

A dramatic low-angle photograph of a space shuttle launching, with the main engine's bright yellow and orange flame dominating the lower half of the frame against a blue sky with wispy clouds.

原书
第七版

火箭发动机基础

〔美〕 G.P. 萨顿 O. 比布拉兹 著



科学出版社
www.sciencep.com

火箭发动机基础

[美] G.P. 萨顿 O. 比布拉兹 著

洪 鑫 张宝炯等 译

科 学 出 版 社

北 京

图字：01-2002-5331

内 容 简 介

本书为火箭发动机领域的经典权威著作，原著已发行七版。本书覆盖了火箭发动机的基本原理，包括喷管热力学、传热、飞行性能及推进剂的理化性质，全面叙述了喷管、燃烧室、结构与控制组件的设计理论，涉及液体、固体、混合推进和电推进等所有火箭发动机类型，最后还描述了火箭发动机的试验。

本书适合于高校火箭发动机、航天工程相关专业师生，航空航天界相关设计师、火箭爱好者。

George P. Sutton, Oscar Biblarz

ROCKET PROPULSION ELEMENTS, Seventh Edition

Copyright © 2001 by John Wiley & Sons, Inc.

All Rights Reserved. Authorized translation from the English language edition published by John Wiley & Sons, Inc.

图书在版编目 (CIP) 数据

火箭发动机基础/ (美) 萨顿, (美) 比布拉兹著; 洪鑫等译. —北京: 科学出版社, 2003

ISBN 7-03-011216-4

I. 火… II. ①萨…②比…③洪… III. 火箭发动机 IV. V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2003) 第 014444 号

责任编辑: 张邦国/责任校对: 相连海
责任印制: 安春生/封面设计: 王 浩

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

双青印刷厂 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2003年7月第 一 版 开本: 787×1092 1/16

2003年7月第一次印刷 印张: 34 1/2

印数: 1—1 000

字数: 796 000

定价: 69.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换(环伟))

中译本序

跨入 21 世纪后, 中国的航天技术已经从技术试验阶段逐步进入了应用阶段。在民用航天方面, 我国制订了航天白皮书, 描述了未来 20 年我国在空间应用和空间探索领域的发展重点与前景; 在军事航天方面, 我国也制定了一系列加强国防力量的计划。现在越来越多的优秀青年都投身到这令人心情激动、充满挑战的航天领域中。

航天推进技术和火箭发动机是实现航天活动的基础, 也是运载火箭、卫星、导弹、载人飞船和深空探测器的重要组成部分。

萨顿编著的《火箭发动机基础》一书是进入航天推进领域的一本著名的入门书籍。20 多年前, 在我读大学的时候, 我们就开始学习这本书的原文 (记得当时是第四版)。这本书以通俗易懂的叙述, 将我们这批人带入了航天推进领域。现在已经是第 7 版了, 它在原来的基础上增加了内容范围, 包括推进与飞行性能的关系, 最近发展很快的电推进等新概念推进技术、发动机羽流特性、组件技术等。

在征求作者同意和获得出版版权后, 我们进行了翻译, 感到这本书至少对如下三方面人员具有价值: 一是希望进入航天推进领域的学生; 二是作为人行不久从事推进领域工作的工程师; 最后是从从事其他航天领域研究, 希望了解推进基本知识的科技人员。

我们相信《火箭发动机基础》第 7 版中译本的出版, 对于培养新一代的航天推进领域学者和专家, 促进我国航天技术的持续发展具有积极的作用。

上海航天动力机械研究所所长

陈 杰

2003 年 2 月

译者的话

在火箭推进界，G. P. 萨顿的著作《火箭发动机基础》一向享有盛誉，其影响面之大，尤如圣经之于教徒。我国推进界的老前辈们曾译过该书的两个版本，其中最近一次公开出版的是第五版。该版本面世已15年有余，这期间该书又有两次改版，现在呈现给大家的是第七版的中译本。该最新版与以往版本相比，篇幅有很大的增加，有不少内容是完全经过更新的，且在很大程度上反映了火箭推进技术最新的进展，因此很有必要奉献给中国的广大读者。

在单位领导的组织下，译者利用业余时间翻译了这本书。本书翻译分工如下：

原序和第一、二、四、六、九章及附录1~3由洪鑫译，张宝炯校；

第十七和二十章由洪鑫译，刘昌国校；

第三、五、七、八、十、十六、十八章由张宝炯译，洪鑫校；

第十一至十三章由孙得川译，牛禄校；

第十四、十五章由牛禄译，孙得川校；

第十九章由赵震译，康小录和马占华校；

附录4、5由孙得川译，洪鑫校；

全文由洪鑫统稿。

翻译工作得到了不少业界前辈的关心和支持，译者对他们表示衷心的感谢，在此不一一列出他们的名字。由于译者水平有限，译本不足之处还望读者多提宝贵意见。若本书能对相关领域的学生、科技工作者的学习和业务带来帮助，则是对译者的辛勤劳动的最大肯定！

译者

2002年冬

原 序

这个最新版本的主题是火箭推进，包括基本技术、性能和设计理论。著述目的与以往版本相同，即介绍该主题的概况、阐述基本原理、描述主要物理机理或设计方案以及分析火箭推进在飞行器上的应用。

本书前五章叙述背景与基础知识。这几章对各种推进系统进行了分类，叙述了各种推进系统的主要应用、定义、基本的热力学与喷管理论、飞行性能及化学推进剂的热化学特性。接下来的九章叙述化学推进系统，即液体火箭发动机和固体火箭发动机。这两种发动机的内容几乎占了一半篇幅，因为几乎所有过去的、当前的和计划中以后的火箭动力飞行器都采用了这两种发动机。固液混合火箭推进单独有一章，它是另一种形式的采用化学燃烧能量的推进装置。电推进的一章作了全面的修订，内容作了更新，并有所增加，篇幅比以前长。第十六~十八章和第二十章叙述了推力矢量控制、针对特定应用的火箭推进系统的选择、推进系统试验和化学火箭发动机羽流特性，这几章适用于各种推进系统。先进的新概念推进，如核推进或太阳热推进，叙述的篇幅不长，因为这些推进方法还未发展成熟，也未有过飞行，估计其用途不会很广。

本书的叙述力图在理论、分析及实际设计或工程任务之间，在推进系统内容与推进系统以外的相关内容（如试验、飞行性能或排气羽流）之间，以及在火箭发动机系统与主要组件、材料之间取得平衡。对最新的、当前的推进系统的资料，以及推进系统、飞行器和总任务或飞行目标之间的关系作了重点叙述。

与第六版相比，本版篇幅增加了，内容有很大的变化。作者扩大了内容范围，对有些章节的内容重新进行了组织，调整为更便于使用或条理性、逻辑性更强的形式，并更新了很多数据。几乎三分之一的文字或图表内容是新增的或彻底修订的。作者对新版本作了很大的编辑、更新和改进工作。文字内容的改动、增加，新写或重写的节或段落，插页、澄清的内容，新增图片、新增数据、新增表格内容、新增公式、新增专业术语、新增参考文献等总共有 2500 处左右。作者删去了第六版中传热那一章，因为据悉那些内容不常使用，且有些陈旧。作为替代，作者把传热方面的内容修订为一些小节，分别插入到若干章中。新增了液体推进剂推力室一章，因为该组件是液体火箭发动机的核心组件。

下面一些内容是新增的或彻底修订过的。新增的节或小节有发动机结构、两级式喷管、多喷管、燃气发生器或预燃室气体的特性、发动机阀门的分类、有前景的新型单元推进剂、气态推进剂、推进剂添加剂、固体火箭发动机的材料与加工、运载火箭、椭圆轨道、新的设计算例、固体火箭发动机涡不稳定性、涡轮泵设计、液体火箭发动机设计、钝感火药要求、气动塞式火箭发动机、固体火箭发动机喷管以及羽流特征。此外新增了一些图片和表格，例如新增图片有有效载荷随轨道高度或倾角的变化、一些新研制

的火箭推进系统、缩短钟形喷管型面的设计以及发动机膨胀循环，新增表格有与各种火箭推进系统相应的飞行机动、任务需求列表以及发动机燃烧的理化过程。关于发动机发展历史、增加的四钟喷管损失因素、供应系统中文氏管的使用、可延伸喷管以及水击现象的段落也是新增加的。

在最近 20 年内，火箭推进已成为相对比较成熟的领域。常规推进系统的研制已程式化，新系统的研制成本越来越低。例如，针对很多化学推进剂已开展了大量的研发工作，但只有少数几种获得了应用，各有特定的应用场合。尽管有些新推进剂或新推进剂成分的研究工作仍在继续，但在最近的 25 年中没有一种新推进剂被用于实际火箭发动机。在化学推进与电推进领域，大多数新型推进系统是在已有成熟产品的基础上挖潜、改进或修改的。真正新创的发动机很少，有些在本书中已提到了。因此，作者把重点放在对几种已有的、成熟的现代火箭推进系统及其常用的推进剂的描述上，因为它们是新产品发展的继承基础。哪一本书都不可能对所有推进系统、推进剂或结构材料的种类、型式和设计进行描述，因此作者选择了一些最常用的进行叙述。此外作者对产品的改进或修改过程也进行了讨论，因为这与研制全新产品的过程是不同的。

研制或生产火箭推进系统的国家在 1945 年是 3 个，今天至少有 35 个，这证明人们对这方面的兴趣在不断增加。目前设立火箭推进课程的大学要比以前多。本书以往的版本有三种外语译本：俄译本、中译本和最近一次的日译本（1993 年）。外国同行在火箭发动机领域也做出了卓越的贡献，作者为本书中只能提及少量而表歉意。

关于单位一直存在区别。目前美国推进界大多数的工程和设计以及几乎所有的制造业仍然采用英制（EE）单位（英尺或英寸、磅、秒）。工业界的作者发表的许多技术论文也采用 EE 制单位。大学、政府研究机构、少数一些公司里的作者发表的论文采用了 SI（国际单位制）。若客户需要 SI 单位的，有些公司会专门为他提供新的图纸或规范，但公司仍保留 EE 制的复制品供内部使用。向全部采用 SI 的过渡非常复杂，美国工业界的进展非常缓慢。因此本书采用了两种单位，以方便外国（采用 SI 的）大学和专业人员阅读，并训练美国仍采用 EE 单位的工程师。有些表格同时采用两种单位，有些地方采用了其中一种。

计算机的使用改变了很多领域内人们的工作方式。现在已开发了很多计算机程序用于工程分析、计算机辅助设计、计算机辅助制造、商业与工程事务处理、试验数据收集、数据分析或数据整理、项目管理以及其他很多应用。事实上有些公司已广泛使用计算机来设计新的推进装置。因此作者对本书内容中计算机程序有用武之地的地方专门作了说明，并多次提及。不过，本书不讨论具体的程序，因为那样将占用很大的篇幅，且这些程序很快就会过时，需定期更新，有些程序对读者帮助不大，有些较好的程序则是各公司的权利产品，无法获得。

本书第一版在 1949 年问世，这一本是最新的第七版，由此看来本书可能是生命力最长（51 年）的航天专著了。本书定期作更新，至今仍然被工业界和高校广泛采用。据作者所知，本书曾经或依然被世界各地的 45 所高校作为教材采用。有许多学生和工程师是通过本书某一版本进入这一领域的，对此作者感到非常欣慰。

本书主要有三种用途。它曾经或依然被作为教材使用。本书提供的材料和学生习题多于一学期课程的需要，因此可根据学生的兴趣来选择书中部分内容讲授。若作为一学

期的课程教材，可以对前四到五章作一概述，然后深入地讲授第六、十、十一、十四和十九章，再对其他大部分章作简略的介绍，当然也可根据需要对其中某些章也作深入的讲授。此外，本书也曾用于培训入行不久的推进工程师，以及作为资深工程师的参考材料，用于查阅有关问题、数据或公式。

为使本书更便于使用，作者做了一些工作：①列出了更加详细的目录，方便读者查找感兴趣的章节；②扩充了索引*，用于检索具体关键词的出现位置；③给出了五个附录，即主要公式汇总、大气特性表、单位转换因子和常数以及两个具体公式的推导过程。

所有火箭推进剂都是危险品。作者和出版社建议读者在接触或处理推进剂前必须详细了解其危险性、特点和特性，进行严格的安全性培训，熟悉防护用品。员工的安全性培训是推进行业单位的例行制度。不管是直接行为还是间接行为，作者和出版社对读者在火箭推进方面的行为概不负责。本书中的材料不足以从事火箭推进实验或操作。

Naval Postgraduate School 的 Oscar Biblarz 教授是 George P. Sutton 本版著作的合著者。两人共同完成了手稿的撰写和校对。Thiokol Propulsion (Cordant Technologies 的一个分部) 的 Terry Boardman 参与了写作，他撰写了第十五章(固液火箭推进)的全部内容以及第十四章中有关火箭发动机喷管的大部分内容。

作者衷心地感谢本版专著撰写过程中得到的帮助与贡献。波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 分部的 Terrence H. Murphy 和 Mike Bradley 为叙述液体火箭推进的几章提供了新的数据和透视图。轨道科学公司的 Warren Frick 提供了很有用的各种轨道的卫星有效载荷数据。Thiokol Propulsion 的 David McGrath、Thomas Kirschner 和 W. Lloyd McMillan 提供了固体火箭发动机方面的数据和习题答案。Kaiser-Marquardt 的 Carl Stechman 提供了双组元小推力器的设计资料。Pratt & Whitney (属联合技术公司) 的 Carl Pignoli 和 Pat Mills 提供了发动机数据，并准许作者复制涡轮泵和带可延伸喷管裙段的上面级空间发动机的数据。TRW 公司 Space and Technology 分部的 Kathleen F. Hodge 和 Gary W. Joseph 提供了挤压式可贮存火箭发动机和气流调节片姿态控制系统的数据。Oscar Biblarz 还要感谢同事 David W. Netzer、Brij N. Agrawal 和 Sherif Michael，他们与许多学生共同营造了 Naval Postgraduate School 的研究与教学环境。Atlantic Research 公司 (Sequa 公司的一个分部) 的 Craig W. Clauss 在电推进方面提供了帮助。

G. P. 萨顿

加利福尼亚，洛杉矶

O. 比布拉兹

加利福尼亚，蒙特雷

* 译者注：中译本略去了索引。

目 录

第一章 分类	1
1.1 通管喷气推进	2
1.2 火箭推进	3
1.3 火箭推进的应用.....	11
第二章 定义和基本原理	20
2.1 定义.....	20
2.2 推力.....	23
2.3 排气速度.....	25
2.4 能量与效率.....	26
2.5 典型性能值.....	28
第三章 喷管理论和热力学关系式	33
3.1 理想火箭发动机.....	33
3.2 热力学关系式概述.....	34
3.3 喷管内部等熵流动.....	37
3.4 喷管构型.....	54
3.5 实际喷管.....	62
3.6 四类性能参数.....	67
3.7 喷管对准.....	68
3.8 变推力.....	69
第四章 飞行性能	75
4.1 无重力、无阻力空间飞行.....	75
4.2 作用在大气层内飞行器上的力.....	78
4.3 基本运动关系式.....	79
4.4 推进系统对飞行器性能的影响.....	84
4.5 空间飞行.....	85
4.6 机动飞行.....	95
4.7 飞行器.....	99
4.8 导弹	106
4.9 排气羽流气动效应	109
4.10 飞行稳定性.....	109
第五章 化学火箭发动机推进剂性能分析	115
5.1 背景和基础知识	116

5.2	燃烧室或发动机状态分析	121
5.3	喷管膨胀过程分析	123
5.4	计算机分析	127
5.5	热化学计算结果	128
第六章	液体推进剂火箭发动机基础	141
6.1	推进剂	144
6.2	推进剂供应系统	145
6.3	气体增压供应系统	148
6.4	推进剂贮箱	152
6.5	贮箱增压	156
6.6	泵压式供应系统及发动机循环	159
6.7	流量与压力平衡	163
6.8	用于机动、轨道修正或姿态控制的火箭发动机	164
6.9	阀门和管路	167
6.10	发动机结构	169
第七章	液体推进剂	173
7.1	推进剂物性	173
7.2	液体氧化剂	181
7.3	液体燃料	183
7.4	液体单组元推进剂	186
7.5	胶体推进剂	188
7.6	气体推进剂	189
7.7	安全性和环保问题	190
第八章	推力室	193
8.1	喷注器	197
8.2	燃烧室和喷管	204
8.3	传热分析	223
8.4	启动和点火	230
8.5	变推力	232
8.6	推力室设计分析举例	233
第九章	液体推进剂燃烧	246
9.1	燃烧过程	246
9.2	分析与模拟	248
9.3	燃烧不稳定性	249
第十章	涡轮泵、发动机设计, 发动机控制、调整、总装和优化	260
10.1	涡轮泵	260
10.2	整个或多个火箭推进系统的性能	276
10.3	推进剂量预算	278
10.4	发动机设计	279

10.5	发动机控制·····	285
10.6	发动机系统调整·····	292
10.7	系统集成和发动机优化·····	296
第十一章	固体推进剂火箭发动机基础·····	301
11.1	推进剂燃速·····	307
11.2	基本性能关系式·····	316
11.3	推进剂装药和装药形状·····	320
11.4	推进剂装药应力和应变·····	327
11.5	用固体火箭发动机进行姿态控制和侧向机动·····	336
第十二章	固体推进剂·····	344
12.1	分类·····	344
12.2	推进剂特性·····	350
12.3	危险性·····	354
12.4	推进剂成分·····	358
12.5	其他推进剂类别·····	367
12.6	衬层、绝热层和包覆层·····	370
12.7	推进剂的加工和制造·····	371
第十三章	固体推进剂燃烧·····	378
13.1	物理和化学过程·····	378
13.2	点火过程·····	381
13.3	熄火或推力终止·····	383
13.4	燃烧不稳定性·····	383
第十四章	固体火箭发动机及组件的设计·····	392
14.1	发动机壳体·····	392
14.2	喷管·····	399
14.3	点火器·····	408
14.4	火箭发动机设计方法·····	412
第十五章	固液混合推进剂火箭发动机·····	421
15.1	应用及推进剂·····	422
15.2	性能分析和药型·····	426
15.3	设计实例·····	432
15.4	燃烧不稳定性·····	436
第十六章	推力矢量控制·····	443
16.1	单喷管 TVC 机构·····	444
16.2	多推力室或多喷管的 TVC·····	452
16.3	试验·····	453
16.4	与飞行器的装配·····	453
第十七章	火箭推进系统的选择·····	455
17.1	选择过程·····	455

17.2	选择准则	459
17.3	接口	462
第十八章	火箭发动机排气羽流	465
18.1	羽流外观和流动特性	466
18.2	羽流效应	474
18.3	分析和数值模拟	477
第十九章	电推进	480
19.1	理想飞行性能	483
19.2	电热推力器	487
19.3	非热电推力器	492
19.4	飞行性能优化	504
19.5	任务应用	507
19.6	空间电源供应和调节系统	508
第二十章	火箭发动机试验	516
20.1	试验类型	516
20.2	试验设施和安全措施	517
20.3	测试设备和数据处理	522
20.4	飞行试验	525
20.5	事故处理程序	526
附录		528
1	转换因子与常数	528
2	标准地球大气特性	531
3	理想化学火箭发动机主要方程汇总	532
4	第十五章中混合燃料退移速率方程的推导	534
5	第十五章中边界层喷发系数的解释	537

第一章 分 类

推进，从广义上讲，是改变物体运动的作用。**推进装置**产生的力使静止物体产生运动、改变物体运动的速度或克服物体在介质中运动时受到的阻力。**喷气推进**是通过由喷射物质的动量作用在装置上的反作用力实现物体运动的方法。

火箭推进是一类通过喷射自身携带的物质（称为**推进剂**）产生推力的喷气推进。**通管推进**是另一类喷气推进，它包括涡轮喷气发动机和冲压发动机，这些发动机通常也称为吸气式发动机。通管推进装置利用周围介质与自身携带的一些燃料一起作为工作的“工质”。在某些应用场合中，将火箭推进装置与通管推进装置结合起来是很有吸引力的，本章将介绍这种组合推进装置。

火箭推进最常用的**能源**来自于**化学燃烧**。能源也可来自**太阳辐射**，在过去还可来自**核反应**。与此相应，各种推进装置可分为**化学推进**、**太阳能推进**以及**核推进**等几类。表1-1按照能源、推进剂或工质的类型列出了一些主要的推进方式。辐射能也可以从太阳以外的能源获得，理论上它还包括通过微波、激光束、电磁波、电子束、质子束以及其他粒子束从一发射装置向一空中接收装置发送的能量。核能涉及原子核中的粒子转换，它有多种类型：裂变、聚变以及放射性物质的衰变。此外还可考虑使用飞行器自身携带的或飞行器外部的其他能源。火箭发动机输出的能量形式主要是喷射物质的动能，因此，火箭发动机把输入的能量转换成了动能。喷射出的物质可以是固态的，也可以是液态或气态的。通常，喷出的物质有两种或多种物态。在极高的温度下，喷出的物质还可能是等离子体，它是一种电离化气体。

表 1-1 各种推进装置的能源和推进剂

推 进 装 置	能 源 ^a			推进剂或工质
	化学能	核能	太阳能	
涡轮喷气发动机	D/P	TFD		燃料 + 空气
涡轮冲压发动机	TFD			燃料 + 空气
冲压发动机（烃类燃料）	D/P	TFD		燃料 + 空气
冲压发动机（氢冷却）	TFD			氢 + 空气
火箭发动机（化学）	D/P	TFD		自带推进剂
通管火箭发动机	TFD			自带固体燃料 + 周围空气
电火箭发动机	D/P	TFD	D/P	自带推进剂
核裂变火箭发动机		TFD		自带氢
核聚变火箭发动机		TFND		自带氢
太阳能加热火箭发动机			TFD	自带氢
光子火箭发动机（big light bulb）		TFND		喷射光子（不带推进剂）
太阳帆			TFD	反射光子（不带推进剂）

^a D/P：已研制和/或认为可实现；TFD：技术可行性已证实但未完成研制；TFND：技术可行性尚未证实。

1.1 通管喷气推进

这类推进装置也称为吸气式发动机，它包括涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、冲压发动机以及脉冲发动机，它们有一个用于限制空气流动的通管装置。这类装置利用空气中的氧气与飞行器自带的燃料燃烧。介绍这类推进装置主要是为了与火箭推进作一比较，另外也为后面将要介绍的火箭-通管组合发动机提供背景知识。有些教材（如参考文献 1-1、1-2）已对通管喷气推进的原理进行了介绍。表 1-2 就若干性能特征对特定的化学火箭发动机与典型的涡轮喷气发动机、冲压发动机进行了比较。由于高比冲将直接导致远射程，因此在飞行高度较低时，吸气式发动机在飞行器射程上比化学火箭发动机有优势。但是，火箭发动机的独特特点（如推重比高、推力迎风面积比高、推力与飞行高度无关）能使飞行器在稀薄空气区域和空间的飞行能力非常高。

表 1-2 典型化学火箭发动机与两种通管推进系统的性能比较

性 能	火箭发动机	涡轮喷气发动机	冲压发动机
典型推重比	75:1	5:1 (带加力燃烧室)	7:1 (10km 高度、马赫数 3)
推进剂或燃料比耗量 (lb/ (lbf·h)) ^a	8~14	0.5~1.5	2.3~3.5
单位迎风面积比推力 ^b (lbf/ft ²)	5000~25000	2500 (海平面、低马赫数)	2700 (海平面、马赫数 2)
推力与高度的关系	随高度稍有增加	随高度降低	随高度降低
推力与飞行速度的关系	接近常数	随速度增加	随速度增加
推力与空气温度的关系	常数	随温度降低	随温度降低
飞行速度与排气速度的关系	无关，飞行速度可大于排气速度	飞行速度总是小于排气速度	飞行速度总是小于排气速度
高度极限	无，适合于空间飞行	14~17 km	20km, 马赫数 3 30km, 马赫数 5 45km, 马赫数 12
典型比冲 ^c (每秒单位推进剂质量流量产生的推力)	270 s	1600 s	1400 s

^a 乘以 0.102 转化为 kg/ (hr·N)。

^b 乘以 47.9 转化为 N/m²。

^c 比冲是一性能参数，它将在第二章定义。

涡轮喷气发动机是最常见的通管发动机。图 1-1 示出了其基本构成。

当飞行马赫数高于 2 时，大气层内的飞行更适合采用**冲压发动机**（一种纯通管发动机）。冲压发动机通过增加流经其内的空气的动量而产生推力，除了没有压气机和涡轮外，其内部过程基本上类似于涡轮喷气发动机与涡轮风扇发动机。图 1-2 示出了一种冲压发动机的基本组件。使用烃类燃料的亚音速燃烧冲压发动机的速度上限约为马赫数 5，使用氢燃料（同时用氢冷却）可至少把速度上限提高到马赫数 16。冲压发动机要依靠火箭助推器或其他方法（如机载发射）把它加速到接近其设计飞行速度后才能工作，

它主要应用于舰载和地面发射的防空导弹。此外，用于高超声速飞机的氢燃料冲压发动机的研究工作看起来也很有希望。使用冲压发动机的高速飞机加上一级或两级火箭助推器就构成了超声速飞行器，它可在 50000m 高度内以高达马赫数 25 的速度飞行。

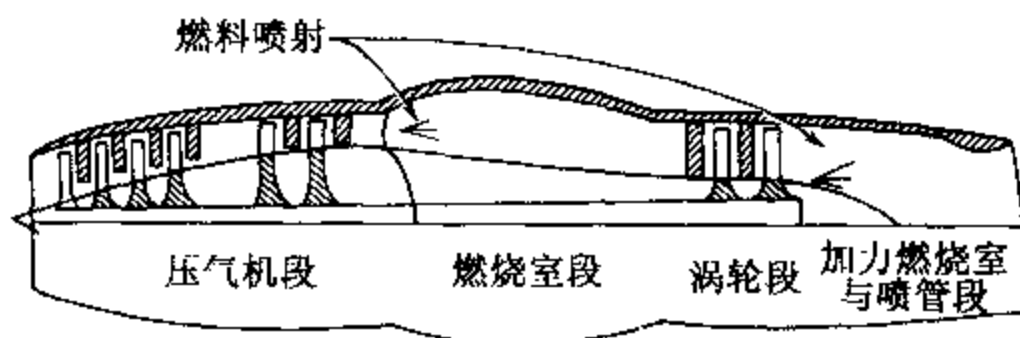


图 1-1 涡轮喷气发动机简要示意图

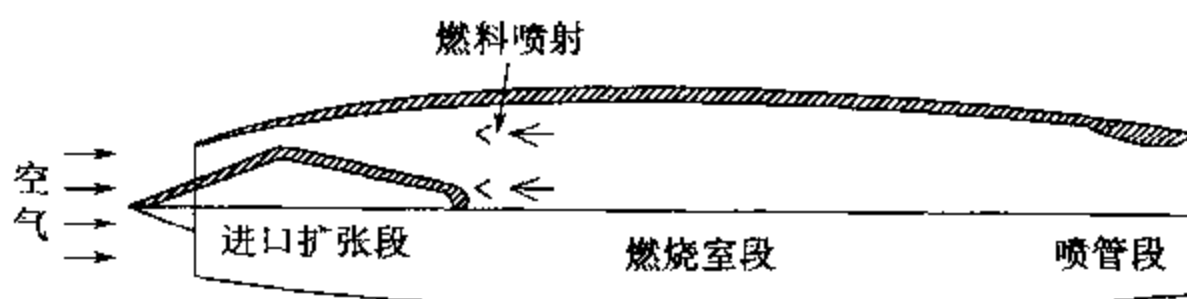


图 1-2 超声速进气道（收敛与扩张流道）冲压发动机简图

1.2 火箭推进

火箭推进系统可按照以下多种方式分类：能源类型（化学能、核能或太阳能）；基本功能（助推器、主级、姿态控制、轨道位置保持等）；飞行器类型（飞机、导弹、助飞器、空间飞行器等）；推力大小；推进剂种类；结构型式；飞行器上火箭发动机的台数。后面几章将详细介绍。

还有一种分类方式是按照产生推力的方法。实际火箭发动机大多数是利用气体的热力学膨胀。气体内能转化为排气的动能，推力由作用在气体接触面上的气体压力产生，后面将作解释。航空喷气推进、火箭推进、核推进、激光推进、太阳热推进以及某些电推进都利用了与此相同的热力学原理和相同的通用装置（喷管）。其他一些电推进采用与此不同的方法产生推力，如下面将要叙述的，这些电推进系统利用磁场和/或电场来加速密度极低的带电分子或原子。此外还可在重力梯度场中使用钟摆型装置产生推力，利用不同高度的地球引力差产生很小的加速度，但本书不介绍这种方法。

中国人在 800 年前就研制和使用固体推进剂火箭弹。到 18 和 19 世纪，军用火药炮已经常使用。然而，火箭推进的重大进展是在 20 世纪取得的。早期的先驱有俄国人康斯坦丁 E. 齐奥尔科夫斯基，他因提出火箭飞行基本方程及在 1903 年提出制造火箭的提议而彪炳史册。德国人 Hermann 奥伯特建立了更详细的数学理论，他提出了用于空间飞行的多级飞行器和燃料冷却的推力室方案。美国人罗伯特 H. 戈达德因其在 1926 年利用液体推进剂火箭发动机首次实现了火箭飞行而闻名于世。维也纳工程师尤

金·桑格尔在早期对这些已有著述。欲了解火箭发展史,可参见文献 1-3 至 1-7。

1.2.1 化学火箭推进

化学推进剂(通常包括一种燃料和一种氧化剂)的高压燃烧反应产生的能量把反应气体产物加热到很高温度($2500\sim 4100\text{ }^{\circ}\text{C}$),这些气体随后在喷管中膨胀并加速到很高速度($1800\sim 4300\text{m/s}$)。由于这些气体的温度约为钢熔点的两倍,故发动机上所有与高温燃气接触的表面都必须进行冷却或隔热。按照推进剂的物态,化学火箭推进装置可分为多种类型。

液体推进剂火箭发动机使用液体推进剂,推进剂在压力作用下从贮箱流到推力

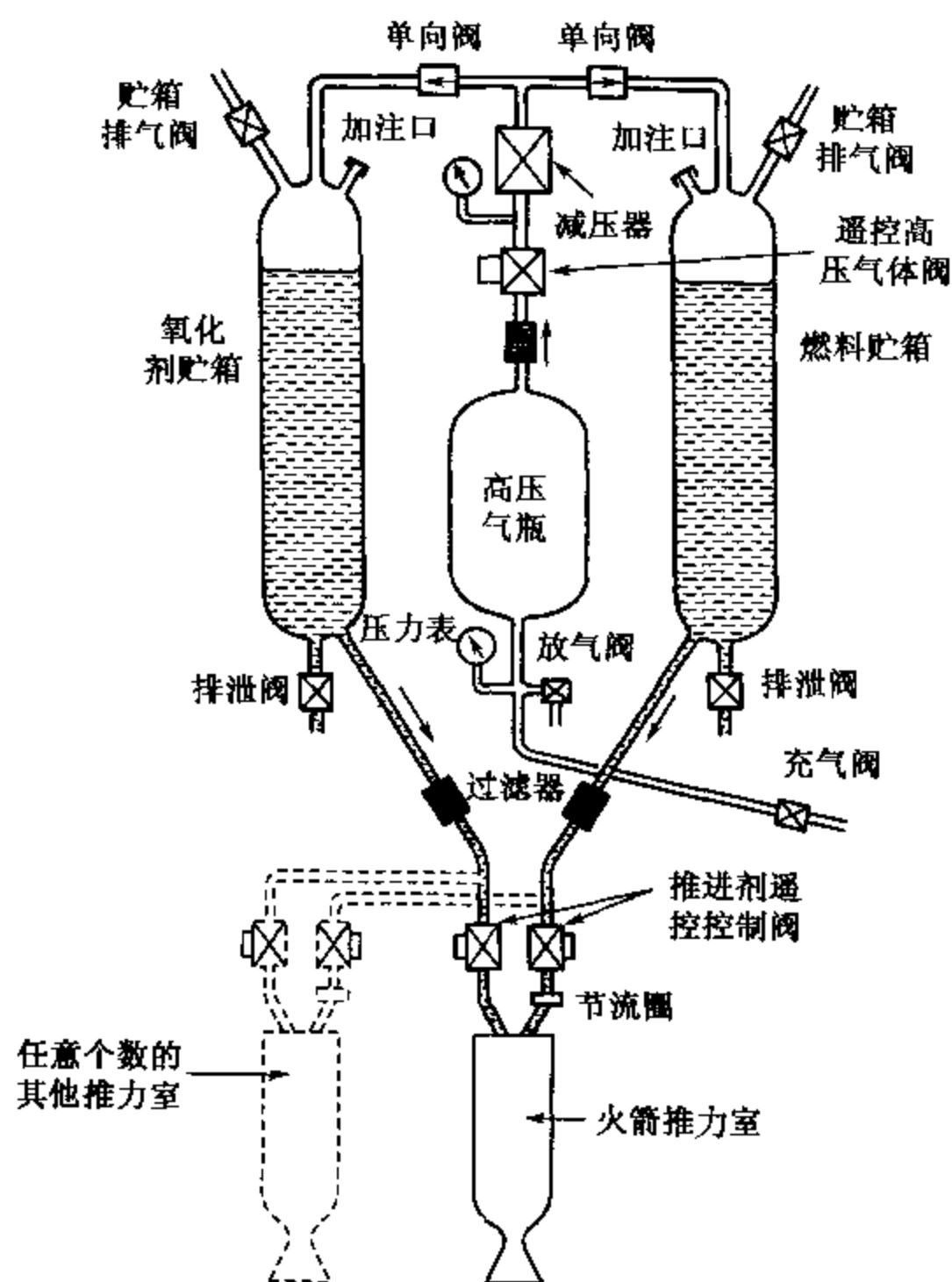


图 1-3 挤压式液体火箭发动机系统示意图。虚线部分为另一推力室。某些系统中推力室数目超过一打,推进剂由同一供应系统供应。图中还示出了用于启动、关机、控制贮箱压力、加注推进剂与增压气体、排出或吹除剩余推进剂、贮箱泄压或排气所需的各种组件以及一些传感器

室*。图 1-3 为一典型的挤压式液体火箭发动机系统示意图。液体**双组元推进剂**由一种液体氧化剂（如液氧）和一种液体燃料（如煤油）组成。**单组元推进剂**是一种同时包含氧化成分和燃料成分的液体，对其适当催化后即分解为高温燃气。图 1-4 为一大型泵压式液体火箭发动机。气体挤压供应系统大多用于推力小、总冲低的推进系统（如飞行器姿态控制推进系统），通常有多个推力室。泵压式液体火箭发动机系统通常用于推进剂量大、推力大的场合，如运载火箭。

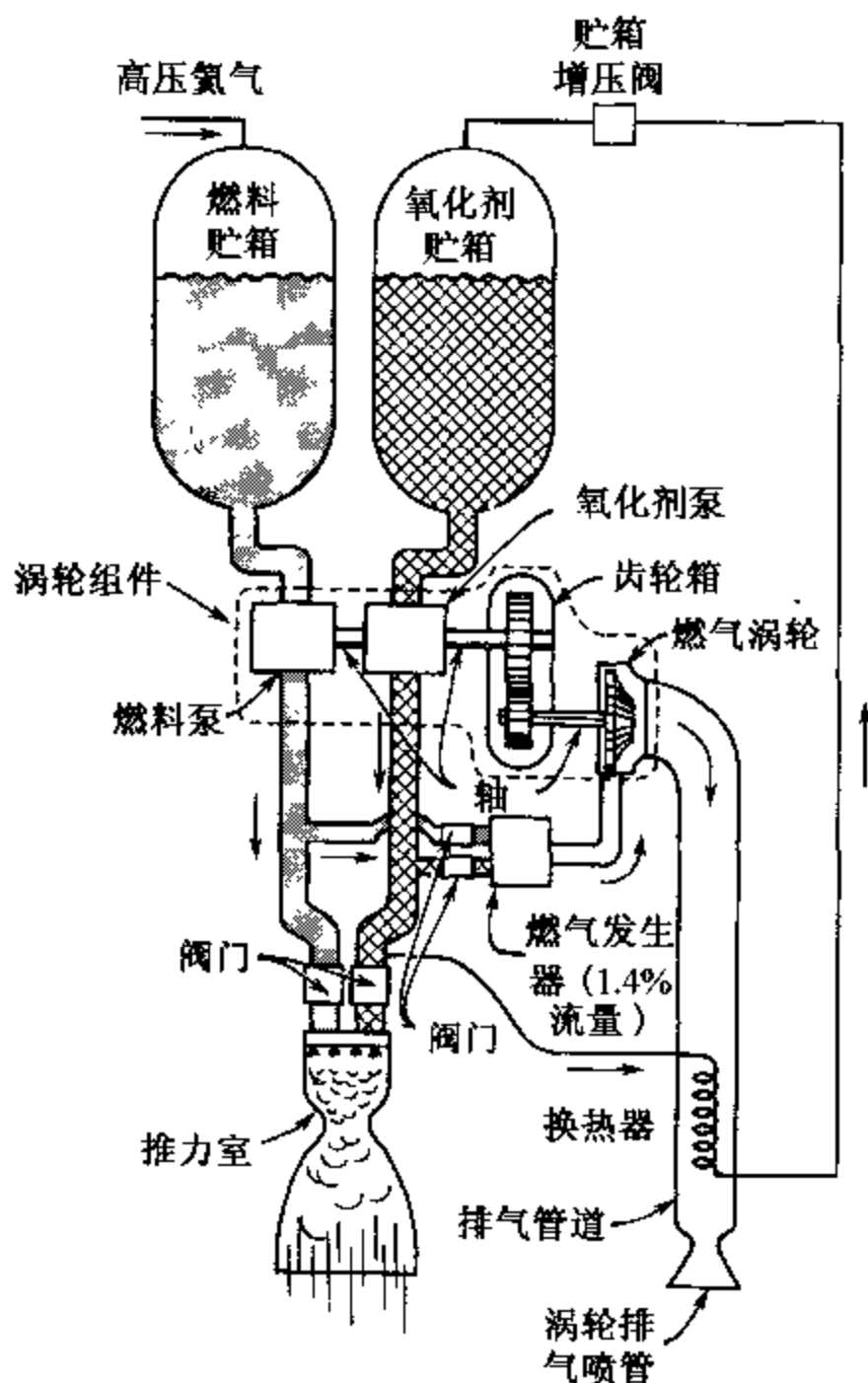


图 1-4 一种泵压式液体火箭发动机系统示意图。驱动涡轮的热气由独立的燃气发生器产生。图中未画出用于控制运行、加注、排气、排液、吹除推进剂的组件和过滤器、传感器。涡轮泵组件包括两个推进剂泵、一个齿轮箱和一个高速涡轮

在**推力室内**，推进剂经过反应变成高温燃气，随后燃气被加速，通过一个超声速喷

* **推力室**一词用于表述由喷注器、喷管和燃烧室组成的组合件。几个官方机构常用该词，因此本书也采用该词。但其他术语如**推力筒**、**燃烧器**文献中也一直使用。对用于航天器控制的小型发动机，通常使用术语**推力器**，本书某些章节也使用该术语。

管高速排出，从而把动量施加在飞行器上。喷管包括收敛段、喉部及锥形或钟形的扩张段，下两章将对其作进一步描述。

某些液体火箭发动机可重复工作，可任意启动和关机。如果推力室具有足够的冷却能力，液体火箭发动机的工作时间可超过1小时，仅取决于推进剂供应情况。液体火箭推进系统需要各种精密的阀门、复杂的输送装置（包括推进剂泵、涡轮或推进剂增压装置）以及一个相对比较复杂的燃烧室或推力室。

在**固体推进剂火箭发动机**中，用于燃烧的推进剂装填在燃烧室或发动机壳体内。固体推进剂装药叫做**药柱**，它包含完全燃烧所需的所有化学成分。一旦点燃，它通常以预定速率在所有暴露的药柱内表面上平稳燃烧。圆柱形药孔与四个槽道的内表面最先燃烧。药柱内腔随着推进剂的燃烧及消耗不断增大。燃烧产生的高温燃气流经超声速喷管，从而产生推力。一旦点燃，发动机的燃烧以程序方式进行，直到推进剂全部耗光。固体火箭发动机没有输送系统及阀门（见图1-5）。

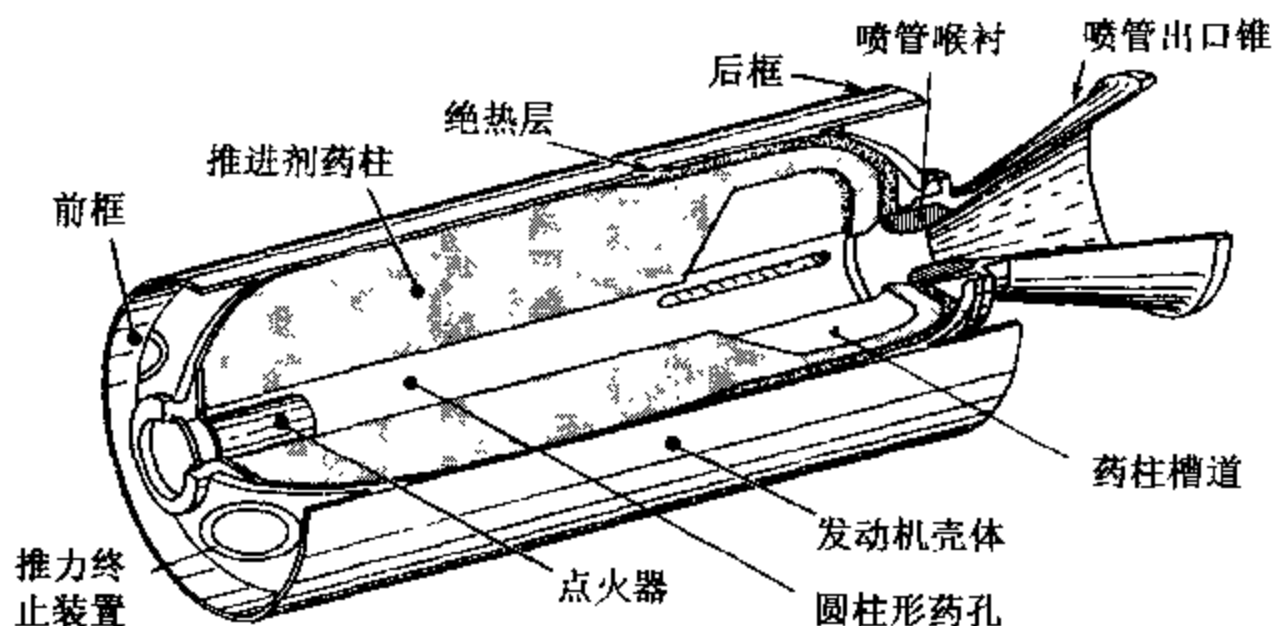


图1-5 典型固体火箭发动机简要剖视图。推进剂药柱粘结在壳体与绝热层上，喷管为锥形。燃烧室压力作用在由柱形壳体与前后半球壳组成的压力容器内（经许可摘自文献11-1）

第六～十章、十一～十四章分别叙述液体推进剂和液体推进系统、固体推进剂和固体火箭发动机。第十七章对液体推进系统与固体推进系统进行了比较。

气体推进剂火箭发动机使用自身携带的高压气体（如空气、氮气或氦气）作为工质或推进剂。贮存气体需要相对较重的气瓶。冷气发动机曾用于早期一些航天器的姿态控制系统，有些目前还在使用。利用电能或燃烧某种单元推进剂对气体加热可提高其性能，这种系统通常称为**热气推进系统**。

混合推进剂火箭推进系统使用一种液体推进剂与一种固体推进剂。例如，一种液体氧化剂喷入装有含碳固体燃料药柱的燃烧室，发生化学反应，产生高温燃气（见图1-6）。第十五章将叙述这类推进系统。

此外还有**化学火箭组合推进系统**，这种系统既使用固体推进剂也使用液体推进剂。一个例子是采用固体推进剂产生的热气增压贮箱的挤压式液体推进系统，这种系统需要在贮箱中用一柔性膜片把高温燃气与会反应的液体推进剂隔开。

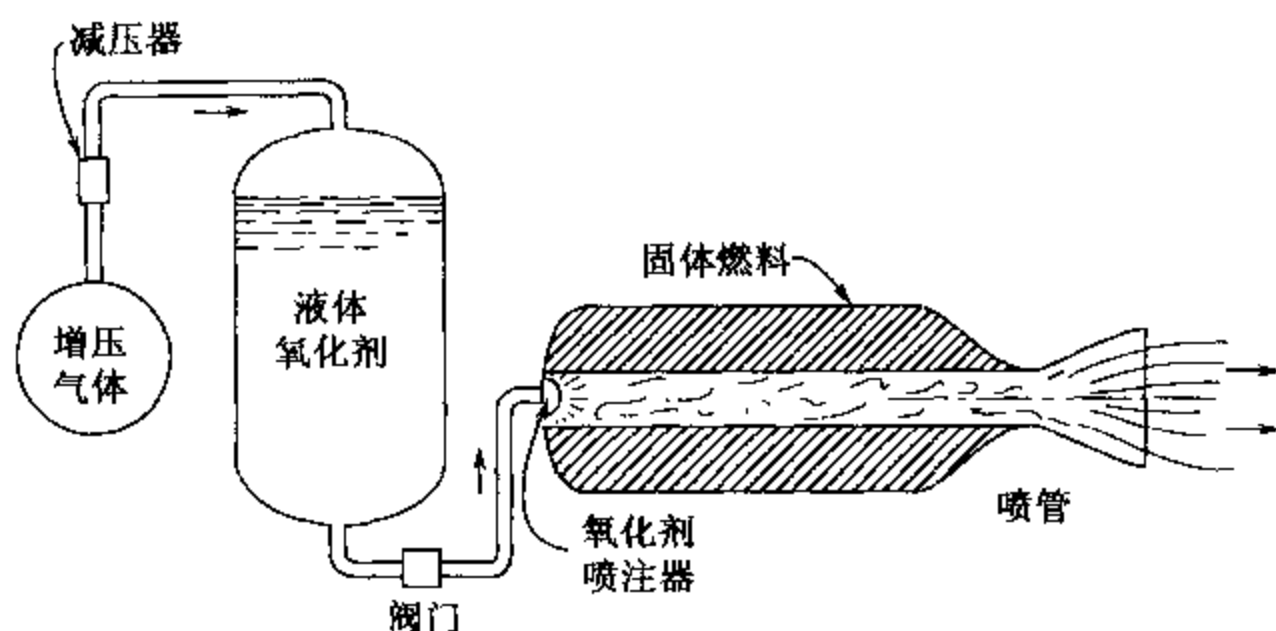


图 1-6 典型混合火箭发动机系统简图。氧化剂贮箱、高压气瓶及燃料燃烧室与喷管的相对位置与飞行器具体设计有关

1.2.2 通管喷气发动机与火箭发动机的组合

“战斧”地地导弹先后使用两级推进。导弹利用固体火箭发动机从发射台发射升空，固体发动机工作结束后与导弹分离。随后导弹使用一小型涡喷发动机维持低空飞行，以几乎不变的速度飞向目标。

通管火箭发动机有时也称为**空气补燃火箭发动机**，它结合了火箭发动机与冲压发动机的原理。在大气层内工作时，通管发动机性能（比冲）要高于化学火箭发动机。通常，**空气补燃火箭发动机**意味着空气与火箭发动机排气（为了补燃，排气是富燃的）按比例混合，混合后的发动机依然能保持火箭发动机的特征，如高静态推力、高推重比。与此相反，通管火箭发动机通常更像是一种冲压发动机，主要体现为它必须先被加速到工作速度、其使用的火箭发动机部分更像是一富燃燃气发生器（液体、固体或混合式的）、点火器和空气引射泵。

如图 1-7 所示，火箭发动机与冲压发动机的原理可结合起来，两种推进系统按顺序先后工作，共用一个燃烧室。小尺寸的构型方案，即所谓的一体化火箭冲压发动机，很适合用于采用冲压发动机的空射导弹（参见文献 1-8）。火箭发动机要转变为冲压发动

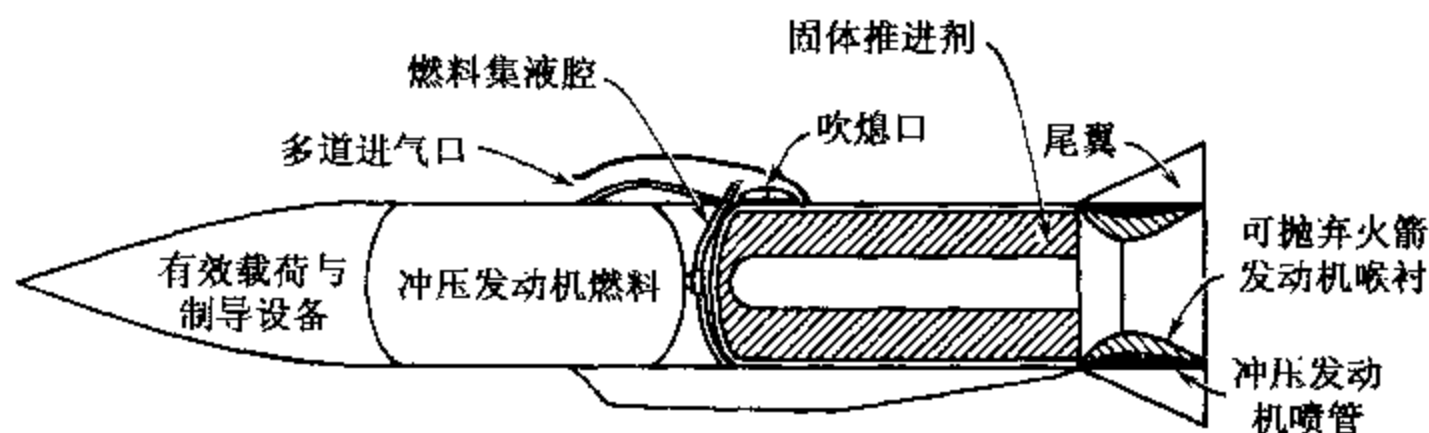


图 1-7 一体化火箭冲压发动机空射导弹原理图。当导弹加速到飞行速度、固体推进剂耗尽后，火箭发动机燃烧室成为冲压发动机燃烧室，空气与冲压发动机燃料在其内燃烧

机, 需要扩大排气喷管喉部面积 (通常是去掉火箭发动机喷管部分)、连通冲压发动机进气道与燃烧室, 随后开始按常规的冲压发动机启动程序工作。

固体燃料冲压发动机使用固体燃料药柱, 燃料气化或烧蚀后与空气反应。曾有一种获得专利的含硼固体燃料, 制成类似固体推进剂的药柱, 以混合火箭发动机的方式燃烧, 获得了较高的燃烧效率。

1.2.3 核火箭发动机

已经研究了三种不同类型的能把热量传递给工质的核能源。工质通常是液氢, 它受热后在喷管内膨胀、加速到很高的速度 ($6000 \sim 10000 \text{ m/s}$) 排出。然而, 至今没有一种核能源已认为是发展成熟的, 也没有一种已用于飞行。它们是**裂变反应堆**、**放射性同位素衰变源**和**聚变反应堆**。这三种类型的核火箭发动机都是在液体火箭发动机的基础上扩展的。气体由原子核内部转换产生的能量加热。化学火箭发动机中能量来自于推进剂, 而核火箭发动机中能源一般与推进剂无关。

在**核裂变反应堆火箭发动机**中, 热量由固体反应堆材料里铀的裂变产生, 随后传递给工质 (参见文献 1-9~1-11)。**核裂变火箭发动机**主要用于大推力 (40000 N 以上) 的场合, 其比冲可高达 900 s 。裂变火箭发动机于上世纪 60 年代开始设计并进行了试验。工质为氢的地面试验推力最高达 980 kN , 采用的石墨芯核反应堆功率为 4100 MW , 相当于发动机真空比冲为 848 s , 氢的温度约为 2500 K 。这种发动机主要担心的是材料的高温 (2600 K 以上) 寿命、强辐射、能量控制、反应堆工作后的冷却、高能中子减速、载人航天器轻质防辐射屏的设计等。

近年来对核裂变火箭推进又重新产生了兴趣, 主要原因是有可能开展载人行星探测任务。研究表明, 高比冲 (某些研究估计为 1100 s) 可缩短星际航行的转移时间、减小航天器尺寸、当行星不在最佳相对位置时可提高发射时机选择的灵活性。

在**同位素衰变发动机**中, 由放射性材料发出的辐射转化为热量。同位素衰变源已成功地用于为航天器发电, 有一些已作为卫星和深空探测器的电源已经上天。同位素释放的能量可用于提高发动机工质 (如氢) 的温度, 或许也可用于驱动电推进系统。比起其他几种核火箭发动机, 通常同位素发动机的推力较小、温度较低。与前面一样, 同位素衰变发动机也未完全成熟、未曾上天飞行。

核聚变是第三种产生可用于加热工质的核能的方法。已研究过多种方案, 但至今没有一种进行过试验, 很多方案仍然不可行或不实际。由于担心发生地面环境放射性物质无意泄漏事故, 再考虑到高昂的研制成本, 至今还未重新进行过大型核火箭发动机的试制工作。看起来今后几十年内不可能研制或使用核火箭发动机, 除非有什么新的发现或人们的态度有所转变, 因此本书对其不作进一步的叙述。

1.2.4 电火箭推进

所有电推进中的电能源 (核能、太阳辐射接收器或电池) 都是完全与推力产生机构分开的。由于所需电设备的庞大、电源供应的不足, 这类推进系统的发展曾受到阻碍。通常电推进系统的推力很小, 一般为 $0.005 \sim 1 \text{ N}$ 。由于加速度很小, 为了使航天器得到较高的速度增量, 需要长时间 (数周或数月, 参见第十九章和文献 1-12、1-13) 施加

这个小推力。

在三种基本的电推进类型中，电热火箭推进与前面提到的化学火箭发动机最为相似：推进剂用电加热（电阻或电弧加热），产生的热气做热力学膨胀并通过排气喷管加速到超声速（见图 1-8）。这种电热发动机一般推力为 $0.01 \sim 0.5 \text{ N}$ ，排气速度为 $1000 \sim 5000 \text{ m/s}$ ，推进剂使用氨、氢、氮或肼分解气体产物。

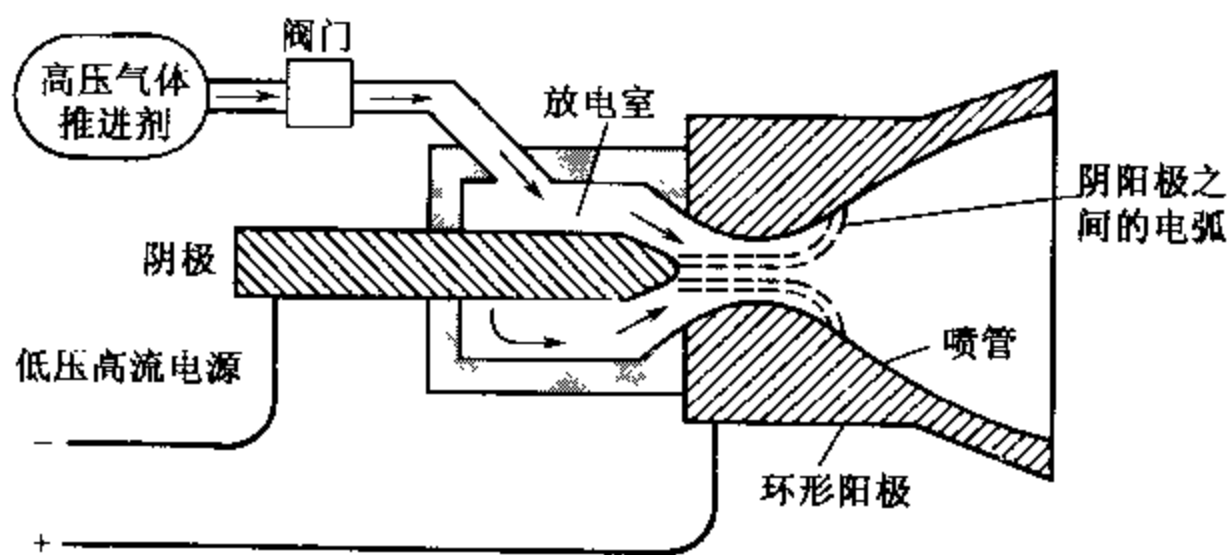


图 1-8 电弧加热电推进系统简图

电弧等离子体温度极高（约为 15000 K ），
由于热传递，阴极、阳极和电弧室会升温（ 1000 K ）

另外两种电推进类型——静电或离子发动机、电磁或磁等离子体发动机——其推进原理不同，不存在气体在喷管中的热力学膨胀现象。这两种电推进发动机只能在真空中工作。在离子发动机中（见图 1-9），工质（一般为氙）被电离（剥去电子），带电重离子在静电场内被加速到很高速度（ $2 \sim 60 \text{ km/s}$ ）。随后利用电子把离子中和，以防止空间电荷在航天器上积累。

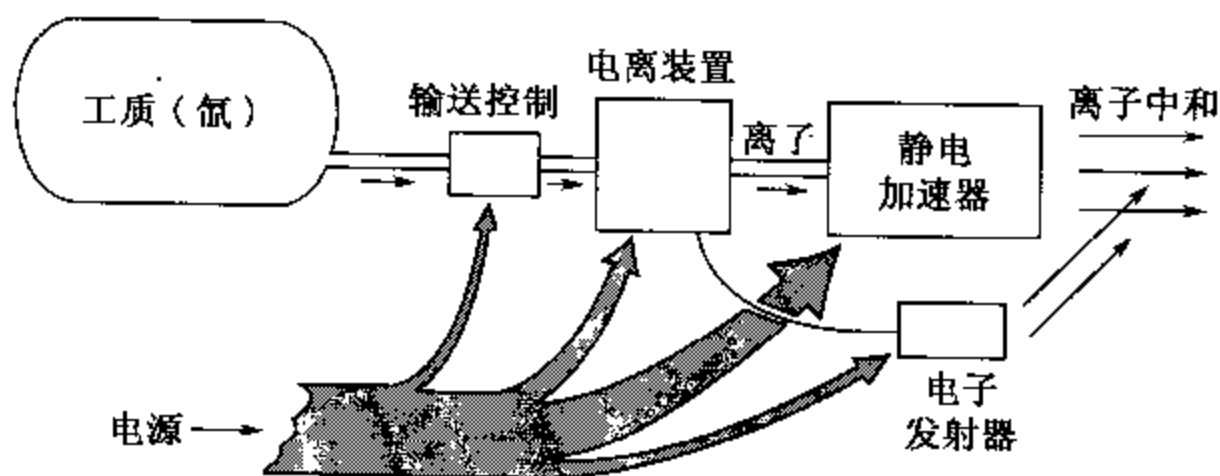


图 1-9 典型离子发动机系统简图。图中给出了电功率的大致分配

在磁等离子体发动机中，带电等离子体（包含离子、电子和中性粒子的高能热气）在电流和磁场的相互作用下加速，以很高速度（ $1 \sim 50 \text{ km/s}$ ）喷出。这种发动机的类型和几何形状有多种。图 1-10 示出了一种使用固体推进剂的简单脉冲发动机（不持续工作）。这种发动机在航天器姿态控制方面已有很好的飞行记录。

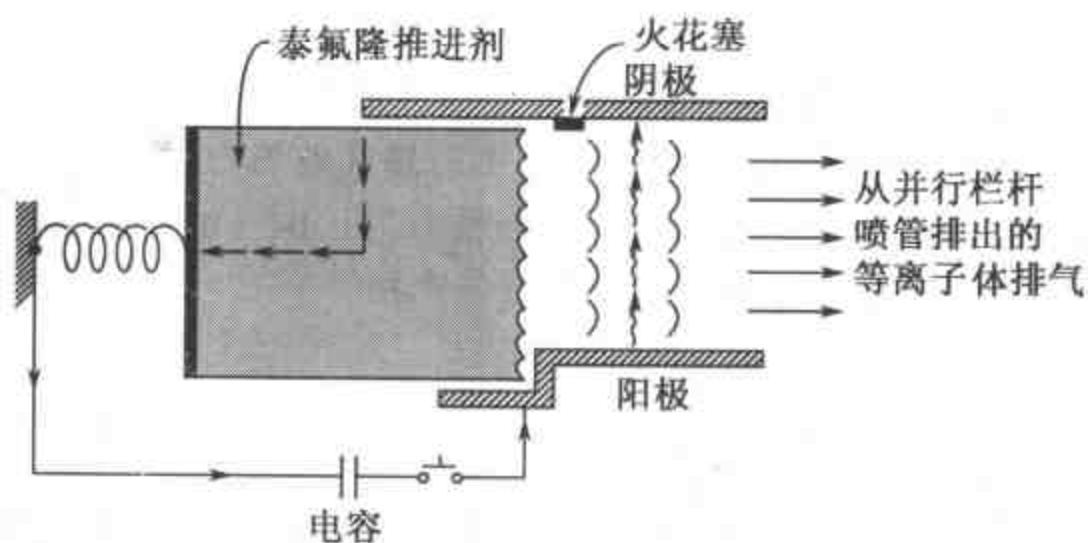


图 1-10 带电等离子体自感应磁加速平板式加速器简图。当电容放电时，导轨左侧产生电弧。等离子体电弧中的强电流产生一个磁场。电流与磁场的相互作用使等离子体沿与电流及磁场垂直的方向即导轨方向加速。每次电弧产生时，少量固体推进剂（泰氟隆）蒸发形成一小块等离子体雾，排出时即产生一个小推力脉冲。实际发动机工作时每秒可以产生多个脉冲

1.2.5 其他火箭推进方案

利用太阳能为航天器供电、推动航天器（采用电推进）的技术有多种。太阳能电池利用太阳辐射发电。这些技术已经成熟并已成功使用了几十年。大多数电推进系统采用太阳能电池供电。

太阳热火箭发动机是一种很有吸引力的方案，它用一个大直径光学设备（如轻质精密抛物线反射镜或非涅尔透镜）把太阳光集中到一个接收器或光学空腔内。图 1-11 示出了一种方案，表 2-1 中给出了一些数据。接收器由高温金属（如钨或铯）制成，有冷却夹套或换热器。它把工质（通常是液氢）加热到约 2500°C ，热气在热气阀控制下从

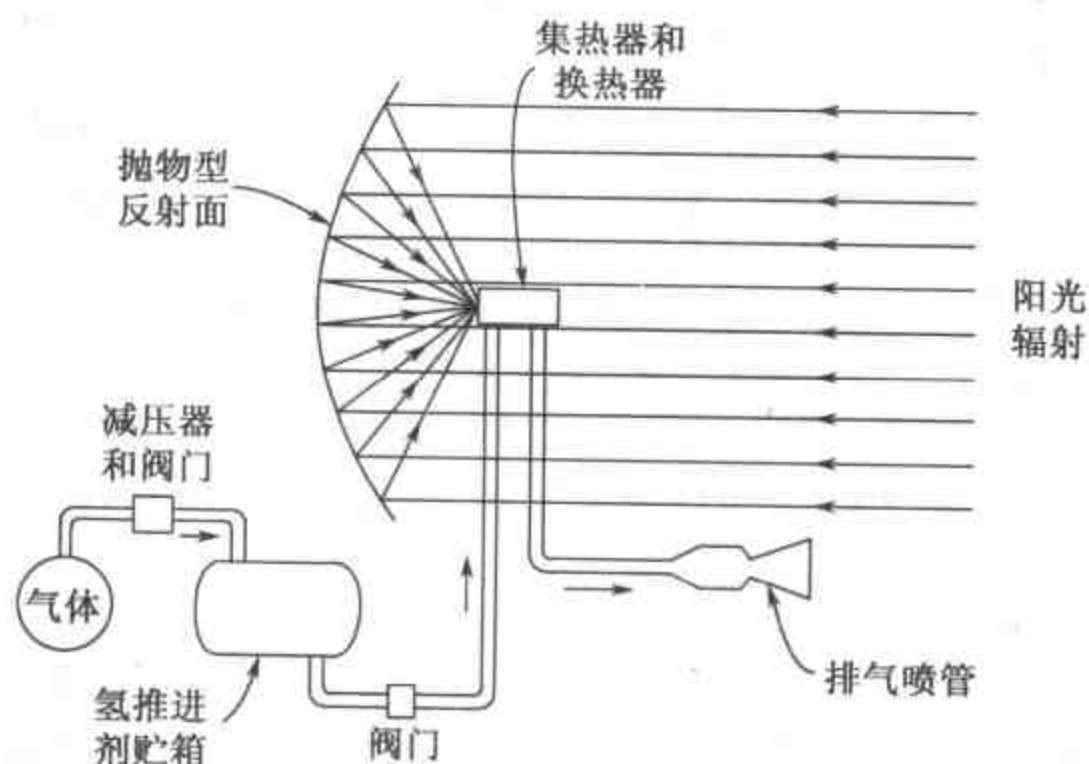


图 1-11 太阳热火箭发动机方案示意图

一个或多个喷管排出。大型反射镜必须指向太阳，故要求反射镜的方向可调。这种推进系统的性能可比化学火箭发动机高 2~3 倍，在多数研究中其推力较小（1~10 N）。由于大型轻质光学器件在有阻力时很难保持不变形，因此光学系统一般安置在大气层外。污染是可以忽略的，但贮存或补加液氢却是个难题。目前研究的问题有刚性轻质反射镜或透镜结构、工作寿命、减少液氢蒸发和传给航天器其他组件的热量。到目前为止，太阳热火箭发动机尚无法作为航天器的主推进装置。

另一种方案是太阳帆，它基本上是一很大的光子反射面。太阳帆的能量源是太阳，它在航天器之外（见文献 1-14）。此外对利用核爆炸和脉冲核聚变的方法也进行过分析（文献 1-15、1-16），但目前尚不可行。还曾经提出了把辐射能量从地面站传送到卫星上（通过激光或微波）的方案，但还不成熟。

1.2.6 火箭推进国际研究

目前有 30 多个国家在自主研制或生产火箭推进系统。有些国家已为该项技术作出了巨大的、开创性的贡献。本书对少数几个国外火箭发动机研制单位以及它们的成就、所发表的国际火箭发动机文献进行了介绍。虽然本书大部分资料来自美国的研制经验，但这并不是为了抹煞国外的成就。

本书著述之时主要的国际合作项目是国际空间站（ISS），它是一个多年的合作项目，主要由美国与俄罗斯承担，另外还有其他一些国家积极参与。该载人空间站将用于对许多研究项目开展实验和观测。

1.3 火箭推进的应用

由于火箭发动机具有其他推进装置无法比拟的性能，它拥有自己的应用领域，通常不会与其他推进装置发生竞争。下面将给出几个主要的应用实例，第四章将对此作进一步叙述。

1.3.1 运载火箭

从 1957 年首次发射火箭到 1998 年底，世界上共有约 4102 次火箭发射，其中约 129 次发射失败（见文献 1-17）。根据应用，运载火箭可分为一次性的和可回收的（可重复使用的）。其他的分类依据有推进剂类型（可贮存/低温、液体/固体）、级数（单级、两级等）、有效载荷或火箭的尺寸/质量、载人或不载人。图 1-12 给出的是“大力神Ⅲ-C”运载火箭，它是“大力神”可贮存推进剂运载火箭系列之一，该火箭广泛用于发射地球同步轨道卫星和把航天器发射到星际航行逃逸轨道。这种大型运载火箭由“大力神Ⅲ”标准两级基本运载火箭（采用液体火箭发动机）加上两个固体推进剂捆绑助推器组成。其上的第四级，即所谓过渡级，可对有效载荷（可以是一颗或多颗卫星或航天器）完成各种机动、变轨和轨道转移。

每种运载火箭都有其特定的飞行目标，如某地球轨道或月球着陆。通常火箭有两到五级，每一级都有自己的推进系统，各级通常按顺序在下一级工作结束后开始点火。火箭的级数与特定的空间弹道、机动次数与类型、单位质量推进剂的能量以及其他一些因



图 1-12 刚刚起飞的大力神Ⅲ运载火箭，带有明亮的排气。两个推力为 240 万磅的固体火箭发动机为第一级助推，第一级由两台液体火箭发动机提供 47 万磅的主推力。第二级由一台液体火箭发动机提供 10 万磅的推力。第三级的某一种配置是有两台推力为 16000 磅的液体火箭发动机

素有关。第一级通常称为主推级,是最大的一级,最先工作。这一级火箭在第二级火箭发动机点火工作前与上升的火箭分离。在火箭上增加额外的一级能显著增加有效载荷(如携带更多的科学仪器或通讯设备),这将在第四章作解释。

多级运载火箭的每一级实际上本身就是一枚完整的火箭,它有自己的推进剂、自己的一台或多台火箭发动机和自己的控制系统。一旦某一级的推进剂耗尽,该级火箭的死重(包括空贮箱、壳体、仪器设备等)对于增加后几级火箭的动能毫无用处。通过抛离这些无用质量,携带有效载荷的最后级别的末速度可以加速到比不分级的火箭更高。在低轨运载火箭中,固体火箭发动机与液体火箭发动机都有应用。

单级入轨运载火箭因其避免了分级带来的成本和复杂性而具有很大的吸引力,其可靠性认为更高(结构简单、组件少)。有些单级入轨运载火箭或许还可以回收和重复使用。然而,它的有效载荷相对很小。即使是一条较低的轨道(比如 160 km 高度),也只有推进剂性能很高、结构效率很高、结构质量很轻的运载器才能达到。通常它要选择液氢、液氧这样的液体推进剂。

运载火箭的任务和有效载荷是多种多样的,如军事应用(侦察卫星、指挥与控制卫星)、政府民用(气象卫星、GPS 全球定位卫星)、空间探测(空间环境、行星任务)或商业应用(通讯卫星)。预测表明,未来将需要大量商业通讯卫星。

表 1-3 列出了美国主要的一些运载火箭及其性能。表 1-4 给出了航天飞机的有关数

表 1-3 几种美国运载火箭

名称	级 每级		推力		推 进 剂	起飞 质量 /t	两级有效载荷质 量(185km 轨道)		三级有效载荷质 量(地球同步轨道)	
	数	台数	/kN	/klbf			/kg	/lbf	/kg	/lbf
大力神 34D						1091	13600	30000	1820	4000
	0	2	10750	2400(真空)	复合固体 N ₂ O ₄ /N ₂ H ₄ + UDMH					
	1	2	2370	529						
	2	1	452	101						
	3	1	107	23.8	复合固体					
德尔它 II 6925						132	2545	5600	1454	3200
	0	6+3	443.5	97(单台海平面)	复合固体					
	1	1	927	207(海平面)	LO ₂ /RP-1					
			1037	231.7(真空)						
	2	1	43.2	9.645	NTO/N ₂ H ₄ + UDMH					
	3	1	67.6	15.1(真空)	复合固体					
宇宙神/半人马座						141	2772	6100	1545	3400
	1/2	2	829(单台海平面)	185(单台海平面)	LO ₂ /RP-1					
	1	1	269	60	LO ₂ /RP-1					
	2	2	74(单台真空)	16.5(单台真空)	LO ₂ /LH ₂					
飞马座(空射)						23.1	490	1078	-	-
	1	1	726	163	固体		三级	三级		
	2	1	196	44.2	固体					
	3	1	36	8.06	固体					

据, 航天飞机实际上是运载火箭、航天器及滑翔机的结合。从中可知, 助推器或第一级的推力是最大的, 上面级的推力相对也还比较大(几千磅)。只有用于航天器姿态控制(表 1-4 也称为反作用控制)系统的发动机的推力是比较小的(从用于小型航天器的几分之一磅推力到航天飞机用的约 1000lbf), 这些应用通常要求推进系统作频繁的启动与关机。

表 1-4 航天飞机推进系统

各部分	推进系统 (数日)	启动次数与典型 工作时间	推进剂与比冲	推力	任务
轨道器	SSME(3)	发射时启动, 工作 8.4min 寿命: 55 次启动、 7.5hr	液氢/液氧 4464Ns/kg (455s)	1670 kN(海平面单 台) 2100 kN(真空单台) 可调范围: 额定功率 的 109%~65%	推动轨道器从地面起飞 加速到轨道速度 各发动机可独立关机以 减小总推力
	轨道机动系统 (2)	3~10 次启动/每次 任务: 设计启动 1000 次, 飞行 100 次, 累计工 作时间 15hr	见注 1; 比冲 313s	27 kN(真空单台)	轨道切入, 轨道修正, 中 止任务, 离轨 轨道机动
	反作用控制系 统, 主推力器 38, 微调推力 器 6	多次启动; 启动数 千次; 工作时间 从几毫秒到数秒	见注 1; 比冲 280 ~304s, 依喷管 面积比而定	主 推 力 器 单 台 3870N, 微调推力 器单台 106.8N	轨道器小速度调整, 轨 道切入、轨道修正、交 会、再入时的姿态控 制
固体助 推 器 (SRBs)	与外贮箱连接; 发射时一次性启 动, 2 台	见注 2		单台推力 14700kN	把轨道器加速到约 5500km/hr
	分离火箭发动 机, 16 台	前头锥与后裙处各 4 台, 额定工作时 间 0.66s	固体推进剂; 比 冲 250s	单台推力 97840N	把关机后的 SRB 推离轨 道器

注: 1. 一甲基肼(MMH)和四氧化二氮(NTO),
2. 70%高氯酸氨, 16%铝, 12%丙烯酸聚丁二烯粘结剂, 2%环氧固化剂。

1.3.2 航天器

航天器按其任务不同可分为地球卫星、月球航天器、行星际航天器和跨太阳系航天器等几种, 也可分为载人航天器与无人航天器。火箭推进系统既可用作航天器的主推进系统(推力沿飞行方向, 用于如轨道切入、变轨机动等), 也可用于完成辅助推进功能。辅助推进功能有姿态控制、自旋控制、动量轮和陀螺卸载、级间分离、贮箱推进剂沉底等。航天器上一般有多台不同的火箭发动机, 有些通常很小。对于航天器三轴姿态控制, 由于各轴都要控制正负转动, 故推进系统必须能提供六个转动自由度的纯力矩, 这样至少需要 12 个推力室。有些任务只需要 4~6 台发动机, 而复杂的载人航天器所有舱的发动机总数可达 40~80 台。通常, 小型姿态控制发动机发出的是脉冲推力或短时间

的推力，需要启动数千次。

表 1-5 给出了一些航天器的质量、任务和推进系统数据。尽管表中只列出了美国的航天器，法国、欧空局、俄罗斯、日本、中国、印度和以色列也研制了各种航天器并已成功发射到了轨道。它们采用了各国自己研制的火箭推进系统。

表 1-5 几种美国的航天器

名称	空间机动发动机		质量 (lb)	说明
	推力 (lbf)	推进剂 ^a		
水手 69	50 (主)	单元肼	1100	飞越金星/水星
	1.0 (辅)	单元肼		
先驱者 10、11	50 (主)	单元肼	570	飞向木星及更远
海盗	600 (主)	单元肼	7500	火星轨道器、软着陆
	5.0 (辅)	单元肼		
雨云 5	0.5 (辅)	高压氮气	1700	气象卫星
阿波罗指令舱、服务舱	20500 (主)	N ₂ O ₄ /50:50	64500	载人登月
	100×16 (辅)	UDMH-N ₂ H ₄		
	93×6 (辅)	N ₂ O ₄ /MMH		
航天飞机轨道器	6000×2 (主)	N ₂ O ₄ /MMH	150000	可重复使用航天器、跑道着陆
	900×38 (辅)	N ₂ O ₄ /MMH		
	25×6 (辅)	N ₂ O ₄ /MMH		
舰队通信卫星	0.1 (辅)	单元肼	1854	UHF 通讯
照相侦察卫星	4.0 (辅)	单元肼	25000	无线电/照片通讯
Intelsat V 通信卫星	0.1	肼	4180	南北位保采用电阻式电推力器
深空 1 号	0.02 (主)	氙	1070	飞越小行星，离子主发动机

^a N₂O₄：四氧化二氮（氧化剂）；MMH：一甲基肼（燃料）；50:50 UDMH-N₂H₄ 是肼与偏二甲肼各占 50% 的混合物。

在 X-15 火箭飞机、“水星”飞船、“双子星”飞船、“阿波罗”登月工程、“天空实验室”的技术和经验的基础上，美国航天飞机计划研制出了第一种能在跑道上着陆的可重复使用航天器。图 1-13 给出了航天飞机的基本构型。航天飞机由助推器和轨道器两部分组成。图中画出了航天飞机上所有的 67 台火箭发动机。轨道器实际上是一架可重复使用的组合飞行器，即航天器与滑翔机的结合。两台固体火箭发动机是目前最大的，其内装有降落伞，用于在海上回收结束工作的发动机。巨大的液氢液氧外贮箱在轨道器入轨前被抛掉并在大气层内烧毁（见文献 1-18）。本书其他有关章节中详细叙述了航天飞机上的几种火箭发动机。航天飞机既能执行民用任务，也能执行军事任务，如在轨发射卫星、从事科学研究以及维护、修理或回收卫星。

美国目前（1997 年）正在研制一种采用新型火箭发动机的可重复使用单级入轨实验飞行器。它是航天器与运载器的结合。设计采用了最新的轻质结构、灵巧的升力体气动外形方案和考虑飞行器上紧凑安装而专门设计的安装空间很小的新型火箭发动机。该发动机即所谓的长条形气动塞式发动机，其构型新颖，第八章将对其作进一步描述。

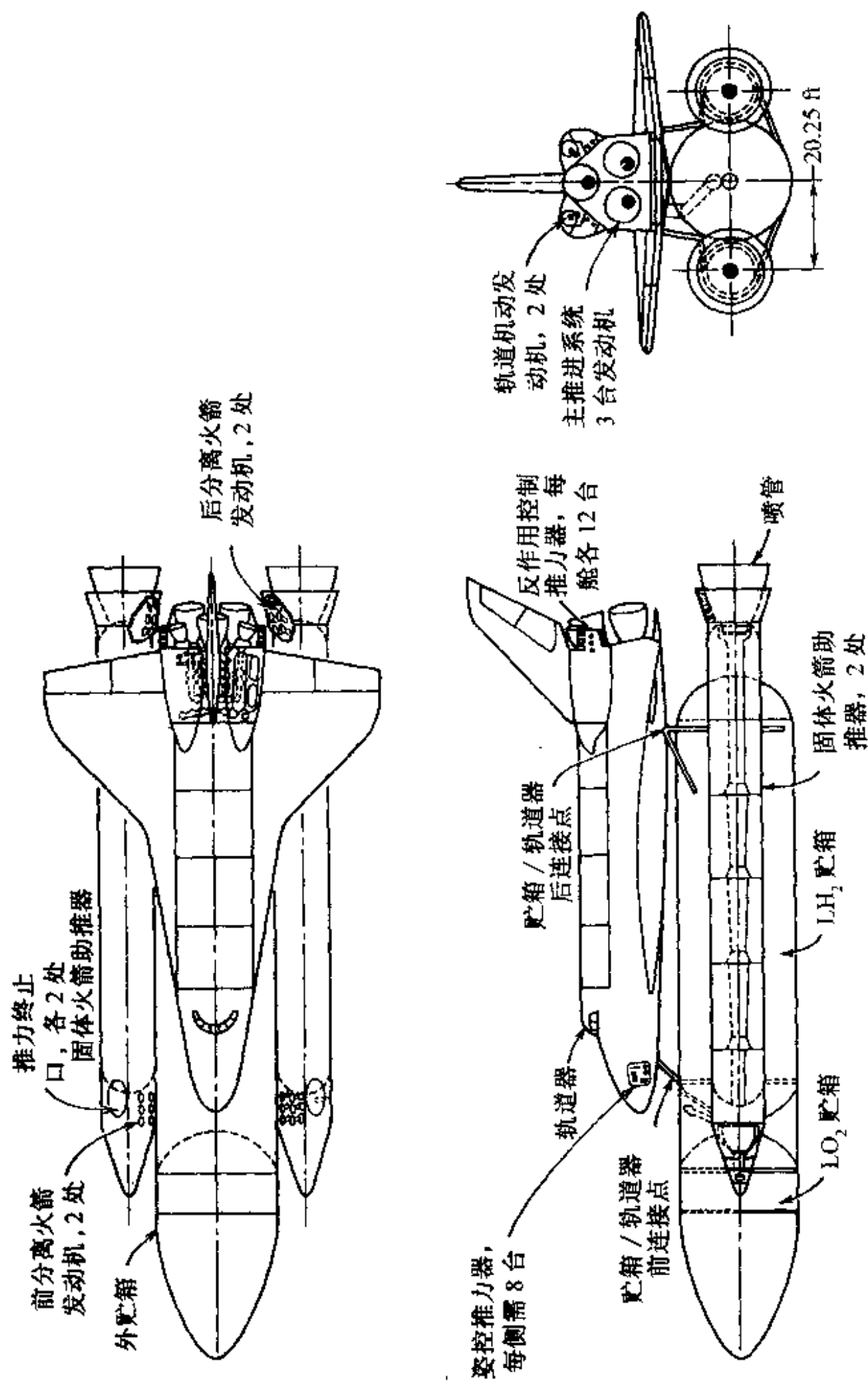


图1-13 航天飞机简图。轨道器-尺寸与中程喷气客机相当的三角翼飞行器-是一种可重复使用的、航天器与飞机结合的运载器, 垂直起飞, 像滑翔机那样水平降落, 轨道器的设计最少任务次数为100次, 低轨运载能力65000 lb, 最多可载4名机组人员与10名乘客, 可将25000 lb的有
效载荷带回地球

大多数航天器使用技术成熟的液体火箭发动机，采用固体火箭发动机助推。有一些航天器已成功地把电推进应用于姿态控制。电推进系统或许也会用作一些空间长期飞行的主推进系统和辅助推进系统，这将在第十九章叙述。

1.3.3 导弹及其他应用

导弹可按表 1-6 所示进行分类。目前美国新型导弹的推进系统几乎全采用固体火箭发动机。导弹还可分为**战略导弹**（如打击敌对国军事目标的、射程为 800~9000 km 的远程弹道导弹）和**战术导弹**（用于支持或保护地面军事力量、飞机或战舰）。

表 1-6 几种美国的导弹

分类	名称	直径/in	长度/in	发动机	起飞质量/lb
面面（远程）	民兵Ⅲ	6.2	59.8	3 级固体	78000
	海神	6.2	34	2 级固体	65000
	大力神Ⅱ	10	103	2 级液体	330000
面空（或反导）	矮橡树	0.42	9.5	1 级固体	185
	霍克改进型	1.2	16.5	1 级固体	1398
	标准导弹	1.13	15/27	2 级固体	1350/2996
	红眼	0.24	4	1 级固体	18
	爱国者	1.34	1.74	1 级固体	1850
空面	野猫	1.0	8.2	1 级固体	475
	百舌鸟	0.67	10	1 级固体	400
	SRAM	1.46	14	固体，2 级装药	2230
空空	猎鹰	0.6	6.5	1 级固体	152
	不死鸟	1.25	13	1 级固体	980
	保镖	0.42	9.5	1 级固体	191
	麻雀	0.67	12	1 级固体	515
	Subroc	1.75	22	1 级固体	4000
反潜	长矛	1.8	20	2 级液体	2424
	地狱火（反坦克）	0.58	5.67	1 级固体	95
	潘兴Ⅱ	3.3	34.5	2 级固体	10000
	Tow（反坦克）	0.58	3.84	1 级固体	40
巡航导弹（亚声速）	战斧	1.74	21	固体助推 + 涡轮发动机	3900

术语**面发射**意思是从地面、海面（船上）或海底（潜艇）发射。有些战术导弹（如空面 SRAM 导弹）使用两段式固体火箭发动机，即一个火箭发动机壳体内装有两个独立的、相互隔离的药柱，两段药柱工作间隔时间可以调节，以控制飞行弹道或速度。目前大多数国家的武器装备中拥有战术导弹，其中许多国家具备本国生产弹用火箭发动机的能力。

火箭发动机的其他应用有：研究性飞机的主发动机、飞机起飞助推发动机、乘员逃逸舱弹射动力装置、飞人“推进腰带”、靶机推进装置、气象探空火箭、烟火信号弹、诱饵弹、起旋发动机、微调发动机、鱼雷和水下导弹发动机、轮船救生索弹射装置以及节日焰火等。

表 1-6、1-7 给出了几种不同应用的火箭推进装置的参数。面向具体应用选择火箭推进装置的最佳类型并进行设计是一个很复杂的过程, 要考虑许多因素, 如系统性能、可靠性、推进系统规模、继承性等, 这将在第十七章叙述。本书对这些准则进行了比较和评价。此外还有很多本书内容范围之外的因素对发动机的选择也有强烈的影响, 如研制生产或使用成本、技术成熟度、使用寿命等。

表 1-7 不同用途火箭发动机的典型特点

用途	推进剂种类	推力特征	典型工作时间	最大加速度 ^a
大型运载火箭助推器	固体或低温液体	几乎不变	2 ~ 8 min	2 ~ 6g ₀
防空导弹或反导导弹	固体, 一些有液体转移末级	大推力起飞、减推力续航	每级 2 ~ 75 s	5 ~ 20g ₀ , 可达 100g ₀
航天器轨道机动	可贮存或低温液体	可多次启动	累计最长 10 min	0.2 ~ 6g ₀
空射导弹	固体	大推力起飞, 低/减推力续航; 有时分两段	起飞段 2 ~ 5 s 续航段 10 ~ 30 s	最高 25g ₀
战场支援面射导弹	固体	大推力起飞, 低/减推力续航; 有时分两段	每级最长 2 min	最高 10g ₀
火箭炮, 火炮发射	固体	先增后减	若干秒	最高 20000g ₀
大型航天器姿态控制	可贮存液体(单元/双元); 电推进; 氙	多次启动(多达 60000 次); 脉冲工作	累计最长 1 hr	小于 0.1g ₀
小型航天器姿态控制	冷气; 热气; 可贮存液体; 电推进	多次启动(多达 60000 次); 脉冲工作	累计最长 40 min	小于 0.1g ₀
航天飞机可重复使用主发动机	低温液体(氢氧)	可变推力, 同一发动机多次飞行	一次 8 min, 多次任务 累计 7 hr 以上	
单级入轨(尚未飞行)	低温液体(氢氧)	可调至小推力	6 ~ 10 min	4 ~ 7g ₀
登月	可贮存双元	推力变化范围 10:1	4 min	若干 g ₀
气象探空火箭	固体	一次燃烧, 通常为减推力	5 ~ 50 s	最高 15g ₀
反坦克导弹	固体	一次燃烧	0.2 ~ 3 s	最高 20g ₀

^a g₀ 为地球表面重力加速度, 9.8066 m/s²。

参考文献

- 1-1. G. C. Oates, *Aerothermodynamics of Gas Turbines and Rocket Propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, DC, Revised 1988, 452 pages.
- 1-2. H. Cohen, G. F. C. Rogers, and H. I. H. Saravanamuttoo, *Gas Turbine Theory*, 3rd ed., Longman Scientific and Technical, New York, 1987, 414 pages.
- 1-3. K. E. Ziolkowsky, *Space Investigations by Means of Propulsive Spaceships* (in Russian), Kaluga, Saint Petersburg, 1914.
- 1-4. E. C. Goddard and G. E. Pendray. (Eds.), *The Papers of Robert H. Goddard*, three volumes, McGraw Hill Book Company, 1970. It includes the treatise "A

- Method of Reaching Extreme Altitudes," originally published as Smithsonian Miscellaneous Collections, Vol. 71, No. 2, 1919.
- 1-5. Hermann Oberth, *Die Rakete zu den Planetenräumen* (By Rocket into Planetary Space), R. Oldenburg, Munich, 1923.
 - 1-6. E. Sänger, *Raketenflugtechnik* (Rocket Flight Technology), R. Oldenburg, Munich, 1933.
 - 1-7. W. von Braun and F. Ordway, *History of Rocketry and Space Travel*, 3rd ed., Thomas Y. Crowell, New York, 1974.
 - 1-8. F. F. Webster, "Integral Rocket/Ramjet Propulsion—Flight Data Correlation and Analysis Technique," *Journal of Spacecraft*, Vol. 19, No. 4, July–August 1982.
 - 1-9. R. W. Bussard and R. D. DeLauer, *Nuclear Rocket Propulsion*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1958.
 - 1-10. "Nuclear Thermal Rockets; Next Step in Space" (collection of three articles), *Aerospace America*, June 1989, pp. 16–29.
 - 1-11. D. Buden, "Nuclear Rocket Safety," *Acta Astronautica*, Vol. 18, 30 Years of Progress in Space, 1988, pp. 217–224.
 - 1-12. R. C. Finke (Ed.), *Electric Propulsion and its Application to Space Missions*, Vol. 79, Progress in Aeronautics and Astronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1981.
 - 1-13. R. G. Jahn, *Physics of Electric Propulsion*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1968, 339 pages.
 - 1-14. T. Svitek et al., "Solar Sails as Orbit Transfer Vehicle—Solar Sail Concept Study—Phase II Report," *AIAA Paper 83-1347*, 1983.
 - 1-15. V. P. Ageev et al., "Some Characteristics of the Laser Multi-pulse Explosive Type Jet Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 8, No. 5–6, 1981, pp. 625–641.
 - 1-16. R. A. Hyde, "A Laser Fusion Rocket for Interplanetary Propulsion," *Preprint UCRL 88857*, Lawrence Livermore National Laboratory, Livermore, CA, September 1983.
 - 1-17. T. D. Thompson (Ed.), *TRW Space Log*, Vol. 32 to 34., TRW Space and Electronics Group, TRW, Inc., Redondo Beach, CA., 1996 and 1997–1998.
 - 1-18. National Aeronautics and Space Administration, *National Space Transportation System Reference*, Vol. 1, *Systems and Facilities*, U.S. Government Printing Office, Washington, DC, June 1988.

第二章 定义和基本原理

火箭推进理论不是一门基础学科，也没有专门针对推进的基本科学定律，其基础理论主要是力学、热力学和化学。

推进是通过对飞行器施加一个力、使之加速或在有阻力的情况下保持其速度而实现的。该推动力通过高速喷射推进剂获得。本章叙述有关的定义和该推动力、排气速度、能量产生与转换的效率以及其他一些基本参数之间的关系。公式中所用的符号的定义见本章末。本书尽可能采用美国火箭推进界的标准字母符号（如文献 2-1 中给出的）。

2.1 定 义

总冲（量） I_t 为推力 F （可随时间变化）对工作时间 t 的积分：

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2-1)$$

对于恒定的推力，忽略启动与关机的瞬变过程，上式可简化为

$$I_t = Ft \quad (2-2)$$

I_t 与推进系统中全部推进剂所释放的总能量成正比。

比冲 I_s 为单位质量推进剂的总冲。这是衡量火箭发动机性能的重要参数，从概念上讲相当于汽车的每加仑汽油英里数。数字越大表示性能越高。本书很多章节中给出了一些 I_s 的具体数值，后面将介绍针对特定任务的最佳比冲的概念。若推进剂总流量为 $\dot{m}$ ，海平面标准重力加速度 g_0 为 9.8066 m/s^2 ，则

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad (2-3)$$

上式给出了任意火箭发动机的时间平均比冲值，特别是推力随时间变化的情况。在瞬变情况（启动或推力建立阶段、关机阶段、变流量或变推力过程）下， I_s 的值可通过积分或对 F 和 $\dot{m}$ 在短时间内取平均得到。对于恒定的推力与推进剂流量，上式可以简化。下式中 m_p 为等效推进剂总质量。

$$I_s = I_t / (m_p g_0) \quad (2-4)$$

第三章将对比冲作进一步讨论。对于恒定的推进剂流量 $\dot{m}$ 、恒定的推力 F ，忽略短时间的启动或关机瞬变过程，有

$$I_s = F / (\dot{m} g_0) = F / \dot{w} = I_t / (m_p g_0) = I_t / w \quad (2-5)$$

$m_p g_0$ 为等效推进剂总重量 w ，推进剂重量流量为 $\dot{w}$ 。“重量”这个概念与海平面处或

海平面附近的重力引力有关,但是在太空或卫星轨道上,“重量”表示质量乘以专门常数 g_0 。若采用标准国际单位制或公制单位, I_s 可以用“秒”表示,因为定义中使用了常数 g_0 。目前美国在化学推进工程、制造业、试验中大多还是采用英制工程单位(英尺、磅、秒)。在美国以前和现在的许多出版物、资料、合同中,比冲的单位是推力(lbf)除以推进剂重量流量(lbf/s),即很简单的秒。不管采用公制单位还是英制单位, I_s 的数值是一样的。然而, I_s 的单位并不表示一种时间测度,而是单位“重量”流量推进剂所产生的推力。本书中比冲的符号采用 I_s ,与文献 2-1 相同。对于固体发动机,有时采用符号 I_{sp} ,如同文献 2-2。

发动机实际排气速度在整个喷管出口截面是不均匀的,且并不一定代表推力大小。排气速度分布难以精确测量。为方便起见,假设了一个均匀的轴向速度 c ,问题就可以采用一维方式描述。该**等效排气速度** c 是推进剂平均等效喷射速度,定义为

$$c = I_s g_0 = F / \dot{m} \quad (2-6)$$

其单位为 m/s 或 ft/s。因为 c 和 I_s 之间只相差一个常数,两者都可用于衡量发动机的性能。俄罗斯的文献普遍使用 c 。

固体火箭发动机很难精确测量推进剂的流量,因此比冲往往根据总冲和推进剂重量计算[采用发动机初始重量与最终重量之差及公式(2-5)]。反过来总冲则根据所测的推力对时间的积分[采用公式(2-1)]得到。对于液体火箭发动机,推力与瞬时流量都是可以测量的,故比冲采用公式(2-3)计算。公式(2-4)给出了比冲的另一种定义,即消耗单位重量(海平面重量)推进剂对飞行器施加的冲量。

术语**推进剂比耗量**指比冲的倒数。该术语在火箭推进界不常使用。它一般用于汽车和通管推进系统。表 1-2 给出了其典型值。

飞行器或飞行器某一级的质量比 **MR** 定义为最终质量 m_f (发动机中全部可用推进剂耗尽后)与初始质量 m_0 (发动机工作前)之比。图 4-1 对各种术语进行了描述。

$$MR = m_f / m_0 \quad (2-7)$$

上式既可用于单级飞行器,也可用于多级飞行器。对于后者,总的质量比是飞行器各级质量比之积。飞行器最终质量 m_f 是所有可用推进剂质量 m_p 全部耗尽并喷出、发动机结束工作后飞行器的质量。飞行器最终质量 m_f 是除可用推进剂外所有东西的质量,包括导航装置、制导设备、有效载荷(如科学仪器或武器弹头)、飞行控制系统、通讯设备、电源设备、贮箱结构、残余或不可用推进剂以及所有发动机硬件。有些飞行器还包括机翼、机组人员、生保系统、再入防护层、起落架等。**MR** 的值一般在 60% (如一些战术导弹)到 10% 以下(如一些无人运载火箭的某一级)。该质量比是分析飞行性能的重要参数,第四章将对此进行解释。当分析某一级的 **MR** 时,其上各级就被当作“有效载荷”。

推进剂质量分数 ζ 系指推进剂质量 m_p 在初始质量 m_0 中所占的比例。它可应用于整个飞行器、飞行器某一级或某火箭推进系统。

$$\zeta = m_p / m_0 \quad (2-8)$$

$$\zeta = (m_0 - m_f) / m_0 = m_p / (m_p + m_f) \quad (2-9)$$

$$m_0 = m_p + m_f \quad (2-10)$$

在应用于火箭推进系统时,质量比 **MR** 与推进剂质量分数 ζ 的含义与上述用在飞行器上的有所不同。在这种情况下,初始质量或装填质量 m_0 包括推进系统死重(贮存推进剂和燃烧推进剂所需的硬件)和有效推进剂质量。它不包括推进系统组件之外的质量,如有效载荷、制导设备等。例如,对于液体火箭发动机,最终质量或推进系统死重 m_f 包括推进剂贮箱、增压系统(涡轮泵和/或气体挤压系统)、一个或多个推力室、各种导管、阀门、紧固件、发动机支架或发动机结构件、过滤器及一些传感器的质量。通常认为**残余推进剂**或**不可用推进剂**也是最终死重的一部分,本书亦持此观点。然而,有些火箭发动机制造方及文献把残余推进剂归入推进剂质量 m_p 。当应用于火箭推进系统时,推进剂质量分数 ζ 的数值表明了发动机设计的品质。比如说推进剂质量分数为 0.91 表明只有 9% 的质量是火箭的死重,这部分死重贮存、供应并燃烧了质量比它大得多的推进剂。 ζ 的值越大越好。

一个完整的推进系统的**冲重比**定义为总冲 I_t 除以飞行器初始质量或装填质量 w_0 ,该值高表明设计水平高超。假设推力恒定,忽略启动关机瞬变过程,则冲重比可表示为

$$\frac{I_t}{w_0} = \frac{I_t}{(m_f + m_p)g_0} \quad (2-11)$$

$$= \frac{I_s}{m_f/m_p + 1} \quad (2-12)$$

推重比 F/w_0 表示发动机能对装填推进剂后的自身提供的加速度(用地表重力加速度的倍数表示)。对于恒定的推力,最大推重比或最大加速度出现在发动机工作刚结束前,因为飞行器的质量随可用推进剂的消耗而减小。表 2-1 给出了一些 F/w 值。**推重比**可用于比较各种火箭发动机。

表 2-1 各种火箭推进系统的典型性能参数范围

发动机类型	比冲 ^a /s	最高温度 /℃	推重比 ^b	工作时间	比功率 ^c /(kW/kg)	典型工质	技术状态
化学(固体或双元液体)	200~410	2500~4100	$10^{-2} \sim 100$	数秒到数分	$10^{-1} \sim 10^3$	液体或固体推进剂	已飞行验证
单元液体	180~223	600~800	$10^{-1} \sim 10^{-2}$	数秒到数分	0.02~200	N ₂ H ₄	已飞行验证
核裂变	500~860	2700	$10^{-2} \sim 30$	数秒到数分	$10^{-1} \sim 10^3$	H ₂	停止研制
电阻加热	150~300	2900	$10^{-4} \sim 10^{-2}$	数天	$10^{-3} \sim 10^{-1}$	H ₂ , N ₂ H ₄	已飞行验证
电弧加热	280~1200	20000	$10^{-4} \sim 10^{-2}$	数天	$10^{-3} \sim 1$	N ₂ H ₄ , H ₂ , NH ₃	已飞行验证
电磁式(包括脉冲等离子体 PP)	700~2500	-	$10^{-6} \sim 10^{-4}$	数周	$10^{-3} \sim 1$	H ₂ , PP 为固体	已飞行验证
霍尔效应	1000~1700	-	10^{-4}	数周	$10^{-1} \sim 5 \times 10^{-1}$	Xe	已飞行验证
静电离子	1200~5000	-	$10^{-6} \sim 10^{-4}$	数月	$10^{-3} \sim 1$	Xe	有些已飞行
太阳加热	400~700	1300	$10^{-3} \sim 10^{-2}$	数天	$10^{-2} \sim 1$	H ₂	在研

^a 海平面最佳膨胀, $p_1 = 1000\text{psi}$, $p_2 = p_3 = 14.7\text{psi}$ 。

^b 推力与整个推进系统海平面重量(含推进剂,不含有效载荷)之比。

^c 单位排气流量的动能。

例题 2-1 一火箭弹的特性如下:

初始质量	200 kg
发动机工作结束后质量	130 kg
有效载荷、非推进系统结构等质量	110 kg
发动机工作时间	3.0 s
推进剂平均比冲	240 s

求 飞行器质量比、推进剂质量分数、推进剂流量、推力、推重比、飞行器加速度、等效排气速度、总冲以及冲重比。

解 根据式 (2-8) 得飞行器质量比 $MR = m_f/m_0 = 130/200 = 0.65$; 发动机系统质量比 $MR = m_f/m_0 = (130 - 110) / (200 - 110) = 0.222$ 。注意发动机系统的空载质量与初始质量分别为 20 和 90 kg。

根据式 (2-9) 得推进剂质量分数为

$$\zeta = (m_0 - m_f)/m_0 = (90 - 20)/90 = 0.778$$

推进剂质量为 $200 - 130 = 70$ (kg)。推进剂流量为 $\dot{m} = 70/3 = 23.3$ (kg/s)。

根据式 (2-5) 得推力为

$$F = I_t \dot{w} = 240 \times 23.3 \times 9.80 = 54800 \text{ (N)}$$

飞行器推重比为

$$\text{初始 } F/w_0 = 54800/(200 \times 9.8) = 28$$

$$\text{最终值为 } 54800/(130 \times 9.8) = 43$$

飞行器最大加速度为 $43 \times 9.80 = 421 \text{ m/s}^2$ 。根据公式 (2-6) 得等效排气速度为

$$c = I_t g_0 = 240 \times 9.80 = 2352 \text{ (m/s)}$$

由式 (2-2)、(2-5) 得总冲为

$$I_t = I_t w = 240 \times 70 \times 9.80 = 164600 \text{ (Ns)}$$

该结果也可用推力乘以工作时间得到。由公式 (2-11) 可得推进系统的冲重比为

$$I_t/w_0 = 164600/[(200 - 110)9.80] = 187$$

2.2 推 力

推力是火箭推进系统产生的一个作用在飞行器上的力。简单地说,它是由结构承受的、物质高速喷射所产生的反作用力。它所体现的道理与花园浇水软管后推及枪支后坐的道理相同。对于后者,火药和子弹向前的动量与枪筒后坐或向后的动量相等。动量是一个矢量,定义为质量与速度的积。所有螺旋桨或其他桨都是通过向后加速的水或空气的动量向前推的。火箭发动机与这些装置的不同之处主要是被加速的质量与速度的相对大小。火箭发动机所加速的质量相对较小,它们由飞行器携带,并高速喷出。

下面给出由动量交换产生的推力。推导过程可参阅本书的前几个版本。假设推力与质量流量恒定,气体出口速度均匀并指向轴向,则

$$F = \frac{dm}{dt} v_2 = \dot{m} v_2 = \frac{\dot{w}}{g_0} v_2 \quad (2-13)$$

该力代表喷管出口压力与环境压力相同时总的推力。

外界流体（当地大气）的压力会产生对推力有影响的附加力。图 2-1 简要地画出了均匀作用在一典型的热火箭发动机推力室外表面的外部压力和作用在其内部的气体压力。箭头的长度表示压力的相对大小。轴向推力可通过对所有作用在内外表面（投影到与喷管出口方向垂直的平面）上的压力积分得到。径向向外的力是相当大的，但其不构成轴向推力，因为火箭发动机一般都是轴对称结构。气体在进入喷管前实际上是滞止状态。

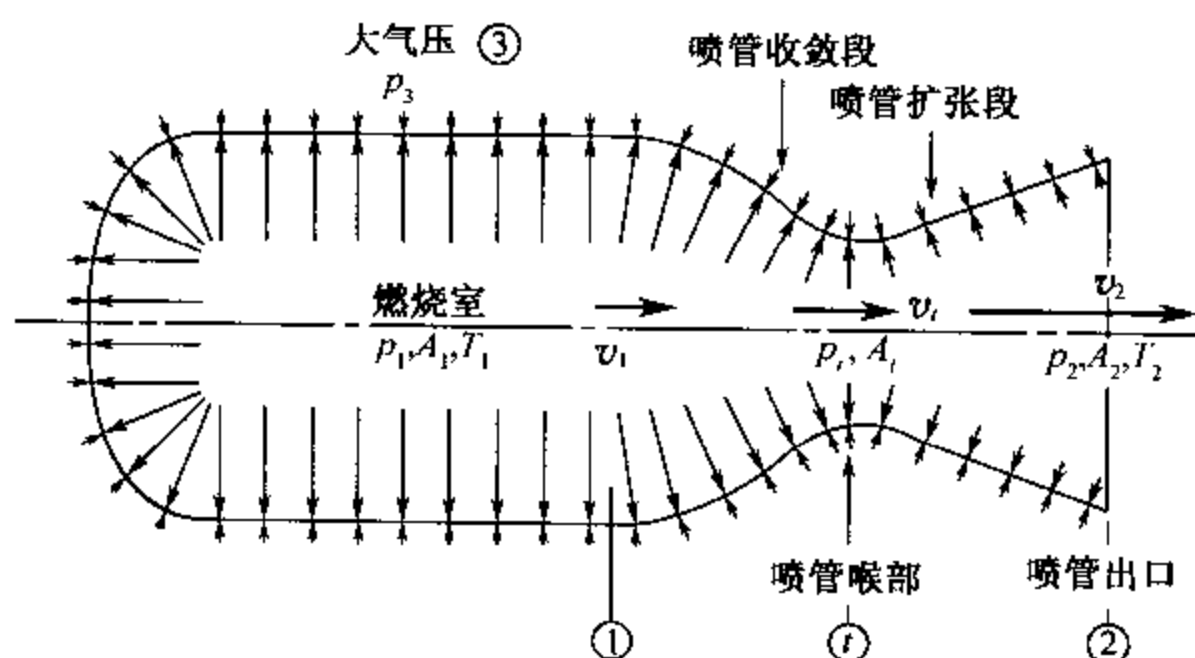


图 2-1 作用在燃烧室和喷管内表面的不均匀压力。内部气体压力（大小由箭头长度表示）在燃烧室内是最高的（ p_1 ），到喷管部分则持续降至喷管出口压力 p_2 。外部压力或大气压力 p_3 是均匀的。喉部压力为 p_t 。四个下标（带圆圈的符号）表示 A 、 v 、 T 和 p 在特定位置的量

由于喷管几何形状是固定的，而外界压力随高度变化，因此发动机外部环境压力或大气压力 p_3 与喷管出口平面的热气流的当地压力 p_2 之间会产生不平衡。故对于穿过均匀大气层的稳态工作的火箭发动机，总的推力为

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (2-14)$$

式中第一项是**动量推力**，是推进剂质量流量与排气相对飞行器的速度之积。第二项是**压差推力**，等于喷管出口横截面积 A_2 （排气射流在该处离开飞行器）乘以喷管出口处排气压力与环境流体压力之差。若排气压力低于外界流体压力，则压差推力为负。这种情况将降低推力，这是不希望出现的，故通常发动机喷管按排气压力等于或稍大于外界流体压力设计。

当外界大气压力等于排气压力时，推力中的压差项为零，推力即与公式 (2-13) 表示的相同。在真空中， $p_3 = 0$ ，此时推力为

$$F = \dot{m}v_2 + p_2A_2 \quad (2-15)$$

当喷管排气压力正好等于外界流体压力（ $p_2 = p_3$ ）时，称为发动机喷管具有**最佳膨胀比**。第三章将对此作进一步阐述。

式 (2-14) 表明：火箭发动机推力与飞行速度无关。由于外界压力影响压差推力，发动机推力是随飞行高度变化的。因为大气压力随高度增加而降低，故推力和比冲将随飞行器的高度而增加。如图 2-2 所示，对于典型的发动机，这种由高度引起的压差推力

的变化可达总推力的 10%~30%。表 10-2 给出了几种火箭发动机的海平面推力与高空推力。附录 2 给出了标准大气特性（外界压力）。

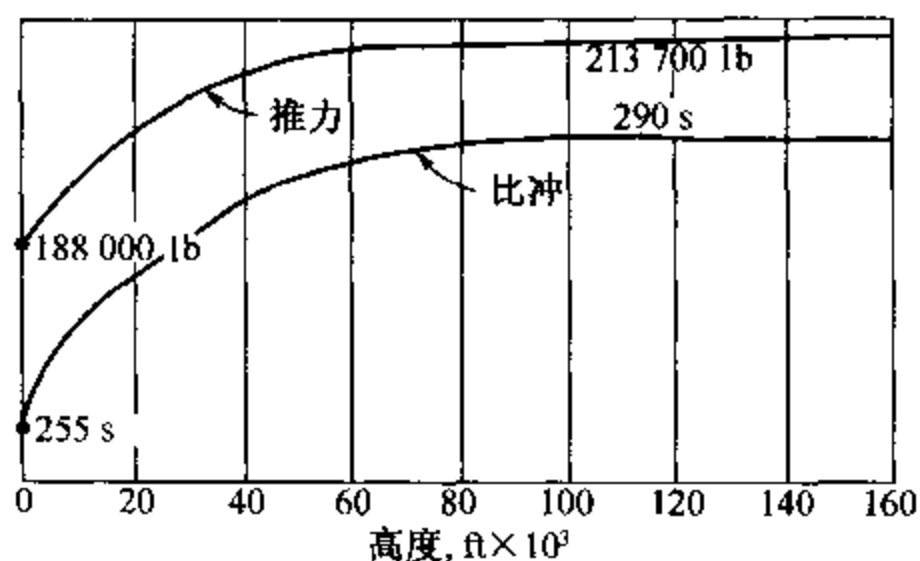


图 2-2 用于早期“德尔它”运载火箭的 RS27 液体火箭发动机的高空性能

2.3 排气速度

由式 (2-6) 定义的等效排气速度可应用于任何有热气在喷管中作热力学膨胀的火箭发动机。实际上，它可应用于所有质量排出系统。对于恒定的推进剂流量，由式 (2-14) 可得

$$c = v_2 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m} \quad (2-16)$$

式 (2-6) 表明 c 可通过测量推力和推进剂流量而确定。当 $p_2 = p_3$ 时，等效排气速度 c 等于推进剂燃气的实际平均排气速度 v_2 。当 $p_2 \neq p_3$ 时 $c \neq v_2$ 。相对于 v_2 ，式 (2-16) 右边第二项通常很小，因此等效排气速度的值一般接近实际排气速度。当 $c = v_2$ 时，式 (2-14) 的推力可重新写为

$$F = (\dot{w}/g_0)v_2 = \dot{m}c \quad (2-17)$$

在火箭推进有关文献中经常会使用**特征排气速度**一词。特征排气速度用符号 c^* 表示，念为“ c 星”，其定义为

$$c^* = p_1 A_t / \dot{m} \quad (2-18)$$

特征排气速度 c^* 用于比较各种化学火箭发动机设计方案及各种推进剂的性能。通过测量 $\dot{m}$ 、 p_1 和 A_t 可很容易得到 c^* 。它与燃烧效率有关，但基本上与喷管特性无关。然而，比冲 I_s 、等效排气速度 c 与喷管形状（如喷管面积比 A_2/A_t ）有关，第三章将对此进行描述。表 5-4、5-5 给出了 I_s 与 c^* 的一些值。

例题 2-2 一固体火箭发动机海平面试车测得数据如下：

工作时间	40 s
工作前初始质量	1210 kg
试车后发动机质量	215 kg
平均推力	62 250 N

燃烧室压力	7.00 MPa
喷管出口压力	0.070 MPa
喷管喉部直径	0.0855 m
喷管出口直径	0.2703 m

求 海平面条件下的 $\dot{m}$ 、 v_2 、 c^* 、 c 和 I_s ，在 1000 m 和 25000 m 高空条件下的 c 和 I_s 。
假设推力和推进剂流量不变，忽略启动关机瞬变过程。

解 流量 $\dot{m}$ 可根据总推进剂量（发动机初始质量减去发动机最终质量）与工作时间得到

$$\dot{m} = (1210 - 215)/40 = 24.9(\text{kg/s})$$

喷管喉部与出口的面积分别为

$$A_1 = \pi D^2/4 = \pi \times 0.0855^2/4 = 0.00574 (\text{m}^2)$$

$$A_2 = \pi D^2/4 = \pi \times 0.2703^2/4 = 0.0574 (\text{m}^2)$$

实际平均排气速度 v_2 根据式 (2-14) 计算：

$$\begin{aligned} v_2 &= F/\dot{m} - (p_2 - p_3)A_2/\dot{m} \\ &= 62250/24.9 - (0.070 - 0.1013)10^6 \times 0.0574/24.9 \\ &= 2572 (\text{m/s}) \end{aligned}$$

海平面条件下的特征速度和等效排气速度根据式 (2-6)、(2-18) 计算：

$$c^* = p_1 A_1/\dot{m} = 7.00 \times 10^6 \times 0.00574/24.9 = 1613 (\text{m/s})$$

$$I_s = F/\dot{m}g_0 = 62250/(24.9 \times 9.80) = 255 (\text{s})$$

$$c = I_s g_0 = 255 \times 9.80 = 2500 (\text{m/s})$$

在 1000 m 和 25000 m 高空，环境压力为 0.0898 和 0.00255 MPa（查表 3-2）。 c 的高空值可根据式 (2-16) 计算：

$$c = v_2 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m}$$

在 1000 m 高空：

$$c = 2572 + (0.070 - 0.0898) \times 10^6 \times 0.0574/24.9 = 2527 (\text{m/s})$$

$$I_s = 2527/9.8 = 258 (\text{s})$$

在 25000 m 高空：

$$c = 2572 + (0.070 - 0.00255) \times 10^6 \times 0.0574/24.9 = 2727 (\text{m/s})$$

$$I_s = 2727/9.8 = 278 (\text{s})$$

2.4 能量与效率

虽然火箭发动机设计一般并不直接使用效率，但这个概念有助于理解火箭发动机系统的能量平衡。效率的定义有很多，视所考虑的损失而定。任何一组定义一致的效率（如本节给出的）都能很好地反映能量损失。如前所述，任何推进系统中都存在两种能量转换过程，即能量的产生过程（实际上是把贮存的能量转换为可用的能量）及随后的转变为反作用推力形式的转换过程。喷射物质的动能是对推进有用的能量形式。射流功率 P_{jet} 定义为单位时间内输出的喷射物质动能。对于恒定的气体喷射速度 v ，射流功率

是 I_s 和 F 的函数。

$$P_{\text{jet}} = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 = \frac{1}{2} \dot{m} g_0 I_s^2 = \frac{1}{2} F g_0 I_s = \frac{1}{2} F v_2 \quad (2-19)$$

术语**比功率**有时用于度量推进系统质量（包含能量源）的可用性，它定义为射流功率除以推进系统装填质量，即 P_{jet}/m_{0c} 。电推进系统（带有笨重、效率较低的能源）的比功率要比化学火箭发动机低得多。由能量源输入发动机系统的能量对于不同的发动机类型有不同的形式。对于化学火箭发动机，能量由燃烧产生。单位质量化学推进剂能获得的最大能量为其燃烧反应热 Q_R 。化学火箭发动机输入功率定义为

$$P_{\text{chem}} = \dot{m} Q_R J \quad (2-20)$$

式中 J 为转换常数，其值依所用单位而不同。排气能量中很大一部分无法转换为动能，这部分能量作为剩余焓值从喷管排出，这与内燃机高温排气能量损失类似。

化学火箭发动机的**燃烧效率**是单位质量推进剂的实际反应热与理论反应热之比，它用于度量能量源产生能量的效率。燃烧效率的值较高（约 94% ~ 99%），该术语将在第五章定义。输入功率 P_{chem} 乘以燃烧效率即得到推进装置的可用功率，该功率在发动机中被转换为排气射流的动能。电推进中类似的效率为功率转换效率。对于太阳能电池，它是太阳辐射能转化为电能的效率，其值较低（10% ~ 20%）。

在某时刻**传给飞行器的功率**定义为推进系统推力 F 与飞行器速度 u 之积：

$$P_{\text{vehicle}} = Fu \quad (2-21)$$

火箭推进系统的**内效率**用于表示输入推进装置的能量向喷射物质动能转化的有效性。比如，对于化学火箭发动机，它是式 (2-19) 表示的喷射气体动能与式 (2-20) 表示的化学反应能量之比。例题 2-3 中使用了内效率。化学火箭发动机能量平衡图（图 2-3）中给出了典型的能量损失。内效率可表示为

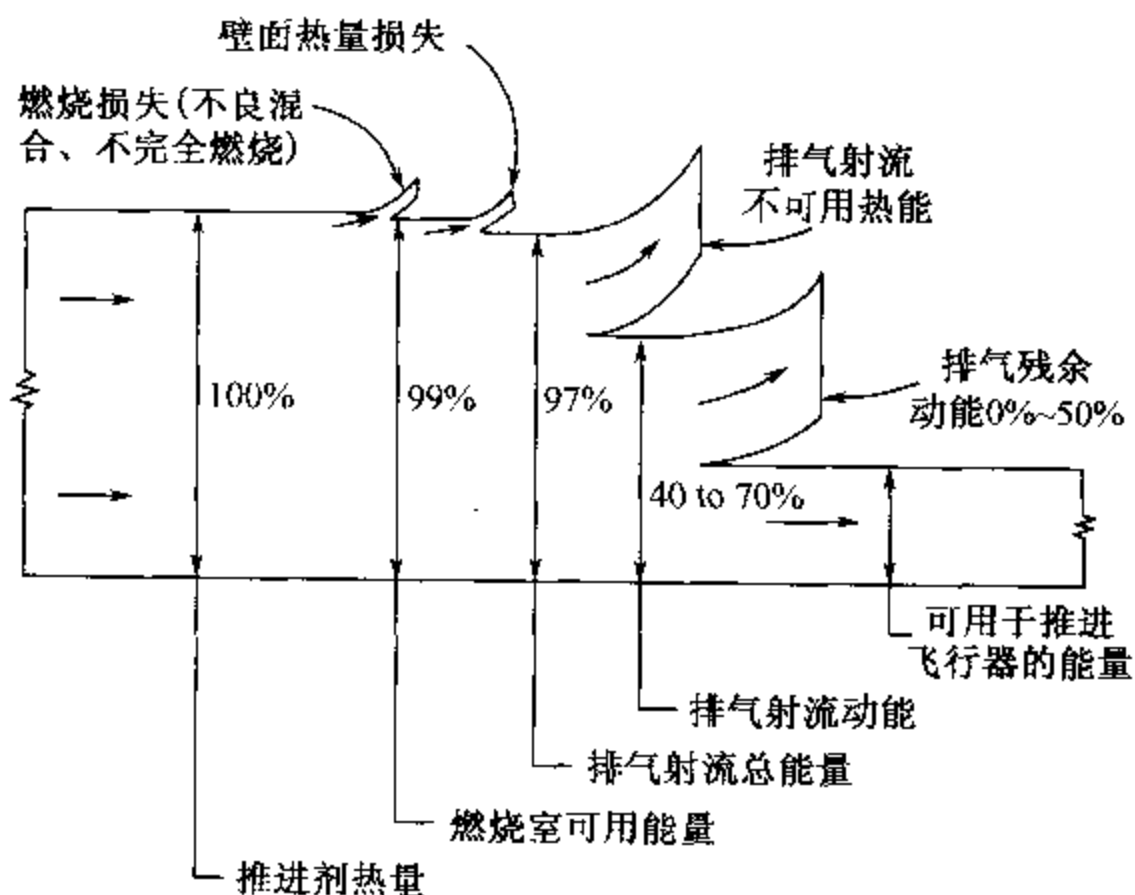


图 2-3 典型化学火箭发动机能量平衡图

$$\eta_{\text{int}} = \text{射流动能} / \text{可用化学能} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} v^2}{\eta_{\text{comb}} P_{\text{chem}}} \quad (2-22)$$

例题 2-3 将给出典型的 η_{int} 值。

推进效率 (图 2-4) 表示排气射流动能中有多少对推动飞行器是有用的。它通常用于通管喷气发动机, 其定义为

$$\begin{aligned} \eta_p &= \text{飞行器功率} / (\text{飞行器功率} + \text{射流残余动能}) \\ &= \frac{Fu}{Fu + \frac{1}{2}(\dot{w}/g_0)(c-u)^2} = \frac{2u/c}{1 + (u/c)^2} \end{aligned} \quad (2-23)$$

式中 F 为推力, u 为飞行器绝对速度, c 为发动机相对于飞行器的等效排气速度, $\dot{w}$ 为推进剂质量流量, η_p 为推进效率。当飞行器向前飞行的速度正好等于排气速度时推进效率达到最大值, 此时射流的剩余动能与绝对速度都是零, 排出的气体静止停留在空间。

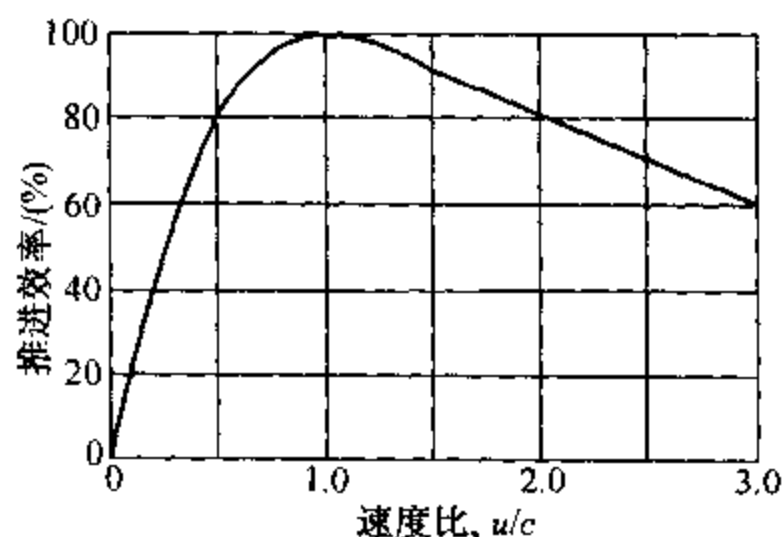


图 2-4 不同飞行速度时的推进效率

在追求经济地使用能量和高效率的同时, 还存在使喷射物质消耗量最少的问题, 在很多情况下该问题比降低能耗更重要。例如, 在能源来自核反应堆和太阳能的情况下, 可获得的热能几乎是无限的, 然而飞行器能携带的工质是有限的。若排气速度高, 工质消耗量就少。因为比冲与排气速度成正比, 故比冲高低可用于度量推进剂消耗量的多少。

2.5 典型性能值

表 2-1 和图 2-5 给出了各种火箭发动机主要性能参数的典型值。

化学火箭发动机的比冲相对较低, 结构质量相对较轻 (发动机重量小), 推力能达到很高, 因此其加速度与比功率较大。与此相反, 离子推进装置具有很高的比冲, 但带有笨重的电源处理设备为高喷射速度提供功率。由于电推进发动机和那些利用太阳能的发动机产生的加速度很小, 通常加速时间很长, 因此这些推进系统最好用于飞行时间很长的任务。电推进系统的小推力意味着它们无法用于强重力梯度场内 (用于起飞或降落), 而适合用于真正的空间飞行任务。

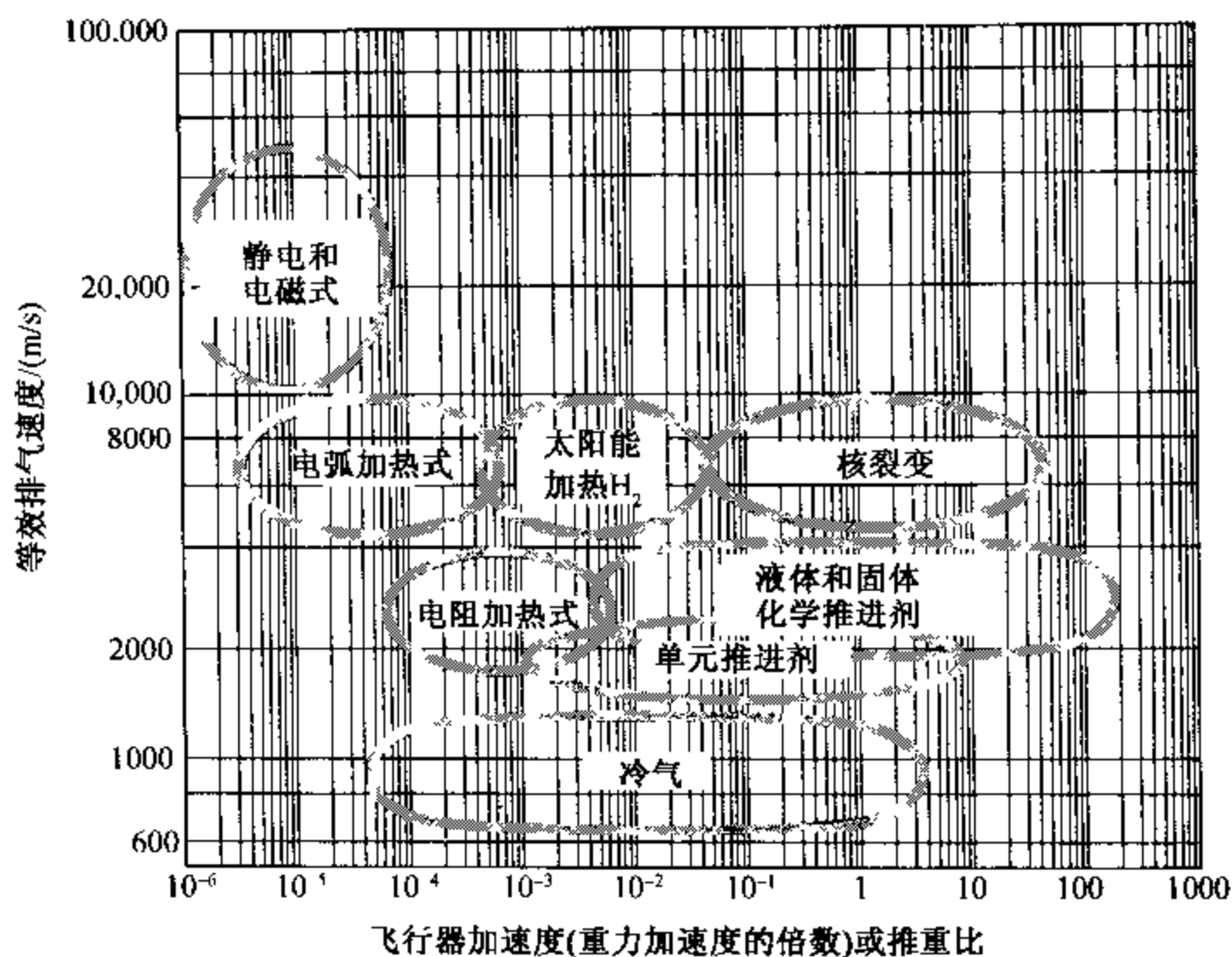


图 2-5 排气速度与典型飞行器加速度的关系。圈中区域表示各种推进系统的大致性能范围。飞行器质量包括推进系统，但假设有效载荷质量为零

化学推进系统（固体和液体）已发展成熟并广泛应用于各种飞行器。第五章到第十五章将叙述化学推进系统。电推进也已经应用于一些空间飞行任务（见第十九章）。其他一些推进系统仍然处于探索或研究阶段，将来可能会投入应用。

例题 2-3 为了比较不同的推进系统，请计算推力为 100 N 的几种不同类型的发动机所需的能量输入及推进剂流量。

解 根据式 (2-13) 与 (2-19) 可得

$$\dot{m} = F(I_{g0})$$

$$\text{输入功率} = P_{\text{jet}}/\eta_{\text{int}} = \frac{1}{2} \dot{m} v_2^2 / \eta_{\text{int}}$$

由表 2-1 得到典型的比冲值，内效率的典型值根据经验选取。这些值随推进剂与发动机设计会有所不同。求解上面的公式，得到 $\dot{m}$ 和能量输入值，列于下表。

发动机类型	η_{int}	I_s	$v_2/$ (m/s)	$\dot{m}/$ (kg/s)	输入能量/kW
化学发动机	0.50	300	2940	0.0340	294
核裂变发动机	0.50	800	7840	0.0128	787
电弧加热发动机	0.50	600	5880	0.0170	588
静电离子发动机	0.90	2000	19600	0.0051	1959

后三种推进系统需要 500 kW 以上的功率，但推进剂流量很小。后两种的数据仅作例证，是假设的。至今最大的电弧加热发动机实验样机的功率约为 120 kW，最大的离子发动机实验样机的功率约为 10 kW。虽然兆瓦级功率的发动机在设计上是可行的，但要获得所需的经飞行验证的电源看起来在近十年内是不太可能的。

习题

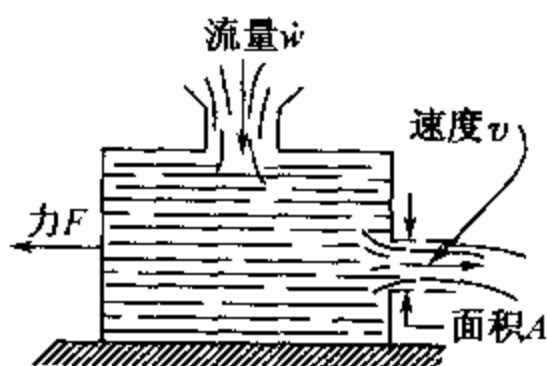
答题时请参考书末的三个附录：

附录 1：转换系数和常数

附录 2：地球标准大气特性

附录 3：主要公式汇总

1. 试证明：对于下图所示的不可压流体，反作用推力 F 等于 A 截面上总动压的两倍。



2. 某火箭发动机数据如下：推力 8896 N，推进剂消耗率 3.867 kg/s，飞行器速度 400 m/s，推进剂能量值 6.911 MJ/kg。

求：(a) 等效排气速度；(b) 单位推进剂流量的喷射动能；(c) 内效率；(d) 推进效率；(e) 总效率；(f) 比冲；(g) 推进剂比耗量。

答案：(a) 2300 m/s；(b) 2.645 MJ·s/kg；(c) 38.3%；(d) 33.7%；(e) 13.3%；(f) 234.7 s；(g) 0.00426 s⁻¹。

3. 某火箭发动机的等效排气速度为 7000 ft/s，推进剂流量为 280 lb/s，推进剂放热值为 2400 Btu/lb。发动机工作 65 s。试以速度比 u/c ($0 < u/c < 1.0$) 为横坐标绘制推进效率、内效率和总效率曲线。飞行器额定速度为 5000 ft/s。试计算：(a) 比冲；(b) 总冲；(c) 所需的推进剂总质量；(d) 若推进剂平均比重为 0.925，求推进剂容积。

答案：(a) 217.5 s；(b) 3960000 lb·s；(c) 18200 lb；(d) 315 ft³。

4. 试计算习题 2 中火箭发动机的比功率，假设推进系统干质量为 80 kg，工作时间为 3 min。

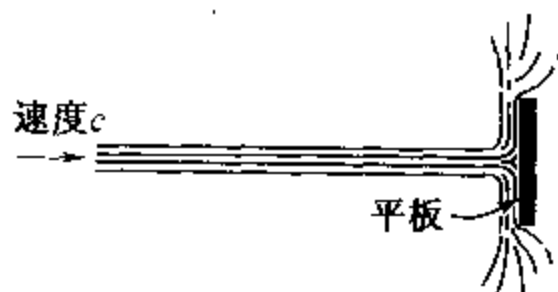
5. 根据表 2-1 中各种推进系统的值，求 2000 kg 推进剂的总冲。

6. 如下图所示，一射流冲击一静止平板。

(a) 若流体流量为 50 kg/min、绝对速度为 200 m/s，求作用在平板上的力；

(b) 若平板以 $u = 50$ km/h 的速度向射流方向运动，则作用在平板上的力有多大？

答案：(a) 167 N；(b) 144 N。



7. 利用附录 2 中的大气压数据和表 11-3 中“民兵”一级火箭发动机推力室的数据, 画出推力、比冲随高度的变化。假设 $p_2 = 8.66 \text{ psi}$,

8. 试推导质量比 **MR** 与推进剂质量分数之间的关系。

答案: $\zeta = 1 - \text{MR}$

英文符号 (括号中为英制单位)

A	面积, m^2 (ft^2)
A_t	喷管喉部面积, m^2 (ft^2)
A_2	喷管出口面积, m^2 (ft^2)
c	等效排气速度, m/s (ft/s)
c^*	特征排气速度, m/s (ft/s)
E	能量, J ($\text{ft}\cdot\text{lbf}$)
F	推力, N (lbf)
g_0	标准海平面重力加速度, 9.80665 m/s^2 (32.174 ft/s^2)
I_s	比冲, $(\text{N}\cdot\text{s}^3) / (\text{kg}\cdot\text{m})$ 或 $\text{s} [(\text{lbf}\cdot\text{s}) / \text{lbf}]$
I_t	冲量或总冲, $\text{N}\cdot\text{s}$ ($\text{lbf}\cdot\text{s}$)
J	转换系数或热功当量, 4.184 J/cal 或 1055 J/Btu 或 $778 (\text{ft}\cdot\text{lb}) / \text{Btu}$
m	质量, kg (slug) ($1 \text{ slug} = \text{海平面重 } 32.174 \text{ lb 的质量}$)
$\dot{m}$	质量流量, kg/s (lbfm/s)
m_f	最终质量 (推进剂耗尽后), kg (slug)
m_p	推进剂质量, (slug)
m_0	初始质量 (发动机工作前), kg (slug)
MR	质量比 (m_f / m_0)
p	压力, 帕斯卡 [Pa] 或 N/m^2 (lbf/ft^2)
p_1	燃烧室压力, Pa (lbf/ft^2)
p_2	发动机喷管出口气体压力, Pa (lbf/ft^2)
p_3	环境压力或大气压力, Pa (lbf/ft^2)
P	功率, J/s [$(\text{ft}\cdot\text{lbf}) / \text{s}$]
P_s	比功率, $\text{J}/(\text{s}\cdot\text{kg})$ [$(\text{ft}\cdot\text{lbf}) / (\text{s}\cdot\text{lb})$]
Q_R	单位质量推进剂的反应热, J/kg (Btu/lb)
t	时间, s
u	飞行器速度, m/s (ft/s)
v_2	燃气相对发动机的速度, m/s (ft/s)
w	重量, N 或 $(\text{kg}\cdot\text{m}) / \text{s}^2$ (lbf)
$\dot{w}$	重量流量, N/s (lbf/s)
w_0	初始重量, N 或 $(\text{kg}\cdot\text{m}) / \text{s}^2$ (lbf)

希腊字母

ζ	推进剂质量分数
η	效率
η_{comb}	燃烧效率
η_{int}	内效率
η_p	推进效率

参考文献

- 2-1. "American National Standard Letter Symbols for Rocket Propulsion," *ASME Publication Y 10.14*, 1959.
- 2-2. "Solid Propulsion Nomenclature Guide," *CPIA Publication 80*, Chemical Propulsion Information Agency, Johns Hopkins University, Laurel, MD., May 1965, 18 pages.

