

31608005

V421
01

航天飞行器设计基础

[苏] B. II. 米申 著

纪绍钧 李世松 译
赵建国 邓久富

纪绍钧 校



C0149275

航空工业出版社

1989

V421

01

316-00

1554
10

内 容 简 介

本书论述了弹道导弹和运载火箭一级运输飞行器设计中的一些问题，介绍了航天飞行器综合设计方法。同时，还强调了使用的有效性，列举了苏联及其他国家航天飞行器设计实例。

本书经苏联高等及中等专业教育部批准为高等学校教科书。它是一本理论结合实际的良好教材，可为我国有关的大专院校师生参考，并可供设计人员、使用人员及高技术研究人员借鉴。

航天飞行器设计基础

[苏] B. И. 米申 著

纪绍钧 李世松 译
赵建国 邓久富

纪绍钧 校

航空工业出版社出版发行

(北京市和平里小关东里14号)

全国各地新华书店经售

北京市通县向阳印刷厂印刷

1989年10月第1版

1989年10月第1次印刷

787×1092毫米 1/32

印张：13

印数：1—1000

字数：327.6千字

ISBN 7-80046-156-4/V·028

定价：5.80元

前言

引言

第一章

第二章

2.1

2.2

2.3

第三章

3.1

3.2

3.3

3.4

第四章

4.

4.

4.

4.

目 录

前言	(1)
引言	(2)
第一章 空间运输飞行器设计概论——设计任务的提出	(5)
第二章 液体火箭的布局与结构受力形式	
2.1 液体火箭的布局	(26)
2.2 液体发动机火箭的结构受力形式	(46)
2.3 弹道导弹与运载火箭的质量-动力比	(60)
第三章 飞行器设计理论基础	(70)
3.1 运载飞行器的基本设计参数	(74)
3.2 飞行器设计中效率标准的选择	(85)
3.3 飞行器基本设计参数、飞行-技术性能和效率标准的相互关系的确定	(91)
3.4 完成飞行器设计任务的方法	(99)
第四章 按照规定的飞行-技术性能确定弹道导弹与运载火箭的基本设计参数	(107)
4.1 根据给定的飞行-技术特性和质量-动力特性选择弹道导弹和运输火箭的基本设计参数	(109)
4.2 根据规定的飞行-技术特性和燃料成分的组分选择弹道导弹和运载火箭的基本设计参数	(121)
4.3 在给定的飞行-技术特性下飞行器基本性能参数的分析	(129)
4.4 根据基本设计参数确定质量-动力特性和体积尺	

寸特性及原始数据精确化..... (133)

第五章 多次性使用航天器的设计特点 (154)

5.1 多次性使用航天器的特点综述及其设计

概念..... (154)

5.2 多次性使用航天器数量与级比的选择..... (173)

5.3 发射方法与加速动力装置型别的选择..... (178)

5.4 级的返回与着陆方法的选择..... (191)

5.5 推进剂类别和发动机尺寸的选择..... (204)

5.6 可操纵飞行的安全性保障..... (211)

5.7 多次性使用航天器布局型式和结构受力型式的选择..... (217)

第六章 火箭发动机装置性能同弹道导弹和运载火箭

基本设计参数之间的配合 (226)

6.1 液体火箭发动机特性及弹道导弹与运载火箭动力装置的特性..... (227)

6.2 液体火箭推进剂的性能及其对液体火箭发动机性能的影响..... (238)

6.3 单台液体火箭发动机特性同火箭组特性的匹配..... (242)

6.4 火箭组增压系统特性的确定..... (252)

6.5 火箭组推进装置的控制与调节..... (263)

6.6 液体火箭发动机火箭组气动液压系统..... (269)

6.7 液体火箭发动机火箭组推进装置的可靠性要求及其保障方法..... (277)

第七章 控制系统的特性与组成同弹道导弹及运载火

箭设计参数的协调 (284)

7.1 弹道导弹和运载火箭控制系统的任务和基本要

求.....	(285)
7.2 弹道导弹与运载火箭控制系统的组成和建立原则的选择.....	(299)
7.3 推进剂贮箱同步耗尽系统——弹道导弹和运载火箭控制装置的组成部分.....	(305)
7.4 弹道导弹与运载火箭控制的执行机构及其特性.....	(317)
7.5 航天器现代控制系统的可能性展望.....	(328)
第八章 保证航天器可靠性试验工作大纲	(333)
8.1 航天器可靠性定量特性与确定特性试验的类别.....	(334)
8.2 保证可靠性的航天器试验工作大纲.....	(345)
8.3 航天器试验工作中可靠性定量鉴定的功用.....	(351)
8.4 按试验工作结果确定实际飞行技术特性.....	(355)
第九章 航天器研制过程的组织、计划和自动化	(361)
9.1 航天器研制过程的组织.....	(361)
9.2 设计工作的网络规划.....	(367)
9.3 航天器研制过程自动化.....	(372)
附录	(389)
参考文献	(402)

前 言

设计在地球范围内长距离和在人造地球卫星轨道上运送各种用途货物的现代自动控制的飞行器是一项复杂的创造性过程。这种飞行器的设计师不仅要掌握设计工作的理论与实践经验，而且还要具备必要的相邻学科的知识，他们应该是专业面广泛的专家。

本书包括了弹道导弹和运载火箭这一类别飞行器设计问题所涉及的广泛领域，并在相当程度上总结了苏联和其他国家所发表的该范围内的文献资料。本书叙述的内容符合飞行器综合设计方法，并结合订货方技术任务书所确定的新研制项目的长期目标和飞行器的维护及实验调试所必需的设备、系统。本书对研制新飞行器的预先论证与制定新飞行器系统的技术任务书问题，只讨论到对了解新结构水平的重要性和对选择保障获得这些水平的技术措施的程度。上述方法证明是正确的，因为，技术任务书的制定是上级机关的任务。而设计局和部门研究院只是直接从事新飞行器系统的研制。

第一章和第二章的著者为 B. II. 米申；第三章、第四章和第七章的著者为 B. II. 米申与 B. K. 别兹韦尔伯；第六章为 B. II. 米申与 B. M. 潘克拉托夫合著；第九章为 B. II. 米申与 Д. H. 谢韦罗维合著；第五章和第八章的著者为 B. K. 别兹韦尔伯。

作者们非常感谢 H. II. 帕尼奇金和 P. A. 菲利波娃在本书编写过程中所给予的帮助。

引 言

设计是研制现代飞行器的最初阶段之一。作为设计直接结果的设计书，应当反映出研制飞行器总的意图和计划，同时还要反映对飞行器的部件、附件及机载设备具体的技术处理。

设计是一项复杂的、有创造性的探索和求解过程，它保证建立满足规定要求的技术目标、总体和系统。

完成设计本身所花的费用在研制飞行器所需费用总额中(含生产准备、样机制造及实验调试所需费用)，相对来讲是不大的。但正确无误的设计能预先决定是否在规定期限内，最低资金总消耗限度内完成飞行器制造的可能性。显然，这是因为设计上出现的原则错误，如不耗费大量的物力和大大延长飞行器的制造期限，就不能在飞行器样机制造过程中加以修正，也不能在实验研究过程中加以修正。但是，现代飞行器的改进速度十分迅速，如样机制造工作拖延，会导致飞行器的老化，而最终则造成徒劳无益的耗费。

飞行器设计方法必须是：当采用这个方法时，在有限的设计工作期限内，要在最大程度上排除设计错误，排除个别部件、附件和系统因缺乏仔细研究而造成的误差，排除对所制造的飞行器、地面维护系统和其他系统的研制目的不一致的现象。无疑地，只有采用具有最大自动化程度，采用高速电子计算技术及模拟技术的飞行器的综合设计方法，才能满足上述要求。为达到已提出的目标，参照苏联国内统一的设计文献系统(ЕСКД)所规定的设计阶段程序和内容方面的

严格规则是十分重要的。

运输飞行器的设计是综合了弹道导弹和运载火箭设计研究规律性的一门学科。根据有效载荷的用途和发送地点的不同，运输飞行器可分为以下类型：

将装药弹头送至地球大气层范围内的弹道导弹；

将航天飞行器、航天飞船、航天站以及助推器送入近地球轨道，必要时可将其回收至地面的运载火箭；

使航天飞行器、航天飞船和航天站完成由低近地轨道转换至高地轨道或星际飞行轨道的助推火箭。

本书研究了前两类运输飞行器，并将弹道导弹这类运输飞行器又细分为中程弹道导弹和洲际弹道导弹。本书对航程不足1 000 公里的弹道导弹不作论证。

近年来，在运载火箭中又发展了多次使用的运载火箭。它们的特点是可多次全部或部分地利用其所包含的各级。

就以上所研究的各类飞行器而言，它们的特点是具有非常高的运动速度。这种速度在航空运输、水路运输和其他方式的运输中都是无法达到的。洲际弹道导弹相对于地面的运动速度达到 26 000 公里/小时；运载火箭的运动速度达到 29 000 公里/小时；而当转换到星际航行轨道时，其速度可达 40 000 公里/小时或更快。这些运输飞行器的高速运行可保证在总共几十分钟的时间内穿越洲际间的距离。洲际弹道导弹和中程弹道导弹用于国防，而运载火箭则在国民经济和科学研究中发挥着重要作用。

苏联党和政府无论过去或现在都以极大的关注发展着自己的导弹和宇宙火箭技术。

在战后的年代里，尽管在国民经济恢复时期遇到了由于希特勒德国的侵犯而造成的极大困难，但苏联还是制造了带

核弹头的洲际弹道导弹。这些洲际弹道导弹的研制工作，是由科学院院士С.П.科罗廖夫和И.В.库尔卡托夫领导的。1957年8月，苏联在世界上首次发射了洲际弹道导弹。从此，它安全地保卫着社会主义国家人民的和平劳动。

社会主义社会必然要利用这些科技成果造福于人类。1967年10月4日，苏联又在世界上第一次将人造地球卫星送上了轨道。

苏联的载人宇宙航行计划，在人类整个历史进程中的一系列卓越成就中占有特殊的地位。

1961年4月12日，苏联公民Ю.А.加加林第一次在世界上完成了载人宇宙飞行。在以后的年代里，则以苏联宇航员完成的一系列杰出飞行而著称于世。

为着适应国民经济和科学研究的需要，近10年来苏联有效地利用了“礼炮”-“联盟”-“进步”号的轨道联合体。由于能定期地向轨道联合体提供生命保障设施、用以保持必要轨道高度的燃料以及更换用来进行科学研究的各种装置，得以使苏联宇航员有可能在轨道上完成大量工作和长时间的飞行。

根据国际宇航合作计划，一些兄弟社会主义国家在宇宙空间的开发方面同苏联顺利地进行着合作。

苏联遵循不同社会制度国家间的和平共处原则，时刻地从国际合作的目的出发和平利用外层空间。

开发宇宙的一系列庞大计划，是以苏联同美国、法国、印度和其他一些国家的共同合作来实现的。

第一章 空间运输飞行器设计概论

——设计任务的提出

由许多工业部门参加研制的现代空间运输飞行器是一种复杂的技术装备。这些飞行器的研制，无论是弹道导弹还是运载火箭，首先要求通过设计研制和实验调试使导弹本身、大功率而经济的火箭发动机、全自动飞行控制系统，以及保障飞行器运行的地面设施达到所要求的可靠性（结构质量最小）。

由此可见，作为设计对象的运输飞行器是复杂的火箭综合体，它由运载火箭本身、有效载荷、地面设施和运输保障部门、火箭发射前的安装与准备，以及发射设施和发射指挥信息保障系统等构成。为了正常使用运输飞行器，必须使各种设施和各个部门的基本数据相互协调一致。之所以如此，是因为导弹的设计和重新研制及其地面装配保障、起动前的检查和实施发射，都要求做到同步配套的缘故。

运输飞行器的用途及其任务决定了对其研制的要求和设计工作所需的组成部分和范围。用弹道导弹作为例子，我们来研究它是如何根据基本用途——摧毁地面目标而提出的。

摧毁可能出现的目标取决于许多因素，其中主要有：

- 目标的大小和防御程度；
- 装药的破坏威力和导弹命中目标的准确度；
- 从发出命令瞬间摧毁目标（弹道导弹、各种飞机和其他活动目标）的时间；
- 反导弹防御设施的对抗。

为了摧毁成组目标而制造弹道导弹时，必须考虑下面这样一些因素，如：

——可能出现的目标数量；

——弹道导弹的必需数量(导弹的储备量应在国家经济条件允许范围之内)；

——当潜在的敌人或其他方面发动先发制人的进攻时，弹道导弹的生存能力。

据此，可对用于摧毁地面目标的弹道导弹的研制提出下列基本要求：

1. 确保在规定的射程内，把战斗部发射到目标区域；

2. 用一个分导式弹头摧毁一定数量的目标；

3. 把既定质量的有效载荷发射到目标，并确保达到规定的命中率。众所周知，对具体目标的命中率取决于装药的威力、命中准确度与目标的防御程度(图1.1)；

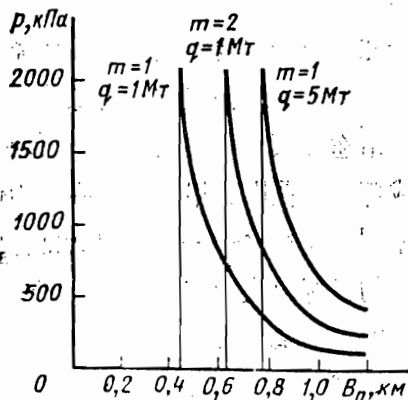


图 1.1 所需的防御程度 p 与概率圆周误差 B_n 、装药威力 q 和 m (命中率 $p=0.9$) 的相互关系

4. 保证必要的可靠性，它是由在实战条件下能完成的发射成功率来衡量的，并同时考虑能在发射场上进行正常的定期维护工作，在发射设施受到核导弹打击时能保持完好，能成功地完成主动段和弹头分离段的飞行，以及能突破敌方可能的拦击；

5. 最大程度地实现起动前和发射过程的全部工作和过程的自动化和机械化；

6. 要在使用过程中进行改进改型，以便改善导弹的飞行技术性能，并在物资器材和时间消耗最小情况下延长其服役期；

7. 弹道导弹和维护系统的制造必须建立在国产原材料、冶金工业及其他工业部门的基础上。

弹道导弹是作战导弹综合体的基础。作战导弹综合系统包括最小所需的弹道导弹和能够在导弹整个服役期的规定的气候条件下和遭到核导弹突袭时，保持导弹处于最佳发射状态和安全贮存的地面设备、设施和支援系统。

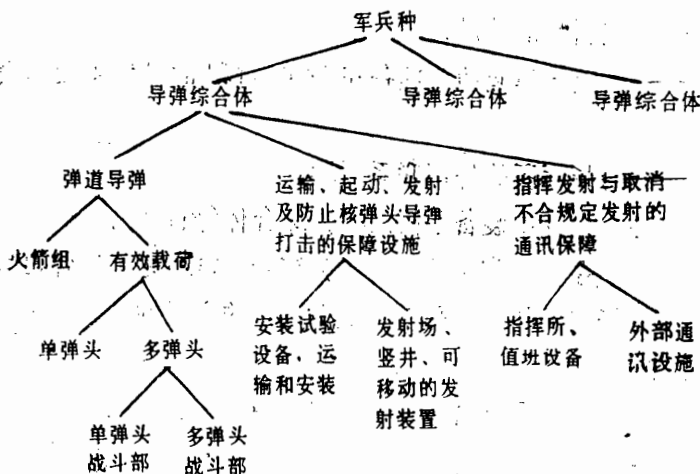


图 1.2 主要军兵种及以弹道导弹为基础的作战导弹综合体的构成

按照所采用的不同的防御敌方突袭的方法,弹道导弹的推进剂组分、保证高精度的命中方法,导弹综合系统可分为:

——使用固体或液体推进剂弹道导弹的、带有单弹头或分导弹头的竖井式导弹综合体;

——移动式导弹综合体。

按达到高精度命中率的方法,各种导弹综合体的特征还可分为:自主式(采用机载制导仪器)或者组合式(用其他手段补充机载测量数据的组合方法)。

除防止敌方核袭击而采取的保障弹道导弹安全存放的手段、使用的发动机、推进剂和控制系统之外,导弹综合系统的组成还包括:

——长时间使用的情况下,能够保障弹道导弹群处于最佳战斗准备状态的手段和设备;

——能源保障;

——维护人员的生命保障手段;

——实施定期维修的手段和仪器设备;

——重新瞄准手段;

——弹道导弹起动前准备和发射过程的操作手段和设备;

——与指挥所的外部联系手段。

在各军兵种中装备不同的导弹综合体(图1.2)。图1.3—1.10示出了在不同类型的弹道导弹综合体中使用的弹道导弹、发射场和其他组成部分。更为详细的主要性能数据列在附录1的表1中。

虽然弹道导弹综合体的方案可能有很多,但实际上结构设计方面的基本方案却很少。例如,移动式或固定式发射的陆基和海基的弹道导弹的分弹头分导原理是一样的。在选择

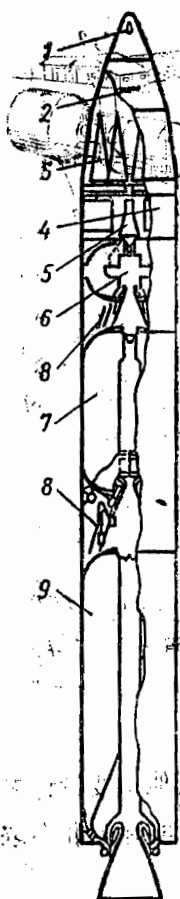


图 1.3 “MX”导弹

1——牵出头部整流罩用的
固体火箭发动机；2——头
部整流罩；3——战斗部（10
个弹头）；4——弹头分导部；
5——弹头分导部发动机；
6——第三级加速固体火箭发
动机；7——第二级加速固体
火箭发动机；8——可折叠式
喷口；9——第一级加速固体
火箭发动机

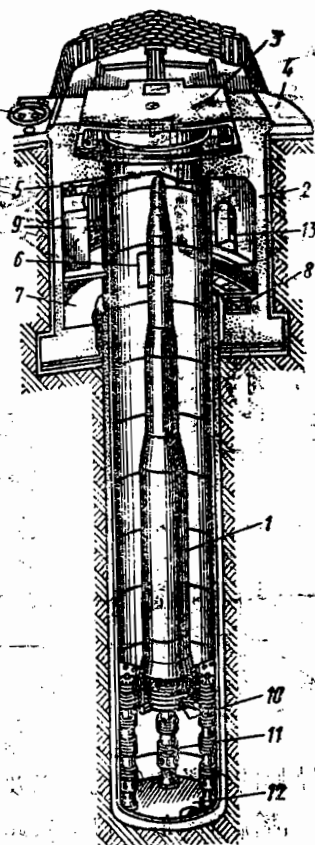


图 1.4 竖井中的“民兵”三级弹道导弹

1——弹道导弹；2——竖井设施；3
——活动盖；4——地面设施；5
——电动机械传动装置；6——设备
舱口；7——设备减震平台；8——电
源及空气调节器；9——控制设备；
10——减震系统支撑环架；11——弹
性元件；12——沉淀槽；13——压缩
机

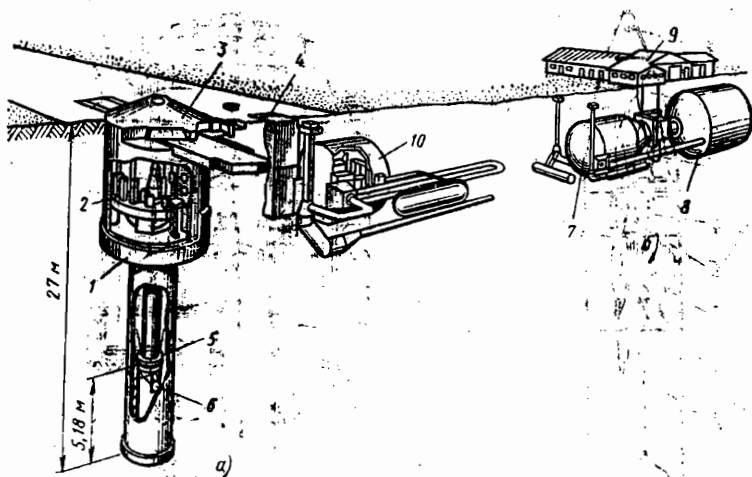


图 1.5 “民兵”导弹综合体发射场

a——竖井发射装置；6——指挥所；1——柱头；2——起动前的操作控制设备；3——保护盖；4——舱口；5——弹道导弹；6——弹道导弹减震系统；7——地下设施；8——弹道导弹发射控制台；9——地面辅助设备；10——地下燃料库

弹道导弹的级数和级比，以及发动机推力和其他主要设计参数时，情况也类似。以上这些结构设计问题，实际上并不取决于发射场的类型和运输控制方法等。

本书是把带有分导弹头的自主制导的陆基液体弹道导弹作为弹道导弹综合体的典型范例来进行研究的。之所以选择液体推进剂作为弹道导弹综合体的典型范例，是因为它在运载火箭上有广泛的应用，其主要用途是作为运输飞行器把有效载荷发射到人造地球卫星轨道上去。对这一类飞行器的主要要求是经济性(以最小的消耗完成运输计划)，运送货流能力大、可靠，载人发射时确保机组安全。研制运载火箭时所要求的数量指标是：

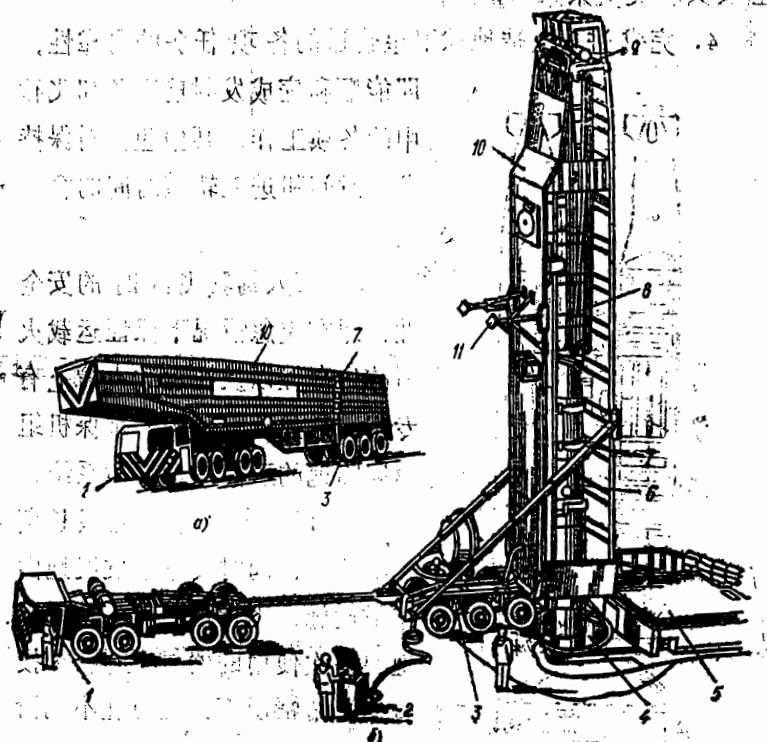


图 1.6 导弹综合体的设备——“民兵”运输安全车

a——运输状态时的总体图；6——往竖井内安装“民兵”导弹；1——车；2——控制台；3——拖车；4——竖井；5——保护盖；6——弹道导引；7——集装箱起重液压千斤顶；8——滑车组系统；9——弹道导弹升降传动装置；10——集装箱；11——集装箱支撑架

1. 根据不同的近地点和远地点高度，以及轨道倾角发射人造地球卫星轨道上的有效载荷的质量；

2. 入轨高度范围，以及考虑具体地理条件的发射方位角；

3. 入轨准确度，是以高度、旋转周期和轨道倾角的偏

差及其相关关系来衡量的；

4. 完成进入人造地球卫星轨道的各项任务的可靠性，

即能顺利完成发射前准备和飞行中的各项工作，其中包括对保持发射时间和进入轨道时间的容差要求；

5. 有人驾驶飞行时的安全性，即在应急情况下保证运载火箭的生存性以及在运载火箭上有专门的紧急营救系统，确保机组返回陆地的双套生命保障系统；

6. 以最小的消耗完成长期运输计划，同时要考虑发展地面发射设施、飞行控制设施及返回地面多次使用的器材的基本投资。通常情况下，也可在不同阶段使用其他的运载火箭来完成宇航计划。

运载火箭的准备与发射同弹道导弹一样，没有地面安装试验、起重运输手段和发射装置，以及发射和飞行过程中的操作勤务是不行的。因此，由上述必需的最低限度的设施和勤务与运载火箭构成了宇宙火箭综合体(图1.2)。根据运载量，运载火箭分为大型、中型和小型；按照使用次数分为

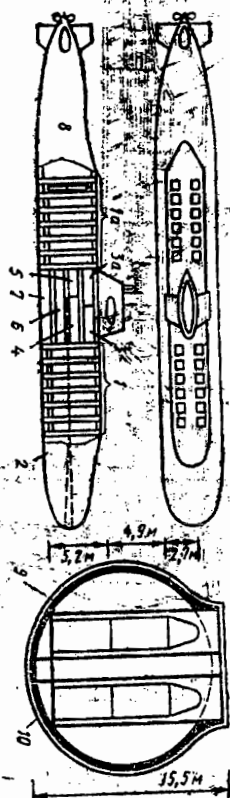


图 1.7 “三叉戟”系统

- 1—前导弹舱；1a—后导弹舱；
- 2—艇内人员生活舱；3—主指挥室；3a—操纵室；4—军官室；
- 5—船员室；6—发射控制系统舱；
- 7—辅助设备和应急电源系统舱；
- 8—主动力装置舱；9—坚实壳体；
- 10—轻薄壳体

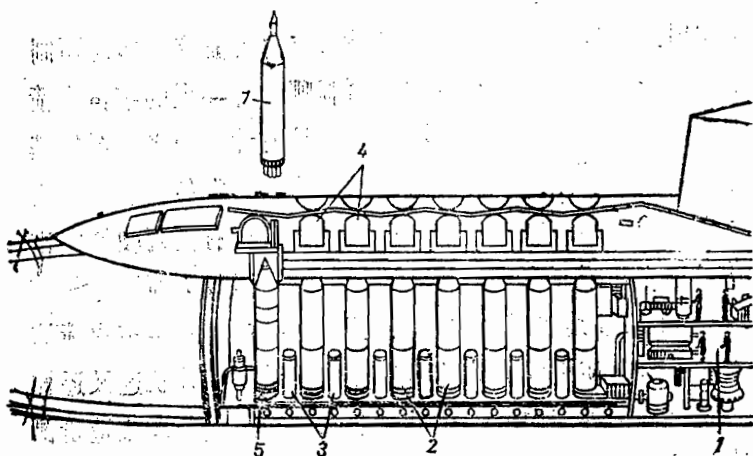


图 1.8 由潜艇发射的弹道导弹图

1——弹道导弹；2——压缩空气瓶；3——发射井；4——发射井罩；5——弹道导弹发射控制台

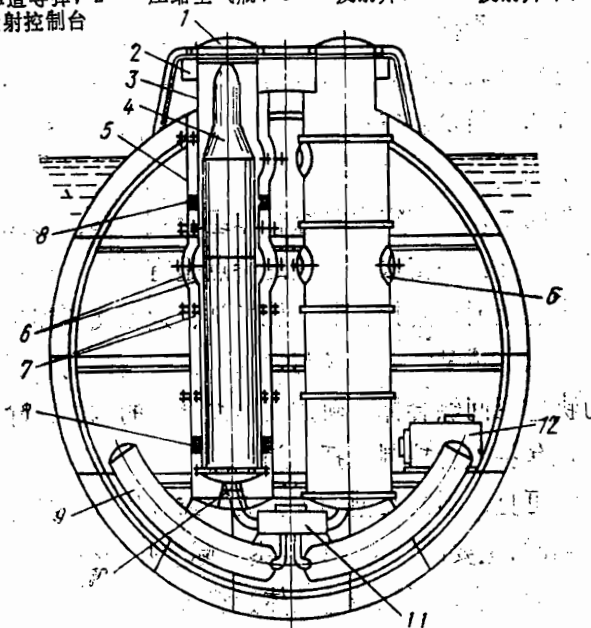


图 1.9 潜艇内发射装置图

1——顶罩；2——打开顶罩机构；3——发射井的内圆柱形套；4——导弹；5——发射井的外圆柱形套；6——观测孔；7——发射井内外套的凸缘结合器；8——缓冲器；9——发射导弹的压缩空气瓶；10——发射井内圆柱套定位装置和轴向支座；11——压缩空气瓶系统分配盒；12——发射导弹的压缩空气系统的电动压气机

一次使用的和反复多次使用的；这样，宇宙火箭综合体的研制与使用在经济上可能是合算的。研制哪一种类型的宇宙火箭综合体比较合适，要根据条件确定，这是设计运输飞行器的基本方面之一。这个问题后面还要详细论述。在各种宇宙火箭综合体中，有人驾驶的飞行占有特殊的地位。有人驾驶的宇宙火箭综合体在所要解决的问题的复杂性及运载火箭尺寸等方面，通常都超过其他用途的宇宙火箭综合体。几个宇宙火箭综合体，可同时使用同一的地面指挥检测系统和外轨道及遥控信息的计算机处理中心。在目前地面设备和服务设施造价昂贵的情况下，采用集中飞行控制不仅在经济上合算，而且也是保证顺利使用多种宇宙火箭综合体唯一可行的途径。飞行控制中心包括指挥检测系统及地面站、装有大功率电子计算机并能处理外轨道和遥控信息的计算机协调中心，以及保证技术装备和人员从宇宙空间返回时安全着陆和撤离的搜寻救护装备和人员。

把不同用途的宇宙火箭综合体组合在一起，形成宇宙火箭系统的概念。宇宙火箭系统的特点是有可能实现在人造地球卫星轨道上通过对接、装配轨道站、运输飞船和宇宙飞行器，建立起无论是需要人参与操纵的，还是自动控制的长期飞行的轨道空间综合体。轨道空间综合体的构成，除空间装备外，还包括飞行控制支援部门。

由此可见，不同类型的宇宙火箭综合体的数量非常大。但在研制时，主要的结构设计方案实际上却较少，所以本书将自动控制的一次使用的陆基液体运载火箭设计方案作为宇宙火箭综合体的典型设计范例来进行研究。在第五章中，将详细地阐述宇航技术中迅速发展着的多次使用的运载火箭和在载人飞行中乘员的机载安全系统。

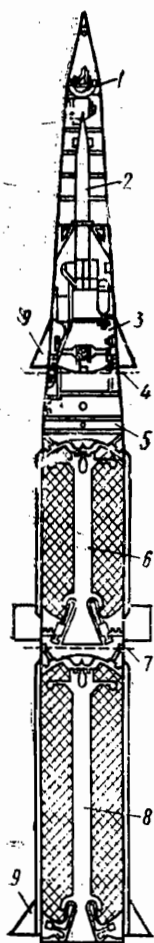


图 1.10 “潘兴”

式导弹

- 1——制导系统；2——战斗部；3——控制舱；4——分离面；5——过渡段；6——第二级固体燃料火箭发动机；7——分离面；8——第一级固体燃料火箭发动机；9——空气动力舵面

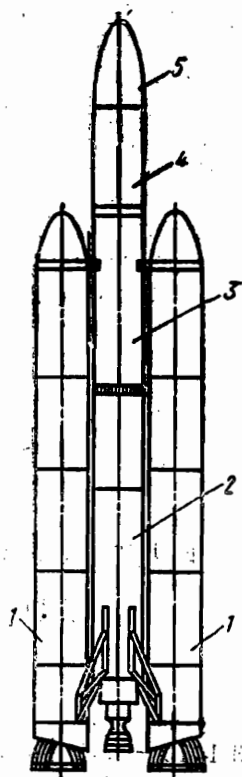


图 1.11 “大力神-3”

式导弹

- 1——第一级火箭；2——第二级火箭；3——第三级火箭；4——第四级火箭；5——有效载荷

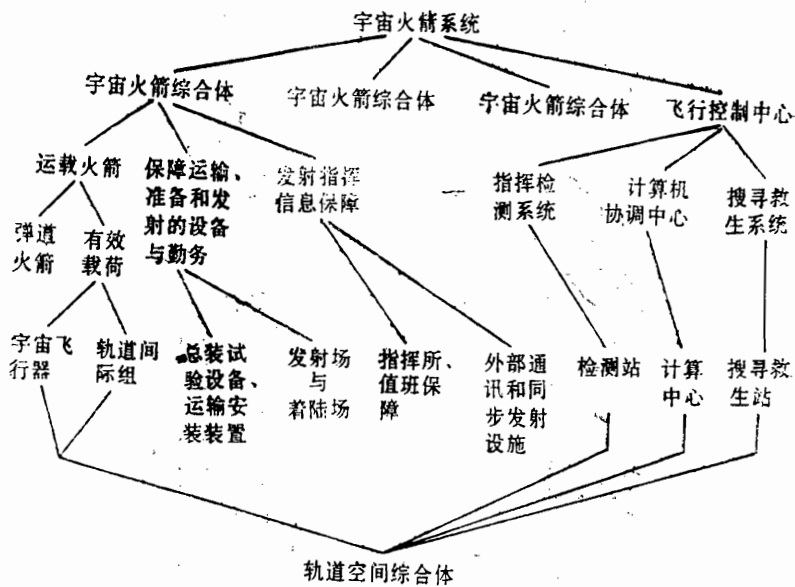


图 1.12 以运载火箭为基础的宇宙火箭系统和综合体的基本类型

在图 1.13—1.15 中示出了具有现代发展水平的宇宙火箭技术中典型的运载火箭和宇宙火箭综合体。附录 1 的表 2 中给出了运载火箭的更为详细的性能参数。

目前，利用宇宙火箭综合体开发宇宙空间，耗资甚巨。就是对高度发达的国家而言，也要花费国民总收入的一大部分。但是，使用海运和空运都不能完全满足空间无线电和电视通讯、探矿、绘制地图、气象、导航及搜寻遇难者的要求。为了减少开发空间用的资金，选择完善宇宙火箭综合体的技术方向，具有重要意义。

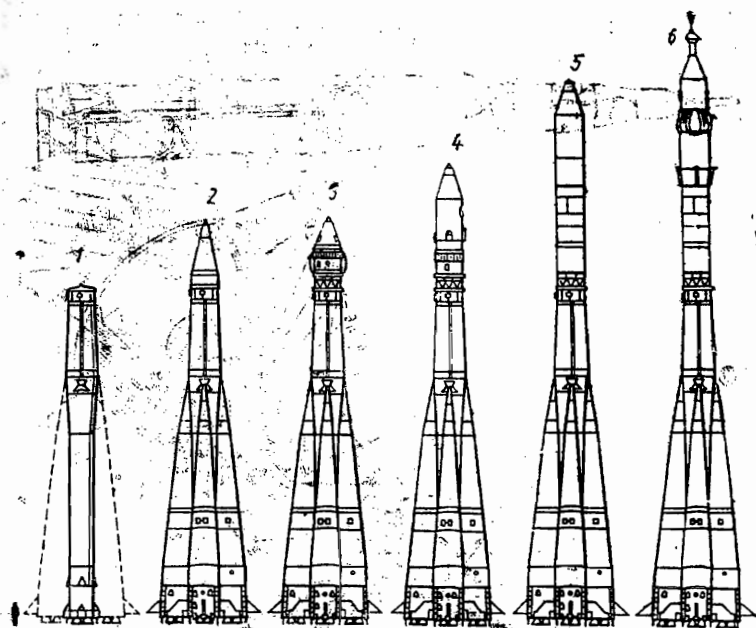


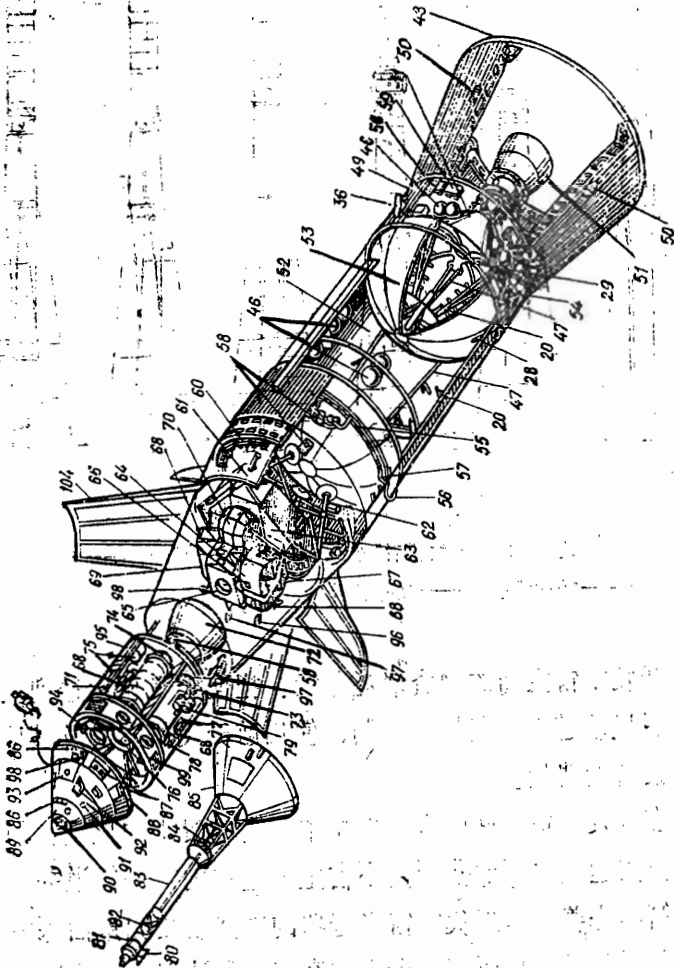
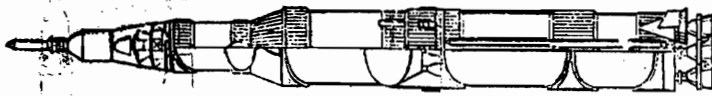
图 1.13 运载火箭系列

1——中央装置；2——“旅行者”号；3——“东方-11”号；4——“东方”号；5——“闪电”号；6——“联盟”号

开发宇宙空间的物资消耗包括：把航天飞机运送到人造地球卫星轨道上的费用，研制、使用航天飞机本身及其地面控制设备的费用。

在开发宇宙空间的全部费用中，运输费用的比重，即研制和使用运载火箭的费用是不占主导地位的。一般说来，运载火箭的完善可使现代宇宙飞行器的制造使用和地面保障设备的费用降低，从而使整个宇宙空间开发计划的费用减少。

现代宇宙飞行器是单件研制和制造的，这就决定了它的



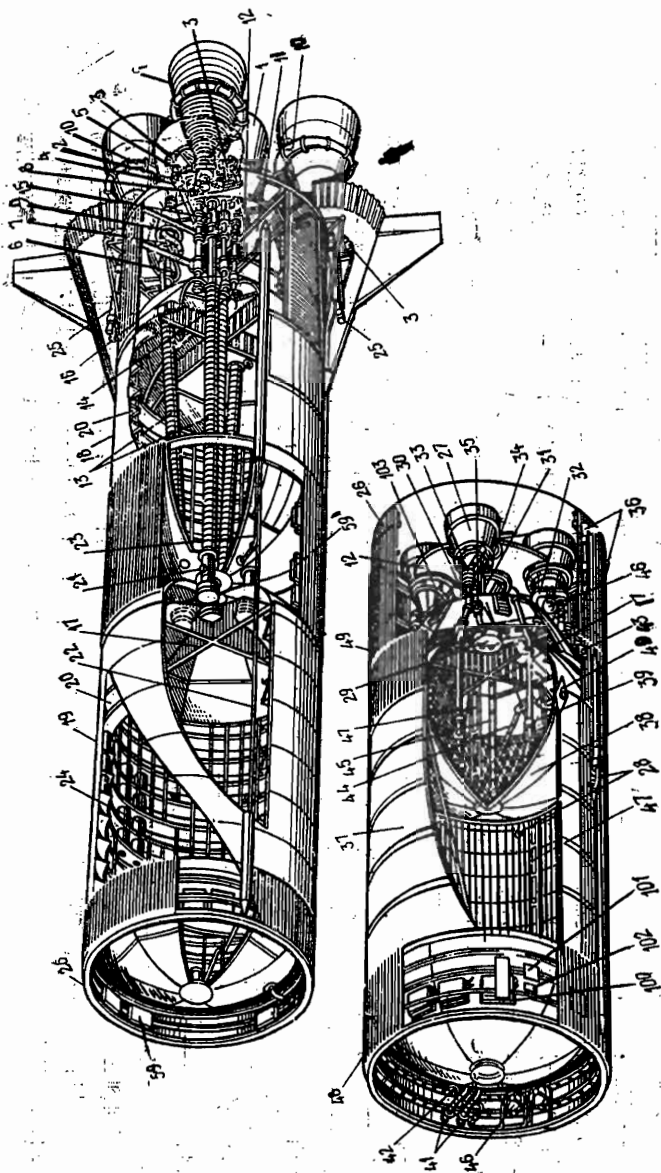


图 1.14 “土星-V”运载火箭结构图

图 1.14 (典型的一次使用的运载火箭)给出了下列图标:

- 1——液体火箭发动机 F-1; 2——万向节接头; 3——万向节传动装置; 4——氧剂阀门; 5——燃料阀门; 6——氧化剂泵; 7——燃料泵; 8——涡轮; 9——热交换器; 10——涡轮机排气管; 11——固定中央发动机的十字轴和发射器的支点; 12——保温层; 13——氧化剂导管; 14——燃料导管; 15——氧化剂预级活门; 16——燃料预级活门; 17——预防滴流形成板; 18——燃料箱(煤油); 19——氧化剂箱(液氧); 20——减震器; 21——推进剂停止供给传感器; 22——油箱增压用气态氧管路; 23——氮增压管路; 24——减震隔板; 25——制动力火箭发动机(8台, 每台下推力为 39 吨力, 工作时间 0.66 秒); 26——S-IC 和 S-II 级分离框; 27——液体火箭发动机(在真空状态下推力为 102 吨力); 28——液态氢导管; 29——液态氧导管; 30——涡轮泵装置; 31——氧化剂涡轮泵装置; 32——涡轮排气管; 33——热交换器; 34——涡轮排气管; 35——万向节; 36——小推力发动机; 37——带绝热层的液态氢箱; 38——液态氧箱; 39——燃料预级活门; 40——氧化剂预级活门; 41——排液活门; 42——增压导管; 43——加油管; 44——排液管; 45——增压气体分布; 46——增压系统氮气瓶; 47——液面传感器; 48——S-II 和 S-IV B 级的分离面; 49——转接器分离面; 50——制动力火箭发动机(4台); 51——液体火箭发动机; 52——液态氢箱; 53——液态氧箱; 54——辅助发动机装置; 55——排液系统; 56——发动机工作时的排液管; 57——发动机停车时的排液管; 58——月球火箭药螺栓紧固点; 62——起落架支柱主减震器; 63——着陆级; 64——返回到近月球轨道的可回收机舱; 65——对接孔; 66——对接舷窗; 67——正面孔; 68——控制系统; 69——仪表舱; 70——回收级燃料箱; 71——工作舱; 72——带万向节的工作能变动机(真空条件下推力为 9.3 吨力); 73——燃料箱(50% 的联氨和偏二甲肼的混合物); 74——氧化剂箱

(四氧化二氮); 75——低温燃料箱(氢和氧); 76——氢箱; 77——控制系统发动机燃料箱; 78——控制系统氧化剂; 79——燃料电池(组); 80——急救系统的可控喷嘴; 81——俯仰控制发动机; 82——救生系统支撑挂架抛射用固体火箭发动机; 83——救生系统固体火箭发动机; 84——喷嘴; 85——保温整流装置(软木基、反射表面); 86——控制俯仰状态的发动机; 87——控制倾斜状态的发动机; 88——控制偏航状态的发动机; 89——降落伞系统舱; 90——对接口; 91——侧面窗; 92——对接窗; 93——侧面口; 94——乘员舱支撑架; 95——温度调节系统的辐射制冷器; 96——雷达对抗系统; 97——S-波段回转天线; 98——超短波天线; 99——供电系统的辐射制冷器; 100——雷达跟踪设备; 101——遥测天线; 102——无线电指令控制系统天线; 103——仪表设备箱; 104——登月舱转接器整流罩

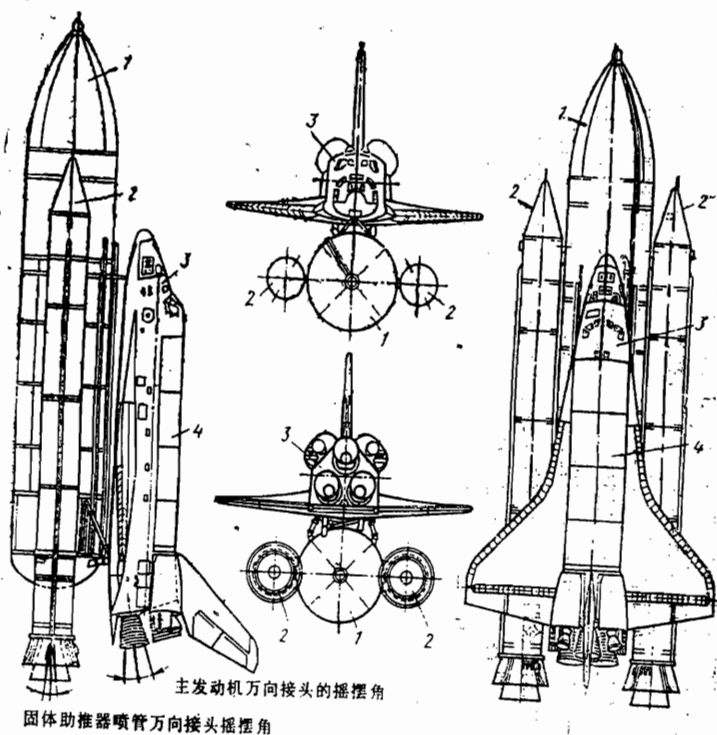


图 1.15 美国可多次使用的航天飞机系统

1——外挂式燃料贮箱；2——固体燃料加速器（2台）；3——可多次使用的航天飞机；4——有效载荷舱

费用高。例如，1980年前，美国为解决85项预定的宇宙空间课题，曾新设计了44个宇宙飞行器结构并对它们全部进行了实验验证。显而易见，这些实验验证费用是宇宙开发计划费用的起决定性作用的部分。实际上，为了解决每一个具体课题，都需要研制新的宇宙飞行器，这同受现代运载火箭有效载荷的限制有关，也同一次性发射的运载火箭能从地面把货物输送到人造地球卫星轨道上去的货流数量受到限制有关。

通过组合件和部件标准化、规格化、通用化及采用由有限的已试验成熟的系统和功能舱组成宇宙飞行器的模块式结构，可使未来的宇宙飞行器的造价降低几成。

为解决 425 项空间开发课题，美国 1981~1990 年的长远规划中规定只研制 22 项宇宙飞行器的标准设计方案，此举比起采用单独的设计方案来说，可使物资消耗减少几成。但采用标准的宇航设计结构，原则上其质量比一次使用的飞行器结构质量要大。因此，只有在实际上扩大从地面运输到人造地球卫星轨道上去的货流量而又不增加运输费用时，才是可行的。

例如，无论是二级还是三级的弹道导弹都能保证把给定的有效载荷按规定的准确度发射到一定的距离区内，同样地，运载火箭无论采用二级或三级方案，发动机不论是单燃烧室或推力相同的多燃烧室，都可保证发射预定的有效载荷。换言之，许多可供选择的结构设计方案都可以满足运输飞行器的规定要求。

为了从各种可供选择的方案中选出最佳方案，可采用结构设计方案的效用判据作为质量指标。判据可包括研制飞行器的总费用，研制周期、对本国已有飞行器结构的继承性、基本建设投资等。新飞行器研制周期的重要性，有时不亚于费用、发射重量等质量指标。

飞行器的许多设计参数中一般来说有主要设计参数。主要设计参数实际上是确定设计结构的必需要求和质量指标—效益判据的单值函数。同样，主要设计参数也单值地确定设计结构方案的选择。

主要设计参数的构成和它们的物理性质是随着研制飞行器具体要求的变化而改变的。

研制飞行器的进展顺利与否和制造周期长短，取决于在设计过程中主要设计参数的组成和数值的正确选择。由于主要设计参数的重大改变会导致生产的改建和额外的实验工作，因此，使费用和时间的消耗增加。同样的原因，可造成飞行器的设计师在某些系统的设计过程中对其要求造成不协调和错误地考虑飞行器的实验调试的实际情况。

运输飞行器设计的基本任务归纳如下：

1. 在最佳的质量指标-效益判据范围内，全面地有充分根据地选择能够满足技术设计任务书中要求的主要设计参数。

2. 协调机载和地面支援系统的性能与构成，制定发动机、某些附件与系统以及地面成套装置的研制技术任务书，或者改进任务书(如果利用现有的附件或系统是适宜的)。

3. 为保证规定的可靠性，应制定制造、装配和运载的工艺规范及实验调试程序。

因为这些任务是相互联系的，所以在协调机载系统的构成和性能过程中，原始的设计参数有可能需要修正。同样，实验基地的技术可能性也可能对机载系统的构成和性能、主要设计参数的最终选择有影响。

下面我们将研究运输飞行器研制过程中设计工作的一般特性。在弹道导弹和运载火箭的基础上研制飞行器综合体之前，要进行探索性的科研工作。这些工作的结果是所研制的飞行器应用于具体宇航计划而提高其有效性的前景依据，同时也是设计新的飞行器或改型已有的和编制技术任务书(包括数量指标和主要判据的构成)的科学依据。

当订货方向执行单位提出技术任务书后，就开始了新机设计工作。新机设计工作分为：

——设计工作，即为试制生产搞出所需的设计结构文件；

——飞行器综合体组合件，附件和试验样件的生产准备和制造，以便检查结构设计方案；

——地面实验工作，包括自主、综合与台架试验以及试验样件的调试；

——根据样件的实验调试结果，修正技术文件和编制批生产工艺规程；

——飞行器作为综合体的组成部分的制造和实物试验，并作出批生产和投入使用的决定；

——批生产，在设计者监督下投入使用，采取保持可靠性与改进性能的措施。

在具体条件下，研制新型的或改进现有飞行器时，试验设计工作的某些阶段可以取消或在时间上同其他阶段同时进行。例如，为解决开发远距离空间的问题，要求多次发射专门制造的运载火箭，而完成这些任务在飞行设计试验阶段就已开始进行了。

第二章 液体火箭的布局 与结构受力形式

液体火箭的布局在其轮廓所包容的空间内，决定各火箭舱、短舱、部件、附件、箭载系统以及“地—箭—地”通讯系统的相互配置、位置及连结特性，以确保在火箭工作的各阶段，上述各部分协调一致并正常工作。

布局与结构受力形式密切相关。结构受力形式，在飞行器地面使用和飞行中在内外载荷作用下，由其结构件的应力变形状态确定。导弹和运载火箭的布局与结构受力形式，应当满足以导弹和运载火箭为基础的综合装备所提出的要求。

这些要求的总和，确定火箭舱、短舱、部件、附件和箭载系统的组成与性能。

2.1 液体火箭的布局

火箭分单级和多级(或组合式)两种。单级火箭在轨道的主动段运行时，其结构质量不变；而多级火箭的结构则随着分离火箭舱的发动机燃料不断消耗和火箭舱脱开之后，分级式地(不连续)变化。

多级火箭的级系指组合式火箭中保证在主动段上运行一定距离的一个组成部分。一般来说，它包括火箭舱、贮存燃料、动力装置、控制系统各组成部分，以及级的有效载荷。在烧完燃料的火箭舱脱开之后，该级的有效载荷可以成为多级火箭的下一个级。

在设计计算中，可将航天器分为若干个火箭舱段和级，如图 2.1 所示。

多级火箭的火箭舱的总和本身，就是在轨道主动段末端能为所运载的有效载荷提供所需运动动态参数的火箭部分。

把有效载荷送到人造地球卫星轨道上去的宇宙火箭，通常称为运载火箭。

必须指出，无论单级火箭，还是多级火箭，在运行中都可抛掉在继续运行中不需要的结构部分，例如烧完燃料的火箭舱、转接舱结构及其他部分。

多级弹道导弹和运载火箭的布局可分为三种(图 2.2)：

——火箭舱前后布置，各级在横向上不相连(“串联”方案)

——火箭舱并列布置，各级在纵向上不相连(“并联”方案)

——火箭舱并列-前后布置(混合方案)。

“串联”方案和“并联”方案各有优点。选择哪一种，首先要看弹道导弹和运载火箭的尺寸，而尺寸又由有效载荷的质量来定。对于有效载荷的质量不大，因而初始质量亦不大的弹道导弹来说，最好采用“串联”方案，以保证火箭舱结构的受力形式与分离系统都比较简单。

对于有效载荷的质量和初始质量比弹道导弹大得多的运载火箭来说，可采用这两种布局及其改型方案。重型多级运载

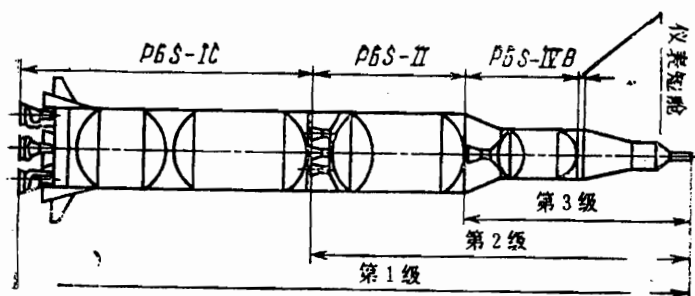


图 2.1 “土星-V”级运载火箭的火箭舱与级的划分

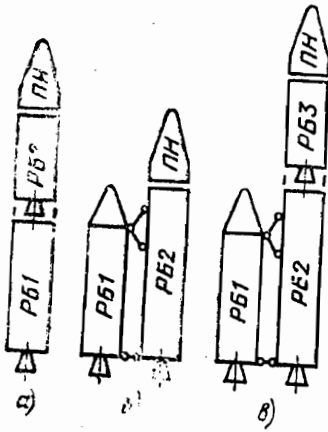


图 2.2 多级运载火箭的火箭舱布局类型

а——串联, б——并联, в——串联-并联
(混合布局)

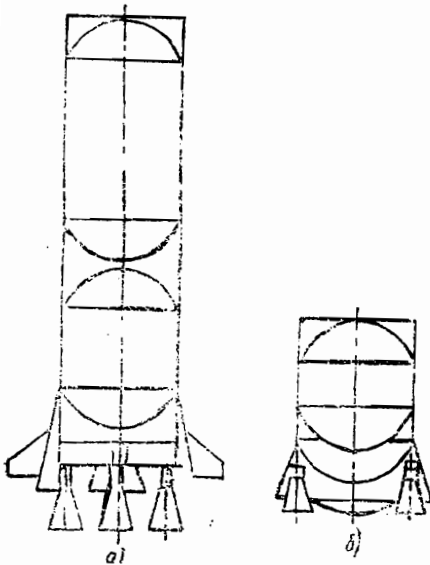


图 2.3 带承力贮箱的整体式火箭舱

а——氧化剂与燃料贮箱分开配置; б——氧化剂与燃料共用贮箱, 中间用隔板隔开

火箭的火箭舱在横向上不相连的捆式(多舱)布局, 就属于改型的布局方案。

火箭舱或燃料贮箱的数量和尺寸, 还取决于将其从制造厂运到火箭发射场的运输工具(空中运输、铁路运输和水上运输及其他运输工具)的性能。

多舱布局比起单舱布局来, 结构受力形式、气动液压方案和动力方案更为复杂, 因而火箭舱结构的质量也大一些。

多舱式火箭舱的推进剂短舱内, 氧化剂贮箱和燃料贮箱可以是分开的, 也可以共用一个贮箱, 中间用隔板隔开, 并且装一台动力装置, 内含数台各自独立工作的液体火箭发动机(图 2.3)。

这些火箭舱的动力装置内所含液体火箭发动机的数量和尺寸, 取决于动力装置的推力、生产工艺水平、所需的工作可靠

性程度，以及所用运输工具的性能。所有这些，将在第六章详细介绍。

就多级火箭来说，只有最后一级才达到末速，中间级的火箭舱和其他可抛结构所达到的速度低得多，这就节省了能量消耗。所以在发射质量相同时，多级火箭有效载荷的速度比单级火箭的大。然而，存在着一个最佳级数，达到这个级数后，再增加级数并不会使末速增加。火箭级数及其质量的合理比值，取决于动力装置的动力性能和火箭舱结构的完善程度。

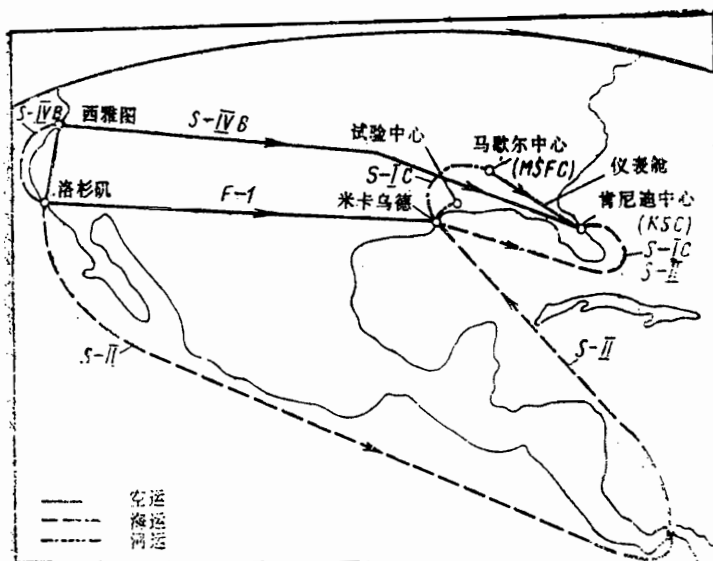


图 2.4 “土星-V”运载火箭各部分运往肯尼迪角发射场的运输方案

$S-IC$ 、 $S-II$ 、 $S-IVB$ ——火箭舱； $F-1$ ——发动机

在宇宙火箭发射场上生产和装配运载火箭，可以有两种方法。

——用专门运输工具将制造完毕并装配好的火箭舱运到

宇航发射场，组装成多级火箭；

——用便于运输的火箭舱结构件，制造和装配火箭舱。
用普通运输工具将其运到宇航发射场装配成火箭舱和多级火箭。

如果是前一种情况，火箭舱的总装工厂的所在地必须便于使用专门运输工具(驳船、货运飞机等)将火箭舱运往宇宙火箭发射场。美国在研制“土星-V”和“阿波罗”运载火箭时就是这样做的(见图 2.4)。

如果是后一种情况，必须将火箭舱的结构分解成可运输的部件，其尺寸由所用运输工具的性能来确定，就象在造船工业的造船厂所做的那样。

在“串联”方案中，第一级火箭舱的动力装置在地面起动，以下各级火箭舱的动力装置则是在轨道主动段上运行时，前一级火箭舱分离前或分离后起动。在“串联”布局中，分离轨道段是从发出关闭前一级动力装置的指令开始，直到该级分离火箭舱对下一级火箭舱运行不会有很大影响时为止。

对工作完毕的火箭舱脱离以下各级火箭舱的分离系统，有以下基本要求：

——分离安全可靠，工作完毕的火箭舱不与以下各级火箭舱碰撞；

——在火箭舱与以下各级火箭舱达到安全间隔距离之前，要不断地对它们进行控制；

——分离持续时间要短，其间的速度损失要最小；

——在分离时，确保操作连续性的手段要简便；

——由于分离系统结构件造成的分离火箭舱的结构质量增加，尤其是以下各级火箭舱的质量增加，要尽可能少；

——为以下各级火箭舱动力装置的可靠起动，创造必要

条件。

多级火箭中工作完毕的火箭舱与以下各级相分离，可以有两种基本方案：“冷分离”与“热分离”。

“冷”分离规定，工作完毕的火箭舱在下一级主发动机起动之前分离、减速和移开，而下一级主发动机在与被分离的火箭舱相距安全距离时起动，为了使正在分离的火箭舱减速，其上应安装专门的制动发动机。而为了使下一级火箭舱加速到该级火箭舱的起动位置，应当装专门的火箭发动机(图2.5)。固体火箭发动机最经常用作制动发动机，装于分离火箭舱的上部或下部。将制动发动机装在分离火箭舱上部时，可使被制动火箭舱的推力矢量通过其质量中心，从而大幅度减小对分离火箭舱的角干扰，但是，此时，制动固体火箭发动机的喷气流会对正在起动的下一级箭体产生热干扰。

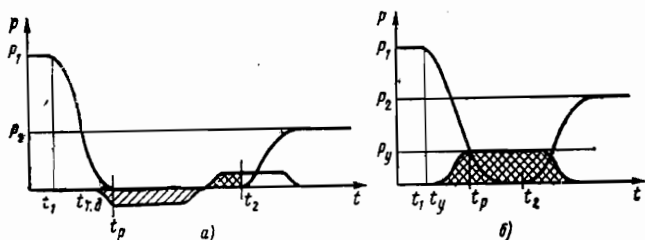


图 2.5 火箭舱“冷”分离时的发动机推力变化曲线

α ——在工作完毕的火箭舱上装制动发动机，在起动火箭舱装加速发动机， β ——下一级火箭舱装加速火箭发动机， t_1 ——工作完毕的火箭舱发动机关机时间； $t_{r,d}$ ——制动发动机开车时间； t_p ——分离时刻； t_2 ——下一级发动机开车时间； t_y ——加速发动机开车时间

专门的固体火箭发动机或可操纵的液体火箭发动机可用作加速发动机，在火箭舱脱开之前起动，一直工作到下一级火箭舱的主动力装置起动为止。分离火箭舱在分离过程中如

果出现失重飞行段,那么在下一级液体火箭发动机起动之前,必须提供必要条件,将燃料注入燃料泵和管路。为此,在火箭舱或运载火箭上最常用的措施是作用时间短的小喷气推力。

图 2.6 示出“土星-V”运载火箭冷分离系统的部件。分离过程,由位于仪表舱的箭载计算机控制。

第 I 级火箭舱飞行结束时,关闭 S-IC 火箭舱的 F-1 外围发动机,此时,运载火箭的纵向过载降至 0.5 单位,并且将高压电脉冲传递到火药系统的起爆器。(S-IC 和 S-I) 火箭舱分离的火药系统,由带两个发火管的两个桥式引爆器和一个线性装药组成。线性装药本身是爆破索,其端部有一个起爆器。两个起爆器保证爆破索起爆两次。爆破索起爆,炸坏 S-IC 和 S-I 两个火箭舱的连接构件。在发出炸断火箭舱的连接构件指令的同时,发出起动 S-IC 火箭舱的 8 台制动发动机的指令(图 2.7)。这 8 台发动机成对地装在 F-1 外围发动机整流罩下面,并刚性连接在与运载火箭纵轴成 7.5° 角的受力框架上。在发动机装药点燃时,整流罩蒙皮烧化成液体而流掉了。制动发动机保证 S-IC 火箭舱在 1 秒钟时间与第 2 级火箭舱相距至少 2 米。制动发动机起动指令显示在运载火箭仪表舱内,并传给双重点火系统。每台制动发动机的功率约为 382.5 千瓦,工作时间约为 0.66 秒。单台发动机的质量 228 公斤,固体燃料充填量为 126 公斤。发动机采用以高氯酸氨(氧化剂)和多硫化物燃料(结合剂)为基础的燃料。装药沿中央槽燃烧,中央槽是 12 角星形状。单台发动机的外廓尺寸:长 2.24 米,直径 0.386 米。

S-I 火箭舱的辅助固体火箭发动机(图 2.8a)用来确保向发动机稳定供油,还使第 2 级有不大的纵向正加速度(约为 $0.1g$),以防止燃油从油箱底部流出。为了减小其中一台辅

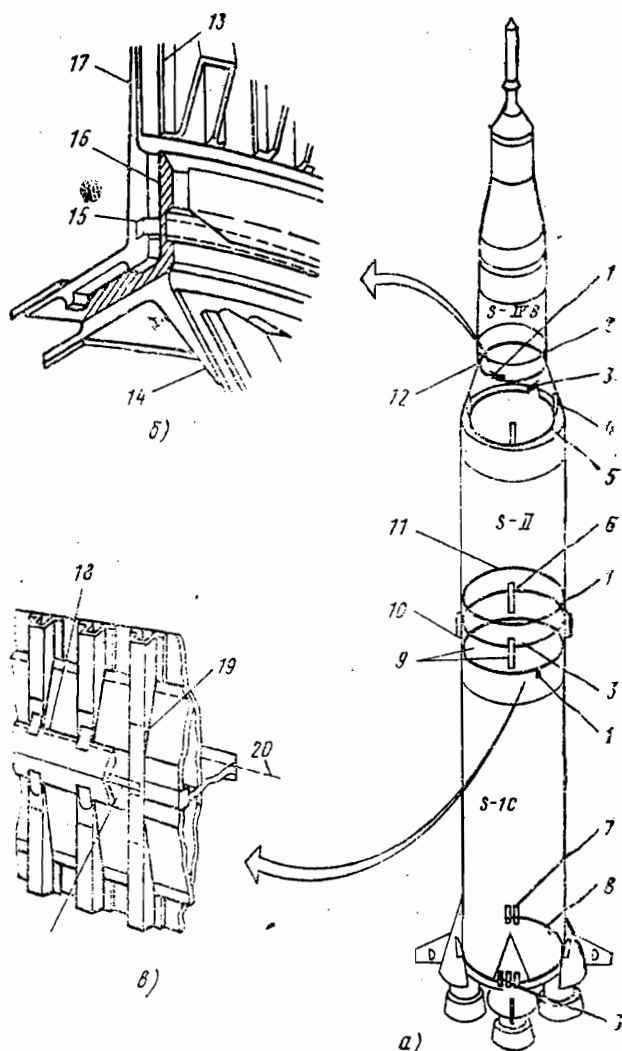


图 2.6 “土星-V”运载火箭的火箭舱的分离

a——分离系统的布局；6——S-II和S-IVB火箭分离的接头结构；1——起爆器与传爆器组件；2——S-IVB辅助液体火箭发动机；3——起爆器与中间装药；4——S-II火箭舱的制动火箭发动机；5——制动火箭发动机的中继传递装药；6——辅助火箭发动机的中继传递装药；7——S-IC火箭舱的制动火箭发动机；8——中继传递装药；9——S-II火箭舱的辅助火箭发动机；10——S-IC和S-II的级间分离面；11——S-II火箭舱与尾舱的分离面；12——S-II和S-IV火箭舱的分离面；13——受力构件组的纵向构件；14——圆锥形过渡舱；15——分离系统的爆破药；16——拉伸构件；17——S-IVB火箭舱的受压裙罩；18——护盖；19——拉伸件；20——分离面；21——线性爆破药

助发动机起动不起来而可能产生的力矩，同时为了减小发动机喷气流对箭体的干扰，辅助火箭发动机喷管同运载火箭的纵轴成 10° 角。单台辅助发动机推力为 102.5 千牛，工作时间 3.75 秒，单台发动机的燃料重 152.5 公斤，内通道呈四角星形状，发动机外廓尺寸长 2.26 米，直径 0.318 米。

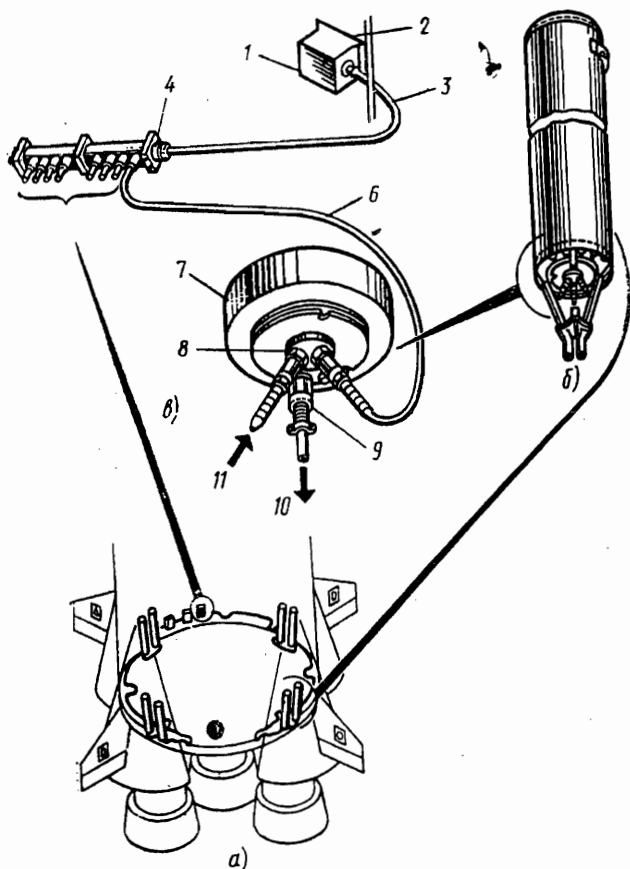


图 2.7 S-IC 火箭舱的制动火箭发动机

a——S-IC 火箭舱制动发动机机构的布局（共 8 台）；6——制动发动机的全貌；b——点火系统；1——从仪表舱传出的发动机起动指令；2——带桥式点火索的点火器；3——桥式点火索；4——带桥式点火索的起爆器；6——弱爆引信；7——制动发动机座；8——起爆器；9——压力传感器；10——至遥测系统；11——来自复式系统

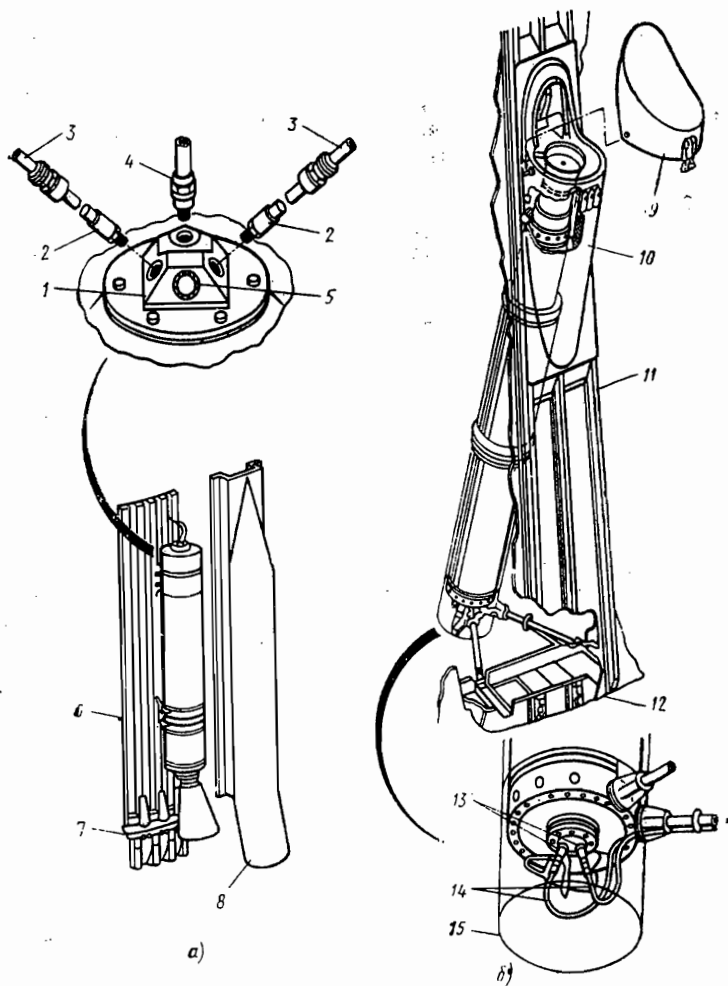


图 2.8 S-II 火箭舱的辅助火箭发动机和制动火箭发动机

a——S-II 火箭舱的辅助发动机(共4台)；6——S-II 火箭舱的制动发动机(共4台)。1——辅助装置的转接座；2——传爆管；3——助爆管；4——测压接头；5——堵盖；6——可抛弃的转接舱；7——S-IC 和 S-II 火箭舱的分离面；8——整流罩；9——可抛弃的整流罩；10——不可抛弃的整流罩；11——S-IVB 火箭舱的尾部转接舱；12——S-II 和 S-IVB 火箭舱的接合面；13——传爆管；14——导火管；15——口盖

在分离时，利用专门的制动发动机系统对S-I助推火箭进行制动（见图2.86）。制动发动机与运载火箭的纵轴成 3° 倾角，其尾喷管与运载火箭纵轴成 9.5° 倾角。四台发动机每台产生155千牛推力，发动机工作时间1.52秒，发射重量171公斤，固体燃料重量122公斤，内部通道形状为变截面五角星。发动机外廓尺寸：长2.68米，直径0.228米。

在S-I火箭舱辅助发动机工作结束、主发动机起动之后，抛弃S-I火箭舱的尾舱，横向接口的结构与S-IC和S-II火箭舱分离时的接口结构相似。

“热”分离规定，在工作完毕的火箭舱和下一级火箭舱的机械连接断开之前，下一级火箭舱主发动机起动（图2.9）。在“热”分离时，必须预先定出相应的布局、结构和方案措施，确保分离不碰撞，对下一级的干扰小。这些措施可以包括（图2.10）：

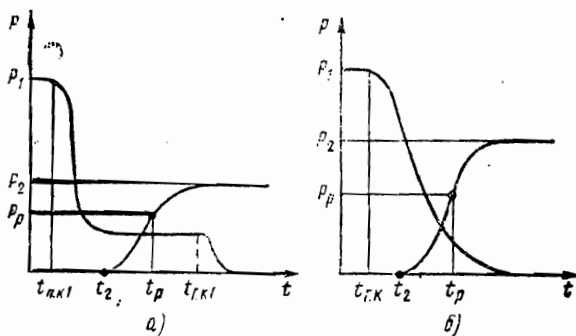


图 2.9 火箭舱“热”分离时发出指令的顺序

a——工作完毕的火箭舱发动机经过末级推力时关闭；б——工作完毕的火箭舱发动机无末级推力时关闭； $t_{R,K}$ ——为了转到使用末级推力而发出关闭工作完毕的火箭舱发动机的预先指令的时间； $t_{R,K1}$ ——发出关闭末级推力发动机的主指令的时间； $t_{R,K}$ ——关闭不使用末级推力的发动机的时间； t_2 ——下一级发动机打开的时间； t_p, F_p ——分别为分离的时间与分离时的推力

——确保下一级火箭舱动力装置的液体火箭发动机的喷管切口同前一级火箭舱的上切面保持必要的距离 L_c 。

——将承受下一级火箭舱动力装置的喷气流的动力载荷和热载荷的带槽的隔热反射装置，纳入分离火箭舱上端面的结构中。

——确保发动机喷气流通过转接舱的骨架或桁架结构上的小孔，离开反射装置向旁边喷射。

如果采用“热”分离，下一级火箭舱在分离之后实际上不存在不可控飞行段。

两个系统各有优缺点。

“冷”分离的优点在于：

——“冷”分离时起作用的力量不大。

——因此，下一级火箭舱运动的动态性能与其额定值相差不大。

——如果下一级火箭舱的控制机构在分离火箭舱操纵机构停止工作之前接通，要求分离和引开设备的结构质量比较小。

“冷”分离的缺点在于：

——由于分离和引开的时间长，会增长速度损失。

——下一级火箭舱发动机起动的必要条件难于保证。

“热”分离有下列优点：

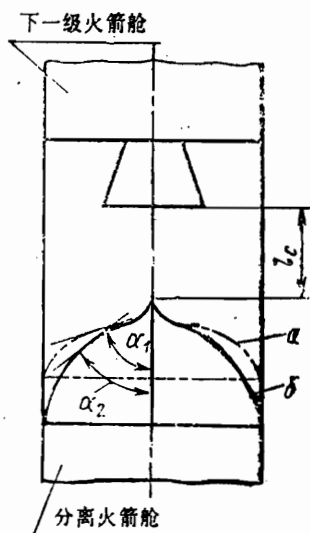


图 2.10 “热”分离时的中间舱段示意图

a ——在椭圆形底部装反射装置(α_1)

b ——在球形底部装反射装置(α_2)

——分离的时间较短，因而分离时的速度损失较小；

——由于分离火箭舱的发动机推力引起的纵向过载的作用，为下一级火箭舱的主液体火箭发动机的起动创造了必要条件。

“热”分离方案的缺点是：

——在分离时对以后各级运行的动力特性干扰很大，这种干扰可以是选择火箭舱控制机构性能的设计情况。

——由于必须在火箭舱之间的短舱里设专门装置来承受下一级火箭舱发动机喷气流的动力影响和热影响，因此短舱结构重量增大。

如果火箭舱并联成多级火箭，分离过程一般变得很复杂。在分离过程中，各火箭舱的上下连接组件脱钩，然后相对于保持在组件中的连接件旋转到一个安全角度，随后其他组件中的连接脱钩，侧面配置的各火箭舱与中心舱彻底分离。如果上下组件的连接同时脱钩，则利用专门的固体火箭发动机使工作完毕的火箭舱分离。在这时，要求分离系统保证下一级火箭舱运动参数所受干扰最小，同时速度损失也最小。在发出分离的主指令之后，而且最后各级分离火箭舱的发动机推力下降到允许值之后，如果最后各级在主动段末端达到要求的动态参数时，弹道火箭的头部或运载火箭的轨道部分即可分离。

为了减小由于后效脉冲分散而造成的主动段末端运动参数的不一致，合适的办法是，在发出分离主指令之前，使动力装置的推力降低到最低值，其手段是使发动机节流或在控制发动机工作时完全关闭主发动机(图2.11)。

在发出分离主指令之后，各连接部分脱钩，但实际分离则是在分离力大于后效推力的作用之时进行的。

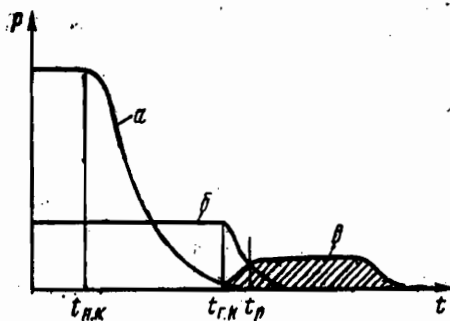


图 2.11 弹道火箭头部分离前控制发动机关闭的方案

$t_{n,k}$ ——发出关闭主液体火箭发动机的预指令时间； $t_{r,k}$ 发出关闭控制发动机的主指令时间； t_p ——分离时刻； a ——主发动机的推力； b ——控制发动机的推力； B ——使头部偏离的发动机推力

头部或轨道部分可以靠下述手段实现分离：

- 借助火箭舱内的专门固定火箭舱发动机，或者靠用燃料贮箱内的高压气体工作的减速喷管，为分离火箭舱减速；
- 靠气压弹簧推杆或火药推杆。
- 用专门固体火箭发动机助推加速。

上述装置的分布可能是不一样的，可装在分离部分的底部截面四周或其中央。分离系统应当确保在分离时无碰撞，同时，对分离的头部或轨道部分的运动干扰最小。

虽然导弹和运载火箭的现有布局多种多样，但是可以拟出在选择布局时必须遵循的总的规定。

1. 鉴于导弹和运载火箭各部分所载荷的特点不同，人们将其划分为箭体部分和可分离的导弹头部，或者可分离的轨道部分。箭体部分由火箭舱组成，在轨道运行的主动段结

束时火箭舱就完成了自己的使命。分离的导弹头部，保证将所荷载荷送到地球上的预定地区，分离的轨道部分装有要送入地球附近轨道的宇宙火箭舱和专门设备。

这种划分，有可能大幅度降低导弹和运载火箭的结构重量。因为如果这样分，含火箭舱的、容积最大的箭体部分，可根据在轨道主动段所受的载荷来计算；而导弹头部的结构和运载火箭的轨道部分的投抛设备，才承受到达地球表面指定地点之前剩余轨道上的大得多的载荷。当导弹战斗部和分离的轨道部分的投抛设备在地球稠密大气层运动时，其结构承受的静力载荷、动力载荷和热载荷是最大的。

2. 火箭部分的布局应当最好同火箭舱的数量、所采用的液体火箭发动机的类型、燃料的成分、各个级的控制要求和工作完毕的火箭舱与以下各级相分离的控制要求等，最佳地匹配。导弹与运载火箭的火箭舱的基础是动力装置，这是复杂的技术系统，它包含着一系列分系统和装置，以保证液体火箭发动机在起动、巡航状态和关车时能够正常工作并具备所需的可靠性。火箭舱的动力装置的组成取决于火箭舱的使命（对导弹或运载火箭的每一级来说，发动机的组成取决于从燃料贮箱向液体火箭发动机的燃烧室供给燃料的供油系统，以及单台液体火箭发动机和整个动力装置的气动液压方案和电气方案），取决于燃油舱的结构——受力方案、操纵机构方案和对飞行器提出的使用要求等。

不论火箭舱的任务如何，其动力装置始终包括以下几部分：

——单一液体火箭发动机（单发装一台发动机，多发装数台发动机）。

——液体火箭发动机的供油系统，包括加油、放油和集

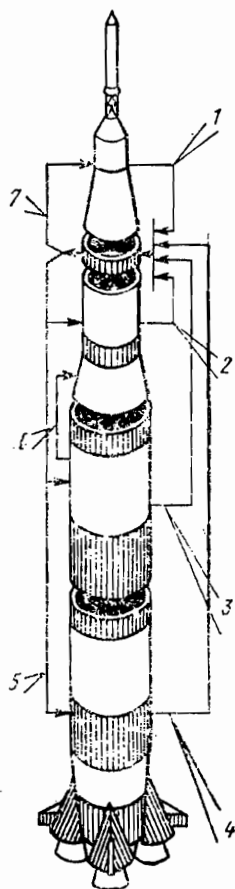


图 2.12 火箭舱、仪表舱与宇宙飞船之间的电气连接方案

- 1——从宇宙飞船到仪表舱；
- 2——从第3级火箭舱到仪表舱
- 3——从第2级火箭舱到仪表舱
- 4——从第1级火箭舱到仪表舱
- 5——从仪表舱到火箭舱；
- 6——从第2级火箭舱到第3级火箭舱；
- 7——从仪表舱到宇宙飞船

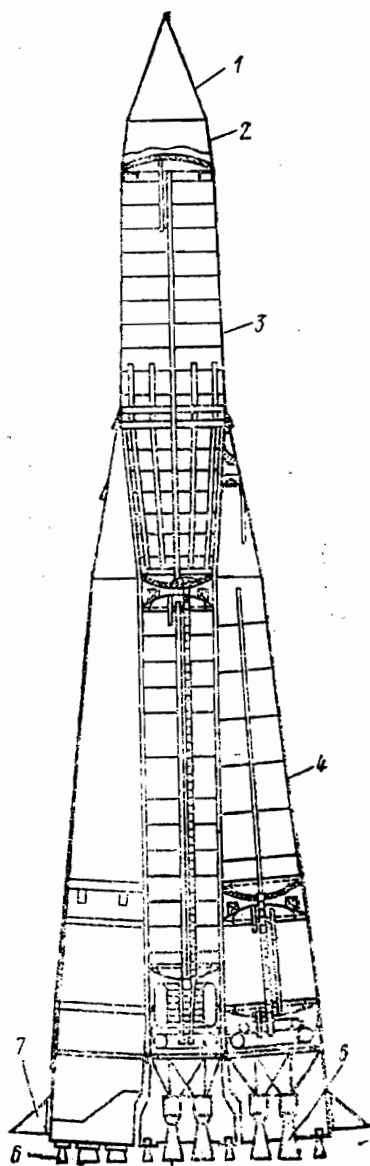


图 2.13 “卫星”号运载火箭的布局

- 1——在“卫星”号分离之前抛弃的整流罩；
- 2——仪表舱；3——中心火箭舱；4——侧面火箭舱(4个)；
- 5——四燃烧室的主液体火箭发动机；6——方向舵液体火箭发动机；
- 7——气动力舵

油设备的贮箱和减震装置，增压系统，以及保证主发动机涡轮泵附件进口处的燃料达到需要压力的预压油泵。

——动力装置操纵系统，确保动力装置起动前的准备、起动和在规定的巡航状态下工作，以及单台液体火箭发动机关车。

——单台液体火箭发动机的承力固定架，它将发动机推力传给弹道导弹或运载火箭的结构件。

——专门装置(操纵机构)改变动力装置推力矢量，以产生操纵力和力矩。

为了使上述系统和附件正常工作，必须创造特殊的条件，这些条件由选择相应的布局来确定。

3. 可分离的火箭头部的布局与结构，取决于任务、头部内有效载荷的组成和头部与火箭部分的连接。火箭部分的外形与分离的头部外形的组合，应确保第1级导弹或运载火箭具备所需的气动性能。此外，对导弹与运载火箭的分离部分的布局有如下要求：

导弹的分离部分可以是被动导向确定的地面目标的单舱段，也可以是主动导向一个或几个地面目标的含数个战斗部的多舱段。在轨道主动段结束并且导弹的头部与末级火箭舱分离之后，各战斗部便立即分散开来。

导弹的分离部分的布局和外形，取决于所含战斗部的数量和外形，战斗部的分离、散布与控制的方法。为了将战斗部分散开并保证其到达预定的地面目标，分离的导弹头部应当装设操纵系统和导引装置、动力装置，以保证战斗部能作必要的机动动作，并使之导向各自的目标。

导弹的分离部分的布局应当确保所有系统正常工作，并使战斗部命中指定目标达到很高的准确度。

运载火箭的分离轨道部分的布局，取决于它的任务、宇宙飞船与宇宙火箭舱的组成。

为了消除第1级火箭在轨道主动段上运行时受到的巨大动力载荷和热载荷的影响，采用穿过稠密大气层之后就抛掉的整流罩来保护宇宙火箭舱是合适的。

4. 在对整个宇宙飞行器进行布局 and 选择其外形时，必须力求：

——将旋转体式的简单几何形状的短舱组合起来。

——确保单级火箭或多级火箭的前几级在大速压头区的静稳定性最小或失去稳定性。

5. 在安排导弹和运载火箭的操纵系统的设备和箭载自动化设备时，理应遵循下述原则：

——将敏感仪表(加速度计、陀螺仪)，带电源的变流机，以及控制导弹(或运载火箭)的各级和有效载荷的运动的箭载计算机，都直接装在导弹的分离头部或运载火箭的分离轨道部分内是合适的。在这种情况下，最好将上述设备装在统一的仪表舱内。仪表舱为设备在各轨道段上工作创造最佳条件，并且在地球上使用的所有阶段，保证可以直接接触这些设备。

——供电电源适于装为主要用电设备附近；同时，强电流电缆网络的分叉最少。例如，将向火箭各级操纵机构的传动装置供电的电源，配置在该传动装置附近，为传动装置正常工作提供必要条件。

6. 布局应当规定，配置在短舱内的附件和设备应保持最大密度。布局的密度愈大，外廓尺寸愈小，飞行器结构重量也就愈小。布局的最大密度由使用是否方便、设备和附件许可位置(避开有害干扰)来确定。

7. 布局应当保证部件、短舱、火箭舱和飞行器的制造、装配、检验和试验的工艺性，在这种情况下，应当预先定出上述结构部分工艺接合面，使其能在不同工位上制造。还须规定，自由地到达最重要附件和设备，便于拆卸和更换。

8. 在选择布局和结构受力形式时，务必考虑各舱段之间以及“地—箭—地”的不同连接方式。

这些连接应当有牢靠的分离接头。当火箭发射时以及在火箭舱与其他结构部分分离时，该分离接头能在严格规定的时刻起作用。下述连接就属于这种类型：

——飞行器总体的受力结构与发射装置之间的机械受力连接，火箭舱之间的连接，以及火箭舱与最后一级火箭舱的分离部分之间的连接。

——气动液压连接，即火箭舱之间以及火箭舱与地面设备(液体与气体的补充、泄放和排放管路)之间的连接。

——电气连接，这类连接取决于火箭舱之间以及火箭舱与地面检查-起动电气设备之间的连接。

必须力求减少这类连接的数量和确保连接的构件的质量，提高连接件在发射和飞行中的工作可靠性。

作为例子，我们看看“卫星”号运载火箭的布局(图2.13)。

下面列出决定其布局方案特点的主要因素：

——技术任务要求的近地球轨道的有效载荷重量(～1500 公斤)。

——研制运载火箭的严格的时间(两年)。这就决定必须采用统一的燃烧室固定安装的四燃烧室液体火箭发动机，以使运载火箭的所有火箭舱匹配。该运载火箭只能在地面上起动，使用液体氧——煤油作燃料。

——关于用普通铁路运输运载火箭的可运性的技术要

求。这导致促使采用“并联”布局方案，即将六个便于运输的部件并联在一起（中心舱在舱与舱之间的转接区有可拆卸的螺栓接头）。

“卫星”号运载火箭的这种结构——布局方案有如下优点：

——迎面阻力最小，在最大速压头时质心和压力中心的相对位置符合要求。

——火箭舱结构的质量最小，因为合理地选择了受力构件加载时的结构受力形式。

——侧向配置的火箭舱分离系统的占用质量最小；

——所有燃油箱是承力的。

——采用舵面液体发动机和气动力舵结合体，作为操纵系统的执行机构。

——全部发动机均在地面上起动的方案，是保证飞行器具有很高可靠性的主要因素之一。

在使“卫星”号运载火箭的火箭舱结构质量减至最小时，还同时解决如下问题：

——作出建立独一无二的全套发射设施的决定。

——在火箭舱上装备使各火箭舱能同时倒空的系统和同步系统。

“卫星”号运载火箭布局的缺点是：

——一旦有一台发动机出故障，便不能继续飞行。

——中央火箭舱的燃油短舱有多余的质量，在第2级的飞行段成为多余的压载物。

研制“II”型和“JI”型火箭舱（图2.14），允许在“卫星”号运载火箭基础上制成“闪电”四级运载火箭。

下面介绍最大限度地减小结构重量的布局措施：

——在人造地球卫星和“II”型宇宙火箭舱均装上整流罩，以防止气动载荷在大速压头区对结构产生影响。

——将“II”型火箭舱发动机的力直接传到氧化剂贮箱壳体上，从而使发动机架的质量最小，并且为在“II”型舱尾部短舱分离之后将其完全抛掉提供了可能。

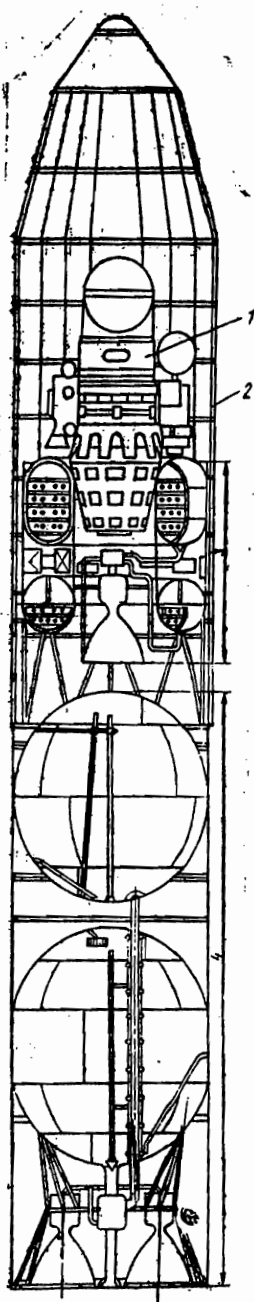
这样的布局方案可能受到某种批评，因为所选定的“II”型舱油箱的形状使布局不紧凑；“II”型舱的氧化剂和燃料贮箱呈环面状，虽使布局紧凑，但从质量上考虑，并非最佳结构。

2.2 液体发动机火箭的结构受力形式

火箭的结构受力形式，系指适用于一定受载状态的承力(受力)结构的简化模型。

图 2.14 “闪电”运载火箭的“II”型和“II”型火箭舱的布局

1——“月球-E”自动宇宙站；2——头部整流罩；3——“II”型火箭舱；4——“II”型火箭舱



火箭舱中承受内外载荷的构件称为承力构件；不承受内外载荷、并且对整个飞行器的承载能力实际上无明显影响的部件是非承力构件。

承力构件的总和构成飞行器的结构受力形式，也决定着飞行器结构的最小质量。这就是设计火箭时需要力求把非承力构件的数量和质量减至最小的原因。结构受力形式取决于飞行器的布局，也取决于来自周围介质的外部影响和动力装置的性质。

