> 0.75			

推进剂及药柱主要性能与结构参数如下:

药柱外径	mm	~ 816	燃 速	mm/s	7.8
药柱内径	mm	300	燃速压力指数		0.4
药柱长度	mm	668	燃速温度敏感系数	%/℃	0.2

药柱 m 数		2.72	推进剂密度	g/cm^3	> 1.76
推进剂理论比冲(真空)	m/s	3 100	推进剂质量	kg	~ 440

喷管 采用单个固定喷管。扩张段为双圆弧型面,连接法兰材料为 LD-10 铝合金,喉衬材料为碳/碳复合材料,内绝热层为高硅氧/酚醛树脂复合材料。喷管的主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	83.0	收 敛 角	$(^\circ)$	55
喷管出口内直径	mm	556.8	出口扩张角	$(^\circ)$	12.5
喷管扩张比		45	喷管质量	kg	23

点火装置 DFH 2-A* 发动机点火装置为带安全保险机构的点火器。点火装置主要性能如下:

点火药质量	g	265	最大安全电流	A	0.2
点火器工作时间	s	< 0.30	发火管数量		2
点火器工作压力	MPa	3.04	点火装置质量	kg	0.57
点火电流	A	5			

工作原理 由“长征”系列运载火箭将卫星与远地点发动机一起送入远地点约 36 000 km 的过渡轨道。当卫星飞经预定的远地点时,发出点火指令,电发火管通电点燃,火焰通过安全机构通道,引燃点火器的引燃药,点燃燃烧室内药柱,药柱燃烧,产生高温高压燃气,通过喷管膨胀加速,燃气以高速排出喷管,产生反作用推力。由远地点发动机推力将卫星从大椭圆过渡轨道变轨成为准同步轨道。

改进与发展

在玻璃钢壳体研制过程中解决了绝热层粘结不良,玻璃纤维分层等问题。该发动机经过振动、冲击、离心过载、真空检漏、高低温循环、铁路公路运输等各种环境试验,取得连续 37 次地面点火试验成功后,才用于卫星的发射,取得了完全成功。在此基础上,为了发射实用同步通信卫星的需要而改进为 DFH 2A-A* 发动机。

东方红 2A-A* (DFH 2A-A*)

DFH 2A-A* 固体火箭发动机是中国“东方红 2A”实用同步通信卫星的远地点发动机。由中国航天工业总公司第四研究院研制。该发动机是在 DFH 2-A* 发动机基础上,为适应“东方红 2A”实用同步通信卫星的需要,在 1986 年~1987 年研制的。其结构形式和所用的材料基本与 DFH 2-A* 发动机相同。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	896	比 冲(真空)	m/s	2 835
长 度	mm	1 489	总 冲	$kN \cdot s$	1 432
总 质量	kg	~ 580	工作时间	s	40
质量 比		0.88	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	43.46	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	40.92	喷管喉径	mm	83
燃烧室压力(最大)	MPa	5.16	喷管扩张比		45
燃烧室压力(平均)	MPa	3.92			

风云 2-A* (FY 2-A*)



FY 2-A* 固体火箭发动机

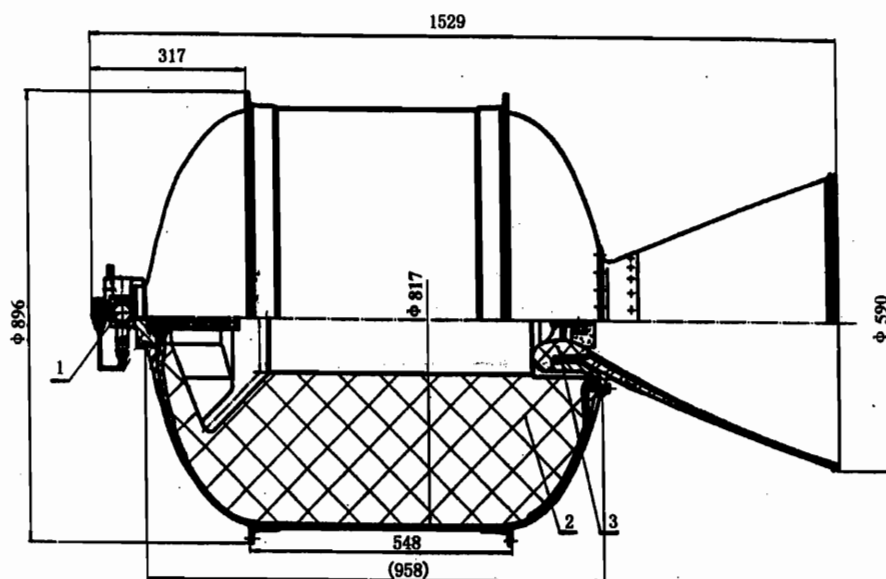
FY 2-A* 固体火箭发动机是中国“风云 2”卫星的远地点发动机。由中国航天工业总公司第四研究院于 1987 年开始研制,到 1997 年正式用作“风云 2”地球同步气象卫星的远地点发动机。它采用玻璃纤维/环氧树脂缠绕成型的壳体,端羟基聚丁二烯类推进剂,碳/碳复合材料的喉衬,大扩张比三次抛物线扩张段的潜入式特型喷管。该发动机具有高可靠性、安全性和总冲精度。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	896	比 冲(真空)	m/s	2 834
长 度	mm	1 529	总 冲	kN·s	1 842
总 质 量	kg	729	工作时间	s	43
质 量 比		0.9	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	54	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	44	喷管喉径	mm	80
燃烧室压力(最大)	MPa	5.8	喷管扩张比		50

燃烧室压力(平均) MPa 4.7

发动机结构



FY 2-A* 发动机结构图

1—安全点火装置 2—燃烧室 3—喷管

结构组成 FY 2-A* 发动机由燃烧室、喷管和点火装置组成。

燃烧室 燃烧室由玻璃纤维/环氧树脂带绝热层缠绕成型壳体、人工脱粘层结构、内喷涂衬层和推进剂药柱等组成。

燃烧室壳体采用高强二号玻璃纤维和 4306 环氧树脂,内绝热层和人工脱粘层均采用丁腈橡胶加填料,衬层采用丁羟胶料。在后封头处有人工脱粘层结构。整个燃烧室内喷涂衬层。燃烧室壳体的主要性能与结构参数如下:

壳体外直径	mm	~ 830	绝热材料伸长率	%	> 100
壳体长度	mm	958	绝热材料线烧蚀率	mm/s	< 0.18
圆柱段壳体厚度	mm	5	衬层材料抗拉强度	MPa	> 0.78
壳体验收压力	MPa	6	衬层材料伸长率	%	> 100
绝热材料抗拉强度	MPa	> 0.75			

推进剂药柱为浇铸成型的翼锥柱型药柱。推进剂及药柱主要性能与结构参数如下:

药柱外直径	mm	~ 817	静态燃速	mm/s	6
药柱内直径	mm	~ 216	燃速压力指数		0.4
药柱长度	mm	882.5	燃速温度敏感系数	1/°C	0.002
药柱 m 数		3.8	推进剂密度	g/cm ³	> 1.792
推进剂理论比冲(真空)	m/s	3 080.4	推进剂质量	kg	653

喷管 FY2-A* 发动机采用潜入固定喷管。扩张段为三次抛物线型面,壳体材料为 LD-10 铝合金,收敛段及喉衬为一体的碳/碳复合材料,内绝热层为高硅氧/酚醛树脂复合材料。喷管主要性能与结构参数如下:

喷管喉径	mm	80	出口扩张角	(°)	17
喷管出口内直径	mm	565.7	喷管质量	kg	21

喷管扩张比	50	喷管效率	0.94
-------	----	------	------

点火装置 FY 2-A* 发动机点火装置采用钝感电发火管 DHQ 并带安全保险机构的簏式点火器。点火装置主要性能与结构参数如下:

点火药质量	g	265	最大安全电流	A	1
点火器工作时间	s	< 0.2	电发火管数量		2
点火器工作压力	MPa	< 3	点火装置质量	kg	0.6
点火电流	A	> 10			

工作原理 安全保险机构解锁,电发火管通电,火焰通过安全保险机构通道,引燃点火器引燃药,点火器工作,点燃燃烧室内主装药,药柱持续燃烧,生成高温、高压燃气,燃气通过燃烧室尾部的喷管高速排出,从而产生推力,即热能转变成动能。

远地点发动机的用途是使卫星从大椭圆过渡轨道变轨成为准同步轨道,即消除过渡轨道的倾角,并提供准同步轨道速度。因为它工作于过渡轨道远地点,故称远地点发动机。

改进与发展

在玻璃钢壳体研制过程中解决了绝热层与壳体粘接不良、绝热层起鼓泡、玻璃钢纤维分层等问题。发动机经过振动、冲击、离心过载、真空检漏、高低温循环、铁路公路运输、辐照、雷击、静电、射频等各种环境试验,取得连续 11 次地面点火试验成功后,于 1997 年 6 月 10 日用于“风云二号”卫星发射中取得了圆满成功。

FG-23A



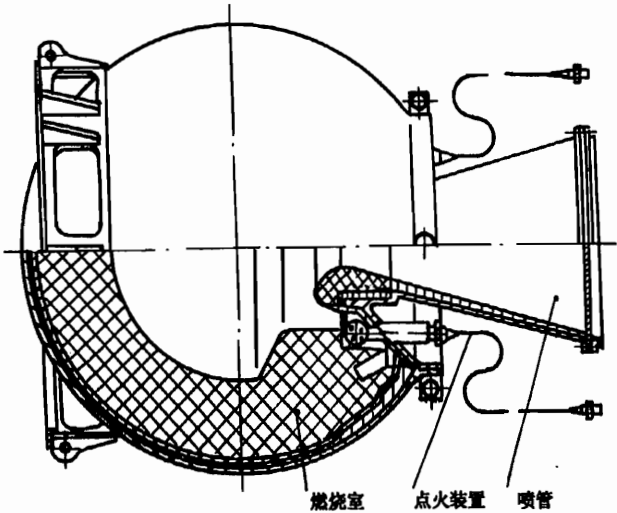
FG-23A 固体火箭发动机

FG-23A 固体火箭发动机是中国返回式卫星制动变轨返回地面用的发动机,由中国航天工业总公司河西公司于 1989 年~1992 年研制。自 1992 年 3 月以来,已连续多次将中国的返回式卫星成功地送回地面预定区域,成功率 100%。FG-23A 发动机研制周期短,成本低,贮存时间长。主要特点是球形燃烧室、潜入式喷管、尾部环形点火装置等。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	680	比 冲(真空,0℃)	m/s	2 741
长 度	mm	896.5	总 冲(真空,0℃)	kN·s	582.5
总 质 量	kg	265	燃烧时间(0℃)	s	17.5
质 量 比		0.80	工作时间(0℃)	s	19.0
推 力(真空,最大,20℃)	kN	40.0	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(真空,平均,0℃)	kN	33.0	喷管数量		1
燃烧室压力(最大,20℃)	MPa	6.7	喷管喉径	mm	63
燃烧室压力(平均,0℃)	MPa	5.7	喷管扩张比		27.17

发动机结构



FG-23A 发动机结构图

结构组成 FG-23A 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、衬层、药柱等组成。

壳体由前半球、后半球、后接头、连接裙等组成。外径 680 mm,长度 666 mm,后开口直径 356 mm,壁厚 2 mm,材料为前、后半球及连接裙采用 25 CrMnSiA 冷轧板,后接头采用 30 CrMnSiA 锻件。验收压力 8.5 MPa,爆破压力不小于 10.5 MPa。

绝热层为 5~Ⅲ 软片粘贴固化成形,赤道和前半球厚度均为 1 mm,尾部为阶梯过渡,至后开口处最厚为 5 mm。绝热层主要性能参数如下:

抗拉强度(20℃)	MPa	≥7.85	伸长率(20°)	%	>8
绝热层与壳体粘结扯离强度(20℃)	MPa	≥2.0	线烧蚀率	mm/s	≤0.18
绝热层与衬层粘结剪切强度(20℃)	MPa	≥0.5	密 度	g/cm ³	≤1.55

衬层为丁羟类 BF 410-1 配方,在绝热层内表面均匀地刷涂 1 mm 厚。衬层主要性能参数如下:

抗拉强度(20℃)	MPa	≥1.0	伸长率(20℃)	%	≥150
衬层与药柱粘结的剪切强度(20℃)	MPa	≥0.5	密 度	g/cm ³	<1.4
衬层与绝热层粘结剪切强度(20℃)	MPa	≥0.5			

推进剂配方为 410-3E,药形为灯泡伞翼柱形。药柱主要结构参数如下:

内 径	mm	387	长 度	mm	614.5
柱段内径	mm	225	伞片厚度	mm	24
外 径	mm	672	体积装填因子		0.80

推进剂主要性能参数如下:

理论比冲(0℃)	m/s	3 035	玻璃化温度	℃	-55
燃 速(20℃)	mm/s	7.50	最大抗拉强度(20℃)	MPa	≥0.7
压力指数		0.43	最大抗拉强度下伸长率(20℃)	%	≥35
燃速温度敏感系数	%/C	0.20	密 度	g/cm ³	1.80

喷管 喷管为潜入式锥形,主要由喷管体、压环、密封堵片、密封圈、紧固件等组成。喷管体又由喷管壳体、前绝热层、后绝热层、喉衬衬套组合件等组成。喷管主要材料如下:

喷管壳体	30 CrMnSiA	前绝热层	5~Ⅲ
喉衬	石墨 T704	后绝热层	酚醛树脂高硅氧玻璃布缠绕塑料
喉衬衬套	5~Ⅱ	密封堵片	铝板 L6-M

喷管主要性能及结构参数如下:

潜 入 比		0.396	扩 张 比		27.17
扩张半角 (°)		19.3	推力系数因子		0.92
喉部直径	mm	63	喷管冲量质量比	m/s	33 100
出口直径	mm	328.4	喉径平均烧蚀量	mm	3.41

点火装置 由环形药盒、电嘴及电发火管等组成。环形药盒壳体用铝管 LF6-M 制成,点火药为片状的 6-3 烟火剂。点火药量 360 g,电嘴及电发火管各 2 只。点火装置主要性能参数如下:

点火工作电压	V	27	最大安全电流	A	0.24
点火电流(单个)	A	2~3	电发火管内阻	Ω	2.0~2.5
最小发火电流	A	0.41	电嘴绝缘电阻	MΩ	20

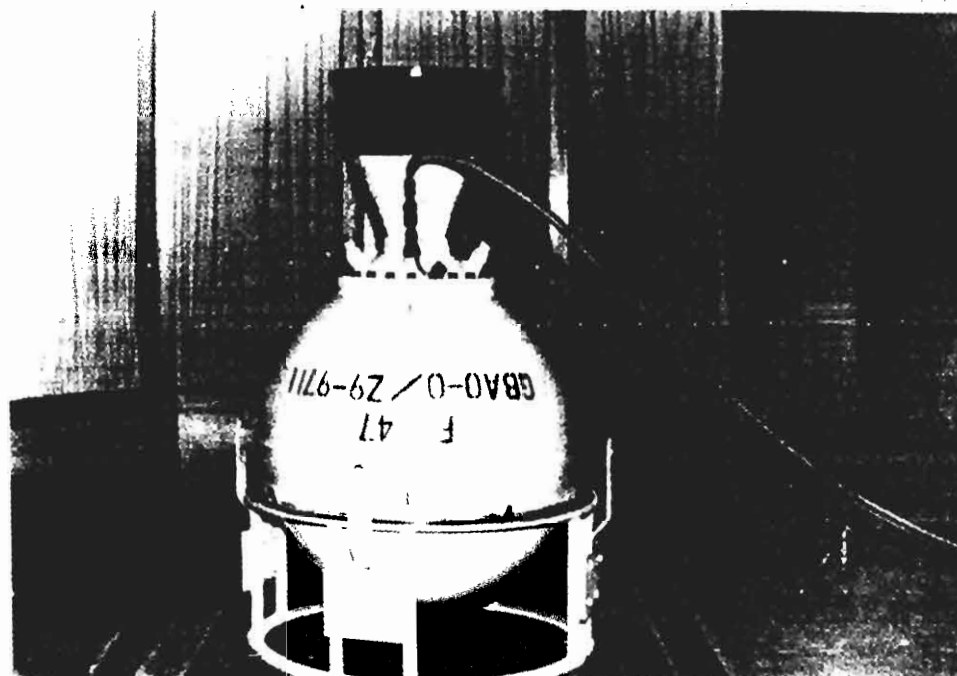
工作原理 FG-23A 发动机是用来使卫星制动减速返回地面的动力装置。当卫星按预定的飞行日期需要回收时,在卫星轨道的预定位置发出点火指令,在点火线路中输出额定电流,电发火管即刻发火,点燃环形药盒中的点火药(6-3 烟火剂),点火药产生的燃气扩散流动到药柱燃烧表面,将药柱点燃。药柱燃烧产生大量高温高压燃气,经过喷管中的膨胀加速,将燃气的热能转变为燃气的动能,以很高的速度排出喷管,产生反作用推力。这推力与卫星飞行方向相反,起制动作用,卫星减速返回大气层,再由降落伞将卫星再入舱降落在地面预定区域。

改进与发展

FG-23A 发动机是在真空条件下随卫星飞行若干天后才点火工作,为了保证发动机可靠点火,正常工作,研制过程中主要解决了发动机长时间的整机密封技术问题。

根据用户的需要,发动机还可以做进一步的改进工作,如提高总冲,质量比,调整工作时间,增设安全保险机构等。在用途方面既可作为返回式卫星的制动变轨,也可作为运载火箭的顶级发射卫星。

FG-47



FG-47 固体火箭发动机

FG-47 固体火箭发动机是中国“长征 2C” (LM-2C/FP) 运载火箭的转轨发动机。由其将铱星从椭圆停泊轨道转移到 630 km 的圆形运行轨道,建立地面—卫星—卫星新型低轨道移动全球通讯系统。

该发动机由中国航天工业总公司河西公司研制,于 1993 年 8 月启动,经过模样、初样,共进行 11 发地面、高空模拟、及六分力试车,均获得成功。同时开展了发动机的温度循环、低频与高频冲击、公路运输、振动、模态等环境试验和转动惯量测试工作。此外,还参加分配器 (FP) 的分离试验和热真空试验。燃烧室壳体做了静力试验和爆破试验。通过上述试验和工作,发动机的性能及其精度满足了任务书和环境载荷条件的要求,1996 年 4 月经评审转入正样阶段。1997 年 9 月 1 日参加 LM-2C/FP“遥 1”模拟星飞行试验,发动机内弹道曲线平稳,工作正常,获得圆满成功。

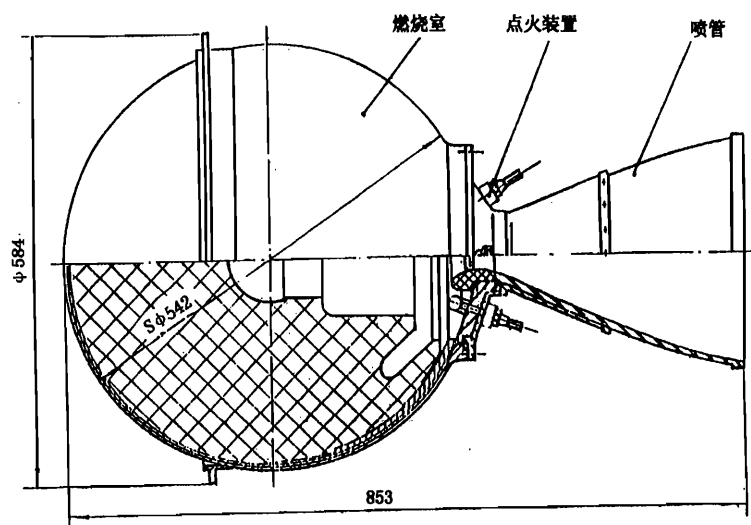
本发动机的特点是药柱采用伞柱球形结构,装填分数高,无残药,尾部点火。喷管为潜入式大扩张比特型结构。发动机设计技术成熟度高,可靠性高,精度高。贮存期 2 年。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	542	比 冲(真空)	m/s	2 824
长 度	mm	851	总 冲(真空)	kN·s	353
总 质 量	kg	160	工作时间	s	≥ 38
质 量 比		0.79	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	≥ 12.00	喷管数量		1
推 力(平均,真空)	kN	10.79	喷管喉径	mm	36
燃烧室压力(最大,20℃)	MPa	≥ 5.6	喷管扩张比(初始)		60

燃烧室压力(平均,20℃) MPa 4.67

发动机结构



FG-47 发动机结构图

结构组成 FG-47 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

燃烧室 由壳体、绝热层、人工脱粘层、衬层和药柱组成。

壳体由前半球、后半球、后接头和裙部组成。采用 30 CrMnSiA 低合金高强度钢制造。半球最小壁厚 1.6 mm。裙部有 16 个 $\Phi 8.5$ mm 的均布螺栓孔及 2 个 $\Phi 10.2$ mm 的对称分布定位销孔。以备与分配器上的发动机支架连接,裙外径 584 mm。后接头上有 24 个 M8×1 的螺孔,用于与喷管法兰连接,并用尺寸为 236 mm×3.55 mm G105 硅橡胶 O 型圈端面密封。壳体水压验收压力 7.1 MPa,爆破压力不小于 12.5 MPa。

绝热层由 5-III 和 9621 材料制成。从后开口起沿壳体内表面 410 mm 弧长分五个阶梯设置,其厚度分别为 8 mm、7 mm、5 mm、3 mm、1 mm。人工脱粘层的材料为 9621。设置于药柱尾部。衬层材料采用 BF410-1 配方。在绝热层内表面及未粘贴绝热层的壳体内表面,均匀喷涂 1 mm。药柱采用 410-15A 端羟基聚丁二烯推进剂。药型为伞柱球形结构。药柱外径 538 mm,中心球径 130 mm,中心两个圆柱直径分别为 160 mm 及 100 mm,伞槽宽 36 mm,深 75.6 mm。体积装填分数 0.91。推进剂的主要性能:

燃 速	mm/s	6.17	伸长率(20℃, R = 100mm/min)	≥40
密 度	g/cm ³	1.8	压力指数	<0.4
抗拉强度(20℃, R = 100mm/min)	MPa	≥0.8	玻璃化温度	℃ -68.5

喷管 由喷管壳体、喉衬、绝热套、绝热扩散段、堵盖及密封套等组成。

喷管壳体由喷管座、扩散筒、测压嘴及点火器座组成,材料采用 30 CrMnSiA 低合金高强度钢。喉衬采用碳/碳复合材料。绝热套采用高硅氧纤维增强酚醛树脂模压制品。绝热扩散段采用碳带/酚醛缠绕增强塑料。堵盖采用 LF6 铝材。密封套采用乳胶气囊。喷管主要性能及结构参数如下:

出口扩张半角	(°)	15	喷管冲质比	m/s	35 300
喉部直径	mm	36	推力系数因子		0.92
出口直径	mm	279	喉径平均烧蚀量	mm	3.15
初始扩张比		60	喷管质量	kg	10

点火装置 由点火器、环形药盒、拉杆、平填圈、O 形圈等组成。点火器为成对 DHQ-3G。环形药盒壳

体采用 LF6 铝材,开了 40 个孔。药盒内装 6-3 烟火剂 75 g。抗压堵片采用 LY12,拉杆采用 20 普通结构钢。通过拉杆安装到喷管点火座上。

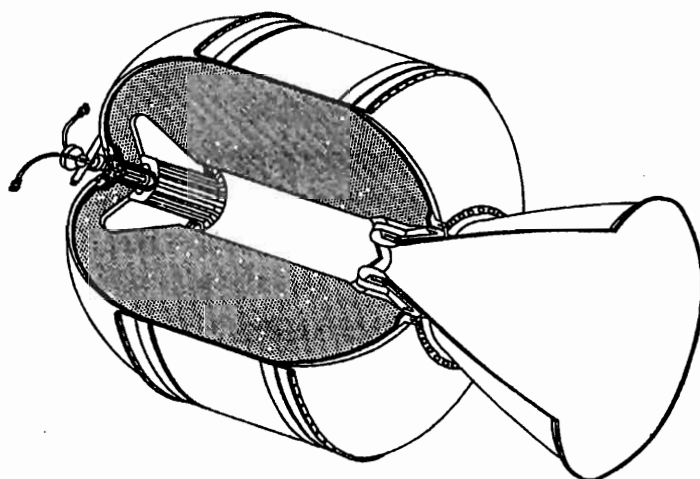
改进与发展

在模样阶段,发动机的最大压力超出设计上限较多,不满足总体推力指标的要求。通过调整初始燃面,问题得到解决。

药柱的药厚偏大,应力水平较高,由此对制造工艺及推进剂的贮存性能要求苛刻。为此,在保证总体性能要求的条件下,对药柱结构局部改造,将球头原 R50 尺寸扩大为 R65,同时工艺也采取措施,使应力水平降低,贮存性能得到改善。

本发动机适用于小有效载荷的变轨。

EPKM



EPKM 固体火箭发动机剖视图

EPKM(LM-2E Perigee Kick Motor)固体火箭发动机是中国“长征 2E”运载火箭的近地点发动机,由中国航天工业总公司河西公司研制。它用于“长征 2E”运载火箭,可把约 3 t 的有效载荷送入地球同步转移轨道。EPKM 于 1993 年 3 月开始正式研制,经过方案设计阶段,模样、初样及正样研制阶段,其间发动机地面点火试验 10 台次。1995 年 11 月 25 日和 12 月 25 日,EPKM 分别用于“亚星 2”和“艾柯斯达 1”卫星的发射任务,获得圆满成功。

EPKM 是目前中国最大的宇航用固体火箭发动机。EPKM 研制过程中,解决了发动机力学分析,停泊轨道热分析,残留物质分析,转动惯量测试等技术课题。EPKM 的一些技术性能,包括内弹道性能调整技术,动平衡性能,纤维缠绕壳体的性能和精度,总冲精度,推力线位置精度,质心位置精度等均有突破。

EPKM 已与国际接轨,具备了国际卫星发射市场的竞争能力。

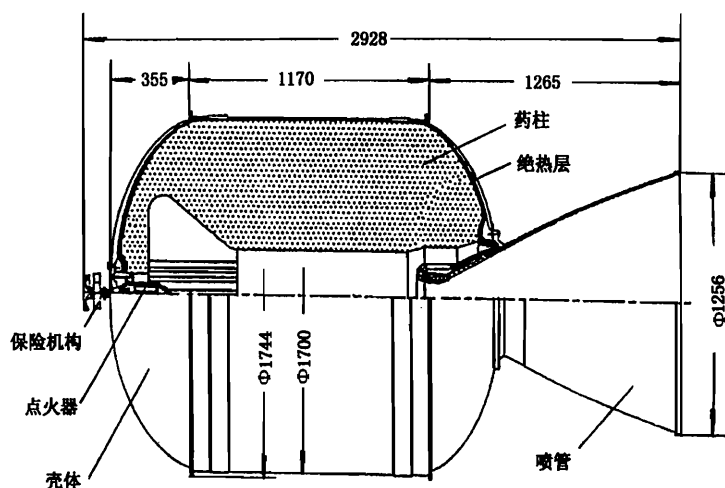
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 700	比 冲(真空)	m/s	2 863.5
-----	----	-------	---------	-----	---------

长 度	mm	2 928	总 冲(真空)	kN·s	15 589
总 质 量	kg	6 001	工作时间	s	87
质 量 比		0.907	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	204.0	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	179.2	喷管喉径	mm	152
燃烧室压力(最大)	MPa	5.8	喷管扩张比	65.6	
燃烧室压力(平均)	MPa	4.9	发动机转速	r/min	40

注:所列数据为 $T = 20^{\circ}\text{C}$ 下的值。

发动机结构



EPKM 发动机结构图

结构组成 EPKM 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

燃烧室 燃烧室由燃烧室壳体、燃烧室内绝热层、衬层和药柱组成。药柱尾端面设计了人工脱粘层结构。无喘息燃烧、振荡燃烧、无残药。

燃烧室壳体材料为玻璃纤维增强塑料,前、后裙材料为 ZL 205A 高强度铸造铝合金,壳体外壁有防静电层。燃烧室壳体主要性能参数如下:

壳体质量	kg	210	前、后裙轴压载荷	kN	1 550
爆破压力	MPa	8.4	前、后裙轴向拉伸载荷	kN	600
水压检验压力	MPa	6.0	前、后裙联合载荷轴压	kN	490
容积效率	m^2/s^2	1.61×10^4	前、后裙联合载荷弯曲	kN·m	320

药柱为前翼柱药型,十二个翼槽均匀分布,双燃速推进剂前后串装,头部翼槽部分为较低燃速的推进剂。在发射前 8 个月,推进剂允许最大卸载量 160 kg,在交付前 15 天允许最大卸载量 15 kg。药柱主要结构及性能参数如下:

药柱质量	kg	5 444	翼 长	mm	425
体积装填分数		0.9	密 度	g/cm^3	1.800
翼槽数量		12	压力指数		0.4
翼槽宽度	mm	50	拉伸强度	MPa	≥ 0.9
翼 展	mm	950	延 伸 率	%	≥ 40

燃烧室内绝热层和人工脱粘层材料均为丁腈酚醛石棉软片,主要性能如下:

拉伸强度	MPa	≥4.0	氧乙炔焰烧蚀率	mm/s	≤0.18
延伸率	%	≥200	密 度	g/cm ³	≤1.26

衬层为 HTPB 系统配方材料,主要性能指标如下:

拉伸强度	MPa	≥1.2	氧乙炔焰烧蚀率	mm/s	≤1.5
延 伸 率	%	≥150			

喷管 潜入式固定喷管,整体毡碳/碳复合材料喉衬,扩散段为碳带—高硅氧/酚醛树脂缠绕制品,喷管壳体为铸造钛合金 ZT 4。喷管主要结构及性能参数如下:

喷管质量	kg	≤145	扩 张 比		65.5
喉 径	mm	152	喷管冲质比	m/s	~1.1×10 ⁵

点火装置 点火装置由保险机构和点火器组成。保险机构为力矩电机式,发射前 100 min 用地面控制盒解除保险。

点火器包括发火管、点火药盒和点火发动机。2 个 DHQ-3G 单桥发火管并联,点火电流 5 A~10 A,通电时间 200 ms,测试电流 50 mA。点火药盒内装黑火药,位于点火器和点火发动机之间。点火发动机为小型固体火箭发动机,内装 HTPB 系统配方推进剂药柱。

EPKM 在储存和发射前所要求的环境条件为:温度 5℃~25℃,相对湿度不大于 70%。EPKM 在交付使用前均需经过动平衡测试,动不平衡度应不大于 0.5 度。

工作原理 EPKM 发动机是卫星近地点轨道转移用的发动机。由“长征 2E”运载火箭将卫星送入低地轨道后,在达到需要转移轨道的位置,发出点火信号,由卫星分别向 2 个点火电嘴同时发出 2 个矩形波脉冲电流,矩形波前峰间隔 1 s,矩形波长 280 ms,电流强度 5 A~10 A,通过三级点火方式点燃推进剂药柱,产生推力。EPKM 工作时绕纵轴以 40 r/min 旋转。在 EPKM 发动机推力作用下,将卫星从低地轨道送入同步转移轨道(近地点约 204 km,远地点约 36 000 km,倾角 26(°))。

改进与发展

EPKM 第一、二次旋转点火试验失败,前封头中心顶盖部位穿火。经分析认为,在旋转工作状态下,燃气自由环流形成的热流场在头部中心部位强度(速度)最大,顶盖部位内绝热层及结构材料烧蚀速率增加,内绝热结构安全程度不够导致顶盖部位结构烧蚀破坏。改进措施是在点火发动机壳体外部增加相当厚度的绝热层。改进后的 EPKM 经四发地面旋转点火试验和两发飞行任务考核,均获成功。

德普特(Dropt)

“德普特”(Dropt)固体火箭发动机是“艾多巴”(ELDO PAS)卫星的近地点发动机,由法国欧洲动力公司(SEP)研制,1971 年 11 月 5 日首次发射。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	800	比 冲(真空)	m/s	2 714.6
长 度	mm	1 634	总 冲(真空)	kN·s	1 450
总 质量	kg	755	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.908	喷管数量	1	

推 力(最大)	kN	4.3	喷管扩张比	31.17
燃烧室压力(平均)	MPa	5.9		

发动机结构

“德普特”发动机点火前转动惯量为 61.69 kg·m²,燃尽后转动惯量 6.94 kg·m²,点火前横向惯量为 90.78 kg·m²,燃尽后横向惯量为 19.02 kg·m²。发动机储存期 2 年,储存温度 10℃~30℃,相对湿度 65%。

发动机壳体长度 1.059 m,材料为玻璃纤维/环氧。推进剂装药量 687 kg,含氧化剂高氯酸钾(KClO₄) 60.4%,粘合剂(CTPB)20.8%,铝粉 18.8%,喷管出口直径为 435.5 mm,长度 558 mm,喉衬材料为石墨,出口锥材料为硅酚醛。

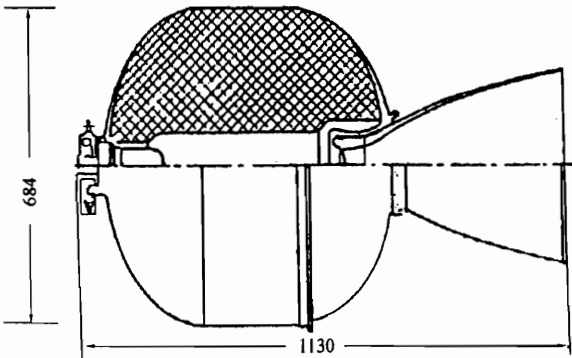
盖斯(Gers)

“盖斯(Gers)”固体火箭发动机是欧洲航天局“奇奥斯”同步卫星远地点发动机,由意大利斯尼亚公司和法国欧洲动力公司(SEP)共同研制。前者负责发动机研制计划管理,发动机总体设计和绝热层、推进剂的制造,以及总装试验;后者负责发动机壳体、喷管和点火系统的设计、制造和试验。1973 年开始研制,研制期间共进行 10 次静态试车,1977 年 4 月 22 日首次用于“德尔它”火箭发射成功,共飞行两次,该发动机在研制过程中大量使用成熟技术,因此可靠性提高,研制周期缩短。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	684	总 冲(真空)	kN·s	756.94
长 度	mm	1 130	工作时间	s	50
总 质 量	kg	305.9	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.88	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	23.13	喷管喉径	mm	67
燃烧室压力(平均)	MPa	3.43	喷管扩张比		37
比 冲(真空)	m/s	2 807.7			

发动机结构



“盖斯”远地点发动机

“盖斯”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),内绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶,内绝热层质量 7.9 kg。推进剂牌号为 CTPB 10-14,与天狼星发动机的相同,含高氯酸胺(AP)76%,铝粉(Al)10%,粘合剂(CTPB)14%。喷管出口直径 420 mm,喷管质量 9.4 kg,喉衬材料为石墨。点火器为小火箭式,质量 2.6 kg。

玛奇 1(Mage 1)

“玛奇 1”(Mage 1)固体火箭发动机是欧洲航天局 Meteosat 1 同步卫星远地点发动机,于 1973 年由法国欧洲动力公司负责发动机的研制管理协调,并承担喷管、点火系统和地面辅助设备的研制;意大利斯尼亚公司负责研制推进剂、绝热层和发动机试车;德国麦恩公司(MAN)负责研制壳体。主要用于“德尔它”或“阿里安”运载火箭上作为远地点发动机发射欧洲的同步卫星。1981 年 6 月 19 日首次发射了 Meteosat1 卫星,截至 1994 年底共飞行 5 台发动机,全部成功。该发动机可向同步轨道发射 400 kg~500 kg 量级的卫星。

发动机主要性能与结构参数

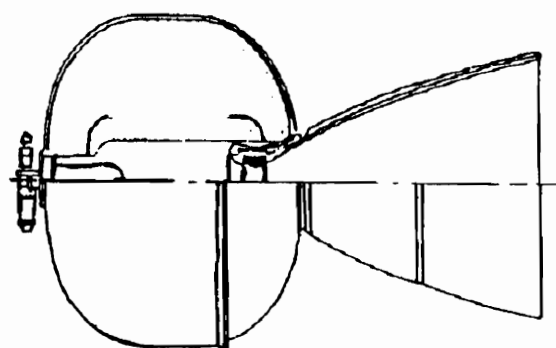
直 径	mm	766	总 冲(真空)	kN·s	944.62
长 度	mm	1 295	燃烧时间	s	50
总质量(满装药)	kg	369	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质量比(满装药)		0.91	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	19.4	喷管喉径	mm	86.76
燃烧室压力(平均)	MPa	3.71	喷管扩张比		45
比 冲(真空)	m/s	2 893.1			

发动机结构

“玛奇”系列发动机结构和设计上基本相同,只是尺寸和喷管材料有所不同。玛奇-1 发动机不装药时质量 34 kg,燃尽质量 30 kg。发动机壳体材料与其它玛奇系列发动机一样,均为凯夫拉-49/环氧,纤维体积含量 60%。发动机裙结构由混杂复合材料制成,由玻璃纤维层、碳纤维层和凯夫拉纤维层交叠构成。发动机壳体内绝热层为三元乙丙橡胶。

推进剂装药量 335 kg,牌号为 CTPB16-12,高氯酸铵(AP)含量 72%,铝粉(Al)16%,粘合剂(CTPB)12%。最大欠装程度为 74.6%,最大欠装时发动机总质量 284 kg,推进剂质量 250 kg,发动机平均推力 14.47 kN。

喷管出口直径 582 mm,喉衬材料为 SEPCARB 四维碳/碳,出口锥材料为碳/酚醛。



“玛奇 1”远地点发动机

玛奇 1S(Mage 1S)

“玛奇 1S”(Mage 1S)固体火箭发动机是欧洲 Giotto 同步卫星的远地点发动机,由法国欧洲动力公司(SEP)意大利斯尼亚(SNIA)公司和德国麦恩(MAN)公司合作研制,“玛奇 1S”于 1985 年 7 月 2 日首次用于“阿里安 V14”,发射了 Giotto 同步卫星,截止 1994 年底共飞行 2 台发动机,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	766	总 冲(真空)	kN·s	1 168
长 度	mm	1 400	燃烧时间	s	50
总质量(满装药)	kg	448	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质量比(满装药)	kg	0.915	喷管数量	1	
推 力(最大)	kN	33.4	喷管喉径	mm	86.76
推 力(平均)	kN	23.73	喷管扩张比	45	
比 冲(真空)	m/s	2 893.1			

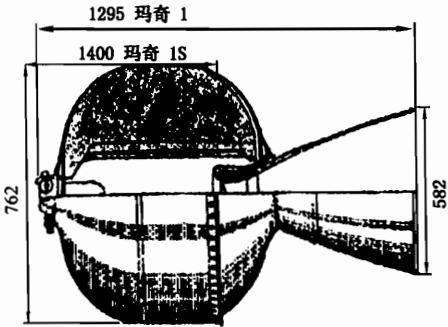
发动机结构

“玛奇 1S”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

该发动机是“玛奇 1”的后继型,发动机长度有所加长,装药量增加,其结构和设计则完全相同。发动机壳体材料为凯夫拉-49 纤维/环氧,裙结构用混杂复合材料制成,内绝热层为三元乙丙橡胶。

推进剂装药量 410 kg,牌号为 CTPB16-12,高氯酸铵(AP)含量 72%,铝粉(Al)16%,粘合剂(CTPB)12%。推进剂最大欠装程度为 80%,最大欠装时发动机总质量 362 kg,推进剂质量 328 kg,质量比 0.906,发动机平均推力 19.0 kN。

发动机不装药时质量 38 kg,燃尽时质量 37 kg。喷管与“玛奇-1”发动机相同,出口直径 582 mm,喉衬材料为 SEPCARB 四维碳/碳,出口锥材料为碳/酚醛。



“玛奇 1S”远地点发动机

玛奇 2(Mage 2)

“玛奇 2”(Mage 2)固体火箭发动机用作欧洲航天局“阿里安”或美国“德尔它”运载火箭的远地点发动机,由法国欧洲动力公司(SEP)、意大利斯尼亚公司(SNIA)和德国麦恩公司(MAN)共同研制。“玛奇 2”发动机是“玛奇 1”发动机的改进型,载荷能力得到了提高,可向同步轨道发射 500 kg~680 kg 的有效载荷,1983 年 6 月 16 日首次用在“阿里安”(LO6)运载火箭,发射了 ECS 1 卫星,截至 1994 年底共飞行 10 台发动机,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

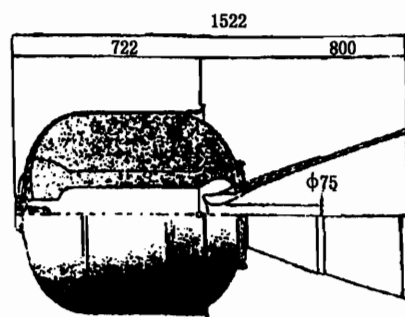
直 径	mm	766	比 冲	m/s	2 869.5
长 度	mm	1 525	总 冲(真空)	kN·s	1 412
总质量(满装药)	kg	530	燃烧时间	s	43.7
质量比(满装药)		0.925	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	45.5	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.86	喷管喉径	mm	75
燃烧室压力(平均)	MPa	3.58	喷管扩张比	65.1	

发动机结构

“玛奇 2”固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机最大欠装程度 81.6%，不装药时质量 40 kg，燃尽时质量 38 kg。发动机壳体材料为凯夫拉-49/环氧，内绝热层为石棉充填的橡胶，壳体水压检验压力为 5.6 MPa，爆破压力 7.2 MPa。推进剂牌号为 CTPB16-12，高氯酸铵 (AP) 含量 72%，铝粉 (Al) 16%，粘合剂 (CTPB) 12%。

喷管长度 800 mm，出口直径 605 mm，喷管喉部为整体式结构，材料为四维碳/碳材料 (SEPCARB)，出口锥材料为 SEPCARB 二维碳/碳材料，厚度约 2 mm。



“玛奇 2”固体火箭发动机

玛奇 3(Mage 3)

“玛奇 3”(Mage 3) 固体火箭发动机是欧洲“阿里安”火箭发射的同步卫星用远地点发动机，它是“玛奇 2”的改进型，1975 年开始方案研究，后又终止，未投入实用。

发动机主要性能与结构参数

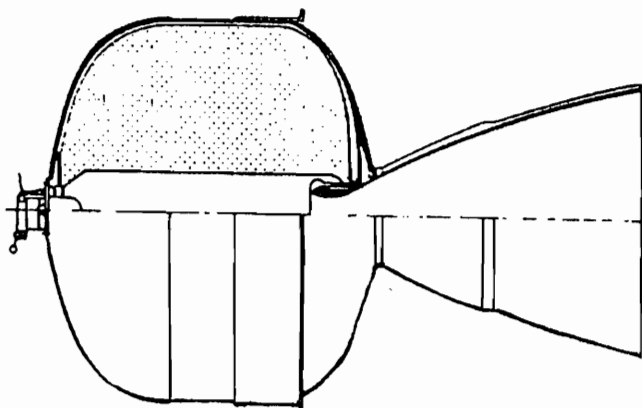
直 径	mm	932	比 冲(真空)	m/s	2 900.8
长 度	mm	1 560	总 冲(真空)	kN·s	1 900
总 质量	kg	690.3	工作时间	s	54.2
质 量 比		0.95	推进剂类型	端羧基聚丁二烯 (CTPB)	
推 力(最大)	kN	47.80	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	35.06	喷管喉径	mm	78
燃烧室压力(最大)	MPa	4.87	喷管扩张比		65
燃烧室压力(平均)	MPa	3.71			

发动机结构

结构组成 “玛奇 3”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 发动机壳体材料为凯夫拉-49/环氧，壳体长 0.81 m，内径 0.919 m，壳体质量 15 kg，设计爆破压力 8.5 MPa。纵向缠绕层厚度 1.63 mm，环向层厚度 3.26 mm。内绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶，质量 9.6 kg，密度 1.18 g/cm³。

推进剂代号为 CTPB 16-12，高氯酸铵



“玛奇 3”固体火箭发动机

(AP)含量 72%, 铝粉 16%, 粘合剂(CTPB)12%。推进剂密度 1.784 g/cm^3 , 燃烧温度 3500 K , 比热比 1.14 (燃烧室)。

喷管 质量 8.5 kg, 出口直径 628.7 mm, 收敛半角 27° , 扩散半角 14° , 喉衬材料为 SEPCARB 四维碳/碳, 出口锥材料为 SEPCARB 二维碳/碳。

点火器 小火箭式, 质量 1.5 kg。

SEP-CSD

SEP-CSD 发动机是由法国欧洲动力公司(SEP)和美国联合工艺公司化学系统分部(CSD)从 1977 年开始研制的试验性固体远地点发动机, 主要目的是为法、美两国的固体发动机提供最先进的技术和工艺。这种发动机综合利用了法、美两国在固体火箭推进方面的先进技术, 如高性能端羟基聚丁二烯推进剂、轻质全碳-碳材料延伸喷管、新型陶瓷/陶瓷复合材料热结构连接件、可消融环形点火器等。

发动机壳体、内绝热层和喷管由欧洲动力公司研制, 推进剂的研制和浇铸、点火器的研制、发动机的总装和试车则由化学系统分部负责。

SEP-CSD 发动机在美国空军火箭推进研究所爱德华基地共进行过三次试车, 第一次试车于 1977 年 6 月进行, 无可延伸出口锥。第二次于 1979 年 11 月 15 日进行, 使用了可延伸出口锥。这两次试车的发动机前、后极孔接头为铝合金, 复合材料部件在整个发动机部件中所占的比重为 95%。第三次试车于 1982 年 11 月 14 日进行, 除使用了可延伸喷管外, 还使用了法国 SEP 公司研制的新型陶瓷/陶瓷热结构连接件, 复合材料部件几乎达到了 100%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	燃烧室压力(平均)	MPa	4.14
总 质 量	kg	548.0	工作时间	s	48.5
质 量 比		0.925	推进剂类型		HTPB
推 力(最大)	kN	38.70	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	29.80	喷管喉径	mm	65.1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.33	喷管扩张比		38.83

发动机结构

结构组成 SEP-CSD 发动机由燃烧室、喷管、点火器等组成。

燃烧室 发动机壳体材料为凯夫拉-49 锥/环氧, 外裙用碳纤维/环氧树脂制成, 裙法兰为铝合金, 裙外径 0.800 m, 壳体长度 0.85 m。壳体和绝热层质量为 25.32 kg。绝热层材料为硅充填的三元乙丙橡胶。

推进剂 为化学系统分部研制和 UTP-19687A HTPB 推进剂, 固体含量达 90%, 其中铝粉含量 20%, 奥克托金(HMX)含量 12%。密度 1.836 g/cm^3 , 燃速 6.81 mm/s (6.9 MPa)。

喷管 不带延伸出口锥时喷管质量 11.88 kg, 带可延伸出口锥时质量为 14.29 kg。整体式喉衬材料为四维碳/碳, 出口锥为二维碳/碳材料。

点火器 安装在喷管上的环形点火器, 主装药推进剂代号为 UTP-1090 (同大力神助推器点火器主装药), 点火器有 10 个喷嘴, 每个直径 7.93 mm。

巴斯(PAS)

“巴斯”(PAS)固体火箭发动机是“欧洲卫星”的远地点发动机,由意大利斯尼亚(SNIA)公司根据与欧洲远戴火箭研究与生产组织(ELDO)签订的合同,于1966年开始研制,后被中止,发动机未实际使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	492	总 冲(真空)	kN·s	424.83
长 度	mm	1 270	工作时间	s	17
总 质 量	kg	189.2	推进剂类型		聚氨酯(PU)
质 量 比		0.807	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	24.99	喷管喉径	mm	72
燃烧室压力(平均)	MPa	4.31	喷管扩张比		33
比 冲(真空)	m/s	2 679			

发动机结构

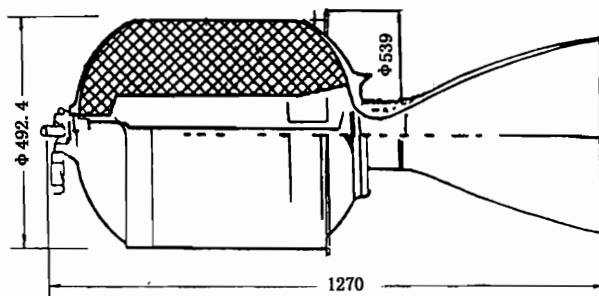
结构组成 “巴斯”发动机由燃烧室、喷管、点火器等组成。

燃烧室 发动机壳体选用了当时工艺已非常成熟的 AXSI 4132 钢卷焊成型,壁厚为 1.25 mm(精度 ± 0.05 mm)。在水压 5.4 MPa 条件下,残余变形小于 0.2%,壳体破坏压力 6.6 MPa,断裂强度不小于 1 275 MPa,内绝热层为硅充填的聚丁二烯橡胶。壳体质量 15.4 kg,绝热层质量 5.6 kg。

发动机装药采用斯尼亚公司的代号为 PU37-7 推进剂,高氯酸铵含量 74%,铝粉 6%,粘合剂 20%。推进剂燃烧温度 2 900 $^{\circ}\text{C}$,标准燃速 10.2 mm/s,密度 1.67 g/cm³,平均断裂强度 0.981 MPa,模量 3.56 MPa,最大伸长率 45%。药型为车轮型,药量 152.8 kg。

喷管 喷管出口直径 414 mm,喷管质量 11.8 kg,喉衬为石墨。

点火装置 点火器为小火箭式,质量 2.7 kg。



“巴斯”固体火箭发动机

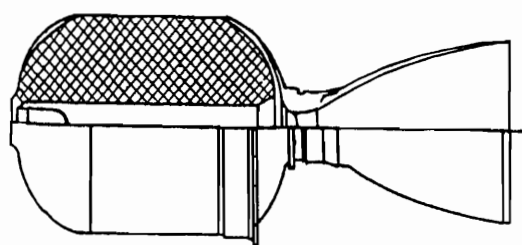
天狼星-A*(Sirius-A*)

“天狼星-A*”固体火箭发动机是意大利“天狼星”(Sirius)卫星的远地点发动机,是由意大利斯尼亚(SNIA)公司在充分利用“巴斯”发动机经验基础上于 60 年代末开始研制的新一代发动机。1977 年 8 月 25 日首次把“天狼”卫星送入地球同步轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	493	总 冲(真空)	kN·s	493.68
长 度	mm	1 292	工作时间	s	35
总 质 量	kg	200.5	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.878	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	21.27	喷管喉径	mm	70.15
燃烧室压力(平均)	MPa	3.33	喷管扩张比		35
比 冲(真空)	m/s	2 802.8			

发动机结构



“天狼星-A*”远地点发动机剖视图

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶(商业名称 EPDBR 154),密度 1.25 g/cm³。推进剂配方为:粘合剂(CTPB)14%,高氯酸铵 76%,铝粉 10%。装药量 176.1 kg。喷管出口直径 415 mm,喉衬材料为石墨。

艾立斯-P*(IRIS-P*)

“艾立斯-P*”(IRIS-P*)固体火箭发动机是用于美国航天飞机发射“激光地球动力卫星-2”(LAGEOS-2)的上面级近地点发动机。也可用于“长征”、“阿里安”、“宇宙神”等运载火箭,由意大利阿丽塔里亚(AERITALIA)公司为主承包商,BPD-迪费西-斯帕资欧(BPD-Difesea-Spazio)公司负责研制。“艾立斯-P*”上面级近地点发动机用来把有效载荷从航天飞机正常停泊轨道(296 km,28.5(°))送入地球同步转移轨道。1992 年 10 月 22 日成功地进行了首次发射,把卫星送入轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 300	总 冲(真空)	kN·s	4 488
长 度	mm	1 940	燃烧时间(满装药)	s	78.8
总 质 量	kg	1 726	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.912	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	66			

发动机结构

发动机壳体材料为凯夫拉-49 纤维/环氧,推进剂代号为 HTPB-1813,装药量可在 1 180 kg~1 574 kg 之间变化。

端燃发动机(EBM)

EBM 固体火箭发动机是卫星近地点发动机,是“艾立斯-P*”(IRIS-P*)发动机的改进型,由意大利斯尼亚(SNIA)公司研制,用来把的有效载荷从低地轨道送入地球同步转移轨道。发动机壳体由德国麦恩(MAN)公司提供。EBM 是端燃发动机的英文缩写。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 351	比 冲(真空)	m/s	2 858.7
长 度	mm	1 736	总 冲(真空)	kN·s	4 600
总 质量	kg	1 729	燃烧时间	s	80
质 量 比		0.927	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	57	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.46	喷管喉径	mm	95
燃烧室压力(平均)	MPa	4.05	喷管扩张比		60

发动机结构

发动机壳体材料为芳纶纤维/环氧,质量小于 47 kg,装药量 1 602 kg。推进剂含高氯酸铵 71%,铝粉 18%,HTPB 粘合剂 11%,装填系数为 0.94。喷管长度 1 015 mm,潜入深度 300 mm,出口面内径 736 mm,出口外径 765 mm。喷管质量小于 52 kg。喉衬材料为碳/碳,出口锥材料为碳酚醛或硅酚醛。该发动机的最大特点是采用可消融点火器,粘接于发动机中的药柱顶端,有 10 个喷嘴,点火后点火器的碳纤维/环氧壳体被烧尽,剩下较软的纤维布排出喷管。

KM-A

KM-A 固体火箭发动机是日本 M-3H 运载火箭发射 EXOS-A 地球同步轨道卫星的入轨发动机,由日本日产汽车公司研制,载有 KM-A 入轨发动机的 M-3H 火箭的同步轨道运载能力为 290 kg,于 1977 年首次飞行,共发射 2 次,全部成功。M-3H 火箭第三次飞行时使用的入轨发动机是 MK-B。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	382	总 冲(真空)	kN·s	120
长 度	mm	580	燃烧时间	s	20
总 质量	kg	57	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.796	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	7.0	喷管扩张比		43.1
比 冲(真空)	m/s	2 776			

发动机结构

KM-A 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),推进剂代号为 BP-14·20,药型为星型,喷管喉衬材料为石墨,喷管为固定式,自旋稳定。

KM-B

KM-B 固体火箭发动机是日本 M-3H 运载火箭的人轨发动机,由日本日产汽车公司研制,1998 年用 M-3H 运载火箭发射了日本 EXOS-B 同步轨道卫星。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	728	总 冲(真空)	kN·s	670
长 度	mm	860	燃烧时间	s	33
总 质 量	kg	284	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.854	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	22.7	喷管扩张比	41.5	
比 冲(真空)	m/s	2 776			

发动机结构

KM-B 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为碳纤维/环氧,推进剂代号为 BP-17·16,药型为星形,装药量 241 kg。喷管喉衬材料为石墨,喷管为固定式自旋稳定。

KM-D

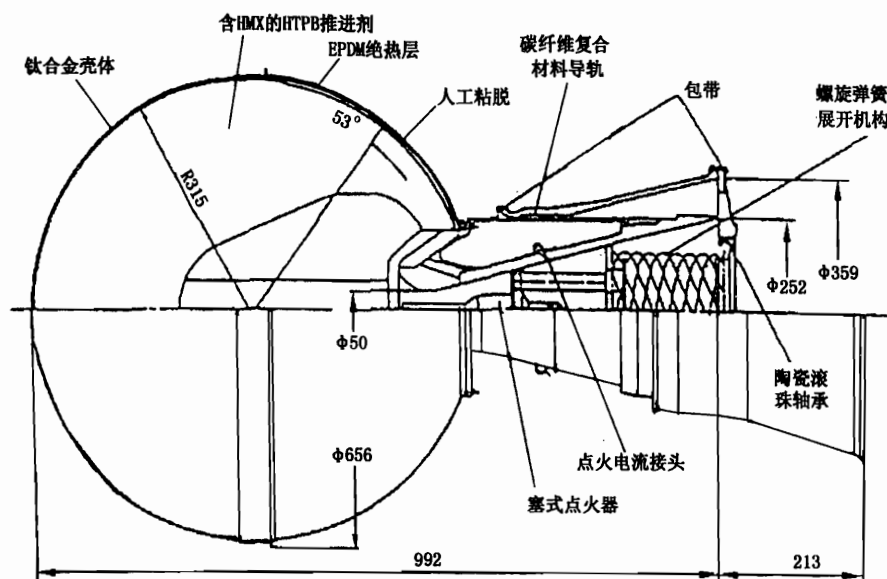
KM-D 固体火箭发动机是日本 M-3S2 运载火箭发射 EXOS-D 科学卫星的人轨发动机,由日本日产汽车公司于 1985 年开始研制,地面试车 2 次,全部成功。1989 年发射卫星入轨。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	633	总 冲(真空)	kN·s	630
长 度	mm	992	燃烧时间	s	35.9
总 质 量	kg	244	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.90	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	16.7	喷管喉径	mm	50
燃烧室压力(平均)	MPa	4.27	喷管扩张比	51.8	

比	冲(真空)	m/s	2 877
---	-------	-----	-------

发动机结构



KM-D 发动机结构图

结构组成 KM-D 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 发动机壳体质量 7.0 kg,材料为钛合金(15V-3Cr-3Al-3Sn),最小壁厚 0.75 mm,极限强度 1.26 GPa,屈服强度 1.18 GPa。内绝热层材料为充填石棉的 EPDM 橡胶,质量 5.7 kg(包括衬层)。

发动机药柱为头部满装药的 7 角星孔型。推进剂代号 BP-109J, 密度 1.80 g/cm^3 , 燃速 6.03 mm/s (20°C , 4.9 MPa), 压力指数 0.25, 绝热火焰温度 3464 K , 平均相对分子质量 28.17, 比热比 1.192。配方中高氯酸铵含量 62%, 铝粉 18%, 粘合剂 12%, 奥克托金(HMX)8%。装药量 220 kg。

喷管 为可延伸结构,质量 10.5 kg,长度 550.7 mm,出口面内径 300 mm,出口端面外径 315 mm,扩张半角 $14(^{\circ})$,燃尽后喉径 56.03 mm。喉衬材料为 ATJ 石墨,出口锥材料为碳布酚醛。

点火器 为小火箭式,质量 0.5 kg。

KM-M

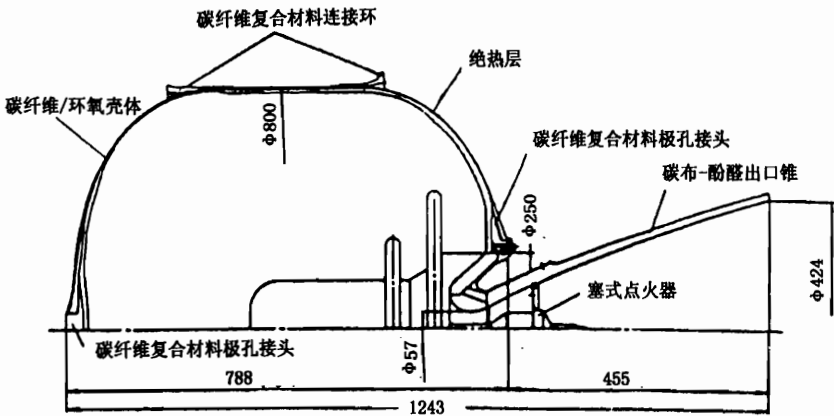
KM-M 固体火箭发动机是日本 M-3S2-5 运载火箭上 Muses-A 卫星的入轨发动机,由日本日产汽车公司于 1985 年开始研制,1990 年 KM-M 发动机用于 M-3S2-5 运载火箭发射 Muses-A 卫星入轨成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	840	总 冲(真空)	kN·s	1 380
长 度	mm	1 240	燃烧时间	s	63
总 质 量	kg	527	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.910	喷管数量	1	

推 力(平均)	kN	24.5	喷管喉径	mm	57
比 冲(真空)	m/s	2 865	喷管扩张比		55.3

发动机结构



KM-M 固体火箭发动机

KM-M 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

发动机壳体材料为碳纤维/环氧,内绝热层为充填石棉的 EPDM 橡胶。推进剂代号 BP-109J,密度 1.80 g/cm³,燃速 6.03 mm/s(20 ℃,4.9 MPa),压力指数 0.25,绝热火焰温度 3 464 K,平均相对分子质量 28.17,比热比 1.192。配方含高氯酸铵 62%,铝粉 18%,粘合剂 12%,奥克托金(HMX)8%。装药量 480 kg。

喷管扩张半角 14.6(°),喉衬材料为 ATJ 石墨,出口锥材料为碳布酚醛。点火器为小火箭式。

KM-P

KM-P 固体火箭发动机是日本 M-3S2-1 运载火箭的上面级发动机,1985 年用于执行哈雷慧星探测任务,由日本日产公司研制。

M-3S2-1 火箭根据不同任务,可选用不同的上面级发动机。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	788	燃烧时间	s	36
长 度	mm	1 230	工作时间	s	42
总 质 量	kg	460.6	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
质 量 比		0.910	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	32	喷管喉径	mm	72
比 冲(真空)	m/s	2 815	喷管扩张比		46.13

发动机结构

KM-P 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

发动机壳体材料为 Ti-6Al-4V 钛合金,绝热层材料为聚异戊二烯橡胶。推进剂代号 BP-106J,药型为 7 角星形。推进剂密度 1.77 g/cm^3 ,燃速 6.6 mm/s ($20\text{ }^\circ\text{C}$, 4.9 MPa),压力指数 0.23,绝热火焰温度 3398 K ,平均相对分子质量 27.8,平均比热比 1.193,特征速度 1557 m/s 。配方中高氯酸铵含量 68%,其中粗粒度 45%,中粒度 30%,细粒度 25%,铝粉含量 18%,粘合剂 14%,装药量 419 kg。喷管扩张半角 $13.65(^{\circ})$,喉衬材料为石墨。

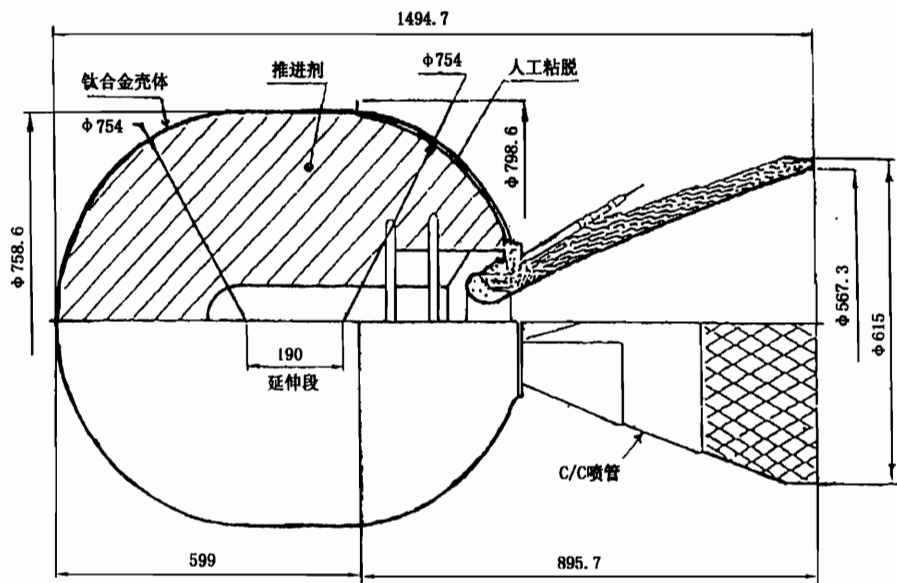
H-1-A*

H-1-A* 固体火箭发动机是日本 H-1 运载火箭发射地球同步卫星用运地点发动机,由日本日产汽车公司于 1978 年开始研制,研制期间共进行 2 次研制发动机试车和 3 次鉴定发动机试车。1987 年 8 月 27 日首次用于日本 H-1 运载火箭上,将日本工程试验卫星送入同步轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	759	比 冲(真空)	m/s	2 879.3
长 度	mm	1 495	燃烧时间	s	53
总 质 量	kg	544.8	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
质 量 比		0.927	喷管数量		1
推 力(最大)	kN	30.01	喷管喉径	mm	69.3
燃烧室压力(最大)	MPa	4.2	喷管扩张比		67

发动机结构



H-1-A* 固体火箭发动机

H-1-A* 固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。
发动机壳体材料为钛合金 (Ti-6Al-4V),质量 15.7 kg,绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶,质量 9.8

kg。推进剂总固体含量 88%，含奥克托金(HMX)，燃速 5.9 mm/s(3.9 MPa)，装药量 505 kg。喷管出口锥端面内径 567 mm，喷管质量 14 kg(包括点火器)，喉衬为三维碳/碳，出口锥为二维碳/碳，外缠绕布酚醛，最外层靠近出口端处加一层石墨毡。

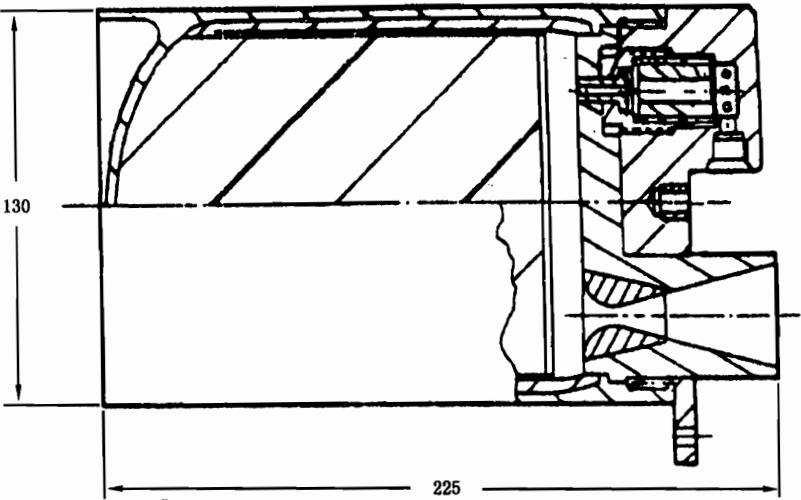
星 5(Star 5)TE-M-500

“星 5”(Star 5)TE-M-500 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制，截止 1989 年 8 月，共进行飞行和地面试验 15 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	128	总 冲(真空)	kN·s	3.983
总 质 量	kg	1.98	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.87	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 316			

星 5A(Star 5A)TE-M-863-1



“星 5A”固体火箭发动机

“星 5A”(Star 5A)TE-M-863-1 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制，截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 7 次。

发动机主要性能与结构参数

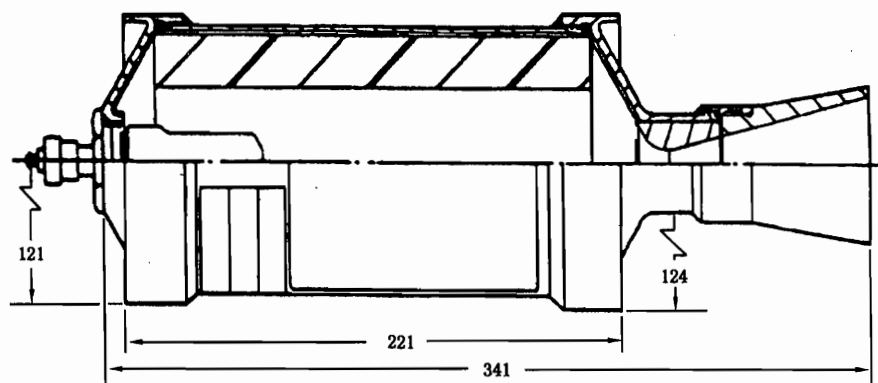
直 径	mm	130	比 冲(真空)	m/s	2 548
长 度	mm	225	总 冲(真空)	kN·s	6.007
总 质 量	kg	3.17	燃烧时间	s	24.7

质 量 比	0.945	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
推 力(平均)	kN 0.227	喷管数量	1

发动机结构

“星 5A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体为铝合金,喷管出口锥为硅/酚醛。

星 5C(Star 5C)TE-M-344-15



“星 5C”固体火箭发动机

“星 5C”(Star 5C)TE-M-344-15 固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 892 次。发动机壳体材料为钢,喷管出口锥材料为硅/酚醛。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	121	比 冲(真空)	m/s	2 629.1
长 度	mm	341	总 冲(真空)	kN·s	5.571
总 质量	kg	4.47	燃烧时间	s	2.8
质量 比		0.465	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	1.953	喷管数量	1	

星 5CB(Star 5CB)TE-M-344-16

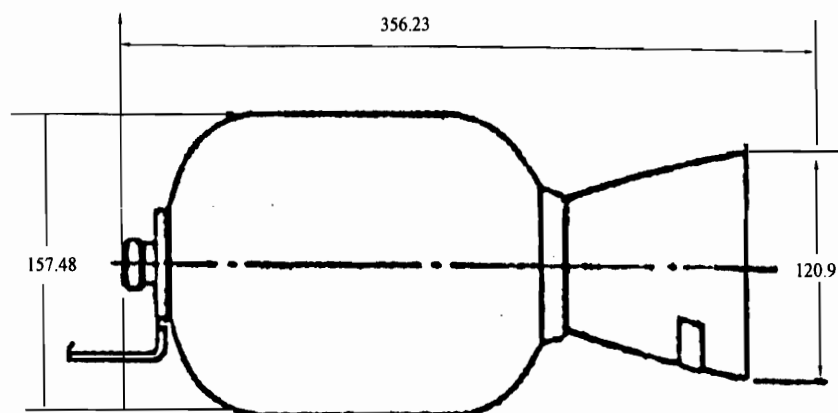
“星 5CB”(Star 5CB)TE-M-344-16 固体火箭发动机是美国火星登陆用“探路者”航天器的发动机,也用作“大力神 4”运载火箭的级间分离用发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	121	总 冲(真空)	kN·s	5.5
长 度	mm	341	工作时间	s	2.77

总 质 量	kg	4.5	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
质 量 比		0.467	喷管数量	1

“星 6”(Star 6)TE-M-541-3



“星 6”固体火箭发动机

“星 6”(Star 6)TE-M-541-3 固体火箭发动机是美国秘密军事任务用的低轨道制动发动机,由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月和“星 6A”发动机一起共进行地面试验和飞行 294 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	157	比 冲(真空)	m/s	2 825
长 度	mm	356	总 冲(真空)	kN·s	13.67
总 质 量	kN	5.99	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.810	喷管数量	1	
推 力(最大)	kN	2.14			

发动机结构

“星 6”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。发动机在空间可放置 30 天,空间使用温度 -35°C $\sim +60^{\circ}\text{C}$,地面储存温度 $-12^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ 。壳体材料为玻璃纤维/环氧,推进剂代号 TP-H-3062,装药量 4.85 kg。

星 6A(Star 6A)TE-M-542-3

“星 6A”(Star 6A)TE-M-542-3 固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月和“星 6”发动机一起共进行地面试验和飞行 294 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	157	比 冲(真空)	m/s	2 799
长 度	mm	356	总 冲(真空)	kN·s	9.11
总 质 量	kg	4.8	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.681	喷管数量	1	

发动机结构

“星 6A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。发动机壳体材料为玻璃纤维/环氧复合材料,推进剂配方代号为 TP-H-3062。

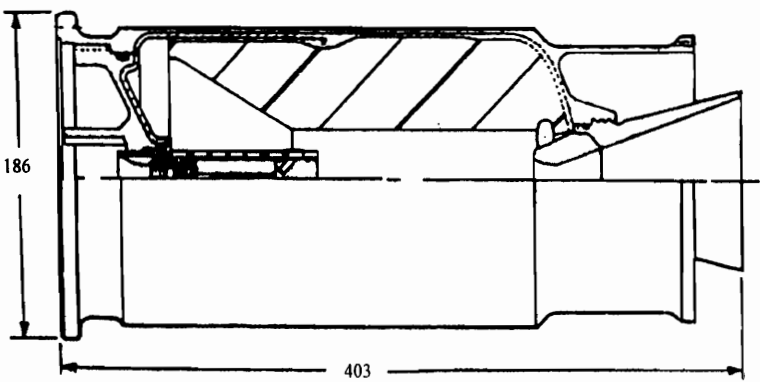
星 6B(Star 6B)TE-M-790-1

“星 6B”(Star 6B)TE-M-790-1 固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 22 次,1992 年 10 月还用于瑞典 Freja 科学卫星,使其进入圆轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	166	比 冲(真空)	m/s	2 678.1
长 度	mm	403	总 冲(真空)	kN·s	16.4
总 质 量	kg	10.26	工作时间	s	6.65
质 量 比		0.595	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	2.6			

发动机结构



“星 6B”固体火箭发动机

“星 6B”发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。壳体材料为铝合金,推进剂质量 6.1 kg,可以欠装药,将总冲减至 7.6 kN·s。喷管出口锥材料为带缠碳/酚醛复合材料。

星 10(Star 10)TE-M-195

“星 10”(Star 10)TE-M-195 固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 46 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	254	比 冲(真空)	m/s	2 462.3
总 质 量	kg	17.65	总 冲(真空)	kN·s	29.37
质 量 比		0.676	喷管数量		1

星 12(Star 12)TE-M-236

“星 12”(Star 12)TE-M-236 固体火箭发动机是美国返回式卫星的反推发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 510 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	305	推 力(平均)	kN	5.6
长 度	mm	324	比 冲(真空)	m/s	2 472.1
总 质 量	kg	27.7	总 冲(真空)	kN·s	46.06
质 量 比		0.66	喷管数量		1

星 12A(Star 12A)TE-M-236-3

“星 12A”(Star 12A)TE-M-236-3 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

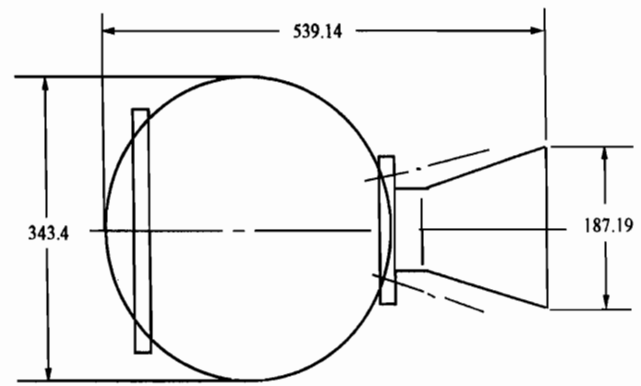
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	307	比 冲(真空)	m/s	2 649
总 质 量	kg	33.99	总 冲(真空)	kN·s	61.16
质 量 比		0.670			

星 13(Star 13)TE-M-458

“星 13”(Star 13)TE-M-458 固体火箭发动机是美国航空航天局(NASA)星际系留监视平台计划的制动

发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 9 次,1992 年 10 月该发动机还用于瑞典 Freja 科学卫星的发射,将其送入远地点。



“星 13”固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	比 冲(真空)	m/s	2 697
长 度	mm	539	总 冲(真空)	kN·s	83.62
总 质 量	kg	35.65	燃烧时间	s	21.8
质 量 比		0.869	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	4.075	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	3.8			

发动机结构

“星 13”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。
该发动机采用自旋方式稳定,允许最大转速为 27 r/min,点火前静态配重 0.5 kg·cm,动态配重 10 kg·cm²,在空间使用温度 - 17 ℃ ~ + 48 ℃。发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),推进剂质量 31 kg,喷管出口锥直径 0.187 m,喉衬材料为石墨。

星 13A(Star 13A)TE-M-516

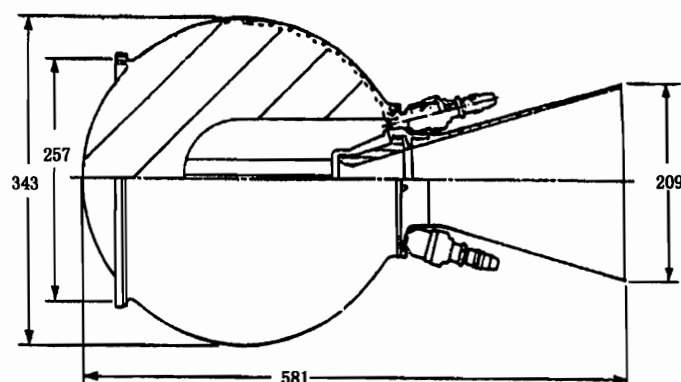
“星 13A”(Star 13A)TE-M-516 固体火箭发动机是美国“雷神-博纳”(Thor-Burner)2 火箭的抛射级发动机,用于发射 Secor 和 Aurora 卫星,也用作 Comet 返回舱的脱轨发动机。该发动机由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	比 冲(真空)	m/s	2 827.4
长 度	mm	581	总 冲(真空)	kN·s	89.89
总 质 量	kg	38.1	燃烧时间	s	15.3

质量比	0.869	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)
推力(最大) kN	7.562	喷管数量	1
推力(平均) kN	5.8		

发动机结构



“星 13A”发动机结构图

“星 13A”发动机是由“星 13F”(TE-M-444)发动机的推进剂和喷管,以及“星 13”(TE-M-458)发动机的壳体 and 点火装置组合而成。采用自旋方式稳定,最大允许转速 160 r/min,在空间使用温度 $-17^{\circ}\text{C} \sim +48^{\circ}\text{C}$ 。壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),推进剂代号 TP-H3062,固体含量 86%,装药量 33 kg。喷管出口直径 208.5 mm,喉衬材料石墨,出口锥材料为硅/酚醛。

星 13B(Star 13B) TE-M-763

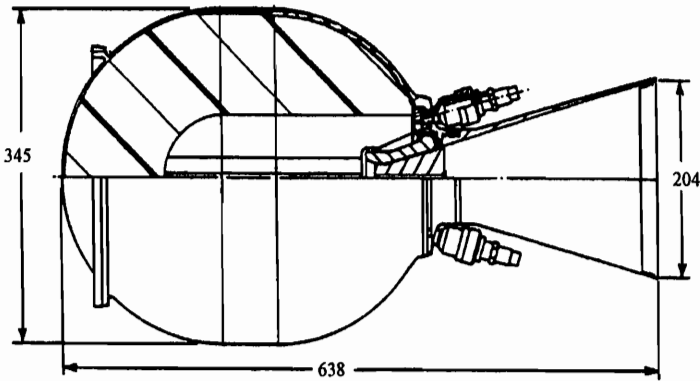
“星 13B”(Star 13B) TE-M-763 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,是在“星-13”(TE-M-458)发动机基础上增加一个 55 mm 长的筒段构成的。首飞时间 1984 年,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 3 次。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	345	比冲(真空)	m/s	2 803
长度	mm	638	总冲(真空)	kN·s	115.873
总质量	kg	46.92	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质量比		0.870	喷管数量	1	
推力(最大)	kN	9.612			

发动机结构

“星 13B”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V)。推进剂质量 40.8 kg,代号 TP-H-3062,固体含量 86%。喉衬材料为石墨,出口锥为硅/酚醛,出口直径 203.7 mm。



“星 13B”固体火箭发动机

星 13C(Star 13C)TE-M-345-11/12

“星 13C”(Star 13C)TE-M-345-11/12 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行 256 次地面试验和飞行。

发动机主要性能与结构能数

直 径	mm	343	比 冲(真空)	m/s	2 984
总 质 量	kg	37.94	总 冲(真空)	kN·s	89.99
质 量 比		0.795	喷管数量		1

星 13D(Star 13D)TE-M-375

“星 13D”(Star 13D)TE-M-375 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行 12 次地面试验和飞行。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	比 冲(真空)	m/s	2 679
总 质 量	kg	35.28	总 冲(真空)	kN·s	76.54
质 量 比		0.81	喷管数量		1

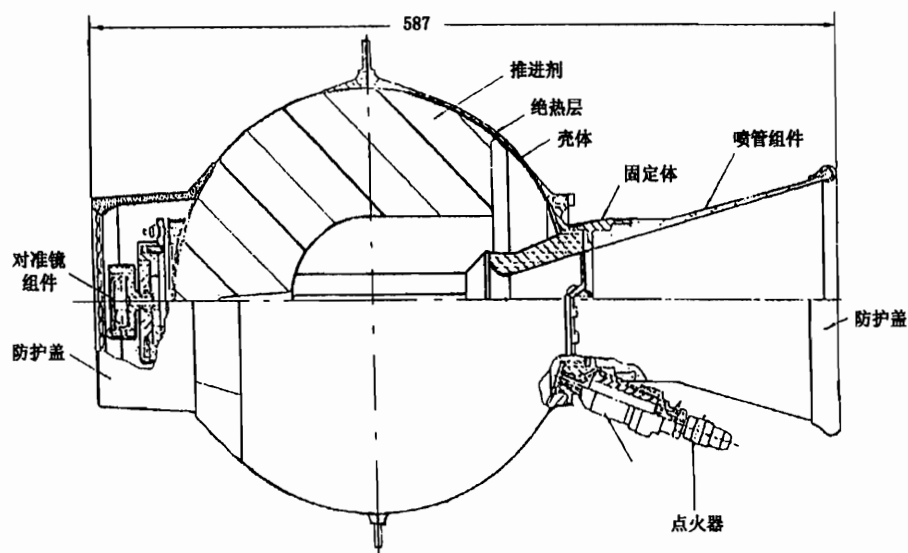
星 13E(Star 13E)TE-M-385

“星 13E”(Star 13E)TE-M-385 固体火箭发动机用于发射美国双子座(Gemini)航天器,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 105 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	323	比 冲(真空)	m/s	2 514.4
长 度	mm	587	总 冲(真空)	kN·s	63.2
总 质 量	kg	30.57	推进剂类型	聚硫(PS)	
质 量 比		0.822	喷管数量	1	

发动机结构



“星 13E”固体火箭发动机

“星 13E”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),壁厚 1.02 mm(± 0.1778 mm),爆破压力 16.4 MPa,安全系数 1.4。推进剂药型为 8 角星形,药量 25.1 kg,燃速 18.3 mm/s(6.9 MPa),压力指数 0.3。推进剂弹道性能的偏差在不同批次之间控制在 $\pm 3\%$ 以内,同批次之间控制在 1% 以内,发动机喷管喉衬材料为石墨,出口锥材料为模压硅酚醛。点火器主装药为多孔聚硫推进剂,点火器工作时间 0.2 s,点火压力 14.5 MPa,发火药为硼酸钾。

星 13F(Star 13F)TE-M-444

“星 13F”(Star 13F)TE-M-444 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 5 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	343	总 冲(真空)	kN·s	94.29
总 质 量	kg	40.17	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	

质 量 比	0.830	喷管数量	1
比 冲(真空)	m/s 2 828.2		

发动机结构

“星 13F”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),推进剂质量为 33.3 kg,代号 TP-H-3062,固体含量 86%。喷管出口直径 208.5 mm,喉衬材料为石墨,出口锥材料为硅/酚醛。

星 15(Star 15)TE-M-456-2

“星 15”(Star 15)TE-M-456-2 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 12 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	381	比 冲(真空)	m/s	2 416
总 质 量	kg	48.74	总 冲(真空)	kN·s	109.02
质 量 比		0.926	喷管数量		1

星 17(Star 17)TE-M-479

“星 17”(Star 17)TE-M-479 固体火箭发动机是美国 NASA 射电天文学探测器卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1966 年 5 月开始研制。在研制期间共进行 6 次地面试验,于 1968 年 7 月首次飞行,截止 1989 年 8 月共飞行 4 次,全部成功。

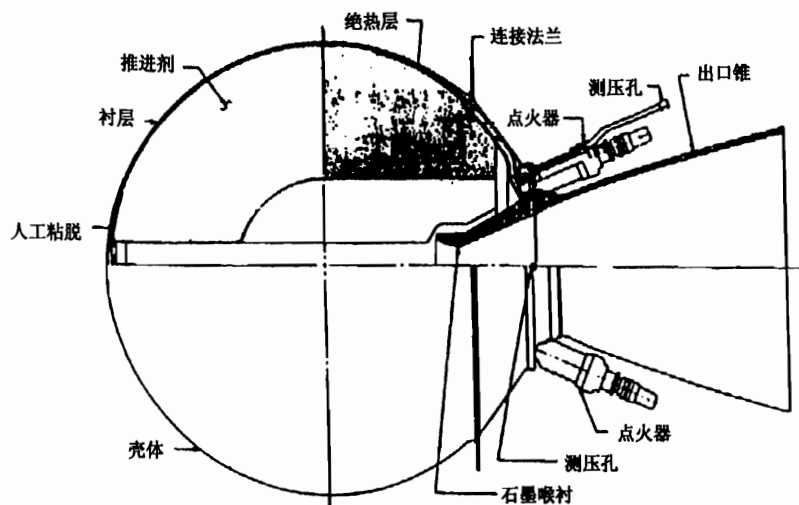
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	442	比 冲(真空)	m/s	2 844
长 度	mm	687	总 冲(真空)	kN·s	197.94
总 质 量	kg	78.8	燃烧时间	s	18.6
质 量 比		0.881	工作时间	s	20
推 力(最大)	kN	12.344	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(平均)	kN	10.59	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	6.27	喷管喉径	mm	35.1
燃烧室压力(平均)	MPa	5.54	喷管扩张比		61

发动机结构

结构组成 “星 17”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。采用自验方式稳定姿态,最大允许转

速 150 r/min, 推力不同轴度 0.0009 mrad, 推力偏心 0.75 mm, 点火前静态配重 0.44 kg·cm, 动态配重 6.3 kg·cm²。发动机在空间使用温度 -17 ℃ ~ +48 ℃。



“星 17”发动机结构图

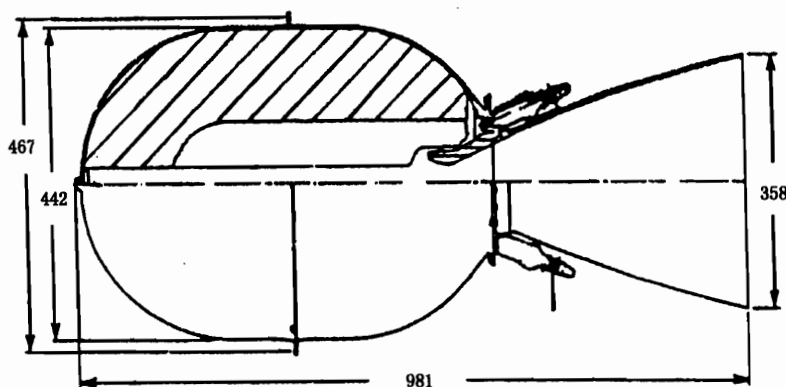
燃烧室 发动机壳体为球形, 材料为钛合金(Ti-6Al-4V), 壁厚 1.02 mm。衬层为 TCC TL-H-304, 绝热层为石棉充填的丁腈橡胶, 前端有人工脱粘层。

推进剂 代号 TP-H-3062, 危险等级为 2, 燃气比热比 1.18。药型为 8 角星型, 高氯酸铵含量 70%, 铝粉 16%。装药量 69.4 kg。

喷管 喷管长度 330 mm, 潜入比 26%, 扩张半角 14.2(°), 收敛半角 23.7(°)。喉衬材料为 G-90 石墨, 出口锥材料为硅酚醛。

点火装置 点火器代号为 TE-P-386-7, 壳体材料为钛合金, 发火药为硼酸钾, 主点火药为聚硫推进剂, 点火电流 4 A, 维持 0.3 s。

星 17A(Star 17A)TE-M-521



“星 17A”固体火箭发动机

“星 17A”(Star 17A)TE-M-521 固体火箭发动机是“天网 1”(Skynet 1)、NATO 1、IMP-H、IMP-J 等卫星的远地点发动机, 由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1967 年 5 月开始研制。研制期间共进行 5 次地面试验,

1969 年 11 月首次飞行,截止 1989 年 8 月共飞行 14 次,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	444	比 冲(真空)	m/s	2 840
长 度	mm	980	总 冲(真空)	kN·s	318.11
总 质 量	kg	126	工作时间	s	19.1
质 量 比		0.889	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	19.884	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	16.55	喷管喉径	mm	46.2
燃烧室压力(平均)	MPa	4.45	喷管扩张比		58

发动机结构

结构组成 “星 17A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成,它是在“星 17”(TE-M-479)发动机基础上增加一个长 175 mm 的圆柱段构成的。

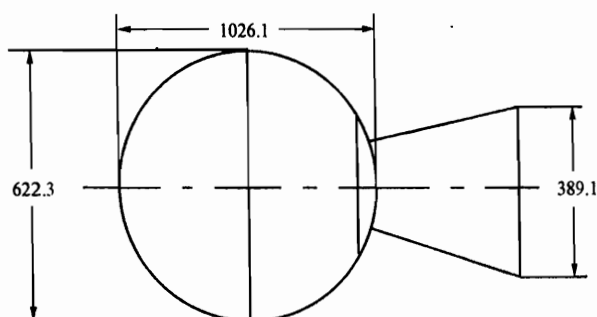
燃烧室 壳体长度 609 mm,壁厚 1.55 m,壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V)。绝热层材料为石棉充填的丁腈橡胶。推进剂代号 TP-H-3062,药型为 8 角星形,高氯酸铵(AP)含量 70%,铝粉(Al)16%。装药量 112 kg。

喷管 喷管长度 427 mm,潜入比 19%,扩张半角 13.9(°),收敛半角 24.3(°),喉衬材料为 G-90 石墨。

改进与发展

TE-M-521 固体火箭发动机有一增强型,代号 TE-M-521-5,总质量略有增加,其它性能相同。

星 24(Star 24)TE-M-604-1



“星 24”固体火箭发动机

“星 24”(Star 24)TE-M-604-1 固体火箭发动机是英国天网(Skynet)卫星和美国 Lageos 飞行器的远地点发动机,经改进后又用于发射美国紫外线探测器,1978 年美国将其作为到达金星飞行器的入轨发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月和 TE-M-604-2、TE-M-604-3、TE-M-604-4 发动机一起共飞行 15 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	622	总 冲(真空)	kN·s	561.807
长 度	mm	1 026	燃烧时间	s	30.2

总 质 量	kg	215.86	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.919	喷管数量	1	
推 力(最大)	kN	20.061	喷管喉径	mm	63.5
燃烧室压力(平均)	MPa	3.34	喷管扩张比	35.4	
比 冲(真空)	m/s	2 828.3			

发动机结构

“星 24”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。以自旋方式稳定飞行姿态,最大允许转速 100 r/min,使用温度 -17 ℃ ~ +43 ℃,点火前静态配重 2.43 kg·cm,动态配重 85.78 kg·cm²。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),推进剂代号 TP-H-3061,组分为:高氯酸铵 70%,铝粉 16%。装药量 198 kg,喷管长度 434 mm,潜入比 10%,扩张半角 14.10(°),收敛半角 26.7(°),喉衬材料为石墨,出口锥材料为碳酚醛。

星 24A(Star 24A)TE-M-604-2

“星 24A”(Star 24A)TE-M-604-2 固体火箭发动机是美国卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	622	总 冲(真空)	kN·s	500.16
总 质 量	kg	197.82	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.903	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 770.3			

发动机结构

“星 24A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。推进剂代号 TP-H-3063,装药量 178.6 kg,发动机采用自旋稳定。

星 24B(Star 24B)TE-M-604-3

“星 24B”(Star 24B)TE-M-604-3 固体火箭发动机是美国卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。推进剂代号为 TP-H-3062,装药量 200 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	622	总 冲(真空)	kN·s	561.7
总 质 量	kg	218.82	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	

质 量 比	0.915	喷管数量	1
比 冲(真空)	m/s 2 775.2		

星 24C(Star-24C)TE-M-604-4

“星 24C”(Star 24C)TE-M-604-4 固体火箭发动机是美国卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。推进剂代号 TP-H-3062。装药量 219 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	622	总 冲(真空)	kN·s	614.1
总 质 量	kg	239.41	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.917	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 767.4			

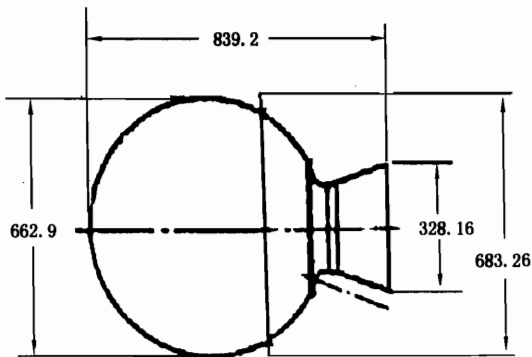
星 25(Star 25)TE-M-184-3

“星 25”(Star 25)TE-M-184-3 固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 11 次。装药量 216.6 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	638	比 冲(真空)	m/s	2 767.2
总 质 量	kg	236.25	总 冲(真空)	kN·s	599.48
质 量 比		0.917	喷管数量	1	

星 26(Star 26)TE-M-442



“星 26”固体火箭发动机

“星 26”(Star 26)TE-M-442 固体火箭发动机是美国斯特里普(Strype)卫星的上面级发动机,由美国锡奥科尔公司(Thiokol)研制,截止 1989 年 8 月和 TE-M-442-1、TE-M-442-2 发动机一起共进行地面试验和飞行 27 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	663	比 冲(真空)	m/s	2 671.4
长 度	mm	839	总 冲(真空)	kN·s	624.97
总 质 量	kg	268.5	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.872	喷管数量	1	
推 力(最大)	kN	41.36			

发动机结构

“星 26”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。使用温度范围 10℃~32℃。发动机壳体材料为钛合金,喷管出口锥直径 328 mm,采用自旋式稳定飞行姿态,最大允许转速 420 r/min。推进剂质量 234 kg。

星 26B(Star 26B)TE-M-442-1

“星 26B”(Star 26B)TE-M-442-1 固体火箭发动机是美国“雷神-博纳 2A”(Thor-Burner 2A)运载火箭第三级发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1969 年 6 月开始研制,至 1976 年 2 月共发射 8 次,成功率 88%。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	663	总 冲(真空)	kN·s	634.7
长 度	mm	839	工作时间	s	17.8
总 质 量	kg	361.25	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.91	喷管数量	1	
推 力(最大)	kN	38.74	喷管喉径	mm	76
燃烧室压力(平均)	MPa	4.22	喷管扩张比	17.5	
比 冲(真空)	m/s	2 671.4			

发动机结构

“星 26B”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。采用自旋稳定,使用温度范围 10℃~32℃。

发动机壳体材料为钛合金。推进剂配方为高氯酸铵 69%,铝粉 16%,Fe₂O₃ 1%,装药量 237.7 kg。喷管长度 0.335 m,潜入程度 40%,扩张半角 20(°),收敛半角 20(°)。

星 26C(Star 26C)TE-M-442-2

“星 26C”(Star 26C)TE-M-442-2 固体火箭发动机是美国卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	663	总 冲(真空)	kN·s	622.1
总 质 量	kg	263.6	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.880	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 669.3			

星 27(Star 27)TE-M-616

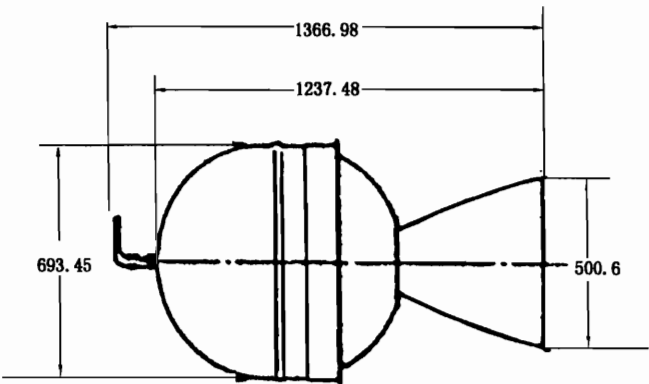
“星 27”(Star 27)TE-M-616 固体火箭发动机是加拿大通信技术卫星(CTS)的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1972 年 6 月开始研制。此外还用于发射日本、美国空军、美国 NASA 等卫星,1975 年首次发射,截止 1989 年 8 月它和其它“星-27”系列发动机一起共进行地面试验和飞行 47 次。

发动机主要性能与结构能数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	957.3
长 度	mm	1 237	燃烧时间	s	34.2
总 质 量	kg	363	工作时间	s	34.8
质 量 比		0.92	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	32.37	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	26.67	喷管喉径	mm	71.6
燃烧室压力(平均)	MPa	3.21	喷管扩张比	46.0	
比 冲(真空)	m/s	2 875			

发动机结构

“星 27”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为石棉充填的丁腈橡胶。装药量 334 kg,推进剂代号 TP-H-3135,药型为 8 角星形,高氯酸铵(AP) 72%,铝粉(Al) 16%。发动机喷管长度 0.554 m,潜入程度 18%,扩张半角 14.8(°),收敛半角 24.5(°),喉衬材料为 G-90 石墨。



“星 27”发动机结构图

星 27A (Star 27A) TE-M-616-1

“星 27A”(Star 27A) TE-M-616-1 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,和“星 27”发动机的性能略有差别,推进剂代号也是 TP-H-3135。装药量 308.8 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	880.13
总 质量	kg	336.03	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.919	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 822.3			

星 27B (Star 27B) TE-M-616-4

“星 27B”(Star 27B) TE-M-616-4 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机,由美国锡科尔公司研制。推进剂代号 TP-H-3135,装药量 317.2 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	950.76
总 质 量	kg	344.41	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 827.2			

星 27C (Star 27C) TE-M-616-5

“星 27C”(Star 27C) TE-M-616-5 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。推进剂代号 TP-H-3135,装药量 305.2 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	869.05
总 质 量	kg	332.44	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.918	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 820.4			

星 27D (Star 27D) TE-M-616-8

“星 27D”(Star 27D)TE-M-616-8 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔公司研制,推进剂代号 TP-H-3135,装药量 305.5 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	870.2
总 质 量	kg	331.75	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 820.4			

星 27E (Star 27E) TE-M-616-9

“星 27E”(Star 27E)TE-M-616-9 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔公司研制,推进剂代号 TP-H-3135,装药量 304.4 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	693	总 冲(真空)	kN·s	866.6
总 质 量	kg	330.48	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 819.4			

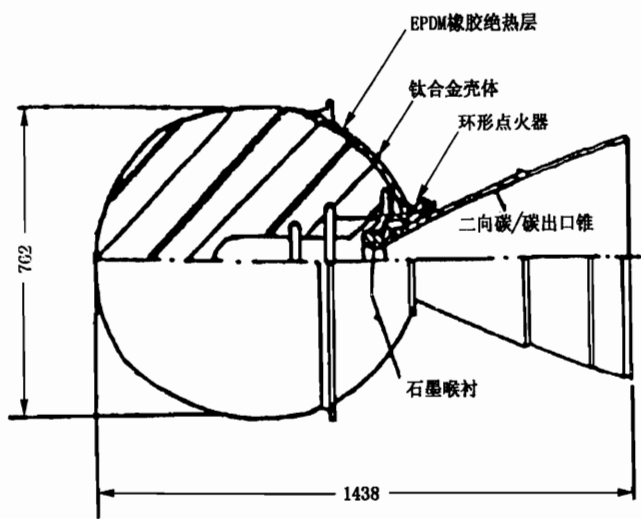
星 30 (Star 30) TE-M-700

“星 30”(Star 30)TE-M-700 固体火箭发动机是美国“西联星”(Westar)、Palape 等卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,运载工具为美国“德尔它”、“宇宙神”、“航天飞机”等。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	燃烧室压力(平均)	MPa	3.15
长 度	mm	1 438	比 冲(真空)	m/s	2 874.3
总 质 量	kg	491.45	总 冲(真空)	kN·s	1 339.13
质 量 比		0.943	燃烧时间	s	54.6
推 力(最大)	kN	33	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	26.6	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	4.34	喷管扩张比	73	

发动机结构



“星 30”远地点发动机

“星 30”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体为钛合金材料 (Ti-6Al-4V), 长 850.9 mm, 壁厚 1.02 mm, 绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶。推进剂代号 TP-H-3340, 总固体含量 89%, 含高氯酸铵 71%, 铝粉 18%, 装药量 463.4 kg, 燃速 7.16 mm/s (15.5 ℃, 6.9 MPa), 压力指数 0.30, 密度 1.802 g/cm³。喷管初始扩张比 73, 平均扩张比为 65.3, 喉衬材料为 G-90 石墨, 出口锥材料二锥碳/碳。

星 30A (Star 30A) TE-M-700-4

“星 30A” (Star 30A) TE-M-700-4 固体火箭发动机是美国的卫星远地点发动机, 由美国锡奥科尔 (Thiokol) 公司于 1975 年开始研制。它和 TE-M-700 发动机在外形尺寸上完全相同, 只是推进剂有所改变, 使用了含奥克托金 (HMX) 的 TP-H-3363 配方, 能量水平有所提高。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	比 冲 (真空)	m/s	2 891.0
长 度	mm	1 438	总 冲 (真空)	kN·s	1 345.4
总 质 量	kg	491.65	燃烧时间	s	57
质 量 比		0.942	推进剂类型	端羟基聚丁二烯 (HTPB)	
推 力 (最大)	kN	30.8	喷管数量	1	
燃烧室压力 (最大)	MPa	4.15	喷管扩张比	71.3	
燃烧室压力 (平均)	MPa	3.12			

发动机结构

“星 30A”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金 (Ti-6Al-4V), 长 850.9 mm, 壁厚 1.02 mm, 绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶。发动机装药量为 463.1 kg, 推进剂代号 TP-H-3363, 总固体含量 89.7%, 配方中高氯酸铵 (AP) 含量 55.5%, 奥克托金 (HMX) 16.2%, 铝粉 (Al) 18%。燃速 7.24 mm/s (15.5 ℃, 6.9 MPa), 压力指数 0.34, 密度

1.817 g/cm³。喷管初始扩张比 71.3,平均扩张比 67.5,喉衬材料为 G-90 石墨,出口锥材料为二维碳/碳。

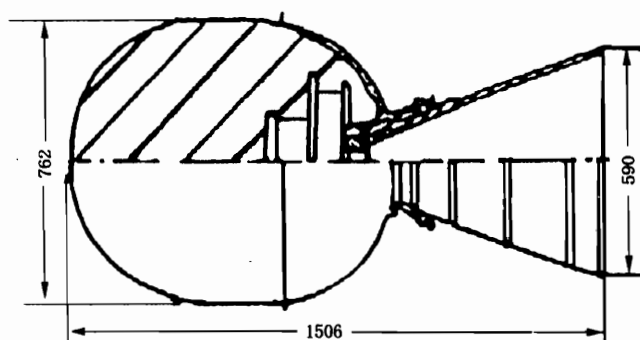
星 30B(Star 30B)TE-M-700-5

“星 30B”(Star 30B)TE-M-700-5 固体火箭发动机是 SBS 和 ANK-C 等卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 44 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	总 冲(真空)	kN·s	1 460.4
长 度	mm	1 506	燃烧时间	s	54
总 质 量	kg	536.8	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.941	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 871			

发动机结构



“星 30B”远地点发动机

“星 30B”固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为石棉充填的三元乙丙橡胶,推进剂代号 TP-H-3340,总固体含量 89%,配方含高氯酸铵 71%,铝粉 18%,燃速 7.16 mm/s(15.5 ℃,6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm³,装药量 505.1 kg。喷管出口面直径 590 mm,喉衬材料石墨,出口锥材料二维碳/碳。

星 30BP(Star 30BP)TE-M-700-20

“星 30BP”(Star 30BP)TE-M-700-20 固体火箭发动机是“泰国通信卫星”(Thaicom)等卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 20 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	总 冲(真空)	kN·s	1 460.43
长 度	mm	1 506	燃烧时间	s	54
总 质 量	kg	542.28	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质 量 比		0.931	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 864.5			

发动机结构

“星 30BP”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),装药量 504.9 kg,推进剂组分为粘合剂、高氯酸铵氧化剂和铝粉,可欠装药 20%,喷管喉衬为碳/碳。

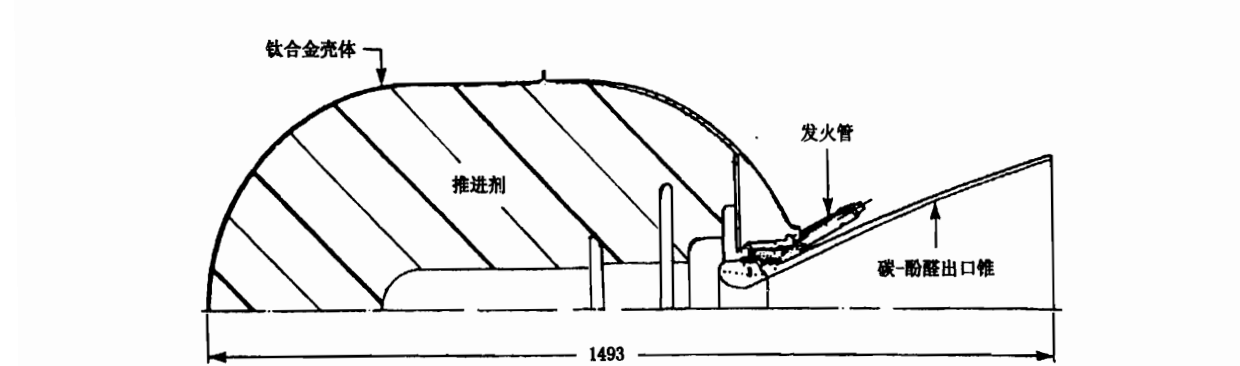
星 30C(Star 30C)TE-M-700-18

“星 30C”(Star 30C)TE-M-700-18 固体火箭发动机是美国洛克希德·马丁公司的 3000 系列通信卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔公司研制,用“航天飞机”或“阿里安”火箭发射。1985 年 8 月进行首次飞行,用于“航天飞机”上把 ASC-1 卫星送入同步轨道。截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 7 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	燃烧室压力(平均)	MPa	3.73
长 度	mm	1 493	比 冲(真空)	m/s	2 790.9
总 质 量	kg	626.0	总 冲(真空)	kN·s	1 652
质 量 比		0.937	工作时间	s	51.7
推 力(最大)	kN	37.78	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	32.64	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.09	喷管喉径	mm	73.4

发动机结构



“星 30C”远地点发动机结构图

“星 30C”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

“星 30C”是星 30B 的加长型,主要目的是把壳体加长 126.24 mm,多装 81.65 kg 推进剂,而为了维持总长度不变,出口锥缩短 126.24 mm。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),质量 16.24 kg。绝热层为硅充填的三元乙丙(EPDM)橡胶,质量 8.66 kg。衬层质量 0.63 kg。推进剂代号 TP-H-3340,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)含量 71%,铝粉(Al)18%,燃速 7.16 mm/s(15.5 ℃,6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm³。喷管质量 13.05 kg,喉衬

材料三维碳/碳,出口锥材料为碳酚醛。安全点火装置代号为 2 134 A,发火药质量 13.6 g,主点火药代号为 TP-H-3340,质量 226.8 g,点火器有 12 个喷孔,点火延迟时间 0.075 s,点火时间 0.164 s。

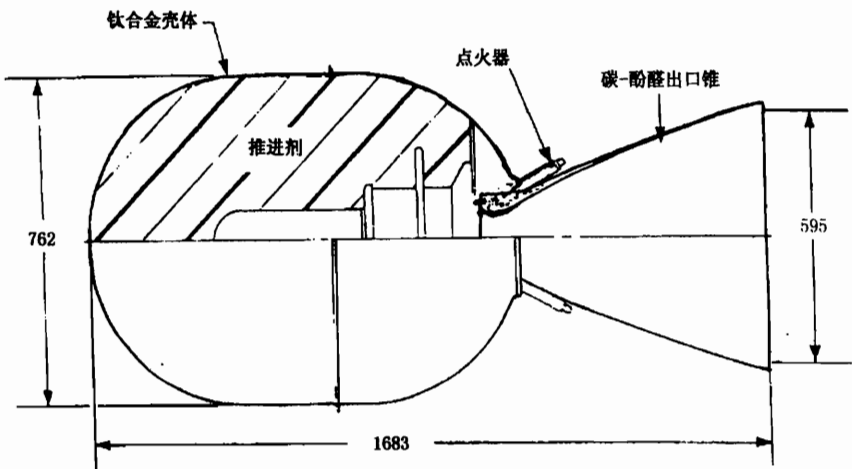
星 30E(Star 30E)TE-M-700-19

“星 30E”(Star 30E)TE-M-700-19 固体火箭发动机是 Skynet 4、Thaicom、Koreasat 等卫星的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司根据英国航宇公司空间与通信分部的合同于 1985 年开始研制,并计划用于美国 ORBEX 小型运载火箭的第四级。截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 4 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	比 冲(真空)	m/s	2 836.3
长 度	mm	1 683	总 冲(真空)	kN·s	1 780.46
总 质 量	kg	665.41	工作时间	s	50.3
质 量 比		0.934	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	40.98	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	35.38			

发动机结构



“星 30E”远地点发动机

“星 30E”固体火箭发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),质量 17.4 kg,绝热层材料为充填硅的三元乙丙橡胶,质量为 9.30 kg,衬层质量 0.72 kg。推进剂代号 TP-H-3340,装药量 621.6 kg,总固体含量 89%,含高氯酸铵 71%,铝粉 18%。燃速 7.16 mm/s(15.5 ℃,6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm³。喷管质量 16.98 kg,喉衬材料为三维碳/碳,出口锥材料为碳酚醛,安全点火装置代号为 2 134 A,发火药质量 13.6 g,主点火药代号为 TP-H-3340,质量 226.8 g。点火器有 12 个喷孔。

星 37(Star 37)TE-M-364-1

“星 37”(Star 37)TE-M-364-1 固体火箭发动机最初是美国“勘察者”(Surveyor)计划探测器返回式发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1961 年 4 月开始研制,1966 年首次使用,截止 1989 年 8 月共进行试验和飞行 57 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	总 冲(真空)	kN·s	1 585.02
总 质 量	kg	620.61	工作时间	s	40.2
质 量 比		0.899	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(最大)	kN	44.5	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	39.7	喷管喉径	mm	83.56
燃烧室压力(最大)	MPa	3.9	喷管扩张比		53
比 冲(真空)	m/s	2 550.6			

发动机结构

“星 37”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体为球形,材料为 D6AC 钢,绝热层材料为石棉充填的丁腈橡胶。装药量 557.9 kg,推进剂总固体含量 86%,药型为 8 角星孔型。喷管喉衬材料 G-90 石墨,喷管潜入程度为 40%,点火器壳体材料为铝合金。

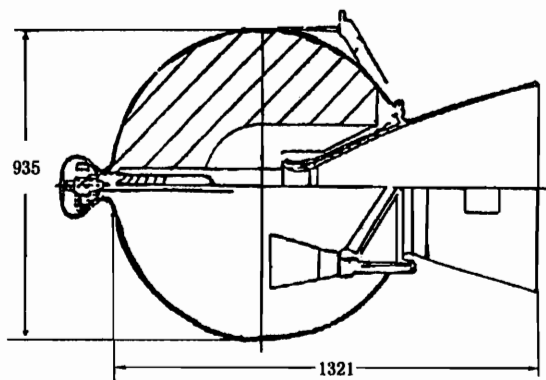
星 37B(Star 37B)TE-M-364-2

“星 37B”(Star 37B)TE-M-364-2 固体火箭发动机是美国“勘察者”(Surveyor)计划探测器返回式发动机,也是美国“雷神-博纳 2”运载火箭的上面级发动机。由美国锡奥科尔(Thiokol)公司于 1965 年 6 月开始研制,1966 年 9 月首次飞行,截止 1989 年 8 月共进行地面试车和飞行 23 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 854.7
长 度	mm	1 321	总 冲(真空)	kN·s	1 859.6
总 质 量	kg	718	工作时间	s	41.6
质 量 比		0.910	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(最大)	kN	46.71	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	44.41	喷管喉径	mm	83.56
燃烧室压力(最大)	MPa	4.48	喷管扩张比		53

发动机结构



“星 37B”返回式发动机

“星 37B”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机推力不同轴度 0.21 mrad，推力偏心 0.2 mm。发动机壳体为球形，材料 D6AC 钢，内绝热层为石棉充填的丁腈橡胶。推进剂装药量 653.2 kg，总固体含量 86%，药型为 8 角星型。喷管潜入率 40%，喉衬材料 G-90 石墨。

星 37C(Star 37C)TE-M-364-18

“星 37C”(Star 37C)TE-M-364-18 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制，截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 9 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	总 冲(真空)	kN·s	2 708.2
总 质 量	kg	1 046.58	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.921	喷管数量	1	
比 冲(真空)	m/s	2 801			

星 37F(Star 37F)TE-M-364-19

“星 37F”(Star 37F)TE-M-364-19 固体火箭发动机是“国际通信卫星 5 号”(Intelsat5)和美国 Fltsatcom 卫星的远地点发动机，由美国锡奥科尔公司研制。

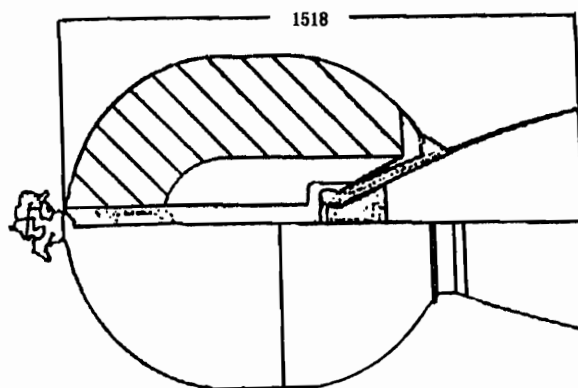
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	总 冲(真空)	kN·s	2 445.3
长 度	mm	1 518	燃烧时间	s	40
总 质 量	kg	933.25	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
质 量 比		0.928	喷管数量	1	
推 力(平均)	kN	59.8	喷管扩张比	40.9	
比 冲(真空)	m/s	2 805.7			

发动机结构

“星 37F”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金,内绝热层材料为硅充填的三元乙丙(EPDM)橡胶。装药量 866.1 kg,推进剂代号为 TP-H-3340,总固体含量为 89%,高氯酸铵(AP)含量为 71%,铝粉(Al)18%,燃速 7.16 mm/s(15.5 °C, 6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm³。喷管喉衬材料为三维碳/碳,出口锥材料为碳/酚醛。



“星 37F”远地点发动机

星 37FM(Star 37FM)TE-M-783

“星 37FM”(Star 37FM)TE-M-783 固体火箭发动机是美国“海军舰队通信系统”卫星远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,1984 年 12 月完成了验证试验,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 5 次。

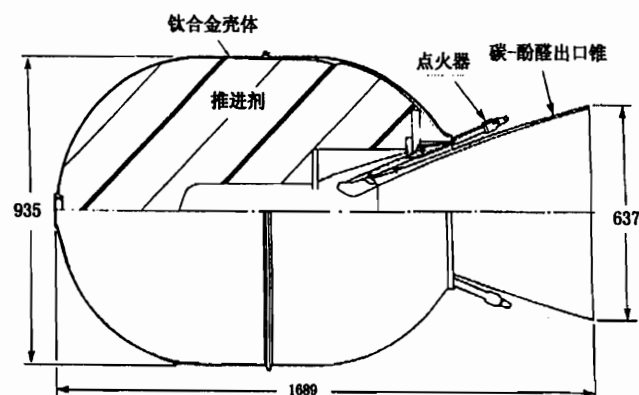
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 842.1
长 度	mm	1 676	总 冲(真空)	kN·s	3 052.3
总 质 量	kg	1 148	燃烧时间	s	62.7
质 量 比		0.929	工作时间	s	64.1
推 力(最大)	kN	54.8	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	47.26	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.42	喷管喉径	mm	89.28
燃烧室压力(平均)	MPa	3.72			

发动机结构

“星 37FM”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),质量 32.1 kg,绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶,质量 14.74 kg,衬层为 TL-H-318,质量 0.68 kg。装药量 1 066 kg,推进剂代号为 TP-H-3340,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)71%,铝粉(Al)18%,燃速 7.16 mm/s(15.5 °C, 6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm³。喷管和点火器质量为 33.25 kg,喷管出口直径 636.9 mm,喉衬材料为三维碳/碳,出口锥材料为带缠绕酚醛。点火器为环形,主装药质量 540g,代号为 TP-H-3340,发火管组件质量 0.544 kg。



“星 37FM”远地点发动机

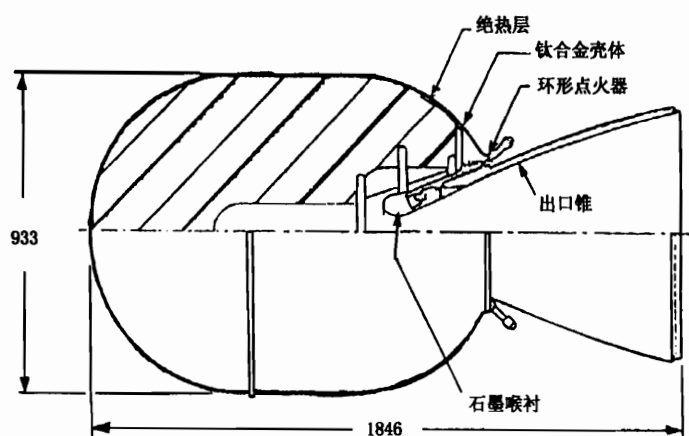
星 37X(Star 37X)TE-M-714-1

“星 37X”(Star 37X)TE-M-714-1 固体火箭发动机是一种技术试验发动机,由美国锡奥科尔公司研制,主要目的是通过采用星 30 发动机的技术以及成熟设计技术提高“星 37X”发动机的性能。TE-M-714-1 发动机 1978 年 1 月只进行一次试车,没有投入实际应用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	燃烧室压力(平均)	MPa	4.24
长 度	mm	1 844	比 冲(真空)	m/s	2 899.8
总 质 量	kg	1 149.01	总 冲(真空)	kN·s	3 048.8
质 量 比		0.928	燃烧时间	s	60
推 力(最大)	kN	56.3	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	50.8	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.84	喷管扩张比		70.2

发动机结构

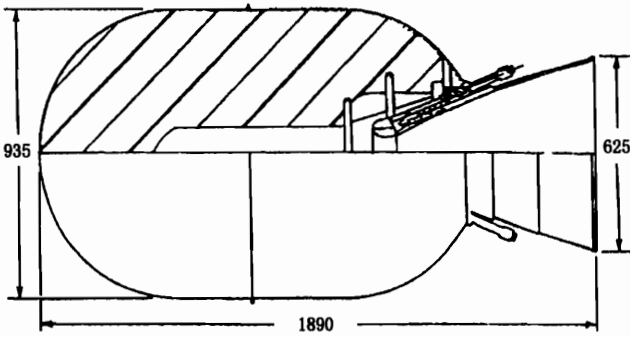


“星 37X”固体火箭发动机

“星 37X”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为充填硅的三元乙丙橡胶。装药量 1 066 kg,推进剂总固体含量 89%。喷管喉衬 G-90 石墨,出口锥为碳/碳,固定体材料钛合金(Ti-6Al-4V)。

星 37XE(Star 37XE)



“星 37XE”固体火箭发动机

“星 37XE”(Star 37XE)固体火箭发动机由美国锡奥科尔公司研制,长度比“星 37X”略有增加,装药量增加到 1 324 kg。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 840
长 度	mm	1 894	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
总 质 量	kg	1 401.06	喷管数量	1	
质 量 比		0.945			

星 37XF(Star 37XF)TE-M-714-6

“星 37XF”(Star 37XF)TE-M-714-6 固体火箭发动机是美国“国际通信卫星 5”的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。星-37XF 发动机有两种代号,TE-M-714-6 和 TE-M-714-8,TE-M-714-6 为满装药型发动机。截止 1989 年 8 月两种代号的发动机共进行地面试验和飞行 19 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 844.9
长 度	mm	1 514	总 冲(真空)	kN·s	2 542.94
总 质 量	kg	952.31	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.929	喷管数量	1	

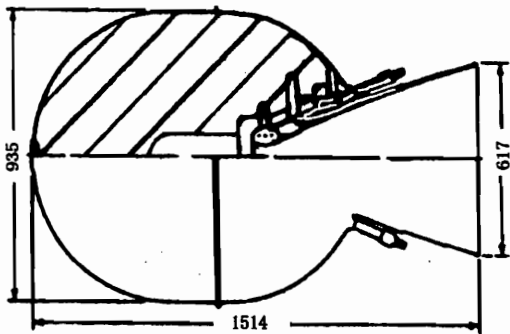
发动机结构

“星 37XF”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),内绝热层为硅充填的三元乙丙(EPDM)橡胶。装药量 884.7 kg。推进剂代号为 TP-H-3340,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)含量 71%,铝粉(Al)18%,燃速 7.16 mm/s (15.5 ℃,6.9 MPa),压力指数 0.3,密度 1.802 g/cm³。喷管喉衬材料为 G-90 石墨,出口锥材料为碳/碳,喷管固定体为钛合金(Ti-6Al-4V)。

星 37XF(Star 37XF)TE-M-714-8

“星 37XF”(Star 37XF)TE-M-714-8 固体火箭发动机是美国“国际通信卫星 5”的远地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。星-37XF 发动机有两种代号,TE-M-714-6 和 TE-M-714-8,TE-M-714-8 为欠装药型发动机,装药量 814.8 kg。截止 1989 年 8 月两种发动机共进行地面试验和飞行 19 次。



“星 37XF”固体火箭发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 854.7
长 度	mm	1 514	总 冲(真空)	kN·s	2 343.6
总 质 量	kg	881.77	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
质 量 比		0.924	喷管数量	1	

星 37XFP(Star 37XFP)TE-M-714-16/17

“星 37XFP”(Star 37XFP)TE-M-714-16/17 固体火箭发动机是美国 Block 2A GPS 导航卫星的人轨发动机,已用于“宇宙神/半人马座”、“阿里安”、“德尔它”和“航天飞机”等运载器上,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 8 次。由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	燃烧室压力(平均)	MPa	3.61
长 度	mm	1 515	比 冲(真空)	m/s	2 844
总 质 量	kg	956.39	总 冲(真空)	kN·s	2 538.4

质 量 比		0.924	燃烧时间	s	66
推 力(最大)	kN	42.48	工作时间	s	67
推 力(平均)	kN	37.72	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
燃烧室压力(最大)	MPa	3.97	喷管数量	1	

发动机结构

“星 37XFP”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),装药量 883.7 kg,推进剂代号为 TP-H-3340,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)71%,铝粉(Al)18%,喷管喉衬为碳/碳,推进剂最大欠装程度达 20%。

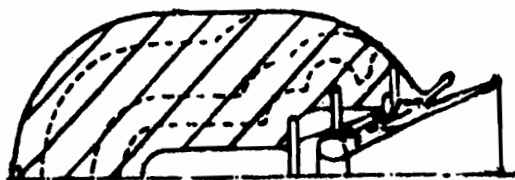
星 37Y(Star 37Y)TE-M-714-2

“星 37Y”(Star 37Y)TE-M-714-2 固体火箭发动机是美国的一种试验型发动机,由美国锡奥科尔公司研制,主要目的是进一步提高现有上面级发动机的性能。该发动机使用了“星-37E”发动机的钛合金壳体,推进剂采用能量更高的含奥克托金的 HTPB 推进剂,1978 年 2 月进行了一次试车,转速 100 r/min,未投入实际应用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2911
长 度	mm	1 844	总 冲(真空)	kN·s	3 141
总 质量	kg	1 151.08	燃烧时间	s	59
质 量 比		0.933	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	58.1	喷管数量	1	
燃烧室压力(最大)	MPa	5.67	喷管扩张比	79.7	
燃烧室压力(平均)	MPa	5.01			

发动机结构



“星 37Y”固体火箭发动机

“星 37Y”发动由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层材料为硅充填的三元乙丙橡胶。装药量 1 074 kg,推进剂代号 TP-H-3384,总固体含量 89%,高氯酸铵(AP)59%,奥克托金(HMX)10%,铝粉(Al)20%,燃速 6.94 mm/s (15.5 °C, 6.9 MPa),压力指数 0.32,密度 1.810 g/cm³,药厚份数 82%。喷管平均扩张比 74.6,喉衬为 G-90 石墨,

出口锥材料为二维碳/碳,固定体为钛合金(Ti-6Al-4V),背壁绝热材料为碳/酚醛。点火器为后置式环形点火器。

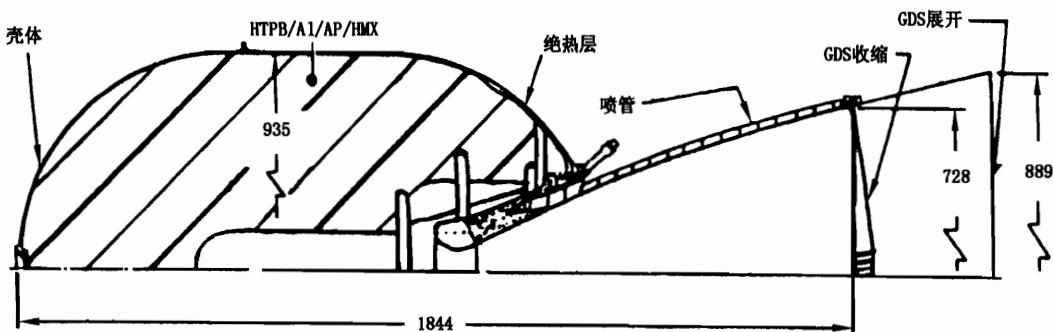
星 37YGDS(Star 37YGDS)

“星 37YGDS”(Star 37YGDS)固体火箭发动机是美国的一种试验型发动机,由美国锡奥科尔公司研制,是“星 37Y”发动机的改进型,1978 年 9 月进行了一次试车,未投入使用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	935	比 冲(真空)	m/s	2 945
长 度	mm	1 844	总 冲(真空)	kN·s	3 181
总 质量	kg	1 157.8	燃烧时间	s	60.2
质量 比		0.928	工作时间	s	61.5
推 力(最大)	kN	58.1	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	51.7	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.12	喷管喉径	mm	83.6
燃烧室压力(平均)	MPa	4.57	喷管扩张比		113

发动机结构



“星 37YGDS”固体火箭发动机

“星 37YGDS”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。该发动机的主要改进是喷管增加气动展开裙,使发动机比冲有较大提高。

发动机惰性质量 77.7 kg,燃尽质量 77 kg,发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶。推进剂装药量 1 074 kg,推进剂代号 TP-H-3384,总固体含量 89%。喷管出口锥内径 889.0 mm,初始扩张比 113,平均扩张比 107,喉衬为 G-90 石墨,出口锥材料为二维碳/碳,可延伸出口锥材料为钎合金,厚 0.2 mm,从点火到全部开展需 0.462 s,比冲可增加 40 m/s。

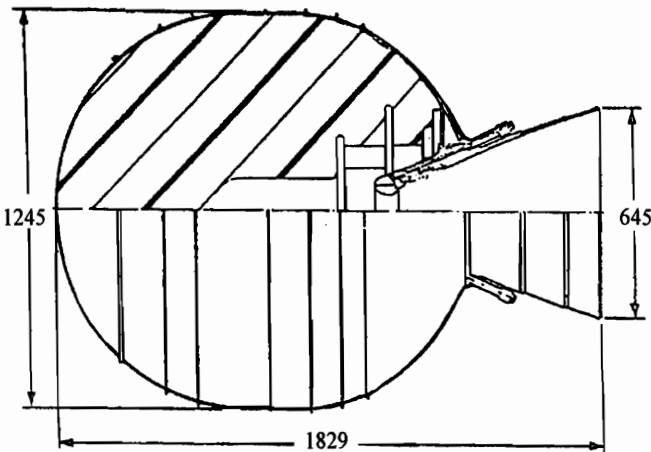
星 40(Star 40)TE-M-186-2

“星 40”(Star 40)TE-M-186-2 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,截止 1989 年 8 月共进行地面试验和飞行 10 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 019	比 冲(真空)	m/s	2 178.5
总 质 量	kg	978.30	总 冲(真空)	kN·s	1 971.4
质 量 比		0.925	喷管数量		1

星 48(Star 48)TE-M-711-3



“星 48”(TE-M-711-3)固体火箭发动机

“星 48”(Star 48)TE-M-711-3 固体火箭发动机是美国“航天飞机有效载荷助推舱”(PAM)的近地点发动机,由美国锡奥科尔公司研制。1976 年进行了厚壁发动机试验,截止 1989 年 8 月和代号为 TE-M-711-8 的“星-48”发动机一起共进行地面试验和飞行 49 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 245	比 冲(真空)	m/s	2 837
长 度	mm	1 829	总 冲(真空)	kN·s	5 649.5
总 质 量	kg	2 112.17	燃烧时间	s	84
质 量 比		0.946	工作时间	s	85.3
推 力(最大)	kN	76.51	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	66.72	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	4.37	喷管喉径	mm	100.6
燃烧室压力(平均)	MPa	4.03	喷管扩张比		39.6

发动机结构

结构组成 “星 48”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),壁厚 1.5 mm,质量 58.51 kg,内绝热层为硅充填的三

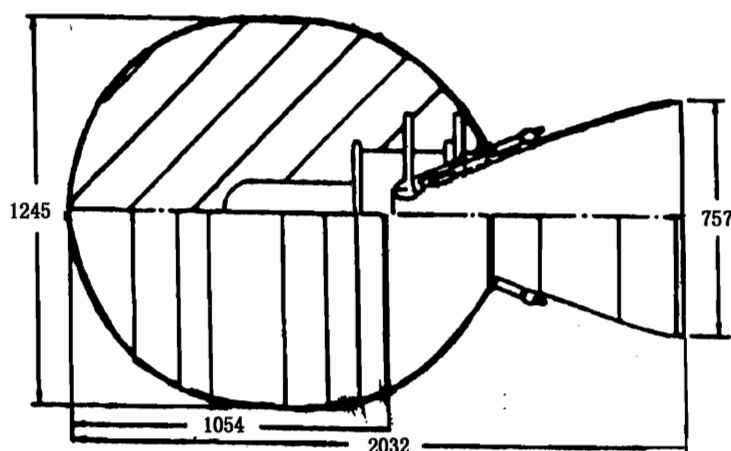
元乙丙橡胶,质量 27.22 kg,衬层代号为 TL-H-318,密度 1.052 g/cm^3 ,质量 0.907 kg。

推进剂代号 TP-H-3340,总固体含量 89%,含高氯酸铵(AP)71%,铝粉(Al)18%,燃速 7.16 mm/s (15.5°C , 6.9 MPa),压力指数 0.30,密度 1.802 g/cm^3 ,压力温度系数 $0.18\% / ^\circ\text{C}$,特征速度 1561 m/s ,绝热火焰温度 3378.3°C ,燃烧室中燃气比热比 1.13,喷管出口处燃气比热比为 1.10。药型为开有径向槽的星形装药,肉厚 519.9 mm ,肉厚份数 84%,残药份数 0%,推进剂体积为 1.108 m^3 ,体积装填份数 92.6%,肉厚平均燃面 2.129 m^2 ,初始燃面与喉部面积比 217。

喷管 喷管质量 26.8 kg,出口锥内径 636.5 mm ,初始扩张比 39.6,平均扩张比 35.0。喉衬材料为三维碳/碳,出口锥为碳/酚醛。

点火器 点火器代号 Model 2130,最小点火电流 5A,电路最阻 1.1Ω ,点火主装药代号为 TP-H-3340。

星 48(Star 48)TE-M-711-8



“星 48”(TE-M-711-8)固体火箭发动机

“星 48”(Star 48)TE-M-711-8 固体火箭发动机是美国“德尔它”火箭有效载荷舱(PAM)的近地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。是在 TE-M-711-3 发动机基础上改进而成的,喷管加长 203.2 mm ,其它结构完全相同。截止 1989 年 8 月和 TE-M-711-3 发动机一起共进行地面试验和飞行 49 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 245	比 冲(真空)	m/s	2 873.4
长 度	mm	2 032	总 冲(真空)	kN·s	5 768.3
总 质量	kg	2 114.4	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HIPB)	
质量 比		0.945	喷管数量	1	

星 48A(Star 48A)TE-M-799-1

“星 48A”(Star 48A)TE-M-799-1 固体火箭发动机由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制,只进行过一次试车,未投入实际应用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 245	比 冲(真空)	m/s	2 785.1
总 质 量	kg	2 558.67	总 冲(真空)	kN·s	6 787.3
质 量 比		0.946			

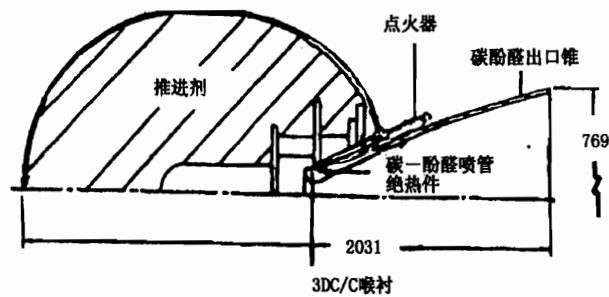
星 48B(Star 48B)TE-M-711-17

“星 48B”(Star 48B)TE-M-711-17 固体火箭发动机是美国“航天飞机”和“德尔它”火箭有效载荷助推舱(PAM)近地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。“星-48B”发动机有两种代号,代号为 TE-M-711-17 的发动机是在星-48(TE-M-711-8)基础上改进而成的,装药量有少许增加,喷管出口锥材料由原来的碳/碳改为碳/酚醛,其它结构完全一样。截止 1989 年 8 月这两种发动机一起共进行地面试验和飞行 15 次。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 245	比 冲(真空)	m/s	2 804.8
长 度	mm	2 032	总 冲(真空)	kN·s	5 647
总 质 量	kg	2 137	燃烧时间	s	84
质 量 比		0.941	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(平均)	kN	66	喷管数量	1	

发动机结构



“星 48B”(TE-M-711-17)固体火箭发动机

“星 48B”(TE-M-711-17)发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为钛合金(Ti-6Al-4V),绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶,推进剂代号 TP-H-3340,装药量 2 011 kg,总固体含量 89%,含高氯酸铵 71%,铝粉 18%,HTPB 11%。喷管喉衬为三维碳/碳。

星 48B(Star 48B)TE-M-711-18

“星 48B”(Star 48B)TE-M-711-18 固体火箭发动机是美国“德尔它”火箭有效载荷助推舱(PAM)近地点发动机,由美国锡奥科尔(Thiokol)公司研制。是在 TE-M-711-17 基础上把喷管出口锥加长 203 mm 构成的,其它结构完全相同。

质量比	0.930	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)
推力(最大)kN	242.83	喷管数量	1
比冲(真空)m/s	2 840.1		

奥巴斯 6(Orbus 6)

“奥巴斯 6”(Orbus 6)固体火箭发动机是美国惯性上面级发动机系统的第二级发动机(IUS SRM-2),将卫星从转移轨道送入地球同步轨道,和“奥巴斯 21”(IUS SRM-1)发动机一起用于美国“航天飞机”、“大力神-34D”、“大力神-4”和商用“大力神-3”火箭的上面级,由美国联合技术公司(UTC)化学系统分部(CSD)于1975年开始研制。

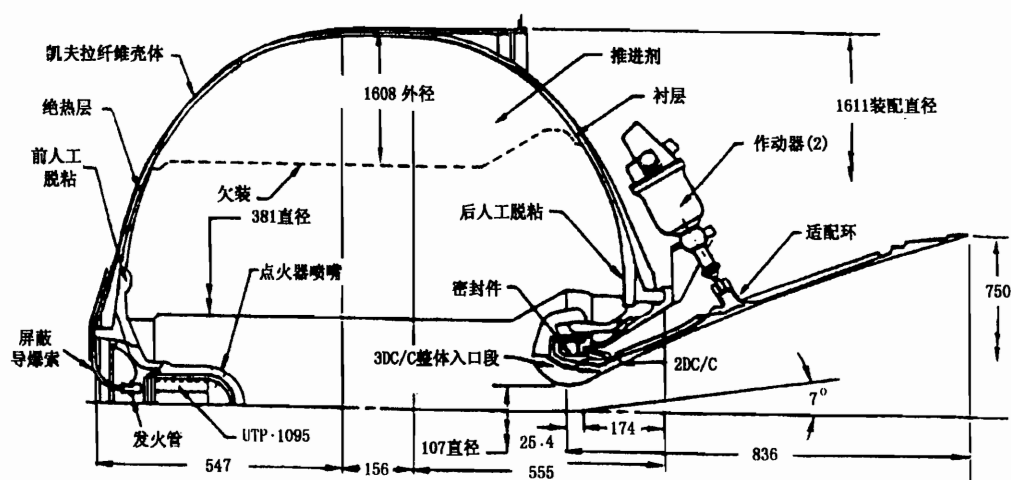
“奥巴斯 6”发动机于1979年首次进行地面全尺寸热试车,研制阶段共进行7次研制发动机试车和6次鉴定发动机试车(包括“奥巴斯 6E”发动机)。1982年首次飞行,截止1995年3月共飞行18次,只有1983年4月4日进行的第二次飞行时,液浮轴承出现故障,成功率94.4%。第二次飞行出现故障后,又进行了4次鉴定发动机试车,查明了原因,进行了设计修改。

“奥巴斯 6”和“奥巴斯 21”在材料、工艺、技术以及设计等方面基本相同,只是大小尺寸不同。

发动机主要性能与结构参数

直径	mm	1 608	比冲(真空)	m/s	2 835.2
长度	mm	1 885	总冲(真空)	kN·s	7 698.5
总质量(满装药)	kg	2 990	燃烧时间	s	103
质量比(满装药)		0.91	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推力(最大)	kN	108.13	喷管数量	1	
推力(平均)	kN	74.9	喷管喉径	mm	107
燃烧室压力(最大)	MPa	5.96	喷管扩张比	49.3	
燃烧室压力(平均)	MPa	4.16	推力矢量控制	液浮轴承摆动喷管	

发动机结构



“奥巴斯 6”发动机结构图

结构组成 “奥巴斯 6”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 惯性上面级发动机系统一、二级发动机壳体、绝热层和包覆层均按同一方法设计,材料也完全一样。“奥巴斯 6”发动机壳体质量 89.2 kg,爆破压力 9.5 MPa,长径比 0.76,后开孔与壳体直径比为 0.29。

这两种发动机的绝热层设计和材料实完全一样,只是厚度和质量不同。“奥巴斯 6”发动机前封头绝热厚度 13 mm,后封头厚 12 mm,筒段 3 mm,绝热层和包覆层总质量 60 kg。

喷管 “奥巴斯 6”喷管与“奥巴斯 21”喷管在结构设计和材料方面基本相同,“奥巴斯 6”喷管初始扩张半角 $25.7(^{\circ})$,折向角 $17.2(^{\circ})$,喷管质量 65.6 kg,出口直径 866.6 mm;初始扩张比 49.3,平均扩张比 44.7,潜入深度 288 mm,潜入程度 21%,喷管最大偏角 $7(^{\circ})(\pm 1(^{\circ}))$ 。

改进与发展

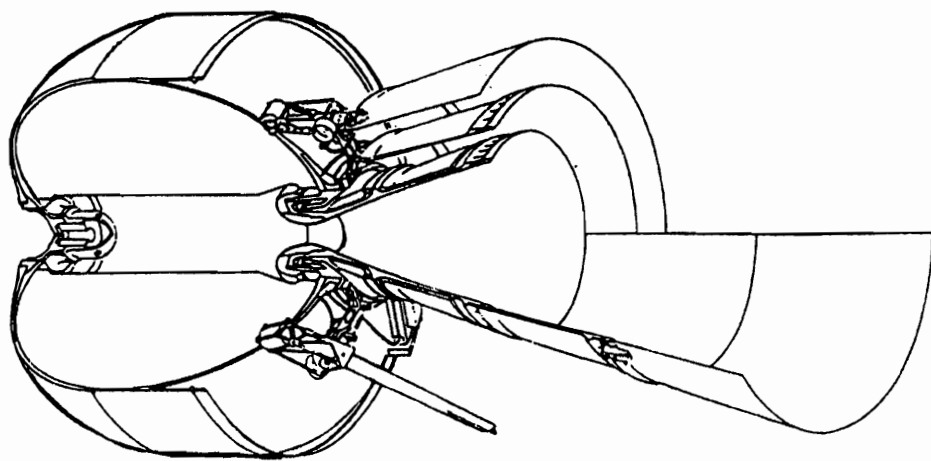
1983 年 4 月 4 日用惯性上面级系统作为航天飞机顶级发射一颗同步卫星时(第二次飞行),一级发动机工作正常,把第二级发动机和卫星成功送入同步转移轨道,但在第二级发动机“奥巴斯 6”工作至 85 s 时,液浮喷管没有按指令进行推力矢量控制,致使卫星进入错误轨道。后经星上推力推进器调节,才最终进入同步轨道。分析认为故障最可能的原因是液浮轴承的液囊由于过热烧穿,引起硅油泄漏而洩压,在发动机推力压迫下,作动筒无法使喷管偏转。

为此采取的改进措施有:

- 密封件不倒角,密度增加到 $0.29 \text{ g/cm}^3 \sim 0.35 \text{ g/cm}^3$,并且在装配时,槽中不能采用点粘接。
- 密封件区域的硅酚醛绝热层加厚,以保持在最坏条件下液囊的温度处于要求范围内。
- 把头帽加厚 7.62 mm,以降低粘介面温度。
- 增加点火器绝热层厚度 50%。

采取以上改进后,发射均取得成功。另外为了保险起见,对“奥巴斯 21”发动机的密封件绝热层及点火器绝热层也进行了加强。

奥巴斯 6E(Orbus 6E)



“奥巴斯 6E”固体火箭发动机

“奥巴斯 6E”(Orbus 6E)固体火箭发动机是美国惯性上面级(IUS)发动机系统的第二级发动机,由美国联合技术(UTC)公司化学系统分部(CSD)于1975年开始研制。“奥巴斯 6E”发动机与“奥巴斯 6”发动机的唯一区别是带有可延伸出口锥。

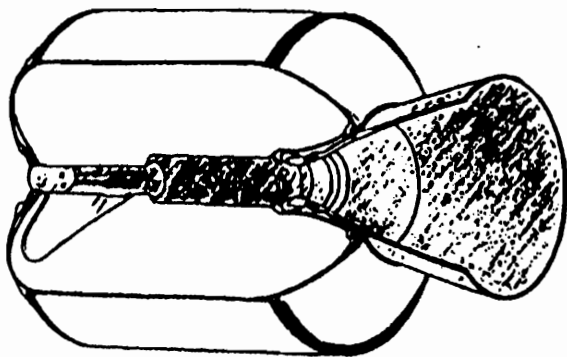
发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 608	比 冲(真空)	m/s	2 978.3
长 度	mm	3 104	总 冲(真空)	kN·s	8 103
总 质 量	kg	3 031	燃烧时间	s	103
质量比(满装药)		0.898	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	126.37	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	78.68	喷管喉径	mm	107
燃烧室压力(最大)	MPa	5.96	喷管扩张比		181.1
燃烧室压力(平均)	MPa	4.16	推力矢量控制	液浮摆动喷管	

发动机结构

“奥巴斯 6E”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置等组成。喷管质量 106.4 kg,出口直径 1 440 mm,平均扩张比 164.3。可延伸出口锥是一套独立成套的系统,由两个碳/碳锥形套筒、锁紧环和伸展装置组成,使喷管总长从 838 mm 增至 2 057 mm,扩张比从 49.3 提高到 181.1,比冲约增加 150 m/s,而整个结构质量只增加 41 kg(锥套筒和锁紧环 32.4 kg,展开装置 8.4 kg)。套筒由轻质 K-Karb 1200 型碳/碳材料制成,展开装置借用了火星探测器的土壤采样器,用电池电机驱动。

奥巴斯 7S(Orbus 7S)



“奥巴斯 7S”固体火箭发动机

“奥巴斯 7S”(Orbus 7S)固体火箭发动机是美国休斯公司 HS-393 系列通信卫星的近地点发动机,由联合技术公司(UTC)化学系统分部研制,从民兵-3 导弹第 3 级发动机改进而来,去掉了推力终止和推力矢量控制系统,壳体筒段和喷管加长。“奥巴斯 7S”还计划用于美国 ORBEX 小运载火箭的第 2 和第 3 级。“奥巴斯 7S”发动机喷管固定,采用自旋稳定(S 代表自旋)。有关情况可参见“民兵 3”第三级 SR73-AJ-1 发动机。“奥巴斯 7S”发动机自 1984 年 8 月 30 日首次使用以来,截止 1994 年底共飞行 8 台,全部成功。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	1 320	比 冲(真空)	m/s	2 764.6
长 度	mm	2 273	总 冲(真空)	kN·s	12 500

总质量(满装药)	kg	3 547	燃烧时间	s	60.1
质量比(满装药)		0.935	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CIPB)	
推 力(最大,真空)	kN	191.274	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	153.467	喷管喉径	mm	174.7
燃烧室压力(最大)	MPa	4.41	喷管扩张比	23.55	
燃烧室压力(平均)	MPa	3.58			

发动机结构

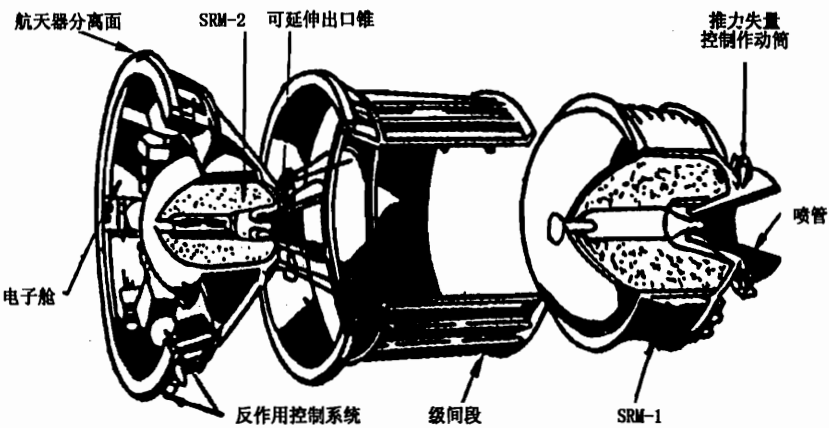
结构组成 “奥巴斯 7S”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

燃烧室 发动机壳体质量 93.94 kg(包括绝热层),壳体材料为 S-901 玻璃纤维/环氧,内绝热层为硅充填的丁腈橡胶。推进剂代号为 ANB-3066,固体含量 86%,药型为前翼柱形装药。

喷管 喷管长度 0.9 m,出口直径 847.6 mm,喷管质量为 63.2 kg。喉衬材料为钨,出口锥材料为碳酚醛。

点火装置 点火器装药质量 4.54 kg,有 6 个喷嘴。

奥巴斯 21(Orbus 21)



“奥巴斯 21”固体火箭发动机

“奥巴斯 21”(Orbus 21)固体火箭发动机是美国惯性上面级发动机的第一级发动机(IUS SRM-1),主要用于美国“航天飞机”、“大力神-34D”运载火箭、“大力神-4”运载火箭和商用“大力神-3”运载火箭的上面级发射有效载荷。由美国联合技术公司(UTC)化学系统分部于 1975 年开始研制。

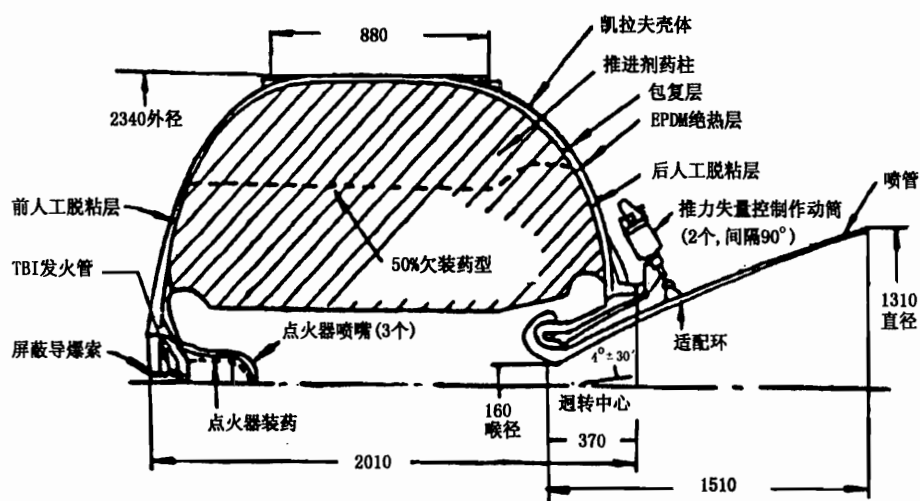
惯性上面级发动机系统有三种型号:Orbus 21(SRM-1)、Orbus 6(SRM-2)和 Orbus 6E(带延伸喷管的 SRM-2)。Orbus 21 发动机于 1979 年首次进行地面全尺寸热试车,共进行 5 次研制发动机的试车和 6 次鉴定发动机试车,全部成功。1982 年 10 月 30 日两级式惯性上面级(Orbus 21 和 Orbus 6 组合)首次作为“大力神-34D”火箭的上面级发射成功,截止 1995 年 3 月共飞行 18 次,用于“大力神-34D”火箭 2 次,“航天飞机”13 次,“大力神-4”火箭 3 次,Orbus 21 发动机未出现故障。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 337	比 冲(真空)	m/s	2 898
-----	----	-------	---------	-----	-------

长 度	mm	3 150	总 冲(真空)	kN·s	28 100
总 质 量	kg	10 382	燃烧时间(满装药)	s	152
质量比(满装药)		0.935	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
推 力(最大)	kN	267.9	喷管数量	1	
推 力(平均,真空)	kN	185.3	喷管喉径	mm	165
燃烧室压力(最大,真空)	MPa	6.0	喷管扩张比	63.8	
燃烧室压力(平均,15.6℃)	MPa	4.16	推力矢量控制	液浮轴承摆动喷管	

发动机结构



“奥巴斯 21”发动机结构图

结构组成 “奥巴斯 21”发动机由燃烧室、喷管、点火装置、推力矢量控制装置等组成。

燃烧室 惯性上面级的几种发动机壳体所采用的材料均相同,增强纤维为凯夫拉-49。树脂为 E-PON828/ERL4206/MDA,质量配比为 65/35/39.5。其中 EPON 828 为壳牌公司的液态双酚 A 环氧,ERL 4206 是联合碳化物公司的二氧化乙烯基环己烷,MDA 为甲撑替二苯胺固化剂。壳体纤维体积分含量 65 ~ 70%,树脂质量百分数 27 ~ 31%,封头应力 2.1 MPa,壳体体和铝极孔接头之间有丁腈橡胶抗剪衬层。发动机裙结构为整体式缠绕复合裙,与铝法兰粘接后再接,承压能力达 6 227.4 N/cm²。由于改进了树脂和设计,惯性上面级壳体特性系数达 3.1×10^5 MPa·cm³/kg,比“三叉戟-1”导弹壳体提高 44%。

SRM-1 壳体爆破压力为 9.61 MPa,长径比为 0.85,后开孔与壳体直径比为 0.30,壳体质量为 347 kg。

壳体内绝热层为三元乙丙(EPDM)橡胶,前封头绝热层厚 18 mm,后封头绝热层厚 17 mm,筒段绝热层厚 3 mm。绝热层和衬层总质量为 161 kg。衬层为 UTL-0040A HTBN(端羟基聚丁二烯丙烯腈),最小厚度 0.5 mm。

药柱为中孔圆柱药型,工作时呈增面-减面型燃烧,有利于避免压力峰,也使浇铸和欠装工艺大为简化。药柱前后端均有人工脱粘层,推进剂固化时采用了加压固化工艺,使药柱可在无应力条件下贮存,以延长贮存寿命。

高度欠装是惯性上面级的重要特点,最高为 50%,欠装药型是按满装药型燃烧一段时间后达到的型面设计的,欠装推力-时间曲线相当于满装曲线的后半部分。发动机在满装药条件下贮存,可以在接到通知后 60 天内完成欠装,欠装过程通过机械加工或廉价芯模实现。

推进剂药柱性能及结构参数如下:

理论比冲	m/s	2 593	抗拉强度(-2℃)	MPa	17.6
密度	g/cm ³	1.758	(21℃)	MPa	10.8
燃速(6.9MPa15℃)	mm/s	7.1	(49℃)	MPa	9.3
燃烧温度	K	3 400	伸长率(-2℃)	%	77
特征速度	m/s	1 554	(21℃)	%	73
燃速压力指数		0.411	(49℃)	%	69

推进剂配方如下:

	名称	代号	质量百分数(%)
粘合剂	端羟基聚丁二烯	R45M-HTPB	12.94
氧化剂	高氯酸铵	AP	67.94
燃烧剂	铝粉	MD-101Al	18
固化剂	异佛尔酮二异氰酸酯		0.81
键合剂		HX-752	0.15
防氧化稳定剂		Pro-Tech 2705	0.10
燃速催化剂	三氧化二铁	Fe ₂ O ₃	0.06

喷管 喷管质量 141 kg, 喷管长度 1 506 mm, 潜入深度 480 mm, 潜入率 21%。喉径 165 mm, 初始扩张比 63.8, 平均扩张比 57.8。采用液浮轴承进行推力矢量控制, 喷管摆角 4°(+0.5°)。

潜入倒锥由 7175-T736 铝锻件制造, 内衬 EPDM 绝热层。整体式三向碳/碳入口段和喉部密度 1.9 g/cm³, 以 T-300 丙烯腈作基体, 烧蚀率小于 0.036 mm/s, 后端用螺纹和出口锥连接, 背壁绝热层为碳/酚醛和硅/酚醛。出口锥初始扩张半角 27°, 折向角 12°, 用二向碳/碳花瓣式叠层工艺制成, 外缠有石墨带绝热层, 降低对周围部件的辐射。

点火器 发火药为 BKNO₃, 点火器主装药代号为 UTP-1095。外壳为 7075-T73 铝合金, 外敷 EPDM 绝热层, 设有三个 45°方向的喷孔。该点火器在不调整点火药量的情况下, 可以保证从满装到 50% 欠装各种装药量发动机的安全点火。

推力矢量控制系统 惯性上面级发动机采用的液浮轴承是联合工艺公司的专利技术, 于 70 年代中期研制成功, 液囊中充满定常容积的硅油, 其突出优点是作动力矩小, 在同样技术条件下, 只有柔性接头的 30% 左右, 因此可以采用重量较轻的机电作动筒。液囊由凯夫拉-29 织物增强的橡胶制成, 织物层裕度很高。

惯性上面级发动机的作动系统相同, 由两套控制器、四套机电作动筒、四个电位计组成。每个作动筒内有两个稀土直流力矩马达, 用 28 V 电池驱动, 并用镜像电位计监测喷管位置。该系统还采用了电磁齿轮锁定机构来固定作动筒位置。

奥巴斯 21S(Orbus 21S)

“奥巴斯 21S”(Orbus 21S) 固体火箭发动机是“国际通信卫星 6 号”的近地点发动机, 用于美国商用“大力神 3”运载火箭的上面级, 由美国联合技术公司化学系统分部研制。它与“奥巴斯 21”发动机在结构和性能上基本一样, 只是采用固定喷管, 自旋稳定(S 代表自旋)。1990 年 3 月 14 日首次使用, 截止 1995 年共进行 3 次发射, 没有出现由于发动机本身引起的故障。

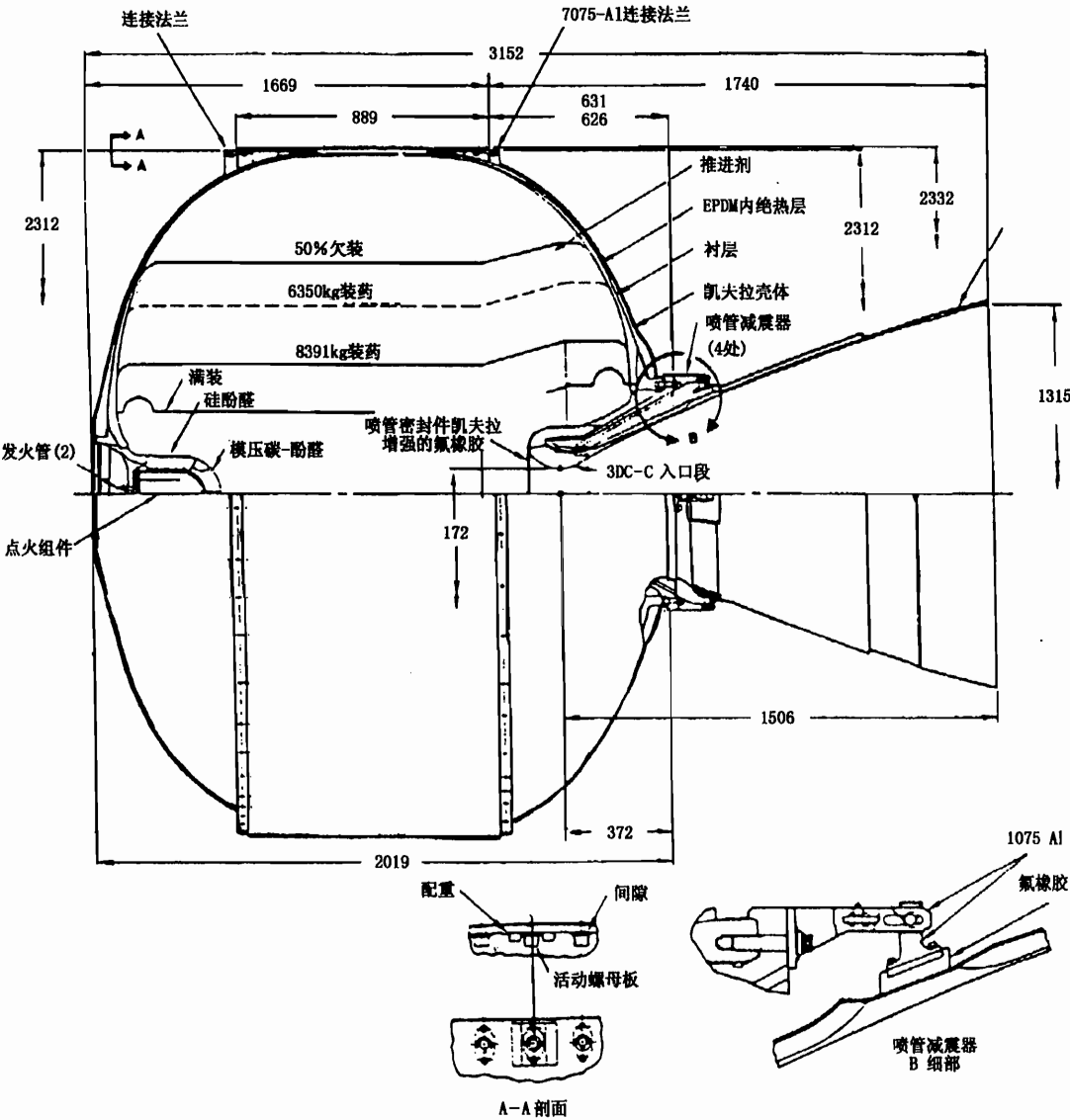
1990 年 3 月 14 日采用商用“大力神 3”运载火箭首次发射 Intelsat 6F3 通信卫星时, 火箭一、二级工作正常, 但由于线路故障, 爆炸栓未能起爆, 致使有效载荷和近地点发动机未能与火箭第二级分离, 并且后续指令不能按时完成, 载荷进入了一个较低的轨道 180 km × 360 km。地面控制中心发出指令使卫星与近

地点发动机分离,使用星上液体推进器使卫星停泊在一接近圆形的轨道,并决定再送一台“奥巴斯 21S”发动机升空与星对接,然后将星送入地球同步轨道。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	2 332	总 冲(真空)	kN·s	27 619
长 度	mm	3 153	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(HTPB)	
总 质 量	kg	10 370	喷管数量	1	
质 量 比		0.930	喷管喉径	mm	172.2
推 力(最大)	kN	263.3	喷管扩张比	58.3	
比 冲(真空)	m/s	2 872.5			

发动机结构



“奥巴斯 21S”发动机结构图

结构组成 “奥巴斯 21S”发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。在结构和设计上与“奥巴斯 21”发动机基本相同。

燃烧室 发动机壳体长度 2.019 m,由凯夫拉-49 纤维/环氧缠绕而成,发动机裙和壳体一起整体缠绕成型。内绝热层为硅充填的三元乙丙橡胶,由于发动机要旋转(20 r/min ~ 40 r/min)以及熔渣沉积,内绝热层厚度要比“奥巴斯 21”发动机的厚一些。

推进剂代号为 UTP-1936B,与“奥巴斯 21”发动机一样,高氯酸铵(AP)含量 68%,铝粉(Al)含量 18%,危险等级 1.3,最长储存期 5 年。装药量可在 6 350 kg~9 643 kg 之间变化(取决于不同的载荷要求)。

喷管 除发动机喷管固定外,喷管其它结构与性能同“奥巴斯 21”发动机基本相同。喉部材料为整体式三维碳/碳,出口锥材料为二维碳/碳,外缠绕一层石墨/环氧带,以防向后封头辐射热量。

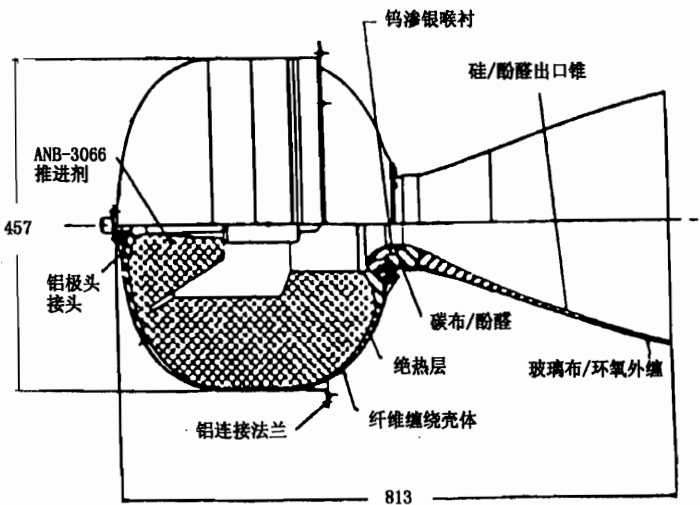
SVM-1

SVM-1 固体火箭发动机是“国际通信卫星 2”的远地点发动机,通过美国“德尔它”运载火箭发射入轨,由美国航空喷气公司于 1965 年 8 月开始研制,共进行 18 次地面试车。

SVM 系列发动机有 SVM-1、2、4A、5、6、7 共六种型号,研制该系列发动机时,参考了民兵导弹计划的成功经验。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	457	比 冲(真空)	m/s	2 827.4
长 度	mm	813	总 冲(真空)	kN·s	209.425
总 质 量	kg	87.3	燃烧时间	s	12
质 量 比		0.847	工作时间	s	16.25
推 力(最大,21.1℃)	kN	14.41	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均)	kN	12.93	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	2.76	喷管喉径	mm	58.93
燃烧室压力(平均,21.1℃)	MPa	2.60	喷管扩张比		33.3



SVM-1 远地点发动机结构图

发动机结构

结构组成 SVM-1 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。推力不同轴度最大为 3.0 mrad,推力偏心最大为 0.75 mm。在空间最长可放置 2 天,最高使用温度 43.3 ℃,最低温度 1.1 ℃。在地面可储存 3 年,最高储存温度 43.3 ℃,最低储存温度 1.1 ℃,最大相对湿度 65%。点火前静态配重 1.15 kg·cm,点火前动态配重 7.61 kg·cm²。点火前转动惯量 2.099 kg·m²,点火后转动惯量 0.2340 kg·m²。点火前横向惯量

2.557 kg·m²。点火后横向惯量 0.5393 kg·m²。最大转速 150 r/min。

燃烧室 发动机壳体长 404.6 mm, 裙安装位置距点火器顶端 305.1 mm。壳体材料为玻璃纤维/环氧, 内绝热层为 V-45 丁腈橡胶。

推进剂 代号 ANB-3066, 装药量 73.9 kg, 危险等级为 2, 高氯酸铵(AP)含量 73%, 铝粉(Al)15%, 粘合剂 CTPB 12%, 燃气比热比为 1.18。