第三章 喷管理论和热力学关系式

火箭发动机喷管和燃烧室内部过程的热力学关系式是计算火箭推进系统性能和确定若干关键设计参数所需的数学工具。这些关系式可用于评定和比较各种火箭推进系统的性能、预测任何利用气体热力学膨胀原理的火箭发动机装置的工作性能、针对给定的性能要求确定一些必要的设计参数（如喷管尺寸和大致形状）。该理论适用于化学火箭推进系统（液体和固体推进剂）、核火箭发动机、太阳能加热推进系统、电阻或电弧加热的电火箭系统以及任何利用气体膨胀作为高速喷射物质的推进机理的推进系统。

本章介绍和阐述一些对火箭发动机装置的分析 and 设计很重要的基本热力学关系式。利用这些公式，读者可基本了解火箭发动机气体的特性和膨胀所涉及的热力学过程。读者需具备基本的热力学和流体力学知识（参见文献 1-1、3-1、3-2 和 3-3）。本章还描述了各种喷管构型、非最佳性能、能量损失、喷管对中、变推力以及四类不同的喷管性能参数的确定方法。

3.1 理想火箭发动机

理想火箭推进系统这个概念是很有用的，因为在这种条件下有关的热力学基本原理可以用简单的数学关系式表示，这些关系式将在本章各节中给出。这些公式是准一维喷管流动的理论描述，这种准一维公式是完全二维或三维公式以及实际气动热化学特性的一种理想化的、简化的形式。但是，通过下面陈述的假设和简化，它们对许多火箭推进系统都足以得到有用的解。对于化学火箭推进，实际测量的性能通常比理论计算值低 1%~6%。在设计新火箭发动机时，当前普遍认可的做法是利用理想火箭发动机参数，然后加以适当的修正，如本章第 5 节讨论的那样。**理想火箭发动机**装置应满足以下假设：

- (1) 工质（或化学反应产物）是**均相**的。
- (2) 工质的所有成分都是**气态**的。总质量中任何凝聚相（液态或固态）所占的量都可忽略。
- (3) 工质服从**完全气体定律**。
- (4) 没有穿过发动机室壁的**传热**，因此流动是绝热的。
- (5) 没有明显的**摩擦**，忽略所有的**边界层效应**。
- (6) 喷管流动无**激波或不连续性**。
- (7) **推进剂流动是定常**的。工质的膨胀均匀而稳定，没有振动。瞬变效应（即启动和关机）的时间非常短，可忽略。
- (8) 离开发动机喷管的排气只有**轴向速度**。

- (9) 在与喷管轴线垂直的任何截面上气体的速度、压力、温度和密度都是均匀的。
- (10) 在发动机燃烧室内气体达到**化学平衡**，气体成分在喷管内不变（冻结流动）。
- (11) 所贮存的推进剂处于室温，低温推进剂处于沸点温度。

有了这些假设，就可对下面几节将要阐述的简单的准一维理论进行推导。本章后面部分将介绍更复杂的理论，或对列出的一些项目引入修正系数，它们可以使简化分析更加精确。下面一段将解释为什么这些假设只引入了很小的误差。

对于液体火箭发动机，理想化的理论假设喷射系统使燃料和氧化剂完全均匀混合，产生均相的工质。好的发动机喷注器能达到与此非常接近的状态。对于固体火箭发动机装置，推进剂必须基本上是均相和均匀的，燃烧速率必须是稳定的。对于核热、太阳能加热或电弧加热火箭发动机，假设任何横截面上热气的温度都是均匀的，气流是稳定的。由于燃烧室温度一般来说很高（对于常用推进剂为 2500~3600 K），远在各种气体相应的饱和状态之上，实际上与完全气体非常接近。上面的假设（4）、（5）和（6）使得火箭发动机喷管内的过程可以采用**等熵膨胀**关系，由此描述热量向射流动能的最大限度的转化。此外这还意味着喷管流动为可逆热力学过程。壁面摩擦损失难以精确确定，但这在喷管中通常是很小的。除了很小的推力室外，发动机室壁传热造成的能量损失通常小于总能量的 1%（偶尔达 2%），因此可以忽略。稳态时推进剂流量和压力的短期波动通常小于额定值的 5%，它们对火箭性能的影响是很小的，也可以忽略。在精心设计的超声速喷管中，热能向排气定向动能的转变是平稳进行的，没有正激波或不连续性，因此流动膨胀损失总的来说也是很小的。

某些公司和某些作者提出的理想发动机的定义中的假设并不一定包括上述全部 11 项或与此完全相同。例如，某些作者采用 15°半角的锥形喷管作为理想喷管的基本构型而不采用假设（8）（喷管出口速度全为轴向的），以考虑速度扩张损失，这将在本章后面叙述。

3.2 热力学关系式概述

本节简要回顾一些推导喷管流动公式所需的基本关系式。这些关系式的严格推导过程和讨论可参见许多热力学和流体力学教科书，如文献 3-1 和 3-2。

能量守恒原理可以直接应用于喷管内的无轴功绝热过程。此外，没有激波和摩擦，流动的熵变为零。**焓**这个概念在流动系统中是很有用的。焓为**内能加流动功**（或气体以速度 v 越过边界所做的功）。对于理想气体，焓可以很方便地表示为比热 c_p 与绝对温度 T 之积（定压比热形式上定义为定压下焓对温度的偏导数）。在上述假设下，单位质量的总焓或滞止焓 h_0 为常数，即

$$h_0 = h + v^2/2J = \text{常数} \quad (3-1)$$

上式中 J 为热功当量，只有当热量单位（即 Btu 和 Cal）与力学单位（即 ft·lbf 和 J）混合使用时才引入 J 。在 SI 单位（kg、m、s）中 J 为 1。在英制单位中 J 为另一常数（参见附录 1），因为质量单位（即 lb）不同。任意两截面 x 和 y 之间等熵流动的能量是守恒的，而势能的变化可以忽略，因此流动的焓降伴随有动能的增加。

$$h_x - h_y = \frac{1}{2}(v_y^2 - v_x^2)/J = c_p(T_x - T_y) \quad (3-2)$$

在只有一个进口和一个出口的稳态流动中，**质量守恒原理**表示为任意截面 x 与 y 上的质量流量 $\dot{m}$ 相等，其数学形式就是众所周知的连续方程。设横截面积为 A 、速度为 v 、比容为 V ，则有

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y \equiv \dot{m} = Av/V \quad (3-3)$$

完全气体定律可以写为

$$p_x V_x = RT_x \quad (3-4)$$

式中气体常数 R 为通用气体常数 R' 除以流动气体混合物的分子量 M 。标准状态下分子容积为 $22.41 \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{mol})$ ，与此相关 $R' = 8314.3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{mol} \cdot \text{K})$ 。读者经常会发现用密度 ρ 表示的公式 (3-3)， ρ 为比容 V 的倒数。对于完全气体，定压比热 c_p 、定容比热 c_v 及其比值 k 在很宽的温度范围内都是常数，三者是相关的。

$$k = c_p/c_v \quad (3-5a)$$

$$c_p - c_v = R/J \quad (3-5b)$$

$$c_p = kR/(k-1)J \quad (3-6)$$

对于**等熵流动过程**，任意两点 x 和 y 之间存在以下关系：

$$T_x/T_y = (p_x/p_y)^{(k-1)/k} = (V_y/V_x)^{k-1} \quad (3-7)$$

在喷管等熵膨胀过程中，压力显著下降，绝对温度的下降稍微小一些，比容增大。当流动以等熵过程停止时，得到的状态称为**滞止状态**，用下标“0”表示。有时用“总”字代替“滞止”。从公式 (3-1) 可以看出，滞止焓为静止焓（或当地焓）和流体动能之和。根据能量公式可以得到滞止温度 T_0 为

$$T_0 = T + v^2/(2c_p J) \quad (3-8)$$

式中 T 为流体的绝对静温。在绝热流动中，滞止温度为常数。滞止压力与流动中当地压力的关系可以根据前面两个公式得到：

$$p_0/p = [1 + v^2/(2c_p J T)]^{k/(k-1)} = (V/V_0)^k \quad (3-9)$$

在当地速度接近零时，当地温度和当地压力接近滞止温度和滞止压力。在燃烧室中气体速度很小，燃烧室压力基本上等于滞止压力。理想气体的**声速** a 与压力无关，它定义为

$$a = \sqrt{kRT} \quad (3-10)$$

若用英制 (EE) 单位， R 值必须修正，要增加常数 g_0 ，公式 (3-10) 成为 $\sqrt{g_0 kRT}$ 。在 EE 制中凡是有 R 的地方都必须使用该修正系数。**马赫数** M 是一无量纲流动参数，定义为流动速度 v 与当地声速 a 之比。

$$M = v/a = v/\sqrt{kRT} \quad (3-11)$$

马赫数小于 1 相应于亚声速，马赫数大于 1 则相应于超声速。当马赫数等于 1 时，流动速度正好为声速。后面将要指出，所有超声速喷管的喉部马赫数都等于 1。现在可以根据公式 (3-2)、(3-7) 和 (3-10) 写出滞止温度和马赫数之间的关系。

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2}(k-1)M^2 \right] \quad (3-12)$$

或

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{T_0}{T} - 1 \right)}$$

T_0 和 p_0 表示温度和压力的滞止值。与温度不同，滞止压力在喷管绝热膨胀中只对等熵流动才保持不变，它可以用下式计算。

$$p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2}(k-1)M^2 \right]^{k/(k-1)} \quad (3-13)$$

等熵流动中喷管内任意两点 x 和 y 的喷管面积比可用马赫数表示。其公式为

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\frac{1 + [(k-1)/2]M_y^2}{1 + [(k-1)/2]M_x^2}}^{(k+1)/(k-1)} \quad (3-14)$$

图 3-1 画出了上式以及 T/T_0 和 p/p_0 的关系，图中 A_x 取为 A_t ， M_x 为 1.0。从图 3-1 可以看出，亚声速流动状态下燃烧室收缩比 A_1/A_t 可很小，其值为 3~6，流动通道为收敛形。从该图还可发现 k 的变化带来的影响几乎看不出来。在固体火箭发动机中，燃烧室面积 A_1 指初始药柱中的流动通道或空腔的面积。对于超声速流动，喷管截面扩

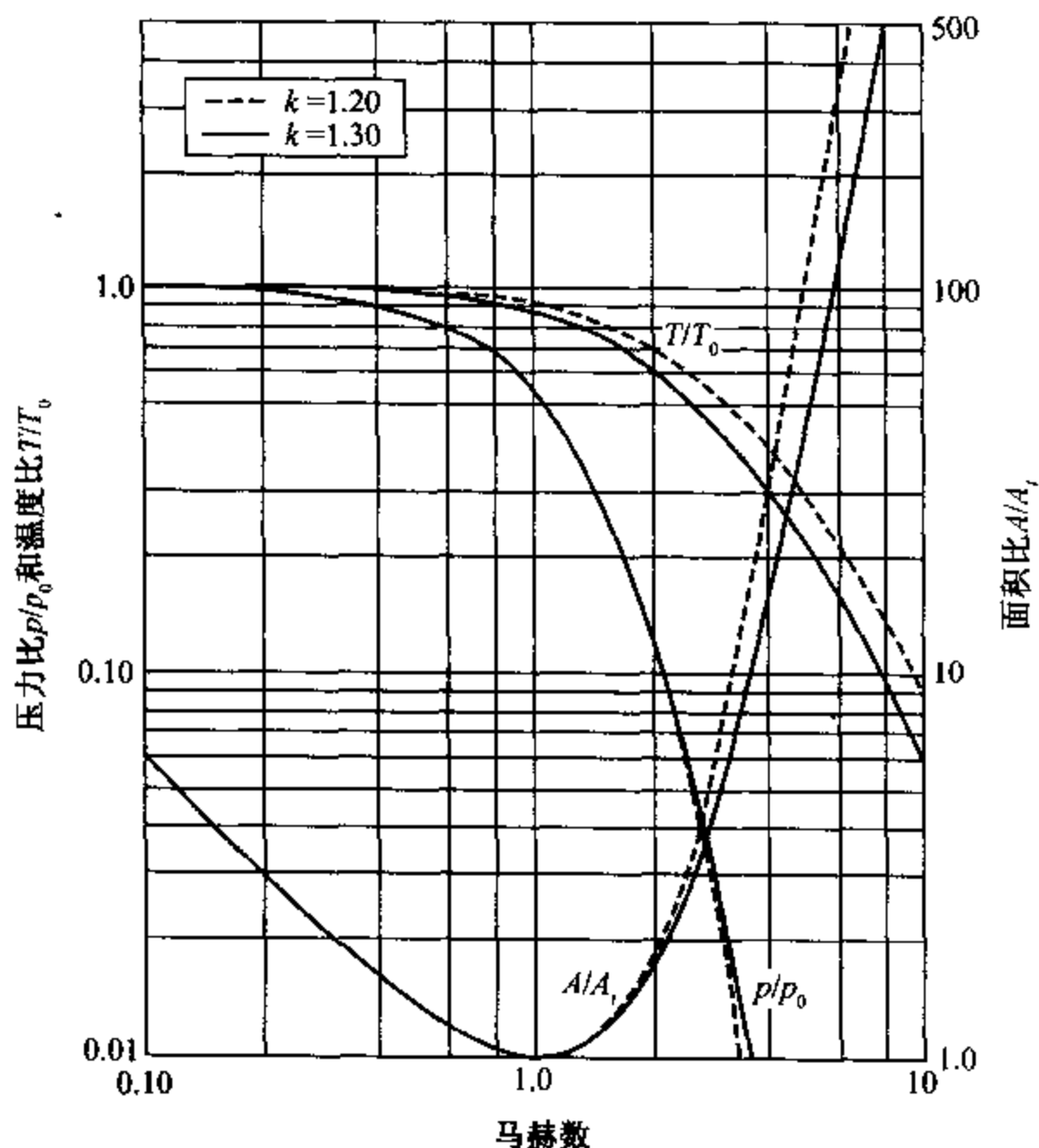


图 3-1 亚声速和超声速状态下拉伐尔喷管中面积比、压力比和温度比与马赫数的关系

张, 面积比增长很快, k 值对面积比有显著影响。在 $M=4$ 时面积比 A_2/A_1 为 15~30, 视 k 值而定。从另一方面讲, k 对压力比的影响很小, 对温度比的影响较大。

混合气体的平均分子量 $\bar{m}$ 为所有组分的摩尔分数 n_i 与其分子量之积 ($n_i m_i$) 之和除以所有组分的摩尔分数之和。第五章将对此作进一步叙述。采用符号 $\bar{m}$ 是为了避免与马赫数 M 混淆。在许多火箭发动机文献中 $\bar{m}$ 称为分子重量。

例题 3-1 一理想火箭发动机燃烧室在海平面工作, 采用燃烧产物的比热比 k 为 1.30 的推进剂。求所需燃烧室压力及喷管喉部和出口截面的面积比, 假定喷管出口马赫数 M 为 2.4。喷管进口马赫数很小, 可以忽略。

解 对于最佳膨胀, 喷管出口压力应等于大气压 0.1013 MPa。若燃烧室气流速度很小, 则燃烧室压力等于总压或滞止压力, 根据公式 (3-13) 得

$$\begin{aligned} p_0 &= p[1 + 0.5(k-1)M^2]^{k/(k-1)} \\ &= 0.1013[1 + 0.5 \times 0.30 \times 2.40^2]^{2.3/0.3} = 1.50 \text{ (MPa)} \end{aligned}$$

设喉部 $M_1=1.0$, 根据公式 (3-14) 确定面积比 (同时参见图 3-1) 为

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{1.0}{2.40} = \sqrt{\left(\frac{1 + 0.15 \times 2.4^2}{1 + 0.15} \right)^{2.3/0.3}} = 2.64$$

3.3 喷管内部等熵流动

在收敛-扩张喷管中, 燃烧室燃气的大部分热能转变为动能。如后面将阐述的, 气体的压力和温度显著下降, 而气体速度可超过每秒 3 km。这是一个基本上是等熵的可逆流动过程, 其分析方法将在下面叙述。若喷管内壁有一流动障碍或凸起 (如一块焊接飞溅物或残渣), 则气体的局部动能转变回热能, 局部参数基本上等于燃烧室内的总温和总压。由于这会导致局部壁面很快过热和破坏, 喷管内壁必须平滑, 不得有任何凸起。滞止状态还会在燃气舵前缘 (将在第十六章叙述) 或伸入气流中的气体取样管端头出现。

3.3.1 速度

根据公式 (3-2) 可得到喷管出口速度 v_2 :

$$v_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + v_1^2} \quad (3-15a)$$

上式在理想和非理想火箭发动机中都适用。对于 k 为常数的情况, 利用公式 (3-6) 和 (3-7) 可改写上式。下式中下标 1 和 2 分别表示喷管进口和出口状态:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right] + v_1^2} \quad (3-15b)$$

上式也适用于喷管内任意两点。当燃烧室截面相对喷管喉部截面很大时, 燃烧室速度或喷管进口速度相对很小, v_1^2 项可忽略。燃烧室温度 T_1 即为喷管进口温度, 在等熵条件下它与滞止温度或 (对于化学火箭) 燃烧温度差别很小。这样就导出了排气速度 v_2 的简化表达式, 该表达式很重要, 在分析中经常用到。

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_0}{\bar{m}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (3-16)$$

从上式可以看出, 喷管排气速度为压比 p_1/p_2 、比热比 k 、喷管进口绝对温度 T_1 以及气体常数 R 的函数。由于任何特定气体的气体常数都与分子量 M 成反比, 故排气速度或比冲是喷管进口绝对温度与分子量之比的函数, 如图 3-2 所示。该比值在优化化学火箭发动机混合比时很重要。

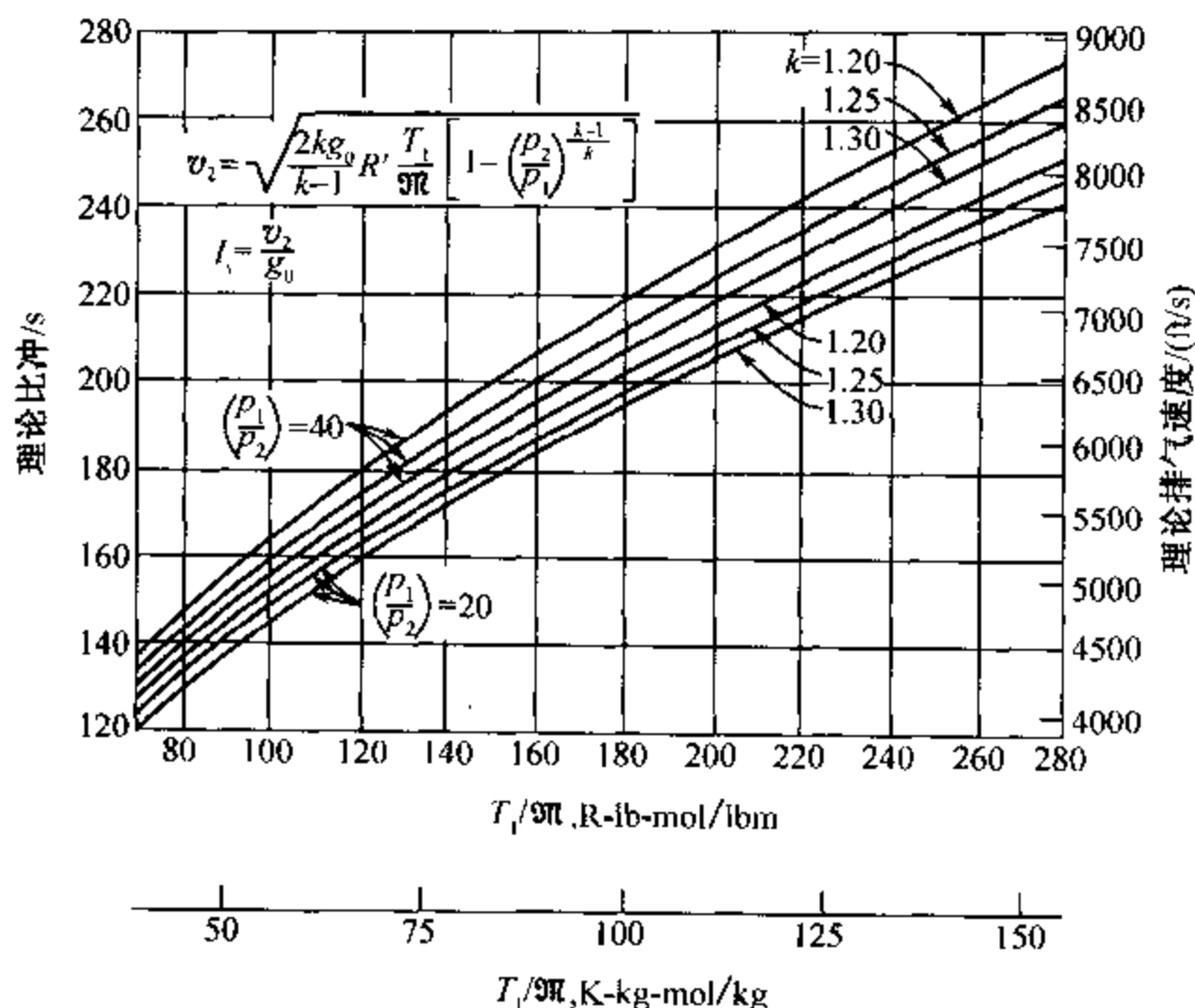


图 3-2 在喷管最佳膨胀时, 不同的 k 和 p_1/p_2 值的理想火箭发动机的比冲、排气速度与燃烧室绝对温度 T_1 和分子量 M 之间的关系

公式 2-14 和 2-15 给出了速度 v_2 、推力 F 和比冲 I_{sp} 之间的关系, 图 3-2 画出了在 2 种压比、3 种 k 值下的比冲值。公式 (3-16) 表明, 增加燃气温度 (通常通过提高能量释放值达到) 或降低推进剂分子量 (通常利用氢含量高的低分子量气体来达到) 都能改进火箭发动机性能, 即提高比冲 I_{sp} 或排气速度 v_2 或 c , 从而提高飞行器性能。喷管压比 p_1/p_2 和比热比的影响不太显著。从图 3-2 可以看到, 性能随压比的增加而增加, 该压比随着室压 p_1 的增加或出口压力 p_2 的降低 (相应于高空用的设计方案) 而增加。 k 值的影响 (比较小) 则有点不规则, 因为双原子或单原子气体的分子量比较低, 但它们的 k 值却比较高。

为了比较一火箭推进系统与另一火箭推进系统的比冲值, 或评估各种设计参数的影响, 压比值必须标准化。目前一般采用的标准状态是 1000 psi (6.894 MPa) 的室压和 1 atm (0.1013 MPa) 的出口压力。

对于最佳膨胀, $p_2 = p_3$, 等效排气速度 c [公式 (2-16)] 和理想发动机排气速度相等, 即

$$v_2 = (c_2)_{opt} \quad (3-17)$$

因此在公式 (3-15) 和 (3-16) 中 v_2 可以用 c 来代替。对于固定的喷管出口面积比和恒定的室压, 这种最佳状态只在外界压力 p_3 等于喷管排气压力 p_2 的特定高度出现。在其他所有高度, $c \neq v_2$ 。

当压比无限大 (排入真空) 时, 喷管出口速度达到理论最大值:

$$(v_2)_{\max} = \sqrt{2kRT_0/(k-1)} \quad (3-18)$$

虽然压比为无限大, 但该理论最大排气速度是一有限值, 因为它代表了有限的流体热能。这样的膨胀实际上是不会发生的, 因为在这种情况下, 至少, 许多工质组分的温度会降至液化温度或冰点以下, 它们不再是气体, 不能再进行气体膨胀。

例题 3-2 一台在海平面 ($p=0.1013$ MPa) 工作的火箭发动机, 室压 $p_1=2.068$ MPa 或 300 psi, 燃烧室温度 $T_1=222$ K, 推进剂耗量 $\dot{m}=1$ kg/s, 设 $k=1.30$, $R=345.7$ J/(kg·K)。试用图表示参数 A 、 v 、 V 和 M 随喷管压力的变化, 并计算理论推力和理论比冲。

解 选择一系列压力值, 并计算各压力相应的 A 、 v 和 V 值。下面给出了一个计算示例。根据完全气体状态方程 (3-4) 计算初始比容 V_1 :

$$V_1 = RT_1/p_1 = 345.7 \times 2222 / (2.068 \times 10^6) = 0.3714 \text{ (m}^3/\text{kg)}$$

根据公式 (3-7), 等熵流动中间压力点处 (如 $p_x=1.379$ MPa 或 200 psi 处) 的比容和温度为

$$V_x = V_1(p_1/p_x)^{1/k} = 0.3714(2.068/1.379)^{1/1.3} = 0.5072 \text{ (m}^3/\text{kg)}$$

$$T_x = T_1(p_x/p_1)^{(k-1)/k} = 2222(1.379/2.068)^{0.38/1.3} = 2053 \text{ (K)}$$

根据公式 (3-16) 可计算出速度:

$$\begin{aligned} v_x &= \sqrt{\frac{2kRT_1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 1.30 \times 345.7 \times 222}{1.30 - 1} \left[1 - \left(\frac{1.379}{2.068} \right)^{0.2307} \right]} = 771 \text{ (m/s)} \end{aligned}$$

根据公式 (3-3) 计算横截面积:

$$A_x = \dot{m}_x V_x / v_x = 1 \times 0.5072 / 771 = 658 \text{ (cm}^2\text{)}$$

根据公式 (3-11) 得到马赫数 M :

$$M = v / \sqrt{kRT} = 771 / \sqrt{1.30 \times 345.7 \times 2222} = 0.772$$

图 3-3 画出了速度、比容、面积和马赫数随该喷管内压力的变化。在最佳膨胀条件下理想排气速度 v_2 等于等效排气速度 c , 根据公式 (3-16) 可计算出该速度为 1827 m/s。进而根据公式 (2-6) 和 (2-14) 确定推力 F 和比冲 I_s :

$$F = \dot{m} v_2 = 1 \times 1827 = 1827 \text{ (N)}$$

$$I_s = c / g_0 = 1827 / 9.80 = 186 \text{ (s)}$$

从上面的例题可以得到一些有趣的推论。在火箭发动机喷管中可以得到很高的气体速度 (1 km/s 以上)。燃气流经火箭发动机喷管的温降是很可观的。上例中温度在较短的距离内变化了 1117℃。这是不足为奇的, 因为燃气动能的增加是由焓降得到的, 而焓降与温降成正比。由于排气在离开喷管时仍然很热 (1105 K), 故它们还有相当一部分热能无法转变为气流的动能。

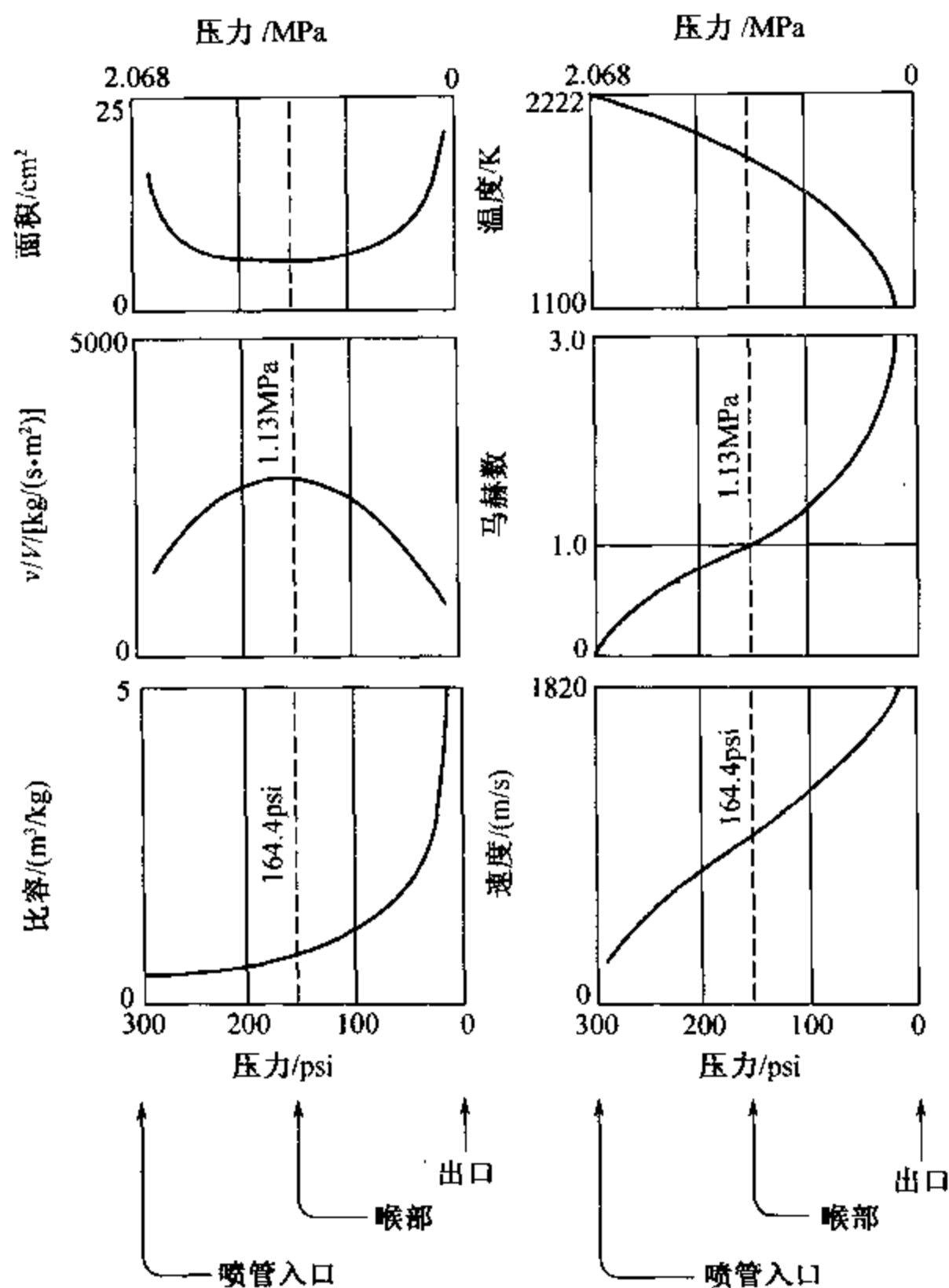


图 3-3 横截面积、温度、比容和速度随喷管内压力的典型变化曲线

3.3.2 喷管流动和喉部条件

为了使喷管出口气体速度达到很高, 要求喷管面积先是减小到一个**最小值** (上例中相应压力为 1.130 MPa 或 164 psi), 然后再增加。这类喷管 (以其发明者的名字命名为拉伐尔喷管) 由一收敛段和一扩张段组成。根据连续方程, 喷管截面积与 v/V 成反比, v/V 的值也在图 3-3 中画出了。在 v/V 曲线中有一最大值, 因为一开始速度增加的速率大于比容增加的速率, 然而在扩张段则比容增加的速率更大。

喷管最小面积称为**喉部面积**。喷管出口面积 A_2 与喉部面积 A_t 之比称为喷管面积膨胀比, 用希腊字母 ϵ 表示, 这是一个很重要的喷管设计参数。

$$\epsilon = A_2 / A_t \quad (3-19)$$

单位面积的气体流量在喉部达到最大值。喉部气体压比是惟一的，只与比热比 k 有关。在公式 3-13 中设 $M=1$ ，可得到该压比为

$$p_t/p_1 = [2/(k+1)]^{k/(k-1)} \quad (3-20)$$

使等熵质量流量达到最大值的喉部压力 p_t 称为**临界压力**。临界压力比的典型值在 0.53~0.57 之间。若压比大于公式 (3-20) 得出的值，则在给定进口条件下通过特定火箭发动机喷管的流量将小于最大流量。但是，应注意该压比不是通过整个喷管的压比，最大流量或壅塞条件（后面将解释）总是在喉部建立，而不是在出口平面。喷管进口压力与燃烧室总压非常接近，除非是在从喷注器到喷管进口有明显的压降的细长燃烧室中（这将在 3.5 节讨论）。在临界压力点即喉部处，马赫数为 1，比容和温度可以根据公式 (3-7) 和 (3-12) 得到

$$V_t = V_1 [(k+1)/2]^{1/(k-1)} \quad (3-21)$$

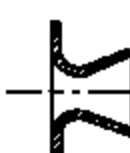
$$T_t = 2T_1/(k+1) \quad (3-22)$$

公式 (3-22) 中的喷管进口温度 T_1 非常接近于燃烧温度，因此也接近于喷管流动滞止温度 T_0 。在临界点处这些特性仅有轻微的变化。以 $k=1.2$ 的气体为例，临界压比约为 0.56（这意味着 p_t 约等于室压 p_1 的一半），温度只是稍有降低（ $T_t = 0.91T_1$ ），而比容的膨胀超过了 60%（ $V_t = 1.61V_1$ ）。根据公式 (3-15)、(3-20) 和 (3-22)，临界或喉部速度 v_t 为

$$v_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1}RT_1} = a_t = \sqrt{kRT} \quad (3-23)$$

上式中的第一种形式可根据喷管进口条件直接计算喉部速度而不需要知道任何喉部条件。喷管喉部处的临界速度显然就是当地声速。喷管扩张段在超声速状态下压力进一步降低，而速度进一步增加。若喷管在喉部截面截断，则出口气体速度为声速，而流量依然是最大的。只要喉部达到临界压力，即 p_2/p_1 等于或小于公式 (3-20) 所确定的量，喷管就可以达到声速或超声速流动状态。因此，存在三种喷管类型：亚声速、声速和超声速，表 3-1 对它们进行了描述。

表 3-1 喷管类型

	亚声速	声速	超声速
喉部速度	$v_1 < a_1$	$v_t = a_t$	$v_t = a_t$
出口速度	$v_2 < a_2$	$v_2 = v_t$	$v_2 > v_t$
马赫数	$M_2 < 1$	$M_2 = M_t = 1.0$	$M_2 > 1$
压比	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_1}{p_t} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$
形状			

火箭发动机用的是超声速喷管，这种喷管可以将焓最大程度地转变为动能。所有火箭发动机喷管进口压力与出口压力之比都是很大的，足以产生超声速流动。在海平面工

作时, 只有当燃烧室绝对压力降到约 1.78 atm 以下时, 喷管扩张段才会产生亚声速流动。这种状态会在启动和关机瞬变阶段的很短时间内出现。

声速等于弹性压力波在介质中的传播速度, 声音是无限小的压力波。因此, 只要稳态流动系统中任何一处达到声速, 压力扰动就不可能穿过声速流或超声速流的位置。故达到声速流的喷管喉部下游的任何小障碍或扰动都不会对喉部或喉部上游的流动产生影响, 只要扰动不把下游压力提高到其临界值以上。进一步降低出口压力甚至将排气段抽真空也不可能再增加喉部速度或流量了。这种重要状态常称为流动的**壅塞**, 它总建立在喉部, 而不是在喷管出口平面。超声速喷管临界截面的**壅塞流量**可以根据公式 (3-3)、(3-21) 和 (3-23) 导出, 它等于喷管内任何截面上的质量流量。

$$\dot{m} = \frac{A_t v_1}{V_t} = A_t p_1 k \frac{\sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{kRT_1}} \quad (3-24)$$

因此, 通过火箭发动机喷管的质量流量与喉部面积 A_t 和燃烧室 (滞止) 压力 p_1 成正比, 与 T/ρ 的平方根成反比, 同时也与气体物性有关。根据公式 (3-4)、(3-16)、(3-21) 和 (3-23), 超声速喷管的**喉部面积与下游面积之比**可表示为压力和比热的函数, 即 (下游压力为 p_x)

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{V_x v_t} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (3-25)$$

公式 (3-25) 中当 $p_x = p_2$ 时, $A_x/A_t = A_2/A_t = \varepsilon$ 。对于低空 (海平面到约 10 km) 工作的喷管, 面积比一般在 3~25 之间, 视燃烧室压力、推进剂组合和飞行器对发动机的尺寸要求而定。对于高空 (100 km 以上) 工作的喷管, 面积比一般在 40~200 之间, 但有些高达 400。同样, 根据公式 (3-15) 和 (3-23), 喷管喉部下游速度 (压力为 p_x 处) 与喉部速度之比为

$$\frac{v_x}{v_1} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (3-26)$$

通过这些公式可根据给定的压比直接确定理想火箭发动机喷管的速度比或面积比, 反之亦然。图 3-4 和 3-5 画出了它们之间的关系, 由此可根据面积比或速度比确定压力比。当 $p_x = p_2$ 时, 公式 (3-26) 给出了喷管出口截面与喉部截面的速度比。当喷管出口压力等于大气压力时 ($p_2 = p_3$, 参见图 2-1), 这些公式适用于最佳膨胀状态的喷管。对于高空工作的火箭发动机喷管, 将面积比提高到一定值以后再增加 (如达到 1000 以上) 已无法使排气速度增加很多了。此外, 大面积比带来设计上的困难和很重的喷管质量, 故实际应用中极限面积比为 350 左右。

附录 2 为标准地球大气特性表, 它给出了各种高度的大气压力。例如, 200 km 和 3000 km 高度的大气密度相差一个量级以上, 它影响卫星的阻力。这些特性每天可能有些不同 (主要是由于太阳活动), 在南北半球之间也会有所变化。

例题 3-3 试设计一理想火箭发动机喷管, 工作高度为 25 km, 推力为 5000 N, 室压为 2.068 MPa, 燃烧室温度为 2000 K。假定 $k = 1.30$ 、 $R = 355.4 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$ 。试确定喉部面积、出口面积、喉部速度和出口温度。

解 25 km 高度的大气压力为 0.002549 MPa (附录 2 中比值 0.025158 乘以海平面压力

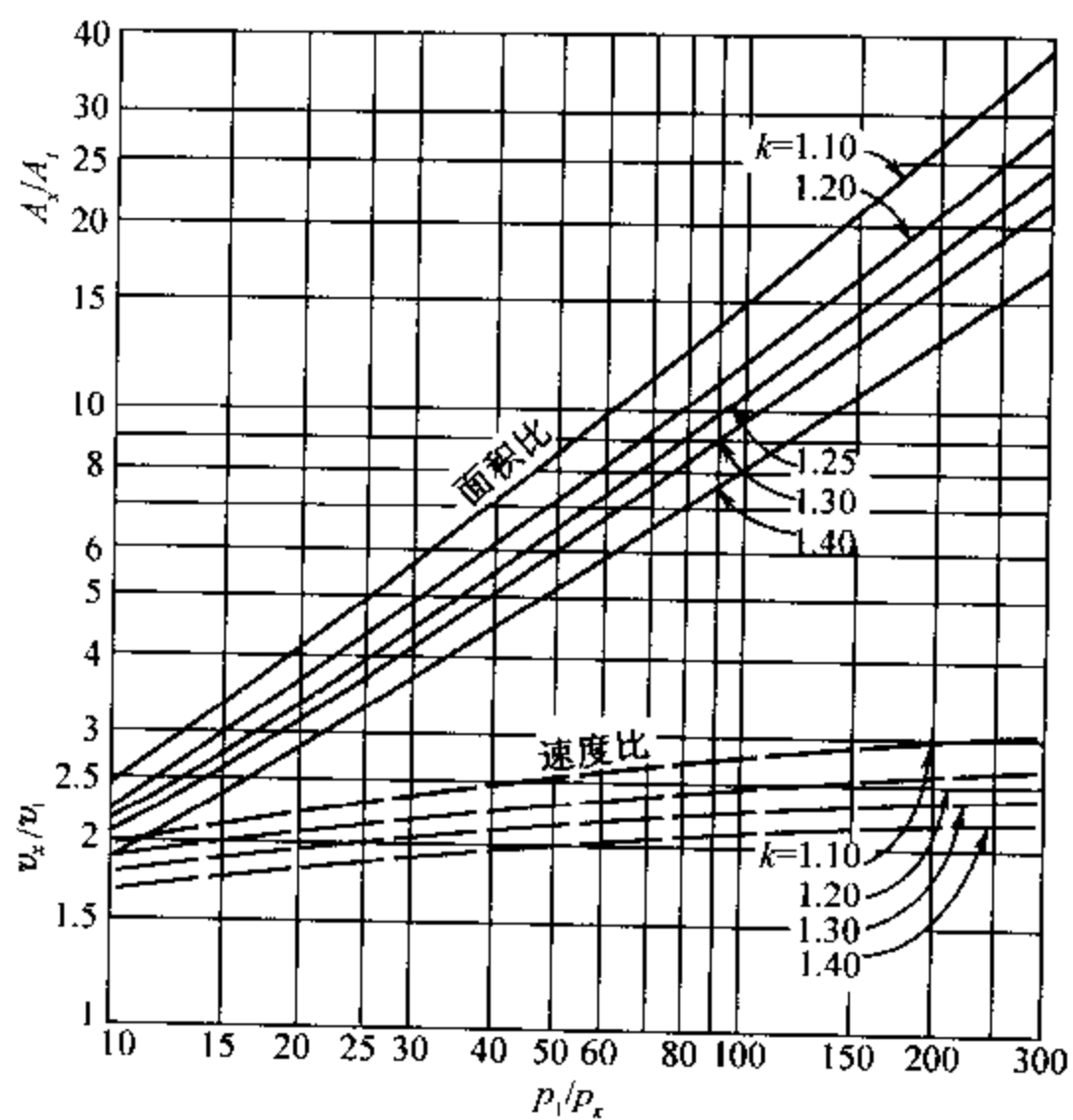


图 3-4 超声速喷管扩张段面积比、速度比与压力比的关系

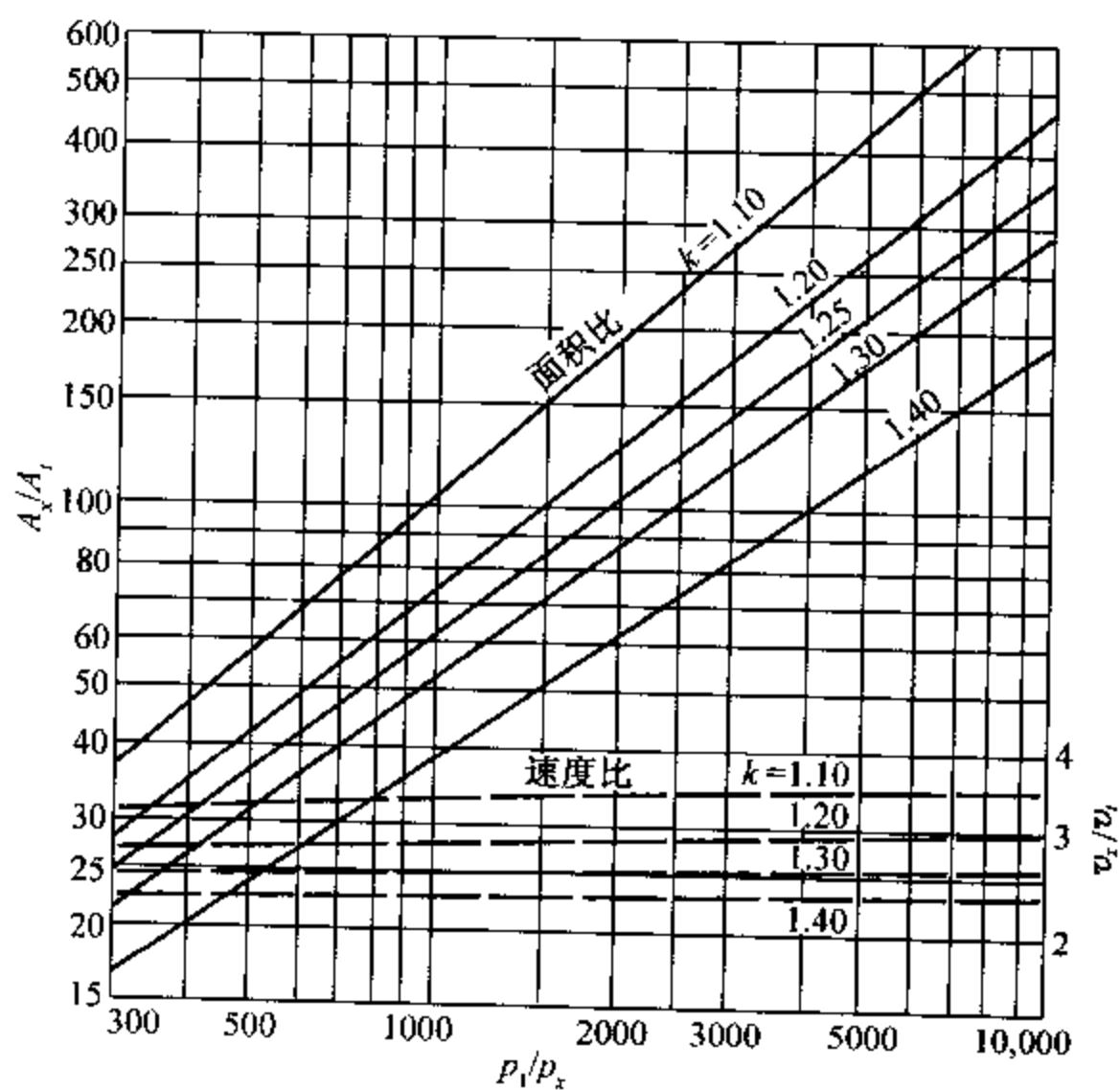


图 3-5 前图的延续，在更高的压力比范围

0.1013 MPa)。压力比为

$$p_2/p_1 = p_3/p_1 = 0.002549/2.068 = 0.001232 = 1/811.3$$

根据公式 (3-20) 求得临界压力为

$$p_t = 0.546 \times 2.068 = 1.129 \text{ (MPa)}$$

根据公式 (3-23) 求得喉部速度为

$$v_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1}RT_1} = \sqrt{\frac{2 \times 1.30}{1.30+1} \times 355.4 \times 2800} = 1060 \text{ (m/s)}$$

根据公式 (3-15) 和图 3-2, 利用压力比 811.3, 得到理论出口速度为

$$\begin{aligned} v_2 &= \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 1.30}{1.30-1} \times 355.4 \times 2800 \times 0.7869} = 2605 \text{ (m/s)} \end{aligned}$$

根据喉部速度和图 3-4 也可以得到该速度的近似值。最佳膨胀条件下的理论推进剂消耗率为

$$\dot{m} = F/v_2 = 5000/2605 = 1.919 \text{ (kg/s)}$$

喷管进口的气体比容为

$$V_1 = RT_1/p_1 = 355.4 \times 2800/(2.068 \times 10^6) = 0.481 \text{ (m}^3/\text{kg)}$$

喉部和出口截面的气体比容可根据公式 (3-21) 和 (3-6) 得到

$$V_t = V_1 \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} = 0.481 \left(\frac{2.3}{2} \right)^{1/0.3} = 0.766 \text{ (m}^3/\text{kg)}$$

$$V_2 = V_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{1/k} = 0.481 (2.068/0.002549)^{0.7692} = 83.15 \text{ (m}^3/\text{kg)}$$

喉部和出口截面的面积以及喷管面积比 A_2/A_t 为

$$A_t = \dot{m} V_t / v_t = 1.919 \times 0.766 / 1060 = 13.87 \text{ (cm}^2\text{)}$$

$$A_2 = \dot{m} V_2 / v_2 = 1.919 \times 83.15 / 2605 = 612.5 \text{ (cm}^2\text{)}$$

$$\epsilon = A_2/A_t = 612.5/13.87 = 44.16$$

根据 $k=1.30$ 和 $p_1/p_2=811.2$, 从图 3-5 也可直接得到该面积比的近似值。出口温度为

$$T_2 = T_1 (p_2/p_1)^{(k-1)/k} = 2800 (0.002549/2.068)^{0.2307} = 597 \text{ (K)}$$

3.3.3 推力和推力系数

推进剂燃气射流或流出的动量在火箭发动机结构上产生推力或反作用力。由于流动为超声速, 喷管出口压力可能与外界压力不同, 这时在动量推力外还要加上压力推力分量, 如公式 (2-14) 表示的:

$$F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (2-14)$$

任何给定的喷管的最大工作推力都是在真空 ($p_3=0$) 下得到的。利用附录 2 列出的大气特性和公式 (2-14), 可计算在海平面和宇宙真空之间推力随高度的变化。图 2-2 示出了推力随高度变化的典型曲线。要把最佳工况下 ($p_2=p_3$) 的计算值修改为给定 p_1 、

k 和 A_2/A_t 下的值, 可使用下面的公式。推力修正公式为

$$F = F_{opt} + p_1 A_t \left(\frac{p_2}{p_1} - \frac{p_3}{p_1} \right) \frac{A_2}{A_t} \quad (3-27)$$

利用公式 (2-5)、(2-18) 和 (2-14) 可得到比冲修正公式为

$$I_c = (I_c)_{opt} + \frac{c^* \epsilon}{g_0} \left(\frac{p_2}{p_1} - \frac{p_3}{p_1} \right) \quad (3-28)$$

例如, 若要计算新面积比 A_2/A_t 、新出口压力 p_2 下的比冲值, 就可使用上述关系。

用公式 (3-16)、(3-21) 和 (3-23) 的 v_2 、 v_t 和 V_t 代入式 (2-14) 并作整理后可得

$$\begin{aligned} F &= \frac{A_t v_t v_2}{V_t} + (p_2 - p_3) A_2 \\ &= A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + (p_2 - p_3) A_2 \quad (3-29) \end{aligned}$$

上式的第一种形式为通用形式, 适用于所有火箭发动机, 而第二种形式只适用于整个膨胀过程中 k 为常数的理想发动机。该公式表明推力与喉部面积 A_t 、室压 (或喷管进口压力) p_1 成正比, 并与喷管压比 p_1/p_2 、比热比 k 和压力推力有关。该公式称为理想推力方程。推力系数 C_F 定义为推力除以室压 p_1 和喉部面积 A_t , 由公式 (2-14)、(3-21) 和 (3-16) 可得

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{v_2^2 A_2}{p_1 A_t v_2} + \frac{p_2}{p_1} \frac{A_2}{A_t} - \frac{p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \\ &= \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \quad (3-30) \end{aligned}$$

推力系数 C_F 为气体特性 k 、喷管面积比 ϵ 和喷管压比 p_1/p_2 的函数, 与燃烧室温度无关。对于任何给定的压比 p_1/p_3 , 当 $p_2 = p_3$ 时推力系数 C_F 和推力 F 达到最大值。这个最大值称为**最佳推力系数**, 它是喷管设计中考虑的一个重要准则。利用推力系数可对公式 (3-29) 进行简化:

$$F = C_F A_t p_1 \quad (3-31)$$

公式 (3-31) 可用于求解 C_F , 此外它还提供了根据室压、喉部直径和推力的实验测量值确定推力系数的关系式。从公式 (3-30) 可以看出, 尽管推力系数是室压的函数, 但它与 p_1 并不是简单关联的。然而它与喉部面积却是直接关联的。推力系数可视为与燃烧室压力只作用于喉部面积所产生的推力相比, 由于气体通过超音速喷管的膨胀而产生的推力的放大系数。推力系数的值约在 0.8 到 1.9 之间。该参数方便了观察室压或高度变化对给定的喷管构型带来的影响, 或把海平面结果修正到飞行高度条件下的值。

图 3-6 画出了**最佳膨胀**条件下 ($p_2 = p_3$) 推力系数随压比 p_1/p_2 、 k 值和面积比 ϵ 的变化。图 3-7 和 3-8 分别画出了 $k = 1.20$ 和 1.30 时不同压比 p_1/p_3 、不同面积比 ϵ 的完整的推力系数曲线。这两组曲线可用于计算欠膨胀和过膨胀喷管的工作, 有助于解决各种喷管问题, 这将在下面解释。这些图中给出的数据是理想值, 未考虑诸如喷管扩散、摩擦以及内部膨胀波等造成的损失。

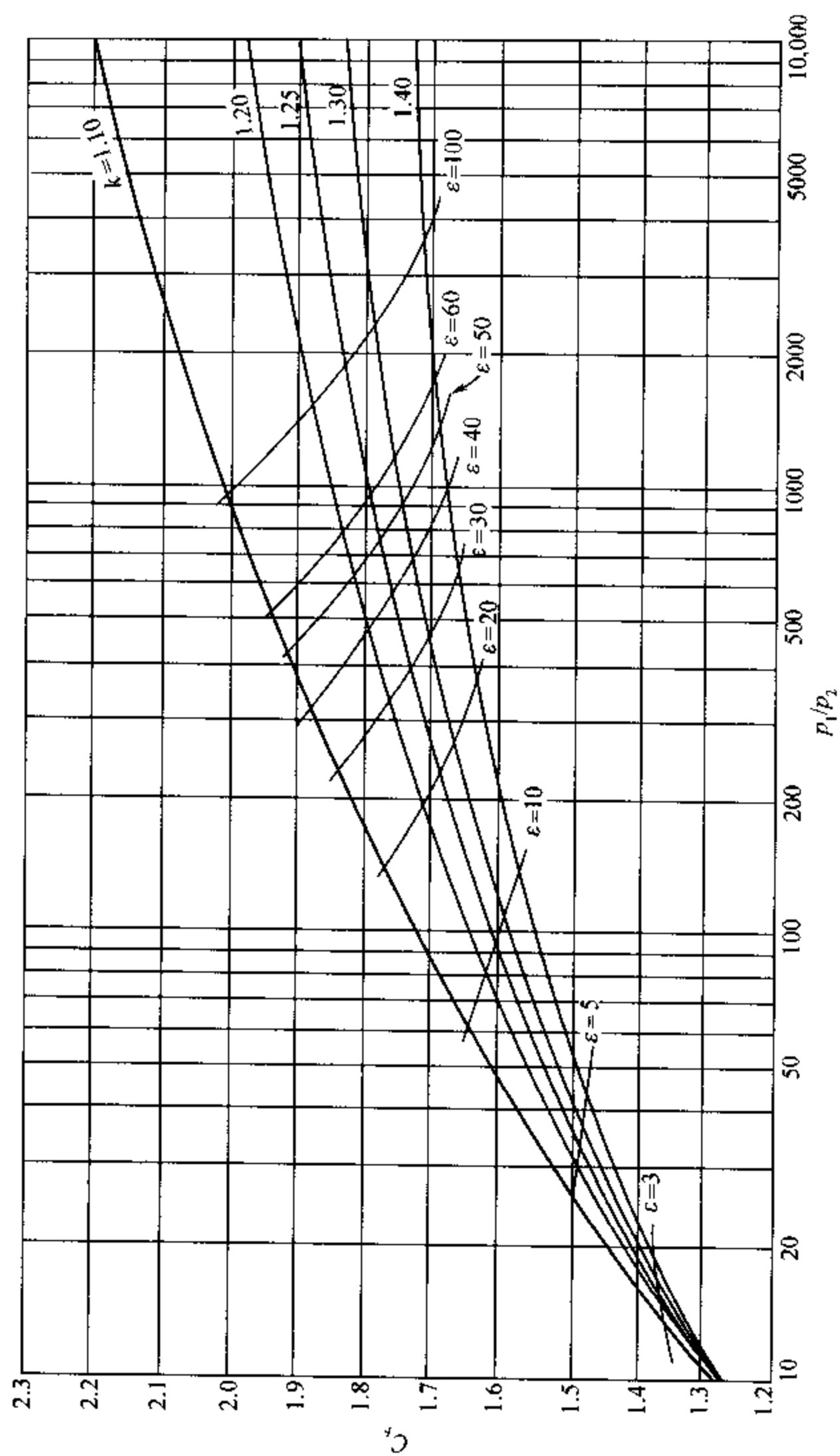


图3-6 最佳膨胀条件下($p_2=p_3$)推力系数 C_p 随压比、比热比和面积比的变化

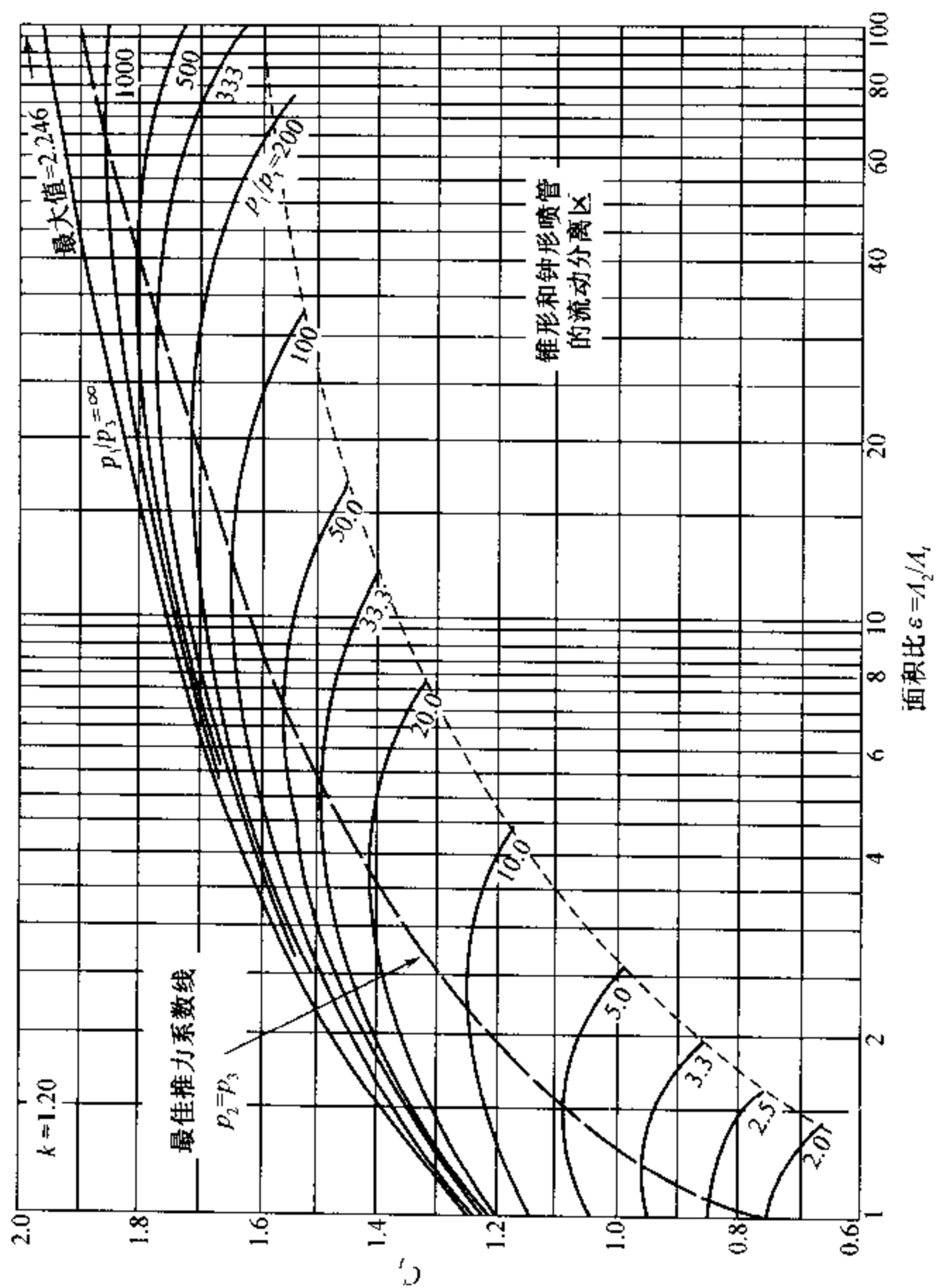


图3-7 $k=1.20$ 时推力系数 C_f 与喷管面积比的关系

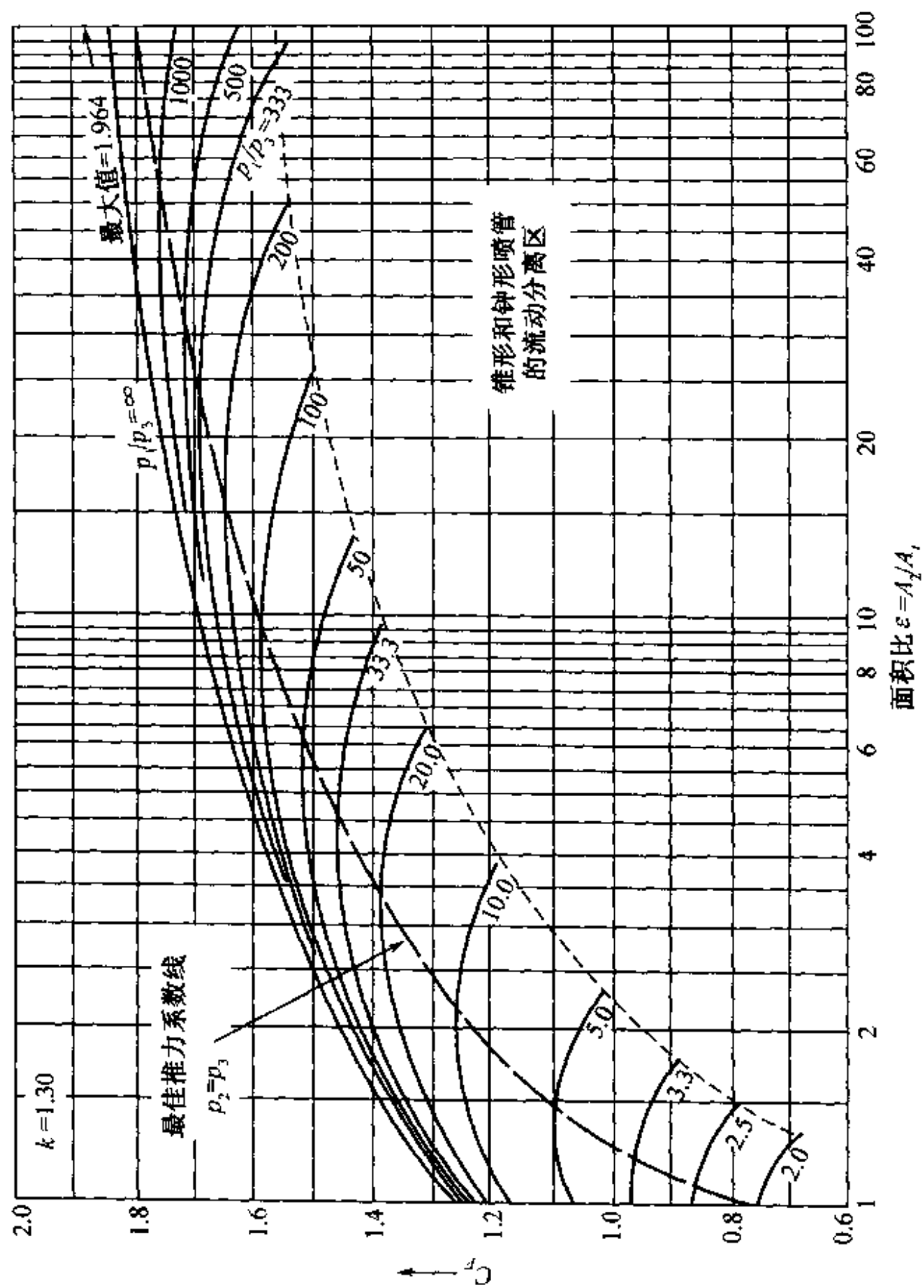


图3-8 $k=1.30$ 时推力系数 C_F 与喷管面积比的关系

当 p_1/p_3 非常大 (例如膨胀到接近真空) 时, 推力系数接近图 3-7 和 3-8 所示的渐近线的最大值。这些图中还给出了非设计状态 ($p_2 \neq p_3$) 下的 C_F 值, 只要喷管在任何时候都是满流的, 即工质没有与喷管壁面分离。流动分离问题将在本节后面讨论。

3.3.4 特征速度和比冲

特征速度 c^* 由公式 (2-18) 定义。根据公式 (3-24) 和 (3-31), 特征速度 c^* 可表示为

$$c^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} = \frac{I_{sg0}}{C_F} = \frac{c}{C_F} = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k \sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}} \quad (3-32)$$

它基本上是推进剂特性和燃烧室设计的函数, 与喷管特性无关。因此, 它可以作为一个评价推进剂组合和燃烧室设计的指标。上式的第一种形式是通用形式, 据此可由 $\dot{m}$ 、 p_1 和 A_t 的实验数据确定 c^* 。最后一种形式以气体特性 (即 k)、燃烧室温度和分子量 M 的函数形式给出了 c^* 的最大值, 可根据第五章的理论确定。表 5-4 和 5-5 列出了一些推进剂的 c^* 值。文献中有时会使用术语**特征速度效率**, 它表示能量释放的完全程度和在燃烧室中产生高温、高压气体的完善程度, 它为 c^* 的实验测量值和理论值 [公式 (3-32) 的最后部分] 之比, 一般在 92%~99.5% 之间。

利用公式 (3-31) 和 (3-32), 推力现在可表示为质量流量、表征燃烧室功能的 c^* 以及表征喷管膨胀功能的 C_F 的乘积:

$$F = C_F \dot{m} c^* \quad (3-33)$$

一些作者使用术语**流量系数** C_D , 它就是 c^* 的倒数。 C_D 和特征排气速度 c^* 都主要用于化学火箭推进系统。

比热比的变化对各个参数 (如 c 、 c^* 、 A_2/A_t 、 v_2/v_t 或 I_s) 的影响不如燃烧室温度、压力比或分子量的变化那么大。尽管如此, 它还是一个有影响的因素, 这可以从图 3-2 和 3-4~3-8 中看出。单原子气体 (如氦气和氩气) 的 k 值为 1.67, 低温双原子气体 (如氢气、氧气和氮气) 的 k 值为 1.4, 三个原子以上的气体的 k 值在 1.1~1.3 范围内变化 (甲烷为 1.11, 氨和二氧化碳为 1.33)。总的来说分子越复杂, k 值就越小。对于振动能级已被激发的高温分子也是如此。对于典型的多组分火箭发动机排气, k 和 M 的平均值与燃烧产物的组成 (化学组分和浓度) 有很大关系, 这将在第五章解释。表 5-4、5-5 和 5-6 给出了 k 和 M 的值。

例题 3-4 一火箭发动机室压为 20 atm, 面积比为 6, 设 $k=1.30$ 。试问海平面和 25 km 高度的推力变化百分数为多少?

解 在海平面: $p_1/p_3 = 20/1.0 = 20$; 在 25km: $p_1/p_3 = 20/0.0251 = 754$ (参见附录 2)。

利用公式 3-30 或图 3-8 确定推力系数 (提示: 利用图 3-8 中相应于 $A_2/A_t = 6.0$ 的垂直线)。在海平面: $C_F = 1.33$; 在 25 km 高空处: $C_F = 1.64$ 。

推力增加百分数为 $(1.64 - 1.33) / 1.33 = 23\%$ 。

3.3.5 欠膨胀和过膨胀喷管

欠膨胀喷管的出口面积相对最佳面积比而言太小了, 流体排出时出口压力大于外界

压力。流体在喷管内的膨胀不完全，在喷管外继续膨胀。喷管出口压力高于当地大气压。

过膨胀喷管的出口面积相对最佳面积而言太大了，流体出口压力比外界压力低。图 3-9 画出了超声速喷管的过膨胀现象，图中沿喷管轴线给出了过热蒸气在不同的反压或压比下典型的压力测量值。曲线 AB 为相应于最佳反压的面积比下的压力变化。曲线 AC 和 AD 相应于外界压力越来越高时压力沿轴线的变化。喷管上游段内膨胀正常进行。在曲线 AD 上的 I 处，压力低于出口压力，尔后压力突然上升，伴随有气流与喷管壁面的分离（分离现象在后面叙述）。

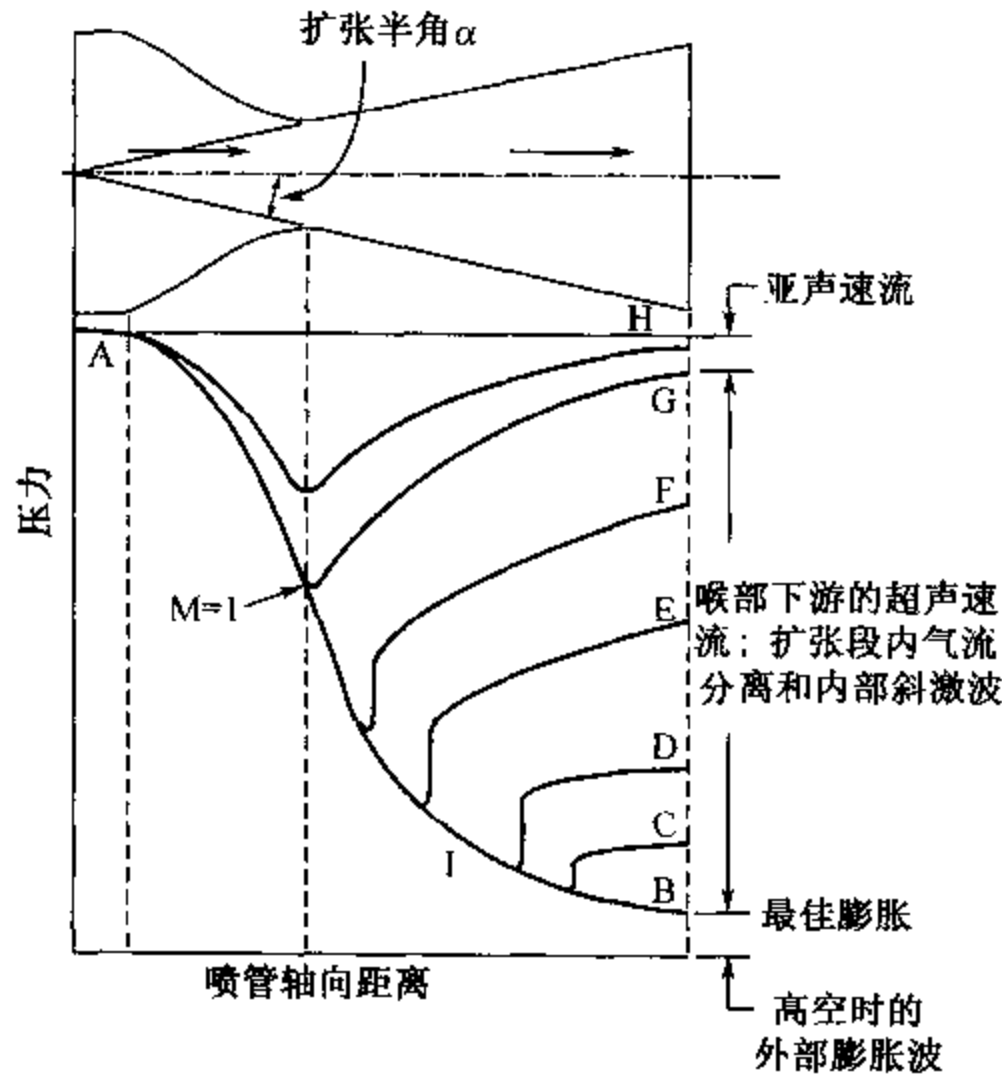


图 3-9 不同流动条件下收敛-扩张喷管的压力分布。
进口压力相同，出口压力不同。基于 A. Stodala 的实验数据

喷管扩张段内压缩波或激波（它是一种强烈的突跃压缩波，只存在于超声速流动中）的存在对喷管的非理想特性有强烈的影响。曲线 ID 中的压力突升就是这种压缩波。膨胀波（严格来说也是超声速现象）使喷管出口流动与较低的外界压力相匹配。第十八章将描述压缩波和膨胀波。

超声速喷管中存在以下几种流动状态：

(1) 当外界压力 p_3 低于喷管出口压力 p_2 时，喷管满流，但在出口处存在外膨胀波（即欠膨胀）。气体在喷管内的膨胀是不完全的， C_F 和 I_e 将小于最佳膨胀下的值。

(2) 当外界压力 p_3 稍高于喷管出口压力 p_2 时，喷管继续满流，直到 p_2 达到 p_3 的 25%~40% 左右。膨胀效率稍低， C_F 和 I_e 低于最佳喷管的值。喷管出口截面外存在激波。

(3) 当外界压力更高时, 喷管扩张段内将发生流动分离。超声速气流的直径将小于喷管出口直径。在稳态流动情况下, 分离一般是轴对称的。图 3-10 和 3-11 画出了分离流的图形。分离平面的轴向位置取决于当地压力和喷管壁型面。随着外界压力的降低, 分离点向下游移动。喷管出口处中心部分的流动仍然是超声速的, 但被一环形的亚声速流动区包围。在分离位置处存在突变, 与在分离平面截断的喷管相比推力降低。在喷管外面的羽流场中存在激波。

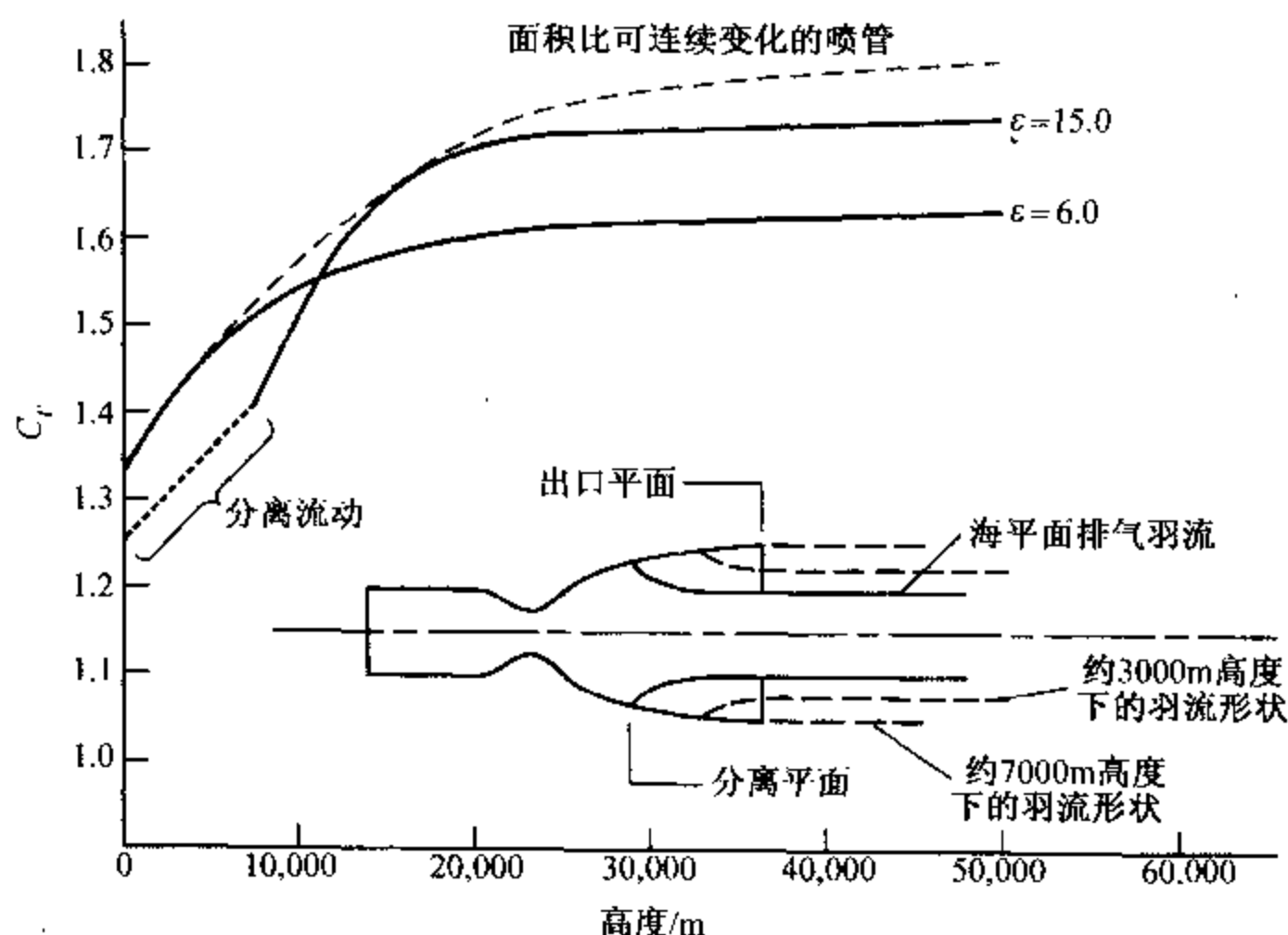


图 3-10 两个面积比不同的喷管的推力系数。

一个喷管在 7000 m 以下的高度发生气流分离。图中未示出充分膨胀的排气羽流

(4) 对于出口压力稍低于进口压力的喷管, 压力比低于临界压力 [由式 (3-20) 定义], 整个喷管内均为亚声速流。火箭发动机喷管在启动和关机瞬变过程中的短时间内通常会出现这种情况。

估算超声速喷管扩张段内分离平面处的压力的方法通常是经验性的。文献 3-4 给出了基于收集到的几十个实际锥形和钟形喷管的分离数据作出的分离区域范围。文献 3-5 描述了各种喷管、它们的特性以及估算分离点位置和压力的方法。上述过膨胀和欠膨胀状态的实际压力值是比热比和面积比的函数 (参见文献 3-1)。

轴向推力的方向通常不因分离而改变, 因为对于常规的火箭发动机设计, 稳态流动情况下喷管扩张段的某个横截面上的分离通常是均匀的。在瞬变过程 (如启动和关机) 中, 分离可能不是轴对称的, 因此可能对喷管造成短暂的、较大的侧向力。大型火箭发动机喷管在正常的海平面瞬变过程 (室压达到满流前) 中, 在过膨胀流动情况下气流可能出现一些短暂的流动振荡和非对称分离。文献 3-4 指出瞬变侧向力的大小和方向会发生迅速而无规则地变化。所产生的侧向力可能很大, 并可能损坏喷管出口锥结构和推力

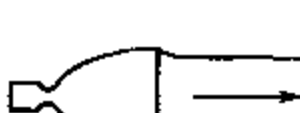
级	A_2/A_1	飞行时		海平面静态试验时	
		$h(\text{km})$	$I_s(\text{s})$	$h(\text{km})$	$I_s(\text{s})$
助推级或第一级	6	 喷管满流, 轻微欠膨胀	0 267	 喷管满流	0 267
第二级	10	 欠膨胀	24 312	 过膨胀, 轻微收缩	0 254
第三级	40	 欠膨胀	100 334	 过膨胀引起的流动分离	0 245

图 3-11 三级运载火箭中三种典型的火箭发动机喷管排气特性简图。第一级发动机的推力室和推力最大, 但喷管面积比最小, 而顶级或第三级发动机通常推力最小但喷管面积比最大

矢量控制常平架作动器。文献 3-5 和 3-6 讨论了侧向力的计算方法。

当出现流动分离时 (如在一严重过膨胀喷管中), 只要知道喷管中的分离点, 就能计算出推力系数 C_F 。因此就可确定一等效小喷管 (其出口面积等于分离点处的面积) 的 C_F 。与不发生分离相比, 分离效应使推力和推力系数增大。因此, 对于高空用的喷管 (ϵ 很大), 在有气流分离的情况下海平面推力可能比预计值高, 但没有最佳喷管那么高, 在这种情况下实际上可能希望发生分离。在有分离流动时, 喷管的很大部分 (通常也是很重的一部分) 没有被利用, 喷管比实际需要的更大、更长, 由此增加的发动机重量和尺寸降低了飞行性能。因此设计师应选择不会引起分离的面积比。

由于不规则的流动分离和可能造成破坏的侧向载荷, 通常具有大面积比过膨胀喷管的上面级或空间推进系统不要进行海平面静态试验, 海平面试验用面积比小得多的喷管来代替。然而, 实际高空试验和高空模拟试验 (高空试验设备类似于第二十章中描述的) 则要用一比一的大面积比喷管进行。避免在低空发生流动分离、在高空具有高 C_F 值的理想方法是使用能在飞行中改变喷管面积比的喷管, 这将在本节末尾讨论。

在大多数应用中, 火箭推进系统必须在一定的高度范围内工作。对于固定的燃烧室压力, 这意味着压力比有一定的变化范围。最佳膨胀状态 ($p_2 = p_3$) 只在一个高度上出现, 因此面积比固定的喷管绝大多数时间是在工作在过膨胀或欠膨胀状态。对于这样的应用, 最好的喷管不一定是能使气体产生最佳膨胀的喷管, 而是能使飞行器得到最高飞行性能 (也就是说总冲、或比冲、或射程、或载荷) 的喷管, 这往往牵涉到对整个动力飞行弹道作时间平均。

例题 3-5 利用例题 3-4 的数据 ($p_1 = 20 \text{ atm}$, $\epsilon = 6.0$, $k = 1.30$), 但面积比为 15。试比较 ϵ 不同的两种喷管的高空性能, 画出其 C_F 与高度的关系。假设喷管内无激波。

解 对于 $\epsilon = 15$ 的情况, 最佳压力比 $p_1/p_3 = p_1/p_2$, 根据图 3-6 或 3-8 该值约为 180; $p_3 = 20/180 = 0.111 \text{ atm}$, 相当于约 1400 m 高度, 低于此高度喷管为过膨胀。在海平面, $p_1/p_3 = 20$, $p_3 = 1 \text{ atm}$, 根据图 3-10, 会出现分离。根据其他类似喷管的估算, 分离将出现在总压约为 p_3 的 40% 或 0.4 atm 的横截面上。在喷管面积比为 6~7 的截面以下的喷管部分不满流, 高速气流只在出口面积的中央才有。弱激波和气流收缩将使排出气流的压力与 1 个大气压的外界压力相适应。如果气流不分离, 出口压力就可达到 0.11 atm, 但这种状态是不稳定的, 无法在海平面维持。随着飞行器高度的增加, 分离平面逐渐向喷管下游移动, 直到约 7000 m 高度, 排气将充满整个喷管面积。

对应于不同高度 (不同压比) 的 C_F 值可根据图 3-8 中取 $\epsilon = 15$ 和 $\epsilon = 6$ 的垂直线得到。若为了得到更高的精度, 也可利用公式 (3-30) 计算。结果与图 3-10 中画出的曲线相似。低空时低面积比 6 的 C_F 值较高, 但它在高空时性能较低。高空时大面积比喷管的 C_F 值较高。

图 3-11 比较了典型二级运载火箭的三种发动机喷管的高空和海平面特性以及不同面积比时羽流的形状。在海平面条件下点火时, 面积比最大的三级喷管将产生流动分离, 并蒙受较大的性能损失; 第二级喷管将满流, 但外部羽流将收缩; 由于 $p_2 < p_3$, 因此 I_s 和 F 有些损失。对第一级喷管没有影响。

例题 3-6 某火箭发动机试验数据如下: 推力 $F = 53000 \text{ lb}$, 推进剂流量 $\dot{m} = 208 \text{ lb/s}$, 喷管出口面积比 $A_2/A_1 = 10.0$, 试验台大气压 (喷管满流) $p_3 = 13.8 \text{ psi}$, 燃烧室压力 $p_1 = 620 \text{ psi}$ 。试验人员还知道, 在 $p_1 = 1000 \text{ psi}$ 和 $p_3 = 14.7 \text{ psi}$ 的标准基准条件下理论比冲为 289 s, $k = 1.20$ 。试将推力修正到海平面值, 并将比冲修正到标准值。假设燃烧温度和 k 值随燃烧室压力的变化不大, 这对于某些推进剂是合理的。

解 实际压比 $p_1/p_3 = 620/13.8 = 44.9$; 在标准状态下的理论压比等于 $1000/14.7 = 68.0$, 膨胀到海平面的实际压比为 $620/14.7 = 42.1$ 。根据图 3-7 或公式 (3-30) 得到试验条件下的推力系数 $C_F = 15.1$ (对 $p_1/p_3 = 44.9$ 、 $\epsilon = 10$ 和 $k = 1.20$)。用类似方法得到海平面条件的推力系数为 1.49。海平面推力 $F = 53000 (1.49/1.51) = 52300 \text{ lb}$ 。在试验时测得的比冲为

$$I_s = F/\dot{w} = 53000/208 = 255 \text{ s}$$

因为 k 、 T 还有 c^* 都不随 p_1 变化, 比冲可以按推力系数成比例地进行修正。若 $\dot{m}$ 保持不变, 则 I_s 与 c 成正比。理论比冲是针对最佳膨胀的, 即喷管面积比不为 10。根据图 3-6 或 3-7, 在 $p_1/p_2 = 68.0$ 时推力系数为 1.60, 最佳面积比约为 9.0。修正后的比冲相应为 $255 (1.60/1.51) = 270 \text{ s}$ 。与 289 s 的理论比冲相比, 该火箭发动机达到了其最大性能的 $270/289 = 93.5\%$ 。

图 3-10 和 3-11 表明, 对于一上升飞行的火箭飞行器, 理想的设计方案希望具有可延伸的“橡皮型”扩张段, 随着外界压力的降低喷管出口面积可以变大。这种设计方案能使飞行器在上升过程中的任何高度都达到其最大性能。然而到目前为止, 我们还无法设计出所有高度都能补偿的、类似于“伸缩橡皮”的简单机械装置。然而, 有一些实际喷管构型可随高度改变流动形状, 并得到最大性能。这些喷管构型将在下一节讨论。

3.3.6 燃烧室几何形状的影响

如在解释公式 (3-15) 和 (3-16) 时提到的, 当燃烧室横截面积比喉部面积大四倍以上时 ($A_1/A_t > 4$), 燃烧室速度 v_1 可以忽略。但是, 飞行器空间或重量的限制往往要求液体推进剂发动机具有较小的推力室面积, 而固体推进剂发动机则因药柱设计的考虑而导致空腔容积或药孔面积较小。这时对性能影响而言 v_1 已不能忽略。燃烧室内的气体随着热量的加入而膨胀。加速燃烧室内这些膨胀气体所需的能量也会引起压降和附加的能量损失。燃烧室内的这种加速过程是绝热的 (无热交换), 但不是等熵的。当燃烧室直径等于喷管直径时, 即没有喷管收敛段时, 这种损失达到最大。这种发动机称为**无喉部火箭发动机**, 它已用于少量几种战术导弹助推器, 这些应用非常强调干质量小、长度短。由于干质量减轻而得到的飞行性能改进认为超过了无喉部发动机的喷管性能损失。表 3-2 针对三种燃烧室面积比 (又称收缩比) 列出了一些性能的损失。

表 3-2 小直径燃烧室的性能损失估计

燃烧室与喉部 面积之比	喉部压力 (%)	推力降低 (%)	比冲降低 (%)
∞	100	0	0
3.5	99	1.5	0.31
2.0	96	5.0	0.55
1.6	81	19.5	1.34

$k = 1.20, p_1/p_2 = 1000$ 。

由于狭长燃烧室内存在这种压降, 喷管进口处的压力要比 A_1/A_t 较大的燃烧室压力低。这就造成了推力和比冲的少量损失。文献 3-7 叙述了有关这种损失的理论。

3.4 喷管构型

目前有多种成熟的喷管构型。本节叙述这些喷管的几何形状和性能。另外几章 (第六、八、十一、十四和十六章) 将讨论喷管的材料、传热或用途, 并叙述它们的要求、设计、结构和推力矢量控制。喷管和燃烧室的截面通常为圆形, 有收敛段、最窄位置处的喉部 (最小横截面) 以及扩张段。在图 1-4、1-5、1-8、2-1、3-11 ~ 3-13、3-15、10-2 ~ 10-5、10-16、11-1 ~ 11-3 和 14-6 ~ 14-8 中可以看到各种喷管。文献 3-5 和 3-8 叙述了多种喷管构型。

燃烧室和喷管喉部之间的**喷管收敛段**从来不是达到高性能的关键部件。该段的亚声速流动在很低压降下就能转弯, 因而随便什么半径、锥角、壁面型线或喷管进口形状都能令人满意。有些小推力姿态控制推力室的喷管与燃烧室轴线成 90° 而没有任何性能损失。**喉部型面**对性能来说也不是很关键的, 采用任意的半径或其他曲线一般都可以。在这两个区中压力梯度较高, 流动紧贴壁面。不同喷管构型的主要差别在于超声速流动的扩张段, 下面将要叙述。整个喷管的壁面应平坦而光滑, 使表面粗糙造成的摩擦、辐射

吸收和对流传热降到最小。壁面上不得有裂缝、孔、锐边或凸起。

图 3-12 画出了六种喷管构型，下面将分别进行讨论。前三个简图给出了锥形和钟形喷管。后三个为内部有中心体的喷管，它们有极好的高空补偿特性，虽然它们均经过了地面试验，但至今都未曾参与过运载火箭的飞行。图 3-13 比较了几种喷管的长度，良好的喷管构型的目标是得到最高的实际 I_p 、最小的喷管质量和最短的长度（短喷管可以减小飞行器长度、飞行器结构件和飞行器死重）。

3.4.1 锥形和钟形喷管

锥形喷管构型是最古老或许也是最简单的，它比较容易制造，因此目前许多小发动机中仍在使用。锥形喷管理想发动机的出口排气动量可用一理论修正系数 λ 修正。该修正系数为具有有限喷管扩张角 2α 的喷管气体动量与气流全为轴向的理想喷管气体动量之比：

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha) \quad (3-34)$$

表 3-3 给出了单位出口面积质量流量均匀的喷管的 λ 值随 α 值的变化。对于理想发动机， $\lambda = 1.0$ 。对扩张锥角为 30° （半角 $\alpha = 15^\circ$ ）的发动机喷管，出口动量（也即排气速度）为根据公式 (3-15b) 计算的速度的 98.3%。应注意，修正系数 λ 只能用于公式 (2-14)、(3-29) 和 (3-30) 中的第一项（动量推力），不能用于第二项（压力推力）。

表 3-3 锥形喷管的喷管张角修正系数

锥形喷管扩张半角 $\alpha/^\circ$	修正系数, λ
0	1.0000
2	0.9997
4	0.9988
6	0.9972
8	0.9951
10	0.9924
12	0.9890
14	0.9851
15	0.9830
16	0.9806
18	0.9755
20	0.9698
22	0.9636
24	0.9567

小的喷管扩张角使绝大多数动量沿轴向，于是得到较高的比冲，但长喷管增加了火箭推进系统的干质量、飞行器的干质量以及设计的复杂性。采用大的扩张角能得到短而轻的设计方案，但性能较低。因此锥形喷管的形状和长度有一最佳值（半角一般为 $12^\circ \sim 18^\circ$ ），通常要根据具体用途和飞行轨道进行折衷。

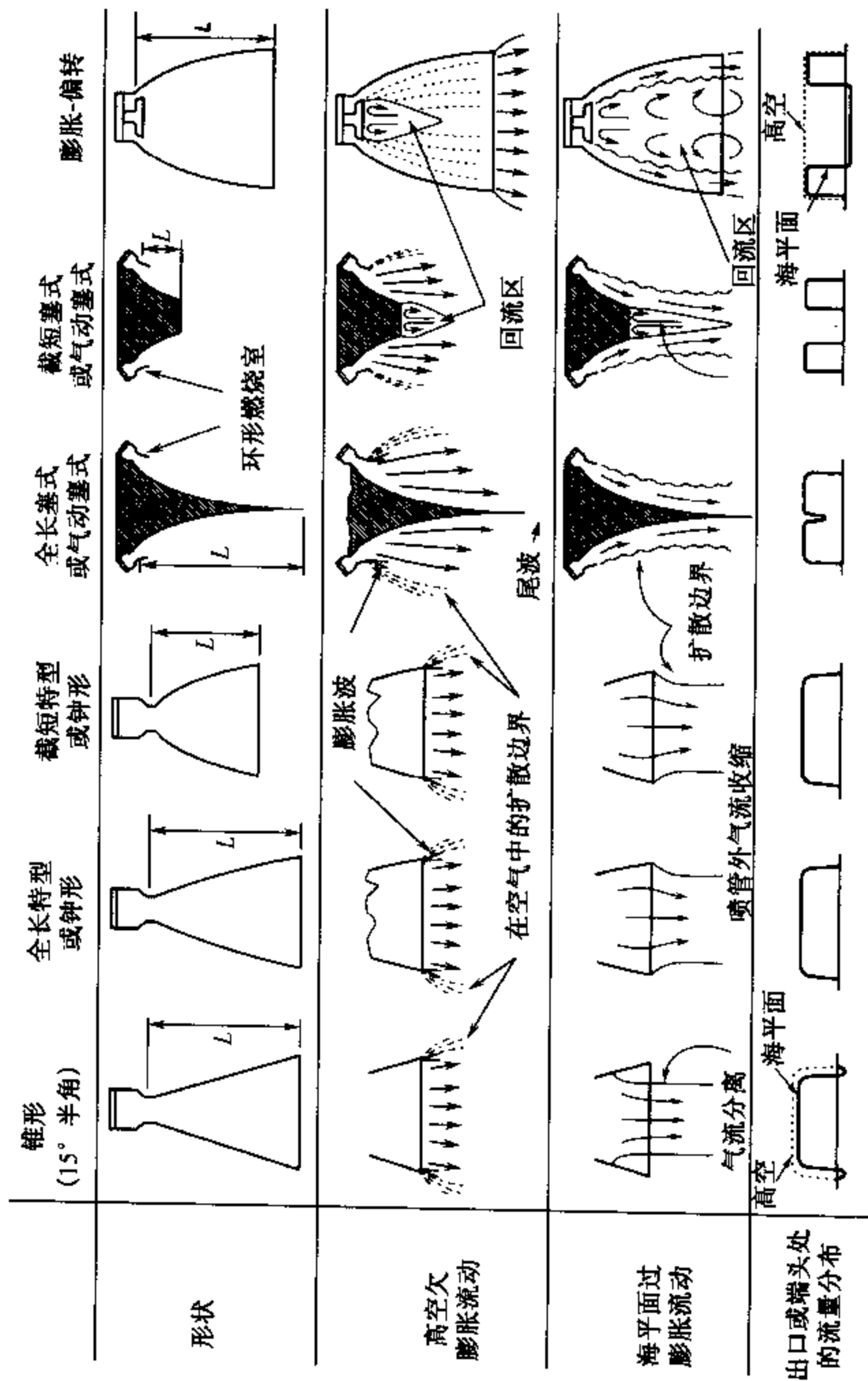


图3-12 几种喷管构型及其流动效应简图

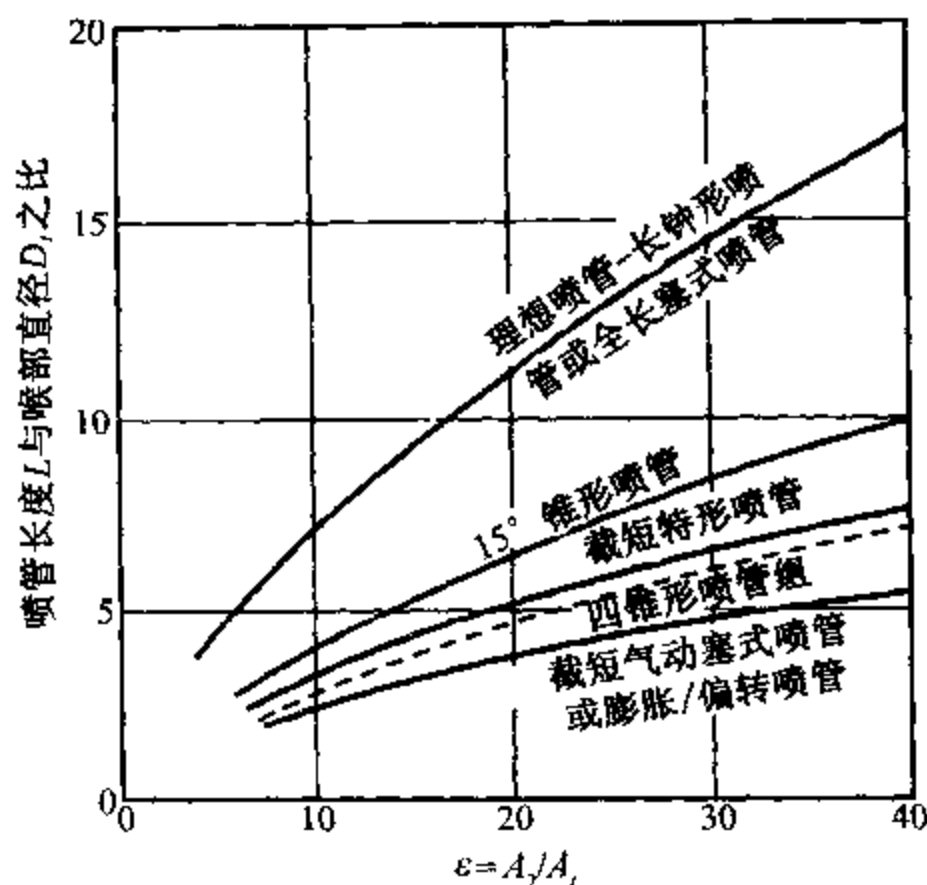


图 3-13 几种喷管长度的比较 (部分取自文献 3-9)

钟形喷管或特型喷管 (参见图 3-12 和 3-13) 大概是目前最常用的喷管形状, 它在紧接喷管喉部之后有一大角度的膨胀段 (20° 到 50°), 随后喷管型面的斜率逐渐变平, 最终使喷管出口处扩张角很小, 其半角通常小于 10° 。紧接喉部之后使用大的扩张角 ($20 \sim 50^\circ$) 是可以接受的, 因为这个区域内相对压力较高、压力梯度很大、工质迅速膨胀, 不会引起气流分离, 除非喷管型面有不连续性。超声速钟形喷管中的膨胀比同样面积比和长度的简单锥形直喷管更有效, 因为其型面设计为使损失最小的曲线, 这将在本节后面解释。过去几十年里大多数喷管是钟形的。

扩张形壁面中超声速气流只能通过膨胀波来改变方向。膨胀波面很薄, 在该面上流动速度增加、流动方向稍有改变, 而压力和温度下降。这些波面与流动方向成一斜角。气体在流过喉部的过程中经历了一系列基本上没有能量损失的膨胀波。在图 3-14 所示的钟形喷管中, 这些膨胀出现在喉部和转折位置 I 之间的气流中, 气流面积平稳增加, 就像喇叭口。在转折处型面角 θ_i 达到最大值。在转折点 I 和喷管出口点 E 之间, 流动面积仍然在增加, 但增加速率不断降低, 气体进一步膨胀, 膨胀波继续产生。但是, 喷管壁型面已经不同了, 单位长度内横截面积的变化率降低。特型喷管这最后一段的目的是让气体离开喷管出口平面时的扩张损失小一些。出口处张角 θ_e 较小, 一般小于 10° 。 θ_i 与 θ_e 之差称为回折角。当气流反向偏转时 (点 I 和 E 之间) 将出现斜压缩波。这些压缩波面也很薄, 波面上气流经受微弱冲击, 流动偏转, 速度实际上稍有降低。每一道压缩波都造成少量的能量损失。精心确定喷管型面 (采用一种称为特征线法的数学工具进行分析设计) 可以平衡斜膨胀波与斜压缩波, 使能量损失降到最低。文献 3-3 的 20.33 节以及文献 3-8 ~ 3-11 介绍了喷管型面设计分析方法, 这些方法基于超声速气流、特征线法 (文献 3-1) 和膨胀气体的特性。大多数火箭发动机研制单位都有这种分析方法的计算机程序。喉部的曲率半径或型面的形状对钟形喷管扩张段的型面是有影

响的。

钟形喷管的长度通常用半角为 15° 的基准锥形喷管长度的分数来表示。80% 钟形喷管的长度（喉部截面和出口截面间的距离）比同样面积比的 15° 锥形喷管短 20%。Rao 最早在文献 9 中介绍了应用于较短的钟形喷管的特征线法。他还提出了抛物线能很好地近似代表钟形型面曲线（文献 3-3 的 20.33 节），而某些喷管设计实际上已经采用了抛物线。图 3-14 中最上面的图表明，抛物线在点 I 处与喉部曲线相切（ θ_i ），而其点 E 处的张角（ θ_e ）和长度 L 必须根据曲线 TI 修正。有了这些条件，就可以用简单的几何分析法或几何作图确定抛物线。通常喉部入口半径采用 $1.5r_t$ ，喉部膨胀半径采用 $0.4r_t$ 。如果半径采用其他稍微不同的值，结果差别不大。图 3-14 中间部分的曲线给出了喷管长度、面积比和两个钟形型面角度之间的关系。图 3-14 最下面的曲线给出了喷管的修正系数，相当于锥形喷管的 λ ，可用于修正推力系数或排气速度，只要喷管处于最佳膨胀状态（即 $p_2 = p_3$ ）。

表 3-4 列出了根据上图得到的几种型面的数据，以帮助读者应用该方法及检验结果。该表给出了两个较短的钟形喷管和一个锥形喷管在三种面积比下的数据。可以看出，随着喷管长度的减小，损失越来越大，而且面积比较小的喷管的损失要更大一些。修正系数提高 1%，比冲（或推力）约提高 1% 以上，在许多应用中这个差别可能是值得注意的。缩短长度有明显的好处，通常反映为飞行器质量比的提高。该表和图 3-4 表明，在同样面积比下，钟形喷管（75% ~ 85% 长度）的效率与较长的 15° 锥形喷管（100% 长度）相同甚至要稍高一些。对于更短的喷管（70% 等效长度以下），内部斜激波引起的能量损失就比较大了，因此这种短喷管目前不常用。

表 3-4 几种喷管的数据

面积比	10	25	50
锥形（ 15° 半角）			
长度（100%） ^a	8.07	14.93	22.66
修正系数 λ	0.9829	0.9829	0.9829
80% 钟形			
长度 ^a	6.45	11.94	18.12
修正系数 λ	0.985	0.987	0.988
转折点/出口处的近似半角（°）	25/10	30/8	32/7.5
60% 钟形			
长度 ^a	4.84	9.96	13.59
修正系数 λ	0.961	0.968	0.974
转折点/出口处的近似半角（°）	32.5/17	36/14	39/18

^a 长度是无量纲量的，表示为喉部半径（为 1）的倍数。

对于含少量固体颗粒（通常为氧化铝）的固体火箭发动机排气，以及对于某些胶体推进剂的排气，这些固体颗粒会撞击图 3-14 中 I 和 E 之间的反曲率段喷管壁面。在气体由于斜压缩波的作用而偏转、使扩张减小时，颗粒（特别是较大的颗粒）却保持直线运动的倾向，并高速撞击壁面，由此引起的喷管壁面的磨损和侵蚀可能会很严重，尤其

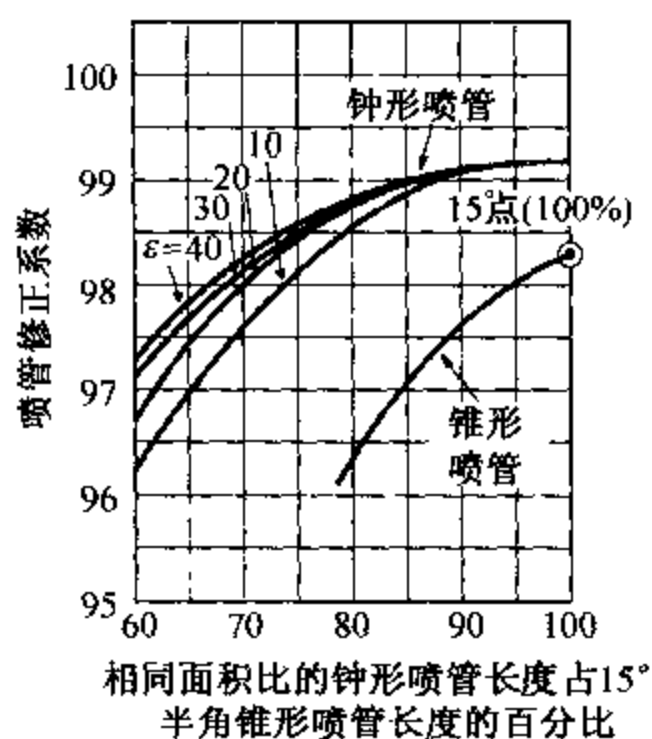
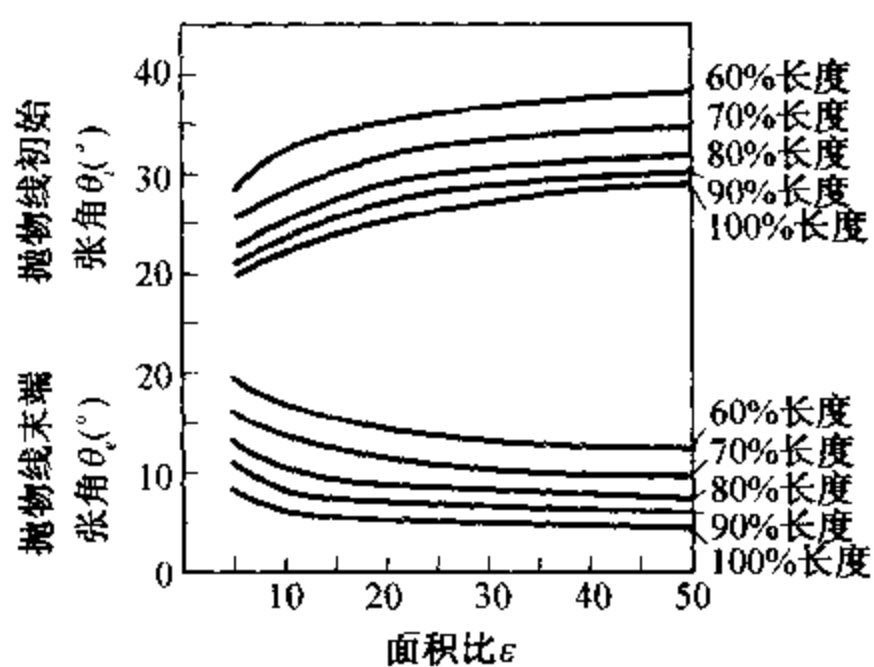
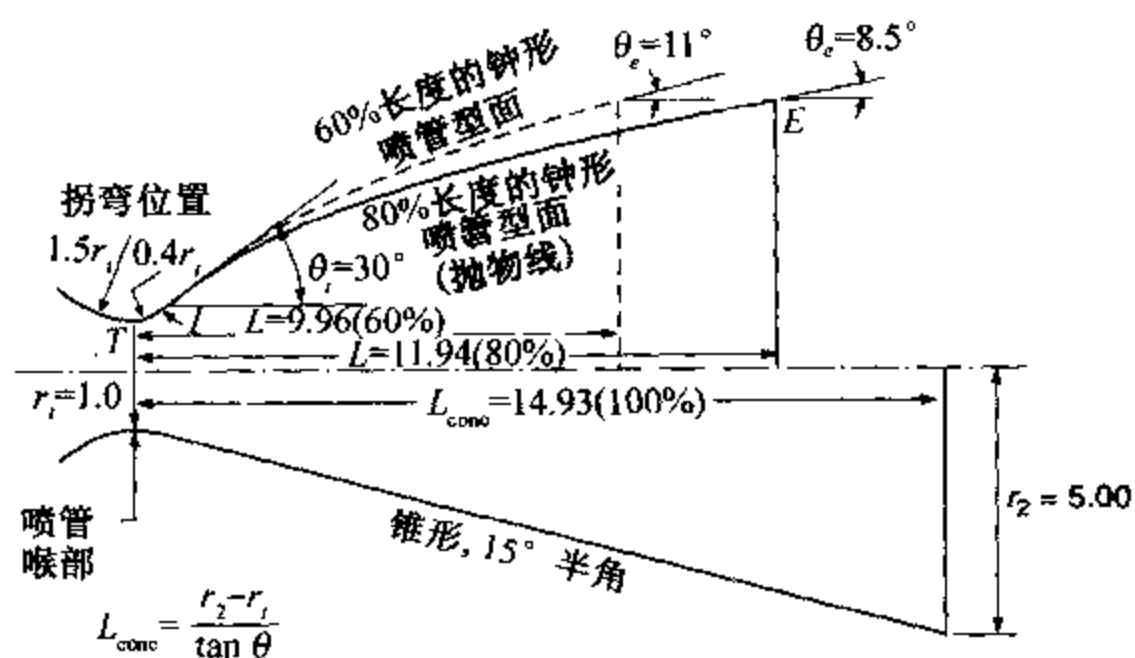


图 3-14 上面对面积比都为 25 的 15° 锥形喷管、80% 长度钟形喷管、60% 长度钟形喷管的内壁面进行了比较。长度表示为喉部半径 r_1 (图中为 1) 的倍数。中间一组曲线给出了初始张角 θ_i 和出口张角 θ_e 与喷管面积比和百分比长度的关系。最下面的曲线以修正系数的形式给出了喷管损失 (经 AIAA 许可取自文献 6-1)

对于通常使用的烧蚀和石墨材料。这种由灼热颗粒造成的磨损随回折角的增大而增加。如果减小回折角（同时也减小了张角 θ_i ），则侵蚀可以减小到可以接受的程度。目前典型的固体火箭发动机的张角为 $20^\circ \sim 26^\circ$ ，回折角为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 。相比之下，目前无颗粒的液体火箭发动机的张角为 $27^\circ \sim 50^\circ$ ，回折角为 $15^\circ \sim 30^\circ$ 。因此，排气中有固体颗粒的固体火箭发动机因采用钟形喷管（喷管修正系数高）而得到的性能增长稍微低一些。

理想的钟形喷管（损失最小）很长，相当于 $10^\circ \sim 12^\circ$ 左右的锥形喷管，如图 3-12 所示。这种喷管的长度差不多等于全长度塞式喷管的长度。通常这种喷管对于合理的飞行器质量比来说太长了。

两级喷管

现已研究出了几种改进型钟形喷管，它们具有全程或几乎完整的高空补偿特性，即它们可以在多种高度下达到最高性能。图 3-15 画出了三种两级喷管方案，它们在地面或地面附近工作时采用较低的初始面积比 A_2/A_1 ，而在高空时采用较大的第二个面积比以提高性能（参见文献 3-5）。

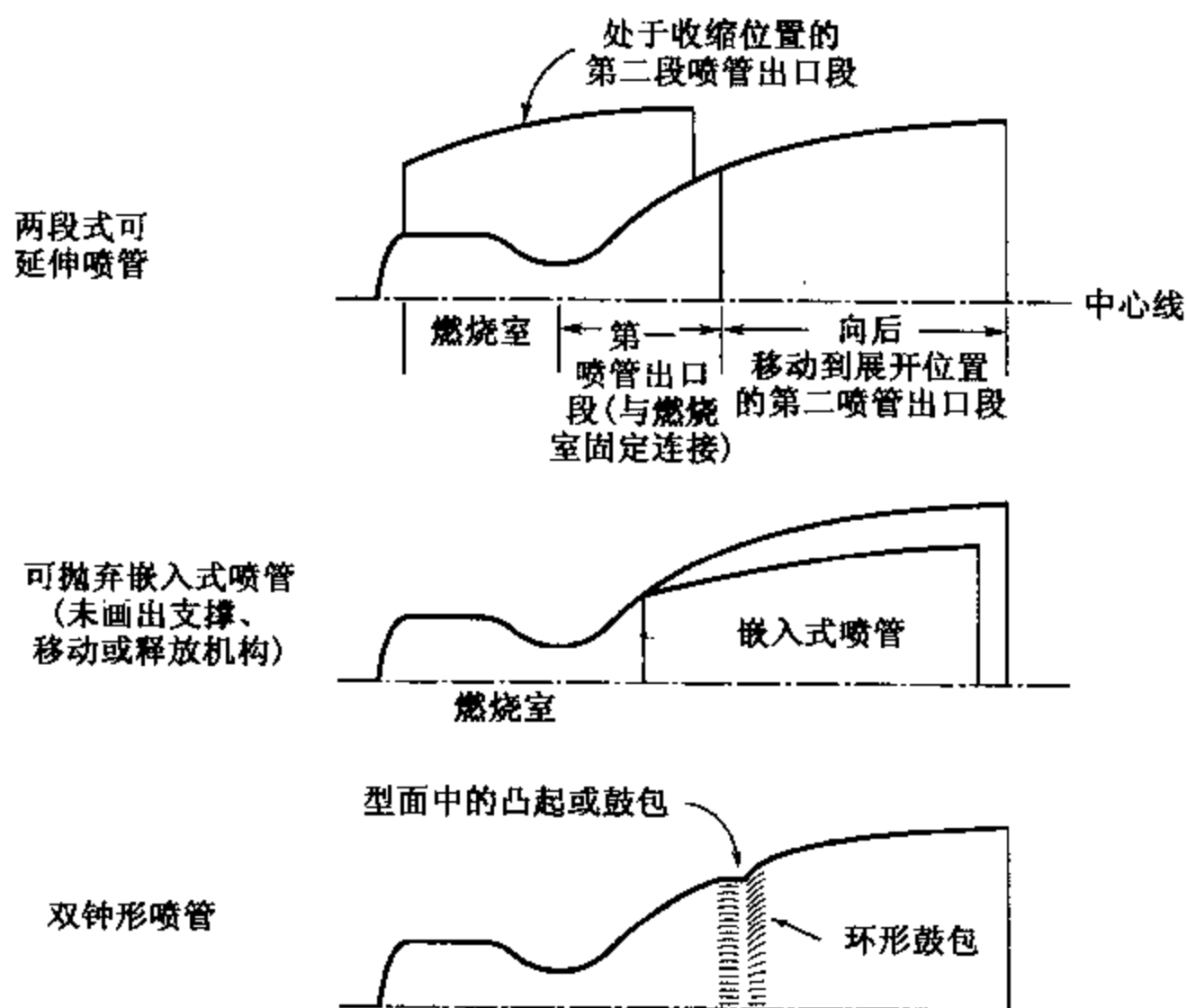


图 3-15 三种具有高度补偿功能的两级喷管方案的简图

可延伸喷管需要作动器、动力源、飞行中将延伸段移动到到位的机构、固定和密封装置。它已成功地参加了几种固体火箭发动机和液体火箭发动机的飞行，在这些飞行中它们在点火前展开。图中虽然只画出了两级，但还有三级的方案，图 11-3 画出了其中一种。迄今为止还没有在火箭发动机工作时改变面积比的做法。主要问题在于将延伸段可

靠移动到位的坚固的机构、喷管各段之间的热燃气密封, 另外它增加了重量。

可抛弃嵌入喷管方案不需要移动机构和燃气密封, 但在连接处可能存在滞止温度问题。它要有可靠的释放机构, 另外它抛出的嵌入体会产生飞行碎片。到目前为止这种方案只进行了很少的实际试验。这种方案可参见文献 3-12。

双钟形喷管方案采用了两个缩短钟形喷管, 组合成一个带拐点或转折点的喷管, 如图 3-15 所示。在上升段一开始是面积比较低的喷管起作用, 转折点处出现分离。随着高度的增加和气体的进一步膨胀, 该点下游的流动逐步向喷管贴紧, 直至气流充满整个喷管出口截面, 此时喷管在高面积比下工作, 得到较高的性能。这种具有环形鼓包的折衷的钟形喷管型面有少量的性能损失。迄今为止这种方案几乎没有实际使用经验。

3.4.2 具有气动边界的喷管

前面叙述的两级喷管方案的性能相当于图 3-10 中两条固定面积比喷管性能曲线中较高的那部分。该图中虚线表示具有全高度补偿功能、面积比能连续改变的喷管的性能。当对整个飞行时间积分时, 额外的性能对于速度增量要求很高的任务(例如单级入轨用途)是很重要的。图 3-12 右边的三种喷管具有全高度补偿功能, 这将在下面讨论。文献 3-5 和 3-8 对此作了更多的叙述。

塞式喷管或气动塞式喷管有一个环形燃烧室与一个环形缝隙喷管。这种方案的另一种形式是把许多独立的小燃烧室(每个燃烧室都有小面积比的短喷管、圆形喉部和矩形出口)环形排列在公用的塞锥或气动塞周围。它没有锥形喷管或钟形喷管那样的外壁, 在喷管扩张段中热燃气和周围空气之间的分界面成为气流的气动外边界。在上升飞行时, 随着外界压力的降低, 这个气体边界向外膨胀, 引起中心塞上压力分布的变化, 从而自动实现了连续的高度补偿。流动损失最小的气动塞型面是很长的, 类似于图 3-12 和 3-13 所示的最佳钟形喷管的长度。整个横截面上单位出口面积的质量流量相对比较均匀, 扩张损失达到最低值。

若中心塞尾部截去一段, 对壁的型面稍作改变, 则喷管就变得很短, 如图 3-13 所示。流场内会有一些内部超声速波, 与全长度中心塞喷管相比, 推力会有少量损失。压力分布和传热强度沿特型壁表面变化。图 8-14 画出了在低空和高空条件下典型的特型塞表面压力分布。

底板下面的亚声速区回流气体的压力也产生一部分推力。由于塞子截短造成的损失能通过把少量气体(约总流量的 1%)从底板喷入回流区(提高了底板的背压)所产生的推力而大大得到弥补。截短气动塞的优点是长度短(有助于减小飞行器的长度和质量)、全高度补偿功能、低空时壁面无流动分离, 另外对于某些构型的飞行器而言它易于装配和布局。

直排式气动塞式喷管是环形轴对称气动塞式喷管的一个变种。它基本上是环形构型的展开形式, 8.2 节将对此作进一步解释。

在**膨胀偏转喷管**中(图 3-12), 从燃烧室出来的气流沿径向离开喷管轴线。流动在一扩张的特型喷管外壁面上偏转。这种喷管的长度要短一些, 但存在一些内部斜激波损失。离开燃烧室的热气流围绕中心塞膨胀。外界空气和气流之间的气动分界面形成了喷管扩张段中气流的内边界。随着外界压力的降低, 越来越多的喷管扩张段被热气流充

满。流动边界的这种变化和喷管外壁内部压力分布的变化达到了高空补偿的效果。

多喷管

如果固体发动机上用一簇较小的喷管代替单个大喷管(推力总和相等), 喷管长度就能减小。同样, 如果液体火箭发动机单个大推力室用几个较小的推力室代替, 喷管及飞行器的长度将缩短, 从而减小了飞行器结构以及死重。俄罗斯首先采用了四个一组的推力室, 每个推力为总推力的 25%, 相互并列装配在一起, 推进剂由同一个供应系统供应。这种四推力室布局已有效地用于俄罗斯的许多大型运载火箭和导弹。由图 3-13 可知, 这种簇式推力室的长度比单个大推力室缩短了约 30%。然而, 采用簇式喷管后, 喷管出口处飞行器直径可能会稍微大一些, 因此飞行器阻力也会稍微高一些。此外它增加了发动机的复杂性和发动机质量。

3.5 实际喷管

在实际喷管中, 流动确实是两维的, 但它是轴对称的。对于简单形状的单喷管, 任何一个截面上的温度和速度都是不均匀的, 通常中心区较高, 周边附近较低。例如, 对于理想喷管, 马赫数为 1 的面是喉部平面; 但对于两维流, 它一般是一个在喉部稍微下游一点的有点弯曲的面。若已知速度分布, 则轴对称喷管的 v_2 的平均值可根据半径 r 计算。

$$(v_2)_{\text{average}} = \frac{2\pi}{A_2} \int_0^{r_2} v_2 r dr \quad (3-35)$$

本章第 1 节列出的 11 条假设和简化仅仅是为了可以用比较简单的算法和数学解去分析实际火箭现象而提出的近似假设。其中大多数假设都可以通过两种途径进行完善: ①采用经验修正系数(基于实验数据); ②开发或使用更精确的算法, 对能量损失、物理或化学现象进行更详细的研究和模拟, 通常要进行更复杂的理论分析和数学处理。本节将对其中一些途径作简要叙述。

与理想喷管相比, 实际喷管有能量损失, 而且有些能量无法转变为排气动能。下面列出主要的能量损失, 其中一些将详细讨论。

(1) 喷管出口截面流动扩散造成的损失, 对于锥形喷管它为扩张角余弦的函数, 如公式 (3-34) 和表 3-3 所示。采用钟形喷管型面可以减小这种损失。

(2) 与喉部面积相比较小的燃烧室面积或药孔横截面积, 换言之小的喷管收缩比 A_1/A_t 引起的燃烧室压力损失, 它会稍微降低推力和排气速度。参见表 3-2。

(3) 边界层中较低的流动速度或壁面摩擦会使等效排气速度降低 0.5%~1.5%。

(4) 气体中的固体颗粒或液滴会引起多达 5% 的损失, 如下面将叙述的。

(5) 非稳态燃烧和流动振荡会引起少量的损失。

(6) 喷管流化学反应改变了燃气的特性和温度所造成的损失, 一般为 0.5%。参见第五章。

(7) 在瞬变压力工作时性能较低, 例如启动、关机或脉冲。

(8) 对于不冷却的喷管材料, 例如纤维增强合成树脂或碳, 工作时喉部区域的逐渐

侵蚀会使喉部直径增加约 1%~6%。这样,当工作接近结束时室压和推力将降低 1%~6%,并使比冲有所降低(降低 0.7%以下)。

(9) 气体成分不均匀会降低性能(由不完全混合、湍流或不完全燃烧引起)。

(10) 采用真实气体特性有时会改变气体成分、 k 和 γ 值,引起少量的性能损失,比方说 0.2%~0.7%。

(11) 在非最佳喷管面积比下工作会降低推力和比冲。如果飞行器始终在最佳喷管膨胀的高度($p_2 = p_3$)下飞行,就没有损失。如果飞行器的喷管面积比固定、在偏高或偏低的高度飞行,则与有高空补偿功能的喷管相比推力损失可高达 15%(在部分飞行段),这可从图 3-7 和 3-8 中看出。它还会使性能降低 1%~5%。

3.5.1 边界层

实际喷管在紧贴壁面附近存在粘性边界层,那里的气体速度比无粘流区域中的自由流速度要低得多。图 3-16 画出了放大的边界层简图。直接贴着壁面的气流速度为零,这样边界层可以视为由许多连续的环形薄层叠加而成,各层的速度逐步增加,直到达到自由流速度为止。壁面附近的低速流动为层流、亚声速的,但在边界层内的高速区流动是超声速的,并会转变为湍流状态。随着当地速度的减小以及黏性摩擦,边界层内局部动能会转变为热能,故边界层内局部温度会显著高于自由流温度。紧贴壁面的那一层由

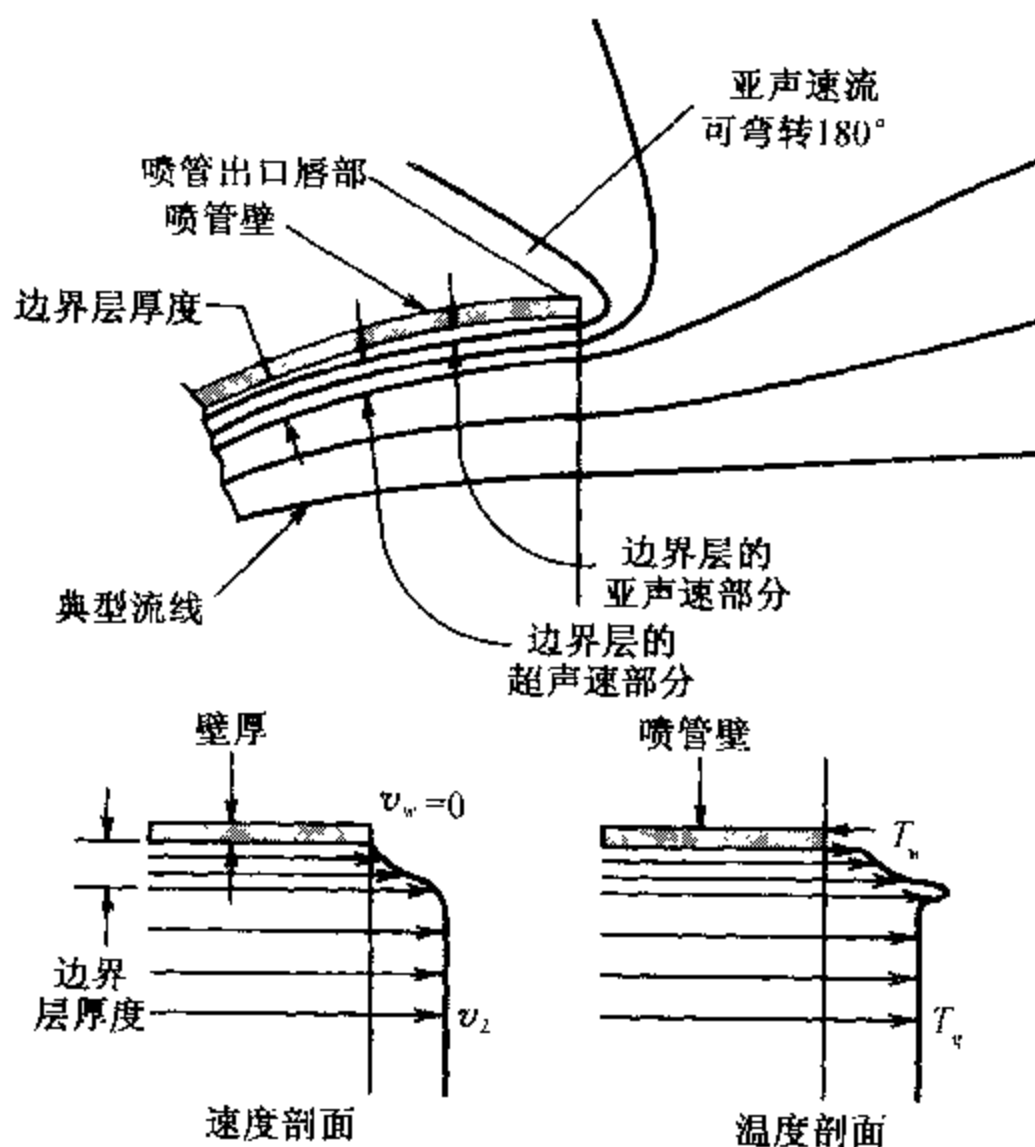


图 3-16 高空条件下喷管出口唇部的流动状态,图中画出了流线、边界层、速度和温度分布

于向室壁传热而温度要低一些。气态边界层对喷管和燃烧室壁面上总的传热量有很大的影响。此外它对火箭发动机性能也有影响,特别是大面积比的较长的喷管,在这种情况下总质量流量中可能有相当大的比例(2%~25%)在边界层的低速区。压力、温度或密度的高梯度和当地速度的变化(方向和大小)都会影响边界层。对于边界层现象,比例法则一向不可靠。

文献 3-1 的第 26~28 章和文献 1-1 中描述了计算边界层对性能的影响的理论方法。对于火箭发动机喷管,真正令人满意的边界层理论分析至今还没有建立起来。所幸的是边界层对发动机性能的总体影响是很小的,大多数发动机喷管的比冲损失很少超过 1%。

3.5.2 多相流

某些火箭发动机的气态工质中包含了许多小液滴和/或固体颗粒,它们必须由气体加速。当在喷管中膨胀时它们将热量传给气体。例如,固体推进剂(参见第十二章)或某些胶体推进剂(第七章)就会出现这种情况,这些推进剂中含有铝粉,它们会在排气中形成氧化物小颗粒。离子氧化催化剂或含铍、硼或锆的推进剂也会出现这种情况。

一般来说,如果颗粒很小(如直径在 0.005 mm 以下),则它们的速度几乎与气体相同,并与喷管气流处于热平衡。于是,气体消耗动能加速颗粒,同时又从颗粒得到热能。随着颗粒直径的增大,颗粒的质量(以及惯性)随直径的立方增加,然而气动力只随直径的平方增加。因此较大的颗粒其运动不会与气体一样快,而且对气体的传热也不会像小颗粒那样快。大颗粒的动量要比质量相同的小颗粒低,它们到达喷管出口时的温度比小颗粒高,因此传出的热量较小。

可以推导出一种用于修正性能(I_s 、 c 或 c^*)的简单的理论方法,如下面将描述的(文献 3-13 和 3-14 中也有)。这种方法基于以下假设:气体和颗粒的比热在整个喷管内为常数;颗粒足够小以致运动速度与气体相同并与气体处于热平衡;颗粒与气体之间无质量交换(无蒸发或凝结)。此外还假设:只有气体有膨胀和加速;颗粒占据的容积与气体容积相比很小,可忽略;如果颗粒数量很少,加速颗粒所需的能量可以忽略;没有化学反应。

焓 h 、比容 V 、气体常数 R 可以表示为颗粒分数 β 的函数, β 为所有颗粒(液体和/或固体)的质量除以总质量。存在以下关系(下标 g 和 s 分别表示气态和固态);

$$h = (1 - \beta)(c_p)_g T + \beta c_s T \quad (3-36)$$

$$V = V_g(1 - \beta) \quad (3-37)$$

$$p = R_g T / V_g \quad (3-38)$$

$$R = (1 - \beta)R_g \quad (3-39)$$

$$k = \frac{(1 - \beta)c_p + \beta c_s}{(1 - \beta)c_v + \beta c_s} \quad (3-40)$$

把这些关系式用于简单一维喷管流公式,如式(2-16)、(3-15)或(3-32)。比冲或特征速度值将随颗粒分数 β 的增加而减小。对于很小的颗粒(直径小于 0.01 mm)和小的 β 值(小于 6%),比冲损失一般小于 2%。对于较大的颗粒(直径在 0.015 mm 以上)和较大的 β 值,这个理论没有用,比冲可以比没有流动滞后的 I_s 值小 10%~20%。

实际的颗粒尺寸和分布取决于具体的推进剂、燃烧、特定的颗粒物质以及具体的火箭推进系统，通常要通过测量才能知道（参见第十二章和十八章）。因此，若要在固体推进剂上添加金属（例如铝）时，只有因额外释热而使燃烧温度 T_1 提高到足以超过排气颗粒带来的性能损失时，添加金属才会提高性能。

在喷管面积比很高、喷管出口压力很低（高空或宇宙真空）的情况下，通常为气态的某些推进剂成分可能会凝结。随着喷管中温度的急剧降低，气相组分如 H_2O 、 CO_2 或 NH_3 可能凝结并形成液滴。这会造成单位面积气体流量的降低，并且汽化潜热会转移到其余气体。如果液滴尺寸很小、凝结气体的质量百分数不大，则凝结对性能的总影响很小。在气体膨胀过程中还可能形成固相颗粒和微小雪颗粒（ H_2O ）或其他成分的冻雾。

3.5.3 其他现象和损失

燃烧过程实际上不是完全稳定的。通常若低频和高频室压振荡幅值在额定室压的 5% 以下，就认为燃烧是平稳的、流动是比较稳定的。气体特性（ k 、 M 、 c_p ）和流动参数（ v 、 V 、 T 、 p 等）也会随时间振荡，且不一定沿流动通道均匀分布。因此，这些参数仅仅是“平均”值，但未必总是知道它们是哪一类平均值。理论上很难评估由不均匀的非稳态燃烧引起的能量损失。对于平稳燃烧的火箭发动机，这种损失很小，可以忽略，但在振荡幅值较大时损失就很显著了。

气体组分在喷管内有些变化，气流中存在化学反应，均匀的或“冻结”气体组分的假设不完全有效。第五章叙述了更复杂的变组分、变物性情况下的性能分析方法。如图 2-3 所示，喷管排出的热能（ $\dot{m}c_p T_2$ ）无法转变为有用的推进能量（动能）。为降低这种损失，惟一的方法是降低喷管出口温度 T_2 （采用更大的喷管面积比），但即使这样该损失仍然较大。

当工作时间较短时（例如反坦克火箭或反复启动和关机的脉冲姿态控制发动机），启动和关机**瞬变过程**占了总工作时间的很大部分。在启动和关机的瞬变阶段，平均推力、室压或比冲要比稳态全工况时的值低。这可以一步步进行分析。例如，启动阶段在燃烧室中反应的推进剂量必须等于通过喷管的气体流量加上把燃烧室充填到较高压力所需的气体量。此外，也可以利用室压与时间关系的经验曲线进行这种计算。在小推力推进系统中，过渡时间非常短，或许只要几毫秒，但对于大型推进系统这个时间可能比较长（数秒钟）。

3.5.4 性能修正系数

本节将讨论半经验修正系数，这些修正系数已经用于根据理论计算性能值估算性能试验数据。掌握一些理论基础有助于建立一些修正系数之间的关系，以及估计一些参数（如压力、温度或比热比）的影响。

能量转换效率定义为离开喷管的气流的单位流量实际动能与理想排气气流的单位流量动能之比，假设两者的工质、初始状态和初始速度相同，并膨胀到与实际喷管相同的出口压力。该定义可用公式表示为

$$e = \frac{(v_2)_a^2}{(v_2)_i^2} = \frac{(v_2)_a^2}{(v_1)_a^2 + c_p(T_1 - T_2)} \quad (3-41)$$

式中 e 表示能量转换效率, v_1 和 v_2 为喷管进口速度和出口速度, $c_p T_1$ 和 $c_p T_2$ 分别是理想等熵膨胀时喷管进口和出口的焓。下标 a 和 i 分别指实际状态和理想状态。在许多实际应用中 $v_1 \rightarrow 0$, 分子采用公式 3-16 给出的表达式的平方。

速度修正系数 ζ_v 定义为能量转换效率的平方根 $\sqrt{e}$ 。其值在 0.85 和 0.99 之间, 平均值为 0.92 左右。该系数也近似等于实际比冲与理想 (或理论) 比冲之比。

流量修正系数 ζ_d 定义为实际发动机质量流量与理想发动机质量流量之比, 假设两者工质相同、从相同的初始状态膨胀到相同的出口压力 [公式 (2-17)]。

$$\zeta_d = (\dot{m}_a / \dot{m}_i) = \dot{m}_a (c / F_i) \quad (3-42)$$

根据公式 (3-24) 可得

$$\zeta_d = \frac{\dot{m}_a \sqrt{kRT_1}}{A_t p_1 k \sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}$$

该流量修正系数的值通常大于 1 (1.0~1.15)。实际流量大于理论流量的原因如下:

- (1) 气流通过喷管时分子量一般稍有增加, 从而改变了气体密度。
- (2) 部分热量传到喷管壁上。这样就降低了喷管内的温度, 稍微提高了密度和质量流量。
- (3) 实际喷管中比热和其他气体特性的变化方式是使流量修正系数稍微增加的。
- (4) 不完全燃烧会提高排气密度。

实际推力一般低于理想发动机的计算推力, 实际推力可以用经验性的**推力修正系数** ζ_F 计算:

$$F_a = \zeta_F F_i = \zeta_F C_F p_1 A_t = \zeta_{FC} \dot{m}_i \quad (3-43)$$

式中

$$\zeta_F = \zeta_v \zeta_d = F_a / F_i \quad (3-44)$$

ζ_F 值落在 0.92 和 1.00 之间 [参见公式 (2-6) 和 (3-31)]。因为推力修正系数等于流量修正系数和速度修正系数的积, 故只要知道任何两个修正系数, 就可以确定另一个修正系数。

例题 3-7 按以下条件设计一火箭发动机喷管:

燃烧室压力	20.4 atm = 2.068 MPa
大气压力	1.0 atm
燃烧室温度	2861 K
气体平均分子量	21.87 kg/(kg·mol)
理论比冲	230 s (在工作状态下)
比热比	1.229
要求推力	1300 N

试确定: 喷管喉部面积和出口面积、相应的直径、实际排气速度和实际比冲。

解 根据公式 (3-30) 求得理论推力系数。对于最佳状态 $p_2 = p_3$ 。代入 $k = 1.229$ 和

$p_1/p_2=20.4$, 推力系数 $C_F=1.405$ 。该值可以用图 3-7 和 3-8 中的 C_F 值的内插来检验。取 $\zeta_F=0.96$ (该值根据试验数据得到), 求得喉部面积为

$$A_t = F/(\zeta_F C_F p_1) = 1300/(0.96 \times 1.405 \times 2.068 \times 10^6) = 4.66 \text{ (cm}^2\text{)}$$

因此喉部直径为 2.43cm。面积比可根据图 3-5 或公式 (3-25) 确定, $\epsilon=3.42$ 。出口面积为

$$A_2 = 4.66 \times 3.42 = 15.9 \text{ (cm}^2\text{)}$$

因此出口直径为 4.50 cm。理论排气速度为

$$v_2 = I_{sg_0} = 230 \times 9.80 = 2254 \text{ (m/s)}$$

选择经验速度修正系数 ζ_v 为 0.92 (根据以前的有关经验), 实际排气速度等于

$$(v_2)_a = 2252 \times 0.92 = 2074 \text{ (m/s)}$$

因为比冲与排气速度成正比, 故其实际值可以用理论值乘以速度修正系数 ζ_v 来计算:

$$(I_s)_a = 230 \times 0.92 = 212 \text{ (s)}$$

3.6 四类性能参数

在利用推力、比冲、推进剂流量和其他性能参数值时, 必须仔细确定或检验产生特定数据的具体条件。性能参数至少有四类, 它们在概念和数值上往往是不同的, 即使针对同一火箭推进系统也是如此。每类性能参数, 如 F 、 I_s 、 c 、 v_2 和/或 $\dot{m}$ 都应附带明确的适用条件, 即

- a. 燃烧室压力; 对于细长燃烧室, 要规定室压的位置 (例如在喷管进口处);
- b. 外界压力, 或高度, 或真空度;
- c. 喷管面积比, 不管是否最佳值;
- d. 喷管形状和出口张角 (参见表 3-3);
- e. 推进剂, 它们的组成或混合比;
- f. 理论性能计算中所作的主要假设和修正。例如, 分析中使用冻结流还是平衡流 (这将在第五章描述);
- g. 推进剂的初始温度。

①第二、三、五章定义的**理论性能值**, 通常适用于理想火箭发动机, 应用于实际火箭发动机时一般要作一些修正。大多数喷管设计单位都有自己的计算机程序, 通常不同的喷管构型、不同的推力水平或不同的工作时间采用不同的程序。大多数程序是二维的, 采用真实气体特性对喷管内的化学反应作修正, 并对流动扩张作修正。许多程序还对前面提到其他损失作了修正。例如, 用于固体推进剂发动机喷管的程序可能考虑了喉部侵蚀和多相流的损失; 用于液体推进剂发动机的程序可能考虑了两个以上的同心管区域, 各区域可有不同的混合比, 因此可有不同的气体特性。考虑膨胀波和压缩波的喷管型面分析可采用有限元分析和/或特征线方法。一些更复杂的程序考虑了粘性边界层效应和喷管壁传热。一般来说, 这些计算机模拟程序基于计算流体力学有限元分析和基本的 Navier-Stokes 方程。大多数单位还有较简单的、可能考虑了一个或多个前面提到的修正的一维计算机程序, 在初步设计或编写建议书时经常使用这些程序。

②**交付性能值即实测性能值**是根据全尺寸推进系统的静态试验或飞行试验得到的。它也应注明状态(例如 p_1 、 A_2/A_c 、 T_1 等),而且要根据仪表偏差、误差或校正常数对测量值作修正。飞行试验数据需要根据气动效应(例如阻力)作修正。经验系数(例如推力修正系数、速度修正系数和流量修正系数)常用于将上面第①项的理论值转换为近似实际值,该值对于初步估算一般已足够了。在研制新发动机的过程中,有时使用缩比推进系统,然后采用比例系数把测量值修正到全尺寸数据。

③**标准状态性能值**为上述①和②项的修正值。标准状态通常由用户严格规定。通常标准状态指易于评定或易于与基准值比较的状态,也常常指易于测量和/或修正的状态。例如,为了合理地比较几种推进剂和火箭推进系统的比冲,常把数据修正到以下标准状态(参见例题 3-4 和 3-5):

- a. $p_1 = 1000 \text{ psi}$ 或 $6.894 \times 10^6 \text{ Pa}$;
- b. $p_2 = p_3 = 14.69 \text{ psi}$ (海平面) 或 1.0132×10^5 或 0.10132 MPa ;
- c. 面积比为最佳状态, $p_2 = p_3$;
- d. 锥形喷管的扩张半角 $\alpha = 15^\circ$, 或其他约定值;
- e. 特定的推进剂, 采用设计混合比和/或特定的推进剂组成;
- f. 推进剂初始温度: 21°C (有时为 20°C 或 25°C), 或沸点(低温推进剂)。

火箭推进系统通常是按照预定的要求或规范设计、建造、试验和交付的,这些技术要求一般要形成正式的文本,称为**火箭发动机技术规范**。规范中规定了上面所列的性能和其他一些要求。第十七章在叙述推进系统选择过程时对这些技术条件作了更详细的讨论。

④用户通常要求发动机研制单位交付的火箭推进系统满足**最低保证性能**,如满足最低的 F 或 I_s , 或同时满足两者。该值可通过在额定值(上面的项目①和②)上减去各种可能的损失而确定,如因喷注器或管路压降变化引起的室压变化、喷管表面粗糙、推进剂初始温度、产品之间的制造偏差(如装药容积、喷管尺寸、泵叶轮尺寸等)等造成的损失。该最低值可通过对这些损失作统计计算而确定,然后由实际全尺寸静态试车或飞行试验来验证。

3.7 喷管对准

当推力线或推力方向与飞行器的质心不相交时,就会产生一个使飞行中的飞行器旋转的翻转力矩。对于飞行器的受控旋转或姿态控制,转矩是希望有的和必需的,一般它是由推力矢量偏转、空气舵或独立的姿态控制发动机产生的。但是,大小或方向不明的这种转动是不希望有的,当主推进系统的固定喷管的推力轴线偏斜时就会发生这种转动。大推力助推火箭发动机系统即使有很小角度(小于 0.5°)的偏斜,也会在工作期间引起很大的翻转力矩。若不进行校正或补偿,这样小的偏斜也会造成飞行器滚动和/或偏离预定飞行轨道。为了使该力矩不超过飞行器姿态控制的补偿能力,推进系统所有的固定(无常平架)喷管的轴线都必须非常精确地对准。一般来说,推力轴线取为喷管扩张段内表面的几何轴线。通常需用专门的对准夹具将喷管轴线定位,使之与飞行器重心线的偏斜在 $\pm 0.25^\circ$ 以内,并使大喷管喉部中心位于飞行器中心线上,误差在 1 到

2mm之内。详细情况可参见文献 3-15。

此外还存在其他几种偏斜：①喷管几何形状不规则（不圆、凸起、表面粗糙度不均匀）；②启动和关机瞬时的推力偏斜；③推进系统或飞行器结构在载荷作用下产生的不规则变形；④气流中的不规则性（喷注器缺陷、固体推进剂燃烧速率的不规则）。对于简单的无制导火箭飞行器，通常使飞行器绕飞行轴旋转起来，以防止只在一个方向有偏斜，换言之在动力飞行时把偏斜均匀化。

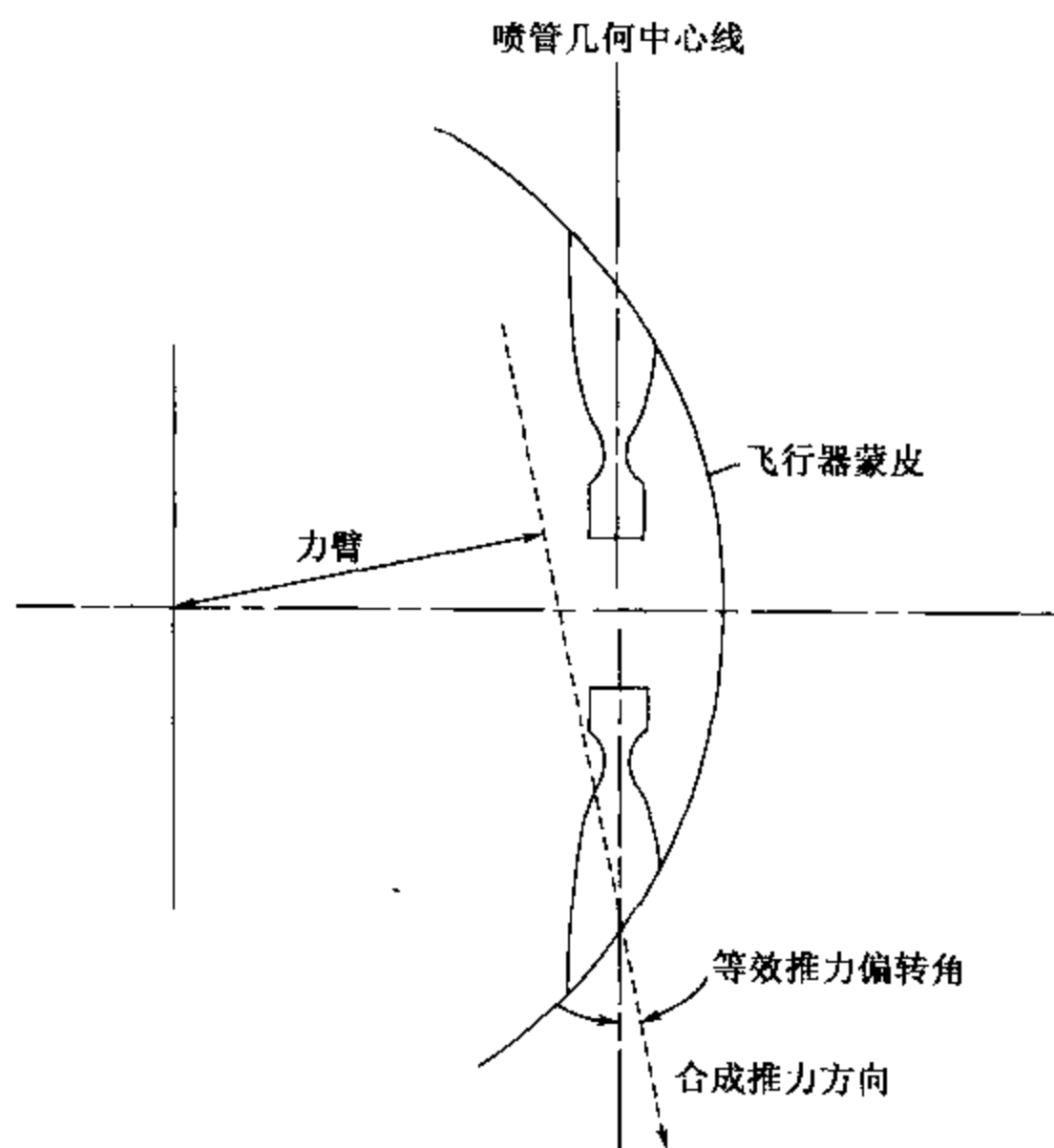


图 3-17 飞行器局部简图。为与圆柱形飞行器的外表面相适应，
采用了两个斜切喷管姿态控制推力室

在航天器或运载火箭上面级的有限空间内，有时无法在飞行器可用空间内把大面积比喷管全部容纳进去。在这种情况下，为了能紧凑安装，通常沿飞行器外表面以一定角度把喷管切掉一部分。图 3-17 画出了两个（四个之二）滚动控制推力室，其喷管出口截面与飞行器外形一致。斜切喷管的推力方向不再像完全对称喷管那样沿喷管轴的中心线了，喷管出口流动不再是轴对称的。文献 3-16 给出了计算斜切喷管的性能和推力方向的方法。

3.8 变 推 力

只有少数应用需要在飞行时改变推力。公式(3-24)、(3-30)和(3-31)表明推力

正比于喉部面积 A_t 、室压 p_1 或质量流量 $\dot{m}$ ，但与 C_F 关系不强，而 C_F 本身又取决于 k 、高度、压比和 A_2/A_t 。这些公式表明了改变推力的途径，并表明了其他性能参数如何受这种变化的影响。液体火箭发动机可以在不改变燃烧室形状和喷管喉部面积的情况下减小进入燃烧室的质量流量（通过推进剂供应系统中的节流阀）。质量流量的减小引起 p_1 以及 F 几乎线性地降低。燃烧温度稍有变化，但不影响上述关系。此外比冲可能会稍微降低，因此推力调节会有少量性能损失。在液体火箭发动机中，采用节流阀调节推力曾达到了 2 比 1 的推力比。第八章的 8.5 节将讨论液体火箭发动机的推力随意调节和它们的设计特点。

另一种改变推力的方法是在调节流量的同时改变喉部面积（通过在喷管中插入可移动的特型枢轴或锥形塞），在这种情况下燃烧室压力 p_1 可适当保持恒定。这种变推力方法已用于液体火箭发动机（如登月发动机，达到了 10 比 1 的变推比）和少数实验固体推进剂发动机。

随意推力控制需要采用控制系统和特殊部件，第十章 10.5 节将讨论这方面的一个实例。迄今为止实际飞行的固定推进剂发动机还没有能够随意变推力的。可重复的、程序变推力的固体推进剂发动机是可以实现的，它将在第十一章 11.3 节讨论。通过巧妙的药型设计，固体推进剂已经实现了质量流量可按预定规律变化，这种设计能改变不同工作阶段的燃烧速率。这对于许多空射军用火箭是很有用的。若需随意变推力的火箭发动机，采用液体火箭发动机是最合适的选择，这已在登月任务中充分得到了验证。

习题

- 某些实验结果表明，液氧-汽油反应产生的气体的平均分子量为 $23.2 \text{ kg}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$ ，比热比为 1.22。试计算该气体的定压比热和定容比热，假设其为理想气体。
- 在海平面工作的最佳膨胀喷管的实际条件如下：质量流量 $\dot{m} = 3.7 \text{ kg/s}$ ， $A_2/A_t = 5.2$ ， $p_1 = 2.1 \text{ MPa}$ ， $T_1 = 2585 \text{ K}$ ， $M = 18.0 \text{ kg}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$ ， $k = 1.3$ 。试求 v_2 、 T_2 和 C_F 。
- 某喷管气体在等熵条件下膨胀，其燃烧室或喷管进口速度为 70 m/s ，其最终速度为 1500 m/s 。试问气体的焓变是多少？若忽略初始速度，则引入的百分误差为多大？
- 500°C 的氮气 ($k = 1.38$ ，分子量为 28.00) 以马赫数 2.73 流动。求其实际速度和声速。
- 一理想火箭发动机的参数如下：

平均分子量	$24 \text{ kg}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$
燃烧室压力	2.533 MPa
外界压力	0.090 MPa
燃烧室温度	2900 K
喉部面积	0.00050 m^2
比热比	1.30

 试求 (a) 喉部速度；(b) 喉部比容；(c) 推进剂流量和比冲；(d) 推力；(e) 喉部马赫数。
- 用两种方法求第 5 题的理论推力系数。
- 某理想发动机的喷管面积比为 2.3，喉部面积为 5 in^2 ，燃烧室设计压力为 300 psi ，燃烧室温度恒定为 5300 R ，反压为 10 psi ，产生的气体的 $k = 1.30$ 、 $R = 66 \text{ (ft}\cdot\text{lbf)} / (\text{lb}\cdot\text{mol}\cdot\text{R})$ 的。利用适当的阀门可以调节进入推力室的推进剂流量。针对 300、200 和 100 psi 的燃烧室压力计算以下各量，并画出它与燃烧室压力的关系图：(a) 燃烧室压力和大气压力之比；(b) 所涉及的面积比下的等效排气速度；(c) 最佳和实际面积比下的理论排气速度；(d) 推进剂流量；(e) 推力；(f) 比冲；(g) 出口

压力；(h) 出口温度。

8. 对于特征速度 $c^* = 1500 \text{ m/s}$ 的理想发动机，已知喷管喉部直径为 18 cm ，推力系数为 1.38 ，质量流量为 40 kg/s 。试计算燃烧室压力、推力和比冲。

9. 对于例题 3-2 给出的发动机装置，试计算喷管截短、出口面积减少 50% 后的排气速度。估算动能和推力损失，并将它们表示为初始动能和初始推力的百分比。

10. 若例题 3-2 中的喷管为膨胀到真空而设计，则其最大排气速度为多少？若面积比为 2000 ，排气速度为多大？

11. 为使火箭推力室在任何高度都在最佳膨胀比下工作，往往考虑变面积喷管结构。因为设计困难，这种发动机从未成功实现过。假设这种机构最终建成，如果发动机燃烧室压力为 20 atm ， $k = 1.20$ ，那么其面积比随高度的变化应如何？（画出 50 km 以下高度的曲线。）

12. 设计一在 10 km 高度工作、面积比为 8.0 的超音速喷管。取热燃气 $T_0 = 3000 \text{ K}$ 、 $K = 1.30$ 。试确定出口马赫数、出口速度和出口温度以及室压。若室压增加一倍，则推力和出口速度为多大？假设气体特性不变。该喷管离最佳膨胀差多少？

13. 二次大战期间德国 A-4 推进系统的海平面推力为 25400 kg ，燃烧室压力为 1.5 MPa 。若出口压力为 0.084 MPa ，出口直径为 740 mm ，则在 25 km 高度下推力为多大？

14. 推导公式 (3-34)（提示：假设质量流量全在锥的顶点产生）。试计算扩张半角为 13° 的锥形喷管的张角修正系数。

15. 对于例题 3-2，试求 (a) 实际推力；(b) 实际排气速度；(c) 实际比冲；(d) 速度修正系数。假设推力系数为 0.985 ，流量修正系数为 1.050 。

16. 一理想发动机的参数如下：

燃烧室压力	27.2 atm
喷管出口压力	3 psi
比热比	1.20
平均分子量	$21.0 \text{ lb/ (lb}\cdot\text{mol)}$
燃烧室温度	4200°F

试确定临界压比、喉部气体速度、面积比和喷管理论出口速度。

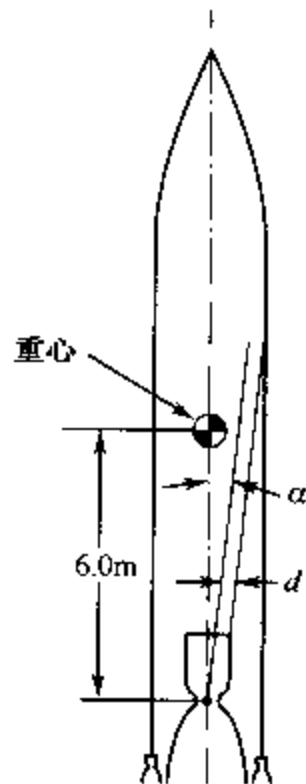
答案： 1.77 ； 3470 ft/s ； 14 ； 8570 ft/s 。

17. 一理想火箭发动机，特征速度为 1200 m/s ，质量流量为 73.0 kg/s ，推力系数为 1.50 ，喷管喉部面积为 0.0248 m^2 ，试计算等效排气速度、推力、燃烧室压力和比冲。

答案： 1830 m/s ； 133560 N ； $3.590 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ ； 186.7 s 。

18. 推导公式 (3-24) 和 (3-25)。

19. 如图所示，一推力为 400 kN 的推进系统预计最大推力偏斜 α 为 $\pm 0.50^\circ$ ，推力矢量偏移 d 为 0.125 in 。若用四个反作用控制推力室之一抵消该干扰力矩，则其最大推力为多少？



符号

A	面积, m^2 (ft^2)
c	等效排气速度, m/s (ft/s)
c_p	定压比热, $\text{J/ (kg}\cdot\text{K)}$ [$\text{Btu/ (lb}\cdot\text{R)}$]
c_s	固体的比热, $\text{J/ (kg}\cdot\text{K)}$ [$\text{Btu/ (lb}\cdot\text{R)}$]
c_v	定容比热, $\text{J/ (kg}\cdot\text{K)}$ [$\text{Btu/ (lb}\cdot\text{R)}$]

c^*	特征排气速度, m/s (ft/s)
C_F	推力系数
C_D	流量系数 ($1/c^*$), s/m (s/ft)
d	全导数
D	直径, m (ft)
e	能量转换效率
F	推力, N (lbf)
g_0	海平面标准重力加速度, 9.80665m/s^2 (32.174ft/s^2)
h	单位质量的焓, J/kg (Btu/lb)
I_s	比冲, s 或 $(\text{N}\cdot\text{s}^3) / (\text{kg}\cdot\text{m})$ [$(\text{lbf}\cdot\text{s}) / \text{lbm}$]
J	热功当量, $J = 1.00\text{ Nm}$ (SI 单位制) 或 $1\text{Btu} = 778\text{ ft}\cdot\text{lbf}$
k	比热比
L	喷管长度, m (ft)
$\dot{m}$	质量流量, kg/s (lbm/s)
M	马赫数
$\mathcal{M}$	分子量, kg/ ($\text{kg}\cdot\text{mol}$) [lbm/ ($\text{lbm}\cdot\text{mol}$)]
n_i	i 组分的摩尔分数
p	压力, N/m^2 (lbf/ft^2 或 lbf/in^2)
R	单位重量的气体常数, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ [$(\text{ft}\cdot\text{lbf}) / (\text{lb}\cdot\text{R})$] ($R = R'/\mathcal{M}$)
R'	通用气体常数, $8314.3\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{mol}\cdot\text{K})$ [$1544(\text{ft}\cdot\text{lb}) / (\text{lb}\cdot\text{mol}\cdot\text{R})$]
T	绝对温度, K (R)
v	速度, m/s (ft/s)
V	比容, m^3/kg (ft^3/lbm)
$\dot{w}$	推进剂重量流量, N/s (lbf/s)

希腊字母

α	锥形喷管扩张半角
β	固体颗粒的质量分数
ϵ	面积比 A_2/A_1
ζ_d	流量修正系数
ζ_F	推力修正系数
ζ_v	速度修正系数
λ	锥形喷管出口扩张角修正系数

下标

a	实际的
g	气体
i	理想的
max	最大值

opt	最佳喷管膨胀
s	固定
sep	分离点
t	喉部
x	火箭喷管内任意截面
y	火箭喷管内任意截面
0	滞止或撞击状态
1	喷管进口或燃烧室
2	喷管出口
3	大气或环境

参考文献

- 3-1. A. H. Shapiro, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vols. 1 and 2, The Ronald Press Company, New York, 1953 and M. J. Zucrow and J. D. Hoffman, *Gas Dynamics*, Vols. I and II, John Wiley & Sons, 1976 (has section on nozzle analysis by method of characteristics).
- 3-2. M. J. Moran and H. N. Shapiro, *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*, Third edition, John Wiley & Sons, 1996; also additional text, 1997.
- 3-3. H. H. Koelle (Ed.), *Handbook of Astronautical Engineering*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1961.
- 3-4. T. V. Nguyen and J. L. Pieper, "Nozzle Separation Prediction Techniques and Controlling Techniques," AIAA paper, 1996.
- 3-5. G. Hagemann, H. Immich, T. V. Nguyen, and D. E. Dumnov, "Advanced Rocket Nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 620-634, AIAA, 1998.
- 3-6. M. Frey and G. Hagemann, "Flow Separation and Side-Loads in Rocket Nozzles," *AIAA Paper 99-2815*, June 1999.
- 3-7. G. P. Sutton, "Flow through a Combustion Zone," Section of Chapter 3, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Second, third, and fourth editions, 1956, 1963, and 1976.
- 3-8. J. A. Muss, T. V. Nguyen, E. J. Reske, and D. M. McDaniels, "Altitude Compensating Nozzle Concepts for RLV," *AIAA Paper 97-3222*, July 1997.
- 3-9. G. V. R. Rao, "Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations," *ARS Journal*, Vol. 31, No. 11, November 1961, pp. 1488-1494; and G. V. R. Rao, "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Jet Propulsion*, Vol. 28, June 1958, pp. 377-382.
- 3-10. J. M. Farley and C. E. Campbell, "Performance of Several Method-of-Characteristics Exhaust Nozzles," *NASA TN D-293*, October 1960.
- 3-11. J. D. Hoffman, "Design of Compressed Truncated Perfect Nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 2, March-April 1987, pp. 150-156.
- 3-12. G. P. Sutton, *Stepped Nozzle*, U.S. Patent 5,779,151, 1998.
- 3-13. F. A. Williams, M. Barrère, and N. C. Huang, "Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets," *AGARDograph 116*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, October 1969, 783 pages.
- 3-14. M. Barrère, A. Jaumotte, B. Fraeijs de Veubeke, and J. Vandenkerckhove, *Rocket Propulsion*, Elsevier Publishing Company, Amsterdam, 1960.