只有使承力构件的结构受力形式和加载条件最佳化，同时考虑它在使用中的所有限制，才能研制出质量比较小的承力结构部件。

一般来说，火箭的受力状态取决于在使用过程中火箭的一系列操作（装配、运输、发射准备与实施、起动和在轨道上运行）。应当竭力使飞行器结构件在地面上的应力变形状态不超过起飞和在轨道运行时的应力变形状态。为此，应当事先定出专门的措施，以限制地面装置与设备中与飞行器接触的结构部件产生的动力影响。

一般情况下，当火箭在大气层中的轨道主动段运行时，其受力情况取决于分散与集中的内力系与外力系。为了分析质心运动参数，轨道的引入段利用图 2.15 示出的力系就够了；轨道的下降段（对导弹和运载火箭的分离部分而言），利用图 2.16 示出的力系就够了。

飞行器所受的外力，由其运行动态特性及其与周围介质的相互作用来确定。因而外力本身取决于这种介质的特性和状况，同时也取决于许多偶然因素。

分离的飞行器轨道部分所受的载荷，在其进入人造地球卫星轨道之后，比正在进入之时要小得多。为了消除运载火

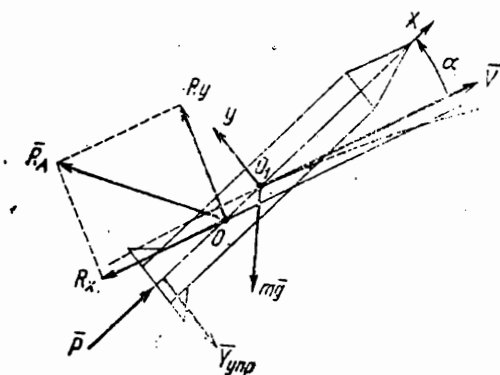


图 2.15 当弹道火箭和运载火箭在轨道主动段(大气中)运行时,作用在结构上的外力

O_1X, O_1Y ——固连坐标系轴; O_1 ——质心; $\bar{R}_A$ ——气动合力矢量; R_x, R_y —— $\bar{R}_A$ 矢量在速度坐标轴上的投影(R_x ——迎面阻力, R_y ——升力); O ——压力中心; $\bar{P}$ ——发动机装置的推力矢量; $m\bar{g}$ ——引力矢量; $\bar{Y}_{np}$ ——可控力矢量; $\bar{V}$ ——速度矢量; α ——攻角

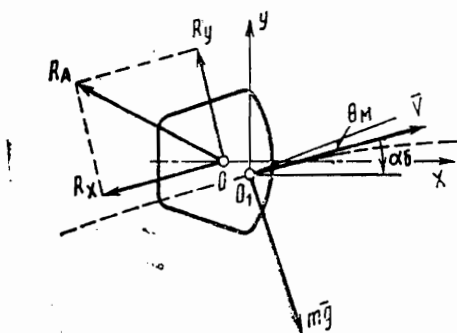


图 2.16 分离的飞行器在大气层中受控下落时的受力形式

OX ——飞行器下落时的几何形状对称轴; O ——压力中心; O_1 ——质心; α_d ——飞行器下落时的平衡攻角; $\bar{R}_A(R_x, R_y)$ ——气动合力矢量; $m\bar{g}$ ——引力矢量; θ_m —— $\bar{V}$ 矢量相对于地平线的倾角

箭的分离部分在进入人造地球卫星轨道时所受的结构载荷，在火箭部分与分离轨道部分的结构受力形式中，必须预先定出专门的方案和结构措施。由此应当指出，当换算成有效载荷时，分离的导弹或运载火箭的轨道部分的单位结构质量可称量性，要比火箭部分大得多。

依据载荷在结构零部件上的分布特性和载荷随时间变化的特性，对导弹和运载火箭在使用过程中所受的外部动力载荷进行分类是合适的。在选择导弹和运载火箭的结构受力形式时，必须考虑外部动力载荷在结构零部件上的分布情况。

根据其性质和分布特性，所有载荷可分为表面载荷和质量载荷两种。表面载荷分布在结构件的表面(表现为压力和摩擦力)，具有空气燃气动力性质，并与飞行器的外形和在稠密大气层运行时的运动特性有关。应当把发动机的推力归类于表面力，因为这是作用在燃烧室内壁和外表面的压力和摩擦力的合力。就作用在飞行器承力结构上的性质而言，推力是作用在较小表面上的集中力。质量载荷(或容积载荷)取决于飞行器在长度上的质量分布，飞行器的布局 and 结构受力形式，以及飞行器构件在外力作用下的加速度。

质量载荷和表面上的外载荷决定着导弹和运载火箭结构零部件所受的轴向载荷和横向载荷。力对飞行器结构的作用，是一个随作用时间而变的随机过程。在载荷变化速度一定的情况下，会激起整个飞行器结构或其部分结构产生弹性振动。

因此，所有外载荷可以分为随时间较缓慢变化的静力载荷和引起飞行器结构弹性振动的动力载荷。

外载荷的动力作用的影响，取决于飞行器本身的动力

特性。如果比起结构自由振动周期来，外载荷变化的时间长，那么这种外载荷就属于静力载荷，反之就属于动力载荷。

导弹和运载火箭在地球稠密大气层中以较快速度飞行时产生的热载荷，会使结构件灼热，对其速度有显著影响。这种影响可以表现为材料的物理-化学特性的变化，从而导致结构件出现额外的热变形和刚度变形。

由于火箭在地球稠密大气层运行时的不稳定状态导致结构件温度分布不均匀，因此在火箭设计时应采取措施消除或降低热载荷对结构承载能力的影响。例如，在弹道导弹和运载火箭的分离部分的结构上，采用专门的隔热涂层来防止在飞行器高速进入地球大气层时其表面上产生高温。

飞行器的受载状态决定其部件、短舱和构件的受载形式。

飞行器在整个使用过程中能承受所有外部动力载荷和热载荷、同时并不丧失正常工作能力的结构性能，称为飞行器结构的承载能力。承载能力高与结构质量小这两个要求基本上是矛盾的。在设计诸如导弹和运载火箭这样的飞行器时，这个矛盾特别尖锐。提高结构的承载能力，一般来说都会增大结构的质量并降低飞行技术性能，或者是使火箭的设计、制造和使用费用增加。

一次使用的飞行器，其总的加载状态取决于其一个工作循环；而多次使用的飞行器的总的加载状态，则取决于可以彼此分开的若干个工作循环的多次重复。

对于飞行器的每一个重要的结构部分，可以从该飞行器运行时的各种外部加载状态中选择一种或几种，作为确定该结构部分所需承载能力的设计状态。飞行器部件的每一种设

计加载状态都对应着一定的由结构受力形式决定的加载形式。在设计飞行器某一结构部分的加载形式时，必须既考虑这个部分所受的外部动力因素，也考虑内部的、模拟抛投的辅助部分的动力因素和与飞行器运行时的过载成比例的质量载荷。

结构受力形式选择得正确与否，很大程度上取决于在设计的最初阶段所制定的设计加载条件的根据是否充分。这些设计加载条件的改变和进一步修订，可能引起飞行器性能的下降或达不到规定的技术要求。

根据所研究的飞行器的结构受力形式(不管其布局形式如何)，其火箭舱可以分为两类：一类是采用燃料贮箱为承载式或吊挂式的单舱式燃料短舱和共用的动力装置(图2.17)；另一类是装多舱式燃料短舱，其燃料贮箱为承载式或吊挂式。

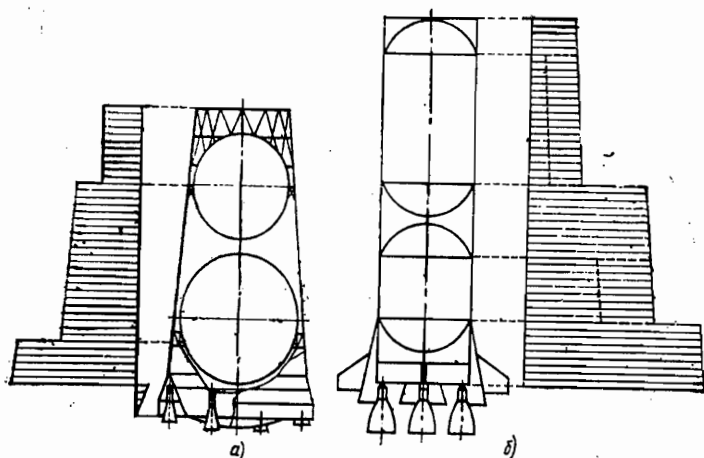


图 2.17 装单舱式燃料短舱的火箭舱方案，在离开发射装置的时刻，作用在火箭舱体的轴向力图的性质（若考虑燃料贮箱进气压力时的轴向力图的变化性质，用虚线表示）

а——带吊挂式贮箱的火箭舱； б——带承载式贮箱的火箭舱

动力装置或是各舱共用的，或是每个舱各有一个独立的动力装置(图2.18)。

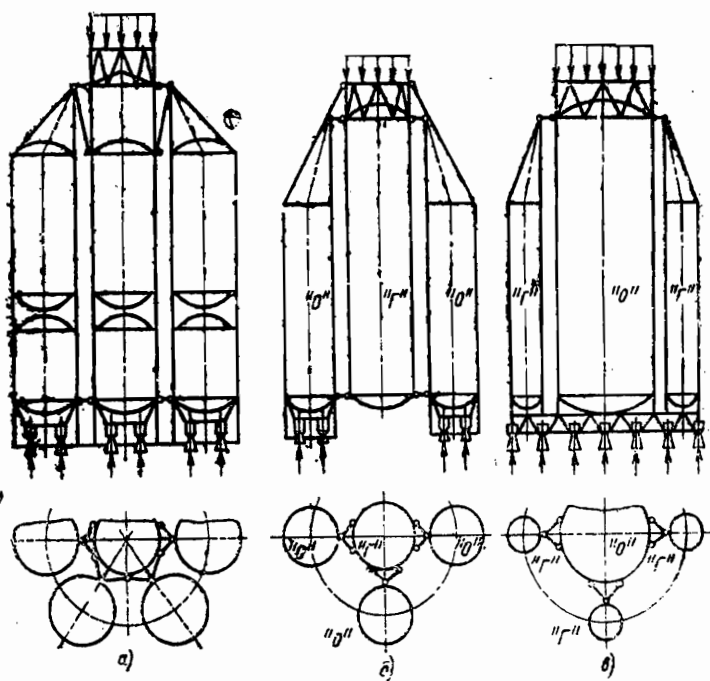


图 2.18 装多舱式燃料短舱的火箭舱方案

α ——装承载式燃料贮箱；舱与舱之间无液压连接； δ ——装承载式氧化剂贮箱“O”和吊挂式燃料贮箱“Г”； σ ——装承载式氧化剂贮箱和共用的动力装置

在装吊挂式燃料贮箱的燃料短舱的结构受力形式中，燃料贮箱结构只承受内部载荷(箱的进气压力和燃料对箱壁的压力)，而外载荷和来自发动机的载荷，以及位于设计截面之上的其他火箭部分的载荷，则由箭体的专门结构承受。在装承载式贮箱的结构受力形式中，全部载荷由贮箱本身的结

构承受，不要求专门的舱体受力结构。单舱式燃料短舱，无论是采用吊挂式贮箱，还是采用承载式贮箱，既可以做成双贮箱型，每种燃料成分的贮箱分开；也可以做成单贮箱型，箱内有一个隔板，将箱一分为二，各装相应的燃料成分（图2.3和2.19）。

在上部构件的惯性载荷比较小，并且被贮箱内的进气压力抵消的导弹的火箭舱上，广泛采用带承载式结构贮箱的单舱式燃料短舱。

对这类火箭舱来说，必须遵守下述条件

$$n_{x \max} g_0 M_{B. \Gamma} < p_0 F + \sigma_{kp} F_0,$$

式中： $M_{B. \Gamma}$ ——位于火箭舱相应截面之上的部分的质量； p_0 ——相应贮箱的进气压力； $F_0 = \pi d \delta$ ——贮箱外壳的截面面积； d ——贮箱的直径； $F = \pi d^2 / 4$ ——

贮箱截面积； δ ——贮箱侧壁的厚度； σ_{kp} ——临界应力。

能将大量有效载荷送入人造地球卫星轨道、采用低温燃料（此燃料在贮箱进气压力低时需要特殊的贮箱隔热层）的多级运载火箭，其最初几级的单舱式火箭舱采用吊挂式燃料贮箱的结构受力形式比采用承载式燃料贮箱更有利。即

$$n_{x \max} g_0 M_{B. \Gamma} \gg p_0 F + \sigma_{kp} F_0$$

采用多舱式燃料短舱的火箭舱，既可装不同组合形式的承载式燃料贮箱，也可装不同组合形式的吊挂式燃料贮箱。

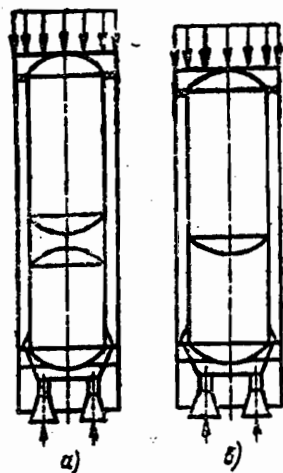


图 2.19 带吊挂式燃料贮箱的火箭舱的结构受力形式

a ——氧化剂贮箱与燃料贮箱分开的燃料短舱； b ——氧化剂贮箱与燃料贮箱成一体的单贮箱，内有一个公用隔板

火箭舱内装多舱式燃料短舱贮箱时，必须确保短舱内布局紧凑。在这种情况下，单个短舱内既可安放装一种燃料成分的单个贮箱，也可以安放装两种燃料成分的贮箱。

装自备发动机的火箭舱的多舱式燃料短舱，应当配备使贮箱同时和同步用空的专门系统，以减少安全贮油量。

装公用发动机的火箭舱的多舱式燃料短舱的贮箱，应当配备相应的液压装置与公用发动机中的各单台液体火箭发动机连接，以确保贮箱内的燃料得以充分利用。

图2.20示出“土星 IB”运载火箭及其多舱式燃料短舱的第一级火箭舱 S-IB 的结构受力形式。这个火箭舱的组成包括上下受力框架、多舱式燃料短舱和公用发动机。该公用动力装置有八台烧液氧和 RP-1 碳氢燃料的 H-1 液体火箭发动机(在地球上的推力为 7 200 千牛)。燃料短舱由一个中心燃料贮箱(直径 2.67 米)和八个外围贮箱(直径 1.78 米)组成。液氧装在中心贮箱和四个外围贮箱内，燃料则装在其余四个外围贮箱内。装液氧的所有外围贮箱与中心贮箱上面和下面相通(与下部相通，是使流量均衡)，同时与中心贮箱上面相连(是使增压压力均衡)；燃料贮箱之间上下彼此相通。由外围贮箱向发动机供给燃料(每个贮箱供应两台发动机)。

液氧贮箱和燃料贮箱也采用这种液压连接，当一台、甚至两台发动机出故障时，能使各部分燃料较充分地利用。

八台发动机均固定在下部受力框架上。中间四台发动机固定安装，其纵轴与运载火箭的纵轴成大约 3° 倾角。外围四台发动机固定在万向支架上，发动机纵轴对运载火箭纵轴的额定倾角大约为 6° 。

发动机在万向支架上的倾角为 $\pm 8^\circ$ 。

八台发动机的推力，由下部受力框架承受，分布在氧化

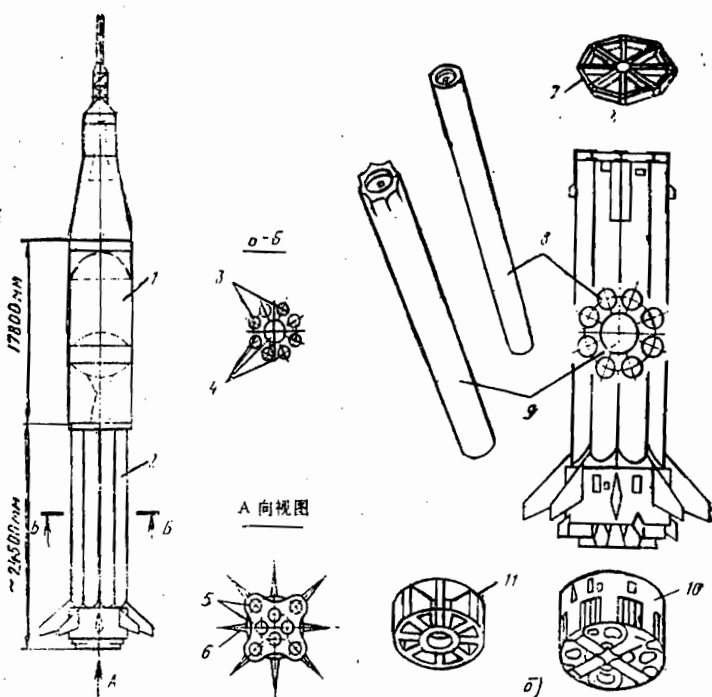


图 2.20 “土星-IB”运载火箭及其S-IB 火箭舱

a——“土星”-IB运载火箭；1——S-IVB火箭舱；2——S-IB 火箭舱；3——燃料贮箱；4——液氧贮箱；5——S-IB 火箭 舱动力装置原理图；6——稳定器；6——S-IB 火箭舱；7——上受力框架；8——侧向配置的液 氧贮箱（4个和燃料贮箱（4个）；9——中心液氧贮箱；10——尾部舱段；11——固定发动机的稳定器和支座的下部受力框架

剂贮箱的支承结构上，并通过支承结构传递到承受位于上面的第2级火箭舱载荷的上受力框架上。四个燃料贮箱是吊挂式，承受自身的质量载荷和气动载荷，以及内部压力。

发动机的倾斜安装，能使发动机的推力矢量大致通过火箭的质量中心。这样，当任意一台发动机停车时，操纵实质上更方便。

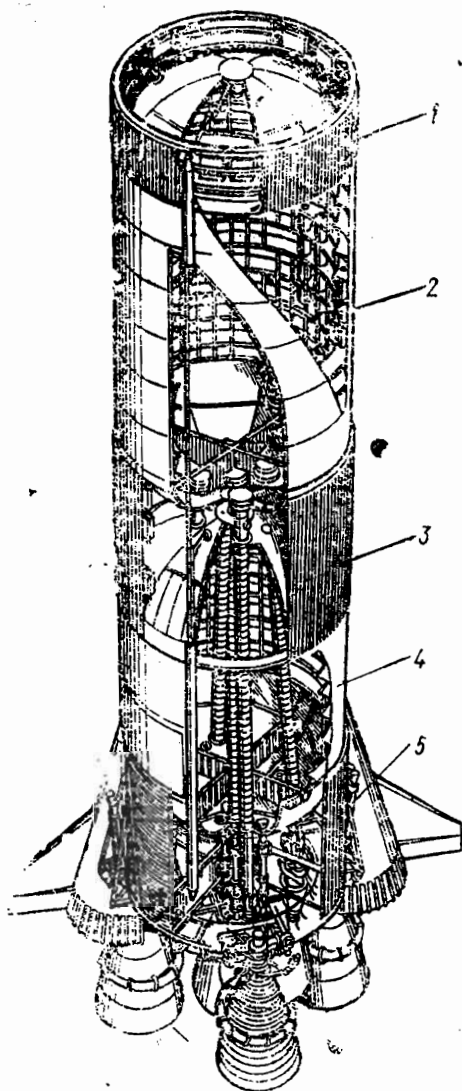


图 2.21 “土星-V”运载火箭的S-IC火箭舱的结构 受力形式

1——上部鱼鳞板；2——氧化剂贮箱。3——贮箱间的短 舱；4——燃
料贮箱；5——动力装置受力框架组合结构

图2.21示出“土星”-V 运载火箭的 S-IC 火箭舱的结构受力形式。这种火箭舱的单舱式燃料短舱内，装各种发动机燃料成分的贮箱各自分开，动力装置是一个统一的整体，共有五台 F-1 液体火箭发动机，在地面的总推力大约为 33 833 千牛，采用液氧和 RP-1 碳氢燃料。在这种受力形式中，受力框架在发动机固定部位承受发动机推力的集中载荷，并将其均匀地分布到燃料贮箱壳体四周。载燃料的火箭和宇宙飞船的全部质量载荷(约3 000吨)，由受力框架下部环架上的四个支座承受。燃料贮箱受力壳体的载荷通过贮箱之间的短舱受力结构传到氧化剂贮箱的壳体，再传到 S-IC 火箭舱的燃料短舱的上部受力凸缘。该受力凸缘还承受第 2 级火箭舱的载荷。

图2.22示出“土星-V” 运载火箭的 S-II 火箭舱的结构受力形式。S-II 火箭舱有一个单舱式燃料短舱(内部的一个燃料贮箱被一个三层隔板一分为二，装不同的燃料成分)和共用的动力装置(内有五台用液氧和液氢的 J-2 液体火箭发动机，总真空推力大约为5 099千牛)。上部鱼鳞板、燃料短舱、箭体的燃料短舱下缘和动力装置框架的组合结构，以及在 S-IC 火箭舱分离之后抛掉的 S-IC 与 S-II 之间的转接舱，均属于 S-II 火箭舱的受力结构。承受五台 J-2 液体火箭发动机推力的动力装置受力框架，将集中载荷变为分布载荷，传递到燃料贮箱的薄壁壳体上。

另外，动力装置受力框架还承受在轨道的主动段运行时受干扰所产生的发动机质量弯曲力矩。其次，动力装置的轴向载荷，通过贮箱壳体的受力结构传到上部鱼鳞板，然后被位于上面的带 S-IVB 火箭舱的第 3 级的载荷抵消。

下面通过对比运载飞行器采用单舱式和多舱并联式布局

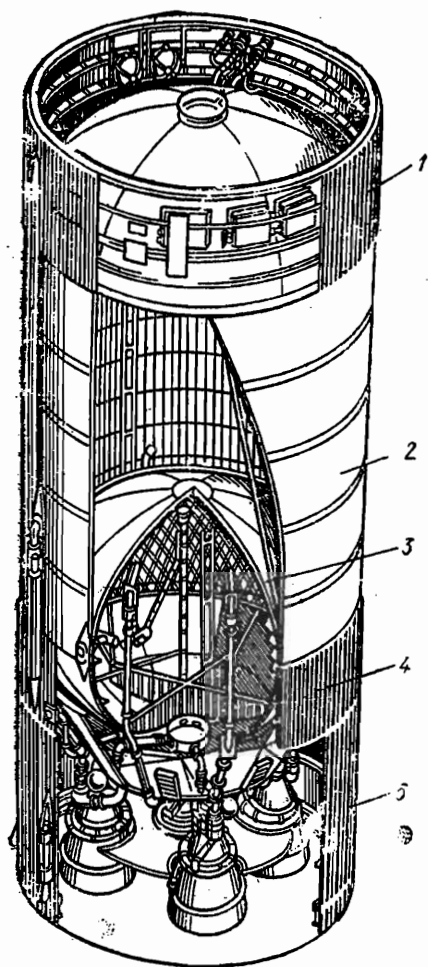


图 2.22 “土星-V”运载火箭的S-II火箭舱的结构受力形式

1——上鱼鳞板；2——燃料贮箱；3——贮箱间舱段；4——燃料短舱下
鱼鳞板组合结构；5——S-IC与S-II火箭舱间的可抛转接舱段

时的基本性能，来介绍其布局 and 结构受力方案。

表 2.1 列出一些布局与结构受力形式的基本性能及

燃

比。从表中得出结论，离开运载飞行器的制造、实验和使用的具体目的，不可能了解单舱布局与并联布局的性能对比结果。

例如，对中等发射质量的大量运载飞行器来说，最好采用单舱布局，其优点最为明显，即简单因而可靠，布局很紧

表2.1 单舱式和并联式布局的基本性能对比

对比的项目	布局优劣的对比	
	单 舱 式	稳 联 式
飞行器布局密度 (紧凑性)	最高	低 $1/4 \sim 1/2$
克服气动阻力的损失	最低	由于整流条件恶化而增大
安装及与发射装置的连接	最简单	困难，因有大量结合面和接头
各级的装配工作量	最小	增大
燃料贮箱同时倒空的控制	靠很少的系统和执行机构实现	箭载系统的数量与火箭舱数量成正比
在主动段的各阶段上各级发动机的使用	不同，因为各级串联在一起	可能用，在发射时起动发动机
在发射前所有发动机正常起动的控制	同上	可能，实际上应用
用发射时动力装置的全部推力给中间级火箭舱加载	不利，因为发射时动力装置的推力几乎全部传给第2级火箭舱结构	较好，因为发射时动力装置的大部分推力可以不通过中间级的火箭舱，直接传给有效载荷
出制造厂后的运输	困难，因为下部各级尺寸大	方便得多，通常用铁路运输
地面试验台尺寸	由下面几级的性能来定，还要花巨大投资	小得多，这十分重要，在各舱自主试验时花钱较少
发动机并入动力装置	最简单易行	困难，因为必须铺设液压管路，以便使各个舱的燃料充分利用
箭舱分离的条件	最佳	不佳，因为增加了连接件和其他部件

凑，气动力特性和质量特性良好。这些优点决定单舱布局方案在导弹和以其为基础的运载火箭上得到了广泛的应用。

随着运载硕大的相应的单个有效载荷的火箭尺寸增大，并联布局的下述优点很重要：可以将单个火箭舱用铁路或大飞机从制造工厂运往发射场；可以利用地面试验基地的大型试验台和设备对并联的各个火箭舱进行试验，因而对于特重型运载火箭的下面各级火箭舱来说，选用并联布局终究是最合适的。

运载飞行器下面各级舱段无论是单舱布局还是并联布局，采用承载或非承载燃料短舱都是合适的，这主要是由燃料组分的特性和动力装置正常工作所需的燃料贮箱增压压力来决定的。

运载飞行器下面各级舱段无论是单舱布局还是并联布局，在飞行器尺寸一定的情况下，最好采用多发动机动力装置，以确保受力结构受载比较均匀，并可以留出备分发动机，以提高完成发射任务的可靠性（详细内容见第6、7章）。

运载火箭的器材多次使用，也对下面各级的布局 and 结构受力形式的选择提出一定要求。就确定对多次使用的飞行器的布局的专门要求而言，制定运输方案十分重要。

2.3 弹道导弹与运载火箭

的质量-动力比

质量-动力比决定着火箭舱质量和动力装置的动力性能，以及有效载荷质量之间的数量关系。

火箭舱的质量特性由其受力结构的质量、火箭舱

的燃料短舱内燃料的质量及动力装置的质量来确定。火箭舱动力装置的质量取决于其动力特性，因而这些火箭的质量特性取决于动力装置的动力特性。

现在我们来确定一次使用的串联连接的多级火箭的质量动力特性。

这些火箭的初始质量 M_0 可以写成

$$M_0 = M_{\text{P.Ч}} + M_{\text{П.Н}} \quad (2.1)$$

式中 $\bar{M}_{\text{P.Ч}} = \sum_{i=1}^N m_{0i}$ ——火箭部分的初始质量；

m_{0i} ——第 i 级火箭舱的初始质量；

N ——级数； $M_{\text{П.Н}}$ ——最后一级有效载荷的质量。

在这种情况下，对串联式多级火箭的第 i 级来说，可以写出下列质量关系式

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1} \quad (2.2)$$

$$M_{Ki} = m_{Ki} + M_{0i+1} \quad (2.3)$$

式中 M_{0i} , M_{Ki} ——分别为第 i 级火箭的初始质量和最后质量； m_{0i} , m_{Ki} ——分别为第 i 级火箭舱的初始质量和最后质量(图2.23)； M_{0i+1} ——下一级火箭的初始质量。

第 i 级火箭的最终质量比 μ_{Ki} 的关系式

$$\mu_{Ki} = \frac{M_{Ki}}{M_{0i}} = \frac{m_{Ki}}{M_{0i}} + \mu_{\text{П.Н}i} \quad (2.4)$$

式中 $\mu_{\text{П.Н}i} = M_{0i+1}/M_{0i}$ ——第 i 级火箭的有效载荷的相对质量。

飞行器有效载荷相对质量的关系式为

$$\mu_{\text{П.Н}} = \frac{M_{\text{П.Н}}}{M_{01}} = \frac{M_{02}}{M_{01}} \frac{M_{03}}{M_{02}} \dots \frac{M_{0n}}{M_{0n-1}}.$$

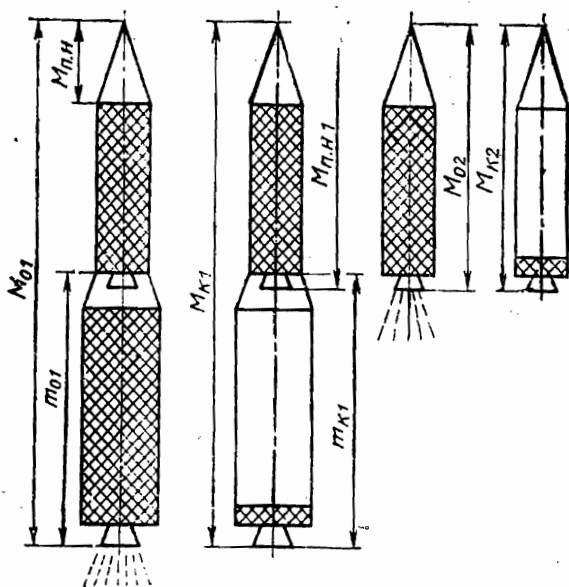


图 2.23 火箭舱串联的二级弹道导弹和
火箭运载器的主要质量特性

$$\frac{M_{п.н}}{M_{0n}} \quad (2.5)$$

或者

$$\mu_{п.н} = \prod_{i=1}^N \mu_{п.н i} \quad (2.6)$$

多级飞行器有效载荷的质量比等于各级有效载荷质量比之积。这时，飞行器有效载荷的质量是指确保将有效载荷送入预定运行轨道并完成规定任务的全部装置和附件的质量之和。

导弹有效载荷的组成包括：带战斗装药和安装确保战斗部到达目标并将其摧毁的全套设备的战斗舱的质量，所有各级公用的操纵系统的设备与附件的质量。操纵系统位于分离

的头部和导弹的末级，保证以预定准确度到达目标。

运载火箭的质量包括宇宙飞行器、宇宙加速舱和操纵系统的附件等的质量。操纵系统配置在分离的轨道部分和运载火箭的末级，为各级共用，将宇宙飞行器送入工作轨道。

位于相应级的火箭舱内的设备、附件、电源和电缆的质量包括在这些舱的结构的质量中。

第 i 级火箭舱的最后质量可以写成下列表达式：

$$m_{\kappa i} = m_{\tau, o i} + m_{\Delta, y i} + m_{\sigma i} + m_{o, y i} \quad (2.7)$$

式中 $m_{\tau, o i}$ ——在关闭其动力装置瞬间，第 i 级火箭舱的燃料短舱的质量； $m_{\Delta, y i}$ ——第 i 级火箭舱动力装置的质量； $m_{\sigma i}$ ——第 i 级火箭舱中与同燃料的配置、发动机的工作、火箭舱的操纵无关的其他结构件的质量； $m_{o, y i}$ ——配置在第 i 级火箭舱中的操纵系统部件的质量。

在第 i 级火箭舱的动力装置关闭时，对液体发动机或核发动机的火箭舱来说，其燃料短舱总是留有燃料，燃料贮箱内留有增压燃气；对固体火箭发动机的火箭舱来说，总是剩有未烧尽的燃料渣的高压燃气。所以， $m_{\tau, o i}$ 中包含剩余燃料与贮箱内的增压燃气的质量：

$$m_{\tau, o i} = m_{\tau, o i}^{\text{KOH}} + m_{\tau i}^{\text{OCT}} + m_{\Gamma, \text{H} i} \quad (2.8)$$

式中 $m_{\Gamma, \text{H} i}$ ——增压燃气质量； $m_{\tau, o i}^{\text{KOH}}$ ——结构质量；

$$m_{\tau i}^{\text{OCT}} = m_{\tau i}^{\text{Гар}} + m_{\tau i}^{\text{Нез}} \quad (2.9)$$

式中 $m_{\tau i}^{\text{Гар}}$ ——贮箱内的燃料安全贮量，用以补偿第 i 级火箭舱实际性能与计算值的可能误差产生的影响； $m_{\tau i}^{\text{Нез}}$ ——在动力装置关闭之前，由于它可能停止工作，而未从燃料贮箱管道内吸走的燃料(液体发动机或核发动机)的质量。

火箭舱的初始质量和最后质量的大小，取决于飞行器的

布局 and 结构受力形式, 所用火箭发动机的类型、燃料成分及对飞行器的要求。

一次使用的所有火箭舱的初始质量可以用下式求出

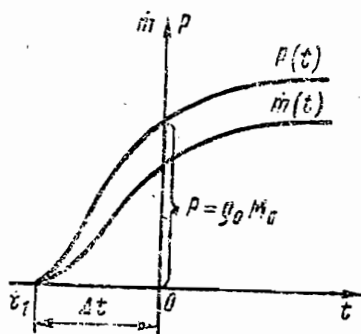
$$m_{o i}=m_{K i}+m_{T i} \quad (2.10)$$

$$\text{式中 } m_{T i}=m_{T, 3 i}-\Delta m_{T i}^{\Delta e T} \quad (2.11)$$

$m_{T i}$ 为第 i 级火箭舱工作燃料的质量。

式中 $m_{T, 3 i}$ ——第 i 级火箭舱燃料贮箱内的燃料的质量;

$\Delta m_{T i}^{\Delta e T}=\int_{-\Delta t}^0 \dot{m}(t) d t$ ——第 i 级火箭舱发射前的燃料消耗。



发射前的燃料消耗,

对前几级火箭舱而言, 取决于火箭发动机进入工作状态的特性; 对后几级火箭舱而言, 取决于分离的方式(图2.24)。

可以认为, 第 i 级火箭舱燃料短舱的一次近似质量同该级在额定特性下飞行时所需的额定工作燃料的质量 $m_{T i}$, 有如下比例关系

$$m_{T, o i}=\alpha_{T, o i} m_{T i} \quad (2.12)$$

假设

$$m_{T i}=M_{o i}-M_{K i}=M_{o i}(1-\mu_{K i}) \quad (2.13)$$

$$\text{得出 } m_{T, o i}=\alpha_{T, o i}(1-\mu_{K i}) M_{o i} \quad (2.14)$$

$$\text{式中 } \alpha_{T, o i}=\frac{m_{T, o i}}{m_{1 i}}=\alpha_{T, o i}^{\text{KOH}}+\alpha_{T, o i}^{\text{OCT}}+\alpha_{T, \text{H}} \quad (2.15)$$

$$\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH} = \frac{m_{T.O\dot{t}}^{KOH}}{m_{T\dot{t}}} = \alpha_{O.K\dot{t}}^{KOH} \frac{m_{O.K\dot{t}}}{m_{T\dot{t}}} + \alpha_{O.\Gamma\dot{t}}^{KOH} \frac{m_{\Gamma\dot{t}}}{m_{T\dot{t}}} + \Delta\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH}. \quad (2.16)$$

这里 $\alpha_{O.K\dot{t}}^{KOH} = \frac{m_{O.O.K\dot{t}}^{KOH}}{m_{O.K\dot{t}}}$; $\alpha_{O.\Gamma\dot{t}}^{KOH} = \frac{m_{O.\Gamma\dot{t}}^{KOH}}{m_{\Gamma\dot{t}}}$;

$$\Delta\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH} = \frac{4m_{T.O\dot{t}}^{KOH}}{m_{T\dot{t}}}.$$

燃料质量为

$$m_{O.K\dot{t}} = \frac{K_{\dot{t}}}{1+K_{\dot{t}}} m_{T\dot{t}}$$

$$m_{\Gamma\dot{t}} = \frac{1}{1+K_{\dot{t}}} m_{T\dot{t}}$$

式中 $K_{\dot{t}} = m_{O.K\dot{t}}/m_{\Gamma\dot{t}}$ ——各种燃料成分每秒质量消耗之比。

$\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH}$ ——根据下式可求出。

$$\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH} = \alpha_{O.K\dot{t}}^{KOH} \frac{K_{\dot{t}}}{1+K_{\dot{t}}} + \alpha_{O.\Gamma\dot{t}}^{KOH} \frac{1}{1+K_{\dot{t}}} + \Delta\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH}. \quad (2.17)$$

显然, $\alpha_{T.O\dot{t}}^{KOH}$ 由火箭舱的燃料短舱的布局 and 结构受力形式决定; $\alpha_{T\dot{t}}^{OCT}$ ——由动力装置调节系统的布局、组成和性能决定, $\alpha_{\Gamma.H\dot{t}}$ ——由燃料贮箱增压系统的布局 and 性能决定。

$\alpha_{T.O\dot{t}}^{OCT}$ 和 $\alpha_{\Gamma.H\dot{t}}$ 可以写成相似的表达式

$$\alpha_{T.O\dot{t}}^{OCT} = \frac{m_{T\dot{t}}^{OCT}}{m_{T\dot{t}}} = \alpha_{O.K\dot{t}}^{OCT} \frac{K_{\dot{t}}}{1+K_{\dot{t}}} + \alpha_{\Gamma\dot{t}}^{OCT} \frac{1}{1+K_{\dot{t}}}; \quad (2.18)$$

$$\alpha_{\Gamma.H\dot{t}} = \frac{m_{\Gamma.H\dot{t}}}{m_{\Gamma\dot{t}}} = \alpha_{O.K\dot{t}}^{\Gamma.H} \frac{K_{\dot{t}}}{1+K_{\dot{t}}} + \alpha_{\Gamma\dot{t}}^{\Gamma.H} \frac{1}{1+K_{\dot{t}}}, \quad (2.19)$$

式中 $\alpha_{O.K\dot{t}}^{OCT} = \frac{m_{O.K\dot{t}}^{OCT}}{m_{O.K\dot{t}}}$; $\alpha_{\Gamma\dot{t}}^{OCT} = \frac{m_{\Gamma\dot{t}}^{OCT}}{m_{\Gamma\dot{t}}}$;

$$\alpha_{OKi}^{\Gamma, H} = \frac{m_{OKi}^{\Gamma, H} + m_{OKi}^{C, H}}{m_{OKi}}; \quad \alpha_{\Gamma i}^{\Gamma, H} = \frac{m_{\Gamma i}^{\Gamma, H} + m_{\Gamma i}^{C, H}}{m_{\Gamma i}};$$

$m_{OKi}^{\Gamma, H}$, $m_{\Gamma i}^{\Gamma, H}$ ——分别为氧化剂贮箱和燃料贮箱的增压燃气的质量; $m_{OKi}^{C, H}$, $m_{\Gamma i}^{C, H}$ ——分别为氧化剂贮箱和燃料贮箱的增压系统零件的质量。

第 i 级火箭舱的动力装置在其他条件相同的情况下, 大致可以认为与发射推力成比例:

$$m_{\Delta, Y i} = \gamma_{\Delta, Y i} P_i l g_0 = \gamma_{\Delta, Y i} n_i M_{0 i}, \quad (2.20)$$

式中 $\gamma_{\Delta, Y i} = \frac{m_{\Delta, Y i} g_0}{P_i}$ ——第 i 级火箭舱动力装置的质量比 (即发动机质量与推力之比, 考虑了 g_0); $n_i = \frac{P_i}{M_{0 i} g_0}$ ——第 i 级初始过载。

可以认为第 i 级火箭舱的其他结构件大致与初始质量成比例:

$$m_{\sigma i} = \alpha_{\sigma i} m_{0 i} = \alpha_{\sigma i} (M_{0 i} - M_{0 i+1}) = \alpha_{\sigma i} \cdot (1 - \mu_{\Pi, H i}) M_{0 i} \quad (2.21)$$

布置在火箭舱的操纵系统的零件的质量, 主要取决于操纵机构所选用的方案和各级火箭舱的初始质量。在其他条件相同时, 大致可以写成

$$m_{c, Y i} = \alpha_{c, Y i} m_{0 i} = \alpha_{c, Y i} (1 - \mu_{\Pi, H i}) M_{0 i} \quad (2.22)$$

那么, 考虑式 (2.14, 2.20~2.22), 从式 (2.7) 可以得出第 i 级火箭舱最后质量的关系式:

$$m_{K i} = \alpha_{\Gamma, O i} (1 - \mu_{K i}) M_{0 i} + \gamma_{\Delta, Y i} n_i M_{0 i} + \alpha_{\sigma i} (1 - \mu_{\Pi, H i}) M_{0 i} + \alpha_{c, Y i} (1 - \mu_{\Pi, H i}) M_{0 i} \quad (2.23)$$

考虑式 (2.23) 式, 从式 (2.4) 可以得出第 i 级火箭舱的最终相对质量的关系式:

$$\mu_{\kappa i} = \frac{\alpha_{\tau, 0i} + \alpha_{\sigma i} + \alpha_{c, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}} + \frac{\gamma_{\lambda, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}} n_i + \frac{1 - \alpha_{\sigma i} - \alpha_{c, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}} \mu_{\pi, \pi i} \quad (2.24)$$

代入 $\alpha_i = \frac{\alpha_{\tau, 0i} + \alpha_{\sigma i} + \alpha_{c, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}};$ (2.25)

$$\beta_i = \frac{\gamma_{\lambda, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}} \quad (2.26)$$

考虑 $1 - \alpha_i = \frac{1 - \alpha_{\sigma i} - \alpha_{c, y i}}{1 + \alpha_{\tau, 0i}},$

得出第 i 级最终相对质量的最后关系式:

$$\mu_{\kappa i} = \alpha_i + \mu_{\pi, \pi i} (1 - \alpha_i) + \beta_i n_i \quad (2.27)$$

从式(2.27)得出第 i 级有效载荷的相对质量:

$$\mu_{\pi, \pi i} = \frac{\mu_{\kappa i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i} \quad (2.28)$$

从式(2.28)得出的第 i 级有效载荷的相对质量, 取决于设计参数 $\mu_{\kappa i}$ 和 n_i , 以及各级火箭舱的单位结构——质量性能 α_i , β_i ; 而 α_i , β_i 本身又取决于设计参数 $\mu_{\kappa i}$ 和 n_i . 关系式(2.28)用于一次使用的串联式多级液体弹道导弹和运载火箭。可以看出, 对布局 and 结构受力形式不同的一次使用的火箭来说, 上述关系式结构不变。

多次使用的多级运载火箭的质量关系式, 与一次使用的多级运载火箭相同:

第 i 级发射质量

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1};$$

第 i 级的最终质量

$$M_{\kappa i} = m_{\kappa i} + M_{0i+1};$$

第 i 级的相对最终质量

$$\mu_{ki} = \frac{M_{ki}}{M_{0i}} = \frac{m_{ki}}{M_{0i}} + \mu_{\Pi, \Pi i},$$

式中
$$\mu_{\Pi, \Pi i} = \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}};$$

有效载荷的质量比

$$\mu_{\Pi, \Pi} = \frac{M_{\Pi, \Pi}}{M_{0i}} = \prod_{i=1}^N \mu_{\Pi, \Pi i}$$

对多次使用的飞行器来说，必须再引入火箭舱最终质量的一个分量——保证多次使用的救援与着陆设备的质量，大致可以认为这个质量与火箭舱最后质量成正比。

因此，质量关系式可写成

第 i 级火箭舱最终质量关系式：

$$m_{ki} = m_{T, 0i} + m_{д, y_i} + m_{\sigma i} + m_{c, y_i} + m_{c, \Pi i}; \quad (2.29)$$

救援与着陆设备质量的关系式：

$$m_{c, \Pi i} = \alpha_{c, \Pi i} m_{ki} = \alpha_{c, \Pi i} (\mu_{ki} - \mu_{\Pi, \Pi i}) M_{0i} \quad (2.30)$$

考虑(2.14)式、(2.20—2.22)式和(2.30)式，将公式(2.29)写成

$$\begin{aligned} m_{ki} = & \alpha_{T, 0i} (1 - \mu_{ki}) M_{0i} + \gamma_{д, y_i} n_i M_{0i} + \\ & + \alpha_{\sigma i} (1 - \mu_{\Pi, \Pi i}) M_{0i} + \alpha_{c, y_i} (1 - \mu_{\Pi, \Pi i}) M_{0i} + \\ & + \alpha_{c, \Pi i} (\mu_{ki} - \mu_{\Pi, \Pi i}) M_{0i} \end{aligned} \quad (2.31)$$

考虑(2.31)和(2.4)，第 i 级相对最终质量的关系式为

$$\begin{aligned} \mu_{ki} = & \frac{\alpha_{T, 0i} + \alpha_{\sigma i} + \alpha_{c, y_i}}{1 + \alpha_{T, 0i} - \alpha_{c, \Pi i}} + \frac{\gamma_{д, y_i}}{1 + \alpha_{T, 0i} - \alpha_{c, \Pi i}} n_i + \\ & + \frac{1 - \alpha_{\sigma i} - \alpha_{c, y_i} - \alpha_{c, \Pi i}}{1 + \alpha_{T, 0i} - \alpha_{c, \Pi i}} \mu_{\Pi, \Pi i} \end{aligned} \quad (2.32)$$

引入下列关系式

$$\bar{\alpha}_i = \frac{\alpha_{T, 0i} + \alpha_{\sigma i} + \alpha_{c, y_i}}{1 + \alpha_{T, 0i} - \alpha_{c, \Pi i}}; \quad (2.33)$$

$$\bar{\beta}_i = \frac{\gamma_{\text{д.у.т}}}{1 + \alpha_{\text{т.о.т}} - \alpha_{\text{с.п.т}}} \quad (2.34)$$

考虑 $1 - \bar{\alpha}_i = \frac{1 - \alpha_{\sigma_i} - \alpha_{\sigma.\text{у.т}} - \alpha_{\text{с.п.т}}}{1 + \alpha_{\text{т.о.т}} - \alpha_{\text{с.п.т}}}$

得出多次使用运载火箭的设计参数 $\mu_{k,i}$ 和 $\mu_{\text{п.н.т}}$ 的最后表达式:

$$\mu_{k,i} = \bar{\alpha}_i + \mu_{\text{п.н.т}} (1 - \bar{\alpha}_i) + \bar{\beta}_i n_i \quad (2.35)$$

$$\mu_{\text{п.н.т}} = \frac{\mu_{k,i} - \bar{\alpha}_i - \bar{\beta}_i n_i}{1 - \bar{\alpha}_i} \quad (2.36)$$

从(2.35)和(2.36)式可见, 其结构同一次性使用导弹和运载火箭的 $\mu_{k,i}$ 和 $\mu_{\text{п.н.т}}$ 的表达式的结构相似。但在结构-质量特性 α_i 和 β_i 的表达式中, 考虑了多次性使用的火箭舱着陆系统的特性。

结构件分为上述各组, 其质量大致取决于最有决定性影响的因素。构件按飞行器的布局 and 结构受力形式分类, 是有条件的。

实际上, 结构件的受载形式要复杂得多。结构件采用这样的分类, 可以确定出十分简单的质量-动力分析关系式, 用以选择近似的基本设计参数。从式(2.13至式2.34)得出, 在确定火箭舱单位结构-质量特性时必须考虑: 各种燃料的单位浓度和质量消耗的比例, 以决定燃料贮箱的容积; 燃烧室内和喷管出口的截面上的压力, 以决定动力装置的单位推力和质量; 涡轮泵附件进口处所需的压力, 以确定燃料贮箱增压压力; 具体的布局 and 结构受力形式的原型统计数据; 所用的燃料组分、结构材料和工艺等。

预先确定飞行器的基本参数、质量特性、动力特性、容积特性, 选择飞行器外形, 进行设计-检查弹道计算, 确定作用在飞行器上的载荷, 进行受力构件强度的设计计算, 然后再进一步修正飞行器部件和火箭舱的质量。

第三章 飞行器设计理论基础

设计工作是研制飞行器综合体，特别是研制作作为综合体基础的弹道导弹和运载火箭的第一步，也是最重要的一步。无须强调现代作战导弹综合体与宇宙火箭综合体的复杂性及其设计过程的多面性。只有善于利用火箭制造和宇宙航行方面积累的经验，才能在较短的时期内完成这两类综合体的设计。

下述要求是设计弹道导弹和运载火箭时应遵守的原则。

1. 设计应分阶段实施。随着从一个阶段转向另一个阶段所用的信息量日渐增加，以及信息细分程度的日益提高，设计应当是一个迭代作用的过程。

设计工作的逻辑环节的开始，是利用弹道导弹综合体或宇宙火箭综合体的原型或模拟获得的质量动力特性和其他特性的原始统计资料，来预选基本设计参数；接着，进行方案设计审查，考虑弹道导弹和运载火箭在综合体中的具体使用条件下的布局 and 结构受力形式，来修正飞行器的原始性能和全套基本性能，更详细地协调整个飞行器上的和地面的系统、附件的性能，更合理地分配飞行器系统和地面系统之间的功能。在修正之后，还需要进行方案设计审查，进一步修正原始性能和分配飞行器系统和地面系统的功能。

由于原始性能的不定性，导致基本设计参数变化。在误差较小时，可采用迭代近似值。

必须强调的是，在弹道导弹或运载火箭的箭载系统之间以及在综合体中的弹道导弹系统或运载火箭系统与地面系统之间，合理地分配功能，比起选择基本设计参数的最佳组合

来并非不重要。对这种分配，可用综合体的某种指标——效率标准来评定。

2. 作战导弹综合体与宇宙火箭综合体各个部分的物理联系及其在使用过程中的相互作用的客观反映，应成为飞行器设计的基础。在设计过程中，实际物理过程反映的误差对设计结果的影响，与原始性能误差造成的后果是相同的。因此，在设计过程中应当详细定出反映实际物理过程的允许误差；在选择最佳的、效率最高的新设计方案时，应当既考虑原始数据不确定性的影响，也考虑在设计过程中物理联系的原始模型的方法误差。

3. 方案设计工作的详细程度，应当与所研究的综合体设计阶段的要求相吻合。例如，对于设计具备技术任务所规定的飞行-技术性能的弹道导弹和运载火箭综合体来说，在挑选弹道导弹和运载火箭构型的最佳迭代型式阶段（即制定技术方案阶段），只限于对效率进行定量评价和比较分析就够了。在这种情况下，对于所分析的综合体所有类型的构型的影响也许不大的那些原始性能和原始模型的不定性，可以粗略地予以考虑。

在设计选定具体的综合体方案时，在草图设计阶段，原始数据和原始模型的误差不应影响最终的飞行技术性能。因此，在深入设计研究基础上应使上述误差降低到可以忽略不计的程度；如果不能做到这一点，则应规定留有结构质量和发动机推力等的余量，以便在实施所采取的设计方案时对不定性予以补偿。

4. 方案设计应由该飞行器的基本功能来决定，由全套地面系统来保证完成辅助功能，应使飞行器的结构减轻到仅保证飞行器在飞行环境下正常工作的水平上。

5. 所选用的布局 and 结构受力形式应当使承力件的质量最小。

在弹道导弹综合体和宇宙火箭综合体的多阶段设计过程中，上述这些要求在方案设计中应用系统方法时必须予以满足，必须要分析各种物理特性的复杂信息。

在弹道导弹综合体和宇宙火箭综合体的设计中，应用多阶段性思想于方案设计过程之中，是系统分析的中心思想之一。这种设计思想的依据，是利用简化模型来挑选一种可采用的型式，并经近似计算和后来随着必要情报资料的修正和积累使模型不断复杂化。

因此，弹道导弹和运载火箭设计的基础包括：

——确定飞行器运动特性、动力特性和结构特性的相互关系的火箭飞行力学；

——确定燃料组分的能量、动力装置的质量 g 动力特性和结构特性的相互关系的喷气发动机理论；

——确保操纵系统的特性和组成同操纵准确度和运动稳定性相互关系的运动控制理论；

——确定基本受力构件加载条件和质量特性的相互联系的飞行器强度理论；

——确定飞行器质量特性和经济特性的生产组织与经济；

——系统分析，这是在完成现代科技研究工作中，对不同置信度和不同物理性能的复杂情报资料所提供的选择方案进行挑选时的系统方法的组成部分。

如果不反映运用自动化设计手段的现代专家在现代化设计过程中的作用和地位，飞行器设计的理论基础的内容就不完整。

无须谈论对在短时间进行系统分析的现代专家进行职业培训的重要性，这本身就已决定了专家们要善于广泛应用自动化设计设备和自动化试验数据处理设备等。

具体工作领域的现代专家在设计宇宙火箭技术装备的复杂结构时，首先要完成非常多面的、往往具有新的物理特性的创造性工作，其中许多方面不会终结。所以，诸如以弹道导弹为基础的弹道导弹综合体和以宇宙火箭为基础的宇宙火箭综合体的复杂技术综合设施的设计过程，应当既采用抽象分析法，又采用以设计人员的直观、经验和知识为基础的启发分析方法。

认为计划、设计、实验及其他工作中的创造性劳动，很大程度上可以用处理统计资料的专门组织系统来代替的意见是不对的。对现有结构的参数进行统计处理当然重要，不应低估。但是，只运用统计材料设计出来的结构，在总的设计构思中或各个技术措施上有相似之处，即设计出的是已经有了的结构。那些需要采用全新的创造性措施的、其特性至今还不为人所知的新颖独特的结构，采用统计的设计方法是根本得不到的。为此，首先需要国内熟练的科学人员与工程技术人员创造性的劳动，他们依靠作为提高设计效率的手段的现代自动化技术设备，来完成确定的典型的设计过程。

顺利完成现代复杂结构设计工作的必要条件，必须包括应用按职务进行劳动分工-设计分工的原则。

设计师即使他多么聪明，也只能处理有限的信息(参数、标准、技术措施)，能适当而有限地完成整个设计工作的一部分。因此，应当根据设计技术规范、制造工艺规程和试验技术条例，将整个工作划分为具体个人所能完成的若干部分。

下面是设计工作最粗略划分的实例：

——从弹道导弹综合体和宇宙火箭综合体的全部多样性中能挑选部分性能——对实现规定的飞行、技术性能和选择飞行器研制效率标准影响最大的基本设计参数；

——在设计工作的早期阶段，把按照规定的飞行、技术性能选择基本设计参数的任务分出来；

——将弹道导弹和运载火箭的箭载系统的性能同弹道导弹综合体和运载火箭综合体的基本设计参数协调起来；

——制定出达到规定可靠程度之前的弹道导弹综合体和运载火箭综合体的试验大纲。

3.1 运载飞行器的基本设计参数

作为导弹综合体和运载火箭综合体基础的导弹和运载火箭，其性能可分为三组：

——在技术任务中对设计工作提出的飞行-技术性能；

——确保实现规定的飞行-技术性能的质量-动力性能；

——对技术任务中规定的目标和完成的结果进行评定的标准特性或效率标准。

导弹的飞行-技术特性如下：

——技术任务规定的射程范围从 $L_{\min}^{T,3}$ 至 $L_{\max}^{T,3}$ ；

——有效载荷及其组成($M_{\text{н}}^{T,3}$ 和分离的战斗部的数量)的质量；

——将有效载荷送到设计计算点的准确度(例如，可用圆周概率偏差来确定)。

——分离的有效载荷的散布距离和方位；

——准备和实现发射的时间 $t^{T,3}$ 。

此外，还可提出特殊的要求，例如，发射任务完成的概

率 $P^{3, \tau}$, 飞近目标的时间, 在可能发生的反作用下和其他情况下使用的条件等。

运载火箭的飞行-技术性能如下:

——退出轨道的参数范围(近地点高度范围—— $H_{\pi}^{\tau, 3}$, 远地点高度范围—— $H_a^{\tau, 3}$, 倾斜范围—— $i^{\tau, 3}$);

——与进入轨道的确定参数相应的有效载荷质量 $M_{\pi, \pi}^{\tau, 3}$;

——进入轨道的准确度, 这由轨道参数的允许偏差(例如, 由离散偏差 $D_{\pi}^{\tau, 3}$ 、 $D_{H_a}^{\tau, 3}$ 和修正力矩)来确定;

——进入轨道的允许时间偏差 $\Delta t_{\text{онс}}^{\tau, 3}$, 这对在宇宙中接近和实现对接是必要的;

——发射的准备和实施时间 $t^{\tau, 3}$ 。

为了实现规定的飞行-技术性能, 必须保证在主动段末端使运行之中的火箭的运动参数完全匹配, 特别是对弹道导弹的射程和运载火箭进入轨道的参数影响最大的速度的大小与方向相匹配。运动参数取决于弹道导弹与运载火箭的质量-动力性能、俯仰角程序值、推力、气动力性能以及其他性能。

所以, 在导弹和运载火箭的初步设计阶段, 了解飞行器运行时质量-动力参数的影响, 也就是对飞行-技术性能的影响, 是十分重要的。

从大量的质量-动力性能及其他特性中, 总是可以找出最举足轻重的性能, 其总合值可保证实现规定的飞行技术性能, 而不管其余性能的实际值如何。这样的特性, 通常称为基本设计参数。

除了可靠地评价飞行-技术性能之外, 正确地选用基本设计参数的内容, 会使设计时被审查的论据的数量减至最小, 同时这也是制定弹道导弹和运载火箭设计工作任务的重要因素。

素。

选择基本设计参数的内容，首先是从数量上审查导弹或运载火箭末速度矢量同质量-动力特性、俯仰角程序值 $\vartheta(t)$ 和推力 $P(t)$ 之间的关系。

确定在视加速度 v_s 、重力加速度 g 时的弹道导弹或运载火箭的速度 v 、速度方向 θ (图3.1)的微分方程式为

$$\dot{v} = \dot{v}_s \cos \alpha - g \sin \theta \quad (3.1)$$

$$v \dot{\theta} = \dot{v}_s \sin \alpha - g \cos \theta$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_s &= \frac{P - X_s}{M} = \frac{P_H(t)}{M} - \frac{S_s P_H}{M} - \frac{c_{x_a} q S_M}{M} = \\ &= g_0 \frac{n(t)}{\mu} - g_0 \frac{n - n_0}{\mu} \bar{P}_H - \frac{g_0 c_{x_a} q}{\mu p_M} \quad (3.2) \end{aligned}$$

n, n_0 —分别为在空间和地面上的初始过载； μ ——飞行器的相对质量； $\bar{P}_H$ ——在高度 H 上的相对压力； $p_M = g_0 n_0 / S_M$ ——在模型上的载荷； $c_{x_a} q$ ——气动阻力系数与速压的乘积。

俯仰角程序值决定着在推力方向与主动段轨迹的切线不重合时的攻角的大小。

$$\alpha = \vartheta(t) - \theta(t) \quad (3.3)$$

从(3.1)的第一个方程式可见，在规定的燃料消耗程序值 $\mu(t)$ (或 $P_H(t)$)和规定的相关角 $\theta(t)$ 下，攻角最小和 $\cos \alpha \approx 1$ 时，俯仰角程序值保证速度增长最大。

从(3.1)的第二个方程式得出，在速度 $v(t)$ 变化规律一定，因而 $P_H(t)$ 的变化规律也一定的情况下，才可能有小攻角。这样一来，俯仰角 $\vartheta(t)$ 和推力 $P_H(t)$ ，通过获得最大末速度的条件相互联系起来。

沿导弹和运载火箭轨迹的小攻角间接说明，飞行器为了获得在携带规定燃料贮量时的最大速度，要正确选择俯仰角

程序值。

在确定主动段末端的运动参数同飞行-技术性能之间的关系时，上述考虑允许利用俯仰角和推力最佳程序值，从而把它们排除在基本设计参数之外。在研制和使用导弹和运载火箭的所有阶段，采用俯仰角和推力程序值是合理的，因为用这个最佳程序值来改进箭载操纵系统，实际上不会增加开支，而在这时的有效载荷增加却毫无例外地提高所有效率标准。

现在来讨论导弹和运载火箭在稠密大气层的飞行阶段所用的俯仰角和推力的程序值。在稠密大气层运行，由于气动加载最小，采用名义的零攻角 $\alpha \equiv 0$ ，因此俯仰角程序值可从(3.1)式中的第二个方程式求得，即 $\vartheta(t) \equiv \theta(t)$ 。

作为(3.1)式的第二个方程式解的初始近似值，在设计工作中可以建议用抛物线[4]：

$$\vartheta(t) = \vartheta_1 + \frac{\frac{\pi}{2} - \vartheta_1}{(t_1 - t_0)^2} (t - t_0)^2 \quad (3.4)$$

此抛物线同达到假设的大气显著影响界线($H \approx 50$ 公里)的时刻 t_1 的 ϑ_1 角有关。

t_0 值与俯仰角程序值起点对应。

推力 $P_n(t)$ 的程序值应当尽可能地与发动机的工作状态相应，因为在这时主动飞行时间缩短，引力的损失也相应减少。在达到大速度之后，为了限制速压和与当时大气速度

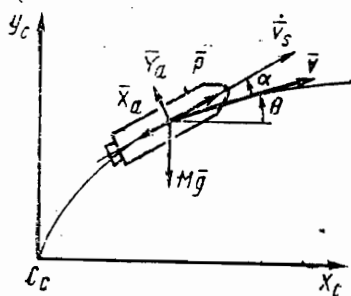


图 3.1 建立飞行器运动微分方程用的曲线

和密度的平方成正比的气动阻力损失，出现发动机节流的必要性。

实现节流，不会使飞行器起动有大的耗费。节流程序值不属于基本设计参数；但是，决定动力装置的最大推力、质量和成本的初始过载，却是基本设计参数。

在许多情况下，实现节流的目的是从结构上来说比较简便，即关闭发动机，靠惯性飞完在稠密大气层的飞行段。在此时，速压和气动阻力将减小，在通常考虑引力的情况下，这使总的速度损失比节流时更大。

将俯仰角和推力的最佳程序值，代入(3.2)式和 $\cos \alpha \approx 1$ 求解(3.1)式的第一个方程式，逐项积分得到：

$$v = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt = \int_0^t g_0 \frac{n-n_0}{\mu} \tilde{P}_H dt - \int_0^t g_0 \frac{c_{x_a} q}{\mu p_M} dt - \int_0^t g_0 \sin \theta dt = v_{xap} - v_p - v_{c_x} - v_g. \quad (3.5)$$

特征速度 v_{xap} 由燃料贮量和发动机在真空的比脉冲来确定：

$$v_{xap} = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt = -g_0 p_{yH. \Pi} \int_1^{\mu_*} \frac{d\mu}{\mu} = -c \ln \mu_*, \quad (3.6)$$

$$dt = d \left[\frac{p_{yH. \Pi}}{n} (1 - \mu) \right] = -\frac{p_{yH. \Pi}}{n} d\mu$$

式中，喷管切口处的反向压力引起的速度损失为

$$v_p = -c \frac{n-n_0}{n} \int_1^{\mu_*} \frac{\tilde{P}_H}{\mu} d\mu \quad (3.7)$$

气动阻力引起的速度损失为

$$\text{同样} \quad \text{tg} \theta = -\lambda_1 \quad (3.14)$$

从(3.13)和(3.14)式可看出, 俯仰角程序值应当使主动段末端推力指向运载火箭轨道速度 v_* 的方向。在主动段飞行过程中, 俯仰角程序值应随时间线性而变化。

$$\text{tg} \theta(t) = -\lambda_1 = C(T-t) \approx \text{tg} \theta_0 - C_2 t, \quad (3.15)$$

式中 C ——从边界条件中选的恒量。

对弹道导弹俯仰角程序值来说, 可以得到类似的结论, 即:

——在主动段末端, 推力方向应当同速度最佳方向相吻合, 以便靠惯性达到最大射程。

——在主动段飞行过程中, 俯仰角程序值应当随时间而线性地减小。

$$\theta(t) = C(T-t) + \theta_{\text{к.онт}}$$

俯仰角程序值的形式同推力的程序值无关, 而恒量 C 的数值随 $P(t)$ 变化而变化。

为了选择推力 $P(t)$ 的程序值, 以保证获得最大末速度或最大有效载荷(因为在规定的速度下, 多余的燃料可以换成增加的有效载荷), 现在来看(3.12)式的条件, 即

$$\delta v_{\text{хap}} \neq 0 \quad (3.16)$$

如果被积分函数用正号表示, 那么泛函数的变数(3.12)将是正的, 因而运载火箭末速度的变数也是正的。

因为变数 $\delta v_{\text{хap}} \geq 0$, 从下列表达式应得出

$$0 \leq \delta v_{\text{хap}} \leq v_{\text{хap}} = - \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj},$$

式中, 下限相当于关闭发动机飞行, 上限相当于在运载火箭所有运行阶段燃料瞬间燃烧时的特征速度的增长, 那么, 被积分式表示符号则由(3.12)式中的方括号里的项来决

定, 将(3.12)式改写成

$$\delta J = \int_0^T \psi(t) \delta v_{\text{зад}} dt \quad (3.17)$$

将(3.13)和(3.15)代入上式, 则有

$$\Psi(t) = C \frac{\operatorname{tg} \theta_0 - c_2 t}{\sqrt{(\operatorname{tg} \theta_0 - c_2 t)^2 + 1}} \quad (3.18)$$

这样一来, 被积分函数 $\Psi(t)$ 只取决于时间。在时间间距 $[0, T]$ 中, 可能不改变符号, 也可能多次改变符号, 而分母的符号则不改变。

在第一种况下, 在 $|\Psi(t)|$ 值为最大的飞行之初, 通过燃料瞬时燃烧将获得最大末速度; 在第二种情况下, 在飞行之初, 部分燃料瞬时燃烧, 剩余部分燃料在飞行结束时瞬时燃烧, 以获得最大末速度。

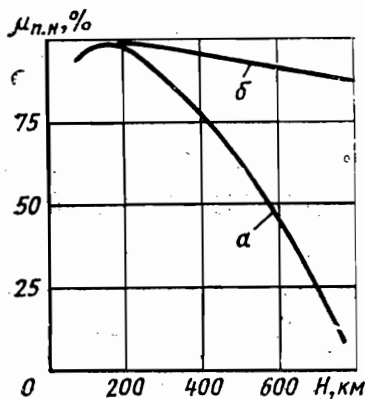


图 3.2 运载火箭的有效载荷同进入环形轨道的高度和主动段的形式关系曲线

α——单脉冲主动段; б——双脉冲主动段

上述结论中的燃料瞬间燃烧, 这实际上是不应成为现实的, 因为此结论未考虑到为确保过大的推力而增大发动机质量。由此结论可得出, 无论在单脉冲主动段、还是在双脉冲主动段, 保证最大有效载荷的规律是发动机使用最大推力。

双脉冲主动段在下述场合是不可避免的, 即在其高度低于运载火箭进入轨道的高度时。但是, 当

运载火箭进入轨道段的高度低于主动段的高度时，双脉冲主动段保证将较大的有效载荷一直送到最佳进入轨道高度 120 ~ 160 公里(图 3.2)。所以，对应于最佳推力 $P(t)$ 程序值，要确定惯性飞行段进入轨道的必要高度，并且合理分配发动机第 1 级和第 2 级关闭之间的燃料贮量。

为了在发动机第 2 级关闭之时能将最大有效载荷送入轨道，应当留出足以构成规定轨道的最低限度的燃料贮备。

如果考虑惯性飞行运动能量不变[4]，则

$$h = \frac{v^2}{2} - \frac{fM}{r}$$

而且，由于引力造成的速度损失 Δv 在高度增大 Δr 时比在初速度较大时小，因此将运动能量的最后表达式换成

$$0 = v \Delta v + \frac{fM}{r^2} \Delta r,$$

得出

$$\frac{\Delta v}{\Delta r} = - \frac{fM}{r^2 v} \quad (3.19)$$

对弹道导弹和运载火箭在大气层外主动段飞行的俯仰角和推力的程序值的考察结果表明，最大有效载荷实际上是在发动机使用最大推力时俯仰角程序值随时间呈线性关系时实现的。当运载火箭进入轨道高度超过其在主动段末端的最佳轨道高度时，采用双脉冲主动段是合适的，而且发动机再次起动所需的燃料贮备也很少。

在所考察的特征参数中，应纳入主要设计参数行列的只有弹道导弹和运载火箭在大气层外运行的各级的初始过载、级数 N 以及各级发射质量之比 $\mu_{\pi, \pi}$ 。

这样一来，运载飞行器主要设计参数包括：

——级数 $i = 1, 2, \dots, N$;

——各级发射质量之比 $\mu_{\Pi, \Pi i} = M_{0, i+1} / M_{0, i}$;

——各级的初始过载 $n_i = P_i / g_0 M_{0, i}$;

——各级动力装置的比脉冲 $p_{y \Pi, \Pi i}$ 。

$p_{y \Pi, \Pi i}$ 和级的无量纲参数 $\alpha_i, \beta_i, \alpha_{r, 0, i}, \alpha_{\sigma, i}$ 由燃料成分、发动机型号和与等式(2.27)相应的其他因素决定。

在设计初始阶段，应当限于只选择那些确保达到规定的飞行-技术性能并具有超过未考虑的性能影响的余量的基本设计参数的组合。

从本质上说，基本设计参数组合决定着一个具有同样飞行-技术性能和同样有效载荷比(按 2.36 式求出)的运载飞行系列：

$$\mu_{\Pi, \Pi} = \prod_{i=1}^N \frac{\mu_{\kappa, i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i}$$

但是，该系列的有效载荷的绝对质量不同，而且火箭舱的质量、燃油贮量和发动机的推力也不相同。

在这个意义上来说，基本设计参数可以看作是尺寸各异而飞行-技术性能相同的诸飞行器的相似系数。

实际上在所有场合，基本设计参数的数量都超过实际规定的飞行-技术性能，特别是使飞行器达到必要的末速度所必需的基本设计参数。所以，为了单纯选择基本设计参数最佳组合，可以采用表示飞行器质量的有效性标准，如发射时的消耗、完成运载飞行器的全部研制和使用计划的耗费，以及许多其他标准。

从满足飞行-技术性能的基本参数的所有可能的组合中，选出具有最佳效率标准的一种组合。因此，在运载飞行器设计的早期阶段，在保持规定飞行-技术性能的条件下，可利用实现效率标准最佳化的算法来确定选择基本设计参数。

完成运载飞行器基本设计参数选择任务在于方法的复杂性，首先是由于难于确定新的研制工作的效率概念，即新的研制工作数量指标的最佳组合-效率标准的概念。因此，在绝大多数实际情况下，不仅无法肯定地说出效率标准的最佳关系，也无法确定效率标准的内容。

这样一来，基本设计参数的选择不得不在飞行器的新的研制工作的要求还不确定的条件下进行。解决这个问题方法应当尽可能地排出不定性，或者使其影响减到最小。

选择基本设计参数之所以困难，是因为运载飞行器的使用条件和许多箭载设备的性能都具有随机性。在运载飞行器设计开始之前，其使用条件和许多箭载设备的数据，无论其内容还是特性都不能确定。根据过程的实际物理关系建立复杂的数学模型，虽可解决困难，但全部设计任务尚待完成，即使使用运算速度很高、存储容量很大的计算机，也难以胜任这一艰巨任务。

运载飞行器设计的理论基础规定了确定关系复杂化的界限，即在每一设计阶段，飞行器的运动特性、质量特性和强度特性的确定联系的误差的影响，不应超过原始数据的不确定性对运载飞行器基本飞行技术性能和效率标准的影响。

3.2 飞行器设计中效率标准的选择

对所研制的飞行器综合体的效率标准的选择，实际上是设计者构思形成的过程，是设计者对新研制的飞行器综合体概念从质量和数量上加以描述。在选择和利用效率标准时产生的误差，在新的飞行器综合体研制的以后阶段不可能得以纠正，以后研制阶段内容包括将飞行器特性与整个综合体特性相互结合。试验型的制造及其达到规定可靠性之前的试验

发展，意味着所研制的各组成部分的结构没有根本改动。

与此同时，效率标准的选择作为创造性过程很难采用某种固定的形式，然而，这不应作为这些问题不清楚的理由。如果设计者和订货者不能将纳入研制的一种型式的优点具体化，那就意味着要么所审查的诸种结构具有同等价值，要么研制者不大有权威性。在某种情况下，即使最完善的设计方法和现代自动化设备也不能排除所选择的技术方案并不是最佳的方案。

飞行器效率标准应当反映出新研制产品最本质的特性，在完成发射任务时，这些特性的改善应显示出明显的优越性。

就其使命是摧毁规定数量的地面目标的弹道导弹综合体而言，在新研制的飞行器上将有明显的优势。这种飞行器应按要求的射程和准确度将具体的有效载荷送到目标，并且发射准备和发射的消耗又最小：

$$\Theta_1 = \frac{C^{\text{БП}}}{M_{\text{п.н}}} \frac{c_{\text{уд}}^{\text{БП}}}{\mu_{\text{п.н}}}, \quad (3.20)$$

式中 $C^{\text{БП}} = c_{\text{уд}}^{\text{БП}} M_{01}$, $M_{\text{п.н}} = \mu_{\text{уд.н}} M_{01}$ ——分别为一枚弹道导弹发射成本及其有效载荷的质量。

一枚弹道导弹的发射成本包括：弹道导弹本身的成本和发射装置的成本。发射装置确保发射进行，保证飞行器综合体不损坏和确保飞行器综合体具备其他许多品质。在发射装置的成本比弹道导弹的成本低时，一枚弹道导弹的发射成本由下式求出：

$$\Theta_1 = \frac{\sum_{j=1}^P \mu_j c_{\text{уд}}^{(j)}}{\mu_{\text{п.н}}}$$

式中 μ_j 和 $c_{yn}^{(j)}$ ——分别为相对质量和第 j 级附件
 $\left(\sum_j \mu_j c_{yn}^{(j)} = c_{yn}^{BP} \right)$ 的制造成本。

就发射场发射的陆基弹道导弹和潜水艇发射的海基弹道导弹来说，弹道导弹本身的成本与其发射装置的成本之比是不一样的。发射场的成本和潜水艇的成本除以所带导弹的数量，比弹道导弹本身的成本要高出好几倍。在上述情况下，射程、有效载荷及其投射速度相同，但发射装置成本最低的弹道导弹，具有明显的优势。换句话说，弹道导弹的外形及其布局的密度确定体积，从而也确定发射井架的成本，因而弹道导弹的外形及其布局的密度具有头等重要的意义。此外，在使弹道导弹综合体现代化时，保留其最昂贵部分——发射井或潜水艇是应当的。例如，美国在“民兵”弹道导弹综合体的发射井中，安装了发射质量和有效载荷是“民兵”的两倍多的“MX”的弹道导弹（见表 1 的附录 1）。美国的潜水艇上配备了威力很大的“三叉戟”弹道导弹，取代“北极星”导弹、“海神”导弹。这时，弹道导弹有效载荷与现有发射井的容积之反比，是衡量最佳技术方案最重要的标准。

$$\Theta_2 = \frac{V_{\text{ш}}}{M_{\text{п.н}}} = \frac{1}{\rho^{BP} \mu_{\text{п.н}}} \quad (3.21)$$

式中 $\rho^{BP} = M_0/V_{\text{ш}}$ ——弹道导弹布局的密度，由弹道导弹发射质量与发射井容积之比来确定。

(3.20) 和 (3.21) 式可以看成是对弹道导弹综合体品质的近似数学描述。在书写这两个公式时所作的假设，并不意味着在其他情况下忽略弹道导弹综合体的其他品质是合理的。从针对具体情况来分析弹道导弹综合体的要求的角度来看，一切假设都是可以接受的。从这个意义上来说，这些假设的

好处在于，可以将最重要的性能与次要性能分开。

下面我们看看弹道导弹综合体的相似实例。从对宇宙火箭综合体诸要求的分析中，可以找出作为实施人造地球卫星运载方案的一种经济手段的运载火箭的质量标准。无论对宇宙火箭综合体来说，还是对弹道导弹综合体来说，审查标准都可以考虑运输的容积。

$$\Theta_3 = \frac{C^p + C_{\pi.э} N_{\pi}}{M_{\Sigma}} \quad (3.22)$$

式中 C^p ——设计试制运载火箭的消耗； $C_{\pi.э}$ ——一个运载器的制造与使用成本； M_{Σ} ——发射质量为 M_0 的运载器送入轨道的有效载荷的总质量

$$M_{\Sigma} = \mu_{\pi.н} M_0 N_{\pi}$$

我们用运载火箭的基本设计参数来表示运输计划的消耗：

$$\begin{aligned} C^p + C_{\pi.э} N_{\pi} &= C_{\pi.э} N_{\pi} \left(\frac{C^p}{C_{\pi.э} N_{\pi}} + 1 \right) = \\ &= C_{y\pi} M_0 N_{\pi} \left(\frac{N_0}{N_{\pi}} + 1 \right) \end{aligned} \quad (3.23)$$

式中 N_0 ——运载火箭的假定数量，决定达到规定可靠性之前飞行器试制工作量。

N_0/N_{π} 之值，它决定研制新运载器的补充投资。利用现有的运载火箭实施运输方案，意味着上述等式为零。在运载火箭试制工作结束前，运载火箭经过验证的可靠性可以与 N_0/N_{π} 的比值相比拟。

在试制工作结束之前，无限制地增大运载火箭实际可靠性，在经济上是一大浪费，因为这会导致 N_0/N_{π} 比值不合理地增大。因而，运载火箭必要的可靠性有一个合理的限度，超过这个限度，研制和试制飞行器综合体所增加的开支

会超过实施运载计划过程中器材成本和有效载荷两者可能的损失。适度的可靠性与假定的试验工作量的最低标准相当。如果在飞行器上安装在使用中出故障时回收昂贵器材的装置，适度的可靠性还可降低，因为出故障将不一定造成重大的器材损失。

如果考虑(3.22)和(3.23)式中的宇宙火箭综合体的标准，则有

$$\Theta_3 = \frac{c_{y\pi}}{\mu_{\pi, \pi}} \left(\frac{N_0}{N_{\pi}} + 1 \right) \quad (3.24)$$

标准 Θ_3 象在弹道导弹综合体的标准的各种情况一样，在具体环境下(例如，有无器材应急救援系统等)，将运载器的最重要的性能突出出来。

所列举的弹道导弹综合体或宇宙火箭综合体的性能标准的例子，远没有包括整个多种多样的实际情况。然而却证明，通过飞行器的基本设计参数可以表达出衡量飞行器效率的必要的、充足的标准。标准 Θ_1 、 Θ_2 和 Θ_3 都包含着有效载荷的相对质量 $\mu_{\pi, \pi}$ 。假设运载飞行器设计参数对其制造和发射的单位成本、对飞行器综合体试制件的尺寸和体积关系不大，那么，所研究的诸标准的极限值将等于

$$\max \mu_{\pi, \pi} = \max \prod_{j=1}^N \mu_{\pi, \pi j}$$

式中 $\mu_{\pi, \pi j}$ ——第 j 级的有效载荷比。

当设计参数对运载飞行器的制造与发射成本关系不大的假设不成立时，近似计算弹道导弹或一次性的运载火箭的成本会让人满意：

$$c_{y\pi} = \frac{C_{\pi, \pi}}{M_0} = \frac{C_{y\pi}^{\text{KOH}}}{M_0} \sum_{j=1}^N (\mu_{Kj} - \mu_{\pi, \pi j}) =$$

$$= c_{y\pi}^{\text{кOH}} \sum_{j=1}^N (\mu_{Kj} - \mu_{\pi, H_j}) \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{\pi, H_i};$$

$$(\mu_{\pi, H_0} = 1) \quad (3.25)$$

式中 $c_{y\pi}^{\text{кOH}}$ ——燃料舱结构、发动机、仪表及其他装置等本身的单位制造成本(取飞行器各级的平均值)。

在这种情况下, 准确度达到恒定因数的标准 Θ_1 、 Θ_2 和 Θ_3 写为

$$\tilde{\Theta}_1 = \sum_{j=1}^N (\mu_{Kj} - \mu_{\pi, H_j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{\pi, H_i})^{-1} \quad (3.26)$$

$$\tilde{\Theta}_2 = 1 + \sum_{j=1}^N \tilde{\rho}_j (1 - \mu_{\pi, H_j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{\pi, H_i})^{-1} \quad (3.27)$$

$$\tilde{\Theta}_3 = \left(\frac{N_0}{N_H} + 1 \right) \sum_{j=1}^N (\mu_{Kj} - \mu_{\pi, H_j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{\pi, H_i})^{-1}$$

$$(3.28)$$

式中 $\tilde{\rho}_i = \rho_{\pi, H} / \rho_j$ ——载荷密度与第 j 级舱段的平均密度之比。

当飞行器结构中采用兼用燃料贮箱, 即发动机埋在燃料贮箱中, 还采用了其他一些提高布局密度的措施时, 第 j 级舱段的密度由燃料密度来确定。

虽然上述例子并没有把弹道导弹和运载火箭的各式各样的效率标准都说尽, 但是在获得和使用这些标准时, 逻辑结构的共同性却是显而易见的:

在选择和制定弹道导弹和运载火箭的效率标准时, 必须从对以弹道导弹和运载火箭为组成部分的综合体的要求出发;

在制定弹道导弹或运载火箭的效率标准时，简化只允许到这样的限度，即对重新研制的弹道导弹综合体或运载火箭综合体的各性能之间的联系要保持必要的可靠性。

对某种新研制的弹道导弹综合体或运载火箭综合体来说，可以制定好几个效率标准，即使是最好的办法，通过选择运载飞行器的基本参数的组合，也不可能同时满足这几个标准。

在研制弹道导弹或宇宙火箭综合体中采用系统方法时，特别是在系统分析的基础上选择飞行器设计的技术方案时，这种规律性具有代表性。

3.3 飞行器基本设计参数、飞行-技术

性能和效率标准的相互关系的确定

在飞行器设计中运用诸如运动力学、强度、结构、空气动力学和燃气动力学等学科所规定的规律，来确定基本设计参数、飞行-技术性能和性能标准相互关系的形式。运用这些规律的特点，在于挑出其中最重要的、其影响超过某些初始性能(如燃料舱、动力装置及火箭舱段和级的其他附件和系统等的质量特性)的不确定性的那些特性。在运载飞行器设计的最初阶段上，上述初始性能的误差比较大(达15—20%)是很自然的，因为飞行器的布局、结构受力形式、受载的具体情况和飞行器尺寸尚未最后确定，诸如燃料贮箱增压系统、燃料贮箱同时倒空系统等一系列箭载系统的原理和组成，也还没有定下来。因此，确定飞行器基本设计参数与技术任务所规定的性能之间相互关系的特殊性，在于选择的那些规律可以确定级数、各级初始过载、各级质量之比、动力装置的

型别和工作状态，以及适于在质量性能的各种值的范围内所有的运动轨迹。

在飞行器运动力学中，运动参数和设计参数用微分方程联系起来。

用运动微分方程来确定弹道导弹和运载火箭的发动机关闭时运动参数同规定的飞行技术性能的关系，以及基本设计参数同运动参数的关系。上述关系可以确定实现规定的飞行—技术性能所必需的基本设计参数组合，并可以按效率标准在这些组合中选出最佳组合。

弹道导弹的射程或运载火箭进入轨道的参数值，通过牛顿引力场惯性运动方程式的初始积分，与主动段末端的运动参数相联系。下面我们引用的这些积分将用来确定运动参数，首先确定所需速度的大小和方向。

以开普勒椭圆轨道的半长轴 a 表示的动能积分为

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r} - \frac{v^2}{fM} \quad (3.29)$$

式中 r 和 v ——分别为当时离地球中心的距离和运动速度； $fM = 3.9862 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ——万有引力常数与地球质量之积。

以开普勒椭圆轨道参数表示的面积积分为

$$P = (rv \cos \theta)^2 / (fM) \quad (3.30)$$

式中 θ ——对当地地平线的轨道倾角。

开普勒椭圆轨道上的、角度为 ϑ_n 的实际近地点为

$$r = P / (1 + e \cos \vartheta_n), \quad (3.31)$$

式中， e ——椭圆的偏心率，用其半长轴 a 和参数 p 来表示。

$$e^2 = 1 - p/a$$

弹道导弹的射程通常按照从发射点至目标点的测量线来计算, 可由穿过主动段末端的开普勒椭圆截面上的 A' 点和 B' 点之间的地球的弧线来确定, 或由地球表面来确定(图 3.3)。当 $r=R$ 时, 从 3.31 式可得出两个真实近地点角 θ_K^c 和 θ_K^n , 这两个值与 π 相差 β_m , 由中心轴测量。

地球表面上的相应射程

$$L=2R\beta_B \quad (3.32)$$

式中, β_B 取决于主动段末端的高度 H_K 、倾角 θ_K 和速度大小 v_K , 等于

$$\operatorname{tg} \beta_B = \frac{\frac{v_K^2}{fM}(R+H_K) \operatorname{tg} \theta_K}{1 + \operatorname{tg}^2 \theta_K - \frac{v_K^2}{fM}(R+H_K)} \quad (3.33)$$

在速度 v_K 不变的情况下, 最大轨道倾角以及弹道导弹相应的最大射程, 是在最佳轨道倾角条件下实现的。

在 $\frac{d \operatorname{tg} \beta_B}{d \operatorname{tg} \theta_K} = 0$ 的条件下, 末速度与对地平线倾角 θ_K^* 达到最佳值, 即等式

$$\operatorname{tg} \theta_K^* = \sqrt{1 - \frac{v_K^2}{fM}(R+H_K)} \quad (3.34)$$

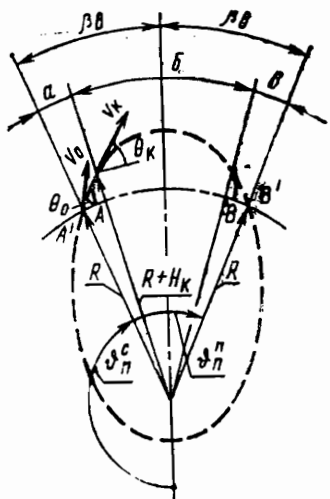


图 3.3 弹道导弹射程的近似确定

A 和 A' ——分别为真实发射点和近似发射点; B 和 B' ——分别为弹道导弹的真实命中点和近似命中点

把(3.34)和(3.33)代入(3.32)式, 便得出末速度 v_K 时最佳倾角 θ_K^* 与弹道导弹规定射程 L 的明显关系式:

$$\theta_K^* = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right) \quad (3.35)$$

这个关系式在图(3.4)中用虚线表示。

在以后的连续计算过程中所需的速度矢量, 用上述公式来确定很方便。

根据规定的射程 L , 按公式(3.35)求出最佳轨道倾角 θ_K^* ; 所需速度大小 v_K , 按公式(3.34)求出, 此时假设 $H_K = 0$ 。图(3.4)给出这些参数的相互关系。必须指出, 这里没有考虑主动段结束时的飞行高度, 此高度会减小所需的末速度值。现在来看当 $H_K = 150$ 公里、不修正的末速度 $v_K = 7.5$

公里/秒时, 末速度按(3.19)式可能发生的变化:

$$\begin{aligned} \Delta v_K &= - \frac{f M H_K}{R^2 v_K} = \\ &= - \frac{3.9862 \cdot 10^5}{6371^2 \cdot 7.50} \cdot 150 = \\ &= -0.196 \text{ km/c} \end{aligned}$$

因此, 如果不考虑弹道导弹主动段结束时的高度, 所需末速度会增加大约200米/秒, 而由于气动阻力和喷管切口上的反向压力, 速度损失平均为300米/秒。在一次近似中可以认为, 主动段结束时

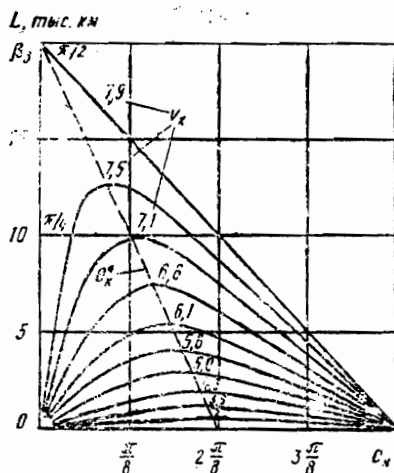


图 3.4 弹道导弹射程 L 与末速度 v_K (公里/秒)及在末速度下轨道倾角 θ_K^* 的关系曲线

θ_K^* ——末速度下最佳轨道倾角

的高度和大气对所需末速度的影响可以忽略不计，因为它们可相互补偿，补偿准确度达100米/秒，即弹道导弹的末速度降低2%。

可见，按照公式(3.35)，依据末速度求弹道导弹的基本设计参数，可以利用下列等式：

$$v_K = \sum_i^N (v_{\text{зап}i} - v_{g_i}), \quad (3.36)$$

式中， v_K 根据(3.35)和(3.34)求出；

$$v_{\text{зап}i} = -C_i \ln \mu_{K_i} \quad (3.37)$$

——第 i 级($i=1, 2, \dots, N$)的特征速度；

$$v_{g_i} = \frac{C_i}{n_i} \int_1^{\mu_K} \sin \theta d\mu \quad (3.38)$$

——引力造成的损失($C_i = g_0 p_{\text{хл.п}}$ ——流动速度)。

在根据所需末速度求运载火箭的基本设计参数时，可以利用公式(3.36)—(3.38)；同时，所需末速度 v_K 应当根据进入轨道的规定参数，即近地点高度 H_π 和远地点高度 H_a 来确定。运载火箭主动段末端应当规定在近地点高度上，因为获得最大有效载荷的入轨高度大约为120~160公里，运载火箭运行轨道的椭圆半长轴为

$$a = \frac{1}{2} [(R + H_\pi) + (R + H_a)],$$

根据(3.29)式，所要求的末速度 $v_K = v_\pi$ ；

$$v_K = \sqrt{2fM \left(\frac{1}{R + H_\pi} - \frac{1}{2R + H_\pi + H_a} \right)} \quad (3.39)$$

运载火箭末速度与当地地平线的倾角 $\theta_K^* = 0$ 。

在已有的求弹道导弹和运载火箭的基本设计参数的式子中, 没有考虑地球旋转的影响。这个影响视发射点的地理宽度和发射方向不同, 会增加或减少弹道导弹的射程或运载火箭许可的有效载荷质量。

不考虑地球旋转影响的式子, 反映出中等发射环境, 这大致相当于沿子午线发射。

将飞行技术性能与基本设计参数联系起来的(3.34)~(3.39)式, 显然不包括弹道导弹和运载火箭的各级质量之比 $\mu_{\Pi, \Pi_i} = M_{0i+1}/M_{0i}$, 而这些参数对于按照效率标准值(3.26)~(3.28)来选择基本设计参数的组合, 是必不可少的。

弹道导弹和运载火箭各级的相对末端质量 μ_{κ_i} 与各级质量之比 μ_{Π, Π_i} 之间的联系, 在第2章里已确定下来。这对于在设计工作中分析基本设计参数对效率标准的影响来说, 已经足够了。

现在, 让我们来看看级数 N 和各级间质量分配 $\mu_{\Pi, \Pi_i} = M_{0i+1}/M_{0i}$ ($i=1, 2, \dots, N$), 这两个基本设计参数的影响。其影响表现在: 当特征速度不变和速度损失不变时, 作为运载工具的飞行器的基本性能、特别是有效载荷的相对质量, 将大幅度地变化:

$$\mu_{\Pi, \Pi} = \prod_{i=1}^N \mu_{\Pi, \Pi_i}$$

当结构质量在各级间合理分配时, 能保证相对有效载荷达到最大值。

下面求当特征速度 $v_{\text{хар}}$ 不变时有效载荷相对质量对数的极值

$$\ln \mu_{\Pi, \Pi} = \sum_{i=1}^N \ln \mu_{\Pi, \Pi_i} + \lambda \left(v_{\text{хар}} + \sum_{i=1}^N c_i \ln \mu_{\kappa_i} \right) \quad (3.40)$$

式中 λ ——为不定的拉格朗日常数

$$\mu_{\kappa i} = \mu_{\Pi, \Pi i} (1 - \alpha_i) + \alpha_i + \beta_i n_i$$

按照(2.36)式,

$$\text{条件} \quad \frac{\partial \ln \mu_{\Pi, \Pi i}}{\partial \mu_{\Pi, \Pi i}} = \frac{1}{\mu_{\Pi, \Pi i}} + \lambda c_i \frac{\mu_{\kappa i}}{\mu_{\kappa i}} = 0;$$

$$(i=1, 2, \dots, N)$$

写成

$$\begin{aligned} -\frac{1}{\lambda} &= c_1 \left(1 - \frac{\alpha_1 + \beta_1 n_1}{\mu_{\kappa 1}} \right) = c_2 \left(1 - \frac{\alpha_2 + \beta_2 n_2}{\mu_{\kappa 2}} \right) = \\ &= \dots = c_N \left(1 - \frac{\alpha_N + \beta_N n_N}{\mu_{\kappa N}} \right) \end{aligned} \quad (3.41)$$