喷管 喷管长度 408.4 mm, 潜入程度 3%, 出口直径 340.0 mm, 初始扩张半角 27(°), 折向角 17(°), 喉衬材料为钨渗银, 出口锥由硅布/酚醛带和玻璃布/环氧树脂带缠绕而成。

点火器 点火器壳体由玻璃纤维/环氧材料制成, 安全发火装置的壳体为不锈钢。初级发火系统由以下几部分组成: 铜网隔火焰管装在醋酸-丁酸纤维素壳体中间, 其中放入硼酸钾药粒。主点火系统由同心的醋酸-丁酸纤维素圆柱体组成。其中装填 130 g 的硼酸钾药片。发火管可经受 1 W 和 1 A 电流 5 分钟不发火, 所需点火电压为 24 V(±5 V), 点火电流每个发火管需 4.5 A。

改进与发展

1966 年 10 月 26 日进行第一次发射, 发生失败, 发动机后封头绝热层及壳体损坏。调查表明, 飞行过程中环境温度达 -34 ℃超出设计极限, 模拟试验也出现了在此环境下点火绝热层发生破裂。以后进行了改进并取得了 3 次发射成功。

SVM-2

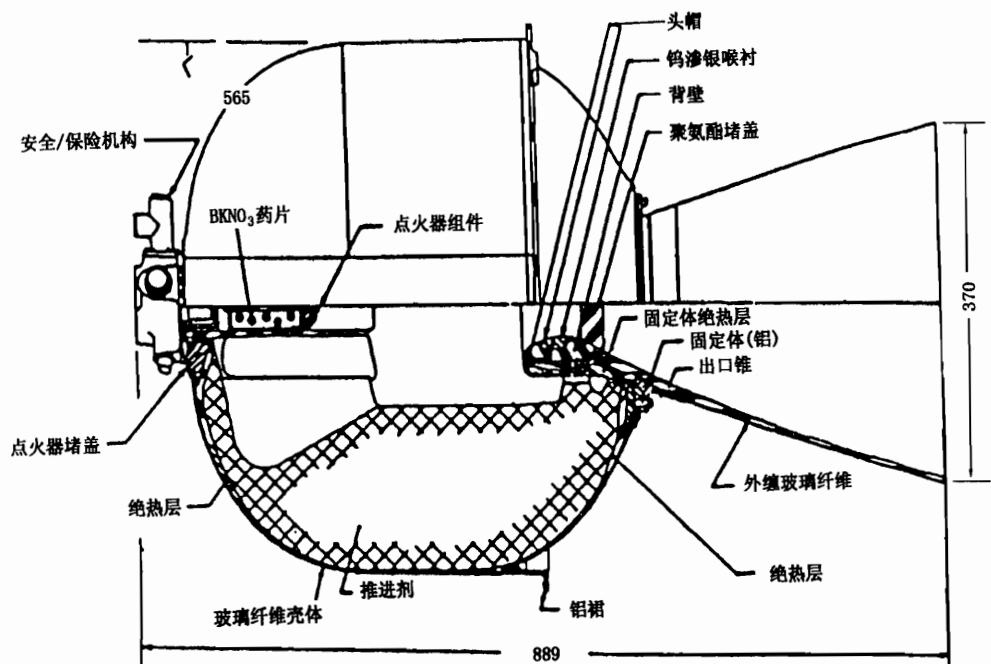
SVM-2 固体火箭发动机是“国际通信卫星”的远地点发动机, 通过美国“德尔它”运载火箭发射入轨, 由美国航空喷气公司于 1967 年 2 月开始研制, 研制期间共进行 20 次地面试车, 于 1968 年 9 月首次用于实际飞行, 共飞行 8 次, 5 次成功, 3 次失败。但这 3 次失败都不是由于发动机本身原因引起的。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	565	比 冲(真空)	m/s	2 783
长 度	mm	889	总 冲(真空)	kN·s	386.53
总 质 量	kg	159	燃烧时间	s	22
质 量 比		0.874	工作时间	s	27.6
推 力(最大, 真空)	kN	21.5	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(平均, 真空)	kN	13.97	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	3.01	喷管喉径	mm	69.8
燃烧室压力(平均)	MPa	2.04	喷管扩张比		28

发动机结构

结构组成 SVM-2 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。最大转速 140 r/min, 推力不同轴度最大为 2.5 mrad, 推力偏心最大 0.5 mm, 在空间放置时间不超过 10 天, 最低温度 6.7 ℃, 最高温度 37.8 ℃。储存时间 3 年, 储存温度 6.7 ℃ ~ 48.9 ℃, 相对湿度不大于 65%, 点火前静态配重 1.60 kg·cm, 动态配重 32.48 kg·cm²。点火前转动惯量 6.177 kg·m², 燃尽后转动惯量 0.4348 kg·m²。点火前横向惯量 6.152 kg·



SVM-2 远地点发动机结构图

m^2 , 燃尽横向惯量 $1.266 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

燃烧室 发动机壳体长度 504.4 mm, 裙安装距离点火器顶端 385.1 mm。壳体材料为 S-994 玻璃纤维/环氧预浸带缠绕而成。树脂采用壳牌公司的 58-68 环氧系统, 铝合金裙通过 341 玻璃布与壳体连接, 其上缠环向层, 内绝热层为 V-45 丁腈橡胶。

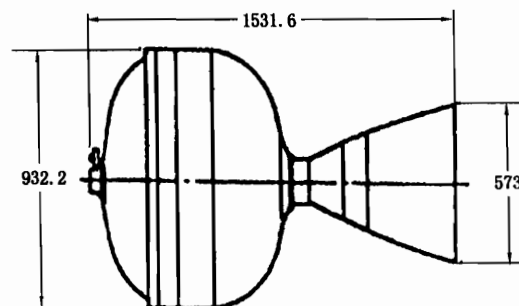
推进剂 代号 ANB-3066, 过氯酸铵(AP)含量 73%, 铝粉(Al)15%, 粘合剂 CTPB 12%。药型为前端开有 8 个翼的翼柱型。装药量 139 kg。

喷管 喷管长度 0.47 m, 潜入程度 24%, 扩张半角 16.1° , 收敛半角 27° 。喷管喉衬材料为钨渗银, 固定体为 6061-T6 铝合金。

点火装置 安全发火装置质量 2.11 kg, 发火管点火电压 $24 \text{ V} (\pm 5 \text{ V})$, 每个发火管点火电流 4.4 A, 发火药和主点火药均为硼酸钾, 发火药质量 6 g, 主点火药 136 g。点火器壳体材料为模压玻璃纤维/环氧。安全发火装置材料为不锈钢。

SVM-4A

SVM-4A 固体火箭发动机是“国际通信卫星 4”的远地点发动机, 通过美国“德尔它”运载火箭发射入轨。由美国航空气公司(Aeromet)于 1969 年 2 月开始研制。最开始发动机名称为 SVM-4, 进行了 3 次研制试车后进行了一些改进, 名称改为 SVM-4A。在研制期间共完成 12 次地面试车, 1971 年 1 月首次用于飞行, 共投入实际飞行 4 次, 全部成功。



SVM-4A 远地点发动机

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	932	比 冲(真空)	m/s	2 841.1
长 度	mm	1 532	总 冲(真空)	kN·s	1 825
总 质 量	kg	706.69	工作时间	s	33.8
质 量 比		0.908	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大,真空)	kN	67.387	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	55.514	喷管喉径	mm	87.4
燃烧室压力(最大)	MPa	6.4	喷管扩张比		40
燃烧室压力(平均)	MPa	5.04			

发动机结构

结构组成 SVM-4A 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。最大转速不超过 60 r/min, 推力不同轴度为 2.0 mrad, 推力偏心最大为 0.5 mm, 点火前静态配重 1.73 kg·cm, 动态配重 41.7 kg·cm²。点火前转动惯量 72.00 kg·m², 燃尽后转动惯量 7.4 kg·m²。点火前横向惯量 67.75 kg·m², 燃尽后横向惯量 10.74 kg·m²。发动机在空间可放置 10 天, 空间使用温度 6.7 ℃ ~ 43.3 ℃。地面存放期 5 年, 储存温度范围 26.7 ℃ ~ 32.2 ℃, 相对湿度 65%。

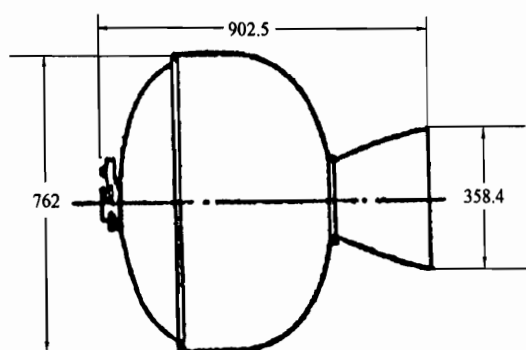
燃烧室 发动机壳体长度 814.8 mm, 裙安装距离点火器顶端 190.5 mm。发动机壳体材料为玻璃纤维/环氧, 内绝热层为 V-45 丁腈橡胶(充填 SiO₂)。

推进剂 代号为 ANB-3066, 过氯酸铵(AP)含量 73%, 铝粉(Al)15%, 粘合剂 CTPB 12%。火焰温度 3 220 ℃, 药形为翼柱形, 装药量 641.5 kg。

喷管 喷管长度 662.9 mm, 收敛半角 25(°), 扩张半角 16.5(°), 非潜入喷管。喉衬材料为钨渗银。

点火装置 安全发火机构质量 2.11 kg, 发火管点火电压(24 ± 5) V, 点火电流每个发火管 4.4 A。安全发火机构所需电压 28 V, 点火器壳体材料玻璃纤维/环氧。

SVM-5



SVM-5 远地点发动机

SVM-5 固体火箭发动机是 SMS 1 同步气象卫星的远地点发动机, 通过美国“德尔它”运载火箭发射。美国航空喷气公司于 1971 年 5 月开始研制。研制阶段共进行 7 次点火试车。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	比 冲(真空)	m/s	2 759
长 度	mm	903	总 冲(真空)	kN·s	792.5
总 质 量	kg	319.2	工作时间	s	37.3
质 量 比		0.902	推进剂类型	端羟基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	32.16	喷管数量		1
推 力(平均)	kN	22.51	喷管喉径	mm	66.3
燃烧室压力(最大)	MPa	5.24	喷管扩张比		27
燃烧室压力(平均)	MPa	3.55			

发动机结构

结构组成 SVM-5 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成,转速不超过 100 r/min,推力不同轴度最大为 2.0 mrad,推力偏心最大为 0.25 mm,点火前静态配重 9.22 kg·cm,动态配重 73.16 kg·cm²。点火前转动惯量 20.67 kg·m²,燃尽后转动惯量 1.875 kg·m²。点火前横向惯量 16.65 kg·m²,燃尽后横向惯量 2.621 kg·m²。SVM-5 发动机在空间最长可放置 4 天,空间使用温度 12.2 ℃ ~ 43.3 ℃。地面存放时间 5 年,存放温度 21.1 ℃ ~ 32.2 ℃,相对湿度最大 65%。

燃烧室 发动机壳体长度 56.54 mm,裙安装距离点火器顶端 159.5 mm。内绝热层为 SiO₂ 充填的 V-45 丁腈橡胶。壳体材料为玻璃纤维/环氧。

推进剂 代号为 ANB-3066,高氯酸铵(AP)含量 73%,铝粉 15%,粘合剂 CTPB 12%。药型为柱孔型装药。装药量 287.8 kg。

喷管 喷管长度 388.62 mm,潜入程度 24%,扩张半角 15.6(°),收敛半角 27(°),喷管喉衬材料为钨渗银。

点火装置 点火器质量 2.11 kg,发火管点火电压(24 ± 5) V,点火电流每个发火管 4.4 A。安全保险机构电压 28 V,点火器壳体材料玻璃纤维/环氧。

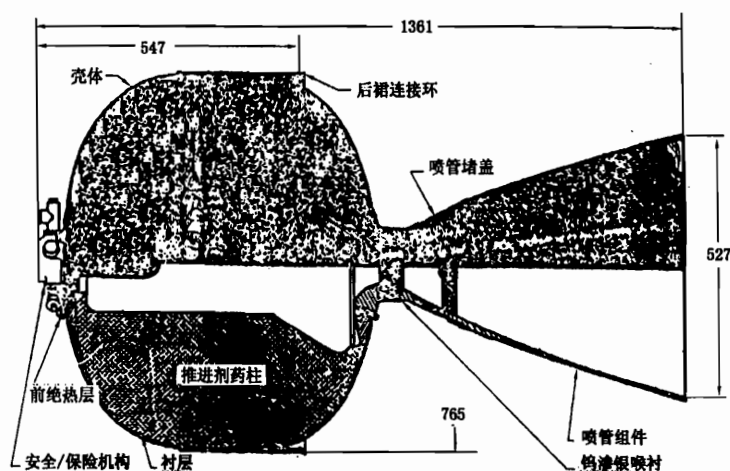
SVM-6

SVM-6 固体火箭发动机是美国“纳托 3”(NATO 3)卫星的远地点发动机,通过“德尔它”运载火箭发射入轨,由美国航空喷气公司于 1972 年开始研制,1975 年首次应用。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	762	总 冲(真空)	kN·s	1 043
长 度	mm	1 372	燃烧时间(43 ℃)	s	29.04
总 质 量	kg	362.8	工作时间(43 ℃)	s	35.9
质 量 比		0.887	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
推 力(最大)	kN	40.87	喷管数量		1
燃烧室压力(最大)	MPa	5.42	喷管喉径	mm	72.14
燃烧室压力(平均)	MPa	4.15	喷管扩张比		53
比 冲(真空)	m/s	2 890.71			

发动机结构



SVM-6 远地点发动机

SVM-6 发动机由燃烧室、喷管、点火装置组成。

发动机壳体材料为玻璃纤维/环氧,内绝热层为硅充填的丁腈橡胶。推进剂代号为 ANB-3066,高氯酸铵(AP)含量 73%,铝粉(Al)15%,粘合剂 CTPB 12%。药型为锥柱型装药,装药量 322 kg。发动机喷管长度 0.625 m,不潜入,扩张半角 14.9° ,收敛半角 31° ,喉衬材料为钨渗银。点火器的引燃药和主装药都是硼酸钾,引燃药质量 10 g,主点火药质量 210 g。每个点火管的点火电流为 4.3 A ~ 10.0 A。

SVM-7

SVM-7 固体火箭发动机是 T/D 3914 卫星的远地点发动机,通过“德尔它”运载火箭发射入轨,由美国航空喷气公司于 1974 年开始研制,1975 年 12 月首次使用。

发动机主要性能与结构参数

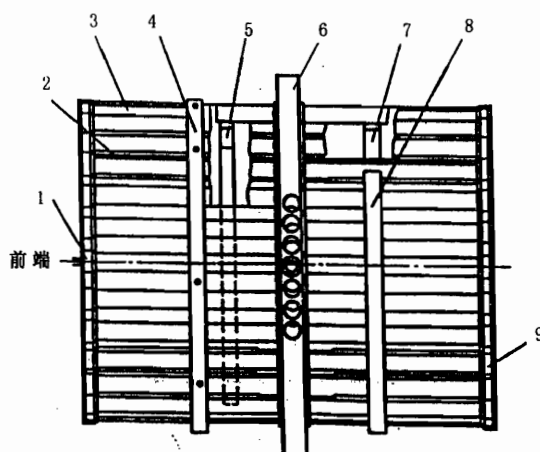
直 径	mm	762	比 冲(真空)	m/s	2 877.3
长 度	mm	1 445	推进剂类型	端羧基聚丁二烯(CTPB)	
总 质 量	kg	440.9	喷管数量	1	
质 量 比		0.93	喷管喉径	mm	83
推 力(平均)	kN	43.2	喷管扩张比	51.2	
燃烧室压力(平均)	MPa	4.22			

发动机结构

SVM-7 发动机由燃烧室、喷管、点火装置等组成。

发动机壳体材料为玻璃纤维/环氧,推进剂代号 ANB-3066,高氯酸铵(AP)含量 73%,铝粉(Al)15%,粘合剂 CTPB 12%。喷管长度 0.719 m,潜入程度 24%,扩张半角 14.3° ,收敛半角 31.5° ,喉衬材料为碳/碳。

横向机动发动机组(MMA)



横向机动发动机组 MMA 工程装配外貌图

1—点火装置 2—垫块 3—燃烧室管 4—前外安装环
5—前内安装环 6—喷管环 7—后内安装环 8—后外安装环 9—端塞

MMA 固体火箭发动机是美国反弹道导弹拦截器的横向机动发动机组,主承包商为美国 LTV 宇航公司沃特(Vought)分公司,二级承包商为大西洋研究公司(ARC)。横向机动发动机组是为美国陆军研制的,它由多台小直径、大推力、瞬时工作和中央排气的 T 形发动机组成,供美国“寻的拦截器技术”(HIT)计划中的小型寻的拦截器作轨控动力装置之用。每台发动机属于单室单推力固体火箭发动机,依靠精确控制处在旋转瞬间某一位置上的发动机的适时点火,不断修正拦截器的飞行轨迹,导引拦截器准确命中目标。该发动机组的研制计划从 1972 年 3 月开始,至 1973 年 11 月研制计划全面完成,未见装备部队。

发动机主要性能与结构参数

发动机台数		56	发动机圈数		2
发动机组外径	mm	216.9	发动机组总长	mm	244.6
发动机组总质量	kg	3.03	质量比		0.28
单台直径	mm	10.8	推力(最大)	kN	3.567
燃烧室压力(最大)	MPa	58.0	比冲	m/s	2300
单台总冲	N·s	36.72	工作时间	ms	12.76
推进剂类型		高能复合	单台喷管数量		1
喷管喉径	mm	7.73	喷管扩张比		2.25
使用温度范围	℃	+15 ~ +32			

发动机结构

结构组成 横向机动发动机组由燃烧室管、喷管环和点火装置等组成。组装好的横向机动发动机组共有 112 根钛合金薄管,它们分别通过螺纹拧入一个公用的圆环喷管环内,在圆环两侧开有每侧两排 56 个(每排 28 个,交叉均布)螺纹孔,与钛管相连,组成了 56 台“T”形小发动机,每台发动机的喷管轴线均垂直于发动机和拦截器的轴线,且通过 HIT 拦截器质心。为了提高发动机组的刚度,相邻的钛管组件均用条状碳/酚醛垫块通过环氧树脂粘结在一起,然后通过内外共 4 个安装箍环将 56 台发动机组装固连在一起,成为一个完整的组件。

燃烧室 燃烧室钛合金 6Al-4V 管的壁厚为 $0.25 \text{ mm} + 0.013 \text{ mm}$,管的刚度和壳体的绝热是通过在管壁外缠绕一层浸环氧树脂的石墨纤维外套来实现的。缠绕后再机械加工到 0.356 mm 的厚度。螺纹处的

壁厚局部加大至 0.40 mm~0.42 mm。端塞采用铝合金以减轻质量。

药柱采用贴壁浇铸的内燃管形药,单台药柱质量 15.2 g,药柱端面与发动机轴线成 30(°)角,推进剂为 NF 型高燃速推进剂,牌号 ARCEF-148B,其配方见下表所示。推进剂的主要组成是超细型(7 μ m)高氧酸铵氧化剂和 1,2,3-三[α,β (二氟胺基)乙氧基丙烷](TVOPA)粘结剂。该推进剂燃速较高(49 MPa 压力下的燃速为 152 mm/s),比冲也较高(2 300 m/s),少烟(因配方中无铝粉,但需加入少量 C 固体微粒以保证消除燃烧不稳定性),浇铸性能好,密度大(1.69 g/cm³~1.77 g/cm³)。其主要缺点是燃速温度敏感系数高(约 0.40 %/K),二氟胺基化合物的合成较困难,化学安定性较差,毒性和感度也较大。该推进剂运输等级为 B 级(火工品中的低危险等级),自燃温度为 190 ℃。

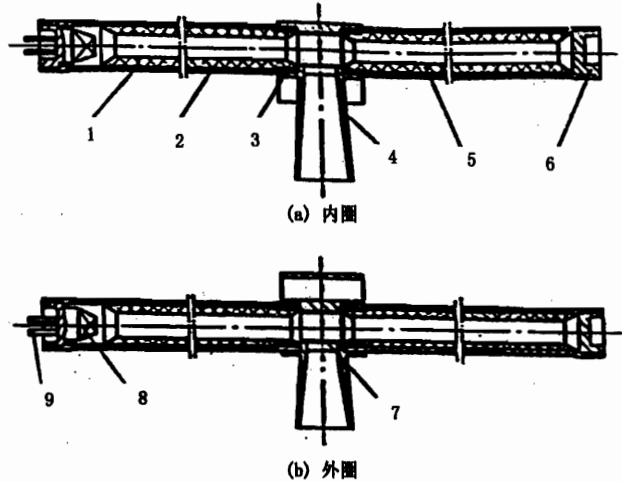
推进剂配方如下:

组成	分子式	质量百分数(%)	备注
高氯酸铵(AP)	NH ₄ ClO ₄	63.00	
增塑剂(TVOPA)	C ₉ H ₁₄ F ₁₂ N ₆ O ₃	29.47	高能粘结剂
丙烯酸乙酯	C ₅ H ₈ O ₂	4.88	
环氧树脂	C ₈ H ₂₀ O ₃	1.33	
炭黑	C	1.00	燃烧稳定剂
丙烯酸	C ₃ H ₄ O ₂	0.32	

喷管 喷管与喷管环仍采用钢制件,它们整体加工成形,由于内、外圈发动机位置不同,内圈发动机的喷管长度大于外圈的。喷管出口直径 11.6 mm,冲量效率 0.86。

点火装置 点火装置它又是燃烧器的一个端盖,0.38 mm 直径的点火线通过烧结的高温玻璃层引出,其承压能力可大于 84 MPa,点火药放在基体顶端的铜合金薄壳内,壁厚 0.25 mm 铜箔卷边压入基体环形槽内,再用环氧胶粘牢。铜壳顶端刻有六角星型凹槽。密封铜壳的作用,一是建立必要的引燃主点火药的药的压力,使点火延迟减小(点火延迟时间仅 0.56 ms);二是形成定向破膜,不使金属片喷出或整个铜壳打出,使主装药破坏。

工作原理 各台发动机的点火装置分别按时序接受来自控制系统的点火指令,在 0.56 ms 内瞬时发火,点火药燃气定向破膜后随即点燃左右推进剂药柱,药柱燃烧产生的高压工作燃气都通过发动机中央的喷管垂直于燃烧室管的轴线喷出,从而产生横向机动控制用的脉冲推力。



单台横向机动发动机结构图

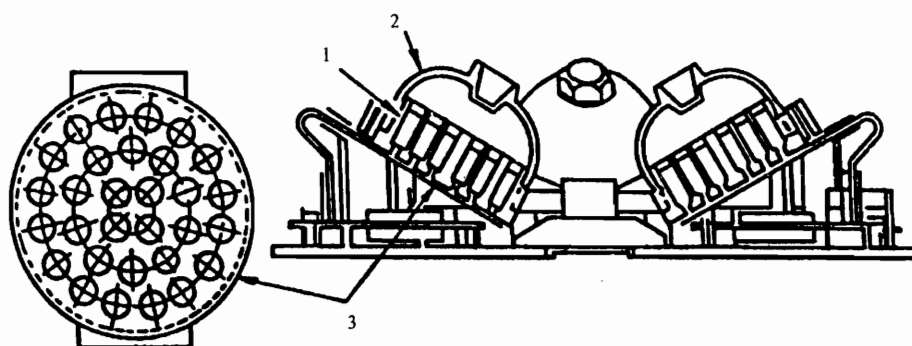
- 1—发动机壳体 2—碳纤维环氧套 3—隔热套 4—喷管环
5—推进剂药柱 6—端塞 7—喷管密封片 8—点火装置
9—点火引线

改进与发展

横向机动发动机组(MMA)在研制过程中曾出现过燃烧室壁烧穿、联接螺纹烧坏、喷管烧蚀、密封性不好和点火不可靠等问题。在分别采取了必要措施后,上述问题都获得了满意解决。1977 年美国开始集中主要精力研制一种空基发射、直接爬升式的小型寻的拦截器(MHV)系统,该系统继承了 HIT 计划中的

MMA 技术,只是 MHV 发动机的尺寸、总质量和冲量相应比 MMA 大一些。MHV 系统在 1985 年 9 月 13 日进行的第三次飞行试验中,成功地直接摧毁了目标(用美国的废卫星 P78-1 作为模拟目标)。以后的研究工作未见进一步报导。

脉冲控制发动机(ICM)



脉冲控制发动机(ICM)

1—点火管 2—脉冲控制发动机(4台) 3—发动机底部。

ICM 固体火箭发动机是美国超高速“灵活拦截弹”(AID)的脉冲控制发动机,用作横向机动控制装置的姿态控制,主承包商为美国沃特(Vought)公司。该横向机动控制装置一般由多台脉冲控制发动机组成,每台发动机又含有多个固体推进剂点火管(Solid Squib)。该计划自 1979 年开始,1981 年进行了成功的飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

发动机台数(设计)	4	发动机台数(试验)	2
每台发动机中点火管数(设计)	30	每台发动机中点火管数(试验)	7
燃烧室压力(最大)	MPa 14.5	作用时间	ms 1
每台发动机的喷管数量	1	喷管喉径	mm 7
喷管扩张比	4		

发动机结构

结构组成 脉冲控制发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

燃烧室 试验发动机的燃烧室用铝材经机械加工而成,燃烧室容积 11.47 cm^3 ,内装 7 个点火管。点火管代替推进剂药柱,当它工作时便产生一次脉冲控制力。试验用的横向机动控制装置采用双发动机系统,当导弹每转一圈时可获得两次脉冲控制力,这就增加了导弹控制指令的频率。

喷管 喷管型面为锥形,与燃烧室整体加工成形。

点火装置 点火装置由多个点火管组成。地面试验用的点火管由美国 UPI 公司制造,其最大直径为 12.5 mm。它由点火管本体、管座、点火药、加强药、桥丝和引线、以及密封片等组成。点火管的牌号为 BCTK,每个点火管的装药量 0.181 g,成份为硼/铬酸钙/高氯酸钾。加强药牌号为 TMAP/AP,成份为四甲

铵化磷/高氯酸铵。密封片是钢片。每个点火管的总冲为 $0.335 \text{ N}\cdot\text{s}$, 点火管满足美军标 MIL-STD-512 的要求。当电流为 1 A , 功率为 1 W 时不得发火; 电流大于 3.5 A 时安全发火。试验用点火管内药量大于设计值, 目的在于使最大压力达到设计值。点火管用胶与发动机底座孔粘结在一起。

工作原理 燃烧室中各个点火管按控制系统发出的点火指令顺序点火。当单个点火管点火后, 燃气进入燃烧室, 再从喷管排出, 从而产生一次脉冲控制力, 每个点火管只能工作一次。

改进与发展

这种点火管式的脉冲控制发动机的地面试验已证明, 其冲量、工作时间、峰值压力、性能重复性、点火管耐用性、抗电磁干扰能力和结构整体性等方面, 均已满足高转速的灵活拦截弹(AID)脉冲控制系统的设计要求。缺点是发动机质量比低, 冲量损失较大。因此, 在今后研制超高速导弹(HVM)、动能导弹(KEM)和增程拦截弹(ERINT)的控制系统时, 均采用了微型发动机式的脉冲控制系统。

HVM-C*

HVM-C* 固体火箭发动机是美国超高速导弹(HVM)的姿控和轨控发动机。主承包商为美国沃特公司。该姿控发动机组由多台微型短脉冲固体姿控发动机组成, 每台姿控发动机属于单室单推力固体火箭发动机, 该发动机组研制自 1979 年开始, 1989 年后转入动能导弹(KEM)姿控发动机研制计划。

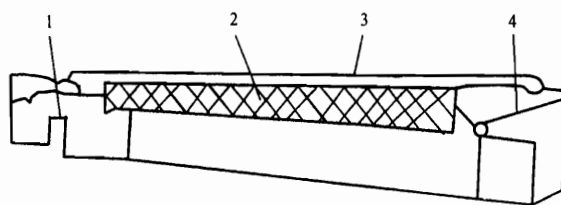
发动机主要性能与结构参数

发动机组直径	mm	50.8	发动机台数	54
每台发动机喷管数量		1		

发动机结构

结构组成 超高速导弹姿控发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。为了使结构紧凑和减轻质量, 燃烧室壳体采用复合材料, 并与喷管整体缠制, 推进剂药柱采用高燃速推进剂成形, 点火装置采用微型瞬发结构。

工作原理 超高速导弹姿控发动机组由 54 个微型短脉冲固体火箭发动机组成, 分成几圈以径向辐射型布置在导弹质心前部。靠点火电路信号有选择地顺序点燃每台发动机, 以产生控制力和力矩, 修正飞行轨迹。



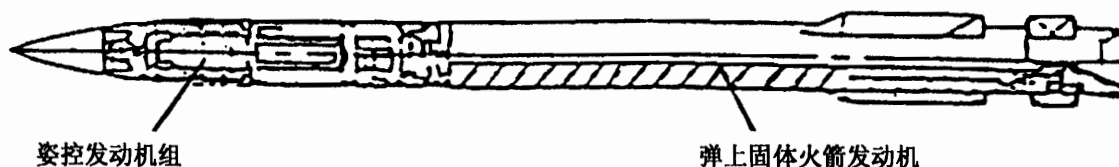
超高速导弹姿控发动机结构简图

1—点火装置 2—推进剂药柱 3—燃烧室壳体 4—喷管

改进与发展

超高速导弹(HVM)姿控发动机技术经改进后已用于动能导弹(KEM)上。

ERINT-C*



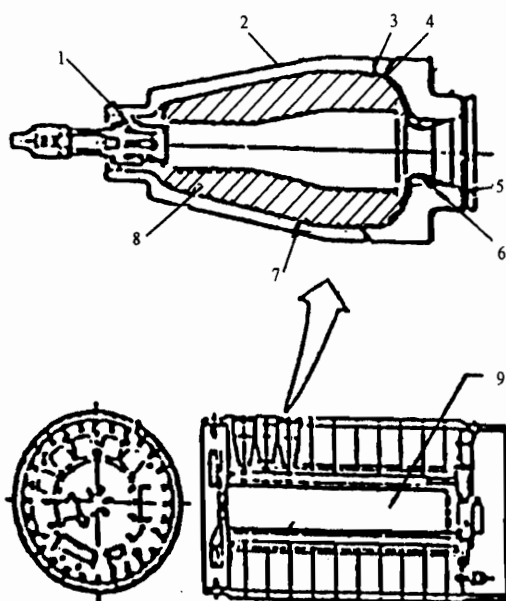
增程拦截弹姿控发动机(ERINT-C*)在弹上部位图

ERINT-C* 固体火箭发动机是美国增程拦截弹(ERINT)的姿控和轨控发动机。主承包商为美国劳拉·沃特系统公司。该姿控发动机组是美国陆军战略防御司令部发起研制的增程拦截弹计划的一个分系统,用于防御机动的战术弹道导弹、飞机和巡航导弹,其姿控发动机属于单室单推力脉冲固体火箭发动机。增程拦截弹姿控发动机组计划从 1992 年春季开始进行 8 次飞行试验,并与“爱国者 PAC-3”导弹姿控系统的研制进行竞争。

发动机主要性能与结构参数

发动机组直径	mm	255	发动机台数	180
最大推力	kN	6	脉冲推力冲量	N·s
每台发动机喷管数量		1		51.15

发动机结构



增程拦截弹姿控发动机舱和姿控发动机结构图

1—点火装置 2—发动机壳体 3—钢衬片 4—隔热橡胶 5—密封塞 6—喷管喉衬 7—衬层 8—推进剂 9—电池

增程拦截弹姿控发动机组由 180 台微型固体姿控发动机组成,按 18 台发动机一圈共 10 圈呈径向辐射状均匀排列在发动机舱体中心线周围。

增程拦截弹姿控发动机由燃烧室、喷管和点火装置等组成。

发动机壳体(包括燃烧室壳体和喷管体)呈圆锥和圆柱组合形,内层为铝合金,外层缠绕石墨/环氧树脂复合材料。推进剂配方与美国“轻巧灵活制导试验”(FLAGE)姿控发动机的配方相同,但装药量增加了。点火器安置在发动机头部。发动机点火电路按柔性印刷电路加工,封装在姿控发动机舱段的内芯中。点火器上的双引线通过发动机上的双插口与柔性电路相连。内芯中还安放有作为点火电源的电池。

改进与发展

发展 ERINT 拦截弹技术导致一些先进技术的改进与发展,其中包括研制出性能好、质量轻的脉冲控制发动机。

第 三 编

吸 气 式 发 动 机

吸气式发动机

吸气式发动机又称空气喷气发动机,它利用大气层中的空气与所携带的燃料燃烧产生高温燃气,再经喷管高速喷出,获得反作用推力。吸气式发动机可分为有压气机式和无压气机式两种类型,前者包括涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机,后者包括冲压发动机和脉冲爆震空气发动机。

涡轮喷气发动机用作飞航式导弹动力装置,始于20世纪40年代。当时因没有合适的发动机可用,便将航空发动机略加改型,或将退役的军用涡轮喷气发动机用于导弹,以达到一次使用降低成本的目的。这些发动机有:前苏联的 ПД-500K,美国艾利逊公司的 J 33-A-18A、J 33-A-37 和 J 33-A-41,普拉特·惠特尼公司的 J 52-P-3、J 57-P-17,通用电气公司的 J 79-GE-3A 等。鉴于这一类发动机的结构复杂,制造成本高,体积大,质量重,使用维护不方便等缺点,同时由于50年代火箭发动机技术的发展,致使新研制的导弹均不采用涡轮喷气发动机,已采用涡轮喷气发动机的服役导弹陆续退出现役,在研型号纷纷下马,涡轮喷气发动机暂时被挤出导弹应用领域。

70年代初,小型涡轮发动机领域内的技术与导弹的发展要求并驾齐驱。一代崭新的小体积、大推重比、短寿命、低成本、高可靠性的小型涡轮喷气(风扇)发动机研制成功,如美国特里达因 CAE 公司的 J 402-CA-400,威廉姆斯国际公司的 F107-WR-100 和法国微型涡轮发动机公司(Microturbo SA)的 TRI 60 等,使涡轮喷气(风扇)发动机在导弹应用领域内东山再起,成为一种引人注目的发动机。

90年代初期的“巡航导弹”热潮,进一步加速了弹用涡轮喷气(风扇)发动机的发展。一系列新的循环方案和新技术、新工艺、新材料均在开发与研制之中,旨在把弹用涡轮喷气(风扇)发动机的制造和使用成本降低30%~50%,耗油率降低30%,单位功率提高50%。许多后起国家也都制订了重大的技术发展计划,试图建立弹用涡轮喷气发动机的研制或合作研制能力。

涡轮喷气发动机在亚跨声速范围内具有较高的比冲和航程参数。涡轮风扇发动机比涡轮喷气发动机结构复杂,制造成本高,但耗油率低,推重比大,经济性好;而且排气流红外幅射弱,更适合于战略巡航导弹使用。弹用涡轮喷气(风扇)发动机的研制准则是:制造成本低,与体积受限制的弹上进气道协调工作,在较宽的速度-高度包线内能迅速启动,能适应多种燃料,低耗油率及低单位迎风面积,可变的辅助功率输出能力,长期贮存不(或少)需维护等。研制中大多选用先进的和比较成熟的航空发动机(特别是无人驾驶飞行器的发动机)为核心机,根据导弹的要求,简化单元体的结构和工艺。设计时则常采用按比例缩尺,合并零部件功用,减少零部件数目,简化系统,尽量采用整体铸造和无余量精密铸造等方法 and 先进技术,从而达到小型化、低成本、缩短周期和降低技术风险的目的。并在高性能发动机研制成功的基础上,再继续研制满足多种任务要求的各种改进型号,形成系列。

在一些新的燃气涡轮热力循环发动机研制中,回热式涡扇发动机使排气由发动机中心返回,通过换热器使流入发动机的空气加热;偏心式涡扇发动机有一个转子偏心安装于其轴与主轴相垂直的一侧;复合循环涡扇发动机把二冲程内燃机与涡轮发动机相结合,形成复合循环;桨扇发动机将热燃气通过动力涡轮,再经减速后将能量传给桨扇组件,通过先进的桨扇叶片产生推力等方案,都提高了循环热效率和推进效率,从而进一步降低了耗油率,增大了推力。这些发动机将成为亚声速远程巡航导弹的新型动力装置。

冲压发动机是主体结构最简单的吸气式发动机,依靠高速迎面空气流的冲压增压作用进行工作。它

的特点是结构简单,质量轻,在超声速($Ma > 2.0$)飞行范围内,比冲和航程参数上有明显的优越性,经济性较好。但冲压发动机本身不能启动,在低速飞行时性能差。按使用的燃料可分为液体、固体和核冲压发动机;按飞行速度可分为亚声速、超声速和高超声速冲压发动机;按燃烧室气流速度可分为亚声速燃烧和超声速燃烧冲压发动机。

冲压发动机热力循环概念虽早在 1913 年就由法国的雷内·劳伦(René Lorin)提出,但直到 30 年代才进入实用研究阶段。其间美国马夸特公司于 1945 年研制出美国第一台冲压发动机,法国装有冲压发动机的“雷杜克 010”飞机于 1949 年首次飞行。随着空气动力学的发展和地面试验设备的大量兴建,于 50 年代开始应用。当时主要将液体冲压发动机用于高空、高速面防御导弹,例如美国马夸特公司的 RJ-43-MA-3/11(用于“波马克”导弹)和美国本迪克斯公司的 18 英寸和 28 英寸冲压发动机(用于“黄铜骑士”导弹),英国罗斯·罗伊斯公司的卓尔 BT-1(用于“警犬”导弹)等。进入 60 年代,前苏联的“加涅夫”SA-4、“根弗”SA-6 地空导弹和英国的“海标枪”导弹也都成功地选用了冲压发动机为动力。由于早期启动和加速冲压发动机的助推器均与主发动机分开配置(并联或串联),致使导弹尺寸很大,气动阻力大,导致冲压发动机研制与应用的进展缓慢。

其后,由于飞航式导弹朝着超声速和高超声速、中高空和超低空、中远程的方向发展,这就进入了冲压发动机最佳工作领域;同时由于整体式火箭冲压发动机 IRR 技术的突破,既解决了冲压发动机的启动加速问题,又能满足导弹的体积小、质量轻、速度快、射程远和机动性好的要求,因而研制出一些新的试验样机与样弹,如先进战略空射导弹(ASALM)和先进小体积冲压发动机导弹(ALVEJ)等。在法国率先将高性能整体式液体冲压发动机(LIRR)用于 ASMP 中程空对地导弹后,冲压发动机的研究得到了进一步的发展。

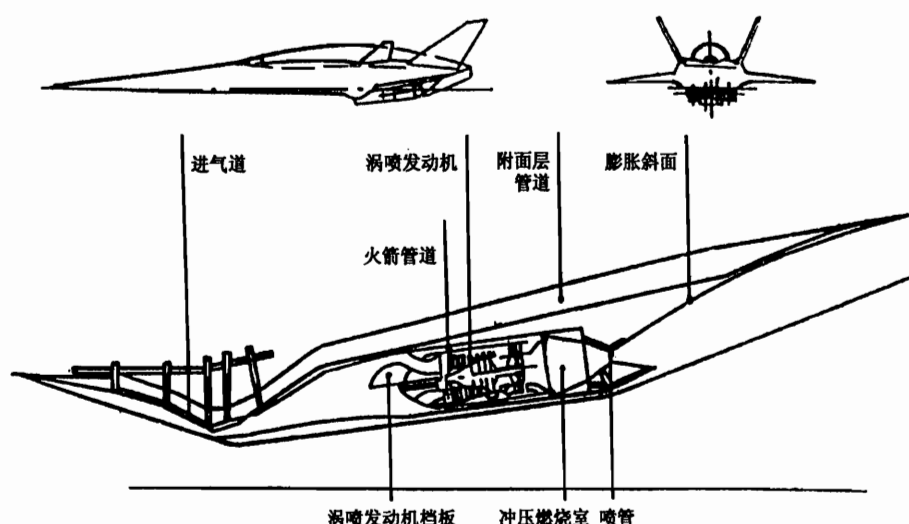
整体式冲压发动机通常分为整体式液体冲压发动机、整体式固体冲压发动机和整体式固体火箭冲压发动机等几类。第一类性能优良,推力可调,燃料价格低廉,适用于飞行包线宽和射程较远的任务;第二类结构最简单,但内弹道性能不易控制,仅适用于高度变化不大的简单弹道和射程不远的任务;第三类是一种组合发动机,又称固体管道火箭,其续航燃料经过两次燃烧,燃烧比较充分,冲压补燃室可在宽广的空气-燃料比下工作,攻角性能好,可用于工作条件较恶劣,机动性要求较高的任务,但比冲较低。双模态超声速燃烧冲压发动机和双燃烧室冲压发动机则可用于高超声速导弹。

此外,先进的脉冲爆震发动机正在积极发展中。

各种组合发动机的发展一直没有停顿。集涡轮、冲压和火箭发动机于一体的空气涡轮冲压发动机(简称 ATR),既可以在静止状态产生推力,又可以加速到超声速,单位迎面推力大,推重比较高,高空性能好,适用于远程超声速巡航导弹和航天飞行器。随着空间运输系统和空天飞机的发展,各种并(串)联式涡轮喷气(风扇)-冲压组合的推进系统,包括火箭-冲压组合循环和液氢燃料发动机循环系统,将得到实用性的进展。先进的空气喷气发动机在导弹与航天飞行器中具有广阔的应用前景。

航天运载吸气式发动机

桑格尔-1* (Sänger-1*)



桑格尔-1* 涡喷/冲压串联组合发动机

“桑格尔-1*” (Sänger-1*) 涡喷/冲压同轴串联组合发动机是德国“桑格尔” (Sänger) 重复使用、两级入轨、水平起降空天飞机第一级高超声速载机的推进系统。这个吸气式推进系统与机身高度一体化, 前机身预压缩, 后机身作为膨胀斜面, 能满足飞行任务及与机身一体化的全部要求。涡喷/冲压为串联结构, 冲压空气围绕涡喷核心机输入, 阀型分流装置使气流通过或者围绕涡喷发动机分流, 涡喷和冲压模式共用燃烧室和尾喷管。用低压比纯涡喷发动机作为核心机, 采用液氢燃料。用液氢冷却方案控制部件温度, 借助氢热交换器可达到所要求的冷却水平, 对基于安全考虑的部位, 则使用空气冷却。

德国的高超声速计划始于 1988 年, 由德国联邦发展和技术部 (BMFT) 提出, 分三个阶段实施。第一阶段的主要任务是: 方案研究, 系统协调与平衡, 发展基础技术, 改进试验设备, 计划至 1992 年结束, 耗资超过 4 亿马克, 后延至 1995 年。从 1988 年起推进器技术的重点是研制涡喷发动机、冲压发动机燃烧室、膨胀喷管、高温冷却部件的材料和结构、附件系统 (空气冷却器、氢泵) 和高温测量技术。到 1993 年, 在推进系统方面, 部件技术及其有关的地面试验已取得了重大的进展。进行了 $Ma = 7$ 的冲压发动机燃烧室试验, 包括尾喷管和轴对称膨胀斜板的冲压燃烧室第一级性能试验, 以及 $Ma = 3 \sim 7$ 的冲压发动机部件联合试验, 成为两个重要的里程碑。第二阶段的工作将集中在技术的进一步发展、完善和验证方面。

德国高超声速技术计划由德国联邦研究与技术部 (Federal Ministry of Research and Technology) 主管实施, 吸气式推进系统由慕尼黑发动机涡轮联合公司负责, 并协调技术工作, 德国航空航天研究院、德国航空航天公司、4 所大学和一些中小规模的公司都参与了研究。1990 年起, 与瑞典沃尔沃航空发动机公司合作, 研制辅助动力系统。1992 年起与俄罗斯中央空气-流体力学研究院进行冲压发动机领域的密切合

作。此外,还与意大利的非亚特航空公司和西班牙的 SENVER 有合作协定。1993 年又与许多国家达成一些合作协议。

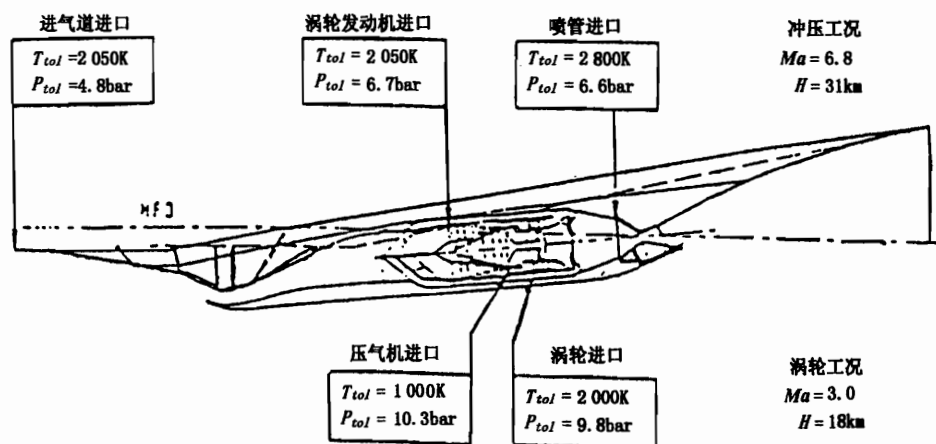
由于地面设备不能满足推进系统及其与机身一体化的全部试验要求,为减少研制成本和技术风险,德国正在进行高超声速飞行试验器——HYTEX 的概念研究,以便在研制整机前做一系列的飞行试验,为整机设计提供理论依据。该飞行器可使用双组元(煤油/氢)或氢燃料,最大飞行 $Ma = 5.6 \sim 6.8$,原计划 1998 年~1999 年间首次飞行。

“桑格尔”系统第一级长 86.43 m,高 16.8 m,翼展 43.2 m,载荷 115 t,5 台组合发动机推力为 1 300 kN,装载液氢 134 t,航程 3 100 km。

发动机主要性能与结构参数

推 力 ($Ma = 1.2$)	kN	5×260	飞行高度	km	35
飞行速度	Ma		工作时间	min	100
巡 航		4.5	质 量	kg	$5 \times 11\ 090$
接 力		$3.3 \sim 3.8$			
分 离		6.6			

发动机系统

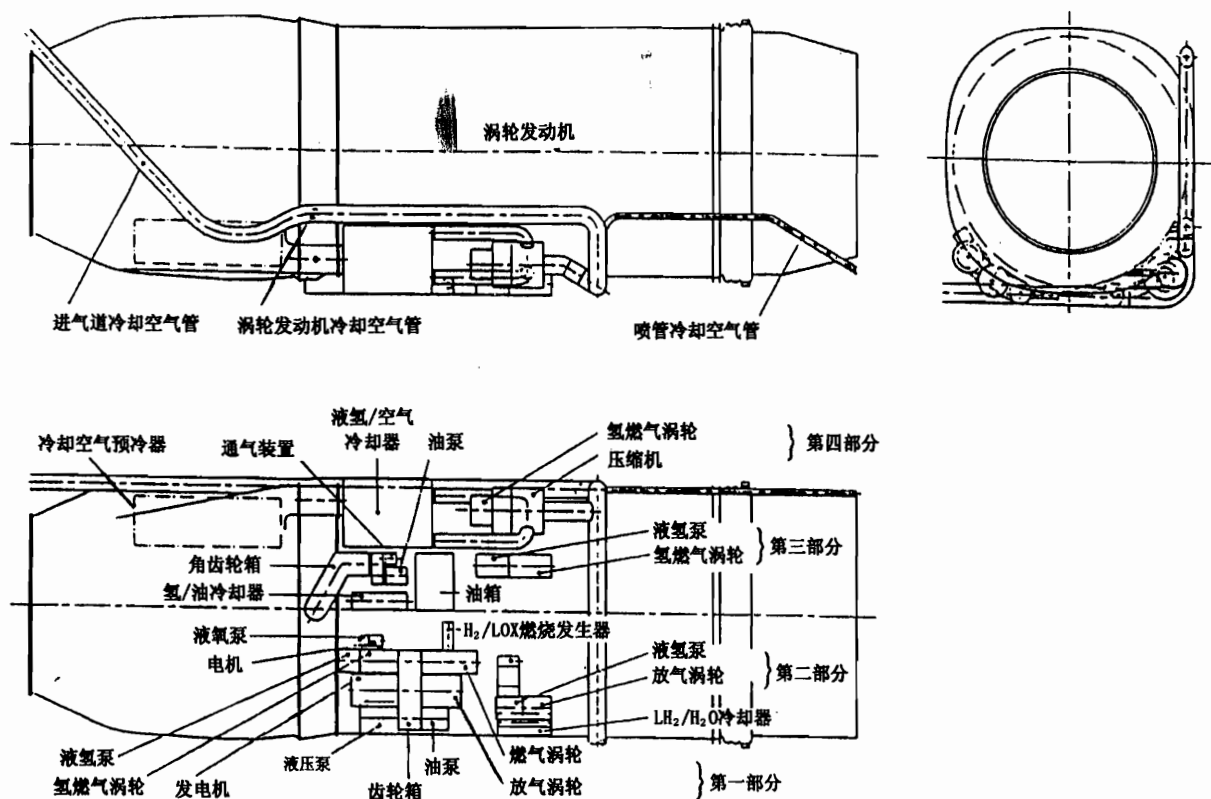


“桑格尔-1*” 涡喷/冲压发动机基准方案

系统组成 “桑格尔-1*”同轴串联涡喷/冲压组合发动机的组成为:预压缩前机身、可调二维进气道、涡轮发动机、前后关闭机构、加力室/冲压燃烧室、可调二维喷管、膨胀面后机身以及辅助动力系统、控制系统和热量管理系统等,整个系统与载机是高度一体化的。

辅助动力系统 该系统的作用是为“桑格尔”第一级推进系统(5 台发动机)和机身提供如下功能:将增压氢由燃料箱输送到涡喷燃烧室、加力燃烧室和冲压发动机燃烧室;输送增压氢,冷却推进系统和机身;在地面和飞行过程中启动主发动机;提供电能,提供液压动力;提供紧急动力源。它由 3 台液氢泵、1 台冷却空气压气器、1 台液压泵、1 个燃气发生器和 1 台用于辅助动力系统润滑的油泵组成。为减少燃料消耗,这些组件所需的能量由下列几个来源提供:3 台放气涡轮(其中 1 台用于辅助动力系统的地面启动和在涡轮发动机工作中驱动液压泵、燃气发生器、小液氢泵和滑油泵,另 2 台用于涡轮发动机的燃料泵);3 台膨胀涡轮(1 台用于液压泵、燃气发生器或小液氢泵和滑油泵,1 台用于冲压/加力燃烧室的燃料泵,1

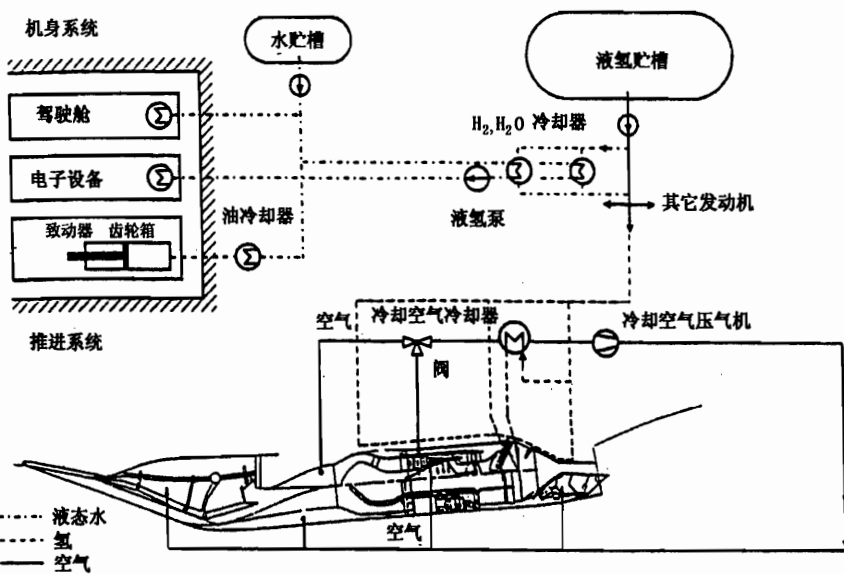
台用于冷却空气压气机);利用从冷却系统来的被加热的氢;以及从燃气发生器排出的氢和水蒸气驱动的燃气涡轮(用于液压泵,燃气发生器,小液氢泵和滑油泵,在低马赫数下降的过程中用作紧急动力单元)。每一台主发动机有一个独立的辅助动力系统,每一个辅助动力系统要求的最高能量为 1.8 MW。



“桑格尔-1*” 涡轮/冲压组合发动机辅助动力系统

控制系统 包括所测发动机变量、作动系统和电控系统的控制。所有主要部件,包括辅助动力系统和热量管理系统,一般用开或闭环规则监测和/或控制。大多数作动系统能通过“桑格尔”任务各飞行阶段作适当的调整,使其达到额定值。

热量管理系统 该系统包括推进系统、空气进口、座舱和控制系统的冷却。氢燃料除用作热沉产生冷却空气外,还作为直接冷却剂,而压缩的冷却空气用作密封及辅助冷却。推进系统大部分为主动冷却。



“桑格尔-1*” 推进系统的热量管理系统

工作原理 “桑格尔-1*” 涡轮/冲压组合发动机,直到 $Ma = 3.5$ 左右,都以带加力燃烧室的氢燃料涡轮发动机模态工作,冲压通道完全关闭,工作到 9 km ~ 12 km,加力燃烧室穿过声障。在涡轮模态下,临界推

力状态出现在跨声速区。在 $Ma = 3.0 \sim 3.8$ 之间的某处,转换至冲压发动机工作模态。涡轮喷气发动机工况停止,涡喷发动机进口段和出口段被密封,而发动机与冷却空气相通。此后,直至 $Ma = 6.8$,飞行高度达 35 km,发动机一直在冲压模态下工作。此时,空气进口温度近似为 2 050 K,燃烧室和喷管中的总温达到 2 800 K。在“桑格尔”第一级飞行时间 90 min ~ 100 min 内,冲压发动机模态工作时间占 80%,燃料则占总量的 25%。

发动机主要部件

进气道 二维可调几何尺寸进气道,即二维混合压气进气道。在亚声速和低超声速飞行 Ma 数时,用作纯外压缩进气道;在超声速和高超声速飞行 Ma 数时,以其混合压缩模态工作,用可移动斜板完成进气道几何尺寸的变化。第一个斜板为双位置斜板,在涡轮发动机模态工作时,此斜板与机身平行,没有气动力作用。分流器使机身附面层除去,需要时,壁面吸附可除掉进气道附面层。在冲压发动机模态工作时,第一斜板移动关闭分流器开口,产生一附加激波,有助于压缩进气流,附面层吸除被切断。

混合压缩进气道调节系统至少包括 3 个控制回路。斜板按程序控制,取决于 Ma 数和飞行器高度。末端激波位置必须控制,若需要时必须检测校正内压缩启动/不启动状态。 Ma 数和攻角限定为 $+\Delta Ma = 0.05$ 和 $\Delta \alpha = 0.1^\circ$ 。该进气道与前机身一体化,其进口总辅助面积为 26 m^2 ,质量为 3 200 kg。

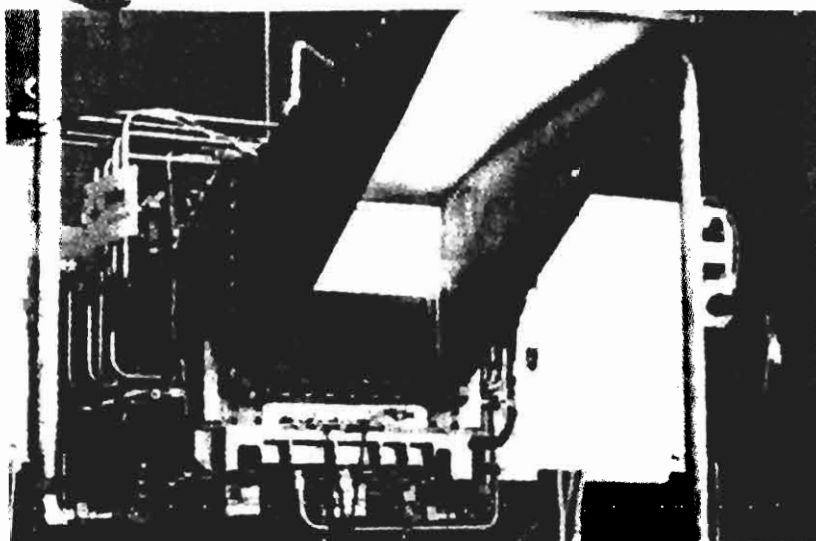
涡轮喷气发动机 它是带加力燃烧室的氢燃料涡轮喷气发动机,由欧洲战斗机 EJ200 涡轮风扇发动机发展而来。涡轮机的大小与质量主要取决于跨声速加速时机身推力要求。高超声速飞行时,飞行器所有空气动力阻力中,波阻最大,在跨声速区域内波阻系数达最大值,而升阻比下降。由于进气道效率损失、溢流、气流畸变、喷管损失,使得吸气式推进系统的推力在跨声速区域要遭到损失。在亚声速区域和以 $Ma = 3.5$ 转换成冲压工作的转换区域,必须确保有足够的推力。设计满足这些准则的最优动力装置,必须选择适当的核心机循环,与进气道、冲压燃烧室、喷管相匹配,以便保证涡喷工作模式和冲压工作模式都有适当的性能。

冲压通道 环绕着涡喷发动机,在涡轮发动机工作期间它完全关闭着。在冲压状态下,其最高气体温度为 1 750 $^\circ\text{C}$,气体压力为 0.6 MPa,采用碳/碳材料。

冲压燃烧室 它是二次加热的冲压燃烧室,在涡轮发动机模态工作时,作为加力燃烧室,亦称为涡轮-冲压燃烧室。它位于涡喷发动机下游,气流通过环绕涡喷的环形管道进入。在技术研制的第一阶段,几种火焰稳定器、冷却结构和中心体与燃烧室的对接方案逐渐形成,并进行了试验。最后,选取了短突扩结构和蛇形冷却管的设计作进一步试验。DASA (Deutsche Aerospace AG) 的冲压燃烧室试验件直径为 330 mm,在 Ottobrunn 于 1991 年成功地完成了直至模拟飞行 $Ma = 4.7$ 的试验,确定了燃烧室效率和相关参数及其敏感性。1992 年 12 月,采用温度达 3 100 K 的三级空气加热器,选择回流预热与 N_2O 内部化学反应加热相结合的方法,减少水蒸气含量,成功地完成了模拟 $Ma = 7$ 的试验。同时还进行了与尾喷管和膨胀斜板一起的组合试验。

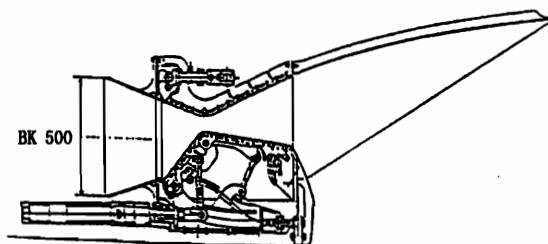
该燃烧室为轻质室壁结构,由 100 根壁厚为 0.32 mm 的铬铁镍合金扁管缠绕而成(液氢主动冷却,采用美国 TAFA 公司发明的喷涂技术)。燃烧室有 24 个喷油杆,喷口为声速。在有氟橡胶保护罩的情况下做了近百次烧蚀性材料燃烧室试验;在 $Ma = 3.5 \sim 4.7$ 时,用液氢主动冷却做了 18 次热负荷试验,结果显示结构完整性良好。

喷管 它是具有后体膨胀斜壁的二维方截面可调喷管。技术验证喷管由 3 个主要部件组成:冷却结构、负荷轴承结构和膨胀斜壁,用氧化纤维加强的石墨(碳/碳)制造。1993 年 3 月,在热空气加压的条件下,对验证喷管进行了首次成功的试验。热空气温度高达 2 400 K,而膨胀斜壁材料的温度达到 1 500 K。设计制造了一个喷管/后机身的模型,并进行了 $Ma = 0.9 \sim 0.6$ 的试验,研究了其结构与性能。可调尾喷管的喉道面积为 2.25 m^2 ($Ma = 3.5$) 和 0.77 m^2 ($Ma = 6.8$)。

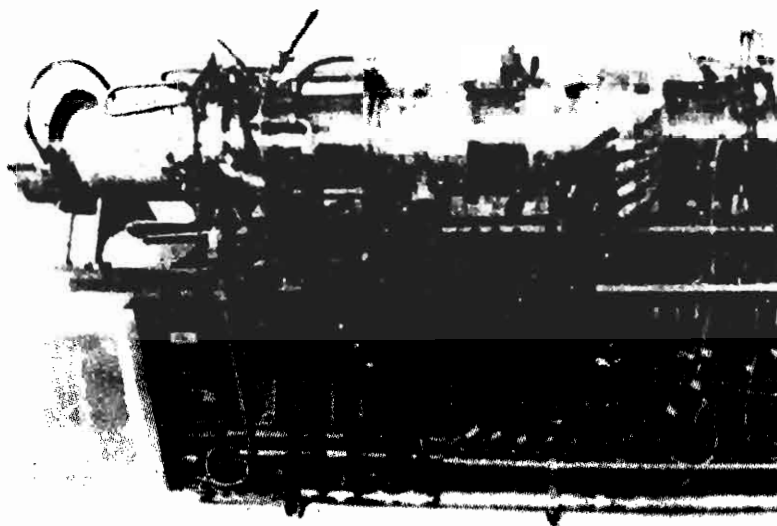


试验中的技术验证喷管

冲压发动机 从 1993 年 1 月起的第一研制阶段第三段落,将在部件试验的基础上进一步进行冲压发动机的地面试验。因而在前两段落研制所得技术数据基础上,设计、制造了称为 GREG 的地面试验冲压发动机,由一个矩形可变进气道,一个圆形冲压燃烧室和一个二维喷管组成,在 $Ma = 3.5 \sim 7$ 的条件下进行自由射流试验。试验发动机的燃烧室直径为 500 mm,总长超过 7 m。超燃冲压发动机和金属结构试验正在很好地进行,全陶瓷部件已经有好的希望,在 1995 年底能经受住 1600°C 的试验。新的更大的燃烧室和喷管正在制造,试验台和污染系统已作了改造,并成功地进行了首次热试车。



冲压发动机 SERN 喷管



冲压发动机(500 mm)试验台

膨胀循环空气涡轮冲压发动机 (ATREX/ATREX-500)



ATREX-500 发动机在试车台上

ATREX (Air Turbo Ramjet of Expander Cycle) 是预冷式氢膨胀循环空气涡轮冲压发动机, 是膨胀循环空气涡轮冲压喷气发动机的一种, 是用于日本两级入轨空天飞机可返回载机的动力装置, 由日本宇宙科学研究所 (The Institute of Space and Astronautical Science—ISAS) 和石川岛播磨重工业公司 (Ishikawajima—Harima Heavy Industries Co.—IHI) 协作研究。与美国普拉特·惠特尼公司 (Pratt & Whitney Aircraft Group, 简称 P & WA 公司) 早期研究的 304 型氢膨胀发动机不同, ATREX 发动机带有进气空气冷却装置 (空气预冷器)。

ATREX 发动机的发展研究计划分三个阶段, 第一阶段从 1988 财年开始, 至 1992 年结束, 为海平面静态试验阶段。这一阶段的研究目的为研制和试验 1/4 缩尺寸型发动机 ATREX-500, 验证海平面静态条件下 ATREX 发动机的系统设计; 风洞试验检查进气冷却器特性和完整性; 用碳/碳复合材料试制叶尖涡轮和风扇, 并进行试验; 研制 ATREX 发动机模拟的计算策略。

1990 年~1992 年间, 在日本宇宙科学研究所的能代试验中心 (Noshiro Testing Center——NTC), 对 ATREX-500 发动机进行了 30 次试验, 累计工作时间达 1 190 s, 比冲达 13 700 m/s, 最大推力为 4.511 kN, 涡轮机 (叶尖涡轮结构)、燃烧室和热交换器在设计条件下工作正常, 发动机启动和关机迅速, 推力机动动作清晰。

ATREX 发动机的第二阶段研制计划从 1993 年至 1998 年, 进行高超声速风洞模拟试验 (最大飞行马赫数为 5, 最大飞行高度为 30 km)。第三阶段从 1999 年至 2005 年, 用飞行试验台进行实际飞行试验。最近将用碳/碳叶尖涡轮-风扇代替钛合金叶尖涡轮-风扇组合件进行试验, 由于碳/碳材料在高温时有高的比强度, 可增大圆周线速度而提高风扇的性能。

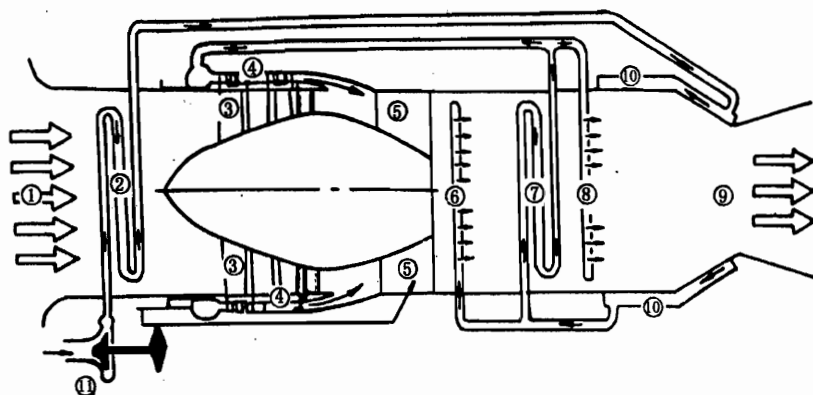
日本宇宙科学研究所从 1986 年起着手研究空气涡轮冲压发动机 (ATR), 研究认为 ATREX 组合循环发动机是从海平面静态到 $Ma = 6$ 和 35 km 高空飞行条件下工作的最佳发动机。

ATREX-500 发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	4.02	总 增 压 比		6.56
比 冲	m/s	13 340	涡 轮 前 温 度	℃	377
空气流量	kg/s	6.5	燃 料		液氢
燃料流量	kg/s	0.3	风扇进气口直径	mm	300

转 速	r/min	17 800	推力喷管直径	mm	330
当 量 比		1.58	燃 烧 室 直 径	mm	400

发动机系统



ATREX 发动机工作简图

1—空气进气道 2—空气预冷器 3—风扇 4—叶尖涡轮 5—混合器 6—燃料喷嘴 7—热交换器 8—燃料喷嘴 9—喷管 10—再生冷却壁 11—液氢泵

系统组成 ATREX 发动机为预冷式氢膨胀循环空气涡轮冲压发动机,是以液氢为燃料的涡轮风扇与冲压相组合的发动机,ATREX-500 为其缩尺寸实验型发动机,有进气预冷系统、液氢供应系统、发动机冷却系统和发动机组件系统等,用以对 ATREX 发动机的燃烧室、热交换器、预冷器等组件进行实验研究。

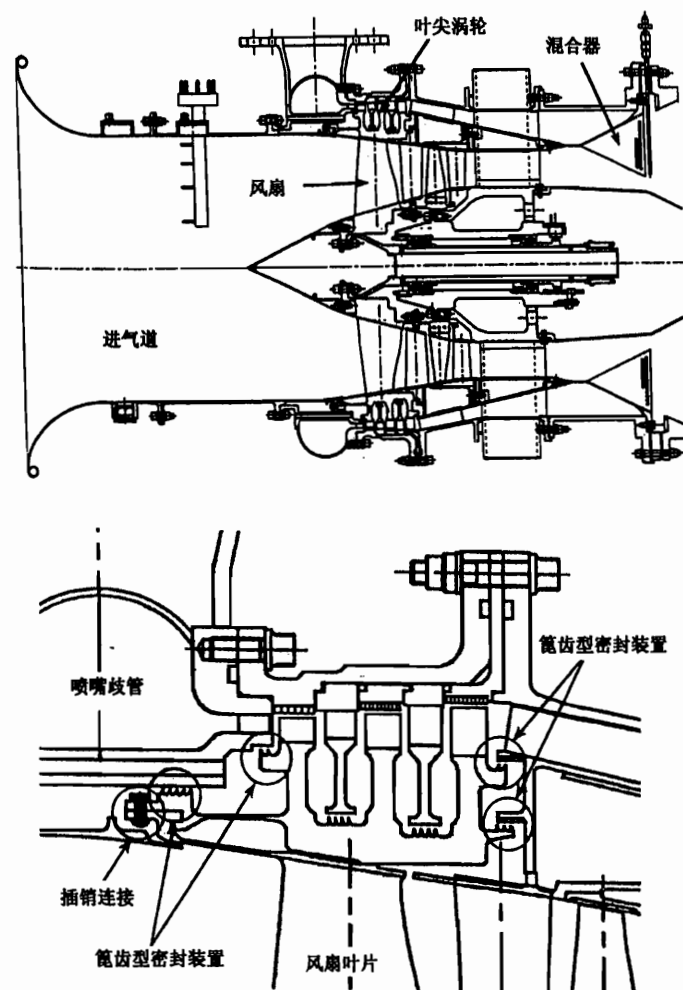
工作原理 被泵成高压的液氢通过预冷器,使进气空气预冷,并冷却燃烧室壁。以后燃料流分成两部分,一部分直接进入燃烧室,另一部分通过位于燃烧室的热交换器时被加热,在这一过程中所产生的热燃气驱动叶尖涡轮。叶尖涡轮驱动 2 级风扇给来流增压。热氢气流从叶尖涡轮排出,与经过压缩的空气在槽斗式混合器处混合,并在火焰稳定的下游与补充喷射的氢气一起燃烧。

利用液氢燃料的热沉冷却进入涡轮风扇发动机的空气,使发动机在高飞行马赫数下旋转的涡轮不冷却亦可工作。其次,预冷降低了驱动风扇的功率和提高了发动机的热效率。再次,由于预冷提高了进入发动机的空气流量,从而增大了推力,提高了发动机的性能和推重比。经热交换器之后进入燃烧室的燃料流,可将热交换器出口处的气体温度和热交换器本身的金属温度都控制在设计范围之内。

发动机主要部件

叶尖涡轮 ATREX 发动机的涡轮为 3 级,风扇为 2 级。涡轮转盘和风扇转动叶片材料为钛合金。涡轮转子的叶片和环形转盘被制成一体,并用花键连接在第一级风扇的叶尖上。由于采用了这种径向分离结构,作用在涡轮叶片上的离心力表现为涡轮的轮箍应力,这样只有涡轮的转矩和轴向推力被传到风扇叶片上。发动机的转动轴由 3 个无润滑与冷却的陶瓷滚珠轴承支承。轴承套通过 6 根支柱由发动机外机匣支承。在支柱上安排了冷却和排气管道、测量管线等。

在涡轮的进口和出口部分装有两副迷宫式密封装置,迷宫密封之间的空气用惰性气体吹洗,以防止氢气与空气通过涡轮和风扇而混合。ATREX-500 发动机的涡轮机与叶泵涡轮的结构如下图所示。



ATREX-500 发动机的涡轮机(上)与叶尖涡轮(下)结构图

ATREX-500 发动机风扇的设计性能

型 式	轴流	转 速	r/min	17 800
级 数	2	空气流量	kg/s	6.5
进 口 直 径	mm 300	压 比		1.56
轻子叶片数		进气总温	℃	15
第一级	18	进气总压	MPa	0.1
第二级	48	绝热效率	%	83
静 叶 片 数				
第一级	46			
第二级	59			

ATREX-500 发动机涡轮的设计性能

型 式	轴流	静子叶片数(所有级)	170
级 数	3	平均周向速度	m/s 350
转 速	r/min 17 800	压 比	5.0
外径(最大)	mm 372.5	进气总压	MPa 0.79
喷 嘴 数	136	绝热效率	% 39
转子叶片数(所有级)	170		

燃烧室 由几个圆筒部分和固定几何收敛排气喷管组成。燃烧室长度可以由调节混合器与热交换器之间的圆筒部分的长度而变化。燃烧室带有水冷却套,壁上有两对直径 30 mm 的石英玻璃窗,用于燃烧过程的光学观察和测量。混合器为槽斗式,用来混合由涡轮排出的氢气和通过风扇的空气。混合器有两种类型,一种是平行于空气流喷射氢;另一种则是垂直喷射氢。在两种混合器中,空气流都平行于涡轮机转动轴。在混合器下游有一个气态氢氧接触式点火器,混合后的气体与由燃料喷嘴补充喷射的氢气一起燃烧。早期的试验使用了环状 V-型火焰稳定器,后来的试验取消了火焰稳定器,混合器有很好的稳定火焰作用。

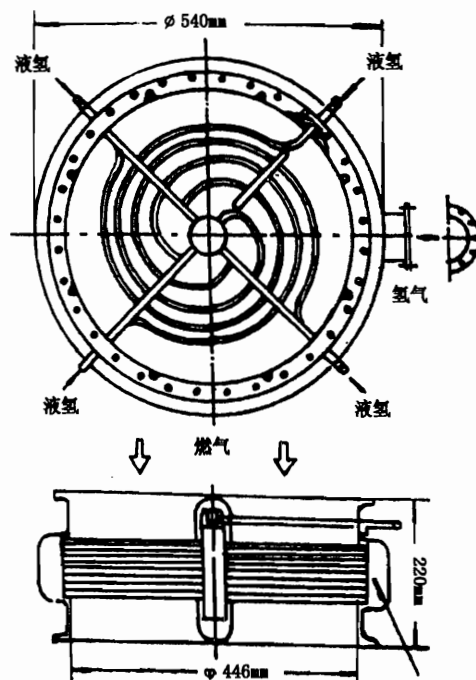
热交换器 为套管式结构,钎焊成一整体。试验了螺旋形与环形两种构型(尺寸数据列于下表)。热交换器的钟形进口与风扇进气道相连,以保证进气均匀。为测量来流空气流量,4 个皮托管支架与钟形进口的圆筒部分形成一整体。

热交换器的尺寸与设计性能

		螺旋形	环形
换热面积	m ²	0.855	1.781
管子外径	mm	5	5/7(内/外)
管壁厚	mm	0.5	0.3
管路长	m	0.82	1.61
管子数		72	65/58(内/外)
		冷通道	热通道
进气总温	K	25	2 380
出口总温	K	650	2 244
流 量	kg/s	0.25~0.30	7.41
进口总压	MPa	1.96	13.7
出口总压	MPa	0.88	13.2

改进与发展

在 ATREX-500 发动机静态试验的基础上,还对 ATREX 发动机的燃烧室、热交换器、预冷器进行了初步试验研究。对稳定槽型和混合器型火焰稳定器的试验表明,两者的性能基本相同,能消除火焰分离,改善燃烧室火焰温度分布,扩展稳定火焰的燃料当量比允许范围。改进的混合器型稳定器有望成功地用于实际的 ATREX 发动机燃烧室,并有可能进一步缩短燃烧室长度。对按 ATREX 发动机实际工作点设计的热交换器,进行了数值模拟,强迫对流效应试验,ATREX-500 发动机验证试验,满足了 5% 误差的设计要求。热交换器的结构可用于将来的实际 ATREX 发动机。对装有预冷器的进气道的风洞试验表明,两种固定面积进气道模型与一种构型预冷器连接试验,预冷器的热交换速率满足设计要求,装配在将来的 ATREX 发动机上而没有大的压力损失是可能的。下一步将试验另一种进气道构型与预冷器,以改善性能,特别要试验可变面积进气道与预冷器的匹配,以适应从亚声速到 $Ma = 6$ 的超声速飞行工作

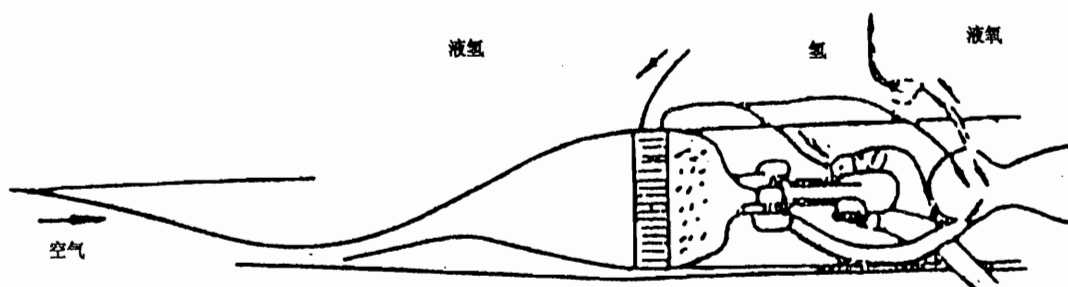


ATREX-500 发动机螺旋形热交换器

范围。

已经为飞行试验设计了两台 ATREX 发动机,1 台是金属涡轮机的,用于飞行至 $Ma = 4.5$,另 1 台是先进碳/碳复合材料涡轮机的,能达到最终目标 $Ma = 6.2$ 。两台发动机尺寸与海平面静态试验用的 ATREX-500 发动机相同。碳/碳 ATREX 发动机的性能有了改善,目标推力达 $17\text{ kN} \sim 18.9\text{ kN}$,比冲达 $30\,890\text{ m/s} \sim 32\,360\text{ m/s}$ 。

RB545



RB545 发动机的简图

RB545 预冷式发动机是英国“霍托尔”(HOTOL)水平起降、单级入轨空天飞机的动力装置,由英国罗尔斯·罗伊斯公司(Rolls-Royce)研制。

80 年代初,为实现低成本、可重复使用航天飞机方案的目标,对吸气式推进的天地往返运输系统的研究又重新活跃起来。1982 年法国国家空间研究中心公布了“使神号”(HERMES)/“阿里安 5”(Ariane5)方案后,英国宇航公司提出了“霍托尔”方案,罗尔斯·罗伊斯公司是在考虑涡轮-冲压发动机、液态空气循环发动机和超燃冲压发动机的基础上,又提出了一种全新的涡轮、冲压、火箭组合发动机循环概念,即 RB545 预冷式发动机。该发动机不同于普通液态空气循环发动机,其特点为:(1)只冷却空气而不将空气液化,提高了发动机效率;(2)热交换器设计得更轻巧,更有效,同时解决了表面结霜问题;(3)把冷却空气后的氢排放掉。

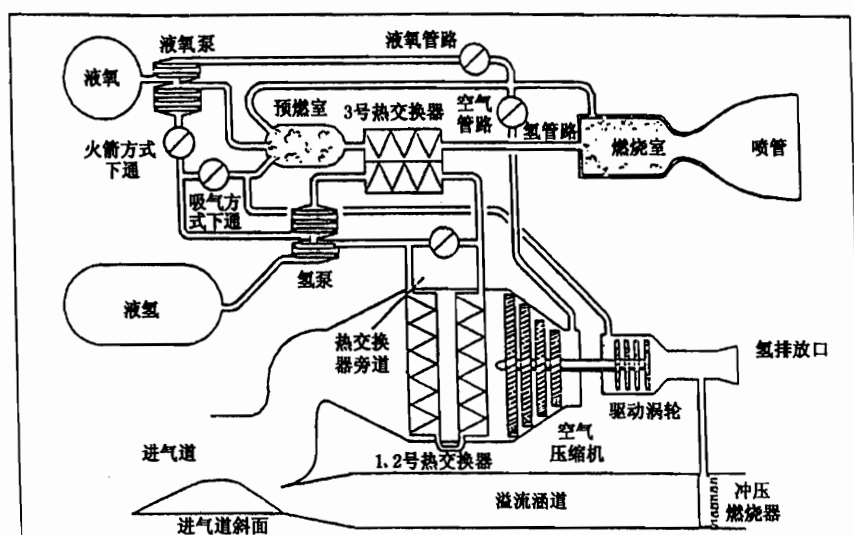
RB545 发动机于 1985 年~1986 年间完成概念研究,1986 年 11 月,罗尔斯·罗伊斯公司开始对 RB545 发动机的关键性组件进行试验台试验。1987 年 6 月 15 日在布歇尔第一次进行了“霍托尔”模型的高超声速试验,展示的最新结构表明,进气道已经重新进行了设计。1987 年英国宇航公司曾试图与法、德、意、澳等国进行技术合作,但到 1989 年,因罗尔斯·罗伊斯公司认为对 RB545 发动机的研制和生产投资过大,而决定不再支持该发动机的研制。此后,RB545 发动机的设计人阿兰·邦德成立了反作用发动机有限公司,准备利用 RB545 发动机的循环特点和研制经验,另行研制一种称为萨伯(SABRE)的新发动机。

发动机主要性能与结构参数

		吸气式模式 ($Ma = 5$)	火箭模式
推 力	kN	340	735
比 冲	m/s	14 780	4 500
空气流量	kg/s	240	/
氢流量	kg/s	23	23.3

液氧流量	kg/s	/	140
燃烧室压力	MPa	10	15
燃烧室温度	K	2 700	3 400
喷管扩张比		100:1	
喷管出口直径	mm	1 820	
质 量(不含进气道/ 溢流涵道)	kg	2 500	

发动机系统



RB545 发动机的简化流程图

系统组成 RB545 发动机是一种吸气式氢氧发动机,由吸气式循环系统、火箭循环系统和溢流冲压系统三大部分组成。吸气式循环系统由进气道、热交换器、空气压缩机、涡轮、液氢供应系统、预燃室以及燃烧室和喷管等部件组成,火箭循环系统则有氢、氧供应系统和与吸气式系统共用的预燃室、燃烧室、喷管等部件组成,溢流冲压系统则由溢流涵道和冲压燃烧器组成。

工作原理 RB545 发动机在大气层内以吸气式发动机模式工作,在飞行器达 $Ma = 5$ 时,则转换成纯火箭模式工作。发动机启动后,首先以 230 kg/s 的流量把空气吸入进气道。在这一过程中空气被压缩到约 0.2 MPa ,同时温度升高。为了降温,空气被送入 1 号和 2 号两个热交换器,由来自贮箱的液氢把空气冷却到刚好在冷凝点以上。被冷却的空气经压缩机压缩到约 15 MPa ,空气温度则上升到约 750 K 。压缩后的空气少部分被送入预燃室与氢燃烧,大部分则用于燃烧室冷却后引入燃烧室与氢燃烧。

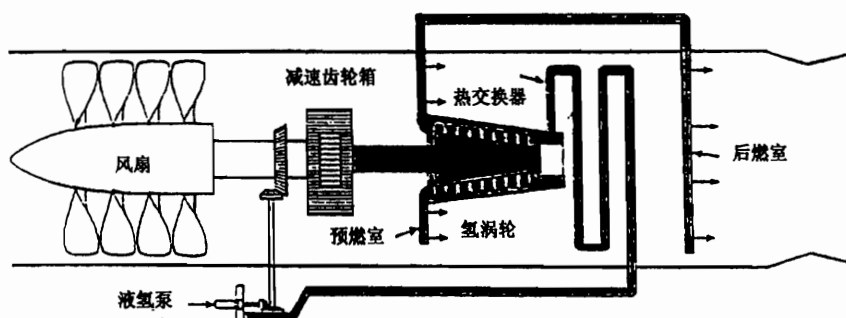
液氢先被一个 2 级离心式氢泵从贮箱中抽出,直接送往 1 号和 2 号热交换器,以对来流空气进行冷却。此时的氢流量约为 23 kg/s ,压力约为 25 MPa 。为使流出热交换器氢的温度和压力达到恒定值(950 K , 20 MPa),还需要使氢流通过 3 号热交换器(从被预燃室加热的氢那里取得热量)。经过 3 号热交换器的氢先用于驱动输送泵,然后三分之二用于驱动空气压缩机的涡轮,出了涡轮之后,这些氢将通过一个泄放通道被排放掉。另外三分之一的氢将送往预燃室,同少量的空气混合并燃烧。混合气体经 3 号热交换器后,被直接喷入燃烧室同空气一起燃烧,燃气经喷管排出。由于只有三分之一的氢流入燃烧室,而且空气中又有三分之二的氮,所以在吸气式模式下发动机的推力只有纯火箭方式下的一半左右。

在飞行器达到 $Ma = 5$ 的速度时, RB545 发动机向纯火箭工作模式转换。此时需关掉集气和空气压

缩装置。流向驱动涡轮的氢流将被切掉,停止向外排放氢;而且氢也不再流经1号和2号热交换器,而是从这两个热交换器的旁路流过,即氢从贮箱直接送抵3号热交换器,3号热交换器把全部热量传递给这些来自贮箱的氢。从3号热交换器流出的氢将被用于驱动液氢泵,此后全部用来驱动液氧泵,然后进入预燃室,同部分氧混合燃烧,燃气经3号热交换器后喷入燃烧室,与先送入燃烧室冷却套后再进入燃烧室的氧混合燃烧。

RB545发动机的进气道是为飞行器在最高速度下飞行而设计的,因而在低速飞行时将吸入过多的空气。溢流系统则将发动机用不完的多余空气导入一条溢流涵道,并向后排出。在涵道内有一个喷管,并在溢流涵道接近出口处加装了一个燃烧器,燃料为经驱动涡轮向外排放的一部分氢(不是全部),使涵道变成了一个简单的冲压发动机。它的工作速度范围为 $Ma = 0.5 \sim 4.5$ 。

304 型氢膨胀发动机



304 型氢膨胀发动机

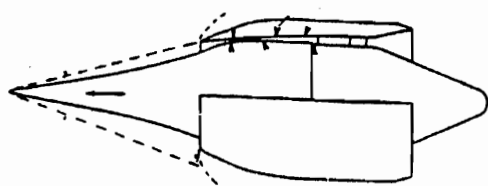
304 型氢燃料涡轮膨胀发动机 (Model 304 Hydrogen-fueled Turboexpander Engine) 是美国普拉特·惠特尼公司 (Pratt & Whitney Aircraft Group 简称 P & WA 公司) 于 50 年代研制的吸气式研究发动机, 其显著特点是有 1 个大的单个热交换器, 1 个 12 级氢膨胀涡轮, 匹配高速涡轮与低速风扇的变速轮箱, 还有风扇和后燃室。液氢经泵升压后冷却热部件, 通过热交换器加热到涡轮要求的温度, 进入氢涡轮, 涡轮带动风扇压缩空气, 涡轮排出的氢气与空气经混合后燃烧, 通过喷管产生推力。

最近研究表明, 普拉特·惠特尼公司早期研制的发动机, 与常规的涡喷发动机相比, 没有达到减轻质量的目标, 研制风险和经费预计高于可比拟的常规涡喷发动机。因而未予继续发展。但在这基础上发展的预冷式氢膨胀循环空气涡轮冲压发动机 (如日本的 ATREX 等), 说明氢膨胀循环方案在吸气式组合发动机中具有独特的优点。

高超声速研究发动机 (HRE)

HRE 超燃冲压发动机是美国为验证其 $Ma = 3 \sim 8$ 时高内推力性能用的高超声速研究发动机 (Hypersonic Research Engine), 由美国加雷特航空研究公司 (Garrett Air Research, 后改称加雷特公司) 设计和研制。

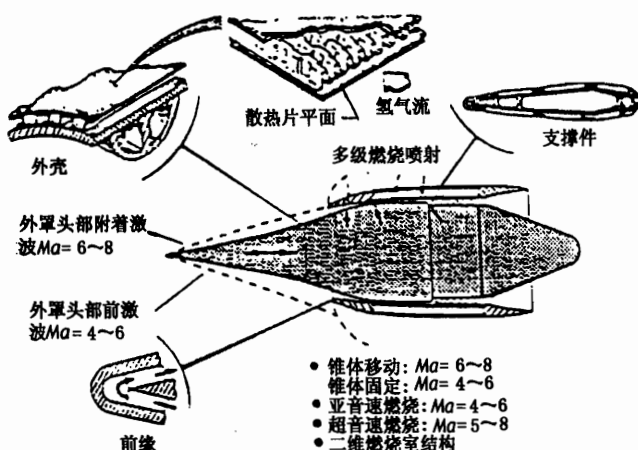
1964 年, 美国国家航空航天局 (NASA) 正式提出高超声速研究用发动机项目 (HREP), 目的是为了实现在研究结果的应用及加快高超声速大气飞行吸气式推进技术的发展速度。兰利研究中心是主研究单位, 参加研究的单位还有阿莫斯研究中心、飞行研究中心及刘易斯研究中心。此项计划分三个阶段完成: 一是



高超声速研究发动机(HRE)外形图

项目确定;二是研制研究用发动机;三是以 X-15A2 研究用飞机作试飞器,进行飞行试验。1968 年 1 月,在第二阶段期间,由于 X-15 计划被取消,导致飞行试验项目无法进行,从而调整了 HRE 项目的内容,发动机模型地面试验成为研究重点。为此,制造了两台全尺寸发动机模型:水冷气氢燃烧气动热力一体化模型(AIM)和氢冷飞行全重模型,称为结构组件模型(SAM)。前者在 NASA 刘易斯研究中心的普拉姆-布鲁克试验站高超声速试验室中以 $Ma = 5, 6, 7$ 进行了试验,所测推力性能与预估指标十分接近,约为理想值的 70%,共进行了 52 次试验,稳定状态下总试验时间为 112 min。后者在兰利研究中心的 2.44 m 高温结构风洞中进行了 $Ma = 7$ 的试验。由于风洞中的气流为缺氧流,发动机没有燃烧。所测结构性能与预估值非常接近,55 次循环试验的总时间为 29.7 min。

发动机系统

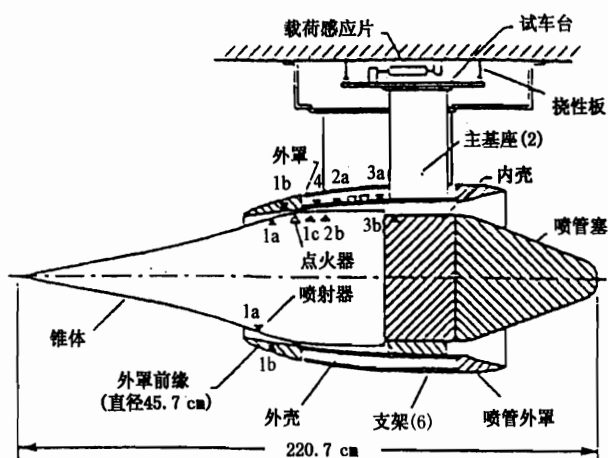


HRE 原理图及飞行用发动机设计特性

HRE 发动机模型的部件结构为:中心锥、内壳及喷管衬套构成了内机体,整流罩前缘、外壳和喷管罩构成了外机体。外机体与内机体通过 6 个作为机身中部燃料和测试设备通道的支撑构件连接。试验时外壳连接在两个主要的与试车台相接的安装支架上。

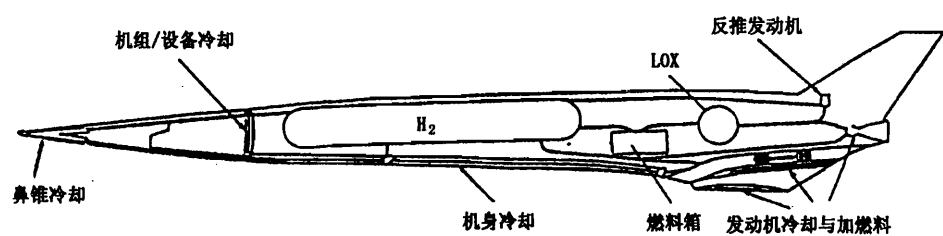
与飞行试验有关的研制项目包括燃料系统、燃料/发动机控制系统、X-15 一体化系统、飞行仪表及飞行试验的地面支持系统等,由于 X-15 计划的取消,这些系统的研制也随之取消。

HRE 为轴对称结构,具有一个可调的移动式中心锥,能够前后移动调节进口呈全关、全开和中间位置。发动机开始工作时,中心锥从关闭位置后移,使进气道开始工作。 $Ma = 4 \sim 6$ 时,中心锥停在一个固定位置,此时中心锥头部激波落在整流罩前缘之外。 $Ma = 6 \sim 8$ 时,中心锥向前移动,保持中心锥头部激波附着在整流罩前缘。 $Ma = 4 \sim 6$ 时为亚燃, $Ma = 5 \sim 6$ 时从亚燃过渡到超燃, $Ma = 8$ 时为全超燃。采用分级燃料喷注器完成这些模式的转换。整流罩前缘直径为 457 mm,长约 2.21 m。燃烧室为一个二维燃烧室模型。



HRE 发动机组件及安装草图

混合循环超燃冲压发动机(MCSCRJ)



混合循环发动机在 X-30 试验飞行器上的部位图

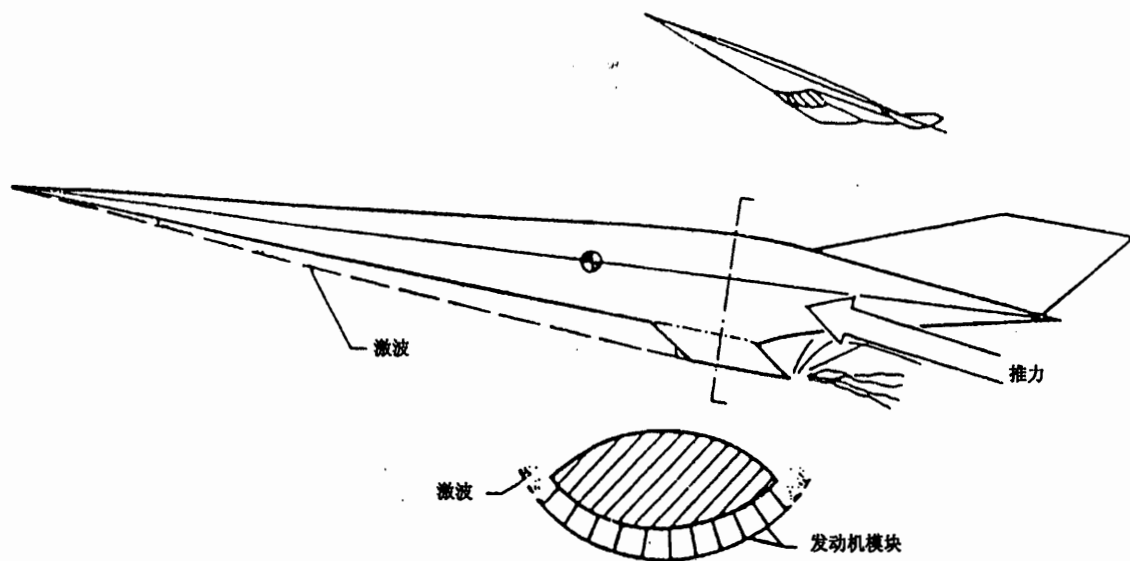
混合循环超燃冲压发动机(Mixing Cycle Scramjet)是美国国家空天飞机 NASP(National Aerospace Plane, 缩写 NASP,代号 X-30)的推进系统,由美国国家空天飞机计划局负责管理。

1985 年 10 月,美国国防高级研究计划局(DARPA)开始实施“铜谷”(Copper Canyon)计划,即液氢燃料冲压发动机与超声速燃烧冲压发动机的研制计划。1986 年初开始实施国家空天飞机计划,其目标是研制一种能在普通机场水平起、降,以高超声速在大气层内飞行,在 30 km ~ 100 km 的高空以 $Ma = 25$ 的速度直接进入低地轨道的高超声速飞行器,称为 X-30。1987 年后该计划主要由美国空军和国家航空航天局负责实施。空天飞机的推进系统必须能在从地面起飞一直加速到入轨 Ma 为 25 的极宽的范围内有效地工作。通常要用一般的如涡喷或涡扇发动机将空天飞机从速度为零加速到 Ma 为 2,接着用亚声速燃烧冲压发动机再加速到 Ma 为 5,再用超声速燃烧冲压发动机进一步加速到最大 Ma 为 12,最后靠火箭发动机加速到入轨 Ma 为 25。较为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,而难点是研制超燃冲压发动机。承包商美国马夸特公司和航空喷气通用公司可分别模拟飞行 Ma 为 8、高度为 30.5 km 和 Ma 为 15 ~ 18、高度为 21 km ~ 30.5 km 条件下试验全尺寸发动机;而洛克达因公司高超声速试验室利用模拟飞行 Ma 为 12 ~ 15 条件下的自由活塞激波风洞,曾对缩尺冲压/超燃冲压发动机和进气道、燃烧装置、喷管等全尺寸部件作了 $Ma > 7$ 的激波风洞试验,不同 Ma 数下的混合与燃烧试验,对二维与三维进气道模型作了 Ma 为 18 的氢风洞试验,并验证了 Ma 为 10 ~ 18 范围内的超声速燃烧,还用进气道、燃烧装置和喷管作了从亚声速至 Ma 为 7(包括从冲压发动机转变为超声速燃烧冲压发动机工作)的综合性试验,以获取超燃冲压发动机的基本性能数据。原计划自 1993 年起实施设计制造 X-30 验证机,进行飞行试验。由于该项工程庞大,耗资巨额,乃决定缩小规模。此后美国国家航空航天局(NASA)则重点研制 Hyper-X 高超声速飞行器,采用氢燃料与机身一体化二维双模态冲压/超燃冲压推进系统,设计 $Ma = 4 \sim 10$,计划在 1998 年 ~ 2001 年间进行 4 次飞行试验。美国空军则重点研制一次性使用的碳氢燃料双模态超燃冲压发动机,设计 $Ma = 4 \sim 8$,用于高超声速导弹,飞行高度为 30.5 km,飞行时间为 12 min ~ 15 min,预计至 2002 年结束,能研制出 1 台实用的发动机。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	9.5 ~ 13.3	直 径	mm	1 000
长 度	mm	3 000 ~ 4 500			

发动机系统



超燃冲压发动机—飞行器一体化

混合循环超燃冲压发动机采用涡轮/冲压/超燃冲压发动机循环,超燃冲压发动机则是 NASP 的主推进系统。起飞时采用何种模式的涡轮发动机一直没有透露,可能是外涵道作为爆振管的涡扇发动机。

X-30 的超燃冲压发动机与飞行器整个机身结合成一体,结构、主动冷却、推进和气动外形形成一个整体。前机身底部作为发动机进气道,后机身底部作为喷管,将发动机设计成整个地环绕着飞行器的下表面。超燃冲压发动机由斜面、进气道、燃烧室和尾喷管组成。气流在前机身进行压缩,经与氢混合后燃烧。在低 Ma 数下,以亚声速冲压发动机模式工作;在较高的 Ma 数下,以超燃冲压发动机模式工作。

发动机主要部件

进气道 楔形进气道,沿机体下表面由前向后适当地延伸至发动机。这种楔形进气道产生斜激波并进一步压缩气流。

进气道前方机体下面的部位是一斜面。斜面上的气流通过离开头部并接近于飞行器下侧的弓形激波。

燃烧室 一个等面积通道。

喷管 面积比约为 5。喷管气流特性由可变面积比通道内等熵流得出。

NK-88/89

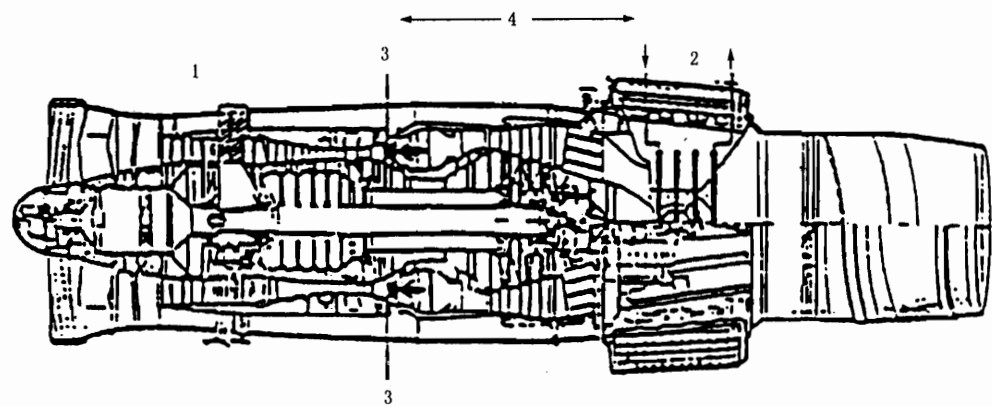
NK-88/89 是前苏联库兹涅佐夫(Kuznetsov)设计局(现俄国萨马拉“劳动”科研生产联合体——Samara State Scientific & Production Enterprise “Trud”),与中央航空发动机研究院(ИИИАМ)合作研究的氢/甲烷燃料双转子涡轮风扇发动机。NK-88 是在 TU-154 飞机装备的 NK-8-2U 涡扇发动机基础上研制而成,燃料为液氢。1988 年 4 月 15 日,装备在 TU-155 飞机上的 NK-88 发动机进行了首次飞行试验,持续了 21 min,随后的一次飞行试验持续时间长了一倍。

NK-89 以液态甲烷为燃料,其基准机是 NK-8-2Y。1989 年 1 月 18 日,装备在 TU-155 改型飞机上的 NK-89 发动机也作了首次飞行试验。表明液氢涡轮发动机及其专用部件,飞机及机场系统等方面的研究工作经验,都可用于天空飞机第一级组合推进系统如涡轮冲压发动机的研制。

发动机主要性能与结构参数(NK-89,甲烷燃料)

推 力	kN	总增压比	
起 飞	10.30	起 飞	10.7
巡 航(H = 11km, Ma = 0.8)	2.157	巡 航	10.4
耗 油 率	(kg/daN·h)	推 重 比	4.61
起 飞	0.572	涡轮前温度	℃
巡 航	0.752	起 飞	883
空气流量	kg/s	巡 航	689
起 飞	228.0	风扇直径	mm 1 335
巡 航	223.0	总 长	mm 5 288
涵 道 比		质量(含反推力装	kg 2 530
起 飞	1.05	置和尾喷管)	
巡 航	1.06		

发动机系统



NK-88 发动机的主要氢组件

1—涡轮泵 2—热交换器 3—氢燃室 4—特殊低温设备

NK-88 发动机的系统及结构与其原准机 NK-8 基本相同,改装部分为液氢燃料的供应与控制系统。主要氢组件有:涡轮泵,热交换器-液氢气化器,装有专用氢-空气喷嘴模件的多喷嘴燃烧室以及包括自动控制系统的专门低温设备。在飞机后机身处有 1 个专门舱段,内装有 18 m³ 容积的液氢贮箱和燃料系统,机上还装有氦气系统用以吹洗管道和控制氢燃料系统阀门。

涡轮冲压发动机(CIAM TRJ)

CIAM TRJ 验证发动机是前苏联中央航空发动机研究院(Central Institute of Aviation Motors—CIAM, 俄文缩写 ЦИАМ)研制的涡轮冲压发动机(Turbo-ramjet—TRJ)样机,是在 R-11-300 系列涡喷发动机和冲压发动机的基础上改装而成的。为了对涡轮冲压发动机的实际运转和特性进行试验研究,在 70 年代和 80 年代期间,前苏联开始对全尺寸涡轮冲压发动机样机进行了高速飞行状态($Ma = 3.5 \sim 4.5$)下的地面模拟试验,对涡轮冲压发动机以各种工作

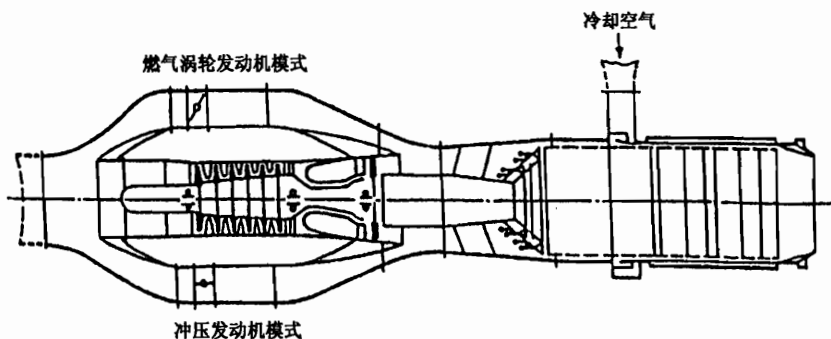


CIAM TRJ 验证发动机

模式转换为冲压发动机模式工作的性能,受热应力作用部件的冷却以及转子支撑的工作条件等问题进行了研究,并对试验型涡轮冲压发动机进行了长时间飞行条件($Ma = 3 \sim 4$)下的性能模拟试验研究。

发动机系统

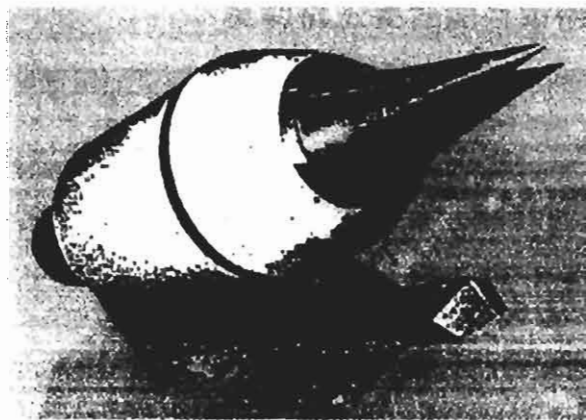
CIAM TRJ 验证发动机是利用前苏联批生产的涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的元件组装而成的,采用有远距离控制开关装置的一体式冲压发动机涵道。该涵道由前、后支管和 4 个连接的侧管构成,涡轮后面采用了可更换的喷管,以保证实现不同的涡轮出口面积。试验设备上装有



CIAM TRJ 验证发动机示意图

引射排气系统,可独立控制的空气冷却和滑油系统。系统中把从发动机流通通道得来的部分气流引入加力燃烧室冷却通道中,用带有打孔隔板的空气冷却系统冷却加力冲压燃烧室,用缝隙冷却系统冷却喷管。通过调节供给燃料管道的分配系统和改变开关装置中的调节板角度,实现推进系统的控制。

俄轴对称超燃冲压发动机(RASCRJ)



俄轴对称双模态超燃冲压发动机

俄轴对称超燃冲压发动机(Russian Axisymmetric Scramjet),是俄罗斯中央航空发动机研究院(Central Institute of Aviation Motors——CIAM)和土拉“联盟”设计局合作设计的一种双模态超燃冲压发动机模型。设计 $Ma = 6$,燃料为氢,直径为 223 mm。

早在 70 年代初,前苏联中央航空发动机研究院就专门设计和制造了这种轴对称双模态超燃冲压发动机,由于资金限制,到 80 年代末才进行首次冷(不点火)试验。1991 年 11 月 28 日,在哈萨克的发射基地进行了超燃冲压发动机高超声速飞行实验器(HFL)的首次飞行试验。飞行试验中,由于高度过高,没有足够的动压头,只在超燃模态下稳定工作了

几秒钟。1992 年 11 月 17 日进行了第 2 次飞行试验,由俄罗斯与法国合作完成,超燃冲压发动机在亚燃和超燃模态下的工作时间都超过了 23 s。

高超声速飞行实验器称为“Kholod”,超燃冲压发动机位于该实验器的前部。N1 舱段壳体外壁采用 12 mm 厚的绝热层保护,以防发动环形喷管喷出的高温燃气冲刷,舱内装有氢流量控制器(RPST-2)、电子点火系统、流量计及发动机参数测量传感器、供氢管路、压力传感器管路、热电偶及电缆。N2 舱段为氢贮箱,有一个屏蔽真空隔热系统。N3A 舱段装有氢输送系统。N3B 舱段装有遥测设备、供电装置、电池、自动驾驶仪与控制系统。

发动机系统

系统组成 俄轴对称超燃冲压发动机系统由进气系统、燃料供应与控制系统、冷却系统、点火系统及燃烧与排气系统等组成。

燃料供应与控制系统 通过控制燃料流量和喷嘴环处燃料分布的变化来保证工作状态的变化。发动机计算机辅助控制系统按照飞行 Ma 数控制燃料流量和改变喷注位置。该系统能保证发动机启动并以双模态工作。

冷却系统 燃烧室中心体和外壳壁面都用氢冷却。氢从贮箱出口首先沿燃烧室双层壁流动,通过阀门根据需要加大冷却套内的氢流量。冷却系统能保证发动机正常工作 23 s 而不出现结构损坏。

点火系统 电子点火系统。

工作原理 该发动机能在很宽的飞行条件下,即 $Ma = 3.5 \sim 6$, $H = 15 \text{ km} \sim 35 \text{ km}$,以亚燃和超燃两模态工作。对亚燃模态工作($Ma = 3.5 \sim 5.0$),燃料在燃烧室的扩张通道和等面积导管段内与冲压空气掺混燃烧;对超燃模态工作($Ma > 5.0$),一部分燃料在燃烧室前部较小的扩张通道与冲压空气掺混燃烧。在第二次飞行试验中,当 $Ma = 5.1 \sim 5.3$,空气燃料比约为 1.8 时,首次实现了沿超燃冲压发动机通道全程进行超声速燃烧。

发动机主要部件

进气道 非冷却三激波进气道,几何尺寸不可调。

燃烧室 复合冷却环形燃烧室。第一部分呈较小的扩张通道,开始处有一排喷嘴,接着是火焰稳定器。第二部分是扩张通道,入口处有一个台阶和两排喷嘴,每排后面接着都有一个火焰稳定腔。最后一部分为等面积导管。喷嘴沿周向均布,每个集流管上的喷嘴数相同,42孔。第一排喷嘴的直径为1.7 mm,另两排喷嘴的直径为2.1 mm。从第一和第二排喷嘴喷出的氢以 30° 角喷入空气流,第三排喷嘴的注入角为 90° 。

尾喷管 单侧膨胀排气喷管。

战略导弹涡喷(扇)发动机

J 33-A-18A

J 33-A-18A 涡轮喷气发动机是美国“天狮星 1”(Regulus 1)SSM-N-8 潜(舰)地亚声速巡航导弹的主发动机,主承包商为美国艾利逊公司。“天狮星 1”是美国早期研制的一种导弹,1947 年开始研制,1952 年生产,1955 年装备部队。由于性能较差,1960 年停止生产。“天狮星 1”导弹装两台航空喷气发动机公司研制 FTV-8 型固体火箭助推发动机和 1 台 J 33-A-18A 主发动机。原打算作为后继型号而后中途停止发展的“天狮星 2”导弹,则采用通用电气公司的 J79-GE-3A 涡轮喷气发动机为动力装置。

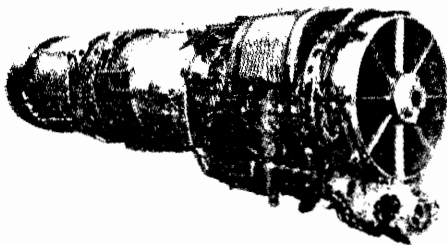
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	空气流量	kg/s	39
最大(转速 11 750r/min)	20.47	总增压比		4.4
巡航(转速 11 250r/min)	17.35	转 速	r/min	11 750
耗 油 率	kg/(daN·h)	干 质 量	kg	812.6
最 大	1.16	总 长	mm	2 720
巡 航	1.14	最大直径	mm	1 280

发动机主要部件

- 进气道 环形进气道。
- 压气机 单级双面离心式压气机,每面装 17 片叶片。
- 燃烧室 由 14 个相互贯通的火焰筒组成。

J 79-GE-3A



J 79 发动机

J 79-GE-3A 涡轮喷气发动机是美国“天狮星-2”(Regulus 2)SSM-N-9 的主发动机,主承包商是美国通用电气公司。J 79-GE-3A 是美国最早的静子叶片可调的 J 79 型发动机中首批批生产型,1952 年开始研制,1956 年 5 月 29 日在爱德华空军基地进行了第一次装弹飞行试验,1956 年 8 月通过 150 h 的定型试验,同年底投入批生产,交付空军。J 79-GE-3A 发动机也用于美国洛克希德公司的 F-104A 单发截击机。

J 79 型发动机发展成许多种型号,用于多种飞机上,其中单数编号为空军型,双数编号为海军型,字母 A,B 表示经过小的改进。J 79-GE-3A 发动机在使用初期故障非常多,振动大,可靠性差,难以维护。飞机上使用时曾因空中停车导致 F-104A 多次失事。“天狮星-2”导弹在生产了 70 枚之后,研制计划于 1958 年 12 月撤销,导弹改作靶弹使用。“天狮星-2”还装一台航空喷气发动机公司研制的固体火箭助推发动机,工作 4 s 后脱落,J 79-GE-3A 在导弹已达到速度 $Ma=2$ 的巡航高度上推动导弹巡航飞行。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总增压比		12.5
加 力		69.14	涡轮前温度	℃	987
不加力		42.70	排气温度	℃	678
耗 油 率	kg/(daN·h)		燃 料		JP-4 或 JP-5
加 力		2.0	干 质 量	kg	1 450
不加力		0.857	总 长	mm	5 180
空气流量	kg/s	77	最大直径	mm	973

发动机系统

J 79-GE-3A 涡轮喷气发动机系统由发动机本体及控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系统、附件系统组成。

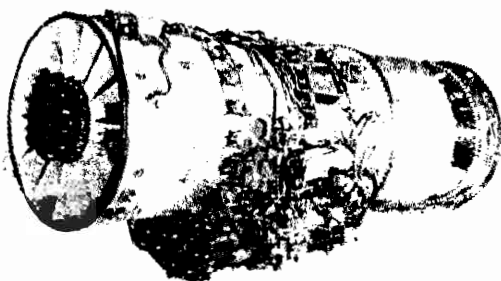
- 控制系统 液机械式控制,包括有燃油和喷嘴综合控制器、排气温度控制器、可调静子叶片控制器。
- 燃油系统 双级燃料泵 1 台,油压 6.86 MPa,燃油规格为 MIL-T-5624 JP-4 或 JP-5。
- 润滑系统 闭式系统,综合式。油压 412 kPa,滑油规格 MIL-L-7808,粘度 3.0 mm²/s,消耗量 0.45 kg/h。
- 启动系统 空气涡轮/火药启动。
- 点火系统 2 个主燃烧室点火器和 1 个加燃烧室点火器。
- 附件系统 3 个附件传动齿轮匣,1 台 40 kW 发电机和两台泵。

发动机主要部件

J 79-GE-3A 涡轮喷气发动机的主要部件有:进气道、17 级轴流式单轴压气机、环管燃烧室、3 级涡轮、加力燃烧室和尾喷管等。

- 进气道 环形。整体机匣,可调进气导流叶片。
- 压气机 17 级轴流式单轴压气机,进口面积为 4 200 mm²,前 6 排静子叶片材料为 403 号不锈钢,且可调,11 排不可调静子叶片。
- 燃烧室 环管燃烧室。10 个火焰筒,双油路喷嘴,对开钢机匣。火焰筒材料为 L605 合金,内外套材料为铬钢。
- 涡轮 3 级涡轮,对开钢机匣,气冷导向叶片,重约 161 kg,海平面静止轴功率为 4.5 × 10⁴ kW。涡轮轴的锥形薄壁筒体由 A286 号铁基铬镍钛合金用冷旋压制成,3 级叶片数为 148,114 和 84。
- 加力燃烧室 全程调节型,20 个径向喷油柱,加热效率为 50%,工作温度为 1 600 ℃ ~ 1 700 ℃,长约 2.134 m,直径 838 mm。
- 尾喷管 收敛-扩散式,全程可调。

J 52-P-3



J 52-P-3 发动机

J 52-P-3 双轴涡喷气发动机是美国“大猎犬”(Hound Dog)AGM-28A/B 战略空地导弹的发动机,是 J 52 系列的第一代型号,主承包商为美国普拉特·惠特尼公司。

J 52-P-3 是载机 B-52 发动机的缩小型,中等推力,所用燃料与载机发动机燃料相同。因此,载机起飞时,可利用它作起飞助推器,然后在飞行中再给导弹发动机加注补充燃料。J 52-P-3 于 1955 年由海军出资研制,同年 12 月进行首次台架运转;1959 年首次装“大猎犬”导弹飞行,同年 12 月装备部队。J 52-P-3 发动机于

60 年代中、后期停产。

为适应拟装飞机更大推力的要求,在 J 52-P-3 基础上发展了数种型号的 J 52 系列航空发动机,如 J 52-P-6, J 52-P-8 和 J 52-P-408 等。J 52 系列发动机具有启动迅速、维护简便等优点。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	33.34	转 速	r/min	10 800
耗 油 率	kg/(daN·h)	0.806	燃 料		JP-4 或 JP-5
空气流量	kg/s	65	干 质 量	kg	973
总增压比		12.4	总 长	mm	3 006
推 重 比		3.5	最大直径	mm	956

发动机系统

J 52-P-3 发动机的系统由发动机本体及控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等组成。

控制系统 液机械式控制系统、启动、加速、稳定和减速均自动调节,单一主油门杆操纵。

燃油系统 采用皮斯科司 023830-040 燃油泵 1 台,燃油增压泵 1 台,汉密尔顿标准司 JFC-70 燃油器,成套安装,燃油规格为 MIL-T-5624,JP-4 或 JP-5。

润滑系统 闭式回路综合式滑油系统。滑油规格为 MIL-L-7808 或-23699,粘度为 $3 \text{ mm}^2/\text{s}$ 或 $5.2 \text{ mm}^2/\text{s}$,滑油消耗量为 0.13 kg/h 。

启动系统 用空气涡轮、燃气涡轮、气动或液压启动机启动。

点火系统 采用本迪克斯公司 TCFN 高能点火系统,由 2 个启动点火器和 1 个连续点火器组成。

发动机主要部件

进气道 带可调双位进气导向叶片,有防冰装置。

压气机 12 级轴流式。5 级低压压气机,对开机匣,5 级鼓形转子,通过内轴与低压涡轮相连;7 级高压压气机,对开机匣,7 级盘形转子,通过外轴与高压涡轮连接,装有供启动和加速用的自动放气活门。

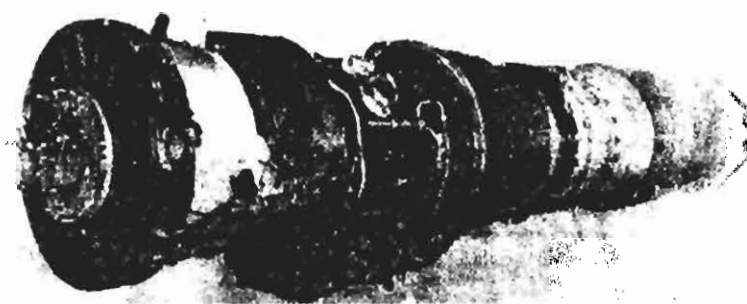
燃烧室 整体机匣,环管形燃烧室。9个火焰筒,每筒有4个双路燃油喷嘴。

涡轮 对开机匣,气冷式导向叶片。第1级高压和第2级低压涡轮叶片可气冷,通过套轴带动压气机。

尾喷管 固定面积喷管。内锥体由3个径向支板支撑。

J 57-P-17

J 57-P-17 双轴涡轮喷气发动机是美国“鲨蛇”(Snark) SM-62A 战略地地洲际巡航导弹的主发动机,主承包商为美国普拉特·惠特尼公司。J 57 发动机的公司编号为 JT-3。J 57 发动机有许多型号,除 J 57-P-17 用于“鲨蛇”导弹外,J 57-P-23A 还用于美国斯佩里飞行系统分公司的“三角匕首”QF-102 和 PQM-102 靶机上。



J57 发动机

J 57-P-17 发动机装有9级低压和7级高压的轴流式压气机,8个火焰筒组成的环管式燃烧室和3级涡轮。采用 JP-4 燃料,燃油量 11.8 t,由发动机轴带动的压气机燃料箱增压供油。发动机倾斜地安装在导弹尾部,推力线与弹体纵轴成 7.5° ,为了使飞行过程中导弹重心变化不超过允许限度,装有燃料消耗平衡装置。“鲨蛇”导弹两侧装有两台固体助推发动机。每台推力 147.1 kN,工作时间 9 s,由航空喷气通用公司研制。

J 57 发动机初步设计始于 1947 年,1949 年完成最终设计,1952 年通过定型,1953 年开始批生产,到 1965 年停产。“鲨蛇”导弹于 60 年代中期退役。

发动机主要性能与结构参数

巡航推力	kN	47.1	燃 料	JP-4
耗 油 率	kg/(daN·h)	0.785	干 质 量	kg
空气流量	kg/s	68	总 长	mm
总增压比		12.5	最大直径	mm
推 重 比		3.5		

发动机系统

J 57-P-17 发动机的系统由发动机本体及控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等组成。

控制系统 液压机式控制,启动、加速、恒速和减速均自动调节。单一主油门杆操纵。

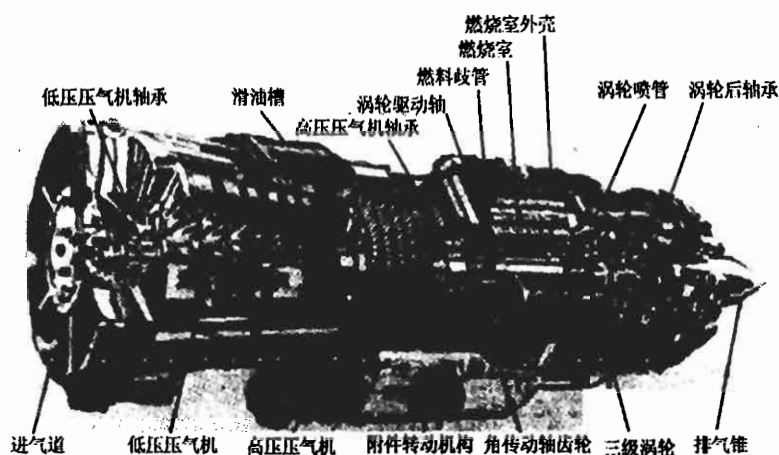
燃油系统 由2级燃油泵组成,油压 6.86 MPa。标准流量控制器,JP-4 燃料。

润滑系统 闭式循环润滑系统。主齿轮泵经节流孔向轴承提供润滑油。回油泵将经热交换器的滑油送回滑油箱,耗量 0.45 kg/h。

启动系统 空气、燃气或火药启动。

点火系统 采用本迪克斯公司的 TGLN-11 高能点火系统,有2个火花塞点火器。

发动机主要部件



J57 发动机剖视图

进气道 环形机匣带固定进气导向叶片。热空气防冰。

压气机 16级轴流式。9级低压轴流压气机,整体钛合金机匣和叶片,钛合金转子与第2、第3级涡轮带动的内轴花键连接,效率0.864。7级高压轴流压气机,机匣带有钢叶片,钢制盘和叶片的转子前端支承在滚棒轴承上,后端支承在与第1级涡轮带动的外轴相连接的滚珠轴承上,压气机中间自动放气活门在启动和加速

时工作,效率0.866。

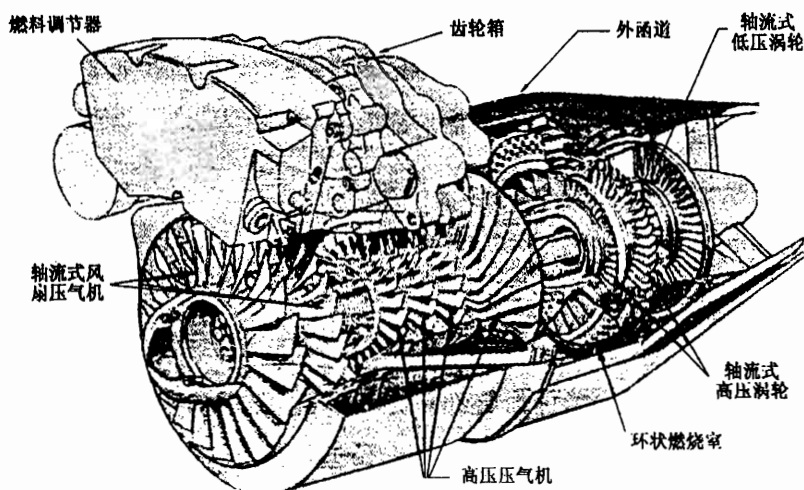
燃烧室 整体机匣,环管形燃烧室。8个Inco合金火焰筒,每筒有6个燃油喷嘴,共有2个火花塞。

涡轮 钢机匣,带有空心导向叶片。3级涡轮,第1级高压涡轮和第2、第3级低压涡轮通过套轴传动压气机,效率0.90。

尾喷管 固定面积喷管。锥体由8个径向支板支撑,带推力换向和消音装置,引射器外部为锥形,内部流路为收敛扩散型。

CAE 471-11DX

CAE 471-11DX 弹用涡轮风扇发动机是美国“海射巡航导弹”(SLCM)样弹 YBGM-110 选用的主发动机,由美国特里达因 CAE 公司研制。



CAE 471-11DX 涡轮风扇发动机

CAE 471-11DX 发动机是在特里达因 CAE 公司的 F106-CA-100 涡轮风扇发动机的基础上发展起来的。F106-CA-100 发动机原是为“亚声速巡航武装诱惑导弹”(SCAD)研制的低成本涡轮风扇发动机。在 SCAD 的发动机研制中,威廉姆斯国际公司(Williams International Co.)用 WR19(F107)发动机参加竞争,并在 1973 年的竞争性试验中获胜。1974 年 7 月,SCAD 计划被取

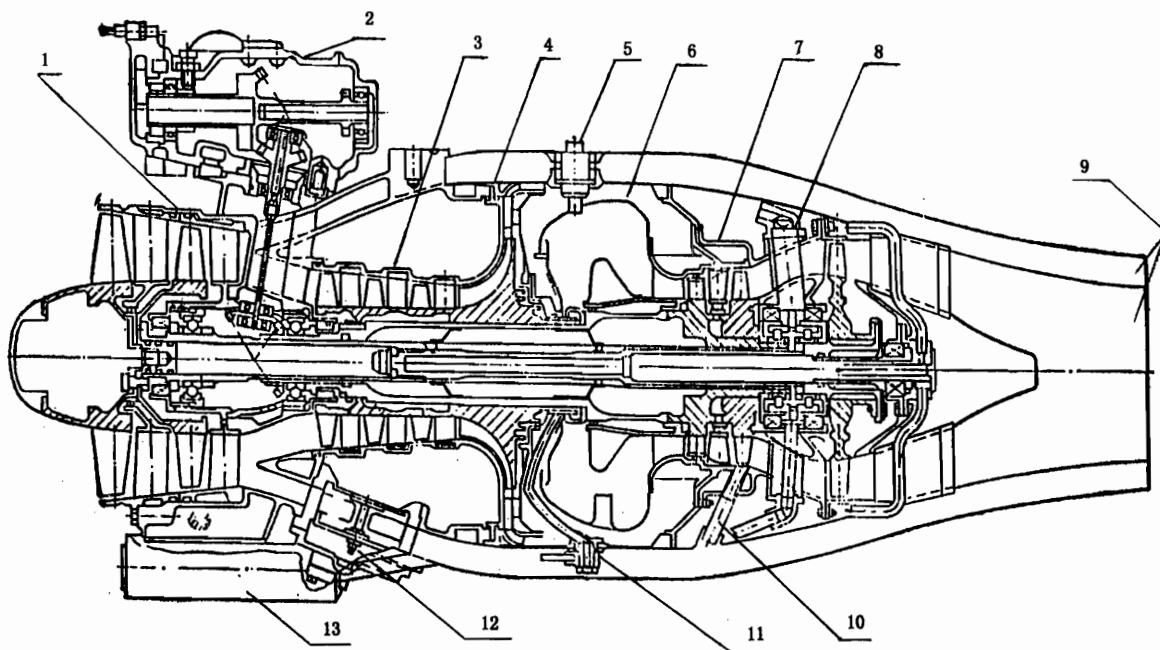
消,特里达因 CAE 公司为其研制的发动机仍在继续发展,改进成 CAE 471-11DX。1976 年 4 月,YBGM-110 样弹在试飞竞争中失败,1977 年 3 月,美国海军宣布通用动力公司(General Dynamics CO.)研制的样弹 YBGM-109 为多用途海上发射巡航导弹的基本型,正式定名为“战斧”(Tomahawk)BGM-109。至此 CAE 471-11DX 发动机停止了发展。

CAE 471-11DX 是双轴发动机,耗油率低,迎风面积大,采用高密度燃料 RJ-5。它是在成本受严格约束的条件下设计的,发动机广泛采用了铸件,大部分部件是由常用的钢材和铝合金制造的。布局上将附件和齿轮箱从下颚改放在发动机顶部,以便使导弹有一个比较适合从鱼雷管发射的圆外形。

发动机主要性能与结构参数

推力(最大)	kN	2.89	涵道比	1.0
耗油率	kg/(daN·h)	0.57	推重比	5.3
空气流量			工作寿命	h
总流量	kg/s	5.9	干质量	kg
中心通道	kg/s	1.6	(不带交流电机及其它附件)	56.7
总增压比		13	最大直径	mm
转速	r/min	60 000	总长	mm
涡轮前温度	℃	1 010		835

发动机系统



CAE 471-11DX 涡轮风扇发动机结构

- 1—低压风扇和 2 级压气机 2—附属齿轮箱 3—3 级轴流高压压气机 4—离心式高压压气机 5—点火器 6—环形燃烧室 7—2 级高压涡轮 8—2 级低压涡轮 9—尾喷管 10—撞击式启动集流腔
 11—旁通通道 12—放泄活门 13—启动装药筒

系统组成 CAE 471-11DX 涡轮风扇发动机系统有:控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系

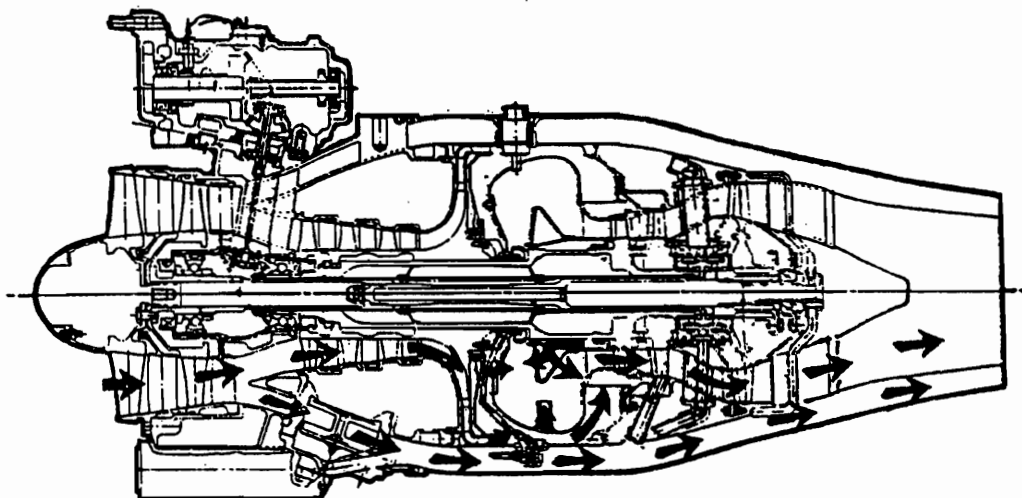
统和附件系统等。

控制系统 电子数字式,按程序控制燃料量。

启动系统 固体火药筒启动。2个启动药柱产生燃气撞击2级高压涡轮,带动压气机工作,使发动机转子的转速达到正常工作转速的30%时,燃料开关打开,开始向燃烧室喷入燃料,同时点燃。

点火系统 2个烟火点火器点火,点火药为镁粉-聚四氟乙烯。

工作原理 空气由进气口进入2级风扇进行压缩,压缩后的空气分成两股,一股进入环绕发动机的涵道通道,另一股进入中心通道。进入涵道的空气不再进行压缩,直接从涵道流到发动机尾端,自行排出。进入中心通道的气流,出入风扇后,就进入低压轴流压气机,然后进入离心高压压气机。从离心压气机出来的压缩气流直接进入环形燃烧室。在环形燃烧室压缩空气与环形燃料喷嘴喷入的燃料混合后,由点火系统点火并进行燃烧,燃气首先通过2级高压涡轮,然后通过1级低压涡轮,最后从发动机尾喷管排出。



CAE 471-11DX 发动机风扇和核心机的空气流路

发动机主要部件

CAE 471-11DX 发动机的主要部件有进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等。

压气机 由一个非冷却的2级涡轮带动3级轴流式和紧挨着的1级离心式压气机。风扇和轴流式压气机有宽阔的弦叶,以便最大限度地满足进口气流的畸变。高压转子和静子为17-4PH钢整体铸件。

风扇 1个非冷却的单级涡轮带动2级风扇。风扇叶片和轮盘用17-4PH钢铸成一体。风扇静子和承力肋架采用C355铸铝合金。

燃烧室 带有典型吊环式燃料喷嘴的环形燃烧室,采用N-155镍基合金。

涡轮 非冷却的轴流涡轮,2级高压涡轮叶片和转盘用IN-100镍基合金铸成一体,单级低压涡轮转子和静子用Inco 713镍基合金分别整体铸成。涡轮喷口由W1-52钴基合金制成。

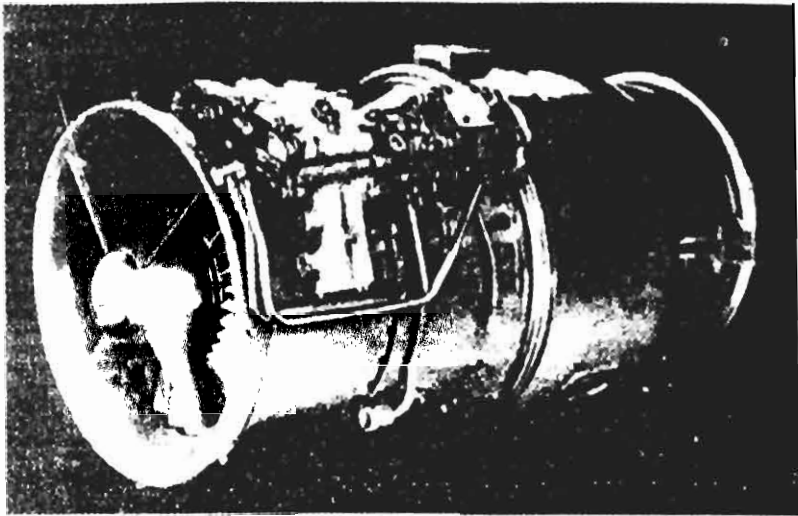
WR 19/WR 19-A2

WR 19 涡轮风扇发动机是美国“亚声速巡航武装诱惑”导弹(Subsonic Cruise Armed Decoy, SCAD) AGM-86A 的动力装置,由美国威廉姆斯国际公司(原称威廉姆斯研究公司)研制。WR 19 是 F107 发动机的前

身,是一种双转子混合排气的
涡扇发动机,耗油率低,质量
小,用精密铸件替代轻型金属
钣料焊接。WR 19 系列发动
机,适合于 2.67 kN 推力级的广
泛应用。

WR 19 发动机的研制始于
60 年代末。选用 WR 2 涡喷发
动机为核心机,1967 年 8 月进
行首次试车,获得 1.9 kN 的额
定推力,证明循环和部件安排
合理。1968 年 9 月进行首次载
人系留飞行,1969 年 4 月完成
了 50 h 的飞行前额定功率试
验,同年 5 月成功地进行了自

由飞行试验。1969 年~1972 年间,威廉姆斯公司积极支持美空军提出的 SCAD 研制计划,空军指示威廉姆斯公司继续进行研究。为此,设计了“第二代”发动机,称为 WR 19-A2,作为美空军巡航导弹技术可行性论证的一部分。1972 年 5 月 31 日与空军签订 SCAD 发动机原型样机合同,1972 年 11 月~1973 年 2 月,在 SCAD 原型弹上试飞的竞争性试验中获胜,威廉姆斯公司继续进行 WR 19 改性的研制,直到 SCAD 计划取消而停止。1974 年 2 月,空军开始空射巡航导弹(ALCM)系统的研制,威廉姆斯公司在 WR 19 的基础上着手 F107-WR-100 涡扇发动机的研制。



WR19 涡轮风扇发动机

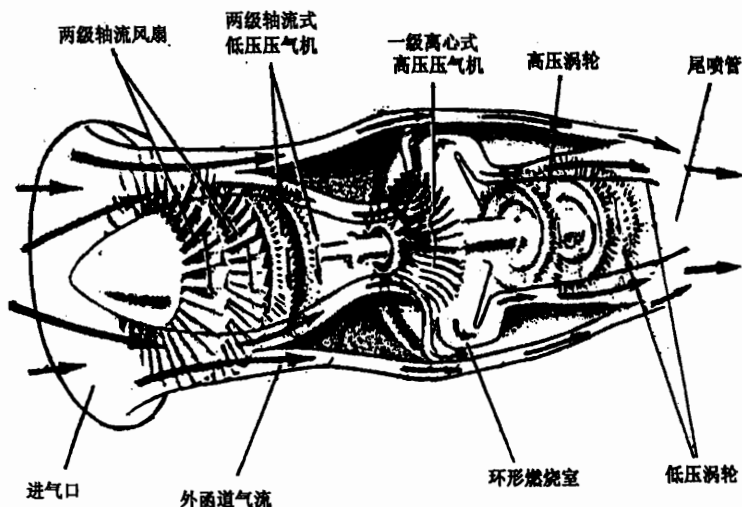
发动机主要性能与结构参数

		WR 19	WR 19-A2
推 力	kN	1.90	2.12
耗 油 率	kg/(daN·h)	0.67	0.67
空 气 流 量	kg/s	6.21	5.3
总 增 压 比		14.5	7.62
涡轮前温度	℃	970	907
涵 道 比		1	1.15
干 质 量	kg	27.6~30.8	43
最大直径	mm	305	307
总 长	mm	610	772

发动机系统

系统组成 WR 19 涡轮喷气发动机系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系统与附件系统等,与该系列其它型号发动机的系统基本相似,将在 F107-WR-100(WR 19-A7)发动机型号中介绍。

工作原理 发动机的 2 级风扇和 2 级低压压气机均由 2 级涡轮带动,经风扇压缩过的空气流,一半送到外涵道,另一半送到核心流路,由第 3、第 4 级完成低压压缩,并将气流送至高压压气机。经离心式高压压气机(由单级轴流涡轮驱动)压缩的空气流送到燃烧室。离心式雾化的燃料由安装在高压轮轴上的甩油盘喷入燃烧室。内外涵两股气流在喷管内掺合排出,产生推力。



WR 19 涡轮风扇发动机结构与流路

发动机主要部件

WR 19 系列发动机的流路、部件及主要结构基本相似。主要部件有进气装置、风扇、低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和尾喷管等,将在 F107-WR-100 发动机中介绍。

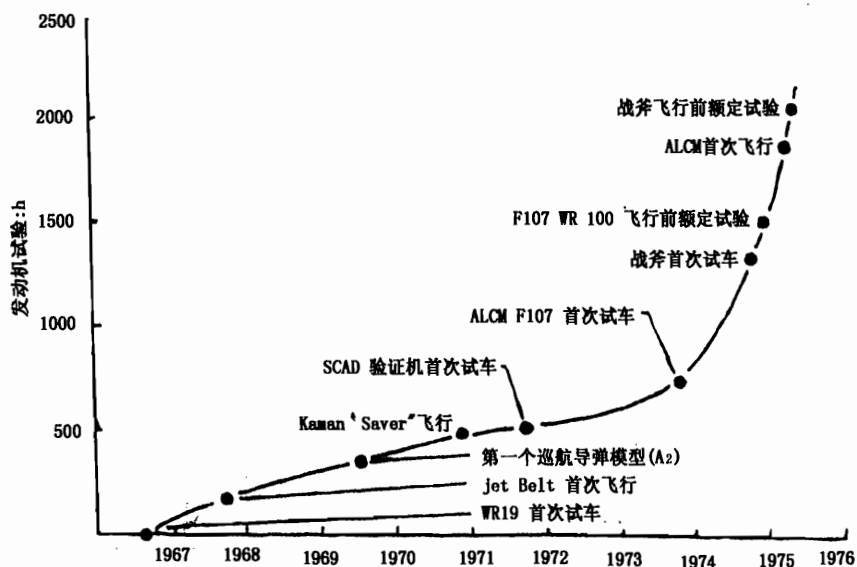
WR 19-A2 发动机部件中的低压压气机是一种无级间放气的 4 级轴流式固定几何结构,由 2 级涡轮驱动。前 2 级作风扇级用,压比为 1.77,后 2 级完成低压压缩,压比为 1.45。WR 19-A2 发动机风扇

在压气机实验器上高速运转时,第 1 级风扇叶片曾出现疲劳故障,采取了加大弦长和减小叶片数(由 32 片减少到 22 片)的解决措施。高压压气机为单级离心式,由单级轴流涡轮驱动,压比为 2.96,转速为 56 000 r/min。

改进与发展

WR 19 系列发动机推重比大,成本低,适用范围广,所以其发展一直处于领先地位。在初始型 WR 19 基础上发展的民用型有 WR 19-3 和 WR 19-3-1,推力分别为 2.6 kN 和 3.25 kN。

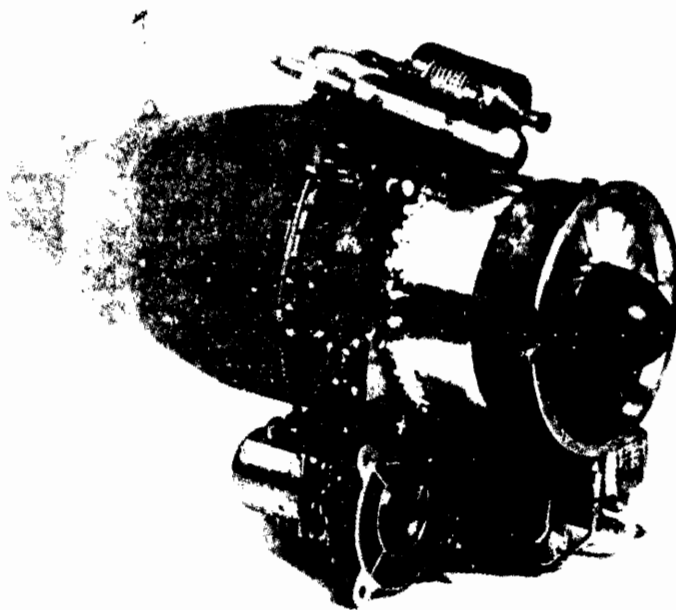
为满足美国空军/波音公司的 AGM-86A 空射巡航导弹 (ALCM) 的要求,威廉姆斯研究公司在 WR 19-A2 的基础上,重新设计了高压压气机,提高了总增压比和涡轮进口温度,发展军用型 F107 系列发动机。其中 F107-WR-100 于 1976 年通过定型试验并正式投产, F107-WR-101 于 1978 年开始定型试验,均用于波音公司的 AGM-86A 空射巡航导弹。在此基础上又发展了 F107-WR-102/103/400 型及 F112-WR-100 型等发动机,用于各类“战斧”型巡航导弹。WR 19 发动机系列的发展历程如图所示。



WR 19 发动机系列发展历程

F107-WR-100

F107-WR-100 涡轮风扇发动机是美国“空射巡航导弹”(Air-Launched Cruise Missile——ALCM) AGM-86A 的发动机,主承包商是美国威廉姆斯国际公司(原称威廉姆斯研究公司,Williams International Corporation),其公司编号为 WR19-A7。F107-WR-100 是一种低成本双转子混合排气小型涡轮风扇发动机,由 WR19 系列发动机发展而来,其流路、部件设计和主要结构都保持了 WR19 的特点。F107-WR-100 发动机结构紧凑,效率高,适用范围广。



F107-WR-100 涡轮风扇发动机

1974 年 2 月 1 日,波音公司根据美国空军的要求,在亚声速巡航武装诱惑导弹(SCAD)的基础上,开始了空射巡航导弹(ALCM)系统的研制。由于 ALCM

与 SCAD 对发动机的要求无变化,所以威廉姆斯国际公司立即在 WR19-A2 的基础上着手 F107-WR-100 的研制。1975 年完成了飞行前额定功率试验,包括 6 h 的疲劳循环试验,39.8 h 的验证模拟状态下的耐久性试验。1976 年在白沙导弹靶场进行了 7 次空射飞行试验,1977 年完成鉴定试验并正式投产。1979 年生产了约 100 台,1980 年为 150 台左右,接着连续两年产量翻番,1983 年和 1984 年都达到 1 000 台。在以后的几年里,产量一直保持 500~1 000 台/年。1980 年 F107-WR-100 的单台价格为 7.5 万美元。

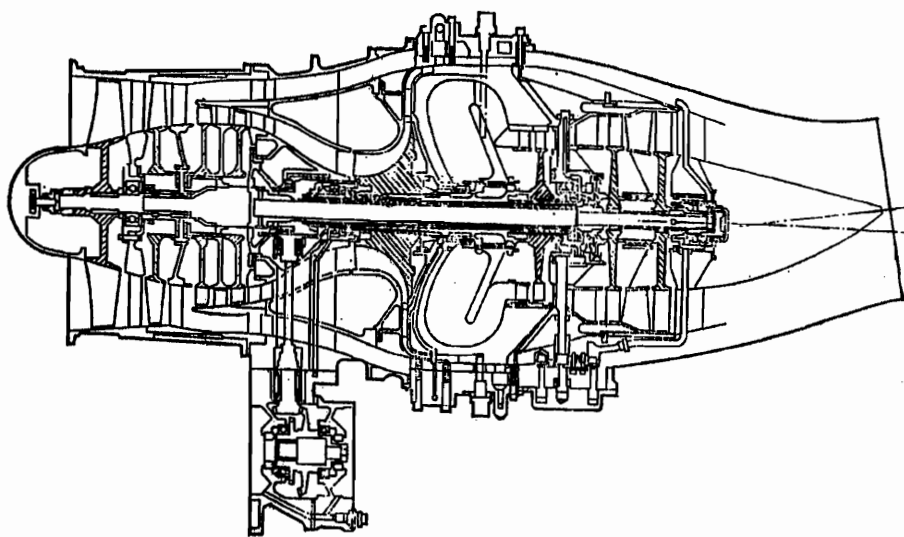
发动机主要性能与结构参数

推力(额定)	kN	2.67	工作寿命	h	50
耗油率	kg/(daN·h)	0.61	贮存期	a	10
空气流量	kg/s	6.2	推重比		4.6
总增压比		13.7	燃料		JP-4
涵道比		1.03	工作高度	km	0~13.72
涡轮前温度	℃	1 008	干质量	kg	58.7
喷管排气温度	℃	316	最大直径	mm	307
转速	r/min		总长	mm	800
高压		64 000			
低压		35 500			

发动机系统

系统组成 F107-WR-100 涡轮风扇发动机系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统、启动点火系统、

附件系统和支承系统等。



F107-WR-100 发动机剖视图

控制系统 液机机械式控制,由液压机构、流量计、流量调计算机和截流阀组成。它感受从弹体制导系统来的电压信号,在慢车和最大转速之间调节发动机转速;控制减速和加速时的燃油流量;按导航系统指令迅速切断或供应燃油。启动、加速、稳定和减速均为自动转速控制。

燃油系统 由1个增压和高压泵组件、油门开关、调节器和输油环等组成。

润滑系统 自足式独立滑油系统。它由1个增压泵、3个回油泵、1个大约0.8 L的小油箱,1个油滤和燃油-滑油冷却器组成。3个回油泵中,2个用于涡轮轴承回油槽回油,1个用于齿轮箱回油。耗油率低于22.6 g/h。

启动点火系统 点火和启动同时完成。1个装有固体药柱的点火器,也是启动器。利用固体火药燃烧产生的火焰和燃气进行点火和启动。火焰从启动器喷出后直接进入燃烧室点火,而燃气从启动器喷出直接冲击高压涡轮。点火器工作时间规定为6 s,变化范围5 s~9 s。为使发动机在极限高度上点火可靠,采用了补氧法增加点火能量,在10 s内使每个点火器外壳约有 $0.126 \text{ m}^3/\text{min}$ 的气体。并发现,在最恶劣的点火状态,两个点火器以0.45 J能量每秒发出2个火花就足够了。

附件系统 附件齿轮箱由高压轴驱动。1对位于2号、3号轴承腔内的螺旋斜齿轮,经由径向轴驱动齿轮箱的第2组螺旋斜齿轮,再驱动发电机和点火器。空转轴把动力从这根轴传给第3根轴来带动发动机滑油和燃油调节器。

支承系统 低压轴由1,2,5和6号轴承支承。1号是滚珠轴承,位于第1级风扇后面,由第1级静子叶片传力,采用清洁油脂润滑,给风扇前后造成1个表面光滑无支杆的进气口,而且没有同轴连接,有助于防止外来物损坏与防冰。2号轴承位于低压压气机后面,5号轴承在低压涡轮前面,6号轴承位于低压涡轮后面,结构为一组钎焊组件,它们均为滑油润滑的滚棒轴承。高压轴套在低压轴上,由3号和4号两个简单的滑油润滑轴承支承。3号轴承放在前面,是滚珠轴承,被夹持在高压压气机叶轮和附件斜齿轮之间。4号轴承在高压涡轮之前。

工作原理 F107-WR-100发动机工作时,靠标定工作时间为6 s的固体药柱燃气发生器启动,采用补氧法增加能量以便在极限高度可靠点火。在海平面至30 m的低空启动后,5 s内即可使推力由零增至中等推力;在3000 m以上高空启动,达到中等推力的时间则不大于12 s。启动后,低压轴以35 500 r/min的转速带动2级风扇转子、2级轴流压气机转子和2级低压涡轮转动;套装在低压轴后部的高压轴,则以64 000 r/min的转速带动离心式压气机和高压涡轮沿与低压轴相反方向转动。空气经2级风扇压缩后分

为2股,1股经涵道直接流入尾喷管,另1股经轴流压气机压缩和扩压器扩压后,再经离心式压气机压缩,然后进入环形燃烧室与燃油混合燃烧,形成高温燃气推动涡轮旋转,最后通过尾喷管与从涵道来的空气混合后排出,产生推力。

发动机主要部件

F107-WR-100 涡轮风扇发动机的主要部件有:进气道、风扇、低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、轴流压气机机匣、中接机匣、扩压器机匣和尾喷管等。

进气道 亚声速,平直环形进气道,前接整体式钟形进气口。机匣和进气锥之间有4个支板支撑。

风扇 2级轴流式。每级叶片和盘均为17-4PH钢整体铸件。压比为2.08。不带进气导流片的风扇能防冰和防外来物损坏。

低压压气机 2级轴流式整体结构,与2级风扇装在同一根轴上,由低压涡轮驱动。压比为1.70,转速为35 500 r/min。钛合金机加件,生产成本较低。

高压压气机 单级离心式,由高压涡轮驱动。叶轮是17-4PH钢整体铸件。压比为3.89,转速为64 000 r/min。机匣是两段式结构,两段之间用螺钉连接,前段罩着低压轴流式压气机,后段罩着高压离心式压气机。为在机动飞行工作时减少陀螺力矩,高、低转子设计成反方向旋转。

燃烧室 离心甩油环形燃烧室。高压涡轮导向器,即带有整体式外环的MAR-M-509铸件,是燃烧室的焊接构件。整体机匣。燃油从发动机前端的空心轴流入,然后从高压压气机轴上的一个转动甩油盘喷射出。

高压涡轮 单级轴流式。导向器位于燃烧室组件内。非冷却的涡轮铸件用电子束焊焊在一个高强度合金钢轴上。涡轮材料为IN100。导向叶片和工作叶片均不冷却,机匣由从压气机引来的空气冷却,以保证工作叶片和机匣的径向间隙不变。

低压涡轮 2级轴流式。每级叶片和盘都是Inco713的整体铸件,用销钉连接并夹紧在轴上。

轴流压气机机匣 轴流机匣由整个环形静子组成。压气机第三排静子叶片由外扩式压气机匣伸出,带有一个可改善级间性能的旋转内环。可磨损的塑料叶冠使工作时具有小的间隙,可使小型压气机获得高性能。级间采用迷宫式密封。第1级静子通过静子叶片用作支撑1号轴承的框架。

中接机匣 铝合金精密铸件,位于轴流机匣和扩压机匣之间,并带有安装节。机匣内装有2号和3号轴承支座,并组成外涵流路。附件齿轮箱安装在机匣下部,由附件传动轴传到下方。

扩压器机匣 扩压器机匣将核心机负荷传递到前面的中接机匣,安装在轴上的甩油盘供油系统是该机匣的主要组成部分。

尾喷管 有一个中心锥体保证内外涵气流掺合,锥体内布置了后支点。外涵空气流经铝制涵道进入排气喷管。尾喷管包括发动机后框,由涵道支撑,喷管与涵道又得到中接机匣后端支撑,但不和发动机热端相连。

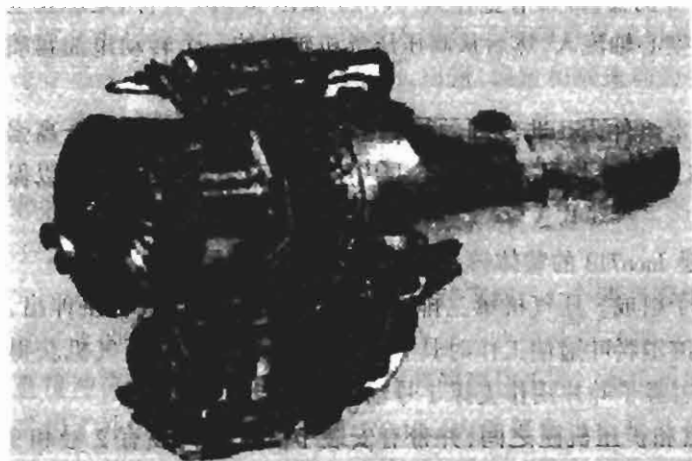
改进与发展

F107-WR-100由WR 19-A2发展而来。为满足美空军提出的推力/耗油率指标,并使涵道比保持接近最佳的1:1,F107-WR-100在减小WR 19-A2高压涡轮流路几何尺寸的同时,利用经修改的离心式压气机能以更高转速工作的方法,使内涵道压比从4.30提高到6.61。工作温度的提高,加快了低压涡轮的转速,从而提高了风扇和低压压气机的压比。重新设计的离心式压气机将压比提高到3.89,使总压比从7.6提高到了13.75。此外,为了降低流量参数,F107-WR-100中按比例减小了涡轮叶展。在润滑系统设计中,将原4号和5号轴承腔的防护单级迷宫式密封改为严密的清洁径向石墨密封,降低了滑油消耗率。

在 F107-WR-100 的研制中,为保持 1 号轴承低温工作,曾试验过硅基油脂润滑以及允许风扇少量排气冷却轴承外环等方法,均不很满意。最后,取消与框架隔开的弹簧棒,轴承热量可以传到铝支承构件,再分散到第 1 级静子叶片上,结果解决了问题。为解决采用高压比离心压气机而出现的不平衡问题,重新设计了高压轴组件,加大燃烧室密封轴直径,以便允许组装时甩油盘能通过。新设计的涡轮盘为 IN100 铸件,用电子束焊在转子轴上。4 号轴承用渗氮轴表面作内环。轴组件、迷宫式密封件和甩油盘,相对于轴心易平衡,从而排除了高压轴振动问题。F107-WR-100 在飞行前额定功率试验时,高空试验发动机在 -54°C 下没有点火。立即改进点火器设计,用 16 根药柱替代原先的 4 根,以后的所有启动均无失败。

在 F107-WR-100 的基础上,威廉姆斯国际公司又发展了一系列型号,用于各类“战斧”巡航导弹。其中 F107-WR-101/104 用于波音公司研制的 AGM-86B/C 空射巡航导弹,F107-WR-400 则用于“战斧”陆射巡航导弹。F107-WR-102 还曾用于通用动力公司(General Dynamics Corporation)研制的 AGM 109H/L 型空面导弹。F107 的研究发展,拓宽了涡扇发动机在小尺寸飞行器方面的应用范围。美国军界还在研究论证将其用于低成本/高效率的小型教练机、专用机等一系列特殊应用。

F107-WR-101/102



F107-WR-101 涡轮风扇发动机

F107-WR-101 涡轮风扇发动机是美国“空射巡航导弹”(Air-Launched Cruise Missile——ALCM)AGM-86B 的动力装置,主承包商是美国威廉姆斯国际公司(Williams International Corporation)。

F107-WR-101 发动机是用于 AGM-86A 空射巡航导弹的 F107-WR-100 发动机的改进型。为满足 AGM-86B 有更大射程的要求,改进发动机的长度增至 1 232 mm,质量增至 63.9 kg。改用 JP-9 高密度人工合成碳氢燃料,具有密度大、挥发性好、热值高和冰点低等特点。发动机的全真空输油系统,既能保证稳定可靠供油,又可以使整个导弹重心保

持恒定。由于进一步降低了喷管排气温度,红外信号特征有明显降低。

F107-WR-101 属混合流排气、低涵道比涡轮风扇发动机。低压转子由 2 级轴流风扇和 2 级低压轴流压气机组成,均由 2 级轴流式低压涡轮驱动。高压转子由单级离心式压气机组成,由单级轴流涡轮驱动。环形燃烧室,旋转燃料喷射,独立的润滑系统。

F107-WR-101 于 1978 年 10 月进行鉴定试验,在 1979 年中完成 10 次样弹飞行。由于在 ALCM 的研制中,曾确定由通用动力公司康威尔分公司的 AGM-109 与波音公司的 AGM-86B 通过竞争选择,结果波音公司获胜。F107-WR-101 于 1981 年投产使用,1994 年的价格为每台 20 万美元至 23 万美元。

F107-WR-102 发动机是威廉姆斯国际公司在 F107-WR-100 基础上的另一改进型。1980 年 4 月,在美国国防部要求下,美国海军和空军决定联合将空射巡航导弹 AGM-109 改进成中程空面导弹(MRASM)AGM-109H/L,分别装备空军和海军,攻击机场和舰船目标。这两种型号都采用 F107-WR-102 发动机,后又改用特里达因 CAE 公司(Teledyne CAE Division of Teledyne Inc)的 J402-CA-401 发动机。因海军和空军对此计划目标的意见不一致,于 1983 年停止发展。

发动机主要性能与结构参数(F107-WR-101)

推力(额定)	kN	2.67	工作寿命	h	50
耗油率	kg/(daN·h)	0.61	贮存期	a	3
空气流量	kg/s	6.2	燃料		JP-9
总增压比		13.8	燃料质量	kg	600
涵道比		1	干质量	kg	63.9
推重比		4.5	总长	mm	1 232
涡轮前温度	℃	1 008	最大直径	mm	305

改进与发展

为满足巡航导弹增程和不同平台发射的要求,威廉姆斯公司在 F107-WR-101 的基础上又发展了 F107-WR-103/104 等型号。

F107-WR-103/104

F107-WR-103/104 涡轮风扇发动机是美国“常规空射巡航导弹”(Air-Launched Cruise Missile Conventional—ALCM-C)AGM-86C 的涡扇发动机,由美国威廉姆斯国际公司研制,是 F107-WR-101 发动机的改进型。为适应更高的涡轮进口温度,在涡轮段采用了新材料。此外,设计了新进气口,以减少在大攻角飞行时所产生的附加损失,压气机及涡轮转子叶片的气动性能也因为采用了新技术而大大改进。F107-WR-103 发动机使用了大量陶瓷涂层,而且还将使用陶瓷材料或金属/陶瓷复合材料涡轮转子。

F107-WR-103 发动机的额定推力达 4.5 kN,1994 年的单台价格为 28.5 万美元~29.5 万美元。

F107-WR-103/104 发动机的主要结构、系统和部件,均与 F107-WR-100 发动机相同。F107-WR-104 发动机是新的改进型,推力为 5.33 kN,可在不增加耗油率的情况下使推力增大 22%。该发动机于 1986 年开始研制,1987 年提供装弹样机,已装备改进型 AGM-86C 巡航导弹,1988 年投入生产,1991 年的沙漠风暴中首次使用。

F107-WR-400/401/402/450

F107-WR-400 涡轮风扇发动机是美国“战斧”(Tomahawk)对陆核攻击和常规攻击导弹(Tomahawk Land Attack Missile-Nuclear/Conventional—TLAM-N/C)BGM-109A/C 的主发动机,主承包商为美国威廉姆斯国际公司,发动机的公司编号为 WR 19-A7-10。

F107-WR-400 小型双轴低成本涡扇发动机是 F107-WR-100 的派生型,这两种型号基本通用。发动机总长增至 937 mm,最大直径相同,干质量增至 65.3 kg。燃料改用 RJ-4 或 JP-9,燃料箱内装有 556 kg 燃料。为了适应安装要求,在附件系统位置和尾喷管设计方面,F107-WR-400 发动机与 F107-WR-100 略有不同。另外,由于导弹从鱼雷管低空发射,故取消了发动机的点火补氧系统。

F107-WR-400 发动机于 1976 年 6 月 5 日首次装备在“战斧”导弹上,由 A-6A 飞机空中发射飞行成功。F107-WR-400 发动机的最大推力为 2.67 kN,巡航推力为 1.33 kN,发动机 1994 年的单台价格为 19.3 万美



F107-WR-400 涡轮风扇发动机

元~19.5 万美元。F107-WR-400 的改进型 F107-WR-402 发动机,推力增大 20%,耗油率降低 2%~3%,用来代替 F107-WR-400,已装备在“战斧”Block III 上,并于 1992 年 9 月 2 日在海军太平洋导弹试验中心首次发射试验成功,海军已决定将其选用为多用途发射平台的常规/核巡航导弹的发动机。另一种改型 F107-WR-450 发动机,已用作“战斧”BGM-109G(GLCM)陆射巡航导弹的主发动机,推力为 2.67 kN。为了提高“战斧”对陆攻击导弹(TLAM-N)BGM-109A 的射程,海军研究拟用 F107-WR-103 发动机,使最大推力增加到 3.74 kN。

F107-WR-401 发动机为 F107-WR-400 的另一改进型,又称 F107-WR-105。计划通过使用金属陶瓷涡轮、燃烧室、静子、喷管和薄壁构件,使发动机的推力增加到 6.22 kN,推重比超过 10。为减小质量,将采用石墨聚酰亚胺复合材料机匣、轴及压气机转子。该发动机可用以改装所有现在使用 F107 系列发动机的空射、海射和陆射巡航导弹。

F112-WR-100

F112-WR-100 涡轮风扇发动机是根据美国空军“先进技术巡航导弹”计划 PE63319 而研制的,承制单位为美国威廉姆斯国际公司。F112-WR-100 将被选作美国 AGM-129 先进巡航导弹的动力装置,公司编号为 F107-WR-14。

F112-WR-100 发动机的高性能是 AGM-129 导弹非常重要的技术问题之一,为此威廉姆斯公司研究了 A/B 两个改进型。F112-WR-100A 型具有一个经改进的一级风扇和低压涡轮,F112-WR-100B 型具有较高的涵道比,使用可冷却高压涡轮叶片。F112-WR-100 发动机具有低红外信号特性,采用复合材料零件,可使推力增加 35%,耗油率降低 5%。1992 年美国空军研究准备建立 F112 发动机的第二生产线。1994 年 F112-WR-100 的单台价格为 28.5 万美元至 29.5 万美元。

F121-WR-100

F121-WR-100 是美国威廉姆斯国际公司研制的目前最小的涡轮风扇发动机,用于美国空中发射巡航导弹 AGM-136。

F121-WR-100 发动机的额定推力为 0.67 kN,质量为 19 kg,最大直径为 211 mm,1994 年的单台价格为 2.0 万美元至 2.3 万美元。

战术导弹涡喷(扇)发动机

玛玻尔 2D(Marbore 2D)

“玛玻尔 2D”(Marbore 2D)涡轮喷气发动机是瑞典“尔布 08A”(“RB08A”)中程舰舰或岸舰两用反舰导弹的主发动机,也是法国 CT-20 靶机(弹)的发动机,主承包商是法国透博梅卡(Turbomec)公司。

“玛玻尔”发动机是 50 年代初期由该公司的派勒斯(Palas)发动机发展起来的。1954 年,“玛玻尔 2”进入了全面研制阶段,1957 年 7 月 18 日获得法国当局签发的合格证书,60 年代初即开始批生产,至 1979 年 9 月 1 日止,已交付的玛玻尔发动机达 4 353 台。在透博梅卡公司研制的燃气涡轮发动机中,