- 3-15. R. N. Knauber, "Thrust Misalignments of Fixed Nozzle Solid Rocket Motors," *AIAA Paper 92 2873*, 1992.
- 3-16. J. S. Lilley, "The Design and Optimization of Propulsion Systems Employing Scarfed Nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 23, No. 6, November-December 1986, pp. 597-604; and J. S. Lilley, "Experimental Validation of a Performance Model for Scarfed Nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 24, No. 5, September-October 1987, pp. 474-480.

第四章 飞行性能

本章叙述采用火箭发动机推进的飞行器（如导弹、航天器、运载火箭或射弹）的性能，目的是从火箭发动机的角度向读者介绍这方面的知识。火箭推进系统对飞行器施加一个力，使其加速（或减速）、克服阻力或改变飞行方向。火箭发动机应用的飞行领域有多种：①大气层内飞行（空面导弹或探空火箭）；②近地空间飞行（地球卫星）；③月球和行星飞行；④逃逸太阳。这几种情况都将在下面进行讨论。文献 4-1~4-4 中介绍了这些飞行的背景知识。本书附录中给出了转换系数、大气特性以及主要公式汇总。本章先分析简化的理想飞行轨道，然后处理更复杂的飞行路线、描述各种飞行器。

4.1 无重力、无阻力空间飞行

这种简单的火箭飞行分析适用于外层空间，那里没有空气（故没有阻力），并且基本上没有显著的地球引力。飞行器的飞行方向与推力方向（沿喷管轴线）相同，即飞行轨迹是一条一维直线加速路径。在发动机工作时间 t_p 内，推进剂流量 $\dot{m}$ 与推力 F 保持不变。对于恒定的推进剂流动，推进剂流量为 m_p/t_p ，其中 m_p 为可用推进剂总质量。根据牛顿第二定律，对于瞬时质量为 m 、速度为 u 的飞行器，有

$$F = m du/dt \quad (4-1)$$

对于推进剂流量恒定的发动机，飞行器瞬时质量 m 可以表示为飞行器初始总质量 m_0 、 m_p 、 t_p 与时间 t 的函数：

$$m = m_0 - \frac{m_p}{t_p} t = m_0 \left(1 - \frac{m_p}{m_0} \frac{t}{t_p} \right) \quad (4-2)$$

$$= m_0 \left(1 - \zeta \frac{t}{t_p} \right) = m_0 \left[1 - (1 - \mathbf{MR}) \frac{t}{t_p} \right] \quad (4-3)$$

式 (4-3) 以适用于弹道计算的形式给出了飞行器质量。飞行器质量比 $\mathbf{MR}$ 与推进剂质量分数 ζ 已在式 (2-7)、(2-8) 中定义，其关系为

$$\zeta = (1 - \mathbf{MR}) \quad (4-4)$$

图 4-1 给出了各种质量的定义。起飞时的初始质量 m_0 等于可用推进剂质量 m_p 加上飞行器干质量或最终质量 m_f ，而 m_f 等于推进系统死重（如喷管、贮箱、壳体、未耗尽的残余推进剂）加上制导、控制、电子等有关设备和有效载荷的质量。

对于恒定的推进剂流量 $\dot{m}$ 和有限的推进剂燃烧时间，推进剂总质量 m_p 为 $\dot{m} t_p$ ，飞行器瞬时质量 $m = m_0 - \dot{m} t$ 。式 (4-1) 可写为

$$\begin{aligned} du &= (F/m) dt = (c \dot{m} / m) dt \\ &= \frac{(c \dot{m}) dt}{m_0 - m_p t / t_p} = \frac{c (m_p / t_p) dt}{m_0 (1 - m_p t / m_0 t_p)} = \frac{c \zeta / t_p}{1 - \zeta t / t_p} dt \end{aligned}$$

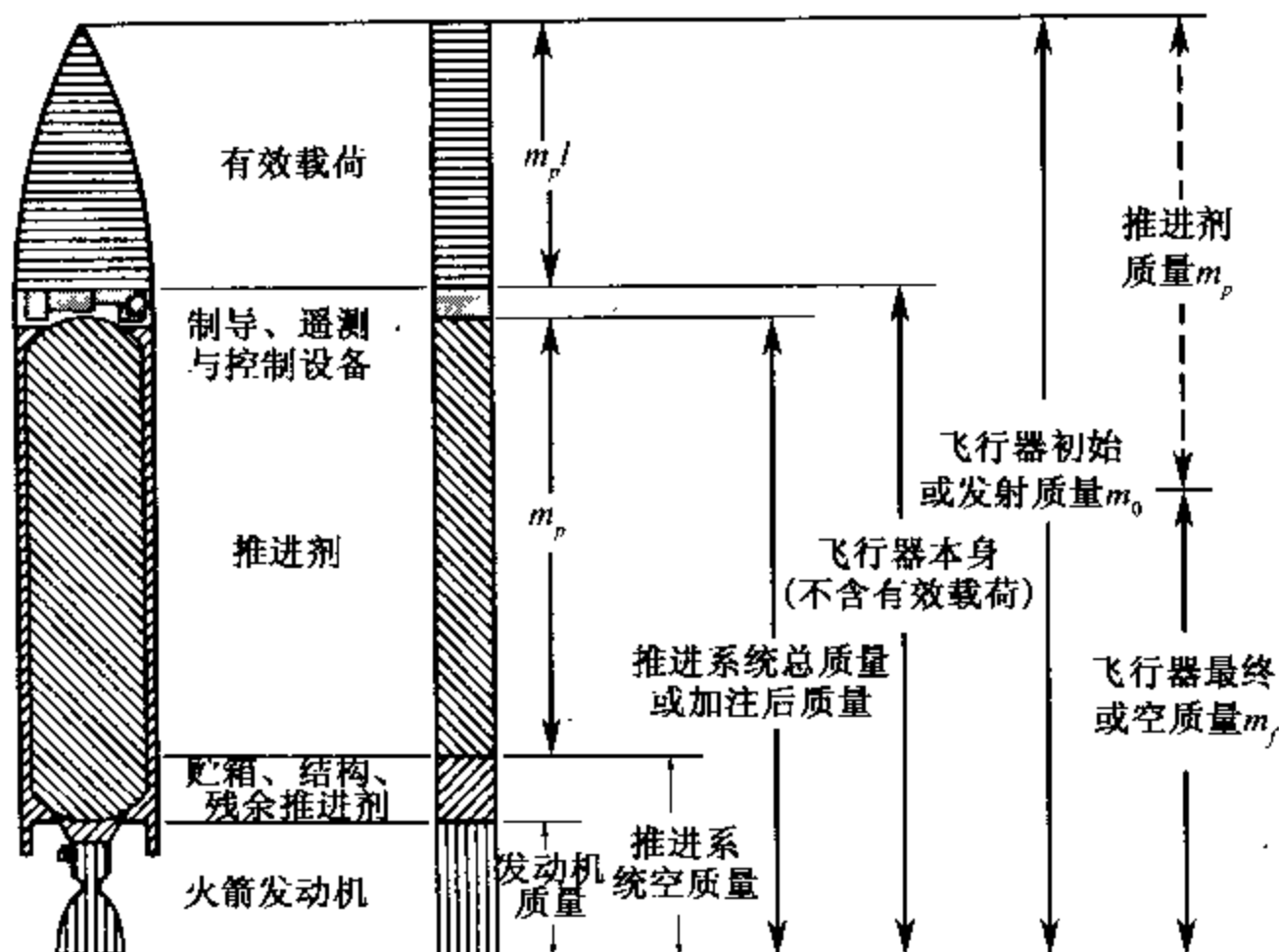


图 4-1 各种飞行器质量的定义

对上式积分，可得到无重力真空条件下飞行器在推进剂耗尽时能达到的最大速度 u_p 。当 $u_0 \neq 0$ 时通常称之为速度增量 Δu 。

$$\Delta u = u_p = -c \ln(1 - \zeta) + u_0 = c \ln(m_0/m_f) + u_0 \quad (4-5)$$

若假设初始速度 u_0 为零，则

$$\begin{aligned} u_p = \Delta u &= -c \ln(1 - \zeta) = -c \ln[m_0/(m_0 - m_p)] \\ &= -c \ln \mathbf{MR} = c \ln(1/\mathbf{MR}) \\ &= c \ln(m_0/m_f) \end{aligned} \quad (4-6)$$

这就是在无重力真空条件下，从 $u_0 = 0$ 的静止状态起飞的、推进剂流量恒定的飞行器所能达到的最大速度增量 Δu 。图 4-2 给出了 c 、 I_s 和 ζ 的变化对速度增量的影响。采用自然对数的底 e ，式 (4-6) 可写为另一种形式：

$$e^{\Delta u/c} = 1/\mathbf{MR} = m_0/m_f \quad (4-7)$$

无重力真空条件下可获得的最大飞行速度增量 Δu 这个概念有助于理解飞行器基本参数的影响。它可用于比较不同的推进系统、飞行器、飞行任务或改进设计方案。

由式 (4-6) 可知，**推进剂质量分数** 对飞行器速度的影响是对数关系。该值从 0.80 提高到 0.90，无重力真空中的行星际飞行器最大速度可提高 43%。0.80 的质量分数意味着结构、蒙皮、有效载荷、推进系统硬件、电子设备、制导系统、气动升力面等的质量只能占飞行器总质量的 20%，剩余的 80% 为可用推进剂。质量分数要超过 0.85，必须对飞行器精心设计。根据目前所采用的材料，0.95 左右的质量分数看起来可能是实际单级飞行器的极限了。当质量分数为 0.90 时， $\mathbf{MR} = 0.1$ ， $1/\mathbf{MR} = 10.0$ 。并不是只有真空中的星际飞船的质量分数或质量比对关闭动力时飞行器的速度（也包括射程）有

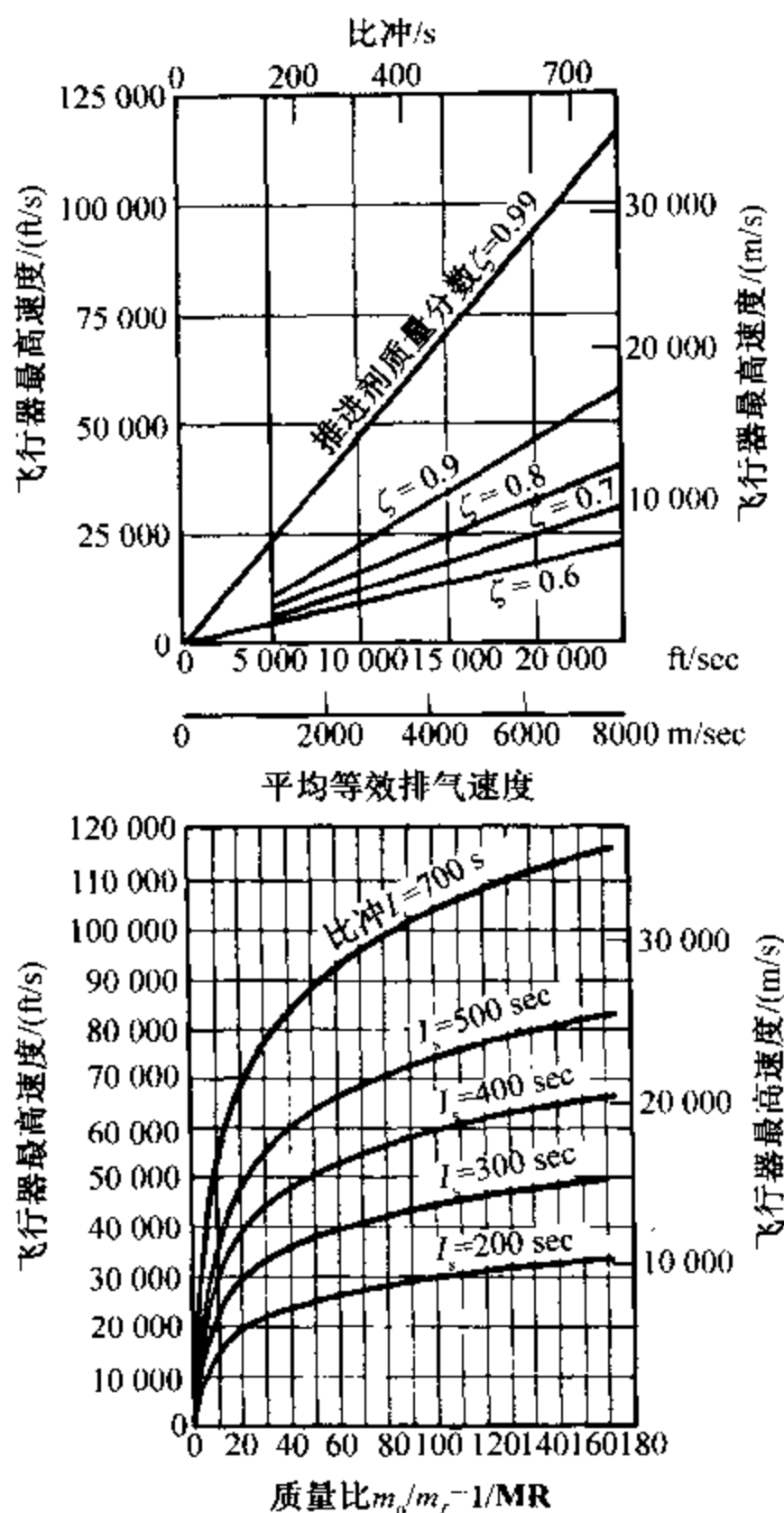


图 4-2 无重力、无阻力空间中，质量比、比冲不同的飞行器的最大速度 [式 (4-6) 的曲线]。单级飞行器的 $1/MR$ 最高可达 20，多级飞行器可超过 200

强烈影响，几乎所有火箭动力的飞行器都是这样的。为此，设计的一个重点是减少每个飞行器组件的死重，包括推进系统。

改变式 (4-6) 的形式，可解出在一定的飞行器初始起飞质量或最终质量下、要达到某速度增量所需的有效推进剂质量 m_p 。最终质量包括有效载荷、飞行器结构质量、推进系统干质量（含残余推进剂）和一小部分制导、通讯、控制设备的质量。本文中 $m_p = m_0 - m_f$ 。

$$m_p = m_f (e^{\Delta u/c} - 1) = m_0 (1 - e^{(-\Delta u/c)}) \quad (4-8)$$

飞行速度增量 u_p 与等效排气速度 c 成正比，故与比冲也成正比。这样，比冲的任

何提高（如采用更好的推进剂、更佳的喷管面积比或更高的室压）都会反映为飞行器性能的改进，只要在提高比冲的同时不过多地增加推进系统死重（它会降低有效推进剂质量分数）。

4.2 作用在大气层内飞行器上的力

作用在地球大气层内飞行器上的外力通常有推力、气动力和重力。其他一些力如风力、太阳光压等是很小的，在简单计算中通常忽略。

推力是由动力装置（如螺旋桨或火箭发动机）产生的力。它一般作用在动力装置轴线方向，即沿螺旋桨轴线或火箭发动机喷管轴线。式（2-6）已给出了火箭发动机在恒定流量下的推力，它与等效排气速度 c 和推进剂流量 $\dot{m}$ 有关。在许多火箭发动机中，推进剂质量消耗率 $\dot{m}$ 基本上是恒定的，而启动及关机瞬变过程往往很短，可以忽略。因此，推力为

$$F = c\dot{m} = c m_p / t_p \quad (4-9)$$

如第三章所解释的，对于给定的推进剂，等效排气速度 c 或比冲 I_s 的值取决于喷管面积比和飞行高度。随着高度的增加， c 值会有少量提高，其比例为 1.2~1.6。

阻力 D 是由流体对运动物体的阻碍所产生的与飞行方向相反的气动力。**升力 L** 是垂直于飞行方向的气动力。它们是飞行速度 u 、飞行器周围流体的密度 ρ 和飞行器某表面积 A 的函数。

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho A u^2 \quad (4-10)$$

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho A u^2 \quad (4-11)$$

C_L 、 C_D 分别为升力系数和阻力系数。对于飞机和有翼导弹，面积 A 指机翼面积。对于无翼导弹或运载火箭，它指与导弹轴线垂直的最大横截面积。升力系数、阻力系数主要与飞行器外型、飞行马赫数、攻角（飞行器轴线或翼平面与飞行方向的夹角）有关。在低速飞行时，马赫数的影响可忽略，阻力系数、升力系数主要与攻角有关。图 4-3 给出了典型超声速导弹的阻力系数与升力系数的变化情况。这些系数在马赫数为 1 附近达到最大值。对于无翼飞行器，攻角 α 通常很小（ $0 < \alpha < 1^\circ$ ）。附录 2 列出了大气的密度与其他一些特性。地球大气的密度会随太阳活动与昼夜温度的变化而变化，最大可相差 2 倍（300~1200km 之间），这给阻力计算带来了最大的不定因素。气动力还受发动机排气流动及压力分布的影响，这将在第十八章解释。

对于运载火箭和弹道导弹，阻力损失用 Δu 来表示一般为飞行器最终速度增量的 5%~10%。该值相对较低是因为在飞行器速度高的高空，空气密度低，而在空气密度高的低空，飞行器速度低，因此动压较低。

星球引力是月球、太阳及所有行星和恒星施加在飞行器上的引力。引力沿指向吸引体质量中心的方向拉飞行器。在很靠近地球的区域，其他星体的引力与地球引力相比可忽略。由地球产生的引力称为**重力**。

若忽略地球地理特征和非球形对重力的影响，则重力加速度与物体-地心距离的平

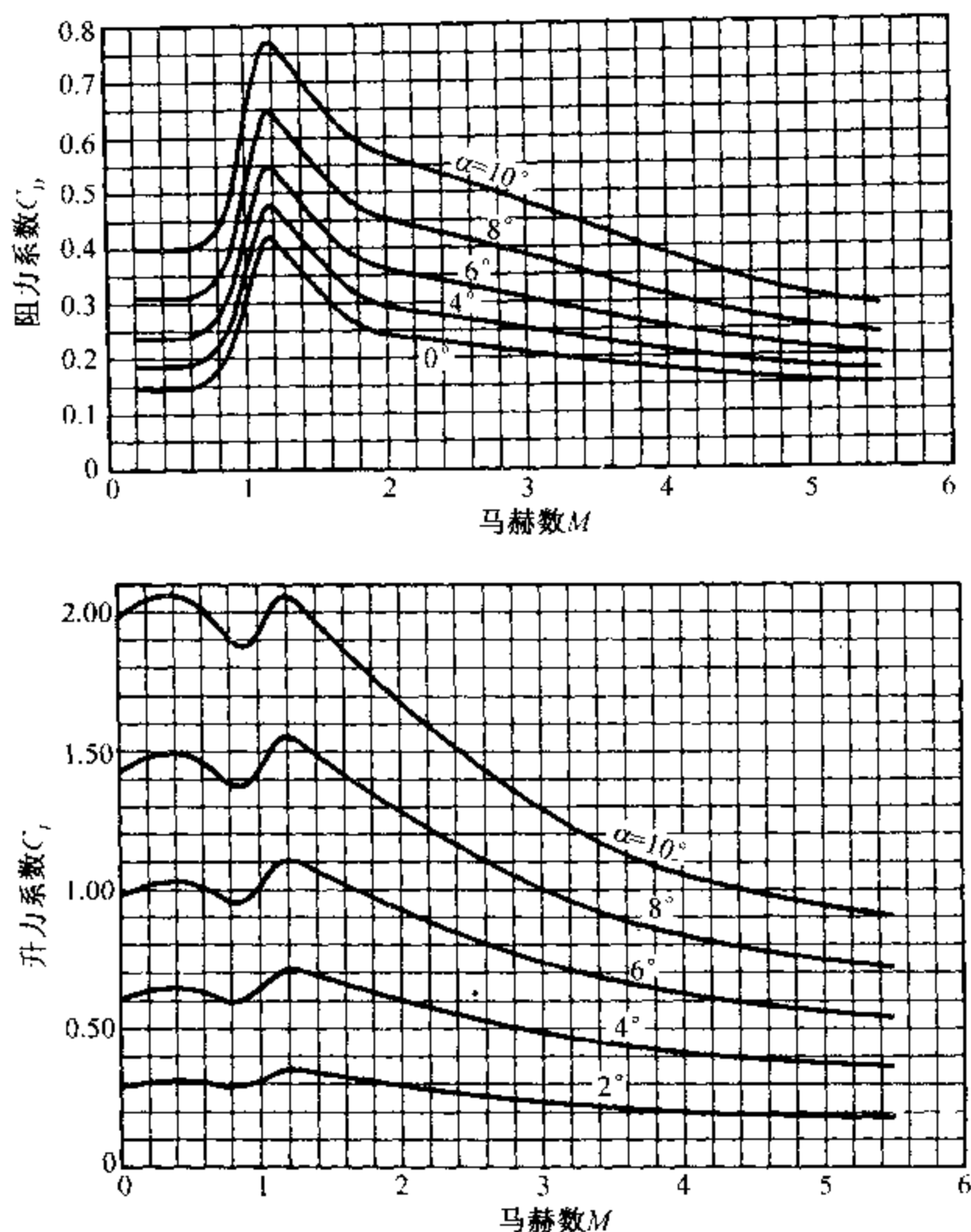


图 4-3 德国 V2 导弹的阻力系数、升力系数在多种攻角条件下随马赫数的变化。系数基于弹体横截面积，不考虑排气羽流效应

方成反比。令 R_0 为地表半径， g_0 为半径为 R_0 的地表处的加速度，则星球引力 g 为

$$g = g_0(R_0/R)^2 = g_0[R_0/(R_0 + h)]^2 \quad (4-12)$$

式中 h 为高度。在赤道处地球半径为 6378.388 km， g_0 的标准值为 9.80665 m/s^2 。在月球那么远的地方，地球重力加速度只有 $3.3 \times 10^{-4} g_0$ 左右。

4.3 基本运动关系式

对于在地球附近飞行的飞行器，其他所有天体对它的引力通常可忽略不计。现假设飞行器作直线平衡飞行，所有控制力、侧向力、使飞行器转动的力矩均为零。弹道是二维的，并保持在—个固定平面内。飞行器有机翼，机翼与飞行方向倾斜，其攻角为 α ，

机翼为飞行器提供了一个与飞行方向垂直的升力。飞行方向与推力方向不一致。图 4-4 画出了上述情况。

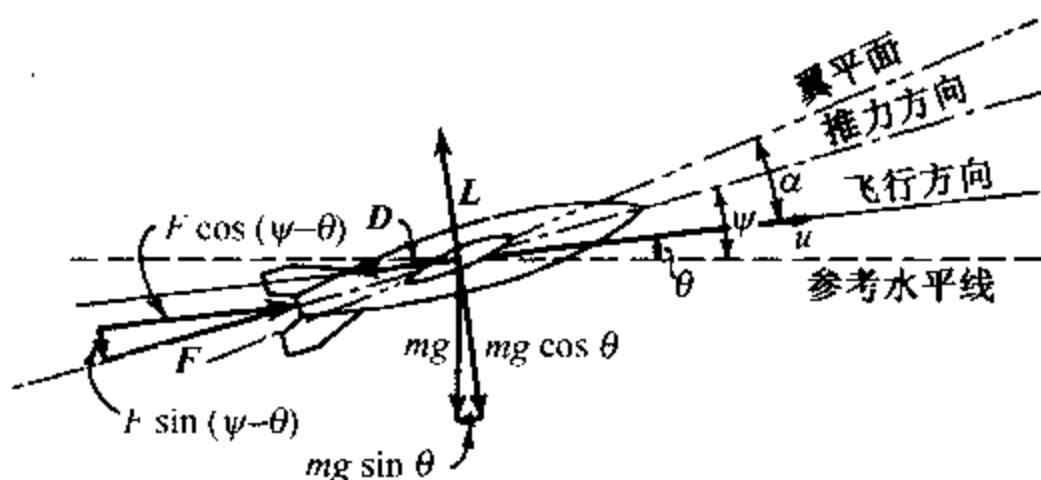


图 4-4 两维带翼飞行器受力图

令 θ 为飞行航迹与水平面的夹角, ψ 为推力方向与水平面的夹角。沿飞行方向, 质量与加速度的乘积必定等于所有力的合力, 即推力、气动力与重力之和。

$$m(du/dt) = F \cos(\psi - \theta) - D - mg \sin \theta \quad (4-13)$$

垂直于飞行方向的加速度为 $u(d\theta/dt)$ 。对于常数 u 和飞行航迹瞬时半径 R , 该加速度为 u^2/R 。垂直于飞行速度方向的运动方程为

$$mu(d\theta/dt) = F \sin(\psi - \theta) + L - mg \cos \theta \quad (4-14)$$

把式 (4-10)、(4-11) 代入, 就可以从以上两个方程求得加速度为

$$\frac{du}{dt} = \frac{F}{m} \cos(\psi - \theta) - \frac{C_D}{2m} \rho u^2 A - g \sin \theta \quad (4-15)$$

$$u \frac{d\theta}{dt} = \frac{F}{m} \sin(\psi - \theta) - \frac{C_L}{2m} \rho u^2 A - g \cos \theta \quad (4-16)$$

由于 t_p 、 u 、 C_D 、 C_L 、 ρ 、 θ 和 ψ 随时间、任务特点或高度而独立变化, 上两式无法得到通解。此外, C_D 、 C_L 是速度或马赫数的函数。在更详细的分析中, 还可能考虑其他一些因素, 如不用于主推进的推进剂 (例如用于姿态或飞行稳定性控制的推进剂)。文献 4-1~4-5 给出了某些飞行状态下飞行性能的背景知识。对于不同的火箭飞行任务或飞行状态, 所要最大化或优化的飞行性能参数是不同的, 如 Δu 、射程、击中目标的时间或高度等。火箭推进系统通常为满足具体飞行任务的需要进行设计。

如下面的章节将要叙述的, 式 (4-15) 和 (4-16) 是通用方程, 它在各种特定应用情况下可作进一步的简化。对于粗略的设计估算, 根据上面两个基本方程迭代计算出的速度、高度或射程一般已能满足需要。对于实际弹道分析、导航计算、空间飞行测轨或导弹射表制定, 该两维简化理论计算结果的精度是不够的。在这种情况下, 除了阻力和重力外还必须考虑各种扰动的影响 (如本章第 6 节所列的), 必须采用数字计算机计算复杂的方程。通常把弹道任意划分为很多小段, 采用步进法或数值积分法得出整个弹道。更加通用的三体理论考虑了三个质量 (如地球、月球和航天器) 相互之间的星球引力。很多空间飞行问题需要采用三体理论研究 (参见文献 4-2、4-3)。当推进剂流量和推力不为常数时, 前面公式的形式和解更为复杂。

式 (4-15)、(4-16) 还可用于根据精确的弹道测量数据 (如光学测量或雷达测量数

据) 确定飞行器飞行期间的实际推力或实际比冲。飞行器加速度 (du/dt) 是与净推力成正比的, 因此, 根据推进剂流量 (通常知道其变化规律) 的估算值或实测值、气动力分析就可以求得火箭推进系统在飞行情况下的实际推力。

对式 (4-15)、(4-16) 积分, 就可求得实际速度和飞行距离的变化历程, 于是便得到了整个弹道。更加通用的情况需要六个方程, 三个为三轴平动方程, 另三个为三轴转动方程。通过选择合适的坐标系和原点, 可以简化数学求解 (参见文献 4-2、4-4)。

对于推力与推进剂流量恒定的无翼火箭弹、运载火箭或导弹, 这些方程可以简化。这样, 在图 4-5 中, 飞行方向与推力方向相同, 且无翼、对称、稳定飞行的飞行器在零攻角时其升力可假设为零。对于相对地球的单平面二维弹道 (无风力), 飞行方向加速度为

$$\frac{du}{dt} = \frac{c\zeta/t_p}{1 - \zeta t/t_p} - g \sin \theta - \frac{C_D \frac{1}{2} \rho u^2 A / m_0}{1 - \zeta t/t_p} \quad (4-17)$$

图 4-5 中的力矢量图画出的总净力 (把推力、阻力和重力矢量相加) 与飞行方向成一角度 (航迹将弯曲)。这种图是弹道迭代数值求解的基础。

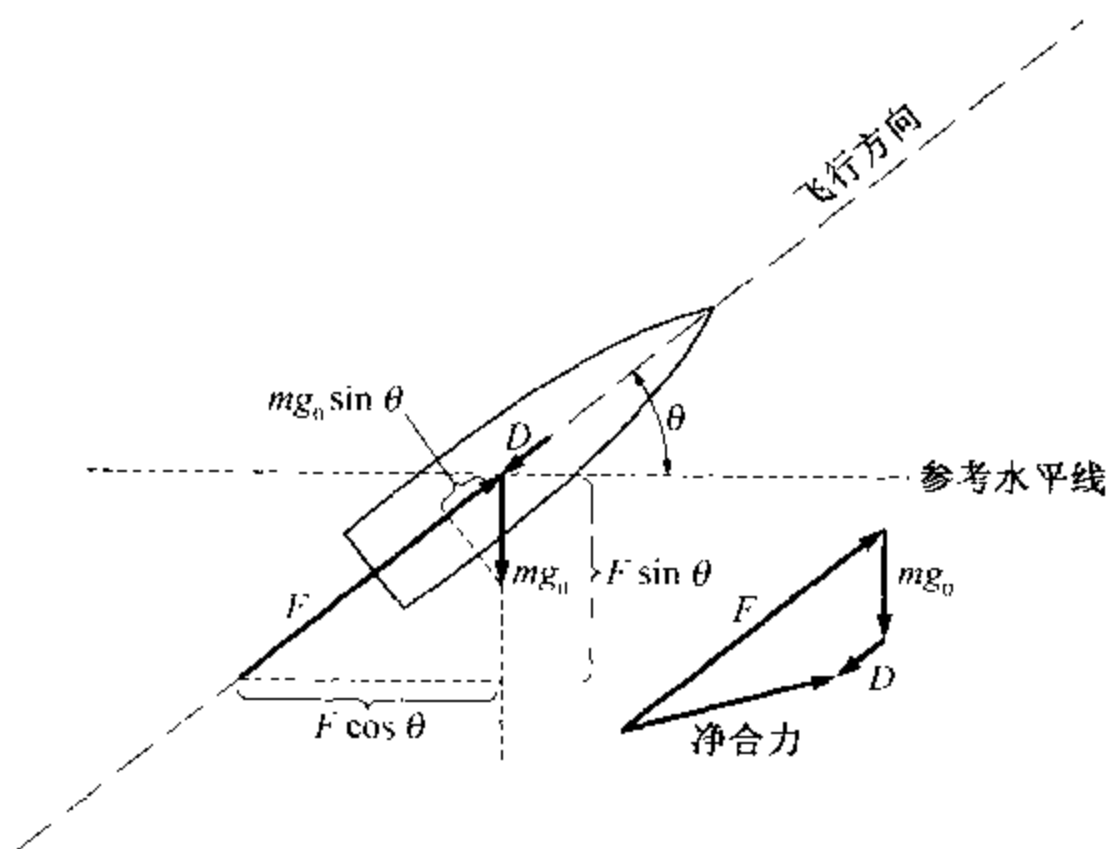


图 4-5 无翼飞行器自由体简化受力图。力矢量图画出了总净力

本节中的关系式是针对单平面中二维飞行路线的。若发生向该平面外的机动 (如因太阳引力、推力偏斜或风造成的), 则飞行路线要变成三维的, 需要用另一组方程来描述这种飞行。文献 4-1 给出了大气层内火箭弹的三维运动方程。把飞行器推离其飞行平面需要能量和力。为了达到飞行目标, 必须精确计算弹道, 如今几乎所有计算都有赖于计算机。现在许多航天企业或政府机关拥有很多用于飞行弹道分析的计算机程序。有些是二维的, 相对简单, 主要用于各种备选的飞行弹道、飞行器方案或推进系统方案的初步计算及比较。有些程序采用了静止平面地球模型, 另外有些采用了旋转曲面地球模型。三维程序也有, 用于更加精确的飞行弹道分析, 考虑了部分或全部的扰动、轨道面

变化或有攻角的飞行情况。如文献 4-3 中介绍的, 它们要比两维程序复杂得多。

若飞行弹道是垂直的 (如探空火箭), 则式 4-17 中 $\sin\theta = 1.0$, 即

$$\frac{du}{dt} = \frac{c\zeta/t_p}{1 - \zeta t/t_p} - g - \frac{C_D \frac{1}{2} \rho u^2 A / m_0}{1 - \zeta t/t_p} \quad (4-18)$$

发动机工作结束时飞行器的速度可通过积分得到, 积分限为 $t = 0$ 到 $t = t_p$, 对应的速度为 $u = u_0$ 和 $u = u_p$ 。式 (4-18) 右侧前两项很容易积分, 最后一项仅在飞行器大部分时间都在大气层内飞行的情况下才起明显作用, 它可采用图表法或数值法积分, 其值可记为 $BC_D A / m_0$, 其中

$$B = \int_0^{t_p} \frac{\frac{1}{2} \rho u^2}{1 - \zeta t/t_p} dt$$

这样, 飞行器关机速度或推进剂耗尽速度 u_p 为

$$u_p = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) - \bar{g} t_p - \frac{BC_D A}{m_0} + u_0 \quad (4-19)$$

式中 u_0 为初始速度, 如由助推器提供的速度, $\bar{g}$ 为考虑时间和高度平均后 (据式 4-12) 的星球引力, $\bar{c}$ 为时间平均等效排气速度, 它与高度有关。

在选择火箭弹的最佳弹道时, 总要作很多的权衡。例如, 在工作时间、阻力、有效载荷、最大速度、最大高度 (或射程) 之间需进行权衡。文献 4-6 描述了一探空火箭对有效载荷、最大高度、飞行稳定性之间的权衡。

若忽略地球大气层外的气动力 (真空中工作), 也没有助推器或其他获得初速度的方法 ($u_0 = 0$), 则垂直上升弹道的末速度为

$$u_p = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) - \bar{g} t_p = -\bar{c} \ln MR - \bar{g} t_p = \bar{c} \ln(1 - MR) - \bar{g} t_p \quad (4-20)$$

通常第一项的值最大, 其值等于式 (4-6)。它与发动机等效排气速度直接成正比, 对质量比的变化很敏感。第二项在上升弹道中总是负的, 但若发动机工作时间 t_p 较短、在高轨飞行或在 $\bar{g}$ 相对较小的空间飞行的话, 该项的值很小。

对于非垂直飞行弹道, 重力损失是飞行方向与当地水平面的夹角的函数的函数。说得更具体一点, 重力损失是式 (4-15) 给出的 $g \sin\theta dt$ 的积分值。

在简化的两维情况下, 海平面垂直起飞的净加速度为

$$a = (F_0 g_0 / w_0) - g_0 \quad (4-21)$$

$$a/g_0 = (F_0/w_0) - 1 \quad (4-22)$$

式中 a/g_0 是以海平面重力加速度 g_0 的倍数表示的**初始起飞加速度**, F_0/w_0 为起飞推重比。对于大型的地面或海面发射飞行器, 该初始推重比的值大致在 1.2 到 2.2 之间。对于小型导弹 (空空、空面、面空型), 该值通常较大, 有时可高达 50 甚至 100。垂直上升飞行器的**最终加速度或末加速度** a_f 通常指在火箭发动机临关机前、推进剂完全耗尽前的加速度。

$$a_f/g_0 = (F_f/w_f) - 1 \quad (4-23)$$

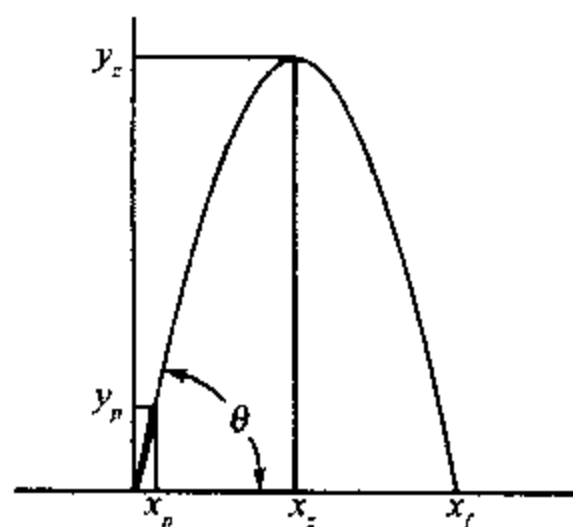
在无重力环境中, 上式变为 $a_f/g_0 = F_f/w_f$ 。对于推进剂流量恒定的飞行器, 因为飞行器总质量在推进剂耗尽前达到最小值, 且对于上升的飞行器其发动机推力随高度增加,

故飞行器最终加速度通常也是最大加速度。若该末加速度太大（导致结构超载、需增加结构质量），则可考虑在发动机工作后期把推力降低到较小的值。

例题 4-1 一简单的单级救生信号弹的飞行弹道参数符号如图所示，其特征参数如下。

发射重量	4.0 lbf
可用推进剂质量	0.4 lb
等效比冲	120 s
发射仰角（相对水平面）	80°
发动机工作时间（常推力）	1.0 s

因为飞行速度较低，故忽略阻力。假设没有风，当地重力加速度等于海平面加速度 g_0 并在飞行过程中保持不变。求：动力飞行的初始加速度和最终加速度、最大弹道高度、达到最高点的时间、落点射程、发动机关机时的飞行角度及落地时的角度。



解 把飞行弹道分为三段：1 s 的动力飞行段、关机后的无动力上升段和自由降落段。根据式 (2-5) 可得到推力

$$F = I_s w / t_p = 120 \times 0.4 / 1 = 48 \text{ (lbf)}$$

根据式 (4-22) 可得 x 、 y 方向的初始加速度：

$$(a_0)_y = g_0 [(F \sin \theta / w) - 1] = 32.2 [(48/4) \sin 80^\circ - 1] = 348 \text{ (ft/s}^2\text{)}$$

$$(a_0)_x = g_0 (F/w) \cos \theta = 32.2 (48/4) \cos 80^\circ = 67.1 \text{ (ft/s}^2\text{)}$$

飞行方向初始加速度为

$$a_0 = \sqrt{(a_0)_x^2 + (a_0)_y^2} = 354.4 \text{ (ft/s}^2\text{)}$$

推力方向与飞行方向是一致的。根据式 (4-20) 可得到动力飞行末速度 u_p 的垂直分量与水平分量。飞行器质量因推进剂的消耗而减少。

$$(u_p)_y = c \ln(w_0/w_f) \sin \theta - g_0 t_p = 32.2 \times 120 \ln(4/3.6) 0.984 - 32.2 = 375 \text{ (ft/s)}$$

$$(u_p)_x = c \ln(w_0/w_f) \cos \theta = 32.2 \times 120 \ln(4/3.6) 0.1736 = 70.7 \text{ (ft/s)}$$

无阻力飞行条件下，发动机关机时弹道与水平方向的夹角为

$$\arctan(375/70.7) = 79.3^\circ$$

最终加速度为 $a_f = Fg_0/w = 48 \times 32.2/3.6 = 429 \text{ (ft/s}^2\text{)}$ 。在短期动力飞行段，关机点的坐标 y_p 和 x_p 可通过动力飞行平均速度（最大速度的 50%）近似计算。

$$y_p = 0.5(u_p)_y t_p = 0.5 \times 375 \times 1.0 = 187.5 \text{ (ft)}$$

$$x_p = 0.5(u_p)_x t_p = 0.5 \times 70.7 \times 1.0 = 35.3 \text{ (ft)}$$

无动力弹道段顶点的垂直速度为零。这段抛物线弹道的初始的速度、 x 、 y 坐标值为发动机关机点的值（ $F=0$ ， $u=u_p$ ， $x=x_p$ ， $y=y_p$ ）。在顶点 $(u_y)_x=0$ 。

$$(u_y)_x = 0 = -g_0(t_z - t_p) + (u_p)_y \sin \theta$$

在该顶点 $\sin \theta = 1.0$ 。解 t_z 得

$$t_z = t_p + (u_p)_y / g_0 = 1 + 375/32.2 = 12.6 \text{ (s)}$$

可得弹道最大高度为

$$y_z = y_p + (u_p)_y(t_z - t_p) - 0.5g_0(t_z - t_p)^2$$

$$= 187.5 + 375(11.6) - 0.5 \times 32.2(11.6)^2 = 2370 \text{ (ft)}$$

从上升点到顶点的射程为

$$x_z = (u_p)_x(t_z - t_p) + x_p = 70.7 \times 11.6 + 35.3 = 855 \text{ (ft)}$$

利用 $y_z = 0.5g_0t^2$ 可得下降的时间为

$$t = \sqrt{2y_z/g_0} = \sqrt{2 \times 2370/32.2} = 12.1 \text{ (s)}$$

已知顶点初始水平速度 $(u_z)_x$ 与关机点水平速度 $(u_p)_x$ 相等, 可得最终射程或落点距离 x 为

$$x_f = (u_p)_x(t_{\text{descent}}) = 70.7 \times 12.1 = 855 \text{ (ft)}$$

上升段加下降段的总射程为 $855 + 855 = 1710 \text{ (ft)}$ 。落地时间为 $12.6 + 12.1 = 24.7 \text{ (s)}$ 。最终速度的垂直分量 u_f 为

$$u_f = g_0(t_f - t_z) = 32.2 \times 12.1 = 389.6 \text{ (ft/s)}$$

落地角度 θ_f 为

$$\theta_f = \arctan(389.6/70.7) = 79.7^\circ$$

若考虑阻力, 则需采用有限元迭代求解飞行弹道, 所有速度量和距离量的值会稍微小一些。文献 4-5 给出了一组探空火箭的飞行弹道。

4.4 推进系统对飞行器性能的影响

本节叙述一些改进飞行器性能的方法。下面将要叙述的大多数改进方法都要受推进系统选择或设计的直接影响。只有少量的飞行器性能改进与推进系统无关。下面所述的多数方法适用于所有飞行任务, 但其中有些只能针对某些任务。

(1) **等效排气速度 c 或比冲 I_s** 通常对飞行器飞行性能有直接影响。例如, 高的比冲能提高飞行器最终速度增量 Δu 。高比冲可通过使用能量更高的推进剂 (见第七、十二章)、采用更高的燃烧室压力以及采用更大的喷管面积比 (对于高空工作的上面级) 来实现。

(2) 质量比 m_0/m_f 对飞行器性能的影响是对数关系。有好几种方法可提高质量比。一种方法是减少最终质量 m_f , 该质量由硬件死重和不可用残余推进剂质量组成。要减少死重意味着需采用更轻的结构、更小的有效载荷、更轻的制导控制设备或减少不可用残余推进剂, 这就需要采用强度更高的结构材料、效率更高的电源设备或更小的电子设备。在实际设计过程中, 设计师总是会强调减少所有硬件的质量、把残余推进剂量降低到其实际极限值。另一种方法是提高初始质量, 即加大推力、增加推进剂量, 同时把结构质量或推进系统硬件质量的增加控制在最低值。此外, 采用两级或多级飞行器能大大提高等效质量比, 这将在本章下一节中解释。

(3) 减少工作时间 (即增大推力) 能减少重力损失。不过, 加速度增大通常会引起结构与推进系统质量的增加, 反过来对质量比不利。

(4) 至少有四种方法可减少阻力 (其可视为一种负推力)。阻力可划分为多种形式: (a) 形状阻力 (形阻) 与气动外形有关。细长头锥、尖薄前缘的机翼的阻力要比短粗钝头外形的小。(b) 横截面积小的飞行器所受的阻力小。因此推进系统最好能设计成细长

包络形状。(c) 阻力与飞行器横截面积或迎风面积成正比。采用高密度的推进剂可减少推进剂容积, 从而减少飞行器横截面积。(d) 摩擦阻力(摩阻)是由空气流过飞行器外表面时产生的摩擦造成的。流畅的轮廓和光滑的外表面通常能减少摩阻。推进剂密度对摩阻也有影响, 因为高密度导致体积小, 从而减小了飞行器表面积。(e) 底部阻力(压阻)是另一种形式的阻力, 它是作用在飞行器底面上的局部气压的函数, 与喷管出口设计(出口压力)和飞行器底部形状有关。第十八章将作进一步讨论。

(5) 发动机喷管长度一般对飞行器总长度或级长度有明显的影响。如第三章所述, 存在一个最佳喷管型面与最佳长度, 它们可通过综合分析得出。缩短喷管能稍微减少飞行器长度, 在某些情况下这能减轻一些飞行器结构重量, 稍微提高飞行器质量比。

(6) 增加初始速度 u_0 能增加发动机关机时的飞行器最终速度。向东发射卫星时, 地球自转速度也成了卫星入轨速度的一部分。地球自转切向速度在赤道处为 464 m/s, 在肯尼迪空间中心(北纬 28.5°)向东发射时该速度为 408 m/s。反之, 向西发射卫星时初速度为负, 需要更多的速度增量。增加速度 u 的另一种方法是从飞机或卫星上发射航天器(增加航天器初速度, 并使之能向所需的方向发射), 或者从飞机上发射空面导弹。

(7) 对于大气层内的飞行器, 可利用气动升力抵消重力, 以减少重力损失, 增加射程。采用机翼或以一定攻角飞行可增加升力, 但同时也增加了阻力。升力还可用于增加机动性和弹道的灵活性。

(8) 当飞行速度 u 接近发动机等效排气速度 c 时推进效率达到最高值[式(2-23)], 发动机排气能量最大程度地转化为飞行器飞行能量。若在很大部分飞行弹道中 u 接近 c , 所需的推进剂量就较少。

这些影响因素中有些可以进行优化。因此, 对各种飞行任务都存在一个最佳的推进系统方案, 至于哪些发动机参数要作为优化目标则与飞行器参数或飞行参数有关。

4.5 空间飞行

牛顿引力定律定义空间两体之间的引力 F_g 如下:

$$F_g = Gm_1m_2/R^2 = \mu m_2/R^2 \quad (4-24)$$

式中 G 为万有引力常数 [$G = 6.670 \times 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$], m_1 和 m_2 为两个相互吸引的天体(如地球和月球、地球与航天器、太阳与行星)的质量, R 为两者质心的距离。地球引力常数 μ 为牛顿万有引力常数 G 与地球质量 m_1 ($5.974 \times 10^{24} \text{ kg}$) 的积, 它等于 $3.98600 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 。

火箭提供了一种逃逸地球去进行月球和行星际旅行、离开我们的太阳系、在空间制造静止或运动空间站的工具。忽略地球自转和其他星体的引力, 逃逸地球所需的飞行速度可根据运动体的动能等于其克服重力所需做的功求得。

$$\frac{1}{2} mu^2 = m \int g dR$$

把式(4-12)代入 g , 忽略空气摩擦, 得地球逃逸速度公式如下:

$$u_e = R_0 \sqrt{\frac{2g_0}{R_0 + h}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R}} \quad (4-25)$$

式中 R_0 为地球等效半径 (6374.2 km), h 为海平面轨道高度, g 为地面重力加速度 (9.806 m/s^2)。以地球为中心的航天器半径 R 为 $R = R_0 + h$ 。如图 4-6 所示, 地表处逃逸速度为 11.179 km/s , 在地球大气层范围内各处的逃逸速度与此相差不大。表 4-1 给出了太阳、各大行星和月球的表面逃逸速度。从地球表面以逃逸速度发射飞行器是没有实际意义的。当飞行器上升穿过大气层时, 它要受到严重的气动加热和气动压力。实际运载火箭必须以相对较低的速度穿越大气层, 在稠密大气层外加速到较高的速度。例如, 在航天飞机上升段, 主发动机推力实际上控制在较小的水平以避免过压和过热。此外, 逃逸飞行器也可从空间站或在轨航天飞机上发射。

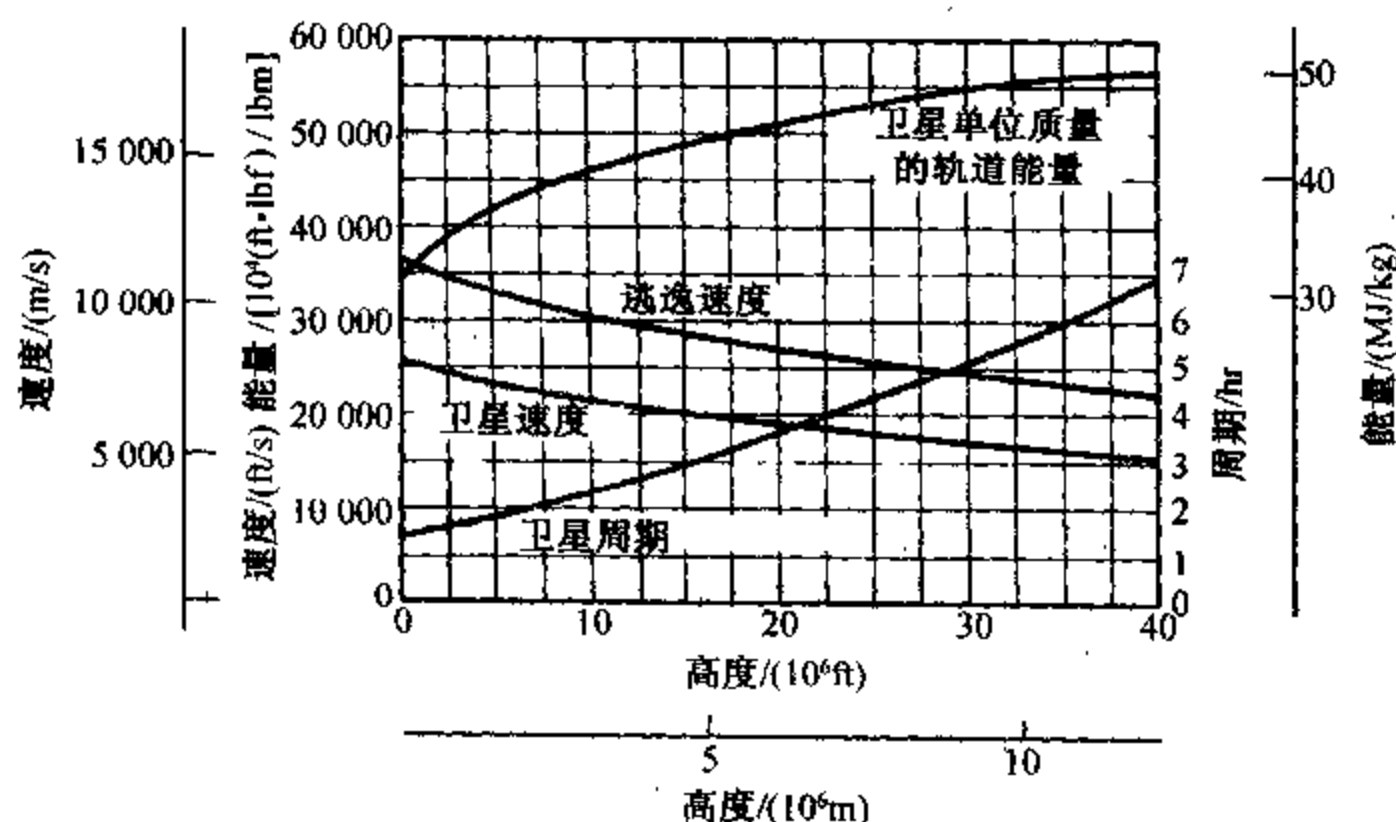


图 4-6 航天器轨道能量、轨道速度、环绕周期和地球逃逸速度与圆轨道卫星轨道高度的关系。假设地球为球形, 忽略地球自转、大气阻力

表 4-1 一些天体的特征数据

名称	平均轨道半径 / 10^6 km	环绕周期	平均直径 / km	相对质量 (地球为 1)	比重	表面重力加速度 / (m/s^2)	表面逃逸速度 / (m/s)
太阳	-	-	1 393 000	332 950	1.41	273.4	616 000
月球	0.383	27.3 d	3475	0.012	3.34	1.58	2380
水星	57.87	87.97 d	4670	0.06	5.5	3.67	4200
金星	108.1	224.70 d	12 400	0.86	5.3	8.67	10 300
地球	149.6	365.256 d	12 742	1.00 ^a	5.52	9.806	11 179
火星	227.7	686.98 d	6760	0.15	3.95	3.749	6400
木星	777.8	11.86 y	143 000	318.4	1.33	26.0	59 700
土星	1486	29.46 y	121 000	95.2	0.69	11.4	35 400
天王星	2869	84.0 y	47 100	15.0	1.7	10.9	22 400
海王星	4475	164.8 y	50 700	17.2	1.8	11.9	31 000
冥王星	5899	284.8 y	5950	0.90	4	7.62	10 000

摘自文献 4-2、4-3。

^a 地球质量为 $5.974 \times 10^{24} \text{ kg}$ 。

火箭动力飞船可以成为地球的卫星，象月球那样环绕地球。卫星轨道一般是椭圆形的，有些是圆形的。低地轨道（高度一般低于 500 km）记为 LEO。卫星可用于广播电视的通讯中继、气象观测以及侦察。卫星轨道一般要高于地球大气层，因为这样能减少克服阻力（阻力会使飞行器离地球越来越近）所需的能量消耗。考虑到范艾伦带对航天员和敏感仪器的辐射效应，有时也选择较低的地球轨道。

对于圆轨道，卫星的速度必须高到其离心力能与地球引力平衡

$$mu_s^2/R = mg$$

由式 (4-12) 可得圆轨道卫星的速度 u_s ：

$$u_s = R_0 \sqrt{g_0/(R_0 + h)} = \sqrt{\mu/R} \quad (4-26)$$

该速度小于逃逸速度，两者之比为 $\sqrt{2}$ 。以秒为单位的圆轨道相对静止地球环绕一圈的周期 τ 为

$$\tau = 2\pi(R_0 + h)/u_s = 2\pi(R_0 + h)^{3/2}/(R_0 \sqrt{g_0}) \quad (4-27)$$

忽略阻力，把单位质量发射到卫星圆轨道所需的能量 E 由动能与势能组成，即

$$\begin{aligned} E - \frac{1}{2}u_s^2 + \int_{R_0}^R g dR &= \frac{1}{2}R_0^2 \frac{g_0}{R_0 + h} + \int_{R_0}^R g_0 \frac{R_0^2}{R^2} dR \\ &= \frac{1}{2}R_0 g_0 \frac{R_0 + 2h}{R_0 + h} \end{aligned} \quad (4-28)$$

图 4-6 给出了逃逸速度、卫星速度、卫星周期及卫星轨道能量与高度的关系。

高度为 482.8 km 的地球圆轨道卫星的速度约为 7375 m/s，环绕静止地球一圈需 1.63 hr，理论上每公斤质量的发射能量为 3.35×10^7 J。半径为 6.611 倍地球半径 (42 200 km) 的赤道上空圆轨道卫星的环绕周期为 24 hr，它相对于地球上的观察者似乎是静止的，这种卫星称为**地球同步轨道**上的**同步卫星**，通常缩写为 GEO。这种轨道广泛用于通讯卫星。在 4.7 节介绍运载火箭时我们将描述航天器有效载荷是怎样随着圆轨道高度的增加及轨道倾角（轨道面与地球赤道面的夹角）的变化而减少的。

4.5.1 椭圆轨道

上述圆轨道是图 4-7 所示的一般椭圆轨道的一个特例。对于一般椭圆轨道，地球（或任一天体，另一物体围绕其运动）位于椭圆的一个焦点处。运动方程可根据开普勒定律推导。椭圆轨道可以用极坐标描述如下：

$$u = \left[\mu \left(\frac{2}{R} - \frac{1}{a} \right) \right]^{1/2} \quad (4-29)$$

式中 u 是椭圆轨道上物体的速度， R 是物体与天体中心的瞬时半径（矢量，大小与方向都有变化）， a 是椭圆长轴长度， μ 是地球引力常数，其值为 $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 。各符号已在图 4-7 中标明。从上式可知，当运动物体在离焦点最近的位置时即轨道**近地点**时达到其最大速度 u_p ，在轨道**远地点**时达到其最小速度 u_a 。把 R 代入式 (4-29)，定义**椭圆偏心率** e 为 $\sqrt{a^2 - b^2}/a$ ，得远地点速度和近地点速度为

$$u_a = \sqrt{\frac{\mu(1-e)}{a(1+e)}} \quad (4-30)$$

$$u_p = \sqrt{\frac{\mu(1+e)}{a(1-e)}} \quad (4-31)$$

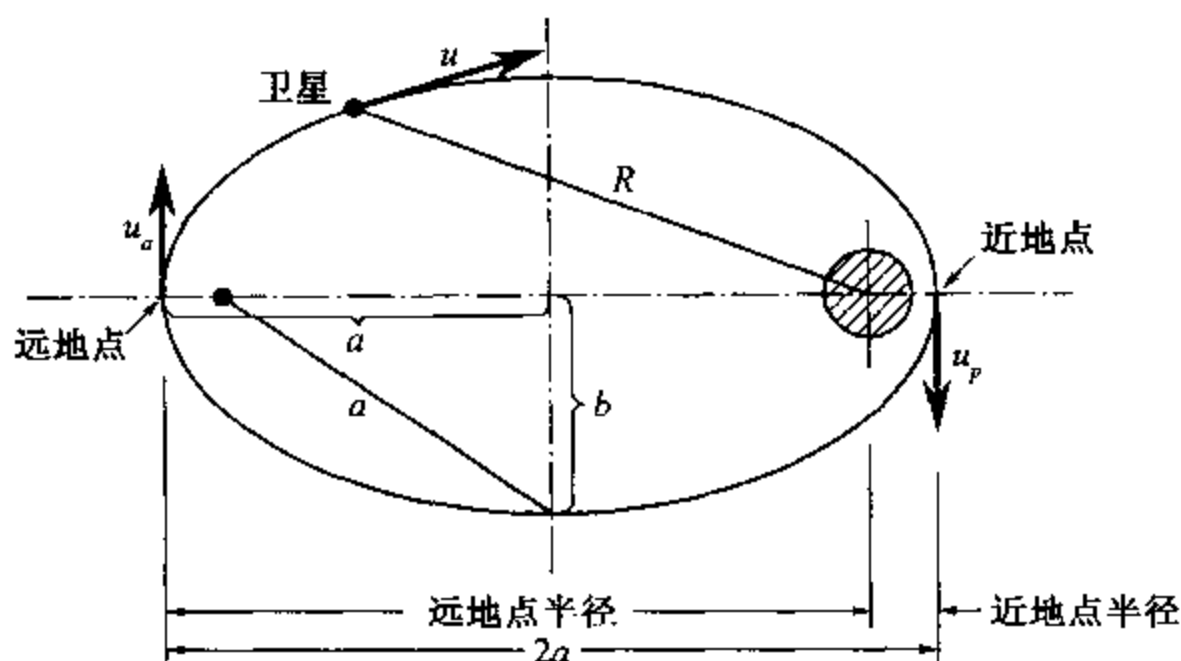


图 4-7 椭圆轨道。中心天体位于椭圆的一个焦点上

椭圆轨道的另一个特性是：对于任何 a 、 b ，椭圆任何位置处的速度与瞬时半径之积都为常数，即 $u_a R_a = u_b R_b = u R$ 。卫星的精确轨道路线与它进入轨道时的速度（大小、方向）有关。

对于行星际转移，利用霍曼最早提出的一种简单的转移椭圆（参见文献 4-6）可用最小能量实现理想的转移任务。假设围绕太阳的行星轨道为圆轨道且与初始轨道共面，可以证明，向行星轨道转移的最小能量路径是图 4-8 所示的一条与行星轨道相切的椭圆线。这种转移需要在转移起点产生一个速度增量（推力相对较高），在转移终点产生另一个速度增量，两个速度增量均为各圆轨道速度与相应的转移椭圆的近地点速度或远地点速度之差。霍曼转移起点和终点的机动推力必须足够大，以缩短发动机工作时间，其产生的加速度至少要 $0.01g_0$ ，最好更大。若采用电推进，其加速度约为 $10^{-5}g_0$ ，工作时间可能要数周或数月，其最佳转移轨道将与霍曼椭圆有很大不同。第十九章将叙述电推进的情况。

发射日期或发射点与目标的相对位置对于行星际转移任务是很关键的，因为航天器必须在到达目标轨道后与目标相遇。从地球到月球的霍曼转移时间 $(t_2 - t_1)$ 约为 116 小时，从地球到火星约为 259 天。若采用更快的转移轨道（更短的转移时间，见图 4-8 中的虚线），则需要消耗比霍曼转移更多的能量。这意味着要使用更大的航天器、更大的推进系统（有更大的总冲）。对需要进行空间交会的航天器的发射还存在一个发射窗口问题。从地球发射的火星任务航天器可能有两个月以上的发射窗口。霍曼转移椭圆和快速转移路径不仅适用于行星际飞行，也适用于地球卫星从一圆轨道到另一圆轨道（共面）的飞行。此外，若航天器要与另一轨道上的航天器交会，在转移前两个航天器必须在合适的预定位置，以实现同时到达交会点。若初始轨道（或行星）与目标轨道不共面，则需要更多的能量用于在与初始轨道面垂直的方向施加推力。

例题 4-2 某卫星从高度为 160 km 的赤道面停泊圆轨道利用霍曼椭圆转移到共面同步圆轨道。假设地球为半径 6374 km 的均匀球体。求进入转移轨道所需的速度增量和进入

42200 km 高度的同步轨道所需的增量。轨道术语参见图 4-8。

解 轨道半径分别为 $R_A = 6.531 \times 10^6 \text{ m}$; $R_B = 48.571 \times 10^6 \text{ m}$ 。转移椭圆的长轴 a 为

$$a_{te} = 0.5(R_A + R_B) = 27.551 \times 10^6 (\text{m/s})$$

两条轨道的速度为

$$u_A = \sqrt{\mu/R_A}$$

$$= [3.986005 \times 10^{14} / 6.571 \times 10^6]^{0.5}$$

$$= 7788 (\text{m/s})$$

$$u_B = \sqrt{\mu/R_B} = 2864.7 (\text{m/s})$$

进出转移椭圆轨道时的速度为

$$(u_{te})_A = \sqrt{\mu[(2/R_A) - (1/a)]^{0.5}} = 10337 (\text{m/s})$$

$$(u_{te})_B = \sqrt{\mu[(2/R_B) - (1/a)]^{0.5}} = 1394 (\text{m/s})$$

从停泊轨道到椭圆轨道和从椭圆轨道到最终轨道的速度增量为

$$\Delta u_A = |(u_{te})_A - u_A| = 2549 (\text{m/s})$$

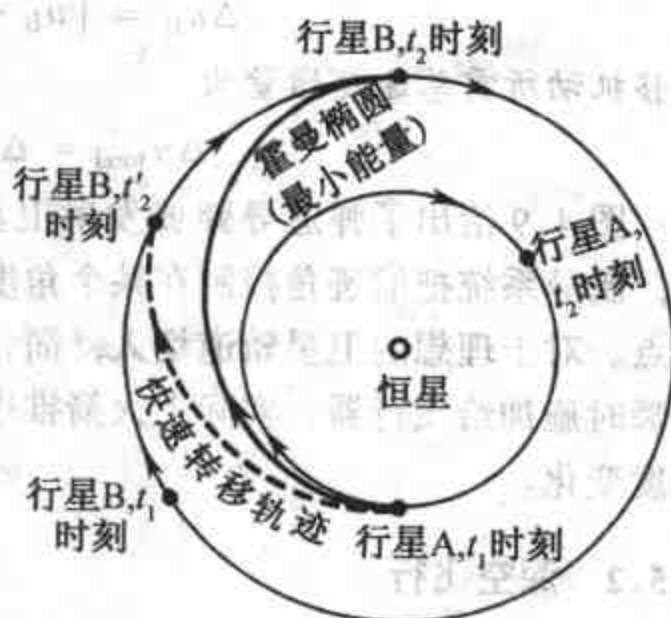


图 4-8 行星际转移轨道示意图。低轨地球卫星向高轨转移也采用同样的方式

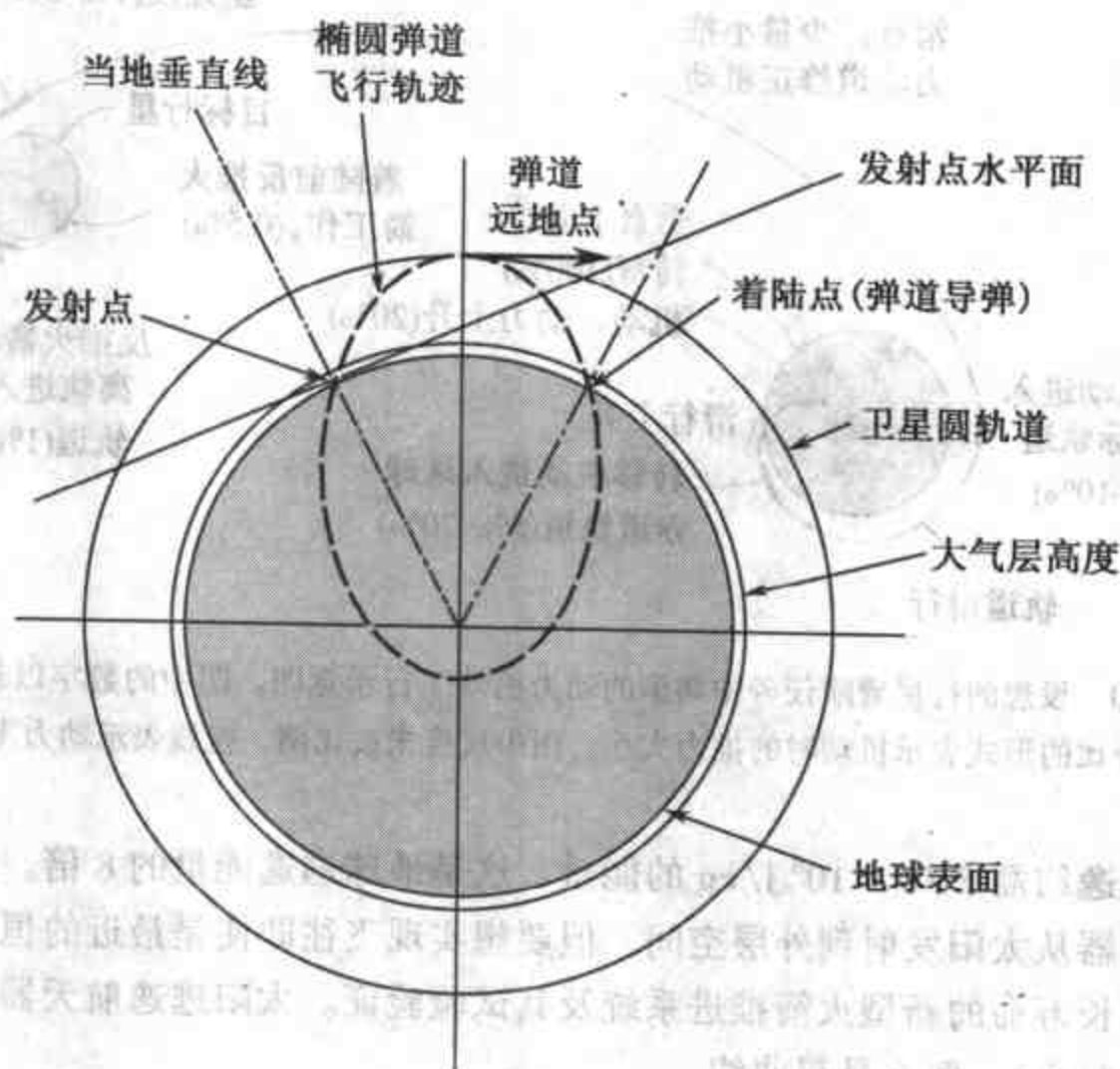


图 4-9 远程弹道导弹的自由飞行(无阻力)椭圆弹道(地球在其椭圆弹道的焦点上)。面发射通常是垂直发射(图中未画出),但弹道在动力飞行早期很快转弯进入椭圆弹道。弹道射程为地球表面的弧线距离。对于卫星,当运载火箭到达其椭圆弹道远地点时,另一个动力飞行段(称为轨道切入,如速度箭头所指)开始,把卫星送入轨道

$$\Delta u_B = |u_B - (u_w)_B| = 1471 \text{ (m/s)}$$

转移机动所需总速度增量为

$$\Delta u_{\text{total}} = \Delta u_A + \Delta u_B = 4020 \text{ m/s}$$

图 4-9 给出了弹道导弹或发射卫星的运载火箭的椭圆转移弹道。在初始动力飞行段, 制导系统把航迹角控制在某个角度, 使得飞行器正好在所需的轨道高度到达椭圆远地点。对于理想的卫星轨道切入, 简化理论假设总冲在飞行器到达弹道远地点或最高点的瞬时施加给飞行器。实际上火箭推进系统需工作一定的时间, 在此期间有重力损失和高度变化。

4.5.2 深空飞行

月球任务或行星际任务包括针对月球、金星、火星及其他行星的绕飞、着陆和返回飞行。根据式 (4-25), 逃逸地球所需的能量为 $0.5mv_e^2$, 其值为 $6.26 \times 10^7 \text{ J/kg}$, 远远大于地球卫星发射能量。各种天体的星球引力及其逃逸速度与它的质量和直径有关, 表 4-1 列出了其大概数据。图 4-10 画出了理想的行星着陆任务飞行图。

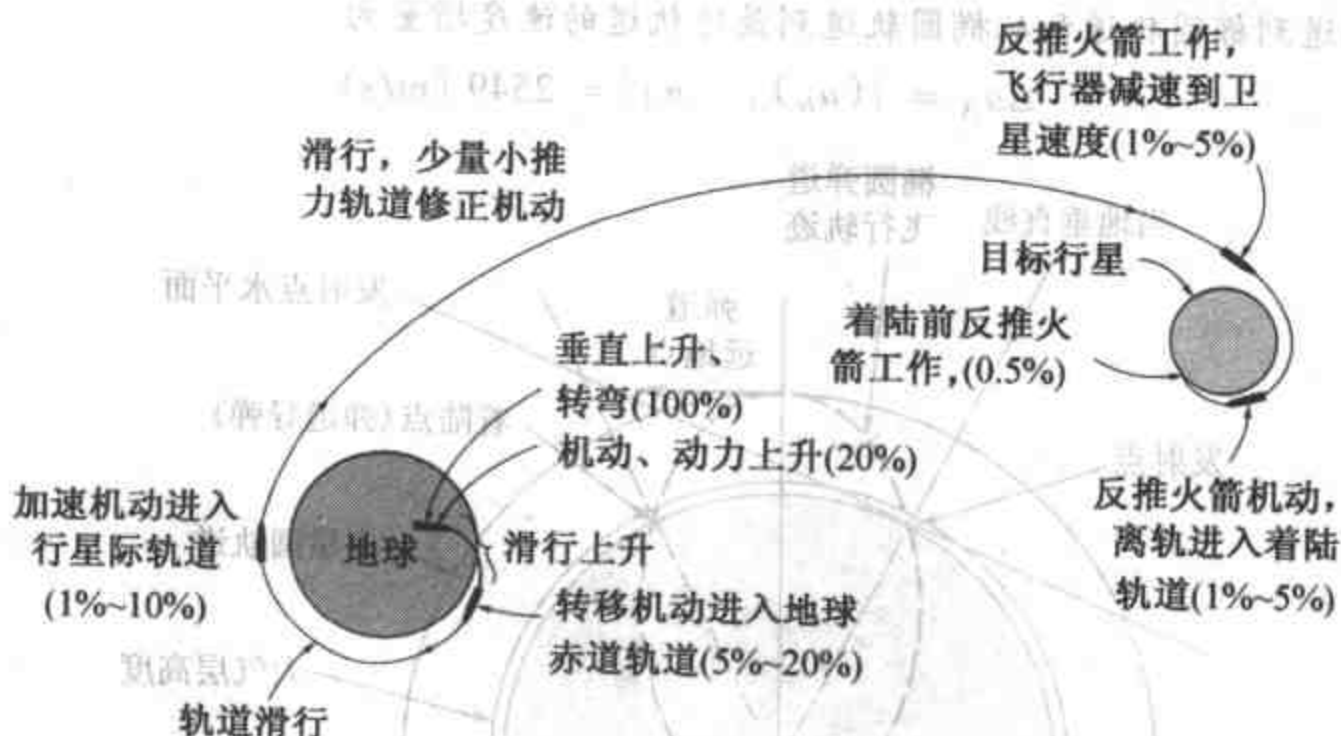


图 4-10 设想的行星着陆任务中典型的动力机动飞行示意图。图中的数字以起飞推力百分比的形式表示机动时的推力大小。图中尺度未按比例。粗线表示动力飞行段

太阳系逃逸约需 $5.05 \times 10^8 \text{ J/kg}$ 的能量。这是地球逃逸能量的 8 倍。现有技术可把小型无人探测器从太阳发射到外层空间, 但要想实现飞往即使是最近的恒星的任务, 还有待发明出长寿命的新型火箭推进系统及其试验验证。太阳逃逸航天器的轨道要么是抛物线 (能量最小), 要么是双曲线。

4.5.3 轨道摄动

本节简要讨论导致空间飞行路径或卫星飞行轨道发生摄动或偏离的干扰力和干扰力矩。更详细的飞行轨道和摄动的叙述可参阅文献 4-2、4-3。卫星上需要一个系统来测量卫星的位置及其与预定飞行轨道的偏差, 然后加以抵消、控制和校正。通常校正是由一

组小的反作用控制推力器来执行的，推力器按所需方向发出预定的冲量。航天器整个寿命期间（1~20 年）都需要进行这种校正，以克服扰动的影响，维持预定飞行状态。

摄动可分为短周期和长周期两类。以天或轨道周期为振荡周期的摄动力称为**昼夜摄动力**，长周期的摄动力称为**永年摄动力**。

高轨卫星（36000 km 以上）所受的摄动力主要是太阳和月球的引力，其方向随卫星绕地球飞行而变化（卫星坐标）。该三体效应会增加或减小飞行速度并改变飞行方向。在极端情况下卫星会飞近第三体（如月球），产生所谓的双曲线机动，这种机动会严重改变轨道。这种现象反过来也可用于改变卫星能量，从而有意地改变速度和轨道形状。

中低轨卫星（500~35000 km）的摄动力主要来自于地球的非球形。地球形状在赤道附近凸出，通过两极的横截面也不完全是圆的。按照轨道面与地球赤道面的夹角以及卫星轨道高度的不同，存在两种摄动：①交点漂移；②拱线（长半轴）漂移。图 4-11 以轨道面旋转的形式画出了交点漂移现象，它在轨道高度较低时最大可达每天 9° 。理论上，赤道面轨道没有交点漂移现象。

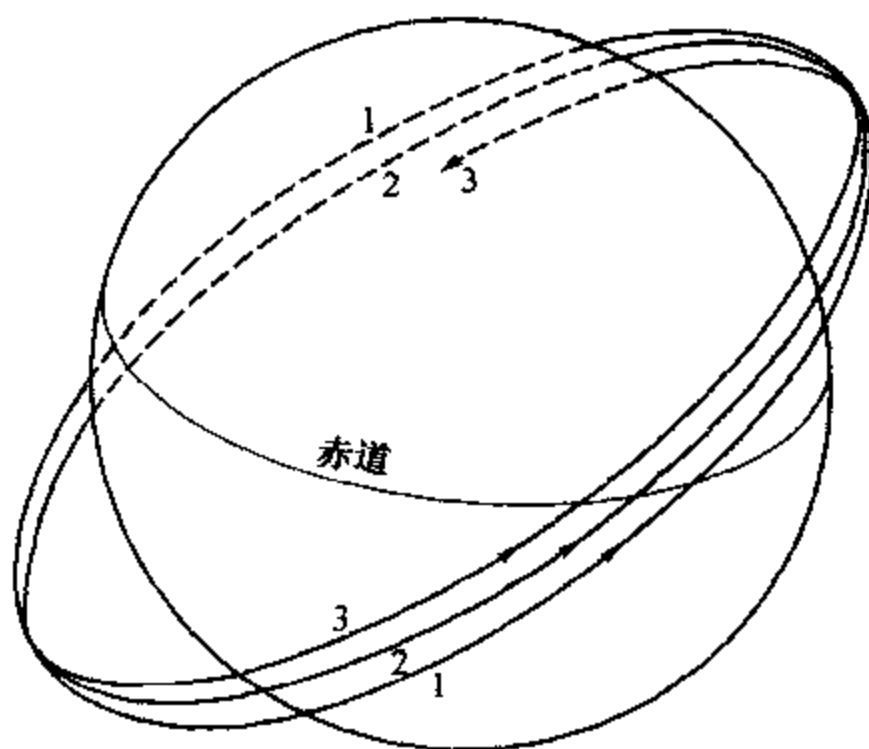


图 4-11 轨道交点漂移（以轨道面旋转的形式画出）。
旋转方向与卫星东西运动方向相反

图 4-12 画出了拱线漂移（放大示意），地球中心依然是焦点。这种摄动可看作是椭圆轨道在固定平面上的运动。显然，远地点和近地点的位置都要发生变化。变化的速率是卫星高度和轨道倾角的函数。对于远地点高度为 1000 海里、近地点高度为 100 海里的赤道面轨道，拱线漂移大概为每天 10° 。

现代卫星设计（因伸出的天线、太阳电池阵或其他不对称的设备造成了形状的不规则）在其寿命期内会受到各种干扰卫星位置、轨道的力和力矩。主要的力矩和力来自于以下因素：

（1）**气动阻力**。这种因素在轨道高度为 500km 以下时很重要，而到 800km 以上时一般认为可忽略。文献 4-7 对气动阻力进行了详细的论述，该阻力除了影响不对称航天器的姿态外还会造成椭圆轨道的变化，即所知的轴线漂移、长轴变短以及轨道偏心率的

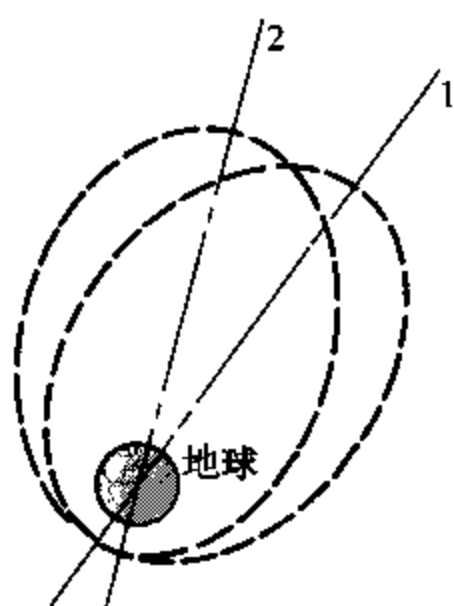


图 4-12 地球非球形引起的椭圆轨道拱线漂移 (由 1 到 2)

降低。

(2) **太阳辐射**。这种因素在高轨道 (800km 以上) 时成为主要因素, 它是由太阳辐射光子对卫星表面的冲击引起的。对于地球附近的卫星, 暴露在阳光下的表面上的太阳光压 p (N/m^2) 为

$$p = 4.5 \times 10^{-6} \cos \theta [(1 - k_s) \cos \theta + 0.67 k_d] \quad (4-32)$$

式中 θ 为入射阳光与表面法向的夹角, k_s 和 k_d 为镜面反射系数和漫反射系数。对于卫星星体表面和天线表面, k_s 和 k_d 的典型值分别为 0.9 和 0.5, 对于太阳电池阵表面, k_s 和 k_d 的典型值分别为 0.25 和 0.01。太阳辐射强度随距离的平方变化 (参见文献 4-8)。施加在航天器上的力矩 T 为 $T = pAl$, 其中 A 为投影面积, l 为太阳光压压心与航天器质心的距离。

(3) **重力梯度**。航天器上的引力力矩是由分布在航天器各处的质量上的引力差异造成的。确定该力矩需要知道引力场和航天器的质量分布。该力矩随轨道半径的增加而减小, 随航天器质量分布 (包括伸展物和附件) 的不均匀性面增加。重力梯度的影响在运行轨道较低的大型航天器或空间站上最为显著。

(4) **磁场**。地球磁场与卫星内部的磁矩相互作用产生力矩。地球磁场绕地轴进动, 强度很弱 (极点和赤道处的磁强分别为 0.63 和 0.31 高斯)。由于磁暴和其他因素, 该磁场在方向与强度上是连续波动的。磁场强度与 R^3 成反比, 随轨道高度的增加而减小。地磁力干扰在卫星初步设计阶段通常忽略。

(5) **内部加速度**。太阳电池阵展开、推进剂晃动、航天员或航天器内其他质量的运动、反作用飞轮的“卸载”等会产生干扰力矩或干扰力。

卫星推进需求可按表 4-2 所列的功能分类, 该表给出了适用于典型的高轨椭圆轨道卫星的总冲“预算”。控制系统设计师通常把保持同步卫星的位置所需的轨道修正工作分为两种。东西修正指沿东西方向移动卫星轨道面与地球赤道面的交点, 它通常修正主要由地球扁率引起的干扰。南北修正一般用于抵消太阳与月球的三体效应干扰。

许多卫星任务不担心摄动力引起的轨道的缓慢变化。但是, 在某些任务中必须抵消

表 4-2 质量为 2000 lb、寿命为 7 年的地球同步卫星所需的推进功能及总冲

功能	总冲/Ns
轨道捕获	20000
姿态控制 (转动)	4000
东西位置保持	13000
南北位置保持	270000
再定位 (Δu , 200 ft/s)	53000
拱线漂移控制 (三体吸引)	445000
离轨	12700
总计	817700

这些扰动力，把卫星保持在特定轨道和轨道的特定位置上。例如，GEO 上的地球同步通信卫星就需要保持其位置与轨道，这样它就能：①一直覆盖地球特定区域或在它的视线范围内一直与地球上某一基站保持联系；②不会对在这条拥挤的赤道面同步轨道上的其他卫星造成威胁。另一个例子是 LEO 上多个协同工作的卫星组成的通信卫星系统，这种情况下至少有一颗卫星需在特定位置与地球上某处进行接收与发送射频信号的工作。它们的轨道及卫星之间的相对位置需进行控制与保持（参见文献 4-11~4-13）。

轨道保持意味着周期性地施加一个小的修正力或力矩。GEO 卫星通常是数月一次。地球同步卫星轨道保持所需的速度增量 Δu 一般为每年 10~50 m/s。若卫星质量为 2000 kg、寿命为 10 年，每年 50 m/s 的修正量需要的总冲约 100000 Ns，若采用小推力单元或双元发动机的话相当于需要 400~500kg 的推进剂（差不多整星质量的四分之一）。若采用电推进的话所需的推进剂量可大大减少，但对于某些航天器来说电源设备的质量会增加。

4.5.4 任务速度

描述空间任务所需能量的大小的一种简便方法是使用**任务速度**这个概念，它是达到任务目的所需的全部速度增量的和。在图 4-10 画出的行星着陆任务简图中，它是弹道中所有粗实线（火箭动力飞行段）所表示的速度增量的和。尽管有些速度增量是通过反推（用于减小飞行速度的负推力）获得的，但这些机动也需要能量，它们的绝对值也应计入任务速度。由地球自转带来的初速度（赤道处为 464m/s，28.5°纬度的发射点为 408m/s）不需要由飞行器推进系统提供。在肯尼迪发射中心把航天器发射到 110 km 轨道、停留一段时间、然后作离轨机动所需的任务速度及各 Δu 组成部分列于表 4-3。

表 4-3 航天飞机飞行速度增量明细表

理论卫星速度	7790 m/s
重力损失 Δu	1220 m/s
垂直飞行转弯 Δu	360 m/s
气动阻力 Δu	318 m/s
轨道切入	145 m/s
离轨机动再入大气层、气动减速	60 m/s
轨道修正与速度调整	62 m/s
28.5°纬度处地球自转速度	-408 m/s
所需总任务速度	9347 m/s

飞行器所需的任务速度是任务飞行期间所有平动（力通过飞行器质心，包括转弯）速度增量绝对值的和。它是假设飞行器各级上所有用于增加飞行器动量的推力室的推进能量均施加在同一方向上时，飞行器在无重力真空中能达到的理论速度。它可用于比较不同的飞行器设计方案，并表示任务能量需求的大小。

飞行器所需的任务速度必须等于“能提供的”任务速度，即飞行器各级上的推进系统能提供的速度增量之和。航天飞机推进系统（捆绑固体火箭助推器、主发动机，对于轨道切入还要包括轨道机动系统，这些都在图 1-12 中画出了）为前面叙述的航天飞机

任务“能提供的”总速度增量必须等于或大于 9621m/s 。对于单级化学推进系统，视有效载荷、飞行器设计方案及推进剂的不同，其能提供的空间任务速度为 $4000\sim 13000\text{m/s}$ 。若有两级，则或许可达 $12000\sim 22000\text{m/s}$ 。

后面将要叙述的旋转机动不改变飞行器速度，通常不计入任务速度需求。此外，针对长期摄动力（见前面的节）的卫星轨道保持通常也不算在任务速度内。然而，设计师需要考虑为这些情况提供额外的推进能力与推进剂。这些通常由另一称为反作用控制系统的独立推进系统来完成。

表 4-4 给出了各种行星际任务所需的飞行器速度的典型估算值。若从一空间卫星基地开始行星际旅行，则所需飞行器速度可大大减小，即减掉了卫星环绕地球所需的速度。随着空间飞行目标的扩大，任务速度变得越来越大。对于一给定的单级或多级飞行器，有办法提高其最终速度，但一般只能靠减少有效载荷。表 4-5 以相对简单的地球轨道有效载荷的百分比的形式给出了同一飞行器在不同任务下的有效载荷的典型值。由表可知，一飞行器能把很大载荷送入近地轨道，但只能携带该载荷的一小部分在月球上着陆，因为月球着陆需要增加上面级而吃掉了有效载荷质量。因此，在相同有效载荷的情况下，任务速度高的空间飞行需要的飞行器比任务速度低的飞行器要大很多。表 4-4、4-5 中的数据仅仅是近似值，因为它们与飞行器具体设计特点、所用推进剂、准确的轨道-时间关系以及其他一些超出了这里的简短讨论范围的因素有关。更详细的空间飞行知识可参阅文献 4-2~4-4、4-11~4-13。

表 4-4 典型的行星际飞行器任务速度

任 务	理论速度/ (km/s)	实际速度近似值/ (km/s)
地球卫星轨道（不返回）	7.9~10	9.1~12.5
地球逃逸（不返回）	11.2	12.9
月球逃逸	2.3	2.6
月球软着陆（不返回）	13.1	15.2
火星软着陆	17.5	20
金星软着陆	22	25
月球着陆并返回地球*	15.9	17.7
火星着陆并返回地球*	22.9	27

* 大气层内气动减速。

例如，对于共面地月飞行并返回，需按次序完成下面的步骤，每步都需适当的速度增量，其方案与图 4-10 所示的行星际飞行类似。从地面起飞、进入地球卫星轨道，理论上飞行器需加速到约 7300m/s ；转入转移轨道约再需 2900m/s ；减速（反推）、飞向月球、进入月球轨道约需 1000m/s ；在月球上着陆又需约 1600m/s 。从月球起飞进入返回地球的轨道还需要 2400m/s 。在地球大气层内，可利用气动阻力减小飞行器再入速度，该机动无需消耗推进剂。把以上数据相加，再考虑 300m/s 的速度增量用于各种轨道调整，得总速度增量为 14500m/s ，这就是该任务所需的累计速度增量近似值。表 4-3、4-4 对几种空间任务的任务速度和有效载荷进行了粗略的比较。

表 4-5 高能化学火箭发动机多级飞行器不同任务的相对有效载荷

任 务	相对有效载荷 ^a (%)
地球卫星	100
地球逃逸	35~45
24hr 地球卫星	10~25
月球硬着陆	35~45
月球软着陆	10~20
月球飞越	30~42
月球卫星	20~30
月球着陆、返回	1~4
月球环绕、返回	8~15
火星飞越	20~30
火星卫星	10~18
火星着陆	0.5~3

^a 参考任务为 555.6km 的地球轨道。

4.6 机动飞行

本节叙述各种机动飞行，并把它与具体类型的推进系统联系起来。机动的三种类型是：

(1) **平移机动**，火箭发动机推力矢量通过飞行器质心。飞行器动量在飞行速度方向改变。图 4-10 简要地画出了复杂飞行弹道中的几种动力飞行段（平移机动）和无动力飞行段（滑行）。迄今为止大部分机动飞行采用化学推进系统。

(2) **纯旋转机动**，飞行器上没有净推力，只有纯力偶形成的力矩。要使飞行器绕某轴进行正反方向的转动，需要四个推力器（两个方向相反、推力不在同一条线上的推力器同时点火）。这种机动通常由反作用控制系统完成。大多数反作用控制系统采用了多个液体火箭发动机，但近些年许多空间任务使用了电推进。

(3) 第 (1) 类与第 (2) 类的组合，如在一不正好通过飞行器质心的、较大的偏心推力矢量作用下所产生的运动。推力偏移可通过在动力飞行段改变主发动机推力方向（推力矢量控制）或由一独立的反作用控制系统同时施加一个补偿力矩来校正。

下述类型的**空间机动飞行与飞行器加速**采用了火箭推进系统。推进系统的所有工作均由飞行器制导与控制系统控制（启动、监视和关机）。

a. **第一级或其上面级推进系统**在发射与上升段增加飞行器的动量。它们需要大推力或中推力、工作时间较短（一般为 0.7~8min）的火箭发动机。迄今为止这类推进系统全部采用化学推进系统。它们占了飞行器质量的主要部分，下一节将进一步对其讨论。

b. **轨道切入或从一轨道向另一轨道的转移**需要精确预定的总冲。它可由运载火箭顶级主推进系统来完成，但更多的是由一套推力比 a 项中的上面级小的、独立的推进系统来完成。轨道切入可能只需发动机在飞行器由地面起飞上升到一定位置后工作一次。

若飞行路径是霍曼转移椭圆（最小能量）或快速转移轨道，则需要两段推力作用过程，一段在转移路径的起点，另一段在终点。对于地球轨道切入，视有效载荷质量、转移时间和具体轨道而定，推力一般为 $200 \sim 45000 \text{ N}$ 。若要转移到更高的轨道，则在飞行方向施加推力；若要转移到更低的轨道，则要在飞行方向的反方向施加推力。转移轨道也可采用推力很小的电推进系统（ $0.001 \sim 1 \text{ N}$ ）来达到，但其飞行路径将有很大不同（多圈螺旋形），转移时间将会很长。这将在第十九章解释。在月球任务或行星际任务中也有类似的机动，如图 4-10 简要画出的行星着陆任务。

c. **速度矢量调整**和**微小飞行校正机动**通常采用带多个小型液体火箭发动机的反作用控制系统进行小推力、短时间、间歇性（脉冲）的工作来完成，不管是转动还是平动。弹道导弹的微调发动机用于精确校正末速度矢量，以提高目标精度。运载火箭上的姿态控制发动机系统用于在另一精度稍差的推进系统把末级送入轨道后对其进行精确的轨道切入修正机动。深空探测器轨道的中途制导**修正机动**也属于这一类。**轨道保持机动**或称为**位置保持机动**（克服扰动力）推进系统用于把航天器保持在预定轨道和预定位置上，它也可归为这一类。

d. **再入机动**和**着陆机动**有多种形式。若在有大气层的行星上着陆，大气阻力会降低再入飞行器的速度。对于椭圆轨道，阻力会越来越快地降低任何轨道的近地点高度和近地点速度。若要在预定地点精确着陆，则需在预定的高度和离着陆点一定距离处施加一个特定的速度矢量。为了正确使用热防护层，飞行器必须旋转到正确的位置和方向。为了尽量减少传热（一般对热防护层而言）、准确降落在预定着陆点或准确击中预定目标（弹道导弹），飞行器进入稠密大气层时速度大小和方向的精度是很关键的。这通常需要进行相对较小的机动（总冲很低）。若大气层很稀薄或没有大气层（如在月球或水星上着陆），则在下降和着陆过程中必须施加一个反推力。火箭推进系统通常可调节推力大小，以保证实现软着陆、适应飞行器在下降过程中其质量随推进剂消耗的减小。例如，登月火箭发动机的推力变化范围为 10 比 1。

e. **交会对接**同时涉及小推力反作用控制推力器的旋转机动与平移机动。交会与它的时间窗口问题在 4.5.1 节讨论。对接（有时称为锁定）是两个航天器的连接，互相之间需要平稳地逐步接近（小推力推力器脉冲工作）以防损坏航天器。

f. **改变飞行轨道面**需要在与初始飞行轨道面垂直的方向上施加一个推力（通过飞行器质心）。通常是把推进系统转到合适的方向（由反作用控制系统完成转动）后执行。这种机动用于改变卫星的轨道面，或在行星际（如火星）飞行时从地球轨道面转向与之不共面的行星际飞行轨道。

g. **纯旋转机动**是把飞行器按指令旋转到某个特定角度，用于对准望远镜、有关仪器、太阳电池阵或天线的指向，以进行观测、导航、通讯或接收太阳能。这种机动也用于把卫星的姿态指向保持在特定方向。例如，若卫星的天线需一直指向地心，则卫星在绕地球一圈中需自转一圈。旋转机动还用于在主推进系统工作前把喷管指向调整到所需的方向。它还可用于保持飞行稳定性或校正姿态角振荡（姿态角振荡会增加阻力、引起飞行器翻滚）。飞行器旋转能提高飞行稳定性，并能消除推力矢量的偏心。若需要快速起旋，则可采用多个推力器的化学反作用控制系统。若允许完成旋转机动的时间较长，则通常可采用多个推力器的电推进系统。

h. 如今需要离轨机动与废弃航天器销毁机动以消除空间碎片。废弃航天器不许对其他航天器造成危害。对航天器施加一个较小的推力，使其降到足够低的椭圆轨道，然后大气阻力使其继续减速。废弃航天器速常在再入稠密大气层过程中解体或烧毁。

i. 应急机动或变任务机动。若航天器出现故障，决定中断任务（如放弃原定任务，提前快速返回地球），则一些发动机将用于完成应急任务。例如，阿波罗登月飞船服务舱主发动机通常用于反推进入绕月轨道以及从月球轨道返回地球，但它也可用于有效载荷与运载火箭的应急分离和跨月滑行期间的非正常中途修正，以完成应急返回地球。

表 4-6 列出了上述机动类型与另外一些机动类型，并给出了已用于这些机动的各种火箭推进系统（如第一章所提到的）。表中略去了几种推进系统，如太阳热推进和核火箭推进，因为这些推进系统尚未真正用于空间任务。电推进系统具有很高的比冲（见表 2-1），这对深空飞行任务非常有吸引力，但电推进系统只能用于哪些允许推力作用时间足够长、以在很小的加速度下达到所需的飞行器速度的任务。表中带“××”符号的项目是近些年来常用的。

表 4-6 各种机动飞行常用的火箭推进系统类型

推进系统	大推力 泵压式 液体火 箭发动 机	中小推 力液体 火箭发 动机	脉冲工 作多个 小推力 液体火 箭发动 机	大型固 体火箭 发动 机、通 常分段	中小推 力固体 火箭发 动机	电阻、 电弧加 热推力 器	离子、 电磁推 进	脉冲等 离子体 发动机
机动飞行应用								
运载火箭主级	××			××				
捆绑发动机	××			××				
运载火箭上面级	××	××		×	××			
卫星轨道切入与变轨		××			××	×		
速度修正、轨道修正、轨道提升		×	××			×	×	
轨道/位置保持、航天器旋转			××			××	×	×
航天器对接			××					
再入着陆、应急机动		×	×					
离轨		×	×		×	×		
深空飞行、太阳逃逸		×	×				×	
战术导弹					××			
战略导弹	×	×	×	××				
导弹拦截			×	××		××		

符号意义：×有应用；××较常用。

4.6.1 反作用控制系统

反作用控制系统的功能已在前面讨论机动飞行的节中介绍了。它们用于 c、e 和 g 段的机动控制。在某些飞行器方案中，若飞行器主推力较小，反作用控制系统还用于 b 段、d 段的一部分和 f 段的任务。

反作用控制系统（RCS）通常称为辅助火箭推进系统。几乎所有的航天器和主要的运载火箭都需要该系统，以用于轨道修正（小速度增量）以及姿态修正。若只进行姿态

机动，它也称为姿态控制系统。这些术语在工业界和文献中尚未统一。

RCS 可在有效载荷级以及多级飞行器的任何一级中采用。在某些任务方案中，RCS 只在最上面一级中采用，在整个飞行过程中它一直工作，为所有子级提供控制力矩和控制力。几乎所有的运载火箭和大部分航天器都使用了有多个推力器的液体火箭推进系统。早期的航天器方案中曾使用了冷气系统。最近十来年电推进开始用得越来越多，主要用于航天器，这将在第十九章叙述。RCS 的工作寿命可能很短（当用于飞行器单独一级时），也可能覆盖整个任务周期（用于在轨航天器时，也许有 10 年）。

飞行器绕三个相互垂直的轴的姿态必须进行控制，各轴都有两个自由度（逆时针与顺时针转动），总共有六个转动自由度。俯仰力矩控制飞行器前缘的上升或下降，偏航力矩控制飞行器向左或向右运动，滚动力矩使飞行器绕飞行轴线作顺时针或逆时针转动。为产生一个纯力矩，需要采用两台推力完全相同、同步工作（启动、关机）、离质心距离相同的推力器*。图 4-13 给出了一简单球形航天器的姿态控制系统示意图。推力器 $x-x$ 或 $x'-x'$ 产生绕 X 轴的转动力矩。该系统用了 12 台推力器，这是最少配置。有些航天器因推力器位置布局或其他限制、推力器冗余的考虑，推力器实际上不止 12 台。利用不同的喷管组合，该姿态控制系统也能提供平动力。例如，某机组中的 x 和另一机组的 x' 同时工作的话，产生的力将推动航天器沿 Y 轴运动。采用巧妙的设计方案可减少推力器数目。

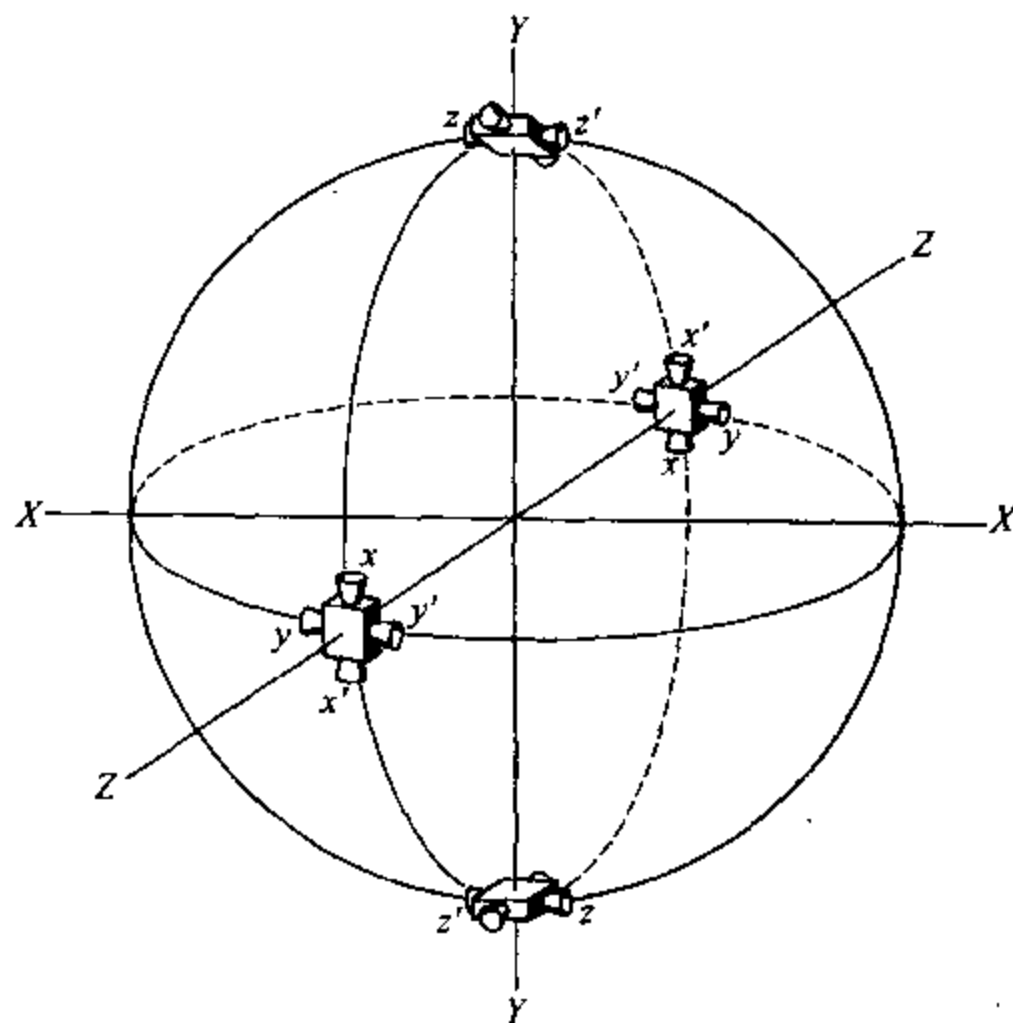


图 4-13 航天器简化姿态控制系统图。产生三轴纯力矩需 16 台推力器。图中它们分为四个机组

* 译者注：原文有误，两推力器方向相反、不同线即可，离质心距离无需相同。

RCS 通常包括以下主要子系统：①敏感器件，用于确定航天器在任何时刻相对参考方向的姿态、速度和位置，如陀螺、星敏感器和无线信标机；②控制-指令系统，对实际位置、姿态与所需或预定的位置、姿态进行比较，发出控制指令，在所需时间内改变飞行器的姿态；③用于改变飞行器姿态的装置，如一组高速飞轮、一组姿态控制推力器装置。参见文献 4-12 和 4-14。

姿态的精确校正可采用惯性轮或高速旋转的反作用飞轮，当飞轮的转速增加或降低时它会产生一个力矩。这些飞轮非常简单有效，但它们能提供的角动量变化量一般很小。若增加一套与之相配的姿态控制推力器装置，就可对每个飞轮进行卸载或起旋，于是飞轮可以不断地在需要时提供小的姿态修正。

一对推力为 F 、推力线距离为 l 的推力器产生的力矩 T 作用在转动惯量为 M_a 的航天器上，产生的角加速度为 α ：

$$T = Fl = M_a \alpha \quad (4-33)$$

对于质量均布的圆柱体， $M_a = 0.5mr^2$ ，对于均匀球体， $M_a = 0.4mr^2$ 。力臂 l 采用最大实际值可使推力和推进剂耗量减到最小。若在时间 t 内角加速度保持不变，飞行器以角速度 ω 转动、转过角度 θ ，有

$$\omega = \alpha t, \quad \theta = 0.5\alpha t^2 \quad (4-34)$$

通常，控制系统检测到一个小的姿态干扰后发出一个合适的修正指令。在精密的敏感器检测姿态变化后，飞行器实际上已经转动了一个小角度。故必须采取措施，以免飞行器姿态或控制系统产生过调和振荡。为此，许多飞行器需要采用很多极短的脉冲（0.010～0.030 s）和很小的推力（0.01～100 N），参见文献 4-13、4-14。

反作用控制系统的主要特征量有总冲大小、推力器数目、推力大小、推力方向、工作占空特性等。**工作占空特性**（duty cycle）指推力脉冲的次数、脉冲工作时间、推力间隔时间以及任务工作过程推力器累计工作时间。对一特定的推力器，30%的工作占空特性是指该推力器的累计平均工作时间占推进系统工作时间的 30%。推进系统的这些工作参数可通过任务、制导控制方式、所需精度、飞行稳定性、主发动机大致的推力偏心量、三维飞行轨道的变化、弹道摄动和其他一些因素确定。但有些参数一般很难确定。

4.7 飞 行 器

如前面提到的，火箭动力飞行器中的绝大部分是采用固体火箭发动机的简单的单级飞行器。其中大多数用于军事，如下一节将要介绍的。本节叙述较复杂的多级运载火箭和其他一些飞行器，如大型弹道导弹（通常称为战略导弹）和一些探空火箭。它们的导航制导系统都有一定的智能化。最近几年全世界多级火箭飞行器每年的总产量约为 140～220 发。

LEO 单级入轨飞行器能携带的有效载荷是很有限的。图 4-2 表明推进剂质量分数为 0.95、平均比冲为 400 s 的高性能单级飞行器在不带有效载荷时能达到的理论最终速度约 12000 m/s。若分析中再考虑阻力和重力、比冲再稍高一点、轨道机动和姿态控制系统，则视具体方案不同，有效载荷量约为飞行器起飞质量的 0.2%～1.4%。为了提高

有效载荷比、完成要求更高的任务，需采用下面要叙述的两级或多级飞行器。

4.7.1 多级飞行器

多级火箭飞行器能达到更高的飞行速度、携带更多的有效载荷（对于运载火箭）、提高远程弹道导弹的性能。当某一级的可用推进剂完全耗尽后，把该级剩下的干质量从飞行器上抛掉，然后下一级推进系统开始工作。最后一级（或顶级）携带有效载荷，这一级通常是最小的。把完成任务的飞行器子级干质量从飞行器上分离可以省去对这部分无用质量继续加速所消耗的能量。随着级数的增加，飞行器起飞质量可以减小。当级数很多时，起飞质量下降的好处就不明显了。实际上级数不能选得太多，因为那样会增加物理机构的数量、复杂性和质量。视任务而定，通常最合适的级数是两到六级。现已成功使用的多级运载火箭有多种不同的构型，图 4-14 画出了其中四种。大多数运载火箭

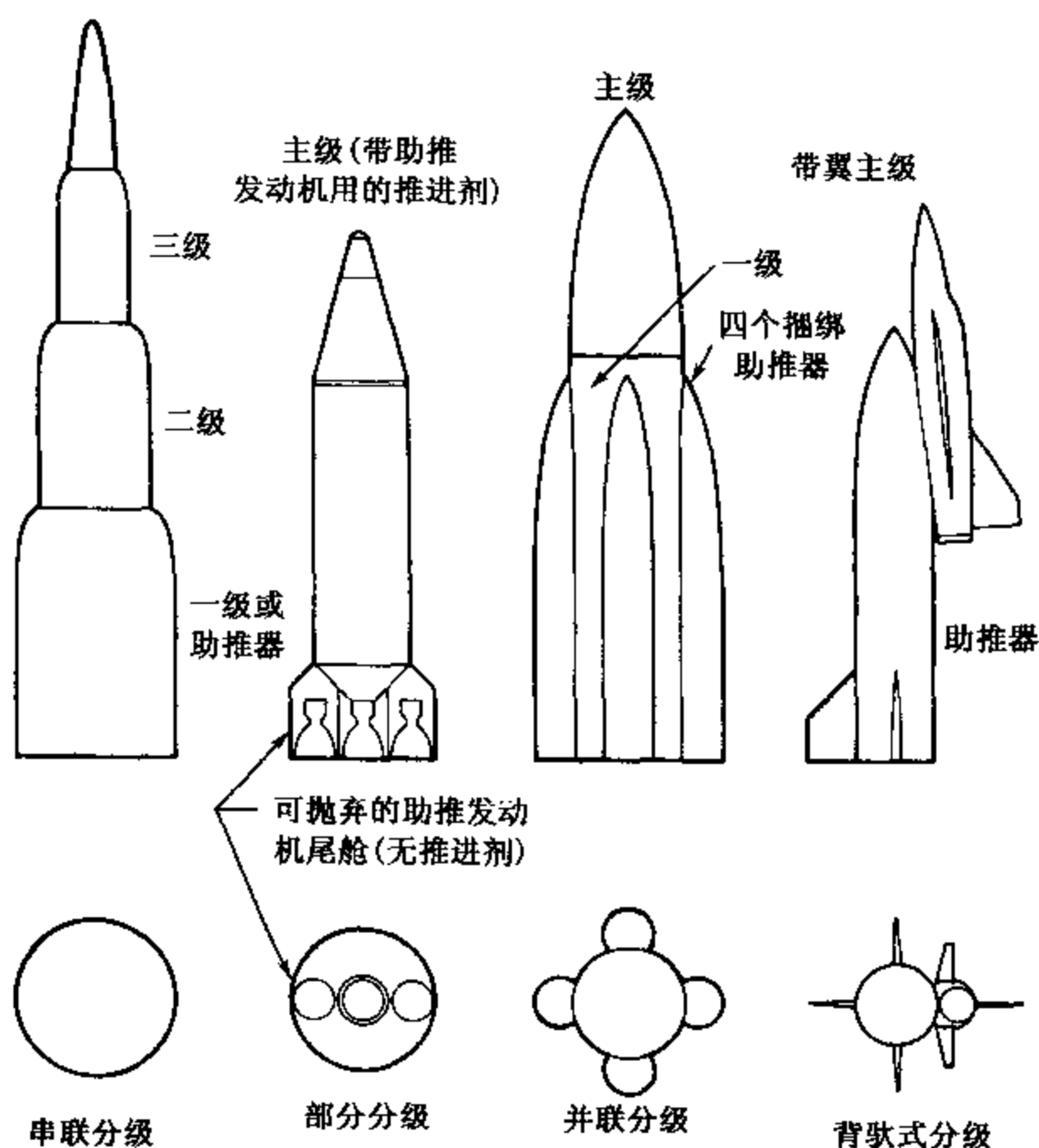


图 4-14 四种构型的运载火箭子级组合方案简图。第一种是最普通的，各级垂直叠加，如“民兵”远程导弹和“德尔它”运载火箭。早期的“宇宙神”火箭采用了部分分级方案，发动机在起飞时全部工作，免得在飞行过程中启动。若在起飞前检测到故障，发动机可在发射台上关机。左右两个助推发动机在飞行途中抛掉。第三种方案中，垂直构型的芯级旁边连有两个或多个“捆绑式”独立助推级，以提高飞行器性能。最右边的驮载式构型方案用于航天飞机

是垂直发射的，但也有少量是从飞机上发射的，如“飞马座”三级运载火箭。

多级火箭的有效载荷基本上与起飞质量成正比，尽管它只占起飞质量的一小部分。若 50 kg 的有效载荷需要 6000 kg 的多级火箭，则 500 kg 的有效载荷将需要 60000 kg 的级数相同的火箭。相同构型的火箭其有效载荷比也相同。若下一级关机后上面级紧接着开始工作，则串联多级火箭的总理论速度就是各级速度增量之和。若有 n 级，则最终速度增量 Δu_f 为

$$\Delta u_f = \sum_1^n \Delta u = \Delta u_1 + \Delta u_2 + \Delta u_3 + \cdots \quad (4-35)$$

各级的速度增量可根据式 (4-6) 计算。对于无重力真空飞行这种简化情况，上式可表示为

$$\Delta u_f = c_1 \ln(1/\mathbf{MR}_1) + c_2 \ln(1/\mathbf{MR}_2) + c_3 \ln(1/\mathbf{MR}_3) + \cdots \quad (4-36)$$

上式给出了理想多级火箭在无重力真空中能达到的最高速度。对于更加精确的实际弹道，各级速度增量可通过积分式 (4-15)、(4-16) 得到，这两式考虑了阻力损失和重力损失。如本章前面所述，其他损失或弹道摄动也可以考虑进去，这种情况下需采用数值解法。

对于两级或三级飞行器，总质量比（起飞质量与末级最终质量之比）可达 100 以上（相当于单级飞行器的等效推进剂质量分数 ζ 为 0.99）。图 4-2 于是可划分为单级飞行器区和多级飞行器区。

对于多级飞行器，各级的质量比、推力大小、工作时间、质心变化范围通常是经过优化的（利用复杂的弹道计算程序）。高比冲的火箭发动机（如氢氧发动机）一般用于运载火箭的上面级，因为比冲增加带来的好处在上面级上更为明显。

例题 4-3 一两级行星探测器（如图）从高轨卫星上发射到真空无重力轨道。图中符号意义如下。

m_0 为飞行器（级）发射初始质量；

m_p 为某级可用推进剂质量；

m_i 为飞行器某级初始质量；

m_f 为飞行器某级最终质量（发动机工作结束后）；包括推进系统干质量（含残余推进剂）、飞行器结构质量、控制制导设备质量、有效载荷质量等；

m_{pl} 为有效载荷质量；包括控制制导设备、通讯设备、天线、科研设备、电源设备、太阳能电池阵、传感器等的质量。

下标 1 和 2 表示第一级和第二级。飞行器参数如下：

无重力真空中飞行速度增量 6200 m/s

比冲 I_p 310 s

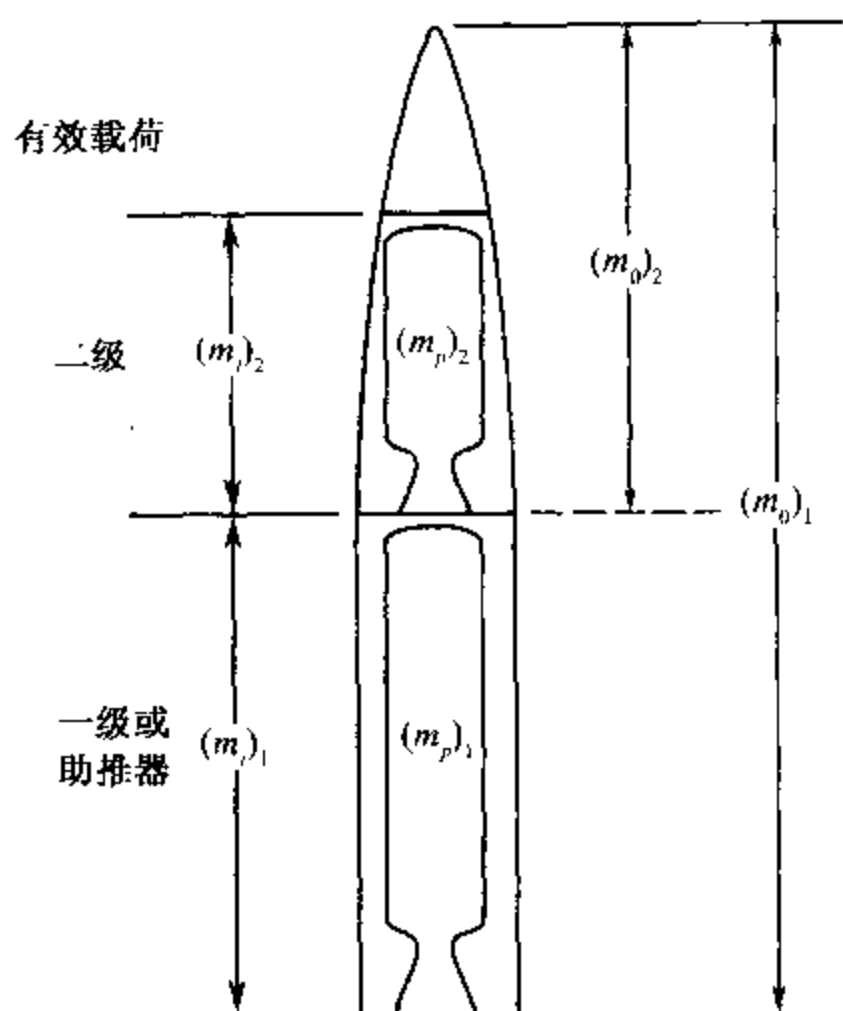
各级等效排气速度 c 3038 m/s

飞行器初始质量 4500 kg

各级推进剂质量分数 ζ 0.88

各级结构质量分数 $(1-\zeta)$ 0.12

求 在以下两种情况下的有效载荷量：①两级质量相等；②两级质量比相等。



解 起飞质量 m_0 等于一级质量 $(m_i)_1$ 加上二级质量 $(m_i)_2$ 加上有效载荷质量 m_{pl} 。推进剂质量分数 ζ 为 0.88。对于情况①，一二级相同，故

$$m_i = (m_i)_1 = (m_i)_2$$

$$m_p = (m_p)_1 = (m_p)_2 = 0.88 m_i$$

$$(m_p)_1 = 0.88(m_i)_1$$

$$(m_0)_1 = 4500 \text{ kg} = 2m_i + m_{pl}$$

$$e^{\Delta u/c} = e^{6200/3038} = 7.6968 = \frac{(m_0)_1}{(m_0)_1 - (m_p)_1} \cdot \frac{(m_0)_2}{(m_0)_2 - (m_p)_2}$$

由以上各式可求得有效载荷质量 m_{pl} 为 275 kg。

$$m_i = (4500 - 275)/2 = 2113 \text{ (kg)} \text{ (每级)}$$

$$m_p = 0.88 m_i = 1855 \text{ (kg)} \text{ (每级)}$$

对于情况②，两级的质量比相同。质量比 $(1/MR)$ 定义为

$$m_0/m_f = (m_0)_1/[(m_0)_1 - (m_p)_1] = (m_0)_2/[(m_0)_2 - (m_p)_2]$$

$$(m_0)_1 = 4500 = (m_i)_1 + (m_i)_2 + m_{pl}$$

$$e^{\Delta u/c} = 7.6968 = \{4500/[4500 - (m_p)_1]\}^2$$

解得一级推进剂质量 $(m_p)_1 = 2878 \text{ kg}$

$$(m_i)_1 = (m_p)_1/0.88 = 3270 \text{ kg}$$

$$(m_0)_2 = (m_i)_2 + m_{pl} = 4500 - 3270 = 1230 \text{ kg}$$

$$e^{\Delta u/c} = 7.6968 = \{1230/[1230 - (m_p)_2]\}^2; (m_p)_2 = 786.6 \text{ kg}$$

$$(m_i)_2 = (m_p)_2/0.88 = 894 \text{ kg}$$

有效载荷 m_{pl} 为 $1230 - 894 = 336 \text{ (kg)}$ 。这比情况①中的 275kg 多了 22%。当各级质量

比相等时,真空无重力飞行的有效载荷量达到最大,各级质量分布达到最优。起飞质量和推进剂质量分数与之相同的单级飞行器的有效载荷量要少得多。见习题 4-13。

若例题 4-3 中采用二级飞行器而不是两级,则有效载荷量更大。然而,有效载荷增加量理论上只有 8%~10%。若再增加第四级,则有效载荷增加量更小,只有 3%~5%。性能改进的潜力随着级数的增加而减小。实际飞行器每增加一级就意味着带来更多的复杂性(如可靠的分离机构、级间段结构、导管接头、电缆接插件等),需要额外的死重(增加质量比 MR),并降低了总体可靠性。因此,通常选择能满足有效载荷要求和速度增量要求的最少的级数。

例题 4-3 中两种情况下飞行器的飞行弹道是不一样的,因为飞行时间和加速历程不同。从该例题得出的一个结论适用于所有多级火箭飞行器:对每种任务都存在一个最佳级数、最佳级间质量分布,此外通常对各种设计方案还存在一条最佳飞行弹道,使飞行器关键参数如有效载荷量、速度增量或射程等达到最大。

4.7.2 运载火箭

通常**第一级或基础级**(常称为**助推级**)是最大的,需要最大的推力与总冲。所有子级都需要采用化学推进以达到所需的推重比。一般后面的几级(也称为**上面级或主级**)推力越来越小。推力大小与飞行器质量有关,反过来又与有效载荷质量及任务有关。图 4-14 中的简图给出了典型的实际运载火箭构型方案。在多级火箭中,各级都存在一个最佳的尺寸和推力值,确定该值的分析过程是相当繁琐的。

许多重型运载火箭有两至六个**捆绑固体火箭助推器**,这些助推器共同形成了捆绑或连接在运载火箭第一级上的额外的一级(航天飞机、“大力神”、“德尔它”、“宇宙神”、“阿里安”)。这种情况为图 4-14 的第三种构型。俄罗斯在几种运载火箭上使用了液体推进剂捆绑助推器,因为液体发动机的性能更高。助推器与第一级同时开始工作,工作结束后通常在一级发动机工作结束前与主级分离并抛掉。这种助推器也称为**半级或零级**,如表 3-1 所列。

现有很多类型的运载火箭。最小的用于小型有效载荷和低轨道。较大的一般级数较多、质量较大、成本较高、有效载荷更大或任务速度更高。飞行器的成本随着级数和初始发射质量的增加而增加。一旦某种运载火箭已被证明是可靠的,通常就对它进行改进,以提高它的性能或任务适应性。运载火箭的各级可能有多种火箭发动机,各用于专门的任务或机动。航天飞机上有 67 台火箭发动机,它们已在图 1-13 中画出。多数情况下各发动机用于某种专门的机动任务,但也有许多情况下同一发动机用于一种以上的任务。例如,航天飞机上的小型反作用控制推力器在轨道切入和再入时用于姿态控制(俯仰、偏航和滚动),另外还可用于平衡内部质量漂移(航天员运动、可伸展臂的运动)、小的轨道修正、小的飞行路径调整、交会对接以及科学仪器的精确指向。

航天器是运载火箭中携带有效载荷的那部分。它是运载火箭中惟一进入轨道或深空的部分(有些设计成能返回地球的)。最终的主要空间机动(如轨道切入或行星着陆)一般需要较大的速度增量。为此提供推力的推进系统可能与航天器结合在一起,也可能装在紧靠航天器下面的可分离的子级上。4-6 节介绍的几种机动通常可由装在多级飞行器的两个不同子级上的推进系统来完成。选择最佳的推进系统、决定由多个推进系统中

的哪一个来完成特定的机动任务将取决于对性能、成本、可靠性、计划进度、任务灵活性的优化，如第十七章将要叙述的。

在运载火箭从地面发射入轨过程中，它要经历三种不同的弹道飞行。①大多数火箭是垂直发射的，随后进行转弯机动，在火箭发动机推力作用下把飞行速度矢量方向指向预定方向；②火箭随后进行无动力自由弹道滑行（通常是椭圆弹道），直到最高点。③最后，卫星需要由化学推进系统提供额外的推动，增加足够的总冲或能量，把它加速到轨道速度。这最后一次机动也称为**轨道切入**。在初始动力飞行段，制导系统把弹道角和末级关机速度控制到关机后火箭空间飞行速度矢量正好使得火箭在所需的轨道高度达到椭圆滑行轨道的远地点。如图 4-9 所示，**多级弹道导弹**前面两个上升飞行段与刚才介绍的相同，但其随后继续沿椭圆弹道飞行，直至奔向目标。

早期成功的运载火箭都已经作了改进、增大，提高了性能。新研制的火箭继承了大多数已有的、经验证的、可靠的组件、材料和子系统。这样减少了研制工作量和成本。对飞行器作改进可以提高任务能力（可完成更难的任务）或有效载荷。一般来说，改进工作是采用以下一种或多种方法实现的：在不过度增加贮箱和壳体质量的情况下增加推进剂量；增大推力、增强发动机；提高比冲；增加或加大助推器。此外还可以通过加强结构以提高承载能力来改进飞行器性能。

运载火箭	Titan II SLV	Titan III	Titan IV	Titan IVB
构型				
构型主要改动	改进的 Titan II(ICBM)	增加了两个5.5 段式固体助推 器；增加了液 体推进剂量	更大的7段式 固体助推器； 提高了液体火 箭发动机推力， 延长了工作时间	新研制的增大 12%的3段式固 体助推器，采 用增强塑料壳体
首飞年份	1988	1989	1990	1997

图 4-15 “大力神”运载火箭系列的发展过程，由图中四种相关的构型可看出火箭的改进方法（资料来源：洛克希德-马丁公司）

图 4-15 与表 4-7 给出了早期“大力神”系列火箭的有效载荷与任务能力的增长以及轨道对有效载荷的影响。图中画出了四种不同的多级运载火箭构型及其主推进系统的发展过程。表中给出了这四种火箭构型的有效载荷的增长量，并列出了有效载荷随轨道

表 4-7 四种“大力神”运载火箭的有效载荷能力和火箭推进系统

运载火箭	Titan II SLV	Titan III	Titan IV	Titan IV B
两级构型 LEO 有效载荷(lb)				
100 英里圆轨道, 倾角 28.6°, 卡那维拉尔角发射	5000	31000	39000	47800
100 英里圆轨道, 倾角 99°, 范登堡空军基地发射	4200	26800	32000	38800
椭圆轨道, 100/1000 英里, 倾角 28.6°	3000	25000	~ 30000	~ 34000
三级构型地球同步轨道有效载荷(lb)				
三级推进系统有效载荷, 有多种配置(见下面)	2200	4000	10000	12700
火箭推进系统				
固体火箭助推器 (United Tech./CSD)	无	2 台, 金属壳体, 5 同前, 7 段, 总冲 123 × 10 ⁶ lbf s	推进剂增加 12%, 3 段, 总冲 159.7 × 10 ⁶ lbf s	段, 总冲 179 × 10 ⁶ lbf s
一级: Aerojet LR 87-AJ-11 2 推力室, 海平面推力 430000 lbf, N ₂ O ₄ /50% N ₂ H ₄ :50% UDMH	同前, 真空推力 529000 lbf	同前, 真空推力 529000 lbf	同前, 真空推力提高到 550000 lbf	同前
二级: Aerojet LR 91-AJ-11 真空推力 101000 lbf, N ₂ O ₄ /50% N ₂ H ₄ :50% UDMH	同前	同前	真空推力提高到 106000 lbf	同前
三级: 有多种可选方案, 此处只列其一	SSPS, Aerojet 常规液体推进剂发动机 9800 lbf	United Tech./CS, 半人马座; 2 台过渡上面级 (IUS) Pratt & Whitney RL AJ 10-118 K, 推力 9800 lbf (见表 11-3)	10A-3-3A 氢氧发动机, 推力 33000 lbf	同前

资料来源: Lockheed-Martin Astronautics, Aerojet Propulsion Company, Pratt & Whitney Division of United Tech. Corp.

的变化。若这几种火箭装上第三级, 则它可以把相当大的载荷发射到地球逃逸轨道或地球同步轨道。该表中介绍了这些火箭各级所用的发动机以及相应于几种任选轨道的有效载荷量。

表 4-7 给出了轨道倾角与高度对有效载荷的影响。轨道倾角是地球赤道面与轨道面的夹角。赤道面轨道的倾角为零, 极地轨道的倾角为 90°。因为地球自转为飞行器提供了一个初速度, 在赤道上向东发射可获得最大的有效载荷。在轨道高度相同的情况下, 有倾角的轨道其有效载荷要比倾角为零的轨道小。在轨道倾角相同的情况下, 有效载荷随着轨道高度的增加而减小, 因为需要更多的能量用于克服地球引力。

航天飞机在佛罗里达的肯尼迪航天中心向东发射进入 28.5° 轨道时有效载荷最大, 对于 185 km 高度的轨道其有效载荷约为 25455 kg。高度每增加 1 海里, 有效载荷约减少 45.4 kg。若轨道倾角为 57°, 有效载荷将减小到约 19090 kg。若在西海岸的范登堡

空军基地向南发射进入 98° 倾角的近极地圆轨道，有效载荷将只有 13909 kg。

图 4-16 给出了“飞马座”火箭的有效载荷与圆轨道高度、倾角的关系，该火箭是一种小型空射运载火箭。当在地球赤道上向东发射，即 0° 倾角时有效载荷最大。由图可知，当轨道高度超过 1200 km 后实际有效载荷已经很小。为发射较重的有效载荷或发射到较高的轨道，需要比“飞马座”更大的火箭。图 4-16 中的数据基于特定的有效载荷分离机构 (38 in.) 和特定的飞行器速度增量余量 (220 ft/s)，该余量是为大气密度的正常变化 (可能使阻力翻倍)、推进系统的质量公差等情况所考虑的。所有运载火箭的制造方都能提供类似的曲线。

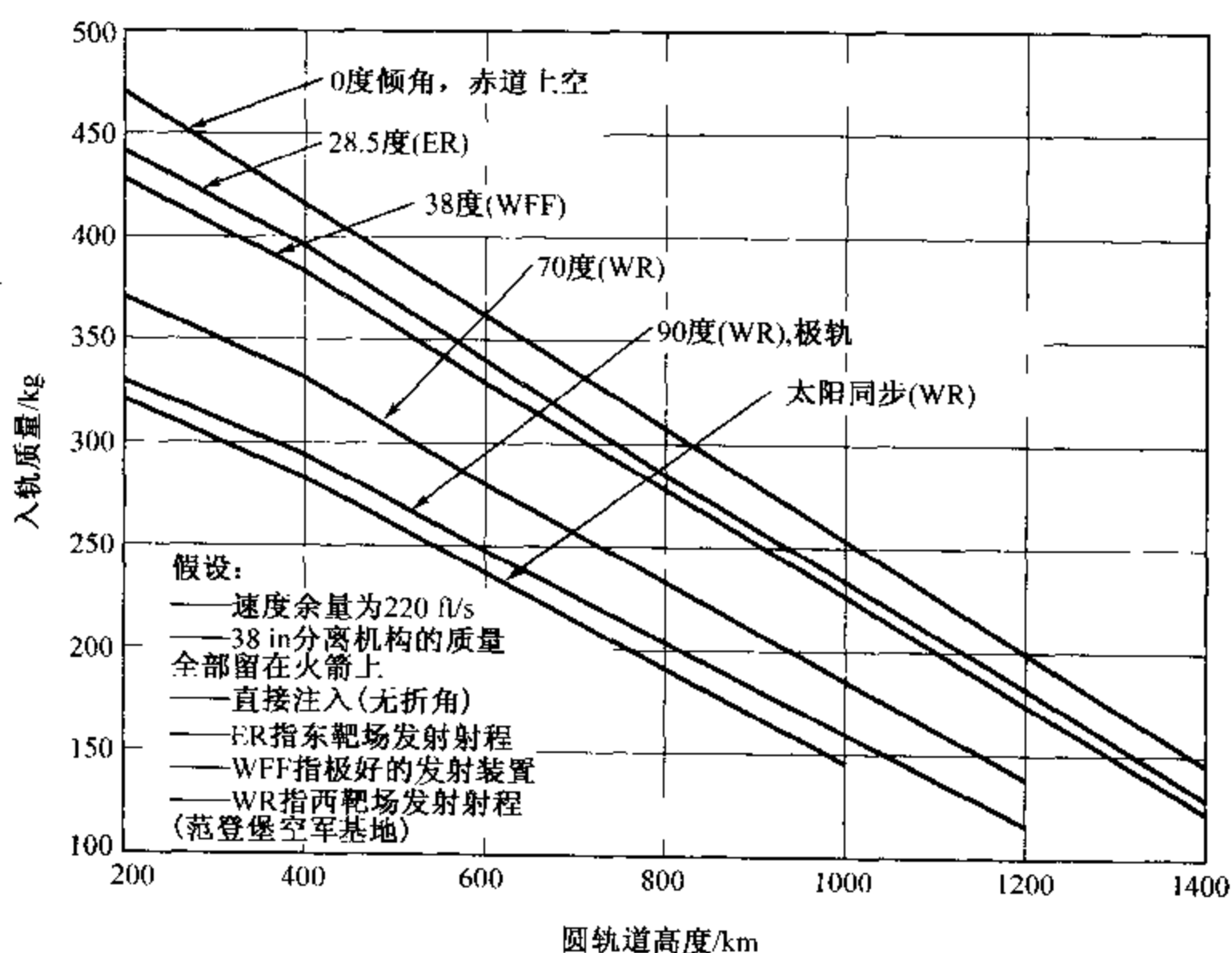


图 4-16 “飞马座”运载火箭有效载荷随圆轨道高度及倾角的变化。该火箭是一较简单的空射三级全固体火箭，直径为 50 m (Orbital Sciences Corporation 提供)

4.8 导 弹

目前生产的火箭推进系统大部分用于军事应用。由于导弹及军事任务的种类有很多，因此推进系统也是各种各样的，但全部是化学推进系统。导弹最简单的有小型无制导尾翼稳定单级火箭弹 (用于空面打击和面面轰炸任务)，最复杂的有昂贵的远程多级弹道导弹 (用于打击远距离军事或战略目标)。术语“面”指地面 (地面发射或地面目标)、海面 (舰上发射) 或海平面以下 (潜艇发射)。**战术导弹**用于打击或保护地面部

队、近距离武器装备或战略装置、军用飞机或导弹。此外，军队还利用**军用卫星**来执行侦察、来袭预警、保密通讯或导航等任务。

射程在 3000km 以上的**战略导弹**一般是两到三级的面-面火箭动力导弹。一些早期的设计采用了液体火箭发动机，有些还在服役。约在 30 年前，新型战略导弹开始使用固体火箭发动机。这两种导弹一般都采用液体推进剂反作用控制系统（RCS）以精确调整末级发动机关机时有效载荷的末速度（大小、方向和空间位置）。使用固体推进剂的 RCS 也有。远程导弹的飞行分析和飞行弹道在许多方面与本章中对运载火箭的叙述类似。参见图 4-9。

大多数战术导弹使用固体火箭发动机，因为它的勤务工作简单，可快速发射（文献 4-15）。对于飞行高度低、飞行时间长的导弹（如巡航导弹），通常采用吸气式发动机和机翼（提供升力）比采用长时间工作的火箭发动机更好。然而，巡航导弹仍然需要用大型固体火箭发动机发射并把它加速到一定速度。战术导弹有多种类型，不同的规模有不同的推进系统，如文献 4-15 和本节下面所述。

每种战术导弹都有一个最佳推进系统方案，几乎所有战术导弹都采用了固体火箭发动机。针对每种应用，都存在最佳总冲、最佳推力-时间曲线、最佳喷管构型（单喷管/多喷管、有无推力矢量控制、最佳面积比）、最佳室压、最合适的药柱内孔型面。对于某些战术导弹，排气羽流在可见光、红外或紫外谱段的辐射是否较低以及某些安全特征（使系统对能量刺激不敏感）可能非常重要，这些问题将在第十二章和第十八章讨论。

短程的无控单级火箭动力飞行器，如军用火箭弹（地面发射或空中发射）和救生信号弹，设计方案一般很简单。它们的通用运动方程已在 4.3 节中导出，文献 4-1 对其进行了详细分析。

当前无制导火箭动力导弹的产量远远超过其他任何一种火箭动力飞行器。最近几年，美国直径为 2.75in 的折叠翼无制导固体火箭发动机导弹年产量达 25 万枚。用于防空、反坦克或步兵支援的制导导弹的年产量为上百枚甚至在千枚以上。表 1-6 列出了几种制导导弹。

因为这些火箭弹基本上属于无制导导弹，其目标打击精度与初始瞄准以及由不平衡阻力、风力、振荡和喷管、弹体、机翼的偏置造成的散布有关系。若弹体的初速度较低，则与预定弹道的偏差就更大，因为有翼弹体的气动稳定性在低速时较小。若弹体以相对较高的初速度从飞机上发射，或弹体依靠绕轴旋转提高稳定性，则其目标精度与静止发射的简单翼稳定导弹相比可提高 2~10 倍。

有制导的**空空火箭动力导弹**或**面空火箭动力导弹**飞向目标所需的时间通常称为**击中目标时间** t_t ，它是一个重要的飞行性能参数。借助于图 4-17，认为导弹跨过的距离（称为射程）是速度-时间曲线的积分面积，可以导出其简化计算公式。简化计算假设无阻力、无重力、飞行方向接近水平、动力飞行段射程相对总射程很小、动力飞行段速度线性增加。

$$t_t = \frac{S + \frac{1}{2} u_p t_p}{u_0 + u_p} \quad (4-37)$$

式中 S 为无动力自由飞行射程， u_p 为导弹在动力飞行段关机前所增加的速度， t_p 为导

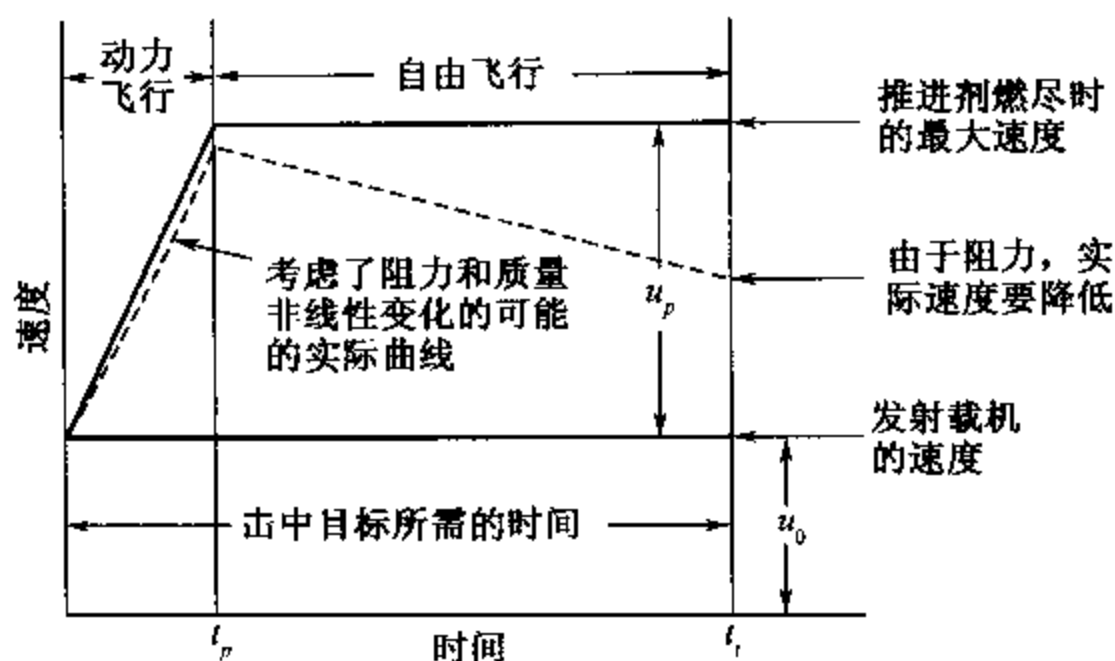


图 4-17 无制导、无机动空射火箭弹的简化弹道。实线为无阻力无重力情况下的飞行速度，虚线为实际飞行速度

弹发动机工作时间， u_0 为导弹发射时的载机速度。为了更加精确，速度增量 u_p 可根据式 (4-19) 计算。若要得到非常精确的值，只能对考虑了阻力与重力效应的弹道进行详细的一步一步分析。

对于空中发射的无制导空空或空面火箭弹，对目标的瞄准是速过调整载机的方向而进行的。对于有制导导弹（空空、空地、地空或拦截导弹），发动机推力的方向、大小和工作时间可由智能制导控制系统控制，以跟踪机动目标。制导系统获取到目标的飞行轨迹，计算出预定撞击点，然后控制导弹的飞行路径，实现与目标的直接撞击引爆（若采用接近引信，则为接近目标引爆）。地面发射或轨道发射的反弹道导弹也采用这种方法。无论是无制导火箭弹，还是制导导弹，击中概率都随击中目标时间 t_t 的减小而增加。在一特定的空战情况下，火箭弹的效能大致与击中目标时间的三次方成反比。通常击中目标时间为实际可能的最小值时能得到最好的效果（如击中概率最高）。

对在各种飞行状况下都能达到最小击中目标时间的导弹及推进系统的构型方案进行分析是很复杂的。以下一些火箭发动机特征和参数将有助于减小击中目标时间，但其效果与具体任务、射程、制导控制系统、具体飞行状况有关。

(1) 采用**高初始推力**或**高初始加速度**，使导弹迅速达到强初始推动的飞行速度。

(2) 增加额外的小推力，用于抵消阻力与重力损失，从而保持高飞行速度。这可由同一推进系统实现，即采用初始短期推力大、续航阶段推力小（10%~25%）的推进系统。也可采用能提供离散推力脉冲的系统，在阻力使导弹减速后重新增加导弹速度，从而维持较高的平均飞行速度。

(3) 对于高超声速飞行，**两级导弹**可能更有效。当第一级的推进剂耗尽后将其抛掉，减小下一级的死重，提高其质量比，从而增加飞行速度。

(4) 若目标为高度机动的，或导弹与目标接近时的相对速度很大，则不仅有必要为战术导弹提供一个轴向推力，还要为其提供一个较大的**侧向推力**或侧向加速度。这既可由气动力（升力面或以一定攻角飞行）来完成，也可由可变推力或脉冲工作的多喷管推进系统完成，后一种情况下推进系统有一个轴向推力器、多个侧向推力器。推力器的布

局要使其推力基本上穿过导弹质心。提供侧向加速度的推力器也称为**转向推力器**，因为它们使导弹朝与飞行方向垂直的方向转向。

(5) 若导弹的 L/D 比较大 (或横截面积较小)、推进剂密度较高 (可减小导弹体积)，则**阻力损失**能减小。导弹在低空高速飞行时阻力会很大。

火箭发动机另外还有一种独特的军事应用是**火箭助推炮弹**，用于增加火炮的射程。这些炮弹中的小型火箭发动机能在炮筒里承受很高的加速度 (通常为 $5000 \sim 10000 g_0$)。目前它们有生产。

4.9 排气羽流气动效应

火箭发动机排气射流或羽流对导弹气动特性的影响一般是减小超声速导弹的阻力、增加亚声速导弹的阻力。对于**亚声速**飞行器，超声速火箭发动机羽流就像是一引射器，它把附近的空气卷吸进来。它影响发动机装在锥形尾部上的飞行器。火焰的引射作用加速了附近的空气，因此增加了局部表面摩阻、通常减小了飞行器尾部或邻近喷管出口位置的飞行器底板上的压力。

对于**超声速**飞行器，其尾部常常是湍流尾迹区，局部压力很低。在发动机羽流的作用下，尾部空间充满发动机燃气，飞行器尾段的压力增加。这样就增加了压差推力，减小了底部阻力。第十八章将讨论排气羽流效应。事实上，一些火炮武器和短程火箭可通过增加一小型火箭燃气发生器提高射程 (提高 $10\% \sim 50\%$)，因为燃气发生器排出的燃气以一定压力充填在飞行器底部空间，增加了飞行器的底部压力，减小了底部阻力。

4.10 飞行稳定性

飞行器的稳定性指其在飞行过程中不旋转、不振荡。飞行中是不希望出现不稳定的，因为俯仰或偏航振荡增加了阻力 (大部分时间以一定攻角飞行)，并会给仪器设备和敏感器件 (目标搜索器、地平仪、太阳敏感器、雷达) 带来问题。不稳定常常会导致飞行器的翻滚 (失控翻转)，这将引起轨道切入失败、目标丢失、贮箱中液体推进剂晃动。

稳定性可通过合适的设计达到，这样飞行器将具有固有稳定性。稳定性也可通过合适的控制获得，如利用飞机的气动控制面、反作用控制系统或多台摇摆发动机。

当翻转力矩 (如由阵风、推力偏心或机翼偏置引起的) 小于由推力矢量控制或气动控制面产生的稳定力矩时，飞行将是稳定的。当绕质心的不稳定力矩超过稳定力矩时，飞行器将转动或翻滚。对于无制导飞行器，如低空火箭弹，直线飞行的稳定性通过使飞行器具有很大的稳定裕度达到。稳定裕度可通过飞行器尾翼以及使飞行器重心位于气动压心的前面而获得。对于装有主动稳定控制系统的飞行器，希望其固有稳定性接近中性，这样所需的控制力就比较小，就可采用较小的控制装置、小型 RCS 推力器、小型作动机构，从而降低了结构质量。中性稳定性可通过合理的气动面布局和飞行器内部组件的质量分布使得飞行器重心处于气动压心前面一点点处来获得。因为气动力矩随马赫数变化，压心在飞行器加速飞行过程中并不固定，通常是沿飞行器轴线不断移动的。飞

行器重心也会随推进剂的消耗、飞行器质量的减小而改变位置。因此,通常很难使导弹在任何高度、速度和飞行状况下都达到中性稳定性。

稳定性的考虑从多个方面影响火箭推进系统的设计。通过对喷管进行仔细设计,可最大程度地减小推力偏心,从而减小它对飞行器产生的力矩和反作用控制推进剂耗量。通过精巧的设计可以控制飞行器重心的移动范围。对于液体火箭发动机,通过采用特殊的设计措施、特殊的贮箱形状、仔细选择贮箱在飞行器中的安装位置可以控制飞行器重心的变化。对于固体火箭发动机,设计师一般在控制重心变化方面自由度就比较小。如图 14-6 所示,通过在喷管前安装长尾管,已有办法把固体推进剂质量分布在飞行器重心附近。如 4.6 节和第六章所述,拥有多个推力器的姿态控制液体推进系统已满意地用于产生使飞行器沿多个方向转动的控制力矩。

无制导火箭弹和导弹常常靠倾斜的气动尾翼或倾斜的多个火箭发动机喷管来实现滚动或旋转,以改进飞行稳定性和精度。这与枪膛内的螺旋来福线造成子弹旋转是类似的。这种**旋转稳定性**是由陀螺效应带来的,这种情况下旋转轴的偏斜会受到一个力矩的阻碍。但离心效应会引起液体推进剂贮箱的排放问题和固体推进剂药柱的附加应力。在某些情况下,低速旋转不是为了旋转稳定性,而是为了把推力矢量偏心或气动面偏置带来的问题尽量减小或消除掉。

习题

1. 设飞行器等效排气速度为 2000 m/s,求飞行器在无重力空间达到 1600 m/s 速度增量所需的质量比。

答案: 0.449。

2. 一飞行器在发动机关机时的质量是初始起飞质量的五分之一,求其推进剂质量分数。

答案: 0.80。

3. 已知一无阻力火箭弹简化垂直弹道参数如下: $\bar{c} = 2209$ m/s; $m_p/m_0 = 0.57$; $t_p = 5.0$ s; $u_0 = h_0 = 0$ 。求发动机关机时的速度和高度。

答案: $u_p = 1815$ m/s, $h_p = 3.89$ km。

4. 设上题中的火箭弹的阻力系数与图 4-3 中 0° 攻角的曲线基本相近,再求其结果以及 u_p 、 h_p 的百分比近似误差(采用步进法)。

5. 一研究性运载火箭在无重力无阻力外层空间把一小型航天器发射进入流星雨区域。航天器总质量为 25kg,其上的仪器设备质量为 2kg,该设备能承受的最大加速度为 50 m/s^2 ,它由一固体火箭发动机(比冲 260 s、推进剂质量分数 0.88)发射。求:

(a) 发动机最小工作时间*,假设发动机流量恒定;

(b) 与运载火箭的最大相对速度;

(c) 若一半总冲以前面的流量给出,另一半由该流量的 20% 给出,再求 (a)、(b)。

6. 一卫星运行在 500km 高度的圆轨道上,求轨道周期、飞行速度、单位质量所需的发射能量。

答案: 1.58 hr、7613 m/s、29 MJ/kg。

7. 一大型弹道式火箭的参数如下:推进剂流量 12 slug/s (1 slug = 14.6 kg);喷管出口速度 7100 ft/s;喷管出口压力 5 psi (假设无分离);海平面大气压 14.7 psi;起飞质量 12.0 t (1 t = 2000 lb);发动机工作时间 50 s;喷管出口面积 400 in²。求:(a) 海平面推力;(b) 海平面等效排气速度;(c) 初

* 译者注:原文有误。

始推重比；(d) 初始加速度；(e) 质量比。

答案：81320 lbf、6775 ft/s、3.38、2.38。

8. 忽略阻力，考虑简单垂直上升弹道，求上题中的火箭在发动机关机时达到的高度和速度。

9. 一球形卫星有 12 个相同的姿态控制单元推力器，其参数如下：推力 5 lbf；稳态（2s 以上）比冲 240 s；脉冲（脉宽 20ms 以内）比冲 150 s；脉冲（脉宽 100ms 以内）比冲 200 s；卫星质量 3500 lb；卫星直径 8 ft；卫星质量均匀分布；Y 轴、Z 轴平均干扰力矩 0.00005 ft·lbf；X 轴平均干扰力矩 0.001 ft·lbf；推力线之间距离 8 ft；卫星最大指向误差 $\pm 1^\circ$ ；脉冲间隔 0.030 s。

(a) 若不采用修正力矩，求卫星每小时的最大与最小姿态漂移；

答案：0.466 rad、0.093 rad。

(b) 为修正姿态漂移，求推力器的脉冲（20 ms、100ms、2s）工作频率，并讨论哪种脉宽是最佳的，哪种是不实际的。

(c) 若卫星需在上述干扰条件下在轨工作 1 年，每天 24 小时必须保持精确姿态，求所需的推进剂。并讨论贮存和输送这部分推进剂的实际可行性。

10. 对于理想多级运载火箭，试讨论：(a) 若第二级和第三级发动机不立即启动，而是等前一级发动机关机并分离后滑行一段时间后再启动，请问对理论任务速度的影响；(b) 若发动机出故障，推力减小几个百分点，工作时间延长，但总冲基本不变，请问对任务速度的影响。

11. 一个在 160km 高度的轨道上飞行的圆柱形航天器（直径 1m、高 0.7m、平均密度 1.1 g/cm³），其上伸出一个由一组基本无摩擦的轴承支撑的臂，臂上有一平面太阳能电池板（质量为 32kg，等效力臂为 1.5m，等效阳光平均投影面积为 0.6 m²），平均每圈吸收 60% 的入射阳光。

(a) 计算最大太阳光压力矩、不修正情况下航天器每天的姿态角变化量；

(b) 利用附录 2 中的大气参数表，设航天器与太阳能电池板的阻力系数为 1.0，计算大气阻力与力矩；

(c) 采用初始压力为 14×10^6 N/m² 的高压空气作为姿态控制推进剂，试设计一姿控发动机系统用于周期性地修正这两种干扰（ F 、 I_c 、 t 、 I_t 等）；

(d) 若航天器主发动机推力矢量（总冲为 67×10^3 Ns）与质心偏离 2mm，请问姿态控制系统应如何进行修正？为此 (c) 中的姿控发动机系统的 c 需多大？

12. 一子弹形玩具火箭有一容积为 V_0 的高压贮箱，其内装一部分水（不可压缩）和一部分初始压力为 50 psi 的空气，初始环境温度为 T_0 。假设启动期间水没有损失，在此玩具火箭所能达到的高度范围内外界空气压力常数。玩具火箭的干质量为 0.30 lbf，当 V_0 充满一半时可携带 1.0 lbf 的水。为进行计算还可作其他相应的假设。

(a) 采用哪种喷管类型为最佳？

(b) 为使垂直起飞加速度达到 $0.5 g_0$ ，喷管设计尺寸要有多大？

(c) 在启动和耗尽时水的比冲是多少？

(d) 若没有水，只有 50 psi 的空气喷出，情况会如何？

(e) 为达到最大高度，水与空气的最佳体积比例是多少？

(f) 设计一个简单的火箭发射装置与推力启动装置，分析其设计特点与可能的问题；

(g) 它垂直飞行能达多高？

13. 求例题 4-3 中的单级飞行器的有效载荷，把它与两级飞行器比较。

答案：45 kg，为两级飞行器有效载荷的 16.4%。

14. 利用例题 4-3 中的数据，但有效载荷固定为 250 kg， Δu 为未知数，求两种情况（即两级质量相等/两级质量比相等）中的 Δu ，并对其结果与例题中的结果作比较分析。

15. 一飞机在 7000m 高空以 700km/hr 的速度水平飞过一平面国家，投下一枚有四个小型稳定尾翼的无制导导弹。求相对投放点的击中位置、落地角、从投放到击中的时间。假设阻力造成飞行速度

平均减小约 8%。

16. 一地球卫星椭圆轨道的近地点高度为 600km, 偏心率 $e = 0.866$ 。推力朝飞行方向的火箭发动机点火工作后, 为其提供了 200m/s 的速度增量, 求新轨道的参数: (a) 远地点点火; (b) 近地点点火; (c) 近地点反向点火, 速度减小。

17. 一质量为 75kg、直径为 0.25m 的探空火箭垂直向上飞行, 高度为 5000m, 速度为 700m/s。请问重力和阻力引起的负加速度为几个 g ? (利用图 4-3 中的 C_D 值。)

18. 一单级气象探空火箭, 起飞质量为 1020kg, 海平面初始加速度为 $2.00g$, 可用推进剂质量为 799 kg, 平均比重为 1.20, 发动机工作时间为 42 s, 火箭外形接近圆柱形, 长径比为 5.00, 头锥半角为 12° 。假设火箭重心在飞行过程中保持不变。火箭在飞行过程中发生翻滚, 未达到目标。随后对设计装配过程的分析表明可能的最大推力偏斜为 1.05° 、最大推力偏移为 1.85mm。装配记录表明该火箭的推力偏斜为 0.7° 、推力偏移为 1.1mm。因为推进剂流量基本不变, 在关机点高度推力比起飞时增加 16.0%。求发动机启动和关机时由发动机推力产生的最大力矩, 再求火箭动力飞行段的最大转动角度, 并讨论结果。假设火箭飞行无阻力。

符号

a	椭圆长轴长度, m, 或加速度, m/s^2
A	面积, m^2
b	椭圆短轴长度, m
B	阻力积分值
c	等效排气速度, m/s (ft/s)
$\bar{c}$	平均等效排气速度, m/s (ft/s)
C_D	阻力系数
C_L	升力系数
d	全导数
D	阻力, N (lbf)
e	椭圆偏心率, $e = \sqrt{1 - b^2/a^2}$
e	自然对数基数 (2.71828)
E	能量, J
F	推力, N (lbf)
F_f	最终推力, N
F_g	星球引力, N
F_0	初始推力, N
g	重力加速度, m/s^2
g_0	海平面重力加速度, $9.80665m/s^2$
$\bar{g}$	平均重力加速度, m/s^2
G	通用引力常数或牛顿引力常数, $6.67 \times 10^{-11} m^3 / (kg \cdot s^2)$
h	高度, m
h_p	关机点火箭高度, m
I_s	比冲, $(N \cdot s^3) / (kg \cdot m)$ 或 $s ((lbf \cdot s) / lbf)$

k_d	漫反射系数
k_s	镜面反射系数
l	力臂, m
L	升力, N (lbf)
m	瞬时质量, kg (lb)
m_f	最终质量 (发动机工作结束后), kg
m_p	推进剂质量, kg
m_0	初始起飞质量, kg
$\dot{m}$	推进剂质量流量, kg/s (lb/s)
M_a	转动惯量, $\text{kg}\cdot\text{m}^2$
MR	飞行器质量比 (m_f/m_0)
n	级数
p	压力, N/m^2 或 Pa (psi)
r	半径, 或两相互吸引的质量的中心距离, m
R	飞行器到地心的瞬时半径, m
R_0	等效地球半径, 6374.2 km
S	射程, m
t	时间, s
t_p	从起飞到关机的时间或从发动机启动到推力终止的时间, s
t_t	击中目标时间, s
T	力矩, $\text{N}\cdot\text{m}$ (ft·lbf)
u	飞行器速度, m/s (ft/s)
u_a	轨道远地点速度, m/s
u_p	关机速度或轨道近地点速度, m/s
u_0	初始速度或发射速度, m/s
w	重量, N (lbf)

希腊字母

α	攻角或角加速度, 角度/ s^2
ζ	推进剂质量分数 (m_p/m_0)
θ	飞行方向与水平面的夹角, 或光入射角, deg 或 rad
μ	地球引力常数, $3.98600 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$
ρ	密度, kg/m^3
τ	轨道周期, s
ψ	推力方向与水平面的夹角
ω	角速度, 度/s (弧度/s)

下标

e	逃逸
-----	----

f	发动机关机、最终
max	最大值
p	发动机关机或推力终止
s	卫星
z	最高点
0	初始或起飞

参考文献

- 4-1. J. B. Rosser, R. R. Newton, and G. L. Gross, *Mathematical Theory of Rocket Flight*, McGraw-Hill Book Company, 1947; or F. R. Gantmakher and L. M. Levin, *The Flight of Uncontrolled Rockets*, Macmillan, New York, 1964.
- 4-2. *Orbital Flight Handbook*, NASA SP33, 1963, Part 1: Basic Techniques and Data. Part 2: Mission Sequencing Problems. Part 3: Requirements.
- 4-3. V. A. Chobotov (Ed.) *Orbital Mechanics*, Educational Series, AIAA, 1991.
- 4-4. J. W. Cornelisse, H. F. R. Schöyer, and K. F. Wakker, *Rocket Propulsion and Space Flight Dynamics*, Pitman Publishing, London, 1979.
- 4-5. R. S. Wolf, "Development of a Handbook for Astrobee F Flight Performance Predictions," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 24, No. 1, January-February 1987, pp. 5-6.
- 4-6. W. Hohmann, *Die Erreichbarkeit der Himmelskörper (Accessibility of Celestial Bodies)*, Oldenburg, Munich, 1925.
- 4-7. "Spacecraft Aerodynamic Torques," *NASA SP 8058*, January 1971 (N 71-25935).
- 4-8. "Spacecraft Radiation Torques," *NASA SP 8027*, October 1969 (N 71-24312).
- 4-9. "Spacecraft Gravitational Torques," *NASA SP 8024*, May 1964 (N 70-23418).
- 4-10. "Spacecraft Magnetic Torques," *NASA SP 8018*, March 1969 (N 69-30339).
- 4-11. W. J. Larson and J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Second edition, published jointly by Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Press, 1992.
- 4-12. J. J. Pocha, *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites*, Kluwer Academic Publishers, Hingham, MA 1987, 222 pages.
- 4-13. M. H. Kaplan, *Orbital Spacecraft Dynamics and Control*, John Wiley & Sons, New York, 1976.
- 4-14. J. R. Wertz (Ed.), *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, Hingham, MA, 1980, 858 pages.
- 4-15. G. E. Jensen and D. W. Netzer, *Tactical Missile Propulsion*, Vol. 170, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1996.