从(3.41)得出, 当火箭舱特性相同时($c_i = c$, $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i n_i = \beta n$), 便得到飞行器的最大有效载荷比。

——当相对末质量相等时

$$\mu_{\kappa 1} = \mu_{\kappa 2} = \dots = \mu_{\kappa N};$$

——当每一级的特征速度相等时

$$v_{\text{хар}}/N = v_{\text{хар} i} = -c_i \ln \mu_{\kappa i} = \dots = -c \ln \mu_{\kappa N}$$

——当每一级的相对载荷相等时

$$\mu_{\Pi, \Pi} = \frac{1}{1 - \alpha} (\mu_{\kappa i} - \alpha - \beta n) = \mu_{\Pi, \Pi}^{\frac{1}{N}}$$

就所讨论的这个具有最佳级比的飞行器而言, 特征速度(3.37)式可写成无量纲形式

$$v_{\text{хар}} = v_{\text{хар}}/C = -N \ln \left[\mu_{\Pi, \Pi}^{\frac{1}{N}} (1 - \alpha) + \alpha + \beta n \right] \quad (3.42)$$

将(3.42)式改写成

$$v_{\text{хар}} = -N \ln \mu_{\Pi, \Pi}^{\frac{1}{N}} - N \ln \left(1 - \alpha + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{\Pi, \Pi}^{\frac{1}{N}}} \right) =$$

$$= -\ln \mu_{\pi, n} - N \ln \left[(1-\alpha) \cdot \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{\exp(-\bar{v}_{xap})^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n} \right) \right] \quad (3.42)$$

因为

$$\mu_{\pi, n}^{\frac{1}{N}} = \frac{1}{1-\alpha} \left\{ [\exp(-\bar{v}_{xap})]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n \right\}$$

(3.42')式中的第一部分求出只由燃料和有效载荷组成的理想火箭的特征速度；第二部分求出由于燃料舱和其他舱段的质量以及动力装置的质量需要助推而形成的理想火箭的特征速度的损失。通过适当地选择级数，可将损失 $\bar{v}_{a, \beta}$ 减至最小，这就意味着节约燃料并相应地增加 $\mu_{\pi, n}$ ：

$$\frac{d\bar{v}_{a, \beta}}{dN} = \frac{d}{dN} \left\{ N \ln(1-\alpha) \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{[\exp(-\bar{v}_{xap})]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n} \right) \right\} = 0 \quad (3.43)$$

从(3.43)式可得出级的理论数量，但是并不是任何时候用这个方程式都合适，因使设计者感兴趣的是级数的整数；不仅特征速度的最小损失值，而且在向较小级数转变时，级的变化都会引起设计者的注意。所以，最好是利用公式

$$\bar{v}_{a, \beta} = N \ln \left\{ (1-\alpha) \left(1 + \left(\frac{[\exp(-\bar{v}_{xap})]^{\frac{1}{N}}}{\alpha + \beta n} - 1 \right)^{-1} \right) \right\},$$

当 $N=1, 2, \dots$ 时。

我们现在把装火箭燃料、氧气-煤气燃料并具有相应 p_{yn} 、 α 、 βn (表3.1)值的中程弹道导弹(其 $v_{xap}=5000$ 米/秒)和运载火箭(其 $v_{xap}=9000$ 米/秒)作为例子，分析级数

对于火箭舱结构质量引起的特征速度损失的影响。

通常，把特征速度损失超过最低损失大约10%这个限制作为选择最佳级数的标准。

从表中得出，无论是使用固体燃料还是使用氧气-煤油燃料，其燃料舱和发动机具有现代特征的单级运载火箭，不可能研制成功。

为了研制使用氧气-煤油燃料的单级运载火箭，其燃料舱的相对质量必须比现代的燃料舱降低1/2。

根据选择级数的通用标准，从表3.1中得出以下建议：

对装固体火箭发动机的中程弹道导弹——两级；

对装液体火箭发动机的中程弹道导弹——一级；

对装固体火箭发动机的运载火箭——在所分析的 α 变化范围内，三级或四级；

对装液体火箭发动机的运载火箭——两级。

3.4 完成飞行器设计任务的方法

在前几节中分析了诸如飞行-技术性能、效率标准、初步设计阶段的未知参数(基本设计参数)等飞行器的性能指标。

在设计参数的计算中，飞行-技术性能实质上是等式或不等式的限制值；而效率标准则是在某种组合中定出目标功能函数，并利用大量的自由未知参数来提高目标动能值。

因此，在给定的飞行-技术性能限制和存在一系列不定性的条件下，可利用最佳化规则算法来确定许多设计理论问题的解。在不确定性行列中，首先包括多标准性，即存在着许多物理内容和重要程度不相同的有效性标准。在这种情况下，通常涉及到目标的不确定性。

采用形式逻辑方法,不可能克服目标的不确定性。正在研究减小不确定性范围的方法。在许多情况下,这些方法允许解决在飞行器设计中出现的困难问题,在任何时候都可以将问题减到可以观察到的限度,这本身就是向技术解决方案前进了一大步。

其他不确定性因素,还有使用环境的偶然特性(例如风和大气密度变化造成的干扰),在一定程度上还包括结构的实际情况(例如,质量和能量特性不一致,箭载系统出故障等等)。我们把同敌方旨在降低弹道导弹的命中准确度或拦截其战斗部等对抗措施方面有关的因素,列入下一组不确定性因素。

现在来谈谈克服目标不确定性问题。假设在新飞行器设计中定出一系列标准 $\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_p$, 其中每一项都与设计参数 $\bar{x}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 的总体有关。为了求 $\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_p$ 各标准值的最佳组合, 从求 $\bar{x}$ 的最简单方法说起。

1. 线性卷积——将部分指标的总和归成一种类型标准

$$\Theta(\bar{x}) = \sum_{i=1}^p c_i \Theta_i(\bar{x}), \quad (3.44)$$

式中 $1 \geq c_i \geq 0$ ——额定正因素 $\sum_{i=1}^p c_i = 1$

c_i 任意变化,可以大大改变设计参数选择的结果,这一点大概勿需说明。只是个别情况下, c_i 在广阔范围内变化对未知的基设计参数 $\bar{x}$ 影响不大。这种情况之一是在一系列标准 $\Theta_i (i=1, 2, \dots, p)$ 起主导作用的情况。

在这种情况下,确定飞行器参数的任务在于从下列公式中求 $\bar{x}$:

$$\text{extr} \Theta_{\pi}(\bar{x}) \quad (3.45)$$

在一般情况下,在飞行器研制中采用多目标标准的线性

卷积作为解决目标不确定性的一种方法,大概可以被认为是令人满意的。

2. 利用控制性指标——目的是针对应当达到的某些值 $\Theta_i(\bar{x}) \leq \Theta_i^*$ 的部分指标和评价 $\Theta_i(\bar{x})/\Theta_i^*$ 的比值。

在一系列比值中,选取“最落后”的指标:

$$\tilde{\Theta}(\bar{x}) = \min \frac{\Theta_i(\bar{x})}{\Theta_i^*} \quad (3.46)$$

这个指标应当通过选择 $\bar{x}$ 来实现优化。因此,任务要简化为单一标准。

3. 化为“绝对极值”。通过不断地解决单一标准问题,可以找出部分指标的一系列极值: $\text{extr} \Theta_1(\bar{x}), \text{extr} \Theta_2(\bar{x}) \dots$ 。我们假定将在效率标准空间中 $\Theta[\text{extr} \Theta_1(\bar{x}), \text{extr} \Theta_2(\bar{x}) \dots]$ 矢量视为“绝对极值”点,与这个点接近的程度表示飞行器总体性能:

$$\Theta_a = \sqrt{\sum_{i=1}^p [\Theta_i(\bar{x}) - \text{extr} \Theta_i(\bar{x})]^2} \quad (3.47)$$

4. 帕列托(Парето)折衷方法。将那些明知不好的选择方案从非形式逻辑的分析中排出,并将许多要分析的技术方案压缩,然后对方案进行分析,这就导致采用帕列托选择方案。

建议采用设计参数集合 $\bar{x}$ 来确定一系列效率指标。但是,如果找到新的 $\bar{x}^*$ 值来满足不等式,那么

$$\Theta_i(\bar{x}^*) \geq \Theta_i(\bar{x}), \quad (3.48)$$

就算是其中一个不等式成立,也意味着在其他条件相同时,至少可以改善飞行器的一个性能,因而集合 $\bar{x}^*$ 比集合 $\bar{x}$ 更好。这个,选择过程最好持续到所有不等式(3.48)变为不等

式,并且找不到最佳设计参数集合 $\bar{x}^*$ 为止。 $\bar{x}^*$ 的子集称为帕列托集合; $\bar{x}^*$ 的矢量称为不可改善的帕列托矢量。当然,只应当在允许值范围内分析 $\bar{x}^*$ 的矢量。那么,在允许值范围内的 $\bar{x}$ 点将与带 $\Theta_1(\bar{x}), \Theta_2(\bar{x}) \dots \Theta_p$ 分量的完全确定的矢量相吻合,不过并不是所有的点都满足帕列托折衷方法的要求。这种情况允许压缩成许多个被分析的方案,在图3.5中,在 $\Theta_1(x)$ 和 $\Theta_2(x)$ 二维空间内引入一条给定参数的曲线,这条曲线由 x 的允许值来确定。并不是该曲线的所有部分、而只是粗线条部分才属于帕列托集合,在1点和2点之间的效率标准值 $\Theta_1(x)$ 的值不属于帕列托集合,因为3点与4点之间 $\Theta_1(x)$ 值有所改善;在2点与3点之间的效率标准值 $\Theta_1(x)$ 也不属于帕列托集合,因为 $\Theta_1(x)$ 和 $\Theta_2(x)$ 值同时改善。

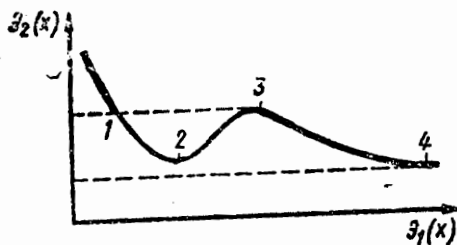


图3.5 允许的帕列托集合

采用帕列托方法,可以得出许多的设计方案,但并不回答哪一个方案更好的问题。从物理意义上来说,在飞行器设计的理论中,每一种设计方案或因有效载荷最大,或因送入人造地球卫星轨道耗费的代价最小而引人注目。从这些性能的各种可能组合中进行最后选择是设计者的事,这种选择是非形式主义的 analysis 过程。

解决目标不确定性的方法对于完成设计任务来说,是远远不够的。实际上,研制新飞行器,就要对设计者提出一些

特殊的问题。解决这些问题，必须具备多方面的知识，有发明创造能力和天才。作为说明上述情况的例子，请大家注意效率标准的数量选择和确定标准时允许误差的规定。飞行器设计理论事业并没有定出效率标准的数量和组成，因而允许出现这样情况，即从供选择的方案中挑选不出最佳方案，因为好几个技术方案都能同样满足所有的指标。在确定整体指标或部分指标之间的差异的过程中，要找出解决类似问题的办法，是不可想象的。在飞行器设计的初期阶段，对原给数据了解的不准确性要求设计者把误差在10%的范围内的性能标准的值视为是一样的。因而，在类似环境下的出路在于把相近的技术方案与新的、以前未分析过的品质加以对比，即增加性能标准，或者在设计过程中扩大标准的构成。为了改善飞行器的其他性能指标，还应当把部分标准的值的允许下降范围列入非形式逻辑的分析中。

在许多情况下，所得解决飞行器设计理论问题的结果的可靠性具有特殊意义。对衡量所得结果的可靠性的标准，可以进行分析，并且可同传统的性能指标一样加以利用。现在，来分析一下对系统分析结果的可靠性有影响的那些因素。

首先分析模拟的质量。飞行器设计理论中的任何系统分析方法都是依据对物理过程和物理联系的数学描述，而对物理过程和物理联系的了解本身是相对的。但是以后全部分析和结果取决于模型的质量，因而模型的误差不应当妨碍实现规定的目标。这就是任何系统的分析过程都须从评估模型的允许方法误差开始的缘故。显然，在进行比较分析时，对模型的方法误差的要求不太严，这样就允许建立起在简易性和工作量上都比较适用的模型。从研制工作中通常的假设出发，模型可分为描述物理过程模型、最佳化模型、研究矛盾局面

的模型、模拟物理过程的复杂总体模型等等。随着计算机的发展，最后一类模型对描述实质上是非线性联系的物理过程，例如飞行器的故障生长及其后果，具有特殊意义。

下面这一例子是评价设计参数微小偏差对技术性能(尤其是对弹道导弹射程)影响的模型。在分解成泰勒级数列的基础上

$$\Delta L = g_{rv} L, \overline{\Delta v} + g_{r,L}, \overline{\Delta r} + \dots \quad (3.49)$$

保留最重要的项

$$\Delta L \simeq g_{rv} L, \overline{\Delta v} = \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \dots \quad (3.49')$$

考虑

$$v_s = -c \ln \mu_k - v_{\text{пот}},$$

得

$$\Delta v_s = -\Delta c \ln \mu_k - c \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k} - \Delta v_{\text{пот}}$$

和

$$\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial v} \left(\Delta c \ln \mu_k + c \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k} + \Delta v_{\text{пот}} \right), \quad (3.49'')$$

式中 Δc 、 $\Delta \mu_k$ ——分别为喷气流速度的小偏差和飞行器末质量比， $\Delta \mu_k$ 本身又取决于 α 和 β 两质量特征之差
(2.36)

$$\begin{aligned} \Delta \mu_k &= \Delta [\mu_{\text{п.н}} (1 - \alpha) + \alpha + \beta n] = \\ &= \Delta \alpha (1 - \mu_{\text{п.н}}) + \Delta \beta n \end{aligned}$$

$\mu_{\text{п.н}}$ 为常数。

因此，求弹道导弹射程时产生的误差用加性函数表示

$$\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial v} \left(\Delta c \ln \mu_k + \Delta \alpha c \frac{1 - \mu_k}{\mu_k} + \Delta \beta \frac{rc}{\mu_k} + \Delta v_{\text{пот}} \right) \quad (3.49''')$$

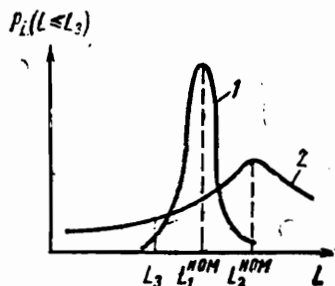
假设, 通过推断得知设计参数及其分布密度的小偏差的范围, 那就知道弹道导弹的最大射程可能的偏差的分布密度。弹道导弹最大射程可能的偏差取决于具体弹道导弹的性能 $(-\mu_R, \mu_{\Pi, \Pi}, c, \dots)$ 和使用条件 $(\Delta v_{\text{нот}})$ 。但是, 即使使用条件相同, 弹道导弹研制中的不同候选方案的射程散布场亦将不同。

按照风险标准[31]对弹道导弹诸候选方案进行比较, 并对风险程度进行分析

$$\Theta_p = \frac{P_1(L \leq L_3)}{P_2(L \leq L_3)}, \quad (3.50)$$

风险程度是第一、第二候选方案达到规定射程的概率之比。

$$P^*(L \leq L_3) = \int_{-\infty}^{L_3 - L} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i} \exp\left[-\frac{(L - L_i^{\text{НОМ}})^2}{2\sigma_i^2}\right] dL_i \quad (3.51)$$



Θ_p 值小于 1, 证明第一候选方案更好。图 3.6 绘出两种方案的弹道导弹射程的额定值和分布密度。从图中得, 按照额定射程标准, 第二方案优于第一方案; 按保证射程的风险标准, 第二方案优于第一方案。按保证射程的风险标准, 宁愿选第一方案。

图 3.6 候选方案的额定射程与风险程度的对比

1, 2——弹道导弹方案, L_3 ——规定射程 $L_1^{\text{НОМ}}$, $L_2^{\text{НОМ}}$ ——分别为第一、第二方案射程的数学期望值

随着原始数据的积累和对各部分课题的分析, 在以后章节中将列举用上述方法解决飞行器具体设计任务的例子。

表3.1 级数 N 、单位脉冲 P_{yn} 和火箭舱的特征参数 α 、 β_n 对速度损失
 $v_{\alpha, \beta} = v_{\alpha, \beta} / v_{xap}$ 和有效载荷的相对质量的影响

飞行器用途	P_{yn}	α	β_n	数值 $\tilde{v}_{\alpha, \beta} \cdot \% / \mu_{п.п.} \cdot \%$									按照标准选定的值	
				级数 N										
				1	2	3	4	5	6	7	8	9	N	$\mu_{п.п.} \cdot \%$
弹道导弹 $v_{xap} = 5000$ 米/秒	280	0.15	0.01	$\frac{164}{0.89}$	$\frac{37.3}{8.61}$	$\frac{30.3}{9.76}$	$\frac{28.0}{10.2}$	$\frac{27.2}{10.3}$	$\frac{26.9}{10.4}$	$\frac{27.0}{10.3}$			2	8.61
	280	0.15	0.01	$\frac{53.9}{6.40}$	$\frac{23.2}{11.1}$	$\frac{19.6}{11.8}$	$\frac{18.6}{12.0}$	$\frac{18.4}{12.1}$	$\frac{18.5}{12.0}$				2	11.1
	350	0.08	0.02	$\frac{31.9}{15.2}$	$\frac{20.3}{17.9}$	$\frac{19.3}{18.2}$	$\frac{19.8}{18.1}$						1	15.2
	350	0.05	0.02	$\frac{24.2}{17.9}$	$\frac{15.5}{19.5}$	$\frac{14.4}{19.5}$	$\frac{15.1}{19.3}$						1	17.9
运载火箭 $v_{xap} = 9000$ 米/秒	280	0.15	0.01	不能实现	$\frac{89.5}{0.23}$	$\frac{43.6}{0.99}$	$\frac{34.8}{1.31}$	$\frac{31.1}{1.48}$	$\frac{29.4}{1.57}$	$\frac{28.2}{1.62}$	$\frac{27.6}{1.66}$	$\frac{27.2}{1.68}$	4	1.31
	280	0.10	0.01	同上	$\frac{43.0}{1.01}$	$\frac{26.3}{1.72}$	$\frac{22.0}{1.98}$	$\frac{20.1}{2.10}$	$\frac{19.2}{2.17}$	$\frac{18.7}{2.20}$	$\frac{18.5}{2.22}$	$\frac{18.5}{2.22}$	3	1.72
	350	0.03	0.02	同上	$\frac{28.5}{3.68}$	$\frac{21.6}{4.38}$	$\frac{19.8}{4.59}$	$\frac{19.4}{4.64}$	$\frac{19.4}{4.64}$	$\frac{19.4}{4.64}$			2	3.68
	350	0.05	0.02	$\frac{94.3}{0.68}$	$\frac{18.7}{4.72}$	$\frac{15.0}{5.19}$	$\frac{14.2}{5.30}$	$\frac{14.2}{5.30}$					2	4.72

第四章 按照规定的飞行-技术 性能确定弹道导弹与运 载火箭的基本设计参数

基本设计参数应当与规定的飞行技术性能相应，尤其要与所要求的弹道导弹的射程或所要求的运载火箭进入轨道的特性相应。

在第3章中已经说明，基本设计参数和效率指标相同、而有效载荷大小不同、对应的各火箭级与舱段质量也不同的弹道导弹，可以保证最大射程相同；同理，基本设计参数和效率指标相同，而有效载荷大小不同、各火箭级和舱段质量也相应不同的运载火箭，可以保证能进入同一轨道。因此，基本设计参数的总和决定一个飞行技术性能相同、但有效载荷尺寸不同的飞行器系列，就这个意义上来说，基本设计参数可以看作是使命相同而尺寸不同的一组飞行器的相似系数。

在所有的情况下，基本设计参数的数量一般都超过基本飞行-技术特性的数量，因而在飞行-技术特性不变的情况下，通过设计参数的各种组合，用途相同的各种飞行器组成的系列可以扩大很多倍。第3章已经指出，飞行-技术特性给定的飞行器系列中的最佳者，即达到最佳设计标准（完成整个运载计划的消耗、生产准备时间、基本设计投资等）的飞行器，对于以后的研制和实践十分重要。

因此,选择基本设计参数的最佳组合是一项多标准课题。完成这个课题之所以复杂,是由于标准的内容及其轻重缓急不确定。在下面,我们把这种情况称为研制标准的不确定性。

在选择基本设计参数的最佳组合时,诸如火箭舱或其各系统的设计质量特性、动力装置的质量-动力特性等原始数据的不确定性也带来不小困难,这些特性要在进行了详细强度计算及其他计算之后才能最后弄准确。

在选择飞行器布局 and 结构受力形式的初始设计阶段,上述原始数据或是根据已有的统计资料,或是根据大量的预先计算来确定。

所有这一切都注定,按照给定的飞行-技术特性选择基本设计参数是一个迭代过程,此过程的基础是原始数据的不断精确化。

——初始近似的原始数据用于对基本设计参数和初始近似的效率标准进行定量评估。

——初始近似的基本设计参数用于在考虑所分析尺寸的飞行器的布局 and 结构受力形式特点的情况下,使原始数据更准确,必要时,用来使诸效率标准的内容,和先后次序更准确。

——根据精确化的原始数据和效率标准,确定下一级近似的基本设计参数。

在按照结构-质量特性和效率标准使原始数值精确化对于基本设计参数的数值已经没有多大意义的时候,确定基本设计参数的连续近似过程也就终止了。

既然在确定基本设计参数的过程中,不仅原始数据,就是基本设计参数的最佳组合,以及基本设计参数本身的值都不断趋于精确,那么为了完成所分析的迭代任务,必须做到:

1) 将所分析的基本设计参数的范围扩大到至少包含基本

效率标准在内的极值界线;

2)在效率标准的最佳值范围内折衷的基础上,寻求基本设计参数的最佳组合,通常,这个工作量很大,需要采用现代化技术;

3)利用选择基本设计参数变化范围的简化方法,在效率标准最佳值范围内选择折衷值,这就大大减少了计算工作量和利用现代化计算技术完成计算的时间。

确定基本设计参数,我们将从最简单的情况,即在燃料成分和质量-动力特性都给定的情况开始。

4.1 根据给定的飞行-技术特性和质量-动力特性选择弹道导弹和运载火箭的基本设计参数

燃料成分给定的火箭舱的质量-动力特性(图4.1和图4.2)是选择基本设计参数的原始数据。图中的质量-动力特性的可能值范围,可根据火箭舱的原型舱或相似火箭舱加工处理的统计数据,或根据下述公式大量预算的结果来确定

$$\alpha_i = \frac{\alpha_{T.o i} + \alpha_{\sigma i}}{1 + \alpha_{T.o i}}; \quad \beta_i = \frac{\gamma_{\lambda.y i}}{1 + \alpha_{T.o i}};$$

$$C_i = g_0 p_{y\lambda.n i} (i=1, 2, \dots, N),$$

式中 i ——飞行器级的指数; $\alpha_{T.o i}, \alpha_{\sigma i}, \gamma_{\lambda.y i}$ ——分别为燃料短舱、燃料贮箱间部件及其他部件和动力装置等的质量比(见第2章); $c_i, p_{y\lambda.n i}$ ——喷气速度和动力装置的真空比冲量。

选择基本设计参数,开始最好利用允许在原始数据整个可能值范围内选择不设计参数的简化方法。级数 N 就属于不变化的设计参数。

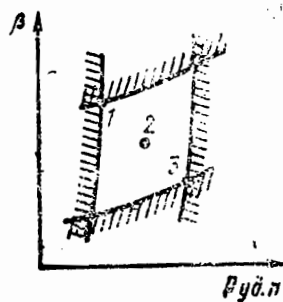
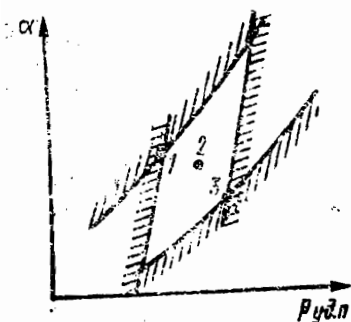


图 4.1 在飞行器初步设计阶段，火箭舱质量-动力特性可能值的范围
图 4.2 在飞行器初步设计阶段，动力装置特性可能值的范围

1——最差组合；2——最可能的值； 1——最差组合；2——最可能的值；
3——最佳组合 3——最佳组合

在确定飞行器末速度的矢量时，核算飞行-技术特性是选择基本设计参数的第一步。根据(3.35)和(3.34)式，主动段末端的轨道倾角几乎最佳

$$\theta_k^* = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right) \quad (4.1)$$

末速度

$$v_k = v_{1k} (1 - \operatorname{tg} 2\theta_k^*)^{\frac{1}{2}}, \quad (4.2)$$

式中， L/R ——弹道导弹的飞行角度范围(对运载火箭来说， $L/R = \pi$ ， $\theta_k^* = 0$)， v_{1k} ——第一宇宙速度 ≈ 7.8 公里/秒。

假设，由于引力和大气作用造成的速度损失 v_{HOT} 的一次近似值，对弹道导弹来说约为1.2公里/秒，对运载火箭来说约为1.6公里/秒，因此，飞行器所需的特性速度应当等于

$$v_{\text{хзп}} = v_k + v_{\text{HOT}} \quad (4.3)$$

根据有效载荷的质量比，求合适的级数 N ，是选择基本

设计参数的第二步(见式2.36)

$$\mu_{\Pi, \Pi} = \prod_{i=1}^N \mu_{\Pi, \Pi i} \quad (4.4)$$

根据(3.41)式,在下列条件式下,达到最大有效载荷比:

$$\begin{aligned} \frac{\mu_{K1}}{c_1(1-\alpha_1)\mu_{\Pi, \Pi 1}} &= \frac{\mu_{K2}}{c_2(1-\alpha_2)\mu_{\Pi, \Pi 2}} = \dots \\ &= \frac{\mu_{KN}}{c_N(1-\alpha_N)\mu_{\Pi, \Pi N}}; \\ \mu_{\Pi, \Pi i} &= \frac{\mu_{Ki} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i}; \end{aligned} \quad (4.5)$$

$$v_{\text{зад}} = - \sum_{i=1}^N c_i \ln \mu_{K i} \quad (i=1, 2, \dots, N)$$

既然随着级数增加,有效载荷质量比只增到已知的界限最大 $\mu_{\Pi, \Pi}$,而飞行器的结构与功能却变得复杂,那么下述条件式可以成为级数增加的合适界限

$$\mu_{\Pi \Pi}(N) \geq (0.8 \dots 0.9) \max_N \mu_{\Pi, \Pi} \quad (4.6)$$

在所分析的设计阶段(见图4.1和4.2)上,质量-动力特性可能值的范围或该特性的不确定性对实现条件式(4.6)有影响。 α_i , β_i , $p_{\text{yn}, \Pi i}$ 的最差组合对应最小比脉冲和 α_i 和 β_i 的最大值(第1点)。与此相反, α_i , β_i , $p_{\text{yn}, \Pi i}$ 的最佳组合对应最大比脉冲和 α_i , β_i 的最小值(第2点)。

如果将 α_i , β_i 和 $P_{\text{yn}, \Pi i}$ 的最佳组合和最差组合代入(4.5)式之后,条件(4.6)在同一级数 N 时得以实现,那么在质量-动力特性的整个可能值范围内,合适的级数是常数的结论是正确的。反之,根据条件式(4.6),级数取较大值。在上述两种情况下,在这样选定不变级数之后,下一步可选择其他基本设计参数。

我们发现,除了确定合适的级数外,在 $\alpha_i, \beta_i, P_{y \pi. \pi i}$ 和 n_i 等特性不变时,利用公式(4.5)和(4.6)同样还能求级与级之间的质量比 $\mu_{\pi. \pi i} = M_{o i+1} / M_{o i}$ 。然而,各级的初始过载值 n_i 还未确定,而 α_i, β_i 和 $P_{y \pi. \pi i}$ 的组合还可在最差值和最佳值之间变化。

但是,在 $n_1 \simeq n_2 \simeq \dots \simeq n_N \simeq 2$ 时,根据求 α_i, β_i 和 $P_{y \pi. \pi i}$ 最大概率组合(图4.1和4.2上的第2点)的公式(4.5)计算的结果,可以求得各级质量的比值。在质量-动力特性的小偏差实际上并不影响级与级之间的最佳质量比和初始过载的极值领域,函数 $\mu_{\pi. \pi i}(N, \mu_{\pi. \pi i}, P_{y \pi. \pi i}, \alpha_i, \beta_i, n_i)$ 是上述假设的根据。其中,各级的初始过载对 N 和 $\mu_{\pi. \pi i}$ 的选择影响甚小,以致如果假设 $n_1 = n_2 = \dots = n_N = 0$, N 和 $\mu_{\pi. \pi i}$ 实际上不变。

初始载荷的影响实际上表现为主动飞行时间长短的变化,因而也表现为重力失速和火箭舱消极质量增大引起的失速。

所以,各级的一次近似初始过载将根据把重力失速和动力装置质量引起的失速减到最低的条件并考虑俯仰角程序值来确定。

由上述两个原因引起的失速

$$v_{\text{пор}} = \sum_{i=1}^N (v_{n_i} + v_{g_i}) \quad (4.7)$$

式中

$$\begin{aligned} v_{n_i} &= [v_{x \text{ ap}}]_{n=0} - [v_{x \text{ ap}}]_{n \neq 0} = \\ &= -c_i \ln \mu_{k_i}^0 + c_i \ln (\mu_{k_i}^0 + \beta_i n_i) = \\ &= c_i \ln \left(1 + \frac{\beta_i n_i}{\mu_{k_i}^0} \right) \approx c_i \frac{\beta_i n_i}{\mu_{k_i}^0} \end{aligned}$$

$$\text{和} \quad v_{g_i} = \int_0^{t_i} g_0 \sin \theta_i dt = g_0 t_i [\sin \theta_i + k_i (\sin \theta_{i-1} - \sin \theta_i)] =$$

$$= \frac{c_i}{n_i} (1 - \mu_{R_i}^0) [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}]$$

系数 k_i 表示第 i 级的俯仰角程序值的影响

$$k_i = 0.15 \pm 0.15.$$

$$\text{在} \quad \frac{dv_{\text{nor}}}{dn_i} = c_i \frac{\beta_i}{\mu_{R_i}^0} - c_i \frac{1 - \mu_{R_i}^0}{n_i^2} [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}] = 0 \text{ 条件下, 失速最小。}$$

$$\text{由此得出} \quad n_i = \left\{ \frac{\mu_{R_i}^0 (1 - \mu_{R_i}^0)}{\beta_i} [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}] \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (4.8)$$

对飞行器中 $\sin \theta_i \rightarrow 0$ 的最后几级来说, 由于在大气层外飞行的俯仰角程序值只作粗略计算, (4.8) 式不够准确。考虑在大气层外飞行时各级的实际俯仰角和过载程序值下的失速, 我们利用飞行器在轨道切线和法线投影上运动的微分方程:

$$\dot{v} = v_{xap} \cos \alpha - g_0 \sin \theta; \quad (4.9)$$

$$v \dot{\theta} = v_{xap} \sin \alpha - g_0 (1 - v) \cos \theta,$$

式中 θ ——轨道在局部水平线的倾角, $v = v^2 / v_{1K}^2$ ——飞行器动能与以第一宇宙速度运动的动能之比。表 4.1 中列出飞行器各级特性速度的平均值。

第二个方程的积分将第二级轨道的初始曲率和末曲率 θ_1 和 θ_2 联系起来:

$$v_{\theta} = v_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) + \int_0^{t_2} \dot{v} \theta dt = v_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) + \int_0^{t_2} \dot{v}_{x \cdot p} \sin \alpha dt - g_0(1 - v_2) \int_0^{t_2} \cos \theta dt = 0.$$

小攻角 $\int_0^{t_2} \dot{v}_{x \cdot p} |\sin \alpha| dt \rightarrow 0$, 大致相应于最大末速度, 在满

足条件式时, 可以保证实现这个迎角

$$v_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) - g_0(1 - v_2) \int_0^{t_2} \cos \theta dt = 0$$

或者考虑

$$g_0 \int_0^{t_2} \cos \theta dt \simeq g_0 t_2 \cos \theta_2 = \frac{c_2}{n_2} (1 - \mu_{k2}) \cos \theta_2$$

和

$$t_2 = \frac{m_{T2}}{m_{T2}} = \frac{M_{02} g_0 P_{y \Pi, \Pi 2} (1 - \mu_{v2})}{P_{\Pi 2}} = \frac{P_{y \Pi, \Pi 2} (1 - \mu_{v2})}{n_2}$$

得到

$$n_2 = \frac{c_2}{v_1} \frac{(1 - \mu_{k2})(1 - v_2) \cos \theta_2}{\sin(\theta_1 - \theta_2)} \quad (4.10)$$

表 4.1 运送加速度 $(1 - v)^*$ 在 i 级的平均影响

飞行器的级数	平均值 $\cdot (1 - v)$			
	第一级	第二级	第三级	第四级
2	0.9	0.6	—	—
3	1.0	0.8	0.5	—
4	1.0	0.9	0.7	0.3

对弹道导弹来说,连续分析了第3、4级,得出相似式

$$n_i = \frac{c_i}{v_{i-1}} \frac{(1-\mu_{\pi i})(1-v_i)\cos\theta_i}{\sin(\theta_{i-1}-\theta_i)} \quad (i=2\cdots N). \quad (4.10')$$

从(4.8)和(4.10)两式可以看出,飞行器各级的初始过载,通过分离瞬间的轨道曲率 $\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_{N-1}$ 联系起来。

$\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}$ 的最佳组合保证有效载荷比最大

$$\begin{aligned} \max_{\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}} \mu_{\pi, \text{H}} &= \max_{\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}} \prod_{i=1}^N \times \\ &\times \left(\frac{0}{\mu_{\pi, \text{H}i}} - \frac{\beta_i n_i}{1-\alpha_i} \right) \end{aligned}$$

并且按公式(4.8)和(4.10)求出各级的初始过载。

当各级火箭的质量动力特性相同 $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i = \beta$, $c_i = c$, 相应地 $\mu_{\pi, \text{H}i}^0 = (\mu_{\pi, \text{H}}^0)^{\frac{1}{N}}$ 时

$$\begin{aligned} \max_{\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}} \mu_{\pi, \text{H}} &= \max_{\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}} \times \\ &\left[\prod_{i=1}^N (\mu_{\pi, \text{H}}^0)^{\frac{1}{N}} \times \left(1 - \frac{\beta n_i}{(\mu_{\pi, \text{H}}^0)^{\frac{1}{N}}(1-\alpha)} \right) \right] \approx \\ &\approx \max_{\theta_1, \cdots, \theta_{N-1}} \mu_{\pi, \text{H}}^0 \left(1 - \frac{\beta}{(\mu_{\pi, \text{H}}^0)^{\frac{1}{N}}(1-\alpha)} \right) \sum_{i=1}^N n_i \end{aligned} \quad (4.11)$$

所得式子的物理解释在于协调地挑选俯仰角程序值 $\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_N$ 和各级的初始过载。如果做到这一点,各级动力装置的质量比便最小,因而由于质量比引起的失速也最小。

按(4.5)、(4.6)、(4.8)、(4.10)和(4.11)式求得的基本设计参数,可确定级数 N 和有效载荷的质量比 $\mu_{п.н}$, 并且是确定 $\mu_{п.н}$, n_i 与最佳效率标准组合的探索范围的参考。

合适的探索范围:

——对 $\mu_{п.н}$ 来说, 与所得的值对称;

——对 n_i 来说, 小于所得的值, 因为(4.8)式不考虑大气造成的失速;

——对以下的级数 n_2 和 n_i 来说, 大于所得的值, 因为(4.10)式预先规定了飞行器以最小迎角运行, 从第3章得出, 这严格地说, 并不是最佳的。

以在正常质量动力特性($c_i=3\,000$ 米/秒, $\alpha_i=0.120$; $\beta_i=0.005$)和质量-动力特性可能的组合范围内(最差组合 $c_i=2850$ 米/秒; $\alpha_i=0.150$; $\beta_i=0.005$; 最佳组合 $c_i=3\,150$ 米/秒; $\alpha_i=0.090$; $\beta_i=0.005$), 射程为70 000 公里的弹道导弹选择基本参数为例, 说明使用上述公式的有效性。

在主动段末端轨道的最佳倾角(4.1):

$$\theta_K = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right) = 29^\circ 18'$$

末速度(4.2)

$$v_K = 7.80(1 - \operatorname{tg}^2 \theta_K)^{\frac{1}{2}} = 6.46 \text{ 公里/秒}$$

所要求的特性速度(4.3)

$$v_{\text{зап}} = 6.46 + 1.20 = 7.66 \text{ 公里/秒}$$

级数的选择见表4.2

从表4.2得出, 针对三级弹道导道的原始数据的所有可能的组合, 满足了条件式(4.6), 因而在进一步计算中, 级数应取恒值。

表 4.2 级数和原始数据不确定性对有效载荷质量比的影响

原始数据	特 性	级 数 N				
		2	3	4	5	6
额定值						
$c=3000$ 米/秒	$\mu_{\Pi, H}, \%$	3.2	4.1	4.4	4.6	4.6
$a=0.120$	μ_{K_t}	0.28	0.43	0.53	0.60	0.65
$\beta_n=0.010$	$\mu_{\Pi, H}/\max \mu_{\Pi, H}, \%$	68	88	95	100	100
最佳值						
$c=3150$ 米/秒	$\mu_{\Pi, H}, \%$	5.0	5.7	5.9	6.0	6.0
$a=0.090$	μ_{K_t}	0.30	0.38	0.54	0.62	0.67
$\beta_n=0.010$	$\mu_{\Pi, H}/\max \mu_{\Pi, H}, \%$	83	94	98	100	100
最差值						
$c=2850$ 米/秒	$\mu_{\Pi, H}, \%$	1.7	2.7	3.1	3.3	3.4
$a=0.150$	μ_{K_t}	0.26	0.41	0.51	0.58	0.64
$\beta_n=0.010$	$\mu_{\Pi, H}/\max \mu_{\Pi, H}, \%$	50	80	92	97	100

在本例子中,为了简化计算,取 $\mu_{K_1}=\mu_{K_2}=0.30$ 和有效载荷比 $\mu_{\Pi, H}=3.2\%$ 为例。

初始过载:

第一级(4.8)

$$n_1 = \left[\frac{0.3(1-0.3)}{0.005} (0.85 \sin \theta_1 + 0.15) \right]^{\frac{1}{2}} \simeq \\ \simeq 6.0 (\sin \theta_1)^{\frac{1}{2}},$$

第二级(4.10)

$$n_2 = \frac{3.0(1-0.3)0.6 \cos 29^\circ 18'}{(6.46:2) \sin(\theta_1 - 29^\circ 18')} \sim$$

$$\simeq 0.34 \sin^{-1}(\theta_1 - 29^\circ 18').$$

初始过载的最低总和(4.11):

θ_1 (度)	35	40	45
n_1	4.5	4.8	5.2
n_2	3.4	1.8	1.3
$n_1 + n_2$	7.9	6.6	6.5

μ 级分离瞬间 $\theta_1 \simeq 40^\circ$ (相当于 $n_1 = 4.8$ 和 $n_2 = 1.8$) 时达到。

为了比较用简化方法和上述积分方程(4.9)求得的基本设计参数值, 规定了 μ_{k1} , n_1 , n_2 和 θ_1 等参数合适变化的下列范围:

μ_{k1}	0.20~0.30
n_1	4.5~2.5
n_2	1.5~3.5
θ_1	20~40

在表4.3和图4.3—4.6列出了额定质量-动力特性时的计算结果。效率标准 $\mu_{\pi \cdot n}$ 和飞行器结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ [见(3.26)式], 用来选择基本设计参数的最佳组合。

从表中得出, 弹道导弹有效载荷质量比 $\mu_{\pi \cdot n} = 0.035$, 比按(4.1)—(4.5)式求得的值高大约8%。表4.3中基本设计参数的变化范围包含效率标准允许得出这样的结论: 第1级初始过载偏离大约3.0~4.0是合适的, 实际上有效载荷质量比 $\mu_{\pi \cdot n}$ 不损失; 飞行器结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ 下降大约4%(4.3—4.6)。

所分析的例子可以转到选择基本设计参数的更为复杂的情况, 即级数 N , 各级质量之比 $\mu_{\pi \cdot n}$, 初始过载 n_i 和各级燃料的合理组成同时选择。

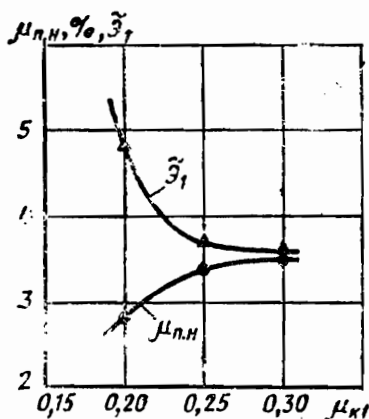


图 4.3 第1级的终结质量比 $\mu_{к1}$ 对有效载荷比 $\mu_{п.н}$ 和二级弹道导弹的结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ 的影响

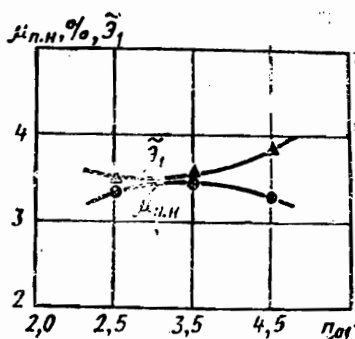


图 4.4 第1级的初始过载 n_{01} 对有效载荷质量比 $\mu_{п.н}$ 和二级弹道导弹的结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ 的影响

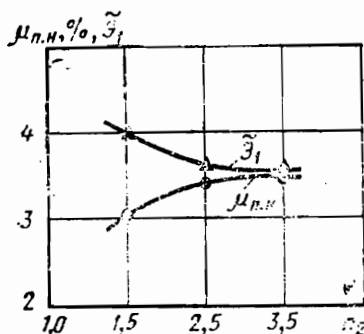


图 4.5 第2级的初始过载 n_2 对有效载荷质量比 $\mu_{п.н}$ 和二级弹道导弹结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ 的影响

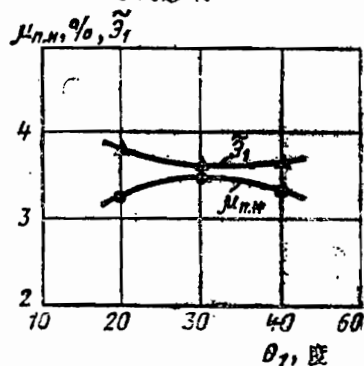


图 4.6 二级弹道导弹脱离瞬间的轨道曲率对有效载荷质量比 $\mu_{п.н}$ 和弹道导弹结构质量与有效载荷质量之比 $\tilde{\Theta}_1$ 的影响

表 4.3 具有额定特性、发动机高空性能1.1, $c_{x0}/P_K=0.5 \cdot 10^{-5} \text{ M}^2/\text{H}$ 的弹道导弹运动方程积分的结果——

弹道导弹参数				效率标准		弹道导弹参数				效率标准	
μ_{K1}	n_1	n_2	θ_1 градус	$\mu_{ПН}$ %	$\tilde{\Theta}_1$	μ_{K1}	n_1	n_2	θ_1 градус	$\mu_{ПН}$ %	$\tilde{\Theta}_1$
1'	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6
0.2	2.5	1.5	20	2.54	4.65	0.25	2.5	2.5	20	3.18	3.73
			30	2.67	4.43				30	3.30	3.59
			40	2.48	4.77				40	3.09	3.85
		2.5	20	2.76	4.30			3.5	20	3.27	3.64
			30	2.86	4.14				30	3.37	3.53
			40	2.62	4.52				40	3.14	3.80
		3.5	20	2.82	4.21			1.5	20	2.77	4.43
			30	2.91	4.08				30	3.01	4.07
			40	2.65	4.49				40	2.92	4.21
	3.5	1.5	20	2.39	5.14		3.5	2.5	20	3.07	4.01
			30	2.60	4.71				30	3.29	3.74
			40	2.47	4.97				40	3.15	3.91
		2.5	20	2.60	4.74			3.5	20	3.16	3.92
			30	2.79	4.41				30	3.37	3.67
			40	2.61	4.72				40	3.20	3.87
		3.5	20	2.66	4.64			1.5	20	2.62	4.87
			30	2.84	4.34				30	2.90	4.40
			40	2.63	4.69				40	2.85	4.48
	4.5	1.5	20	2.19	5.83		4.5	2.5	20	2.91	4.40
			30	2.44	5.23				30	3.17	4.03
			40	2.35	5.42				40	3.07	4.16
		2.5	20	2.38	5.38			3.5	20	2.99	4.30
			30	2.61	4.89				30	3.24	3.96
			40	2.48	5.15				40	3.12	4.11
		3.5	20	2.43	5.26			1.5	20	2.84	4.18
			30	2.66	4.82				30	3.00	3.96
			40	2.50	5.12				40	2.87	4.14
0.25	2.5	1.5	20	2.87	4.12	0.3	2.5	2.5	20	3.22	3.71
			30	3.02	3.92				30	3.35	3.56
			40	2.85	4.14				40	3.17	3.76

续表 4.3

弹道导弹参数				效率标准		弹道导弹参数				效率标准	
$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 градус	$\mu_{п.п}$ %	$\tilde{\Theta}_1$	$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 градус	$\mu_{п.п}$ %	$\tilde{\Theta}_1$
1	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6
0.3	2.5	3.5	20	3.32	3.61	0.3		1.5	20	2.68	4.77
			30	3.44	3.49				30	2.95	4.33
			40	3.24	3.70				40	2.92	4.37
		1.5	20	2.80	4.40			2.5	20	3.04	4.23
			30	3.05	4.04				30	3.29	3.90
			40	2.98	4.13				40	3.22	3.98
	3.5	2.5	20	3.17	3.90			4.5	20	3.14	4.12
			30	3.40	3.64				30	3.38	3.81
			40	3.29	3.76				40	3.29	3.92
		3.5	20	3.27	3.81			3.5	20	3.14	4.12
			30	3.49	3.57				30	3.38	3.81
			40	3.36	3.71				40	3.29	3.92

4.2 根据规定的飞行-技术特性和燃料成分的组合选择弹道导弹和运载火箭的基本设计参数

根据给定的飞行技术特性确定基本设计参数的总体，最好一开始就把在原始数据可能值范围内不变的参数挑出来。属于这类参数的首先是级数和每一级的燃料组成。燃料组成很大程度上决定着 $P_{уд.пi}, \alpha_i, \beta_i (i=1, 2, \dots, N)$ 的参数。

在选择级数和燃料组成时，假设达到飞行-技术特性所要求的特性速度 $v_{хар}$ ，在所研究的各型飞行器上都是一样的。

在分析所有级的燃料组成均相同、因而大概各级的结构质量特性也相同 $\alpha_i = \alpha, \beta_i = \beta$ 的各型飞行器时，根据第3章

第3节, 假设每一级的最佳有效载荷比均相同。

$$\mu_{n,n} = \frac{1}{1-\alpha} \left\{ \left[\exp\left(-\frac{v_{\text{хар}}}{g_0 p_{y\lambda,n}}\right) \right]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n \right\}$$

取飞行器有效载荷比作为级数的函数

$$\mu_{n,n} = \left\{ \frac{\left[\exp\left(-\frac{v_{\text{хар}}}{g_0 p_{y\lambda,n}}\right) \right]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n}{1-\alpha} \right\}^N, \quad (4.12)$$

式中, 初始过载的差异忽略不计 ($\beta n_i = \beta n_1 = \beta n$)

当飞行器级数不变时, 所分析的各型飞行器中的最佳者保证有效载荷比 $\mu_{n,n}$ 最大。随着级数增加所分析的各型飞行器的有效载荷比也随之增加到一定限度, 超过限度, 级数 N 再增加就不合适了。考虑到随着级数增加, 飞行器日益复杂, 可以取条件式(4.6)作为级数限制:

$$\mu_{n,n}(N) \geq (0.8 \cdots 0.9) \max \mu_{n,n}.$$

如果对所分析的各型飞行器来说, 从条件式(4.6)得到的级数是一样的, 不随 $\Delta P_{y\lambda,n}$, $\Delta \alpha$ 和 $\Delta \beta$ 的可能分散值而变化, 那么在下面只分析级数特别的各型飞行器。

在其余各型飞行器中 $\mu_{n,n}$ 最大的最佳者, 预定在所有级中使用同一燃料成分。在完全确定的条件下, 在每一级使用三种燃料成分可以算是例外。现在来分析一下可以构成两种燃料(如, 氧—煤油, 氧—氢)的三种燃料成分的上述条件。

使用三种燃料成分的级, 确保特性速度

$$v_{\text{хар}} = -c_1 \ln \mu_{K1} - c_2 \ln \mu_{K2}, \quad (4.13)$$

式中 c_1 , μ_{K1} ——头两种燃料成分燃烧后的喷气速度和末质量比; $c_2 \mu_{K2}$ ——后两种燃料成分燃烧后的喷气速度和末质量比。

根据(2.2)和(2.7)两式类推, 级的最后质量

$$M_R = M_{\Pi.H} + M_{\Pi.Y} + M_{\sigma.C.Y} + M_{T.O1} + M_{T.O2}$$

或者写成无量纲形式

$$\mu_{K1} \mu_{K2} = \mu_{\Pi.H} + \gamma n + (1 - \mu_{\Pi.H}) \alpha_{\sigma} + (1 - \mu_{K1}) \alpha_{T.O1} + \mu_{K1} (1 - \mu_{K2}) \alpha_{T.O2}$$

由此得出

$$\mu_{K1} \mu_{K2} = \mu_{\Pi.H} \frac{1 - \alpha_{\sigma}}{1 + \alpha_{T.O2}} + \frac{\alpha_{T.O1} + \alpha_{\sigma}}{1 + \alpha_{T.O2}} + \mu_{K1} \frac{\alpha_{T.O2} - \alpha_{T.O1}}{1 + \alpha_{T.O2}} + \frac{\gamma n}{1 + \alpha_{T.O2}}$$

代入符号

$$\begin{aligned} \alpha_{12} &= \frac{\alpha_{T.O1} + \alpha_{\sigma}}{1 + \alpha_{T.O2}} \\ \alpha_2 &= \frac{\alpha_{T.O2} + \alpha_{\sigma}}{1 + \alpha_{T.O2}} \\ \beta_2 &= \frac{\gamma}{1 + \alpha_{T.O2}} \end{aligned} \quad (4.14)$$

得出

$$\mu_{K1} \mu_{K2} = \mu_{\Pi.H} (1 - \alpha_2) + \mu_{K2} (\alpha_2 - \alpha_{12}) + \alpha_{12} + \beta_2 n. \quad (4.15)$$

利用(4.15)和(4.13), 写成

$$\mu_{\Pi.H} = \frac{1}{1 - \alpha_2} \left\{ \mu_{K1} \left[\exp \left(- \frac{v_{xap} + c_1 \ln \mu_{K1}}{c_2} \right) - (\alpha_2 - \alpha_{12}) \right] - \alpha_{12} - \beta_2 n \right\} \quad (4.16)$$

和

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mu_{\Pi.H}}{\partial \mu_{K1}} &= \frac{1}{1 - \alpha_2} \left\{ \exp \left(- \frac{v_{xap} + c_1 \ln \mu_{K1}}{c_2} \right) - (\alpha_2 - \alpha_{12}) - \frac{c_1}{c_2} \exp \left(- \frac{v_{xap} + c_1 \ln \mu_{K1}}{c_2} \right) \right\} = 0 \end{aligned}$$

最后一个条件式确定, 获得火箭级的最大有效载荷的两种燃料成分的最佳比例 μ_{K1}^*

$$\mu_{k1}^* = \exp \left\{ - \frac{v_{\text{хap}} + c_2 \ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - c_2 \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right)}{c_1} \right\} \quad (4.17)$$

从(4.17)式得出, 如果

$$\ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right) \geq 0$$

$$\text{或 } v_{\text{хap}} + c_2 \left[\ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right) \right] \leq 0 \quad (4.18)$$

使用第三种燃料成分便没有意义。因为在上述情况下, 最好使用两种燃料。

下面以有效载荷质量为10吨、通过铁路从工厂运往发射场的运载火箭为例, 分析火箭级数和燃料成分的选择。表4.4列入可以使用的燃料成分煤油—氧(К—К)和氢—氧(В—К)及其质量—动力特性。

取所需的特性速度为9400米/秒, 按(4.12)式评估有效载荷质量比与火箭级数的关系(表4.5)。

表 4.4 火箭舱的特性(用于选择基本设计参数的例子)

特 性	燃 料 组 分	
	煤油—氧	氢—氧
1. 燃料短舱的相对质量 $\sigma_{\tau, o}$	0.040	0.100
2. 其他舱段、操纵系统、设备的质量比 $\sigma \sigma$	0.010	0.010
动力装置的质量比 γ	0.015	0.025
燃料密度 γ_{τ} , 吨/米 ³	1.00	0.35
比冲量, C	350	450

具有所分析特性的两级飞行器保证其有效载荷占最大载荷的87~90%, 并且满足条件式(4.6)和图(4.7)的关系曲线。图(4.7)的关系曲线对应煤油—氧—氢三种成分的最佳组合。通过下列计算最佳组合的点。

表 4.5 级数和燃料成分对有效载荷质量比 $\mu_{п.н}$ 的影响

燃料成分	特 性	级 数					
		1	2	3	4	5	6
煤油—氧	$\mu_{п.н}, \%$	0.16	4.10	4.52	4.59	4.56	—
	$\mu_{кi}$	0.0682	0.261	0.408	0.511	0.584	—
	$\mu_{п.нi}$	0.00152	0.202	0.352	0.463	0.539	—
氢—氧	$\mu_{п.н}, \%$	0.12	6.48	7.27	7.47	7.48	7.41
	$\mu_{кi}$	0.124	0.352	0.498	0.593	0.658	0.706
	$\mu_{п.нi}$	0.00122	0.255	0.417	0.523	0.595	0.648

第一级用煤油燃料，第二级用氢燃料的二级飞行器，按照(3.41)条件式，在下列条件下可保证获得最大有效载荷

$$\frac{\mu_{к1}}{c_1(1-a_1)\mu_{п.н1}} = \frac{\mu_{к2}}{c_2(1-a_2)\mu_{п.н2}};$$

$$\mu_{п.нi} = \frac{1}{1-a_i}(\mu_{кi} -$$

$$-a_i - \beta_i n_i), (i=1, 2);$$

$$v_{\text{хар}} + c_1 \ln \mu_{к1} +$$

$$+ c_2 \ln \mu_{к2} = 0,$$

由此得出

$$\mu_{к1} = 0.300, \mu_{к2} = 0.316; \mu_{п.н1} = 0.250, \mu_{п.н2} = 0.210;$$

$$\mu_{п.н} = 5.25 \%$$

第一级用煤油燃料的三级飞行器在有效载荷质量上不及

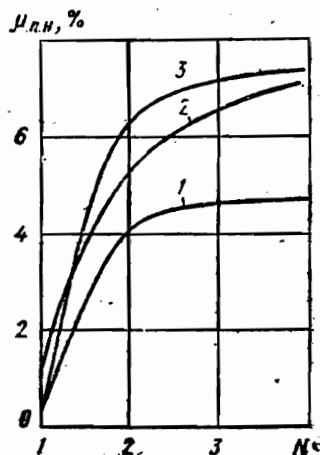


图 4.7 有效载荷质量比与级数、火箭舱燃料成分的关系曲线

1. 煤油—氧; 2. 煤油—氢—氧的最佳组合; 3. 氢—氧

两级都采用氢燃料的二级飞行器。按照(3.41)式, 这种三级飞行器会降为有效载荷质量比 $\mu_{\text{п.н}} = 6.48\%$ 的两级飞行器, 其值见图(4.7) $N=3$ 。

采用三种燃料成分的单级飞行器, 在发动机启动时用煤油—氧, 随后用氢—氧。按照(4.17)式, 在煤油燃烧后, 飞行器的质量比 $\mu_{\text{к1}}^* = 0.415$, 氢燃烧后的质量比 $\mu_{\text{к1}}^* \mu_{\text{к2}}^* = 0.415 \cdot 0.245 = 0.102$, 这种飞行器的有效载荷质量比 $\mu_{\text{п.н}} = 1.20\%$ (点在曲线2上, $N=1$)。因此, 在本例中, 用三种燃料成分的飞行器的有效载荷质量比大于采用煤油—氧 ($\mu_{\text{п.н}} = 0.16\%$) 或采用氢—氧 ($\mu_{\text{п.н}} = 0.12\%$) 的单级飞行器 (见表4.5)。然而, 当本例中的特性速度超过

$$v_{\text{хар}} \geq c_2 \left[\ln(\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right) \right] = 6316 \text{ 米/秒}$$

时, 采用三种燃料成分的火箭舱的优越性就开始表现出来。

所以, 对每一级的特性速度约为4700米/秒的两级飞行器来说, 火箭舱中采用第三种燃料成分不合适。

——第一、二级都用氢燃料的两级飞行器 $\mu_{\text{п.н}} = 6.48\%$ 。

——第一级用煤油、第二级用氢燃料的两级飞行器的 $\mu_{\text{п.н}} = 5.25\%$ 。

——采用三种燃料的单级飞行器 $\mu_{\text{п.н}} = 1.20\%$

下面对比装配好的各型飞行器用铁路运输时的尺寸限制和所需容积。

运输时的极限长度为25米, 横向尺寸达4.1米, 相应的体积 $25 \cdot 4.1^2 (\pi/4) \simeq 330 \text{ 米}^3$

单级飞行器的燃料贮箱的体积

$$V^{(1)} = \frac{M_{\text{п.н}}}{\mu_{\text{п.н}}} \left[\frac{1 - \mu_{\text{к1}}^*}{\gamma_{\text{к-к}}} + \mu_{\text{к1}}^* \frac{1 - \mu_{\text{к2}}^*}{\gamma_{\text{в-к}}} \right]$$

两级飞行器的燃料贮箱的体积

$$V^{(2)} = \frac{M_{\Pi.H}}{\mu_{\Pi.H}} \left[\frac{1 - \mu_{K1}}{\gamma_1} + \mu_{\Pi.H1} \frac{1 - \mu_{K2}}{\gamma_2} \right],$$

表 4.6 所分析的各种飞行器的燃料贮箱的体积

序号	飞行器类型	发射质量(吨)	燃料短舱 体积(米 ³)
1	使用三种燃料成分的单级飞行器	333	1230
2	第 1 级和第 2 级用氢燃料的二级飞行器	154	359
3	第 1 级用煤油第 2 级用氢的二级飞行器	190	225
4	第 1 级和第 2 级用煤油的二级飞行器	244	214

式中 γ_1, γ_2 分别为火箭级所用的两种燃料成分的密度。

表 4.6 中列入燃料短舱容积计算结果。

既然火车车箱内装不下体积超过 330 立方米的飞行器，那么从表 4.6 中得出，剩下第 3、4 两种飞行器进一步作分析，这两种二级飞行器的用氢燃料的第二级可以适当缩小，甚至不惜以飞行器发射质量增大为代价。所以，按照 $\mu_{\Pi.H1}$ 小于获得最大 $\mu_{\Pi.H}$ 的最佳值，来确定第二级用氢燃料的两级飞行器的参数范围。

为了研究所选的几种飞行器的参数，还必须确定初始过载的范围。在本例子中，对于待进一步分析的几种飞行器来说，其初始过载值在 $k_1 \simeq k_2 \simeq 0$ 的假设条件下按 (4.8) 和 (4.10) 求出，并列入表 4.7。

从表 4.7 可见，飞行器各级的初始过载由级分离瞬间的轨道曲率 θ_1 相互联系。在这一瞬间曲率值最佳，有效载荷就最大。

表 4.7 级分离瞬间轨道曲率对各级初始过载的影响

初始过载与曲率的关系	飞行器类型	
	第1、2级用煤油	第2级用氢
第1级	$n_1 \approx 3.58(\sin \theta_1)^{-0.5}$	$n_1 = 3.74(\sin \theta_1)^{-0.5}$
第2级	$n_2 = 0.259(\sin \theta_1)^{-1}$	$n_2 = 0.278(\sin \theta_1)^{-1}$

$$\max_{\sin \theta_1} \mu_{\Pi, H} = \max_{\sin \theta_1} \left[\left(\mu_{\Pi, H1}^0 - \frac{\beta_1 n_1}{1 - \alpha_1} \right) \left(\mu_{\Pi, H2}^0 - \frac{\beta_2 n_2}{1 - \alpha_2} \right) \right]$$

极值条件

$$\frac{d\mu_{\Pi, H}}{d\sin \theta_1} = -\frac{\beta_1}{1 - \alpha_1} \frac{dn_1}{d\sin \theta_1} \mu_{\Pi, H2} - \frac{\beta_2}{1 - \alpha_2} \frac{dn_2}{d\sin \theta_1} \mu_{\Pi, H1} = 0. \quad (4.19)$$

将表(4.4)和(4.7)的数值代入(4.19)式, 确定两级均用煤油和一级用煤油一级用氢的飞行器, 在分离瞬间轨道的最佳曲率:

$$\sin \theta_{1K-K} = 0.276; \theta_{1K-K} \approx 16^\circ;$$

$$\sin \theta_{1B-K} = 0.400; \theta_{1B-K} \approx 23^\circ$$

和相应的初始过载:

$$n_{1K-K} = 1.9; n_{2K-K} = 0.9;$$

$$n_{1B-K} = 2.4; n_{2B-K} = 0.7$$

所得基本设计参数值应当视为确定参数计算范围的参考值。计算参数的目的是最后选定飞行器的类型, 并对以降低一些有效载荷为代价来改善飞行器的可能性进行评估。针对所分析的实例须指出, 摆在面前的任务是从第二级所用燃

料不同的两种飞行器中，最后选出一种来运载有效载荷(见表4.6)。

第二级用氢燃料的飞行器尺寸较大，在参数计算过程中要评估，在不显著降低有效载荷的情况下减小尺寸使级的比例变化到什么程度。

按照标准(3.26)，选择第二级采用氢燃料的飞行器，起作用的一个因素是在人造地球卫星上的单位消耗较少。但是，必须检查，这种飞行器与采用煤油—氧燃料的飞行器相比，在基本设计参数适当变化的范围内，是否还有优势。为此，所需要的数学手段比前几节所用的更严格。在本章第1~2节中，关于设计参数不同的飞行器在达到给定的飞行技术特性时，特性速度不变的假设必须准确，因为特性速度可能的变化范围为 $\pm 10\%$ 。在本实例中，特性速度可能的变化范围

$$v_{\text{zap}} = 9.4(1.0 \pm 0.1) = 8.9 \cdots 10.0 \text{ 公里/秒}$$

4.3 在给定的飞行-技术特性下飞行器

基本性能参数的分析

在进行参数分析时，我们利用飞行器运动微分方程的解，并满足弹道导弹进入预定轨道和弹道的边界条件。

既然解的基础是数值积分，那么在分析参数时不可避免地要运用电子计算机，而且效率最高。因此，如果运用简化运动方程和求边界条件的合理方法，使用每秒钟运算约20万次的小型 and 微型电子计算机，可在几分钟运算时间内完成参数分析。

建议采用主动段的联立运动方程。

$$\begin{aligned}
\frac{dv}{d\mu} &= -\frac{c}{n\mu} \left\{ \frac{n}{\lambda} [\lambda - (\lambda - 1) \bar{p}] \cos \alpha - \frac{c_{xa} \rho v^2}{2 p_M} \right\} + \\
&\quad + \frac{c}{n} \sin \theta; \\
v \frac{d\theta}{d\mu} &= -\frac{c}{n\mu} \left[\frac{n}{\lambda} (\lambda - (\lambda - 1) \bar{p}) \right] \sin \alpha + \frac{c}{n} \left(1 - \right. \\
&\quad \left. - \frac{v^2}{g_0 (R + H)} \right) \cos \theta; \\
\frac{dL}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n} \frac{vR}{(R + H)} \cos \theta; \\
\frac{dH}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n} v \sin \theta; \\
\frac{dt}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n},
\end{aligned} \tag{4.20}$$

式中 v 和 θ ——速度及其与当地水平线的倾角； H 和 L ——飞行高度与地球表面上的飞行距离； $R=6371.1$ 公里——地球半径； ρ ——标准大气密度； $\bar{p}$ ——在高空的相对压力； P_M ——中部横截面上的载荷； λ ——发动机高空性能 ($\lambda = P_n/P_0$)； n 和 c ——真空初始过载和与喷气速度 ($c = g_0 P_{yn, n}$)； c_{xa} ——迎面阻力系数，由无量纲速度 $M = v/a$ ，高度 H 的多项式来决定； α ——迎角。

第一级在飞行段上的迎角

$$\alpha = \begin{cases} 0, & M < 0.05; \\ A(M - 0.05)^3 (M - 0.80)^2, & 0.05 \leq M \leq 0.80; \\ 0, & M > 0.80. \end{cases}$$

第二级及以后各级在飞行段上的迎角

$$\alpha = \vartheta_0 - \vartheta(t - t_1) - \theta.$$

式中 t_1 ——第一级脱离瞬间。

在系统的数字积分过程中(4.20), 必须满足 4 个边界条件

——当 μ_K 值达到与飞行-技术性能的末速度 v_K 相应时, 停止积分 (见第 3 章第 3 节);

——通过选择 θ_0 和 θ 的组合, 确保主动段末端的高度 H_K 和倾角 θ_K ;

——从最大 μ_K 条件中挑选参数 A , 以保证俯仰角的整个程序值 $\theta(A, \theta_0, \theta)$ 最佳。

各型飞行器的参数计算结果是通过积分式(4.20)得到的, 在所分析的实例中, 飞行器的原始数据是在进入 180 公里高度、中等宽度、向本方向的环形轨道的假设条件下取得的。根据上述计算结果, 可以判定, 第 4 章第 2 节中所得的基本设计参数与确保最大有效载荷比的最佳基本设计参数很吻合。其中, 对第二级用氢燃料的飞行器来说, 设计参数的最佳值如下;

——初始过载 $n_1 = 2.4$, $n_2 = 0.9$ (在第 4 章第 2 节中分别为 2.4 和 0.7);

——级的末质量比 $\mu_{K1} = 0.30$, $\mu_{K2} = 0.35$ (在第 4 章第 2 节中分别为 0.30 和 0.32);

——火箭级脱离瞬间的轨道曲率 $\theta_1 \approx 20^\circ$ (在第 4 章第 2

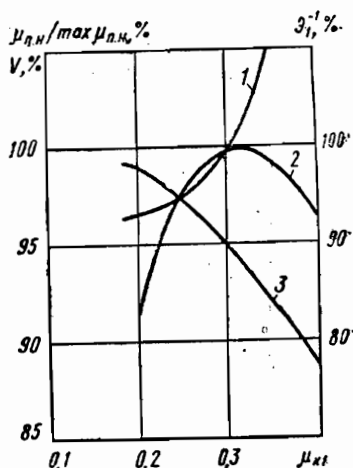


图 4.8 二级运载火箭的第 1 级最终质量比对燃油舱总容积 V (曲线 1)、有效载荷质量比 $\mu_{n.n}/\max \mu_{n.n}$ (曲线 2) 的影响和有效载荷质量与运载火箭结构质量之比 θ_1^{-1} (曲线 3) 的关系曲线

节中为 23°)。

图4.8中给出了该型飞行器的有效载荷比 $\mu_{п.п}$ ，燃料舱的容积，效率标准 Θ_1^{-1} 与第1级末质量比 $\mu_{к1}$ 的关系曲线。

从图4.9和4.10得出，在不损害飞行器性能的情况下，飞行器各级的初始过载，以及各级动力装置的尺寸实际上可减少20—30%。

从图4.8中看出，飞行器第一级的末质量减少20%，燃料舱容积减少3%，同时有效载荷总共仅下降2.5%。

重要的是，在这种情况下，将有效载荷送入轨道的单位消耗 Θ_1 [标准(3.26)]在一定限度内甚至有所下降(图4.11)。实际上，在各级之比的合适变化范围内，第二级用氢的飞行器在经济性上优于两级都用煤油的飞行器。

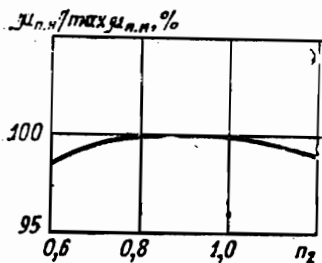


图 4.9 运载火箭第2级初始过载的选择曲线

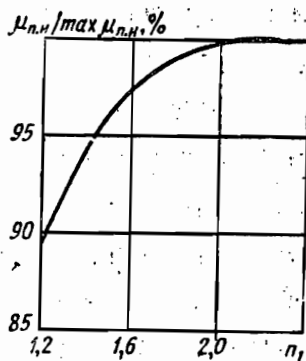


图 4.10 运载火箭第1级初始过载的选择曲线

因此，对于用所分析的、具有通常原始数据的飞行器来完成例子中所规定的任务，最好采用第一级用煤油—氧，第

级二用氢—氧的两级运载火箭。

在比较分析基本参数对典型二级运载火箭性能的影响时，参数计算结果可作为参考资料。

4.4 根据基本设计参数确定质量-动力特性和体积尺寸特性及原始数据精确化

为了选择弹道导弹和运载火箭的布局 and 结构受力形式，以及箭载动力装置和箭载工作保障系统的组成，必须按基本设计参数确定质量-动力特性和体积尺寸。

布局与结构受力形式允许验证在确定基本设计参数时所用的、根据相似形式统计的原始数据的正确性，或允许按研制中的弹道导弹和运载火箭的已知特点和尺寸修正原始数据值。

因此，即使对初步布局和初步结构受力形式来说，体积和尺寸的具体数据，以及与技术任务预先规定的有效载荷质量 $M_{\Pi, \text{H}}^{T, 3}$ 相应的其他一系列特性的具体数据，也是必不可少的。

既然在选择布局和受力形式的过程中，原始数据可能发生变化，那么根据弹道导弹和运载火箭的设计经验，有效载

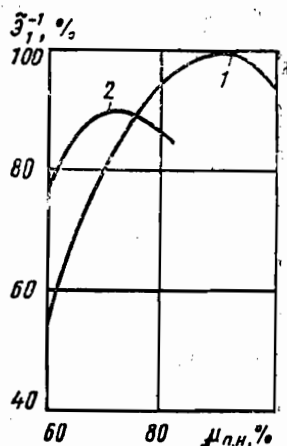


图 4.11 一次使用的两级火箭运载器的火箭舱的燃料成分的选择曲线。飞行器结构质量与有效载荷质量 $\tilde{\sigma}_1^{-1}$ 之比与有效载荷质量比 $\mu_{\text{H}, \text{O}}$ 和燃料成分的关系曲线

1——第二级用氢—氧；

2——两级均用煤油—氧。

荷留10~20%的余量(大致相当于尺寸留3~5%的余量),这样就可以在不改变基本设计参数的情况下,弥补原始数据的不定性。因此,人们在制定布局 and 结构受力形式方案时,是从有效载荷

$$M_{\Pi, \Pi} = (1.1 \cdots 1.2) M_{\Pi, \Pi}^{\tau, 3} \quad (4.21)$$

基本设计参数 N , $\rho_{y\pi, \Pi i}$, n_i , $\mu_{\Pi, \Pi i}$ 和原始数据 $a_{T, 0 i}$, $a_{0 i}$, $a_{c, y i}$, γ_i , $p_{\kappa i}$, $p_{a i}$, $\rho_{r i}$, K_i 等出发的。此处及以后的注脚 i 表示弹道导弹与运载火箭的级 ($i=1, 2, \dots, N$); k_i , $\rho_{o\kappa i}$, $\rho_{r i}$ ——在燃烧室压力 $p_{\kappa i}$ 和喷管切口压力 $p_{a i}$ 下, 所消耗的燃料成分的比例和密度(所耗燃料与级的比脉冲 $p_{y\pi, \Pi i}$ 相应); $a_{T, 0 i}$, $a_{0 i}$, $a_{c, y i}$, γ_i ——为燃料短舱、尾舱和其他舱段、操纵系统和动力装置的单位结构质量特性。

确定弹道导弹与运载火箭的质量-动力特性和体积尺寸特性, 以及对若干基本布局方案和结构受力方案进行比较这两项工作, 都由使用与设计人员对话语言的现代化电子计算机很好地担负。

根据第2章的公式, 第一级的发射质量

$$M_{01} = M_{\Pi, \Pi} \prod_{i=1}^N \mu_{\Pi, \Pi i}^{-1} \quad (4.22)$$

第一级弹道导弹的燃料质量

$$m_{\tau 1} = M_{01} (1 - \mu_{\kappa 1}) = M_{01} [(1 - \mu_{\Pi, \Pi 1})(1 - \alpha_1) - \beta_1 n_1], \quad (4.23)$$

第一级弹道导弹的末质量

$$m_{\kappa 1} = M_{01} (\mu_{\kappa 1} - \mu_{\Pi, \Pi 1}) = M_{01} [\alpha_1 (1 - \mu_{\Pi, \Pi 1}) + \beta_1 n_1], \quad (4.24)$$

其中, 燃料短舱的质量

$$m_{\tau,01} = a_{\tau,01} m_{\tau 1} = \frac{a_{\tau 1}}{1 - a_{\tau 1}} m_{\tau 1}; \quad (4.25)$$

转接舱段和尾舱段的质量

$$m_{\sigma 1} = a_{\sigma 1} m_{01} = \frac{a_{\sigma 1}}{1 - a_{\tau 1}} (m_{\tau 1} + m_{\kappa 1}); \quad (4.26)$$

控制系统的质量

$$m_{c,y1} = a_{c,y1} m_{01} = \frac{a_{c,y1}}{1 - a_{\tau 1}} (m_{\tau 1} + m_{\kappa 1}); \quad (4.27)$$

动力装置的质量

$$m_{\text{дв}1} = \gamma_1 P_{\text{н}1} = \frac{\beta_1}{1 - a_{\tau 1}} g_0 M_{01} n_1, \quad (4.28)$$

此处, 根据(2.33)式,

$$a_1 = a_{\tau} + a_{\sigma 1} + a_{c,y1} \quad (4.29)$$

第一级有效载荷质量与第二级发射质之差, 是发射前消耗质量与投抛部件质量之和 $\Delta M_{02}^{\text{поct}}$:

$$M_{02} = M_{01} \mu_{\text{п.н}1} - \Delta M_{02}^{\text{поct}} \quad (4.30)$$

第二级和以后各级的类似特性按(4.23)—(4.30)式 (将注脚一相应变成 2 ……N) 求出。

第一级发动机的真空推力

$$P_{\text{н}1} = g_0 M_{01} n_1 \quad (4.31)$$

第一级发动机在地球上的推力

$$P_{01} = P_{\text{н}1} - S_{\alpha} n_{\text{дв}1} P_0 \quad (4.32)$$

式中 $n_{\text{дв}1}$ ——动力装置所包含的发动机的数量; S_{α} ——发动机喷管切口面积; P_0 ——地球大气压力

根据统计资料, 平均布局密度 $\rho_{\text{п.н}} = 0.15 \dots 0.30$ 吨/米³时, 装分离式头部舱的弹道火箭运载火箭的有效载荷的体积为

$$V_{\text{п.н}} = \frac{M_{\text{п.н}}}{\rho_{\text{п.н}}} \quad (4.33)$$

根据统计资料, 在控制仪表布局的密度 $\rho_{\text{с.г}} = 0.5 \sim 0.30$ 吨/米³时, 弹道导弹和运载火箭最后一级仪表舱的体积为

$$V_{\text{с.гN}} = m_{\text{с.гN}} / \rho_{\text{с.г}} \quad (4.34)$$

最后一级燃料舱的体积为

$$V_{\text{т.оN}} = m_{\text{тN}} / (\rho_{\text{тN}} x_{\text{тN}}) = m_{\text{тN}} \frac{\frac{K_N}{\rho_{\text{окN}}} + \frac{1}{\rho_{\text{гN}}}}{x_{\text{тN}} (K_N + 1)} \quad (4.35)$$

最后一级动力装置的体积为

$$V_{\text{д.гN}} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{\text{д.гN}} \quad (4.36)$$

最后一级与前一级的火箭舱之间的转接舱的体积为

$$V_{\text{п.оN}} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{\text{п.оN}} \quad (4.37)$$

前面一级 $N-1$ 和以前各级的类似特性按公式(4.35)~(4.37)求出(序号依次为 $N, N-1, \dots, 1$)。

弹道导弹和运载火箭的总体积为

$$V = V_{\text{п.н}} + V_{\text{с.г}} + \sum_{i=1}^N (V_{\text{т.оi}} + V_{\text{д.гi}} + V_{\text{п.оi}}) \quad (4.38)$$

按(4.35)~(4.38)式求出的体积值与燃料舱布局的密度系数 $x_{\text{тi}}$ 、动力装置的尺寸、特别是尾舱段的长度 $l_{\text{д.гi}}$ 和直径 d_i 、以及决定转接舱长度 $l_{\text{п.оi}}$ 的火箭各级脱离的方式等有关。

现在谈谈燃料舱布局密度。火箭舱的燃料舱的体积是各体积的总和:

$$V_{\text{т.оi}} = V_{\text{б.окi}} + V_{\text{б.гi}} + \Delta V_{\text{т.оi}}; \quad (4.39)$$

$$V_{6.ori} = V_{cki} + \Delta V_{ori} + \Delta V_{6.ori}; \quad (4.40)$$

$$V_{6.ri} = V_{ri} + \Delta V_{ri} + \Delta V_{6.ri}; \quad (4.41)$$

此处 $V_{ori} = \frac{m_{ori}}{\rho_{ori}} = \frac{m_{ri}}{\rho_{ori}} \frac{K_i}{1+K_i}$ 和

$$V_{ri} = \frac{m_{ri}}{\rho_{ri}} = \frac{m_{ri}}{\rho_{ri}} \frac{1}{K_i + 1}$$

——氧化剂与燃料的工作贮量的体积; ΔV_{ori} 和 ΔV_{ri}

——装燃料安全贮量及未收集的燃料余量的额外体积;

$\Delta V_{6.ori}$ 和 $\Delta V_{6.ri}$ ——形成燃气垫和确保发动机正常工作的其他贮箱内的装置的额外体积; $\Delta V_{T.oi}$ ——燃料贮箱之间和燃料舱包含的其他体积(图4.12和4.13)。

代入下列特性系数:

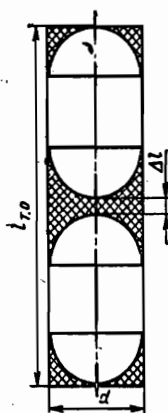
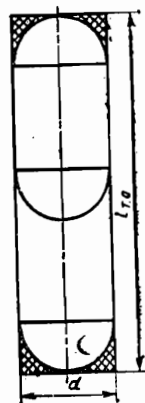


图 4.12 确定装分离式贮箱的圆柱形燃料舱内燃料的充填系数

图 4.13 确定带共用底部贮箱的圆柱体燃料舱的燃料充填系数



——贮箱容积的燃料充填系数

$$\alpha_{6.ori} = \frac{V_{ori} + \Delta V_{ori}}{V_{6.ori}}$$

$$\alpha_{6.ri} = \frac{V_{ri} + \Delta V_{ri}}{V_{ri}} \quad (4.42)$$

——装燃料工作贮量时的贮箱容积利用系数

$$x_{\text{н.оки}} = \frac{V_{\text{оки}}}{V_{\text{оки}} + \Delta V_{\text{оки}}} = \frac{V_{\text{оки}}}{V_{\text{б.оки}} x_{\text{б.оки}}}; \quad (4.43)$$

$$x_{\text{н.ги}} = \frac{V_{\text{ги}}}{V_{\text{ги}} + \Delta V_{\text{ги}}} = \frac{V_{\text{ги}}}{V_{\text{б.ги}} x_{\text{б.ги}}};$$

——燃料舱结构完善程度系数

$$x_{\text{кф}} = \frac{V_{\text{б.оки}} + V_{\text{б.ги}}}{V_{\text{т.оф}}}; \quad (4.44)$$

——装工作贮量燃料时的燃料舱容积的利用程度

$$\begin{aligned} x_{\text{тф}} &= \frac{V_{\text{оки}} + V_{\text{ги}}}{V_{\text{т.оф}}} = \frac{(V_{\text{б.оки}} + V_{\text{б.ги}})(V_{\text{оки}} + V_{\text{ги}})}{V_{\text{т.оф}}(V_{\text{б.оки}} + V_{\text{б.ги}})} = \\ &= x_{\text{ки}} \frac{V_{\text{оки}} + V_{\text{ги}}}{\frac{V_{\text{оки}}}{x_{\text{н.оки}} x_{\text{б.оки}}} + \frac{V_{\text{ги}}}{x_{\text{н.ги}} x_{\text{б.ги}}}} \end{aligned} \quad (4.45)$$

在确定燃料容积的第一阶段，可以取

$$x_{\text{н.оки}} x_{\text{б.оки}} = x_{\text{н.ги}} x_{\text{б.ги}} = x_{\text{ни}} x_{\text{би}} = 0.97$$

然后，取精确值。那么，

$$x_{\text{тф}} = x_{\text{кф}} x_{\text{ни}} x_{\text{би}} \quad (4.45')$$

燃料舱容积用公式(4.35)求出。

结构完善程度系数 $x_{\text{кф}}$ 取决于燃料舱内贮箱的布局和形状。

对于采用单贮箱式圆柱形燃料舱和分离式半球形底贮箱的布局(见图4.12)，有

$$x_{\text{кф}} = 1 - \frac{\Delta V_{\text{т.оф}}}{V_{\text{т.оф}}}$$

$$= 1 - 4 \frac{2 \left(\frac{\pi d_i^3}{4} - \frac{\pi d_i^3}{6} \right)}{\frac{\pi}{4} d_i^3 \lambda_{\tau.o.i}} = 1 - \frac{2}{3 \lambda_{\tau.o.i}} \quad (4.46)$$

式中, $\lambda_{\tau.o.i}$ ——燃料舱的长宽比, 不得小于 2.

所研究的燃料舱的结构完善系数变化范围

$$1 \geq x_{\kappa.i} \geq \frac{2}{3}.$$

对于采用类似布局, 但内部的氧化剂和燃料贮箱公用一个底部的燃料舱的容积 $\Delta V_{\tau.o.i}$ 小 $1/2$, 并且

$$x_{\kappa.i} = 1 - \frac{1}{3 \lambda_{\tau.o.i}}. \quad (4.47)$$

这种燃料舱的最小长宽比 $\lambda_{\tau.o.i} \geq 5/3$, 结构完善程度系数变化范围 $1 > x_{\kappa.i} \geq 0.8$.