“玛玻尔”发动机应用最为广泛。它除外形干净、结构紧凑、长度短、刚性好之外,燃烧室结构最具特色。

美国编号 J69 小型涡喷发动机就是引自法国“玛玻尔 2”发动机的改型。J69 发动机的美国公司编号为 CAE352 和 CAE356。法国于 1981 年停止生产“玛玻尔”型发动机。



“玛玻尔 2D”发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力(起飞最大状态)	kN	3.92	涡轮前温度	℃	780
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.09	排 气 温 度	℃	650
总增压比		4.0	燃 料		AIR 3405(JP-1)
空气流量	kg/s	8.0	干 质 量	kg	156
推 重 比		2.55	总 长	mm	1 566
转 速	r/min	22 600	最大直径	mm	567

发动机系统

“玛玻尔 2”发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系统、支承系统等组成。

控制系统 机械式控制,自动启动和控制加速度。

燃油系统 1 台齿轮式燃油泵,油压 0.78 MPa,带调节器;燃油控制器带高度控制和加速度控制器。燃油靠离心力从轴上的旋转甩油盘周围的小孔供入燃烧室。

润滑系统 闭式循环润滑系统。整体滑油箱,单一齿轮泵供油,3 个回油泵回油,油压 274 kPa。滑油

规格 AIR 3512(矿物油)或 AIR 3518A(合成油)。

启动系统 24V 电启动机或压缩空气启动机。

点火系统 双点火线圈,2 个火炬点火器。

支承系统 前主轴承为深槽滚珠轴承,装于压气机叶轮前,后主轴承为一滚棒轴承。

发动机主要部件

“玛玻尔 2”发动机由进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等部件组成。

进气道 轻合金整体机匣,环形进气道,用螺栓连接在压气机机匣前面。

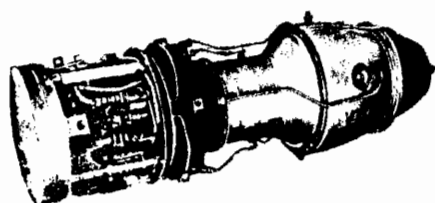
压气机 单级离心式压气机,整体轻合金机匣。单面进气叶轮由两块合金锻件机械加工后组成,装在钢轴上销钉定位。

燃烧室 环形燃烧室,内外整体机匣。燃油管从转子空心轴里通过,旋转甩油盘离心供油。燃油雾化质量好,与空气混合均匀,在一长度很短的燃烧室中获得了很高的燃烧效率:96%~98%。

涡轮 单级轴流式涡轮,整体机匣,钢质气冷导向叶片,轮盘与叶片为一体,轮盘用螺栓与鼓筒轴连在一起。

尾喷管 固定面积喷管,尾锥由 3 块径向支板支撑。

阿比佐 3B(Arbizon 3B)



“阿比佐 3B”发动机

“阿比佐 3B”(Arbizon 3B)涡轮喷气发动机是法国和意大利合作研制的“奥托马特”(Otomat I)反舰导弹的主发动机,主承包商是法国透博梅卡公司。“阿比佐”系列发动机于 1968 年开始研制,选用透博梅卡公司的“透默 3C”涡轴发动机的燃气发生器为核心机,经改型设计而成,1970 年~1971 年生产出两台原型机,称作 TR281,进行试飞。1972 年~1975 年间又生产 16 台“预生产型”机,称为“阿比佐 3A”,供装弹进行各种试验。1976 年开

始批产,产品称为“阿比佐 3B”,随后又发展为 B1 和 B2 型,1981 年又发展了“阿比佐 3C”型。至 80 年代中期,“阿比佐 3”型发动机月产量达 10 余台。截至 1993 年初,共生产了 1 038 台,价格为 14 万至 16 万美元(1993 年)。预计到 2002 年将累计达 1740 台。

发动机主要性能与结构参数

			3B1 型	3B2 型
推	力	kN		
	最大		3.92	4.04
	巡航		3.68	3.68
耗	油	kg/(daN·h)		
	最大		1.13	1.14
	巡航		1.06	1.06
空	气	kg/s	6.14	6.17

总 增 压 比		5.73	5.83
涡轮前温度	℃	980	1 010
转 速	r/min		
最 大		33 500	33 835
巡 航		32 900	32 900
连续工作时间	h	4.0	0.5
干 质 量	kg	118.5	118.5
最 大 直 径	mm	410	410
总 长	mm	1 440	1 440

发动机系统

“阿比佐 3B”涡轮喷气发动机由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等组成。

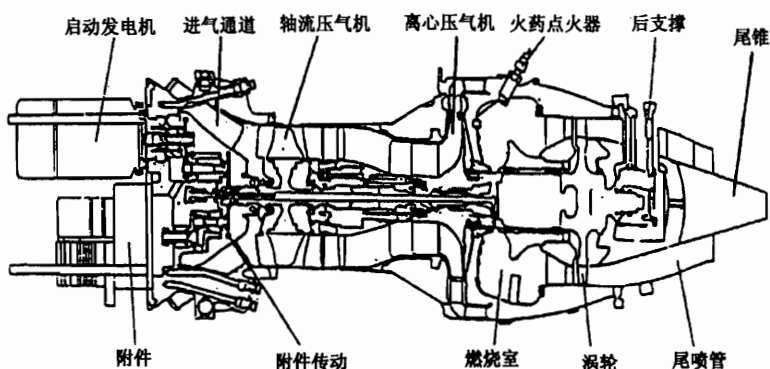
燃油系统 该系统由单向活门、油滤、齿轮泵(还包括压力控制阀)、转阀、慢车油门、速度限制箱、等压差机构、轴内油管等组件组成。

润滑系统 闭式循环润滑系统。由滑油箱、增压泵、回油泵等组成。自备滑油箱,与发动机一起

交付。油箱中的滑油经齿轮式增压泵直接供到前轴承和附件机匣、中轴承和后轴承等各个需要润滑的部分,进行冷却润滑。润滑完的滑油,用 3 个齿轮式回油泵将各部分机匣底部的滑油抽到油箱内。进气机匣与中间轴承滑油气体的排放通到油箱,后轴承的滑油气体则直接与大气相通。由于油箱外表面部分地暴露在大气中,所以没有滑油冷却器。

启动系统 电启动机启动。

点火系统 火药点火器。



“阿比佐 3B”发动机系统图

发动机主要部件

“阿比佐 3B”型涡轮喷气发动机主要由两级空气压缩机、一级涡轮、环形燃烧室和尾喷管组成,附件装在发动机头部中心锥体内。

附件机匣 附件机匣位于钟型进气通道的中部位。它包括启动发电机和一个专用前支架,支架上装有保证发动机工作必须的各种附件(带节流阀的燃料泵,速度调节器和滑油泵等)。这些附件由它后面的传动齿轮驱动,发动机转子再把转动传给这一组齿轮。另一组齿轮把启动发电机与发动机转子连接起来。

进气道 分成 4 瓣的钟形进气道。在进气机匣内部的“钟形”空间安置有附件传动齿轮,它的后面是轴流压气机的前轴承。

压气机 1 级轴流式和 1 级离心式压气机。轴流级由带叶片的整体加工成型的叶轮和后面的 2 级静子叶栅组成。轴流压气机转子的轴上有两个轴承,前轴承驱动附件,后轴承与离心级的轴相连。在这个轴上,用花键固定离心叶轮,其后端与涡轮轴连接。离心压气机出口为径向扩压器和轴向扩压器。压气

机转子为铝合金件。

燃烧室 环形直流离心甩油式燃烧室,位于涡轮机匣内。启动时燃烧室内的燃油被火药点火器点燃,也可使用电点火。

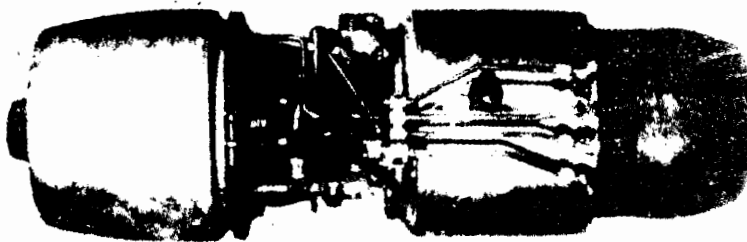
涡轮 单级轴流式涡轮。转子由涡轮和涡轮轴组成,轴与轮盘用端齿连接。涡轮由叶片和轮盘组成,轮盘为钢铸件。涡轮导向器是空心冷却的,冷却气由压气机引出。导向器叶片焊在两个同心环体上,外环体与涡轮外壳体相连。联合转子包括压气机转子和涡轮转子,有两个支点,前支点为一个滚珠轴承安装在挠性轴承座内;后支点为一个滚珠轴承安置在附加的后轴承座中,后轴承座借助于三条支臂连接在涡轮机匣的后法兰上。

尾喷管 尾喷管是一个形成排气通道的钣金组件,它包容了联合转子后轴承座组合件,尾喷管后部还有一个排气截锥体。

改进与发展

1981年发展的“阿比佐 3C”型发动机,具有快速启动能力的“炮式”启动系统,在 1983 年~1984 年间生产了 53 台。该发动机的性能指标与“阿比佐 3B1”型相同,质量增加 4 kg。80 年代末,又发展了“阿别佐 3D”型发动机,推力增大至 4.17 kN,具有 1 个数字调节系统和 1 个固体启动装置。1990 年开始试验,1991 年底首批飞行用原型机交付,预计 1995 年开始批产,首批生产 300 台,向法国和意大利各提供 150 台,用于反潜 MILAS 巡航导弹。

阿比佐 4(Arbizon 4)



“阿比佐 4”发动机

“阿比佐 4”(Arbizon 4)涡轮喷气发动机是法国 C22 高性能靶机(弹)的动力装置,由法国透博梅卡公司研制。

“阿比佐 4”发动机又称 TR350,于 1974 年开始研制。当时已生产了 5 台样机,电点火与火药点火方案也都做了试验,因法国微型涡轮发动机公司(Microturbo SA)

的 TRI 60 发动机和美国特里达因 CAE 公司(Teledyne CAE)的 J402 发动机相继问世,考虑到技术性能指标大致相同,透博梅卡公司停止了“阿比佐 4”发动机的研制。法国的 C22 靶机(弹)则选用了 TRI 60-2-071 发动机。后来,透博梅卡公司又继续了“阿比佐 4”的研制,拟用于改进的“奥托马特”或新型反舰导弹。80 年代初,“阿比佐 4”发动机用于中国台湾省的“雄风 2A/S”空舰和潜舰导弹。以色列贝特舍梅西公司又在“阿比佐 4”的基础上研制了“索莱克 4”弹用涡轮喷气发动机。

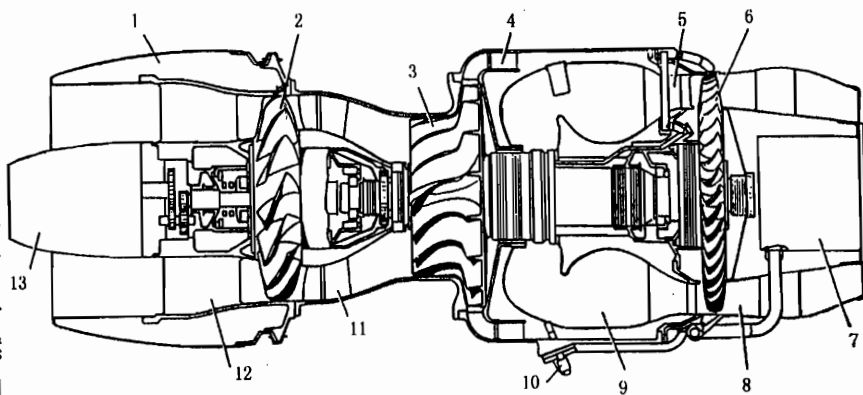
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	3.6	涡轮进口温度	℃	900
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.16	工 作 寿 命	h	30
空气流量	kg/s	5.6	干 质 量	kg	60

总增压比	5.6	最大直径	mm	330
推 重 比	6.0	总 长	mm	1 082

发动机系统

“阿比佐 4”发动机的转子由 1 级轴流压气机加 1 级离心压气机和 1 级涡轮组成,为双支点型。压气机和涡轮机均为整体浇铸。采用一种特别简单的调节器和输送系统向环形燃烧室喷油。轴承采用常规润滑,用 3 个滑油泵,由传动装置驱动。发动机采用炮式启动,火药点火器点火。

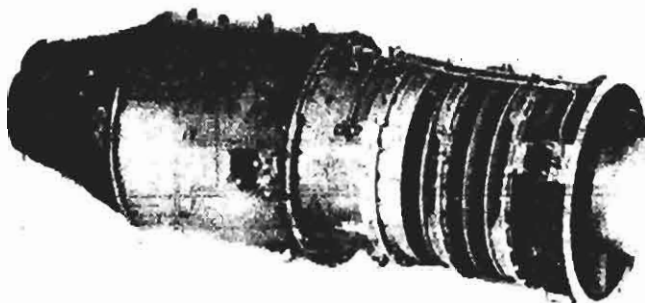


“阿比佐 4”发动机系统图

- 1—油箱 2—轴流压气机 3—离心压气机 4—扩压器 5—涡轮喷嘴导流片
6—涡轮 7—炮式启动器 8—排气管 9—燃烧室 10—点火器 11—静子
12—进气道外壳 13—燃油泵

TRI 60-1-067

TRI 60-1-067 涡轮喷气发动机是英国“海鹰”(Sea Eagle)P·3T 空舰导弹的小型涡喷发动机,由法国微型涡轮发动机公司(Microturbo SA)。研制生产。



TRI 60 发动机

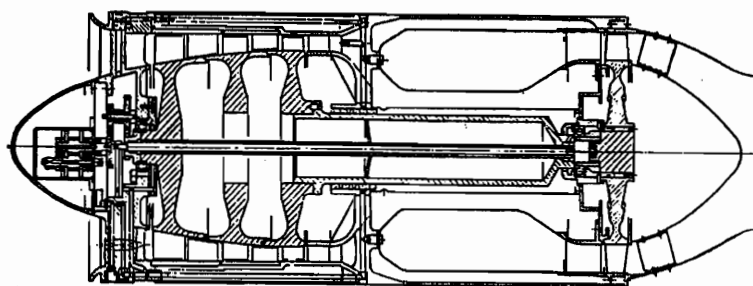
TRI 60-1-067 发动机为 TRI 60 系列中的初期型。原型机 TRI 60 是一种简单的单轴无外涵涡轮喷气发动机,它的特点为:结构十分简单,质量轻(仅 45 kg),迎风面积与尺寸小;耐进气畸变能力较强;成本低;具备多种启动方式,特别适合于风车启动;有多种操纵和控制方式;飞行包线宽;可靠性高和维修要求少。TRI 60 是法国微型涡轮公司在 70 年代中期以后为小型飞机、无人驾驶靶机(弹)和导弹研制的小型涡轮喷气发动机,设计要求为费用最低和无需维修或翻修。1974 年 6 月第 1 台验证机开始台架试验,推力达 3.0 kN,以后发展成 TRI 60-1 和 TRI 60-2 型,推力分别达到 3.5 kN 与 3.7 kN。这两种类型的发动机均已投入批产,应用于多种型号上,到 1981 年底生产了约 320 台,1982 年的单台价格为 9 万美元。TRI 60 在国外有较广阔的市场,截至 1993 年底已生产各种类型的 TRI 60 发动机 2 543 台,1993 年各型 TRI 60 发动机的单台价格在 8.0 万至 9.5 万美元之间。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	转 速	r/min	29 500
台架推力	2.94	推 重 比		6.6
最大推力	3.50	工作寿命	h	20

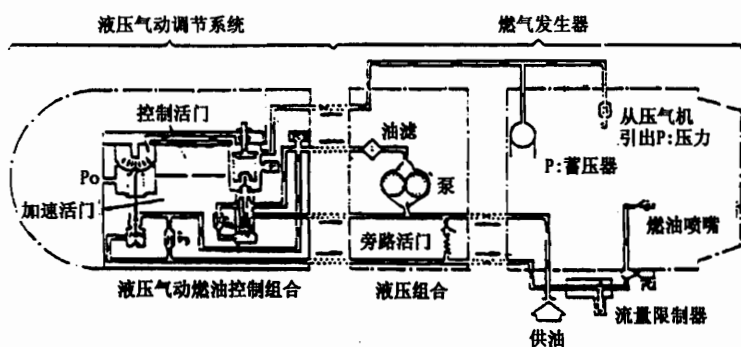
耗油率	kg/(daN·h)	1.27	干质量	kg	52.7
总增压比		3.72	最大直径	mm	330
空气流量	kg/s	5.84	总长	mm	749
涡轮前温度	℃	930	(不带尾喷管及整流罩)		

发动机系统



TRI 60 发动机剖视图

调节过程中没有用实际转速作为调节参量,是一个开环系统。



液压气动控制系统图

系统组成 TRI 60-1-067 涡轮喷气发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统组成。

控制系统 液压气动式调节系统,装在发动机的鼻锥内,由启动控制程序和等压差机构两部分组成。它保证了在启动时转速很快地加上去,而在稳定工作时喷油环前后的压差恒定。该系统在

燃油系统 包括弹上增压的整体式燃油箱,以及燃油开启阀门,由发动机转子经减速器带转的齿轮泵,油滤和燃油控制器等。

润滑系统 闭式循环、润滑系统。

启动系统 地面用压缩空气启动,弹上用冲压空气启动。

点火系统 2个固体火药点火器点火,或用高能电点火系统点火。

工作原理 空中飞行时,先抛掉发动机进气口盖,发动机处于风车状态,使转子旋转;地面试验时,用压缩空气经启动涡轮带动发动机转子旋转。此时向燃烧室喷入燃油(空气流量的 1.5% 用来驱动燃油泵,打开燃油阀),由两个小型点火药柱(或高能电点火器)点火,5 s ~ 10 s 内可产生推力。

发动机主要部件

TRI 60-1-067 发动机的燃气发生器由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等部件组成。

进气道 环形进气道。带进气锥。

压气机 3 级轴流式。安装在具有迷宫式密封装置的前后轴承之间。

燃烧室 环形轴流式。有 12 个喷嘴和固体火药点火装置(或高能电火花点火装置)。

涡轮 单级轴流式。悬臂安装在中段机匣的后轴承后面。

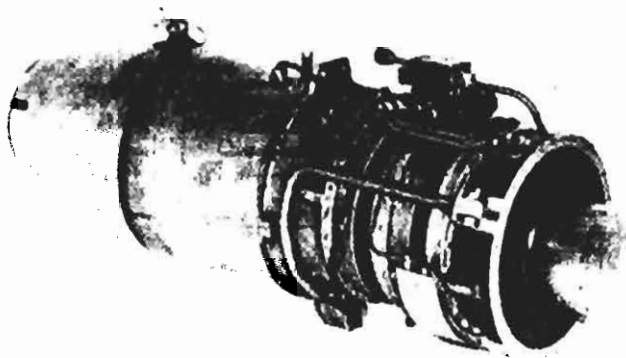
喷管 简单收敛式。

改进与发展

法国微型涡轮发动机公司在 TRI 60 系列发动机研制中,除初期型 TRI 60-1-067 外,还发展了 TRI 60-2 型。这种型号中除有气动液压式燃油控制系统,还发展了连续控制的电子控制系统,油门完全可调。为满足各种不同无人驾驶飞行器(靶机、靶弹、导弹等)的不同要求,发展的型号有:TRI 60-2-071, TRI 60-2-074, TRI 60-2-077, 分别用于法国的“C22”靶弹,美国 MQM-107B 变速无人驾驶机和瑞典“RBS-15M(CD)”舰(岸)舰导弹,还发展了 TRI 60-2-080, TRI 60-2-088, TRI 60-2-089 的工程应用,以适用于印度 ADE-PTA 靶机,美国 NV 144 靶机和瑞典的“RBS-15F”导弹。在此基础上,还研制发展了 TRI 60-3, TRI 60-5 和 TRI 80 等型号发动机。

TRI 60-2

TRI 60-2 涡轮喷气发动机是瑞典“尔布斯 15”(RBS 15)多用途反舰导弹的小型涡喷发动机,由法国微型涡轮发动机公司研制生产。在 TRI 60-2 型小涡喷发动机中,TRI 60-2-077 用作瑞典“尔布斯 15M/CD”(RBS 15M/CD)舰舰/岸舰导弹的发动机; TRI 60-2-089 则用作瑞典“尔布斯 15F”(RBS 15F)空舰导弹的发动机; TRI 60-2-071 用作法国 C22 变速无人驾驶靶机(供 Aster 导弹用靶弹)的发动机; TRI 60-2-074 则用作美国 MQM-



TRI 60-2 发动机

107A/B 变速无人驾驶靶机的发动机。TRI 60-2 型发动机,其推力达 3.70kN,高于原有机型 TRI 60 和 TRI 60-1-067 的性能,且可采用气动液压式供油调节装置和连续控制的电子控制系统,油门完全可调。

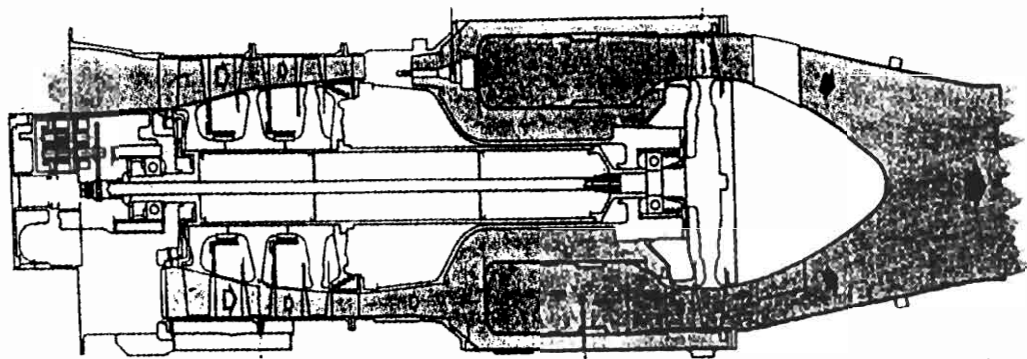
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	3.70	推 重 比		6.5
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.28	工作寿命	h	20
转 速	r/min	29 500	干 质 量	kg	57
总增压比		3.78	最大直径	mm	330
空气流量	kg/s	6.18	总 长(不带		
涡轮前温度	℃	1 010	尾喷管和整流罩)	mm	749

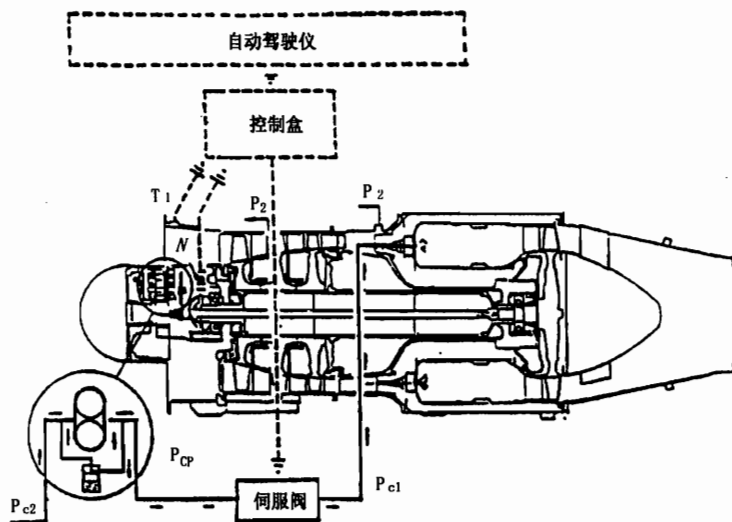
发动机系统

系统组成 TRI 60-2 发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等组成。

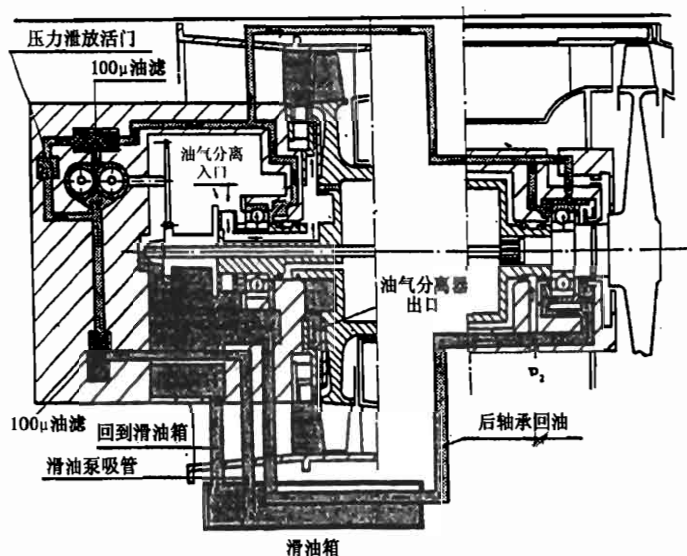
控制系统 TRI 60-2 发动机有两种燃油调节控制系统,一种是气动液压调节系统,能保证喷嘴前后



TRI 60 发动机剖示流程图



电子调节系统



TRI 60-2 发动机润滑系统

有一个恒定的压差使供油量不变,适用于需要有恒定推力、低高度飞行的飞行器,如空舰、舰舰掠海飞行的导弹(见 TRI 60-1-067 发动机部分)。另一种为连续控制的电子调节系统,可使导弹的空速恒定。该系统有两个控制盒,一个是飞行控制盒(P/N 017-32),用来调节发动机转速;另一个是地面控制盒(P/N 071-06),装在发射架上,进行启动的辅助控制,如空气启动活门和点火器等,也可以在启动失败后提供第二次“干”启动。

电子调节系统根据自动驾驶仪输入的程序,控制发动机从慢车到最大状态之间的转速。飞行控制盒内的模拟计算机按指令控制燃油调节阀,调节输入发动机的燃油流量。

燃油系统 它由加压油箱、油泵、高压油滤、燃油通断活门、燃油管路和燃油调节器等组件组成。加压油箱的压力超过 100 kPa,连接在发动机主轴前端减速器上的齿轮泵,将燃油升压。增压后的燃油经高压油滤,保证 10 μm 的绝对有效过滤,通过燃油调节系统向燃烧室喷油环供油。燃料为 JP-5。

润滑系统 闭式循环润滑系统。各种类型的 TRI 60-2 发动机都具有同样的润滑系统。该系统由滑油泵、高压油滤、

低压油滤、限压活门等附件组成,装在液压附件中。齿轮式油泵连接在主轴前端的减速器上,由发动机转子驱动运转。加压后的滑油经高压油滤,被输送到前、后主轴承进行冷却润滑。工作后的滑油与气体的

混合物,经安在主轴前面的油气分离器,将气体分离出,并经第1级压气机转子前端缝隙排到发动机中,剩下的滑油回到外部油箱。在飞行时间不超过15 min时,可以不用外部滑油箱,进气机匣下部腔体可以作贮油池用。滑油消耗率最大约200 mL/h。

启动系统 TRI 60-2 发动机有三种启动方式,可以根据飞行器的特点任选一种。所有 TRI 60-2 发动机的燃气发生器都装有1个冲动式涡轮。

(1)压缩空气驱动转子,电火花点火启动。这种方式适合于地面发射的靶机,也可以用地面试车台上。工作过程为:地面气源把压缩空气送到进气机匣的径向涡轮喷嘴,吹动第1级压气机上的冲动式涡轮,使整个转子旋转起来,约25 s内可达到空载转速,然后由火花塞点火。

(2)风车驱动转子,电火花点火启动。这种方式适合于飞机投放、 Ma 数不大于0.5的飞行器。

(3)风车驱动转子,烟火点火器点火启动。这种方式适合于飞机或地面发射的导弹。当 Ma 数大于0.5时,必须使用烟火点火器。

点火系统 高能点火器或烟火点火器,后者带有防射频干扰的滤波器。

工作原理 空中启动时,弹射掉进气口帽罩,迎面风吹动转子,同时打开燃油通断活门。若用电子调节系统,同时还要启动飞行控制盒。当飞行 Ma 数大于0.7时,在1.5 s时达到可以点火燃烧的转速,两个烟火点火器点燃,5 s内即可达到发动机最大转速的90%。发动机工作时,由涡轮带动压气机旋转,将进入发动机的空气增压,输送到燃烧室与喷入的燃油掺混燃烧。燃气在涡轮内膨胀作功,提供驱动压气机和有关附件所需的轴功率。随着增加供油量,发动机转速随之加快,控制系统按加速所需供油规律进行调节,保持供油量增加与空气流量的增加相适应。

发动机主要部件

TRI 60-2 发动机由进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等主要部件组成。

进气道 带中心锥的环形进气道,位于燃气发生器的最前端。在进气机匣中心部分装有主轴的前轴承、燃油滑油泵组与其他附件。中心部分与外壳靠3根空心支板相连接,燃油管、滑油管、冷气管、电线电缆、磁性转速计探头分别通过这3个支板。

压气机 3级轴流式。安装在具有迷宫式密封装置的前后轴承之间。环形静子机匣中间可拆卸,机匣内有3排整体式压气机静子叶片。在机匣外部的“细腰”(压气机外径在整个燃气发生器中最小)上,贴装了1个弧形的滑油箱。3级轴流压气机转子材料为锻铝合金,仿型(或数控)铣出气动叶型。第1级转子前端安装1个供压缩空气启动用的冲动式涡轮。

燃烧室 由环形燃烧室和外壳机匣组成。外壳的直径是燃气发生器的最大直径。在环形燃烧室前的中段机匣前部,装有带12个喷嘴的喷嘴环。

涡轮 单级轴流式,由单级涡轮转子和涡轮进口导向器组成。涡轮采用整体式精铸工艺加工成型,通过主轴驱动压气机转子旋转。主轴分5段由电子束焊接,主轴中间还套有1根防冲击载荷的细芯轴,穿过3级压气机转子,紧固发动机转子并带动进气机匣中的附件。

尾喷管 简单收敛式。

TRI 60-3

TRI 60-3 涡轮喷气发动机是用作法国 BQM-126 靶弹(机)的小型发动机,由法国微型涡轮发动机公司研制。TRI 60-3 型发动机系由 TRI 60-2 发动机发展而来,尺寸与结构同 TRI 60-2 发动机相类似,推力和推

重比略有增大。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	4.0	涡轮前温度	℃	1 010
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.20	干 质 量	kg	57
推 重 比		8.68	最 大 直 径	mm	330
空气流量	kg/s	5.6	总 长	mm	757
总增压比		4			

TRI 60-5

TRI 60-5 涡轮喷气发动机是 TRI 60 系列中的一种新型号,由法国微型涡轮发动机公司研制。该发动机可用于导弹和无人驾驶飞行器,目前的应用不明。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		空气流量	kg/s	6.7
最 大		4.20	总增压比		4.19
巡 航		3.50	转 速	r/min	29 500
耗 油 率	kg/(daN·h)				
最 大		1.32			
巡 航		1.25			

TRI 60-30

TRI 60-30 涡轮喷气发动机是法国的一种具有隐形模块式空对地功能的“阿帕奇反机场型”导弹(APACHE-AP)和“阿帕奇反永久设施型”导弹(APA-CHE-AI)的发动机。由法国微型涡轮发动机公司研制。与原型机 TRI 60 相比,TRI 60-30 的推力增加了 57%,耗油率也明显下降,而尺寸与结构则类似于 TRI 60-2,采用了 3 级轴流压气机和单级涡轮。1993 年 5 月,TRI 60-30 发动机在法国的伊斯特勒飞行试验中心进行了首次飞行试验,发动机安装在该试验中心的 Alpha Jet EI 飞机左翼下的发动机舱内,取得了预想的试验结果。1994 年进行空射试验,计划 1996 年在幻影 2000D 上进行鉴定试验,1997 年投入批产。

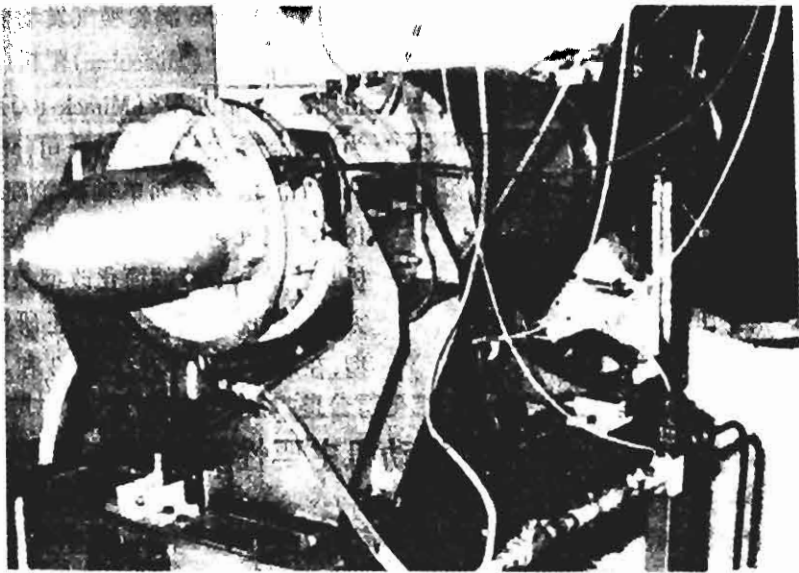
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总增压比		
$Ma = 0.85$ 状态		5.93	$Ma = 0.85$ 状态		5.53
静止状态		4.64	静止状态		5.58
耗 油 率	kg/(daN·h)		干 质 量	kg	59

$Ma = 0.85$ 状态	1.58	最大直径	mm	343
静止状态	1.04			
空气流量	kg/s			
$Ma = 0.85$ 状态	12.12			
静止状态	8.08			

TRI 80

TRI 80 涡轮喷气发动机是一个发展中的型号,将用作新型靶机和战术导弹的动力装置,由法国微型涡轮发动机公司研制。TRI 80 是在 TRI 60 的基础上发展而来的,增加了 1 级轴流压气机,增大了空气流量,静推力由 3.50 kN ~ 3.70 kN 增加到 5.0 kN。TRI 80 发动机的耐进气畸变能力强,有特别优异的风车启动特性,工作范围宽广,可靠性高,成本低。燃气发生器长 820 mm,净质量 52.2 kg。TRI 80-1 型发动机于 1986 年进行地面试验,1987 年进行飞行试验。



TRI 80 发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	空气流量	kg/s	8.1
最大状态	5.35	总增压比		4.6
静 推 力	5.00	推 重 比		8.4
耗 油 率	kg/(daN·h)	干 质 量	kg	60
起飞,在 5.00 kN 时	1.20	最大直径	mm	330
巡航,在 3.70 kN 时	1.16	总 长(含头罩和尾喷管)	mm	1 330

发动机主要部件

TRI 80 发动机由进气部分、压气机、中段燃烧室、涡轮及喷管等主要部件组成。

进气部分 环形带中心锥进气道。中间装有转子主轴承和包含燃油和滑油泵在内的附件组及其附件。4 根中空径向支杆为燃油、滑油和启动空气提供通道,并为导线、电缆和转速计传感电磁头提供通

道。

压气机 4级轴流式。装在分开的圆机匣内,机匣带有4个整体静叶环。

中段 装有后轴承组合件,以及带12个喷嘴的主燃油总管。

燃烧室 由环形火焰筒和外机匣组成。

涡轮 由带导向器的单级轴流涡轮组成,它通过主轴驱动压气机,主轴与涡轮连接。

喷管 简单收敛式。

TRS 18-056/076



TRS 18-056 涡喷发动机

TRS 18-056 涡轮喷气发动机是法国玛特拉公司(Matra SA)单发“米索巴克”(Mitsoubac)靶机(弹)的动力装置,TRS 18-076 发动机则是“奎宿九星”(Mirach-100)靶机(弹)的动力装置,主承包商为法国微型涡轮发动机公司(Microturbo SA)。

TRS 18 型系列单轴涡轮喷气发动机中,早期生产型为 TRS 18-046,1976 年 5 月获美国颁发的型号合格证。TRS 18-056 发动机是 TRS 18-046 的简化改型;TRS-076 型则是在 TRS 18-046 型增大推力后的改型。此外,还研制发展了 TRS 18-1/2 及 TJA 24-1 型,在研的型号还有 TRB 13 和 TRB 18。

发动机主要性能与结构参数

		056 型	076 型
推 力			
起飞和最大连续	kN	0.98	1.13
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.295	—
推 重 比		—	3.12
涡轮前温度	℃	746	746
转 速	r/min	45 000	—
干 质 量	kg	—	37
最大直径	mm	—	306
总 长	mm	600	600

发动机系统

TRS 18 发动机的设计特点为单元体结构。发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动点火系统和支承系统组成。

控制系统 电子式控制,有自动系统和工作过程控制。

燃油系统 燃油泵是电动的。关车时有两套独立系统切断燃油:一套为瞬时作动的断油活门;另一套从燃油箱中释放燃气压力。

润滑系统 闭式滑油系统。滑油箱、浸入式滑油泵和倒飞装置位于压气机匣的下部。滑油箱容积为 0.8 L。

启动点火系统 1台28V,60W的直流启动发电机位于齿轮箱之前,用压气机进口空气冷却。启动方式为气瓶压缩空气冲击启动或飞行中风车启动。点火塞点火。

支承系统 两个滚珠轴承,装在主框架内位于压气机和涡轮之间,支承转子组件。

发动机主要部件

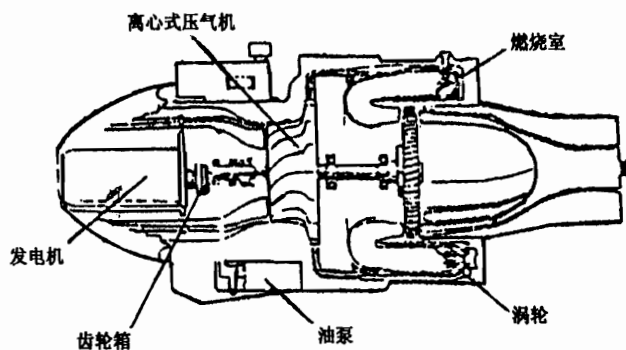
TRS 18系列发动机的主要部件有进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等。

进气道 带滤网的环形进气口。

压气机 单级离心式。

燃烧室 折流环形燃烧室。采用10个溢流式喷嘴。

涡轮 单级轴流式。



TRS 18 涡轮喷气发动机结构

TFA 66

TFA 66 双涵道涡轮喷气发动机,由法国微型涡轮发动机公司研制,准备用于750 km左右航程的飞行器或导弹,介于战术与战略巡航导弹的航程之间。

TFA 66 带有回流环形燃烧室,低压部分为 TRI 60 发动机的两级轴流压气机,高压部分则选用了 TRS 发动机的离心级。最大推力为3.5 kN时的耗油率为0.89 kg/(daN·h),介于涡喷发动机耗油率与涡扇发动机耗油率之间,以占领小涡喷与小涡扇这两种发动机之间的空档。为了使流量匹配,估计 TRI 60 压气机去掉一级后的流量为3.2 kg/s~3.4 kg/s,以实现涵道比0.58的需求。

发动机主要性能与结构参数

推 力(最大静推力)	kN	3.45	干 质 量	kg	85
耗 油 率	kg/(daN·h)	0.93	总 长	mm	1 000
空气流量	kg/s	6.7	最大直径	mm	350

索莱克 4(Sorek 4)

“索莱克 4”(Sorek 4,也称“桑克 4”)单转子短寿命涡轮喷气发动机,是以色列“迦伯列 4”(Gabriel 4)反舰导弹的主发动机,主承包商为以色列的贝特-舍梅西发动机公司(Bet-Shemesh Engines Ltd.,简称 BSEL)。这是以色列唯一的航空发动机公司,与法国的透博梅卡公司合资经营。“索莱克 4”发动机是该公司在“瓦玻尔 4”及“阿比佐 4”的基础上,为用于巡航导弹和无人驾驶飞行器而研制的。

“索莱克 4”发动机设计简单,具有很高的单位迎面推力,能在宽广的飞行包线内可靠地工作。在长

的贮存期内基本上不需要维修,有很好的抗腐蚀性。“索莱克 4”发动机于 1983 年首次在巴黎航展上露面,至 1992 年已生产 200 台,销售价格为 12.5 万至 13 万美元(1992 年)。但由于“迦伯列 4”导弹计划突然取消,该发动机正寻找新的用途。

发动机主要性能与结构参数

推 力(最大)	kN	3.6	工作寿命	h	13
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.25	干 质 量	kg	60
空气流量	kg/s	5.5	总 长	mm	1 014
推 重 比		6.12	最大直径	mm	330
总增压比		5.8			

发动机系统

“索莱克 4”发动机自备组件系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等。

控制系统 数字式电子控制系统。控制系统与发动机为一整体,带有机内自检测设备,可提供自动控制、推力监控和保护。

燃油系统 燃油泵于头锥内,由压气机轴通过 2 级减速齿轮驱动。

点火系统 火药点火器点火。

发动机主要部件

“索莱克 4”发动机的主要部件有:进气装置、压气机、燃烧室、涡轮、喷管和附件等。

压气机 1 级轴流式压气机加 1 级离心式压气机。材料估计为 17-4PH 不锈钢铸件。转速 41 000 r/min ~ 43 000 r/min。

燃烧室 环形燃烧室,甩油盘喷油。机匣材料为 IN 718,火焰筒材料为 N 155。

涡轮 单级轴流式。整体铸造转子,材料为 IN 718。导向器也是整体铸造,材料为镍基合金。

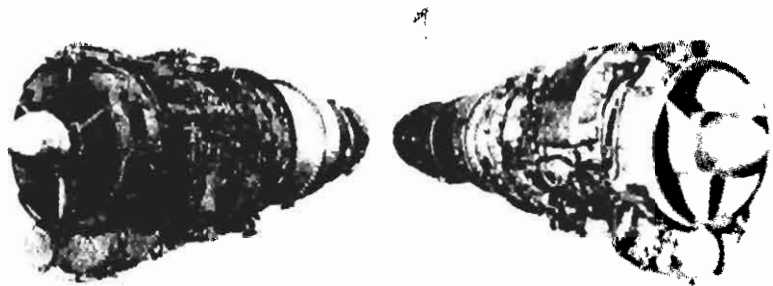
附件 交流发电机与压气机的轴为一整体,位于 1 号滚珠轴承和进气支板后部。

TJM 2/3

TJM 2 涡轮喷气发动机是日本“90 式”SSM-1B 舰舰导弹和“91 式”ASM-1C,“93 式”ASM-2 空舰导弹的小涡喷发动机。由日本三菱重工业公司(Mitsubishi Heavy Industries Ltd.)开发研制。TJM 2/3 发动机的推力范围为 1.5 kN ~ 2.0 kN, TJM 2 的质量为 38.55 kg, TJM 3 为 45.0 kg。首台原型机于 1979 年研制成功并投入试验,随后的 3 年又有 8 台投入试验。1988 财年装 TJM 2 的 SSM-1 导弹开始生产。1991 年底至 1992 年 1 月,装有 TJM2 的 ASM-2 空舰导弹飞行试验成功。TJM 3 还用于富士 J/AQM-1 巡航导弹。截止到 1993 年,已生产这两种发动机 804 台,价格分别为 8.0 万美元和 9.0 万至 9.1 万美元,预计到 2002 年将再生产 1 752 台。

目前,三菱重工业公司正在研制一种推力为 3.5 kN ~ 4.5 kN 的 TJM 4 发动机,用于一种先进的隐身巡航导弹。

威派尔(Viper)



威派尔 500 系涡喷发动机

“威派尔”(Viper)涡轮喷气发动机是英国与澳大利亚合作研制的“金迪维克”靶机用发动机,主承包商为英国罗尔斯·罗伊斯公司(Rolls-RoycePLC)布里斯托尔分部。

1948年初,英国与澳大利亚决定合作研制一种靶机,用于发展远程导弹。英国决定由当时的阿姆斯特朗·西德利公司研制一次使用的“威派尔”发动机作为该靶机的动力装置。1951年首台“威派尔”开始运转,1952年用于“金迪维克”靶机,次年“威派尔”发动机投入生产。

“威派尔”发动机有一系列型号。第一种“威派尔”发动机编号为A.S.V.1(推力4.66 kN),1953年A.S.V.3进行了150 h的定型试验,随后又发展了“长寿命”型。1955年以后在A.S.V.8基础上增大空气流量,发展出A.S.V.11(即“威派尔11”)。在A.S.V.11的压气机前增加零级(由7级变为8级),使增压比和空气流量分别提高30%和20%后,成为“威派尔500”系列。“威派尔11/21”和“威派尔500”发动机曾用于“金迪维克”MK 4A和MK 5靶机。目前,“威派尔500”系列及该系列以前的各型“威派尔”发动机已不再生产。

发动机主要性能与结构参数(威派尔 11)

推 力	kN	11.12	涡轮进口温度	℃	830
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.09	干 质 量	kg	281
推 重 比		4.03	总 长	mm	1 626
空气流量	kg/s	20	最 大 直 径	mm	622

J 33-A-37

J33-A-37 涡轮喷气发动机是美国“斗牛士”(Matador)TM-61A/C 地地战术巡航导弹的主发动机,主承包商是美国艾利逊公司。“斗牛士”导弹于1946年开始研制,1954年投产并装备部队,1959年开始退役。导弹尾部下方装1台锡奥科尔公司研制的固体火箭助推发动机,发动机舱内装1台J33-A-37,腹部有发动机进气口。

J33-A-37 涡轮喷气发动机采用1级离心式压气机,压比4.4,单管燃烧室,1级涡轮,JP-4标准煤油燃料。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总 增 压 比		4.4
最大(转速 11 750r/min)		20.45	滑油消耗量	kg/h	1.0
巡航(转速 11250r/min)		1.16	推 重 比		2.6
耗油率	kg/(daN·h)		工 作 寿 命	h	10
最 大		17.35	干 质 量	kg	826
巡 航		1.14	总 长	mm	2 692
空气流量	kg/s	39	最大直径	mm	1 320

J 33-A-41

J 33-A-41 涡轮喷气发动机是美国“马斯”(Mace)TM-76 战术地地巡航导弹的主发动机,主承包商是美国艾利逊公司。J 33-A-41 是在 J 33-A-37 的基础上研制而成的,额定推力增大 9.5%。“马斯”导弹由“斗牛士”TM-61B 发展而来,1954 年开始研制,1957 年冬开始生产,1958 年装备部队,60 年代末退役。“马斯”导弹的助推器是锡奥科尔公司研制的、推力为 445 kN 的固体火箭发动机。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		涡轮前温度	℃	865
最大(转速 12 150 r/min)		23.4	排气温度	℃	685
巡航(转速 11 500 r/min)		19.0	推 重 比		2.94
耗 油 率	kg/(daN·h)		转 速	r/min	11 750
最 大		1.19	干 质 量	kg	813
巡 航		1.16	总 长	mm	3 965
空气流量	kg/s	41	最大直径	mm	1 250
总增压比		4.35			

发动机系统

J 33-A-41 涡轮喷气发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统和启动点火系统等组成。

控制系统 液压式控制,包括自动启动及加速控制器。

燃油系统 单油路式。1 个 2P-739-FA 单燃油泵,油压 3.43 MPa。装有转速调节器,高空补偿器,节油活门、减压活门和回油活门的 TJ-A3 速度密度燃油控制器,燃油滤清器。燃油为 JP-4。

润滑系统 循环式。齿轮式油泵,油压为 265 kPa。滑油规格:38℃时的运动粘度为 10 mm²/s,滑油消耗量为 1.0 kg/h。

启动点火系统 Delco A-8580 启动机。在导弹发射台上有 B-5 启动燃油控制器,G.L.A. 高电能点火装置和液压泵。

发动机主要部件

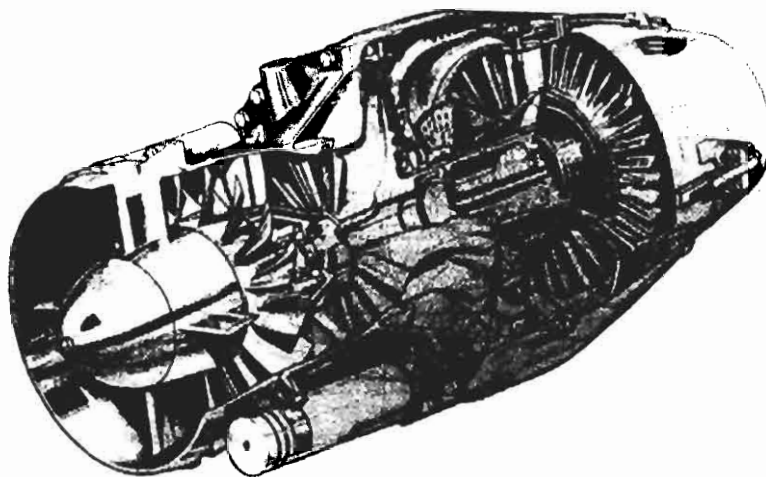
压气机 1级离心式, 镁合金机匣。双面进气的铝合金叶轮, 扩散器有 14 个切向分气管。叶轮轴支撑在 1 个滚珠止推轴承及 1 个滚棒轴承上, 并与涡轮轴相连接。

燃烧室 由 14 个锥形火焰筒组成, 为单管燃烧室。奇木根“17-22-A”(S)合金钢外套, SAE 4130 钢制火焰筒, 顺流喷油。电火花点火。

涡轮 单级轴流式。钢制外环, 内装 49 个司太立合金铸造的导向叶片。ES-73030 合金制气冷式涡轮盘与轴焊成一体, 盘上嵌入 54 个 GMR-235 或 S-816 合金制叶片。涡轮轴承支撑在 1 个滚珠轴承和一个中轴承上。

J 402-CA-400

J 402-CA-400 单轴涡轮喷气发动机是美国“捕鲸叉”(Harpoon)反舰导弹系列(空舰 AGM-84A, 舰舰 RGM-84A, 潜舰 UGM-84A)的主发动机, 也用作美国巡航导弹“战斧”(Tomahawk)中潜(舰)舰型(TASM) BGM-109B 的主发动机, 主承包商为美国的特里达因 CAE 公司。J 402-CA-400 发动机的公司编号为 CAE 370。



J 402-CA-400 涡轮喷气发动机

J402 发动机是特里达因 CAE 公司(Teledyne CAE Division)为巡航导弹和靶机(弹)研

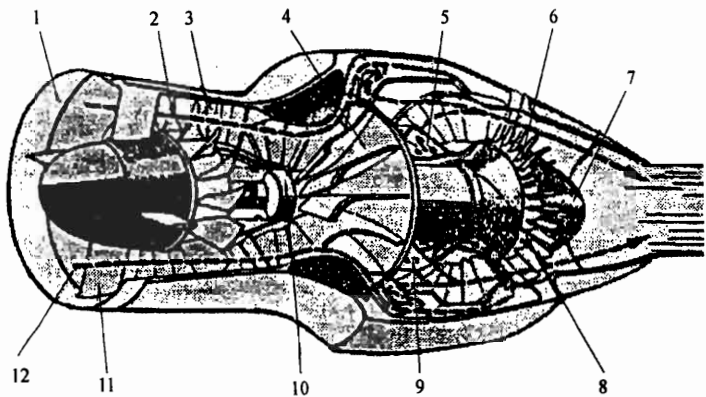
制的一次使用涡喷发动机, 基本上是该公司早期型号 J 69 的缩尺寸型, 采用了大量新设计的整体铸件。全部叶型、气流通道均浇铸至最终尺寸, 除支承面、转子顶端控制间隙的表面外, 无需再机械加工和抛光。转子零件数由 J 69 的 149 件减少为只有 16 件。轴承采用盛油器滴定润滑(滚珠轴承)和润滑脂填充润滑(滚棒轴承), 代替 J 69 所采用的循环润滑。J 402 发动机具有迎风面积小、部件和附件装配紧凑、可靠性高、成本低等特点。发动机采用 JP-5 燃料, 贮存期 5 年。

1971 年初, 在接受海军航空系统司令部研制低成本、亚声速巡航用涡喷发动机合同后, 加雷特公司和特里达因公司分别制造了 ETJ-331-1 型和 J402-CA-400 型验证机。竞争的结果, J402 方案中选, 于 1972 年 6 月签订正式发展 J 402-CA-400 的合同, 并获 1 000 万美元的追加拨款。同年 10 月, 该发动机即装弹试飞。1974 年, J 402-CA-400 被选定为美国海军“舰载巡航导弹”SLCM 战术型的主发动机。1977 年起, 该发动机装“捕鲸叉”导弹服役。现在已有 23 个国家拥有“捕鲸叉”导弹。到 1991 年, J 402-CA-400 的累计生产量估计达 6 000 台。1980 年的销售价格大约为每台 1.8 万至 2.3 万美元, 1993 年的单台销售价格为 6.0 万至 6.3 万美元。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		推 重 比	6.6
最 大	2.94		工作寿命	h
巡 航	2.09		转 速	r/min
耗 油 率	kg/(daN·h)		最 大	41 200
最 大	1.224		巡 航	37 750
巡 航	1.152		燃 料	JP-5
空气流量	kg/s	4.35	干 质 量	kg
总增压比		5.6	总 长	mm
涡轮前温度	℃	1 037	最大直径	mm
排气温度	℃	843		318

发动机系统



J402-CA-400 发动机流程图

1—发动机进气口 2—轴流式压气机 3—导流片 4—离心式压气机
5—环形燃烧室 6—涡轮 7—燃料泵 8—滑脂润滑的滚珠轴承
9—烟火点火器 10—自主油池润滑的前轴承 11—进气口支板
12—表示气流在发动机中的流程

系统组成 J402-CA-400 发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统和点火系统等组成。

控制系统 J402 采用电子燃油控制系统,以取代 J69 的液压控制装置。用一台电子计算机和一个电驱动的限油阀门,自动按程序调节燃油流量,电子计算机完成发动机启动、加速、稳态控制(最大推力和巡航推力)的全部计算要求。

燃油系统 采用一台直接驱动的离心燃油泵装在发动机尾锥内,取代 J69 的低速齿轮泵。燃油泵直接由发动机转子轴带动,燃油流量用一电动针形量油阀门控制。

润滑系统 滑油系统自身密封,并不循环。推力轴承支在前机匣,用合成润滑油润滑,滚棒轴承支在后端,用油脂润滑。前止推轴承承受较大载荷,故采用简单的闭式润滑系统,由一个叶轮泵在发动机整个飞行包线内向主轴承循环供油。前推力轴承直接将热传至铝制进气机匣,再传递给进口气流。后轴承用压气机出口空气冷却,使轴承工作温度稳定在 320℃左右。

启动系统 烟火药燃气发生器启动,以燃气流冲击离心压气机叶轮,使转子的转速达到最大转速的 36%~40%,发动机燃油系统进入工作状态。J402-CA-400 采用双启动火药筒,功率可达 454.6 kW。启动火药筒火药的比冲为 1 700 m/s,其他参数见表。

点火系统 双点火火药筒点火,火药筒的参数见启动火药筒与点火火药筒的性能表。

火 药		启动火药筒	点火火药筒
		硝酸铵	镁/聚四氟乙烯
额定燃烧时间	s	2.2	6.5
额定燃烧平均压力	kPa	14 824	414

额定燃气温度	℃	1 010	1 760
额定功率	kW	227	可忽略

工作原理 空气从溢流式进气口进入发动机进气道,接着进入轴流式压气机加压,压缩后的气流经扩压段进入离心压气机进一步压缩。高压气流经环形燃烧室的外侧和内侧进入燃烧室,空气在燃烧室中先与环形燃料喷注器喷入的燃料混合,接着由烟火点火器点燃,燃气流入轴流式涡轮,经由发动机尾喷管排出。

发动机主要部件

J 402-CA-400 涡轮喷气发动机由皮托管式进气道,单级轴流加单级离心混合式压气机,折流式甩油供油环形燃烧室,单级轴流式涡轮,固定面积简单收敛喷管等主要部件组成。

进气道 皮托管式弹头形中心进气道,由 4 个径向支板支撑,内装压气机轴承。轴承和交流发电机的冷却空气通过头锥孔进入发电机,并通过限流孔板再到主轴。头锥上装有温度传感器,向电子控制调节电路提供压气机进口温度信号。

压气机 单级跨声速轴流式加单级离心式压气机均为 17-4 PH 钢整体精密铸造结构,气动型面不需要任何加工。轴流压气机包括低展弦比的转子叶片和一双排静子,用一个螺帽夹紧到主轴上,用 4 个销钉传动。离心式压气机、甩油盘、鼓筒轴采用电子束焊焊成一体,不需要任何连接件,整个离心压气机转子由 4 件组成。离心压气机叶轮转速高,具有小半径比的扩压器。选用混合式压气机是为了使进口畸变有大的裕度,并适当兼顾压机增压比、单位迎风面积的气流量、低费用及安全性。

燃烧室 折流式甩油供油环形燃烧室,是 J69-T-406 发动机燃烧室的缩尺型。甩油盘与主轴成整体结构,旋转轴主要零件结构在发动机设计转速下能提供相当于 10 MPa 的动压头,可输送被严重污染的燃油或含有固体微粒的悬浮液。

燃烧室外套采用 Inco718 钢,火焰筒材料为 N-155 合金,后采用 Haynes188 合金,甩油盘材料为 17-4 PH 钢。燃烧室主要参数为:

气动负荷	kg/s/m ² ·Pa ²	2.2 × 10 ⁹	进口温度	℃	259
停留时间	ms	5.3	出口温度	℃	1 041
释 热	J/h·m ³ ·Pa	38.24 × 10 ⁵	火焰筒压力损失	%	5.2
温 升	℃	564			

涡轮 单级轴流式。IN 100 镍基合金整体精铸件,导向器环和叶片也为整体铸件,仅有连接表面、密封表面和顶部直径采用机械加工。转子用一个螺帽与鼓筒轴相连,靠 3 个销钉传扭,整个设计仅用 6 个零件。涡轮静子叶片和涡轮罩用高强度钢 HS-21 铸造,焊在燃烧室上。涡轮绝热效率 86%。

尾喷管 固定面积简单收敛喷管,由钣金制成,其安装边为铸件。排气导管与喷口的材料为 N-155 合金。

静子结构 发动机静子结构为 5 个组合件,即进气机匣、离心机匣、离心压气机盖、燃烧室机匣和喷管。用直接驱动方式来传动附件,完全取消了附件机匣及其斜齿轮、花键轴和轴承。燃烧室机匣前安装边以及整体铸造的轴向叶片环,焊在机匣外壁上,取消了 J69 上对开的轴向叶片环。进气机匣与离心机匣为 C-355 铝铸件,静子叶片在离心机匣内与机匣铸成一体。离心压气机盖由 17—4 PH 钢铸成。

改进与发展

为增大推力和满足多用途的要求,美国特里达因 CAE 公司在 J 402-CA-400 发动机的基础上进行改型发展,陆续推出了一系列后继型号。

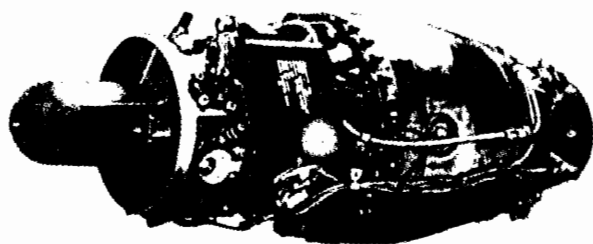
J 402-CA-401(CAE370-1 型)发动机,是 J 402-CA-400 的改型,涡轮寿命较长,有外部油管,燃烧室有涂层,并有一台 3.2 kW 的交流发电机。

J 402-CA-700,公司编号 CAE 372-2,是 J 402-CA-400 的发展型,用于推进比奇公司的可重复使用变速教练靶机“黄鲈鱼”(陆军编号 MQM-107A)。通过降低涡轮前温度、减小推力和采用燃油油雾润滑后轴承,使 J 402-CA-700 的工作寿命长达 15 h。

J 402-CA-100,公司编号 CAE 373,是 J 402-CA-400 的推力增大型。重新设计的 2 级轴流压气机,使压比增加到 8.7,空气流量增加到 6.21 kg/s,拟用于中程空对地导弹及遥控飞行器。CAE 373-5 的推力为 4.31 kN,发动机质量 58.1 kg,长 915 mm,直径 317 mm;CAE 373-5B 的推力为 4.58 kN;CAE 373-8 型的推力增大到 4.95 kN,推重比和迎面推力都有改善,可用压缩空气或风车启动,将用于 BQM-16 靶机(弹)。

CAE 380 系列发动机包括正在发展的高推力型 CAE 382 和 CAE 384,推力分别为 4.56 kN 和 4.89 kN,还包括推力为 3.78 kN 的低推力型 J 402。其中 CAE 384 为涡扇发动机,建议用于 RGM-136 地面发射 TAC-IT RAIN BOW 巡航导弹。

J 402-CA-700



J 402-CA-700 发动机

J 402-CA-700 涡轮喷气发动机是美国特里达因 CAE 公司 J 402-CA-400 型发动机的改型,公司编号为 CAE 372-2,用于美国陆军可重复使用的变速训练靶机(弹)“黄鲈鱼”(Streaker)MQM-107A。J 402-CA-700 发动机增加了一个交流电机,改进了点火系统和润滑系统,减小了推力,主要目的是延长发动机的寿命至 15 h,以满足作为靶机(弹)动力装置的需要。1980 年 J 402-CA-700 的销售价格大约为每台 3.2 万美元,

至 1990 年,J 402-CA-700 发动机的累计生产量达 725 台。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		排气温度	℃	840
最 大		2.847	工作寿命	h	15
巡 航		2.68	推 重 比		5.6
耗 油 率	kg/(daN·h)		转 速	r/min	
最 大		1.29	最 大		40 400
巡 航		1.226	巡 航		39 600
空气流量	kg/s		燃 料		JP-4
最 大		4.31	干 质 量	kg	52.16
巡 航		4.24	总 长	mm	753
涡轮前温度	℃	965	最大直径	mm	317.5

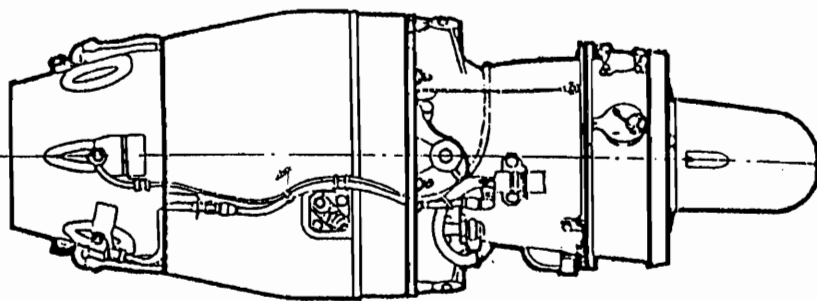
发动机系统

J 402-CA-700 发动机系统与 J 402-CA-400 发动机基本相同,主要改变为:

控制系统 使用了电子燃油调节系统,从启动至整个工作过程可以自动控制。

润滑系统 用燃油润滑并冷却后轴承,燃油与空气混合达到富油熄火极限,以防着火。

点火系统 使用电火花点火,代替了烟火点火器。



J402-CA-700 发动机简图

改进与发展

J402-CA-700 发动机有两种改进型,即 701 型和 702 型。J402-CA-701 发动机增大了功率,公司编号为 CAE 372-11A,其最大推力为 3.33 kN(在 42 000 r/min 转速下),推重比增至 6.42。J402-CA-701 发动机备有 1 台 4 kW 的直流发电机,通过一功率调节设备调节功率。J402-CA-701 在 1993 年的单台销售价格为 8.0 万至 8.5 万美元。另一改型 702 发动机,是 J402 系列中功率最大的型号,在公司编号中属 CAE 373 一类。

J 402-CA-702

J 402-CA-702 单轴涡轮喷气发动机是在 J 402-CA-400 基础上发展的,能用于导弹和靶机(弹)的小型涡轮喷气发动机,已用于推进美国陆军的 MQM-107D 靶机(弹),由美国特里达因 CAE 公司投资研制,公司编号为 CAE 373(或 373 中的一种)。



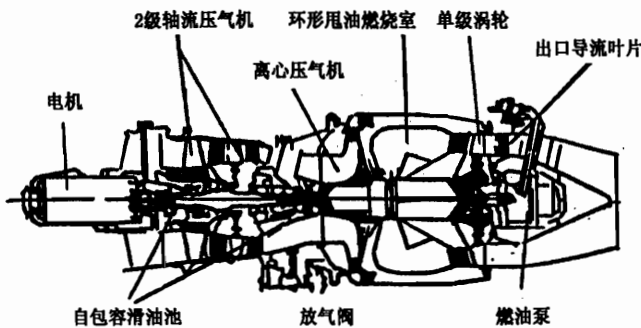
J402-CA-702 发动机

J 402-CA-702 发动机是在 J 402-CA-400 基础上增加一级“O”级压气机,在发动机直径保持不变的条件下,使推力增加 45%,耗油率降低 24%。这种两级轴流式压气机的原型机于 1973 年开始研制,1974 年~1976 年间进行了全面的综合试验;大功率的单级涡轮于 1982 年设计并用于发动机中。1982 至 1986 年间,全面进行了发动机的研制、工程评估和鉴定试验工作。1993 年 J 402-CA-702 发动机的单台价格为 9.2 万至 9.3 万美元。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	推 重 比	7.1
最 大	4.27	转 速	r/min 41 500
巡 航(4.57km, $Ma = 0.8$)	2.85	工作寿命(循环)	h 100
耗 油 率	kg/(daN·h) 1.051	干 质 量	kg 67.6
空气流量	kg/s 6.12	总 长	mm 914
总增压比	8.44	最大直径	mm 317.5
涡轮前温度	℃ 1 018		

发动机系统



J 402-CA-702 发动机剖面图

J 402-CA-702 发动机系统与 J 402-CA-400 发动机相同。

控制系统 采用多种控制方案:全权模拟电子控制,全权数字电子控制。

润滑系统 前轴承和中轴承采用自包容润滑,后轴承则采用燃油冷却润滑。

启动和点火系统 采用多种启动系统:火药启动与点火;由地面设备提供的压缩空气启动及常规火花塞点火;氧气喷灯协助下的发动机高空启动。

支承系统 尾部支承的耳片侧边安装,尾部支承的支架安装,径向支杆安装。

发动机主要部件

压气机 J 402-CA-702 的压气机由 2 级轴流压气机和 1 级离心压气机组成。2 级轴流压气机是全新设计的,转子叶片采用多圆拱剖面,静子叶片则采用双圆拱剖面,在叶片之间和级之间,尽量使径向气动载荷平衡。轴流压气机的压比为 2.66,效率为 0.81。离心式压气机是 J69 发动机的离心式压气机的 0.56 缩尺,压比达到 3.20。三级压气机均用 17.4 PH 不锈钢无切削整体铸造,喘振裕度平均达 20%,寿命超过 1 000 次启动/停车循环。在转速 40 800 r/min 时,2 级轴流加 1 级离心压气机的综合性能为:压比 8.4,流量 6.07 kg/s,效率 0.77。

燃烧室 环形甩油燃烧室同 J 402-CA-400 发动机的燃烧室,尾部作了修改设计,以使燃烧室同新研制的涡轮在结构上相协调。火焰筒采用简单的开离散小孔冷却技术。火焰筒与涡轮导向器改用焊接连接,消除了螺钉连接产生的间隙不均匀问题,保证了每台发动机燃烧室出口温度分布的一致性。燃烧室的性能参数为:

气动负荷	kg/s/m ² ·P ² a	1.3166 × 10 ⁹	温 升	℃	665
停留时间	ms	5.08	进口温度	℃	335
释 热 率	J/h·m ³ Pa	35.12 × 10 ⁵	火焰筒压力损失	%	6.5

涡轮 重新设计的单级轴流式涡轮,采用可控涡技术,达到了大功率、高效率的目标(168.7 kJ/kg, 85.2%)。采用较大的根梢比叶片设计,以承受较大的离心应力。转子由等轴晶粒材料 MAR-M-247 整体铸造,断裂强度裕度达到 25%,单个转子的累计使用时间已达 44 h。涡轮的性能参数为:

比 功	J/kg	1.687 × 10 ⁵	转子展弦比		1.47
转 速	r/min	19 511.5	转子叶尖速度	m/s	542.8
流 量	kg/s	1.7	平均反力度	%	32.5
进口总温	℃	1 105.6	落压比(无冷却)		3.344
进口总压	kPa	987.3	效率(无冷却)		0.852
导向器展弦比		0.96			

轴承 前轴承和中轴承为推力轴承(球轴承),尾轴承为滚动轴承,均采用耐腐蚀钢 BG-42 制造。轴承、轴承架、油池密封在同一腔内。转轴上装镍板,支承座内装磁性碳,在 668 h 的累计发动机试验期间,

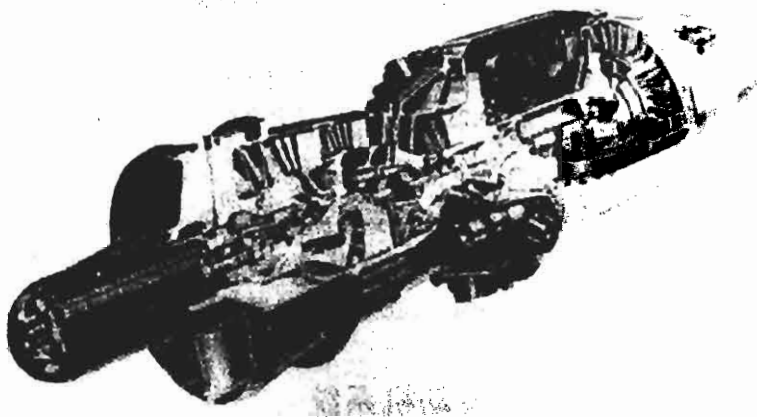
没有出现因轴承密封问题而造成的发动机故障。

改进与发展

在 J 402-CA-702 发动机的研制初期,发生过几次离心压气机导流叶片破坏的事故。显微检查、超声波检查及 X 射线检查找出导致破坏的原因为:(1)导流器前缘铸件中有小裂缝;(2)导流器叶片的厚底从根部到顶部不一致。在加强铸件的质量控制后解决了问题。

研制中发现涡轮双特性转子的制造过程不理想,试车期间涡轮叶片出现过断裂故障。检查原因为每个叶片材料特性存在着差异,这种差异是由于不能精确地控制过程而造成的。后改用等轴晶粒材料 MAR-M-247 整体铸造代替双特性转子,解决了问题。

CAE 373-8



CAE 373-8 涡喷发动机

CAE 373-8 涡轮喷气发动机是美国 BQM 126 靶机(弹)的发动机,主承包商为美国特里达因 CAE 公司。CAE 373-8 发动机是 J 402 发动机系列中较新的一种,在原单级轴流压气机前又增加了一个轴流级,从而提高了压缩比,使推力增加到4.95 kN,推重比和迎面推力都有改善。该发动机可用压缩空气或风车启动,轴上装有交流电机,能提供 5.2 kW 的直流电。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	空气流量	kg/s	6.26
海平面最大状态	4.133	总增压比		8.7
巡航(4600m, $Ma = 0.8$)	2.85	排气温度	℃	749
耗 油 率	kg/(daN·h)	转 速	r/min	41 500
最 大	1.068	燃 料		JP-5
巡 航	1.048	干 质 量	kg	62.6

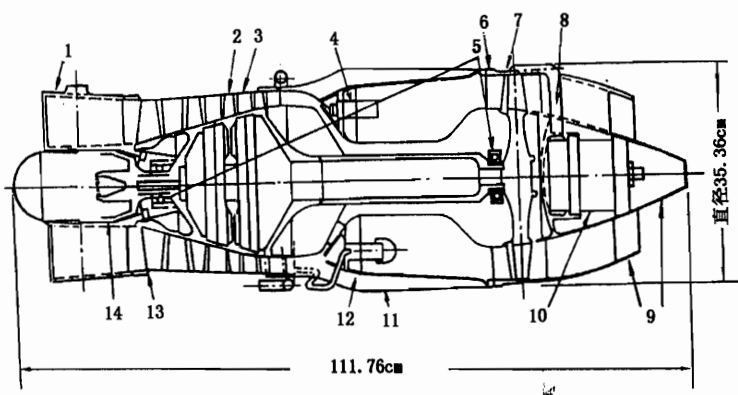
柯-赖一次使用发动机 (Curtiss-Wright Expendable Engine)

柯-赖一次使用发动机(Curtiss-Wright Expendable Engine),是美国柯蒂斯-赖特(Curtiss-Wright)公司研制的低成本涡轮喷气发动机验证机,参与美国海军1971年提出的“低空超声速导弹用一次性涡轮喷气发动机”计划的竞争。参与此计划竞争的还有美国航空研究公司的ETJ 1000发动机和普拉特·惠特尼公司的STJ 442发动机。柯-赖发动机的特点是使每一个组合件都具有最佳性能,以达到低成本的目的。柯蒂斯-赖特公司完成了发动机总体设计、热力计算和强度计算,进行了产品的工艺审查,还改进了压气机和燃烧室。因美国海军装备中心的2.9 kN推力试验型涡轮喷气发动机研究计划的实施,影响了10.2 kN推力级发动机的继续研制,但按一次使用发动机研制计划所进行的工作,为大批各种用途无人驾驶飞行器用的涡喷发动机研制奠定了基础。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	工作寿命	min
海平面, $Ma = 1.5$	10.23	最大推力时	15
海平面, 静推力	7.12	降低推力时	60
空气流量	kg/s	贮存期	a
总增压比	4.0	干 质 量	k
		总 长	mm
		最大直径	mm

发动机系统



柯-赖一次使用发动机

1—进气装置 2—压气机机匣 3—静子叶片和整流环 4—点火器 5—带润滑脂的轴承 6—涡轮导向叶片 7—非冷却式涡轮转子 8—启动机气室和支板 9—喷管和整流罩 10—启动药筒 11—燃烧室机匣 12—燃烧室进气部分 13—低压转子的盘与叶片 14—发电机

控制系统 电子燃油控制器,安装在压气机外机匣上。

燃油系统 10个直径为6.35 mm的燃油限管,将燃油输送到蒸发管中。蒸发管采用耐热镍基合金铸成蘑菇状。

润滑系统 轴承用280AC氟化润滑脂润滑。

启动系统 火药启动器启动,排出的热燃气直接冲击涡轮叶片。

点火系统 火药点火器点火。

发动机主要部件

压气机 4级轴流式压气机。每级压气机由 17-4 PH 不锈钢铸造并采用电子束焊焊成。静子机匣是二半的,仅有工作叶片和导向叶片尖部机械加工。机匣设有环形的螺栓安装边。压气机绝热效率为 0.85。

燃烧室 蒸发式环形燃烧室。全部为环形焊接结构,包括一个钢制外机匣和一个多孔冲切的火焰筒。

涡轮 非冷却式单级涡轮。转子由 IN 100 整体铸造,静子为 WI-52 材料的整体铸件。

尾喷管 带中心锥体的收敛式喷管。

附件 有一止推球轴承,安置在压气机第一级,有一滚珠轴承安置在涡轮处。无电刷、无轴承、直接驱动的交流发电机,其转子拧入压气机轴的前端,由发动机直接带动。3 kW 发电机机装在发动前端的帽罩内,还起着发动机主轴承固定螺帽的作用。

ETJ 1 000

ETJ 1000 一次使用低成本涡轮喷气发动机,是美国航空研究公司(AiResearch)研制的验证发动机,参与美国海军 1971 年提出的一项“低空超声速导弹用一次性涡轮喷气发动机”计划的竞争。该计划要求研制的涡喷发动机既满足使用要求,又保证发动机具有造价最低的结构及生产方法。要求选择海平面 $Ma = 1.5$ (推力为 10.2 kN)作为设计点,发动机在地面或空中能同样启动,在规定工作范围内能正常工作,使用可靠系数达 0.99。参加竞争的还有柯蒂斯-赖特(Curtiss-Wright)公司和普拉特·惠特尼公司(Pratt & Whitney),航空研究公司的 ETJ 1000 发动机选择了 1 024 °C 的循环温度,采用整体铸造的冷却涡轮的方案,以达到低成本的目的。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	工作寿命	min
海平面, $Ma = 1.5$	10.23	最大推力时	15
海平面,静推力	7.12	降低推力时	60
空气流量	kg/s	贮存期	a
总增压比	3.5	干 质 量	kg
		总 长	mm
		最大直径	mm

发动机系统

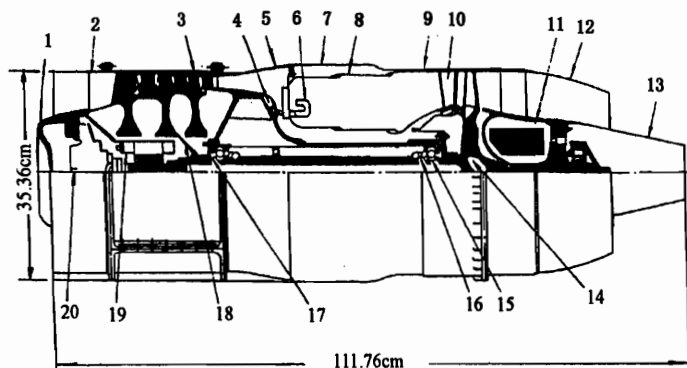
ETJ 1000 涡轮喷气发动机系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系统等部分。

控制系统 燃油由带电子计算机的燃油输送器控制。调节器安装在发动机的前部。

润滑系统 闭式循环润滑,回油分离管材料为 AISI 4130 钢。轴承由玻璃纤维芯供油润滑。

启动系统 由 1 个电点火的火药筒、1 个小涡轮和 1 个减速齿轮组成。热燃气直接吹到小涡轮上,再以 2.84:1 减速比传动发动机轴。全部启动器组件装在发动机尾锥内。

发动机主要部件



ETJ 1000 发动机系统

1—进口帽罩 2—进口机匣 3—压气机机匣 4—总管 5—扩压机匣
6—丁型蒸发管 7—燃烧室机匣 8—火焰筒 9—涡轮机匣 10—涡轮导向器
11—启动器和药筒 12—排气管 13—排气锥 14—冷却涡轮转子
15—轴承 16—灯芯润滑 17—回油分离器管 18—压气机转子叶片和盘
19—交流发电机 20—燃油调节器

ETJ 1000 发动机的主要部件有进气装置、压气机、燃烧室、涡轮及尾喷管等。

压气机 3级轴流式压气机,小展弦比的叶片。压气机转子和叶片采用 17-4 PH 整体钢铸件,静子叶片、机匣亦采用 17-4 PH 钢铸件。压气机转子压入涡轮轴上,用螺帽固定。

燃烧室 直流环形燃烧室。采用蒸发式喷嘴,有 10 个空气涡流器和 10 个“J”形注油管,空气涡流器可以与火焰筒前端圆顶盖一起铸出。燃烧室出口温度分布系数为 0.3。燃烧室机匣材料为 17-4 PH 钢,火焰筒材料为耐热镍基合金和 347 不锈钢。

涡轮 单级涡轮,有冷却式的整体转子铸件及冷却式的静子铸件。转子用 IN 100 材料铸成,而静子叶片是用 GMR-235 材料铸成。涡轮冷却空气占总气流量的 5%,其中 3% 穿过静叶,2% 流入转子中。涡轮机匣用 HS 31 材料铸造,涡轮导向器由 CME 235 材料铸成。

尾喷管 简单收敛形,耐热镍基合金制成。

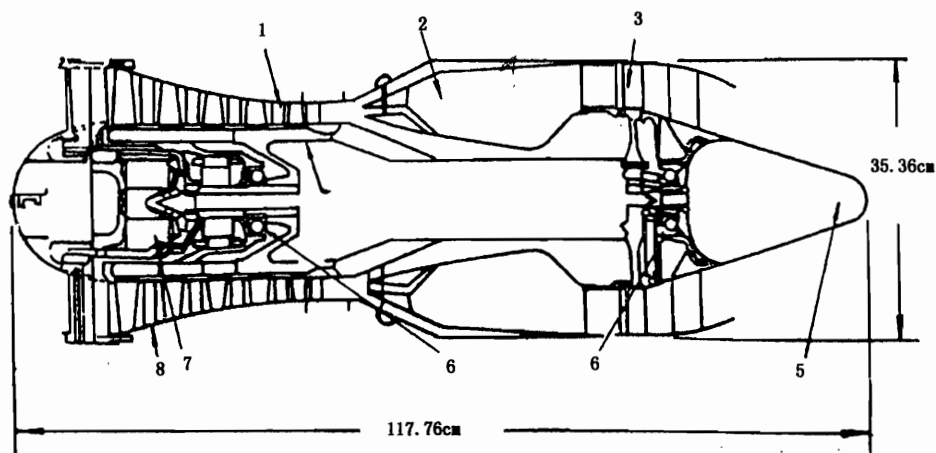
STJ 442

STJ 442 一次使用低成本涡轮喷气发动机,是美国普拉特·惠特尼(Pratt & Whitney)公司研制的验证发动机,参与美国海军 1971 年提出的“低空超声速导弹用一次性涡轮喷气发动机”计划的竞争。参与此计划竞争的还有航空研究公司的 ETJ 1000 发动机和柯蒂斯-赖特公司的柯-赖一次使用发动机。STJ 442 发动机的特点是采用一种新设计的压气机,在鼓筒轴上沿着一条道拉削出 5 级叶片燕尾形槽,用 34 个叶片条可以很容易地将叶片装在鼓筒上,从而达到发动机造价最低的结构及生产方法这一目标。由于美国海军装备中心的 2.9 kN 推力试验型涡轮喷气发动机研究计划的实施,STJ 442,ETJ 1000 及柯-赖三台 10.2 kN 推力级的一次使用低成本发动机未能继续研制。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	工作寿命	min
海平面, $Ma = 1.5$	10.23	最大推力时	15
海平面, 静推力	7.12	降低推力时	6
空气流量	kg/s	贮 存 期	a
总增压比	5.3	干 质 量	kg
涡轮进口温度	℃	总 长	mm
	1038	最大直径	mm
			354

发动机系统



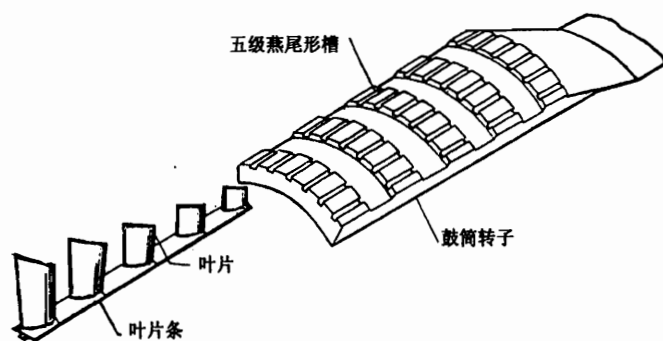
STJ 442 一次使用涡喷发动机

- 1—叶片条(压气机) 2—燃烧室 3—轴向涡轮 4—鼓筒转子
5—火药启动器(尾锥) 6—轴承 7—调节器和发电机 8—静子机匣

控制系统 电子燃油调节系统,调节器装在发动机帽罩内。

启动系统 火药筒启动器启动,以“英雄”型反力式涡轮为基础,从固体火药筒排出的热燃气,经4个超声速收敛-扩张喷管流出,来自喷管的冲击气流为启动发动机提供了扭矩。启动器火药筒罩在发动机尾锥内。

发动机主要部件



STJ 442 带叶片条的压气机

压气机 5级压气机。采用34个独特的叶片条,安装在鼓筒上同数量的拉削槽中。圆周槽位于2个转子叶片间应力小的地方。每一叶片条有5个叶片,用U形舌尖状垫片固定,并用常温固化的硅橡胶密封。整流叶片由410不锈钢制成的翼型条状块组成,整流叶片插入单个的静子机匣内并用铜钎焊。钛合金的叶片条采用普拉特·惠特尼公司的等温锻造工序制成,锻造后即可装配,不需要再进行机械加工。

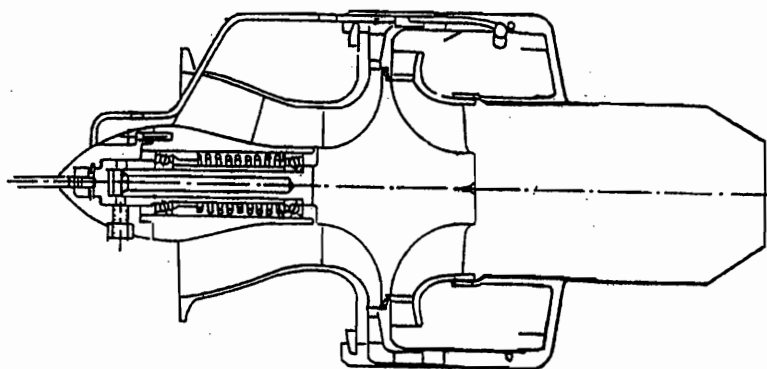
燃烧室 环形燃烧室。有一个预混的前端,以期在短的长度内获得高放热量。燃烧室有18个燃油管,它们在较低的压力下限定和分配燃油。燃油在预混区与空气混合,整个燃烧室由不锈钢板制成,表面不需机械加工。火焰筒用321不锈钢制成。

涡轮 非冷却式单级涡轮。转子的盘和叶片采用IN 100材料整体铸出,叶片的翼型用电化学方法加工到最后尺寸。导向器叶片和机匣采用MAR-M-509材料整体铸出。

尾喷管 简单收敛形,喷口面积固定。

附件 1 个不可调的永久磁铁发电机装在发动机轴上,位于前轴前面。发动机支承在 2 个空气冷却的干润滑球轴承上。

S/TM GEMJET



S/TM GEMJET 发动机

S/TM GEMJET 涡轮喷气发动机,是美国陆军导弹司令部为光纤制导导弹(FOG-M)论证低成本动力装置时选用的发动机,由美国桑德斯特朗公司研制。S/TM GEMJET 发动机于 1987 年 4 月开始研制试验。研制中,桑德斯特朗公司以在 GEMINI T-20G-10 和 T-20G-20 小型单轴辅助动力装置上发展的技术为基础,选择了单转子的结构布局,

发动机由空气进气机匣、单转子和单静子三个主要部件组成;轴承和转子在整个工作范围内没有发生动力学问题。第一台发动机累计运转几个小时,推力和压气机性能已超过设计指标,效率的估算值与设计值相等,压气机节流特性是好的,与发动机相匹配,没有发生喘振。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	0.91	转 速	r/min	93 500
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.24	工作寿命	h	1
总 增 压 比		3.6	燃 料		JP-4
空 气 流 量	kg/s	0.41	贮存寿命	a	10
涡轮进口温度	℃	777	最大直径	mm	150

发动机系统

S/TM GEMJET 发动机系统较为简单。

燃油系统 仅使用 1 台离心燃油泵,装在发动机头锥内。

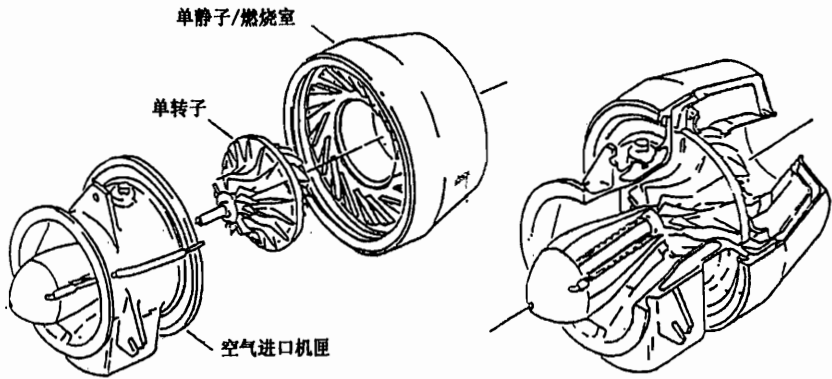
润滑系统 空气/滑油油雾润滑(试验用)。

启动系统 高能燃气源直接冲击压气机叶片而启动。

发动机主要部件

S/TM GEMJET 发动机的主要部件为三个:空气进口机匣,单转子(压气机转子叶片和涡轮工作叶片在同一个盘的前、后面,且在同一根轴上),单静子(扩压器、不弯曲的导流叶片和钎焊到燃烧室上的涡轮导向器铸件组成)。进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管及附件都包含在这三个部件内。

压气机 单级离心式。叶轮的叶片是从现有辅助动力装置单转子上无变化地移值过来的,共有 16



S/TM GEMJET 发动机部件分解图

个后掠叶片。压气机进口导流装置是适度跨声速的。这个叶轮与一个有 19 片径向单一后掠形导流片和 38 片等厚轴向整流片的新扩压器结合在一起。压气机有宽的工作范围,喘振裕度选得较大。压气机转子叶片由 IN 713LC 镍合金铸造而成。压气机压力比为 3.6,效率 0.73。

涡轮 单级径向式涡轮。涡轮设计是以现有的辅助动力装置为基础的,有 13 片工作叶片。涡轮进口导向叶片有 23 片。工作叶片与导向叶片均用 IN 713LC 镍合金铸造。涡轮的性能与气动参数为:

涡轮压力比		2.15	涡轮气流速度比		0.68
修正的进口空气流量	kg/s	0.227	修正的单位功	kJ/kg	54.9
叶尖速度	m/s	448.4	效 率		0.85

燃烧室 环形燃烧室。以桑德斯特朗涡轮公司其它发动机上尺寸相似的燃烧室为技术基础而设计,其特征是在有限长度内得到较好的油气混合。燃油喷射管为永久性地装在燃烧室上的内部环形歧管,结构简单,成本低。燃烧室火焰筒可能用不锈钢板制造,比如 CRES 347,但验证机火焰筒用的是 Hastelloyx。

轴承 两个弹簧加载滚珠轴承,安装在发动机冷端,这对冷却和使用是一个很大的优点。

TJ-50

TJ-50 涡轮喷气发动机是由美国桑德斯特朗公司研制的低成本一次性使用发动机,拟用于低成本反装甲子弹药或空射导弹(或诱惑弹)。TJ-50 发动机的研制属美国高级研究计划局(ARPA)的先进的小发动机设计计划(SENGP)的一部分,由高级研究计划局提供经费,美国陆军导弹司令部推进管理局负责技术指导。研制合同于 1990 年签订,为时 3 年,总投资 800 万美元,同时签订合同的还有特里达因与威廉姆斯两公司。1993 年 10 月合同结束,大部分工作是保密的,虽然特里达因公司宣称他们的发动机差不多达到了所有性能指标,但桑德斯特朗公司的 TJ-50 发动机是最为成功的。至 1992 年 4 月,TJ-50 发动机已启动 250 多次,以 100% 的转速(超过 100 000 r/min)运转,达到所有性能指标,根据合同提供了 5 台发动机。为此,高级计划局和陆军导弹司令部与桑德斯特朗公司讨论了后续工作计划问题,重点研究整个试验性推进系统、包括进气道、燃料箱、排气系统和启动系统。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	0.224	干 质 量	kg	2.72
转 速	r/min	100 000	总 长	mm	228.6

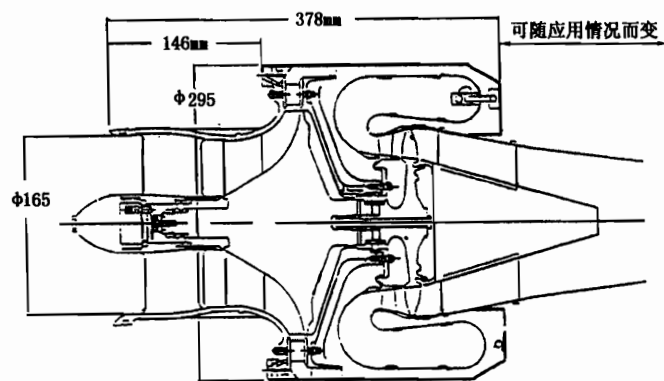
工作时间	min	30	最大直径	mm	101.6
燃料		JP-4, JP-5			

发动机主要部件

TJ-50 只有像装网球的筒那样大,扩压器、喷管和单级转子都是使用整体式氮化硅陶瓷的部件,以减轻质量,降低成本。单级转子由单级混合离心压气机和单级混合轴向/径向涡轮组成。燃烧室位于发动机中央,具有高热载能力,燃烧温度为 1 336K。TJ-50 还包括两个置于前端的混合陶瓷轴承、发动机冷段、油雾润滑系统和安装在轴上的燃料泵,这些部件都在 444.5 N 推力级 TJ-90 涡轮喷气发动机上进行了验证。

TJ-50 还可作为安装在旋转轴上的永磁发电机,为航空电子设备提供电能,功率为 1 kW,也已在 TJ-90 上进行了试验。

Model 150



Model 150 验证发动机

Model 150 涡轮喷气发动机是美国艾利逊公司研制的一种全新的一次性使用发动机验证机,用以验证光纤制导增程型“机长”(Skipper)导弹紧凑推进系统方案的可行性。Model 150 是导弹和无人驾驶飞行器的新一代涡喷发动机中的第一台,它是一台由一个单级离心式压气机、一个回流式环形燃烧室和一个轴流式涡轮组成的简单的涡喷发动机,具有推重比高、外形尺寸小、单位迎面推力高和制造成本低等特点,曾计划用于“长角幼畜”导弹。验证试验结果表明:在海平面的不同高度下,Model 150 发动机达到了预期

的性能;使用 JP-4 或 JP-10 燃料,能在很宽的包络范围内用火药启动。6 个装有 Model 150 发动机的光纤制导“机长”导弹动力舱已被交付海军用于飞行试验,但因该计划取消而未进行试验。Model 150 验证发动机的研制,为防区外发射导弹的 Model 120 发动机设计奠定了基础。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总增压比		5.9
最 大		2.08	涡轮前温度	℃	1 177
最小,巡航		66.7×10^{-3}	推 重 比		11.1
耗 油 率	kg/(daN·h)		干 质 量	kg	19.1
最 大		1.20	总 长	mm	508
巡 航		1.10	最大直径	mm	295
空气流量	kg/s	2.72			

发动机系统

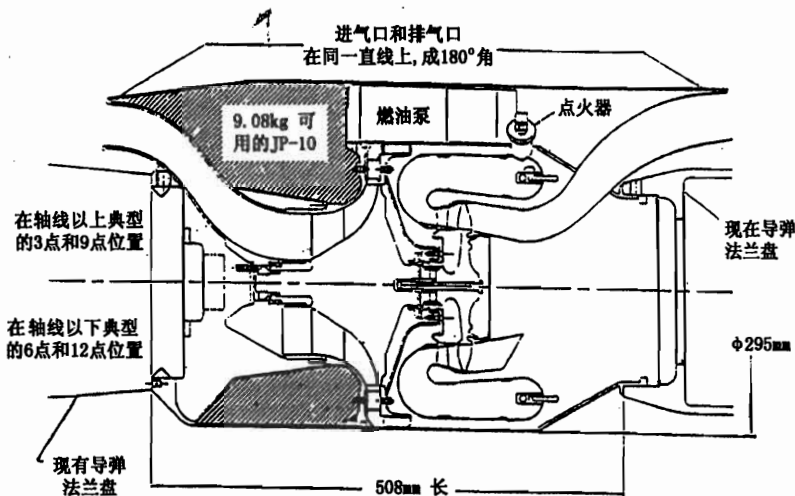
Model 150 发动机及其子系统都很简单,子系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统和启动点火系统。

控制系统 燃油由一个单独的整体式燃油泵及控制系统控制,也能由导弹飞行计算机进行控制。

燃油系统 JP-10 燃料,燃油量 9.1 kg,一台整体式燃油泵。

润滑系统 前轴承用填充的润滑脂润滑,在远程飞行时用空气/油雾润滑。后轴承用燃油润滑。

启动点火系统 火药启动。



Model 150“机长”光纤制导弹动力舱

发动机主要部件

压气机 单级离心式压气机。采用一个简单的、常规叶片式扩压器和整流叶片系统。压气机设计采用了该公司研制的直升机用 250 型 C30 压气机改型的经验(C30 压气机的增压比为 9),使用一个低半径比的叶片扩压器。试验时,最大推力下测得的喘振裕度大于 9%,在轴流式整流叶片出口处的突扩损失也非常低。

燃烧室 回流环形燃烧室。带有蒸发/雾化喷嘴,围在直角状的蒸发管内。主燃烧区依靠回流形成,燃烧室外表面的槽和内表面上向外呈放射状分布的孔洞加大了回流。释热率达 $7.11 \times 10^8 \text{ kJ}/(\text{m}^3 \cdot \text{h})$,无尾烟排出,燃烧系统压力损失为 5.4%,150 型发动机能在 20% 最大实际转速的低速下运转而不熄火。

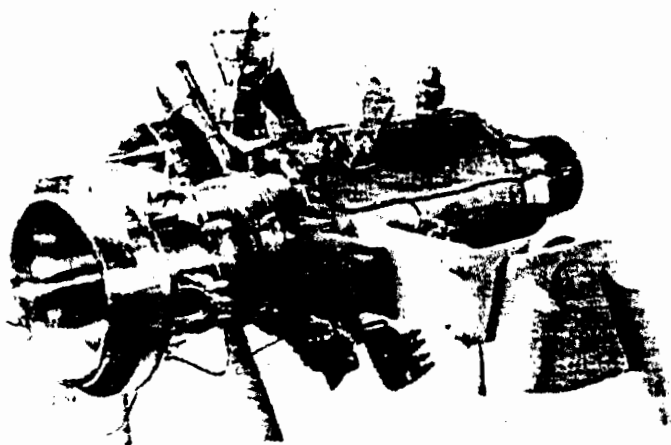
涡轮 轴流式。涡轮转子的气动设计也是在 250 型 C30 直升机用涡轮的基础上改进的。通过改进铸造方法以增加经过涡轮和涡轮导向器的流量。涡轮转子用 Mar-M-247 铸成,涡轮导向器则由于加工原因因而用 X-40 制成。涡轮的热载荷为 $51.2 \text{ kJ}/\text{kg}$ 。

机匣 进气道壳体和后轴承支座都采用铸造成形,发动机的后机匣用薄金属板冲压成形,然后焊接而成。发动机实际上没有转动轴,涡轮直接与压气机接在一起。

Model 120

Model 120 涡轮喷气发动机拟用于美国陆军提出的远程非视线光纤制导弹,也可作为三军通用防区外发射导弹的动力装置。是由美国艾利逊公司研制的一种现代化的一次性使用发动机。

Model 120 是艾利逊公司根据与美国陆军签订的 DAAH01-90-0883 合同,在 Model 150 发动机的基础上设计的,采用减少零部件,使用低成本零部件、先进的空气动力学和铸造技术,实现了比其它现有发动机体积小、质量轻、性能高和成本低的目标。1993 年 7 月,在艾利逊公司的 893 试车台上,成功地进行了第 1



Model 120 发动机

入量达进口空气流量的 7% 时,最大推力的增量可达 35%。

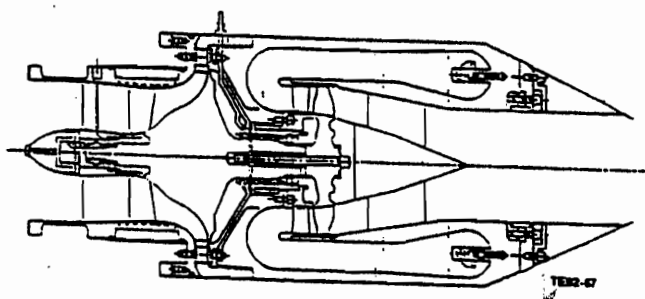
1993 年底,艾利逊公司已向美国陆军导弹司令部交付 2 台 Model 120 发动机,用于在红石兵工厂进行性能评定和任务模拟。

发动机主要性能与结构参数

推力(最大)	kN	1.218	推重比	12
耗油率(最大)	kg/(daN·h)	1.55	燃料	JP-10,JP-4,JP-5
空气流量	kg/s	1.55	干质量	kg 10.44
总增压比		5.87	总长	mm 406
涡轮前温度	℃	1177	最大直径	mm 203

发动机主要部件

Model 120 涡喷发动机具有多级轴向装置的效能,结构简单,采用单级涡轮,固定排气喷管,单转子,回流环形燃烧室。发动机推力可调。



Model 120 发动机结构

压气机 单级离心式。在 Model 250 发动机压气机的基础上设计的,其流量、增压比和效率(77.3%)可满足获得高迎面推力的需要。Model 120 发动机的单位迎面推力指标为 37.35 kN/m^2 ,与现有发动机相比有很大的提高。压气机中包括一个获得专利的泄放槽设计,它可使发动机得到高流量、高效率及低速喘振裕度。该压气机是根据三维粘性流道斯程序设计的。

压气机叶轮用 C355 铸铝制造,以减小质量、降低成本和惯性力矩。叶轮通过在涡轮前轴上的两个凸块与叶轮上的两个凹槽的啮合而与涡轮转子相连接。这样的接头容易制造,比花键连接的成本低得多。

燃烧室 简单的回流式环形设计。燃烧室有 6% 的压力降,放热速率 $1.55 \times 10^8 \text{ W/m}^3$,接近 IHPTET

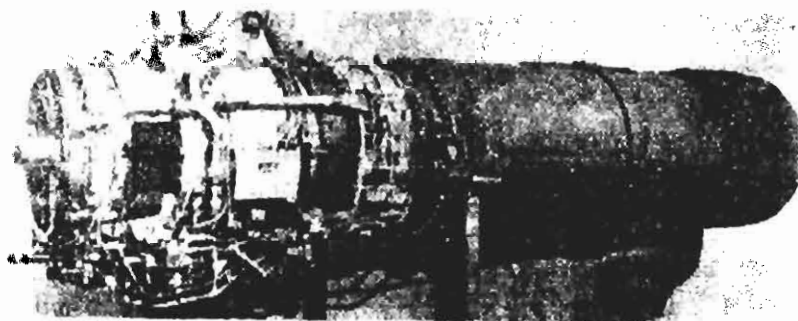
指标。燃料喷嘴为简单的喷雾式设计,以达降低成本的目标。

涡轮 单级、无冷却、轴流式设计。膨胀比为 2:1,效率为 87%。涡轮转子材料是具有高温强度度的 Mar M 247。为尽量降低成本,大部分涡轮转子是无余量铸造件,叶型与叶轮侧边也均为无余量铸造。

其它零部件 进气道整流罩、轴向和径向扩压器、喷管等均采用无余量铸件或简单的板料冲压件。

J 85-GE-7

J 85-GE-7 涡轮喷气发动机是美国“鹌鹑”(Quail) ADM-20 空射诱惑导弹的动力装置,也用于美国无人驾驶、可变速、可重复使用的“火蜂 1”靶机(弹),主承包商为美国通用电气公司。J 85 发动机系列是通用电气公司小型飞机发动机分部研制的小型单转子涡轮喷气发动机,1954 年根据与美国空



J 85-GE-5 发动机

军的一项合同开始研制,1958 年原型机首次试飞,装在麦克唐纳公司的 GAM-72 型诱惑弹上,从 B-47 轰炸机上投放。J 85 发动机最初命名 MX 2273,拟用于无人驾驶飞机、导弹和靶机(弹),后发展成中小型飞机的 4 种改型发动机。

J 85 发动机的主要设计特点为:(1)追求尺寸小、质量轻,大量采用薄壁件,获得了高的推重比;(2)注意保证发动机的工作可靠性,采用盒型结构以增强刚性,转子动平衡校准精度高,以降低发动机振动;(3)压气机静子叶片、前两级转子叶片、燃烧室、涡轮盘组件、点火器等均可方便地单独拆卸更换,便于维护。J 85 发动机的第一种生产型为 J 85-GE-2,于 1958 年投产,产量很小,用作马丁公司 SP-5 导弹的助推发动机。“鹌鹑”导弹装 1 台 J 85-GE-7 发动机,于 1961 年生产,1962 年开始使用,装备 B-52。J 85-GE-21 型还用于 NASA 的高度机动飞行技术(HIMAT)遥控研究飞行器。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		排气温度	℃	692
最 大		12.65	转 速	r/min	16 500
巡 航		10.90	推 重 比		7
耗 油 率	kg/(daN·h)	0.969	干 质 量	kg	154
空 气 流 量	kg/s	20	总 长	mm	1 016
总 增 压 比		6.5	最大直径	mm	406
涡轮前温度	℃	932			

发动机主要部件

J 85-GE-7 涡轮喷气发动机由进气道、压气机、燃烧室、涡轮及尾喷管等部件组成。发动机的燃料为 JP-4 航空煤油。燃油系统中采用 1 个燃油泵,泵压 4.8 MPa。发动机用电机启动,1 个点火器点火。

进气道 环形进气道,中心锥不可调,有可调进口导流叶片。

压气机 8级轴流式压气机,全钢转子。压气机效率较低,绝热效率约为0.79,抗外物损伤能力较差。静子叶片,前两级转子叶片可方便地单独拆卸更换。

燃烧室 环形燃烧室,整体不锈钢机匣,多孔火焰筒,12个万德拉公司的双油路喷嘴。机匣上开有检查孔。

涡轮 2级轴流式。机匣水平对分,空心导向叶片。

尾喷管 固定面积喷管。

WR 2-6



WR 2-6 涡轮喷气发动机

WR 2-6 涡轮喷气发动机是加拿大、英国和联邦德国联合研制的 CL-89(AN/USD-501)靶弹的发动机,由美国威廉姆斯国际公司于1957年开始研制,将一台 WR 1 回热式自由涡轮轴发动机重新设计成 WR 2 低成本的小型涡喷发动机,于1962年以0.31 kN的推力级首次运行,并投入批量生产。60年代中期,威廉姆斯公司又对 WR 2 作了改进,研制出 WR 24,成为美国诺斯罗普公司研制的“鹞”MQM-74 靶机(弹)的动力装置。而后,随着用途的变化,研制型号的

推力不断提高。更为先进的 WR 19 涡轮风扇发动机,也是以 WR 2 作为核心机发展的。

WR 2-6 发动机的系统和主要部件均与 WR 24 发动机相同,唯尾喷管为可调式,其他型号为固定面积喷管。

发动机主要性能与结构参数

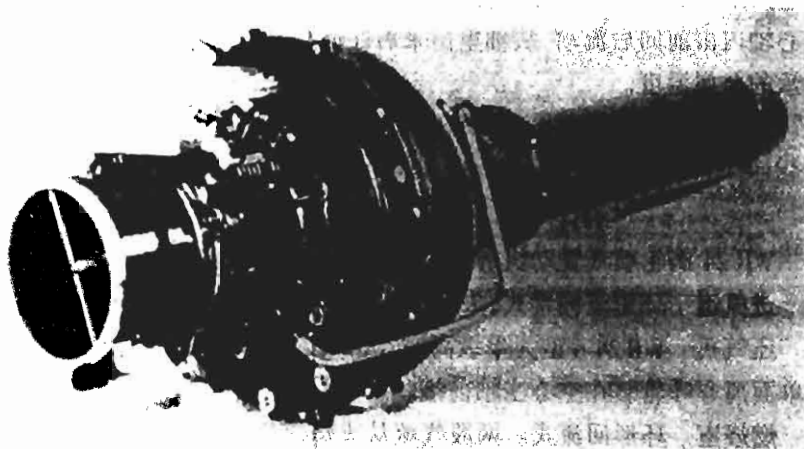
推力(最大)	kN	0.50	涡轮前温度	℃	971
耗油率	kg/(daN·h)	1.275	干质量	kg	14
空气流量	kg/s	1.0	总长	mm	566
总增压比		4.1	最大直径	mm	274
转速	r/min	60 000			

WR 24-6/7/8

WR 24 涡轮喷气发动机是美国诺斯罗普公司的“鹞”MQM-74C 单发靶机的动力装置,主承包商为美国威廉姆斯国际公司。

WR 24 发动机由 WR 2 发动机改进而来。WR 24-6 发动机,美国军方编号为 J400-WR-400,与 WR 2 发动机相似,用作“鹞 1”的动力装置,于 1968 年开始生产,生产 2 300 台后停产。

WR 24-7 发动机是 WR 24-6 的改型,美国军方编号为 J400-WR-402,在原单级离心压气机的基础上增加了一轴流级,增大了转速和空气流量,从而提高了总增压比和发动机的推力,用于“鹞 2”靶机。



WR 24-7 涡轮喷气发动机

WJ 24-8 发动机是最新生产型,由 WR 24-7 改进而成,美国军方编号为 J400-WR-404。该发动机的直径和部件布局与 WR 24-7 相同,但推力增大很多。可在 12 km 的高空工作,可冷启动,用于“鹞 2”和“鹞 3”靶机及 BQM-74C 靶机。

至 1982 年底,共生产了各型 WR 24 发动机 5 922 台,单台估价为 2.8 万美元。至 1993 年底,已生产各型 WR 24 发动机 7 650 台,单台价格分别为:WR 24-7, 2.4 万至 2.5 万美元;WJ 24-8, 3.75 万至 3.85 万美元;WR 2, 1.5 万至 1.55 万美元。

发动机主要性能与结构参数

		WR 24-6	WR 24-7	WJ 24-8
推力(最大)	kN	0.54	0.80	1.00
耗油率	kg/(daN·h)	1.274	1.220	1.220
空气流量	kg/s	1	1.36	—
推重比		3.93	4.08	4.43
总增压比		4	5.3	—
涡轮前温度	℃	955	971	—
干质量	kg	14	20	23
最大直径	mm	274	305	—
总长	mm	490	635	—

发动机系统

WR 24 涡轮喷气发动机系统包括控制系统、燃油系统、润滑系统和冷却系统等。

控制系统 机械式控制。自动转速控制器控制启动、加速和稳态工作。采用钱德勒·伊万斯公司的主燃油控制器。WR 24-7A 改用了先进电子燃油控制系统,降低了耗油率。

燃油系统 燃油导管设在沿压气机空心轴的中心,由装在轴上的旋转式燃油分配系统向燃烧室供油。

润滑系统 独立的油雾滑油系统。

冷却系统 压气机出口的压缩空气在扩压器出口分开,一股径向向里流动,作为主燃烧室气流;大部

分经火焰筒后部稀释孔进入环形燃烧室冷却火焰筒后壁。压气机轴上的开孔又引出一股冷却空气流,在空心轴内由前向后流动,从轴里出来后在燃烧室后部周围流过,在燃烧室出口处进入燃气流,降低轴与主轴承的金属温度。

发动机主要部件

WR 24 涡轮喷气发动机的主要部件有进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等。

进气道 环形皮托管式,头部冲压进气。铝合金整体机匣,有中心锥和 4 块径向支板。

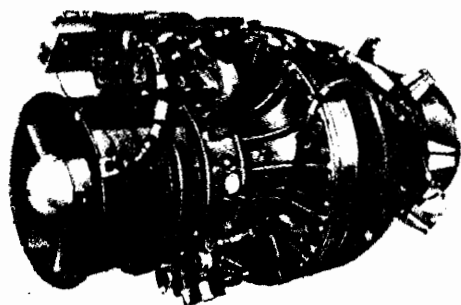
压气机 WR 24-6 型为单级离心式,WR 24-7 和 WJ 24-8 型为 1 级离心加 1 级轴流式。对开机匣,铝合金单面离心叶轮装在空心主轴前端。

燃烧室 环形回流式。两股气流从火焰筒后部的冷却孔进入,形在气膜,冷却后壁。4 个旋转燃油喷嘴构成离心喷射系统,向燃烧室供油,1 个火花塞点火器点火。

涡轮 单级轴流式。IN 713 整体铸造,转子叶片无冷却,导向器叶片由 Haynes 31 钴基合金铸造。

尾喷管 环形,固定面积喷管。

J 69-T-29



J 69-T-29

J 69-T-29 涡轮喷气发动机是用于美国“火蜂 1”BQM-34A/S 靶弹和 Q-2C 单发靶机的发动机,主承包商是美国特里达因 CAE 公司。J 69-T-29 是 J 69 型涡喷发动机系列中的短寿命型。

J 69 是美国大陆公司于 1951 年按法国透培梅卡公司专利“玛玻尔 3”发动机生产和发展的一种小型涡轮喷气发动机。1969 年大陆公司航空工程部并入特里达因公司,组成特里达因 CAE 公司,J 69 发动机取得公司编号 CAE 352 和 CAE 356。

J 69-T-29 发动机在 J 69 原型机的离心压气机前增加 1 级跨声速轴流压气机,提高了压比和流量,同时提高了发动机转速和涡轮前温度,从而使推力增大。该发动机具有较好的高空能力,可飞 15.2 km 的高空。J 69-T-29 发动机 1994 年的单台价格为 28.5 万至 29.5 万美元。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		推 重 比		5.0
海平面最大状态		7.56	涡轮前温度	℃	871
海平面额定状态		6.12	排 气 温 度	℃	718
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.12	燃 料		JP-4
总增压比		5.3	干 质 量	kg	155
空气流量	kg/s	12.7	总 长	mm	1 138
转 速	r/min	22 000	最 大 直 径	mm	568

发动机系统

J 69-T-29 发动机系统由控制系统、燃油系统、润滑系统、启动系统、点火系统和支承系统等组成。

控制系统 程序机构控制燃油调节器上的油门。用低速齿轮泵和液压控制,使发动机在 100%, 95% 和 85% 最大转速工作状态与停车四个状态下工作。

燃油系统 燃油泵与燃油调节器组合为一体。燃油经油滤进入油泵增压后,经油门和供油管,由进气机匣空心支柱供入发动机。

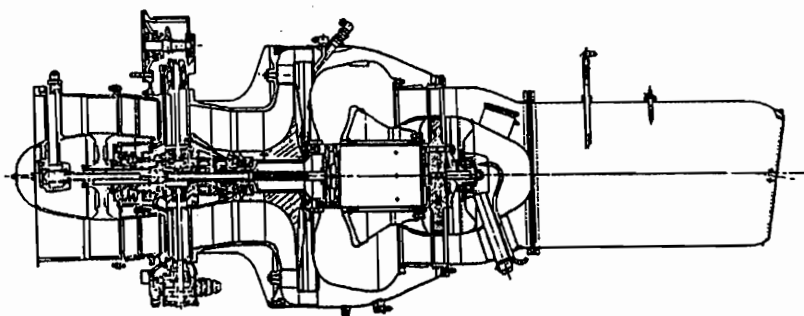
润滑系统 闭式循环润滑系统,有 1 级增压泵和 2 级回油泵。各轴承用油嘴喷油冷却、润滑。附件传动齿轮为飞溅式润滑。在轴流压气机转子后轴承及弹性支座外围均有阻尼油膜。滑油规格为 MIL-L-7808 或 MIL-L-8188,粘度为 $3 \times 10^{-6} \text{m}^2/\text{s}$ 。

启动系统 电启动,用启动发电机带动。空中利用风车启动。启动燃油与主燃油相同,由燃油泵经启动油路电磁活门供到两个位于燃烧室上方左、右侧的启动喷嘴。

点火系统 高能点火器,安装在发射架或母机上,两个半导体高能电嘴安装在启动喷嘴附近。

支承系统 前部支承为安装在鼠笼式弹性支座内的滚珠轴承。盘借 6 个长螺栓与鼓筒轴及涡轮后轴连接。转子后支点是用耐热钢制成的滚棒轴承。

发动机主要部件



J 69-T-29 发动机结构

J 69-T-29 涡轮喷气发动机的主要部件有:进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等,核心发动机即燃气发生器,采用单级轴流加单级离心压气机、环形燃烧室和单级燃气涡轮。

进气道 环形进气道,无进口导流叶片。镁合金铸造机匣。进气锥用 3 根与径向线成 18° 角的支柱支撑。

压气机 1 级跨声速轴流压气机加 1 级单面进气离心压气机。离心压气机的 403 钢制导风轮与铝合金锻件制成的径向叶片式工作轮共同安装于离心叶轮轴上,由轴上 20 个端面齿带动。叶片为 16 片,离心叶轮轴、涡轮和甩油盘等借鼓筒轴联为一体。离心叶轮外的径向扩压器由钣金焊成,其轴向扩压器由高温铝合金精铸制成。

燃烧室 轴内供油回流式短环形燃烧室。八分之一的空气由前进气锥进入火焰筒,八分之一气流绕径火焰筒外周经空心导向叶片内腔,由后进气锥引入火焰筒,其余四分之三的气流由风斗进入掺混。燃油由甩油盘前后两排油孔甩出。火焰筒用 IncoX 制成。

涡轮 单级轴流式涡轮。25 片气冷导向叶片与内、外环焊接而成导向器,由 Waspaloy 合金精密铸成 52 片涡轮工作叶片。工作叶片用枞树形榫头与盘连接。

喷管 筒形喷管,简单收敛不可调喷口。喷口相对于发动机有向下的 7° 夹角。内锥体与涡轮机匣

后部相连。

改进与发展

在 J 69 短寿命发动机系列中,由 J 69-T-29 改型成 J 69-T-41A,用于 AQM-3L 侦察飞行器。在改型中重新设计了跨声速轴流压气机,使最大外径比 J 69-T-29 型增大 11.3 mm,以提高空气流量,相应地也将涡轮前温度提高近 50℃,从而使发动机推力增大到 8.54 kN。

J 69-T-29 发动机的另一改进型为 J 69-T-406,减少了辅助设备的迎风面积,改进了压气机以提高推力,用于“火蜂 2”靶机(弹)。J 69-T-406 发动机成为 J 402-CA-400(CAE 370)发动机的基础。

J 69-T-406

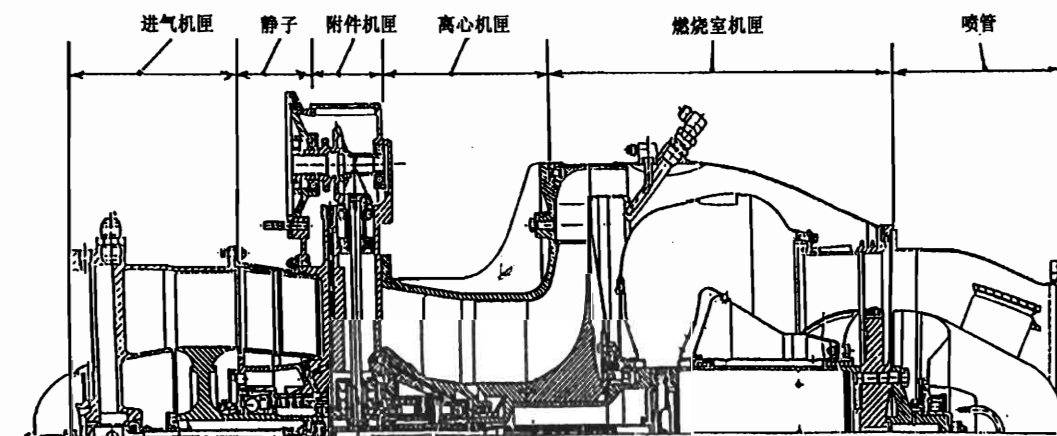
J 69-T-406 涡轮喷气发动机是美国“火蜂 2”BQM-34E/F/T 超声速飞行靶弹(机)的发动机,主承包商为美国特里达因 CAE 公司。J 69-T-406 发动机是 J 69-T-29 的改型,于 1967 年进行了首次飞行。它与 J 69-T-29 型发动机的主要区别为:(1)重新安排了发动机附件以减少迎风面积;(2)将离心压气机的材料改为钛合金,以适应超声速飞行;(3)换用较轻较小的启动电机;(4)将最大工作转速由 22 000 r/min 提高到 22 150 r/min。

特里达因 CAE 公司对 J 69-T-406 发动机缩型,并采用减少零件数目,大量使用铸件,简化辅助系统等方法,研制发展了弹用的 J 402-CA-400 型发动机。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	8.54	推 重 比	5.34
耗 油 率	kg/(daN·h)	1.12	干 质 量	kg
总增压比		5.5	总 长	mm
转 速	r/min	22 150	最大直径	mm
				568

发动机主要部件



J 69-T-406 发动机结构

J 69-T-406 发动机的结构及主要部件均与 J 69-T-29 型发动机相同。涡轮为单级盘转子,由锻造后经机械加工而成,52 个叶片用 52 个锁片固定,盘由 5 个螺栓和螺帽固定到鼓筒轴和后轴上,螺帽用 5 个锁片保险。离心压气机由钢叶轮机锻加工而成,钛合金导风轮经锻造并机械加工后用径向销钉连到叶轮上。甩油盘和鼓筒轴锻后经机械加工,用 9 个螺栓连到离心轴上。轴流转子由 Greek 不锈钢锻造并机械加工而成,采用套齿的套管轴传动。

RD-500K

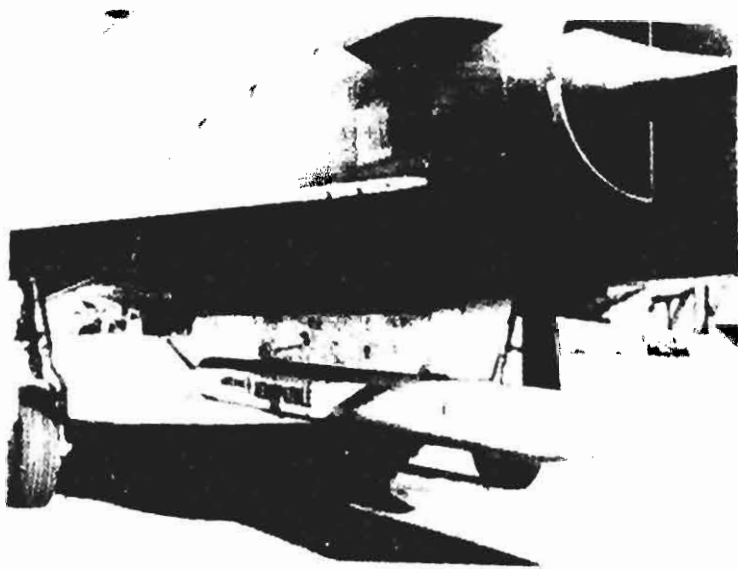
RD-500K 是前苏联“狗窝”(Kennel)AS-1 空舰导弹的涡轮喷气发动机,也用作前苏联“幼鲑”(Samlet)SSC-2B 岸舰导弹的主发动机,由前苏联米库林设计局研制,前苏联发动机代号为 ПД-500K。“狗窝”导弹约在 50 年代初开始研制,1961 年 7 月在列宁格勒海军展览会上首次展出,1963 年开始在前苏联海军航空兵服役,70 年代初退役。RD-500K 采用单管形燃烧室,燃料为 T-1 煤油或 70% T-1 煤油与 30% 汽油的混合燃料。当 RD-500K 发动机启动、点火工作并在转子达到一定转速时导弹才发射,最大射程高空 150 km,低空 90 km,飞行 $Ma = 0.8$ 。

发动机主要性能与结构参数

推	力	kN	15.6	燃 料 量	kg	165
转	速	r/min	14 700	总 质 量	kg	670
连续工作时间		min	≥5			

战略导弹冲压发动机

ASMP*



挂于幻影飞机腹部的 ASMP 及其中后部位的整体式液体冲压发动机

ASMP* 整体式液体冲压发动机是法国战略“中程空对地导弹”ASMP(Air-Sol Moyennée Portée)的全程超声速飞行动力装置,由法国国家航空航天研究院(ONERA)与法国国营火炸药公司(SNPE)合作研制。该发动机的概念研究始于1974年,在此后的7年中,共进行了6000多次地面点火试验,用了约800 t 煤油,至1981年终于制造出第一台弹上试飞样机。于1983年6月23日进行了第一次样弹低空发射试验,发动机成功地实现了飞行状态下的工况转换。从1983年至1985年,用40多台发动机进行了作战飞行试验。初期出

现几次失败的原因是发动机调节问题和没有充分利用地面试验成果。至1986年5月,在经历了1300多次地面试验,200多次发射试验和20多次的成功飞行试验后,正式投入作战使用。1993年停止生产,共有150枚ASMP导弹安装了该发动机。

发动机主要性能与结构参数

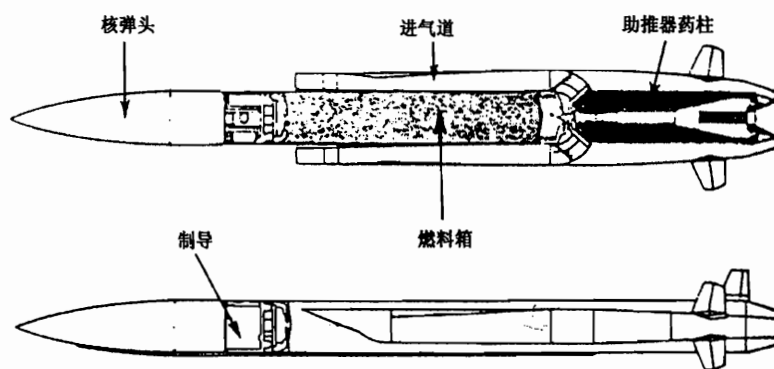
飞行速度	Ma	工作时间	s
高 空	3.0~3.5	助 推	4
低 空	2.0	冲 压	600~900
飞行高度	km	工况转换	0.1
高 空	20	直 径	mm
低 空	0.06	燃烧室	350
燃烧室压力	MPa	进气道	450
助推器	7~14	总长(从燃油箱顶部算)	mm ~3 350
冲压燃烧	1		

发动机系统

系统组成 ASMP* 发动机由两部分组成:起飞加速用的“艾林”(Alain)型固体火箭发动机和巡航飞行用的液体冲压主发动机,两者结合成整体结构。液体冲压发动机包括发动机本体的冲压燃烧室、喷管、二只侧面进气道及其在燃烧室头部的侧面进气口堵盖、装煤油的燃料箱、燃油增压和燃油控制系统、点火器以及工况转换机构等部分;“艾林”型固体火箭发动机是法国国营火炸药公司(SNPE)研制的,它由装于两用燃烧室内的固体推进剂药柱、套装于冲压喷管内的可抛火箭喷管及点火器、隔热层、喷管分离机构等部分组成。

在 ASMP 导弹上,整体式冲压发动机安置在弹体后部,以减少冲压发动机对导引头前向视界和正常结构布局的干扰;两个二维斜切口进气道安放在弹体中部左右两侧。

工作原理 ASMP 导弹在载机于 20 km 高空发射(速度限定在 $Ma = 0.6 \sim 0.95$)后,下滑 10 m 左右,助推发动机点火。4 s ~ 5 s 内将导弹加速至 $Ma =$



ASMP* 发动机部位示意图

2.0。此时助推药柱燃尽,室压迅速下降,自动控制机构将进口堵盖爆破,并被冲压空气吹入助推药柱燃尽后空出的两用燃烧室。同时将套入冲压喷管内的可抛火箭喷管抛掉,增压系统对燃油箱增压,高压油经燃油调节器以预定流量流入燃烧室与冲压空气混合点火燃烧,形成高温燃气,然后与破碎的进口堵盖一起从喷管喷出。导弹也随之转入用冲压发动机工作状态。上述工况转换过程的持续时间只有 0.1 s。

随作战环境和目标特征不同,导弹在冲压发动机推进下,将以三种不同的弹道巡航飞行。

(1)高空弹道 导弹在高空发射后迅速转入靠冲压发动机工作巡航飞行,速度可达 $Ma = 3.0 \sim 3.5$,末段俯冲攻击 250 km ~ 300 km 处的目标;

(2)低空地形跟踪弹道 导弹按预编程序以某一安全高度飞行,最后下滑俯冲攻击目标。此时冲压发动机工作的燃料消耗大,推力可调;

(3)海上弹道 导弹发射后迅速下滑至 60 m 以下的掠海飞行高度,冲压发动机在超低空下工作。由于空气阻力大,导弹射程多为 60 km。

发动机主要部件

进气道 该发动机采用的二维斜切口固定几何形状进气道,借鉴于“协和”飞机的 $Ma = 2$ 超声速进气道经验,两个进气道的进口斜面向下倾斜,而不是沿径向倾斜。它具有低阻高效率特点,且在一定攻角下,可减少雷达反射信号,更适于在高空和高速度 ($Ma = 3$) 下工作。ONERA 从 1970 年起对其结构和性能进行了广泛研究,全尺寸模型曾在莫顿试验中心的 S_2 连续闭路式超声速风洞上进行了累计达 7h 的吹风试验,揭示了在 $Ma = 3.0$ 时的气流流动特性,取得了对其进行结构和性能设计的最佳参数。

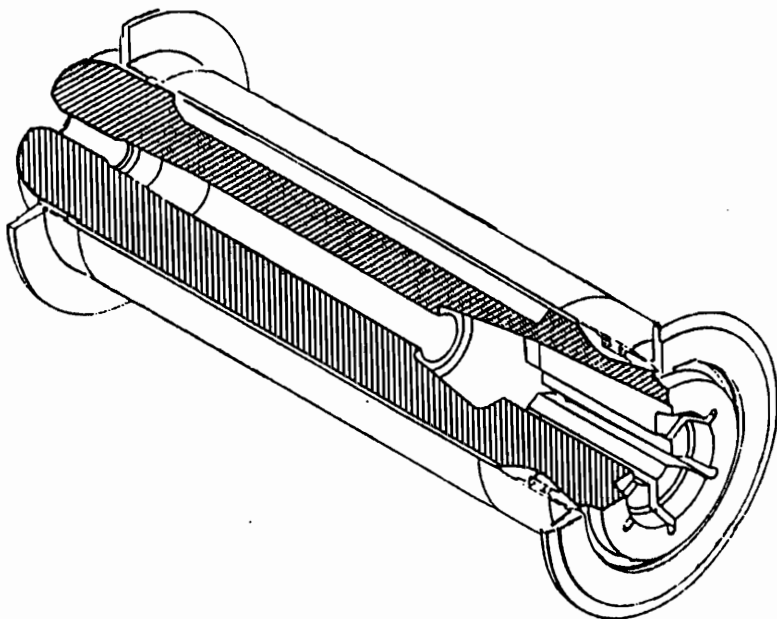
燃烧室 根据旋流稳焰原理,吸取了“协和”飞机燃烧室的经验设计成的高效旋流燃烧室。它靠燃烧室特殊几何形状本身形成的自然旋流系统来保持火焰稳定,省去了火焰稳定器。这不仅使燃烧室构造更

为简单,而且有利于固体助推火箭药柱在室内的安放。同时也可使燃烧室长度变短,直径变细,有利于减小导弹的尺寸、质量和迎面阻力。而气流在燃烧室内的速度却明显提高,空气进口速度达到 $100 \text{ m/s} \sim 150 \text{ m/s}$,燃烧室内的燃气速度可达 $300 \text{ m/s} \sim 350 \text{ m/s}$ 。这样可以采用收敛度很小甚至无喉道的冲压喷管,因为燃气在燃烧室出口处的速度,已接近或达到,甚至超过当地声速,可以不经收敛段,而直接通过扩散段膨胀加速成超声速气流。

两用燃烧室既要承受在固体助推火箭工作时,压力高达 $7 \text{ MPa} \sim 14 \text{ MPa}$,燃气温度高达 3000K 的短期 ($4 \text{ s} \sim 5 \text{ s}$) 高压高温负荷,又能承受在冲压发动机工作时,压力降为 1 MPa ,温度降至 $1500\text{K} \sim 2000\text{K}$,工作时间却长达 1000 s 的长期负荷和工况转换过程的瞬时压力、温度剧变。两用燃烧室的长度由助推火箭完成起飞加速任务所需的推进剂药柱长度确定。燃烧室的隔热层材料为填加耐热纤维的硅橡胶,直接浇铸在燃烧室内,厚度为 15 mm 。可以保证助推器在 3600K 高温和 14 MPa 下安全工作 $4 \text{ s} \sim 10 \text{ s}$ 。其缺点是热解后易碎,需用金属条或复合材料增强,否则高温燃气会通过碎裂的缝处,使室壁局部烧穿。

ASMP 导弹在不同的高度和速度下飞行,使发动机在不同富油度下以不同的燃烧效率工作,将导致燃烧室在某些情况下发生压力振荡。特别当发生 1000Hz 以上的高频振荡时,会造成隔热层破裂。ONERA 经过 10 多年的研究发现,燃烧室中心区的油气混合模式是影响振荡燃烧的主要因素。利用计算机控制技术,通过多路通气、多路供油和通过空间分布的燃料喷注方式,使燃料在燃烧室不同区域雾化或汽化,并使燃料的喷射特性随飞行条件变化,可以抑制有害的振荡燃烧。另外,通过在室壁处加纵向隔板,部分改变压力场或频率场的空间结构,也可使某些振荡方式(如内向振荡)得到缓解。

可抛火箭喷管套装在扩张形冲压喷管内。整体助推器的 HTPB 推进剂管形药柱被固定在两用燃烧室内,靠隔热层与室壁隔开。助推器药柱燃尽后,靠自动控制机构,解脱可抛火箭喷管固紧装置,使其随燃气流一起喷出。



ASMP* 整体式助推发动机的推进剂药柱

燃油系统 由燃料供给、调节和喷注系统三部分组成。供给系统采用气体增压的挤压式供油系统,包括油箱、活塞、膨胀室、调节阀及密封薄膜等部分。燃油箱用金属薄膜密封,平时与有机或塑料物不接触,燃油的自由膨胀量靠油箱后部的一个膨胀室进行自我调整。供油时,燃气发生器产生的高压气体经气体调节阀调节气体压力和流量,推动活塞挤压装于金属密封膜内的煤油从油箱出口阀门流入流量调节阀入口。它可以保证燃料在各种过载下(横向过载达 $10\text{g} \sim 20\text{g}$) 正常排出。燃料调节系统由流量调节活门、传感

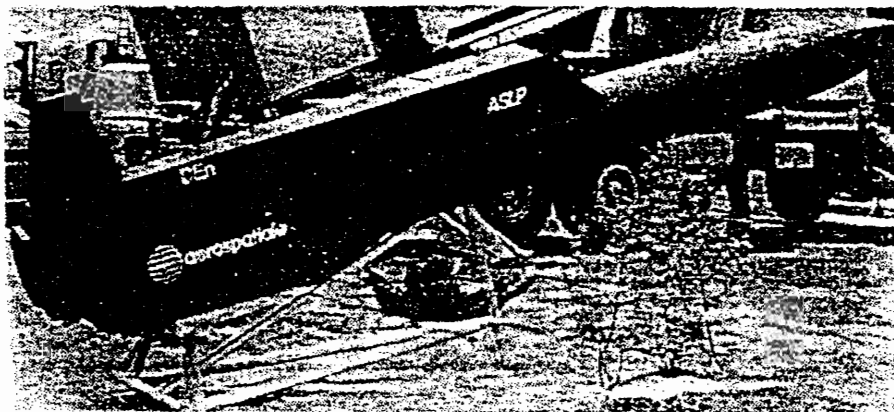
器、计算机和伺服系统等部分组成。流量调节阀用以调节送入燃烧室的总流量,伺服系统的分配阀负责把流量按分配规律分配给各种喷注器。这两个阀门均由计算机靠传感器控制。计算机根据燃烧室工作情况,燃油富油度和压力变化情况确定出燃油总流量和流量分配规律。对不同位置的喷注器通过分配阀,控制其喷油量,既防止燃烧室出现压力振荡,又确保燃料总流量能在 $1:15$ 的流量调节范围内变化,进而使发动机推力得到调节。喷注系统包括两类喷注装置:一类安装在进气口内侧即进气道弯管内曲壁

处,另一类装在进气道弯管外侧内曲壁处。第一类喷注器通过一条供油管路将燃油喷入靠近燃烧室头部的回流区(共供区)形成回流燃烧。第二类喷注器通过另一条供油管道将燃油喷入进气口下游靠近燃烧室内壁的各个专供区,使燃料喷入燃烧室后的分布空间明显扩大。这不仅有利于加快燃料的雾化和汽化,而且也使燃烧区扩大,有助于抑制振荡燃烧的发生,扩大了流量调节范围。

改进与发展

从发动机本身来说,法国已研究了采用新燃料、延长发动工作时间、提高流量调节能力、改进进气道和燃烧室喷管性能等方面的技术,以使该发动机性能更加完善。从用途来说,法国正扩大其应用范围,不仅 ASMP-M/R/C 等 ASMP 装常规弹头的反舰、反辐射和远程常规型空对面导弹采用了这种发动机,而且法德正在合作研制的新一代反舰导弹(ANNG)所用的发动机也是在这种发动机的基础上发展的。

ASLP*



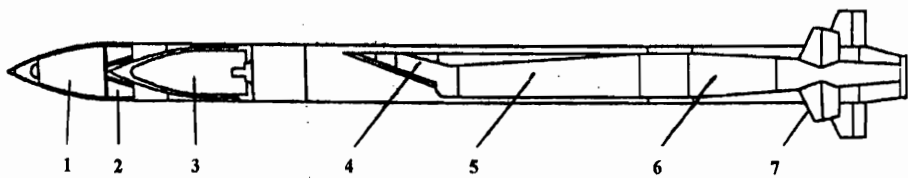
ASLP* 整体式液体冲压发动机占弹长 2/3 的部位外形图

ASLP* 整体式液体火箭冲压发动机是用于法国超声速战略巡航导弹——“远程空对地导弹”(Air-Sol Longue Portee-ASLP, 也称作 ASN)的发动机,由法国航空航天公司于 1987 年在中程空对地导弹整体式液体火箭冲压发动机(ASMP*)的基础上研制而成。与 ASMP* 发动机相比,ASLP* 发动机外形布局的最大特点就是用一个装在导弹弹身中段背部的斜切口梯形进气道代替了在 ASMP* 上的两侧双进气道布局形式。其整流罩则光滑地延伸至导弹尾端。据称这种布局可使 ASLP 在低空高速飞行时有更高的隐蔽性和机动性。在法国布尔日 1991 年武器展览会上首次展出其模型。1993 年 ASLP 导弹因英国退出合作而中止发展,ASLP* 整体或液体冲压发动机也随即停止研制。

发动机主要性能与结构参数

飞行速度	Ma	直 径	mm	> 450
高空	≥3.0	总 长	mm	约 3 700
低空	≥2.0	总质量(导弹)	kg	> 1 000
飞行高度(最大)	km	20		

阿修罗 (Asura)



“阿修罗”整体式液体冲压发动机部位图

1—导引头 2—图象处理装置 3—AS30L战斗部 4—进气道
5—燃料箱 6—两用燃烧室 7—舵面

“阿修罗”(Asura)整体式液体冲压发动机,拟用作法国国防部“常规远程空对地巡航导弹”(ASLP-C)的发动机,由法国航空航天公司在已研制的“常规中程空对地导弹”(ASMP-C)整体式液体冲压发动机的基础上改进而成。法国国防部 1994 年 12 月 15 日宣布招标结果,没

有选中“阿修罗”(Asuna)发动机作为 21 世纪初装备部队的“常规远程空对地导弹”(ASLP-C)的基本研制方案,但航空航天公司仍在继续进行该种冲压发动机的研制与改进。

发动机主要性能与结构参数

工作时间	s	总质量	kg	885 ~ 900
助推	4 ~ 5	直径	mm	
冲压	600 ~ 1 000	燃烧室		350
转换	0.1	进气道		450
总长(从燃油箱顶部算起)	mm	约 3 600		

改进与发展

为满足国防部提出的 400 km ~ 600 km 的“远程常规对陆攻击巡航导弹”招标要求,航空航天公司对其整体式液体火箭冲压发动机性能作了如下改进:

(1)采用高能燃料,增加装油量。据称在 Asura 上将采用法国火炸药公司新近研究成功、并可投入工业生产的密度达 1.1g/cm³ 的高热值人工合成碳氢燃料。由于其密度比煤油高 40%,热值也明显增加。另外,利用制导系统和微电子器件小型化空出的空间,可使装油量增加 10%左右。

(2)扩大飞行空域。导弹采用在 10 km ~ 20 km 的高空发射,以 $Ma = 3.0 \sim 3.5$ 的超声速巡航飞行,末段以 45°的直线俯冲弹道、800 m/s 的高速撞击目标。导弹在高空飞行,空气密度小,阻力低,在相同耗油率和推力情况下,可以更快的速度飞向更远的目标。据称,在 20 km 高空发射时导弹可以 $Ma = 3.0$ 的速度在 7 min 时间内飞行 400 km。

(3)改进燃烧效率利用旋流稳焰原理和合理设计喷嘴空间分布及喷油方式,使燃料在燃烧室雾化和汽化更加均匀,从而使发动机有更好的推进效率。

天蝎座-2* (Scorpion-2*)

“天蝎座-2*” (Scorpin-2*) 冲压发动机是法国计划用作“天蝎座”高超声速拦击导弹的主发动机, 是由法国宇航工程研究院 (SNIAS) 于 70 年代初开始研制的高超声速冲压发动机, 以保证导弹能在 30 km 高空、 $Ma = 6$ 的情况下拦击再入大气层的弹道式导弹。1971 年法国宇航工程研究院曾在莫丹试验中心的 S4MA 高超声速风洞内成功地进行了 $Ma = 6$ 的半自由射流试验。



“天蝎座”导弹—冲压发动机外形图

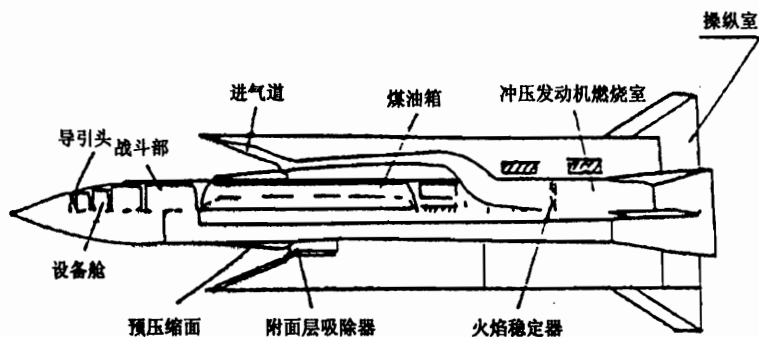
发动机主要性能与结构参数

直 径 mm 420 长 度 mm ~ 6 000

发动机系统

“天蝎座-2*”冲压发动机采用有预压缩面的侧面进气道, 其进口形状呈外长内短的斜铲形, 并装有附面层吸除装置。装煤油的燃料箱安装在紧靠燃烧室头部的弹体中央部位。燃烧室内装有火焰稳定器, 尾喷管呈收敛扩散形。

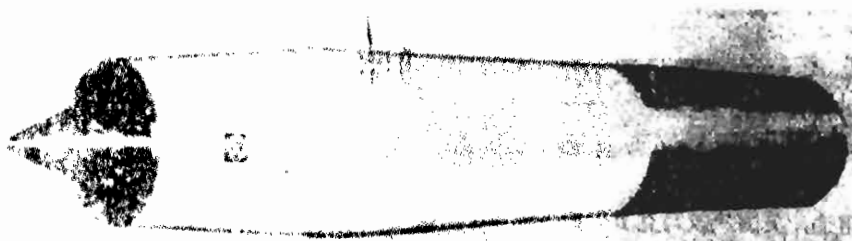
“天蝎座”导弹起飞时, 串联的固体助推火箭发动机先将导弹加速至 $Ma = 3$ 的接力速度, 然后助推发动机脱落, 冲压主发动机接替工作, 并将导弹持续加速至 30km 高度, 达到 $Ma = 6$ 的巡航速度。



“天蝎座-2*”冲压发动机-导弹结构图

RJ-47

RJ-47 冲压发动机是美国空军主管, 自 1946 年开始研制的世界上最大和最早的“那伐鹤” (Navaho) SM-64A 地地超声速洲际巡航导弹的主发动机。由美国柯蒂斯-赖特公司研究设计, 菲恩公司制造。1957 年 8 月首次飞行试验成功。由于美国决定集中力量发展弹道导弹, RJ-47 冲压发动机随弹于 1957 年 7 月停止研制生产。1958 年夏, 美空军曾用该弹作过超声速环境试验, 并进行了首次试射。



RJ-47 冲压发动机

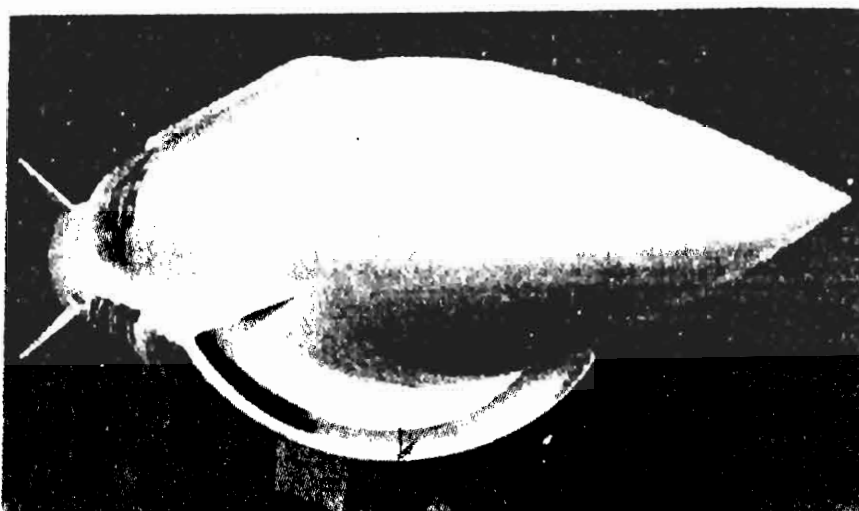
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN/台	88.29	长 度	mm	~ 8 000
直 径	mm	1 220			

发动机系统

RJ-47 冲压发动机由于采用外挂式安装方式,其发动机本体和燃油供给及调节系统分置于导弹弹身内外相应部位。两台发动机平行配置于弹身后段两侧,燃油箱及燃油输送和调节系统则装于弹身内,中间靠燃油管道将两者连成一体。所用燃油为优质航空煤油,靠燃油泵送入燃烧室与冲压空气在燃烧室内混合燃烧。进气道据称为简单的半锥角为 $25(^{\circ})$ 的单锥进气道,兼有内外压缩能力。

ASALM* /PTV*



ASALM* /PTV* 整体式液体冲压发动机在弹上的部位外形图

ASALM* /PTV* 液体火箭整体式冲压发动机(LIRR)是美国先进战略空射导弹(ASALM)及其推进技术验证飞行器(PTV)的动力装置。主承包商是美国马夸特公司,麦古莱格公司和得克萨斯分公司也参与了

整体式助推火箭发动机的研制工作。“先进战略空射导弹”(ASALM)是美国空军主持研究的新一代超声速中程战略巡航导弹,兼有空对空、空对地两种作战能力,拟装备 B-52,FB-111,B-1B 以及未来的先进技术轰炸机。

ASALM 所用的整体式火箭冲压发动机,在布局上采用了减少外阻和侧向雷达散射截面最为有利的下颚式进气道;在结构上则是将助推火箭发动机药柱组装在冲压发动机燃烧室内,尾部套装 2 个不同喉径的喷管,用同一燃烧室完成助推和巡航二种不同的飞行状态,既解决了助推发动机带来的尺寸增加的问题,提高了发动机容积利用率,又解决了冲压发动机自身不能从零启动的问题,对于减少导弹质量、长度和体积极为有利,是 ASALM 最为理想的动力装置。为了满足 ASALM 的方案设计要求,空军曾经拨出 6 500 万美元专款研究供这种整体式火箭冲压发动机试验用的“推进技术验证飞行器”(PTV)。从 1979 年 10 月~1980 年 5 月共进行了 7 次飞行试验。在白沙导弹靶场,马夸特公司进行的第七次装有下列式进气道的 PTV 试验中,利用改进的 A-7 载机从 7.9 km 的高度发射 PTV 后 5 s,助推发动机药柱燃尽,导弹加速爬升至 24.4 km 高空,已达 $Ma = 2.0$ 的接力速度,便自动由助推发动机加速转向由冲压发动机自身加速,当导弹加速到 $Ma = 3.5 \sim 4.5$ 的巡航速度(随高度变化)后便转入平飞状态作巡航飞行 467 km,燃油燃尽转入末段俯冲下降至 2.7 km,最后按预定要求冲向 16 km 远处的弹着点。试验完全满足了 LIRRE 作为 ASALM 的推进系统在各种飞行条件下的基本性能要求。PTV 的 7 次飞行试验表明:燃油耗尽时间与预估值值的误差为 2%;有动力飞行时间的平均偏差为 1.4%;推力值与基于地面试验数据的预估值之间的标准偏差为 4.2%;进气道空气捕获率和临界压力恢复的飞行值与地面试验数据十分吻合;燃烧室压力恢复与地面试验结果的误差小于 2%;燃烧室效率在油气比为 0.03~0.05 时,超过 90%,PTV 在该油气比下均能保持巡航飞行;在高、低空稳定飞行下冲压发动机的比冲值与预估值之间的偏差小于 3%。7 次飞行试验中,从火箭发动机到冲压发动机的工作转换过程,每次都是在燃油喷入燃烧室点火器引燃之前就自动点燃。PTV 从启动 $Ma = 2.0$ 到高空 $Ma = 5.0$ 都能有效地工作,高空巡航飞行时间可达 350 s,低空巡航飞行达 90 s。试验证明采用下颚式进气道有助于改善冲压发动机性能,和其它方案相比,它有更更大的容积效率和更宽的高度适应范围,其可靠性、耐热性和结构寿命也都能满足 ASALM 的要求。

PTV 飞行器的研制历时三年半,整体式火箭冲压发动机耗资 1 800 万美元,试验获得成功。而 ASALM 的研制历经 44 个月,耗资 14 240 万美之后,由于其作战任务和发展目标变化不定,致使美国国防部于 1980 年 4 月 4 日决定撤消 ASALM 的研制计划,重点转向基本技术和方案原理研究,与 PTV 有关的整体式火箭冲压发动机的研制工作也逐告中断。

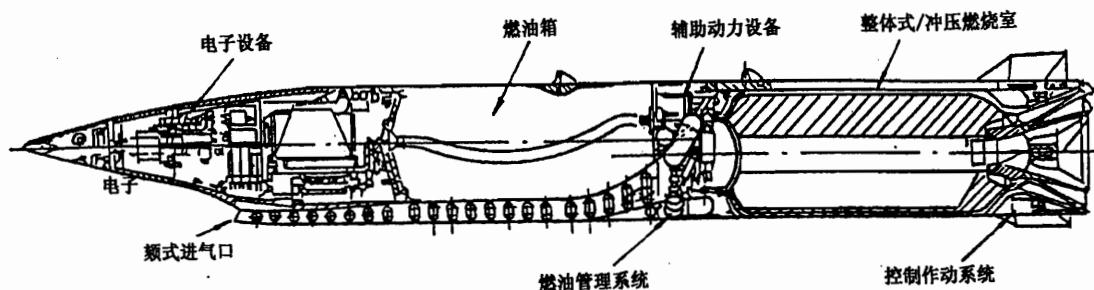
发动机主要性能与结构参数

比 冲	m/s	燃烧室压力	MPa
助推发动机	2 350	助推(平均)	8.96
冲压发动机	11 760	冲 压	0.69
飞行速度	Ma	工作时间	s
理 论	2.5~3.0	助 推	4~6
最 大	≤ 4.0	冲 压	150~200
PTV	~2.3	工况转换	0.3~0.5
		直 径	mm
			508

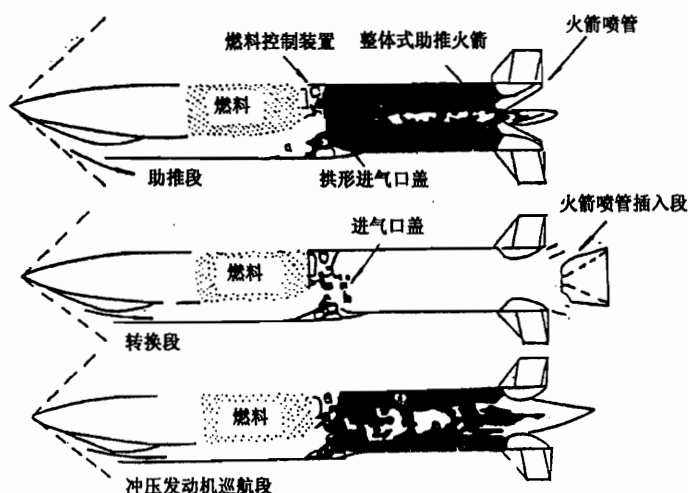
发动机系统

系统组成 PTV 飞行器的整体式液体冲压发动机系统包括装于飞行器前段的进气系统和燃油排放

系统,装于飞行器后段的整体式燃烧室/喷管系统,装于连接前后两段的过渡段中的燃油控制系统和辅助动力系统等部分。



ASALM*/PTV* 整体式火箭冲压发动机结构图



ASALM* 整体式火箭冲压发动机工作过程

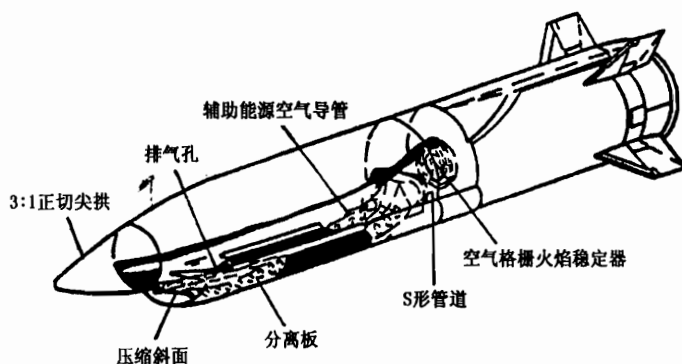
工作原理 ASALM/PTV 导弹的液体整体式火箭冲压发动机(LIRRE)由载机载运到 8 km 的预定发射高度, LIRRE 发动机的固体助推发动机点火发射 PTV。助推段燃烧室工作压力高达 13.7 MPa。5 s 后, 将 PTV 加速至冲压发动机接力速度 $Ma \geq 2$ 。此时固体推进剂燃尽, 共用燃烧室压力迅速下降。当室压下降至 2.07 MPa 时, 压力传感器驱动压力开关, 引爆固紧可抛助推器喷管的固定圈, 并将嵌入冲压发动机喷管内的可抛火箭喷管抛出。几毫秒后, 装于燃烧室头部的进气口易碎玻璃堵盖靠自爆装药爆破, 冲压空气从下颌式进气道流入

燃烧室与液体冲压发动机喷入的 RJ-5 高密度烃燃料混合后, 由残留的固体推进剂高温燃气引燃, 并随同易碎玻璃堵盖、固体推进剂残药一起从冲压发动机喷管喷出。在 0.5 s 以内完成由固体火箭发动机助推加速转向靠冲压发动机自身加速的飞行过程, 当加速达到 $Ma = 3.5 \sim 4.5$ (随高度而变) 的巡航速度后, 转入平飞状态持续巡航飞行。巡航段的工作压力小于 68.6 Pa。燃油燃尽后转入末段俯冲下降至 2.7 km 高度, 最后按预定要求冲向 16 km 远处的弹着点。由于冲压发动机所用 RJ-5 燃料密度比 JP-5 普通煤油高 20%, 且具有更大的热值和更好的点火性能, 故而在装油量相同时, 可使 PTV 具有更远的射程或更高的速度。

发动机主要部件

进气系统 采用了长径比为 3:1 的下颌式进气道, 由带有 5% 钝度的尖拱形头锥, 15° 攻角的唇口, 内扩压段和与燃烧室头部中央相接的 S 形导管等部分组成。它由马丁·马丽埃塔公司和马夸特公司共同研制, 具有很宽的马赫数、高度和攻角包络适应能力。流经发动机的气流由尖拱形头锥完成首次预压缩, 再经等熵斜面的附加外压缩。在设计点时, 压缩波汇聚在环状扇形体唇口处。受导弹头部雷达天线布局的限制, 连接通气道整流罩与前弹身的两侧壁间尖角限定为 120°。附面层吸除装置, 由配置在进气道收敛段到喉部的许多直径为 6.3 mm 的小孔构成。吸除的气流被收集在集气管中, 然后, 通过进气道侧壁

的缝隙排出。缝隙出口向后弯 70° ，以减少吸除阻力。喉道后的扩压器，以 6° 的当量扩张角，将超声速气流扩压成低速亚声速流。扩压通道的截面形状，由开始的环扇形逐步转变成腰子形，最后靠 S 形管道将气流从焊接在弹体腹部的进气道，引入燃烧室头部中心线位置。扩压后的冲压空气，由两块分离板在 S 形管道端部，分成三路。最大的一路，由 S 形管道引至燃烧室头部进气口堵盖处，用于与 RJ-5 燃料混合燃烧；另外两路，一路从 S 形管道端部引出，用作驱动辅助动力设备的气源；第三路，用作驱动燃油控制系统的气动液压装置的气源。辅助动力系统、燃油控制系统和 S 形管道的后段，均安装在连接 ASALM/PTV 弹身前后两段的过渡段腔体内。在 S 形管道后面，装的是冲压燃烧室喷嘴、火焰稳定器和整流格栅。在燃烧室突扩面的上游处，装有整体式堵盖。



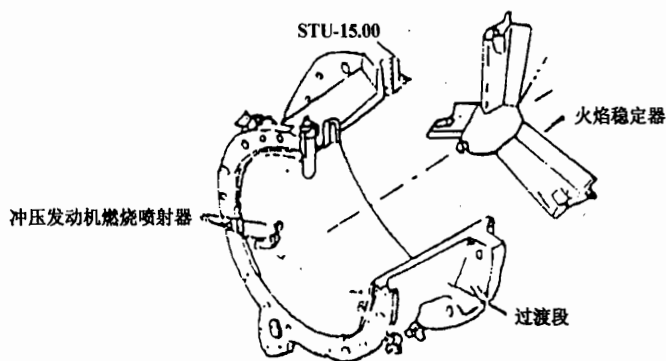
ASALM*/PTV*的下颌式进气道结构示意图

进气道的 S 形导管用冷弯成形焊接结构，复杂形状构件通过冷冲压成形后再焊接起来；气流分离板采用悬槽技术直接焊接到蒙皮上，侧壁板、喉道扩压段、涡轮集流导管和各种密封环均用就位焊接。

燃烧室/喷管系统 是一种头部中心进气，突扩型整体式火箭-冲压燃烧室/喷管系统。助推药柱装在冲压发动机燃烧室内，助推发动机喷管嵌入冲压发动机喷管内，用同一燃烧室完成助推和巡航两种不同飞行状态的工作。

燃烧室是用 3.6 mm 厚的镍铬合金 I-718 型板，经旋压后焊接而成的圆柱体，前后端壁则用锻造件，焊接到圆柱体上。燃烧室头部采用中心进气式结构其前端与弹体过渡段内的 S 形进气管端接。

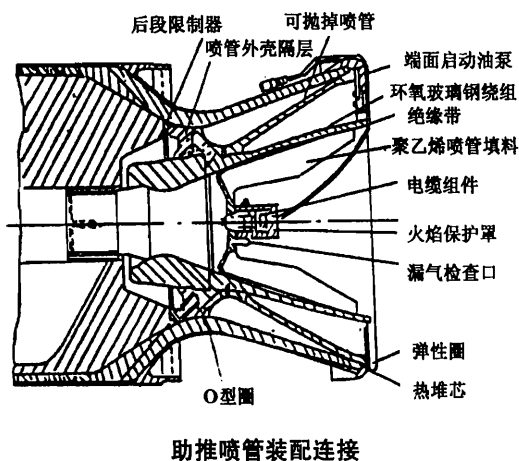
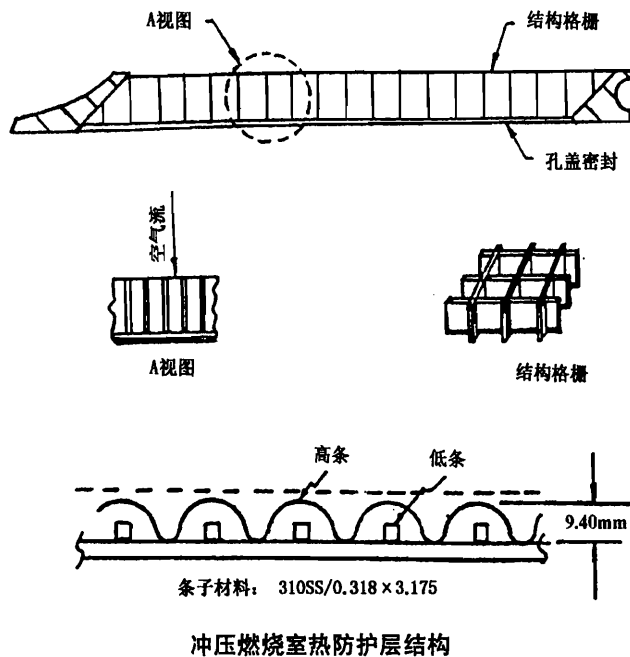
冲压发动机液体燃料喷嘴成两排对称安装在进气口前端，其后为 V 槽型三支架火焰稳定器和整流栅格，最后用一个与进气口同心的圆顶形易碎玻璃钢堵盖将进气口与突扩燃烧室分隔开。V 槽型火焰稳定器呈 Y 形分布的三根支架，通过流线型中心扰流锥连成一体，材料为 I-718 镍铬金钢，外表涂有不同厚度的碳素酚醛树脂绝热材料，导流锥上的涂层厚为 6.35 mm ，V 槽支架为 5.08 mm 。整流格栅兼有对气体整流和稳定火焰的双重功能。



冲压发动机燃料喷射器与火焰稳定器示意图

圆顶形整体式易碎玻璃堵盖使用的材料是经过热化学处理的高强度易碎玻璃，与突扩燃烧室相邻面涂有一层厚 3.81 mm 的绝热层，爆破它的线性聚能装药放置在背部，圆顶形堵盖的直径为 254 mm ，四周装有 O 形密封环。为使堵盖既能承受高达 $6.87\text{ MPa} \sim 13.73\text{ MPa}$ 的助推器室压，又能在不损坏冲压燃烧室、喷管和防热系统的情况下，借助冲压空气的压力，准确可靠地抛出，在设计上应恰当利用小型爆炸装置，使其破裂时能分割成与原来玻璃厚度差不多大小的盐块状颗粒。

冲压燃烧室筒壁的隔热层采用 DC93-104 型强化硅橡胶，浇铸在点焊于燃烧室内壁的不锈钢网格内，形成厚 12.7 mm 的隔热层。不锈钢网格是用宽 3.175 mm 、厚 0.315 mm 的 310SS 型不锈钢带，以 9.53 mm 和 6.35 mm 两种不同的高度，按正弦波形状沿轴向和径向点焊在燃烧室内壁上，形成高低有致、纵横交错的网格。它既能对浇铸在网格上的硅橡胶在烧结时起加固作用，又能防止其碳化后发生脱落，完全可以



满足冲压发动机工作时的隔热要求。另外,为在硅酮橡胶和助推器药柱间形成一层防护层,在橡胶层壁面上粘接了一层氟化乙丙烯塑料(FEP)。

冲压发动机喷管采用表面贴有硅石酚醛树脂的边缘取向隔热带隔热。隔热带用芯轴缠绕成型,并用粘接剂粘在 I-718 镍铬合金钢质喷管的入口和出口壳体上。冲压发动机喷管喉部与可抛助推喷管之间,靠一种 O 型密封圈,形成一个密封表面。助推喷管以 $0.9(^{\circ})$ 的倾角嵌入,使其推力矢量通过导弹质心。助推喷管用铝制造,以碳酚醛树脂和硅石酚醛树脂隔热,靠固定圈使其在助推发动机工作期间保持固定。