第五章 化学火箭发动机推进剂性能分析

第三章已建立了简化的一维性能关系式。要利用这些关系式,需要知道发动机热燃气组分和推进剂反应产物的物性,如燃烧温度 T_1 、平均分子量 M 、比热比或焓变 ($h_1 - h_2$)。本章讨论一些在给定推进剂组分、燃烧室压力、喷管形状和喷管出口压力下确定这些热化学性质的理论方法。由此可以确定性能参数,如化学火箭发动机的理论比冲或排气速度。

通过计算得到气体温度、压力和气体成分(例如,是还原性还是氧化性成分)后,就可以计算气体的其他性质。有了这些知识后,就可以作更深入的分析 and 灵活地选择燃烧室和喷管的结构材料。传热分析需要知道气体混合物的比热、导热系数和比热比,计算得到的排气成分是估算对环境的影响(如第二十章讨论的有毒气体在发射场附近可能的散布范围)的基础,此外排气参数还是排气羽流(第十八章)或喷管外火焰分析的基础。

由于数字计算机的发展,人们现可以求解涉及质量平衡、能量平衡或热力学和化学平衡的多组分复杂体系的方程组。本章将介绍这种理论分析的基本方法,使读者能够了解目前使用的一些计算机程序的热力学和化学基础。本章不打算叙述具体的计算机分析程序。但是,哪些物理现象或化学反应能够或不能够用计算机分析进行合适的模拟是要进行讨论的。

对于一般的化学和热力学基础知识和原理,读者可以参考文献 5-1~5-5。要详细了解各种反应物和反应产物的特性,可参见文献 5-6~5-12。

所有这些理论分析都只是实际火箭发动机燃烧和喷管流动现象的某种近似,它们均需要一些简化假设。随着得到认识和可以进行数学模拟的现象的增多,分析方法和计算机程序越来越高级和复杂。3.1 节中对理想火箭发动机所作的 11 个假设在这儿也同样适用,但只针对准一维流动。然而,一些较复杂的分析方法可以去掉一个或多个假设。整个分析通常可分为两个相对有些独立的计算过程:

(1) **燃烧过程**是第一部分。它发生在室压基本恒定(等压)的燃烧室中,生成的气体遵循道尔顿定律。化学反应或燃烧的速率非常高。假定燃烧室容积足够大、气体在燃烧室内的停留时间足够长,燃烧室内达到化学平衡。

(2) **喷管气体膨胀过程**构成了计算的第二部分。经完全反应的、平衡的气体燃烧产物进入喷管,在喷管内经历绝热膨胀。在喷管可逆(等熵)膨胀过程中熵为常数,但在实际喷管流动中熵稍有增加。

化学反应主要发生在液体火箭发动机燃烧室内或固体火箭发动机的药柱空腔内(通常在燃烧面附近短距离范围内)。第九章和第十五章将进一步分析这些燃烧室中的燃烧过程。然而,随着气体的膨胀,喷管内也会出现一些化学反应,因此喷管内反应产物的

组分会发生变化,如本章将叙述的。喷管外的排气羽流中可能还会发生进一步的化学反应,这将在第十八章叙述。本章叙述的许多热化学基本分析方法同样也可应用于排气羽流。

5.1 背景和基础知识

一种或多种燃料与一种或多种氧化剂的化学反应或燃烧的原理构成了化学火箭推进的基础。这种反应所释放的热量使推进剂(反应物)转变为高温气态反应产物,这些产物随后在喷管内作热力学膨胀而产生推力。

化学反应物或推进剂在初始状态时既可以是液体,也可以是固体,有时也会是气体。反应产物通常为气态,但有些推进剂的一种或多种反应产物可能保持固态或液态。例如,对于含铝固体推进剂,燃烧室反应气体中含有液体氧化铝,而在温度较低的喷管排气中包含有凝结的固态氧化铝颗粒。因此,对于某些化学组分,分析方法必须考虑所有三种物态,并要考虑相变引起的能量变化。如果排气中固体或液体的含量很少,而且其颗粒很小,则理想气体假设引起的误差很小。

要计算性能,就必须精确了解推进剂的化学成分及其相对比例。对于液体推进剂,这指混合比和主要的杂质;对于胶体或浆状液体推进剂,还包括悬浮或溶解的固体物质;对于固体推进剂,则指所有的成分、它们的比例、杂质以及物态(某些成分如增塑剂可能是液态)。

道尔顿定律适用于燃烧产生的气体。它表述为:在平衡状态和各气体组分温度相同的情况下,气体混合物的压力为各气体组分的分压之和。用下标 a 、 b 、 c 等指各气体组分,有

$$P = P_a + P_b + P_c + \cdots \quad (5-1)$$

$$T = T_a = T_b = T_c = \cdots \quad (5-2)$$

理想气体公式 $pV = RT$ 对高温气体是非常适用的。这里 V 为比容或单位质量气体混合物的容积,混合物的气体常数 R 为通用气体常数 R' [$8314.3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{mol} \cdot \text{K})$] 除以气体混合物的平均分子量 $\mathfrak{M}$ (经常错误地称为分子重量)。利用道尔顿定律,公式 5-1 可重新写为

$$p = R_a T/V_a + R_b T/V_b + R_c T/V_c + \cdots = R' T/(\mathfrak{M} V_{\text{mix}}) \quad (5-3)$$

在气体混合物中,气体组分的容积比例可以根据摩尔浓度或摩尔分数 n_j 确定, n_j 表示为每公斤混合物中特定组分 j 的公斤-摩尔数。如果 n 为每公斤均匀气体混合物中总的公斤-摩尔数,则

$$n = \sum_{j=1}^{j=m} n_j \quad (5-4)$$

式中 n_j 为每公斤混合物中组分 j 的公斤-摩尔数, m 为平衡燃烧气体产物中存在的气体组分数目。于是气体混合物的等效平均分子量 $\mathfrak{M}$ 为

$$\mathfrak{M} = \frac{\sum_{j=1}^m n_j \mathfrak{M}_j}{\sum_{j=1}^m n_j} \quad (5-5)$$

关系式中的组分有 n 种, 其中只有 m 种为气体, 则凝结组分数目为 $n - m$ 。气体混合物定压下的摩尔比热 C_p 可根据各种气体的摩尔分数 n_j 及其摩尔比热确定, 如公式 (5-6) 所示。混合物的比热比 k 也可用类似方法或公式 (5-7) 确定。

$$(C_p)_{\text{mix}} = \frac{\sum_{j=1}^m n_j (C_p)_j}{\sum_{j=1}^m n_j} \quad (5-6)$$

$$k_{\text{mix}} = \frac{(C_p)_{\text{min}}}{(C_p)_{\text{min}} - R'} \quad (5-7)$$

当化学反应完全结束后, 所有反应物均耗尽、转变为反应产物, 则称反应物处于**化学当量比**。例如, 考虑以下反应式:



氢和氧完全耗尽, 形成单一产物——水蒸气, 没有留下任何氢或氧反应物。在这种情况下, 需要 1 摩尔的 H_2 和 $\frac{1}{2}$ 摩尔的 O_2 , 得到 1 摩尔的 H_2O 。从质量上讲, 该**化学当量混合物**需要 16 kg 的 O_2 和 2 kg 的 H_2 , 即化学当量混合物的质量比为 8:1。在处于或接近化学当量混合物时, 单位质量推进剂混合物所释放的能量和燃烧温度达到最高值。

火箭推进系统中氧化剂和燃料的工作比例通常不是化学当量混合比, 而是富燃状态, 因为这可以使较轻的分子 (如氢) 有些不参加反应, 以降低反应产物的平均分子量, 从而提高比冲 [参见公式 (3-16)]。对于采用 H_2 和 O_2 推进剂的火箭发动机, 高性能发动机的混合物最佳质量比一般在 4.5 和 6.0 之间, 而不是 8.0 的化学当量值。

式 (5-8) 是一可逆化学反应。给水加能量, 反应可以反向进行, 产生 H_2 和 O_2 , 反应式的箭头要反过来。固体推进剂分解为反应产物气体是不可逆的化学反应, 液体推进剂燃烧产生气体也是不可逆的。但是, 燃烧产物气体之间的反应通常是可逆的。

可逆化学反应中存在**化学平衡**, 此时产物的生成速率正好等于由产物生成反应物的逆向反应速率。一旦达到这种平衡, 浓度就不会再发生变化。在式 (5-8) 中, 三种气体可同时存在, 其相对比例取决于压力、温度和初始混合物。

生成热 $\Delta_f H^0$ 是 1 摩尔化合物在 1 bar (100000 Pa) 压力、298.15 K (或 25°C) 温度下从其构成的原子或元素等温形成时所释放 (或吸收) 的能量或焓变。符号 Δ 意味着它是能量的变化值。下标 f 指生成物, 上标 0 意味着各产物或反应物均处于其热力学标准状态和基准压力温度条件下。根据惯例, 气态元素 (如 H_2 、 O_2 、Ar、Xe 等) 在其标准温度压力条件下的生成热设为零。表 5-1 给出了几种组分的 $\Delta_f H^0$ 和其他特性的典型值。当生成产物过程中要吸热时, 则 $\Delta_f H^0$ 为负。早期分析中曾采用了其他标准温度值 (如 273.15 K) 和稍高一些的标准基准压力 (1 atm)。

反应热 $\Delta_r H^0$ 是产物在标准基准条件下 (即 1 bar 和 25°C) 从其反应物生成时所释放或吸收的能量。反应热既可以是负的, 也可以是正的, 取决于反应是放热的还是吸热的。在其他温度或压力条件下的反应热必须根据焓变作修正。当一种组分从一种物态变为另一种物态时 (例如液体变成气体或反过来), 它可能失去或得到能量。大多数火箭发动机中的反应热数据是用于定压燃烧过程的。通常, 反应热可以根据产物和反应物的生成热的和来确定, 即

表 5.1 一些物质在 298.15K (25℃) 和 0.1MPa (1bar) 下的化学热力学性质

物质	物态*	摩尔质量 /(g/mol)	$\Delta_f H^0$ /(kJ/mol)	$\Delta_f G^0$ /(kJ/mol)	$\log K_f$	S^0 /[J/(mol·K)]	C_p /[J/(mol·K)]
Al (晶体)	s	29.9815	0	0	0	28.275	24.204
Al ₂ O ₃	l	101.9612	-1620.567	1532.025	268.404	67.298	79.015
C (石墨)	s	12.011	0	0	0	5.740	8.517
CH ₄	g	16.0476	-74.873	-50.768	8.894	186.251	35.639
CO	g	28.0106	-110.527	-137.163	24.030	197.653	29.142
CO ₂	g	44.010	-393.522	-394.389	69.095	213.795	37.129
H ₂	g	2.01583	0	0	0	130.680	28.836
HCl	g	36.4610	-92.312	-95.300	16.696	186.901	29.136
HF	g	20.0063	-272.546	-274.646	48.117	172.780	29.138
H ₂ O	l	18.01528	-285.830	-237.141	41.546	69.950	75.351
H ₂ O	g	18.01528	241.826	-228.582	40.047	188.834	33.590
N ₂ H ₄	l	32.0451	+50.626	149.440	-28.181	121.544	98.840
N ₂ H ₄	g	32.0451	+95.353	+159.232	-27.897	238.719	50.813
NH ₄ ClO ₄	s	117.485	-295.767	-88.607	15.524	184.180	128.072
ClF ₅	g	130.4450	-238.488	-146.725	25.706	310.739	97.165
ClF ₃	g	92.442	-158.866	-118.877	20.827	281.600	63.845
N ₂ O ₄	l	92.011	-19.564	+97.521	-17.085	209.198	142.509
N ₂ O ₄	g	92.011	9.079	97.787	-17.132	304.376	77.256
NO ₂	g	46.0055	33.095	51.258	-8.980	240.034	36.974
HNO ₃	g	63.0128	-134.306	-73.941	12.954	266.400	53.326
N ₂	g	28.0134	0	0	0	191.609	29.125
O ₂	g	31.9988	0	0	0	205.147	29.376
NH ₃	g	17.0305	-45.898	-16.367	2.867	192.774	35.652

* s 表示固态, l 表示液态, g 表示气态。有些物质对液态和气态分别列出, 其差别在于蒸发或凝结。摩尔质量也可用 g/(g·mol) 或 kg/(kg·mol) 表示, C_p 也可用 J/(g·mol·K) 或 kJ/(kg·mol·K) 表示。

资料来源: 文献 5-8 和 5-9。

$$\Delta_r H^0 = \sum [n_j(\Delta_f H^0)_j]_{\text{products}} - \sum [n_j(\Delta_f H^0)_j]_{\text{reactants}} \quad (5-9)$$

式中 n_j 为各特定组分 j 的摩尔分数。在典型的火箭发动机推进剂中, 同时进行的化学反应有很多, 式 (5-9) 给出了所有这些同时进行的反应的反应热。关于生成热和反应热的数据可参见文献 5-7~5-13。

用于表示稳定平衡状态的充分必要条件的各种热力学准则最早是由 J. W. 吉布斯 (Gibbs) 在 20 世纪初提出的, 它们基于最小自由能原理。吉布斯自由能 G (经常称为化学潜能) 是一种很容易导出的函数或化学物质状态特性, 它用于描述物质的热力学势, 与内能 U 、压力 P 、摩尔容积 V 、焓 h 、温度 T 和熵直接相关。某单一组分 j 的自由能定义为 G_j 。它可根据特定的热力学状态确定, 既可针对气体混合物, 也可针对单一气体组分。

$$G = U + pV - TS = h - TS \quad (5-10)$$

现已获得了大多数火箭推进剂的自由能数据，并整理为温度的函数形式。自由能可以根据压力进行修正，其单位为 J/(kg·mol)。多组分混合物的自由能 G 为

$$G = \sum_{j=1}^n G_j n_j \quad (5-11)$$

自由能是温度和压力的函数，它是物质的一个特性，就像焓或密度一样，表征某一气体状态只需要两个这样的独立参数。自由能可以看作是化学物质参与化学（或物理）变化的倾向或驱动力。它虽然不能直接测量，但化学势的差可以测量。当反应物的化学势高于可能的产物的化学势时，则化学反应发生，且化学成分会变化。对于等温等压下的反应，自由能的变化 ΔG 为产物的化学势减去反应物的化学势。

$$\Delta G = \sum_{j=1}^m [n_j (\Delta_f G^0)_j]_{\text{products}} - \sum_{j=1}^n [n_j (\Delta_f G^0)_j]_{\text{reactants}} \quad (5-12)$$

这里上标 m 为燃烧产物中的气体组分数目，上标 n 为反应物中的气体组分数目， ΔG 表示能对“开式”系统“自由”做功的最大能量，开式系统为有质量进入和离开的系统。在平衡状态，自由能达到最小值。在自由能最小时，混合物各分数的微小变化几乎对 ΔG 没有影响，产物和反应物的自由能基本上相等。即

$$d\Delta G/dn = 0 \quad (5-13)$$

且摩尔浓度 n 与 ΔG 的关系曲线也达到最小值。

若反应推进剂为液体或固体物质，改变其物态、将其蒸发或分解成其他气体组分均需要能量。这部分能量必须从可用于将气体从基准温度加热到燃烧温度的热量或能量中扣掉。因此，液体和固体组分的 ΔH^0 和 ΔG^0 值与其气态组分的值是不同的。标准的生成自由能 $\Delta_f G^0$ 为一自由能增量，它与在基准状态下从元素形成化合物或组分的反应有关。表 5-2 给出了一氧化碳的 $\Delta_f H^0$ 和 $\Delta_f G^0$ 以及其他物性在各种温度下的值。其他组分类似的数据可以从文献 5-7 和 5-13 中查到。**熵**也是物质的一个热力学性质，它是一个相对量，即它只有变化量。在等熵喷管流动分析中，熵假设保持不变。熵的变化定义为

$$dS = \frac{dU}{T} + \frac{pdV}{T} = C_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p} \quad (5-14)$$

其相应积分为

$$S - S_0 = C_p \ln \frac{T}{T_0} - R \ln \frac{p}{p_0} \quad (5-15)$$

式中下标“0”表示参考状态。在等熵过程中，熵为常数。混合物的熵为

$$S = \sum_{j=1}^n S_j n_j \quad (5-16)$$

这里熵的单位为 J/(kg·mol·K)。各气体组分的熵为

$$S_j = (S_T^0)_j - R \ln \frac{n_j}{n} - R \ln p \quad (5-17)$$

对于固体和液体组分，上式中最后两项为零。上式中 (S_T^0) 指在温度 T 下标准状态的熵值。熵的典型值列于表 5-1 和 5-2。

表 5-2 作为理想气体的一氧化碳(CO)在不同温度下的热化学数据

温度 /K	C_p^0 /[J/(K·mol)]	S^0 /[J/(K·mol)]	$H^0 - H^0$ /T	$\Delta_f H^0$ /(kJ/mol)	$\Delta_f G^0$ /(kJ/mol)	$\log K_f$
0	0	0	-8.671	-113.805	-113.805	∞
298.15	29.142	197.653	0	-110.527	-137.163	24.030
500	29.794	212.831	5.931	-110.003	-155.414	16.236
1000	33.183	234.538	21.690	-111.983	-200.275	10.461
1500	35.217	248.426	38.850	-115.229	-243.740	8.488
2000	36.250	258.714	56.744	-118.896	-286.034	7.470
2500	36.838	266.854	74.985	-122.994	-327.356	6.840
3000	37.217	273.605	93.504	-127.457	-367.816	6.404
3500	37.493	279.364	112.185	-132.313	-407.497	6.082
4000	37.715	284.386	130.989	-137.537	-446.457	5.830

资料来源：文献 5-8 和 5-9。

当化学反应处于平衡时，存在一个平衡常数，它能把组分分压和摩尔分数联系起来。例如，有以下一般反应：



a 、 b 、 c 和 d 为化学分子（或原子） A 、 B 、 C 和 D 的化学当量摩尔浓度系数。用分压表示的平衡常数 K 为温度的函数：

$$K_p = \frac{p_C^c p_D^d}{p_A^a p_B^b} p_0^{c+d-a-b} \quad (5-19)$$

式中 p_0 为参考压力。所有压力单位均为 bar 或 10^5 Pa。当 $a+b=c+d$ 时， K_p 与压力无关。对于式 (5-8) 那样的反应，平衡常数与压力是有关的。在这种情况下，增加压力将驱动平衡反应向减少摩尔数的方向发展，若温度增加的话则向吸热的方向发展。对于式 (5-8)，氢和氧的平衡关系为

$$K_p = \frac{p_{H_2O}}{p_{H_2} p_{O_2}^{0.5}} p_0^{1-1-0.5} \quad (5-20)$$

平衡常数也可用摩尔分数 n_j 表示，因为各分压 p_{n_j} 等于发生反应时的实际压力 p 乘以其摩尔分数 ($p_j = pn_j$)。根据式 (5-19)，平衡常数 K 也可表示为

$$K_n = \frac{n_C^c n_D^d}{n_A^a n_B^b} (p/p_0)^{c+d-a-b} \quad (5-21)$$

某组分从其元素生成化合物的过程中的平衡常数记为 K_f 。表 5-1 和 5-2 给出了典型的 K_f 值。特定组分在标准条件下从其原子元素形成化合物的过程中的自由能和平衡常数是有联系的，即

$$\Delta G^0 = -RT \ln K_f \quad (5-22)$$

式 (5-19)、(5-20) 和 (5-22) 常与质量平衡和能量平衡关系式一起使用，方程组同时求解。平衡常数 K 主要在元素形成化合物时使用。

5.2 燃烧室或发动机状态分析

本节的目的是确定理论燃烧温度以及反应产物的理论组分,由此可确定燃气物性(C_p 、 k 或 ρ)。在作这种分析之前,必须知道或设定一些基本数据,如推进剂及其成分、预定室压或所有可能的反应产物。虽然燃烧过程实际上包含了一系列几乎同时发生的化学反应,且包括化合物分裂成中间产物和其后的最终产物的过程,但分析只关心燃烧前后的初始和最终状态。本章将叙述分析燃烧室状态的几种方法。本节首先要给出一些关键术语的定义,并解释一些概念和原理。第一个原理即**能量守恒**。燃烧产生的热量等于将所产生的燃气的温度绝热地上升到其最终燃烧温度所需的热量。燃烧反应热 $\Delta_r H$ 应等于燃气的焓变 ΔH 。

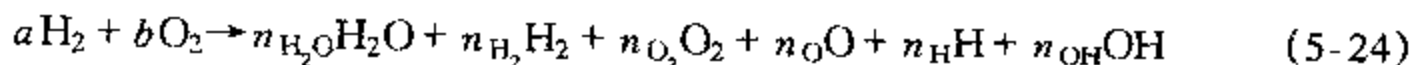
能量平衡可以视为两步过程。化学反应在基准温度下瞬时、等温地完成,然后所产生的能量将气体从基准温度加热到最终燃烧温度。反应热为

$$\Delta_r H = \sum_i n_i \int_{T_{ref}}^{T_1} C_p dT = \sum_i n_i \Delta h_i \Big|_{T_{ref}}^{T_1} \quad (5-23)$$

这里 Δh 为各组分的焓增乘以其摩尔分数, C_p 为定压摩尔比热。

第二个原理为**质量守恒**。化学反应前反应物中存在的任何原子组分的质量应等于产物中同一组分的质量。这可以用式5-8表示的一般反应来说明。此例中反应物不在化学当量比状态。

氢与氧燃烧可形成六种产物:水、氢、氧、氢氧基、原子氧和原子氢。此例中反应物和产物均为气态。理论上还有两种附加产物:臭氧 O_3 和过氧化氢 H_2O_2 。但它们是不稳定的物质,在高温下不易存在,因此可以忽略。化学反应可用符号表述为



左边和右边分别表示反应前和反应后的状态。由于两边都有 H_2 和 O_2 ,这意味着这些组分没有完全耗尽,有一部分没有反应,即 n_{H_2} 和 n_{O_2} 。在特定的温度和压力下达到化学平衡时,右边的摩尔浓度将保持固定。这里 a 、 b 、 n_{H_2O} 、 n_{H_2} 、 n_{O_2} 、 n_O 、 n_H 和 n_{OH} 是这些物质在反应前后各自的摩尔分数或摩尔量,它们可表示为每公斤推进剂反应物或反应产物中的 $kg \cdot mol$ 数。初始系数 a 和 b 通常是已知的。各元素在每公斤混合物中的 $kg \cdot mol$ 数可以根据该氧化剂和燃料的初始混合物确定。对于上面的氢-氧关系式,质量平衡为

$$\left. \begin{array}{l} \text{对氢: } 2a = 2n_{H_2O} + 2n_{H_2} + n_H + n_{OH} \\ \text{对氧: } 2b = n_{H_2O} + 2n_{O_2} + n_O + n_{OH} \end{array} \right\} \quad (5-25)$$

除能量平衡公式外,式(5-25)的**质量平衡**给出了该反应的另外两个公式(两个原子组分各一个)。这里有6个未知的产物百分比和1个未知的燃烧温度或平衡温度,但是3个公式只能提供3个未知数的解,比如燃烧温度和两个组分的摩尔分数。若已知(假设)初始质量混合比 b/a 是富燃的,则燃烧温度较低,剩余的 O_2 和离解产物(O 、 H 和 OH)的百分数将是很低的,可以忽略。因此 n_O 、 n_H 、 n_{OH} 和 n_{O_2} 可设为零。求解时需要知道各组分的焓变,这方面的信息可以从现成的表格(如表5-2)或文献5-8和

5-9 中获得。

在更一般的形式中, 任何特定元素的质量在反应前后必须相同, 每公斤反应物和产物中特定元素的 $\text{kg} \cdot \text{mol}$ 数应相等, 或其差值为零。对于任何一种原子组分, 如式 (5-25) 中的 H 或 O, 有

$$\left[\sum_{j=1}^m a_{ij} n_j \right]_{\text{products}} - \left[\sum_{j=1}^n a_{ij} n_j \right]_{\text{propellants}} = 0 \quad (5-26)$$

这里原子系数 a_{ij} 为每 $\text{kg} \cdot \text{mol}$ 的组分 j 中 i 种元素的 kg 数, m 和 n 的定义同前。式 (5-19) 中产物的平均分子量为

$$\bar{M} = \frac{2n_{\text{H}_2} + 32n_{\text{O}_2} + 18n_{\text{H}_2\text{O}} + 16n_{\text{O}} + n_{\text{H}} + 17n_{\text{OH}}}{n_{\text{H}_2} + n_{\text{O}_2} + n_{\text{H}_2\text{O}} + n_{\text{O}} + n_{\text{H}} + n_{\text{OH}}} \quad (5-27)$$

确定平衡组分的摩尔分数的另一种方法是采用表示化学反应进度的因子 λ 。该因子 λ 在反应开始之前的初始状态下为 0, 在反应完成、所有反应气体转变为产物气体的最终状态时为 1。对于式 (5-24) 描述的反应, λ 的应用如下:

$$A \text{ 的摩尔数: } n_A = a\lambda \quad (5-28)$$

$$B \text{ 的摩尔数: } n_B = b\lambda$$

$$C \text{ 的摩尔数: } n_C = c(1 - \lambda) \quad (5-29)$$

$$D \text{ 的摩尔数: } n_D = d(1 - \lambda)$$

将这些摩尔数代入吉布斯自由能公式 [式 (5-12)], 然后对 λ 求导, 并设导数 $dG/d\lambda = 0$, 这样就可确定气体混合物的 G 值最小时的 λ 值。此时进度 λ 决定了平衡时的 n_A 、 n_B 、 n_C 和 n_D 值。

目前热化学分析普遍采用文献 5-13 所用的方法。它利用了最小吉布斯自由能及质量平衡和能量平衡公式。如式 (5-12) 所解释的, 平衡时吉布斯自由能函数的变化为零 ($\Delta G = 0$): 气态推进剂的化学势必须等于气态反应产物的化学势 [即公式 (5-12)]。故

$$\Delta G = \sum (n_j \Delta G_j)_{\text{products}} - \sum (n_j \Delta G_j)_{\text{reactants}} = 0 \quad (5-30)$$

为了便于求解该公式, 常采用一个拉格朗日乘数或反应进度系数。求解气体组分、温度和气体性质的另一种方法是采用与若干质量平衡 [式 (5-26)] 联系在一起的平衡 [式 (5-23)] 和反应平衡关系式 [式 (5-21)]。

设定燃烧室压力并建立能量平衡、质量平衡和反应平衡关系后, 求解所有方程的一种方法是先估计一个燃烧温度, 随后求解各个 n_j 值。然后反应热 $\Delta_r H^0$ 与燃气从基准温度加热到燃烧温度所吸收的热量 $H_T^0 - H_0^0$ 之间必须达到平衡。若它们没有平衡, 则选择另一个燃烧温度值, 直至收敛和能量平衡为止。

能量释放效率 (有时称为**燃烧效率**) 现可定义为单位推进剂混合物的实际焓变与将推进剂从初始状态转变为在燃烧室温度和压力下的产物所需的理论焓变之比。如果能测得推进剂初始状态和燃气的实际组分与温度, 就可以计算实际焓变。但燃烧温度和燃气组分难以通过实验精确测量, 因此能计算燃烧效率的情况实际上很少。液体火箭发动机推力室的燃烧效率取决于喷射和混合的方法, 并且随燃烧温度的提高而提高。对于固体推进剂, 燃烧效率是药柱设计、推进剂以及几种固体成分混合程度的函数。设计良好的火箭推进系统的实测燃烧效率为 94% ~ 99%。这样高的燃烧效率值表示燃烧基本上是

完全的，即使有未反应的推进剂，其量也是非常少的，确实达到了化学平衡。

固体推进剂或含某些添加剂的液体推进剂的排气中的化合物或组分的数目在 50 种以上。必须考虑的几乎同时发生的化学反应的数目很容易超过 150。所幸的是许多化学组分的含量极小，通常可以忽略。

5.3 喷管膨胀过程分析

现有多种喷管流动分析方法，它们对化学平衡、喷管膨胀、颗粒或能量损失采取了不同的假设。表 5-3 概述了其中一些方法的要点。

表 5-3 火箭发动机喷管热化学过程分析的典型步骤和方法

步骤	过程	方法/提示/假设
喷管进口条件	与燃烧室出口条件相同；需要知道 T_1 、 p_1 、 v_1 、 H 、 c^* 、 ρ_1 等	对于较简单的分析，假设流动是均匀混合和稳定的
喷管膨胀	绝热过程，流动加速，热能转变为动能，温度和压力显著下降。有几种不同的分析方法，考虑了不同的特定效应。可以使用一维、二维或三维流动模型	1. 最简单的方法为无黏等熵膨胀流动 2. 包含内部弱激波，不再是真正的等熵过程 3. 若存在固体颗粒，它们将产生阻力、热滞后以及较热的排气。多数假设颗粒尺寸和表面光学特性均匀。流动不再是等熵过程 4. 包括黏性边界层效应和/或非均匀速度分布
上面 2、3 和/或 4 项对喷管出口状态的影响常用一简单的单一修正系数与一维分析来修正。采用有限元分析的计算流体力学程序已用于二维和三维喷管流动		
喷管膨胀过程的化学平衡	由于 T 和 p 迅速降低，平衡组分发生变化，不同于燃烧室的气体组分。右边一栏列出的四种过程可逐步进行更实际的模拟，但需要更复杂的技术	1. 冻结流，气体组分不变，通常性能偏低 2. 平衡流或组分瞬间变化，性能通常稍微高估 3. 采用有限反应速率分析，对若干化学反应计算达到平衡的时间，一些速率常数还不是很清楚，分析比较复杂 4. 对边界层和无黏主流采用不同的平衡分析方法，气体温度、组分和速度分布不均匀
喷管内释热	由于平衡组分的变化引起离解分子复合（如 $H + H = H_2$ ）和放热反应，造成膨胀气体的内部加热。颗粒释放热量给气体	喷管超声速段释热将增加出口速度。喷管超声速流动部分的加热能增加出口温度，但降低了出口马赫数
喷管形状和尺寸	可以是锥形、钟形或其他型面；钟形的损失稍低。对扩张损失和速度分布不均匀作修正	必须知道或假设特定的喷管构型。用特征线法计算钟形喷管型面。采用公式 (3-34) 计算锥形喷管扩张损失。多数分析是一维或二维的。不对称非圆形喷管可能需要三维分析
气体性质	在喷管和燃烧室内应用气体特性控制方程。由于气体在膨胀过程中降温，某些组分可能凝结	采用理想气体定律或采用真实气体性质（若某些气体组分接近于凝结）
喷管出口状态	取决于上面对化学平衡、喷管膨胀和喷管形状/型面所作的假设。假设无气流分离。求解喷管出口平面的速度与压力分布。若截面上压力分布不均匀则会产生横向流	需要知道喷管面积比或喷管压比。对于准一维和均匀的喷管流动，参见公式 (3-25) 和 (3-26)。若出口截面的 v_2 不为常数，则要确定 v_2 和 p_2 的等效平均值。然后计算 T 、 ρ 等的分布。对于不均匀的速度分布，求解要采用迭代法。能计算喷管内任何位置的气体状态 (T 、 p 等)
计算比冲	可以计算各种高度、压比、混合比、喷管面积比下的比冲	根据公式 (2-6)、(3-35) 和/或 (2-14) 可计算 v_2 、 p_2 和 p_3 的平均值

燃气进入喷管后将经历绝热的可逆膨胀过程, 伴随有温度和压力的下降, 同时热能转变为动能。用于分析膨胀过程的方法越来越复杂。对于一维冻结流动这种简单的情况, 整个喷管中气体的状态是由系统的熵决定的, 假设熵在压力降低到喷管出口平面的值的过程中保持不变。第三章列出的理想火箭发动机的假设在这里都适用。此外, 在简单情况中还忽略了摩擦、扩张角、热交控、激波或非平衡的影响, 但它们在更精确的解中都考虑进去了。此外还假设凝结物(液体或固体)的容积为零, 并与流动气体之间保持动力学和热的平衡。这意味着固体颗粒或液滴的尺寸非常小, 运动速度与气流相同, 其温度与喷管各处的气体相同。

喷管内气流膨胀过程的化学平衡可以按以下途径分析:

(1) 整个喷管内气体组分不变, 没有化学反应和相变, 喷管出口处产物的组分与燃烧室相同。这种结果称为冻结发动机性能。这种方法通常比较简单, 但性能一般低估 1%~4%。

(2) 在喷管膨胀过程中, 随着压力和温度的连续变化, 所有组分之间均随时保持化学平衡。这样, 燃烧产物的组分是变化的, 所有排气组分之间存在瞬间化学反应, 气相和凝结相之间存在瞬间相变或平衡。这样计算的结果称为平衡性能, 气体组分质量百分数在燃烧室和喷管出口处是不同的。这种方法通常使性能值(如 c^* 或 I_s) 高估了 1%~4%。这种分析比较复杂。

(3) 化学反应不是瞬间发生的。尽管反应很迅速, 但它们也需要一定的时间。特定反应的反应速率可以计算。反应速率通常与温度、偏离平衡摩尔组分的程度以及化合物或反应的性质有关。对于这种平衡分析, T 、 c^* 或 I_s 值通常介于冻结平衡和移动平衡之间。由于缺乏同时发生的多个化学反应的反应速率的合适数据, 这种方法几乎从未用过。

对于轴对称喷管, 可以使用一维和二维分析。最简单的喷管流动分析是一维的, 这意味着轴对称喷管任何横截面上各处的速度、温度或压力均是相等的。对于初步计算, 这通常已令人满意。在二维分析中, 速度、温度、密度和/或马赫数的分布不是平坦的, 它们沿横截面发生一些变化。对于非旋成体形状的喷管(如矩形、斜切的或椭圆形的), 需要作三维分析。

如果喷管气流中存在固体颗粒或液滴, 而且颗粒平均直径大于 $0.1\mu\text{m}$, 则将存在热滞后和速度滞后。固体颗粒或液滴不会像气体那样膨胀, 它们的温降取决于对流或辐射散失的能量, 而其速度取决于作用在颗粒上的阻力。直径较大的液滴或颗粒的加速没有像小颗粒那么快, 其流动速度低于邻近的加速流动的气体。此外, 颗粒温度高于气体, 它对气体传递热量。尽管这些颗粒的动量构成了排气动量的一部分, 但它们的效率不如全气态排气。对于排气中含铝颗粒的复合固体推进剂, 由颗粒引起的损失一般为 1%~3%。两相或三相流分析需要知道非气相物质的知识或作出有关的假设, 包括尺寸(直径)、尺寸分布、形状(通常假设为球形)、表面光学特性(用于确定辐射能量的反射/吸收或散射)以及它们的凝结或冻结温度。这些参数中有些不是很清楚。3.5 节阐述了带颗粒流动的性能计算。

紧贴喷管壁面的黏性边界层的速度比无黏自由流低得多。由于黏性阻力引起的壁面附近气流的减速实际上使动能转变为热能, 因此边界层内某些部分的温度可能比当地自

由流的静温要高。图 3-16 示出了两维边界层的简图。由于湍流，大直径喷管中这种边界层会比较厚。边界层还与喷管内轴向压力梯度、喷管形状（特别是喉部区的形状）、表面粗糙度或对喷管壁的传热有关。目前，带不稳定流动的边界层理论分析只是近似的，但随着我们对该现象的认识和 CFD 方法的发展，预计今后会有改进。边界层产生的总效应是不均匀的速度和温度分布、黏性层内的不可逆摩擦过程以及熵增和排气动能稍有降低（通常小于 5%）。贴近喷管壁面的缓慢流动层处于层流和压声速状态。

在很高的燃烧温度下，一小部分燃气分子会发生离解（分裂为更简单的组分）。在这种离解过程中，一些能量被吸收。当能量在复合期间（在喷管中较低压力和温度处）释放时降低了喷管出口处的排气动能。这将在下一节进一步讨论。

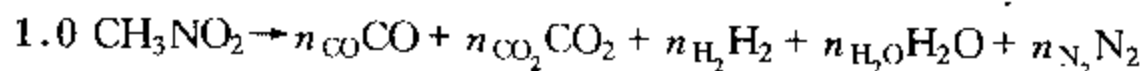
对于只产生气态产物的推进剂，喷管内会释放出额外的能量，它主要来自于原子和自由基组分的复合，这些组分随喷管膨胀过程中温度的下降而变为不稳定的。有些推进剂产物组分会随喷管膨胀过程中温度的降低而凝结。如果凝结的释热量很大，则冻结流和平衡流的性能差别会很大。

在最简单的方法中，出口温度 T_2 根据认为熵为常数的等熵过程（冻结流）确定。喷管出口处的熵与燃烧室中的熵相同，由此可确定出口处的温度和气体状态。根据相应的焓变就可得到排气速度和比冲。对于喷管流动过程不等熵、膨胀过程只是部分可逆的那些分析，必须考虑由摩擦、激波、湍流等引起的损失。这样得到的喷管出口平均温度稍微高一些，比冲有轻微的损失。表 5-3 给出了可用于分析喷管过程的一组步骤。

当燃烧室（或药孔面积）与喉部面积之间的收缩比很小时（ $A_p/A_t \leq 3$ ），燃烧室内燃气的加速会引起喷管进口处有效室压下降。这种燃烧压力损失使 c 和 I_s 值轻微降低。文献 5-14 论述了这种燃烧室构型的分析，表 3-2 和 6-4 中给出了一些简要数据。

例题 5-1 一种称为硝基甲烷（ CH_3NO_2 ）的液体单组元推进剂已做了各种实验，它会分解为气态反应产物。试利用水煤气平衡条件确定 T 、 M 、 k 、 c^* 、 C_F 和 I_s 值。假设无离解、无 O_2 。

解 1 mol 反应物的化学反应可以表述为



忽略其他较少的产物。各原子的质量平衡如下：

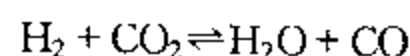
$$\text{C} \quad 1 = n_{\text{CO}} + n_{\text{CO}_2}$$

$$\text{H} \quad 3 = 2n_{\text{H}_2} + 2n_{\text{H}_2\text{O}}$$

$$\text{O} \quad 2 = n_{\text{CO}} + 2n_{\text{CO}_2} + n_{\text{H}_2\text{O}}$$

$$\text{N} \quad 1 = 2n_{\text{N}_2} \text{ 或 } n_{\text{N}_2} = 0.5$$

一般称为水煤气反应的反应式为



其平衡常数 K （用摩尔浓度表示）为温度的函数：

$$K = \frac{n_{\text{H}_2\text{O}} n_{\text{CO}}}{n_{\text{H}_2} n_{\text{CO}_2}}$$

上面五个公式有六个未知数：即五个摩尔浓度和 K 。求解 n_{H_2} 和 K ：

$$(K-1)n_{\text{H}_2}^2 - (3-K/2)n_{\text{H}_2} = 2.25$$

K 可以根据温度从水煤气反应表查得。试设 $T=2500\text{ K}$, 得 $K=6.440$, 代入上式

$$5.440n_{\text{H}_2}^2 - 0.220n_{\text{H}_2} - 2.25 = 0$$

则

$$n_{\text{H}_2} = 0.664$$

$$n_{\text{H}_2\text{O}} = 1.500 - n_{\text{H}_2} = 0.836$$

$$n_{\text{CO}_2} = 0.164, \quad n_{\text{CO}} = 0.836$$

各组分的生成热 $\Delta_f H^0$ 列于下表 [摘自 JANAF 热化学表 (文献 5-7 和 5-9)]。反应热根据公式 (5-9) 得到, 单位为 kJ/mol 。根据定义, H_2 或 N_2 的生成热为零。根据公式 (5-9) 得

$$\begin{aligned} \Delta_r H^0 &= \sum (n \Delta_f H^0)_{\text{products}} - (\Delta_f H^0)_{\text{reactant}} \\ &= 0.836(-241.8) + 0.164(-393.5) + 0.836(-110.5) - 1.0(-113.1) \\ &= -246 \text{ kJ/mol} \end{aligned}$$

气体从基准温度变到燃烧温度的焓变也可以从文献 5-7 和 5-8 的表中查到, 下面把它们列出。

组分	$\Delta_f H^0$	Δh_f^{2500}	分子量	n_j
N_2	0	74.296	28	0.500
H_2O	-241.826	99.108	12	0.836
H_2	0	70.498	2	0.664
CO	-110.53	74.985	28	0.836
CO_2	-393.522	121.917	44	0.164
CH_3NO_2	-113.1		61	1.000

燃烧室中燃气的焓变在数值上等于生成热。利用上表数据得

$$\Delta H_{298}^{2500} = \sum n_j \Delta h_j = 249.5 \text{ kJ/mol}$$

这与前面得到的 246 kJ/mol 不一样, 因此需再试较低的温度。一次或两次迭代后, 可以得到最终燃烧温度为 2470 K , 此时反应热与焓升平衡。前面得到的组分与新的温度下得到的组分近似相同。然后根据公式 (5-5) 可以得到分子量:

$$\begin{aligned} \bar{M} &= \frac{\sum n_j M_j}{\sum n_j} \\ &= \frac{28 \times 0.5 + 18 \times 0.836 + 2 \times 0.664 + 28 \times 0.836 + 44 \times 0.164}{2 \times (0.836) + 0.664 + 0.164 + 0.500} \\ &= 20.3 \end{aligned}$$

比热随温度而变化, 各组分的平均比热值 $\bar{c}_p$ 可以通过积分得到。

$$\bar{c}_p = \frac{\int_{298}^{2470} c_p dT}{\int_{298}^{2470} dT}$$

c_p 值可以从文献 5-7 的表中得到。如果不用计算机的话, 积分也可以用图线法来做。结果为

$$\bar{c}_p = 41400 \text{ kJ/K} \cdot \text{kg} \cdot \text{mol}/20.3 = 2040 \text{ kJ/K} \cdot \text{kg}$$

根据公式 (3-4), 比热比 k 为

$$k = \frac{C_p}{C_p - R} = \frac{41440}{41440 - 8314} = 1.25$$

用刚才确定的 M 、 k 和 T_1 , 可以根据公式 (3-16)、(3-30) 和 (3-32) 求得 $p_1 = 69 \text{ atm}$ 、 $p_2 = 1.0 \text{ atm}$ 时一硝基甲烷火箭发动机的理论性能。结果为

$$c^* = 1525 \text{ (m/s)}$$

$$C_F = 1.57 \text{ (从图 3-6 得到)}$$

$$c = 1.57 \times 1525 = 2394 \text{ (m/s)}$$

$$I_s = 2394/9.80 = 244 \text{ (s)}$$

5.4 计算机分析

本章所讨论的方法目前都是用计算机程序进行计算的。大多数分析基于最小自由能法, 这是一种比平衡常数法更简单的方法, 平衡常数法是在许多年前使用的。一旦确定了 n_j 和 T_1 的值, 就可以计算气体的分子量 [公式 (5-5)]、平均摩尔比热 C_p (用类似公式) 和比热比 k [公式 (3-6) 和 (5-7)]。于是这就表征了燃烧室内的热力学状态。有了这些数据, 就可以计算 c^* 、 R 和其他燃烧参数。通过喷管膨胀过程的计算机模拟, 得到性能 (如 I_s 、 c 或 A_2/A_1) 和喷管中的气体状态。通常程序中还包括第三章提到的一些修正。现有一维、二维和三维流动模型的计算程序。

更精确的解法对流速很高的燃烧室状态作了进一步分析 (参见文献 5-14), 考虑了边界层、传热或喷管任意横截面上流动特性不均匀的两维轴对称流动。通常忽略燃烧室内的时间相关化学反应, 但它们可以用估计的反应速率来分析。一种方法是计算反应进度的时间导数 $d\lambda/dt$, 然后把该导数设为零。文献 5-3 对此作了叙述。

一个常用的计算机程序实例是 NASA Lewis 实验室开发的基于化学平衡组分的程序, 文献 5-13 第 1 卷和第 2 卷对此作了叙述。该程序的主要假设是一维形式的连续方程、能量方程和动量方程, 燃烧室前端流动速度为零, 喷管内的膨胀为等熵, 采用理想气体定律以及燃烧室内化学平衡。该程序还可以选择使用冻结流和细长燃烧室 (对于液体推进剂燃烧) 或小横截面积的药孔 (对固体推进剂装药) 等, 后两种情况下燃烧室流动速度很高, 引起额外的压力损失和轻微的性能损失。

表 5-4 给出了液氢液氧推力室的计算数据, 取自该文献中的一个实例。喷管流动采用了平衡流假设。细长燃烧室的横截面积只比喉部面积略大一些。燃烧室内压降较大 (约 126 psi) 是因为加速气体需要能量, 如 3.3 节和表 3-2 中所讨论的。

表 5-4 液氧液氢火箭发动机在四种喷管面积比下的参数计算值

喷注面室压 53.317 bar, $c^* = 2332.1$ m/s, 喷管流为平衡流, 混合比 $O_2/H_2 = 5.551$, 燃烧室收缩比 $A_1/A_c = 1.580$

位置	参 数						
	喷注面	燃烧室末端	喉部	出口	出口	出口	出口
p_{m0}/p	1.00	1.195	1.886	10.000	100000	282.15	709.71
T/K	3389	3346	3184	2569	1786	1468	1219
M (分子量)	12.7	12.7	12.8	13.1	13.2	13.2	13.2
k (比热比)	1.14	1.14	1.15	1.17	1.22	1.24	1.26
$C_p/[kJ/(kg \cdot K)]$	8.284	8.250	7.530	4.986	3.457	3.224	3.042
M (马赫数)	0.00	0.413	1.000	2.105	3.289	3.848	4.379
A_2/A_c	1.580 ^a	1.580 ^a	1.000	2.227	11.52	25.00	50.00
$c/(m/s)$	NA	NA	2879 ^b	3485	4150	4348	4487
$v_2/(m/s)$	NA	NA	1537 ^b	2922	3859	4124	4309
气体混合物摩尔分数							
H	0.03390	0.03336	0.02747	0.00893	0.00024	0.00002	0.00000
HO ₂	0.00002	0.00001	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H ₂	0.29410	0.29384	0.29358	0.29650	0.30037	0.30050	0.30052
H ₂ O	0.63643	0.63858	0.65337	0.68952	0.69935	0.69948	0.69948
H ₂ O ₂	0.00001	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
O	0.00214	0.00204	0.00130	0.00009	0.00000	0.00000	0.00000
OH	0.03162	0.03045	0.02314	0.00477	0.00004	0.00000	0.00000
O ₂	0.00179	0.00172	0.00113	0.00009	0.00000	0.00000	0.00000

^a 燃烧室收缩比 A_1/A_c 。

^b 若在喉部切断。

^c 为真空等效排气速度。

v_2 为最佳喷管膨胀条件下的喷管出口速度。

NA 指无数据。

5.5 热化学计算结果

存在大量的计算机计算结果, 这里仅列举几例用以说明各种参数变化产生的典型影响。一般来说, 如果反应产物的平均分子量较小 (通常这意味着分子式富氢) 或者可用化学能 (反应热) 较大 (这意味着燃烧温度较高), 就可以得到较高的比冲或 c^* 值 [参见公式 (3-16)]。

比冲的理论计算值要比发动机实际试车值高。实践中发现实验值一般比本章叙述的方法计算得到的值低 3%~12%。考虑到第三章叙述的喷管效率, 该偏差中只有一部分 (或许为 1%~4%) 是由于燃烧不良引起的。

图 5-1~5-6 示出了液氧/RP-1 液体推进剂组合的性能计算值。数据取自文献 5-7 和

5-8。RP-1 是一种窄馏分的烃类燃料，类似于煤油，平均每摩尔碳对应 1.953 摩尔的氢，因此其名义分子式为 $\text{CH}_{1.953}$ 。计算室压为 1000 psi。大多数曲线对应于大气压（即 1 atm）下的最佳面积比以及有限范围的氧化剂/燃料混合比。

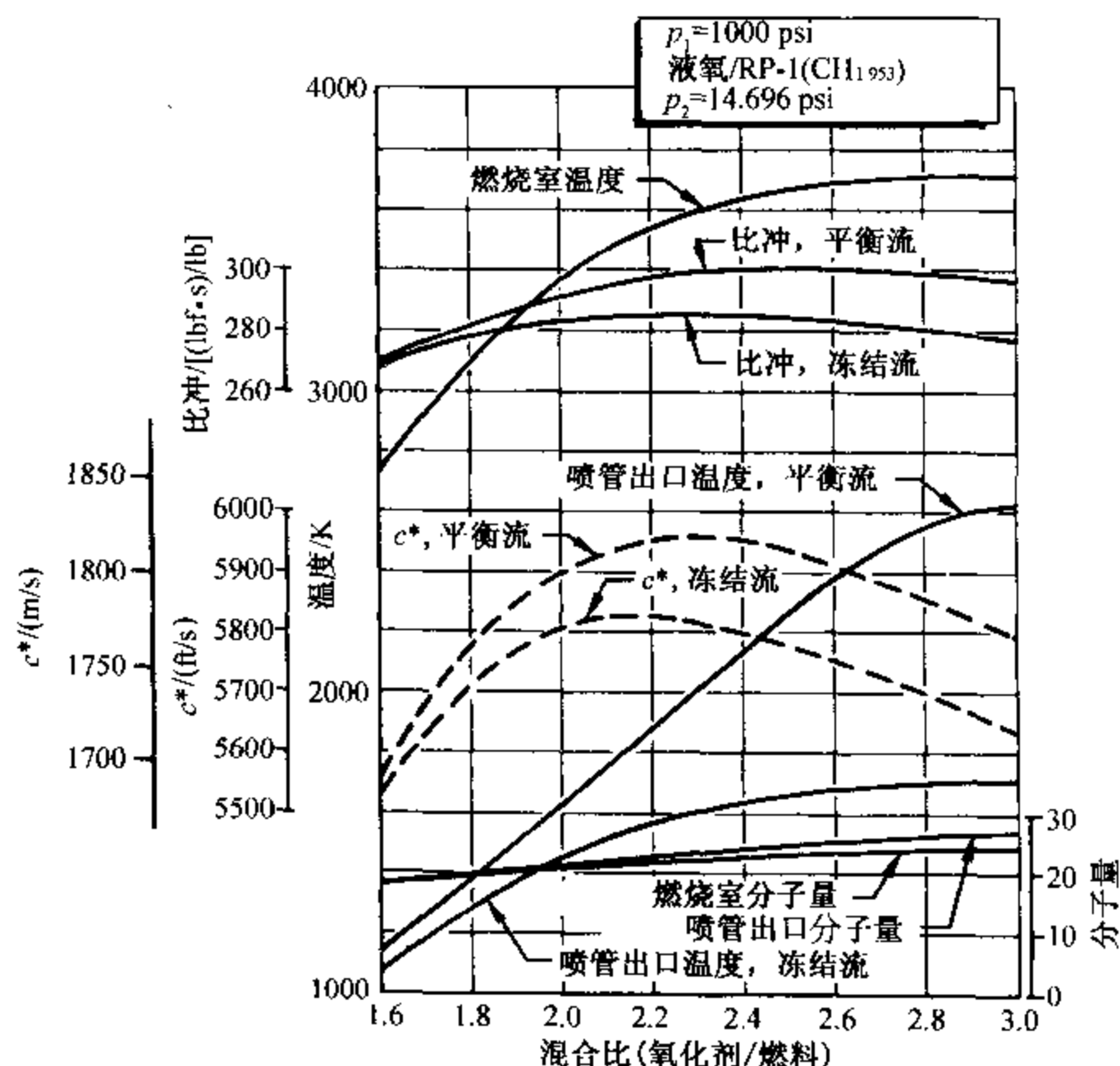


图 5-1 不同混合比下液氧和烃类燃料的性能计算值

图 5-1 和图 5-4 表明，在气体膨胀至海平面压力时，最高比冲对应的最佳混合比对于冻结流约为 2.3（每 kg/s 的氧化剂流量除以 kg/s 的燃料流量），而对于平衡流约为 2.5。对应于 c^* 最大值的混合比稍有不同。这个最佳混合比并不是最高温度的对应值，最高温度的混合比值通常与化学当量比很接近。化学当量混合比在 3.0 以上，大部分碳燃烧成 CO_2 ，几乎所有氢都形成 H_2O 。

由于在平衡流条件下更多的焓能够转化为动能，因此在同样的出口压力下它得到的性能值较高（ I_s 或 c^* 较高）、喷管出口温度较高（参见图 5-1）。从图 5-2 可见，混合比对燃烧室燃气组分的影响是很明显的。与图 5-3 的比较表明，在平衡流条件下燃气组分随气体膨胀有显著的变化。图 5-6 示出了气体膨胀程度或喷管出口压力对气体组分的影响。随着面积比的增加、气体膨胀到更低的出口压力（或更高的压比），推力室的性能提高。但是，随着压比的进一步增加，性能的增加越来越慢（参见图 5-5 和 5-6）。

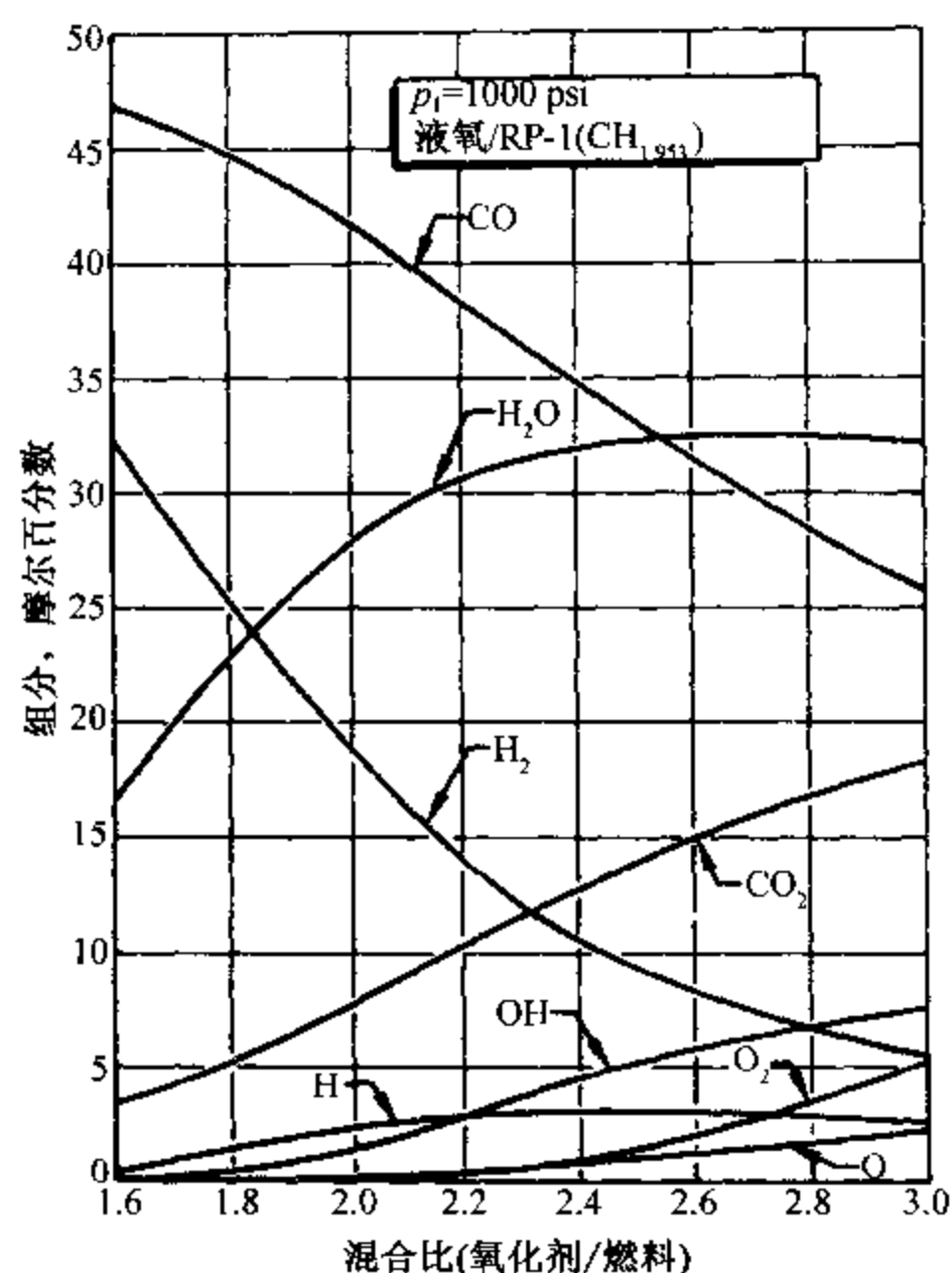


图 5-2 不同混合比下液氧和烃类燃料的燃烧室燃气组分计算值。腐蚀性气体如 O_2 、 O 或 OH 会引起燃烧室和喷管室壁材料的氧化

分子离解需要消耗相当大的能量，因此造成燃烧温度的降低，从而降低了比冲。反应产物的离解随燃烧室温度的升高而增加，随室压的增加而降低。如从图 5-2 可以看到，燃气中形成了原子或自由基（如单原子 O 或 H 和 OH ），在较高的混合比和很高的燃烧温度下还会有一些未反应的 O_2 。随着气体温度在喷管膨胀过程中的降低，离解组分又反应形成分子，并释放热量给流动气体。如从图 5-3 可以看到，只有在高混合比下，喷管出口处才有离解组分，且其百分数很小。在高混合比下，喷管出口温度较高（平衡流条件下的出口温度参见图 5-1）。超声速流中的放热实际上使马赫数降低。

表 5-5 和 5-6 给出了一些液体和固体推进剂组合的计算结果。对于液体推进剂组合，所列出的混合比是最佳的，其性能是最大值。对于固体推进剂，由于一些实际考虑因素（如推进剂物性），推进剂装药的成分不见得总是能根据最佳性能的比例混合（黏合剂不足），因此表 5-6 所列的固体推进剂数据部分对应于具有较好的物性和内弹道特性的实际配方。

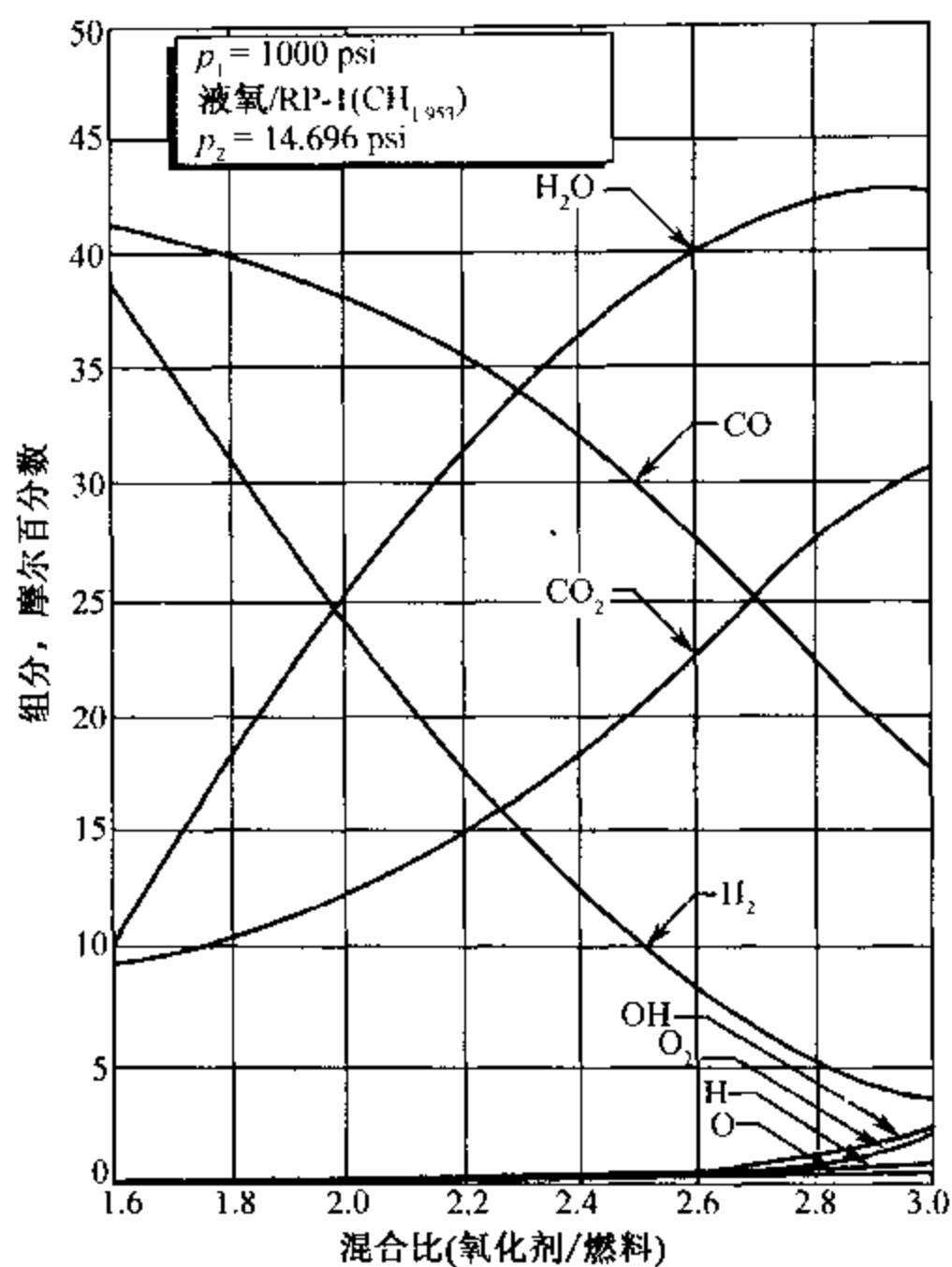


图 5-3 平衡流条件下计算得到的喷管出口气体组分与混合比的关系。仅在较高的温度或较高的混合比下燃气才会分解为 O 、 OH 或 H 和自由 O_2

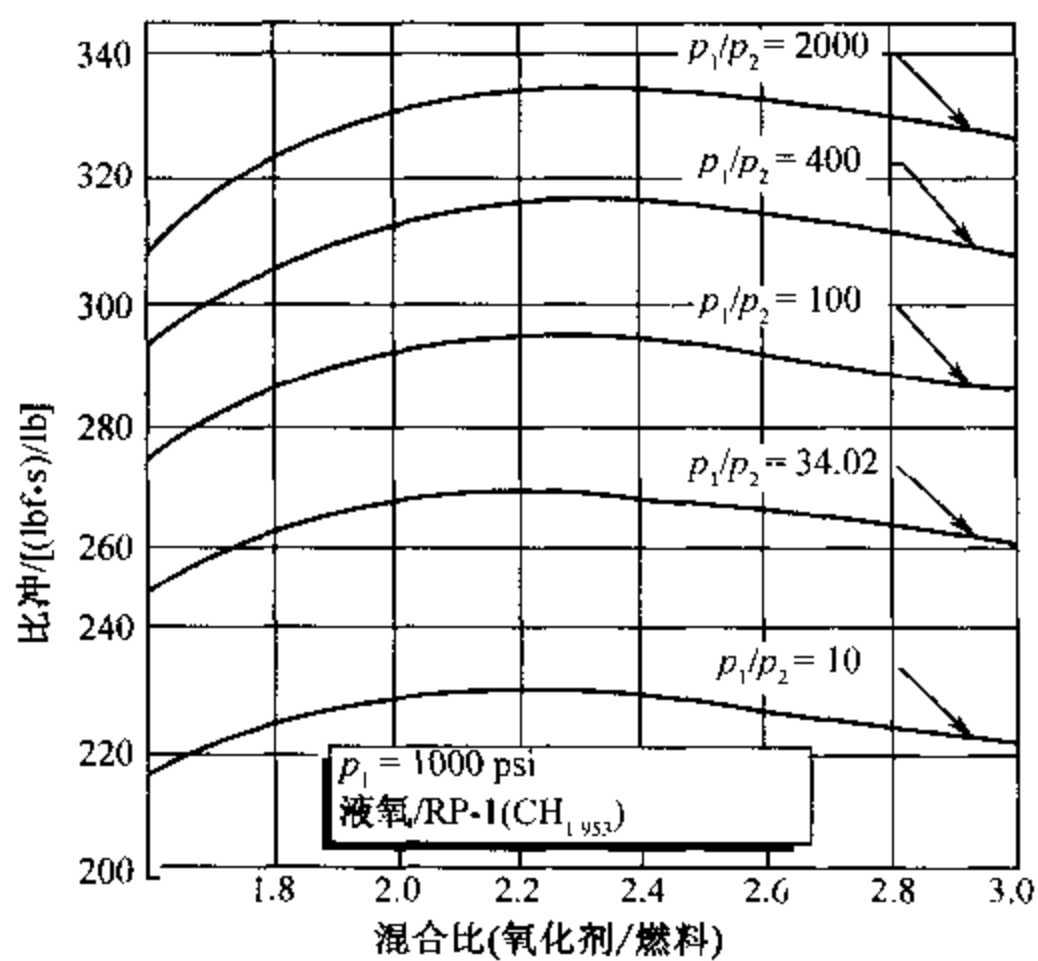


图 5-4 理论比冲随混合比和压比的变化 (冻结流)

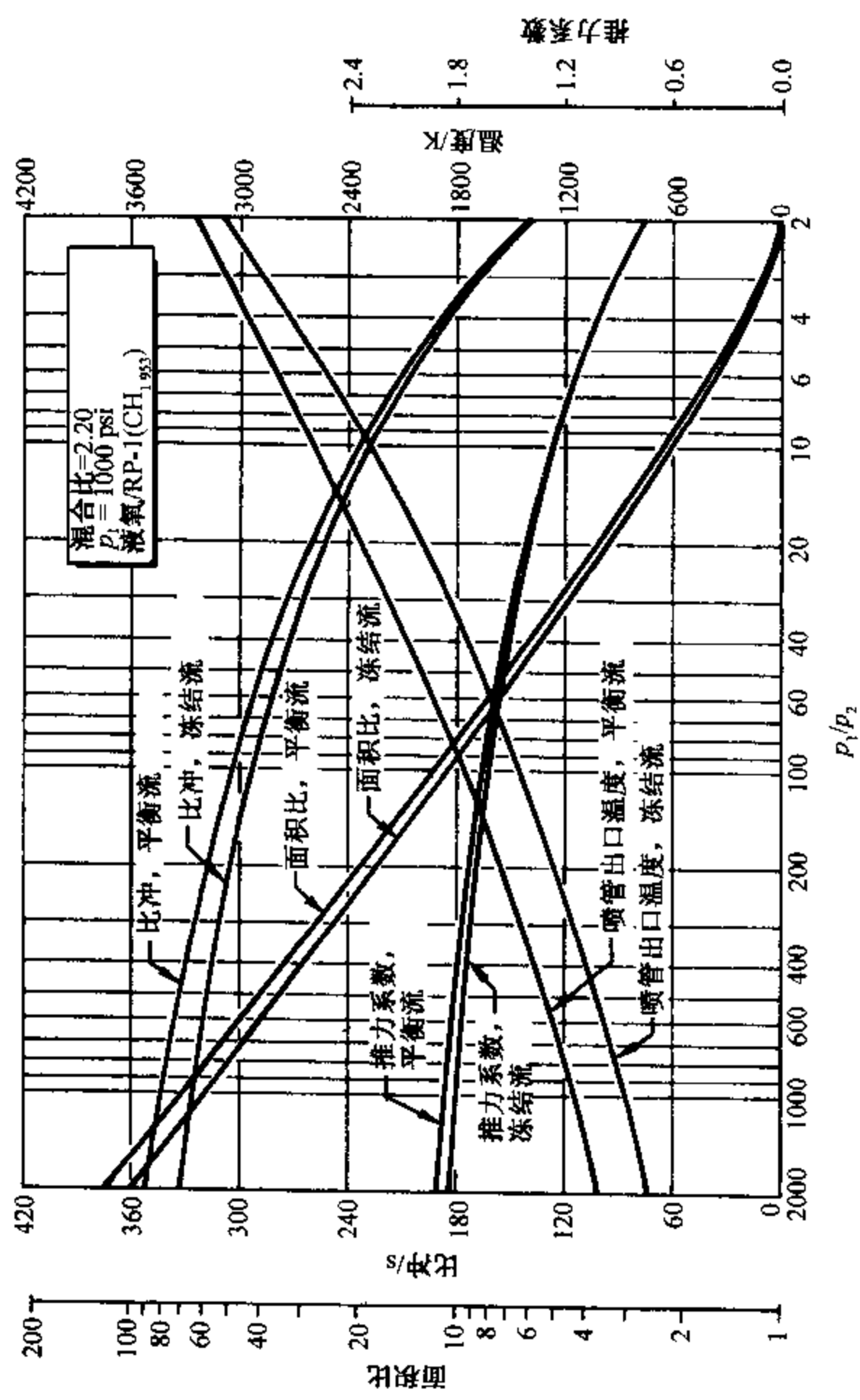


图5-5 混合比为2.20的液氧-经推进剂的参数计算值随压比的变化。增加压比可通过增加室压、降低喷管出口压力(面积比和高度提高)或同时采用两者来实现

表 5-5 液体火箭推进剂组合的理论性能

氧化剂	燃 料	混合比		平均比重	燃烧温度 /K	c^* /(m/s)	M /(kg/mol)	I_s/s		k
		质量	容积					平衡	冻结	
氧	甲烷	3.20	1.19	0.81	3526	1835			296	
		3.00	1.11	0.80	3526	1853			311	
	肼	0.74	0.66	1.06	3285	1871	18.3		301	1.25
		0.90	0.80	1.07	3404	1892	19.3		313	
	氢	3.40	0.21	0.26	2959	2428	8.9		386	1.26
		4.02	0.25	0.28	2999	2432	10.0		389.5	
	RP-1	2.24	1.59	1.01	3571	1774	21.9		285.4	1.24
		2.56	1.82	1.02	3677	1800	23.3		300	
	UDMH	1.39	0.96	0.96	3542	1835	19.8		295	1.25
		1.65	1.14	0.98	3594	1864	21.3		310	
氟	肼	1.83	1.22	1.29	4553	2128	18.5		334	1.33
		2.30	1.54	1.31	4713	2208	19.4		365	
	氢	4.54	0.21	0.33	3080	2534	8.9		389	1.33
		7.60	0.35	0.45	3900	2549	11.8		410	
四氧化二氮	肼	1.08	0.75	1.20	3258	1765	19.5		283	1.26
		1.34	0.93	1.22	3152	1782	20.9		292	
	50% UDMH-50% 肼	1.62	1.01	1.18	3242	1652	21.0		278	1.24
		2.00	1.24	1.21	3372	1711	22.6		289	
	RP-1	3.4	1.05	1.23	3290		24.1		297	1.23
	MMH	2.15	1.30	1.20	3396	1747	22.3		289	
		1.65	1.00	1.16	3200	1591	21.7		278	1.23
	红烟硝酸	RP-1	4.1	2.12	1.35	3175	1594	24.6		258
4.8			2.48	1.33	3230	1609	25.8		269	
50% UDMH-50% 肼		1.73	1.00	1.23	2997	1682	20.6		272	1.22
		2.20	1.26	1.27	3172	1701	22.4		279	
过氧化氢(90%)		RP-1	7.0	4.01	1.29	2760		21.7		297

注：燃烧室压力为 1000 psi (6895kN/m²)；喷管出口压力为 14.7 psi (1atm)；最佳膨胀。

理想气体绝热燃烧、等熵膨胀。

对于在 1atm 压力下沸点低于 20℃ 的氧化剂或燃料，采用沸点时的比重。

混合比为近似对应于最大 I_s 的值。

表 5-6 典型固体火箭推进剂配方的理论性能

氧化剂	燃 料	ρ	T_1	c^*	M	I_s	k
		/(g/cm ³) ^a	/K	/(m/s) ^b	/(kg/mol)	/s ^b	
硝酸铵	11% 黏合剂与 7% 添加剂	1.51	1282	1209	20.1	192	1.26
过氧酸铵	18% 有机聚合物黏合剂和 4% ~ 78% ~ 66% 20% 的铝粉	1.69	2816	1590	25.0	262	1.21
过氧酸铵	12% 聚合物黏合剂和 4% ~ 20% 84% ~ 68% 的铝粉	1.74	3371	1577	29.3	266	1.17

^a 固体推进剂的平均比重。

^b I_s 和 c^* 的计算条件：燃烧室压力：1000 psi；喷管出口压力：14.7 psi；最佳喷管膨胀比、冻结流。

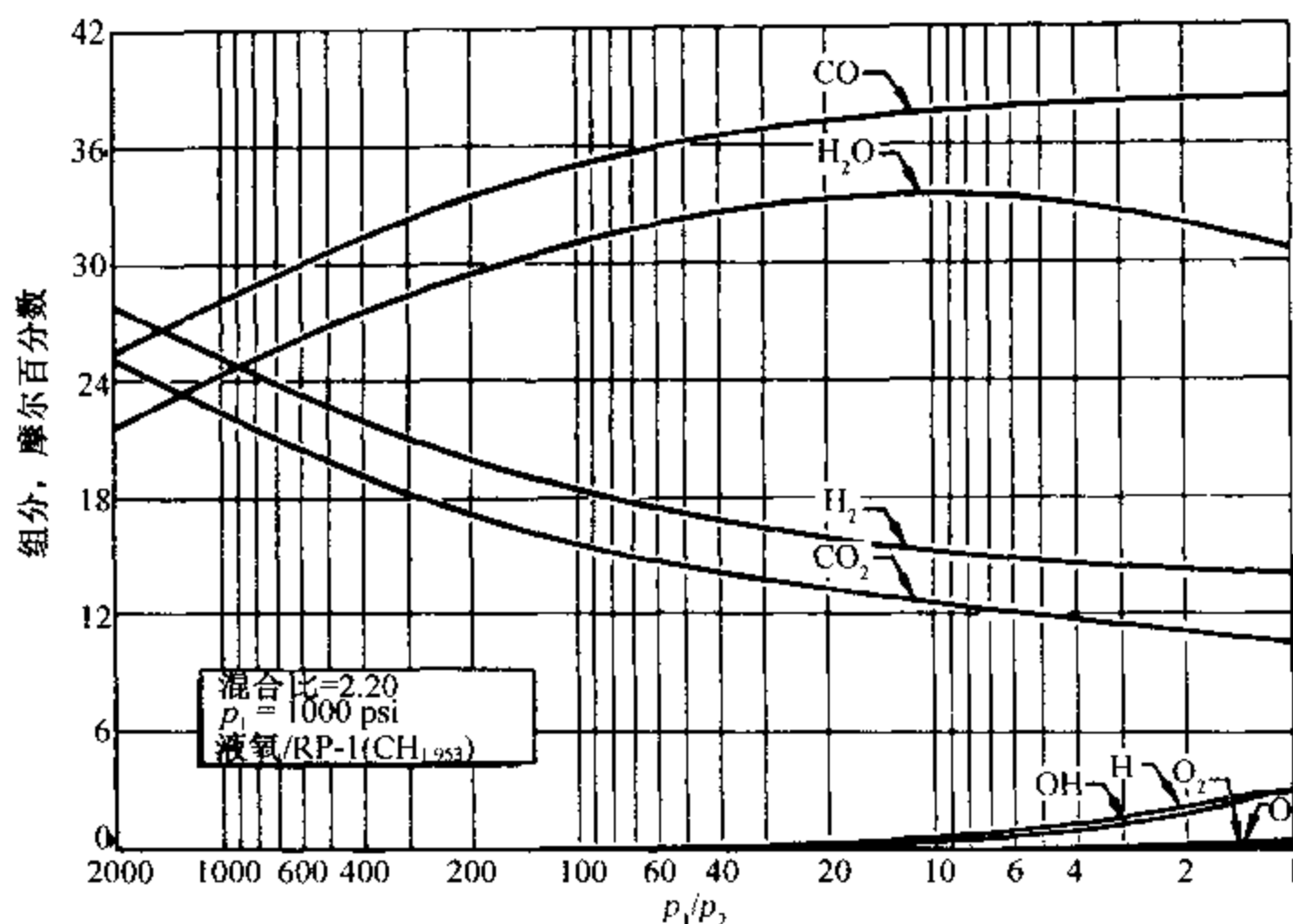


图 5-6 在固定混合比、平衡流条件下喷管出口排气组分随压比的变化。

对于冻结流，排气组分与燃烧室组分相同，如图 5-2 所示

表 5-7 含铝过氯酸胺推进剂的性能计算值随燃烧室压力的变化，
膨胀到海平面压力(1 atm)，平衡流

室压/psi	1500	1000	750	500	200
室压/atm 或压比 p_1/p_2	102.07	68.046	51.034	34.023	13.609
燃烧室温度/K	3346.9	3322.7	3304.2	3276.6	3207.7
喷管出口温度/K	2007.7	2135.6	2226.8	2327.0	2433.6
燃烧室焓/(cal/g)	-572.17	-572.17	-572.17	-572.17	-572.17
出口焓/(cal/g)	-1382.19	-1325.15	-1283.42	-1219.8	-1071.2
熵/[cal/(g·K)]	2.1826	2.2101	2.2297	2.2574	2.320
燃烧室分子量/(kg/mol)	29.303	29.215	29.149	29.050	28.908
出口分子量/(kg/mol)	29.879	29.853	29.820	29.763	29.668
出口马赫数	3.20	3.00	2.86	2.89	2.32
燃烧室比热比, k	1.1369	1.1351	1.1337	1.1318	1.1272
真空比冲/s	287.4	290.1	274.6	265.7	242.4
海平面比冲/s	265.5	256.0	248.6	237.3	208.4
特征速度 c^* /(m/s)	1532	1529	1527	1525	1517
喷管面积比 A_2/A_1^*	14.297	10.541	8.507	8.531	6.300
推力系数 C_F^*	1.700	1.641	1.596	1.597	1.529

* 最佳膨胀条件。

表 5-7 至 5-9 列出了一特定固体推进剂的计算数据 (取自文献 5-13)，这些数据表明了性能或燃气组分的典型变化。这种特定的推进剂由 60% 的过氯酸铵 (NH_4ClO_4)、

20%的纯铝粉和20%的有机聚合物（化学组分为 $C_{3.1}ON_{0.84}H_{5.8}$ ）组成。表5-7给出了一些性能参数随燃烧室压力（膨胀到出口大气压）的变化。所列出的面积比为平衡流条件下该膨胀的最佳值。出口焓值、出口熵值、推力系数和比冲也根据平衡流条件得出。特征速度 c^* 和燃烧室分子量只与燃烧室状态有关。表5-8给出了气体组分随燃烧室压力的变化。某些反应产物处于液相，如 Al_2O_3 。表5-9给出了在一定的燃烧室压力下、平衡流条件下的喷管出口特性和气体组分随出口压力或压比的变化。表5-9还给出了气体在喷管内膨胀时其组分是如何变化的，以及在燃烧室内存在的几种组分是如何在喷管出口消失的。这三个表格给出了通过计算机得到的理论计算结果。由于反应物和反应产物的一些热力学特性数据的原因，根据计算机得到的这五个重要的曲线图不敢保证有很高的精度。在分析这种固体推进剂的化学成分时，除了考虑主要的燃烧产物组分外，还要考虑约76种次要的反应产物，例如CN、CH、CCl、Cl、NO等等。它们的摩尔分数计算值很小，因此忽略掉了，在表5-8或表5-9中没有列出。

表 5-8 固体推进剂燃烧室燃气组分的摩尔分数随燃烧室压力的变化

压力/psi	1500	1000	750	500	200
压力/atm 或压比	102.07	68.046	51.034	34.023	13.609
成分					
Al	0.00007	0.00009	0.00010	0.00012	0.00018
AlCl	0.00454	0.00499	0.00530	0.00572	0.00655
AlCl ₂	0.00181	0.00167	0.00157	0.00142	0.00112
AlCl ₃	0.00029	0.00023	0.00019	0.00015	0.00009
AlH	0.00002	0.00002	0.00002	0.00002	0.00002
AlO	0.00007	0.00009	0.00011	0.00013	0.00019
AlOCl	0.00086	0.00095	0.00102	0.00112	0.00132
AlOH	0.00029	0.00032	0.00034	0.00036	0.00041
AlO ₂ H	0.00024	0.00026	0.00028	0.00031	0.00036
Al ₂ O	0.00003	0.00004	0.00004	0.00005	0.00006
Al ₂ O ₃ (固态)	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al ₂ O ₃ (液态)	0.09425	0.09378	0.09343	0.09293	0.09178
CO	0.22434	0.22374	0.22328	0.22259	0.22085
COCl	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00000
CO ₂	0.00785	0.00790	0.00793	0.00799	0.00810
Cl	0.00541	0.00620	0.00681	0.00772	0.01002
Cl ₂	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001	0.00001
H	0.02197	0.02525	0.02776	0.03157	0.04125
HCl	0.12021	0.11900	0.11808	0.11668	0.11321
HCN	0.00003	0.00002	0.00001	0.00001	0.00000
HCO	0.00003	0.00002	0.00002	0.00002	0.00001
H ₂	0.32599	0.32380	0.32215	0.31968	0.31362
H ₂ O	0.08960	0.08937	0.08916	0.08886	0.08787
NH ₂	0.00001	0.00001	0.00001	0.00000	0.00000

续表 5-8

压力/psi	1500	1000	750	500	200
压力/atm 或压比	102.07	68.046	51.034	34.023	13.609
成分					
NH ₃	0.00004	0.00003	0.00002	0.00001	0.00001
NO	0.00019	0.00021	0.00023	0.00025	0.00030
N ₂	0.09910	0.09886	0.09867	0.09839	0.09767
O	0.00010	0.00014	0.00016	0.00021	0.00036
OH	0.00262	0.00297	0.00324	0.00364	0.00456
O ₂	0.00001	0.00001	0.00002	0.00002	0.00004

表 5-9 含铝过氧酸盐推进剂在 $p_1 = 1500$ psi 下的热力学性质和出口气体组分的
计算值随出口压力的变化, 平衡流, 最佳膨胀

	燃烧室	喉部	喷管出口				
压力/atm	102.07	58.860	2.000	1.000	0.5103	0.2552	0.1276
压力/MPa	10.556	5.964	0.2064	0.1032	0.0527	0.0264	0.0132
喷管面积比	>0.2	1.000	3.471	14.297	23.972	41.111	70.888
温度/K	3346.9	3147.3	2228.5	2007.7	1806.9	1616.4	1443.1
燃烧室压力与当地压力之比	1.000	1.7341	51.034	102.07	200.00	400.00	800.00
分子量/(kg/mol)	29.303	29.453	29.843	29.879	29.894	29.899	29.900
组分/(mol %)							
Al	0.00007	0.00003	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
AlCl	0.00454	0.00284	0.00014	0.00008	0.00000	0.00000	0.00000
AlCl ₂	0.00181	0.00120	0.00002	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
AlCl ₃	0.00029	0.00023	0.00002	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
AlOCl	0.00086	0.00055	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
AlOH	0.00029	0.00016	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
AlO ₂ H	0.00024	0.00013	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al ₂ O	0.00003	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
Al ₂ O ₂ (固态)	0.00000	0.00000	0.09955	0.09969	0.09974	0.09976	0.09976
Al ₂ O ₃ (液态)	0.09425	0.09608	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
CO	0.22434	0.22511	0.22553	0.22416	0.22008	0.21824	0.21671
CO ₂	0.00785	0.00787	0.00994	0.01126	0.01220	0.01548	0.01885
Cl	0.00541	0.00441	0.00074	0.00028	0.00009	0.00002	0.00000
H	0.02197	0.01722	0.00258	0.00095	0.00030	0.00007	0.00001
HCl	0.12021	0.12505	0.13635	0.13707	0.13734	0.13743	0.13746
H ₂	0.32599	0.33067	0.34403	0.34630	0.34842	0.35288	0.35442
H ₂ O	0.08960	0.08704	0.08091	0.07967	0.07796	0.07551	0.07214
NO	0.00019	0.00011	0.00001	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
N ₂	0.09910	0.09950	0.10048	0.10058	0.10063	0.10064	0.10065
O	0.00010	0.00005	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
OH	0.00262	0.00172	0.00009	0.00005	0.00002	0.00000	0.00000

这类计算对于估算特定燃烧室压力和喷管出口压力的性能 (I_s 、 c^* 、 C_F 、 ϵ 等) 是很有用的, 而气体组分数据 (如前面图、表中给出的) 有助于更详细地估算其他一些设计参数, 如用于传热分析的气膜特性、推力室内外火焰的辐射特征以及燃气的声学特性等。有关固液混合推进剂的性能计算数据将在第十五章作简要介绍。

在燃气发生器或分级燃烧循环发动机 (在 6.5 节中解释) 的预燃室中 (参见 10.5 节), 燃气温度要足够低, 以免损坏涡轮叶片。一般来说, 燃烧反应气体的温度在 900~1200 K 之间, 比推力室燃气温度 (2900~3600 K) 低得多。本章的热化学分析方法也可用于燃气发生器, 其结果 (如燃气温度 T_1 、比热 c_p 、比热比 k 或组分) 可用于计算涡轮进口状态或涡轮功率。表 5-10 列出了一个例子, 其室压为 1000 psi。这里有些气体组分 (如原子氧或氢氧基) 将不存在。通常需要采用实际气体性质, 因为有些气体在这样的温度下不再具有理想气体的性质。

表 5-10 高燃液体推进剂燃气发生器的典型燃气特性

推进剂	T_1/K	k	气体常数 R /[$(\text{ft}\cdot\text{lbf})/(\text{lb}\cdot\text{R})$]	氧化剂与燃料之比	比热 c_p /[$\text{kcal}/(\text{kg}\cdot\text{K})$]
液氧/液氢	900	1.370	421	0.919	1.99
	1050	1.357	375	1.065	1.85
	1200	1.338	347	1.208	1.78
液氧/煤油	900	1.101	45.5	0.322	0.639
	1050	1.127	55.3	0.423	0.654
	1200	1.148	64.0	0.516	0.662
四氧化二氮/二甲基肼	1050	1.420	87.8	0.126	0.386
	1200	1.420	99.9	0.274	0.434

习题

1. 试叙述比冲在特定的氧化剂与燃料的混合比下达到最大值的物理和化学原因。
2. 试解释表 5-8 中单原子氢和单原子氧的相对比例为何在不同的燃烧室压力和出口压力下变化如此明显?
3. 本章给出了液氧与 RP-1 烃类燃料的一些性能曲线。由于操作失误, 在装运低温氧化剂时至少混入了 15% 的液氮。试预计在既定的燃烧室和喷管状态以及最佳混合比下试验性能和排气组分的大致变化趋势。
4. 一理想气体混合物含 3 kg 一氧化碳和 1.5 kg 氮, 压力为 0.1 MPa, 温度为 298.15 K。利用表 5-1, 试求 (a) 混合物的等效分子量; (b) 气体常数; (c) 比热比; (d) 分压; (e) 密度。
答案: (a) 28 kg/kg·mol; (b) 297 J/kg·K; (c) 1.40; (d) 0.0666 和 0.0333 MPa; (e) 1.97 kg/m³。
5. 利用表 5-2 的资料, 作出一氧化碳 (CO) 的比热比随温度的变化曲线, 并注意该曲线的变化趋势。它也是其他双原子气体的典型的温度特性。
答案: 3500 K 时 $k=1.28$, 2000 K 时 $k=1.30$, 500 K 时 $k=1.39$ 。

6. 试将表 5-5 中的氧/氢和四氧化二氮/肼的数据改为真空工作时的性能数据并列表。假设表中的数据相当于设计状态。

7. 本章中的图示出了液氧与 RP-1 (一种煤油类物质) 燃烧的若干参数和气体组分。对于 2.0 的混合比, 试利用气体组分证实图 5-1 中的燃烧室分子量和比冲 (喷管内为冻结流)。

符号

(此表不包括化学元素、化合物或数学运算符)

a	公斤原子数
A_t	喉部面积, m^2
c^*	特征速度, m/s
c_p	单位质量的比热, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
C_p	气体混合物的定压摩尔比热, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol}\cdot\text{K})$
g_0	海平面重力加速度, 9.8066 m/s^2
G	推进剂燃气混合物的吉布斯自由能, J/kg
$\Delta_f G^0$	在 298.15 K 和 1 bar 下生成自由能的变化
G_j	特定组分 j 的自由能, J/kg
ΔH	总焓变化, J/kg 或 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$
ΔH_j	特定组分 j 的焓变, J/kg
$\Delta_r H^0$	在 298.15 K 和 1 bar 的基准条件下的反应热, J/kg
$\Delta_f H^0$	在 298.15 K 和 1 bar 的基准条件下的生成热, J/kg
h	特定组分的焓, J/kg 或 $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$
I_s	比冲, $(\text{N}\cdot\text{s})/\text{kg}$
k	比热比
K_f	从元素形成化合物时的平衡常数
K_n	摩尔分数形式的平衡常数
K_p	分压形式的平衡常数
m	气体组分数目
$\dot{m}$	质量流量, kg/s
M	气体混合物的分子量, kg/mol
n	单位质量混合物中的组分总数或摩尔数 $[(\text{kg}\cdot\text{mol})/\text{kg}]$
n_j	组分 j 的摩尔分数或容积分数, $(\text{kg}\cdot\text{mol})/\text{kg}$ 混合物
p	气体混合物的压力, N/m^2
R	气体常数, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
R'	通用气体常数, $8314.3 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{mol}\cdot\text{K})$
S	熵, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol}\cdot\text{K})$
T	绝对温度, K
U	内能, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$
v	气体速度, m/s

V 比容, m^3/kg

希腊字母

ϵ 喷管出口面积比 (出口面积/喉部面积)
 λ 拉格朗日乘子, 或化学反应进度系数
 ρ 密度, kg/m^3

下标

a, b 反应物组分 A 或 B 的摩尔分数
 c, d 产物组分 C 或 D 的摩尔分数
 i 特定推进剂的原子组分
 j 反应物或产物的组分
mix 气体混合物
ref 基准状态 (也用上标⁰)
1 燃烧室
2 喷管出口
3 外界大气

参考文献

- 5-1. F. Van Zeggeren and S. H. Storey, *The Computation of Chemical Equilibria*, Cambridge University Press, Cambridge, 1970.
- 5-2. S. S. Penner, *Thermodynamics for Scientists and Engineers*, Addison-Wesley Publishing Co., Reading, MA, 1968.
- 5-3. S. I. Sandler, *Chemical and Engineering Thermodynamics*, John Wiley & Sons, 1999, 656 pages.
- 5-4. M. W. Zemansky and R. H. Dittman, *Heat and Thermodynamics*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1981.
- 5-5. K. Denbigh, *The Principles of Chemical Equilibrium*, 4th ed., Cambridge University Press, Cambridge, 1981.
- 5-6. K. K. Kuo, *Principles of Combustion*, John Wiley & Sons, 1986.
- 5-7. *JANAF Thermochemical Tables*, Dow Chemical Company, Midland, MI, Series A (June 1963) through Series E (January 1967).
- 5-8. M. W. Chase, C. A. Davies, J. R. Downey, D. J. Frurip, R. A. McDonald, and A. N. Syverud, *JANAF Thermochemical Tables*, 3rd ed., Part I, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 14, Supplement 1, American Chemical Society, American Institute of Physics, and National Bureau of Standards, 1985.
- 5-9. D. D. Wagman et al., "The NBS Tables of Chemical Thermodynamic Properties," *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 11, Supplement 2, American Chemical Society, American Institute of Physics, and National Bureau of Standards, 1982.
- 5-10. J. B. Pedley, R. D. Naylor, and S. P. Kirby, *Thermochemical Data of Organic Compounds*, 2nd ed., Chapman & Hall, London, 1986.
- 5-11. B. J. McBride, S. Gordon, and M. Reno, "Thermodynamic Data for Fifty Reference Elements," *NASA Technical Paper 3287*, January 1993.

- 5-12. B. J. McBride and S. Gordon, "Computer Program for Calculating and Fitting Thermodynamic Functions," *NASA Reference Publication 1271*, November 1992.
- 5-13. S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Vol. 1: Analysis" (October 1994) and "Vol. 2: User Manual and Program Description" (June 1996), *NASA Reference Publication 1311*.
- 5-14. S. Gordon and B. J. McBride, "Finite Area Combustor Theoretical Rocket Performance," *NASA TM 100785*, April 1988.

第六章 液体推进剂火箭发动机基础

本章是专门叙述液体推进剂火箭发动机的五章中的第一章。本章将概括介绍这种发动机（各种推进剂、发动机性能、推进剂预算的定义）以及较小的反作用控制发动机，同时也将叙述几个主要的子系统，如两类供应系统（包括发动机循环方式）、推进剂贮箱及其增压系统、阀门与管路系统以及发动机结构。第七章将详细介绍液体推进剂，第八章叙述推力室（及喷管），第九章叙述燃烧过程，第十章讨论涡轮泵、发动机设计、发动机控制、推进剂预算、发动机系统平衡与调整以及整个发动机系统。

液体推进剂火箭推进系统通常称为**火箭发动机**，它包括了所有工作（即产生推力）需要的组件和推进剂。它由以下组件组成：一个或多个**推力室**，一个或多个贮存推进剂的**贮箱***，一套用于把推进剂从贮箱压入推力室的**输送机构**，为输送机构提供能量的**动力源**，用于输送液体的**管路**，传递推力的**结构***，启动和调节推进剂流动（以及推力）的**控制装置**等。在某些情况下发动机还包括**推力矢量控制系统**、各种**监测仪器**和**残余推进剂**（残留在管路、阀门或贮箱壁面上），但它不包括用于完成推进以外功能的硬件（如气动面、制导导航设备）和有效载荷（如空间探测仪器或导弹弹头）。

图 1-3 和 1-4 给出了简单的**挤压式**和**泵压式**火箭发动机的基本气液系统图。图 6-1 为一复杂的高性能液体火箭发动机。文献 6-1 和 6-2 介绍了液体火箭发动机的概况。此外，第十章给出了另外一些液体火箭发动机的数据和图表。

任何推进系统的设计都是针对特定的应用或**任务要求**进行的。这些要求通常说明了用途（防空导弹、运载火箭上面级推进或火箭弹助推等）、任务速度、设计弹道（面发射、轨道转移、性能-高度特性）、薄弱环节、姿态控制力矩及工作占空特性、寿命（贮存寿命或在轨寿命）以及产品的制造和交付套数。它对成本、进度、工作环境条件（如温度范围）、贮存条件或安全条例等作出了规定。其他还有一些准则、约束和选择过程将在第十七章叙述。

任务要求可通过推力-时间历程、推进剂、推力室数目、总冲、启动次数、可靠性下限、类似推进剂以及发动机的质量、尺寸或包络空间等指标转化为**火箭发动机要求**。但为了能提出这些发动机要求，必须先选定一些主要的发动机特性，如供应系统类型、燃烧室压力、推力室冷却方法、推力控制（多次启动、大小调节、推力矢量控制）、发动机动力循环方式（若采用涡轮泵）以及其他主要的方案特征。对于同一需求，可能得出一种以上的发动机方案，然后拿出初步设计结果或方案设计结果。表 1-3~1-5 已给出了典型的发动机数据。已经制造及飞行的火箭发动机有多种类型，其推力最小为

* 视飞行器和发动机研制单位的习惯不同，**贮箱**、部分或全部**发动机结构**、**管道**有时认为是飞行器或试车台的一部分，不属于发动机。

0.01lb 以下, 最大超过了 $1.75 \times 10^6 \text{lb}$, 有一次启动的, 也有多次启动的 (有些可启动 15 万次以上), 有固定推力的, 也有推力可调的 (称为变推力), 有一次性使用的, 也有可重复使用的, 有单台工作的, 也有多台并联工作的。

表 6-1 给出了液体火箭发动机的一种分类方法。发动机有两大类, 一类是用于发射有效载荷、使有效载荷的速度显著增加的 (主推进), 另一类是用于轨道修正和姿态控制的辅助推进。液体火箭发动机系统也可根据另外一些方法分类, 比如可重复使用的 (如 SSME 或战斗机快速爬高和机动用的助推发动机) 或仅作一次性飞行的 (如“宇宙神”、“大力神”运载火箭发动机), 可多次启动的 (如反作用控制发动机) 或一次点火的 (如运载火箭发动机)。它们还可根据所用推进剂、其应用场合或所在的级 (上面级或基础级)、推力量级及供应系统类型 (挤压式或泵压式) 分类。

表 6-1 两类液体火箭发动机的主要特征

特征	主推进	辅助推进
任务	提供较大的速度增量, 沿飞行弹道推动飞行器	姿态控制、小规模空间机动、轨道修正、轨道保持
应用	运载火箭、大型导弹的主推级和上面级	航天器、卫星、反弹道导弹末级、空间交会
总冲	高	低
单机推力室数目	通常为 1, 有时是 4、3 或 2	介于 4 和 24
推力量级	大, $4500 \text{ N} \sim 7900 \text{ kN}$	小, $0.001 \sim 4500 \text{ N}$, 少数达 4500 N
供应系统	多数为泵压式, 小推力情况下有时用挤压式	高压气体挤压供应系统
推进剂	低温推进剂或可贮存推进剂 (见下一节)	可贮存液体推进剂、单元推进剂或冷气
室压	$2.4 \sim 21 \text{ MPa}$	$0.14 \sim 2.1 \text{ MPa}$
单次任务中启动次数	通常为一次启动, 有时两次, 某些情况下多达四次启动	小推力器通常为数千次启动; 大推力器要少一些, 一般最多启动 10 次
累计工作时间	最多几分钟	高达数小时
最小工作时间	一般为 $5 \sim 40 \text{ s}$	小推力器一般为 0.02 s
满推力启动时间	最多几秒钟	一般很快, $0.004 \sim 0.080 \text{ s}$
在轨寿命	数小时、数天或数月	在轨 10 年以上

推力室或推力器是发动机的燃烧装置。在推力室内, 推进剂经过喷射、雾化、混合和燃烧, 形成高温气态反应产物, 该气态产物随后加速、高速喷出而形成推力。推力室有三个主要部件: 喷注器、燃烧室和喷管。在有冷却的推力室中, 推进剂之一 (一般是燃料) 流过冷却夹套或一专门的冷却通道, 吸收从高温反应气体传给推力室壁的热量 (见图 8-2、8-3)。辐射冷却推力室采用了一种特殊的高温材料, 如金属铌, 该材料可将过度热量辐射掉。此外还有无冷却推力室或热沉推力室, 比如采用烧蚀材料的推力室。推力室将在第八章讨论。

液体火箭发动机有两类供应系统: 一种采用泵把推进剂从飞行器贮箱输送到推力室, 另一种采用高压气体把推进剂从贮箱排出。第十章和本章 6.2 节将对其作进一步讨论。

表 17-1~17-4 对液体火箭发动机和固体火箭发动机的优缺点进行了比较。

6.1 推 进 剂

推进剂是火箭发动机的工作物质，是要经历化学反应和热力学变化的流体。术语**液体推进剂**包含了全部所使用的液体，它可能是：

- (1) 氧化剂（液氧、硝酸等）；
- (2) 燃料（汽油、酒精、液氢等）；
- (3) 包含氧化剂成分和燃料成分的化学复合物或混合物，能自身分解；
- (4) 上面任何一种加上凝胶介质。

第七章将介绍以上所有的推进剂。

双组元推进剂火箭发动机有两种独立的液体推进剂，一种为氧化剂，另一种为燃料。两种推进剂分开贮存，在燃烧室外不混合。大多数液体火箭发动机采用双组元推进剂。

单组元推进剂为同时包含氧化剂和燃料成分的一种物质。它可能是多种化合物的混合物，也可能是一种均相材料，如过氧化氢或肼。单组元推进剂在常规大气环境下是稳定的，但对其加热或催化后它就分解产生高温燃气。

冷气推进剂（如氮气）一般贮存在高压状态，其性能较低，系统简单，通常很可靠。它已用于滚动控制或姿态控制。

低温推进剂是在低温下液化的气体，如液氧（ -183°C ）或液氢（ -253°C ）。这种推进剂的贮箱需要有放气和减小蒸发损失的措施。

可贮存推进剂（如硝酸或汽油）在环境温度下是液体，可在密封贮箱内长期贮存。**空间可贮存推进剂**在空间环境下是液体，其贮存性与具体贮箱方案、热环境和贮箱压力有关。空间可贮存推进剂的一个例子是氨。

胶体推进剂是含凝胶添加剂的一种触变液体，其特性像果冻或浓涂料。它不会轻易流动、泄漏，但能在压力作用下流动，能燃烧，在某些方面更安全。第七章有单独的一节描述这种推进剂。

双组元推进剂的**混合比**是氧化剂与燃料的比例，氧化剂与燃料在此比例下混合、反应产生燃气。混合比 r 定义为氧化剂质量流量 $\dot{m}_o$ 与燃料质量流量 $\dot{m}_f$ 之比，即

$$r = \dot{m}_o / \dot{m}_f \quad (6-1)$$

混合比决定了反应产物的成分。通常混合比的选择原则是得到最高比冲或最大的 $T_1/\mathfrak{M}$ ，这里 T_1 是燃烧温度， $\mathfrak{M}$ 是燃气平均分子量 [见式 (3-16) 或图 3-2]。在给定推力 F 和等效排气速度 c 的情况下，推进剂总流量可由式 (2-6) 计算，即 $\dot{m} = \dot{w}/g_0 = F/c$ 。 r 、 $\dot{m}$ 、 $\dot{m}_o$ 、 $\dot{m}_f$ 之间的关系为

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (6-2)$$

$$\dot{m}_o = r\dot{m}/(r+1) \quad (6-3)$$

$$\dot{m}_f = \dot{m}/(r+1) \quad (6-4)$$

以上四个公式中的 m 和 $\dot{m}$ 也可用 w （重量）和 $\dot{w}$ 代替。表 5-5 给出了各种推进剂组合在特定混合比下的性能计算值。第七章将给出几种常用推进剂的物性，并讨论这些推进剂的特点及安全性。

例题 6-1 一推力为 10000 lbf 的液氢液氧火箭发动机推力室, 室压为 1000 psi, 混合比为 3.40, 排气平均分子量为 8.9 lb/(lb·mol), 燃烧温度为 4380°F, 燃气比热比为 1.26。假设实际比冲为理论值的 97%。求喷管面积比、在 $p_3 = p_2 = 1.58$ psi 高度工作时的最佳喷管出口面积、推进剂重量流量与容积流量、工作 2min 所需的总推进剂量。

解 最佳喷管的排气速度根据式 (3-16) 计算, 但需对英制单位加转换因子 g_0 。

$$v_2 = \sqrt{\frac{2g_0k}{k-1} \frac{R'T_1}{M} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

$$= \sqrt{\frac{2 \times 32.2 \times 1.26}{0.26} \frac{1544 \times 4840}{8.9} (1 - 0.00158^{0.205})} = 13900 \text{ (ft/s)}$$

理论比冲为 c/g_0 , 这里为 v_2/g_0 即 $13900/32.2 = 431$ (s)。实际比冲为 $0.97 \times 431 = 418$ (s)。理论推力系数可根据式 (3-30) 计算, 或根据图 3-6 获得 ($p_3 = p_2$) 为 $C_F = 1.76$ 。实际推力系数要略小一些, 取 98% 则 $C_F = 1.72$ 。所需的喉部面积可根据式 (3-31) 计算。

$$A_t = F/(C_F p_1) = 10000/(1.72 \times 1000) = 5.80 \text{ (in}^2\text{)} \text{ (直径 2.71 in)}$$

最佳面积比可根据式 (3-25) 或图 3-5 得到, 为 42。得出口面积为 $5.80 \times 42 = 244$ (in²) (直径为 17.6 in)。液氧密度为 71.1 lbf/ft³, 液氢密度为 4.4 lbf/ft³。由式 (2-5) 得推进剂重量流量为

$$\dot{w} = F/I_s = 10000/418 = 24.0 \text{ (lbf/s)}$$

根据式 (6-3) 与 (6-4) 得氧化剂与燃料的重量流量为

$$\dot{w}_o = \dot{w}r/(r+1) = 24.0 \times 3.40/4.40 = 18.55 \text{ (lbf/s)}$$

$$\dot{w}_f = \dot{w}/(r+1) = 24/4.40 = 5.45 \text{ (lbf/s)}$$

由重量流量与密度可得容积流量。

$$\dot{V}_o = \dot{w}_o/\rho_o = 18.55/71.1 = 0.261 \text{ (ft}^3\text{/s)}$$

$$\dot{V}_f = \dot{w}_f/\rho_f = 5.45/4.4 = 1.24 \text{ (ft}^3\text{/s)}$$

工作 120 s (再加 2s 以考虑启动关机瞬变过程及不可用推进剂) 所需的推进剂重量和容积为

$$\dot{w}_o = 18.55 \times 122 = 2260 \text{ (lbf) (液氧)}$$

$$\dot{w}_f = 5.45 \times 122 = 665 \text{ (lbf) (液氢)}$$

$$\dot{V}_o = 0.261 \times 122 = 31.8 \text{ (ft}^3\text{) (液氧)}$$

$$\dot{V}_f = 1.24 \times 122 = 151 \text{ (ft}^3\text{) (液氢)}$$

要注意的是, 由于燃料的密度低, 液氢的容积流量以及贮箱容积要比液氧的大。

6.2 推进剂供应系统

推进剂供应系统有两个主要功能: 提高推进剂的压力; 把推进剂输送到一个或多个推力室。完成这些功能所需的能量要么来自于高压气体或离心泵, 要么同时来自于这两者。具体供应系统及其组件的选择主要取决于发动机的用途、本章一开始提到的发动机要求、工作时间、推力室数目或类型、以往研制经验、任务以及对发动机的一般要求

(方案简单、容易制造、成本低、质量小)。图 6-2 对几种主要的供应系统类型进行了分类, 其中一些将在下面详细讨论。所有供应系统都包括管路、多个阀门、用于加注和排放推进剂的装置以及用于启动、关机、调节流量和工况的控制装置。

一般来说, 当总冲或推进剂量相对较小、室压较低、发动机推重比较小 (小于 0.6)、需要反复的短脉冲工作时, 采用挤压式供应系统的飞行器的性能要优于泵压式系统, 这种情况下发动机系统的主要死重通常是厚壁推进剂贮箱和气瓶的质量。在泵压式系统中, 推进剂贮箱压力要低得多 (相差 10~40 倍), 因此贮箱质量要小很多 (同样也相差 10~40 倍)。当总冲较大 (速度增量)、室压较高时, 通常采用泵压式系统的飞行器性能更好。

挤压式供应系统有相对比较简单的, 如工作一次、厂内预包装的简单发动机 (用破裂膜片代替一部分阀门) 上的供应系统, 也有相当复杂的, 如多次启动推力器或可重复使用推进系统上的供应系统。表 6-2 给出了挤压式供应系统的典型特征, 这些特征是挤

表 6-2 液体推进剂挤压供应系统的典型特征

安全性提高	
有害蒸气泄漏探测装置, 航天飞机轨道器使用;	
单向阀, 防止推进剂倒流到气瓶、推进剂在管路内的意外混合;	
防止发生不安全情况、使发动机安全工作和关机的措施, 如防止贮箱过压的安全阀或安全破裂膜片、用于在发生燃烧不稳定时关机的振动监测器;	
隔离阀, 用于切断发生泄漏或其他故障的部分系统;	
破裂膜片或隔离阀, 用于在贮存阶段隔离贮箱中的推进剂, 防止推进剂泄漏进入推力室或其他贮箱;	
惰性增压气体	
提供控制手段	
阀门, 用于控制推进剂增压、控制推进剂向推力室流动 (启动、关机、变推力);	
传感器, 用于测量温度、压力、阀门开关状态、推力等;	
计算机, 用于监测和分析系统状态、发送控制信号、修正偏离预定范围的工况;	
系统状态显示和手动指令优先设置, 用于载人飞行器;	
故障检测、识别、自动修复, 如用于在失火、泄漏或推力器失效时把局部系统切断的隔离阀;	
调节阀, 用于控制推力, 实现预定的推力历程	
可靠性提高	
实际组部件数量最少;	
能实现发动机应急模式工作, 如航天飞机返回着陆;	
过滤器, 用于过滤推进剂管路中的不洁物, 不洁物会造成阀门关不严、喷注器小孔堵塞;	
关键组件冗余配置, 如小推力器、减压器、单向阀和隔离阀;	
加热器, 用于防止蒸气或高冰点推进剂的冻结;	
贮存寿命长, 使用不会变质或极少变质、不会与贮箱材料反应的推进剂	
实现可重复使用	
有排放剩余推进剂和增压气体的措施;	
有在发射场清洗、吹除、烘干供应系统和再加注推进剂、增压气体的措施;	
下次发射前检测关键组件功能的装置;	
发射后检测发动机调整状态和检漏的措施;	
能对组件内表面或内部进行目视检查的措施	
实现推进剂高效利用	
贮箱排放效率高, 不可用残余推进剂少;	
推进剂环境温度变化量最小, 或两种组元的温度特性协调变化, 使混合比变化和残余推进剂量降到最小;	
另一种方法: 贮箱剩余推进剂测量 (使用专门设备)、混合比自动调整以减少残余推进剂量;	
管路和阀门中推进剂排不干净的死角少	

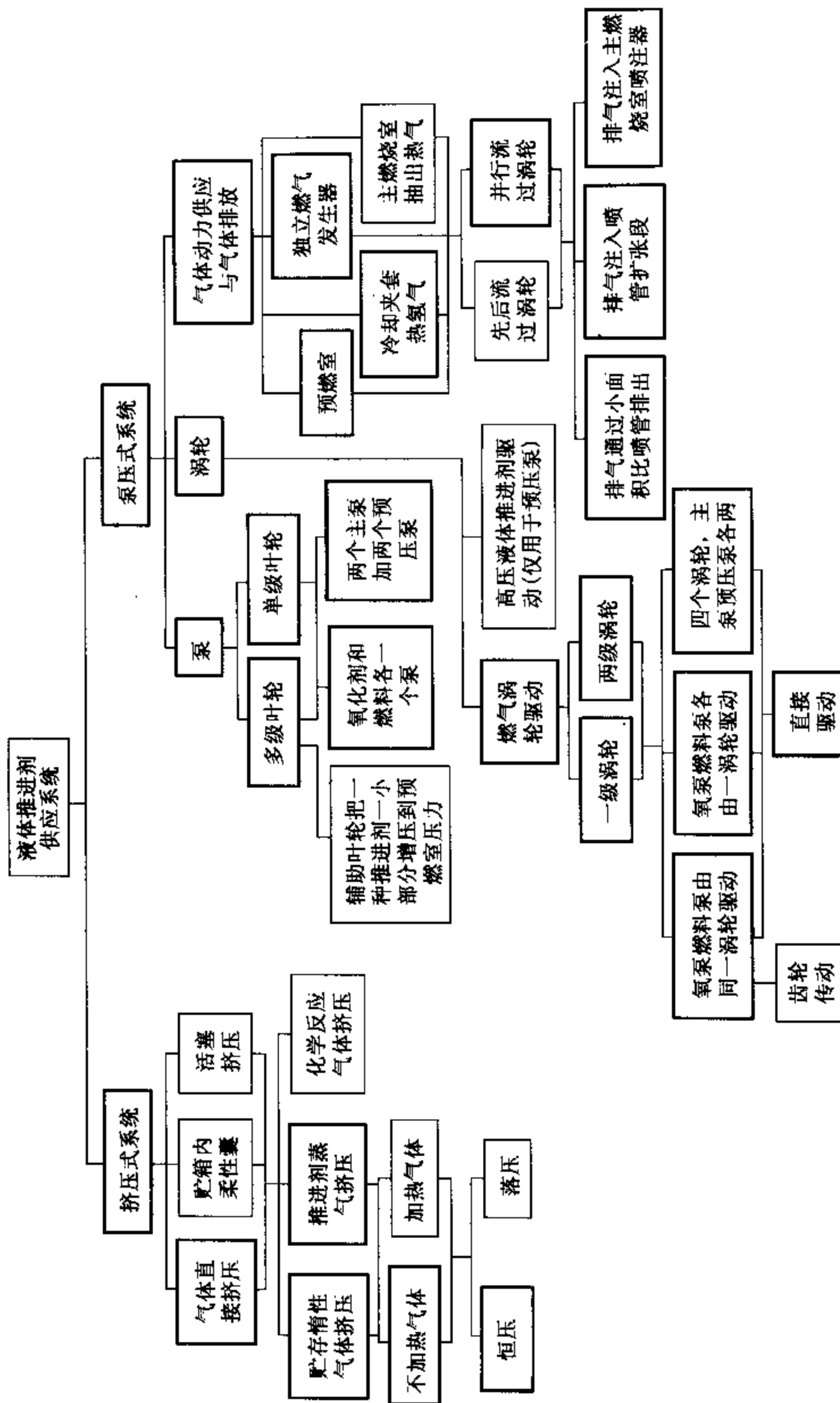


图6-2 液体火箭发动机供应系统方案选项。较为常用的类型用粗线框表示

压式系统为满足特定的设计目标而具备的。图 1-3、6-3、6-4 和 6-13 给出了其中一些特征。若推进系统须重复使用或用于载人飞行器（这种情况下可靠性要求非常高，飞行器乘员可监测工作情况并可手动发指令），则供应系统要变得更加复杂（增加了很多安全性措施和冗余）、更加昂贵。

液体火箭发动机中气路（增压气体）和液路（推进剂）的流动可通过计算机分析进行模拟，得到全系统内氧化剂和燃料在各处的流量和压力平衡参数。文献 6-3 给出了一种方法。这些分析中有些还能给出启动瞬变过程（流道充填）、关机流动衰减过程等条件下的信息，甚至还可给出水击与流动不稳定信息。这种分析的详细内容本书不作叙述，但其基本数学模拟方法是比较简单、直观的。

6.3 气体增压供应系统

最简单、最常用的一种挤压推进剂的方法是用高压气体把推进剂从各自的贮箱里挤出来。控制进入推进剂贮箱的气体的压力，就可控制推进剂的排放。因为这种挤压系统相对简单，所以采用挤压供应系统的火箭发动机的可靠性可以达到很高。文献 6-3 介绍了一种气体挤压系统的设计指南。

图 1-3 已简要画出了一种简单的挤压供应系统。它包括一个高压气瓶、一个气体开启阀、一个减压器、推进剂贮箱、推进剂阀门和输送管路。通常系统还有其他一些组件，如加排阀、单向阀、过滤器、把推进剂与增压气体隔开的可变形的柔性囊，以及压力传感器或压力表。图 1-3 中，在各个贮箱都加注完后，通过遥控打开高压气阀门，气体流经减压器后以恒定压力作用在推进剂贮箱内。单向阀用于防止在发动机不处于垂直状态时氧化剂和燃料的混合。打开阀门后，推进剂进入推力室。当推进剂完全耗尽后，增压气体又可用于吹除管路和阀门中的残留液体推进剂。这种系统的变化情况，如把多个阀门并为一个、取消或增加某些组件，在很大程度上取决于发动机的用处。若发动机要使用很多次，如空间机动发动机，它将增加一些组件，如推力调节装置、贮箱液位传感器。这些组件在一次性、工作一次的发动机上是不用的，这种发动机甚至连贮箱排放装置也没有。文献 6-3~6-5 对各种双组元增压系统方案进行了评估。表 6-2 列出了各种可选的挤压系统特征。这些特征中很多也适用于泵压式系统，泵压式系统在 6.6 节讨论。单元推进剂的气体挤压系统更加简单，因为只有一种推进剂而不是两种，故减少了管路、阀门和贮箱的数量。

图 6-3 和 6-4、文献 6-6 及表 6-3 描述了相互联结的**航天飞机轨道机动系统（OMS）**和**反作用控制系统（RCS）**，这是一例复杂的挤压供应系统。如图 1-13 所示，RCS 分布在三个地方：前舱模块、左后舱模块、右后舱模块。图 6-3 和 6-4 只画出了后舱模块之一，图中给出了相互联结的 OMS 和 RCS 系统图。OMS 提供轨道切入、轨道圆化、轨道转移、交会、离轨和终止任务所需的推力。RCS 提供姿态控制（俯仰、偏航和滚动）和基本上任何方向的小速度修正（平移机动，如交会对接）所需的推力，它可与 OMS 同时工作，也可单独工作。

表 6-3 航天飞机轨道机动系统 (OMS) 和反作用控制系统 (RCS) 后侧模块的特性

项目	OMS	主 RCS	副 RCS
单机推力/lbf	6000	870	25
每个模块的推力器数量	1	12	2
推力室冷却方法	再生、辐射		辐射
额定室压/psi	125	152	110
额定真空比冲/s	313	280 ^a	265 ^a
喷管面积比	55	22~30 ^a	20~50 ^a
混合比	1.65	1.6	1.6
最小工作时间/s	2	0.08	0.08
最大工作时间/s	160	150	125
累计工作时间/s	54000	12800	125000
累计启动次数	1000	20000	330000
贮箱内氧化剂 (N ₂ O ₄) 质量/lb	14866		1464
贮箱内燃料 (MMH) 质量/lb	9010		923
氧化剂/燃料贮箱数量	1/1		1/1
推进剂贮箱单个容积/ft ³	90		17.9
推进剂满载额定气垫容积/ft ³	7.8		1.2~1.5
额定贮箱压力/psi	250		280
氮气瓶压力/psi	4700		3600
氮气瓶数量	1		2
氮气瓶容积/ft ³	17		1.76

^a 取决于飞行器具体位置和喷管斜切口。

资料来源: NASA、Aerojet 推进公司、Kaiser Marquardt 公司。

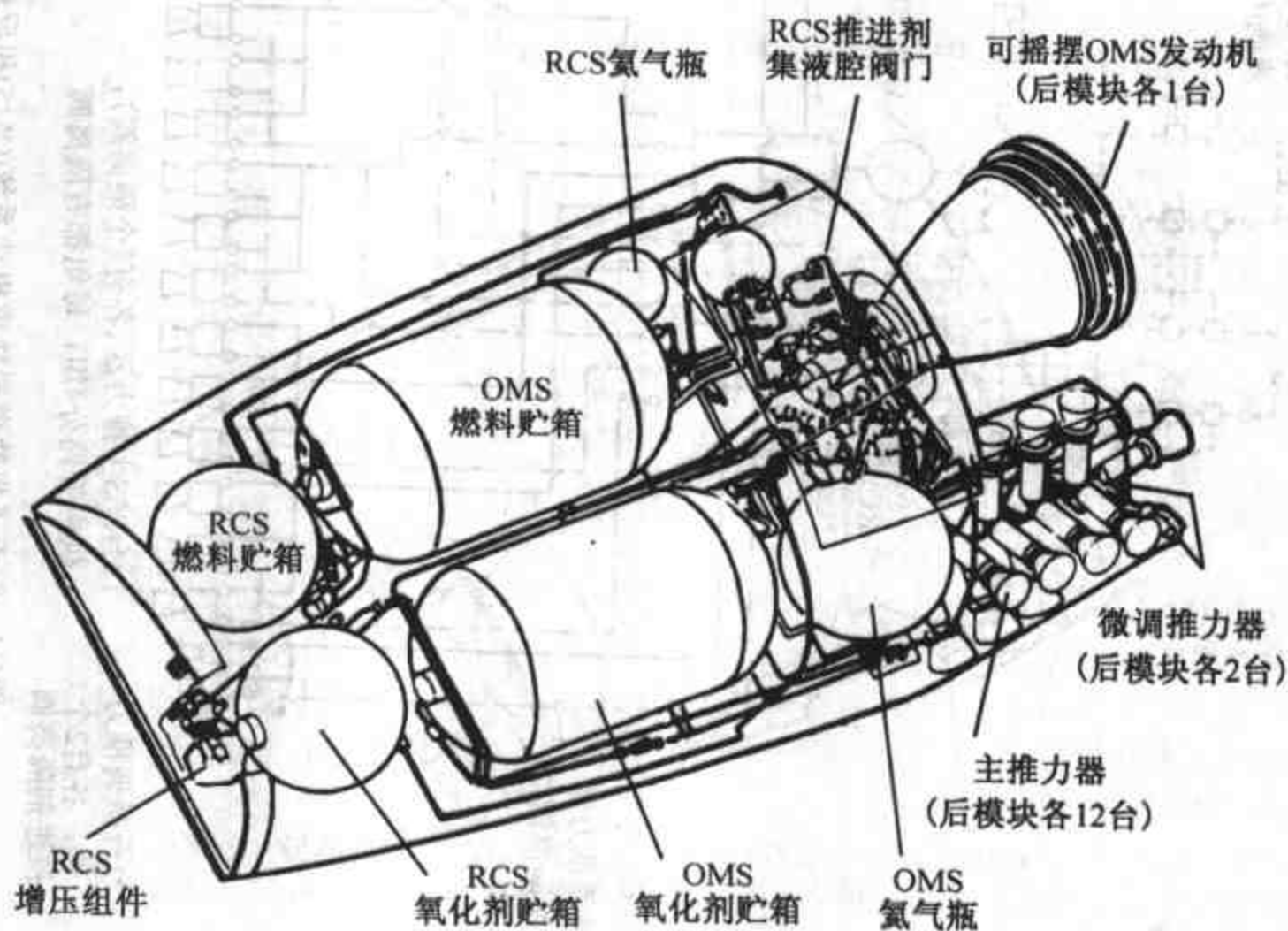


图 6-3 航天飞机轨道机动系统 (OMS) 和反作用控制系统 (RCS) 左后模块简图

(来源: NASA)

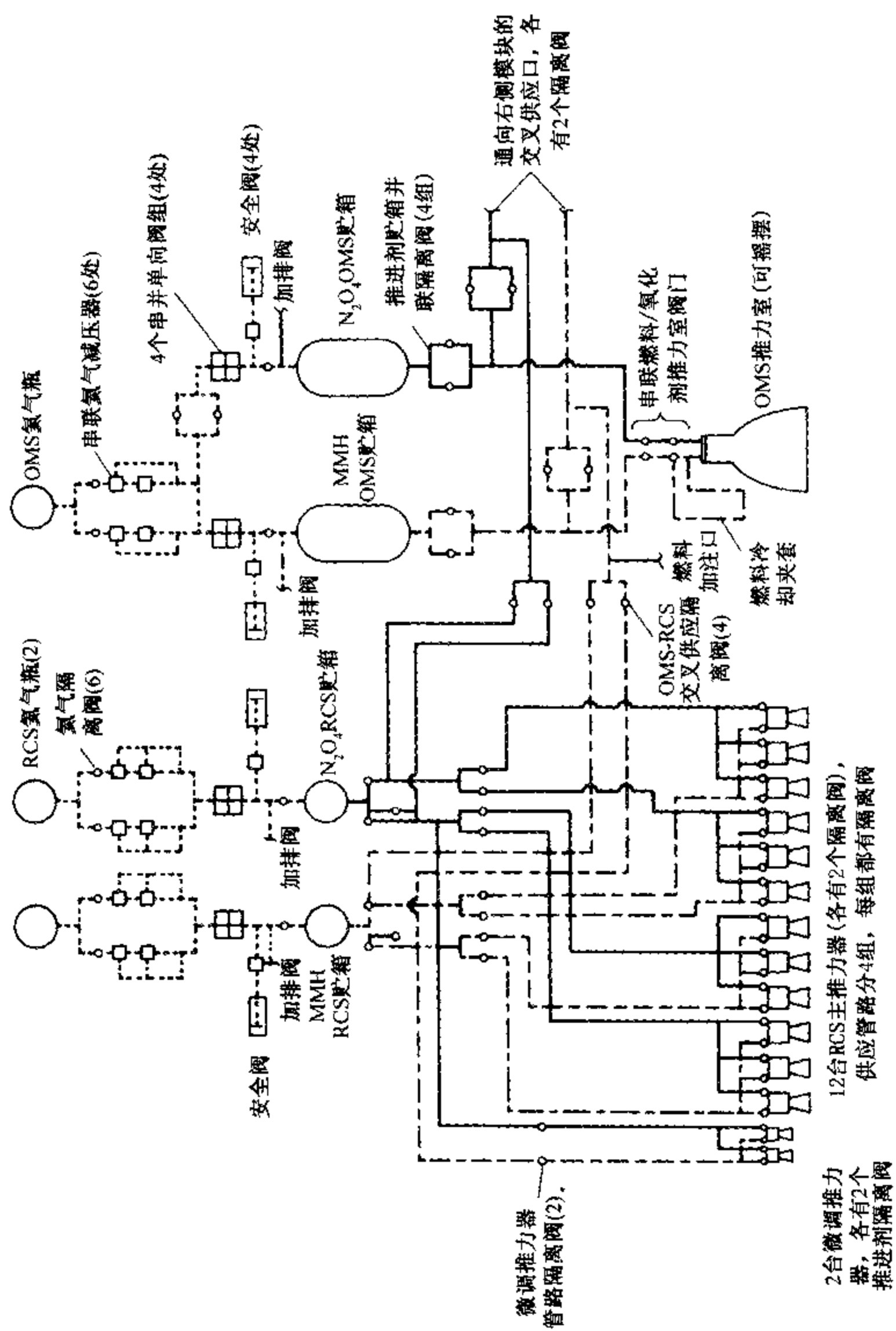


图6-4 航天飞机轨道器轨道机动系统(RCS)和反作用控制系统(OMS)左后模块推进剂供应系统简图

实线为四氧化二氮, 点划线为一甲基肼, 虚线为高压氮气 (来源: NASA)

该系统采用了各种冗余、各种保证安全性的设备，具有 RCS 推力器自动选择功能和自动控制功能，并能利用很多传感器把系统状态与运行工况显示给乘员，具有手动指令优先功能。其可靠性要求是很严格的。一些关键组件，如所有氮气减压器、推进剂贮箱、部分阀门、约一半推力器都采取了冗余设计。若某个组件失效，另一组件可继续完成任务。在 RCS 中的一个或多个小推力反作用控制推力器需要长时间工作，所需推进剂超出了 RCS 小贮箱的容量的情况下，OMS 可向 RCS 供应最长达 1000 lb 的推进剂。此外，后舱的两个模块之间可以实现推进剂的互相供应。这些设计特征使得在特殊任务或紧急情况下，一部分推力器的总冲可超过其额定设计值。

推进剂贮箱为内部有分隔的不锈钢贮箱，其内有防晃防涡隔板、推进剂集液器和表面张力推进剂管理装置，这种贮箱可使推进剂在任意加注量、姿态和加速度环境（有时为 0 g）下顺利排出。各贮箱都有推进剂剩余量测量装置，同时该装置也能用于检测泄漏。系统采取了安全性措施，在每个阀门处都设置了检漏用的推进剂浓度检测管。在推进剂阀门、某些管路以及喷注器上粘贴了电加热器，以防止燃料冻结或蒸气结冰。

RCS 中一个用于提高安全性和可靠性的典型措施是一装在小推力器上的自动关闭装置，当推力器产生不稳定或室壁烧穿时该装置会关闭推力器。推进剂控制阀上的引出导线缠绕在推力室和喷管上，当推力室发生烧穿时，导线迅速熔断，切断阀门电源，导致阀芯在弹簧作用下关闭而切断推进剂流动。

大多数挤压式供应系统使用减压器保持推进剂贮箱压力，同时也把推力保持在恒定值。若采用压力逐步下降的**落压式系统**，则所需的增压气体质量可大大减小。推进剂在已充入容积扩大的贮箱内的气体的膨胀压力作用下排出。在气体绝热膨胀过程中，贮箱压力和燃烧室压力不断减小。表 6-4 对惰性气体**恒压式系统**和落压式系统进行了比较，目前两种系统都有应用。选择哪种系统取决于具体的应用需求、成本、死重、可靠性和安全性方面的考虑（参见文献 6-4、6-5）。

表 6-4 两种气体挤压系统的比较

类型	恒压式	落压式
压力/推力	基本上恒定不变	随推进剂的消耗而减小
气体贮存方式	单独高压气瓶	充在推进剂贮箱内，气垫大（30%~60%）
所需组件	需减压器、过滤器、气路阀门、气瓶	更大更重的推进剂贮箱
优点	挤压压力恒定，推进剂流量基本恒定， 推力、混合比和比冲近似恒定 混合比控制效果好	系统简单 所需气量少 能减少死重
缺点	稍微复杂 减压器有少量压降 气体贮存压力高 工作时间较短	推力随工作时间下降 有时因混合比控制精度差导致残余推进剂多 推力器需能在很宽的推力范围和一定的混合比范围内稳定工作 推进剂在压力下贮存工作末期比冲稍有降低

有些挤压式供应系统可在出厂前加注好推进剂和增压工质，然后贮存备用。与固体火箭发动机相比，这种可贮存的预包装液体推进剂挤压式供应系统具有可长期贮存和耐

运输振动或冲击的优点。

采用气体挤压供应系统的火箭发动机的推力大小由推进剂流量决定，而推进剂流量则由减压器设定的气体压力决定。这种供应系统的推进剂混合比由液体推进剂管路、冷却夹套和喷注器的流阻控制，通常可采用可变的或可互换的节流元件进行调节。10.6节和例题 10-3 对推力和混合比调节作了进一步讨论。

6.4 推进剂贮箱

在双组元液体火箭发动机系统中，推进剂贮存在一个或多个氧化剂贮箱和一个或多个燃料贮箱内。当然，单组元火箭发动机系统只有一组推进剂贮箱。另外可能还有一个或多个高压气瓶，气体将用于贮箱增压。贮箱的布局方式很多，可以利用其设计方案来控制飞行器重心位置的变化。图 6-5 画出了典型的布局方式。因为贮箱是要上天飞行的，其重量非常重要，因此贮箱材料备受重视。常用的贮箱材料有铝、不锈钢、钛、合金钢和带致密薄壁金属内衬（防止增强纤维壳体微孔泄漏）的纤维增强塑料。

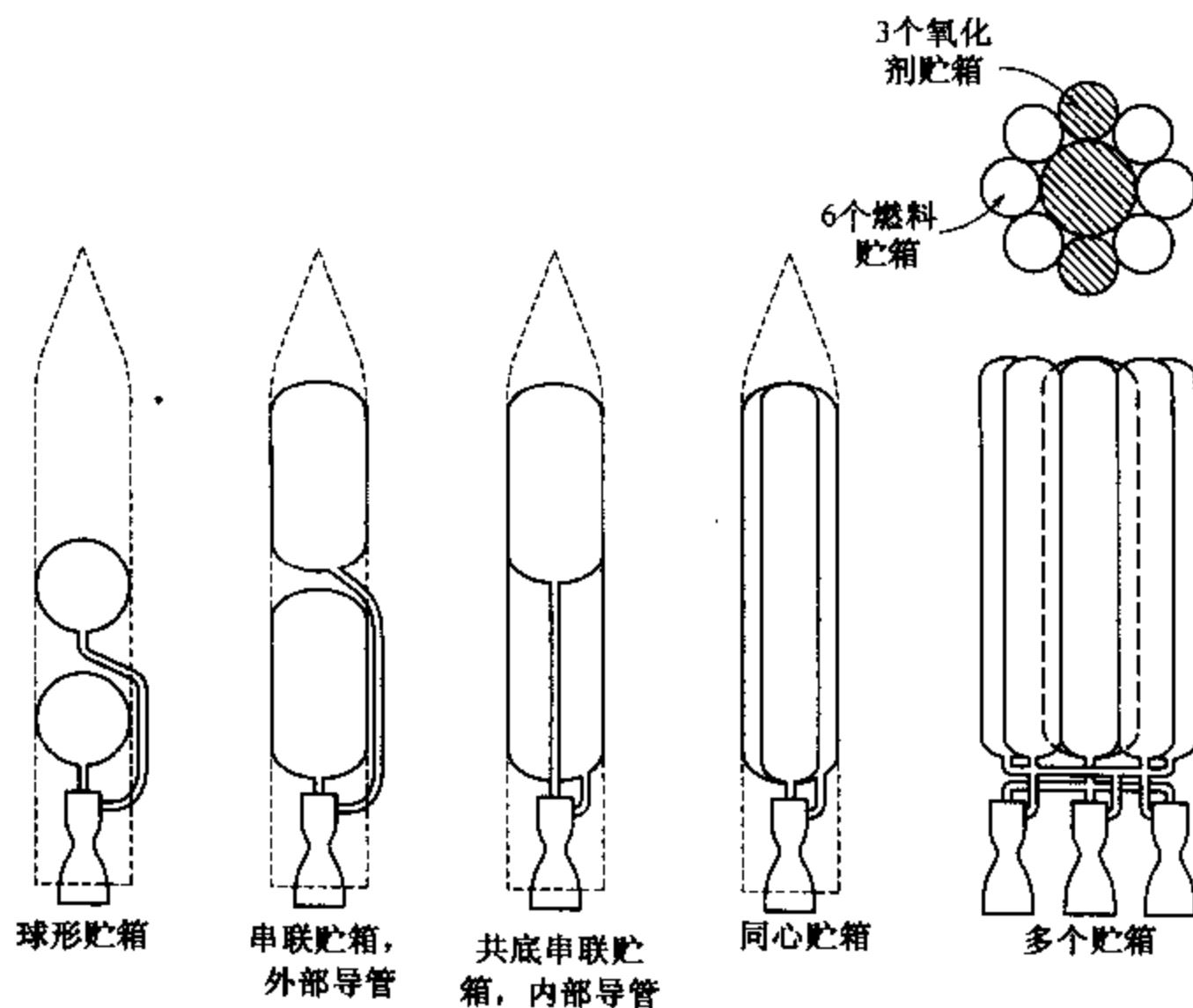


图 6-5 大型泵压式液体火箭发动机贮箱的典型布局

密封贮箱内推进剂以外的气体容积称为气垫。这部分空间是必需的，它用于缓冲推进剂的热膨胀、收集原先溶解在推进剂内的气体或者收集推进剂在贮存期间缓慢反应产生的气态产物。视具体贮存温度范围、推进剂热膨胀系数和应用的不同，气垫一般为贮箱容积的 3%~10%。一旦推进剂加注到贮箱内，气垫的容积（密封贮箱还有压力）将

随推进剂温度的变化而变化。

贮箱和/或推进剂管路的**排放效率**为能排出的或可用的推进剂量与初始总推进剂量之比。典型值为 97%~99.7%。损失掉的是黏结在管路、连接件和阀门的沟槽和角落里的不可用推进剂，这些推进剂湿润了壁面、被表面张力吸住或陷在仪器接头内。该**残余推进剂**无法用于燃烧，须作为死重考虑，故引起飞行器质量比稍有下降。在贮箱和管路系统设计时需考虑尽量减少残余推进剂。