对于带截短的半球形底部分离式贮箱的燃料舱的布局来说, 有

$$x_{\kappa} = 1 - \frac{\Delta V_{\tau.o.i}}{V_{\tau.o.i}} = 1 - 4 \frac{\left[\frac{\pi}{8} \frac{d_i^3}{\sin \varphi} - \frac{\pi}{12} \frac{d_i^3}{\sin^3 \varphi} \right] (1 - \cos \varphi)}{\frac{\pi}{4} d_i^3 \lambda_{\tau.o.i}} =$$

$$= 1 - \frac{1 - \cos \varphi}{\lambda_{\tau.o.i}} \left(\frac{2}{\sin \varphi} - \frac{4}{3 \sin^3 \varphi} \right), \quad (4.48)$$

因为球心角体的容积等于

$$V_i^{\text{ш}} = \frac{2}{3} \pi r_i^2 h_i = \frac{2}{3} \pi \frac{d_i^2}{(2 \sin \varphi)^2} \frac{d_i}{2 \sin \varphi} (1 - \cos \varphi) =$$

$$= \frac{\pi}{12} \frac{d_i^3}{\sin^3 \varphi} (1 - \cos \varphi),$$

而长 h 的燃料舱部分容积为

$$V_i^{\text{ц}} = \frac{\pi}{4} d_i^2 h_i = \frac{\pi}{4} d_i^2 \frac{d_i}{2 \sin \varphi} (1 - \cos \varphi) =$$

$$= \frac{\pi}{8} \frac{d_i^3}{\sin \varphi} (1 - \cos \varphi)$$

氧化剂和燃料贮箱共用一个底部, 使不可用容积 $\Delta V_{\text{т.о.}}$ 减小一半, 并且

$$x_{\text{к.г.}} = 1 - \frac{1 - \cos \varphi}{\lambda_{\text{т.о.}}} \left(\frac{1}{\sin \varphi} - \frac{2}{3 \sin^3 \varphi} \right). \quad (4.49)$$

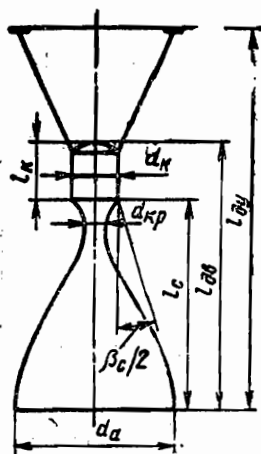


图 4.14 根据喷管尺寸确定发动机短舱的容积

当表示半球形底部的切割程度的角增大到 $\varphi = \pi/2$ 时, (4.48) 和 (4.49) 两式与 (4.46) 和 (4.47) 两式一致。

火箭舱选定某一布局, 其动力装置的体积也就确定了 (4.36)。动力装置的体积取决于燃料舱的直径 d_i 和单台发动机的长度 $l_{\text{п.г.}}$ 。

液体火箭发动机的特性尺寸是喷管的长度 l_0 。在发动机的外廓尺寸尚未最后确定的情况下, 单台发动机全长 (从喷管切口到发动机架支点测量) 大致可按下列公式求出

$$l_{\text{п.г.}} \approx 2l_0, \quad (i=1, 2, \dots, N) \quad (4.50)$$

在燃料选定, 比脉冲也相应选定的情况下, 喷管尺寸本身取决于燃烧室的压力 $p_{\text{к.г.}}$ 、喷管切口的压力 p_a 和喷管平均张角 β_c (图 4.14)。

$$l_0 = \frac{S_a^{0.5} - S_{\text{к.г.}}^{0.5}}{\sqrt{\pi} (\beta_c/2)} \quad (4.51)$$

式中, S_a 和 $S_{\text{к.г.}}$ —— 分别为喷管切口面积和临界截面

积。这两个面积相互联系[48]:

$$S_{a,t} = S_{kp,t} \left[\frac{\frac{n-1}{2} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_{a,t}}{p_{k,t}} \right)^{\frac{2}{n}} \left(\frac{p_{a,t}}{p_{k,t}} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right]^{0.5} \approx \\ \approx S_{kp,t} \left(0.11 \frac{p_{k,t}}{p_{a,t}} + 0.8 \right), \quad (n=1, 2) \quad (4.52)$$

临界截面面积取决于燃料的特性 β_T (液体火箭发动机的 $\beta_T = 180 \pm 20c$), 一台发动机每秒的燃料消耗 $p_{\pi i}$ ($n_{дв} p_{уд. \pi i}$) 和燃烧室的压力:

$$S_{kp,t} = \frac{\beta_T P_{\pi i}}{n_{дв} P_{k,t} P_{уд. \pi i}} \quad (4.53)$$

将(4.53)和(4.52)式代入(4.51)式, 以及代数值 $\beta_T = 180c$ 和 $\beta = 40^\circ$, 得出

$$l_c = \left(\frac{S_{kp}}{\pi} \right)^{0.5} \frac{1}{\sin 20^\circ} \left[\left(0.11 \frac{p_{k,t}}{p_{a,t}} + 0.8 \right)^{0.5} - 1 \right] \approx \\ \approx \frac{1}{\sin 20^\circ} \left(\frac{S_{kp}}{\pi} \right)^{0.5} \left(0.11 \frac{p_{k,t}}{p_{a,t}} \right)^{0.5} = \\ = \frac{1}{0.36} \left(\frac{180 P_{\pi i} 0.11}{\pi n_{дв} p_{уд. \pi i} p_{a,t}} \right)^{0.5} = \\ = 7.0 \left(\frac{P_{\pi i}}{n_{дв} p_{уд. \pi i} p_{a,t}} \right)^{0.5} \quad (4.54)$$

式中, l_c 的单位为米, $p_{уд. \pi i}$ 的单位为秒, $p_{a,t}$ 的单位为巴。

喷管切口的直径

$$d_a \approx 2l_c \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} = 0.72l_c \quad (4.55)$$

此直径应在燃料舱的轮廓内 $d_i \geq d_a$, 如果是包含多台发动机的动力装置

$$d_i \geq d_{a_i} [\sin^{-1}(\pi/n_{\text{ДВ}i}) + 1] \quad (4.56)$$

如果满足上述条件，直径与燃料舱一样的动力装置舱的容积按(4.36)、(4.50)和(4.54)求出

$$V_{\text{Д.}yi} \approx 3.5 \pi d_i^2 \left(\frac{P_{\text{П}i}}{n_{\text{ДВ}i} p_{\text{Д.П}i} p_{a_i}} \right)^{0.5} \quad (4.57)$$

在直径 d_i 不变的情况下，随着动力装置包含的发动机的数量增多，布局密度增大，发动机舱单位容积的推力也增大。

因此，若考虑(4.56)式，多发动机装置的单位容积的推力与装单台液体火箭发动机的动力装置的单位容积的推力之比 ξ 取决于 $n_{\text{ДВ}}$

$$\xi = \frac{[P/V]_{n_{\text{ДВ}} > 1}}{[P/V]_{n_{\text{ДВ}} = 1}} = \frac{n_{\text{ДВ}}}{\sin^{-1}(\pi/n_{\text{ДВ}}) + 1}$$

或者，对一系列整数值来说

$$n_{\text{ДВ}} \cdot \cdot \cdot 1 \quad 3 \quad 5 \quad 7$$

$$\xi, \% \cdot \cdot \cdot 100 \quad 140 \quad 185 \quad 212$$

火箭舱之间的转接舱的容积取决于分离的方式：如果是“冷分离”，后一级的发动机的尾喷管与前一级的燃料贮箱的底部间隙最小 $l_{\text{п.о}} \rightarrow 0$ ；如果是“热分离”，上述间隙应当确保燃气流的流散面积不小于喷管切口的面积(见图4.15)。

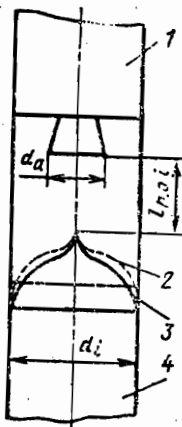


图 4.15 火箭舱分离的方式和分离火箭舱的底部的形状对转接舱尺寸的影响

1—分离级；2—冷分离时的底部形状；3—热分离时的底部形状；4—分离火箭舱； $l_{\text{п.о}}$ —第 i 级转接舱的最小长度； d_i 和 d_a —分别为该级火箭的直径和喷管切口的直径

$$S_a = \frac{\pi}{4} d_a^2 \leq \pi d_a l_{\text{п.о}} \text{ 或 } l_{\text{п.о}} \geq$$

$$\geq 0.25 d_a \quad (4.58)$$

$$V_{\text{п.о}i} = \pi d_i^2 d_{a_i} \quad (i=1, 2, \dots, N-1) \quad (4.59)$$

用公式(4.21)—(4.59)允许根据基本设计参数计算火箭的质量动力数据、体积尺寸数据、有效载荷具体值，并直接在目视图线上以布局 and 结构受力形式表示出计算结果，以便设计者通过直接对话迅速掌握有关情况。

在一般情况下，设计者决策的逻辑顺序，开始是对采用横向上不相连的单舱式弹道导弹和运载火箭的最简单布局 and 受力形式进行评价。

根据设计经验，视具体飞行条件、有效载荷特点、飞行载荷特点和发动机型别等的不同，长细比 $\lambda=8-12$ 的单舱式布局最佳地满足经济性标准(3.26)—(3.28)。

假定尺寸最大的第一级燃料舱的长细比 λ 其数值为 $\lambda_{\max}/2 \geq \lambda_{T.O.T} \geq \lambda_{\min}/2$ ，并给定燃料舱的布局形式，确定直径 d_1 、弹道导弹或运载火箭的总容积，以及长细比 $\lambda = 3V/(\pi d_1^3)$ 。进一步分析长细比 $\lambda=8-12$ 的布局形式，要求设计者对可能出现的下列情况作出决策：

1. 箭体直径 d_1 ，或者该箭体直径下的长度 λd_1 大到不允许的地步。可能的解决办法在于改为单舱式(或串式)布局，其 d_1 或 λd_1 的最大值有限制，该弹道导弹或运载火箭所含火箭舱的最小数量不小于整数值：

$$n_{0n} \geq \bar{E} \left[\frac{4V}{\pi (\max d_1)^2 \max \lambda d_1} + 1 \right] \quad (4.60)$$

2. 对弹道导弹和运载火箭的上面几级来说，燃料贮箱呈豆荚状，燃料舱内的充填系数小，单位结构特性相应减低，箭体直径 d_1 达不到要求。可能的解决措施是将燃料舱和发动机舱合并，将发动机置于顶部舱的中央并将氧化剂贮箱合并。

3. 所定的布局不能保证在大速压头时瞬间质量中心对

压力中心的位移在允许范围之内。众所周知，在弹道导弹和运载火箭的箭体末段存在大小一定的气动升力[40、41]。所以，可以利用箭体该锥体段面积 S_j 的假定的中心，作为估计压力中心位置的粗略近似中心。

$$C_d = \frac{\sum_j^k S_j c_j}{\sum_j^k S_j} \quad (4.61)$$

式中 C_j ——第 j 级锥体段 ($j=1, 2$) 截面中心的坐标； k ——该截面中心的数量(图4.16)。

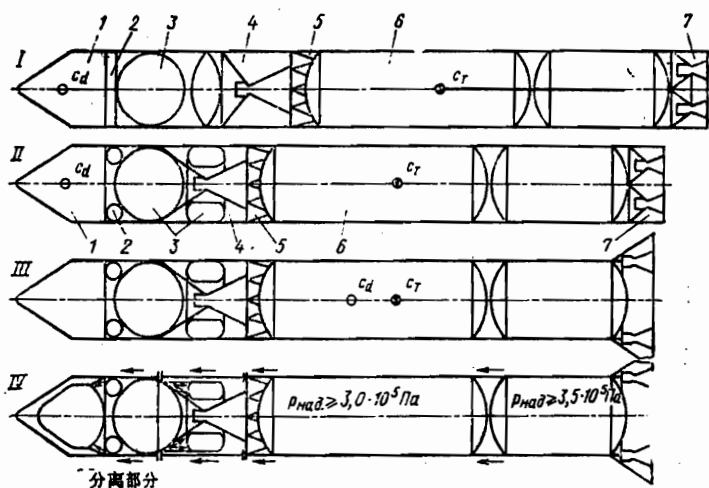


图 4.16 布局 and 结构受力形式的初步协调阶段

I——初步方案；II——第2级布局压缩；III——减小气动力不稳定性；IV——结构受力形式布局压缩；1——有效载荷舱；2——仪表舱；3——第2级的燃料舱；4——第2级的发动机舱；5——转接舱；6——第1级的燃料舱；7——第1级的发动机(箭头表示基本的力线方向)

最大速压头出现的瞬间，大致相当于第一级主动段飞行时间的一半之时。在这一瞬间，质量中心 C_T 的位置应当尽可能与确定的压力中心 C_d 重合(4.61)。

$$C_T = \frac{\sum_p^h m_p c_p}{\sum_p^h m_p} \quad (4.62)$$

式中 m_p, c_p ——为弹道导弹或运载火箭的载满燃料贮量的燃料舱质量和全部火箭舱的附件质量与质量中心坐标

第一级的燃料舱例外，如上所述，第一级燃料舱只装一半燃料。通过改变箭体的形状，在布局内移动火箭舱的位置，采用稳定面及其他一些措施，可以使 c_d 和 c_T 靠近。

图 4.16 给出布局 and 结构受力形式的初步协调的典型阶段。在两者开始接近的第一阶段，设计者在观察屏幕和图纸的过程中，根据外廓尺寸和布局的密度来评价弹道导弹和运载火箭的布局，同时评价各级火箭舱采用多舱方案的可行性(见图4.16之I)。下一个阶段是压缩各个火箭舱和短舱(见图4.16之II)。

在火箭的主要舱段的布局达到必要的密度以后，设计者便拟定减小气动不稳定性的措施(图 4.16 之III)。

布局预协调的最后一个阶段是把火箭的结构受力形式搞准确，并确定基本承力件及其减载措施，确定飞行器中分离的各个舱和附件(图 4.16 之IV)。

布局 and 结构受力形式，初步协调和发现原始数据的准确化必要性的例子。下面以有效载荷 $M_{п.п} = 10$ 吨和基本设计参数 $\mu_{п.п1} = \mu_{п.п2} = 0.20$ 、 $n_{п1} = 1.5$ 、 $n_{п2} = 1.2$ 、 $P_{уд.п1} = 330$ 秒、 $P_{уд.п2} = 350$ 秒为例，分析其布局 and 结构受力方案

的初步协调。

与比脉冲对应的燃料室的压力 $p_k = 1.5 \cdot 10^7$ 巴, 喷管切口压力 $p_{a1} = 0.7 \cdot 10^5$ 巴, $p_{a2} = 0.1 \cdot 10^5$ 巴, 装燃料的容积比 $K_v = 1.8$ 时的燃料密度 $\rho_r = 1.0$ 吨/米³。

单位结构特性 $\alpha_{r1} = \alpha_{r2} = 0.040$, $\alpha_{\sigma 1} = \alpha_{\sigma 2} = 0.010$,
 $\alpha_{c.y1} = 0$, $\alpha_{c.y2} = 0.0125$, $\beta_1 = 0.013$, $\beta_2 = 0.017$,
 $\rho_{п.н} = 0.33$ 吨/米³, $\rho_{c.y} = 0.40$ 吨/米³。

根据公式(4.22)~(4.32)计算的中间结果:

——第一级: $M_{o1} = 250$ 吨, $m_{r1} = 185$ 吨, $m_{k1} = 15$ 吨
(其中 $m_{r.o1} = 7.71$ 吨, $m_{\sigma 1} = 2.08$ 吨, $m_{п.y1} = 5.21$ 吨),
 $P_{п1} = 3800$ 千牛, $P_{o1} = 3500$ 千牛。

——第二级(发射前的消耗忽略不计): $m_{o2} = 50.0$ 吨,
 $m_{r2} = 36.5$ 吨, $m_{k2} = 3.5$ 吨(其中 $m_{r.o2} = 1.52$ 吨, $m_{\sigma 2} = 0.42$ 吨, $m_{c.y2} = 0.52$ 吨, $m_{п.y2} = 1.04$ 吨), $P_{п2} = 600$ 千牛。

根据(4.33)~(4.38)式计算采用分离式燃料贮箱布局的各种飞行器的容积($\chi_{k1} = 0.8$, $\chi_{k2} = 0.7$):

——对第一级来说, $V_{п.н} = 30$ 米³, $V_{c.y} = 1.3$ 米³,
 $V_{r.o2} = 53$ 米³, $V_{п.o2} = 0.4d^2$, $V_{п.y2} = 3.2d^2$ 。

——对第二级来说, $V_{r.o1} = 230$ 米³, $V_{п.y1} = 1.4d^2$,
总容积 $V = 314 + 5d^2$ 。

在中等长细比 $\lambda = 10$ 时, 箭体的直径根据 $314 + 5d^2 = \frac{\pi}{4} \lambda d^3$ 式求出, 等于 3.6 米。

设计者最好把上述中间计算结果作为初步近似的布局(图 4.16 之 I)为了从初步近似的布局的缺陷中发现第一级火箭舱利用不合理的问题, 只要眼睛扫一下计算结果就足够

了。所以，改变第二级的燃料舱、仪表舱和发动机舱的布局是合理的，在本例子中已改为采用环面燃料贮箱，将其置于发动机舱的空闲空间中，而且控制系统仪表舱也是环面的，放置于箭体受力外壳与氧化剂贮箱的半球形底部之间的圆周空间内。图 4.16 之Ⅰ所示第二级舱的布局紧凑的优点，是显而易见的。

现在对改善布局的其他可能性不作更详细的分析，只谈谈减小最大速压头时的压力中心 C_d 和质量中心 C_r 之间距离的最简便的措施是，在尾部短舱装锥形鱼鳞板（图 4.16 之Ⅱ）。

这种措施不仅能减小气动静不稳定性，还可以更好地从发动机固定接头向薄壁承力箭体传力。然而，所分析的这个措施也不无缺点，特别是气动阻力损失增大。在流线型整流罩内装第 1 级发动机，同时采用安排紧凑的格子翼形状的稳定面，看来可将静不稳定性和由于气动阻力增大造成的有效载荷的损失减小。在随后的布局的详细设计中，应当将解决个别任务的类似措施进行比较。为了对火箭布局进行初步协调，还须确定原始结构受力形式。第 2 章所述，这种方案应当最大限度地适于减小承力件载荷和及时抛掉完成自身使命的部件。

图 4.16 之Ⅳ 给出有关结构受力形式的几种可行的措施：

——通过提高增压，使第一级的承力燃料贮箱卸载（涡轮泵不涡空工作的最小允许压力 $p_{\text{нал}}$ 见图）；

——第一级和第二级的火箭舱之间的头部整流罩和受载最大的转接舱抛掉（第一级的发动机产生的载荷对受力构架的不投抛部分没有影响）。

实际上，头部整流罩和抛掉的转接舱应当纳入第一级火

箭舱的组成之中,因为其功能随着火箭各级的分离便结束了。

要分析在确定基本设计参数时所采用的原始数据是否协调,最好从评价基本承力件的受载情况开始。

载荷用换算的压缩力表示[14]:

$$N = P_{\pi 1} + 4M_a/d = P_{\pi 1}(1 + \xi) \quad (4.63)$$

式中 $P_{\pi 1}$ ——第1级动力装置的真空推力; M_a ——气动升力和稳定操纵力产生的弯曲力矩; d ——所研究的那一截面上的箭体直径。

设计和布局方案对弯曲力矩产生的附加载荷的影响很大。该附加载荷可以超过发动机推力载荷好几倍。因此,当气动升力位于箭体头部锥形段和相应大小的稳定控制力位于箭体边缘时的最大弯曲力矩用(4.64)表示。上述两种力由假定沿箭体均匀分布的惯性力来平衡。

$$4M_a/d = \frac{4}{d} \frac{Y_a \lambda d}{4} = Y_a \lambda = C_n^a a q S_M \lambda \quad (4.64)$$

假定适用于本例条件的一系列数值 ($P_{\pi 1} = 3800$ 千牛, $C_n^a = 51/\text{弧度}$; $q_{m,x} = 10^5$ 牛/米², $S_M = 10$ 米², $\lambda = 10$), 便得到允许攻角 $\alpha(\xi) = P_{\pi 1} \xi / (C_n^a q_{m,x} S_M \lambda)$

$\xi \dots \dots \dots 0.1 \quad 0.5 \quad 1.0 \quad 2.0$

$\alpha(\text{度}) \dots \dots \dots 0.45 \quad 2.25 \quad 4.5 \quad 9.0$

在高度超过 10 公里的随遇风造成的实际攻角为

$$\alpha_w = \frac{W}{v_r} \sin \theta \leq \frac{150}{900} \sin 60^\circ = 0.15 \text{ 或 } \approx 9^\circ$$

所以,在所分析的布局中,设计师应当或者采用换算过载 $N = (1 + \xi) P_{\pi 1} \approx 3 P_{\pi 1}$, 或者在控制设备中引进箭载横向过载和攻角限制系统。例如,在实际攻角 $|\alpha_w| < 2^\circ$ 并且考虑火箭

轴偏离到风向标位置时, 换算过载 $N=1.5P_{\pi 1}$ 。

如下所述, 在限制意外攻角的例子中, 可以确保在原始数据的范围之内 $\alpha_{\tau.01}=0.04$ 时的第 1 级燃料舱的质量比。

在增压压力

$$p_{\text{над}} = \frac{N}{S_M} = 4 \frac{(1+\xi)P_{\pi 1}}{\pi d^2} = 4 \frac{(1+0.5)3.8 \cdot 10^6}{\pi 3.6^2} = 5.6 \cdot 10^5 \text{ 巴} \quad (4.65)$$

时, 由于第 1 级火箭的燃料贮箱所受压力完全消失, 或者由于发动机涡轮泵不涡空工作, 使增压压力大大超过最小允许值(根据实例中的条件, 增压压力为 $3.5 \cdot 10^5$ 巴)。

在 $\rho_M=2.7$ 吨/米³, $\sigma_B=340$ 牛/毫米²并考虑安全系数 $f=1.5$ 时, 用铝合金制造的第 1 级火箭的燃料贮箱的厚度为

$$\delta = \frac{f p_{\text{над}} d}{2 \sigma_B} = \frac{1.5 \cdot 5.6 \cdot 10^5 \cdot 3.6}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} = 4.5 \times 10^{-3} \text{ m}, \quad (4.66)$$

这相当于每平方米结构的换算质量(考虑隔框和箱内设备的安全系数为 1.5)为

$$q_M = 1.5 \rho_M \delta = 1.5 \cdot 2.7 \cdot 10^3 \cdot 4.5 \cdot 10^{-3} = 18 \text{ 公斤/米}^2$$

考虑四个箱底在内的第 1 级火箭的燃料舱表面面积

$S_{\tau.01}=290$ 米², 因而仅其结构的相对质量

$$\alpha_{\tau.01}^* = q_M S_{\tau.01} / m_{\tau 1} = 18 \cdot 290 / (185 \cdot 10^3) = 0.028$$

若不采用箭载横向过载限制系统时, 原换算过载增大一倍, 而且仅燃料舱结构的相对质量为 $2\alpha_{\tau.01}=0.056$, 比按原始数据计算的整个相对质量 $\alpha_{\tau.01}=0.04$ 还要大。因此, 校正原始数据是不可避免的。

燃料舱的质量除了燃料贮箱的结构质量之外, 还由增压气体及其贮箱的质量、收集的剩余燃料和燃料安全贮量来确定。众所周知: 在正常条件下, 每一克质量的氮气体积为

$$= \frac{1}{1-\alpha_i} [\Delta\mu_{\kappa i} - \Delta\alpha_i(1-\mu_{\pi, \kappa i}) - \Delta\beta_i n_i],$$

$$\Delta\mu_{\kappa i} = \Delta \left[\exp \left(-\frac{v_{\text{хар}}}{N_{c i}} \right) \right] = -\frac{\Delta v_{\text{хар}}}{N_{c i}} \mu_{\kappa i};$$

$$\begin{aligned} \Delta\alpha_i &= \Delta \left(\frac{\alpha_{\tau i} + \alpha_{\sigma i} + \alpha_{\kappa, y i}}{1 + \alpha_{\tau i}} \right) = \\ &= \frac{1}{1 + \alpha_{\tau i}} [\Delta\alpha_{\tau i}(1 - \alpha_i) + \Delta\alpha_{\sigma i} + \Delta\alpha_{\kappa, y i}] \approx \\ &\approx \Delta\alpha_{\tau i} + \Delta\alpha_{\sigma i} + \Delta\alpha_{\kappa, y i}; \end{aligned}$$

$$\Delta\beta_i = \Delta \left(\frac{\gamma_i}{1 + \alpha_{\tau i}} \right) = \frac{1}{1 + \alpha_{\tau i}} (\Delta\gamma_i - \beta_i \Delta\alpha_{\tau i}) \approx \Delta\gamma_{\tau i}$$

在本例中, $\Delta v_{\text{хар}} = 100 \text{ m/c}$; $\Delta\alpha_{\tau, 01} = 0$; $\Delta\alpha_{\tau 2} = -0.014$; $\Delta\alpha_{\tau 1} = 0$; $\Delta\alpha_{\sigma 2} = -0.002$; $\Delta\mu_{\kappa 1} = \Delta\mu_{\kappa 2} = -0.004$.

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\mu_{\pi, \pi}}{\mu_{\pi, \pi}} &= -\frac{0.004}{0.20} + \frac{-0.004 + 0.8(0.014 + 0.002)}{0.20} = \\ &= -0.02 + 0.04 = 0.02 \end{aligned}$$

因此, 原始数据的不一致, 使有效载荷只变化 2%, 这就没有必要使基本设计参数更准确。在这种情况下, 必须指出, 由于装减小气动不稳定性的箭体鱼鳞片而造成的有效载荷的损失超过 4%; 但在详细设计阶段, 可将其减小。还应指出, 当装箭载横向过载限制系统和用氦气为燃料贮箱增压时, 这种估算是正确的。

还要提醒一下, 所得的估算值相当于所取箭体长细比 $\lambda = 10$ 和头部锥体和尾部锥体的长细比 $\lambda_{\pi} \approx 1$ 、 $\lambda_{\kappa} \approx 1$ 时。

在局部和结构受力形式的初步协调过程中, 分析了几种长细比 λ 和 λ_{π} 、 λ_{κ} 的几种组合情况, 按多种标准挑选出最佳的方案。在那些标准中, 相对有效载荷更为重要。

火箭头部的长细比首先对气动阻力失速有影响, 实际上

这种失速与无量纲飞行速度 $M=2$ 时的波阻成比例。按照头部锥的波阻 $C_{XB.H}$ 、 $M=2$ 时的尾部波阻、底阻 $C_{XB.D}$ 的总和，可以估算出失速的变化[51]：

$$C_{XB} = C_{XB.H} + C_{XB.D}; \quad (4.68)$$

$$C_{XB.H} = \frac{0.68}{\lambda_H^2} + \frac{0.12}{0.21\lambda_H^2 + M^2 - 1}; \quad (4.69)$$

$$C_{XB.D} = \left(0.0016 + \frac{0.0020}{M^2}\right) \beta_K^{1.7} (1 - \bar{F})^{0.5} \quad (4.70)$$

式中 λ_H ——头部长度的与箭体直径之比； β_K ——尾部的半张度（度）； $\bar{F}$ ——底部切割面积（不含在中部横截面积中的喷管切口面积）； M ——飞行速度与音速之比。

第五章 多次性使用航天器的设计特点

近年来，多次性使用的宇航技术发展较快。多次性使用的运载航天器的设计基础，与一次性使用的弹道导弹或火箭载体是相同的。但有其特点，表现为：在所有飞行阶段内要保留航天器的完整；对多次性技术的使用区域要进行有效的选择，但在一些场合也不排除使用一次性航天器。因此，本章的材料是基于上面几章的内容，并反映了多次性航天器的一些主要设计特点。

5.1 多次性使用航天器的特点综述及其设计概念

多次性使用航天器用于以极小的代价来掌握宇宙空间。用科学技术的现代成就就可以研制出各式各样的多次性使用航天器的设计方案和结构解决办法。

本章只对多次性使用航天器—运载火箭的工程解决办法的主要原则和特点进行研究。运载火箭可把有效载荷送入人造卫星轨迹，如果经济上合算，可把部分载荷带回地面，或者可保留航天器的结构，以便在下次发射时重复使用。但是，既或是对运载火箭来说，其设计结构方案也是多种多样的，在具体应用条件下很难定出哪种最好。我们从多次性使用航天器基本型式的分类开始研究：

——按级的数量；

- 按航天器重复使用的次数；
- 按使用推进剂种类；
- 按起飞与着陆方法；
- 按返回方法。

在以下各节中，随着研究多次性使用航天器的其他特点，对分类还要加以补充。

按级的数量可分为1级、2级和多级多次性使用航天器。图5.1和图5.2分别示出垂直和水平方法起飞着陆的1级多次性使用航天器。也可能有其他各种起飞与着陆的组合方案。

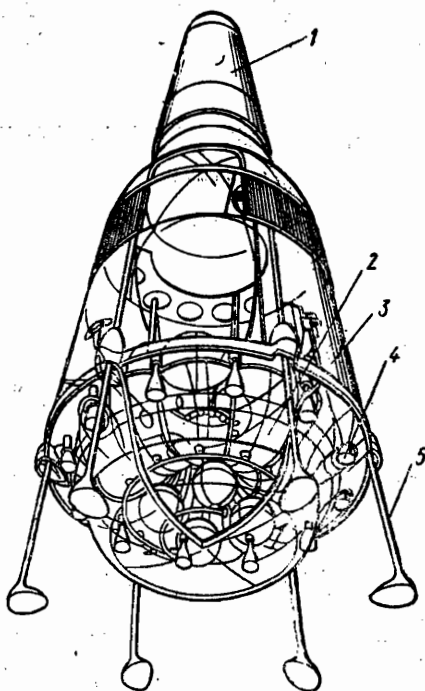


图 5.1 1级垂直起飞着陆的多次性使用航天器

1.有效载荷；2.氧化剂箱；3.氢燃料箱；4.围绕中心体的液体火箭发动机；5.着陆支柱

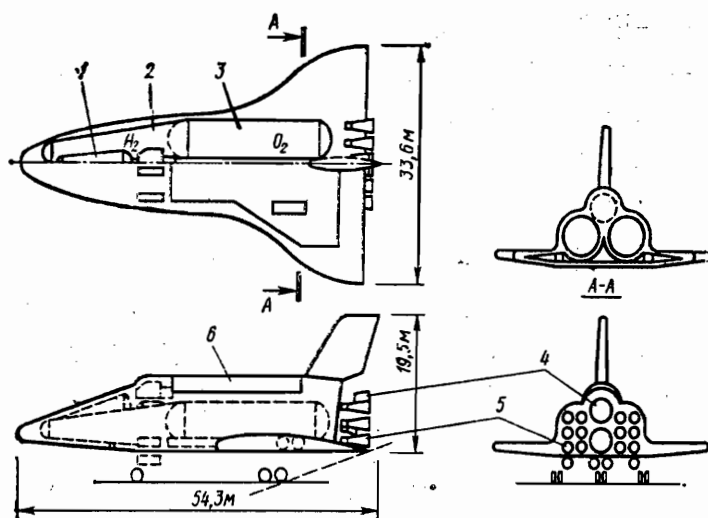


图 5.2 水平起飞着陆的1级多次性使用航天器
(起飞质量2000吨)

1——乘员舱, 2——氢燃料箱; 3——氧化剂箱; 4——空气冲压发动机;
5——液体火箭发动机; 6——有效载荷舱

从图5.3到图5.11给出了2级多次性使用航天器, 有垂直与水平方法起飞着陆的, 有垂直方法起飞而水平着陆的, 有用倾斜方法起飞而水平着陆的。

按航天器返回起飞场地(以便再次使用)的方法, 有下述分类:

——回收级直接返回起飞场地图5.8;

——航天器加速级在特定区域着陆后, 对其进行回收。

一般来说, 要有地面(水上)交通工具的协助, 像美国航天飞机的设计, 就是这样的(图5.9—5.11, 图5.45)。

按航天器结构的再次使用次数可分为: 完全重复使用的(即加速级和轨道级的主要部件都可重复使用)和 部分重复

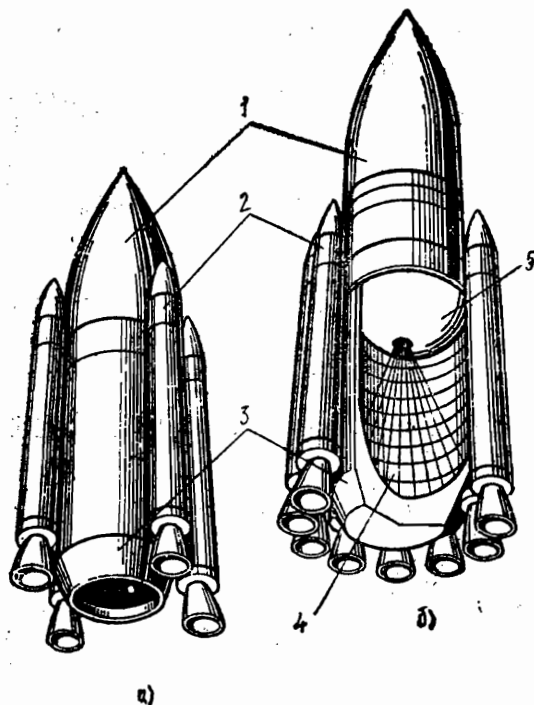


图 5.3 用固体燃料助推器垂直起降的2级多次性使用航天器

1——轨道级；2——固体燃料助推器；3——带多台涡轮泵装置的燃烧室；
4——氢燃料箱；5——氧化剂箱；a, 6——布局方案

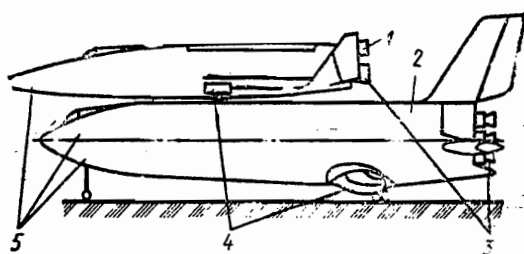


图 5.4 具有水平起降的多次性使用2级航天器

1——轨道级；2——加速级；3——主液体火箭发动机；4——辅助空气冲压发动机；5——大气层外定向与稳定用液体火箭发动机

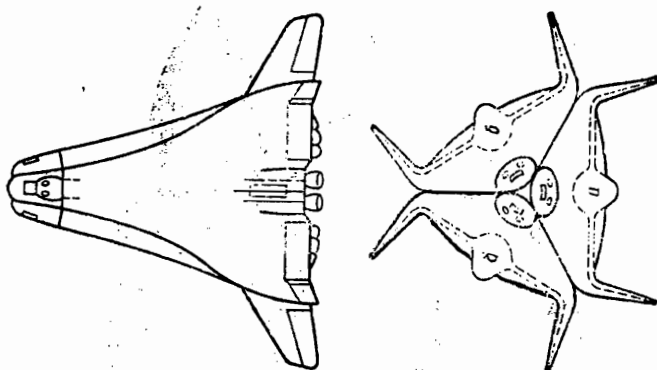


图 5.5 在主动段向轨道级注入燃料的具有垂直起飞和水平着陆的由模块式组件构成的2级航天器

a——轨道级；b——加速级

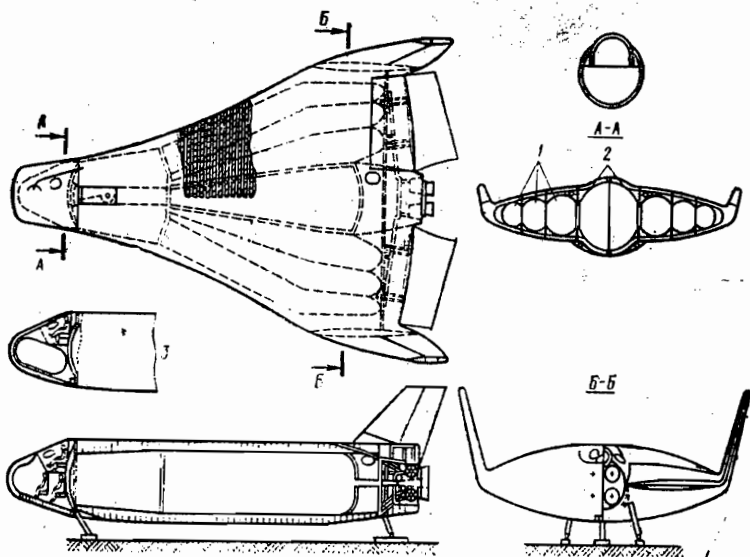
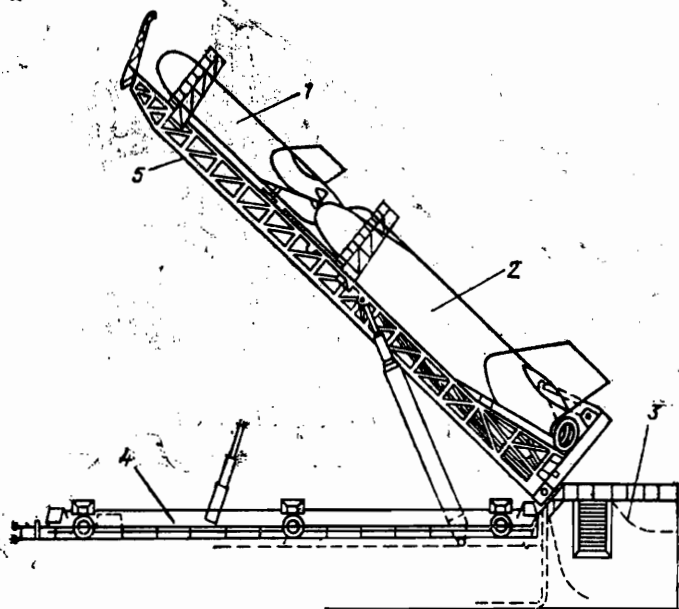


图 5.6 具有水平着陆的标准型布局

1——液体氢燃料箱；2——液体氧化剂箱；3——乘员与有效载荷舱



129

图 5.7 两级倾斜发射和水平着陆的2级多次性使用航天器

1——轨道级；2——加速级；3——吸流反射器；4——运载车辆；5——发射导轨

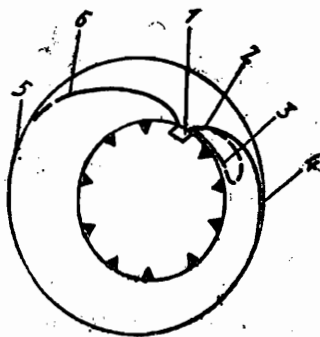


图 5.8 具有回收级返回发射场的多次使用的航天器的飞行轨迹

1——发射场；2，3分别为主动段和加速级返回段；4——轨道级主动段；5——地球人造卫星轨道；6——轨道级制动与下降段(起飞场与地球人造卫星轨迹平面重合期间)

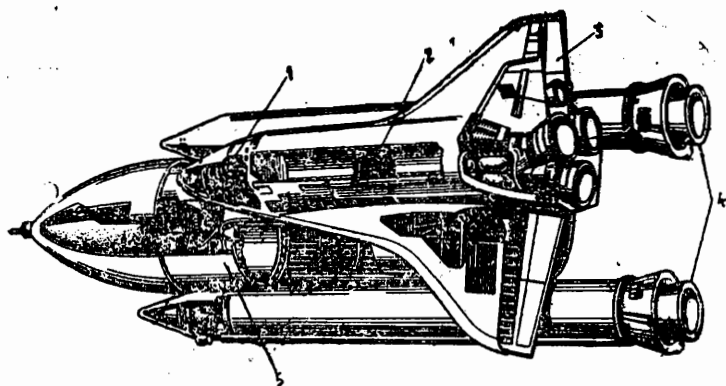


图 5.9 航天飞机(两级多次性使用航天器)

1——乘员舱；2——有效载荷舱；3——轨道飞机；4——加速级；5——可投放的燃料箱

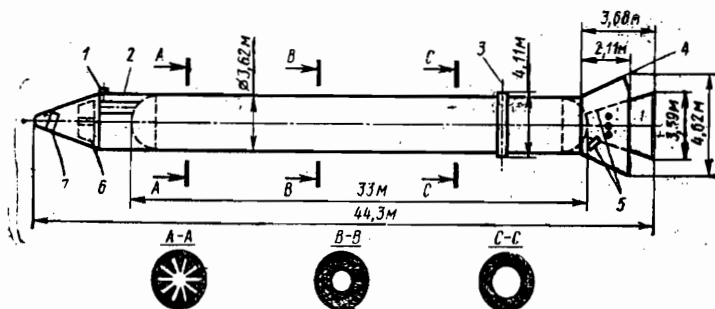


图5.10 美国航天飞机固体燃料加速级
布局简图

1——上部连接点；2，4——分离时抛离加速级的发动机；3——下部连接点；5——推力喷嘴；6——回收系统主回收伞；7——头部整流罩抛罩系统

使用的(有部分主要部件只可用一次)，见图5.3和图5.9。

多次性使用航天器按所使用推进剂，可分为有液体的，固体的和混合的。如图5.9所示美国航天飞机，轨道级为氢-

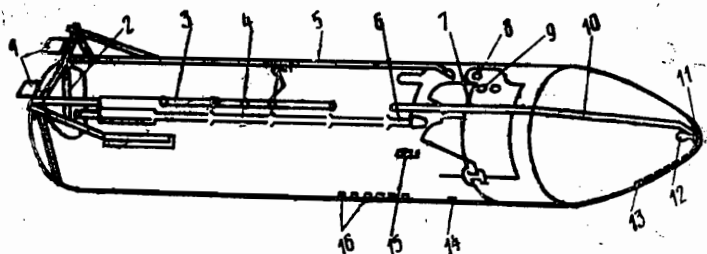


图 5.11 航天飞机外挂舱贮箱简图

1——机载设备插销板；2——液氢主管道；3——燃料箱吹气管道；4、6——液氧主管道；5——用于液体氢贮箱增压和放泄的外部主管道；7——液体氧振荡阻尼器；8——爆炸应急系统电子设备；9——脱轨电子设备；10——液体贮油箱增压外部主管道；11——液体氧贮箱排放活门；12——燃气扩散器；13——液体氧贮量测定传感器；14——制动发动机；15——轨道器至固体火箭加速器的插销板；16——液体氢贮量测定传感器

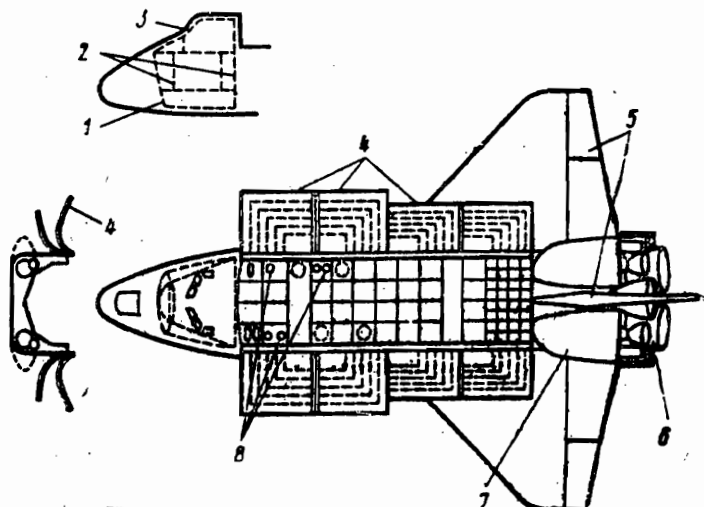


图 5.12 航天飞机轨道器主要系统

1——导航系统；2——生活保障系统；3——显示系统；4——温度保持系统；5——大气层内飞行时操纵执行机构；6——主动力装置；7——辅助动力装置；8——电力保障系统

表 5.1 航天飞机质量数据

部 件 名 称	数 值(吨)
航天飞机全机	
最大起飞质量	2019.4
其中:	
轨道倾斜角为28°时有效载荷	29.5
轨道倾斜角为104° 时有效载荷	14.5
从轨道返回地面时最大有效载荷	14.5
固体燃料加速器质量	1177.2
其中:	
加注燃料时质量	583.6
不加注燃料时质量	81.9
轨道器可抛油箱(一次性使用)质量	738.6
其中:	
氢氧燃料质量	705.8
空重	32.8
轨道器质量	97.58
其中:	
最大有效载荷	29.50
无有效载荷时轨道器质量(详见表5.2)	68.08

氧燃料,加速级为固体燃料。近10年内,航天飞机将成为美国主要运输系统之一(图5.9—5.12;表5.1、5.2)。

所有上述各种方案,原则上都符合运输系统的用途,即:把有效载荷送入地球轨道。但其使用中的经济性则不同,这不仅取决于设计方法,同时也取决于使用条件。

事实上,把一个航天装置送入地球轨道,没有必要用多次性使用航天器,用1次性运载工具就够了。它原理简单,造价便宜,不需要回收系统,因此,可用极小的代价成功地完成同样的任务。把许多航天装置(甚至是同一型别的)送入轨

表 5.2 轨道器质量数据

系 统 名 称	数 值[吨]
机 翼	5.40
尾 翼	1.39
机 身	18.00
热 防 护	12.19
着陆系统, 接合、分离与下降系统	4.34
发动机系统	12.17
定向、稳定和制动用辅助动力装置	2.22
主电源系统	1.75
电力转换器与分配器	1.87
液压转换与分配装置	0.86
飞动操纵机构	1.07
电子无线电设备	2.23
生命保障与温度调节系统, 舱内设备检验与支持系统	2.06
乘员用食品及个人卫生设备等	0.59
有效载荷服务系统及设施	0.02
备 分	2.01
轨道器重	68.08

道, 如为了建立导航、气象或其他系统, 把卫星送入不同的空间位置, 在不同的时间内发射, 用1次运载工具来实现, 这在经济上就不合算了, 用多次性使用航天器在经济上就合算, 因为其基本结构可以多次使用, 发射每个卫星的折旧费也就低。因此, 空间运输计划 (诸如: 送入轨道的卫星的组成、数量及时间表) 决定了各种方案经济性对比的条件。

在第3章中, 为了估价多次性使用航天器作为空间运输系统的有效性, 给出了完成方案的总费用 $C_x = W_1$; 需要的总时间 $T_x = W_2$ 等等。描述多次性航天器质量的重要指标的项可能更多, 同时每个指标都有其不同的物理意义, 但形式

上可概括为一个综合的准则函数

$$W(W_1, W_2, \dots, W_s) \quad (5.1)$$

准则函数是衡量多次性航天器—运载工具完成空间探索运输计划的有效性。这可以理解为对具体的某些品质进行数量上的评价。从上述也可以得出,准则函数必须反应(用数学方法)多次使用航天器设计研制的总构思,在以后的讲述中,把这一总构思、或者设计师对复杂工程系数的要求,对其使用,生产和试验等条件的观点,简称之为研制概念。现代研制概念应用于多次航天器—运载工具,要反应在完成给定的空间研究计划时运输费用下降和地球轨道之间的货流扩大的趋势。这就有利于用标准零、部件组成的统一模块式航天器的广泛应用,从而使航天计划的费用大大地下降。

这样,现代化的多次航天器运载工具不但要以最低费用把每一公斤有效载荷送入地球轨道,而且要以每公斤机体自重运送最大数量的货物。最终,要以承担制造航天器工厂的运载产品的工作能力来衡量。因此,航天器的主要设计参数是解决多种问题的结果(见第2章)。

为多次使用航天器制定各种准则的原则,都服从一个总的逻辑。我们详细地探讨一下为保证航天器的可靠性与使用性而从事研制和实验调试所需的总费用的准则。

总费用为:

$$C_E = C_P + c_{YH} M_E \quad (5.2)$$

式中 $C_P = c_{YH} M_{HH} N_0 \quad (5.3)$

为设计研制与实验调试的费用,其值取决于航天器的尺寸和地面与飞行试验的计划; C_{YH} ——向地球轨道送入单位有效载荷所需的单位费用; M_{HH} ——航天器有效载荷; N_0 ——测定实验调试工作量所需航天器的假设数量;

$$M_E = M_{\pi, n} N_n k \quad (5.4)$$

M_E 为完成所定空间计划所需的在地球轨道上空间装置 (卫星) 的总质量; N_n ——完成计划所需的多次使用航天器的数量; k ——航天器重复使用的换算次数。

考虑到(5.3)与(5.4)两式, 总费用为:

$$C_E = C_{yn} M_E \left(1 + \frac{N_0}{k N_n} \right) \quad (5.5)$$

总费用可用以下方法降低: 减少送入轨道的单位费用 C_{yn} ; 减少为实验工作所需航天器的数量 N_0 ; 增加航天器重复使用的次数 k 。

事实上, 上述变量是互相联系的, 如研制单位费用 (C_{yn}) 低的航天器需要增多实验调试工作 (也就是增大 N_0), 也等于增加重复使用次数。

但是, 对未来空间计划来说, 典型的是 $(N_0 / (k N_n)) < 0.5$, 因此, 最小的总费用实际上可以用进入轨道时的单位费用 (C_{yn}) 的最小化来实现。

这样, 作为第一次近似, 航天器设计方案在使用条件相同情况下 (运载容量与特点) 可以从单位费用最小的条件来选择

$$\min C_{yn} = \min \frac{C_{\text{кон}} + C_{\tau} + C_{\text{pb}}}{M_{\pi, n}} \quad (5.6)$$

式中 $C_{\text{кон}}$ ——在飞行中已消耗掉的结构器材的折旧费

用: C_{τ} ——燃料及其他消耗性材料的费用;

C_{pb} ——定期工作及发射场的服务费用。

如第2章 [见(2.33—2.35)] 那样, 用无量纲设计参数写出准则(5.6), 同时引入燃料单位费用 $C_{\tau n}$; 结构单位费用

$C_{y\pi}^{KOB}$; 结构单位质量所用的定期修复工作费用 $C_{y\pi}^{PB}$ 。

$$C_T = C_{y\pi}^T M_T = C_{y\pi}^T [(1 - \mu_{K1}) M_{01} + (1 - \mu_{K2}) \cdot \mu_{\pi, H1} M_{01} + \dots], \quad (5.7)$$

$$C_{KOB} = C_{y\pi}^{KOB} \sum_{j=1}^N \frac{M_{Kj} - M_{0, j+1}}{kj} =$$

$$= C_{y\pi}^{KOB} \left(\frac{\mu_{K1} - \mu_{\pi, H1}}{k_1} M_{01} + \frac{\mu_{K2} - \mu_{\pi, H2}}{k_2} \mu_{\pi, H1} M_{01} + \dots \right) \quad (5.8)$$

$$C_{PB} = C_{y\pi}^{PB} \sum_{j=1}^N (M_{Kj} - M_{j+1}) =$$

$$= C_{y\pi}^{PB} [(\mu_{K1} - \mu_{\pi, H1}) M_{01} + (\mu_{K2} - \mu_{\pi, H2}) \mu_{\pi, H1} M_{01} + \dots] \quad (5.9)$$

这里使用了为制造单位结构质量而花费的单位费用 $C_{y\pi}^{KOB}$ 和定期工作(飞行前与飞行后)单位费用 $C_{y\pi}^{PB}$ 的平均值, 还有在航天器整个 j 级中 k_j 部分结构重复使用的次数。必要时, 单位制造费用和单位定期工作费用可按结构类别(如燃油箱, 发动机, 仪表, 设备等等)来进行微分(同样, 可按重复使用次数)。在需要单独列出某一具体结构部件对多次性使用航天器—运载工具参数的影响时, 才可能有这种必要。

考虑到(5.7.)—(5.9.)各式, 送入地球轨道的经济性准则的无量纲形式如下:

$$\bar{c}_{y\pi} = \frac{1}{\prod_{j=0}^N \mu_{\pi, Hj}} \sum_{j=1}^N \left[(\mu_{Kj} - \mu_{\pi, H}) \left(\frac{\bar{c}_{y\pi}^{KOB}}{kj} + \bar{c}_{y\pi}^{PB} \right) + \right]$$

$$+ (1 - \mu_{kj}) \left\} \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{\pi, i} \quad (5.10)$$

式中 $\tilde{C}_{y\pi}$, $\tilde{C}_{y\pi}^{\text{кон}}$, $\tilde{C}_{y\pi}^{\text{p.н}}$ 相对于 $k c_{y\pi}^T$ 和 $\mu_{\pi, \text{но}} = 1$ 。

送入地球轨道的经济性准则可以用于确定航天器—运载工具的基本特性。这些特性是：采用的推进剂种类和动力装置类别，航天器有效载荷质量及其返回地面的部分， N_{π} 数量，级比例 $\mu_{\pi, \pi j}$, k_j 级重复使用次数，火箭组的布局（单模块式或多模块式），使用的起飞方法和返回与着陆方法，在应急情况下保留装备的方法及保障成员安全、完成基本飞行阶段时的功能余度（航天器的生存性）和其他特性。这些特性都在一定程度上影响运载工具的经济性。

对许多备选方案进行直接选择的办法进行设计是没有前途的，因为针对所举出的航天器基本特性有各种各样的技术解决可能性，即或是应用电子计算机也是不行的。用直接选择办法要分析大量的方案，由此而产生的困难还在于：航天器新方案构思的形成过程和工作原理图的形成过程，这些常常又是前所未有的。众所周知，上述过程完全取决于设计师的创造性、经验和知识渊博性。因此，设计师能否从大量的技术可行方案中选取在基本特性方面经得住竞争的方案，是新结构方案能在短期内取得成功的决定性条件（由于缩小了研究工作和设计工作量）。

一般来说，基于多次性使用航天器新研制方案的总的构思，在技术任务论证阶段，就能够将所研究的大量方案缩减。其选择根据是：

——推进剂种类，要求价格低和国内有原料来源、无毒性、大的比冲和比重和在国民经济中有其他用途；

——主要的结构材料，在制造过程中劳动量大的工艺过程，工业基地和所掌握的工艺部门；

——动力装置类别、尺寸，生产发动机的企业和试验基地制造这么大的动力装置的可能性等等。

在技术论证阶段，不能够单值地确定上述特性中的某一项时，那么，在该阶段研究的各种方案中要包括上述各项特性的区别。

比较各航天器方案技术可行性准则的物理含义，系指把单位有效载荷送入地球轨道所用的费用。但是，只有(5.10)中最好的准则数值还不够，例如，在执行一个新的航天计划中，打算用多次使用的运载工具来替代现存的一次性运载工具，使用现存的运载工具不需在其实验工作上花钱，而在研制新的多次性使用运载工具时则必须考虑这一点。利用(5.2)式写出用于研制多次性航天器来执行航天计划的运载费用，该费用是同以使用标准的(如一次性)运载工具所用同样费用所占的百分比写出的，考虑到换算到无量纲形式为：

$$\Theta = \frac{C^{n,3} N_n + C^p}{C^{n,3}_0 \cdot N_0 + C^p_0} \quad (5.11)$$

式中 $C^{n,3}$ 与 $C^{n,3}_0$ ——分别为多次性航天器及标准运载工具的制造和使用费用； N_n, N_0 ——分别完成同一航天计划所需的多次性航天器与标准运载工具的数目； C^p, C^p_0 ——分别为研制与实验多次性航天器与标准运载工具的费用。

为了比较分析，引入下列无量纲参数：

结构完善度，用标准运载工具与相应的多次性航天器的相对有效载荷之比来衡量

$$\varphi_{\pi} = \frac{\mu_{\pi, \pi}^3}{\mu_{\pi, \pi}} = \frac{M_{\pi, \pi}^3}{M_{01}^3} / \frac{M_{\pi, \pi}}{M_{01}}; \quad (5.12)$$

工艺完善度，用制造多次性航天器和制造相应的标准运载工具所耗单位费用之比来衡量。

$$\varphi_{\pi} = \frac{C_{\pi}}{C_{\pi, \pi}} = \frac{\frac{C_{\pi}}{M_{01}}}{\frac{C_{\pi}}{M_{01}^3}}; \quad (5.13)$$

起始的相对费用，用于把多次性航天器研制和实验调试到适当的可靠程度所消耗的工作量与同等起飞质量标准运载工具之间之比。

$$x = \frac{C^p \cdot M_{01}^3}{C_{\pi}^n \cdot M_{01}} \quad (5.14)$$

考虑到一次性费用 p 及重复使用次数 k ，运载工具的制造与使用费用可写为：

$$C_{\pi 3} = C_{\pi}(1 + kP) \quad (5.15)$$

对于假定作为标准的现有的一次性运载工具来说， $C_{\pi}^p = 0$ ， $k_3 = 1$ ， $\rho_3 \ll 1$ ，因此，考虑到由标准运载工具发射次数决定的给定运载容量时，(5.11)式可写为：

$$N_3 = N_{\pi} \frac{k}{\varphi_{\pi}} \cdot \frac{M_{01}}{M_{01}^3} \quad (5.16)$$

$$(5.11) \text{ 式为: } \Theta = \varphi_{\pi} \psi_{\pi} \cdot \left(P + \frac{1}{k} \right) + \varphi_{\pi} \frac{x}{k N_{\pi}} \quad (5.17)$$

从(5.17)式可得，运载作业的经济性与结构完善度 φ_{π} 成正比。(5.17)式中的第一项由一次性费用及器材的折旧费用来确定。第二项由建造多次性航天器费用折合到一次发射时

的比例来确定。引入一个广义一次性费用的概念：

$$P_0 = P + \frac{1}{k} \quad (5.18)$$

可以指出，在已达到某值以后，它与器材的重复使用次数关系不大(图5.13)。

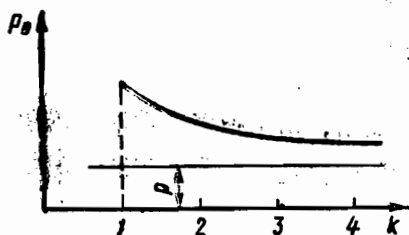


图 5.13 多次使用航天器的广义一次性费用 p_0 同重复使用次数 k 的关系

对某一航天计划来说，当不等式 $\Theta < 1$ 成立时，建造多次性航天器在经济上是合算的，或者(在 Θ 值给定时)为完成运载计划多次性航天器的数目

$$N_n \geq \frac{\varphi_k}{k} \frac{x}{\Theta - \varphi_k \psi_k P_0} \quad (5.19)$$

时，也是合算的。

分母为正值时是多次性航天器设计参数在经济上合适的区域。图5.14中所指区域的界限为：

$\varphi_k = 1$ 值以下。多次性航天器的结构完善度劣于一次性运载工具的完善度，因此前者需要有机载返回与着陆系统；

$\varphi_k = 1$ 值向左。多次性航天器的工艺完善度劣于一次性运载工具的完善度，因为由于要多次使用，要有附加的功能

(热保护设备, 着陆设备等等);

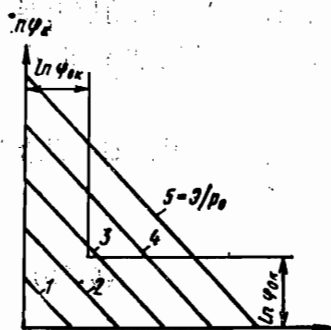


图 5.14 多次性航天器主要设计参数有利的经济结合区域

φ_K, ψ_K ——分别为结构与工艺完善度参数; φ_{OK}, ψ_{OK} ——对单级运载工具这些参数的最小值; 1, 2, ..., 5——经济准则与广义一次性费用之比 Δ/P_0 。

$\Theta=1$ 值以上。超过这个值时, 为所研究的运载计划建造多次性航天器只能引起额外的费用。

在多次性航天器参数的经济上有利结合的区域, 所比较的方案中的优者靠近于坐标的原点。上述的经济性也可用于估价单级多次性使用航天器的经济性。单级多次性使用航天器的结构完善度不但不如一次性运载工具, 也不如两级多次性使用航天器(见第四章)单级多次使用航天器的工艺完善度也不好, 因为在所有结构件上都要设置热防护, 而在

两级多次使用航天器上只在轨道级设置就行了。换言之, 单级多次使用航天器技术上能实现的参数区的下限和左限移向 $\varphi_K = \varphi_{OK}, \psi_K = \psi_{OK}$ 值, 结果是失去了最有利的 Θ 值(见图 5.14)。这样, 在相同的结构与工艺条件下, 单级多次使用航天器在经济上不如两级多次使用航天器, 即使是前者在技术上是可以实现。

在寻求经济上好的设计参数结合时, 下述比值是有用的:

$$\frac{\Delta\Theta}{\Theta} = \frac{\Delta\varphi_K}{\varphi_K} + \frac{\Delta\psi}{\psi} + \frac{\Delta P_0}{P_0} \quad (5.20)$$

它是由下述关系式得来的:

$$\vartheta = \varphi_k \psi_k P_0 \quad (5.21)$$

象(5.20)这样的关系式, 也可为估价多次性使用航天器的其他品质时, 写成类似的准则, 而不仅是总运载费用准则。

必要时, 可以写成送入地球轨道条件的准则, 如达到给定的轨道速度(见第3章)

$$v_k = - \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} - v_{\text{нот}} \quad (5.22)$$

特别是, (5.10)经济性准则的最小值与所给的条件相结合, 可以用来确定多次性使用航天器的级的合理数目, 它们的比例等等。

送入地球轨道的经济性最小准则的标准性质, 利用关系式(5.10)和拉格兰日因子(λ), 可写成:

$$\ln \bar{c}_{yn} = \ln \left\{ \sum_{j=1}^N \left[\left(\frac{\bar{c}_{yn}^{\text{коп}}}{k_j} + \bar{c}_{yn}^{\text{пр}} \right) (\mu_{kj} - \mu_{\text{н.н.}j}) + (1 - \mu_{kj}) \right. \right. \\ \left. \left. \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{\text{н.н.}i} \right] - \sum_{j=1}^N \ln \mu_{\text{н.н.}j} + \lambda \left(v_k + \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} + v_{\text{нот}} \right) \right\} \quad (5.23)$$

式中取经济性的对数准则(正值意思)简化了书写。

(5.23)关系式的第一项表示多次性使用航天器发射费用, 同时考虑到器材重复使用和定期修复工作的次数, 这些都取决于设计参数。第二项表示送入地球轨道有效载荷的数值。

在多次性使用航天器的发射费用取决于设计参数的分量很小时(例如, 主要由发射场的服务费用来决定), (5.23)式中的第一项可认为是常数。这时, (5.23)式最小准则意味着

选取具有最大有效载荷相对质量的一些参数。

5.2 多次性使用航天器数

量与级比的选择

分析影响运载系统级的数量和级比的因素，从最简单的情况开始，这时完成发射所用的费用较小地取决于设计结构参数和送入地球轨道的经济准则

$$\ln \bar{c}_{y\pi} = \ln C - \sum_{j=1}^N \ln \mu_{\pi, \Pi j} + \lambda \left(v_{\kappa} + \sum_{j=1}^N \cdot c_j \ln \mu_{\kappa j} + v_{\text{нот}} \right) \quad (5.24)$$

假设重力、气动阻力和大气反压的损失不变，级比最小准则为：

$$\frac{\partial \ln \bar{c}_{y\pi}}{\partial \mu_{\pi, \Pi j}} = - \frac{1}{\mu_{\pi, \Pi j}} + \lambda \frac{c_j}{\mu_{\kappa j}} \frac{\partial \mu_{\kappa j}}{\partial \mu_{\pi, \Pi j}} = 0; \quad (j=1 \dots N) \quad (5.25)$$

$$\frac{\partial \ln \bar{c}_{y\pi}}{\partial \lambda} = v_{\kappa} + \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{\kappa j} + v_{\text{нот}} = 0 \quad (5.26)$$

代入关系式(2.35)后：

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mu_{\kappa j}}{\partial \mu_{\pi, \Pi j}} &= 1 - \alpha_j \\ \lambda &= \frac{\mu_{\pi, \Pi 1}(1 - \alpha_1) + \alpha_1 + \beta_1 n_1}{c_1 \mu_{\pi, \Pi 1}(1 - \alpha_1)} = \\ &= \frac{\mu_{\pi, \Pi 2}(1 - \alpha_2) + \alpha_2 + \beta_2 n_2}{c_2 \mu_{\pi, \Pi 2}(1 - \alpha_2)} = \dots \end{aligned} \quad (5.27)$$

在级的特性相同时, 即 $c_1 = c_2 = \dots$,

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \dots = \alpha; \quad \beta_1 = \beta_2 = \dots = \beta$$

$$n_1 = n_2 = \dots = n$$

$$\frac{\alpha + \beta n}{\mu_{\pi, n1}} = \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{\pi, n2}} = \dots \quad (5.28)$$

这样, 级比相同 $\mu_{\pi, n1} = \mu_{\pi, n2} = \dots = \mu_{\pi}$ 保证了 (5.24) 准则最小, 或者说, 保证了最大的有效载荷相对质量

$$\mu_{\pi, n} = \frac{M_{\pi, n}}{M_{01}} = \sum_{j=1}^N \mu_{\pi, nj} = \mu_{\pi}^N$$

利用关系式 (2.35) 于所提的条件:

$$\mu_{\pi} = \frac{1}{1 - \alpha} \left(\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n \right),$$

式中 $\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}}$ 为个别级相对的末质量

$$\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} = \exp \left(-\frac{v_k + v_{\text{пор}}}{cN} \right)$$

这样, 函数

$$\mu_{\pi, n} = \left(\frac{\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n}{1 - \alpha} \right)^N \quad (5.29)$$

建立了动载系统级的数量与有效载荷相对质量之间的关系。可以看出, 函数 (5.29) 到一定界限以后, 总是随着 N 的增大而减少。实际上, $N \rightarrow \infty$ 时, $\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} \rightarrow 1$, 并且括弧内的项总是小于 1。

图 5.15 示出级的数量对有效载荷相对质量的影响, 这是按照函数 (5.29) 与最终相对质量 μ_{Σ} 建立的关系。

现在研究一下由费用确定的运载系统级的数量变化趋势, 而费用与设计参数有关 [(5.23) 关系式的第一项]。作为第一次近似:

$$\mu_{kf} - \mu_{п.нf} = \mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}}$$

$$\begin{aligned} \text{和 } \ln \left\{ \sum_{j=1}^N \left[\left(\frac{\bar{c}_{yп}^{\text{KOH}}}{k_j} + \bar{c}_{yп}^{\text{PB}} \right) (\mu_{kf} - \mu_{п.нf}) + (1 - \mu_{kf}) \right] \cdot \right. \\ \left. \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{п.нi} \right\} = \ln \left[\left(\frac{\bar{c}_{yп}^{\text{KOH}}}{k} + \bar{c}_{yп}^{\text{PB}} \right) \left(\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - M_{пн}^{\frac{1}{N}} \right) + \right. \\ \left. + \left(1 - \mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} \right) \right] + \ln \left(1 + \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}} + \mu_{п.н}^{\frac{2}{N}} + \dots + \mu_{п.н}^{\frac{N-1}{N}} \right) \end{aligned} \quad (5.30)$$

随着级数量 N 的增加, 关系式(5.30)增大, 因为实际上 $\mu_{п.н}$ 不变的情况下, 在最优级数量值周围, 对数项内的几何

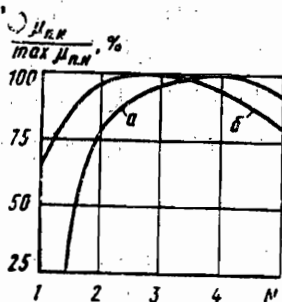


图5.15 级的数量 N 对多次性使用航天器相对有效载荷 $\mu_{п.н} / \max \mu_{п.н}$ 的影响
 a —在 $\mu_{\Sigma} = 0.125$, $\alpha_{т.о} = 0.10$, $\alpha_{\sigma} = 0.02$, $\alpha_{с.у} = 0.020$, $\beta = 0.015$, $n = 0.8$ 时; $б$ —在 $\mu_{\Sigma} = 0.25$ 和其他特性不变时

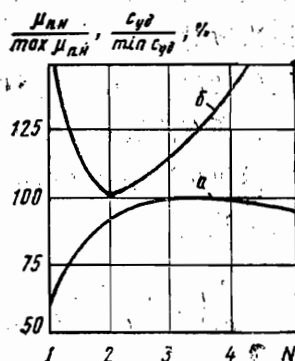


图5.16 级数量 N 对相对有效载荷 $\mu_{п.н} / \max \mu_{п.н}$ 和送入地球轨道相对单位费用 $c_{уд} / \min c_{уд}$ 的影响
 a — $\mu_{\Sigma} = 0.125$, $\alpha_{т.о} = 0.05$, $\alpha = 0.01$, $\beta = 0.015$, $n = 1.2$ 时 $\mu_{п.н} / \max \mu_{п.н}$ 随级数量的变化; $б$ —同样特性下 $c_{уд} / \min c_{уд}$ 随级数量的变化

级数之和增大： $1 + \mu_{\pi, \text{H}} \frac{1}{N} + \mu_{\pi, \text{H}} \frac{2}{N} + \dots = \frac{1 - \mu_{\pi, \text{H}}}{1 - \mu_{\pi, \text{H}}^{1/N}}$ 。因此，多

次性使用航天器好的经济性，是在比需要达到有效载荷最大相对质量小的级数量时实现。图5.16给出了级数量对相对有效载荷和送入地球轨道单位费用的影响。从关系式可以看出发射质量不变的运载工具的经济性，当其级数量超过2时，开始下降，虽然其有效载荷增大。这有明显的物理解释：级数量增加，引起结构质量相对量的增大，这是由于减少了燃料质量，因为结构的单位费用大大地超过了燃油费用，所以发射总费用的增加超过了有效载荷的增量。

用关系式(5.23)一(5.27)，对结构与发动机完善度和重复使用次数对多次性使用航天器级比的影响进行分析。

从(5.27)式得出，增大各级中之一的发动机的喷流速度(比冲)，所有的级的其他性能相同时，应当增大该级的速度分量，这可用减小最终相对质量，或者相应地减少相对载荷的办法来达到。

$$\frac{1}{c_1} \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{\pi, \text{H}1}(1 - \alpha)} \right) = \frac{1}{c_2} \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{\pi, \text{H}2}(1 - \alpha)} \right)$$

同样，减轻级的结构，从而减少 α_j ，或者减轻发动机装置而减小 β_j ，用减少 $\mu_{\pi, \text{H}}$ 来增加该级的速度增量也是可行的。

级的结构的多次使用减少了折旧费用 $\tilde{C}_{y\pi}^{\text{KOH}}/kj$ ，所以合理的是增大返回级的发射起飞重量，也就是增大返回级的速度增量部分，相应地减小一次性级的质量，其成本完全纳入多次性使用航天器的发射费用中去。

现在研究一个两级多次性使用航天器的例子。其第一级

用氧—煤油燃料，第二级用氧—氢燃料，两级的特性与美国“土星-V”号第1级和第2级基本相似。第1级装有降落伞回收系统，着陆相对质量 $\alpha_{c1}=0.15$ ，重复使用次数 $k_1=25$ ；第2级是一次性使用。省略燃料和定期修复工作的成本，(5.23)式可以写为：

用于分析有效载荷相对质量：

$$-\ln \mu_{\pi. \Pi} = -\ln \mu_{\pi. \Pi 1} - \ln \mu_{\pi. \Pi 2} + \lambda(9200 + c_1 \ln \mu_{K1} + c_2 \ln \mu_{K2}) \quad (5.31)$$

用于分析送入地球轨道的单位费用：

$$\ln \tilde{C}_{\Sigma} = \ln \tilde{C}_{\text{уд}}^{\text{кон}} + \ln \left[\frac{\mu_{K1} - \mu_{\pi. \Pi 1}}{k_1} + (\mu_{K2} - \mu_{\pi. \Pi 2}) \cdot \mu_{\pi. \Pi 1} \right] - \ln \mu_{\pi. \Pi 1} - \ln \mu_{\pi. \Pi 2} + \lambda^*(9200 + c_1 \ln \mu_{K1} + c_2 \ln \mu_{K2}) \quad (5.32)$$

图(5.17)上给出，(5.31)、(5.32)准则与级比 $\mu_{\pi. \Pi 1} =$

$\frac{\mu_{01}}{\mu_{02}}$ 之间的关系。从图看出，经济的运载工具在 $\mu_{\pi. \Pi 1} = 0.07$

时实现；最小发射质量的运载工具是在 $\mu_{\pi. \Pi 1} = 0.23$ 。最小发射质量的多次使用航天器的经济性在 $\mu_{\pi. \Pi 1} = 0.23$ 时比可能的大约要坏一半，而最经济的运载工具的相对有效载荷在 $\mu_{\pi. \Pi 1} = 0.07$ 时比可能的小30%。

在设计实践中，选取设计参数，通常都是用折衷方案。从这个例子来看，选择级比主要要服从航天器的经济性，可以将级比选为 $\mu_{\pi. \Pi 1} = 0.10$ ，这时经济性准则仅变坏5%，符合误差范围的规定，而发射质量则减轻了25%左右。

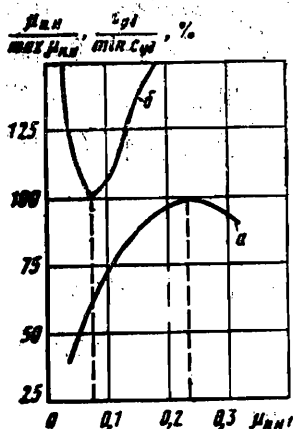


图 5.17 航天器各级起飞质量比 $\mu_{n.h.1}$ 对相对有效载荷 $\mu_{n.h.}$ 和送入地球轨道的相对单位费用 C_{yn} 的影响

a— $\mu_{\Sigma}=0.086$, $a_T=0.1$, $z=0.040$,
 $v_{1,2}=0.015$; $n_{1,2}=2.0$, $c_1=3300$
 米/秒; $c_2=4400$ 米/秒; $a_{01}=0.15$,
 $k_1=25$, $k_2=1$ 时的 $\mu_{n.h.}/\max \mu_{n.h.}$;
 б—同样条件下的 $C_{yn}/\min C_{yn}$

5.3 发射方法与加速动力装置型别的选择

多次性使用航天器有各种各样的发射起飞方法。图5.1、5.3、5.5、5.9示出了其垂直发射的各种结构方案。这些方法与洲际弹道导弹的相同。垂直发射的特点是利用加速动力装置的推力来克服重力和气动阻力。一般来说,在大的速压头阶段充分利用气动升力是不合适的,这时在航天器结构上产生的附加载荷比减少,燃料消耗的程度要大,这是由于气动升力补偿重力的结果。因此,大的运载工具,如“土星—V”、航天飞机及其他都装有专门的系统来限制飞行中的横向过载,把纵轴调到相对迎面气流的顺风位置,从而在发射区域内要顺应风的方向和大小。图5.18给出了垂直发射航天器飞行轨迹的各典型阶段。同时,在速度-高度坐标上划出了边界。越过边界,航天器是不能飞的,或者是因为速压头(载荷)太

大，或者是因为结构过热。在一般场合，航天器最小飞行允许高度的边界由下述不等式来确定：

$$\rho v^a \leq C_a \quad (5.33)$$

式中 a ——反映边界限制物理意义的指数($a=2$ 时为速压头限制, $a=3$ 时为热流限制)。

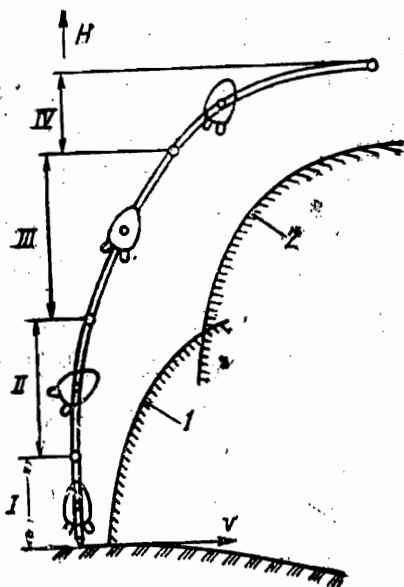


图 5.18 垂直发射的多次性使用航天器
飞行轨迹的典型阶段

I——5—10 秒期间至 100—400 米高度垂直飞行；II——速压头增长阶段 ($H \leq 10-15$ 公里, $v \approx 500-700$ 米/秒, $t \approx 50$ 秒)；III——大气层明显影响阶段 ($H \leq 50$ 公里; $v \approx 3000$ 米/秒; $t = 120$ 秒)；IV——大气层外阶段, 1——在速度 v 与高度 H 坐标内速压头允许边界；2——热传导允许边界

将(5.33)式进行微分后，得：

$$\frac{\dot{\rho}}{\rho} + a \frac{\dot{v}}{v} \leq 0 \quad (5.34)$$

考虑到密度随高度变化的指数法则：

$$\rho = \rho_0 \exp(-\beta_0 H) \quad (5.35)$$

可以得出确定最小允许飞行高度的微分方程式：

$$\frac{dH}{dt} = \frac{\alpha v}{\beta_0 v} \quad (5.36)$$

其初始条件为： $H=0, v_0 = (C_a/\rho_0)^{\frac{1}{\alpha}}$

多次性使用航天器飞行轨迹第Ⅰ段是垂直上升阶段，达到高度为100米，这时，航天器脱离了地面发射高塔而能进行机动。第Ⅱ段为亚音速飞行阶段，轨迹开始倾斜，并在整个第Ⅰ到第Ⅲ段，即主动飞行段的大气层段内保持这种运动。在第Ⅲ段内达到最大速压头，在这里实际上用零度的设计迎角飞行。虽然在主动段内的大气层部分对航天器的运动轨迹提出许多要求，但是，速度矢量的倾斜 θ ，同时实际上也是推力矢量的倾斜 ϑ 可能近似于下述关系式，其准确度对初步设计来说是足够的。

$$\theta \approx \vartheta = \arcsin \mu \quad (5.37)$$

图5.19给出了 θ 和 ϑ 角典型的近似关系。第四阶段为在稠密大气层以上的运动阶段，它很少反映垂直发射的特点。对垂直、水平或倾斜发射的航天器，第四阶段都可以看作是相同的。这一阶段的特点是推力矢量的倾斜是按线性函数来进行操纵的。其目的是保证最大

$$\vartheta = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} t \quad (5.38)$$

的有效载荷（见第3章）。

常数 ϑ_0 和 $\dot{\vartheta}$ ，是以多次性使用航天器主动段终点时达到给定的轨迹倾斜角 θ_k （通常为 0° ）和给定的高度 H_k 为条件来进行选择的。进入轨道高度对有效载荷影响很大：对具体的航天器来讲，最大的有效载荷能完全进入圆轨道的一定高度

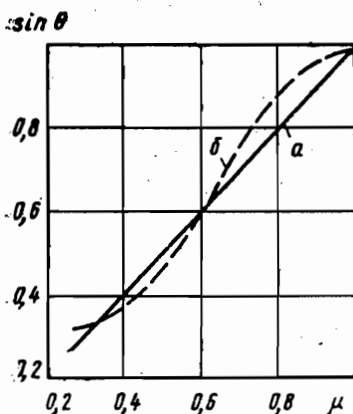


图 5.19 垂直发射的多次性使用航天器轨迹倾斜角关系曲线
(用于初始近似值的设计计算)

a ——近似关系式 $\sin \theta = \mu$; δ ——多次性使用航天器实际的典型关系式
 $\sin \theta = f(\mu)$

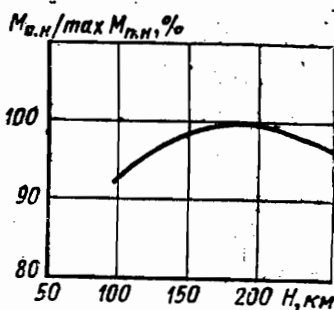


图 5.20 有效载荷随人造地球卫星 (ИСЗ) 圆轨道高度的变化

(图5.20)。

降低进入高度而减小有效载荷，取决于气动阻力损失的增大，而增大进入高度取决于克服重力损失的增大。同时应指出的是，在选取第Ⅳ段的推重比时必须考虑预定的进入轨道高度。(5.38)等式在满足边界条件 $\theta = \theta_K$, $H = H_K$ 的条件下，随着初始过载 n 的不同，有不同的系数 θ_0 与 θ 值。因此，在第Ⅳ段速度矢量和推力矢量之间的夹角取决于初始过载，最大有效载荷作为一次近似可认为是在初始过载时，此时推力和速度矢量沿轨迹在方向上最接近。

这样，确定了第Ⅰ～Ⅲ阶段是垂直发射方式的典型阶段之后，根据多次性使用航天器经济准则(5.23)写出达到 $v_{II} =$

3000米/秒时，应用于垂直发射方式的有效载荷和费用的估价关系式：

$$v_{\text{II}} = -c \ln \mu_K - v_g - v_{c_x} - v_p$$

式中气动阻力损失 v_{c_x} 和大气反压损失 v_p 加在一起为
 $v_{c_x, p} = 300 \pm 100$ 米/秒，在适当的初始过载范围内认为它是常数；重力损失，考虑到(5.37)式可以写成：

$$v_g = \int_0^{\mu_K} g_0 \sin \theta dt = -\frac{c}{n} \int_1^{\mu_K} \mu d\mu = -\frac{c}{2n} (\mu_K^2 - 1) \quad (5.39)$$

为了对垂直发射方式作比较估价，换算到用速度无量纲值 $\bar{v} = v/c$ 表示，得

$$\bar{v}_{\text{II}} = -\ln \mu_K + \frac{\mu_K^2 - 1}{2n} - \bar{v}_{c_x, p} \quad (5.40)$$

$$\text{和 } \mu_{\text{II}, \text{H}} = \frac{1}{1-\alpha} (\mu_K - \alpha - \beta n)$$

图5.2、5.4和5.7示出了具有水平与倾斜方式发射的多次性使用航天器的结构简图，它们都有带热防护的机翼型式的大的升力面。从这种发射方式的基本特点中，举出如下几点：

——为了克服重力，可利用气动升力，而且，随着航天器升阻比的提高，发动机所需推力减小；

——航天器沿最小允许飞行高度边界运动，这是由最大可用升阻比的实现条件确定的。

图5.21举出水平或倾斜起飞方式的多次性使用航天器飞行轨迹的典型阶段。在第Ⅰ段航天器增速至离陆，大约为360公里/小时或100米/秒，以最大可能的升力离地，也就是说，在小于最大的升阻比条件下离地。第Ⅱ段实际上是水平加

速，速度增至速压头，而升阻比增至最大可能的。第Ⅲ段的特点是：以最大升阻比飞行，保持最大允许速压头；当速度达到3000米/秒时，一般来说，高度不能低于40公里。第Ⅳ段为水平起飞之航天器的主动飞行轨迹段，其飞行高度由结构的热承受程度决定。

为了使升力面结构上的温度保持在可允许的范围内，在第Ⅳ段的飞行条件下，需要专门的热防护，它的设置大大地减少了有效载荷。比如，美国航天飞机（见表5.2），其返回条件同我们所研究的相似，在升力面上设有热防护，其质量超过飞行时质量的15%，而同时只保证最大可能升阻比 $K_a \leq 5.0$ 。从而，可能缩小克服重力的速度损失到 v_g/k_0 值，但在评价水平起飞方式的有效载荷增大时，必须考虑由于安装机翼和热防护而引起的航天器结构重量的增大。

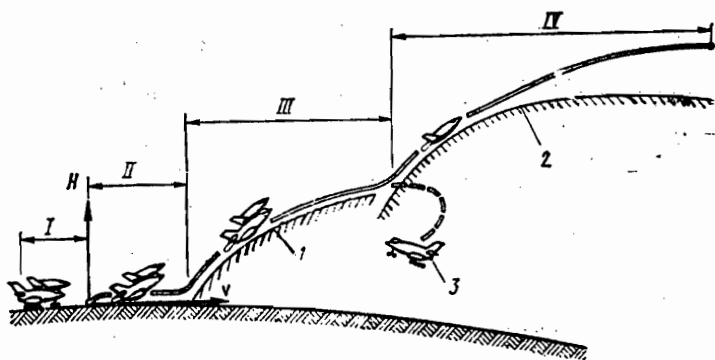


图 5.21 水平方式起飞的多次性使用航天器轨迹的典型阶段

- I——加速至离陆速度 $v \approx 100$ 米/秒；II——加速至允许速压头($v \approx 250$ 米/秒)；III——加速至 $v = 3000$ 米/秒速度和速压头允许的高度 $H \approx 65$ 公里；IV——加速至热传导允许的宇宙速度；1——在速度 v 与高度 H 坐标内，速压头允许边界；2——热传导允许边界；3——加速级返回

在比较水平与垂直两种起飞方式的有效载荷和费用准则时，不但要考虑到重力速度损失，而且也要考虑气动力速度损失。可以在下述假设下，评价其损失：

——水平起飞方式的航天器在所有阶段升阻比都是最大的；

——发动机的推力不取决于飞行高度。

在大气层中航天器运动的微分方程式为：

$$M \frac{dv}{dt} = P - X; \quad M \frac{d^2 H}{dt^2} = Y - G \quad (5.41)$$

式中 $P = nG_0 = ng_0 M_0$ ——推力， $M = \mu M_0$ ——质量， $X = Y/K_a$ ——阻力， K_a ——升阻比。

飞行速度 v 由(5.41)式取得的关系式求出：

$$\frac{dv}{dt} = \frac{g_0 n}{\mu} - \frac{g_0}{K_a} - \frac{1}{K_a} \frac{d}{dt} (H)$$

最小飞行高度限制(5.34)由等式右侧第三项来考虑。转换到自变函数 $\mu = 1 - g_0 nt/c$ 和速度的无量纲值 $\bar{v} = v/c$ 后，得

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{1}{nK_a} + \frac{1}{g_0 n K_a} \frac{d}{dt} \left(\frac{\alpha \dot{v}}{\beta v} \right)$$

右边的第二项是重力和气动力损失。右边第三项为确定飞行高度变换时的加速度损失。可以认定，第三项与第二项相比极小，在航天器飞行典型条件下，为了评估设计方案，它可以忽略不计。微分方程式变为：

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{1}{nK_a} \quad (5.42)$$

在 $\mu = 1$ 至 $\mu = \mu_k$ 范围内积分，得：

$$\bar{v}_k = -\ln \mu_k + \frac{\mu_k - 1}{nK_a} \quad (5.43)$$

水平起飞航天器最终相对质量 μ_k 与相对有效载荷 $\mu_{п.н}$ 有

下列关系(与2.35相似):

$$\mu_K = \mu_{\pi.н}(1 - \alpha_{\tau.o}) + \alpha + \beta n_0 \quad (5.44)$$

式中 $\alpha = \alpha_{\tau.o} + \alpha_{c.y.н}$ 包括升力面及其热防护的相对质量, 其值取决于运动轨迹第IV段的飞行条件。

按在给定速度下的最大有效载荷的条件, 来选择水平起飞航天器的初始过载。同样, 也可以在固定的有效载荷条件下, 选取最大速度。将(5.43)式微分, 并等于零

$$\frac{d\bar{v}}{dn_0} = \left(\frac{1}{n_0 K_a} - \frac{1}{\mu_K} \right) \frac{d\mu_K}{dn_0} - \frac{\mu_K - 1}{n_0^2 K_a} = 0$$

考虑到(5.44), $\frac{d\mu_K}{dn} = \beta$ 后:

$$n_0 = \frac{\mu_K}{2K_a} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4K_a}{\beta} \frac{1 - \mu_K}{\mu_K}} \right) \quad (5.45)$$

图5.22示出了水平起飞航天器的最佳推重比与升阻比、发动机装置相对质量和最终相对质量的关系。

装液体火箭发动机的水平起飞航天器 ($\beta = 0.01$) 有相对高的初始过载, 是由于缩短了主动段逗留时间而减小了重力和气动阻力损失所致。当然, 也可在水平起飞航天器上使用空气喷气发动机, 以便由于用大气作为助燃剂

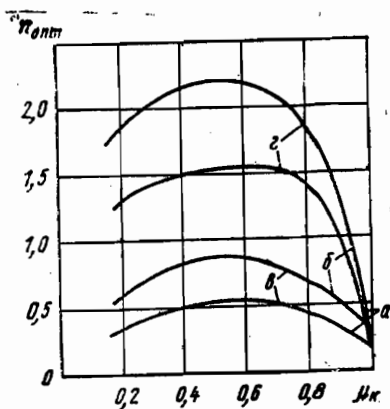


图 5.22 水平起飞航天器最佳初始过载 $n_{0\text{opt}}$ 同升阻比 K_a 、发动机相对质量 β 和最终相对质量 μ_K 的关系曲线图

a—— $K_a=10$; b—— $K_a=5$;
c—— $\beta=0.10$; d—— $\beta=0.01$

和工作介质而得到喷气推力，从而达到改善航天器特性的目的。但是，公式(5.43)和(5.45)不能用于装空气喷气发动机的航天器上，因为未考虑到空气喷发动机所特有的推力随高度和飞行速度的变化。在飞行速度为常数时，空气喷气发动机随飞行高度的提高，其推力与发动机的进气量，或者说，空气相对密度 $\bar{\rho}$ 大致成正比变化。随飞行速度的增大，发动机进气量增加。但是，也增加了扩散器的损失和滞止温度，后者会在燃烧室内降低所允许的加热量，实际上，在速度为2 000米/秒时，空气喷气发动机的推力减至零。

对具体发动机不加详述。为了比较评价空气喷气发动机的航天器，取单位推力和推力一直到2 000米/秒，不随速度变化而初始过载随高度变化

$$n = \frac{P}{G_0} = n_0 \bar{\rho} \quad (5.46)$$

带空气喷气发动机的多次性使用航天器按允许速压头条件沿最小高度飞行时，过载 n 随速度的变化

$$n = n_0 (v/v_0)^{-2} \quad (5.47)$$

式中 v_0 ——相应于允许速压头的地面速度。

带空气喷气发动机的多次性使用航天器的微分方程式为：

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{f(\bar{v})}{n_0 K_a} \quad (5.48)$$

$$\text{式中 } f(\bar{v}) = \begin{cases} v < v_0 \text{ 时为 } 1, \\ v \geq v_0 \text{ 时为 } (\bar{v}/v_0)^2 \end{cases}$$

积分后，得：

$$\bar{v}_K = - \int_1^{\mu_K} \frac{d\mu}{\mu} + \int_1^{\mu_0} \frac{d\mu}{n_0 K_a} + \int_{\mu_0}^{\mu_K} \frac{\bar{v}^2}{n_0 K_a \bar{v}_0^2} d\mu$$

考虑到第三项(重力与气动力速度损失)占速度总增量的 $\approx 10\%$, 因此可以认为:

$$\bar{v}_0 \approx -\ln \mu_0 \approx (1 - \mu_0) + \dots;$$

$$\bar{v}^2 = \ln^2 \mu \approx (1 - \mu)^2 + \dots$$

$$\text{和 } \bar{v}_K = -\ln \mu_K - \frac{3}{2} \frac{\bar{v}_0}{n_0 K_a} - \frac{(1 - \mu_K)^3}{3 n_0 K_a \bar{v}_0^2} \quad (5.49)$$

总之, 各种起飞发射方法的估价用以下各式:

带液体火箭发动机的垂直发射航天器:

$$\bar{v}_K = -\ln \mu_K - \frac{1 - \mu_K^2}{2 n_0}$$

带液体火箭发动机的水平起飞航天器:

$$\bar{v}_K = -\ln \mu_K - \frac{1 - \mu_K}{n_0 K_a} \quad (5.50)$$

带空气喷气发动机的水平起飞航天器:

$$\bar{v}_K = -\ln \mu_K - \frac{2 \bar{v}_0}{3 n_0 K_a} - \frac{(1 - \mu_K)^3}{3 n_0 K_a \bar{v}_0^2}$$

各级的质量与费用特性的关系式为:

$$\mu_K = \mu_{\Pi, \Pi} (1 - \alpha_{\tau, 0}) + \alpha + \beta n_0$$

在(5.50)式中, 未求出初始过载 n_0 。对带液体火箭发动机垂直发射的航天器, 初始过载最好由统计中得出 ($n_0 = 1.3 \dots 1.6$)。对带液体火箭发动机的水平起飞航天器, 其初始过载由有效载荷为固定时的最大速度条件来确定

$$n_0 = \frac{\mu_K}{2 K_a} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4 K_a (1 - \mu_K)}{\beta \mu_K}} \right)$$

对带空气喷气发动机的航天器，微分(5.50)中的第三个等式：

$$\frac{d\bar{v}_x}{dn_0} = \left(\frac{(1-\mu_K)^2}{n_0 K_a \bar{v}_0^2} - \frac{1}{\mu_K} \right) \frac{d\mu_K}{dn_0} + \frac{2\bar{v}_0}{3n_0^2 K_a} + \frac{(1-\mu_K)^3}{3n_0^2 K_a \bar{v}_0^2} = 0$$

考虑到 $\frac{d\mu_K}{dn_0} = \beta$ 后，得

$$n_0 = \frac{\mu_K}{2K_a} v^2 \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4K_a(1-\mu_K)}{3\beta\mu_K v^2} \left(1 + \frac{2}{v^3} \right)} \right) \quad (5.51)$$

式中 $v = \frac{1-\mu_K}{1-\mu_0}$ 和 $\bar{v}_0 = 1-\mu_0$

在 $v=1$ 时，(5.45) 和 (5.51) 两式相符，但对实用上重要的场合 $v>1$ 时，带空气喷气发动机航天器的初始过载应比带液体火箭发动机的为大。从(5.51)式得， n_0 的增长大致成正比于 v^2 。

从(5.44)式可以看出，带空气喷气发动机的航天器之初始过载不能无限增大，因为 $\bar{n}_0 = \beta^{-1}$ 时有效载荷就不存在了。实际上，允许初始过载要小一点。

从多次性使用航天器—运载工具的用途，即在最大的有效载荷质量下，保证给定的速度来看，初始过载和用空气喷气发动机加速相应速度，要从在发动机不用地面大气为燃料时的转换点的最大相对有效载荷的条件来选择。上述问题的解决要同比较分析起飞方法和发动机类别的有效性一并考虑。为此，利用上面所导出的各等式，给出 μ_K 的具体数值：对液体火箭发动机航天器 $\mu_K \cong 1.0 \sim 0.3$ ，对空气喷气发动机航天器 $\mu_K \cong 1.0 \sim 0.9$ ；按公式(5.45)和(5.51)求出初始过载，按

(5.44), (5.50) 求出消耗油量所对应达到的速度和最大可能相对有效载荷。当然, 计算结果取决于原始数据。为了比较分析, 在这个例子中使用了下述特性的发动机型别:

液体火箭发动机: $\rho_{yp} = 300$ 秒, $\gamma = 0.01$

空气喷气发动机: $\rho_{yp} = 3000$ 秒 ($c_R = 0.12$ 公斤/马力小时) 和 $\gamma = 0.05$ 。

两种起飞方法:

水平升力面的升阻比 $K_a = 5$, 相对质量 $\alpha_{c. n} = 0.20$ (计入起落架质量在内);

垂直起飞, 加速级回收(用降落伞系统), $\alpha_o = 0.10$ 。

其他的数据, 如燃油隔舱相对质量、操纵系统、结构部件等等, 对各种起飞方法和发动机来讲所取的值都是相同的: $\alpha_{r.o} = 0.05$; $\alpha_\sigma = 0.02$ 。

计算结果示于图5.23, 可以作出如下结论: 水平方法起飞与带液体火箭发动机的航天器的垂直方法发射相比, 有效载荷降低了大约20—30%, 这是由于气动升力面和起落架的质量 $\alpha_{c. n} = 0.20$ 重的缘故, 即或把这个质量减少一半(但这在结构上实现是非常复杂的), 也只能使水平与垂直两种方式起飞的有效载荷质量相等。

应用空气喷气发动机水平起飞与液体火箭发动机垂直发射相比, 加速级末速在800—900米/秒范围时, 有效载荷质量增加20—25%。只用空气喷气发动机作为第一级加速, 到速度大于900米/秒时, 有效载荷急剧下降, 这是因为发动机过重所致(图5.24)。这一情况不排除空气喷气发动机与液体火箭发动机(或其他非大气层发动机)共用, 加速到速度 ≈ 2000 米/秒。当然, 不能增大空气喷气的外形。

(5.23) 式经济准则只限于不同起飞方式、不同发动机装

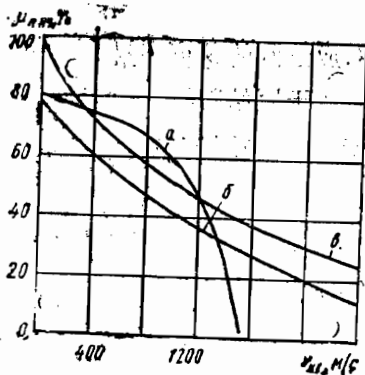


图 5.23 不同起飞方式、不同发动机类别的航天器的相对有效载荷 μ_{eff} 同末速 v_{K1} 之间的关系曲线

- a——空气喷气发动机水平起飞;
б——液体火箭发动机水平起飞;
в——液体火箭发动机垂直发射

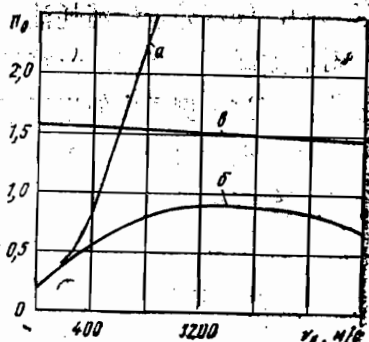


图 5.24 不同起飞方法、不同发动机装置的航天器加速级初始过载 n_0 与终速 v_K 的变化曲线

- a——空气喷气发动机水平起飞;
б——液体火箭发动机水平起飞;
в——液体火箭发动机垂直发射

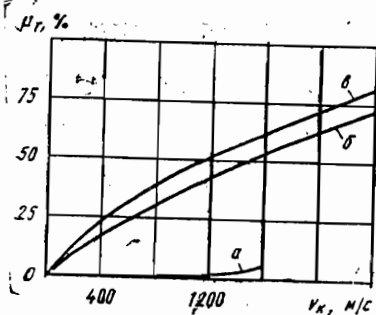


图 5.25 航天器加速级燃油相对质量 μ_r 同起飞方法、发动机类别和终速 v_K 的关系曲线

- a——空气喷气发动机水平起飞;
б——液体火箭发动机水平起飞;
в——液体火箭发动机垂直发射

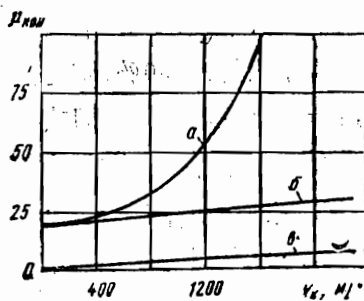


图 5.26 航天器加速级相对质量 μ_{KOE} 同起飞方式、发动机类别和终速 v_K 的关系曲线

- a、б、в——分别与图 5.25 相同

置在质的方面的比较。图 5.25 和 5.26 给出了由 (5.43) — (5.51) 等式确定的相对燃料质量和结构重量的关系曲线。

从以上可以得出结论：

——水平起飞方式适合于其加速级结构的质量是垂直起飞相应级的结构质量的 5~10 倍时；

——空气喷气发动机的燃料耗量在加速级速度至 1500 米/秒范围内，较液体火箭发动机的燃油耗量小一个数量级。

因此，考虑到燃料与结构的单位成本比例(大约两个数量级)，可以认为，水平与垂直起飞两者的经济性能能够相提并论的话，只是在水平起飞航天器的寿命大一个量级的条件下才行。

5.4 级的返回与着陆方法的选择

为了使航天器级返回和着陆，以便重复使用，可以应用许多办法。举其中的几种：

——按弹道轨迹返回发射地点或预先准备好的场地(图 5.27)；

——用专门发动机的惯性和推力，按使用气动升力的轨迹返回。作为专门发动机可以用液体火箭发动机、固体火箭发动机(利用自带燃料)，或空气喷气发动机(利用大气做为氧化介质)，见图 5.8；

——利用降落伞，旋翼、转子、液体火箭发动机、固体火箭发动机等的升力推力，机翼升力，发动机推力产生的升力及重力作用下惯性运动产生的升力等来进行着陆；

——返回重复起飞地点及着陆，利用同一的机载装置、专用发动机、气动力面，或者各种机载装置的各种组合来进行。

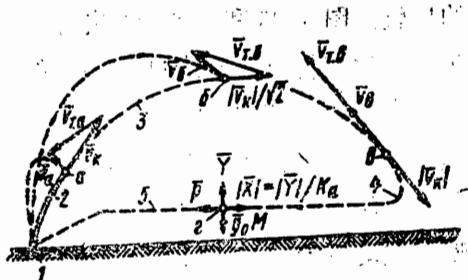


图 5.27 多次性使用航天器加速级返回重复起飞地点的多种可能方案

4——分离后直接制动弹道返回，其燃料耗量为：

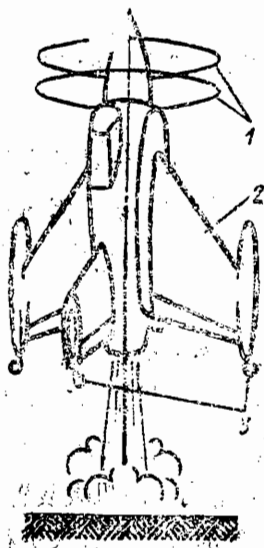
$$\mu_T = 1 - \exp\left(-\frac{v_K}{c}\right) \approx \frac{v_K}{c};$$

6——在轨道最高点制动，其燃料消耗为：

$$\mu_T \approx \sqrt{2 \frac{v_K}{c}};$$

6——在大气层边缘制动 $\mu_T \approx 2 \frac{v_K}{c}$;

2——利用大气层和升阻比返回；1——起飞点；2——主动段；3——惯性运动段；4——气动力制动；5——返回发动机工作飞行段。



很明显，技术上能实现的返回与着陆方案数量很大，但每种方案的特点是机载装置工作原理的配合及其功能用途。整个来看，它们可组成无数种的设计结构方案。因此，摆在设计人员面前的问题是：