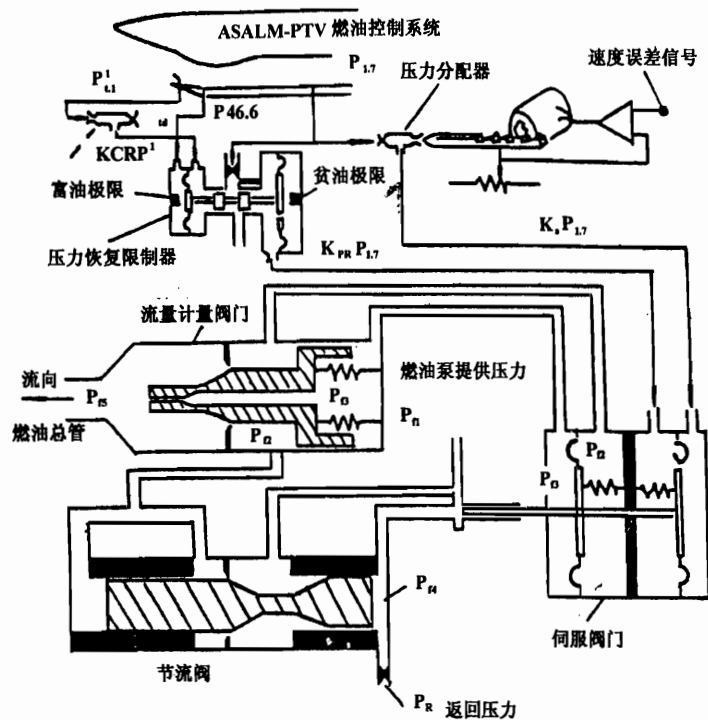
助推药柱采用含铝丁羟推进剂,在 8.96 MPa 室压下的燃速为 33 mm/s。药型设计成有空心管和键孔两种形状,键孔开到离后端约 101.6 mm 处结束,使后端形成一个阻挡层,以防止高温燃气冲向冲压发动机喷管和助推器喷管之间的密封装置。

燃油供给系统 由燃油箱、燃油泵和排放系统三部分组成。燃油箱采用钛合金材料,其腹部外壁焊有颌式通道,后端与弹体过渡相接,是一种半硬壳式承力结构。油箱体长 1.06 m,内径 457 mm,内装 RJ-5 燃油约 150kg。排放系统由挤压式胶囊、蛇形集油管和端头固紧装置组成,胶囊厚约 0.711 mm,材料是一种外层涂覆丁腈橡胶的双层聚芳酰胺纤维,在双层纤维之间安置一层连续的尼龙层,用于防止气体渗漏。设在胶囊中心的不锈钢集油管用不锈钢接

合件在两端固紧。胶囊在制造时与两端的接合装置模铸成一体,它的形状可以与箱内的不规则尺寸相匹配。油箱隔热层用的是 MIN-K 编织物,其正面是玻璃纤维,反面是石英纤维,通过内支撑环或丝网固定于燃油箱体上。燃油箱体与隔热层之间留有空气间隙,可起阻止传热作用。MIN-K 隔热层的厚度通常为 4.76 mm,只在进气道部位厚度达 9.53 mm。这种油箱排放系统具有良好的燃油供给能力,可以连续供油直到燃油耗尽,排油效率高达 98% 以上。

燃油泵由冲压空气驱动涡轮带动,它将从油箱排放出来的燃油增压后,送往整体式火箭冲压发动机的燃油阀门。在结构上燃油泵和带动它的冲压空气驱动涡轮互为一体,作为导弹辅助动力系统(SPU)的主要组成部分,安装在油箱后面的弹体过渡段内。带动燃油泵的涡轮机是一种单程、轴流、冲击式涡轮,它由从 S 形进气管道引出的一小股冲压空气驱动。燃油泵采用带有一直锥扩压器的单程全封闭离心式结构,其叶轮结构材料、安装形式和扩压器设计均与三叉戟飞机液压动力装置中采用的相同。整个涡轮泵的转动组件由轮涡盘、传动轴和燃油叶轮等组成,靠两个预紧向心止推轴承支承。轴承和涡轮轴密封装置,均由泵抽出的燃油进行润滑和冷却。

燃油管理系统(FMS) 是一种由气动和液压双重控制信号控制的燃油控制系统,它利用进气道通道



燃油管理系统示意图

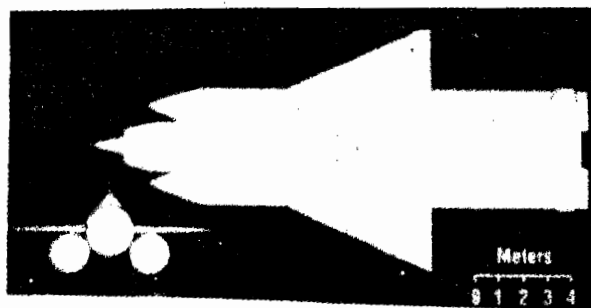
压力和来自自动驾驶仪的电信号控制燃油的流量,进而控制导弹速度。这种控制系统的核心是速度超越控制(VCO),它响应来自自动驾驶仪的导弹速度误差信号,通过驱动调油针的进出,或改变压力分配器的管口尺寸来控制燃油流量的增加或降低。压力分配器根据速度误差信号,重新调整好其出口压力,然后将调整过的压力送往燃油流量调节器的伺服阀门。它再通过调整燃油计量阀门的开合度的高低,来改变流往燃烧室的燃油流量。流量的变化,必然引起喷入燃烧室的油气比及发动机推力也相应发生变化,进而使导弹的飞行速度得到控制,这种速度超越系统的燃油调节比达 20:1。在油气比为 0.06 的富油极限时,超越控制可以阻止燃油流量接近最佳配比;在油气比为 0.02 的贫油极限时,它可以防止冲压燃烧室发生贫油熄火现象。在燃油管理系统中,还包括一个压力恢复限制器(PRL),其功能是在通道压力小于最小压力值时,它可以超越控制燃油流量。

改进与发展

在试验中曾发生易碎玻璃通气道堵盖失灵;助推发动机壳体在受到约 88.96 kN 瞬时冲压推力时,从试车台上脱落;助推喷管和冲压发动机喷管间的密封装置受到腐蚀,从而引起燃气漏泄等现象。为了解决这些问题,重新设计了堵盖及发动机支座。堵盖座角度从原来的 18.5° 改为 45° ,在药柱轴向孔口后端面增加了底板,在可抛喷管组件前端加一消熔防护层。经这样改进后,再也没有发生类似现象。

ASALM 下马后,马夸特公司并没有停止对下颌式进气道整体式火箭冲压发动机的研究活动。在美国海军 1983 年研制的超声速低空靶弹(SLAT)上采用了这种发动机的改进型方案——中心负载管道式 IRR。

RD-012Y



RD-012Y 在弹上的部位外形图

RD-012Y 液体冲压发动机是前苏联“风暴 400”(Буря 400)大型陆射超声速洲际巡航导弹的主发动机,前苏联代号为 РД-012Y。由前苏联蓬达留克领导的 670 试验设计局(ОКБ-670),即现俄罗斯“火焰”(Пламя)发动机设计局,于 1954 年开始研制,1957 年进行发射试验。5 次试飞试验的射程为 4 000 km,成功地验证了导弹的一台液体冲压主发动机和二台 4 喷管并联液体火箭助推发动机之间的协调性和兼容性。1958 年初停止研制,1960 年计划取消,RD-120Y 发动机的研制即告终止。

RD-012Y 冲压发动机的推力为 160 kN,直径为 1 700 mm 助推发动机推力为 2×800 kN。

发动机系统

RD-012Y 液体冲压主发动机按机弹一体化布局,与导弹弹身互成一体。冲压发动机采用中心锥式多波系进气道,位于导弹头部,直通式冲压燃烧室和尾喷管装在弹身后段,中间则是一段长细的空心通道。圆管燃烧室周围是环形燃料箱,内装航空煤油,其质量约占导弹总质量的 71%,2 台并联的助推发动机点火使导弹加速到 $Ma = 3.2$ 的接力速度,而后自动脱落。冲压发动机启动,导弹转入巡航飞行状态。冲压空气通过导弹头部中心锥进气道,经多次激波减速扩压到达直管燃烧室时,速度已降至可以保证与从环形燃料箱泵入的燃料正常混合燃烧,形成持续稳定的高温燃气经尾喷管高速喷出产生巡航推力,其值约为助推推力的 $1/10 \sim 1/12$,使导弹在 3 000 m 以上高度作恒速巡航飞行。冲压发动机与导弹壳体用耐热不锈钢制成,结构质量约占导弹总质量的 22%。

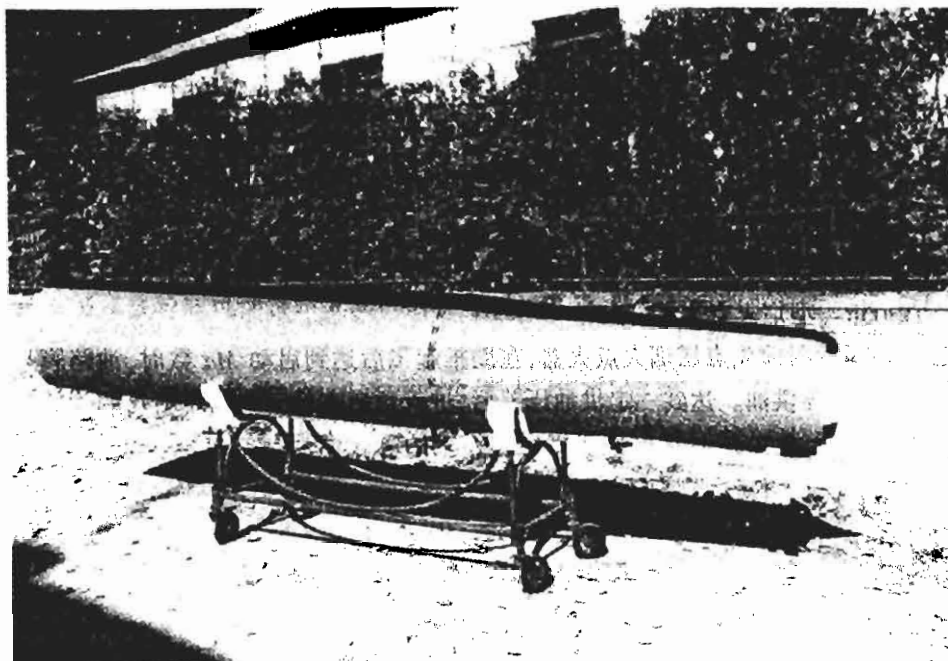
RD-018A

RD-018A 大型液体冲压发动机是前苏联“暴风雨”(Буря)即“方案 40”(Проект 40)战略巡航导弹的主发动机,前苏联代号为 РД-018A。由前苏联蓬达留克领导的 670 试验设计局(ОКБ-670),即现俄罗斯的火焰(Пламя)发动机设计局于 1953 年开始研制,1957 年 8 月进行过地面发射试验。1960 年“暴风雨”巡航导弹计划取消,RD-018A 液体冲压发动机的研制工作亦告终止。

RD-018A 和 RD-012Y 一样,采用机弹一体化中心锥头部多维进气道。其尺寸比 RD-012Y 更大些。直径达 2.0 m,导弹全长达 25 m,总质量约 200 t,装核弹头,试验速度达 3 200 km/h(约 $Ma = 2.6$),射程 8 000 km。试验时,曾成功地飞完 2 500 km。RD-018A 所用燃料为煤油,靠 4 台并联于弹身后段、弹翼上下两侧的液体发动机起飞加速至巡航速度后,4 台助推发动机脱落,冲压发动机接替工作。

战术导弹冲压发动机

540 mm 冲压发动机



540 mm 冲压发动机

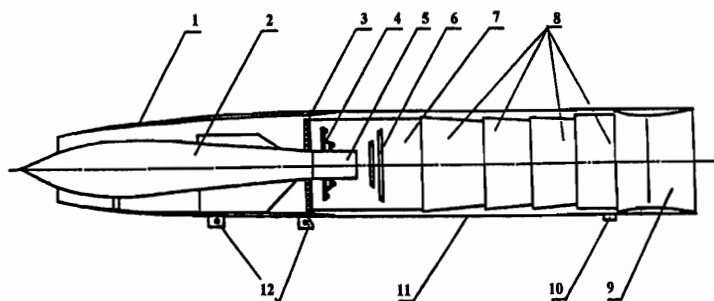
540 mm 液体冲压发动机是中国 C301 低空超声速反舰导弹的主发动机,由中国海鹰机电技术研究院北京动力机械研究所研制。C301 导弹采用两台并联冲压发动机,在达到接力马赫数时开始工作。它提供的推力将导弹继续加速到 $Ma = 2.0$,并保持在该速度下等速飞行。发动机燃料为航空煤油,装在弹上软油箱内。

540 mm 冲压发动机于 1986 年取得了全过程工作飞行试验的成功。

发动机主要性能与结构参数

推力 ($Ma = 2.0, H = 0.5\text{km}$)	kN	33.3	巡航		2.0 ± 0.05
比冲 ($Ma = 2.0, H = 0.5\text{km}$)	m/s	10 000	飞行高度	km	0.3 ~ 0.5
工作时间	s	300	质 量	kg	< 180
飞行速度	Ma		最大直径	mm	540
启 动		1.5 ~ 1.8	总 长	mm	3 800
接 力		1.8			

发动机系统



540 mm 冲压发动机结构

- 1—进气道外壳 2—中心锥 3—网格 4—喷嘴环 5—预燃室 6—稳定器 7—内衬筒
8—火焰筒 9—尾喷管 10—辅助接头 11—燃烧室外壳 12—前后主接头

系统组成 540 mm 冲压发动机系统由发动机本体、涡轮泵、调节器及点火器组成。

涡轮泵 WB-01 型涡轮泵, 转速 21 000 r/min。

燃油调节器 电动式。由传感器、放大器、调节阀和膜片组合件组成。

点火器 DH06B-1 型烟火点火器。

工作原理 地面发射前先点燃烟火点火器, 在助推起飞后达到启动 Ma 数时, 油路膜片切破, 燃油管路充填, 向发动机喷嘴环供油。达到一定供油压差后, 进入预燃室的空气与单喷嘴顺喷的雾化燃油混合, 由烟火点火器点火启动, 再由预燃室火焰点燃主燃烧室的雾化燃油与空气混合物。发动机在贫油启动后, 迅速向富油状态过渡, 由接力、加速转入巡航稳定工作。

发动机主要部件

540 mm 冲压发动机的主要部件有进气道、燃烧室和尾喷管等。

进气道 单锥外压式, 半锥角为 25° 。它由外壳和中心锥两部分组成。发动机与弹体连接的前后主接头均在外壳上, 中心锥通过 3 个均布的主支板和辅助支板与外壳连接, 主支板前缘的矩形孔为预燃室进气孔。

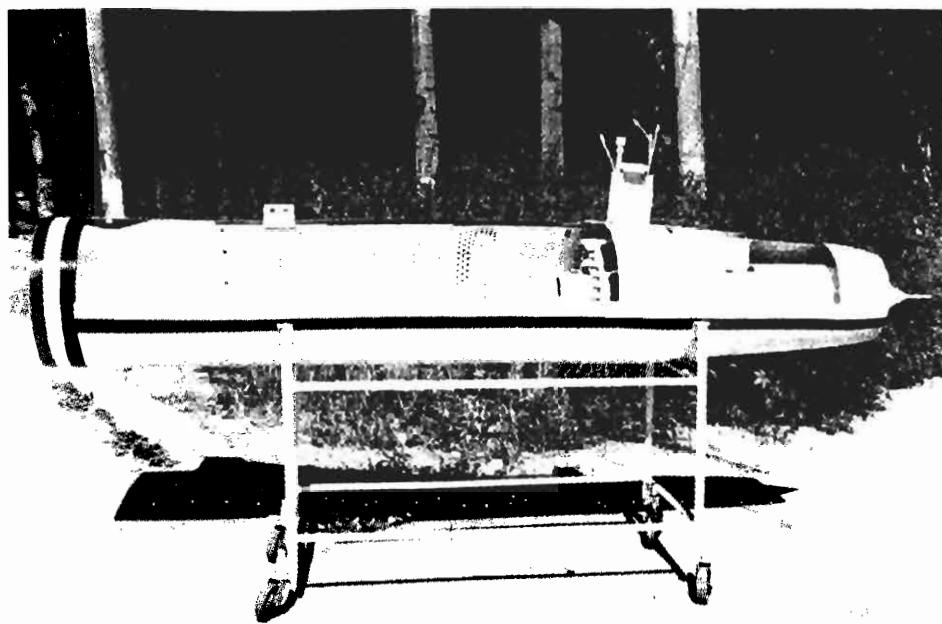
掺合段 它由网格、喷嘴环、火焰稳定器、预燃室和内衬筒组成。喷嘴环采用全顺喷型式, 旋流式喷嘴成 5 环安装在单级环体上; 火焰稳定器为两级 V 形环稳定器, 前级环体上有 3 个均布的 V 形传焰槽, 后级环体上有 12 个传焰槽; 中心式圆筒形预燃室头部安装旋流器和喷嘴。

燃烧室 等直径圆筒形, 由外壳和 4 段火焰筒组成。

尾喷管 收敛-扩张超声喷管。

400 mm 冲压发动机

400mm 液体冲压发动机是低空超声速加速巡航式发动机, 用于中国 C101 低空超声速反舰导弹的主发动机, 由中国海鹰机电技术研究院北京动力机械研究所研制。C101 导弹采用两台并联的液体冲压发动机作为主发动机, 发动机的接力马赫数为 1.8, 助推发动机脱落后, 主发动机继续加速至巡航马赫数



400 mm 冲压发动机

2.0,由弹上燃油调节系统控制供油量。发动机燃料为航空煤油,弹体舱段的油箱中装有 200 kg 燃料。

发动机主要性能与结构参数

推力 ($Ma = 2.0, H = 0.3\text{km}$)	kN	17.8 ~ 20.5	飞行高度	km	0.5
比冲 ($Ma = 2.0, H = 0.3\text{km}$)	m/s	10 980	质量(本体)	kg	75
工作时间	s	120	最大直径	mm	400
飞行速度	Ma	1.8 ~ 2.0	总 长	mm	2 600
接 力		1.8			
巡 航		2.04 ± 0.04			

发动机系统

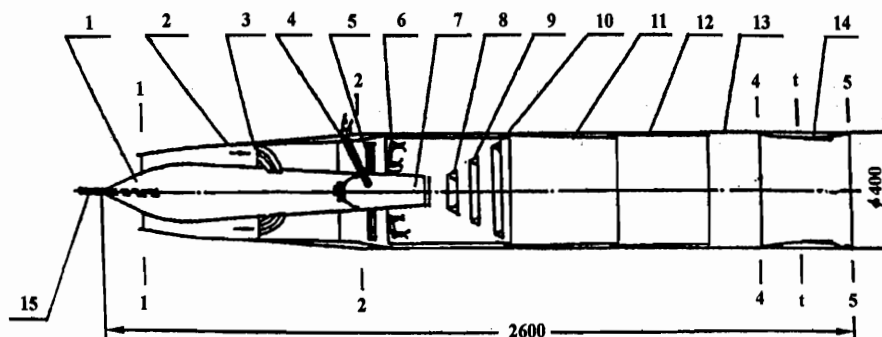
系统组成 400 mm 冲压发动机系统,由发动机本体、涡轮泵、燃油调节器和烟火点火器等部分组成。

涡轮泵 采用 5FC2-3 空气涡轮泵,转速为 38 000 r/min。除涡轮盘材料为 2 Cr 13 外,其余材料为铝合金。

燃油调节器 气动液压式,加速段以等余气系数规律供油,巡航段以等马赫数规律供油。

烟火点火器 DH06B-1 型,常温常压下工作时间为 16 s。

工作原理 助推发动机点火导弹开始起飞,冲压发动机烟火点火器由弹上供电点火。导弹离轨后冲压空气给油箱增压。冲压空气进入涡轮进气道,冲击涡轮,涡轮泵开始转动,泵后燃油增压,在泵后油压小于调节器出口膜片切破压力时燃油回至泵前。当飞行速度达 $Ma = 1.2 \sim 1.4$ 时,调节器出口膜片前油压达切破压力,膜片自动切破,燃油开始流向发动机喷嘴环,供油 0.2 s 左右发动机着火。至 $Ma = 1.8$ 时发动机发出稳定推力。当 $Ma = 1.8 \sim 1.9$,冲压发动机接力,调节器以等余气系数向发动机供油,导弹继续加速,至 $Ma = 1.96$ 时,调节器进入等 Ma 调节阶段



400 mm 冲压发动机结构

- 1—中心锥 2—进气道外壳 3—预燃室进气口 4—烟火点火器 5—网格 6—喷嘴环
7—预燃室 8—前级稳定器 9—中级稳定器 10—后级稳定器 11—前级火焰筒
12—后级火焰筒 13—燃烧室外壳 14—尾喷管 15—调节器取气管

发动机主要部件

400 mm 发动机本体由进气道、燃烧室和尾喷管等部件组成。

进气道 单锥外压式,中心锥半角为 25° 。中心锥尖装有取气管,通过中心锥体与调节器总压感受管相连,是调节器的速度感受信号。

燃烧室 由网格、预燃室、喷嘴环、火焰稳定器、内衬筒和火焰筒等部件组成。预燃室为中心锥支板进气的旋流式,出口带堵盖。喷嘴环由单级双环组成。3级V型槽环形火焰稳定器,2级火焰筒并采用气膜冷却。

尾喷管 拉瓦尔喷管。在尾喷管前有一段没有火焰筒,以利于改善出口流场条件。

靶 6 冲压发动机

“靶 6”液体冲压发动机是中国高空高速靶机(弹)靶 6 的主发动机,由中国海鹰机电技术研究院北京动力机械研究所研制。

“靶 6”靶机(弹)的动力装置由助推发动机与主发动机构成。冲压发动机外挂于靶机(弹)身下部,载机在 $Ma = 1.8$, $H = 9.1$ km 时投放靶机(弹)。当机(弹)下沉 60 m 时,助推发动机点火,靶机(弹)加速到 $Ma = 2.2$, $H = 8$ km 时冲压发动机启动接力,助推发动机分离。冲压发动机正常工作使靶机(弹)加速、爬高,达到战术使用状态 $Ma = 2.5$, $H = 1.8 \sim 20$ km,靶机(弹)作水平或机动飞行,供打靶用。

发动机主要性能与结构参数

比冲 ($Ma = 2.2$, $H = 9 \sim 20$ km)	m/s	$\sim 12\,800$	工作时间	s	228
飞行速度	Ma		飞行高度	km	18 ~ 20
启动		2.2	质 量	kg	145
巡航		2.5	总 长	mm	4 200
			最大直径	mm	540

发动机系统

“靶 6”冲压发动机系统由发动机本体、涡轮泵、调节器和点火器等部分组成。

涡轮泵 由单级冲击涡轮和离心泵组成,转速为 19 000 r/min。

调节器 由传感器、放大器、电动机构、调节阀和反馈装置组成。

点火器 烟火点火器。

发动机主要部件

“靶 6”冲压发动机的主要部件有:进气道、预燃室、掺合段、燃烧室和尾喷管等。

进气道 双锥外压式,一级中心锥的半锥角为 30°。

预燃室 中心式结构,圆筒形,固定在中心锥的尾部。进口有旋流器,双路式离心喷嘴供油。

掺合段 双层结构,内装有喷嘴环和两级环形 V 型槽火焰稳定器。

燃烧室 由火焰筒和外壳组成,打孔的薄壁结构。

尾喷管 收敛-扩散型超声喷管,带有整流罩。

SE·4200^{*}

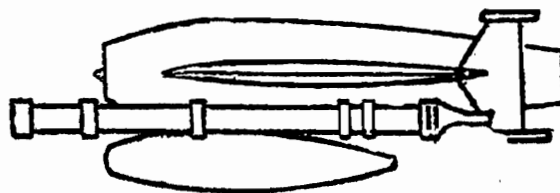
SE·4200^{*} 冲压发动机是法国陆军 SE·4200 地地巡航导弹的亚声速液体冲压发动机,由法国南方航空公司于 50 年代初研制,燃料为航空煤油。当两台固体火箭助推发动机将导弹从发射架上发射加速至 Ma 数为 0.9 时,冲压发动机接替工作,并以恒速将导弹送至 120 km 以外的目标区。SE·4200^{*} 于 1958 年装备陆军。1959 后,为集中力量发展地对地弹道导弹,法国减少了对该导弹的投资,并于 60 年代中期陆续退役。SE·4200^{*} 亚声速冲压发动机的研究与开发活动也随之终止。

发动机主要性能与结构参数

飞行速度	Ma	0.9	长 度	mm	3 050
总 质 量	kg	300			

发动机系统

SE·4200^{*} 冲压发动机采用皮托管式中央头部进气道,与弹身互成一个整体。为减少发动机与战斗部之间的相互干扰,130kg 的战斗部被悬挂于弹体下方的减阻形吊舱内。两台固体火箭助推发动机则并联装于弹身翼下两侧。导弹缓慢加速至皮托管式亚声速冲压发动机工作速度 $Ma = 0.9$ 后,助推发动机脱落,转入完全靠冲压发动机巡航飞行,直至抵达 120 km 以远的目标。



SE·4200^{*} 冲压发动机部位示意图

斯塔塔尔泰克斯* (Staltex*)



“斯塔塔尔泰克斯*”冲压发动机在试验导弹上的部位图

“斯塔塔尔泰克斯*”冲压发动机是法国“斯塔塔尔泰克斯”(Staltex)低空超声速远程巡航导弹试验弹的主发动机,由法国宇航研究院(ONERA)于1960年开始研制,验证冲压发动机在速度为 $Ma \geq 5$ 时作为巡航导弹主发动机的可行性。到1964年试验结束时,ONERA共用了10枚试验弹,对冲压发动机的工艺、性能和以 $Ma \geq 5$ 的速度飞行的可行性进行了全面试验研究,取得了许多有价值的试验研究结果。

试验导弹的助推级为一台串联固体火箭发动机,它将导弹加速至冲压发动机可接替工作的速度1000 m/s

后,冲压发动机点火启动,分离机构将助推火箭发动机抛掉,导弹进入冲压发动机工作状态。

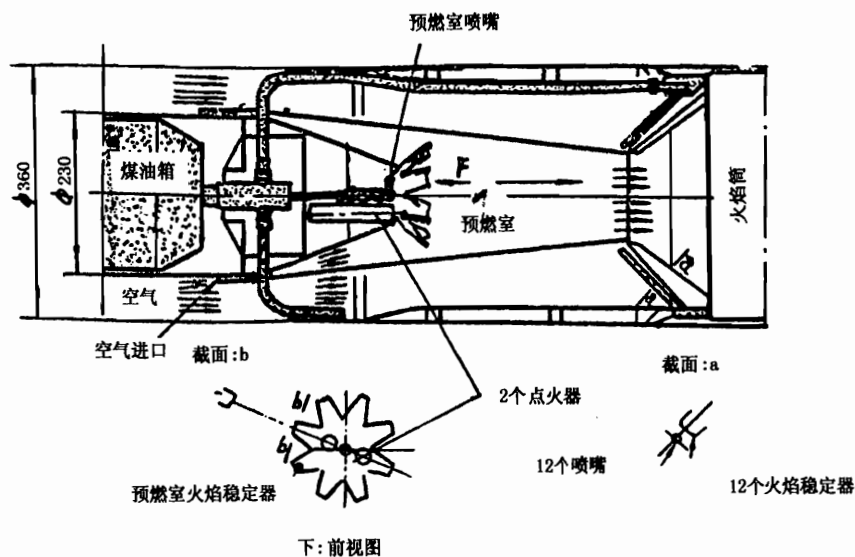
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	2	总 质 量	kg	297
比 冲	m/s	9 810	直 径	mm	372
工作时间	s	< 60	长 度(至喷管出口)	mm	~ 6 000

发动机系统

系统组成 该发动机由进气道、燃烧室、尾喷管、点火器和燃油供给与调节系统等部分组成。冲压发动机的外壳用耐熔钢制成,油箱装的燃料为法国标准航空煤油,燃烧室内燃烧过程为亚声速紊流燃烧,进气道和尾喷管的尺寸不可调,燃油系统靠气动液压调节系统向燃烧室供给煤油。

工作原理 串联的助推级固体火箭发动机点火后持续工作约20 s,将导弹加速至约1000 m/s的接力速度,在约6 km的高度处导弹转入冲压发动机工作状态。首先由电引信和定时装置打开压缩空气遥控阀门,高压空气将燃油箱内的煤油挤压至预燃室喷嘴,并喷油点火燃烧;与此同时,引信和定时装置在发生分离前2 s,靠惯性接触器提供的分离信号将控制导弹分离的另一控制阀门打开,使助推火箭发动机与冲压发动机之间的连接件松脱,助推级与主级分离,导弹转入完全靠冲压发动机独立工作状态。在冲压发动机推进下,导弹持续加速约60 s达到约1500 m/s的最大速度,然后转入巡航飞行状态,以恒速飞向目标,持续飞行时间约5 min。飞行高度通常在15 km至40 km之间,飞行速度在高度为40 km时可达 Ma 数为5左右。



“斯塔塔尔泰克斯”冲压发动机结构图

发动机主要部件

进气道 中心锥等熵进气道。工作范围为 $Ma = 3 \sim 6$ ，从设计点 $Ma = 3.5$ 开始，流量系数最大，激波以更大的速度从头部向内移动，在整个飞行弹道上推力系数都很高，可在 $Ma \geq 3.5$ 的速度下有效工作。

燃烧室 采用由预燃室、火焰稳定器和喷嘴等部分组成的标准结构。预燃室利用从进气道流入空气总量的 10%，与预燃室喷嘴喷入的小股燃料在其后的火焰稳定器处雾化、混合，并用两个烟火点火器点火燃烧。预燃室火焰稳定器为翅碟形，断面形状为“U”形的 8 根碟翅，可使燃油雾化成很细小的油滴，并与空气均匀混合燃烧。烟火点火器由引信定时装置控制，在助推发动机分离前 2 s，定时器启开燃油阀门，在燃料喷入预燃室的同时，引信引爆点火器。火焰稳定器装于预燃室后端，用 12 根断面形状为“U”形槽的支杆，成辐射状安装在火焰筒前的燃烧室内壁与预燃室之间。每根支杆前装有一个逆向喷嘴，冲压空气与从 12 个逆向喷嘴出的燃油混合后，经火焰稳定器与从中央预燃室喷出的高温火炬在火焰筒中充分燃烧，形成完全燃烧气体，最后从尾喷管高速喷出。飞行中油气比的变化范围为 0.3~1.2。

火焰筒和尾喷管 火焰筒和尾喷管工作时均处于高温受热状态，喷管热通量高达 2500 kW/cm^2 。曾研究并试验了两种喷管耐热材料：一种是法国国家宇航研究院研制的“搏费纳尔”材料；另一种是由国营南方公司研制的“Orthostrasil”衬里材料。前者由氧化硼、酚醛树脂和氧化铝组成，后者由酚醛树脂和层状二氧化硅组成。当使用上述含有吸热填料的酚醛树脂作为火焰筒及喷管的外部保护屏蔽层时，“Bophénal”可使发动机在 25 km 的高空以 $Ma = 5$ 的速度飞行时保持正常工作。但为使导弹能在更低些的 12 km 高度和更高的动压下高速飞行，采用更有效的“Orthostrasil”衬里材料进行试验时没能成功。

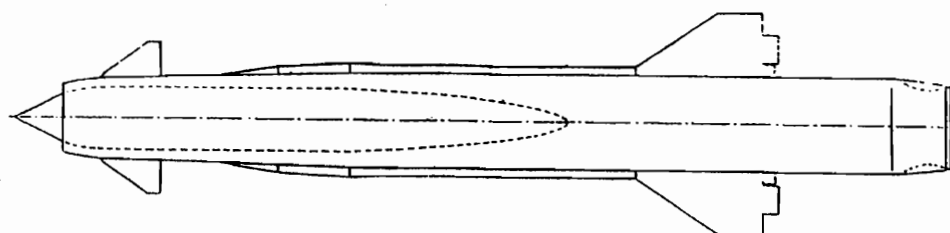
燃油系统 由贮存燃油的油箱、输送燃油的气动系统和调节控制燃油喷注的液压系统等部分组成。燃油箱为一外径为 230 mm 的长圆柱体，内装煤油约 90 kg，其外壁与进气道 360 mm 的内径形成扩压器的环形通道，尾端靠出口管道和燃料调节阀门与燃烧室相通。气动系统由贮存高压空气的气瓶和减压器及由记时装置控制的遥控阀门等组成。其功能是将高压气瓶中的空气经减压器降压后，经遥控阀门流入燃油箱，用以将燃油挤压至燃油调节阀门入口，以保证燃油能按某一所需流率经喷嘴喷入燃烧室。燃油混合浓度控制器，即油气比调节器，是液压系统的主要组成部分。其结构简单，且只要求有中等调节精度。

当燃油超过允许的混合浓度时,液压系统控制燃料调节器的阻流元件,减少燃油流量使油气混合浓度恢复至所需值。燃油调节器可使燃油流量调节范围保持在 15:1 的范围内变化。在这个变化范围内,油气比调节器可使燃油混合浓度保持在某个小于 1 的预定值。

改进与发展

“斯塔塔尔泰克斯*”冲压发动机是法国在 1965 年以前研究的导弹用冲压发动机中,按传统的中心锥式头部进气道加串联式固体火箭助推发动机总体方案设计要求研究的典型发动机结构形式。在此期间法国曾对这类气动设计方案的冲压发动机进行过 200 多次飞行试验。1965 年以后,法国的冲压发动机技术研究重点逐步转向 $Ma \geq 6$ 的高超声速领域。1972 年后开始研究超声速战术导弹用整体式液体冲压发动机。

ST 450*



ST 450* 冲压发动机外形图

ST 450* 冲压发动机是法国陆军研制的 ST 450 地空导弹的主发动机,由法国北方航空公司 50 年代初研制。曾在试验飞行器上进行过多次飞行试验,后因 ST 450 地空导弹下马,该发动机也随之停止研制。

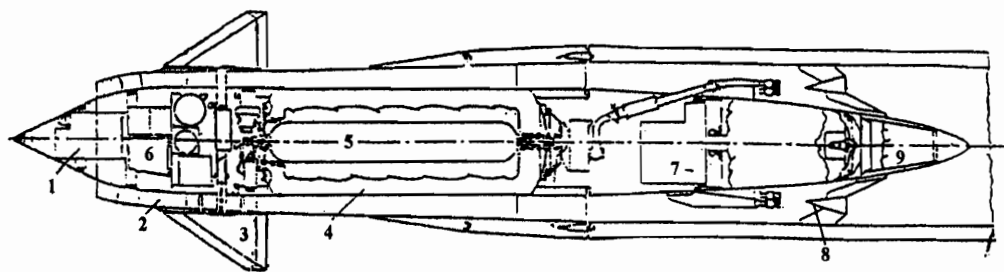
ST 450* 冲压发动机靠一台固体火箭助推发动机加速至 1 600 km/h(约 $Ma = 1.3 \sim 1.5$)启动工作,然后靠其自身产生的推力将导弹加速至 Ma 数为 2.5 至 3.0 的巡航飞行速度。其适用工作高度为海平面至 25 km 高空。燃料为航空煤油。

发动机主要性能与结构参数

总 质 量	kg	250(175)	长 度	mm	4 700
直 径	mm	450			

发动机系统

ST 450* 采用中心锥式头部进气道和装有逆向喷嘴的单燃烧室。进气道外压缩锥为一半锥角为 25 (°)的单锥体,内扩压锥为一锥度变化平缓的长锥体。锥内装有燃油调节器、燃油箱、压缩空气瓶、电气控制设备及试飞记录仪器等。冲压空气经中心锥与进气道外壳内壁间的环形扩压器通道,平缓扩压至燃烧室进口处,与逆向燃油喷嘴喷射的煤油混合,靠点火器点火燃烧后,形成高温燃气,从喷管喷出产生推动导弹前进推力。

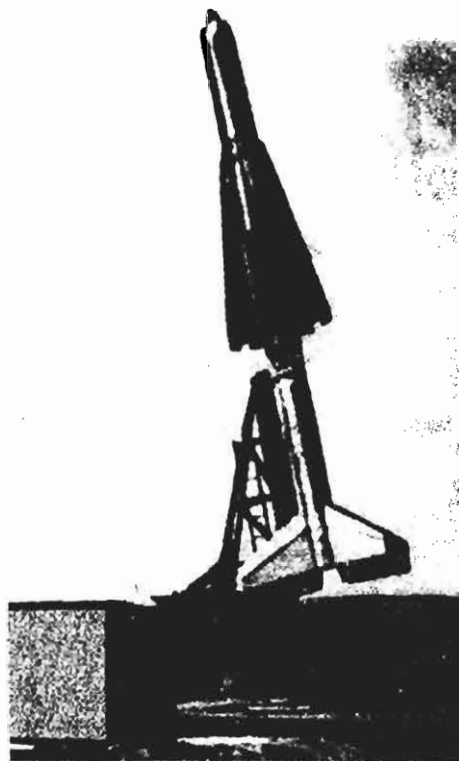


ST 450* 冲压发动机结构图

1—飞行调节器 2—扩压器 3—升降舵 4—燃油箱 5—压缩空气瓶 6—电气设备 7—记录仪器 8—喷嘴 9—燃烧室

织女星-2* (Vega-2*)

“织女星-2*”冲压发动机是法国“织女星”(Vega)地空导弹的主发动机,由法国北方航空公司于1965年~1966年期间研制。它靠一台串联于弹身尾部的SEPE733型固体火箭发动机助推加速至启动速度。该冲压发动机采用头部中心锥式进气道,发动机与弹体互成一体。除用作地空导弹主发动机,还可用作试验飞行器和靶机的动力装置。靠“织女星”发动机运载的有效载荷为150 kg战斗部。在25 km的高空飞行时,可使导弹速度达到 $Ma = 4 \sim 5$ 。



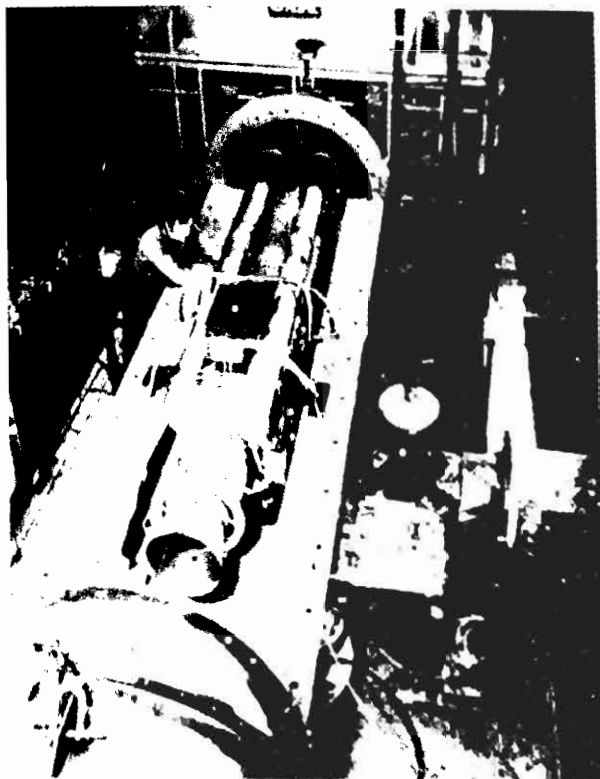
冲压发动机在“织女星”导弹上的部位图

发动机主要性能与结构参数

推 力 kN 6.18
直 径 mm 645

长 度 mm 6 000

ASSM^{*}



试车台上的 ASSM^{*} 固体火箭冲压发动机

ASSM^{*} 整体式固体火箭冲压发动机是欧洲反舰导弹开发集团 (ASEM) (由法、德、英、意、荷兰和挪威等国组成) 的“先进舰对舰导弹” (ASSM) 试验弹用的发动机, 由法国国家宇航研究院 (ONERA)、航空航天公司 (Aerospatiale) 和火炸药公司 (SNPE) 于 1976 年合作研制。

1972 年 ONERA 按照国防部要求, 论证了用固体火箭冲压发动机作 $Ma = 2$ 的远程反舰、空地和空空导弹推进系统的可行性, 与航空航天公司和火炸药公司合作研究了富燃料固体药柱、燃烧室、一体化助推发动机、内部和外部气动力、进气道的形状和配置形式等零部件的技术问题。1976 年 6 月, 在兰德靶场对 ASSM^{*} 固体火箭冲压发动机进行了首次飞行试验, 采用传统的主发动机和助推发动机方案。同年 10 月, 又成功地进行了第二次飞行试验, 完成了对先进舰舰导弹用整体式固体火箭冲压发动机的第一阶段试验要求。此后转入了 ASSM 2 导弹用的整体式固体火箭冲压发动机研究阶段。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	15	飞 行 速 度	Ma	2.1
比 冲	m/s	~ 9 810	总 质 量	kg	650
燃气流量	kg/s	1.5	直 径	mm	400
工作时间	s	120	长度(燃烧室)	mm	700 ~ 800

发动机系统

系统组成 ASSM^{*} 固体火箭冲压发动机包括 4 个呈 X 形配置的中部侧面进气道, 装富燃推进剂的燃气发生器, 长约 0.7 m ~ 0.8 m 的冲压燃烧室和收敛扩散形喷管, 燃气发生器喷注器及进气道堵盖, 点火器等部分。按 ASSM 的要求, 采用中部侧面进气道后, 整个弹体前段都可以用于放置制导系统和战斗部, 而且导引头的视界也不会受到冲压发动机进气道的干扰。

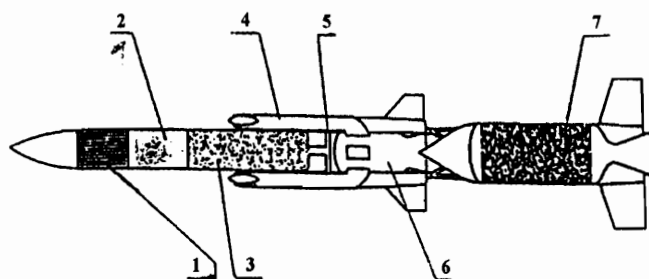
工作原理 助推发动机将导弹加速至 $Ma = 2.1$ 时自动脱落, 侧面进气口堵盖靠冲压空气吹入燃烧室。燃气发生器的富燃推进剂点火, 富燃气体经喷注器喷入燃烧室, 靠其自身的高温与冲压空气补燃, 形成充分燃烧的高温气体, 经喷管喷出产生推动导弹前进推力。

发动机主要部件

进气道 4个中心锥双波系扩压器侧面进气道,其整流罩光滑延伸至弹体尾部。在 $Ma = 2.14$ 时,其试验效率为 $0.7 \sim 0.8$ 。

燃气发生器 富燃料定流量燃气发生器。所用的中能热自解燃料无毒,采用少量高氯酸铵氧化剂,聚丁二烯粘合剂,并含有某些特殊的非金属添加剂,具有少烟、比冲高等优点;其密度较低,为 $1.3\text{g}/\text{cm}^3$ 。装药为圆柱形,等面定速燃烧。190 kg 装药的最大燃烧时间约为 120 s。

燃烧室喷管组件 由富燃气体与空气混合补燃室和收敛扩散喷管等组成。补燃室头部外侧装有燃气发生器喷注器,侧面开有4个进气口,口上装有侧面进气堵盖。长约 $0.7\text{m} \sim 0.8\text{m}$ 的补燃室后端装一收敛扩散形尾喷管。



ASSM* 发动机及其试验弹剖面图

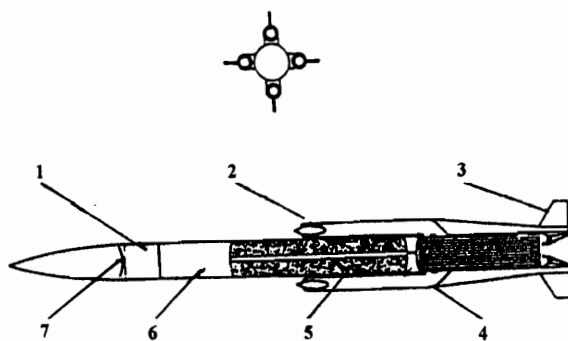
1—飞行试验仪器 2—制导和控制装置 3—燃气发生器 4—进气道 5—燃气喷注器 6—燃烧室 7—助推发动机

改进与发展

ASSM* 试验弹固体火箭冲压发动机是 ASSM 2 导弹的整体式固体火箭冲压发动机的试验机。在它研制成功的基础上,ONERA 研制了推力可调的整体式固体火箭冲压发动机。

ASSM 2*

ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机是欧洲反舰导弹开发集团(ASEM)(包括法、德、美、意、荷兰和挪威等国)的超声速掠海飞行“先进舰对舰导弹 2”(ASSM 2)的发动机,由法国国家宇航研究院(ONERA)、航空航天公司(Aerospatiale)和火炸药公司(SNPE)于 1976 年 10 月完成了第一阶段对 ASSM 固体火箭冲压发动机的研制后,ONERA 逐即将研制重点转向 ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机的研制。从 1978 年春开始,对 ASSM 2* 的双功能燃烧室和可抛助推火箭喷管在莫顿的风洞上进行了试验。1979 年论证了导弹对高速机动的适应能力。正值进行推力调节和可调燃气发生器的试验研究时,由于英国于 1981 年宣布退出该导弹计划,接着德国也终止了经费支持,致使整个 ASSM 2 导弹计划被迫在 1981 年 9 月撤消。ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机的研制活动也随之转移到德法合作的超声速反舰导弹(ANS)发动机上。



ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机部位图

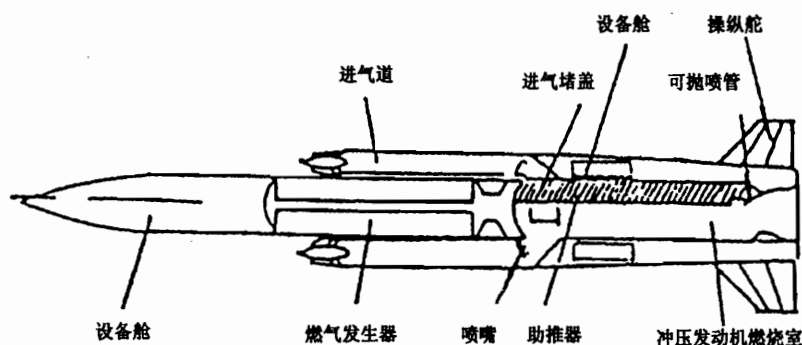
1—仪器设备 2—空气进气道 3—控制面 4—两用燃烧室 5—固体燃气发生器 6—有效载荷 7—导引头

发动机主要性能与结构参数

推 力(可调)	kN	8~30	飞行速度	Ma	2.1~2.3
比 冲	m/s	9 810	总 质 量	kg	650
燃气流量(可调)	kg/s	0.8~3.0	直 径	mm	400
工作时间(最大)	s	120	长 度	mm	5 600

发动机系统

系统组成 ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机由冲压主发动机和装于两用燃烧室内的整体式固体助推发动机两部分组成。巡航用的冲压主发动机包括呈“+”形配置的 4 个中部进气道,装富燃推进剂的燃气发生器,两用燃烧室及推力喷管以及燃气发生器喷嘴,空气进气堵盖和点火器等部分。整体式助推发动机则由装于两用燃烧室内的固体助推药柱和可抛喷管等部分组成。



ASSM 2* 整体式固体火箭冲压发动机结构示意图

工作原理 整体式助推发动机首先点火将导弹加速至 $Ma = 2.1 \sim 2.3$ 的接力速度,两用燃烧室内的助推药柱燃尽,助推火箭喷管抛掉,冲压空气将进气口上的堵盖吹入两用燃烧室,燃气发生器点火,富燃气经喷嘴喷入燃烧室,与空气补燃后形成充分燃烧气体,从冲压喷管喷出并产生推动导弹的推力。导弹也完成从助推发

动机工作状态向冲压主发动机工作状态的转换过程,进入完全靠冲压发动机进行巡航飞行状态。

发动机主要部件

燃气发生器 燃气流量可调燃气发生器,调节范围为 $0.8 \text{ kg/s} \sim 3 \text{ kg/s}$,最大流量将从 ASSM* 固体冲压发动机的 1.5 kg/s 增加至 5 kg/s 。据此,装药药型从 ASSM 固体冲压发动机的棒型端面燃烧改变为管型变面燃烧。对改变喷管喉道面积的方法,如轴向移动“胡萝卜”形锥阀法,横向移动的碟阀法、盘阀法、滑阀法等,都进行了试验研究。

两用燃烧室 法国宇航研究院曾研究过三种固体助推药柱在两用燃烧室内的装药方案。第一种方案采用棒型装药和可抛助推喷管;第二种方案选用管型装药和可抛助推喷管;第三种方案选用无喷管的管型装药。随着 ASSM 导弹发展计划在 1981 年被撤消,各种方案的研究工作也随之停止。从 1978 年开始,ONERA 就在莫顿试验中心的风洞上进行了发动机工况转换试验,并用丙烷产生的 $700^\circ\text{C} \sim 1\,200^\circ\text{C}$ 燃气对燃气发生器进行了 100 多次模拟,取得对工程设计有指导意义的试验结果。

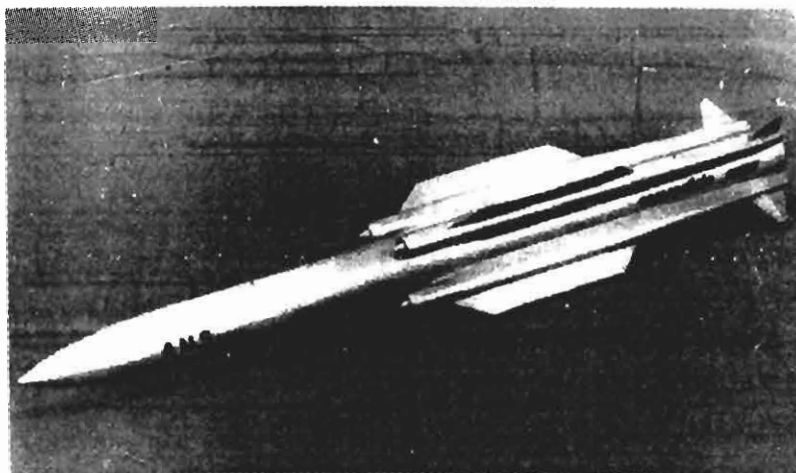
改进与发展

ASSM 导弹发展计划撤消后,德法两国接着又联合研究了用整体式火箭冲压发动机作动力系统的超

声速反舰导弹(ANS)。ONERA 对这类发动机的研究活动也随之转向按 ANS 的要求进行新的研究。

ANS*

ANS* 整体式液体冲压发动机是法德合作“超声速反舰导弹”(ANS)的发动机。由法国航空航天公司于 1981 年开始研制。按照法德两国在 1981 年 6 月签订的联合研制 ANS 协议要求,其发动机必须具有使 ANS 的最大射程比“飞鱼”导弹的大 5 倍、速度大 2 倍、机动性大 3 倍的能力,且要适于从飞机、水面舰艇等多种平台发射。除法国航空航天公司外,参与该导弹动力系统承包商竞争的还有德国的 MBB 公司。MBB 公司参与竞争的是已经停止的为 ASSM 导弹研制的含硼高能整体式固体火箭冲压发动机。



用整体式液体冲压发动机的 ANS 外形图

按协议规定,到 1986 年要通过试飞竞争选定 ANS* 整体式冲压发动机(IRR)的主承包商。据此,法国航空航天公司在 1981 年底首先对装该种发动机的 ANS 缩比模型进行了试验,并根据风洞试验结果选择了翼根较长的薄条式梯形翼,德国的方案则选择的是削尖厚三角翼。4 个与弹翼处于同一气动平面内的尾翼展长也明显大于德国的方案。为使导弹能进行倾斜转弯控制,该整体式液体冲压发动机采用了 4 个带中心锥的圆形进气道,研究了一个专用的微处理器进行燃料控制,使发动机的推力变化能迅速响应导弹高达 10 G~15 G 的机动飞行。发动机的推力可以保证导弹沿三种不同弹道飞行。在全程超低空飞行时,发动机可使导弹以 $Ma = 2$ 的速度持续飞行 100 km;当选择低-高-低弹道时,导弹速度可在 $Ma = 2 \sim 2.5$ 之间变化,射程可达 150 km~180 km;在高-低空弹道时,导弹可在高空以 $Ma = 2.5$ 的速度巡航飞行,最大射程可达 250 km。该发动机的最大特点是靠一种灵敏度和准确度极高的微处理器控制燃油泵的供油量,使推力能够迅速地随着导弹飞行高度和飞行姿态的变化而变化。

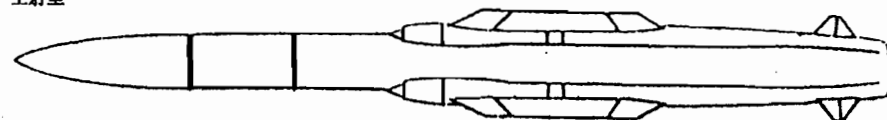
发动机主要性能与结构参数

推 力(可调)	kN	8~30	燃烧室直径	mm	350(360)
比 冲	m/s	> 12 000	进气道外径	mm	450
工作时间	s	> 200	长度(从燃油箱顶部算起)	mm	~ 3 500
总 质 量	kg	~ 500			

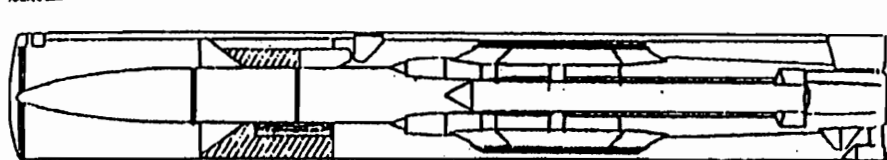
发动机系统

系统组成 该整体式液体冲压发动机由 4 个呈 X 型配置的中心锥式圆形侧面进气道、两用燃烧室、冲压喷管和装于两用燃烧室内的固体助推药柱、可抛助推喷管以及燃油供给与调节系统、侧面进气堵盖、

空射型



舰射型



ANS* 发动机及其在弹上的布局

点火装置等部分组成。冲压主发动机是在 ASMP 导弹发动机的基础上研制的,助推发动机则借鉴了法国国营火炸药公司(SNPE)为 ASMP 导弹研制的艾林(Alin)固体助推发动机的研究成果。采用整体式液体冲压发动机作 ANS 的动力系统后,使导弹的总长度比德国 MBB 公司用整体式固体火箭冲压发动机时增加了 495 mm,

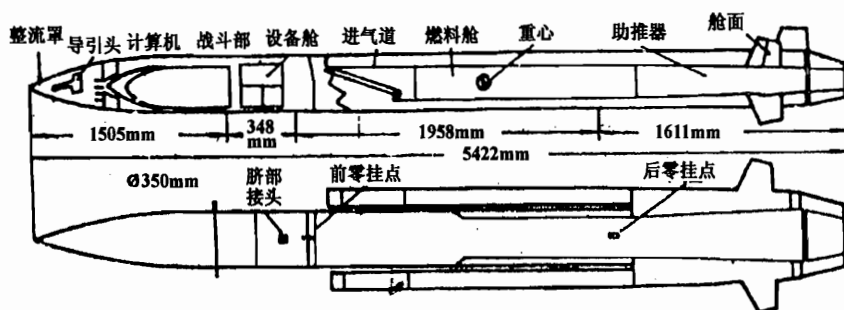
翼展也稍有增加。

ANS 有空射型和舰射型两种型号。在空射型号上只装整体式液体冲压发动机就可以将导弹发射并达到预定速度和射程;在舰射型号上弹身两侧并联了两台助推发动机作起飞加速器,用以将导弹加速至巡航速度后自动脱落。

改进与发展

ANS 导弹原计划于 1995 年服役。但在经历了长达 11 年的研究与开发后,于 1992 年因经费与技术原因法德两国决定停止继续合作研制,法国航空航天公司为其研究的整体式液体冲压发动机也随之终止了与其配套的专项研究。1993 年当德法合作研制新一代反舰导弹(ANNG)时,法国立即将这种发动机的研究重点转向与该导弹配套发展。

ASMP*-C



ASMP*-C 发动机及其导弹的布局图

ASMP*-C 整体式液体冲压发动机是法国常规反舰和对陆攻击导弹的发动机,亦即海军型(ASMP-N)(舰射与潜射)和远程反辐射型(ASMP-R)(空射)两种型号的发动机,由法国航空航天公司于 1992 年研制。它是由 70 年代中期研制使用的“核中程空对地导弹发动机(ASMP*)”改型而成。它在发动机的装油量、进气道形状、燃料调节系统、所用燃料及冲压发动机燃烧室均有新的改进。

发动机主要性能与结构参数

工作时间	s		直 径	mm
助 推	4 ~ 5		燃烧室	350
转 换	0.1		进气道	400
冲 压	600 ~ 1 000		长度(从燃油箱顶部算起)	mm ~ 3 600
总 质 量	kg	850 ~ 1 000		

发动机系统

ASMP*-C 发动机系统有如下新的改进:

燃油箱的装油量增加 由于 ASMP-C 上增加了末制导系统,常规战斗部的尺寸和质量也都比 ASMP-N 的核战斗部大,射程特别是低空飞行时的射程要求比 ASMP-N 更远,这一切都要求增加燃料装油量或改用热值更大的新燃料。结果使 ASMP-C 的发射质量从 ASMP-N 的 840 kg 增加至 900 kg ~ 1 000 kg,弹长增加至 5.4 m 以上;

进气道的形状有所变化 进气道的庖斗形进口斜面由向下倾斜形改为沿径向倾斜形,这样可以使常规型 ASMP-C 有更大的倾斜转弯机动飞行能力;

先进计算机控制 燃料流量调节和工况转换过程均用更先进的计算机进行程序控制,使发动机的推力变化更加准确可靠。

据称法国国营火炸药公司(SNEP)已研制出密度大于 1.1 g/cm^3 的人工合成碳氢燃料,由于其密度比密度为 0.78 g/cm^3 的煤油高 40% 以上,热值也有明显提高,因而可以在油箱装油量不增加,导弹尺寸和质量不变的情况下,使射程和速度得到大的提高。

ASMP*-C 冲压发动机采用涡流式燃烧室,利用两个进气道引入气流建立流体,火焰稳定器进行火焰稳定。

ANNG*

ANNG* 整体式液体冲压发动机是法德两国 1993 年着手研制的“新一代反舰导弹”(ANNG)的远程超声速飞行发动机,主承包商是法国航空航天公司。针对 ANNG 巡航速度为 $Ma \geq 2.0$,射程大于 150km 的特点,法国航空航天公司决定以其在 ASMP 导弹上成功使用的整体式液体冲压发动机为基础,经适当改进后即可用于 ANNG 导弹。这样既可以节省成本,缩短研制周期,又减少技术风险。因为这种发动机在法国已日臻成熟。

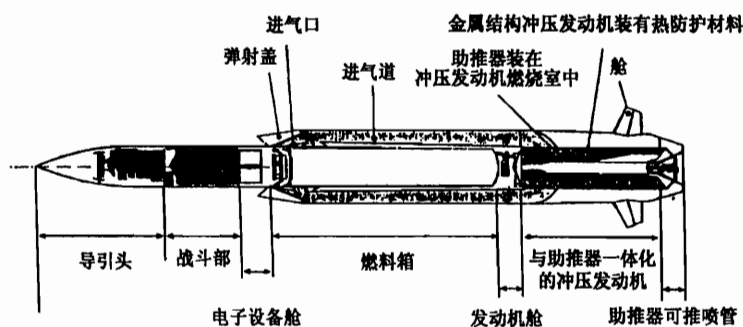
与 ASMP* 相比,ANNG* 整体式液体冲压发动机主要改进有如下两点:

(1) 进气道数量由原 ANS 的 4 个改回用 ASMP 的两个,这样尽管会使进气效能有所下降,但却使导弹结构更为简单,成本低,周期短;

(2) 进气道的形状选择了与 ASMP 相似的斜切口二维进气道,但其斜面安放形式与 ASMP 不同。ASMP 的两个进气道的进口斜面向下,ANNG 则选择了沿径向向外倾斜。这主要考虑到 ANNG 要求的横滚稳定性是 ASMP 的两倍。在高空飞行时,ANNG 的进口斜面处于与弹身互相平行的水平状态,既可以保证冲压空气左右均匀对称的流入燃烧室,又可以提高导弹升力;在掠海飞行时,导弹滚动 90° ,进口斜面处于弹身上下的垂直面内,可以大大提高稳定性和机动性,有利于导弹可靠地进行规避机动。



ANNG* 整体式液体冲压发动机



ANNG* 发动机及导弹剖面图

九头蛇* (Hydra*)

“九头蛇*”(Hydra*)固体冲压发动机(SFRR)是德国 MBB 公司 1968 年开始研制的第一代中能固体火箭冲压发动机,主要用作 MBB 公司研制的“鸬鹚-II”反舰导弹(后来称“九头蛇”)的巡航发动机,以保证该弹能在外形尺寸、战斗部有效载荷均与原“鸬鹚”亚声速反舰导弹相近的情况下,达到预期设计指标:射程约 55km,海平面巡航速度不小于 $Ma = 2.0$ 。

该固体冲压发动机,采用 Nitro-Chemic 公司研制的中能固体推进剂,其成份与普通复合推进剂相似,但粘合剂含量显著增加。MBB 公司用它制成了体积比冲与用煤油液体冲压发动机相同的发动机,但质量稍大些。和普通的液体冲压发动机相比其优点有二:一是空气流过发动机时可自动补燃点火,且一旦点燃就不会熄火,这就克服了普通冲压发动机在不利飞行条件下,一旦火焰被吹熄,就很难再次点燃的缺点;另一个优点是,其燃烧室直径可以做得很小,且仍能达到较高的燃烧效率。

“九头蛇”导弹用两台独立工作的 SFRR 作巡航动力装置,每台直径约 220 mm,推力约 3.562 kN。其在导弹上的安装方式为半埋入式,两台发动机并排安置在弹身尾部与垂直方向成 $45(^{\circ})$ 的两侧。这可以保证导弹在预定工作状态下,有最好的空气流动特性,同时也可使导弹长度尽可能缩短。

这种两台 SFRR 独立工作方案的缺点是难于和助推器一体化,必须在弹身尾端装一台可抛射固体火箭发动机,将导弹加速至巡航速度。后来,放弃了这种方案,改用将发动机装在弹体尾部,靠 4 个侧面进

气道供气的方案。这种新方案将使导弹的最小射程达到 100 km 左右。

尽管“九头蛇”导弹因德国参与欧洲多国合作研制的先进舰舰导弹(ASSM)而没有进一步研究下去,然而,这种中能固体冲压发动机的研究却为 MBB 公司后来研究用高能固体推进剂火箭冲压发动机打下了基础。

ASSM*(IRR)

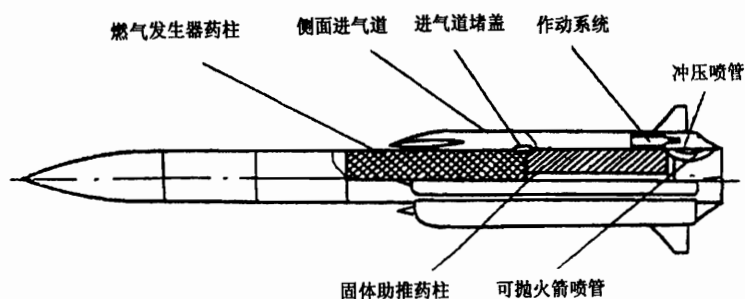
ASSM*(IRR)整体式固体火箭冲压发动机是欧洲反舰导弹集团(ASEM)“先进舰对舰导弹”(ASSM)的超声速飞行发动机,由德国 MBB 公司所属波恩化学公司于 1976 年开始研制。同时法国宇航研究院也在进行 ASSM 2*整体式固体火箭冲压发动机的研制,选用碳氢燃料和可变流量方案。为此,ASSM 由德国 MBB 公司和法国宇航研究院通过竞争确定最终设计方案和主承包商。MBB 公司选择了含硼高能固体推进剂方案,其原因:一是高能方案更适宜于满足 ASSM 导弹的技术指标要求;二是它从 1972 年着手研究含硼高能推进剂,历经 4 年,已找到了使硼粒子在极短的停滞时间内,以极高的效率燃烧的方法。1978 年在完成符合 ASSM 要求的定流量燃气发生器预研的基础上,开始了燃面递减、燃速可调的药柱研制工作,1981 年用装实验用固体冲压发动机(EFA)的试验导弹成功地进行了两次试飞,均获成功,由于财政紧张,英国和德国相继退出欧洲反舰集团的 ASSM 发展计划,致使该计划在 1981 年 9 月撤销。MBB 公司对固体火箭冲压发动机的研究活动也随之转向德法合作研制的超声速反舰导弹(ANS)用的新方案。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总 质 量(导弹)	kg	820
定流量		15	直 径	mm	
可调流量		8 ~ 30	燃烧室		350
比 冲	m/s	12 000	进气道		460
装 药 量	kg	180 ~ 200	长度(从燃气发生器头部算起)	mm	~ 3 600
工作时间	s				
助 推		4			
冲 压		> 120			

发动机系统

系统组成 ASSM*(IRR)固体火箭冲压发动机由 4 个侧面进气道、进口堵盖燃气发生器、冲压空气补燃和助推药柱共用燃烧室、冲压喷管和可抛助推喷管组合件以及点火器等部分组成。燃气发生器位于两用燃烧室前面,中间靠富燃气体喷嘴使两者首尾相连;4 个侧面进气道呈 X 型配置于弹体中部,其整流罩光滑延伸至导弹尾

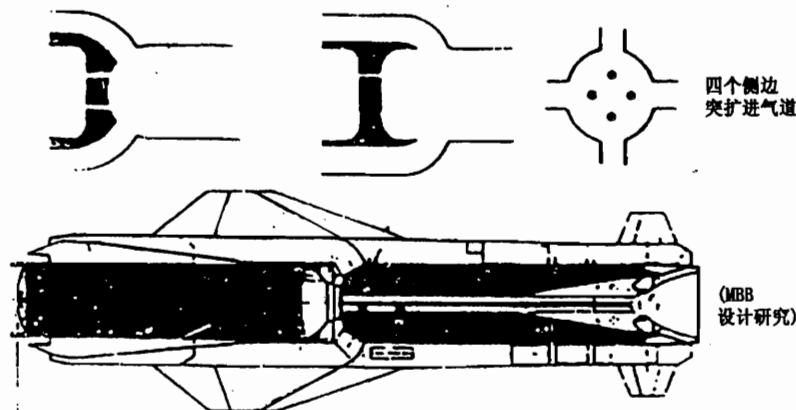


ASSM*(IRR)发动机剖面图

部;冲压喷管和可抛助推喷管组件装于发动机尾端。燃气发生器内装有含硼量高达 50% 的高能复合富燃料推进剂,粘合剂为端羟基聚丁二烯,氧化剂为高氯酸铵。助推发动机装药用的是端羧基聚丁二烯 (CTPB) 推进剂。

工作原理 试验中助推发动机工作 4.0 s~4.5 s 后助推药柱燃尽,使导弹加速至 $Ma = 2$ 左右。这时打开 4 个进气口堵盖,助推喷管向后抛出。燃气发生器点火,富燃燃气喷入冲压补燃室,靠其自身的高温 (约 1500 K) 与冲压空气在突扩燃烧室的回流燃烧区按回流稳焰原理,形成不再熄火的火焰。富燃燃气与冲压空气补燃后的燃烧产物,经冲压喷管膨胀加速喷出后,便产生推动导弹前进的推力。从助推器工作状态过渡到冲压发动机工作状态所需时间不足 0.4 s。

ANS* (IRR)



ANS* (IRR) 固体火箭冲压发动机剖面图

ANS* (IRR) 整体式固体火箭冲压发动机是德法合作的超声速反舰导弹 (ANS) 的发动机,是德国 MBB 公司于 1982 年开始研制的推进方案,它与法国宇航公司提出的整体式液体冲压发动机方案将在 1986 年竞争选定。MBB 公司的整体式固体火箭冲压发动机是由 1981 年曾经两次飞行试验用的固体冲压发动机改进而来,根据德法 ANS 协议要求,MBB 公司对

发动机的进气道、高能推进剂、燃烧室和可抛喷管等部分的研制,都取得了很大的技术进步,为 ANS 最终选择 MBB 公司研究的发动机创造有利条件。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN		总 质 量	kg	
助 推		~ 40	全 弹		850
冲 压		19.9	主装药		180 ~ 200
比 冲	m/s	1 000 ~ 1 100	直 径	mm	350
工作时间	s		长 度	mm	3 200
助 推		4.5			
冲 压		> 100			

发动机系统

系统组成 由进气道及其堵盖、燃气发生器及其燃气流量调节器、补燃室、整体式助推发动机、尾喷管系统及点火器等部分组成。4 个进气道呈 X 形配置在弹体中部,其整流罩一直向后延伸至导弹尾端,4

个梯形弹翼和4个操纵尾翼对称安装在整流罩外部的同一气动平面内。发动机的燃气发生器组件、补燃室尾喷管等依次安装于弹体从中部至尾部的内腔中。

工作原理 整体式助推发动机点火工作 $4\text{ s} \sim 4.5\text{ s}$,药柱燃尽,导弹被加速至 $Ma = 2.0$ 。此时,燃烧室压力迅速下降,助推器喷管抛掉,冲压空气进口堵盖被吹入燃烧室,燃气发生器中的富燃推进剂点火燃烧,高温富燃燃气经燃气调节器喷入助推药柱燃尽后空出的突扩冲压燃烧室。由于其自身有很高的温度,所以一经与流入空气接触,便能自动着火,并在燃烧室头部的回流燃烧区形成持续稳定的火焰。因此只要有空气流入就不会发生熄火问题,有很高的燃烧可靠性。富燃燃气与空气补燃后形成的完全燃烧产物,经喷管膨胀加速后,以高速喷出。其产生的反作用推力约 20 kN ,可使导弹以 $Ma = 2.0 \sim 2.5$ 的超音速巡航飞行。从助推器工作状态转换为冲压发动机工作状态的时间约 0.4 s 。

发动机主要部件

进气道 4个进口为圆形的双锥进气道。为使ANS有很好的机动能力,要求进气道有良好的攻角和侧滑角适应范围。采用附面层吸除可改善进气稳定性。攻角不大于 6° 时,进气道将有相对小的总压损失。当燃烧室内压力变化时,进口正激波也将发生不稳定移动,伴随着将出现因气流振动而造成的喘振现象,这有可能引起燃烧中断。超临界工作状态,有助于消除这种不良现象。从进气道到燃烧室的通道变化平缓,有助于减少压力损失,但燃烧效率较低;突扩冲压燃烧室尽管会有较大压力损失,但其强烈的旋涡作用,会使燃烧有高的效率。

燃气发生器/推进剂 在燃气发生器内,实际装的是含硼量为 40% (比试验用的标准值低 5%)的丁羟富燃料固体推进剂,装药量为 $180\text{ kg} \sim 200\text{ kg}$,药柱直径 330 mm ,管状药型。推进剂密度为 1.7 g/cm^3 ,热值约为 3400 kJ/kg ,比冲 $11\,000\text{ m/s} \sim 12\,000\text{ km/s}$ 。燃料调节比选为 $1:4.0 \sim 4.5$,比正常情况下的标准值大 $1.0 \sim 1.5$ 。

燃气流量调节 采用滑盘阀调节方案,设计所选用的几何形状能有利于减少气流损失和降低硼粒子沉积趋势。改进后的调节器可以保证燃气发生器在保持 50 s 常值流量后,能迅速将流量加大到使导弹加速飞行状态,因而有良好的流量调节能力。

补燃室和喷管 采用侧面突扩燃烧室。它靠回流区内的回流稳焰作用,取代了火焰稳定器。4个对称配置的侧面进气口有助于使冲压燃烧室内的热负荷均匀分布。由于混合不均匀等因素,使补燃室的局部温度高达 2900 K 。为使补燃室隔热层能承受高热负荷,并有耐硼粒子的侵蚀能力,选用了掺入碳纤维或陶瓷纤维的硅橡胶材料;为使燃气流和空气流的结构合理,在对应于4个侧面空气进口的地方,装有4个燃气进口。

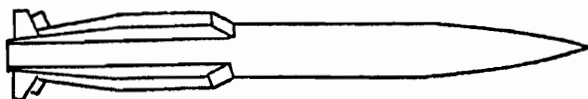
冲压喷管选择的收敛比只有 $0.6 \sim 0.7$ 。为保证有更高的燃烧效率,扩张段的张角小于 20° ,喉部选用了大曲率半径型面。为减轻质量,喷管用碳纤维复合材料制成,并涂了一层碳化硅,以防止氧化。

整体式助推发动机 助推药柱采用端羧基聚丁二烯(CIPB)推进剂,药柱直径为 330 mm ,星形装药,推力约 40 kN 。当助推器工作 $4.0\text{ s} \sim 4.5\text{ s}$ 时药柱燃尽,燃烧室压力和推力急剧下降,嵌装在冲压喷管中的助推喷管分离并抛出,助推发动机燃烧室即成为冲压燃烧室。

改进与发展

ANS*(IRR)整体式固体火箭冲压发动机经改进后,将用于德国和法国联合研制的ANL轻型反舰导弹。该计划由德国国防部1985年提出,1988年9月法国决定参与研制。

ANL*



ANL* 发动机的部位示意图

ANL* 整体式固体火箭冲压发动机是德国海军超声速轻型反舰导弹 ANL 的发动机,由德国 MBB 公司所属波恩化学推进剂公司于 1986 年在燃气流量可调的“超声速反舰导弹”发动机的基础

上进行研制。法国于 1986 年宣布也参与 ANL 发展计划进行联合研制。该计划用以取代德法现役的“鸬鹚”、AS-15TT 等小型亚声速近程反舰导弹,装备直升机、海上巡逻机和小型水面舰艇等,于 1995 年前后服役。

发动机主要性能与结构参数

总 质 量	kg	200	长 度	mm	3 200
直 径	mm	230			

发动机系统

ANL* 的气动外形与美国的小体积冲压发动机试验飞行器极其相似。它的 4 个矩形斜切口截面的二维进气道,成 X 形配置在导弹后段外侧,燃气发生器、补燃室及组合喷管则依次布置于弹体后段内。助推发动机用可抛喷管还是无喷管结构,还不清楚。按德国 MBB 公司的观点,对于像 ANL 这样的机载小型导弹,采用简单的无喷管整体式助推发动机,不仅可以有利于载机和紧跟在后面的飞机在导弹发射后的安全,而且可使导弹更加简单可靠和造价低廉。

由于 ANL 导弹的最大射程为 30 Km,只在海平面至 300m 以下的低空和超低空以 $Ma \geq 2.0$ 的速度巡航飞行,在机动性和飞行高度变化上没有更苛刻的要求,因此对燃气发生器的流量调节能力也没有更高要求,较为简单。

迪内尔(Denel IRR)



“迪内尔”冲压发动机试飞弹

“迪内尔”整体式固体火箭冲压发动机(Denel IRR)是南非“索姆切姆”(Somchem)中远程导弹的研究型发动机,由南非迪内尔集团公司(Division of Denel Pty LTD)于1987年开始研制。研究内容涉及超声速进气道、燃烧室、燃气发生器、无喷管助推发动机、隔热材料、堵盖、转级机构、模型研制、制造技术和试验设备的建造等。1994年2月,在布雷达斯多普(Bredasdorp)的欧沃伯格试验场(Overberg Test Range)成功地进行首次飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

比 冲	m/s	5 390 ~ 5 684	空气流量	kg/s	2.7 ~ 4.9
高 Ma 数和高空下平稳飞行		6 370 ~ 6 860	燃料质量流量	kg/s	0.24 ~ 0.57
速 度	Ma		进气温度	K	410 ~ 480
设计飞行速度		2.3	燃烧室长/径比		5 ~ 9
接 力		1.8			

发动机主要部件



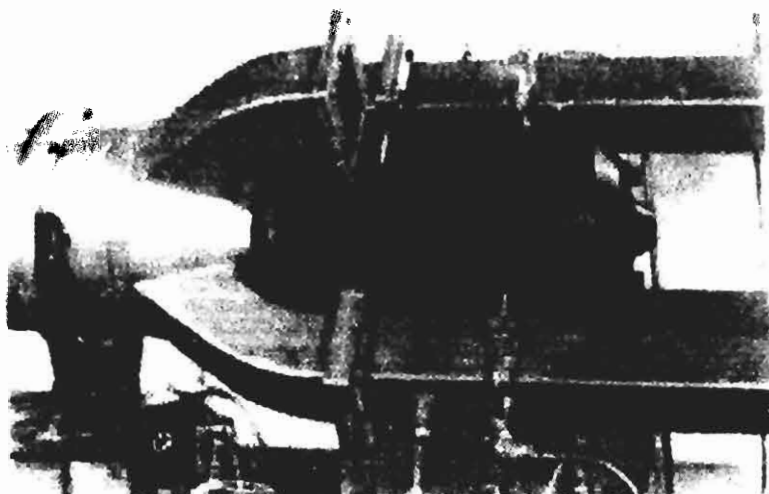
直径 180 mm 的无喷管助推发动机

进气道 带放气口具有缝隙控制特性的 4 个轴对称进气道。钢板结构,数控激光机床切割弯曲成形,用适当的夹具将其焊接在一起。飞行试验的性能满意,6s 后转换过程稳定,能提供亚临界防震裕度与高临界压力恢复。

助推发动机 整体式无喷管助推发动机。壳体材料为马氏体时效钢,螺旋焊接成形工艺,外径为 180 mm,长为 1 260 mm,与冲压发动机喷管相连接,前端呈简单的锥形。壳体隔热防护材料为硅基弹性体,推进剂采用高能含铝复合推进剂配方,燃速约 35 mm/s,压力指数 < 0.4 。圆孔形药柱,内外孔径比为 3.0,出口锥为 15° ,装药量 45.5 kg。

早期的研究工作是在直径 127 mm 的无喷管发动机上进行的,1992 年初设计了直径 180 mm 的无喷管助推发动机,进行了多次地面试验,于 1992 年 12 月进行了首次助推弹的飞行试验,考核了助推发动机的性能。

燃气发生器 采用含 Mg 40% 的推进剂,单一中心固定喷管。



“迪内尔”冲压发动机燃气发生器

燃烧室 “迪内尔”整体式固体火箭冲压发动机的冲压燃烧室即无喷管助推发动机燃烧室,侧突扩角为 60° 。燃烧室长度由整体式助推发动机长度确定。助推发动机工作结束后 200 ms, 4 个进气道堵盖被抛掉, 500ms 内由燃气发生器喷管喷入的燃气与空气混合燃烧。

RR 2

RR 2 液体冲压发动机是瑞典“罗伯特 322”地空导弹的发动机,由瑞典沃尔特航空发动机公司于 50 年代中研制。1952 年~1955 年,该公司研究了 RR 1 冲压发动机作为防空导弹推进系统的可行性,并通过 6 次飞行试验取得 $Ma = 1.8$ 的试验结果。1954 年~1957 年在 RR 1 的基础上,完成对 RR 2 作为“罗伯特 322”防空导弹发动机的研制。并在 1957 年~1962 年对 RR 2 发动机进行了 12 次飞行试验,速度达到 $Ma = 2.8$ 以上。试验证明,这种发动机方案适合于最大直径为 0.4 m、速度为 $Ma = 2.0 \sim 3.5$ 、高度为 25 km 的导弹,导弹射程大于 30 km。

RR 2 所用燃料类似于美国的 JP-2 煤油,用涡轮泵增压输送到燃烧室。

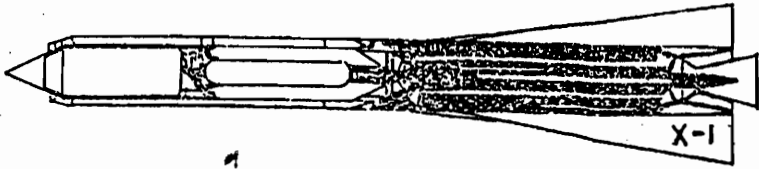
发动机主要性能与结构参数

推 力 ($Ma = 2.2, H = 2\text{km}$)	kN	> 12	直 径	mm	265
比 冲	m/s	> 12 400	长 度	mm	1 600
总 质 量	kg	43			

RRX 1

RRX 1 整体式液体冲压发动机是瑞典地空导弹用发动机,由瑞典沃尔特航空发动机公司于 1960 年开始研制。该公司与瑞典国家防卫器械局签订整体式液体火箭冲压发动机的研制合同,要求最大飞行速度

为 $Ma = 5 \sim 6$, 重点研究整体式发动机以助推状态到巡航状态的转换过程。该公司吸取了 RR 1 和 RR 2 的研制经验, 先后制成三种带中心进气道的型号: RRX 1-1, RRX 1-6 和 RRX 1-14。RRX 1-1 纯属理论分析研究型, RRX 1-6 的



RRX 1 整体式液体冲压发动机外形图

1:1 模型 1963 年曾在巴黎航空展览会上展出过, 当时曾被西方誉为是一种“革命”性的推进系统。原计划在参展前完成首次飞行试验, 但由于经费不足, 最终放弃了飞行试验。从 1966 年开始, 用许多部件模拟了从助推发动机转换到冲压发动机工作状态。但到 1971 年在风洞中进行整台发动机的工况转换试验时, 却一次也没有成功, 主要是由于固体推进剂药柱造成的。在 RRX 1-6 上采用了管状和棒状推进剂药柱, 并装有可脱落式助推喷管。

RRX 1-14 采用的固体助推药柱为含铝高能推进剂。与 RRX 1-6 相比, 用高能推进剂可使冲压燃烧室减短 30%, 质量减轻 30 kg。助推器为星型装药内孔燃烧, 还有一根尾端装有喷管塞子的中央管子。喷管塞子的功能是调整喷管喉道面积, 使同一发动机喷管可适应冲压和火箭两种不同工作状态需要, 可以使 RRX 1-14 在不用可抛喷管的情况下, 完成从助推工作向冲压发动机工作状态的转换。当助推药柱燃尽后, 中央管子连同其尾端的塞子一起抛出。

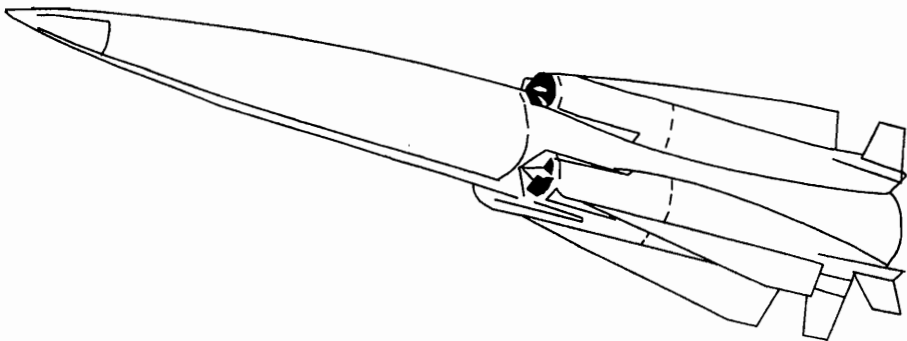
到 1972 年为止, RRX 1 共进行了 5 次整台发动机的试车台试验, 掌握了从助推转换到主发动机工作的理论和实践方面的问题, 为沃尔特公司后来研究 RRX 5 和固体燃料冲压发动机创造了有利条件。

在 1962 年至 1966 年间, 曾用在 RRX 1 基础上改进的 RRX 2 进行过 $Ma > 5$ 甚至高达 $Ma = 8$ 的高超声速试验研究。

发动机主要性能与结构参数

总 质 量	kg	59	长 度	mm	1 400
直 径	mm	190	飞行速度	Ma	2.0 ~ 5.0

RRX 5E



RRX 5E 整体式液体冲压发动机外形图

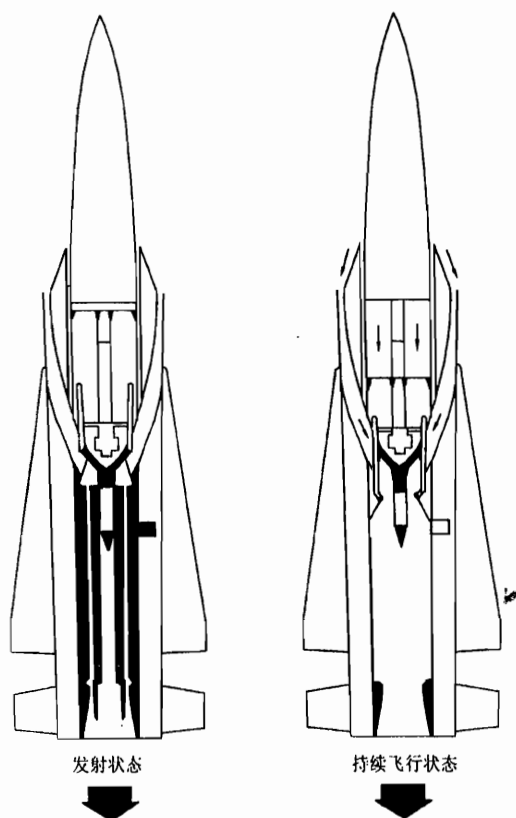
RRX 5E 整体式液体冲压发动机主要用作瑞典 $Ma = 2.0$ 的低空、超声速反舰导弹的发动机,由瑞典沃尔特航空发动机公司于 1965 年开始研制。这种发动机可使导弹适合从飞机、舰艇和海洋等多平台发射。RRX 5E 吸取了 RRX 1 和 RRX 2 的有益经验,对结构和药柱设计均作很大改进。如 RRX 5E 采用 4 个侧面进气道代替中心锥式进气道,改善了导弹总体布局;采用管状和杆状助推药柱,既有较高的装药容积效率,又可减小药柱燃速,减少药柱燃后残渣;利用进气道锥体下的空间和其流线体外罩后部的空间,既可多装燃料 30%,又可使燃烧室冷却散热,减少红外辐射特征。缺点则是增加燃油系统复杂性。

在 1965 年至 1976 年间,沃尔特公司在其试验设备上,对 RRX 5E 进行了大量的风洞试验和部件功能试验。最后选定 RRX 5E 的工作范围为 $Ma = 1.6 \sim 2.4$;前弹体的结构形状为头部呈尖锥形的长圆锥体;用 4 个呈 X 形对称配置的、半锥角为 20° 的中部侧面进气道。1976 年完成了设计速度为 $Ma = 2.0$,能适应机动飞行时可能出现各种空气流干扰的 RRX 5E 的设计工作。一旦需要,立刻就能将整台发动机组装好,并在短时间内作好飞行试验准备工作。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	10	总 质 量	kg	458
比 冲	m/s	~ 9 500	燃 油 量	kg	120
工作时间	s		飞行速度	Ma	1.8
助 推		3	直 径	mm	450
冲 压		~ 120	长 度	mm	2 850

发动机系统



RRX 5E 工况示意图

RRX 5E 发动机系统包括:侧面进气道、整体式燃烧室、中心塞式喷管、及由燃油箱、燃油泵、燃油调节器和环形活门等组成的燃油系统等部分。4 个半锥角为 20° 、唇口呈半圆的侧面进气道,对称安置在弹体中部,其外罩流线形延伸至导弹尾端;火箭冲压两用燃烧室,在双基助推药柱燃尽后,用作冲压空气与煤油燃烧的燃烧室;RRX 5E 吸收了沃尔特公司在 RRX 1 上的研究成果,利用喷管可抛中心塞子使发动机从火箭工况顺利转换到冲压工况。

环形活门是一兼有进气堵盖、控制燃油喷入和稳定火焰多种功能的组件。当助推药柱燃尽时,室压迅速下降,进气道内冲压空气压力开始高于室压,它使燃烧室前的环形活门打开,并带动燃油喷嘴和压缩环向后位移。冲压空气和燃油同时喷入燃烧室,靠烟火点火器点火燃烧,位移后的活门则成了火焰稳定器。燃油流量按导弹选定的飞行状态或预定的马赫数,由燃油调节器调定。对用于反舰导弹的 RRX 5E,选择为等燃油流量工作状态,产生 10 kN 的恒定推力。

改进与发展

1968年沃尔特公司在RRX 5E的基础上发展了用于空空和地空导弹的RRX 5P改进型。由于作战任务和攻击目标不同,因而RRX 5P的工作原理和结构布局虽与RRX 5E完全相同,具体的性能参数却与其有很大差别。

RRX 5P

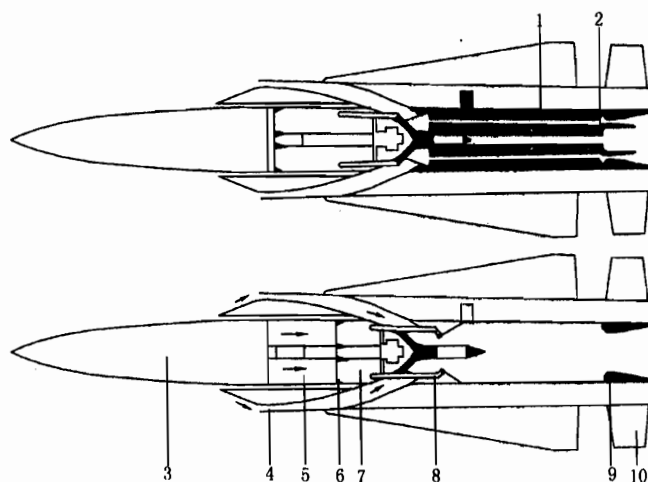
RRX 5P整体式液体冲压发动机主要用作瑞典地空和空空导弹的推进系统,由瑞典沃尔特公司于1968年开始研制。RRX 5P与RRX 5E统称RRX 5。它也采用侧面进气道。虽然其结构布局、工作原理均与RRX 5E相同,但因其推进导弹的作战任务、打击目标和性能要求与RRX 5E不同,故而其性能和结构参数也有明显差别。

RRX 5P在研制期间,曾作过 $Ma = 2 \sim 4$ 的各种部件的地面试验。1971年曾在巴黎航空展览会上展出过用它作动力装置的 $Ma = 4.0$ 的导弹全尺寸模型。在弹体中部装有4个进口呈半圆形的侧面进气道。进气道整流罩尾部装有4只尾翼,弹内的发动机结构布局与RRX 5E相同。由于空空和地空导弹的射程、尺寸、发射质量均比反舰导弹小,因而RRX 5P的尺寸和质量也比RRX 5E小许多。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	4.5	飞行速度	Ma	3.5
比 冲	m/s	10 900	直 径	mm	300
总 质 量	kg	128	长 度	mm	1 500
燃 油 量	kg	16			

发动机系统



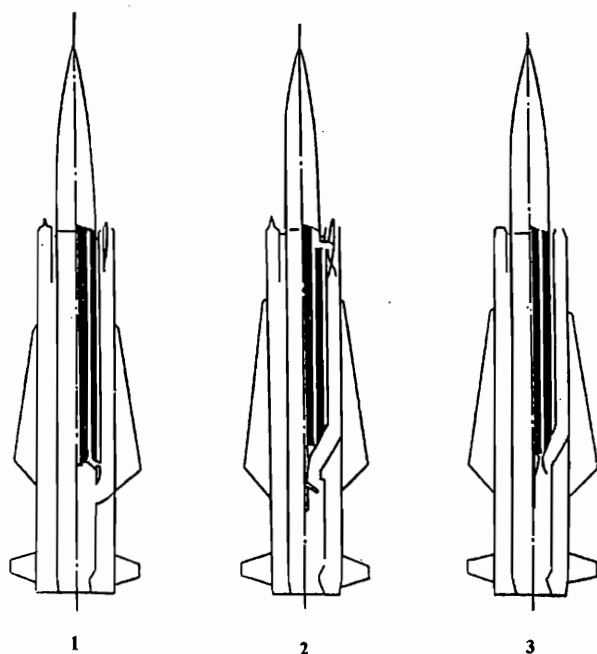
RRX 5P 发动机剖面图

RRX 5P 固体火箭助推(上);冲压发动机为主发动机(下)

1—固体火箭 2—中心锥 3—战斗部 4—进气口 5—燃气 6—活塞
7—冲压发动机的燃料 8—喷射系统 9—尾喷管 10—舵面

RRX 5P 整体式液体冲压发动机的系统组成、工作原理均与 RRX 5E 基本相同。

RBS 15*



沃尔特公司研究的三种固体冲压发动机简图

1—中能引射混合式 2—低能引射混合式 3—预混补燃式

RBS 15* 整体式固体冲压发动机, 是瑞典沃尔特公司为瑞典萨伯-博福特导弹公司 80 年代初提出的 RBS 15 超声速反舰导弹研究的一种固体冲压发动机。它是该公司在 1973 年进行概念论证的基础上, 按 1977 年制定的五年技术开发计划研究的三种固体冲压发动机方案之一。自 RBS 15 超声速反舰导弹发展计划实施后, 1982 年生产过 3 枚样弹进行静态试验, 原计划 1987 年进行飞行试验, 90 年代初装备部队。后因经费不足和技术原因至今仍在研究这中。

沃尔特公司 1973 年着手研究的三种固体冲压发动机方案是:

(1) 中能富燃料固体推进剂引射混合方案
高室压燃气发生器产生的富燃气, 高速喷入空气弯管后的混合区与空气发生引射混合燃烧。通常在这富燃中能推进剂中含有铝、镁等金属添加剂;

(2) 低能富燃料固体推进剂引射混合方案

这种低能富燃推进剂中不含金属添加剂, 但却和第一种一样用高室压高速喷气喷入空气进气弯管后的混合区, 以形成引射混合燃烧;

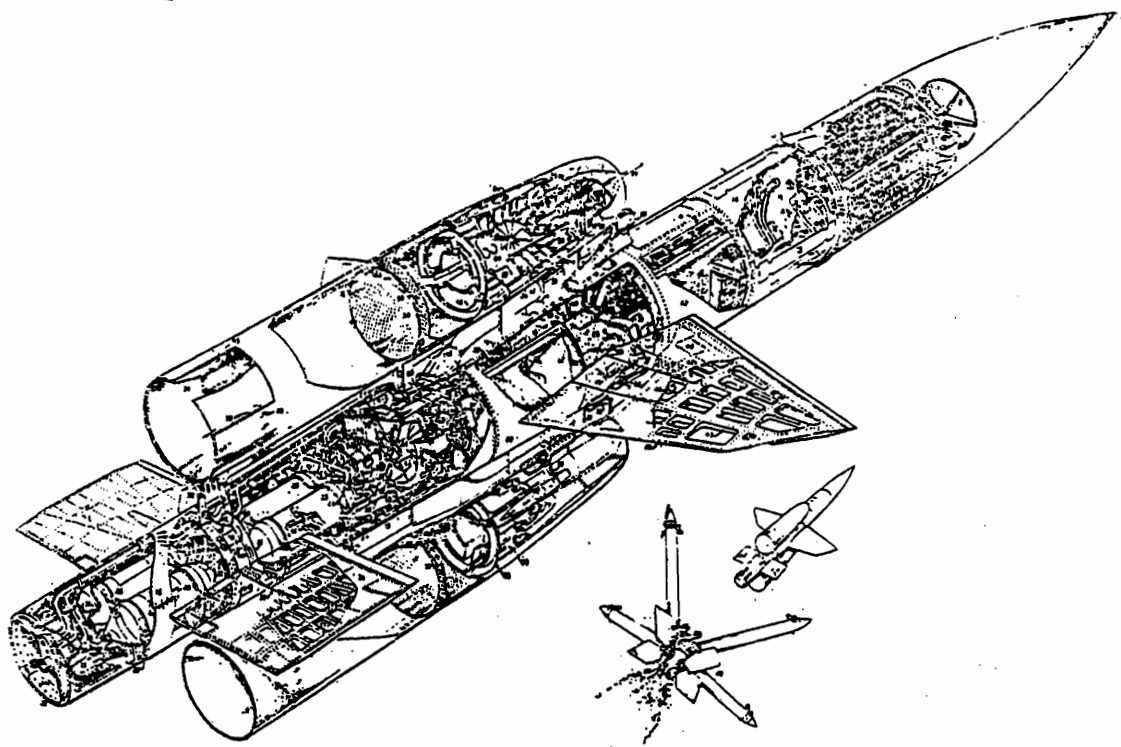
(3) 预混补燃方案 富燃固体推进剂产生的富燃气在进入燃烧区之前, 先与冲压空气在回流混合区内预混好, 然后再点燃燃烧。

RBS 15 超声速反舰导弹可能像法、德等国研制的同类导弹那样, 采用中能富燃推进剂、高室压燃气发生器方案, 形成靠自身高温就可与空气自动补燃的富燃气, 以保证导弹点火可靠。

卓尔(Thor)BT-1

“卓尔 BT-1”液体冲压发动机是英国空军 1949 年着手研制的“警犬”MK1 地空导弹主发动机。主承包商是英国罗斯·罗伊斯公司的布列斯托分公司。该公司从 1949 年开始研究“卓尔”冲压发动机, 1952 年进行首次飞行试验, 1954 年第一台生产型 BT-1 开始挂弹飞行, 1957 年投产, 1958 年装备部队。据称在 MK1 研制过程中, 曾进行过 300 枚~400 枚样弹发射试验, 其中约有一半用于研究推进系统。

“卓尔 BT-1”是英国二次大战后研制的第一代液体冲压发动机, 其在导弹上的安装方式为外挂式。两台 BT-1 发动机对称配置于弹体后段外侧上下两边。4 台起飞加速用的固体火箭助推发动机则围绕弹体呈 X 形配置于 BT-1 的左右两侧。BT-1 用优质航空煤油作燃料, 其油箱有两只, 分置于弹体中部的操纵机



“卓尔 BT-1”液体冲压发动机在“警犬”导弹上的部位剖视图

构前后,用输油管与外挂式发动机本体相接。BT-1 发动机的接力点速度选为 450 m/s ($Ma \geq 1.3$)。助推发动机脱落后,靠 BT-1 将导弹继续加速至 $Ma = 2.0 \sim 2.5$ 的拦截目标速度。要求 BT-1 发动机能在适当攻角范围内均保持正常工作的能力。

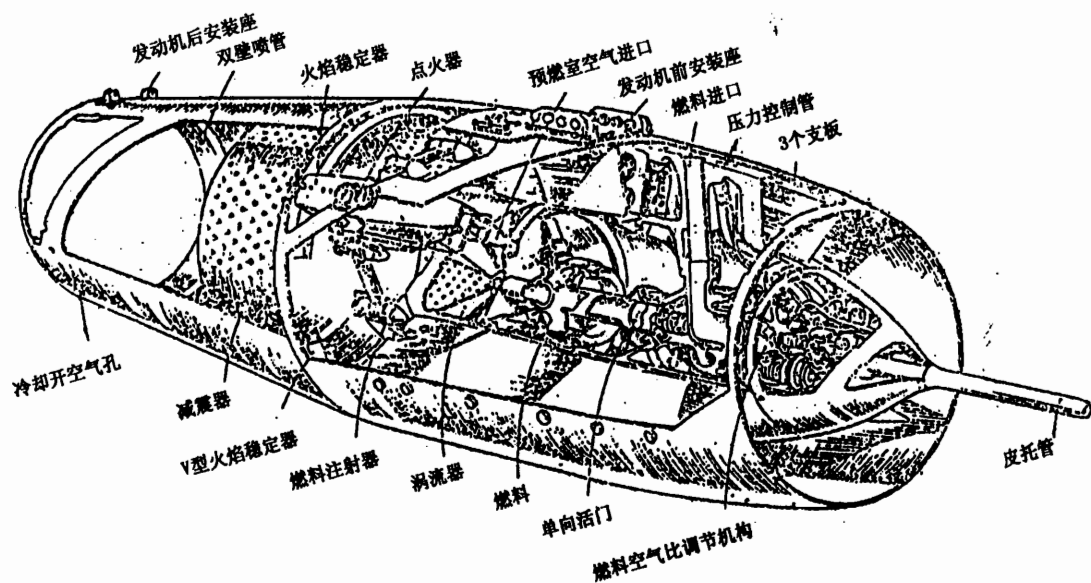
发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	22.2 ~ 26.7	燃 料	优质航空煤油
海平面, $Ma = 2.0$		26.7	燃料流量(最大)	kg/s
海平面, $Ma = 3.0$		66.7	飞行速度	Ma
H = 12.2km, $Ma = 1.6$		2.67	接 力	1.3 ~ 1.5
H = 12.2km, $Ma = 3.0$		12.5	飞 行	2.0 ~ 2.5
比 冲	m/s	> 14 000	最 大	3.0
耗 油 率	kg/(daN·h)		直 径	mm
巡航		1.53 ~ 1.73	长 度	mm
海平面,最大推力		2.35		2 540
对流层,最大推力		2.55		

发动机系统

系统组成 由发动机本体和燃油系统两大部分组成。发动机本体包括进气道、燃烧室和尾喷管三部分;燃油供给系统由油箱、燃油泵和供油管道等部分;燃油调节系统包括燃油/空气混合比调节器和飞行速度(Ma 数)调节器两部分。

工作原理 BT-1 利用进气道对高速空气流的冲击压缩作用,将流入进气道的空气降速增压,在燃烧



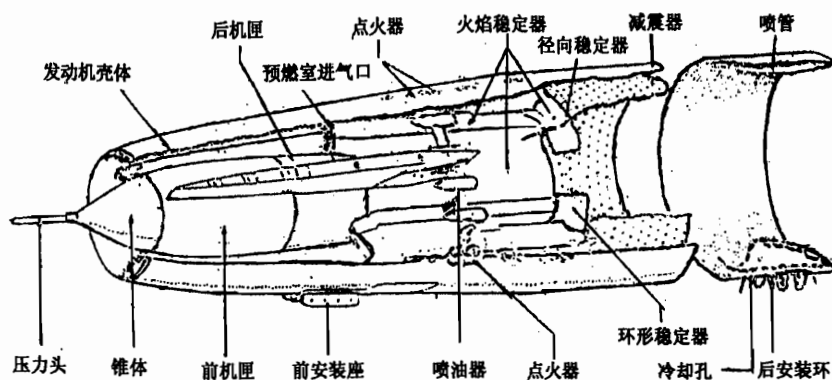
“卓尔 BT-1”冲压发动机结构图

室中与从燃油系统的喷嘴喷入的燃油混合、点火、燃烧,形成高温燃气,然后经尾喷管膨胀加速喷出,产生推动导弹向前飞行的反作用推力。其基本工作过程如下:当固体火箭助推发动机将导弹加速至 BT-1 发动机接力速度 ($Ma = 1.3 \sim 1.5$) 时,流经进气道的空气流,经过由两个连续激波组成的中心锥体双激波段的冲击压缩作用后,压力骤升,速度则降低到亚声速。随导弹的飞行速度不同,空气的增压比也不同, $Ma = 2.0$ 时,为 7:1; $Ma = 2.5$ 时,为 15:1; $Ma = 3.0$ 时约 28~30:1; $Ma = 4.0$ 时,为 70:1。在气流速度下降的同时,温度却显著增高。当导弹在 11 km 以上的高空,以 $Ma = 3.0$ 的速度飞行时,空气的温度将从 -56°C 上升到 330°C 。空气经过中心锥的冲压作用,增压、降速、升温后,以亚声速流过环形进气道扩压段,进一步增压和降速。最后,以 $60\text{ m/s} \sim 90\text{ m/s}$ 的低速流入燃烧室的环形火焰稳定器。与此同时,燃油则通过喷嘴注入燃烧室,与空气混合点火,形成温度高达 2000°C 的高温、高压燃气。当高温燃气从收敛扩散型喷管中流出时,发生连续膨胀加速,压力不断下降,速度不断增加,在喷管喉道处达到声速。在喷管出口处,压力下降至与周围大气压力相同,速度则达到以某一超声速喷向大气。

发动机主要部件

进气道 BT-1 发动机采用进口几何尺寸不可调的双激波、轴对称进气道。中心锥体由前后两段组成,靠三根等距分布的空心流线型支杆支撑。冲压空气从中心锥体与外壁间的环形通道连续扩压后,流入支杆后面的环形空间构成的预燃室进气口。中心锥体既是冲压空气的扩压锥,又是安装多种附件的机匣。内装燃料空气混合比调节器等燃油调节装置和各种调节装置的敏感器。

燃烧室 包括预燃室、燃油喷射器、点火器以及火焰稳定器等组件。预燃室内装有一组燃油杆,每杆上装 2~3 个顺流喷油的喷嘴。空气与燃油喷嘴喷射的雾状燃油混合后形成可燃混合物。发动机启动后,靠烟火点火器将其点燃,并形成稳定可靠的点火火炬。在预燃室内,燃烧靠空气动力稳定,气流在此产生一个旋涡,可在一定程度上消除由三根空心支杆形成的气流不均匀现象。预燃室后面有三个径向稳定器,可确保其火焰能点燃主燃烧室中的混合气。主燃烧室中还有一个 V 形截面的环状稳定器。在此稳定器后面到尾喷管之间,有一多孔内衬套包围着燃烧区,其作用是既作为一种压力减震器,减少可能传到发动机壳体的压力振荡,又可用作燃烧室冷却气流的通道,加快对室壁的散热冷却。发动机壳体由不锈钢焊接而成。



BT-1 发动机的主要部件

尾喷管 外部为等直径的双壁气冷式收敛-扩散型尾喷管,其外壁有一排小孔,用以从外部大气中吸入空气冷却喷管。内壁的收敛-扩散形型面,可以保证燃气流在喷管内从亚声速连续膨胀加速到以某一超声速从喷管出口处喷出。

燃油系统 由燃油供给系统和燃油调节系统两部分组成。燃油供给系统包括燃油箱、输油管和由冲压空气涡轮带动的燃油泵等部件;调节系统则包括燃油空气混合比调节器和 Ma 数调节器两种自动调节机构。

燃油箱由前后两部分组成,分置于导弹弹体中部的操纵装置前后,靠引出弹体外的输油管与装在发动机前安装座处的接口相接。燃油泵为一由单级冲压空气驱动涡轮带动的离心式油泵。驱动涡轮转速为 30 000 r/min,最大供油能力为 5.5 MPa 下每分钟供油 340 kg。冲压空气通过冲击式涡轮后,再经过反作用式涡轮进一步冷却,然后通过弹尾内层,用以冷却电子仪器和接近发动机的构件。靠燃油泵增压后的燃油,通过空心支板内部流入进气锥,经燃料空气混合比调节器调节后,通过一个单向阀门流入主燃烧室和预燃室的燃油喷射器。

燃油调节器根据空气消耗量来调节燃油供给量。它由冲压空气驱动涡轮带动的燃油泵和感受气流流动特性的中心锥皮托管探针来控制 and 提供燃油/空气信号。液压泵和燃油泵依次排列安装在一起,其转速为 32 500 r/min,由直径约 203 mm 的单级反作用式涡轮驱动。泵上装有 4 个叶片直径为 102 mm 的离心式液压叶轮,可使液压保持在 10.3 MPa。液压叶轮的壳体与叶轮活动连接,并以叶轮二分之一的转速随叶轮空转。进气道内装有节气阀门,作为液压泵的随动机构,用来调节泵的输出压力。油气比调节器靠调压阀门调节燃油流量阀门的开合度,来控制流到燃油喷射器的燃油量,而调压阀门的压力,则靠冲压空气压力和 Ma 数调节器控制。它们靠文氏管空速探针,感受到冲压空气因飞行速度变化而产生的压力变化,进而引起用真空膜盒作敏感元件的调压阀门驱动液压伺服阀门,调整燃油流量阀门开合度。

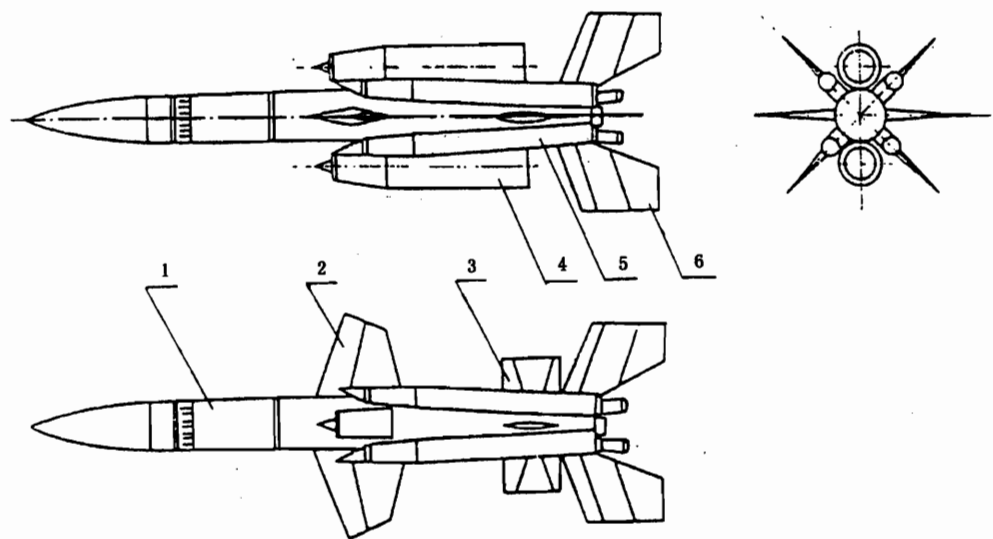
改进与发展

1958 年起英国皇家空军研制“警犬 2”导弹。为此布列斯特公司在 BT-1 冲压发动机基础上研制了 BT-2 发动机。其外形与 BT-1 很相似,性能却有大的改进。同时还研究了直径为 457 mm 推力却比 BT-1 大 1 倍的 BRJ-801 发动机,其模型曾于 1957 年英国飞机制造者协会展出过。

卓尔(Thor)BT-2

“卓尔(Thor)BT-2”冲压发动机是罗尔斯·罗依斯公司为英国皇家空军的“警犬 2”防空导弹研制的主

发动机。1958 年“警犬 2”导弹开始研制后,BT-2 发动机的研制工作也在 BT-1 的基础上随之开始,于 1963 年完成试验研究。“警犬 2”导弹也只经过 40 多次飞行试验就于 1964 年初取得成功,并于同年装备部队。其中属于专门研究动力系统的试验只有 8 次。BT-2 发动机的最大推力比 BT-1 大 33%,在弹上的布局形式和安装方式两者基本相同,所用燃料也一样,均为优质航空煤油。



BT-2 发动机在“警犬 2”导弹上的部位示意图

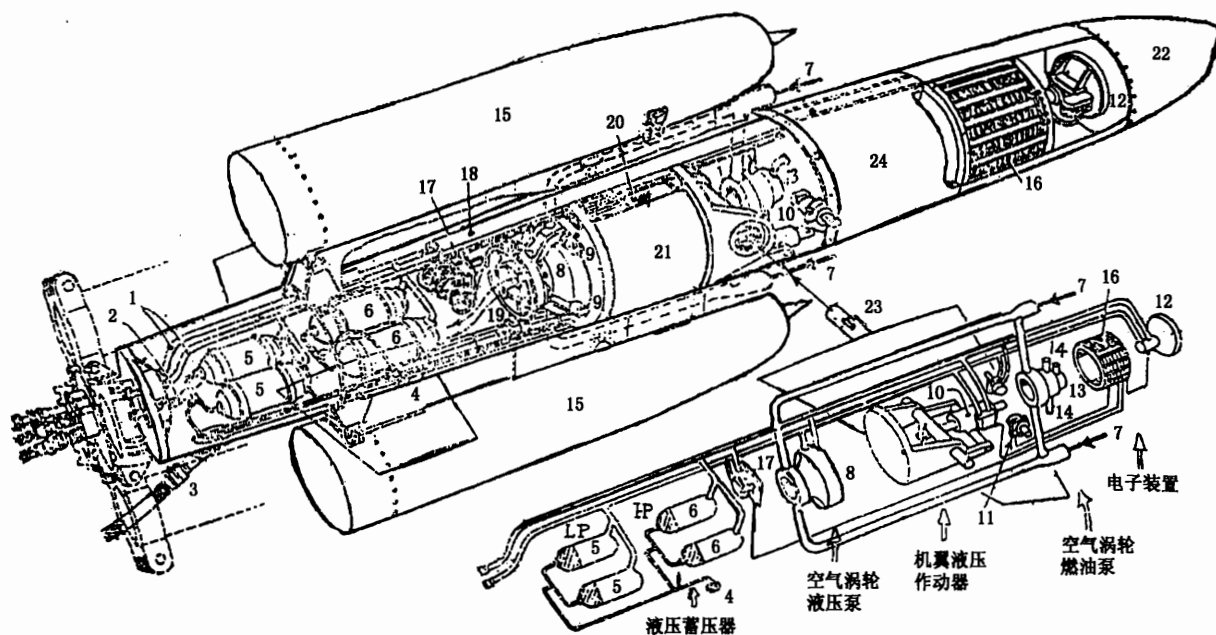
1—弹体 2—弹簧 3—尾翼 4—冲压发动机 5—固体助推发动机 6—稳定器

发动机主要性能与结构参数

推 力(海平, $Ma = 3.0$)	kN	89.0	飞行速度	Ma
比 冲	m/s	> 14 000	接 力	1.5
耗 油 率	kg/(daN·h)	2.55	飞 行	2.0~2.6
工作时间	s	> 120	最 大	3.0
			直 径	mm 406
			长 度	mm 2 639

发动机系统

BT-2 发动机的系统组成、工作原理、配置方式及各组成部分的安装位置,均与 BT-1 基本相同。所不同的是 BT-2 上驱动燃油泵和液压泵的冲压空气,不是引自冲压发动机内的小股空气,而是利用装在紧靠双波进气道的辅助冲压空气进气口捕获的空气。从这两辅助进气口流入的冲压空气,在助推发动机脱落后,直接用于驱动为燃油增压的涡轮泵和为导弹提供辅助动力的空气反作用涡轮液压泵。它们成一个组装置放置在弹体内燃油箱的后面。发动机进气口和排气口在发射前均装有环境保护盖。前盖靠烟火棒在发动机内产生的内压,在发射时自动吹掉,后盖在导弹飞离发射架时由拉索拉掉。



BT-2 发动机在“警犬 2”导弹上的安装图

1—发射前的高低液压压油接头 2—发射前的冷却空气 3—发射前的电气接头 4—发射前向蓄压器供氮的装置 5—低压液压油贮存器(低压油回至此贮存器中) 6—发射时供附件用的高压液压蓄压器 7—冲压空气进口 8—冲压空气驱动之液压泵(助推发动机脱离后供给辅助动力) 9—冲压空气放气活门 10—翼变迁角液压作动器 11—翼锁紧销钉 12—半主动追踪系统液压操纵扫描器 13—冲压空气驱动之燃油泵 14—向冲压发动机供燃油的装置 15—两台“卓尔”BT-2 冲压发动机 16—导航和控制的电子装置 17— Ma 数控制器 18—容纳通道之顶部和底部纵梁 19—液压泵支架 20—“18”两侧的辅助通道 21—油箱 22—纤维玻璃头部 23—弹翼驱动轴 24—装弹药及附加油箱之位置

奥丁(Odin)MK801

“奥丁(Odin)MK801”液体冲压发动机是英国皇家海军 1962 年着手研制的“海标枪”(Sea Dart)GWS-30 舰空、舰舰导弹的主发动机,主承包商是英国罗尔斯·罗伊斯公司,其公司编号为 BS101。它与一台串联固体助推发动机组成“海标枪”导弹的动力系统。由于“海标枪”导弹采用机弹一体化布局,发动机与弹身互成一体,奥丁 MK801 冲压发动机的中心锥式进气道装于导弹头部,燃烧室和尾喷管安装于弹



“奥丁 MK801”在“海标枪”导弹上的部位外形图

身后段,中间为一长细比大于 6 的空心圆柱体管道。空气从导弹头部的进气道入口处流入这段长达 2.4m 的管道,经整流稳压后流入燃烧室。这种布局可使发动机在攻角达 $14(^{\circ})$ 时仍能安全可靠地工作,并产生足够推力,因而缓解了冲压发动机对攻角的敏感性,使导弹有更大的机动范围。

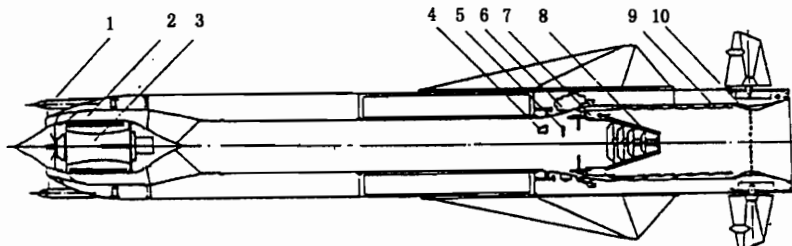
“奥丁 MK801”冲压发动机的研制工作始于 1963 年,先后进行过 1 700 多次地面试验,于 1965 年进行首次发射试验,1968 年完成定型试验。“海标枪”导弹的近 180 次飞行试验中,只有 6 次是专门为验证冲压发动机推进系统而进行的。“海标枪”导弹从 1973 年起在英国皇家海军服役。

发动机主要性能与结构参数

推 力(最大)	kN	13.5	燃烧室直径	mm	302
燃料流量(最大)	kg/s	1.51	总 长	mm	3 350
飞行速度(接力)	Ma	2.2	燃烧室长	mm	1 400
燃烧室质量	kg	31.1	燃 料		AVCAT 煤油
最大直径	mm	396			

发动机系统

系统组成 由进气道及其延伸管道、燃烧室、尾喷管、燃油供给与调节系统等部分组成,以机弹一体化布局形式与导弹互成一体。



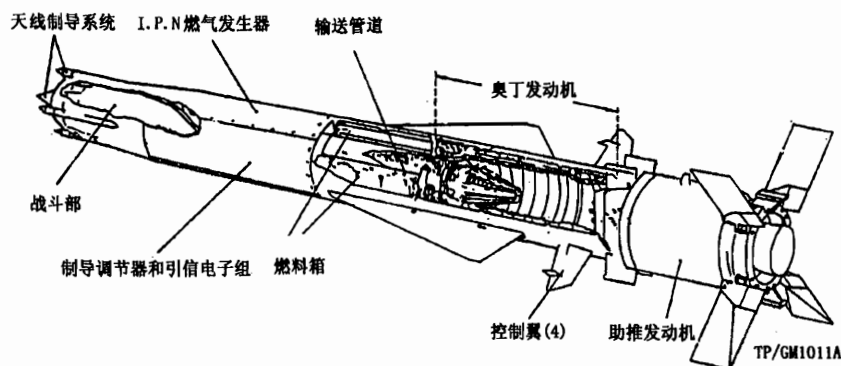
“奥丁 MK801”冲压发动机简图

1—极杆天线 2—进气道 3—中心锥 4—涡轮进气 5—温度传感器 6—燃油附件 7—环形预燃室 8—火焰稳定器 9—火焰筒 10—尾喷管

工作原理 助推发动机工作 2.5s 时,推进剂燃尽,将导弹加速至 $Ma = 2.2$ 的接力速度。这时爆炸螺栓使助推发动机与导弹分离,冲压发动机接替工作。冲压空气由导弹头部的进气道扩压器流入进气道的环形通道,经延伸管道整流后进入燃烧室,与从环形燃油箱流出、经燃油泵增压后喷入的煤油混合、点火、燃烧,形成高温燃气。然后从收敛-扩散式尾喷管膨胀加速,以超声速喷出,从而产生推动导弹飞行的反作用推力,将导弹连续加速至最大速度 $Ma = 3.5$ 。

发动机主要部件

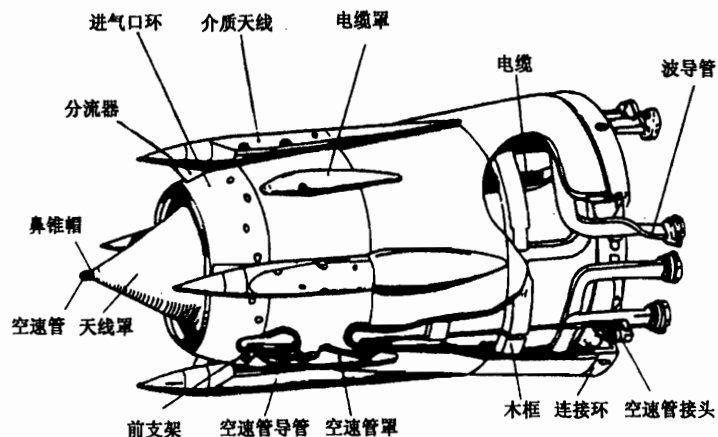
进气道 采用轴对称双锥外压式头部进气道,在两锥转折处有一小的等熵段,封口马赫数为 2.5。进气道的总压恢复系数较高,临界总压恢复系数和流量系数对攻角变化并不十分敏感。有攻角时,临界状态下扩压器出口气流速度略大于零攻角时。低空最大临界攻角为 $7(^{\circ})$,高空时不超过 $14(^{\circ})$ 。低空机动飞行速度为 $Ma = 2.3$,而不是助推发动机脱落时的 $Ma = 2.2$ 。由于中心锥内装有战斗部,其中段为圆柱形,该段通道外壁则略向外扩张。固定中心锥体的翼形支板有两排:前排 4 个,后排 3 个;支板内装有各



“奥丁 MK801”冲压发动机在“海标枪”导弹上的部位剖视图

种与弹体外壁相通的导线和管路。内扩压器的当量亚声速扩张锥角为 7° 左右。

外压缩锥的顶尖装有感受正冲波后总压的空速管测压头,其外径约为 6 mm,管长约 10 mm。该不锈钢件的总长约 30 mm。扩压器外罩前缘用由 80% 的玻璃纤维和 20% 的环氧树脂的玻璃钢制成,放在充氮的烘箱内,在 200°C 温度下固化 48 h。绕制时,内表面按模胎要求直接成型,外表面绕制后,经机加工而成。为防高温,进口前缘先喷银,后镀铜,再镀镍。镀铜厚 0.015 2mm,镀镍厚 0.254 ~ 0.356 mm,轴向宽度约 10 mm,唇口圆弧半径约 1 mm。几十毫米宽的玻璃钢制唇部后



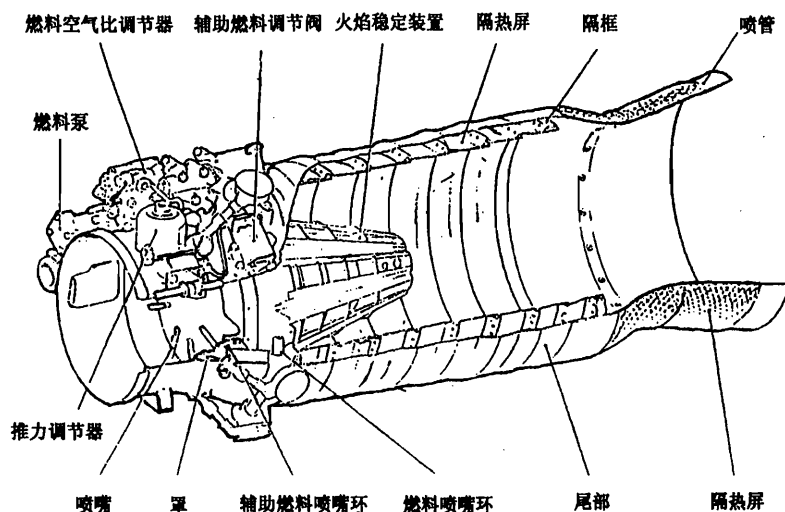
“奥丁”发动机头部进气道外形图

面由 22 个 M 3 的埋头螺钉与不锈钢壳相连。钢壳轴向长度约 195 mm,内镶有 4 块浇铸成型的玻璃钢。它们周边均匀相接,形成光滑的整体。中心锥体下游的延伸段为一长细比约为 6.6 的等截面圆管,与弹体外壳成盒式结构,材料为高强度铝合金,耐温能力为 350°C 。

燃烧室 包括环形预燃室、火焰稳定器、喷油杆和火焰筒等部分,长为 1.4 m,直径约 400 mm。其特点是长细比小,约为 3.5;燃烧效率高,高空为 0.85,低空达 0.95;可在很宽的油气比范围内稳定工作,在海平面为 0.01 ~ 0.07。所用材料为普通不锈钢。

环形预燃室和喷油杆装在燃烧室头部,呈截锥形。预燃室由卓尔发动机上的中心预燃室改型而成。流经它的空气平均流速约为 20 m/s,相当于延伸管道出口流速的 1/10。预燃室的空气分两股流入,一股以纯空气形式进入;另一股则与主喷油杆和 8 个预燃室喷油孔喷入的燃油形成可燃混气后进入。喷进预燃室的燃油,一部分从 8 个主喷油杆根部顺流喷入;另一部分从环形预燃室、沿圆周均匀分布的 8 个喷油嘴喷入。每个喷油嘴的直径约 0.76 mm,与主喷油杆的安装位置沿径向呈 45° 夹角,以保证燃油浓度沿周向均匀分布。在低空工作时,两股燃油同时喷入;在高空时,预燃主油路停止供油,主燃油杆油孔大半被冲压空气堵住,燃油多集中于外围,油气比约等于 0.067。在预燃室出口,离其顶端 80 mm ~ 100 mm 处,装有 8 个方形板材分流叶片,其边宽约 35 mm ~ 40 mm,与稳定器纵梁周向分别呈 45° 夹角。其功能是,迫使预燃室火炬通往稳定器回流区,起蒸发式稳焰器作用,以保证燃烧室有宽的稳定工作范围。

8 个径向插入的喷油杆分两种,每种 4 个,间隔安置,沿周向均匀分布,其角向位置则处于稳定器纵



“奥丁”发动机燃烧室/喷管组件

梁之间。装于喷油杆上的喷嘴为直射式侧向喷油,每个喷油杆上有 20 个大小不同的小孔,每侧 10 个,两侧孔的尺寸位置相同。小孔的孔径有两种:一种 $0.4\text{ mm} \sim 0.5\text{ mm}$,一种约 0.8 mm 。每支油杆末端,迎着来流一面开有一个与小孔径相同大小的圆孔,用以感受扩压器延伸管道出口的总压。燃油从喷油杆上的喷嘴喷出后,大部分流入主燃烧区,只有一小部分流入预燃室。这种喷油方式的喷孔面积自然匹配可调,使“奥丁 MK801”发动机的最大最小供油

量之比达到 20。另外,采用空气雾化,可以达到良好的雾化性能。喷油杆由不锈钢管和经精密铸造的喷注杆座钎焊而成,其头盖也用钎焊封死。

火焰稳定器的外形呈筐形,8 条不良流线体纵梁周向均布构成伞状,其截面形状像轮齿,既有良好刚性,又有良好火焰稳定性。为使气流从发动机轴线方向转向近乎垂直于稳定器纵梁的方向,特设置 4 个导向叶盆,它们之间的轴向距离不等,半径大的间距小,半径小的间距大。靠这些间距和导流叶盆的曲率半径之间的适当配合,可使稳定器下游流场和浓度场达到保持稳焰要求。稳定器组件尾端由一碟形带孔盘连接成一体,它可以使稳定器后的流场均匀,并造成小尺度的紊流火焰,从而提高燃烧效率。

火焰筒和燃烧室外壳均制成波浪形筒体,波谷和波峰相互对应,中间用隔框和隔热层分开。火焰筒内壁靠气膜冷却,从预燃室出口到燃烧室出口有八道冲压空气形成的圆柱气膜贴壁流动。它使高温燃气与火焰筒壁隔离。用于冷却的空气流量约为冲压空气总流量的 $10\% \sim 15\%$ 。这种波浪式结构火焰筒的特点是,质量轻,刚性好,其尺寸要求严格,末端固定在发动机外壳上,前端与燃烧室头部壳体连成一体。

尾喷管 采用收敛扩张喷管,收敛段型面由两段圆弧光滑连接而成,收敛面积比为 0.8;扩张段为一截锥体,半锥角约为 12° 。喷管出口内壁直径为 340 mm ,比燃烧室内径 302 mm 大。由于接力 Ma 数为 2.2,喷管相对临界截面为 0.8,超声速段扩张到 302 mm 时,尚不足以达到完全膨胀。为此,将喷管出口加大至 340 mm ,以增加推力,减少底阻损失。为便于安装位于喷管喉道外围的环状天线和翼面操纵机构,尾喷管设计成由收敛段和扩张段两段组成,结构上可以分段装卸。喷管出口与弹身末端之间装一短截锥弧形特制黄色橡胶环,宽约 28 mm ,其外部贴附一层环氧玻璃布,外面包一层有波纹的铝箔。这种特制环既可起部分减振作用;又可防止喷管及其高温排气的热量传给喷管外围的弹上设备。

点火器 采用由限力撞针、针刺发火管、点火头和烟火药等组成的烟火点火器。沃勒普工业公司制造的这种烟火点火器长约 150 mm ,外壳直径约 20 mm ,头部外径约 10 mm 。装药由 KNO_3 , 镁粉以及其它添加剂压制而成。燃烧时间 4.5 s 。点火器外壳用不锈钢管由数控机床加工而成,点火头导管用不锈钢管旋压而成,烟火药管用二乙醇树脂压铸后机加工而成。

当导弹发射时,助推点火器在点燃助推发动机的同时,其燃气压力迫使针刺点火管点燃燃气发生器,燃气发生器将其燃气压力传至冲压发动机点火器,驱动点火器上的活塞,切断限力销钉,由限力撞针撞击发火管使之起爆。点火器产生的高温火舌,通过点火器中心孔传至冲压燃烧室头部,点燃油气混合物。从助推器正常工作,到燃气发生器正常工作只需 0.2 s 。

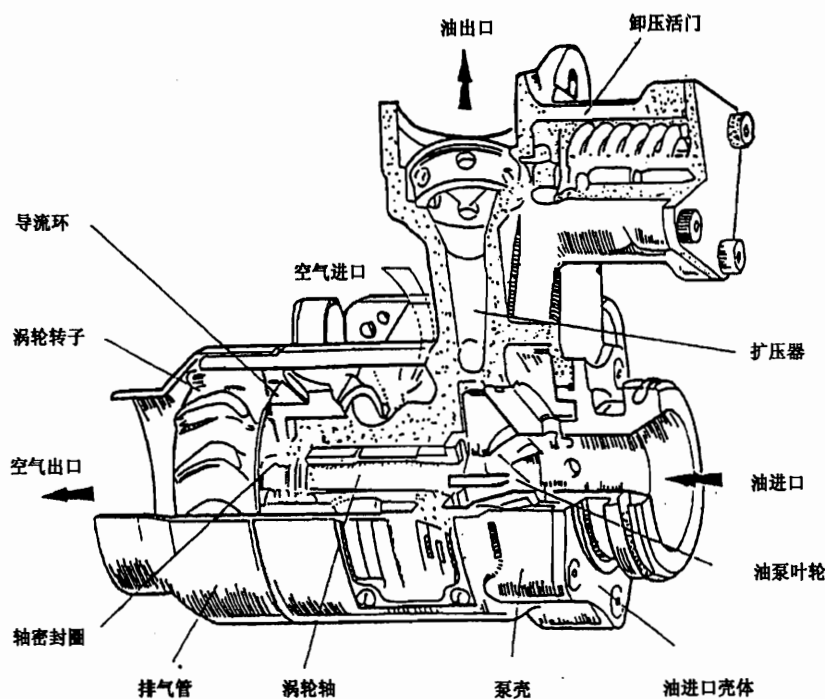
燃油系统 由供给燃油的油箱、涡轮泵和调节燃油流量的油气比调节器、推力调节器以及辅助燃油

阀、压力阀、下游截止阀、管路系统等部分组成。

环形燃油箱由三个截面呈扇形的橡胶囊组成,位于燃烧室头部前端的弹体外壳与延伸管道之间的环形腔体内。箱体长约 75 mm,内装优质煤油约 37 kg。外壳内侧贴有环氧玻璃布,用以隔热,箱体用耐酸、耐碱、耐油、耐蚀橡胶材料制成,中间有一特制柔性橡胶膜隔片,形成双室结构。燃料为海军用 AVCAT 型煤油,闪点高达 60℃,贮存寿命 10 年。

涡轮泵由装有 18~20 只叶片的空气轴流涡轮离心旋板式油泵和安全卸压阀等组成。外壳尺寸大约为 $\phi 100\text{ mm} \times 200\text{ mm}$,转子直径为 63.5 mm。为防止发生气蚀,燃油从增压油箱以 0.206 MPa 的初压流入直径为 24 mm 的离心泵进口,燃油泵将其增压至 4.12 MPa~6.86 MPa,以 90.6 kg/min 的最大供油量,从径向出口流进油气比调节器。驱动涡轮泵的冲压空气从燃烧室头部的进气道内引入,经涡轮做功降压后,从略带偏转的收缩喷嘴经弹身上的斜口排入大气。用于驱动涡轮泵的冲压空气约占流入发动机的冲压空气总量的 1%,涡轮进口面积约为进气道延伸管道面积的 1.65%。涡轮转子的最大转速为 45 000 r/min,转轴用液浮滑动轴承支承,煤油润滑。泵进口没有轴流诱导轮,油箱增压值也不很大,而导弹要在从高空到低空的很大高度和速度范围内飞行。因此,空气压力、泵压、燃油流量都将随之有较大变化。转子转速和泵出口油压之间的匹配,全靠燃油调节器来保证。

“奥丁”发动机的燃油调节由油气比调节器、推力调节器和辅助燃油阀等部件来完成。机械液压式油气比调节器主要用于保证发动机能在适当的油气混合条件下,稳定可靠地工作。它由压力调节阀和伺服阀等压差机构,伺服活塞和计量嘴等计量阀装置及皮托管,膜盒和杠杆等压力传感机构组成。当飞行状态变化时,它能使发动机的供油量适应空气量变化的需要,将油气混合物按所需比例和精度,适时调整到新的混合比下,稳定工作。奥丁发动机的最大最小供油量之比约为 20。为防止导



“奥丁 MK801”发动机涡轮泵剖面图

弹因超速而导致弹体鼻锥过热,烧毁机件,在燃油调节系统内加装一个推力调节器。它利用安装在发动机进口处的一个盛有水银的管子作为温度敏感元件,当推力过大,空气温度过高时,该管会因变热而产生变形,并通与之相连的传动机构,自动打开燃油空气调节器的分压器,减少对发动机的供油量,从而降低发动机推力和导弹飞行速度。当导弹在 7 625 m 以上的高空飞行时,由于空气稀薄,不需要同时开启两条供油通路,为了减少供油量,使导弹仍保持在最佳油气比下飞行,可用辅助燃油活门,关闭通向预燃室的油路,使导弹处在只靠 8 个喷油杆向燃烧室供油的飞行状态。经过调节器的燃油,先通过油杯送至 8 个压力阀,经节流后分别送往 8 个喷油杆。所以,压力阀实际上起一种燃油分配阀或稳定流量阀的功能,用于保证在机动飞行时,各喷油杆的喷油量达到均匀分布。

材料与工艺 发动机本体主要用不锈钢板材焊接工艺。头部有些部件用不锈钢精密铸件。外壳的

册凸形状,靠成形膨胀机把具有一条纵向焊缝的柱筒形薄壁件膨胀拉伸成形。涡轮泵的壳体用铝合金铸件,泵叶用机加工成形,涡轮用精铸件制成。各种调节器的壳体均用铝合金铸件,经机加工而成。内部的活动元件均用不锈钢机加工工艺成形,加工精度要求较高,特别油气比调节器的工艺是关键。

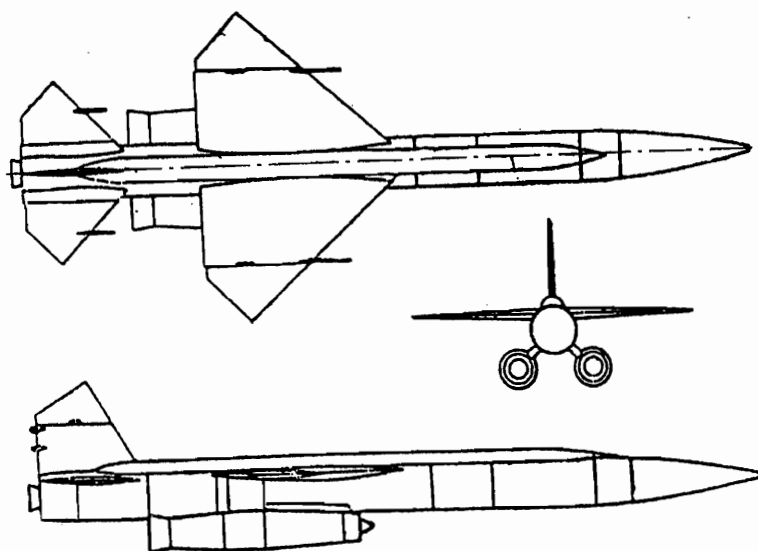
改进与发展

在“海标枪”GWS-30大型水面舰用防空导弹研制成功后,英国又研制了小型水面舰用的“轻型海标枪”,陆上防空用的“陆标枪”和“看家狗”等多种防空导弹。它们都用“奥丁 MK801”冲压发动机作推进系统,是英国中远程防空导弹推进系统的主要类别之一。

RJ 43-MA-3

RJ 43-MA-3 液体冲压发动机是美国“波马克 A”(Bomarc A)远程地空导弹的主发动机,主承包商是美国马夸特公司,于 1951 年开始研制,公司编为 MA-20C。

1951 年 1 月美国波音公司与密执安大学航空研究中心合作,同空军签订了正式研制“波马克 A”导弹合同,同时选定马夸特公司配套研制 RJ 43-MA 系列冲压发动机。“波马克”导弹是在“加泊”(Gapa)无人驾驶飞机的基础上研制而成。RJ 43-MA-3 发动机随弹于 1952 年 9 月第一次试射,1955 年 2 月发射成功,1956 年定型,1957 年开始批生产。自 1960 年起装备美国空军防空部队。据称,装有 RJ 43-MA-3 冲压发动机的“波马克 A”导弹至 1964 年退役时,共计生产 5 500 台(枚)。



“波马克 A”防空导弹及 RJ 43-MA-3 发动机三面图

RJ 43-MA-3 冲压发动机,属于美国二次世界大战后研制的第一代冲压发动机,其在导弹上的安装方式为外挂式。每枚“波马克 A”导弹装有两台 RJ 43-MA-3,利用互成 90° 的塔架式连接器,吊装于弹身后部下方两侧。导弹发射时,靠安装于弹身尾端万向支架上的一台推力为 $156\text{ kN} \sim 187\text{ kN}$ 、工作时间约 45 s 的 LR 59-AG-13 型非脱落式液体火箭发动机加速至近声速,冲压发动机启动并接替火箭发动机工作,将导弹持续加速至 $Ma = 2.5 \sim 3.0$ 的巡航速度直至击中目标。

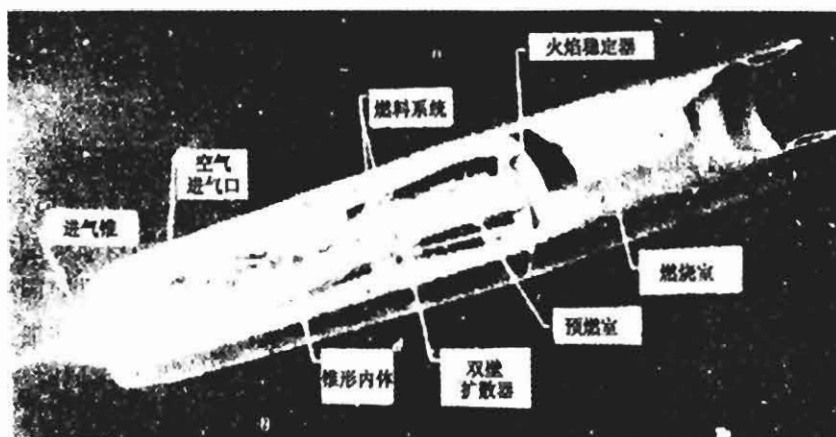
RJ 43-MA-3 是由 RJ 43-MA-1 改进而来,所用燃料由辛烷值高达 80 的煤油改用 JP-4 航空煤油。MA-3 冲压发动机是根据装于洛克希德公司为空军专门研制的试验飞行器 X-7 无人驾驶飞机上的 MA-1 多次飞行结果改进后定型的。在飞行试验中 MA-3 的最大飞行高度为 30.5 km ,最大速度 $Ma = 3.95$,推力为 51.2 kN 。

发动机主要性能与结构参数

推 力 ($Ma \geq 2.5$)	kN	44.45 ~ 53.34	工作时间	s	340 ~ 410
比 冲 ($Ma > 2.5$)	m/s	16 000	总 质 量	kg	238(227)
空气流量 ($H = 1.8\text{km}$)	kg/s	41	直 径	mm	211
飞行速度	Ma	2.5 ~ 3.0	长 度	m	4 360(3 600)

发动机系统

系统组成 RJ43-MA-3 冲压发动机由双波系外压缩中心锥式进气道、燃烧室、收敛-扩散型喷管、点火系统、燃油供给和燃油调节系统等组成。整台发机共有 670 多个零部件,其中的 607 个由马夸特公司制造,其它为外购件。



RJ43-MA-3 冲压发动机剖视图

工作原理 由于其采用的是外挂式安装方式,因而发动机本体自成一个完整的系统。各组成部分按照保证气流正常流动过程,依次组装成一体。迎面空气流流经双波系外压式进气道的压缩锥压缩后,进入倒锥形扩压器进一步减速增压,然后流入燃烧室前端的预燃室。在此与从喷嘴环喷出的燃油混合、点火、燃烧,经火焰稳定器保持火

焰稳定,在燃烧室尾端的火焰筒中进行等压燃烧,使气体的温度和热焓增加。燃烧后形成的高温高压燃气,经尾喷管膨胀加速后,高速排出,将燃气热焓转化成高速气流的喷射动能,其对喷管产生的反作用力便成为推动导弹前进的推力。

发动机主要部件

进气道 几何尺寸不可调的轴对称双波系外压缩式进气道。它可在唇口处形成附着弓形波,以保证其有最大扩压效率,使空气压缩比高达 100:1。进气道的锥角为 50° ,与内锥体及扩压器中心锥筒成一体。其材料为镁合金,外涂耐热涂料。前端靠内锥体的三个整流支板固定在发机壳体上,后端则靠的是火焰稳定器上的四个支架。外壳为双层夹壁硬壳体,是发动机的中枢部分及承力构件。内外壁之间的空间用于安装电缆及燃油管路,也可用作驱动燃油泵的涡轮排气通道。外壳内壁与中心锥及内锥体的空间形成一均匀的收敛-扩散式环形通道,使进入燃烧室的气流平稳且分布均匀。顺流喷射的燃料喷嘴环位于进气道的中部位置,可使燃油和空气在进入燃烧室之前,获得良好的雾化及均匀的混合,从而改善发动机燃烧室的工作条件。中心锥体内装有燃油调节系统,它能在空气流量随飞行速度或高度变化时,自动调节进入燃烧室的燃油量,以保证发机始终处在最佳油气混合比状态下工作。

燃烧室 由预燃室、火焰稳定器和圆筒形火焰筒三部分组成,材料为不锈钢。燃油从预燃室周围的喷嘴喷入,与从进气道流入的空气混合点火后,流经辐射式火焰稳定器。它由断面为 V 形的圆环和支撑圆环及将其固定在进气道后端中心锥与内壁之间的 V 形支柱组成。火焰稳定器既对燃油在火焰筒中的持续燃烧起火焰稳定作用,又可以保证燃烧完善均衡。火焰筒内壁涂有氧化铝耐热涂层。

尾喷管 超声速收敛-扩散型喷管,几何尺寸固定,材料为不锈钢,内壁涂有很厚的氧化铝耐热层。

点火器 高能电嘴点火器。在进气道内锥体尾端预燃室处,装有两个瞬时点火的电嘴,其火焰通过内锥筒内的导流器可一直传播至火焰稳定器的 V 形槽处,以保证点火稳定可靠。

燃油供给系统 由置于弹身内的燃油箱和给燃油箱加压用的充氮高压气瓶和装于冲压发动机进气道内锥体内的冲压空气涡轮泵等部分组成。为减轻质量,燃油箱采用承力式结构,其壁面就是弹体蒙皮,内部没装加固件。箱体的顶、底两端均用钛合金,经爆炸成型压制成半球形。圆柱形箱壁材料用的是阿姆荷公司的 17-JPH 不锈钢,能耐受 482℃ 的高温,并且有抗蚀能力。为油箱加压用的高压氮气瓶,置于弹身内冲压发动机油箱和导弹液体助推发动机燃料箱之间,借高压氮气向装于油箱内的加压气囊充气,并以足够压力将 JP-4 煤油安全挤压至涡轮泵入口处,并保证燃油泵不发生汽蚀现象。

冲压空气涡轮泵安装在冲压发动机进气道内锥体处。它从内锥体三根整流支板中某一根的前缘进气缝处,吸入部分冲压空气作为驱动涡轮的工质。在同一支板的后缘处,装有涡轮排气管道,它将从涡轮排出的空气导入进气道夹壁内,然后排出。在另外两根支板内,装有自进气道壳体通往内锥体的燃油管、燃油调节系统管路及电缆等。

燃油调节系统 自动气动燃油调节系统。它由装在进气道上的传感器感受外部和发动机进气道内的气流参数,以控制燃油调节器的工作。当燃油从油箱经阀门进入空气涡轮驱动的燃油泵增压后,经过油滤在高压下被送到燃油调节系统。在此燃油分为两股,并流经控制主燃烧室喷嘴和预燃室喷嘴的两个燃油调节器。当导弹处在稳定飞行状态下时,只使主燃油调节器工作,它控制主燃油流量计只向同心喷嘴环内环上的主喷嘴供油,将燃油流量控制在能使导弹保持速度不变的巡航飞行状态;当导弹在加速飞行状态下时,主燃油调节器和预燃室燃油调节器同时工作,使同心喷嘴环内外环上的两排喷嘴同时喷油,并根据气流参数变化情况自动调节燃油流量,以满足最大推力要求,并保证油气混合比不超过燃烧室正常工作所允许的安全范围。

燃油调节系统在结构上被设计成可组装为一体的整体部件,以便于整体装入进气道内锥体内,并易于维修和检查。

改进与发展

RJ 43 冲压发动机曾研究过 MA-1,3,5,7,11 等多种型号。除 MA-1 曾装于 X-7 无人驾驶飞行器用作试验样机,MA-3 用作“波马克 A”的主发动机外,MA-5 曾用于 Q-5 靶机,MA-7 为“超波马克”导弹的主发动机,MA-11 用于“波马克 B”导弹。

RJ 43-MA-11

RJ 43-MA-11 液体冲压发动机是美国空军“波马克 B”地空导弹的主发动机,由美国马夸特公司于 1958 年在 RJ 43-MA-3 的基础上改型研制而成。MA-11 冲压发动机在弹上的安装方式,与 MA-3 一样是外挂式,靠塔架形连接器吊装在弹身翼下两侧。由于“波马克 B”的助推发动机改用推力为 22.25kN 的 XM-51 固体火箭发动机,虽仍为非脱落式,但发射程序更为简单。由于其加速推力比原液体火箭发动机的

小,故而 MA-11 冲压发动机仍在近声速开始工作,直到 $Ma = 2.2 \sim 2.3$ 接力速度时才转入单独工作。1961 年,MA-11 随“波马克 B”导弹装备部队,并陆续取代“波马克 A”。1972 年“波马克 B”退役,RJ 43-MA-11 的研制亦告终止。



RJ 43-MA-11 液体冲压发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	62.33	飞行速度	Ma	3.5 ~ 4.0
比 冲 ($Ma \geq 3.0$)	m/s	> 18 000	总 质 量	kg	243
空气流量	kg/s	4.1	直 径	mm	711.2
工作时间	s	560 ~ 635	总 长	mm	4 360

发动机系统

RJ 43-MA-11 的系统组成与 MA-3 型相同,仍由发动机本体进气道、燃烧室、尾喷管以及点火系统、燃油供给和调节系统等部分组成。但为满足“波马克 B”的要求,在进气道、燃烧室、尾喷管及燃油供给和调节系统等部分均有某些改进,长度和质量均有所增加,推力、速度、射高、射程等性能参数均比 MA-3 型有明显提高。

进气道 仍采用双波系外压式中心锥进气道,进气锥角仍为 50° 。进气道前缘装有 4 个截面为菱形的小型整流支板,用以支承中心锥,其最大厚度约 10 mm,宽度约为 6 mm。中心锥筒上有三个大支板与扩压器外壳内壁相连,其后装有整流格栅,格栅后装有两级燃油喷嘴。扩压器通道自进口截面一直扩张至火焰稳定器截面处。中心锥尖处装有测量外部气流参数的皮托管;扩压器进口前缘截面处装有两个测总压管,它与激波位置控制器相连,主要用于测量进口激波位置。低速时发动机工作在激波位置控制线状态下,使激波留在进气道内,以保证油气混合比不超过燃烧室工作性能所决定的安全范围。总压传感器装在大支板后的截面上,用以控制燃油调节器的工作。对燃油增压的空气涡轮泵和燃油调节器一起安装在进气道内锥体内。驱动涡轮的空气做功后,由大支板上的排气管导向扩压器外壳夹壁,然后排往大

气。燃油从发动机外壳上的注油嘴经大支板内的输油管,进入涡轮泵入口。涡轮泵以 30 000 r/min 的高转速,使燃油增压后,由流量计控制,分别送往支配主燃烧室和预燃室燃烧过程的二级燃油喷嘴。

和 MA-3 型发动机相比,MA-11 型的进气道有如下特点:

(1) 扩压器外壳自前缘至内锥大支板附近相当长的一段,采用单层壁面,只在大支板后采用双层壁面,用以承力和布置管线。内层壁面向内凸起,使内通道有所收敛。而外壁则扩张缓慢,有助于减少发动机的气动外阻。

(2) 涡轮泵的进气通道,由原 MA-3 型设置在支板上的缝隙式空气吸入通道,改为在小支板后的同一截面上设置三个小型独立的涡轮进气管道。这样,一方面避免了支板前的激波干扰,另一方面也提高了空气涡轮在发动机启动时的进气压力。

(3) 为了改进扩压器效率,MA-11 扩压器的亚声速扩张段,以约为 $6(^{\circ})$ 的扩张角缓慢扩张,直至放置火焰稳定器的地方都属于亚声速扩压段。同时,在大支板后,扩压空气速度下降至 $Ma = 0.3 \sim 0.4$ 的亚声速段处,设置有宽度约为 40 mm 的整体式整流格栅。它通过其孔径约 30 mm 的文氏管孔,可以使流过格栅的气流变得稳衡均匀,减少扩压损失,从而使气流的总压恢复系数提高到 0.95。特别在有攻角飞行时,其均匀气流作用更为明显,且有助于防止气流分离。

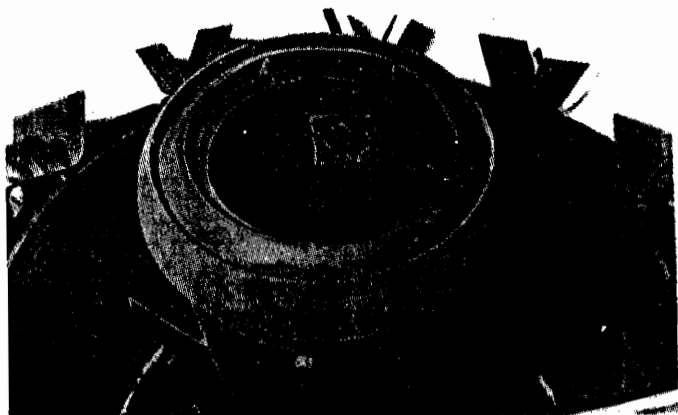
(4) 扩压器中心锥体的内腔间得到充分利用。为燃油增压用的空气涡轮泵、燃油调节器和各种传感器均组装在中心锥体内,使空气在扩压器内可以高效均匀地扩压到燃烧室进口处。

燃烧室 由两级喷嘴环、预燃室、火焰稳定器及主燃烧室火焰筒等部分组成。在扩压器的整流格栅后,装有先后两排喷嘴环。内环由从中心锥尾部伸出的 12 个喷嘴组成,外环在内环后面,由 24 个喷嘴组成,两排喷嘴均采用顺流喷油。喷嘴结构均设计成菌状提升阀式喷嘴,腔内装一弹簧,其作用是可以根据喷嘴前油压的大小,改变喷嘴的启开面积,从而调节燃油的流量。

预燃室为回流式,呈扩散锥形,它与扩压锥尾部直接相连。尾部装有导流片,气流受压差支配自尾部进入预燃室,与燃油混合燃烧。预燃室内装有单独的喷嘴,用两支镁烟火点火器点火。其头部和尾部均装有 $25\text{ mm} \times 25\text{ mm}$ 见方的铂铑丝网,用小螺钉固定在预燃室壁筒上。其作用是保证发动机在较低进气温度下易于点燃,有利于稳定燃烧,并扩大熄火边界。空气在预燃室内与燃油混合燃烧后,形成高温火舌,经传焰管喷射到火焰稳定器处,以点燃其后的燃油混合气。

火焰稳定器有两级,呈辐射状对称安装在主燃烧室前端的环形框架上,中间用分流器隔开。内环靠前,与预燃室的椭圆形传焰管相连,装有 6 个 V 型槽状稳定翅片,呈辐射状均匀分布在环上。其母线与燃烧室轴线之间的夹角约呈 $100(^{\circ})$,即略向前倾斜。外环上装有 12 个辐射状 V 型稳定翅片,与分流器和隔热屏相连,其母线与燃烧室轴线间的夹角为 $135(^{\circ})$ 。在分流器与部分 V 型稳定翅片上,安装有铂铑丝网,其功能是保证发动机在低进气

温度下易于点火,有利于稳定燃烧和扩大熄火边界。分流器的外形是一个断面为不对称 V 形槽的环形体,其功能实际上是把燃烧室分成内外涵道两部分。发动机工作时,内涵道先点火燃烧,继之以强大的火焰将外涵道点燃。这种布局,对处在贫油状态下工作的燃烧室较为有利。火焰稳定器的 V 型翅片采用向前倾斜安装的方式,有助于防止局部过热问题。隔热屏由内外两层壁面组成,外壁开有 22 排孔径为 4



RJ 43-MA-11 的预燃室

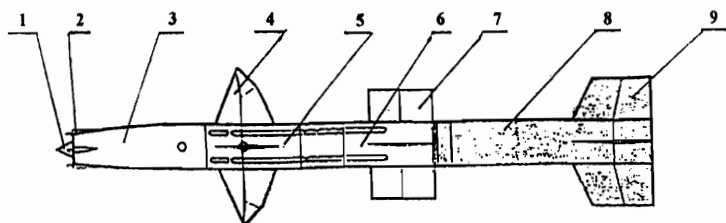
mm~5 mm 的小孔,其前段开孔有助于吸收辐射热,后段开孔是为了减震均压,并可起冷却作用。燃烧室的火焰筒相当短,有相当一段长度的燃烧室没有火焰筒,其长度与冷却空气量的大小有关。

尾喷管 其与燃烧室的相对面积为 0.7。内型面为规则的收敛-扩散型,外部套有圆形套筒,上面打有直径为 4 mm~5 mm 的小孔,共 30 排。这可以对喷管起冷却和保护作用。而在 MA-3 型发动机上,则尾喷管直接裸露在大气内。



RJ 43-MA-11 燃烧室火焰稳定器

18"RR



18"RR 冲压发动机在“黄铜骑士”导弹上的部位图

1—进气道中心锥 2—雷达接收机天线 3—战斗部 4—控制面 5—制导系统 6—冲压发动机 7—安定面 8—助推发动机 9—助推发动机安定面

18"RR 液体冲压发动机是美国海军“黄铜骑士”(Talons) RIM-8 远程、中高空舰对空导弹的主发动机,由主承包商美国本迪克斯航空公司于 1944 年开始论证,1954 年完成研制,1955 年投入小批量生产并多次进行陆上和舰上发射试验。18"RR 随弹于 1956 年 2 月开始装舰“加尔维斯顿”号,1959 年 2 月完成实弹打靶后服役,1971 年停止生产。

18"RR 冲压发动机在“黄铜骑士”导弹上的安装方式为整体内装式,发动机与导弹弹身互成一体,导弹头部就是 18"RR 冲压发动机的超声速进气道的双激波中心锥体,燃烧室和尾喷管置于弹身后段,中间为一保证气流顺利流动的空心管道。尾端串接一长 3 m、推力为 89 kN 的固体火箭助推发动机。

在 1967 年 7 月至 1972 年 8 月的 5 年间,“黄铜骑士”导弹共发射了 326 枚,推进系统只发生过一次故障。1968 年在越南战争中,美海军曾从“长滩”号巡洋舰发射该导弹,击落过两架“米格”式飞机。

发动机主要性能与结构参数

推 力

kN

17.6

质

量

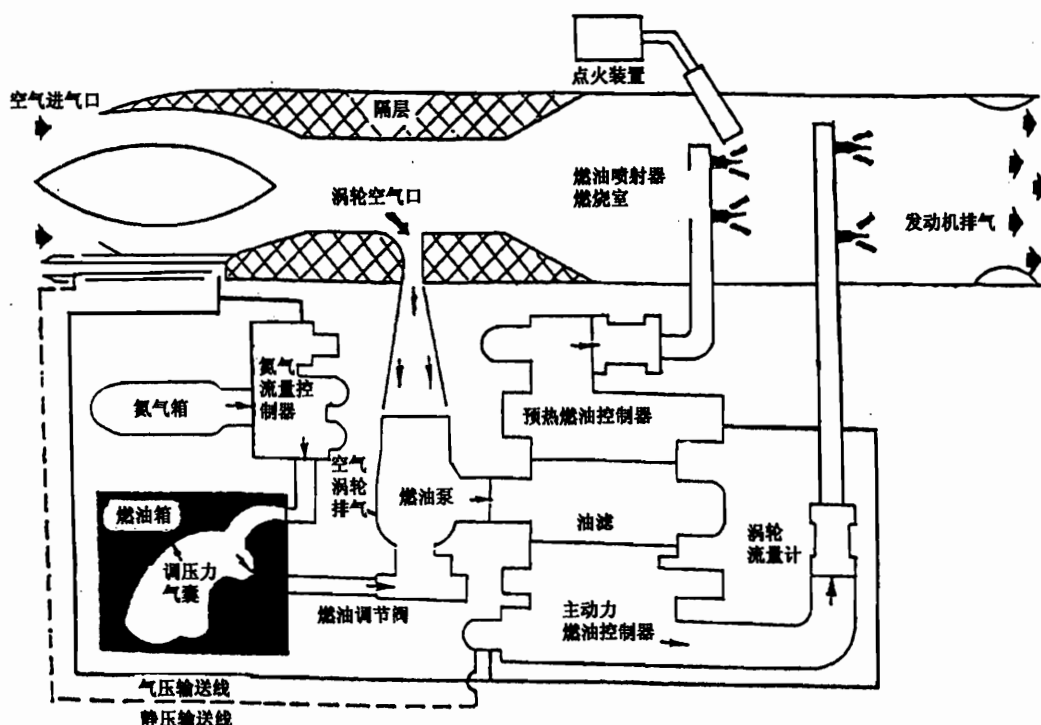
kg

230

比 冲 ($Ma = 2.5 \sim 3.0$)	m/s	18 000 ~ 20 000	直 径	mm	457.2
工作时间	s	130 ~ 150	长 度	mm	6 400
飞行速度	Ma	2.5 ~ 3.0			

发动机系统

系统组成 18"RR 液体冲压发动机由双激波中心锥式进气道、罐式预燃室和主燃烧室、收敛扩散式喷管以及燃油供给和调节系统等部分组成。它们都安装在“黄铜骑士”导弹的弹身内,与导弹互成一体。



18"RR 发动机系统图

工作原理 当串联于导弹尾端的助推发动机以 89 kN 的推力将导弹在数秒内加速至接力速度时,助推发动机脱落,18"RR 冲压发动机开始工作。此时超声速气流经双激波中心锥扩压器的两道斜激波冲压压缩后,流至进气道唇口或唇口内环形通道喉部附近。在产生正激波后,将超声速气流转变成亚声速气流,然后在进气道的内扩压段连续增压、升温和降速后,以某一低亚声速流经罐式预燃室,部分空气流入预燃室与从其燃油喷嘴喷出的燃料混合后,以接近 0.8 的高当量比,在预燃室末端,靠电嘴点火器点火燃烧,形成点燃主燃烧室燃油混合气的高温火舌。由于罐式主燃室中心装有一个多孔的金属截锥体,燃油-空气主气流经它流入冷却套筒与其之间的环形燃烧室内,并被从上游预燃室喷入的高温火舌点燃,使主燃烧室即使在当量比只有 0.2~0.3 的低比值下,也仍能保持稳定燃烧。油气混合物在主燃烧室完成燃烧后,经尾喷管排向大气,并产生推动导弹飞行的推力。

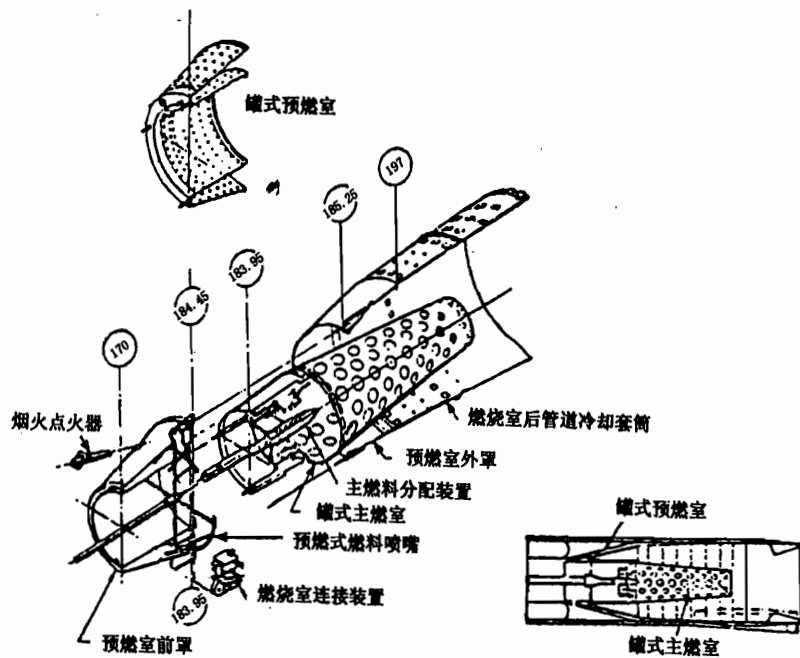
发动机主要部件

进气道 双激波轴对称中心锥式超声速进气道,由唇口外超声速扩压段和唇口内亚声速扩压段两部分组成。这种外扩压段由双锥体组成,可形成两道外斜激波的双激波中心锥式进气道,比单波进气道有更高的压力恢复系数。

燃烧室 由罐式预燃室、罐式主燃烧室、点火器及相应的燃油喷嘴等部分组成。罐式燃烧室壁面上的小孔,具有形成高紊流度的低速回流区,起稳定火焰作用。

罐式预燃室是一个本身带有集气罩的环形燃烧室。它有自己的燃油喷嘴,可以单独点火燃烧。预燃室内一小股油气混合物,经电嘴点火器点燃后,形成能使主燃烧室在很宽的当量比范围内保持稳定燃烧的火舌。