贮箱（以及气瓶）的最佳形状是球形，因为在容积一定的情况下球形贮箱的重量最轻。小的球形贮箱或气瓶常用于反作用控制系统，在那里它们可与其他设备一起安装。不过，对于主推进系统而言，采用大球形贮箱对飞行器的空间利用效率不利。这些大容量的贮箱通常与飞行器主结构或机翼结合在一起。多数是两端为半球的柱形结构，其形状是不统一的。下一节将详细讨论贮箱增压。

装填低温推进剂时，贮箱壳体温度被冷却到远低于外界空气温度，导致发射前空气中的水蒸气凝结在贮箱外部且通常还会结成冰。结冰是不希望的，因为这将增加飞行器死重，还会引起阀门故障。此外，初始飞行段冰块从飞行器上的抖落或脱落会对飞行器造成破坏，例如，航天飞机低温贮箱上的冰块会撞上轨道器。

为延长贮存时间，低温贮箱一般是绝热的。外部多孔绝热层必须加以密封，以防水汽凝结在绝热层内部。若贮箱装填液氢，则其外部的空气会被液化甚至冻结。即使采用很厚的绝热层和低导热系数的贮箱支撑结构，也不可能阻止低温液体的不断蒸发。即使贮箱采用了良好的绝热措施，低温推进剂还是会在贮存期间缓慢蒸发，因此不可能在不补加的情况下在飞行器上贮存哪怕一周以上。对于需贮存或工作更长时间的飞行器，必须使用可贮存推进剂组合。

在把温度很低的低温推进剂加注到上天贮箱里之前，必须把贮箱内的空气排空，以免形成固态空气颗粒或水汽冻结。这些冻结颗粒会堵塞喷注孔、冻结阀门或使阀门关不严。贮箱、管路、阀门在装填低温液体前需进行预冷或降温，以免液体剧烈沸腾。通常是让开始一部分低温液体去吸收温度还比较高的各组件的热量，这部分推进剂然后蒸发、通过相应的放气阀排出。

若贮箱或任一段充有低温液体的管路密封时间延长，从其他温度为环境温度的组件传过来的热量会引起液体蒸发，从而大大增加压力，直至超过容器的强度极限（参见文献 6-7）。这种自增压会引起任务失败，通常是严重的泄漏甚至爆炸。因此在发射台停放期间，所有低温贮箱和管路系统均要装上泄压装置（如破裂膜片或安全阀）进行排气，让蒸发掉的推进剂从容器里排出。若要在空间（或地面）长期贮存低温推进剂，则必须采用某种动力制冷系统把蒸气重新凝结，减少蒸发损失。临射前贮箱要进行补加或补满，以替补蒸发掉的推进剂。在临射前贮箱增压后，推进剂沸点通常稍有提高，低温液体在发动机工作的几分钟内可以吸收别处传过来的热量。

液体推进系统中有以下几类容器：

（1）用于挤压式供应系统的贮箱，其平均工作压力通常为 1.3~9MPa。这些贮箱的壳体较厚，重量较重。

（2）用于装填高压气体（排放推进剂用）的气瓶，其压力更高，一般为 6.9~69MPa。为减轻死重，这些气瓶一般是球形。几个小的球形气瓶可连在一起，便于在有

限的飞行器空间内安装。

(3) 用于泵压式供应系统的贮箱，需对其略微增压（以防泵汽蚀，将在 10.1 节解释），其平均压力为 $0.07 \sim 0.34 \text{ MPa}$ 。由于压力低，故贮箱壁厚小，因此泵压式供应系统的贮箱相对较轻。

液体推进剂贮箱在有侧向加速度、无重力或负加速度飞行情况下很难排空。在这些情况下工作需采用专门的装置和特殊类型的贮箱。下面叙述一些必须加以解决的问题。

飞行器在飞行时的振荡和侧向加速度会引起贮箱内液体的晃动，就像摇动一杯水。例如，对于防空导弹，其侧向加速度会很大，会激起晃动。典型的晃动分析可参见文献 6-8、6-9。但贮箱半空时，晃动会引起贮箱出口露空，导致气泡进入推进剂管路。这些气泡会给推力室燃烧带来很大的问题。因此，要避免发生推进剂夹气或贮箱出口露空现象。晃动还会引起飞行器重心偏移，给飞行控制带来难题。

起涡现象也同样会造成气体进入贮箱出口管路，该现象类似于浴缸排水管的哥氏力效应。若飞行器在飞行过程中旋转，这种现象会增强。通常，适度侧向加速度的贮箱一般采用一组内部隔板来减小晃动和起涡的幅度。在有多个方向、较大的加速度或自旋（离心）加速度的情况下，利用正排装置可阻止气体进入推进剂管路。起涡和晃动现象都会大大增加不可用推进剂或残余推进剂，从而使飞行器性能下降。

在无重力空间环境下，半空贮箱内的液体会四处飘浮，不会一直覆盖贮箱出口，因此会使气体进入贮箱出口和液体管路。图 6-6 表明，气泡没有方向性。已研制了多种装置来解决这个问题：即**正排装置**和**表面张力装置**。正排装置方案有可移动的活塞、可膨胀柔性囊和薄的柔性金属膜。表面张力装置依靠表面张力使液体覆盖在贮箱出口上。

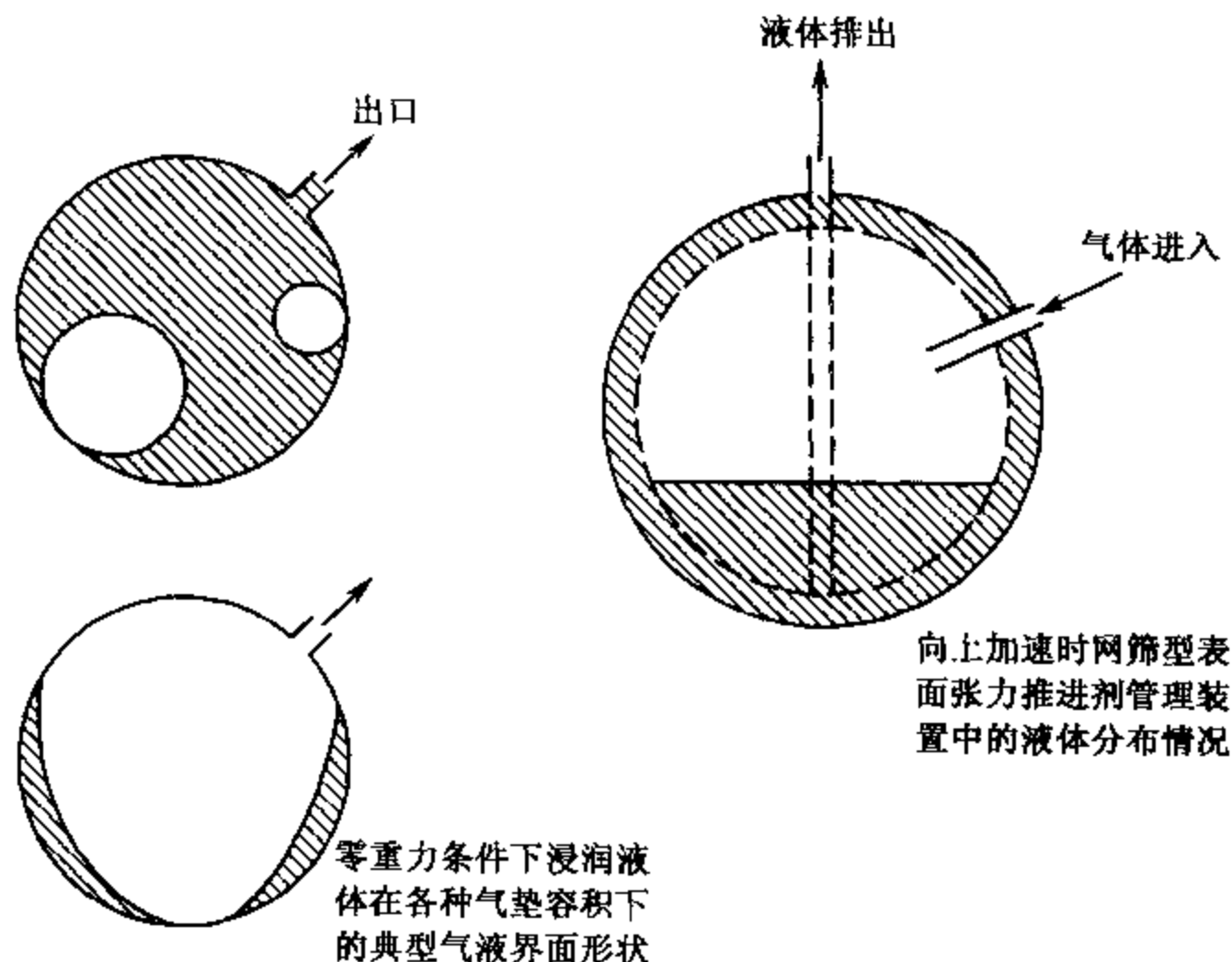


图 6-6 零重力环境下飘浮的气泡，表面张力装置可使液体覆盖贮箱出口

有几种基本类型的正排装置已成功地用于挤压式供应系统的推进剂贮箱，表 6-5 对其进行了比较，图 6-7 画出了使用这些装置的简单贮箱。这些装置从物理上把贮箱内的增压气体与液体推进剂隔离。隔离是出于以下原因：

(1) 防止增压气体溶解在推进剂里。增压气体的溶解会降低推进剂浓度、密度以及比冲，导致增压低效。

(2) 热气和反应性气体（由燃气发生器产生）也可用于增压，它们可减小增压系统质量和体积。气液物理隔离能防止热气与推进剂之间的化学反应、防止气体溶解在推进剂里、减少传给液体的热量。

(3) 在一些情况下，装填有毒推进剂的贮箱在排放时不能溢出任何有毒液体推进剂或其蒸气。例如，在维护可重复使用火箭时，在贮箱泄压时不能排出或溢出有害物质。

表 6-5 航天器贮箱推进剂排放方法的比较

选择准则	正排装置					表面张力网
	单层半球形橡胶膜	可膨胀双层球形橡胶囊	可折叠半球形金属膜	活塞或膜盒	翻卷膜	
应用历史	广泛应用	广泛应用	有限应用	广泛应用于大加速度飞行器	有限应用	广泛应用
归一化重量	1.0	1.0	1.25	1.2	1.0	0.9
排放效率	极高	高	高	极高	很高	高/中
最大侧向加速度	低	低	中	高	中	最低
重心控制	差	有限	好	极好	好	差
使用寿命	很长	很长	很长	较长	未验证	很长
飞行前检测	检漏	检漏	检漏	检漏	检漏	无
缺点	化学品质降低	化学品质降低；只适用于少数形状的贮箱	压降大；只适用于某些形状的贮箱；重量大	密封性差；活塞密封公差极小；重	焊接检测难；会与壁面粘连；可能降低化学品质	限于小加速度使用

活塞正排装置能精确控制重心且重心位置可知。这对于侧向加速度很高的飞行器（如防空导弹或反导导弹）是很重要的，这种飞行器的推力矢量须穿过重心。若重心掌握得不确切，飞行器上可能产生意外的转动力矩。此外活塞还能抑制晃动或起涡。

表面张力装置采用毛细张力把液体推进剂供应到贮箱出口管路。这种装置（见图 6-6）通常用非常细（300 目）的不锈钢编织网做成方形通道或其他形状（参见文献 6-10、6-11）。这些网装在靠近贮箱出口的地方。某些贮箱采用了许多管状通道把贮箱各处空间连接到出口管集液器上。这些装置在相对较小的加速度环境下工作性能是最好的，此时表面张力能克服惯性力。

表面张力网、隔板、集液器和气泡收集器组合在一起称为**推进剂管理装置**。图 6-6 和 6-13 中的贮箱里含有这些装置，但没有详细画出。

飞行器在无重力飞行过程中，当突然受到一个较大的推力而加速时，半空贮箱内液

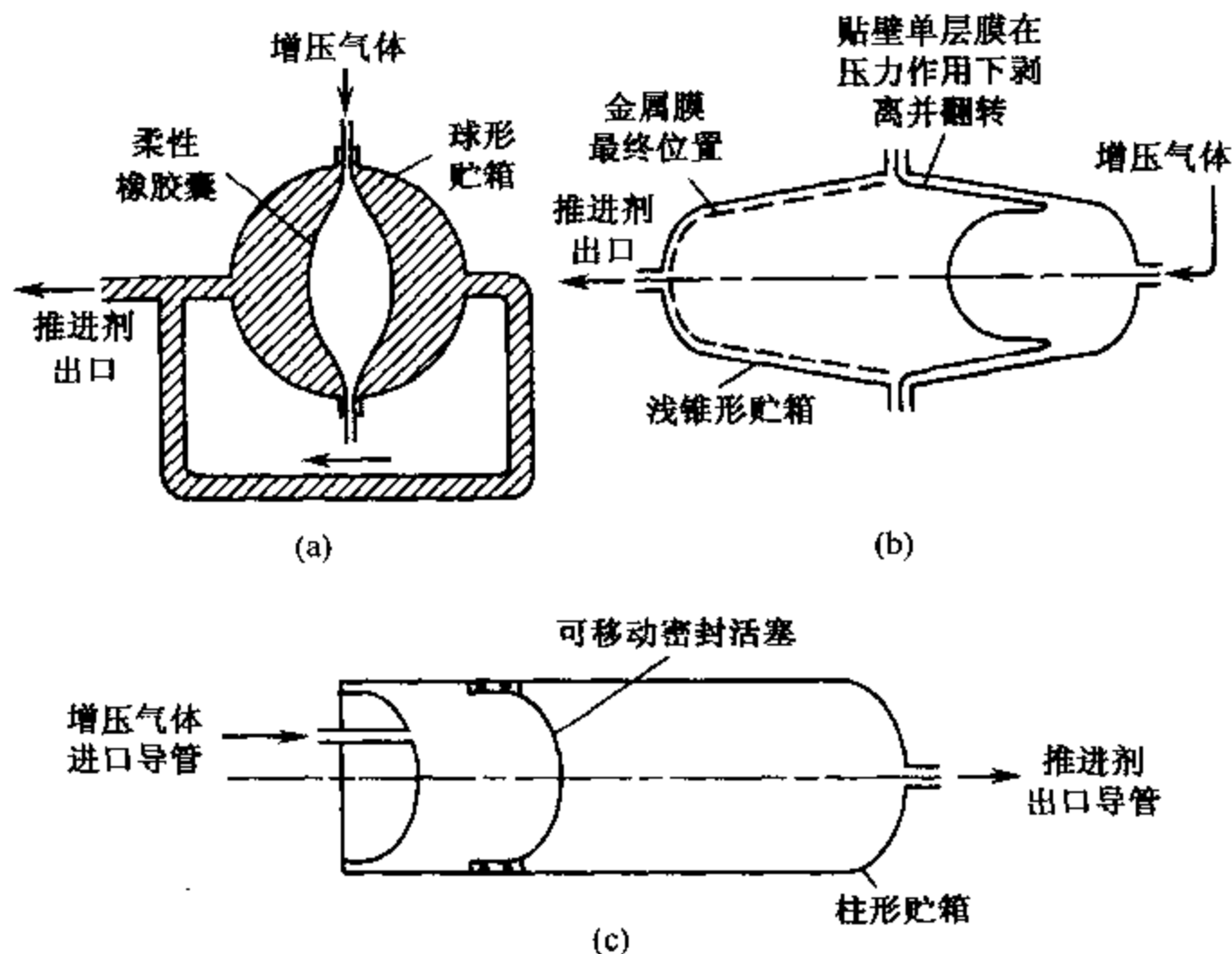


图 6-7 三种正排推进剂贮箱方案：(a) 可膨胀双面囊式贮箱；(b) 可翻卷膜贮箱；(c) 活塞式贮箱。在贮存期间，当推进剂容积随外界温度的变化膨胀或收缩时，活塞或膜也将随之移动，气垫容积随之变化

体的强烈晃动和液体位置的突然变化会给贮箱以及飞行器施加一个较大的力。这个力可能是很大的，引起贮箱破坏。这种力的大小与贮箱形状、隔板、气垫容积及其初始位置、加速度大小和方向有关。

6.5 贮箱增压

挤压式供应系统与泵压式供应系统这两类系统都需要有贮箱增压用的子系统。第一类供应系统中贮箱压力通常为 200~1800 psi，第二类系统为 10~50 psi（表压）。文献 6-1、6-3~6-5 对此作了较详细的描述。惰性气体（如氮气和氦气）增压是最常用的增压方法。在泵压式系统中，贮箱需要一个较小的正压以避免泵的汽蚀。对于低温推进剂，这个压力通过加热和蒸发一小部分从泵高压出口抽取的推进剂然后把蒸气输入贮箱来获得，如图 1-4 所示。这是一种低压气体供应系统。

增压气体不能凝结，也不能溶解于液体推进剂，因为这样会大大增加所需的增压剂质量和增压系统硬件的死重。例如，增压用的氮气会溶解于四氧化二氮或液氧，降低氧化剂的浓度和密度。一般来说，增压液氧所需的氮气是增压同样压力下同样体积的水所需氮气的 2.5 倍。因此，氧和四氧化二氮一般采用溶解度很低的氮气增压。增压气体绝不能与推进剂发生化学反应。此外，增压气体不能含水蒸气，因为水蒸气会与某些推进剂反应或降低其浓度。

在低温液体上面的增压气体通常温度要比液体的温度高。热量从气体传给液体，使气体降温，密度增加，因此即使气体没有溶解到液体推进剂里，也需要大量的增压气体。若飞行时贮箱内晃动或飞溅较大，则气体温度会下降得很快，导致贮箱内压力不稳定。

化学增压是把少量的燃料或其他合适的、能自燃的化学品喷入氧化剂贮箱（或反过来），贮箱内推进剂燃烧产生增压气体。理想情况下这种增压系统非常小、非常轻，但实际上由它产生的贮箱压力通常稳定性较差，因为不规则的燃烧、飞行器机动时推进剂晃动引起的高温气体的急剧降温都会引起贮箱压力飘忽不定。该问题可通过用一活塞或柔性囊把热燃气与液体推进剂从物理上隔离而解决。若热燃气由固体推进剂燃气发生器或单元推进剂分解（代替高压气体）产生，则气体与增压系统死重可大大减少。热气增压（来自肼催化分解）的单元肼系统已成功地用于中等寿命的推进系统。

图 6-8 所示的紧凑的实验型预包装液体推进剂火箭发动机是比较独特的。它采用了凝胶剂以提高推进剂的安全性和密度（参见 7.5 节和文献 7-11）、固体推进剂用于推进剂贮箱增压、两个同心环形活塞（正排），具有推力调节和多次启动能力。它可用于导弹射前或射后的目标跟踪、减速、目标搜索、巡航、机动或加速到很高的末速度。这个由 TRW 研制的独特的实验发动机曾在正规陆军的机动发射架上发射过。

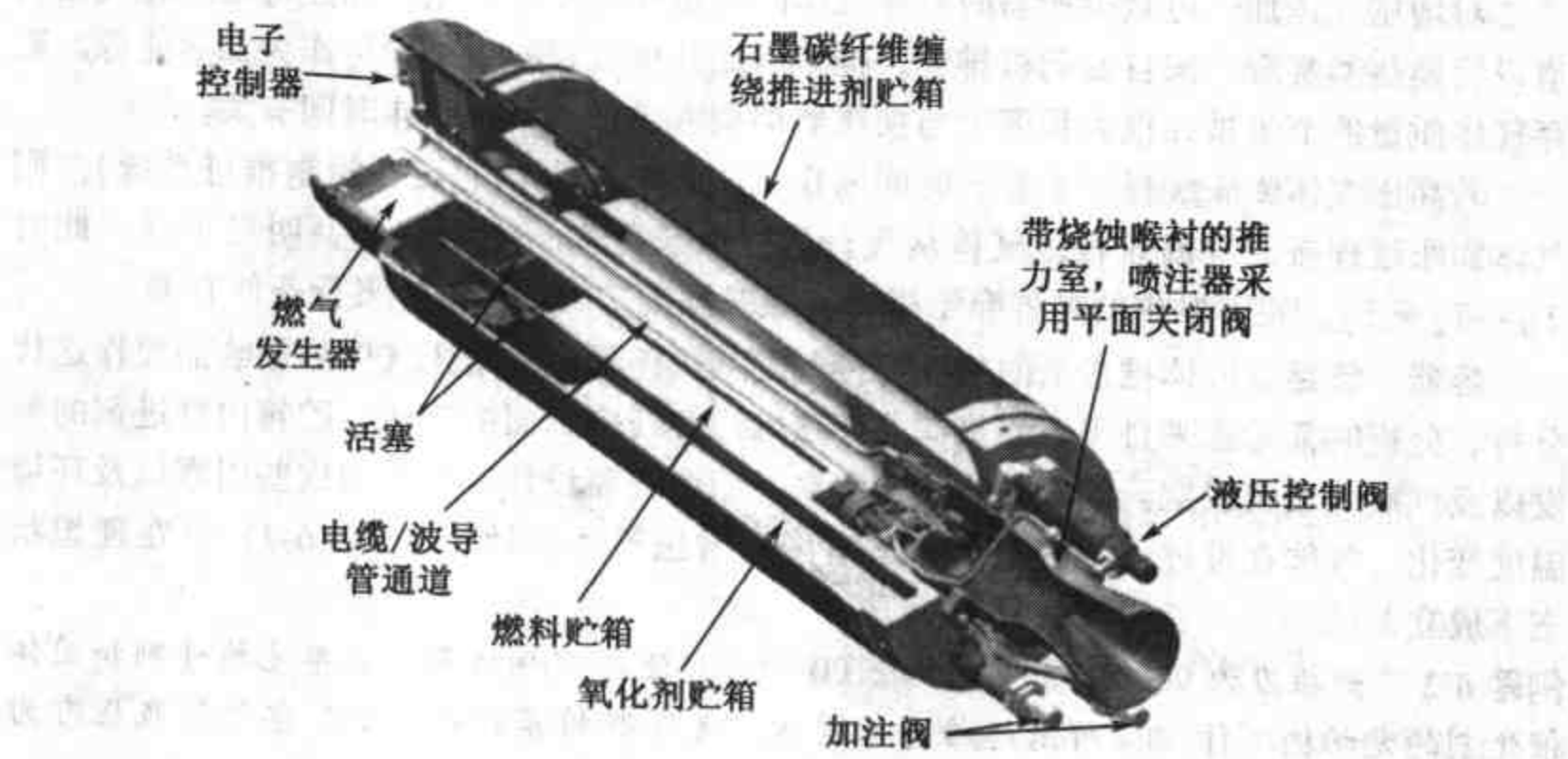


图 6-8 用于快速机动地地导弹的实验型、紧凑、预包装、挤压式二元火箭发动机简图。推进剂为胶体红烟硝酸和胶体一甲基肼。固体推进剂燃气发生器提供贮箱增压气体，燃气用活塞与推进剂隔离。同心环喷注器可进行多次启动、推力调节和关机。发动机长 23.5in，直径 6in（TRW 公司 Space and Electronics Group 提供）

增压气体质量计算

增压气体的主要功能是把推进剂从贮箱排出。在某些推进系统方案中，少量增压气体还有其他功能，如开关阀门和控制。最先从高压气瓶排出的气体的温度等于环境温

度。若高压气体迅速膨胀, 则气瓶内剩余的气体基本上经历一个等熵膨胀过程, 气体温度持续下降; 最后排出的一部分增压气体的温度要远低于环境温度, 它迅速地从气瓶壳体与管路吸收热量。焦耳-汤姆孙效应将导致温度进一步有一个小的变化。

在能量守恒基础上, 可对推进剂贮箱增压进行简化分析。假设过程为绝热 (气体与壳体壁面无传热)、理想气体、管路和贮箱中的初始气体质量忽略不计。气瓶初始条件用下标 0 表示, 瞬时条件用下标 g 表示, 贮箱内的条件用下标 p 表示。推进剂排出前后气体的能量为

$$m_g c_v T_g + m_p c_v T_p + p_p V_p = m_0 c_v T_0 \quad (6-5)$$

气体移动推进剂所做的功为 $p_p V_p$ 。利用式 (3-3) ~ (3-5), 可得到气体初始质量 m_0 。

$$c_v p_g V_0 / R + c_v p_p V_p / R + p_p V_p = m_0 c_v T_0$$

$$m_0 = (p_g V_0 + p_p V_p k) / (R T_0) \quad (6-6)$$

上式可表示为

$$m_0 = \frac{p_g m_0}{p_0} + \frac{p_p V_p}{R T_0} k = \frac{p_p V_p}{R T_0} \left(\frac{k}{1 - p_g / p_0} \right) \quad (6-7)$$

上式右侧第一项为排空加满推进剂的贮箱所需的气体质量, 假设气体温度保持在初始贮存温度 T_0 。第二项为贮存气体的可用性, 它与气体膨胀比有关。

对增压气体加热可减少所需的贮存气体的质量和气瓶的质量, 加热可通过在气路管道设置换热器实现。来自发动机排气、推力室或其他装置的热量均可作为加热能源。贮存气体质量的节省量在很大程度上与换热器类型、设计方案及工作时间有关。

若高压气体膨胀缓慢 (如在长时间内作多次短脉冲工作的姿态控制推进系统), 则气体膨胀过程接近等温过程, 气体从飞行器吸收热量, 气体温度不会明显下降。此时 $T_0 = T_g = T_p$ 。实际发生的过程介于绝热与等温过程之间, 与具体飞行条件有关。

容器、管路、液体推进剂的加热与冷却及其具体量值对增压气体的影响需要作迭代分析。分析时需考虑来自飞行器热源的传热效应、任务剖面的变化、贮箱内推进剂的蒸发以及气瓶向大气或空间的散热, 相当复杂。因此气瓶设计时需要为这些因素以及环境温度变化、气体在推进剂中的溶解考虑适度的增压气体余量。故式 (6-7) 只在理想状态下成立。

例题 6-2 一推力为 9000 N、室压为 2.00 MPa、使用 90% 过氧化氢单元推进剂和固体催化剂的发动机工作 30 s 所需的推进剂增压空气气瓶的容积是多少? 空气气瓶压力为 14 MPa, 推进剂贮箱压力为 3.0 MPa。残余推进剂为 1.20%。

解 排气速度为 1300 m/s, 由式 (3-42) 可得所需的推进剂流量 ($\zeta_d = 1.06$)

$$\dot{m} = \zeta_d F / c = 1.06 \times 9000 / 1300 = 7.34 \text{ (kg/s)}$$

所需的推进剂总量为 $m = 7.34 \text{ kg/s} \times 30 \text{ s} \times 1.012 = 222.6 \text{ kg}$ 。90% 过氧化氢的密度为 1388 kg/m^3 , 故推进剂容积为 $222.6 / 1388 = 0.160 \text{ (m}^3\text{)}$ 。考虑 5% 的气垫和残余推进剂, 根据式 (6-7) 可得排出推进剂所需的空气质量 ($R = 289 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$; $T_0 = 298 \text{ K}$; $k = 1.40$)

$$m_0 = \frac{p_p V_p}{R T_0} \frac{k}{[1 - (p_g / p_0)]} = \frac{3.0 \times 10^6 \times 0.16 \times 1.05 \times 1.4}{289 \times 298 \times [1 - (3/14)]}$$

$$= 10.4 \text{ (kg)}$$

再考虑 5% 的余量, 高压气瓶的容积为

$$V_0 = m_0 R T_0 / p_0 = 1.05 \times 10.4 \times 289 \times 298 / (14 \times 10^6) \\ = 0.067 \text{ (m}^3\text{)}$$

6.6 泵压式供应系统及发动机循环

图 1-4 简要画出了一种泵压式火箭发动机的主要组件。这种发动机用泵提高推进剂的压力, 泵由涡轮驱动。涡轮的功率来自于热气的膨胀。对于运载火箭主推进级和上面级主推进系统、远程导弹、过去的飞机助推发动机, 采用带涡轮泵的发动机更为合适。在这些推力大、工作时间长的应用中, 泵压式发动机一般比其他类型的发动机轻。火箭发动机的硬件死重 (不包括贮箱) 基本上与工作时间无关。图 6-1、6-9 给出了这种发动

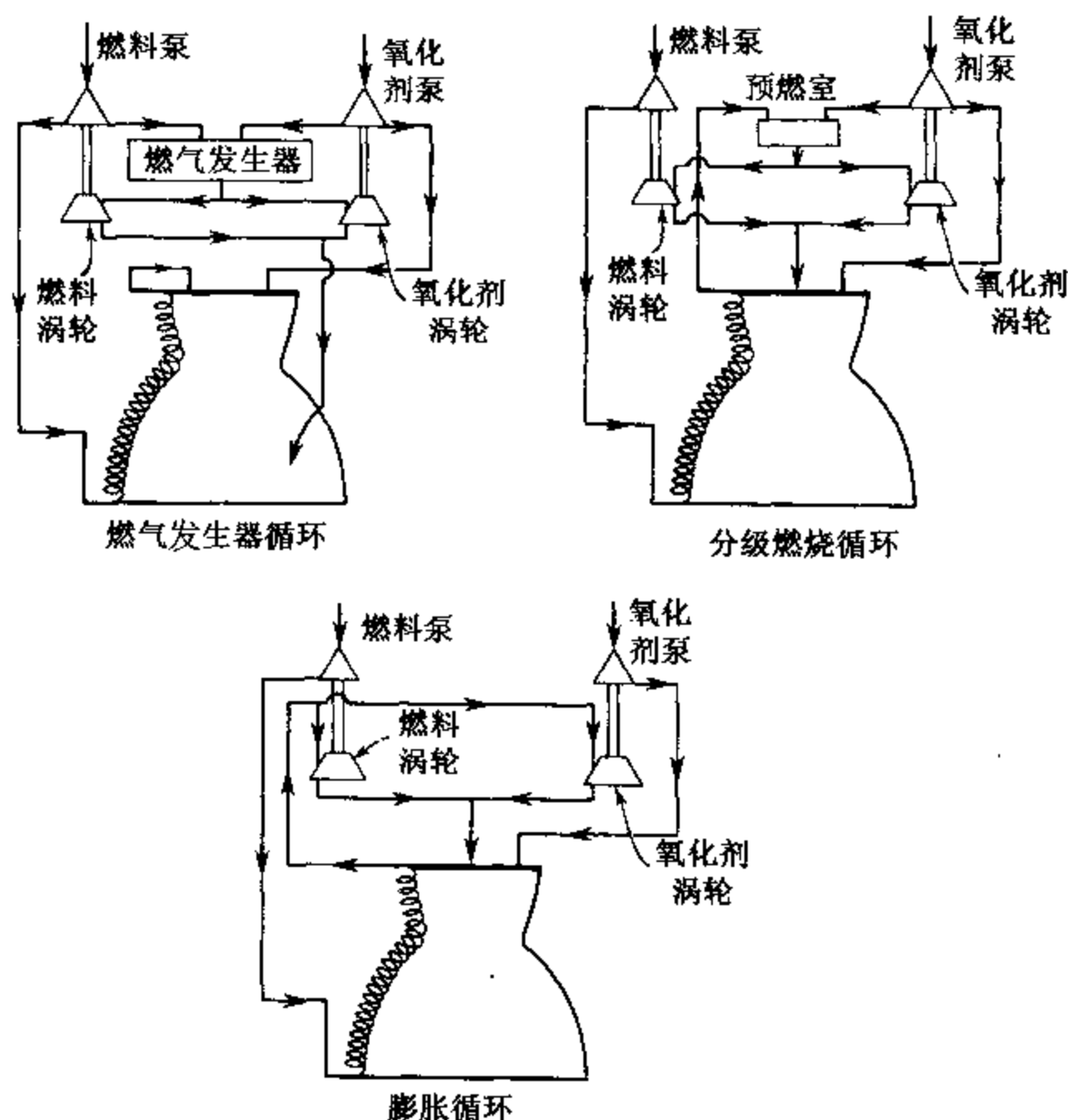


图 6-9 三种液体火箭发动机泵压式供应系统循环方式简图。螺旋线表示吸收热量的轴对称冷却夹套

机的例子, 另外还可参见文献 6-1、6-2 和 6-6。在用于飞机助推时, 发动机泵可直接由喷气发动机驱动, 文献 6-12 对此作了描述。设计师可根据具体应用从图 6-2 所画的泵

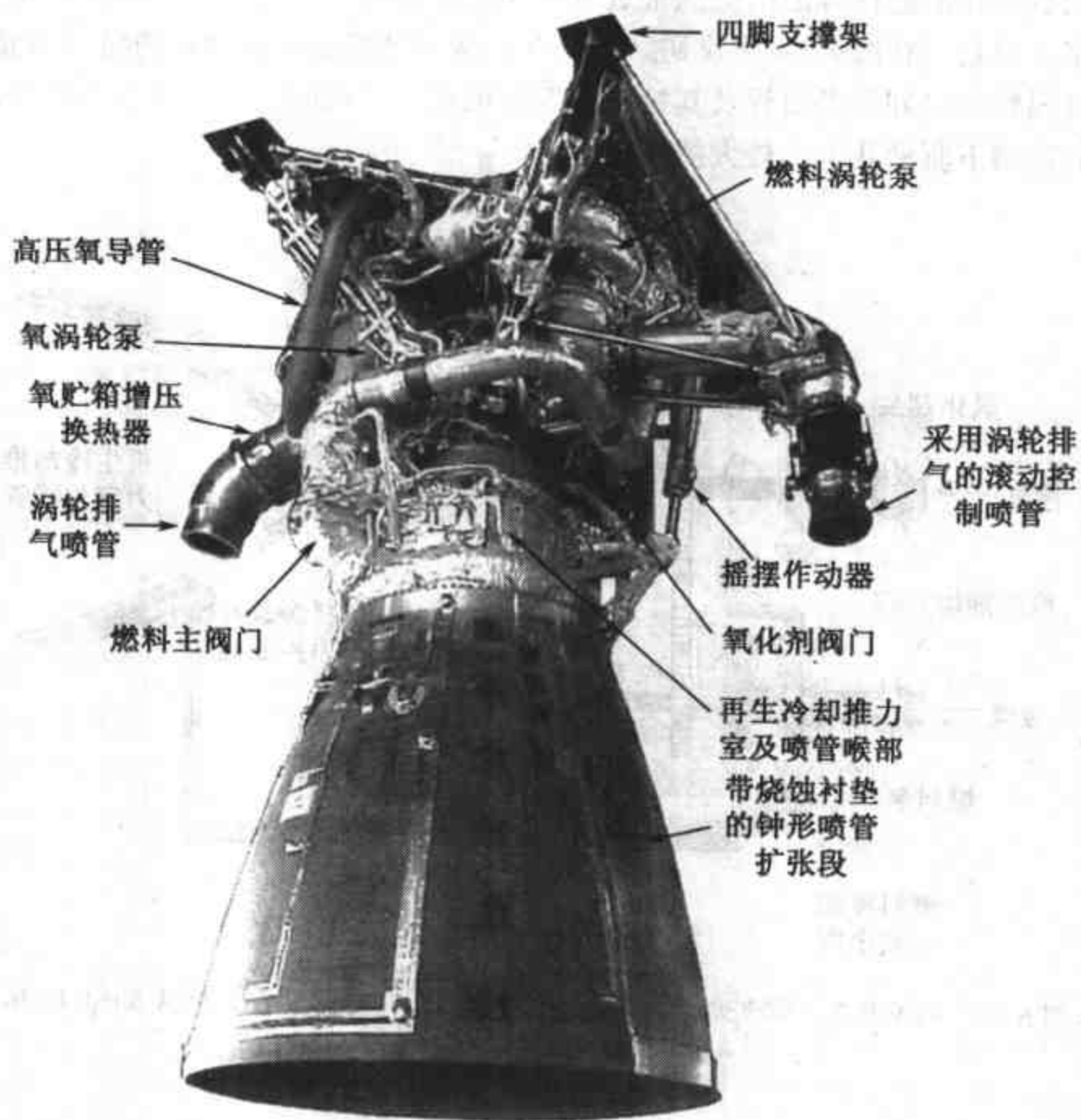
压式供应系统方案中选择最合适的方案。

泵压式发动机的**发动机循环**描述了推进剂在发动机主要组件中的具体流动路径、一个或多个涡轮的热气供应方法以及涡轮排气的处理方式。循环方式有**开式循环**和**闭式循环**两种。开式循环是指涡轮工作流体经涡轮喷嘴膨胀后排到发动机外，或排到远离喷管喉部的喷管扩张段某处。在**闭式循环**或**抽气循环**中，所有涡轮工作流体均注入发动机燃烧室，以最大程度地利用其剩余能量。闭式循环中涡轮排气的膨胀压比为主推力室喷管的压比，故其性能稍高于开式循环，在开式循环中排气膨胀的压比相对较小。发动机总体性能差距对于比冲一般为1%~5%，反映到飞行器性能上则差距更大。

图6-9示意地给出了三种最常见的循环方式。文献6-13描述了这些及其他一些循环方式之间的区别。燃气发生器循环和分级燃烧循环可使用大多数常用的液体推进剂。膨胀循环最好采用液氢作为推力室冷却剂而形成的蒸气，因为氢是一种极好的吸热介质，且它不会分解。图6-9示出的各种循环中，燃料和氧化剂采用独立的涡轮泵。实际上燃料泵和氧化剂泵采用同一涡轮驱动也是可行的，有时还能减少硬件质量、体积和成本。“最佳”的循环方式需在任务、现有发动机的适应性、具体飞行器的评价准则的基础上作出选择。各种应用、发动机循环或优化目标（如最大射程、最低成本或最大有效载荷）都存在一个最佳室压和最佳混合比。

在**燃气发生器循环**中，涡轮进口气体来自一独立的燃气发生器。它的推进剂可由独立的贮箱供应，也可从主推进剂供应系统中抽出。这种循环方式相对比较简单，液路管道和泵的压力相对较低（这样能减少发动机死重）。这种发动机的比冲要低于膨胀循环或分级燃烧循环的比冲。与闭式循环相比，其涡轮压比相对较高，但涡轮或燃气发生器的流量较小（推进剂总流量的1%~4%）。早期有些发动机利用独立的单元推进剂产生燃气。德国V-2导弹发动机采用了过氧化氢，它通过催化剂分解。一般来说，涡轮排气通过一个或两个独立的小面积比喷管排出发动机（比冲相对较低），如图1-4画出的系统和表10-3所列的Vulcain发动机与RS-68发动机。此外，涡轮排气也可通过喷管扩张段的开口注入主气流，如图6-9所示，这种情况下该排气对喷管出口附近的室壁起到了高温保护作用。两种排气方式都产生了一个额外的小推力。燃气发生器的混合比通常是富燃的（某些发动机中为富氧），这样气体温度就不会太高（一般为90~1350 K），以允许使用不冷却的涡轮叶片和喷嘴出口段。图6-10所示的RS-68发动机采用了简单的燃气发生器循环。该发动机为迄今为止最大的液氢液氧发动机。就像图中数据所表明的，对于燃气发生器循环发动机，推力室本身的比冲总是略高于发动机比冲，而推力室本身的推力总是略低于发动机推力。

在**膨胀循环**中，大部分发动机冷却剂（通常为氢燃料）在流过冷却夹套吸收能量后供给低压比的涡轮。一部分冷却剂（大概为5%~15%）绕过涡轮（图6-3中未画出）后进入涡轮排气，然后所有冷却剂都注入发动机燃烧室，在燃烧室内与氧化剂混合并燃烧（参见文献6-2和6-14）。膨胀循环的主要优点是比冲高、发动机简单、发动机质量相对较小。在膨胀循环中，推进剂全部在燃烧室内完全燃烧并通过发动机排气喷管高效膨胀后排出。



参数	推力室	发动机
海平面最大比冲/s	368	362
真空最大比冲/s	421	415
海平面推力/lbf	640700	650000
真空推力/lbf	732400	745000
混合比	6.74	6.0

图 6-10 采用燃气发生器循环的 RS-68 发动机简图。发动机数据参见表 10-4
(波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

这种循环方式已用于 RL10 氢氧发动机，该发动机已有多个不同型号成功地参加了多种运载火箭上面级的飞行。表 10-3 给出了 RL10-A3-3A 的数据。图 8-19 给出了该发动机的最新改进型、有一可伸展喷管扩张段的 RL10B-2，其数据列在表 8-1 中。它的比冲是迄今为止所有化学火箭发动机中最高的。图 6-11 的 RL10B-2 发动机流动系统图中画出了其膨胀循环过程。氢利用从推力室冷却夹套吸收的热量气化并提高温度，这样氢气就能用于驱动涡轮，涡轮再驱动一个单级液氧泵（齿轮箱传动）和一个两级液氢泵。

用于发动机工作前硬件降温的低温推进剂是通过降温阀进入的。图中未画出冷却推进剂排放管路，但它可在图 8-19 中找到。推力调节是通过控制进入涡轮的氢气流量实现的，室压通过涡轮进口处的旁通管及其控制阀保持恒定。启动时使用氦气作为动力，它在电磁导阀的控制下驱动几个比较大的阀门。

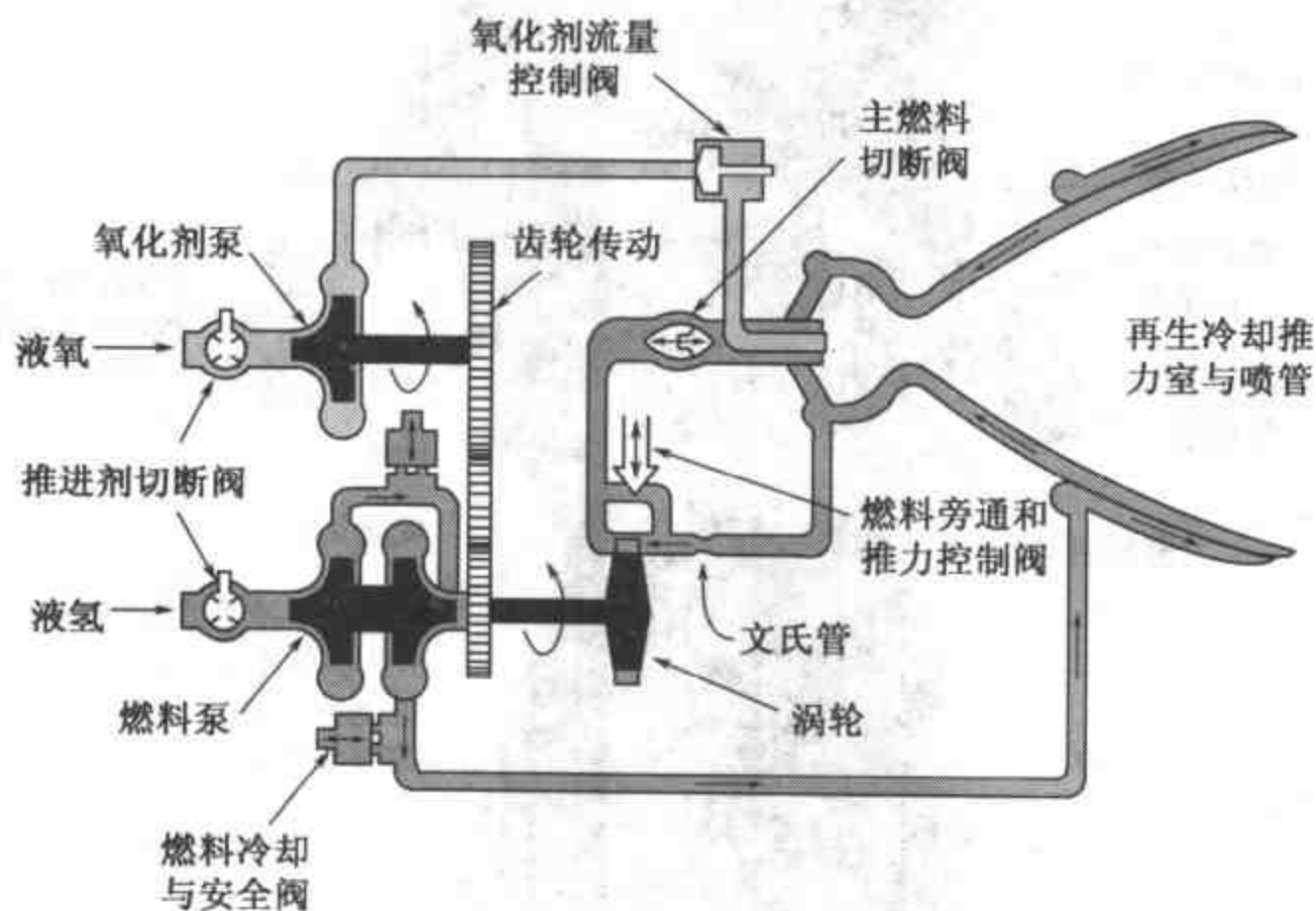


图 6-11 RL10B-2 上面级火箭发动机简要流动图，其数据见表 8-1 (United Tech., Pratt&Whitney Division 提供)

在分级燃烧循环中，冷却剂通过冷却夹套的流动路径与膨胀循环是一样的。在这种循环方式中，全部燃料和部分氧化剂在一高压预燃室（燃气发生器）内燃烧，为涡轮提供高能燃气。涡轮排气全部注入主燃烧室并与其他一部分氧化剂燃烧。这种循环的工作室压很高，从而可减小推力室尺寸。由预燃室和涡轮引起的额外压降导致燃料泵与氧化剂泵的出口压力均要高于开式循环，故需要更重、更复杂的泵、涡轮和管路系统。与开式循环相比，涡轮流量较大、压降较小。分级燃烧循环的比冲最高，但发动机最复杂、最重。相比之下，采用开式循环的发动机比较简单，压力较低，研制成本也较低。如图 6-1 和 6-12 所示，航天飞机主发动机采用了一种分级燃烧循环。该发动机实际上使用了两个独立的预燃室，各自直接安装在独立的主涡轮泵前。此外，还有两个为主泵升压的预压泵，但其涡轮不是由燃气驱动的，其中一个由高压液氧驱动，另一个由氢蒸气驱动。图 9-6 画出了该可重复使用的高压液体推进剂火箭发动机的喷注器，其性能数据列在表 10-1 和 10-3。航天飞机主发动机（使用氢氧推进剂）采用富燃预燃室，RD120 发动机（使用液氧/煤油推进剂）和俄罗斯其他的火箭发动机则采用了富氧预燃室，这可见表 10-5。分级燃烧循环的另一个例子是俄罗斯的 RD253 发动机，全部四氧化二氮氧化剂和部分偏二甲肼燃料在预燃室内燃烧，其余燃料直接注入主燃烧室，如表 10-5 所列。

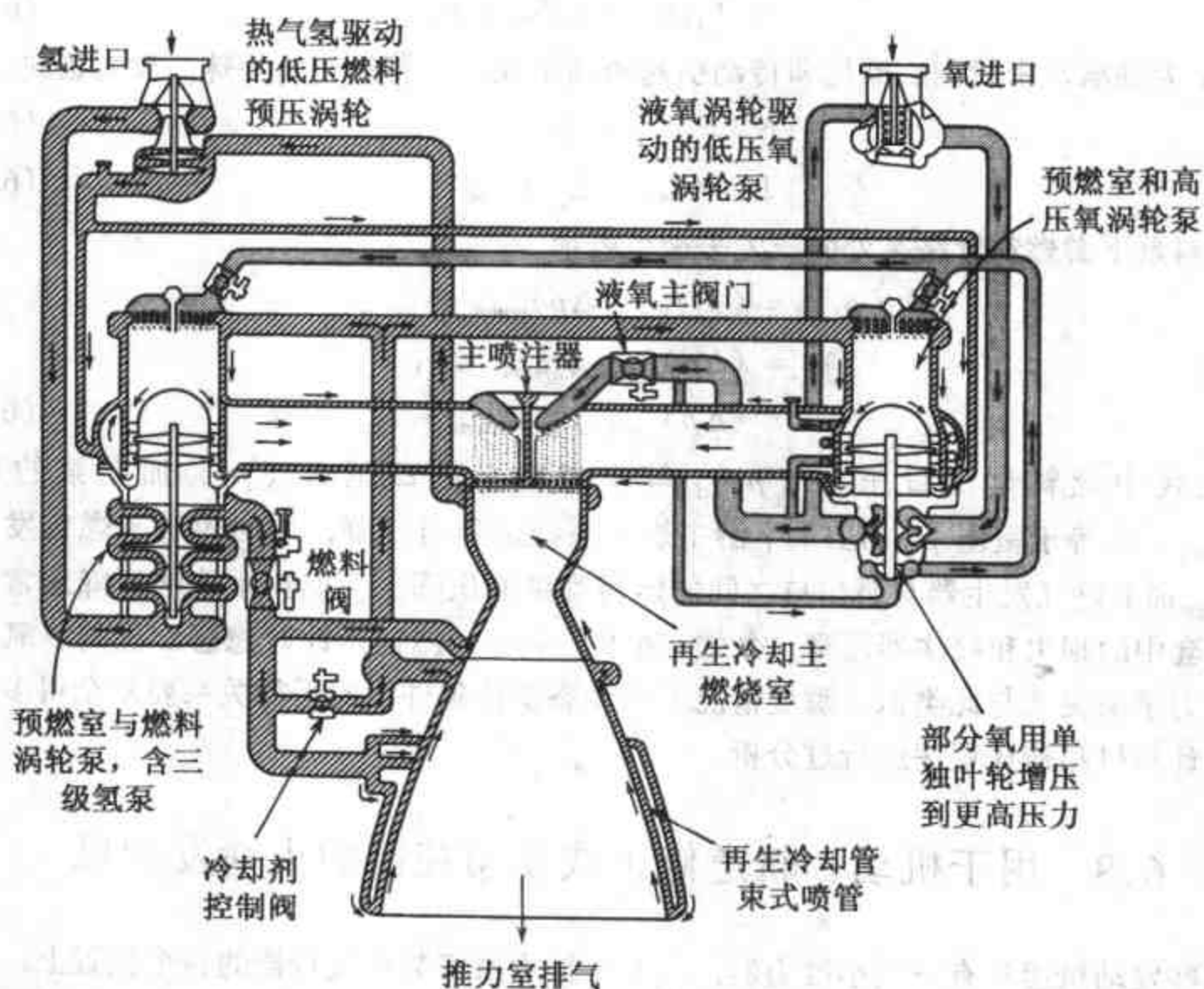


图 6-12 使用液氧液氢推进剂的航天飞机主发动机 (SSME) 分级燃烧循环流动图
(波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

6.7 流量与压力平衡

对图 1-4 所示的燃气发生器循环发动机简要流动图作一分析后, 可很容易地推导出下面的供应系统基本关系式。通过燃料泵和氧化剂泵的流量 $\dot{m}_f$ 和 $\dot{m}_o$ 应该等于相应的通过燃气发生器的推进剂流量 $\dot{m}_{gg}$ 加上通过一个或多个推力室的流量 $\dot{m}_c$ 。在有些循环方式中 $\dot{m}_{gg}$ 为零。

$$\dot{m}_o = (\dot{m}_o)_{gg} + (\dot{m}_o)_c \quad (6-8)$$

$$\dot{m}_f = (\dot{m}_f)_{gg} + (\dot{m}_f)_c \quad (6-9)$$

$$\dot{m}_c = (\dot{m}_o)_c + (\dot{m}_f)_c \quad (6-10)$$

$$\dot{m}_{gg} = (\dot{m}_o)_{gg} + (\dot{m}_f)_{gg} \quad (6-11)$$

涡轮泵中力矩、功率和轴转速应该相互匹配。轴转速 N 的平衡关系可简单地写为

$$N_t = a_0 N_0 = a_f N_f \quad (6-12)$$

式中 a_0 和 a_f 为齿轮传动比。若不采用齿轮传动, 则 $a_0 = a_f = 1$ 。功率平衡意味着涡轮功率 P_T 等于泵和附件消耗的功率。功率可表示为力矩 L 和轴转速 N 的积:

$$\begin{aligned}
 P_T &= L_T N_T \\
 &= L_O N_O + L_f N_f + P_b
 \end{aligned}
 \quad (6-12)$$

式中 P_b 为轴承、密封副、摩擦和传动引起的功率损失。若涡轮泵特殊, 没有齿轮, 则

$$N_T = N_O = N_f \quad (6-13)$$

$$L_T = L_O + L_f + L_b \quad (6-14)$$

燃料泵下游燃料管路某处的压力平衡可表示为

$$\begin{aligned}
 (p_f)_d &= (p_f)_s + (\Delta p)_{\text{pump}} \\
 &= (\Delta p)_{\text{main fuel system}} + p_1 \\
 &= (\Delta p)_{\text{generator fuel system}} + p_{gg}
 \end{aligned}
 \quad (6-15)$$

上式中燃料泵出口压力 $(p_f)_d$ 等于燃料泵进口压力 $(p_f)_s$ 加上泵的压升 $(\Delta p)_{\text{pump}}$, 也等于室压 p_1 加上泵下游主燃料系统的所有压降, 同时也等于燃气发生器室压 p_{gg} 加上燃气发生器与泵出口之间的燃料管路的压降。主燃料系统的压降通常包括冷却夹套中的损失和喷注器压降。公式 (6-8) ~ (6-15) 是针对稳态工况的。氧化剂路的压力平衡关系与此类似。瞬变情况下与动态变化条件下的平衡关系要复杂得多, 但已经用计算机和迭代程序进行过分析。

6.8 用于机动、轨道修正或姿态控制的火箭发动机

这些发动机通常有一组小推力器, 这些小推力器安装在飞行器的各个位置上, 共用一个挤压供应系统, 类似于图 1-3、4-13 或 6-13。与表 6-1 中的大推力主推进系统相对照, 它们称为反作用控制系统或辅助火箭发动机。大多数反作用控制系统采用可贮存液体推进剂, 要求脉冲重复性高、在轨寿命长和/或推进剂加注到飞行贮箱后能长期贮存。图 4-13 表明, 要产生飞行器三轴纯力矩, 需要 12 个推力器。若不需要三自由度转动或力矩可以与一些平移机动相结合, 则所需的推力器个数可减少。这些辅助火箭发动机常用于航天器或导弹的精确飞行弹道控制、轨道修正或姿态控制。文献 6-1 和 6-2 对几种辅助火箭发动机进行了描述。图 6-13 给出了一末期控制火箭发动机的简化流动系统图, 该发动机中较大的一个推力室用于改变速度矢量, 其他八个小推力器用于姿态控制。

4.6 节描述了通常由这些带多个推力室的小型辅助液体火箭发动机执行的各种空间轨道修正机动和卫星位置保持机动。姿态控制在 (运载器的或某一级的) 主推进系统工作时和辅助推进系统工作时均可以执行。例如, 把卫星的望远镜指向特定方向或在飞行器转弯机动时把主推力室转到所需的方向。

实现精确的速度修正或精确姿态的最好方法是采用纯调制, 即以脉冲模式启动某些推力室 (例如, 重复地进行 0.020 s 的工作, 每次停顿 0.020 ~ 0.100 s)。制导系统确定将要执行的机动, 飞行器控制系统给具体推力器发出指令信号, 提供执行该机动所需的脉冲数。小型液体火箭发动机系统是惟一具有这种脉冲工作能力的。一些推力器的脉冲试验次数超过了 30 万次。在脉冲时间特别短的时候, 比冲要降低 5% ~ 25%, 因为在推力建立期间和推力衰减期间 (低室压下) 的性能要低于额定室压下的性能, 且瞬变过程的时间占了脉冲总时间的绝大部分。

反弹道导弹飞行器通常有机动能力很强的上面级。它们在击中目标前的最后的逼近机动时需要相当大的侧向力 (200~6000N)。从方案上讲系统与图 6-13 类似, 但大推力室须与飞行器轴线垂直。图 11-28 示出了一个用于末期机动的类似的系统, 它采用了固体推进剂。

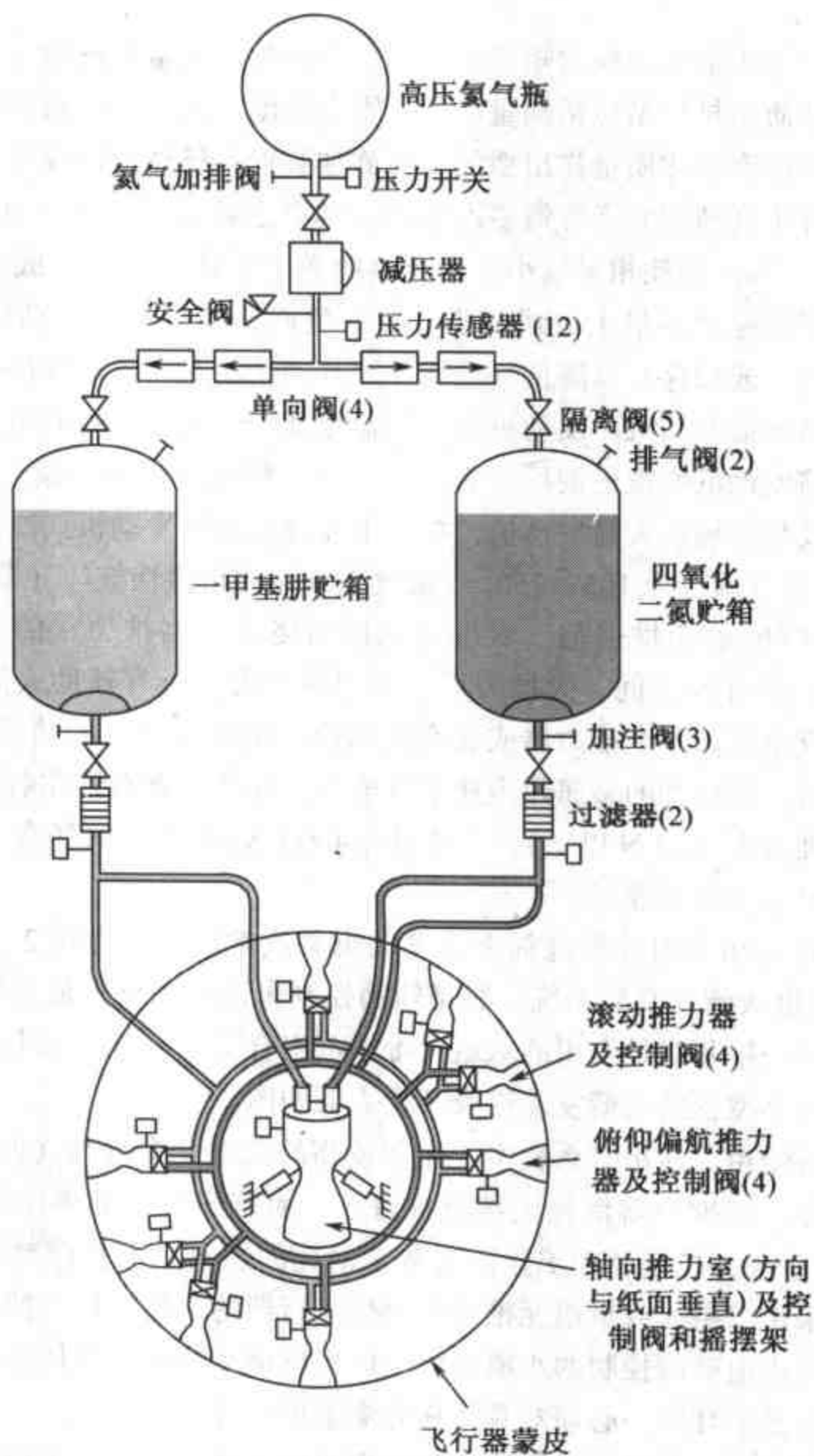


图 6-13 用于 Peacekeeper 弹道导弹第四级的氮气增压、双组元火箭发动机系统简要流动图, 该发动机为多个弹头提供末速度 (方向及大小)。它有一台用于弹道平移机动的较大的摇摆推力室和八台用于三轴姿态控制的有斜切喷管的小推力器 (USAF 提供)

如图 1-13 和 6-4 所示, 航天飞机利用 38 个不同的推力器执行反作用控制, 其中包含了一些重复 (备份或冗余) 的推力器。这些推力器用于各种机动, 如空间轨道修正、位置保持、为再入或肉眼观测而调整航天飞机位置。这些可多次启动的小型火箭发动机同时也用于空间**交会机动与对接机动** (一航天器缓慢接近另一航天器、然后与之锁定, 在对接机动期间不产生过大的撞击力)。这种对接操作需要由一组火箭发动机提供旋转机动和平移机动。

广义上讲, 给航天器施加纯力矩的方法可分为两类: **质量排出型** (火箭发动机) 和 **非质量排出型**。非质量排出型包括动量贮存、重力梯度、太阳辐射和磁场系统。有些卫星同时装有质量排出型和非质量排出型的力矩施加装置。**反作用轮或飞轮** (一种动量贮存装置) 特别适合于高精度的飞行器姿态控制, 其姿态控制偏差低于 0.01° , 飞行器姿态稳定度高于 $10^{-5}^\circ/\text{s}$, 能耗相对较小。飞行器的角动量通过加速 (或减速) 轮子而改变。当然, 当轮子转速达到最大 (或最小) 允许值时, 不能再让电动机继续施加力矩了, 轮子必须减速 (或加速) 以降低 (或增加) 其动量, 在完成这种任务时通常同时也使用小型姿态控制火箭发动机, 发动机为飞行器施加一个反方向的力矩。

用于**辅助火箭发动机**的推进剂可分为三类: 冷气喷射 (也称为惰性气体喷射)、温气或热气喷射以及化学燃烧火箭发动机, 如双组元液体火箭发动机。冷气系统的比冲一般为 $50 \sim 120 \text{ s}$, 温气系统为 $105 \sim 250 \text{ s}$ 。温气系统可使用惰性气体 (带电加热器)、催化分解和/或热分解的单元推进剂。双组元推进剂姿态控制推力室的比冲可达 $220 \sim 325 \text{ s}$, 推力在 5 到 4000 N 之间。大推力用于大型航天器。所有辅助火箭发动机基本上都采用挤压式供应系统、多个推力器或装有快响应、正向关闭式的精密阀门的推力室。许多系统使用小型、无冷却的金属超声速排气喷管, 这些喷管布置在航天器的外围。冷气喷射一般用于推力小 (10 N 以下)、总冲低 (4000 Ns 以下) 的场合。它们曾用于很小的卫星, 通常只用于滚动控制。

小型液体单组元和双组元推进剂火箭发动机装置常用于推力在 2 N 以上、总冲在 3000 Ns 以上的辅助火箭发动机系统。肼是辅助控制火箭发动机中最常用的单组元推进剂, 四氧化二氮和一甲基肼是常用的双组元推进剂组合。下一章有以上三类推进剂的数据, 第十章将给出小型辅助火箭发动机及其推力器的图。

组合系统也有使用。在组合系统中, 比冲较高的双组元推进剂 (如 N_2O_4 和 N_2H_4) 用于较大的推力器, 该推力器消耗大部分推进剂, 而若干简单的单组元推进剂推力器 (比冲值较低) 用于姿态控制脉冲工作, 通常它消耗的燃料只占总燃料的一小部分。另一种组合系统是采用双组元或单组元推力器提供飞行器的速度增量, 抽出一部分增压气体 (如氦气) 通过由电磁阀控制的小喷管排出以提供滚动控制。对特定应用而言, 要确定哪种类型或组合是最佳的, 必须对具体任务需求进行分析。

存在一种特殊的推力器设计方案, 它可使用双组元推进剂, 产生较大的推力, 也可使用单组元推进剂, 产生较小的推力。这对某些航天器应用有好处。一个例子是 TRW 的二次燃烧增强推力器 (SCAT), 该推力器使用肼和四氧化二氮, 可多次启动, 推进剂在喷射前蒸发, 因此燃烧效率很高 (99% 以上), 能在很宽的混合比下工作, 推力可在 $5 \sim 15 \text{ lbf}$ 之间调节。

6.9 阀门和管路

阀门控制液体和气体的流动，管路把这些流体输往要去的组件。没有阀门和管路也就不存在火箭发动机。阀门有很多类型，所有阀门都必须可靠、轻质、密封并能承受强烈的振动和很强的噪声。表 6-6 列出了几种主要类型的火箭发动机阀门，任何发动机都只使用表中的一部分阀门。

表 6-6 液体火箭发动机使用的阀门分类

1. 流体：燃料；氧化剂；高压冷气；涡轮燃气。
2. 应用或用途：主推进剂控制；推力室阀（双阀座或单阀座）；抽气；排泄；加注；旁通；初级流动；操纵阀；安全阀；机外排放阀；减压器；燃气发生器控制；序列控制；启动前推进剂或高压气体的隔离。
3. 作动方式：自动操作（电磁螺线管、操纵阀、解扣机构、电爆管等）；手动操作；由空气、气体、推进剂或液压流体的压力操作（如单向阀、贮箱排气阀、减压器、安全阀），有/无位置反馈、旋转或线性作动器。
4. 流量大小决定了阀门的尺寸。
5. 工作占空特性：单次或多次脉冲工作；可重复用于下次飞行；长寿命或短寿命。
6. 阀门类型：常开；常闭；常半开；双向；有/无位置反馈的三向阀；弹簧作用的球阀、闸阀、蝶阀。
7. 温度和压力分类：高压、低压、真空；高温、低温、深冷流体。
8. 检测、维护或拆装整阀或其密封件的可达性或不可达性。

阀门的设计和制造技术在很大程度上依赖经验。单靠一章很难完整地描述阀门的设计和制造。文献 6-1 和 6-2 叙述了特定的阀门、管路和连接件的设计。一些具体设计细节如公差、阀座材料或启动延时常常是研制的难点。对于许多阀门来说，阀门的任何泄漏或失效都将导致发动机本身的失效。所有阀门在装机前都要对两种品质进行测试：测试阀座以及密封处的泄漏；测试功能或性能的可靠性。

用在大推力发动机上的推进剂阀门的流量相对较大、压力较高。因此，阀门动作所需的力较大。由操纵阀控制的液压或气动压力用于操作较大的阀门，这些操纵阀则由电磁螺线管或机械联动驱动。从本质上讲这是一种动力放大方法。

挤压式供应系统常用的两种阀门是**隔离阀**（关闭后隔离或切断推进系统的一部分）和**自锁阀**，它们在阀芯运动（开启或关闭）的短暂时间内需要动力，但在锁住或扣到位后不再需要动力。

一种非常简单、非常轻的阀门是**破裂膜片**。它实际上是一用于封闭管路的用某种材料制成的圆形薄片，它设计为在受到预定压差时破裂。破裂膜片是正向密封的，能防漏，但它只能用一次。德国的 Wasserfall 防空导弹使用了四个破裂膜片，两个用于高压气路，另两个用于推进剂管路。

图 6-14 为一液氧主阀。它是一常闭、旋转作动、低温、高压、大流量、可重复使用的球阀，可连续节流。它通过一液压活塞和一曲柄（未画出）控制开启速度，并有位置反馈和防冻措施。

减压器是一种广泛用于调节气体压力的特殊阀门。通常其出口压力通过连续调节气

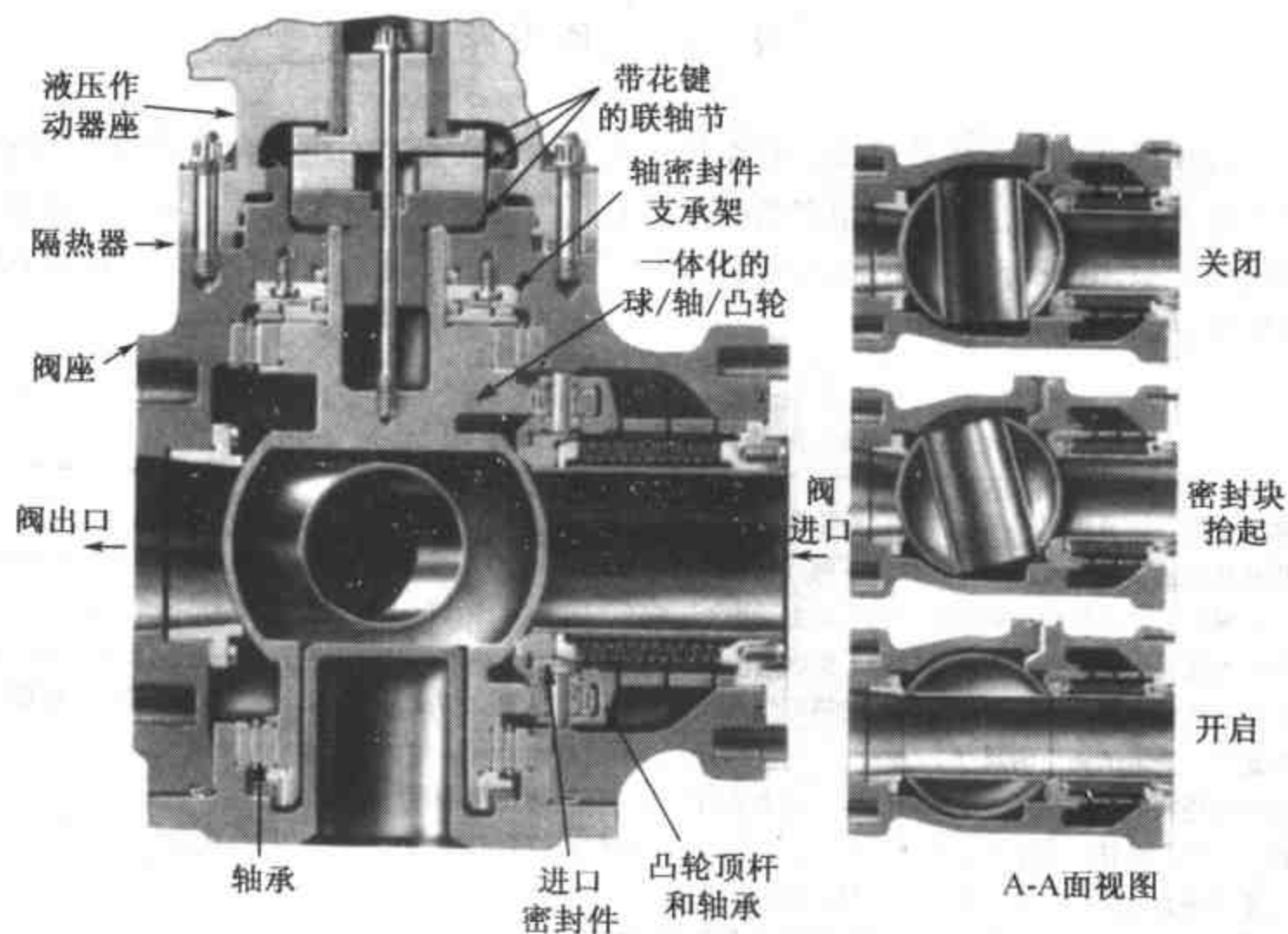


图 6-14 SSME 主氧阀，它是火箭发动机用的高压大型阀中典型的低压降球阀。球及其一体化轴通过两个轴承旋转。通过波纹管弹簧把机加工塑料环压紧在球入口侧实现密封。当球在最开始的几度内转动时，轴上的两个凸轮把密封件提起，使其与球之间产生一个很小的距离。球是由精密的液压作动器（未画出）通过隔离传动而转动的（波音公司 Rocket-dyne Propulsion and Power 提供）

体的流动而调节到预定的标准压力值，其作动机构为活塞、柔性膜片或电磁器件。减压器可见图 1-3 和 6-13。

火箭发动机中的各种流体均通过管路或管道输送，这些管路通常用金属制造，通过紧固件或焊接相连。它们的设计方案必须能承受热膨胀，并尽量减小振动的影响。对于摇摆推力室，管路必须有一定的柔性，以使推力轴线可有小角度（一般为 $\pm 3 \sim 10^\circ$ ）的转动。这种柔性通过软管接头和/或让管路偏斜（当管路中有两个以上的直角弯头时）而实现。如图 6-1 和 6-15 所示，SSME 的高压推进剂输送管同时有柔性接头和直角弯头。该柔性接头采用柔性波纹管密封，采用通用的机械连接器，连接器上有两组轴承，用于承受高压施加的分离载荷。

突然关闭阀门会引起管路中的水击，导致发生无法预料的压力上升，压力上升会对液路系统组件造成破坏。通过水击现象的分析可确定大致的最高压力（文献 6-15 和 6-16）。由于管路的摩擦和分叉，该最高压力有所降低。当初始高压推进剂流进空管时也会产生水击。为了防止推进剂中产生气泡（气泡会给燃烧带来问题），空管在真空环境下排出空气。

许多液体火箭发动机在管路中安装过滤器。它必须用于防止污垢、颗粒物或碎片

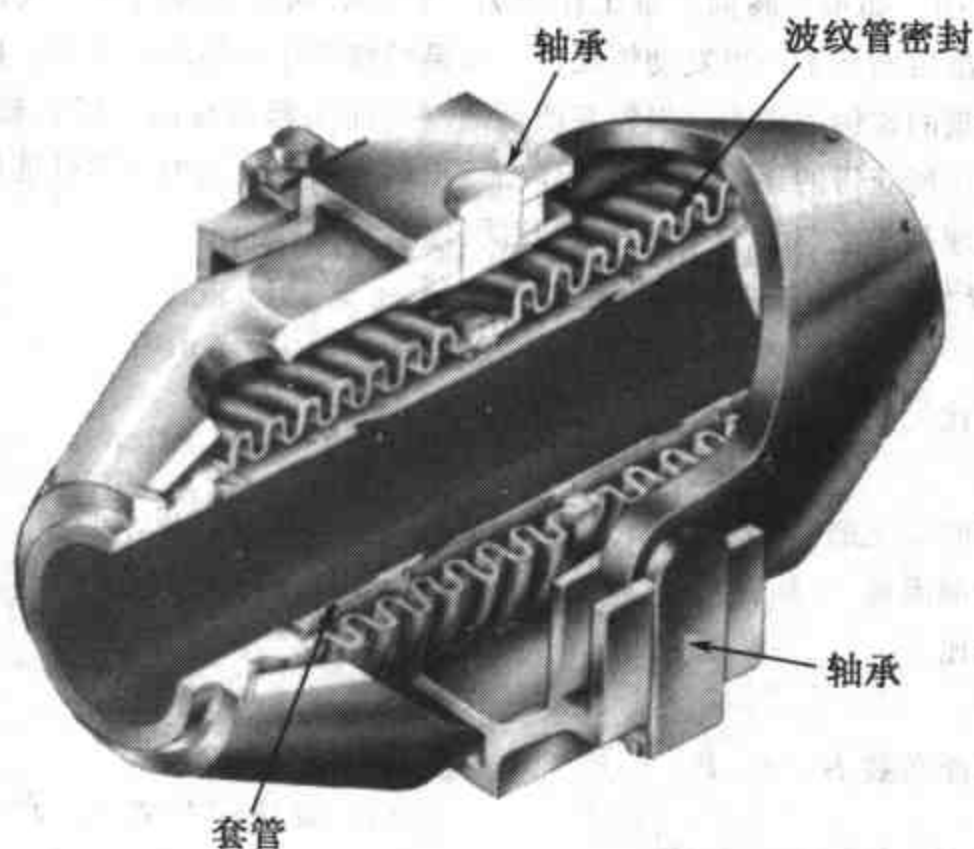


图 6-15 用于涡轮高压高温排气的带外部万向环的柔性高压接头 (波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

(如破裂膜片产生的小碎片) 进入精密的阀门和减压器 (碎片会引起故障), 或堵塞喷注小孔 (会引起燃气温度不均匀, 进而导致推力室失效)。

有时液体推进剂管路中会安装收敛-扩张型的文氏管, 它的喉部能达到声速。它的好处是能保持恒定的流量, 并能阻止压力扰动向上游传播, 比如室压振荡的传播或与推力室燃烧不稳定性的耦合。在有多排推力室的系统中, 文氏管还有助于减小一些水击效应。

6.10 发动机结构

多数大型火箭发动机有自己的安装结构或支持结构, 主要组件都安装在它上面。它同时也把推力传递给飞行器。已经使用的有焊接管路结构或金属板/钣金件组件。在某些大型发动机中, 推力室也作为结构件使用, 涡轮泵、控制箱或摇摆作动器安装在上面。

除了推力载荷外, 发动机结构还必须承受由飞行器机动引起的力 (某些情况下侧向加速度可达 $10 g_0$)、振动力、推力矢量控制时的作动力以及在崎岖不平的道路上运输时受到的力。

在有多数推力室的小推力发动机中, 通常没有单独的发动机安装结构, 主要组件安装在飞行器的各个不同位置, 通过管路、电缆连接, 各组件通常直接安装在飞行器或航天器的结构上。

习题

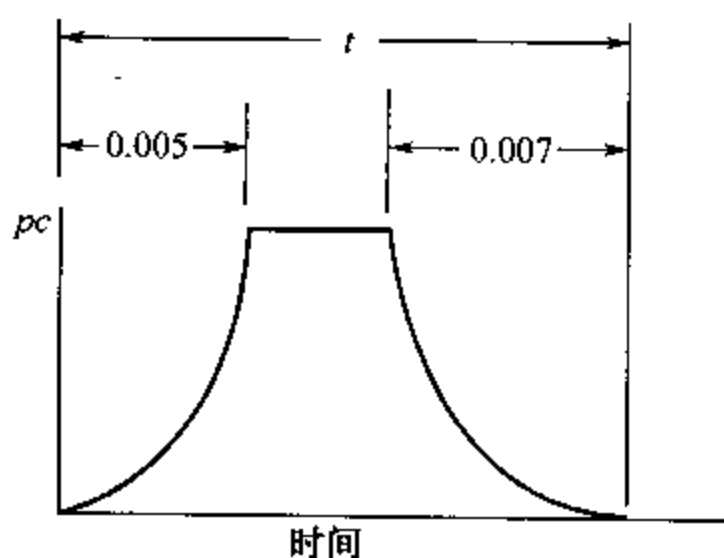
1. 列举并解释挤压式供应系统和泵压式供应系统的优缺点。

2. 在泵压式系统中, 如果提高推力室工作压力, 则泵必须做更多的功。这自然要求增大涡轮燃气流量, 该股气流排出后增加了一点发动机比冲。如果燃烧室压力提高得太多, 则由于经过涡轮排出的推进剂流量占总流量的比例的增大、涡轮泵质量的增加而引起的性能降低将超过提高燃烧室压力、增大推力室喷管面积比所获得的比冲增量。请详细写出确定获得最高海平面性能的燃烧室最佳压力的方法, 发动机工作原理基本上与图 1-4 所示的相同。

3. 一泵压式火箭发动机系统的性能数据如下:

发动机系统比冲	272 s
发动机系统混合比	2.52
发动机系统推力	40000 N
挤压氧化剂贮箱的氧化剂蒸气流量	氧化剂总流量的 0.003%
经过涡轮的推进剂流量	总推进剂流量的 2.1%
燃气发生器混合比	0.23
燃气发生器比冲	85 s

试确定推力室性能参数 I_s 、 r 、 F 。



4. 对一脉冲式发动机, 假设其室压简化曲线如图所示: 0.005s 的抛物线上升, 一段短时间的稳态全室压, 0.007s 的抛物线衰减。试绘制下列比值随工作时间 t ($t=0.013\sim0.200$ s) 的变化曲线: (a) 平均压力与理想稳态压力 (即压力上升与衰减时间均为零) 之比; (b) 平均比冲与理想稳态比冲之比; (c) 平均推力与理想稳态推力之比。

5. 试比较总冲为 100 lbf·s、采用不同气体推进剂的脉冲推进系统的容积和重量, 各系统均采用单个球形气瓶 (0℃、3500 psi)。小推力器、管路和控制组件的重量为 5.2 lb。气体推进剂分别为氢、氮和氩气。

(见表 7-3)。

6. 试利用表 7-3 比较几种用于滚动控制的系统。各系统均有 4 个 1 lbf 推力的推力器, 各推力器累计工作 2 min。各系统使用推进剂如下:

高压冷氦气、高压冷氮气、高压冷氩气、电加热 500°F 高压氮气

各高压气体均贮存在压力为 5000 psi 的单个纤维增强复合材料球形气瓶内, 纤维的强度为 200000 psi, 密度为 0.050 lb/in³, 内部有厚度为 0.012 in 的防漏铝内衬。忽略管路、阀门和推力器内的气体容积, 假设这些硬件的总质量为 1.3 lb。试计算气瓶容积和系统的总质量。讨论这些系统的相对优点。

7. 列表比较燃气发生器循环发动机和分级燃烧循环发动机的优缺点。

8. 试带尺寸绘制两个推进剂贮箱的草图, 贮箱用于全推力工作 80 s 的单台 RD253 发动机 (表 10-5) 和使用相同推进剂的辅助发动机系统, 辅助系统有 8 个推力室, 单台推力为 100 kg, 但平均起来任意时刻均只有 2 台发动机工作, 每台推力室的工作占空特性为 12% (即实际脉冲点火时间为名义工作时间的 12%), 总飞行时间为 4 hr。给出 (对推进剂量有影响的) 推进剂预算、发动机或飞行器设计所采用的假设。

9. 表 10-5 表明 RD120 火箭发动机能以 85% 全推力状态工作, 混合比变化为 $\pm 10\%$ 。假设不可用残余推进剂为 1.0%, 考虑操作因素、加注误差、性能偏差和意外因素引起的余量为 1.27% (燃料) 和 1.15% (氧化剂)。

(a) 在某次飞行中, 平均推力为额定推力的 98.0%, 混合比偏差为 +2.00% (富氧)。请问工作

结束后残余的燃料和氧化剂占其加注量的百分比是多少？

(b) 若想在后 20% 工作时间内以富燃混合比工作（以耗尽所有预定的飞行用推进剂），这段时间需取多大的混合比？

(c) 在可能的最坏情况下，即最大推力调节量和极端混合比偏差下（但工作时间为额定时间），请问贮箱中可能的最大剩余燃料或氧化剂是多少？

符号

a	变速比
F	推力, N (lbf)
g_0	海平面重力加速度, 9.80665m/s^2
I_s	比冲, s
k	比热比
L	转矩, $\text{m}\cdot\text{N}$ ($\text{ft}\cdot\text{lbf}$)
m	推进剂质量, kg (lbm)
$\dot{m}$	质量流量, kg/s (lb/s)
N	转速, rpm (rad/s)
p	压力, N/m^2 (psi)
Δp	压降, N/m^2 (psi)
P	功率, W
r	混合比（氧化剂质量流量与燃料质量流量之比）
t	时间, s
T	绝对温度, K
u	飞行器速度, m/s (ft/s)
V	容积流量, m^3/s (ft^3/s)
w	推进剂总重量, N (lbf)
$\dot{w}$	重量流量, N/s (lbf/s)
α	喷管扩张角

下标

b	轴承、密封
c	燃烧室、推力室
d	出口侧
f	燃料
gg	燃气发生器
oa	总
o	氧化剂
s	抽吸侧
tp	贮箱增压
1	燃烧室（滞止条件）

- 2 喷管出口
- 3 外界大气

参考文献

- 6-1. D. K. Huzel and D. H. Huang. *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, Revised edition, AIAA, 1992, 437 pages.
- 6-2. G. G. Gakhun, V. I. Baulin, et al., *Construction and Design of Liquid Propellant Rocket Engines* (in Russian), *Konstruksiya i Proyektirovaniye Zhidkostnykh Raketnykh Dvigatelay*, Mashinostroyeniye, Moscow, 1989, 424 pages.
- 6-3. C. J. G. Dixon and J. G. B. Marshall, "Mathematical Modelling of Bipropellant Combined Propulsion Subsystems," *AIAA Paper 90-2303*, 26th Joint Propulsion Conference, July 1990; and *Design Guide for Pressurized Gas Systems*, Vols. I and II, prepared by IIT Research Institute, NASA Contract NAS7-388, March 1966.
- 6-4. H. C. Hearn, "Design and Development of a large Bipropellant Blowdown Propulsion System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 5, September-October 1995.
- 6-5. H. C. Hearn, "Evaluation of Bipropellant Pressurization Concepts for Spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, July 1982, pp. 320-325.
- 6-6. *National Space Transportation System Reference*, Vol. 1, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, June 1988 (description of Space Shuttle system and operation).
- 6-7. J. I. Hochsten, H.-C. Ji, and J. Ayelott, "Prediction of Self-Pressurization Rate of Cryogenic Propellant Tankage," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 1, January-February 1990, pp. 11-17.
- 6-8. B. Morton, M. Elgersma, and R. Playter, "Analysis of Booster Vehicle SLOSH Stability during Ascent to Orbit," *AIAA Paper 90-1876*, July 1990, 7 pages.
- 6-9. J. J. Pocha, "Propellant SLOSH in Spacecraft and How to Live with It," *Aerospace Dynamics*, Vol. 20, Autumn 1986, pp. 26-31.
- 6-10. G. P. Purohit and L. D. Loudonback, "Application of Etched Disk Stacks in Surface Tension Propellant Management Devices," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 1, January-February 1991, pp. 22-30.
- 6-11. J. R. Rollins, R. K. Grove, and D. R. Walling, Jr. "Design and Qualification of a Surface Tension Propellant Tank for an Advanced Spacecraft," *AIAA Paper 88-2848*, 24th Joint Propulsion Conference, 1988.
- 6-12. H. Grosdemange and G. Schaeffer, "The SEPR 844 Reusable Liquid Rocket Engine for Mirage Combat Aircraft," *AIAA Paper 90-1835*, July 1990.
- 6-13. D. Manski, C. Goertz, H. D. Sassnick, J. R. Hulka, B. D. Goracke, and D. J. H. Levack, "Cycles for Earth to Orbit Propulsion," *Journal of Propulsion and Power*, *AIAA*, Vol. 14, No. 5, September-October 1998.
- 6-14. J. R. Brown, "Expander Cycle Engines for Shuttle Cryogenic Upper Stages," *AIAA Paper 83-1311*, 1983.
- 6-15. R. P. Prickett, E. Mayer, and J. Hermel, "Waterhammer in Spacecraft Propellant Feed Systems," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 3, May-June 1992.
- 6-16. Chapter 9 in: I. Karassik, W. C. Krutzsch, W. H. Fraser, and J. P. Messina (eds), *Pump Handbook*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1976 (pumps and waterhammer).

第七章 液体推进剂

上一章 6.1 节已经对液体推进剂进行了分类。本章将讨论一些常用的液体推进剂的物性、性能和特性。这些特性会影响发动机的设计、试验设施、推进剂的贮存和处理。目前通常使用三种双组元液体推进剂组合，本章将对其作进一步的描述。它们是：①**低温氧-氢推进剂系统**，用于运载火箭上面级和某些主推进级，它是无毒推进剂组合中比冲最高的，因此对于任务速度高的飞行器它是最好的；②**液氧-烃推进剂组合**，用于运载火箭主推进级（和少数第二级），它的平均密度较高，可使主推进级做得比较紧凑（相对于第一种推进剂组合而言）；从发展历史上看，它比第一种组合先研制，最初用于弹道导弹；③**几种可贮存推进剂组合**，用于弹道导弹第一级和第二级大型火箭发动机以及几乎所有的使用双组元推进剂的辅助或反作用控制（该术语将在下面解释）小推力火箭发动机；它们可长期贮存，几乎能随时准备发射，没有低温推进剂的发射准备时间长和处理复杂等问题。俄罗斯许多年以前的弹道导弹使用了硝酸-烃类组合。目前俄罗斯和中国的弹道导弹和辅助发动机主要使用四氧化二氮-偏二甲肼（UDMH）。美国最初在“大力神”导弹上使用了四氧化二氮和 50%UDMH 与 50%肼的燃料混合物。对于许多卫星和上面级用的辅助发动机，美国使用了四氧化二氮与一甲基肼（MMH）双组元推进剂。航天飞机轨道机动系统也使用这种推进剂。此外，美国许多卫星的辅助发动机已采用了单组元推进剂肼。

表 5-5 和文献 7-1 列出了一些推进剂组合的各种性能值。表 7-1 给出了一些推进剂的重要物性。为了作比较，表中也列出了水的物性。图 7-1 和 7-2 给出了一些推进剂的比重和蒸气压。

7.1 推进剂物性

区别**液体推进剂**（未反应的液体燃料和氧化剂）的特性和物性与热燃气混合物（燃烧室反应产生）的特性和物性是很重要的。液体推进剂的化学性质决定了这两者的物性和特性。遗憾的是，实际推进剂中没有一种各方面物性都很好的，选择推进剂组合时要权衡如下面所列的各种因素。

7.1.1 经济因素

可大量供应、价格低廉是选择推进剂时很重要的考虑因素。对于军事应用，则必须考虑生产、供应的**后勤工作**和其他可能的军事用途。生产工艺应简单，只需要常规的化工设备，原材料应能充分供应。一般来说，采用有毒或低温推进剂要比采用可贮存、无毒推进剂贵，因为前者的操作环节、安全措施和设计要求多，检测程序较长，通常需要

表 7-1 一些常用液体推进剂的物性

推进剂	液氮	肼	液氢	甲烷	一甲基肼	硝酸 ^a (99%纯度)	四氧化 二氮	液氧	RP-1	偏二甲肼 (UDMH)	水
分子式	F ₂	N ₂ H ₄	H ₂	CH ₄	CH ₃ NHNH ₂	HNO ₃	N ₂ O ₄	O ₂	烃 C _{11.97}	(CH ₃) ₂ NNH ₂	H ₂ O
分子量	38.0	32.05	2.016	16.03	46.072	63.016	92.016	32.00	~175	60.10	18.02
熔点或冰点/K	53.54	274.69	14.0	90.5	220.7	231.6	261.95	54.4	225	216	273.15
沸点/K	85.02	386.66	20.4	111.6	360.6	355.7	294.3	90.0	460~540	336	373.15
蒸发潜热/(kJ/kg)	166.26 ^b	44.7 ^b (298.15K)	446	510 ^b	875	480	413 ^b	213	246 ^b	542 (298K)	2253 ^b
比热/[kJ/(kg·K)]	0.368 (85K)	0.736 (293K)	1.75 ^b (20.4K)	0.835 ^b	0.698 (293K)	0.042 (311K)	0.374 (290K)	0.4 (65K)	0.45 (298K)	0.672 (298K)	1.008 (273.15K)
比重 ^c	0.357 (69.3K)	0.758 (338K)			0.735 (393K)	0.163 (373K)	0.447 (360K)			0.71 (340K)	
	1.636 (66K)	1.005 (293K)	0.071 (20.4K)	0.424 (111.5K)	0.8788 (293K)	1.549 (273.15K)	1.447 (293K)	1.14 (90.4K)	0.58 (422K)	0.856 (228K)	1.002 (373.15K)
	1.440 (93K)	0.952 (350K)	0.076 (14K)		0.857 (311K)	1.476 (313.15K)	1.38 (322K)	1.23 (77.6K)	0.807 (289K)	0.784 (244K)	1.00 (293.4K)
黏度/cP	0.305 (77.6K)	0.97 (298K)	0.024 (14.3K)	0.12 (111.6K)	0.855 (293K)	1.45 (273K)	0.47 (293K)	0.87 (53.7K)	0.75 (289K)	4.4 (220K)	0.284 (373.15K)
	0.397 (70K)	0.913 (330K)	0.013 (20.4K)	0.22 (90.5K)	0.40 (344K)		0.33 (315K)	0.19 (90.4K)	0.21 (366K)	0.48 (300K)	1.000 (277K)
蒸气压/MPa	0.0087 (100K)	0.0014 (293K)	0.2026 (23K)	0.033 (100K)	0.0073 (300K)	0.0027 (273.15K)	0.01014 (293K)	0.0052 (88.7K)	0.002 (344K)	0.0384 (289K)	0.00689 (312K)
	0.00012 (66.5K)	0.016 (340K)	0.87 (30K)	0.101 (117K)	0.638 (428K)	0.605 (343K)	0.2013 (328K)		0.023 (422K)	0.1093 (339K)	0.03447 (345120K)

^a 含 5%~20% NO₂ 的红烟硝酸(RFNA)的平均分子量约为 60, 其密度和蒸气压稍高于纯硝酸。^b 沸点数据。^c 比重参考基准: 10³ kg/m³。

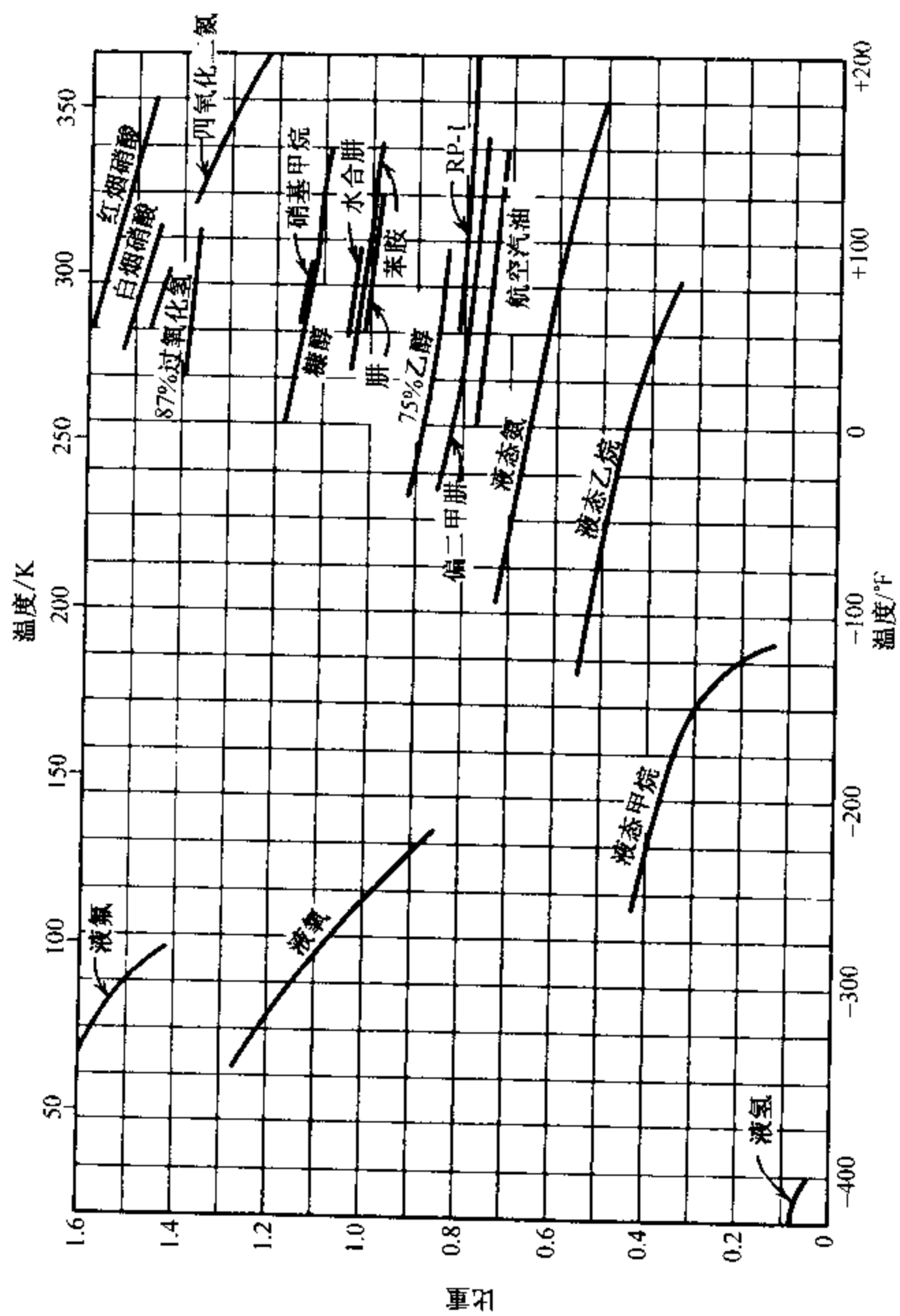


图7-1 一些液体推进剂的比重与温度的关系

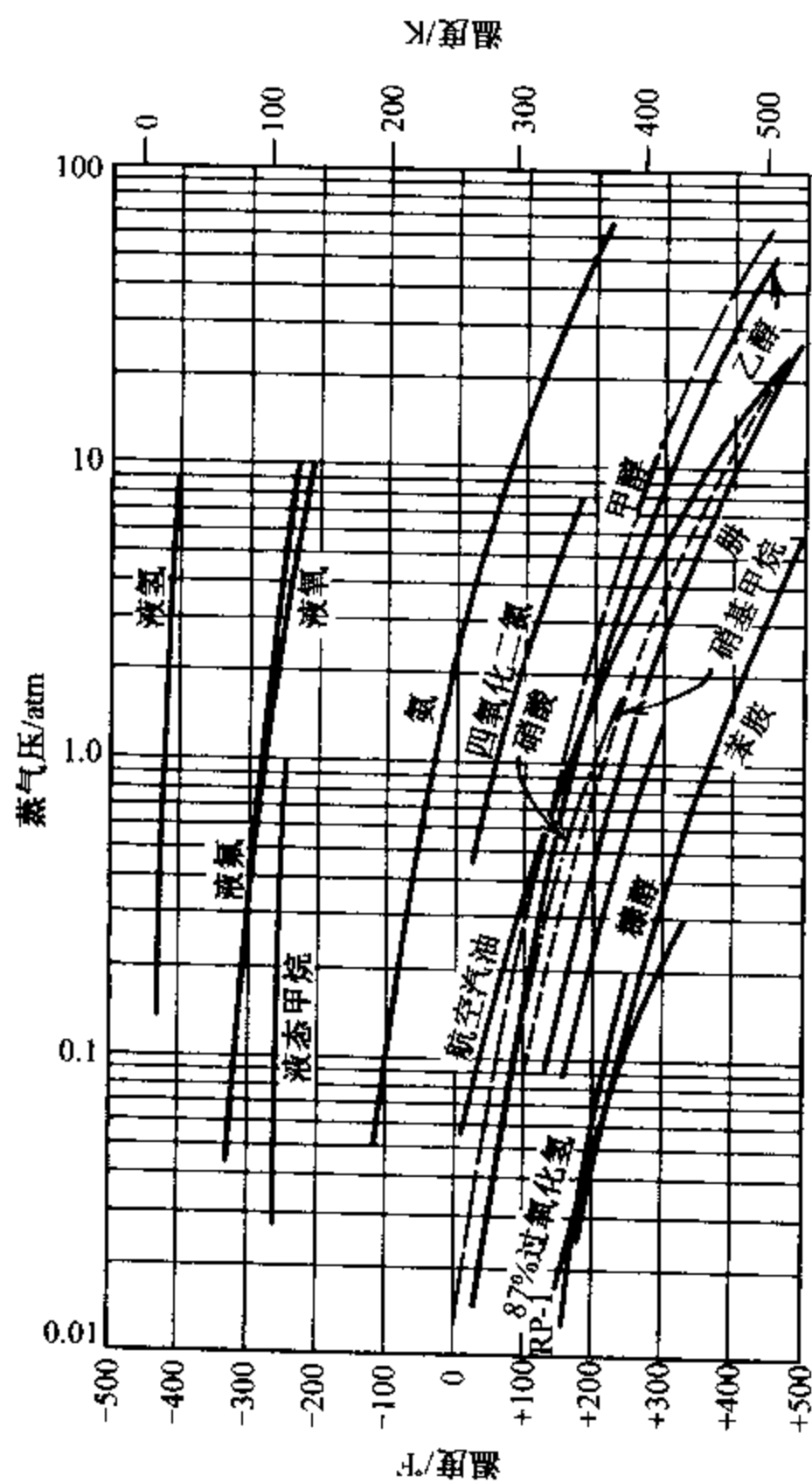


图7-2 一些液体推进剂的蒸气压与温度的关系

经验更丰富的人员。

7.1.2 推进剂性能

推进剂的性能可以根据以下参数来比较：比冲、等效排气速度、特征排气速度、推进剂比耗量、理论排气速度或其他发动机参数。这些参数已在第三、五和六章中解释过了。比冲和排气速度是压力比、比热比、燃烧温度、混合比和分子量的函数。各种推进剂组合的性能参数值可以计算得很精确，表 5-5 列出了其中一些。对于给定的应用，发动机性能常常用飞行性能参数来表示，如第四章所阐述的。在这种情况下平均密度、比冲和发动机质量比通常要用子复杂的飞行计算。

为了达到高性能，希望推进剂混合物的单位质量化学能高，这样能达到较高的燃烧温度。同时还希望推进剂组合的燃气产物的分子量低，这可以通过采用富氢燃料来实现，氢在反应过程中被释放出来。若产生的氢气大部分没有与氧化合，就可以使分子量较低。因此，如第五章所指，一般来说许多双组元推进剂的最佳混合比不一定是化学当量比（在该混合比下燃料完全氧化，得到最高的火焰温度），而通常是富燃的混合比，其燃烧产物中包含很大一部分低分子量产物。

若在液体燃料中均匀添加很小的铍或铝颗粒，理论上比冲可增加 9%~18%，视特定推进剂组合、混合比和金属粉末添加剂而定。带固体颗粒的可贮存燃料胶体推进剂已试验成功。有关胶体推进剂请参见 7.5 节。

潜在比冲最高的化学推进剂组合是有毒的液氟氧化剂与添加了有毒铍固体颗粒的氢燃料，其比冲在 1000 psi 室压膨胀到海平面大气压的情况下为 480 s 左右，真空比冲在喷管面积比为 50 的情况下为 565 s。但到现在为止还没有研究出这些推进剂的贮存方法，也没有研制出实用的火箭发动机。

7.1.3 一般的物理危害

下面叙述推进剂的几种危害性，但并不是每种推进剂都具有这些危害性。各种特定的推进剂的危害性是不同的，在使用这些推进剂前必须详细了解。不安全的操作和不安全的设计造成的后果对于各种推进剂通常也是不同的。

腐蚀

有些推进剂，如四氧化二氮或过氧化氢，必须采用特殊材料制成的容器和管路。如果推进剂被腐蚀产物所污染，其理化特性有可能变得使其不适合用于火箭发动机。对于反应产物有可能损坏飞行器的结构和零件，或影响试验设施或发射场附近的居民点和建筑的应用，气相反应产物的腐蚀性需重点考虑。

爆炸危险性

某些推进剂（如过氧化氢或硝基甲烷）是不稳定的，在一定的杂质污染、温度和冲击条件下有爆炸的可能性。如果液体氧化剂（例如液氧）和燃料混合在一起，就会引起爆炸。异常的、个别的飞行器发射事故或运输事故曾造成过这种混合（参见文献 7-2 和

7-3)。

着火危险性

许多氧化剂会与多种有机化合物发生化学反应。硝酸、四氧化二氮、氟或过氧化氢与许多有机物相遇会自燃。大多数燃料在暴露于空气中和受热时很容易着火。

意外泄漏

发动机操作时的意外事故以及在公路和铁路上运输危险品（包括推进剂）时发生的交通事故有时会引起泄漏，产生意外火灾，或使人员健康受损。美国运输部对危险品运输的标志和装载有规定，同时对紧急处理条例也有规定（参见文献 7-4）。

健康危害性

许多推进剂是有毒的，必须采用特殊措施保护操作人员。例如，氟是剧毒的。有毒推进剂或有毒的排气组分可通过多种途径进入人体。由此引起的病症因推进剂而异。硝酸会造成皮肤严重烧伤和组织破坏。皮肤与苯胺或肼接触会引起恶心和其他有害健康的效应。肼及其衍生物（如二甲基肼或水合肼）是众所周知的致癌物质。许多推进剂蒸气即使在浓度很低时也会引起眼睛发炎。许多推进剂若被人员吸入也会严重损害健康。

最常见的损害健康的事件也许是吸入一些有毒排气或推进剂蒸气。若暴露在浓度超过规定的最大阈值的推进剂蒸气中或长时间暴露在推进剂蒸气中，则健康会严重受损。美国职业安全与健康管理局（OSHA）规定了大多数推进剂的允许暴露的浓度极限或阈值。本章后面将提到一些推进剂气体的阈值极限。排气中的有毒气体包括氢氟酸（HF），其 OSHA 8 小时人员暴露极限为 3 ppm（容积百万分数），短期（一般为 15 分钟）暴露极限为 6 ppm。3000 ppm 或 0.3% 的浓度可以在几秒钟内致死。已在实验发动机中使用过的、剧毒的五硼烷的 8 小时人员暴露极限阈值为 0.005 ppm。文献 7-2 和 7-5 给出了有关毒性效应的更多信息。

推进剂的腐蚀、爆炸和着火危险性对材料、操作、火箭推进飞行器及其推进舱的设计带来了严格的限制。暴露在有危险的推进剂中的不仅是发动机系统本身，还包括邻近的人员、结构件、电气设备和其他飞行器设备，因此试验和发射设施必须采取适当的措施以防止可能的泄漏、烟雾、着火或推进剂积聚引起的爆炸的影响。

材料相容性

许多液体推进剂只有数目有限的材料（金属和非金属）真正与它相容。曾经发生过因火箭发动机部件使用了不合适的或不相容的材料而引起的不幸事故（大火、泄漏、腐蚀或失效）。视具体组件和载荷条件而定，这些结构材料必须能承受高应力、应力腐蚀、高温或磨损。下一节将要提到几种特殊的材料限制。某些材料会催化贮存的过氧化氢自身分解成水和氧，造成难以长期贮存，在封闭情况下还会引起容器爆炸。许多结构材料在接触冷的低温推进剂时会变得很脆。

7.1.4 希望有的物性

低冰点

这可使发动机在寒冷气候条件下工作。已经发现冻结温度较高的一些液体推进剂中加入少量特殊化学药品有助于降低冰点。

高比重

为了在给定的飞行器贮箱空间内装填更多的推进剂, 要求推进剂密度高。这样可使飞行器结构尺寸小, 从而降低飞行器结构质量和气动阻力。因此, 比重对所有火箭动力飞行器或地球大气层内飞行的导弹的最大飞行速度和射程都有重要影响, 如第四章所述。图 7-1 给出了几种推进剂的比重曲线。推进剂贮存温度的变化会引起贮箱内液面的变化。

对于任何给定的混合比 r , 推进剂组合的平均比重 δ_{av} 都可根据燃料比重 δ_f 和氧化剂比重 δ_o 确定。平均比重定义为燃料和氧化剂的质量除以它们的容积之和。这里混合比定义为氧化剂质量流量除以燃料质量流量。

$$\delta_{av} = \frac{\delta_o \delta_f (1 + r)}{r \delta_f + \delta_o} \quad (7-1)$$

表 5-5 列出了各种推进剂组合的 δ_{av} 值。在推进剂里加入重的物质 (溶液或胶体悬浮液) 可以提高 δ_{av} 值。对于平均密度 ρ_{av} , 可以用同样形式的公式写出它与燃料密度 ρ_f 和氧化剂密度 ρ_o 的关系。

$$\rho_{av} = \frac{\rho_o \rho_f (1 + r)}{r \rho_f + \rho_o} \quad (7-2)$$

在 SI 单位制中, 比重的数值与密度 (单位为 g/cm^3 或 kg/L) 相同。在有些性能比较中, 采用了密度比冲 I_d 这个参数, 它定义为平均比重 δ 与比冲 I_s 的积:

$$I_d = \delta_{av} I_s \quad (7-3)$$

稳定性

许多推进剂能做到长期 (15 年以上) 贮存不变质、不分解, 与大气反应极小。化学稳定性好意味着液体推进剂在工作或贮存期间甚至在温度升高时都不会分解。好的液体推进剂还应该在与管道、贮箱壁、阀座和密封材料接触时 (即使在较高的环境温度下) 不会发生化学变质。还希望推进剂没有明显的吸湿性, 有少量杂质时不会产生不良效应。当液体流经高温冷却夹套通道时不应有化学变质。某些烃类燃料 (例如烯烃) 会分解并在冷却通道高温内表面形成含碳的沉积物。这些沉积物可能很坚固, 它会降低热流、提高局部金属的温度, 从而降低金属的强度、使之破坏。在洁净贮箱中贮存的高浓度过氧化氢的年分解率约为 1%。绝热贮箱中的低温推进剂 (贮存在飞行器中) 每天蒸发约 1% ~ 20%。

传热特性

对用于冷却推力室的推进剂, 希望比热高、导热系数高、沸点高以及分解温度高

参见 8.3 节)。

泵的抽吸特性

推进剂**蒸气压**低不仅使推进剂易于处理,而且还使输送推进剂的泵的设计更有效。低蒸气压降低了气蚀的可能性,如第十章将解释的。如果推进剂的**黏度**太高,则泵的输送和发动机系统的调整会变得很困难。蒸气压高的推进剂,如液氧、液氢和其他液化气体,要求有特殊的设计措施、独特的处理技术和特殊的低温材料。

温度变化关系

液体推进剂的物性**随温度的变化**应尽量小。例如,蒸气压和密度(热膨胀系数)随温度变化很大或黏度随温度的变化过高会使火箭发动机流动系统很难精确调整,或难于预测合理工作温度范围内的性能。

7.1.5 点火、燃烧和火焰特性

如果推进剂组合能**自动着火**,那就不需要点火系统。这意味着氧化剂和燃料相互一接触就会引发燃烧。能自动着火的推进剂通常称为**自燃推进剂**。虽然点火系统并不是很麻烦的装置,但通常不希望有该系统,这样可简化推进系统。所有火箭发动机推进剂都应容易点火,并具有较小的点火延迟期,以降低启动时的爆炸危险性。启动和点火问题将在 8.4 节作进一步讨论。

非自燃推进剂必须用外部装置加热才能着火。点火器装置用于在一开始对燃烧室作轻微增压、将推进剂混合物加热到能自身维持稳态流动燃烧的状态。需点火器提供的、用于激活推进剂的能量应较小,以便采用低功率的点火系统。提高推进剂初始温度通常可以减小可靠点火所需的能量。

某些推进剂组合的燃烧是很平稳的,没有振荡。另一些推进剂组合则没有这种**燃烧稳定性**,因此不太适用。燃烧将在第九章叙述。

很多应用不希望有**烟**生成,因为它们会沉积在周围设备和部件上。某些军事应用不希望有**烟**和**明亮的排气火焰**,因为它们容易被探测到。在某些应用中,排气中的凝结组分会造成航天器窗口或光学镜头的**表面污染**,火焰中的电子会引起不希望有的**无线电通信信号的干扰或衰减**。关于排气羽流的知识参见第十八章。

7.1.6 推进剂物性的变化和规范

推进剂物性和品质不能有变化,否则会影响发动机的性能、燃烧以及理化特性。不同时间或不同厂家生产的同一种推进剂必须有相同的成分、物性和贮存特性或者发动机工作特性。为此,推进剂必须按照技术规范购买。规范规定了成分、杂质最高含量、包装方法或相容材料、物性(如密度、沸点、冰点、黏度或蒸气压)公差、品质控制要求、容器的清洗规程、检验文件、实验室分析方法或测试结果文件。必须对推进剂成分和杂质作仔细的化学分析。文献 7-6 叙述了其中一些分析方法。

7.1.7 添加剂

用添加剂可以改善和调整推进剂的物性。例如,加入活性成分可使非自燃燃料成为自燃(容易点火)。为了降低高浓度过氧化氢的敏感性和自分解特性,可以用水稀释到含水量为3%~15%。为了提高密度或减轻某些燃烧不稳定性,可以在推进剂中添加一些固体重物质的细粉末使之悬浮在推进剂中。

7.2 液体氧化剂

已经采用、能人工合成或已提出了的可贮存氧化剂和低温氧化剂有很多种。若为了得到高比冲的话,氧化剂可以采用硼-氧-氟化合物、氧-氟化合物、氮-氟化合物以及氟化碳氢化合物。但是这些化合物均有一些不合乎需要的特性,这些合成氧化剂的实用性还未得到证明。在实验液体火箭发动机中已使用的氧化剂有液氧和液氟的混合物、二氟化氧(OF_2)、三氟化氯(ClF_3)或五氟化氯(ClF_5)。这些氧化剂均有很高的毒性和腐蚀性。下面列出一些常用的氧化剂。

7.2.1 液氧(O_2)

液氧常缩写为LOX,在一个大气压下的沸点为90 K,在此条件下比重为1.14,蒸发潜热为213 kJ/kg。它是广泛应用的氧化剂,与大多数烃类燃料燃烧产生明亮的黄白色火焰。液氧已与酒精、喷气燃料(煤油类)、汽油和氢一起配对使用。如表5-5所示,液氧能达到的性能相对较高,因此它是大型液体火箭发动机常用的、合乎需要的氧化剂。采用液氧的导弹和运载火箭有:①与喷气燃料组合使用的有“宇宙神”、“雷神”、“丘比特”、“大力神I”、“土星”主发动机;②与氢组合使用的有航天飞机和“半人马座”上面级;③与酒精组合使用的有V-2和“红石”。图1-4和6-1示出了使用液氧的发动机装置。图5-1~5-6给出了液氧与煤油类燃料组合的理论性能数据。

虽然液氧在环境压力下通常不会与有机物发生自燃,但当氧和有机物的混合物在封闭条件下突然增压时可能会发生燃烧或爆炸。冲击试验表明,液氧与许多工业油或有机物混在一起会发生爆炸。液氧支持并促进了其他物质的燃烧。在所接触的材料干净的情况下,液氧的贮存和处理是安全的。液氧是无腐蚀、无毒的液体,不会使洁净容器壁变质。若与人的皮肤长时间接触,低温推进剂会严重灼伤皮肤。由于液氧蒸发很快,它不容易长期贮存。如果要大量使用液氧,则常常在使用地点附近生产。液氧可以用多种方法生产,比如在液化空气中将液氮沸腾逸出就能得到液氧。

为了减少液氧的蒸发损失,贮存液氧的管道、贮箱、阀门等全部要进行隔热。需要保持几个小时的加满液氧的火箭推进系统和液氧贮存系统都必须良好隔热,以防止从周围吸收热量。所有液氧贮箱和管路都必须装有外部排泄装置,以排出冷凝在壁面的水。

例题 7-1 若在发动机启动前很长时间把液氧增压到8.0 atm,试近似估算液氧的温度和容积变化。假设贮箱充填60%,而蒸发的氧被冷却、冷凝(保持质量恒定)。

解 利用表7-1和图7-1、7-2,蒸气压从1.0 atm(0.1 MPa)上升到8 atm(0.8 MPa),则平衡温度从1.0 atm的90 K沸点上升到133 K左右。相应的比重分别为1.14

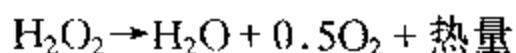
和0.88。容积变化 $1.14/0.88 = 1.29$ 倍，或变为充填容积的 77%（容积增大了 29%）。

实际泵压式供应系统的贮箱压力较低（一般为 2~4atm），蒸发的氧排出，对液体表面起到冷却作用。所以上面计算的数值过大（选择 8 atm 是为了更清楚地表明其影响）。增压后的低温推进剂贮箱长期存放时会受热，在最后一部分推进剂排出时加热最显著。温度提高、蒸气压提高和密度降低会引起混合比、所需贮箱容积和泵抽吸条件的变化（参见 10.1 节）。因此，低温推进剂贮箱必须隔热（尽量减少传热和密度变化），而且只在发动机启动前不久开始增压，以使推进剂维持在尽可能低的温度。

7.2.2 过氧化氢 (H_2O_2)

火箭发动机用的过氧化氢是 70%~99% 的高浓度过氧化氢，其余主要是水。工业过氧化氢的浓度为 30% 左右。在 1938~1965 年，高浓度过氧化氢曾用于燃气发生器和火箭发动机（X-1 和 X-15 研究性飞机）。

在燃烧室中，该种推进剂按以下化学反应式分解，生成过热蒸气 and 气态氧：



分解是在催化剂作用下发生的，催化剂有各种液体高锰酸盐、固体二氧化锰、铂、和氧化铁。实际上大多数杂质均能起催化作用。 H_2O_2 与肼接触能自燃，与煤油能很好地燃烧。90% 过氧化氢用作单组元推进剂时理论比冲为 147s。

即使在良好的条件下贮存， H_2O_2 也会以缓慢的速率分解，95% 浓度的 H_2O_2 年分解率约为百分之一，生成的气泡从液体逸出。受污染的液体过氧化氢必须在达到 448K 左右的危险点之前处理掉，否则会发生爆炸。高浓度过氧化氢与人体皮肤接触会引起严重的灼伤，与木材、油料和许多其他有机物接触会起火，引起火灾。在过去，使用过氧化氢作为氧化剂的火箭发动机曾用于飞机助推器（德国 Me 163 和美国 F 104）和导弹（英国的“黑骑士”）。过氧化氢已经有很长时间没有使用了，部分原因是长期贮存的稳定性问题。然而，由于 H_2O_2 的稳定性现已得到了一些改进，而且它产生的排气无毒，因此现在又重新对这种高密度氧化剂产生了兴趣。

7.2.3 硝酸 (HNO_3)

在 1940~1965 年间曾有多种硝酸混合物用作氧化剂，但目前美国已不怎么使用它们了。最常用的红烟硝酸（RFNA）是由浓硝酸（ HNO_3 ）和溶于其中的 5%~20% 二氧化氮组成的。蒸发的红棕色烟雾极其难闻，并且有毒。与浓硝酸相比（也称白烟硝酸），RFNA 能量较高，贮存较稳定，对许多贮箱材料的腐蚀性较小。

硝酸有强烈的腐蚀性。比较满意的贮存容器或管道的材料只有某些类型的不锈钢、金和少数其他材料。加入少量氟离子（HF 少于 1%）可以抑制硝酸的活性，会在壁面上形成一层氟化物，并能大大降低硝酸对许多金属的腐蚀。这种氧化剂称为抑制性红烟硝酸（IRFNA）。当发生泄漏事故时，硝酸漏液应该用水稀释或化学减活剂处理。生石灰和碱金属氢氧化物以及碳酸盐是常用的中和剂。但是，中和得到的硝酸盐仍是氧化剂，因此还得作相应的处理。

硝酸可与汽油、各种胺、肼、二甲基肼以及酒精组合使用。它与肼、糠醇、苯胺和

其他胺能自燃。硝酸的比重为 1.5~1.6, 视氮氧化合物、水和杂质的百分含量而定。因为密度高, 飞行器结构可以设计得更加紧凑。

硝酸或红烟硝酸的蒸气的 OSHA 人员 8 小时暴露极限或工作阈值为 2 ppm (百万分数或 5 mg/m^3 左右), 短期暴露极限为 10 ppm。液体滴在皮肤上会引起灼伤和不易痊愈的溃疡。

7.2.4 四氧化二氮 (N_2O_4)

四氧化二氮是一种黄褐色的高密度液体 (比重为 1.44)。尽管它是美国目前最常用的可贮存氧化剂, 但它的液态温度范围很窄, 容易结冰或蒸发。纯四氧化二氮只有中等程度的腐蚀性, 但当吸湿后或与水混合时会形成强酸。它极容易从空气中吸收水汽, 可以在由相容材料制成的密封容器中无限期地贮存。它能与许多燃料自燃, 并能与许多常用材料自燃, 如纸、皮革和木材。其烟雾呈红褐色, 有剧毒。由于它的蒸气压高, 因此必须保存在相对较重的贮箱中。加入少量氮氧化物或 NO 可以降低 N_2O_4 的冰点, 但缺点是提高了蒸气压。这种 NO 和 N_2O_4 的混合物称为混合氮氧化物 (MON), 其 NO 含量从 2%~30% 有不同等级。

四氧化二氮为可贮存氧化剂, “大力神” 导弹采用了四氧化二氮氧化剂和肼与偏二甲肼组成的混合燃料。航天飞机轨道机动系统和反作用控制系统及许多航天器推进系统采用了四氧化二氮与一甲基肼燃料。在许多应用中必须采取措施, 以防止这种推进剂冻结。OSHA 8 小时人员暴露极限为 5 ppm 或 9 mg/m^3 。

7.3 液体燃料

已经提出、研究和试验了各种化学品, 试图用作火箭发动机燃料。但只有少数被实际火箭发动机采用。除了下面列出的液体燃料以外, 还有许多化学品曾在实验火箭发动机、早期的实验设计方案和一些早期的发动机产品上使用过, 包括苯胺、糠醇、二甲苯胺、汽油、水合肼、硼氢化物、甲醇和 (或) 乙醇、氨以及它们与一种或多种其他燃料的混合物。

7.3.1 烃类燃料

石油衍生物中有大量不同类型的烃类化合物, 其中大多数可用作火箭发动机燃料。最常用的是那些已用于其他用途和其他发动机的产品, 如汽油、煤油、柴油和涡喷发动机燃料。它们的物性和化学成分随着精炼出这些燃料的原油类型、生产化工过程以及在制造中控制精度的不同而有很大变化。表 7-2 列出了典型的值。

一般来说, 这些石油燃料燃烧时形成黄白色的明亮发光火焰, 并具有良好的性能。它们相对容易处理, 而且价格低廉, 供应量大。有一种经特殊精炼的、特别适合用作火箭发动机推进剂的石油产品命名为 RP-1, 它基本上是一种与煤油类似的、密度和蒸气压范围较窄的饱和和不饱和烃类混合物。有些烃类燃料会在冷却通道内壁面形成积碳, 它阻碍传热, 使壁温升高。文献 7-7 指出, 这种积碳的生成取决于冷却夹套内燃料的温度、特定的种类、传热以及室壁材料。RP-1 中烯烃和芳香烃的含量较低, 而烯烃和芳

表 7-2 某些从石油制成的烃类燃料的典型物性

	喷气燃料	煤油	航空汽油 100/130	柴油	RP-1
比重 (289K)	0.78	0.81	0.73	0.85	0.80~0.815
冰点/K	213 (最高值)	230	213	250	239 (最高值)
黏度 (cp, 289K)	1.4	1.6	0.5	2.0	16.5 (239K)
闪点/K (TCC)	269	331	244	333	316
ASTM 蒸馏温度/K					
蒸发 10 %	347	—	337	—	458~483
蒸发 50 %	444	—	363	—	—
蒸发 90 %	511	—	391	617	—
Reid 蒸气压/psi	2~3	低于 1	7	0.1	—
比热/ [cal/ (kg·K)]	0.50	0.49	0.53	0.47	0.50
平均分子量/ (kg/mol)	130	175	90	—	—

香烃会引起燃料冷却通道内壁积碳。“宇宙神”、“雷神”、“德尔它”、“大力神 I”和“土星”火箭发动机采用了 RP-1 与液氧 (参见图 5-1 至 5-6)。

甲烷 (CH_4) 是一种低温烃类燃料, 它的密度比液氢要高得多, 而且价格较低。与石油精炼得到的烃类燃料相比, 甲烷物性的重复性很高。 CH_4 与液氧组合可作为运载火箭主推火箭发动机的推进剂, 也可用于反作用控制发动机 (当氧可从主发动机得到时)。氧-甲烷实验发动机已经做了试验, 但未曾飞行。

7.3.2 液氢 (H_2)

如表 5-5 所示, 液氢与液氟或液氧燃烧时性能很高。液氢还是非常好的再生冷却剂。它与氧燃烧生成无色的火焰, 但能看见羽流中的激波。在所有已知的燃料中液氢最轻、温度最低, 其比重为 0.07, 沸点为 20 K 左右。很低的燃料密度需要庞大的燃料贮箱, 故需要很大的飞行器容积。极低的温度使得选择合适的贮箱和管道材料很困难, 因为许多金属在低温下会变脆。

由于液氢温度很低, 贮箱和管路必须很好地隔热, 以尽量减少液氢的蒸发、湿气和空气在贮箱外壁的凝结以及随后液态或固态空气的形成。除使用隔热材料外, 还常常使用真空夹套。所有常见的液体和气体在液氢中都要固化。这些固体颗粒会堵塞孔和阀门。因此, 在引入推进剂之前必须吹除所有管道和贮箱中的空气和湿气 (用氮气吹除或抽真空)。液氢和固态氧或固态空气的混合物会发生爆炸。

液氢有两种组分, 即正氢和仲氢, 它们的区别在于其原子核的自旋状态。随着氢的液化, 正氢和仲氢的相对平衡组成发生变化。从一种组分转变为另一种组分时有能量转换。液氢是由气氢通过逐次压缩、冷却和膨胀过程而制得的。

氢气与空气的混合物在很宽的混合比范围内都是很容易着火和爆炸的。为了避免这种危险, 常有意将泄漏的氢气 (贮箱排气管) 在空气中点火烧掉。液氢与液氧组合被用于“半人马座”上面级、航天飞机主发动机以及日本、俄罗斯、欧洲和中国研制的一些上面级发动机。

氢与氧燃烧产生的排气无毒。因其比冲高,这种推进剂组合已成功地用于运载火箭。因为对于运载火箭,比冲有较小的增加就会大大提高有效载荷能力。但是,氢的低密度造成飞行器体积很大、阻力相对较高。

提高氢密度的一种方法是使用液氢和悬浮小颗粒固态氢的过冷混合物,其密度比液体大。已经开展过有关这种“氢浆”的实验和研究工作,难点是均匀混合物的产生和维持。迄今为止它还未曾用于飞行器。

一些研究表明,当与液氧燃烧时,运载火箭第一级发动机采用烃类燃料(例如甲烷和 RP-1)稍微好一些,因为推进剂平均密度高可以使飞行器体积较小、阻力较低,从而弥补了比冲比氢燃料低的缺点。此外还有一些新的概念,如主推火箭发动机开始时用烃燃料工作,然后在高空飞行时转换为氢燃料工作。然而到目前为止,使用两种燃料[例如甲烷(或烃类燃料)和氢]的发动机还未发展成熟,也没有飞行过。这方面俄罗斯在实验发动机上做了一些工作。

7.3.3 肼(N_2H_4)

文献 7-8 全面论述了这种推进剂。它既可用作双组元推进剂的燃料,也可用作单组元推进剂。肼及其相关的液体有机化合物—甲基肼(MMH)和偏二甲肼(UDMH)有类似的物理和热化学特性。肼是有毒的无色液体,其冰点较高(274.3 K)。肼的点火延迟期较短,与硝酸和四氧化二氮自燃。

肼蒸气会与空气形成爆炸性混合物。肼溅在物体或纤维织物表面会与空气自燃。

纯无水肼是一种稳定的液体,可以安全地加热到 530 K 以上。曾有肼在密封贮箱内贮存了 15 年以上。肼在有杂质或温度较高的情况下会分解,并释放出能量。在有压力冲击(冲击波)时即使温度低至 367 K 也会分解。在某些条件下这种分解会变成激烈的爆炸,这曾经给实验喷注器和推力室的冷却通道带来过问题。摄取肼、吸入蒸气或长时间的皮肤接触会伤害人体。OSHA 人员 8 小时暴露极限为 0.1 ppm 或 0.13 mg/m^3 。此外,肼是众所周知的致癌物。

肼能与很多材料反应,故必须谨慎处理,避免在贮存时与会使其分解的材料接触(参见文献 7-9)。贮箱、管路或阀门必须进行清洗,不得有杂质。与肼相容的材料有不锈钢(303、304、321 或 347)、镍、1100/3003 系列铝材。必须避免使用铁、铜及其合金(如黄铜或青铜)、蒙乃尔合金、镁、锌和某些流明合金。

7.3.4 偏二甲肼 $[(\text{CH}_3)_2\text{NHH}_2]$

偏二甲肼(UDMH)是肼的一种衍生物,常用来代替肼或与肼混合使用,因为它是一种更稳定的液体,特别在温度较高的情况下。此外,与肼相比它的冰点较低(215.9 K)、沸点较高(336.5 K)。UDMH 与氧化剂燃烧产生的 I_p 值比纯肼低得不多。UDMH 常混合 30%~50% 的肼使用。这种 50% 混合物的燃料被用于“大力神”导弹和运载火箭以及航天器发动机,此外还用于登月下降发动机和上升发动机。俄罗斯和中国的火箭发动机也采用了 UDMH。

冻结并不影响 UDMH、MMH 或肼的性质,但 50% UDMH 和 50% 肼混合物冻结时会明显分层。若在空间飞行器上发生冻结,则为了重新形成混肼必须进行特殊的再混合

操作。UDMH 蒸气的 OSHA 8 小时人员暴露极限为 0.5 ppm。UDMH 是致癌的。

7.3.5 一甲基肼 (CH_3NHNH_2)

一甲基肼广泛用作航天器火箭发动机燃料，特别是小推力姿态控制发动机，通常与 N_2O_4 氧化剂一起使用。它的抗冲击特性、传热特性以及液态温度范围比纯肼更好。与肼一样，其蒸气在空气中易燃，海平面大气压和环境温度下其容积可燃极限为 2.5% ~ 98%。与肼相容的材料也与 MMH 相容。它与可贮存氧化剂组合的比冲一般比肼低 1% ~ 2%。

MMH 和 UDMH 都能溶于许多烃类燃料，但肼不能。所有肼类燃料都是有毒的，但当吸入人体时 MMH 的毒性最高，UDMH 最低。在长期暴露的情况下，所有肼类燃料在大气中的浓度应低于 0.1 ppm。

在肼中加入少量的 MMH (3% ~ 15%) 对肼的爆炸性分解有显著的抑制作用。在受到相同强度的压力冲击时，MMH 在 491 K 分解，而肼在 369 K 爆炸。MMH 是一种可疑的致癌物，OSHA 8 小时人员暴露极限为 0.2 ppm。

7.4 液体单组元推进剂

由于单组元推进剂的推进剂供应系统和控制系统非常简单，这类推进剂对某些应用具有很大吸引力。肼目前作为单组元推进剂广泛用于卫星和其他航天器控制用的小推力姿态和轨道控制火箭发动机，此外还可用于燃气发生器（在前面的章节已讨论过了）。其他单组元推进剂（氧化乙烯或硝基甲烷）曾做过实验，但现在已不再使用。高浓度过氧化氢在美国、俄罗斯和德国 1955 年前设计的发动机中被用于单组元燃气发生器。

单组元推进剂可以用加热（电加热或火焰加热）或催化材料点火。为保证有良好的液态贮存特性，单组元推进剂必须具有化学稳定性和热稳定性；同时，为获得良好的燃烧特性，它还必须是容易分解和反应的。

7.4.1 单元肼

肼不仅是一种优良的可贮存燃料，而且还是一种极好的单组元推进剂（通过合适的固体或液体催化剂分解）。为了快速启动，催化剂通常要预热。铱是一种很有效的、室温下的催化剂。在温度较高时（约 450 K），许多物质能使肼分解，如铁、镍和钴（参见文献 7-8）。在不同的催化剂、不同的反应容积下，分解反应产生的产物不同，燃气的组分或温度也不同。作为单组元推进剂，它既可用于燃气发生器，也可用于空间姿态控制发动机。

肼曾经在密封贮箱中贮存了 15 年以上。第十章将叙述典型的单元肼推力室、其喷射型式及其分解反应，图 7-3 给出了典型的设计参数，图 8-16 给出了单组元推进剂发动机的结构。

肼的催化分解过程可以用简化的两步过程来描述，忽略其他过程和中间产物。第一步，肼 (N_2H_4) 分解为氨气 (NH_3) 和氮气 (N_2)，该反应是强烈放热的，即它释放出热量。第二步，氨气进一步分解为氮气和氢气，但该反应是吸热的，要吸收热量。这些

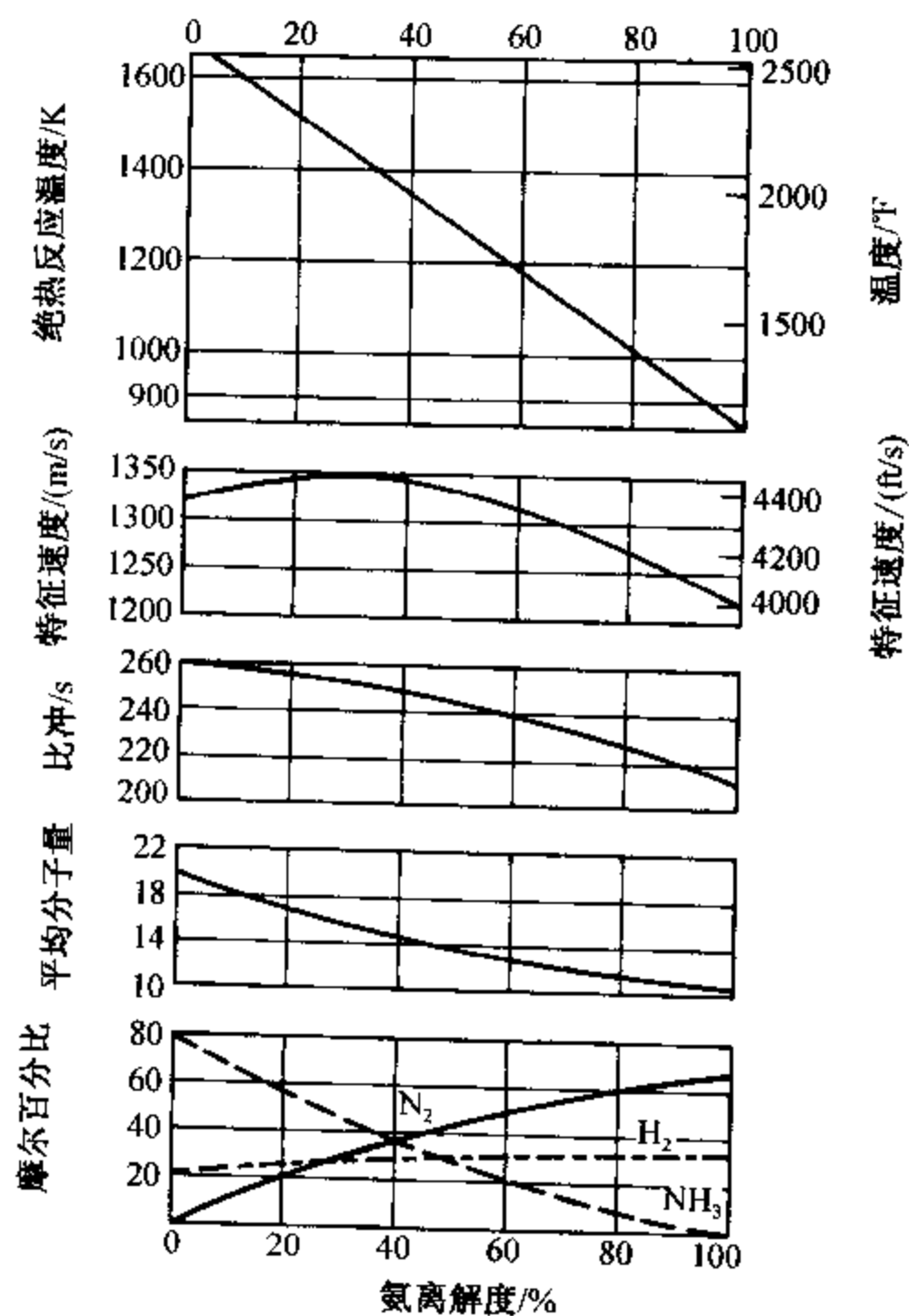
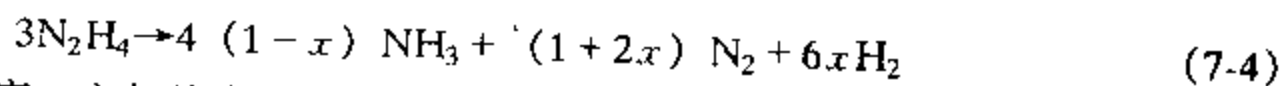


图 7-3 催化反应器出口处肼分解参数与氨离解度的关系。
经许可摘自文献 7-8

简化反应可以写为



式中 x 为氨的离解度，它与催化剂的类型、尺寸和形状以及室压、推进剂在催化剂床内的停留时间有关。图 7-3 示出了单元肼发动机的几个理论参数与氨离解度 x 的关系，其值为室压 1000 psi、喷管面积比 50 的理想推力室的高空性能。最高比冲在氨的离解度较低时达到。

肼产品的纯度有多个等级。标准的工业肼中水含量最大约为 1.5%（质量），苯胺含量低于 1.0%，颗粒物不多于 10 mg/L（包括碳在内）。单元推进剂级肼的水含量低于 1%，苯胺含量低于 0.5%（苯胺是生产肼时常用的物质），另外有微量的氨、二氧化碳、氯化物和含铁或碳的物质（如 UDMH 或 MMH）。苯胺和其他有机杂质会使用于分解单元肼的催化剂中毒，如第十章所述，这会给工作带来问题。此外还有一种水含量更低、苯胺含量低于 0.005%、含碳物质低于 0.003% 的高纯肼，它不会污染催化剂，现已作为单元推进剂在许多应用中采用。

7.4.2 硝酸羟铵 ($\text{NH}_2\text{OH}^+\text{NO}_3^-$)

这是一种较新的、合成的富氧推进剂物质，同时内含氢和氮（燃料成分），缩写为HAN。纯HAN是一种不透明的吸湿性固体，其水溶液为无色无味的透明液体。固体HAN（比重为1.84）是一种可能的固体推进剂成分，而液态HAN溶液是一种可能的单组元推进剂（13摩尔溶液的比重为1.523）。两者均能实现平稳燃烧，其受控分解能通过多种催化剂有效地实现。它的沸点（110~145℃）和冰点（-15~-44℃）随含水量而变化。随着含水量的降低，HAN的黏度越来越大。液体HAN的腐蚀性、毒性、密度比单元肼高，但它似乎不致癌。液体HAN与碱性物质、许多金属和其他一些材料不相容。即使采用相容性相对很好的材料，HAN溶液也会在贮存中缓慢分解。满意的稳定剂还有待研究。视含水量和HAN水溶液与几种可能相容的有机燃料液体的混合物的不同而定，单组元推进剂的比冲在200~265 s之间。HAN推进剂的配方、采用HAN的液体发动机和固体发动机目前仍处于研究和开发阶段，如文献7-9和7-10所述。

7.5 胶体推进剂

胶体推进剂中含有使它们变成触变物质的添加剂。胶体推进剂在静态时呈粘稠涂料状或凝胶状，但在受到一定的剪切应力时它们液化，并可通过管道、阀门、泵或喷注器流动。它们有以下优点。

对有烟排气无所谓时，燃料中可悬浮细小铝粉。氧化剂液体中可悬浮惰性固体颗粒。这提高了推进剂密度、密度比冲，从而减小了贮箱和飞行器的尺寸。飞行器尺寸小可以降低阻力，由此可增加战术导弹的射程或速度。

不会堵塞喷注器孔或阀门通道，已验证具备良好的流动控制性能。

单独的胶体燃料推进剂基本上是不易燃的，通常不能维持明火。

泄漏或溅出的可能性低，液体在贮箱中的晃动小，蒸发率低。

可长期贮存而不会沉淀或分层，已验证贮存期超过10年。

液体推进剂会因飞行器事故引起意外混合而发生爆炸，胶体推进剂则这种可能性要低得多，因为它不易混合。

许多胶体推进剂溢出时可以用水稀释，并可安全处理。

可短脉冲工作。

大多数可贮存氧化剂、一些低温推进剂和大多数可贮存液体燃料都可以胶化。

当推进剂贮箱被子弹击穿、当导弹暴露于外火或邻近爆炸区时，爆炸的可能性要小得多。

胶体推进剂也有某些缺点：

由于被凝胶剂稀释、雾化或燃烧效率较低，比冲有所降低。例如，当煤油胶化、其中悬浮铝时氧-煤油推进剂的特征速度 c^* 要降低4%~6%。当燃料和硝酸氧化剂同时胶化时，性能损失（ c^* ）可高达8%。精巧的喷注器设计、选择良好的凝胶剂能降低这种损失。

推进剂的加注或泄出操作要复杂一些。

残余推进剂量可能会多一些, 因为贮箱和管道壁上触变流体层可能会稍厚一些。

外界温度的变化会使推进剂的密度和黏性以及混合比发生轻微变化, 这会造成更多的残余推进剂, 并由此使实际总冲稍有降低。仔细选择凝胶剂、使氧化剂和燃料在特定温度范围内其流变性质的变化能很好地配合可减少这种影响。

悬浮金属会使羽流产生可见烟雾。

某些凝胶剂会产生不稳定的胶体推进剂, 即它们会分层或产生化学反应。

实验火箭发动机已表明, 这些胶体推进剂通常比常规液体推进剂安全, 而且具有良好的性能和使用特性 (参见文献 7-11 和 7-12)。这降低了靶场事故发生的可能性。已经在一些不同的液体推进剂上对各种有机和无机凝胶剂进行了探索。

有几种胶体推进剂组合已在实验推力室和火箭发动机系统上得到了满意的验证。图 6-8 示出了其中一例实验发动机。据今所知, 这种火箭发动机还未曾投入生产或飞行。现正在开展工作对这项技术进行验证, 并对胶体推进剂火箭发动机用于实际飞行作鉴定。

7.6 气体推进剂

冷气推进剂已成功地用于反作用控制系统 (RCS), 也许已有 50 年了。这种发动机系统很简单, 它由一个或多个高压气瓶、多个简单金属喷管 (通常是铝或塑料的)、每个喷管上的电控阀门、减压器以及加排气组件组成。如果气瓶压力高, 则气瓶尺寸就小。压力一般在 300 到 1000 MPa 之间。若充填的气体质量不变, 则球形气瓶的质量基本上与压力无关。

表 7-3 列出了典型的冷气推进剂及其物性和特性。航天器 RCS 中已使用的冷气有氮、氩、干燥空气、氮和氟利昂 14。用高压氢气或氦气作为冷气推进剂, 则比冲要高得多, 但这些气体的密度很低, 需要的贮存容积很大, 高压气瓶很重。在大多数应用中增加的死重超过了性能高带来的优点。有少数应用中用电或化学方法加热气体 (及气瓶), 这样在采用较小的气瓶的情况下提高了比冲, 但增加了复杂性。

表 7-3 辅助推进系统所用气体推进剂的性质

推进剂	分子量	密度 ^a (lb/ft ³)	k	理论比冲 ^b /s
氢	2.0	1.77	1.40	284
氦	4.0	3.54	1.67	179
甲烷	16.0	14.1	1.30	114
氮	28.0	24.7	1.40	76
空气	28.9	25.5	1.40	74
氩	39.9	35.3	1.67	57
氟	83.8	74.1	1.63	50

^a 5000 psi、20℃ 条件下。

^b 喷管面积比 50、初始温度 20℃ 条件下的真空比冲。

气体推进剂、气瓶的选择和 RCS 的设计取决于许多因素, 如气瓶的容积和质量、

最大推力和总冲、气体密度、所需的机动飞行、工作占空特性和工作寿命。冷气系统一般用于总冲为 $1200 \text{ N}\cdot\text{s}$ 左右的任务。更高的总冲值通常就需要使用液体推进剂了。

如果工作时间很短（只有几分钟，同时主发动机正在工作），气体膨胀将是绝热的（气体不吸热），通常作为等熵过程来处理（总压不变）。随着气体的消耗，气体温度将下降（压力和比冲也下降）。对于长期的间歇性工作（在空间数月或数年），航天器上的热量将传递给气体，气瓶温度基本上保持常数，膨胀接近等温。6.5 节对气体膨胀过程作了分析。

8.2.9 节叙述了冷气系统的优点和缺点。

7.7 安全性和环保问题

为了使化学性能活跃的推进剂物质的固有危险性和潜在破坏性降到最低程度，必须非常认真地对待可能的风险和危险性（参见文献 7-4），包括 7.1 节提到的毒性、爆炸性、着火或泄漏危险性等。操作人员、装配工、机修工、检验员或工程师在搬运或使用特定的推进剂之前必须接受特定推进剂的安全培训，了解其特性、安全处理或运输的方法、对设备或环境的潜在破坏性以及发生事故时减小后果的措施等。他们还必须了解推进剂与皮肤接触、被吸收或吞服情况下对人体健康的危害和急救、治疗方法，以及安保设备的使用方法。安保设备有防护服、有毒蒸气探测器、遥控装置、报警信号或应急水龙头。与高毒物质打交道的工作人员必须定期作健康检查。此外，火箭发动机需要考虑安全性设计，使泄漏、意外溢出、意外起火或其他可能的不安全状态发生的可能性降到最低。大多数发动机研制单位有一名以上的安全性专家，他负责检查试验计划、加工操作、设计、工艺过程或安保设备的安全性。凭借适当的培训、设备、预防措施以及安全性设计特点，所有推进剂都可以安全处理。

如果出现违反安全性的行为，或者如果发现（或好像）操作、设计、工艺过程或操作规程不够安全，则应针对特定的项目或问题作充分的调查，研究和明确影响安全性的原因，采取合适的补救措施并尽快落实。

排入环境的有毒排气以及风引起的毒气弥散会使操作人员和附近居民区的人们暴露在有毒环境中，这将在 20.2 节讨论。有毒液体的排放或溢出会污染地下蓄水层和地表水，其蒸气会污染空气。目前政府有关部门已对排放气体和液体的类型和指标进行了管理和监控。这些排放物必须进行控制，违者要加以处罚。申请排放许可证的过程是冗长而繁琐的。

习题

1. 画出液氧/RP-1 推进剂组合的密度比冲（平均比重和比冲的积）随混合比的变化曲线，解释曲线的含意。利用图 5-1 的理论比冲值和图 7-1 或表 7-1 的比重。

答案：在 $r = 20$ 时 $I_s = 290$ 、 $I_d = 293$ 、 $\delta_{gv} = 1.01$ 。

2. 列表比较液氧和硝酸氧化剂的相对优点。

3. 推导平均比重公式 7-1。

4. 一火箭发动机采用液氧和 RP-1 作推进剂，其设计混合比为 2.40。供应系统中所用的泵基本上

是等容积流量的。RP-1 烃类燃料的额定温度为 298 K, 变化范围为 ± 25 K。液氧额定温度为其沸点 (90 K), 但贮箱增压后温度会最多上升 30 K。试问在不良温度条件下极端混合比为多少? 若该发动机额定流量为 100 kg/s, 工作时间为 100 s, 试问当一种推进剂组元完全耗尽后残余推进剂最大质量是多少? 密度变化利用图 7-1 的曲线估算。对于混合比变化不大的情况, 假设比冲为常数、蒸气压的变化对泵的流动没有影响、发动机无法自动控制混合比。

5. 上题中, 由火箭发动机推进的飞行器级的设计质量比 m_f/m_0 为 0.50 [参见公式 (4-6)]。试问推进剂温度的最坏情况对质量比和理想无重力真空速度的影响是多大?

6. (a) 当飞行器环境温度为 50~150°F 时四氧化二氮贮箱气垫容积的近似百分数应是多少?

(b) 在 150°F 时贮箱最高压力是多少?

(c) 在 (b) 中应考虑哪些因素?