图 5.28 利用飞机旋翼的升力进行着陆

1——旋翼；2——垂直着陆飞机；3——起落架

从多种方案中以最好的方式选出符合于新机设计概念的一些方案；

全面分析比较这些预选方案，选定对初步设计和详细设计唯一可行的方案。

上述问题的第一点，要求设计人员有才智和一定的经验，以便减少众多方案的工作量，使下一步分析时利用计算机的劳动量达到可接受的程度，同时，又要使最好的方案不被漏掉。

为初步设计、详细设计和其后的实验调试选定具体的方案也是较为复杂的，由于所选方案的多准则特性，就预先决定了设计研究工作的劳动量大。

作为分析比较返回方式的例子，我们对弹道返回和利用气动力升力和空气喷气发动机返回的两种方式加以对比。为了清楚起见，只对比公式(5.20)中的第一项。

对加速级和轨道级两种返回方式分别加以对比，因为它他的构成和返回顺序是不同的(见图 5.8 和 5.27)。轨道级在轨道上转了一圈或几圈之后，只需减速 100-150 米/秒，实际上，即可无需再附加消耗燃料而高度准确地返回指定地点。加速级是在离起飞点几百公里外的稠密大气层内返回的。为了回到起飞点，必需消耗大量的燃料*。加速级的航程，根据末速 v_{K1} 和倾角 θ_{K1} 的大小，由近似公式[4]求得

$$L_1 = v_{K1}^2 \sin 2\theta_{K1} / g_0 \quad (5.52)$$

列出按此公式的计算结果：

v_K [公里/秒]	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
θ_K [度]	45	35	25	20	15	12	10
L_1 [公里]	100	200	300	400	450	500	550

*本例中未考虑至起飞点的地面运输，因为这时需要计入一次费用的增加。

图5.27给出加速级按弹道轨迹和按气动升力轨迹两种返回的可能简图。由图可以看出，按弹道轨迹返回的加速级所需的制动速度，随着打开制动发动机离起飞点的距离越远越增大，大约由末速 $v_{\kappa 1}$ (a 位置) 到 $2v_{\kappa 1}$ (c 位置)。利用气动力制动(图标4)可以减小级返回起飞点的速度。但是，这时需要有另外附加的功能，即再次起动发动机来进行稳定和有序的制动。因此，按弹道轨迹返回加速级的方法，适用于分离后立即制动的场合。

举出 $v_{\kappa} = 2.0$ 公里/秒(大约相当于分离的组件落地距离 ≈ 300 公里)时的加速级两种返回方法的对比。

标准的一次性运载工具加速级的特性是： $\rho_{y\pi} = 300$ 秒， $\gamma = 0.01$ ， $n_0 = 1.5$ ， $\alpha_{\tau.o} = 0.05$ ， $\alpha_o = 0.02$ 。这可以保证具有相对最终质量 $\mu_{\kappa 1} = 0.38$ 和有效载荷 $\mu_{\pi.\kappa 1} = 1$ 的运动数据[见(5.50)和(5.44)]。

垂直发射航天器加速级具有同样的特性和用所列的返回方法，在末质量值 $\mu_{\kappa 1} = 0.38$ 一样时，其有效载荷值较小，这是因为要安装机载返回装置。

返回装置的相对质量是：

$$a_o = \frac{m_{\pi.y}^o + m_{\tau}^o + m_{\tau.o}^o + m_o^o}{m_{\kappa 1}} \quad (5.53)$$

式中 $m_{\pi.y}^o$ ， m_{τ}^o ， $m_{\tau.o}^o$ ， m_o^o 分别为加速级在分离点时质量 $m_{\kappa 1}$ 时的发动机、燃油、燃油舱和其他系统的质量。

对弹道方法返回和使用主发动机制动的航天器加速级来说：

$$m_{\pi.y}^c = 0;$$

$$m_{\tau}^c = m_{\kappa 1} \left[1 - \exp \left(- \frac{v_{\kappa 1}}{\xi_0 \rho_{y\pi}} \right) \right];$$

$$m_{T.O}^o = a_{T.O} m_T^o, \quad m_\sigma^c \approx 0$$

$$\text{因此, } a_c = 1.05 \left[1 - \exp \left(-\frac{2000}{9.8 \cdot 300} \right) \right] = 0.51$$

对升阻比 $K_a = 0.5$, 空气喷气发动机 $p_{yA} = 3000$ 秒
 $[c_R = 0.12 \text{ 公斤/马力} \cdot \text{小时}]$, $\gamma = 0.05$ 和升力面相对质量
 $a_H = 0.15$ 的航天器加速级来说:

$$m_{R.Y}^c = P\gamma/g_0 K_a = m_{K1} \gamma / K_a = m_{K1} 0.05 / 5 = \\ = 0.01 m_{K1}$$

$$m_T^c = m_{K1} \left[1 - \exp \left(-\frac{L_1}{v p_{yA} K_a} \right) \right] \quad (5.54)$$

从微分方程得知 $m = -P/(g_0 p_{yA})$, 代入 $P = g_0 m / K_a$
 和 $dt = \frac{dL}{v}$ 后, 变数就分解了。

因为 $L_1 = 300$ 公里是定常速度 v 时的航程(例如,
 200 米/秒, 为了速压头在低高度飞行时, 航天器能够经得
 住, 在此例内 $q = 25 \text{ kPa}$), 但是,

$$m_{T.O}^c = a_{T.O} m_T^c \text{ 和 } m_\sigma^c = a_H \cdot m_{K1}$$

根据公式(5.53), 对带空气喷气发动机和机翼的航天器
 加速级为:

$$a_o = 0.01 + \left[1 - \exp \left(-\frac{300 \cdot 10^3}{200 \cdot 3000 \cdot 5} \right) \right] 1.05 + 0.15 = \\ = 0.27$$

表 5.3 分别列出了所研究的加速级的原始数据和无量纲
 的设计特性, 其中包括有效载荷相对质量 $\mu_{\pi.K1}$ 的经济性准
 则的变化 $\Delta \Theta / \Theta$, 这些是根据公式(5.44)和(5.20)求得的。
 最后公式按航天器结构完善度等于加速级结构完善度和后面

几级结构完善度的乘积加以变换:

$$\varphi_K = \varphi_{K1} \prod_{i=2}^N \varphi_{Ki} = \frac{\mu_{\Pi, H1}^g}{\mu_{\Pi, H1}} \prod_{i=2}^N \varphi_{Ki} \quad (5.55)$$

因为, 在所比较的例子中, 只变化加速级的返回装置

$$\Delta \varphi_K = \Delta \varphi_{K1} \prod_{i=2}^N \varphi_{Ki} = - \frac{\Delta \mu_{\Pi, H1}}{\mu_{\Pi, H1}^2} \mu_{\Pi, H1}^g \prod_{i=2}^N \varphi_{Ki}$$

公式(5.20)应于本例, 可写成下式:

$$\frac{\Delta \vartheta}{\vartheta} = \frac{\Delta \varphi_K}{\varphi_K} = - \gamma \frac{\Delta \mu_{\Pi, H1}}{\mu_{\Pi, H1}} \quad (5.56)$$

从表 5.3 可以看出, 与假定的理想方法(在机载系统上无需消耗燃料和质量)相比, 航天器加速级按弹道轨迹方式返回起飞点, 可降低有效载荷和经济性 28%, 而使用升阻比及空气喷气发动机返回方式只降低 7%。但是, 不能认为,

表 5.3 不同返回方式的加速级特性($v_{K1} = 2000$ 米/秒,

$\mu_{K1} = 0.38$)

至起飞点的 返回方式	原始数据						
	$\frac{r}{r_c}$	$\frac{P_{уд}}{P_{уд}^c}$	$\frac{a_{T,0}}{a_{T,0}^c}$	$\frac{a_{\sigma}}{a_{\sigma}^c}$	$\frac{n_0}{n_0^c}$	a_H	a_c
“理想的”, 即不 消耗燃料和质量	$\frac{0.01}{0}$	$\frac{300}{\infty}$	$\frac{0.05}{0}$	$\frac{0.02}{0}$	$\frac{1.5}{0}$	0	0
按弹道轨迹	$\frac{0.01}{0.01}$	$\frac{300}{300}$	$\frac{0.05}{0.05}$	$\frac{0.02}{0.02}$	$\frac{1.5}{4.0}$	0	0.51
利用升阻比和空 气喷气发动机	$\frac{0.01}{0.05}$	$\frac{300}{3000}$	$\frac{0.05}{0.05}$	$\frac{0.02}{0.02}$	$\frac{1.5}{0.2}$	0.15	0.27

表 5.3 续

至起飞点的 返回方式	设 计 参 数				准 则
	α	β	$\mu_{\Pi, \Pi 1}$	$\Delta \mu_{\Pi, \Pi 1}$	$\frac{\Delta \Theta}{\Theta} (\%)$
“道想的”，即不消 耗燃料和质量	0.067	0.095	0.32	0.00	0
按弹道轨迹	0.130	0.0185	0.25	-0.07	28
利用升阻比和 空气喷气发动机	0.089	0.0127	0.39	-0.02	7

表中的方案，升阻比 $K_a = 5$ ，升力面相对质量 $a_H = 0.15$ ，空气喷气发动机相对质量 $\gamma = 0.05$ 和比冲 $p_{yH} = 3000$ 秒，即是返回装置参数配合最好的方案。

下面研究一下航天器轨道级返回方式的比较。轨道级的返回装置必须保证轨道级在轨道的某一点上，并在给定的运动参数时脱轨，以便实现在指定地点准确地着陆。上述功能决定了返回装置的构成部分：

软着陆装置；

离轨用制动发动机；

热防护设备；

带执行机构的操纵系统。

目前已实现的典型结构是“联盟”号的降落装置(图 5.29)，与其相类似的“阿波罗”号降落装置(图 5.30)和美国航天飞机(见图 5.9)。它们之间最大的区别是，美国航天飞机在急剧气动制动工作状态平衡迎角时具有达 $K_a = 1.7$ —

2.0 的大的升阻比，并且有多次性使用的热防护层，而“联盟”号和“阿波罗”号的升阻比只有 $K_a=0.25-0.30$ 和一次性使用的迎面热防护层。

大家知道，为了使“联盟”号和“阿波罗”号在最大过载为 3.0 时准确着陆，升阻比 $0.25-0.30$ 也就足够了。而美国航天飞机增大升阻比是为了降低热流，使热防护层能多次使

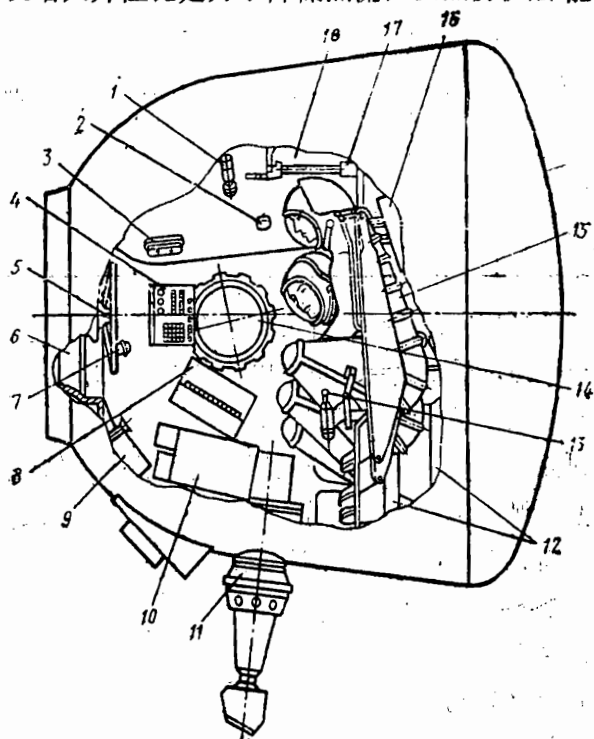


图 5.29 “联盟”号降落装置布局图

1——带自动电源的活动灯；2——座舱照明；3——工作灯；4——无线电控制板；5——舱门盖把手；6——舱门盖；7——录像照明灯；8——指挥信号装置；9——录像装置；10——操纵台仪表板；11——视镜；12、16——仪表和仪器；13——驾驶杆；14——观察窗；15——宇航员座椅；17——座椅柱；18——降落伞包

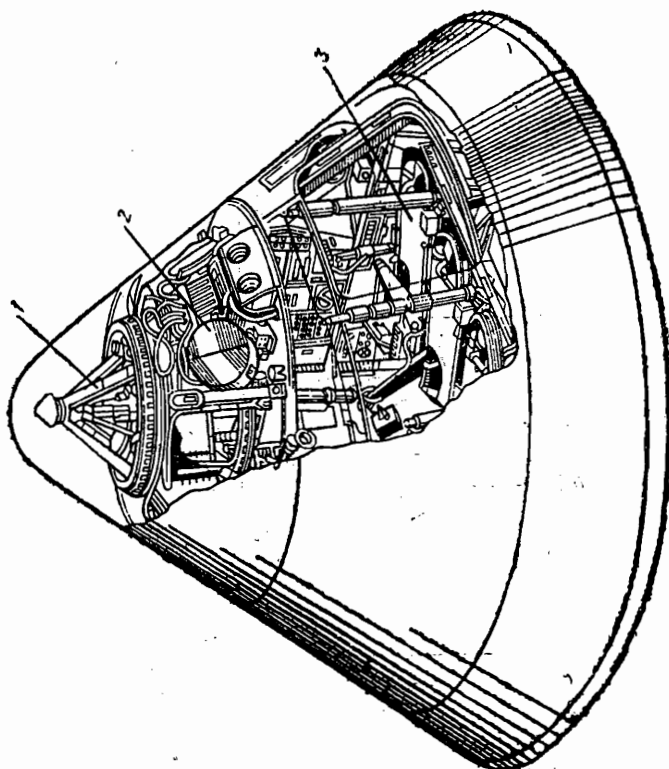


图 5.30 “阿波罗”号降落装置

1——结合件；2——降落伞系统；3——乘员座椅

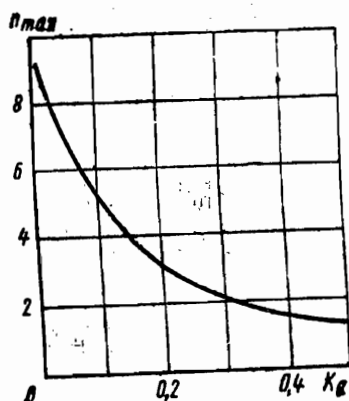


图 5.31 降落装置在大气层中制动时升阻比对最大过载的影响 ($v=7.8$ 公里/秒, $\theta = -(0.5 \dots 2.00)$, $H=100$ 公里, 弹道系数 $650011/\text{米}^2$ 时)

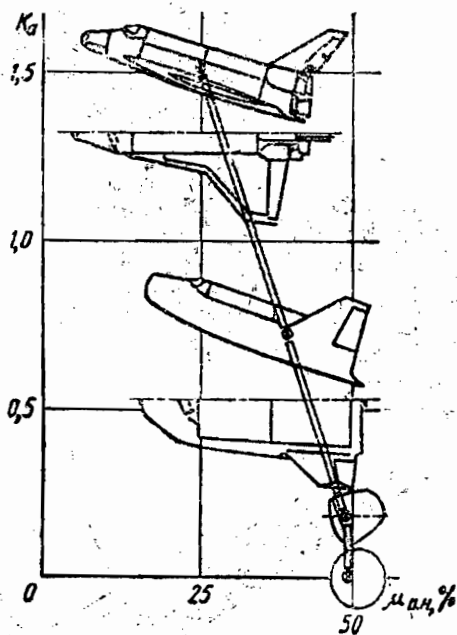


图 5.32 降落装置外形对升阻比和有效载荷相对质量的影响

用，并且将最大过载降至 1.2—1.5。航天飞机上的有效载荷比“联盟”号、“阿波罗”号上的少得多，因为前者要安装气动升力面和较大面积的热防护层。

图 5.32 示出气动布局对相对有效载荷和最大升阻比的影响。

上面所举的“联盟”号、“阿波罗”号和航天飞机的降落装置数据，可以在与其他返回地面的交通工具的经济性对比时作为原型机来参考。

对所研究的航天器进行经济性对比时，最简单的是用 (5.21) 关系式

$$\frac{\vartheta}{\vartheta^{\text{II}}} = \frac{\varphi_{\text{R}} \psi_{\text{R}} P_0}{\varphi_{\text{K}}^{\text{II}} \psi_{\text{K}}^{\text{II}} P_0} \quad (5.57)$$

降落装置的相对有效载荷:

$$\mu_{\text{П.П}} = 1 - \mu_{\text{т.л.у}} - \mu_{\text{тз}} - \mu_{\text{м.п}} \quad (5.58)$$

式中 $\mu_{\text{т.л.у}}$ 、 $\mu_{\text{тз}}$ 、 $\mu_{\text{м.п}}$ ——分别为制动发动机装置、热防护和热绝缘及软着陆装置的相对质量。

$$\mu_{\text{т.л.у}} = (1 + a_{\text{т.о}}) \left[1 - \exp \left(-\frac{v_{\text{т}}}{g_0 P_{\text{у.л}}} \right) \right] \quad (5.59)$$

式中 $v_{\text{т}}$ 为脱轨制动速度。在降落装置于稠密大气层中给定的进入角情况下，制动速度应是最小的。为了确定最小制动速度，研究一下极值问题。它的第一次近似结果是：

$$v_{\text{т}} = 0.25 v_0 (\Delta \tilde{r} + \theta^2 / \Delta \tilde{r}) \quad (5.60)$$

式中 v_0 ——在初始轨道上的运动速度， $\Delta \tilde{r} = 1 - r_a / r_0$ (r_0 ——初始轨道半径， r_a ——大气层边界半径)； θ ——给定的大气层进入角

图5.33示出发动机装置典型特性的 $\mu_{\text{т.л.у}}$ 随 θ 角的变化曲线。

图5.34和5.35示出降落装置单位质量的热流随进入大气角 θ 、弹道系数 $p_x = p_m / c_x$ 和最大升阻比 K_a 的变化曲线图[44]。

随着单位热流的增大，增加了降落装置总质量中热防护的部分，但是有一个极值 $\min(\mu_{\text{т.л.у}} + \mu_{\text{тз}})$ ，设计参数应当在它的附近选取(图5.36)。

如航天飞机类型的降落装置，其进入大气层角比“联盟”号那样的降落装置小得多。在急剧加热段不陡的轨迹运动会增加热流，但是，却使降落装置表面温度降低到热防护层

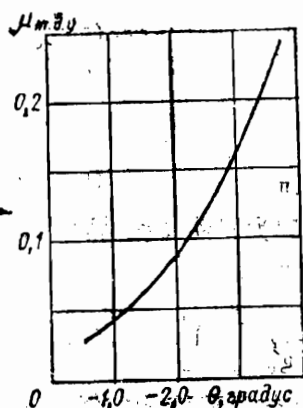


图 5.33 高度 100 公里制动发动机装置相对质量随进入角 θ 的变化曲线

$\gamma_{л.у} = 0.04$, $\rho_{у.л} = 250$ 秒, $n = 0.25$,

$a_{т.о} = 0.10$

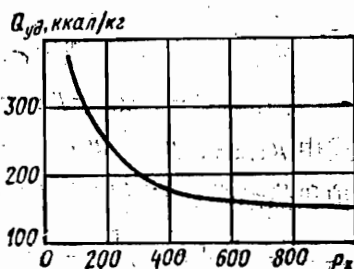


图 5.34 单位热流量 $Q_{уд}$ 随进入角 θ 的变化曲线 ($v = 7.8$ 公里/秒, $H = 100$ 公里, 升阻比 $K_a = 0.2$ 时)

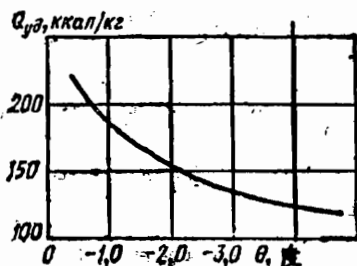


图 5.35 单位热流量随弹道系数 P_x 的变化曲线 ($v = 7.8$ 公里/秒, $\theta = -2^\circ$, $H = 100$ 公里, 升阻比 $K_a = 0.2$ 时)

能够多次使用。

软着陆装置的相对质量 $\mu_{л.у}$ 取决于其工作原理。图 5.37 给出降落伞-缓冲系统的特性, 图 5.38 给出降落伞-反作用系统, 图 5.39 给出各种动力装置 (液体火箭发动机、涡轮喷气发动机、直升机转子) 反作用系统 [37]。

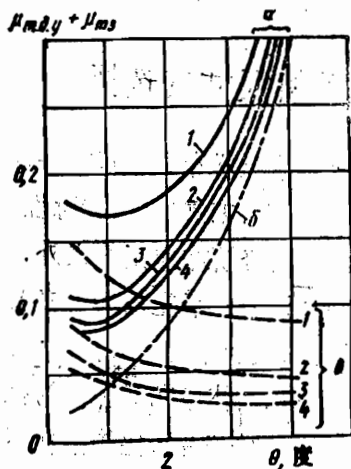


图 5.36 制动发动机装置相对质量与热防护随下降轨迹陡度

和弹道系统的变化曲线
α——总相对质量, δ——制动发动机装置相对质量, ———热防护相对质量, 1~4——弹道系数分别等于0.10、0.30、0.65和1.00 KH/m^2

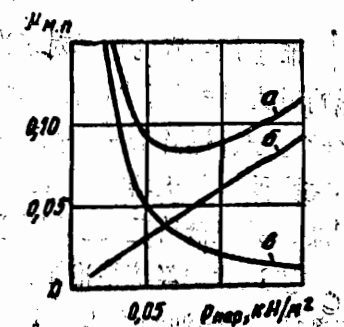


图 5.37 软着陆降落伞缓冲系统相对质量 $\mu_{м.п.}$ 随单位载荷 $P_{п.п.}$ 的变化曲线

α——系统相对质量; δ——缓冲器相对质量; β——降落伞相对质量

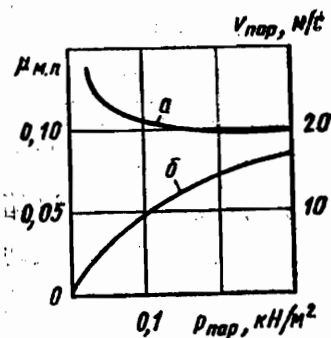


图 5.38 降落伞反作用着陆系统相对质量与降落速度随单位载荷的变化曲线

α——系统相对质量; β——降落速度

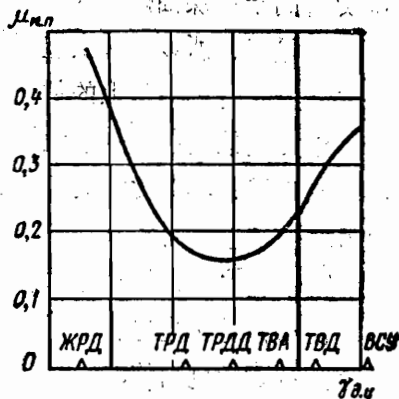


图 5.39 反作用力着陆系统软着陆装置的相对质量 $\mu_{м.п.}$ 随发动机装置类型的变化曲线(液体火箭发动机, 涡轮喷气发动机, 涡轮风扇发动机, 涡轮螺旋桨发动机)

5.5 推进剂类别和发动机尺寸的选择

推进剂类别的选择对多次性使用航天器布局和基本特性影响很大。除了对火箭推进剂的一般要求,如高比冲、无毒性、化学稳定、爆炸安全、高密度和在国民经济中应用等之外,多次性使用航天器推进剂最重要的是燃料和氧化剂的价格要低廉,并且随着重复使用次数的增加,低价格的意义就越大。

按运载的经济性准则来比较一下以液体氢和液体氧为推进剂的、以煤油和液体氧为推进剂的两种航天器,比较是在不同次数 k 的重复使用条件下进行的。有效载荷相对质量增加,航天器经济性随之提高所依靠的是氢的高比冲 ~ 460 秒(在真空),而煤油的比冲只有 ≈ 350 秒(同样在真空)。但是,随着 k 的增加,折旧费用逐渐降低,以氢为燃料的航天器总的一次费用高于用煤油燃料的,因为氢氧推进剂比氧煤油推进剂贵一个量级,所以对多次重复使用的火箭组用氢燃料是不适宜的。为了进行数量上的估价,比较两种运载工具。

作为基准运载工具,我们取用煤油和液态氧做推进剂的两级航天器,其级比相同 $\mu_{\pi, H1} = \mu_{\pi, H2} = 0.15$, 每级的燃料舱相对质量也相同 $a_{\tau, O1} = a_{\tau, O2} = 0.05$, 设备、尾部、油箱中间舱和其他部件的相对质量也相等 $a_{\sigma 1} = a_{\sigma 2} = 0.02$, 发动机装置的相对质量也相等 $\beta_1 n_1 = \beta_2 n_2 = 0.02$, 各级返回装置的相对质量也相等 $a_{\sigma 1} = a_{\sigma 2} = 0.30$ 。按以上给出的数据,基准航天器在每级相对末质量 $\mu_{\pi 1}^{\circ} = \mu_{\pi 2}^{\circ} = 0.25$ 时进入地球轨道。

与基准航天器相比较的航天器在两级中都使用液体氢燃料,并且每级有相等的末质量。其值为:

$$\mu_{\kappa 1} = \mu_{\kappa 2} = \exp\left(\frac{p_{y\pi}^3 \ln \mu_{\kappa 1}^3}{p_{y\pi}}\right) = \exp\left(\frac{350 \cdot \ln 0.25}{460}\right) = 0.347$$

氢氧燃料的燃料箱相对重量要大得多 $a_{\tau, o_1} = a_{\tau, o_2} = 0.10$, 发动机装置的相对重量平均要大 50%, 即 $\beta_1 n_1 = \beta_2 n_2 = 0.03$ 。表 5.4 给出相比较的两种航天器的原始数据和有效载荷。

表 5.4 不同燃料两级航天器的比较特性

方案	$a_{\tau, o}$	a_o	β_n	a_c	$p_{y\pi}$	a	$\mu_{\kappa 1}$	$\mu_{\pi, \kappa 1}$	$\mu_{\pi, \kappa 2}$
煤油	0.05	0.02	0.02	0.30	350	0.095	0.250	0.150	2.25
氢	0.10	0.02	0.03	0.30	460	0.150	0.347	0.167	2.79

一次消耗 (5.18) 的一般式为:

$$P_0 = p + 1/k$$

假设 p 只取决于燃料品种的成本

$$P = \frac{c_{y\pi}^{\tau} (1 - \mu_{\kappa 1}) (1 + \mu_{\pi, \kappa 1})}{c_{y\pi}^{\kappa o\pi} (\mu_{\kappa 1} - \mu_{\pi, \kappa 1}) (1 + \mu_{\pi, \kappa 1})} = \frac{1}{\tilde{c}_{y\pi}^{\kappa o\pi}} \frac{1 - \mu_{\kappa 1}}{\mu_{\kappa 1} - \mu_{\pi, \kappa 1}}$$

对用煤油的航天器, p 值相应于 $\tilde{c}_{y\pi}^{\kappa o\pi} = 10^3$; 对用氢的航天器, p 值相应于 $\tilde{c}_{y\pi}^{\kappa o\pi} = 10^2$; 再按表 5.4 的数据 p 等于:

$$P = \begin{cases} 0.0076 & \text{——用煤油的航天器} \\ 0.0348 & \text{——用氢的航天器} \end{cases}$$

图 5.40 给出按 (5.20) 准则得出的比较结果:

$$\frac{\Delta \Theta}{\Theta} = -\frac{\Delta \mu_{\text{п.н}}}{\mu_{\text{п.н}}} + \frac{\Delta p_0}{p_0}$$

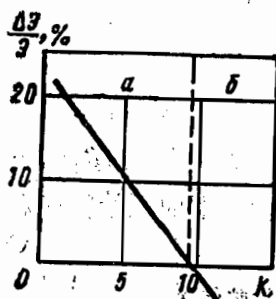


图 5.40 用氢和煤油作为燃料的航天器的经济性随重复使用次数的变化

α——适于使用氢；б——适于使用煤油

从图可以看出，氢氧推进剂的成本比煤油氧推进剂的成本大一个量级，因此，使用氢时的重复使用次数大于10时，是不经济的。

在研究了级比与级的数量、起飞方法与加速发动机装置型别、推进剂类别等因素的逻辑关系之后，选择发动机尺寸或者发动机的合理数目就有根据了。

对航天器发动机装置提出多方面的，但有时是相互矛盾的要求：

保证最大比冲；

自重要轻；

在推力和推进剂比例的一定变化范围内，有操纵航天器运动及操纵被抛油箱运动的工作能力；

进入工作状态时要平滑(没有撞击)；

停车后具有最小的脉冲跳动后果；

使用过程中高的可靠性和维护性；

为完成某一给定的空间运载任务，发动机的设计、试验、制造和维护等费用最低；

在应急情况下，能回收航天器，因为在无大气的空间唯一的操纵力是有足够的推力；

推力的分布在承力结构上要均匀，因为发动机是结构的最大加载源；

发动机的安放要紧凑，尾部舱的容积要最小，以防大气

流, 包括高温气流等。

航天器发动机的尺寸用 i 级总推力与单发动机推力之比来衡量, 或者在动力装置内发动机的数量:

$$n_{\text{ДБ}i} = P_{\text{ДБ}i} / P_{\text{ДБ}i}^0 \quad (5.61)$$

多发动机的动力装置, 一般来讲比较紧凑, 向承力结构传力较均匀, 并且在部分发动机关掉的情况下, 也能继续完成飞行任务。

在多次性使用航天器上采用多发动机的动力装置主要是受经济上的制约, 在一次性使用的运载工具上已经采用了多发动机的动力装置。

现在研究一下在完成某一运输任务时, 在航天器的构成中发动机的研制与使用费用。作为第一次近似:

$$C_{\text{ДБ}} = C_{\text{ДБ}}^{\text{р}} + C_{\text{ДБ}}^{\text{н.э}} N_{\text{ДБ}} \quad (5.62)$$

式中 $C_{\text{ДБ}}^{\text{р}}$ ——发动机装置的研制与试验费用; $C_{\text{ДБ}}^{\text{н.э}}$ ——在一架航天器全寿命构成中发动机装置的制造与使用费用; $N_{\text{ДБ}}$ ——为完成预定航天运输计划航天器的数量。

航天运载工具的特点是, 在完成现代航天计划中其所需数量相对不大, 例如, 美国的1981~1991年航天计划中, 只需用5到6架航天飞机。在以后的评估中取 $N_{\text{ДБ}}=10$, 同时考虑每架航天器能完成50~100次飞行, 若考虑到航空方面的经验, 未来这并不是一个界限。

现代多次性使用液体火箭发动机的寿命高达 $T \approx 10^5$ 秒或者~28小时, 并有高的单位比冲, 根据推进剂类别不同在真空中可达 $p_{\text{ДБ}} = 350 \sim 460$ 秒; 其相对质量较低: $\gamma = 0.010 \sim 0.025$ 。

总推力为 $P_{\text{ДБ}}$ 的多次性使用发动机装置的制造与使用费用:

$$\begin{aligned}
C_{\text{д.у}}^{\text{н.э}} &= C_{\text{уд}}^{\text{п.у}} m_{\text{д.у}} + C_{\text{уд}}^{\tau} m_{\tau} = \\
&= C_{\text{уд}}^{\text{п.у}} \gamma P_{\text{п}} / g_0 + c_{\text{уд}}^{\tau} T P_{\text{п}} / (\rho_{\text{уд}} g_0) = \\
&= c_{\text{уд}}^{\tau} T \frac{P_{\text{п}}}{\rho_{\text{уд}} g_0} \left(\frac{\tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{п.у}} \gamma \cdot P_{\text{уд}}}{T} + 1 \right) \quad (5.63)
\end{aligned}$$

式中 $c_{\text{уд}}^{\text{п.у}}$, $c_{\text{уд}}^{\tau}$ 分别为结构与推进剂单位质量的单位用：费用。

如果考虑到 $\tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{п.у}} < 10^3$, 那么, 对多次性使用发动机来说, 所求的费用完全取决于推进剂的成本, 因为在(5.62)式中, 第一项比第二项小到一个到两个量级。因此, 在航天运输工具完成具体的空间运输任务时, 发动机装置的制造和使用费用 $C_{\text{д.у}}^{\text{н.э}} N$ 可以认为是常数项, 并且为方便起见, 把它用作总费用的测量单位。公式(5.62)的无量纲形式为:

$$\tilde{C}_{\text{д.у}} = \frac{C_{\text{д.у}}}{C_{\text{д.у}}^{\text{н.э}} N_{\text{н}}} = \frac{C_{\text{д.у}}^{\text{р}}}{C_{\text{д.у}}^{\text{н.э}} N_{\text{н}}} + 1 \quad (5.64)$$

发动机研制费用实际上决定于所需器材的费用, 为了保证一定可靠性的实验工作量, 实验基地试验台和其他设备的成本。假定实验基地已有, 那么, 费用将同点火试验所需次数 $k_{\text{н}}$ 成正比。

由于每次点火试验的费用较大, 一般都要查出故障的原因并采取措施, 以便在下次点火时不再出现。因此, 到试验工作终了时, 只有无故障的试验结果, 因为故障原因都已排除。但是, 这并不意味着实际的可靠性等于1.0, 而只是证明现有的无故障试验数量还不能建立实际可靠性与1.0的差别。因此, 发动机装置的可靠性最好用间隔估价法, 也就是寻找随机可靠间隔($\underline{P}, 1$), 它在概率为 γ 时包括可靠性

的实际值($P \leq P < 1.0$)。可靠间隔 P 的下限就决定在可靠概率或可靠系数 γ 时所需的无故障试验的次数[10]。

$$k_n = \ln(1-\gamma) / \ln P \quad (5.65)$$

单台发动机全寿命试验工作，根据上面所说的，需要的费用：

$$C_{n.o}^p = C_{n.y}^{n.o} \ln(1-\gamma) / (n_{nb} \ln P_0) \quad (5.66)$$

但是一个原则问题是，单台发动机需要达到什么样的可靠性(P_0, γ)，才能满足多台发动机装置的可靠性要求(P, γ)。

整个发动机装置无故障工作可靠性的下限 P ，根据参考文献[16]可以写为：

$$P = (1-\gamma)^{\frac{1}{k_n^0}}$$

式中 k_n^0 ——单台发动机无故障试验的次数； γ ——可靠系数。

因此，单台发动机可靠性间隔的单方面下限可以确定动力装置可靠性间隔估价的下限，在可靠系数 $\gamma=0.9$ 时，根据试验工作量的不同， P 为：

k_n^0	10	20	40	80	160	320
P	0.794	0.891	0.944	0.972	0.986	0.993

所以，在确定了 $P=P_0$ 之后，发动机装置试验工作的费用基本上可以由单台发动机点火试验的费用来确定[见(5.66)]。(5.66)式代入(5.64)式后可以给出，在无备用发动机情况下完成某一运输计划时，发动机装置试验工作和使用的无量纲总费用是可靠性间隔下限的函数

$$\bar{C}_{n.y} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{nb} N_n \ln P} + 1 \quad (5.67)$$

对多发动机动力装置来讲，可能有备分发动机，允许在飞行中关掉有故障的发动机。这时，或者把动力装置中发动

机的总数量增加 $n_{\text{дв}}^p$ 台备分的, 或者在发动机总数 $n_{\text{дв}}^p$ 不变而当部分发动机发生故障时, 使其它发动机加力以补偿动力装置的推力损失。

为了评价有备分发动机的动力装置, 特别重要的是发动机工作预警系统准确的工作, 把有故障的发动机关掉, 或者转入慢车工作状态。在理想的预警系统场合, 动力装置可靠性间隔的下限为:

$$P_p = \sum_{j=0}^{n_{\text{дв}}^p} C_{n_{\text{дв}}^p}^j P^{n_{\text{дв}}^p-j} (1-P)^j \quad (5.68)$$

式中 $C_{n_{\text{дв}}^p}^j = \frac{n!}{(n-j)!j!}$ ——二项式分解系数, $n_{\text{дв}}^p$ ——从

发动机总数 $n_{\text{дв}}$ 中关掉而不影响完成发射任务的发动机数目。

作为例子, 我们举有备分和无备分动力装置的批生产10架多次性使用航天器, 每架航天器装有10台发动机, 研究一下它们的研制和使用总费用, 对两种动力装置在 $\gamma=0.9$ 时, $P=0.993$ 值都是相同的。

无备分动力装置的实验调试工作量, 单台发动机成功点火试验次数320次时, 达到 $P=0.993$, 总费用按(5.67)式:

$$\bar{C}_{\text{н.}\gamma} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{\text{дв}} N_{\text{н}} \ln P} + 1 = \frac{\ln(1-0.9)}{10 \cdot 10 \ln 0.993} + 1 = 4.20$$

带一台备分发动机的动力装置的实验调试工作量为176次成功点火试验时, 达到 $P=0.987$, 按式(5.68)可保证整个动力装置可靠性间隔的下限 $P_p=0.993$ 。

按式(5.67), 带一台备分发动机动力装置的实验调试与使用总费用:

$$\bar{C}_{\text{н.}\gamma} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{\text{дв}} N_{\text{н}} \ln P} + 1 = \frac{\ln(1-0.9)}{10 \cdot 10 \ln 0.987} + 1 = 2.86$$

或者说，较无备分的动力装置少30%。因而，对小批量($N_n \leq 10$)的多次性使用运载工具来说，使用多台发动机动力装置和备分发动机，在经济上是合适的。

5.6 可操纵飞行的安全性保障

保障人的飞行安全性，不论对一次性使用或是多次性使用运载工具来说，在可操纵的航天系统中都是至关重要的。在多次性使用航天器上安装软着陆系统，可为保障成员安全性提供进一步的可能。保障安全性的措施在很大程度上决定运载火箭的总体布局的个别级、部件和系统的功能用途。保障安全性的手段及其工作原理取决于飞行阶段和器材装备的故障原因。我们以多次性使用航天器(最复杂的航天器)为例研究一下故障的后果。在航天器上发生故障可以引起：

- 关掉一台或部分动力装置的发动机；
- 结构承力部件的非设计状态加载或者振动；
- 在个别舱内发生局部火灾，甚至绝大部分备分油料爆炸等等。

在航天器舱内发生故障的情况下(称之为非常状态)，毫无疑问地都必须在飞行过程中做出决定：

- 是否继续完成发射任务，或如不能完成时，则援救器材和人员；
- 是否中止飞行，并在主动段的那一阶段进行，如果机体援救不了，用什么程序使人员和有价值的载荷安全回到地面。

第二种提法可以完全实现，因为在航天器内都有返回地面和软着陆系统，这些系统在正常情况下在主动段是不工作

安全飞行的中心问题之一。

紧急状态信号产生至结构开始严重破坏之间的时间间隔，确定了保障安全装置的工作原理及其有效性。列举一个最严重的应急情况。航天器已经失去了生存性余度，严重的结构破坏可能引起燃料爆炸。此时，乘员的安全性首先取决于爆炸中心至乘员间的距离和乘员座舱的强度。

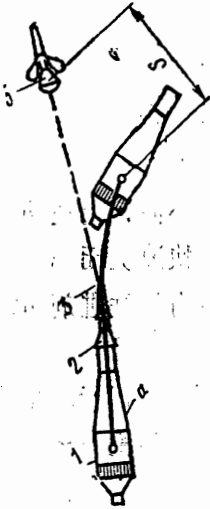


图 5.41 应急救护系统、乘员座舱分离简图

a ——打开分离发动机时刻； b ——分离发动机终止工作时刻； S ——座舱与运载火箭之间的最小距离；1——运载火箭；2——乘员座舱；3——分离发动机

对乘员主要的危险因素是冲击波的压力。该压力与距爆炸中心距离的立方成反比而逐渐减弱，为了保障安全距离，可以及时地用应急救护发动机把座舱移开(图5.41)。估算一下移开座舱所需的最短时间。

人所能承受的允许极限过载，在背—胸部方向按作用时间不同，可以为20到10(图5.42)。

如“联盟”号和“阿波罗”号这样的弹道系数为 $p_x \approx 6.0 \text{ kH/m}^2$ 类的宇宙飞船，其乘员座舱的冲击过载不超过

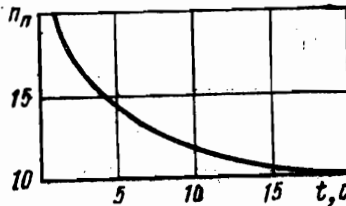


图 5.42 背—胸方向人所能承受的横向极限过载 n_n 随作用时间的变化

$n_x = 20$ 。如果冲击波的剩余压力

$\Delta P < n_x P_x = 20 \cdot 6.0 = 1.2 \cdot 10^5 \text{ kH/m}^2$ 或 $1.2 \cdot 10^5$ 帕
相当于大约1000吨火箭燃料爆炸时, 距离约为100米。

人体能承受的极限过载大约为(见5.42图):

$$n_{\max} = 10 + 10/t \quad (5.69)$$

根据脱离时所有时间的不同, 乘员座舱与航天器的距离可大致由下式确定:

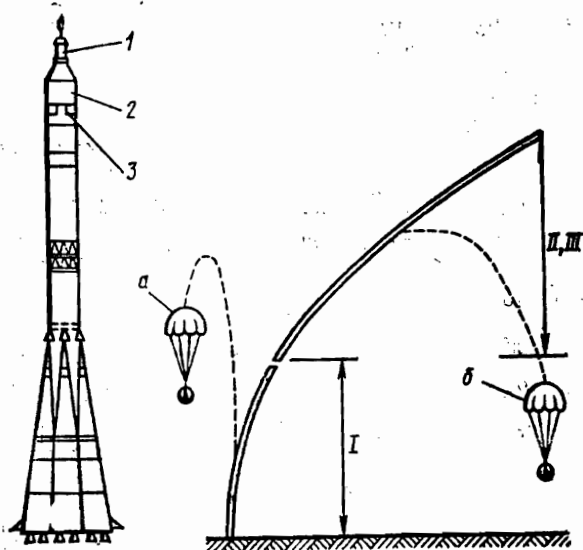


图 5.43 “联盟”号飞船应急救援系统工作示意图

I——第一级主动段; II、III——分别为第二、三级的主动段; a——在由发射至应急救援系统动力装置抛出段飞船发生故障时乘员舱抛出并爬高不少于1600米时的示意图; b——飞船发生故障时救援系统动力装置抛出后乘员与乘员舱分离及着陆图; 1——应急救援系统动力装置; 2——乘员舱; 3——保证气动稳定性的稳定装置

$$S = 0.5g_0 t_{m,x} t^2 \approx 50t^2 + 50t \quad (5.70)$$

对所研究的例子来说，乘员座舱脱离的最小时间 ($S=100m$) 为：

$$t = -0.5 + \sqrt{0.5^2 + \frac{S}{50}} \approx 1 \text{ 秒}$$

如上所述，对航天器的布局 and 结构传力要求如下：

——乘员座舱应尽可能距发动机动力装置较远，因为后者是最可能的潜在故障源。乘员座舱应位于火箭航天系统的头部，并在应急时能与后者无障碍地脱离。图5.43示出“联盟”号座舱与应急发动机的位置。

——乘员座舱和发动机装置的承力结构应能经得住人体所能承受的极限载荷，以便迅速地达到安全距离。

我们以美国航天飞机为例，研究一下乘员安全问题的解决办法(见图5.9)。

乘员座舱与液体动力装置都直接安装在轨道器上，其相互距离约为20米。液氧和液氢装在外挂贮箱内，后者既和座舱靠近，也靠近动力装置。座舱不带应急救生的专用发动机。因此，一旦在动力装置区域内或者在外挂油箱区域内发生火灾和爆炸，就无法保障乘员的安全，同将座舱与爆炸中心脱离的方法相比，这就为设计人员提出难度更大的技术问题。

另外，为了顺利着陆，同“联盟”号、“阿波罗”号所采用的着陆系统限制相比，这种方案对轨道器的初始动力学参数要有更苛刻的限制。

对降落伞着陆系统来说，实际上只有保证张伞的足够高度就够了。而对轨道器来讲，则需要起始高度、速度、轨迹斜率和至着陆带距离等参数的在一定范围内的配合，这样，才能利用惯性运动和升阻比飞行来实现顺利着陆。上述要求

使解决安全问题大大地复杂化了。

从对航天飞机的可能应急情况之中，要采取措施，不应有下列情况出现：

- 固体燃料助推器之一不能起动；
- 固体燃料助推器之一的转动喷口发生故障时失去操纵性。

当应急情况发生后，机载燃料不足以使航天飞机进入地球轨道时，保证安全的计算机装置要把航天飞机引导至高度、速度量及方向至着陆区的距离等配合的“走廊”上来。

5.7 多次性使用航天器布局型式 和结构受力型式的选择

布局型式在很大程度上反映设计师的总的意图和新技术方案。布局型式的基本特性直接出自已经形成的下述概念：级的数量和比例，起飞方式及加速发动机的型别，返回方式及级的软着陆，推进剂类别及动力装置内发动机数量，保证安全性和生存性可行的技术措施。

在航天器研制中的原则问题之一，是选择单元式或捆绑式多元式的级的布局。根据一次性运载火箭的使用经验，上述布局的优缺点都已清楚了。

表2.1中列出两种布局型式主要特性的比较估价。

在对多次性使用航天器布局的专门要求中，近10年为征服宇宙空间的计划中航天器少量批生产的成品，从而对它的研制、生产、试验和维护有一个最低费用的要求。在重复使用次数 $k=25\sim 100$ 时，所需航天器数目 N_{Σ} 小于10。

分析一下在用一定数量的航天器运载工具 N_{Σ} 完成运载

任务时, 各种因素对总费用 C_z 的影响:

$$C_z = C^P(P, \gamma) + C^{n,3} N_n \quad (5.71)$$

式中 C^P ——研制及试验调整到最低可靠性界限 P 及信赖系数 γ 时所用的费用; $C^{n,3}$ ——生产和使用一个运载工具所用费用。

为了选择布局 and 结构受力型式, (5.71) 准则中应反映: 在航天器各级中使用通用单元体数量的影响 n^6 , 在捆绑式布局中额外的机械、液压和其他连结件的影响。假设, 在航天器中引入每一个火箭单元体所附加的生产与使用费用增长相对值 h :

$$C^{n,3} = C_0^{n,3} [1 + h(n^6 - 1)] \quad (5.72)$$

为了证实达到可靠性最低限度, 单元体 k_0 。次成功试验的实验费用与 n^6 成反比地减少:

$$C^P = \frac{C_0^{n,3}}{n} k_0 = \frac{C_0^{n,3}}{n} \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P} \quad (5.73)$$

用无量纲方式求出(5.71)准则:

$$\bar{C}_z = \frac{C_z}{C_0^{n,3}} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n^6 \ln P} + N_n [1 + h(n^6 - 1)] \quad (5.74)$$

航天运载工具是小批生产的, 即 $N_n < 10$, 从(5.74)式可看出通用火箭单元体数量 n^6 的影响。

可靠性最低限度 P 的可能值在0.80到0.99之间, 信赖系数 $\gamma=0.9$ 和引入每个单元体的费用相对增长为 $h=0.05$ 时, 使用火箭单元体的数量由1至8时, 其运输总费用可能变化一倍和甚至更多(表5.5)。

由于将加速级分解成为单元体有优点, 在进行布局决策、使用条件及结构实施时, 应当避免或者尽量减少下述缺点见

表 2.1:

表 5.5 随实验调试可靠性最低限度 P 的变化通用单元体数量 n^6 对运输总费用 C_D 的影响。

n^6	C_D			
	$\underline{P}=0.80$	$\underline{P}=0.90$	$\underline{P}=0.95$	$\underline{P}=0.99$
1	20.3	31.8	54.9	239
2	13.6	16.5	22.2	68.3
3	13.6	14.4	15.8	27.3
8	17.2	17.3	17.7	20.6
16	25.0	25.1	25.2	25.9

——对捆绑式加速级布局的总装工作过多的工作量。因为在整个使用期间事实上不可能将加速级在总装状态保存，从而需多次组装，消耗器材。

——由于各单元体之间的机械、液压、电气及其他等接头的附加工作量，致使捆绑式布局加速级的成本提高，这在一定程度上与由于同一型的单元体批量大、尺寸小而赢得的降低成本相抵消，同时也与由于在一个单元体中只装一种燃料而不用燃油箱中介舱，由于减少载荷和即或是部分地减少由动力装置传递给有效载荷的力而相应的减少结构成本相抵消；

——捆绑式布局同一型单元体与多元体级相比，试验工作量增大，这与减少地面试验工作的规模和器材成本相抵消；另外，在前几章中未提到的，不无重要的是，与减少贵重的地面工作台的所需规模相抵消。

当然，对多次性使用航天器的加速级来说，当航天计划打算将重的有效载荷大量地送入地球轨道时，采用多元体布局型式是合理的。当航天计划预定将少量的载荷或一次性重

的载荷送入轨道时,采用单元体级甚至是一次性运载工具,是合理的。这在第2章中已有所描述。

作为布局型式对运输计划经济性影响的展示例子,我们看一下美国航天飞机的布局 and 结构受力型式(见图5.9)。

加速级系统由两台固体燃料加速器组成,后者与外挂油箱及轨道器用机械联结,轨道器装有氢-氧发动机。加速级的操纵由固体火箭加速器喷口在两个平面内摇摆 $\pm 8^\circ$ 和氢-氧发动机俯仰 $\pm 11^\circ$ 、偏航 $\pm 9^\circ$ 来实现。

布局 and 强度限制可使第一级在速压不大于 $25,0\text{ kH/m}^2$ 下正常工作,并在不大于 2.5 kH/m^2 速压情况下使固体火箭加速器脱离。

固体火箭助推器与中央外挂油箱连结的结构受力情况、外挂油箱承受载荷的情况 and 轨道器与外挂油箱的连结示于图5.9~5.11。固体火箭助推器的推力传递给外部油箱上方的承力环,上方承力环由带梁的框架组成,并在油箱舱中间用大梁加强,这是为了向外挂油箱的耳环上均衡地传递集中力。

下方承力环由在外部油箱和助推器上的框架组成,两者用机械方法连结,并承受横向载荷。

外挂舱加压油箱底部与承力框架共同受力,这可提高承力环的刚度,但在承受集中力区域内有失去密封的可能性。下方承力环还能承受来自轨道器沿三个轴的力和部分力矩。

中心外挂舱氧化剂箱内的压力为 $(1.5 \pm 0.1) \cdot 10^5$ 帕,油箱内为 $(2.3 \pm 0.1) \cdot 10^5$ 帕。

航天飞机的受力特点是,由于货舱舱门处的大开口而使强度减弱。实际上,由于发动机的非对称安装,其力矩产生的力全由机身中部的槽型型材承受。

现在从运输经济性准则的角度来研究一下航天飞机系统

的布局。

在航天飞机系统的第1、第2级上使用了价格昂贵的燃料,如果换成煤油-氧成分的燃料,从而降低发射时的费用,是合乎逻辑的。在美国已经做了这样的估价:打算用“土星—V号”的第1级作为航天飞机系统的加速级,同时还能缩小中央外挂舱(图5.44)。使用廉价燃料、缩小使用氢的一次性使用中央舱,航天飞机系统的发射费用可减少1000~1500万美元,即33%。

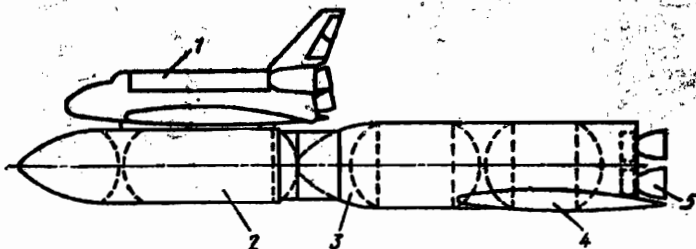


图 5.44 采用“土星—V”火箭第1级作为加速级的航天飞机系统方案

1——航天飞机; 2——缩小的第2级外挂燃油箱; 3——过渡舱; 4——土星—V火箭第一级; 5——液体火箭发动机

目前, 航天飞机固体加速器系统的回收和再次利用涉及到巨大的运输与修复工作量, 其中也包括再次填药的工作量(图5.45)。实际上, 每次使用的相对费用达到0.5, 因发射方位的不同, 总的运输费用是不一样的, 但它与一次性使用运载工具的相同费用相比约占50~80%。

对航天飞机来说, 利用液体加速级的回收可为降低每次使用费用开辟一种途径, 并且可提高运行的经济效益(图5.46)。

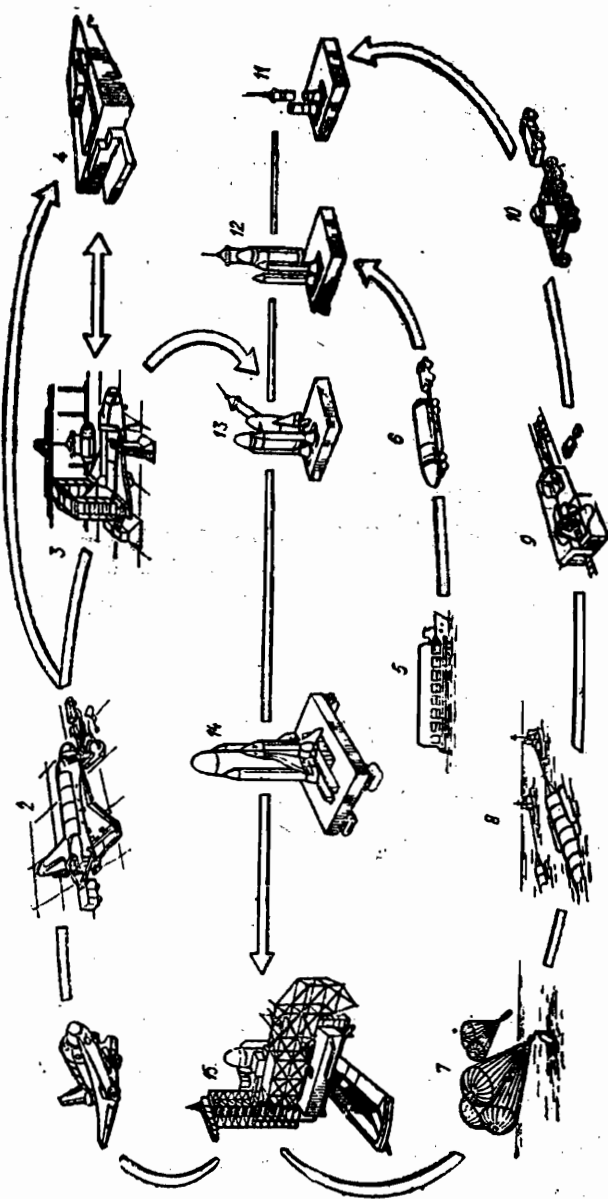


图 5.45 航天飞机地面飞行前与飞行后维护简图

1——航天器着陆；2——飞行后定期工作；3、4——有效载荷的准备及其向航天器上的安装；5、6、12——第2级一次性使用燃料舱的安装和运输；7、8——固体燃料加速器的回收及运输至飞行后定期工作地点；9、10、11——燃料、运输及在发射场上固体燃料加速器的装配；13——航天飞机装配；14、15——航天飞机的飞行前准备和发射

在前一章中，已经详述保证航天飞机安全运行的难点。这里再补充一点：目前有一种趋向，即返回货物量占总运货量的比重减少，这一不平衡更加降低了航天飞机系统的经济性。

表5.6列出美国地球与人造卫星间货运量的预测。

表 5.6

货运量 可能的水平	年货运量 [吨]		返回货物量 所占百分比[%]
	地球—人造卫星	人造卫星—地球	
1	230	0	0
2	1800	450	25
3	9000	900	10
4	4500	900	2

航天飞机的货舱是按下述条件选择的，即返回的货载量应是运至地球人造卫星最大可能运载量的50%。由表中看到，即便在美国，返回地球的货流量也不超过25%。因此，在大多数情况下，航天飞机返回地面时是不满载的。但是，过大尺寸的货舱在发射时将降低总运输效率。

图5.47和图5.48示出在美国按文献[3]给出的航天飞机系统图，图中用有效载荷集装舱和带氢-氧发动机的返回舱取代了航天飞机。这一火箭宇航系统的有效载荷可由29吨提高到65吨，而经济性相应地提高1.2倍。

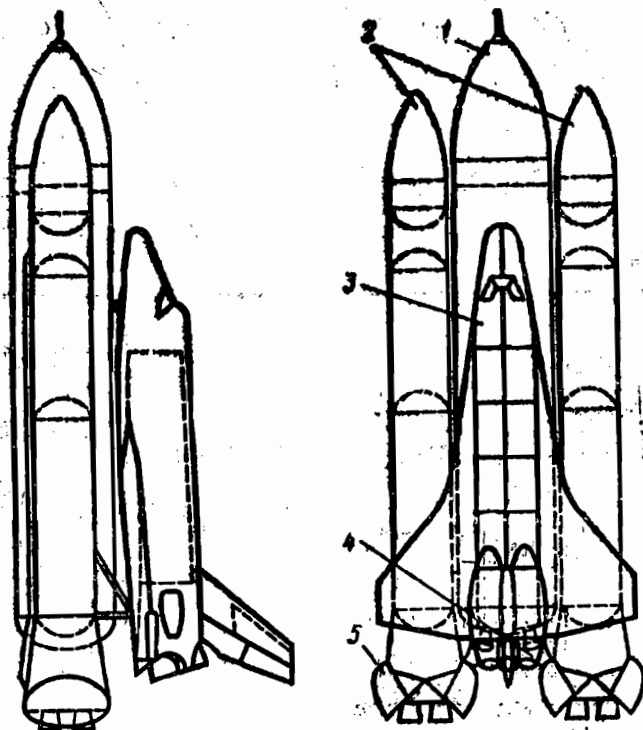


图 5.46 带多次性使用液体加速级的航天飞机方案

- 1——一次使用燃油箱；2——液体燃料可回收的加速级；3——航天飞机；
4——氢氧液体火箭发动机；5——液体火箭发动机加速级关闭舱门

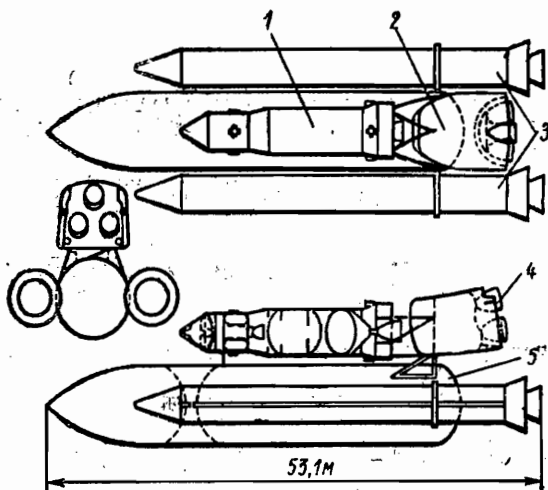


图 5.47 增大有效载重至65吨的航天飞机方案
1——有效载重；2——轨道级返回段；3——固体燃料推进器；4——液体火箭发动机；5——一次性使用轨道级燃油箱

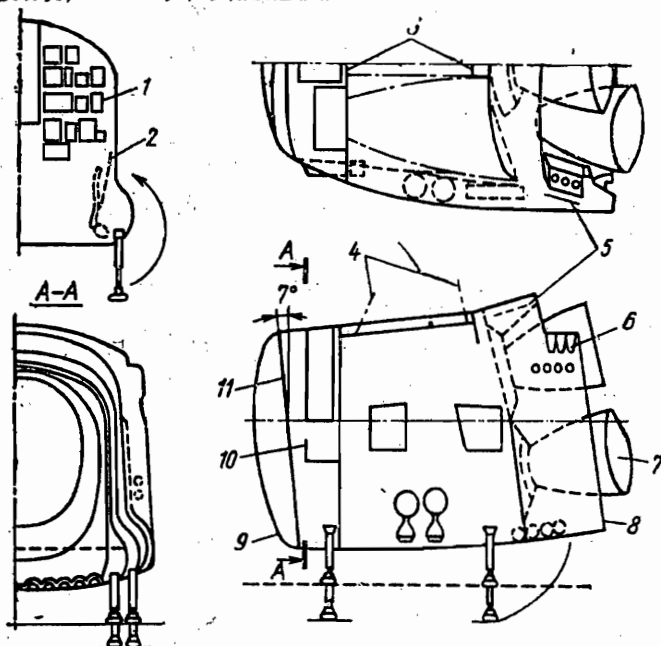


图 5.48 增大货载量的航天飞机轨道级的返回段
1——仪表板；2——起落架；3——降落伞收容舱；4——降落伞支撑接头；5——向人造地球卫星定向与定稳的发动机组；6——脱离人造地球卫星的发动机；7——主发动机；8——底部防护；9——防热屏；10——起落架舱门；11——保持升阻比的角度

第六章 火箭发动机装置性能同 弹道导弹和运载火箭基 本设计参数之间的配合

航天器设计时，其基本设计参数同发动机装置性能之间的配合问题至为关键，并且是导弹设计师与发动机装置设计师两者之间的边缘问题。所以，发动机装置的设计应该与弹道导弹和运载火箭的所有系统和装置的设计综合进行，因为发动机装置的性能在很大程度上取决于这些系统的性能，相反，后者又对前者有很大影响。例如，以液体燃料为工作介质的发动机，油泵进口压力不仅确定涡轮泵装置的质量以至液体火箭发动机的质量，同时也确定增压系统的质量和整个航天器燃料舱的质量。也可能有这种情况，即具有高的能量和质量特性的单台液体火箭发动机，对弹道导弹和运载火箭的动力装置来讲，并不一定是最优的。

这样，在选择导弹和运载火箭的基本设计参数时，必须具备在动力装置组中的液体火箭发动机的基本特性，并保证其与航天器自身参数的配合。在确定飞行-技术特性和给定技术要求的众多基本设计参数中，动力装置的单位推力这一参数是最有分量的参数。

单位推力是衡量液体火箭发动机能量完善程度的参数，它取决于推进剂组分的物理化学特性、燃烧室压力、喷口截面压力、推进剂组分消耗比例、燃烧过程的完善程度和喷口的喷流速度。除此之外，在衡量导弹和运载火箭的质量特性

时, 动力装置的单位质量 $\gamma_{\pi. y} = g_0 M_{\pi. y} / P_{\pi. y}$ 可作为初始数据。单位质量可衡量动力装置的结构完善度, 它影响主要设计参数 $\mu_{\pi. i}$, n_i 和有效载荷质量 $\mu_{\pi. \pi.}$ 。

在设计初始阶段, 当选用了推进剂组分之后, 单位推力和相应的单位质量的数值, 根据已有的同类型的统计资料或者理论计算来初步确定。在选取统计数据时, 必须考虑到各火箭级动力装置动力特性之间的相互关系, 及其与决定在轨迹主动段工作状态的外界因素的关系。

6.1 液体火箭发动机特性及弹道导弹 与运载火箭动力装置的特性

各种用途的液体火箭动力装置的基本组成是单台液体火箭发动机。液体火箭发动机是一种热力发动机, 它把化学能转变为热能, 然后转变为由喷口射出的燃气动力能。燃气由喷口射向外界而作用在燃烧室和喷口上的合成力产生液体火箭发动机的推力。

导弹和运载火箭的飞行技术性能在很大程度上取决于所选液体火箭发动机的型别、所用液体推进剂的组分及其动力和质量特性。

以后, 我们将区别单台液体火箭发动机特性与由单台组成的动力装置的特性。动力装置可能是单台的, 也可能是多台的。不管单台发动机的数目多少, 单台发动机与动力装置两者的特性总是不同, 这是因为为了保证液体火箭发动机正常工作, 必需安装附加的系统和部件。这些部件和系统的组成与功能取决于液体火箭发动机的型式。

按供油方式，单台液体火箭发动机分为两种基本类别：

1) 挤压式供油系统发动机，这种发动机没有涡轮泵装置 $P_6 < P_K$ ；

2) 泵压式供油系统发动机，此时 $P_6 \ll P_K$ ， P_6 ——油箱内压力， P_K ——燃烧室内压力。

按燃烧室数目分：

1) 单燃烧室式；

2) 多燃烧室式，此时，在多个燃烧室中可能包括专门控制的燃烧室，它可由自己的专门泵供油，或由总的涡轮泵装置供油。

单台液体火箭发动机特性决定动力装置的组成及其特性，同时也确定导弹和运载火箭的飞行-技术特性。它们是：

1) 海平面最大设计状态时的推力(用于第一级液体火箭发动机) P_0 ；

2) 这一工作状态在真空时的推力 P_n ；

3) 海平面单位推力(用于第1级液体火箭发动机) $P_{y.0}$ ；

4) 真空时单位推力 $P_{y.n}$ ；

5) 每秒质量流量 m^0 ；

6) 每秒质量流量比 $K^0 = \frac{m_{ox}^0}{m_f^0}$ ；

7) 单台发动机的单位质量 $\gamma_{n.y}^0 = \frac{g_0 M_{nB}^0}{P_n}$ ；

8) 氧化剂和燃料泵进口处的最小允许压力 P_{ox}^{min} 和 P_f^{min} 。

已知 m^0 和 K^0 后，氧化剂和燃料的每秒质量流量可由如下关系式求解：

$$m^0 = m_{ox}^0 + m_f^0$$

$$m_{oK}^0 = \frac{K^0}{1+K^0} m^0 \quad (6.1)$$

$$m_r^0 = \frac{1}{1+K^0} m^0 \quad (6.2)$$

知道推进剂组分的密度 ρ_{oK} , ρ_r 及 K^0 后, 推进剂的密度按下式求得:

$$\rho_r = \frac{\rho_{oK} \rho_r (1+K^0)}{\rho_{oK} + \rho_r K^0} \quad (6.3)$$

为了求液体火箭发动机的主要特性, 可利用下列关系式:

$$P_0^0 = m^0 c_a + S_a (P_a - P_0); \quad (6.4)$$

$$P_H^0 = m^0 c_a + S_a (P_a - P_H); \quad (6.5)$$

$$P_H^0 = m^0 c_a + S_a P_a, \quad (6.6)$$

式中 c_a ——喷口截面燃气流速度; S_a ——喷口截面面积; P_0 , P_H ——分别为地面及某高度时的大气压力。

求单位推力, 可用下式:

$$P_{yn,0}^0 = \frac{P_0^0}{m^0 g_0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a (P_a - P_0)}{g_0 m^0} = \frac{c_{0, \text{эф}}}{g_0} \quad (6.7)$$

$$P_{ynH}^0 = \frac{P_H^0}{m^0 g_0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a (P_a - P_H)}{g_0 m^0} = \frac{c_{H, \text{эф}}}{g_0}; \quad (6.8)$$

$$P_{ny, \Pi}^0 = \frac{P_{\Pi}^0}{g_0 m^0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a P_a}{g_0 m^0} = \frac{C_{\Pi, \text{эф}}}{g_0} \quad (6.9)$$

式中 $P_{yn,0}^0$, P_{ynH}^0 , $P_{ny, \Pi}^0$ ——分别为地面、高度及真空时的单位推力; $c_{0, \text{эф}}$, $c_{H, \text{эф}}$, $C_{\Pi, \text{эф}}$ ——地面、高度及真空处的有效喷口速度。求解 $\bar{c}_a$, 可用下式:

$$C_a = \varphi \sqrt{2g_0 \frac{n}{n-1} R_k T_k \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]} \quad (6.10)$$

式中 n ——多变指数，它取决于推进剂的物理化学性能和每秒质量流量比 K^0 ； $R_K T_K$ ——液体火箭发动机燃气的热量常数； $\varphi = c_a / c_{a \text{ теор}}$ ——燃烧与喷射过程完善度系数； p_K, p_a ——分别为燃烧室及喷口压力。

在理论上，(6.10)式中 $(p_K/p_a) \rightarrow \infty$ 时，喷口流速达到最大

$$\max C_{a \text{ теор}} = \sqrt{2g_0 \frac{n}{n-1} R_K T_K} \quad (6.11)$$

对于给定的喷口来说 $(f_a = \frac{S_a}{S_{\text{кр}}})$ ， $C_{a \text{ теор}}$ 值不取决于

燃烧室压力 P_K ，而只取决于燃烧室温度 T_K 和气体常数 R_K 。如果发动机以燃烧完全度为常数的燃料进行工作，并且燃烧温度为常数，其喷口速度既不取决于 P_K ，也不取决于 p_H ，也就是说：

$$\begin{aligned} C_{a \text{ теор}} &= c(T_K, f_a); \\ P_a &= P(P_K, f_a) \end{aligned} \quad (6.12)$$

按在喷口处的压力不同（燃气膨胀比 $\frac{P_a}{P_0}$ 或喷口收缩比

$\frac{S_a}{S_{\text{кр}}}$ ），液体火箭发动机分为两种：

1) 非高空的，此时 P_a 稍低于 P_0 ；

2) 高空的，此时 P_a 大大低于 P_0 。高空液体火箭发动机在最佳工作状态 $P_K^0 = \max P_K^0$ 时， $P_a = P_H$ ，即在设计高度 $H_{\text{расч}}$ 。在非设计状态时，推力总是小于设计状态时的推力，这从图6.1可以明显地看出。当 P_a 显著减小时，在地面条件下，可能产生燃气流分离喷口壁面的现象(图6.2)，从而导致地面推力急剧下降，并产生压力波动。

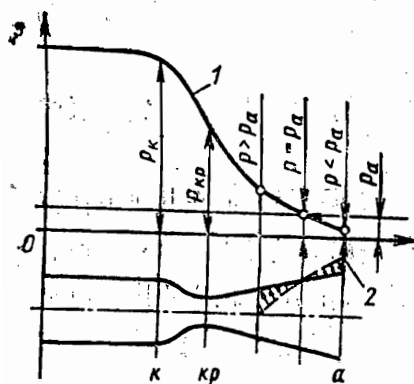


图 6.1 在非设计状态下发动机内压力的变化情况

1——喷口轴向压力；2——喷口表面上的合成压力

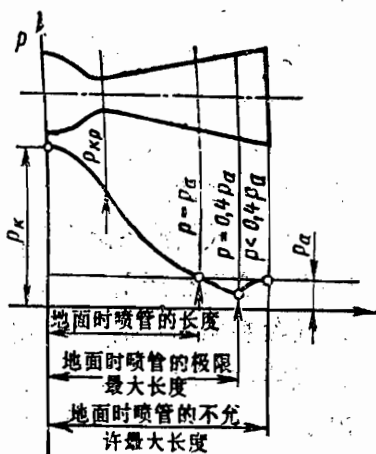


图 6.2 产生燃气分离壁面和压力波动的条件

第一级火箭的液体发动机，因其在地面发射，并大部分时间在稀薄大气层中工作，最好设计为非高空的，但不能产生压力波动。因为实际上气流分离产生在 $(P_a/P_0) \sim 0.3-0.4$ 之间，所以，喷口压力最好选在 $0.4 \cdot 10^5$ 帕以上。

以下各级的动力装置，为了增大 $P_{y\pi.\pi}$ ，喷口压力最好由下述考虑选择：

由于 P_a 减少会增大喷口面积 S_a 和喷管长度 l_a ，从而增大发动机重量。喷管长度的增长还将引起级的尾部和各舱间结构长度和重量的增大。

很明显，在导弹和运载火箭的各级内，每台液体火箭发动机都存在着一个最佳喷口压力 $P_{a\text{опт.}}$ ，在这个压力下，相

应级的最终速度为最大，同时又考虑到重量因素。液体火箭发动机高度特性与级的特性的配合是设计动力装置的重要问题之一。

燃烧室的供油系统对带液体火箭发动机动力装置的组成和原理图会产生很大的影响。

挤压式供油系统比泵压式简单而可靠，但在其他条件相同时，它有很严重的缺点，即燃料舱质量过重。此外，动力装置燃料舱的质量增加与燃烧室内的压力增大成正比。而泵压式供油系统，燃料舱的质量几乎不取决于燃烧室内的压力。

很明显，在推力 P 与比冲 $P_{уд}$ 相同时，挤压式供油发动机的相对单位质量比泵压式的为低：

$$\gamma_{\text{д}}^{\text{БП}} < \gamma_{\text{д}}^{\text{ТНА}};$$

$$\gamma_{\text{д}}^{\text{БП}} = \gamma_{\text{к}}^{\text{БП}} + \gamma_{\text{арм}}^{\text{БП}};$$

$$\gamma_{\text{д}}^{\text{ТНА}} = \gamma_{\text{к}}^{\text{ТНА}} + \gamma_{\text{арм}}^{\text{ТНА}} + \gamma_{\text{ТНА}}$$

标记“к”、“арм”、“ТНА”、“д”分别代表燃烧室、附件、涡轮泵装置和发动机，БП，ТНА分别代表挤压式和泵压式供油系统。

在相对载油量相同时， $\mu_{\text{т}} = \mu_{\text{т}}^{\text{БП}} = \mu_{\text{т}}^{\text{ТНА}}$ ，挤压式供油发动机的燃油舱相对质量比泵压式供油发动机的要大，因为 $\mu_{\text{т.о}}^{\text{БП}} \gg \mu_{\text{т.о}}^{\text{ТНА}}$ ，这是由于 $a_{\text{т.о}}^{\text{БП}} \gg a_{\text{т.о}}^{\text{ТНА}}$ 的缘故。

对挤压式与泵压式供油的动力装置相对质量来讲

$$\mu_{\text{д.у}}^{\text{БП}} = \mu_{\text{д}}^{\text{БП}} + \mu_{\text{т.о}}^{\text{БП}} = \gamma_{\text{а}}^{\text{БП}} n + a_{\text{т.о}}^{\text{БП}} \mu_{\text{т}}; \quad (6.13)$$

$$\mu_{\text{д.у}}^{\text{THA}} = \mu_{\text{д}}^{\text{THA}} + \mu_{\text{т.о}}^{\text{THA}} = \gamma_{\text{д}}^{\text{THA}} n + a_{\text{т.о}}^{\text{THA}} \mu_{\text{т}} \quad (6.14)$$

不等式

$$\mu_{\text{д.у}}^{\text{БП}} \leq \mu_{\text{д.у}}^{\text{THA}} \quad (6.15)$$

$$(a_{\text{т.о}}^{\text{БП}} - a_{\text{т.о}}^{\text{THA}}) \mu_{\text{т}} \leq v_{\text{THA}} n$$

在如下的条件下

$$\gamma_{\text{к}}^{\text{БП}} = \gamma_{\text{к}}^{\text{THA}};$$

$$\gamma_{a_{\text{рм}}}^{\text{БП}} = \gamma_{a_{\text{рм}}}^{\text{THA}}$$

才能成立。

由上述关系式，可做如下结论：当航天器需要在较少的推进剂储量条件下要得到大的加速度时，采用挤压式供油系统液体火箭发动机较为合理。

对初始过载比较不大的，但单位推力和推进剂相对质量尽可能大的一类航天运输工具来讲，采用泵压式供油系统液体火箭发动机较为合理。这一结论也被挤压式和泵压式动力

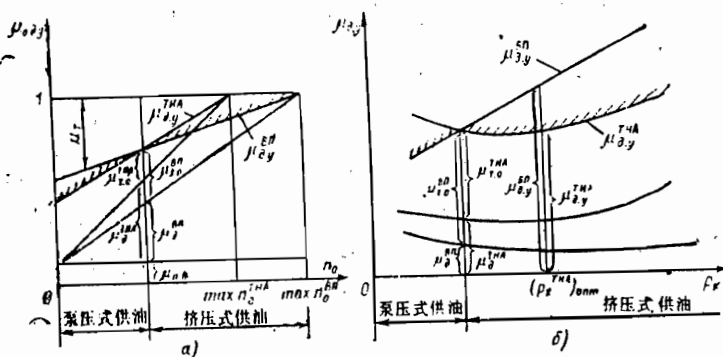


图 6.3 泵压式与挤压式供油系统的应用区
a——挤压式和泵压式供油时，发动机装置相对质量
随初始过载 n_0 的变化；б——发动机装置的相对质
量随燃烧室内压力 p_k 与供油型式的变化

装置的相对质量随燃烧室内压力和初始过载 n_0 的变化所证实(图 6.3)

由图可以看出,挤压式发动机装置的相对质量随燃烧室内压力增加而增大,而泵压式的则下降,在比较大的燃烧室压力值区域内达到最小值。

总的来说,应用不同供油系统的界限不是一成不变的,随着它们的质量与动力特性的改善,是会有变化的。

挤压式供油系统的改进方向是,提高蓄压器的质量特性(由空气蓄压器转到氮、火药、液体等蓄压器),和采用高强度材料而减轻油箱的相对质量。

至于泵压式的改进方向,既要改进质量特性,也要改进动力特性。改进质量特性可用降低泵进口压力来实现,而动力特性则用增大燃烧室内压力来达到。

因此,在导弹和运载工具的动力装置内多采用泵压供油系统。有两种泵压供油系统,其区别在于利用涡轮后的废燃气方式不同。一种是涡轮后的燃气经过专门的或导向喷口排出机外,而不再进入燃烧室(即所谓的自主涡轮开路型式);另一种是涡轮后燃气进入燃烧室并再次燃烧(所谓助燃式闭路型式)。

对开路型式的泵压式发动机来说,燃料总耗量 m^0 为:

$$m^0 = m_{\kappa.c} + m_{\tau 6} \quad (6.16)$$

式中 $m_{\kappa.c}$ ——通过燃烧室的耗量; $m_{\tau 6}$ ——通过涡轮的耗量。

开路泵压又有两种类型:单组分燃气发生器,向涡轮提供专用燃料(图6.4);双成分燃气发生器,向涡轮提供推进剂的组分(图6.5)。

闭路泵压也有两种类型:一种是“气体—液体”型,第

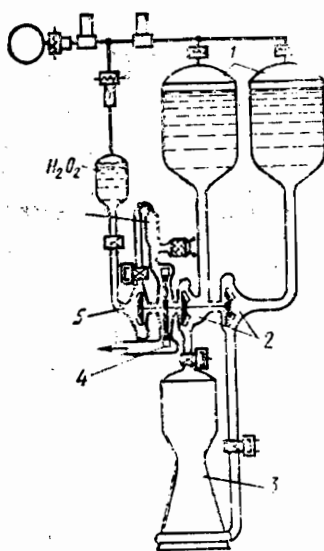


图 6.4 开路燃气发生器，其燃料为单独的 H_2O_2

1——主燃料；2——主燃料泵；3——燃烧室；4——涡轮；5——燃气发生器燃料泵；6——燃气发生器

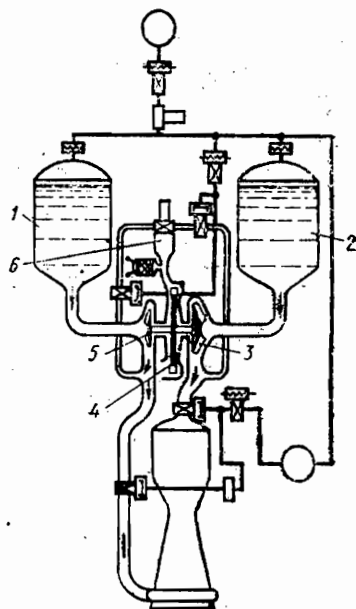


图 6.5 使用推进剂组分的开路燃气发生器

1, 2——推进剂组分；3, 5——泵；4——涡轮；6——燃气发生器

一种燃料以气体状态完全通过涡轮泵装置的涡轮；而第二种燃料以液体方式通过自身泵(图6.6)。第二种类型是“气体—气体”型，两种燃料都完全通过涡轮并进入燃烧室补燃(图6.7)。

开路泵压供油式液体火箭发动机随着 P_K 的增大，单位推力损失 $\Delta P_{Y\pi}$ 随之增加(图6.8)。虽然单位推力还在增大，但这种现象却要产生，因为当 $P_K > P_{K0\pi\pi}$ 时，有效单位推力开始下降，这是由于驱动涡轮泵装置的燃油量增大和涡

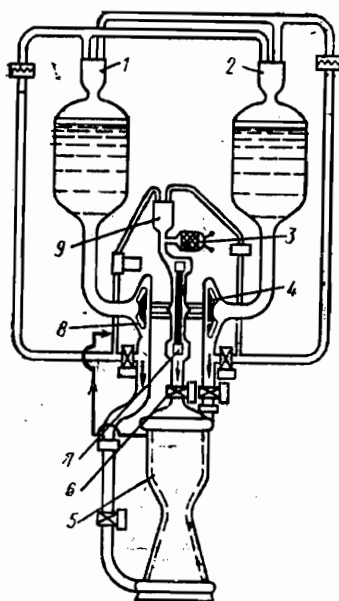


图 6.6 “气体—液体”型闭路泵
压液体火箭发动机

1, 2——燃料；3——起动药块；4，
8——泵；5——燃烧室；6——涡轮出
口；7——涡轮；9——燃气发生器

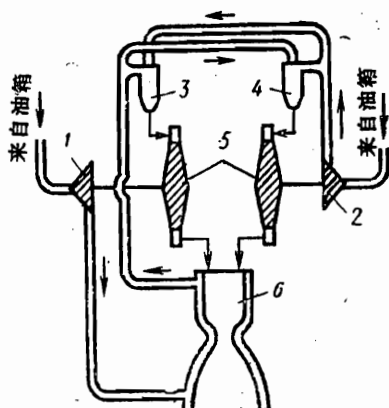


图 6.7 “气体—气体”型闭路泵
压式液体火箭发动机

1——燃油泵；2——氧化剂泵；
3——再生式燃气发生器；4——氧
化式燃气发生器；5——涡轮；6
——燃烧室

轮后的燃气未能有效利用(喷入大气)的缘故。

有效单位推力：

$$\begin{aligned}
 P_{\text{уд.эф}}^0 &= \frac{P_{\text{к.с}} - P_{\text{т.б}}}{g_0 m^0} = \frac{P_{\text{уд.к.с}}}{1 + \frac{m_{\text{т.б}}}{m_{\text{к.с}}}} - \frac{P_{\text{удтб.}}}{1 + \frac{m_{\text{к.с}}}{m_{\text{тб}}}} = \\
 &= P_{\text{уд.к.с}} \left(\frac{m_{\text{к.с}}}{m_{\text{к.с}} + m_{\text{тб}}} + \frac{P_{\text{уд.тб}}}{P_{\text{уд.к.с}}} \cdot \frac{m_{\text{тб}}}{m_{\text{к.с}} + m_{\text{тб}}} \right) \quad (6.17)
 \end{aligned}$$

式中

$$P_{y\text{д.к.с}} = \frac{P_{\text{к.с}}}{g_0 m_{\text{к.с}}} \text{——燃烧室单位推力}$$

$$P_{y\text{д.тб}} = \frac{P_{\text{тб}}}{g_0 m_{\text{тб}}} \text{——涡轮尾喷管单位推力}$$

因为 $P_{y\text{д.тб}} < P_{y\text{д.к.с}}$ ，在某一 $P_{y\text{д}}$ 值和相应的 $P_{\text{к}}$ 值之

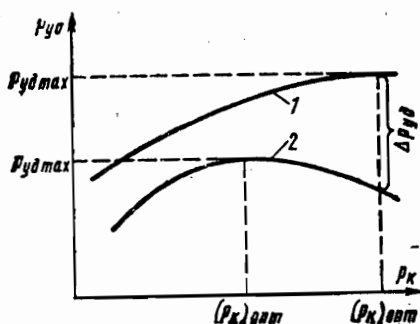


图6.8 液体火箭发动机单位推力 $P_{y\text{д}}$ 随燃烧室内压力 $P_{\text{к}}$ 的变化

1——“闭路”型；2——“开路”型

后，有效单位推力将下降。闭路型式发动机的有效单位推力随着 $P_{\text{к}}$ 的增大不断地增加。因此，闭路泵压供油发动机与开路泵压式相比，其燃烧室内最佳压力、最大有效推力较大，而外形尺寸要小得多。

为了提高泵压式供油系统发动机动力装置的质量特性，最有效的办法是在供油系统内安装助力泵或泵前泵(图6.9)，它可提高进入涡轮泵装置前的燃料的压力。因为在助力泵前所需的进口压力低，就有可能大大降低油箱增压压力，从而减少油箱结构、增压和油箱增压系统结构零件的质量。

助力泵由燃气涡轮来驱动(燃气由专门的燃气发生器中

产生), 或者用主涡轮出口的燃气来驱动。燃气通过涡轮后一般放入大气, 这会多少减少一些发动机的有效推力。在计算动力装置特性时要考虑到这一点。在带燃烧室前涡轮的液体火箭发动机中, 由于向助力泵提供燃气而涡轮功率的增加不能引起单位推力的降低, 而只需要提高燃气发生器内燃气的压力和温度。油箱增压系统的选择、是否需要加装助力泵都属于发动机与火箭装置互相协调的问题。为火箭装置选用合适的推进剂组分也是一个重要的问题。我们从分析液体燃料开始。

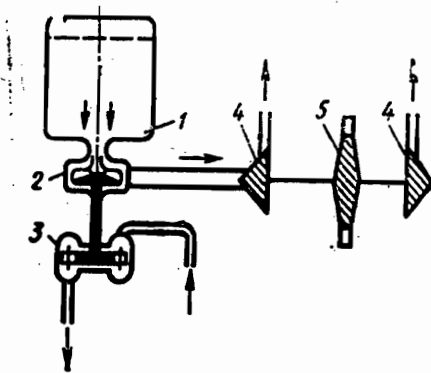


图 6.9 泵压式供油系统内助力泵的安装图

1——油箱; 2——助力泵; 3——助力泵燃气涡轮; 4——燃料主泵; 5——主泵涡轮

6.2 液体火箭推进剂的性 能及其对液体火箭发 动机性能的影响

液体火箭发动机的能源是推进剂的化学组分。推进剂组分的能量由于化学燃烧作用的结果转换为热能, 然后转换为

由燃烧室经过喷口射出的燃气动能。在燃烧室燃烧过程中受氧化的推进剂组分称为燃料，氧化的称为氧化剂。

在液体火箭发动机中，最广泛使用的是双元组分液体推进剂，它们分别保存，然后注入燃烧室。目前应用的双元组分液体推进剂分为：

- 1) 非自燃的，为了点燃需要另外的热源；
- 2) 自燃的，不需要另外的热源，相互接触后即可点燃。

对推进剂的主要要求是：

1. 单位推力高，在较小的油耗下，保证所需的推力值；
2. 密度大，在较小的油箱容积内，装载所需的燃料质量；
3. 冻结温度低(低于 -40°C)，沸点温度尽量高(高于 50°C)，要求不涉及低温组分推进剂；
4. 对结构材料的活化性(腐蚀性)低；
5. 在使用压力和温度条件下物理和化学稳定性高，保证在油箱内能长期保存(保存低温液体组分是相当困难的，因此在选择推进剂组分时要注意)；
6. 推进剂组分的吸水性低，即从大气中吸收湿度，其结果是降低浓度；
7. 推进剂组分在保存和使用时的安全性，即与空气接触时不蒸发、不爆炸、不自燃；
8. 不论是在液体、还是气体状态毒性要低，以免毒害维护人员；
9. 价格低、经济性好，国内有来源，另外，在国民经济中也能使用这些组分。

目前，还没有哪一种推进剂能完全满足上述要求。对推进剂要求的多样性使得在目前已知的大量化学化合物中只能使用几种。这时，就得舍掉一些要求，而满足保证完成导弹和运载工具任务的主要要求。

这样，在目前广泛使用的推进剂组分中，按其物理性质可以分为两类：

——高沸点组分，其使用时的沸点温度高于周围大气温度；

——低沸点(低温)组分，其使用时的沸点比周围大气温度低得多。

合理地选用发动机推进剂组分是设计导弹和运载工具最重要的问题。推进剂特性不仅确定导弹和运载工具的基本设计参数，同时也确定其结构、使用维护和其他特性。必须考虑与导弹和运载工具用途有关的使用条件的特殊要求。这些要求是不同的，因此，对导弹和运载工具的推进剂组分的要求也是不同的。

确定导弹或运载工具有效完成主要任务的推进剂组分的基本特性是单位推力、密度和组分质量混合比。在某些场合，推进剂分组的单位推力小，但密度大，同单位推力较大、密度小的推进剂组分相比，更能有效地满足导弹的使用要求。

目前，在导弹系统中最广泛使用的是“高沸点”组分，它能保证导弹长期处于良好的战斗准备状态。在氧化剂中有四氧化二氮；在燃料中有肼、一甲基肼和偏二甲肼等。近年来，由于在固体推进剂方面所取得的成就，密度为 $1.7 \sim 1.9$ 吨/米³时单位推力可达 $P_{уд.0} = 250 \sim 280$ 秒，再加上高强度结构材料的应用和考虑到固体推进剂良好的使用维护性能，目

表 6.1 燃料与氧化剂的某些物理化学性能 (48)

名称	化学式	熔点 [K]	沸点 [K]	蒸发热量 $\left[\frac{\text{KJ}}{\text{kg}}\right]$	密度 ρ $\left[\frac{\text{kg}}{\text{M}^3}\right]$	化学稳定性	腐蚀性	毒性最大允许浓度 [mg/m ³]
液 氢	H ₂	13.9	20.4	452	71	稳定	弱	700
液 氧	O ₂	54.4	90.1	213.5	1144	稳定	弱	0.001
液 氟	F ₂	55.2	85.2	172.5	1510	稳定	强	—
四氧化二氮	N ₂ O ₄	261.9	294.3	415	1451	稳定	强	—
偏二甲肼	H ₂ N— —H(CH ₃) ₂	215.9	336.6	583	790	稳定	弱	0.3
煤 油	—	200—200	450	—	820—840	稳定	弱	0.005
过氧化氢	H ₂ O ₂	273.5	423.7	—	—	不稳定	弱	—

表 6.2 现代主要液体火箭燃料的某些性能

推进剂组分	K	ρ_T [τ/M ³]	单位推力理论值 P_{yT} (帕) ($p_R = 10^7$ 帕, $p_a = 10^4$ 帕)
四氧化二氮—偏二甲肼	3.07	1.20	350
氧—煤油	3.07	1.04	373
氧—氢	5.56	0.34	463

前，在导弹上愈来愈多地应用固体推进剂，而不是高沸点的液体推进剂[48]。

对运载工具来讲，不要求处于长期战斗准备状态，对它的要求是在最小燃油量下达到最大可能的终速，因此使用高效液体推进剂是合理的。

在现代运载工具中，广泛应用的是低温推进剂组分，如液氧作为氧化剂、液氢作为燃料，还有碳氢族燃料（煤油、合成碳氢）。液氢可提供大的比冲，但密度小，并在正常条件下易于蒸发（表6.1）。液氢的缺点在一定条件下可由引入第三种组分，如碳氢燃油来补偿，正如在第4章内所说的。为了提高密度及减少蒸发损失，在运输、保存和加灌低温组分时，要在制造工厂内进行过冷、并在运输容器、储罐、油箱和管路上采用高效绝热措施。应用最广的推进剂的性能列于表6.2。

6.3 单台液体火箭发动机特性

同火箭组特性的匹配

根据一次近似的设计参数和用于确定这些参数的原始数据，可以计算火箭组推进装置在额定状态工作时的基本动力和质量特性。按这些特性的数值可以确定为保证火箭组各级内液体火箭发动机工作的各系统特性的所需额定值。假设 N , $P_{уд}$, n_i , $\mu_{п.и}$, $M_{п.и}$, α_i , β_i , K_i , $\rho_{ок_i}$, $\rho_{г_i}$ 为基本设计参数和确定这些参数的原始数据（相应于所选的推进剂和单位推力）， $M_{п.и}$ 为技术任务给定的有效载荷质量。这样，相应火箭组的推进装置特性可以按如下方程组求出：

$$P_{\pi i} = n_i g_0 M_{oi}, \quad (6.18)$$

$$m_i = P_{\pi i} / P_{y\pi, \pi i}, \quad (6.19)$$

$$m_i = m_{ok i} + m_{r i}, \quad (6.20)$$

$$m_{ok i} = K_i (1 + K_i)^{-1} m_i, \quad (6.21)$$

$$m_{r i} = (1 + K_i)^{-1} m_i, \quad (6.22)$$

$$\dot{V}_{ok i} = m_{ok i} \rho_{ok i}^{-1}, \quad (6.23)$$

$$\dot{V}_{r i} = m_{r i} \rho_{r i}^{-1}, \quad (6.24)$$

$$m_{\Delta, y i} = \gamma_{\Delta, y i} P_{\pi i}, \quad (6.25)$$

按基本设计参数计算出推进装置特性的一次近似之后，必须进行包括在推进装置内的单台液体火箭发动机的匹配工作，也就是说，提出液体火箭发动机的设计技术任务。

为了保证各火箭级的操纵运动和推进剂在液体火箭发动机入口处必需的的压力和流量，在每一级火箭内应包括为保证液体火箭发动机工作和所需输出特性的专用装置和系统。

引入这些专用装置和系统需要一定的能量和质量消耗，这些消耗要由单台液体火箭发动机的特性来补偿，因此它的单位特性值要比推进装置的高，即

$$\lambda_i^0 = (\lambda_i \pm \Delta\lambda_i) \frac{1}{n_{\Delta\lambda i}} = \bar{\lambda}_i \pm \Delta\bar{\lambda}_i, \quad (6.26)$$