罐式主燃烧室套装在预燃室后面的中心部位,它包括主燃油喷注系统、主燃烧室、冷却外套等部分。主燃烧室是一个用不锈钢材料制成的多孔倒截



18"RR 罐式燃烧室各部位剖视图

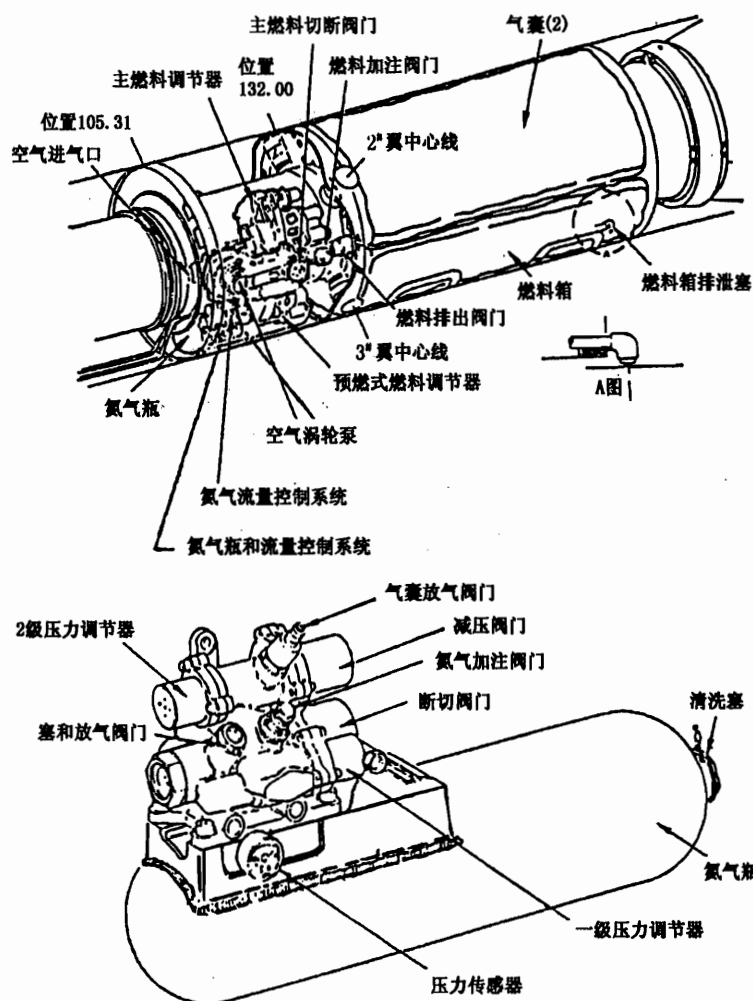
锥体,RJ-4 人工合成烃类燃料经中心喷注系统喷入燃烧室,与空气形成均匀的油气混合物后,便穿越壁面上的小孔,并在孔与孔之间的壁面上,形成稳定的回流区。被从上游预燃室喷来的引燃火舌点燃后,便在冷却外套和主燃烧室之间的环形燃烧区内,形成持续稳定的高温燃气。冷却套筒是罐形预燃室筒体的延伸,它和主燃烧室外壁之间形成环形通道。从预燃室流入的空气总量中,约有 10% 左右被它截获。其中,约有一半通过其壁面上的切孔,进入环形燃烧区,以保护套筒内表面不受火焰的直接冲击。其余部分,则从尾喷管喉道上游进入尾喷管,对沉没于燃烧室高温燃气中的尾喷管进行冷却。

尾喷管 18"RR 冲压发动机的尾喷管为典型的收敛扩散型喷管,用厚度为 9.6 mm 的不锈钢制成,壁面涂有一层厚 1.78 mm 的氧化锆隔热涂层。

点火器 采用的是电嘴点火器,开始选用频率为 460 Hz 的电火花,每个火花的能量为 1.5 mJ,约为在 0.1 MPa 压力的理想情况下正常点火所需最低能量的 20 倍。鉴于在舰上的发射试验出现点火定时性、湿度和贮存等方面的一些问题,在原来的电嘴系统上,附加了一个脉动波形转换器回路,使火花脉冲的频率提高 1 000 倍。即使在潮湿的环境下,火花塞也仍能可靠地打火。但由于这种新火花点火器具有质量大、耗能多的缺点,导致本迪克公司和动力转换公司研制了每个火花的最低电火花能量为 150 mJ,最小跳火速度为每秒 100 个火花,且具有抗污染能力,装有遥测传感器的高能点火系统。使最小可测延迟点火时间缩短至 7 ms。点火头即使沉浸于燃油盐水雾中,也仍能可靠打火。

为了保证“黄铜骑士”导弹冲压发动机点火的可靠性,在实际的弹用发动机上,采用的是双重点火源。亦即在原电嘴点火器的基础上,附加了一个高温燃气烟火点火系统。其体积大约为电嘴点火器的两倍,安装在罐式预燃室和主燃室之间的导弹内壁上。它可以在 50 ms 的爆发时间内,产生 21.1 kJ 的热量,并形成可伸向可燃混合气 0.3m 以上的点火火舌,以保证发动机能在规定的时间内可靠地点火。

燃油系统 燃油箱采用环形结构,安装在中心锥进气道内扩压段周围,油箱内侧壁面就是内扩压段环形通道的外环壁面。当冲压发动机工作时,其壁面两侧将同时受到油箱气囊产生的挤压负荷和扩压器产生的张力负荷双重力的作用。为了防止油箱因两侧压力失衡而导致破裂,送往挤压气囊的氮气压力,将用专门的调节器加以控制。抽吸增压和调节燃油流量用的冲压空气涡轮泵和涡轮流量计组装成一体,安装在进气道内扩压段尾端。预燃室和主燃室都有专用的燃油调节器,用以调节其燃油喷注系统的喷油



18"RR 燃料系统安装布局图

量和油滴雾化分布特性。在低压喷嘴上游放置了一个燃油分配系统,将为预燃室供油的针形喷嘴环和利用流量分配阀门向主燃烧室喷油的低压喷嘴环连成一体。

最初选择添加了少量粗汽油的 JP-5 航空煤油作燃料。自 RJ-4 人工合成液体烃类燃料研制成功后,由于其比 JP-5 有更大的密度,更高的热值,因而改用 RJ-4 为燃料。

改进与发展

“黄铜骑士”导弹从 1959 年服役到 80 年代初被“宙斯盾”导弹取代,经历了从 RIM-8A 到 RIM-8J 的多次改型。其间 18"RR 冲压发动机的点火器、燃料供给和调节系统、燃烧室等均有多处改进。发动机性能也进一步完善,可靠性有明显提高。

MR 215XAC

MR 215XAC 液体冲压发动机是美国“火把”(Firebrand)ZBQM-111A 超声速靶机(弹)的动力装置,主承包商为美国马夸特公司(Marquardt Company)。该发动机尺寸小,质量轻,成本低,复杂程度相对较低,便于

部署、操作和维修。

1977年5月,美国海军与特里达因瑞安航空公司(Tele-dyne Ryan Aeronautical Co.)签订“火把”工程研制合同,以模拟反舰巡航导弹的尺寸、性能及其威胁程度为目标,研制一种由助推器起飞、冲压发动机推进的中、低空飞行的多用途超声速靶弹。原计划于1981年底进行飞行试验,但1982年1月即终止投资而搁浅。发动



MR 215XAC 冲压发动机

机的研制工作至1980年8月,完成了飞行发动机的性能试验(共进行了295次试验),通过了严格的设计评审,冻结了发动机方案,预定于1981年中进行飞行前准备试验和鉴定试验。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	~4.4	飞行速度	Ma	0.6~2.2
燃料空气比		0.02~0.075	燃 料		JP-5
燃料流量	kg/s	0.86~7.2	最大直径	mm	571.5

发动机主要部件

MR 215XAC 液体冲压发动机的主要部件有:进气道、预燃室、燃烧室、尾喷管及燃料调节系统和点火装置等。

进气道 正激波进气道。

预燃室 提升阀式燃料喷嘴的回热式预燃室,外区6个喷嘴,内区3个喷嘴,环形供油管。

燃烧室 装有回热式预燃系统,V型槽火焰稳定器,双级燃料调节系统。

燃料调节系统 带电气-机械超驰控制的液压气动调节系统,包括1个皮托管,2个分压器,1个最大压力选择阀,1个有伺服放大器的电气-机械线性作动器和2个液压气动燃料流量调节器。一个调节器调节两个发动机的主级喷射系统供油,另一个调节器调节发动机外环油管上的喷嘴供油。

空射小体积冲压发动机(ALVRJ)

“空射小体积冲压发动机”(Air-Launched Low Volume Ramjet——ALVRJ)是美国海军空射“超声速战术导弹”(STM)的整体式液体冲压发动机,由美国联合技术公司化学系统分公司承包,自1968年开始研制。根据海军制定的ALVRJ试验飞行器计划论证ALVRJ作为空射低空高速战术导弹推进系统的能力,经过7次气动特性试验和4次进气道风洞试验等一系列地面静态试验后,定出试验飞行器的外形结构,并于1974年结束了地面试验计划。

1974年12月2日在加州木古角太平洋导弹试验靶场成功地进行了首次飞行试验,发动机达到了预期的试验要求。1974至1976年完成了5次飞行试验,论证了ALVRJ在发射、助推、工况转换、巡航及机动

各种状态下的工作能力,证明推进系统及试验飞行器的性能是相当精良的。



ALVRJ 及其试飞器外形

在此基础上,美国海军提出了研制用 ALVRJ 的“超声速战术导弹”(STM)计划。然而这种先进推进技术的生产成本高达“超声速战术导弹”允许成本的 5 倍。据此,从 1974 年起海军与沃特公司根据一项独立的研制计划进行了低成本的 STM 用 ALVRJ 研究,希望将 ALVRJ 每台的批生产成本,从试验件的 20 万美元降低至 4 万~5 万美元。1977 年初,化学系统分公司与海军武器中心、沃特公司合作研究和鉴定了低成本燃烧室,同年还成功地完成了低成本涡轮泵、燃油调节器和燃烧室的设计和试验,1978 年完成燃油调节器和燃烧室飞行试验。1979 年 4 月在加州木古角海军太平洋导弹试验场对整台低成本整体式火箭冲压发动机进行了飞行试验。

超声速战术导弹试验件的外形尺寸与 ALVRJ 试验飞行器基本相同。

在 1979 年 4 月 21 日进行飞行试验前,联合技术公司化学系统分公司于 4 月 6 日先在其加州凯蒂试验中心进行了一次全过程静态模拟试验,真实地模拟了发动机从 A-7 轻型攻击机上发射后至俯冲攻击海平面上目标的全部工作过程。

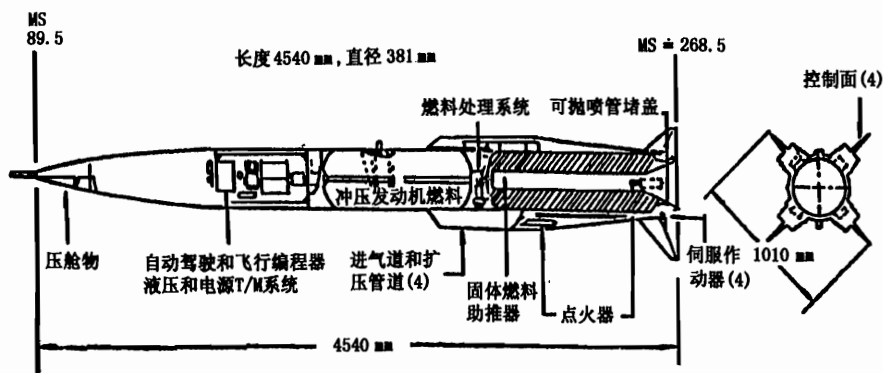
后来由于海军武器装备计划变化和经费等方面的原因,STM 研制计划在 80 年代初撤消,ALVRJ 的研制工作也随之终止。

发动机主要性能与结构参数

燃烧室压力	MPa	燃料流量	kg/s	0.454
助推发动机	10.2~14.7	飞行速度	Ma	2.3~2.6
冲压发动机	0.69	直 径	mm	381
工作时间	s	长 度	mm	
助 推	4~6	发动机本体		1 321
冲 压	150~200	油箱+发动机		2 540
转 换	0.3~0.5			

发动机系统

系统组成 ALVRJ 由侧面进气道、两用燃烧室、组合喷管、冲压发动机燃油供给和调节系统、固体火箭助推药柱等部分组成。4 个呈 X 型配置的矩形截面进气道对称安装于燃油箱后部外壳周围,其后的整流罩以小于 6°的收敛角延伸至喷管出口处。燃油供给和调节系统与整体式火箭冲压发动机本体一起,构成 ALVRJ 试飞器或 STM 的后段,全长为 2.54 m。



ALVRJ 的结构布局

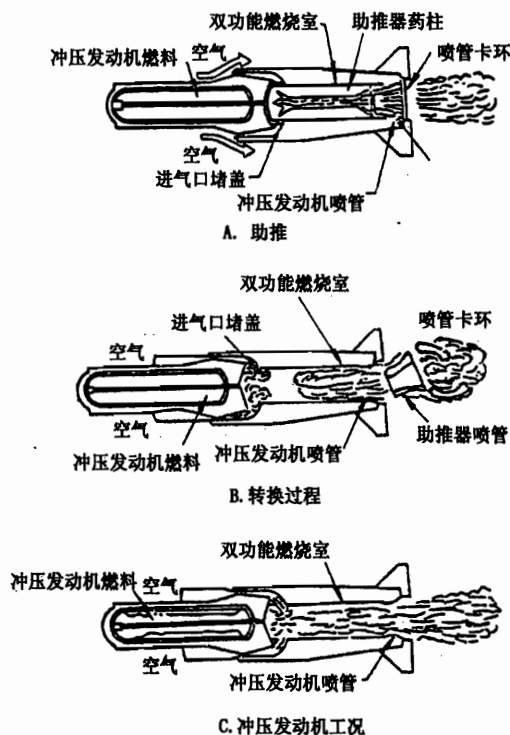
工作原理 导弹从 A-7 飞机投射后自由下落,约 5s 时助推发动机在俯冲姿态下点火,5s~8s 后助推药柱燃尽,导弹被加速至冲压发动机可正常工作的接力速度 $Ma = 2.5 \sim 3.0$,燃烧压力急剧下降,控制进气道堵盖和火箭喷管脱落的微型开关工作,破碎的进气道堵盖被冲压空气吹进燃烧室;与此同时,引爆助推喷管衬套的烟火释放装置将助推喷管抛出,燃油活门打开,燃油系统将 JP-5 燃料喷入燃烧室,与空气混合、点火、燃烧、整体式火箭冲压发动机便从助推工作状态,转入冲压主发动机工作状态。随导弹的射程、高度、速度不同,ALVRJ 在冲压发动机工作状态下持续工作的时间在 150 s 至 200 s 之间。

发动机主要部件

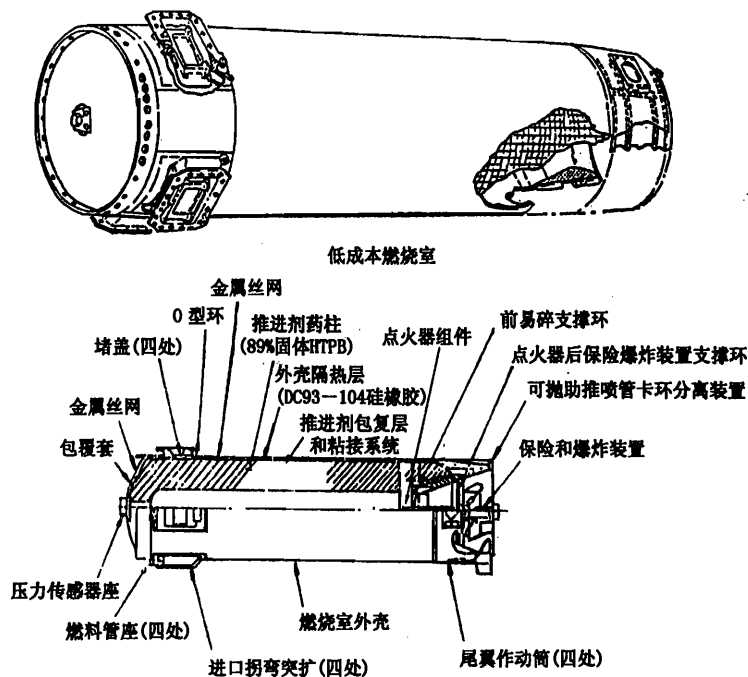
进气道 4 个矩形截面二维后置式侧面进气道,呈 X 形配置在燃油箱与燃烧室头部外侧相接处,唇口为内长外短的斜切口式,贴近燃油箱外壳的唇口前缘位于距发动机喷口 1.834 m 处。进气道进气面积比为 0.428,冲压空气经扩压器扩压后以 60° 倾角流入燃烧室头部。扩压器出口处装有铝制矩形整体式密封堵盖,尺寸为 $165 \text{ mm} \times 102 \text{ mm}$,安装在进气道拐角周围的凹槽内。

燃烧室 两用燃烧室兼有助推发动机燃烧室和冲压燃烧室的双重功能。装于两用燃烧室内的固体助推发动机由固体推进剂药柱、点火器、可抛喷管、分离装置以及壳体隔热系统等组成。推进剂为含铝端羟基聚丁二烯 (HTPB) 型,其燃速在 6.89 MPa 室压下为 $2.03 \text{ cm/s} \sim 3.30 \text{ cm/s}$,燃烧 4s~6s,就可将导弹以 $15 \text{ G} \sim 30 \text{ G}$ 加速至冲压发动机接力速度。助推点火器放置在助推药柱的尾部,点火药为镁粉-聚四氟乙烯。

两用燃烧室的壳体用 I-718 铬镍合金钢滚压焊接而成。进气口和尾喷管外壳控制作动筒的支架均由锻件机加工成形。头部是一个壁厚为 $2.2 \text{ mm} \sim 2.4 \text{ mm}$ 、形状为 2:1 椭圆度的圆盖。其外壁为燃油喷嘴前集流腔,外壁可用流过圆盘和进气口整流罩下的燃油进行油冷,内腔涂有氧化锆耐热层。燃烧室圆筒段内壁与助推药柱间的隔热衬里材料是 DC93-104 硅橡胶。它可使燃烧室内壁在 1.03 MPa 的最大冲压发动机室压下,长期耐受温度高达 1094°C 的热燃气负荷。



ALVRJ 的工作过程示意图



整体式燃烧室及其助推发动机

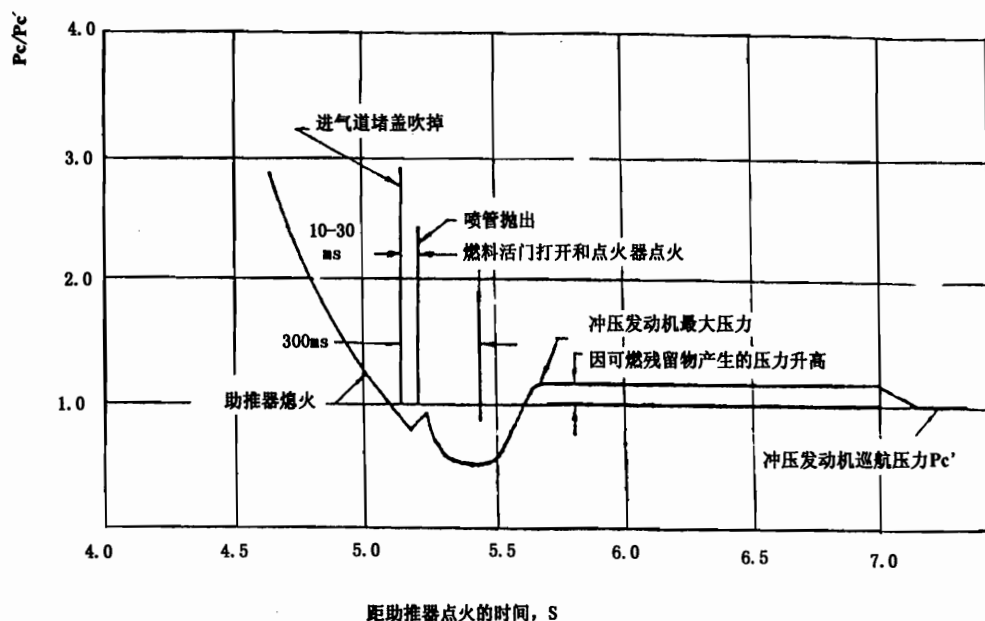
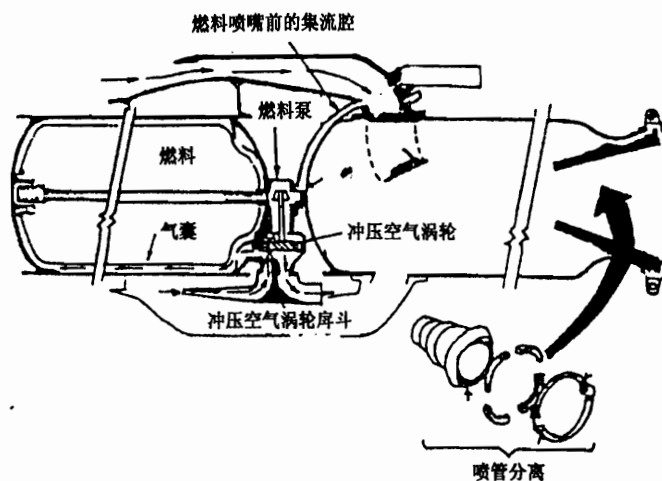
工况转换机构 实现工况转换的控制机构是一套专门设计的传感器继电器装置。当进气道堵盖前后的压差达到预定压差 $\Delta p = 3.45 \times 10^4 \text{ Pa}$ 时,4个进气道堵盖中的任何一个被吹落都会触发一个堵盖传感器开关。它首先使可抛助推器喷管上的扣环固定系统继电器接通,并使其常开开关闭合。电流通过导火索起爆器电桥导线,点燃起爆雷管,将固定可抛喷管的螺栓爆炸,助推喷管扣环放开。于是在残余燃烧物和进入燃烧室的冲压空气压力作用下,将助推喷管抛出。在接通助推器喷管继电器的同时,还使一个标称延迟时间为300 ms的继电器接通。它使燃料阀门打开,并点燃冲压发动机点火器,将喷入冲压燃烧室的燃油点燃,使发动机从助推器工作状态转入稳定的冲压发动机工作状态。冲压发动机点火器的点火时间约1 s,所用点火药为三乙基硼,释放能量为1.58 MJ/s。

可抛助推喷管 在ALVRJ上使用的是装有“马曼”(Marman)夹紧装置的可抛喷管解脱装置;在超声速战术导弹(STM)上则改进为卡环固定系统。马曼夹紧装置用机加工的固紧圈连接面和固紧用的爆炸螺栓将由4块扇形体组成的尾喷管夹紧,当爆炸螺栓引爆时,固紧圈随之松开,助推喷管则在残留药柱燃烧物和冲压空气压力作用下抛出。卡环固定系统利用一个高强度卡环来制止助推喷管向后移动,助推喷管的定位则靠喷管组件精加工面之间的紧密配合来实现。在开口环下槽内装有一根长的软起爆索,用以取代在马曼夹紧装置上的爆炸螺栓。起爆索着火后产生大量燃气,对卡环加压,并使其从固定槽中脱出,受其制止的助推喷管则因制约撤消而被燃烧室内的剩余压力推出主冲压发动机喷管。

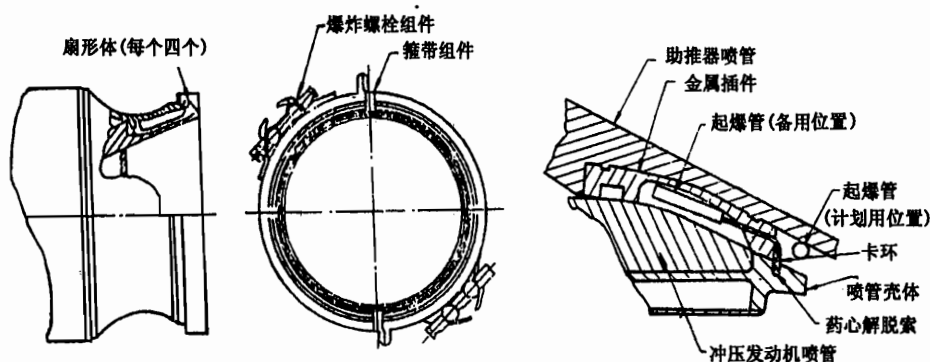
燃油系统 燃油箱为承力式,靠冲压空气对其气囊增压,将JP-5燃料经导管挤压至由冲压空气驱动的涡轮泵入口,燃料泵将燃料增压至所需压力,并将其输送至燃油喷嘴前的集流腔。燃油调节器能随着飞行高度变化,通过控制燃油阀门的启开高度来调节燃油流量。

改进与发展

为降低ALVRJ的制造成本,使其能满足超声速战术导弹提出的成本限额要求,沃特公司进行了低成本燃烧室研究,对进气道、燃油调节器、助推火箭分离机构以及燃烧室热防护系统等部分均作了改进。燃烧室壳体选用成本很低的17-4相变钢滚焊结构代替原来的I-718铬镍合金钢滚压焊接;用DC93-104热



工况转换过程中的室压-时间曲线



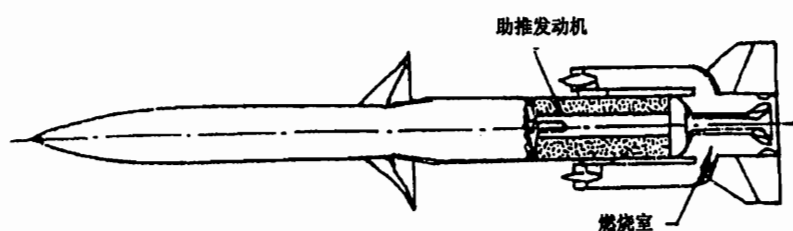
ALVRJ 和 STM 上用的助推喷管固定系统

左 ALVRJ 上用的马曼型助推喷管固定系统 右 STM 上用的卡环型助推喷管固定系统

防护层取代氧化锆,不仅降低了防热系统自身的制造成本,而且,省去了与局部油冷和气冷有关的昂贵的

机械操作设备;也消除了因氧化锆绝热能力限制而要求的燃烧室温度极限,从而可以充分发挥发动机的推力潜力。进气口入口部分用铸件代替锻件,性能不受影响却可节省制作费。上述措施使燃烧室组件的成本降低了 75% 至 80%。

通用军械冲压发动机(GORJE)



通用军械冲压发动机在试验飞行器上的部位示意图

通用军械冲压发动机 (Generic Ordnance Ramjet Engine—GORJE) 计划是美国海军武器中心制定的性能适当、成本较低的空对地导弹火箭冲压发动机开发计划,并为此按规定尺寸要求专门设计制作了 GORJE 试验飞行器。

GORJE 的承包商为美国麦道公司,于 1973 年开始研制。GORJE 没采用整体式组装方案,即不采用助推发动机与冲压发动机共用同一燃烧室,也不采用可抛式助推喷管和进气口堵盖;而是采用了串联式组装方案,即将发动机按燃油箱、助推器和冲压燃烧室串联安置在导弹的同一轴线上;助推发动机通过穿越冲压燃烧室中心的一根等截面尾管,将推进剂燃烧完的高温气体排出。冲压燃烧室及其喷管均为环形截面管,四个成“X”配置的侧面进气道,把冲压空气直接引入冲压燃烧室与从燃油箱送来的 RJ-4 燃油混合燃烧,不需要像整体式火箭冲压发动机那样复杂的工况转换过程。

GORJE 计划由海军航空系统司令部拨款 1.2 亿~1.5 亿美元,自 1973 年至 1977 年已完成试验器各种部件研制及其地面综合试验。全尺寸地面试验的结果证明,这种串联式结构作为外形尺寸和发射质量均受到限制的战术空地导弹的推进系统是可行的。然而,由于资金和海军武器研究计划发生变化,致使 GORJE 试验飞行器在正式进行飞行试验前就终止发展。

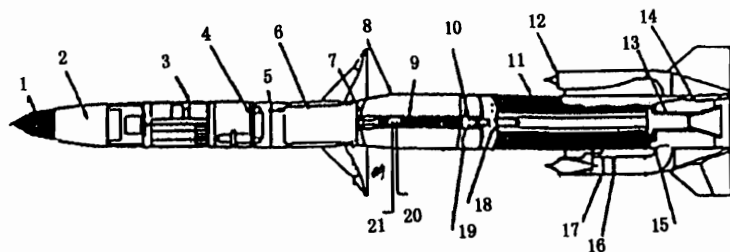
发动机主要性能与结构参数

工作时间	s	质 量	kg	~ 340
助推发动机	~ 6	直 径	mm	305
冲压发动机	~ 40	长 度	mm	2 200

发动机系统

系统组成 由燃料供给/调节系统、助推发动机和冲压发动机的进气系统、冲压燃烧室/喷管等部分按串联式组成。助推发动机的燃气通过一个穿越环形冲压燃烧室和喷管的长尾管排出。四个后置式侧面进气道,对称安装于冲压燃烧室前部侧壁处,将冲压空气直接引入冲压燃烧室。

工作原理 导弹从载机上以亚声速发射,助推发动机点火后 4 s,将导弹加速至冲压发动机启动速度,冲压发动机燃油调节器打开燃油阀门,将 RJ-4 燃油经喷嘴喷入冲压燃烧室与从四个侧面进气道流入的冲压空气混合点火燃烧,形成高温燃气从环形喷管喷出产生推动导弹飞行的推力。助推发动机和冲压发动机同时工作约 2 s 后,导弹达到巡航速度。此时熄火机构将助推发动机熄火,GORJE 转入只用冲压发动机工作状态,持续工作约 40 s,直至使导弹击中目标。

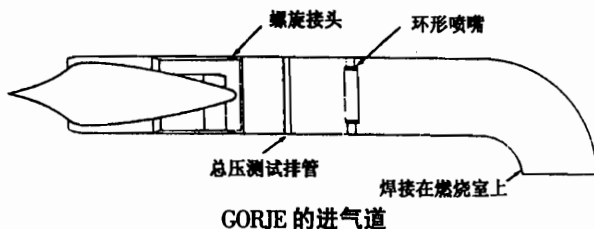


GORJE 在试验飞行器上的结构部位示意图

- 1—配重 2—自动驾驶仪 3—遥测舱段 4—指令自毁 5—侧压嘴 6—液压控制组件 7—降压阀 8—燃油箱 9—燃气发生器 10—燃油调节装置 11—助推发动机 12—无附面层汲取的四个轴对称进气道 13—电爆管 14—燃烧室 15—燃油导管 16—燃油喷注器 17—螺钉连接 18—点火器 19—气瓶 20—助推器熄火 21—冲压发动机熄火

发动机主要部件

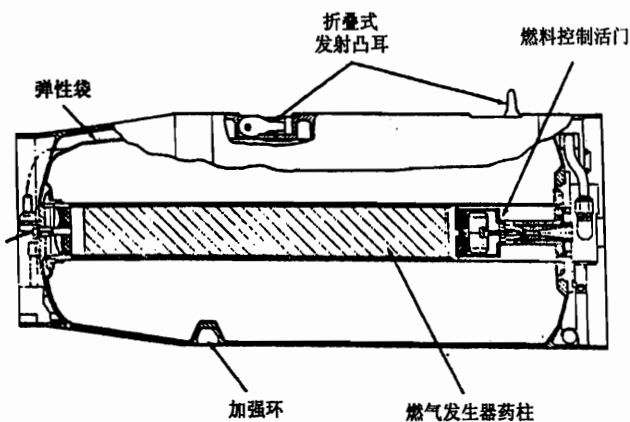
进气系统 由4个“X”配置的后置中心锥进气道组成,通过90°转弯将气流送入燃烧室。其外锥超声速扩压段是从“波马克”导弹的结构形式按比例缩小而成的,马赫数为2.60。内扩压段内装有一个总压测试排管(导弹上用时将去掉)和一个面向进气流、装有固定式节流孔的燃油喷嘴环。



每个进气道弯头上装有一个连接冲压发动机点火器用的凸缘,然后焊接在燃烧室壁上。为使性能好、质量轻和易于制造,选择了无附面层吸除的中心锥轴对称式进气道。中心锥体分成两部分,在数控车床上分别精密加工后焊成一体。在中心锥体上焊接数根支柱,表面加工后再焊到中心套筒的内表面。整流罩是由型锻和精加工过的厚9.6 mm的不锈钢管制成的,然后套进中心体,并用螺钉固紧。进气道的后部是由形成90°转弯的两段弯制成的,前段和后段通过一个螺旋接头连接,然后一起焊接到燃烧室上。

冲压燃烧室/喷管 环形燃烧室/喷管的内腔界面由助推发动机燃气导管和燃烧室壳体内壁之间的通道构成。燃油/空气混合物通过4个进气道的排气口,从同发动机轴线成90°的方向喷注到燃烧室内。在圆顶形头部和排气口之间的空腔内,放置有火焰稳定器。燃烧室内壁用DC93-104烧蚀材料作隔热衬里,外壁用厚度为7.63 mm的不锈钢经滚压后焊接而成。助推发动机燃气导管壁厚为13.97 mm。喷管的内外壁用硅氧酚醛树脂制成。燃烧室用螺钉固定在助推发动机壳体上,其圆顶形头部也就是助推发动机的后盖,内壁也用DC93-104隔热材料绝缘。冲压喷管外壁卡入燃烧室内,用一个由螺钉固紧的扣环固定,内壁则由助推燃气管道构成。在地面试验中,曾对其在3.05 km到12.19 km高度下,马赫数为2~3时的工作情况进行了模拟试验,达到的燃烧效率在80%至90%之间。

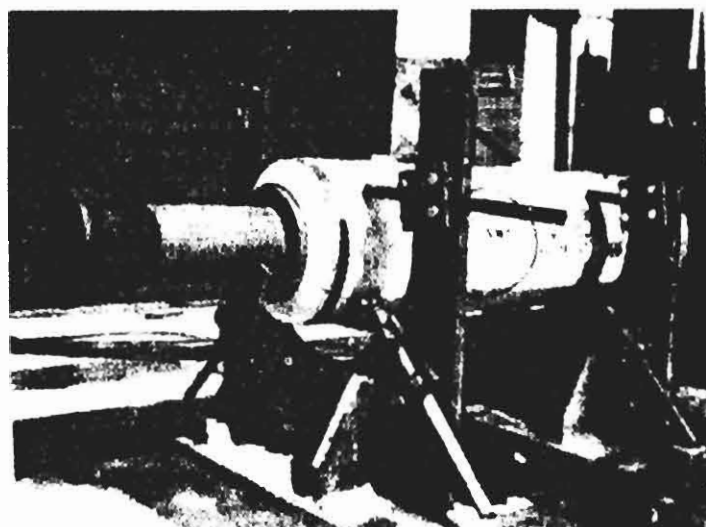
燃油系统 由燃油箱、弹性排油袋、燃气发生器药柱、减压阀门、气动变面积文氏管和爆破薄膜等部分组成。燃油箱是一个直径由254 mm梯变到305 mm的截锥体。箱体上装有加强肋、两个折叠式发射凸耳和一个挂机时用于承受斜撑负载的加强环,弹性排放袋内装约36.32 kg的RJ-4燃油。燃气发生器向燃油箱提供加压气体,用以将燃油挤出燃油箱。气动可变面积空腔文氏管,用于调节流入燃烧室的燃料流量。爆破薄膜用于打开通往燃烧室的燃油流路。工作时,燃料通过助推发动机外侧的管道输送到燃烧室顶盖绝缘层中的歧管,再由歧管输送到各个进气道内的喷嘴环。燃油喷射量随环境压力而变化,油箱压力通过减压阀的调节恒定在 $2.758 \text{ MPa} \pm 0.138 \text{ MPa}$ 。文氏管燃油控制器为一简单的开环燃油控制装置,



GORJE 的燃料控制系统

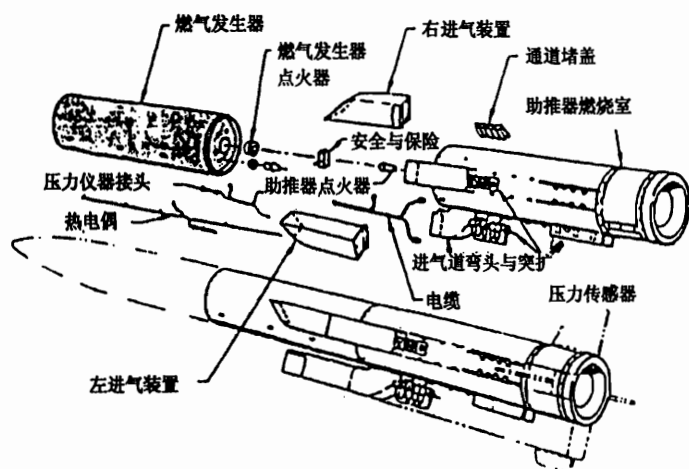
已对 0~98 425 m 的高度范围内的流量控制能力进行了模拟试验,均达优于 $\pm 5\%$ 的试验精度。

助推发动机 采用少烟推进剂,总冲量为 $200\text{kN}\cdot\text{s}$,靠一根通过环形冲压燃烧室/喷管的长尾管将助推燃气排出。燃烧室内壁隔热用 DC93-104 绝热层。助推发动机工作时间约 6 s,前 4 s 用于将导弹加速至启动冲压发动机,后 2 s 助推发动机与冲压发动机同时工作,将导弹加速至巡航速度。



带绝热长尾管和内冲压喷管的助推发动机

WPU-6/B



WPU-6/B 整体式固体火箭冲压发动机及部位示意图

WPU-6/B 整体式固体火箭冲压发动机是美国空、海军联合发展的“改进型先进中距空对空导弹(Modified AMRAAM)”的发动机,由美国休斯(Hyghes)公司承包,于 1981 年开始全面工程研制,拟取代 AMRAAM AIM-120A 上的两级固体火箭发动机。WPU-6/B 是在原试验飞行器(DR-PTV)固体火箭冲压发动机的基础上研制而成,WPU-6/B 可使 AMRAAM 导弹射程增加、速度增大、末段机动性明显提高。原计划于 1988 年中完成研制工作,由于 1984 年以来在设计中存在一系列技

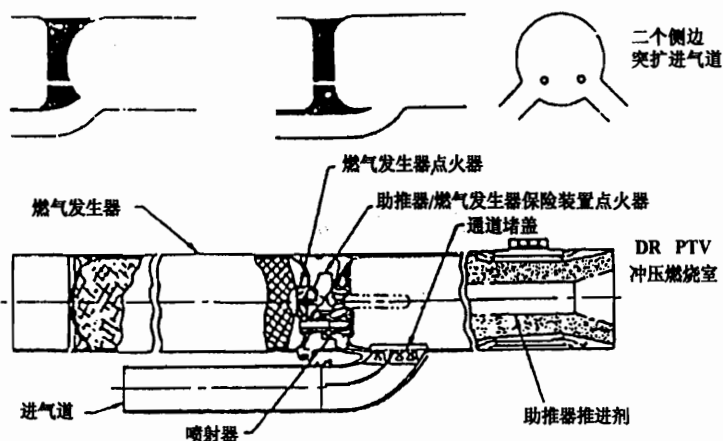
术问题,所以直至1989年1月才完成全尺寸工程研制,共发射95枚试验弹,成功率为77%。自1991年开始成批生产,月产150枚,1994年装备部队服役。

发动机主要性能与结构参数

比 冲	m/s	< 14 000
总 冲	kN·s	104
流量调节比		5~10,最大 18

飞行速度	Ma	~ 4
总 质 量	kg	70.3
直 径	mm	178

发动机系统

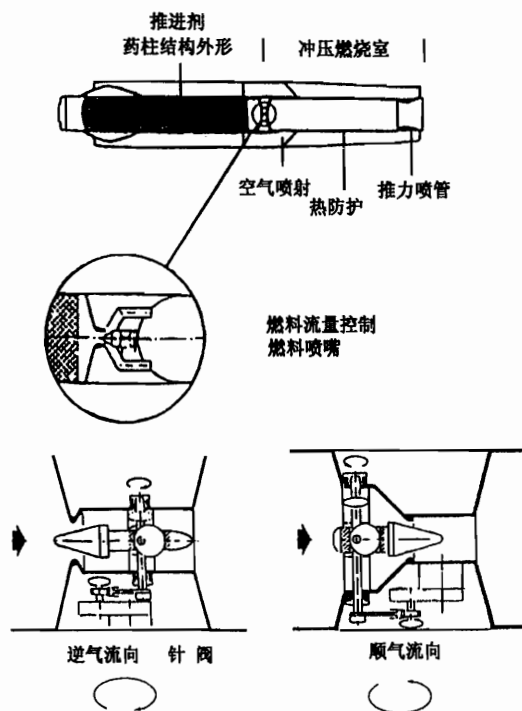


WPU-6/B 发动机燃烧室结构图

气口对应位置处,有两小孔。燃气发生器产生的富燃燃气,经流量调节阀调节后,从该孔喷入冲压燃烧室。在其与侧面进气口之间的头部突扩燃烧区,靠燃气自身的高温点火后,形成回流稳焰燃烧。燃气发生器在 DR-PTV 试飞器试验期间,用的是端面燃烧、中能富燃推进剂;后来用于 AMRAAM 时,利用了含硼高能推进剂,燃气发生器也从原来的流量不可调式改为流量可调式。为此,在燃气发生器出口,用一只针阀式流量调节阀取代了原先在 DR-PTV 上用助推发动机/燃气发生器保险装置点火器控制的直通管道。通过流量调节比可达 5~10 的调节器的受控调节,就可能使导弹具有宽的速度、高度和机动性工作范围。

工作原理 助推发动机点火后,将导弹迅速加速至接力马赫数,装于进气管堵盖处的压力传感器感受到助推药柱燃尽后冲压燃烧室的压力变化,将易碎堵盖靠冲压空气吹入燃烧室;同时,燃气发生器点火器点燃富燃推进剂,富燃燃气通过流量调节阀口,分两股喷

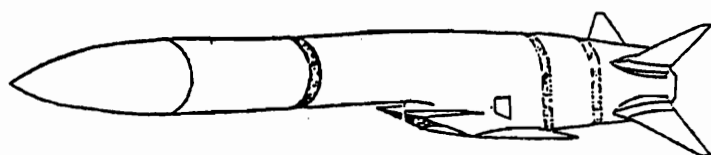
系统组成 WPU-6/B 整体式固体火箭冲压发动机由燃气发生器及其点火器、燃料流量控制器、冲压燃烧室、助推发动机、二只侧面进气道及其堵盖等部分组成。用空心型装药的端羟基聚丁二烯助推药柱装于冲压燃烧室(空气补燃室)内腔,外围用隔热层与燃烧室内壁隔绝,药柱前端装有点火器。冲压燃烧室前端侧壁处,开有两个互成 90°(°)的侧面进气口,助推发动机工作期间,用易碎材料堵盖堵住。两只二维侧面进气道,左右对称安装于进口堵盖外侧室壁上。冲压燃烧室头部与侧面进



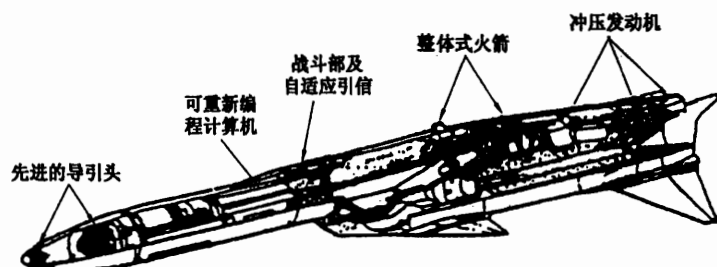
WPU-6/B 发动机燃料喷嘴及流量控制阀

入燃烧室,与从左右两个进气道流入的冲压空气在冲压燃烧室突扩燃烧区靠富燃热燃气自身的高温进行补燃,形成完全燃烧的高温燃气,然后从喷管喷出,产生推动导弹前进的推力。随导弹飞行状态的变化,流量调节器通过改变外阀门开合度的大小,控制流入冲压燃烧室的燃气流量,使发动机的推力也随之变化,进而达到靠调节发动机推力实现导弹飞行速度、高度、射程和机动性的变化。

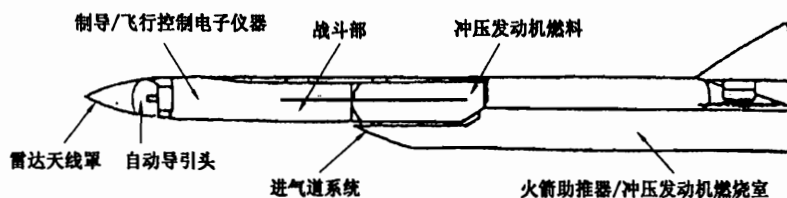
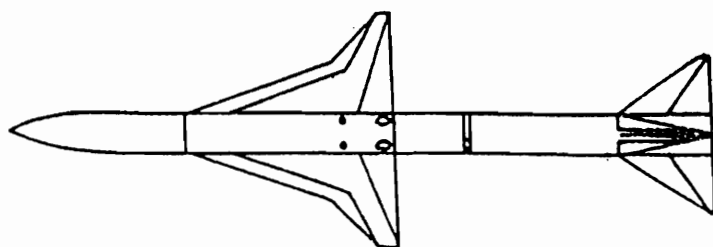
AAAM*



H-R 公司 AAAM 的气动外形结构



下弹翼方案



中弹翼方案

AAAM* 冲压发动机在 AAAM 导弹上的部位示意图

AAAM* 整体式液体冲压发动机是美国海军提出的“先进空对空导弹”(AAAM)的推进系统。根据海军 1987 年 AAAM 招标计划要求,美国休斯/雷锡恩集团(简称 H-R 公司)提出了整体式液体冲压发动机的设计方案;而通用动力/韦斯汀豪斯集团(简称 G-W 公司)则提出了脉冲式固体火箭发动机方案。1988 年 6 月海军与两个工业集团分别签订了为期 4 年、总价值为 1.2 亿美元的验证研制合同,由于推进系统是决定 AAAM 试验弹能否同时满足射程、尺寸和发射质量三项要求的关键技术,因此,H-R 集团的 AAAM* 方案采用了弹体—发动机一体化气动布局,整体式冲压发动机的二元进气道装在弹体中段,与弹体成为一体,而发动机燃烧室则位于弹体后段,且平行安装在弹体轴线下方,这可使导弹结构简单,机动性好。

AAAM* 发动机在 1992 年进行样弹验证飞行试验,如果 H-R 合作公司的样弹在竞争中获胜,将在 1993 年至 1994 年开始全尺寸研制,并于 1996 年定型,1997 年至 1998 装备部队。

发动机主要性能与结构参数

推力(助推发动机)	kN	> 60	飞行速度	Ma	≥3.0
工作时间	s		最大直径	mm	380
助推		4~5	总长(从进气道唇口前缘起)	mm	~2400
转换		<0.5			
冲压		>360			

发动机系统

系统组成 麦道公司和马夸特公司在概念研究阶段曾提出过两种用 AAAM* 冲压发动机的导弹气动布局方案:即中弹翼布局,弹翼水平安装在进气口前的弹身中心线处;下弹翼布局,弹翼安装在进气口后的弹身腹部。两者的发动机配置方式都采用腹部进气道,整体式燃烧室和冲压/火箭组合喷管。两种方案的进气道都用二维斜切口式进气,燃烧室/喷管组件都安装在弹身纵轴下方与其平行的另一条轴线上,其外壳与弹身尾段成流线型光滑连接。这种配置形式可以保证进气道有更大的空气捕获能力,和更宽的攻击适应范围,有利于提高导弹的隐身突防能力。

工作原理 导弹从载机投放后,AAAM* 整体式火箭冲压发动机内的固体助推发动机首先点火,持续燃烧 4 s~5 s 后,将导弹加速至冲压发动机的接力速度。此时,燃烧室压力传感器的敏感开关启动,将可抛助推/喷管处的爆破装置引爆,固紧机构松脱,可抛喷管在固体推进剂残药燃烧产物的推动下抛出。随后,燃烧室头部的空气进口,堵盖爆破,冲压空气流入燃烧室,与同时喷入的燃油混合、点火、燃烧,形成高温燃气,从冲压喷管喷出后,产生推动导弹前进的反作用推力。AAAM* 整体式液体冲压发动机完成工况转换过程。

SLAT*

SLAT* 整体式液体冲压发动机是美国“超声速低空靶弹”(SLAT) AQM-127 的动力装置,由美国马夸特公司和莫顿·锡奥科尔公司合作研制,马夸特公司负责冲压发动机部分,锡奥科尔公司负责固体火箭助推发动机部分。实际上,SLAT 的冲压发动机部分是 ASALM 发动机的第二方案,其进气道的进气口、S 形管道、燃油箱供油系统、头部中心式进气口及其堵盖、冲压燃烧室等部件均与 ASALM* 发动机相同。



SLAT* 冲压发动机及 AQM-127 靶弹外形

AQM-127 超声速低空靶弹是模拟超声速掠海飞行反舰巡航导弹的靶弹,稍加改进即可成为美国的超声速低空巡航导弹。SLAT 的发展计划从 1983 年初开始,1984 年马丁公司竞争获胜,被确定为主承包商。1987 年 3 月至 1989 年,经过三次飞行试

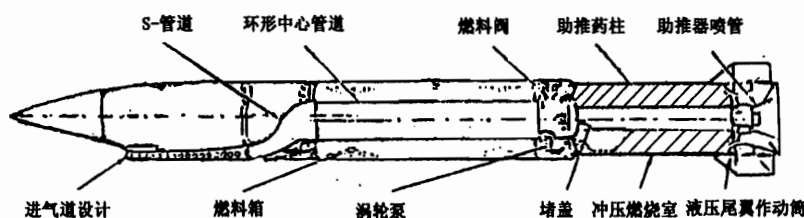
验,从 1990 年开始批生产。

发动机主要性能与结构参数

推力(巡航)	kN	9	燃烧室压力	MPa	
比冲	m/s		助推		6.9~13.7
助推		2 350	冲压		0.69
冲压		11 770	飞行速度	Ma	2.5~3.2
工作时间	s		直径	mm	540
助推		6	长度(从冲压燃烧室	mm	~1 600
冲压		120~200	头部接口计)		

发动机系统

系统组成 SLAT* 整体式液体冲压发动机由构成一整体的液体冲压发动机和固体火箭助推发动机两部分组成。冲压发动机包括进气道系统、两用燃烧室和尾喷管及燃油供给和调节系统等部分;助推发动机包括装于两用燃烧室内的固体推进剂和嵌入冲压发动机喷管内的可抛助推喷管及点火器和可抛喷管固紧装置等部分。



SLAT* 结构剖视图

工作原理 当靶弹从某一模拟高度(如 300 m)上投放,并下落一定高度后,助推发动机点火,推动靶弹加速飞行 6 s 后,助推药柱燃尽,靶弹被加速至冲压发动机可正常工作的接力速度 $Ma \geq 2.1$ 此时燃烧室压力迅速下降,当室压下降至 2.07 MPa 时,压力传感器驱动压力开关,引爆固紧可抛助推器喷管的固定圈,并将嵌入冲压发动机喷管内的可抛助推喷管抛出。几毫秒后,装于燃烧室头部中心进气口的易碎玻璃堵塞,靠自爆装置爆破,冲压空气从颧式进气口经 S 形管道和位于燃油箱中心的长圆管流入冲压燃烧室头部中心式进口。与从燃油喷嘴喷注的 JP-10 燃料混合点火后,经火焰稳定器和燃烧室头部的突扩燃烧区形成回流稳定火焰,为冲压发动机提供了一个可保持稳定持续燃烧的高温火舌。冲压空气和燃烧后形成的高温燃气,经喷管喷出时,便产生推动靶弹前进的反作用推力。当靶弹在冲压发动机推进下,加速至 $Ma = 2.5 \sim 3.2$ 时(随飞行高度变化),进入巡航飞行阶段,靠发动机燃油调节系统的调节,靶弹开始模拟反舰导弹在巡航飞行状态的各种动作。

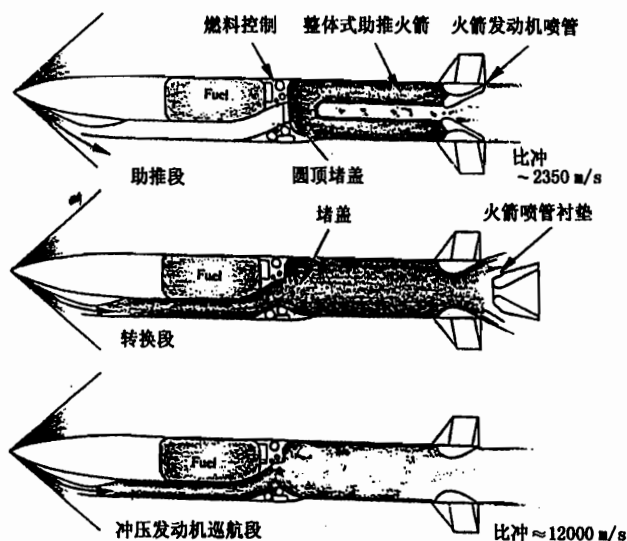
发动机主要部件

进气道 由靶弹头锥、颧式扇状进气口、弹身外腹下内扩压段 S 形管道和穿越燃油箱中心的圆柱形出口管道等组成。输气管末端与装有燃油喷嘴和火焰稳定器的中心头部进气过渡段相接。加长的中心圆柱体输气管长约 1.60 m,直径约 220 mm。

燃烧室/喷管系统 采用头部中心进气突扩型整体式火箭冲压燃烧室/喷管系统。由中心进气式头部、两用燃烧室和组合喷管三部分组成。中心进气式头部前端与穿过燃油箱中心的冲压空气输气管相接,内装两排三对燃油喷嘴、V槽型三支架火焰稳定器和封紧中心进气口的易碎玻璃堵盖。两用燃烧室圆柱段壳体材料为 Ti 6-4 耐中温钛合金,助推药柱为端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂,开槽型装药,助推喷管嵌入冲压发动机喷管,靠固定圈固紧。燃烧室内敷设的隔热衬里材料为 DC93-104 型强化硅橡胶。

燃油系统 由燃油箱、挤压燃油气囊和冲压空气涡轮驱动的燃油泵等组成的燃油供给系统和由燃油阀门、气动液压控制装置等组成的燃油流量调节系统两部分组成。燃油箱为中心装有冲压空气输送管的环形圆柱体,长达 1.6 m 以上,外径 0.54 m,材料为钛合金。用 725 腈/聚芳酰胺材料制成的挤压气囊将 JP-10 排放到燃油泵入口增压后,在燃油调节阀调节下,以一定的流速或流量从燃油喷嘴喷入燃烧室。燃油调节系统和由冲压空气驱动的涡轮泵组件均安装在燃油箱和整体式燃烧室之间的弹身过渡段内。

燃油点火器采用三乙基硼自燃点火剂;助推发动机利用放置在助推药柱后端的烟火点火药点火。

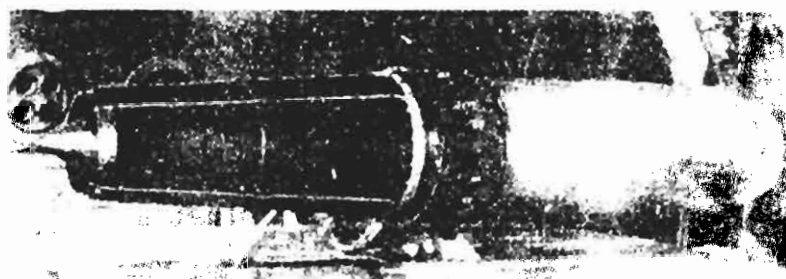


SLAT* 发动机工况转换

改进与发展

SLAT* 的冲压发动机燃烧室组件是由马夸特公司和莫顿·锡奥科尔公司生产的,设计和生产质量上有一些问题。在生产 1 300 台的批生产竞争中,联合技术公司的化学系统部取得了批改进生产的承包权。此外,美海军正考虑在 SLAT 靶弹的基础上研制可重复使用的中空超声速靶弹(MAST)。为此,正研究以改进 SLAT* 发动机作为 MAST 靶弹的选用发动机方案。

MA 210/212



MA212-XAA 冲压发动机

MA 210/MA212 两种低成本冲压发动机,由美国马夸特公司研制,用于靶弹、战术导弹和无人机等型

号。MA 210-XAA 皮托进气道设计 $Ma = 0.7 \sim 0.9$, 但是以 $Ma = 2.0$ 完成了试验。MA 212-XAA 发动机为锥形进气道, 在超声速飞行中获得较大推力和较好的巡航燃料消耗。这两种型号使用相同的燃烧室, 具有可互换的进气道-扩压器; 两者均为单壁全钢结构, 用两点与飞行器架相连。采用烟火舌点火。

发动机主要性能与结构参数

设计推力	kN	直 径	mm	381
MA 210-XAA(海平面, $Ma = 0.9$)	2.94	总 长	mm	
MA 212-XAA(12.2km, $Ma = 2.5$)	6.05	MA 210-XAA		2 027
干 质 量	kg	MA 212-XAA		2 134
MA 210-XAA	31.75			
MA 212-XAA	35.2			

MA 194-XAA/MA 194

MA 194-XAA/MA 194 液氢和常规碳氢燃料双模态超燃冲压发动机由美国马夸特公司于 1964 年 ~ 1968 年期间研制。它是一种固定几何尺寸发动机, 既具有低飞行速度时的亚声速燃烧的优点, 又具有高超声速飞行时超声速燃烧的优点。该发动机通过共同管道内沿不同轴向位置喷注燃料实现双模态工作, 超声速燃烧区位于亚声速燃烧区之前, 在亚声速燃烧工作期间, 它起进气道的扩压段的作用。

50 年代后期, 马夸特公司开始执行美国空军的高超声速推进探索性研究计划。1964 年以后, 对液氢双模态超燃冲压发动机广泛地开展了部件及发动机的研究工作, 并在军械航空物理试验所进行了 $Ma = 3$ 和 $Ma = 5$ 的自由射流发动机试验, 总共完成了 38 次发动机试验, 暴露在超声速环境中约 2 h, 累计试验时间大于 1h, 平均每次试车时间为 2 min ~ 4 min, 试验结果达到了理论性能值, 燃烧效率达 95%, 喷管效率为 95%。

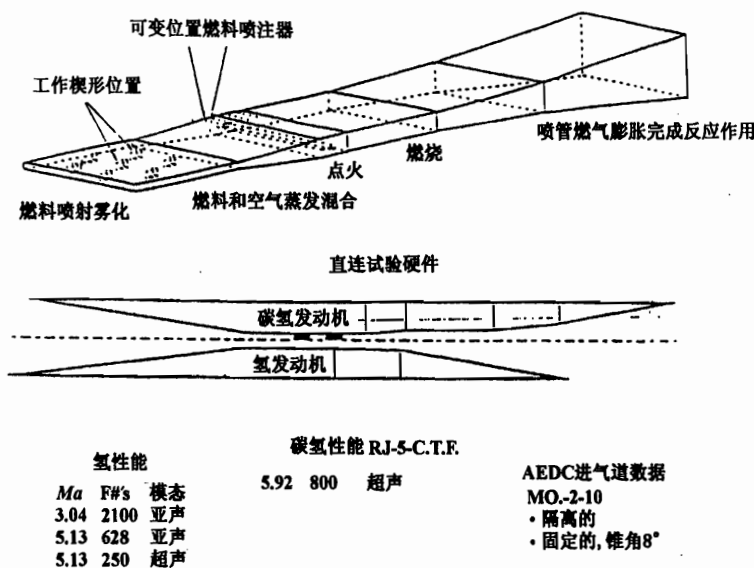
随后, 马夸特公司又开始了碳氢燃料双模态超燃冲压发动机的技术研究。用 27 种以上的不同喷射/火焰稳定结构进行直连发动机试验, 用三氟化氯作为先导流体, 以维持稳定燃烧。此后, 在氢燃料自由射流发动机上加入一较长的燃烧室, 使用 JP-7 和 Sheldyne-H™ 碳氢燃料进行自由射流试验 45 次, 累计时间 59 min, 试验结果与理论值相符合。该公司期望用其论证的 $Ma = 3 \sim 8$ 的双模态 MA 194 发动机技术用作高超声速推进系统。后来此技术应用于高超声速面空导弹(HYSAM)发动机的初步设计中, 成为美国海军双模态超燃冲压发动机宽面防御面空导弹方案。此外, 该技术也应用于 NASA 兰利研究中心的高超声速吸气式导弹。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	飞行速度	Ma
亚 燃($Ma = 4$)	3.34	接力($H = 6.07\text{km}$)	4
超 燃($Ma = 8$)	1.20	巡航($H = 3.05\text{km}$)	6
比 冲	m/s	横截面积	cm^2
亚 燃($Ma = 4$)	29 400	总 长	mm
超 燃($Ma = 8$)	17 600		2 790

发动机系统

系统组成 MA 194-XAA/MA 194 液氢和常规碳氢燃料双模态超燃冲压发动机由进气段(固定几何形状进气道)、燃料喷注/等截面管道段、无几何喉道燃烧室/出口喷管段等组成。

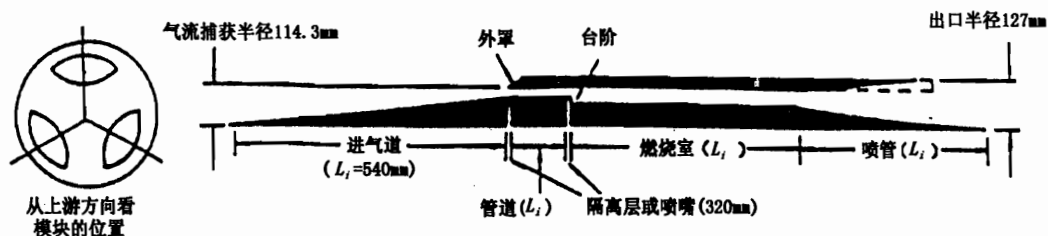


氢和碳氢燃料超燃冲压发动机几何尺寸比较和直连试验件

随发动机工作速度的变化而变化,可维持进气道临界工作。当发动机工作速度继续增大时,转换成超燃工作模态,由于燃料是在最上游位置喷射,有效的热释放再也不能壅塞燃烧室管道。飞行 $Ma = 7$ 时,被认为可得到该发动机设计的最佳值。

工作原理 该发动机在 $Ma < 4$ 时以常规冲压发动机模态工作,在 $Ma > 5$ 时转换成超燃模态工作。燃料喷入无几何喉道的燃烧室,由于燃烧加热,在燃烧室出现热壅塞,使正激波位于进气喉道上游位置。这时,在激波和燃烧室壅塞点之间的亚声速区域,燃料开始喷射、混合并燃烧。当发动机工作速度增加时,随燃烧过程的混合比下降,同时进气道喉道激波开始向下移动,将燃料喷射位置连同热壅塞点向上游移动,至较小的燃烧室管道区,该激波能够返回到进气道喉道。当以这种方式工作时,燃料喷射位置

SCRAM*



SCRAM* 发动机

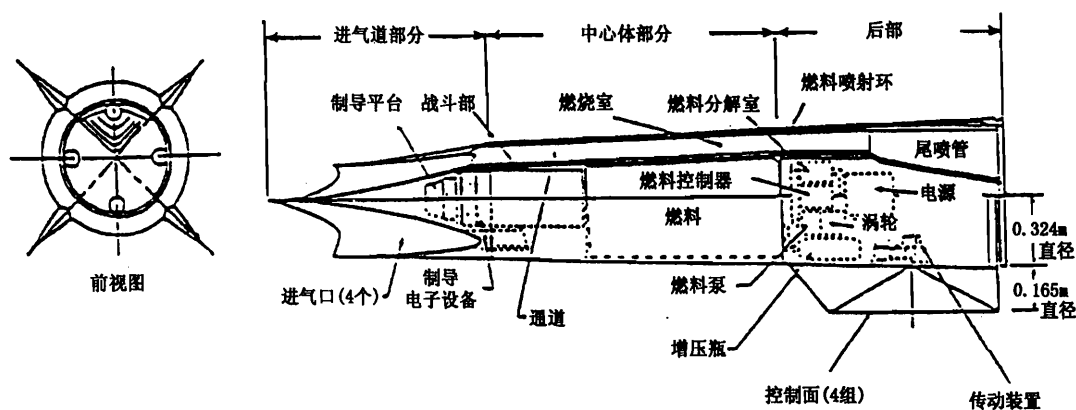
SCRAM* 液体燃料超燃冲压发动机是美国海军超燃冲压发动机舰防导弹(SCRAM)的动力装置,由美国约翰·霍普金斯大学的应用物理实验室(The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory)研制。该发动机为双模态超声速燃烧冲压发动机,可在较宽的飞行 Ma 数范围内有效地工作,采用可贮存高能液体燃料。

约翰·霍普金斯大学应用物理实验室在 50 年代中期开始了外部超声速气流中燃烧的可行性研究,进行了管道式超声速燃烧室的成功试验。于 1961 年起开始一项美国海军支持的 SCRAM* 研究试验计划,

对进气道、隔离段、燃料喷注器、液体和气体燃料、点火器和燃烧室进行了 $Ma = 3 \sim 8$ 的试验研究。在 1968 年 ~ 1974 年间,进行了直径为 254 mm,长 1 524 mm 的 3 模块 SCRAM* 发动机的自由射流试验,发动机有 1 个 3 模块进气道,3 个半椭圆隔离段模块,3 个半椭圆截面燃烧室模块和 1 个 3 模块特型喷管,采用烷基硼氢燃料,证明了该发动机双模态工作的平稳转换。同时还试验了不同结构喷嘴,不同构型燃烧室和燃料的影响,试验了许多其他 SCRAM* 构型。由于当时材料达不到性能要求,使用有毒的液体燃料,与新型舰艇垂直发射箱兼容的困难,以及导弹结构的问题和被动冷却的问题,该计划于 1977 年终止。与此同时,应用物理实验室提出了双燃烧室冲压发动机方案。

发动机系统

系统组成 SCRAM* 液体燃料冲压发动机系统包括进气系统、燃料喷射系统、超声速燃烧和排气系统等。



SCRAM* 发动机剖视图

工作原理 该发动机在启动和加速段之后,扩散面积燃烧室中加热燃烧和无喉道喷管的特殊结合,使其在较宽广的飞行 Ma 数下能有效地工作。在 $Ma = 3 \sim 5$ 和高燃料空气比下,作为无喷管亚燃烧冲压发动机工作,即在燃前激波系产生的亚声速气流开始燃烧,通过热喉道加速后再以 $Ma \geq 1$ 离开燃烧室。在较高飞行速度或较低当量比下,燃前激波系强度减弱,整个燃烧在超声速气流中进行。

发动机主要部件

进气道 全内压缩流布斯曼(Busemann)式进气道。试验了 3 模块和 4 模块进气道,设计 $Ma = 7.8$,当 $Ma < 4$ 时可自行启动。

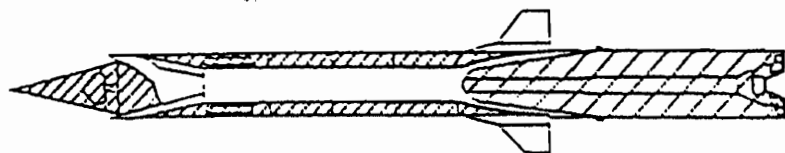
隔离段 它是在进气道和燃烧室之间设置的一定长度的空气管道,其长度足以容纳全部燃前激波系。

燃烧室 一个简单的扩张型圆锥体。喷嘴是均布在直径为 69.6 mm 圆周上的 10 个小孔,孔径为 0.762 mm。紧靠喷嘴下游是一段直径 83.3 mm、长 304.8 mm 的等截面管道。这段管与两个半角为 1.4° 的锥形管中的一个相联。短燃烧室构型中,锥形管长度为 330.2 mm,此时燃烧室总长度为 635 mm;长燃烧室构型中锥形管长度为 609.6 mm,燃烧室总长度为 914.4 mm。试验用燃料为 Hical-3D($C_{3.2}H_{20.3}B_{10}$),其相对分子质量为 166.54,密度为 820.71 kg/m^3 ,低热值为 60.33 MJ/kg 。

尾喷管 特型喷管。

WADM*

WADM* 双燃烧室冲压发动机由美国约翰·霍普金斯大学应用物理实验室研制,拟用于美国“宽面防御导弹”(Wide Area Defense Missile —— WADM)或“超声速宽面防御导弹”(HyWADM)。该发动机把



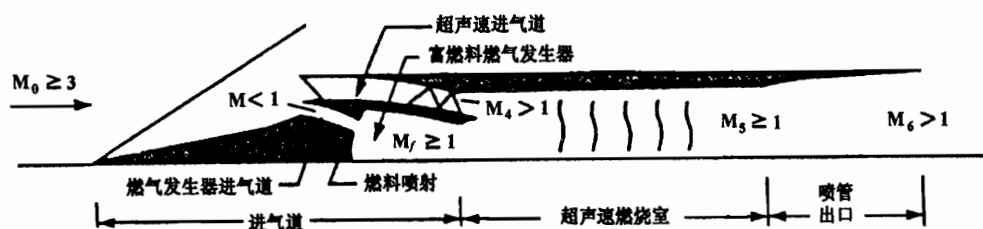
WADM 导弹与 WADM* 双燃烧室冲压发动机

超燃冲压发动机和亚声速突扩燃烧室冲压发动机的优点组合在一起,简化了燃料调节系统,改善了燃烧性能,提高了能量的利用率。

1977 年,超燃冲压发动机导弹(SCRAM)计划被终止,应用物理实验室即提出双燃烧室冲压发动机的后继方案,改用常规液态碳氢燃料。该项计划被合并到预估能够满足 70 年代末到 80 年代中的远程宽面防御要求的导弹方案中,以 $Ma=4$ 巡航,很可能提高 50% 的射程。在该计划指导下,应用物理实验室开展了广泛的研究工作,包括发动机的部件、结构、材料、气动力学以及其他有关的分系统和领域。工作进展到部件试验阶段,至 1986 年,计划被美国国会取消。但因这是一种很成功而有用的方案,目前正在考虑将其用作对抗/攻击武器,整个飞行试验阶段的研制可能在 1998 年恢复。

发动机系统

系统组成 WADM* 双燃烧室冲压发动机由进气系统、预燃室、燃料喷射系统、超燃燃烧室和排气系统等组成。



WADM* 双燃烧室冲压发动机工作简图

工作原理 助推发动机工作结束后,火箭发动机喷管、堵盖、整流罩等随之脱落,导弹达到一定速度,使用液体燃料的亚燃、超燃双燃烧室发动机工作。此时,较少的一部分(如 1/4)空气进入突扩预燃室,与喷入的液体碳氢燃料混合,在非常富燃料条件下(通常当量比大于 4)完成亚声速燃烧。大部分空气通过外环超声速进气道进入超声速燃烧室,未反应完全的燃烧产物经过蒸发、热裂解和预热,轴向喷入超燃燃烧室,进行超声速燃烧。

发动机主要部件

进气道 多内弯风屏式进气道,其中 4 个风屏向超声速燃烧室提供空气,2 个风屏向预燃室提供空

气。进入进气道空气的分流比,在进气道设计 Ma 数下为 1:3。

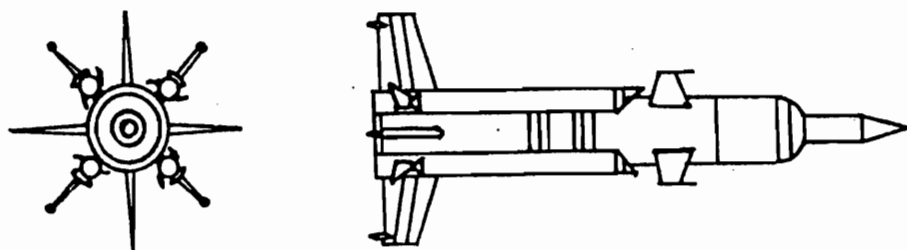
预燃室 亚燃突扩燃烧室,既是超燃燃烧室的燃气发生器,又是超燃燃烧室的点火源。它在当量比大于 4 的很富燃料条件下工作,先组织一个近乎化学恰当比的燃烧区,然后把其余的燃料喷入高温燃烧产物中,使未反应的燃料经蒸发、热裂解和预热后再进入超燃燃烧室。

燃料和燃料喷射系统 燃料为常规液体碳氢燃料。轴向喷射,分流比对燃前激波结构有显著影响。

超燃燃烧室 扩张圆锥体型。

尾喷管 无几何形状喉道的喷管。

RD-085



“加涅夫”导弹与 RD-085 冲压发动机

RD-085 液体冲压发动机是前苏联“加涅夫”(Ganef)SA-4 地对空导弹的主发动机,由前苏联 670 试验设计局(OKB-670)(现俄罗斯火焰设计局)于 1958 年开始研制,代号为 ПД-085,燃料为煤油。SA-4 的前苏联系统名称为“圆圈”(К_{пир}),代号为 2K11,导弹代号为 3M8。

RD-085 冲压发动机的最大特点是其进气道的唇口不像通常的中心锥式进气道那样安装在导弹头锥处,而是安置在导弹头锥后的圆柱体处。这种机弹一体化布局可使 3M8 导弹的弹身分为弹径大小明显不同的两段。前段直径较小,约为后段的 1/3,内装导引头和战斗部等分系统;后段直径达 900 mm,主要用于安装冲压发动机。前后两段相接处为冲压发动机的环形进气道唇口;4 台固体助推发动机呈 X 形对称配置在后段弹身外侧。

发动机主要性能与结构参数

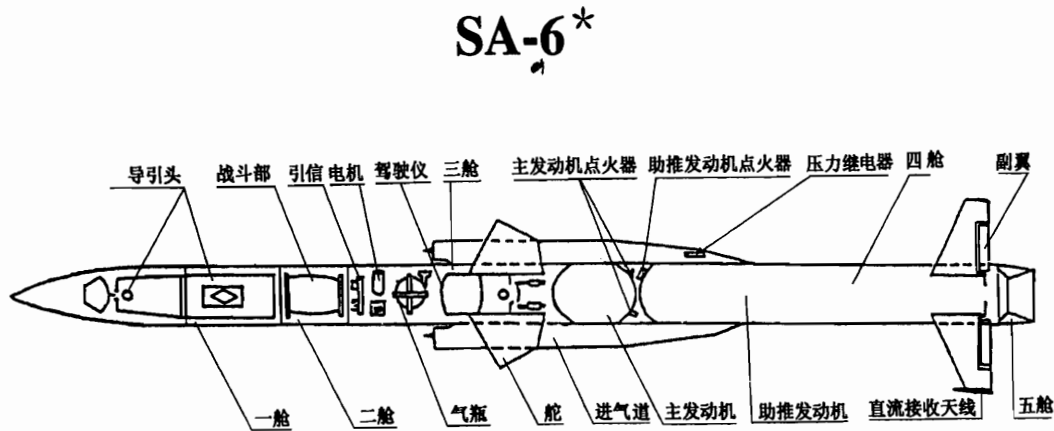
质量(包括燃料)	kg	1 508	直 径	mm	850
飞行速度	Ma	2.3~2.5	长 度	mm	~7 000

发动机系统

4 台固体助推发动机将导弹从发射车发射并加速至 $Ma = 2.3 \sim 2.5$ 后脱落,转为冲压发动机工作。由于导弹靠 4 只全动翼控制其俯仰和滚转运动,发动机对攻角变化有足够适应能力,因而在较大的机动范围内能保持正常工作。

3M8(SA-4)导弹自 1964 年 5 月首次参加莫斯科红场阅兵后,已发展成包括 3M 8,3M 8M,3M 8M1(SA-4a 长头型),3M 8M2(SA-4b 短头型)4 种型号,后两种出口多个国家。它们都用 RD-085 冲压发动机作主发动机。

在研制 3M 8 导弹过程中,火焰设计局前身曾为其研究过另一种编号为 RD-046 的冲压发动机。在 1964 和 1965 年试验中,这种直径为 460mm 的发动机的试验速度曾达到 $Ma = 1.8 \sim 4.8$ 。



SA-6* 固体火箭冲压发动机部位示意图

SA-6* 整体式固体火箭冲压发动机是前苏联“根弗”(Gainful)SA-6 地对空导弹的动力装置,由前苏联中央航空发动机研究院于 60 年代初开始研制。SA-6 的前苏联系统名称为“立方”(Куб)或“平方”(Квадрат),代号为 2K12,导弹代号为 3M 9 和 3M 9M。

SA-6* 冲压发动机有 4 个轴对称侧面进气道配置在弹身中部,进口为带中心锥的圆环形,与 4 个全动弹翼互成 45° ,可使导弹在较小的攻角下工作,在 60 年代初研制该发动机过程中,曾对多种形式发动机药柱结构进行了试验研究,最后选定带有燃气发生器的固体火箭冲压发动机结构作为 SA-6 的主发动机。通过多种试验件的混合燃烧效率试验结果比较分析后,从具有 10~30 个喷管的中等数量燃气发生器喷管混合机构中,选定燃气-空气混合喷管数量为 12 个的混合喷管机构,使燃气-空气的补燃效率达到 0.90~0.95。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	飞行速度	Ma
冲 压	12~15	最 大	2.2
助推	68.5~132.3	接 力	1.5
比 冲(冲压)	m/s 4 910~5 980	燃烧室压力(助推)	MPa 3.43
总 冲	kN·s 343	总 质 量	kg 550
工作时间	s	直 径	mm 335
助 推	2.6~5.0	长 度	mm
冲 压	20~25	助推器	2 150
		冲 压	3 200

发动机系统

系统组成 由起飞助推发动机和主发动机两级发动机组成,它们共用同一燃烧室。助推发动机由燃烧室壳体、单根药柱、弹簧减震器、喷管、点火器以及分离助推喷管用的电爆管等组成;续航主发动机由定流量燃气发生器、富燃料药柱、4 只侧面进气道、环形点火器和电发火管等部分组成。助推发动机头部与燃气发生器喷管出口相连,侧壁开有 4 个冲压空气进气口。在助推发动机工作期间,燃气发生器喷口由

球形堵盖堵住, 冲压空气进口则用易碎堵盖封死。燃烧室尾端用一卡环将助推喷管固紧, 卡头两侧各装 4 个电爆管, 用于在助推火箭结束工作时, 引爆卡环抛弃助推喷管。

工作原理 导弹发射时, 接通助推发动机电发火管电路, 使发火管起爆, 火焰穿过点火器盒, 点燃点火器, 使助推药柱着火燃烧。单根助推药柱采用孔形装药, 内外面双面燃烧, 内外面间有 4 个径向孔相通, 以保证药柱燃烧稳定。当助推药柱燃烧达到保持正常工作室压 3.43 MPa 时, 高压燃气将喷管堵盖吹掉, 导弹起飞加速; 助推发动机持续工作 2.6 s ~ 5 s 后, 助推药柱燃尽, 导弹加速至 $Ma = 1.5$ 的接力速度, 燃烧室压力从 3.43 MPa 迅速下降至 0.785 MPa ~ 1.57 MPa, 敏感室压变化的压力继电器启动, 它将控制助推喷管分离机构动作的电发火管电路和点燃续航发动机环形点火器的电发火管电路分别接通。固紧喷管卡环的电爆管起爆, 并产生一个旋转力矩, 使助推喷管以 580 m/s 的分离速度, 从导弹尾端脱落, 舵机开锁。同时, 压力高于室压的冲压空气将进气堵盖吹落, 并随之从进气口流入助推药柱燃尽后空出的燃烧室; 压力继电器以 26V 的电压启动电发火管, 点燃燃气发生器的环形点火器, 引燃装于发生器的 5 根富燃料药柱, 富燃燃气经发生器喷管吹落球形燃气喷口堵盖后, 喷入燃烧室。靠燃气自身的 1700℃ ~ 2200℃ 高温与从侧面进气口流入的冲压空气补燃后, 形成完全燃烧气体。然后, 经冲压喷管膨胀加速, 高速喷出, 并产生推动导弹前进的推力。在冲压主发动机推动下, 导弹从 $Ma = 1.5$ 的接力速度, 持续加速至预定续航速度 $Ma = 2.2 \sim 2.8$ 。

发动机主要部件

进气道 采用 4 个带中心锥的轴对称进气道, 圆环形进口。为消除气动干扰, 进气道唇口位于中弹翼前方一定距离处。上下两个进气道整流罩, 约在弹翼和尾翼之间的正中位置处, 深入到弹体内; 左右两侧的两个进气道外罩则一直延伸至控制尾翼后缘处。进口设计上有些类似于 Mig-21 飞机的进气口, 中心锥用三个支板支撑在进气道内腔中央。

燃烧室 助推和冲压补燃共用燃烧室, 侧壁有 4 个冲压空气进口, 头部有燃器发生器喷口和密封堵盖。燃气发生器内装含镁烟火固体推进剂, 是一种定流量燃气发生器, 没有控制系统。

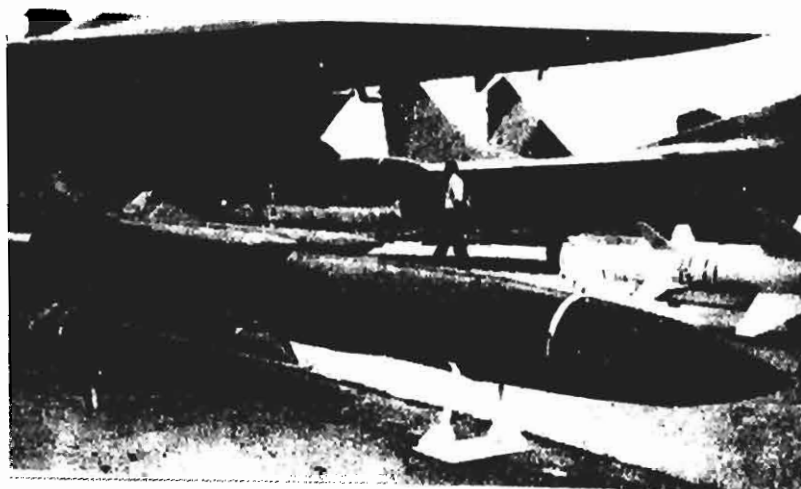
喷管 由冲压喷管和助推喷管嵌装组成。助推喷管由用弓形夹固定的 6 个支承块固定在冲压喷管上。每个弓形夹有两个分离电爆管, 以保证助推喷管可靠分离。

改进与发展

用整体式固体火箭冲压发动机作动力系统的 3M 9(SA-6) 防空导弹自 1973 年在第四次中东战争中首次使用并取得出色战果后, 前苏联已对导弹及其发动机作过多次改进, 已知的地对空和舰对空导弹改型有 3M 9M1、9M 2、9M 3 等几种型号。其射程、速度和射高均有所变化。这反映其火箭冲压发动机的性能也有新的改进。

AS-17*

AS-17* 整体式液体火箭冲压发动机是前苏联“氪”(Krypton) AS-17 近程超声速反舰导弹的发动机, 由前苏联索尼兹·图拉伊沃机械设计局于 70 年代末期开始研制, 1988 年开始装弹服役。AS-17 导弹则是前苏联新星设计局设计研制, 其型号的代号分别是空对舰型 X-31A, 它在 1991 年阿联酋的迪拜防务展览会上首次展出; 空对地反辐射型 X-21Π 和空对空型 X-31, 上述型号虽用途不同, 但都使用这种整体式液体



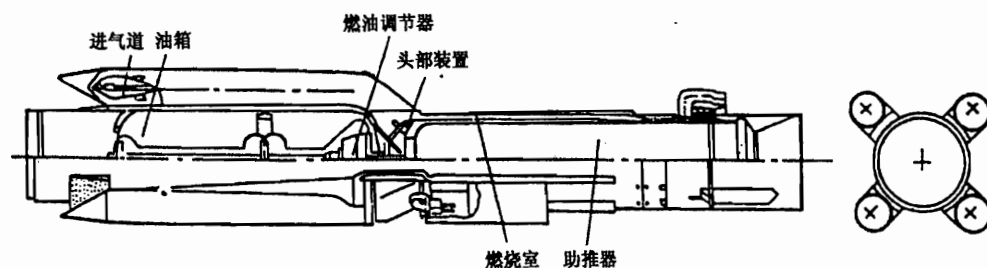
AS-17 导弹及其整体式液体火箭冲压发动机

火箭冲压发动机推进, AS-17* 整体式液体冲压发动机在弹上的配置形式与 SA-6 导弹有某些相似之处, 4 个侧面进气道配置在弹身中部稍前处, 4 个弹翼则安置在进气道整流罩中部靠后位置, 与尾翼十分靠近, 弹身尾端呈收敛形。这种布局形式既可减少弹翼气动流场对进气道进口气流的气动干扰, 又可减少弹体尾部阻力损失。

发动机主要性能与结构参数

直 径	mm	长 度	mm	~ 3 140
燃烧室	360			
带进气道	590			

发动机系统

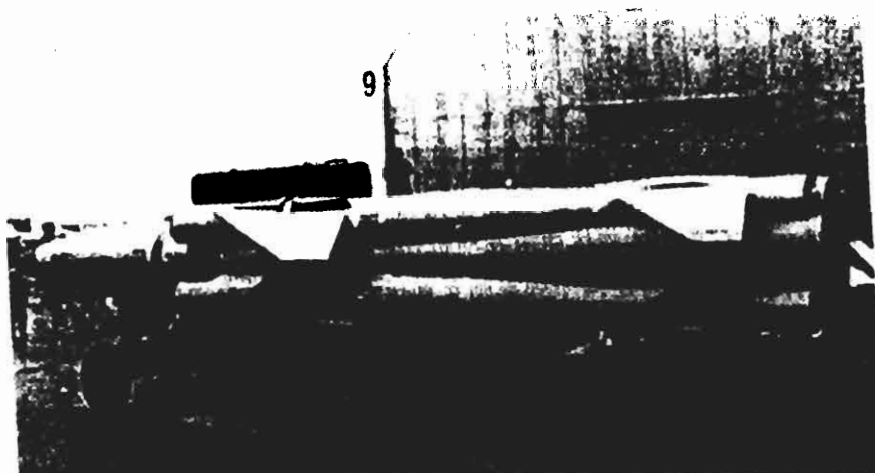


AS-17*(X-31*) 冲压发动机结构简图

系统组成 AS-17* 整体式液体冲压发动机由助推发动机和冲压主发动机两部分组成, 它们共用同一燃烧室, 完成从加速到巡航飞行的工作过程。助推发动机由装于共用燃烧室内的固体推进剂药柱、点火器、可脱落喷管等部分组成; 冲压主发动机包括 4 只侧面进气道、燃料箱、燃料输送和燃料流量控制装置及燃料喷嘴等部分。燃料喷嘴与共用燃烧室头部相连, 侧面进气道与燃烧室前段侧壁上的进气口相通。助推发动机工作时, 燃料喷嘴关闭, 空气进气口则用堵盖堵住。助推药柱燃尽后, 则在两侧压差作用下将进口堵盖用冲压空气流吹入燃烧室, 并随燃烧产物一起从喷管喷出。

工作原理 载机从 50 m ~ 15 000 m 高度发射导弹后, 固体助推发动机首先点火燃烧, 将导弹迅速加速至巡航速度, 助推药柱燃尽, 室压下降。压力继电器敏感室压变化, 启动火箭喷管抛射机构, 抛掉助推喷管, 打开冲压空气进气口堵盖和燃料喷嘴, 液体燃料开始喷入助推药柱燃尽后空出的两用燃烧室。在那儿与冲压空气混合燃烧, 形成完善的燃烧气体, 从冲压喷管喷出, 便产生推动导弹前进推力。

X-41*



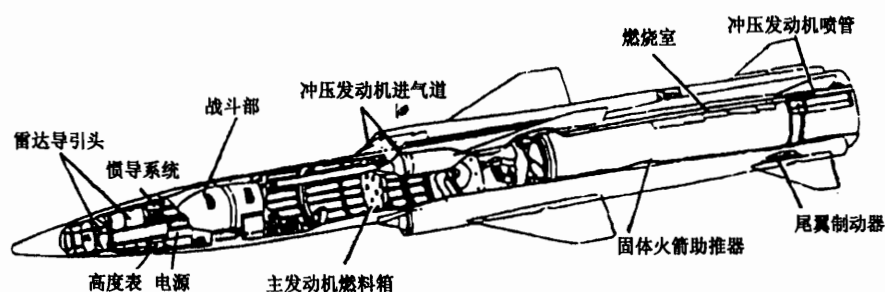
X-41* 发动机部位外形图

X-41* 整体式液体火箭冲压发动机是前苏联“白蛉”(МОСКИТ)X-41 大型远程超声速空对舰导弹的发动机, 由前苏联索尼兹·图拉伊沃机械设计局(位于卢特卡利诺)于 80 年代初开始研制。1992 年随弹在莫斯科航空展览会上首次展出, 90 年代中可装备服役。“白蛉”X-41 导弹是由前苏联“彩虹”设计局在“白蛉”3M 80(“日灸”SS-N-22)舰对舰型导弹改型发展而来, 也有报道说 X-41 是 X-31(AS-17)的放大型。

X-41* 整体式液体火箭冲压发动机在弹上的配置与 X-31A 相类似, 4 个带中心锥式侧面进气道呈 X 形配置在距导弹顶锥约 1/3 弹长的位置, 进气道整流罩从进气口一直延伸到弹身尾端, 但从冲压发动机燃烧室头部往后整流罩的尺寸较前面有所缩小, 这与 X-31A 不同。

X-41* 整体式冲压发动机直径为 760 mm, 长度为 6 100 mm, 飞行速度为 3.0 Ma。

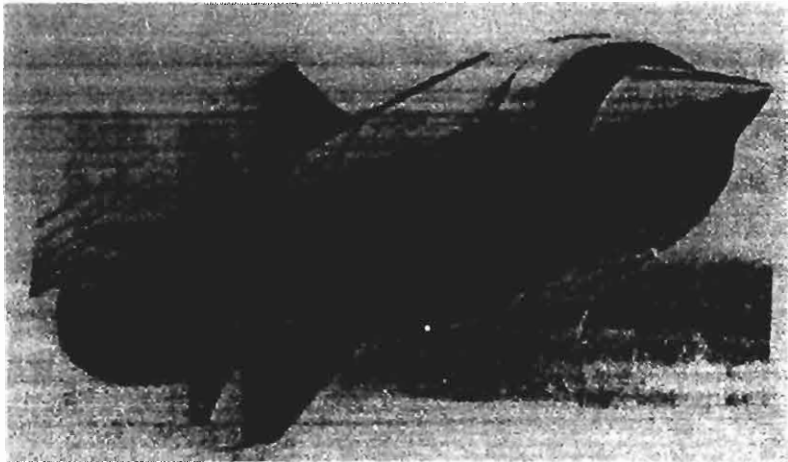
发动机系统



X-41* 整体式液体冲压发动机结构示意图

X-41*整体式液体冲压发动机把起飞加速用的固体火箭助推器装在巡航用的冲压发动机的燃烧室内,共用同一燃烧室,载机将 X-41 投射后,固体助推发动机首先点火燃烧,使导弹加速到冲压发动机可正常工作的接力速度,助推药柱燃尽,室压下降,进气口堵盖和火箭助推喷管控制开关动作引爆,冲压空气将破碎堵盖及脱落的助推喷管抛出,同时从燃油喷嘴喷注的燃料与流入的冲压空气在燃烧室头部混合点燃,经火焰稳定器和燃室头部突扩燃烧区形成回流稳定燃烧的高温燃气,经冲压喷管喷出产生推力,完成整体式液体火箭冲压发动机由助推加速工况转换成巡航飞行工况。

宝石*



宝石*整体式液体冲压发动机部位外形图

宝石*整体式液体冲压发动机是俄罗斯“宝石”(Яхонт)远程超声速多用途反舰导弹的发动机,是由现俄罗斯火焰(Пламя)发动机设计局前身于 1985 年开始研制的一种直径达 800 mm 的大型液体冲压发动机。1995 年 5 月首次在莫斯科航空和工业发动机展览会上展出了其实物模型,该模型是一个已进行了多次飞行试验的技术演示器。这种质量为 200 kg 的试验发动机由俄国政府出资研制,其推力为 40 kN,可在海平面至 20 km 高空工作,飞行速度达 $Ma = 2.0 \sim 2.5$ 。发动机所用燃料为优质煤油,靠一个增压能力达 22 MPa 的增压泵输送。用这种冲压发动机作推进系统时,可以顺利地“宝石”导弹送往 250 km 以远的目标区,是中远程超音速反舰导弹理想的推进系统。

安装该种整体式火箭冲压发动机的“宝石”导弹,是由现俄罗斯机械制造科研生产联合体前身于 1985 年开始研制的,1993 年在阿联酋的迪拜防务展览会上首次展出其设计方案,预计将在 90 年代中期服役,它现有三种型号:舰对舰型、潜对舰型和岸对舰型。

“宝石”舰对舰导弹主要装备俄罗斯的驱逐舰、巡洋舰和核潜艇等大型舰艇,并已开始向国外出售。

发动机主要性能与结构参数

推 力	kN	40	总 质 量	kg	200
比 冲	m/s	> 14	直 径	mm	800
飞行速度	Ma	2.0~3.5	长 度	mm	9 350

发动机系统

宝石*整体式液体冲压发动机采用中心锥式进气道,按机弹一体化布局方式使发动机和弹身互成一体。固体火箭助推器装在冲压发动机的燃烧室内。燃料供给和调节系统采用微电子控制技术,因而其流量和推力控制能力比传统的气动液压系统更加准确、可靠。

第 四 编

特 种 火 箭 发 动 机

特种火箭发动机

特种火箭发动机包括电火箭发动机、核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机。电火箭发动机是利用电能加热或电离推进剂而加速喷射的,核火箭发动机是直接利用核反应能加热推进剂喷射,太阳能火箭发动机是利用聚集的太阳能来加热推进剂喷射,光子火箭发动机则是将物质转换成辐射光束来产生推力的。这些发动机根据推进剂加速方式和结构形式的不同,还可细分为多种类型。例如,电火箭发动机有电热、离子和等离子体发动机三类。电热发动机还有电阻加热式、电弧加热式和微波加热式之分。离子发动机还有电子轰击式、铯接触式、场发射式、射频和微波式等。等离子体发动机则有脉冲等离子体发动机、静态等离子体发动机(又称霍尔发动机)和准稳态磁等离子体动力发动机等。

特种火箭发动机的理论始于 20 世纪初期,试验和研制工作到 50 年代才开始,60 年代以来有一些空间飞行试验和实际应用,但它的发展不像化学火箭发动机那样快。这是因为它技术难,寿命和可靠性要求高,加之其推力很小,不能用来从地面发射航天器,只有在轨道空间作主推进(如星际航行和轨道转移等)和辅助推进(如位置保持,姿态控制和阻力补偿等)。电火箭发动机还需配备功率足够大和质量/功率比足够小的太阳能电源或核电源。核火箭发动机则还有个核污染防治问题。

核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机只有美国和前苏联研究,而且现在仍处在方案或原理样机阶段。研究电火箭发动机的国家则较多,其中电阻加热、电弧加热、脉冲等离子体和静态等离子体发动机业已成熟。

美国自 1965 年在维拉(Vela)卫星上用电阻加热发动机作轨道修正成功以来,已有几十台分别用在应用技术卫星(ATS)、海军研究实验卫星(NRL)、国际通信卫星 5 号(Intelsat-5)和天网卫星 3 号(Spacenet-3)卫星上作姿态控制或位置保持,日本也在其工程试验卫星 6 号(ETS-6)上进行了飞行验证,前苏联亦研制和应用这种发动机。

电弧加热发动机在 60 年代~70 年代曾停止发展了一段时间,到 80 年代又重新得到重视。美国于 1993 年首次成功地在电信卫星 4 号(Telestar-4)上作南北位置保持。此后的国际通信卫星 8 号(Intelsat-8)、回声卫星(Echostar)和亚星 2 号(Asiasat-2)等卫星也要使用这种发动机。日本、意大利、德国和俄罗斯正在加速研制这种发动机。中国科学院空间科学与应用研究中心 1992 年开始也进行这种发动机的实验研究。

离子发动机发展较多的是电子轰击式和射频离子发动机。这些发动机曾多次进行空间飞行试验。例如,美国 1970 年发射的空间电火箭试验卫星 2 号(SERT-2)上作轨道提升,1974 年发射的应用技术卫星 6 号(ATS-6)上作南北位置保持,日本 1982 年发射的工程试验卫星 3 号(ETS-3)上作飞行验证试验和 1994 年发射的工程试验卫星 6 号(ETS-6)上作南北位置保持,德国装在 1992 年发射的尤里卡(EURECA)平台上的射频离子发动机作飞行试验。这些试验大多因发动机自身故障或卫星未入轨而未达到预期目的。前苏联、英国、法国等也曾研制过这种发动机。中国空间技术研究院 1974 年开始研究这种发动机,并已研制出发动机样机。

等离子体发动机较成熟的有脉冲等离子体和静态等离子体发动机。前苏联 1964 年就将 6 台脉冲等离子体发动机装在金星自动行星际站宇宙探测器 2 号(3OHИД-2)上,成功地用于定向控制,这是世界上最早在卫星上成功应用的电火箭发动机。美国林肯实验通信卫星 6 号(LES-6)和海军子午仪导航卫星(TIP 和 NOVA 卫星)采用这种发动机作东西位置保持或轨道修正与阻力补偿都获得了成功。日本在工程试验

卫星4号(ETS-4)上也成功地进行了飞行试验。中国科学院空间科学与应用研究中心研制的脉冲等离子体发动机,曾于1981年成功地进行了弹道飞行试验。

静态等离子体发动机是前苏联首创的,并在1972年发射的气象卫星“流星号”(Meteor)上成功地进行了飞行试验。此后约有70多台发动机成功应用于气象卫星、通信卫星和空间探测卫星,作定位控制、位置保持或轨道转移,成为一种定型电火箭发动机产品。90年代初美国和法国从俄罗斯引进这种发动机,并分别与俄罗斯合作研制和改进,计划作进一步的测试评价和飞行验证。

特种火箭发动机具有推力小($10^{-3}\text{N} \sim 1\text{N}$)、比冲高($3\,000\text{m/s} \sim 50\,000\text{m/s}$)、连续或间断工作寿命长($10^2 \sim 10^4\text{h}$)等特点。这种发动机提供反作用加速度在 $10^{-6}\text{G} \sim 10^{-2}\text{G}$ 范围,因而只能作为轨道空间卫星的持续工作发动机。小推力工作对卫星的扰动小,控制精度高,其长时间高速喷射能承担比化学火箭发动机更大的有效载荷。缺点是工作时间长,作轨道转移主推进时要占卫星寿命时间的很大部分,很难达到高的可靠性。这种发动机比冲高,可以大大节省推进剂,但对电火箭发动机而言,比冲愈高,需要的电功率愈大,进而会增加电源系统的质量,因而比冲的设计应综合考虑。电火箭发动机需要外来电能(如太阳能或核电能),且大多要求提供的功率较大,所以限制了它的很多应用。可见电火箭发动机的发展有赖于空间电源技术的发展。

在选择发展和使用电火箭发动机时,还需要比较各种发动机的特点和考虑很多重要参数。一般而言,用电阻加热和电弧加热发动机的推进系统干质量和体积较小,结构比离子和等离子体发动机推进系统简单,电源处理要求也较简单,但若考虑后者比冲高,使用后者时推进剂质量要少得多,因而后者更适合于重型、长寿命和大功率卫星。不过,前者可采用肼(N_2H_4)作推进剂,允许与卫星上单组元肼或以肼(N_2H_4)和MON作推进剂的双模式化学推进系统的贮箱和管路共用,后者则需要一套单独的推进剂(如氙气)系统,增加了部件,降低了系统的可靠性。另外,发动机要倾斜一定角度安装,以免喷射的羽流吹到太阳阵和其它敏感仪器上。电阻加热和电弧加热发动机羽流扩张角[约 10°]比离子和等离子体发动机的[约大于 40°]小,故前者的安装简单,后者则通常不得不采用框架式结构安装。再有,对于给定的飞行任务,推力较小的离子和等离子体发动机要求的总工作时间和开/关次数要比推力较大的电阻加热和电弧加热发动机多得多,因而使用离子和等离子体发动机时,对其寿命和可靠性以及对卫星电池系统的要求要高得多。当然,在选择正式使用前,还要比较这些发动机技术的成熟程度和飞行验证情况。小功率电阻加热发动机和脉冲等离子体发动机对小卫星的推进任务很有吸引力,因为其功耗小,结构简单,允许输入功率变化范围宽,脉冲等离子体发动机还可通过调节脉冲频率来保持推力。

经过四十年的研制发展,特种火箭发动机现已定型和成功应用的还不多,有的仍处在技术改进和飞行验证阶段,核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机则只有少数国家研究,一系列技术问题需要相当长时间才能解决。但是由于特种火箭发动机有很高的喷射速度,能比化学火箭发动机承担更大的有效载荷,所以它肯定是火箭发动机继续发展的一个方向。

电火箭发动机

DHSL-2 电弧加热发动机

DHSL-2 电弧加热发动机是中国科学院空间科学与应用研究中心(简称中科院空间中心)电推进实验室正在研究的一种低功率电弧加热发动机实验样机。

早在 1988 年,考虑到未来中国长寿命,高精度同步卫星在轨控制的需要,中科院空间中心电推进实验室就提出了开展低功率电弧加热发动机的研究计划。直到 1992 年,在国家科技发展基金委员会的资助下,才正式开展实验研究。到 1994 年,初步建成了一套 kW 级的电弧加热发动机实验系统。

该系统包括电源、点火分系统、推进剂供给分系统、发动机本体以及推力测量等部分。

电源 为直流电源,最大输出为:电压 200 V,电流 20 A。采用串接电阻稳弧。

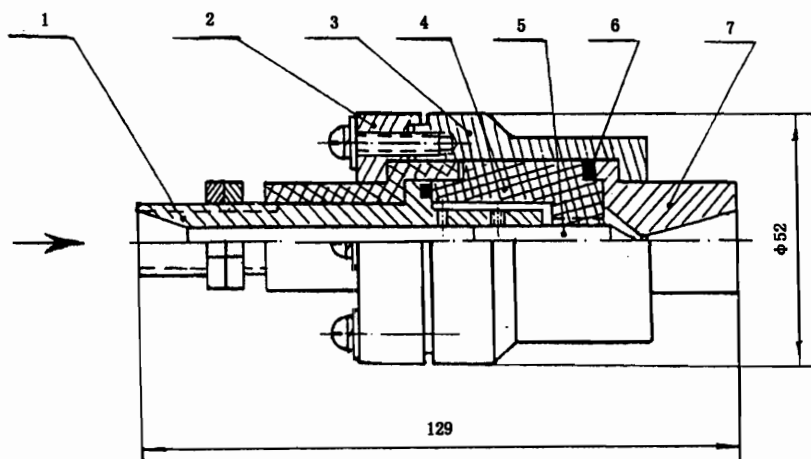
点火分系统 采用一种复合点火系统,它可同时产生高电压($< 5 \text{ kV}$)小电流的短脉冲($< 100 \text{ us}$)和低电压大电流($> 100 \text{ A}$)的长脉冲($> 1 \text{ ms}$)。由此构成的点火脉冲足以保证可靠点火。

推进剂供给分系统 包括贮气瓶、减压阀、质量流量计、压力表等部件。质量流量选用 D07-7A/ZM 型热导式商用质量流量控制器来测量。

发动机本体 采用辐射冷却,阴极材料有铯钨

和钨两种;阳极(喷咀)的材料是钨;电极间的绝缘材料为云母陶瓷,高温密封材料用的是片状增强柔性石墨。推进剂从阴极尾部进入,经阴极切向喷射到喷咀的渐缩段,被电弧加热后喷出。喷咀和阴极都是可拆换的。阴极直径为 6 mm,锥角为 60° ,喷咀的入口半角为 45° ,出口半角为 15° ,喉道直径为 0.6 mm~1 mm。

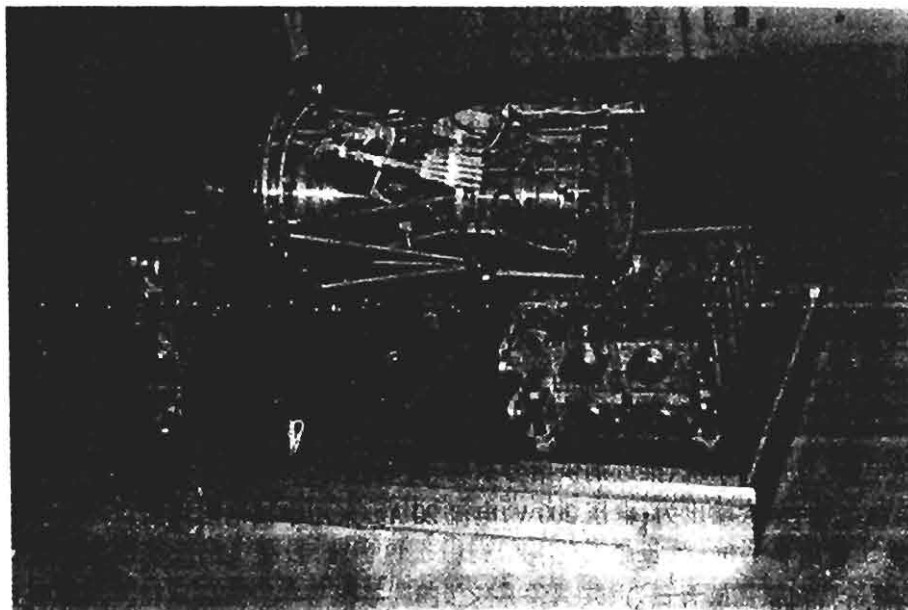
已分别用氮和氩气作推进剂对该系统进行了结构和性能(包括启动,电弧稳定和动力学性能)的初步研究。下一步将用氮氢混合气体作推进剂进行实验,然后过渡到用肼作推进剂的性能研究。



DHSL-2 电弧加热发动机结构图

- 1—阴极支杆(推进剂入口) 2—后端盖 3—前端盖
4—绝缘体 5—阴极 6—石墨垫 7—喷咀(作阳极)

LF-8 电子轰击式离子发动机



LF-8 电子轰击式离子发动机

LF-8 电子轰击式离子发动机是中国空间技术研究院兰州物理研究所于 1974 年立项开始研制的。到 1986 年完成了实验样机,并通过了鉴定验收。

LF-8 发动机采用电子轰击式离子源和发散磁场结构。推进剂为汞,其利用效率为 83%;电源处理单元效率为 85%,全效率为 58%。该发动机的研制目的是为 300 kg ~ 800 kg 地球同步卫星提供南北位置保持和姿态控制服务。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	5	输入功率	W	240
比 冲	m/s	27 440	束 直 径	mm	80
设计寿命	h	10 000	推 进 剂		Hg
设计开关循环次数	次	10 000	长 度	mm	400
总 质 量	kg	28			

(总质量包括发动机,汞贮存与供给分系统,电源和接口与控制电路分系统)

发动机系统

系统组成 LF-8 电子轰击式离子发动机由推进剂贮存与供给分系统,发动机本体分系统,电源处理和接口与控制电路分系统组成。

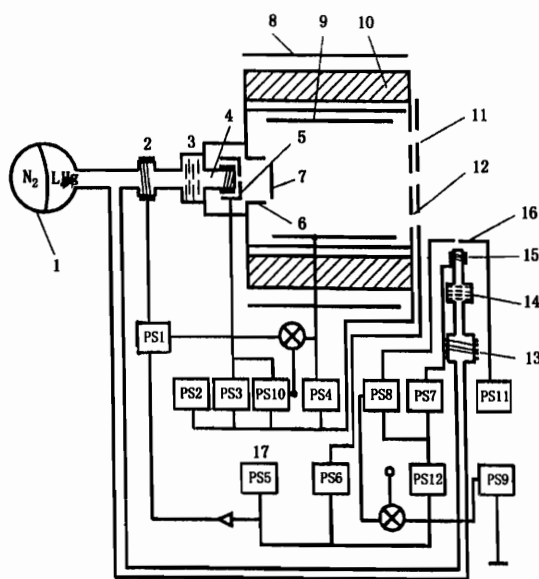
推进剂贮存与供给分系统 由汞贮罐组件、关断阀、蒸发器、流量控制器、绝缘器、管路等组成。

发动机本体分系统 由空心阴极组件-放电室-发散磁场结构,双栅离子光学结构和中和器组成。

电源处理和接口与控制电路分系统 由 13 组电压输出和遥控遥测数字接口与控制电路组成。

工作原理 压力氮气充于贮氮半球罐。氮气压迫耐汞橡胶隔膜使液汞进入蒸发器。液汞被加热蒸发,并在维持一定汞蒸气压状态下,通过主空心阴极进入放电室。在放电室中,阴极发射电子轰击汞原子,并在阴极管孔盘附近的点火电极与阴极之间产生放电,使部分汞原子电离。电离产生的正离子轰击阴极升温,维持一定的电子发射温度。同时,在点火电压之后的较低电压下维持放电。电离产生的二次电子在电磁场洛伦兹力作用下,沿磁力线螺旋前向运动,碰撞汞原子电离,产生的电子被洛伦兹力加速,继续碰撞汞原子。这个过程像链式反应一样使电离放电扩展到整个放电室。电子最终被阳极收集。离子被双栅离子光学结构聚焦,引出,加速喷出。推进剂另一支路经过中和器蒸发器、绝缘器、中和器阴极组件,同样被电离。离子被阴极收集,电子被离子束中高电位吸引,与离子束汇合并中和。

电源提供的电能通过上述过程被转变为离子束动能,其反作用力即推力。



LF-8 电子轰击式离子发动机系统简图

- 1—汞贮罐 2—主蒸发器 3—主绝缘器 4—主空心阴极
5—触持极 6—阴极极靴 7—挡板 8—放电室外壳
9—阳极 10—磁棒 11—加速栅极 12—屏栅极
13—中和器蒸发器 14—中和器绝缘器 15—中和器阴极
16—中和器触持极 17—PS-电源

发动机主要部件

汞贮罐组件 球形贮罐中部用耐汞橡胶隔成两个半球。一个半球带有充氮阀、温度压力传感器等;另一半球贮存液汞,有液汞出口管接头、注汞阀门等。

主蒸发器 由钽管、多孔钨塞、电加热器、液汞进口接头、汽汞出口管等组成。

主绝缘器 由上游进口接头、隔离网、绝缘环、绝缘体、法兰盘、内屏蔽罩、外屏蔽罩组成。

主空心阴极 由钽管、多孔钨浸渍氧化物发射体、多孔钨顶、孔盘、点火电极(触持极)、电加热器、钽箔隔热层等组成。

放电室 由后底板、阳极面、屏栅极上游面构成界面。

磁场结构 由永久磁棒、低碳钢底板、阴极靴、屏栅极靴等组成发散磁场。

阳极 铝质圆柱筒形阳极。

双栅离子光学结构 由平面型屏栅极和加速栅极组成。两个栅极间距为 0.9 mm。用光刻腐蚀法刻出 1 111 个小孔。

中和器蒸发器 与主蒸发器同,大小按比例缩小。

中和器绝缘器 采用双层屏蔽陶瓷管。

中和器空心阴极 与主空心阴极同,按比例缩小。

电源处理单元箱 由分离元件和集成电路混合组成的 13 路不同电压输出的直流-直流转换电源、结构件、箱体、接插件、缆线等组成。

改进与发展

选择对发动机性能影响较大的几个主要因素,采用正交优选法进行试验,做了如下的改进。

- (1)采用了小孔加速栅极,降低了产生每个离子的放电功耗。
- (2)磁场强度通过改变永久磁铁根数调节最佳状态。
- (3)屏栅和加速栅间距从 1.5 mm 降为 0.9 mm,改善了离子束引出性能。
- (4)采用烧结法制成新的空心阴极发射体,提高了阴极寿命。

LF-9 电子轰击式离子发动机



LF-9 电子轰击式离子发动机

LF-9 电子轰击式离子发动机是中国空间技术研究院兰州物理研究所在 LF-8 汞离子发动机基础上研制的氙离子发动机。LF-9 发动机是从 1988 年开始研制,到 1993 年基本完成了实验样机。2 台~4 台 LF-9 发动机组合系统可为 1 000 kg~2 000 kg 地球同步卫星提供 10 年左右南北位置保持和姿态控制服务。但因无经费支持,中断了此项研究工作。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	10~15	输入功率	W	400~450
比 冲	m/s	29 400	束 直 径	mm	90
设计工作寿命	h	10 000	推 进 剂		Xe
设计开关循环次数	次	10 000	发动机本体质量	kg	2.2

发动机系统

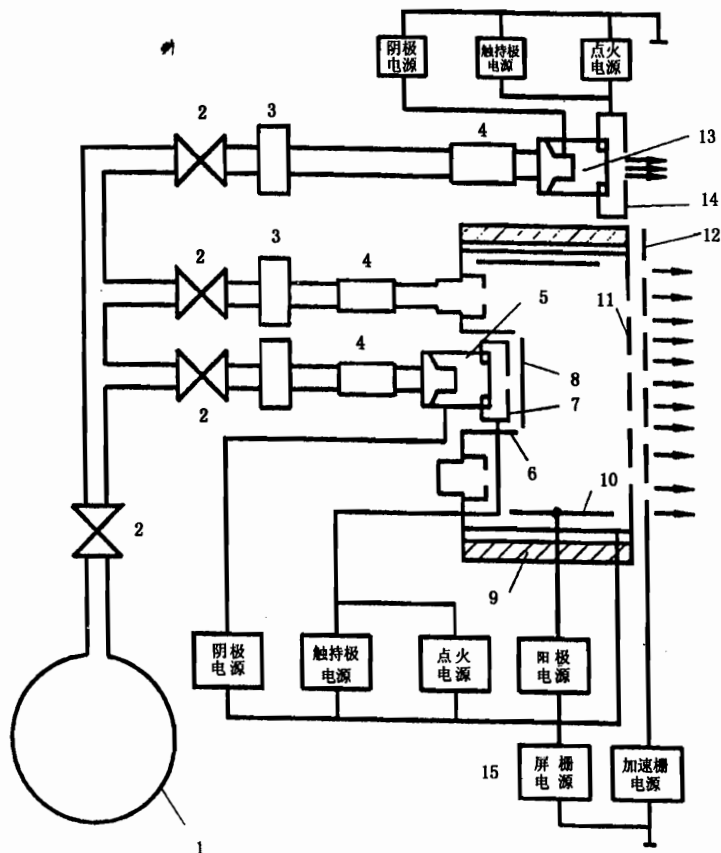
系统组成 LF-9 电子轰击式离子发动机系统由推进剂贮存与供给分系统,发动机本体分系统以及电源处理单元等组成。推力矢量控制计划用可控支架。

推进剂贮存与供给分系统 由高压(15 MPa)氙气瓶(钛合金制)、关断阀、减压阀、流量控制器、气体绝缘器等组成。

发动机本体分系统 由空心阴极-放电室-发散磁场结构,双栅离子光学结构和中和器子系统组成。

电源处理单元 由 15 组电压输出电源和时序控制电路等组成,约有 600 个电子元器件。

工作原理 氙气瓶内高压氙气分两路,经减压阀、稳压器、关断阀、流量控制器,高电压绝缘器经过主空心阴极和主进气环,均进入主放电室。在主放电室中,阴极发射的电子轰击氙原子,产生离子和电子。电子被电磁场洛伦兹力加速,并以磁力线为导向作螺旋前向运动,继续碰撞氙原子,又产生电子和离子……。这样,迅速使电离扩展到整个放电室。电子最终被阳极收集,离子被双栅离子光学结构聚焦,引出,加速喷出。第三路氙推进剂经过流量控制器,绝缘器进入中和器空心阴极,产生的电子进入喷出的离子束中并与之中和。



LF-9 电子轰击式离子发动机系统简图

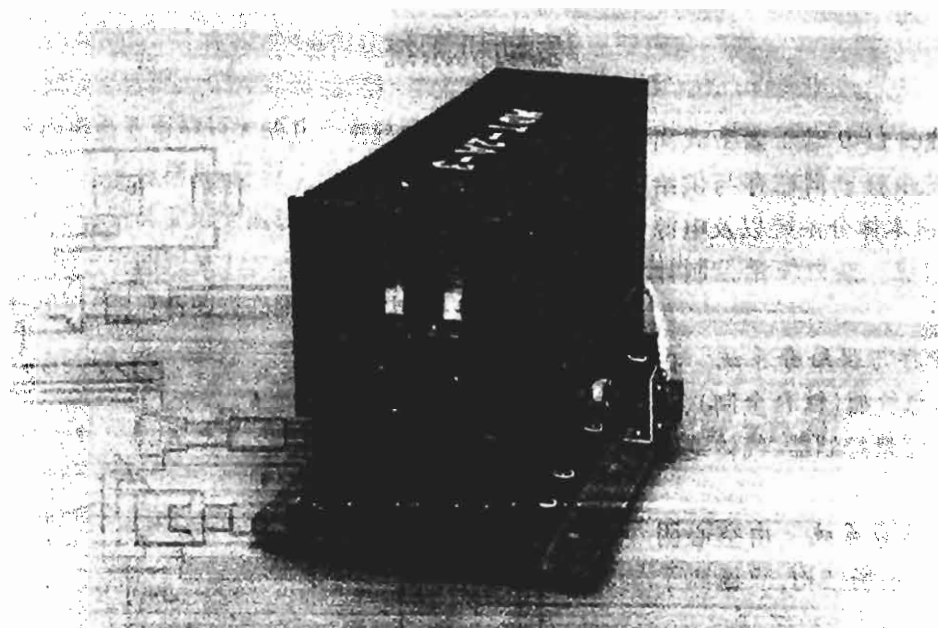
- 1—氙贮罐 2—阀门 3—流量控制器 4—绝缘器 5—主阴极 6—阴极极靴 7—主阴极触持极 8—挡板 9—磁棒 10—阳极 11—屏栅极 12—加速栅极 13—中和器阴极 14—中和器触持极 15—电源

MDT-2A 脉冲等离子体发动机

MDT-2A 发动机是中国科学院空间科学与应用研究中心(简称中科院空间中心)电推进实验室(1980 年以前,该实验室属中科院电工研究所)研制的一种脉冲等离子体发动机。

1970 年,电推进实验室接受了一项研制同步卫星东西位置控制系统的任务。经过方案论证,选择了用聚四氟乙烯作推进剂的脉冲等离子体发动机。

从 1970 年到 1979 年,断断续续地先后解决了轻量低电感储能电容器,点火塞等关键部件的研制。经过大量性能试验,了解了影响发动机性能的结构和电气参数,加工和试验了 MDT-1,MDT-2 样机,最后研



MDT-2A 脉冲等离子体发动机

制出了 MDT-2A 飞行样机。

在中国航天部的大力支持和合作下,2 台 MDT-2A 发动机于 1981 年 12 月 7 日成功地进行了高弹道空间飞行试验。发动机从 600 km 高度开始运行,经轨道最高点 3 400 km,降到 400 km 后停止试验。在空间工作了 37 min,从地面接收到的遥测信号清楚表明,发动机工作完全正常。同时进行试验的其它设备也未因发动机的工作带来什么影响。这是中国首次电火箭空间飞行试验。

发动机主要性能与结构参数

平 均 比 冲	m/s	2 744	元 冲 量	μN·s	63.7
每次放电能量	J	4	放电重复率	次/s	1
发 动 机 效 率	%	2	电 源 效 率	%	80
系 统 质 量	kg	2.75	推 进 剂	聚四氟乙烯	
平均输入功率	W	5			

发动机系统和主要部件

系统组成 MDT-2A 发动机包括三个主要部分:发动机本体、点火分系统、电源处理与遥测遥控分系统。工作原理与 LES-6 用脉冲等离子体发动机相同。

发动机本体 发动机本体包括两个喷口,一个储能电容器和金属外壳。每个喷口有自己的平行轨道放电室和推进剂供给系统。放电室由不锈钢的阳极、阴极和陶瓷侧壁组成。阳极有一肩部支承推进剂,阴极装有点火用的点火塞,固体聚四氟乙烯推进剂在恒力弹簧的作用下,通过一金属导轨供给到放电室。

储能电容器是发动机的重要部件。绕组采用同轴圆形单绕组伸出箔纸膜复合结构,在真空条件下浸渍硅油,外壳为不锈钢,用氩弧焊保证密封。电容器与电极的连接采用双面覆铜印刷电路板。结构简单,重量轻,电感小。储能电容器的容量为 $2\mu\text{F}$ 充电到 2 kV。

金属外壳及锥罩具有电磁屏蔽和防止喷射流扩散的作用。

点火分系统 包括点火电路和点火塞。点火电路包括点火电容器, 升压变压器和可控硅开关。点火电容器选用低电压(150 V)大容量($10\mu\text{F}$)的工作方式。从而确保可控硅元件不会因密封不良导致巴申击穿造成失效。这是 MDT-2A 发动机的重要特色。点火塞为沿面放电的半导体型, 同轴结构, 其外电极(阴极)带螺纹, 直接拧到阴极上。

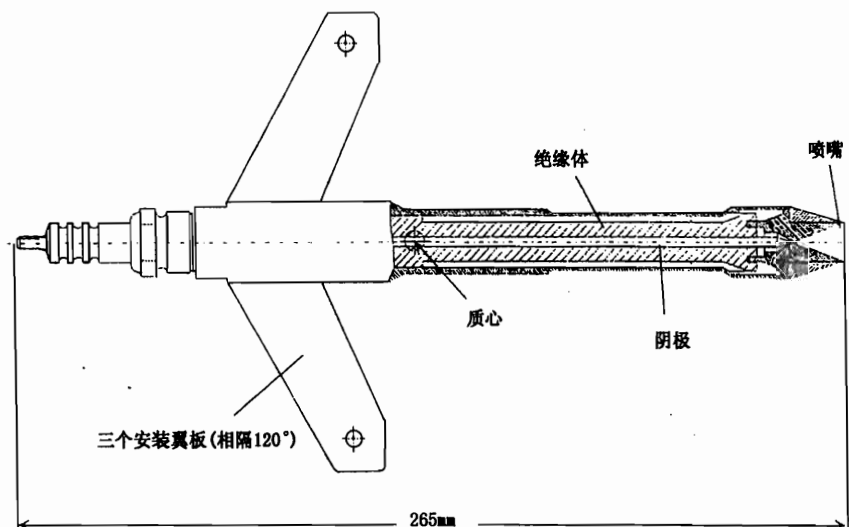
电源处理和遥测遥控分系统 它的功能是把 24 V 直流变换成发动机需要的 2 KV(给储能电容器充电)和 150 V(给点火电容器充电), 并给点火电路的可控硅提供每秒 1 次的触发脉冲, 使发动机的双喷口交替工作。同时对储能电容器的端电压和放电电流进行检测, 并转换成遥测输出, 作为判断发动机工作是否正常的检测信号。

改进与发展

在进行弹道飞行试验之前, 1979 年, 该发动机(4 台)曾计划装在由中科院空间中心研制的天文卫星上进行空间飞行试验。目的是证实发动机在真实空间的工作能力; 比较在空间测得的性能与地面测得性能的差别。到 1983 年, 卫星和发动机都已基本准备就绪, 并进行了多种联试。后因其它原因, 天文卫星下马, 发动机的飞行试验没有进行。

弹道飞行试验后, 一度对发动机的性能和点火系统进行了更深入的研究。并研制了一种放电能量为 20 J, 单喷口双点火塞的发动机实验样机, 后因无任务要求和无经费支持, 到 1988 年研究工作停了下来。

ATOS-02 飞行试验电弧加热发动机



ATOS-02 飞行试验电弧加热发动机

ATOS 是 Arcjet Thrustor on OSCAR Satellite 的缩写。ATOS-02 是在国际业余无线电卫星 AMSAT-P3-D 号上进行飞行试验的一种小功率的用氨作推进剂的电弧加热发动机。从 80 年代中期以来, 德国斯图加特大学空间研究所便开始研究用氨作推进剂的再生冷却和辐射冷却的小功率电弧加热发动机, 有 NLAI-R, NLAI-S 和 ARTUS 等系列。

试验卫星直径 2.3 m, 高 0.7 m, 呈六角形, 重 400 kg, 三轴稳定, 运行轨道为同步转移轨道, 近地点

4 000 km,远地点 47 000 km,倾角 60(°)。

ATOS-02 发动机将担负该卫星最终轨道的精确控制任务,使卫星的轨道周期尽可能接近预定的 16 h。该卫星计划于 1997 年~1998 年上天。

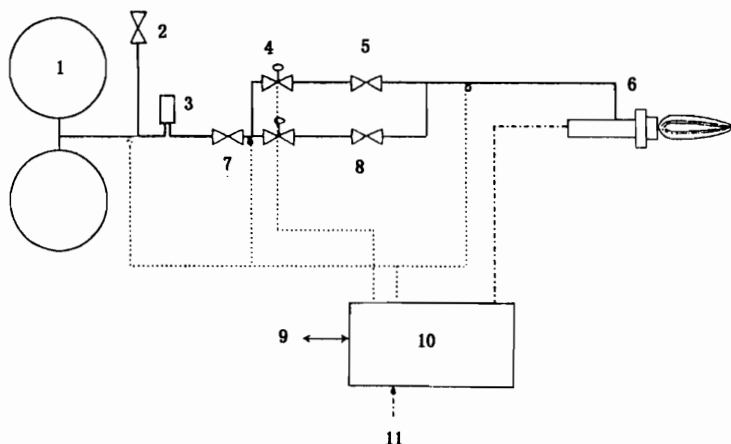
发动机主要性能与结构参数

输入功率	W	748	推 进 剂	氨
推 力	mN	114	推进剂流量	mg/s
比 冲	m/s	4 704	效 率	%
发动机本体质量	g	480	开/关寿命	次
电源处理单元质量	kg	2.0	工 作 寿 命	h
系统质量	kg	5		

发动机系统和主要部件

系统组成 该发动机系统由氨推进剂贮箱与供给系统、电源处理单元和发动机本体组成。

发动机本体 ATOS 发动机有 ATOS-01 和 ATOS-02 两种型式。ATOS-01 发动机用作性能和寿命试验。第一次寿命试验工作了 670 循环(工作 1 h,停 1 h)便因阳极严重烧蚀和出现喉道堵塞现象而停止。经改进后,第二次寿命试验运行了 1 010 次循环未出现问题。



ATOS-02 飞行试验电弧加热发动机系统图

1—贮箱(2个) 2—充注和泄放阀门 3—气体发生器 4—质量流量控制器(2个) 5—主供给管路 6—发动机本体 7—阀门(3个) 8—应急管路 9—卫星计算机 10—电源处理单元 11—卫星电源

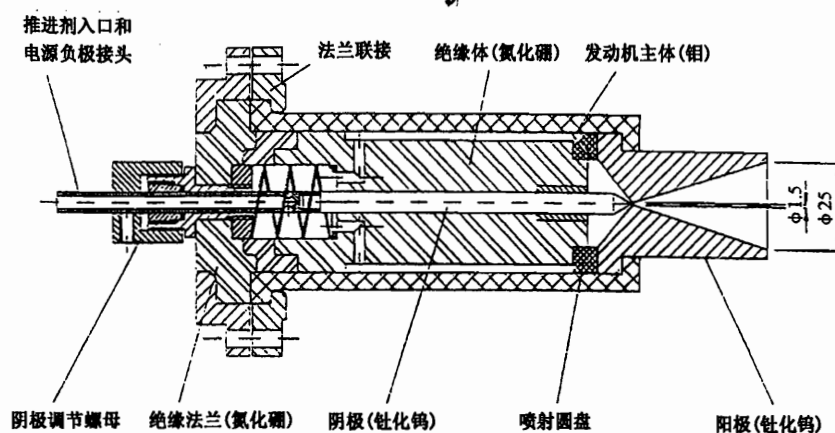
ATOS-02 是飞行试验发动机,除考虑便于安装到卫星上而增加的结构外,基本上与进行了 1 010 次寿命试验的 ATOS-01 发动机相同。

推进剂贮箱与供给系统 包括两个贮箱(每个可装 26 kg 氨)、氨气体发生器、质量流量控制器、供给管路、阀门、一些温度传感器和压力传感器。发动机的氨气体发生器和阀门是从俄罗斯莫斯科电机研究所买来的。质量流量控制器是用来保证流入发动机的质量流量恒定,不会因推进剂贮箱供给压力的变化而变化。质量流量控制器采用一般商用热质量流量控制器改造而成。由于它未经空间飞行验证,故采用两套,互为备份。

电源处理单元 由马保(Marburg)大学承担。电源处理单元的模样与发动机一起运行了 2 000 h,2 500 次点火,效率为 93%,重 2 kg。电源处理单元的正样将包括微机处理控制的各种软件。

工作原理 与 MR-508 电弧加热发动机一样,但推进剂不同。

MARC 系列电弧加热发动机



MARC-2 电弧加热发动机

MARC 系列电弧加热发动机是德国斯图加特大学空间研究所的中功率(5 kW ~ 25 kW)电弧加热发动机系列。上图是其中的 MARC-2 电弧加热发动机结构图。

斯图加特大学空间研究所的中功率电弧加热发动机研究最早起于 1986 年。在欧空局的资助下,研制了一种称作 TT1 水冷式电弧加热发动机。其阳极和阴极都是水冷的,而且阳极(喷咀)是片状可叠加,可拆换的,便于研究喷咀结构对性能的影响。在此基础上研制了辐射冷却的 MARC 发动机系列,它们都是实验室样机。

MARC-1 发动机用氢,氨,和氢氮混合气作推进剂进行了性能试验。MARC-1 发动机的效率比 TT1 发动机的提高了一倍,比冲提高了 30%。MARC-3 发动机与 MARC-2 发动机的唯一差别在于,它用带有再生冷却通道结构的喷咀代替 MARC-2 发动机的辐射冷却喷咀,使推进剂先流经喷咀温度最高的部分,吸收一部分经喷咀壁传导来的热量,然后再流入混流室,从而增加推进剂的入口焓值,达到回收一些热损失,提高发动机效率的目的。用非接触式光学检测表明,效率可提高 4%。

MARC-3 发动机的阳极喷咀由内外两部分组成,材料为钨。内边部分用电蚀刻的方法,加工出推进剂流动的通道和喷入放电室的出口;外边部分构成阳极的完整轮廓。两部分用电子束焊接成一个整体。

MARC-4 发动机除了喷咀的再生冷却结构与 MARC-3 发动机稍有不同外,喉道的尺寸和形状亦有变化。喉道不是直的,而是带有 1:3 膨胀比,接着是一个扩张比为 500 的喷咀。为的是研究喉道形状对性能的影响,期望用这种双锥喷咀提高效率。

MARC-4 发动机,输入功率为 10 kW,用氢作推进剂时,比冲可达 11 760 m/s,效率为 38%。目前又在 MARC-4 发动机的基础上,进一步改善再生冷却结构,把喉道直径减到 1 mm,构成 MARC-5 新发动机,用作在不同推进剂下的性能研究和检测。

发动机主要性能与结构参数

输入功率	kW	5 ~ 25	阴极材料	2% 钨钽合金
喷咀收缩半角		45(°)	阴极直径	mm 6
喷咀扩张半角		17.5(°)	阳极材料	2% 钨钽合金

喷咀喉道直径	mm	1.5	密封材料	石墨垫
喷咀喉道长度	mm	1.7	推进剂	H ₂
喷咀出口直径	mm	25	喷咀扩张比	277:1

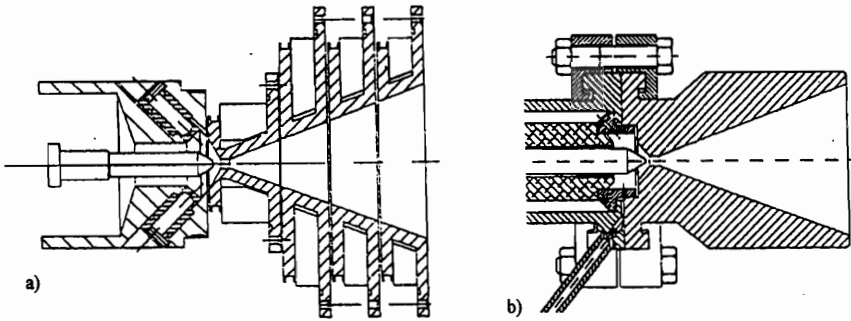
(这里列出的是 MARC-2 电弧加热发动机的参数)

HIPARC-R 电弧加热发动机

HIPARC-R 是德国斯图加特大学空间研究所研制的 100 kW 级辐射冷却的电弧加热发动机。大功率电弧加热发动机是空间研究所的主要研究课题。其目的:一是为空间核电站提供 100 kW 级的电负载,另一个是了解大功率下电弧加热发动机的性能是否比小功率发动机的优越。他们第一步是研制带水冷的 50 kW 发动机,由此发展和设计了带水冷的 100 kW 发动机,称作 HIPARC 型。在 HIPARC 发动机上进行的大量试验表明:在输入功率 100 kW 的条件下,用氢作推进剂,流量为 200 g/s,比冲可达 17 640 m/s,效率为

25%。可以找到一种能在此功率下运行并可获得高比冲(>1 960 m/s)的发动机结构。为了提高发动机的性能,研制了辐射冷却的 100 kW HIPARC-R 发动机。

HIPARC-R 发动机的阴极,弧室和喷咀部分与 HIPARC 发动机的相同,但喉道直径为 4 mm,扩张比不是 256 而是 225。



HIPARC-R 电弧加热发动机

试验表明:辐射冷却提高了发动机的性能。当用氢作推进剂,流量为 143 g/s,输入功率为 115 kW 时,比冲超过 19 208 m/s,效率为 29%。

发动机主要性能与结构参数

	HIPARC 发动机	HIPARC-R 发动机
喷咀收缩半角	20(°)	20(°)
喷咀喉道直径	mm	4
喷咀喉道长度	mm	4
喷咀扩张比	256:1	225:1
喷咀扩散半角	50(°)	50(°)
喷咀直径X长度	mm	70×72
阴极直径	mm	10
阴极尖端锥角	30(°)	30(°)
密封材料	0.35mm 厚 石墨垫圈	0.35mm 厚 石墨垫圈
绝缘材料	氮化硼	氮化硼
推进剂	H ₂	H ₂

RIT-10 射频离子发动机

RIT-10 射频离子发动机是德国针对地球同步静止卫星南北位置保持应用开发的一种已经具备了飞行资格的发动机。这种发动机采用了无电极自持放电离子源和由等离子体界面保持器,加速栅极,减速栅极组成的离子光学系统,简化了系统结构,提高了系统的可靠性,并获得了不低于直流电子轰击式离子发动机的性能。

RIT-10 发动机的研制开始于 1960 年,大致分为四个阶段:

1960 年~1963 年为理论探索和功能演示样机阶段。吉森大学第一物理研究所完成了演示样机。

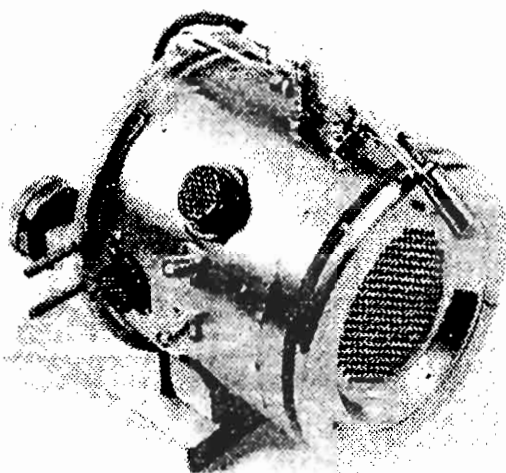
1963 年~1971 年,实验样机阶段。在德国宇宙研究协会和国家科学技术部的经费支持下,吉森大学和德国航空航天研究院(DFVLR)完成了研制和地面试验。

1972 年~1982 年,工程型样机阶段。1972 年,该项目被正式列入政府计划,并以 TV-SATD3 通信卫星南北位置保持应用为目的,由吉森大学、MBB/ERNO 公司、DFVLR 与欧洲空间局和欧洲空间技术中心分别签订合同,承担设计、加工、装配、调试和地面试验。这一阶段,完成了完整的 RIT-10 汞发动机工程样机,并通过了 8 000 h 寿命和 2 000 次开/关特性试验。

1983 年~1991 年,用氙运行的飞行样机阶段。由于 TV-SATD3 卫星计划因经费不足而被取消,RIT-10 汞离子发动机研究被中止。一年后,在“尤里卡”平台(即欧洲可回收运载器)搭载 RIT-10 发动机系统计划推动下,开始了 RIT-10 氙离子发动机系统的研制,并完成了完整的飞行试验硬件。

90 年代,欧洲空间局还计划在 ARTEMIS 通信卫星上,使用 RIT-10 离子发动机和 UK-10 离子发动机组成的推进系统作南北位置保持。

4 台组合的 RIT-10 发动机系统能为 2.5 t 级地球同步静止卫星提供十年期的南北位置保持服务。它的推力矢量控制可选用英国 UK-10 发动机的推力对准部件(ITAA),也可用吉森大学设计的推力矢量控制系统。



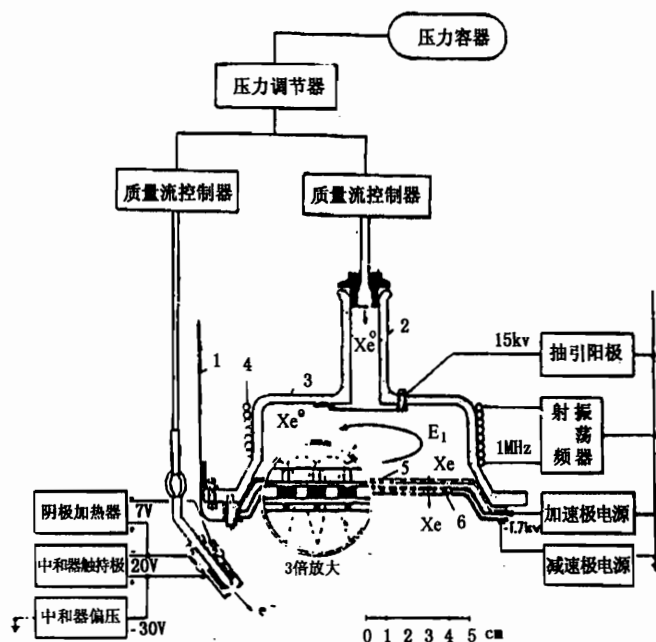
RIT-10 射频离子发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	15	输入功率	W	552
比 冲	m/s	34 300	束 直 径	mm	100
工作寿命	h	8 000	推 进 剂		Xe
开关次数	次	4 000	长 度	mm	124
总 质 量	kg	15			

(总质量包括发动机本体 1.5 kg, 射频振荡器 2.0 kg, 流量控制器 2×1.0 kg, 电源处理单元 8.0 kg, 导线 1.5 kg)

发动机系统



RIT-10 射频离子发动机结构简图

- 1—发动机外壳 2—绝缘器 3—放电室壁 4—射频耦合线圈
5—等离子体界面保持器 6—加速栅极-减速栅极

系统组成 RIT-10 射频离子发动机系统由发动机本体、氙贮存与供给分系统、电源和接口与控制电路分系统、推力矢量控制分系统等组成。

发动机本体 由钛合金外壳、石英玻璃放电室壳、氙进口管、绝缘器（绕有电磁线圈）、氙气分配器-阳极、射频耦合线圈、等离子体界面保持器、加速栅极、减速栅极、射频功率源和中和器等组成。

氙贮存与供给分系统 包括球形容容器、开/关断阀、减压阀、流量控制器、结构支撑件、气体绝缘器等组成。

电源和接口与控制电路分系统 由 11 组电压输出和控制与接口电路及软件组成。

工作原理 氙气瓶的高压氙气经过关断阀、减压阀、流量控制器、绝缘器、氙分配器-阳极进入放电室。射频功率源通过耦合线圈在放电室产生高频电场，从中和器引入的初始电子被加速并碰撞氙原子产生离子和电子。

这些电子再被高频电磁场加速，继续碰撞氙原子，直至放电室中形成放电等离子体。电子最终被阳极收集。射频放电产生的等离子体中的离子在等离子体界面保持器、阳极、加速栅极、减速栅极的作用下，被聚焦，加速喷射出去。

另一路推进剂经流量控制器，绝缘器进入中和器空心阴极。阴极发射电子轰击氙原子电离。离子被阴极收集。电子束被引出，进入离子束并与之中和。

发动机主要部件

高压贮氙瓶 由钛合金球形瓶、温度和压力传感器、支撑件、紧固件等组成。

阀门组件 由氙气充/放阀、关断阀、减压阀等组成。

流量控制器 由传感器、控制电路（在控制电路盒中）、高速响应电磁阀、精密流阻等组成。

绝缘器 由多段迷宫式绝缘器与屏蔽层组成。

射频功率源 由射频振荡器、推挽式功率放大器、印刷电路板与外壳组成，质量为 2.0 kg。

射频放电室 由石英玻璃放电室壳、后底板和抽引阳极内表面，等离子体界面保持器上游面构成界面。射频耦合线圈被夹在石英玻璃壳和氮化硼圆柱形绝缘衬套中间。

氙气分配器-阳极 由氙进口和钨阳极-氙气喷孔盘一体化结构组成，带有正高电压。

离子光学结构 由电绝缘的等离子体界面保持器、加速栅极、减速栅极及支撑紧固件组成。

中和器 由中和器绝缘器、空心阴极、触持极等组成。

电源与控制电路设备 由 11 路稳压电源输出和含有微处理器的高度集成化控制电路板，软件及盒式外壳等组成。

改进与发展

RIT-10 发动机系统在欧洲空间局几个应用计划推动下,经历了从使用汞推进剂到使用氙推进剂的变化、和从实验样机到准飞行样机的改进与完善,成为射频发动机系统中最成熟的一个型号。它有如下的特点和改进:

(1)放电室内表面只有阳极和进氙口以及下游等离子体界面保持器的开孔面积未被石英层覆盖。因此烧蚀溅射物沉积层剥落造成的短路危害可能性很小。但是,由于内表面阳极面积小,对离子的约束弱,放电室碰撞损失较大,使放电室离子生成功耗略高于电子轰击式离子发动机的离子生成功耗。

(2)等离子体界面保持器表面的石英层,是烧蚀率较低的绝缘材料。它的开孔直径较大。电荷交换离子引起孔内壁充电,使等离子体界面鞘层沿孔上游边缘内凹为曲面。离子从曲面鞘层均匀扩散,形成单向运动的聚焦束流被加速栅极和减速栅极加速引出。由于这个聚焦束的焦点落在加速栅孔(直径较小)中心,因此减轻了离子束对孔壁的烧蚀。此外,减速栅的存在排斥了来自中和器的离子对加速栅极下游面的轰击。因此,这种栅极结构可靠性高。

(3)早期使用电子点火器启动放电。后来通过电压时序改动,直接引入中和器电子为初始电子,删除了点火器。

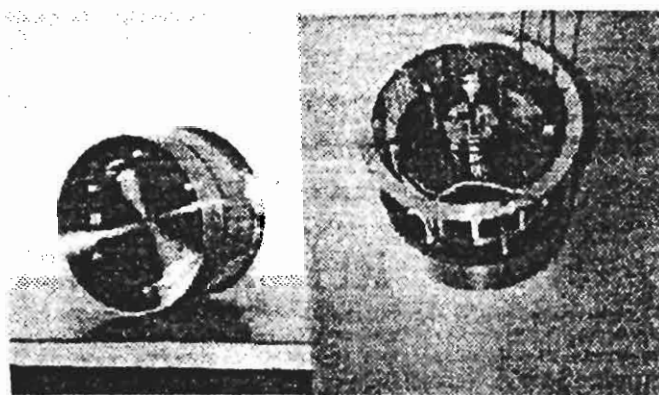
(4)“尤里卡”平台上搭载的空间实验 RIT-10 离子发动机准飞行硬件中,出于经费过紧的原因,使用了海底潜水用的厚壁氧气贮瓶作为氙容器,质量较大,正式飞行硬件将使用 MBB/ERNO 公司研制的薄壁钛合金球形瓶。

RIT-15 射频离子发动机

RIT-15 射频离子发动机是德国吉森大学针对地球同步卫星的质量和寿命不断增加的需求,在 RIT-10 离子发动机的基础上,通过按比例放大原则研制成功的一种 15 cm 直径射频离子发动机。

吉森大学从 1985 年到 1987 年设计、加工、安装调试了一台 RIT-15 实验样机,通过了地面验证试验。RIT-15 射频离子发动机在全效率为 62.3%,推进剂流量为 1.17 mg/s 和 50 mN 推力下,获得了与 RIT-10 离子发动机同样的性能和寿命。

RIT-15 只有实验样机。它是由吉森大学自筹资金研究的一项技术贮备。



RIT-15 射频离子发动机

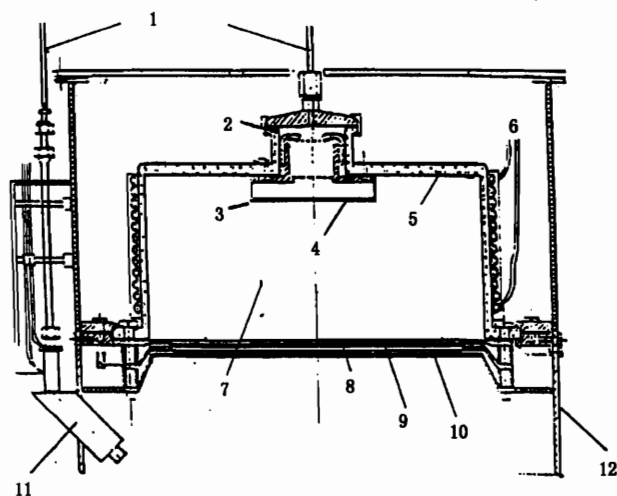
发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	50	输入功率	W	1 750
比 冲	m/s	42 140	束 直 径	mm	150
设计工作寿命	h	8 000	推 进 剂		Xe
设计开关循环次数	次	4 000	长 度	mm	145

单台发动机本体质量 kg

3.5

发动机系统



RIT-15 射频离子发动机结构简图

- 1—氙气供给管 2—绝缘器 3—氙气分配孔 4—抽引阳极
5—放电室壳 6—射频耦合线圈 7—放电室 8—等离子体
界面保持器 9—加速栅极 10—减速栅极 11—中和器
12—发动机外壳

子体界面。射频耦合线圈被夹在石英玻璃壳和氮化硼圆柱形衬套中间。

射频功率发生器 由射频振荡器,射频功率放大器等组成。

绝缘器 是耐压 2.5 kV 以上的多段陶瓷绝缘器,将抽引阳极与推进剂贮存与供给系统电隔离。

阳极 由带有氙进气口和氙分配孔盘的钨制一体化部件。阳极表面有一层氧化铝膜,防止溅射造成损伤。

盘形栅极 由带有 571 个束流小孔的石英保持器面、加速栅极、减速栅极等组成。

中和器 与 RIT-10 离子发动机的中和器相同。

系统组成 RIT-15 射频离子发动机系统由发动机本体、氙贮存与供给分系统、电源与控制分系统组成。

发动机本体 由射频离子源、射频功率源和中和器子系统组成。

推进剂贮存与供给分系统 与 RIT-10 发动机相应分系统相同。

电源与控制分系统 除新设计抽引阳极电源(电源正端接放电室阳极,电源负端接加速栅极)外,其余电源均与 RIT-10 离子发动机相应电源相同。

工作原理 与 RIT-10 离子发动机相同。

发动机主要部件

放电室 由石英玻璃壳、上游底板面、阳极面、等离子体界面保持器上游面构成放电室等离

RIT-35 射频离子发动机

RIT-35 射频离子发动机是目前欧洲功率最大的离子发动机。在欧洲空间局(ESA)感兴趣的小行星交会(AGORA)和彗星核采样(CNSR)飞行计划推动下,完整的 RIT-35 发动机工程样机已研制成功。研制过程大致分为三个阶段。

1970~1981 年,在德国政府资助下,由吉森大学和 MBB 公司共同研制出按比例放大的用汞运行的实验样机。

第二阶段开始于 1984 年。1983 年,欧洲空间局和欧洲空间技术中心(ESTEC)进行了有关与小行星交会和彗星核采样的飞行论证,选择了 RIT-35 发动机和 UK-25 发动机为主推进发动机。1984 年,欧洲空间局和欧洲空间技术中心与 MBB 公司签定了研制满足飞行要求的 RIT-35 发动机合同。MBB 公司通过分公司与吉森大学合作。吉森大学在 1984~1986 年底,经过再设计,研制出一台符合要求的实验样机,并进

行了三次系列试验,获得了满意的用氙运行的性能参数。

1988~1994年,在欧洲空间局的协调下,MBB公司在实验样机的基础上,研制了一台工程样机和高电压电源,并使用RIT-10离子发动机系统的控制电路,组成了完整的RIT-35发动机系统。

执行与小行星交会和彗星核采样计划的RIT-35发动机飞行硬件能否继续,尚无计划。但是,RIT-35发动机系统可以用于轨道转移和轨道运输以及可能有的其它行星际飞行主推进应用。RIT-35离子发动机系统的电源来自太阳电池翼。目前还没有配备核电源的计划。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	340	输入功率	kW	10.9
比 冲	m/s	46 000	束 直 径	mm	350
工作寿命	h	10 000	推 进 剂		Xe
开关循环次数	次	4 000	长 度	mm	160
发动机本体质量	kg	9			

发动机系统

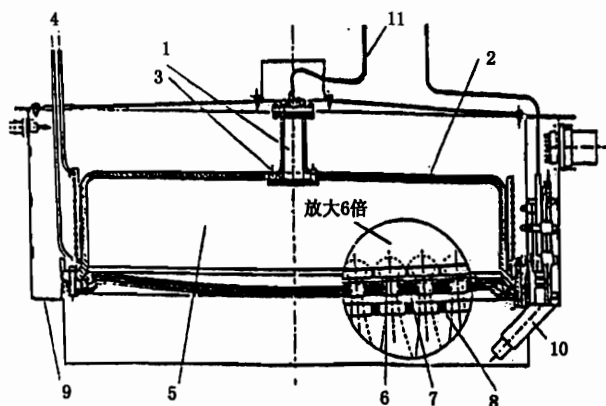
系统组成 RIT-35射频离子发动机系统由发动机本体,推进剂贮存与供给分系统,电源与控制分系统组成。

发动机本体 由绝缘器、气体分配器-阳极、射频耦合线圈、射频功率源、放电室、栅极和中和器子系统组成。

推进剂贮存与供给分系统 由氙贮箱、阀门、流量控制器等组成。

电源与控制分系统 由15路电源转换器和控制电路板、箱体、固定件、支撑件、接插件等组成。

工作原理 与RIT-10离子发动机相同。



RIT-35射频离子发动机结构简图

- 1—绝缘器 2—放电室壁 3—氙气分配器-抽引阳极 4—射频耦合线圈 5—放电室 6—等离子体界面保持器 7—加速栅极 8—减速栅极 9—发动机外壳 10—中和器 11—氙气输送管

发动机主要部件

氙贮箱 由钛合金球形箱体、氙充/放阀、出口管接头等组成。

阀门组件 由减压阀、关断阀等组成。

流量控制器 由流量传感器、控制电路、电磁阀等组成。

绝缘器 为多段陶瓷迷宫式绝缘器,满足推进剂供给系统与放电室引出阳极之间的电绝缘要求。

射频振荡功率源 由0.5 MHz~1 MHz晶体振荡器和功率放大级组成一个有输出电缆插座的箱体。输出射频功率大于1.5 kW。

放电室 后底板和抽引阳极面为上游界面,等离子体界面保持器上游面为下游界面,石英圆柱内表面为侧面界面,形成放电室等离子体的界面。

气体分配器-阳极 为钨制的一体化部件,有氙气进口接头(与绝缘器相接)、氙气出口孔、阳极等。

栅极 由等离子体界面保持器、加速栅极、减速栅极等组成。

中和器 由绝缘器、空心阴极组件、触持极、支撑件、紧固件组成。

改进与发展

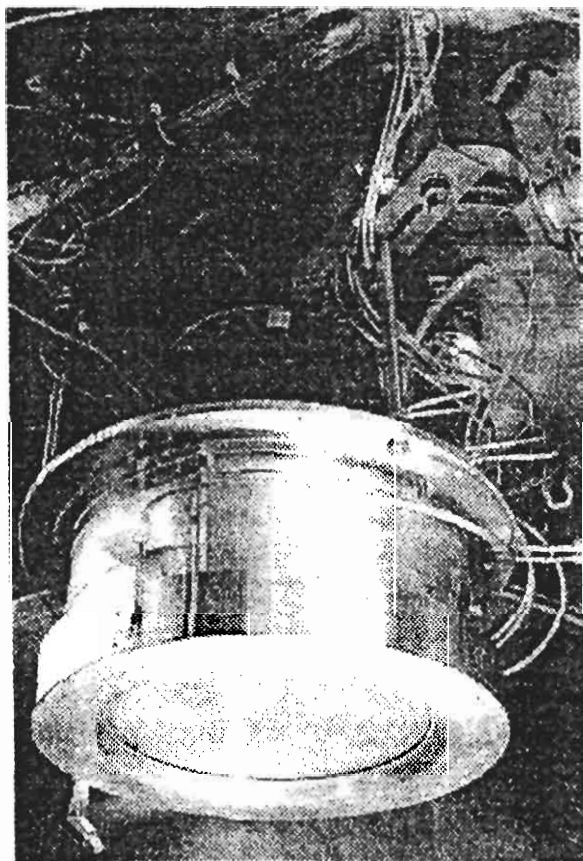
RIT-35 离子发动机是参照 RIT-10 发动机按比例放大设计而来,并且直接使用了 RIT-10 发动机中和器飞行硬件和控制电路。电源转换组件中,只有高电压源组件由 MBB 公司重新设计制造。多数低压组件仍使用了 RIT-10 离子发动机的电源。MBB 公司还研制了一台频率为 0.5 MHz ~ 1 MHz 连续可调,最大功率为 1.5 kW 的射频功率源。此外,其它一些特点和改进如下:

(1) MBB 公司设计制造的盘形栅极共有 4 228 个束流孔,总束流横截面积达 880 cm²。石英质地的等离子体界面保持器厚度和石墨加速栅极与减速栅极厚度均为 2 mm,具有很高的热稳定性和结构稳定性,有能力承受高电压工作。

(2) 引出电压从 0.75 kV 提高到 2.5 kV,并可提高到 4 kV(用于彗星核采样飞行)。获得了 47 km/s 的比冲,甚至更高。

(3) 通过寿命试验,发现石墨溅射量随束电流的增加而提高。根据彗星核采样飞行时间,要求束流不要超过 4 A。

ESA-XX 射频离子发动机



ESA-XX 射频离子发动机

ESA-XX 射频离子发动机是在欧洲空间局计划与协调下,以德国为主,英国和意大利参加协作研制的 25 cm 直径射频氙离子发动机。英国古尔亥姆实验室承担了三栅极离子光学系统的设计与制造。意大利普若也尔(Proel)公司承担了中和器的设计制造。发动机在德国慕尼黑市 DASA 公司组装。并由该公司负责,在吉森大学的真空试验装置中安装调试。

ESA-XX 发动机从 1992 年开始研制,已经完成了实验样机。从 1996 年起开始了工程样机的工作。第一阶段地面试验结果证实了 ESA-XX 发动机性能优于期望指标。在推进剂流量为 4 mg/s,输入功率为 6.2 kW,推力为 200 mN 工作状态下,发动机效率达到 80% 左右。

调节 ESA-XX 发动机离子加速电压(1.5 kV ~ 2.5 kV)可使推力在 50、100、150、200 mN 范围变化,它的降额运行可用于通信卫星南北位置保持。它还可作像从彗星尾部,火星表面,火星卫星上采样返回和黄道外探测器等的行星际科学飞行主推进应用。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	200	输入功率	kW	6.2
比 冲	m/s	44 100	束 直 径	mm	250
工作寿命	h	8 000	推 进 剂		Xe
发动机本体质量	kg	10	长 度	mm	260

发动机系统

系统组成 ESA-XX 射频离子发动机系统由发动机本体(含射频功率源箱)、推进剂贮存与供给分系统、电源处理单元与控制电路分系统以及推力矢量控制分系统组成。

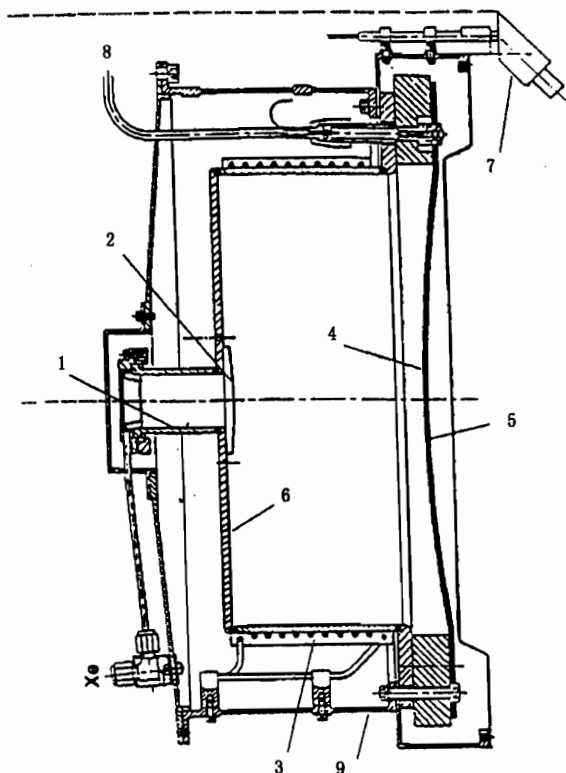
发动机本体 由放电室、射频功率源箱和射频耦合线圈、绝缘器、氙气分配器-抽引阳极、三栅离子光学结构、中和器子系统等组成。

推进剂贮存与供给分系统 由类似于 RIT-35 发动机系统的氙贮罐、充放阀、减压阀、关断阀、流量控制器、气体过滤器、温度与压力传感器、固定支撑件等组成。

电源处理与控制电路分系统 由 15 路电源变换器和控制电路板、箱体、接插件、缆线、固定件、支撑件组成的电源盒和数字控制盒组成。

推力矢量控制分系统 与 RITA-10 发动机系统中的矢量控制分系统相似。

工作原理 与 RITA-10 发动机系统相同。



ESA-XX 射频离子发动机结构简图

1—绝缘器 2—氙气分配器-抽引阳极 3—射频耦合线圈 4—屏栅极 5—加速栅极 6—放电室 7—中和器 8—电极引线 9—外壳

改进与发展

从 1989 年开始后的两年中,欧洲空间局对欧洲主推进离子发动机的发展计划悬而待定。欧洲现有的主推进离子发动机有英国的 UK-25 发动机和德国的 RIT-35 发动机两种。由于经费、研制周期等原因,欧洲不可能同时发展不同原理的两种主推进离子发动机。经过两年左右的搁置和争论,有关国家达成了共识,决定结合两种离子发动机的技术优点,联合研制被命名为 ESA-XX 的主推进离子发动机。

ESA-XX 发动机以德国射频离子源技术为主,吸收了英国 UK-25 发动机中内凹曲面三栅极离子光学结构的优点,作为欧洲新一代主推进离子发动机被发展。ESA-XX 发动机在实验样机阶段的改进有以下几点:

(1) 试验发现加速栅极漏电流过大,加快了加速栅极的溅射和烧蚀。通过改变加速栅极几何外形,增大开孔面积,并在减速栅极上加 -50 V 偏压(一般减速栅极电位为“零”),减小了加速栅极漏电流、溅射率和烧蚀率;

(2) 在地面试验初期,采用一只 RITA-10 发动机的 250 mA 发射电流的中和器。后来它被意大利普若也

尔公司设计制造的一种发射电流可达 1A 的较大中和器取代。新的中和器采用空心阴极等离子桥中和方式;

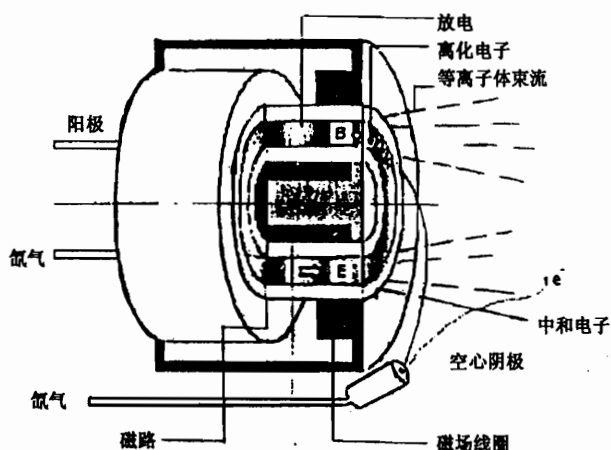
(3)使用了一种新的绝缘材料栅极安装环,代替了较重的氧化铝陶瓷栅极安装环。对放电室进行了再设计,使发动机本体质量由 12.6 kg 降为 10 kg;

(4)放电室壳由石英玻璃改为氧化铝陶瓷,因为它有更高的机械强度。

ESA-XX 发动机实验样机的优良性能,已经确立了它的欧洲新一代主推进离子发动机的地位。可以推测,有关 UK-25 和 RIT-35 发动机的应用计划可能被它取代。

SPT M2 静态等离子体发动机

由于静态等离子体发动机具有几乎最佳的系统性能,在前苏联又具有 20 多年的飞行应用经验,西方国家的研究人员和商业组织纷纷研究和评价这种发动机,并考虑如何把它用到西方国家的航天器上。



SPT M2 静态等离子体发动机

1992 年,法国的欧洲推进协会(Societe Europeenne de Prppulsion)与莫斯科无线电电子学与自动化研究所(Moscow Institute of Radio Electronics and Automatism)合作,启动了一个研究和试验一种专门为同步卫星位置保持而设计的,称作 SPT M2 发动机的计划。该发动机是目前俄罗斯用的 SPT-70 静态等离子体发动机的改进型,它减小了射流的发散及陶瓷放电室的烧蚀,它的推力为 80 mN,功率/推力比小于 16 W/mN。欧洲推进协会负责研制静态等离子体发动机系统,法国的航天中心(Aerospatiale)研究静态等离子体发动机系统对同步卫星设计的影响及如何设计卫星使电推进系统的性能发挥得最好,法国的马特拉·马可尼空间公司(Matramarconi Space)

研制一个用 SPT M2 作位置保持的电信卫星平台,而鉴定静态等离子体发动机的试验和飞行计划则由航天中心和欧洲推进协会及国际空间技术公司(International Space Technology Inc.)联合进行。

该计划分为三个阶段:第一阶段从 1993 年开始研制实验样机(第一台样机 A4 由莫斯科无线电电子学与自动化研究所提供,后经改进研制了 A5 样机);第二阶段研制工程样机并进行 3 500 h 的寿命试验,但发动机的阴极和氙流量控制器采用俄罗斯法克尔设计局 SPT-100 静态等离子体发动机的产品,第二阶段于 1996 年结束;1997 年开始第三阶段,在此阶段,以 A5 为基础研制二台 SPT M2 鉴定样机,并完成 7 000 h 寿命试验,振动与电磁兼容性试验。

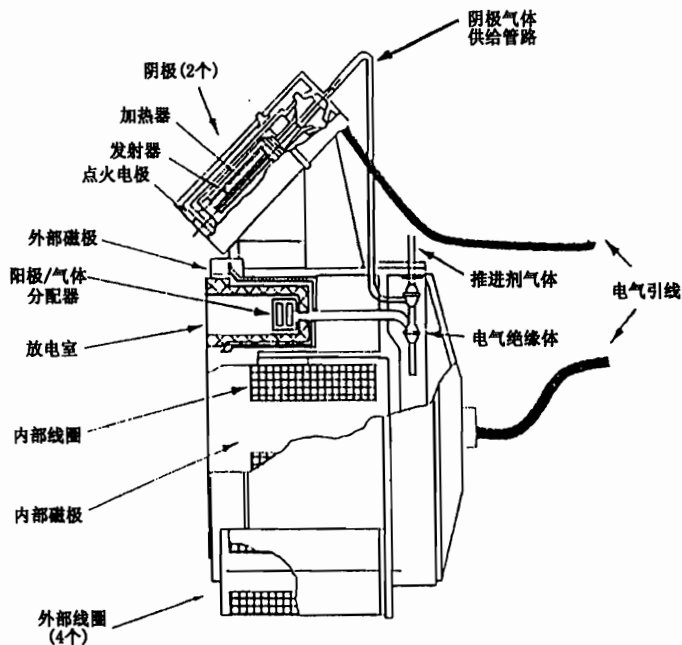
A4 样机是 SPT-70 的复制品。由于它的推力较小,发展了 A5 样机。A5 样机有两个特点:(1)内磁场线圈的功率密度较低,故线圈的温度较低;(2)会被烧蚀的陶瓷绝缘件体积较大,可获得较长的寿命。