答案: (a) 15%~17%, 变化是因为贮箱内温度分布不均匀; (b) 6~7 atm; (c) 蒸气压、氧化剂中一氧化氮的含量、与壁面材料的化学反应、会引起大量不溶解气体产物的杂质。

7. 一绝热、垂直、带放气口的长液氧贮箱要在海平面发射台放置一段时间。液体表面处于大气压下, 高度离位于贮箱底部的封闭出口 10.2 m。假设没有环流, 试问贮箱出口处氧的温度、压力和密度为多少?

符号

I_d	密度比冲, s
I_s	比冲, s
k	比热比
r	混合比 (氧化剂质量流量与燃料质量流量之比)

希腊字母

δ_{av}	混合物平均比重
δ_f	燃料比重
δ_o	氧化剂比重
$\rho_{av}, \rho_f, \rho_o$	密度, kg/m ³ (lb/ft ³)

参考文献

- 7-1. S. F. Sarnier, *Propellant Chemistry*, Reinhold Publishing Company, New York, 1966.
- 7-2. *Chemical Rocket Propellant Hazards*, Vol. 1, *General Safety Engineering Design Criteria*, Chemical Propulsion Information Agency (CPIA) Publication 194, October 1971.
- 7-3. L. C. Sutherland, "Scaling Law for Estimating Liquid Propellant Explosive Yields," *Journal of Spacecraft and Rockets*, March-April 1978, pp. 124-125.
- 7-4. *Hazardous Materials, 1980 Emergency Response Guidebook*, DOT-P 5800.2, U.S. Department of Transportation, Washington, DC, 1980.
- 7-5. *1990-1991 Threshold Limit Values for Chemical Substances and Physical Agents and Biological Exposure Indices*, American Conference of Government Industrial Hygienists, Cincinnati, OH, 1990 (revised periodically).

- 7-6. H. E. Malone, *The Analysis of Rocket Propellants*, Academic Press, New York, 1976.
- 7-7. K. Liang, B. Yang, and Z. Zhang, "Investigation of Heat Transfer and Coking Characteristics of Hydrocarbon Fuels," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, September-October 1998.
- 7-8. E. W. Schmidt, *Hydrazine and its Derivatives, Preparation, Properties, Applications*, John Wiley & Sons, New York, 1984.
- 7-9. O. M. Morgan and D. S. Meinhardt, "Monopropellant Selection Criteria—Hydrazine and other Options," *AIAA Technical Paper 99-2595*, June 1999.
- 7-10. D. Mittendorf, W. Facinelli, and R. Serpolus, "Experimental Development of a Monopropellant for Space Propulsion Systems," *AIAA Technical Paper 99-2951*, June 1999.
- 7-11. K. F. Hodge, T. A. Crofoot, and S. Nelson, "Gelled Technical Propellants for Tactical Missile Application," *AIAA Technical Paper 99-2976*, June 1999.
- 7-12. B. D. Allen, "History, Development and Testing of Thixotropic Gels for Advanced Systems," *AIAA Propulsion Conference*, July 1985.

第八章 推 力 室

推力室是火箭发动机的关键组件。一定流量的液体推进剂在这里喷射、雾化、混合并燃烧形成高温气体反应产物，这些燃气随后加速并高速喷出（参见文献 6-1 和 6-2）。本章将叙述推力室，包括其部件、冷却、点火和传热。火箭发动机推力室组件（图 8-1 和 8-2）由**喷注器、燃烧室、超声速喷管和安装结构**组成。所有部件都必须承受极端的燃烧温度条件和各种力，包括传递给飞行器的推力。若采用非自燃推进剂，则推力室还需有点火系统。某些推力室组件还有一体化安装的推进剂阀门，有时还有推力矢量控制装置，如第十六章所述。表 8-1 给出了五种不同推力室的一些数据，这些推力室采用了不同的推进剂种类、冷却方法、喷注器、供应系统和喷管尺寸，并具有不同的推力量级。此外还列出了一些发动机参数。该表中所用的一些术语将在本章后面解释。

表 8-1 推力室特性

	发动机代号				
	RL-10B-2	LE-7(日本)	RCS	RS-27	AJ-10-1181
应用	“德尔它” III、IV 火箭发动机上面级	“H-II”运载火箭发动机主发动机	姿态控制	“德尔它 II”火箭发动机主发动机	“德尔它 II”火箭发动机二级发动机
研制单位	Pratt & Whitney, United Technologies 公司	三菱重工	Kaiser Marquardt 公司	波音公司 Rocketdyne Propulsion & Power	Aerojet Propulsion 公司
推力室					
燃料	液氢	液氢	MMH	RP-1(煤油)	50% N ₂ H ₄ /50% UDMH
氧化剂	液氧	液氧	N ₂ O ₄	液氧	N ₂ O ₄
推力室推力					
海平面/lbf	海平面不工作	190400	12	164700	NA
真空/lbf	24750	242500	18	207000	9850
推力室混合比	5.88	6.0	2.0	2.35	1.90
推力室比冲					
海平面/s	NA	349.9	200	257	
真空/s	562	445.6	290	294	320
特征排气速度 $c^*/(\text{ft/s})$	7578	5594.8	5180	5540	5606

续表 8-1

	发动机代号				
	RL-10B-2	LE-7(日本)	RCS	RS-27	AJ-10-118I
推力室推进剂流量/(lb/s)	53.2	346.9	0.062	640	30.63
喷注器端室压/psi	640	—	70	576	125
喷管端滞止压力/psi	NA	1917	68	534	
推力室海平面重量/lbf	<150	1560	7	730	137
万向架海平面重量/lbf	<10	57.3	NA	70	23
推力室直径/in	—	15.75	1.09	21	11.7
喷管喉部直径/in	5.2	9.25	0.427	16.2	7.5
喷管出口直径/in	88	68.28	3.018	45.8	60
喷管出口面积比	285	54	50	8	65
燃烧室收缩比	—	2.87	6	1.67	2.54
燃烧室特征长度 L^* /in	—	30.7	18	38.7	30.5
推力室总长度/in	90	14.8	11.0	86.15	18.7
燃料冷却夹套和集液腔容积/ft ³	—	3.5	—	2.5	—
喷管延伸段	碳-碳	无	无	无	无
累计工作时间/s	>360*	*	*	*	>150
重复启动能力	有	无	有	无	有
冷却系统	不锈钢管, 双向流再生冷却	不锈钢管, 燃料再生冷却	铌辐射冷却	不锈钢管, 单向流再生冷却	烧蚀层, 部分烧蚀, 烧蚀材料为酚醛树脂二氧化硅
冷却管直径/通道宽度/in	NA	0.05(通道)	NA	0.45	
冷却管数目	NA	288	0	292	
冷却夹套压降/psi	253	540	NA	100	NA
喷注器类型	同心环离心式喷嘴, 有声腔	同轴直流式单元, 有隔板和声腔	钻孔单元	平板钻孔环单元, 有隔板	莲蓬头外圈, 三击/双击单元, 双调谐声腔
喷注器压降-氧化剂/psi	100	704	50	156	40
喷注器压降-燃料/psi	54	154	50	140	40
氧化剂喷孔数目	216	452(同轴)	1	1145	1050
燃料喷孔数目	216	452(同轴)	1	1530	1230
发动机特征					
供应系统	泵压式膨胀循环	泵压式	气瓶挤压式	泵压式燃气发生器循环	气瓶挤压式
发动机海平面推力/lb	NA	190400	12	165000	NA
发动机真空推力/lb	24750	242500	18	207700	9850
发动机海平面比冲/s	NA	349.9	200	253	320
发动机真空比冲/s	462	445.6	290	288	320
发动机混合比(O/F)	5.88	6.0	2.0	2.27	1.90

* 仅受推进剂量限制。

资料来源: 所列公司和 NASA。

开式循环(如燃气发生器循环)发动机中推力室推力通常稍低于发动机推力, 而推力室比冲实际上稍高于(1%左右)发动机比冲。对于闭式循环(如分级燃烧循环), 发动机和推力室的推力及比冲值是相同的。



图 8-1 使用煤油型燃料和液氧的再生冷却管束式推力室结构。最初用于“雷神”导弹。喷管内径约 15 in, 海平面推力最初为 120000 lbf, 之后通过增加流量和室压以及加强和改进结构件逐步提高到 135000 lbf、150000 lbf, 最后达到 165000 lbf。锥形出口段后被钟形喷管代替。图 8-9 画出了燃料在进入喷注器前沿相间管子向下流动并通过相邻管子返回的流动过程。

图 8-4 画出了一类似的喷注器的流动通道

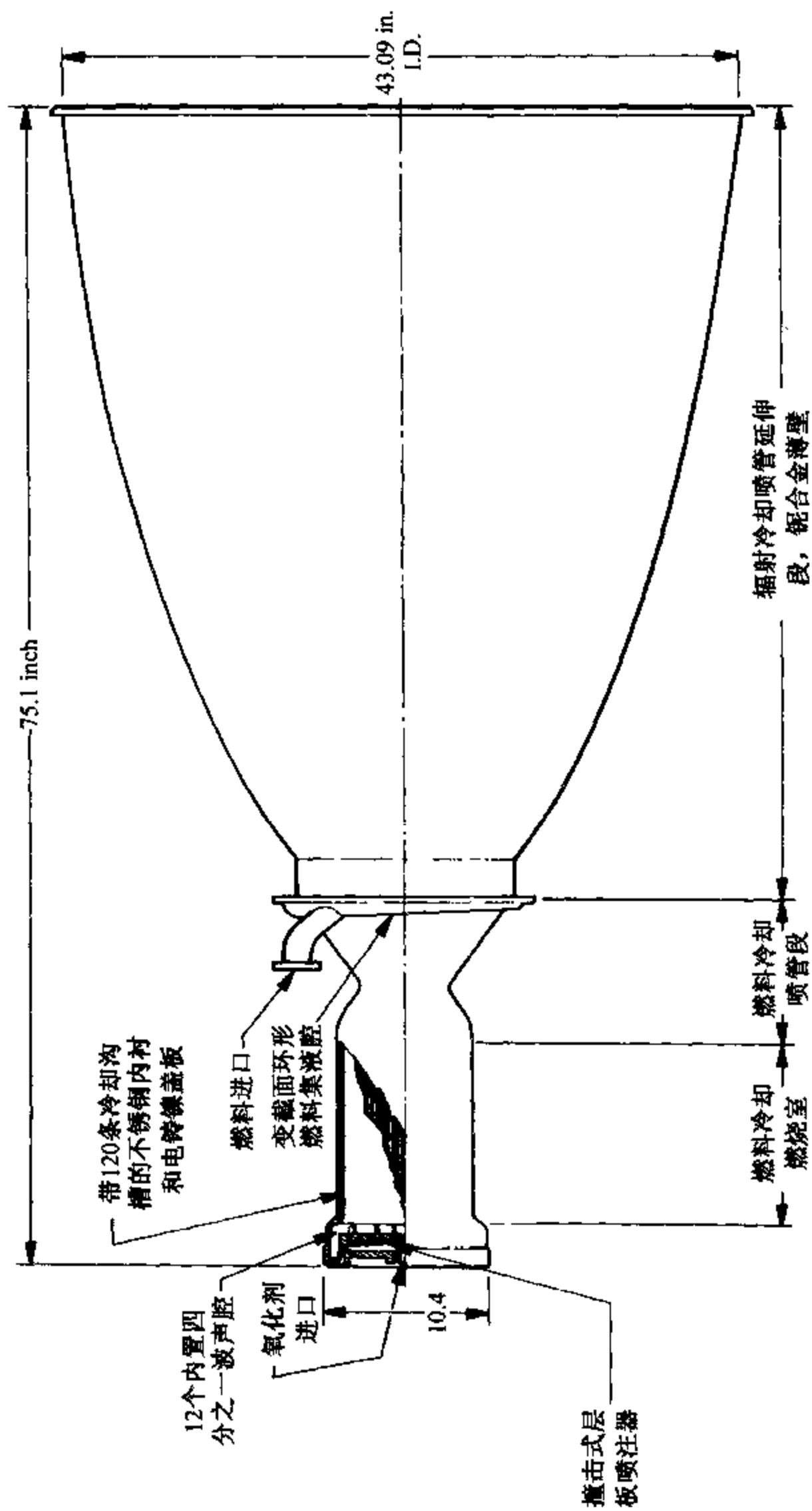


图8-2 航天飞机轨道器所用的两个轨道器发动机推力室之一的半剖简图。每个推力室的真空推力为26.689N,最低真空比冲为310s。采用四氧化二氮和一甲基肼推进剂,额定混合比1.65,额定室压28psi。设计任务次数为100次,工作10年,至少启动500次。这些发动机为最终轨道捕获、轨道圆化、轨道转移、交会和离轨机动提供推力。喷管面积为55:1 (Aerojet Propulsion公司提供)

第三章阐述了推力室的基本设计参数（推力、流量、燃烧室压力或喉部面积），第五章对推力室的性能（比冲、燃烧温度）作了基本分析，第九章将阐述燃烧现象。

虽然本书采用了**推力室**（thrust chamber）这个词（一般指推力大于 1000 lbf 的火箭发动机），但有些论文采用了术语**推力筒**（thrust cylinder）或**火箭燃烧器**（rocket combustor）。对于小推力装置（如姿态控制发动机）和电推进系统，我们还使用术语**推力器**（thruster）。

8.1 喷 注 器

喷注器的功能类似于内燃机的化油器。喷注器将液体推进剂引入燃烧室，控制其流量，使液体破碎成小液滴（该过程通常称为雾化），并分布和混合推进剂，使混合物中燃料和氧化剂的比例得当，其流量和组分沿燃料室横截面均匀。这可以用多种不同方案的喷注器和喷射单元来完成。图 8-3 画出了几种常用的喷注器类型，图 8-1、8-4 和 9-6 画出了完整的喷注器。

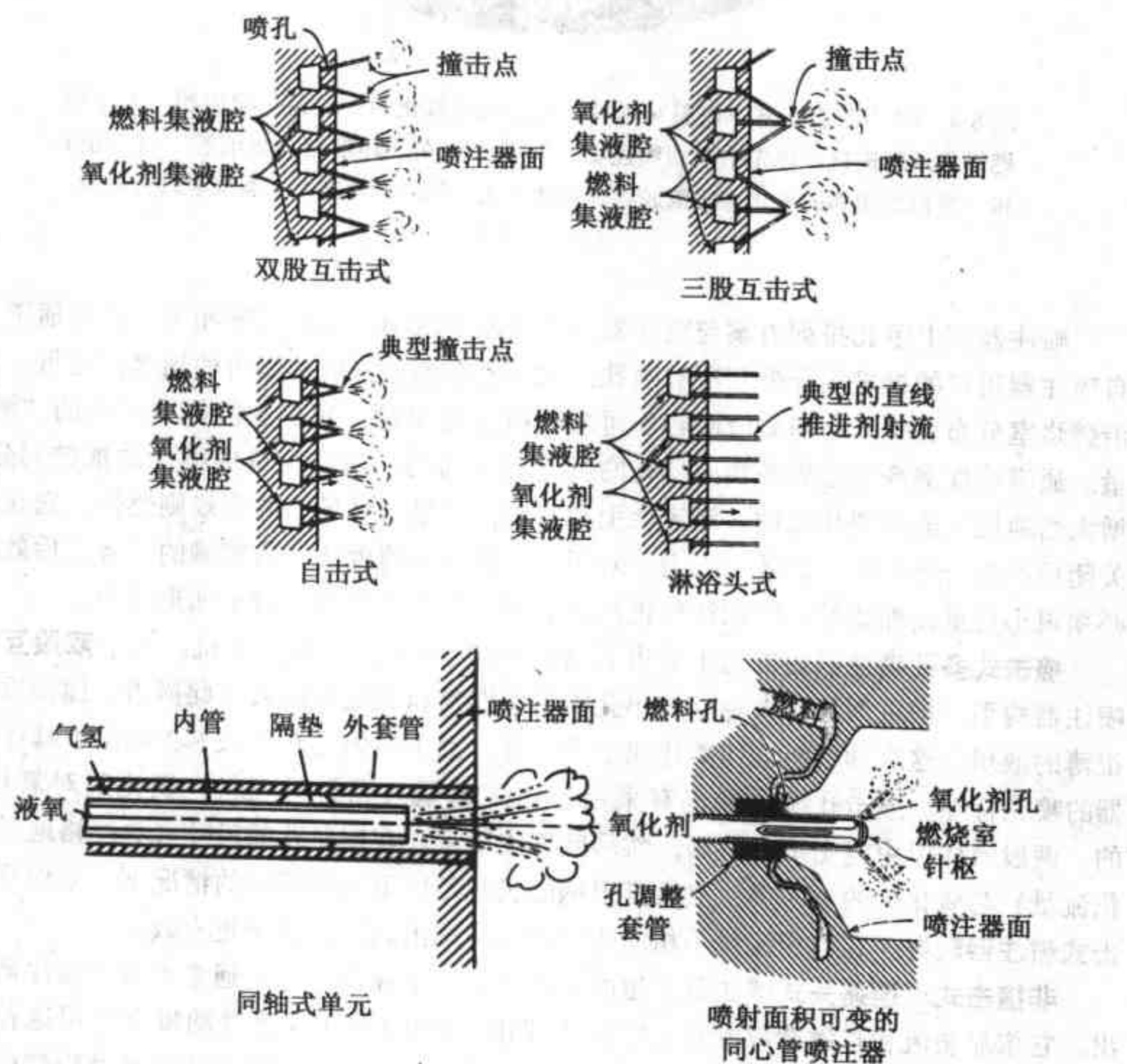


图 8-3 几类喷注器的示意图。可动套管式变推力喷注器取自文献 8-1



图 8-4 90°双股自击式（燃料对燃料、氧化剂对氧化剂）埋头孔喷注器。大孔是燃料集液腔进口。预先钻孔的喷注器环交替钎焊在一环形燃料集液腔（或沟槽）和一类似的相邻的氧化剂集液腔（或沟槽）上。图 8-1 画出了一类似但较大的喷注器的截面

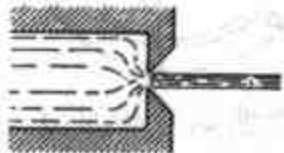
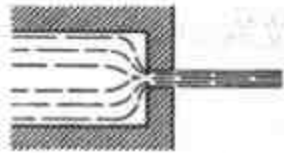
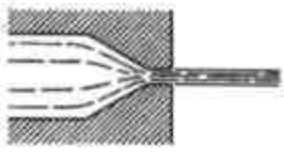
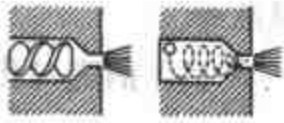
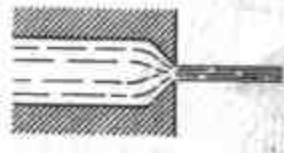
喷注器面上喷孔排列方案与喷注器内的集液腔或输送通道紧密相关。这些通道将来自喷注器进口的推进剂分配到所有喷孔。大而复杂的集液腔构型可使通道流速低、流量沿燃烧室分布良好。小的集液腔容积可减轻喷注器重量，减少主阀门关闭后的“滴流”量。通道速度提高会造成各相同喷孔的流量更不均匀，因此会造成不良的推进剂分布，增大当地燃气成分变化范围。滴流会引起补燃，这是一种低效的不规则燃烧，它在阀门关闭后产生一个小的“后效”推力。对于飞行器最终速度要非常精确的任务，后效冲量必须很小且重复性要好，因此往往把阀门装在喷注器内以尽量减小通道容积。

撞击式多孔喷注器通常用于采用氧-烃和可贮存推进剂的发动机。对于**双股互击式**喷注器构型，推进剂从许多独立的小孔喷出，燃料和氧化剂流束彼此撞击。撞击后形成很薄的液扇，这有助于将液体雾化成液滴，并有助于均匀分布。表 8-2 给出了具体喷注器的喷孔特性。撞击孔喷注器也有采用**自击式构型**（燃料对燃料、氧化剂对氧化剂）的。两股液体流束撞击形成液扇，然后破碎成液滴。在燃料孔的尺寸（更严格地说，容积流量）与氧化剂的差不多、点火延迟期的长短足以形成喷雾扇的情况下，采用双股互击式喷注器较好。在容积流量不相同的情况下，三击式构型看来更有效。

非撞击式或莲蓬头式喷注器产生的推进剂流束不撞击，它们通常垂直于喷注器面射出。它依靠湍流和扩散造成混合。“二战”期间德国的 V-2 火箭发动机就使用这种类型的喷注器。这种喷注器现在已不使用，因为它需要很大的燃烧室容积才能获得较好的燃烧效果。**液膜式或喷雾式**喷注器产生圆柱形、锥形或其他形式的喷雾液膜，这些喷雾通

常相交, 由此促进了混合和雾化效果。通过改变液膜宽度 (通过可轴向移动的套筒), 可在很大范围内调节推进剂流量而不过多地降低喷注器压降。这种变面积同心管式喷注器已用于登月舱下降发动机, 其流量调节范围为 10:1, 混合比变化很小。

表 8-2 喷注器流量系数

喷孔类型	示意图	直径/mm	流量系数
锐边孔		2.5 以上	0.61
		2.5 以下	0.65 左右
进口有倒圆的短管, $L/D > 3.0$		1.00	0.88
		1.57	0.90
		1.00 ($L/D \approx 1.0$)	0.70
锥形进口短管		0.50	0.7
		1.00	0.82
		1.57	0.76
		2.54	0.84~0.80
		3.18	0.84~0.78
螺旋效应短管		1.0~6.4	0.2~0.55
锐边锥		1.00	0.70~0.69
		1.57	0.72

同轴空心套管式喷注器被大多数国内外火箭发动机设计师用作液氧/气氢喷注器。它示于图 8-3 的左下方。在液氢从冷却夹套吸热并气化的情况下, 这种喷注器的效果很好。这种气化了的气的流速很高 (典型值为 330 m/s), 而液氧的流速要小得多 (通常小于 33 m/s), 速度差产生了剪切作用, 帮助液氧流束破碎成小液滴。喷注器面上有许多这样的同轴管式单元。可贮存双组元液体推进剂不采用这类喷注器, 部分原因是达到高速需要的压降太高。

图 9-6 所示的 SSME 喷注器采用了 600 个这种同心套管喷射单元, 其中 75 个伸出喷注器面, 形成有冷却的隔板, 以降低发生燃烧不稳定性的概率。

最初制造喷孔的方法是仔细地钻孔, 并对孔进口作倒圆或倒角。今天还是这样做的。这种加工方法很难使这些孔精确对准 (为了良好的撞击), 以及避免毛刺和表面不平整。能避免这些问题并可加工大量精确的小喷孔的一种方法是采用多层蚀刻的很薄的板 (常常称为层板), 重叠并扩散焊在一起, 形成如图 8-5 所示的整体结构。在每一块板或金属薄片上照相蚀刻的图案不仅形成了喷注器面上的许多小喷孔, 而且还是喷注器内部的推进剂分配或流动通道, 有时还形成喷注器内部的细网过滤器。层板既可以平行

于喷注器面叠放，也可垂直于喷注器面。加工好的喷注器称为层板喷注器，它是 Aerojet Propulsion 公司的专利。

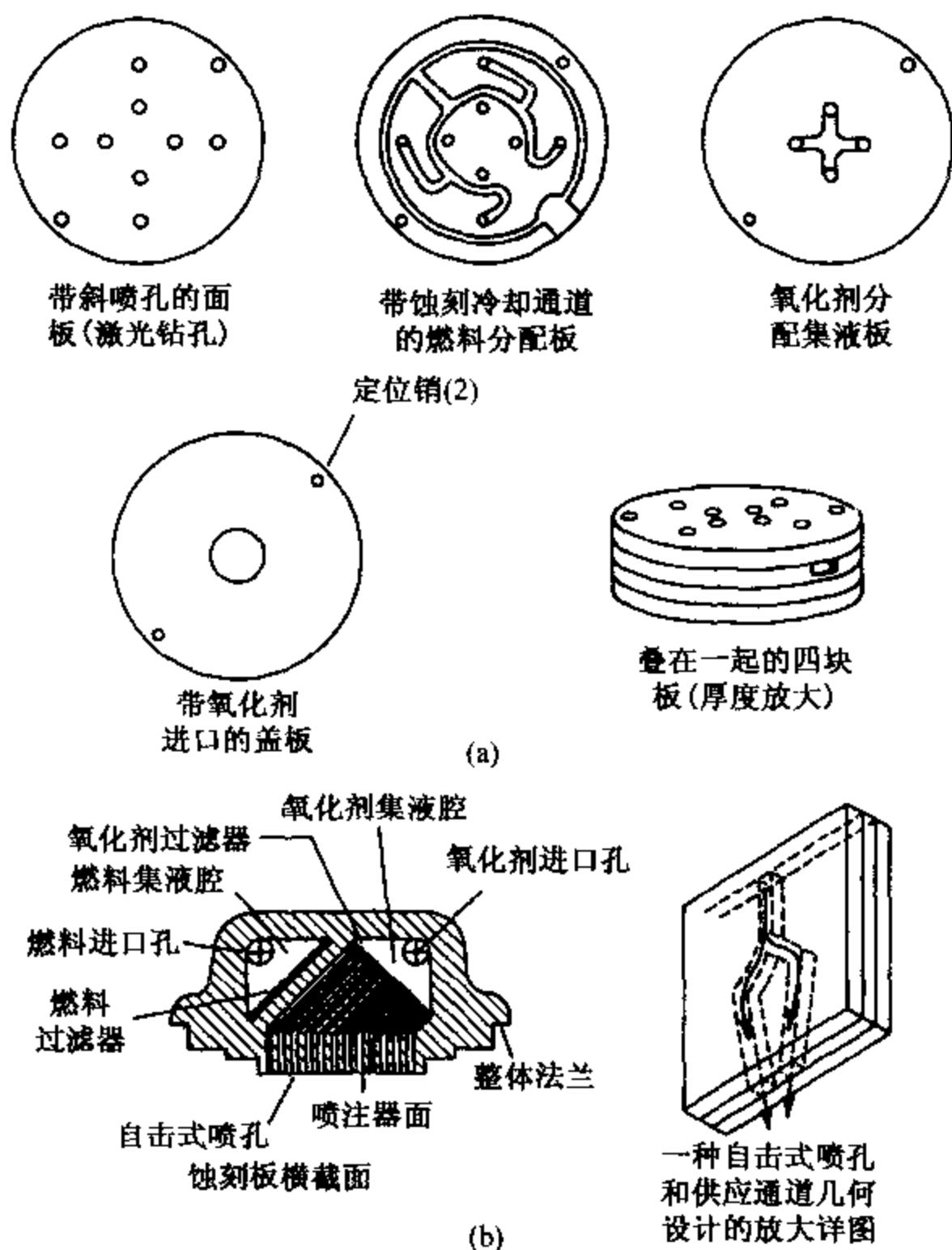


图 8-5 采用层板焊接技术的两类喷注器简图：a) 有四对双股互击液体流束的小推力喷注器，板与喷注器面平行；b) 144 个孔的自击式喷注器，板垂直于喷注器面（Aerojet Propulsion 公司提供）

8.1.1 喷注器流动特性

图 8-3 示出的各种喷注器构型的差别反映在不同的流动-压力的关系，不同的启动特性、雾化效果、对自激振动的阻尼以及燃烧效率上。

喷注器水力特性可以精确计算，并可按所需的喷射压力、喷射速度、流量和混合比来设计喷孔。对于给定的推力 F 和等效排气速度 c ，推进剂总流量 $\dot{m}$ 可根据公式(2-6)导出的 $\dot{m} = F/c$ 求得。公式(6-1)~(6-4)给出了混合比、氧化剂流量和燃料流量之间的关系。通过小孔的不可压流体的流量为

$$Q = C_d A \sqrt{2\Delta p / \rho} \quad (8-1)$$

$$\dot{m} = Q\rho = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (8-2)$$

式中 Q 为容积流量, C_d 为无量纲流量系数, ρ 为推进剂密度, A 为孔的横截面积, Δp 为压降。这些关系式是通用的, 可应用于推进剂供应系统、喷注器或所有液体流动系统的任何截面。图 8-6 画出了典型的喷孔流量-压降关系。具有倒圆进口的孔 (左上简图) 的压降最低 (或流量最高)。倒角、孔进口半径或孔边缘的毛刺的微小差别会引起流量系数和射流流态的显著变化, 然后改变雾化小液滴的品质和分布、当地混合比和当地传热速率。加工品质差的小孔会造成燃烧室或喷注器局部烧坏。

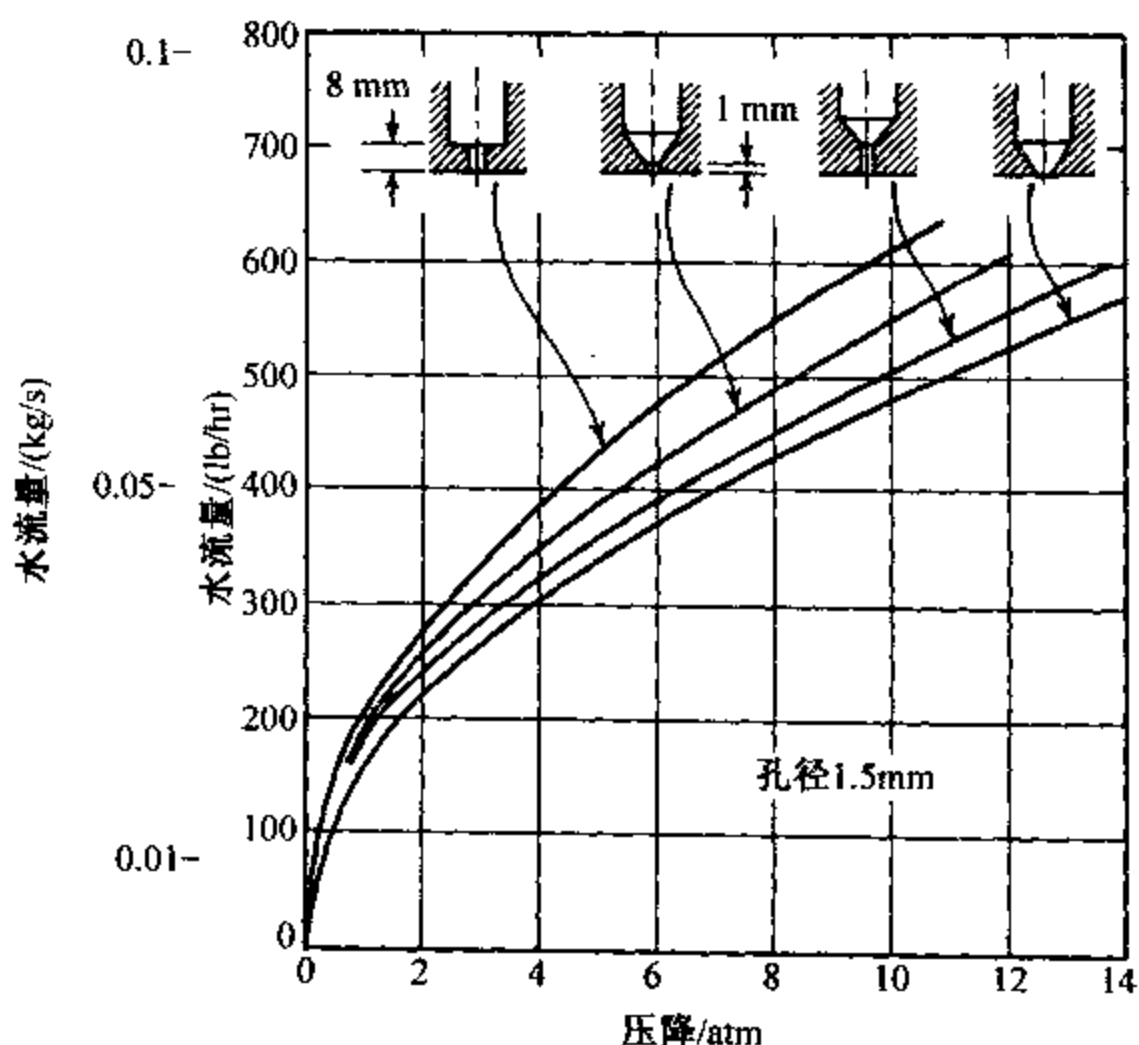


图 8-6 四种喷孔的水力特性

在给定压降的情况下, 喷孔决定了火箭发动机的**推进剂流量**和**混合比**。根据公式 (6-4) 和 (8-2), 混合比为

$$r = \dot{m}_o / \dot{m}_f = [(C_d)_o / (C_d)_f] (A_o / A_f) \sqrt{(\rho_o / \rho_f) (\Delta p_o / \Delta p_f)} \quad (8-3)$$

上述公式中各参数的选择必须使得即使总流量略有变化也能获得正确的设计混合比。应选择哪些流量系数在很大的雷诺数范围内保持不变、 $(C_d)_o / (C_d)_f$ 保持不变的孔。对于给定的喷注器, 通常在低流量或低推力时 (如启动过程) 混合比很难保持不变。

喷注器的品质通过采用惰性模拟液 (不用活性推进剂液体) 的冷流试验来检验。通常用水来测定燃料侧或氧化剂侧在不同流量下的压降, 然后便能确定推进剂的压降和流量系数。利用专用装置, 采用不混合的惰性液体, 可以确定燃烧室横截面上冷流的局部混合比分布。模拟液的密度和黏性应与实际推进剂大致相同。所有新的喷注器都要用实际推进剂做热试车。

实际混合比可以根据冷流试验数据、测得的孔面积和按模拟液和推进剂密度比的平方根修正的流量系数来计算。当交替向燃料侧和氧化剂侧通相同压力的水时, $\Delta p_f = \Delta p_o$, $\rho_f = \rho_o$, 水的混合比为

$$r = [(C_d)_o / (C_d)_f] A_o / A_f \quad (8-4)$$

这样, 把水试测得的混合比乘以推进剂组合密度比的平方根和压降比的平方根就得到了实际推进剂的混合比。推进剂雾化(同时伴有蒸发、部分燃烧和混合)的机理很难分析, 因此喷注器性能必须通过火箭发动机推力室热试车来评定。喷射速度为

$$v = Q/A = C_d \sqrt{2\Delta p/\rho} \quad (8-5)$$

表 8-2 给出了各种喷孔的流量系数。对于给定的喷射压降, 当流量系数等于 1 时速度达到最大。进口平滑和圆整、表面光洁的喷孔的流量系数较高, 这种孔进口设计是最常用的。

当氧化剂和燃料射流撞击时, 其合成动量可根据下面基于动量守恒原理的关系式计算。图 8-7 画出了一对撞击射流, 其中 γ_o 为燃烧室轴线与氧化剂射流的夹角, γ_f 为燃烧室轴线与燃料射流的夹角, δ 为燃烧室轴线和合成射流的夹角。若两股射流撞击前后总的动量相等, 则

$$\tan \delta = \frac{\dot{m}_o v_o \sin \gamma_o - \dot{m}_f v_f \sin \gamma_f}{\dot{m}_o v_o \cos \gamma_o + \dot{m}_f v_f \cos \gamma_f} \quad (8-6)$$

通常当撞击射流的合成动量接近轴向时性能较好。若合成动量沿燃烧室轴向, 则 $\delta = 0$, $\tan \delta = 0$, 轴向射流动量的角度关系为

$$\dot{m}_o v_o \sin \gamma_o = \dot{m}_f v_f \sin \gamma_f \quad (8-7)$$

根据这些公式可以确定 γ_f 、 γ_o 和 δ 之间的关系。8.6 节将给出一个喷注器分析的实例。

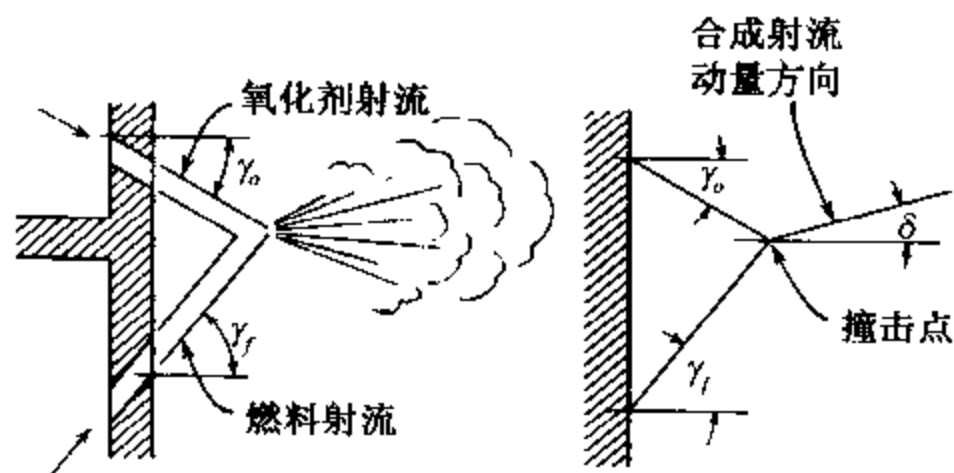


图 8-7 双股撞击射流的角度关系

8.1.2 影响喷注器特性的因素

联系喷注器设计参数与火箭发动机性能和燃烧现象的完整理论迄今还未建立起来, 因此液体火箭发动机喷注器的设计和研制方法很大程度上是经验性的。然而现有的数据已表明了影响喷注器性能和工作特性的几种重要因素。下面简要列举其中一些因素。

推进剂组合

特定的燃料和氧化剂组合影响以下特性：相对化学活性，蒸发的难易和速率，着火温度，热燃气的扩散，挥发性以及表面张力。通常自燃推进剂喷注器的设计要求与需点火的推进剂有些不同。对于某种推进剂能很好工作的喷注器，通常换一种推进剂后不见的工作得很好。

喷孔布局和尺寸

就喷注器中的单个喷孔而言，以下各参数看来都存在一个最佳性能和/或传热状态：喷孔尺寸，撞击角，合成动量角，撞击点离喷注器面的距离，喷注器面上单位面积的喷孔数，单个喷孔的流量以及喷孔在喷注器面板上的分布。这些参数主要通过实验或根据先前成功的类似喷注器的经验确定。

瞬变状态

为使瞬变工作过程满意，在启动和关机时可能需要特殊措施，如：临时堵住一些喷孔，精确的阀门时序，将纸杯放入喷孔以防止一种推进剂进入另一推进剂的集液腔，采用单向阀等。

水力特性

喷孔的类型和通过喷孔的压降决定了喷射速度。为降低供应系统的重量或泵的功率、提高整个火箭发动机的效率，一般希望压降低一些，但实际上常采用较高的喷射压降，以提高火箭发动机对燃烧不稳定性的抵抗力和强化液体的雾化。

传热

喷注器影响火箭发动机推力室的性能和传热。当喷射分布型式有意在燃烧室壁面附近造成富燃或富氧混合物时，可以降低传热速率。一般来说，喷注器性能越好，向燃烧室和喷管的壁面以及喷注器面的传热速率就越高。

结构设计

喷注器承受来自燃烧室和推进剂集液腔的高压。在瞬变过程中（启动或关机），压力造成的应力有时会超过稳态工况下的应力。现代喷注器面板许多是平的，必须用合适的结构来加强，且不能阻碍集液腔通道的流动。结构还必须有足够的弹性，能承受高温燃气的加热或低温推进剂冷却所造成的喷注器面热变形。喷注器设计还必须保证燃料和氧化剂集液腔之间有可靠的密封（内漏会引起集液腔爆炸或内部着火）、喷注器与推力室的密封连接。如图 6-1 和 8-1 所示，在大型常平架推力室中，喷注器通常还传递主推力，且常平架往往与喷注器直接连接。

燃烧稳定性

喷孔型式、撞击形式、孔的分布以及压降对燃烧不稳定性有强烈的影响。有些类型

的喷注器对压力扰动的阻尼能力很强。如 9.3 节将解释的, 推力室对振荡的抵抗能力是通过实验确定的, 通常将特殊的防振装置 (如隔板或谐振腔) 直接设计在喷注器上。

8.2 燃烧室和喷管

燃烧室是推力室中发生推进剂燃烧的那部分部件。燃烧温度比大多数室壁材料的熔点都要高得多, 因此这些壁面须加以冷却 (本章后面的节将要叙述), 或者在关键壁面区域的温度达到过高前发动机停止工作。若传热速率过高, 则壁面局部温度会过高, 推力室将损坏。向推力室的传热将在本章中后面叙述。8.6 节将给出推力室分析的实例, 文献 8-2 叙述了一种推力室的设计和研制过程。

8.2.1 容积和形状

在燃烧室容积一定的情况下, 球形燃烧室的内部表面积和质量最小, 但其制造成本高。曾经试过几种球形燃烧室。目前都采用带平面喷注器的圆柱形 (或稍微收缩的锥面形) 燃烧室和收敛扩张喷管。燃烧室容积定义为至喷管喉部截面的容积, 包括圆柱形燃烧室和喷管收敛段。忽略拐角半径的影响, 燃烧室容积 V_c 为

$$V_c = A_1 L_1 + A_1 L_c (1 + \sqrt{A_t/A_1} + A_t/A_1) \quad (8-8)$$

式中 L_1 为圆柱段长度, A_1/A_t 为燃烧室收缩比, L_c 为喷管收敛段长度。与高温燃气接触、有传热的表面包括喷注器面、圆柱形燃烧室的内表面和喷管收敛段的内表面。对以下因素作评价后, 就可以选择燃烧室的**容积和形状**:

(1) 为使推进剂能充分混合、蒸发和完全燃烧, 燃烧室容积必须足够大。对于不同的推进剂, 燃烧室容积随推进剂蒸发和活化所需的时间以及推进剂反应速率面变化。若燃烧室容积太小, 则燃烧不完全, 性能不高。若室压提高、采用高活性的推进剂、使用混合品质更好的喷注器, 则通常可以采用容积较小的燃烧室。

(2) 燃烧室直径和容积会影响**冷却要求**。若燃烧室容积和直径很大, 则室壁传热速率将降低, 传热面积将很大, 且室壁也稍厚。反之, 若容积和横截面较小, 则内壁表面积和质量较小, 但燃烧室气体速度和传热速率将增加。因此存在一最佳燃烧室容积和直径, 使室壁吸收的总热量达到最小值。当可用的冷却剂冷却能力受到限制 (例如高混合比的氧-烃) 或者冷却剂允许的最高温度受到限制 (例如用肼冷却要考虑安全性) 时, 这一点很重要。通过采用偏混合比或增加液膜冷却, 总传热量还可进一步降低 (下面讨论)。

(3) 所有组件都应尽量减小质量。推力室质量与燃烧室尺寸、室压、喷管面积比及冷却方法有关。

(4) 从制造方面考虑, 最好采用形状简单的推力室 (如带双锥领结形喷管的圆柱形燃烧室)、低成本的材料、简单的制造工艺。

(5) 在某些应用中, 燃烧室和喷管的**长度**直接关系到飞行器的总长度。直径大、长度短的燃烧室能缩短飞行器长度、降低飞行器结构质量。

(6) 在燃烧室内用于加速燃烧产物的**压降**应尽量减小。喷管进口处压力的减小会降低排气速度和飞行器性能。当燃烧室面积小于三倍喉部面积时这种损失变得比较显著。

(7) 在相同的推力下, 随着燃烧室工作压力的增加, 燃烧室容积和喷管喉部面积将减小。这意味着燃烧室和喷管的长度 (对于相同的面积比) 也随着室压的增加而减小。此外性能也随室压的增加而提高。

上述燃烧室考虑因素互相有矛盾。例如, 既要燃烧室大 (以达到完全燃烧) 又要质量轻是不可能的。因此, 视用途而定, 通常选择满足主要考虑因素的折衷结果, 并通过实验来验证。

燃烧室特征长度定义为具有同样容积但没有喷管收敛段的直管燃烧室的长度

$$L^* = V_c / A_t \quad (8-9)$$

式中 L^* 为燃烧室特性长度, A_t 为喷管喉部面积, V_c 为燃烧室容积。燃烧室包括喉部以内的全部空间。对几种双组元推进剂, L^* 的典型值为 0.8~3.0 m, 对一些单组元推进剂则更大。由于该参数除喉部面积外不考虑任何变量, 因此它只对特定的推进剂组合和在很窄的混合比和室压范围内有用。参数 L^* 约在 40 年前就开始使用了, 但目前燃烧室的容积和形状一般是根据以前相同推进剂的成熟的类似推力室的数据确定的。

推进剂燃气停留时间 t_s 是分子或原子在燃烧室内的停留时间的平均值。其定义为

$$t_s = V_c / (\dot{m} V_1) \quad (8-10)$$

式中 $\dot{m}$ 为推进剂流量, V_1 为燃烧室内单位质量推进剂燃气的容积或平均比容, V_c 为燃烧室容积。达到良好性能所需的最小停留时间决定了基本上完全燃烧的燃烧容积。停留时间随推进剂的不同而变化, 必须用实验确定。停留时间包括推进剂蒸发、活化和完全燃烧所需的时间。对于不同类型的推力室和推进剂, 停留时间的数值为 0.001~0.040 s。

喷管的尺寸和构型可根据第三章介绍的分析方法确定。超声速喷管的收敛段承受的内部燃气压力比扩张段高得多, 因此收敛段壁面的设计与圆柱形燃烧室壁的设计类似。多数推力室采用了截短钟形喷管扩张段。现已研制了面积比高达 400 的喷管。

第三章已指出, 采用很大的喷管出口面积比可使比冲得到小而明显的改进, 特别是在很高的高度。但是, 为容纳大喷管所需的附加长度和附加飞行器质量使其失去了吸引力。这个缺点可用多级喷管缓解, 它在运载火箭上升时缩在发动机周围的环形空间内, 在运载火箭前一级分离之后、发动机点火之前在空间自动展开。这种方案即所谓的可延伸喷管锥段, 约在 20 年前就已成功地用于空间固体火箭发动机。液体火箭发动机可延伸喷管的首次飞行是在 1998 年, 是 Pratt & Whitney 上面级发动机的改进型, 表 8-1 列出了其飞行性能。后面的图 8-19 中画出了该发动机, 其碳-碳可延伸喷管锥段将在有关材料和制造的一节中叙述。

8.2.2 传热分布

燃烧产生的热量将传递给与高温燃气接触的所有构件的内表面, 即喷注器面、燃烧室和喷管的壁面。**传热速率**或**传热强度**, 也即当地壁温和单位壁面积的传热速率在发动机内是变化的。图 8-8 画出了传热速率的典型分布。燃气总能量中只有 0.5%~5% 以热量形式传给了燃烧室壁。视具体状态和设计而定, 推力为 44820 N 的典型的火箭发动机传给壁面的热损失率大概在 0.75~3.5 MW 之间。参见 8.3 节。

火箭发动机推力室中燃气通过**传导**传递给室壁的热量几乎可以忽略, 大部分热量是

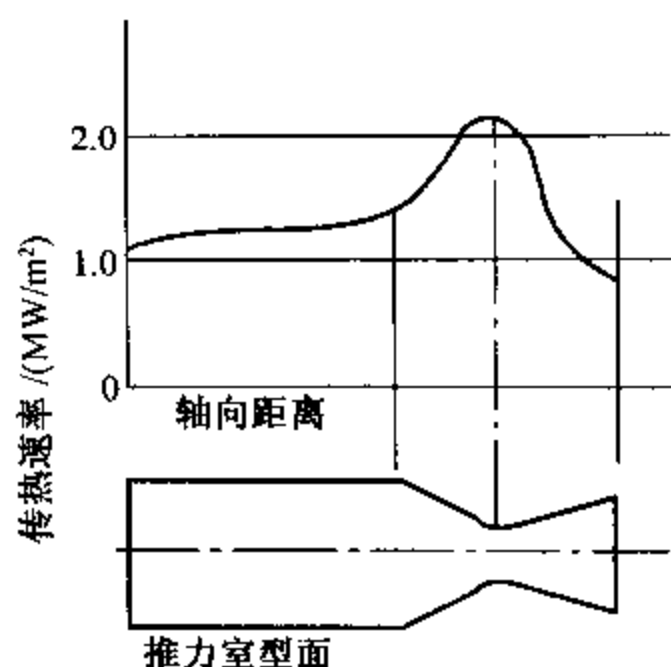


图 8-8 液体推进剂推力室和固体火箭发动机典型的传热速率轴向分布。峰值总是出现在喷管喉部处，最低值通常在喷管出口附近

通过对流传递的。还有一部分热量（通常为 5%~35%）是通过辐射传递的。

在恒定的燃烧室压力下，随着推力量级的上升，室壁表面积的增加没有容积增加得快。因此，由于容积-表面关系，通常大尺寸燃烧室的冷却要容易一些，小尺寸推力室室壁材料或冷却剂吸收燃气所有释热的能力比较吃紧。

较高的室压能得到较高的飞行器性能（较高的 I_s ），但也增加了发动机质量。然而，由此引起的传热随燃烧室压力的提高而增大往往对液体和固体火箭发动机的实际最大室压都带来了设计或材料方面的限制。

化学火箭发动机的传热强度小到低于 50 W/cm^2 ，大到 16 kW/cm^2 以上。高的值出现在大型双组元推力室和高压固体火箭发动机的喷管喉部区。低的值则对应于燃气发生器、喷管出口截面或低室压的小推力室。

8.2.3 推力室冷却

冷却的主要目的是防止燃烧室和喷管壁面过热，以致它们不能继续承受所施加的载荷或应力，造成燃烧室或喷管破坏。下一节将讨论载荷和应力。大多数室壁材料的强度随温度增加而变弱。若进一步加热，室壁最终将破坏，甚至烧穿。因此冷却用于把壁温降到可接受的水平。

目前常用的冷却方法基本上有两种：第一种是稳态法。燃烧室的传热速率和温度达到热平衡。这种方法包括再生冷却和辐射冷却。发动机工作时间只受推进剂供应量的限制。

再生冷却是通过在推力室周围制造冷却夹套，并使液体推进剂的一种组元（通常为燃料）在其进入喷注器之前通过冷却夹套流动来实现的。这种冷却方法主要用于中大推力的双组元推力室，它应用于高室压和高传热速率的场合是很有效的。此外，大多数喷注器也采用再生冷却。

在辐射冷却中，燃烧室和/或喷管只有单层室壁，它由高温材料制造。当其达到热平衡时，室壁通常发红或白热，把热量辐射到外界环境或真空。辐射冷却用于单组元推力室、双组元和单组元燃气发生器以及面积比在 6~10 以上的喷管扩张段（参见图 8-2）。少数小型双组元推力室也采用辐射冷却。这种冷却方案在较低的室压（小于 250 psi）和中等传热速率下工作得很好。

第二种冷却方法依靠瞬态传热或非稳态传热。这种冷却方法又称热沉冷却。推力室未达到热平衡，温度随工作时间持续上升。部件的吸热能力决定了推力室最长工作时间。火箭发动机必须在任何与燃气接触的壁面达到可能破坏的临界温度之前停止燃烧。这种方法主要用于低室压和低传热速率的情况。推力室热沉冷却可以通过由烧蚀材料（如纤维增强塑料）制成的内衬的吸热来实现。烧蚀材料广泛用于固体火箭发动机，第

十一和十四章将作进一步讨论。本章下面一节将对这两种方法作分析。

膜冷却和专门绝热层是有时与上面两种冷却方法配合使用的补充方法，用于增强局部冷却能力。所有这些冷却方法本章都将作进一步叙述。

冷却还有助于减少室壁材料的氧化和壁面腐蚀速率。燃气和壁面材料之间的化学氧化反应速率会随壁温面显著增加。该氧化问题不仅可通过限制壁温来减小，而且还可通过调节液体推进剂的混合比、使燃气中侵蚀性气体（如氧或氢氧基）的百分数很小以及在某些室壁材料上涂抗氧化涂层来减小。例如，在镍金属内壁上涂铱。

稳态传热的冷却

有冷却的推力室具备冷却与燃气接触的一些或所有金属部件（如燃烧室壁、喷管壁和喷注器面）的措施。冷却剂在内部冷却通道、冷却夹套或冷却螺管中流动。冷却夹套可由独立的内壁和外壁组成，也可由成型管紧密组装而成（参见图 8-1 和 8-9）。内壁构成了燃气边界，内外壁之间的空间构成了冷却剂通道。**喷管喉部区域**通常是传热强度最高的位置，因此也是最难冷却的区域。由于这个原因，在设计冷却夹套时，常通过限制冷却通道截面积而使关键区域的冷却剂流速为最高，并使未吸热的冷却剂在喷管处或离喷管最近处进入冷却夹套。对于任何给定的推力室方案，冷却剂流速及其沿壁面的变化的选择取决于传热方面的考虑，而冷却通道几何形状的选择则常取决于压力损失、应力和制造方面的考虑。**轴向流动冷却夹套或管束式室壁**的水力摩擦损失较小，但实际上只用于冷却剂流量很大（约在 9 kg/s 以上）的情况。对于冷却剂流量和推力较小的装置，内外壁之间的冷却夹套宽度或管子直径的设计公差太小，甚至不可接受。因此，大多数小推力室使用辐射冷却或烧蚀材料。

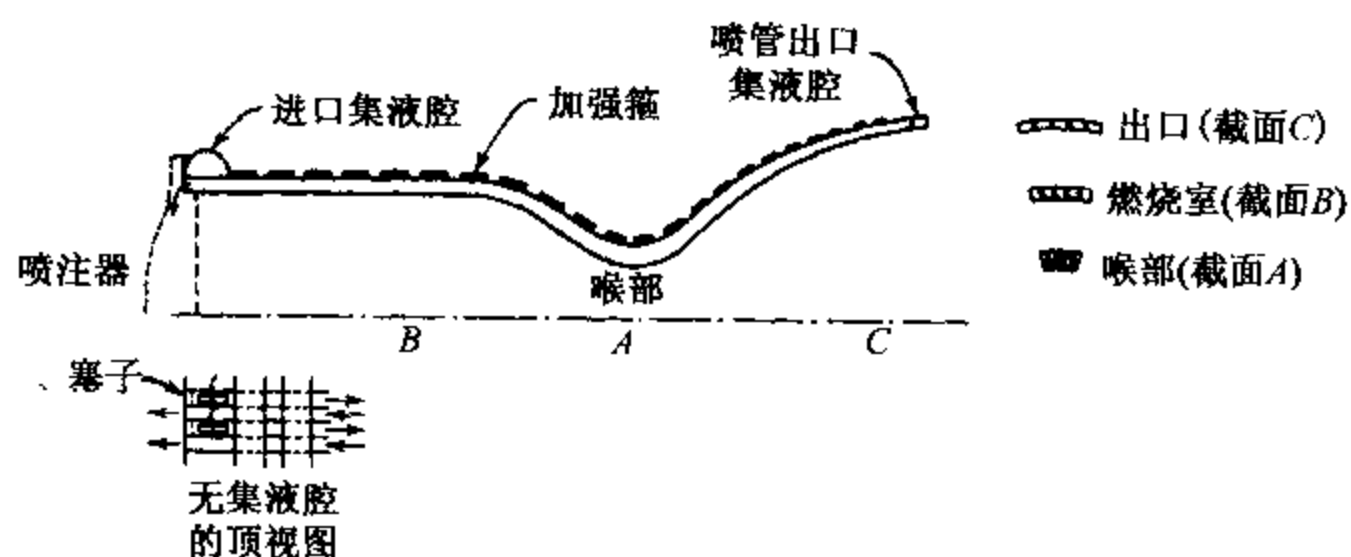


图 8-9 管束式冷却夹套简图。管子按燃烧室和喷管型面成型，采用液压成型变截面设计，使喉部和出口处的管子数目相同。冷却剂通过进口集液腔相间进入各冷却管，沿轴向流到喷管出口集液腔，然后经相邻的另一组管轴向流回直接进入喷注器

在再生冷却中，冷却剂吸收的热量并没有浪费，它增加了推进剂喷射前的初始能量，使排气速度稍有提高（ $0.1\% \sim 1.5\%$ ）。这种方法因为与蒸气再生器相似而称为再生冷却。管束式燃烧室和喷管的设计结合了薄壁（有利于降低热应力和壁温）和结构温度低、质量轻的优点。管子通常用液压成型的方法制成特殊的形状和截面（参见图 8-1

和 8-9), 然后用钎焊、熔焊或软焊连接在一起 (参见文献 8-3)。为了让箍带张力来承受燃气压力载荷, 推力室外面用高强度的箍带或线材加强。图 8-9 画出了交替排列的向上和向下流动的管子, 此外喷管喉部下游还有燃料进口集液腔, 冷却剂从该腔向上和向下流入喷管出口区, 向上单方向流入喉部和燃烧室区。

辐射冷却是另一种稳态冷却方法。这种冷却方法比较简单, 它广泛用于前面列出的低传热率的场合。在材料和制造一小节中将进一步讨论辐射冷却。为了将热量辐射到空间, 通常必须将裸露的喷管和燃烧室伸到飞行器外。图 8-18 画出了辐射冷却的推力室。由于白炽热的**辐射冷却**燃烧室和/或喷管是强有力的辐射体, 它们可能会对附近的飞行器或发动机组件造成不希望有的加热。因此, 许多发动机采用隔热 (参见图 8-15) 或简单的外部辐射屏来降低这种热效应。但是, 在这种情况下, 实际的燃烧室或喷管壁温要比没有隔热或辐射屏的高。

瞬态传热的冷却

非稳态传热的推力室基本上可分为两类。一类是**简单金属推力室** (钢、铜、不锈钢等), 其室壁很厚, 足以吸收大量热能。短时间的喷注器试验、新推进剂试验、燃烧稳定性评定以及工作时间很短的火箭动力导弹 (如反坦克武器) 常采用这种短期工作的厚壁、钢制简单推力室。**烧蚀冷却或热沉冷却**的常用方法是采用吸热反应 (基体材料裂解或分解为分子更小的化合物和气体)、有机物的热解、热流和冷却剂气流的逆流换热、碳化以及局部熔化等的组合。烧蚀材料通常由一系列埋入一种有机材料基体 (如塑料、环氧树脂或酚醛树脂) 的高强度定向纤维 (如玻璃、凯芙拉或碳纤维) 组成。如图 14-11 所示, 气体从基体渗出, 在内壁面形成一层保护性冷却膜。纤维和基体残留物最终形成一坚硬的碳化或多孔的类似焦碳的物质, 该物质保持了室壁型面。

纤维的方向性、数目和类型决定了烧蚀复合材料在增强方向承受应力的能力。例如, 内压引起推力室室壁的纵向和环向应力, 热应力在室壁内侧产生压缩应力, 在室壁外侧产生拉伸应力。已经掌握了沿两到三个方向安置纤维的方法, 使其呈各向异性, 这种情况称为 2D (二维) 和 3D (3 维) 纤维方向。

在无定形碳基体内埋入一组高强度碳纤维, 形成的是一种特殊而很适用的材料, 它常缩写为 C-C 或碳-碳。碳材料在 3700K 左右失去承载能力。因为碳容易氧化形成 CO 或 CO₂, 故它最好用于推进剂混合物为富燃的情况, 这种情况下排气中的自由氧或氢氧基很少, 甚至没有。这种材料已用于喷管喉衬。表 14-5 给出了一种 C-C 材料的特性。

烧蚀冷却最先用于固体火箭发动机, 目前仍广泛用于该领域。这种冷却方法也已成功地用于液体推进剂推力室, 尤其是低室压、短期工作 (包括在较长的总工作时间内的多次短时间工作) 的推力室以及各种推力室的喷管延伸段, 在那里气体的静温较低。若燃烧室压力很高、排气中包含氧化性成分或者燃烧持续时间较长, 这种冷却方法通常不是很有效。

在重复启动和关机 (也称为**脉冲工作**) 的情况下, 烧蚀材料的受热状态比在不中断地工作同样的累计燃烧时间的情况下更严重。图 8-10 表明, 小型脉冲火箭发动机 (燃烧时间仅占 4%~15%) 烧蚀衬层的消耗或热解是最大的。该曲线是变化的, 与具体的工作占空特性、设计、材料以及工作间歇时间有关。脉冲推力器的工作占空特性在第六

章中已定义为燃烧时间或工作时间占总时间的平均比例。在两次脉冲点火之间,热量会从推力器的高温部件返浸到其余较冷的组件(使它们变软),同时会向环境辐射而造成热损失。在工作占空特性低于3%时,两次点火之间的时间足够用于辐射冷却。但在燃烧时间较长时(50%以上),烧蚀材料隔热层起到了绝热体的作用,防止承载部分温度过高。视设计而定,工作占空特性为4%~25%的推力器的热载荷最严重。

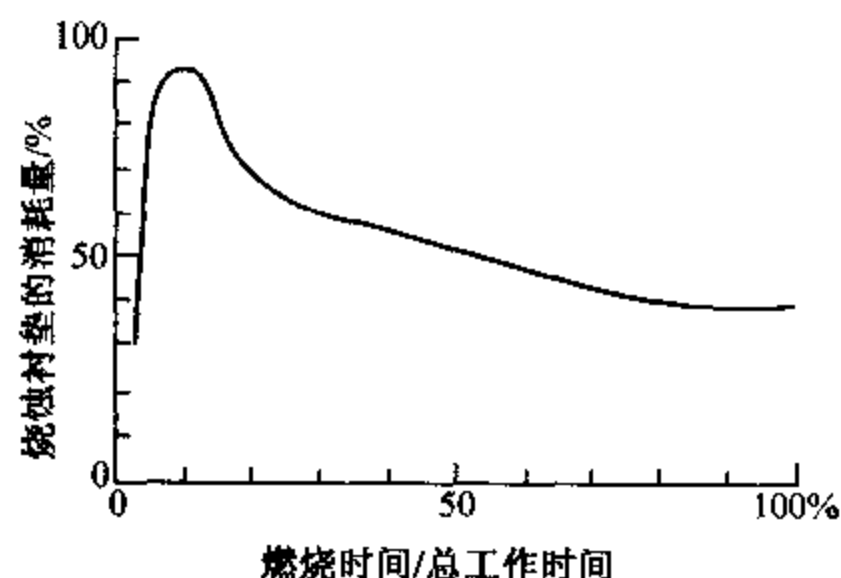


图 8-10 推力为 20 lbf 的小型液体推进剂反作用控制推力室的烧蚀材料热解相对深度与短脉冲工作占空特性的关系

通常喷管扩张段的下游部分采用不同的冷却方法是有好处的,因为其单位面积传热速率一般比燃烧室或喷管收敛段低得多,尤其是大面积比的喷管。若燃烧室和喷管收敛段以及喉部区(面积比最大至5~10左右)采用再生冷却,而喷管扩张段其余部分采用辐射冷却(或用烧蚀冷却),通常会使发动机质量有所减轻,性能有所增加,而成本降低。参见图 8-2 和文献 8-4。

8.2.4 膜冷却

这是一种应用于燃烧室和/或喷管的辅助冷却方法,是稳态冷却方法或瞬态冷却方法的补充。它可应用于整个推力室,也可仅用于喷管喉部区,那里传热率是最高的。膜冷却是用温度较低的薄液膜覆盖和保护与燃气接触的壁面,防止其过热。图 8-11 画出了膜冷却的推力室。从暴露壁面的大量小孔以很低的速度喷射少量的燃料或惰性液体,使其形成温度相对较低的保护气膜。汽化潜热大、沸点高的冷却剂是最好的。对于液体火箭发动机,也可通过喷注器外缘的额外喷孔射入额外的燃料,以降低燃烧室周边推进剂混合物的燃烧温度。这种方法不同于膜冷却或发汗冷却,因为这里不需要燃烧室冷却夹套或液膜冷却集液腔。在固体火箭发动机中,这种冷却可以用喷管上游嵌入一圈燃烧温度较低的推进剂(如图 8-11)或在壁面安装绝热材料(其烧蚀和碳化将释放较冷的气体进入边界层)来实现。

涡轮排气(700~1100℃)也曾用作大型液体火箭发动机不冷却喷管出口段的膜冷却剂。当然,喷管出口周边一部分环形区域的排气温度低于最大可能值,造成比冲有所降低。因此,应尽量把低温层的厚度和低温气体的相对质量流量降低到实际可能的最小值。

发汗冷却是一种特殊类型的膜冷却,它使用多孔室壁材料,冷却剂通过小孔均匀分布在壁面上。使用氢燃料的登月运载火箭上面级发动机(J-2)和航天飞机主发动机(SSME)已成功地采用了这种技术来冷却喷注器面。

8.2.5 绝热

理论上,在燃烧室燃气侧安装良好的绝热层能很有效地降低室壁传热率和壁面温度。然而,良好的绝热材料(如难熔氧化物或碳化陶瓷)的研究工作一直没有成功。这

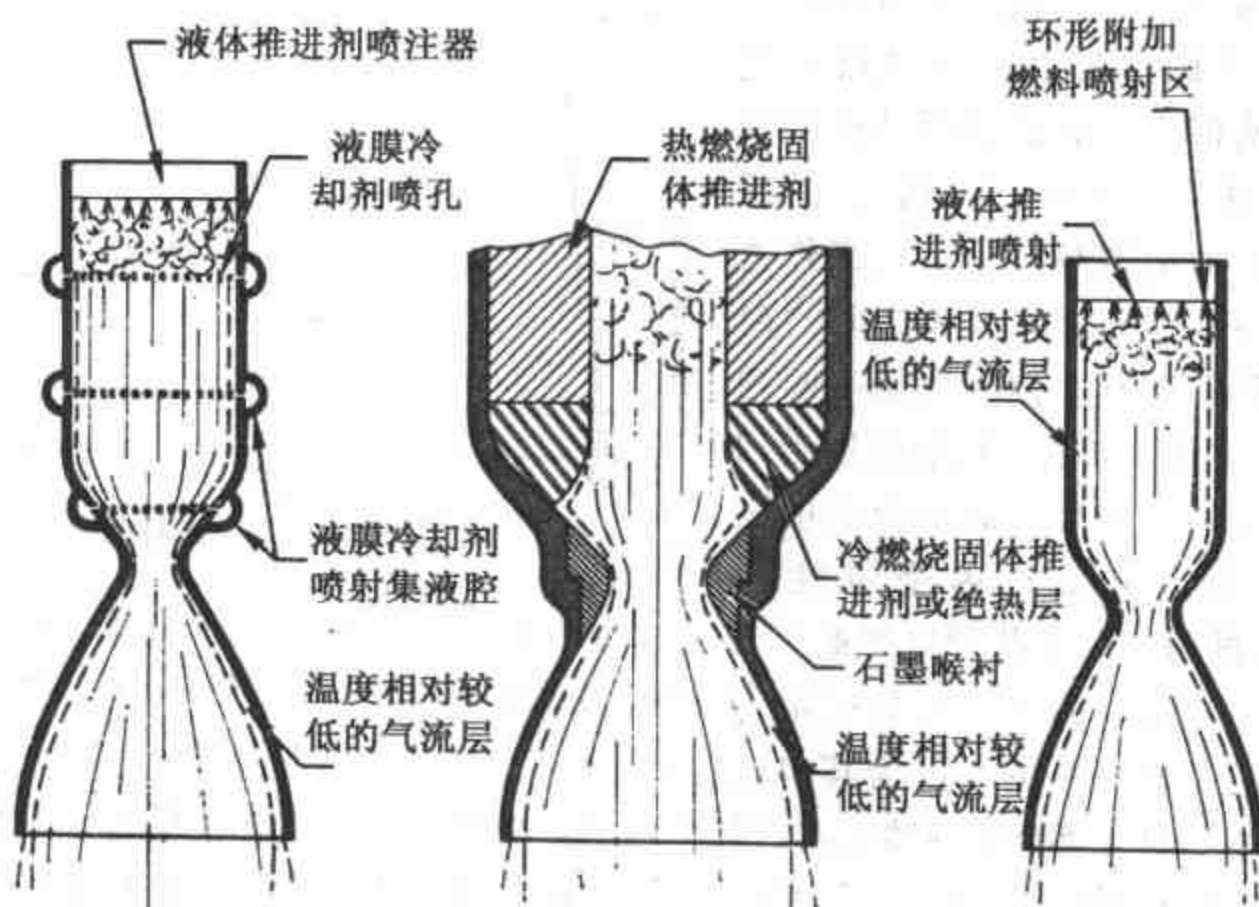


图 8-11 形成低温边界层的三种不同方法的简图

些材料在受到不均匀的热膨胀时会产生裂纹或剥落。表面上的锐边（绝热层的裂纹或剥落片）会引起滞止温度的激升，极可能导致局部破坏。石棉是良好的绝热体，几十年前就已使用。但它是致癌的，现已不再使用。铯和其他金属涂层的开发工作现仍在继续。

绝热层或隔热罩已成功地用于辐射冷却推力室的外部，以减少对附近敏感设备或结构的传热。对于烃类燃料，燃气中可能有小的碳粒或碳黑，会导致燃烧室或喷管壁燃气侧积碳。若它是一层很薄、中等黏性的碳黑，则它可作为一绝热层，但这种涂层很难实现。可能性更大的是生成硬的块状沉积，它会引起局部剥落，并形成锐利的边缘，这是不希望出现的。因此，大多数设计师喜欢采用不会产生黏性碳黑的膜冷却或提高冷却夹套中的冷却剂速度。

8.2.6 冷却通道的水力损失

设计冷却螺旋通道或冷却夹套应使流体能吸收通过发动机内壁传过来的所有热量，同时又尽量降低冷却剂的压降。

提高压降能提高冷却夹套内冷却剂的速度，从而使冷却效果更好，但要求供应系统功率较大，造成发动机质量和飞行器总干质量有所增加。许多液体火箭发动机冷却剂流速在燃烧室中约为 3~10 m/s，在喷管喉部约为 6~24 m/s。

冷却通道可按水力管路考虑，其摩擦损失可按相应理论计算。对于直管：

$$\Delta p / \rho = \frac{1}{2} f v^2 (L/D) \quad (8-11)$$

式中 Δp 为摩擦压力损失， ρ 为冷却剂密度， L 为冷却剂通道长度， D 为当量直径， v 为冷却通道内的平均速度， f 为摩擦损失系数。若采用英制工程单位，公式右边须除以海平面重力加速度 g_0 (32.2 ft/s²)。摩擦损失系数是雷诺数的函数，其值介于 0.02 和

0.05 之间。冷却夹套的**典型压降**为燃烧室压力的 5%~25%。

冷却夹套内大部分压降发生在流动方向或流动通道截面发生变化的那些地方。突扩或突缩造成的损失有时比速度头 $v^2/2$ 还大。这种水力状态出现在推力室进口和出口集液腔、喷注器通道、阀门和膨胀接头处。

推力室冷却通道内的压力损失可以通过理论计算,但一般是通过测量得到的。先通过冷流试验(用不燃烧的惰性流体代替推进剂)测量,然后针对实际推进剂(物性不同)和热试状态修正测量值。温度提高将改变推进剂的密度或黏性,在某些设计中它还会改变冷却通道的横截面。

8.2.7 推力室室壁载荷和应力

在发动机工程设计阶段,所有**推进组件**都要作载荷和应力分析。其目的是使推进系统设计师和飞行器用户确信:①组件的强度足以承受所有载荷,它们能完成预定功能;②已明确潜在的故障,同时已进行了可接受的修正或重新设计;③它们的质量已降低到实际最小值。本节将集中讨论推力室室壁的载荷和应力,这里高热流和大的热应力使应力分析非常复杂。一些有关安全系数和应力分析的资料适用于包括固体火箭发动机和电推进在内的所有推进系统。

与民用机械相比,火箭推进系统的安全系数(真正的裕度是不知道的)是很小的,前者的安全系数可能要大 2~6 倍。各火箭发动机组件一般考虑了以下一些**载荷条件**:

(1) **最大预期工作载荷**是在所有可能的工况或瞬变状态下可能的最大工作载荷。实例有由设计或制造公差(例如贮箱上游减压器公差)设定的稍高于额定室压的工作压力,或点火冲击可能带来的瞬时过压。

(2) **设计极限载荷**一般为最大预期工作载荷的 1.20 倍,以提供余量。若材料成分、性质的变化、应力分析方法的不确定性或预计载荷的变化较大,则可选择较大的系数。

(3) **破坏载荷**可采用屈服载荷、极限载荷或疲劳极限载荷中的最低值。屈服载荷将引起永久变形或残余变形,一般取为设计极限载荷的 1.10 倍。疲劳极限可根据疲劳或蠕变条件(例如脉冲工况)来确定。极限载荷产生的应力等于材料极限强度,此时显著的拉伸和面积缩小会导致破坏,它一般规定为设计极限载荷的 1.50 倍。

(4) **验证试验载荷**是在研制和检验制造品质时施加在发动机或其组件上的载荷。它常等于设计极限载荷,只要这种载荷条件可以在实验室模拟。推力室和其他热应力很高、载荷难以模拟的组件采用实际热试车来作这种验证,其载荷往往接近设计极限载荷(例如,高于额定室压的压力或使燃气温度更高的混合比)。

所有推力室室壁都要承受**燃烧室压力**、**飞行加速度(轴向和横向)**、**振动**以及**热应力**造成的径向和轴向**载荷**。它们还必须承受瞬时的**点火压力波动或冲击**,这通常是由于燃烧室内推进剂积存过多引起的。这种波动会超过额定室压。此外,推力室室壁还必须**传递推力载荷**以及由第十六章将叙述的推力矢量控制装置施加的力(在某些应用中还有力矩)。推力室壁面还必须能承受“热冲击”,即快速启动时的初始热应力。当壁面处于低温或外界温度时,它们承受的燃气加热速率比壁面加热后要高。在每种发动机设计方案中,这些载荷几乎都是不同的,在确定室壁强度时,每种发动机都得分别考虑。

通常只对最关键的室壁区(如喷管喉部或附近区域、燃烧室的关键位置,有时包括

喷管出口)才作传热分析。室壁内外温差引起的热应力往往是最严重的应力,而传热或壁面温度分布的变化将影响室壁应力。作这些分析时,必须建立专门的破坏准则(壁面温度极限、屈服应力、冷却剂最高温度等)。

温差使室壁内表面产生压缩应力,外表面产生拉伸应力。对于与半径相比很薄的简单圆柱形室壁,应力 s 可按下式计算:

$$s = 2\lambda E \Delta T / (1 - \nu) \quad (8-12)$$

式中 λ 为室壁材料的热膨胀系数, E 为室壁材料的弹性模量, ΔT 为室壁内外温差, ν 为室壁材料的泊松比。温度应力经常超过屈服点。材料的屈服强度和弹性模量随温度变化。上面的公式只适用于弹性变形。火箭发动机推力室室壁材料的屈服可以通过每次工作后喉部直径逐渐少量缩小(每次热试后喉部直径可能减小0.05%)以及连续运行后燃烧室和喉部内表面逐渐增多的裂纹观察到。这些现象限制了推力室的使用寿命、启动次数或温度循环次数(参见文献8-5和8-6)。

在选择推力室室壁材料的工作应力时,必须考虑强度随温度的变化以及整个室壁厚度的温度应力。室壁内外温差一般在50到550 K之间,有时采用平均温度计算材料的性质。最严重的热应力出现在启动时,此时高温燃气对部件造成热冲击。这些瞬变温度梯度会造成严重的热变形和局部屈服。

图8-12画出了压力载荷和温度梯度引起的典型应力分布。图中内壁承受冷却夹套中很高的液体压力和较大的温度梯度引起的压缩压力差。在大型火箭发动机推力室(如“红石”导弹所用的)中,钢材料喷管的壁厚可达7 mm,其内外温差很容易超过几百度。该温度梯度使室壁内表面的膨胀大于冷却剂侧壁面的膨胀,因此在内表面产生很高的压缩热应力,冷却剂侧表面产生很高的拉伸应力。这种厚室壁中由压力造成的应力通常比热应力小。厚内壁中的合成应力分布(图8-12应力图中阴影部分所示)表明,燃气侧三分之一室壁的应力已超过屈服点。由于弹性模量和屈服点随温度升高而降低,所以室壁屈服部分的应力分布不是线性的。实际上,该内壁部分对承受载荷的外壁部分起到了隔热罩的作用。

因为高温内壁和温度较低的外壁的膨胀不一样,为防止产生严重的温度应力,必须有轴向膨胀接头。这对较大的双层壁推力室尤其重要。德国V-2推力室轴向膨胀在5 mm以上,径向膨胀在4 mm以上。

管束式推力室的管子有几种不同的应力状态。每根冷却管只有与热燃气接触部分承受较高的热应力和热变形,如图8-17所示。管子必须能承受内部的冷却剂压力、吸收热应力并能承受燃烧室内的燃气压力。每根管子的最高温度出现在与热燃气接触部分的外表面中部。由于温度梯度小,热应力相对较低。铜的导热系数较高,其壁相对较薄(0.5~2 mm)。冷却剂压力对管子造成的载荷相对较大,特别是高压工作的推力室。内部冷却剂的压力倾向于将管子分开。燃烧室燃气压力载荷通常由装在管束式夹套组件外面的加强箍承受(参见图8-1和8-9)。管子之间的连接必须气密,这可用软焊、熔焊或钎焊来实现。

大面积比喷管在高外界压力下工作时,因为喷管出口附近的压力实际上低于外界压力,喷管尾部结构承受压缩应力。因此,大面积比喷管在出口附近的外面通常有加强环,以保持喷管的圆形形状,防止屈曲、颤振和推力偏心。

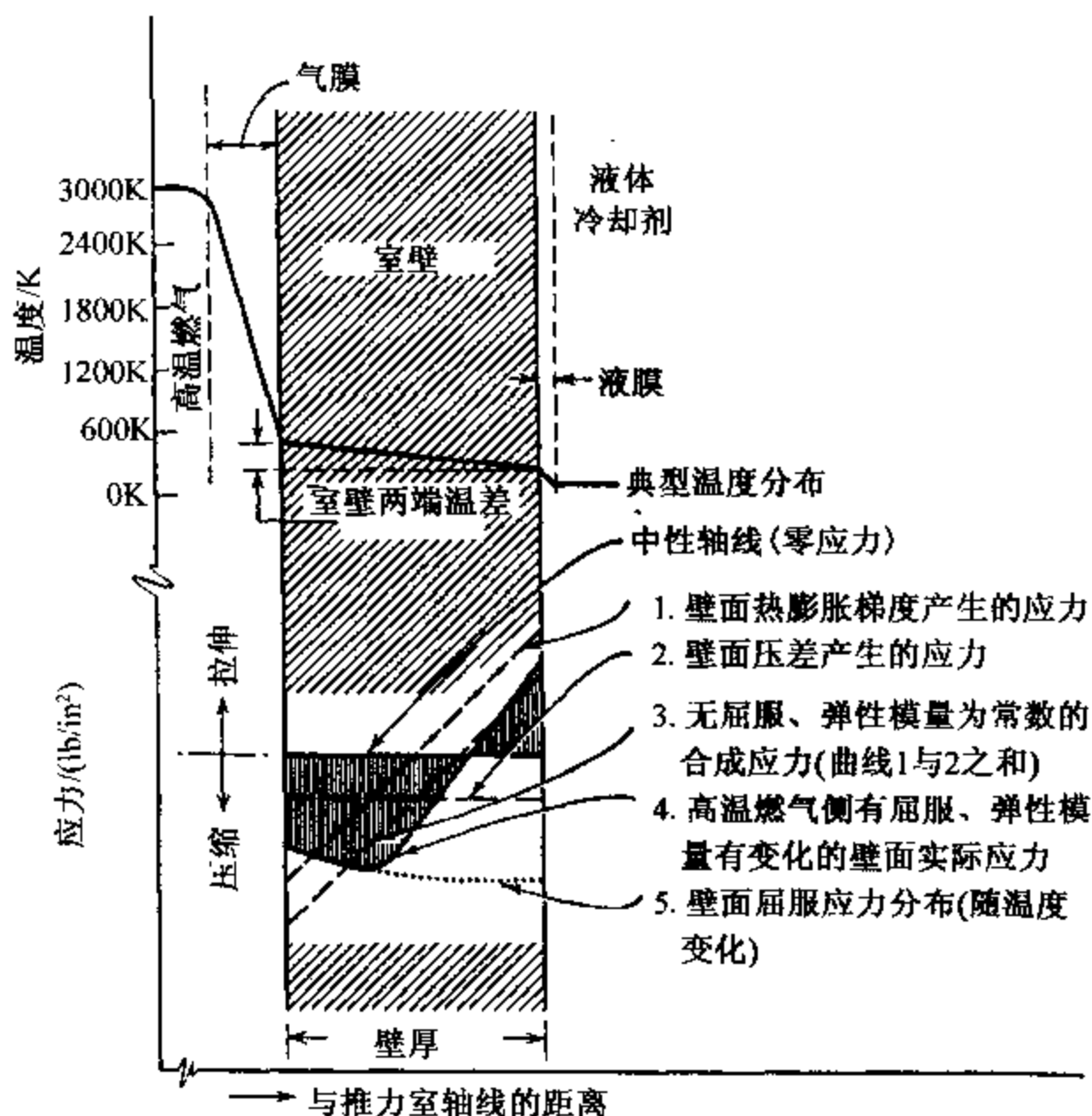


图 8-12 推力室内壁典型应力

8.2.8 气动塞式推力室

气动塞式推力室是单独的一类推力室，它们有一个中心体，如塞式喷管或气动塞式喷管那样。它们比常规推力室有更多的表面需要冷却。第三章叙述了圆形气动塞式推力器，图 3-12 画出了该推力器。从图中可看出，排气羽流直径随高度而增加。现正在研制长条形截短气动塞式推力室，采用液氧和液氢作推进剂，参见文献 8-7 和 8-8。图 8-13 画出了有 20 个单元机组的实验发动机（XRS-2200），图 8-14 画出了两个氢冷、二维弯曲斜面的气动塞。每个独立的小（再生冷却）推力室或单元有它自己的圆柱形燃烧室、小的圆形喷管喉部以及小面积比的矩形喷管出口。从这 20 个矩形喷管出口流出的燃气沿塞锥型面或斜面进一步膨胀，从而达到更高的速度。图中未画出两个燃料冷却侧壁。底部的平板是多孔形的（或布满了小孔），低压气流通过小孔流出，在底部平面造成反压。这种气流可来自涡轮排气，一般为总流量的 1% 到 2%。该底部下面的气体区域被两股来自斜面的气流和两个侧板包围，基本上与外界压力或高度无关。用于研究单级入轨方案的 X-33 带翼飞行器采用了两台 XRS-2200 发动机。

该气动塞式推力室的推力 F 由三部分组成：①每个小推力室模块的轴向推力分量；②作用在垂直于斜面轴线的轴向投影面积 A_0 上的斜面压力的积分；③作用在底部面积

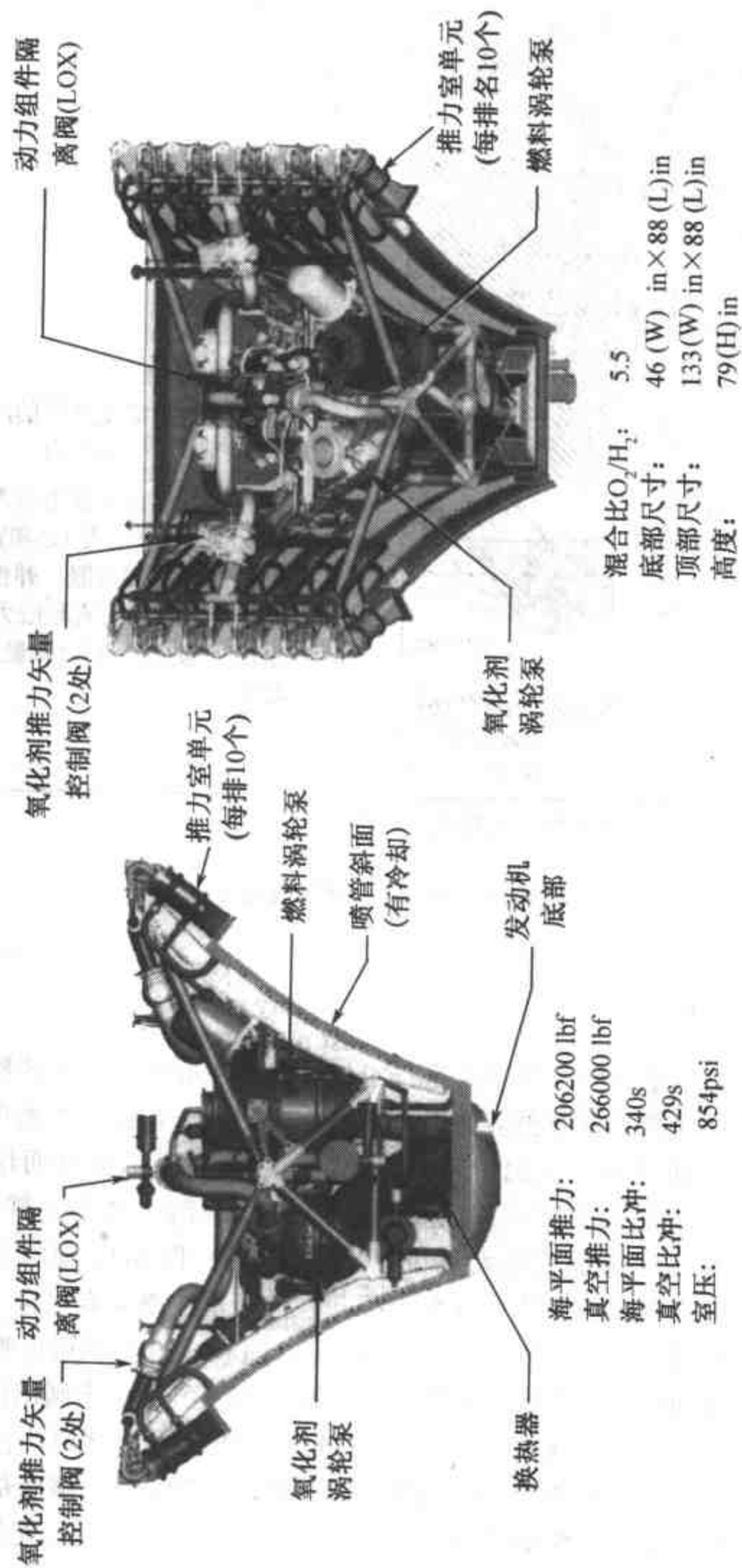


图8-13 有20个推力室单元和两个弯曲的燃料冷却斜面的XRS-2200长条形气动塞式火箭发动机的侧视图和斜顶视图 (波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

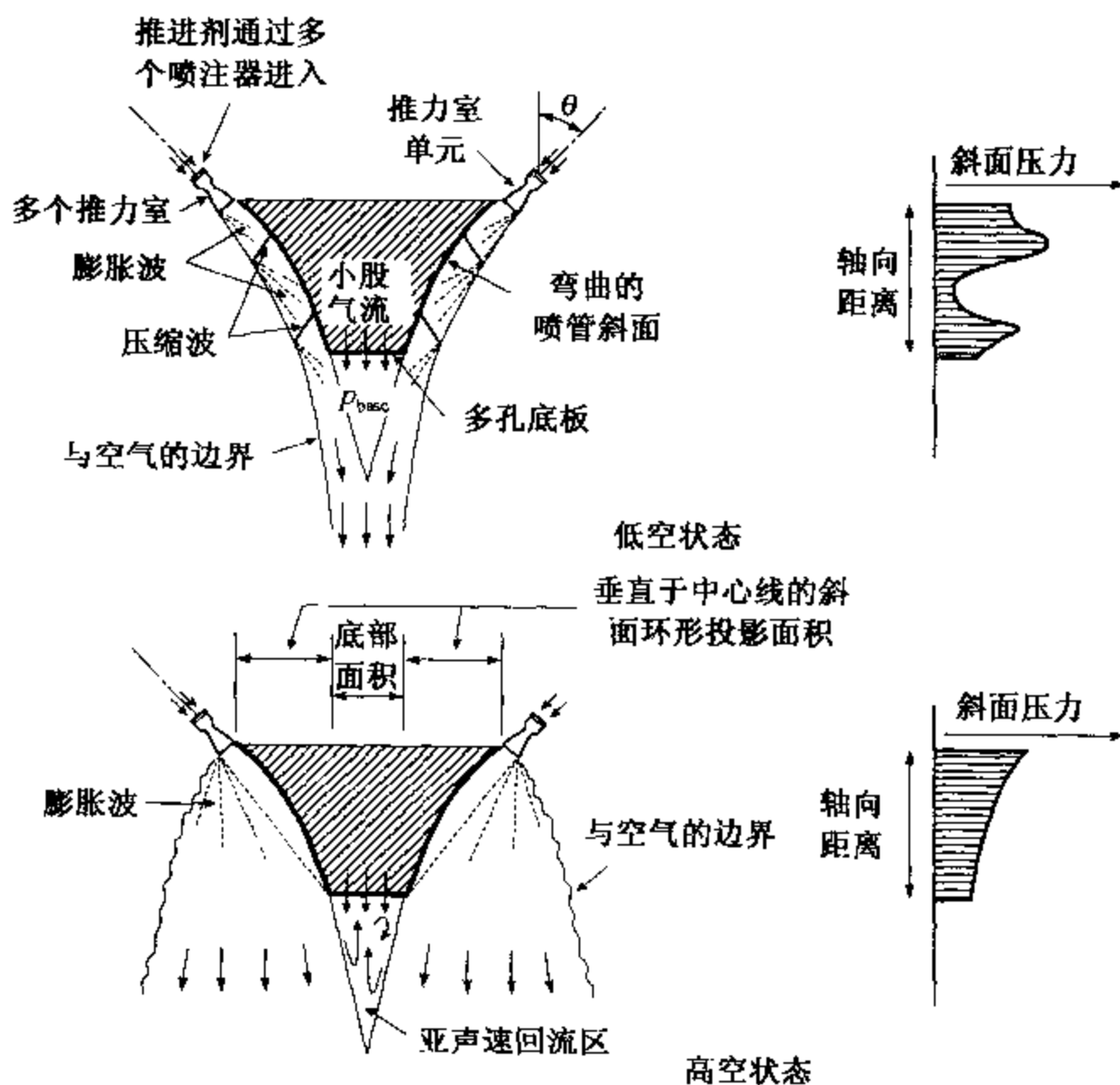


图 8-14 气动塞式喷管斜面的压力分布和流型

A_{base} 上的压力。

$$F = [\dot{m}v_2\cos\theta + (p_2 - p_3)A_2\cos\theta] + 2\int_{A_0}^{A_2} p dA + (p_{base} - p_3)A_{base} \quad (8-13)$$

式中 θ 为模块喷管轴线与塞锥中心线的夹角, $\dot{m}$ 为推进剂总流量, v_2 为模块的排气速度, A_2 为所有模块的总出口面积, p_2 为模块出口处的排气压力, p_3 为喷管出口处的外界压力。该公式为简化的推力公式。它不考虑发动机周围空气滑流的负效应(它造成低压区)和侧板上的摩擦, 这两者实际上会使推力稍有降低。对于各种应用都存在一最佳 θ 角、最佳斜面长度、最佳斜面投影面积与底部面积之比以及最佳底部压力, 该压力与底部流动有关。

斜面上的局部气体压力受激波现象的影响, 并随高度而变化。图 8-14 画出了典型斜面上的典型压力分布以及低空、高空下的流型。从单元喷管流出的热燃气经过一系列膨胀波(如虚线所示)后其流动方向转成几乎接近轴向, 其压力逐步降低。在较低的高度, 气流转弯产生压缩激波(如实线所示), 引起当地压力上升。压缩波在热燃气射流和外界空气流之间的边界反射, 产生更多的膨胀波。在较高的高度, 斜面上没有产生压缩波, 膨胀的扩张流动使斜面上的气体压力渐降, 其特性与常规钟形喷管出口段的扩张喷管流动非常类似。压缩波与斜面接触处的传热率要高于斜面上其他区域。随着飞行器

高度的增加, 这些接触位置向下游移动。塞锥或斜面上波的型式和压力分布可根据计算流体力学程序或特征线法程序确定。

长条形气动塞式发动机的优点有: ①与轴对称火箭发动机相比, 它更适合安装在带翼的或升力体型飞行器的尾部, 且发动机和结构的质量通常较小; ②它有高空补偿特性, 因此它在任何高度都在最佳喷管膨胀状态和最大可能的性能下工作; ③在动力飞行段, 通过几组单个推力室模块的差动节流可对飞行器作俯仰、偏航和滚动控制, 这将在第十六章叙述。这种方法无需万向接头, 没有喷管的运动, 无需作动器以及作动器的能源供应或为承受作动器侧向载荷所需的结构加强点; ④截短的气动塞很短, 可减小所需的飞行器容积和结构; ⑤发动机结构可与飞行器结构一体化设计, 无需在发动机上或其附近增加独立的飞行器结构。其缺点是缺乏飞行验证、可靠性未经验证、性能未经验证(这一项估计很快就会有)以及高传热率的表面比常规发动机要大。

8.2.9 小推力火箭发动机推力室或推力器

航天器、某些战术导弹、反导弹飞行器以及弹道导弹上面级常采用特殊的、多个推力器的小推力液体火箭发动机。视飞行器大小和任务而定, 它们的推力通常在 0.5 到 10000 N 之间。如第四章提到的, 它们用于轨道修正、姿控、对接、航天器或弹道导弹的末速控制、转弯或侧向运动、推进剂沉底及其他用途, 其在大部分工作时间内以工作时间相对较短的多次启动方式工作。如在第六章提到的, 它们可分为**热气推力器**(高性能双组元推进剂的燃烧温度在 2600 K 以上、比冲为 200~325s)、**温气推力器**(如温度为 500~1600 K、比冲为 180~245 s 的单元肼推力器)以及**冷气推力器**(如温度为 200~320K、低比冲(40~120s)的高压贮存氮气)。

图 8-15 画出了典型的双组元小推力器, 图 8-16 画出了单元肼小推力器。如 4.6 节所解释的, 对于姿控转动, 这些推力室通常是成对布置的。同一控制信号同时驱动一对发动机的两个阀门。这种小的空间推进系统均采用挤压式供应系统, 其中一些采用了正排装置, 如 6.3 节所说明的。飞行器任务和飞行器自动控制系统常需要成对的姿控推力室产生不规则、频繁、工作周期很短(短到 0.01~0.02s)的脉冲。这种频繁而推力工作时间短的应用也称为**脉冲推力工作**。对于平移机动, 一般是单个推力器工作(往往是脉冲方式), 推力轴线通常通过飞行器重心, 所产生的加速度取决于推力和推力器在飞行器上的位置, 它可以是轴向的, 也可以与飞行速度矢量成一个角度。

随着脉冲工作时间的减小, 性能会降低, 因为在推力建立和衰减期间推进剂没有有效利用, 此时它在低于额定室压下工作, 且喷管膨胀特性不在最佳状态。当脉冲工作时间变得很短时, 比冲将有损失。在 3.5 节已指出, 稳态工作的火箭发动机的实际比冲约为理论比冲的 92%。在脉冲很短时(0.01s), 该比值可能低于 50%, 当脉宽为 0.10s 时大概在 75%~88%左右。此外, 短脉冲提供的冲量的重复性没有长脉冲那么好。预热单组元推进剂催化床将改善建压过程和短脉冲的性能。

减小短脉冲的冲量变化、提高有效实际比冲的一种方法是尽量减小控制阀和燃烧室之间的液体推进剂通道容积。因此, 如图 8-15 所示, 脉冲姿控推力室的推进剂流动控制阀常作为推力室-喷注器组件的一部分而整体设计。已经使用了专门的防漏电动快速作动阀门, 其开关响应时间为 2~25 ms。阀门必须能可靠工作约 40000~80000 次, 同

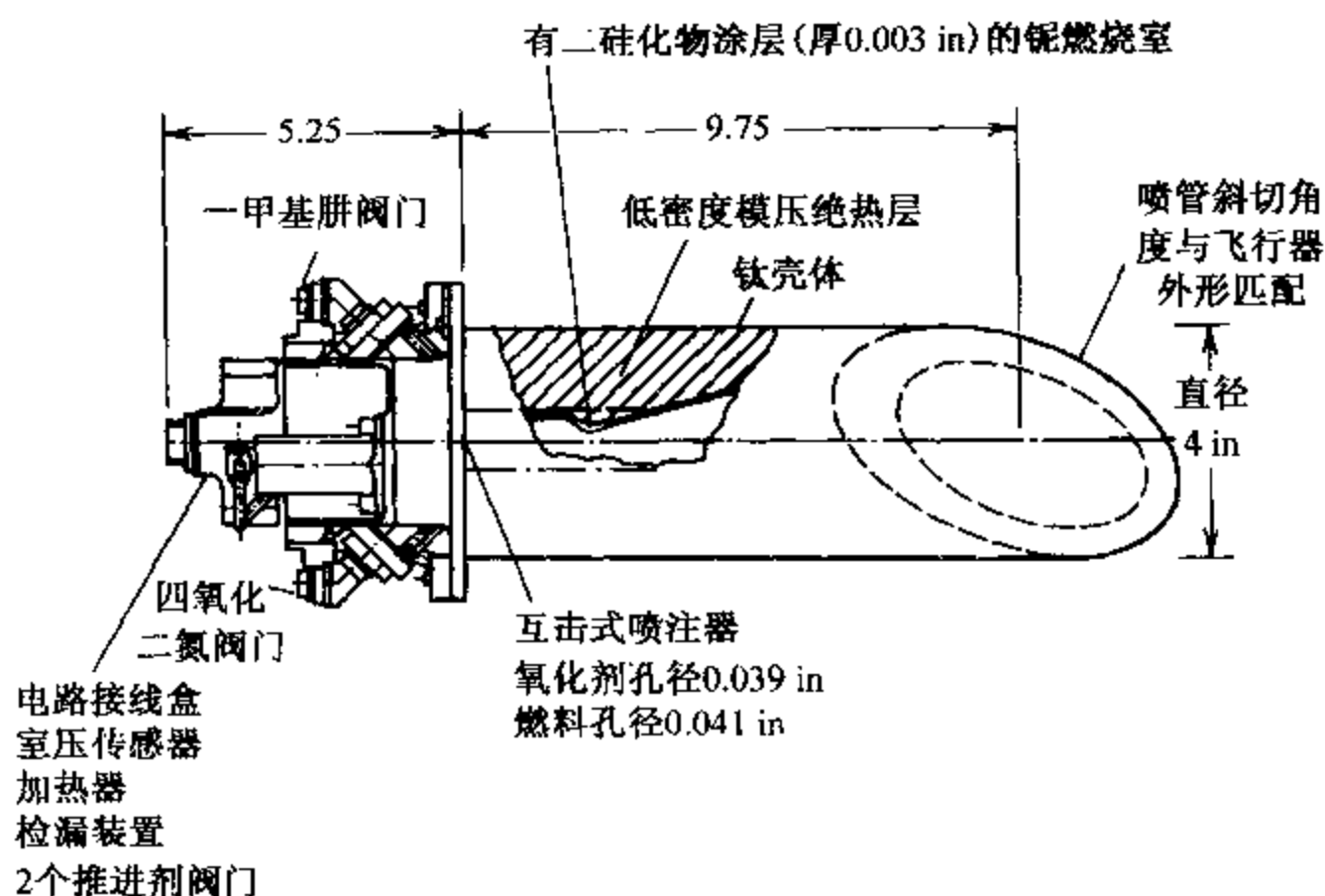


图 8-15 带隔热层的辐射冷却微调推力器。航天飞机轨道器反作用控制系统采用了多个这种推力器，用于轨道稳定和定向、交会或对接机动、位置保持、离轨或再入。为与飞行器外形匹配，喷管采用了斜切口。表 6-3 给出了其性能数据。既可脉冲工作（点火时间在 0.08~0.32s 之间，最小间歇时间为 0.08s），也可稳态工作（0.32~125s）。验证工作寿命为 23 小时，启动 30 万次以上（NASA 和 Kaiser Marquardt 公司提供）

时具有稳定的特性。因此常要求做 400000 到 800000 次的耐久性验证试验。

当要求高性能时，应采用 N_2O_4 /一甲基肼这样的可贮存液体双组元推进剂。有些推力室结构采用了烧蚀材料，如“双子座”飞船指令舱发动机。航天飞机小推力室采用了辐射冷却的耐热金属，如图 8-15 所示。后面图 8-18 中画出了辐射冷却推力室。在碳基体上编织高强度碳纤维制成的碳-碳材料也已应用于辐射冷却的双组元推力室。

当系统简单性比较重要、适中的性能可以接受时，可采用单元肼推力室。它们具有无毒、清晰、干净的排气羽流。实际上所有单元肼姿控发动机都采用在直径 1.5~3mm 的多孔陶瓷（氧化铝）球基体上精细地包上铈和钴作为催化剂。图 8-16 画出了一典型的姿控发动机催化床设计，该发动机用于满足特定的工作占空特性的脉冲和稳态工作。每个喷孔上都盖着一块伸入催化床的圆柱形筛网，该筛网分配肼推进剂。图 8-16 还画出了已成功的其他几种类型的肼喷注器。催化床有多种布置方案，其中一些采用了弹簧预紧以保持催化剂球紧密充填。单元肼推力器装置的推力范围为 0.2~2500 N，设计方法是经验性的，各种推力的设计方案都需要反复试验。图 7-3 所示的氨离解度可通过催化床及其分解室的设计来控制。

在设计使肼分解的催化床时，有力学、热和化学的问题，其中较为重要的是催化剂损耗和催化剂中毒。催化剂损耗或催化材料的物理损耗是由于球体运动和摩擦产生的细粉末的损失引起的。由于热膨胀和瞬时过压尖峰，催化剂球体会被压碎。如第七章所解

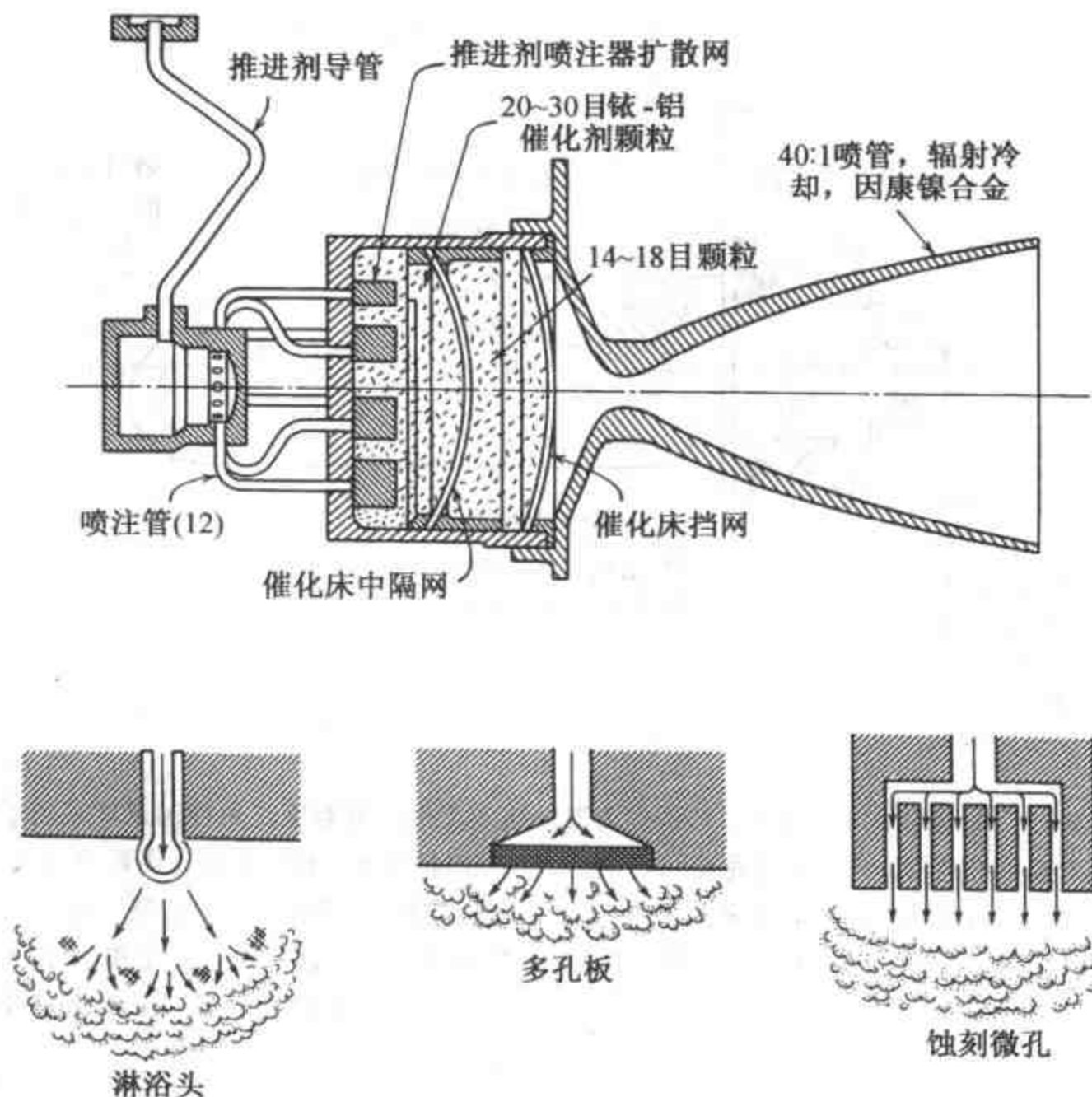


图 8-16 典型的带催化床的单元肼小推力室。示出了不同的喷射方法

释的，由于工业肼中存在的微量杂质（如苯胺、一甲基肼、偏二甲肼、硫、锌、钠、铁等）引起的催化剂中毒会使催化剂活性降低。这些杂质中有些是肼带来的，有些是在推进剂贮存、增压和航天器推进剂管道配制过程中带入的。高纯级肼中苯胺含量低于 0.003%，碳质材料含量低于 0.005%，它不会污染催化剂。不管是什么原因，催化剂的退化都会产生点火延迟、过压和压力峰，使比冲降低，并使姿控发动机脉冲冲量的重复性变差。

图 19-4 画出了一种化学单组元推进剂和电推进的组合方案。用电加热催化反应产生的气体可使高空比冲从 240 s 提高到约 290 或 300 s。这种组合辅助推力器已成功地用于各种卫星，它特别适用于电能富余、需要大量短脉冲的航天器。

冷气推力器及其性能已在 6.8 节提及，其推进剂和比冲已列于表 7-3。冷气推力器简单、成本低，采用挤压式供应系统，用于脉冲工作，适用于推力小、总冲低的情况。推力器、阀门和管路可采用铝和塑料。空中发射的“飞马座”（Pegasus）运载火箭将它们用于滚动控制。冷气系统的优点有：(a) 非常可靠，经验证的在轨工作时间在 10 年以上；(b) 系统简单，成本较低；(c) 组分无毒；(d) 不会对航天器敏感表面（如镜面）造成沉积或污染；(e) 很安全；(f) 允许随意脉冲工作。缺点有：(a) 由于推进剂

质量分数差 (0.02~0.19), 发动机系统相对较重; (b) 与单组元或双组元推进剂系统相比, 比冲和飞行器速度增量很低; (c) 容积相对较大。

8.2.10 材料和制造

燃烧室和喉部区域 (这是关键位置) 内壁材料的选择受推进剂组合产生的热燃气、最高壁温、传热和工作占空特性的影响。表 8-3 列出了一些用于不同推力量级和推进剂的典型材料。对于高性能、高传热率的再生冷却推力室, 采用高导热系数的材料和薄壁结构能减小热应力。铜是优良的导热体, 它在富燃无腐蚀性气体混合物 (如混合比低于 6.0 的氧和氢燃烧产生的气体) 中不会氧化。因此, 内壁通常用铜合金 (加入少量锆、银或硅) 制造, 铜合金的导热性虽然不如纯 (无氧) 铜, 但其高温强度较好。

表 8-3 一些典型的液体推进剂推力室材料

应 用	推进剂	组 件	冷却方法	典型材料
有冷却的高压双组元 TC (主级或上面级)	氢-氧	C, N, E	F	铜合金
		I	F	发汗冷却多孔不锈钢面板, 结构采用不锈钢
		可选的 E	R	碳碳复合材料或铌
		可选的 E	T	钢壳体, 带烧蚀内衬
同上	氧-烃类燃料, 或可贮存推进剂*	C, N, E, I	F	不锈钢, 带管束式或铣槽冷却通道
		可选的 E	R	碳碳复合材料或铌
		可选的 E	T	钢壳体, 带烧蚀内衬
实验性 TC (工作时间很短, 只有数秒)	所有类型	C, N, E	U	低碳钢
		C, N, E	R	碳碳复合材料, 铌, 铈
			T	钢壳体, 带烧蚀内衬
		I	F	不锈钢, 钛
小型单组元 TC	肼	C, N, E	R	因康镍, 合金钢
		I	F	不锈钢
冷气 TC	高压空气, 氮气	C, N, E, I	U	铝, 钢或塑料

* HNO_3 和 N_2O_4 氧化剂, N_2H_4 、MMH 或 UDMH 燃料 (参见第七章)。TC 为推力室, C 为室壁, N 为喷管收敛段和喉部区室壁, E 为喷管扩张段出口处室壁, I 为喷注器面, F 为燃料冷却 (再生式), R 为辐射冷却, U 为不冷却, T 为瞬态传热或热沉方法 (烧蚀材料)。

图 8-17 画出了大型再生冷却推力室冷却夹套的模截面, 该推力室由锥形型管钎焊在一起制成。另一种制造技术是先在高导热系数的特型厚燃烧室和喷管壁衬上通过机加工铣出接近矩形的变宽度、变深度沟槽, 然后用石蜡充填沟槽, 用电解喷镀技术形成镍制外壁, 将冷却通道封闭 (参见图 8-17), 最后将石蜡熔掉。如同管束式冷却夹套, 沟槽式冷却通道也需要合适的进口和出口集液器来分配和收集冷却剂。该图还标明了壁温最高的位置。对于有腐蚀性或侵蚀性氧化剂 (硝酸或四氧化二氮) 的推进剂组合, 往往

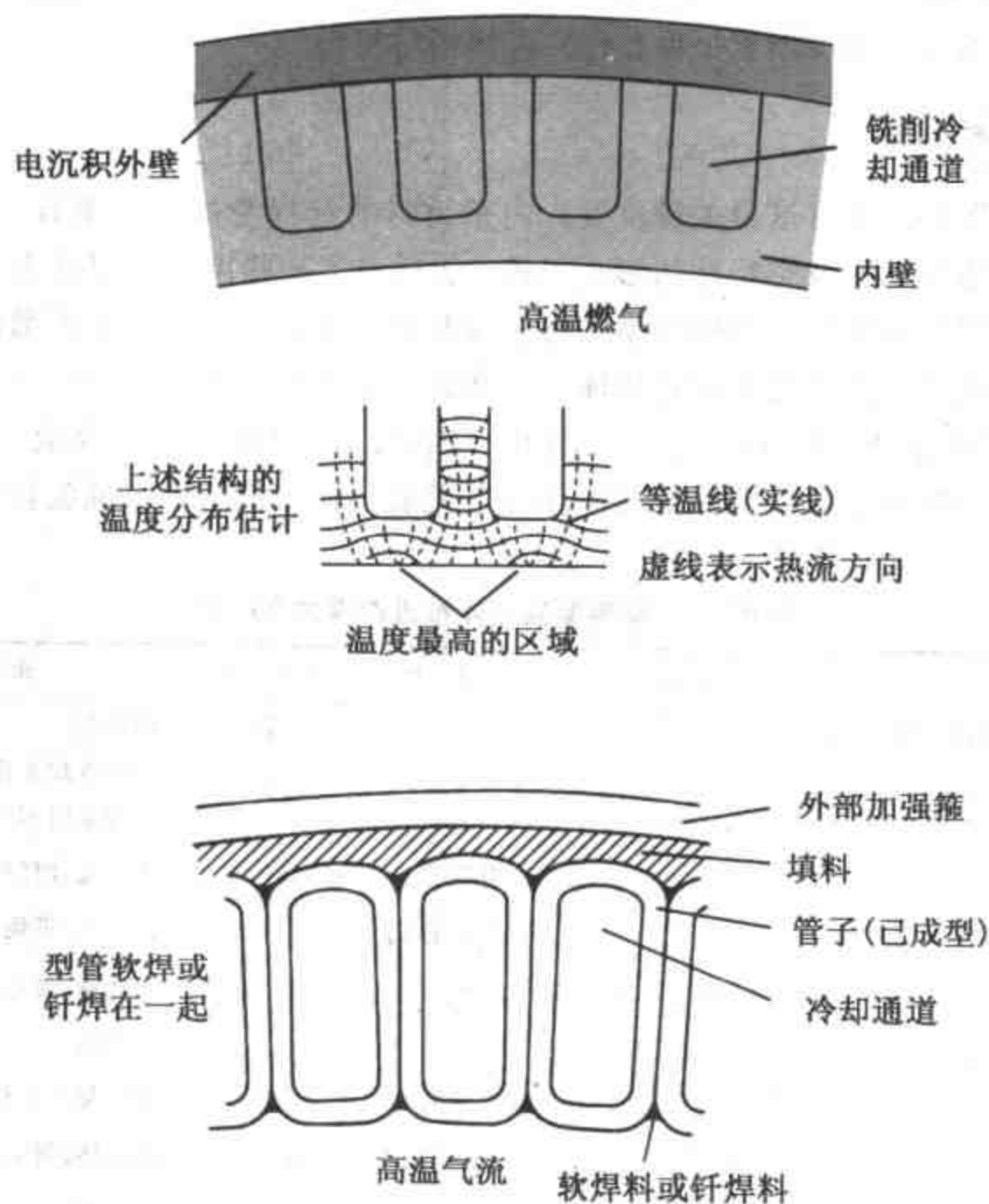


图 8-17 两种方案的推力室再生冷却通道的横截面放大图

采用不锈钢作为内壁材料，因为铜要起化学反应。铣槽的深度和宽度（或型管的内部面积）随燃烧室-喷管型面及其直径而变化。喉部区要求的冷却剂流速最高，因此其冷却通道截面积最小。

冷却夹套的故障模式主要是燃气侧壁面鼓起和裂纹开裂。热试车时热表面的变形会超过当地屈服点，这样就会造成局部永久压缩变形。随着工作后的冷却和每次连续点火，将出现更多的屈服和进一步的塑性变形，直至形成裂纹。再继续热试，裂纹变得越来越深，直至泄漏和推力室破坏。金属推力室的**使用寿命**为出现这种破坏之前的最大工作次数（有时用累计工作时间）。预测室壁的破坏并不简单，对此文献 8-5 和 8-6 有更详细的解释。使用寿命还受限于软性组件的贮存寿命（O 形圈、垫片、阀芯润滑剂）以及小推力器的脉冲次数，还有阀座的疲劳。因此，存在一个推力室能安全工作的极限点火次数，该次数限制了其使用寿命（参见文献 8-7 和 8-8）。

对于**辐射冷却**，几种不同的碳材料已应用于还原性富燃燃气环境。在其他气体混合物中，它们在高温下变红或发白时会氧化。它们的使用壁温可高达 3300 K。碳材料和烧蚀材料广泛用于固体火箭发动机，第十四章将作进一步讨论。

对于某些小型辐射冷却双组元可贮存推进剂推力器（如航天飞机轨道器反作用控制推力器），高温室壁由涂二硅化物的铌制成（可用至 1120 K）。为了防止破坏，常使用富燃混合物或膜冷却。最近已使用了用铱涂层（抗氧化）保护的铌制室壁，它可用到 2300 K（参见文献 8-9）。其他高温材料如钨、钼、氧化铝或钽都已尝试过，但存在制造工艺、开裂、氢脆以及过度氧化等问题。

图 8-16 和图 8-18 分别画出了小型辐射冷却单组元推力器和双组元推力器。双组元推力器中有额外的燃料喷孔（图 8-18 中未画出）用于实现膜冷却，保持壁温低于极限值。该推力器也可以用肼作燃料。

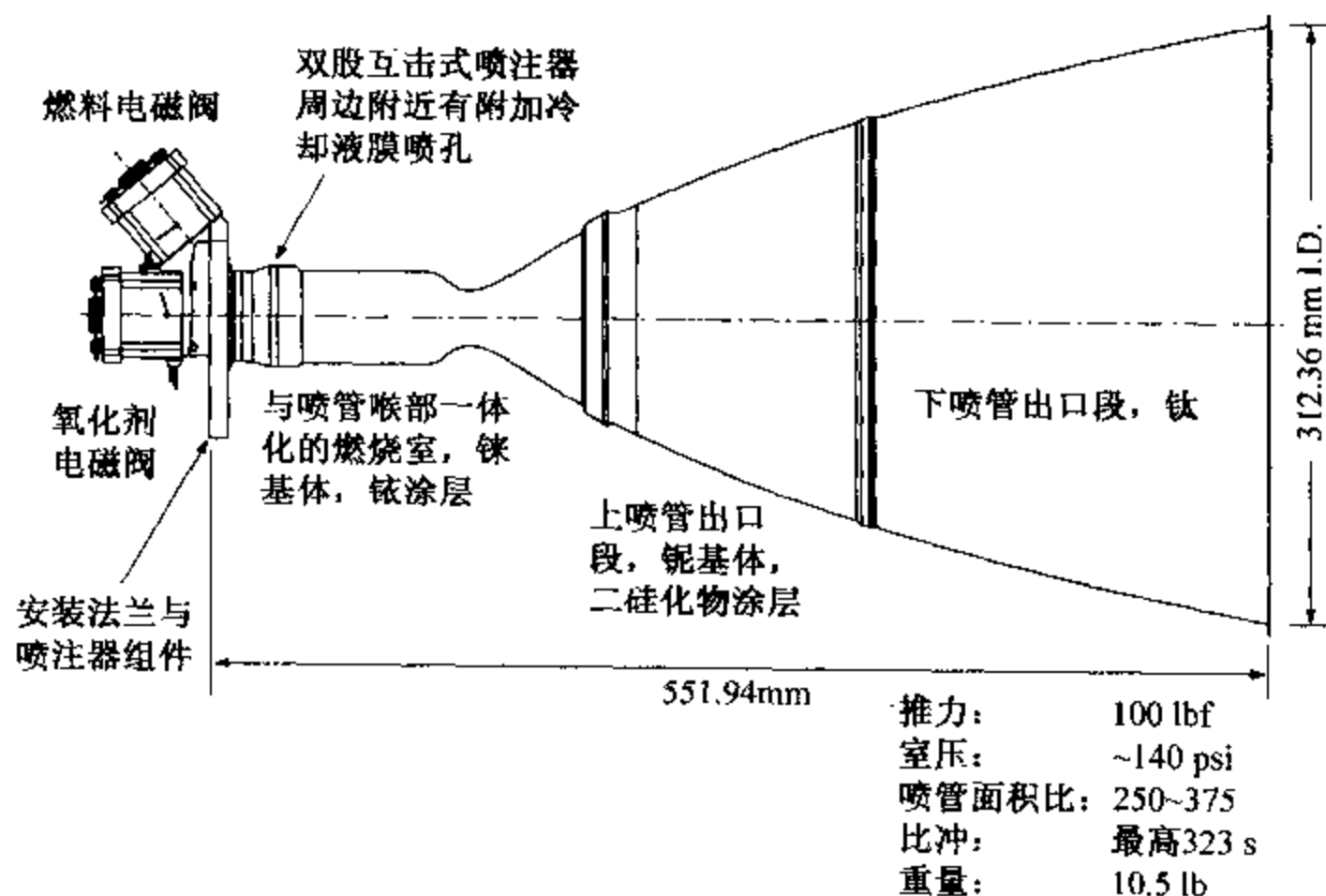
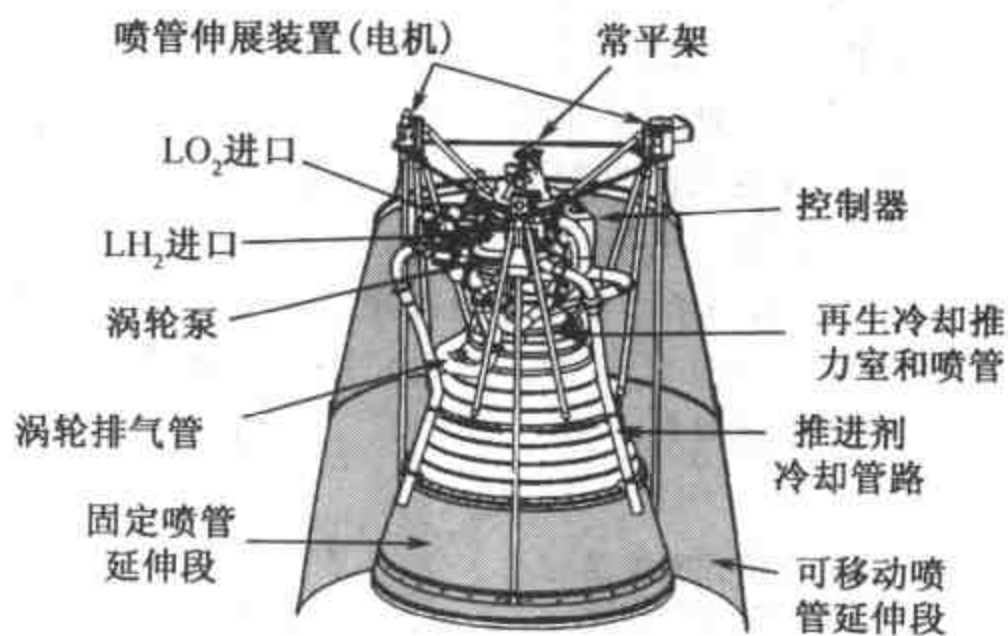


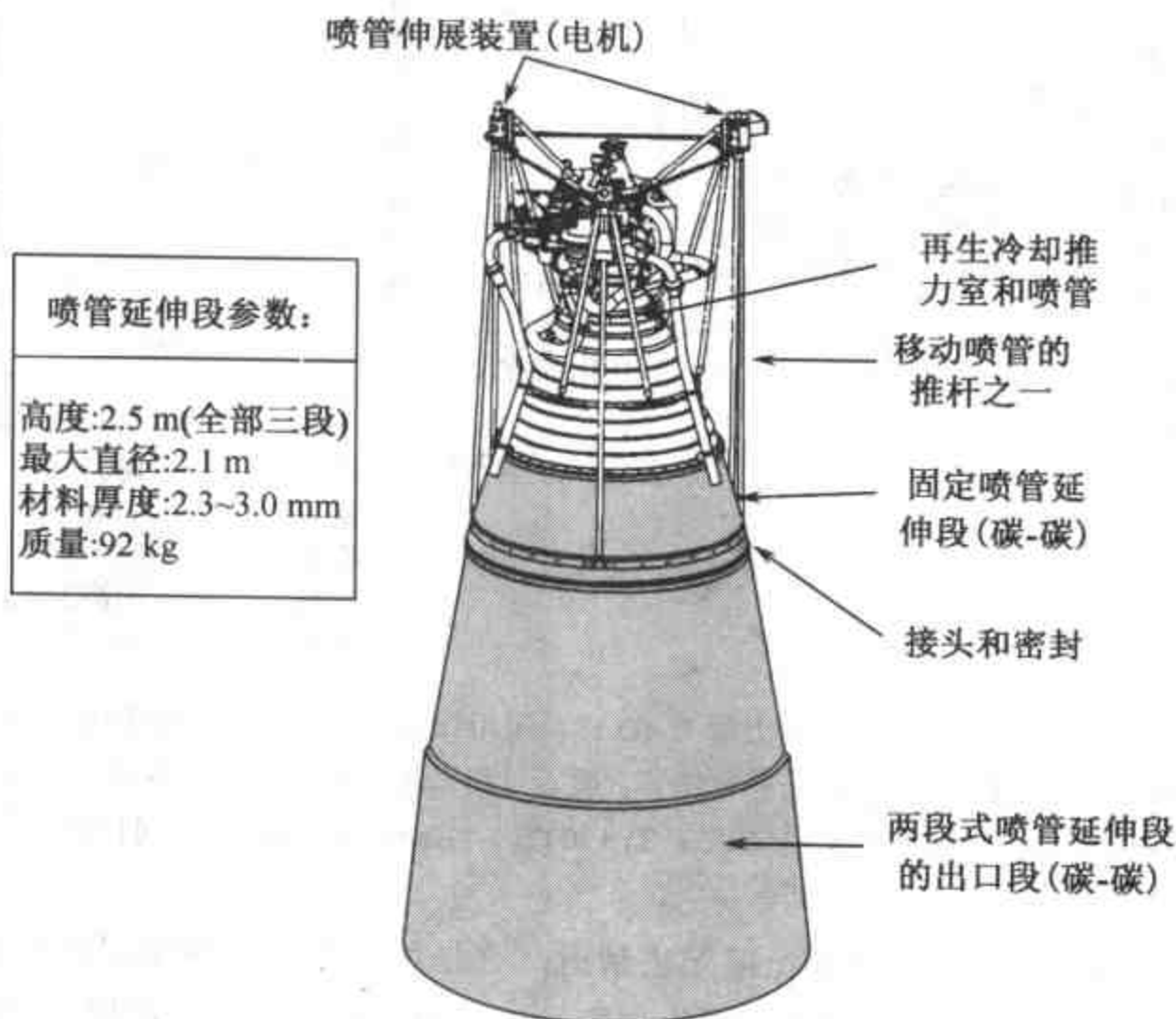
图 8-18 辐射冷却反作用控制推力器 R-4D-15。采用四氧化二氮和一甲基肼推进剂。为得到良好的真空性能，采用了大面积比喷管。喷管可用三种不同的材料，各有不同的最高温度（Re 4000°F；Nb 3500°F；Ti 1300°F）（Kaiser Marquardt 公司提供）

大尺寸的碳-碳材料迄今为止还无法制造，这是用碳酚醛布树脂浸渍增强材料制造固体火箭发动机中大的喷管段和一体化喷管出口锥的理由之一。随着加工设备和工艺的进步，较大的 C-C 构件现已有可能制造并用于飞行。最近飞行的一上面级发动机采用了直径 2.3 m、厚度 2.3~3 mm 的三段式可延伸 C-C 喷管出口锥。该发动机（连同可移动喷管延伸段）示于图 8-19，其参数列于表 8-1，文献 8-4 叙述了它的试验情况。

在为特定的推力室选用某种材料之前，必须对材料的性质进行鉴定。要鉴定的物性有很多，如拉伸和压缩强度、屈服强度、断裂韧性、弹性模量（用于确定承载变形）、导热系数（对于稳态传热，其值越高越好）、热膨胀系数（某些大型推力室受热后膨胀 3~10 mm，会给管道连接和结构带来问题）、比热（吸收热能的能力）、反射率（针对辐射）、密度（烧蚀材料所需的容积比钢大）等。所有这些性质均随温度而变化（在高温时这些性质是不同的），有时材料成分的微小变化也会对它们造成影响。通常选择材



(a)处于收缩位置的喷管延伸段半截面图



(b)处于展开位置的喷管延伸段

图 8-19 有可延伸喷管锥(或裙)的 RL-10B-2 火箭发动机。该延伸段在“德尔它”Ⅲ运载火箭上升段收缩在发动机周围,当运载火箭在高空与上面级分离之后、发动机点火前用机电装置放下到位

料强度比室温强度降低 60%~75% 的温度作为其最高允许壁温,该温度远远低于其熔点。要列出一种材料的所有关键性质需要很多页,因此这里不列出,通常它们可从制造方和其他来源获得。其他重要的性质有耐腐蚀性、与推进剂(或燃气)的化学反应很小或没有、烧蚀材料具有可再现的分解或蒸发、制造容易且成本低(焊接、切削、成型

等)、各种材料(包括金属、有机物、密封件、隔热材料、润滑剂、清洗液)不同批次的成分(杂质)的一致性以及材料的易得性和成本低。

8.3 传热分析

实际火箭发动机研制不仅要分析传热,而且几乎总是要通过试验来确保热传递在所有正常和意外工况下都很满意。传热计算可用于指导设计、试验和故障分析。采用再生冷却或辐射冷却的那些火箭发动机装置能达到热平衡,可使用稳态传热关系式。瞬态传热条件不仅要应用于所有火箭推进系统的推力上升(启动)和关机阶段,而且要应用于冷却技术不会达到平衡(如用烧蚀材料)的情况。

复杂的传热**有限元分析**(FEA)程序至少已出现了12年以上,有几种FEA计算机程序已用于分析推力室的稳态和瞬态传热,能考虑不同的推力室形状或各种性质随温度变化的材料。这种功能强大的分析方法的详细叙述已超出了本书的范围,它可参见文献8-10和8-11。多数火箭发动机研制单位都自己开发了用于求解传热问题的计算机程序。本节下面给出一些基本关系式,它们是FEA程序的基础。通过这些关系式可了解传热现象及其基本原理。

8.3.1 稳态传热一般关系式

对于**热传导**,有以下一般关系式:

$$\frac{Q}{A} = -\kappa \frac{dT}{dL} = -\kappa \frac{\Delta T}{L} \quad (8-14)$$

式中 Q 为通过表面 A 的单位时间传热量, dT/dL 为表面 A 上通过厚度 L 的温度梯度, κ 为导热系数,其含义为单位壁厚上 1° 温差产生的单位面积、单位时间传热量,负号表示温度随厚度增加而降低。

通过液冷火箭推力室室壁的稳态传热可作为串联型稳态传热问题处理,其中包括通过室壁内侧气膜的大的温差、室壁内外温差以及流动冷却液膜上的第三个温差(对于有冷却的推力室)。这是流动流体边界层上的对流和室壁传导的组合传热问题,它基本上是一与壁面传导有关的传热传质问题。图8-20为其示意图。

再生冷却推力室稳态传热的一般公式如下:

$$q = h(T_0 - T_l) = Q/A \quad (8-15)$$

$$= \frac{T_g - T_l}{1/h_g + t_w/\kappa + 1/h_l} \quad (8-16)$$

$$= h_g(T_0 - T_{wg}) \quad (8-17)$$

$$= (\kappa/t_w)(T_{wg} - T_{wl}) \quad (8-18)$$

$$= h_l(T_{wl} - T_l) \quad (8-19)$$

式中 q 为单位时间单位面积的传热量, T_g 为燃气绝对温度, T_l 为液体冷却剂的绝对温度, T_{wl} 为液侧绝对壁温, T_{wg} 为气侧绝对壁温, h 为膜的总传热系数, h_g 为气膜传热系数, h_l 为冷却液膜传热系数, t_w 为室壁厚度, κ 为室壁材料的导热系数。材料的强度和热特性是温度的函数。这些公式可采用任何一组相互一致的单位。这些简单关系式

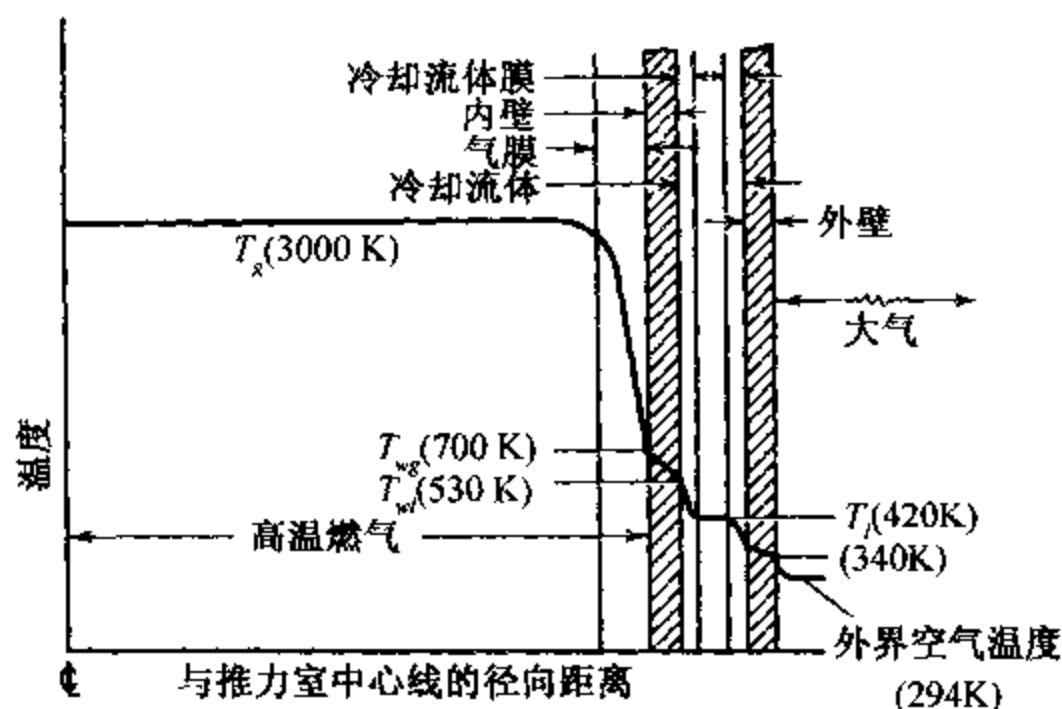


图 8-20 有冷却的火箭推力室中的温度梯度。标出的温度为典型值

假设热流是径向的。简单的准一维理论还常假设导热系数和膜传热系数采用平均值，不随温度或压力而变化。若要分析轴向传热，则需采用二维或三维有限元模型。轴向传热通常出现在喷管喉部壁面区，来自喷管高温喉衬的一部分热量传递给喉衬上游和下游的室壁。

由于膜传热系数、燃气和冷却液体的温度、壁厚和表面积通常随燃烧室轴向距离而变化（假设轴向传热对称），对燃烧室和喷管整个内表面上的局部传热作积分，可得单位时间的总传热量

$$Q = \int q dA = \pi \int D q dL \quad (8-20)$$

因为 q 和 D 都是 L 的复杂函数，通常须将燃烧室分成长度有限的若干段来对公式进行求解。假设 q 由公式(8-15)~(8-19)确定，在每个元素段上保持不变，从而可得到近似解。

控制通过火箭发动机室壁的传热量的重要因素是由燃烧产物和冷却剂分别在室壁两侧建立的流体膜的边界。气膜传热系数很大程度上决定了传热速率的值，而液膜传热系数很大程度上决定了壁温值。由于复杂的几何形状、不均匀的速度分布、粗糙的表面、边界层特性以及燃烧振荡，公式(8-17)和(8-19)中的膜传热系数很难确定。

传统的传热理论通常使用几个无量纲参数（文献 8-10）：

$$\frac{h_g D}{\kappa} = 0.026 \left(\frac{D v \rho}{\mu} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu c_p}{\kappa} \right)^{0.4} \quad (8-21)$$

式中 h_g 为气膜传热系数， D 为燃烧室或喷管的直径， v 为气体当地平均速度计算值， κ 为气体的导热系数， μ 为气体的绝对黏度， c_p 为气体的定压比热， ρ 为气体密度。

在式 8-21 中，量 $h_g D / \kappa$ 称为努赛特数，量 $D v \rho / \mu$ 为雷诺数，量 $c_p \mu / \kappa$ 为普朗特数 Pr 。气膜传热系数 h_g 可根据公式(8-21)确定：

$$h_g = 0.026 \frac{(\rho v)^{0.8}}{D^{0.2}} Pr^{0.4} \kappa / \mu^{0.8} \quad (8-22)$$

式中 ρv 为当地质量流量, 常数 0.026 是无量纲的。为了修正边界层温度梯度对火箭发动机燃气性质的影响, Bartz 对理论和实验之间的一致性作了综述, 提出了一个半经验修正系数 (文献 8-12)

$$h_g = \frac{0.026}{D^{0.2}} \left(\frac{c_p \mu^{0.2}}{Pr^{0.6}} \right) (\rho v)^{0.8} \left(\frac{\rho_{am}}{\rho'} \right) \left(\frac{\mu_{am}}{\mu_0} \right)^{0.2} \quad (8-23)$$

下标 0 指滞止或燃烧温度下的物性, 下标 am 指在当地自由流静温和壁温的算术平均温度下的物性, ρ' 为自由流当地气体密度。此外, 当其他各项采用相应的量纲时, 经验常数 0.026 是无量纲的。气体速度 v 为相应于密度 ρ' 的当地自由流速度。由于密度的 0.8 次幂近似正比于压力、气膜传热系数近似正比于热流, 因此传热速率近似随室压线性增加。这些传热公式已经用常用推进剂在有限的室压范围内用特定的喷注器作了验证 (参见文献 8-13)。

若内壁很薄, 并采用高导热系数材料, 则内壁温差和最高温度将减小。壁厚由强度和热应力决定, 有些设计中小至 0.025 in。

表面粗糙度会对膜传热系数产生很大影响, 因此也会对热流产生很大影响。测量数据已表明, 粗糙度会使热流增加, 最高可达 2 倍。若在冷却通道中设计障碍, 使产生湍流, 则可能增加到更高的倍数。气侧壁面较大的粗糙度将使气体局部接近滞止温度。然而, 冷却液体侧壁面的粗糙度将增强湍流、提高冷却剂吸收的热量, 于是降低了壁温。

例题 8-1 试探膜传热系数的变化对传热和壁温的影响。数据如下:

壁厚	0.445 mm
壁材料	低碳钢
平均导热系数	43.23 W/ [(m ² ·K)/m]
平均燃气温度	3033 K 或 2760℃
平均液体温度	311.1 K 或 37.8℃
气膜传热系数	147 W/(m ² ·℃)
液膜传热系数	205900 W/(m ² ·℃)

改变 h_g (h_l 不变), 然后改变 h_l (h_g 不变), 确定传热速率、液侧和气侧壁温的变化。

解 根据公式(8-16)~(8-19), 解出 q 、 T_{wg} 和 T_{wl} 。答案列于表 8-4。由答案可知, 气膜传热系数的变化对传热速率有显著的影响, 但对壁温影响较小。液膜传热系数的影响恰好相反, h_l 的变化对 q 影响很小, 对壁温则影响很大。

表 8-4 膜传热系数的变化

膜传热系数变化量 (%)		传热速率 变化量 (%)	壁温/K	
气膜	液膜		气侧, T_{wg}	液侧, T_{wl}
50	100	50	324.4	321.1
100	100	100	337.2	330.5
200	100	198	362.8	349.4
400	100	389	415.6	386.1
100	50	99	356.1	349.4
100	25	98	393.3	386.7
100	12.5	95	460.0	397.8
100	6.25	91	596.7	590.5

8.3.2 瞬态传热分析

不冷却（高熔点）的金属推力室是最容易分析的，因为材料没有化学变化。这种情况下达不到热平衡。不冷却的室壁基本上是一热海绵，它从高温燃气吸收热量。若有实验数据用以确定一些典型的系数，则在某些情况下可以预测不冷却室壁的瞬态加热过程。

热量从热燃气传递给室壁，工作期间室壁温度梯度是变化的。在这种瞬态加热期间，高温室壁向周围环境传递的热量以及通过金属部件传导给结构的热量很小，可以忽略。随着燃烧时间的延长，室壁各处的温度不断上升。发动机工作结束后，壁温趋于均衡。图 8-21 给出了典型的温度-时间-位置历程。图中 $T = 21^\circ\text{C}$ 的水平线表示发动机工作前室壁的初始平衡状态，各条曲线表示燃烧开始后各个时刻的室壁温度分布。 $T = 357^\circ\text{C}$ 线表示关机一段时间后室壁的平衡温度。

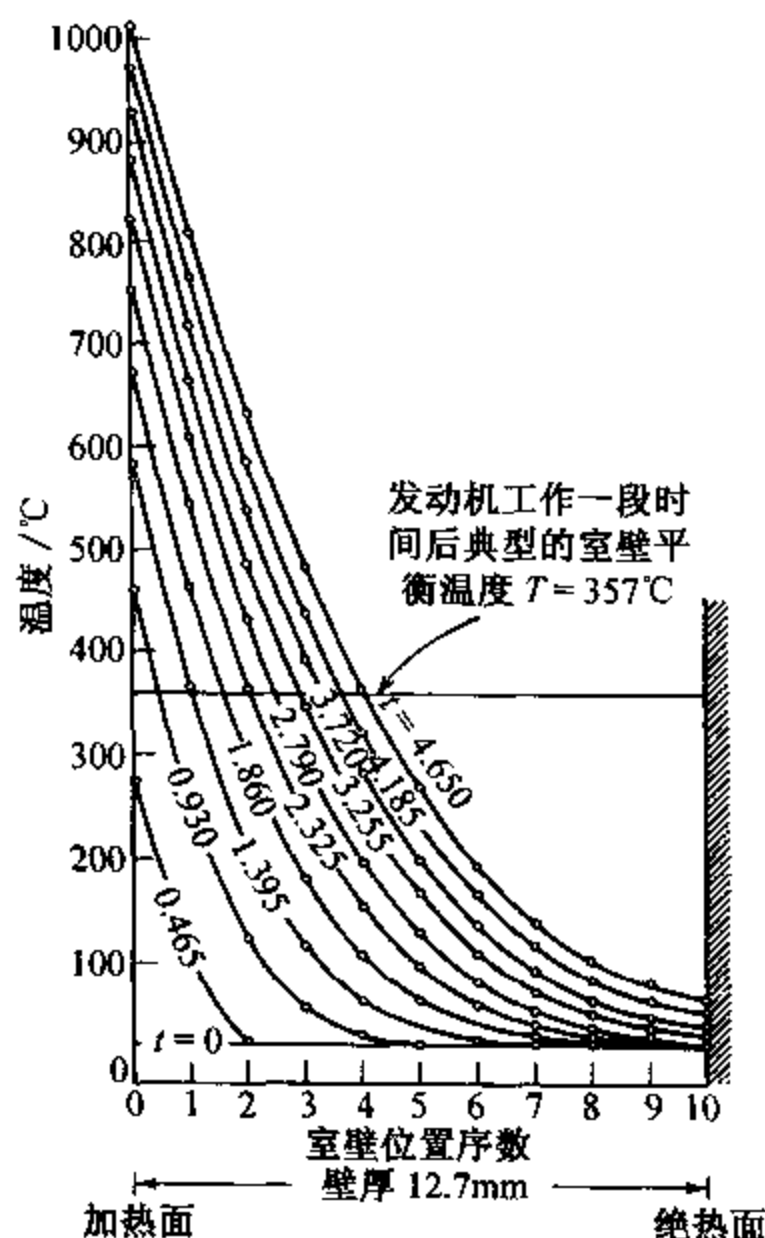


图 8-21 典型的不冷却金属推力室室壁温度分布
与加热时间的关系

通过室壁热表面传递的热量（壁内温度分布由热传导决定）必须小于室壁材料在临界温度以下的吸热能力。若忽略传给外界大气的热量和金属室壁的轴向传热，则传热量可用很简单的形式表示：

$$Q\Delta t = -\kappa A(dT/dL)\Delta t = mc\Delta T \quad (8-24)$$

式中 Q 为通过面积 A 每秒钟传递的热量。公式 (8-17) 表明 Q/A 取决于燃气温度、壁温和气膜换热系数。导热系数 κ 取决于材料及其温度, ΔT 表示壁温平均增量, dT/dL 为高温壁面附近的热流温度梯度, 单位为单位厚度的温度数, m 为单位面积室壁的质量, $\bar{c}$ 为室壁材料的平均比热, Δt 为时间增量。燃烧室和喷管壁可以分成圆柱段或锥形段, 每段又可分为任意数目的轴对称同心层, 各层有一定厚度。在任何时刻, 任何一层室壁通过传导得到的热量都大于其传导给下一层的热量, 所吸收的热量提高了该层的温度。这种迭代过程很容易在计算机二维或三维分析中实现, 得到的数据与图 8-21 的类似。这对确定关键位置 (如喷管喉部区) 的传热通常已足够了。

也还可以作更复杂的三维分析, 这种情况下室壁的几何形状往往比简单的圆形要复杂得多, 除垂直于轴线方向外, 其他方向上也有热传导, 物性要考虑随温度的变化, 边界层特性将随时间和位置而变化, 此外室壁中可能有多种材料。

对于烧蚀材料的瞬态传热, 也已开展了许多数值模拟, 但许多结果用处很有限。这种方法应模拟热解、化学分解、碳化深度以及脱气对膜传热系数的影响, 这需要可靠的材料物性数据。大多数模拟需要一些实验数据。

8.3.3 向冷却夹套液体的稳态传热

术语再生冷却用于这样的火箭发动机, 即一种推进剂组元在喷射并在燃烧室燃烧之前先通过围绕推力室的冷却通道流动。这实际上是强迫对流换热。术语再生在这里也许不是非常合适, 它与蒸汽轮机行业中的意义几乎没有什么关系。这里只是想表明这样的事实, 即由冷却剂吸收的热量没有浪费掉, 而是提高了推进剂在进入喷注器前的初始温度和能量水平。这种液体推进剂内能的增加在计算时可以作为推进剂焓值修正来处理 (参见第五章)。不管如何, 这对火箭发动机性能的影响通常是很小的。对于某些推进剂, 若预热升温 $100 \sim 200^\circ\text{C}$, 则比冲可增加 1%。对于氢冷推力室和小型燃烧室, 其室壁面积/燃烧室容积之比相对较大, 再生冷却剂的温升较高, 所得到的比冲增量有时大于 1%。

在高热流火箭发动机强迫对流中, 液膜的特性是控制壁温的关键 (参见表 8-4 及文献 8-14、8-15)。到喷管出口为止, 至少有四种不同类型的膜, 这可根据图 8-22 加以说明。图中单位室壁面积的传热速率表示为液侧壁温 T_{wi} 和液体温度 T_l 之差的函数。

(1) 在低热流下为正常的强迫对流状态, 此时液体边界层的特性显得比较稳定。图 8-22 中为区域 A-B。此时壁温通常低于液体在冷却夹套压力下的沸点。在稳态传热分析中, 液膜换热系数可以用常用的公式来近似计算 (参见文献 8-10 和 8-12):

$$h_l = 0.023 \bar{c} \frac{\dot{m}}{A} \left(\frac{D v \rho}{\mu} \right)^{-0.2} \left(\frac{\mu \bar{c}}{\kappa} \right)^{-2/3} \quad (8-25)$$

式中 $\dot{m}$ 为流体的质量流量, $\bar{c}$ 为流体的平均比热, A 为流动横截面积, D 为冷却剂通道横截面的当量直径*, v 为流体速度, ρ 为冷却剂密度, μ 为其绝对黏度, κ 为其导热系数。许多液冷火箭发动机工作在这种传热状态。表 8-5 和 7-1 给出了一些推进剂的

* 液体火箭发动机推力室的沟槽式、管束式或其他形式的冷却剂通道的截面通常比较复杂。液膜传热计算所需的当量直径通常定义为冷却剂通道水力半径的四倍, 水力半径为横截面流动面积除以湿周。