式中 λ_i^0 ——在推进装置内的单台发动机特性； $\lambda_i = (\lambda_i / n_{\Delta\lambda i})$ 单台发动机特性； $\Delta\bar{\lambda}_i = (\Delta\lambda_i / n_{\Delta\lambda i})$ ——在推进装置内的单台发动机特性变量。

这些特性变量的数值取决于机载装置的组成、原理图、结构完善程度和单台发动机在推进装置中的配套性。 $\Delta\lambda_i$ 为正号时表示单台发动机的特性应提高，以补偿其在推进装置中的不足(如推力、质量流量、单位推力等)；为负号时意味着补偿过大，应降低单台发动机的性能(如质量及单位质量

6.10)



压力的变化及停车过程方案

I—III——液体火箭发动机在推进装置内的工作状态

置性能的变化可写为:

$$\Delta\lambda_i = \Delta\lambda_{i, o.y} + \Delta\lambda_{i, c.y. n} + \Delta\lambda_{i, c.p} + \Delta\lambda_{i, kp} + \dots \dots \quad (6.27)$$

式中 $\Delta\lambda_{\text{c.o.r}}$ ——由操纵机构引起的变化； $\Delta\lambda_{\text{c.n}}$ ——由油箱向单台发动机供油系统引起的变化； $\Delta\lambda_{\text{c.p}}$ ——由单台发动机工作状态外部调整系统引起的变化； $\Delta\lambda_{\text{кп}}$ ——由单台发动机在火箭组中固定结构元件引起的变化。

如果火箭组推进装置由 $n_{\text{БД}}$ 台发动机组成, 则在火箭组中配套安装的单台液体火箭发动机的所需性能由下组方程式求得:

$$P_{\pi i}^0 = (P_{\pi i} + \Delta P_{\pi i}) \frac{1}{n_{\text{ДВ}i}}; \quad (6.28)$$

$$m_i^0 = (m_i + \Delta m_i) \frac{1}{n_{\text{ДВ}i}}; \quad (6.29)$$

$$m_{\text{ок}i}^0 = (m_{\text{ок}i} + \Delta m_{\text{ок}i}) \frac{1}{n_{\text{ДВ}i}}; \quad (6.30)$$

$$m_{\Gamma i}^0 = (m_{\Gamma i} + \Delta m_{\Gamma i}) \frac{1}{n_{\text{ДВ}}}; \quad (6.31)$$

$$K_i^0 = \frac{m_{\text{ок}i}^0}{m_{\Gamma i}^0} = K_i \pm \Delta K_i; \quad (6.32)$$

$$P_{\text{УД,П}i}^0 = \frac{P_{\pi i}^0}{m_i^0}; \quad (6.33)$$

$$m_{\text{ДВ}i}^0 = (m_{\text{Д,У}i} - \Delta m_{\text{Д,У}i}) \frac{1}{n_{\text{ДВ}i}}; \quad (6.34)$$

$$\gamma_i^0 = \frac{g_0 m_{\text{ДВ}i}^0}{P_{\pi i}^0} = (\gamma_{\text{Д,У}i} - \Delta \gamma_{\text{Д,У}i}) \frac{1}{n_{\text{ДВ}i}}; \quad (6.35)$$

$$\dot{V}_{\text{ок}i}^0 = m_{\text{ок}i}^0 / \rho_{\text{ок}i}; \quad (6.36)$$

$$\dot{V}_{\Gamma i}^0 = m_{\Gamma i}^0 / \rho_{\Gamma i}; \quad (6.37)$$

$$\Delta \gamma_{\text{Д,У}i} = \frac{g_0 \Delta M_{\text{Д,У}i}}{P_{\pi i}}; \quad (6.38)$$

式中 $\Delta P_{\pi i}$, Δm_i , $\Delta m_{\text{ок}i}$, $\Delta m_{\Gamma i}$ 为火箭组内推进装置的特性变量, 是由于为保证级的操纵和单台发动机正常工作的必要条件而产生的。

用下面的例子解释一下单台发动机性能的变化, 这台发动机包括在火箭组的多发动机推进装置内, 并包括 $n_{\text{о.у}i}$ 台专门操纵用的液体火箭发动机。

引入下列符号:

$$\varphi_{i1} = \frac{P_{\text{о.у}i}}{P_{\pi i}} \text{——操纵发动机推力与推进装置推力之}$$

比:

$$\varphi_{i2} = \frac{\dot{m}_{o.y}}{\dot{m}_i} \text{——操纵发动机流量与整个推进装置流量}$$

之比。

为求解单台液体火箭发动机的特性，得出下列关系式：

$$P_{\pi i}^0 = \frac{1}{n_{дв i}} (P_{\pi i} - P_{o.y i}) = P_{\pi i} \frac{1 - \varphi_{i1}}{n_{дв i}} \quad (6.39)$$

$$\dot{m}_i^0 = \frac{1}{n_{дв i}} (\dot{m}_i - \dot{m}_{o.y i}) = \dot{m}_i \frac{1 - \varphi_{i2}}{n_{дв i}} \quad (6.40)$$

$$P_{уд. \pi i} = \frac{P_{\pi i} - P_{o.y i}}{\dot{m}_i - \dot{m}_{o.y i}} = P_{уд. \pi i} \frac{1 - \varphi_{i1}}{1 - \varphi_{i2}} \quad (6.41)$$

操纵发动机所需推力按导弹或运载工具操纵时所选的布局的最大所需操纵力和力矩求出：

$$P_{o.y i} = f_i (M_{ЭВЗМ}, P_{ЭВЗМ}) \quad (6.42)$$

由关系式(6.39)——(6.41)可以看出，有操纵机构布局时液体火箭发动机的推力、质量流量和单位推力应当与没有操纵机构布局时的发动机的相应特性，多少有些不同。

操纵发动机的单位推力比单台液体火箭发动机的要小得多，所以，单台液体火箭发动机的单位推力在上述操纵布局中为补偿损失应相对地高于推进装置的单位推力，其值为：

$$\frac{P_{уд. \pi i}^0}{P_{уд. \pi i}} = \frac{1 - \varphi_{i1}}{1 - \varphi_{i2}} \quad (6.43)$$

为了补偿由于安装附加装置和系统而增加的推进装置质量，单台液体火箭发动机的质量特性根据关系式(6.34)必须减少 $\Delta \dot{m}_{y. \pi i}$ 。

$$\Delta \dot{m}_{\pi. \pi i}^0 = (\Delta \dot{m}_{o.y i} + \Delta \dot{m}_{с. \pi i} + \Delta \dot{m}_{с. p} + \Delta \dot{m}_{кр i} + \dots) / n_{дв i} \quad (6.44)$$

火箭组推进装置偏离额定值的允许值受到设计单台液体火箭发动机技术任务的限制,因为这样的偏离影响飞行-技术特性。

当推进装置特性允许偏离的一次近似值为已知时,单台发动机特性的允许偏离值可按下述关系式计算:

$$\Delta P_{\Pi i}^0 = \frac{1}{n_{\Pi B i}} \Delta P_{\Pi i} \quad (6.45)$$

$$\Delta P_{\text{уд.п.}i}^0 = \Delta P_{\text{уд.п.}i} \quad (6.46)$$

$$\Delta m_i^0 = \frac{1}{n_{\Pi B i}} \Delta m_i \quad (6.47)$$

$$\Delta m_{\text{ок}i}^0 = \frac{1}{n_{\Pi B i}} \Delta m_{\text{ок}i} \quad (6.48)$$

$$\Delta m_{\Gamma i}^0 = \frac{1}{n_{\Pi B i}} \Delta m_{\Gamma i} \quad (6.49)$$

$$\Delta K_i^0 = \Delta K_i \quad (6.50)$$

式中 $\Delta P_{\Pi i}$, $\Delta P_{\text{уд.п.}i}$, Δm_i , $\Delta m_{\text{ок}i}$, $\Delta m_{\Gamma i}$, ΔK_i 为火箭组推进装置输出特性偏离其额定值的允许值。这些偏离值既受内部,也受外部扰动因素的影响。

我们详细研究一下引起偏离的一些因素。

1. 由于油箱壁的热流和增压空气使推进剂组分的温度发生变化,从而使其物理特性(密度、饱和蒸发压力、热容等)发生变化,如:

$$\rho_{\text{ок}} = \rho_{\text{ок}}^H + \Delta \rho_{\text{ок}} + \Delta \rho_{\text{ок}}^H (\Delta T_{\text{ок}}); \quad (6.51)$$

$$\rho_{\Gamma} = \rho_{\Gamma}^H + \Delta \rho_{\Gamma} + \Delta \rho_{\Gamma}^H (\Delta T_{\Gamma}); \quad (6.52)$$

$$p_{S_{\text{ок}}} = p_{S_{\text{ок}}}^H + \Delta p_{S_{\text{ок}}} + \Delta p_{S_{\text{ок}}}^H (\Delta T_{\text{ок}}); \quad (6.53)$$

$$p_{S_{\Gamma}} = p_{S_{\Gamma}}^H + \Delta p_{S_{\Gamma}} + \Delta p_{S_{\Gamma}}^H (\Delta T_{\Gamma}), \quad (6.54)$$

式中 $\rho_{\text{ок}}^H, \rho_{\Gamma}^H$ ——分别为氧化剂和燃料的单位密度额定值;

$\Delta\rho_{ок}$, $\Delta\rho_r$ ——氧化剂及燃料由于牌号不同允许的密度偏差, $\Delta\rho_r(\Delta T_r)$, $\Delta\rho_{ок}(\Delta T_{ок})$ ——由于在飞行中加热燃料和氧化剂密度而发生的额定值的变化; $p_{ср}^H$, p_r^H ——氧化剂及燃料蒸发压力的额定值; $\Delta p_{ср}(\Delta T_{ок})$, $\Delta p_r(\Delta T_r)$ ——由于在飞行中加热氧化剂和燃料蒸发而造成压力的变化。

图6.11、6.12、6.13示出温度随飞行时间的典型变化及 ρ 和 p_s 随温度的变化。

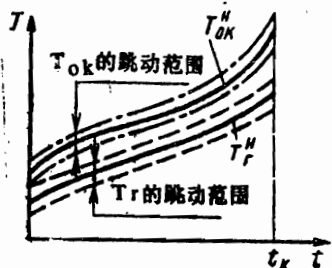


图 6.11 由于加热推进剂组分的温度随时间的变化

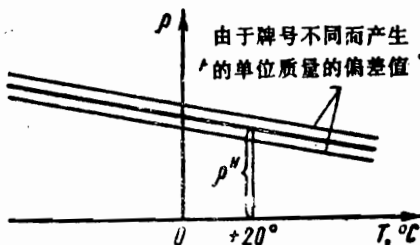


图 6.12 燃料组分密度随温度的变化

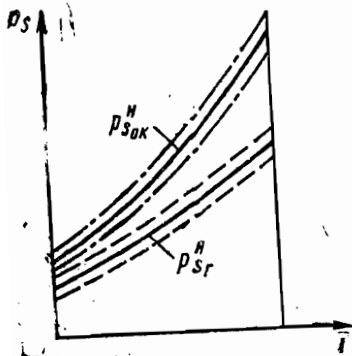


图 6.13 组分饱和蒸发压力随温度的变化

2. 供应系统(油箱增压系统)特性的变化, 籍以保持对氧化剂及燃料泵进口压力在下述范围:

$$p_{ок}^{min} \leq p_{ок}^H \leq p_{ок}^{max}$$

$$p_r^{min} \leq p_r^H \leq p_r^{max}$$

式中 $p_{ок}^{min}$, p_r^{max} ——分别为

氧化剂及燃油泵按其温度调整的最小允许进口压力; $p_{ок}^{max}$,

p_r^{max} ——氧化剂及燃油泵最大

允许进口压力； p_{ox}^H ， p_F^H ——液体火箭发动机在额定状态工作时氧化剂及燃料泵的额定(设计)进口压力。

3. 火箭组推进系统内液体火箭发动机用于操纵时，为了补偿飞行中作用的扰动力和力矩，其推力下降，这一下降值取决于操纵布局和控制程序(见第7章)。

引起液体火箭发动机输出特性偏离其额定值的内部扰动因素同发动机内部的工作过程有关。因此，与内部扰动因素相关的偏差取决于把单台发动机调节到基本额定工作状态的方法和精度。

调节发动机称之为利用相应的调节机构，保证取得给定的额定特性(推力、组分的消耗及混合比)的一系列设计计算及实验工作。调节机构所必需的特性由计算方法确定，并利用零、部件的流体和气动试验的和发动机整机试验的结果。

所需推力值由推进剂组分耗量、其相应的混合比、燃烧室压力来保证。组分耗量及燃烧室压力由涡轮泵装置的工作状态(转速)来调整，而混合比则在氧化剂及燃料泵后的主管路上的流量垫圈来调整。

对导弹和运载工具用的液体火箭发动机的调整精度，要求很高。但是，不管单台发动机的调整方法与精度如何，经常存在着输出特性偏离其额定值的现象，这是由于调节误差、使用中的偶然扰动及发动机内部工作状态不稳定等原因造成的。

为了保证单台发动机在动力装置中正常工作和补偿其输出特性的偏差，应当考虑到泵后压力要有余量和氧化剂及燃料的保险余量。导弹和运载工具在过渡工作状态时，其单台发动机特性的跳动偏差要有一系列的限制，否则对火箭结构及命中准确度或导引精度有一定的影响。液体火箭发动机的

过渡状态是：起动、工作状态转换和关车过程。

对动力装置起动特性的要求是由所选的发射形式确定的，它保证火箭可靠而安全地离开发射塔，并且第一级火箭组的起动与其后各级火箭组的起动要有最小的干扰。

最复杂的是多台发动机装置的起动过程。经验证明，无论是单台发动机调节得很好，多台时也不一定可靠。在多台发动机起动时，必须保证各单台发动机推力和耗油量的同时和同步增长。因此，在设计单台发动机的技术任务书中，不但要给出推力和耗油量的增长规律，同时也要给出因受扰动而引起的允许偏差和起动前的组分耗量。为减少起动前的耗量，应该使单台发动机进入给定工作状态的时间最少，给定工作状态是受火箭结构所能承受的动力载荷限制的。

最广泛应用的动力装置起动形式有三种(见图6.14)。

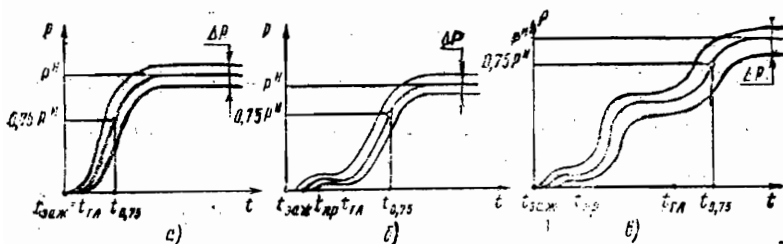


图 6.14 发动机装置起动图

- а——带一台液体火箭发动机动力装置的“炮”式进入额定推力状态；
 - б——带一台或多台发动机动力装置的经中间级进入额定推力状态；
 - в——带多台发动机动力装置的经预先级和中间级进入额定推力状态；
- $t_{\text{заж}}$, $t_{\text{п}}$, $t_{\text{пр}}$, $t_{\text{гл}}$ 分别为接通点火，中间，预先和主级推力的时刻

动力装置关车时，单台发动机推力变化规律的要求取决于导弹和运载工具的操纵系统，所要求的命中或导引精度及

所采用的工作完的火箭级与下一级的分离系统。对最后几级火箭组的滞后脉冲跳动要求极严。当同时给出关车指令时，操纵系统的工作也停止了，滞后的脉冲跳动会引起轨迹的偏离。单台液体火箭发动机单级偏差时，滞后脉冲及其跳动同完成关车信号时 t_{r_K} 的推力成正比(图6.15)。

$$J = \int_{t_{r_K}}^{t_R} P^0(t) dt \quad (6.55)$$

$$\Delta J = \int_{t_{r_K}}^{t_{..}} \Delta P^0(t) dt \quad (6.56)$$

减少滞后脉冲跳动的有效措施之一是双级关车。这时，在末级关车之前由主级至最后级的过渡期间，操纵系统还在工作。显而易见，最后级的推力值愈小，滞后脉冲跳动也愈小(图6.61)。

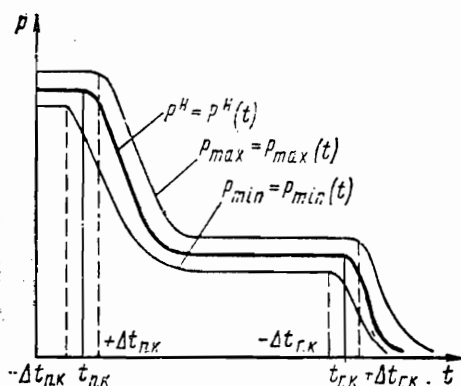


图 6.15 单台发动机单级关车时滞后脉冲的最大变化

t_{r_K} 和 Δt_{r_K} ——完成关车指令时间及其跳动

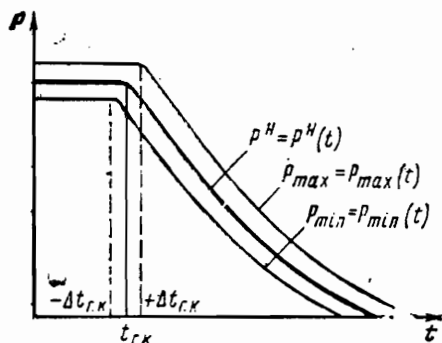


图 6.16 关车前滞后脉冲随油门变化的曲线

$t_{г.к}$, $t_{г.к}$ ——分别为完成油门杆指令的时间及关车时间

液体火箭发动机的过渡工作状态是：在头几级内在最大速压区域内减少推力(从而减少组分的消耗)和关车前为减少作用于飞行器结构上的载荷。在发射带有可操纵飞船的运载工具时，为了减少最大过载，在各级飞行的最后阶段也减少推进装置的推力。

6.4 火箭组增压系统

特性的确定

为了保证液体火箭发动机和推进装置正常工作，在飞行中必需保证推进剂组分的泵前压力高于其饱和蒸压，这样，可以使泵产生空隙现象。

空隙现象是在低压区域破坏了流体的流动连续性，从而产生了充满蒸气和气体的区域。空隙现象能引起泵的工作失调。

泵前压力超出推进剂组分的饱和蒸压在某种程度上可以

体现其抗空隙特性，主要取决于泵的结构。在离心泵前安装加力泵可以大大改善其抗空隙性能，减少泵前的最小允许压力。

减小泵前压力是一种减轻泵结构质量的主要途径，以后还要详细论述。

在设计发动机时为保证其工作可靠性，一般都使所有的压力值比所需的高出一个余量 $\rho^H \Delta h_{pe3}$ 。这时所需压力值为：

$$P_{\text{BX, ПОТР}}^{\text{min}} - P^H_s - \rho^H \Delta h_{pe3} = \rho^H \Delta h_{cp.B}$$

$$\text{从而 } P_{\text{BX, ПОТР}}^{\text{min}} = \rho^H (\Delta h_{cp.B} + \Delta h_{pe3}) + P^H_s \quad (6.57)$$

式中 $P_{\text{BX, ПОТР}}^{\text{min}}$ —— 泵前所需最低压力；

$P_{\text{BX, min}} = \rho^H (\Delta h_{cp.B} + \Delta h_{pe3})$ —— 泵前压力相对于饱和蒸压的提高值； P^H_s —— 额定温度下组分的饱和蒸压。

随温度升高，饱和蒸气的密度增大，为了保持所需的增压值，随着组分温度的升高须增大油泵进口压力。

油箱内所需增压的确定

知道油泵进口所需最低压力之后，在推进装置额定和输出特性情况下，氧化剂和燃料油箱所需的增压可由下列关系式求出：

$$P_{\text{O, OK}}^H = P_{\text{BX, OK}}^{\text{min}} + \Delta P_{c, OK} + \Delta P_{S, OK} -$$

$$- \rho_{OK}(T_{OK}) h_{OK}(t) n_x(t) \quad (6.58)$$

$$P_{\text{O, r}}^H = p_{\text{BX, r}}^{\text{min}} + \Delta P_{c, r} + \Delta P_{S, r} -$$

$$- \rho_r(T_r) h_r(t) n_x(t) \quad (6.59)$$

式中 $\Delta p_{c, OK}$ ， $\Delta p_{c, r}$ —— 分别为氧化剂和燃油系统中的

流体损失: $\Delta p_{sr} = p_{sr}(T_r) - p_{sr}(T_r^H)$; $\Delta p_{soK} = p_{soK}(T_{oK}) - p_{soK}(T_{oK}^H)$ ——由于飞行中加热氧化剂和燃油的饱和蒸压的增值; $\rho_{oK}(T_{oK}), \rho_r(T_r)$ ——随温度变化的氧化剂和燃油的密度; $h_{oK}(t), h_r(t)$ ——氧化剂和燃油的“液体柱”高度; $n_x(t)$ ——随飞行时间变化的轴向过载。

由关系式(6.53)一(6.54)可以看出, 在氧化剂和燃油箱中饱和蒸气压力随飞行时间变化。在飞行过程中, 由于油箱壁、液体和增压气体接触面之间的热交换氧化剂和燃料的温

度升高, 氧化剂和燃料的温度最高值在主动段结尾、关车前达到。因此, 油箱增压所需的额定压力由各级飞行轨迹主动段结束时的组分泵进口所需最大压力值确定。

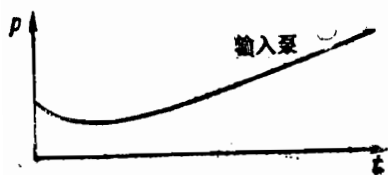


图 6.17 氧化剂和燃料泵进口所需压力随推进装置工作时间的变化曲线

图6.17示出导弹与运载工具第一级火箭组动力装置氧化剂及燃油泵进口

压力随时间变化的典型曲线。

所求出的油箱内额定增压值, 为了保证泵的无空隙工作, 还应提高一点, 这是由于推进系统特性可能产生的调整误差 $\Delta p_{\text{настр}}$ 和外界扰动因素的影响 $\Delta p^{b.\phi}$ 的缘故。

$$p_{6.oK} = p_{6.oK}^H + \Delta p_{6.oK}^{\text{настр}} + \Delta p_{6.oK}^{b.\phi} \quad (6.60)$$

$$p_{6.r} = p_{6.r}^H + \Delta p_{6.r}^{\text{настр}} + \Delta p_{6.r}^{b.\phi} \quad (6.61)$$

由于调整精度容限和外部扰动因素, 外特性的偏差是:

随意的和自变的，因此， $\Delta p_{\text{б.г}}^{\text{настр}}$ 和 $\Delta p^{\text{н.ф}}$ 用下式确定：

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{б.ок}}^{\text{настр}} &= \\ &= \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б.ок}}}{\partial p_{\text{уд}}} \Delta p_{\text{уд}}^{\text{настр}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б.ок}}}{\partial \dot{m}} \Delta \dot{m}^{\text{настр}}\right)^2};\end{aligned}\quad (6.62)$$

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{б.г}}^{\text{настр}} &= \\ &= \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б.г}}}{\partial p_{\text{уд}}} \Delta p_{\text{уд}}^{\text{настр}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б.г}}}{\partial \dot{m}} \Delta \dot{m}^{\text{настр}}\right)^2}\end{aligned}\quad (6.63)$$

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{б.ок}}^{\text{н.ф}} &= \\ &= \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б.ок}}}{\partial T_{\text{ок}}} \Delta T_{\text{ок}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б.ок}}}{\partial \rho_{\text{ок}}} \Delta \rho_{\text{ок}}\right)^2 + (\Delta p_{\text{б.ок}})^2},\end{aligned}\quad (6.64)$$

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{б.г}}^{\text{н.ф}} &= \\ &= \sqrt{\left(\frac{\partial p_{\text{б.г}}}{\partial T_{\text{г}}} \Delta T_{\text{г}}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{\text{б.г}}}{\partial \rho_{\text{г}}} \Delta \rho_{\text{г}}\right)^2 + (\Delta p_{\text{б.г}})^2}\end{aligned}\quad (6.65)$$

式中 $\Delta p_{\text{уд}}^{\text{настр}}$ —— 由于发动机调整引起的单位推力的偏差； $\Delta \dot{m}^{\text{настр}}$ —— 由于发动机调整引起的推进剂组分耗量的偏差； $\Delta T_{\text{ок}} = T_{\text{ок}} - T_{\text{ок}}^{\text{н}}$ ， $\Delta T_{\text{г}} = T_{\text{г}} - T_{\text{г}}^{\text{н}}$ —— 分别为推进装置关车前泵进口处氧化剂及燃料温度的可能升高值； $\Delta \rho_{\text{ок}}$ ， $\Delta \rho_{\text{г}}$ —— 由于牌号不同造成的氧化剂及燃油密度的

允许偏离值; $\Delta p_{6.0\kappa}$, $\Delta p_{6.r}$ ——油箱中保持额定压力的精度(增压系统的工作精度)。

对油箱增压系统的要求, 确定其特性的初始数据

油箱增压系统保持油箱内所需的压力。对增压系统的基本要求是:

- 1) 高精度地保持油箱内所需压力;
- 2) 保证增压系统特性的恒定性(油箱内压力、增压气体的耗量和温度);
- 3) 增压气体、增压系统部、元件的最小质量, 同时不能将组分吸入增压系统;
- 4) 系统的高度可靠性(结构简单, 零部件数量最少);
- 5) 使用方便和安全, 在使用过程中要有高度的密封性。

根据增压系统的具体用途和所用推进剂组分, 还可提出其他的特殊要求。例如, 对导弹来讲, 在整个使用过程中要有随时准备发射的要求。增压系统的分类, 可按所采用的气体、工作原理、为取得增压气体而用的初始物质的装置状态等来进行。

原则上, 增压系统可分为两类:

——“冷系统”, 增压气体在高压容器内贮存, 通过减压器和分配阀向油箱内输入;

——“热系统”, 所用增压气体的温度比液体组分的温度高。

在“冷系统”中工作介质常用空气、氮和氦。

“热系统”分为燃气发生器系统、向贮箱直接注入化学反应物质、预热工作介质的蒸发与气体瓶系统。

在导弹上, 广泛采用的主要系统是燃气发生器和向贮箱

内直接注入反应物质系统。在使用低温组分的运载火箭上，则采用预热工质的蒸发与气瓶系统。

向贮箱内应注入具有相应氧平衡的气体。因此，在液体火箭发动机涡轮前与后导出的气体进入两个燃气发生器或者增压系统混合器，在其中对氧化剂贮箱产生富氧化剂的气体 ($K > K_{CT}$)，而对燃油贮箱产生富油的气体 ($K < K_{CT}$)。

蒸发低温液体和加温压缩空气所用的热能源，可能是由单台发动机涡轮前和涡轮后引出的燃气。“热系统”只有主发动机起动后才能进入工作状态。因此，为了保证可靠工作和避免泵前压力下降，必需对贮箱内的空间进行预先充压(即所谓的“气垫”)。

单级或多级火箭的头几级的预先充压由地面气瓶系统进行，而后几级在发射前由地面系统，在飞行中由机载压缩空气瓶进行。

合理选择贮箱增压系统及确定其特性的初始数值

p_{OK}^{min}, p_r^{min} ——氧化剂及燃油泵进口的最低压力。

$\dot{m}_{OK}^{max} = \dot{m}_{OK}^H + \Delta \dot{m}_{OK}, \quad \dot{m}_r^{max} = \dot{m}_r^H + \Delta \dot{m}_r$ ——推进剂组分的最大质量耗量。

$\dot{V}_{OK}^{max} = (\dot{m}_{OK}^{max} / \rho_{OK}^{min}), \quad \dot{V}_r^{max} = (\dot{m}_r^{max} / \rho_r^{min})$ ——推进剂组分的最大容积耗量。

贮箱形状。 $h_{KO}(t), h_r(t)$ 关系式。 $\Pi \Gamma C X_{OK}, \Pi \Gamma C X_r$ ——氧化剂和燃料系统的气动流体原理图。

增压气体的物理化学特性。

$T_{OK}(t), T_r(t)$ ——氧化剂和燃料温度随推进装置工作时间的变化关系。

$n_x(t)$ ——轴向过载随时间的变化关系。

$V_{\text{ок}}^{\text{н}}, V_{\text{г}}^{\text{н}}$ ——氧化剂和燃料额定余量所占容积。

$V_{\text{ок}}, V_{\text{г}}$ ——氧化剂和燃料贮箱容积。

贮箱增压系统基本特性

$p_{\text{ок}}, p_{\text{г}}$ ——飞行中氧化剂及燃料贮箱的增压压力。

$p_{\text{ок}}^{\text{np}}, p_{\text{г}}^{\text{np}}$ ——氧化剂及燃料贮箱预先增压压力。

氧化剂及燃料增压气体的质量耗量($m_{\text{г.ок}}, m_{\text{г.г}}$)。

氧化剂及燃油贮箱增压气体温度($T_{\text{ок}}, T_{\text{г}}$)。

关车时在氧化剂及燃油贮箱内增压气体的质量($m_{\text{г.н}}$)。

关车时剩余组分的质量($m_{\text{нез}}$)。

增压系统、氧化剂及燃料系统结构的零、部件质量($m_{\text{с.н}}$)。

氧化剂及燃料贮箱内的所需增压压力可用关系式(6.58)——(6.65)求出。为此，必须根据原始数据求出流体损失：

$$\Delta p_{\text{г.н}} = \Delta p_{\text{с}} + \Delta p_{\text{м}} + \Delta p_{\text{тр}} \quad (6.66)$$

式中 $\Delta p_{\text{с}}$ ——速度引起的压力损失； $\Delta p_{\text{м}}$ ——由下式确定的损失：克服管道局部阻力的压力， $\Delta p_{\text{тр}}$ ——与管道壁摩擦的压力损失

$$\Delta p_{\text{с}} = \frac{\rho w^2}{2} \quad (6.67)$$

式中 w ——组分流动速度； ρ ——关车时组分最大密度。

$$\Delta p_{\text{м}} = \frac{\rho w^2}{2} \sum_{i=1}^n \xi_i \quad (6.68)$$

式中 ξ_i ($i=1, 2, \dots, n$)——氧化剂和燃料系统各元件的局部阻力系数(进气装置，波纹管，自动器元件，阀门，发动机入口，拐弯件，管道截面变化)

$$\Delta p_{\text{тр}} = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho w^2}{2} \quad (6.69)$$

式中 λ_c ——摩擦阻力系数； l ——管道长度； d ——管道直径。

圆形管道紊流运动时， λ_c 由下式确定：

$$\lambda_c = 0.1 \left(1.46 \frac{\Delta}{d_r} + \frac{100}{Re} \right)^{0.25} \quad (6.70)$$

式中 $Re = \frac{wd_r}{\nu}$ ——雷诺数； Δ ——管道的平均粗糙度[米]； d_r ——流体直径[米]； ν ——液体运动粘度[米²/秒]。

预先增压系统应保证在主增压系统进入工作状态之前泵进出口处有必需的压力，以免发生空隙现象。

预先增压值(在推进装置起动之前)应保证在下述范围：

$$p_{0\min} < p_0 < p_{0\max},$$

为了使 p_0 不超过 $p_{0\max}$ ，在贮箱上装有卸压活门，其打开压力为：

$$p_{п.к} = p_{0\max} + \Delta p_{п.к}$$

选择相应的油箱自由空间值(“气垫”)，或者在主增压系统进入工作状态之前补充注入组分，可避免压力低于允许的 $p_{0\min}$ 。如果预先增压在发动机开车前停止，那么，贮箱内气体等温扩张过程中最小的自由空间由下式求出：

$$V_{c.п.\min} = \frac{p_{0\min} \cdot V_{c.\max}}{p_{п.к} - p_{0\min}}; \quad (6.71)$$

$$V_{c.\max} = V_3 + V_D \quad (6.72)$$

式中 $V_{c.\max}$ ——在增压系统进入工作状态之前由贮箱中吸出推进剂组分的最大容积； V_3 ——用于充填推进装置线路管道的组分容积； V_D ——在增压系统进入工作状态之前发动

机内消耗的推进剂组分容积 $V_D = \int_{\tau_3}^{\tau_M} \dot{V} dt$ ， $\dot{V}$ ——瞬时每秒容积耗量； τ_3 ——发动机注油时刻； τ_M ——增压系统进入工作

状态时刻。

如果用地面设施预先增压至火箭发射，则所需要的预先增压气体耗量为：

$$m_{r.н} = \frac{p_{6\max} V_{c.\max}}{g_0 RT(\tau_{cr} - \tau_3)} \quad (6.73)$$

式中 τ_{cr} ——发射时刻； RT ——预先增压气体的单位做功能力，等于气体常数与温度的乘积。广泛应用的增压气体为惰性气体，如氦 $R=212$ ，氮 $R=30.26$ 。

发射前增压气体的耗量 $m_{r.н}$ 是计算自动器和预增压系统流通截面的原始数据。

推进剂组分的压力损失由氧化剂及燃料系统的管路及其贮箱内布局来确定。大部分损失是摩擦损失，取决于管路的长度和直径。耗量给定时，直径取决于液体流动速度。速度愈大，直径愈小，管路愈轻。但这时，摩擦损失增大，必须由增大贮箱内压力来补偿，而这就引起贮箱和增压气体质量的增加。

因此，管路直径的最佳值和流速应从下述条件选择：

$$\min m_{\Sigma} = \min(m_0 + m_{r.н} + m_{\tau p}) \quad (6.74)$$

式中 m_0 ——贮箱质量； $m_{r.н}$ ——增压气体质量； $m_{\tau p}$ ——管路质量。

应当考虑在贮箱内、外安排管路的两种方案。

$p_{6.ок}, p_{6.r}, V_{ок}, V_r$ 为已知，增压气体的每秒耗量为：

$$\left. \begin{aligned} m_{r.н}^{6.ок} &= \frac{p_{6.ок} \dot{V}_{ок}}{(RT_{\phi})_{ок}}, \\ m_{r.н}^{6.r} &= \frac{p_{6.r} \dot{V}_r}{(RT_{\phi})_r} \end{aligned} \right\} \quad (6.75)$$

式中 $m_{r.н}^{6.ок}, m_{r.н}^{6.r}$ ——分别为氧化剂、燃料箱增压气体

的秒耗量: $(RT_{\text{эф}})_{\text{о.к}}$; $(RT_{\text{эф}})_{\text{г}}$ ——分别为氧化剂、燃料箱内气体的有效功。

对“冷”的、带预热蒸发和气体气瓶系统来说, $RT_{\text{эф}}$ 可按已知的热力学公式计算, 这样出现的一些误差是可以接受的。

对燃气发生器“热”增压系统来说, 因增压过程内部较复杂(热交换、冷却、蒸发、化学作用), $RT_{\text{эф}}$ 用实验方法来确定, 其结果按下列公式计算:

$$RT_{\text{эф}} = \frac{p_{\tau} V_{\tau}}{m_{\text{г.н}}} \quad (6.76)$$

式中 p_{τ} ——贮箱中的绝对压力; V_{τ} ——在 τ 瞬间时的贮箱自由体积; $m_{\text{г.н}}$ —— τ 瞬间消耗于增压的气体数量。

增压气体质量是由预增压气体质量和飞行过程中气体的质量耗量 $\int_0^{\tau} m_{\text{г.н}} dt$ 两项组成。

因此, 在推进装置关机瞬间, 贮箱内最大气体质量可由下列公式求出:

$$m_{\text{г.н}}^{\text{б.ок}} = m_{\text{п.н}}^{\text{б.ок}} + \int_0^{t_{\text{к}}} \frac{p_{\text{б.ок}} \dot{V}_{\text{ок}}}{(RT_{\text{эф}})_{\text{ок}}} dt; \quad (6.77)$$

$$m_{\text{г.н}}^{\text{б.г}} = m_{\text{п.н}}^{\text{б.г}} + \int_0^{t_{\text{к}}} \frac{p_{\text{б.г}} \dot{V}_{\text{г}}}{(RT_{\text{эф}})_{\text{г}}} dt \quad (6.78)$$

$$m_{\text{г.н}} = m_{\text{г.н}}^{\text{б.ок}} + m_{\text{г.н}}^{\text{б.г}}. \quad (6.79)$$

“热”增压时, 组分自由表面上的气体温度比组分温度高。因此, 在飞行中, 由于液体的热传导和对流热交换(在贮箱

内气体与液体的运动，并与进入贮箱的输气管结构有关），组分的温度升高。增压气体的温度愈高，其质量愈小，组分加温愈大，贮箱质量也就愈大，这是由于为了补偿组分加热，提高增压压力的缘故。

贮箱增压系统质量可分为两部分：关车时贮箱内增压气体质量，其值初次近似时可正比于推进剂组分的额定数量；系统结构件重量，随增压气体的压力、温度和流量变化。一次近似时可正比于推进装置的推力

$$m_{c.н.} = m_{г.н.} + m_{c.н.}^{кон} = a_{c.н.} m_{г.} + \gamma_{c.н.} P_{п.} \quad (6.80)$$

式中 $a_{c.н.} = m_{г.н.}/m_{г.}$ 增压气体与推进剂质量之比； $\gamma_{c.н.} = m_{c.н.}^{кон}/P_{п.}$ ——折合每单位推力的增压系统结构件质量。

因为贮燃料舱的质量取决于增压压力，因此，在选择增压压力时（泵出口压力给定时）必需尽力做到

$$m_{т.о.} - m_{т.гар.} = \min \left(m_{т.о.}^{кон} + m_{c.н.} + m_{т.нез} \right) \quad (6.81)$$

式中 $m_{т.нез}$ ——关车时贮箱内推进剂余量（未吸出量）； $m_{т.гар.}$ ——保险余量。

未吸出组分量包括在贮箱内壁形成的薄膜和从贮箱内排不出去的组分，后者是由于在放油导管上面形成漏斗所致。

未吸出组分的质量值取决于贮箱底部的形状、吸出装置的完善程度和飞行中由于增压压力增加组分蒸气压力提高的补偿程度。为了使液体火箭发动机正常工作，在关车的瞬间，组分的水平必须高于未吸出的水平（ $h_{вых} \geq h_{нез}$ ）如图6.18。如果增压压力能完全补偿由于在飞行中加温引起的组分蒸发压力的增长，则 $h_{вых} = h_{нез}$ ，而未吸出量取决于吸出装置的

完善程度和贮箱底部的形状。在相反的情况下，在关车时的未吸出量内还应加上由增压压力未能补偿的加温的组分的质量。

增压系统特性的选择应当与火箭组特性相符合，以达到保证最大有效载荷的目的。

当用燃气发生器的热燃气时，一定要考虑到推进装置单位推力的降低，

这是因为增压系统要抽掉一部分推进剂组分的耗量。对工质加热的蒸发和燃气气瓶增压系统有这种情况发生，这时，部分主组分的耗量用于蒸发和加热，然后排出外部。单位推力的减少用下式计算：

$$\Delta p_{y\pi}^0 = -p_{y\pi}^0 \frac{m_{r.н}}{m^0} \quad (6.82)$$

为保证最大有效载荷质量，增压系统的选择必须考虑 $R T_{a\phi}$ 、贮箱结构质量、气体在贮箱中的剩余量、管道及吸出装置；如果有加力泵的话，还应考虑其质量。

6.5 火箭组推进装置的控制与调节

火箭组推进装置推力变化的典型程序(见图6.10)确定了对单台液体火箭发动机的要求，后者不但作为弹道导弹和运载火箭控制系统的一个环节，而且也牵涉到其在飞行中所有使用工作状态的工作能力。因此，推进装置是弹道导弹和运载

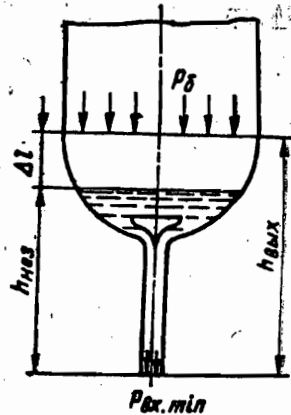


图 6.18 贮箱内推进剂组分未吸出量的确定

火箭控制系统的执行机构。它保证飞行器的运动轨迹接近程序轨迹,并在飞行中遇到扰动因素时起补偿作用(变换推力和推力方向)。

在这些因素中,如在 6.3 节所述,有外部因素,它影响单台液体火箭发动机的工作状态,并与输入特性的变化有关。也有与发动机内部工作过程变化有关的内部因素。

为了限制在这些扰动因素的作用下实际特性偏离其额定值的可能性,在推进装置的组成中必须带有专门的调节系统。在这一系统中,测量实际的输出特性值,与额定特性值相比较,向调节装置给出相应的指令,在这些特性值出现不协调的时候改变发动机的工作状态,以期使偏差达到最小。

推进装置的控制与调节系统应保证:单台发动机工作的稳定性和安全性,在现实的外界扰动作用下达到并保持工作过程特性的给定值,工作状态的改变和由轨迹控制系统得到相应信号后关掉推进装置。

推进装置的调节参数可以选择确定液体火箭发动机输出特性的物理参数(如燃烧室内压力、推力剂组分的秒耗量、推力、轴向过载等),这些参数在飞行过程中在不妨碍推进装置工作的情况下,都能被测定和被改变。

因为弹道导弹的命中准确度和运载火箭的入轨准确度取决于推进装置关机时的坐标和速度分量,所以,为达到技术任务书中所给定的最大航程和轨道参数,可能要有一定的推进剂组分保险余量的保证才行,后者取决于组分的混合比。

因此,除了调节总推力和质量特性之外,还必须调节推进剂组分的混合比,以达到同时和更完全的消耗。贮箱的不同步耗尽会造成剩油的增加,因而,引起导弹和运载火箭有效载荷的减少。只有在能增大有效载荷的情况下,安装混合

比调节装置才是适宜的。

原则上，在目前所达到的技术水平情况下，上述调节任务可由一个统一的调节系统来完成，后者是弹道导弹和运载火箭控制系统这一高层次的子系统。

在早期的液体推进剂弹道导弹和运载火箭上(如洲际弹道导弹、“东方”号和“联盟”号运载火箭)，这些任务用两个系统来解决：“假想”速度调节系统和贮箱同步耗尽系统。

“假想”速度调节系统是利用发动机的推力调节来保证导弹或运载火箭的“假想”速度按程序变化。这样，这一系统对单位脉冲、耗油量的偶然变化和运载火箭的初始质量做出反应，同时也对沿推力控制方向的气动力分量变化做出反应。

图6.19示出该系统图，由系统功能可以明显看出，测量是不间断进行的。“假想”速度的调节可以用改变推进剂组分通过单台发动机的耗量来实现，共有两种方法：减少或增大由燃气发生器排出的气体来改变涡轮泵装置涡轮的转速；改

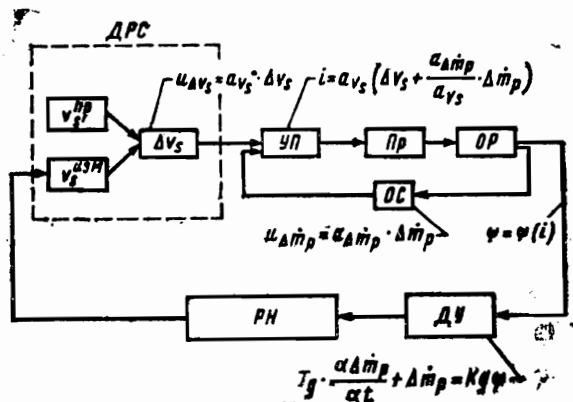


图 6.19 具有调节机构倾斜角反馈的假想速度调节系统图

РН——航天器级；ДΥ——推进装置；ДРС——假想速度调节器传感器；УП——放大变流器；ПР——传动部件；ОР——调节机构；ОС——反馈部件

变组分混合比来改变涡轮温度。

对假想速度调节器调节机构特性的要求由弹道导弹或者运载火箭的设计师确定，并取决于单台发动机推进剂质量耗量的变化方法。最常见的调节机构是利用单台发动机的调节器，它保证在给定的工作状态下稳定工作，并安装在燃气发生器供油路的干线管道中之一上。为了使假想速度调节系统工作，液体火箭发动机推进剂的质量耗量必须有另外补充的变化范围。

显然，调节机构所需的压差由组分耗量所需的增大或缩小范围来确定，后者取决于扰动因素的最坏的可能组合。作用于假想速度调节系统的干扰，可以认为是偶然的和独立的。在这种情况下，调节用的质量耗量所需的最大变化可由下式确定：

$$\Delta \dot{m}^{\text{PKC}} = \sqrt{\Delta \dot{m}_{\text{py}\pi}^2 + \Delta \dot{m}_m^2 + \Delta \dot{m}_{m0}^2 + \Delta \dot{m}_{c_x}^2 + \Delta \dot{m}_q^2 + \Delta \dot{m}_w^2} \quad (6.83)$$

式中 $\Delta \dot{m}_{\text{py}\pi} = -\frac{\dot{m}^0}{p_{y\pi 0}} \Delta p_{y\pi}$ ——为补偿单位脉冲分散所需的

的秒耗量变化； $\Delta \dot{m}_m = \Delta \dot{m}_B$ ——同样为补偿质量耗量的分散；

$\Delta \dot{m}_{m0} = \frac{n}{p_{y\pi}} \Delta \dot{m}_0$ ——同样为补偿起飞质量的分散； $\Delta \dot{m}_{c_x}$

$= \frac{(q C_x S)_{\max}}{p_{y\pi} g_0 C_x} \cdot \Delta C_x$ ——同样为补偿气动阻力系数的分散；

$\Delta \dot{m}_q = \frac{(q C_x \cdot S)_{\max}}{p_{y\pi} g_0 q} \cdot \Delta q$ ——同样为补偿速压的分散；

$\Delta \dot{m}_w = \frac{(q \cdot C_x \cdot S)_{\max}}{p_{y\pi} g_0} \cdot 2 \frac{w}{v}$ ——同样为补偿风速(w)影响。

贮箱同步耗尽系统保证氧化剂和燃料的贮箱同时耗尽。不同时耗尽的原因是，加注组分时的误差和组分的实际耗量

偏离于其额定值。

推进剂组分容积和质量的不协调及其耗量的偏离取决于一系列偶然的干扰因素，这些因素都与推进装置特性的实际值偏离调整发动机时的额定值有关。

干扰因素可分为两类：一是注入推进剂组分时贮箱原始容积比例不协调所致 $(K_v = \frac{V_{OK}}{V_r})$ ；二是组分每秒容积耗量偏离其额定值所致 $[\dot{K}_v = K_r(\frac{\dot{V}_{OK}}{V_{OK}} - \frac{\dot{V}_r}{V_r})]$ 。属于第一类的有：

1) 加填组分时有错误 ΔK_{v3} ；

2) 燃料和氧化剂的牌号不协调 ΔK_{vc} ；

$$\rho_{OK} = \rho_{OK}^H \pm \Delta \rho_{OK}; \quad \rho_r = \rho_r^H \pm \Delta \rho_r;$$

3) 组分的温度误差 ΔK_v ；

$$t_{OK} = t_{OK}^H \pm \Delta t_{OK}$$

$$t_r = t_r^H \pm \Delta t_r$$

属于第二类的：

1) 推进装置调整错误引起的误差 $\Delta K_{v \text{ настр.}}$ ；

2) 由组分牌号不同引起的误差 ΔK_{vc} ；

$$\rho_{OK} = \rho_{OK}^H \pm \Delta \rho_{OK};$$

$$\rho_r = \rho_r^H \pm \Delta \rho_r;$$

3) 氧化剂和燃料的温度偏离其额定值 ΔK_v ；

$$t_{OK} = t_{OK}^H \pm \Delta t_{OK}$$

$$t_r = t_r^H \pm \Delta t_r;$$

4) 由于氧化剂及燃料贮箱增压压力分散度而引起的容积偏差 ΔK_{vp}

$$P_{6.ок} = P_{6.к}^{\Pi} \pm \Delta P_{6.ок};$$

$$P_{6.г} = P_{6.г}^{\Pi} \pm \Delta P_{6.г}$$

贮箱同步耗尽系统在推进装置关车前瞬间，应把上述不协调化为零。原则上，这一任务可用下述方法解决：

1. 精确调节推进剂组分的秒耗量。为此必须精密测量质量耗量和容积耗量。直接测量质量耗量的可靠方法到目前为止还没有，所以，广泛应用测量容积秒耗量的方法。

2. 精确调节推进剂组分的容积。采用这种方法时，要精密测量组分的瞬时容积，贮箱耗尽的调节要靠组分在贮箱内液面水平的对比来实现(因此这一方法称为液面水平法)。这些方法中最广泛采用的称为贮箱耗尽不连续调节法。它的原理是对比传感器开始动作的时间，后者则对应贮箱内组分的一定液面水平。

液面水平法的最后不协调度比流量测量法要小得多。液面水平法的缺点是，在扰动因素的某种组合下有可能出现质量耗量比的瞬时值高于最大允许值。

这种情况可能破坏发动机的工作能力，或者恶化其推力特性(减少单位推力)，为了避免这种情况，需要采取相应的措施。措施之一是采用综合系统，即同时进行容积秒流量和液面水平比的同时调节。

贮箱同步耗尽系统的调节机构，可以利用安装在进口干线或压力干线上的节流阀。在第一种情况下需要增大贮箱增压压力，其补充增大值等于节流阀上的最大压差。第二种情况下要增加泵的压力头，因此，要增大涡轮和泵的功率。

贮箱同步耗尽系统的作用结果，完成下列条件：

$$\Delta K_{v3} - \int_0^t (\Delta \dot{K}_v - \Delta \dot{K}_v^y) dt \rightarrow 0 \quad (6.84)$$

式中最大可控制的不协调度 ΔK_v 由所作用的干扰 ΔK_r 来确定。

6.6 液体火箭发动机火箭组

气动液压系统

火箭组气动液压系统的基础是单台液体火箭发动机系统，推进剂供应系统及贮箱增压系统，组分加注、漏油及放油系统和其它的气动液压装置（如火箭组之间的气动液压连接件和地——舱连接件）。单台液体火箭发动机的气动液压系统型式取决于向燃烧室供组分系统和发动机工作状态控制和调节系统的型式。带增压的推进剂供应系统取决于火箭组内贮箱舱的布局 and 结构（单舱或组合舱、或有外挂舱），以及火箭组推进装置内单台发动机的数目和控制机构的方式（用主发动机，或是用专用控制发动机）。

图 20 示出“东方”号运载火箭侧面火箭组的气动液压系统，其推进装置由四台氧-煤油式主液体火箭发动机组成，并有两台控制发动机（由主涡轮泵装置供油）。

图 6.21 示出“宇宙”号运载火箭第 2 级火箭组的气动液压系统，其发动机为 PД-119。图 2.22 为“大力神-Ⅱ”型弹道导弹（美国）第 2 级火箭组的气动液压系统，该导弹是加强战备型的，氧化剂为 N_2O_4 ，燃料为混肼 50。

图 6.23 示出“土星 V”运载火箭第 3 级的气动液压系统，其动力装置为一台氢氧液体火箭发动机，带有从推进剂贮箱共同供油的涡轮泵装置。为了控制俯仰和偏航，可利用主发动机在万向接头上的转动，倾斜控制和再次起动的定位则利用辅助动力装置。

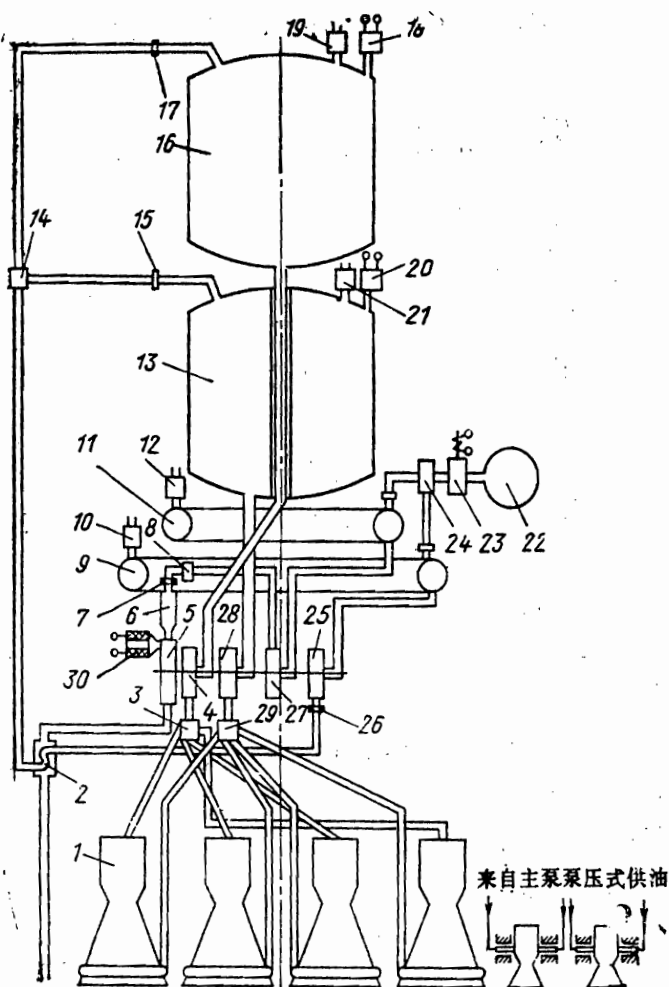


图 6.20 “东方”号侧面火箭组气动液压系统

1—燃烧室, 2—热交换器, 3—氧化剂主阀门, 4—液氧泵, 5—
 涡轮, 6—燃气发生器, 7、15、17、26—垫片, 8—过氧化氢流量调节
 器, 9—环形液氮瓶, 10、12、19、21—漏油保险活门, 11—环形过氧化氢
 瓶, 13—燃料贮箱, 14、24—流量调节器, 16—氧化剂贮箱, 18、20—压
 力继电器, 22—压缩空气瓶, 23—电气动活门, 25—液氧泵, 27—过氧
 化氢泵, 28—燃料泵, 29—燃料主活门, 30—火药起动机

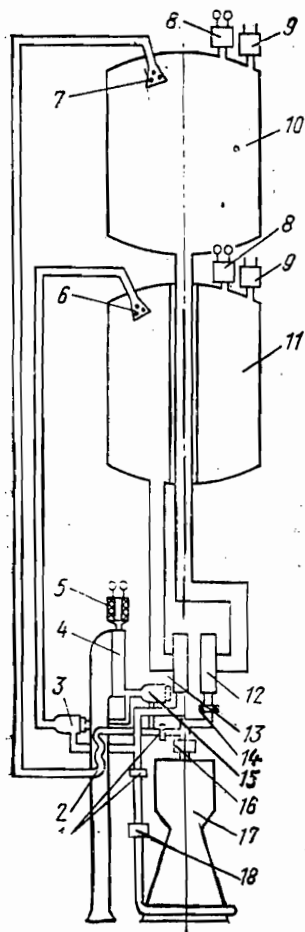


图 6.21 “宇宙”号运载火箭第 2 级火箭组的气动液压系统(发动机为РД-119)

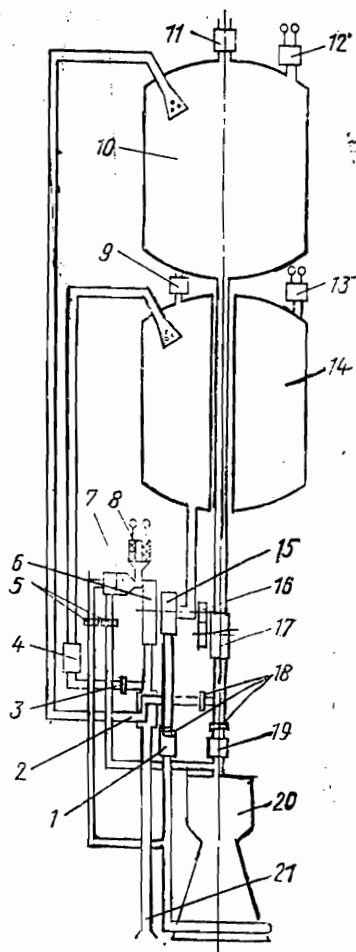


图 6.22 “大力神II”型弹道导弹第 2 级火箭组气动液压系统

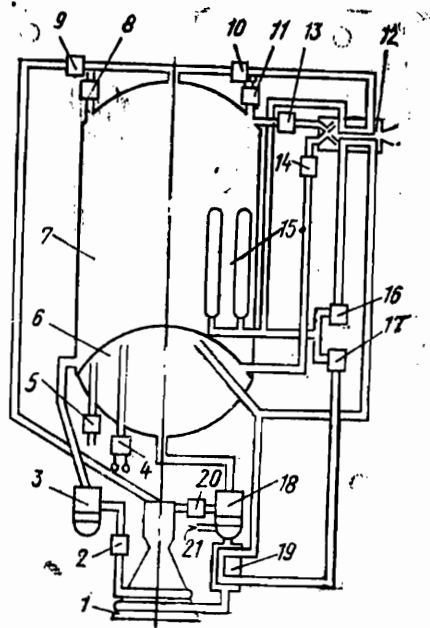


图 6.23 “土星V”号第3组气动液压系统(不带辅助动力装置)

1——燃烧室；2——燃料主活门；3——燃料涡轮泵，由使用主组分的燃气发生器带动工作；4、11——压力传感器；5、8——漏油保险活门；6——液氧贮箱；7——液氢贮箱；9、10、13、14、16、17——活门；12——氢氧加热器；15——液氧瓶；18——氧化剂涡轮泵；19——热交换器；20——氧化剂主活门；21——为传动液氧涡轮由液氢涡轮泵引出的气体

图 6.21: 1、14——垫片；2——热交换器；3——混合器；4——涡轮；——火药起动器；6——喷射器；8——压力继电器；9——漏油保险活门；10——氧化剂贮箱；11——燃料贮箱；12——氧化剂泵；13——燃料泵；15——燃气发生器；16——氧化剂主活门；17——燃烧室；18——燃料主活门

图 6.22: 1——氧化剂主活门；2——蒸发器；3、5、18——垫片；4——热交换器；6——涡轮；7——燃气发生器；8——火药起动器；9、11——漏油保险活门；10——燃料贮箱(混肼50)；12、13——压力传感器；14——氧化剂贮箱(N_2O_4)；15——氧化剂泵；16——减压器；17——燃料泵；19——燃料主活门；20——燃烧室；21——可转动的尾喷口(控制倾斜角)

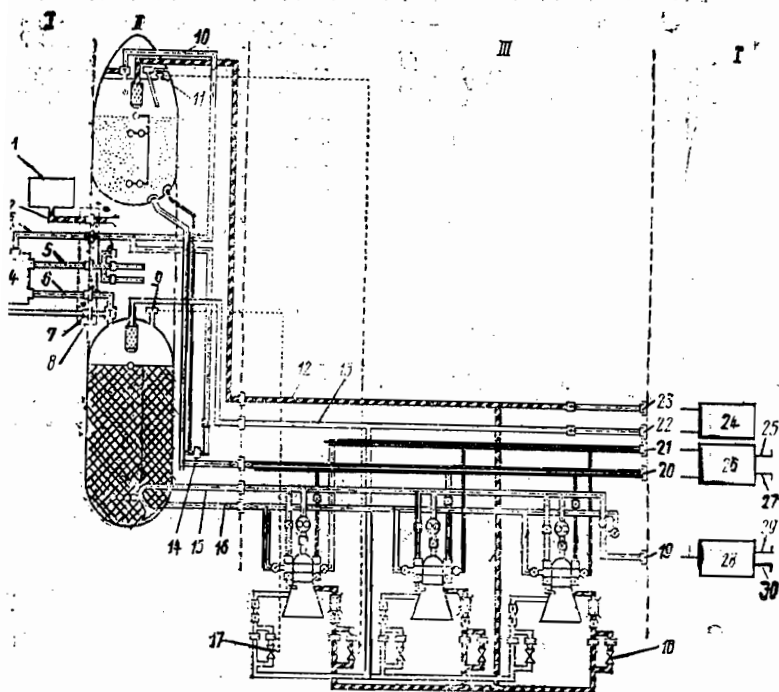
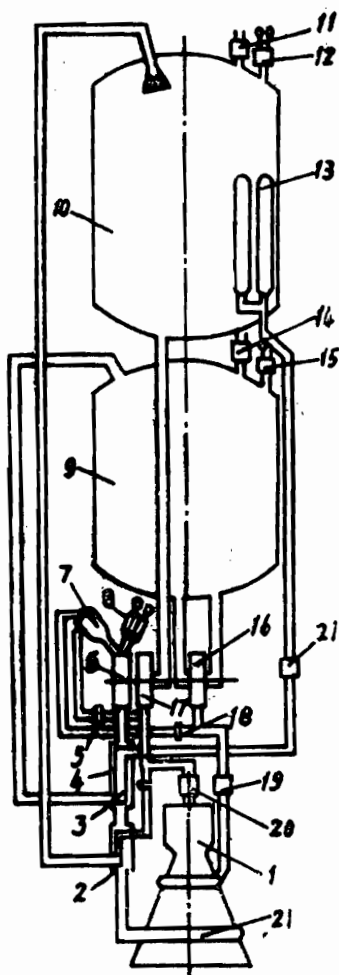


图6.24 美国航天飞机系统轨道级的气动液压系统

I——地面设备；II——外挂贮箱；III——轨道级主推进系统；1——检查在贮箱中间舱内氢和氧浓度的地面仪器；2——为分析仪器中气体的吸出管路；3——向卸漏系统和氧化剂贮箱控制活门气动液压系统供应气体氮的管路；4——供应气体氮和氢的控制板；5——为吹洗中间舱用的气体氮供应管路；6——为燃料贮箱控制活门气动液压系统供气氮的管路；7——燃料贮箱漏油管接头；8——中间舱壳体接头插件；9——燃料蒸气压力传感器(共四个)；10——向活门供气管路；11——氧化剂蒸气压力传感器(共四个)；12——用气增压氧化剂贮箱的管路；13——用气增压燃油箱的管路；14——由氧化剂贮箱向主推进装置供液氧的管路；15——由燃料箱向主推进装置供液氢的管路；16——液氢再循环管路；17——燃料箱增压用气氮压力调节器；18——氧化剂箱增压用液氧压力调节器；19——燃料箱加灌与放出接头；20——氧化剂箱加灌与放出接头；21——液氧连接接头；22、23——氧化剂箱预加压用气氮管路接头；24——增压控制台；25——液氧管路；26——液氧加灌与放出控制台；27——由地面贮罐供应液氧的管路；28——液氢加灌与放出控制台；29——由地面贮罐供应液氢的管路；30——向燃烧池放出液氢的管路

图6.24示出航天飞机(美国)推进装置的气动液压系统。



有三台氢氧发动机,由外挂贮箱供推进剂。为了控制,采用主发动机在万向接头上的倾斜。

图6.25示出“土星V”号运载火箭第1级的气动液压系统。有五台液体火箭发动机,氧化剂为液氧 O_2 ,燃料轴料为煤油。控制机构为位于周边的装在万能支架上的主发动机。

图 6.25 “土星V”号运载火箭第1级气动液压系统(图中只示出一台发动机)

1——燃烧室;2——产生气氧用的热交换器;3、5、18——垫片;4——产生气氧用的热交换器;6——涡轮;7——用主组分的燃气发生器;8——火药起动器;9——燃料贮箱(煤油);10——氧化剂贮箱(液氧);11、14——漏油保险活门;12、15——压力传感器;13——液氮瓶;16——燃料泵;17——氧化剂泵;

19——燃料主活门;20——氧化剂主活门;21——涡轮出口燃气收集器及喷管

在上述的各系统中,不同的涡轮泵装置供气系统具有不同的推进剂舱布局 and 结构型式。但是,可以看出,它们反映

了下述相互关系:

——组分供应系统(氧化剂和燃油系统)与供应管路、固定件(加灌、放油及漏油活门, 流量传感器, 节流装置, 灌满指示器, 油滤等等)和进气与阻尼装置等之间的关系;

——增压系统与气体管道、固定件(喷射装置、气动活门、流量垫片、压力传感器等)之间的关系;

——火箭组与有效载荷舱等“地面—舱”连结的各气动液压装置之间的关系。

液体火箭发动机推进装置的起动、关车和调节一般都用活门来实现, 后者或者安装在涡轮泵装置前或后的推进剂组分主供应管道上, 或者安装在燃气发生器的辅助管道上。在大压力和大流量下, 控制活门的开和闭需要很大的力量。为了产生这样大的力量, 在目前, 液体火箭发动机上采用气动液压活门, 它是由电气动活门来控制的。

为了保证这些气动液压活门的工作, 应当考虑到专门的控制用气动系统, 并带有气瓶和高压气体。这就增加了火箭组的质量, 所以, 寻求降低多余的质量是所有设计人员所追求的, 这是可以理解的。

降低质量, 有以下几种途径:

1. 减少活门数量, 将其安装在涡轮泵装置的前面, 以便减少流体损失;

2. 将气动液压活门换成电气动活门和电火药活门, 后者两者不需要专门的气动系统即能工作。

在一次性使用的弹道导弹火箭组的气动液压系统内, 最好使用电火药活门(开启或关闭流通截面), 但为了保证其工作可靠性, 要采用双余度(甚至三余度)的电火药装置, 并采取特殊措施来保证检查故障时的安全性和电路功能的正确

性。

推进剂组分在管道中流动时，通常会伴有流量和压力的振动。随时间改变流量引起压力的相应变化，后者取决于管道的几何形状和其他特性。当组分的自激振动频率与壳体振动频率，或者发动机入口的流量振动频率，或者其他的扰动频率相重合时，可能产生共振，引起大的推力波动，以致毁坏发动机，或者毁坏火箭组的其他部件。

因此，在推进装置设计中，最重要的是正确选择气动液压系统、其组成部分和自动器以及阻尼装置的元件特性，以便在泵进口处消灭压力振动。设计中，也必须考虑发动机开车或关车时液体在管道中的非稳定流动。如果活门位置安排不妥及其特性选择不妥，可能出现液压撞击波，引起管路的破坏。

设计气动液压系统最重要的阶段是确定组成部分、自动器元件的位置和要求，确定管路内液体和气体的压力损失。

推进剂组分供应系统(氧化剂和燃料系统)元件的液压特性决定了液压损失，如上所述，它需要用提高相应的增压压力来补偿。增压系统内气体管路的压力损失，也需要相应地提高增压系统初始压力来补偿。

设计火箭时，必需进行下列工作：

- 氧化剂和燃料供应系统的液压计算；
- 氧化剂和燃料贮箱增压的气动液压计算；
- 加灌与漏油管路计算；
- 其他气动液压系统和装置的计算。

在6.4节中已指出，推进剂供应系统的液压损失按公式(6.66)——(6.70)计算。

管路长度和系统元件的局部阻力，由所选择的导弹布局

和结构型式来确定。推进剂组分供应系统的管路直径由(6.74)式确定。

由系统数字分析表明,组分在管路中的流动速度 $W \approx 4 \sim 6$ 米/秒时,按(6.74)式计算的质量大概为最小。

漏油管路直径和漏油保险活门的流通截面,在最大气体流量下,根据保证贮箱内压力升高至允许值的条件来选择(用低温组分冷却和加灌,贮箱增压等)。

6.7 液体火箭发动机火箭组 推进装置的可靠性要求 及其保障方法

推进装置的可靠性,即在给定的使用条件下保持其特性在一定的允许范围内的品质,在单台液体火箭发动机和推进系统技术要求的制定阶段就已经确定,继之在其设计、生产、地面调试、火箭组的地面台架试验和导弹与运载火箭的飞行试验中继续保持,并在导弹部队的使用过程中,保持必要的水平。在研制火箭组推进装置的各个阶段,都必须采取措施保证其可靠性。为此,在导弹和运载火箭的设计初期,就制定推进装置和单台发动机的可靠性分配方案,并拟定出保证和实现可靠性的程序。

保证可靠性的程序应考虑下述几点:

1. 设计阶段:

——对推进装置的各系统和部件制定最简单的解决方案,采用的零件数目应尽可能最少;

——采用最大限度的继承原则,即最大限度地利用经过实际考验的相似的组件、部件、设计方案和可靠性等级;

——制定积极的设计方案，对推进装置的元件和部件，采用余度与备份原则，以达到高的可靠性对其工作状态的监测采用诊断预报系统；

——确定在所有使用阶段中推进装置的工作条件，并使单台发动机的工作性能有必要的余量；

——分析单台发动机的故障状态；

——确定为故障状态诊断预测系统用的发动机工作受控参数的清单；

——制定部件和系统结构调整试验的范围和内容，制定测试计划，并确定测试手段的组成及对它的要求；

——制定工艺措施、检查方法和保证制出的组件、部件符合技术文件所要求的质量。

2. 地面试验阶段：

——对所有的组件、仪器和部件，包括整个液体火箭发动机火箭组推进装置进行全面的地面试验调试，确定设计调试试验和检验交付试验的范围；

——改进试验工作的方法；在试验中采用故障状态诊断预报系统，以保证故障出现之前，停止系统和部件的试验；

——改进测量系统和测试传感器，提高其在调试和试验工作中的精度。

3. 飞行试验阶段：

——全面详细分析发射前和在飞行中出现的所有故障及其征候。

——试验后，改进推进装置系统和部件的结构。

单台液体火箭发动机的可靠性，基本上决定了整个推进装置的可靠性。因此，对单台发动机的基本要求之一是其工作性能要有较高的余量；不但要在飞行中其特性偏差超出允

许范围时，而且超出寿命期时也是如此(单台发动机的台架工作时间同飞行工作时间相比较)，图6.26。

单台发动机故障状态的诊断预报系统可以使之在故障发生前关掉发动机，或使之转换为慢车状态。在地面台架试验时，采用该系统可以大大减少所需的器材消耗。

如果在出现第一次故障后，发动机能即时关掉，那么，可以避免事故，发动机保留，排除故障后，可以继续进行试验。

把这种系统应用到火箭组的多台发动机装置上，出现故障后转入“慢车”状态，可以大大提高可靠性。但这时减少了有效载荷，这是由于在“慢车”状态下单位推力降低，重力损失增加的缘故。

提高多台发动机装置可靠性的有效方法之一是备分法，即在推进装置的组成中，除主发动机之外，增加功能相同的备分发动机，以便主发动机出现故障时更换它们。例如一个火箭组包括 $n_{\text{ДВ}}$ 台相同的液体火箭发动机，它们各自独立工作，有其自己的供应、控制和调节系统，并具有同样的可靠性，于是，推进装置的可靠性可由下式求出：

$$P_{\text{Д.У}} = \prod_{i=1}^{n_{\text{ДВ}}} P_i^0 - (P_i^0) n_{\text{ДВ}} \quad (6.85)$$

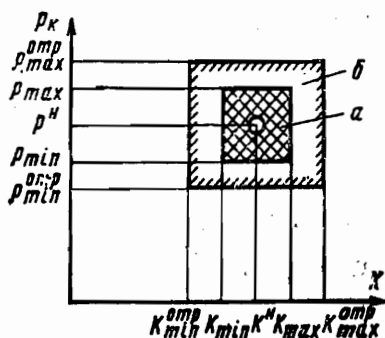


图 6.26 单台发动机工作状态
a—飞行条件下工作状态；б—地面台架工作状态，用于证实当 $K = \frac{m_0 R}{m \Gamma}$ 有较高的偏差时发动机所需的工作性能余量

式中 $n_{\text{дв}}$ ——单台发动机数量; P_i^0 ——单台发动机可靠性。

从关系式中可以看出, 即或单台发动机的可靠性很高, 但其数目 $n_{\text{дв}}$ 一多, 推进装置的可靠性就低了。比如推进装置有20台发动机, 每台的可靠性 $P_i^0 = 0.99$, 那么, 推进装置的可靠性则为 $P_{\text{д.у}} = 0.99^{20} = 0.8150$

多台发动机装置的可靠性, 可以用备分单台发动机来提高。有两种备分: 连续开车式备分和冷状态备分。连续开车式备分指所有单台发动机发射台都工作, 冷状态备分则在主发动机故障时才接通。

冷状态备分有以下缺点:

增加了推进装置的结构重量, 因为备分发动机是死重量;

由于急剧地关主发动机、开备分发动机, 使推进装置的动态特性变坏;

使飞行中发动机关闭与起动系统复杂化。

因此, 冷备分对提高可靠性来说, 是不适宜的。

连续接通式备分可能有两种型式: 单台发动机推力加力系数是固定的或是变动的:

$$k_{\phi} = \frac{P_{\text{н}}^{0\phi}}{P_{\text{н}}^0} \quad (6.86)$$

式中 P^0 ——额定状态的单机推力; $P_{\text{н}}^{0\phi}$ ——加力状态的单机推力。

当 $k_{\phi} = 1$ 备分时, 所有单台发动机都在额定状态工作, 当关掉故障发动机或将其转为“慢车”工作状态时, 工作着的发动机推力不变。这一方法的缺点是, 当单台发动机发生故障时, 导弹或运载火箭级的推重比有所降低。为了补偿这一

降低，必需增加推进剂的余量储备，从而补偿重力损失。

当 $R_\phi > 1$ 备分时，单台发动机发生故障后，剩余的发动机开始加力到导弹推进装置的额定推力。每台发动机的推力加力值用下式求出：

$$R_\phi = \frac{P_H^{0\phi}}{P_H^0} = \frac{n_{\text{ДВ}}}{n_{\text{ДВ}} - n_p} \quad (6.87)$$

式中 $n_{\text{ДВ}}$ ——推进装置内单台发动机的总数； n_p ——备分发动机数量。 R_ϕ 值在这种情况下受单台发动机的强度及其工作过程稳定性的约束。当 R_ϕ 值已知时，可求出所需备分的倍数：

$$\alpha_p = \frac{n_p}{n_{\text{ДВ}} - n_p} = R_\phi - 1 \quad (6.88)$$

在多台发动机装置中，如果故障发动机不能即时地在故障发展前关掉，那么，它们可能影响其他发动机的工作性能。因此，发动机的备分本身不能保证多台发动机装置可靠性的提高。

为了保证这类推进装置的可靠性，必须采用故障诊断预报系统来保护发动机，使其在发生故障之前转换为慢车状态或者关机。

在这种情况下，推进装置的可靠性不仅取决于单台发动机的可靠性，而且还取决于备分倍数和故障保护系统的工作可靠性。

采取如下的假设：

——所有单台发动机都发生故障是最简单的事件流；

——所有单台发动机都同样可靠；

——关掉单台发动机的装置是理想的；

——由一台至 n_p 台(包括 n_p)发生故障，其他台工作状态不变；

——单台发动机发生故障是独立事件。

推进装置的备分在下述条件下保证导弹的给定运动：

没有一台发动机发生故障；

一台发动机发生故障；

两台到 n_p 台发动机(包括 n_p)发生故障；

这时，导弹推进装置可靠性由下式确定：

$$P_{\pi.y} = \sum_{i=0}^{n_p} C_{n_{\pi B}}^i (P_i^0)^{n_{\pi B}-i} (1-P_i^0)^i \quad (6.89)$$

式中 $C_{n_{\pi B}}^i$ ——二项式系数。

由(6.89)可以看出，在这种理想情况下，推进装置的可靠性随备分发动机数目的增多而提高。但是，在实际情况下，推进装置可靠性还取决于保证即时关掉故障发动机 ($P_{c.a.3}$) 的故障保护系统的工作可靠性

$$P_{\pi.y} = \sum_{i=0}^{n_p} C_{n_{\pi B}}^i (P_i^0)^{n_{\pi B}-i} (1-P_i^0)^i P_{c.a.3}^i \quad (6.90)$$

因此，按多台发动机推进装置的给定可靠性确定液体火箭发动机所需可靠性时，必须考虑单台发动机故障保护系统的可靠性($P_{c.a.3}$)。

研制液体火箭发动机的实践表明，使发动机达到给定的可靠性水平，小推力发动机比大推力发动机快得多，并省事得多[18]。

制造工艺的能力也对单台发动机的尺寸有一定的限制。除此之外，大推力多台发动机装置内液体火箭发动机单台推力的增大(尤其是运载火箭第一级，其推力可达10~100百万牛顿，或更多)，会增加由单台发动机向贮箱舱的薄壁结构传

递大的集中力的困难,从而引起火箭组结构相对质量的增加。

因此,当研制推力为 $10\sim 100$ 百万牛顿或以上的大推力多台推进装置运载火箭时,单台发动机数目的选择,必须考虑为保证可靠性所费时间同单台发动机尺寸之间的关系。

第七章 控制系统的特性与组成 同弹道导弹及运载 火箭设计参数的协调

弹道导弹和运载火箭的控制必需保证其沿接近于设计轨道运行，以必要的精确度将有用载荷运至地面目标或给定的人造卫星轨道上。运送有效载荷的精确度取决于发射所要解决的任务，并由几个数值来确定。对弹道导弹来讲，这些数值是战斗部距实际目标命中点的航向误差 ΔL 和 横 向 误 差 ΔZ ，这些数值就是受控参数，由航向和横向运动控制系统把它们保持在允许的范围内。

对运载火箭来讲，这些数值是偏离所需轨道参数值：近地点的高度误差 ΔH_n ，远地点的高度误差 ΔH_o ，轨道倾角误差 Δi ，升交点经度误差 $\Delta \Omega$ ，近地点角位置误差 $\Delta \omega$ ，通过近地点时间误差 $\Delta \tau$ ，或者其中的几项，这要取决于发射任务。

显然，为了满足运载火箭精确入轨的所有条件，需要六套机载控制系统，以后将作为运载火箭总控制系统的主要部分来研究，简称之为控制系统。

有些情况下，受控参数还可能是：横向过载的极限值，它影响结构受力部件的加载；贮箱内组分液面水平不协调，它确定剩油量等等。

在以最大的有效性满足飞行-技术特性时，不能不注意控制系统设备的质量，结构受力件和控制执行机构的附加质量，还有为控制目的所需的推进剂储量。最好的控制，其组

成和执行,都应该以最小的有效载荷损失达到给定的特性精确度。因此,控制系统特性同导弹或运载火箭设计参数的协调,特别是具体受控参数的组成和数目,控制原则和控制机构的选择,都应当在初步设计阶段就开始注意。

本章所叙控制系统特性同主要设计参数的协调过程是基于使读者了解自动控制原理、运动理论和机载控制系统的设备基础,其中包括贮箱同步耗尽系统。

7.1 弹道导弹和运载火箭控制系统 的任务和基本要求

火箭属于自动控制系统,因为在弹道导弹和运载火箭的快速工作中,人的反应功能是受到限制的。

导弹或运载火箭的控制首先是发动机推力的方向和大小的控制,后者作为一种力形成具体飞行条件下的运动轨迹。发动机推力的方向由导弹或运载火箭的角稳定来确定,即保持给定的俯仰角 ϑ 、航向角 ξ 、倾斜角 η 。这些任务由控制系统的子系统——导弹或运载火箭角稳定系统——来完成。角稳定系统按受控参数数目 ϑ 、 ξ 、 η 含有三条控制通道。每条都是按典型的单通道控制原则建立的(图7.1):

控制任务信息源,测量实际受控参数,并将它们同给定的参数相比较;

转换机构进行控制任务的信息和实际控制结果的处理工作;

执行机构,(舵面,控制发动机或主发动机的转动机构),直接作用于导弹或运载火箭的空间方位;

控制对象是火箭本身或航天器的级;

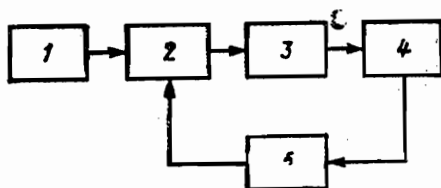


图 7.1 单通道控制原理图

1——控制任务信息源；2——将控制信息和实际控制结果转换为指令信号的装置；3——执行机构；4——控制对象(导弹或运载火箭)；5——控制对象实际状态及其执行机构的反馈

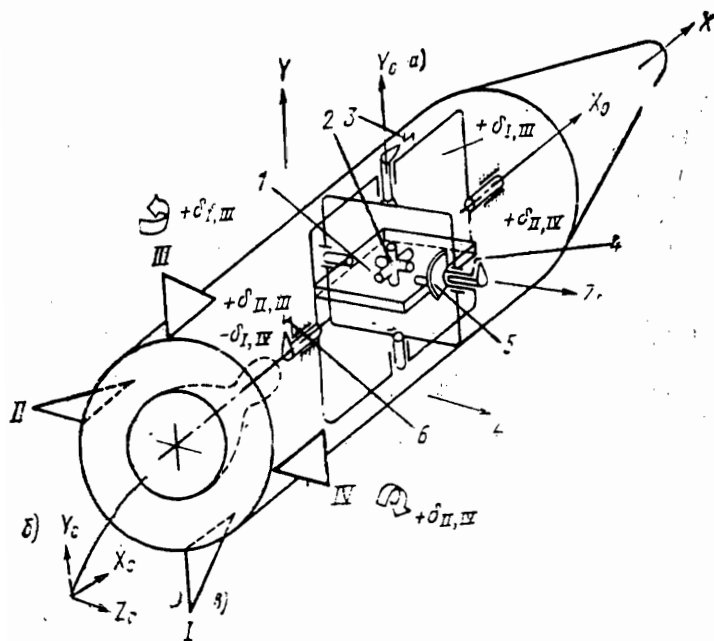


图 7.2 火箭组控制系统仪器与执行机构的相互作用图

a——坐标程序系统；6——发射时初始坐标系；δ——火箭组；1——液压稳定平台；2——过载传感器；3——舵向角传感器，其信号变换为 I——Ⅲ舵面指令；4——俯仰角传感器，其信号变换为舵面 II——Ⅳ的指令；5——俯仰角程序给定装置；6——航向角传感器，其信号变换为舵面 I——Ⅳ的指令

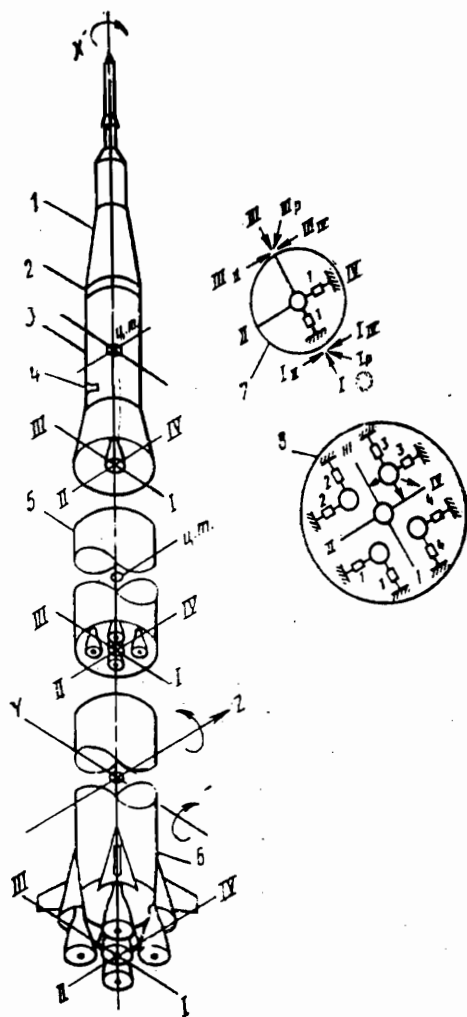


图 7.3 三级火箭控制系统组件布置图

1——宇宙飞船；2——仪器舱；3——第三级火箭组；4——控制喷口；
5——第二级火箭组；6——第一级火箭组；7——发动机控制传动图及第三
级喷口；8——第一、二级发动机控制传动图

控制对象实际状态及其执行机构的反馈，可以提高控

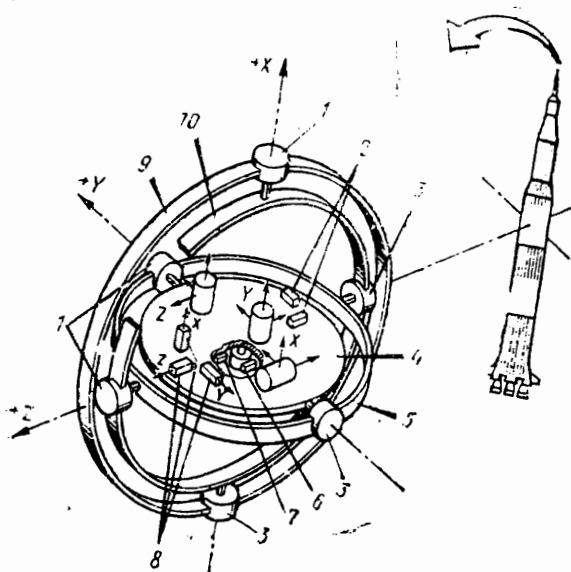


图 7.4 航天器上液压稳定平台的安装与定位图

- 1——发射方位角传感器；2——发射前准备时垂直方向摆锤；3——校正电动机；4——液压稳定平台；5——中支架；6——活动棱柱；7——固定棱柱；8——积分加速度计；9——与航天器壳体相连的支架；10——外部支架

制质量。

应用于俯仰角控制的，如图7.2，7.3，7.4，7.5；

信息源由给定俯仰角程序装置和陀螺传感器组成；

转换装置把程序俯仰角与实际俯仰角之间的不协调转换为偏转Ⅰ—Ⅳ舵面的指令；

俯仰角—舵面Ⅰ—Ⅳ通道的执行机构；

反馈是按实际俯仰角与程序所给定的及舵面Ⅰ—Ⅳ的偏转之间的不协调(或者由不协调导出的函数)来进行的。

由图7.2可以看出，舵面Ⅰ—Ⅳ在向相反方向偏转时用

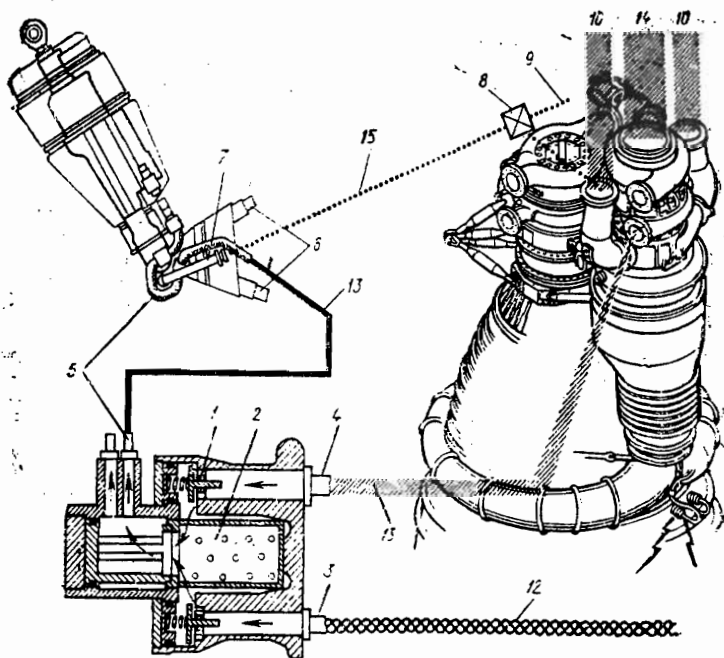


图 7.5 发动机推力值与方向控制系统

1、2——发动机轴偏转伺服机构主管路单向活门和油滤；3——工作液体地面供应管路；4——工作液体飞行中燃料泵供应管路；5——工作液体供应软管；6——伺服机构活动固定点；7——伺服机构工作液体回油管路；8——检查活门；9——通向地面的辅助设备；10、11——由贮箱供应的燃料和氧化剂的调节（为控制推力值和同时使用组分）；12——地面设备供应的工作液体；13——燃料；14——氧化剂；15——由伺服机构抽出工作液体

于倾斜角控制通道。利用同一执行机构的还有航向角控制通道和飞行方向控制通道。可能在不同的机载系统内，如航程控制系统和飞行方向控制系统等等，利用同一的信息源（角状态传感器，过载）。

在不同的控制通道内，利用同一的执行机构和同一的信

息源，并不意味着对机载系统和个别的控制通道来说，控制任务不能明显分开。

如，机载角稳定系统应当保证导弹或运载火箭的俯仰角、航向角和倾斜角的方位，其质量应达到上述各角度相对于其控制值的振幅和振动频率的要求。

导弹或运载火箭的机载导航系统应保证主动段终结时的轨迹运动参数，以满足战斗部弹着点误差或入轨参数误差保持在允许的范围内。导弹飞行航程控制或运载火箭终速控制的执行机构，是发动机关车系统，而飞行方向是舵面 I—II。运载火箭入轨高度与速度和当地水平面的夹角控制通道的执行机构是舵面 II—IV。在导弹或运载火箭主动段终止时，机载贮箱同步耗尽系统应保证未烧完的推进剂组分应在允许的误差范围之内，因为这些余量只能增加火箭组的死重。

如上所述，机载控制系统任务的解决，可以用不同的信息源的组成和原则及执行机构来达到，但是，从导弹或运载火箭的有效性观点来看，好的控制系统要保证最小的有效载荷质量损失：

$$\min(m_{a,y} + m_{n.o} + m_{kon,nez}) \quad (7.1)$$

式中 $m_{a,y}$ ——控制装置质量，包括能源供应； $m_{n.o}$ ——执行机构质量，包括工作介质的储量； $m_{kon,nez}$ ——结构受力件质量和推进剂的保险余量，后者取决于控制系统的特性。

(7.1)式中的质量加大第 i 级火箭组的最后死重，并相应地减少有效载荷：

$$\Delta M_{0i+1} = -\Delta m_{ki} = -m_{a,y_i} - m_{n.o_i} - m_{kon,nez_i} \quad (7.2)$$

特别是，由于第 N 级的控制减少有效载荷 $\Delta M_{n,n}^N =$

$-\Delta m_{\kappa N}$, 在第 $N-1$ 级 $\Delta \tilde{M}_{\Pi, H}^{N-1} = -\Delta m_{\kappa N-1} \mu_{\Pi, H, N}^N$; 等等。总的有效载荷损失为:

$$\Delta M_{\Pi, H} = \sum_i^N \Delta M'_{\Pi, H} = - \sum_{i=1}^N (\Delta m_{a, y_i} + \Delta m_{\Pi, o_i} + \Delta m_{\kappa_{OH, H_{\Sigma i}}}) \prod_{j>i}^{N+1} \mu_{\Pi, H j} (\mu_{\Pi, H, N+1} = 1) \quad (7.3)$$

有效载荷的换算损失, 按(7.1)式应为最小:

$$\min \sum_{i=1}^N (\Delta m_{a, y_i} + \Delta m_{\Pi, o_i} + \Delta m_{\kappa_{OH, H_{\Sigma i}}}) \prod_{j>i}^{N+1} \mu_{\Pi, H j} \cdot (\mu_{\Pi, H, N+1} = 1). \quad (7.4)$$

等式(7.4)在改变有效载荷组成损失时不牵涉到大的器材消耗的情况下, 可以被看作选择控制系统的组成和特性时的通用性准则, 如需要巨大投资而研制新系统时则不适用。如果新系统的研制和使用能够满足运输计划的经济原则, 则其研制是适宜的:

$$C_{\kappa, 3}^{c, y} + C_{\Pi}^{c, y} N_{\Pi} < \Delta M_{\Pi, H} c_{y \Pi} N_{\Pi} k \quad (7.5)$$

式中 $C_{\kappa, 3}^{c, y}$ ——能保证有效载荷增加 $\Delta M_{\Pi, H}$ 的控制系统的研制总投资; $C_{\Pi}^{c, y}$ ——全套机载控制系统的制造费用; N_{Π} ——完成所拟定的发射计划的导弹或运载火箭的数目; $c_{y \Pi}$ ——有效载荷单位质量及器材的第 k 次重复使用的单位费用。

现在研究一下对控制系统的要求。导弹和运载火箭的控制是在有偶然性质的扰动条件下进行的。例如, 在主动段, 有可能发生大气层密度偏差的扰动, 从而引起气动力的偏

差；也可能有风力和风向的扰动；也可能有发动机特性的随意偏差和许多其他因素。

控制系统应保证在研制技术条件或部颁标准允许的干扰条件下，完成发射任务。控制系统的基本要求是：导弹战斗部准确命中目标，按给定参数使运载火箭入轨，保证控制系统的可靠性和在紧急情况下的生存性。