A5 的直径为 92 mm,阴极为六硼化镧,加工了 30 多台样机,试验电压 250 V ~ 450 V,功率超过 2 kW,流量 3 mg/s ~ 6 mg/s,产生的最大推力超过 120 mN。

该发动机的第一个应用是,计划把 2 台 SPT M2 和 2 台 SPT-100 一起装在法国空间中心(CNES)的实验通信卫星(STENTOR)上,担负卫星的南北位置保持任务,于 1999 年发射。

SPT-100 静态等离子体发动机

1991年,美国的电推进专家访问了前苏联的一些单位,实地了解静态等离子体发动机的性能。后在弹道导弹防御组织(Ballistic Missile Defense Organization)的资助下,由喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory)和美国国家航空航天局刘易斯研究中心领导的一些单位,先后从俄罗斯购置了4台SPT-70和一台SPT-100发动机,利用自己的设备,通过试验对静态等离子体发动机进行性能、寿命和接口界面等方面的评价。这些试验获得的良好结果,使美国的罗拉尔空间系统公司(Space Systems Loral)和俄罗斯的法克尔联合体(Fakel),莫斯科航空学院(MAI)的应用力学和电动力学研究所(RIAME)于1992年5月签订了一项使SPT-100发动机商业化的合作协议。为此目的,组成了一个叫国际空间技术公司(International Space Technology Inc.)的国际合资公司进行开发研制工作。该公司后来又增加了法国的欧洲推进协会和美国的大西洋研究公司(Atlantic Research Corporation),他们分别负责在欧洲和美国销售国际空间技术公司的产品。右图是国际空间技术公司研制的SPT-100静态等离子体发动机结构图。



SPT-100 静态等离子体发动机

右图是国际空间技术公司研制的 SPT-100 静态等离子体发动机结构图。

虽然静态等离子体发动机按照俄罗斯的标准已经鉴定合格,并有 20 多年的飞行经验,但要用到西方国家的航天器上并使航天器设计师对它有足够的信心,还要做许多工作,主要的有:

- (1)俄罗斯用的电源处理单元比较笨重,需要采用西方国家的电子技术,研制轻型高效的电源处理单元;
- (2)西方国家卫星的寿命较长(10年~15年),需要通过发动机的寿命试验证实其相应的寿命;
- (3)按照西方国家的标准证实发动机系统与航天器的相容性问题:如射流发散引起的溅射腐蚀;对太阳电池的污染沉积影响;及电磁干扰等问题。

在合作研制中,静态等离子体发动机与氙推进剂流量控制器由俄罗斯提供;电源处理单元和发动机选择单元由美国研制;推进剂贮存和管理装置比较成熟,有现货供应。需做的各项试验也分头进行。

从1993年以来,各单位负责的试验陆续进行,并取得了很好的结果。在法克尔联合体的一台SPT-100发动机,寿命试验时间已超过5000h,仍在工作,计划试验到破坏为止(估计超过7000h)。在喷气推进实验室的SPT-100发动机与新设计的电源处理单元一起,寿命试验已超过5300h,5300次开/关循环,还在继续进行。虽然,在几千小时的工作中,发动机的陶瓷绝缘材料烧蚀严重,但性能相当稳定。

对于人们所担心的发动机喷射流可能引起航天器的充电,对太阳电池的污染沉积,溅射烧蚀,电磁干扰等问题,经过大量试验和检测,得出的结论是:这些都不成为问题。按计划,1995年底,参加联合研制的各单位将可完成发动机系统各部件的性能试验,寿命试验和整机的集成和验收试验。到1996年,已完成

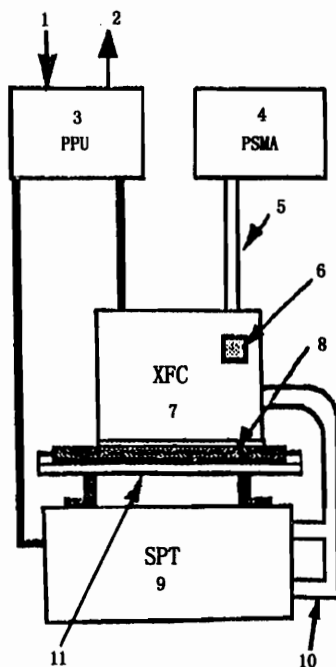
各分系统的鉴定试验和 1 000 h 的整机集成试验。

他们以国际通信卫星 7A 的控制任务为目标,对 SPT-100 发动机系统提出的性能要求进行研制的。用这种系统作 7A 卫星的南北位置保持控制系统,在 15 年寿命期间可望节省 500 kg 质量。

这种新型的 SPT-100 发动机系统将装在目前正在发展的马特拉-马可尼公司 (Matra-Marcoi) 的航天 (Aerspatiale) 卫星上作为南北位置保持的控制系统,也将成为法国技术试验卫星 (Stentor) 的基本系统。

发动机主要性能与结构参数

推进剂		氙	推进剂流量	mg/s	5.3
推力	mN	83	比冲	m/s	15 680
总冲	N·s	1×10^6	发动机效率	%	48
输入功率	W	1 350	发动机质量	kg	3.5
开/关循环寿命	次	6 000	电源处理单元效率	%	> 90
发动机尺寸	mm	15 × 220 × 125			



SPT-100 静态等离子体发动机系统框图

1—电源及指令 2—信号输出 3—电源处理单元 4—推进剂贮存和管理装置 5—氙推进剂管路 6—预热加热器 7—氙推进剂流量控制器 8—安装板 9—SPT-100 发动机 10—氙供给管路 11—毯垫

发动机系统和主要部件

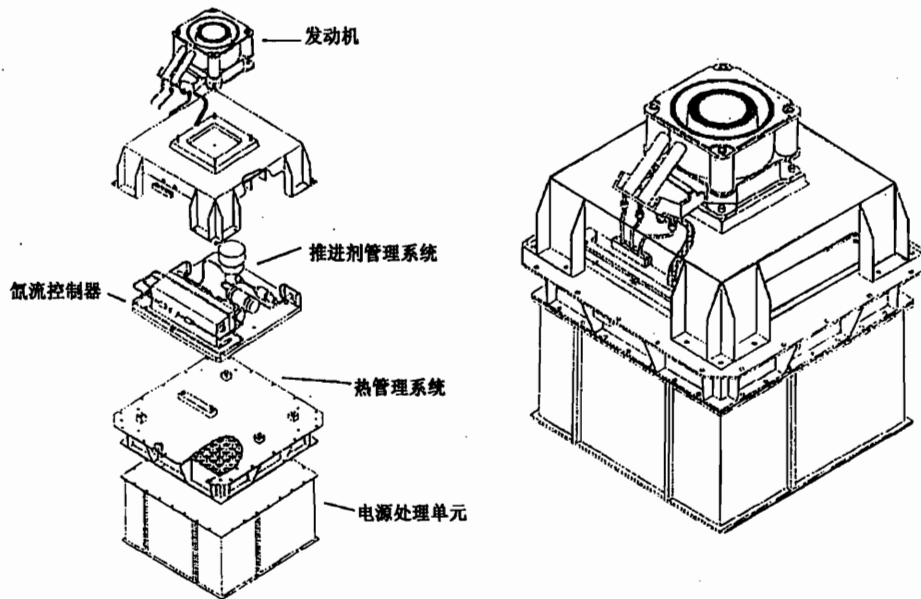
系统组成 联合研制的 SPT-100 发动机系统包括推进剂贮存和管理装置 (PSMA)、氙推进剂流量控制器 (XFC)、电源处理单元 (PPU)、发动机选择单元 (TSU)、发动机本体 (SPT-100) 及有关的连接管道和电气接口等部分。

推进剂贮存和管理装置 它的作用是贮存任务所需的氙气并把贮箱的气压 (14 MPa) 调节到氙推进剂流量控制器的入口压力 (约 0.26 MPa)。

氙推进剂流量控制器 包括两个互为备份的系统。其中任一个都可为两个阴极提供氙气。氙推进剂流量控制器的作用是:选择运行阴极,为放电室及阴极提供合适的质量流量比 (90%, 10% ~ 92%, 8%), 根据发动机放电参数来调节流量。流量的调节是通过热节流阀的控制来实现的。热节流阀是一种毛细管式流量控制器,它是利用氙气的密度变化与温度的关系来控制流量的。毛细管的温度升高,流量下降;反之流量增加。启动时,加 1 A ~ 2 A 电流预热毛细管;稳定运行时,供给热节流阀 4 A 的电流脉冲,维持阳极电流处于给定值范围。阴极,放电室及热节流阀前的电磁隔离阀在发动机启动前 10 s 加 27 V 的电压脉冲,启动后,电压维持在 8 V。

电源处理单元 是用来对静态等离子体发动机,氙推进剂流量控制器的启动和运行进行供电,检测 and 控制的。电源和指令通过电源处理单元送到发动机,来自发动机的遥测信号通过电源处理单元返回到航天器上。电源处理单元提供五种电源:即阳极、磁场、阴极加热器、点火和氙推进剂流量控制器驱动电源。阳极电源用于维持放电,当输出功率为 1 350 W 时,电压为 300 V。阴极加热器电源是一种隔离,可调节的直流电源,它只在启动时工作,进入稳定运行后,加热器停止供电。磁场电源是一种可调节的、浮动、低噪声、与发动机一起连续工作的直流电源。点火电源与航天器是隔离的。发动机启动时提供点火脉冲串,启动完成后,停

发动机系统和主要部件



RHETT 发动机系统

系统组成 联合研制的 RHETT 发动机系统包括推进剂管理系统、氩推进剂流量控制器、电源处理单元、发动机本体(T-100)及有关的连接管道和接口结构等部分。

推进剂管理系统 它的作用是贮存任务所需的氩气,并把贮箱的高气压调节到氩推进剂流量控制器入口所需的压力。该系统由摩革空间产品部(Moog Space Products Div.)提供。

氩流量控制器 装在发动机与推进剂管理系统之间。发动机的放电电流与氩气流量成正比,通过节流阀和电源处理单元的闭环控制来调节氩推进剂流量。此系统由莫斯科热加工科学研究所研制。

电源处理单元 把来自卫星一次电源的低电压(28 V)变换成发动机所需的恒定电压(300 V, 4.5 A)。该单元由美国空间电源公司研制,效率约为 92%。来自电源处理单元的 140 W 的废热采用相变热储存组件来处理。它可保证每 3 h 工作 1 h。如果要长时间连续工作,可采用连接到卫星热控系统的热管散热。

发动机本体 选用莫斯科热加工科学研究所研制的 T-100 发动机,它包括 4 个主要部件:两个互为备份的阴极、阳极(也是推进剂分配器)、放电室和磁场系统。

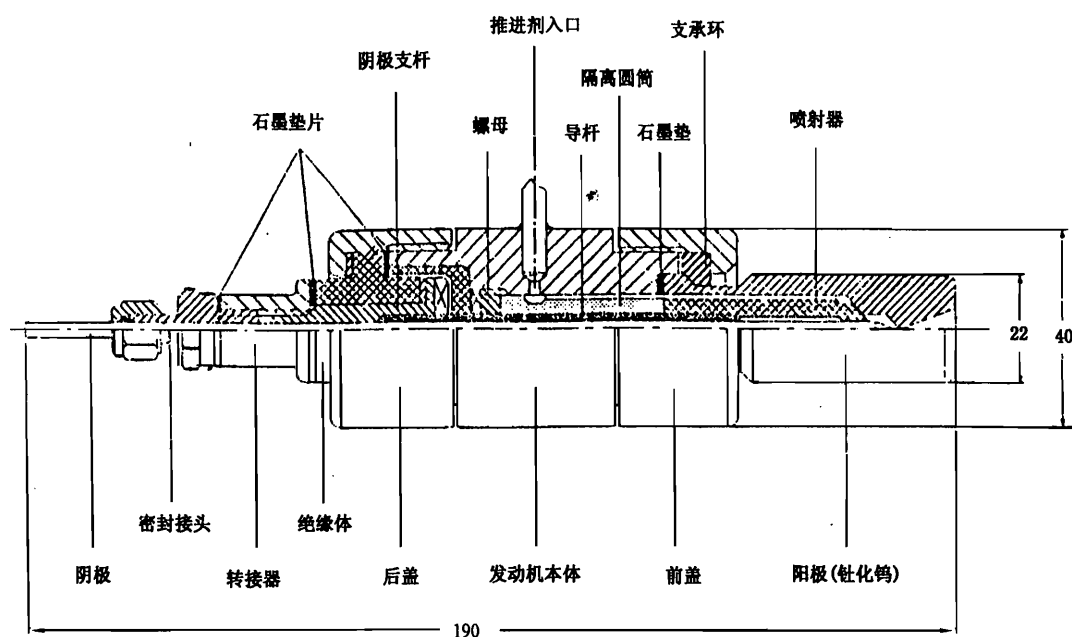
工作原理 RHETT 发动机的工作原理与 SPT-100 的一样。

RHETT 发动机系统是一个模块化系统。它的主要部件都可根据技术的进步和用户的需求来替换。整个系统于 1995 年 8 月总装,9 月开始进行鉴定试验,它包括热真空环境试验、随机振动试验、电磁兼容性试验和发动机低温环境点火试验等。

DIVA 电弧加热发动机

这是意大利准备进行空间飞行试验的一种电弧加热发动机。它是由意大利空间中心(Centrosazio)研制的。

在欧洲空间局(ESA)先进支持技术第 3 阶段计划(Advanced Supporting Technology Programme phase 3)资助下,意大利的 BPD Difesa e Spazio 公司(主合同),空间中心和比萨大学(分合同)三个单位,自 1992 年起开



DIVA 电弧加热发动机

始研制用于位置保持和其它辅助推进的小功率(0.5 kW ~ 2 kW)电弧加热发动机。为此,制定了一个电弧加热发动机飞行验证试验计划(DIVA),准备装在尤里卡-3号平台上,于90年代末进行空间飞行试验。

电弧加热发动机飞行验证试验计划的目的是:比较地面试验和空间运行所得的数据;通过在真实空间的运行,取得对这种发动机的信心;研究推进系统与航天器之间的相互作用与影响问题(射流污染和电磁干扰)。

飞行试验发动机选用1 kW级的电弧加热发动机,分两阶段进行研制。第一阶段,在比萨大学研制出原理样机,并用氢氮混合气体作推进剂进行性能研究;第二阶段,在BPD Difesa e Spazio公司研制飞行样机,用肼和氨作推进剂与气体发生器一起进行试验。

发动机主要性能与结构参数

电 流	A	10	电 压	V	100
推 力	mN	140	比 冲	m/s	4 410
推进剂质量流量	mg/s	30	输入功率	kW	1
推 进 剂		肼			

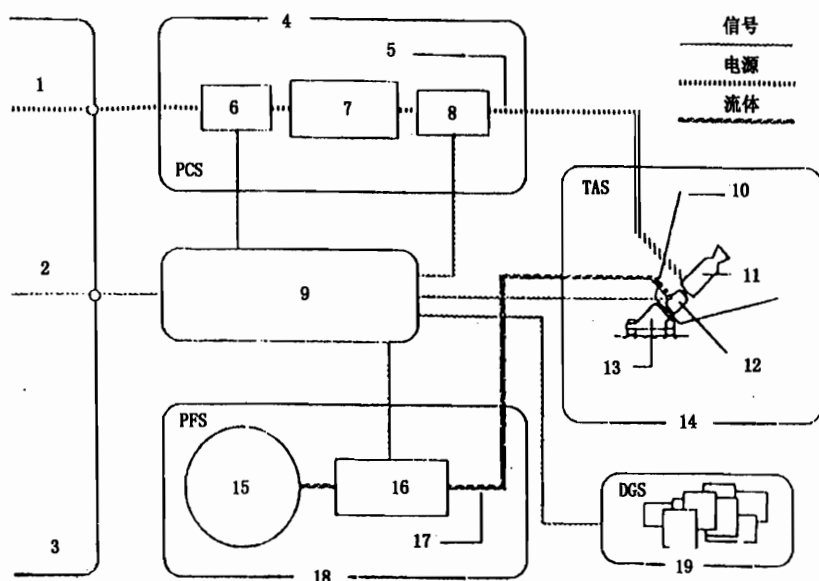
发动机系统和主要部件

系统组成 整个系统包括5个组成部分:发动机本体(TAS)、推进剂供给系统(PFS)、电源处理系统(PCS)、试验管理系统(EMS)和检测系统(DGS)。

发动机本体 包括发动机、气体发生器、热屏蔽和安装支架。推进剂用肼,采用催化分解型气体发生器。热屏蔽是用于防止电极的热辐射传到航天器结构上。发动机的安装有一定的倾角,该角是可以调节的。

推进剂供给系统 包括一个贮箱、各种阀门、推进剂流量控制装置和有关的管道。

电源处理系统 它与飞行器供电母线相连,通过尤里卡平台的遥测/遥控系统和电弧加热发动机飞



DIVA 电弧加热发动机系统

1—电源 2—数管系统 3—尤里卡平台 4—电源处理系统 5—电源电缆 6—总线控制器 7—电池 8—电源处理单元 9—试验管理系统 10—热屏蔽 11—发动机 12—气体发生器 13—安装支座 14—发动机本体 15—贮箱 16—流量控制器 17—管路 18—推进剂供给系统 19—检测设备

行验证试验计划的试验管理系统,为发动机供电并控制发动机的运行。它包括总线控制器、蓄电池、电源处理单元和连接电缆等部件。

试验管理系统 有下列功能:

(1) 按已编定的程序和/或地面指令自动执行各种动作;

(2) 驱动各种阀门、开关、使试验投入运行;

(3) 把各种检测装置中的输出记录和存储起来;

(4) 定期把数据传送回地面。

检测装置 有频率从 500 MHz 到 10 GHz 的电磁

干扰天线,可检测电磁干扰的 H-场探针和 E-场探针,有检测喷射流沉积污染影响的石英晶体检测器和太阳能电池检测器,此外是检测发动机系统有关参数如流量、压力、温度、电流、电压的检测装置和传感器。

改进与发展

在该发动机研制的同时,BPD Difesa e Spzio 公司也研制了另一种发动机。它的特点是:阳极是可拆的,材料为 2% 钨钽合金,喷咀喉道直径为 0.62 mm,长 0.64 mm 和直径 0.40 mm,长 0.39 mm 两种,气体喷射环的材料为钼;内装补偿弹簧用于补偿由于各部分材料不同引起的热膨胀,以免引起泄漏;气体入口靠近发动机后部,既可提供冷却又可对推进剂进行预热。

该发动机已用氮氢混合气和氨进行了各种性能试验。对于氮氢混合气体,测得的性能参数为:功耗 1 kW,推进剂质量流量 30 mg/s,比冲达 4 282 m/s,效率为 29%。并完成了 308 h 的寿命试验。

BPD Difesa e Spzio 公司于 1990 年开始研究小功率电弧加热发动机,除了自己进行各种研究外,1996 年从美国奥林宇航公司取得了 MR-508 小功率电弧加热发动机技术的使用权,其目的是要在不久的将来生产和鉴定这种发动机系统,使之应用到欧洲的卫星上。

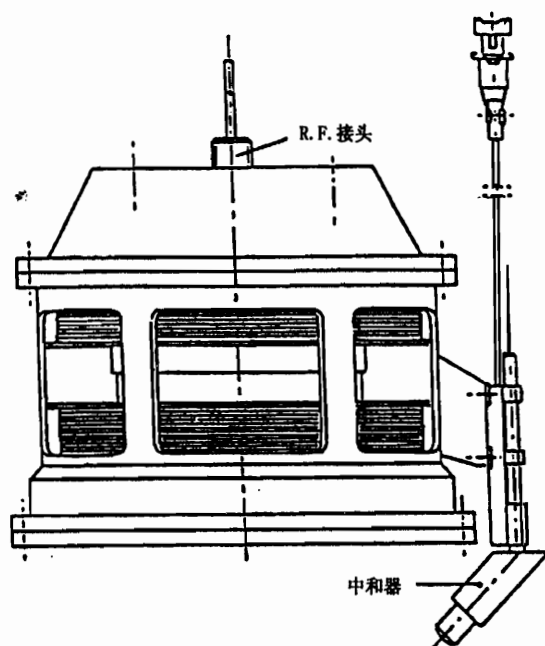
RMT 射频离子发动机

RMT 射频离子发动机是在欧洲空间局(ESA)的一项重力测量探测器(GEM)飞行计划的经费支持下,由主承包方意大利空间局(AST)转包给意大利普若也尔(Proel)公司研制的一种加有磁场的射频离子发动机(Radiofrequency with Magnetic field ion Thruster)。

RMT 发动机在德国射频离子发动机基础上,增大了放电室长度与直径比,相对加长了放电室长度,在放电室上游段放置射频耦合线圈,而在放电室下游端增加了一个直流电磁线圈和一个永久磁环,改善了放电室的等离子体容纳性能。

RMT 发动机从 1993 年开始研制,到 1996 年完成了除推进剂贮罐外的全部实验室硬件。其中,平面型三栅离子光学结构的发动机本体(包括射频源)进行了鉴定,获得了与设计指标相符的优良结果。电源处理单元达到了工程样机硬件水平。

1996 年,普若也尔公司与意大利空间局续签了工程样机研制合同,工程样机(RMTA)设计与工艺优化已经开始。计划在两年内完成包括有发动机本体,氙贮存与供给分系统,电源与电控分系统,推力矢量控制等部分的整个 RMTA 发动机系统。这个计划还包括了 RMTA 发动机系统用于重力测量探测器任务的飞行论证工作。



RMT 射频离子发动机

RMT 发动机除了作重力场分布测量探测器飞行辅助推进(推力 5 mN 左右)应用外,应用目标还瞄准了 100 kg ~ 1 000 kg 近地轨道小卫星和小卫星群(全球通信小卫星系统)上 2 mN ~ 10 mN 推力量级的多种在轨推进应用。这类小卫星五年左右的低轨道飞行寿命,不但在总体上要求发动机质量轻、尺寸小、质量/功率比低,而且对太阳能电池板面积有限制。因此在这类小卫星上使用 RMTA 发动机系统和使用新一代高效砷化镓太阳能电池板是相关联的。重力测量探测器上的新一代高效砷化镓太阳能电池板能提供 800 W 功率。分配给 RMTA 发动机系统的功率大约为 33%。RMTA 发动机系统的推力矢量控制将采用万向支架。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	5	输入功率	W	240
比 冲	m/s	29 400	束 直 径	mm	75
工作寿命	h	1 200	推 进 剂		Xe
总 质 量	kg	10.8	发动机本体长度	mm	130

(总质量包括发动机 1.6 kg, 射频功率源 1.3 kg, 推进剂贮存与供给分系统 6.9 kg, 导线束 1.0 kg)

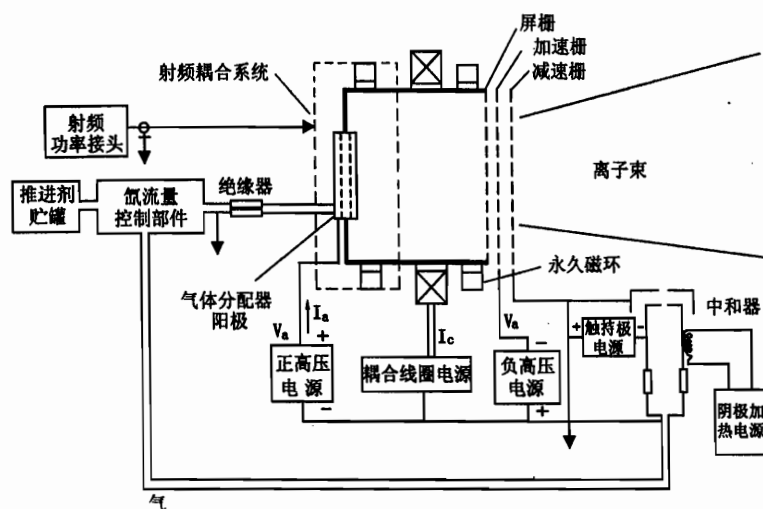
发动机系统

系统组成 RMT 射频离子发动机系统由氙贮存与供给分系统、发动机本体、电源处理单元和控制分系统组成。

氙贮存与供给分系统 由地面实验用氙气瓶(暂时)、充/放阀、关断阀、气体压力调节器、气体过滤器、流量控制器、精密泄流阀等组成,提供双路可调稳定流量氙气。

发动机本体 包括了射频功率源、高压气体绝缘器、氙气进口盘—阳极组件、带射频耦合线圈和外加磁场的放电室、平面三栅离子光学结构、中和器、发动机外壳等,它目前为实验样机。

电源处理单元 由跨接在阳极和加速栅极的加速电压(高压)、螺线管电磁线圈电源、中和器空心阴极加热器电源、中和器触持极电源、以及控制分系统电源组成。它的全部电性能参数和体积与质量达到



RMT 射频离子发动机结构简图

了工程样机要求。

控制分系统 暂由地面微机系统与接口电路提供地面试验所需的控制功能。

工作原理 在控制分系统指令启动下,打开氙贮存与供给分系统阀门,对两个分枝管路提供流量稳定的氙气流。主路氙气经过高电压气体绝缘器和主放电室上游端口的氙进气口盘—阳极组件进入主放电室。另一路氙气经过中和器低电压气体绝缘器和中和器空心阴极进入中和器。RMT 发动机各组电源和射频功率源按

时序开始工作。

中和器首先开始工作。中和器空心阴极在触持极点火和维持电压作用下,发射的电子碰撞氙原子产生放电,放电等离子体中的电子被放电室阳极正高压抽引,进入放电室。这些初始电子在放电室射频电场和外加磁场与静电场的作用下,被加速并碰撞氙原子,产生的二次电子被上述电磁场加速,继续碰撞氙原子,这个过程像链式反应一样,迅速扩展为整个放电室中放电。放电室中的等离子体电离率很高,外加磁场约束了等离子体与放电室壁的碰撞。离子被加速电场引出,电子被阳极收集。在离子束喷射的同时,中和器中的电子被离子束喷射流中的高电位吸引进入束中,与离子束汇合中和。

发动机主要部件

气体绝缘器 包括高电压多段迷宫式绝缘器和陶瓷管中和器气体绝缘器。

射频功率源 由射频振荡器和功率放大器及结构箱体、接插件、引线等组成。

放电室 是一个内直径为 95 mm,长 50 mm 的圆筒体,由后底板与氙气进口盘—阳极表面,栅极上游表面构成界面。放电室外表面是一层喷涂 Al_2O_3 的绝缘层。射频耦合线圈夹在氮化硼圆柱衬套和 Al_2O_3 涂层中间,并位于放电室的上游部分。

氙气进口盘—阳极 由进氙管和边缘有许多小孔的阳极组成一体化结构。进氙管口与主绝缘器连接。阳极接正高压电源。

通电螺线管 由夹在放电室筒体中的绝缘衬套和放电室内表面 Al_2O_3 涂层中间的线圈组成,在放电室筒体下游部位,用于调节外加的磁场。

永久磁环 由许多小磁块排列而成,被放置在放电室筒体下游端靠近屏栅极的部位,它与通电螺线管共同产生附加发散磁场。

栅极 为三栅极结构。三栅极都由平面圆钼板穿孔而成。屏栅极无偏置电源,表面绝缘。加速栅极加负高压。减速栅极接地。屏栅极上游面与放电室内壁共同形成等离子体界面。它防止离子直接轰击加速栅极,并对离子产生聚焦作用。阳极与加速栅极之间的高电位对离子束起加速作用。减速栅极的作用是阻止来自中和器的离子轰击负高压的加速栅极。

中和器 由陶瓷管低电压气体绝缘器、空心阴极、触持极、结构固定件等组成。

改进与发展

RMT 发动机在德国射频离子发动机基础上,采用外加磁场改善等离子体约束特性,有所创新。从目前的实验样机到以后的工程样机,设计改进将包括发展盘形三栅极结构,屏栅极上游面镀高硬度绝缘材料膜。

RMT 发动机系统在小卫星上的应用前景是良好的。从目前到 2005 年,测算的市场需求量为每年发射 20 颗~30 颗近地小卫星。如果像 GloBalstar 系统(48 颗卫星),IRIDIUM 系统(66 颗卫星),ECCO(46 颗卫星),Teledsic 系统(840 颗卫星)那样的大星座计划能实施,需求量还将提高。RMT 发动机在低轨道小卫星上的用途有以下几个方面:

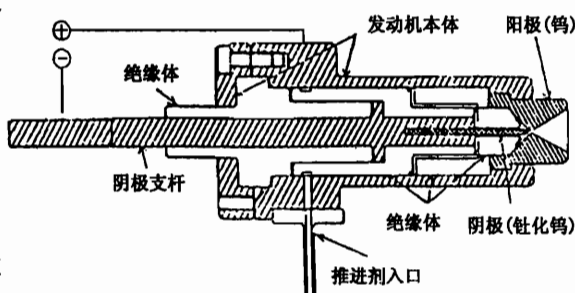
- (1)高度在 500 km 以下轨道上的遥感卫星和科学卫星的阻力补偿;
- (2)高度在 500 km~2 000 km 范围内的通信卫星星座的轨道保持;
- (3)小卫星与运载器脱离后的初始轨道到工作轨道的转移;
- (4)小卫星寿命终止后的轨道脱离。

RAT-6 电弧加热发动机

RAT-6 电弧加热发动机是日本大阪大学(Osaka Uni.)与三菱重工公司(Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd)在 90 年代研制的最新一种电弧加热发动机。

早在 1984 年,大阪大学就与三菱重工公司合作,开展电弧加热发动机的研究。目的是为 1 000 kg 重的同步卫星提供先进的,具有高比冲的 kW 级南北位置保持控制系统,取代现用的单组元和电热肼系统。

他们最初研制的发动机是水冷的,后来加工了一个辐射冷却的发动机和一个辐射再生冷却发动机,并用氮、氢、及氮氢混合气体作推进剂和常规直流电源进行了结构和性能试验。1988 年又加工了一个辐射冷却型发动机 RAT-3,并用氮氢混合气体作推进剂,用新研制的脉宽调制电源(工作频率为 50 kHz)进行了性能研究。到 90 年代,又发展了 RAT-4, RAT-5 和 RAT-6 三种发动机。



RAT-6 电弧加热发动机

发动机主要性能与结构参数

推进剂	$N_2 + 2H_2$ 混合气	输入功率	kW	1	
比冲	m/s	4 900	喷咀喉道直径	mm	0.5

发动机系统和主要部件

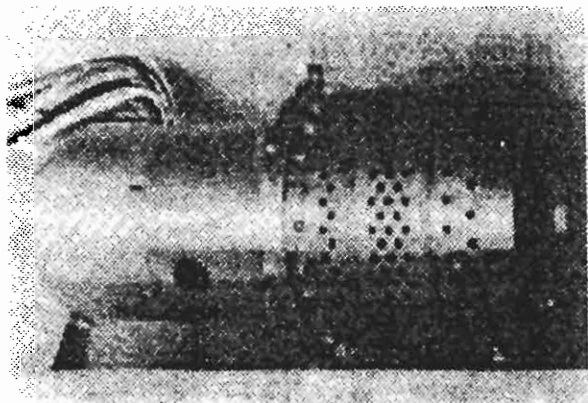
RAT-6 目前还是一个实验室样机。它是 RAT-5 发动机结构的改进型,它综合和继承了前几种发动机成功的结果。发动机是辐射冷却型。阴极材料为 2% 的钨钽合金,但阴极端部是圆头而不是 RAT-3 的 90

(°)锥角。阳极为一缩扩喷咀,材料为纯钨。RAT-5 有两种喉道尺寸的喷咀(阳极)。一个是直径 0.5 mm,另一个直径为 0.6 mm。但 RAT-6 的喷咀喉道直径只有 0.5 mm 一种。喷咀的其他尺寸彼此相同。绝缘材料为氮化硼,高温密封材料早期用金属,后改用纯石墨。

RAT-6 与 RAT-5 主要的不同在于推进剂进口和流经路径不同。RAT-5(还有 RAT-3)发动机,推进剂是从阴极尾部进入的,这种结构不适宜作为星上的系统,因为推进剂管要与肼分解气体发生器的阀门相连,通常阀门是接卫星地的。但另一方面,为了减少发动机电弧放电引起的电磁干扰,其阳极需要接地,这样便带来矛盾。为此在 RAT-6 发动机中把推进剂改到从阳极进入。考虑到实用中分解产物的温度高达 900 K,为了增加推进剂与发动机本体的热交换,减少发动机本体的温度梯度,采用了螺旋形的推进剂通道。

试验表明,RAT-6 发动机的性能优于 RAT-5。

ETS-3* 电子轰击式离子发动机



ETS-3 载电子轰击式离子发动机

ETS-3 卫星载电子轰击式汞离子发动机是日本国家宇航实验室(NAL)和电子技术实验室合作研制的飞行试验样机。该发动机从 1973 年开始研制,1982 年 9 月在日本国家空间发展局(NASDA)发射的“工程试验卫星 3 号”(ETS-3)上做了连续工作 100 h 和 100 次重复启动(每次喷射 10 min)的性能试验,获得了成功,该离子发动机的研制分四个阶段:

1973 年~1974 年为初始研究;

1975 年~1976 年是方案阶段;

1977 年进行设计;

1977 年~1982 年进行试制,调试及飞行验收

试验。

该发动机采用空心阴极-电子轰击式离子源-发散磁场结构,目的是为 70 年代末 500 kg 级地球同步轨道卫星提供南北位置保持控制。

ETS-3 装有一对可旋转和可倾斜的太阳电池翼和 3 组蓄电池,分别在日照区和阴影区为离子发动机提供 100 W 和 30 W(间断工作)功率。电源处理单元与控制接口电路共为一个箱体。两台发动机安装在卫星任务舱的滚动面上。电源与接口控制箱安装在同一底板的背面。推力测量通过卫星姿态偏差补偿量和轨道高度变化量来计算获得。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	1.73	输入功率	W	61
比 冲	m/s	22 320	束 直 径	mm	50
设计工作寿命	h	100	推 进 剂		Hg
开关循环次数	次	100	长 度	mm	270
系统总质量	kg	27			

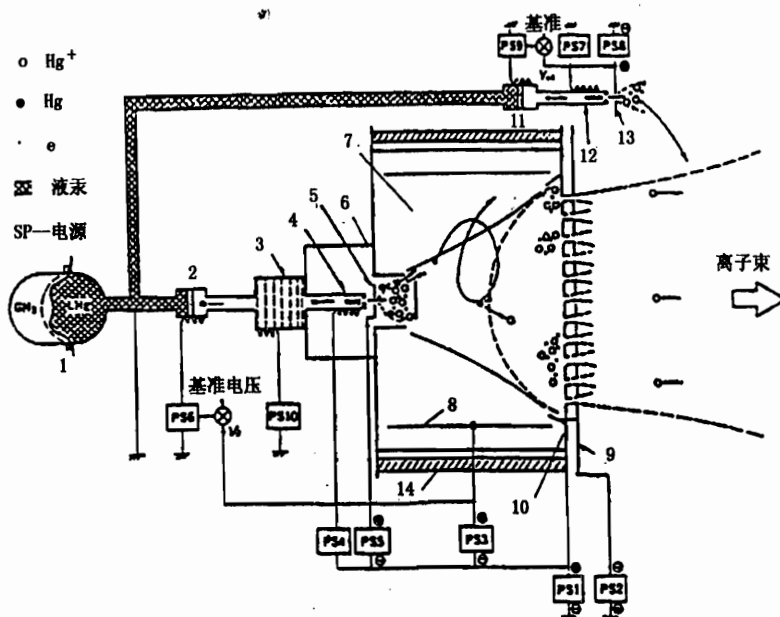
发动机系统

系统组成 ETS-3 卫星载离子发动机系统由汞贮存与供给分系统、发动机本体分系统、电源处理和接口与控制分系统组成。

汞贮存与供给分系统 由汞贮罐组件、关断阀、毛细吸管流量控制器、蒸发器、绝缘器、贮罐支撑件、管路等组成。

发动机本体分系统 由空心阴极-放电室-发散磁场结构,双栅离子光学结构以及中和器等组成。发动机本体单台质量(包括 0.6 kg 液汞)为 2.65 kg。

电源处理和接口与控制分系统由10组不同电压输出的电源盒和一个数字接口与控制电路盒组成。



ETS-3 卫星载电子轰击式离子发动机结构简图

1—汞贮罐 2—主蒸发器 3—主绝缘器 4—主阴极组件 5—触持极 6—阴极极靴 7—放电室 8—阳极 9—加速栅极 10—屏蔽极 11—中和器蒸发器 1—绝缘器 12—中和器阴极 13—中和器触持极 14—磁棒

发动机主要部件

汞贮罐组件 由耐汞橡胶隔膜分隔开的两个半球罐、氮充/放阀、贮气槽、汞充/放阀等组成。

蒸发器 包括主蒸发器、中和器蒸发器。蒸发器由钽管、液汞进口接头、多孔钨限流环、多孔钨塞相分离器、电加热器、汽汞出口管组成。

绝缘器 主阴极绝缘器是多段迷宫式高压绝缘器。中和器绝缘器是陶瓷管绝缘器。

空心阴极 由多孔钨氧化物浸渍发射体、阴极钼管、钼丝加热器、钼箔隔热器、多孔钨顶、孔盘、触持极、绝缘支撑件和固定件等组成。

磁路结构 由磁棒、阴极靴、底板、屏栅极靴组成。

阳极 由金属丝网编织成筒形。

双栅离子光学结构 屏栅极,加速栅极均为平面型,间距为 1.5 mm,由钼薄片开孔制成。屏栅极厚 0.5 mm,孔径 3.0 mm;加速栅厚 1.5 mm,孔径 2.2 mm。

中和器 由蒸发器、绝缘器、中和器空心阴极组件、触持极、推进剂管、支撑件和固定件等组成。

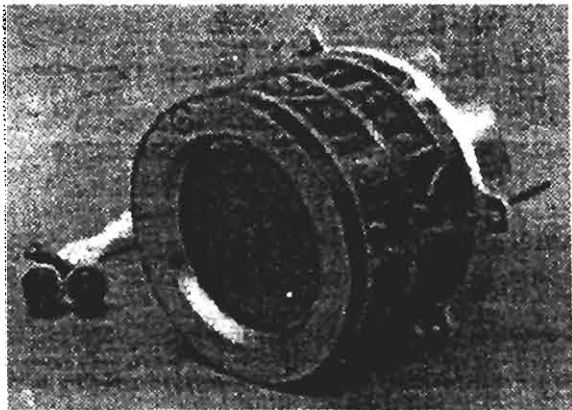
电源处理单元 由直流-直流转换 10 组不同电压输出和数字接口与控制电路组成,把从母线输入的 28 V 直流电源转换为发动机所需要的 10 种稳压电源。

控制电路具有电源开/关控制,推进剂阀门开/关控制,地面遥控(经卫星遥控接收机处理)信号输入与发动机遥测参数输出接口电路功能。

改进与发展

- 该离子发动机飞行样机进行了一些改进：
- (1)对汞加注阀、氮气加注阀做了一些修改；
 - (2)减薄阴极蒸发器法兰和支撑,以减少热量损失；
 - (3)增大中和器触持极孔径,以降低点火耦合电压。

ETS-6* 电子轰击式离子发动机



ETS-6 用电子轰击式离子发动机

ETS-6 南北位置保持用电子轰击式离子发动机是由日本国家空间发展局(NASDA)负责,日本国家宇航实验室(NAL),日本三菱公司(MELCO),日本东芝公司(TOSHIBA)协作研制而成。研制过程分四个阶段：

- 1983 年 ~ 1985 年是实验样机研究；
 - 1986 年 ~ 1988 年为工程样机研究；
 - 1987 年 ~ 1992 年是初期飞行样机研究；
 - 1992 年 ~ 1994 年是飞行样机定型与发射。
- 1994 年 8 月 28 日,EST-6 发射成功,进入大椭圆转移轨道后,因卫星远地点发动机阀门故障,卫星未能进入地球同步轨道。但在转移轨道上,进行

了离子推进性能验证,实验结果确认了四台发动机运行良好,达到了设计要求。

ETS-6 上的太阳电池翼(初期功率为 5.8 kW,功率/质量比为 32.3 W/kg)向同时工作的两台离子发动机可提供 1.5 kW 功率。发动机推力矢量由可控支架调节。4 台发动机组合系统能为 2 t 级地球同步卫星提供 10 年 ~ 12 年南北位置保持服务。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	22	输入功率	W	712
比 冲	m/s	22 320	束 直 径	mm	120
设计工作寿命	h	6 700	推 进 剂		Xe
开关循环次数	次	4 000	长 度	mm	100
系统总质量	kg	131			

(总质量中包括了 41 kg 氙气的质量)

发动机系统

系统组成 ETS-6 用电子轰击式离子发动机系统由 4 台 12 cm 直径发动机本体、一台控制部件、4 台电源处理单元、2 台推进剂管理部件、2 台阀门驱动器组成。

发动机本体 由电子轰击式离子源-环尖磁场-放电室、三栅离子光学结构、中和器、束流屏蔽罩组成。

推进剂贮存与供给分系统 由球形氙贮罐、氙气充/放阀、关断阀、压力调节器、减压阀、流量控制器、精密泄流阀、多段迷宫式气体绝缘器、温度与压力传感器等组成。

电源处理单元 由一个输入电压预调器,8组开/关稳压(或稳流)电源组成一个带有接插件座的长方形铝盒。其中每组电源均由一个限幅稳压器,一个脉宽调制电流谐振逆变器,一个倍压整流器组成,效率为85%。

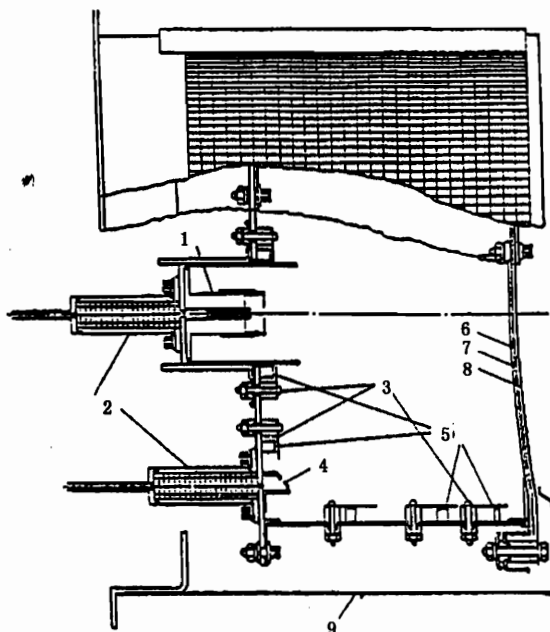
控制部件 由一只8位微处理器和集成电路芯片及电路元器件组成,具有开关时序控制,阀门控制,电源处理单元底板温控,采样与传感器信号数字处理与输出,数值指令输入与处理等功能。它被装入带接插件座的铝盒中。铝盒质量为3.0 kg。

改进与发展

ETS-6用12 cm直径氙离子发动机是以 ETS-3 载5 cm直径汞离子发动机技术和美国环尖磁场氙离子源及英国内凹盘形三栅离子光学结构为基础研制而成的先进发动机。其基本特点如下:

- (1)采用4块钕钴磁环构成环尖磁场,主要用于约束电子,增加放电阻抗,减轻电子能量损失;
 - (2)主进气口与阳极等电位,扩大后底板阳极电位分布面积,改善对离子的约束条件,减轻离子与放电室内壁碰撞损失;
 - (3)采用内凹盘形三栅极系统,减小栅极短路概率,改善引出特性,提高离子导流性能。
- 该发动机工程样机和飞行样机在调试与试验中有以下几点改进:
- (1)发现磁环分布安装到最佳位置能给出最好的性能;
 - (2)栅极系统栅孔相对位置的改变对离子导流有影响,存在最佳状态;
 - (3)增大放电室直径,由13 cm变为14 cm,但有效束流直径仍为12 cm。

ETS-6用12 cm直径发动机系统计划为后续的通信广播工程实验卫星(COMETS)提供南北位置保持服务。



ETS-6 用电子轰击式离子发动机结构简图

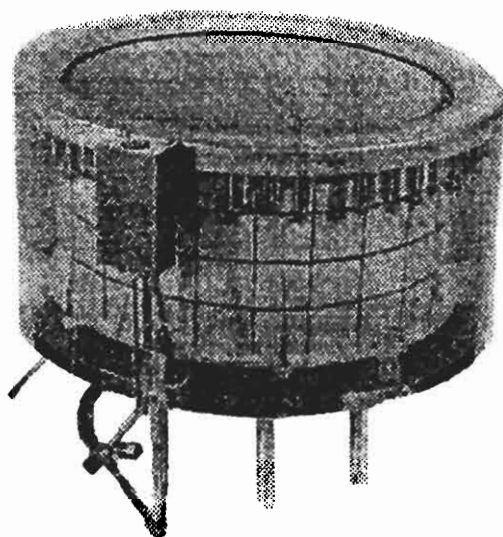
1—主阴极 2—绝缘器 3—绝缘子 4—主氙气进口 5—磁环 6—屏栅极 7—加速栅极 8—减速栅极 9—发动机外壳

SIT-35 电子轰击式离子发动机

SIT-35 电子轰击式离子发动机是日本国家空间发展局(NASDA)委托日本国家宇航实验室(NAL)和日本东芝公司(TOSHIBA)协作研制的主推进发动机。该发动机以月球实验飞行任务需要150 mN推力为目标,在 ETS-6 卫星用12 cm直径发动机技术基础上研制的,研制过程已进行了三个阶段。

1987年到1990年,设计、加工、安装、调试了直径为30 cm平面双栅极发动机 LM-1 样机。

1990年到1993年,在 LM-1 样机的基础上,进行了改造设计,完成了30 cm直径平面双栅极实验样机 LM-2。



SIT-35 电子轰击式离子发动机

1993 年至 1996 年,在 LM-2 样机的基础上,将放电室直径扩大为 37 cm,束流出口直径扩大为 35 cm;使用了外凸曲面的三栅极,并针对 LM-2 样机暴露出的缺点进行了设计更改,完成了 SIT-35 实验样机 (BBM-1)。

SIT-35 发动机计划中的应用除最初的月球实验飞行主推进外,重点将针对 4 t 载荷从近地轨道至地球同步轨道的轨道提升和转移主推进应用。它的电源将由太阳能电池翼提供。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	150	输入功率	kW	3.31
比 冲	m/s	34 300	束 直 径	mm	350
发动机本体质量	kg	11.5	推 进 剂		Xe
发动机本体长度	mm	290			

发动机系统

系统组成 SIT-35 电子轰击式离子发动机是一实验样机,其推进剂贮存与供给、电源处理和控制等均由实验室设备提供。

发动机本体 由电子轰击式离子源-放电室、环尖磁场结构、三栅离子光学结构和中和器组成。

工作原理 实验室氙气瓶中的高压氙气经过阀门组件、压力调节器、气体过滤器、流量控制器、精密泄流阀等,沿三个分枝管路分别提供给放置在真空装置中的 SIT-35 发动机的主进氙口,主阴极管和中和器进氙管。

有关放电室和中和器中放电和离子束引出等过程,与其它电子轰击式离子发动机相同。

发动机主要部件

放电室 由阳极壁和后底板,以及屏栅极上游面为界面。阳极壁横截面为正 24 边形。其内切圆直径为 37 cm。后底板内表面是曲率半径为 2 m,深 7.1 mm 的球冠凹面。屏栅极上游面是曲率半径为 1.6 m 球冠凸面。

主阴极 由阴极管、氧化钡浸渍多孔钨发射体、电加热器、热屏蔽层、孔盘、触持极、陶瓷支撑等组成。孔盘中心通孔直径为 0.7 mm。触持极是环形敞开式,环孔直径为 5 mm,且与阴极端面相距 1.5 mm。主阴极总长为 59 mm,外直径为 45 mm,总质量为 240 g。

阳极 由 1 mm 厚钢板加工为长 174 mm,横截面为正 24 边形的棱柱筒和延伸到后底板的部分组成。

后底板进氙环(环上有均匀分布的喷氙孔)与阳极等电位,是为了尽量扩大阳极电位分布面积。阳极内表面镀铂,以减轻离子溅射刻蚀。阳极外表面涂有被划分为96小块的白色氧化铝层,可以辐射红外能量,有利于散热并起到绝缘和防止电子的充电。

磁铁结构 放电室下游端和中部紧贴内表面安置有两个磁环 M1 和 M2。后底板装有两个不同直径的磁环 M3 和 M4。M1 由 24 块高 6 mm, 宽和厚为 3 mm 的小磁块排成。M2 和 M3 由 24 块高 6 mm, 宽和厚为 5 mm 的磁块组成。M4 由 12 块与 M2 相同的磁块组成。这些磁块是钐-钴永久磁体。

栅极 由屏栅极、加速栅极、减速栅极、12 个栅极支撑和 24 个减震器以及 2 个 24 芯接插座组成。三栅极均为下游方向凸出的球冠面,曲率半径依次为 1.6 m, 1.5 m, 1.4 m。栅极孔共 1 824 个。

屏栅极 由 0.2 mm 厚的钼板压焊为 0.4 mm 厚的板材(压焊条件:温度 1 000 °C 左右,压力为 10 MPa),然后在 1 100 °C 温度下,加压成形为盘形栅极。孔径为 2.2 mm,开孔率为 70%。

加速栅极 采用与屏栅极相同的工艺,将三层 0.2 mm 厚的钼板压焊为 0.6 mm 厚的板材,再热压成形为盘形栅极。加速栅极的开孔率为 26%,孔径随着距中心距离的增加变小。距离在 0 mm ~ 100 mm 以内,孔径为 1.4 mm;距离在 100 mm ~ 160 mm 区域内的孔径为 1.3 mm,距离在 160 mm ~ 175 mm 的周边区域的孔径为 1.2 mm。

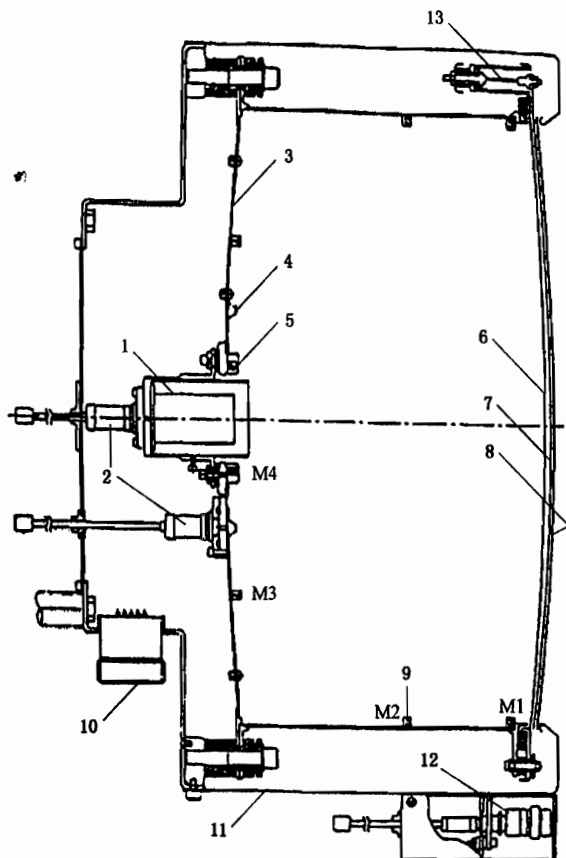
减速栅极 同样由三层 0.2 mm 厚钼板压焊成 0.6 mm 的板材,再高温加压成盘形。它的开孔率为 50%,孔径随距中心的距离的增大而增大。距离在 0 mm ~ 160 mm 范围内,孔径为 1.8 mm;在距离在 160 mm ~ 175 mm 区域内,孔径为 2.0 mm。

栅极支撑 共有 12 个,每个支撑的弦丝具有高强度,高弹性和高挠性,以承受栅极径向热膨胀,从而保证栅极间距和栅极位置的相对稳定。屏栅极支撑弦丝长 22.5 mm;加速栅极和减速栅极支撑弦丝长为 18.0 mm。

减震器 24 个减震器配置在轴线方向上,以约束屏栅极的位移,使之保持在 0.2 mm 以内。它和栅极支撑共同保证了栅极在运行时的位置精度。屏栅极与加速栅极间的距离,在中心是 1.6 ± 0.1 mm,在边缘是 0.9 ± 0.1 mm。加速栅极与减速栅极的距离,在中心是 1.3 ± 0.1 mm,在边缘是 0.5 ± 0.1 mm。

中和器 长度(不包括绝缘器)为 48 mm,外径为 16 mm,重 280 g。

中和器空心阴极 由阴极管、发射体衬套、电加热器、热屏蔽层、多孔钨顶和孔盘组成。发射体衬套是一个长 10 mm,直径为 4.8 mm 的多孔钨圆柱体,中心是一个直径 3 mm 的圆柱空腔,并填有氧化钡浸渍物。发射体最大发射电流为 4 A。孔盘小孔直径为 0.5 mm。一个带有中央小孔(直径 4 mm)的密封式触持极被安置在距中和器阴极端面 1.5 mm 处。



SIT-35 电子轰击式离子发动机结构简图

1—主阴极 2—绝缘器 3—后底板 4—进气环 5—紧固体 6—屏栅极 7—加速栅极 8—减速栅极 9—磁环 10—接线柱 11—外壳 12—中和器 13—带屏蔽绝缘子支撑

改进与发展

SIT-35 发动机实验样机(BBM-1)是在 LM-1,LM-2 样机的技术基础上设计而成的。从 LM-2 样机到 BBM-1 样机的改进如下表所示。

除了表中所列的区别之外,BBM-1 样机解决了 LM-2 样机存在的高压打火现象,增加了软启动/再启动过程中对高压电源和放电电源以及主进氙气流量控制器的控制功能,以保证软启动/再启动功能可靠实现。

BBM-1 样机的推进剂利用效率为 90%,放电电压为 28.8 V。在一些次要指标中,只有磁环 M1 温度(203℃),M4 温度(218℃)略高于指标($\leq 200^{\circ}\text{C}$),启动时间 20 min 超过指标(10 min),其余实测指标均满足设计指标。

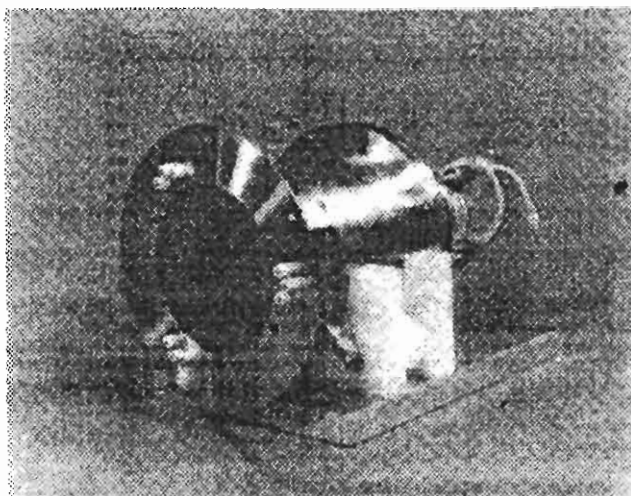
SIT-35 样机 LM-2 与样机 BBM-1 的区别

类别	BBM-1 样机	LM-2 样机
栅极数目	3	2
束直径(mm)	350	300
放电室直径(mm)	370	330
后底板厚度(mm)	1	2
放电室长度(mm)	174	146
后底板外形	盘形	平板形
后底板内表面镀层	镀钼	镀镍
后底板外表面涂层	96 块氧化铝层	氧化铝层
阳极侧壁内表面镀层	镀钼	镀镍
阳极侧壁外表面涂层	96 块氧化铝层	氧化铝层
进气环开孔方向	侧向	向前

Y-2 微波离子发动机

Yoshino 微波离子发动机是日本国家空间发展局(NASDA)针对小行星交会采样飞行任务的需要,经过方案论证后,以合同形式委托日本空间科学研究所(ISAS)研制的一种微波电离(也称微波电子回旋共振电离)式离子发动机。

1989 年,日本科学界和国家空间发展局提出和论证了一项使用 M-5 火箭和离子发动机把 MUSES-C 航天器送到 Nereus 小行星上采集岩石或沙土样品的科学考察飞行计划。Muses-C 航天器由一个简单结构、一个再入舱、二块太阳能电池帆板、一个大型抛物面天线、一台双组元化学发动机和四台(一台为备份)微波离子发动机组合推进系统组成。它的总质量为 360 kg。Muses-C 航天器将在 2002 年由 M-5 火箭发射到地球外轨道,展开太阳能电池帆板,对准太阳,产生电功率(初期功率为 1.4 kW),并启动离子发动机,沿预定轨道加速航天器飞往小行星。在巡航阶段,使用可控支架使抛物面天线对准地球进行通信。2003 年 9 月,Muses-C 航天器将抵达小行星,并启动双组元化学发动机制动着陆。该航天器完成采样后,将于 2003 年 11 月开始返回。它的再入舱将在 2006 年再入大气层,溅落在海洋上回收。



Y-2 微波离子发动机

微波离子发动机的放电室和中和器放电腔室都采用了室温下无阴极微波电离方式。它有以下三个优点:

(1)删除了放电室和中和器的阴极,以及相应的阴极加热器和触持极电源。消除了反复启动的温度变化引起的阴极材料疲劳和电子发射体性能退化。

(2)单台发动机的推进剂只供给放电室和中和器的两个分枝管路,并且具有同步按比例提供的特点(射频型离子发动机启动时,中和器先工作再放电室工作)。因此,只用一台流量控制器和一个无源流量分配器。

(3)使用一台微波功率源,通过一个无源功率分配器向放电室和中和器放电腔室同步

地按比例提供微波功率。

由于上述原因,Yoshino 微波离子发动机的系统结构,控制逻辑和运行程序最简单,并且具有质量低、功率需求低、可靠性高、启动迅速(无阴极预热时间)等优点,适合于 Muses-C 航天器长期的行星际飞行要求。

从 1990 年开始研制的 Yoshino 发动机已经经历了 Y-1 实验样机,Y-2 实验样机阶段(1992 年~1994 年)。工程样机的工作从 1995 年开始,1996 年已经有了飞行样机的计划。Y-2 样机的微波源频率为 4.2 GHz,出口束直径为 12 cm。电源由 Muses-C 航天器上二块太阳能电池板提供,初期功率为 1.4 kW。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	3~5	输入功率	W	300
比 冲	m/s	27 440~31 360	束 直 径	mm	120
设计工作寿命	h	10 000	推 进 剂		Xe

发动机系统

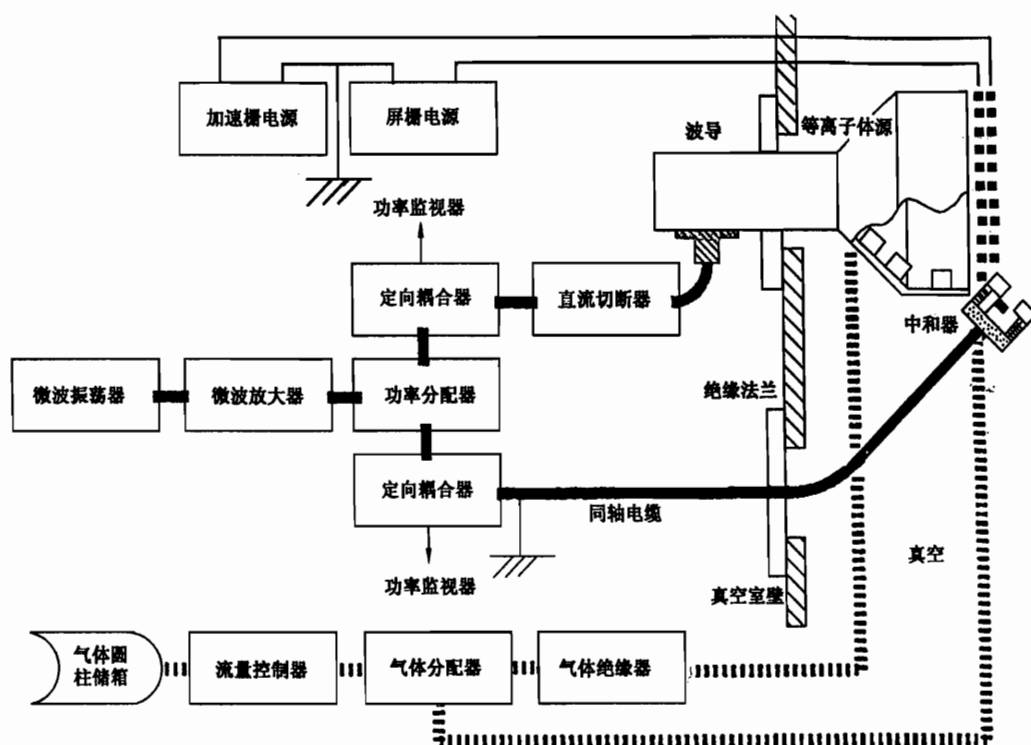
系统组成 单台 Yoshino 微波离子发动机系统由发动机本体、推进剂贮存与供给分系统、电源处理单元、自动驾驶仪分系统、推力矢量控制分系统组成。用于 Muses-c 航天器的离子发动机系统由四台 Yoshino 发动机组成。三台同时工作,一台冗余。四台发动机共用一个球形氙气贮罐。其余部件和分系统均按四套配置。

发动机本体 由放电室、后底板氙注入环、矩形波导-放电室相贯窗口、石英玻璃密封窗、钐-钴磁环、阻抗匹配调节活塞、碳复合材料三栅极离子光学结构、中和器、微波功率源、传输线、以及绝缘垫圈等组成。

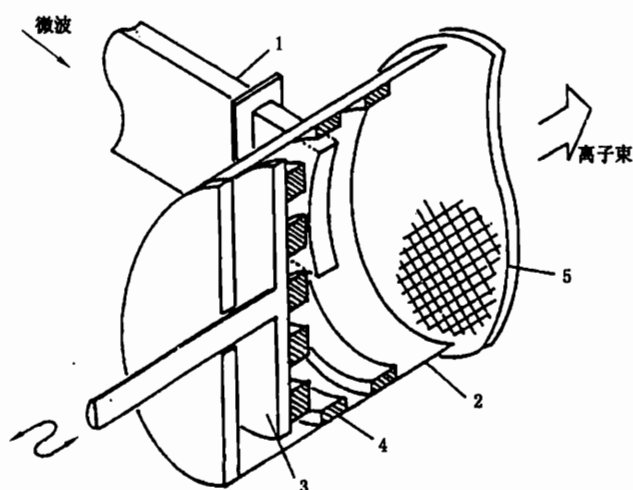
推进剂贮存与供给分系统 暂由地面实验设备提供。独立成形的推进剂贮存与供给分系统产品将在工程样机和飞行样机中配套交付。地面实验设备提供的推进剂贮存与供给分系统由氙贮罐、二级压力调节器、减压阀、关断阀、气体过滤器、流量控制器、精密泄流阀、二分枝气体分配器、气体高压绝缘器等组成。

电源处理单元 由屏栅极电源(1 200 V)、加速栅极电源(-330 V)、微波功率电源、以及自动驾驶电源等组成。减速栅极接地。

自动驾驶仪分系统 由一片 10 MHz 频率的 80286CPU 芯片、存储器、程序软件、多种电路芯片、GPIB



Y-2 微波离子发动机实验样机系统框图



Y-2 微波离子发动机实验样机放电室剖面简图

- 1—波导 2—放电室 3—阻抗匹配调节活塞 4—永久磁环
5—栅极

总线、结构件、固定件、线束、面板、外壳、接插件等组成。它能完成全部控制和遥控遥测功能。

推力矢量控制分系统 将在工程样机和飞行样机中配置交付。

工作原理 在自动驾驶仪程序指令下，有序地打开推进剂阀门，微波功率源开关和栅极偏压电源。贮罐中的氙气经过减压阀、过滤器、流量控制器、流量分配器分成两路。主路氙气经过放电室下游的进氙管注入放电室，产生约 1×10^{-3} Pa 氙气压力。另一路经中和器氙进口管（位于中和器后部）注入中和器放电室。微波功率源输入 4.2 GHz 连续功率（32 W），经功率分配器分为两路。主路功率（27 W）经直流隔离器，同轴-波导转换器、波导、高温石英晶体玻璃密封窗，进入放电室。另一路微波功率（5 W）使用一根电缆线通过一个通孔伸入中和器放电室。电缆芯线焊接在中和器放电室中的一只小天线上。屏蔽线接放电室壳。微波功率通过小天线辐射，产生中和器放电室中的微波场。

放电室中的磁环产生环尖磁场。中和器中只有一个磁管套在中和器放电室壳外，形成发散磁场。两个放电室中的氙原子同时被微波加热，产生少量电子。这些电子在磁场作用下做螺旋前向加速运动，并与推进剂原子碰撞产生电离。在放电室侧壁的两个磁环之间的大多数电子螺旋运动周期与微波场频率一致，即满足了电子回旋共振（ECR）条件。这时，电子在微波交变电场的正半周和负半周内都能被加速，

使激励区中的大多数电子从微波交变电场中吸收的能量剧增,从而使电离率很高。

离子束的引出和中和等原理与其它离子发动机的相同。

发动机主要部件

绝缘器 一个多段迷宫式高电压气体绝缘器和一个陶瓷管绝缘器分别为放电室和中和器放电室与推进剂贮存与供给分系统之间提供电绝缘。

放电室 由一个直径为 120 mm 的低碳钢圆筒壁,一个可移动谐振匹配活塞内表面和屏栅极上游表面构成界面。圆筒壁与波导相通,交界面安装有石英玻璃密封窗。密封窗为双层,相距一定距离,能减少微波反射损耗,增加微波通过能力,又能对放电室气体起到双层密封作用。

磁环组件 两个直径较大的磁环安装在贴近圆筒壁的位置上,另两个磁环安装在可移动活塞内表面,中心是一小块磁铁。

栅极 是 120 mm 直径的碳复合材料制成的三栅极结构,共 857 孔。屏栅极和减速栅极厚 0.5 mm,栅孔直径为 3.0 mm,开孔率为 67% 和 47%,加速栅极厚 0.8 mm,栅孔直径为 1.8 mm,开孔率为 24%,栅极间距(中心处)均为 0.5 mm。

微波功率源与传输电路 由 1 个 4.2 GHz 晶体振荡器和 4 个砷化镓场效应管功率放大器组成功率源。由传输波导、同轴线、功率分配器、定向耦合器、直流隔断器、同轴波导转换器等组成功率分配与传输电路。该系统组成一个箱体。微波箱最大输出功率为 60 W,并采用 TM₀₁₁ 波型和右旋极化方式。微波箱与放电室波导的连接中,有一个绝缘环垫,为放电室与微波箱之间提供电绝缘。

电源处理单元 由 1 200 V 屏栅极电源, - 300 V 加速栅极电源,微波箱和自动驾驶仪电源组成。

改进与发展

日本 Yoshino 发动机是参考了美国电子回旋共振(ECR)离子发动机有关资料进行研制的。从 Y-1 样机到 Y-2 样机,进行了较大的设计改动。

(1) Y-1 样机放电室直径为 60 mm,放电室下面有一个直径为 23 mm 的中和器放电室。两个放电室被一体化设计在一个直径为 208 mm 的圆筒形微波谐振腔的下游。石英玻璃窗隔开了谐振腔与放电室,并与栅极平行。

Y-2 样机采用放电室与中和器分体式结构。放电室谐振腔为矩形波导段,石英玻璃密封窗设置在波导段横截面上,不与栅极平行。栅极和放电室直径均为 120 mm。

(2) Y-1 样机微波频率为 S 波段(2.4 GHz)。Y-2 样机则选用 C 波段(曾用 5.9 GHz,后定为 4.2 GHz)。

(3) Y-2 样机的磁体分布,除圆筒放电室侧面内表面的两个磁环外,谐振匹配调节活塞下游表面也安放了两个同心磁环和中心的一块磁铁。Y-1 样机中活塞下游面无磁铁。

(4) Y-1 样机栅极为直径 60 mm 的铝板热压成形的双栅极结构。双栅孔径均为 2.0 mm,开孔率为 24%,每栅厚 2.0 mm。中心处的间距为 0.5 mm。

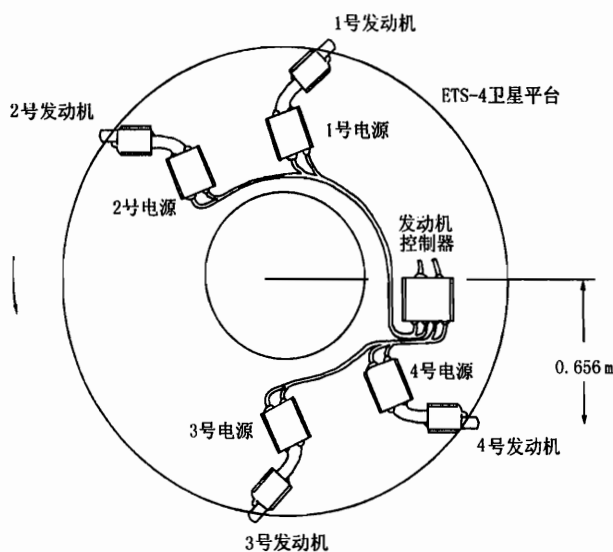
Y-2 样机栅极是直径为 120 mm 的三栅极盘形碳复合材料栅极。它的离子引出性能优良,热膨胀率为零,并经过 10 倍于 Muses-C 航天器发射环境振幅的振动环境试验和加速寿命试验,被证明合格和具有 3 万小时以上的设计工作寿命。这个部件符合工程样机要求。

(5) Y-2 样机中,由于采用碳复合材料栅极和密封石英玻璃窗口等措施,放电室的内表面包括屏栅极和加速栅极上游表面的离子溅射大大减轻。因此,密封玻璃内表面的溅射材料污染问题(在 Y-1 样机中很严重)基本解决。微波功率通过这个窗口的污染反射在寿命末期也低于要求的指标。

总之,Y-2 样机在 Y-1 样机基础上的修改设计,基本上解决了 Y-1 样机中存在的放电室性能欠佳,放

电功耗过高,密封玻璃窗表面污染等问题。

ETS-4* 脉冲等离子体发动机



ETS-4 载脉冲等离子体发动机系统

为了适应日本卫星的姿态控制和位置保持的需要,日本宇航研究所和电气技术实验室 (Electrotechnical Laboratory) 从 1972 年开始,对用固体聚四氟乙烯塑料作推进剂的平行轨道型脉冲等离子体发动机进行了研究。到 1974 年,研制出了飞行样机。这种发动机有两台曾于 1974 年 8 月装在东京大学宇航研究所的 L-4SC-3 探空火箭上进行弹道飞行试验,由于火箭的控制出了故障,发动机未能按计划运行。1981 年又装于工程试验卫星 4 号 (ETS-4) 上进行轨道飞行试验。

ETS-4 是一颗自旋稳定卫星,发射的目的是为了证实 N-2 火箭运载同步卫星的能力及试验未来卫星用的新技术。脉冲等离子体发动机是申请做试验的八个新技术项目中被选

中的四个项目之一。这次飞行试验的目的,一方面是证实其空间工作的能力,另一方面是证实发动机在空间工作时产生的冲量是否与地面测量的一致。方法是通过发动机的工作使自旋稳定卫星的旋转速率发生变化,然后计算出发动机产生的冲量,再与地面用扭摆测出的冲量作比较。每对发动机交替点火,其中一对使自旋速率增加,另一对使自旋速率减少。点火方式有自动点火和人工(通过遥控)点火两种。

发动机主要性能与结构参数

比 冲	m/s	2 940	推 进 剂	聚四氟乙烯
元 冲 量	$\mu\text{N}\cdot\text{s}$	29.4	推进剂烧蚀率	$\mu\text{g}/\text{次}$
储能电容器容量	μF	2	系统总重	kg
充电电压	kV	1.5	遥测通道	24
每次放电能量	J	2.25	指 令 数	15
最大输入功率	W	20		

发动机系统和主要部件

飞行试验的发动机系统包括 4 台发动机,4 个电源处理单元和一个控制器。发动机系统装在自旋稳定,圆柱形卫星中部的实验平台上。发动机的工作原理与 LES-6 用脉冲等离子体发动机的相同。

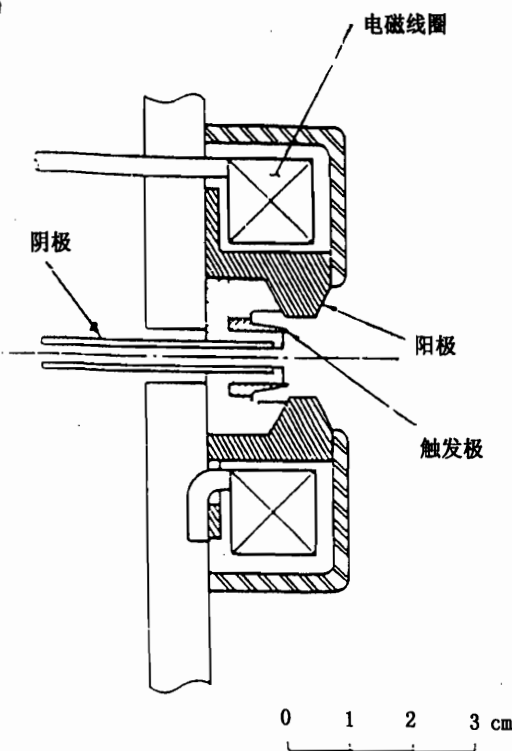
这次发动机的飞行试验是成功的。在三年多的卫星飞行期间,4 台发动机成对地交替工作,进行了 31 次试验,累计工作 40 万次。进行了 6 次冲量测量,当把空气阻力及温度变化引起的的影响作修正后,所得结果和地面测量结果是一致的。未发现发动机的运行对星上设备产生有害的电磁干扰。

MS-T4* 准稳态磁等离子体动力发动机

MS-T4 载准稳态磁等离子体动力发动机是日本宇宙科学研究所 (ISAS) 研制的一种等离子体发动机。

磁等离子体动力发动机 (MPD-MagnetoPlasma-dynamic) 与脉冲等离子体发动机一样都属于电磁加速型发动机, 而且也有自感磁场与外加磁场加速的两种形式。不同的是, 脉冲等离子体发动机中的放电与加速过程, 由于持续时间很短 (μs 量级), 既达不到电动力学平衡也达不到热平衡。磁等离子体动力发动机则不一样, 它有两种型式: 一种是准稳态磁等离子体动力发动机, 持续时间为 ms 量级; 另一种是可长时间工作的稳态磁等离子体动力发动机。

日本准稳态磁等离子体动力发动机的研究始于 70 年代。从 1972 年起, 三菱重工 (IHI) 与宇宙科学研究所 (前身为东京大学宇航研究所) 就合作研制 1 kW 级的准稳态磁等离子体动力发动机。1980 年 2 台磁等离子体动力发动机装在宇宙科学研究所的工程卫星 MS-T4 上进行飞行试验。飞行试验中, 通过磁等离子体动力发动机产生的力矩使卫星自旋轴产生变化, 来测定它的推力, 证实其功能。



MS-T4 载准稳态磁等离子体动力发动机

发动机主要性能与结构参数

平均比冲	m/s	24 500	元冲量	mN.s	0.7
每次放电能量	J	200	推进剂		氨
发动机效率	%	22	平均输入功率	W	15

发动机系统和主要部件

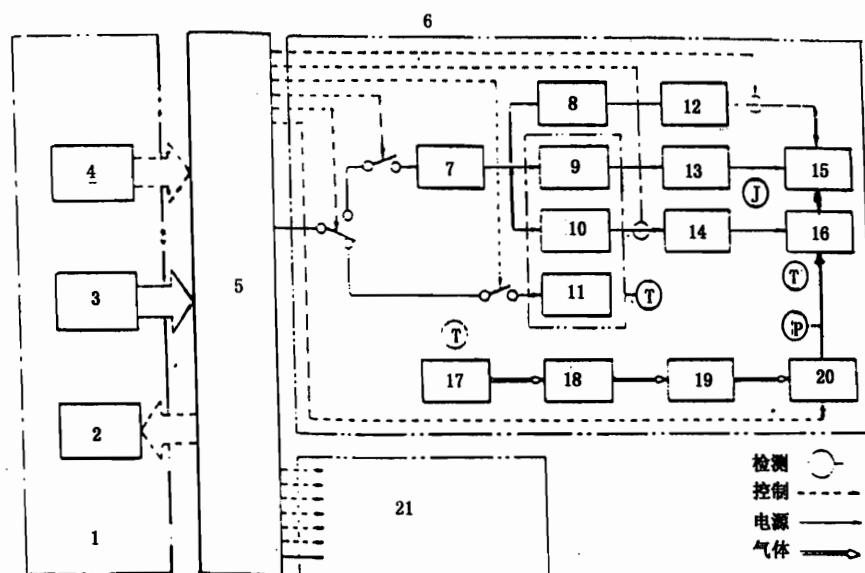
系统组成 MS-T4 载发动机系统由电源处理单元、推进剂供给系统和发动机本体三部分组成。

发动机本体 包括电磁线圈、阳极、空心钨管阴极、触发极等主要部件。阳极是片状的, 阴极为一钨管, 氨推进剂从钨管中心引入。触发电极插在发动机的两个主电极之间, 放电通过触发电路来启动。

电源处理单元 包括触发电路、主电容器组充电单元、快作用阀和用于氨推进剂的加热器和阀门。触发电路的电容器为 $2\mu\text{F}$, 充电到 3 kV, 主放电电压和峰值放电电流分别为 150 V 和 700 A, 产生的峰值功率达 100 kW, 平均功率约 15 W。每次放电持续 1.5 ms, 快作用阀控制流到发动机的推进剂流量。

推进剂供给系统 包括过滤器、调节孔板、开/断阀门。过滤器和孔板对于保证只有气态氨到达快作用阀是必不可少的。推进剂脉冲持续时间为放电时间的 4 倍。

工作原理 电源处理单元把来自卫星一次电源的电压变换为主储能电容器组的工作电压给电容器



MS-T4 载准稳态磁等离子体动力发动机系统框图

- 1—卫星 2—遥测 3—电源母线 4—指令 5—数据和控制接口单元 6—1号发动机
 7—充电器 8—触发电容器 9—主电容器 10—快作用推进剂阀电容器 11—加热器
 12—触发变压器 13—发动机磁场线圈 14—快作用推进剂阀线圈 15—发动机本体
 16—快作用阀 17—氨贮箱 18—过滤器 19—调节孔板 20—阀门 21—2号发动机

充电,当气态氨进入发动机后,点火电路使插在发动机主电极之间的触发电极点火,点火引发储能电容器放电。该放电使氨气分解离化成等离子体,放电电流与外加磁场相互作用产生的电磁力,加速形成的等离子体喷出,从而产生反作用推力。

这次飞行试验,准稳态磁等离子体动力发动机成功地工作了5个多小时,累积放电400次,虽然中间曾出现过发动机不点火的故障,但飞行试验是成功的,它证实了准稳态磁等离子体动力发动机在空间的运行能力。

改进与发展

准稳态磁等离子体动力发动机首次飞行试验的成功,使它被选作美国国家航空航天局粒子加速器空间实验(SEPAC)系列的一个组成部分,并于1983年装进空间实验室1号(SpaceLab.1),作为等离子体源研究航天飞机的表面带电问题。在粒子加速器空间实验中的准稳态磁等离子体动力发动机,除没有外加磁场线圈,推进剂改用氙气,放电能量增加到2000J,峰值功率达2MW(240V,800A)这些变化外,其它与MS-T4载准稳态磁等离子体动力发动机相同。虽然按照试验的要求,只工作了20次,但证明了它可以在很高的峰值功率下运行。

SFU* 准稳态磁等离子体动力发动机

SFU载准稳态磁等离子体动力发动机是一飞行试验发动机。日本的教育部(MOE),宇宙科学研究所(ISAS),科学技术厅(STA),国家空间发展局(NASDA)和国际贸易与工业部(MITI)等单位从1987年起(1986年提出)联合发展一个不载人,可重复使用的多用途空间飞行平台-SFU(Space Flyer Unit)。在所征

集的 11 个飞行试验载荷中,有一个电推进实验项目,就是进行准稳态磁等离子体动力发动机的飞行试验,目的主要是:

- (1) 检查这种发动机系统对发射环境和空间环境的适应能力;
- (2) 证实它的推进性能;
- (3) 为确保用载人航天器(美国航天飞机)回收的安全性,考察其排掉剩余推进剂(肼)的能力。

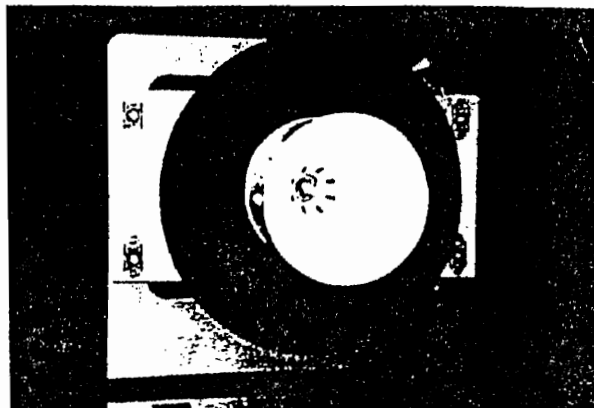
用准稳态磁等离子体动力发动机作推进系统的优点是:

- (1) 推力密度高,适于大功率应用的要求;
- (2) 推进剂及比冲的选择范围宽;
- (3) 结构和运行简单,工作电压低,不需要预热。

该准稳态磁等离子体动力发动机是以宇宙科学研究所研制,用肼作推进剂 1 kW 级准稳态磁等离子体动力发动机为基础改装而成的。由于空间飞行平台可提供的功率有限,发动机只能降额运行。功率从 1.25 kW,减为 430 W,脉冲时间从 1 ms 缩短到 150 μ s,将外加磁场加速改为自感磁场加速。因此性能比原来的大为降低。

发动机的研制于 1988 年出模样,1990 年出工程样机,1992 年研制了飞行样机。之后对发动机系统的各个组成部分进行了全面的力学环境试验,热真空试验和电磁相容性试验。

1995 年 3 月 18 日,空间飞行平台被 N-2 运载火箭发射上天。在轨飞行近 9 个月,于 1996 年 1 月 13 日由美国航天飞机回收。装在其上的准稳态磁等离子体动力发动机,在空间脉冲工作了 4 万次,工作正常,误点火率(主要发生在 1.8 Hz 的高重复频率下)小于 0.3%。通过飞行试验,证实了这种发动机系统能够经受住发射环境和空间环境的考验;推进性能与地面测得的结果一致;发动机系统能满足载人航天器(美国航天飞机)回收的安全要求。对回收后的发动机系统进行的各项检测表明,系统正常,还可继续工作。这就说明,这种发动机系统已经成为一个飞行合格的电推进系统。



SFU 载准稳态磁等离子体动力发动机

发动机主要性能与结构参数

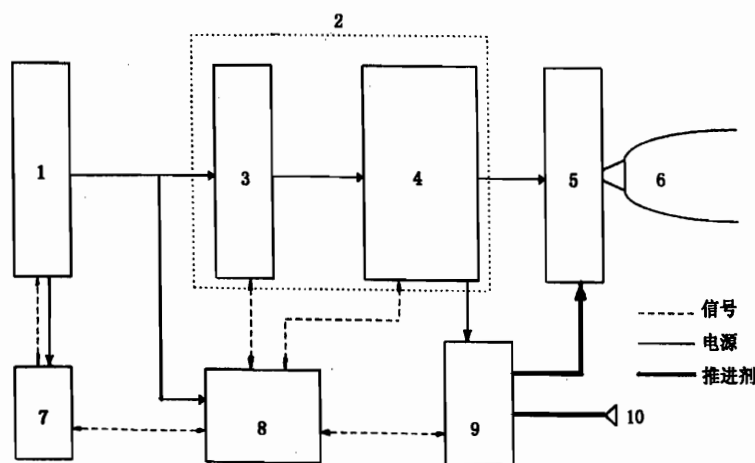
推 进 剂		肼	输入功率	W	430
比 冲	m/s	5 880	重复频率	Hz	1.8
推力/功率比	mN/kW	30	总 质 量	kg	41
试验时间	h	72			

发动机系统和主要部件

系统组成 整个发动机系统由专用实验程序处理器、控制和检测单元、电源分系统、推进剂贮箱与供给分系统和发动机本体五部分组成。它是一种靠自感磁场加速的准稳态磁等离子体动力发动机系统。

发动机本体 为一同轴结构。中心阴极直径 10 mm,材料为掺杂氧化钡的多孔钨。阳极由八块铝片均布组成,使之能在电极间产生自感磁场。阳极下游接一个镶有氮化硼的喷咀,触发电极插在发动机两个主电极之间,放电通过触发电路来启动。发动机本体重 5.5 kg。

电源分系统 包括充电控制单元、脉冲成形网络、快作用阀和触发驱动单元、阀门和继电器驱动单元



SFU 载准稳态磁等离子体动力发动机系统框图

1—空间飞行平台总线 2—电源分系统 3—充电控制单元 4—脉冲成形网络
5—发动机本体 6—等离子体 7—专用实验程序处理器 8—控制和检测单元
9—推进剂供给系统 10—剩余肼排放口

等部件。充电控制单元把来自空间飞行平台总线的 $32\text{ V} \sim 52\text{ V}$ 直流电变为 350 V , 并在 0.55 s 的时间内给电容器组充满电。脉冲成形网络是由容量为 $2240\text{ }\mu\text{F}$ 的塑料薄膜电容器组和 $2\text{ }\mu\text{H}$ 电感线圈组构成的一种单级 LC-梯形网络。它产生 $150\text{ }\mu\text{s}$ 的放电脉冲。电容器和电感线圈都分成 8 组, 每组与一块阳极相连。快作用阀由触发驱动单元控制, 它的 $280\text{ }\mu\text{F}$ 电容器组可产生小于 $800\text{ }\mu\text{s}$ 的气体脉冲。触发电路产生峰值约 1 kV , 持续时间为 $20\text{ }\mu\text{s}$ 的点火脉冲。快作用阀控制流到发动机的推进剂流量。

推进剂贮箱与供给分系统

包括一个主贮箱、一个付贮箱、肼催化气体发生器、过滤器、开/关阀门和管路。主贮箱直径 16 cm , 采用表面张力保存 130 g 液态肼。液态肼在 2.35 MPa 的氮气压力作用下, 通过推进剂阀输送到气体发生器, 在发生器内被催化分解为氮和氢气并储存于付贮箱, 然后经快作用阀供给发动机本体。系统质量为 8.4 kg 。

控制和检测单元 接受来自专用实验程序处理器的指令控制发动机的点火和进行诸如温度、压力、阀门状态、电流、电压等参数的检测。

专用实验程序处理器 它接受来自空间飞行平台的指令然后给控制和检测单元发信号, 并把收集到的遥测数据送到空间飞行平台的总线记录器。

工作原理 电源分系统把来自空间飞行平台总线的电压变换为主储能电容器组的工作电压给电容器充电, 当肼分解气体进入发动机后, 点火电路使插在发动机主电极之间的触发电极点火, 点火引发储能电容器放电。该放电使气体分解离子化等离子体, 放电电流与自感磁场相互作用产生的电磁力, 加速形成的等离子体喷出, 从而产生反作用推力。除轴向推力外, 径向的压缩力在阴极端部形成一个高密度高温等离子体, 产生类似喷咀膨胀作用的气动加速推力。

T₅ 电子轰击式离子发动机

T₅ 电子轰击式离子发动机是英国皇家飞机公司 (DRA) 和英国原子能管理局所属古尔亥姆实验室联合承包, 从 1985 年开始, 在 T_{4A} 和 T₅ 汞离子发动机基础上加以改进, 经三年多时间研制成的。

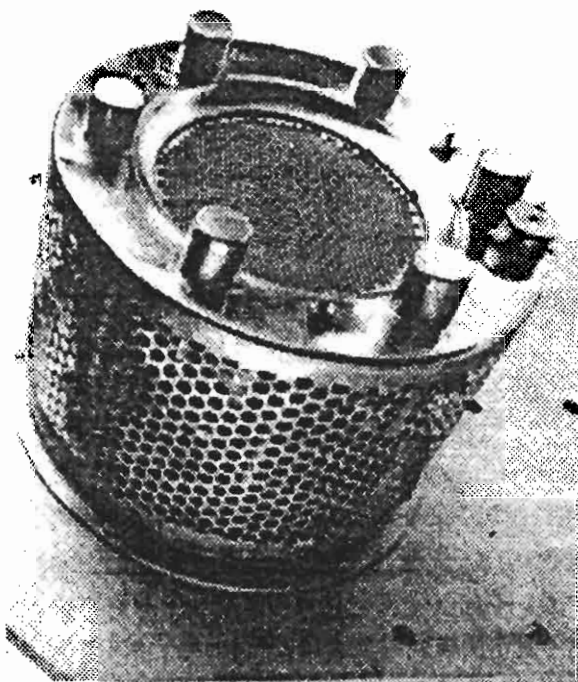
T₅ 发动机的结构有两个特点。首先是采用六根通电螺线管代替永久磁棒产生发散磁场, 强度可控。其次, T₅ 发动机采用了向内凹的盘形曲面栅极结构, 能使升温较大的屏栅极在运行中因膨胀向内增大曲率, 避免热形变引起与加速栅的短路。

T₅ 发动机系统是以 T₅ 发动机本体为主要部件, 配以皇家飞机公司和马可尼空间防御系统公司在 70 年代研制的电源处理与控制设备 (PCCE), 古尔亥姆实验室设计的推进剂分配与控制设备 (PSME), 组成的一个相对廉价的空间试验飞行系统。T₅ 发动机系统最初被建议应用在一个实验通信卫星上作轨道控制;

后来被建议用于飞马座级火箭的高能上面级。90年代, T_5 发动机系统被计划用于“黄玉”(Topaz)核电源实验卫星飞行任务。

T_5 发动机系统的一次能源可根据需要, 分别采用太阳能电池翼和核电源。它的电源处理与控制设备(PCCE)中的预调器可适应 25 V ~ 100 V 一次电源输入电压, 电源效率优于 90%。

T_5 发动机系统的推力矢量控制可选择同心环万向支架线性调节器结构组件, 也可采用 UK-10 离子发动机系统的推力对准部件(ITAA)。



T_5 电子轰击式离子发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	25
比 冲	m/s	32 630
工作寿命	h	5 000
开关循环次数	次	2 000

输入功率	W	760
束 直 径	mm	100
推 进 剂		Xe
长 度	mm	178

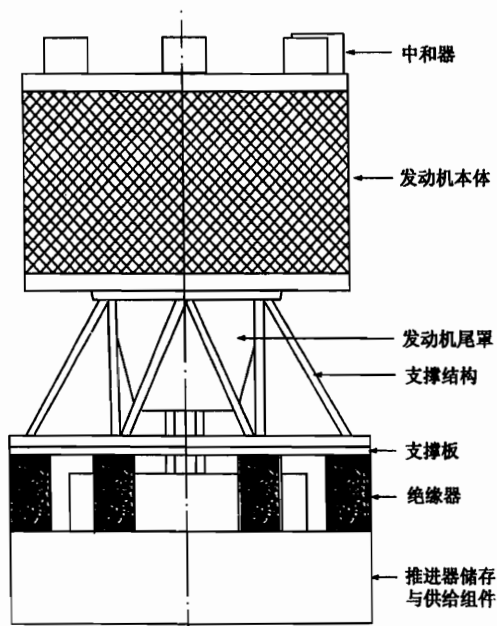
发动机系统

系统组成 T_5 电子轰击式离子发动机系统由 T_5 发动机本体、推进剂贮存与供给组件(PSDA)、推进剂分配与控制设备(PSME)、电源处理与控制设备(PCCE)、推力矢量控制部件等组成。

T_5 发动机本体 由带有主进气管-绝缘器-进气环分配器、进氙器-绝缘器-空心阴极管件、发散磁场放电室、双栅离子光学系统以及中和器子系统组成。

推进剂贮存与供给组件 由高压氙贮瓶、氙充/放阀、减压阀、关断阀、调压阀、分枝管道等组成。

推进剂分配与控制设备 由分枝管道, 精密流量测控系统组成。流量控制执行部件为可关断螺线管阀门。该设备提供三路独立可控流量与状态监控的氙气管道输出。控制信号由电源处理与控制设备提供。



T_5 电子轰击式离子发动机结构简图

电源处理与控制设备 由阳极、螺线管电磁线圈、阴极加热器、触持极、屏栅极、加速栅极、中和器阴极加热器、中和器触持极等电源和辅助电源以及控制电路、接口电路等组成一个箱体。

推力矢量控制部件 依照飞行任务可选用 UK-10 离子发动机系统的推力对准部件(ITTA)或同心环万向支架。

工作原理 高压氙贮瓶中氙气经双级压力调节器、减压阀、关断阀、防逆阀、分枝管道等进入推进剂分配与控制设备(PSME)中,分为三路能独立关断且流量可控制的氙气流后,分别经绝缘器-主空心阴极,绝缘器-主进气环小孔,绝缘器-中和器空心阴极,进入放电室和中和器。

在放电室中,首先阴极发射电子轰击氙原子,并在阴极管孔盘近旁的触持电极与阴极间加点火电压激励下产生放电,使部分氙气电离,正离子轰击阴极维持一定的电子发射温度,并在点火电压之后的较低电压下维持自持放电。产生的二次电子在电磁场洛伦兹力作用下沿磁力线作螺旋前进运动。电子碰撞氙原子电离并产生新的二次电子。新的二次电子又被电磁场加速,继续碰撞氙原子电离并产生更新的二次电子……。这过程像链式反应一样,迅速扩展到整个放电室放电。档板的存在能增加放电阻抗,提高电离率。电子最终被阳极收集。等离子体受电场和磁场约束,减轻了与放电室壁的碰撞。离子被栅极系统聚焦、引出、加速、喷射出速度高达 $30 \text{ km/s} \sim 40 \text{ km/s}$ 的束流。

另一路氙气进入中和器放电室。中和器阴极发射电子轰击氙原子,并在触持极点火电压下发生电离。正离子轰击阴极同时被收集,产生的电子被引出,并以等离子体桥的方式汇入离子束流内与之中和。 T_5 发动机喷射的束流在发动机轴线下游 14 cm 处收敛变细,这是内凹的栅极系统所致,有利于减小束发散。

发动机主要部件

推进剂贮存与供给组件(PSDA) 由一个球形钛合金氙贮瓶、调压器、阀门(充放阀、减压阀、关断阀等)、检测气门、分枝管路等组成。

推进剂分配与控制设备 由精密泄流阀、可控的螺线管阀门(寿命为 10^7 次开/关循环)、传感器、信号处理与自控系统电路(包括在 PCCE 中)等组成。

电源处理与控制设备(PCCE) 由三组相互隔离的电源转换器和控制电路、程序软件、与航天器的接口数字电路等组成。

放电室 由阳极内表面、低碳钢后底板、屏栅极上游面形成等离子体容纳空间。

主阴极-绝缘器组件 由阴极管、发射体、钨顶、孔盘、触持极、加热器、钽箔隔热层以及陶瓷支撑和绝缘器组成。

阴极靴 由低碳钢制成,外表有钽层,用于减轻离子溅射。

档板 由钽制成。

阳极 由圆柱筒形铝阳极和绝缘子组成,绝缘子使阳极与放电室壳电隔离。

磁路组件 由六根通电螺线管、放电室壳、后底板、阳极靴、屏栅极靴等构成放电室轴向发散磁场。

栅极系统 由向内凹的钼制屏栅,加速栅极组成。

中和器 由中和器氙供应管、绝缘器、阴极管件、屏蔽触持极等组成。

改进与发展

早在 70 年代,英国就研制成 T_5 汞离子发动机。1977 年由于资金不足,停止了离子发动机计划。直到 1985 年,英国又恢复了离子发动机的研制。1985 年恢复研究是双栅和三栅型 10 cm 直径电子轰击式氙离子发动机。它们分别是 T_5 汞发动机的两个变型。氙发动机与汞发动机除了采用不同的推进剂贮存与供给组件外,由于删除了蒸发器和后底板加热器,绝缘器加热器,所以允许减小后底板背部尺寸。另外,

主空心阴极采用了密封的触持极。

在工艺上,将屏栅极孔和加速栅极孔位置相对位移 0.5%,以维持一个适度的束发散半角(在 8(°)以内)。

UK-10 电子轰击式离子发动机系统

UK-10 电子轰击式离子发动机系统是英国 Matre Marcni 空间有限公司(MMS)针对 T₅ 三栅型离子发动机研制的拟具有飞行资格和批量商品生产的通信卫星南北位置保持推进系统。

MMS 公司与欧洲空间局签订合同,于 1988 年开始,研制一台以最新电子技术设计成的电源处理与控制设备,一台全自动化推进剂供给与流量监控设备,以及一套离子发动机推力对准部件,它们与 T₅ 三栅型离子发动机共同组成 UK-10 发动机系统。

在欧洲空间局协调下,两台 UK-10 离子发动机系统与两台 RIT-10 射频离子发动机系统组成通信卫星南北位置保持商业化通用推进系统,计划首先在 ARTEMIS 卫星和后续的 CAT-2 卫星上应用。

UK-10 发动机系统的电源来自航天器太阳电池翼,总电效率为 84.5%,推力矢量控制由推力对准部件完成,可在两个正交方向上提供 ± 12(°)可控范围。

发动机主要性能与结构参数

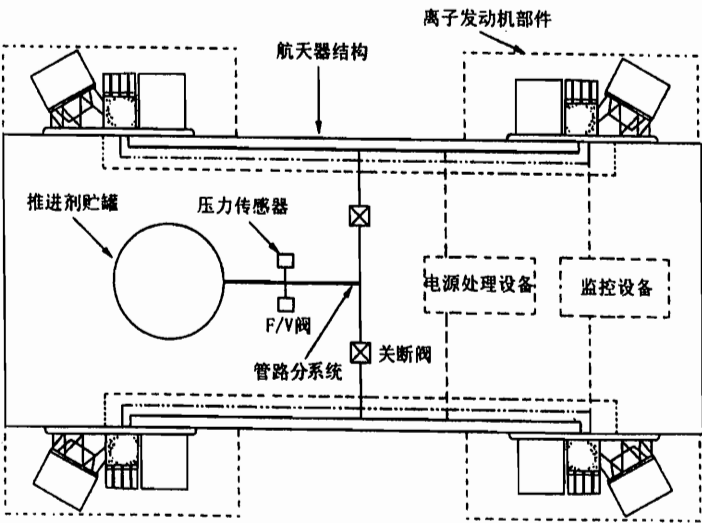
推 力	mN	18	输入功率	W	590
比 冲	m/s	33 960	束 直 径	mm	100
工作寿命	h	5 000	推 进 剂		Xe
开关循环次数	次	2 000	长 度	mm	178

发动机系统

系统组成 UK-10 电子轰击式离子发动机系统由 T₅ 三栅型离子发动机,推进剂贮存与供给组件(PSDA),推进剂分配与控制设备(PSME),电源处理与控制设备(PCCE),以及推力矢量控制部件组成。

推进剂贮存与供给组件(PSDA) 由氙贮罐、充/放阀、关断阀、防逆阀、压力调节器、减压阀、检测口、管道,温度与压力传感器等组成。一个氙气罐借助于管道分枝可以为 2 个~4 个发动机提供氙气推进剂。

推进剂分配与控制设备(PSME) 由分枝管道、关断阀、压力调节器、精密泄流阀、高速响应长寿命流量控制器组成。它能提供三路能独立关断和独立流量控制的推进剂流,



UK-10 电子轰击式离子发动机系统简图

送往主进气口,主空心阴极和中和器。

电源处理与控制设备(PCCE) 由电源转换器、监控电路、接口电路组成一个体积尺寸为 $39.6 \times 30.5 \times 11.3 \text{ cm}^3$ 的箱体。它的总质量低于 5 kg ,总输入功率最大为 900 W ,电源效率为 88% 。

推力矢量控制部件 由推力对准部件(ITAA)完成,它是由两个用伺服马达可伸缩其长度的支撑杆和一个能在两个正交轴方向转动的活动关节所支撑的发动机安装平板,2个~3个方向光学传感器及一个电源与控制电路盒等组成。

发动机主要部件

氙贮罐 由带有气嘴的球形钛合金容器、温度和压力传感器等组成。

调压器与阀门组件 由关断阀、双级调压器、减压阀、检测口、分枝管道等组成。其功能是调节压力,按指令开关气流,通过分枝管路分配氙气流。

流量监控器(推进剂分配与控制设备中的关键件) 由精密泄流阀、高速响应螺线管电控阀、恒温恒压腔和加热器、出口管接头、包括在电源处理与控制设备部件中的测控电路等组成。

电源处理与控制设备 由阳极电源、触持极电源、阴极加热器电源、电磁线圈电源、屏栅极电源、加速栅极电源、中和器阴极加热器电源、中和器触持极电源和辅助电源等组成电源处理电路。控制设备包括推进剂贮存与供给组件(PSDA)的控制电路,推进剂分配与控制设备(PSME)测控电路,以及测控电路与航天器的数字接口电路等。它是一个高度集成化的电子设备。

推力矢量控制部件 两个可伸缩支撑杆和一个活动关节三点式支撑在发动机的安装平板上,活动关节绕平板边缘和垂直于平板面的轴转动,两个支撑杆伸展长度差决定了其转动角度。支撑杆的伸缩由伺服马达经单独的电控系统控制。

改进与发展

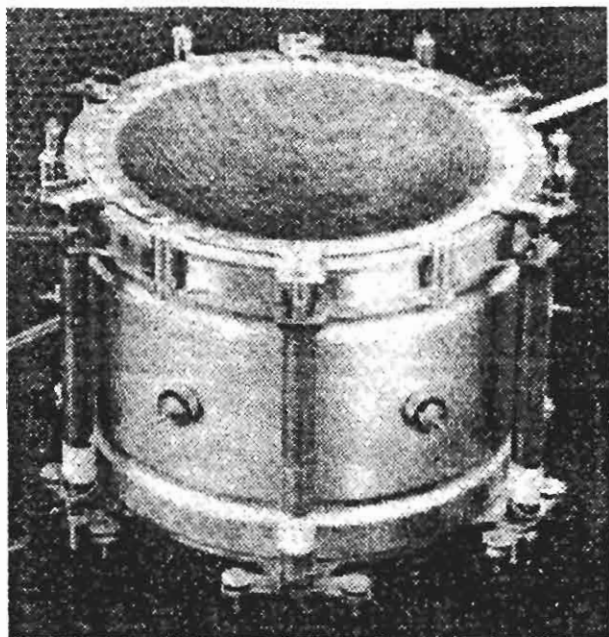
UK-10 发动机选用了 T_3 三栅型离子引出系统。推进剂贮存与供给组件和推进剂分配与控制设备是新设计的。氙贮罐的设计借鉴了卫星用镍-氢蓄电池的贮氢容器技术。还计划将关键的脉冲式螺线管阀开关次数由 1×10^7 次提高到 5×10^7 次。

70 年代的发动机电源处理与控制设备采用脉宽调制直流/直流变换器和分离元器件。UK-10 发动机采用微处理器监控,达到了小型化和集成化的设计目标。另外,微处理器和软件代替了大量硬件电路,使电源处理与控制设备元件总数大大减少。这样不但提供了更好的运行性能,而且提高了可靠性,减小了体积,使质量减小为 $3 \text{ kg} \sim 5 \text{ kg}$ 。

此外,为了使一台电源处理与控制设备为不同时间工作的两台发动机服务,研制了一个衔铁式继电器开关系统。这样,可以简化系统和减轻系统质量。

UK-25 电子轰击式离子发动机

UK-25 电子轰击式离子发动机是英国皇家航空局(RAE)根据欧洲空间局感兴趣的与小行星交会和彗星核采样飞行任务需求而研究的。皇家航空局和飞利浦器件公司参加了大电流空心阴极研制工作。伯明翰大学研制了大电流放电电源和高电压屏栅极电源。UK-25 发动机系统从 1985 年开始研究到目前已



UK-25 电子轰击式离子发动机

完成了三个阶段。

1985 年到 1986 年,进行了理论和方案研究。建立了在 2.5 kV 加速电压下满足 200 mN 推力要求的 25 cm 束流直径的设计框架。确立了以 T_5 发动机为基础,按比例放大的 UK-25 发动机系统设计方案。推进剂流量控制和贮存供给组件扩大了尺寸。在电源处理单元中,屏栅极电源和放电电源进行了新的设计,其余电源组件和控制电路与接口电路,软件程序仅作了较小的改动和调整。

1986 年到 1988 年,完成了实验样机的设计、加工、安装。推力可变范围为 50 mN ~ 260 mN,推进剂利用效率和电效率最高达 85% 和 90%。

1988 年到 1993 年,对实验样机进行了改进和优化设计,安装了新设计的 50 A 大电流空心阴极,并在电源处理与控制设备中使用了伯明

翰大学研制的第二代放电电源和屏栅极电源,成功地进行了 UK-25 发动机工程样机的安装调试工作。UK-25 发动机的推力范围为 50 mN ~ 310 mN。

UK-25 发动机打算用于阿尔法国际空间站有关舱段的阻力补偿和该空间站极轨平台的轨道提升和下降推进。

UK-25 发动机系统的电源根据不同的任务,采用太阳能电池翼与太阳热发电装置的混合电源和单一的太阳能电池翼。它的推力矢量控制可以选用同心环万向支架调节系统和平面二维转动伺服系统。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	212	输入功率	W	5 400
比 冲	m/s	34 300	束 直 径	mm	250
工作寿命	h	1 000	推 进 剂		Xe
开关循环次数	次	2 000			

发动机系统

系统组成 UK-25 电子轰击式离子发动机系统由推进剂贮存与供给组件(PSDA),推进剂分配与控制设备(PSME),发动机本体,电源处理与控制设备(PCCE)等组成。其中,发动机本体由空心阴极-放电室-轴向发散磁场结构,双栅离子光学结构,以及绝缘器-中和器空心阴极-触持极结构组成。电源处理与控制设备中包含所有电源变换组件,时序开关控制,闭环稳定参量控制与数字接口电路。它是一个带有微处理器与固定软件的高度集成化的高可靠产品。电源处理与控制设备的电源组件由于高功率运行而必须隔离。电源效率达 90%。流量控制器由传感器,螺线管电控阀,精密泄流阀和包含在电源处理与控制设备中的控制电路组成闭环控制系统,共有三套,提供三路带有独立关断阀和独立流量自动控制的推进剂流。

发动机主要部件

氙贮罐 高压钛合金球形罐。

压力调节组件 由双级压力调节器,减压阀,开/关阀等组成。

流量控制器 由传感器,控制电路(包含在电源处理与控制设备中),螺线管电控阀以及电控阀恒温加热器组成,共三套。

绝缘器 有两只多段绝缘器分别与主阴极和主进气口相连接,一只陶瓷绝缘器与中和器相连。

主空心阴极组件 由阴极管、发射体、钨顶、孔盘、屏蔽式触持极、阴极加热器、钽箔隔热层、陶瓷支持等组成。

阴极靴 用低碳钢制造,表面有钽箔防溅射层。

档板 由钽制圆平板,支撑杆组成。

阳极 由圆柱筒形铝阳极和固定陶瓷绝缘子组成。绝缘子使发动机外壳和铝阳极电隔离并起固定作用。

磁路结构 六根通电螺线管在阳极与外壳间平行于中轴线对称放置,并与底板、阴极靴、屏栅极靴构成磁路,形成轴向发散磁场。

离子光学结构 由向内凹的盘形双栅组成。双栅中心间距为 0.75 mm。有效束流直径为 25 cm。

中和器 由绝缘器、中和器空心阴极、阴极电加热器、触持极等组成。

电源处理与控制设备 由输入电压预调器、14 组电源转换器、多种控制电路、数字接口电路和一些软件程序组成。

改进与发展

UK-25 发动机系统的研制是以按比例放大为原则,充分继承了 T_5 发动机和 UK-10 发动机的推进剂分配与控制设备和电源处理与控制设备技术。实验样机的放电室长度,直径和相关元件及中和器组件,均按比例进行了放大。由于新的大电流阴极还在研制中,所以直接使用了一只 T_5 发动机阴极。实验样机的电源处理与控制设备,除屏栅极电源和放电电源由伯明翰大学研制提供外,其余低电压电源(或低电流电源)和控制电路等基本继承了 UK-10 发动机系统电源处理与控制设备的特点。推进剂贮存与供给组件和推进剂分配与控制设备只做了流量增大需求的改动。

UK-25 发动机工程型样机与实验样机比较,有如下改进:

(1)由皇家航空局和菲利浦器件公司研制了新的 30 A 放电电流空心阴极取代了原来的 T_5 发动机的空心阴极,消除了小阴极超负荷运行出现的一些问题,并提高了寿命。

(2)UK-25 发动机进行了结构上的优化,减轻了质量,并消除了经受振动试验时出现的谐振问题。

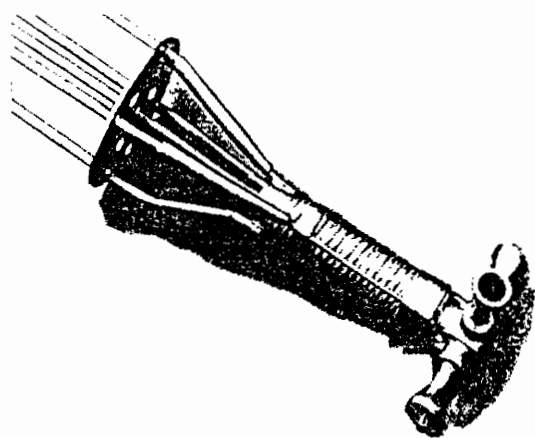
(3)实验样机运行中出现几处温度升高超指标问题。尤其是磁极前部,阴极靴,栅极固定部位等升温过高。在工程样机中进行了针对性改进设计,解决了这些问题。

(4)在工程样机电源处理与监控设备中,伯明翰大学研制的屏栅电源和放电电源也进行了改进,使放电电流由 30 A 提高到 40 A ~ 50 A。

Vela* 电阻加热发动机

最早的星上推进系统大都是“冷气”系统,即把高压气体直接通过缩扩喷嘴加速喷出,来产生推力的。

这种系统虽然结构简单,但性能较差,比冲一般为 $500 \text{ m/s} \sim 800 \text{ m/s}$ 。从 60 年代中期起,除发展了单组元和双组元化学发动机外,人们利用电流流过“电阻丝”产生的焦耳热把气体加热,再经缩扩喷咀喷出可以改善性能这一原理,发展了各式各样的电阻加热发动机,逐步取代了冷气系统和一些单组元系统。



Vela 卫星用电阻加热发动机

Vela 卫星用电阻加热发动机就是最早投入空间应用的一种电阻加热发动机。该发动机是一种外部加热式的三喷咀结构,由美国特雷伍德(TRW)系统公司研制。当要求提供推力时,可根据指令或控制电源处理单元使气态推进剂(氮气)通过电阻加热器加热,然后经喷咀喷出。发动机可稳态工作也可脉冲工作。其特点是:(1)加热电阻丝与推进剂不直接接触,材料问题容易解决,但热交换效率低,只适用于小功率发动机,对大功率发动机不适合;(2)多喷咀,可以利用不同喷咀的点火组合,满足不同的控制要求;(3)既适用于重力梯度稳定卫星,也适用于自旋稳定卫星。

维拉(Vela)卫星(1965 年,1967 年发射)是一种自旋稳定卫星。在通过卫星质心并与自转轴垂直的平面圆周内装有二套彼此相隔 180° 的电阻加热发动机,利用不同喷咀的点火组合,来实现自旋控制和速度修正。

发动机主要性能与结构参数

推进剂	氮(带 20% 体积氩)	比 冲	m/s	940 ~ 980(稳态)
电 压	V			1 274 ~ 1 323(脉冲)
输入功率	W			686(加热器不工作)
		入口压力	MPa	0.36
		推进剂流量	mg/s	90.8(稳态)
推 力	mN			68.1(脉冲)
总 冲	N·s	喷咀扩张比		67:1
		发动机本体质量	kg	0.15
				2 234(加热器不工作)

发动机系统和主要部件

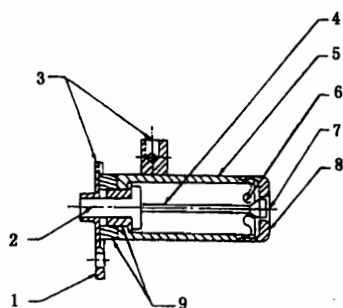
系统组成 发动机系统包括推进剂贮箱、控制阀门、发动机本体和压力、温度传感器。

推进剂贮箱 球形,贮存的气体压力为 27.44 MPa 。在低压侧接有单级压力调节器和泄放阀门,用以维持发动机入口的压力为 0.36 MPa 。

发动机本体 管式结构,有三个喷咀,每个喷咀由单独的推进剂管路供气;其中,互成 180° 的两个喷咀由卷绕在芯管外部的线圈式管路供气。由于电阻加热丝也绕在同一芯管上,线圈式管路成了一种提高推进剂气体温度的热交换器。为了减小热损失,发动机本体包有表面镀金的热屏蔽套。

工作原理 该发动机(所有电阻加热发动机都相同)是利用电能(电流流过电阻丝产生的焦耳热)把推进剂加热到高温,然后通过缩扩喷咀的气动热力加速喷出,从而将电能转化为热能再转化为定向射流的动能来产生反作用推力。它与化学火箭发动机的差别在于推进剂获得能量的方式不同(化学火箭发动机是靠化学反应),但两者产生推力的过程都同属于一种气动热力学过程。由于电阻加热可能达到的温度受到加热器材料工作温度的限制,性能不能大幅度提高。

ATS-4* 电阻加热发动机



ATS-4 用电阻加热发动机

- 1—安装法兰 2—加热器管支承 3—
电气接头 4—铍加热器管 5—屏蔽
套 6—铂金导线 7—喷咀 8—抛光
端盖 9—绝缘体

这是美国国家航空航天局应用技术卫星4号(ATS-4)上用的电阻加热发动机。该星于1968年8月发射,原计划发动机在星上担负同步轨道东西位置保持,定点和位置改变的任务。由于助推火箭工作不正常,卫星未能到达同步轨道,而停留在高度较低的椭圆轨道上,因此发动机未能执行原指定的任务,只进行了空间运行试验——检测了它的性能和在轨工作能力。试验表明,发动机系统工作正常,完成了相当于1年~2年原定控制任务的要求,飞试是成功的。

发动机主要性能与结构参数

推进剂	氨	总 冲	N·s	1 780
推 力	μN	比 冲	m/s	1 225 ~ 1 323
系统质量	kg	输入功率	W	11(最大)

发动机系统和主要部件

ATS-4 用的电阻加热发动机系统是一个由13个指令控制的独立系统。该系统与在ATS-3上进行飞行试验的电阻加热发动机相似,只不过为了保证其可靠性,作了一些改进。

系统组成 包括推进剂贮箱与供给系统、电源与信号处理系统和发动机本体三部分。

发动机本体 如图所示,加热器管(4)与夹角为 60° 的喷咀(7)用电子束焊接到一起,两者的外表面镀一层铍。加热器管铜焊到不锈钢的支承(2)上。四根铂金丝(6)与加热器屏蔽套(5)电连接。屏蔽套既作加热器管的辐射屏蔽,又是导体。屏蔽套与发动机安装法兰(1)用氧化铝绝缘体(9)绝缘,端盖(8)抛光成镜面,其上刻划出作为推力矢量参考的十字线。在卫星上,通过球形支座和三个调节螺钉可以改变推力方向。发动机本体总重36.3 g。

电源与信号处理系统 该系统根据地面的指令,通过调节阀门对混流室压力进行闭环或开环的压力调节,控制入口加热器使位于流量控制阀入口处的液态氨蒸发,控制气态氨流向不同的发动机本体。该系统通过8个遥测输出信号显示整个系统和发动机加热器的运行情况,以及混流室的压力和温度。系统的功耗:冷态时为3.7 W,用于遥测和阀门,比冲为784 m/s;热态运行时为10.2 W,其中,6.5 W用于提高发动机的比冲。电源的效率为80%。

推进剂贮箱与供给系统 包括氨贮箱、压力调节阀门、压力控制开关、预混合室、混合室、电磁流量控制阀门、多孔流量控制器等部件。预混合室与混合室之间通过一孔板连通。压力调节阀门,控制开关,预

混合室与混合室都是为了保证降低液态氨与气态氨在输送过程中的脉动而设置的,这对于在微重力条件下工作是很重要的。

为了产生所需的 μN 级的小推力,采用烧结多孔钨塞作为流量控制器。

工作原理 与维拉卫星用的电阻加热发动机相同。

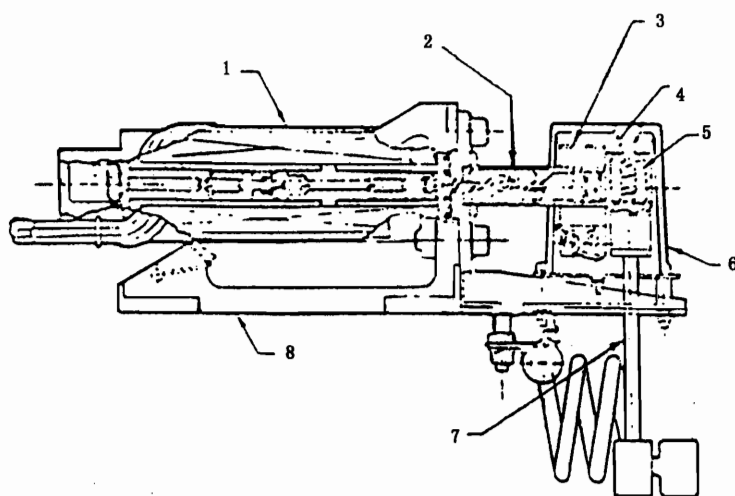
该电阻加热发动机系统在星上总共运行了 823 h,证明了这种发动机是飞行合格的,其推进剂贮箱与供给系统既可在 10 g 的条件下(ATS-3 情况)正常工作,也可在微重力条件下正常工作。

HIPEHT 电阻加热发动机

HIPEHT 是高性能电阻加热肼发动机的英文缩写(High Performance Electrothermal Hydrazine Thruster)。由美国特雷伍德国防与空间系统组(TRW Defense and Space Systems Group)于 70 年代研制和生产。当时,它是针对国际通信卫星 5 号(Intelsat 5)的南北位置保持要求而研制的。也可用于其它需要南北位置保持的长寿命航天器。该发动机是在一般的电阻加热分解肼发动机的基础上再加一级电阻加热,故又称二级电阻加热发动机。它的主要特点就是具有比催化分解肼发动机(单组元)更高的比冲,从而减少推进系统(主要是推进剂)的质量,提高航天器的有效载荷比。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	89 ~ 312	入口压力	MPa	0.7 ~ 2.1
比 冲	m/s	3 136	工作寿命	h	100(稳态)
功率/推力比	W/mN	1.42(比冲为 3 136m/s 时)	输入功率	W	12(点火时)
		1.24(比冲为 2 940m/s 时)			



HIPEHT 电阻加热发动机

- 1—推进剂阀门 2—喷射器 3—分解室和外部加热器 4—喷咀
5—旋气热交换器和内部加热器 6—热屏蔽 7—高温电气接头 8—安装底板

发动机系统和主要部件

系统组成 发动机系统包括推进剂贮箱与供给系统、电源与信号处理系统和发动机本体三部分。高性能电阻加热肼发动机本体包括一个肼分解室和一个高温热交换器。

分解室 分解室可以是催化分解,亦可用电热分解,但高性能电阻加热肼发动机选用电热分解。因为它是针对国际通信卫星 5 号而研制的。它的高性能要求只有用电热分解室才能满足。

分解室由三个部件组成:头部、套管和接头。头部包含一个毛细管喷射器和一个隔离管。毛细管同心地装在隔离管内。隔离管一端与推进剂阀相连,为分解室提供结构支承,同时也减少了分解室到推进剂阀的热传导损失。套管是分解室的中间部件,它包含有一铂丝网状加

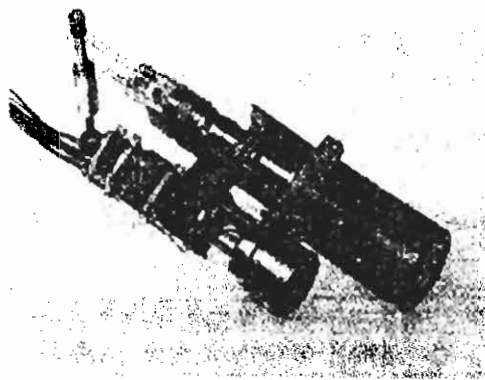
热床。一个带屏蔽的加热器缠绕其上并焊到套管上。接头是分解室到热交换器之间的过渡件,其上装有一个测压力的管咀。毛细管喷射器和隔离管的材料为 L-605 钴基超级合金。

热交换器 采用已研究多年的旋气式热交换器。这种热交换器的特点是体积小,灵活而又可达到所要求的温度。热交换器包括旋气室、排气喷咀、高温加热器和供电接线等部分。加热器是一个用耐熔金属绕制成的线圈。热交换器本体和接头也都是用耐熔金属加工而成。在这种热交换器里,电阻加热元件是独立地安装于高速旋转的气流中,气流的径向和轴向速度远小于其切向速度,具有再生冷却效应,减少了热损失。这种独立的加热元件,可根据航天器的电源电压来选择电阻值。此外即使加热元件失效也不会导致整个发动机失效,而是性能下降变为一般的单元肼发动机。

工作原理 液态肼经阀门和喷射器进入分解室,并在分解室中被蒸发,分解成一种氮、氢和氨的气体混合物。温度约为 1144 k ~ 1 255 k。在一般的肼发动机中,气体混合物通过超声速喷咀喷出产生推力。但高性能电阻加热肼发动机则不同,它在分解室与喷咀之间加进了一个热交换器,利用电阻加热的方式提供附加的热量,使气体混合物的温度进一步增加(增加到 1 922 k ~ 2 200 k),然后经喷咀喷出,从而提高了发动机的性能。

国际通信卫星 5 号装了 20 台这种发动机,16 台工作,4 台为备份,与国际通信卫星 4 号相比,可节省 22% 的推进剂。

MR-501 电热增强催化分解肼发动机



MR-501 电热增强催化分解肼发动机

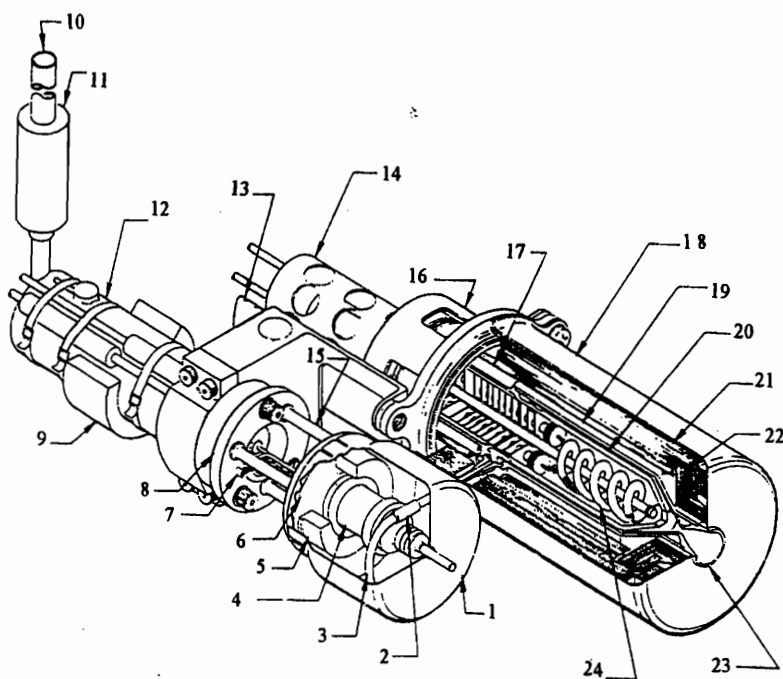
MR-501 电热增加催化分解肼发动机 (ACT-Augmented Catalytic Thruster) 是 80 年代初美国火箭研究公司 (Rocket Research Company, 后为奥林宇航公司-Olin Aerospace Co., 1997 年 4 月属 Primex Aerospace Co.) 在美国空军火箭推进实验室 (Air Force Rocket Propulsion Laboratory) 资助下,为同步卫星南北位置保持控制而研究的一种电阻加热发动机。它是以该公司应用多年的标准 0.89 N 催化分解肼发动机为基础研究改进而成的。目的是为 GTE 卫星公司和南太平洋卫星公司生产的 GSTAR 和天网 (SPACENET) 卫星提供南北位置保持控制。

发动机主要性能与结构参数

推进剂	肼	贮箱压力	MPa	2.4 ~ 0.686
催化剂	壳牌 405	推进剂流量	g/s	0.127 ~ 0.06
推力	mN	总 冲	N·s	311 500
比 冲	m/s			
工作电压	V	输入功率	W	
加 热 器	22.5 ~ 27.5	加 热 器		350 ~ 510
其他部件	22.5 ~ 35.5	阀 门		9
工作寿命	h	脉冲次数	次	500 000
质 量	g			

发动机系统和主要部件

系统组成 发动机系统由推进剂贮箱与供给系统、电源与信号处理系统和发动机本体组成。发动机本体包括阀门、肼催化分解室、热交换器和喷咀等主要部分。其中阀门(包括阀门加热器、热敏电阻、热涂层等)和肼催化分解室,沿用标准的0.89 N催化分解肼发动机的阀门和分解室。不过,为了增加寿命,分解室的材料和喷射器结构稍微作了改进。



MR-501 电热增强催化分解肼发动机系统

1—气体发生器的热屏蔽 2—铜焊套管 3—供气管 4—分解室 5—催化床加热器 6—喷射器板 7—热量分流器 8—阀门安装板 9—阀门加热器 10—推进剂入口 11—流阻 12—推进剂阀门 13—支承结构热屏蔽 14—增强加热器 15—隔热板 16—支承结构 17—隔热管 18—热屏蔽 19—热交换器外壳体 20—热交换器内壳体 21—螺旋形卷绕辐射屏蔽 22—辐射屏蔽圆盘 23—喷咀 24—加热丝

在一般的肼发动机中,气体混合物通过超声速喷咀喷出产生推力。但 MR-501 电热增强催化分解肼发动机则不同,它在分解室与喷咀之间加进了一个热交换器,利用电阻加热的方式提供附加的热量,使气体混合物的温度进一步提高,然后经喷咀喷出,从而提高了发动机的性能。

热交换器 热交换器采用外热式结构(即电加热器与气态推进剂不直接接触)。这种型式的优点是便于更换;可独立研制,改进;焊接,安装工艺容易实现。缺点是若热屏蔽不好,热损失大,加热效率降低。热交换器呈环状,内部包含一个电加热丝,热交换器与加热丝是同轴的。来自分解室的肼分解气体流经圆周分布的排管进入热交换器内的凹槽到混流室,然后经喷咀喷出。为了减少热损失,加热丝经一系列串接的圆盘状辐射屏蔽后引出;热交换器则用铝箔卷绕,再套上外表面镀铍的圆盘状辐射屏蔽套;固定支架也装有热屏蔽以减少传到阀门和分解室的热量。

工作原理 液态肼经阀门和喷射器进入催化分解室并在分解室中被蒸发,分解成一种氮、氢和氨的气体混合物。在

改进与发展

MR-501 电热增强催化分解肼发动机已广泛用于“萨康”(SATCOM)、“天网”(SPACENET)、“铱”(IRIDIUM)等系列卫星上,担负南北位置保持的控制任务。

后来又发展了一种改进型电阻加热肼发动机-MR-502 A。在该发动机中,电加热器的功率增加到 610 W ~ 885 W,推力也增大了一倍多(356 mN ~ 801 mN),总冲达 525 100 N·s。不过,它只能稳态工作,不能脉

冲工作。其他性能与 MR-501 发动机差别不大。MR-502 A 发动机已用到 INMARSAT-3 卫星上。

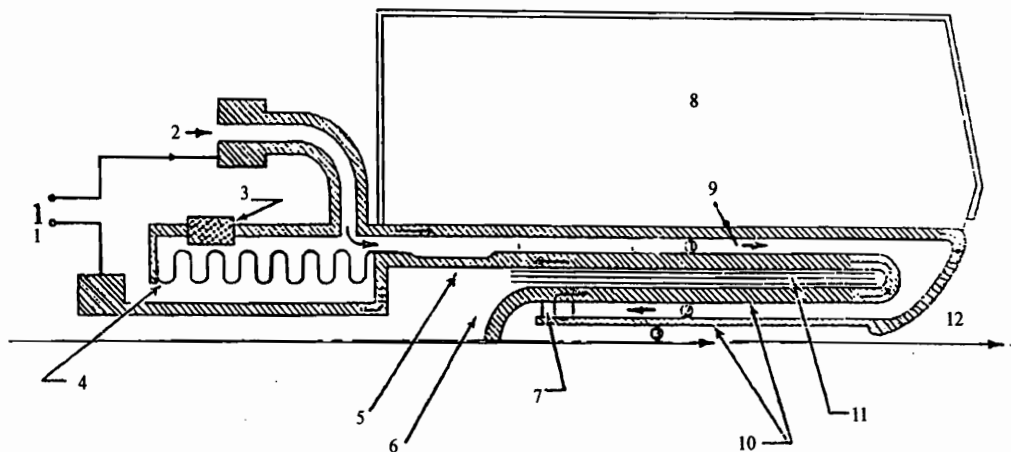
生物废气电阻加热发动机

这是美国马夸特公司(Marquardt)从 60 年代开始研制了近 10 年,用生物废气作推进剂的高性能电阻加热发动机(Biowaste Resistojet),推力范围为 0.044 5 N~4.45 N。它采用同心管式热交换器结构。这种结构具有下述优点:

- (1)热效率高,耗电少;
- (2)在高比冲运行时,气体温度可接近壁温;
- (3)寿命长。

发动机系统和主要部件

系统组成 发动机系统由推进剂贮箱与供给系统、电源与信号处理系统和发动机本体组成。发动机本体主要包括气体热交换器和喷咀。



生物废气电阻加热发动机

- 1—电源接线 2—推进剂入口 3—电绝缘子 4—波纹管 5—热障管 6—真空夹套
7—支撑接头 8—热绝缘 9—通道 10—加热器 11—辐射屏蔽 12—喷咀

气体热交换器 在气体热交换器中,电流从外壳流经壳端,喷咀及支杆,然后到内部加热件部分。内部加热件部分大约提供 75% 的欧姆热。在热交换中,内部加热件是最关键的元件,它的直径很小(内径 1.016 mm),壁厚 0.17 mm,长 42.4 mm,再加上许多生物废气在高温下都带有不同程度的腐蚀性,故进行了专门的研究。

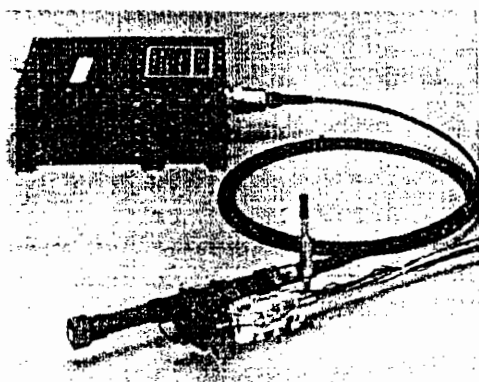
典型的生物废气包括 CO_2 , H_2O , H_2 , CH_4 及少量的 N_2 , O_2 。经过对镍基和钴基超级合金和贵金属两大类热交换器的大量试验研究表明,只有铂基材料比较适用。其中钽化铂(在 Pt 中添加 0.6% ThO_2)可适用于所有废气。钽不仅能阻止晶粒生长,也能压抑铂的氧化和蒸发。已有在 1700 K 下运行了 1500 h 无明显变化的记录。但对于含有甲烷的推进剂,工作温度要有限制;对于 CH_4 推进剂可用 Hastelloy X tubes,但为了减少分解产物的碳沉积,工作温度限制在大约 950 K。

喷咀 它把加热到高温的气体加速,产生推力。

工作原理 与一般的电阻加热发动机相同。

这种发动机尚未见应用,但它对于载人航天器的各种控制具有特殊意义。

MR-508 电弧加热发动机



MR-508 电弧加热发动机

MR-508 电弧加热发动机是 80 年代美国国家航空航天局(NASA)的刘易斯研究中心(LeRC)与火箭研究公司(后为奥林宇航公司-Olin aerospace Co. 1997 年 4 月后,属 Primex Aerospace Co.),通用电气公司宇航部(GE ASD)和马丁·马丽埃特公司(Martin Marietta Astro Space)等单位共同制定的电弧加热发动机研究和技术发展计划(Arcjet Thruster Research and Technology Program)的直接产物。它以刘易斯研究中心的实验室样机为基础,1984 年进行了概念论证。1985 年~1988 年,攻克了启动、电弧稳定、电极烧蚀、电源处理单元等关键技术问题,研制了一种 1.4 kW 的肼发动机的工程样机,从 1988 年起转为商用卫星的飞行样机。到 1993 年终于

首次成功地用在电信 4 号(Telestar-4)同步卫星上(该星于 1993 年 12 月发射),作南北位置保持。主承包商是美国火箭研究公司和通用电气公司。它最初是为马丁·马丽埃特航天公司 7000 系列同步卫星的南北位置保持系统而研制的一种小功率肼电弧加热发动机。它的用途主要是用作各种三轴稳定同步卫星的南北位置保持,作为单组元,双组元及电阻加热肼发动机的升级换代产品。

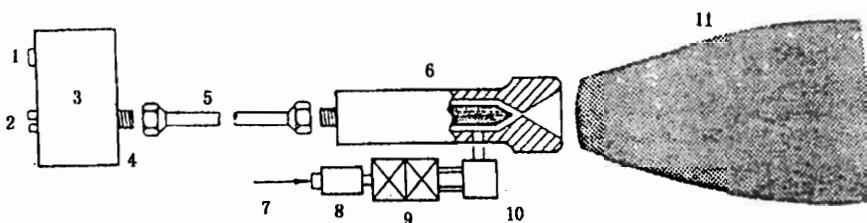
MR-508 作为一种小功率肼电弧加热发动机,具有如下特点:

- (1)由于通过具有极高温度($10^3\text{℃} \sim 10^4\text{℃}$)的电弧来加热推进剂,它具有比单组元,双组元以及电阻加热肼发动机更高的比冲,可以明显地节省推进剂质量,增加有效载荷;
- (2)虽然它的比冲远低于离子发动机,但它的推力/功率比大大高于离子发动机。发动机的结构及电源系统远比离子发动机简单,而且运行电压低($100\text{ V} \sim 300\text{ V}$),这不仅大大降低造价,更重要的是提高了运行的安全性和可靠性;
- (3)用肼作推进剂,不但可获得较高的性能,更重要的是肼推进剂贮存与供给系统已广泛用于各种卫星上,既成熟又有丰富的空间飞行经验。它还可以与远地点发动机共用一推进剂贮箱。

发动机主要性能与结构参数

推 进 剂	肼	贮箱压力	MPa	1.44 ~ 1.89
推 力	mN	182 ~ 210	质 量	kg
比 冲	m/s	4 920	发动机和 3.17 m 长连接电缆	1.36
输入功率	kW	1.8	电源处理单元	4.13
总 冲	kN·s	654 150	尺 寸	mm
工作寿命	h	> 800	发动机	231.65 × 114 × 111.5
开/关寿命	次	> 900	电源处理单元	234.95 × 184.2 × 82.6

发动机系统和主要部件



MR-508 电弧加热发动机系统

1—指令/遥测接头 2—电源输入接头 3—电源处理单元 4—电源输出接头 5—连接电缆
6—发动机本体 7—推进剂入口 8—限流器 9—发动机控制阀门 10—气体发生器 11—射流

系统组成 包括发动机本体、电源处理单元和推进剂贮箱与供给系统等部分。

发动机本体 发动机本体包括肼催化室(限流器、控制阀门、气体发生器)、三芯同轴电缆及发动机。肼催化室(及肼推进剂贮箱与供给系统)选用已在空间多次应用的电阻加热肼发动机部件。在工程样机的寿命试验过程中,曾发现原用的气体发生器寿命达不到 800 h 的要求。为此对发生器进行了重新设计(用双喷注器代替原来的单喷注器),制作和试验,结果证明,新的发生器寿命可达 1 000 h。

对空间应用来说,发动机本体的热设计是一个关键。因为到卫星本体的热传导有限制,推进剂阀门及密封电源接头对温度敏感,需加保护,约有 200 W ~ 300 W 的功耗必须通过辐射散掉,所以发动机采用表面镀有高发射涂层的圆筒状结构。阳极(喷咀)是用一块纯钨加工而成,阴极材料为钽化钨。

三芯同轴电缆 它包括与电源处理单元连接的接头,2 m 长的三芯同轴电缆和发动机电极的气密性接头。

三芯同轴电缆的中心部分与发动机阴极相连,最外边的金属屏蔽部分与阳极连接,第二层金属用作电磁干扰屏蔽。对电缆及其接头的设计,要特别注意防止产生电晕放电及要尽可能降低接触电阻。

电源处理单元 采用刘易斯研究中心的设计,由瓦特恩-约翰逊(Watkins-Johnson)公司生产。为了减小电流的脉动,采用 2 级滤波。稳态变换器采用推挽式驱动变换器,然后通过一电感输出。脉宽调制器控制开关频率(16 kHz)和工作周期,维持恒定的输出功率。当收到“接通”指令时,主变换器启动,给发动机提供 200 V 的开路电压,约 100 ms 后,点火电路点火,发动机启动;当收到“停车”指令后,主变换器停止工作。电源处理单元设计有二点很重要:一是点火电路的最佳化,尽量减少点火引起的发动机烧蚀;其次是提高电源处理单元的效率(减少 MOS 场效应主开关管和缓冲器的损失)。目前电源处理单元的效率平均为 91%。

工作原理 来自推进剂贮箱的液态肼到达肼催化室,经催化变成气态肼进入发动机,电源处理单元把来自卫星电源系统的低压直流电(28 V ~ 45 V)变为发动机所需的电压,电源处理单元中的点火系统在发动机的阴极和阳极之间产生一点火脉冲,阴极和阳极之间随即引发直流电弧放电,放电形成的高温电弧把气态肼加热,然后通过拉瓦尔喷咀的气动热力加速喷出,从而产生反作用推力。所有直流电弧加热发动机都是按这一原理工作的,不同的只是推进剂不一样。

改进与发展

(1) 小功率电弧加热发动机首次投入飞行应用是在美国电报电话公司(AT&T)的电信卫星(Telestar-4) 401 号卫星上,作南北位置保持的控制。该卫星由洛克希德·马丁公司的宇宙空间分公司制造。1993

年12月发射,星上所用的1.8 kW电弧加热发动机,比冲为4 900 m/s。卫星入轨后不久工作时,曾因肼燃料中的气泡造成电弧熄灭。地面技术人员设法在系统工作前把气泡震掉,从而解决了这一问题,并对后来生产的这类发动机进行了改进。后来发射的电信卫星402 R(1995年9月发射)等4颗卫星也使用了这种发动机。目前这些卫星上的电弧加热发动机每周工作一次,每次工作45 min~60 min,以阻止卫星发生漂移。

采用这种位置保持系统,所带推进剂量可减少一半,因而可多装约90 kg的有效载荷。宇宙空间分公司以后生产的新卫星都将采用这种电弧加热发动机来承担南北位置保持控制任务,而且还将用在亚星(Asiasat),回声卫星(Echostar)和国际通信卫星8和8-A等卫星上。

(2) 提高比冲 在1.8 kW发动机定型之后,为了保持该技术的优势以及在未来卫星控制应用中的竞争力,美国国家航空航天局的刘易斯研究中心于1991年提出了一个电弧加热发动机发展计划(Arcjet Thruster Development),即第二代电弧加热发动机的研究计划。目的是发展新一代性能更高的(比冲达5 880 m/s以上)辐射冷却电弧加热发动机。主合同承包商为奥林宇航公司。

为了把比冲从原来的4 900 m/s,提高到5 880 m/s,必须加大投入的功率和减少推进剂的流量,其结果是大大增加了发动机各部分的热载荷。在高热载荷下,为了保证发动机具有长寿命,采取了下述新措施:

① 采用了新的点火技术,该技术使电弧启动初期的低弧压,大电流的持续时间大大缩短,从而改善了小流量下的启动特性,减少发动机电极的烧蚀,延长了寿命。

② 采用新的阳极(喷咀)材料和结构。原来的阳极是用一块纯钨加工而成。由于热负荷增加,纯钨电极已不适应。运行试验表明,随着发动机工作时间的增加,喷咀喉道直径逐渐变小,需要采用性能更优的新耐热金属。

经过对多年研究结果的分析和检查,决定选用铼钨钨合金(W-4Re-HfC)作阳极材料。过去的研究表明:这种材料具有比纯钨更高的强度和更好的抗蠕变能力。添加铼可以改善钨的高温强度和低的韧性;引入均匀分布的碳化钨粒子可以显著地增加钨和钨铼合金的高温强度。由于铼钨钨合金杆直径的限制,把阳极分为两部分,作为喷咀插入部分用铼钨钨合金,而外边固定部分仍用钨。

③ 采用新的长寿命气体发生器。奥林宇航公司生产的传统气体发生器(把肼分解为氮,氢和氨气)工作的气体流量较大,为了适应高比冲电弧加热发动机的低流量,需要改善其辐射热耗散及热传导能力,以便增加气体发生器的寿命。

④ 改善阴极的散热能力,减少阴极端部的烧蚀,避免因造成电极间隙增加,导致弧压上升,引起难于启动和电弧不稳定。

该发动机已定型为MR-510型。它的总体结构和外形与MR-508发动机差别不大。已证实的性能是:比冲5 880 m/s,功耗2.2 kW,寿命1 000 h。达到了电弧加热发动机发展计划的预定目标。这种发动机已于1996年9月应用到美国的GE-1和GE-2等卫星上。

(3) 小型化 为了适应小卫星和微型卫星迅速发展的新潮流,也为了未来近地科学卫星及低轨道通信卫星网的主推进和功率有限的同步轨道卫星辅助推进的应用,刘易斯研究中心又制定了一项小功率电弧加热发动机的发展计划。目的是研制一种功率300 W~500 W,比冲在4 000 m/s~4 900 m/s的发动机。

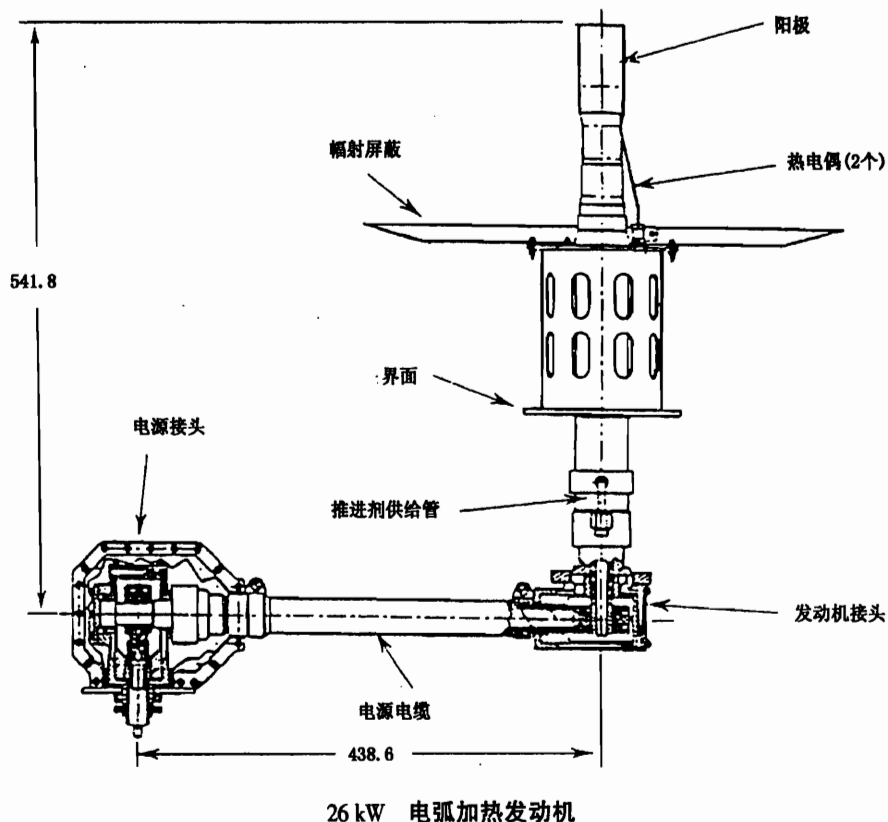
为此,在原来1 kW级电弧加热发动机实验室样机结构的基础上进行研究,但作了如下改进:阳极由原来的两部分变为一件,材料仍为钨钨合金;发动机的后半部用铜焊以保证密封;阳极与阴极之间的绝缘为商用氧化铝;原用的螺旋弹簧由于尺寸限制改用波纹管弹簧。

发动机阴极的直径为1.6 mm,端部锥角为60°,材料也是钨钨合金,两电极间距为0.25 mm,喉道直径0.25 mm,喉部长度0.13 mm,喷咀收缩半角30°,扩散半角为15°,喷咀面积比为400,发动机重0.18 kg,发动机运行功耗为200 W~400 W,设计功耗是300 W。发动机的电源处理单元(原理样机)效率为92%,输入电压为24 V~35 V,可提供100 W~400 W功率,还可提供3 kV的高压脉冲用于点火。用氨和氢,氮混合气体(肼分解产物)作推进剂进行的试验表明:当输入功率为300 W,流量为12 mg/s,对于氨推

进剂,比冲是 4 018 m/s,发动机效率为 34%;而对于肼,比冲则为 3 626 m/s,发动机效率为 27%。发动机的性能随推进剂流量的减少而下降。

目前的研究已证明,在功率低到 300 W 左右时,电弧加热发动机仍具有比化学发动机更好的性能。下一步的工作,将是减轻喷咀的烧蚀和延长发动机的寿命。

26kW 电弧加热发动机



这是在美国空军菲利浦实验室资助下,由奥林宇航公司设计,制作和飞行鉴定的一种 26 kW 中功率电弧加热发动机。该发动机是美国空军将在其 P91-1 先进研究和地球观测卫星—阿戈斯卫星(ARGOS-Advanced Research and Global Observation Satellite)上进行电推进空间实验(Electric Propulsion Space Experiment)用的电弧加热发动机。它是美国空军先进技术过渡证实(Advanced Technology Transition Demonstration)计划的直接成果。

电推进空间实验的目的:一是检测中功率电弧加热发动机在空间运行时可能出现的和用户担心的问题,如射流的沉积污染、电磁干扰、热辐射、以及加速度等。这些问题在地面由于试验装置尺寸的限制,难于得到完满的解答,最好是通过空间试验解决,以便证实中功率电弧加热发动机的工作是否会影响星上其它设备的正常运行;另一个是验证中功率电弧加热发动机的成熟程度,以及能否利用中功率电弧加热发动机把卫星从转移轨道送入同步轨道的可能性(用电弧加热发动机进行轨道转移可使卫星有效载荷增加一倍)。

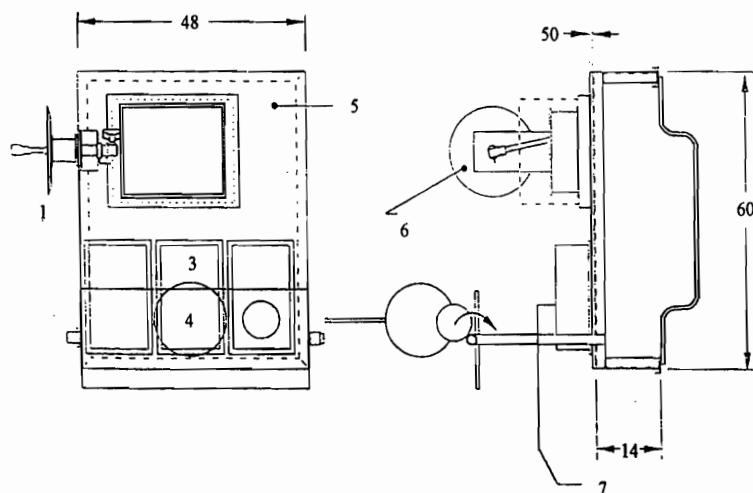
发动机主要性能与结构参数

推进剂		氨	流 量 g/s	0.24
推 力	N	2.23	比 冲 m/s	7 840
输入功率	kW	26	效 率 %	27.2

发动机系统和主要部件

系统组成 发动机系统由 26 kW 的电弧加热发动机本体、电源处理单元和推进剂贮箱与供给系统组成。

发动机本体 发动机本体包括发动机及连接电缆。发动机是 80 年代中期为轨道转移而设计的飞行合格的发动机。其结构与刘易斯研究中心的 1.4 kW 发动机和电信 401 号卫星用的电弧加热发动机类似,但比它大。另外,它加长了热障管,以便减少从发动机电极到卫星的热传导。电极采用陶瓷绝缘子作电绝缘。关键一点是电密封接头利用金属与陶瓷的铜焊,使阴极从发动机本体直接接到电缆接线盒。连接电缆是连接电源处理单元和发动机的。



26 kW 电弧加热发动机系统

1—发动机 2—电源处理单元 3—蓄电池 4—推进剂供给分系统 5—铝板(1220
× 1524 × 12.7 mm) 6—铝板(762 × 203 × 12.7 mm) 7—蓄电池通气管

电源处理单元 该单元是一台功率为 30 kW 级,三相高频开关电源。它把蓄电池的能量变换成发动机需要的启动(点火),过渡(逐步增加)和稳态工作的电压和电流。为了获得最大的效率和可靠性,它采用推挽调制原理。电源处理单元把银锌电池的 160 V ~ 240 V 的输入功率转换成恒功率输出,供给发动机。

为了启动电弧放电,电源处理单元产生一个 6 000 V 持续 1.5 μ s 的脉冲,点火后电源处理单元使约为 85 A 的加热电流维持 10 s,然后以每分钟 10 kW 的速率增加电流,直到达到 26 kW 的输出功率。这种逐步增加功率的运行方式可以减小发动机的温度梯度。电源处理单元接受来自电源总体单元和指令控制单元的功率和指令输入,并把电源处理单元的状态和各种传感器(压力、温度、电流、电压)信号送到指令控制单元。当发动机运行时,电源处理单元控制推进剂阀门为发动机提供推进剂。

电源处理单元的效率为 95%(最小),尺寸 $467 \times 610 \times 152$ mm,重 48.5 kg。

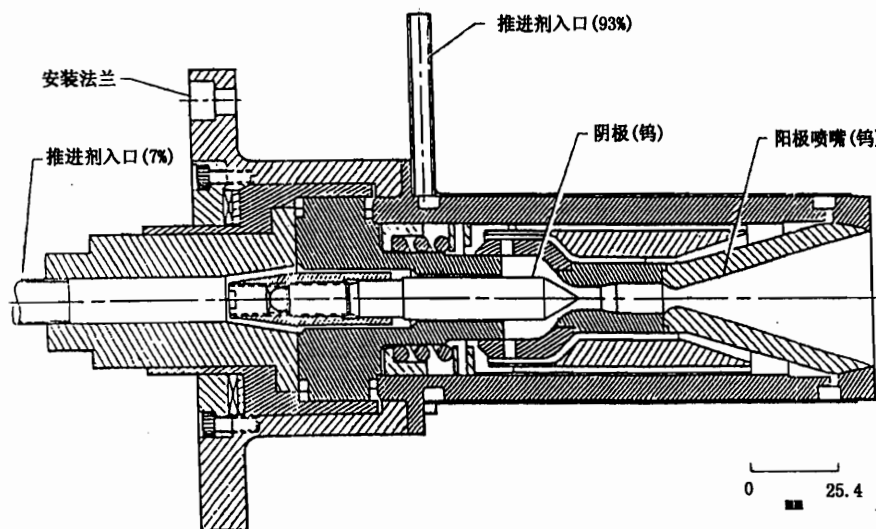
电源处理单元的主要设计特点有:(1)为了获得最佳的热耗散,把复合场效应开关粘贴到底板上;(2)在电源盒内采用并联的平面型母线,减少电磁干扰;(3)电源盒上开有通气孔,减少其内部压力。

推进剂贮箱与供给系统 先进技术过渡证实计划要求研制一种低成本的氨推进剂贮箱与供给系统,它包括一个推进剂贮箱、一个混合室、一个脉冲工作阀门、一个氨蒸发器和一个流量计。贮箱能贮存 4.54 kg 的氨。液态氨经输送管路中的加热器蒸发成气态氨进入发动机。脉冲工作阀门控制混合室的压力,从而控制氨气的流量。推进剂流量为 240 ± 5 mg/s(空间运行时),用装在发动机入口上游处的流量计来测量。

蓄电池 飞行用的蓄电池由 126 个可重复充电的银锌电池串联而成,可供电能约 80 Ah,重约 200 kg。该电池可在空间环境下运行,不管如何放置都不会漏出电解液。在电推进空间实验装置的飞行中,电弧加热发动机系统将工作 10 次,每次运行 15 min,在两次运行之间相隔 100 h(冷却约 20 h,然后充电 67 h)用于蓄电池的再充电和热控制。

整个系统已经完成了鉴定试验,验收试验和飞行模拟试验。等待与阿戈斯卫星一起进行联试,预计 1998 年发射。不过,目前的进展标志了中功率电火箭发动机发展的一个里程碑。

30 kW 电弧加热发动机



30 kW 电弧加热发动机

这是近年来美国国家航空航天局的刘易斯研究中心进行研制的一种以氢作推进剂的中功率电弧加热发动机。

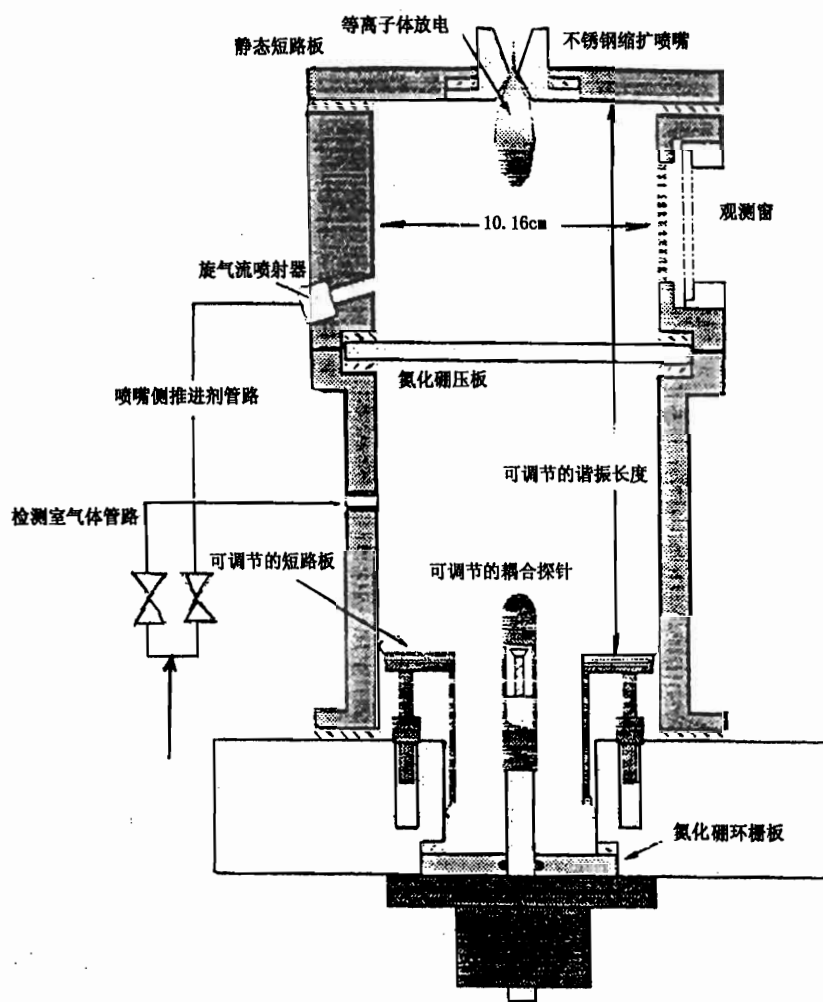
美国国家航空航天局的中功率电弧加热发动机研究始于 50 年代。为了给轨道转移及登月飞行提供推进系统(以空间核电站作能源),国家航空航天局资助阿夫柯公司(Avco Corp)和津尼尼科学公司(Gianini Scientific Corp)集中发展以氢作推进剂的 30 kW 电弧加热发动机。当时阿夫柯公司研制出一种 R-4-1

辐射冷却压缩电弧型的 30 kW 发动机,该发动机的比冲为 9 898 m/s,发动机效率为 41%,并成功完成了 723 h 的耐久试验。与此同时,津尼尼科学公司也研制了一种 141-300 辐射冷却压缩电弧型的 30 kW 发动机,其性能与 R-4-1 型相似。后来又研制了一种 141-400 再生冷却压缩电弧型发动机,其性能为:比冲 9 800 m/s,效率 55%,完成了 500 h 的寿命试验。正当发动机研究取得显著进展时,由于空间核电站(SNAP-8)重量超过 4 吨,大大高于预计值,加之氢/氧化学发动机取得技术突破,可大大增加飞行能力,遂使电弧加热发动机的研究停了下来。

到了 80 年代,随着空间核电源发展计划(SP-100)的提出,人们对用中功率电弧加热发动机作轨道转移重新产生兴趣。为此,刘易斯研究中心重新对津尼尼科学公司设计的辐射冷却和再生冷却的两种 30

kW 电弧加热发动机进行试验。目的是通过试验了解这种发动机的性能并打算以此为基础把它缩小到 10 kW 级,作为证实轨道转移的一种飞行试验发动机。初步试验测得的性能却比原来的性能低,例如,对于再生冷却发动机,对于同一设计值,原来获得的性能是比冲 9 800 m/s,效率 53%;现在获得的性能为比冲 9 065 m/s,效率 45%。对于辐射冷却发动机,原来分别为 9 800 m/s,43%,而现在则分别为 9 339 m/s,39%。

微波加热发动机



微波加热发动机

这是美国宾夕法尼亚州立大学(The Pennsylvania State University)宇航工程系推进工程研究中心研制的一种微波加热发动机(Microwave Arcjet Thruster)的实验室样机。

微波加热发动机与电弧加热发动机虽然都是靠增加推进剂气体的热能来提高性能的,但它们之间有许多不同:

- (1) 微波放电是高频谐振耦合放电而不是直流放电。微波放电没有放电的电极,微波放电形成的等离子体,不与容器的器壁接触,没有电极的烧蚀与寿命问题;
- (2) 微波功率源是以磁控管为基础的微波发生器,技术成熟可靠;

(3) 理论分析认为,微波加热发动机将会具有比电弧加热发动机更长的寿命和较高的效率,但比冲差不多。

微波加热发动机系统包括四个组成部分:(1)微波发生器,它把太阳能电池或核反应堆产生的电能转变为微波能;(2)推进剂贮存与供给系统;(3)微波等离子体放电室,它包括谐振腔和放电室;(4)加速喷咀。

微波加热发动机的工作原理,是利用微波能在微波谐振腔靠近喷咀的一端建立起等离子体放电。该放电吸收输入的微波功率并把它转换成热能,去加热推进剂气体,然后通过缩扩喷咀加速喷出产生反作用推力。

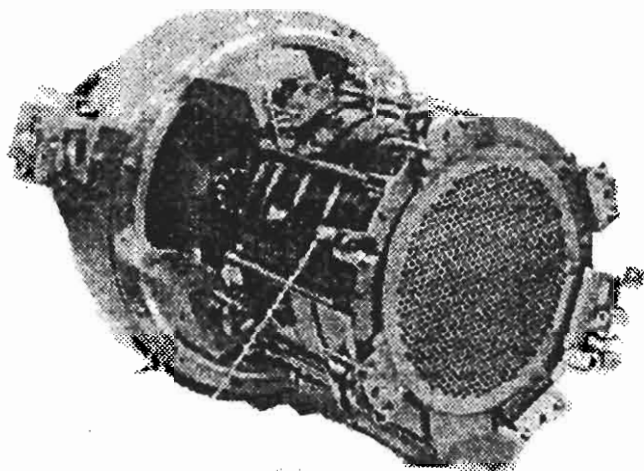
在此样机中,先后用氦气,氮气和氨气进行了试验。用氮气作推进剂,可连续工作一小时,但发现由于重力的作用,悬浮的等离子体与喷咀接触,引起一些烧蚀。用氨气作推进剂,流量为 23.2 mg/s ,输入功率 2055 W 时,发现发动机的热负荷比用氮气高得多。不锈钢喷咀及硅橡胶密封圈烧蚀严重。为此将设计新的发动机,并采用能耐高温的钨喷咀及石墨密封圈再试验,并进行推力测量方面的工作。

微波加热发动机性能的优劣或成败取决于能否在喷咀的入口处,建立起一个稳定的,自由悬浮的(不与容器的器壁接触)微波等离子体放电。

除了宾席法尼亚州立大学的研究工作外,刘易斯研究中心也正在对未来作主推进用微波加热发动机的大功率微波等离子体发生器进行试验。

微波加热发动机现在还处于基础研究阶段。这种发动机由于微波放电等离子体部分与容器壁面不接触,有利于推力室的材料选择和寿命问题的解决;又因为没有放电电极,热损失较小。但其电源及结构较为复杂。

SERT-2* 电子轰击式离子发动机



SERT-2 卫星载电子轰击式离子发动机

美国国家航空航天局(NASA)所属刘易斯研究中心(LeRC),于1966年8月开始研制“空间电火箭试验2号”(SERT-2)卫星载电子轰击式离子发动机,它是1970年2月3日发射的SERT-2卫星的有效载荷。两台出口束流直径为 15 cm 的电子轰击式(即考夫曼型)汞离子发动机,在 1000 km 高的准圆极轨道上随卫星试验了11年多。一号机累积工作了 7937 h ,240次循环启动;二号机300次启动,累计工作了 6665 h 。试验评估了发动机长期喷射性能和长期工作与卫星本身的相容性。试验结果证实了主阴极、中和器、放电室、推进剂贮存与供给分系统、电源处理单元等经受了 8000 h 左右的工作和