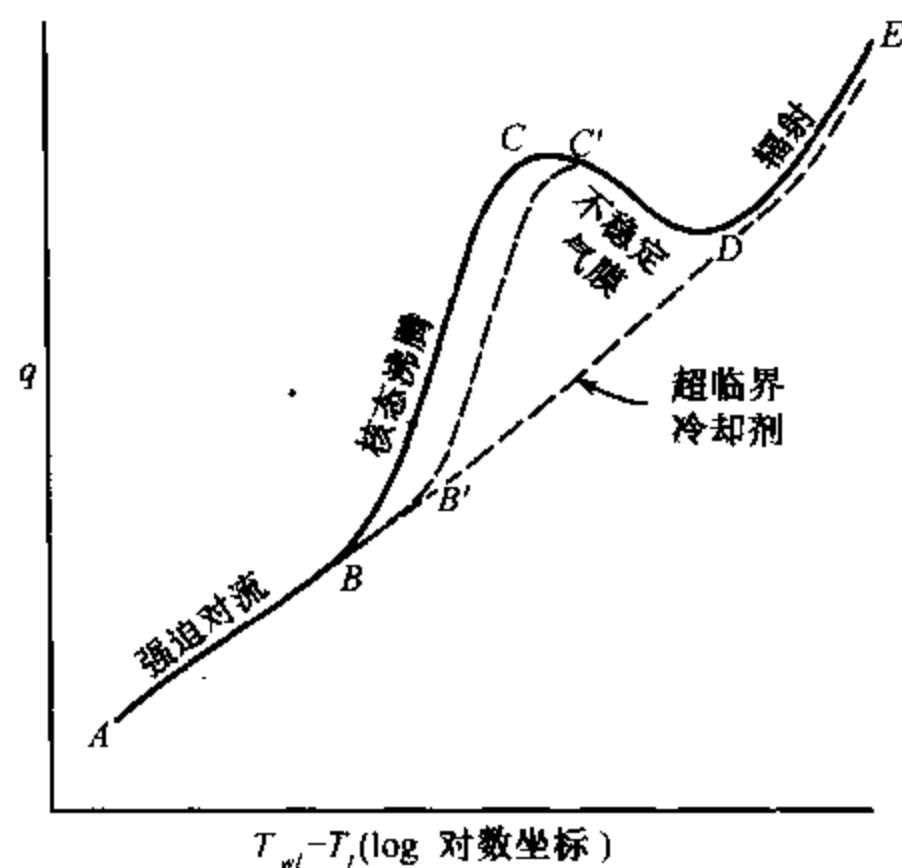


图 8-22 高温壁面与流动液体之间的各种传热状态

物性。由表 8-5 可知，肼是良好的吸热剂，而煤油较差。

(2) 当壁温 T_{wl} 超过液体沸点大概 $10 \sim 50 \text{ K}$ 时，壁面上开始形成小气泡。这些与

表 8-5 一些液体推进剂的传热特性

液体冷却剂	沸腾特性		临界温度 /K	临界压力 /MPa	核态沸腾特性			
	压力 /MPa	沸点 /K			温度 /K	压力 /MPa	速度 /(m/s)	$q_{\max}$ /(MW/m ²)
肼	0.101	387	652	14.7	322.2	4.13	10	22.1
	0.689	455					20	29.4
	3.45	540			405.6	4.13	10	14.2
	6.89	588					20	21.2
煤油	0.101	490	678	2.0	297.2	0.689	1	2.4
	0.689	603					8.5	6.4
	1.38	651			297.2	1.38	1	2.3
	1.38	651					8.5	6.2
四氧化二氮	0.101	294	431	10.1	288.9	4.13	20	11.4
	0.689	342			322.2			9.3
	4.13	394			366.7			6.2
偏二甲肼	0.101	336	522	6.06	300	2.07	10	4.9
	1.01	400					20	7.2
	3.45	489			300	5.52	10	4.7

核类似的小气泡造成局部湍流，然后从壁面脱离，并在较冷的液体中消失。这种现象称为**核态沸腾**。由气泡诱发的湍流改变了液膜的特性，并因一些推进剂的蒸发而强化。如图 8-22 中曲线 B-C 段陡斜线所示，传热速率增加了，但膜的温差并未成比例增加。若流体压力上升，则沸点也上升，核态沸腾区将右移到 B'-C'。这种沸腾状态下的传热速率大大高于公式 (8-25) 的计算值。这种现象常在喷管喉部区局部出现，那里热流很高。

(3) 随着传热进一步增强，气泡形成速率和气泡尺寸变得很大，以致气泡来不及从室壁迅速地脱离。这种状态（图 8-22 中的 C-D）的特征是形成了不稳定的**气膜**，它难以在试验中再现。当沿高温壁面形成大部分或完全由气体构成的膜时，该膜就起到了绝热层的作用，引起热流降低，通常会造成壁温迅速增加，常导致室壁材料烧穿或熔化。可行的最大传热速率（点 C）在表 8-5 中表示为 $\dot{q}_{\max}$ ，它是冷却液体性质、溶解气体含量、压力和流动速度的函数。

(4) 随着膜温差的进一步增加，壁温将上升到**辐射**成为主要的传热方式的数值。火箭发动机设计师对 D-E 区是不感兴趣的。

冷却也可以采用高于流体临界点的冷却剂（如氢）。这种情况下没有核态沸腾，传热速率随温差而增加，如图 8-22 中的超临界线（虚线）所示。液氢是优良的冷却剂，具有较高的比热，且无残留物。

液体中的化学变化会严重影响高温室壁向液体的传热。燃料的裂解及同时产生的不溶解气体趋于降低最大热流，因此使破坏发生得更快。烃类燃料冷却剂（甲烷、喷气燃料）会裂解并形成固态、黏稠的碳沉积在冷却通道里面，阻碍传热。影响冷却剂稳态传热的其他因素有气体向室壁的辐射、冷却剂通道的弯曲、不良焊接或制造以及湍流或燃烧不稳定性引起的流动振荡。某些推进剂（如肼）在温度高到一定程度后会在冷却通道中自发分解和爆炸。

为了使冷却剂实现良好的吸热能力，选择压力和冷却剂流速时应使冷却剂出现局部沸腾而其总体温度未达到沸腾状态。高温燃气传给高温壁面的总热量 [如公式 (8-15) 给出的] 必须在冷却剂温升允许范围内，即

$$qA = Q = \dot{m}\bar{c}(T_1 - T_2) \quad (8-26)$$

式中 $\dot{m}$ 为冷却剂质量流量， $\bar{c}$ 为液体平均比热， T_1 为冷却剂进入冷却夹套时的初始温度， T_2 为其最终温度。 Q 为单位时间的吸热率， q 为单位传热面积的单位时间吸热率， A 为传热面积。 T_2 应低于冷却夹套压力下的沸点。

8.3.4 辐射

辐射热发射是由气体、液体或固体根据其温度并消耗内能而发出的电磁辐射。它覆盖的波长范围为 $10000 \sim 0.0001 \mu\text{m}$ ，其中包括 $0.39 \sim 0.78 \mu\text{m}$ 的可见光范围。辐射传热在真空中是最有效的，因为没有中间流体吸收。

由辐射机理传送的热量主要取决于辐射体的温度及其表面状态。热力学第二定律可以证明，辐射能量 E 为绝对温度四次幂的函数：

$$E = f\epsilon\sigma AT^4 \quad (8-27)$$

物体辐射的能量 E 是发射率 ϵ （它是与表面状态和材料性质有关的无量纲数）、斯特藩-

玻尔兹曼常数 σ [$5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$]、表面积 A 、绝对温度 T 和角系数 f (取决于相邻部件的布置和形状) 的函数。在低温下 (800 K 以下), 辐射传热只占火箭发动机总传热量的很小一部分, 通常可以忽略。

火箭发动机中存在以下辐射:

(1) 高温燃气向燃烧室内壁、固体推进剂药柱、固液混合推进剂药柱或喷管的辐射;

(2) 高温部件 (包括辐射冷却燃烧室、喷管或电推进的电极) 外表面向环境或空间的辐射;

(3) 喷管出口下游高温羽流的辐射。这将在第十八章叙述。

火箭发动机燃气的温度在 1900~3900 K 之间。视反应气体的组分、燃烧室尺寸和形状及温度而定, 燃气辐射占了室壁传热量的 3%~40%。它可能占总传热量的很大部分。如第十三章将讨论的, 固体推进剂发动机药柱表面的辐射加热对燃烧速率是很关键的。室壁对辐射的吸收遵循基本上与发射相同的定律。金属表面和型管反射了大部分辐射能, 而烧蚀材料和固体推进剂看起来吸收了大部分入射辐射。燃烧室内壁的强反射表面有助于降低吸收、减少壁面温升。

火箭发动机燃烧室高温燃气是强烈的辐射源。现已发现分子结构对称的气体 (如氢、氧和氮) 在辐射传热的重要谱段中没有表现出较强的辐射频带。此外, 它们不吸收大部分辐射, 在传热过程中不提供很大的能量。极性气体 (如水蒸气、一氧化碳、二氧化碳、氯化氢、烃、氨、氮氧化物以及乙醇) 具有较强的发射频带, 其波长已知。这些分子的能量辐射与其转动能级及原子间振动能级的量子变化有关。一般来说, 所有气体的辐射强度均随其容积、分压和绝对温度的四次幂而增加。对于小型推力室和低室压的情况, 辐射能量只占总传热量中的一小部分。

若高温燃气中有固体小颗粒或液滴 (例如, 一些浆状液体推进剂和许多含有细铝粉的固体推进剂所产生的燃气), 则辐射传热会显著增加 2~10 倍。颗粒大大增加了辐射能量, 如 18.1 节将说明的。当燃烧形成氧化铝后, 燃烧热和燃烧温度提高 (提高了传热率), 比冲略有提高 (改善了性能)。视气体的当地温度而定, 氧化物的形式可能是液滴 (在燃烧室中), 也可能是固体颗粒 (在喷管扩张段中)。此外, 这些颗粒与室壁的撞击将使传热率进一步提高, 特别是在喷管喉部和紧靠喷管喉部的上游室壁处。颗粒还会侵蚀和磨损壁面。

8.4 启动和点火

推力室启动过程必须加以控制, 以使推进剂及时、平稳地点燃, 流量和推力平稳而迅速地达到其额定值 (参见文献 6-1)。推进剂初始流量要小于全流量, 其启动混合比通常与工作混合比不同。较低的初始流量是为了防止燃烧室中积存过多的未燃推进剂。

启动时喷射速度较低, 在温度较低的燃烧室中推进剂的初始蒸发、雾化和混合不是很完全, 并存在局部的偏混合比区。对于低温推进剂, 燃烧室初始温度可能低于外界温度。因此, 最佳启动混合比仅仅是某混合比范围的一个平均值, 在这个混合比范围内都应容易点火。混合比接近化学当量值时, 单位质量推进剂的释热量达到最高, 从而使推

力室和燃气能比其他混合比更快达到平衡。工作混合比通常是富燃的，这是按最佳比冲选择的。文献 8-16 描述了一种低温推进剂点火分析方法。

推力室启动延迟期理论上由以下时间组成：

(1) 推进剂阀门完全打开所需的时间（一般为 0.002 s 到 1 s 以上，视阀门类型、尺寸及上游压力而定）；

(2) 充填阀座和喷注器面之间的空腔（管道、喷注器内部供应孔和空腔）所需的时间；

(3) 形成液体推进剂（若低温液体被环境温度下的冷却夹套加热的话则为气态推进剂）离散射流、初始雾化成小液滴以及这些液滴混合所需的时间；

(4) 液滴蒸发和着火所需的时间（实验室试验表明这个时间很短，为 0.02 ~ 0.05 s，但这取决于推进剂和可获得的热量）；

(5) 一旦燃烧室某处着火后，火焰传播或加热已进入燃烧室的混合好的推进剂、使其蒸发并升温到点火温度所需的时间；

(6) 将燃烧室温度提高到燃烧能自身维持、然后室压升到其额定值所需的时间。

上述延迟时间有重叠，其中一些可同时发生。大喷注器或大直径燃烧室的延迟时间 [上面 (1)、(2)、(3)、(5) 和 (6) 项] 较长。小推力室通常能在几毫秒内快速启动，而较大的发动机需要 1 秒以上。

在推力室启动时，一种推进剂组元总是比另一种组元提前很短时间到达燃烧室，要使燃料和氧化剂供应系统完全同步、推进剂同时到达所有喷孔几乎是不可能的。通常有意让一种推进剂组元首先到达燃烧室能使点火更可靠。例如，对于富燃启动混合物，燃料先进入。文献 8-17 叙述了推进剂提前进入的控制。

影响启动流量、推进剂提前或滞后以及上面提到的某些延迟时间的其他因素有喷注器液体的供应压力（如减压器压力）、推进剂温度（有些可能接近其沸点）以及混合在部分初始推进剂中的不溶解气体（气泡）的含量。

推进剂阀门（及其与喷注面之间的流动通道）常设计成按一定的顺序工作，从而确保一种推进剂组元提前进入燃烧室，并且控制流量上升和混合比建立过程。通常阀门先部分打开，以免危险的未燃推进剂混合物在燃烧室内积存。一旦产生燃烧，阀门就全开，推力室组件达到全流量。一开始的低流量燃烧阶段称为初级工况。

对于非自燃推进剂，在控制器接收到点火成功的信号之前是不会用全流量启动大推力室的。利用可见光检测（光电管）、热检测（高温计）、熔断丝或压力检测，通常把点火或初始燃烧的确认证引入发动机控制中。若启动控制设计得不合理，未燃推进剂会在燃烧室内积存，一旦点火后可能引起爆炸，有时会严重损坏火箭发动机。10.5 节将讨论启动控制和发动机流量标定。

非自燃推进剂在开始燃烧之前需要通过吸收能量而激活。这部分能量由点火系统提供。一旦点火后，火焰是自保持的。点火器必须安装在喷注器附近，并要使初始流量较小的合适的启动混合物在点火器工作时出现，同时它又不妨碍稳态燃烧过程。已经成功使用的推进剂点火系统至少有五种不同的类型。

火花塞点火已成功地用于液氧-汽油和氢氧推力室，特别是在飞行期间要多次启动的推力室。如图 9-6 所示，火花塞常安装在喷注器内。

电热丝点火已经实现了，但用于液体推进剂有时不如火花塞可靠。

火药点火使用燃烧时间为数秒的固体推进剂插管或药柱。固体推进剂装药用电点火，燃烧后在燃烧室内产生高温火焰。几乎所有的固体火箭发动机和许多液体火箭发动机推力室都用这种点火方式。点火器既可直接安装在喷注器或推力室上（参见图 8-1），也可通过喷管从外面伸到燃烧室内。这种点火方法只能使用一次，再用时必须更换装药。

在**预燃室点火**中，一小燃烧室紧靠主燃烧室安装，通过一小孔与主燃烧室相通，这与某些内燃机用的预燃室类似。少量燃料和氧化剂喷入预燃室并点火，起火的混合物像火炬一样进入主燃烧室，将喷入主燃烧室的大流量主推进剂点燃。这种点火方法可以重复启动变推力发动机，并已成功地用于液氧-汽油和氧-氢推力室。

在**辅助流体点火**这种方法中，除正规的燃料或氧化剂外，在启动的短时间内还将某种液体或气体喷入燃烧室。这种流体是自燃的，即它能与燃料或氧化剂发生自燃。例如，硝酸和某些有机燃料可以在火箭发动机开始工作时引入少量的肼或苯胺来引发燃烧。把能用空气点燃的液体（二乙基锌或三乙基铝）预装在燃料管路中，可实现自燃点火。图 10-10（俄罗斯 RD-170 火箭发动机流程图）中画出了预装了自燃液体的几个圆柱形容器，各与高压燃料供应管路相连，这种自燃液体用初始燃料挤入推力室和预燃室后点火燃烧。

在有多台发动机或推力室的飞行器中，要求两个或多个发动机同时启动，但要使启动完全同步通常是很难的。一般把各推力室的通道或集液腔的容积及其相应的阀门设计为相同的。供入每个推力室的推进剂初始温度和初始推进剂进入燃烧室的提前时间必须加以控制。例如，当用两个小推力器产生飞行器滚动力矩时就需要这种控制。这也是大型运载火箭发动机在确保所有推力室都已启动和工作后才从发射架上释放的原因之一。

8.5 变 推 力

在 3.8 节曾提到了与此主题有关的公式。液体火箭发动机的优点之一是能在很大的范围内节流或随意改变推力。少数应用中要求能在 10:1 的变推比范围内深度节流，其实例有月球着陆、拦截导弹以及功率输出可变的燃气发生器。在弹道速度控制（一些战术导弹用）、空间机动、临时限制飞行器速度（避免大气层内上升时气动热过高，如航天飞机主发动机）中需要适度的变推力（最高变推比约 2.5:1）。

变推力是通过减小供入推力室的推进剂流量并因此降低室压而实现的。根据公式 (8-5)，喷注器压降与喷射速度有关。随着喷注器压降的降低，液体喷射速度会变得很低，因此推进剂混合品质将变差，会出现不合适的液体撞击状态以及不良的雾化，导致燃烧效率和性能降低，有时还会引起不稳定燃烧。通过一组给定的喷孔改变流量以及用这种方法改变推力是很有限的。

有几种变推力方法不会过度降低喷射压降，这样在改变室压时不会使喷注器压降有很大的降低。图 8-3 画出了用于调整燃料和氧化剂圆形喷雾面积的可移动套筒机构。

防止不稳定工作和性能降低的一种方法是采用**多推力室或多发动机**，各推力室或发动机总是在额定工况或额定工况附近工作。变推力通过各推力室的开和关或在较窄的范

围内对全部推力室节流来实现。

对于小型反作用控制推力器，通常可用脉冲工作来降低平均推力。这可通过控制循环或脉冲次数（各脉冲的短期工作时间和短期间歇时间均固定）、调制各脉冲的工作时间（脉冲之间有短的间歇）或延长脉冲间歇时间来实现。

8.6 推力室设计分析举例

本例将表明推力室如何受工程大系统需求或任务参数以及飞行器总体设计的强烈影响。如在第十章的设计一节、第十七章的推进系统选择所作的概述及讨论，各发动机都要经历一系列的合理性和需求论证，从而确定其关键参数和设计方案。本例将叙述如何根据飞行器和发动机技术要求得到推力室参数。工程大系统需求与任务、目的、环境、轨道、重复使用性、可靠性有关，并与最大发动机质量或最大轮廓尺寸等约束有关。本节将列出某些要求，而不是所有要求。本节将表明如何通过理论与经验的结合而选定初步设计参数。

这里将应用背景确定为现有多级运载火箭的新的上面级，它将载荷送入深空。这意味着要连续点火（无需重复启动或重复使用）、在真空工作（大的喷管面积比）、中等加速度（不超过 $5g_0$ ）、低成本、适度高的性能（比冲）以及取决于载荷、飞行轨道和加速度限制的推力值。该上面级的任务速度增量为 3400 m/s ，发动机与上面级相连，该上面级最终与载荷级脱离。载荷级（ 3500 kg ）包括 1500 kg 的有效载荷（科学仪器、电源、通信和飞行控制设备）及 2000 kg 的自身推进系统（含推进剂，用于变轨、位置保持、姿控或应急机动）。几何约束有两个：飞行器外径为 2.0 m ，考虑到结构、导管、某些设备、隔热层、总装件及附件，实际有效直径只有 1.90 m 。此外规定上面级长度最大为 4.5 m ，这将影响推力室长度。现将主要技术要求归纳如下：

用途	现有多级运载火箭的最末上面级
有效载荷	3500 kg
速度增量 Δu 需求	无重力真空 3400 m/s
级最大直径	1.90 m
级最大长度	4.50 m
最大加速度	$5 g_0$

8.6.1 基本参数的确定

在设计过程一开始应选定以下发动机设计参数或方案：

推进剂组合

燃烧室压力

喷管面积比

供应系统，采用泵还是高压气瓶

推力量级

从性能上看，最好的推进剂组合是液氧与液氢。但是，这种双组元推进剂的平均比重很低（ 0.36 ），需很大的液氢贮箱，会增加飞行器在上升段的阻力。它在级容积超限、

氢的质量损失和飞行器结构方面还有一些潜在的问题。现有运载火箭的下面几级采用液氧与 RP-1 燃料, 平均比重为 1.014 左右, 发射台已有加注设施。新的上面级有容积和横截面的限制。由于这些因素, 推进剂组合选择液氧和 RP-1 (一种煤油)。根据图 5-1 可知理论比冲在 280~300 s 之间, 数值取决于混合比以及喷管流动膨胀是采用冻结流还是平衡流计算。该图还表明特征速度 c^* 在混合比为 2.30 左右达到最大值, 这是富燃混合物。我们选择这个混合比。其燃烧温度低于更高的混合比, 故推力室易于冷却。后面将看到, 冷却可能存在一些问题。根据一般经验, I_s 选择冻结流和平衡流的中间值 (约 40%), 即在 6.895 MPa 的标准室压、喷管膨胀到海平面压力的情况下为 292 s。根据图 5-1 和表 5-5 可得分子量为 23 kg/(kg·mol), 比热比 k 约为 1.24。后面将把标准状态的 I_s 值修正到推力室实际真空比冲值。

接下来选择燃烧室压力、喷管面积比和供应系统方案。从历史上看, 这种推进剂组合已有很好的经验, 其室压在 400 至 3500 psi 之间, 喷管面积比最高约 40, 燃气发生器循环和分级燃烧循环均有采用, 这证明这种推进剂是可行的。决策时的考虑因素如下:

(1) 较高的室压可使推力室较小, 在同样的喷管出口压力下可使喷管锥较短、喷管出口直径较小。推力室若足够小, 则可在其周围设置环形贮箱, 这样能缩短级的长度。这不仅节省了飞行器空间, 而且还降低了飞行器和发动机的质量。图 8-23 画出了在三种燃烧室压力和两种喷管面积比 (ϵ 为 100 和 300) 下推力室的相对尺寸。喷管长度和出口直径不得超过技术要求的限制, 这就排除了低室压或高面积比的情况。图中所示的尺寸在本节后面计算。

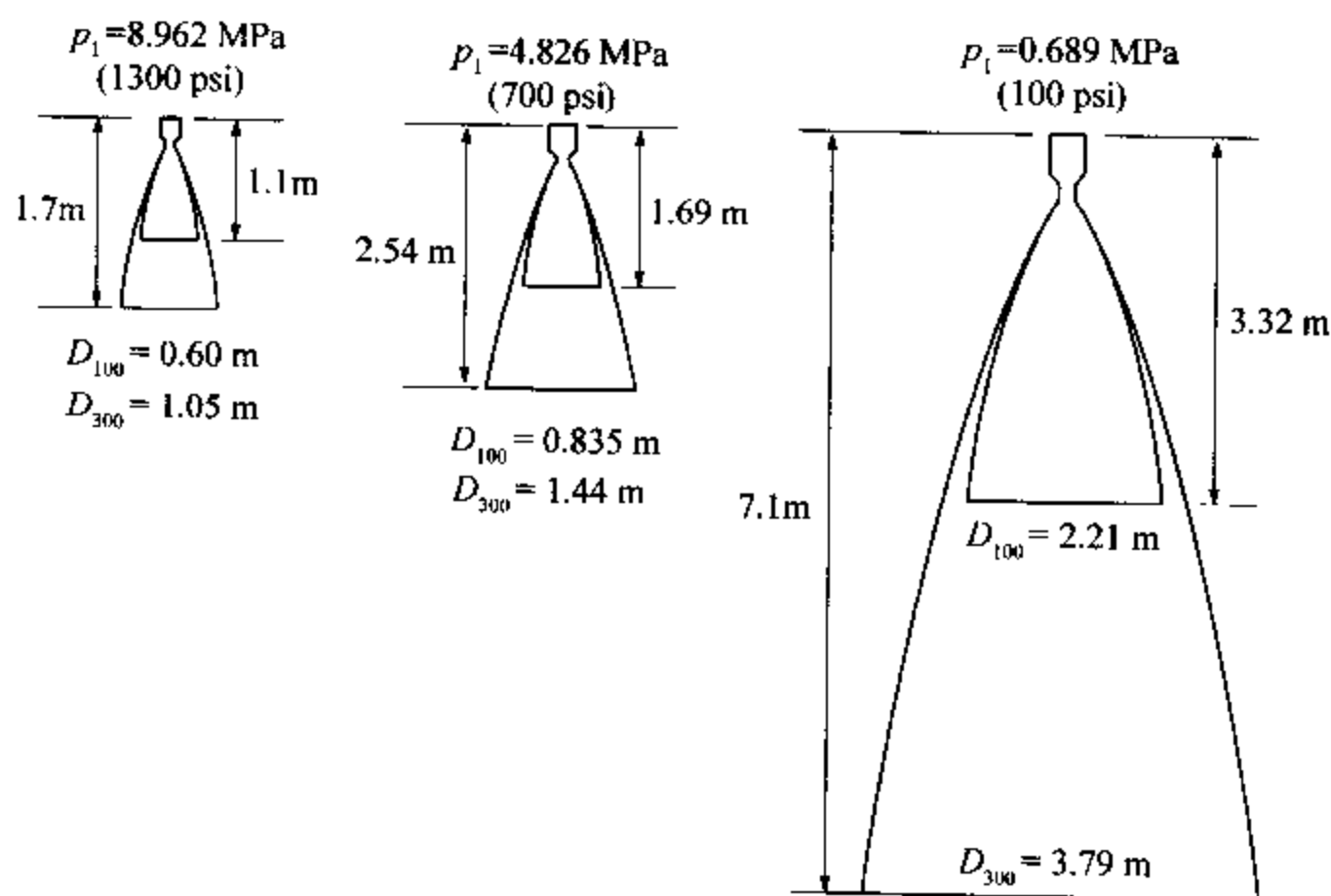


图 8-23 三种室压、两种喷管面积比 (100 和 300) 下推力室尺寸的比较

(2) 根据公式 (8-21) 和 (8-23), 传热速率几乎正比于气体密度, 而气体密度又正比于室压。以前一些推力室曾出现过固体碳层或沉积问题, 要么在冷却夹套内 (使壁温升高), 要么在燃烧室内壁上 (固体会脱落而引起室壁烧穿)。因此室压低一点好。

(3) 无论是静密封还是动密封, 防漏密封都随室压的提高而越来越困难, 这随后将引起所有输送压力都需要增加。

(4) 采用高压气体供应系统是可行的, 但是其容器和发动机的质量只有在燃烧室压力很低 (或许在 100 psi 以下) 时才是合适的。推进剂贮箱和增压气瓶变得很重, 推力室将很大, 超出前面提到的尺寸约束。因此不能采用这种供应系统或很低的室压。

(5) 若采用泵压式供应系统, 泵的驱动功率与室压 p_1 成正比。在燃气发生器循环中, 这意味着性能随 p_1 的上升而稍有降低。对于分级燃烧循环, 这意味着很高的压力, 特别是高压高温燃气柔性导管, 以及更复杂、更重、成本更高的发动机。因此选择燃气发生器循环和足够低的室压 (参见图 1-4), 并使推力室 (及其他部件) 恰好能满足几何约束, 并有合理的发动机质量和传热率。

根据这些理由, 选择室压为 4.825 MPa、面积比为 100。若作进一步分析, 则可更精确地选择 p_1 , 它可能稍微低些或高些。接下来利用推力系数比将比冲修正到使用条件下的值。可使用公式 (3-30), 也可通过图 3-7 和图 3-8 对 $k = 1.24$ 作内插。参考条件或标准条件 (参见图 3-6) 下的压比 p_1/p_3 为 $1000/14.7 = 68$, 相应的面积比为 8 左右, 此时 $(C_F)_{\text{standard}} = 1.58$ 。在实际高空工作时, 压比接近无限大, 而喷管面积比为 100, 通过对 $k = 1.24$ 作内插可确定推力系数, 得 $(C_F)_{\text{vacuum}} = 1.90$ 。因此对于室压为 4.825 MPa、喷管面积比为 100 的推力室, 新的理论比冲为 $292 \times (1.90/1.58) = 351.1 \text{ s}$ 。为了修正损失 (扩张、边界层、不完全燃烧、膜冷却等), 采用 0.96 的修正系数, 得推力室比冲为 337.1 s。由于发动机采用燃气发生器, 这将进一步降低发动机比冲, 取系数为 0.98, 得 $(I_s)_{\text{engine}} = 330.3 \text{ s}$, 或等效排气速度为 3237 m/s。

8.6.2 级的质量和推力

下面将计算级的质量。假设部件 (贮箱、燃气发生器、涡轮泵等) 质量约占推进剂质量的 7%, 该值相对现有发动机是偏保守的。在正式的发动机设计中, 当获得质量分配估算值后要对该比例作验证或修正。根据公式 4-7 可得:

$$e^{\Delta u/v} = \frac{m_o}{m_f} = \frac{m_p + 0.07m_p + 3500}{0.07m_p + 3500} = e^{3400/3237}$$

解得 $m_p = 7639 \text{ kg}$ 。于是求得级的最终质量和初始质量分别为 4023 kg 和 11002 kg。

最大推力受最大加速度为 $5g_0$ 的限制, 它为 $F_{\text{max}} = m_o a = 11002 \times 5 \times 9.8 = 539100 \text{ (N)}$ 。该推力值的推力室相对较大、较重。若选择较小的推力 (延长工作时间), 则可以大大减轻质量。由于同样的推力室还要用于加速度略小于 $1.0g_0$ 的其他任务, 故推力选为 50000 N。级的最大加速度出现在临关机前, $a = F/m_f = 50000/4023 = 12.4 \text{ m/s}^2$, 约为重力加速度的 1.26 倍。这符合推力要求。

现已确定了以下参数:

推进剂	液氧和煤油 (RP-1)
混合比 (Q/F)	2.30 (发动机)
推力	50000 N
燃烧室压力	4.826 MPa
喷管面积比	100

比冲 (发动机)	330.3 s
比冲 (推力室)	337.1 s
发动机循环方式	燃气发生器循环
可用推进剂量	7478 kg

8.6.3 推进剂流量和推力室尺寸

根据公式 2-6, 可求得推进剂质量流量为

$$\dot{m} = F/c = 50000/3200 = 15.625 \text{ (kg/s)}$$

知道总流量和总混合比后, 就可根据公式 (6-3) 和 (6-4) 确定发动机、燃气发生器和推力室的燃料流量 $\dot{m}_f$ 和氧化剂流量 $\dot{m}_o$ 。

$$\dot{m}_f = \dot{m}/(r+1) = 15.446/(2.3+1) = 4.680 \text{ (kg/s)}$$

$$\dot{m}_o = \dot{m}r/(r+1) = 15.446 \times 2.30/3.30 = 10.765 \text{ (kg/s)}$$

燃气发生器流量 $\dot{m}_{gg}$ 约占总流量的 2.0%, 其混合比为富燃的 0.055, 燃气温度约为 890 K。

$$(\dot{m}_f)_{gg} = 0.2928 \text{ kg/s}, \quad (\dot{m}_o)_{gg} = 0.0161 \text{ kg/s}$$

进入推力室的流量等于总流量减去燃气发生器的流量, 近似等于总流量的 98.0% 或 15.137 kg/s。

$$(\dot{m}_f)_{uc} = 4.387 \text{ kg/s}, \quad (\dot{m}_o)_{uc} = 10.749 \text{ kg/s}$$

工作时间为总有效推进剂量除以质量流量

$$t_b = m_p/\dot{m}_p = 7478/15.446 = 484.1 \text{ s} \quad \text{或 8 分钟多一点}$$

根据公式 (3-31) 可确定喷管喉部面积

$$A_t = F/(p_1 C_F) = 50000/(4.826 \times 10^6 \times 1.90) = 0.005453 \text{ (m}^2\text{)} \quad \text{或 } 54.53 \text{ cm}^2$$

喷管喉部直径为 $D_t = 8.326 \text{ cm}$ 。根据面积比 100, 得喷管出口内径为 $D_2 = \sqrt{100} \times D_t = 83.26 \text{ cm}$ 。截短钟形喷管 (如 3.4 节讨论的) 的长度为 15° 锥形喷管的 80%, 但性能与 15° 锥形喷管相同。喷管的长度 (从喉部到出口) 可以通过精确制图确定, 也可计算得到: $L = (D_2 - D_t) / (2 \tan 15^\circ) = 139.8 \text{ cm}$ 。对于 80% 截短钟形喷管, 其长度为 111.8 cm 左右。截短钟形喷管的型面可以用抛物线来近似代替 (抛物线公式为 $y^2 = 2px$)。根据与图 3-14 所采用的类似的分析方法求得扩张段拐点的最大角度为 $\theta_i = 34^\circ$, 喷管出口张角 $\theta_e = 7^\circ$ 。近似的喷管型面由最大张角为 34° 、半径为 $0.4r_t$ 的较短的一段 (图 3-14 中点 T 和 I 之间) 和 I、E 两点已知的一段抛物线组成。根据张角 (34° 和 7°) 和 y 坐标 [$y_e = r_2$, $y_i = r_t + 0.382r_t (1 - \cos \theta_i)$] 就可通过几何分析确定抛物线。在作详细设计时, 建议用特征线法确定更精确的型面。

为减少燃烧室内的压力损失, 燃烧室直径应为喷管喉部直径的两倍左右 ($D_c = 16.64 \text{ cm}$)。根据从前成功的小燃烧室的近似长度和 1.1 m 左右的特征长度 L^* , 确定燃烧室长度 (含喷管收敛段) 为 29.9 cm 左右。推力室的总长度 (169 cm) 为喷管长度 (111.8 cm)、燃烧室长度 (29.9 cm)、喷注器厚度 (估计为 8 cm 左右)、安装在上面的阀门 (估计为 10 cm)、结构以及可能有的万向接头的长度之和。图 8-23 的三个推力室中中间的图大致接近这个数据。

现在已得到了级质量、推进剂流量、喷管和燃烧室的构型。由于本例是针对推力室的，因此发动机其他组件的参数只给出直接与推力室（或其参数）有关的那些数据。

接下来检验飞行器是否有足够的空间（直径 1.90 m、长度 4.50 m）用于扩大喷管面积比，从而提高性能。首先要计算推进剂贮箱占了多大容积、留给推力室的容积有多大。这种分析通常是由贮箱设计师来做的。根据公式 7-1，推进剂混合物的平均密度确定为 1014 kg/m^3 ，可用总推进剂量为 7478 kg。采用表 7-1 中的密度值，求得燃料和氧化剂容积分别为 2.797 m^3 和 4.571 m^3 。根据 1.90 m 的直径、燃料贮箱接近球形、氧化剂贮箱为椭球头圆柱形、6% 的气垫以及 2% 的残余推进剂量这些条件，作图后表明贮箱总长度约 3.6 m，而空间限制为 4.5 m。这样给推力室留的长度为 0.9 m，这个长度是不够的。因此需要采取更紧凑的贮箱布局，如采用双贮箱共底结构，或在发动机周围安装环形贮箱。本例的目的不在于设计贮箱，但结论影响了推力室。由于飞行器可用空间的限制，制造大一点的推力室不是一个好主意。

刚才提出来的贮箱设计过程表明了飞行器参数对推力室设计的影响。假设说贮箱难以设计或贮箱太重，则推力室方案可以考虑以下方案中的一种：①进一步提高室压（使推力室和喷管更小，但也更重）；②降低发动机推力（使发动机更小、更轻）；③上面级推力室喷管分两段，当飞行器下一级用完、抛掉后将延伸段展开（参见图 8-19），这种方案较复杂、稍重一些；④发动机采用多推力室（发动机将变重，但较短）。这里我们不考虑这些方案或其他更多的方案。

8.6.4 传热

计算推力室传热和冷却参数的专用计算机程序取决于具体工程师和发动机研制单位的基础和经验。典型的计算机程序通常把推力室和喷管内壁而沿轴向分成很多段。在初步分析时，通常只对关键位置（如喉部，有时还有燃烧室）的传热进行计算。

根据图（5-1）、公式（3-12）或（3-22），可确定燃烧室、喷管喉部区和扩张段某处的燃气温度如下： $T_1 = 3600 \text{ K}$ ， $T_2 = 3243 \text{ K}$ ， $T_3 = 1730 \text{ K}$ （喷管扩张段面积比为 6.0 处）。从燃烧室一直到面积比为 6 的喷管扩张段用燃料冷却。对于这种推进剂组合和较高的壁温，不锈钢已成功地用作内壁材料。

应注意的是，面积比在 6 以上的喷管内自由流气体温度相对较低。这部分喷管扩张段可采用不冷却的高温材料。面积比在 6 和约 25 之间的喷管段采用辐射冷却（如采用有防氧化涂层的铌材料或在无孔碳基体上缠绕碳纤维）是合适的。对于最末的大喷管出口段（温度更低），建议采用如不锈钢或钛这样的低成本材料。由于工作时间较长、排气中含侵蚀性成分，因此不宜采用烧蚀材料。图 5-2 和 5-3 中的气体组分表明燃气中有一些自由氧和氢氧基。

现在已确定了推力室关键组件可能采用的材料。面积比在 6 以上的辐射冷却喷管出口段最好的冷却方法是把它伸到飞行器外，这样热量将自由辐射到空间。实现这点的一种方法是抛掉喷管末端周围的飞行器结构。

如图 8-8 所示，最高传热速率出现在喷管喉部区。现有很多传热分析程序可用于计算传热速率。若没有合适的计算机程序，可采用公式（8-15）～（8-19）和 RP-1 在高温下的物性（比热、导热系数和密度）作近似的稳态传热分析。此外需要确定公式

(8-23)和(8-25)中的膜传热系数。本例不这样做,部分原因是物性表数据将占据大量篇幅,而结果未必可靠。根据以前采用相同推进剂的推力室的数据,喷管喉部区的传热速率估计在 $1.63 \times 10^7 \text{ W/m}^2$ 以上。

RP-1 燃料是一种不寻常的冷却剂,它没有明确的沸点。其组分是不稳定的,与原油和精炼过程有关。它在某一温度范围内逐渐蒸馏或蒸发。温度很高的壁面会引起 RP-1 局部分解为富碳物质,以及部分蒸发或气化。当其与温度较低的冷却剂混合时,只要小蒸汽泡重新凝结,就会出现稳态传热状态。当传热速率高到一定程度,这些气泡将不凝结,也可能包含不凝结的气体,液流中将包含大量气泡,流动变得不稳定,引起局部过热。较高的冷却通道流速(在喉部区大于 10 m/s)、通道中的湍流有助于气泡重新凝结。因此,确定冷却剂流速在喉部为 15 m/s ,在燃烧室和喷管出口段为 7 m/s 。

冷却夹套的材料选择不锈钢,以抵抗高速、腐蚀性燃气(含自由氧和氢氧基)的氧化和侵蚀。燃料冷却将确保不锈钢的温度大大低于 1050 K 左右的软化温度。

冷却夹套的结构既可采用管束式(如图 8-1 和 8-9 所示),也可采用沟槽式(如图 8-2 和 8-17 所示)。管子或冷却通道的横截面积在喉部区为最小,向两边逐渐扩大,在燃烧室和喷管扩张段最大约为喉部的两倍以上。高温燃气侧的壁厚应尽量小,以减小室壁温差(可降低热应力和壁温),减小材料因热变形和压力载荷引起的屈服。图 8-12 示出了这种特性,但它针对厚壁。在选择壁厚时,实际上还要考虑工艺性、飞行前的热试次数、压力载荷下的变形、温度梯度和尺寸公差等因素。最终确定冷却夹套喉部区壁厚为 0.5 mm 、冷却剂流速为 15 m/s ,燃烧室和喷管冷却段流速为 7 m/s 。推力室选择铣槽结构,不用管束式。

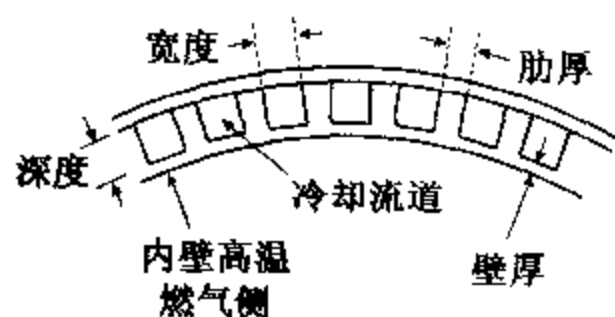


图 8-24 铣槽通道和电铸外壁的冷却夹套截面

铣槽的数目、横截面以及壁厚的选择与冷却剂的质量流量、压力、室壁应力、室壁材料以及通道形状有关。图 8-24 和表 8-6 给出了在各种通道数目下不同位置处的通道宽度和高度。由于燃气发生器需要一部分燃料流量 (0.293 kg/s)，燃料冷却剂流量为 4.387 kg/s 左右。对于该流量和喉部区 15 m/s 的冷却剂流速,所有通道的总横截面积为 3.62 cm^2 左右。燃烧室和喷管区的冷却剂流速较低,通道的

总流动面积较大。冷却通道的变量有通道数目、热壁厚度、通道间肋的厚度、冷却剂流速、燃气温度以及在推力室型面上的位置。通道或管子的数目将决定横截面的形状(可从狭长形一直到接近正方形)。表 8-6 给出了通道数目或通道尺寸和形状变化的影响。当通道形状(沿夹套轴向变化)大体上接近方形时,冷却夹套的质量达到最小、摩擦损失较低。经分析,如表所示,确定通道数目为 150,这样横截面比较有利,尺寸较为合理,容易制造,冷却效果良好,室壁热应力也比较低。

在管子或通道外面必须捆绑加强箍,以承受工作时的气体内压、冷却剂压力(该压力趋于使高温室壁变圆)以及启动瞬时或管路水击产生的各种脉动压力。假设脉动压力比室压高 50%,钢强度 σ 为 120000 psi 。燃烧室内径为 16.7 cm ,室壁和通道厚度为 0.3 cm ,压力为 4.826 MPa 。若每 3.0 in 的燃烧室长度加一条加强箍,则该加强箍的横截面积为 $A = pDL / (2\sigma) = [700 \times 1.5 \times (6.57 + 0.3) \times 3] / (2 \times 120000) =$

0.0902 (in)。若箍的宽度为 1.0 in, 则其厚度为 0.09 in; 若宽度为 0.3 in, 则厚度为 0.3 in。已经发现大的喷管出口段有颤振或周期性变形, 因此在出口附近需要一些加强环。

表 8-6 冷却燃料流量为 4.387 kg/s 的各种铣槽通道构型

喉部区			燃烧室段		
壁厚	0.05 cm		壁厚	0.06 cm	
肋厚	0.08 cm		肋厚	0.08 cm	
总流量	3.653 cm ²		总流量	7.827 cm ²	
流速	15 m/s		流速	7.0 m/s	
通道数目	通道宽度/cm	通道深度/cm	通道数目	通道宽度/cm	通道深度/cm
80	0.257	0.177			
100	0.193	0.189	100	0.456	0.171
120	0.145	0.210	120	0.367	0.179
140	0.113	0.231	140	0.303	0.184
150	0.100	0.243	150	0.277	0.188
160	0.092	0.247	160	0.255	0.192
180	0.070	0.289	180	0.218	0.196

燃料的吸热能力近似等于 $c_p m_f \Delta T = 0.5 \times 4.81 \times 200 = 278000$ (J/s)。最大的 ΔT 根据燃料温度保持在大大低于其化学分解点来确定。这个计算的吸热量小于高温燃气的传热量, 因此必须降低燃烧室和喷管壁面附近的气体温度或增加吸热量。这可以通过以下三种方法来实现: ①把冷却液膜喷入燃烧室内喷管入口处; ②修改喷射型式, 形成一层较厚、温度较低、富燃的内部边界层; ③允许喉部区出现核态沸腾。这里对这三种方法不再进行分析。现选择第二种方法用于辅助冷却, 因为它容易设计和制造, 可参考以往的成功经验和大量数据。但是, 它会引起少量的性能损失 (比冲最高损失约 1%)。

8.6.5 喷注器设计

喷注器型式可采用图 8-3 和 8-4 中的任何一种。对于这种推进剂组合, 美国采用了双击式 (自击和互击) 和三击式, 俄罗斯采用了多个中空套筒式喷嘴, 其外环流体为旋流流动。根据类似设计方案的良好经验和可靠的燃烧稳定性, 这里选择双股自击式喷嘴, 喷注器设计与图 8-4 类似。液流撞击后形成推进剂液扇, 然后破碎成液滴。氧化剂和燃料液扇沿径向交替分布。此外也可采用类似于图 8-5 的层板方案。

喷注器压降通常取为室压的 15% 和 25% 之间, 部分原因是为了提高喷射速度, 这有助于雾化和液滴破碎, 从而使燃烧更完全 (性能更好)、更稳定。这里喷注器压降取为室压的 20%, 即 0.965 MPa。喷注器通道内有少量压力损失。喷射速度可根据公式 (8-1) 和 (8-5) 求得。公式中的面积 A 是喷注器面上一种推进剂组元所有喷孔的面积

之和。

如表 8-2 所示, 对于圆角和流线型进口的喷孔, 流量系数约为 0.80。求解燃料和氧化剂的总喷孔面积, 得燃料为 1.98 cm^2 , 氧化剂为 4.098 cm^2 。对于这种尺寸的喷注器, 典型的孔径约为 $0.5 \sim 2.5 \text{ mm}$ 。这里燃料孔径采用 1.5 mm (90% 燃料流量), 氧化剂孔径为 2.0 mm , 这样得到 65 对氧化剂孔和 50 对燃料孔。若燃料孔径取得再小一点, 则可以与 65 对氧化剂孔数目一致。这些双击喷孔按与图 8-4 类似的同心型式在喷注器面上排列。采用较小和较多的燃料和氧化剂孔或许能稍微提高性能。此外, 在喷注器面周缘设置附加的燃料孔, 用于形成低温边界层, 降低传热率。这些孔将利用 10% 的燃料流量, 孔径取为 0.5 mm , 孔数约 100。为了产生良好的液扇, 双击式喷嘴采用相等的 25° 左右的倾角。参见图 8-7。

8.6.6 点火

采用火药 (固体推进剂) 点火器。为提供良好点火所需的推力室压力和温度, 火药必须具有足够的能量和足够长的工作时间。其直径要小, 以便通过喉部插入, 即最大直径为 8.0 cm , 长度为 $10 \sim 15 \text{ cm}$ 。

8.6.7 布局图、质量、流量和压降

现在已得到了所选定的推力室的主要设计参数, 可开始画初步的布局图。在开始之前, 需要对燃料和氧化剂的集液腔、阀门的安装方式和位置、喷管贮存堵盖、推力架以及可能有的作动器和常平架 (若任务需要有常平架的话) 进行分析和计算。描制详细布局图或 CAD 图 (本分析中没有示出) 可得到更精确的布局、更精确地确定推力室质量及有无推进剂时的重心。

对于应力分析, 需要计算流动通道、喷注器、冷却夹套和阀门内的气体压力和液体压力 (或压降), 由此可确定各种壁厚和组件的质量。材料性质可能需要通过文献或试验得到。实际上其中一些分析和设计可能会改变本例中前面选择或计算的一些数据, 有些计算参数可能需要重新分析和修改。在设计发动机、贮箱或与飞行器的接口时, 推力室设计的进一步更改可能变得很明显。为了制定合理的生产计划、安排进度和估算成本, 必须确定制造和试验的方法、工艺和工装夹具以及试验的次数和类型, 并决定投产的推力室台数。

习题

1. 在一内壁表面积为 0.200 m^2 的推力室内, 若冷却剂为液氢, 夹套内冷却剂温度不得超过 145 K , 则推力室内表面每秒能吸收多少热量? 冷却剂流量为 2 kg/s 。单位面积每秒的平均传热速率为多少? 利用表 7-1 和以下数据:

沸点附近的蒸发潜热	0.90 kJ/mol
导热系数 (21 K 的气体)	$0.013 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$
(194.75 K 的气体)	$0.128 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$
(273.15 K 的气体)	$0.165 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$

2. 某钢制推力室在静态试验时用水冷却。数据如下:

平均水温	100°F
------	---------------------

水的导热系数	$1.07 \times 10^{-4} \text{ Btu/} [(\text{s} \cdot \text{ft}^2 \cdot ^\circ\text{F}) / \text{ft}]$
气体温度	4500°F
水的黏度	$2.5 \times 10^{-5} (\text{lb} \cdot \text{s}) / \text{ft}^2$
水的比热	$1.0 \text{ Btu/} (\text{lb} \cdot ^\circ\text{F})$
冷却通道尺寸	$0.25 \times 0.5 \text{ in}$
通道水流量	0.585 lb/s
内壁厚度	0.125 in
吸热率	$1.3 \text{ Btu/} (\text{in}^2 \cdot \text{s})$
室壁材料导热系数	$26 \text{ Btu/} [(\text{hr} \cdot \text{ft}^2 \cdot ^\circ\text{F}) / \text{ft}]$

求 (a) 冷却剂的膜传热系数; (b) 冷却剂侧壁温; (c) 燃气侧壁温。

3. 在题 2 中试求将燃气侧壁温降低 100°F 所需的水流量。冷却剂流速增加的百分数为多少? 假设水的各种性质和平均温度不变。

4. 试给出题 2 中冷却剂膜、室壁和气膜的温差占总温差的百分数。

5. 试求液体冷却火箭推力室采用绝热层后壁温和传热率减少的绝对值和相对值。数据如下:

管壁厚度	0.381 mm
燃气温度	2760 K
气侧壁温	1260 K
传热速率	15 MW/m^2
液膜传热系数	$23 \text{ kW/} (\text{m}^2 \cdot \text{K})$
室壁材料	AISI 型 302 不锈钢

气侧壁面涂有 0.2 mm 厚的绝热涂层, 涂料主要由氧化镁颗粒组成。这种氧化镁的导热系数为 $2.59 \text{ W/} [(\text{m}^2 \cdot \text{K}) / \text{m}]$ 。不锈钢的平均导热系数为 $140 \text{ Btu/} [(\text{hr} \cdot \text{ft}^2 \cdot ^\circ\text{F}) / \text{in}]$ 。

6. 一小推力器特性如下:

推进剂	四氧化二氮/一甲基肼
喷孔直径	$0.063 \sim 0.030 \text{ in}$
喷孔型式	双股互击式
推力室类型	有碳-碳喷管烧蚀喉衬
比重	1.446 (氧化剂), 0.876 (燃料)
撞击点离喷注面的距离	0.25 in
合成动量方向	平行于推力室轴线
$r = 1.65$ (富燃)	$(I_s)_{\text{actual}} = 251 \text{ s}$
$F = 300 \text{ lbf}$	$t_b = 25 \text{ s}$
$p_1 = 250 \text{ psi}$	$A_1/A_t = 3.0$
$(\Delta P)_{in,j} = 50.0 \text{ psi}$	$(C_d)_o = (C_d)_f = 0.86$

求氧化剂和燃料的喷孔数目及其角度。作一简图表示出孔的对称分布型式和喷注器的流动通道。为了保护室壁, 最外面的孔应全部为燃料孔。

7. 一台大的、不冷却的、无绝热层的低碳钢推力室的喉部在试验时烧坏, 室壁 (厚 0.375 in) 熔化, 并有若干孔。试验工程师称传热率估计约 $15 \text{ Btu/} (\text{in}^2 \cdot ^\circ\text{F})$ 。燃烧室经返修后将用于下次试验。某人建议: 为延长热试车时间, 下次试验时用一组水管向喷管喉部区外壁喷大量的水。钢的熔点约为 2550°F 。因为有可能产生混合比的局部变化和不良的撞击, 预计燃气中有一些局部富氧区, 会使钢迅速氧化, 因此决定最大允许内壁温度为 2250°F 。除钢的密度 (0.284 lbf/in^3) 已知外, 还已知钢的以下数据 (温度范围从环境温度到 2250°F): 比热为 $0.143 \text{ Btu/} (^\circ\text{F} \cdot \text{lb})$, 导热系数为 $260 \text{ Btu/} [(\text{hr} \cdot \text{ft}^2 \cdot ^\circ\text{F}) / \text{in}]$ 。试确定下一次试验时在喷水和不喷水的情况下推力室不烧坏的大致工作时间, 并验证水的液膜

传热系数的假设值。若喷水是可行的（至少能使燃烧时间延长 10% 以上），试设计最有效的喷水方式。

8. 一双层室壁冷却夹套火箭推力室组件的参数如下：

额定室压	210 psi
额定冷却夹套压力	290 psi
燃烧室直径	16.5 in
喷管喉部直径	5.0 in
喷管喉部气体压力	112 psi
喉部区平均内壁温度	110 °F
燃烧室平均内壁温度	800 °F
燃烧室和喷管出口处冷却通道高度	0.375 in
喷管喉部冷却通道高度	0.250 in
喷管出口气体压力	14.7 psi
喷管出口直径	10 in
室壁材料	1020 碳钢
屈服强度安全系数	2.5
冷却流体	RP-1
钢的平均导热系数	250 Btu/ [(hr·ft ² ·°F) /in]

其他参数可视需要假设。求燃烧室、喉部和喷管出口处的外径和内、外壁的厚度。

9. 试求使用酒精和液氧推进剂的多孔式双股互击喷注器的喷孔尺寸和角度。合成动量方向为轴向，液氧和酒精射流的夹角 ($\gamma_o + \gamma_f$) 为 60°。假设

推力	250 lbf
室压	300 psi
燃料压力	400 psi
氧压力	380 psi
射流对数	4
$(C_d)_o$	0.87
$(C_d)_f$	0.91
ρ_o	71 lb/ft ³
ρ_f	51 lb/ft ³
r	1.2
实际比冲	218 s

答案：0.0197in；0.0214in；32.3°；27.7°。

10. 试用合理的方式解释图 8-10 为什么有一最大值，并解释工作占空特性、烧蚀材料、推力室热损失、高度效应等将如何影响该最大值。该最大值为什么不在 90% 的燃烧时间时发生？

11. 表 10-5 表明 RD-120 火箭发动机可以在 85% 全推力、混合比变化 $\pm 10.0\%$ 下工作。在一次特定的静态试验中，平均推力保持在额定推力的 96%，平均混合比偏富燃 2.0%。假设残余推进剂为 1.0%，忽略其他推进剂余量。试问在推力终止时剩余的燃料和氧化剂占加注量的多少百分数？若要在最后 20.0% 的试验时间内修正混合比并耗尽所有可用推进剂，则最后这段时间的混合比和推进剂流量为多少？

12. 试按比例作出在 8.6 节分析的推力室的简图。各种尺寸应接近，但无需很精确。冷却夹套和喷注器单独作图。编写类似表 8-1 的所有主要特性数据表，包括燃气发生器流量和主要材料。8.6 节未提到的主要数据可作估算或假设。

符号

A	面积, m^2 (ft^2)
A_a	长条形气动塞斜面的投影面积, m^2 (ft^2)
c_p	定压比热, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ [$\text{Btu}/(\text{lb}\cdot\text{R})$]
$\bar{c}$	液体的平均比热, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ [$\text{Btu}/(\text{lb}\cdot\text{R})$]
C_d	流量系数
C_F	推力系数 (参见公式 3-31)
D	直径, m (ft)
E	弹性模量, N/m^2 (lbf/in^2), 或辐射能量, $\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}^2$
f	摩擦损失系数, 或辐射角系数
g_0	海平面重力加速度, $9.806 \text{ m}/\text{s}^2$ ($32.17 \text{ ft}/\text{s}^2$)
h	膜传热系数, $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$
Δh	焓变, J/kg (Btu/lb)
I_s	比冲, $(\text{N}\cdot\text{s}^3)/(\text{kg}\cdot\text{m})$ [$(\text{lbf}\cdot\text{s})/\text{lb}$]
k	比热比
L	长度, m (ft)
L^*	燃烧室特征长度, m (ft)
m	质量, kg
$\dot{m}$	质量流量, kg/s (lb/s)
p	压力, N/m^2 或 Pa (lbf/in^2)
Pr	普朗特数 ($c_p\mu/\kappa$)
q	单位面积的传热速率或热流, $\text{J}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ [$\text{Btu}/(\text{ft}^2\cdot\text{s})$]
Q	容积流量, m^3/s (ft^3/s), 或热流速率, J/s
r	流量混合比 (氧化剂/燃料)
s	应力, N/m^2 (lbf/in^2)
t	时间, s
t_s	停留时间, s
t_w	壁厚度, m (in.)
T	绝对温度, K (R)
v	速度, m/s (ft/s)
V	比容, m^3/kg (ft^3/lb)
V_c	燃烧室容积 (至喉部), m^3 (ft^3)

希腊字母

γ_o	燃烧室轴线和氧化剂液流之间的夹角
γ_f	燃烧室轴线和燃料液流之间的夹角
Δ	有限差分

δ	燃烧室轴线和合成液流之间的夹角
ϵ	喷管面积比 ($\epsilon = A_2/A_1$), 或辐射体的辐射率
θ	角度
κ	导热系数, J/ [(m ² ·s·K) /m] (Btu/ [(in ² ·s ² ·R) /in])
λ	热膨胀系数, m/ (m·K) (in/in·R)
μ	黏度, m ² /s
ν	泊松比
ρ	密度, kg/s ³ (lbf/ft ³)
σ	斯特藩-玻尔兹曼常数 [5.67×10^{-8} W/ (m ² ·K ⁴)]

下标

am	算术平均
c	推力室或燃烧室
f	燃料或最终状态
g	气体
l	液体
o	氧化剂
t	喉部
w	室壁
wg	气侧壁面
wl	液侧壁面
0	初始条件
1	进口或燃烧室状态
2	喷管出口状态
3	大气或外界条件

参考文献

- 8-1. R. Sackheim, D. F. Fritz, and H. Maklis, "The Next Generation of Spacecraft Propulsion Systems," *AIAA Paper 79-1301*, 1979.
- 8-2. S. Peery and A. Minnick, "Design and Development of an Advanced Expander Combustor," *AIAA Paper 98-3675*, July 1998.
- 8-3. R. D. McKown, "Brazing the SSME," *Threshold, an Engineering Journal of Power Technology*, No. 1, Rocketdyne Division of Rockwell International (now The Boeing Co.), Canoga Park, CA, March 1987, pp. 8-13.
- 8-4. R. A. Ellis, J. C. Lee, F. M. Payne, M. Lacoste, A. Lacombe, and P. Joyes, "Testing of the RL10B-2 Carbon-Carbon Nozzle Extension," *AIAA Conference Paper 98-3363*, July 1998.
- 8-5. M. Niino, A. Kumakawa, T. Hirano, K. Sumiyashi, and R. Watanabe, "Life Prediction of CIP Formed Thrust Chambers," *Acta Astronautica*, Vol. 13, Nos. 6-7, 1986, pp. 363-369 (fatigue life prediction).

- 8-6. J. S. Porowski, W. J. O'Donnell, M. L. Badlani, B. Kasraie, and H. J. Kasper, "Simplified Design and Life Predictions of Rocket Thrustchambers," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 22, No. 2, March-April 1985, pp. 181-187.
- 8-7. J. S. Kinkaid, "Aerospike Evolution," *Threshold*, The Boeing Co., Rocketdyne Propulsion and Power, No. 18, Spring 2000, pp. 4-13.
- 8-8. T. Harmon, "X-33 Linear Aerospike on the Fast Track in System Engineering," *AIAA Paper 99-2181, Joint Propulsion Conference*, June 1999.
- 8-9. A. J. Fortini and R. H. Tuffias, "Advanced Materials for Chemical Propulsion: Oxide-Iridium/Rhenium Combustion Chambers," *AIAA Paper 99-2894*, June 1999.
- 8-10. F. P. Incropera and D. P. DeWitt, *Introduction to Heat Transfer*, John Wiley & Sons, New York, 1996.
- 8-11. A. A. Samarskii and P. N. Vabishchevich, *Computational Heat Transfer, Vol. 1. Mathematical Modeling and Vol. 2. The Finite Difference Methodology*, John Wiley & Sons, New York, 1995.
- 8-12. D. R. Bartz, "Survey of Relationships between Theory and Experiment for Convective Heat Transfer in Rocket Combustion Gases," in *Advances in Rocket Propulsion*, S. S. Penner (Ed.), AGARD, Technivision Services, Manchester, UK, 1968.
- 8-13. N. Sugathan, K. Srinivathan, and S. Srinivasa Murthy, "Experiments on Heat Transfer in a Cryogenic Engine Thrust Chamber," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 2, March-April 1993.
- 8-14. E. Mayer, "Analysis of Pressure Feasibility Limits in Regenerative Cooling of Combustion Chambers for Large Thrust Rockets," in *Liquid Rockets and Propellants*, L. E. Bollinger, M. Goldsmith, and A. W. Lemmon, Jr (Eds.), Academic Press, New York, 1969, pp. 543-561.
- 8-15. J. M. Fowler and C. F. Warner, "Measurements of the Heat-Transfer Coefficients for Hydrogen Flowing in a Heated Tube," *American Rocket Society Journal*, Vol. 30, No. 3, March 1960, pp. 266-267.
- 8-16. P.-A. Baudart, V. Duthoit, T. Delaporte, and E. Znaty, "Numerical Modeling of the HM 7 B Main Chamber Ignition," *AIAA Paper 89-2397*, 1989.
- 8-17. A. R. Casillas, J. Eninger, G. Josephs, J. Kenney, and M. Trinidad, "Control of Propellant Lead/Lag to the LEA in the AXAF Propulsion System," *AIAA Paper 98-3204*, July 1998.

第九章 液体推进剂燃烧

液体火箭发动机的设计、研制和运行要求推进剂的燃烧效率高、过程稳定,产生高温、均匀的气体,即发动机的工作流体。本章描述双组元液体火箭发动机燃烧室内部复杂的燃烧过程。概括地说,本章叙述燃烧过程特征、燃烧分析方法的进展、几类燃烧不稳定性及其不良后果和半经验的解决措施。我们的目标是使发动机在很高的燃烧效率下运行,并防止燃烧不稳定性的发生。推力室应能在很宽的工况范围内稳定燃烧。有关这些问题的处理还可参见文献 9-1~9-3。

在设计良好的推力室、预燃室或燃气发生器内,液体推进剂的燃烧效率是很高的。一般其效率为 95%~99.5%,相比之下,涡轮喷气发动机或锅炉的效率为 50%~97%。这是因为在很高的燃烧温度下化学反应速率非常高,燃料和氧化剂这两种反应组份通过良好的喷射分布和在气体湍流的作用下混合得非常均匀。效率损失是由燃烧不完全或混合不足(混合比不均匀)造成的。对于非常小的双组元推力室,其喷注器只有少量几个喷孔或单元,燃烧效率在 95% 以下也属正常。

9.1 燃烧过程

为便于描述和理解燃烧过程,通常把燃烧室划分为一系列独立的区域,图 9-1 画出了典型的情况。图中使用一平板喷注器,喷注面上有很多细小的喷射孔,燃料和氧化剂液体从中射出,形成一股股离散的液流、射流、液膜或细小喷雾。这些区域的相对长度、特征及内部转变过程受具体的推进剂组合、工作条件(压力、混合比等)、喷注器设计、燃烧室形状的影响。图 9-1 中给出的各区域之间的界面实际上并非齐平的面,也

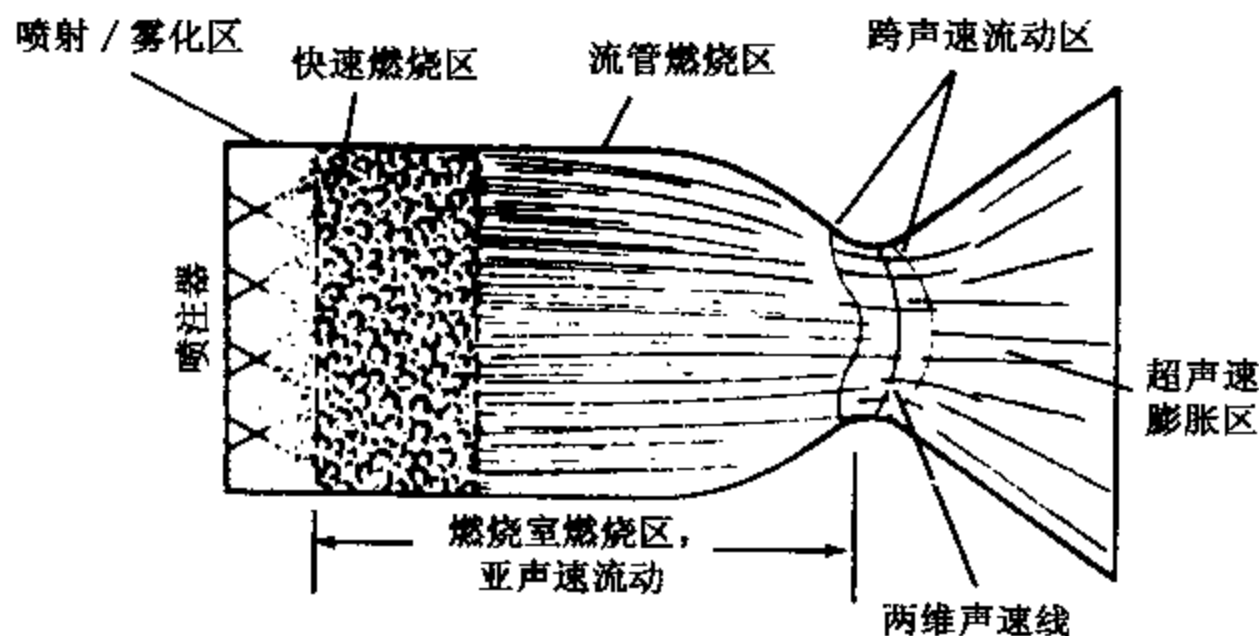


图 9-1 燃烧室分析区域划分 (经许可翻印自文献 8-1, AIAA 版权)

不表示流动一定是稳定的。实际界面是波动起伏、可动态移动、不规则的，其局部速度会有变化，形状会有临时性的鼓包，局部辐射强度会增强，温度也在不断变化。表 9-1 列出了燃烧室内发生的相互作用的主要物理和化学过程。该表对文献 9-2 和 9-3 中的表格和数据作了修改。

表 9-1 液体推进剂燃烧时的物理和化学过程

喷 射	雾 化	蒸 发	混合和化学反应	膨 胀
液体射流以相对较低的速度进入燃烧室	射流或液膜相互撞击	液滴气化、扩散	湍流混合(三维)	化学动力学作用下
有时喷射气体推进剂	液滴形成	局部化学反应进一步释热	复杂化学反应、释放大热量	达到最终燃烧温度和最终反应气体平衡组份
液体部分蒸发	液滴二次破碎	气体速度低、部分横流产生	湍流与液滴相互作用、化学反应	气体动力学产生湍流、增加气体轴向速度
射流和高压气体相互作用	液相混合、一些液相化学反应发生	热反应区的热量通过辐射和湍流气体的回流传导吸收	温度上升、密度下降	边界层形成
	射流或液膜在破碎期间当发生不稳定性时产生振荡	蒸发率受压力、温度振荡和声波的影响	燃烧室截面上的局部混合比、反应率或速度不均匀、随时间迅速变化	加速到很高的燃烧室速度
	蒸发开始、一些蒸气开始反应		产生一些切向和径向流动	横向流很小的高速流线型轴向流

9.1.1 快速燃烧区

在该区中，随着温度的不断提高，强烈而快速的化学反应产生，所有剩余液滴都在对流加热下蒸发，富燃和富氧气团相互混合。混合在局部湍流和气体组份的扩散作用下得到增强。

该区中，推进剂化学物质快速地进一步分解为中间产物及更小、更简单的化学产物，燃料成分快速氧化。释热速率大大增加，导致气体混合物的比容和局部轴向速度增加 100 倍以上。热气的快速膨胀还会造成气体从高温高燃烧速率区向低温低燃烧速率区的局部横向流动。该区上游部分尚存的一些液滴无法紧跟气流，故难以横向移动。因此，富燃或富氧区将保持上游喷射区喷射时的分布状态。气体穿过该区后，燃烧室横截面上的气体组份和混合比分布变得更加均匀，但混合物不可能达到绝对均匀。反应产物气体在加速过程中，其温度越来越高（因为不断的有释热），其横向速度与不断增加的轴向速度相比越来越小。

燃烧过程不是一个稳定的流动过程。一些人认为燃烧在局部范围是如此的强烈，导致其接近局部爆炸，从而产生一系列激波。观察燃烧室内任何位置，可以发现压力、温度、密度、混合比和辐射强度等随时间作快速的波动。

9.1.2 喷射/雾化区

喷射的液体有两种：可贮存推进剂和液氧/烃推进剂。它们从喷射小孔喷出的速度一般为 7~60m/s。喷注器设计对燃烧特性有非常大的影响，一些看起来不大的设计改

动可能对燃烧不稳定性有很大的影响。喷注器单元的构型、尺寸、数目、排列方式和喷孔的类型都会影响燃烧特性,此外压降、集液腔形状、喷孔表面粗糙度也会影响燃烧特性。各股射流或液膜通过相互撞击或与壁面撞击、通过液体喷雾的内在不稳定性或通过不同温度不同速度的气体的相互作用而破碎成液滴。在这个最前面的区域中,液体雾化成大量的小液滴(参见文献 9-3 和 9-6)。热量通过高温快速燃烧区的辐射和喷射雾化区中温气体的对流传递给液滴。液滴蒸发后产生富燃或富氧的局部区域。

这个最上游的区域是非均相的,其内有液体、推进剂蒸气以及一些高温燃气。由于液体离散分布在各处,故燃料和氧化剂的质量流量、混合比、液滴的尺寸和弥散或者气相介质的特性在各个方向的梯度都很大。该区有一些化学反应,但释热率相对较低,原因一则是液体和气体的温度还是比较低,二则是液滴附近的蒸发造成了燃烧速率不高的富燃区和富氧区。来自燃烧区的一些热气从快速燃烧区回流,造成局部气体横向流过喷注器面。这些热气可能形成不稳定的涡旋或湍流流型,它们对于液体最初的蒸发非常重要。

若推进剂之一是气体,则推进剂的喷射、雾化和蒸发过程将有所不同。例如,液氧和气氢推进剂在推力室或预燃室内所经历的过程就不一样(液氢从冷却夹套吸热后气化)。氢气没有液滴,也没有蒸发过程。气体推进剂的喷射速度(120m/s 以上)通常比液体推进剂高得多。这会在液体射流上造成剪切力,加快了液滴的形成和气化过程。对于气氢和液氧推进剂,其最佳喷注器方案与可贮存推进剂用的分离液流方案是不同的,如第八章所述。

9.1.3 流管燃烧区

在该区中,氧化反应以较低的速率继续进行,并继续释放一些热量。然而,化学反应的继续是因为混合物趋向于构成一种平衡组份。由于轴向速度很高($200\sim 600\text{m/s}$),横向对流速度变得相对很小。流线形成,流线之间的湍流混合相对很小。就局部而言流动速度和压力有一些波动。比起另外两个区,该区中的停留时间非常短。流线型、无黏流以及趋向于化学平衡的化学反应不仅在燃烧室剩余部分继续,而且还延伸进入喷管。

实际上,几个主要过程并不是严格按顺序发生的,几个过程看起来同时在燃烧室各处发生。火焰前锋并不是一个简单的横跨燃烧室的平面。燃烧室各处的气流中都存在湍流。

推进剂在燃烧室内的停留时间是非常短的,一般少于 10ms 。液体火箭发动机燃烧过程的动态性是非常强的,其容积释热率约为 $370\text{MJ}/(\text{m}^3\cdot\text{s})$,大大高于涡喷发动机。此外,由于火箭发动机的燃烧温度比涡喷发动机高,其化学反应速率(随温度作指数增长)要比涡喷发动机高好几倍。

9.2 分析与模拟

为了便于分析燃烧过程及其不稳定性,通常把声学特性分为线性特性和非线性特性。在过去的 45 年中,线性分析计算机模拟工作已大量开展并已用于了解液体推进剂燃烧装置内的燃烧过程和预测燃烧振荡频率。非线性特性(例如:扰动何以使得看上去

稳定的燃烧突然变得不稳定?) 还未得到很好地理解, 也未能较好地模拟。为了求解, 数学模拟需要大量假设和简化 (参见文献 9-1、9-3、9-6 和 9-7)。对于比较简单的现象 (如推进剂液滴在气相环境中的蒸发和燃烧, 或有化学反应释热的稳态气流), 已有较好的模型。第五章提到的热化学平衡原理在这里也适用。有些程序中还考虑了一些湍流和膜冷却效应。

以下现象通常被忽略或大大简化: 横向流动; 不对称梯度; 流动的非稳态性; 局部温度、速度或气体成分随时间的变化; 偏离设计状态的局部混合比下的热化学反应和不同化学反应速率下的热化学反应; 声场对蒸发的强化 (参见文献 9-8); 喷雾液滴在空间分布上的不确定性及其尺寸分布的不确定性; 液滴受到的阻力。复杂的程序需要技能更高、经验更丰富的人来使用、解释和修改, 这样才能得到有意义的结果和结论。这些计算机程序的输出结果能针对特定的设计方案给出有价值的帮助和确认, 并在解释实际试验结果时可提供指导, 但就其本身而言, 它们不足以决定设计方案、选择具体的喷注器类型或预测燃烧不稳定性的发生。

到目前为止, 作者知道的所有计算机程序都适用于稳态流动条件, 且通常处于预先确定的平均混合比和室压范围内。然而, 在启动、变推力和关机瞬态过程中, 混合比和压力有剧烈变化。这些瞬态条件下的分析工作更为困难。

喷注器设计方案对燃烧过程有强烈的影响。以下对一些对燃烧特性有影响的喷射参数: 喷注器喷雾型式或射流型式; 撞击方式; 喷射小孔尺寸或分布方式; 液滴蒸发; 喷射压降; 混合比; 喷注器附近的压力梯度或温度梯度; 燃烧室/喷注器形状; 推进剂初始温度以及液体喷射压降。以上因素对燃烧的影响已进行了研究, 但尚未完全了解。

计算流体力学 (CFD) 是一种比较新的分析工具, 它能对复杂的流体动力学和热力学特性进行综合描述。它能给出所有参数随时间的变化, 甚至能描述一些非线性效应。代表流体特性的方程组和模型采用数值方法求解。CFD 方法能在复杂的几何形状下跟踪高达 250000 个离散点的信息, 能计算气体组份、热力学状态、平衡反应、相变、黏性流或无黏流、一维/二维/三维流、稳态或瞬态条件。它已应用于喷注器或燃烧室的谐振腔以及涡轮燃气流动的计算。到目前为止, 还没有采用 CFD 的火箭发动机通用燃烧模型, 但它在未来有望得到应用。

9.3 燃烧不稳定性

若不对火箭发动机燃烧过程加以控制 (通过合适的设计), 则可能发生燃烧不稳定性, 它可在很短时间内造成很大的振动力 (可能破坏发动机部件) 或很大的热传递 (可能烧毁推力室部件)。我们的目标是要防止发生这种不稳定性, 使发动机的工作保持稳定 (参见文献 9-8)。尽管在了解和避免燃烧不稳定性方面已取得了很大的进展, 但在研制新发动机时还是要受到燃烧不稳定性的困扰。

表 9-2 列出了液体火箭推力室内所发生的主要的燃烧振荡类型 (参见文献 9-3 和 9-9)。不可否认, 液体火箭发动机内的燃烧不可能是绝对平稳的, 压力、温度和速度总是有一些波动。当这些波动与推进剂供应系统 (结合或不结合飞行器结构) 的自然频率或推力室声学频率相互作用时, 就会产生周期性的叠加振荡, 即不稳定性。通常, 当发

表 9-2 燃烧不稳定性的主要类型

类型及其描述	频率范围/Hz	有关因素
低频, 称为喘振或供应系统不稳定性	10~400	和推进剂供应系统(甚至整个飞行器)与燃烧室压力的相互作用有关
中频, 称为声学不稳定性 [*] 、蜂音或颤波	400~1000	和推进系统结构及喷注器集液腔的振动、流动涡旋、燃料/氧化剂混合比波动、推进剂供应系统谐振有关
高频, 称为尖叫、啸叫	1000 以上	和燃烧过程中各种力(压力波)及燃烧室声学谐振特性有关

* 使用声学一词是因为振荡频率与燃烧室尺寸及燃气声速有关。

动机稳态工作期间压力波动不超过平均室压的 $\pm 5\%$ 时, 认为发动机处于**平稳燃烧**状态。在燃烧室壁面出现间隔完全随机的很大的压力波动的燃烧称为**粗暴燃烧**。不稳定燃烧或**燃烧不稳定性**则呈现出以一定间隔出现的有序振荡, 其压力峰可能保持下去, 可能不断增长, 也可能衰退。这些周期性的压力峰集中了相当大的振荡能量, 在随机噪声背景中很容易识别 (见图 9-2)。

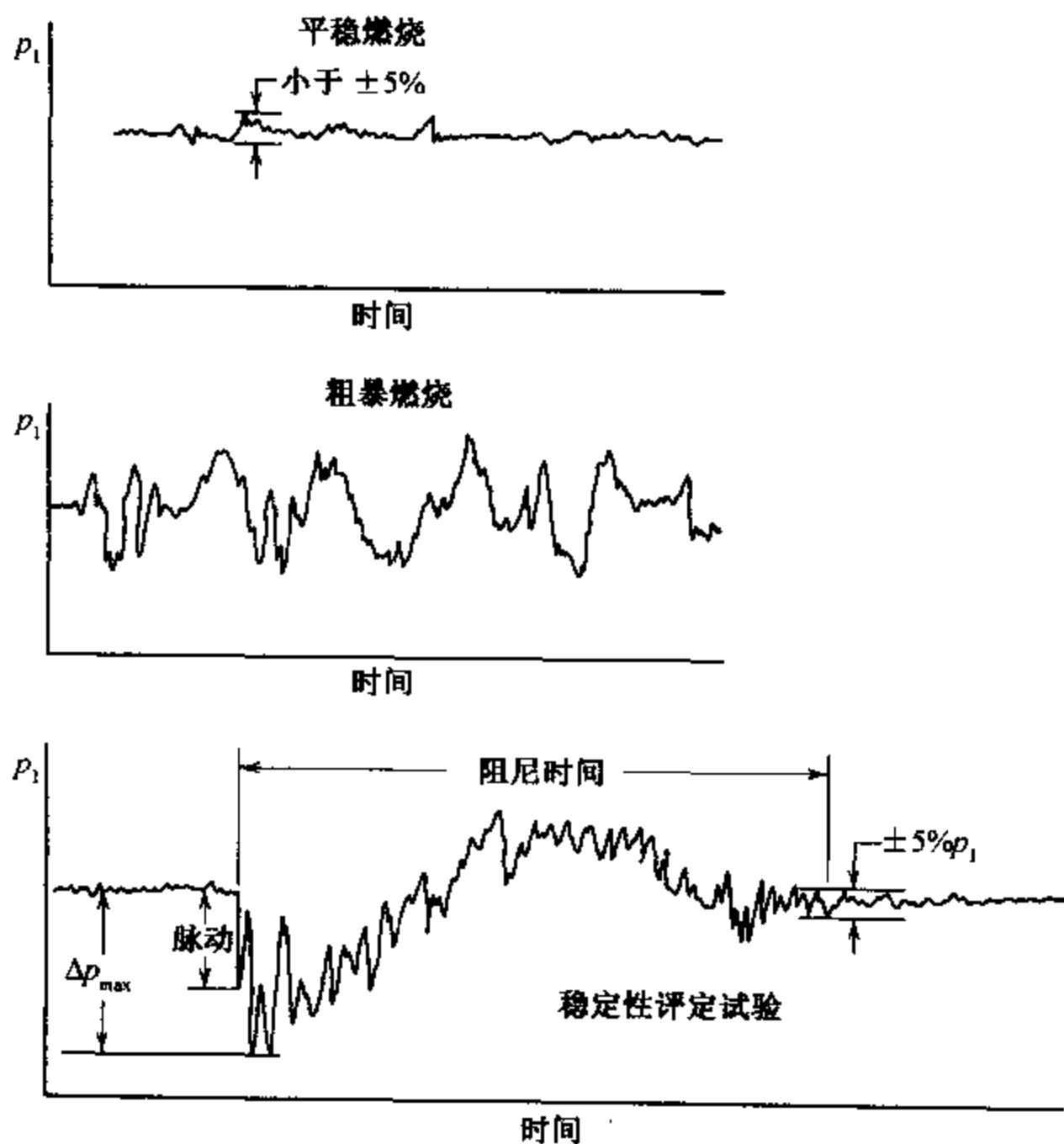


图 9-2 各种燃烧类型的典型的室压振荡曲线

喘振，表 9-2 中列出的第一种燃烧不稳定性，主要起源于供应系统和飞行器结构的弹性本质或作用在飞行器上的推力。发动机或推力室组件在试车台上也会发生喘振，特别是室压较低（100--500 psi）的发动机，原因有推进剂泵的气蚀、推进剂夹气、贮箱增压控制的波动以及发动机支架和推进剂管道的振动。发动机供应系统的谐振（如增压压力的波动引起周期性的流动波动）或结构与供应系统频率的耦合都会引起喘振。

当飞行器结构与供应系统中液体推进剂的自然频率相同时，会发生强迫耦合，振荡不仅会维持下去，而且还会强烈放大。推进剂流量扰动（通常为 10~50Hz）会引起低频纵向燃烧不稳定性，导致飞行器产生纵向振动。这种飞行器飞行不稳定性现象称为 **POGO 不稳定性**，因为它类似于 POGO 弹跳杆运动。POGO 不稳定性会在大型飞行器如运载火箭或弹道导弹的推进剂供应管道中发生。

比起“雷神”、“宇宙神”、“大力神”等飞行器的火箭发动机在后期作改进，最好在飞行器设计初期就采取措施避免发生令人讨厌的发动机-飞行器耦合振动。现有振动分析方法可用于了解飞行器主要组件（包括推进剂贮箱、贮箱增压系统、推进剂流动管道、发动机和飞行器主结构）的振动模式和阻尼趋势。图 9-3 为一典型的两级飞行器的简化的弹簧-质量模型，由图可知分析问题的复杂性。幸运的是，组件的振动特性可通过在部件或小组件内设计阻尼而大大改变。消除 POGO 振动的技术有在流体流动管道内使用能量吸收装置、多孔贮箱衬垫、特殊的贮箱支架以及合理设计发动机、级间结构和有效载荷支架结构（参见文献 9-10、9-11）等。

部分充气的 POGO 蓄压器是一种很有效的阻尼装置，它连在推进剂供应主管路上。航天飞机主发动机（SSME）的氧化剂供应主管路上使用了这种蓄压器，它介于两个氧化剂涡轮泵之间，可在图 6-1 和 6-12 中找到。SSME 的燃料管路无需这种阻尼装置，因为燃料的密度相对很低，流量较小。

推进剂泵的动态特性也会影响 POGO 型振动，文献 9-12 对此作了解释。随着推进剂的消耗、飞行器上剩余推进剂量的变化，POGO 频率会发生变化。管道的弯曲、连接器、波纹管或细长贮箱也会影响 POGO 振动。

蜂音，中间类型的不稳定性，其振荡压力扰动很少超过燃烧室平均压力的 5%，伴随的振动能量一般不大。尽管蜂音的发生可能会引起高频不稳定性，但它通常带来的是噪音和骚扰，而不是破坏。它通常是燃烧过程与一部分推进剂供应系统中的流动之间产生耦合的特征，其起源认为来自燃烧过程。燃烧室与推进剂流动系统的关键部分之间的声学谐振（有时起源于泵）维持了这种现象。中等规模的发动机比大发动机更容易发生这种类型的不稳定性。

第三种类型，**尖叫或啸叫**，具有很高的频率，是最麻烦也是在研制新发动机过程中最常发生的。液体火箭发动机和固体火箭发动机在研制阶段都会遇到高频不稳定性。由于振荡包含的能量随频率而增加，因此这类不稳定性的破坏性是最强的，它能在远小于一秒钟之内破坏发动机。一旦遇到这种不稳定性，就很难保证所采取的措施或改进方法能使发动机在所有飞行条件下都能稳定工作。它可视为一种仅与燃烧室有关的现象，一般不会受供应系统或结构的影响。

高频不稳定性至少有两种振型：**纵向和横向**。**纵向振型**（有时也称为**风琴管振型**）沿燃烧室轴向平面传播，压力波在喷注面和喷管收敛段反射。横向振型沿与燃烧室轴线

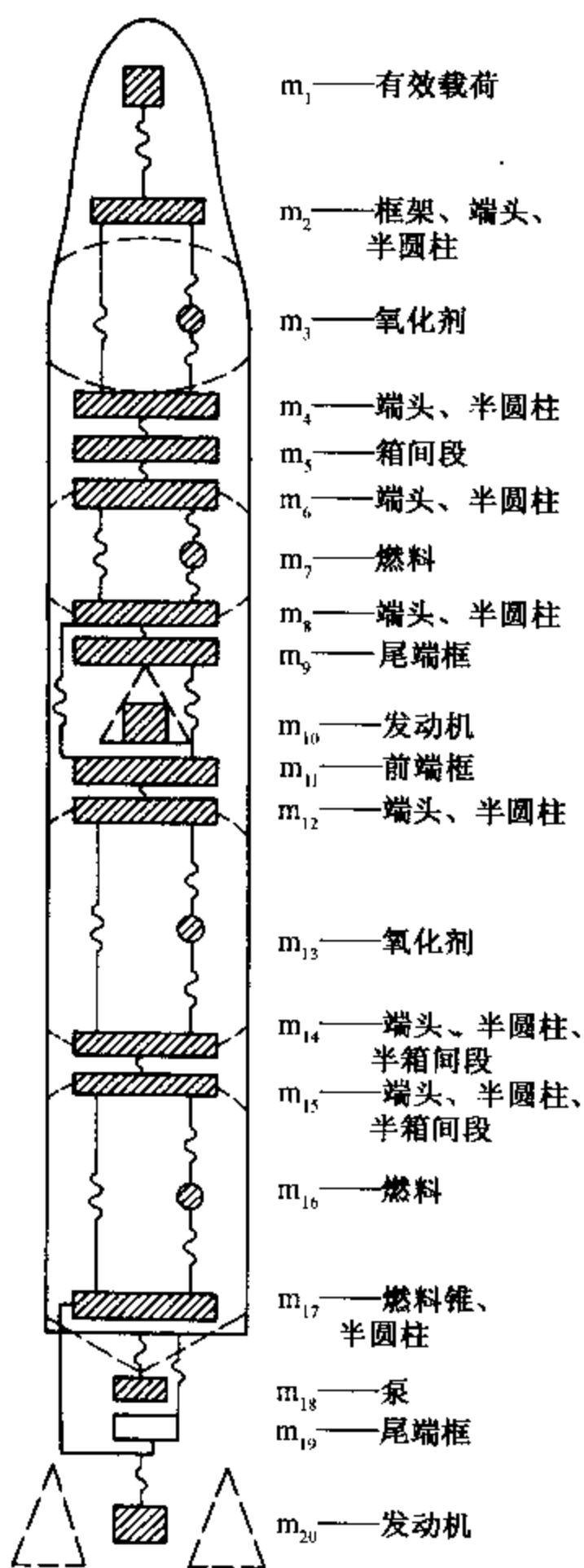


图 9-3 用于垂直方向 POGO 振动分析的典型的二级飞行器的弹簧-质量模型

则的气蚀会造成液体流动的不稳定。此外，当叶轮的尾迹边缘穿过泵涡壳的肋片或静叶时，液流中总会产生一个向下游喷注器传播的小的压力扰动。这两种压力波动若与燃烧室燃烧振荡自然频率耦合就会大大增强。

自然频率可根据波长 l （或每周行进距离）和声速 a [见式 (3-10)] 计算。频率（或每秒周数）为

垂直的面传播，它可进一步分为切向振型和径向振型。大型液体火箭发动机主要发生横向振型的不稳定性，尤其在喷注器附近。图 9-4 画出了一发生横向振型不稳定性的柱形燃烧室横截面上不同时刻的压力分布。对于切向振荡，可观察到两种波形。一种可认为是驻波，其位置固定面压力大小发生振荡。第二种是切向旋波或行波，整个振荡系统是不停旋转的。这种波形可视为一种幅度保持不变而相位旋转的波形。横向和纵向的组合振型也会发生，其频率也能计算。

啸叫的能量认为主要来自于声学激发造成的液滴蒸发和/或混合、局部爆震的变化以及受声学影响的燃烧速率。因此，在声学特性合适时，高频燃烧不稳定性一旦被激发，可很快自激增长到极具破坏性的振型。接下来总是这样：本来明晰的边界层似乎消失了，传热速率增加了一个数量级，就像爆震一样，导致金属熔化、壁面烧穿，该过程有时小于 1 秒。切向振型看起来破坏性是最强的，发生不稳定性期间传热速率常常会增加 4~10 倍。瞬时压力峰常高达稳态工作压力的两倍。

高频不稳定性的一种可能的激发源是称为爆音的火箭发动机燃烧现象。爆音是自燃推进剂火箭发动机稳态工作期间发生的一种随机高幅压力扰动，是一种不希望出现的现象。它可能是引发高频不稳定性的一种起源。“爆音”具有爆震波的一些特征。压力上升时间只有几毫秒，波前后压比可高达 7:1。消除爆音的方法一般是重新设计喷注器，而不是采用隔板或声学吸收器。

有些燃烧不稳定性会由起源于涡轮泵的液流脉动引发。诱导轮或主泵叶轮前缘不规则的气蚀会造成液体流动的不稳定。

$$\text{频率} = a/l = (1/l) \sqrt{kTR'/M} \quad (9-1)$$

式中 k 为比热比, R' 为通用气体常数, M 为高温燃气的分子量, T 为当地平均绝对温度。波长与振型有关, 如图 9-4 所示。燃烧室越小, 频率越高。

表 9-3 列出了 Vulcain HM 60 火箭发动机推力室的振荡频率计算值, 该发动机使用液氧和液氢推进剂, 真空推力为 1008 kN, 额定室压为 10 MPa, 额定混合比为 5.6 (参见文献 9-13)。表中的数据以环境条件下的声学测量值为基础, 并用合适的声速关系修正。由于该燃烧室为浅锥形, 没有明显的喷管收敛段, 故纯纵向振型较弱。实际上并没有检测到纯纵向振型。

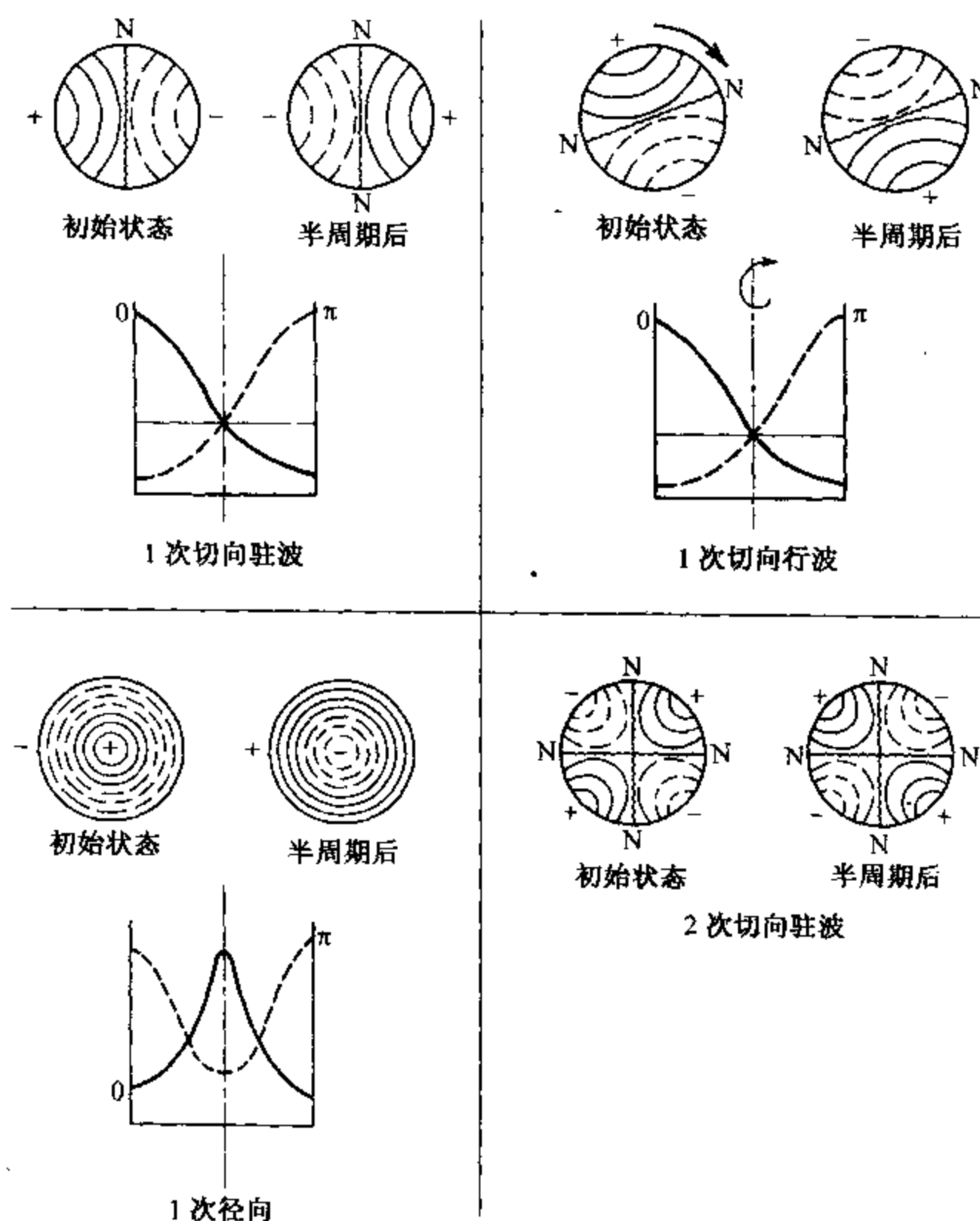


图 9-4 一柱形燃烧室内两个时刻的横向压力振荡波形简化示意图。实线表示压力大于额定或平均工作压力, 虚线表示压力低于额定或平均工作压力。N-N 线表示这些波形的波节位置。

表 9-3 Vulcain HM-60 推力室额定工况下热气声学频率计算值

振型*	(L, T, R)	频率/Hz	振型*	(L, T, R)	频率/Hz
T1	(0, 1, 0)	2424	L1T3	(1, 3, 0)	6303
L1T1	(1, 1, 0)	3579	T4	(0, 4, 0)	6719
T2	(0, 2, 0)	3856	L2R1	(2, 0, 1)	7088
R1	(0, 0, 1)	4849	T5	(0, 5, 0)	8035
L1T2	(1, 2, 0)	4987	T2R1	(0, 2, 1)	8335
T3	(0, 3, 0)	5264	R2	(0, 0, 2)	8774
L1R1	(1, 0, 1)	5934			

经 AIAA 许可翻印自文献 9-13。

* 振型记为 L (纵向)、T (切向)、R (径向)，数字指一阶、二阶或三阶自然频率。

图 9-5 给出了一组频率-压力-振幅的时间序列图，数据为 Vulcain HM 60 发动机在偏离额定工况下推力室静态试车的最初 8s 内喷注器液氧集液腔的测量值。可以看到，在最初几秒内有低频的喘振现象（最高达 500Hz），自然频率在 1500Hz 左右，这是安装高频压力传感器的喷注器液氧集液腔结构的自然谐振频率。观察到的频率约为 500 和 600Hz 的持续振荡大概是与供应系统有关的谐振。

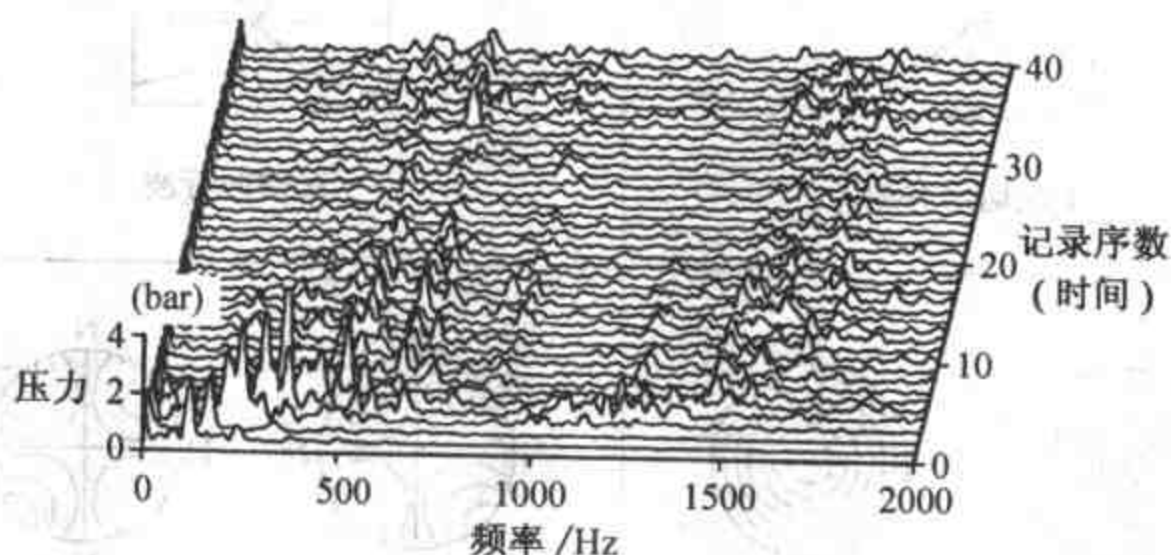


图 9-5 Vulcain HM 60 推力室启动阶段（最初 8s）的一组（40 条）叠加幅频图。每 0.2s 测一条曲线。这次静态热试车的室压为 109bar，推进剂混合比为 6.6（经许可从文献 9-13 复制）

9.3.1 评定技术

有多种半经验技术可用于在火箭发动机试车时人为干扰推力室燃烧过程、评估发动机对不稳定性的抵抗能力。它们包括：①在燃烧室内设置非定向“爆炸弹”；②由“脉冲枪”沿燃烧室侧壁制造定向爆炸脉冲；③通过燃烧室侧壁向燃烧室内引入定向惰性气流。试验常采用厚重的推力室样机，因为与飞行产品相比，这种样机成本较低、对破坏的承受能力较强。除此之外还有一些使用不那么广泛、但也很重要的技术，特别对于小发动机，比如：①短时间的“偏混合比”工作；②在推进剂管道中注入一团惰性气体；

③通过在工作开始时引入一部分未反应推进剂人为制造“硬启动”。

这些评定技术的目的是测量、演示发动机系统在燃烧过程被有意干扰后迅速恢复到正常工作和稳定燃烧状态的能力。

所有技术都想在燃烧室内引入激波或者用其他手段干扰燃烧过程，为测量预定过压扰动的恢复时间提供机会（假设燃烧能恢复到稳态）。所选的炸药类型、药量、炸药位置 and 方向以及脉冲持续时间对激起的不稳定性的量级和振型是很重要的。图 9-2 最下面的一条曲线描绘了燃烧室“被炸”后恢复到稳态工作的过程。恢复稳定所需的时间和药量或扰动压力就用于评定发动机对不稳定性的抵抗能力。

非定向炸弹法和爆炸脉冲枪法是普遍使用的两种技术。用于未加改动的推力室飞行产品的炸弹可使用六枚 250gr 的炸药（PETN、RDX 等），装在泰氟隆、尼龙或米卡塔壳体内。炸弹可用电起爆或热起爆。尽管使用脉冲枪需对燃烧室进行改造，但这种方法能控制方向，而这一点对切向振型高频不稳定性非常重要，另外它能在一个燃烧室上装多个脉冲枪，故能在一次试验中同时对多个扰动点进行观测。常用的炸药为 10、15、20、40 和 80gr 的枪药。脉冲枪可按顺序点火，从而可给燃烧室连续引入压力扰动（间隔约 150 ms），每次扰动的强度可不断增强。

9.3.2 不稳定性的控制

在火箭发动机的设计和研制阶段，控制不稳定性是一项重要任务。设计师通常依靠先前类似发动机的经验以及在新的实验发动机上所做的试验。另外设计师还可以用一些现有的分析工具对燃烧过程进行模拟和分析。设计决策必须在实际试验中加以验证，以证明发动机在很宽的瞬态和稳态工作条件范围内都不会发生不稳定性。有些试验可以在喷注器类似的缩比发动机推力室上进行，但多数试验还得在全尺寸发动机上进行。

控制不稳定性的设计措施对表 9-2 所列的三种类型是不同的。若推进剂供应系统内不发生谐振、供应系统与弹性飞行器结构之间不发生耦合，则一般不会发生喘振。增加喷射压降、在推进剂输送管道中人为添加阻尼装置这些方法已成功地得到了应用。喘振与声学不稳定性有时与某一特定的、可自由振动的供应系统组件的自然频率有关，如会产生振动的一圈管道，或其振荡会引起起伏效应的波纹管。

在推进剂组合通常于新发动机设计的早期就已选定的情况下，设计师可通过更改喷注器具体设计（如改变喷注器喷孔构型、尺寸或增加喷射压降）或增大燃烧室内的声学阻尼来改变燃烧反馈（抑制激励机理）。在这两种方法中，近些年来常用第二种，因为它非常有效，且对其更为了解，理论上也符合。这就导致了**喷注面隔板、离散声能吸收空腔和燃烧室声衬**的应用，以及采用**改变喷注器设计**的方法，通常都是边试边改。

喷注面隔板（见图 9-6）是在 60 年代被广泛接受用于克服或预防高频不稳定性的实践设计手段。隔板设计基于以下假设：大多数严重的不稳定性、振荡以及激励源都位于或接近在燃烧室一端的喷注器雾化区。隔板最大程度地减小了有影响的燃烧室内气动力的耦合和强化。显然，隔板必须有足够的强度，能很好地承受燃烧温度（通常用推进剂冷却），且为了有效而必须伸入燃烧室足够深，又不能太深以免形成具有自身声学特性的独立的小燃烧室。隔腔的数目总是奇数。隔腔为偶数会增强驻波振型的不稳定性，此时隔板成了隔离高压区和低压区的波节。隔板的设计和研制依然有很强的经验性。一般

来说, 隔板用于抑制声学频率低于 4000Hz 的不稳定性, 因为经验表明破坏性的不稳定性很少有超过 4000Hz 的。

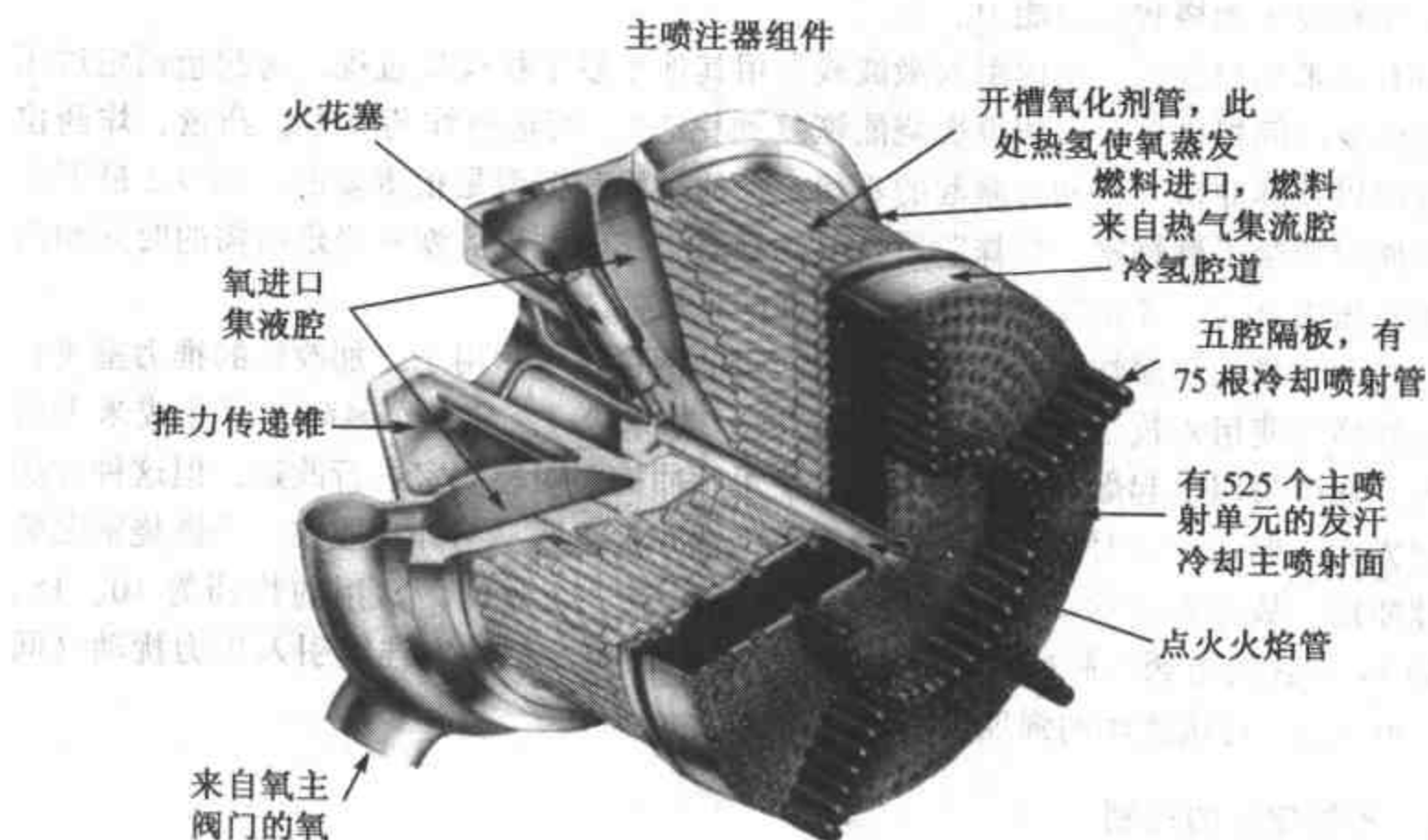


图 9-6 带隔板和五个隔腔的航天飞机主发动机的主喷注器组件
(波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

推力室中还有各种能量吸收或振动阻尼装置。燃烧室内的摩擦产生的阻尼并不明显。对于纵向振型振荡, 排气喷管产生了主要的阻尼作用, 波在喷管收敛段入口的反射与在理想封闭端的反射不同。影响横向平面内波的传播的主要阻尼来自于燃烧本身。从液体变为燃气所经历的巨大的容积变化和施加给粒子 (固体或液体) 的动量一起构成了阻尼现象, 它从瞬时局部高压吸收能量。遗憾的是, 燃烧过程产生的压力振荡能量远远大于其内在阻尼机理所能吸收的能量。

应用声学吸收器时, 通常是在喷注器附近的燃烧室壁面 (或在燃烧室壁内) 设置离散的声腔。两种声腔的作用都像一组亥姆霍兹谐振器, 从振荡系统吸收能量, 否则这些能量将维持压力振荡。图 9-7 画出了离散声腔 (不连续的声槽) 在喷注面“角落”上的应用。放在角落处通常便于加工, 此外燃烧室内所有简谐振动 (包括纵向、切向、径向和组合振型) 在那个位置都是压力波峰。在那里速度振荡是最小的, 这对声腔吸收效果有好处。横向振型的不稳定性用位于角落处的吸收器来阻尼是最好的。图 9-7 同时也画出了一个亥姆霍兹谐振器及其简要工作原理。对一个谐振器单元而言, 孔内的气体质量和腔内的气体容积构成了一个类似弹簧-质量系统的振荡系统 (参见文献 9-15)。尽管亥姆霍兹谐振器理论已发展得比较完善, 但在把该理论应用于高温、高压、燃烧室流动和声能级很高 (产生啸叫, 当声腔调谐到一定频率后停止) 的条件下还存在很多问题。

把设计成类似亥姆霍兹谐振器的声能吸收空腔设置在喷注面上或喷注面附近可获得较高的吸收带宽和每周吸收能量。亥姆霍兹谐振器 (带小通道入口的封闭腔) 每周耗散能量两次 (射流流进、流出)。现代设计更多地采用声学吸收器而不是隔板。图 8-2 所

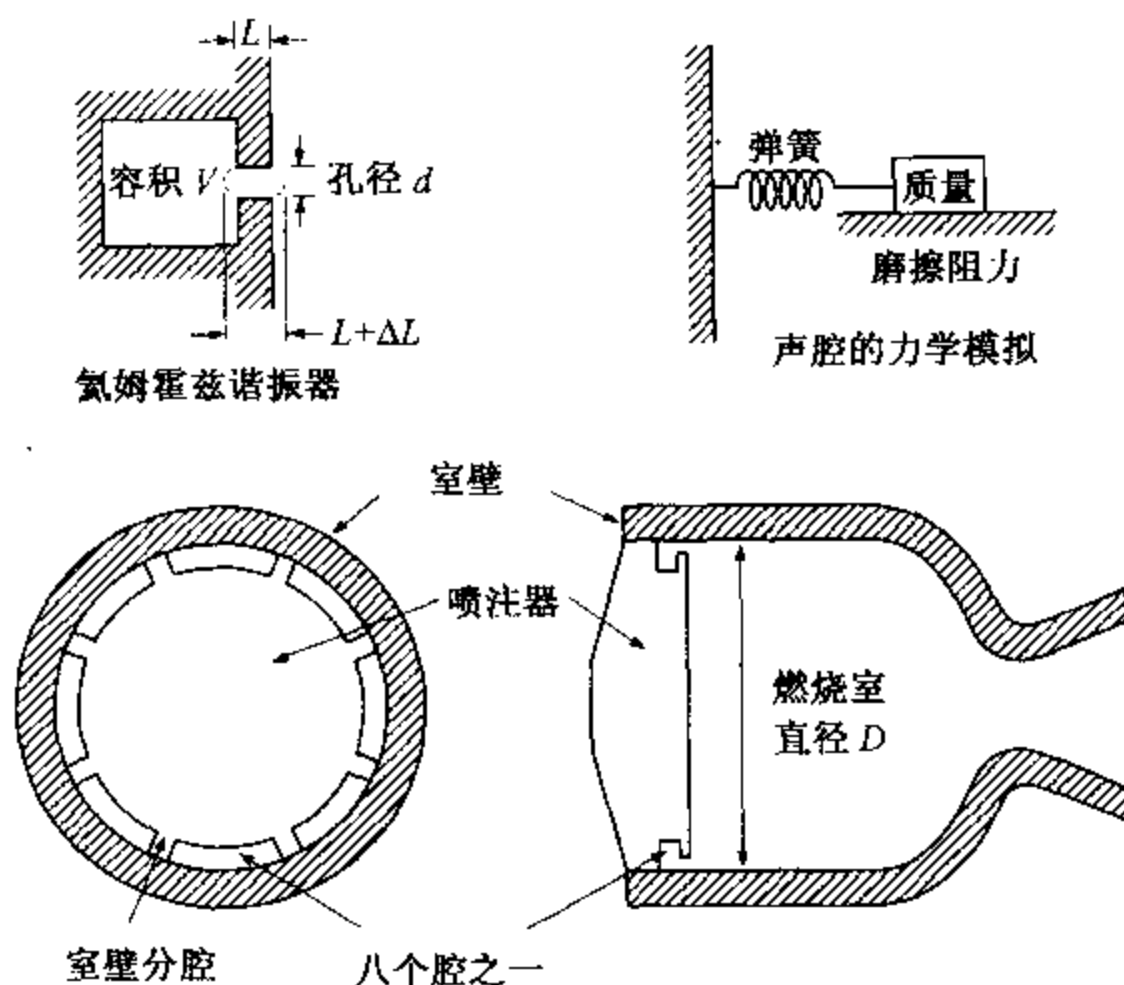


图 9-7 喷注器周边的声学能量吸收空腔图。该推力室声腔是一槽（形状为一段段圆弧）而不是小孔。详细的推力室冷却通道、喷注器孔或内部输送通道未画出

示的可贮存推进剂火箭发动机在靠近喷注器的燃烧室壁内设置了声腔。

亥姆霍兹腔的谐振频率 f 可表示为

$$f = \frac{a}{2\pi} \sqrt{\frac{A}{VL}} \quad (9-2)$$

式中 a 为当地声速， A 为小孔面积， $A = (\pi/4) d^2$ ，其他符号的意义见图 9-7。 ΔL 采用一介于 0.05 和 0.9 之间的经验系数计算，它用于考虑额外的振荡气体质量。它随 L/d 值以及小孔的边缘条件（锐边、倒圆、倒角）而不同。推力室中的谐振器调谐为或设计为对预定的频率起最大阻尼。

喷注器形状或设计方案的轻微改动会使不稳定的燃烧变得稳定，同时也会反过来。因此，新喷注器一般采用已验证的、稳定的、使用相同推进剂的先前喷注器的设计方案和形状。例如，若氢气温度相对较高、喷射速度为液氧的 10 倍以上，则气氢和液氧使用独立的同轴喷注器单元构型（图 8-3 所示）显得更加稳定。

总结起来，设计师需要：①使用先前成功的发动机的数据和模拟程序确定关键的设计参数和特征，估计可能发生的谐振；②设计供应系统和结构时避开这些谐振；③采用能使推进剂良好混合、弥散和对扰动有很强抵抗力的稳定的喷注器方案；④有必要的，采用调谐阻尼装置（声腔）克服声学振荡。为了证明某推力室是稳定的，必须在全部可能的工况范围内对其作试验，不能出现不稳定性。利用 10.3 节给出的推进剂预算方法，通过分析确定可能的最高与最低推进剂温度、最高与最低室压以及最高与最低混合比。这些极限值就构成了这些试验中试验条件的变化范围。随着对问题的认识的不断

深入, 验证稳定性所需的试验次数已大大减少。

习题

1. 液体推进剂推力室参数如下:

室压	68 MPa
燃烧室形状	柱形
燃烧室内径	0.270 m
圆柱段长度	0.500 m
喷管收敛角	45°
喉部直径及壁面曲率半径	0.050 m
喷注面形状	平面
燃烧室燃气平均温度	2800 K
燃烧室燃气平均分子量	20 kg/(kg·mol)
比热比	1.20

假设燃气组份和温度在燃烧室圆柱段均匀分布。求近似的一阶纵向、一阶径向和一阶切向谐振频率, 并给出其他所需的假设。

2. 在题 1 中, 请解释这三个频率随燃烧温度、室压、燃烧室长度、燃烧室直径和喉部直径的变化。

3. 请问在发生燃烧不稳定性时为什么传热速率会增加。

4. 请列出为验证一新型挤压式双组元液体火箭发动机的稳定性而进行的一系列试验的步骤。

5. 计算与图 9-7 类似的九个一组的声腔的谐振频率。燃烧室直径 $D = 0.200$ m, 槽宽度为 1.0 mm, 声腔宽度和高度都为 20.0 mm。隔离各声腔的壁厚度为 10.0 mm。假设 $L = 4.00$ mm, $\Delta L = 3.00$ mm, $a = 1050$ m/s。

答案: 约 3138 Hz。

参考文献

- 9-1. R. D. Sutton, W. S. Hines, and L. P. Combs, "Development and Application of a Comprehensive Analysis of Liquid Rocket Combustion," *AIAA Journal*, Vol. 10, No. 2, February 1972, pp. 194-203.
- 9-2. K. K. Kuo, *Principles of Combustion*, John Wiley & Sons, New York, 1986.
- 9-3. V. Yang and W. Anderson (Eds.) *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Vol. 169 of *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, 1995, in particular Chapter 1, F.E.C. Culick and V. Yang, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid Propellant Rocket Engines."
- 9-4. B. R. Lawver, "Photographic Observations of Reactive Stream Impingement," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 2, March-April 1980, pp. 134-139.
- 9-5. M. Tanaka and W. Daimon, "Explosion Phenomena from Contact of Hypergolic Liquids," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, No. 4, 1984, pp. 314-316.
- 9-6. P. Y. Liang, R. J. Jensen, and Y. M. Chang, "Numerical Analysis of the SSME Preburner Injector Atomization and Combustion Process," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 6, November-December 1987, pp. 508-513.

- 9-7. M. Habiballah, D. Lourme, and F. Pit, "PHEDRE—Numerical Model for Combustion Stability Studies Applied to the Ariane Viking Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 3, May–June 1991, pp. 322–329.
- 9-8. R. I. Sujith, G. A. Waldherr, J. I. Jagoda and B. T. Zinn, "Experimental Investigation of the Evaporation of Droplets in Axial Acoustic Fields," *Journal of Propulsion and Power*, AIAA, Vol. 16, No. 2, March–April 2000, pp. 278–285.
- 9-9. D. T. Hartje (Ed.), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," *NASA SP-194*, U.S. Government Printing Office, No. 3300-0450, 1972.
- 9-10. B. W. Oppenheim and S. Rubin, "Advanced Pogo Analysis for Liquid Rockets," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 3, May–June 1993.
- 9-11. G. About et al., "A New Approach of POGO Phenomenon Three-Dimensional Studies on the Ariane 4 Launcher," *Acta Astronautica*, Vol. 15, Nos. 6 and 7, 1987, pp. 321–330.
- 9-12. T. Shimura and K. Kamijo, "Dynamic Response of the LE-5 Rocket Engine Liquid Oxygen Pump," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 22, No. 7, March–April 1985.
- 9-13. E. Kirner, W. Oechslein, D. Thelemann and D. Wolf, "Development Status of the Vulcain (HM 60) Thrust Chamber," *AIAA Paper 90-2255*, July 1990.
- 9-14. F. H. Reardon, "Combustion Stability Specification and Verification Procedure," *CPIA Publication 247*, October 1973.
- 9-15. T. L. Acker and C. E. Mitchell, "Combustion Zone–Acoustic Cavity Interactions in Rocket Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No 2, March–April 1994, pp. 235–243.

第十章 涡轮泵、发动机设计，发动机控制、调整、总装和优化

本章首先讨论一个复杂的高精度高速旋转分系统，即涡轮泵。只有大推力发动机才有涡轮泵。本章对发动机进行综合讨论，包括液体火箭发动机的设计、性能、控制、调整、推进剂量预算、总装和优化，讨论适用于各种发动机。

10.1 涡轮泵

包含一个涡轮与一个或多个泵的组件称为**涡轮泵**。它用于提高流动推进剂的压力，其主要子系统为高温燃气驱动的**涡轮**和一个或多个**推进剂泵**。它是一种高精度的旋转机械，在高转速下工作，承受严重的温度梯度和很大的压力变化。通常它紧靠推力室（噪声和振动的主要来源）。

这种涡轮泵供应系统及其几种动力循环方式已在 6.6 节讨论过了，图 6-2 对几种常用涡轮泵的构型进行了分类。图 1-4、6-1、6-12、8-19、10-1~10-3、10-11 和 10-12 中画出了装在火箭发动机上的涡轮泵或单独的涡轮泵，文献 6-1 和 10-1 对其进行了讨论。图 10-4 简要画出了常用的涡轮泵类型中涡轮和泵的各种布局方式。表 10-1 列出了两种大型火箭发动机的泵和涡轮的参数。

表 10-1 涡轮泵特性

发动机	航天飞机主发动机 ^a				LE-7 ^b			
供应系统循环方式	改进的分级燃烧循环				改进的分级燃烧循环			
推进剂	液氧和液氢				液氧和液氢			
	泵							
名称 ^c	LPOTP	LPFTP	HPOTP	HPFTP	HPFTP	HPFTP	HPOTP	
类型	轴流	轴流	双进口	径向流	径向流	径向流	径向流	
叶轮级数	—	—	1 + 1 ^d	3	2		1 + 1 ^d	
辅助或诱导轮数目	1	1	—	1	1		1	
流量/(kg/s)	425	70.4	509	50.9	70.4	35.7	211.5	46.7 ^d
入口压力/MPa	0.6	0.9	2.70	NA	1.63	0.343	0.736	18.2 ^d
出口压力/MPa	2.89	2.09	27.8	47.8 ^d	41.0	26.5	18.2	26.7 ^d
泵效率(%)	68	75	72	75 ^d	75	69.9	75.6	78.4 ^d

续表 10-1

发动机	航天飞机主发动机 ^a				LE-7 ^b	
供应系统循环方式	改进的分级燃烧循环				改进的分级燃烧循环	
推进剂	液氧和液氢				液氧和液氢	
	涡轮					
级数	6	2	3	2		
类型	水力	反击式	反击式	反击式	反击式	反击式
	LOX 驱动					
流量/(kg/s)			27.7	66.8	33.1	15.4
入口温度/K	105.5	264	756	1000	871	863
入口压力/MPa	26.2	29.0	32.9	32.9	20.5	19.6
压比	NA	1.29	1.54	1.50	143	1.37
涡轮效率(%)	69	60	74	79	73.2	48.1
涡轮转速/rpm	5020	15670	22300	34270	41600	18300
涡轮功率/kW	1120	2290	15650	40300	25350	7012
混合比,(O/F)	只有 LOX	只有 H ₂	~0.62	~0.88	~0.7	~0.7

^a 波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供的在 104.5% 设计推力下的数据。

^b 三菱重工提供的数据。

^c LPOTP 低压氧化剂涡轮泵；HPFTP 高压燃料涡轮泵。

^d 流入预燃室或燃气发生器的液氧的增压叶轮。

下面几段中用到的专业术语和符号将在本章后面说明。图 10-1 为一种简单的涡轮泵，由一单级轴流式涡轮驱动一单级推进剂泵（主叶轮前有一诱导轮）。驱动涡轮的高温燃气由独立的燃气发生器（或预燃室）产生，控制其混合比使燃气温度在 900~1200K 之间，该温度已足够低了，故热涡轮的硬件（叶片、喷嘴、集液腔或涡轮盘）在无需强迫冷却的情况下仍具有足够的强度。气体在一组环形分布的收敛-扩张超声速涡轮喷嘴内膨胀（加速），这些喷嘴铸在铸造的涡轮进口壳体内。气体接着进入一组旋转的叶片，这些叶片安装在旋转叶轮或涡轮盘上。气流的切向能量传递给了叶片。从叶片出口排出的气体速度较低，其方向基本上与轴平行。涡轮通过一与泵连接的实心轴驱动泵。推进剂经过诱导轮进入泵。诱导轮为一特殊的叶轮，推进剂通过诱导轮后压力稍有增加（大概是总压升的 5%~10%）。这一压力也就刚刚够使推进剂无气蚀地流入主泵叶轮。由泵叶轮提供的大部分流动动能在扩压器和/或泵的涡壳内转变为液体静压力，扩压器的导流片看起来不是很清楚，因为它们是倾斜的。两个液体静压轴承沿径向把轴支承起来。所有轴承和轴的密封件在转动时都会产生热量。它们用小流量的推进剂冷却和润滑，这些推进剂从泵出口通过钻孔通道供应。靠近泵的那个轴承是比较冷的，另一个轴承则比较热，因为它靠近热涡轮。径向滚珠轴承要承受带盖叶轮、诱导轮以及涡轮叶片或涡轮盘周围的不平衡流体动压力产生的轴向净载荷。

图 10-2（以及文献 10-2）示出了一种新型、高速、紧凑的轻质液氢涡轮泵。它计划用于一新的上面级氢/氧火箭发动机，发动机推力约 22.4 kN，混合比为 6.0 时发动

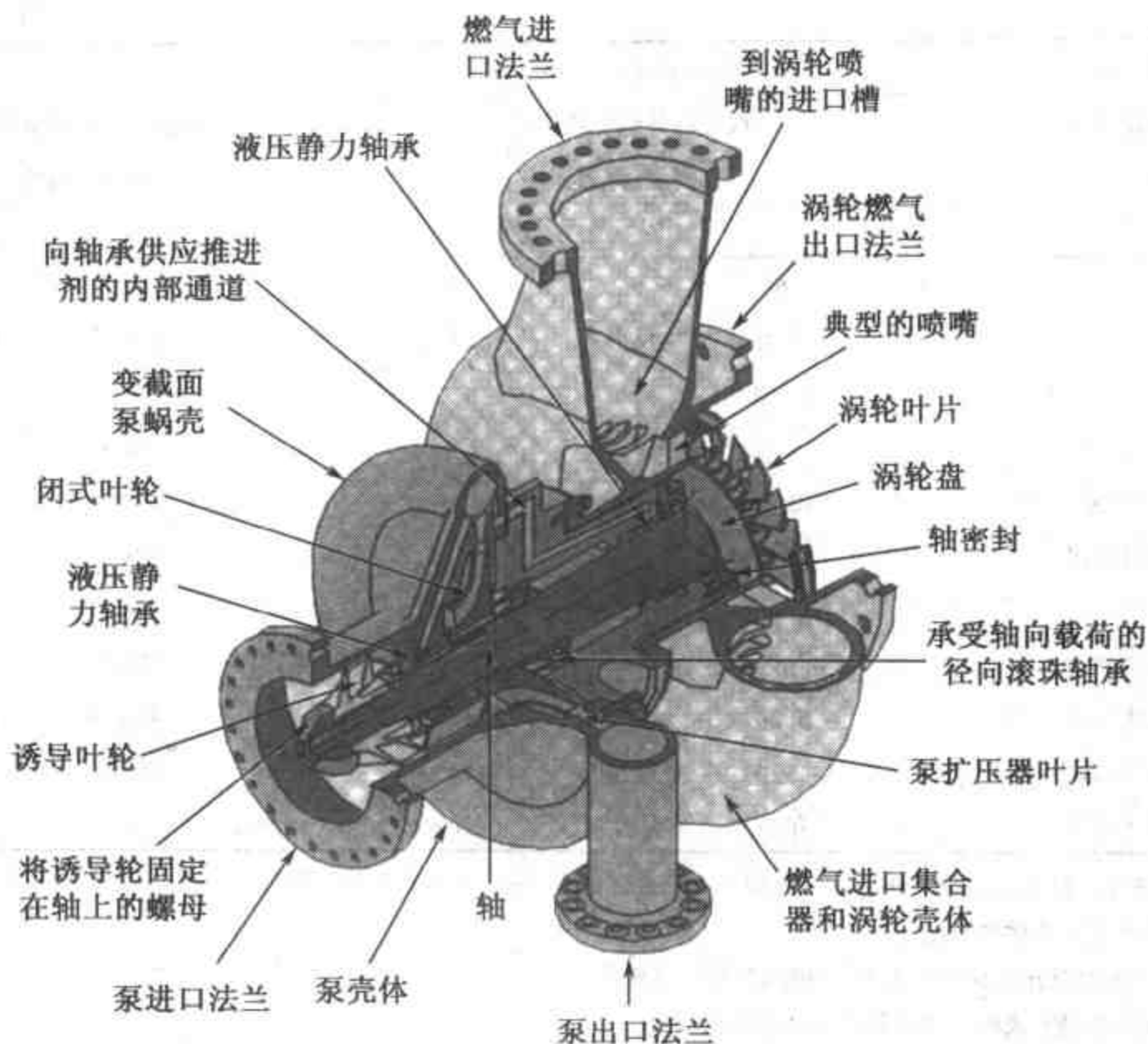


图 10-1 一台实验涡轮泵演示样机的剖视图。它由同轴的单级液氧泵叶轮、诱导轮和单级涡轮（一排叶片）组成（波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供）

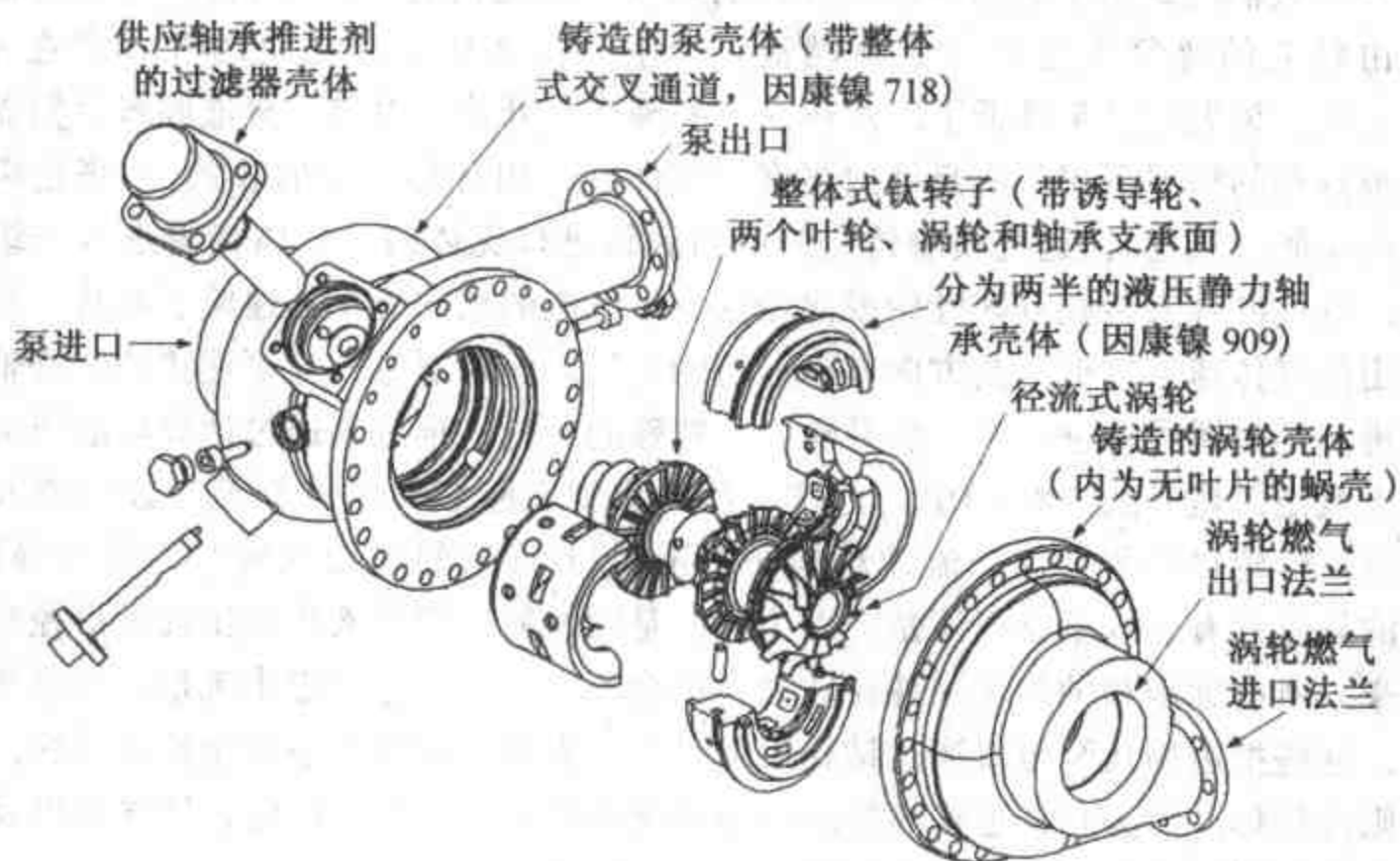


图 10-2 先进高速两级液氢泵（由径向涡轮驱动）爆炸图
(经联合技术公司 Pratt & Whitney 分部许可复制自文献 10-2)

机比冲为 450.6 s。该发动机采用膨胀循环，燃烧室压力为 1375 psi (96.7kg/cm²)，燃料泵出口处最大内压力为 4500 psi (323.4kg/cm²)。独特的整体钛合金转子的额定转速为 166700 rpm，它有两组机加工泵导流片、一组机加工诱导轮叶轮、一组机加工径向入流涡轮叶片以及径向与轴向支承面。一小股氢渗流用于润滑液体静压轴承的表面。铸造的泵壳体级间有内部通道。独特的径向入流涡轮（直径 3.2 in）的功率为 5900 hp 左右，效率为 78%。氢泵叶轮直径只有 3.0 in，在燃料流量为 16 lbm/s 时出口压力约 4500 psi，效率为 67%。为保证工作时不会产生气蚀，需要较高的进口压力，约为 100 psi。涡轮泵可以在 50% 左右的流量（在 36% 出口压力和 58% 额定转速）下工作。与常规涡轮泵相比，该涡轮泵需要装配的零件数目大大减少，故提高了固有可靠性。

图 10-3 中的带齿轮的涡轮泵具有较高的涡轮效率和泵效率，因为两级涡轮的转速高于泵轴的转速，且涡轮较小。辅助动力组件（如液压泵）只在早期有所应用。从该图中可以看到涡轮轴上精密的滚珠轴承和密封件，但无法看到泵的轴承和密封件。

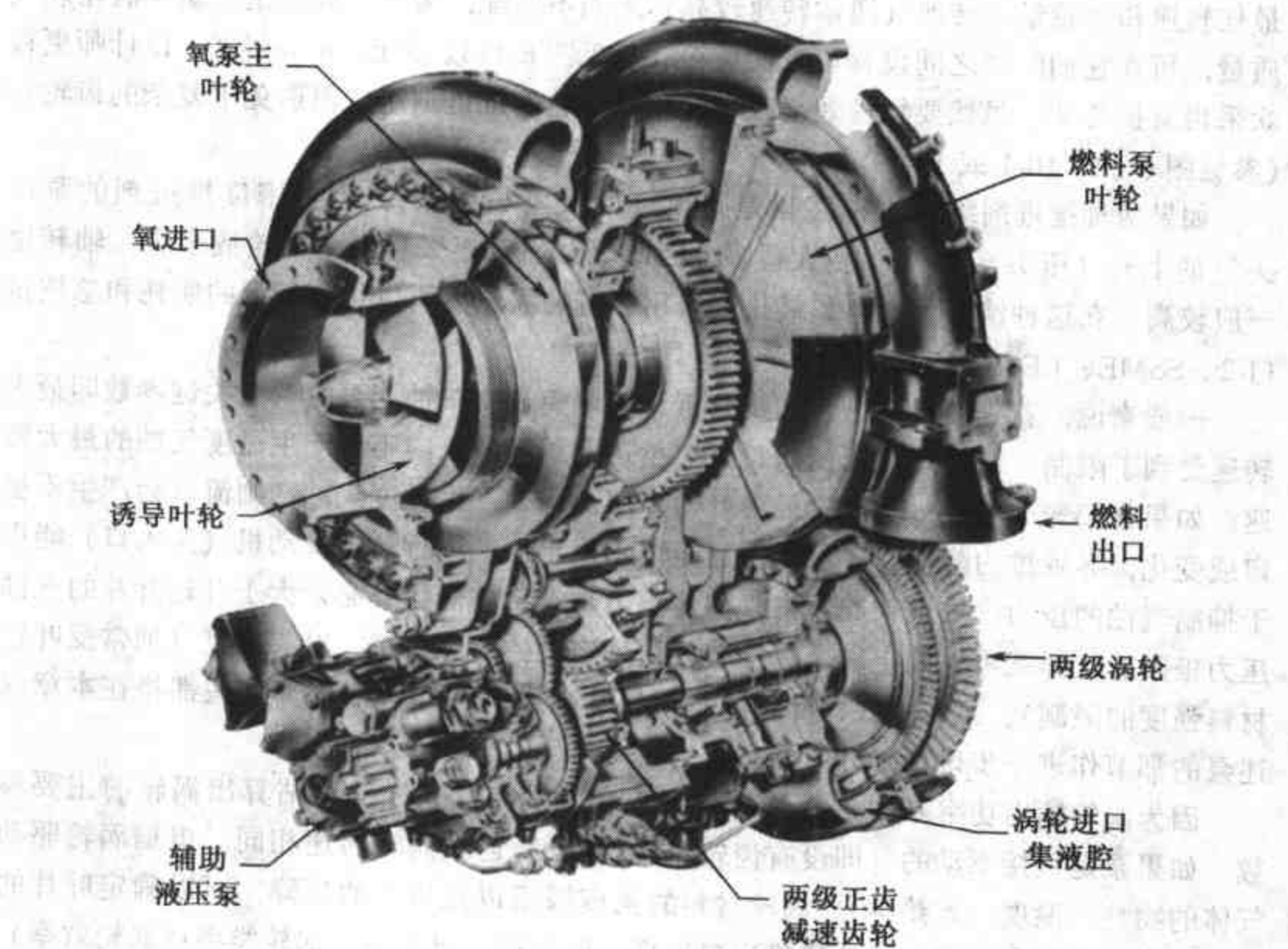


图 10-3 用于 RS-27 发动机（“德尔它” I 和 II 运载火箭）的典型的带齿轮的涡轮泵组件，采用液氧和 RP-1 推进剂（波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供）

10.1.1 涡轮泵初步设计方法

对于主要的火箭发动机组件，主要准则（高性能或高效率、最小质量、高可靠性以及低成本）必须针对各飞行器任务进行权衡和择优。例如，高效率和小质量通常意味着

设计裕度较低, 因此可靠性也较低。提高轴转速可以减小涡轮泵质量, 但这样容易产生气蚀; 为了得到满足要求的寿命和可靠性就需要提高贮箱压力, 但增加了飞行器贮箱重量 (往往要超过涡轮泵节约的重量)。

发动机需求给出了涡轮泵的初步基本设计目标, 即推进剂流量、泵出口压力 (必须等于燃烧室压力加上管路、阀门、冷却夹套和喷注器的压降)、所需的最佳发动机循环 (燃气发生器循环或分级燃烧循环, 如图 6-9 所示)、起动延迟期以及是否需要多次起动或变推力。此外, 需知道推进剂的物性 (密度、蒸气压、黏性或沸点)。文献 6-1 和 10-3 介绍了一些设计准则, 文献 10-4~10-8 为涡轮和泵的基本叙述材料。

涡轮功率传递 (给一个或多个推进剂泵) 的设计方案或几何布局有好多种, 部分在图 10-4 中示意地画出了。如果发动机推进剂的密度比较接近 (如液氧和 RP-1), 则燃料泵和氧化剂泵的轴转速也比较接近, 两种泵可以安置在同一轴上, 由单个涡轮驱动 (F-1、图 10-3 中的 RS-27/“德尔它”、“宇宙神”发动机或“红石”发动机)。如果泵的最佳转速和涡轮最佳转速 (通常转速较高) 之间不匹配, 为了减轻死重、减少涡轮燃气质量, 可在它们的轴之间设置齿轮变速箱 (参见图 6-11)。最近 20 多年来, 设计师更喜欢采用直接传动, 虽然要牺牲效率和增加驱动涡轮的推进剂量, 但避免了复杂的齿轮箱 (参见图 6-12、10-1 或 10-2)。

如果两种推进剂组元的密度相差很大 (如液氢和液氧), 则低密度推进剂的泵压头* 的上升 ($\text{压头} = \Delta p / \rho$) 要大得多, 因此氢泵通常要采用多个叶轮或多级, 轴转速一般较高。在这种情况下燃料和氧化剂采用各自的涡轮泵可以得到最低的能耗和总质量 (J-2、SSME、LE-7、Vulcain 60)。

一般来说, 首先要对泵进行初步分析。为避免过度气蚀, 泵的一个关键参数即最大转速受到了限制。该转速是能使涡轮泵质量达到最轻而泵内不会产生过度气蚀的最大转速。如果在第一个叶轮 (诱导轮或主叶轮) 的前缘处产生过度气蚀, 则流动会产生不稳定或变化, 导致推力降低, 并可能引起燃烧不稳定性。飞行器内发动机 (泵入口) 能用于抑制气蚀的压力 (推进剂贮箱内气体的压力加上液柱静压) 必须大于叶轮叶片的气蚀压力极限。这样就可以确定转速, 接着就可确定大致的泵效率、叶尖速度 (通常受叶轮材料强度的限制)、泵的级数、叶轮的主要尺寸以及泵的功率需求。这些都将在本章叙述泵的那节作进一步讨论 (并给出主要的公式)。

因为涡轮输出功率基本上必须等于泵所需的功率, 这样就可估算出涡轮的主要参数。如果泵是直接驱动的 (即没有齿轮箱), 则泵转速和涡轮转速相同。根据涡轮驱动气体的物性 (温度、比热等)、涡轮材料的强度极限以及可能的压降, 可以确定叶片的基本尺寸 (节距线速度、涡轮喷嘴出口速度、叶片排 (级) 数、涡轮类型或涡轮效率)。涡轮泵主要部件的特定布局或形状与它们的方案选择过程有关。大多数推进剂泵有一单级主叶轮。低密度的液氢通常需要两级或三级泵。通常一些设计极限值需要经过一次或多次迭代才能得到, 每次迭代均采用更新过的方法或参数。主要涡轮泵部件的布局 (图

* 泵压头指泵出口压头和抽吸压头之差, 单位为米或英尺。压头是底部压力与之相等的液柱高度。从 lb/in^2 换算成英尺压头的公式为: $(X) \text{ psi} = 144 (X) / \text{密度} (\text{lb/ft}^3)$ 。将压力 $\text{Pa} (\text{N/m}^2)$ 换算为液柱高度 (m) 则须除以密度 (kg/m^3) 和 $g_0 (9.806\text{m/s}^2)$ 。

10-4) 还要看轴承在轴上的位置。例如, 通常不会将轴承放在叶轮进口的前面, 因为这将引起湍流、使流动分布产生畸变、提高抽吸压力要求, 并更容易产生气蚀。此外, 位置紧靠涡轮的轴承将承受高温, 从而影响推进剂润滑, 因此可能需要对轴承进行更强的冷却。

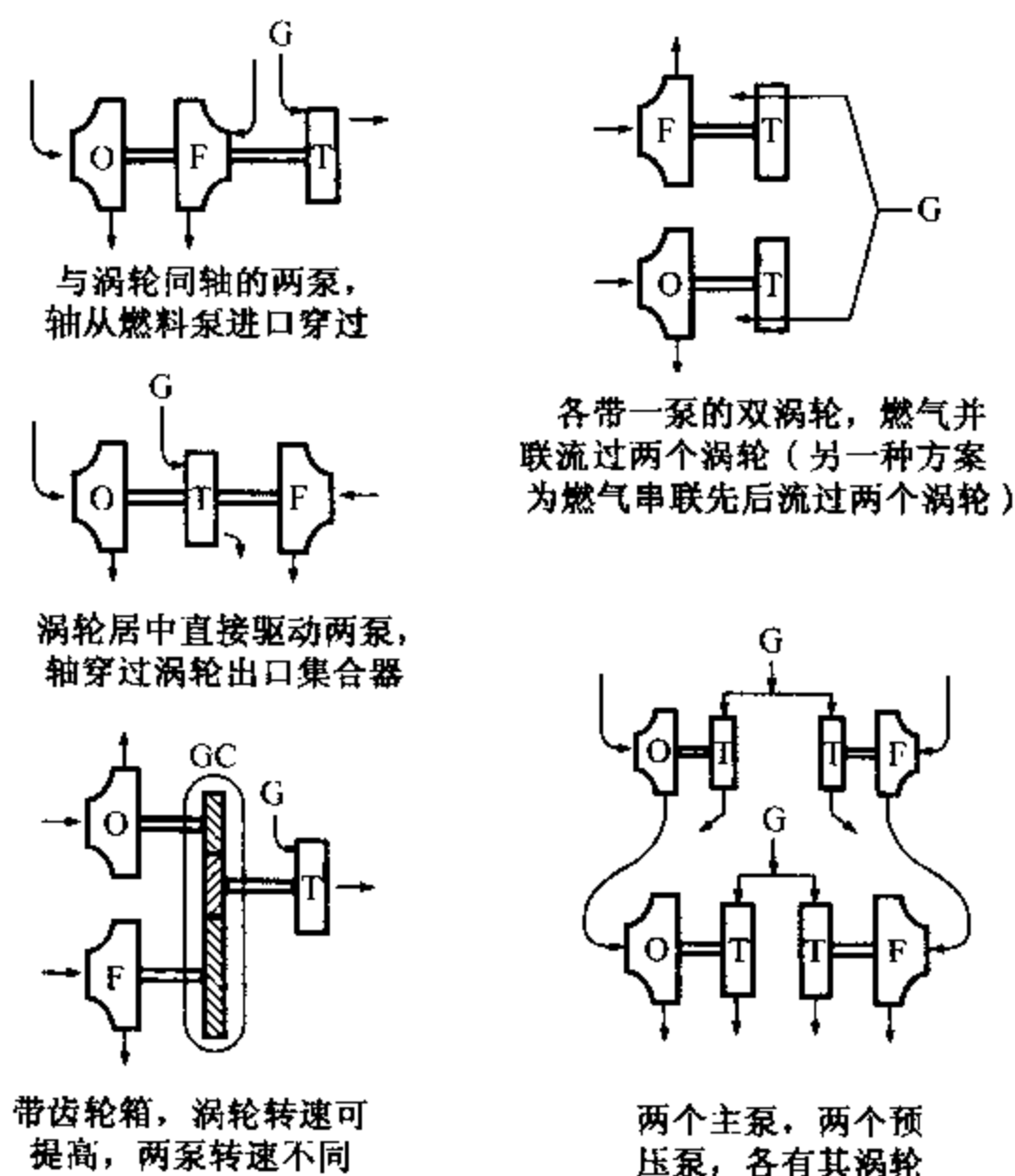


图 10-4 各种涡轮泵设计布局简要示意图。F 为燃料泵, O 为氧化剂泵, T 为涡轮, G 为高温燃气, GC 为齿轮箱

采用增压泵可以降低贮箱压力, 从而降低飞行器的死重, 同时为主泵入口提供足够的抽吸压力。航天飞机主发动机和俄罗斯 RD-170 发动机均采用了增压泵, 如图 6-12 和 10-11 所示。某些增压泵用液体增压涡轮驱动, 该涡轮使用一股从主泵出口边引出的小流量高压液体推进剂。从涡轮排出的液体与增压泵出口处的主推进剂流混合。

本节后面将叙述几个适用于稳态 (全推力) 工作条件的公式。启动瞬态条件下的情况不进行详细讨论, 例如液体推进剂在管路、泵或集液腔内的充填或高压气体在涡轮及其歧管内的充填。这些动态工况是很复杂的, 它与燃烧反应相关, 有时难以分析, 然而它们对于发动机的正常和安全工作是很重要的。各主要火箭发动机制造厂家已经为这些系统动力学开发了一些方法 (通常是分析和水力学模型), 这些系统动力学常常与具体发动机和硬件相关 (参见文献 10-3、10-4)。

质量对于所有飞行装置都是非常重要的, 因此要选择能使涡轮、泵、燃气发生器、阀门、贮箱以及燃气发生器推进剂的总质量最小的供应系统。在涡轮泵设计中还要考虑

热应力、热膨胀或收缩引起的翘曲、轴向载荷、合适的间隙（以防止摩擦，同时尽量减小泄漏）、轴承的对准、转动部件的动平衡措施、在弹性飞行器主结构上的安装而不会引发外力，以及避免液路和气路管道内产生过高的压力载荷。