1. 为保证导弹命中准确度或运载火箭入轨准确度给出均方根误差 σ 或概率误差 B 的允许值。例如，最大允许误差 $\pm 2.7\sigma$ 或 $\pm 4\beta$ ，在控制系统误差分布的正则规律下，相当于出现小误差的概率为 99.3%。

对导弹，习惯用航程极限误差(表示为 σ_L)和方向误差(表示为 σ_z)来衡量。这样，99.3%的所有误差在命中点散布椭圆中，其长半轴为 $2.7\sigma_L$ ，短半轴为 $2.7\sigma_z$ 。

在一些场合，将散布椭圆换为圆较为方便，其圆半径为圆概率误差(KBO)的比数，其概率误差等于椭圆概率误差。于是， $KBO = \frac{1}{2}(B_L + B_z) = \frac{2.7}{2.4}(\sigma_L + \sigma_z)$ 就具有足够的准确度。

现代导弹具有高度的对地面目标射击准确度，如：“民兵-3”导弹 $KBO \sim 180$ 米，MX 导弹 $KBO \sim 90$ 米，“潘兴-II”型导弹 $KBO \sim 30$ 米(见附录 1 表 1)。

这就意味着，当以最大航程发射“民兵-3”型导弹时，50%的导弹命中以目标为圆心的圆内，其半径小于 180 米；99.3%的所有导弹命中半径为 $\leq 4 \times 180 = 720$ 米的圆内。

控制系统工作所造成的误差只是一部分，因为命中误差 ΔL 是由下述随意误差之和组成的：

$$\Delta L = \Delta L_{c.y} + \Delta L_J + \Delta L_{or} + \Delta L_{rp} + \Delta L_* +$$

$$+\Delta L_w \quad (7.6)$$

式中 $\Delta L_{c,y}$ ——控制系统误差,由瞄准误差 $\Delta L_{c,y}^a$ 、仪表误差 $\Delta L_{c,y}^n$ 和方法误差 $\Delta L_{c,y}^m$ 组成; ΔL_{or} ——由战斗部分离速度差异引起的误差; ΔL_J ——由爆炸后果脉冲差异引起的误差; ΔL_{rp} ——由于不知道重力场和目标坐标的反常,偶然改变射击和目标方向引起的误差; ΔL_a ——大气层密度差异引起的误差; ΔL_w ——目标处风特性误差。

独立的随意误差之和(7.6)应当用变分相加定理[9]求解,即或不是所有的相加项都受分布正则规律约束,但它是一位数值,也是如此。即:

$$\max \Delta L = [\sum_i (\Delta L_i)^2]^{0.5} \quad (7.7)$$

式中 ΔL_i ——由控制系统不精确性引起的误差($i=1$),爆炸后脉冲分散($i=2$)等等。

为了满足导弹命中准确度的要求,必须使最大可能的误差不超过给定的 $\Delta L^{T.3} \geq \max \Delta L$ 和

$$\Delta L^{T.3} \geq [\sum_i (\Delta L_i)^2]^{0.5} \quad (7.8)$$

控制系统特性的协调应从确定其函数和系统容许误差开始。如果在(7.8)式中,哪一个被加数 ΔL_i 超过给定的 $\Delta L^{T.3}$,那么,控制函数应加以补充,以便消除第*i*个因素的不能容许的影响。比如,由于不知道目标坐标的不能容许的大的误差出现时,就应安装目标计算位置与实际位置的机载对比系统,象在导弹《潘兴-Ⅱ》上那样。

消除后果脉冲分散度大的影响的途径是在最后一级上采用推力,如第2章中所举的例子。消除在导弹头部回收区内风的影响和大气层密度不均的影响,在某种程度上,可用增大终速来解决。

将控制函数复杂化只有达到下述程度才有意义, 即控制系统误差 $\Delta L_{c,y}$ 与在非控制飞行时的误差 $\Delta L_{H,y}$ 大致相等时。

当 $\Delta L_{c,y} = \Delta L_{H,y} = \Delta L^{T,3}/\sqrt{2}$ 时, 满足(7.8)等式:

$\Delta L^{T,3} = (\Delta L_{c,y}^2 + \Delta L_{H,y}^2)^{0.5}$ 。将控制误差降低50%, 就要增大费用和减少有效载荷, 而只改进准确度大约~13%。即:

$$\begin{aligned} \max \Delta L &= (\Delta L_{c,y}^2 + \Delta L_{H,y}^2)^{0.5} = \\ &= \left[\left(\frac{1}{2} \frac{\Delta L^{T,3}}{\sqrt{2}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta L^{T,3}}{\sqrt{2}} \right)^2 \right]^{0.5} = 0.87 \Delta L^{T,3} \end{aligned}$$

这样, 控制系统的组成和函数应当相应于极限控制误差 $\Delta L^{T,3} = (0.6 \sim 0.8) \Delta L^{T,3}$ 。

与(7.7)、(7.8)相同的等式, 也可以写成导弹战斗部侧向方向的误差:

$$\max \Delta Z = [\sum_i (\Delta Z_i)^2]^{0.5} \quad (7.7')$$

$$\Delta Z^{T,3} \geq [\sum_i (\Delta Z_i)^2]^{0.5} \quad (7.8')$$

对运载火箭来说, 入轨准确度可以用六个方程式来衡量(按轨道参数的数目), 或者其中的部分方程:

$$\begin{aligned} \Delta H_{\pi}^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta H_{\pi,j})^2]^{0.5}; \\ \Delta H_{\sigma}^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta H_{\sigma,j})^2]^{0.5}; \\ \Delta i^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta i_j)^2]^{0.5}; \\ \Delta \Omega^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta \Omega_j)^2]^{0.5}; \\ \Delta \omega^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta \omega_j)^2]^{0.5}; \\ \Delta \tau^{T,3} &\geq [\sum_j (\Delta \tau_j)^2]^{0.5} \end{aligned} \quad (7.8'')$$

运载火箭的一个控制通道可以实现两个或两个以上入轨参数的调节, 因此, 在研制给定的飞行-技术特性火箭时, 可能有控制通道的各种组合。

最常见的是使用发动机关车 t , 航向角 $\zeta(t)$, 俯仰角 $\theta(t)$, 推力 $p(t)$ 等控制通道, 从而还有主动段持续时间和发射时间 t_{cr} 。表7.1给出控制通道的分类和导弹与运载火箭入轨控制参数可监控的误差。

表7.1

控制通道	导 弹	t_R	ζ	θ	P	t_{cr}
可监控的误差	导弹运载火箭	ΔL	ΔZ			
		ΔH_a	Δi	$\Delta \tau$	$\Delta \tau$	$\Delta \tau$
			$\Delta \Omega$	$\Delta \omega$		
				$\Delta H_{\pi'}$		

由表可看出, 一个控制通道的错误可以引起两个或两个以上被控参数的误差, 因此(7.8)式中的误差应看作是相关的。满足(7.8)要求的精度可以用不同控制通道的组合来完成, 其合理的选择也是控制系统的特性及其组成协调过程中的一部分。

2. 保证可靠性的要求。对导弹和运载火箭的控制系统提出增高的可靠性要求, 实际上, 由于机载系统中的一个或者两个仪表的故障, 就要付出贵重的全机的损失。因此, 控制系统的主要功能都应做成双重的, 并要辅以故障自检测的逻辑功能。

考虑到导弹在武装力量中的特殊地位, 提出不能不经批准而发射的非常严格的要求。对导弹控制系统的特殊要求,

是与其高度的战备性(是导弹部队的基本任务)、在敌方可能作用的情况下的抗干扰性和耐久性有关的。因此,保证可靠性的要求包括:发射前控制系统的准备时间,转换瞄准目标,定期工作的持续时间及其周期,对机械、电磁和其他干扰的耐抗性等等。

对运载火箭,作为宇宙空间站的运载工具,最重要的是精确完成预计发射时间。因此,在可靠性要求中包括实际发射时间的允许误差与其保证的概率之间的具体范围。

对航天器控制的可靠性要求的目的是:即或使用条件和机载系统的工作偏离额定状态,但技术可能性还能允许飞行的情况下,完成发射任务。飞行任务的完成不仅取决于控制系统技术可能性的利用,也取决于火箭组所有可能性的利用。在这种情况下,要求控制系统具有分析机载系统工作状态的辅助功能,和在应急情况下控制的能力。

3. 对控制系统及其计算机功能在应急情况下的要求。

对控制系统的基本要求是从发射的航天器到达目标的观点出发的。因此,机载控制系统应保证航天器所有可能性的合理利用和协调,尤其是应充分利用机上的能源(机载的推进剂)、发动机的推力、结构强度、功能与部件的余度等,以使在具体情况下个别系统发生局部或全部故障时,发射的任务还能完成。发射任务完成的条件,可以分为正常状态和非正常状态。

非正常状态属于这样的发射条件,即推进剂储量、发动机推力、结构强度及其组合等,在理想的计算机控制下,原则上不足以达到发射目标。

正常状态属于这样的发射条件,即在机械系统或部件有故障时(采用余度技术,在经济上是合算的),还能保证达到

发射目标。当然，这样的区分是有一定限制的。可以预想，不完善的计算机控制，可以不是故意地使发射任务完不成。这样的情况应当看作是设计局的缺点。

在航天器的使用过程中，绝大多数都是正常情况。对控制系统功能的典型要求如下：

保证所有机载系统和器件工作能力的监测和预报。特殊的要求在不可逆过程（转入机载供应、发射等等）开始之前——确定监测系统的程序和特点。

保证建立机载系统和器件的计算程序，以最佳方式完成发射任务，包括各级之间功能的合理再分配、在具体情况下推进装置的合理再分配。

保证提高航天器器材生存性的措施，如：将有故障的发动机转换到较低的工作状态或者关车，将有故障的执行机构或者其他辅助系统转换为对完成发射任务最有利的位罝，减少航天器上的载荷，起动灭火系统等等。

在非正常情况下，控制系统的功能要求要服从保护航天器器材的目的，保存机上事故发展的信息，在溅落区将物质损失减至最小，最重要的要求是在可操纵的飞行中保证乘员组的安全。

航天器在正常与非正常情况下的大量而多样的飞行控制功能要求，再加上实际过程的快速化，只能在许多机载控制系统同时工作的条件下才能满足。从表7.2可看出它们的功能组成的相互关系。

根据控制系统所在位置不同，可区别为：

自主式控制系统，其所有的测量和控制仪器都装在机上；

综合控制系统，其部分装置在地面站内。

表7.2 现代航天器机载控制系统结构-功能相互作用图

在组成中的地位		功能用途	所包括的子系统	计算机装置
中央控制系统		航天器质心运动的控制 机载各系统功能监测	导航 角运动稳定 质心运动稳定 相应系统参数的测量	机载中央计算机
局部系统	局部执行机构控制和向中央控制系统传递信息	推进剂流量控制 防火 防护发动机	测量推进剂水平和流量 测温 测量发动机各参数及其预测	专用计算机装置
	做出改变发射任务的决定	自销毁或保证可操纵飞行中的安全	测量应急参数	专用计算机装置

以达到高精度为主要任务时,采用综合控制系统较为适宜。轨迹参数的地面测量设施能提高控制的精度,但是,它们的使用降低了抗干扰性和控制同时发射的其他飞行器的可能性。

因此,一般来说,导弹都是自主式控制,在有的场合,为了提高其精度,在机载控制系统中还包括天文校正器、雷达校正器和其他仪器,后者并不降低自主式控制系统的优点。

机载和地面控制系统的原理和组成的选择是控制系统特性和主要设计参数协调过程的一部分,其选择逻辑是以下面几节所述为出发点的。

7.2 弹道导弹与运载火箭控制系统 的组成和建立原则的选择

控制精度和轨迹性质的要求确定了测量航天器运动参数的仪表的允许误差，从而也确定了整个控制系统和仪表的工作原理及其组成。

发动机关车时运动参数偏离设计值的误差 ($\Delta_1 = \Delta v_x$, $\Delta_2 = \Delta v_y$, $\Delta_3 = \Delta v_z$, $\Delta_4 = \Delta x$, $\Delta_5 = \Delta y$, $\Delta_6 = \Delta z$) 与被控参数 (例如导弹航程误差) 之间的关系, 可用泰勒级数的分解式表示:

$$\Delta L = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} \Delta_i \Delta_j + \dots \quad (7.9)$$

式中 L'_i , L''_{ij} ——分别为第一、第二及以后的乘积, 是衡量轨迹性质的, 特别是运动参数误差的敏感度。

主动段终结时运动参数的实际误差 Δ_i 等于测量误差 Δ_i^n , 其精度达到测量误差 Δ_i^n :

$$\Delta_i = \Delta_i^n + \Delta_i^{\pi} \quad (7.10)$$

根据测量结果 Δ_i^n , 如果及时地关掉发动机, 相应的被控参数的误差 ΔL^{π} 可以为零:

$$\Delta L^{\pi} = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^n + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} \Delta_i^n \Delta_j^n + \dots = 0 \quad (7.11)$$

但是, 由于测量误差, 命中点的实际误差不等于零, 把 (7.10), (7.11) 代入后, 由 (7.9) 式得:

$$\Delta L_{c.y}^{\Pi} = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^{\Pi} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} (\Delta_i^{\Pi} \Delta_j^{\Pi} + \Delta_i^{\Pi} \Delta_j^{\Pi} + \Delta_i^{\Pi} \Delta_j^{\Pi}) + \dots$$

有两组控制系统的误差决定导弹命中点的实际误差：测量误差 $\Delta L_{c.y}^{\Pi}$ 和可以省略的泰勒级数分解式的剩余项（控制计算的方法误差） $\Delta L_{c.y}^{\Pi}$ 。

起决定意义的是第一组误差：

$$\Delta L_{c.y}^{\Pi} \approx \sum_{i=1}^6 L'_i \cdot \Delta_i^{\Pi} \quad (7.12)$$

因为方法误差可以由于控制算法的复杂化而小到可省略的地步。

测量误差的影响确定控制系统的仪表误差，后者可以用下式表示，这很明显地反映出轨迹性质的影响：

$$\Delta L_{c.y}^{\Pi} = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^{\Pi} = gr_v L, \Delta \bar{v}^{\Pi} + gr_r L, \Delta \bar{r}^{\Pi} \quad (7.12')$$

式中不变量（不取决于矢量 $gr_v L (L'_{vx}, L'_{vy}, L'_{vz})$ 和 $gr_r (L'_x, L'_y, L'_z)$ 坐标系统的选择）分别是衡量主动段终止时速度和位移的最大可能导数，速度与位移的测量误差是带下述项的矢量：

$$\Delta \bar{r}^{\Pi} (\Delta v_x^{\Pi}, \Delta v_y^{\Pi}, \Delta v_z^{\Pi}) \text{ 和}$$

$$\Delta \bar{r}^{\Pi} (\Delta x^{\Pi}, \Delta y^{\Pi}, \Delta z^{\Pi})$$

上面已经说过，控制系统误差仅仅是被控参数允许误差的一部分 $\Delta L_{c.y} \leq (0.6 \sim 0.8) \Delta L^{T.3}$ ，因此，考虑到 (7.12) 应当完成不等式：

$$(0.6 \sim 0.8) \Delta L^{1.3} \geq gr_v L, \Delta \bar{v}^n + gr_r L, \Delta \bar{r}^n \quad (7.13)$$

(7.13) 条件式容许考虑导弹最大航程弹道轨迹的具体性质来确定运动参数的允许测量误差, 从而可以断定现有仪表仪器对完成给定的飞行-技术特性的精度适合与否, 或者制定对新设计仪器的要求。

不变量的模数 $|gr_v L|$ 和 $|gr_r L|$ 是衡量对测量误差导弹不命中的敏感度特性的, 它随射程的增大而增加。在射程为 2000—10000 公里范围内, $|gr_v L|$ 值由 1 增加到 6—7 [公里/米·秒⁻¹], $|gr_r L|$ 值由 1 到 5—6 [公里/公里]。

作为例子, 我们评价一下某洲际导弹的允许测量误差: 导弹射程约为 1 万公里、最大允许的不命中率为 ± 0.36 公里 (大致相当于 MX 型导弹)。

根据 (7.13), 速度的允许测量误差不大于:

$$\begin{aligned} \Delta v^n &\leq (0.6 - 0.8) \Delta L^{1.3} / |gr_v L| = \\ &= (0.6 - 0.8) \times 0.36 / 7 \approx 0.036 \text{ 米/秒} \end{aligned}$$

坐标的允许测量误差不大于:

$$\begin{aligned} \Delta r^n &\leq (0.6 - 0.8) \Delta L^{1.3} / |gr_r L| = \\ &= (0.6 - 0.8) 0.36 / 6 = 0.043 \text{ 公里} \end{aligned}$$

这样高精度的测量, 对速度来说, 应沿 $gr_v L$ 矢量方向完成; 对坐标来说, 应沿 $gr_r L$ 矢量方向完成, 这是因为脱靶率是由矢量的无向量乘积确定的 [见 (7.13)]:

$$\begin{aligned} \Delta L_{c.y}^n &= |gr_v L| \cdot |\Delta \bar{v}^n| \cos(gr_v L, \widehat{\Delta \bar{v}^n}) + \\ &+ |gr_r L| \cdot |\Delta \bar{r}^n| \cos(gr_r L, \widehat{\Delta \bar{r}^n}) \quad (7.12'') \end{aligned}$$

沿垂直于不变量方向的速度和坐标分量的测量误差, 由 (7.12'') 式看, 一般来讲, 不会引起大的导弹脱靶率。

作为例子，再看一个运载火箭的允许测量误差，该火箭用于进入圆轨道，其精度为在运行的初期不劣于 $\Delta T^{1.3} \leq 0.1$ 秒。

与(7.12')相同，可以写为

$$\Delta T_{c,y}^n = g r_v T, \quad \Delta \bar{v}^1 + g r_r T, \quad \Delta \bar{r}^n \quad (7.13)$$

式中，沿轨道系统坐标各轴的不变量分量 $\bar{v}_0, \bar{r}^0, \bar{n}^0$ 可由下式求出：

$$T = 2\pi(fM)^{-\frac{1}{2}} a^{\frac{3}{2}} = 2\pi(fM)^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{r} - \frac{v^2}{fM} \right)^{-\frac{3}{2}}$$

微分后

$$|g r_v T| = \frac{\partial T}{\partial v} = 3T \frac{av}{fM} \quad \text{和}$$

$$|g r_r T| = \frac{\partial T}{\partial r} = 3T \frac{a}{r^2}$$

对于近于圆轨道 $T \approx 90$ 分 = 5400 秒, $a = r = 6570$ 公里
 $v = (fM/a)^{1/2} = 7789$ 米/秒:

$$|g r_v T| = 3 \frac{T}{v} = 3 \frac{5400}{7789} = 2.1 \text{ 秒}^2/\text{米}$$

$$|g r_r T| = 3 \frac{T}{r} = 3 \frac{5400}{6570} = 2.5 \text{ 秒/公里}$$

根据(7.13): 速度测量的允许误差不大于

$$\Delta v \leq (0.6 - 0.8) \Delta T^{1.3} / |g r_v T| = (0.6 - 0.8) \frac{0.1}{2.1} = 0.033 \text{ 米/秒},$$

坐标测量的允许误差不大于

$$\Delta r^n \leq (0.6 - 0.8) \Delta T^{1.3} / |g r_r \cdot T| = (0.6 - 0.8) \frac{0.1}{2.5} = 0.028 \text{ 公里}$$

根据关系式(7.13), 高精度速度测量方向应是设计入轨

瞬间 $\bar{v}^0$ 时与轨道的切线, 坐标的方向应沿着半径 $\bar{r}^0$ 。

在本例中, 对控制运载火箭关车的通道 t_k , 要有高度精确的测量准确性, 以便保证 $\Delta T \leq \Delta T_{\tau.3}$ 。

对弹道导弹来讲, 射程控制(保证 $\Delta L \leq \Delta L_{\tau.3}$) 和飞行方向控制(保证 $\Delta Z \leq \Delta Z_{\tau.3}$), 则需要高精度的测量。

但是, 对大多数控制通道也可能提出严格的精度要求。对运载火箭来讲, 可能要限制所有入轨参数(7.8")的随意误差。在这种场合下, 不只是有六个控制通道(见表 7.1), 而且还有它们在主动段的连续工作, 以便在每一瞬间都保持动力参数的设计值。由运动微分方程 $\dot{\bar{v}} = \bar{v}_s + \bar{g}$ 可以明显地得到证实。使假想(测量)加速度 $\bar{v}_s(g_0 n_x, g_0 n_y, g_0 n_z)$ 与过载的程序值 n_x^p, n_y^p, n_z^p 保持一致, 保证了每一瞬时的速度分量 $\bar{v}(v_x, v_y, v_z)$ 与坐标 $\bar{r}(x, y, z)$ 的设计值及事实值相符, 因为重力加速度 $\bar{g}(x, y, z)$ 只取决于坐标。

在每一瞬间保证保持速度分量和坐标的设计值的飞行器的质心运动控制, 称为刚性控制原则。刚性控制原则的技术实现示于其结构功能图上(见图 7.2)。

航天器实际运动的信息, 由角位置传感器 3, 4, 6 和过载传感器 2 搜集。导弹和运载火箭的过载与角位置的设计值存在机载计算机内, 并与测量结果对比。

航天器运动设计值与实际值之间的差异转换成为指令, 并按信号的性质在不同的控制通道及执行机构内进行处理。

假想速度调节系统处理沿航天器纵轴过载的实际测量值与设计值之间的差异, 其方法是改变发动机的推力, 从而保证了每一瞬间的导弹或运载火箭在其运动轨迹设计点的位置。

正向速度分量调节系统处理横向过载的测量值与设计值之间的差异, 方法是改变俯仰角和推力方向。横向过载的测

量方向由导弹或运载火箭的设计角位置来确定，并不与改变发动机推力的实际方向有关。但是，风或气动力跳动的 影响平衡了由正向速度分量调节系统测量的推力分量。为平衡横向干扰所需的俯仰偏转角度由正向速度分量调节系统给出指令，并由在II、IV平面内的舵面实施调节。

侧向速度分量调节系统处理侧向过载的测量值与设计值之间的差值，方法是改变推力方向的俯仰角。在飞行过程中，侧向过载的测量方向不变，从而使调节系统不但能考虑风、大气的干扰影响，而且也考虑敏感度轴方向的 推力分量的补偿影响。为补偿侧向干扰而所需的俯仰角由侧向速度分量调节系统给出指令，并由在I、III平面内的舵面实施调节。

导弹或运载火箭的滚动角位置由舵面在I、II平面及II、IV平面内，以成对地向不同方向偏转来实现。

刚性控制原则的优点是，由于泰勒级数分解的剩余项，其方法误差很小。由于在关车时动力参数的偏差小，在控制通道内考虑的分解项数目可能是最小的。但是，“刚性”原则也具有缺点。最主要的如下：

1) 由于高精度控制通道的数目多，相应地增加了机载控制系统的质量，需要功率较大的执行机构和动力源等等。因此，在协调控制系统特性时，应当力求将所需的控制参数数目减至最小，从而降低控制通道的数目。为实现这一点，导致了柔性控制原则的应用，它是相对设计值而言，不处理所有动力参数的偏差，而只处理为完成给定的飞行技术特性的最小所需数目。

2) 需要将导弹或运载火箭的总推力值严格控制在给定的数值内，因此，限制了将故障发动机转为慢车或关车，同

时也限制了固体火箭发动机的利用，因为后者的推力调节会引起发动机的极度复杂化。

3) 由风的作用和改变部分发动机推力时，对结构承载部件的加载过大，因为在最大速压段飞行时，不能改变仰角。

4) 在导弹或运载火箭的中间级内不能充分利用推进剂余量，充分利用余量在级与级之间分离时会引起速度的偶然跳动，这在“刚性”控制原则时是不允许的。在保险速度下实现级的分离同在中间级内引入推进剂的保险余量有关，而在固体火箭发动机中还要有推力切断系统。如下面所述，这对保证导弹或运载火箭的最大有效载荷是不利的。

5) 需要有大功率的执行机构，从而加重质量。这同在大仰角和风作用条件下的工作状态有关。

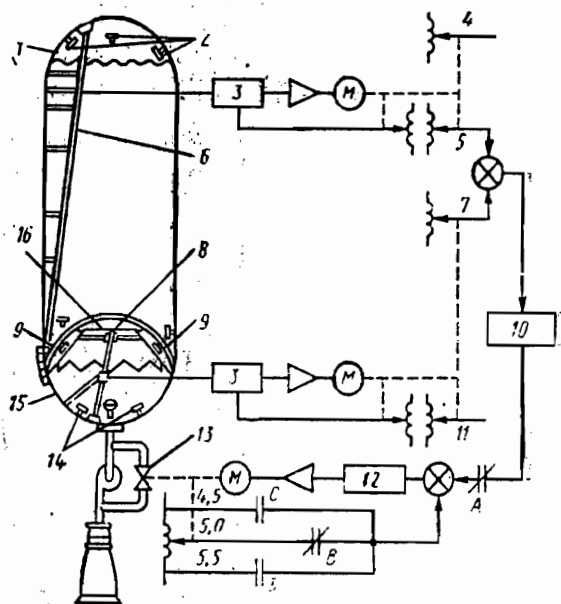
如上所述，就说明了在现代导弹或运载火箭上广泛使用“柔性”控制的原因。设计中的重要问题是：控制原则的协调，控制通道数量最小，机载系统所需组成部分和执行机构的数目最小等等。下面各节中将有所论述。

7.3 推进剂贮箱同步耗尽系统—— 弹道导弹和运载火箭控制装置 的组成部分

在影响有效载荷值的主要因素中，除发动机比冲、推进剂舱结构质量、发动机装置和仪器质量之外，还有燃油和氧化剂贮箱的同时耗尽性。

这种同时性，是由在不同贮箱内推进剂液面水平相对于设计值的偶然波动来衡量的。减少偶然波动的措施可能包括：校准推进剂主管路的流通截面；调节涡轮泵装置；安装节流

片或其他调节器，后者受推进剂流量传感器的指令而工作，并组成贮箱同步耗尽系统(图7.6)



▷—伺服助力器 ⊖—伺服马达 ⊗—加法装置

图7.6 火箭级的贮箱同步耗尽系统

- 1——液氢贮箱；2——不连续的液面传感器；3——传感器信号转换器；
4——加灌液氢的数量和遥测装置；5——液氢量；6——液氢量容积传感器；
7——液氧量；8——液氧量容积传感器；9——不连续的液氧液面传感器；
10——调节推进剂流量比的信号装置；11——加灌的液氧量和遥控装置；
12——调制器；13——调节流量比的节流片；14——液氧耗尽液面传感器；
15——液氧贮箱；16——阻尼隔板

贮箱同时耗尽的误差，用所消耗的推进剂的组份比来测定较为方便：

$$\frac{\Delta K}{K} = \frac{\Delta M_{OK}}{M_{OK}} - \frac{\Delta M_r}{M_r} \quad (7.14)$$

式中 ΔM_{ox} 和 ΔM_r ,分别为氧化剂和燃料偶然偏离设计值的数值; M_{ox} 和 M_r ,分别为氧化剂和燃料的设计值, K 为其比值:

$$K = \frac{M_{ox}}{M_r} \quad (7.15)$$

由保障贮箱同时耗尽的消极办法(校准油路、涡轮泵装置的预先调节)向安装贮箱耗尽同步系统过渡时,比值 $\Delta K/K$ 的波动变化范围可能在一位数以上。

为了阐明在飞行器控制系统内安装贮箱同步耗尽系统的必要性,研究一下采取简单措施时(在推进剂管路上安装校准垫片,可使推进剂组分的偶然波动限制在额定值的 $\pm 5\%$ 范围内)耗尽的误差对有效载荷可能的损失。

假设燃油和氧化剂管路的校准垫片的误差都服从于正态分布,并且它们之间是互相独立的,因为它们的工作是单独进行的。由于扰动的偶然性质,组分比相对波动也服从于正态分布,并不大于

$$\left| \frac{\Delta K}{K} \right| \leq \sqrt{\left(\frac{\Delta M_{ox}}{M_{ox}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta M_r}{M_r} \right)^2} = 0.05 \sqrt{2} \quad (7.16)$$

在理想的所消耗的组分比下,组分的相对耗量为:

$$\mu_{ox} = (1-\mu) \frac{K}{1+K} \quad (7.17)$$

$$\mu_r = (1-\mu) \frac{1}{1+K}$$

式中 $(1-\mu)$ 为所研究时刻的推进剂耗量的相对质量。

ΔK 的偶然波动引起组分相对耗量的偶然波动

$$\Delta \mu_{ox} = (1-\mu) \frac{\Delta K}{(1+K)^2}; \quad (7.18)$$

$$\Delta \mu_r = -(1-\mu) \frac{\Delta K}{(1-K)^2}$$

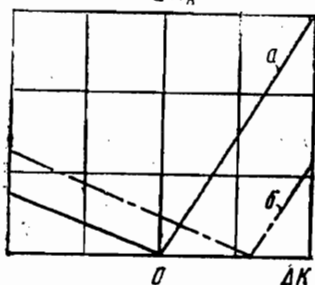


图 7.7 由推进剂组分耗尽传感器工作后发动机关车时火箭级最终质量与同步耗尽误差 ΔK 之间的关系

α —组分之中任一种都没有保险余量时最终质量的可能增长； β —燃油为最佳保险余量时最终质量的可能增长

从而，一种组分耗尽时，必需关掉发动机，而另一组分的剩余量会增加火箭级的死重（图7.7）。

研究一种由于某种原因燃油水平超前氧化剂水平的情况，这时关掉发动机的指令首先来自组分耗尽传感器，它安装在燃油贮箱内，当 $\Delta M_r = 0$ 时。发动机关车时氧化剂的余量由(7.14)和(7.17)关系式求出：

$$\Delta M_{OK} = M_{OK} \frac{\Delta K}{K} = M_0(1-\mu) \frac{\Delta K}{1+K}$$

用相对值表示时：

$$\Delta \mu_{OK} = (1-\mu) \frac{\Delta K}{1+K}$$

在有效载荷相对值不变的情况下，由于未耗尽的氧化剂的死重引起的速度损失的无量纲形式为：

$$\begin{aligned} \frac{\Delta v}{c} &= \frac{\Delta(-c \ln \mu)}{c} = -\frac{\Delta \mu_{OK}}{\mu} = \\ &= -\frac{1-\mu}{\mu} \frac{\Delta K}{1+K} \end{aligned} \quad (7.19)$$

或者，卸掉部分有效载荷，补充加注燃油来保证关车时

的设计速度(见2.35):

$$\frac{\Delta\mu_{п.н}}{\mu_{п.н}} = \frac{\Delta\mu_{п.н \cdot i}}{\mu_{п.н \cdot i}} = - \frac{1 - \mu_{кi}}{\mu_{кi} - \alpha_i - \beta_i n_i} \cdot \frac{\Delta K_i}{1 + K_i} \quad (7.20)$$

根据关系式(7.19)和(7.20)来估价一个单级火箭的贮箱耗量不调节时的无量纲速度损失和有效载荷的相对值损失。在 $\mu_{кi} = 0.25 - 0.33$, $c_i = 3500 - 4500$ 米/秒范围内和火箭级的无量纲特性 $\alpha_i + \beta_i n_i = 0.5$ 时, 假设 $|\Delta K/K| = 0.05\sqrt{2}$ (见表7.3)。

表7.3 贮箱耗尽不调节时的误差和火箭级特性
对终速和有效载荷相对的影响

$\mu_{к}$	0.25		0.33	
K	2.5	6.0	2.5	6.0
$\Delta v/c[\%]$	15	18	10	12
$\Delta\mu_{п.н}/\mu_{п.н}[\%]$	38	45	18	22

由表7.3可以看出, 在贮箱耗尽不调节时, 在每个组分的秒流量偶然波动在 $\pm 5\%$ 范围内的情况下, 会引起有效载荷减少20—45%。

由关系式(7.18)和(7.20)得出, 在飞行器控制系统中采用贮箱耗尽同步系统能将 $\Delta K/K$ 的波动降低到 $\pm 0.5\%$, 将有效载荷损失减小到2—4%。

这样, 采用机载贮箱耗尽同步系统后, 有效载荷的增加相当于将发动机比冲增加10—20%[见(7.19)]。

由图 7.6 可以明了贮箱耗尽同步系统的工作原理。在燃油和氧化剂主管路上的节流装置(或其他执行机构)接受由耗尽传感器来的指令(这些指令可能是连续的,也可能是不连续的),改变燃油氧化剂的混合比。按传感器特性的不同可分为:连续的、不连续的、流量的、和容积的(传感器测量推进剂所占有的容积)。如果增加不连续传感器的数目,就等于成了连续传感器。在许多场合下,流量和容积系统原则上保证不同的效果。

为了说明流量与容积系统的区别,写出贮箱内推进剂组分余量的公式:

$$M_{o.ok} = M_{з.ок} - M_T \frac{K}{1+K} \quad (7.21)$$

$$M_{o.r} = M_{з.r} - M_T \frac{1}{1+K}$$

式中 $M_{o.ok}$ 和 $M_{o.r}$ 分别为氧化剂和燃油的余量; $M_{з.ок}$ 和 $M_{з.r}$ 为氧化剂和燃油的加注量; M_T 为所消耗的推进剂:

$$M_T = (M_{з.ок} + M_{з.r}) - (M_{o.ok} + M_{o.r}) \quad (7.22)$$

推进剂余量的偶然波动 $\Delta M_{o.ok}$ 和 $\Delta M_{o.r}$ 在很大程度上取决于加注误差 $\Delta M_{з.ок}$ 和 $\Delta M_{з.r}$ 及贮箱耗尽同步系统的类型。容积式系统的加注误差表现为贮箱内初始液面水平的不同,在耗油过程中使之等于零,因此,加注的总误差以 K 的比值分配在氧化剂和燃油中间。流量式系统原则上不能反映加注误差,因此,初始液面水平的不同会完全带到关车时的液面水平上。这样,容积式系统所容许的推进剂组分余量波动按公式

$$\Delta M_{o.ok} = (\Delta M_{з.ок} + \Delta M_{з.r}) \frac{K}{1+K}$$

$$\begin{aligned}
& -M_{\tau} \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1} \Delta M_{\tau}; \\
& \Delta K_{o.r} (\Delta M_{3.o.r} + \Delta M_{3.r}) \frac{1}{K+1} + M_{\tau} \frac{\Delta K}{(K+1)^2} \\
& - \frac{1}{K+1} \Delta M_{\tau}, \quad (7.23)
\end{aligned}$$

流量式系统按公式

$$\begin{aligned}
\Delta M_{o.o.r} &= \Delta M_{3.o.r} - M_{\tau} \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1} \Delta M_{\tau}; \\
\Delta M_{o.r} &= \Delta M_{3.r} + M_{\tau} \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{1}{K+1} \Delta M_{\tau}. \quad (7.24)
\end{aligned}$$

式中 ΔM_{τ} ——推进剂的附加耗量,取决于发动机关车时的计算程序,即取决于飞行器运动的控制原则。

由公式(7.23)可以明显地看出,当组分的加注量有较大的误差时,容积式系统具有优点,例如,当组分的密度随空气温度变化时(即组分的加注质量变化时),便表现出来。在 $\pm 50^{\circ}\text{C}$ 范围内加注煤油时,其密度和质量能相应地变化 $\pm 5\%$ 。

采用测量煤油质量流量的流量式系统时,贮箱同步耗尽系统的误差[见7.16]为 $|\Delta K_{3.r}/K| \simeq 0.05$,根据表7.3有效载荷降低达15—30%。

采用容积式测量系统($\Delta K/K < 0.001$),当 $K=2.5$ 时,有效载荷没有明显的下降,因为从(7.23)可见,同步耗尽的误差极小,并

$$\begin{aligned}
\frac{\Delta \mu_{п.н}}{\mu_{п.н}} &= \frac{\Delta M_0}{M_0} = \frac{\Delta M_{3.r}}{M_0} = \frac{\Delta K_{3.r} M_{\tau}}{K M_0} = \\
&= \frac{\Delta K_{3.r}}{K} \cdot \frac{1 - \mu_k}{K + 1} = 0.05 \frac{1 - 0.25}{2.5 + 1} \simeq 1\%。
\end{aligned}$$

因此,当组分的初始温度和加注质量有较大变化时,应

当采用容积测量式贮箱同步耗尽系统。当采用低温组分，在沸点时其密度不随空气温度变化，装置结构也简单，按公式(7.4)效能较好，这时可采用流量测量式同步耗尽系统。

为了简化论述，下面只研究容积测量式系统，但所举论述也适用于流量测量式系统。根据控制原则与具体发射任务不同，求推进剂的附加流量 ΔM_{τ} 。根据(7.11)公式，当被控误差的测量值等于零时，便形成发动机关车的指令：

$$\Delta L_{c.y} = g_{rv} L, (\Delta \bar{v}_s^n + \Delta \bar{v}_s^n) = g_{rv} L, \Delta \bar{v}_s^n. \quad (7.25)$$

飞行器刚性控制的原则是假设加速度随时间要有严格的一定方向，因此，上述加速度在程序轴上的投影也按规定严格地变化着，特别是在发动机关车时沿 x_K^{np} 方向而变化。这可使(7.25)式简化，即：

$$\Delta \bar{v}_{sx_K}^n + \Delta v_{sx_K} = 0, \quad (7.26)$$

式中 $\Delta v_{sx_K}^n$ —— 测量装置的工具误差，从而引起推进剂的附加消耗。

利用关系式

$$\dot{v}_{sx_K} = -g_0 P_{y\pi} \cdot \ln \mu_K$$

$$\text{和 } \mu_K = \frac{M_K}{M_0} = 1 - \frac{M_{\tau}}{M_0}$$

为了写出(7.26)等式：

$$\begin{aligned} \Delta \bar{v}_{sx_K}^n - g_0 \Delta P_{y\pi} \ln \mu_K - g_0 P_{y\pi} \frac{\Delta \mu_K}{\mu_K} &= \Delta \bar{v}_{sx_K}^n - \\ - g_0 \Delta P_{y\pi} \ln \mu_K - g_0 P_{y\pi} \frac{\Delta M_{\tau}}{M_K} + g_0 P_{y\pi} \frac{\Delta M_0}{M_K} &= 0 \\ \Delta M_{\tau} &= (\mu_K - 1)(\Delta M_{3.0K} + \Delta M_{3.r} + \Delta M_{KOH}) + \\ + \frac{M_K}{g_0 P_{y\pi}} \Delta v_{sx_K}^n - \frac{\Delta P_{y\pi}}{P_{y\pi}} M_K \ln \mu_K, \end{aligned} \quad (7.27)$$

要注意到 $\Delta M_0 = \Delta M_{3.ок} + \Delta M_{3.г} + \Delta M_{кон}$, 式中 $\Delta M_{3.ок}$, $\Delta M_{3.г}$, $\Delta M_{кон}$ ——分别为推进剂加注量和结构的偶然误差。

将 (7.27) 代入 (7.23), 得出用独立偶然误差 $\Delta \lambda_1 = \Delta M_{3.ок}$ 、 $\Delta \lambda_2 = \Delta M_{3.г}$ 、 $\Delta \lambda_3 = \Delta M_{кон}$ 等线性函数表示的推进剂余量波动的关系式:

$$\begin{aligned}\Delta M_{о.ок} &= \sum_i \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial \lambda_i} \Delta \lambda_i + \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial K} \Delta K; \\ \Delta M_{о.г} &= \sum_i \frac{\partial M_{о.г}}{\partial \lambda_i} \Delta \lambda_i + \frac{\partial M_{о.г}}{\partial K} \Delta K, \quad (7.28)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{同时} \quad \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial K} &= -\frac{\partial M_{о.г}}{\partial K}, \\ \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial \lambda_i} &= \frac{\partial M_{о.г}}{\partial \lambda_i} K\end{aligned}$$

这样的近似, 对实用目的是可行的。

这样, 推进剂组分余量的偶然波动可由变量 $D_{о.ок}$, $D_{о.г}$ 和修正力矩 $K_{ок.г}$ 来衡量:

$$\begin{aligned}D_{о.ок} &= D_{ок} + D_K; \\ D_{о.г} &= \frac{D_{ок}}{K^2} + D_K; \\ K_{ок.г} &= \frac{D_{ок}}{K} - D_K,\end{aligned} \quad (7.29)$$

式中 $D_{ок}$ ——当贮箱同步耗尽系统理想工作时氧化剂余量的变量; D_K —— $\Delta \lambda_1 = \Delta \lambda_2 = \dots = \Delta \lambda_n = 0$ 时氧化剂或燃油余量的变量。

当贮箱同步耗尽系统理想工作时 ($\Delta K = 0$), 氧化剂和燃油的余量波动呈下述比例:

$$\frac{D_{o.oK}^{0.5}}{D_{o.r}^{0.5}} = \frac{\sigma_{o.oK}}{\sigma_{o.r}} = K$$

在同步耗尽大的误差或 $\Delta\lambda_1 = \Delta\lambda_2 = \dots = 0$ 时, $D_K \gg D_{oK}$, 推进剂余量波动比值接近于 1.0。

为了圆满完成发射任务, 必须使发动机按函数(7.26)的指令关掉发动机。为此目的, 在航天器的贮箱内除组分的工作余量 M_{oK} 和 M_r 以外, 还应考虑组分的保险余量 $M_{r.oK}$ 和 $M_{r.r}$, 其值要足够于在给定的或然率范围内补偿可能发生的余量波动。

当贮箱同步耗尽系统以理想状态工作时, 在给定的 $\Delta\lambda_i$ 下, 保险余量是最小的, 并规定比值 K , 例如:

$$M_{r.oK} = 3\sigma_{o.oK}, \quad M_{r.r} = 3\sigma_{o.r} = 3\sigma_{o.oK}/K.$$

实际的贮箱同步耗尽系统的误差, 会增大组分余量的波动和补偿所需的保险余量。在设计中, 有兴趣的是评价贮箱同步耗尽系统的允许误差值, 超过它以后, 有效载荷的损失就会变成明显的了。

允许误差的大致界限, 可能是修正力矩(7.29)等于零的值:

$$D_K \leq D_{oK}/K. \quad (7.30)$$

这样, 实际贮箱同步耗尽系统氧化剂和燃油保险余量之和与最小可能之和(7.29)的比值是:

$$\begin{aligned} \xi(K) &= \frac{\sigma_{o.oK} + \sigma_{o.r}}{(\sigma_{o.oK} + \sigma_{o.r})_{ид. \text{соеб}}} = \\ &= \frac{\sqrt{1 + \frac{1}{K}} + \frac{1}{K} \sqrt{1 + K}}{1 + \frac{1}{K}}. \end{aligned} \quad (7.31)$$

$K=2.5-6.0$ 范围时, $\xi(K)$ 的数值如下:

K	2.5	6.0
$\xi(K)$	1.37	1.30

继续增大不等式(7.30), $\xi(K)$ 值实际上等于1.0。

用同样的道理, 可以确定推进剂组分加注量的允许误差界限和结构质量偶然波动的允许误差界限。

减少推进剂组分的保险余量, 从而增加有效载荷值的有效途径之一, 是推进剂组分之一耗完时关掉航天器中间级的发动机。这样, 以速度偶然误差形式存在的附加扰动便传递给最后一级, 因而, 其推进剂组分的保险余量增加。当然, 这样的技术解决办法只有在“柔性”控制时才有可能实现。

现在评估一下贮箱同步耗尽系统处于理想工作状态下将保险余量转移至航天器最后一级的问题。假设多级航天器由一些火箭级组成, 各级的特性相近, 每级的最终相对质量在 $\mu_{ki} = 0.25-0.30$ 范围之内。

按统计, 每级的保险余量值相当于大致 $\Delta v = 50$ 米/秒的速度损失。

具有 N 级的航天器, 在每一级都有保险余量时, 总的速度损失为:

$$\Delta v_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \Delta v_i = \Delta v N.$$

假设每一级的干扰都是互不相关的, 并正态分布, 速度干扰的总值应由最后一级的保险余量来补偿

$$\Delta v_{\Sigma}^v = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\Delta v_i)^2} = \Delta v \sqrt{N}.$$

保险余量转换到最后一级时的速度干扰总值与保险余量

在每一级时的总干扰的比值，是衡量转换到有效载荷的保险余量相对值的特性的，其值取决于级数：

$$\eta = \frac{\Delta v_z^K}{\Delta v_z} = N^{-\frac{1}{2}}. \quad (7.32)$$

转换到有效载荷的保险余量(图7.8)，在推进剂组分耗尽后关毕中间级时，可大约减少30%(对两级火箭)，而对三级火箭可减少40%左右。实际上，由于贮箱同步耗尽系统的误差，当然要降低一些有效载荷的增量，这是由于组分耗尽后中间级关毕的缘故。

在评估贮箱同步耗尽系统的误差 $|\Delta K/K|$ 之前，认为在组分耗尽关断时在每一级有一燃料保险余量是适宜的。未利用的组分的消极质量在误差 ΔK 的符号不同时是一样的。

$$\text{当 } \Delta K > 0 \text{ 时, } \Delta M_K = \Delta M_{OK} = M_{OK} \frac{\Delta K}{K} = M_r \frac{\Delta K}{K+1}$$

$$\text{当 } \Delta K < 0 \text{ 时, } \Delta M_K = \Delta M_r = -M_r \frac{\Delta K}{K} =$$

$$= -M_r \frac{\Delta K}{(K+1)K} \quad (7.33)$$

引入燃料保险余量 $M_{r,r}$ ，可以在 $\Delta K > 0$ 时减小消极质量，使之在 $\Delta K < 0$ 时等于消极质量：

$$M_r \frac{|\Delta K|}{K+1} - M_{r,r} K = M_r \frac{|\Delta K|}{K(K+1)} + M_{r,r}$$

$$\text{从而 } M_{r,r} = M_r \frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|$$

或者以无量纲的形式

$$\Delta \mu_{r,r} = (1 - \mu_K) \frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right| \quad (7.34)$$

引入保险余量后，各中间级的速度损失为：

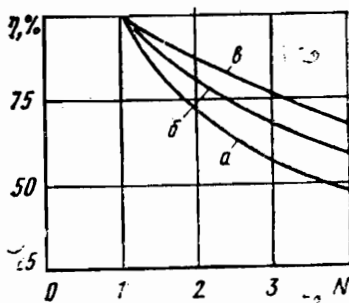


图 7.8 根据组分耗尽传感器指令关掉中间级时航天器级数与贮箱同步耗尽系统误差对保险余量的影响

α——理想的贮箱同步耗尽系统；β——贮箱同步耗尽系统误差为0.05；γ——同上误差为0.10；η——保险余量的相对值；N——航天器级数

$$\Delta v = -g_0 p_{yA} \frac{\Delta \mu_{r.r}}{\mu_K}$$

或者，对具有N级航天器的总损失为：

$$\Delta v_K^* = -g_0 p_{yA} \cdot$$

$$\frac{1 - \mu_K}{\mu_K} (N - 1) \cdot$$

$$\frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right| \quad (7.35)$$

考虑到(7.35)，关系式(7.32)为：

$$\eta_{AK \neq 0} = \frac{\Delta v_E^* + \Delta v_E^*}{\Delta v_E} \quad (7.32')$$

这样，在组分耗尽后关掉发动机时，能考虑现实的贮箱同步耗尽系统的误差对转换为有效载荷的保险余量的影响。

由图 7.8 可以看出，同步耗尽误差 $\frac{\Delta K}{K}$ 相应地增长到 0.07—0.10 时，很明显地降低由关掉中间级所得到的好处。

7.4 弹道导弹与运载火箭控制的执行机构及其特性

导弹或运载火箭在主动段的质量重心的运动，是由飞行中的推力大小和方向确定的。为了取得必需的发动机推力值和方向，在航天器上装有控制执行机构，它的任务是在空间直接作用于导弹或运载火箭的角位置和主发动机的推力值。

作为保持给定俯仰角值的执行机构可以是：在Ⅰ、Ⅳ平面内(见图 7.2)相对轴偏转的主发动机，专用的舵发动机，气动燃气流，倾斜主发动机燃气喷流的装置(利用喷入或引射特殊的组分)，或者利用主发动机推力不协调而产生的控制力矩：

$$M_z = c_{\theta, \delta} \delta_{\theta} \quad (7.36)$$

式中 $c_{\theta, \delta}$ ——衡量执行机构的特性 δ_{θ} 发生单位变化时控制力矩的变化量的系数。

执行机构偏转特性的物理意义可能是不一样的。例如，偏转主发动机进行控制时，控制力矩是由推力偏转角 δ_{θ} 确定的：

$$M_z = P x_T \delta_{\theta} \quad (7.37)$$

式中 x_T ——由偏转发动机的轴至质心的距离； P ——偏转发动机的推力。

控制力矩随偏转角的导数

$$M_z' = c_{\theta, \delta} = P x_T$$

用气动舵面控制时，

$$M_z = c_{\theta, \delta} \cdot \delta_{\theta} = Y_a^{\delta} x_T \delta_{\theta} = c_n^{\delta} q S_p x_T \cdot \delta_{\theta}$$

式中 c_n^{δ} ， S_p ， q ——分别为升力系数、舵升力面面积和速压。

用主发动机推力不协调控制时：

$$M_z = C_{\theta, \delta} \cdot \delta_{\theta} = \sum_i^{n_{AB}/2} 2 y_{Ti} P_i \frac{\Delta P_i}{P_i}$$

式中 y_{Ti} ——第 P_i 台发动机推力方向至质心的距离在Ⅰ、Ⅲ平面上的投影，其推力相对值变化为 $\delta_{\theta} = \Delta P_i / P_i$ 。

控制航向角的执行机构，如图 7.2 所示，可以同样地建立，并具有相对牵连坐标系 Y 轴如下的控制力矩：

$$M_y = C_{\zeta, \delta} \cdot \delta_{\zeta} \quad (7.38)$$

为了进行相对牵连系X轴(导弹或运载火箭对称面的纵轴)的滚转角控制,可利用俯仰角和航向角成对地向不同方向偏转的控制机构。

$$M_x = C_{\eta, \delta} \delta_{\eta} \quad (7.39)$$

当然,用沿X轴安装的发动机的推力差来控制滚转角是不可能的,在这种场合需要建立相对导弹或运载火箭纵轴力矩的专门执行机构。

液体火箭发动机推力大小的控制已在第6章中详述。固体火箭发动机的推力控制则由于其结构复杂,目前尚未广泛使用。

在有可能关掉部分故障发动机或用慢车状态工作的情况下,发动机推力控制同样地不能补偿总推力的损失。在这种情况下,发动机推力控制同样地不能补偿总推力的损失。在这种情况下,与使用非控制的固体火箭发动机一样,必须采用“柔性”控制原则。

控制执行机构的型式和原理图的选择,是协调控制系统特性和导弹或运载火箭主要设计参数的基本问题之一。

选择控制机构的准则,和选择整个控制系统一样,是有效载荷的最小损失。

由于安装控制机构而降低有效载荷的原因是:

在偏转主发动机或舵发动机时,减少了发动机装置的有效比冲;

降低了发动机装置的有效推力;

气流或燃气流的附加阻力;

执行机构本身的附加重量,如偏转组件、舵机、燃气喷口、气动舵面等等。

从有效载荷质量降低最小的观点出发, 研究几种可能的执行机构型式, 它们相对每一牵连系坐标轴都保证相同的控制力矩(7.37)~(7.39)。

图 7.3 给出用偏转主发动机来进行俯仰、航向和滚转的控制。

控制力矩 $M_z = P x_T \delta_\theta$ 取决于推力的偏转角 δ_θ , 它本身又是衡量推力的最大可能损失, 从而有效比冲的因素:

$$\frac{\Delta c}{c} = \frac{\Delta P}{P} = 1 - \cos \delta_\theta = \frac{\delta_\theta^2}{2}$$

一般来讲, 俯仰通道所需力矩, 对导弹或运载火箭来说是最大的。因而, 在下面的叙述中只举各种执行机构的相同力矩 $M = \max M_z$ 。

偏转主发动机作为执行机构的缺点之一是发动机的安装及其传动组件的重量较大, 达到发动机总重的30~40%。

由于安装及传动组件增重而降低发动机装置的有效喷流速度和增大火箭级的最终质量, 引起第 i 级的特性速度的降低:

$$v_{xap i} = -c_i \ln \mu_{ki},$$

它要用降低有效载荷来补偿:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta v_{xap i}}{v_{xap i}} &= \frac{\Delta c_i}{c_i} + \frac{\Delta \mu_{ki}}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} = \frac{\Delta c_i}{c_i} + \\ &+ \frac{\Delta \mu_{\pi, hi} (1 - a_i)}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} + \frac{\Delta a_i}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} = 0 \quad (7.40) \end{aligned}$$

由于在 N 级上安装执行机构, 有效载荷总的降低相对量为:

$$\frac{\Delta \mu_{\pi, H}}{\mu_{\pi, H}} = \sum_i^N \frac{\Delta \mu_{\pi, hi}}{\mu_{\pi, hi}} = \sum_i^N \frac{\mu_{\pi, hi} - 1}{\mu_{\pi, hi}} \frac{\mu_{ki}}{(1 - a_i)} \times$$

$$\times \left(\frac{\Delta c_i}{c_i} \ln \mu_{\kappa i} + \frac{\Delta \alpha_i}{\mu_{\kappa i}} \right), \quad (7.41)$$

式中 $\Delta c_i/c_i = \Delta P/P$ ——由于推力损失而引起的有效比冲的变化; $\Delta \alpha_i = \alpha_i \frac{\Delta \alpha_{\sigma i}}{\alpha_{T.0i} + \alpha_{\sigma i}}$ 火箭级结构质量的增量。

图2.2示出用舵机发动机的偏转来进行俯仰、航向和滚转的控制,舵机发动机的推力只是导弹或运载火箭总推力的一小部分:

$$P_p = \xi P \quad (7.42)$$

这一型式控制所占的质量比主发动机偏转要少得多,而在活动组件中的受力也小,但所需的偏转角要大得多:

$$\delta_p = \frac{M}{P_p x_T} = \frac{M}{\xi P x_T} \quad (7.43)$$

从而,为建立控制力矩而用的推力的相对损失要大

$$\frac{\Delta P_p}{P_p} = 1 - c_p^2 \cdot \delta_p \approx \frac{\delta_p^2}{2}$$

除此之外,一般来讲,小的舵机发动机比起主发动机来讲,其比冲要差一些,这也降低了发动机装置的有效比冲。从而,带舵机发动机的发动机装置的总的有效比冲的降低为:

$$\frac{\Delta c_p^{\text{pa}}}{c} = \frac{P_p}{P} \cdot \frac{\Delta P_p}{P_p} + \frac{P_p}{P} \cdot \frac{\Delta c_p}{c} = \xi \left(\frac{\delta_p^2}{2} + \frac{\Delta c_p}{c} \right) \quad (7.44)$$

式中 $\Delta c_p = c_p - c = g_0(p_{y\pi p} - p_{y\pi})$ ——由于舵机与主发动机单位推力之差而形成的损失。

图7.3(图号4和7)示出用固定式燃气喷口进行控制的型式,喷口的推力垂直于导弹或运载火箭纵轴。燃气控制喷口的推力不能使导弹或运载火箭增加速度,因此,所耗费的推

进剂应看作是降低整个发动机装置有效比冲的原因。

为建立控制力矩 M 所需的喷口推力为 $P_{г.с}=M/x_{т}$,从而发动机装置总推力有效比冲的相对降低量为

$$\frac{P_{г.с}}{P} = \frac{M}{x_{т} \cdot P} \quad (7.45)$$

考虑到燃气喷口的比冲低($P_{уд.г.с}=c_{г.с}/g_0$),与(7.44)式相同,这一执行机构型式的总的发动机装置的有效比冲下降值为:

$$\frac{\Delta c_{г.с}}{c} = \frac{P_{г.с}}{P} + \frac{P_{г.с}}{P} \cdot \frac{\Delta c_{г.с}}{c} = \frac{M}{x_{т} \cdot P} \left(1 + \frac{\Delta c_{г.с}}{c} \right) \quad (7.46)$$

因此,固定喷口式控制不增加级的最终质量,但是与主发动机偏转和舵机发动机偏转型式相比,其有效比冲的损失是非常大的。

图7.3给出(图标6)偏转气动舵面的控制型式,气动舵面的升阻比为 K_p 以增加气动阻力 ΔX_p 为代价来取得所需的控制力矩 M 。把比值 $\Delta X/P$ 看作为有效比冲的损失后,得:

$$\frac{\Delta c_a}{c} = \frac{\Delta X_p}{P} = \frac{M}{P \cdot K_p \cdot x_{т}}$$

图7.3(图标5)示出用对称发动机的推力差进行俯仰角和偏航角控制的可能型式,一台发动机加力,对称的另外一台节流。这时,发动机装置的总推力不变,推进剂耗量和有效比冲实际上也不变。滚转角控制用一个小燃气喷口来实现,因为所需的控制力矩 M_x 不大。这种型式多用于多发动机的动力装置上,实际上省掉了安装组件等的重量损失。

表7.4给出执行机构各种型式的有效比冲和最终相对质量的比较分析,各种型式都保证同一的控制力矩,发动机装

置总推力为 P ，力臂为 x_T 。

表 7.4 在同一控制力矩下各种执行机构的有效比冲损失
 $\Delta c/c$ 和级最终质量相对值增量 $\Delta\mu_K/\mu_K$ 的比较表

执行机构型别	比冲的总下降量 $\Delta C/C$	最终相对质量的增大 $\Delta\mu_K/\mu_K$
偏转主发动机	$\frac{1}{2} \left(\frac{M}{Px_T} \right)^2$	$(0.3-0.4) \frac{\gamma n}{\mu_K}$
偏转舵机发动机 $\xi = \frac{P_P}{P} > \frac{M}{Px_T}$	$\frac{1}{2\xi} \left(\frac{M}{Px_T} \right)^2 + \xi \frac{\Delta c_P}{c}$	$(0.3-0.4) \frac{\xi \gamma n}{\mu_K}$
固定燃气喷口	$\frac{M}{Px_T} \left(1 + \frac{\Delta c_{r,c}}{c} \right)$	~ 0
气动舵面，升力面面积 S_P ，质量 qS_P	$\frac{M}{PK_P x_T}$	$\frac{q}{\mu_K P_M} S_K$
主发动机推力差控制 俯仰角和偏航角。燃气喷口控制滚动。	~ 0	~ 0

由表7.4可以看出，随着所需控制力矩的降低，对所有执行机构的型别方案来讲，发动机装置比冲的总损失变小，可以忽略不计。所以，确定最小所需控制力矩(它取决于导弹或运载火箭的布局)和运动的控制原则是协调控制系统特性和基本设计参数的问题之一。相对大的所需控制力矩，但有效载荷的损失又可行的方案，或者是主发动机的推力差，或者是偏转主发动机[见(7.3)节]。随着所需控制力矩的减小，偏转舵机发动机的有效载荷损失与推力差时的损失变得差不多了。

所需最小控制力矩的初步确定

为了保证航天器俯仰、滚动和偏航角的运动稳定性，必

须使上述各通道的控制力矩大于干扰力矩 M_B 与所需动态力矩 M_A 之和, 动态力矩等于相对相应主中心轴的惯性矩 J 与角加速度 $\ddot{\theta}$ 的乘积。

干扰力矩 M_B 是由航天器质心的偶然移动, 液体推进剂在贮箱中的振动, 在大气中的非对称流动, 大气本身的非稳定流动, 特别是突风的作用和其他许多因素造成的。在所举的诸干扰中, 起决定作用的是突风, 在导弹或运载火箭的运动后, 其最大速压可达 $W=100-150$ 米/秒, 从而引起附加仰角:

$$\alpha_w = \frac{W}{v} \sin \theta \quad (7.47)$$

其值取决于速度 v 和运动轨迹倾斜角 θ 。

因此, 保证航天器稳定性的必要条件是:

$$M \geq M_B + J \ddot{\theta} \quad (7.48)$$

可研究下述两种极限情况:

1. 利用刚性控制原则

导弹或运载火箭角位置的程序变化是以小的角加速度 $J\ddot{\theta} \approx 0$ 来实现的, 主要的干扰因素是力矩 M_{a_w} , 它是由于突风而出现的附加仰角的结果。应用于“刚性”控制的 $M \geq M_{a_w}$ 条件可写为:

$$M^* \geq c_n^a \alpha_w q / S(x_A - x_T) \quad (7.49)$$

由于突风随高度和时间的非稳定性, 干扰力矩 M_{a_w} 在飞行过程中可能变化, 因此, 必须使控制力矩 M 也相应地随着变化, 并满足 $\dot{M} \geq \dot{M}_{a_w}$ 。

将(7.9)式按时间进行微分后, 得

$$\dot{M}^* \geq c_n^a S(x_A - x_T) (\dot{\alpha}_w q),$$

或者考虑到运动动力学参数相对缓慢的变化

$$(\alpha_w \dot{q}) = \dot{\alpha}_w q = q \frac{d}{dt} \left(\frac{\dot{W}}{v} \sin \theta \right) = \frac{dW}{dh} \cdot \frac{dH}{dt} \cdot \frac{\sin \theta}{v} \cdot q = \\ = q r W \sin^2 \theta q$$

$$\text{得 } \dot{M}^* \geq C_n^* S (x_n - x_r) q \sin^2 \theta g r W \quad (7.50)$$

在地面大气层条件下，突风高度层可达 20 米/秒·公里。(7.49) 和 (7.50) 的条件是由对偏转主发动机的范围和它的最小所需移动角速度等要求来决定的。从而也确定了控制力矩 M 和改变力矩的最小所需速度 $\dot{M}$ 。

2. 利用柔性控制原则。

在大的速压飞行区域，为了减少干扰力矩 M_{aw} ，从而减小火箭级受力结构的加载，应当相对迎面气流以零迎角飞行。

在所研究的极限情况，所需的控制力矩由条件 (7.48) 确定 $M \geq J \ddot{\alpha}_w$ ，这是由 $\dot{\theta} = \ddot{\theta} \simeq 0$ 时等式 $\vartheta = \theta + \alpha$ 导出的。

这样，突风作用的非稳定性基本上确定了在稠密的大气层中飞行时的所需控制力矩。

在参考文献[16]中，用密度谱的方法详细叙述了风作用的非稳定性。为了初步估算所需的控制力矩，重要的是有每隔 $\Delta H \simeq 1$ 公里间隔的风速非稳定性就足够了，在 $\Delta H = 1$ 公里或以内，由于风速的快速和周期变化，实际上不影响导弹或运载火箭的角位置，这是由于它们的惯性所致，但只引起承力结构的附加气动加载。

因此，为了估价所需的控制力矩，写出随高度为函数的突风的周期性组成部分：

$$W = A \sin 2\pi \frac{H}{B} \quad (7.51)$$

$$\text{其中} \quad \frac{dW}{dH} = \frac{2\pi A}{B} \cos 2\pi \frac{H}{B},$$

$$\frac{d^2 W}{dH^2} = -\left(\frac{2\pi}{B}\right)^2 A \sin 2\pi \frac{H}{B} \text{ 等等。}$$

确定系数 A 和 B 的条件是, 使 $\frac{dW}{dH}$ 的平均积分值在 $\Delta H = 1$ 间隔内符合所观察到的最大风层值 $grW \simeq 20$ 米/秒·公里; $A = 10$ 米/秒和 $B = 2 \cdot 10^3$ 米。

导数函数(7.51)的平均积分值近似地衡量影响所需控制力矩的突风作用非稳定性:

$$\begin{aligned} grW &= \max \left[\frac{dW}{dH} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ 米}} = \frac{2A}{\Delta H} = 0.020 \text{ 秒}^{-1}; \\ \max \left[\frac{d^2 W}{dH^2} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ 米}} &= \frac{2A}{\Delta H} \frac{2\pi}{B} = 6.3 \cdot 10^{-5} \text{ 秒}^{-1} \cdot \text{米}^{-1}; \\ \max \left[\frac{d^3 W}{dH^3} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ 米}} &= \frac{2A}{\Delta H} \left(\frac{2\pi}{B} \right)^2 = 2.0 \cdot 10^{-7} \\ &\quad \text{秒}^{-1} \text{ 米}^{-1} \end{aligned} \quad (7.52)$$

在稠密大气层中运动所需的控制力矩及其随时间变化的导数, 在利用“柔性”控制原则时, 为:

$$M^r \geq J \ddot{\alpha}_w; \dot{M}^r \geq J \cdot \dddot{\alpha}_w \quad (7.53)$$

$$\begin{aligned} \text{式中: } \ddot{\alpha}_w &\simeq \frac{\ddot{W}}{v} \sin \theta = \max \left[\frac{d^2 W}{dH^2} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ 米}} \\ &\quad \cdot \left(\frac{dH}{dt} \right)^2 \frac{\sin \theta}{v} = 6.3 \cdot 10^{-5} v \sin^3 \theta; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_w &= \frac{\dddot{W}}{v} \sin \theta = \max \left[\frac{d^3 W}{dH^3} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ 米}} \cdot \left(\frac{dH}{dt} \right)^3 \frac{\sin \theta}{v} \\ &= 2.0 \cdot 10^{-7} \cdot v^2 \sin^4 \theta \end{aligned}$$

利用等式(7.49)一(7.53)可以比较“刚性”和“柔性”控制的两种原则时的所需控制力矩及其变化的最小速度, 这时也考虑了基本设计参数的具体数值。

作为举例，我们研究第一级火箭的所需控制力矩的比值 M^{π}/M^r ，火箭总长 ~ 50 米，初始过载 $n_0 \approx 1.5$ ， $p_M \approx q_{\max}$ 。在 $q_{\max}$ 区域中的动力学参数 $v \approx 600$ 米/秒， $\theta \approx 60^\circ$ 。质心 x_T 与压力中心的差值是 $(x_n - x_T)/x_T = 0.2$ 。升力梯度 $C_n^a = 5$ 。假设质量沿导弹或运载火箭纵轴平均分布的惯性矩 $J < M_0$ $\left(\frac{x_T}{2}\right)^2$ ：

$$\frac{M^{\pi}}{M^r} > 4 \frac{c_n^a q \cdot s(x_n - x_T) \alpha_w}{M_0 x_T^2 \ddot{\alpha}_w} = \frac{4g_0 c_n^a}{x_n} \cdot \frac{x_n - x_T}{x_T} \cdot \frac{q}{P_M} \cdot \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w}$$

代入风速 $W \approx 100$ 米/秒的数值后：

$$\frac{M^{\pi}}{M^r} \geq \frac{4 \cdot 9,8}{25} \cdot 0.2 \cdot 1 \cdot \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1.6 \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1.6 \frac{0.14}{0.025} = 9.2$$

控制力矩最小所需速度变化为：

$$\frac{\dot{M}^{\pi}}{M^r} = \frac{4g_0 c_n^a}{x_T} \cdot \frac{x_n - x_T}{x_T} \cdot \frac{q}{P_M} \cdot \frac{\dot{\alpha}_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1.6 \frac{\dot{\alpha}_w}{\ddot{\alpha}_w} = 0.5$$

为了评估承力结构的加载情况，有意义的是干扰力矩的比值，是在“刚性”控制时是由于在最大风速 $W \approx 100$ 米/秒下所产生的附加迎角所致，在“柔性”控制时是由于突风 $W_n \leq 15$ 米/秒时的迎角所造成，这一迎角由于航天器的惯性，不能等于零：

$$\frac{M_B^{\pi}}{M_B^r} = \frac{\alpha_w}{\alpha_{w_n}} = \frac{100}{15} \approx 6.7$$

这样，应用“柔性”控制原则与“刚性”相比，在上述举例中的第一级，其最大控制力矩要小一个量级，并相应地有较

轻的控制机构。

改变控制力矩的速度(它决定舵机传动的功率),在上述举例中,也同样有一个量级的差别。

应用“刚性”控制时,承力结构的加载中,气动干扰力矩要大5.7倍。

对导弹或运载火箭的其他级来说,其主动飞行段是在大气层之外,风的干扰已经不是决定性的了。所需控制力矩是如下因素决定的,如:级重心的移动,推力偏离质量重心(由于发动机安装误差,级本身结构制造工艺误差引起的)等等。在总的干扰力矩中,结构弹性和推进剂液面流动的影响上升,但是,如果正确选择贮箱内隔板和角稳定自动器的正确调节,实际上无需增加控制力矩。在大气层外运行的各火箭级的最小所需控制力矩值,可能是由制造和定重心的典型工艺误差造成的。为了建立所需的控制力矩,执行机构的偏转在外层空间比第一级时要小得多,这可使利用不同的型式进行各级的角位置控制,而不过多地降低有效载荷的质量(见表7.4)。

选择了控制原则、各级最小控制力矩、执行机构的型式、具有必要精度的机载测量系统及其组成部分和计算机处理数据等之后,并不意味着控制系统特性与基本设计参数的协调工作已经完结。为了研制控制系统,需要各火箭级和航天器整体的初始数据,这些数据的构成和数值不但能影响导弹,也影响运载火箭的基本特性。

7.5 航天器现代控制系统的可能性展望

现代和未来控制系统的发展可能性正在迅速扩大,首先,是由于广泛应用电子计算机技术的缘故。逻辑和数字运

算的高精度和计算机运算的快速性决定了在未来控制回路中用机载计算机来代替人的因素，也代替了模拟系统（它的精度已满足不了现代航天器的要求）。

在航天器控制中推广电子计算技术，需要解决下述主要技术问题：

人-机对话（接口）。最有前途的接口是利用自然对话语言。在改进对话的过程中，将广泛应用信息的视觉交换和采取措施使人机对话过程中防止人的错误动作和不可预见的情况。

推广机载计算机的可能性，首先在于其运算的快速性和记忆容量。80年代，美国机载计算机的运算速度预期增加10倍，由每秒 $(1-2)10^6$ 到每秒 $(2-3)10^7$ 次运算。容量在此期间可增至 10^{15} 比特，也就是说，能容纳将近半年的广播电视节目。在航天器上搜集和保存信息、研制控制的自适应系统、处理信息流、按最合理的方式进行决策等，这些新的可能性就不需要再解释了。

机载计算机系统的数学保障。目前，机载系统的数学保障费用已超过其电子部分本身的费用好几倍，找出和消除数学保障的错误是航天器实验处理的重要问题之一。例如，美国的“阿波罗”宇宙飞船在10昼夜的航行中发现数学保障中有18个错误。目前，对非专职程序人员（即大部分设计人员）来讲，程序语言掌握的程度还很低，满足不了要求。美国航天工业的75%的工程技术人员都在某种程度上使用电子计算机，就足以说明问题了。当然，从这些人员中分出一定数量的专职程序人员，实际上是做不到的。

现代控制系统状况的特点是它们完成的功能任务。在“阿波罗”计划中，机载电子计算机系统完成了在现实的时间

比例中地球至月球的往复计算,比较了计算参数与遥控数据。程序的容量为 $1.25 \cdot 10^6$ 个指令,计算速度每秒钟超过1万次运算。在指挥站和月球舱上实现了相对质量中心的数字式运动控制,这需要解题频率每秒钟不低于25次。

在美国航天飞机机载计算中心中,每台计算机与轨道器的38个机载系统相连,与固体火箭加速器的4个系统相连,并与起飞前检查的许多地面系统相连。电子计算机与上述各系统的信息交换是通过24条总线依次传递数据,也就是说按分时原则进行的。

在多次使用的航天飞机上,人与电子计算机的联系采用多功能显示器、专用指示器、功能对话回路、按钮和乘员所熟悉的手操纵等装置。

在航天飞机运行的关键阶段,五台电子计算机中的四台同时平行工作,它们可以相互替换。电源切断时,所有计算机的记忆不受破坏,并采用专门研制的高级宇航程序语言(HAL)。

检验和预测机载系统和器件的工作能力。随着电子计算机的发展及在其基础上建立电子计算中心,在航天器上直接检验和预测各系统和器件的工作状态,才成为技术现实。

表7.5列出“土星-V”号(1968年研制的)和航天飞机(1978年研制的)两种航天器的电子计算中心的特性比较。

在现代航天器的机载系统中,电子计算中心一般来讲都有检验和预测主要器件和发动机装置工作能力的功能。特别是进行下述的周期性检验:

——机载电气线路的完好性,包括火药线路;

——舵机传动、活门和其他机载程序自动器的功能,不能导至不可逆的运行;

——低温推进剂舱、居住舱和其他勤务舱内的温度与压力；

——结构元器件的自振频率，它可间接地证实结构完好性。

表 7.5 电子计算中心特性比较表

特 性	航 天 器 系 统	
	“土星-V”号	航天飞机
运算速度 〔千次运算/秒〕	11.3(固定点)	480(固定点) 325(浮点)
容 量〔字符〕	16 384	40 960
重 量〔公斤〕	340	263
体 积〔升〕	68	25
所需电源(BT)	150	350
余 度 量	三余度，模块式与双存储水平。	五余度，带有程序自检的电子计算机。
工作期限	一次飞行，总工作时数不超过10小时	100次飞行，720小时后进行飞行间定期工作。
计算中心功能	飞行轨迹控制，发射前轨道检查，导航与飞行控制组件的检验与支援。	导航与飞行控制，包括：入轨、轨道上机动、载荷作业、对各系统工作的系统检验、对38个轨道器系统和4个固体火箭加速器系统的检验和服务，并对地面辅助和生活设备的检验和服务。
功能缺点	没有计算中心工作不能完成飞行，但没有计算机工作可以终止飞行	只有计算机中心工作才能圆满飞行。没有计算机工作不能紧急中止飞行

在综合加载条件下，对航天器发动机装置和结构功能的检验可能在发动机工作时进行，或在起飞前进行，所以其检验结果实质上是机载各系统工作能力的预测，其方法目前正在迅速发展。

第八章 保证航天器可靠性试验工作大纲

现代航天器，诸如导弹或运载火箭及在其基础之上建造起来的综合体，都是非常复杂昂贵的工程技术装备。其使用效率，很大程度上决定于可靠性，就是说，在一定使用条件下于所要求的周期时间内，航天器自身或为其服务的发射系统无故障的工作能力。飞行器或其发射系统的故障，表现为丧失完成发射任务的能力，并导致巨大的物质损失。

因此，保证可靠性是成功研制、建造和使用航天火箭综合体及其系统的主要条件之一。鉴于此点，必须形成可靠性的主要概念及定量特性，并在建造航天器各阶段上予以严格遵守。

在航天器建造过程中保证可靠性，在于查清和排除设计中可能放过的故障起因，以及组织航天器的生产和使用条件，使之不再出现新的故障起因。

于是，航天系统在工程设计、制造工艺以及使用过程中的各种缺陷，可能是航天器发射时的故障起因。

本章主要注意于查清和排除工程设计中的缺陷，因为飞行器生产过程制造差错及发射过程使用差错，都是航天系统生产使用工艺教程中单独阐述的对象。

8.1 航天器可靠性定量特性

与确定特性试验的类别

航天器可靠性主要定量特性，就是完成发射任务的概率，它是由成功发射次数与总发射次数 n 之比求出的，如下式：

$$P_n = \frac{n-m}{n} = 1 - \frac{m}{n} \quad (8.1)$$

式中 m 为结局失败的发射次数。

用公式(8.1)鉴定可靠性的精度，决定于已发射的总次数(统计鉴定取样量)。例：同型号航天器总发射次数 $n=10$ ，而在第2次发射当中出了故障。第2次发射后，航天器完善改进工作未做。在所述情况下，按照公式(8.1)求出可靠性值：第1次发射后 $P_1=1.00$ ，第2次发射后 $P_2=0.50$ ，第3次发射后 $P_3=0.66$ ，这样一直到第10次发射后 $P_{10}=0.90$ 。

实际上，因为第2次发射失败后，未作任何提高航天器可靠性的完善改进工作，则航天器实际可靠性未变。由 P_1 到 P_{10} 成功概率定量数值的改变，只能表明以增大所作试验总次数来修正可靠性鉴定值。可靠性实际值 P 可能与(8.1)式求出值有所不同，差值为：

$$|P - P_n| \leq 3\sqrt{\frac{P_n(1-P_n)}{n}} \quad (8.2)$$

按照所述例子10次试验后，应为：

$$P = P_{10} \pm 3\sqrt{\frac{P_{10}(1-P_{10})}{10}} = 0.90 \pm 0.28$$

由于按物理意义可靠性值不能超过1.0，则按照公式

(8.1)和(8.2)10次试验结果,可以把实际可靠性可能值范围定在 $0.90-0.28 \leq P \leq 1.0$ 之间。可见,10次试验以后,按公式(8.1)鉴定的可靠性相对误差,可能达到 $\sim 30\%$ 。为了把相对误差减到 5% ,要求航天器进行试验已不是10次,而是360次,由于过分大量的物质消耗,这么多次数试验,在火箭航天装备中,很明显是不切实际的。

很少用公式(8.1)来鉴定火箭航天装备可靠性的原因,还有物质器材昂贵的因素,通常每次失败发射都用来查明和排除故障的原因。为此,不论是试验性的,还是批生产的航天器都装备一套必备的遥测仪器,以便十分把握地查清故障起因,而以后的发射,只在结构完善改进而排除故障可能性之后,始能进行。因而,查明故障后的航天器发射,在鉴定可靠性一系列试验结果中已不是典型的了,因为结构完善改进工作以后,在以后的发射中故障起因业已排除。况且,在故障情况显现前的成功发射,也应列入顺利结局的试验结果,因为故障起因排除后故障发生的可能性也予以根除。

就是说,在拟定的试验大纲结束之前,鉴定航天器可靠性抽验只含有按公式(8.1)明显等于1.0的成功试验结果。如上所述,实际上,这表明不是绝对可靠性,而是确定现实可靠性 P 较1.0有差别的试验次数不足所致。

因为在许多使用情况下,按公式(8.1)可靠性点鉴定给出陈腐的结果。 $P_n = 1.0$ 就不能说明已试航天器可靠性实际可能值的范围,目前在航天技术中广泛推广了可靠性的鉴定范围:

$$P_{np} \leq P < 1.0 \quad (8.3)$$

可靠性鉴定范围的上限,相当于所有试验顺利结局,并且无需试验证明。

可靠性鉴定范围 P_{np} 的下限，相当于航天器 n 次试验成功结局概率 $1-\gamma$ ：

$$(P_{np})^n = 1 - \gamma, \quad (8.4)$$

式中 γ 为所取可信系数[10]。

随着成功试验次数增大，按公式(8.4)和(8.3)实际可靠性鉴定范围的不定性减少，以便以后用来确定最低必需试验次数，来验证给定的鉴定范围下限 $P_s = P_{ny}$ ：

$$\min n = \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_s} \quad (8.5)$$

表8.1 受可信系数和成功试验次数制约的可靠性鉴定范围的下限 $P_n(\gamma)$ 值

可信系数 γ	成功试验次数 n					
	1	2	4	8	16	31
0.50	0.50	0.71	0.84	0.92	0.96	0.98
0.80	0.20	0.45	0.67	0.82	0.90	0.95
0.90	0.10	0.32	0.56	0.75	0.87	0.93
0.95	0.05	0.22	0.47	0.69	0.80	0.91

表8.1列出了按公式(8.5)决定于可信系数 γ 和成功试验次数的可靠性鉴定范围的下限值。随着成功试验次数增多，可靠性鉴定范围的下限亦增大，但航天器的实际可靠性只在查清和排除故障起因之后才能提高。这样一来，鉴定范围下限增大，说明实际可靠性可能值范围缩小，在这个范围内平均值大致相当于可信系数 $\gamma=0.5$ 条件下的鉴定。

在鉴定航天器可靠性的上例中，10次试验中，第二次失败后，按照火箭航天技术的实践，应该查明故障起因并予以

排除，进行结构上的完善改进工作。在完善改进之后，实际可靠性提高，而其余8次试验，在结构未完善改进的情况下，也顺利结束。于是，9次成功试验之后，验证可靠性试验鉴定范围按公式(8.4)应是：

$$\gamma=0.8 \text{ 时, } \quad 0.84 \leq P_9, \quad 0.8 < 1.0;$$

$$\gamma=0.9 \text{ 时, } \quad 0.77 \leq P_9, \quad 0.8 \leq 1.0.$$

航天器整体可靠性决定于它的各组成部分——附件、系统、火箭组等的实际可靠性。当由于航天器某一个组成部分发生故障而导致未完成发射任务和在上述各组成部分单独发生故障时，可靠性定量鉴定公式应为：

$$P = \prod_{i=1}^n P_i, \quad (8.6)$$

式中 P_i 为航天器第 i 部分实际可靠性。

若是航天器各单独部分可靠性由鉴定范围来决定，尤其是由下限 P_i 决定的话，则航天器整体及其各单独部分鉴定范围之间的关系，较公式(8.6)定出的关系要复杂得多。

寻求整个航天器可靠性鉴定范围下限的详细办法可以略去，因为这是学生在概率论教程中研究的东西。我们采用著作[16]中得到的解决此项课题实践上最方便的方法。

在无例外地顺利试验航天器各单独部分条件下，整体航天器无故障工作可信概率单向下限，按下式求出：

$$(\underline{P})^{\min n_i} = 1 - \gamma \quad (8.7)$$

式中 $\min n_i$ 为航天器各组成部分试验次数中最少的 i 部分试验次数。

可见，航天器整体可靠性鉴定范围下限与经受最少试验次数组成部分的可信极限相重合，而航天器实际可靠性的范围如下：

$$(1-\gamma)^{1/\min n_i} \leq P < 1 \quad (8.8)$$

从(8.8)式中可得出,验证航天器可靠性的主要试验工作量,可通过各单独附件、系统和火箭组进行。况且,在这种情况下,各单独部分试验总次数,按一次近似值是同完全总装状态航天器试验时的一样,但物质器材需要量却可能大大减少。

上述情况,如同航天器各单独部分工作可同时进行一样,在验证给定的可靠性中可缩减试验工作费用与期限。

这样,在客观验证给定可靠性的飞行试验和地面试验之间产生出试验工作必需量如何分配的任务。

既然航天器故障根源,是在工程设计、制造或使用过程中,对各种物理过程了解不够或疏忽大意而存有没查出的错误,那么,可靠性客观标准就是在现实使用条件下航天器的成功试验。

但是,在验证可靠性范围给定极限的飞行试验过程中,用总装好的航天器进行试验工作,很明显如表(8.1)所示,需要大量的物质消耗。为减少航天器试验工作费用,在飞行试验阶段把发射次数缩减到最低可能程度是合适的;而在不损耗物质部分的航天器地面综合试验过程中,以及在尽可能地在不损耗器材的个别部分、火箭组、系统与附件的地面单项试验过程中,可获得验证可靠性范围给定极限的必需信息资料。小以最低的资金和时间消耗查出所有故障可能起因必要性为出发点,把诸项试验目标和任务在飞行试验、地面综合试验和地面单项试验三者之间进行适当分配。

作为费用最高的飞行试验,用来测定承受载荷、热、振动和其他设计状态的航天器结构、各单独系统和附件,应符合实际工作条件。工程设计所取的航天器结构、系统和附件等的工作条件,是通过计算途径求出的,因而不可避免地既

有方法上的误差，也会有不了解各种实际物理过程的缺点。

所以，飞行试验的主要作用，在于验证工程设计时所取飞行器及其各附件和系统使用条件的可接受性。正是为此目的，在飞行试验阶段，航天器才装备有一大套遥控测量仪器，以便十分可靠地测定热状态、振动状态及其他状态下承力结构所有非常重要部件的受载情况，以及验证控制稳定性的执行机构、质量中心移动、贮箱同步耗尽系统等的工作范围是否有充足的余地。

目前，航天器机载现代遥测仪器完全可能做到：经两三次实际发射后所测得的数据资料，对工程设计中制定采用的各机载系统和附件的使用，足以得出是否符合实际条件的结论。

为达到飞行试验主要目的，把部分有效负载改换为附加的遥控仪器，若是这会缩减试验所必需的发射次数的话，在许多情况下常常是合适的。

表8.2里作为例子，列出美国各种航天器飞行试验阶段的试验发射次数。

在飞行试验阶段，更加明确了航天器的实际特性，如：外部气流同发动机燃气流相互作用条件下的气动力阻力，考虑底部区域不稳定过程条件下动力装置的有效比冲，各种扰动的相互耦合等特性。

这样一来，鉴定航天器实际飞行技术特性所必需的部分数据资料，只能取自飞行试验的结果。

与飞行试验不同，地面综合试验和单项试验只能检验航天器结构、系统、附件以及个别部件的实际性能是否符合工程设计中所制定的设计使用条件。

可见，地面试验的肯定结果证明，在以后飞行试验阶段

表8.2 美国飞行试验阶段的试验发射次数

运载火箭 型 号	发射次数		试验周期 (年)	备 注
	规划	实际		
土星—IB	5	3	1966	用无人驾驶模型代替负载。
土星—V	3	2	1967—1968	用无人驾驶部分作用模型代替负载
航天飞机	2	2	1981—1982	机上有乘员组，没有商载的发射

经验证的航天器可靠性符合地面试验时所采用的实际使用条件。

地面试验的种类是各种各样的，并可按用途、试验对象复杂程度、进行试验所采用的特殊试验台等等，予以分类。

地面试验头几个阶段之一是配套仪表、系统、附件的进厂检验，通常是同各单独系统、部件和附件承制厂一道进行。

但是，无论是从制造厂到装配厂，还是到航天器发射场运输过程中，或是保管过程中，都可能有损坏之处，进厂检验应该查出来。

以查清可能存有故障为目的的地面试验的下一阶段，便是检验配套产品或以部件、系统形式出现的配套产品的配合。受试验对象复杂程度制约的这类试验称之为地面单项试验，或者相应地称作地面综合试验。

地面试验由一个阶段转为另一个阶段，以及由试验过渡到航天器使用，都在改变着其具体目的。

部件和系统试验工作起始阶段的目的，是查清和排除工程设计中的错误。所以，这个阶段常常称作设计完善改进试验。

工程设计错误消除之后，故障的主要原因便是生产装配工艺不稳定错误。为了消除这些错误，便要进行或是一批中部分部件、附件、系统的试验（抽样检验试验，例如引爆装置、薄膜部件、一次性使用发动机），或是所有部件、附件、系统、多次性使用火箭组无例外的试验（工艺检验试验）。

根据抽样检验或工艺检验试验受试对象的复杂程度不同，分别称之为单项试验或综合试验，发动机发射时叫作点火试验。

于是，对于多次性使用火箭组来说，在装到航天器上以前，可以规定点火验收试验。

就在航天器发射前，可能规定飞行前点火试验，接着加油之后，火箭便可发射。

无论点火验收试验，还是飞行前点火试验，都是工艺检验试验的变种。这两项试验的主要功用，就是查出由于制造、装配和点火试验准备过程中，因违背工程设计资料所带来的工艺和使用错误。

毫无疑问，飞行前点火试验是包容最全的一种地面综合试验。但是，对于一次性使用火箭航天装备来说，不能采用这类试验；在许多情况下，即使对于多次性使用火箭航天装备，若是在建造专用试验台和发射设施方面要求过分的大量物质消耗，从经济上看采用这类试验也是不适宜的。

但是，在任何情况下，能完成所有规定的飞行工作状态（不可逆工作状态除外）的地面综合试验，对于查清工艺和使用错误是极为有效的，而且通常在以航天器为基础的所有火

箭综合体上进行。

按航天器结构的不同,不可逆工作状态可包括:发动机起动,加注低温推进剂,引爆装置协调动作等等。

地面工艺试验的效应是很清楚的。实质上,就是查明工艺上或使用上的错误,但不进行不可逆工作状态,不损耗物质器材,只影响试验期限。

查清上述错误的完全度,决定于错误显现性质。在概率 $q=1$ 的错误稳定显现情况下,头一次工艺试验便可确实地把错误查出来。那些显现概率不清楚且可能在0到1范围内的错误,要查清就难得多了。

根据经验,可把这类错误视为极少见的,在错误显现概率 q 情况下,经过几次成功的工艺试验后,排除错误可能性的概率为[见参考文献10]:

$$P_q = 1 - q(1-q)^n, \quad (8.9)$$

式中 $1-q$ 为1次成功试验概率,而 $q(1-q)^n$ 却是几次成功试验以后的错误显现概率。

这样一来,检验工艺试验效率特征,可以是消除错误的最低概率 $\min P_q$,而后者受试验次数和错误显现不定概率 q 的制约。

对于 n 个每个数值来说,存在着0到1范围内导致 $\min p_q$ 的不利数值 q :

$$\frac{dP_q}{dq} = (1-q)^n - nq(1-q)^{n-1} = 0$$

从而得出: $q = \frac{1}{n+1}$ 和

$$\min P_q = 1 - \frac{n^n}{(n+1)^{n+1}} \quad (8.10)$$

图8.1示出试验次数 n 和错误显现概率 q 制约的检验工艺

试验效率(消除错误概率 p_q)。带有最不利的 q 的包容曲线 $\min P_q$, 系按公式(8.10)画出的。从图中得出, 头次工艺试验很有效($P_q > 0.9$), 能查明显现概率 $q > 0.8$ 的那些错误。第2~3次工艺试验也能有效地在错误显现概率所有可能范围内查清错误。列出的鉴定方法说明, 在火箭航天装备上广泛采用机载系统的功能作用综合检验, 但不进行不可逆工作状态试验。在航天器送往发射场之前、在发射场地的准备过程中和在直接准备与发射过程中, 一直都进行着这类检验。

广泛利用工艺试验的根本原因是, 渴望在制造、装配、发射前准备以及发射过程的每项工序中, 保证不间断地检验每一构件、附件、系统和航天器整体, 以便在试验最早阶段上查明可能的故障起因。

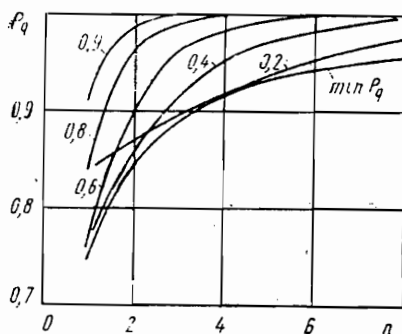


图 8.1 受试验次数 n 和错误显现概率 $q=0.2$,
0.4……0.9制约的检验工艺试验
条件下故障的显现概率 P_q

因此, 保证飞行器可靠性的试验工作包含试验的各阶段和类型。其中主要的列出如下:

配套系统、附件、仪器的入厂检验和必要的各项试验;

在向航天器上安装前,系统和附件的单项试验;

各系统和附件在航天器上安装后的单项试验;

航天器独立而相互关连各系统的综合试验,如动力装置系统,火箭组、各组火箭级等;

在模拟不可逆工作状态下的正常与非正常(应急)功能(详见第7章)作用条件下,在技术试验台和发射场上进行的综合试验;

机载系统和附件特性综合检验,在成套准备直接发射过程中,有可能停止准备发射以保护航天器,接着排除故障,再进行成功发射。

由于发现故障航天器停止发射,可能发生在发动机起动之后,但在脱离发射台之前,即同地面设施断开动力连接之前,脱离发射台后,为保护多次性使用航天器,可完成下降和软着陆等一系列动作来中止正常飞行。(见第5章)

只在保证进行了飞行中综合检验各系统功能这一项最终试验的条件下,才能成功地完成所述各项作业。

航天器主动飞行段的综合检验,目的在于及时查明故障,预测事故状态进展情况并在具体条件下采取提高生存性的措施:把发动机拉回低功率状态或者关掉,保证应急飞行条件下的稳定性和导航,以及其他(详见第6和第7章)。

保证航天器可靠性试验工作过程,可分为飞行试验和地面试验,而地面试验又分为火箭组、系统、附件和部件综合试验与单项试验,这些试验皆由工程设计过程中编制的专用大纲予以具体规定。好的试验工作大纲,要以最少的物资消耗、最低的费用开支,在极短期限内建起试验基地等等,来保证所建造的航天器给定的可靠性。在所述意义上选择试验工作大纲,归结为多标准任务的解决,这在第2章和下节里阐述。