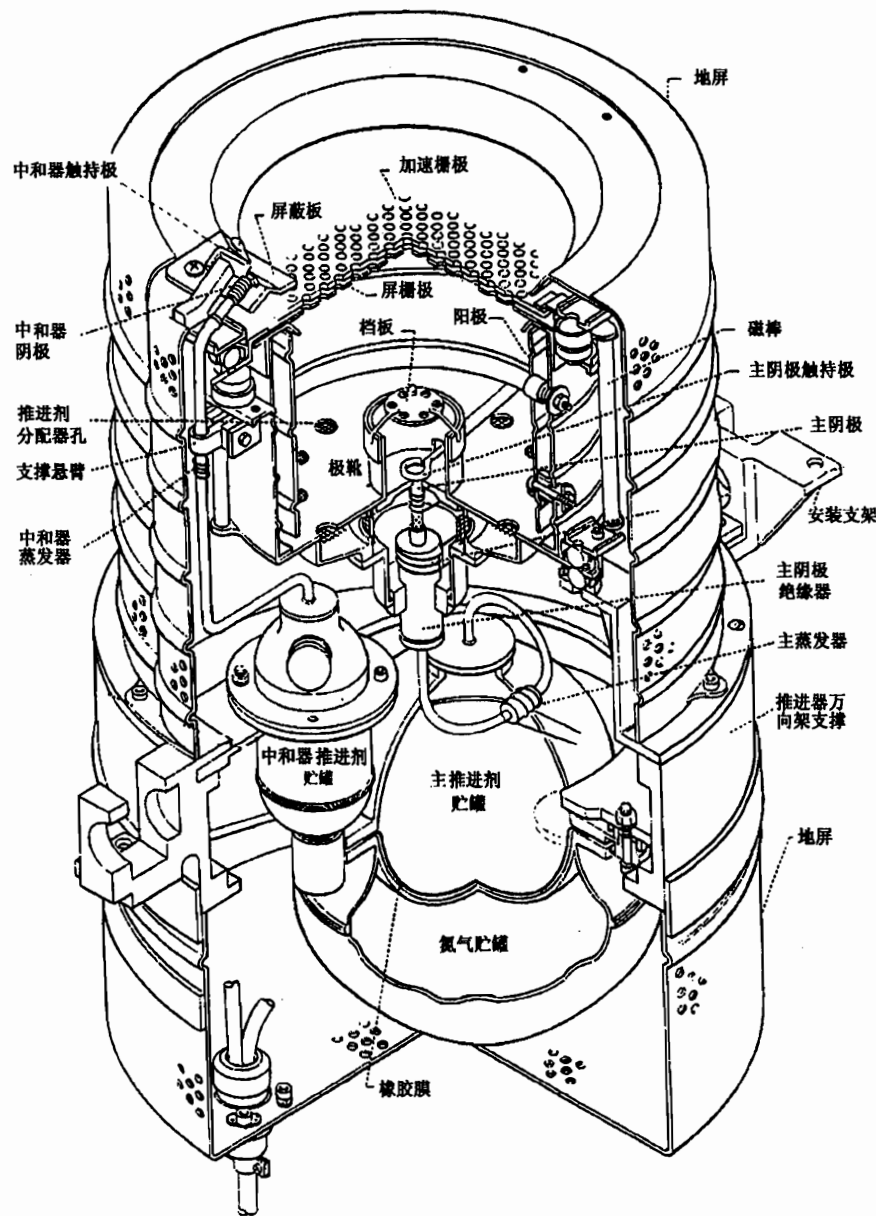
在空间11年的存放期,性能并无明显变化。离子光学系统发生过多短路故障,是加速栅极的烧蚀溅射剥落的网状碎絮引起的加速栅与屏栅极短路和屏栅极与接地屏的短路。这些故障经反复启动加热和卫星自旋加快而排除,发动机恢复正常工作。该发动机的推进剂利用效率为 85% ,电源处理单元效率 87% ,电源由SERT-2卫星上双翼太阳能电池阵列提供。每翼面积为 $1.5 \times 5.7 \text{ m}^2$ 。太阳能电池阵列初期提供 1.27 kW 功率,11年后大约提供 800 W 功率。发动机推力矢量控制由万向支架提供。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	27.6	输入功率	W	980
比 冲	m/s	44 600	束 直 径	mm	150
设计寿命	h	10 000	推 进 剂		Hg
总 质 量	kg	16.56	长 度	mm	129

(总质量包括发动机本体 3.0 kg, 汞贮存与供给分系统, 电源处理单元, 数字接口与控制单元。不含万向架和液汞质量)

发动机系统



SERT-2 卫星载电子轰击式离子发动机结构简图

系统组成 SERT-2 卫星载汞离子发动机系统由发动机分系统,推进剂贮存与供给分系统,电源处理单元,数字接口与控制单元,推力矢量控制分系统组成。

发动机分系统 由空心阴极-放电室-发散磁场结构,双栅离子光学结构与中和器子系统组成。

汞贮存与供给分系统 由汞贮罐组件、毛细吸管、蒸发器、绝缘器、管路、阀门等组成两套。一套分两路供给主放电室。另一套供给中和器。

电源处理单元和数字接口与控制单元 由直流-直流转换器、数字接口电路和控制电路组成。

推力矢量控制分系统 由质量为 7.7 kg 的两个同心环万向支架和两个线性调节器组成,提供两个正交方向上 7.7° 的推力矢量调节范围。

工作原理 加压氮气压迫丁烯橡胶膜,迫使液汞从贮罐经过毛细管进入蒸发器。液汞经过加热蒸发后通过多孔钨塞。由于表面张力,未汽化的液汞不能通过多孔钨塞。一定压力的汞,分两路进入主放电室。单独的中和器液汞贮存与供给子系统部分按一路提供给中和器放电室。

在点火电压下,汞受到阴极发射电子的轰击产生了部分电离。离子、电子、汞原子从阴极靴和档板间进入放电室。在发散磁场和静电场作用下,电子受洛伦兹力加速并沿磁力线作前向螺旋运动,还不断碰撞汞原子使之电离。这个过程像链式反应一样,迅速扩展为整个放电室的放电。电子最终被阳极收集。等离子体受电磁场约束,离子被双栅离子光学结构聚焦、引出、加速喷出。

进入中和器的汞蒸汽同样被中和器阴极发射电子轰击电离,离子被阴极收集。引出的电子束流与加速喷出的离子束流汇合,中和成中性等离子体。

电源处理单元提供的电能经上述过程转变为离子束动能。离子束流的反作用力即为推力。推力矢量由可控支架(万向架)提供两个正交轴向上 7.7° 的调节范围。

发动机主要部件

汞贮罐组件 由压力氮气半球贮罐和贮汞半球罐(中间由耐汞橡胶膜隔开,隔膜下面有 N_2 贮槽,充气/排气阀和液流出口)、管道、关断阀、压力传感器和热敏电阻传感器等组成。

蒸发器 由钽管、多孔钨塞、表面涂 Al_2O_3 绝缘层的镍铬合金丝电加热器、液汞进口接头、汞出口管等组成。

绝缘器 由上游进口接头、隔离网、绝缘环、绝缘体、内外屏蔽罩组成。

空心阴极 由电子发射体、钽管、多孔钨顶、直径 0.15 mm 小孔的孔盘、电加热器、触持极、钽箔隔热层、阴极绝缘支持等组成。

磁路结构 由永久磁铁棒和低碳钢后底板、阴极靴、屏栅极靴组成磁路,产生轴向发散磁场。

阳极 是经喷砂处理的筒状不锈钢丝网阳极。

双栅离子光学结构 由钼质平面型正六边形孔的多孔屏栅极和加速栅极组成。

中和器子系统 由单独的汞贮罐、阀门、毛细吸管、蒸发器、绝缘器、空心阴极组件、触持极等组成。

电源处理单元 由 4 000 多个电子元器件组成 13 路直流-直流转换稳压源,是一个独立的箱体。

数字接口与控制电路单元 由 2 000 多个电子元器件组成一个盒。

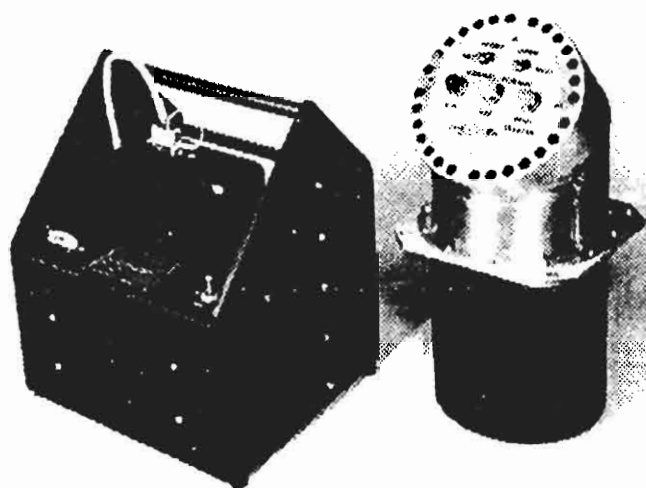
改进与发展

在空间飞行期间,SERT-2 卫星载电子轰击式离子发动机的双栅短路发生过 6 次。针对平面栅极的随机性热形变容易产生双栅间短路故障,提出了盘形栅极的设计方案。这样,可在不影响导流系数的情况下,减轻在双栅间隙方向上的随机热形变。

SERT-2 卫星的后续计划 SERT-3, SERT-4 被取消, 15 cm 直径汞离子发动机由刘易斯研究中心移交科

罗拉多大学进一步研究。

ATS-6* 电子轰击式离子发动机



ATS-6 用电子轰击式离子发动机

ATS-6 用 8 cm 直径电子轰击式铯离子发动机,是美国电子光学系统公司(EOS)受美国国家航空航天局委托,从 1960 年开始,为“应用技术卫星 6 号”(ATS-6)的 28 个月的南北位置保持使用而研制的。1974 年 5 月 30 日,两台铯离子发动机随卫星一同被射入预定轨道。同年 7 月 17 日和 10 月 9 日,两台发动机分别启动工作,运转正常。其中一台发动机工作了 12 h。由于液铯贮罐在失重条件下输送的故障,使后来的启动失效,导致发动机停止工作。

该发动机采用了磁静电约束(MESC)放电室结构,使等离子体在约束范围内均匀分布并充分电离,提高了推进剂利用效率和电效率。

和电效率。

推进剂贮存与供给分系统采用了装满鳍片的液铯贮罐组件,毛细管液铯吸管和空腔阀门蒸发器等组件。电源由星载太阳能电池翼提供 145 W 功率。电源处理单元和数字接口与控制电路部件为两个独立单元。推力矢量控制通过 4 对带电加热器固定腿的热膨胀,使栅极在两个方向上可控调节 $\pm 3^\circ$ 。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	4.45	输入功率	W	150
比 冲	m/s	24 500	束 直 径	mm	80
设计寿命	h	4 400	推 进 剂		Cs
总 质 量	kg	16			

(总质量包括发动机本体,推进剂贮存与供给分系统,电源处理和控制与接口电路分系统)

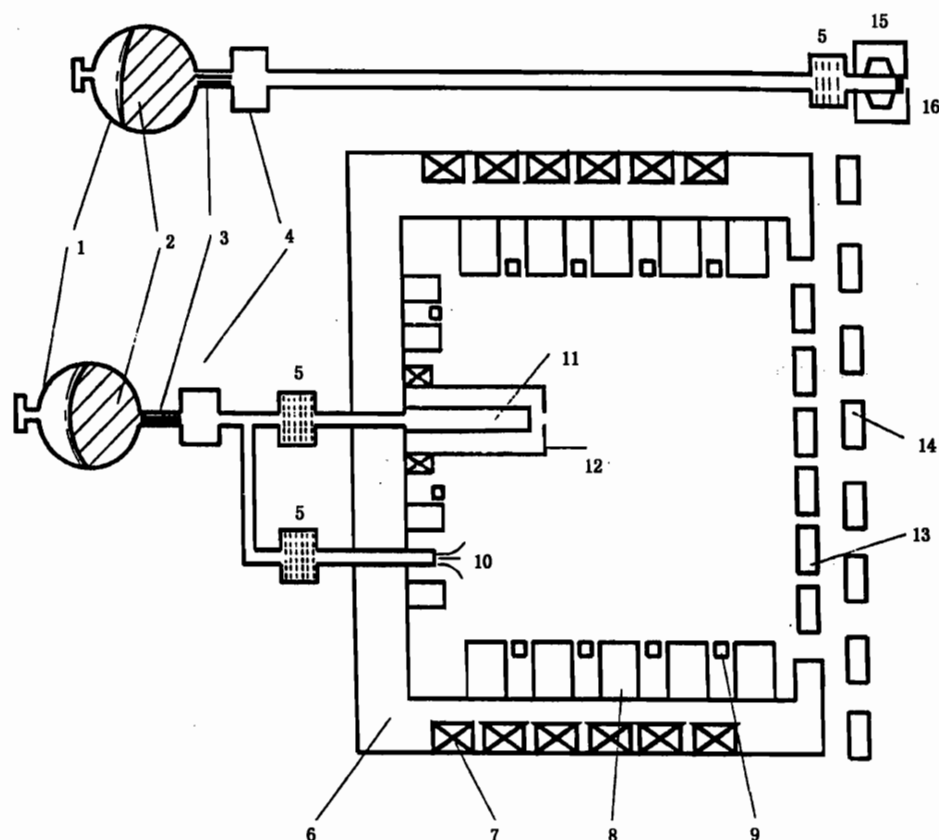
发动机系统

系统组成 AST-6 用 8 cm 铯离子发动机系统由液铯贮存与供给分系统、发动机本体分系统、电源处理和接口与控制分系统以及推力矢量控制分系统组成。

铯贮存与供给分系统 由液铯贮罐组件、毛细吸管、空腔阀门蒸发器、绝缘器、主进气环、加热器、管路、阀门等组成。

发动机本体分系统 由主空心阴极组件、椭球壳形放电室内表面的铸铁外壳、边界阳极、磁静电约束磁场、屏栅极、加速栅极和中和器组成。

电源处理和接口与控制电路分系统 由 13 组直流-直流电源处理器组成。接口与控制电路单元由 13 路数字指令输入和 12 路遥测参数输出接口电路和控制电路组成。



ATS-6 用电电子轰击式离子发动机结构简图

1—液铯贮罐组件 2—鳍片结构 3—毛细吸管 4—空腔阀门蒸发器 5—绝缘器 6—软铁外壳 7—磁环 8—磁极片 9—边界阳极 10—主进气口 11—主阴极 12—触持极 13—屏栅极 14—加速栅极 15—中和器阴极 16—中和器触持极

推力矢量控制分系统 由加速栅极 4 对 8 条加热加热器的支撑腿组成。支撑腿不同线膨胀产生加速栅极平面与屏栅极平面的不同夹角,提供两个正交轴方向上的 $\pm 3^\circ$ 可控范围。

工作原理 利用液铯贮罐内的鳍片和吸管的毛细管作用,使液铯到达空腔阀门蒸发器后被加热蒸发为一定压力的铯汽。一部分铯汽(10%左右)经过绝缘器-空心阴极进入放电室。在触持极点火电压下,铯汽被阴极发射电子轰击电离。另一部分(约占 90%)铯蒸汽通过放电室后底板上的绝缘器-主进气环上的小孔进入放电室。在点火电压激励下,阴极发射电子轰击铯原子电离。电离产生的正离子轰击阴极升温,维持了一定的阴极发射电子数量,并在点火电压之后的较低电压下维持自持放电。电离产生的电子在电磁场洛伦兹力作用下以磁力线为导向,作螺旋前向运动,继续碰撞铯原子电离,产生新的离子和电子。这个过程像链式反应一样,被迅速扩展到整个放电室。在放电室内,离子和电子受到电磁场约束和作用,延长了电子轰击铯原子的电离过程,使 92% ~ 95% 的离子和 99.95% 的电子均匀地保持在约束空间。电子最终被阳极收集。双栅离子光学结构聚焦,引出,加速铯离子喷射出去。中和器子系统同样利用阴极发射电子轰击铯原子电离,产生并引出的电子束流与离子束流中和。推力就是离子束流喷射产生的反作用力。推力矢量由 4 对 8 条加速栅极支撑腿通电加热产生的热膨胀使加速栅极平面倾斜,进行控制。

发动机主要部件

液铯贮罐组件 由贮罐、鳍片结构、出口管接头、充/放阀、管道、固定件等组成。

毛细吸管 由许多毛细管集束填充的金属细管组成。

空腔阀门蒸发器 由腔室结构、电加热器、阀门等组成。

绝缘器 采用多段迷宫式结构。

主空心阴极组件 由钽管、内发射体、同轴电加热器、多孔钨顶、孔盘、钽箔隔热层、陶瓷阴极支撑、隔离环、触持极、紧固件等组成。

边介阳极 采用多组环形磁极块和钽窄条组成。

磁静电约束磁场 由软铁放电室壳、六个相同尺寸的铝镍钴磁铁环、一个较小直径的阴极磁环、嵌在放电室壳内表面的许多磁极块(相邻的极性相反)组合形成。

双栅离子光学结构 屏栅极和加速栅极由 1 039 个光刻小孔的钼制平面栅极组成。

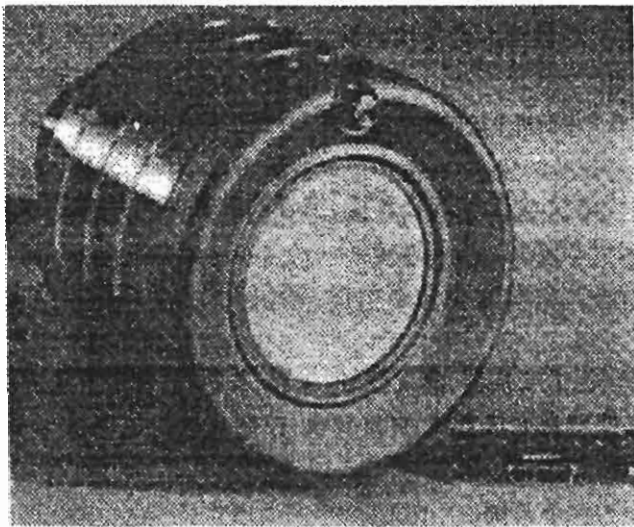
中和器 包括铯贮罐、毛细吸管、空腔阀门蒸发器、绝缘器、阴极组件、触持极等。

改进与发展

该发动机放电室采用磁静电约束等离子体的方法,改善了离化效率,产生了均匀的等离子体分布。放电室采用椭圆旋转体,消除了后底板边缘角落的弱磁场分布空间,并且减轻了放电室外壳质量。

另一个 12 cm 直径电子轰击式铯离子发动机在国际通信卫星财团支持下,由美国电子光学系统公司研制成功。该发动机采用了 ATS-6 用铯离子发动机技术,也使用磁静电约束等离子体原理和用电加热固定腿热膨胀方法控制加速栅极平面与屏栅极平面夹角来控制 $\pm 7(^{\circ})$ 推力矢量。由于 ATS-6 用 8 cm 铯离子发动机的失败,不仅 12 cm 铯离子发动机没有进行空间飞行试验,而且美国停止了铯推进剂离子发动机的继续研究。

EM-8 电子轰击式离子发动机



EM-8 电子轰击式离子发动机

EM-8 电子轰击式离子发动机(Engineering Model 8 cm Thruster System)是在国际通信卫星机构提议下,美国休斯研究实验室(HRL)根据美国国家航空航天局所属刘易斯研究中心的委托合同(合同号 NASA-17791)研制的。1975 年 11 月,实验样机在刘易斯研究中心通过了 15 000 h 连续和 4 600 次开关循环的地面寿命试验。根据试验反映出的寿命限制机制和其它方面的需要进行了改进,并于 1976 年~1977 年又通过了 5 200 次开关循环和 20 000 h 寿命试验。

EM-8 电子轰击式离子发动机系统的应用目标,是为 70 年代 500 kg~800 kg 级地球

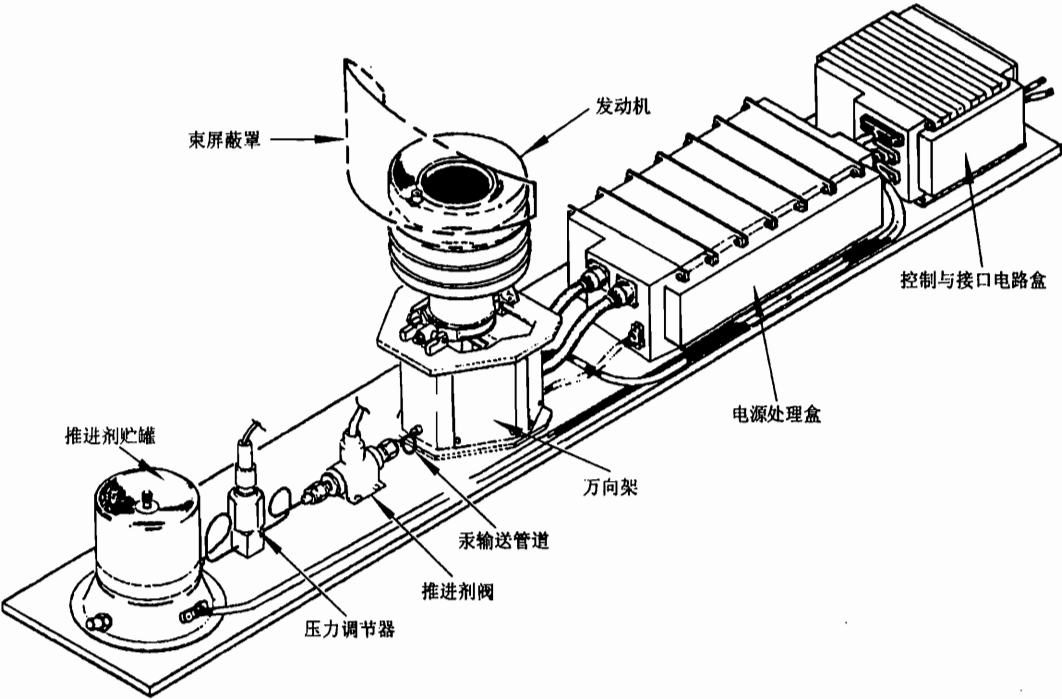
同步通信卫星提供十年南北位置保持服务。它的启动时间约 15 min,全效率为 56%。它所需要的电源来自卫星太阳电池翼。推力矢量由可控支架提供两个正交轴向上 ± 10°的可控范围。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	5	输入功率	W	160
比 冲	m/s	27 440	束 直 径	mm	80
工作寿命	h	20 000	推 进 剂		Hg
总 质 量	kg	16.86	长 度	mm	78.5

(总质量包括发动机本体 2.03 kg,液汞贮罐 1.16 kg,电源处理盒与控制电路盒共 9.20 kg,万向支架 1.44 kg,蒸发器和绝缘器以及屏蔽罩等 3.03 kg)

发动机系统



EM-8 电子轰击式离子发动机系统结构简图

系统组成 EM-8 电子轰击式离子发动机系统由发动机本体分系统、推进剂贮存与供给分系统、电源处理和接口与控制电路分系统、推力矢量控制分系统组成。

发动机本体分系统 由直流电子轰击式离子源-发散磁场-放电室结构、双栅离子光学结构以及中和器部件组成。

汞贮存与供给分系统 由贮罐组件、毛细吸管、压力变换器、蒸发器、绝缘器、关断阀、管道等组成。

电源处理和接口与控制电路分系统 由电源处理盒完成直流-直流转换,控制与接口电路盒与多路传感器完成指令输入与遥测参数输出以及多种控制功能。

推力矢量控制分系统 由万向支架提供 ± 10(°)调节范围。

工作原理 与 SERT-2 卫星载离子发动机的相同。

发动机主要部件

汞贮罐组件 由球形罐、氮气贮槽、异丁橡胶隔膜、充气阀、液汞注入阀、出口管等组成。贮罐最大容量为 8.75 kg。

主蒸发器 由钽管、中心有通孔的减压限流多孔钨塞、多孔钨塞(相分离器,无通孔)、电加热器、液汞进口接头、汽汞出口管组成。

主绝缘器 采用多段迷宫式绝缘器。

主空心阴极 由直径 3.2 mm 的钽管、海绵钨钼浸渍物发射体、孔盘、钨丝加热器、钽箔隔热层、环电极触持极、 Al_2O_3 绝缘套筒等组成。

磁场产生组件 由 12 根直径 3.2 mm 的永久磁棒和低碳钢底法兰,阴极极靴,屏栅极极靴等形成轴向发散磁场。

阳极 由直径 9.4 cm,长 7.77 cm 的不锈钢丝网(内表面经喷砂处理)制成。

双栅离子光学结构 由抛物面屏栅极和加速栅极组成。屏栅极孔直径 1.97 mm,开孔率为 72.5%。加速栅极孔直径 1.69 mm,开孔率占 51%,六角形蜂窝状排列。两栅中心间距为 0.507 mm。

中和器子系统 由汞贮罐组件、关断阀、毛细吸管、蒸发器、绝缘器、空心阴极、触持极等组成。

电源处理单元 由电源处理电路盒和导线束等组成。

万向架组件 底法兰(地电位)在八个位置上用螺钉把发动机固定在万向架中心圆环上。该圆环装在球轴承上,被环中心凸出的轴支撑着。外环与圆形轭圈相连接,轭圈本身支撑正交位置上。两个万向环用 6061 型铝制造。内环重 70 g,外环重 170 g。一个线性执行元件安装在底法兰上。第二个执行元件直接安装在圆形外轭圈上。该万向架系统是休斯公司空间与通信组为“国际通讯卫星 4 号”研制的无线电波束定位器的有关装置基础上研制的。

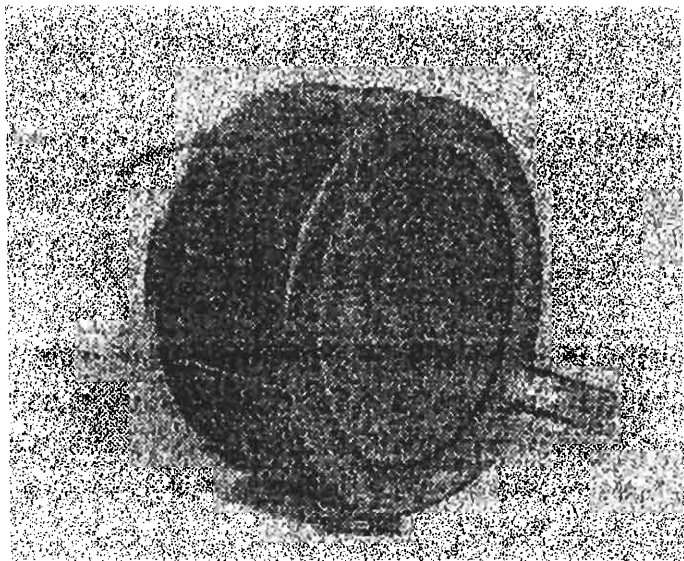
改进与发展

EM-8 发动机是在 5 cm 直径离子发动机的基础上研制的。其汞贮存与供给分系统基本上采用了 5 cm 直径发动机的结构,仅中和器绝缘器有所改动。针对寿命限制机制,EM-8 离子发动机的改进有:

- (1) 降低了放电电压,减轻离子轰击引起的溅射;
- (2) 钽材料遮盖了易被溅射材料表面;
- (3) 用 50 μm 粒度的碳化硅对放电室内表面喷砂处理,增强放电室内表面对溅射物层的粘附,减少溅射层剥落碎片引起的短路危害;
- (4) 使用了新的不锈钢丝网阳极,同样增强对溅射材料碎絮的粘附;
- (5) 附加了一个栅极短路清除电路,以蒸发掉使双栅短路的溅射材料碎絮;
- (6) 用钽丝编织成辫子状导线作为电源引线;
- (7) 接地屏蔽罩不开孔,以增强结构强度,并防止返流,该屏蔽罩用石墨纤维布浸渍松香制成;
- (8) 采用了较小孔径加速栅极,并减小加速栅极电压以增加其寿命。

EM-8 离子发动机没有按计划飞行。

900 系列 电子轰击式离子发动机



900 系列 电子轰击式离子发动机

1973 年 11 月至 1975 年,美国国家航空航天局所属航空和空间技术办公室发起了太阳电推进(SEP)计划。由主承包商刘易斯研究中心先后设计研制了 400、700、800、900 系列 30 cm 直径汞离子发动机,休斯研究实验室与刘易斯研究中心签订了合同,也参加研制和试验。

900 系列发动机继承了 400、700、800 系列发动机的优点,并在一项与哈雷彗星交会飞行的主推进任务促进下,进一步改善了放电室结构,减轻了溅射烧蚀。900 系列发动机在输入功率为 3 kW,比冲为 29 400 m/s,推力为 135 mN 的运行状态下,通过了 15 000 h 的寿命试验。该发动机可作轨道转移,轨道运输以及行星际空间探测飞行主推进应用。它的电源来自太阳电池翼。电源处理单元转换效率为 87%,总效率为 76%。推力矢量采用可控支架,在两个方向上每轴提供 $\pm 15(^{\circ})$ 可变范围。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	135	输入功率	kW	3
比 冲	m/s	29 400	束 直 径	mm	300
工作寿命	h	15 000	推 进 剂		Hg
发动机本体质量	kg	8.2			

发动机系统

系统组成 900 系列离子发动机系统由发动机本体分系统、汞贮存与供给分系统、电源处理与控制电路分系统、推力矢量控制分系统组成。

发动机本体分系统 由电子轰击式离子源-放电室-发散磁场结构,双栅离子光学结构,中和器等构成。

汞贮存与供给分系统 由汞贮罐组件、蒸发器、绝缘器、关断阀、毛细吸管流量控制器、管路、阀门等组成。分三路提供蒸汽。一路经过阴极管进入放电室;一路通过主推进剂进气环上小孔进入放电室;第

三路进入中和器。三个分路都有各自的蒸发器、绝缘路、毛细吸管流量控制器、阀门等部件。

电源处理与控制电路分系统 大约由 4000 个电子元器件组成。电源转换效率为 87%, 输出功率 3 kW。

推力矢量控制分系统 由两个铝制万向环、两个线性调节器、和两个安装法兰、一个球轴承、一个圆形轭圈组成。发动机通过底法兰用螺栓(或焊接)固定在内环上。

工作原理 与 SERT-2 卫星载离子发动机的相同。

发动机主要部件

汞贮罐组件 由异丁橡胶隔膜分隔开的两个半球罐组成。压力气体半球罐内有贮氮槽(压力约 250 kPa)、充气阀、温度和压力传感器等。液汞半球罐盛有足量液汞, 并有出口管、注汞阀等。

蒸发器 有主蒸发器、主阴极蒸发器、中和器蒸发器。它们大小不同, 但结构原理相同, 由液汞进口接头、钽管、限流塞(多孔钨塞, 中心有通孔)、多孔钨塞(相分离器)、电加热器、汞出口管等组成。

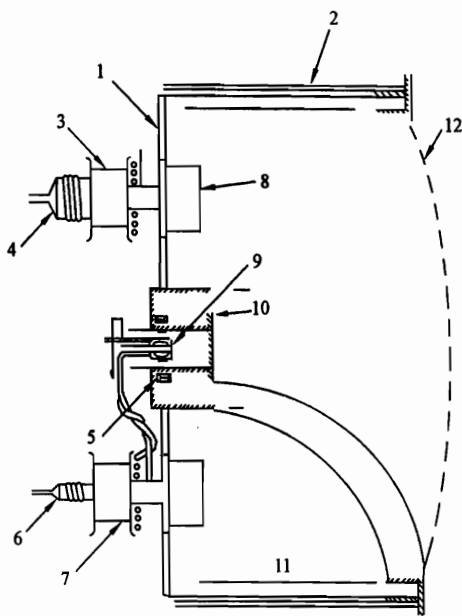
绝缘器 有主绝缘器、主阴极绝缘器、中和器绝缘器。前两者由陶瓷绝缘柱、多孔栅盘、陶瓷垫片(每片 30 孔)、屏蔽层、电加热器、安装法兰等组成。中和器绝缘器由陶瓷管绝缘器提供较低电压的电绝缘。

空心阴极 由钽管、多孔钨(海绵钨)钨浸渍物发射体、多孔钨顶、孔盘、点火触持极、电加热器、钽箔隔热层、陶瓷支撑等组成。

阳极 喷砂处理的不锈钢丝编织成网状筒形阳极。

双栅离子光学结构 由抛物面形束发散补偿屏栅极和加速栅极组成。双栅中心间距为 0.76 mm。有栅极碎片清除电路。

中和器 由蒸发器、绝缘器、空心阴极、触持极等组成。



900 系列电子轰击式离子发动机结构简图

1—放电室后底板 2—磁棒 3—主进气口绝缘器
4—主进气口蒸发器 5—磁环 6—主阴极蒸发器
7—主阴极绝缘器 8—主进气口 9—主阴极
10—档板 11—阳极 12—屏栅极-加速栅极

改进与发展

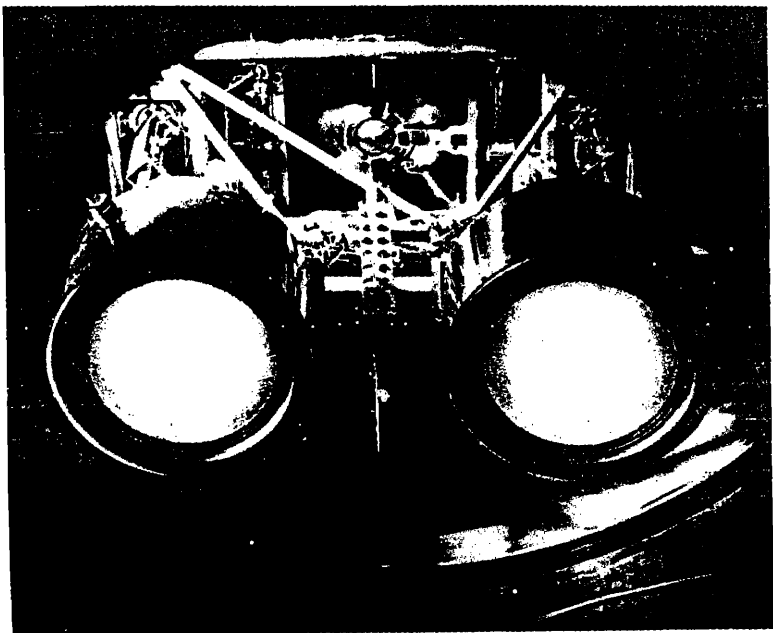
900 系列 30 cm 直径汞离子发动机是在 400, 700, 800 系列发动机基础上改进的。从 700 系列开始, 阴极-绝缘器-蒸发器一体化部件(CZV)和一体化的中和器-绝缘器-蒸发器(NZV)部件, 因热影响引起泄漏和控制不方便, 改为独立部件。800 系列和 900 系列同样采用独立部件。

800 系列与 700 系列发动机基本相同。900 系列发动机与 800 系列发动机的主要不同点在于:

- (1) 发动机壳体材料使用了钛合金, 取代了 800 系列的不锈钢;
- (2) 阴极极靴用钽衬套复盖, 进一步减少溅射;
- (3) 主绝缘器重新进行了设计, 28 段绝缘器的尖角和边缘做了屏蔽防护, 以免溅射材料引起绝缘性能下降。在较高电压工作下, 新绝缘器未发现泄漏电流;
- (4) 屏栅极与加速栅极中心间距稍有调大, 为 0.76 mm。

900 系列发动机的飞行计划被中止。其后, 又发展了 J 系列 30 cm 直径离子发动机。

J₃ 电子轰击式离子发动机



J₃ 电子轰击式离子发动机

美国国家航空航天局刘易斯研究中心和休斯飞机制造公司在 70 年代和 80 年代,按照美国国家航空航天局航空和空间技术办公室制定的太阳电推进(SEP)计划的程序,先后设计,制造,试验和修改了 7 套 30 cm 直径电子轰击式离子发动机,包括了 400,700,800,900 系列和 J 系列(J₁,J₂ 和 J₃)离子发动机。喷气推进实验室(JPL)也参加了地面试验。

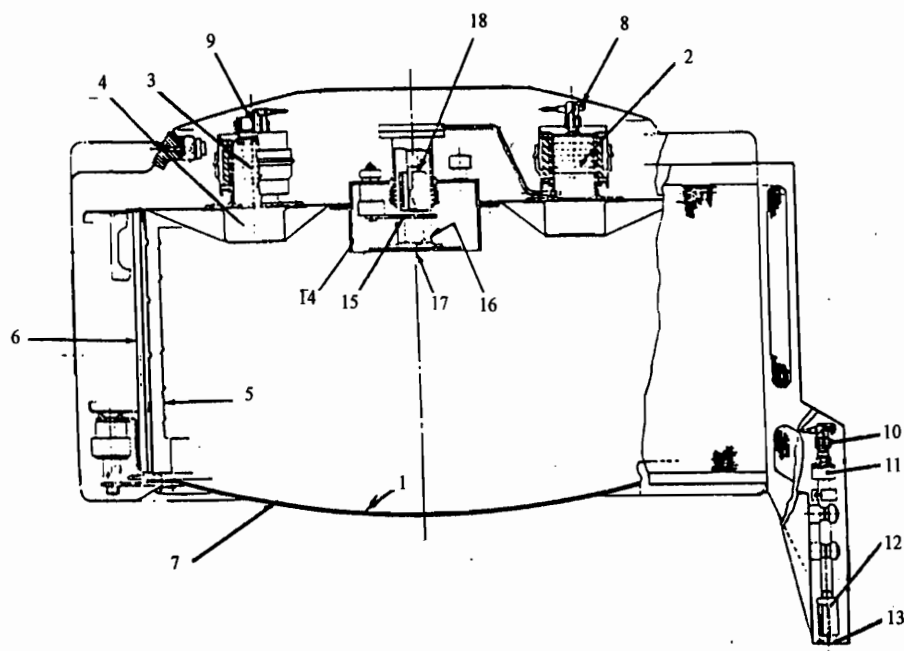
J₃ 发动机是在 J₁ 和 J₂ 发动机实验样机的基础上,于 1983 年完成的工程型发动机。它的全效率超过 70%。该发动机用汞和惰性气体推进剂均可工作。电源由航天器上太阳能电池翼提供。电源处理单元输出功率为 3 kW~5 kW。推力矢量调节由可控支架提供两个正交轴向 $\pm 15(^{\circ})$ 可变范围。J₃ 发动机的应用计划包括行星际探索,低轨道空间站大气阻力补偿,轨道转移和轨道运输飞行主推进。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	175	输入功率	kW	5
比 冲	m/s	29 400	束 直 径	mm	300
工作寿命	h	15 000	推 进 剂		Hg
发动机本体质量	kg	10.7	长 度	mm	400

发动机系统

系统组成 J₃ 电子轰击式离子发动机系统由推进剂贮存与供给分系统、发动机本体分系统、电源处理和接口与控制电路分系统、推力矢量控制分系统等组成。

J₃ 电子轰击式离子发动机结构简图

1—屏栅极 2—主阴极绝缘器 3—主进气口绝缘器 4—主进气口 5—阳极 6—磁棒 7—屏栅极-加速栅极 8—主阳极蒸发器 9—主进气口蒸发器 10—中和器蒸发器 11—中和器绝缘器 12—中和器阴极 13—中和器触持极 14—阳极极靴 15—主阴极触持极 16—挡板支撑 17—挡板 18—主阴极

推进剂贮存与供给分系统 在使用汞时,由汞贮罐组件、关断阀、毛细吸管、蒸发器、绝缘器等组成三路供给通道(主进气口,主阴极,中和器)。使用氙时,由压缩氙气瓶(压力 20 MPa)、减压阀、关断阀、防逆流、流量控制器、泄流阀等组成,分三路提供氙气。

发动机本体分系统 由电子轰击式离子源-放电室-发散磁场结构和双栅离子光学结构以及中和器子系统构成。

电源处理和接口与控制电路分系统 由 1 000 多个电子元器件的电源盒与电控盒组成。

推力矢量控制分系统 与 900 系列离子发动机的相同。

工作原理 汞运行时与 SERT-2 卫星载电子轰击式离子发动机相同。氙运行时与 SEPS 电子轰击式离子发动机相同。

发动机主要部件

用汞推进剂工作时,主要部件与 900 系列离子发动机的相同。

改进与发展

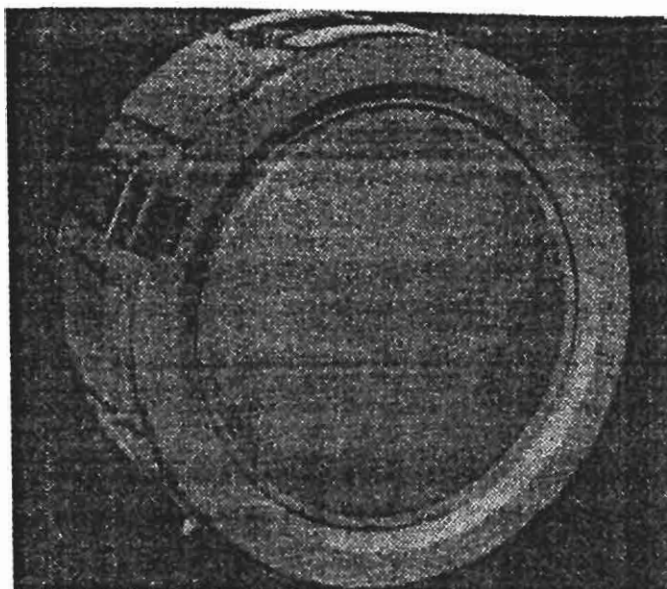
在 80 年代初期,J₃ 电子轰击式离子发动机系统曾被美国航空航天局所属航空和空间技术办公室视为最有希望用于太阳系探索,低轨空间站大气阻力补偿,轨道转移和轨道运输主推进的 10 kW 级(双台)发动机系统。

根据寿命实验结果,J₃ 发动机主要寿命限制因素为阴极孔盘、放电挡板、屏栅极上游面的烧蚀,溅射物

沉积引起的双栅短路以及绝缘器退化等问题。改进的方面有减小耐溅射高抛光档板的面积,即减少档板溅射量,并加强了对绝缘器的屏蔽防护。研制了新的较低工作温度的空心阴极。阴极孔盘小孔直径从 0.76 mm 增加到 1.47 mm。减少了供电加热功率,使浸渍钡氧化物消耗降低,也使阴极电加热器寿命更长。

J_3 离子发动机还用惰性气体推进剂氙、氪、氙进行了运行试验。发现在氙中添加少量反应气体(如 N_2),可使档板烧蚀减小十多倍。刘易斯研究中心由此设计了环尖磁场新结构,删除了阴极靴和档板等易被烧蚀溅射的元件。美国以后的离子发动机均被环尖磁场结构取代。推进剂也改用惰性气体氙、氪等。

SEPS 电子轰击式离子发动机



SEPS 电子轰击式离子发动机

SEPS 环尖磁场氙离子发动机是美国国家航空航天局太阳电推进计划延续到 90 年代的研制结晶。1983 年以来,刘易斯研究中心,体斯研究实验室和喷气推进实验室在 J_3 发动机用氙推进剂运行试验基础上,研制了强界面环尖磁场等离子体约束惰性气体离子发动机。这种 30 cm 直径氙离子发动机曾被作为大型近地空间系统(LSS)主推进候选方案。它能用于地球同步卫星轨道转移和轨道运输飞船主推进。

SEPS 氙离子发动机的启动响应时间较短(阴极预热时间为 8 min),不像汞离子发动机那样,有一个推进剂加热蒸发过程(大于 12 min)。

惰性气体推进剂的主要优点是排出物无毒性、非反应性和不产生可疑性沉积层。这些特性能更好地与航天器其它系统相容。另外它对地球生态环境的影响也可减至最低。

SEPS 环尖磁场氙离子发动机能在 3 kW ~ 6 kW 输入功率范围运行,可获得 135 mN ~ 200 mN 的推力。它的全效率优于 70%,电源来自航天器太阳电池翼。电源处理单元采用先进的集成电路和开环控制技术,减少了元器件总数。推力矢量控制由可控支架提供两个正交方向上分别为 $\pm 40^\circ$ 和 $\pm 15^\circ$ 的可控范围。

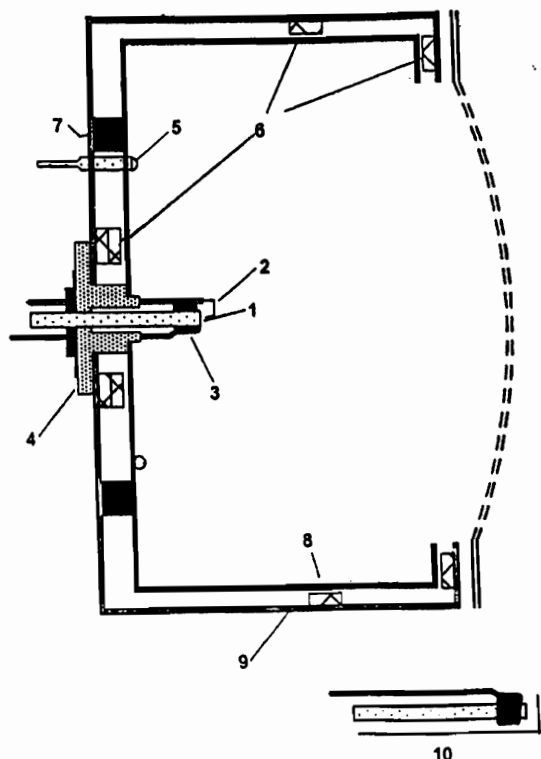
发动机主要性能与结构参数

推	力	mN	200	输入功率	kW	5
---	---	----	-----	------	----	---

比 冲	m/s	37 240	束 直 径	mm	300
工作寿命	h	10 000	推 进 剂		Xe
总 质 量	kg	8.9	长 度	mm	400

(总质量仅包括发动机本体和推进剂贮存与供给分系统)

发动机系统



SEPS 电子轰击式离子发动机结构简图

- 1—主阴极 2—点火电极 3—主阴极加热器
4—陶瓷阴极支撑 5—主进气气口 6—磁环
7—阳极绝缘子 8—阳极 9—放电室外壳
10—中和器

系统组成 SEPS 环尖磁场离子发动机系统由氙贮存与供给分系统、发动机本体分系统、电源处理和接口与控制电路分系统、推力矢量控制分系统组成。

氙贮存与供给分系统 由高压氙气瓶、减压阀、关断阀、防逆阀、压力调节器、流量控制器、精密泄流阀、氟橡胶管(代替绝缘器)等组成。氙流分三路进入主阴极管和放电室主进气环以及中和器。

发动机本体分系统 由电子轰击式离子源-放电室-环尖磁场结构、双栅离子光学结构和中和器组成。

电源处理和接口与控制电路分系统 由 500 多个电子元器件组成一个电源箱和一个控制与接口电路盒。

推力矢量控制系统 由一双同心环、球轴承、轭圈、法兰、两个线性调节器等组成。

工作原理 球形气瓶里的氙气经过压力、流量、温度测量和压力、流量调节,沿二个支路分别经过绝缘器-主阴极和绝缘器-主进气口进入主放电室。氙气被阴极发射电子轰击,在点火电压激励下被部分电离。电离产生的电子受到电磁场洛伦兹力作用,作螺旋前向运动,并不断碰撞氙气原子产生电离。放电迅速扩展到整个放电室。电子被阳极收集,离子经双栅离子光学结构聚焦、引出、加速喷出。

进入中和器的氙气也经过同样的电离。离子被阴极收集,电子被离子束流引出并中和。

发动机主要部件

氙气瓶 由钛合金材料制成,包括充气阀、出口管接头等。

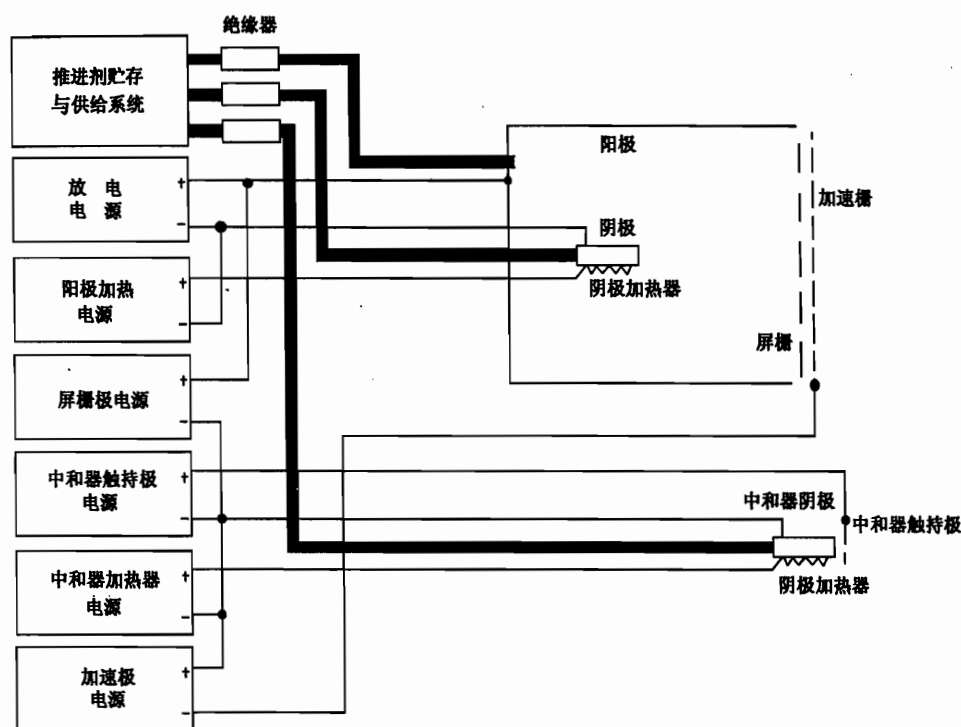
阀门组件 由减压阀、关断阀、防逆阀、泄流阀等组成。

流量控制器 由精密传感器、精密泄流阀、电路等组成。

主进气环 由不锈钢管环制成。管直径为 6.4 mm,环直径为 24.5 cm,环上均匀分布有 30 个直径为 0.3 mm 的喷气孔。环的直管穿过后底板与氟橡胶管相连接。

放电室 由软钢圆盘底板、圆柱钟形充气环铝阳极(内表喷砂处理)、屏栅极极靴环和屏栅极上游面构成界面。

空心阴极组件 由钨铍管、多孔钨浸渍物发射体、多孔钨顶、孔盘、点火电极、电加热器、钨箔隔热层、



SEPS 电子轰击式离子发动机系统框图

陶瓷阴极支撑、紧固件等组成。

磁路结构 由固定在圆盘底板的同心磁环和阳极筒外壳上的第二个磁环以及屏栅极靴磁环共三块钕钴永久磁环,与软钢底板,屏栅极靴等组成磁路,产生环尖磁场。

双栅离子光学结构 由 30 cm 直径钼质栅极和钼装配环等组成。屏栅极与加速栅极中心间隙为 0.76 mm。

中和器 由中和器空心阴极组件、氟橡胶管(起绝缘器作用)、触持极、陶瓷支撑件等组成。

电源处理单元箱和接口与控制电路盒 由大约 500 个元器件组成。电源底板有主动式加热温控电路,以保证设备工作在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围。

改进与发展

SEPS 离子发动机因推进剂为非凝惰性气体氙,其贮存与供给分系统有明显的不同。高压氙气瓶(7.6 MPa)和氟橡胶管取代了结构上较复杂的汞贮罐和绝缘器。删除了蒸发器和几组电加热器(如主进气口加热器,蒸发器加热器),简化了系统,降低了能耗。

环尖磁场结构删除了以往发散磁场中的阴极靴和挡板等易溅射元件。

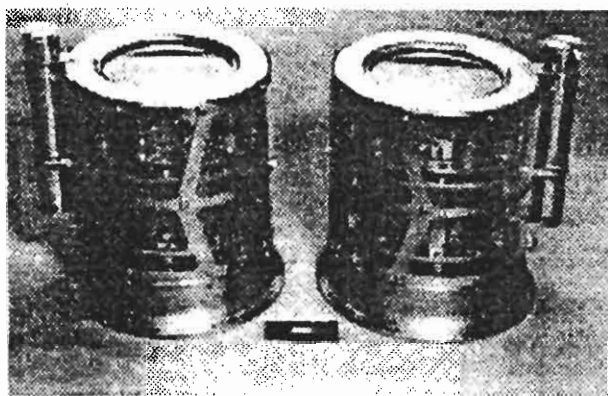
采用了新的空心阴极发射体,一种烧结的多孔钨浸渍 BaO 、 CaO 、 Al_2O_3 按 4:1:1 质量比的混和物的发射体,使它的寿命更长。

放电电压从 32 V 降为 28 V,有效地降低了屏栅极烧蚀。发动机壳内壁的一些部分涂了一层氧化膜,使壁温下降了 $75\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,从而使壁温保持在低于 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$,有效地防止了钕钴磁环的退磁老化。

SEPS 离子发动机在 90 年代末有可能安装碳纤维复合材料基底镀金刚石膜的栅极,以提高栅极的寿命和可靠性。

XIPS-13 电子轰击式离子发动机

XIPS-13 电子轰击式离子发动机是休斯研究实验室在 XIPS-25 发动机的技术基础上按比例缩小的一种辅助推进发动机。它能产生 18 mN 的推力,能为通信卫星南北位置保持服务,也可用于其它辅助推进,其电源来自卫星太阳电池翼,推力矢量控制由万向支架提供。



XIPS-13 电子轰击式离子发动机

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	18
比 冲	m/s	29 400
工作寿命	h	10 000
长 度	mm	245

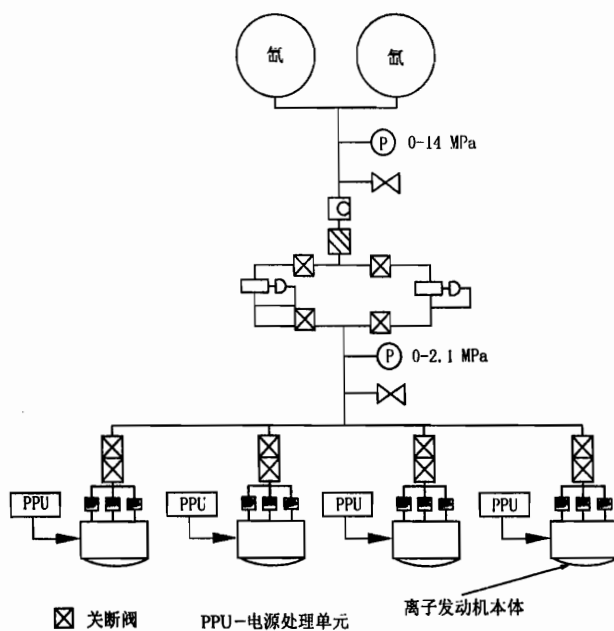
输入功率	W	560
束 直 径	mm	130
推 进 剂		Xe

改进与发展

按比例缩小的 XIPS-13 离子发动机继承了 XIPS-25 离子发动机的全部技术。它的多台组合使用能与大直径发动机媲美,又能在航天器姿控和轨控等辅助推进中单独使用,具有灵活性。

由 4 台组合用于地球同步卫星南北位置保持时,可用两套氙贮存与供给分系统,十二台氙流量控制器和四个电源处理单元构成整体系统。

XIPS-13 发动机性能的进一步提高取决于环尖磁场发动机内部易烧蚀元件的烧蚀率和离子生成功耗的降低。为了降低烧蚀率和溅射率,它计划采用碳纤维复合材料基底镀金刚石膜的栅极。

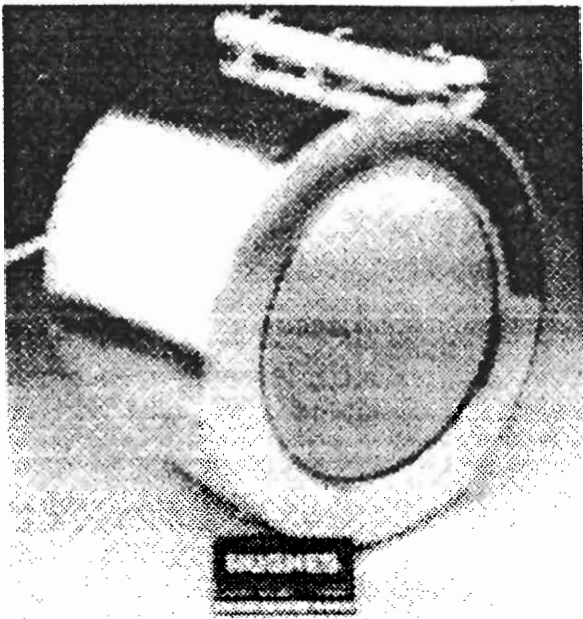


XIPS-13 离子发动机用于卫星南北位置保持推进的系统图

XIPS-25 电子轰击式离子发动机

XIPS-25 环尖磁场离子发动机在“国际通信卫星 6 号”计划支持下,于 1984 年开始研制。主承包商是休斯研究实验室。美国国家航空航天局支持了 XIPS-25 发动机的地面实验经费。这种发动机主要用于大型通信卫星南北位置保持。在 80 年代末和 90 年代初期,发动机地面模拟 10 年期以上大型通信卫星南北位置保持试验取得了良好的结果。这种发动机实际上具备了大型自旋稳定通信卫星 20 年以上南北位置保持和 3 轴稳定大型通信卫星 10 年以上寿命的南北位置保持的能力。当运行功率在 1.4 kW ~ 6.8 kW,比冲在 27 440 m/s ~ 47 000 m/s 的状态上,它能提供 64 mN ~ 245 mN 的推力。它的机壳温度保持在 300 ℃ 以下。

该发动机使用卫星太阳能电池翼提供的电力。电源处理单元采用大规模集成芯片,使元器件总数降为 400 个左右。该发动机氙气瓶贮存压力为 7.6 MPa。推力矢量控制使用可控支架,提供在两个正交方向上 $\pm 10(^{\circ})$ 调节范围。



XIPS-25 电子轰击式离子发动机

发动机主要性能与结构参数

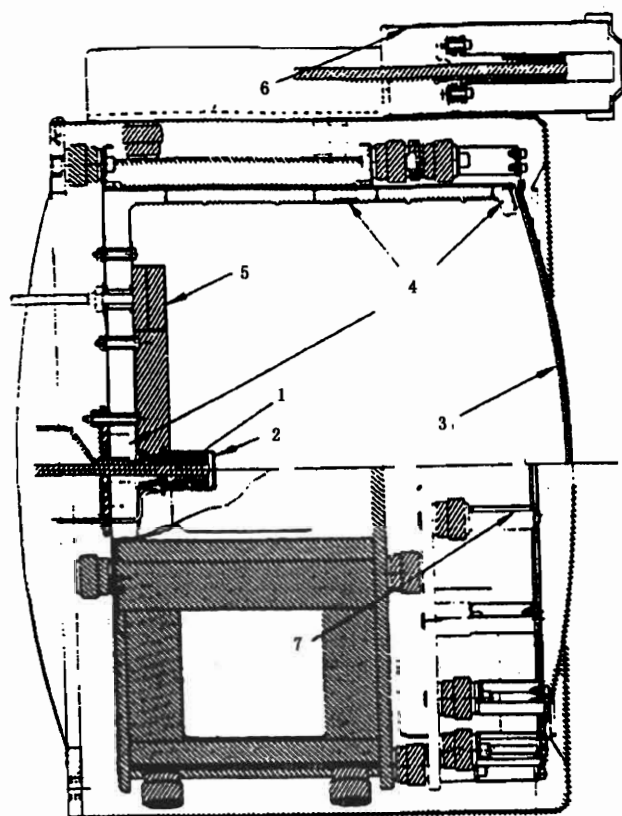
推 力	mN	64	输入功率	kW	1.4
比 冲	m/s	29 400	束 直 径	mm	250
工作寿命	h	10 000	推 进 剂		Xe
开关循环次数	次	3 850			

发动机系统和主要部件

XIPS-25 环尖磁场氙离子发动机系统(Xenon Ion Propulsion System)组成和主要部件与 SEPS 离子发动机的基本相同。

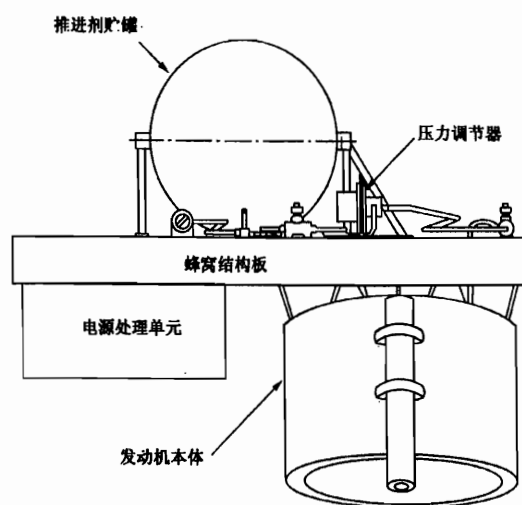
改进与发展

XIPS-25 环尖磁场发动机目前被美国国家航空航天局称之为在地球同步卫星南北位置保持应用中的先进开发模式(ADM)。它经历了 4 350 h 和 3 850 次开关循环的地面耐久性试验,但实际的使用寿命在 10 000 h 以上。XIPS-25 离子发动机目前还未经历飞行试验。



XIPS-25 电子轰击式离子发动机结构简图

1—主阴极 2—触持极 3—屏栅极—加速栅极 4—陶瓷阴
极支撑 5—主进氙气口 6—中和器 7—栅极安装支撑



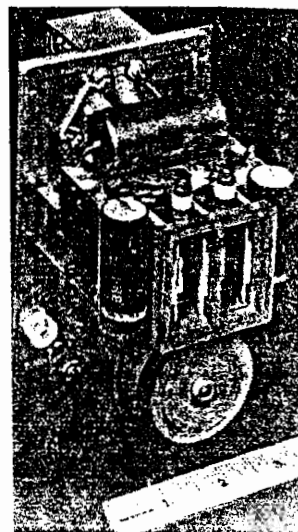
XIPS-25 电子轰击式离子发动机系统简图

这种环尖磁场发动机使用价格较便宜的原子量较小的氦和氩作推进剂时,发动机效率减小。这是由于现有发动机状态是针对氙优化的。地面扩充试验已证明,使用氦推进剂时,比冲在 49 000 m/s 左右时,可获得 70% 的效率。说明使用氦要获得使用氙时同样的效率是可能的,但要提高比冲。

LES-6* 脉冲等离子体发动机

LES-6 用脉冲等离子体发动机是装在美国林肯实验通信卫星 6 号 (LES-6) 上,并承担该同步卫星东西位置保持任务的发动机。它是由美国费耳柴尔德希洛公司 (Fairchild Hiller Corp.) 和麻省理工学院 (MIT) 的林肯实验室 (Lincoln Laboratory) 共同研制的。

脉冲等离子体发动机 (Pulsed Plasma Thruster) 是电火箭发动机中的一种重要类型。对它的研究,在美国始于 50 年代。开始是以气体作推进剂,由于高速动作的阀门难于解决,一度出现以液态水银和固体锌作推进剂的烧蚀型发动机,但都未能获得应用。到了 60 年代,找到了氟塑料作推进剂,以烧蚀型为代表的脉冲等离子体发动机才得到迅速发展,并很快投入了应用。脉冲等离子体发动机的结构型式有多种,而且与推进剂的种类 (气体、液态水银、或固体金属、氟塑料…) 密切相关,但最典型并已获得成功应用的只有用固体氟塑料作推进剂的平行轨道型和同轴型两种结构。一般说,平行轨道型结构推进剂供给结构简单,电磁加速作用比电热加速作用大,比冲高;而同轴型结构由于推进剂包围着电弧,烧蚀量大,推



LES-6 用脉冲等离子体发动机

力大,但其电热加速作用比电磁加速显著,比冲相对低一些。LES-6 用脉冲等离子体发动机的结构属于平行轨道型。推进剂是固体聚四氟乙烯塑料(Teflon)。

和化学发动机及其它电火箭发动机相比,固体推进剂脉冲等离子体发动机具有如下特点:

(1) 小功率下的高比冲能力。运行功率低到 5W,而比冲仍在 3 000 m/s 以上,这是别的电火箭发动机难于达到的。因此,它是功率有限的微型卫星和小卫星的理想控制发动机。

(2) 系统结构简单。由于推进剂是固体氟塑料(如聚四氟乙烯),它能在高真空和极低温度的环境下长期存放,贮存和供给都很简单,无需昂贵的贮箱,管道和各种阀门;电极用紫铜或不锈钢加工即可,无特殊要求。因而整个系统体积小、重量轻、安全可靠、费用低。

(3) 脉冲工作(脉冲时间为 μs 到数十 μs),运行时不需要启动和预热时间,控制方便灵活。脉冲功率很大,但消耗的平均功率不多,这就降低了对电源和结构材料的要求。特别适用于卫星的数字逻辑控制和星上的自主控制。

(4) 除了有较高的比冲外,其推力可以很小(小到 μN 量级),不仅能提供单个推力脉冲,也可提供等效稳态推力,而且具有能在恒定的比冲和效率下线性地调节推力(改变脉冲频率)的特性。既适用于自旋稳定卫星,也适用于三轴稳定卫星的精确定点和高精度的姿态控制与轨道控制。

它的缺点是效率低,尤其是小功率发动机的效率更低(只有百分之几);另外,要获得大的推力较难。

LES-6 是一颗圆柱形自旋稳定(10 转/分)的同步轨道卫星,也是第一个用脉冲等离子体发动机和冷气发动机(互为备份)作完全自动,自主的位置保持系统。在卫星中部仪器舱的圆周上等距(相隔 90°)安装 4 台脉冲等离子体发动机。

发动机主要性能与结构参数

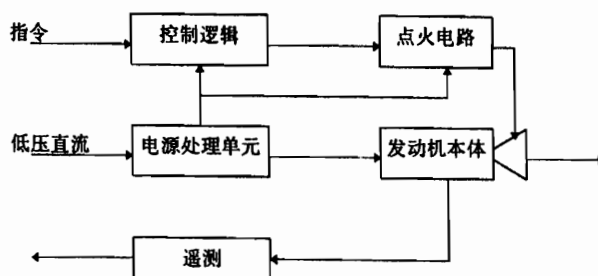
平均比冲	m/s	3 057.6	元 冲 量	$\mu\text{N}\cdot\text{s}$	26.7
平均推力	μN	17.8	设计总冲	$\text{N}\cdot\text{s}$	320(285)
每次放电能量	J	1.85	放电重复率	次/s	0.16
发动机效率	%	0.7	设计寿命	次	1.2×10^7
系统质量	kg	1.4	推 进 剂		聚四氟乙烯

发动机系统和主要部件

系统组成 整个发动机系统由电子学单元和发动机本体组成。电子学单元包括电源处理单元、点火电路、控制逻辑及遥测电路等部分。

发动机本体 每台发动机带有两个独立的喷口,每个喷口有自己的放电室(平行板电极型),装在阴极上的点火塞及点火电路,推进剂及其恒力弹簧供给系统。推进剂为固体聚四氟乙烯塑料。两个喷口的正负电极通过一低电感,低电阻的连接板与同一储能电容器相连,储能电容器采用同轴单绕卷干式(不浸油)电容器。电容器的容量为 $2\mu\text{F}$ 。

电源处理单元 是维尔摩电子公司(Wilmore Electronics Inc.)按照林肯实验室和费耳柴尔德希洛公司的要求设计和研制的。它采用的是恒功率变换原理,工作频率为 5 KHz,输入电压为 18 V ~ 26 V。4 路 $1\,360 \pm 200\text{ V}$ 的输出,给 4 台发动机的 $2\mu\text{F}$ 储能电容器充电,能量为 1.85 J;另 4 路为 $550 \pm 50\text{ V}$ 的输出,给



LES-6 用脉冲等离子体发动机系统框图

每台发动机点火电路的 $1\ \mu\text{F}$ 点火电容器充电,对每路输出提供遥测输出信号。电源处理单元总重 $873\ \text{g}$ 。

点火电路 它由点火电容器(容量为 $1\ \mu\text{F}$),脉冲变压器(升压比为 $1:3$),可控硅开关等主要部件组成。它的作用是使装在发动机放电室阴极上的点火塞点火,引发主储能电容器沿聚四氟乙烯推进剂表面放电。

控制逻辑电路 它是林肯实验室设计的。当卫星需要控制时,该电路在卫星每转一圈使每个发动机有一喷口放电一次,即每 $1.5\ \text{s}$ 有一个喷口放电;每台发动机的两个喷口交替工作,并使主储能电容器只在该工作时才充电,从而提高储能电容器的寿命。

工作原理 首先电源处理单元把来自卫星的低压直流电($27\ \text{V} \sim 45\ \text{V}$)转换成高压直流电($500\ \text{V} \sim 3000\ \text{V}$),分别给点火电容器和主放电储能电容器充电,然后点火电路按照指令及控制逻辑使点火塞点火。点火产生的微量放电导至主放电储能电容器在两电极间沿推进剂表面进行电弧放电,放电形成的高温电弧烧蚀掉推进剂表面很薄的一层并把它分解,离化成等离子体。该等离子体在热力和自感磁场产生的电磁力作用下沿电极加速喷出,从而产生一个脉冲推力。电容器放电后,工作结束或者重复这一过程,继续工作。

LES-6 于 1968 年 9 月 26 日发射。在五年多的飞行期间,有一台发动机累计运行了 $8\ 900\ \text{h}$,其他发动机工作超过 $3\ 000\ \text{h}$,成功地使卫星在经度方向上的变化保持在要求的 $\pm 2^\circ$ 范围内。很好地完成了卫星的东西位置保持任务。

改进与发展

LES-6 用脉冲等离子体发动机应用的成功,引起了人们的广泛注意,陆续安排了一系列应用计划:如美国空军 LES-7(后来取消,改用到 LES-8/9);美国国家航空航天局同步气象卫星(SMS)自旋轴的精确控制,东西位置保持,以及美国海军子午仪导航卫星 TIP 和 NOVA 的轨道修正和阻力补偿任务等。

在二颗 TIP 和三颗 NOVA 卫星上应用的脉冲等离子体发动机,工作良好,出色地完成了所担负的任务。

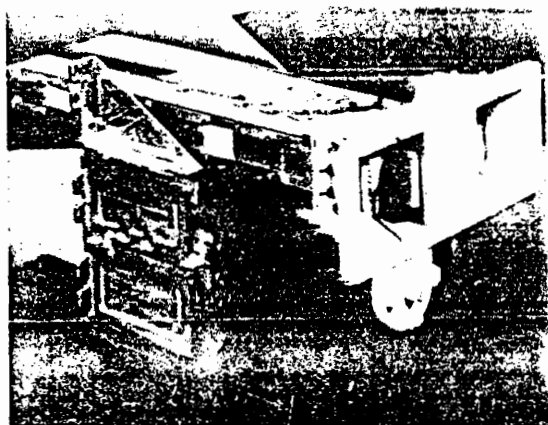
(1) 美国海军子午仪导航卫星是为北极星导弹潜艇的精确定位而研制的。TIP 卫星是子午仪改进型导航卫星,与原来的子午仪导航卫星相比有多项改进。其中之一就是增加了一个为补偿太阳辐射压力和大气阻力所引起的卫星轨道扰动而设计的“扰动补偿系统”。在 TIP-2 和 TIP-3 卫星中,选用了脉冲等离子体发动机充当补偿系统的发动机,承担轨道修正和单轴阻力补偿的控制。每个卫星上装有两台发动机,发动机的性能为:每次放电能量 $20\ \text{J}$,元冲量 $100\ \mu\text{N}\cdot\text{s}$,平均推力 $400\ \mu\text{N}$,平均比冲 $5\ 390\ \text{m/s}$,系统质量 $6.35\ \text{kg}$ 。

TIP-2 卫星于 1975 年 10 月 2 日发射,TIP-3 卫星于 1976 年 9 月 1 日发射。星上两台发动机作为卫星闭环自动控制系统的一部分,一直使这两颗重力梯度稳定卫星维持在一种稳定的状态。

(2) NOVA 卫星实质上是新一代的子午仪导航卫星。它采用了 TIP 卫星试验成功的各项改进技术,其中包括扰动补偿系统的应用,因而能提供更快速更精确的定位,地面更新轨道参数的周期也大为延长。由美国无线电公司研制的 NOVA-1 号卫星于 1981 年 5 月发射。星上装有两台脉冲等离子体发动机,它们沿卫星速度矢量方向产生推力,用以克服阻力和太阳辐射压力引起的轨道扰动。其中一台发动机增加轨道速度,另一台用于减小轨道速度。发动机每次放电能量 $20\ \text{J}$,每 $30\ \text{s}$ 提供 $340\ \mu\text{N}\cdot\text{s}$ 的冲量,平均推力 $400\ \mu\text{N}$,足以补偿 $1.6 \times 10^{-11}\ \text{g}$ 的卫星摄动。

发动机于 1981 年 7 月开始工作,到 1983 年底,每台发动机累积运行超过 200 万次,补偿了作用在卫星上的大气阻力和太阳光压,使卫星的周期控制在 $6\ 540.5 \pm 0.01\ \text{s}$ 。这种精密轨道的控制是完全自动的,而且十分成功。因此,在 1984 年发射的 NOVA-2 卫星和 1988 年发射的 NOVA-3 卫星继续应用这种发动机。

LES-8/9* 脉冲等离子体发动机



LES-8/9 用脉冲等离子体发动机

LES-6 用脉冲等离子体发动机应用的成功,使麻省理工学院林肯实验室从 1968 年至 1973 年开始了一个研究和发展这种发动机的计划。该计划一方面对影响发动机性能的电气和等离子体过程进行更广泛的深入研究,另一方面发展一种更可靠,推力/功率比更高的发动机,即 LES-8/9 用脉冲等离子体发动机,为 LES-8/9 提供新的应用。

LES-8/9 是一颗三轴稳定,重 454 kg,寿命 5 年的同步通信卫星。卫星在轨推进系统由 6 台脉冲等离子体发动机(三台固定在卫星的东面,三台固定在西面)组成。其任务包括初始轨道获得,东西位置保持,三轴姿控和定点位置的改变。控制精度分别为:俯仰和滚动轴为 $\pm 0.1(^{\circ})$,偏航轴为 $\pm 0.6(^{\circ})$,位置

保持精度为 $\pm 0.15(^{\circ})$ 。卫星轴的稳定由万向架动量轮承担,并周期地用 6 台脉冲等离子体发动机卸载。为了担负起这些控制任务,发动机采用了低功率和高功率两种运行方式及特定的安装方式,使之只要选择不同发动机的运行组合,就可获得绕任一轴向的力矩,实现所需的控制作用。研制计划从 1973 年开始,到 1975 年结束。

发动机主要性能与结构参数

平均比冲	m/s	9 800	元 冲 量	$\mu\text{N}\cdot\text{s}$	307
平均推力	μN	307 ~ 1 840	设计总冲	$\text{N}\cdot\text{s}$	11 800
每次放电能量	J	20	放电重复率	次/s	1 ~ 6
发动机效率	%	6.6	设计寿命	次	1.87×10^7
系统质量	kg	6.6	推 进 剂		聚四氟乙烯
平均输入功率	W	25 ~ 125			

发动机系统和主要部件

系统组成 LES-8/9 用脉冲等离子体发动机系统的基本组成和工作原理与 LES-6 用脉冲等离子体发动机相同,但其结构与部件不一样。

发动机本体 每台发动机有两个喷口,两喷口的推力轴线夹角为 60° (每个喷口轴线与推进剂轴线成 30°)。储能电容器由元件系统公司(CSI)与林肯实验室合作研制。电容器的直径 12.7 cm,高 8.9 cm,重 1.93 kg。采用同轴伸出箔纸膜复合单绕组结构,浸渍 Aroclor 油,外壳为 304 不锈钢,容量 $17 \mu\text{F}$,充电到 1 538 V(储能 20 J),证实寿命超过 3.4×10^7 次。

电源处理单元 采用回扫(flyback)型变换器,用电感作为能量转换元件。输入电压为 15 V ~ 30 V,输出:一路给 $17 \mu\text{F}$ 储能电容器充电到 1 538 V;一路给 $2 \mu\text{F}$ 点火电容器充电到 625 V,电源处理单元的效率

高于 80%。

发动机有两种运行方式:低功率(25 W)运行,用于位置保持和姿态控制,发动机每秒工作一次,推力 $300\ \mu\text{N}$;高功率(150 W)运行,即在一边的三台发动机全部以每秒 6 次的速率工作,产生的总推力为 $1\ 790\ \mu\text{N}$,用作轨道获得和位置变化。

工作原理 与 LES-6 用发动机相同。

LES-8/9 原计划 1975 年底发射,但由于三台飞行试验发动机与卫星一起进行 1/10 寿命时间的寿命试验时,点火电路中一些电子元器件出了故障,如点火电容器和可控硅的击穿等,因发射日期临近,来不及进行修改和再试验,只得放弃,由冷气(氨)发动机代替。

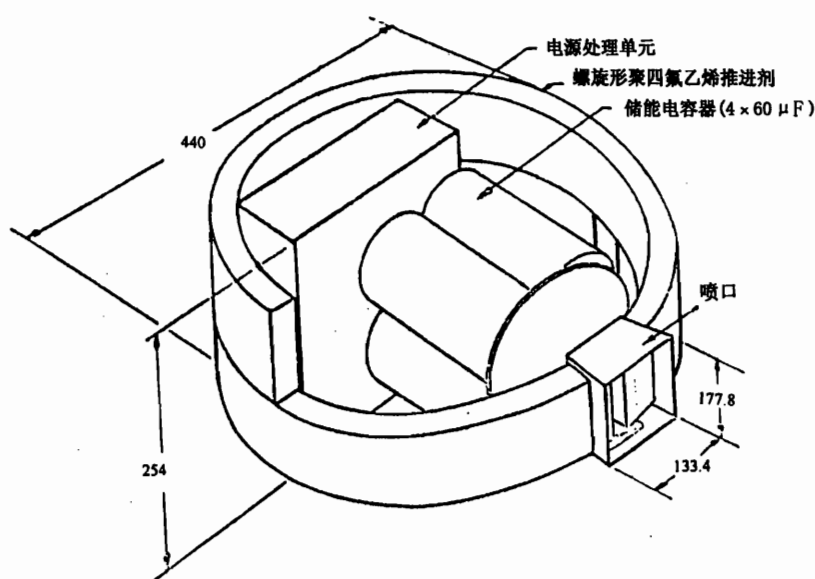
改进与发展

LES-8/9 用脉冲等离子体发动机,由于电子元器件出了故障,未能上天应用。后来对线路作了改进,经过各项地面试验,证明它是合格的,但只好搁置起来。

廿年后,奥林宇航公司重新对它进行试验,结果一切正常,表明了这种发动机有很长的储存寿命。

1994 年,美国奥林宇航公司从美国国家航空航天局的刘易斯研究中心获得一项合同,目的是进一步提高脉冲等离子体发动机的效率并把这种先进技术和产品推到当前的卫星市场上,特别是各种功率有限的小卫星及微型卫星上。几年来,他们和俄亥俄州立大学在 LES-8/9 用发动机的基础上,加工了新的实验样机,进行了大量的性能研究,正在为美国国家航空航天局的地球观察 1 号卫星(Earth Observer-1,计划 1999 年发射),深空探测 3 号(DS-3)卫星,美国空军的巨星 2 号(MightysatII.1)卫星(2000 年发射)研制控制用脉冲等离子体发动机。

毫牛脉冲等离子体发动机



毫牛脉冲等离子体发动机

由于微牛脉冲等离子体发动机结构简单,工作灵活,功能多,已有空间飞行试验和应用成功的记录。美国空军火箭推进实验室(Air Force Rocket Propulsion Laboratory)从 1972 年起,决定研制南北位置保持控制

用的毫牛固体脉冲等离子体发动机。

从 1972 年到 1982 年,空军火箭推进实验室完成了工程样机的设计,加工和试验,研究了射流特性和电磁干扰;与费耳柴尔德-希洛公司,特雷伍德公司,喷气推进实验室等单位合作设计了飞行样机及准备进行空间试验的各项工作。

发动机主要性能与结构参数

平 均 比 冲	m/s	19 600	元 冲 量	mN·s	22.3
平 均 推 力	mN	4.45	设 计 总 冲	N·s	165 000
每次放电能量	J	750	放电重复率	次/s	0.16
发 动 机 效 率	%	25	设 计 寿 命	次	1.4 × 10 ⁷
系 统 质 量	kg	25	推 进 剂	聚四氟乙烯	
平均输入功率	W	150			

发动机系统和主要部件

系统组成 毫牛发动机是针对 1 000 kg, 10 年寿命的同步卫星南北位置保持控制而研制的。其总冲高达 310 000 N·s。因而对发动机的元冲量,寿命等提出了更高的要求,使得发动机的结构与已用过微牛发动机大为不同,但工作原理和系统组成没有变化。

发动机本体 毫牛与微牛发动机的主要差别,除了每次放电能量大 40 倍之外,储能电容器应用了一种新制的高能密度(80 J/kg)电容器,容量为 240 μ F,工作电压 2 500 V;其推进剂供给到放电室的方式也不同,毫牛发动机的推进剂(呈半圆弧状)是通过螺旋形弹簧供给系统从电极的两侧进入放电室的,而微牛发动机(推进剂呈直杆形)则是通过直线形弹簧供给系统从尾部进入的;毫牛发动机每 5 s 产生一个 22.3 mN·s 的元冲量,因此它既适用于脉冲推进(诸如姿控,精密定向,准确定位等),也适用于需要稳态推力的应用。

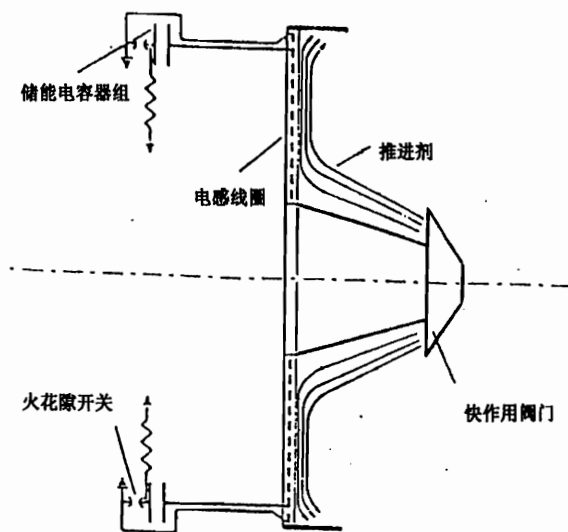
从 1980 年到 1982 年,毫牛发动机飞行样机的研制基本上是环绕着解决储能电容器和点火系统的寿命(要求 14×10^6 次)这两方面紧张进行的。不幸的是,经过与许多著名的电容器公司,如麦克斯韦尔(Maxwell)公司等合作,对多种电容器的试验表明,其脉冲寿命低的为 10^5 次,高的也只有 $(3 \sim 4) \times 10^6$ 次,距 14×10^6 次还差得很远。

点火电路 由喷气推进实验室(JPL)负责解决。由于放电能量很大,射流对火花塞的污染严重,大大降低了点火系统的寿命。为此,喷气推进实验室一方面通过改变火花塞的连接方式,降低了射流的污染沉积;另一方面重新设计了点火电路,提高点火电容的工作电压(从 600 V 升到 2 000 V)用同轴升压变压器替换原用的变压器,使点火脉冲变成幅值大,持续时间短的窄脉冲,增强了火花塞的抗污染能力。经过这些改进,试验表明,其寿命可达 4×10^6 次。

由于储能电容器和点火系统的寿命尚未满足要求,打算从 1983 年起实施一个改进计划,但是由于经费及其它原因,该计划被搁置。此后一直未见有新的报道。

脉冲感应发动机

脉冲感应发动机(Pulsed Inductive Thruster)是一种无电极放电型脉冲等离子体发动机。早在 60 年代,美国特雷伍德公司就开始研究脉冲感应发动机。经过多年的研究,研制了 MK-1 到 MK-5 型的发动机系列。



脉冲感应发动机结构示意图

系统组成 它包括一个平面形螺旋电磁线圈、储能电容器组、电动高速阀门和喷嘴等主要部件。平面形螺旋电磁线圈的端面复盖着一层很薄的绝缘材料，线圈的中心伸出一个推进剂分配喷嘴。

工作原理 推进剂供给系统通过一个电动高速阀门，经分配喷嘴在线圈表面产生脉冲气体。与此同时，储能电容器组通过磁场线圈进行强流脉冲放电，该脉冲电流在推进剂气体中感生一迅速变化的磁场，变化的磁场又感生一方位电场，这个瞬间感生的高电场把推进剂气体击穿，离化形成等离子体。方位电流与磁场相互作用产生的洛伦兹力向外加速等离子体(离开电磁线圈)从而产生一个脉冲推力。

与其他型式的电火箭发动机相比，脉

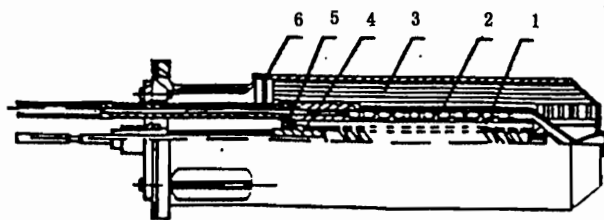
冲感应发动机有两个显著特点：

(1) 由于系统没有电极，等离子体的产生和停留都在线圈外部，主要能量传输是靠辐射，而等离子体的密度很低，辐射能量不足以烧蚀发动机的零件，不存在电极的氧化、烧蚀及其它反应，因此可以用任何一种气体作推进剂；

(2) 可直接与核-电功率源连接而不需要电源处理单元。

特雷伍德公司早期用的电磁线圈直径为 20 cm。到了 70 年代，线圈直径增加到 1m，在理论和实验两方面他们都做了大量的工作。近年来，用计算机进行的理论分析表明，对于脉冲感应发动机来说，影响其效率的关键参数是最初供给的周向电场值要高于某一临界值，同时要把最重要的工程参数-脉冲电路的杂散电感减到最小。他们用改进后的驱动电路，当电容器工作电压在 14 kV ~ 16 kV 时得到的结果表明，脉冲感应发动机可以在很宽的比冲范围(29 400 m/s ~ 88 200 m/s)内维持几乎恒定的高效率(对氨推进剂，约为 50%；对肼为 40%)，这是其它电火箭发动机难于做到的。1 m 直径的脉冲感应发动机，已累积运行 10^5 次。但是，由于它的巨大尺寸，质量/功率比很大，极高的运行电压和电流可能带来的电磁干扰等问题，这种发动机只适宜用作航天器的主推进，而且离实用还很远。

间接电阻加热发动机



间接电阻加热发动机

1—加热器 2—带喷嘴的热交换器 3—真空热屏蔽
4—电源引线 5—绝缘子 6—外壳

这是俄罗斯法克尔(Fakel)设计局研制的一种间接加热式电阻加热发动机。早在 60 年代，前苏联就发展了间接加热式电阻加热发动机，其加热器固定在热交换器里边，温度达 2 500 K。通过热交换器的通道将辐射热传递给推进剂。

发动机的主要部件有：螺旋形加热器(1)，带有螺旋形通道和喷嘴的圆柱形热交换器(2)，真空热屏蔽(3)，电源导线(4)，支承绝缘子(5)

和外部壳体(6)。

热交换器用钼加工而成。电加热器用在高温下具有良好热稳定性的热解石墨制成。

发动机主要性能与结构参数

推 力	N	0.02~0.05	推 进 剂	氮	
比 冲	m/s	2 500	输入功率	W	80~200

ДЭН-15 电阻加热发动机

ДЭН-15 是目前俄罗斯卫星上用的电阻加热发动机。它是由电机研究所 (Institute of Electromechanics) 研制的,属于直接加热式。

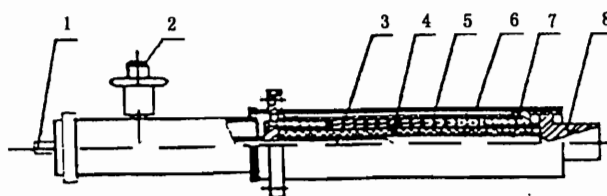
ДЭН-15 的设计特点:

(1) 采用了热交换效率很高的多孔(平均孔径为 $30\ \mu\text{m}$)电加热器和粉末绝缘件组合而成的热交换器;

(2) 采用简单的继电器电路控制电加热器,保持热稳定;

(3) 采用半导体电加热器,它的热态电阻比冷态电阻高 2~3 倍,排除了控制开合过程中的电流浪涌;通过专门的制作工艺,改变其电阻率,以适应不同星上的电源要求,无需电压变换器;这种加热器具有良好的抗氧化性和还原性;

(4) 采用微型节流装置,可以单独对每个发动机进行推力调节。



ДЭН-15 电阻加热发动机

1—电源输入接头 2—推进剂节流调节器 3—温度敏感元件
4—多孔加热器 5—粉末绝缘件 6—外室 7—内室 8—喷嘴

发动机主要性能与结构参数

质 量	kg	0.490	总 冲	kN·s	500
ДЭН-15 本体		0.250	推 进 剂		氮
电磁阀		0.160	比 冲	m/s	2 900
固定支架		0.080	功率/推力比	W/N	33×10^2
推 力	N	0.05~0.3	输入功率	kW	0.1~0.45

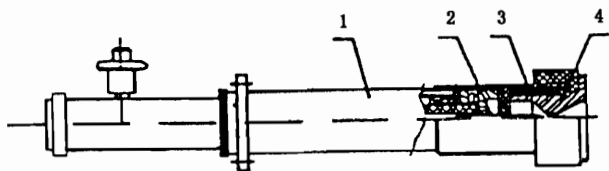
发动机系统和主要部件

ДЭН-15 发动机系统包括三个主要部分:电阻加热发动机本体、电源与信号处理系统、推进剂贮箱与供给系统,此外还有管路、阀门、电缆和真空热屏蔽等部件。

发动机的电源通过接(1)引入,推进剂(可以是氨、肼、氙)通过侧边的节流调节器(2)和孔到达室(6)的圆柱形空间,当推进剂从室(6)的外部经粉末绝缘件(5)和多孔加热器(4)流进圆柱形室的内部(7)时被加热,被加热的推进剂经喷嘴(8)喷出。(3)是测温敏感元件,通过测温元件的信号可以把推进剂的温度控制精度达到 $\pm 40\ \text{K}$ 。

从 1980 年起,生产了 40 多套用氨作推进剂的电阻加热发动机,这类发动机已用在“流星-3”(Meteor-3),“资源”(Resource), Meteor-Priroda, GOMS 等系列卫星上,担负轨道修正的任务。每个推进系统包括 4 个发动机。用在 GOMS 同步卫星的推进系统则有 16 个发动机,用作东西位置修正和动量轮卸载。

俄罗斯飞船电弧加热发动机



俄罗斯飞船用电弧加热发动机

- 1—电阻加热发动机本体 2—阴极
3—绝缘体 4—喷嘴(阳极)

这是俄罗斯热加工研究所研制的一种电弧加热发动机。它是在原有的电阻加热发动机的基础上加上电弧加热部分构成的。它可以单独作电阻加热发动机运行,也可作电弧加热发动机工作。因此,可以说它是一种电阻加热与电弧加热复合组成的发动机,这是它独有的特色。

在发动机中,把预热和热分解(氨或肼)部分结合在一起,阴极本身也带有预热装置,目的是减少点火时的电极烧蚀。

发动机的性能与德国 ATOS 电弧加热发动机的性能相似。

发动机主要性能与结构参数

输入功率	W	790 ~ 870	推进剂	氨
电弧功率		640 ~ 710	推进剂流量	mg/s 33 ~ 42
加热器功率		150 ~ 160	推力	N 0.17 ~ 0.2
加热器的电阻	Ω	1.9(温度为 1400 K)	比冲	m/s 4500 ~ 5200
	Ω	350(温度为 300 K)	电弧电压	V 72 ~ 80
发动机质量	kg	0.26	电弧电流	A 8 ~ 9.8

SIT-5 电子轰击式离子发动机

SIT-5 电子轰击式离子发动机是俄罗斯凯尔第什研究中心(Kepdysh Research center)和莫斯科航空研究所(Aviation Institute)协作研制的一种具有独特栅极结构的 5 cm 直径电子轰击式氙离子发动机(Xenon Ion Thruster)。

SIT-5 发动机从 1992 年开始研制,到 1996 年完成了一台实验样机。在性能验证试验中,获得的全效率为 60%。这种发动机在结构上的主要特点,是采用了一个分别由 33 根钨丝构成的屏栅极和加速栅极以及一个圆环形罩减速极的特殊离子光学结构。钨丝两端通过弹簧保证在工作期间不会因高温而松弛。

SIT-5 发动机是俄罗斯针对新一代低轨道、小尺寸、轻质量(100 kg ~ 500 kg)、长寿命(5 年以上)、低功耗(50 W ~ 100 W)卫星的轨道修正而研制的。它能满足全球通信小卫星星座和单个小卫星的大气阻力与

光压补偿,位置保持,地球遥控广播卫星的在轨管理与轨道控制等需求(推力为 2 mN ~ 5 mN)。

SIT-5 发动机电源来自小卫星上的高效太阳电池翼。它的推力矢量控制将使用轻型可控万向架执行。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	2	输入功率	W	60
比 冲	m/s	28 420	束 直 径	mm	50
长 度	mm	60	推 进 剂		Xe
发动机本体质量	kg	1.5			

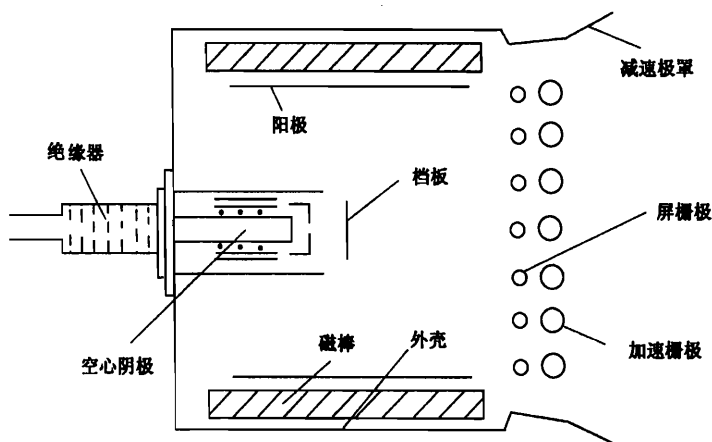
发动机系统

系统组成 SIT-5 电子轰击式离子发动机实验样机系统由发动机本体、氙气贮存与供给分系统、电源处理单元、地面试验控制分系统组成。

发动机本体 由高电压气体绝缘器、放电室壳、放电室空心阴极、档板、阳极、磁棒、钨丝屏栅极与加速栅极、减速极、中和器等组成。

工作原理 在地面试验控制分系统指令下,分别按程序打开氙气瓶阀门和各组电源。氙气流经压力调节器,流量控制器提供两路流量稳定的氙气流。主路氙气流通过高电压绝缘器和主空心阴极进入放电室。另一路氙气流通过中和器绝缘器和中和器空心阴极到达中和器。

放电室和中和器等部件的工作原理与其它电子轰击式离子发动机的相同。



SIT-5 电子轰击式离子发动机简图

发动机主要部件

主气体绝缘器 是多段迷宫式高电压绝缘器。中和器绝缘器是陶瓷管绝缘器。

放电室 由放电室筒体中的阳极筒内表面、后底板和屏栅上游面为界面。

主空心阴极 由钽管、电子发射体、钨顶、孔盘、触持极、发射体加热器、热屏蔽层、阴极座、支持件、固定件等组成。

阳极 是直径为 50 mm 的铝筒。

磁体组件 六根磁棒用紧固件对称安装在放电室外壳上,并与放电室轴线平行。

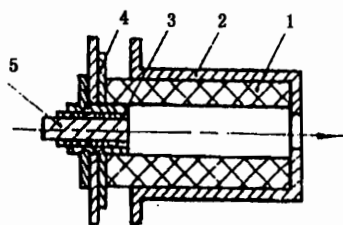
栅极 由 33 根直径为 0.2 mm 钨丝均匀平行地排列在同一平面内。钨丝两端紧扣在栅极法兰导电夹圈的簧片上构成屏栅极。导电夹圈被绝缘子紧固。钨丝中心间距为 1.5 mm。屏栅极开孔率为 86%。加速栅极使用直径为 0.9 mm 钨丝,以同样方式排布和固定,开孔率为 45%。两栅极面相互平行,间距为 1.4 mm。减速极由栅极法兰盘周围的一个圆环形罩代替,用于阻止来自中和器的离子轰击加速栅极表面。

中和器 由陶瓷管绝缘器、中和器空心阴极、触持极、外壳、安装固定件等组成。

改进和发展

前苏联在 60 年代发展过多种微推力离子发动机。如“琥珀号”离子发动机曾在电离层自动探测火箭上做过推力验证实验。“离子号”发动机也曾在一次弹道火箭上做过 8 min 喷射性能试验。前苏联解体后,俄罗斯于 90 年代开始研究的 SIT-5 离子发动机,是借鉴了欧美电子轰击式离子源技术和自行设计的新颖栅极相结合的产物。这种新颖栅极的钨丝两端的弹性固定方式,防止了因热膨胀引起的钨丝松弛,避免了屏栅极与加速栅极之间的短路,又保留了平面栅极高导流系数的特点。

3ОНД-2* 脉冲等离子体发动机



3ОНД-2 用脉冲等离子体发动机

1—推进剂 2—外电极 3—绝缘子
4—内电极 5—点火塞

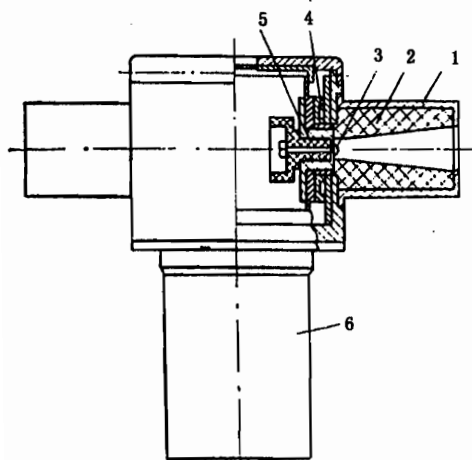
3ОНД-2(宇宙探测器-2)是前苏联的一个金星自动行星际站,其上装有六台固体推进剂脉冲等离子体发动机,其任务是控制航天器太阳帆板对太阳的定向。

宇宙探测器 2 号于 1964 年发射,发射后 15 天,在距地球 537 万公里处,启动发动机控制航天器的方位,工作 70 min 使探测器成功地保持了预定的方位。这是世界上最早应用电火箭的飞行。

该发动机的结构为同轴型,主要性能是:推进剂为固体聚四氟乙烯塑料,脉冲工作,储能电容器的容量为 $100\ \mu\text{F}$,充电至 1 000 V,等离子体的出口速度约为 16 km/s。

高空探测器* 脉冲等离子体发动机

1974 年 1 月~4 月,前苏联在其高空探测器 HAZA 上对脉冲等离子体发动机进行了飞行试验。飞行试验的目的,主要是验证空间运行产生的推力与地面的是否一致,以及无线电干扰问题。



高空探测器载脉冲等离子体发动机

1—阳极 2—推进剂 3—阴极
4—点火塞 5—测量线圈 6—储能电容器

高空探测器上装有 2 台发动机,每台发动机有两个喷口,喷口选用同轴电极结构。外电极(阳极)直径为 40 mm,长 60 mm;内电极(阴极)直径为 4 mm,长 16 mm。推进剂为固体氟塑料。两个喷口公用一个储能电容器,电容器的容量为 $30\ \mu\text{F}$,充电到 1 450 V(放电能量为 31.5 J)。

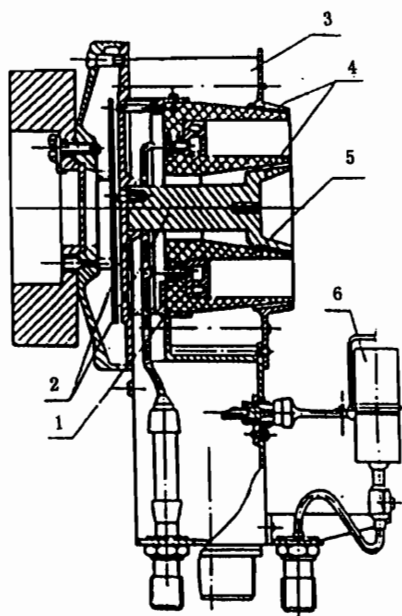
发动机在空间进行了两次点火试验。第一次在 200 km 处,工作了 22 min;第 2 次在 800 km 高度投入运行,工作了 7 min。工作时测得的推力为 $4.2 \pm 0.31\ \text{mN}$,略高于地面试验值。飞行试验表明,只要安排好天线和发动机的相对位置,或者在放电哑区内进行通信,便可解决无线电干扰问题。

近年来莫斯科航空学院的应用力学与电动力学研究所(RIAME)正在研制用于同步卫星南北位置保持控制用的脉冲

等离子体发动机。

在前苏联,脉冲等离子体发动机除作航天器控制外,70年代以来还多次用作空间环境主动试验及航天器表面带电控制的等离子体源(PPS),研究地磁场,电离层以及核爆炸对空间环境的影响。莫斯科航空学院的应用力学与电动力学研究所研制的样机有能量为30、100、1 000、2 000、10 000 J等多种。其中,全自动的30 J等离子体源已用于量子号飞船。

SPT-70 静态等离子体发动机



SPT-70 静态等离子体发动机

1—阳极 2—磁路 3—线圈 4—磁极
5—放电室 6—阴极

SPT-70 是前苏联研制并早已投入空间应用的静态等离子体发动机。静态等离子体发动机又被称为霍尔发动机。有人把它列为无栅离子发动机类型,但从其结构和加速原理看,它都应归属等离子体发动机一类。

从60年代起,前苏联原子能研究所一直坚持研究这种发动机。其后莫斯科航空学院(MAI),热加工研究所(ITP)及加里宁格勒的法克尔(Fake)设计局等单位也投入了研究。他们先后研制了多种样机,其中SPT-70的定型是在SPT-60和SPT-50空间飞行试验的基础上完成的。头两次飞行试验(称为Eol-1和Eol-2)都是采用加速通道直径为60 mm的SPT-60(推力约20 mN,耗功400 W)装在流星(Meteor)卫星上(轨道900 km)进行的。

Eol-1飞行试验用发动机系统重32 kg,它的飞行试验任务是:

- (1) 通过飞行试验测量推力,比较静态等离子体发动机在空间和在地面的性能;
- (2) 了解静态等离子体发动机改变(控制)轨道的能力;
- (3) 研究静态等离子体发动机与星上其它分系统的相容性问题。

飞行试验结果表明:测得的推力与地面所得数据差别不大;静态等离子体发动机工作170 h,可使轨道提升17 km;未发现与

星上的其它系统有什么不相容的问题。

Eol-2飞行试验的目的是在Eol-1基础上进一步证实:

- (1) 静态等离子体发动机性能的稳定性;
- (2) 整个发动机系统的可靠性;
- (3) 发动机系统与其它分系统的相容性;
- (4) 静态等离子体发动机的操纵能力。

Eol-2飞行试验用发动机系统总重约50 kg,在轨27个月,启动271次,累积运行600多小时,工作稳定可靠。试验表明,静态等离子体发动机射流对太阳电池表面的沉积影响,相当于太阳电池自身性能的自然退化;至于对通信的干扰,当距离很近时,发现有信号丢失的现象,离得稍远一点,没有什么影响。

Eol-1, Eol-2以及后来的Eol-3(用SPT-50发动机)的飞行试验,证实了静态等离子体发动机的运行性能和控制能力,解决了航天器设计师们担心的不相容问题,从而使SPT-70发动机在80年代成为前苏联通信卫星定位和东西位置保持控制系统的一个合格部件。

静态等离子体发动机的特点是:

(1) 与离子发动机相比,它的结构简单,没有容易变形,烧蚀的栅极;运行电压低,所需电源种类也少,大大提高了运行的可靠性;

(2) 由于它不存在空间电荷效应问题,其推力密度比离子发动机高,体积较小;

(3) 它的比冲和效率虽低于离子发动机,但比电弧加热发动机高,而且其比冲($13\,720\text{ m/s} \sim 15\,680\text{ m/s}$)正好处于目前近地空间航天器控制所需的最佳比冲范围($9\,800\text{ m/s} \sim 19\,600\text{ m/s}$);

(4) 排气流中粒子含有的能量比化学发动机和电弧加热发动机的多,有可能对暴露于射流的表面造成溅射腐蚀;另外,其射流比离子发动机更为发散;

(5) 用氙作推进剂才能获得高效率,但是氙气自然界很少,工业生产产量低,价格昂贵,对大功率大总冲任务成本高。

发动机主要性能与结构参数

推 力	mN	40	效 率	%	50
比 冲	m/s	14 798	输入功率	W	650
推 进 剂		氙	证实寿命	h	3 000
放电室直径	mm	70	总 冲	N·s	4.3×10^5

发动机系统和主要部件

系统组成 SPT-70 发动机系统包括推进剂供给分系统、氙推进剂流量控制分系统、电源处理单元、发动机本体及有关的连接管道和电气接口等部分。

推进剂供给分系统 由于推进剂采用氙气,而且流量很小($1.0\text{ mg/s} \sim 50\text{ mg/s}$),工作时间长,要有很高的可靠性,故采用互为备份的两套系统。系统包括贮箱、压力传感器、启动阀门、安全阀门、电动阀门、压力调节器和连接管路等部件。

氙推进剂流量控制分系统 包括两个互为备份的系统。其中任一个都可为两个阴极提供氙气。氙推进剂流量控制分系统的作用是:选择运行阴极;为放电室及阴极提供合适的质量流量比;根据发动机放电参数来调节流量。

电源处理单元 是用来对发动机,氙推进剂流量控制器的启动和运行进行供电,检测 and 控制的。电源和指令通过电源处理单元送到发动机,来自发动机的遥测信号通过电源处理单元返回到航天器上。

发动机本体 它包括加速器和两个互为备份的阴极(公用一个放电点火系统)。加速器又由阳极(也是推进剂分配器),放电室和磁场系统组成。

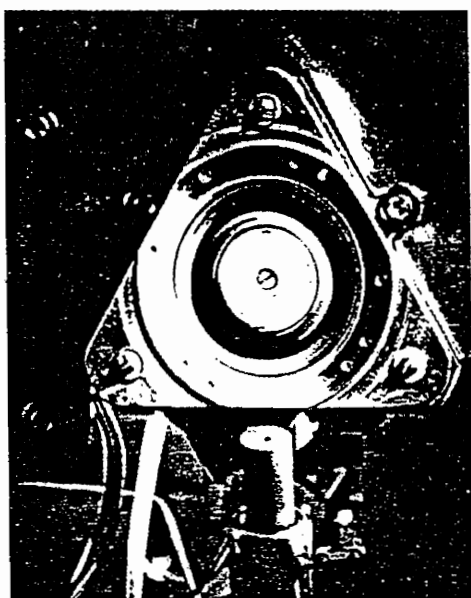
工作原理 推进剂气体(通常是氙)一方面通过阳极进入环形放电通道;另一方面进入阴极(空心阴极)作为启动和维持放电的电子源。磁场线圈主要用来产生合适的径向磁场分布。发动机工作时,通过阳极分配器进入环形通道的推进剂原子,被处于通道内的电子碰撞而离化形成等离子体。因通道内的电场与径向磁场相互作用,将对通道内的等离子体沿轴向产生电磁加速力,使等离子体高速喷出而产生反作用推力。

改进与发展

为了满足航天器控制的要求,后来又发展了 SPT-100、SPT-140、SPT-200、SPT-290 等型号发动机。其中 SPT-140、SPT-200、SPT-290 发动机是为轨道转移服务的,目前还处于实验研究阶段。而 SPT-100 则是为满足同步卫星南北位置保持控制的要求而研制的,并于 1994 年 1 月成功地用在格罗斯 1 号(Gals-1)同步卫

星上,担负卫星的定位及全部位置保持(东西和南北位置保持)控制任务。紧接着又用于格罗斯 2 号,快捷 1 号和 2 号(Express-1,2)同步卫星上。这样,由静态等离子体发动机组成的电推进系统成了俄罗斯气象卫星和通信卫星上的一个正式的分系统。自 1971 年以来,已有 70 多台静态等离子体发动机在流星号、地平线(Gorizont)、萤光屏(Ekran)等卫星系列上应用,且成功率为 100%,成为卫星的定型,标准部件之一,也成了后来俄罗斯宇航工业对外销售的一种高技术产品。

D-55 阳极层发动机



D-55 阳极层发动机

阳极层发动机(Anode Layer Thruster,简称 TAL)最早是由俄罗斯加里宁格勒机械制造中央科学研究所(Central Scientific Research Institute of Machine Building——简称 TsNIIMASH)于 60 年代初提出来的。当时它是作为等离子体加速器研究计划的一部分。

阳极层发动机的工作原理基本上与静态等离子体发动机相同,都是利用霍尔电流与径向磁场的相互作用,实现对等离子体的加速。两者的不同点主要有:

(1) 静态等离子体发动机的加速区位于放电通道内靠近出口处,而阳极层发动机的加速区则位于发动机的出口处(通道外)。这可大大减小高能粒子对发动机表面的溅射腐蚀,提高发动机的寿命。这是阳极层发动机的主要特色;

(2) 阳极层发动机的结构尺寸小,推力密度大。

例如在 1.35 kW 的同样功率下,D-55 发动机的放电室直径为 75 mm,SPT-100 发动机的放电室直径则为 100 mm。此外,阳极层发动机加速区的长度较短,是静态等离子体发动机的 1/2;

(3) 阳极层发动机的放电通道不用绝缘材料而用导电材料,有利于增加寿命,减小非推进剂粒子的污染。

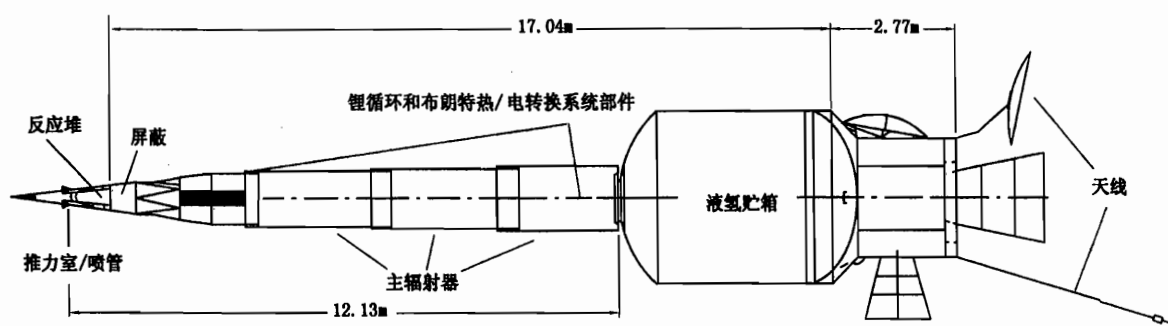
阳极层发动机的早期研究,主要集中在二级发动机上。二级发动机的第一级属于低压放电级,用于产生离子。这些离子在第二级被处于横向磁场的阳极层产生的电场加速。60 年代以来已研究出一种功率高达 100 kW 的二级发动机,用铯作推进剂,比冲可达 78 400 m/s,总效率接近 80%,计划用于太阳系探测卫星的主推进。

到了 70 年代,研究重点转向中(10 kW 级),小(1 kW 级)功率,用氙作推进剂的单级发动机。目前已发展了一种比较成熟的 D-55 低功率(1.35 kW)阳极层发动机,它的性能与 SPT-100 发动机差不多。

到目前为止,阳极层发动机还未进行过空间飞行试验。虽然如此,由于它独具的特点,美国弹道导弹防御组织资助一项评价阳极层发动机的性能,烧蚀特性及与西方国家航天器集成等问题的计划。该计划由美国国家航空航天局的刘易斯研究中心和喷气推进实验室与俄罗斯的机械制造中央科学研究所合作进行。为此,美国从机械制造中央科学研究所购置了一台 1.35 kW 的 D-55 和一台 4.5 kW 的 D-100 发动机,进行深入的研究。

核火箭发动机

NEBA-3 核火箭发动机



NEBA-3 核火箭发动机

NEBA-3 核火箭发动机是由美国能源局(DOE)资助空军菲利普实验室(Phillip Laboratory)设计的一种产生推力和发电的双模式应用核发动机。马丁·马丽埃塔(Martin Marietta)公司,喷气推进实验室(JPL),阿拉莫斯(Alamos)国家实验室,阿贡(Argonne)国家实验室和能源技术工程中心(Energy Technology Engineering Center)等单位与能源局签订了合同,参加了这项工作。1995年,该发动机通过了设计方案论证。

NEBA-3 核火箭发动机设计拟作阿特拉斯 2AS(Atlas-2AS)运载火箭的上面级,它可按 90 N 连续推力和 900 N 脉冲推力两种方式工作,可分别在 4.5 天和 3 天内将 1356 kg 和 1939 kg 有效载荷,从近地轨道推进到同步轨道,并为卫星提供 10 年的发电能力。

该发动机的核反应内堆是采用 SP-100 空间核电源工程样机技术,外堆是采用 GE-710 核反应堆加热氢喷射形成推力的结构。发动机的轴向主梁是可收缩/伸展的折叠式结构,有效载荷舱安排在另一端。

发动机主要性能与结构参数

推 力	N	喷管扩张比	
连续工作	91.1	连续工作	100:1
脉冲工作	926	脉冲工作	100:1
推进剂流量	g/s	推进工作时间	h
连续工作	11	连续工作	300
脉冲工作	110	脉冲工作	30
比 冲	m/s	输出电功率	kW
连续工作	8 270	连续工作	10
脉冲工作	8 400	脉冲工作	10
推力室温度	K	结构质量	kg
			1 591

连续工作	2 542	推进剂	氢
脉冲工作	2 610	液氢质量	kg 3 759
推力室压力 MPa		直径	m 4.19
连续工作	2.07	长度	m
脉冲工作	2.07	发射时	15.21
		入轨后	22.87

发动机系统

系统组成 NEBA-3 核火箭发动机系统由核反应堆分系统、锂循环热能传输分系统、氢推进剂贮存管理与推力室分系统、布朗特循环热/电转换分系统、主散热分系统、交流/直流电源变换与蓄电池分系统、监控分系统、结构分系统和推力矢量控制分系统等组成。

核反应堆分系统 它由内堆芯燃料管(259根)、铪反射罩、密封壳、内外堆界面层、环形对称分布的8组外推芯、碳化硼衬套、外堆环形反射器、中子和伽玛射线防护屏及在反射器中的核反应控制棒等组成。

锂循环热能传输分系统 它由一台热电电磁泵、一台线性感应泵、一台锂/氦热交换器、二台锂/氢热交换器、一台气体分离/蓄积器、耐高温金属和封装在回路中的工质锂组成。该分系统是闭合回路,流经反应堆内堆芯的通道曲折,包括要通过259根核燃料管。锂回路外部有一个电子扫描加热器,使反应堆工作时能同步熔化堆芯和外回路中的工质锂,加热器电源由蓄电池提供。气体分离/蓄积器有两个作用,首先,锂在中子流作用时会产生氦气,它妨碍热交换,需用表面张力网分离氦气泡,并贮存在一个气室中。其次,为锂熔化时提供一个体积膨胀的空间。

氢推进剂贮存管理与推力室分系统 它由液氢贮罐(包括输送泵和阀门)、流量控制器、二台并联的锂/氢热交换器、钼铼(Mo41Re)管和不锈钢管、推力室和喷管等组成。推进剂氢还流过外堆芯中的核燃料管。液氢还流过锂回路中的线性感应泵外壳上的冷却管,在冷却该感应泵的同时,液氢被第一次预热。液氢经过锂/氢热交换器时被第二次预热汽化,温度可达1 250 K。气氢进入外堆芯时被第三次加热。进入推力室的氢气温度达到2 542 K。

布朗特循环热/电转换分系统 由锂/氦、氦气体交换器、涡轮发电机、回热器、气体冷却器(即氦、氦/甲苯热交换器)、气体循环动力泵、气体压缩机、铌锆(Nb_1Zr)管、不锈钢管、以及封装在循环回路中的氦、氦混合气体组成。它与另一套备份并联,以便在有故障时切换使用。

主散热分系统 由主辐射散热片、气体冷却器、管道、封装在回路中的甲苯及其循环压力泵组成。

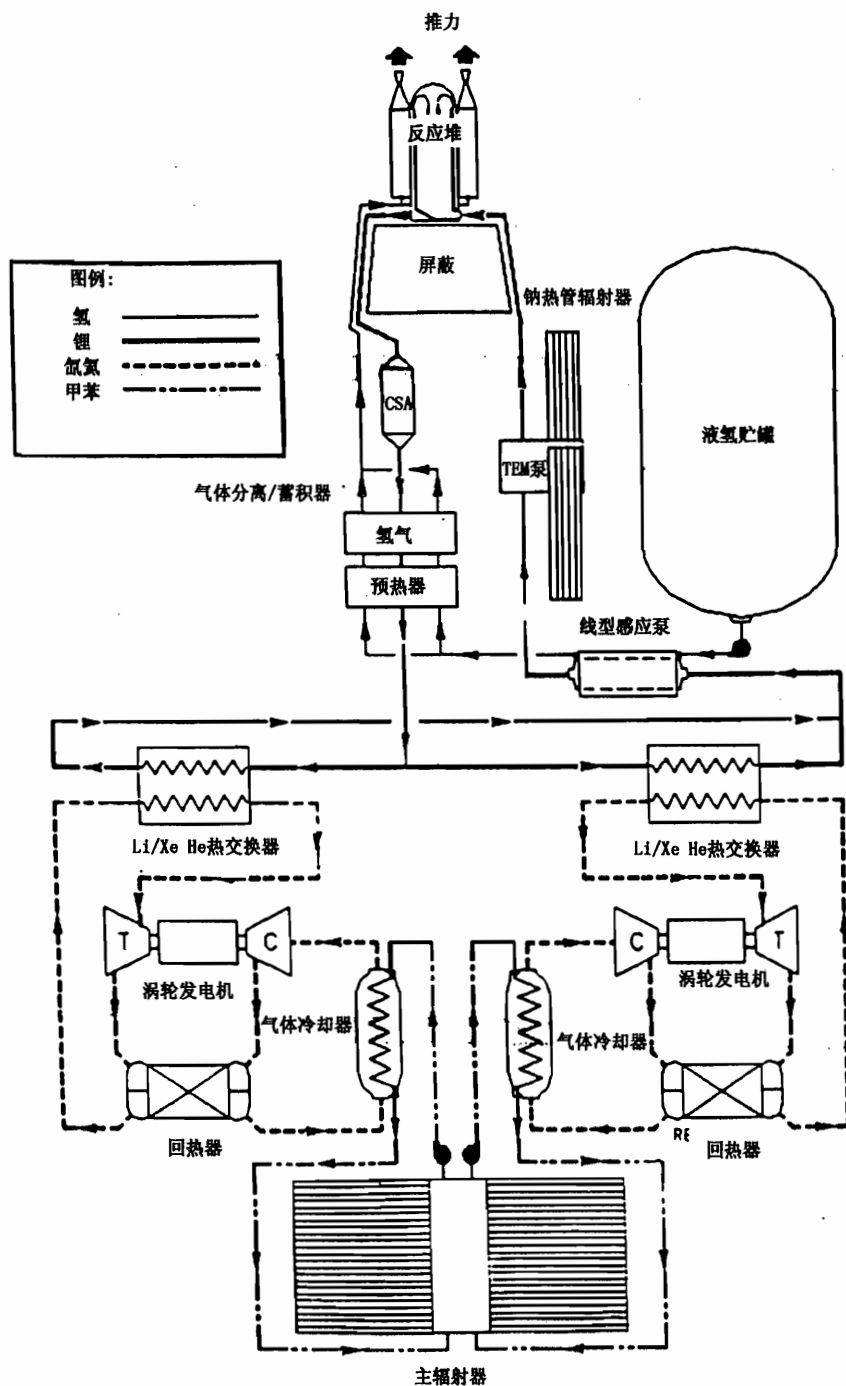
交流/直流电源变换与蓄电池分系统 由变压器、整流与自动稳压电路、镉/镍蓄电池组组成。

监控分系统 由温度、压力、中子辐射通量等参量的多测点传感器、中子吸收控制棒、联轴器马达驱动机构、反射器驱动机构、时序开关控制电路和自动控制系统等组成。

结构分系统 主要由可折叠式伸缩主梁、三段不同直径的筒形主辐射散热片、反应堆与主梁连接件、主梁与液氢贮箱连接件、有效载荷舱与主梁和液氢贮箱连接件、发动机与运载火箭的安装连接件、有效载荷传感器遮光罩弹出机构和天线展开机构、以及整流罩等组成。

工作原理 这里以产生连续推力的工作为例。NEBA-3 发动机系统被运载火箭射入近地轨道后,相互分离,抛掉整流罩,伸展折叠式主梁和三段套装的主辐射散热片,并通过遥控和程控方式指令发动机启动。发动机系统有三种工作方式:

(1) 双模式启动过程。接通蓄电池,启动反射器驱动机构的直流电机,合拢反射器。接通反射器中的中子控制棒驱动机构电源,调整控制棒位置,使内外堆开始工作。再启动锂回路电子扫描加热器,使堆芯和锂同步熔化,同时开启热电电磁泵、线性感应泵、液氢阀、流量控制器和输氢泵。这时,锂循环、布朗特热/电转换循环、主散热器、推进剂氢输送和推力室等开始工作。



NEBA-3 核火箭发动机系统简图

(2) 双模式稳态运行过程。发电系统正常供电后,电源由蓄电池切换到交流/直流变换稳压电源。内、外反应堆芯温度稳定在 2500 K 附近后,液态锂流动性好使其循环的动力负荷减轻,泵电机的耗电减少。液态锂流经内反应堆芯氟化铀燃料管充分吸收了核裂变释放出的热能后,经过气体分离/贮蓄器滤除氦气泡,在锂/氢热交换器和锂/氦,氦热交换器中放出热能,并再回流进反应堆芯的燃料管,如此循环下去。同时,推进剂氢经过阀门、流量控制器、线性感应泵外壳导管、锂/氢热交换器后,温度可升到 1250 K 左右。它还流经外反应堆芯核燃料管,被再加热后进入推力室,由喷管高速喷出而产生推力。

发电是在布朗特循环中由锂/氦、氦热交换器、涡轮发电机、气体冷却器和气体压缩机等完成的。

(3) 单模式稳态运行过程。在双模式稳态运行过程中,内、外反应堆芯同时工作。进入同步轨道后,推力室不再需要工作,这时反应堆外堆芯要关闭,仅维持内堆芯继续运行以产生电功率。

发动机主要部件

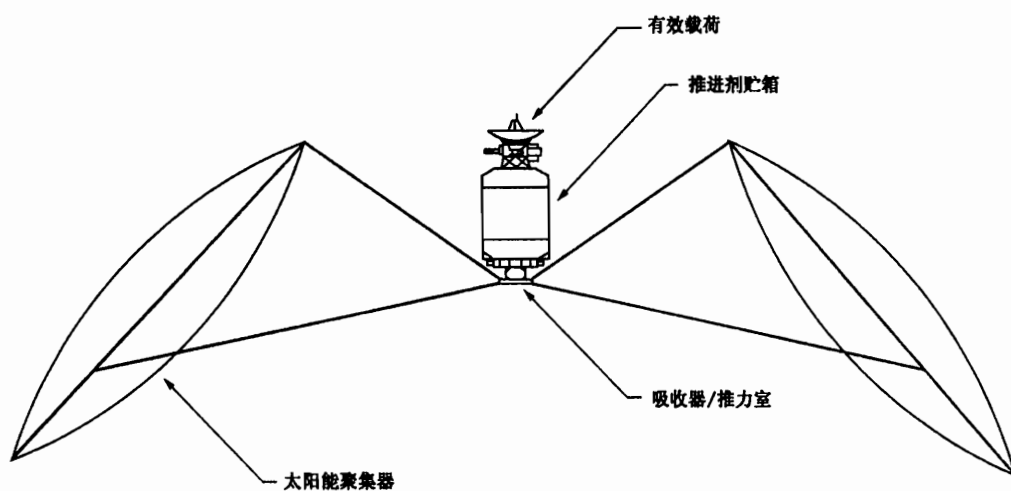
内堆芯核燃料管 管的外表层用铌锆合金丝编织,内层是铯金属栅层,管内填满了数以万计的核燃料微粒。核燃料微粒的中心是氮化铀实心丸,其外部有三个包层,最外面是铌锆合金(也称 PCW-11 合金)层,中间是铯金属层,内层是充氦气间隙层。

外堆芯核燃料管 它由三层同轴锥管和数以万计的核燃料微粒组成。外层锥管由吸收中子的致密材料制成,中间锥管由冷烧结多孔材料制成,内层锥管由热烧结多孔材料制成。在内层和中间锥管的夹层中填充的核燃料微粒是钨-二氧化铀(W-UO₂)丸,在其外面还包有碳化锆层。

中子和伽玛射线防护屏 它由钨板和氢化锂板组成,总厚度为 0.52 m。内层钨板用于屏蔽伽玛射线,外层氢化锂板再用于阻挡穿透钨板的中子。

太阳能火箭发动机

STPTS 太阳能火箭发动机



STPTS 太阳能火箭发动机

STPTS 太阳能火箭发动机是美国洛克韦尔 (Rockwell) 国际有限公司根据合同 (合同号: NASI-19243-Task3), 针对冥王星的太阳系探测器替代半人马座上面级固体火箭而研制的。

太阳系探测器采用 STPTS 发动机代替半人马座上面级发动机, 可使探测器有效载荷从 126 kg 增加到 186 kg, 并且使地面运载火箭由 Taitan-4 改为阿特拉斯 (Atlas-2AS), 使飞行总费用由 11 亿美元下降为 7.5 亿美元 (1993 年美元值)。

太阳能火箭发动机系统简单, 可靠, 对航天器不产生粒子污染。它使用太阳辐射能量, 有较高的比冲和显著的质量节省。

STPTS 发动机目前还处于方案论证和实验样机准备阶段, 但是这类太阳能火箭发动机已有较长的发展历史。太阳能火箭发动机研究工作经历了如下阶段:

(1) 1956 年 ~ 1979 年初始方案设计与功能演示阶段。

美国人克拉夫埃里克 (Krafft Ehricke) 在 1956 年首次提出了太阳能火箭发动机构思。60 年代由美国空军火箭推进实验室 (菲利浦实验室) 委托美国电子光学公司设计制造了一台太阳能火箭发动机模型, 并进行了功能演示。70 年代, 洛克韦尔公司对太阳能发动机的理论进行了系统研究。

(2) 1979 年 ~ 1984 年, 基本元器件和金属铯生产技术研究阶段。

这一时期, 菲利浦实验室以合同形式, 委托洛克韦尔公司进行了太阳能发动机关键部件研究和地面实验支持设备研制。同时, 美国火箭达因公司进行了铯生产技术研究。

(3) 1985 年 ~ 1992 年, 无窗式铯热交换吸收器/推力室实验初始样机研制阶段。

洛克韦尔公司在菲利浦实验室的委托合同下, 研制了无窗式铯热交换吸收器/推力室初始样机硬件。

火箭达因公司研制了碳化钨多孔材料吸收器/推力室。从 1989 年起,到 1992 年,洛克韦尔公司与美国国家航空航天局刘易斯研究中心签约,承制了一台太阳能发动机试验硬件。

(4) 1992 年~1996 年,太阳系探测器冥王星快速飞越飞行替代上面级发动机系统方案论证阶段与实验样机启动阶段。

洛克韦尔公司为了寻求太阳能发动机的空间应用飞行任务,设计了 STPTS 发动机系统,提交美国国家航空航天局和刘易斯研究中心通过论证。

冥王星快速飞越探测器初步计划于 2000 年 1 月发射,总飞行时间为八年。STPTS 发动机与探测器有效载荷由 ATLAS-2AS 火箭发射至 218 km 高的圆轨道后,展开太阳光聚集器和太阳电池板,开始推进。在 14.4 d 时间内,累计喷射 1 260 s,把探测器加速到巡航阶段所需要的速度。

STPTS 发动机能源由可充气椭圆形太阳光聚集器提供。制导、导航、控制分系统电源由可折叠柔性太阳电池板和蓄电池提供。太阳电池板展开电源由蓄电池(地面充电)提供。

发动机主要性能与结构参数

推 力	N	8.9	推 进 剂	液氢
比 冲	m/s	9 100	液 氢 流 量	kg/s
设计工作时间	d	14.4	输入辐射功率	kW
累计喷射时间	s	1 260	输入电功率	W
系统总质量	kg	141	聚焦反射镜直径	m
				8.5

发动机系统

系统组成 STPTS 发动机系统由推进剂贮存与供给分系统、太阳光聚集器分系统、热交换吸收器/推力室分系统、结构分系统、姿态控制分系统、制导、导航与电控分系统、电源分系统组成。

液氢贮存与供给分系统 由液氢贮箱、液氢出口管、阀门、电动泵、管道等组成,并与姿态控制冷气(H_2)喷管结构一体化。该分系统质量为 14.4 kg。

太阳光聚集器分系统 由一对充气(由液氢贮箱供给氢气)膨胀定型的抛物面双凸形膜透镜-反射镜聚集器,两个辅助聚集器,两个充气式椭圆支撑环,六个充气式支撑杆,两个转动盘组成。聚集器可使太阳光聚焦并改变方向传到吸收器。该分系统质量为 27.1 kg。

吸收器/推力室分系统 由一对蓄热器,一对带有液氢进口管的薄壁铍热交换氢气膨胀室,热屏蔽夹层,喷管等组成。该分系统质量为 39.4 kg。

姿态控制分系统 由与液氢贮箱一体化结构的冷氢气喷管、阀门、管路等组成,提供俯仰、滚动和偏航角动量控制。氢气从液氢贮箱得到补充。该分系统质量为 10 kg。

结构分系统 为有三个安装连接界面的铝制一体化框架。它为 STPTS 发动机系统与地面运载火箭有效载荷,以及不同的 STPTS 发动机系统部件之间提供机械连接界面。该分系统质量为 17.6 kg。

制导、导航与电控分系统 由多通道数字控制器、轨道综合软件、太阳跟踪器件、程序控制软件、传感器、电路芯片、结构件、接插件等组成。该分系统质量为 4.6 kg。

电源供给与处理分系统 由柔性薄膜太阳电池板,电源处理单元和导线束等组成。安装固定在框架结构上的太阳电池板在发射期间被折叠,在进入初始轨道后再展开。蓄电池容量为 200 Wh,功率 300 W。该分系统质量为 28 kg。

工作原理 两个充气抛物面聚焦反射太阳光聚集器,一个抛物面是透明的膜,另一个抛物面内表面是一层反射铝膜(不透明)。太阳光束通过透明膜和反射面改变了传播方向,聚集于气体膨胀室底部的蓄

热器。气体膨胀室铼壁和外壳之间是隔热材料夹层。在指令控制下,液氢从隔热夹层和铼壁之间空隙冷却层汽化后进入铼壁膨胀室。气氢被铼壁与蓄热器之间交换的热能加热膨胀,高速喷出(出口速度为 $9\,100\text{ m/s}$)。喷射气流的反作用力即为推力。

发动机主要部件

液氢贮箱 由薄壁铝衬套和聚氨酯泡沫塑料多层隔热容器和液氢排放管组成。排放管口压力为 207 kPa 。贮箱中的液氢贮存 15 d ,在 14.4 d 内耗尽。

电力泵 是一个低流量、高压力(689 kPa)、质量为 3.4 kg 的市售电力泵。

阳光聚集器 由一对双凸抛物面充气囊聚焦反射光学结构,充气椭圆支撑环(一对),充气支撑杆(六根)以及紧固件组成。对日定向由控制电路和辅助聚焦与转盘部件实现。一个抛物面是透明的,另一抛物面内表面有一层铝膜。抛物面直径为 8.5 m 。发射时,充气光学结构被折叠。进入近地初始轨道后,依靠先展开的柔性太阳能电池板和蓄电池电力驱动氢气阀门充气展开光学结构。

吸收器/推力室 由蓄热器、液氢入口管、铼壁膨胀室、喷管等组成。太阳光被聚焦于膨胀室底部的蓄热器。膨胀室侧壁与外壳之间有隔热夹层和液氢冷却套。吸收器功率需求为 104 kW (来自聚焦太阳光束)。

姿态控制冷气喷管 是一个有氢气进口和喷管的腔室结构。它与液氢贮箱一体化设计,氢气由控制信号开启电动阀门注入补充。

电源处理单元 由多组直流-直流电压转换器组成。输出功率为 300 W 。

蓄电池 是 200 Wh 的氢镍蓄电池。它用于太阳能电池柔性膜展开驱动和以后的电能蓄存及在阴影时供电。

改进与发展

SIPTS 太阳能火箭发动机系统目前尚处于方案论证和实验样机研制阶段初期,性能验证尚无报导。这类发动机有以下一些方案设计思想:

(1) 洛克韦尔公司,火箭达因公司研制了窗式多孔碳化钨吸收器。它能使吸收器/推力室的推力/质量比提高 20% 。

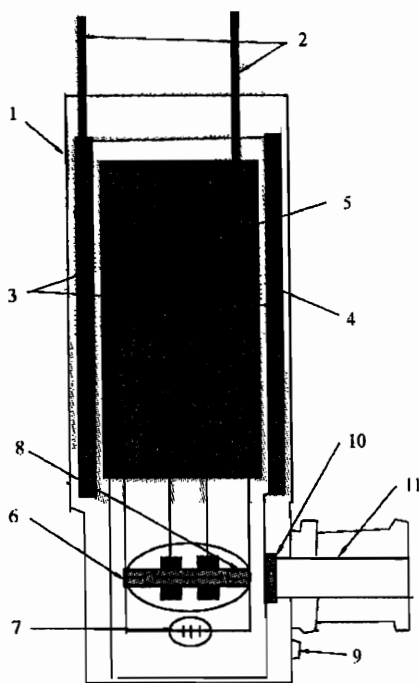
(2) 美国阿拉巴马(Alabama)大学提出了液氢和氨双组元推进剂太阳能轨道运输(近地轨道-同步轨道)发动机设计方案。该方案计算的系统发射质量为 $2\,469\text{ kg}$,其中,太阳能发动机系统为 $1\,434\text{ kg}$,推进剂为 653 kg ,有效载荷 454 kg 。这种发动机不但能利用太阳能加热氢气膨胀喷射,而且带有氢气的燃烧喷出功能。

(3) 美国阿拉巴马大学推进研究中心提出了磁流体太阳能水推进剂发动机方案设计。

(4) 美国洛克韦尔公司提出一个太阳-激光能发动机设计方案。这个方案认为,把太阳能火箭发动机对太阳定向的可充气抛物面聚焦反射器对准天基(低轨道空间站)激光束,可以得到远距离飞行的能量补充,并且可能导致产生第一代激光推进发动机。

光子火箭发动机

光子火箭发动机构想



反质子收集器结构原理图

1—外壳 2—制冷剂供给管 3—液氮套
4—真空夹层 5—液氮容器 6—电极与
磁铁 7—真空封口 8—反质子 9—密
封引线座 10—钢环 11—出口管

1982年,在美国空军科学研究办公室(Air Force Office of Scientific Research),国家科学基金委(National Science Foundation)和国家航空航天局(NASA)支持下,费米实验室,喷气推进实验室,宾夕法尼亚大学空间推进工程中心,洛克韦尔国际公司和联合技术研究中心(Unite Technologies Research Center)等单位开始进行反质子生产,捕集,贮存以及利用反质子湮灭反应产生的光子定向射束进行推进的概念研究。

这种光子发动机构想是利用反质子与质子湮灭反应产生的有巨大能量的光子和中微子束来产生推力。这种反质子湮灭反应产生的能量密度高达 9×10^{16} J/kg 左右,比核裂变反应能量高三个数量级。若利用它对 500 吨的航天器作 150 天火星往返航行推进,计算仅需要 31g 反质子。目前,这种发动机的概念和方案还未确定,还只有少数单位能生产反质子和研制反质子收集器,而且反质子的生产量很低,不足以用于发动机试验。

费米实验室研制了一台主注入器,计划于 1998 年生产 14 ng 反质子。还准备研制一台再循环,装在主注入器中,使反质子的年产量达到 140 ng。

宾夕法尼亚大学设计了一台便携式反质子收集器,高 1 m,宽 0.3 m,重 55 kg。它能携带 10^9 个反质子,并保存 10 天。该大学还计划研制一个更大的收集器,以便能携带 10^{14} 个反质子,保存 120 天。左图是该大学设计的便携式反质子收集器结构原理图。

附 录

附录 1 世界导弹与航天发动机主要性能 - 结构参数表

液体火箭发动机主要性能 - 结构参数表

航天运载液体火箭发动机参数

发动机 代号	国 名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷 管 扩 张 比	供 系 统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推 质 比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
YF-2A	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	硝酸-27S/ 偏二甲肼	4 × 82.6/ 4 × 33.6	2.46	4 × 274.5/ /320.2	2 363/ /2814	6.57	10	泵压式	128	1 180	0.93	2 230	2 655	“长征 1”运载火箭 第一级发动机
YF-3	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	硝酸-27S/ 偏二甲肼	81.08/ 32.69	2.48	4 × 700/ 4 × 780	2 540/ 2 840	6.31	48.2	泵压式	113	350	0.915	1 550	2 445	“长征 1”运载火箭 第二级发动机
YF-21	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	四氧化二氮/ 偏二甲肼	4 × 186.21/ 4 × 88.67	2.1	719.8	2 834.12	6.98	12.69	泵压式	140	2 950	0.949	3 510	3 360	“长征 2”运载火箭 第一级发动机
YF-22	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	四氧化二氮/ 偏二甲肼	174.51/ 79.98	2.181	/46.09	/2 741.55	6.52	12.69	泵压式	140					“长征 2”运载火箭 第二级发动机
YF-23	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	四氧化二氮/ 偏二甲肼	10.17/ 6.50	1.57	/49.03	/2 942	3.29	24.21	泵压式	> 160					“长征 2”运载火箭 第二级发动机
YF-40	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	四氧化二氮/ 偏二甲肼	11.38/ 5.29	2.15			4.41	50	泵压式	400	87	0.564	650	1 233	“长征 4A”运载火箭 第三级发动机

注: F_s —海平面推力 F_v —真空推力 I_s —海平面比冲 I_v —真空比冲 (下同)

发动机 代号	国 名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷 管 扩 张 比	供 系 统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推 质 比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
YF-73	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	液氧/液氢	9.0/1.78	5.0	/44.43	/4 119	2.63	40	泵压式	480+270	245	0.181	2 220	1 438	“长征 3”运载火箭 第三级发动机
YF-75	中 国 航天工业总公司 第 11 研究所	液氧/液氢	2×15.41/ 2×3.13	5.0	/2×78.45	/4 312	3.67	80	泵压式	361+120	611	0.257	3 068	2 805	“长征 3A”运载火箭 第三级发动机
维金 5	法 国 欧洲动力装置公司	四氧化二氮/ UH25 混肼	159.31/ 85.11	1.85	613/ 686	2 438/ 2 759	5.39	13.8	泵压式	145	700	0.876	990	3 028	“阿里安 1”运载火 箭第一级发动机
维金 4	法 国 欧洲动力装置公司	四氧化二氮/ UH25 混肼	163/ 87.01	1.90	/723	/2 873	5.2	31	泵压式	123	750	0.964	1 705	2 684	“阿里安 1、2、3、4” 运载火箭第二级发 动机
HM-7	法 国 欧洲动力装置公司	液氧/液氢	11.59/2.61	4.44	/61.67	/4 340	3.01	63.5	泵压式	580	149	0.414	1 060	1 813	“阿里安 1”运载火 箭第三级发动机
HM-60	法 国 欧洲动力装置公司	液氧/液氢	226.9/ 42.8	5.3	/1145	/4 246	11.2	45	泵压式	575	1 700	0.674	1 760	2 931	“阿里安 5”运载火 箭芯级发动机
LRBA	法 国	四氧化二氮/ 偏二甲肼			/4×68.1	/2 714.6	1.37		挤压式	120					“欧洲”运载火箭第 二级发动机
ERNO	德 国	四氧化二氮/ 混肼 50			/22.54	2 861.6	1.1	77	挤压式	368					“欧洲”运载火箭第 三级发动机
埃斯托斯	德 国 戴姆勒·奔驰 航天公司	四氧化二氮/ 一甲基肼	5.92/ 2.88	2.05	/28	/3 178	1.1	81	挤压式	1150	111		1 320	2 200	“阿里安 5”运载火 箭上面级发动机
LE-3	日 本 宇宙开发事业团	四氧化二氮/ 混肼 50	11.25/ 7.5	1.5	/53.3	/2 844	1.14	26	挤压式	246	87.5		1 765	955.6	N-1 运载火箭第二 级发动机

发动机 代号	国名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力P MPa	喷 管 扩 张 比	供 系 统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推 质 比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
LE-5	日本 宇宙开发事业团 航空宇宙技术研究所	液氧/液氢	19.75/ 3.59	5.5	/103	/4413	3.63	140	泵压式	370	255	0.404	1650	2700	H-1 运载火箭第二级发动机
LE-5A	日本 宇宙开发事业团	液氧/液氢	22.86/ 4.57	5.0	/121.6	/4432.6	3.82	130	泵压式	535	243	0.5	1625	2668	H-2 运载火箭第二级发动机
LE-7	日本 宇宙开发事业团	液氧/液氢	211.1/ 35.2	6.0	/1080	/4370	12.7	52	泵压式	316	1714	0.63	2570	3243	H-2 运载火箭芯级发动机
RZ-2	英国 罗尔斯·罗伊斯公司	液氧/煤油	176.9/ 77	2.29	609.56/	2430/	3.86	8	泵压式	160	680	0.896			“欧洲 1、2”运载火箭第一级发动机
伽玛 8	英国 布里斯托尔西特 发动机公司 罗尔斯·罗伊斯公司	过氧化氢/煤油	92.82/ 11.32	8.2	222/ 256	2131/ 2457	4.8	80	泵压式	130	521	0.426	2000	1500	“黑箭”运载火箭第一级发动机
伽玛 2	英国 布里斯托尔西特 发动机公司 罗尔斯·罗伊斯公司	过氧化氢/煤油	23.78/ 2.9	8.2	/69.4	/2600			泵压式	125	148	0.469	1300	1300	“黑箭”运载火箭第二级发动机
NA-75- 110-A7	美国 洛克达因公司	液氧/酒精			347/	2256/	2.157		泵压式	155	660	0.525	1780	3300	“水星-红石”运载火箭发动机
MB-3	美国 洛克达因公司														“雷神”系列运载火箭第一级发动机
(LR-79- NA-13 + LR-101 -NA-11)	美国 洛克达因公司	液氧/ RJ-1 煤油		2.15	756.2/ 867.8	2473.2/ 2839	4.13	8	泵压式	230	940.8	0.804	1930.4	3607	“雷神”系列运载火箭第一级发动机
	美国 洛克达因公司	液氧/ RJ-1 煤油		1.803	4.5×2/ 5.3×2	2043.7/ 2407.5	2.43	5.6	泵压式	184	21.8	0.206	523	737	“雷神”系列运载火箭第一级发动机

发动机代号	国名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_a/F_v kN	冲量 I_a/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷管 扩张比	供系	工 作 时 s	结 构 质 量 kg	推质比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
S-3D	美国 洛克达因公司	液氧/ RD-1 煤油			666.4/	2 402.6			泵压式	170	875	0.762	1 770	3 600	“丘诺 2”运载火箭 第一级发动机
MA-5	美国 洛克达因公司														“宇宙神”系列运 载火箭第一级发 动机
(LR-105- NA-7 + LR-89- NA-7 + LR-101- NA-7)	美国 洛克达因公司	液氧/煤油		2.27	266.9/ 375.1	2 153/ 3 025	5.06	25.8	泵压式	368	422		1 242	2 484	“宇宙神”系列运 载火箭第一级发 动机主发动机
	美国 洛克达因公司	液氧/煤油		2.25	1 679.2/ 1 779.3	2 532/ 2 693	4.48	8	泵压式	167	1 373		1 212	2 489	“宇宙神”系列运 载火箭第一级发 动机助推发动机
	美国 洛克达因公司	液氧/煤油		1.8	2.3/ 3.06	1 713.2/ 2 293.8	1.46	5.6	泵压式	390.5	24		96.5	361	“宇宙神”系列运 载火箭第一级发 动机游动发动机
LR-81- BA-9	美国 贝尔航天航空公司	高密度硝酸/ 偏二甲肼	17.8/ 6.98	2.64	/74	/2 892	3.41	45	泵压式	240	130		920	2 100	通用上面级“阿金 纳”系列主发动机
LR-87- AJ-11	美国 航空燃气通用公司	四氧化二氮/ 混肼 50	261.11/ 137.42	1.9	/1 176.8	2 533/ 2 952.8	5.9	15	泵压式	190	1 120.8	1.05	3 100	3 100	“大力神 3C”运载火 箭第一级发动机
LR-91- AJ-11	美国 航空燃气通用公司	四氧化二氮/ 混肼 50	91.96/ 51.64	1.79	/449.27	/3 125.38	5.9	49.2	泵压式	225	499.4	0.835	1 625	2 800	“大力神 3C”运载火 箭第二级发动机
AJ-10 -104	美国 航空燃气通用公司	红烟硝酸/ 偏二甲肼			/35.7	/2 727.18	1.422		挤压式	300	418		1 610	4 520	“雷神-艾布尔星”运 载火箭第二级发 动机
AJ-10- 118FJ	美国 航空燃气通用公司	四氧化二氮/ 偏二甲肼			/43.83	/3 079.3		65	挤压式	426	6 670		2 440	5 990	“N-2”运载火箭第 二级发动机
AJ-10- 37	美国 航空燃气通用公司	白烟硝酸/ 偏二甲肼		2.8	/33.34	/2 618			挤压式	112	172.4				“先锋号”运载火箭 第二级发动机

图例1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷 管 扩 张 比	供 系	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推质比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
AJ-10 -101	美 国 航空燃气通用公司	白烟硝酸/ 偏二甲肼			/34.25	/2 619.27			挤压式	100			840	5 910	“雷神-艾布尔”运 载火箭第二级发动 机
AJ-10- 138	美 国 航空燃气通用公司	四氧化二氮/ 混肼 50	8.07/ 4.03	2.0	/35.6	/2 962.6	0.723	40	挤压式	440	97.96	0.363	1 210	2 050	“大力神 3C”运载火 箭过渡级发动机
H-1	美 国 洛克达因公司	液氧/煤油		2.23	912/ 1 049	2 583/ 2 899	4.84	8	泵压式	370	909	1.15	1 676	2 620	“土星 1”运载火箭 第一级发动机
RL-10	美 国 普惠公司	液氧/液氢	12.77/ 2.55	5.0	/66.72	/4 354	2.76	57	泵压式	470	137	0.5	1 000	1 800	“土星 1”运载火箭 上面级发动机
J-2	美 国 洛克达因公司	液氧/液氢	207.72/ 37.77	5.5	/1 023	/4 168	5.38	27.5	泵压式	500	1 567	0.65	2 051	3 380	“土星 1B”运载火箭 第二级发动机
F-1	美 国 洛克达因公司	液氧/煤油	1 835.1/ 774.3	2.27	6 770/ 7 776	2 597/ 2 980	6.76	16	泵压式	150	8 452	0.80	3 644	5 598	“土星 5”运载火箭 第一级发动机
RS-27	美 国 洛克达因公司	液氧/煤油	246.72/ 109.89	2.245	920.77/ 1 027.44	2 582/ 2 880	4.874	8	泵压式	242	1 030	0.894	1 702	3 632	“德尔它 2000”系列 运载火箭第一级发 动机
TR-201	美 国	四氧化二氮/ 混肼 50		1.6	/43.31	/2 961.61	0.7	43	挤压式	345					“德尔它 2000”系列 运载火箭第二级发 动机
SSME	美 国 洛克达因公司	液氧/液氢	402/ 67	6.0	1 670/ 2 090	3 562/ 4 464	20.5	77.5	泵压式	520	3 175	0.658	2 670	4 240	航天飞机主发动机
F-1A	美 国 洛克达因公司	液氧/煤油	2 087/ 839.6	2.27	8 007/ 8 988	2 645/ 2 972	8.977	16	泵压式	165	8 623	0.928	3 645	5 598	“重型航天运载器” 助推发动机
RD-107	前 苏 联 气体动力设计局	液氧/煤油	231.90/ 93.89	2.47	821/ 1 000	2 520/ 3 080	5.85(主) 5.4(游)	17(主) 16.1(游)	泵压式	140	1 155	0.711	2 580	2 860	“东方”运载火箭助 推发动机

图 1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承 包 商	氧化剂/燃料	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷 管 扩 张 比	供 系	应 统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推 质 比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
RD-108	前 苏 联 气体动力设计局	液氧/煤油	261.14/ 90.44	2.39	745/ 942	2430/ 3090	5.1		泵压式		330	1250	0.596	1950	2860	“东方”运载火箭第 一级发动机
RD-119	前 苏 联 气体动力设计局	液氧/ 偏二甲肼	18.26/ 12.17	1.5	/105	/3450	7.89	130 (膨胀比)	泵压式		260	168	0.625	1020	2170	“宇宙 1”运载火箭 二级发动机
RD-120	前 苏 联 现动力机械科研 生产联合体前身	液氧/煤油	175.4/ 67.46	2.6	/833.6	/3433.5	16.28	106	泵压式		315	1125	0.741	1964	3872	“天顶”运载火箭第 二级发动机
RD-170	前 苏 联 现动力机械科研 生产联合体前身	液氧/煤油	1728.2/ 664.7	2.6	7259/ 7904	3030/ 3305	24.54	36.4	泵压式		150	9755	0.632	3700	4000	“天顶”运载火箭第 一级发动机
RD-214	前 苏 联 气体动力设计局	硝酸 + 四氧化二氮/ 煤油	224.94/ 56.66	3.97	635/ 730	2255/ 2590	4.36	64 (膨胀比)	泵压式		140	645	0.984	1800	2380	“宇宙 1”运载火箭 第一级发动机
RD-216	前 苏 联 气体动力设计局	硝酸 + 四氧化二氮/ 偏二甲肼			1469/ 1728	2429/ 2857	7.35	170.9 (膨胀比)	泵压式		170	1325	1.109	2300	3490	“宇宙 2”运载火箭 第一级发动机
宇宙 2-2*	前 苏 联	硝酸 + 四氧化二氮/ 偏二甲肼				/2960	7.24	40	泵压式		353	1900		2440	7000	“宇宙 2”运载火箭 第二级发动机
RD-219	前 苏 联 气体动力设计局	硝酸 + 四氧化二氮/ 偏二甲肼	318.22/ 90.95	2.5	/990	/3110	7.5	272.2 (膨胀比)	泵压式		148	665	1.49	2200	2040	“旋风”运载火箭第 一级主发动机
RD-253	前 苏 联 气体动力设计局	四氧化二氮/ 偏二甲肼		2.69	1474/ 1635	2795/ 3100	14.7	26	泵压式		130	1280	1.15	1500	2720	“质子”运载火箭第 一级发动机
RD-448	前 苏 联 柯兹贝格设计局和 科罗廖夫设计局	液氧/煤油			/54.9	/3198	5	82.17	泵压式		440	121	0.454	766	1600	“东方”运载火箭第 二级发动机
RD-461	前 苏 联 柯兹贝格设计局和 科罗廖夫设计局	液氧/煤油			/298	/3237.3	6.82	82.17	泵压式		245	408.5	0.729		1575	“闪电”运载火箭第 二级发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v kN	冲比 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷管 扩张比	供系	应统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推质比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
RD-0120	前苏联 现代化自动化 设计局前身	液氧/液氢	357.5/ 59.6	6	/1 863	/4 467	20.6	85.7	泵压式		500	3 450	0.54	2 420	4 550	“能源”运载火箭芯 级发动机
RD-0210	前苏联 柯兹贝格设计局	四氧化二氮/ 偏二甲肼	134.6/ 59	2.28	/600	/3 099	14.87	81.33	泵压式		212~ 500	566	1.06	1 470	2 327	“质子”运载火箭第 二级发动机
RD-8	前苏联 南方科研生产 联合体	液氧/煤油		2.4	/4×19.6	/3 355	7.65	82.57	泵压式		1 100					“天顶”运载火箭第 二级游动发动机
NK-33	前苏联 俄罗斯萨莫拉国家 科研生产联合体前身	液氧/煤油		2.55	1512.32/ 1679.57	2913.57/ 3 247.1	14.7	27	泵压式			1 240.3	1.22	1 490	3 710	N-1 运载火箭第一 级发动机
D-57	前苏联 留利卡设计局	液氧/液氢	74.77/ 12.89	5.8	/392	/4 472	10.88	143	泵压式		800	840	0.467	1 830	3 650	N-1 运载火箭第四 级发动机
RD-701	俄罗斯 动力机械科研 生产联合体	液氧/ 煤油,液氢			2×1 590/ 2×2 000	3 236/ 4 070	29.4	123.4	泵压式			4 153	0.963			三组元液体火箭发 动机

导弹液体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v kN	冲比 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷管 扩张比	供系	应统	工 作 时 间 s	结 构 质 量 kg	推质比 kN/kg	直 径 mm	长 度 mm	用 途
A-4	德国 佩内明德研究中心	液氧/酒精	69/ 56	1.23	249/ 2× 667.2/	1 959/ 2440.2/	1.52	3.42	泵压式		65	920	0.271			V-2 地地近程弹 道导弹发动机
LR-87- AJ-3	美国 航空喷气通用公司	液氧/煤油			2× 667.2/	2440.2/	4.36	8	泵压式		160	1 678	0.795	2 900	3 000	“大力神 1”洲际弹 道导弹第一级发 动机

发动机 代号	国名 承包商	氧化剂/燃料	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 P MPa	喷管 扩张比	供应 系统	工作 时间 s	结构 质量 kg	推质比 kN/kg	直径 mm	长度 mm	用途
LR-91- AJ-3	美国 航空喷气通用公司	液氧/煤油			/355.8	/3048	4.6	25	泵压式	180	589	0.604	1 210	2 120	“大力神 1”洲际弹道 导弹第二级发动机
RD-111	前苏联 气体动力设计局	液氧/煤油			1 407/ 1 628	2 700/ 3 110	7.85		泵压式		1 480	0.95	2 760	2 340	TP-1 洲际弹道导弹 第一级发动机
HQ1*	中国 航天工业总公司 111 厂	红烟硝酸/ 混胺	8.93/ 2.66	3.55	25.99/ 30.40	2 167/ 2 304	4.41	8.46	泵压式	60	43.5	0.60	480	1 030	“红旗 1”地空导弹 主发动机
2YF-1B	中国 航天工业总公司 第 801 研究所	红烟硝酸/ 混胺	9.93/ 2.92	3.40	30.40/ 432/ 500	2 304/ 2 160/ 2 430	5.90	9.84	泵压式	60	39.5	0.77	480	877	“红旗 3”地空导弹 主发动机
P8E-9	美国 洛克达因公司	红烟硝酸/ 偏二甲肼		3.4	187(助推)/ 19.6(主)/		7.093	5.1(助推) 4.0(主)	泵压式	1.5~6			338.5	492.8	“长矛”地地中程 弹道导弹发动机
RD-103	前苏联 气体动力设计局	液氧/酒精			432/ 500	2 160/ 2 430	2.39		泵压式	120	870	0.496	1 650	3 120	P-5M 地地中程弹 道导弹发动机

航天器液体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	氧化剂流量/ 燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v N	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	管 扩张比	供应 系统	工作 时间 s	结构 质量 kg	推质比 kN/kg	直径 mm	长度 mm	用途
FY-81	中国 航天工业总公司 第 801 研究所	肼	0.28 688 (系统最大) 0.045 (系统最小)		4×9.8 2×39.2 4×58.8 2×196	≥2 123			挤压式		50				“长征 3”运载火箭 第三级姿控发动机
FY-82	中国 航天工业总公司 第 801 研究所	肼	0.385 (系统最大) 0.01 (系统最小)		4×10.8 4×39.2 4×58.8 2×196	2 059			挤压式		54				“长征 4A”运载火箭 第三级姿控发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v N	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	喷管 扩张比	供应 系统	工作 时间 s	结构 质量 kg	推质比 kN/kg	直径 mm	长度 mm	用途
FY-83	中国 航天工业总公司 第801研究所	单推三	0.503 (系统最大) 0.032 (系统最小)		6×40 4×70 2×300	≥2221			挤压式		55				“长征3A”运载火箭 第三级姿控发动机
FY-84	中国 航天工业总公司 第801研究所	单推三			12×70 4×10	≥2108			挤压式		53				“长征2D”运载火箭 上面级姿控发动机
DK500-2	中国 航天工业总公司 第502研究所	无水肼			/32~10	228~2060			落压式		18				“东方红2”卫星姿 控发动机
ZK500-1	中国 航天工业总公司 第502研究所	肼			/2×20 轨控 /16×1 姿控	/2240 轨控 /2100 姿控			落压式		49				“资源”卫星姿控、 轨控发动机
JK400-1B	中国 航天工业总公司 第502研究所	氮气(姿控) 肼(轨控)			/2×11 6×3.85 8×1 姿控 /20 轨控	/2240 轨控			落压式		61				“新型返回式”卫星 姿控、轨控发动机
DK600-3	中国 航天工业总公司 第502研究所	绿色四氧化二氮/ 一甲基肼		1.65	/14×10 姿控 /490 远地点	/2744 姿控 /3030 远地点			挤压式		140				“东方红3”卫星姿 控、轨控发动机
交响乐-A*	德国 MBB 公司	四氧化二氮/ 混肼 50		1.6	/400	/2991	0.7	77	挤压式		17.92				“交响乐”卫星远地 点发动机
交响乐-Or*	德国 MBB 公司	四氧化二氮/ 一甲基肼		1.64	/7×10	/2795	7~11	90	落压式		11.14				“交响乐”卫星轨控 发动机
阿里安 5-C*	德国 MBB 公司	肼			/6×400	2240	2.6	30	落压式						“阿里安5”上面级 姿控发动机
高丽星-C*	美国、韩国 美马丁·玛丽埃塔 航天公司和韩 航空航天研究所	肼			/12×0.9 (肼催化分解) /4×0.4 (电热式肼)	/2028~2214 (肼催化分解) /2923~2960 (电热式肼)			落压式						“高丽星”卫星反 作用控制发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	氧化剂流量 /燃料流量 kg/s	混合比	推力 F_s/F_v N	冲量 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	喷管 扩张比	供应 系统	工作 时间 s	结构 质量 kg	推质比 kN/kg	直径 mm	长度 mm	用途
大力神过渡级 -C*	美国 马丁·玛丽埃塔 航天公司和火箭 研究公司	肼			/117	/2166	0.9		落压式						“大力神”过渡级姿 控发动机
洛克希德 上面级-C*	美国 奥林航空航天公司	肼			70~247	2156~2254			落压式		1		63.5	206.5	洛克希德上面级姿 控发动机
月球轨道器* (R-4D)	美国 马夸特公司	四氧化二氮/ 混肼 50		2	/445	/2795	0.669	40	挤压式		2.2		165	343	月球轨道飞行器发 动机
指令舱-C* (SE-8)	美国 洛克达因公司	四氧化二氮/ —甲基肼		2	/422	/1177~ 2599	0.689	9	挤压式	500	3.8		127	279	“阿波罗”指令舱反 作用控制发动机
AJ-10-137	美国 航空燃气通用公司	四氧化二氮/ 混肼 50		1.6	/97500	/3060	0.7	62.5	挤压式	750	367		2500	3900	“阿波罗”服务舱的 主发动机
MIRA-10K, MI- RA-10500	美国 TRW 公司	四氧化二氮/ 混肼 50		1.6	/43740	/2991	0.73	54	挤压式	900	168		1500	2500	“阿波罗”登月舱下 降级发动机
RS-18	美国 洛克达因公司	四氧化二氮/ —甲基肼		1.6	/15590	/3043	0.84	45.6	挤压式	460	78		800	1200	“阿波罗”登月舱上 升级发动机
轨道器-OMS*	美国 航空燃气技术 系统公司	四氧化二氮/ —甲基肼		1.65	/26690	/3069	0.86	55	挤压式		117		1168	1956	航天飞机轨道器轨 道机动系统发动机
轨道器-C* R-40A 主推 R-1E-3 游推	美国 马夸特公司	四氧化二氮/ —甲基肼		1.6 1.6	/3883 /111	/2795 /2667	1.05 0.735	22 40	挤压式	2×10 ⁴ 12.5×10 ⁴		1.6			航天飞机轨道器反 作用控制发动机
国际通信卫星 6* 490N 推力器 (R-4D-12) 22N 推力器	美国 马夸特公司	四氧化二氮/ —甲基肼		1.65 1.65	/490 /22	/3061 /2893	0.677	160 150/300	挤压式				227.6 227.6	482.8 521.9/38.3	“国际通信卫星 6” 发动机
海盗 75*	美国 喷气推进试验室	四氧化二氮/ —甲基肼	0.28/ 0.186	1.5	/1.334	/2858	0.798	60	挤压式		224				“海盗 75”卫星轨道 器轨道机动发动机

固体火箭发动机主要性能 - 结构参数表

航天运载固体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 喉 mm	喷 管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
S-20	巴 西 航天研究所	聚丁二烯	36	2 352							固定式	316	0.725	300	2 900	“松达2”探空火箭 发动机
松达3-1*	巴 西 航天研究所	聚丁二烯	102/			24/					固定式	1 205	0.713	557	3 730	“松达3”探空火箭 第一级发动机
松达4-1*	巴 西 航天研究所	聚丁二烯	203/			60/					液体二 次喷射	5 630	0.760	1 008	5 370	“松达4”探空火箭 第一级发动机
松达4-2*	巴 西 航天研究所	聚丁二烯	/95			28/					固定式	1 130	0.769	550	3 250	“松达4”探空火箭 第二级发动机
S-43	巴 西 航天研究所	端羟基 聚丁二烯 (HTPB)	/309	/2 551	5.51	59/62	1	196		12.8	柔性喷管	8 210	0.875	1 007	7 000	“卫星运载火箭” 助推发动机
S-43TM	巴 西 航天研究所	HTPB	/327	/2 717	5.42	59/62	1	195		37.7	柔性喷管	8 400	0.855	1 007	7 000	“卫星运载火箭” 第一级发动机
S-40TM	巴 西 航天研究所	HTPB	/213	/2 697	5.61	56/62	1	157		26.0	柔性喷管	5 340	0.833	1 007	5 800	“卫星运载火箭” 第二级发动机
S-44	巴 西 航天研究所	HTPB	/33.9	/2 762	3.87	68/72	1	74		66.0	固定式	917	0.913	1 007	1 800	“卫星运载火箭” 第三级发动机

()内数据为最大值

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 喉 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
12KS 10000	加 拿 大 布里斯托尔 航天公司	HTPB	43.7/ (94.8)/	/2317	5.9 (8.0)	9.9/ 14.4	1			固定式	278.8	0.817	260	3 860	“黑雁 3B”探空火 箭发动机
26KS 20000	加 拿 大 布里斯托尔 航天公司	HTPB	76.8 (94.8)/	2 255/ (2 794)	4.35 (6.54)	33/ 17.8	1	78.7	17.8	固定式	1 202	0.832	438	5 291	“黑雁 5”探空火箭 第一级发动机
17KS 12000	加 拿 大 布里斯托尔 航天公司	HTPB	/50.41 (55.72)	/2 794	5.98 (6.54)	17.8/ 17.8	1	72.5	27.3	固定式	402.1	0.79	438	1 922	“黑雁 10”探空火 箭第三级发动机
金牛座	加 拿 大 布里斯托尔 航天公司		490.7/ (550.7)	~2 140			1			固定式			581	4 180	“黑雁 12”探空火 箭第二级发动机
FG-01A	中 国 航天工业总公司 四 院	含铝 聚硫橡胶	45.1 (67.0)	2 105/ (2 491)	6.6 (7.7)	/7.5	1	80	6.7	固定式	155	0.77	286	1 780	试验探空火箭发 动机
FG-02	中 国 航天工业总公司 四 院	聚硫(PS)	11.80 (181.0)	/2 491		/40.0	1	135	29.2	固定式	2 050	0.88	770	3 948	“长征 1”运载火箭 第三级发动机
RH200-1*	印 度 航天研究院	聚氯乙烯	16.9/ (16.9)	2 158/ (2 158)	(6.37)	5.7/5.9	1			固定式			207	1 482	“罗希尼 200”探空 火箭第一级发动 机
RH200-2*	印 度 航天研究院	聚氯乙烯	10.5/ (10.5)	2 158/ (2 158)	(6.27)	2.9/3.6	1			固定式			122	2 121	“罗希尼 200”探空 火箭第二级发动 机
RH300*	印 度 航天研究院	HTPB	37.9/ (37.9)	2 280/ (2 280)	(4.9)	14.5/ 16.5	1			固定式			305	2 844	“罗希尼 300”探空 火箭发动机
RH300 MK2*	印 度 航天研究院	HTPB	39.1/ (39.1)	2 374/ (2 374)	(5.1)	20.2/ 22.0	1			固定式			305	3 400	“罗希尼 300 MK2” 探空火箭发动机
RH560-1*	印 度 航天研究院	HTPB	76.0/ (76.0)	2 109/ (2 109)	(3.92)	19.3/ 22.3	1			固定式			560	3 290	“罗希尼 560”探空 火箭助推发动机