8.2 保证可靠性的航天器试验工作大纲

航天器试验工作大纲规定部件、附件、系统以及整体结构的试验内容和步骤，它是在工程设计工作过程中编制的，并应含有下述主要部分：

试验工作的目标和任务包括进厂检验到地面单项、综合和其他类别试验，以及飞行试验在内的各阶段：

试验对象的论述；

每个试验对象试验工作量的论据；

试验所必需的试验基地和器材的确定；

试验方法及其结果的分析研究；

地面和飞行条件下试验工作中保证安全的措施。

航天器试验工作大纲的有效性，以一系列下述准则来衡量：

保证给定可靠性下限试验的总费用 C^p ；

完成试验工作全部工作量所需的时间 T^p ；

建造试验基地费用 C^6 ；

建设和装备试验基地所需时间 T^6 等等。

对于解决选择试验大纲的多标准任务，必须对每一标准的鉴定定量化。这里讲一下可靠性总费用 C^p 标准的定量化，并注意到同样的推论亦可应用于其他标准。

航天器试验工作总费用，是由飞行试验费用 $C_{\text{лкн}}$ ，验证可靠性的地面试验费用 C^{π} 以及查清设计和工艺错误所需费用 C^k 等合成的，如下式：

$$C^p = C_{\text{лкн}} + C^{\pi} + C^k, \quad (8.11)$$

飞行试验费是与发射费用和最低必需试验次数成正比，按表8.2所示，我们取试验次数等于3($k_0=3$)：

$$C_{\text{л.ч.и}} = k_0 C^{\text{и}} \left(\frac{1}{m} + P \right), \quad (8.12)$$

式中 $C^{\text{и}}$ ——完全配套的航天器制造费用； m ——航天器的使用次数； p ——推进剂和飞行间定期维修工作的一次性使用相对费用。

一般来说，飞行试验用航天器与批生产航天器的配套差别是遥测工作量增大，而且其有效载荷装不满。因此，作为试验用航天器，我们假定对于多次性使用航天器重复使用次数取 $m=k_0$ ，对于一次性使用航天器取 $m=1$ 。

验证可靠性地面试验费用，其决定因素如下：

航天器可能分解成经受地面试验的附件、系统和火箭组等项目。为了以后的研究讨论具体些，我们把航天器分解为按制造费用大致相等的 n 个部分。

组成航天器的同型附件、系统、发动机、火箭组的利用程度。因为对于同型配套产品来说，工程设计中出现的错误是一样的，那末经受试验工作的只是航天器中通用的一部分，例如：一台发动机，按照公式(8.7)其可靠性下限试验鉴定结果，对于航天器上同时工作的其他几台通用发动机的可靠性鉴定范围来说，都是同样的。

引用表示航天器各部分通用程度衡量系数如下：

$$\xi = \frac{n_a - n_y}{n_a}, \quad (8.13)$$

式中 n_y 为通用部件数目； $n_a - n_y$ 为经受地面试验工作的部件数目。

航天器 $n_a - n_y$ 部件中的每一部件成功结局的最低必需试验次数。

按照公式 (8.5), 用给定的可靠性下限值 P_3 和可信系数 γ , 求出必需试验次数:

$$\min n = \ln(1-\gamma) / \ln P_3$$

这样, 验证可靠性的地面试验费用 C^n , 如下式:

$$C^n = \sum_{i=1}^{n_a - n_\gamma} \frac{C^n}{n_i} \left(\frac{1}{m} + P \right) \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} - \sum_{j>i}^{n_a - n_\gamma} \sum_{i=1}^{n_a - n_\gamma} \left(\frac{C^n}{n_i} + \frac{C^n}{n_j} \right) \times \left(\frac{1}{m} + P \right) \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} \quad (8.14)$$

表达式 (8.14) 的第一个和, 决定验证航天器各单独部分可靠性地面试验的费用, 而且所取第 i 个个别部分制造费等于 C^n/n_i 。表达式 (8.14) 的第2个和, 决定飞行器成对组合组成部分的联合经费, 例如: 火箭组和通用发动机的结构等等。由飞行器第 i 和 j 部分的组合制造费, 相应地等于:

$$\frac{C^n}{n_i} + \frac{C^n}{n_j}$$

为简化表达式 (8.4), 假设在试验工作中, 可能把航天器分解成为费用大致相等的若干部分 $n_i \approx n_j \approx n_a$, 那末:

$$C^n \approx \xi^2 n_a C^n \left(\frac{1}{m} + P \right) \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} \quad (8.14')$$

试验工作总费用的第3个和, 是与查清工程设计和工艺上错误相关的费用 C^k , 在鉴定中它的特点是最不定的, 受设计人员的技术熟练程度、结构的新颖程度以及物理过程的熟悉程度等所制约。工程设计中出现的错误数量, 经验表明, 其变动范围可能是很大的, 从几个到上百个、甚至还多些。正是这些错误, 决定着进行试验工作时的绝大部分费用和时间的消耗。

排除上述错误的有效手段, 除完善工程设计之外, 还有

附件、系统、火箭组等试验对象的分解。这样，可通过试验工作，同时查清许多故障原因，以及在试验结局失败情况下降低物质损耗。

如果把 k (研制航天器中可能有的工程设计错误数量) 视为不定值，则查清和排除这些错误的附加费用 C^k ，也同样是不定值：

$$C^k = k \frac{C''}{n_a} (1+P) \quad (8.15)$$

式中 n_a 为大致等值的航天器受试验部件数量； P 为准备和进行试验一次性使用费用的相对值； $C''(1+P)/n_a$ 为失败结局物质损耗情况下，查清 k 个错误中之一的试验费用。

这样一来，考虑公式 (8.12)、(8.14)、(8.15) 及所取假定条件，航天器试验工作总费用为：

$$C^p = k_0 C'' \left(\frac{1}{m} + P \right) + \xi^2 n_a C'' \left(\frac{1}{m} + P \right) \cdot \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} + \frac{k}{n_a} C'' (1+P) \quad (8.16)$$

或以无量纲形式表示：

$$\tilde{C}^p = \frac{C^p}{C''} = k_0 \left(\frac{1}{m} + P \right) + \xi^2 n_a \left(\frac{1}{m} + P \right) \cdot \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} + \frac{k}{n_a} (1+P) \quad (8.16')$$

利用表达式 (8.16) 可分析研究出，为达到可靠性范围给定下限 P_3 ，设计师如何影响航天器试验工作费用若干可能的因素。

设计师采取的主要措施归结为合理选择受试部件数量 n_a ，其通用化程度 ξ 以及降低一次性使用相对费用 P 。列举的特性应选择好，以使与工程设计错误可能数量有关的不定值 k ，不会对试验工作费用及所需时间有太大影响，并在这种情况

下使完成试验工作的费用尽可能降到最低程度。

现用具体的费用实例来分析 n_a 和 ξ 特性对一次性使用和多次性使用航天器试验的影响,条件是在可信系数 $\gamma=0.75$ 和一次性使用费用可忽略 $P \approx 0$ 时达到可靠性范围下限 $P_3=0.9$ 。

图8.2列出一次性使用飞行器($m=1$)试验工作费用的无量纲数值,此数值在工程设计错误数不定值 k 从0到16范围内,随分开受试部件数量 n_a 和通用程度 $\xi=0.75$ (曲线 α)和 $\xi=0.25$ (曲线 σ)而变化。

从曲线中得出,在一次性使用航天器中利用的附件、发动机,火箭组,会极大地降低试验工作费用。例如,通用部件组分从 $1/4(\xi=0.75)$ 增大到 $3/4(\xi=0.25)$,在不定值范围 $k=4 \dots 16$ 范围内,能把费用 $\bar{C}^P$ 减少 $1/2$ 以上,此时,把航天器分开受试部件数量从2—4增到8—12是合适的。

图8.3列出多次性使用航天器试验工作费用的无量纲值($m \leq \ln(1-\gamma)/\ln P_3$),比值随分开受试部件数量 n_a ,通用程度 $\xi=0.75$ (曲线 α)和 $\xi=0.25$ (曲线 σ)及工程设计错误数目不定值 K (从0到32)而变化。从图8.3各条曲线上得出,把多次性使用航天器的通用性附件、发动机、火箭组组分从 $1/4(\xi=0.75)$ 增大到 $3/4(\xi=0.25)$,在不定值 $k=8 \dots 16$ 范围内试验工作费 $\bar{C}^P$ 可降低 $1/2$ 以上,此时把分开受试部件的数量 n_a 从8—12增到16—24是合理的。

当然,具体航天器的工程设计方案,不总是能实现如公式(8.16)这样的分解试验工作过程的建议;但是,就在这种情况下,设计人员为了达到合理的折衷方案,也能取得必需的信息资料。

在选择航天器试验工作大纲时必需进行折衷,还因为按公式(8.16)的总试验费用不是唯一的标准。上面已经说过,

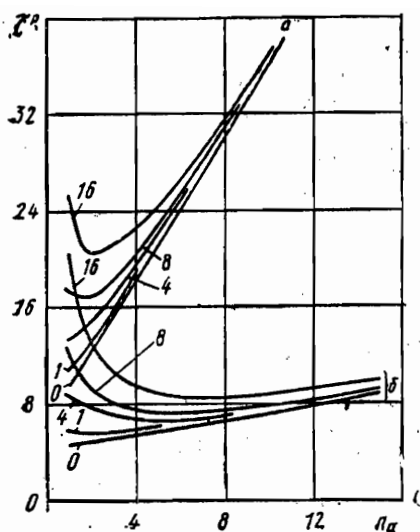


图 8.2 一次性使用飞行器试验工作费用的无量值 $\tilde{C}^P$ ，随分开受试部件数量 n_a ，其通用化程度以及设计错误不定值 $k=0, 1, 4, 8, 16$ 的变化曲线

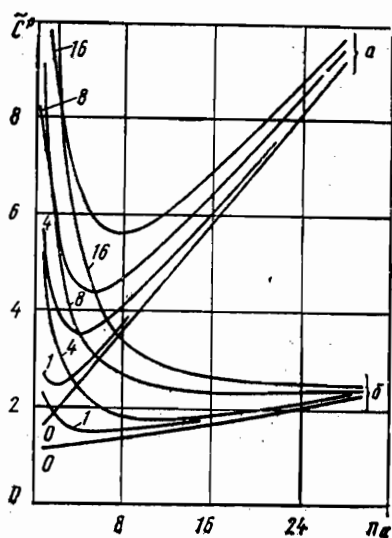


图 8.3 多次使用航天器试验工作费用的无量纲值 $\tilde{C}^P$ ，随分开受试部件的数量 n_a ，其通用化程度以及工程设计错误数量不定值 $k=0, 8, 16, 24, 32$ 的变化曲线

为更充分反映试验工作大纲效用，还可以用含有其他物理内容的标准。例如：

实验调试必需的时间 T^p ；

建造试验基地费用 C^6 ；建设和装备试验基地时间 T^6 ，等等。

对于每条上述标准来说，把航天器如何合理地分成各单独受试部件，可能是各式各样的。因此。设计师不可避免地要找出折衷方案。

根据诸标准分析研究结果，设计师有可能选出最优方案的实验调试大纲并编写出工程设计文件。同时明确规定：

航天器按部分和整体各试验阶段的目标和内容；

试验对象(附件、系统、火箭组以及试验件)；

试验基地的构成部分和试验手段(试验台及其工艺测量装备)；

进行试验的方法与实验调试工作量，在很大程度上受所研制航天器运输计划的制约。

随着运输计划的增大，提高要验证的航天器可靠性和相应地增大实验调试工作量都是适当的，因为缩减可能出现的故障的物质损耗量，会使增大的试验费用得到补偿。

为完成给定的运输计划，航天器实验调试费及其使用费间的合理比例，决定于最低总费用的一些条件，这些将在下一节里阐述。

8.3 航天器试验工作中可靠性

定量鉴定的功用

研制运输用航天器和完成给定货运计划的总费用，基本

上决定于试验样机制造和试验工作费用 C^p 以及成批生产产品的制造和使用费用 $C^{n,3}$ ：

$$C_x = C^p + C^{n,3}. \quad (8.17)$$

考虑到表达式(8.16)，总费用：

$$C_x = k_0 C^n \left(\frac{1}{m} + P \right) + \frac{k}{n_a} C^n (1+P) + \xi^2 n_a C^n \cdot \left(\frac{1}{m} + P \right) \frac{1_{n(1-\gamma)}}{\ln \underline{P}_3} + N_n m C^n \left(\frac{1}{m} + P \right) \frac{P}{\underline{P}_3}, \quad (8.18)$$

式中 $N_n m P / \underline{P}_3$ 为完成给定的货运计划所需的最少成功发射次数，它取决于所生产的产品数量 N_n 、每个产品的重复使用次数 m 以及在可信系数 γ 的条件下完成计划概率 $\underline{P}$ 和成功发射概率 $\underline{P}_3$ 的范围下限之比值； C^n 为航天器制造费； P 为推进剂和各次飞行间定期维修工作一次使用的相对费用； ξ 、 n_a 、 k_0 和 k 分别为航天器受试部件的通用化程度及其数量、飞行试验阶段的发射次数以及在试验过程中要查清的可能存有的工程设计错误数量。

总费用最低水平 $\min C_x$ ，在完成下述条件下达到。

$$\frac{dC_x}{d\underline{P}_3} = \xi^2 n_a \frac{1_{n(1-\gamma)} 1}{\ln^2 \underline{P}_{3. \text{опт}} \underline{P}_{3. \text{опт}}} + N_n m \frac{P}{\underline{P}_{3. \text{опт}}^2} = 0$$

从而得出：

$$-\frac{\xi^2 n_a 1_{n(1-\gamma)}}{N_n m P} = \frac{1_{n^2} \underline{P}_{3. \text{опт}}}{\underline{P}_{3. \text{опт}}} \quad (8.19)$$

图8.4以曲线图形式示出方程式(8.19)的解：方程式(8.19)左端，精确到常数因子 $1_{n(1-\gamma)} / \underline{P}$ ，它是航天器所有部分一次地面试验费用和完成运输计划费用之比。

利用方程式(8.19)，验证前例中完成差别很大的运输计划为特性的一次性使用航天器的可靠性下限，并得出解，我们获得表8.3中列出的数值。

还要利用方程式(8.19)的解,把取自完成200次发射(表8.4)已经提过的例中,将一次性和多次性使用航天器的试验验证可靠性合理下限作个比较。虽然在总费用最低化意义上,可靠性范围下限是合理的,并按照公式(8.5)可求出试验工作量,但是,其具体值对于设计师在同时利用几个标准条件下,选取试验工作大纲最佳方案是不够的。为取一个折衷方案,设计师必须判明偏离可靠性最佳值诸标准的影响。

针对完成给定运输计划试验工作总费用 C_x [见(8.18)] 详细论述的标准,判明所述影响。

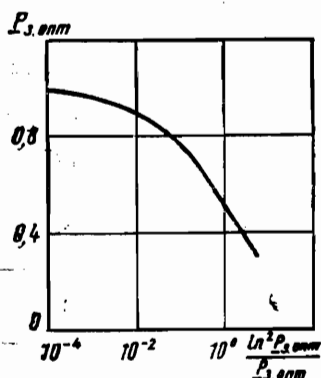


图 8.4 方程式(8.19)的图解

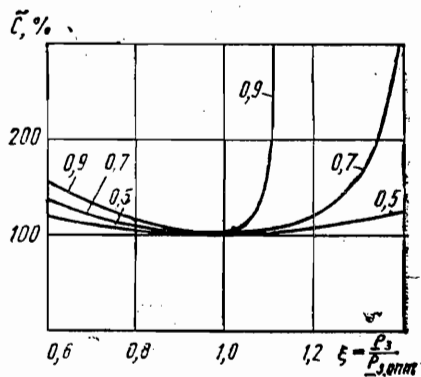


图 8.5 P_3 偏离各种不同运输计划验证可靠性下限最佳值 $P_{3.0nm}$ 和相应额定值 $P_{3.0nm} = 0.5, 0.7, 0.9$ 条件下,建造和使用航天器总费用的极限增长率 C_x^*

引用表明所述可靠性下限与其最佳值差别的比值 $\xi = P_3 / P_{3.0nm}$ 。

把等式(8.18)的左端和右端除以运输计划特性 $C^* m N_n$ 。

• 原文为 $\tilde{C}_x$, 可能系 $\tilde{C}$ 之误——译注

表8.3 随运输计划 N_H 和各受试验部分通用化程度 ξ 变化的一次性使用航天器的试验验证可靠性下限
 $P_{3.0HT}(\gamma=0.75)$

方案序号	实验调试大纲特性	运输计划 N_H	
		200	20
1	$\xi=0.75$ 和 $n_a=4$	0.88	0.70
2	$\xi=0.25$ 和 $n_a=12$	0.93	0.80

表8.4 随航天器类型和受试部分通用化程度变化的试验验证可靠性下限 $P_{3.0HT}(N_H=200$ 和 $\gamma=0.75)$

方 案 序 号	航天器 类 型	试验大纲 特 性	可靠性范围 合理下限
1	一次使用的	$\xi=0.75, n_a=4$	0.88
2	一次使用的	$\xi=0.25, n_a=12$	0.93
3	多次使用的	$\xi=0.75, n_a=8$	0.84
4	多次使用的	$\xi=0.25, n_a=16$	0.92

• $(1/m+P) \cdot P$;

$$\bar{C}_x = \frac{k_o}{mNP} + \frac{k(1+P)}{N_H(1+mP)P} + \xi^2 n_a \frac{\ln(1-\gamma)}{mN_H P \ln \xi P_{3.0HT}} + \frac{1}{\xi P_{3.0HT}} \quad (8.20)$$

改动比值 ξ 会影响总额的后两项(8.20), 考虑(8.19)公式, $\xi=1$ 条件下, 总额最低值应为:

$$\min \tilde{C}_\xi = \left[\xi^2 n_0 \frac{\ln(1-\gamma)}{m N_{\pi} P \ln \xi P_{3.0\pi\tau}} + \frac{1}{\xi P_{3.0\pi\tau}} \right]_{\xi=1} =$$

$$= \left[-\frac{\ln^2 P_{3.0\pi\tau}}{P_{3.0\pi\tau} \ln \xi P_{3.0\pi\tau}} + \frac{1}{\xi P_{3.0\pi\tau}} \right]_{\xi=1}$$

在略去等式 (8.20) 头两项之和的条件下, 比值 $\tilde{C} = \tilde{C}_\xi / [\tilde{C}]_{\xi=1}$ 表示按自变量 ξ 函数建造和使用航天器总费用极限可能变动值, 头两项之和不等于零的差值, 只是减少比值 $\tilde{C}$:

$$\tilde{C} = \frac{\frac{1}{\xi} - \frac{\ln^2 P_{3.0\pi\tau}}{\ln \xi P_{3.0\pi\tau}}}{1 - \ln P_{3.0\pi\tau}} \quad (8.21)$$

图 8.5 示出在偏离试验验证可靠性下限最佳值条件下, 按公式 (8.21) 总费用的极限增长率 $\tilde{C}$ 。由曲线图得出, 在降低下限方面, 偏离到 20—30%, 对建造和使用航天器总费用影响不大。

这种情况可在实际上不增加物质费用总额前提下, 大大缩减所需实验调试工作量和相应的时间。这样, 在考虑设计的具体结构特点和国内现有试验基地具体可能情况下, 便有了寻求航天器实验调试工作大纲折衷方案的前提条件。

8.4 按实验调试结果确定实际

飞行技术特性

依据航天器实验调试结果在保证可靠性的同时, 应该确定出实际飞行技术特性并验证其是否满足新产品设计技术任务书的要求。

在航天器实验调试过程中要确定的飞行技术主要特性如

下:

有效负载给定值下, 导弹的保险极限射程或运载火箭在给定的入轨运动参数下, 有效负载的保险容许值;

导弹的有效负载命中准确度, 表明偏离于设计目标点的圆周概率偏差值, 或运载火箭的入轨参数精度, 表明参数偏差和修正力矩的分散度。

为定出可接受精度的飞行技术主要特性, 按航天试验大纲, 航天器只有几次发射数据是不够的。现在我们对未知技术特性利用有限试验次数 n 的分散度 σ^2 来证明此点。

要注意, 偶然偏差在正常分布规则下, 概率 0.997 的极限分散值可在 $\pm 3\sigma$ 范围以内 (σ 是均方根误差)。

这样, $\pm 3\sigma$ 的范围实际上十分可靠地衡量运载火箭入轨运动参数的极限偏差, 导弹弹头部分弹着点的极限偏差, 最大航程发弹时导弹或者运载火箭进入给定轨道时的剩余推进剂的极限偏差 (从而, 衡量用于补偿的推进剂保险储备量值)。

因此, 定出未知飞行技术特性均方根误差实际值, 是用来验证满足设计导弹或运载火箭技术任务书要求所必需的。

按照 n 次试验结果, 数学期望的无偏鉴定值 $\hat{m}$ 和均方根误差值 $\hat{\sigma}$ 分别等于 [见例 9]:

$$\hat{m} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (8.22)$$

$$\text{和 } \hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \hat{m})^2} \quad (8.23)$$

式中 x_i 为未知特性在 n 次独立试验中每次测得值。

但是, 鉴定值 $\hat{\sigma}$ 由于试验次数不足, 可能不同于均方根

误差的实际值，甚至鉴定值 $\hat{\sigma}$ 的误差，会在可信系数 γ 的可信间隔范围以内：

$$\left(\frac{n-1}{x_{0.5}^2 (1-\gamma)} \right)^{1/2} < \frac{\sigma}{\hat{\sigma}} < \left(\frac{n-1}{x_{0.5}^2 (1+\gamma)} \right)^{1/2} \quad (8.24)$$

式中 $x_{0.5}^2 (1 \pm \gamma)$ 为具有 $n-1$ 自由度的平方分布的分位数，在《概率原理教程》中用表函数形式列出。

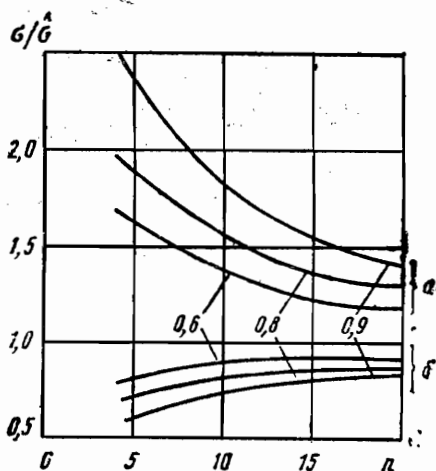


图 8.6 随试验次数和可信系数值 $\gamma=0.6, 0.8, 0.9$ 变化的均方根误差可信间隔界限(α 和 δ 分别为上限和下限)

图8.6上画出随试验次数变化的各种可信系数的可信间隔界限。从曲线图得出，按飞行试验大纲的几次试验，可以估计出高出实际值错误的飞行技术特性均方根误差。把所述特性均方根误差修正到实际值的 $\pm 20\%$ 以内，只在采用试验次数 n 为几十次的地面试验结果才有可能。

类似情况，在确定未知飞行技术特性数学期望值 m 时亦

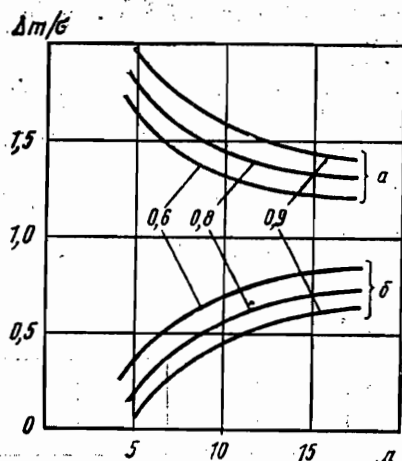


图 8.7 随试验次数 n 和可信系数值 $\gamma=0.6、0.8、0.9$ 变化的数学期望值可信间隔界限 (α 和 δ 分别为上限和下限)

存在着[见(8.22)]。由于试验次数不足，未知特性实际值可能位于带有可信系数 γ 的可信间隔 $\pm \Delta m$ 范围内：

$$-\frac{t_{\gamma, n-1}}{\sqrt{n}} < \frac{\Delta m}{\hat{\sigma}} < \frac{t_{\gamma, n-1}}{\sqrt{n}} \quad (8.25)$$

式中 $t_{\gamma, n-1}$ 为带有 $n-1$ 个自由度的斯秋金特 (Стьюдента) 分布值分位数，在《概率论教程》中用表函数表示； n 为试验次数； σ 为按公式(8.23)均方根误差无偏鉴定值。

图8.7示出带有受试验次数制约的各种可信系数数学期望值可信间隔界限。从曲线图得出，按飞行试验大纲进行的几次试验，不可能得出数学期望值，就是说，也得不出由其表示的飞行特性具有的误差和少于均方根误差的鉴定值。要采用几十次地面试验结果，才能将所述错误减少一个量

级。

因此，航天器实验调试大纲，应该规定必需的地面试验次数，以及其结果连同飞行试验结果的处理方法，以便在检验实际特性应符合技术任务书要求时定出具有必需精度的实际特性值。

在许多情况下，如果地面试验和飞行试验结果不一道处理，就根本不能定出实际性能数据。例如，航天器气动力特性及其动力装置特性，影响着可在飞行中以加速计高精度测得的纵向过载因数 n_x ：

$$n_x = \frac{1}{g_0 M} (P_H - S_a P_H - c_{x_a} q S) \quad (8.26)$$

表达式(8.26)中：

M 为按推进剂贮箱中液面数据，高精度测得的航天器质量；

P_H 和 S_a 为地面台架试验进程中多次测得的发动机真空推力及其喷口截面积；

P_H 和 q 为大气压力和速压头，是按大气探测结果和具有足够精度的外部轨道测量沿具体发射轨道测得的；

c_{x_a} 为相对于特性面积 S 的气动阻力系数，在飞行试验前按计算结果得出，在最好情况下，按外部气流和发动机燃气流在没有实际模拟相互作用下，按航天器模型的风洞试验结果得出。这样，飞行中高精度测得的航天器纵向过载因数，也能准确地确定出各发动机的总推力和气动阻力，但不能单独地鉴定合成的各分力，因为条件(8.26)是单一的。

确定出合力中各分力的补充条件，是形成发动机真空推力的物理过程，由此得出在不改变发动机工作状态条件下，发动机真空推力是不变的，不受外部条件制约的。因此，若

是把条件(8.26)写为:

$$P_{\pi} = g_0 M n_a + S_a P H + c_{x_0} q S \quad (8.26')$$

并把飞行时不同时间测得的结果代入其中,那么,真空推力 P_{π} 的“变化”只应当用气动力特性 c_{x_0} 的误差来说明。

特性 c_{x_0} 的实际值相应于不变的真空推力 P_{π} , 尤其是相当于速压头 q 值小到可以忽略不计的甚高空中的推力。

地面试验和飞行试验结果的处理方法,以及在这种情况下随遥控测量仪器布置情况和原理变化的测量精度的更详尽论述,列入《航天器试验》教程中。

第九章 航天器研制过程的组织、计划和自动化

9.1 航天器研制过程的组织

航天和地面系统研制工作，按规模和复杂程度都是巨大的，因而要求非常有效的组织。每个工程技术系统工作的特点都分为：费用高，目标统一，研究、设计、生产、试验和使用的密切配合，各大集体的组织联系，科学、技术和实践的相互结合。上述特点的最后一项又称为集成化。这个概念的定义是：由专业科学、技术和生产企业(组织)协同活动的结果，保证达到统一目标的总和条件。解决集成化问题，在于充分利用所谓计划目标管理原则，按这一原则把各项工作和必需力量的全部总和，看作是在统一行政管理机关集中全权负责管理的对象。

由于规模、技术复杂程度和功能作用差异等不同，作为集成化主要方法的计划管理方式可能随之改变，此时采用专业化领导活动方法，目的是利用经济计划信息变革的现代化手段进行计划和控制，尤其是网络计划管理和自动化系统管理。

科学研究和新品设计工作各阶段的计划领导者，必须完成计划、工作组织、人员配备、管理与控制任务。领导职能这五项内容，具体规定如下：

1. 计划，就是在完成设计过程中，选择诸项直接目标(任务)，定出执行者，制定完成措施和确定费用，以及指定各

项工作期限。计划就是以达到研制出航天器为目标，选择若干可供选择的最好方案为前提条件；

2. 组织，就在于组成组织机构并明确各集体单位活动方式，调配和安排为实现企业(设计局及其所属各基层单位)目标所必需的各种力量和设施；

3. 配备干部，包括集体单位的各类活动，而这些活动对于按照组织机构定员编制为每个工作人员定岗位，是至关重要的；

4. 管理，包括与查清各种危急情况，制定任务、作出决议以及发布必要指示等有关的活动。

5. 控制，是保证在广阔范围内收集有关各种工作状态信息的措施。

领导工作所有五项职能，都是有机地结合在一起。而且，其中每一项完成时间和顺序性，皆取决于其余几项完成情况。领导过程就是灵活地协调上述五项职能，在广阔范围内密切个别执行者和集体单位间的各种联系。

组织，计划和配备干部，都是管理杠杆；控制，是信息反馈手段。管理中心环节是按航天器研制大纲规划工作。在分析研究各集体单位组织机构和组成基础上，制定工作计划和配备干部。为此目的，采用网络规划。各项作业之间关系的网络模型，可按时间、费用和可靠性来研究危急工作环节，以提出改善设计局组织管理过程初步建议。根据设计局组织机构、规划、管理各环节的分析结果，可能合理配备干部和妥善分配资金，以完成设计任务。

在组织开展各项工作中，应该始终考虑航天器研制大纲的目标及其投入使用期限，规定对设计局及其下属基层单位组织机构的要求、信息联系及报告格式(隶属关系)。特别

是,应当批准各项设计工作的起始期、试验样机的调试完成期限、样机试验和完善改进工作的期限、拟定国家试验期限、投入批生产和交付给订货方的期限。按所设计项目结构的不同特点、工作的保障和规模差异,在不同程度上采用组织生产(设计)的主要原则如下:执行者间劳动分工、生产过程按比例分成单独部分、生产过程各单独部分平行作业,过程完成的连续性、关键部分的工作要提前进行等等。按照生产过程内容及其组织原则建立专业化的下属单位(逐级从下而上):队、组、科室和处,它们决定了企业的生产组织。设计局或科学研究所的生产组织,系指企业生产和辅助部门、服务行业 and 单位隶属组织机构与系统、设计局(科学研究所)里组建单位的数量,受工作性质、工作量和选题的制约。但是,各种设计局(科学研究所)组织机构有许多共同之处。图 9.1 上列出设计局一定程度上的标准组织机构。在所述情况下,生产部门(单位)设有专业化科室和专业设计局。新品生产包括辅助生产和基本生产两个部门。单独设有辅助保障部门,它是整个设计局行政事务的管理单位。生产部门在两个方面实行专业化:1) 按工作种类分的专业化科室;2) 按设计对象分的专业设计局。专业化科室设有按选题定的试验室:气动力和弹道室、可靠性室、强度室、经济核算室,试验室等等。专业设计局组建单位有:总体设计室,推进剂舱设计室,舱体设计室,装备设施设计室等等。相当广泛的设计局生产组织机构还有混合式的,这是在工程项目专业化基础上组建一些定题单位的机构。

在一些大型设计局里,有时采用所谓矩阵式工作组织机构。按横向配置的单位都是完成设计局工程设计工作;而按纵向配置的专业化科室,有可靠性室,强度室等等。在这样

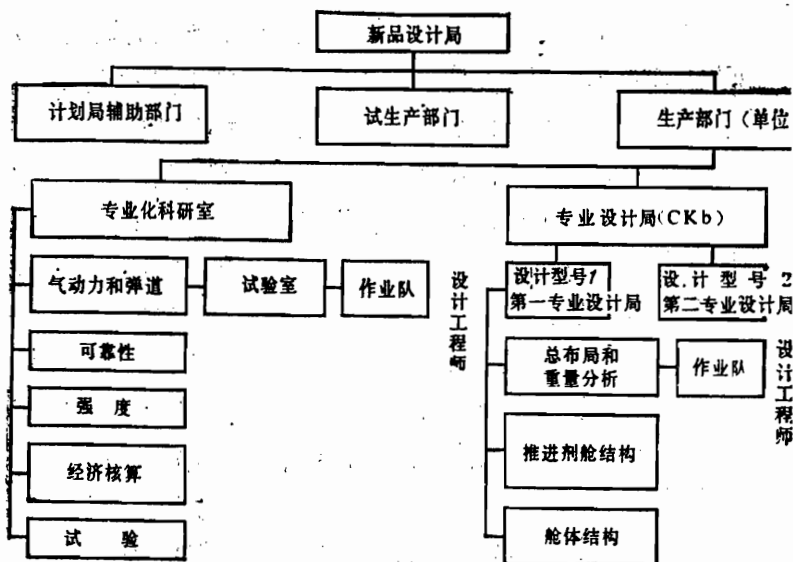


图 9.1 设计局标准组织机构

的专业设计局组织管理下，完成的工程设计工作开发出新产品。掌握设计原理和实践知识的设计工程师们，在这里寻求最优设计方案。专业化技术科室，则从事强度、动力、空气动力、功能作用确定条件、稳定性、操纵性、经济性、效率、可靠性等的验证计算工作；在自己的基地和主管科学研究所的基地，完成设计质量和改进工程技术指标的试验论证工作。

按照设计文件统一体制(ЕСКД)开发新产品，应当分为下述阶段：1. 制定工程技术任务书；2. 制定工程技术建议书；3. 草图设计；4. 工程技术设计；5. 编制工作文件。工程技术任务书要经订货方和主管部批准。批准的工程技术任务书和总设计师的指示，是编制工程技术建议书的基础。

在技术建议书阶段，要完成以下工作：进行产品设计合理性的工程技术与技术经济论证；分析研究解决设计结构和工艺的各种不同方案；在考虑经济开支、结构、使用和工艺特点的条件下，对诸方案比较鉴定；编写设计最优方案的若干建议；在初步设计结构审定和验证核算基础上，验证航天器所要求的飞行技术特性。

若是比较鉴定必须检验附件、系统工作的一些新原理，便可制成需要的模型并进行试验。设计局编制的工程技术建议书是总体设计文件，应该包括：最佳设计方案工程技术和技术经济的论证以及产品技术资料的合理组成和数量。在技术建议书阶段，要对保证给定的飞行技术特性以及工程技术实现其最佳方案的可能性予以论证。工程技术建议书的最后阶段是按章节写出报告、总说明书和目录。工程技术建议书经订货方审定同意后，便是草图设计阶段的依据。

草图设计目的，在于把技术建议阶段选择的航天器方案原则设计成结构、系统图 and 把其他决策确定下来，供以后具体设计用。在草图设计阶段进行下述工作：评定各单独系统和附件可能的技术方案；定出系统和附件特点与试验工作特性；制造和试验试样和模型，以校验工作原理和定出产品主要部分参数；鉴定产品效率、可靠性、工艺性、标准化和通用化等指标；比较对照各个方案；确定立足的方案；解决向发射综合体上各部件的装配，转运、运输、安装和维护诸问题；明确以后工作各阶段必须解决的问题范围；发出图纸、示意图及其他技术文件；编写附有主要技术计算与初步鉴定经济效益的说明书。

工程技术设计，在订货方与主管部批准的草图设计基础上进行。在这个阶段，设计局工作的主要部分是设计研制。工

程技术设计的目的是，给出产品结构完整的最终工程技术设计方案。在进行工程技术设计时，需要进行的工作有：制定产品及其组成部分的结构设计方案；按苏联国家标准(ГОСТ)编写工程设计文件；进行必要的计算，其中包括验证工程技术任务书规定的各项技术经济指标；在考虑制造厂意见的条件下，分析研究设计结构和工艺性；试验经过修正完善的模型和试样；编写在下一工作阶段中要完成的工作项目目录。

在工程技术设计阶段，要对结构可靠性予以极大注意。为保证要求的可靠性，各舱和产品的样机要造得最接近实际。要对最重要的系统和部件的功能作用进行试验。要解决提高使用方便问题，并充分考虑气候要求与技术安全。编出工程技术文件和综合说明书，工程技术设计阶段才算完结。这些文件尤其应包括：航天器所有附件和系统的设计计算图纸，各部件、附件、系统的制造工艺规程和试验工作工艺规程，编制工作文件和产品生产等工作组织进度表。

工作文件阶段，要绘制出零件的工作图、装配图、安装图，部件和组件等的规范，标准件目录，按订货方需求的使用、修理和其他文件资料。在这个阶段，要编制流水线工艺规程和设计必要的工艺装备，供设计局试生产基地或制造厂生产样机用，以便在试验室和试验站进行试验。

经征得订货方同意，编制工作文件阶段，可与批生产企业生产工艺准备工作平行作业。生产工艺准备工作有：1) 工艺规程和工卡具的设计；2) 调整和掌握已设计出的工艺线；3) 审查修订生产工艺规程等。为加速生产工艺准备工作，需要完成一系列工艺技术和组织管理措施，即：通过组织使设计局和工厂的研究人员、设计师和工艺师共同工作，保证在时间上最大限度的协调一致；实现各下属单位均衡的工作

负荷。

这样一来，设计局的工作同试验部门和批生产工厂担当的任务，就会有机地结合在一起。

9.2 设计工作的网络规划

网络规划是航天器研制过程中组织开展设计工作的有效手段。这种规划法可根据航天器规定的研制期限及结构设计特点，协调解决各工作阶段的劳动量和期限长短；对拟定的各工作阶段，予以人力和物力以及必要的试验基地和生产基地的保障。

设计工作的组织管理，依据现行的设计局和下属单位的劳动组织，一种设计局管理设计工作任务的广义逻辑模型如图9.2所示。模型里首先要解决中期规划(1~5年)并选择设计局上层组织的最佳结构。然后，就是平行依次地解决近期的管理任务：配备干部，监督保障，作出决策和发挥管理作用。模型是以反复解决计划和组织任务为前提的，并有机地与近期任务相结合。模型还包括确定外部关系、设计工作进程，以及技术设施利用水平等项任务。在转为研究基层环节，例如作业队工作时，自然要更改标准，解决任务的方法、算法和模型等，而且部分基层单位的任务由上层单位来解决。组织管理设计工作的部分问题是分配技术力量和核算劳动量大小。

通常，解决管理设计过程的任务的程序，包括如下事项：

- 1) 研究工作任务和计划、组织机构、干部配备和控制系统；
- 2) 安排任务并选择达到预期结果的手段；

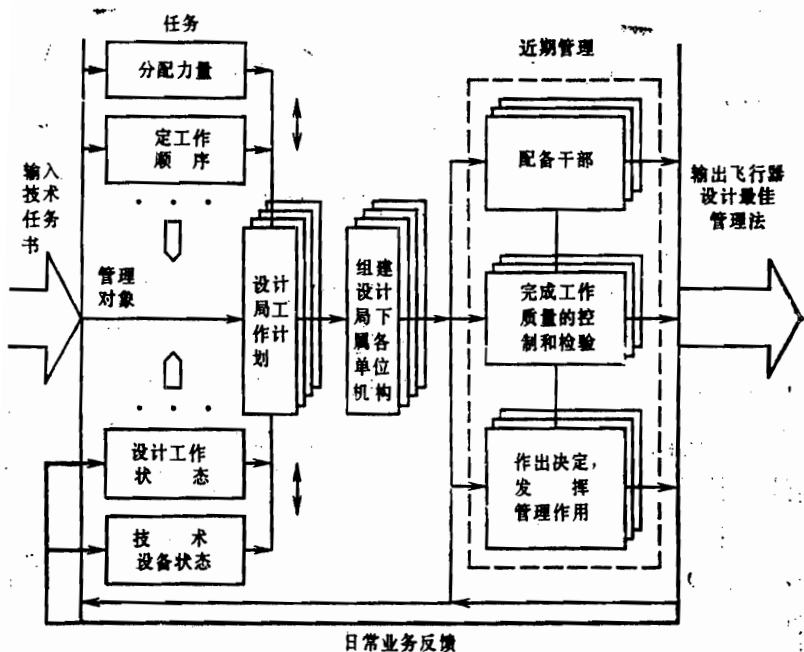


图 9.2 设计局设计工作管理任务的广义逻辑模型

- 3) 选择评估最佳决策的准则和管理过程模型的组成；
- 4) 进行方案的定量和定性评定，修订模型并采用新建议(方案分析研究)；
- 5) 作出决策并发挥管理作用。

网络规划管理法广泛地应用于设计局。网络规划工作文件就是网络进度表。根据工作层次不同，网络进度表分为初始项目(个人的)包括由执行者完成的作业；部分项目，包括由作业队和科室完成的部分设计工作的有关项目；综合项目，包括设计全部工作的项目。网络进度表如此分层次，有可能按需要程度把管理的整个过程分解为细小项目。

至少两个初始项目或部分项目，以及初始和部分，部分

和综合等所共有的事项,称之为边界事项。边界事项(措施)系指要由若干不同执行者联合完成的有关工作或者一些业务完成的时间是另一些业务开始的时间的作业。在编制网络进度表时,对保证完成有关边界事项作业,尤应特别注意。

新产品网络规划管理形成过程,分为两个阶段:计划和管理。计划过程是可重复过程,它包括如下阶段:由网络规划管理人员制定综合和部分网络进度表初稿;由上级领导下达任务并协调解决由重要执行人完成的工作项目;负责执行人编制初始的网络进度表;协商并确定边界工作限期;找出时间、人力和物力等方面的薄弱环节;协调边界工作和所有层次网络进度表开始期限;批准日历计划,其中包括初始项目。管理阶段实现对工作进程的控制。每个控制循环包括从负责执行人处收集信息资料,分析研究这些资料,根据某些计划是否符合部分和综合工作进度表情况的研究结果,来论证调整一些计划的建议。

规划管理网络法,实质上就是把所要研究的过程的各种可选择方案,以有条理的表格(网络进度表)形式表示出来,根据此表可明显地找出切合实践的作法。网络进度表是过程的模型,能反映出过程内在的相互逻辑关系以及各阶段和作业相互制约的条件。因此,网络法同按过程阶段和作业离散变化管理法有关。作为计划的最佳方案准则,就是时间、费用、系统效率及其功能作用的可靠性。一般都在一定限制下,例如执行人的配备和资源等的限制下来进行探讨。这样,会出现多种可能的方案,不论是单准则的,还是多准则的任务都会产生出来。最好方案是根据归纳各种准则,限制方法,折衷等选择出来的。对于单准则任务,在直接分析进度表基础上,通常以手工方法寻求解决。在利用电子计算机情况下,过程可

讲就是工作。有时，却是无需劳动和资金消耗，但必须消耗时间，这叫做等待作业；虚作业，系指一项工作未结束而另一项就不能开始工作的作业。各项作业达到终结结果的初始状态称为事项，在网络进度表上用带有事项号码的圆圈(图9.3)表示。事项(圆圈)用线段(箭头)连起来表示作业；虚作业用虚线表示，其余作业都是实线。在箭头线上方写上代表作业特征(时间、资金消耗等等)的数值。每项作业以其开始和终止事项的号码表示，例如 t_{24} 。

编制网络进度表时，要遵守下述规则：进度表不应有外廓线；进度表应是彼此连着的，即除终结项目以外，不得有其后没有接近工作的事项；进度表不应有某种潜在的连线。平行作业以及具有等待和虚作业时，每一台电子计算机由于其运算速度快和记忆容量大，可以利用网络图完成较复杂的模型，例如，每个顶部，相应于完成以各项工作总费用形式表示的目标函数，它在目标所需效率的确定条件、遵守工作时间限制和部分执行人的负载等条件下受可靠性、作业消耗时间以及每个线段上不同技术人员进行管理的措施量所制约。

作为手算的例子，看一下飞行器某部件出图时最简单的网络进度表(上例)。在这种情况下，关键路线 $t_{\max} = t(1, 2, 3, 6, 9, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17) = 33$ 天。到 j 事项最早期限 $t_p(j)$ 、由网络起始事项到终结事项，按最大持续期限途径依序定出：

$$t_p(j) = t_p(i) + t(i, j) \\ t_p(i) \in t_{\max} \quad (9.1)$$

式中 $t_p(i)$ 为前一事项早期； $t(i, j)$ 为事项 i 过渡到事项(j)的作业持续期限。

对于事项，例如， $i=10, t_p(10) = t_p(7) - t(7, 10) = 7 +$

+ 2 = 9 天。到 i 事项容许的最晚期限

$$t_n(i) = t_n(j) - t(i, j) \quad (9.2)$$

$$t_n(j) \in t_{max}$$

由此, 对事项 $i=10$, 得出 $t_n(10) = t_n(12) - t(10, 12) = 15 - 1 = 14$ 天。备用时间:

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(i) \quad (9.3)$$

在本例中, $R(10) = t_n(10) - t_p(10) = 14 - 9 = 5$ 天。

考虑备用时间的作业时间:

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(j) + t(i, j) \quad (9.4)$$

例: 对于作业 10、12:

$$\begin{aligned} R(10, 12) &= t_n(10) - t_p(12) + t(10, 12) = 14 - 9 + 1 = \\ &= 6 \text{ 天。} \end{aligned} \quad (9.5)$$

要记住, 当作业进入几条途径和拥有相应的不同备用时间时, 则其中最少数者称为总备用时间。如果利用备用时间不影响其他作业开始和终结事项期限的话, 这样的备用时间称为独立的。

因此, 基于运用网络模型(进度表)的网络规划管理, 可明显地演示过程, 在所要求的程度上把工作分解成细目, 规定细目间的相互关系, 预见最复杂(危急)区段, 并把注意力集中到完成这些区段的作业, 提前比较对照可供选择的若干计划方案并选择最优管理, 即交替工作, 配备干部, 充分利用各方面力量等等。

9.3 航天器研制过程自动化

近些年来涌现许多新产品和装置, 如航天飞机、电子计算机、现代火箭发动机、原子反应堆、激光器, 使机器制造

业传统产品——汽车、飞机、舰船等，经受一系列重大变化。近50年来，机器制造业产品复杂程度增高几十倍，设计工程规模增大，设计师的责任也增加了。鉴于涉及结构的元器件大量增多以及质量、可靠性和经济性要求高的必要性，设计过程自身也有很大变化。现在，从提出设计技术任务书到试制生产出飞行器，要经历5~7年之久，这大体上相当于换代产品的合理使用期限。但是，生产试验阶段的设计反工和改进完善，常常还要占用3~5年时间。因此，解决象飞行器那么复杂的工程技术装备的优质而及时的设计问题，只有在设计工作自动化基础上才能作到。

设计局工作自动化主要效应，依靠下述工作来获得：管理人员对新建议、新主意和新形势反应时间减少；信息流和保存数据资料的组织机构整顿好；把工作人员从繁重重复设计计算中解脱出来；凭借电子计算机外围设备编制文件资料和绘制图纸；通过审查大量可供选择的方案和在荧光屏上跟踪设计过程来提高决策质量等等。目前，在设计局里采用现代计算技术——配有许多外围设备的统一电子计算机系统，保证大部分设计任务得以自动化。正因为如此，在设计局里建立自动化设计系统问题有着极其重大的实际意义。在上述问题中，突出的是经常与自动化设施打交道的设计师和设计员的问题。因此，向电子计算机提出以其能接受的形式进行逻辑计算作业课题任务，和人们能以快速理解形式把结果反映出来等问题，常常对装备有现代电子技术的设计局的劳动生产率起着决定作用。

所述问题的理想解决，便是把课题任务以工程设计和图表绘制文件常用的规定术语提给电子计算机；再把逻辑计算布局、模拟及其他分析研究结果同样地反映出来。设计人员

与自动化设施如此息息相通，将是最理想的。但是，由于技术复杂，目前广泛通用的术语通常只能保证程序包处理方式或有限对话方式。

一般来说，程序包处理方式也是对话，但它是在设计师不干预电子计算机解题过程的情况下实现的。因此，对话方式只能理解为操作者跟踪反映装置上的各种计算进程，并可随时灵活地把计算过程转到需要方面。在设计师这样的作用条件下，自动化设计系统所有课题任务皆可分为对话的和非对话的。对话课题主要指的是低层次的设计任务，如常常要取折衷方案，考虑限制条件和不定性，改变寻求最佳方案的战术方法等。由于在组成自动化设计系统条件下采用反映设施，便产生出人们和电子计算机间职能上的合理分工问题，促使技术设施适合于人们创造性活动的特点，以及按照技术装备的各种可能性改变思维活动结构等问题。

那么，如果最初电子计算机只用于加速繁重的计算，后来在按输入—输出示意图实现贯穿程序基础上，用来解决复杂的综合课题的话，则目前由于采用了反映设备，就可以同电子计算机进行对话，应用多状态程序进行计算中间的评估和在结合处控制计算过程，从而建立了自动化设计系统。在各种程序独立处理的通用数据结构基础上组成信息数据库（数据站），可在统一信息数据的基础上形成自动化设计系统树枝状算法。自动化设计系统的结构和关系，详述如下：

设计局自动化设计系统是一种组织-技术系统，包括设计对象，设计局和技术保障等三部分（图9.4）。技术保障分为信息、程序和技术设施。技术保障还包括组织和方法的保障。组织保证是指导资料、规则、命令、技艺熟练程度要求，等等。方法保证便是阐述方法、手段、数学模型、算法，

以及其他保证设计合理方法论的文件资料。

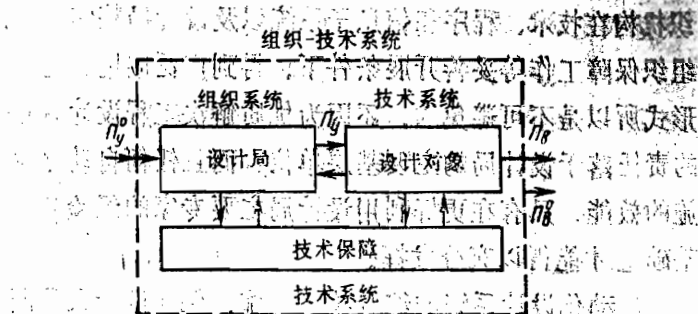


图 9.4 设计局自动化设计系统的组织机构

当然，自动化设计系统组织机构应当符合于设计局组织机构。自动化设计系统的出现，引起设计局组成的一定改变。这些改变决定于技术保障水平和工程设计工作的自动化程度。在完善设计局组织的历史中，可以归纳为三种组织机构：第一种，解决零散设计计算课题；第二种，在编写技术建议书阶段在工作和管理程序包基础上确定航武器飞行技术性能设计工作的自动化；第三种，工程设计工作全盘自动化。第一种情况下，工作自动化除建立计算中心及其建制单位外，不要求组织上改动。这样的机构在很大程度上和相当传统的设计局机构。第二种情况下，为领导自动化工作设立专门单位，分出自动化设计系统科室这样的机构曾出现在一些设计局里。第三种情况下，设计局内的每个基层单位，按照自己的需要，直接与数据库和自己的和通用的程序信息系统联机工作，并在局统一领导的基层单位里进行设计组织工作的运算。

自动化设计系统第二种组织机构的缺点，在于实施自动化的重要责任，都转嫁给了不了解其他科室用户解决课题具

体特点的第三者，即转嫁给自动化设计系统科室。第三种组织机构在技术、程序和信息系统以及设计局整体的方法和组织保障工作等妥善开展条件下，得到广泛应用。这种组织形式所以是不可避免的，还因为优质解决工程设计课题任务的责任落于设计局的主要基层单位；而且任何自动化设计设施的效能，只有在更好利用设计局主要专家的经验与才干的基础上才能得以充分发挥。

自动化设计系统的综合技术设施，保证设计人员既可以对话方式，也可以程序包处理任务方式进行工作。由于使用水平不同，可以分出下列技术设施：用于单个人的，用于专业基层单位的，用于设计局整体完成自动化设计系统与自动化管理系统工作的。技术设施可分为：终端设备、处理机、存储和传递设备以及辅助设备。

终端设备(终端)，是设计师与处理机、存储和传送装置之间相互作用(交换信息)以及传送完成这些或另一些任务命令的设备。作为自动化设计系统内输入、输出和控制用的终端，广泛采用图表和字母数码(正文)显示屏、绘图器、字母数码打印机等。这些终端自己没有信息处理组。拥有信息处理组(处理机)的更复杂的终端，称作设计师自动化工作台。

信息处理、存储和传送设备(电子计算机)，包括处理机、存储器及通信设施。

辅助设备保证整个系统(电子计算机及终端设备)正常工作。它包括动力设备，诊断维修设备以及外部环境要求的保障设备。

自动化设计系统技术保障的基础是电子计算机，包括处理信息的处理机，存储设施的磁化载体以及传送设备的通信设施(接口)。这些设备不同使用者直接接触，设计师借助外

围设备使用电子计算机。如上所述,目前主要是在电子计算机统一系统(ECЭBM)的基础上,设有单处理机和多处理机计算系统,部分利用CM系列电子计算机作为终端。

因为在许多出版物里都详述了电子计算机统一系统(EC ЭBM)的特性,这里,表9.1只列出其主要数据。

CM系列电子计算机处理机的效率,为200~300千次运算/秒。CM-3和CM-4型电子计算机配用外部存储装置,具有容量相当于4.8兆字节以及20~40兆字节的磁盘和磁带存储器。

在一系列设计局中,为组成自动化设计系统,都采用带有EC(统一系统)系列机外围设备的БЭCM-6电子计算机。这样的方案是以БЭCM-6高效率(约800千次运算/秒)、工作存储容量很大的存储器(8192~65536×30位字)以及可能接上相当数量外部装置(40以上)等条件为考虑基础的。

表9.1 统一系统电子计算机(EC ЭBM)的主要数据

特 性	统一系统电子计算机型号						
	EC-1010	EC-1020	EC-1033	EC-1040	EC-1045	EC-1050	EC-1060
处理机平均速度 (千字运算/秒)	10	15—20	200	200—300	800—900	500	1200
存储器工作存储 容量(千字节)	8÷64	64— 256	256— 1024	512— 1024	1024— 4096	256— 2048	512— 2048

一套统一系统电子计算机,包括电子计算机和终端设备。电子计算机包括中央处理机、多路传输通道、可选择通道和通信系统(接口)。处理机的任务是完成计算,多路传输通道用

来接通带有信息交换速度比较不大的设备——显示器、字母数码打印机等等。可选择通道用于接通信息交换高速装置(可换的磁盘和磁带等存储器),统一系统电子计算机终端由输入和输出设备、信息存储器(磁盘、磁带等)、字母数码打印机、显示器等组成。

微型电子计算机组成有:处理机、工作存储器、通信线路和终端(显示器、字母数码打印机、图表绘制机等等)。

目前,存在着电子计算机联机的倾向,建立多程序处理多机计算系统和网络。终端设备的特点,较详尽地论述如下:

作为对话系统映象装置的显示器,是由阴极射线管(ЭЛТ)、信息输入装置(键盘、光笔)、通信线路等组成。显示器的使用性能由分辨能力、影象场规格、亮度(荧光质特性)和影象精度等组成。鉴于光斑有一定规格、荧光屏影象场里可识别出有限数目的不连续点位。目前使用的阴极射线管可保证图象精度为荧光屏宽度的0.1~0.5%,因为显象时会见到明显的颤动和闪烁。影象的亮度和对比度决定于所用荧光质、电路图参数、阴极射线管和电源。

由于输出信息种类不同,显示器分为字母数码式和图表式。字母数码显示器主要用于再现字母数码资料,图表显示器用于映出图表信息资料。由于阴极射线管及其保障设施技术特点不同,显示器又分为图象再生的、具有阴极射线管存储的光栅显示器和立体显示器,投影系统式和彩色阴极射线管等。

保证显示器工作有着几种不同的设备组合形式:直接接到电子计算机上的;通过单独控制设备接上的、接有缓冲存储器或者具有共用缓冲存储器成组控制装置的;通过卫星电

表9.2 图表绘制器、显示器和字母数码打印机用途

利用设备的工作类别	主要的	设备种类		
		图表绘制器	显示器	字母数码打印机
		绘制图纸、表格和简图	“人与电子计算机”间对话	打印
	辅助的	制作产品生产用的高精度样板，绘制设计图纸、表格、示意图	绘制简化的设计图纸、表格、示意图，显示动态过程	绘制最简单的图表、示意图

电子计算机接上的，等等。头一种情况，信息存储和显示器控制功能皆落在电子计算机上。第二种情况，接到电子计算机上的每个显示器，自身都拥有控制设备和容量等于荧光屏的缓冲存储器组。操纵它们的主要功能，是由自主控制装置实现的。第三种情况，几个显示器接到缓冲存储器和控制装置上。第四种情况，这些功能由卫星电子计算机承担。采用这种或那种系统，决定于任务和实现任务的具体可能条件。

图表绘制器、显示器和其他外围设备，保证各种输出图表文件编制和输出过程。图9.2示出图表绘制器、显示器和字母数码打印机的主要使用范围。

图表绘制器是在纸载体上输出图表和文字资料的设备。图表绘制器使用方式，可以单独作业或同电子计算机联合作业。头一种情况，设有计数装置；第二种情况就是把图表绘制器接到电子计算机上并通过电子计算机的一条通道，在用户程序控制下工作。

自动化工作台用来使用户同计算系统有效地相互作用。

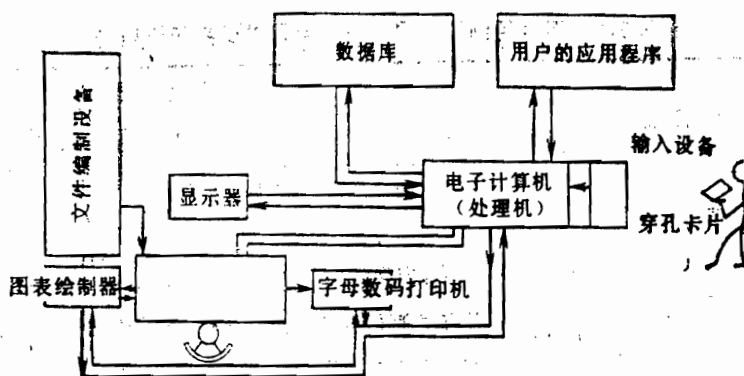


图9.5 人同(设置在自动化工作台上的)电子计算机相互作用示意图

由于任务不同,自动化工作台的构成经常变化。现在,采用两种类型自动化工作台:设计师进行无线电电子器械设计工作的和进行机械制造产品设计工作的。两种自动化工作台又是以CM型小型电子计算机为基础建成的,包括有成套外部设备。这样,自动化工作台构成包括:配有工作存储器、由穿孔带和穿孔卡输入以及输出到穿孔带上输出装置的CM-3计算机,磁盘和磁带存储器,字母数码和图表显示器,卷筒型图表绘制器(AII-7252),图表信息编码器和字母数码打印机。由于自动化工作台的技术保障,使飞行器一系列设计任务自动化可能性得以扩大。在自动化工作台内,人同电子计算机的相互作用示意图如图9.5所示。

自动化设计系统程序保证,理解为保证信息处理和利用技术设备程序的总和,以完成设计任务。程序保证所包括的设备,分为标准的和非标准的。

标准程序保证包括随电子计算机一道供应的、保证自动化设计系统技术设备的组合功能作用以及一般控制计算过程

的编程设备。在统一系统电子计算机基础上，建立起来的自动化设计系统标准程序保证包括：保证设计和调整用户程序的程序，操作系统，具有面向过程语言FORTRAN(公式翻译程序语言)，PL-1(一种程序设计语言)以及面向计算机语言Assembler(汇编程序)的翻译程序，保证绘制加载模型的程序，服务程序Utility(实用性)；进行标准计算的程序包，可从远程终端等输入任务的程序等。

非标准程序保证包括有：反映设计工程项目特性的应用程序包，应用程序包控制系统，数据库及数据库控制系统。要记住，数据库控制系统的设备在标准保证构成中也有，例如数据库控制系统“Oka”(欧加)。但是，一般来说，它们在使用上是复杂的。因此，一般使用更为适用的非标准设备。

程序包称作使用文件所必需的各种程序组合，用来解决一定类别的课题，例如求一个或多个变量的极值函数，飞行器结构强度计算等。组成程序包主体的程序，是按照统一要求考虑解决程序包固有课题时有可能随时增加条件下编制的。用户程序包内每项子课题相应于一个程序或一组程序，例如子程序 Fortran。从使用观点来说，程序包内的程序单位或是设计工程模块(由编程语言翻译的结果)，或是装入的模块(已处理的连接编辑程序)。只含有装入模块程序包通常称为模块型程序包，而含有设计工程和装入两种模块的，则称为非模块型。

程序包的组织分为几类：库的，成组的(以编程系统形式)和系统的。

标准程序库便是库组织程序包的一例，它的存取借助于专门程序进行。

成组程序包组织条件下，用户的课题任务不是由程序包

一个程序，而是几个程序，即一套程序解决的。每套程序解决各自一定的课题任务。在成组程序包组织条件下，属一定的程序组在事先编程的信息和控制通信之间刚性地地连接着。这种程序包内的每个程序都不是完全独立的，而是加入到一组或几组程序中去。

按系统原则组织的程序包，与成组组织的程序包之间的差异，就是完成作业的顺序不是事先确定的。为了利用应用和保证程序系统解决课题，在程序包模块之间，不论是在控制方面，还是在信息方面都要组成通信联系。在实现程序保证系统时，这些程序组成对象区的多层次图表，确定程序包所要解决的自动化设计系统的基本、主要和部分课题任务的谱系。程序包系统(保证)部分包括处理程序，它是在树状任务或者对象区图表的基础上，按程序包诸模块工作顺序建立的。它按工作程序(图9.6)进行运算。鉴于成组组织，尤其是库组织缺乏足够的灵活性，目前程序包按程序系统的组织形式是最有前途的。

应用程序包分为面向方法的和面向问题的。头一种情况，程序包构成中包括解决各门类课题的程序；后一种情况，则是按照一定的问题实现用户最通用算法的程序(规划，经济核算等等)。随着计算过程自动化程度的增强，面向问题程序的趋势较之面向方法的程序日益增长。随着应用范围的不同，用户程序组成中可分为下述程序包：总体设计(确定外观和飞行技术特性)，工程设计(舱、附件、部件和零件的设计)，信息，制图(绘出图纸)，编制技术文件；设计工作的组织和规划，弹道、强度、可靠性及其他项目程序包。

对自动化设计系统程序保证提出的要求有：基础程序设施的通用性，控制程序编制过程自动化，多方式和多次性利

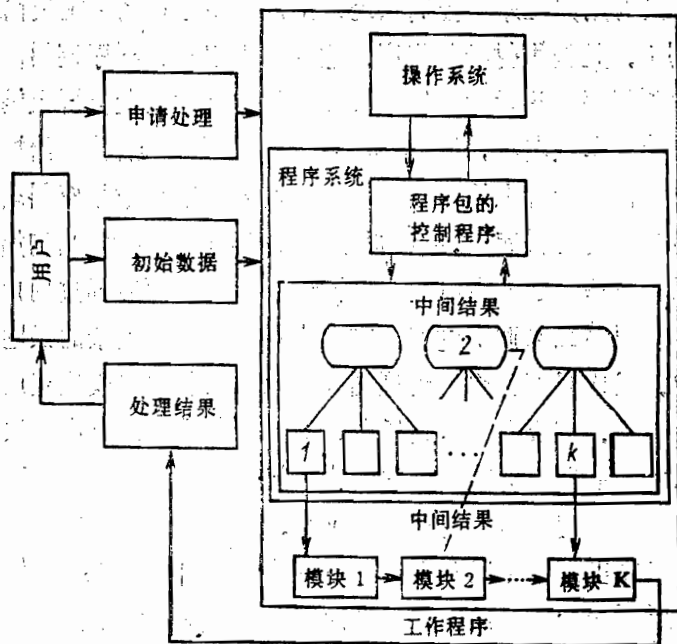


图 9.6 应用程序包保证部分组织系统

用程序设施，以对话和程序包处理方式为终端设备服务的可能性，分时间处理遥测程序包的可能性，具有发达的编程子系统，程序翻译时间短和高效率，电子计算机使用简便和查找信息快，能同大量数据工作的可能性，控制课题进程的可能性，包括图表等信息灵活地交换。

自动化设计系统中，用户程序包控制系统用于由模块组成设计计算所用相应算法的计算步骤。用户程序包控制系统是保证用户程序包同标准保证设备相互作用的综合设备。用户程序包控制系统包括程序包控制程序、程序包输入语言及其翻译和成套服务程序。模块型和非模块型程序包的特点。

是,具有用户程序包控制系统。用户程序包控制系统最简单的例子,是调用(控制)程序。它的作用包括:程序调用,在模块型程序包里设计师输入程序名称,显示器荧光屏上输出模块输入参数名称,其参数数值应由设计师给定、传送给控制模块并在荧光屏上给出计算结果。输入和输出数据资料名称存储在说明资料库里,或由程序自身提供给荧光屏。当初始的数据资料输入数据库(库、站等等)后,设计师便通过用户程序包控制系统来调用它们。在由模块组成更为复杂的课题任务中,组成目标区多方连通图表,把输入和输出模块连成一体。当然,完成同一课题任务,例如确定质量,模块图表应予以标出。依据分析输入和输出建立起来的算法中,控制程序的建立是在逻辑运算基础上完成的,这时电子计算机自动从图表里选出那些保证解决课题的模块。选出的模块链,便是解题所需的程序。继而,应当计算和给出解题结果。一旦原始数据不足时,电子计算机便请求进行补充。这样,系统在模块数量有限时很有效,但是当模块达到几百时,便可采用课题树系统。在这种情况下,研究者以对话方式调用决定组成(图表)模块的主程序,并借助于所谓“项目单”系统,在对话基础上输入需要的指令。这种系统输入和输出模块组合系统图如图9.7所示。这种对话容许的解题方案如下:从始至终,即从 $L_{\max}$ 和 $m_{n,n}$ 到 $C_{T,3}$,包括作业1—2—3—4—5—6;从开始到质量,包括作业1—2—3,等等。解题过程包含下述循环重复动作:输入模块,输入或调用控制程序,发出计算指令,分析计算并修改计算,输出指令(把文件资料送给字母数码打印机和图表绘制机)。

数据库及数据库控制系统,是可以处理复杂咨询和完成各种应用程序包信息处理的一套设施。数据库(数据站)是信

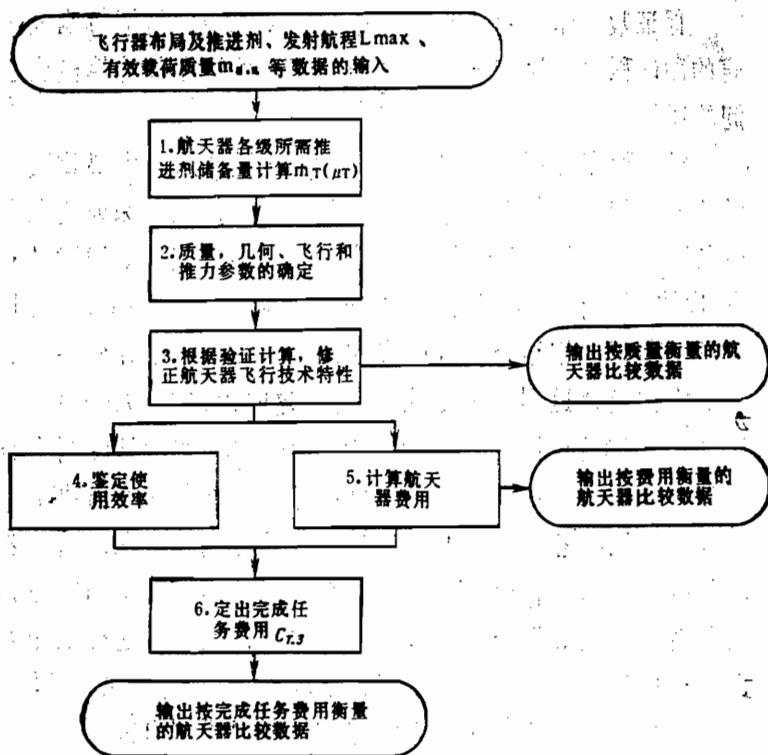


图 9.7 各模块组合原理图

息保证单元，它拥有设计师完成航天器设计所必需的参考性和档案性信息资料。数据库控制系统保证应用程序包和信息保证之间网络畅通。数据库分为固定的和可变的。数据库固定部分，含有固定不变的原始资料：物理常数、原型机等数据资料。数据库可变部分含有一些程序工作的结果，而同时另一些程序可以利用作为初始数据。为控制数据库，采用存取数据资料规定细则的描述语言，规定以程序包方式或对话方式存取程序特点的问题语言，用来进行输入、更换、消除和其他作业的数据资料的键控语言。

保证数据库控制系统功能作用的设施中,包括带输入语言的翻译程序、执行模块、对话程序。数据库各计算模块之间的通信,利用专用程序实现。

现将程序保证和信息保证在自动化设计系统中最重要的任务阐述如下。如上所述,设计航天器时,程序保证建立在独立的简易和复杂的模块上,它们象程序保证“大楼”的“砖块”。模块原理在一定程度上也推行到低级控制程序上,并与程序多层次原理相结合。程序多层次性是由工程设计任务分层次系统和设计过程可重复性决定的,这时用户按“人—电子计算机—人”系统图积极作用于各级设计单位,按设计编制资料(信息)的同时,对局部任务和总任务进行准备和作出决策。同时,在程序各个层次上遵守对设计师优先的要求,这种要求在存取信息资料保证中显现出来,以便作出决定和向计算程序输入新的数据资料。应用显示器时,设计师这种工作方式,有时称为内主动的(在程序系统内主动的)。设计师优先,也在实行控制程序多方式工作原则时显现出来。

保证设计过程的信息资料,一般理解为各层次在设计工作中反复循环使用任何性质文件资料的总和。设计过程自动化,有可能对设计局所有信息资料流实行集中统一控制并保证信息资料可靠保存和完整性。信息资料保证是自动化设计系统的重要组成部分之一。在发达的自动化系统中,信息资料保证就是信息系统。自动化设计系统的信息系统与一般用的信息系统不同,它应该符合以设计局设计过程性质及信息资料网络复杂性为条件的一整套特殊要求。鉴于这点,一般用的信息系统,没有一个能用于设计局的自动化设计系统,因为它们主要用于数据资料存储,而不是用于信息资料的组织处理。

自动化设计系统信息系统的主要任务，列出如下：

- 1) 在设计过程中保证提供根据外部信息流(技术资料、定期出版刊物等等)编出的数据资料；
- 2) 预报计算模型参数值并在设计完成期限前预报有一定或然性的统计数据资料；
- 3) 在用户间保证和交换信息资料；
- 4) 保证保存信息资料，免于让未许可者拿到或恶意歪曲等等。

自动化设计系统的信息系统组织和构成，决定于信息资料工作的特点和该系统所面临的任务。信息资料收集、存储、检索和鉴定可靠性，在这里居于重要地位。自动化设计系统的信息系统组织上组成的子系统如下：信息资料检索系统(ИЛС)，预报系统，数据资料库和语言系统。信息资料检索系统的主要任务，在于保证按设计任务给用户提供以书籍、手册、文件资料、微型底片等形式存储的业务工作参考资料。此系统自身就是一个复杂的技术系统，它是在机器组合体、档案馆、图书馆等外围设施基础上组成的，后者保证了参考文献资料的自动化处理，借出和保存。自动化设计系统必须设有信息资料检索系统，是由于把信息资料从非机器载体转移到机器载体不总是合适的。为了自动化设计系统组建的信息资料检索系统，可以利用其作为一个独立系统的经验。但是，在这种情况下，为保证用户工作和把资料送到工作地，实行服务程序和组织技术设施是适宜的，这当然需要采用强大的通信技术设施。

如上所述，数据库或数据站是为更新和保管正规的数据资料 and 为信息资料的改正、保持完整性、检索和摘录服务的。数据库工作最重要的作用是，组织信息资料的存储，即

选择各种载体上的布置方法，以保证快速检索信息资料，还要加上保证系统工作效率。数据库组织上还包括：档案数据资料，说明书，控制程序系统，引用和更改数据资料的子系统及其他部分。档案的数据资料，包括参考资料和样本，都存储在机器载体上。控制程序系统，可保证用户同数据站的通信联系、咨询处理、咨询修正、档案室和用户工作部门之间的交换，等等。鉴于设计过程中信息资料量增长情况，信息资料收集、处理和改造的子系统有着重要作用。自动化设计系统的信息资料系统语言系统中，利用不同水平的语言。

用户由自动化设计系统的信息资料系统中提出参考资料的过程，具体步骤如下：1)用户以资料检索语言填写申请单；2)系统控制程序编成完成咨询所必需的程序或有问题用户的一组程序；3)控制传送给调用的工作程序，此程序把数据资料调到工作区并处理这些资料，然后寄回或提出情况。

如何更详尽地解决设计自动化中的具体课题任务，阐述于[50、31、32]等著作中。

附录

1. 弹道导弹和运载火箭

表1 美国导弹

主要性能	中程导弹				洲际导弹				弹		
	“木星” “雷神” A-32	“北极星” C-3	“海神” -II	“潘兴” -E	“大力神” -2	“民兵” -3	“民兵” -3	“MX” -1	“三叉戟” -1		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
发动机类别	① 液燃发	② 固燃发	② 固燃发	② 固燃发	② 固燃发	液燃发	液燃发	固燃发	固燃发	固燃发	固燃发
级数	1	2	2	2	2	2	2	3	3	3	3
发射质量 M_{01} [吨]	50	16	16	32	7.26	118	150	31.3	35	87.0	32
总燃料质量 [吨]	—	13.6	—	—	—	109	139	24.7	—	—	—
各级燃料质量 [吨]	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
m_{T1}	—	—	9.8	—	—	91.5	112	19.7	—	—	—
m_{T2}	—	—	3.9	—	—	17.5	27	~4	—	—	—
m_{T3}	—	—	—	—	—	—	—	~1	—	—	—

续表1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
火箭净质量[吨]	—	3.6 (没算 头部)	—	—	—	6.2	8	3.8	—	—	—
火箭级质量[吨], m_{c1}	—	—	—	—	—	—	5	—	—	—	—
m_{c2}	—	—	—	—	—	—	3	—	—	—	—
操纵仪器质量[千克]	—	—	36	—	—	160	132	150	—	350	—
头部质量[吨]	0.66	0.66	0.5	0.9	—	1.5—2.8	3.6	0.6	0.9	战斗头部 2.25; 调整组 1.35.	—
导弹长度[米]	18	22.2	9.5	10.4	10.5	26.2	31~33	17.05	18.25	21.47	10.3
火箭级最大直径[米]											
d_1	2.7	2.7	1.37	1.9	1.0	3.0	3.0	1.7	1.7	2.337	1.9
d_2	—	—	1.37	1.9	1.0	3.0	3.0	1.1	1.1	2.337	1.9
d_3	—	—	—	—	—	—	—	0.9	1.1	2.337	5.5

续表1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
导弹相对长度 λ	7.0	8.6	6.9	5.5	10.5	8.7	10.5	9.6	10.7	9.5	5.5
最大截面负载 p_{M1} , [帕斯卡]	67.7· 103	93.2· 103	107·103	112·103	90.2· 103	163·103	137·103	127·103	151·103	198·103	112·103
喷口压力[千帕]											
p_{a1}	—	—	—	—	—	—	58.8	68.8	—	—	—
p_{a2}	—	—	—	—	—	—	19.6	22.6	—	—	—
p_{a3}	—	—	—	—	—	—	—	13.7	—	—	—
燃烧室压力[千帕]											
p_{c1}	3432	3952	6178	—	—	3923	5590	4805	—	—	—
p_{c2}	—	—	—	—	—	3923	6806	3432	—	—	—
p_{c3}	—	—	—	—	—	—	—	3432	—	—	—
各级发射过载											
n_{01}	1.36	1.38	1.6	—	3	1.6	1.3	2.56	—	—	—
n_{02}	—	—	—	—	—	—	1.43	3.23	—	—	—
n_{03}	—	—	—	—	—	—	—	5	—	—	—

续表1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
推力[千牛顿]: 地面(空间)一级	—	667 (750)	—	—	—	1332	1912 (2256)	—	—	—	—
空间二级	—	—	—	—	—	265	445	—	—	—	—
空间三级	—	—	—	—	—	—	—	—	229	—	—
比冲[秒]: 地面一级(空间)	—	300	—	—	—	250 (280)	270 (318)	—	—	—	—
空间二级	—	—	—	—	—	280	316	—	—	—	—
最大射程[千米]	2800	2800	4800	5000	2500	10200	16000	10000	13000	10000	7400— 7800
圆周概率偏差[米]	—	—	1000	400—700	25	—	2500	1600	180	90	460
战斗部类型:	单体的	—	单体或 分导的	分导的	单体或 分导的	—	单 体	的	自行制导分导的		
三硝基甲苯当量 [千吨]	—	1500	1000; 3×200	(10—14) ×50	400	3000	4000— 10000	600— 1500	3×350	10×600 10—20	8×100
发射方法	地面发射台	—	核潜艇	核潜艇	可动发 射台	地面 发射台	发 射	井	—	单火箭发 射井或 “民兵”火 箭发射井	核潜艇

① 液燃发=液体燃料火箭发动机, ② 固燃发=固体燃料火箭发动机

表2 运载火箭

主要性能	“东方”	“闪电”	“联盟”	“雷神-德 尔它”	“阿特拉斯- 阿德莱那”	“大力神- C”	“土星-IB”	“土星-V”	美国航 空飞机
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
发动机类别	液燃发 ①	液燃发	液燃发	液燃发 固燃发②	液燃发	固燃发 液燃发	液燃发	液燃发	固燃发 液燃发
级数	3	4	3	3	2	4	2	3	2
发射质量 M_{01} [吨]	287	306	317	55.4	128.2	645	570	2930	2019
总燃料质量[吨]	258	279	275	—	—	540.5	522	2698	1709
各级燃料质量[吨]									
m_{T1}	侧面级组			45	112	2×192	415	2150	2×501
m_{T2}	中心级		155—160	4.76	6.15	115	107	443	706
m_{T3}	5—6	—	—	0.272	—	31.1	—	105	—
m_{T4}	—	—	—	—	—	10.4	—	—	—
火箭级结构质量[吨]									

续表2

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
I 级	侧	面	级	15	3.6	6.0	2×40	40	131	2×81.9
II 级	中	心	级	组	6	0.77	6.6	13	36.2	32.8
III 级	2	—	—	—	0.03	—	2.5	—	18.3	68(轨道器)
IV 级	—	—	—	—	—	—	2.2	—	—	—
控制仪器质量千[克]	—	—	—	—	—	—	—	2350	2000	—
推送到基准轨道质量 [吨]	—	—	—	—	—	—	—	—	137	114
基准轨道参数:										
N_{H} , 千米	181	384	180	540	550	300	300	150	190	490
H_a , 千米	237	39987	330	540	550	300	300	150	190	490
i , 度	65°0′	65°5′	65°5′	—	—	—	—	28°30′	28°30′	28°30′
推送到基准轨道的有效 负载质量(不算运 载火箭最末级组) [千克]	4725	3000	6800	400	2700	11500	18000	—	—	1400—2950
火箭长度[米]	38.4	42.0	49.3	32	32	37.9	39.28	—	41	55.8
火箭级最大直径[米]										

续表 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
d_1	侧面级			2.44	3.05	3.05	6.60	10.06
最大截面角载 p_{a1}	2.68	中心级组	2.95	—	—	3.05	—	—
喷口压力 [千帕]	2.66	2.4	0.46	—	—	3.05	—	—
火箭相对长度 λ	侧面级	7.1	—	—	—	8.5	—	—
	中心级组	13—16	13	13	10	12.5	10	11
最大截面角载 p_{a1}	108·10 ³	116·10 ³	120·10 ³	85.3×10 ³	163·10 ³	—	125·10 ³	265·10 ³
喷口压力 [千帕]	49	49	49	—	—	68.6	68.6	68.6
p_{a2}	42.5	42.5	42.5	19.6	—	19.6	14.7	14.7
p_{a1}	5884	5884	5884	—	3923	4020	6178	6767
燃烧室内压力 [千帕]	5099	5099	5099	—	1373	5296	5492	5394
p_{K1}	—	—	—	—	—	5590	—	5394
p_{K2}	—	—	—	—	—	—	—	—
p_{K3}	—	—	—	—	—	—	—	—

续表 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
各级发射过载:									
n_1	1.42	1.34	1.3	—	—	1.26	1.28	1.2	1.5
n_2	1.23	1.0	0.9	—	—	1.2	0.765	0.7	0.9
n_3	0.8	1.0	1.0	—	—	0.78	—	0.4	—
推力千[牛顿]:									
地面(空间) I 级	4001	4001	4001	667(765)	1721	10199	7296	33833	2×11797
空间 II 级	932	941	941	34.7	71.1	2314	902	5099	—
空间 III 级	54.9	304	304	24.9	—	446	—	907	液燃发 3×1117 (2089)
空间 IV 级	—	68.6	—	—	—	71.2	—	—	—
比冲 [秒]									
地面(空间) I 级	254	254	254	250(284)	255(279)	248	263(296)	265(304)	254 (液燃发, 363)

续表4

1	2	3	4	5	6	7	110
空间Ⅱ级	310	312	312	315	290	318	
空间Ⅲ级	326	330	330	254	—	314	
空间Ⅳ级	—	335	—	—	—	316	
各级发动机 质量[吨]; $m_{\text{Л.У}}$	侧面级4×1.2			—	—	—	5.1
$m_{\text{Л.У2}}$	中心级1.3			—	—	—	1.6
$m_{\text{Л.У3}}$	—	—	—				—
各级的燃料	各级皆为O ₂ 和 烃燃料			I级RP -I/O ₂	火箭级 (固燃)全是 四氧化二氮		I级O ₂ / RP-Т
				Ⅱ级偏	甲肼/硝酸		Ⅱ级O ₂ /H ₂
				Ⅲ级固燃		Аэрозон- 50	

① 液燃发=液体燃料火箭发动机;

② 固燃发=固体燃料火箭发动机

2. 导弹和运载火箭飞行技术

性能设计验证计算程序

1. 程序保证的总特性

本程序用于计算航天器飞行技术, 设计和费用特性, 适用于具有1级到4级的运载火箭和导弹。能以单独模块形式增加各种优化准则的计算程序, 以便获得所述航天器的综合性能。

考虑的限制条件:

最大速压头 q_{max} ;

分级速压头 q_{max}^{Pa3H} (9分级);
最大

最大轴向过载 n_x^{max} 。

在各级之间采用飞行被动段方法保持 q_{max}^{Pa3H} 限制。

编程语言是FORTRAN-4。程序在PAΦOCCM系统中实现, 而且在操作系统中不使用任何专业化资料库。

2. 标识符明细表

输入参数

标识符	符 号	量 纲	内 容	变数型别
1	2	3	4	5
NN	N _{CT}	—	级数	完整的
JI	—	—	参数	完整的
AN04	n ₀₄	—	各级发射过载	实际的
M01	μ _{K1}	—	各级末质量比	实际的
M02	μ _{K2}	—	同上	实际的
M03	μ _{K3}	—	同上	实际的

表续1

1	2	3	4	5
АД	L	千米	弹道导弹射程	Real
АТ ₁	$\sigma_{т.01}$	—	推进剂舱质量比	Real
АТ ₂	$\sigma_{т.02}$	—	推进剂舱质量比	Real
АТ ₃	$\sigma_{т.03}$	—	推进剂舱质量比	Real
АТ ₄	$\sigma_{т.04}$	—	推进剂舱质量比	Real
ГАД ₁	$\gamma_{д.у1}$	—	各级动力装置质量比	Real
ГАД ₂	$\gamma_{д.у2}$	—	各级动力装置质量比	Real
ГАД ₃	$\gamma_{д.у3}$	—	各级动力装置质量比	Real
ГАД ₄	$\gamma_{д.у4}$	—	各级动力装置质量比	实际
ACC ₁	$\sigma_{с.с1}$	—	救援系统质量比	实际
ACC ₂	$\sigma_{с.с2}$	—	救援系统质量比	实际
ACC ₃	$\sigma_{с.с3}$	—	救援系统质量比	实际
ACC ₄	$\sigma_{с.с4}$	—	救援系统质量比	实际
АСУ ₁	$\sigma_{с.у1}$	—	各级操纵系统质量比	实际
АСУ ₂	$\sigma_{с.у2}$	—	同上(J ₁ 计算导弹, J ₂ 计算运载火箭)	实际
PM	P _M	千克/米 ²	最大截面负载	实际
HA	H _a	米	远地点高度	实际
HK	H _к	米	近地点高度	实际
НАК	i	度	轨道倾角	实际
CX ₀	C _{x_a1}	—	在M=0.1、5时, 迎面阻力系数	实际
CX ₁	C _{x_a1}	—	在M=0.1、5时, 迎面阻力系数	实际
CX ₅	C _{x_a5}	—	在M=0.1、5时, 迎面阻力系数	实际
PY ₀₁	P _{уд01}	C	各级发射单位推力(地面)	实际
PY ₀₂	P _{уд02}	C	各级发射单位推力(地面)	实际
PY ₀₃	P _{уд03}	C	各级发射单位推力(地面)	实际的
PY ₀₄	P _{уд04}	C	各级发射单位推力(地面)	实际的
PYP ₁	P _{удп1}	C	各级空间单位推力	实际的
PYP ₂	P _{удп2}	C	各级空间单位推力	实际的
PYP ₃	P _{удп3}	C	各级空间单位推力	实际的
PYP ₄	P _{удп4}	C	各级空间单位推力	实际的

表续2

1	2	3	4	5
AN01	n_{01}	—	各级发射过载	实际的
AN02	n_{02}	—	各级发射过载	实际的
AN03	n_{03}	—	各级发射过载	实际的
ACY3	$a_{c.y3}$	—	各级操纵系统质量比	实际的
ACY4	$a_{c.y4}$	—	各级操纵系统质量比	实际的
AC1	$a_{\sigma 1}$	—	各级其他单元质量比	实际的
AC2	$a_{\sigma 2}$	—	各级其他单元质量比	实际的
AC3	$a_{\sigma 3}$	—	各级其他单元质量比	实际的
AC4	$a_{\sigma 4}$	—	各级其他单元质量比	实际的
AKC1	k_{c1}	—	推进剂舱及其他单元救援标志	实际的
AKC2	k_{c2}	—	(ACK-1救援, ACK-0不救援)	实际的
AKC3	k_{c3}	—	(ACK-1救援, ACK-0不救援)	实际的
AKC4	k_{c4}	—	(ACK-1救援, ACK-0不救援)	实际的
AM1	m_1	—	火箭组使用次数	实际的
AM2	m_2	—	火箭组使用次数	实际的
AM3	m_3	—	火箭组使用次数	实际的
AM4	m_4	—	火箭组使用次数	实际的

输出参数

T	t	秒	瞬时飞行时间	实际的
VA	Δv_a	米/秒	速度气动力损失	实际的
VG	Δv_g	米/秒	速度重力损失	实际的
VP	Δv_p	米/秒	静态反压力速度损失	实际的
TETA	θ	度	速度矢量对当地地平线瞬时倾斜	实际的
MV	μ	—	角级的瞬时质量比	实际的
H	H	千米	瞬时飞行高度	实际的
L	l	千米	瞬时飞行航程	实际的
Q	q	千克/米 ²	速压头瞬时值	实际的
NX	n_x	—	轴向过载值	实际的
AM	M	—	马赫数	实际的

续表3

ALFA	α	度	俯仰角	实际的
CX	C_{xa}	—	迎面阻力系数瞬时值	实际的
DK	Kg	—	推力节流系数	实际的
FIST	θ	—	—	—
FIO	θ_0	度	俯仰角程序参数	实际的
Mr	$\mu_{п.г.}$	—	有效载重质量比	实际的
ST	$C_{уд}$ $C_{пуск}$	—	一次发射费用	—

参 考 文 献

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика.—М.: Наука, 1969. 824 с.
2. Алемасов В. Е., Дрегалин Д. Ф., Тишин А. П. Теория Ракетных двигателей.—М.: Машиностроение, 1969. 547 с.
3. Ануреев И. И. Ракеты многократного использования.—М.: Воениздат, 1975. 116 с.
4. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. —М.: Наука, 1966. 308 с.
5. Бассард Р., Дс-Лауэр. Ракета с атомным двигателем.—М.: ИЛ, 1960. 416 с.
6. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика.—М.: Машиностроение, 1971. 320 с.
7. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. —М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
8. Басков Л. И. Управление эксплуатацией летательных аппаратов —М.: Высшая школа, 1981. 367 с.
9. Вентцель Е. С. Теория вероятностей.—М.: Наука, 1969. 576 с.
10. Волков Л.И., Шишкевич А. М. Надежность летательных аппаратов. —М.: Высшая школа. 1975. 293 с.

11. Волков Е. М., Судаков Р. С., Сырицын Т. А. Основы теории надежности ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1974. 398 с.
12. Волков Е. В., Головлев Л. Г., Сырицын Г. Л. Жидкостные ракетные двигатели. — М.: Воениздат, 1970. 540 с.
13. Гладкий В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1962. 495 с.
14. Гладкий В. Ф. Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1975. 454 с.
15. Гладкий В. Ф. Вероятностные методы проектирования конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1982. 270 с.
16. Гнеденко Б. Ф., Бедряев Ю. К., Солевыгев А. Д. Математические методы в теории надежности. — М.: Наука, 1965. 521 с.
17. Глушко В. П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. — М.: Машиностроение, 1981. 205 с.
18. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. — М.: Машиностроение, 1968. 395 с.
19. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.: Машиностроение, 1975. 669 с.

20. Кесаев Х. В., Трофимов Р. С. Надежность двигателей летательных аппаратов.—М.: Машиностроение, 1982. 136 с.

21. Колесников К. С. Динамика ракет.—М.: Машиностроение, 1980. 375 с.

22. Колесников К. С., Козлов В. И., Кокушкин В. В. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов.—М.: Машиностроение, 1977. 221 с.

23. Колесников К. С. Продольные колебания ракет с ЖРД.—М.: Машиностроение. 1971. 260 с.

24. Колесников К. С., Сухов В. Н. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления.—М.: Машиностроение..1972. 268 с.

25. Конструкция управляемых баллистических ракет/В. В. Березиков, М. А. Буров, В. К. Зиберов и др.; Под ред. А. М. Синюкова, Н. И. Морозова. М.: Воениздат, 1969. 444 с.

26. Кофман А., Дзебой Г. Сетевые методы планирования, применение систем ПЕРТ и ее разновидности при управлении производством и научно-исследовательскими проектами. Пер. с фр. М.: Прогресс, 1968. 181 с.

27. Космодром/А. П. Вольский, В. М. Карин, В. Н. Николаев и др.; Под ред. А. П. Вольского. М.: Воениздат.1977. 311 с.

28. Кузнецов А. А. Надежность конструк-

ции баллистических ракет.—М.: Машиностроение 1978. 255 с.

29. Летные испытания ракет и космических аппаратов/Е. И. Кринецкий, Л.Н. Александровская, А. В. Шаронов и др.: Под ред. Е. И. Кринецкого. М.: Машиностроение, 1979. 461 с.

30. Махин В. А., Присняков Ф. Ф., Белик Н. П. Динамика жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 384 с.

31. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 128 с.

32. Мишин В. П., Щевров Д. Н. Некоторые проблемные вопросы автоматизации проектно-конструкторских работ. —В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1980. 76 с.

33. Москаленко Г. М. Инженерные методы в ракетодинамике. М.: Машиностроение, 1974. 355 с.

34. Моисеев Н. Н. Математические задачи системного анализа.—М.: Наука, 1981, 488 с.

35. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. М., Машиностроение, 1979. 343 с.

36. Охоцимский Д. Е., Знеев Т.М. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском

искусственного спутника Земли.—УФН, т. XIII, 1957. 282 с.

37. Павленко В. Ф. Силовые установки летательного аппарата вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1972. 284 с.

38. Панкратов Б. М. Тепловое проектирование агрегатов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1981. 176 с.

39. Проектирование и испытания баллистических ракет/Под ред. В. И. Варфоломеева и М. И. Койытова. М.: Воениздат, 1970. 391 с.

40. Пенцак И. И. Теория полета и конструкция баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.

41. Ракеты-носители/В. А. Александров, В. В. Владимиров, Р. Д. Дмитриев и др.; Под ред. С. О. Осипова. М.: Воениздат, 1971. 311 с.

42. Ракетные двигатели/Т. М. Мелькумов, Н. И. Мелик-Пашаев, П. Г. Чистяков и др. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.

43. Саркисян С. А., Минаев З. С. Экономическая оценка летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1972. 179 с.

44. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.

45. Теория автоматического управления ракетными двигателями/А. А. Шевяков, В.М.Калнин, Н. В. Науменкова и др.; Под. ред. А. А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.

46. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. Сборник статей/Редкол.: Г. В. Новожилов (отв. ред) и др. М.: Наука, 1976. 439 с.

47. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева. Избранные труды и документы/Под ред. М. В. Келдыша. М.: Наука, 1980. 591 с.

48. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.

49. Чуев Ю. В., Спехова Г. П. Технические задачи исследования операций. М.: Советское радио, 1971. 241 с.

50. Щеверов Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 263 с.

51. Югов О. К., Селиванов О. В. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1980. 200 с.