发动机 代号	国 名 承 包 商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 量 数 个	喷 管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
RH560-2*	印 度 航天研究院	HTPB	37.9/ ()	1 913/ ()	(4.9)	14.5/ 23.0	1			固定式			305	3 780	“罗希尼 560”探空 火箭主发动机
SLV3-1*	印 度 航天研究院	聚丁二烯丙 烯酸丙烯 腈(PBAN)	/441 (623)	/2 482	(4.41)	45/49	1		6.7	液体二 次喷射	10 176	0.851	1 000	9 990	“卫星运载火箭 3” 第一级发动机
SLV3-2*	印 度 航天研究院	PBAN	/230 (267)	/2 619	(3.83)	36/40	1		14.2	固定式	3 737	0.843	800	6 347	“卫星运载火箭 3” 第二级发动机
SLV3-3*	印 度 航天研究院	端内酯 聚丁二烯	/64 (90.7)	/2 717	(4.41)	45/ 46.7	1	120	24	固定式	1 211	0.875	815	2 437	“卫星运载火箭 3” 第三级发动机
SLV3-4*	印 度 航天研究院	端内酯 聚丁二烯	/22 (26.8)	/2 776	(2.94)	/33	1		30	固定式	309	0.847	657	1 438	“卫星运载火箭 3” 第四级发动机
AS-0	印 度 航天研究院	PBAN	/428 (570)	/2 469	3.14 (4.04)	44/50	1		6.7	液体二 次喷射	10 400	0.828	1 000	9 990	“加大推力卫星运 载火箭”助推发动 机
AS-1	印 度 航天研究院	PBAN	/503 (702)	/2 541	(4.41)	45/48.3	1		6.7	液体二 次喷射	10 370	0.858	1 000	9 990	“加大推力卫星运 载火箭”第一级发 动机
AS-2	印 度 航天研究院	PBAN	/240 (304)	/2 708	(4.27)	36/39	1	220	14.2	固定式	3 787	0.845	800	6 350	“加大推力卫星运 载火箭”第二级发 动机
AS-4	印 度 航天研究院	端内酯 聚丁二烯	/26.2 (35.0)	/2 756	(2.9)	33.4/36	1	87	31	固定式	350	0.905	655	1 390	“加大推力卫星运 载火箭”第一级发 动机
PS-1	印 度 航天研究院	HTPB	/3 463 (4 860)	/2 570	(5.88)	94/100	1	836	8	液体二 次喷射	145 000	0.876	2 804	20 348	“极地轨道卫星运 载火箭”第一级发 动机
PS-3	印 度 航天研究院	HTPB	/260 (329)	/2 858	(6.37)	80/86	1	195	52.3	柔性喷管	7 975	0.915	1 988	3 541	“极地轨道卫星运 载火箭”第三级发 动机

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F _s /F _v kN	比 冲 I _s /I _v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 量 个	喷 喉 mm	管 径 扩 张 比	管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
RX-21*	印 尼 国家宇航研究院	PS	19.5		5.0	2.9/	1								1 442	“RX-21”探空火箭 发动机
阿里安 3-0*	意大利 SNIA BPD公司	端羧基 聚丁二烯 (CTPB)	687.1 (730)	2 355/ (730)	5.0 (6.72)	/29.3	1	332	8.3		潜人式	8 872	0.825	1 070	7 630	“阿里安 3”运载火 箭助推发动机
阿里安 4-0*	意大利 SNIA BPD公司	CTPB	650 (700)	2 310/ (700)	(5.12)	/39.9	1	337	8.03			11 692	0.818	1 070	11 234	“阿里安 4”运载火 箭助推发动机
阿里安 5-0*	意、法、德 欧洲推进公司 BPD + SEP + MAN	HTPB	4 696.4	2 328/ 2 659.4	4.16 (5.95)	132.6/ (5.95)	1	900	9.86		柔性喷管	268 100	0.884	3 050	26 774	“阿里安 5”运载火 箭助推发动机
S-520*	日 本 日产公司	聚丁二烯	143.17	2 597	4.26	28.7/ 31.4	1	161	7.0					524	5 865	S-520 探空火箭发 动机
TR-1A*	日 本 宇宙开发 事业团	HTPB	(608)/	2 664		52/54	1	312	9.4					1 100	6 950	TR-1A 探空火箭发 动机
300SB	日 本 东京大学 宇宙研究所	聚氨酯 (PU)	/124 (135)	/2 158 (135)	4.35 (5.33)	5.0/ 7.4	1	160	3.5			553		310	5 772	“兰姆达-4S”运载 火箭助推发动机
735 3/3(B ₁)	日 本 东京大学 宇宙研究所	PU	/363 (461)	2 017/ 2 118	3.94 (5.62)	20/29	1	295	3.9			4 970	0.80	735	8 381	“兰姆达-4S”运载 火箭第一级发动 机
735 1/3(B ₂)	日 本 东京大学 宇宙研究所	PU	/115 (130)	/2 207 ~ 2 380	4.13 (4.43)	33.5/ 38.4	1	153	6			2 475		735	3 927	“兰姆达-4S”运载 火箭第二级发动 机
500(B ₃)	日 本 东京大学 宇宙研究所	聚丁二烯	/64.5 (73)	/2 445	(5.0)	18/27	1					832		504	2 519	“兰姆达-4S”运载 火箭第三级发动 机
480S	日 本 东京大学 宇宙研究所	聚丁二烯	/8.6 (11.8)	/2 445	3.66 (4.56)	23.2/ 29.4	1	42	19.8			111		483	1 000	“兰姆达-4S”运载 火箭第四级发动 机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷喉 直径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
SB-310	日本 宇宙科研所	PU	133.5/	2 148/		5.5/ 7.7	1	160	3.6		484	0.702	309	5 165	“缪-4S”运载火箭 助推发动机
M-10	日本 宇宙科研所	PU	865/	2 188/		52/60	1	430	5.9		25 200	0.817	1 410	11 920	“缪-4S”运载火箭 第一级发动机
M-20	日本 宇宙科研所	PU	286/	/2 639		66/	1	195	20		9 060	0.788	1 410	4 586	“缪-4S”运载火箭 第二级发动机
M-30	日本 宇宙科研所	CTPB	/128.5	/2 717		42/	1	147	17.4		2 430	0.819	860	4 013	“缪-4S”运载火箭 第三级发动机
M-40	日本 宇宙科研所	CTPB	/37.3	/2 717		28/39	1	69	26.8		440	0.864	786	1 060	“缪-4S”运载火箭 第四级发动机
M-22	日本 宇宙科研所	CTPB	/355	/2 717	4.48 (4.99)	55/69	1	230	22	液体二 次喷射	8 630	0.835	1 410	4 873	“缪-3C”运载火箭 第二级发动机
M-3A	日本 宇宙科研所	CTPB	/66.9	/2 785	(4.3)	45/53	1	108	41.5		1 230	0.871	1 135	1 568	“缪-3C”运载火箭 第三级发动机
M-13	日本 宇宙科研所	CTPB	1 118/	2 315/		55/70	1	455	6.34		32 040	0.846	1 410	14 780	“缪-3H”运载火箭 第一级发动机
SB-735	日本 宇宙科研所	CTPB	/327	/2 609		32/43	1	240	9.13	柔性喷管	4 853	0.828	735	8 250	“缪-3S2”运载火箭 助推发动机
M-23	日本 宇宙科研所	HTPB	/526	/2 776		55/66	1	280	232	液体二 次喷射	11 543	0.894	1 407	6 550	“缪-3S2”运载火箭 第二级发动机
M-3B	日本 宇宙科研所	HTPB	/132	/2 874		71/80	1	152	52		3 578	0.919	1 495	2 679	“缪-3S2”运载火箭 第三级发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷嘴 数量 个	喷嘴 直径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
M-14	日本 宇宙研究所	HTPB	/3 875	2 707/		49/85	1	722	11.0	柔性喷管	80 800	0.868	2 512	13 655	“缪-5”运载火箭第 一级发动机
M-24	日本 宇宙研究所	HTPB	/1 373	/2 815		63/95	1	420	27.9	液体二 次喷射	33 200	0.900	2 518	6 670	“缪-5”运载火箭第 二级发动机
M-34	日本 宇宙研究所	HTPB	/294.3	/2 943		101/106	1	190	96	柔性喷管	10 950	0.913	2 180	3 490 (4 140)	“缪-5”运载火箭第 三级发动机
H-1-3*	日本 日产汽车公司	HTPB	(97.9)/	/2 853.8	(4.1)	69/	1	127.1	54		1 997	0.921	1 300	2 037	H-1 运载火箭第三 级发动机
H-2-0*	日本 日产汽车公司	HTPB	1 560/	/2 677	(5.6)	94/	1	534	10	柔性喷管	70 400	0.840	1 800	19 261	H-2 运载火箭助推 发动机
乌鸦 11	英国 皇家军械公司	聚异丁烯	44.5 (53.4)/	1 815/ 2 256/	2.72 (3.2)	30.0/ 37.0					1 018.3	0.82	436.9	5 207	“云雀 5”探空火箭 发动机
金翅省 2A	英国 皇家军械公司	聚异丁烯	183.7 (202.8)/	2 256/ 2 300/	4.76 (5.37)	3.6/ 4.4					419.6	0.74	435.9	2 224	“云雀 7”探空火箭 第一级发动机
石即鸟	英国 皇家军械公司		240 (319)/	2 300/ 2 665	3.59 (4.7)	37.3/ 40.9					5 092.5	0.85	922	5 317	“云雀 8”探空火箭 第一级发动机
太平鸟	英国 皇家军械公司		/28.8	/2 665	(2.71)	37.2/					351.7	0.89	712	1 315	“云雀 8”探空火箭 第二级发动机
杜鹃 4	英国 皇家军械公司	聚异丁烯	34.0 (40.0)/		4.0 (4.99)	11.7/15					231	0.805	436	1 311	“云雀 12”探空火 箭第三级发动机
白嘴鸦	英国 皇家军械公司		313 (332)/	2 244.2/	8.07 (8.41)	5.51/ 7.25					1 056.9	0.824	437		“云雀 14”探空火 箭第一级发动机

图 1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 量 个	喷 管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
卡琼 3 型	美 国 锡奥科尔公司			/2 089.4		2.8/					76	0.71	165	2 600	“卡琼标枪”探空火 箭第一级发动机
奈克 M5E1	美 国 陆 军		195.5/			3.35/					601	0.601	419	3 704	“黑雁 8”探空火箭 第一级发动机
小猎犬 MK12-1	美 国 陆 军		257.7/	2 123.6/		4.4/					878	0.610	457	4 270	“黑雁 9”探空火箭 第一级发动机
黄铜骑士	美 国 陆 军		489.1/	2 060/		5.42/							790	3 510	“黑雁 12”探空火 箭第一级发动机
天蜂 D*	美 国 航空喷气固体 推进公司	HTPB	/16.9助推 8.0续航	/2 505		/2 助推 16 续航	1				82.1	0.73	152	2 794	“天蜂 D”探空火箭 发动机
毒蛇 3A-1*	美 国		26.26 (32.94)	/2 246	9.61	/2.21					32.99	0.78	114	2 440	“毒蛇 3A”探空火 箭第一级发动机
射手*	美 国 大西洋研究公司	塑溶胶	6.11/	2 352	12.1	35/		22.86					177.8	2 692.4	“射手”探空火箭 发动机
破坏神 SR71-AD-1	美 国 陆 军	聚硫		/2 263.8		/1.8							760	1 600	“阿卡斯”探空火 箭发动机
阿帕奇 TE-307	美 国 锡奥科尔公司	聚氨酯	/22.23		4.82	6/					86.86	0.684	165.1	2 741	“奈克·阿帕奇”探 空火箭第二级发 动机
SDC P/N600-13	美 国 空 军	聚硫	19.8 (25.6)/	2 342.2/	8.47 (10.13)	2.09/		40	4.21		22.14	0.76	101.6	1 988.8	“超级破坏神”探 空火箭第一级发 动机
M55A-1	美 国 锡奥科尔公司		/781.3	/2 625.6		/61.6					22 930	0.9 066	1 670	7 490	“HPTM”探空火 箭第一级发动机

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
M56A-1	美 国 航空喷气公司	聚氨酯	206.8/ 206.8	2391.2~ 2430.4		60.13/ 60.13	4		18	单轴摆 动喷管	5170	0.91	1120	3960	“白羊座1”探空火 箭发动机
M57A-1	美 国 航空喷气公司	复合改性双基 (CMDB)	156/ 156	2482/ 2482		60/ 60	4	90	18	单轴摆 动喷管	1905	0.8895	965	2290	“白羊座2”探空火 箭二级发动机
TU-715	美 国 锡奥科尔公司	CTPB		2166.7/ 2166.7				114			190	0.67	381	1334	“尤特·战斧”探空 火箭一级发动 机
TE-416	美 国 锡奥科尔公司	PBAA		2385.5/ 2385.5		9/ 9					220	0.795	229	3609	“尤特·战斧”探空 火箭二级发动 机
TU-716	美 国 锡奥科尔公司			2289/ 2289		73.7/ 73.7		127			308	0.74	381	1952	“皮尤特·战斧”探 空火箭一级发 动机
TU-793/01 TU-793/02	美 国 锡奥科尔公司			2027/ 2273.5		9.2/ 7.2					305 471	0.74 0.78	381 381	2286 3048	“皮尤特·斯科”探 空火箭二级发 动机
英仙座 β -2A	美 国 航空喷气公司	聚氨酯	310/355 (488)	2190/ 2534	3.02 (4.18)	48.1/ 67.9	1	302	7.30	燃气舵	10712	0.8965	1016	9083	“侦察兵 X-3”运载 火箭一级发动 机
英仙座 β -2B	美 国 航空喷气公司	聚氨酯	453 (488)	2531/ 2531	3.66 (5.18)	47.1/ 76.1	1	304	7.25	燃气舵	10791	0.890	1016	9083	“侦察兵 X-3C”运 载火箭一级发 动机
英仙座 β -2C	美 国 航空喷气公司	聚氨酯	436.7 (488)	2540/ 2540		76.1/ 76.1	1		7.36	燃气舵	10795	0.890	1016	9083	“侦察兵 A-1”运载 火箭一级发动 机
英仙座 β -3A	美 国 联合技术公司 (UTC)	PBAN	432 (667)	2547/ 2547	3.47 (6.69)	56.7/ 72.3	1	320	6.48	燃气舵	14152	0.894	1143	9119	“侦察兵 D-1”运载 火箭一级发动 机
双子座 α -1A XM-33	美 国 锡奥科尔公司	聚丁二烯丙 烯(PBAA)	286 (334)	2680/ 2680	3.50 (4.69)	27.6/ 42.5	1	248	15.6		4022	0.826	787	6248	“侦察兵 X-1”运载 火箭二级发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷嘴 数量 个	喷嘴 直径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
双子座 α -2A TX-354-3	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/273 (312)	/2766	4.36 (4.91)	37.2/ 39.1	1	211	21.2		4429 $\pm$ 7	0.843	787	6274	“侦察兵 X-5C”运 载火箭第二级发 动机
天蝎座 α -1A X-254	美国 赫克里斯公司	复合改 性双基	36.5 (54.3)/	1913/ /2759	1.91 (2.22)	38.5/ 39.6	1	146	26.0		1053	0.895	763	2912	“侦察兵 X”运载火 箭第三级发动机
天蝎座 α -2A X-259	美国 赫克里斯公司	复合改 性双基	/96	/2759	2.32 (2.87)	32.8/ 33.7 $\pm$ 4.2	1	169	17.9		1278 $\pm$ 12	0.909	763	2890	“侦察兵 X-2”运载 火箭第三级发动 机
天蝎座 α -2B X-259B4	美国 赫克里斯公司	复合改 性双基	/127	/2795	3.6 (4.2)	26.5/ 28.9	1	150	23.2		1207 $\pm$ 12	0.916	790	2720	“侦察兵 E-1”运载 火箭第三级发动 机
天蝎座 α -3A TE-M-762	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/80 (89)	/ < 894	4.99 (5.66)	46.6/ /	1	92	64.5		1393	0.923	770	2870	“侦察兵 G-1”运载 火箭第三级发动 机
牵牛星 2A X-258	美国 赫克里斯公司	复合改性双 基(CMDB)	/29.1	/2737	3.11 (3.45)	21.2/26	1	80	25.0		262	0.879	458	1505	“侦察兵 X-2B”运 载火箭第四级发 动机
牵牛星 3A FW-4S	美国 联合技术公司	PBAN	/25.9 (26.7)	/2789	4.45 (5.38)	29.3/ 31.1	1	59	50		299	0.915	500	1485	“侦察兵 B”运载火 箭第四级发动机
牵牛星 3A TE-M-640	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/26.7 (32.2)	/2835	5.17 (5.78)	29.8/ 32.9	1	59	50		299	0.915	500	1485	“侦察兵 B”运载火 箭第四级发动机
猎户座 50S	美国 赫克里斯公司	HTPB	/486.7 (583.8)	/2884	6.09 (8.24)	72.3/76	1		40		13100	0.92~ 0.93	1271	7640	“飞马座”运载火 箭第一级发动机
猎户座 50	美国 赫克里斯公司	HTPB	/122.8 (137.5)	/2866	5.85 (8.01)	71.4/ 74.7	1	107	65	柔性喷管	3270	0.92~ 0.93	1271	2657	“飞马座”运载火 箭第二级发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F ₀ /F _v kN	比冲 I _{sp} /I _v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 喉径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
猎户座 38	美国 赫克里斯公司	HTPB	/34.6 (40.3)	/2 788	3.8 (5.66)	64.6/	1	68	60	柔性喷管	830	0.92~ 0.93	965	1 470	“飞马座”运载火 箭第三级发动机
双子座 α-120	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/1 688 (1 882)	/2 747	8.58 (9.99)	79/81	1	356	17	柔性喷管	52 799	0.928	2 366	8 800	“金牛座”运载火 箭第一级发动机
双子座 α-4B TX-859	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/429 (525)	/2 623	3.01 (4.96)	57.6/ 60.9	1	308	7.71	柔性喷管	11 482	0.868	1 019	8 984	“大蓬车”运载火 箭第一级发动机
星 37D TE-M-364-3	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/44.41 (46.71)	/2 848	(4.48)	/41.6	1	83.56	53		718	0.910	935	1 321	“德尔它”运载火 箭第三级发动机
星 37E TE-M-364-4	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/67.4 (75.0)	/2 802.8	4.87	/41.9 /42.7	1	109.1	31		1 121.7	0.926	935	1 683	“德尔它”运载火 箭第三级发动机
星 37G TE-M-364-11	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/62.9 (71.2)	/2 843.9		45.5/	1				1 151.41	0.925	935	1 683	“德尔它”运载火 箭第三级发动机
星 37N TE-M-364-14	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/39.6 (42.7)	/2 844.9	3.86 (4.27)	37.5/ 39.0	1	83.6	53.2		622.32	0.898	935	1 321	日本 N-1 运载火 箭第三级发动机
星 37S TE-M-364-15	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/43.5	/2 818.4		42.2/	1				710.8	0.925	935	1 326	“德尔它”运载火 箭第三级发动机
星 48V TE-M-940-1	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/65.6 (74.4)	/2 878.4	3.65 (3.88)	86.8/	1			柔性喷管	2 159.6	0.930	1 245	2 083	“大蓬车”运载火 箭第三级发动机
奥巴斯 1	美国 联合技术公司	HTPB	/30.38 (36.25)	/2 876.4	5.92 (6.76)	39/	1	55.1	46.4	柔性喷管	470.4	0.88	692	1 249	“星靶箭”第三级 发动机
奥巴斯 21D	美国 联合技术公司	HTPB	/192.4 267.77	/2 878.4	5.87	146/	1	164.6	63.9	液浮摆 动喷管	10 619	0.921	2 337	3 172	“小型运载火箭” IMLV 第三级发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 喉 mm	管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
双子座 α -2 TE-354-5	美国 锡奥科尔公司	CTPB	231.97/	2 336/	4.40	37/	1			7.45		4 420	0.844	787	6 040	“德尔它 E”运载火 箭助推发动机
双子座 α -2X	美国 锡奥科尔公司	CTPB				33.2/	1							787	8 000	“德尔它”运载火 箭实验型助推发 动机
双子座 α -4A TX-780	美国 锡奥科尔公司	HTPB	438.1/	2 330/	4.76	52.5/	1			8.2		11 595	0.871	1 020	9 760	“德尔它 4925”运 载火箭助推发动 机
双子座 α -4A-XL	美国 锡奥科尔公司	HTPB	547 (655)/	2 338/	4.34 (5.32)	58/	1			8.1		14 600	0.898	1 020	11 760	“大力神 2”运载火 箭助推发动机
石墨环氧 树脂壳体 发动机	美国 赫克里斯公司	HTPB	499.27/	2 686.8	5.63	63.1/	1					12 969	0.906	1 030	12 980	“德尔它 7925”运 载火箭助推发动 机
UA1205	美国 联合技术公司	PBAN	3 974/	2 315/		/115	1	957.6		8.0		222 300	0.857	3 050	23 200	“大力神 3C”运载 火箭助推发动机
UA1206	美国 联合技术公司	PBAN	4 520 5 895/	2 321/ 2 606	6.09	/100.8	1				液体二 次喷射	250 390	0.840	3 050	24 975	“大力神 34D”运载 火箭助推发动机
UA1207	美国 联合技术公司	PBAN	6 490 (7 117.12)/	2 353/ 2 663.3	(5.1)	/110	1	1 056.9		9.2	液体二 次喷射	316 300	0.850	3 050	34 400	“大力神 4”运载火 箭助推发动机
SRMU	美国 赫克里斯公司	HTPB	7 50.43 (8 451.58)	2 804	(12.47)	128/ 140	1	812.8		15.7	柔性喷管	350 630	0.890	3 200	34 140	“大力神 4”运载火 箭改进型助推发 动机
航天飞机 SRB	美国 锡奥科尔公司	PBAN	11 530 (14 730)	2 622	4.56 (6.33)	111.7/ 123	1	1 384		7.16	柔性喷管	569 600	0.884	3 710	38 430	航天飞机固体助推 发动机
企隆-H*	美国 空军研究院	液氧/HTPB	3.6	2 168			1			4.6				150	1 370	“企隆”探空火箭固 液混合发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	冲比 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 直径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
联合4-H*	美国 航空航天学会	液氧/HTPB				15/	1	25.9	5				110		“联合4”探空火箭 固液混合发动机
H-500	美国 火箭公司	液氧/HTPB	/333.6	/2482	2.1	70/	1		4	液体二 次喷射			1300	6350	Set 1 试验火箭固液 混合发动机
H-250K	美国 火箭公司	液氧/HTPB	/1085.4		2.58	78/	1		9	液体二 次喷射			1880		Hyper 试验火箭固 液混合发动机
H-1800	美国 火箭公司	液氧/HTPB	/1071	/2769	2.58	76/	1		9		36861.9		1880		“天鹰座”小运载火 箭第一级固液混合 发动机

战略导弹固体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	冲比 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 直径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
902	法国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	聚氨酯	539/	2548 ~2597/	6.8	74	4			转动喷管	18700	0.86	1500	6900	S-2,S-3 地地弹道导弹 第一级发动机
903	法国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	聚氨酯	/454	/2587.2	6.5	/50	4			转动喷管	12000	0.86~ 0.87	1500	5700	S-2 地地弹道导弹第 二级发动机
904	法国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	聚氨酯	441/	2687.2/ 2940	6.5	/50	4			转动喷管	12000	0.88	1500	5500	M-1, M-2 潜地弹道导 弹第一级发动机

发动机 代号	国 名 承 包 商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作 时间 s	喷 数 个	管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
里塔 1	法 国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	聚氨酯	/176.4	2 597/ 2 685	5	/60	1			液体二 次喷射	4 800	0.87	1 500	2 600	M-1 潜地弹道导弹第 二级发动机
里塔 2	法 国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	聚氨酯	/313.6	/2 744	5.5	/58	1			液体二 次喷射	6 600	0.91	1 500	3 000	S-3/M-2 地地/潜地弹 道导弹二级发动机
401	法 国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	CIPB	686/	2 450/ 2 597	6	/60	1			柔性喷管	22 500	0.889	1 930	5 000	M-4 潜地弹道导弹第 一级发动机
402	法 国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	CIPB	294/	2 450/ 2 597	5.8	/75	1			柔性喷管	8 800	0.909	1 930	2 200	M-4 潜地弹道导弹第 二级发动机
403	法 国 欧洲动力装置 公司和国营火 炸药公司	CIPB	98/	2 450/ 2 597	5.9	/45	1			柔性喷管	1 570	0.92	1 150	1 150	M-4 潜地弹道导弹第 三级发动机
M55	美 国 锡奥科尔公司	PBAA	756 (941)/	2 314.4/ 2 316.3/	5.3 (6.5)	/60	4	198	8	单轴摆 动喷管	~23 000	0.891 4	1 680	7 360	“民兵 1”地地弹道导 弹一级发动机
M55E-1	美 国 锡奥科尔公司	PBAN	781 (930)/	2 316.3/ 2 316.9/	5.37 (6.9)	/61.6	4	183.4	10	单轴摆 动喷管	22 960	0.905	1 670	7 490	“民兵 2”地地弹道导 弹一级发动机
M55A-1	美 国 锡奥科尔公司	PBAN	781.3/ 886.0	2 316.9/ 2 625.6	5.38 (5.93)	52.6/ 61.6	4	183.6	10	单轴摆 动喷管	22 930	0.906 6	1 670	7 490	“民兵 3”地地弹道导 弹一级发动机
M56	美 国 航空喷气公司	PU	202.8/ 220.1	2 412.4/ 2 800	3.75 (5.1)	/60	4	94	18	单轴摆 动喷管	5 280	0.903 4	1 118	3 180	“民兵 1A”地地弹道导 弹二级发动机
SRI9-AJ-1	美 国 航空喷气公司	CIPB	266.9 (309.3)/	2 450/ 2 800	3.21 (3.72)	/66.2	1	244.6	24.8	液体二 次喷射	7 031 (民兵 2) 6895 (民兵 3)	0.888 4 (民兵 2) 0.905 8 (民兵 3)	1 320	4 115	“民兵 2/3”地地弹道 导弹二级发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F _s /F _v kN	比冲 I _s /I _v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 量	喷 喉 mm	管 径 mm	喷 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
M57	美国 赫克里斯公司	CMDB	155.8/ (154.1)	2479.4/ 2790	3.4	/60	4		89.6		18	单轴摆 动喷管	1650	0.9091	940	2159	“民兵1A”地地弹道导 弹第三级发动机
M57A-1	美国 赫克里斯公司	CMDB	156/ (154.7)	2482/ 2794.5	3.57	/60	4		89.4		18.4	单轴摆 动喷管	1905	0.8895	965	2290	“民兵2”地地弹道导 弹第三级发动机
SR73-AJ-1	美国 航空喷气公司和 锡奥科尔公司	CTPB	154.7 (194.1)	2451.7/ 2794.5	3.59 (~4.50)	/59.6	1		174.6		23.55	液体二 次喷射	3660	0.9080	1320	2340	“民兵3”地地弹道导 弹第三级发动机
MX-1*	美国 锡奥科尔公司	HTPB	1851.2/ (2455.5)	2498.7/ 2665.5	9.65 (12.8)	52/60	1		381.0		16	全轴摆动 柔性喷管	47775.5	0.9292	2340	8440	MX地地弹道导弹第 一级发动机
MX-2*	美国 航空喷气公司	HTPB	1210.3	2893.0	8.24	/54.2	1		300		33~57	全轴摆动 柔性喷管	27322	0.9224	2340	5598	MX地地弹道导弹第 二级发动机
MX-3*	美国 赫克里斯公司	硝酸酯 增塑聚醚 (NEPE)	316.5	2922.4	5.2	/65	1		214.9		24.14~ 67.46	全轴摆动 柔性喷管	7694.7	0.9208	2340	3290	MX地地弹道导弹第 三级发动机
SICBM-1*	美国 锡奥科尔公司	硝酸酯 增塑聚醚 (NEPE)	~460	~2500		/~41	1					全轴摆动 柔性喷管	~8350	0.922	1168	7620	“侏儒”地地小型洲际 弹道导弹第一级发动 机
SICBM-2*	美国 航空喷气公司	硝酸酯 增塑聚醚 (NEPE)	~216 (267)	2903		/41.7	1					全轴摆动 柔性喷管	3266	~0.935	1168	3050	“侏儒”地地小型洲际 弹道导弹第二级发动 机
SICBM-3*	美国 赫克里斯公司	硝酸酯 增塑聚醚 (NEPE)	~140	~2922			1					全轴摆动 柔性喷管	1542	0.937	1168	2032	“侏儒”地地小型洲际 弹道导弹第三级发动 机
A ₁ P ₁ F	美国 航空喷气公司	PU	311	2265/ 2665	3.9 (6.9)	/60	4		76			喷流致 偏环	7940	0.87	1370	3400	“北极星A-1”潜地弹 道导弹第一级发动机
A ₁ P ₂ F	美国 航空喷气公司	PU	146.7	2265/ 2665	2.63	/70	4					喷流致 偏环	3940	0.86	1370	2100	“北极星A-1”潜地弹 道导弹第二级发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 径 mm	喷 管 扩 张 比	推力失 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
A ₂ PF	美国 航空喷气公司	PU	353/	2 264/	7.1	/62	4			喷流致 偏环	10 500	0.886	1 370	4 200	“北极星 A-2”潜地弹 道导弹第一级发动机
X ₂₅₀ B ₄	美国 赫克里斯公司	CMDDB		/2 793	2.8		4	115	9.8	转动喷管	3 890	0.89	1 370	2 140	“北极星 A-2”潜地弹 道导弹第二级发动机
A ₃ PF	美国 航空喷气公司	PU	371.4 (421.4)/	2 316/	5.6 (6.7)	/62	4	76	7	转动喷管	10 886	0.91	1 370	4 620	“北极星 A-3”潜地弹 道导弹第一级发动机
X ₂₅₀ A ₃	美国 赫克里斯公司	CMDDB	/181.3	2 479/ 2 793	2.7	/58	4	114	14	液体二 次喷射	4 260	0.91	1 370	2 250	“北极星 A-3”潜地弹 道导弹第二级发动机
PC ₃ -1	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	PBAN	725.2 (882)/	2 459.8/	5.4 (6.9)	/60	1	295	8.2	柔性喷管	19 050	0.925	1 880	4 775	“海神 C-3”潜地弹道 导弹第一级发动机
PC ₃ -2	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	CMDDB	/282.2	2 586/ 2 744	2.3	/70	1	301	16	柔性喷管	7 779	0.924	1 880	2 479	“海神 C-3”潜地弹道 导弹第二级发动机
PC ₄ -1	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	交联 改性双基	/741.8 (921.6)	2 508.8/ 2 757.6	8.8 (10.7)	/62	1	266	12.38	柔性喷管	19 069	0.93	1 880	4 720	“三叉戟 1”C-4 潜地弹 道导弹第一级发动机
PC ₄ -2	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	交联 改性双基	/327 (436)	2 450/ 2 812	7.4 (8.05)	/58.3	1	187	19.9	柔性喷管	8 559	0.928	1 880	2 489	“三叉戟 1”C-4 潜地弹 道导弹第二级发动机
PC ₄ -3	美国 赫克里斯公司	交联 改性双基	/143.1 (161.6)	/2 898	6.4 (7.48)	/35	1	125	34.2	柔性喷管	2 070	0.921	787	3 048	“三叉戟 1”C-4 潜地弹 道导弹第三级发动机
PD ₃ -1	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	NEPE	/1 602	2 518.6/ 2 729.2	9.37 (10.14)	64.7/ 67.4	1	350	9.7	柔性喷管	39 126	0.944	2 108	7 290	“三叉戟 2”D-5 潜地弹 道导弹第一级发动机
PD ₃ -2	美国 锡奥科尔公司和 赫克里斯公司	NEPE	/396.8 (601.6)	2 450/ 2 835	4.61 (7.5)	73.7/	1	240	31.1	柔性喷管	11 849.5	0.930	2 108	2 883	“三叉戟 2”D-5 潜地弹 道导弹第二级发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名 承包商	推进剂	推力 F _s /F _v kN	比冲 I _s /I _v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷嘴 数量 个	喷嘴 口径 mm	管 径 mm	管 径 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
PD ₃ -3	美国 赫克里斯公司	NEPE	/133.3 (155)	/2 903.7	5.1 (5.66)	/41.7	1	125		34.1	柔性喷管	2 190	0.926	787	3 276	“三叉戟2”D-5 潜地弹 道导弹第三级发动机
LPC-415	美国 洛克希德 推进公司	CTPB	/30.4~ 34.3			/17 助推 17 巡航 1.5~8 间隔	1					680		440	2 440	空地近程攻击导弹- SRAM 发动机
PC-12-1	前苏联 纳季拉泽设计局	复合 推进剂	/1 046	/2 563	4.7	/75.37	4			7.73	单轴摆 动喷管	34 428	0.895	1 840	8 987	8K98 地地弹道导弹 第一级发动机
PC-12-3	前苏联 纳季拉泽设计局	复合 推进剂	/204.6	/2 780	3.9	/49	4			23.0	单轴摆 动喷管	4 045	0.901	1 060	4 084	8K98 地地弹道导弹 第二级发动机
PCM-45-2*	前苏联 纳季拉泽设计局	复合 推进剂	/238	/2 795	3.0	/73.6	1			20.7	万向架式 摆动喷管	6 859	0.914	1 549	3 024	PCM-45 弹道导弹第 二级发动机
3Д65	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂	/2018.2	/2 678	6.59	/~77	1			12.60	燃气二 次喷射	52 670	0.913	2 400	8 495	3M65 弹道导弹第一 级发动机
15Д15	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂	/688.4	/2 598.7	5.06	/~82	4	160		10.97	单轴摆 动喷管	20 045	0.864	1 600	9 000	8K99 弹道导弹第一 级发动机
15Д122	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂	/2 221.2	/2 613	6.08	/60.5	1	524		11.8	燃气二 次喷射	47 400	0.907	2 100	10 400	15M43 弹道导弹第 一级发动机
15Д206	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂	/2 360	/2 669	7.18	/~68	1	500		11.4	燃气二 次喷射	52 550	0.916	2 400	8 440	15M44 弹道导弹第 一级发动机
15Д207	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂 + HMX	/1 460.2	/2 879.2	6.54	/~64	1			30.9	柔性喷管	3 3205	0.934	2 400	5 920/ 6 700	15M44/15M52 弹道 导弹第二级发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 喉径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
15Д305	前苏联 乌克兰南方 机械设计局	复合 推进剂 + HMX	/3 048	/2 746	9.83	/~52	1	476	15.1	柔性喷管	51 565	0.918	2 400	8 380	15K60 弹道导弹第 一级发动机

战术导弹固体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 喉径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
PL1*	中国 航空工业总公司 南方动力机械厂	SQ-3 双基	/15	/1 796	11	/≤7	2		6.61		38.20	0.53	200	800	“霹雳 1”空空导弹 发动机
PL2*	中国 航空工业总公司 南方动力机械厂	SFM-3 双基	/16.54 (24.50)	/1 916	12.75	/2.52	1		4		36.20	0.54	127	1 892	“霹雳 2”空空导弹 发动机
PL3*	中国 航空工业总公司 第 612 研究所	SFM-3 双基	/18.23 (26.48)	/1 900	8.36 (12.26)	/2.2~4	1		4.41		44.10	0.56	135	2 064	“霹雳 3”空空导弹 发动机
PL4*	中国 航空工业总公司 第 612 研究所	HTPB	/34.02 (42.78)	/2 342	8.20 (10.65)	/3.97	1		5.01		70	0.65	203	1 318	“霹雳 4”空空导弹 发动机
PL5A*	中国 航空工业总公司 第 612 研究所	HTPB	/21.34 27.95	/2 283.4 (10.30)	7.30 (10.30)	/2~4	1		4		42	0.58	127	1 823	“霹雳 5A”空空导 弹发动机
PL7*	中国 航空工业总公司 南方动力机械厂	HTPB	/25 (40.20)	/2 300	6.79 (12)	/2.93	1		5.14		35.70	0.59	157	1 275	“霹雳 7”空空导弹 发动机
ST-82	中国 航空工业总公司 第 612 所	HTPB	/18.6 (26.70)	/2 212	10	/8.2	1		4.83		42.5	0.6	127	1 823	127 空空导弹发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 量 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
C801-1*	中 国 海鹰机电研究所	丁 羟	/82		6.8 (8.5)	/3	1					152		360	1 294	C801 反舰导弹 助推发动机
C801-2*	中 国 海鹰机电研究所	聚硫橡胶	/2.23		5.0 (5.5)	/150	1					254		360	2 264	C801 反舰导弹 航发动机
冥 河	法 国 欧洲动力公司和 国营火炸药公司	聚氨酯	200~220 第一段 180~160 第二段 100 第三段	/2 303	2.5 续航 5 助推	/26	1				弹尾有十 字型翼, 每个翼片 顶端有空 气动力舵	1 463	0.83	650	3 186	“冥王星”地地导 弹发动机
鲁 贝	法 国 国营火炸药公司	SD-1156 压制双基	/15.68	/1 971		/1.7								160		“罗兰特”地空导 弹助推发动机
莱 奴	法 国 国营火炸药公司	双 基	/24.03	/2 069	16.5	/2.3						41.3	0.64	156	1 300	“响尾蛇”地空导 弹发动机
SEPE738	法 国 欧洲动力公司			/85.75		/20						1 206		584	3 942	“织女星”地空导 弹助推发动机
西北风 1*	法 国 欧洲动力公司	双 基					7					1.6			315	“西北风”地空导 弹发射发动机
西北风 2*	法 国 欧洲动力公司	HTPB	/13.5 (平均)			/2.2						8.4			900	“西北风”地空导 弹主发动机
海王星	法 国 国营火炸药公司	浇铸双基	/20.38			/30						298.5		406	1 930	“玛舒卡 2”航空导 弹主发动机
波尔加	法 国 国营火炸药公司	PU										1150			3 306	“玛舒卡 2”航空导 弹助推发动机
矢车菊	法 国 国营火炸药公司	PU	/21.3			/26						320		400	1 930	“玛舒卡 3”航空导 弹主发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名承包商	推进剂	推力 F _s /F _v kN	比冲 I _s /I _v m/s	燃烧室压力 MPa	燃烧/工作时间 s	喷嘴数 个	管量 mm	管径 mm	管径扩张比	推力矢量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
R-530*	法国 霍奇斯基-布兰特公司	聚氯乙烯(PVC)	21.97 助推 5.0 续航	/1 881		/7.5~9.2	1			8.7		65.5	0.69	210	1 689	R-530 空空导弹发动机
罗 苗	法国 国营火药公司	CIPB	/25	/2 239	11.01	/1.92	1			2.3		35.9	0.59	157	1 275	“魔术 R-550”空空导弹发动机
鸱	法国 国营火药公司	PVC		/1 880		/2	2							342		AS-30 空地导弹助推发动机
巴西兰	法国 国营火药公司	聚丁二烯	/37.92	/2 120		/2.4								400		“玛特尔”空地导弹助推发动机
卡圣德雷	法国 国营火药公司	PU	/11.9	/2 135		/22.4								400		“玛特尔 AS-37”空地导弹主发动机
秃 鹰	法国 国营火药公司	烧蚀双基	/74	/2 255	8.0	/2.3	2							349	712	“飞鱼”空舰导弹助推发动机
赫里斯	法国 国营火药公司	少烟交联双基	/2.4	/2 157	6.0~7.0	/140~142	1							349.5	1 334.5	“飞鱼”空舰导弹主发动机
SEP299	法国 欧洲动力公司	双基	/43.2 海上凶手 2 98.1 海上凶手 3			/1.6	1					57.5		250	1 076	海上凶手 2/3 舰舰导弹助推发动机
SEP300	法国 欧洲动力公司	复合	/0.98			/73 凶手 2 70 凶手 3	1					52.5		207	1 100	海上凶手 2/3 舰舰导弹主发动机
奥托马特-1*	法国 国家火药公司和霍奇斯基-布兰特公司	PU	/34.32			/4	1					110		208		“奥托马特 1/2 舰舰;岸舰导弹助推发动机
鸱	法国 国家火药公司	PU		/2430		/2.4	2							344		“飞鱼”舰舰;岸舰导弹助推发动机

表1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 径 mm	管 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
安塔克-1*	法国 北方航空公司和 陆军武器技术局	双基	/2			/0.3									“安塔克”反坦克 导弹起飞发动机
安塔克-2*	法国 北方航空公司和 陆军武器技术局	双基	/90~140			/23									“安塔克”反坦克 导弹续航发动机
短程反 坦克-1*	法国 宇航公司		/<3.5			/<1	1								“短程反坦克”导 弹起飞发动机
短程反 坦克-2*	法国 宇航公司	浇铸双基	/<1			/3~4	2								“短程反坦克”导 弹续航发动机
光纤制导 导弹*	德国	浇铸双基	/380			4×2.3	1		8				122		“光纤制导”导弹 发动机
米兰*	法国、德国 宇航公司和 德梅塞施米特- 博尔科夫-布朗姆 公司	双基	268 增速级 104 续航级			1.3 增速级 11 续航级	1						85		“米兰”反坦克导 弹发动机
霍特-1*	法国、德国 宇航公司和 德梅塞施米特- 博尔科夫-布朗姆 公司	均质双基	/5.5~6.0	/2313	16.50 (20.74)	0.8~1.25/ 0.9~1.1	4	8.5	2.33			0.47	117	521	“霍特”反坦克导 弹起飞发动机
霍特-2*	法国、德国 宇航公司和 德梅塞施米特- 博尔科夫-布朗姆 公司	浇铸双基	/180~250	/2087	7.00 (9.50)	15.6~20.8/ 17~18	1	5.7	4.4			0.47	117	521	“霍特”反坦克导 弹续航发动机
怪蛇3*	以色列 拉斐尔公司	HTPB		/2304		/3	1						160		“怪蛇3”空空导弹 发动机
迦伯列2-1*	以色列 飞机工业公司	PU	/35.3		11.3	/3.7							340		“迦伯列2”舰航导 弹助推发动机

表 1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承 包 商	推进剂	推 力 F _s /F _v kN	比 冲 I _s /I _v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃 烧 / 工作 时间 s	喷 数 个	喷 喉 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推 力 矢 量 控 制	总 质 量 kg	质 量 比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
迦伯列 2-2*	以 色 列 飞机工业公司	双 基	/1.13		4.0	/160	1							340		“迦伯列 2”舰航导弹主发动机
玛帕斯-1*	以 色 列 军事工业公司	速燃双基	/58.84			0.025/	1					3.3		111	175	“玛帕斯”反坦克导弹起飞发动机
玛帕斯-2*	以 色 列 军事工业公司	双 基	/2.942			1.5/	2					5.8	0.45	148		“玛帕斯”反坦克导弹续航发动机
蛙 蛇	以 色 列 国防部武器开发 中心勒菲尔公司	HTPB	5.396 第一级 0.334 第二级	/2 122		/2 第一级 28 第二级	1	17		4.24		17	0.57	164	550	“蛙蛇”反坦克导弹发动机
阿斯派德*	意 大 利 塞列尼亚公司	HTPB	/37.27		7.65	/3.9	1					102.7	0.56	203	1 618	“阿斯派德”空空导弹发动机
64 式马特*	日 本 Daicel 公司	无烟双基	785 ~ 1 177 起飞级 88 ~ 186 续航级			/0.7 起飞级; 1 起 18 续航级								120		“64 式马特”反坦克导弹发动机
RBS70-1*	瑞 典 博福斯公司	双 基				/0.05						1.9		140	272	RBS70 地空导弹起飞发动机
RBS70-2*	瑞 典 博福斯公司	双 基				/6	4							100		RBS70 地空导弹主发动机
米 康*	瑞 士 奥利康-布勒公司		/5.378			/9 助推段 16 续航段						440		420		“米康”地空导弹发动机
小 鹅	英 国 布里斯托尔 航空喷气公司	聚异戊二烯	/123.6	/2 254	8.27	/3.15				6		258	0.736	279	344	“警犬 2”地空导弹助推发动机
旋青*	英 国 帝国金属工业公司	双 基	/36.75			/2.5								195		“旋青”地空导弹发动机

表1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷数 个	管径 mm	管径 扩张比	管径 控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
海标枪-1*	英国 帝国金属工业公司	改性双基	/137~155	/2402		/2.5~2.6	1				232~267	0.58	420	1000~1014	“海标枪”舰空导弹助推发动机
K41A	英国 宇宙动力集团公司	浇铸双基	/892起飞段 255续航段		4.9	6起飞段 18续航段 /26	1						170	235	“旋火”反坦克导弹发动机
突击破坏者 T-22*	美国 沃特公司	HTPB	/244.78	/2364		/7					895	0.81	560	3000	“突击破坏者”地地战术导弹发动机
ATACMS*	美国 大西洋公司	HTPB		/2364						折叠尾翼		0.81	610	2500	地地“陆军战术导弹系统”发动机
TX-174	美国 锡奥科尔公司	PBAA + 过氯酸铵	/117.7	/2235.92	2.76 ~4.83 (平均)	/38.3	1		7	燃气舵 + 反向排气口	2270	0.86~0.88	1020	2600	“潘兴1,1A”地地弹道导弹第一级发动机
TX-175	美国 锡奥科尔公司	PBAA + 过氯酸铵	/117.7	/2628.18	2.76~4.83	/39.5	1		7	燃气舵 + 反向排气口	1471	0.86~0.88	1020	2480	“潘兴1,1A”地地弹道导弹第二级发动机
潘兴2-1*	美国 赫克里斯公司	HTPB	/158	/2283.4 ~2606.8	6	/48.6	1			柔性喷管	3450	0.91~0.93	1050	3400	“潘兴2”地地弹道导弹第一级发动机
潘兴2-2*	美国 赫克里斯公司	HTPB	/104	/2283.4 ~2606.8		/56	1			柔性喷管	2388	0.91~0.93	1050	2600	“潘兴2”地地弹道导弹第二级发动机
阿达茨*	美国 赫克里斯公司	交联双基	/14.54		9.61	/3.17	1	35.23	8.8		25.81		152	1170	“阿达茨”地空/反坦克导弹发动机
M22E8	美国 航空喷气公司	PU	/62.2助推段 13.1续航段			/2助推段 5续航段					388	0.729	360	2770	“霍克”地空导弹发动机
M112	美国 航空喷气公司	HTPB	/61.01助推段 10.96续航段	2367助推段 1913续航段	8.96助推段 2.07续航段	6.375助推段 20.02续航段		146	2.98		385.6 ±6.8	0.739	360	2770	“改进霍克”地空导弹发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 喉 径 mm	喷 管 喉 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
M115	美国 大西洋研究公司	PVC				/5.6					8.2		70	610	“红眼睛”地空导 弹发动机
马克 80	美国 大西洋研究公司	PVC	/7.56	/2 254 ~ 2 352	17.24	/0.05					0.68		70	99	“尾刺”地空导弹 发射发动机
马克 81	美国 大西洋研究公司	HTPB			15.87 助推 4.82 续航						6.72		70	1 000	“尾刺”地空导弹 主发动机
TX-131-15	美国 锡奥科尔公司	聚硫橡胶	/222.4			/30	1			喷流偏 转环	3 545		910	5 400	“波马克 B”地空导 弹助推发动机
TX-30	美国 锡奥科尔公司	PS	/63.2			/28.6	1				1 288		720	4 430	“奈克·赫克里斯” 地空导弹发动机
TX-261	美国 锡奥科尔公司	PBAA	254.3/			/8.92	1				1 301		720	2 910	“奈克·赫克里斯” 地空导弹发动机
TX-486	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/130	/2 401	6.86	/12			7.94		589.7	0.814	410	3 300	“爱国者”地空导 弹发动机
MK1 Mod0	美国 航空喷气公司	PU	/66.78								345		343	2 616	“靶粗人”舰空导 弹发动机
MK27 Mod2/3	美国 航空喷气公司	PU									353.8		343	2 616	“改进靶粗人”舰 空导弹发动机
MK11 Mod2	美国 阿勒格尼 弹道研究所	浇铸双基	/488.4 (572.5)	/2 088.8	6.7 (7.8)	/5.8	1	250.8	6.41		1941	0.655	765	3 378	“黄铜骑士”舰空 导弹助推发动机
MK12 Mod0	美国 阿勒格尼 弹道研究所	浇铸双基	/297 (338)	/2 167	6.89 (7.84)	/4.8	1		7.61		834.6	0.666	457 ~ 460	3 988	“小猎犬”舰空导 弹助推发动机

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃 烧 工 作 时 间 s	喷 数 个	管 量 个	喷 喉 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推 力 矢 量 控 制	总 质 量 kg	质 量 比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
马莱穆脱	美 国 阿勒格尼 弹道研究所	HTPB				/22									406	3 350	“高级小猎犬”舰 空导弹助推发动 机
MK56 Mod0	美 国 航空喷气公司 赫克里斯公司	聚丁二烯 PU											411		343	2 616	“标准 1”舰空导弹 发动机
TX-135	美 国 锡奥科尔公司	复合药	/1 999			/4.5	1						6 800	0.787	1 092	5 156	“斯帕坦”、“奈克· 宙斯”反导弹导弹 第一级发动机
TX-238	美 国 锡奥科尔公司	复合药				/60~65	1						6 450		1 092	5 156	“斯帕坦”、“奈克· 宙斯”反导弹导弹 第二级发动机
TX-239	美 国 锡奥科尔公司	复合药											360		750	1 395	“斯帕坦”反导弹 导弹第三级发动 机
X-265	美 国 赫克里斯公司	改性双基	/2 999	/2 459.8 ~ 2 499		/2						液体二 次喷射	2 380	0.849		3 200	“斯普林特”反导 弹导弹第一级发 动机
X-271	美 国 赫克里斯公司	改性双基		/2 459.8 ~ 2 499									500	0.84		5 000	“斯普林特”反导 弹导弹第二级发 动机
响尾蛇 1A*	美 国 锡奥科尔公司	双基	/18.41	/1 961	11.08	/2.10	1				2.7		36.60	0.50	127	1 903	“响尾蛇 1A”空空 导弹发动机
MK36 Mod2	美 国 洛克达因公司	聚硫橡胶 (PS)	/10.81	/2 025	4.96	/4.9	1						44.4	0.59	127	1 810	“响尾蛇 1C”空空 导弹发动机
MK36 Mod5	美 国 洛克达因公司	CTPB	/10.8	/2 256	4.96	/4.9	1		43				44~ 44.5	0.606 ~ 0.64	127	1 810~ 1 830	“响尾蛇 1C”空空 导弹,“小榭树”地 空导弹改进型发 动机
MK36 Mod7	美 国 洛克达因公司	HTPB		/2 256			1						44	0.64	127	1 810	“响尾蛇 1C”空空 导弹改进型发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 喉 径 mm	管 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
MK36 Mod8	美国 洛克达因公司	HTPB		/2 256			1				44	0.64	127	1 810	“响尾蛇 1C”空空 导弹改进型发动 机
MK6 Mod3	美国 航空喷气公司	Aeroplex 复合固体	/22.21 ~ 37.29	/1 934	8.83	/1.8 ~ 2.5	1		2.58		55.07	0.58	203	1 316	“麻雀 3A”空空导 弹发动机
MK38 Mod2	美国 北美航空公司 动力分公司	CTPB	/32.66 (34.79)	/2 135		/3.2	1				69.63	0.64	203	1 316.8	“麻雀 3B”空空导 弹发动机
MK38 Mod4	美国 北美航空公司 动力分公司	CTPB	/27.54 (30.41)	/2 285	6.65 (7.74)	/3.2	1				65.5	0.65	203	1 316.8	“麻雀 3B”空空导弹 “海麻雀”舰空导弹 改进型发动机
MK52 Mod2	美国 航空喷气公司										68.5		203	1 320	“麻雀 3B”空空导 弹发动机
MK58 Mod0	美国 航空喷气公司	CTPB	20.85 助推 8.14 续航	/2 085									203		“麻雀 3B”空空导 弹改进型发动机
AIM-120*	美国 赫克里斯公司	HTPB/RDX					1				70.30	0.68	178	1 891	“先进中距空空导 弹”发动机
M58 A2	美国 锡奥科尔公司	PS	/14.91				1		8.6				163		“猎鹰”空空导 弹发动机
M58 E4	美国 锡奥科尔公司	PS	/26.67		9.02	/1.39							146	934.7	“猎鹰 A1”空空导 弹发动机
M60	美国 锡奥科尔公司	PS	/26.69				1						279		“核猎鹰 A1”空空 导弹发动机
TU-289	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/162.79								219		381	1 702	“妖怪”空空导 弹发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 量 个	喷 喉 mm	管 径 mm	管 喷 张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
MK47 Mod0	美国 洛克达因公司	CTPB	/15.70 (18.20)	/2 641	4.05 (4.92)	/27.37	1				18.7		199.93	0.84	381	1 775	“不死鸟”空空导 弹发动机
MK60 Mod0	美国 航空燃气公司	CTPB	/19.22 (21.89)	/2 638	4.62 (5.30)	/22.60	1				18.80		199.04	0.83	381	1 775	“不死鸟”空空导 弹发动机
TX-481	美国 锡奥科尔公司	PS	44.56 助推 9.67 续航			0.575 助推 3.495 续航	1						47.2		272	1 020	“幼畜”空地;舰 空导弹发动机
SR115- AJ-1	美国 航空燃气公司	HTPB	44.5 助推 8.0 续航				1						48.4		280	1 000	“幼畜”空地;舰 空导弹可替代发动机
MK70 Mod0	美国 洛克达因公司	聚丁二烯	/4.45		4.8~ 6.86	/100 ~200	2				7.5				432	2 642	“秃鹰”空地导 弹发动机
AGM-130*	美国 赫克里斯公司				15.86	/62	1				11.2/		220		228	2 900	“ACM-130”空地 导弹发动机
MK27 Mod4,5,6	美国 航空燃气公司	PU	/13.33			/>4 助推 20 续航							358		343	2 616	“标准”反辐射 导弹发动机
SR116-AJ-2 (MK17)	美国 航空燃气公司	HTPB/RDX											40.4		127	1 910	“响尾蛇”反辐射 导弹发动机
MK36 Mod0	美国 洛克达因公司	HTPB/RDX	/10.98	/2 235	5.0	/4.9	1				5.5		45.4	0.607	127	1 830	“响尾蛇”反辐射; 空空导弹发动机
MK39	美国 洛克达因公司	聚丁二烯	/33.34	/2 255		/3~4	1				2.06	针阀式 燃气舵	74	0.627	203	1 321	“百舌鸟”反辐射 导弹发动机
MK78 Mod0	美国 航空燃气公司	PU											78		203	1 300	“改进百舌鸟”反 辐射导弹发动机

发动机 代号	国 名 承 包 商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 量 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
TU-780	美 国 锡奥科尔公司	HTPB/RDX					1							254	2 120	“哈姆”高速反辐射导弹发动机
TE-M-707	美 国 锡奥科尔公司	PU					1							340	740	“捕鲸叉”舰舰、潜舰导弹助推发动机
MX-(TBD) B446-2	美 国 航空喷气公司	PU	/64.7		12.4~ 13.0	/2.5	1			8		119	0.55	340	610	“捕鲸叉”舰舰潜舰导弹助推发动机
ASROC-1*	美 国 海军推进剂工厂		/53.44			/3.7	12					172		325	1 480	“阿斯洛克”舰潜导弹助推发动机
ER ASROC-1*	美 国 海军推进剂工厂	聚丁二烯	/67.56		93	/9	1			8.6	二次喷射			325		“增程阿斯洛克”舰潜导弹助推发动机
TE-260G	美 国 锡奥科尔公司	PU					4				燃气舵	1 372.5		533	3 480	“萨布洛克”舰潜导弹发动机
斗牛士-1*	美 国 锡奥科尔公司	PS	/231.39			/2	1									“斗牛士”地地巡航导弹助推发动机
TU-223	美 国 锡奥科尔公司	PS	/445.7			/2.5	1					1 318		610	3 040	“马斯”地地巡航导弹助推发动机
天狮星 2-1*	美 国 航空喷气公司		/511.7			/4	1					2 000		500	6 100	“天狮星 2”巡航导弹助推发动机
MK106 Mod0	美 国 大西洋研究公司 TRW 系统公司	CTPB	/31.1	/2 347	11.8 (13.7)	/11~13	1			4.5		157.7	0.87	517	599	“战斧”巡航导弹助推发动机
TU-915	美 国 锡奥科尔公司	HTPB	/27.22	/2 433	12.55 (17.83)	/13.7	1			15.28				511	683	“战斧”巡航导弹试验型先进助推发动机

图 1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F _s /F _v kN	比 冲 I _s /I _v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 量 mm	管 径 扩 张 比	推 力 矢 量 控 制	总 质 量 kg	质 量 比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
MK111	美 国 联合技术公司和 大西洋研究公司	HTPB	/32.62			/13~18	1		8				510	660	“战斧”巡航导弹 改进型助推发动 机
陶-1* XM-114	美 国 休斯公司	螺压双基	/26.646 (34.540)	/2 156	38.15 (47.07)	37/44	1	26			1.753	0.31	53	432	“陶”反坦克导弹 起飞发动机
陶-2*	美 国 休斯公司	浇铸双基	/2.736 (5.286)	2 058	8.73 (13.59)	1.3/1.6	2	14.2			5.747	0.45	148.2	301	“陶”反坦克续航 发动机
龙*	美 国 麦克唐纳 道格拉斯公司	双 基				18/	1						25.4		“龙”反坦克导弹 发动机
TX-657	美 国 洛克威尔 国际公司	HTPB	/18.6		9.02	1.39/	1						146	934	“海尔法”反坦克 导弹发动机
HVM*	美 国 沃特公司和 赫克里斯公司		/5.382(起飞) (5.943) 0.707 续航	2 587 起飞 2 033 续航	24.10 起飞 (28.32) 3.4 续航	0.61 起飞 2.71 续航	1	13.3	10		2.92	0.74	50.8	807.7	反坦克“超高速导 弹”发动机
ADKEM*	美 国 陆军导弹司令部 研究发展和 工程中心	浇铸复合	/216.9	/2 421	23.4	0.367/	1	42	5.24		39.4	0.84	96.5	1 097	反坦克“先进功能 导弹”发动机
ADKEM-I*	美 国 陆军导弹司令部 研究发展和 工程中心	浇铸复合		/2 372	21.6	0.350/	1		6.0		30.71	0.85	203	889	反坦克“先进功能 导弹”改进型发动 机
SA-2-1*/ SA-N-2-1*	前 苏 联	双 基	/470.4 (564)		(8.82)	/2.5~4.0	1				945	0.64	654	2 563	“盖德莱”地空/舰空 导弹助推发动机
SA-3-1*/ SA-N-1-1*	前 苏 联	双 基	/(303.8)		11.15	/2.6~4.5	1				530.4	0.53	552	1 710	“果阿”地空/舰空 导弹助推发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	喷 喉 mm	管 径 mm	管 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
SA-32* / SA-N-12*	前苏联	PU	/9.3			/35	1			8.3		422	0.36	375	1 438	“果阿”地空/舰空 导弹主发动机
SA-7-1*	前苏联	双基	/3~5.8		11.9~ 22.7	/0.047~ 0.091								72		“格雷尔”地空导 弹助推发动机
SA-7-2*	前苏联	PBAN	(-40℃~+50℃) 1.7~2.6一级 0.6~0.8二级		9.3~ 14.7	1.73~ 2.7一级 4.65~ 6.83二级	1							72	730	“格雷尔”地空导弹 主发动机
SA-10* / SA-N6* SA-10B* SA-10C*	前苏联 火炬设计局	复合 复合	/151.2~264.9 /290	/2 450 /2 548		/9~14.1 /9.3~14.6								508 515		“抱怨”地空/舰空 导弹发动机
SA-12A-1* / SA-12B-1*	俄罗斯 创新者设计局					/4								720 900	1 850 3 350	“斗士/巨人”地空 导弹助推发动机
ABM-1B-1*	前苏联		/2 053.1	2 107/		/20	4					22 830	0.89	2 400	4 220	“橡皮套鞋”反导 弹导弹第一级发 动机
AA-2*	前苏联 托罗波夫 第134设计局	双基	/9.81~24.52	/2 001	12.75	/1.7~3.2	1					36.6	0.53	127	1 895	“环礁”空空导弹 发动机
AA-10A*	俄罗斯 温佩尔 机械设计局		/(58.84)			/4.6~7.5	1					95.6		230		“白杨树”空空导 弹发动机
AA-11*	俄罗斯 温佩尔 机械设计局		/(29.42)			/3.5~6	1					56.20	0.61	170	1 595	“射手”空空导弹 发动机
冥河-1*	前苏联	双基	/(270)			/1.3	1						0.4	370	2 310	“冥河”舰舰导弹 助推发动机

航天器固体火箭发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 喉 mm	管 径 mm	管 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
东方红 2-A *	中 国 航天工业总公司 第四研究院	HTPB	/37.95 (47.59)	/2834	3.69 (5.08)	/34	1	83		45		512	0.86	896	1422	“东方红 2”通信卫 星远地点发动机
东方红 2A-A *	中 国 航天工业总公司 第四研究院	HTPB	/40.92 (43.46)	/2835	3.92 (5.16)	/40	1	83		45		580	0.88	896	1489	“东方红 2A”通信 卫星远地点发动 机
风云 2-A *	中 国 航天工业总公司 第四研究院	HTPB	/44 (54)	/2834	4.7 (5.8)	/43	1	80		50		729	0.9	896	1529	“风云 2”卫星远地 点发动机
FG-23A	中 国 航天工业总公司 河西公司	HTPB	/33 (40)	/2741	5.7 (6.7)	17.5/ 19.0	1	63		27.17		265	0.80	680	896.5	“返回式”卫星制 动发动机
FG-47	中 国 航天工业总公司 河西公司	HTPB	/10.79 (≤12)	/2824	4.67 (5.6)	/≤38	1	36		60		160	0.79	542	851	“长征 2C/FP”运载 火箭转轨发动机
EPKM	中 国 航天工业总公司 河西公司	HTPB	/179.2 (204.0)	/2863.5	4.9 (5.8)	/87	1	152		65.5		6001	0.907	1700	2928	“长征 2E”运载火 箭近地点发动机
德普特	法 国 欧洲动力公司	CTPB	/4.3	/2714.6	5.9		1			31.17		755	0.908	800	1634	“德普特”卫星近 地点发动机
盖斯(Gers)	意、法 意斯尼亚公司和法 国欧洲动力公司	CTPB	/23.13	/2807.7	3.43	/50	1	67		37		305.9	0.88	684	1130	“奇奥新”同步科 学卫星远地点发 动机
玛奇 1	法、意、德 法欧洲动力公司， 意斯尼亚公司， 德麦恩公司	CTPB	/19.4	/2893.1	3.71	50/	1	86.76		45		369	0.91	766	1295	“欧洲气象卫星 1” 远地点发动机

发动机 代号	国 名 承包商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃 烧 工 作 时 间 s	喷 管 数 个	喷 管 喉 径 mm	管 径 扩 张 比	管 推 力 矢 量 控 制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
玛奇 1S	法、意、德 欧洲动力公司, 意斯尼亚公司, 德麦恩公司	CTPB	/23.73 (33.4)	/2 893.1		50/	1	86.76	45		448	0.915	766	1 400	“欧洲哈雷慧星探 测器”远地点发动 机
玛奇 2	法、意、德 欧洲动力公司, 意斯尼亚公司, 德麦恩公司	CTPB	/45.5	/2 869.5	3.58 (4.86)	43.7/	1	75	65.1		530	0.925	766	1 525	“欧洲通信卫星 1” 远地点发动机
玛奇 3	法、意、德 欧洲动力公司, 意斯尼亚公司, 德麦恩公司	CTPB	/35.06 (47.80)	/2 900.8	3.71 (4.87)	/54.2	1	78	65		690.3	0.95	932	1 560	“欧洲卫星”远地 点发动机
SEP-CSD	法、美 欧洲动力公司, 美联合工艺公司	HTPB	/29.80 (38.70)		4.14 (5.33)	/48.5	1	65.1	38.83		548.0	0.925	762		技术试验性远地 点发动机
巴 斯	意 大 利 斯尼亚公司	PU	/(24.99)	/2 679	4.31	/17	1	72	33		189.2	0.807	492	1 270	“欧洲卫星”远地 点发动机
天狼星-A*	意 大 利 斯尼亚公司	CTPB	/21.27	/2 802.8	3.33	/35	1	70.15	35		200.5	0.878	493	1 292	“天狼星”卫星远 地点发动机
艾立斯-P*	意 大 利 BPD-迪费西- 斯帕资欧公司	HTPB	/(66)			/78.8	1				1 726	0.912	1 300	1 940	“艾立斯”上面级 近地点发动机
EBM	意 大 利 斯尼亚公司	HTPB	/57	/2 858.7	4.05 (5.46)	80/	1	95	60		1 729	0.927	1 351	1 736	“艾立斯”上面级 近地点发动机
KM-A	日 本 日产汽车公司	CTPB	/7.0	/2 776		/20	1		43.1		57	0.796	382	580	M-3H 运载火箭上 面级发动机
KM-B	日 本 日产汽车公司	CTPB	/22.7	/2 776		33/	1		41.5		284	0.854	728	860	M-3H 运载火箭上 面级发动机
KM-D	日 本 日产汽车公司	HTPB	/16.7	/2 877	4.27	35.9/	1	50	51.8		244	0.90	633	992	M-3S2 运载火箭上 面级发动机

发动机 代号	国 名 承 包 商	推进剂	推 力 F_s/F_v kN	比 冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压 力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 量 mm	管 径 扩 张 比	推 力 矢 量 控 制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长 度 mm	用 途
KM-M	日 本 日产汽车公司	HTPB	/24.5	/2 865		63/	1	57	55.3		527	0.91	840	1 240	M-3S2 运载火箭上 面级发动机
KM-P	日 本 日产汽车公司	HTPB	/32	/2 815		36/42	1	72	46.13		460.6	0.91	788	1 230	M-3S2 运载火箭上 面级发动机
H-1-A*	日 本 日产汽车公司	HTPB	/30.01	/2 879.5	(4.2)	53/	1	69.3	67		544.8	0.927	759	1 495	H-1 运载火箭远地 点发动机
星 5 TE-M-500	美 国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 316			1				1.98	0.87	128		“星”系列 转轨发 动机
星 5A TE-M-863-1	美 国 锡奥科尔公司	HTPB	/0.227	/2 548		24.7/	1				3.17	0.945	130	225	“星”系列 转轨发 动机
星 5C TE-M-344-15	美 国 锡奥科尔公司	HTPB	/1.953	/2 629.1		2.8/	1				4.47	0.465	121	341	“星”系列 转轨发 动机
星 5CB TE-M-344-16	美 国 锡奥科尔公司	HTPB				/2.77	1				4.5	0.467	121	341	“星”系列 转轨发 动机
星 6 TE-M-541-3	美 国 锡奥科尔公司	CIPB	/(2.14)	/2 825			1				5.99	0.810	157	356	“返回式”卫星制 动发动机
星 6A TE-M-542-3	美 国 锡奥科尔公司	CIPB		/2 799			1				4.8	0.681	157	356	“星”系列 转轨发 动机
星 6B TE-M-790-1	美 国 锡奥科尔公司		/2.6	/2 678.1		/6.65	1				10.26	0.595	166	403	“星”系列 转轨发 动机
星 10 TE-M-195	美 国 锡奥科尔公司			/2 462.3			1				17.65	0.676	254		“星”系列 转轨发 动机
星 12 TE-M-236	美 国 锡奥科尔公司		/5.6	/2 472.1			1				27.7	0.66	305	324	“返回式”卫星制 动发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_a/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 喉 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
星 12A TE-M-236-3	美国 锡奥科尔公司			/2 649								33.99	0.670	307		“星”系列转轨发 动机
星 13 TE-M-458	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/3.8 (4.075)	/2 697		21.8/ 15.3/	1					35.65	0.869	343	539	“返回式”卫星制 动发动机
星 13A TE-M-516	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/5.8 (7.562)	/2 827.4			1					38.1	0.869	343	581	“雷神-博纳 2”火 箭上面级发动机
星 13B TE-M-763	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/(9.612)	/2 803			1					46.92	0.870	345	638	“星”系列转轨发 动机
星 13C TE-M-354-11/12	美国 锡奥科尔公司			/2 984			1					37.94	0.795	343		“星”系列转轨发 动机
星 13D TE-M-375	美国 锡奥科尔公司			/2 679			1					35.28	0.81	343		“星”系列转轨发 动机
星 13E TE-M-385	美国 锡奥科尔公司	PS		/2 514.4			1					30.57	0.822	323	587	“双子座”飞船 发动机
星 13F TE-M-444	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 828.2			1					40.17	0.830	343		“星”系列转轨发 动机
星 15 TE-M-456-2	美国 锡奥科尔公司			/2 416			1					48.74	0.926	381		“星”系列转轨发 动机
星 17 TE-M-479	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/10.59 (12.344)	/2 844	5.54 (6.27)	18.6/20	1	35.1	61			78.8	0.881	442	687	NASA 射电天文探 测器卫星远地点 发动机
星 17A TE-M-521	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/16.55 (19.884)	/2 840	4.45	/19.1	1	46.21	58			126	0.889	444	980	“天网 1”卫星远地 点发动机
星 24 TE-M-604-1	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/(20.061)	/2 828.3	3.34	30.21/	1	63.5	35.4			215.86	0.919	622	1 026	“天网”卫星远地 点发动机

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 喉 mm	管 径 mm	管 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
星 24A TE-M-604-2	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 770.3			1					197.82	0.903	622		远地点发动机
星 24B TE-M-604-3	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 775.2			1					218.82	0.915	622		远地点发动机
星 24C TE-M-604-4	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 767.4			1					239.41	0.917	622		远地点发动机
星 25 TE-M-184-3	美国 锡奥科尔公司			/2 767.2			1					236.25	0.917	638		“星”系列转轨发 动机
星 26 TE-M-442	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/(41.368)	/2 671.4			1					268.5	0.872	663	839	“斯特里普”卫星 发动机
星 26B TE-M-442-1	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/(38.74)	/2 671.4	4.22	/17.8	1	75.95	17.5			361.25	0.91	663	839	“雷神-博纳 2A”运 载火箭第三级发动 机
星 26C TE-M-442-2	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 669.3			1					263.6	0.880	663		远地点发动机
星 27 TE-M-616	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/26.67 (32.37)	/2 875	3.21	34.2/34.8	1	71.6	46			363	0.92	693	1 237	加拿大通信技术 卫星 CTS 远地点 发动机
星 27A TE-M-616-1	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 822.3			1					336.03	0.919	693		远地点发动机
星 27B TE-M-616-4	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 827.2			1					344.41	0.921	693		远地点发动机
星 27C TE-M-616-5	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 820.4			1					332.44	0.918	693		远地点发动机
星 27D TE-M-616-8	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 820.4			1					331.75	0.921	693		远地点发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 管 数 个	喷 管 喉 径 mm	喷 管 喉 径 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
星 27E TE-M-616-9	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 819.4			1				330.48	0.921	693		远地点发动机
星 30 TE-M-700	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/26.6 (33)	/2 874.3	3.15 (4.34)	54.6/	1		73		491.45	0.943	762	1 438	“西联星”卫星远 地点发动机
星 30A TE-M-700-4	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/30.8	/2 891.0	3.12 (4.15)	57/	1		71.3		491.65	0.942	762	1 438	远地点发动机
星 30B TE-M-700-5	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 871		54/	1				536.8	0.941	762	1 506	“SBS 卫星远地点 发动机
星 30BP TE-M-700-20	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 864.5		54/	1				542.28	0.931	762	1 506	“泰国通信卫星” 远地点发动机
星 30C TE-M-700-18	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/32.64 (37.78)	/2 790.9	3.73 (4.09)	/51.7	1	73.4			626.0	0.937	762	1 493	“洛克希德·马丁 3000”系列通信卫 星远地点发动机
星 30E TE-M-700-19	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/35.38 (40.98)	/2 836.3		/50.3	1				665.41	0.934	762	1 683	“天网 4”卫星远地 点发动机
星 37 TE-M-364-1	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/39.7 (44.5)	/2 550.6	(3.9)	/40.2	1	83.56	53		620.61	0.899	935		“勘察者”探测器 返回式发动机
星 37B TE-M-364-2	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/44.41 (46.71)	/2 854.7	(4.48)	/41.6	1	83.56	53		718	0.910	935	1 321	“勘察者”探测器 返回式发动机
星 37C TE-M-364-18	美国 锡奥科尔公司	CTPB		/2 801			1				1046.58	0.921	935		“星”系列转轨发 动机
星 37F TE-M-364-19	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/59.8	/2 805.7		40/	1				933.25	0.928	935	1 518	“国际通信卫星 5” 远地点发动机
星 37FM TE-M-783	美国 锡奥科尔公司	CTPB	/47.26 (54.8)	/2 842.1	3.72 (4.42)	62.7/64.1	1	89.28			1 148	0.929	935	1 676	“舰队卫星通信系 统”卫星远地点发 动机

图例1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_s/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷嘴 数量 个	喷嘴 直径 mm	管径 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
星 37X TE-M-714-1	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/50.8 (56.3)	/2 899.8	4.24 (4.84)	60/	1		70.2		1 149.01	0.928	935	1 844	技术试验发动机
星 37XE	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 840			1				1 401.06	0.945	935	1 894	“星”系列转轨发 动机
星 37XF TE-M-714-6	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 844.9			1				952.31	0.929	935	1 514	“国际通信卫星 5” 远地点发动机
星 37XF TE-M-714-8	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 854.7			1				881.77	0.924	935	1 514	“国际通信卫星 5” 远地点发动机
星 37XP TE-M-714-16/17	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/37.72 (42.48)	/2 844	3.61 (3.97)	66/67	1				956.39	0.924	935	1 515	“Block 2A” GPS 导航 卫星入轨发动机
星 37Y TE-M-714-2	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/58.1	/2 911	5.01 (5.67)	59/	1		79.7		1 151.08	0.933	935	1 844	技术试验发动机
星 37YGDS	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/51.7 (58.1)	/2 945	4.57 (5.12)	60.2/61.5	1	83.6	113		1 157.8	0.928	935	1 844	技术试验发动机
星 40 TE-M-186-2	美国 锡奥科尔公司			/2 178.5			1				978.3	0.925	1 019		“星”系列转轨发 动机
星 48 TE-M-711-3	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/66.72 (76.51)	/2 837	4.03 (4.37)	84/85.3	1	100.6	39.6		2 112.17	0.946	1 245	1 829	有效载荷助推舱 近地点发动机
星 48 TE-M-711-8	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 873.4			1				2 114.4	0.945	1 245	2 032	有效载荷助推舱 近地点发动机
星 48A TE-M-799-1	美国 锡奥科尔公司			/2 785.1							2 558.67	0.946	1 245		“星”系列转轨发 动机
星 48B TE-M-711-17	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/66	/2 804.8		84/	1				2 137	0.941	1 245	2 032	有效载荷助推舱 近地点发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷管 数量 个	喷管 喉径 mm	喷管 扩张比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直径 mm	长度 mm	用途
星 48B TE-M-711-18	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 864.6							2 142	0.939	1 245	2 232	有效载荷助推 近地点发动机
星 62 TE-M-731	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 873	3.9 (5.1)	115/	1				2 615.44	0.940	1 595	1 443	航天飞机上面级 发动机
星 63D TU-936	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 775.4	(6.55)		1			柔性喷管	3 502	0.929	1 600	1 779	航天飞机上面级 发动机
星 63F TE-M-963	美国 锡奥科尔公司	HTPB		/2 924.4							4 604.58	0.926	1 600	2 685	“长征 2E”运载火 箭近地点发动机
星 75 TE-M-775-1	美国 锡奥科尔公司	HTPB	/(242.83)	/2 840.1		105/107	1				8 088.09	0.930	1 905	2 590	技术试验发动机
奥巴斯 6	美国 联合技术公司	HTPB	/74.9 (108.13)	/2 835.2	4.16 (5.96)	103/	1	107	49.3	液浮摆 动喷管	2 990	0.91	1 608	1 885	“惯性上面级”第 二级发动机
奥巴斯 6E	美国 联合技术公司	HTPB	/78.68 (126.37)	/2 978.3	4.16 (5.96)	103/	1	107	181.1	液浮摆 动喷管	3 031	0.898	1 608	3 104	“惯性上面级”第 二级发动机
奥巴斯 7S	美国 联合技术公司	CTPB	/153.467 (191.274)	/2 764.6	3.58 (4.41)	60.1/	1	174.7	23.55		3 547	0.935	1 320	2 273	“休斯 HS-393”系 列卫星近地点发 动机
奥巴斯 21	美国 联合技术公司	HTPB	/185.3 (267.9)	/2 898	4.16 (6.0)	152/	1	165	63.8	液浮摆 动喷管	10 382	0.935	2 337	3 150	“惯性上面级”第 一级发动机
奥巴斯 21S	美国 联合技术公司	HTPB	/(263.3)	/2 872.5			1	172.2	58.3		10 370	0.930	2 332	3 153	“国际通信卫星 6” 近地点发动机
SVM-1	美国 航空喷气公司	CTPB	/12.93 (14.41)	/2 827.4	2.60 (2.76)	12/16.25	1	58.93	33.3		87.3	0.847	457	813	“国际通信卫星 2” 远地点发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推进剂	推力 F_s/F_v kN	比冲 I_{sp}/I_v m/s	燃烧室 压力 MPa	燃烧/ 工作时间 s	喷 数 个	管 量 mm	喷 喉 mm	管 径 mm	管 扩 张 比	推力矢 量控制	总质量 kg	质量比	直 径 mm	长度 mm	用途
SVM-2	美国 航空喷气公司	CTPB	/13.97 (21.5)	/2783	2.04 (3.01)	22/27.6	1	69.85	28				159	0.874	565	889	“国际通信卫星3” 远地点发动机
SVM-4A	美国 航空喷气公司	CTPB	/55.514 (67.387)	/2841.1	5.04 (6.4)	/33.8	1	87.4	40				706.69	0.908	932	1532	“国际通信卫星4” 远地点发动机
SVM-5	美国 航空喷气公司	CTPB	/22.51 (32.16)	/2759	3.55 (5.24)	/37.3	1	66.3	27				319.2	0.902	762	903	SMS1 气象卫星远 地点发动机
SVM-6	美国 航空喷气公司	CTPB	/40.87	/2890.71	4.15 (5.42)	29.04/35.9	1	72.14	53				362.814	0.887	762	1372	“纳托3”卫星远地 点发动机
SVM-7	美国 航空喷气公司	CTPB	/43.2	/2877.3	4.22		1	83.06	51.2				440.9	0.93	762	1445	T/D3914 卫星远地 点发动机

发动机 代号	国名 承包商	发动机 台数	发动机 圈数	发动机 外径 mm	发动机组 总长 mm	发动机组 总质量 kg	质量比	单 直 径 mm	台 径 mm	推 力 kN	燃烧室 压力 MPa	比 冲 mm	单 总 冲	台 冲 ms	推进剂	管 径 mm	管 扩 张 比	用途
MMA	美国 沃特公司	56	2	216.9	244.6	3.03	0.28	10.8		(3.567)	(58.0)	2300	36.72	12.76	高能 复合	7.73	2.25	反导拦截器 横向机动发 动机组
ICM	美国 沃特公司	4									(14.5)			1		7	4	灵活拦截弹 脉冲控制发 动机组
ERINT -C*	美国 劳拉·沃 特公司	180		255						(6)			51.15					

吸气式发动机主要性能 - 结构参数表

空天飞机组合发动机参数

发动机 代号	国名 承包商	型 式	燃 料	推 力 kN	飞 行 速 度		飞 行 高 度 km	工 作 时 间 min	质 量 kg	级发动 机台数 个	用 途
					接 力	巡 航 Ma					
桑格尔-1*	德 国 慕尼黑发动机 涡轮联合公司	涡喷/冲压 串联组合式	液 氢	5 × 260	3.3~ 3.8	4.5	35	100	5 × 11 090	5	水平起降,两级入轨,“桑格尔”空天飞机第一级发动机

发动机 代号	国 名 承包商	型 式	燃 料	推 力 kN	比 冲 m/s	空 流 量 kg/s	气 流 量 kg/s	燃 料 流 量 kg/s	转 速 r/min	当量比	总 压 比	涡轮前 度 温 ℃	风 扇 进 气口直径 mm	推 力 喷 管直径 mm	燃 烧 室 直 径 mm	用 途
ATREX-500	日 本 宇宙科研所与 石川岛播磨重 工业公司	预冷式氢 膨胀循环 空气涡轮/ 冲压发动机	液 氢	4.02	13 340	6.5	0.3	17 800	1.58	6.56	377	300	330	400	水平起降,两级入 轨,空天飞机第一 级发动机	

发动机 代号	国 名 承包商	型 式	模 式 Ma	推 力 m/s	比 冲 m/s	空 流 量 kg/s	气 流 量 kg/s	液 氢 流 量 kg/s	液 氧 流 量 kg/s	燃 烧 室 压 力 MPa	燃 烧 室 温 度 K	喷 管 扩 张 比	喷 管 出 口 直 径 mm	质 量 (不含进 气道/ 溢流涵道)	用 途
RB545	英 国 罗尔斯·罗伊斯 公 司	预冷式 涡轮/冲压 /火箭组合 发动机	吸气式 ($Ma=5$) 火箭式	340	14 780	240	23			10	2 700	100:1	1 820	2 500	水平起降单级入 轨“霍托尔”空天 飞机发动机
				735	4 500		23.3	140	15	3 400					

发动机代 号	国 名 承 包 商	型 式	燃 料	推 力 kN 起飞 巡航 ($H=11\text{km}$, $Ma=0.8$)	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气流量 kg/s 起飞 巡航	涵道比 起飞 巡航	总增压比 起飞 巡航	涡轮进口温度 ℃ 起飞 巡航	推重比	风扇直径 mm	总长 mm	质 量 kg (含反推力装 置和尾喷管)	用 途
NK-89	前 苏 联 库兹涅佐夫 设计局与中央航空 发动机研究院	双转子 涡轮风扇 发动机	液体甲烷	$\frac{10.30}{2.157}$	$\frac{0.572}{0.752}$	$\frac{228.0}{223.0}$	$\frac{1.05}{1.06}$	$\frac{10.7}{10.4}$	$\frac{883}{689}$	4.61	1 335	5 288	2 530	空 天 飞 机 研 究 发 动 机

弹用涡喷(扇)发动机参数

发 动 机 代 号	国 名 承 包 商	燃 料	推 力 kN 起飞 巡航	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气 流量 kg/s	总增压比	涵道比	涡轮进口 温度℃	喷管排 气温度℃	转 速 r/min 高压 低压	工 作 寿 命 h	贮 存 期 y	推 重 比	干 质 量 kg	最 大 直 径 mm	总 长 mm	用 途
J33-A-18A	美 国 艾利逊公司		$\frac{20.47}{17.35}$	$\frac{1.16}{1.14}$	39	4.4				11 750				812.6	1 280	2 720	“天狮星1”潜 地巡航导弹 主发动机
J79-GE-3A	美 国 通用电气公司	JP-4 或 JP-5	$\frac{69.14}{42.70}$	$\frac{2.0}{0.857}$	77	12.5		987	678					1 450	973	5 180	“天狮星2”潜 地巡航导弹 主发动机
J52-P-13	美 国 普拉特·惠特尼 公司	JP-4 或 JP-5	$\frac{33.34}{33.34}$	$\frac{0.806}{0.806}$	65	12.4				10 800			3.5	973	956	3 006	“大猎犬”空 地导弹发动 机
J57-P-17	美 国 普拉特·惠特尼 公司	JP-4	$\frac{47.1}{47.1}$	$\frac{0.785}{0.785}$	68	12.5							3.5	2 268	1 041	6 604	“毒蛇”地 地巡航导 弹主发动 机
GAE471- 11DX	美 国 特里达因 CAE 公司	RJ-5	2.89	0.57	5.9	13	1.0	1 010		60 000	50		5.3	56.7	318	835	“海射巡航导 弹”样主发 动机
WR19 WR19-A ₂	美 国 威廉斯国际公司		$\frac{1.90}{2.12}$	$\frac{0.67}{0.67}$	6.21 5.3	$\frac{14.5}{7.62}$	$\frac{1}{1.15}$	$\frac{970}{907}$						$\frac{27.6}{43}$	305 307	610 772	“亚声速巡航 武装诱感导 弹”发动机

图例1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	燃料	推力 kN 起飞 巡航	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气 流量 kg/s	总增压比	涵道比	涡轮进口 温度 ℃	喷管排 气温度 ℃	转速 r/min 高压 低压	工作 寿命 h	贮存期 y	推重比	干质量 kg	最大 直径 mm	总长 mm	用途
F107-WR-100	美国 威廉斯国际公司	JP-4	2.67	0.61	6.2	13.75	1.03	1 008	316	64 000 35 500	50	10	4.6	58.7	307	800	“空射巡航导 弹”发动机
F107-WR -101	美国 威廉斯国际公司	JP-9	2.67	0.61	6.2	13.8	1	1 008			50	3	4.5	63.9	305	1 232	“空射巡航导 弹”发动机
玛玻尔 2D	法国 透博梅卡公司	JP-1 (AIR 3045)	3.92	1.09	8.0	4.0		780	650	22 600			2.55	156	567	1 566	“尔布 08A”反 舰导弹主发 动机
阿比佐 3B1	法国 透博梅卡公司		3.92 3.68 4.04 3.68	1.14 1.06 1.14 1.06	6.14 6.17	5.73 5.83		980 1 010		33 500 32 900 33 835 32 900	4.0 (连续工作) 0.5			118.5 118.5	410 410	1 440 1 440	“奥托马特” 反舰导弹主 发动机
阿比佐 4 (TR350)	法国 透博梅卡公司		3.6	1.16	5.6	5.6		900			30		6.0	60	330	1 082	“雄风 2”反舰 导弹主发动 机
TRJ60-1-067	法国 微型涡轮 发动机公司		3.50 2.94	1.27	5.84	3.72		930		29 500	20		6.6	52.7	330	749	“海鹰”空舰 导弹发动机
TRI60-2	法国 微型涡轮 发动机公司	JP-5	3.70	1.28	6.18	3.78		1 010		29 500	20		6.5	57	330	749	“尔布斯 15” 反舰导弹发 动机
TRI60-3	法国 微型涡轮 发动机公司		4.0	1.20	5.6	4		1 010					8.68	57	330	757	BQM-126 靶弹 发动机
TRI60-5	法国 微型涡轮 发动机公司		4.20 3.50	1.32 1.25	6.7	4.19				29 500							战术导弹发 动机
TRJ60-30	法国 微型涡轮 发动机公司		5.93 4.64	1.58 1.04	12.12 8.08	5.53 5.58								59	343		阿帕奇反机 场型空地导 弹发动机
TRJ80	法国 微型涡轮 发动机公司		5.35 5.00	1.20 1.16	8.1	4.6							8.4	60	330	1 330	战术导弹发 动机

发动机 代号	国名 承包商	燃料	推力 kN 起飞 巡航	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气 流量 kg/s	总增压比	涵道比	涡轮进口 温度 °C	喷管排 气温度 °C	转速 r/min 高压 低压	工作 寿命 h	贮存期 y	推重比	干质量 kg	最大 直径 mm	总长 mm	用途
TRS18-056/ 076	法国 微型涡轮 发动机公司		0.98 1.13	1.295				746 746		45 000			3.12	37	306	600 600	“米索巴克”/ 奎宿九星靶 弹发动机
TFA66	法国 微型涡轮 发动机公司		3.45	0.93	6.7									85	350	1 000	战术巡航导 弹发动机
索莱克 4	以色列 贝特-舍梅西 发动机公司		3.6	1.25	5.5	5.8					13		6.12	60	330	1 014	“迦伯列 4”反 舰导弹主发 动机
威派尔	英国 罗尔斯·罗伊斯 公司		11.12	1.09	20			830					4.03	281	622	1 626	“金迪维克” 靶弹发动机
J33-A-37	美国 艾利逊公司	JP-4	20.45 17.35	1.16 1.14	39	4.4					10		2.6	826	1 320	2 692	“斗牛士”地 地巡航导弹 主发动机
J33-A-41	美国 艾利逊公司	JP-4	23.4 19.0	1.19 1.16	41	4.35		865	685	11 750			2.94	813	1 250	3 965	“马斯”陆射 巡航导弹主 发动机
J402-CA -400	美国 特里达因公司	JP-5	2.94 2.09	1.224 1.152	4.35	5.6		1 037	843	41 200 37 750	1		6.6	45.36	318	747.7	“捕鲸叉”空 舰导弹主发 动机
J402-CA -700	美国 特里达因公司	JP-4	2.847 2.68	1.29 1.226	4.31 4.24			965	840	40 400 39 600	15		5.6	52.16	317.5	753	“黄鲈鱼”靶 弹发动机
J402-CA -702	美国 特里达因公司		4.27 2.85	1.051	6.12	8.44		1 018		41 500	100		7.1	67.6	317.5	914	“MQM-107D” 靶弹发动机
CAE373-8	美国 特里达因公司	JP-5	4.133 2.85	1.068 1.048	6.26	8.7			749	41 500				62.6			“BQM-126”靶 弹发动机
柯-赖一次 使用发动机	美国 柯蒂斯-赖特 公司		10.23 7.12		8.98	4.0					0.25 1	5		170	354	1 118	低空超声速 导弹研究发 动机

发动机 代号	国名 承包商	燃料	推力 kN 起飞 巡航	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气 流量 kg/s	总增压比	涵道比	涡轮进口 温度 ℃	喷嘴排 气温度 ℃	转速 r/min 高压 低压	工作 寿命 h	贮存期 y	推重比	干质量 kg	最大 直径 mm	总长 mm	用途
ETJ1000	美国 航空研究公司		10.23 7.12		7.85	3.5					0.25 1	5		170	354	1 118	低空超声速 导弹研究发 动机
STJ442	美国 普莱特-惠特尼 公司		10.23 7.12		11.2	5.3		1 038			0.25 1	5		170	354	1 118	低空超声速 导弹研究发 动机
S/TM GEM JET	美国 桑德斯特朗 公司	JP-4	0.191	1.24	0.41	3.6		777		93 500	1	10			150		光纤制导导 弹研究发动 机
TJ-50	美国 桑德斯特朗 公司	JP-4 JP-5	0.224							100 000	0.5			2.72	101.6	228.6	反装甲导弹 研究发动机
Model 150	美国 艾利逊公司		2.08 66.7×10 ³	1.20 1.10	2.72	5.9		1 177					11.1	19.1	295	508	增程型“机 长”导弹验证 发动机
Model 120	美国 艾利逊公司	JP-10 JP-4 JP-5	1.218	1.20	1.55	5.87		1 177					12	10.44	203	406	远程光纤制 导导弹发动 机
J85-GE-7	美国 通用电气公司	JP-4	12.65 10.90	0.969	20	6.5		932	692	16 500			7	154	406	1 016	“鹞”空射 导弹发动机
WR2-6	美国 威廉斯 国际公司		0.5	1.275	1.0	4.1		971		60 000				14	274	566	CL-89 靶弹 发动机
WR24-6 WR24-7 WR24-8	美国 威廉斯 国际公司		0.54 0.80 1.00	1.274 1.220 1.220	1 1.36	4 5.3		955 971					3.93 4.08 4.43	14 20 23	274 305	490 635	“鹞”靶弹 发动机
J69-T-29	美国 特里达因公司	JP-4	7.56 6.12	1.12	12.7	5.3		871	718	22 000			5.0	155	568	1 138	“火蜂 1”靶 弹发动机
J69-T-406	美国 特里达因公司	JP-4	8.54	1.12		5.5				22 150			5.34	163	568	1 138	“火蜂 2”靶 弹发动机

发动机代号	国名 承包商	燃料	推力 kN 起飞 巡航	耗油率 kg/h/daN 起飞 巡航	空气 流量 kg/s	总增压比	涵道比	进口温度 ℃	喷管进口 温度 ℃	转速 r/min 高压 低压	工作 寿命 h	贮存期 y	推重比	干质量 kg	最大 直径 mm	总长 mm	用途
RD-500K	前苏联 米库林设计局	T-1	15.6							14 700	>5min (连续)			670 (总)			“幼蛙”岸舰导 弹主发动机

弹用冲压发动机参数

发动机代号	国名 承包商	推力 kN	比冲 m/s	工作时间 s	飞行速度 Ma	飞行高度 km	总质量 kg	燃室压力 MPa	燃料 流量 kg/s	空气 流量 kg/s	直径 mm	总长(从油 箱项算起) mm	用途
ASMP*	法国 国家航空航天 研究院和国营 火炸药公司			4/0.1/600~900	3.0~3.5 (高空) 2.0 (低空)	2.0 (高空) 0.06 (低空)		7~14/1			350/450	~3 350	“中程空地导 弹”发动机
ASLP*	法国 航空航天公司				≥3.0 (高空) ≥2.0 (低空)	20	>1 000				>450	3 700	“远程空地导 弹”发动机
阿修罗	法国 航空航天公司			4~5/0.1/600~1 000			885~900				350/450	~3 600	“常规远程空地 导弹”ASLP-C发 动机
RJ47	美国 柯蒂斯-赖特 公司	88.29									1 220	~8 000	“那伐鹤”巡航 导弹主发动机
ASALM* /PTU*	英国 马夸特公司		2 350/11 760	4~6/0.3~0.5/10~20	~2.3			8.96/0.69			508		“先进战略空射 导弹”/“推进技 术验证飞行器” 发动机
S40mm冲 压发动机	中国 海鹰机电技术 研究院	33.3	10 800	300	1.5~1.8/1.8/2.0±0.05	0.3~ 0.5	<180				540	3 800	C301 反舰导 弹主发动机

附表1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推力 助推/冲压 kN	比冲 助推/冲压 m/s	工作时间 助推/转换/冲压 s	飞行速度 助推/转换/冲压 Ma	飞行 高度 km	总质量 kg	燃室压力 助推/冲压 MPa	燃料 流量 kg/s	空气 流量 kg/s	直径 燃室/进气道 mm	总长(从油 箱项算起) mm	用途
400mm 冲压发动机	中国 海鹰机电技术 研究院	17.8 ~ 20.5	10 980	120	1.8~2.0/1.8/2.04±0.04	0.5	75				400	2 600	C101 反舰导弹 主发动机
靶 6 冲压发动机	中国 海鹰机电技术 研究院		~ 12 800	228	2.2(启动) 2.5(巡航)	18 ~ 20	145				540	4 200	靶 6 靶弹主发 动机
SE-4200*	法国 南方航空公司				0.9		300					3 050	SE4200 地 地 巡 航导弹发动机
斯塔塔尔 泰克斯*	法国 宇航研究院	2	9 810	< 60			297				372	~ 6 000	“斯塔塔尔泰克 斯”巡航导弹发 动机
ST450*	法国 北方航空公司						250				450	4 700	ST450 地空导弹 主发动机
织女星-2*	法国 北方航空公司	6.18									645	6 000	“织女星”地空 导弹主发动机
ASSM*	法国 宇航研究院 航空航天公司 火炸药公司	15	~ 9 810	120	2.1		650		1.5		400	700 ~ 800	“先进舰舰导 弹”发动机
ASSM2*	法国 宇航研究院 航空航天公司 火炸药公司	8 ~ 30	9 810	120	2.1 ~ 2.3		650		0.8 ~ 3.0		400	5 600	“先进舰舰导 弹 2”发动机
ANS*	法国 航空航天公司	8 ~ 30	> 12 000	> 200			~ 500				350/450	~ 3 500	“超声速反舰导 弹”发动机
ASMP*-C	法国 航空航天公司			4 ~ 5/0.1/600 ~ 1000			850 ~ 1 000				350/450	~ 3 600	“常规中程空地 导弹”发动机
ASSM*	德国 波恩化学公司	15(定流量) 8 ~ 30 (可调流量)	12 000	4 / > 120			820				350/460	~ 3 600	“先进舰对舰导 弹”发动机

发动机 代号	国名 承包商	推力 助推/冲压 kN	比冲 助推/冲压 m/s	工作时间 助推/转换/冲压 s	飞行速度 助推/转换/冲压 Ma	飞行 高度 km	总质量 kg	燃室压力 助推/冲压 MPa	燃料 流量 kg/s	空气 流量 kg/s	直径 燃室/进气道 mm	总长(从油 箱项算起) mm	用途
ANS*	德国 MBB公司	~40/19.9	10 000~11 000	4.5/ / > 100			850				350	3 200	“起声速反舰导 弹”发动机
ANL*	德国 波恩化学公司						200				230	3 200	“轻型反舰导 弹”发动机
迪内尔	南非 迪内尔公司		5 390~5 684		2.3(飞行) 1.8(接力)				0.24~ 0.57	2.7~ 4.9			“索姆切姆”中 远程导弹研究 发动机
RR2	瑞典 沃尔沃特航空 发动机公司	> 12	> 12 400				43				265	1 600	“罗伯特 322”地 空导弹发动机
RRX ₁	瑞典 沃尔沃特航空 发动机公司				2.0~5.0		59				190	1 400	地空导弹研究 发动机
RRX5E	瑞典 沃尔沃特航空 发动机公司	10	~ 9 500	3/ / ~ 120	1.8		458				450	2 850	反舰导弹发动 机
MA210 MA212	美国 马夸特公司	2.94 6.05				~ 9.14 ~ 18.3	31.75 35.2			381 381	2 070 2 134		靶弹低成本发 动机
MA194 -XAA/ MA194	美国 马夸特公司	3.34(亚燃) 1.20(超燃)	29 400(亚燃) 17 600(超燃)		/4/6							2 790	双模态超燃冲 压发动机
RD-085	前苏联 670 试验设计局				2.3~2.5		1 508				850	7 000	“加涅夫”地空 导弹主发动机
SA-6*	前苏联 中央航空 发动机研究院	12~15/ 68.5~132.3	4 910~5 980	2.6~5/ /20~25	2.2/1.5/		550	3.43			335	2 150 (助推器) 3 200 (冲压)	“根弗”地空导 弹发动机
AS-17*	前苏联 索尼兹·图拉 伊沃机械 设计局										360/590	3 140	“氮”反舰导弹 发动机

发动机 代号	国 名 承 包 商	推 力 助推/冲压 kN	比冲 助推/冲压 m/s	工作时间 助推/转换/冲压 s	飞行速度 助推/转换/冲压 Ma	飞行 高度 km	总质量 kg	燃室压力 助推/冲压 MPa	燃 料 流 量 kg/s	空 气 流 量 kg/s	直 径 燃室/进气道 mm	总长(从油 箱项算起) mm	用 途
宝石*	俄罗斯 火焰发动机 设计局	40	> 14 000		2.0~3.5		200				800	9 350	“宝石”反舰导 弹发动机
RRX5P	瑞典 沃尔沃特 航空公司	4.5	10 900		3.5		128				300	1 500	空空导弹发动 机
卓尔 BT-1	英国 罗尔斯·罗 伊斯公司	22.2~26.7	> 14 000		3.0/1.3~1.5/2.0~2.5				5.67		406	2 540	“警犬”MK1 地 空导弹主发动 机
卓尔 BT-2	英国 罗尔斯·罗 伊斯公司	89	> 14 000		3.0/1.5/2.0~2.6						406	2 639	“警犬”MK2 地 空导弹主发动 机
奥丁 MK801	英国 罗尔斯·罗 伊斯公司	13.5		2.5/ /	2.2 (接力)				1.51		396	3 350	“海标枪”舰空 导弹主发动机
RJ43- MA-3	美国 马夸特公司	44.45~53.34	16 000	340~410	2.5~3.0		238			41	211	4 360	“波马克 A”地空 导弹主发动机
RJ43- MA-11	美国 马夸特公司	62.33	> 18 000	560~635	3.5~4.0		243			41	711.2	4 360	“波马克 B”地空 导弹主发动机
18"RR	美国 本迪克斯 航空公司	17.6	18 000~20 000	130~150	2.5~3.0		230				457.2	6 400	“黄铜骑士”舰 空导弹主发动 机
MR215XAC	美国 马夸特公司	~4.4			0.6~2.2				0.86~ 7.2		571.5		“火把”反舰靶 弹发动机
空射小 体积冲压 发动机	美国 联合技术 公司			4~6/0.3~0.5/150~200	2.3~2.6			10.2~14.7/0.69	0.454		381	2 540	“空射超声速技 术导弹”发动机
通用 军械冲压 发动机	美国 麦道公司			~6/ / ~40			~340				305	2 200	空地导弹发动 机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推 力 助推/冲压 kN	比冲 助推/冲压 m/s	工作时间 助推/转换/冲压 s	飞行速度 助推/转换/冲压 Ma	飞行 高度 km	总质量 kg	燃室压力 助推/冲压 MPa	燃料 流量 kg/s	空气 流量 kg/s	直 径 燃室/进气道 mm	总长(从油 箱项算起) mm	用 途
WPU-6/B	美 国 休斯公司		< 14 000		~ 4		70.3				178		改型先进中距空 空导弹发动机
AAAM*	美 国 休斯/雷锡 恩公司	> 60(助推)		4~5/<0.5/>360	≥ 3.0						380	2 400	先进空空导 弹 发动机
SLAT*	美 国 马夸特公司、 锡奥科尔公司	9	2 350/11 770	6/ /120~200	2.5~3.2			6.9~13.7/0.69			540	1 600	超声速低空靶 弹发动机

特种火箭发动机主要性能 - 结构参数表

电火箭发动机参数

发动机 代号	国 名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作 寿命 h	开关循 环次数	输入 功率 W	束 直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂 流 量 mg/s	电源质量 本体系统质量 总质量 kg	效率 %	发动机 率	电流 A	电压 V	每次 放电 能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲 $\text{N}\cdot\text{s}$	入口 压力 MPa	喷咀 扩张比	放电重 复率 次/s	用 途
LF-8 离子发动机	中 国 空间技术研究院 兰州物理研究所	5	27 440	10 000	10 000	240	80	400	Hg		28(总)											地球同步卫星 姿控发动机
LF-9 离子发动机	中 国 空间技术研究院 兰州物理研究所	10~15	29 400	10 000	10 000	400~450	90		Xe		2.2(本)											地球同步卫 星姿控发动 机
MDT-2A 等离子体 发动机	中 国 中科院空间中心 电推进实验室		2 744			5			聚四氟 乙烯		2.75(系)	2				4	63.7				1	地球同步卫 星姿控发动 机
ATOS-02 电热发动机	德 国 斯图加特大学 空间研究所	114	4 704	1 010	1 010	748			氨	24	2.0(电) 0.48(本) 5.0(系)	36.2										AMSAT-P3-D 无线电卫星同 步转移轨道轨 控发动机
MARC-4 电热发动机	德 国 斯图加特大学 空间研究所		11 760			10 000			H ₂			38								500		实验室样机
HIPARC-R 电热发动机	德 国 斯图加特大学 空间研究所		19 208			115 000			H ₂	143 000		29								225		供空间站核电站 100KW级的电 力负载的发动机
RIT-10 离子发动机	德 国 吉森大学与 MBB公司	15	34 300	8 000	4 000	552	100	124	Xe		15(总)											TVSATD3 信卫星位置 保持发动机
RIT-15 离子发动机	德 国 吉森大学	50	42 140	8 000	4 000	1 750	150	145	Xe	1.17	3.5(本)	62.3										地球同步卫 星姿控发动 机实验样机

发动机 代号	国名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作 寿命 h	开关循 环次数	输入 功率 W	束 直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂 流量 mg/s	电源质量 kg	效率 %	电流 A	电压 V	每次 放电 能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲 N·s	入口 压力 MPa	喷咀 扩张比	放电重 复率 次/s	用途
RIT-35 离子发动机	德国 吉森大学 MBB公司	340	46 000	10 000	4 000	10 900	350	160	Xe		9(本)		>4	2 500~ 4 000							星际飞行轨道 转移发动机
ESA-XX 离子发动机	德、英、意 慕尼黑 DASA 公司	200	44 100	8 000		6 200	250	260	Xe	4	10(本)	80	1	2 500							通信卫星姿控和 行星际探测器主 推进发动机
SPT-100 等离子体 发动机	美、俄 国际空间 技术公司	83	15 680	5 000	6 000	1 350			Xe	5.3	3.5(本)	48					1×10^6	0.26			国际通信卫星 FA 位置保持发 动机
RHETT 等离 子体发动机	美、俄 美空间电源公司, 俄克尔达斯 研究中心	83	15 974		3 000	1 350		320	Xe	5	20(系)	52	4.5	300			1×10^6				商用和军用卫 星位置保持发 动机
DIVA 电热发动机	意大利 空间中心	140	4 410			1 000			肼	30			10	100							欧洲航天局尤 里卡3平台位 置保持发动机
RMT 离子发动机	意大利 普若也尔公司	5	29 400	1 200		240	75	130	Xe		10.8(总)										重力测量探测 器辅助推进发 动机和全球通 信小卫星在轨 推进发动机
RAT-6 电热发动机	日本 大阪大学和 三菱重工公司		4 900			1 000			$\text{N}_2 + 2\text{H}_2$												同步卫星位置 保持发动机
EIS-3* 离子发动机	日本 国家宇航实验室和 电子技术实验室	1.73	22 320	100	100	61	50	270	Hg		27(总)										“工程试验卫星 3”地球同步轨 道位置保持发 动机

图 1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国 名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作 寿命 h	开关循 环次数	输入 功率 W	束 直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂 流量 mg/s	电源质量 本体质量 系统质量 总质量 kg	发动机 效率 %	电流 A	电压 V	每次 放电 能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲 $\text{N}\cdot\text{s}$	入口 压力 MPa	喷咀 扩张比	放电重 复率 次/s	用 途
ETS-6* 离子发动机	日 本 国家空间发展局、 国家宇航实验室、 三菱公司、 东芝公司	22	22 320	6 700	4 000	712	120	100	Xe		131(总)										“工程试验卫星 6”位置保持发 动机
SIT-35 离子发动机	日 本 国家宇航实验室、 东芝公司	150	34 300			3 310	350	290	Xe		11.5(本)										SIT-35 轨道转 移主推进发动 机
Y-2 离子发动机	日 本 空间科学研究所	3~5	27 440 ~ 31 360		10 000		300	120		Xe	360(总)										MUSES-C 航天 器行星际航行 发动机
ETS-4* 等离子体 发动机	日 本 宇宙科学研究所与 电气技术实验室		2 940			20			聚四氟 乙烯		21.0(总)			1 500	2.25	29.4					“工程试验卫星 4”轨道飞行试 验发动机
MS-T4* 等离子体 发动机	日 本 宇宙科学研究所与 三菱重工		24 500			15			氨			22			200	700					“工程卫星 MS- T4”飞行试验发 动机
A5		120		7 000		2 000				3~6				250~ 450							
SFU* 等离子体 发动机	日 本 宇宙科学 研究所	12.9	5 880	72 (试验)	40 000	430			肼		41(总)										“多用途空间飞行 平台-SFU”航天 飞行试验发动机
T ₅ 离子发动机	英 国 皇家飞机公司 古尔亥姆实验室	25	32 630	5 000	2 000	760	100	178	Xe												“黄玉”核电 源 实验卫星轨控 发动机
UK-10 离子发动机	英 国 MMS公司	18	33 960	5 000	2 000	590	100	178	Xe												ARTEMIS 通信 卫星位置保持 发动机
UK-25 离子发动机	英 国 皇家航空局	212	34 300	1 000	2 000	5 400	250		Xe				50								“阿尔法”国际航 天站极轨平台轨 道升降发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作 寿命 h	开关循 环次数	输入 功率 W	束 直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂 流量 mg/s	电源质量 kg	效率 %	电流 A	电压 V	每次 放电 能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲 $\text{N}\cdot\text{s}$	入口 压力 MPa	喷咀 扩张比	放电重 复率 次/s	用途
Vela 卫星 用电热 发动机	美国 特雷伍德 系统公司	85	940~980 (稳态) 124~135 (脉冲) 686 (加热器不工作)			28~35 (加热器稳态) 15~20 (加热器脉冲) 16~19 (无加热器脉冲)			氮+氟	90.8 (稳态) 68.1 (脉冲)	0.5(本)		20.5 ± 1.5				3288.6 (加热器 工作) 224 (加热器 不工作)	0.36	67		“维拉”卫星自 旋控制速度 修正发动机
ATS-4 电热发动机	美国	0.178 ~ 0.222	1225 ~ 1323			11			氮		0.063(本) 7.27(系)						1780				“应用技术卫 星4”同步轨 道位置保持 发动机
HIPEHT 电热发动机	美国 特雷伍德国防 与空间系统组	89~ 312	3136	100 (稳态)		12(点 火时)			肼									0.7~ 2.1			“国际通信卫 星5”同步轨 道位置保持 发动机
MR-501 电热发动机	美国 奥林宇航公司	178~ 334	2744 ~ 2979	389	5×10^5 (脉冲)	330~500 (加热器) 9 (阀门)			肼	127 ~60	0.87(本)			25~27.5 (加热器) 25~35.5 (其它操作)			31150	2.4~ 0.66 (箱压)			“GSTAR”与“天 网”卫星同步轨 道位置保持发 动机
MR-508 电热发动机	美国 奥林宇航公司与 通用电气公司	182~ 210	4920	>800	>900	1800			肼		5.49(系)						65415 $\times 10^4$	1.44 ~ 1.89 (箱压)			“电信4”三轴稳 定同步卫星位 置保持发动机
26KW 电热发动机	美国 奥林宇航公司	2230	7840			26000			氮	240		27.2									“阿戈斯-ARGOS” 地球观测卫星 轨道转移发动 机
SERT-2* 卫星离子 发动机	美国 刘易斯研究 中心	27.6	44600	10000	300	980	150	129	Hg		16.56	85									“空间电火箭试 验卫星2”发动 机
ATS-6* 离子发动机	美国 电子光学 系统公司	4.45	24500	4400		150	80		Cs		16(总)										“应用技术卫星 6”用位置保持 发动机

型号1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机 代号	国名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作 寿命 h	开关循 环次数	输入 功率 W	束 直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂 流量 mg/s	电源质量 本体系统 总质量 kg	质量效率 % 发动机	电流 A	电压 V	每次 放电 能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲 $\text{N}\cdot\text{s}$	入口 压力 MPa	喷咀 扩张比	放电重 复率 次/s	用途
EM-8 离子发动机	美国 休斯研究室	5	27 440	20 000	5 200	160	80	78.5	Hg		16.8(总)	56									地球同步通 信卫星位置 保持发动机
900 系列 离子发动机	美国 刘易斯研究 中心	135	29 400	15 000		3 000	300		Hg		8.2(本)	76									“太阳电推进”计划轨道及 转移, 运输空间 行星际飞行主 推进发动机
J ₃ 离子发动机	美国 刘易斯研究中心, 休斯公司	175	29 400	15 000		5 000	300	400	Hg		10.7(本)										“太阳电推进” 计划行星际探 索轨道转移和 轨道运输飞行 主推进发动机
SEPS 离子发动机	美国 刘易斯研究中心, 休斯公司	200	37 240	10 000		5 000	300	400	Xe		8.9(总)										“太阳电推进” 计划大型近地 空间系统(ISS) 主推进发动机
XIPS-13 离子发动机	美国 休斯公司	18	29 400	10 000		560	130	245	Xe												通信卫星位置 保持或其它辅 助推进发动机
XIPS-25 离子发动机	美国 休斯公司	64	29 400	10 000	3 850	1 400	250		Xe												“国际通信卫 星6”南北位置 保持发动机
LFS-6* 等离子体 发动机	美国 费耳柴尔德希洛 公司和林肯实验室	0.0178	3 057.6	8 900	1.2×10^7				聚四氟 乙烯		1.4(系)	0.7			1.85	26.7	320			0.16	“林肯实验通 信卫星6”东 西位置保持 发动机
LFS-8/9* 等离子体 发动机	美国 林肯实验室	0.307 ~ 1.840	9 800		1.87×10^7	25 ~ 125			聚四氟 乙烯		6.6(系)	6.6			20	307	11 800			1 ~ 6	三轴稳定同 步通信卫星 入轨, 位保和 姿控发动机

附录1

世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表

发动机代号	国名 承包商	推力 mN	比冲 m/s	工作寿命 h	开关循环次数	输入功率 W	束直径 mm	长度 mm	推进剂	推进剂流量 mg/s	电源质量 kg	效率 %	电流 A	电压 V	每次放电能量 J	元冲量 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$	总冲量 $\text{N}\cdot\text{s}$	入口压力 MPa	喷咀扩张比	放电频率 次/s	用途
毫牛等质子体发动机	美国 空军火箭推进实验室	4.45	19 600	1.4×10^7		150			聚四氟乙烯		25(系)	25			750	22 300	16 500			0.16	同步卫星南北位置保持发动机
间接电热发动机	前苏联 俄罗斯法克尔设计局	20~50	2 500			80~200			氨												间接加热式电阻加热发动机
ДЭН-15 电热发动机	前苏联 电机研究所	50~300	2 900			100~450			氨		0.49(系)						500 000				“流星3”、“资源”、“GOMS”等系列卫星的轨道修正发动机
俄罗俄电弧加热发动机	前苏联 俄罗斯热加工研究所	170~200	4 500~5 200			790~870			氨	33~42	0.26(本)		8~9.8	72~80							电阻加热与电弧加热复合组成的发动机
SPT-5 离子发动机	俄罗斯 凯尔第什研究中心, 莫斯科航空研究所	2	28 420			60	50	60	Xe		1.5(本)	60									低轨道全球通信小卫星轨道校正发动机
SPT-70 等质子体发动机	前苏联 原子能研究所	40	14 798	3 000		650	70		Xe			50					4.3×10^5				通信卫星定位和东西位置保持发动机

核火箭发动机的参数

发动机 代号	国 名 承包商	推 力		推 进 剂 流 量		比 冲		推 力 室 压 力		推 力 室 温 度		喷 管 扩 张 比		推 进 时 间		输 出 电 功 率		结 构 质量	推 进 剂	液 氢 质量	直 径	长 度		用 途
		连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作	连续 工作	脉冲 工作					发 射 时 入 轨 后	m	
		N	g/s	m/s	MPa	K	h	kW	kg	kg	m													
NEBA-3	美 国 空军非利浦 实验室	91.1	926	11	110	8 270	8 400	2.07	2.07	2 542	2 610	100:1	100:1	300	30	10	10	1 591	氢	3 759	4.19	15.21	22.87	拟作阿特拉斯-2AS 运载 火箭上面级供推力与发 电双模式应用的核发动 机

太阳能火箭发动机参数

发动机 代 号	国 名 承 包 商	推 力 N	比 冲 m/s	设计工 作时间 d	累计喷 射时间 s	系统 总质量 kg	推进剂	液氢 流量 kg/s	输入辐 射功率 kW	输入 电功率 W	聚焦反射 镜直径 m	用 途
SPTS	美 国 洛克韦尔 国际公司	8.9	9 100	14.4	1 260	141	液氢	0.003	104	300	8.5	冥王星快速飞越太阳系探测器发动机

附录 2 常见单位换算表

常见的法定单位和非法定单位及其换算关系表

量		法定单位			非法定单位		
名称	符号	名称	符号	常用倍数单位	名称	符号	与 SI 单位的换算系数
长度	$l, (L)$	米	m	km	埃 [†]	Å	10^{-10}m^*
		海里	n mile	cm	天文单位 [†]	A	$1.495\,978\,70 \times 10^{11} \text{m}$
				mm	秒差距 [†]	pc	$3.085\,7 \times 10^{16} \text{m}$
				μm	英里	mi	$1\,609.344 \text{m}^*$
				nm	英尺	ft	$0.304\,8 \text{m}^*$
				pm	英寸	in	$2.54 \times 10^{-2} \text{m}^*$
				fm	光年	l.y.	$9.460\,53 \times 10^{15} \text{m}$
					费密	fermi	10^{-15}m^*
					码	yd	$0.914\,4 \text{m}^*$
					里		500m^*
					丈		3.3m^*
					尺		0.3m^*
					寸		0.03m^*
面积	$A, (S)$	平方米	m^2	km^2	公亩 ⁺	a	100m^2^*
		公顷	hm^2	dm^2	公顷 ⁺	ha	10^4m^2^*
				cm^2	靶恩 ⁺	b	10^{-28}m^2^*
				mm^2	平方英里	mile^2	$2.589\,99 \times 10^6 \text{m}^2$
					平方英尺	ft^2	$9.290\,30 \times 10^{-2} \text{m}^2$
					平方英寸	in^2	$6.451\,6 \times 10^{-4} \text{m}^2^*$
					英亩	acre	$4.046\,86 \times 10^{-3} \text{m}^2$
					市亩		666.6m^2^*
					市分		66.6m^2^*
					市厘		6.6m^2^*
体积, 容积	V	立方米	m^3	dm^3	立方英尺	ft^3	$28.316\,8 \times 10^{-3} \text{m}^3$
		升	L, (l)	cm^3	立方英寸	in^3	$1.638\,71 \times 10^{-5} \text{m}^3$
				mm^3	英加仑	UKgal	$4.546\,09 \times 10^{-3} \text{m}^3$
					美加仑	USgal	$3.785\,41 \times 10^{-3} \text{m}^3$
					英蒲式耳		$3.636\,87 \times 10^{-2} \text{m}^3$
					美蒲式耳		$3.523\,91 \times 10^{-2} \text{m}^3$
					英品脱	UKpt	$0.568\,261 \times 10^{-3} \text{m}^3$
					英夸脱	UKqt	$1.136\,52 \times 10^{-3} \text{m}^3$
						λ	$10^{-9} \text{m}^3 (1 \mu\text{L})$

† 可与 SI 暂时并用的非 SI 单位；* 为准确值；下同。

表中虚线上方为 SI 单位，下方为属我国法定单位的非 SI 单位。

续表

量		法 定 单 位			非 法 定 单 位		
名 称	符 号	名 称	符 号	常用倍数单位	名 称	符 号	与 SI 单位的换算系数
[平面]角 ¹⁾	$\alpha, \beta, \gamma, \theta, \varphi$, 等	弧度	rad	mrاد	冈 [†]	$^{\circ}, \text{gon}$	$1.570\,80 \times 10^{-2} \text{rad}$
		度	($^{\circ}$)	μrad	直角	L	1.570 80rad
		[角]分	(')		平角		3.141 59rad
		[角]秒	(")				
立体角	Ω	球面度	sr		平方度	($^{\circ}$) ² , □ $^{\circ}$	$3.046\,17 \times 10^{-4} \text{sr}$
					平方分	(')2, □'	$8.461\,59 \times 10^{-8} \text{sr}$
					平方秒	(") ² , □"	$2.350\,44 \times 10^{-11} \text{sr}$
					平方冈	gon ² , ($^{\circ}$) ² , □ $^{\circ}$	$2.467\,40 \times 10^{-4} \text{sr}$
时间	t	秒	s	ks	年 ²⁾	a	$3.153\,6 \times 10^7 \text{s}^* (365\text{d})$
		天(日)	d	ms	月 ²⁾		$2\,419\,200 \text{s}^* (28\text{d})$
				μs			$2\,505\,600 \text{s}^* (29\text{d})$
		[小]时	h	ns			$2\,592\,000 \text{s}^* (30\text{d})$
		分	min				$2\,678\,400 \text{s}^* (31\text{d})$
					周 ²⁾ (星期)		$604\,800 \text{s}^* (7\text{d})$
					闰年		$3.162\,24 \times 10^7 \text{s}^* (366\text{d})$
					恒星年		$3.155\,815\,0 \times 10^7 \text{s}$
角速度	ω	弧度每秒	rad/s		冈每秒	gon/s	$1.570\,80 \times 10^{-2} \text{rad/s}$
		度每秒	($^{\circ}$)/s		冈每分	gon/min	$2.617\,99 \times 10^{-4} \text{rad/s}$
		度每分	($^{\circ}$)/min				
		弧度每分	rad/min				
		[角]分每分	(')/min				
		[角]秒每分	(")/min				
速度	u, v, w, c	米每秒	m/s		英尺每秒	ft/s	$0.304\,8 \text{m/s}^*$
		节	kn		英节		$0.514\,773 \text{m/s}$
加速度	a	米每二次方秒	m/s ²		伽 [†]	Gal	$10^{-2} \text{m/s}^2^* (\text{仅用于重力加速度})$
					标准重力加速度 [†]	gn	$9.806\,65 \text{m/s}^2^*$
					毫伽 [†]	mGal	10^{-5}m/s^2^*
频率	$f, (\nu)$	赫兹	Hz	THz			
				GHz			
				MHz			
				kHz			

1)[]中的字可以省去,下同。

2)年、月、周可以与法定单位并用。

续表

量		法 定 单 位			非 法 定 单 位		
名 称	符 号	名 称	符 号	常用倍数单位	名 称	符 号	与 SI 单位的换算系数
转速, 旋转频率	n	每秒	s^{-1}		转每分	rpm	
		转每分	r/min				
		转每秒	r/s				
		转每小时	r/h				
质量	m	千克	kg	Mg	[米制]克拉	car	$2 \times 10^{-4} \text{kg}^*$
		吨	t	g	格令	gr	$6.479\,891 \times 10^{-5} \text{kg}$
		原子质量单位	u	mg	盎司	oz	$2.834\,95 \times 10^{-2} \text{kg}$
				μg	英吨	ton	1 016.05kg
					磅	lb	$0.453\,592\,37 \text{kg}^*$
					夸特	qr	12.700 6kg
					英担	cwt	50.802 3kg
					伽马	γ	10^{-9}kg
					[市]斤		0.5kg^*
					[市]两		0.05kg^*
					[市]钱		$0.5 \times 10^{-2} \text{kg}^*$
					[市]分		$0.5 \times 10^{-3} \text{kg}^*$
密度 B 的质量浓度	ρ ρ_B	千克每立方米	kg/m^3	Mg/m^3	格令每立方英尺	gr/ft^3	$2.288\,35 \times 10^{-3} \text{kg}/\text{m}^3$
		吨每立方米	t/m^3	kg/dm^3	盎司每立方英尺	oz/ft^3	$1.001\,15 \text{kg}/\text{m}^3$
		千克每升	kg/L	g/cm^3	磅每立方英尺	lb/ft^3	$16.018\,5 \text{kg}/\text{m}^3$
比容 (比体积)	v	立方米每千克	m^3/kg		立方英尺每磅	ft^3/lb	$6.242\,80 \text{m}^3/\text{kg}$
		升每千克	L/kg		立方英尺每英吨	ft^3/ton	$2.786\,96 \times 10^{-5} \text{m}^3/\text{kg}$
					立方英寸每磅	in^3/lb	$3.612\,73 \times 10^{-5} \text{m}^3/\text{kg}$
线密度	ρ_l	千克每米	kg/m	mg/m	旦尼尔		$0.111\,111 \times 10^{-6} \text{kg}/\text{m}$
		特[克斯]	tex		磅每英尺	lb/ft	1.488 16kg/m
					[市]斤每[市]尺		$1.50 \text{kg}/\text{m}^*$
面密度	$\rho_A, (\rho_s)$	千克每平方米	kg/m^2		磅每平方英尺	lb/ft^2	$4.882\,43 \text{kg}/\text{m}^2$
					盎司每平方英尺	oz/ft^2	$0.305\,152 \text{kg}/\text{m}^2$
					[市]斤每[市]亩		$7.5 \times 10^{-4} \text{kg}/\text{m}^2^*$
动量	p	千克米每秒	$\text{kg} \cdot \text{m}/\text{s}$		达因秒	$\text{dyn} \cdot \text{s}$	$10^{-5} \text{kg} \cdot \text{m}/\text{s}^*$
					千克力秒	$\text{kgf} \cdot \text{s}$	$9.806\,65 \text{kg} \cdot \text{m}/\text{s}^*$
					磅英尺每秒	$\text{lb} \cdot \text{ft}/\text{s}$	$0.138\,255 \text{kg} \cdot \text{m}/\text{s}$
动量矩, 角动量矩, 角动量	L	千克二次方米每秒	$\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$		达因厘米秒	$\text{dyn} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}$	$10^{-7} \text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}^*$
					千克力米秒	$\text{kgf} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$	$9.806\,65 \text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}^*$
					磅二次方英尺每秒	$\text{lb} \cdot \text{ft}^2/\text{s}$	$4.214\,01 \times 10^{-2} \text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$

续表

量		法 定 单 位			非 法 定 单 位		
名 称	符 号	名 称	符 号	常用倍数单位	名 称	符 号	与 SI 单位的换算系数
转动惯量	$I, (J)$	千克二次方米	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$		千克力米二次方秒	$\text{kgf} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$	$9.806\,65 \text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$
					磅二次方英尺	$\text{lb} \cdot \text{ft}^2$	$4.214\,01 \times 10^{-2} \text{kg} \cdot \text{m}^2$
					磅二次方英寸	$\text{lb} \cdot \text{in}^2$	$2.926\,40 \times 10^{-4} \text{kg} \cdot \text{m}^2$
力 重力	F $W, (P, G)$	牛[顿]	N	MN	达因	dyn	10^{-5}N
				kN	千克力	kgf	$9.806\,65 \text{N}$
				mN	磅力	lbf	$4.448\,22 \text{N}$
				μN	吨力	tf	$9.806\,65 \times 10^3 \text{N}$
力矩 转矩, 力偶矩	M T	牛[顿]米	$\text{N} \cdot \text{m}$	$\text{MN} \cdot \text{m}$	达因厘米	$\text{dyn} \cdot \text{cm}$	$10^{-7} \text{N} \cdot \text{m}$
				$\text{kN} \cdot \text{m}$	千克力米	$\text{kgf} \cdot \text{m}$	$9.806\,65 \text{N} \cdot \text{m}$
				$\text{mN} \cdot \text{m}$	磅力英尺	$\text{lbf} \cdot \text{ft}$	$1.355\,82 \text{N} \cdot \text{m}$
				$\mu\text{N} \cdot \text{m}$	英吨力英尺	$\text{tonf} \cdot \text{ft}$	$3.037\,03 \times 10^3 \text{N} \cdot \text{m}$
压力,压强 正应力 切应力 (剪应力)	ρ σ τ	帕[斯卡]	Pa	GPa	标准大气压 [†]	atm	$1.013\,25 \times 10^5 \text{Pa}$
				MPa	工程大气压	at	$9.806\,65 \times 10^4 \text{Pa}$
				kPa	巴 [†]	bar	10^5Pa
				mPa	千克力每平方米	kgf/cm^2	$9.806\,65 \times 10^4 \text{Pa}$
				μPa	毫米汞柱	mmHg	133.322Pa
					毫米水柱	mmH ₂ O	9.806 65Pa
					托	Torr	133.322Pa
					吨力每平方米	tf/m^2	$9.806\,65 \times 10^3 \text{Pa}$
					千克力每平方米	kgf/m^2	$9.806\,65 \text{Pa}$
[截面]惯性矩	$I_a, (I)$	四次方米	m^4		四次方英尺	ft^4	$0.863\,097 \times 10^{-2} \text{m}^4$
					四次方英寸	in^4	$4.162\,31 \times 10^{-7} \text{m}^4$
[截面]极惯性矩	I_p				四次方[市]尺		$1.234\,57 \times 10^{-2} \text{m}^4$
截面系数	W, Z	三次方米	m^3		三次方英尺	ft^3	$2.831\,68 \times 10^{-2} \text{m}^3$
					三次方英寸	in^3	$1.638\,71 \times 10^{-5} \text{m}^3$
					三次方[市]尺		$3.703\,70 \times 10^{-2} \text{m}^3$
[动力]粘度	$\eta(\mu)$	帕[斯卡]秒	$\text{Pa} \cdot \text{s}$	$\text{mPa} \cdot \text{s}$	千克力秒每平方米	$\text{kgf} \cdot \text{s}/\text{m}^2$	$9.806\,65 \text{Pa} \cdot \text{s}$
					泊 [†]	P	$0.1 \text{Pa} \cdot \text{s}$
					厘泊 [†]	cP	$1 \text{mPa} \cdot \text{s}$
运动粘度	ν	二次方 米每秒	m^2/s	mm^2/s	斯[托克斯] [†]	St	$10^{-4} \text{m}^2/\text{s}$
					厘斯[托克斯] [†]	cSt	$10^{-8} \text{m}^2/\text{s}$
表面张力	γ, σ	牛[顿]每米	N/m		达因每米	dyn/m	$10^{-5} \text{N}/\text{m}$
					千克力每米	kgf/m	$9.806\,65 \text{N}/\text{m}$
					磅力每英尺	lbf/ft	14.593 9N/m
					达因每厘米	dyn/cm	$10^{-3} \text{N}/\text{m}$

续表

量		法定单位			非法定单位		
名称	符号	名称	符号	常用倍数单位	名称	符号	与 SI 单位的换算系数
功 能[量] 势能,位能 动能 热,热量 电能[量]	$W, (A)$	焦耳	J	EJ	国际热蒸汽卡	cal	$4.1868 J^*$
	$E, (W)$	电子伏 ¹⁾	eV	PJ	千卡,大卡	kcal	$4.1868 \times 10^3 J^*$
	$E_p, (V)$	瓦[特]时 ²⁾	W·h	TJ	尔格	erg	$10^{-7} J^*$
	$E_k, (T)$			GJ	哈特里		$4.35975 \times 10^{-18} J$
	Q			MJ	[米制]马力小时		$2.64779 \times 10^6 J$
	W			kJ	千克力米	kgf·m	$9.80665 J^*$
				mJ	克力厘米	gf·m	$9.80665 \times 10^{-5} J^*$
				keV	升标准大气压	L·atm	$101.325 J^*$
				MeV	立方米标准大气压	m ³ ·atm	$1.01325 \times 10^5 J^*$
				kW·h	英尺磅力	ft·lbf	$1.35582 J$
功率	P			MW·h	英尺英吨力	ft·tonf	$3.03703 J$
				GW·h			
		瓦[特]	W	TW	千克力米每秒	kgf·m/s	$9.80665 W^*$
				GW	[米制]马力		$735.499 W$
				MW	卡每秒	cal/s	$4.1868 W^*$
				kW	千卡每小时	kcal/h	$1.163 W^*$
				mW	尔格每秒	erg/s	$10^{-8} W$
				μW	英尺磅力每分	ft·lbf/min	$22.5970 \times 10^{-3} W$
				nW	英马力	hp	$745.700 W$
					乏 ³⁾	var	$1 W^*$
质量流量	q_m	千克每秒	kg/s		磅每秒	lb/s	$0.453592 kg/s$
		千克每天	kg/d		磅每小时	lb/h	$1.25998 kg/s$
		千克每小时	kg/h		英吨每小时	ton/h	$0.282235 kg/s$
		千克每分	kg/min				
		吨每天	t/d				
		吨每小时	t/h				
		吨每分	t/min				
体积流量	q_v	立方米每秒	m ³ /s		立方英尺每小时	ft ³ /h	$7.86579 \times 10^{-6} m^3/s$
		立方米每天	m ³ /d		英加仑每天	UKgal/d	$5.26168 \times 10^{-6} m^3/s$
		立方米每时	m ³ /h		立方英尺每秒	ft ³ /s	$2.83168 \times 10^{-2} m^3/s$
		立方米每分	m ³ /min				
		升每天	L/d				
		升每小时	L/h				
		升每分	L/min				
热力学温度	T, Θ	开[尔文]	K		兰氏度	°R	$\frac{T_R}{^\circ R} = \frac{9}{5} \frac{T}{K} = \frac{9}{5} \frac{t}{^\circ C} + 491.67$
摄氏温度	t, θ	摄氏度	°C		华氏度	°F	$\frac{t_F}{^\circ F} = \frac{9}{5} \frac{T}{K} = -459.67 = \frac{9}{5} \frac{t}{^\circ C} + 32$

1)“电子伏”及其倍数单位常用于原子和核物理以及加速器工程。

2)“瓦时”及其倍数单位用于消耗电能的情况。

3)“乏”在电工技术中用于无功功率。

续表

量		法 定 单 位			非 法 定 单 位		
名 称	符 号	名 称	符 号	常用倍数单位	名 称	符 号	与 SI 单位的换算系数
热容	C	焦[耳]每开[尔文]	J/K	kJ/K	卡诺		1J/K*
比热容	c	焦[耳]每千克开[尔文]	J/(kg·K)	kJ/(kg·K)	千卡每千克开[尔文]	kal/(kg·K)	$4.1868 \times 10^3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})^*$
热导率	λ, k	瓦[特]每米开[尔文]	W/(m·K)		千克每[小]时米开[尔文]	kcal/(h·m·K)	$1.163 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})^*$
电流	I	安[培]	A	kA mA μA nA pA	电磁安培 绝对安培 吉伯	aA A_{abc} Gb	10A^* 1A^* 0.795775A
电荷[量]	Q	库[仑] 安[培]小时	C A·h	kC μC nC pC	电磁库仑 绝对库仑	aC C_{abc}	10C^* 1C^*
电位,(电势) 电位差(电势差), 电压电动势	V, φ U E	伏[特]	V	MV kV mV μV	电磁伏特 绝对伏特	aV V_{abc}	10^{-8}V^* 1V^*
电容	C	法[拉]	F	mF μF nF pF	电磁法拉 绝对法拉	aF F_{abc}	10^9F^* 1F^*
电流线密度	$A, (x)$	安[培]每米	A/m	kA/m A/cm	楞次	lenz	$1\text{A}/\text{m}^*$
自感 互感	L M, L_{12}	亨[利]	H	mH μH nH pH	电磁亨利 绝对亨利	aH H_{abc}	10^{-9}H^* 1H^*
[直流]电阻 阻抗 电抗 [交流]电阻	R Z X R	欧[姆]	Ω	G Ω M Ω k Ω m Ω $\mu\Omega$	电磁欧姆 绝对欧姆	a Ω Ω_{abc}	$10^{-9}\Omega^*$ $1\Omega^*$
[直流]电导 导纳 电纳 [交流]电导	G Y B G	西[门子]	S	kS μS mS	姆欧 电磁姆欧 电磁西门子	$\mathcal{U}$ a $\mathcal{U}$ aS	1S^* 10^9S^* 10^9S^*

续表

量		法定单位			非法定单位		
名称	符号	名称	符号	常用倍数单位	名称	符号	与 SI 单位的换算系数
磁通[量]密度 磁感应强度	B	特[斯拉]	T	mT μ T nT	电磁特斯拉 伽马 高斯	aT γ Gs	10^{-4}T^* 10^{-9}T^* $\triangleq 10^{-4}\text{T}^*$
磁通[量]	Φ	韦[伯]	Wb	mWb	电磁韦伯 麦克斯韦	aWb Mx	10^{-8}Wb^* $\triangleq 10^{-8}\text{Wb}^*$
磁场强度	H	安[培]每米	A/m	kA/m, A/cm	奥斯特	Oe	$\triangleq 79.577\,47\text{A/m}$
[光]亮度	$L, (L_v)$	坎[德拉] 每平方米	cd/m ²		尼特 熙提 朗伯	nt sb la	1cd/m^2^* 10^4cd/m^2^* $3.183\,098 \times 10^3\text{cd/m}^2$
[光]照度	$E, (E_v)$	勒[克斯]	lx		辐透 米烛光	ph mc	10^4lx^* 1lx^*
频程					倍频程 [†]	(oct)	
对数衰减率	Δ				奈培 [†]	Np	
响度级	L_N				方 [†]	(phon)	
响度	N				宋 [†]	(sone)	
音程					八度 [†] 半音 [†] 音分 [†]	(oct) $\frac{1}{12}\text{oct}$ $\frac{1}{1200}\text{oct}$	
噪度	N_n				呐 [†]	(noy)	
[放射性]活度	A	贝可[勒尔]	Bq		居[里] [†]	Ci	$3.7 \times 10^{10}\text{Bq}^*$
比授[予] 能吸收剂量	z D	戈[瑞]	Gy		拉德 [†]	rad 或 rd	10^{-2}Gy
吸收剂量率	$\dot{D}$	戈[瑞]每秒 戈[瑞]每分 戈[瑞]每小时	Gy/s Gy/min Gy/h		拉德每秒 [†]	rad/s	10^{-2}Gy/s
剂量当量	H	希[沃特]	Sv		雷姆 [†]	rem	10^{-2}Sv
照射量	X	库[仑]每千克	C/kg		伦琴 [†]	R	$2.58 \times 10^{-4}\text{C/kg}^*$
照射量率	$\dot{X}$	库[仑] 每千克秒	C/(kg·s)		伦琴每秒 [†]	R/s	$2.58 \times 10^{-4}\text{C/(kg·s)}^*$
物质的量	n	摩[尔]	mol	kmol mmol μ mol	克分子 克式量 克原子 克离子 克当量	g-mol g-formula g-atom g-ion Eq	1 mol 1 mol 1 mol 1 mol (1 mol) ÷ 离子价数

续表

量		法 定 单 位			非 法 定 单 位		
名 称	符 号	名 称	符 号	常用倍数单位	名 称	符 号	与 SI 单位的换算系数
[物质]B 的质量分数	ω_B	—	1		重量百分数, 重量百分浓度	W% %(W/W) %(m/m)	
[物质]B 的体积分数	φ_B	—	1		体积百分数, 体积百分浓度	V% Vol% %(V/V)	
[物质]B 的浓度	c_B	摩[尔]每立方米	mol/m ³	mol/dm ³ kmol/m ³	体积克分子浓度	M	10 ³ mol/m ³ (1 mol/L)
		摩[尔]每升	mol/L	mmol/L μ mol/L nmol/L	当量浓度	N	(10 ³ mol/m ³) ÷ 离子价数 (1 mol/L) ÷ 离子价数
酶活性		摩[尔]每秒	mol/s	nmol/s	卡特 [†] 国际单位	kat IU	1 mol/s 16.67 × 10 ⁻⁹ mol/s

常见量的名称和符号表

法 定 的 量		非 法 定 的 量		说 明
名 称	符 号	名 称	符 号	
面 积	$A, (S)^{1)}$	亩数		“亩”原为面积单位。用单位名称加“数”构成量的名称的做法是错误的;按国家规定,从 1992 年 1 月 1 日起,废弃以“亩”作为土地面积的单位
质 量	m	重量	W, wt	“重量”有 2 种含义,当其单位为“kg”时,应称为“质量”。在人民生活和贸易中,质量习惯称为重量
密 度	ρ	比重	r, d_4^{20}	历史上“比重”有多种含义,当其单位为“kg/m ³ ”时,应称为“密度”;当其单位为“1”,即表示在相同条件下,某一物质的密度与另一参考物质的密度之比时,应称为“相对密度”
相对密度	d			
重 力	$W, (P, G)$	重量	wt	当“重量”的单位为“N”时,应称为“重力”
引力常数	G	万有引力常数		
转矩	T	扭矩		
力偶矩		偶矩		
弹性模量	E	杨氏模量		
切变模量	G	库仑模量		
[截面]惯性矩 ²⁾	$I_A, (I)$	断面二次矩		
[截面]极惯性矩	I_p	断面二次极矩		
摩擦因数	$\mu, (f)$	摩擦系数		在描述量 A 正比于量 B 的关系式 $A = k \cdot B$ 中,比例乘数 k 可称为“因数”或“系数”。当 A 与 B 同量纲时, k 应称为“因数”,即因数 k 为常数;当 A 与 B 不同量纲时, k 称为“系数”,即系数 k 为有量纲的常量。许多原称“系数”的量均应按此原则改正
[动力]粘度	$\eta, (\mu)$	绝对粘度		
质量流量	q_m	重量流量, 流量	G	
体积流量	q_v	流率	G	
热力学温度	T, Θ	绝对温度, 开氏温度	t, θ	
热流[量]密度	q, φ	传热速度(传热速率)		热流量除以面积, 单位为 W/m ²
热扩散率	$a, (\alpha, \kappa)$	导温系数		在不稳定导热过程中, 量 $\alpha = \lambda / \rho c_p$ 标志热流量扩散的速率。科学地说, 传导扩散的是热量, 而不是温度, 故不能称为“导温系数”

1) 圆括号中的符号为备用符号。2) 去掉方括号时为全称, 去掉方括号及方括号中的字时为简称, 下同。

续表

法 定 的 量		非 法 定 的 量		说 明
名 称	符 号	名 称	符 号	
比热容	c	比热(热容)		热容除以质量,单位为 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
比定容热容	c_p	恒压比热		比定压热容是定压热容除以质量,单位为 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。称该量为“恒压比热”是不对的,称它为“定压比热容”则违背“比字加在量的名称前用以指该量被质量除所得的商”这一规定。同理,“比定容热容”不能称为“定容比热容”,“比饱和热容”不能称为“饱和比热容”
比定压热容	c_v	恒容热容		
比饱和热容	C_{sat}	饱和比热		
焓	$H, (I)$	热函		焓 $H = U + pV$, U 为体系的内能, V 为体系的体积, p 为外界作用于体系的压强
电流	I	电流强度		
电荷[量]	Q	电量		
相[位]差,相[位]移	φ	相角差,相角移		本质上是相位而不是平面角
发射率	ϵ	比辐射		热辐射体的辐射出射度与处于相同温度的全辐射体的辐射出射度之比
发光强度	$I, (I_v)$	光强度		
声 速	c	音速		
声强[度]	I	音强		
感觉噪声级	L_{PN}	噪声	L_N	使用 dB 作为单位的量是对噪声级别的鉴别,而不是噪声的标志
相对原子质量	A_r	原子量	A	二量为无量纲量,均决定于核素的组成
相对分子质量	M_r	分子量	M	
物质的量	$n, (\nu)$	摩尔数,克分子数,克原子数,克离子数,克当量		SI 单位为 mol。“摩尔数”是在量的单位名称“摩尔”后加上“数”字组成量名称,这是错误的
摩尔质量	M	克原子量,克分子量	A	这 7 个量分别是质量、体积、焓、热容、定压热容、定容热容、熵被物质的量除所得的商,按规定,“摩尔”必须加在量名称前,如“摩尔定压热容”和“摩尔定容热容”不能叫做“定压摩尔热容”和“定容摩尔热容”
摩尔体积	V_m	克分子体积		
摩尔焓	H_m	克分子热焓		
摩尔热容	C_m	克分子热容		
摩尔定压热容	$C_{p,m}$	定压克分子热容		
摩尔定容热容	$C_{v,m}$	定容克分子热容		
摩尔熵	S_m	克分子熵		
B 的质量浓度	ρ_B	重量浓度, B 的浓度	c	B 的质量除以混合物的体积,单位为 kg/m^3

续表

法 定 的 量		非 法 定 的 量		说 明
名 称	符 号	名 称	符 号	
B 的质量分数	ω_B	重量分数,重量比,重量百分浓度	χ_w	B 的质量与混合物的质量之比,单位为“1”
B 的浓度, B 的物质的量浓度	c_B	体积克分子浓度,摩尔浓度,容模浓度	c_M, M	B 的物质的量除以混合物的体积,单位为 mol/m^3 , 常用 mol/L
		当量浓度	c_N, N	
B 的体积分数	φ_B	体积百分浓度, 体积百分数	χ_v	B 的体积与混合物的体积之比,单位为“1”
B 的摩尔分数	$\chi_B, (T_B)$	克分子分数,克分子百分数		B 的物质的量与混合物的物质的量之比,单位为“1”。也可称“B 的物质的量分数”。不管混合物由多少种物质组成,摩尔分数之和总等于 1
溶质 B 的摩尔比	γ_B	分子比		溶质 B 的物质的量与溶剂的物质的量之比,单位为“1”。也可称“溶质 B 的物质的量比。”
溶质 B 的质量摩尔浓度	b_B, m_B	重量克分子浓度,重模浓度,重量摩尔浓度	m	溶液中溶质 B 的物质的量除以溶剂的质量,单位为 mol/kg
电解质电导率	κ, σ	比电导		电流密度除以电场强度,单位为 S/m
摩尔电导率	Λ_m	克分子电导率	Λ	电导率除以物质的量浓度,单位为 $\text{S} \cdot \text{m}^2/\text{mol}$
粒子注量	Φ	剂量		在空间一给定点射入以该点为中心的小球体的粒子数 dN 除以该球体的截面积 da ,单位为 m^{-2}
[放射性]活度	A	放射性强度,放射性		单位为 Bq
雷诺 (Reynolds) 数	Re	雷诺 (Reynolds) 准则		所有的无量纲参数一律使用表征该参数特征的名词后面加“数”组成。国家标准列出的 25 个无量纲参数中,“克努森 (Knudsen) 数”应称为“努森 (Knudsen) 数”,因为“Knudsen”中的“K”是不发音的
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$		

常见错用的单位符号例表

名 称	法定符号	非法定符号	说 明
毫米	mm	mm	单位符号一律用正体
赫[兹]	Hz	Hz	
米	m	M	一般单位符号的首字母采用小写体
秒	s	S	
吨	t	T	
摩[尔]	mol	Mol	
勒[克斯]	lx	Lx	
伏[特]	V	v	来源于人名的单位,其符号的首字母采用大写体
电子伏	eV	ev	
帕[斯卡]	Pa	pa	
法[拉]	F	f	
安[培]小时	A·h, Ah	A-h	由 2 个以上单位相乘构成组合单位时,各单位符号间不该用短线“-”连接
帕[斯卡]秒	Pa·s, Pas	Pa-s	
千米每秒	km/s	km ps	由单位相除构成的组合单位,其符号中“除”的符号为“/”,而不是“p”;也不该用单位英文名称的缩写作符号
转每分	r/min	rpm	
焦[耳]每千克开	J/(kg·K)	J/Kg·K,	组合单位的分母含有 2 个以上单位时,整个分母应加圆括号;除加括号以避免混淆外,相除组合单位中的“/”不能多于 1 条
[尔文]	J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹	J/kg/K	
度每分	(°)/min	°/min	组合单位中的度、[角]分、[角]秒符号应采用(°)、(′)、(″)的形式
分每秒	(′)/s	′/s	
吨每年	t/a	t/年	中文符号与国际符号不能在一个组合单位中并用;当单位无国际符号时例外,如“m ² /人”
公里每小时	km/h	公里/h	
秒	s	sec	“年、月、周”虽为非法定单位,但国务院公布的《中华人民共和国法定计量单位》中指明它们“为一般常用时间单位”。“年”的符号“a”来自法文“année”;“月”和“周”没有国际符号
分	min	m	
小时	h	hr	
年	a	y, yr	
月		mo	
周, 星期		wk	
摩[尔]	mol	mol.	不允许对单位符号进行修饰,如加缩写点、复数形式、下标以及在组合单位中插入说明性的符号
五小时	5h	5hs	
帕[斯卡](最大压力)	Pa	Pa _{max}	
毫克每升(O ₂ 含量)	mg/L	mg(O ₂)/L	
		W%, m%, %(W/W), %(m, m), V%, vol%, %(V/V), mol%, %(mol/mol)	质量分数、体积分数、摩尔分数都是无量纲量,其一贯单位都是数字“一”,符号为“1”。在表示这些量的值时,单位“1”不明确定出,也不允许对“1”加以修饰。倍数单位采用 10 的乘方形式。“10 ⁻² ”也可以用百分数表示

续表			
十二韦[伯]	12 Wb	12Wb	单位符号与数值间留半个阿拉伯数字的间隙
微安[培]	μA	μA	词头符号一律用正体
微米	μm	μ	词头不能单独使用
千欧[姆]	k Ω	k	
纳[诺]秒	ns	n μs	词头不能重叠使用
皮[可]法[拉]	pF	$\mu\mu F$	
吉[咖]瓦	GW	kMW	
厘米	cm	Cm	代表 $10^6 \sim 10^{24}$ 的词头符号用大写体字母(即 M, G, T, P, E, Z, Y);代表 $10^{-24} \sim 10^3$ 的词头符号用小写体字母(即 $y, z, a, f, p, n, \mu, m, c, d, da, h, k$)。
拍[它]法[拉]	PF	pF	
兆电子伏	MeV	meV	
约科[它]秒	ys	Ys	
五每千秒	5 ks^{-1}	$5(\text{ks})^{-1}$	乘方形式倍数单位的指数属于包括词头在内的整个单位
五千每秒	$5\,000\text{s}^{-1}$, 5 ms^{-1}	5 ks^{-1}	
一千万平方米	10 km^2 , 10^7 m^2	10 Mm^2	
兆帕[斯卡]	MPa	M Pa	词头与单位符号间不应留间隙
千分之一小时	10^{-3}h	1 mh	$^{\circ}\text{C}$, $(^{\circ})$, $(')$, $('')$, d, h, min, a 以及 kg 等单位不得用词头构成倍数单位
三千天	$3 \times 10^3\text{d}$, $3\,000\text{d}$	3 kd	
百万分之二公斤	2 mg	2 μkg	
千牛[顿]米	kN $\cdot$ m	N $\cdot$ km	通过相乘构成的组合单位,其词头加在整个单位之前
毫欧[姆]米	m $\Omega\cdot$ m	$\Omega\cdot$ mm	
千焦[耳]每摩[尔]	kJ/mol	J/mmol	通过相除或乘和除构成的组合单位,一般只采用 1 个词头,并加在整个单位之前,分母一般不加词头,但质量单位 kg 在分母中时除外,如 m^3/kg
兆克米每秒	Mg $\cdot$ m/s	kg $\cdot$ km/s	
摩[尔]每立方厘米	mol/cm 3	kmol/dm 3	当组合单位的分母是长度、面积、体积单位时,分母中可以选择某些词头构成倍数单位;一般不在组合单位的分子、分母中同时采用词头,但质量单位 kg 除外,如 kg/cm^3
兆伏[特]每米	MV/m	kV/mm	
千摩[尔]每升	kmol/L	mol/mL	统一用 L 作为表示物质浓度的基准单位,以避免过去用 $\mu\text{L}, \text{mL}, \text{dL}$ 以及 mm^3 等作不同分母时的混乱

附录 3 《世界导弹与航天发动机大全》 作者索引

任新民—序

邢继发—编者的话,导弹与航天发动机导论

第一编 液体火箭发动机

刘国球—液体火箭发动机(概论);

郁明桂—YF-2A, YF-3, YF-73, YF-75, HM-7, 火神, LE-5, LE-5A, LE-7, RL-10, J-2, SSME, RD-0120, D-57, RD-701, A-4, RD-103, 交响乐-A*, 交响乐-Or*, 月球轨道器*, 指令舱-C*, 服务舱-C*, AJ-10-137, 登月舱-C*, MIRA-10K/10500, RS-18, 轨道器-Or*, 轨道器-C*, 因萨特 1*;

杨瑞亭—YF-21, YF-24, YF-40, 维金 5, 维金 4, LRBA, ERNO, 埃斯托斯, LE-3, LR-81-BA-9, LR-87-AJ-11, LR-91-AJ-11, AJ-10-138, TR-201, RD-119, RD-120, RD-170, RD-214, RD-216, RD-219, RD-253, RD-0210, RD-8;

孙国庆—RZ-2, H-1, F-1, RS-27, NK-33, LR-87-AJ-3, LR-91-AJ-3;

张宝炯—伽玛 8, 伽玛 2;

王向阳—NA-75-110-A7, S-3D;

裴鸣远—MB-3, P8E-9;

张振华—MA-5;

邢继发—F-1A;

王基祥—RD-107, RD-108, RD-448, RD-461, RD-111;

韩振宇—HQ1*, 2YF-1B;

杨琴华—FY-81, FY-84;

张采虹—FY-82;

戴德海—FY-83;

潘科炎—DK500-2, ZK500-1, JK400-1B, DK600-3, HS376*, PVS*, TDRS*, MMS*, GRO*, 利萨特-A*, 国际通信卫星 6*, 亚星 2*, 海盗 75*, 东方 1-C*, 高丽星-C*;

王慧珠—阿里安 5-C*, 洛克希德上面级-C*;

张学和—大力神过渡级-C*, 惯性上面级-C*。

第二编 固体火箭发动机

黄坚定—固体火箭发动机(概论), M55, M55A-1, M55E-1, M56, M56E-1, SR19-AJ-1, M57, M57E-1, M57A-1, SR73-AJ-1, MX-1*, MX-2*, MX-3*, SICBM-2*, SICBM-3*;

雷 宁—S-20, 26KS-20000, 小鹅, 金牛座, RX-21*, S-520*, 乌鸦 11, 金翅鸟, 石即鸟, 太平鸟, 杜鹃 4, 白嘴鸦, 卡琼 3 型, 奈克 M5E1, 小猎犬 MK12-1, 黄铜骑士, 天蜂 D*, 天蜂 F*, 毒蛇 3A-1*, 射手*, SR45-AR-1, 破坏神, 阿帕

- 奇, SDC P/N600-13, M55A-1, M56A-1, M57A-1, TU-715, TE-416, TU-716, TU-793, TE-M-473;
- 张德雄—松达 3-1*, 松达 4-1*, 松达 4-2*, S-43, S-43TM, S-40TM, S-44, 12KS-10000, RH200-1*, RH200-2*, SLV3-1*, SLV3-2*, SLV3-3*, SLV3-4*, AS-0, AS-1, AS-2, AS-4, PS-1, PS-3, TR-1A*, 300SB, 735 3/3 (B1), 735 1/3 (B2), 500 (B3), 480S, SB-310, M-10, M-20, M-30, M-40, M-22, M-3A, M-13, SB-735, M-23, M-3B, M-14, M-24, M-34, 英仙座 β -2A, 英仙座 β -2B, 英仙座 β -2C, 英仙座 β -3A, 双子座 α -1A, 双子座 α -2A, 天蝎座 α -1A, 天蝎座 α -2A, 天蝎座 α -2B, 天蝎座 α -3A, 牵牛星 2A, 牵牛星 3A (FW-4S), 牵牛星 3A (TE-M-640), 猎户座 50S, 猎户座 50, 猎户座 38, 双子座 α -120, 双子座 α -4B;
- 贡瑞珍、黄坚定—FG-01A;
- 张扬中—FG-02;
- 雷 宁、张德雄—RH300*, RH300 MK2*, RH560-1*, RH560-2*;
- 单建胜—H-1-3*, H-2-0*, 流星 1*, 星 37D, 星 37E, 星 37G, 星 37N, 星 37S, 星 48V, 奥巴斯 1, 奥巴斯 21D, 双子座 α -2, 双子座 α -2X, 双子座 α -4A, 双子座 α -4A-XL, GEM, UA1205, UA1206, UA1207, SRMU, SRB, 企隆-H*, 联合 4-H, H500, H250K, H1800, U75, 阿里安 3-0*, 阿里安 4-0*, 阿里安 5-0*, 德普特, 巴斯, 天狼星-A*, 艾立斯-P*, EBM, KM-A, KM-B, KM-D, KM-M, KM-P, H-1-A*, 星 5, 星 5A, 星 5C, 星 5CB, 星 6, 星 6A, 星 6B, 星 10, 星 12, 星 12A, 星 13, 星 13A, 星 13B, 星 13C, 星 13D, 星 13E, 星 13F, 星 15, 星 17, 星 17A, 星 24, 星 24A, 星 24B, 星 24C, 星 25, 星 26, 星 26B, 星 26C, 星 27, 星 27A, 星 27B, 星 27C, 星 27D, 星 27E, 星 30, 星 30A, 星 30B, 星 30BP, 星 30C, 星 30E, 星 37, 星 37B, 星 37C, 星 37F, 星 37FM, 星 37X, 星 37XE, 星 37XF, 星 37XFP, 星 37Y, 星 37YCGDS, 星 40, 星 48 (TE-M-711-3), 星 48 (TE-M-711-8), 星 48A, 星 48B (TE-M-711-17), 星 48B (TE-M-711-18), 星 62, 星 63D, 星 63F, 星 75, 奥巴斯 6, 奥巴斯 6E, 奥巴斯 7S, 奥巴斯 21, 奥巴斯 21S, SVM-1, SVM-2, SVM-4A, SVM-5, SVM-6, SVM-7, 盖斯, 玛奇 1, 玛奇 1S, 玛奇 2, 玛奇 3, SEP-CSD;
- 白 萍—902, 903, 904, 里塔 1, 里塔 2, 401, 402, 403;
- 周宏民—A₁P₁F, A₁P₂F, A₂PF, X₂₅₀B₄, A₃PF, X₂₆₀A₃, PC₃-1, PC₃-2, PC₄-1, PC₄-2, PC₄-3, PD₅-1, PD₅-2, PD₅-3;
- 戴耀松—LPC-415, Long Life SRAM*, SRAM2*, C801-1*, C801-2*, 伊卡雷, 阿斯皮克, 鹞 (AS30), 大镜子, 巴西兰, 萨查, 卡圣德雷, 秃鹰, 赫里斯, 埃奥莱, 普拉德, SEP299, SEP300, 奥托马特-1*, 鹞 (飞鱼), 埃奥莱 5, 金星, 鸬鹚 2-1*, 伽伯列 2-1*, 伽伯列 2-2*, 企鹅 2-7-1*, TX-131-15, TX-481, TX-633, SR115-AJ-1, MK70 Mod0, AGM-130*, MK27 Mod4, 5, 6, SR116-AJ-2, MK39, MK53, MK78 Mod0, TU-780, TE-M-707, MX (TBD) B446-2, ASROC-1*, ER ASROC-1*, TE-260G, 斗牛士-1*, TU-223, FTV-8, 天狮星 2-1*, MK106 Mod0, TU-915, MK111, 冥河-1*, 海标枪-1*;
- 梁保俊—PC-12-1, PC-12-3, PCM-45-2*, 3Д65, 15Д15, 15Д122, 15Д206, 15Д207, 15Д305;
- 乐秀卫—PL1*, PL2*, PL3*, PL4*, PL5A*, PL7*, ST82, R530*, 罗苗, 麦卡*, 怪蛇 3*, 阿斯派德*, ASRAAM*, 响尾蛇 1A*, 怪蛇 4*, MK36 Mod2, MK36 Mod5, MK36 Mod7, MK36 Mod8, MK6 Mod3, MK38 Mod2, MK38 Mod4, MK52 Mod2, MK58 Mod0, AIM-120*, M58A2, M58E4, M46, M60, TU-289, MK47 Mod0, MK60 Mod0, AA-2*, AA-10A*, AA-11*;
- 顾正明—哈德斯*, 冥河, 突击破坏者, ATACMS*, TX-174, TX-175, 潘兴 2-1*, 潘兴 2-2*, SS-21*;
- 马述翊—鲁贝, 兰比利, 莱奴, SEPE738, 西北风-1*, 西北风-2*, 海王星, 波尔加, 矢车菊, RBS70-1*, RBS70-2*, 米康*, 秧鸡, 小鹅, 特洛伊, 雷鸟*, 靛青*, 海猫*, 海蛇*, 阿达茨*, M22E8, M112, M115, 马克 80, 马克 81, TX-486, MK1 Mod0, MK27 Mod2/3, MK11 Mod2, MK12 Mod0, 马莱穆脱, MK56 Mod0, MK12 Mod1, MK30 Mod1;
- 张 平—安塔克-1*, 安塔克-2*, 阿克拉*, 短程反坦克-1*, 短程反坦克-2*, 艾利克斯-1*, 艾利克斯-2*, FOG-M*, 米兰*, 霍特-1*, 霍特-2*, 玛帕斯-1*, 玛帕斯-2*, 噬蛇*, 64 式马特*, 宝剑-1*, 宝剑-2*, K41A, 比尔*, 陶-1*, 陶-2*, 龙*, TX-657, HVM*, KEM*, ADKEM*, ADKEM-1*, MMA, ICM, HVM-C*, ER INT-C*;
- 朱蕴珍—T48E3, TX-30, TX-261, TX-135, TX-238, TX-239, X-265, X-271, SA-2-1*/SA-N-2-1*, SA-3-1*/SA-N-1-1*, SA-3-2*/SA-N-1-2*, SA-4-1*, SA-5-1*, SA-7-1*, SA-7-2*, SA-8*/SA-N-4*, SA-14-1*/SA-14-2*, SA-15/SA-N-9*, SA-16-1*/SA-N-10-1*, SA-16-2*/SA-N-10-

2*, SA-19-1*/SA-N-11-1*, SA-19-2*/SA-N-11-2*, ABM-1B-1*;
 张志鸿、朱蕴珍—SA-10*/SA-N-6*, SA-12A-1*/SA-12B-1*, SA-12A-2*/SA-12B-2*;
 戴耀松、乐秀卫—MK36 Mod9;
 孟兆勤、黄坚定—东方红 2-A*, 东方红 2A-A*;
 顾雪林—风云 2-A*;
 洪涛—FG-23A;
 陆象荣—FG-47;
 何大军—EPKM。

第三编 吸气式发动机

戴耀松—吸气式发动机(概论), ATREX/ATREX-500, RB545, Mod304HTEE, NK-88/89, CIAM TRJ, F121-WR-100, TRS18-056/076, 索莱克 4, AR318 改型, TJM-2/3, 威派尔, J33-A-37, C-WEE, ETJ1000, STJ442, WR2-6, WR24-6/7/8, J69-T-29, J69-T-406, 540mm, 400mm, 靶 6;
 龙玉珍、戴耀松—桑格尔-1*, HRE, MCSCRJ, RASCRJ, F107-WR-103/104, F107-WR-400/401/402/450, TFA66, J402-CA-400, CAE373-8, 迪内尔, MA210/212, MA194-XAA/MA194, SCRAM*, WADM*;
 龙玉珍—J33-A-18A, J79-GE-3A, J52-P-3, J57-P-17, CAE471-11DX, WR19/WR19-A2, F107-WR-100, F107-WR-101/102, F112-WR-100, 玛波尔 2D, 阿比佐 3B, 阿比佐 4, TRI60-2, TRI60-3, TRI60-5, TRI60-30, TRI80, J33-A-41, J402-CA-700, J402-CA-702, S/TE GEMJET, TJ-50, Mod150, Mod120, J85-GE-7, RD-500K, MR215XAC;
 毕士冠—ASMP*, ASLP*, 天蝎座-2*, 阿修罗, RJ-47, ASALM*/PTV*, RD-012Y, RD-018A, SE4200*, Staltex*, ST450*, 织女星-2*, ASSM*(法), ASSM2*(法), ANS*(法), ASMP*-C, ANNG*, 九头蛇*, ASSM(IRR)*, ANS(IRR)*, ANL*, RR2, RRR1, RRR5E, RRR5P, RBS15*, 卓尔 BT-1, 卓尔 BT-2, 奥丁 MK801, RJ43-MA-3, RJ43-MA-11, 18"RR, ALVRJ, GORJE, WPU-6/B, AAAM*, SLAT*, RD-085, SA-6*, AS-17*, X-41*, 宝石*。

第四编 特种火箭发动机

黄良甫—特种火箭发动机(概论);
 吴汉基—DHSL-2, MDT-2A, ATOS-02, MARC 系列, HIPARC-R, DIVA, RAT-6, ETS-4*, MS-T4, SFU, Vela*, ATS-4*, HIPEHT, MR-501, 生物废气电阻式, MR-508, 26KW 电弧式, 30KW 电弧式, 微波加热式, LES-6*, LES-8/9*, 毫牛脉冲式, 脉冲感应式, 间接电阻式, ДЭН-15, 俄罗斯电弧式, ЗОНД-2*, 高空探测器*, SPT-70, D-55, SPT-M2, SPT-100, RHETT;
 钟霄俊—LF-8, LF-9, RIT-10, RIT-15, RIT-35, RMT, ETS-3*, ETS-6*, SIT-35, Y-2, T₅, UK-10, UK-25, SERT-2*, ATS-6*, EM-8, 900 系列*, J₃, SEPS, XIPS-13, XIPS-25, SIT-5, ESA-XX, NEBA-3, STPTS, 光子火箭发动机。

附 录

邢书东—附录 1: 世界导弹与航天发动机主要性能-结构参数表; 附录 2: 常见单位换算表; 附录 3: 《世界导弹与航天发动机大全》作者索引。