涡轮泵振动曾在研制过程中带来了一些问题。这里不对各种振动（轴、涡轮叶片、液体振荡、气流振荡或轴承振动）进行分析。在**临界转速**下，转动部件（轴、叶轮、涡轮盘等）的结构自振频率与工作转速一致。稍微有点不平衡就可能被放大，造成轴严重弯曲、轴承破坏以及其他损坏。因此工作转速一般要低于临界转速，但有时高于临界转速。采用大直径的刚性轴、刚性轴承以及刚性轴承支架能提高临界转速，而阻尼（如轴承中的润滑液膜）能降低振幅。此外，该临界轴频率或临界工作转速还应与其他自振频率错开，不能激发其他各种自振频率，例如各种部件（管道、波纹管、集流腔或喷注器头腔）的自振频率。文献 10-5 介绍了各种内部振动问题的解决方法，如轴承涡动和叶片振动。

大多数现有涡轮泵中的**轴承**是特殊合金制成的精密的滚珠和滚柱轴承。某些滚珠轴承可以同时承受径向和轴向载荷。滚珠和滚柱轴承有可靠工作的最大载荷和最大转速。在某些涡轮泵设计中，涡轮泵的最小尺寸是由该轴承最大转速决定的，而不是泵的气蚀极限。最近采用了液体静压轴承，轴跨在高压液膜上。这种轴承有良好的径向承载能力，能为振动提供一些阻尼，支承刚性更好。轴向载荷（叶轮和涡轮叶片上的压力不平衡引起的）可以用特殊的液体静压轴承来承受。由于转动件和静止件之间没有直接接触，这些液体静压轴承的磨损很小，甚至没有，其寿命可望是很长的。但是，在低转速下（即启动和关机期间）有摩擦接触和磨损（参见文献 10-6）。

轴承和密封件的冷却和润滑对预防轴承问题是很重要的，它常采用一股小流量推进剂（组分之一）来实现。烃类燃料通常是良好的润滑剂，而氢是良好的冷却剂和效果有限的润滑剂。如果采用氧化剂作为冷却剂和润滑剂，则轴承和密封件所用的材料必须能在工作中受热时抗氧化。

如果涡轮泵用于可重复使用火箭发动机，则它要复杂得多。例如，它要有在任务和飞行后便于进行检查和自动状态评估的措施，比如用内窥镜通过检查孔对轴承进行的检查、高应力部件（涡轮叶片转子或高压高温燃气歧管）裂纹的检查或轴转矩的测量（检测有没有卡住或翘曲）。

10.1.2 泵

10.1.2.1 分类和概述

通常认为**离心泵**最适合用于抽吸大型火箭发动机中的推进剂。在大流量和高压条件下，就质量和所需空间而言，离心泵既高效又经济。

图 10-5 为离心泵的示意图。流体进入**叶轮**（实质上是一个轮子，其螺旋形弯曲叶片在**壳体**内旋转），在叶轮通道内加速，离开叶轮圆周边缘后高速进入**蜗壳**或**集器**以及其后的**扩压器**，在那里动能（速度）转变为势能（压力）。在某些泵中，弯曲的扩压器导流片构成了集器的上游部分。为得到较高的效率和足够的强度，叶轮叶片、扩压器导流片和蜗壳通道的三维流动设计可以用计算机程序来完成。**密封件或磨损环**表面上

的转动件和静止件之间保持严密的间隙，以尽量减小叶轮高压侧（出口）和低压侧（抽吸口）之间的内部泄漏或环流。沿轴壁产生的外漏利用轴密封来防止或降到最小。单级泵（只有一个叶轮）能提供液体的压升受其最高应力限制，因此高泵压头（例如液氢泵）就需要多级泵*。文献 10-5~10-7 给出各种泵的资料。泵的内部在任何时候都存在自由流动通道，且无法主动切断它。泵的特性即压升、流量和效率与泵转速、叶轮、叶片形状以及壳体构型有关。图 10-6 画出了一组典型的离心泵的曲线。压头-流量曲线的负斜率表示泵具有稳定性。文献 10-7 和 10-8 叙述了一较小的涡轮泵的研制和一高速的螺旋形第一级叶轮（称之为诱导轮）的试验。

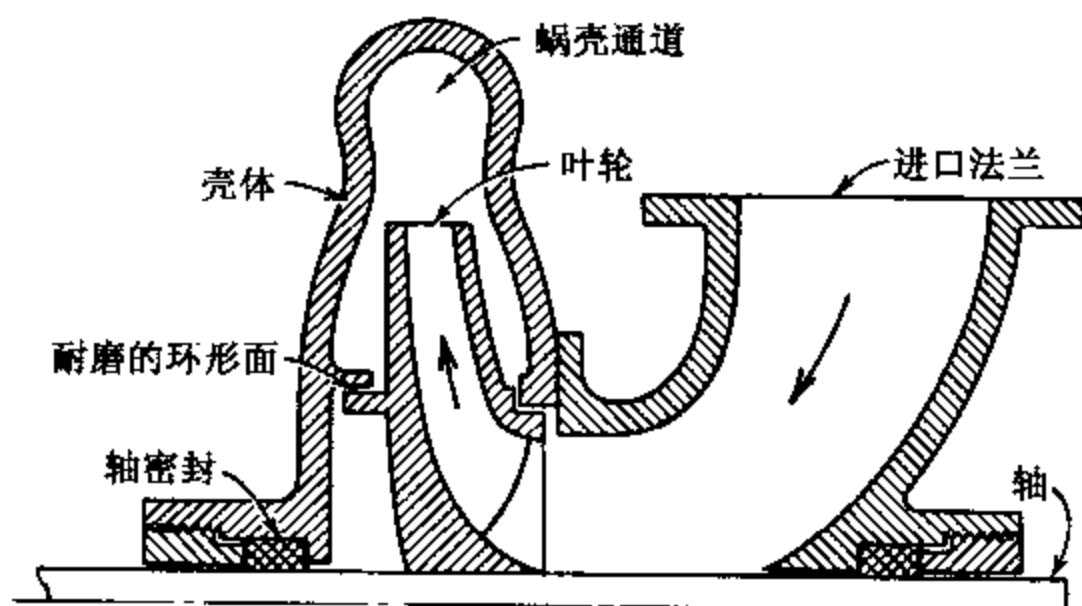


图 10-5 典型离心泵的半剖面简图

如图 10-1、10-3 和 10-5 所示，带盖叶轮在叶片顶部有一盖（形状为旋转面）。这种类型的叶轮通常应力较高、围绕叶轮的泄漏率较低。如图 10-2 的涡轮叶片所示，在无盖叶轮或涡轮中，叶片上无覆盖物。

10.1.2.2 泵参数

本节简要叙述稳态流动条件下火箭推进剂离心泵设计必须考虑的一些重要参数和特点。

在给定推力、有效排气速度、推进剂密度以及混合比的情况下，通过发动机设计可确定所需的泵流量。除了推力室需要的流量外，在确定泵流量时还需考虑燃气发生器的推进剂消耗量，在某些设计中还需考虑涡轮旁通和辅助装置的推进剂流量。所需的泵出口压力可根据燃烧室压力以及阀门、管路、冷却夹套和喷注器的压力损失确定 [参见式 (6-15)]。为了在额定压力下得到额定流量，通常要通过采用控制阀或节流圈增加一段可调节的压降，以对所需的供应压力进行调整或改变。调节泵的转速也可以改变所需的可调压降。如 10.6 节所述，为对泵、阀门、喷注器、推进剂密度等的水力特性和性能留有一定的公差，压头和流量的这种调整是必需的。

如果知道泵在某个转速下的性能，就可以预测泵在各种转速下的性能。因为对于给定的泵，流体速度与泵转速 N 成正比，流量或排量 Q 也与转速成正比，而压头 H 与

* 参见 10.1.1 节的脚注。

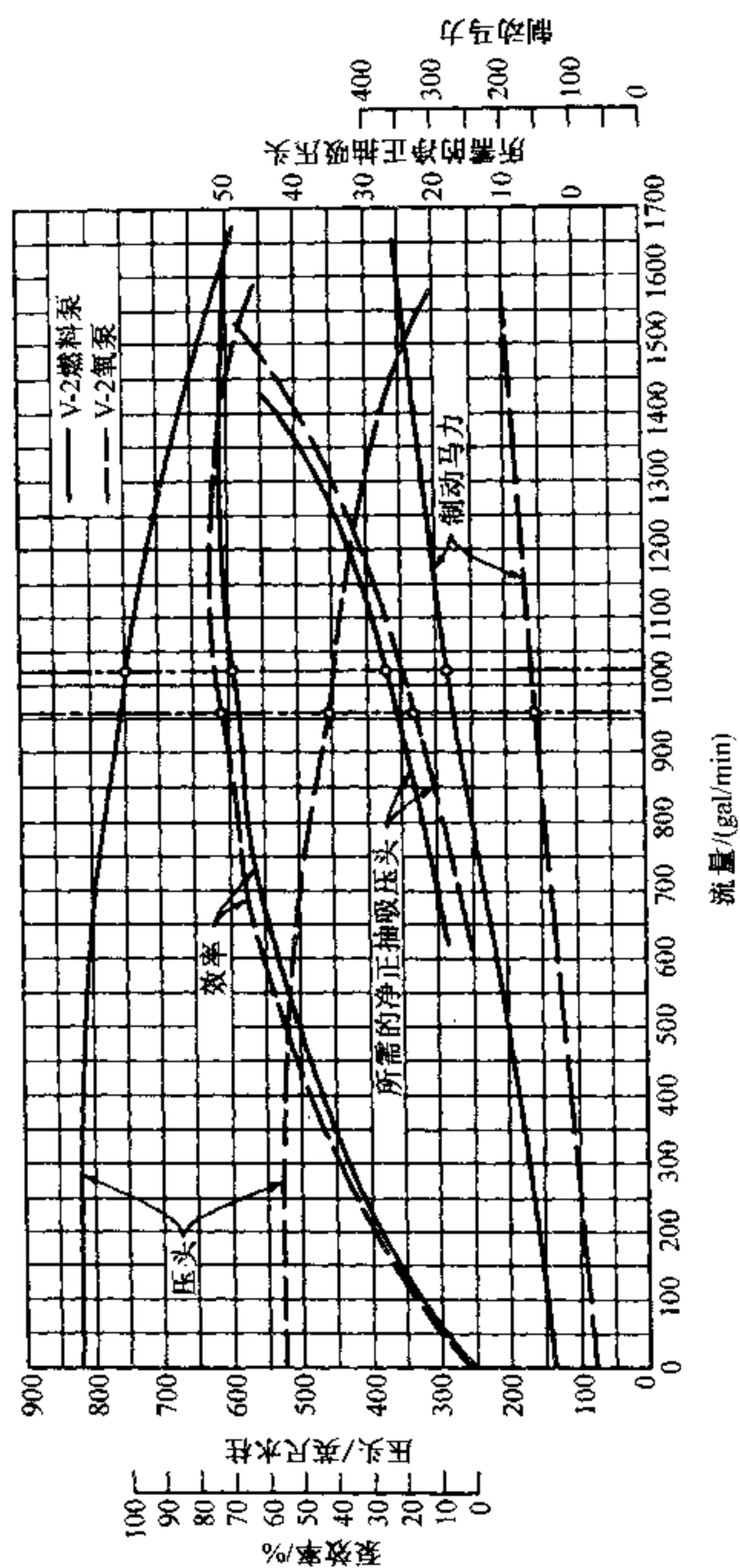


图10-6 德国V-2火箭发动机离心泵的水试性能曲线。推进剂为75%稀释乙醇和液氧

转速的平方成正比。即存在以下关系：

$$\begin{aligned} Q(\text{流量}) &\sim N(\text{rpm 或 rad/s}) \\ H(\text{泵压头}) &\sim N^2 \\ P(\text{泵功率}) &\sim N^3 \end{aligned} \quad (10-1)$$

从以上关系式可以推导出称为**比转速**的参数 N_s ，它是对泵的参数作量纲分析后推导出来的无量纲数，如文献 10-9 所述。

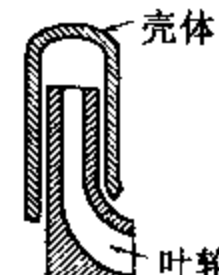
$$N_s = N \sqrt{Q_e} / (g_0 \Delta H_e)^{3/4} \quad (10-2)$$

以上公式可采用任何一组一致的单位，例如 N 采用 r/s ， Q 采用 m^3/s ， g_0 采用 9.8m/s^2 ， H 采用 m 。下标 e 系指最高效率的状态。在美国泵的习惯用法中去掉了 g_0 ， N 的单位用 rpm ，而 Q 的单位用每分钟加仑数或 ft^3/s 。美国现有的多数泵的数据采用了这些单位。这样需对 10-2 式的形式作修改，这时 N_s 是有量纲的，即

$$N_s = 21.2 N \sqrt{Q_e} / (\Delta H_e)^{3/4} \quad (10-3)$$

当 N 采用 rpm 、 Q 采用 ft^3/s 、 H 采用 ft 时要乘以系数 21.2。在任何比转速范围内都存在一个效率最高的泵的形狀和叶轮形狀，如表 10-2 所示。由于密度低，氢采用轴流装置抽吸是最有效的。

表 10-2 泵的类型

	叶轮类型				
	径流式	法兰西式	混流式	近轴流式	轴流式
基本形状(半剖面)					
比转速 N_s					
美国习惯	500~1000	1000~2000	2000~3000	3000~6000	8000 以上
SI 单位	0.2~0.3	0.4	0.6~0.8	1.0~2.0	2.5 以上
效率, %	50~80	60~90	70~92	76~88	75~82

离心泵的**叶尖速度**受设计和材料强度的限制，最高为 $60 \sim 450\text{m/s}$ 左右。钛合金（密度比钢低）机加工无盖叶轮的叶尖速度现已超过了 2150ft/s ，并已用于图 10-2 所示的泵。铸造叶轮的极限值比机加工叶轮低。该最大叶尖速度决定单级叶轮能得到的最大压头。叶轮的叶尖速度 u 是转速（单位为 rad/s ）和叶轮半径的积，与泵压头的关系为

$$u = \phi \sqrt{2g_0 \Delta H} \quad (10-4)$$

式中 ϕ 视设计不同落在 0.90 和 1.10 之间。许多泵的 $\phi = 1.0$ 。

根据连续方程，流量决定了叶轮的进口和出口面积。从该方程得到的直径应与表 10-2 中特定比转速下的形状图一致。不可压流体的连续方程为

$$Q = A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (10-5)$$

式中下标指叶轮进口和出口截面，面积都以垂直于各自的流动速度测量。进口速度 v_1 通常为 2~6m/s，出口速度 v_2 为 3~15m/s。对于可压缩流体，例如液氢，密度随压力而变化，连续方程为

$$\dot{m} = A_1 v_1 \rho_1 = A_2 v_2 \rho_2 \quad (10-6)$$

此时由泵产生的压头还与密度变化有关。

泵的性能受气蚀的限制，气蚀是当流体流动通道内某处的静压小于流体蒸气压时出现的一种现象。蒸气泡的形成引起气蚀。当蒸气泡到达高压区时（即流体静压高于蒸气压）这些气泡消失。在离心泵中，气蚀最可能发生在进口处泵叶轮叶片前缘的后面，因为这里绝对压力最低。蒸气的过度形成会引起泵排出流量的减少和波动、降低推力，并使燃烧变得不稳定、产生危险（参见文献 10-10）。

当气泡沿泵叶轮表面从低压区（气泡生成的地方）移动到下游高压区后气泡就消失。气泡的突然消失产生局部高压脉冲，对金属叶轮表面造成很大的过应力。在大多数发动机应用中，这种气蚀侵蚀没有水泵或化学泵那么严重，因为累积时间相对较短，而且叶轮上金属侵蚀面通常不是很广。

所需的抽吸压头 $(H_s)_R$ 是泵进口处压头的极限值（高于当地蒸气压），该值低于进口压头时叶轮不会发生气蚀。它与泵和叶轮的设计有关，其值随流量而增加，这在图 10-6 中可以看出。为了避免气蚀，泵所需的高于蒸气压的抽吸压头 $(H_s)_R$ 必须总是低于由泵上游管路提供的可获得的或净正抽吸压头 $(H_s)_A$ ，即 $(H_s)_R \leq (H_s)_A$ 。所需的高于蒸气压的抽吸压头可以根据抽吸比转速 S 求得

$$S = 21.2N \sqrt{Q_s} / (H_s)_R^{3/4} \quad (10-7)$$

抽吸比转速 S 取决于设计质量和比转速 N_s ，如表 10-2 所示。若采用 ft-lbf 单位，抽吸比转速 S 的值在 5000 和 60000 之间。抽吸特性差的泵该值在 5000 附近，设计得好的、没有气蚀的泵该值约在 10000 和 25000 之间，而对于产生有限的、可控的局部气蚀的泵，该值在 40000 以上。在公式 10-7 中，所需的抽吸压头 $(H_s)_R$ 通常定义为：在泵试验中，随着抽吸侧压力的不断降低，泵出口压头降低 2% 时的临界抽吸压头。涡轮泵经过近几十年的研制，现叶轮的设计可以在发生更大气蚀的情况下（高于通常认为的 2% 压头损失）成功地工作。诱导轮现已设计成能在其叶片前缘附近产生大量气泡的情况下稳定地工作，但这些气泡是在叶片尾迹尾部消失。现在诱导轮的 S 值可在 80000 以上。文献 10-9 对叶轮叶片设计进行了讨论。

在泵抽吸法兰处可获得的压头称为净正抽吸压头或高于蒸气压的可用压头 $(H_s)_A$ 。它是一绝对压头值，可根据贮箱压力（贮箱液面以上的气体绝压）、泵进口以上的推进剂液柱高度、贮箱和泵之间管路的摩擦损失以及流体蒸气压等计算。当飞行中的飞行器有加速度时，必须对由加速度产生的压头加以修正。图 10-7 中定义了各种压头。净正抽吸压头 $(H_s)_A$ 是用于抑制泵进口处气蚀的最大可用压头。

$$(H_s)_A = H_{\text{tank}} + H_{\text{elevation}} - H_{\text{friction}} - H_{\text{vapor}} \quad (10-8)$$

为避免泵产生气蚀， $(H_s)_A$ 必须高于 $(H_s)_R$ 。如果泵需要更多的压头，推进剂可能需要用外部装置来增压，例如串联另一个泵（称为增压泵），或用气体增压推进剂贮箱。后

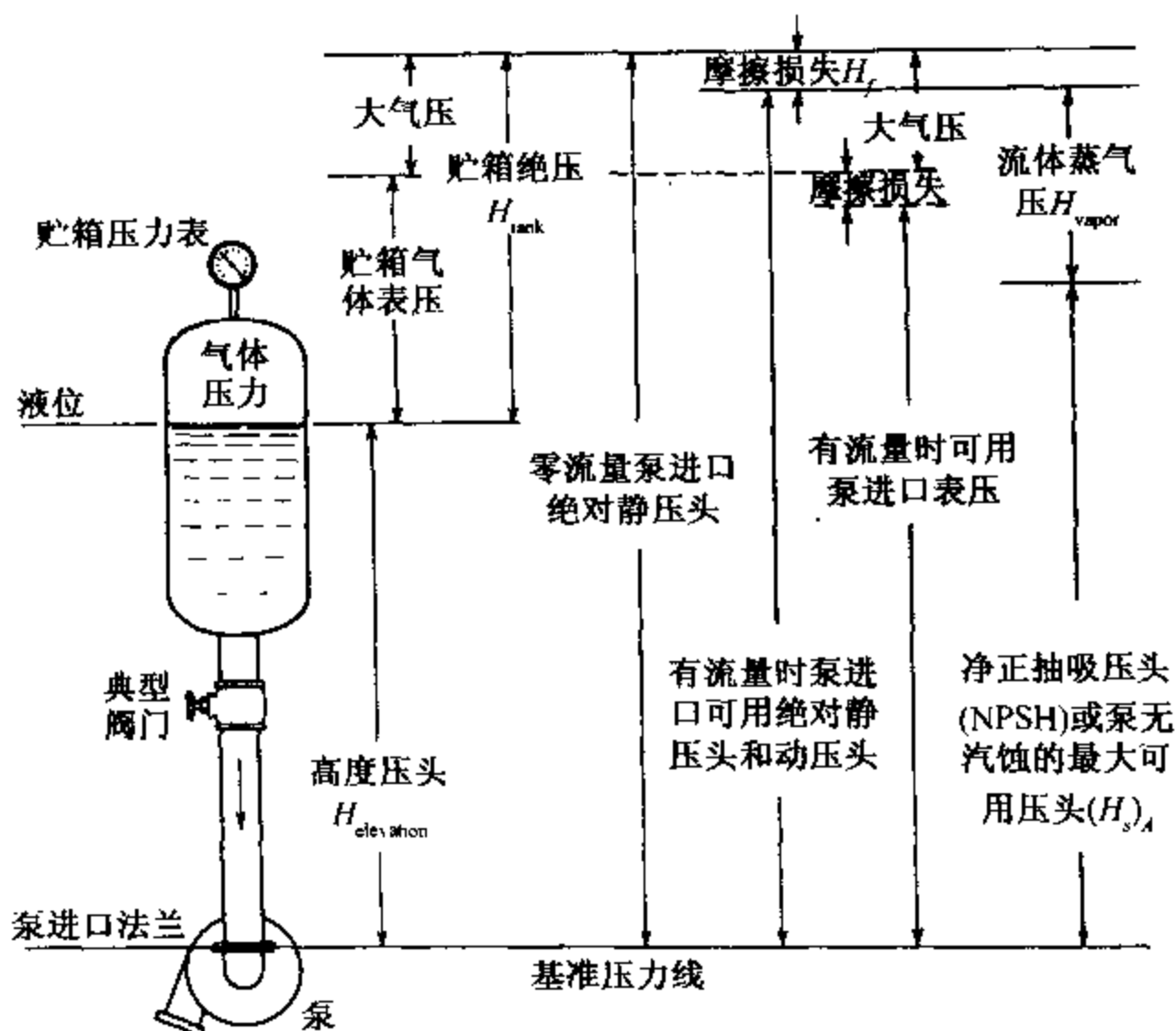


图 10-7 泵吸收压头的定义

一种方法要求较厚的贮箱壁，因此贮箱较重，并需要较大的气体增压系统。例如，德国 V-2 导弹的氧贮箱增压到 2.3 atm，部分原因是为了避免泵气蚀。对于给定的 $(H_s)_A$ 值，蒸汽压较高的推进剂需要较高的贮箱压力和较重的贮箱质量。对于给定的可用抽吸压头 $(H_s)_A$ ，要求抽吸压力较低的泵在设计时通常可以采用高转速、小直径，因此泵的质量较小。人们总是希望 $(H_s)_R$ 值小一些，因为这样就可以降低贮箱增压要求，从而减少贮箱死重。如果叶轮和流体通道设计得较好、轴转速 N 较低，则 $(H_s)_R$ 值将比较小。然而很低的转速需要泵采用很大的直径，这样泵就太重。选择用于发动机的离心泵的趋势是选择一最高转速，同时其 $(H_s)_R$ 值较低，不需要过高的贮箱增压或不会带来其他设计复杂因素，因此泵就可以设计得比较轻。这样就将重点放在了具有良好抽吸特性的泵上。

曾经有一些小推力、小流量的实验发动机采用过正排泵，如隔膜泵、活塞泵或旋转位移泵（齿轮泵和叶片泵）。在 N_s 值较低时，这些泵有更好的效率，但它们的排出压力随冲程波动，且噪音较大。

在最小贮箱压力下得到轻质涡轮泵的一种方法是采用诱导轮，它是一种特殊的泵叶轮，通常与主叶轮在同一轴上，以相同的转速转动。它的压升较低，因此具有较高的比转速。诱导轮的叶轮紧靠主叶轮的上游。诱导轮基本上是一具有螺旋形叶轮的轴流泵，很多是在轻微气蚀下工作。诱导轮提供的压升（一般为泵总压头的 2%~10%）必须大到刚足以抑制主泵叶轮的气蚀，这样就可以使主泵较小、较轻、转速较高。图 10-3 和



图 10-8 航天飞机主发动机低压燃料涡轮泵的诱导轮叶轮。其直径约 10in, 氢额定流量 148.6 lb/s, 抽吸压力 30 psi, 在 15765rpm 下出口压力为 280 psi, 效率为 0.77, 当用水试验时抽吸比转速为 39000 (波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

10-8 画出了诱导轮, 文献 10-8 叙述了其中一个诱导轮的试验。

在某些火箭发动机中, 将诱导轮叶轮装到独立的低功率、低转速的增压涡轮泵 (由其独立涡轮驱动) 上可以进一步降低涡轮泵和贮箱系统的死重。如图 6-4 的流路图和图 6-1 的发动机视图所示, 航天飞机主发动机中有两台这样的低压升涡轮泵。这样可使诱导轮叶轮在最佳 (较低的) 转速下工作。

10.1.2.3 推进剂的影响

对于同样的功率和质量流量, 泵的压头与推进剂密度成反比。由于泵基本上是等容积流量机械, 推进剂密度越高, 所需的压头和功率就越小, 从而泵组件可做得较小。

因为许多推进剂处理起来是危险的, 故必须采用特殊措施以防止轴密封处泄漏。

对于自燃推进剂, 泄漏可引起泵舱内起火甚至爆炸。通常采用多道密封, 再加上排放措施, 排放措施可以安全地除去或处理掉穿过第一道密封的推进剂。此外还在密封处采用了惰性气体吹除来去掉危险的推进剂蒸气。腐蚀性推进剂的密封对密封材料和设计提出了非常苛刻的要求。对于低温推进剂, 泵的轴承通常用推进剂润滑, 因为一般润滑油在泵结构件的低温下要冻结。

离心泵应在最高的泵效率下工作。该效率随着容积流量的增加而提高, 在很大的流量 ($0.05\text{m}^3/\text{s}$ 以上)、比转速在 2500 以上时达到最大值 (约 90%) (参见文献 6-1 和 10-9)。大多数推进剂泵的效率介于 30% ~ 70%。泵的效率由于壳体和叶轮的粗糙表面, 密封件、轴承和填料箱所消耗的功率, 以及磨损环的过度泄漏和水力设计不良而降低。泵的效率 η_p 定义为流体功率除以泵轴功率 P_p :

$$\eta_p = \rho Q \Delta H / P_p \quad (10-9)$$

若 P_p 的单位用马力、 H 用 ft、 Q 用 ft^3/s , 则必须乘以修正系数 550 ft-lbf/hp。若要确定水试所需的泵功率, 则必须对使用推进剂时的泵功率乘以密度比。

例题 10-1 试确定一液氧泵的转速和叶轮的总体尺寸, 已知出口压力为 1000 psi、抽吸压力为 14.7 psi、推进剂流量为 500 lb/s。氧贮箱增压到 35 psi。忽略抽吸管道的摩擦和由加速度和推进剂消耗引起的抽吸压头的变化。贮箱初始液面在泵抽吸进口以上 15 ft。

解 液氧沸点密度为 $71.2 \text{ lb}/\text{ft}^3$ 。容积流量 Q 为 $500/71.2 = 7.022 \text{ (ft}^3/\text{s)}$ 。液氧蒸气压力为 $1 \text{ atm} = 14.7 \text{ psi} = 29.8 \text{ ft}$ 。抽吸压头为 $35 \times 144/71.2 = 70.8 \text{ (ft)}$ 。根据公式 (10-8), 可用抽吸压头为 $70.8 + 14.7 = 85.5 \text{ (ft)}$ 。出口压头为 $1000 \times 144/71.2 = 2022 \text{ (ft)}$ 。由泵提供的压头则为 $2022 - 85.5 = 1937 \text{ (ft)}$ 。

为了有一定的气蚀安全裕度, 所需的抽吸压头取为可用抽吸压头的 80%, $(H_s)_R = 0.8 \times 85.5 = 68.4$ (ft)。假设抽吸比转速为 15000 (如果没有试验数据, 这是一个比较合理的值)。根据公式 (10-7), 求解转速 N :

$$S = 21.2N \sqrt{Q}/(H_s)_R^{3/4} = 21.2N \sqrt{7.022}/68.4^{0.75} = 15000$$

求得 $N = 6350$ rpm 或 664.7 rad/s

由公式 (10-3) 求得比转速为

$$\begin{aligned} N_s &= 21.2N \sqrt{Q}/H^{3/4} \\ &= 21.2 \times 6350 \sqrt{7.022}/1937^{0.75} = 1222 \end{aligned}$$

根据表 10-2, 该 N_s 值的叶轮形状为法兰西型。叶轮出口直径 D_2 可根据公式 (10-4) 的叶尖速度计算:

$$u = \psi \sqrt{2g_0 \Delta H} = 1.0 \sqrt{2 \times 32.2 \times 1937} = 353 \text{ (ft/s)}$$

$$D_2 = 353 \times 2/664.7 = 1.062 \text{ (ft)} = 12.75 \text{ (in)}$$

叶轮进口直径 D_1 可根据公式 (10-5) 计算, 假设进口速度为典型的 15 ft/s、横截面为 5.10 in^2 (直径为 2.548 in)

$$A = Q/v_1 = 7.022/15 = 0.468 \text{ (ft}^2\text{)} = 67.41 \text{ (in}^2\text{)}$$

$$A = 1/4\pi D_1^2 + 5.10 = 67.41 + 5.10 = 72.51 \text{ (in}^2\text{)}$$

$$D_1 = 9.61 \text{ in (内流道直径)}$$

这些数据足以画出叶轮的初步草图。

10.1.3 涡轮

涡轮必须提供足够的轴功率用于在所需的转速和扭矩下驱动推进剂泵 (有时还包括辅助装置)。涡轮的能量来自于气态工质通过固定喷嘴和旋转叶片的膨胀。叶片安装在与轴相连的轮盘上。气体通过倾斜的喷嘴膨胀后速度大大提高, 方向转为接近切向, 然后流经形状特殊的叶片, 在叶片上气体能量转变为作用在每个叶片上的切向力。这些力使涡轮盘旋转 (参见文献 10-1 和 10-11)。

10.1.3.1 分类和概述

大多数涡轮在涡轮盘的周缘上装有叶片, 气流沿轴向, 类似于表 10-2 所示的轴流式泵的方案和图 10-1 所示的单级涡轮。此外, 也有少数如图 10-2 所示的径向流涡轮 (特别是在高转速下)。理论上对两类用于驱动发动机泵的轴流式涡轮比较感兴趣: 冲击式涡轮和反力式涡轮, 图 10-9 简要画出了这两类涡轮。在**冲击式涡轮**中, 工质的焓在第一组涡轮固定喷嘴中转变为动能, 而不是在旋转叶片元件中转变。高速气体吹到 (基本上沿切向) 旋转叶片上, 高动能气流的动量转化为安装在涡轮盘上的旋转叶片的冲量, 从而使叶片转动。在**速度分级冲击式涡轮**中, 有一组固定叶片, 它改变从第一组旋转叶片出来的气流的方向, 并引导气流进入第二组旋转叶片, 在这里工质进一步将能量传递给涡轮盘。在**压力分级冲击式涡轮**中, 各组固定叶片内都有气体膨胀过程。在**反力式涡轮**中, 气体膨胀过程大致在旋转和固定叶片单元之间均匀分配。由于燃气发生器循

环中涡轮工质具有很高的压降，故大推力发动机倾向于采用简单的、重量较轻的一级或两级冲击式涡轮。许多火箭发动机的涡轮既不是纯冲击式也不是纯反力式，而往往接近于一种转动叶片中有较小的反力度的冲击式涡轮。

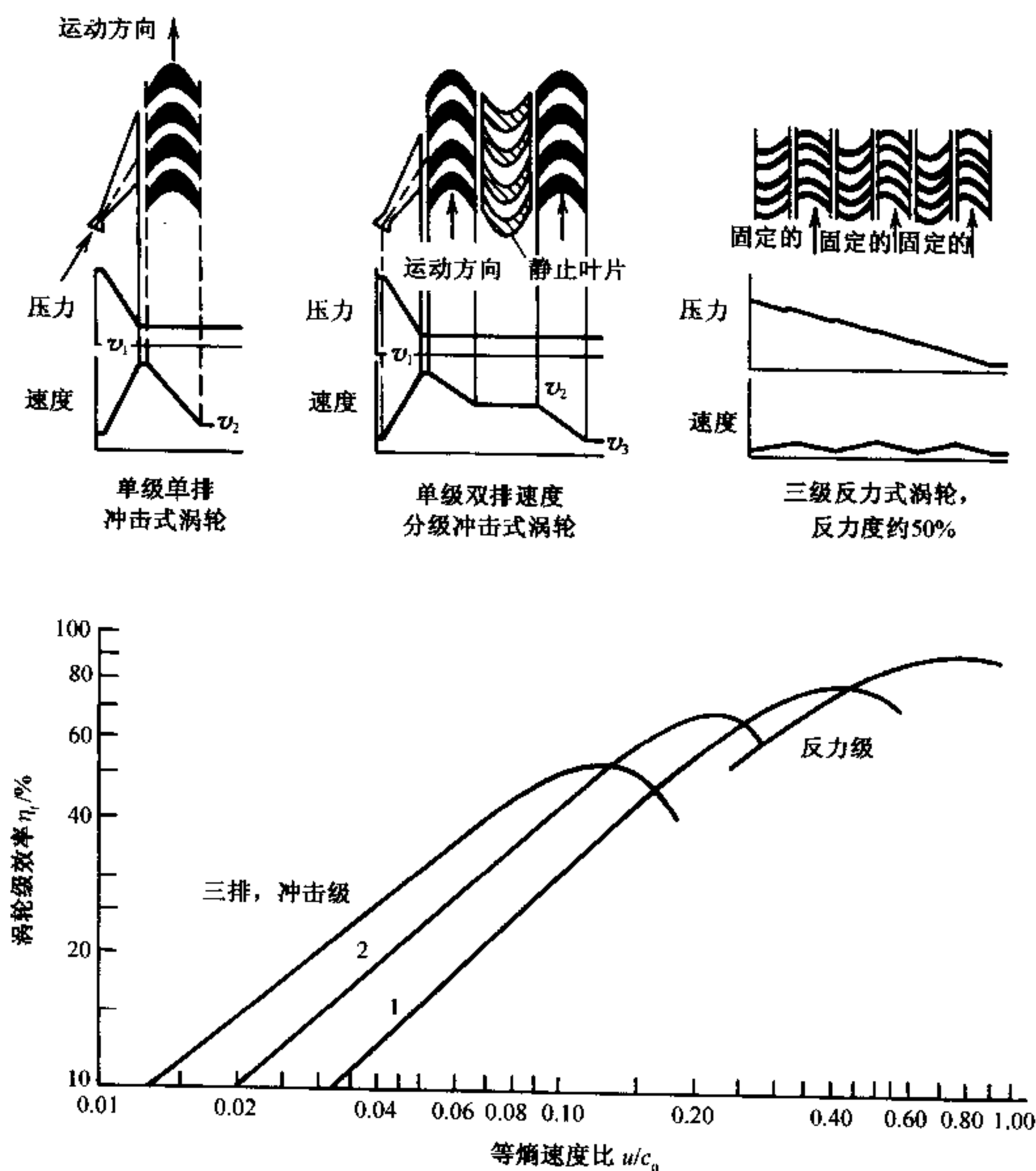


图 10-9 冲击式和反力式涡轮的顶视图、压力和速度分布以及效率曲线。速度比为旋转叶片的节线速度 u 除以根据焓降计算的气体理论喷射速度 c_0 。经许可摘自文献 10-1 和 10-12

在某些循环中，涡轮排气通过排气管出口处的拉伐尔喷管（参见图 1-4）排出。高的涡轮出口压力使文氏管喉部达到了临界流动条件（特别在高空时），因此使涡轮出口压力和涡轮功率保持恒定，不随高度而变化。此外，涡轮排气给发动机提供了一个小的附加推力。

10.1.3.2 涡轮性能和设计考虑

结合公式 (3-1) 和 (3-7), 可得到涡轮提供的功率:

$$P_T = \eta_T \dot{m}_T \Delta h \quad (10-10)$$

$$P_T = \eta_T \dot{m}_T c_p T_1 [1 - (p_2/p_1)^{(k-1)/k}] \quad (10-11)$$

涡轮提供的功率 P_T 正比于涡轮效率 η_T 、通过涡轮的流量 $\dot{m}_T$ 以及单位流量的可用焓降 Δh 。该公式中的单位必须一致 (1Btu = 778 ft-lbf = 1055 J)。该焓值为比热 c_p 、喷嘴进口温度 T_1 、涡轮压比以及涡轮气体比热比 k 的函数。对于燃气发生器循环, 涡轮进出口压降相对较高, 但涡轮流量较小 (一般为推进剂总流量的 2% ~ 5%)。对于分级燃烧循环, 该压降要低得多, 而涡轮流量则要大得多。

大型高室压液体火箭发动机的涡轮功率可超过 250000 hp, 而小发动机的涡轮功率可能在 35kW 或 50hp 左右。

根据公式 6-12, 涡轮提供的功率 P_T 必须等于推进剂泵、安装在涡轮泵上的辅助装置 (例如液压泵、发电机、转速表等) 所需的功率和轴承、齿轮、密封件以及磨损环的功率损失。通常这些损失很小, 常可忽略。在 6.2 节和 10.2 节中讨论了涡轮气体流量对火箭发动机系统比冲的影响。对于燃气发生器循环, 火箭发动机设计师感兴趣的是提高涡轮效率和涡轮进口温度 T_1 , 以降低涡轮工质流量, 也即减少驱动涡轮所需的推进剂量, 从而提高燃气发生器循环发动机的总有效比冲。对气体流动特性和涡轮叶片形状作三维计算机分析后已得到了高效率的叶片设计。

更好的涡轮叶片材料 (例如单向凝固的单晶体) 和特殊合金可允许涡轮进口温度在 1400 K 以上, 甚至高达 1600 K。提高温度或气体焓值能降低所需的涡轮流量。从可靠性和成本考虑, 实际涡轮进口温度维持在比较保守的值, 如 900 ~ 950 K 左右, 采用了低成本的合金钢材料。图 10-9 给出了火箭发动机涡轮泵的涡轮效率。设计良好、采用高强度高温材料的叶片其最大叶片速度一般为 400 ~ 700 m/s。提高叶片速度通常可以提高效率。为了得到较高的效率, 涡轮叶片和喷嘴型面必须具有光滑的表面。此外要求涡轮叶尖处的间隙尽量小, 以减少泄漏。

在许多火箭发动机中, 涡轮的低效率是由离心泵设计考虑引起的, 在泵和涡轮同轴安装时涡轮泵的轴转速受到了限制, 这将在下一节讨论。低转速加上质量尽量小的要求 (限制了涡轮盘直径) 使得叶片速度很低, 于是降低了效率。

只要涡轮泵设计允许叶片速度较高, 涡轮效率高的好处就能体现出来 (燃气发生器所需的推进剂量减少)。在中推力和小推力火箭发动机中, 这可以通过在涡轮与泵轴之间设齿轮传动装置或使用高转速泵来实现。在推力很大的火箭发动机中, 泵的直径和转速接近涡轮的转速, 两者可以同轴安装。输入到涡轮的功率可通过控制进入涡轮的流量来调节, 这可以通过节流或旁通一部分进入涡轮的工质流量或者改变涡轮进口压力来实现。

火箭发动机涡轮没有温车时间。高温燃气突然以全流量进入造成严重的热冲击和热变形, 并增加了运动金属部件之间发生摩擦的机会。涡轮叶片最严重的应力往往是热应力, 热应力在发动机启动阶段产生, 当时叶片前缘很热而其他部分仍然很冷。火箭发动机涡轮中的这种热应力及其他载荷条件可能比燃烧空气的燃气轮机更加严重。

对于小推力发动机，轴转速可能很高，如在 100000 rpm 以上。此外，涡轮叶片变得很短，摩擦损失会高得无法接受。为了得到合理的叶片高度，可以采用部分进气的涡轮设计，把其中一部分涡轮喷嘴堵住或去掉。

10.1.4 燃气发生器和预燃室

在液体火箭发动机中，燃气发生器是驱动涡轮的高温燃气（推进剂燃烧产生）的来源。视发动机循环而定，涡轮驱动气体有时也使用其他来源，如 6.3 节所述。

燃气发生器可以分为单组元推进剂、双组元推进剂或固体推进剂几种。燃气发生器的基本设计参数实际上与发动机推力室或固体火箭发动机类似。通过有意把推进剂的混合比调节到显著偏离化学当量比（通常是富燃）的状态，燃烧温度一般控制在 1400~1600 K 以下。这么低的燃气温度可以使燃烧室采用不冷却的结构，并能防止涡轮叶片熔化或限制其侵蚀。对于单组元推进剂，例如过氧化氢 (H_2O_2) 或肼 (N_2H_4)，流量容易控制，气体在预定温度（温度视具体的催化剂和燃气发生器设计而定）下产生。除了用一通向涡轮喷嘴的管道代替喷管外，燃气发生器看上去大体上像不冷却的火箭发动机推力室。

输送到燃气发生器的液体推进剂可来自于独立的增压贮箱，也可从发动机推进剂泵抽出。在启动泵压式燃气发生器时，需要把涡轮机带到工作转速，这可以用固体火药启动器、辅助的增压推进剂来完成，也可让发动机利用飞行器贮箱和供应系统管路中的液柱压头自身“引导”启动，后者通常称为“贮箱压头”启动。

除了为火箭发动机供应系统提供动力外，燃气发生器还有**其他用途**。只要是需要在短时间内产生大量功率的场合，它就可以应用，因为它比常规的短时间动力设备简单、更轻。燃气发生器的典型其他用途是驱动鱼雷涡轮和启动飞机弹射器。

在分级燃烧循环中，一种推进剂组元全部和另一组元的一小部分（混合物可以是富燃的，也可以是富氧的）燃烧，产生驱动涡轮的气体。这种燃烧装置称为**预燃室**，通常是不冷却的。它的流量比上面提到的燃气发生器要大得多，但其涡轮压降要小很多，其推进剂最高压力比燃气发生器高。

10.2 整个或多个火箭推进系统的性能

下面的简化关系式给出了整个火箭发动机系统的总比冲、推进剂总流量和总混合比与相应的组件性能的关系，它适用于同时工作的一台或多台推力室、辅助装置、燃气发生器、涡轮和推进剂蒸发增压系统组成的发动机系统。

比冲 I_s 、推进剂流量 $\dot{w}$ 或 $\dot{m}$ 、混合比 r 请参照公式 (2-5) 和 (6-1)。总推力 $F_{\text{总}}$ 为所有推力室的推力和涡轮排气产生的推力之和，总流量 $\dot{m}$ 为它们的流量之和。下标 oa 、 o 和 f 分别表示整个发动机系统、氧化剂和燃料。于是

$$(I_s)_{\text{oa}} = \frac{\sum F}{\sum \dot{w}} = \frac{\sum F}{g_0 \sum \dot{m}} \quad (10-12)$$

$$\dot{w}_{\text{oa}} = \sum \dot{w} \quad \text{或} \quad \dot{m}_{\text{oa}} = \sum \dot{m} \quad (10-13)$$

$$r_{\text{总}} \sim \frac{\sum \dot{w}_o}{\sum \dot{w}_f} = \frac{\sum \dot{m}_o}{\sum \dot{m}_f} \quad (10-14)$$

当飞行器推进系统中有多台火箭发动机同时工作时,总的性能也可用以上公式确定。此外这些公式也可应用于多台固体推进剂发动机以及液体火箭发动机与固体助推发动机组合的情况,如航天飞机(参见图1-13)。

例题 10-2 对于一类似于图1-4所示的带燃气发生器的发动机系统,试建立一组公式,表示(1)总的发动机性能;(2)从贮箱流出的推进剂的总混合比。采用以下下标: c ,推力室; gg ,燃气发生器; tp ,贮箱增压。对于额定燃烧时间 t ,1%的残余推进剂和6%的总安全系数,试给出在恒定推进剂流量下所需的燃料量和氧化剂量的公式。忽略关机 and 启动瞬变过程、推力矢量控制和蒸发损失。

解 只有氧化剂贮箱用蒸发推进剂增压。虽然该增压推进剂在确定总混合比时必须考虑,但由于其逗留在飞行器内不排出箭外,在确定总比冲时不应考虑。

$$(I_s)_{\text{总}} \sim \frac{F_c + F_{gg}}{(\dot{m}_c + \dot{m}_{gg})g_0} \quad (10-15)$$

$$r_{\text{总}} \sim \frac{(\dot{m}_o)_c + (\dot{m}_o)_{gg} + (\dot{m}_o)_{tp}}{(\dot{m}_f)_c + (\dot{m}_f)_{gg}} \quad (10-16)$$

$$m_f = [(\dot{m}_f)_c + (\dot{m}_f)_{gg}]t(1.00 + 0.01 + 0.06)$$

$$m_o = [(\dot{m}_o)_c + (\dot{m}_o)_{gg} + (\dot{m}_o)_{tp}]t(1.00 + 0.01 + 0.06)$$

对于这种燃气发生器循环,发动机混合比 $r_{\text{总}}$ 与推力室混合比 $r_c = (\dot{m}_o)_c / (\dot{m}_f)_c$ 不同。同样,发动机总比冲略低于推力室比冲。但是,对于膨胀循环或分级燃烧循环,只要没有气化推进剂用于贮箱增压,这两个混合比和比冲就是相同的。

发动机总比冲受喷管面积比和燃烧室压力的影响,并受发动机循环和混合比的影响

表 10-3 液氧液氢火箭发动机的比较

发动机名称、循环方式、制造国 或制造商(鉴定年份)	飞行器	真空推 力/kN	真空比冲 /s	室压 /bar	混合比	喷管面 积比	发动机干 质量/kg
SSME, 分级燃烧, Rocketdyne (1998)	航天飞机 (三机工作)	2183	452.5	196	6.0	68.8	3400
RS-68, 燃气发生器, Rocketdyne (2000)	德尔它	3313	415	97.2	6.0	21.5	6800
LE-5A, 膨胀, MH1, 日本(1991)	HII	121.5	452	37.2	5.0	130	255
LE-7, 分级燃烧, MH1, 日本 (1992)	HII	1080	445.6	122	6.0	52	1720
Vulcan, 燃气发生器, SEP 及其 他欧洲公司	阿里安 5	1120	433	112	5.35	45	1585
HM7, 燃气发生器, SEP, 法国	阿里安 1, 2, 3, 4	62.7	444.2	36.2	5.1	45	155
RL-10-A3-3A, 膨胀, Pratt & Whitney(1965)	各种上面级	73.4	444.4	32.75	5.0	61	132
RL-10-B2, (1998), 同上	—	110	466.5	44.12	6.0	375	275
YF 73, 中国	长征	44.147	420	26.28	5.0	40	236
YF 75, (双管工作), 中国		78.45	440	36.7	5.0	80	550

(程度较小)。表 10-3 列出了 11 种液氧液氢火箭发动机, 它们是各国不同单位设计的, 表中数据表明了比冲对这些参数的敏感性。文献 10-13~10-15 给出了其中一些发动机的更多的数据。

10.3 推进剂量预算

所有液体火箭发动机中都有一部分推进剂其用途不在于产生推力或增加飞行器速度, 这部分推进剂也必须装填在推进剂贮箱内。推进剂量预算可包括下列 11 个项目, 但很少有发动机会包含所有这些项目。表 10-4 列出了一个带多个小推力器和一个大推力室的航天器挤压式发动机系统的推进剂量预算实例。

表 10-4 采用单组元挤压式供应系统的航天器推进系统推进剂预算实例

预算项目	典型值
1. 主推力室(增加飞行器或某一级速度)	70%~90%(根据任务分析和系统工程分析确定)
2. 飞行控制功能(用于反作用控制推力器、获得飞行稳定性)	5%~15%(根据控制需求确定)
3. 残余推进剂(残留在阀门、管路、贮箱等内的推进剂)	总需要量*的 0.5%~2%
4. 加注误差	总需要量*的 0.5%
5. 性能偏差余量	总需要量*的 0.5%~1.0%
6. 工况偏差余量	总需要量*的 0.25%~1.0%
7. 任务余量(最上面两项的余量)	项目 1 和 2 的 3%~10%
8. 意外情况余量	总需要量*的 2%~10%

来源: 数据由 TRW 公司提供。

* 总需要量为项目 1、2、7 之和。

(1) 为达到特定应用和特定飞行器或某一级所需的飞行器速度增量而需要的足够的可用推进剂。额定速度增量通常是采用基于公式 (4-9)、(4-19) 或 (4-35) 的迭代计算进行系统分析和任务优化后确定的。若同一飞行器有多种飞行轨道或任务, 则应选择飞行轨道最不利和总冲要求最高的任务。这种完成任务需要的推进剂是加注到飞行器贮箱中的总推进剂量的最大部分。

(2) 在采用燃气发生器循环的涡轮泵系统中, 总推进剂量中的一小部分在独立的燃气发生器中燃烧, 它的火焰温度比推力室低, 其工作混合比与推力室不同。这使得从贮箱流出的推进剂总混合比稍有变化, 如公式 (10-14) 和 (10-16) 所示。

(3) 在带推力矢量控制 (TVC) 系统 (例如摇摆推力室或喷管) 的火箭推进系统中, 推力矢量有若干度的转动。第十六章将叙述推力矢量控制系统。轴向推力有轻微的降低, 故减少了第 (1) 项中的飞行器速度增量。为弥补这个小的速度降低量所需的额外推进剂可根据任务需求和 TVC 工作占空特性确定。它可能占总推进剂的 0.1%~4%。

(4) 在某些发动机中, 一小部分低温推进剂被加热、蒸发, 并用于增压低温推进剂贮箱。如图 1-4 所示, 来自泵出口的一小股液氧用换热器加热, 然后增压氧贮箱。航天

飞机的氢氧外贮箱使用了这种方法（参见文献 6-6）。

(5) 提供**轨道修正、位置保持、机动飞行或姿态控制**的辅助火箭发动机通常有一组可重复启动的小推力器（参见第四章）。若这些辅助推力器所用的推进剂也来自于大发动机的供应系统和贮箱，它们就必须包括在推进剂预算中。视任务和推进系统方案而定，这种辅助推进系统可能要消耗可用推进剂中的相当大的一部分。

(6) 粘在贮箱壁面或残留在阀门、管路、喷注器通道或冷却通道中的**残余推进剂**无法用于产生推力。它一般占推进剂总加注量的 0.5% ~ 2%。它增加了推力终止时的飞行器最终质量，并稍微降低了飞行器最终速度。

(7) 由于贮箱容积的变化、推进剂密度的变化或贮箱中液面的变化，存在**加注误差**。它一般为总推进剂的 0.25% ~ 0.75%。它部分取决于加注时推进剂质量测量方法（飞行器称重、流量计、液面计等）的精度。

(8) **发动机性能偏差**是由各台发动机相互之间的硬件制造差异（例如冷却夹套、喷注器和阀门压力损失的轻微差异或泵特性的轻微差异）引起的，这些差异引起燃烧特性、混合比或比冲的轻微变化。如果**混合比**有轻微的变化，两种液体推进剂之一将完全耗尽，另一推进剂组元贮箱中将留有不可用残余推进剂。如果必须满足最小总冲要求，则必须贮存额外的推进剂，以允许这种混合比的变化。这个量最高可达推进剂一种组元的 2.0%。

(9) **操作因素**可能导致附加的推进剂需求，例如把多于需要的推进剂加注到贮箱，或者不正确地调整调节器或控制阀。还可能包括飞行加速度偏离额定值造成的影响。对于经过仔细调整和试验的发动机，这种因素可控制得很小，通常为 0.1% ~ 1.0%。

(10) 在使用低温推进剂时，必须包括**蒸发和冷却余量**。它是蒸发掉的（在飞行器等待发射时排放到箭外）或者通到发动机内用于冷却发动机的额外的推进剂量。这部分推进剂需在贮箱内推进剂小于飞行任务所需的最小量之前进行补加，其量取决于贮箱补加的间隔时间。

(11) 最后需要考虑**总的意外因素余量**或不可知因素，以允许产生不可预见的推进剂需求或对上述各项的不合适或不可靠的估计。这还可能包括飞行器阻力的不确定性、制导和控制系统的变化、风或泄漏的修正量。

上述各项中只有某些项目的推进剂产生轴向推力（第 1、2 项，有时还有第 3、5 项），但在确定推进剂总质量和容积时所有项目都必须考虑。

10.4 发动机设计

发动机初步设计和最终设计所采用的途径、方法和资源通常因设计单位、发动机类型而不同，此外还要看发动机的新颖程度。

(1) 针对给定的用途，包含**新的主要组件**和一些**新颖设计方案的全新发动机**设计将是最佳的发动机设计，但这通常是成本最高、研制周期最长的。其中一项主要的研制费通常用于组件和多台发动机做充分的试验（在各种环境和性能极限条件下），为初始飞行和初始投产建立具有足够置信度的可靠性数据。由于目前技术发展水平已相对比较成熟，完全新颖发动机的设计和研制并不是经常有的。

(2) 采用已有发动机验证过的主要组件或经一些修改的关键组件来设计新发动机。这是目前通用的途径。这种发动机设计要求工作范围在已有的或轻微修改过的组件的能力和性能范围之内。它用于验证可靠性的试验要少得多。

(3) 已有的、经验证的发动机的提高或改进型。这条途径与第二条非常类似。当要求针对给定任务安装好的发动机具有更大的有效载荷（实际上意味着更大的推力）和/或更长的工作时间（更大的总冲）时就需要采用这种途径。提高已有发动机的能力往往意味着需要更多的推进剂（更大的贮箱）、更大的推进剂流量和更高的室压与供应压力以及更大的供应系统功率。通常发动机干质量要增加（更厚的壁）。

下面简单地叙述一下典型的发动机设计过程。首先必须确定新发动机的基本功能和需求。这些发动机需求根据飞行器的任务和技术要求导出，通常由用户和/或飞行器设计师确定，同时常常请一位或多位发动机设计师参与。发动机需求包括了一些关键参数，如推力水平、所需的推力-时间变化、多次启动或脉冲工作、飞行高度历程、环境条件、发动机在飞行内的位置以及对经费、发动机包络尺寸、试验位置或进度等的限制或约束，此外还包括后面表 17-5 中列出的一些因素。如果已有的经验证的发动机能适应这些要求，那么随后的设计过程将比全新发动机要简单，而且两者有很大不同。

通常先要对发动机作出一些初步决策，如推进剂、混合比或高温组件的冷却方法。这些决策基于任务需求、用户的习惯、过去的经验、一些分析以及主要决策者的判断。此外一些选择决策包括发动机循环方式，同一供应系统供应一台、两台还是多台推力室，辅助推力器的冗余或点火系统的类型等。在这个阶段进行多方案折衷研究是合适的。对于已有发动机的改进，这些参数是完全确定的，需要的折衷研究或分析很少。接下来可进行压力平衡、泵和涡轮之间的功率分配、燃气发生器流量、推进剂流量和余量或最大冷却能力的初步分析，对关键组件（如贮箱、推力室、涡轮泵、供应和增压系统、推力向量控制和支承结构等）进行初步的图样设计和质量估算，通常还要研究各种组件布局方案，以得到最紧凑的构型。这时往往还要对燃烧稳定性、关键组件的应力、水击、发动机在某些非设计状态下的性能、安全性、试验要求、经费和进度等进行初步分析。制造、发射场勤务、材料、应力分析或安全性等领域的专家的参与对于选择合适的发动机和主要设计特征是很重要的。通常要对选定的发动机设计方案、新特性或关键特性的合理性进行设计评审。

缩比组件或全尺寸组件、相关发动机或实验发动机的试验结果对该设计过程有很大的影响。在研制过程的后期，需要对新组件和新发动机做试验，以验证发动机的主要设计决策。

发动机的干质量和其他质量特性（重心或惯量矩）是飞行器设计师或用户感兴趣的关键参数。在初步设计阶段就需要这些参数，在最终设计阶段需要更详细的数据。发动机质量通常通过把各组件或子系统质量相加而确定，各组件要么称重，要么通过计算容积和已知或假设的密度来估算。有时初步估算基于相似部件或组件的已知数据。

发动机初步性能估计往往根据以前类似发动机的数据进行。如果得不到这些数据，则可通过合适的修正系数计算 F 、 I_s 、 k 或 η 的理论性能值（参见第二、三、五章）。当然，静态试验测量数据要比估算值好。最终的性能数据通过飞行试验或高空模拟试验获得，这种情况下气流和高空效应会与飞行器或羽流相互作用。

如果初步设计不能满足发动机的技术要求，则需要改变最初的发动机决策。如果还不够，有时还要改变任务需求本身。各组件、压力平衡等要重新作分析，结果将改变发动机的构型、干质量和性能。反复迭代这个过程，直到满足要求并得到合适的发动机为止。初步设计工作结束后要给出发动机初步布局图、初步干质量估算、发动机性能估计值、经费估算以及初步的进度安排。这些初步的设计数据构成了为承担最终设计或详细设计、研制、试验以及交付发动机而向用户提交建议书的基础。

为选择满足要求的发动机最佳参数，需进行**优化研究**。其中一些是在确定合适发动机之前进行的，一些在确定之后进行。10.7节将对此作进一步叙述。需优化的参数有燃烧室压力、喷管面积比、推力、混合比或由同一涡轮泵供应的大型推力室的数目。优化研究的结果得到了最佳参数，采用这些参数将进一步改进（通常改进量较小）飞行器性能、推进剂分数、发动机容积或费用。

当发动机建议书顺利通过飞行器设计师的评估、用户批准并注资后，发动机的最终设计就可以展开。一些分析、设计布局和估算需再次进行，但要更加详细，要编写规范和制造文件、选择供货商、制造工装夹具。一些关键参数的选择（特别是与一些技术风险有关的参数）需进行确认。再次通过设计评审后，按研制工作计划生产关键组件和发动机样机，并进行地面试验。可靠性通过验证后，一到两套发动机将安装在飞行器上进行飞行试验。对那些要制造大量飞行器的研制项目，发动机按所需数量进行生产。

表 10-5 列出了俄罗斯设计的三种不同的分级燃烧循环发动机的一些主要特性，其推力和推进剂各不相同（参见文献 10-17）。该表给出了影响飞行器性能和构型的发动机主要参数（燃烧室压力、推力、比冲、重量、推进剂组合、喷管面积比、尺寸等）。表中还给出了从属参数，它们是发动机的内部参数，但对组件设计和发动机优化很重要。航天飞机主发动机（参见图 6-1 和 6-12）有两个富燃预燃室，但俄罗斯发动机采用了富氧预燃室。图 10-10 给出了有四个推力室（及其推力矢量作动器）的 RD-170 发动机，四个推力室的推进剂由位于中央的单台大型涡轮泵（257000 hp，图中看不到）供应，该图还示出了两个富氧预燃室之一。图 10-11 画出了该涡轮泵和两台增压涡轮泵的流向图，增压泵一台由富氧涡轮排气抽气驱动的涡轮驱动（气体与液氧混合时凝结），另一台由采用高压液体燃料的液体涡轮驱动。

表 10-5 俄罗斯三种大型分级燃烧循环液体火箭发动机的数据

发动机名称	RD-120	RD-170	RD-253
用途(发动机数目)	“天顶号”第二级(1)	“能源号”助推器(4) “天顶号”第一级(1)	“质子号”助推器(1)
氧化剂	液氧	液氧	N ₂ O ₄
燃料	煤油	煤油	UDMH
涡轮泵(TP)数量和类型	1 主 TP, 2 增压 TP	1 主 TP, 2 增压 TP	1 个 TP
推力控制/%	有	有	± 5
混合比控制/%	± 10	± 7	± 12
推力调节(全流量百分比)/%	85	40	无
发动机真空推力/kg	85 000	806 000	167 000
发动机海平面推力/kg	—	740 000	150 000

续表 10-5

• 发动机名称	RD-120	RD-170	RD-253			
真空比冲/s	350	337	316			
海平面比冲/s	—	309	285			
推进剂流量/(kg/s)	242.9	2393	528			
混合比 O/F	2.6	2.63	2.67			
长度/mm	3872	4000	2720			
直径/mm	1954	3780	1500			
发动机干质量/kg	1125	9500	1080			
发动机湿质量/kg	1285	10500	1260			
推力室特性						
燃烧室直径/mm	320	380	430			
燃烧室特征长度/mm	1274	1079.9	999.7			
燃烧室收缩比	1.74	1.61	1.54			
喉部直径/mm	183.5	235.5	279.7			
喷管出口直径/mm	1895	1430	1431			
喷管面积比	106.7	36.9	26.2			
推力室长度/mm	2992	2261	2235			
额定燃烧温度/K	3670	3676	3010			
额定室压/(kg/cm ²)	166	250	150			
喷管出口压力/(kg/cm ²)	0.13	0.73	0.7			
真空推力系数	1.95	1.86	1.83			
海平面推力系数	—	1.71	1.65			
摇摆角度/°	固定	8	固定			
喷注器类型	富氧预燃室高温燃气+燃料					
涡轮泵特性						
输送液体	氧化剂	燃料	氧化剂	燃料	氧化剂	燃料
泵出口压力/(kg/cm ²)	347	358	614	516	282	251
流量/(kg/s)	173	73	1792	732	384	144
叶轮直径/mm	216	235	409	405	229	288
级数	1	1	1	1+1 ^a	1	1+1 ^a
泵效率/%	66	65	74	74	68	69
泵轴功率/hp	11210	6145	175600	77760	16150	8850
泵所需 NPSH/m	37	23	260	118	45	38
轴转速/rpm	19230		13850		13855	
泵叶轮类型	径向流		径向流		径向流	
涡轮功率/hp	17588		257360		25490	
主涡轮进口压力/(kg/cm ²)	324		519		239	
压比	1.76		1.94		1.42	
涡轮进口温度/K	735		772		783	
涡轮效率/%	72		79		74	
涡轮级数	1		1		1	
预燃室特性						
流量/(kg/s)	177		836		403.5	
混合比 O/F	53.8		54.3		21.5	
室压/(kg/cm ²)	325		546		243	
预燃室数量	1		2		1	

^a 流入预燃室的燃料流经一小型两级泵（莫斯科的 NPO Energomash 提供）。
在分级燃烧循环中，推力室的推力、推进剂流量和混合比与整个发动机的相同。

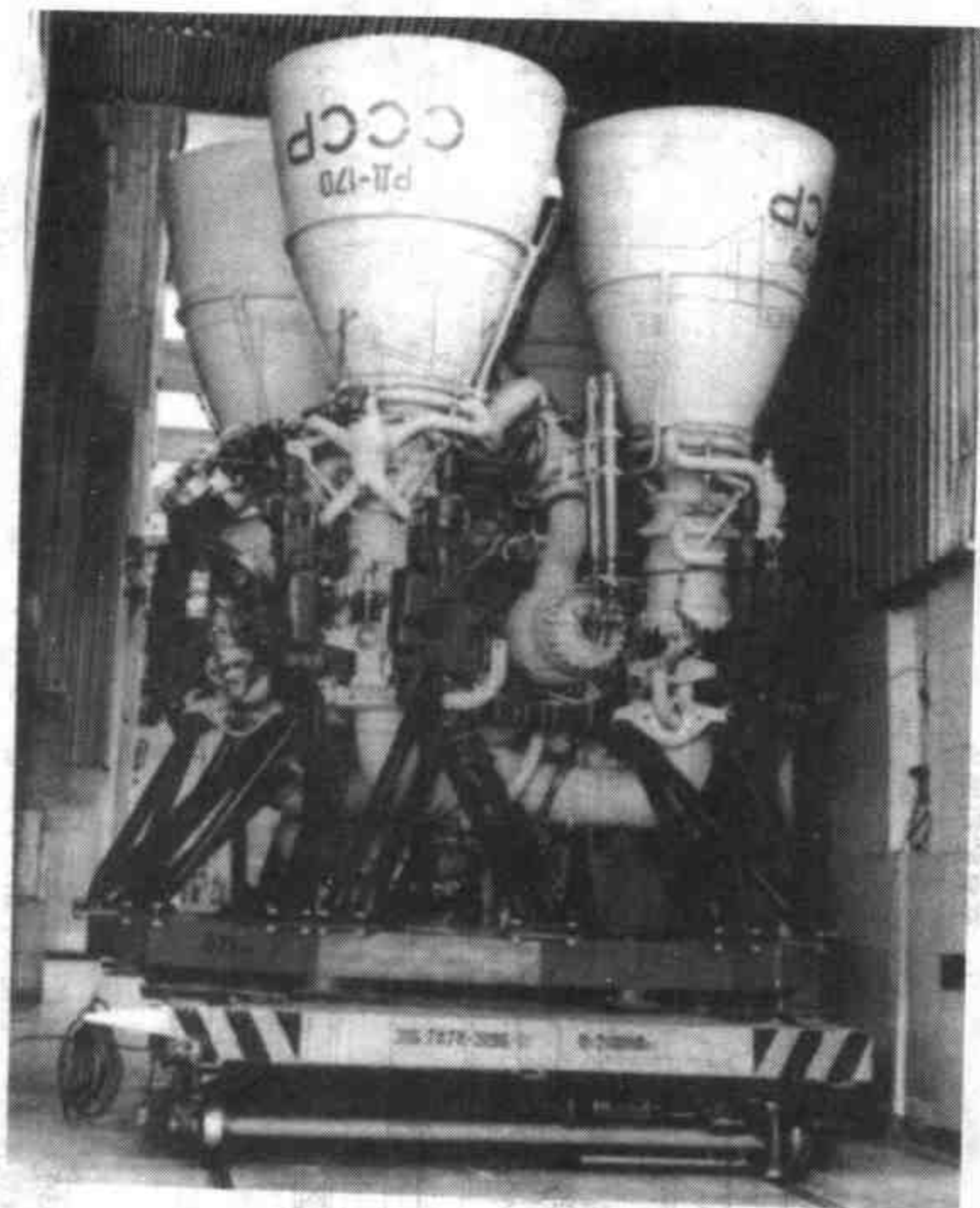


图 10-10 转运车上的 RD-170 火箭发动机，可一次性使用，也可重复使用（最多 10 次飞行）。它已用于“天顶号”、“联盟号”助推器以及“能源号”运载火箭。管子结构支承了四个铰接的推力室及其控制作动器。它是目前使用的推力最大的液体火箭发动机（莫斯科的 NPO Energomash 提供）

当前大部分发动机设计、初步设计和设计优化可以用计算机程序来完成，包括有限元分析、应力和传热计算、重量和质量特性、各种结构的应力和应变分析、水击、发动机性能分析、供应系统分析（流量、压力和功率平衡）、气体增压、燃烧振荡和各种排气羽流效应评估等（参见文献 10-16）。一些用户还要求在发动机交付前向他们提供某些分析报告（如安全性、静态试验性能）。

许多计算机程序是由特定设计单位开发的、专门用于某一类用途（例如星际航行、空战、远程弹道导弹或地球轨道上升段）的，此外许多程序专门用于特定的发动机循环。有一个程序称为**发动机平衡程序**，用于计算燃料、氧化剂和增压气体流动系统的压降平衡。类似的还有用于计算泵和涡轮功率、转速和扭矩的平衡（参见 10.7 节）的程序、比较不同涡轮泵构型的程序（参见 10.1 节）。某些平衡程序还能近似计算发动机、贮箱、涡轮驱动流体的质量。有了计算机程序，就可以对各种压力和压降、混合比、推

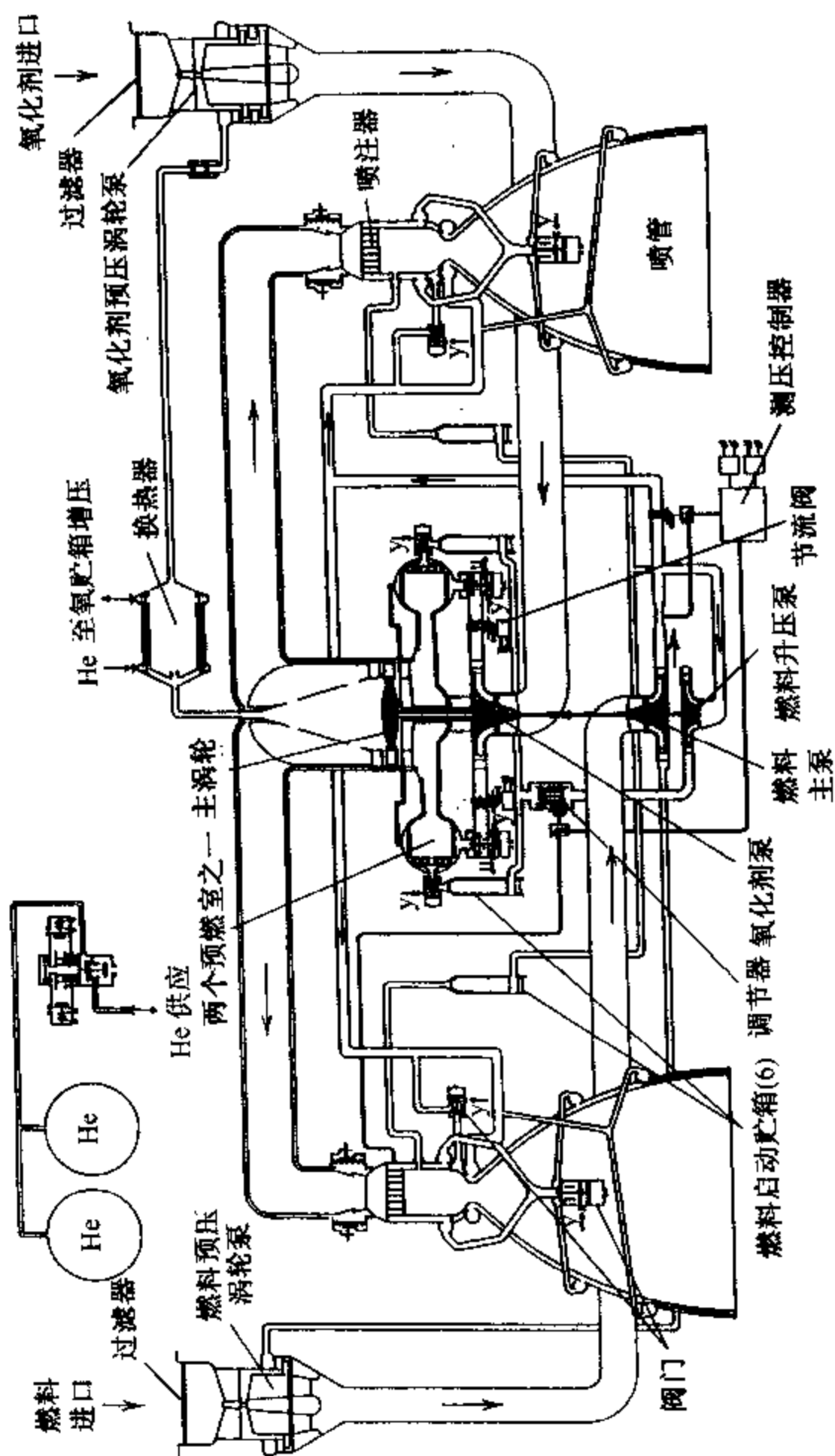


图10-11 RD-170高压火箭发动机简化流向图。单轴大型涡轮泵有一单级反力式涡轮、两个燃料泵和一个带诱导轮的单级氧泵。全部氧和一小部分流量的燃料供应到两个富氧预燃室。该图仅示出四个推力室中的两个。两个增压泵用于防止主泵气蚀。氦气增压系统(仅部分示出)为各种制动器和控制阀供应高压氦气,它们用符号Y表示。通过把自燃燃料喷射到两个预燃室和四个推力室来实现点火(莫斯科的NPO Energomash提供)

力、推力室数目、总速度增量在飞行器各级之间的分配、恒推力（或推进剂流量）和变推力（节流）或脉冲（间隙）推力之间的折衷进行反复迭代。

10.5 发动机控制

所有液体火箭发动机都有完成以下全部任务或其中某些任务的控制功能。

- (1) 发动机启动；
- (2) 发动机关机；
- (3) 再启动（若需要的话）；
- (4) 按程序工作（预定的恒定或随机变化的推力、预设的推进剂混合比和流量）；
- (5) 当安全装置探测到飞行器或发动机即将发生故障或危险状态时，控制系统将自动改变发动机工况以纠正故障，或使发动机安全紧急关机。只有某些故障模式可以用探测潜在问题并启动纠正措施的方法来纠正。某些故障发生得很快，根本没有充足的时间来消除。另外一些则难以可靠识别，还有一些则还没有完全弄明白；
- (6) 推进剂加注；
- (7) 工作结束后排出剩余推进剂；
- (8) 对于低温推进剂，管路、泵、冷却夹套、喷注器和阀门必须在发动机启动前用流经它们的冷推进剂冷却到低温流体的温度，这种冷却用的推进剂不用于产生推力，其定期流动时间必须控制；
- (9) 飞行前和/或飞行后在不点火的条件下检测关键部件或一组部件的功能；
- (10) 对可回收和重复使用的火箭发动机，还要具有机内自检特性，以在飞行中和地面进行连续检查，并能在发射终止后、在没有任何地面勤务的情况下几分钟内就使发动机重新回到待飞状态。

这些控制要素的复杂性和发动机系统的复杂性在很大程度上取决于飞行器的任务。一般来说，一次性使用的（一次发射）、推进剂在出厂前加注的、肯定在很窄的环境条件范围内工作的发动机要比重复使用的、使用前必须验证其能满足工作的以及用于载人飞行器的简单。由于液体推进剂的特性，大多数控制作动功能都是用阀门、调节器、压力开关和流量控制器实现的。现在大发动机已普遍采用专用计算机做自动控制。流动控制装置（即阀门）已在6.9节中讨论过了。

安全性控制用于保护故障情况下的人员和设备安全。例如，控制系统通常是这样设计的：火箭发动机若发生供电故障，则引起安全关机（所有电动阀门自动回复到常位）、未反应推进剂不会发生混合或爆炸。另一实例是电联锁装置，它禁止推进剂主阀门在点火器正常工作前打开。

检测控制用于在火箭发动机不进行点火工作的情况下对关键控制组件的工作进行模拟。例如，许多火箭发动机具有这样的措施：允许主阀门在系统没有推进剂或压力的情况下作动。

10.5.1 发动机启动和推力上升的控制

在火箭发动机**启动和关机**过程中，因为一种推进剂组元的提前进入燃烧室、燃料和

氧化剂通道的流阻不同, 混合比可能会显著地偏离规定的设计混合比。在该过渡阶段, 火箭发动机的室压和混合比有可能进入会产生不稳定燃烧的参数范围。时序、阀门工作顺序以及瞬变特性对火箭发动机的启动和关机是非常关键的。好的控制系统设计必须能避免不良的瞬变过程。为获得可靠、重复性好的火箭发动机性能, 必须对推进剂流量、压力和混合比进行严格的控制。推力室的启动和点火已在 8.4 节中讨论过了。

幸运的是, 大多数火箭发动机工作时推进剂消耗率和混合比近乎恒定, 这就简化了工作控制问题。液体推进剂在没有自动控制装置时也能实现稳定的流动, 因为液体流动系统一般来说是趋于固有稳定的。这意味着液流系统对推进剂流动中的任何扰动(流量突然增加或减少)的反应是趋于降低扰动的影响。因此, 系统自身就具有控制自己的自然趋势。但是, 在某些情况下系统及其组件的自振频率可能使系统失稳。

挤压式供应系统的启动延迟期通常很小。在发动机启动之前, 增压系统必须工作, 贮箱气垫必须增压。启动延迟期包括系统吹除(若需要的话)、阀门打开、引发燃烧以及流量和室压上升到额定值的时间。泵压式发动机系统启动时间一般比较长。除了上述挤压式系统的启动步骤外, 还有燃气发生器或预燃室启动、把涡轮泵带到能维持燃烧并达到全流量所需的时间。如果推进剂是非自燃的, 则还有点火器工作所需的时间和确认工作正常所需的反馈时间。所有这些过程都需要控制。表 10-6 叙述了启动和关机的主要步骤。

表 10-6 典型的大型泵压式供应系统液体火箭发动机启动和关机过程主要步骤

1. 启动之前

检测某些组件的功能(无推进剂流动), 如推力矢量控制或阀门的作动器。

贮箱加注推进剂。

排放推进剂以消除气包。

当采用能与空气反应的推进剂时(例如, 氢会将空气冻结, 小的固态空气结晶会堵塞喷射孔, 固态空气与液氢会形成爆炸混合物), 必须用惰性的干气体(例如氮气)吹除管路系统(包括喷射器、阀门和冷却夹套), 以除去空气和水蒸气。在多数情况下需要连续吹除多次。

对于低温推进剂, 管路系统需要冷却到低温推进剂的温度, 以防止产生蒸气包。这通过在临启动前发动机系统(阀门、泵、管路、喷射器等)重复排放低温推进剂来实现。排出的冷气体使空气中的湿气凝结成液滴, 看上去好像发动机排放出浓厚的波浪形云状物。

对贮箱进行再次加注或“补加”, 以替补蒸发掉的或已用于冷却发动机的低温推进剂。

临启动前对飞行器推进剂贮箱增压。

2. 启动: 初级工况

发出启动电信号, 通常从飞行器控制装置或试验操作员发出。

对于非自燃推进剂, 启动燃气发生器或预燃室和主燃烧室的点火系统; 在推进剂流入燃烧室之前必须收到点火器正在燃烧的信号。

初始工况: 打开阀门(在某些情况下阀门只部分开启或只打开旁通路), 使燃料和氧化剂在初始的低流量下进入高压管路、冷却夹套、喷射器集液腔和燃烧室。阀门开启速率和顺序对一种推进剂能否提前进入可能是很关键的。

推进剂开始燃烧, 涡轮轴开始转动。

使用发动机自动控制, 进行检测(例如转速、点火器功能、供应压力), 在进入下一步前确保工作正常。

在带齿轮箱的系统中, 齿轮润滑剂和冷却剂流体开始流动。

为了安全, 一种推进剂组元必须先到达燃烧室。

3. 启动:过渡到全流量/全推力

涡轮泵功率和转速增加。

推进剂流量和推力增加,直至达到额定值。可以采用控制手段来防止瞬变阶段混合比或参数的上升速率超过极限值。

主阀完全打开,达到全室压和全推力。

对于用蒸发的推进剂送入贮箱来增压推进剂的发动机系统,这种加热推进剂开始流动。

控制推力、混合比或其他参数的系统开始作用。

4. 关机

发出关机信号、关闭主要阀门。

主要阀门按预定顺序关闭。例如,控制燃气发生器或预燃室的阀门首先关闭。推进剂贮箱停止增压。

驱动涡轮的气体一旦减少供应,泵就减速。各推进剂的压力和流量迅速减少,直至停止。随着流体压力的减小,主阀门关闭(通常通过弹簧力关闭)。贮箱增压可能也停止。在某些发动机中,管路或冷却夹套内残留的推进剂可能通过蒸发或气体吹除清除掉。

挤压式供应的小推力器的启动是非常快的,包括小阀门打开、推进剂流入燃烧室并点火以及高压燃气充满小燃烧室时间在内的启动时间最短可达 $3 \sim 15 \text{ ms}$ 。对于泵压式系统和大推力发动机,从启动信号发出到满室压的时间就比较长,约为 $1 \sim 5 \text{ s}$,这是因为泵的转子有惯性、点火器火焰要加热的推进剂的质量相对较大、需充填的推进剂管路容积较大以及需要发生的过程或步骤较多。

大型泵压式火箭发动机至少有四种启动方法:

(1) 用**固体火药启动器**或启动药包燃烧产生的气体挤压燃气发生器或预燃室,从而启动涡轮工作。“大力神Ⅲ”自燃推进剂火箭发动机(第一级和第二级)和 H-1 发动机(非自燃的)使用了这种方法,在 H-1 发动机中启动火药的火焰还用于点燃燃气发生器中的液体推进剂。通常这是最快的启动方法,但无法作重复启动。

(2) SSME 上使用了一种称为**贮箱压头启动**的方法,这种方法启动较慢,不需要启动药包,发动机可重复启动。来自飞行器贮箱的液柱压头(通常对垂直发射的大型运载火箭而言)加上贮箱压力造成了一个小的推进剂初始流量,随着涡轮的运转,室压缓慢建立,一两秒钟后发动机流量完成“自引导”,随后压力上升到额定值。

(3) 利用一个小型**辅助挤压式推进剂供应系统**将一定质量的初始燃料和氧化剂(基本上是全压力)输送到推力室和燃气发生器中。“德尔它Ⅱ”运载火箭第一级的 RS-27 发动机使用了这种方法。

(4) **转动件启动方法**,采用一独立气瓶中的干净高压气体来驱动涡轮(通常低于额定转速),直到发动机能提供足够的高温燃气来驱动涡轮。高压气瓶很重,冷气和热气的衔接增加了复杂性,因而这种方法目前很少采用。

SSME 的启动和关机顺序

这是用贮箱压头启动的复杂分级燃烧循环发动机启动瞬变过程和关机特性的一个实例。它展示了电子控制器的高速功能。图 6-12 中的 SSME 流程图标出了下面要提到的关键组件的位置,图 10-12 画出了瞬变过程中发生的事件和顺序。本小节余下部分基于

波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 分部提供的信息。

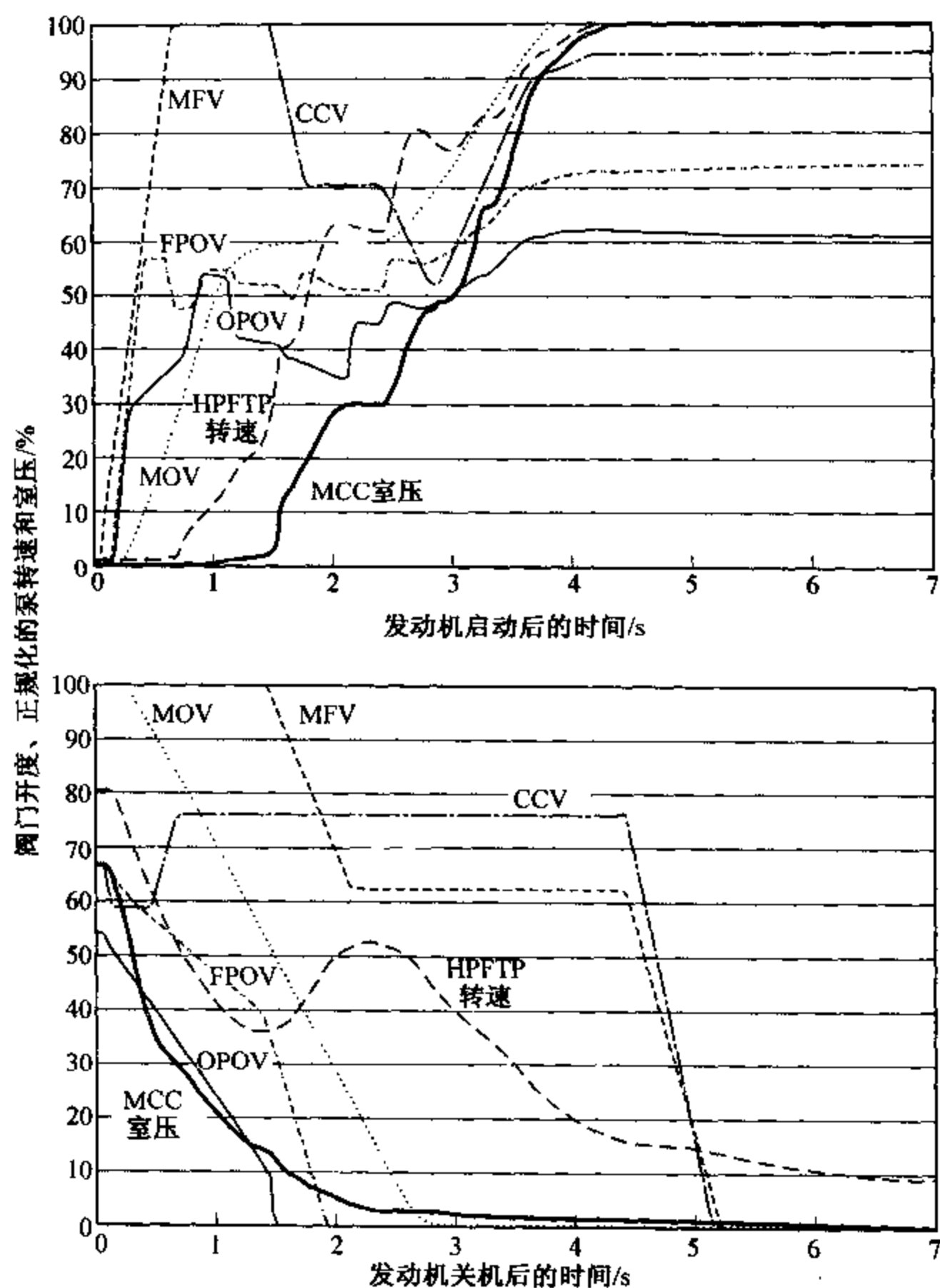


图 10-12 SSME 启动和关机的程序和事件。这种特定的启动程序完成后燃烧室压力为 2760 psi (图中归一化为 100%), 高压燃料涡轮泵转速为 33160 rpm (100%), 海平面推力为 380000 lbf (图中为 100%)。图中的关机发生在发动机调节到 67% 功率水平或真空推力为 312559 lbf 时 (图中示为 67% MCC 室压) (波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

对于贮箱压头启动, 启动涡轮旋转的初始能量全来自贮箱内推进剂的初始压力 (燃料和氧化剂) 和重力 (液柱压头)。在由五个泵、两个预燃室和一个主燃烧室 (MCC) 组成的分级燃烧循环发动机上采用贮箱压头启动, 导致启动程序非常复杂、先进, 该启

动程序非常稳健、可靠。试验之前, SSME 涡轮泵和导管(直至主推进剂阀门)用液氢和液氧(LOX)预冷到低温推进剂温度, 以确保液体推进剂泵的正常运转。在发动机启动指令发出后, 燃料主阀门(MFV)首先打开, 对 MFV 以下部分进行预冷, 并使燃料先进入发动机。在启动最初 2s 这个关键阶段, 主要事件的顺序由三个氧化剂阀门决定。燃料预燃室的氧化剂阀门(FPOV)打开至 56% 工况, 为燃料预燃室(FPB)点火提供 LOX, 从而为高压燃料涡轮泵(HPFTP)的涡轮提供初始扭矩。由于一开始预冷过的系统的下游的传热引起的燃料系统振荡(FSO)会导致流量下降。这些燃料流量下降会引起 FPB 和氧化剂预燃室(OFB)在点火时产生破坏性的温度尖峰, 其频率为 2Hz, 直至氢的压力高于临界压力。接着氧化剂预燃室氧化剂阀(OPOV)和氧化剂主阀(MOV)打开, 为 OPB 和 MCC 点火提供液氧。

下一个关键步骤是 FPB 的充填, 即用液体推进剂填满喷注器上游的氧化剂管路系统。充填后燃烧增强、功率提高。该步骤发生在启动后 1.4 s 左右。高压燃料涡轮泵(HPFTP)的转速在启动后 1.24 s 左右自动进行检测, 以确保在下一个关键步骤(MCC 充填, 由 MOV 控制)前其转速足够高。充填和阀门时序是很关键的。需要说明的是某些步骤可能会出毛病。在 MCC 充填时, 燃料泵/涡轮的背压会急剧上升。如果此时通过燃料泵的流量不够大(转速不够高), 则在流体升压过程中传给流体的热量可将其气化, 导致发动机产生不良的流动, 随后导致高混合比与高燃气温度, 并可能导致热气系统烧毁。如果 MCC 充填太早或 HPFTP 转速异常低, 就会发生上述情况。如果 MCC 充填太迟, 则由于 FPB 充填后背压很低, HPFTP 可能加速太快而超过其安全转速。MCC 充填通常在 1.5s 发生。OPB 最后充填, 因为它控制着 LOX 的流量和燃料提前进入, 系统需要有正常的燃料泵流量以免发动机因混合比过高而烧毁。OPOV 在启动初期提供一个最小的流量, 使氧化剂在启动后 1.6s 左右最后充填。此外, FSO 影响 OPB 中的温度峰值, 因此在 MCC 充填(该充填会使燃料压力上升到燃料系统临界值以上)前必须把它与 MCC 充填错开。启动后 2s 时, 推进剂阀门时序设置应能使发动机提供 25% 额定功率水平(RPL)。在启动过程的前 2.4s, 发动机处于开环工作模式, 但采用了基于 MCC 压力的 OPOV 比例控制。此后再进行一些检测, 以确保发动机状态正常, 随后使用 MCC-室压/OPOV 闭环控制, 在 2.4s 上升到主级。在 3.6s, 启动混合比/FPOV 闭环控制。

发动机启动时推力室冷却阀门(CCV)是打开的, 其时序使得在点火和主级工作时为喷管冷却夹套、燃烧室和预燃室提供最佳冷却剂流量。MCC 充填完成、热负荷增加后, CCV 将流量转向喷管冷却通道。以上叙述是简化的, 没有提到其他一些自动检测, 如 MMC 或 FPB 的点火或燃料或燃烧室的减压的验证, 在启动阶段要对这些特性进行不同次数的探测与反馈。火花塞点火器安装在三个使用相同推进剂的喷注器(MMC、FPB、OPB)内。这些在上面或流程表中都未提到, 但其中一个可以在图 9-6 中看到。

关机程序是由关闭 OPOV 开始的, 它降低了发动机功率(降低氧流量、室压和推力)。接着很快关闭 FPOV, 使燃烧缺氧、停止。然后很快关闭 MOV。MFV 仍开启一段较短的时间, 然后开度向中间值变化, 以与氧流量平衡(活门下游收集的氧)。当大部分氧蒸发或排空后, MPV 和 CCV 关闭。

10.5.2 自动控制

在液体火箭发动机中经常采用**自动监测控制**来完成推力控制或混合比控制。推力矢量的控制将在第十六章讨论。

在大发动机普遍采用电子控制之前，采用的是氮气气动控制。氮气至今仍用于作动大型阀门，但逻辑控制已不采用它了。气动控制采用压力多级顺序控制，过程中探测压力（和少数其他量），如果正常的话，用气动方法启动下一步程序。H-1 发动机和俄罗斯 RD-170 发动机采用了这种方法，后者的流动系统见图 10-11。

大多数自动控制采用伺服机构。控制系统通常由三个基本要素组成：**敏感机构**，用于探测或测量控制变量；**计算或控制机构**，用于比较敏感机构的输出值与基准值，并对第三个要素—**执行机构**发出控制信号，执行机构操纵控制变量。第二十章将进一步讨论能自动记录数据和分析的计算机控制。

图 10-13 简单示出了一燃气发生器循环发动机的推力控制系统，该系统目的是在飞行时将燃烧室压力（因此同时也将推力）调节到预定值。敏感元件是输出电信号的压力测量装置，自动控制装置将该传感器的输出信号与参考传感器的信号或计算机电压进行比较，计算出误差信号。该误差信号经放大、调制后发给节流阀门的作动器。控制进入燃气发生器的推进剂流量，就可以调节燃气发生器压力，从而改变了泵的转速和主推进

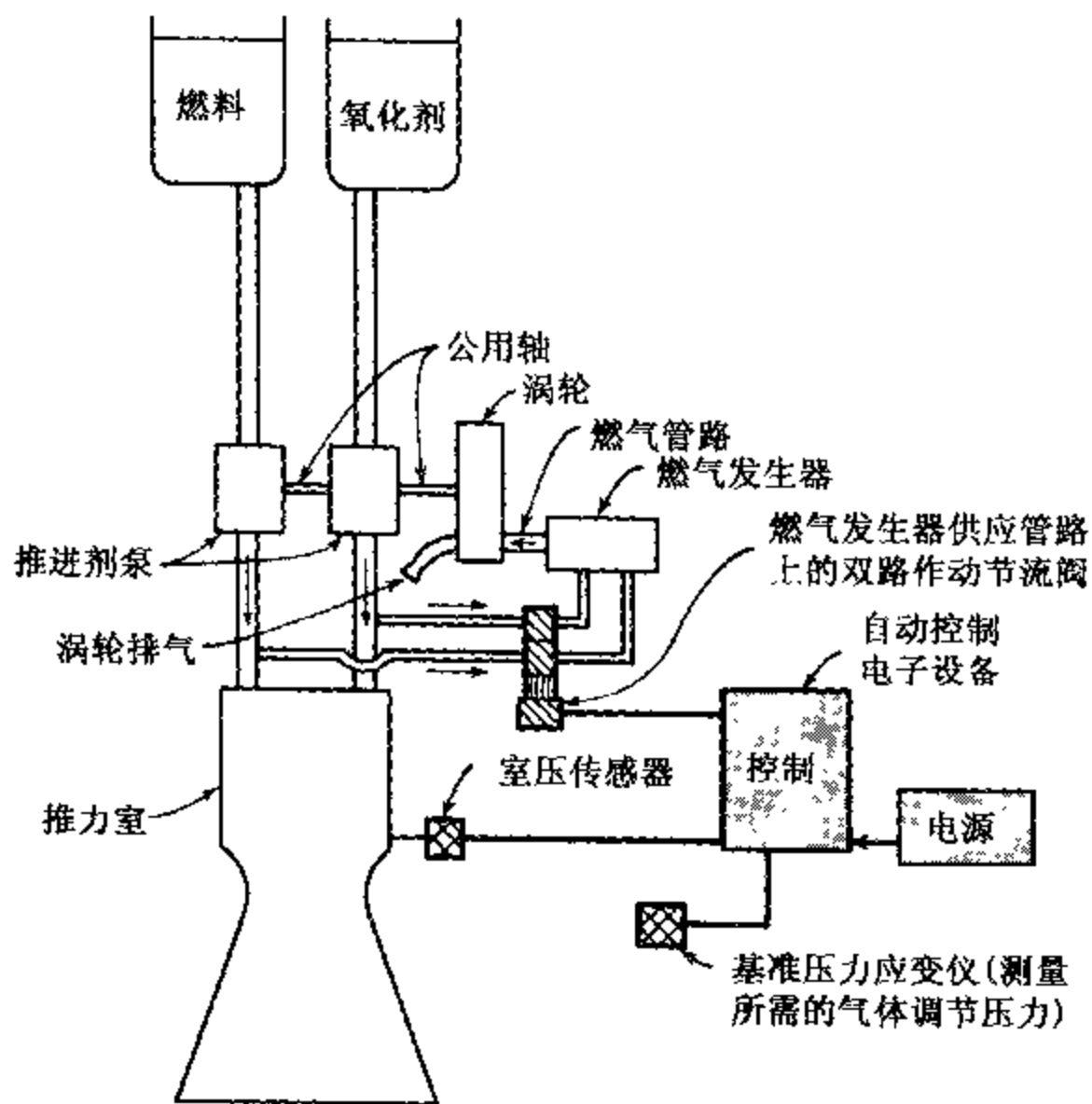


图 10-13 伺服机构型液体火箭发动机室压自动控制系统简图，该发动机包括泵压式供应系统、燃气发生器以及贮箱压头自引导启动系统

剂流量,因此也间接调节了推力室室压以及推力。这些量一直是变化的,直到误差信号接近零为止。图中的系统是大大简化了的,只是为了举例说明而已。实际系统可能要集成到其他自动控制系统中去。在该图中,燃气发生器的混合物通过针栓形的燃料和氧化剂阀来控制,这两个阀门相互联接,由单个作动器作动。

在图 6-11 示意画出的膨胀循环中,推力通过保持所需的室压和用可变旁通控制进入涡轮的氢气流量来调节。通过该旁通的流量很小(一般为气体流量的 5%),它通过一控制阀的运动来控制。

在**推进剂利用**系统中,混合比是变化的,以确保燃料和氧化剂贮箱同时完全排空。系统不应该保留有过多的残余推进剂,它会增加飞行器无效质量,转而降低飞行器质量比和飞行器飞行性能(参见第四章),这是不利的。例如,氧化剂流量可能因其密度稍大于正常值或喷注器压降稍低于正常值而稍大于额定值。如果不加以控制,在氧化剂排空的时刻燃料就会有剩余。但是,控制系统可以使发动机在一段时间内以比正常值稍微富燃的推进剂混合下工作,以补偿误差、保证两个推进剂贮箱几乎同时排空。这种控制系统要求在飞行时精确测量两个推进剂贮箱内的剩余推进剂量。

自动控制系统中三个主要组件都有多种类型。典型的敏感装置有测量燃烧室压力、推进剂压力、泵转速、贮箱液面或推进剂流量的装置。执行机构可以调节推进剂流量,或控制旁通机构,或燃气发生器出口流量。对于控制器,则有许多运行机构,如直接电动装置、模拟或数字电子计算机、液压或气动装置以及机械装置等。作动器可以由电动机、液压、气动或机械能驱动。液压作动器能提供很大的作动力和很快的响应。特定控制系统中确切的组件类型、能源的性质、控制逻辑、系统的类型和操纵机构与具体用途和要求有关。文献 6-1 和 10-18 对控制作了进一步讨论。

在必须精确控制飞行器最终速度的应用中,关机瞬变过程施加给飞行器的冲量的变化量很可能超过要求的速度公差。因此,在这些应用中必须严格控制推力衰减曲线,这可以通过自动控制发动机工作时序、主推进剂阀门的关闭速率以及控制阀门与喷注器的相对位置来实现。

10.5.3 计算机控制

早期的火箭发动机采用简单的定时器控制,后来采用压力分级程序将指令发给发动机、作动阀门以及其他工作步骤。有些发动机也采用气动控制器来控制启动和关机。最近 20 年来,大型液体火箭发动机已采用了**数字计算机**来控制运行(参见文献 10-15)。除了控制发动机的启动和关机外,计算机还可以做其他很多工作,并有助于提高发动机的可靠性。表 10-7 列出了现代发动机控制计算机在一台或多台发动机中承担的典型功能。该表主要针对大型泵压式发动机,没有考虑有多个小推力器的姿态控制火箭发动机。

控制计算机的设计超出了本文的范围。一般来说它必须仔细考虑发动机所有可能的要求、所有必须监控的功能、所有可能发生的故障模式及其纠正或改善步骤、所有测量参数及其量程、控制方法(如开环、闭环或多回路控制、自适应或自查(专家系统)控制)、系统体系结构、软件方法、与飞行器上其他计算机或地面计算机的相互关系和任务分工,以及工作过程和运行状况的验证方法。为了方便,最好拥有可以进行一些更改

表 10-7 数字计算机在监控液体火箭发动机工作方面的典型功能

- 1) 以一定频率通过大量传感器采集信号(如室压、气体和硬件温度、贮箱压力、阀门状态等),譬如说每秒 1、10、100 或 1000 次。对于缓变参数(如控制盒的温度),每秒或每 5 秒采样一次也许足够了,但室压要高频采样。
- 2) 记录所有信号,包括收到的信号和由计算机产生,并作为指令或信息发送出去的所有信号。
- 3) 控制发动机启动的步骤和程序。图 10-12 和表 10-6 列出了必须采取的典型步骤,但没有列出用于确认指令步骤已执行的测量参数。例如,若点火器已启动,则根据适当位置的温度传感器或辐射传感器的信号变化可以证明点火确实已发生。
- 4) 控制发动机关机。对于表 10-6 最下面那部分或图 10-12 中列出的每一步,往往需要探测压力或其他参数的变化以证明指令关机步骤已执行。当探测到某些故障时,控制器可以发出紧急关机指令,可以在发动机发生意外破坏前安全关机。这种紧急关机程序必须迅速而安全地执行,它可能与正常关机不同,并且必须避免产生新的危险状态。
- 5) 限止全推力工作时间。例如,飞行器达到所需任务飞行速度后马上开始关机。
- 6) 安全性监控。检测燃烧不稳定,预燃室、燃气发生器或涡轮泵轴承的过热,涡轮泵的剧烈振动、涡轮泵的超速,或其他知道会迅速造成组件发生严重故障并很快引起发动机破坏的参数。通常能显示这种故障的传感器信号不只一个。若有多个传感器在检测,则计算机可能识别出那些飞行中可以纠正的故障(程序预先编入计算机),然后控制计算机自动发出指令实施纠正或安全关机。
- 7) 控制推进剂贮箱增压。在发动机工作时和在发动机再次启动前的滑行段,贮箱压力值必须在允许范围内。探测贮箱安全阀的动作可确认贮箱过压。然后计算机自动发出指令关闭或降低增压剂的流量。
- 8) 对推力和推进剂利用进行自动闭环控制(前面已叙述)。
- 9) 将信号传送到飞行器遥测系统,遥测系统接着将这些信号发送到地面站,这样就提供了有关发动机状态的信息,这对于试飞和首飞尤其重要。
- 10) 计算机和软件的自检。
- 11) 在发动机工作前、工作中和工作后根据关键传感器的信号分析性能偏差。确定探测量是否在预定范围外。若合理可行、若不止一个传感器表明数据可能超出范围、若可以预计故障原因和预设纠正方法(预编程的),则计算机可以自动启动纠正动作。

(在发动机研制过程或出现故障的情况下是必需的)以及允许多变量同时控制的软件。最近 20 年来,控制计算机的功能看起来在不断增加,同时其尺寸和质量实际上有明显的减小。

控制计算机通常装在防水、抗冲击的黑匣子内,而黑匣子安装在发动机上。从该匣子引出防火和防水的电缆导线,连接到所有的仪器、传感器、阀门位置显示器、转速计、加速度计、作动器和其他发动机组件以及电源、飞行器控制器上,此外还用分叉脐带电缆与地面设备相连。

10.6 发动机系统调整

虽然发动机是为提供特定性能(F 、 I_s 、 $\dot{m}$ 、 r)而设计的,但新制造的发动机并不总是精确地在这些额定参数下运行。如果性能与额定值的偏离大于百分之几,飞行器可能完不成预定飞行过程。造成这些偏差的原因有多种。硬件上不可避免的尺寸公差会引起流量-压力曲线或喷注器的撞击(燃烧效率)稍微偏离额定设计值。微小的混合比变化就会引起不可用剩余推进剂明显增加。此外,推进剂成分或贮存温度(它影响密度和黏性)的微小变化也会引起偏差。调节器设定值的公差或飞行加速度的变化(影响静

压头)是另一些引起偏差的因素。发动机调整是调节某些内部参数、使发动机性能处于允许公差带内的过程。

液压和气动组件(阀门、管路、伸缩接头)可以很方便地在冷流台上做液流试验,然后对压降和密度(有时还有黏性)作修正,确定它们在额定流量下的压降。在高温下工作的组件(推力室、涡轮、预燃室等)必须进行热试,而低温组件(泵、某些阀门)往往必须在低温推进剂温度下进行试验。把经过修正的、在所需质量流量下的各组件的压降值相加,就可以估算发动机的特性。此外,额定流量比 m_o/m_f 必须等于所需的混合比 r 。下面的例题将表明这一点。发动机调节手段有用合理安装节流圈来增加压降、改变阀门状态或改变减压器的设定。

在大多数挤压式供应系统中,来自高压气瓶的增压气体通过减压器同时挤压各贮箱中的燃料和氧化剂。下面给出挤压式供应系统的氧化剂和燃料(下标为 o 和 f) 在额定流量下的压降公式。

$$p_{gas} - (\Delta p_{gas})_f = p_1 + \Delta p_f + (\Delta p_{inj})_f + (\Delta p_j)_f + 0.5\rho_f v_f^2 + L a \rho_f \quad (10-17)$$

$$p_{gas} - (\Delta p_{gas})_o = p_1 + \Delta p_o + (\Delta p_{inj})_o + 0.5\rho_o v_o^2 + L a \rho_o \quad (10-18)$$

推进剂贮箱气压为调节后的压力 p_{gas} 减去气体管路压力损失 Δp_{gas} 。液体静压头 $L a \rho$ (L 为推力室以上的液面高度, a 是飞行加速度, ρ 为推进剂密度) 加上气体压力必须等于燃烧室压力 p_1 加上液体管路或阀门的 Δp 、喷注器的 Δp_{inj} 、冷却夹套的 Δp_j 和动压头 $0.5\rho v^2$ 。若所需的液体压力不等于额定推进剂流量下推进剂贮箱中的气压,则必须添加一个额外的压降(校正用的节流圈)。好的设计要为此提供一定裕度的额外压降。

精确控制发动机性能参数的方法有两种。一种采用带反馈的自动控制系统和数字计算机实时控制偏差,另一种依靠发动机系统最初的静态调整。后一种方法比较简单,有时是优选的方法,其精度还不错。

压力平衡是提供给发动机(由泵和/或增压气瓶)的可用压力与压降加室压的平衡过程。为了调整发动机,必须进行这种平衡,使发动机在要求的流量和混合比下工作。图 10-14 画出了挤压式双组元发动机中推进剂系统两个分支之一的压力平衡。该图画出了压降(喷注器、冷却通道、增压气体通道、阀门、推进剂输送管路等的)、燃烧室压力与推进剂流量的关系,数据采用真实组件压降测量值(或计算值)并对不同流量进行修正后得到。通常画出压头损失与容积流量之间的关系曲线,以免流体密度成为特定挤压压力的显变量。燃料压力平衡和氧化剂压力平衡中所用的挤压压力是相同的,该挤压压力也可以调节。燃料和氧化剂系统都必须进行这种流量、压头的平衡,因为它们的流量之比决定了实际混合比,它们的流量之和决定了推力。在要求的流量下可用压力和要求的贮箱压力之间的平衡是通过在管路上增加校正节流圈来实现的,如图 10-14 所示。图中未画出由液面高度提供的静压头,因为该值在许多运载火箭中都很小。但是,对于很大的加速度和高密度推进剂,静压头可能会显著增加可用压头。

对于泵压式双组元发动机系统,图 10-15 画出了其中一路推进剂系统的平衡图。泵的转速是一附加变量。通常涡轮泵系统的调整程序要复杂一些,因为泵的调整曲线(流量-压头-功率关系)在没有好的试验数据的情况下难以估算,也无法用简单解析关系来近似计算。流入燃气发生器或预燃室的推进剂流量也需要调整。在这种情况下,涡轮轴的扭矩必须等于泵需要的扭矩加上轴承、密封件或间隙引起的扭矩损失。因此除了压力

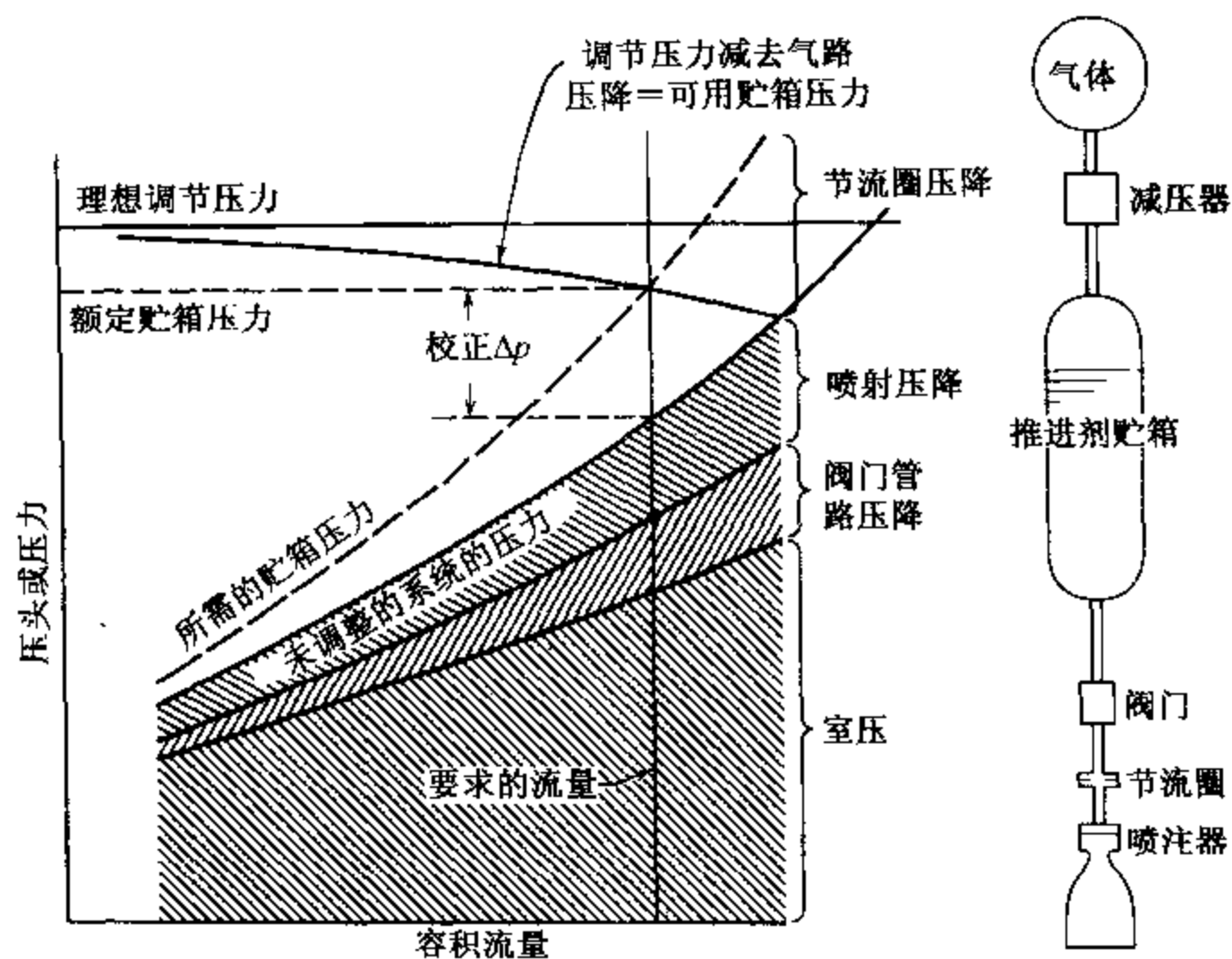


图 10-14 典型双组元气体挤压式供应系统中燃料或氧化剂系统的简图和平衡曲线。此图也适用于单组元推进剂供应系统，但单元系统没有校正节流圈，它是用设定合适的挤压压力来调整的

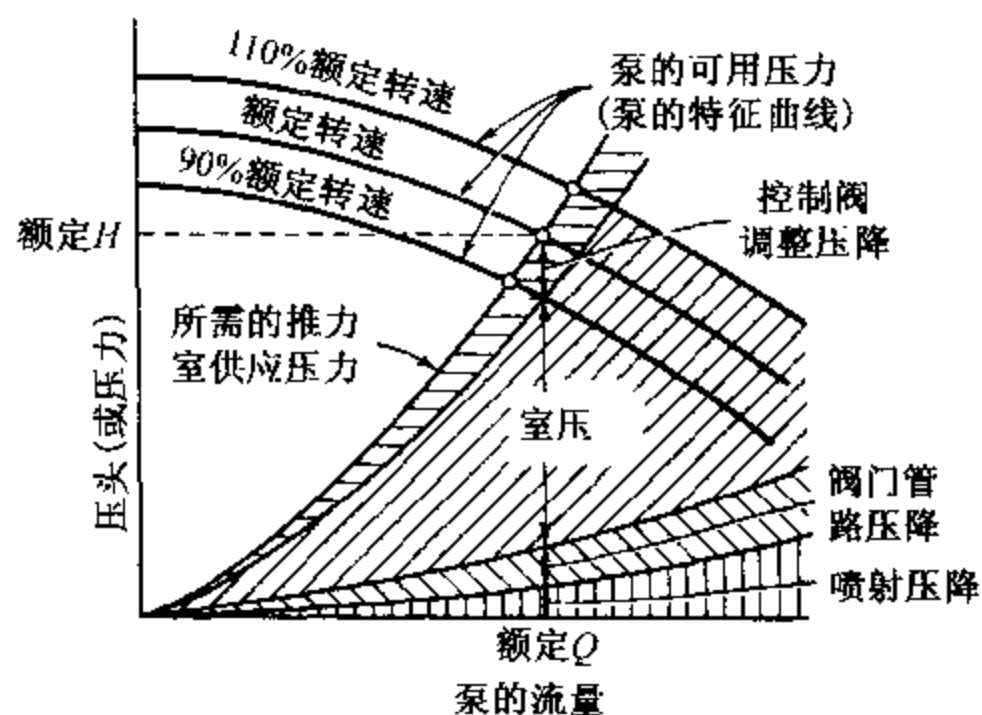


图 10-15 泵压式火箭发动机中一种推进剂在不同流量下的可用压力和要求的供应压力之间的简化平衡图。液柱压力使燃烧室压力增加

和各推进剂流量须匹配外，功率也必须达到平衡。由于这些参数是相互关联的，故调整工作有时并不简单。许多火箭发动机研制单位开发了用于这种平衡工作的计算机程序。

例题 10-3 一类似于图 1-3 和 10-14 的挤压式液体火箭发动机系统的组件数据和设计要求如下：燃料为 75% 乙醇；氧化剂为液氧；要求的混合比为 1.3；要求的海平面推力为 5000 lbf。这种推进剂燃气的 k 为 1.22。

组件试验数据如下：气路压力损失可忽略。在 9.63 lb/s 的水流量下燃料阀门和管路的损失为 9.15 psi。在 12.8 lb/s 的液氧流量下氧化剂阀门和管路的损失为 14.2 psi。在 9.61 lb/s 的水流量下燃料冷却夹套的压力损失为 52 psi。氧化剂路喷注器压降在 10.2 lb/s 的推力室工作状态的氧流量下为 90.0 psi。燃料路喷注器压降在 10.2 lb/s 的推力室工作状态的燃料流量下为 48.3 psi。多次海平面推力室试验的平均结果为：推力为 5410 lbf；混合比为 1.29；比冲为 222 s；燃烧室压力为 328 psi；喷管面积比为 4.0。

求减压器的设定值及节流圈的尺寸和位置。

解 首先必须确定为达到要求的推力室状态必须做的修正量。推力室试验数据必须针对混合比、推力和比冲的偏差进行调整。比冲随混合比的变化根据试验数据或（在相对的基础上）根据与图 5-1 的理论基础类似的理论计算来确定。由于在所要求的混合比 1.30 下的 I_s 值与实际试验条件 ($r=1.29$) 下的 I_s 值的偏差在 0.08% 内，这里忽略 I_s 的混合比修正。

下一步对室压作比冲修正。比冲基本上与推力系数成正比，可根据式 (3-30) 确定。对于 $k=1.22$ ，当压力比 $p_1/p_3=328/14.7=22.2$ 和 $300/14.7=20.4$ 时推力系数 C_F 的计算值分别为 1.420 和 1.405。在该计算中 p_2 必须根据等熵条件按照给定的喷管面积比确定，如图 3-7 或 3-8 那样。因此，海平面比冲修正值为 $I_s=222(1.405/1.420)=220$ s。为了使推力从试验值 5410 lb 修正到设计值 5000 lb，室压必须从 328 psi 降低到一个较低的值。根据公式 (3-31)， $F=C_F A_t p_1$ ，室压与推力系数成反比，与推力成正比，因此

$$p_1/p'_1 = (F_1/F'_1)(C'_F/C_F)$$

撇号是指组件试验状态。

$$p_1 = 328(5000/5410)(1.420/1.405) = 306 \text{ (psi)}$$

根据公式 (2-5)，要求的总推进剂流量为

$$\dot{w} = F/I_s = 5000/220 = 22.7 \text{ (lbf/s)}$$

在混合比为 1.3 时，根据公式 (6-3) 和 (6-4) 可求得要求的燃料和氧化剂流量分别为 $\dot{w}_f=9.9$ lbf/s 和 $\dot{w}_o=12.8$ lbf/s。下一步，根据式 (6-6) 把各个组件的压降按照要求的流量值和修改后的推进剂密度进行修正，式 (6-6) 适用于所有流体设备。忽略流量系数的变化，该流量公式可以写成以下比较方便的形式：

$$\dot{w}/\dot{w}' = \sqrt{\rho/\rho'} \sqrt{\Delta p/\Delta p'}$$

根据该公式以及氧的比重 1.14（由图 7.1 得到）、稀释乙醇的比重 0.85 和水的比重 1.0，可以得到流动条件修正后的新压降，这些数据列表如下（流量单位为 lb/s、压力单位为 lb/in²）。

组 件	组件试验数据			设计状态		
	流体	$\dot{w}$	Δp	流体	$\dot{w}$	Δp
燃料喷注器	燃料	10.2	48.3	燃料	9.9	45.3
氧化剂喷注器	氧	14.0	90.0	氧	12.8	75.0
燃料冷却夹套	水	9.61	52.0	燃料	9.9	64.9
燃料阀门、管路	水	9.63	9.15	燃料	9.9	11.4
氧化剂阀门、管路	氧	12.8	14.2	氧	12.8	14.2

燃料路总压降为 $45.3 + 64.9 + 11.4 = 121.6$ (psi), 氧化剂路为 $75.0 + 14.2 = 89.2$ (psi)。

为得到要求的流量, 所需的贮箱压力为室压加上这些压降, 即 $(p)_0 = 306 + 89.2 = 395.2$ (psi), $(p)_f = 306 + 121.6 = 427.6$ (psi)。为了使贮箱压力相等, 使用了一个减压器, 故氧路系统必须引入额外的压力损失。利用节流圈来校正这种简单的挤压式液体推进剂系统, 节流圈必须安装在氧化剂贮箱和推力室之间的推进剂管路上。考虑到减压器的工作需要, 再增加 10 psi, 则节流圈压降为 $\Delta p = 427.6 - 395.2 + 10 = 42.4$ (psi)。减压器设定值应调节到流动条件下的下游压力为恒定的 427.6 psi。孔的面积可以根据公式 8-2 求得 (假设锐边孔的 $C_d = 0.60$), 但英制单位需用 g_0 修正。

$$A = \frac{\dot{m}}{C_d \sqrt{2g\rho\Delta p}} = \frac{12.8 \times 144}{0.60 \sqrt{2 \times 32.2 \times 1.14 \times 62.4 \times 42.4 \times 144}} \\ = 0.581 \text{ (in}^2\text{)} (\text{或直径为 } 0.738 \text{ in})$$

为帮助发动机调整, 可将一组平衡公式编成计算机程序。程序里还可包括一些系统动态模拟, 它能对发动机启动瞬变性能进行调整和调节。当前有对火箭发动机性能 (如推力、混合比或比冲) 公差要求越来越紧的趋势, 与此相应测量、调整和调节的公差也比 25 年前要紧得多。

10.7 系统集成和发动机优化

火箭发动机是飞行器的一部分, 必须与飞行器其他分系统相互关联并集成在一起。发动机与飞行器结构、电源系统、飞行控制系统 (启动或推力向量控制指令) 和地面系统 (检测或推进剂加注) 之间存在接口 (导线或管路的连接)。此外发动机还因热辐射、噪声和振动而对飞行器组件构成了限制。

集成是指发动机和飞行器彼此是协调的, 接口设计是合适的, 与其他分系统没有功能上的冲突和不必要的重复。发动机与其他分系统一起工作, 以提高飞行器的性能和可靠性, 并降低费用。第十七章将叙述火箭推进系统的选择过程, 其中有接口和飞行器集成的讨论。第十七章中这方面的叙述是新增加的, 它适用于几种不同的火箭推进系统。但本节内容只涉及液体火箭发动机。

由于推进系统通常构成了飞行器质量的主要部分, 它的结构 (包括贮箱) 通常是飞行器的主要结构件, 不仅要承受推力, 而且还要承受飞行器的各种载荷, 如气动力或振动。为确定最佳的布局, 必须对多种容器 (燃料、氧化剂贮箱以及增压气瓶) 形状和位置、不同的贮箱压力和不同的结构连接方案进行评估。

飞行器的热特性受热源（高温羽流、发动机高温组件或气动加热）和热吸收（液体推进剂通常是热沉）以及向环境的散热等因素的强烈影响。许多飞行器组件的工作温度范围很窄，在评估火箭发动机工作期间、工作后和工作前的热平衡时，这些组件的热设计是很关键的。

为优化发动机各参数或选择其最佳值，如燃烧室压力（或推力）、混合比（影响推进剂平均密度和比冲）、推力室数目、喷管面积比或发动机容积，需要作优化研究。通过改变一个或多个上述参数，通常可以提高飞行器性能（0.1%~5.0%）、可靠性或者降低成本。视任务或用途而定，研究的目的是使一个或多个飞行器参数达到最大值，如射程、飞行器速度增量、有效载荷、圆轨道高度、推进剂质量分数，或者降低成本。例如，氢氧发动机在混合比为 3.6 左右比冲最高，但大多数发动机的工作混合比在 5 到 6 之间，因为这样推进剂总容积较小，可以降低推进剂贮箱和涡轮泵的质量（提高飞行器速度增量）和减小飞行器阻力（增加净推力）。最佳喷管面积比的选择已在第三章中提到，它与飞行弹道的高度-时间历程有关。比冲的增长伴随着喷管长度和重量的增加，两者的影响是相反的。通过弹道分析，通常还可以对特定应用优化最佳推力-时间曲线。

习题

1. 计算对工作时间为 25s、推力为 4500N 的 N_2O_4 -MMH 推力室的挤压供应系统需要的氮气质量和容积（ $\gamma_v = 0.92$ ，从 70 atm 膨胀到 1 atm 的理论 I_s 为 288 s）。燃烧室压力为 20 atm（绝压），混合比为 2.3。推进剂贮箱压力为 30 atm，气瓶压力为 150 atm。考虑 3% 的推进剂剩余量和 60% 的剩余气量，以允许一些氮气溶解于推进剂。氮气减压器要求气瓶压力不低于 39 atm。
2. 四台 SSME 泵的比转速为多少？（参见表 10-1 中的数据）
3. 若涡轮进口压力为 30 atm、进口温度为 658 K，涡轮出口压力为 1.4 atm，流量为每秒 1.23 kg，涡轮气体含 64%（重量）的 H_2O 和 36%（重量）的 O_2 ，试计算涡轮输出功率。涡轮效率为 37%。
4. 试比较采用水、汽油、酒精、液氧和稀硝酸的泵的出口表压和所需的功率。上述介质的比重分别为 1.00、0.720、0.810、1.14 和 1.37。泵流量为 100 gal/min，压头为 1000 ft，泵效率取为 84%。

答案：433、312、350、494 和 594 psi；30.0、21.6、24.3、34.2 和 41.1 hp。

5. 一液体火箭发动机数据如下：

推力：	40200 lbf
推力室比冲：	210.2 s
燃料：	汽油（比重 0.74）
氧化剂：	红烟硝酸（比重 1.57）
推力室混合比：	3.25
涡轮效率：	58%
所需泵功率：	580 hp
安装在涡轮泵齿轮箱上的辅助装置的功率：	50 hp
燃气发生器混合比：	0.39
涡轮排气喷管面积比：	1.4
单位质量涡轮气体可用于转变的焓：	180 Btu/lb
涡轮排气比热比：	1.3

求发动机系统混合比和系统比冲。

答案：3.07 和 208。

符号

a	加速度, m/s^2 (ft/s^2)
A	面积, m^2 (ft^2)
C_p	定压比热, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ [$(\text{Btu}/(\text{lb}\cdot\text{R}))$]
C_F	推力系数 [参见公式 (3-30)]
D	直径, m (ft)
F	推力, N (lbf)
g_0	海平面重力加速度, 9.80665m/s^2 (32.174ft/s^2)
Δh	焓变, J/kg (Btu/lb)
H	压头, m (ft)
$(H_s)_A$	高于蒸汽压的可用泵抽吸压头, 常称为净正抽吸压头, m (ft)
$(H_s)_K$	要求的高于蒸汽压的泵抽吸压头, m (ft)
I_s	比冲, s [$(\text{lbf}\cdot\text{s})/\text{lbf}$]
k	比热比
L	长度, m (ft)
$\dot{m}$	质量流量, kg/s
N	轴转速, rpm (rad/s)
N_s	泵的比转速
p	压力, N/m^2 (lbf/ft^2)
P	功率, W (hp)
Q	容积流量, m^3/s (ft^3/s)
γ	混合比 (氧化剂与燃料流量之比)
S	泵的抽吸比转速
t	时间, s
T	绝对温度, K (R)
u	叶尖速度或叶片平均速度, m/s (ft/s)
u	速度, m/s (ft/s)

希腊字母

Δ	有限差分
ζ	流量修正系数
ζ_F	推力修正系数
η	效率
λ	热膨胀系数, $\text{m}/(\text{m}\cdot\text{K})$ [$\text{in}/(\text{in}\cdot\text{R})$]
ρ	密度, kg/m^3 (lb/ft^3)
ψ	常数

下标

c	燃烧室
e	最大效率
f	燃料
gg	燃气发生器
o	氧化剂
oa	发动机全系统
P	泵
T	涡轮
0	初始状态
1	进口
2	出口

参考文献

- 10-1. M. L. Strangeland, "Turbopumps for Liquid Rocket Engines," *Threshold, an Engineering Journal of Power Technology*, Rocketdyne Division of Rockwell International, Canoga Park, CA, No. 3, Summer 1988, pp. 34-42.
- 10-2. A. Minnick and S. Peery, "Design and Development of an Advanced Liquid Hydrogen Turbopump," *AIAA Paper 98-3681*, July 1998, and G. Crease, R. Lyda, J. Park, and A. Minick, "Design and Test Results of an Advanced Liquid Hydrogen Pump," *AIAA Paper 99-2190*, 1999.
- 10-3. V. M. Kalnin and V. A. Sherstiannikov, "Hydrodynamic Modelling of the Starting Process in Liquid Propellant Engines," *Acta Astronautica*, Vol. 8, 1980, pp. 231-242.
- 10-4. T. Shimura and K. Kamijo, "Dynamic Response of the LE-5 Rocket Engine Oxygen Pump," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 22, No. 2, March-April 1985.
- 10-5. M. C. Ek, "Solving Subsynchronous Whirl in the High Pressure Hydrogen Turbomachinery of the Space Shuttle Main Engine," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 3, May-June 1980, pp. 208-218, and M. Lalanne and G. Ferraris, *Rotordynamics Prediction in Engineering*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1998, 433 pages.
- 10-6. R. W. Bursey, Jr., et al., "Advanced Hybrid Rolling Element Bearing for the Space Shuttle Main Engine High Pressure Alternate Turbopump," *AIAA Paper 96-3101*, 1996.
- 10-7. K. Kamijo, E. Sogame, and A. Okayasu, "Development of Liquid Oxygen and Hydrogen Turbopumps for the LE-5 Rocket Engine," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 3, May-June 1982, pp. 226-231.
- 10-8. H. Yamada, K. Kamijo, and T. Fujita, "Suction Performance of High Speed Cryogenic Inducers," *AIAA Paper 83-1387*, June 1983.
- 10-9. I. Karassik, W. C. Krutzsch, W. H. Fraser, and J. P. Messina (Eds.), *Pump Handbook*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1976 (waterhammer and pumps).
- 10-10. C. E. Brennan, *Hydrodynamics of Pumps*, Concepts ETI, Inc. and Oxford University Press, 1994.

- 10-11. S. Andersson and S. Trollheden, "Aerodynamic Design and Development of a Two-Stage Supersonic Turbine for Rocket Engines," *AIAA Paper 99-2192*, 1999.
- 10-12. "Liquid Rocket Engine Turbines," NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), *NASA SP-8110*, January 1974.
- 10-13. P. Brossel, S. Eury, P. Signol, H. Laporte, and J. B. Micewicz, "Development Status of the Vulcain Engine," *AIAA Paper 95-2539*, 1995.
- 10-14. G. Mingchu and L. Guoqui, "The Oxygen/Hydrogen Engine for Long March Vehicle," *AIAA Paper 95-2838*, 1995.
- 10-15. Y. Fukushima and T. Imoto, "Lessons Learned in the Development of the LE-5 and LE-7 Engines," *AIAA Paper 94-3375*, 1994, and M. Fujita and Y. Fukushima, "Improvement of the LE-5A and LE-7 Engines," *AIAA Paper 96-2847*, 1996.
- 10-16. R. Iffly, "Performance Model of the Vulcain Ariane 5 Main Engine," *AIAA Paper 96-2609*, 1996.
- 10-17. V. S. Rachuk, A. V. Shostak, A. I. Dimitrenko, G. I. Goncharov, R. Hernandez, R. G. Starke, and J. Hulka, "Benchmark Testing of an Enhanced Operability LO_2/LH_2 RD-0120 Engine," *AIAA Paper 96-2609*, 1996.
- 10-18. R. M. Mattox and J. B. White, "Space Shuttle Main Engine Controller," *NASA Technical Paper 1932*, 1981, p. 19.

第十一章 固体推进剂火箭发动机基础

本章是关于固体推进剂火箭发动机的四章中的第一章，将讨论燃速、发动机性能、药柱形状和结构分析。在固体火箭发动机中，推进剂直接贮存在燃烧室内，有时在燃烧室内密封贮存很长时间（5~20年）。随着推力从 $2 \sim 4 \times 10^6 \text{ N}$ （0.4 到 $1 \times 10^6 \text{ lbf}$ 以上）变化，发动机有多种不同的类型和尺寸。历史上，固体火箭发动机没有活动部件。目前多数情况下仍然如此，但某些发动机设计例外，如包含使推力相对发动机轴线改变的移动喷管和作动器。同液体火箭发动机相比，固体发动机相对简单，易于使用（它们通常构成飞行器的大部分结构），维护工作少；但在使用前无法全面检查，飞行中推力也不能随意改变。

图 11-5 和图 11-1 显示了比较简单的固体火箭发动机的主要构造和特点。装药是指硬化了的固体推进剂实体，通常占发动机总质量的 82%~94%。装药设计和装药应力在本章的后面部分描述。推进剂在下一章讲述。点火器（电激励）提供启动燃烧所需的能量。装药从暴露的内表面开始燃烧。固体推进剂的燃烧和点火在第十三章讨论。这种装药型面是一个中心圆柱体，带有 8 个逐渐变窄的槽，形成了一个八角星。许多装药都

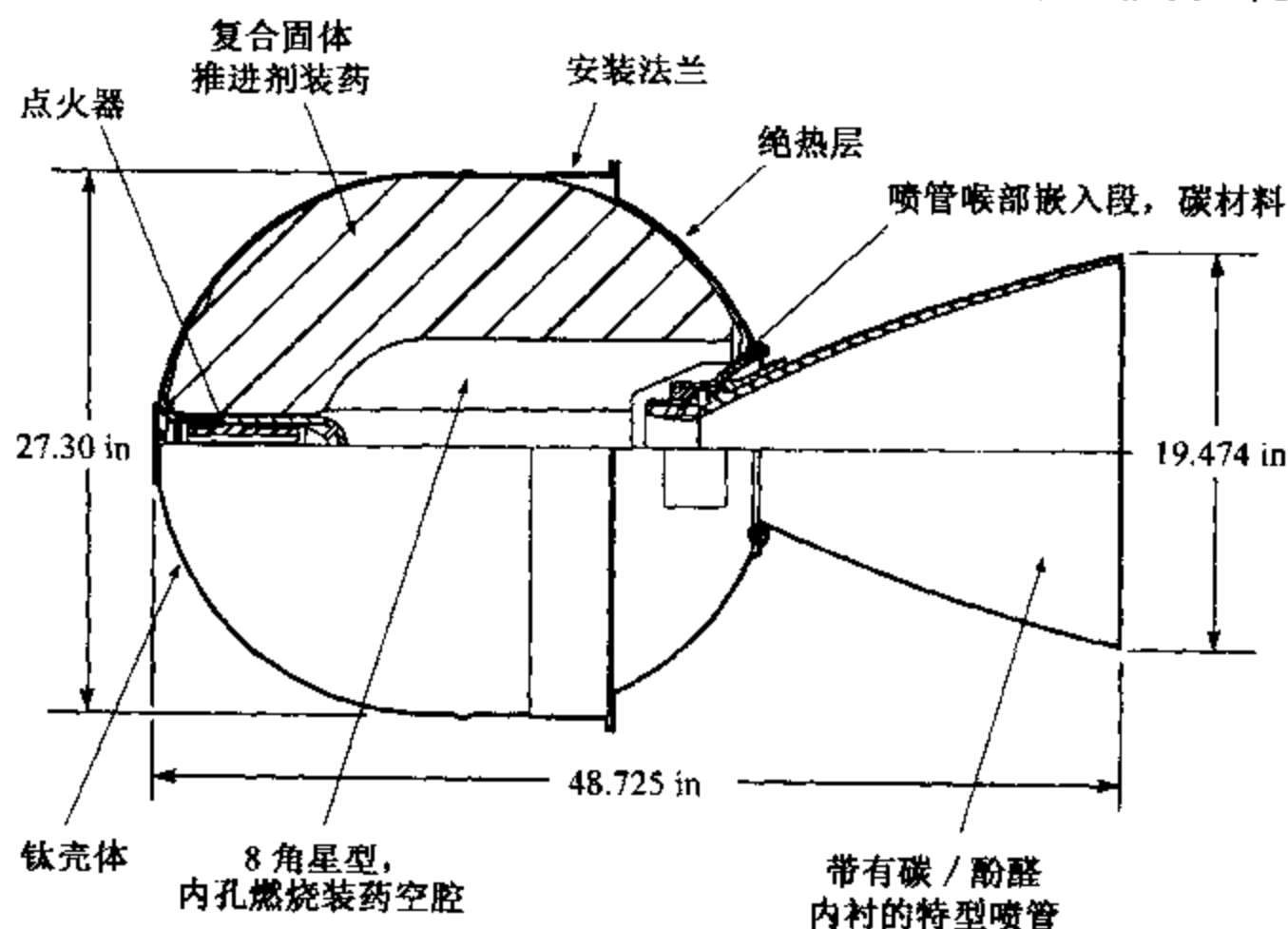


图 11-1 STAR™27 火箭发动机横截面，该发动机用于卫星轨道机动。在设计高度推力为 6000 lbf，燃烧时间 34.4s，初始质量 796 lb。更多的数据见表 11-3（Cordant Technologies 公司 Thiokol Propulsion 提供）

有槽、沟、孔或者其他几何特征来改变初始燃面，它决定了初始质量流率和初始推力。炽热的反应气体沿着孔或槽的端口流向喷管。发动机壳体（实际上就是压力容器）内表面直接暴露在炽热的燃气中，必须采取热防护或者加绝热层以防壳体过热，在过热条件下，壳体将无法承受压力和载荷。壳体由金属（如钢、铝或者钛）或者复合纤维增强塑性材料制成。

喷管用于加速炽热的燃气，它由高温材料制造（通常为石墨和能吸收热量的烧蚀材料）以承受高温和侵蚀。大多数固体发动机如同该例子一样有一个简单的固定喷管，但是有些喷管可以稍微旋转来控制推力方向，使飞行器转向。第十四章讲述了喷管、壳体、绝热层、衬层和固体火箭发动机设计。

发动机通过推力传递结构固定在飞行器上。如图 11-1，在发动机壳体上有推力裙（带有法兰），使其固定在飞行器上。

在接下来的关于固体发动机的四个篇章中不讲推力矢量控制、排气羽流和试验。它们将作为液体和固体发动机的共同部分分别在第十六、十八和二十章讲述。第十七章比较了固体和液体火箭发动机的优缺点。第三到五章是这四章的基础。

表 11-1 固体火箭发动机的主要用途分类

类 型	应 用	典 型 特 征
大型助推器和二级发动机	运载火箭；远程弹道导弹的基础级（如图 11-2 和 14-2）	大直径（超过 48in）；壳体 $L/D = 2 \sim 7$ ；燃烧时间 $t = 60 \sim 120s$ ；应用于低高度，喷管面积比小（6~16）
高空发动机	多级弹道导弹或者运载火箭的上面级；空间机动	高性能推进剂；大的喷管面积比（20~200）； $L/D = 1 \sim 2$ ；燃烧时间 $t = 40 \sim 120s$ （如图 11-3）
战术导弹	1. 高加速度：短程轰炸，反坦克导弹 2. 中等加速度：空对地，地对空，近程地对地和空对空导弹	发射管发射， $L/D = 4 \sim 13$ ；燃烧时间很短（0.25~1s）；小直径（2.75~18in）；有些是自旋稳定的 小直径（5~8in）； $L/D = 5 \sim 10$ ；通常有鳍或者翼；推力在发射时大，随后减小（助推-续航）；许多有长尾管（如图 11-4）；较宽的环境温度限制：有时最低温度为 -65°F 或者 -53℃，最高温度为 +160°F 或者 +71℃；通常有较高的加速度；推进剂少烟或者无烟
弹道导弹防御	防御远程和中程弹道导弹	助推火箭和小型上面机动级，带有多个姿态控制喷管和一个或者多个侧向力喷管或转向喷管
燃气发生器	飞行员紧急逃生；从潜艇发射管或者陆上移动发射管推出导弹；短期能量提供；喷气发动机启动；弹药弥散；火箭涡轮泵启动；汽车安全气囊	通常气体温度较低；结构、设计和推进剂各异；目的是产生高压、高能气体而不是产生推力

固体火箭发动机的应用见表 1-3、1-4 和 11-1，每个例子都有其任务要求以及相应的推进要求。图 11-2、11-3 和 11-4 说明了表 11-1 中所列的几个主要的火箭发动机类型

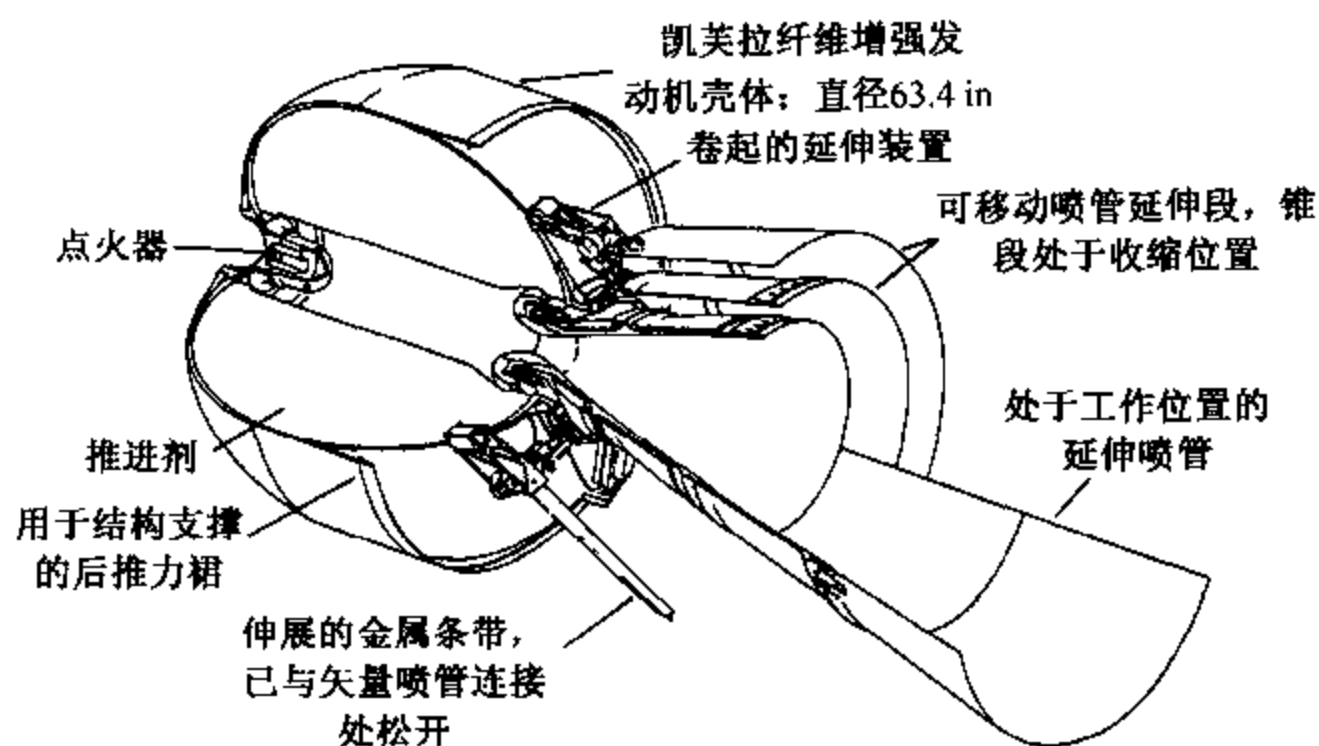


图 11-3 惯性上面级 (IUS) 火箭发动机，带有可延伸出口锥 (ECC)。用于运载器的上面级或者飞船。简单装药 (内孔燃烧)。带有 ECC 和推力矢量控制，推进剂质量系数 0.916。发射时，当下面两级工作时，两个锥形活动喷管段收在较小的内喷管段的周围。在空间，每个可延伸部分通过三个相同的、轻质电驱动动作器伸展到工作位置。喷管面积比从 49.3 增大到 181，这使比冲增加了约 14s。该发动机 (不带有 ECC) 在表 11-3 中有描述，图 16-5 显示了一个类似的发动机 (United Technologies Corp., Chemical Systems 提供)

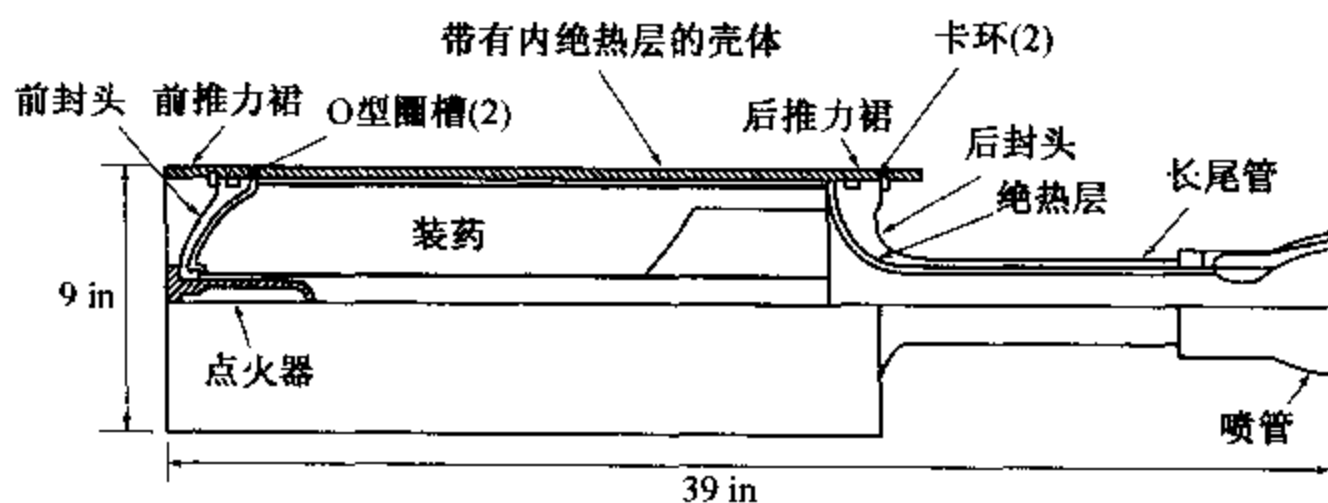


图 11-4 典型战术导弹发动机的简化截面。长尾管使装药接近飞行器的质心，故质心变化很小。喷管在导弹尾部。围绕长尾管的空间通常安装导航、控制和其他非推进装置。装药是独立的，它在后封头装配前安装

的典型设计，即大型助推器或者二级发动机、空间发动机和战术导弹发动机。关于它们的构造和设计可以参考文献 11-1。

固体火箭发动机的分类有多种方式。表 11-2 列举了一些并附有一些说明。表 11-3 给出了三种特定的火箭发动机的特征，从这些数据可以对某些关键参数的值的范围有一定的了解。这些发动机如图 16-5 和 16-9 所示。

表 11-2 固体火箭发动机的分类

分类原则	分类的例子
用途	见表 11-1
直径/长度	0.005~6.6 m 或 0.2~260 in; 0.025~45 m 或者 1~1800 in
推进剂	复合药: 金属粉末(燃料), 氧化剂晶体和聚合物黏合剂的多相(物理的)混合物 双基药: 两种炸药的均相(胶体的)混合物(通常硝化甘油在硝化纤维素中) 复合改性双基药: 将复合药和双基药组合 燃气发生器和其他: 见第十二章
壳体设计	整体的钢: 一整块钢的壳体 整体纤维: 在塑料基体上缠绕纤维(高强度纤维) 分段的: 壳体(通常为钢)和装药是分段的, 分开运输, 在发射场组装
装药结构	柱状: 圆柱形, 通常是空心的 端面燃烧: 实心的圆柱形装药 其他结构: 见图 11-16 和图 11-17
装药安装	贴壁浇注: 在装药和壳体之间或者装药和绝热层、壳体之间进行粘结; 通常推进剂直接注入壳体 自由装填: 装药在发动机壳体外成型然后装配进壳体
爆炸危险性	危险等级 1.3: 燃烧和爆炸(不是爆燃)引起灾难性的失败 危险等级 1.1: 爆燃引起的灾难性失败
推力形式	等面燃烧装药: 燃烧期间推力基本保持恒定 增面燃烧装药: 推力随时间增大 减面燃烧装药: 推力随时间减小 脉冲火箭: 有两个或者更多的推力脉冲或者燃烧时段 分段推力火箭: 通常有两种不同的推力
毒性	有毒和无毒的排气

目前约有 35 个国家制造固体火箭发动机, 而 50 年前只有 3 个国家。固体火箭发动机技术已经广为理解和传播, 许多公司或者政府的军工厂都有能力设计、研制和制造某几种固体发动机。

绝大多数固体火箭发动机都是一次性使用的。当所有的推进剂燃烧完, 任务结束以后, 发动机中剩下的部件, 即喷管、壳体和推力矢量控制装置, 就无法再用了。在极少数的应用中, 如航天飞机固体助推器, 可以回收, 清洗翻新后进行再次装药。重复使用的要求增加了设计的复杂性, 但是如果部件可以经常重复使用, 就能大大节省开支。与液体火箭发动机不同, 固体火箭发动机及其关键部件不能预先测试, 因此, 必须在确保结构完整性和生产质量的前提下, 在所有固体发动机的范围内进行分析以推断单个发动机的可靠性。

表 11-3 导弹和航天发动机的特征

特征参数	民兵导弹一级 发动机 ^a	Orbus-6 上面级 发动机 ^b	STAR TM 27 远 地点发动机 ^a
发动机性能(70°F, 海平面)			
最大推力/lbf	201500	23800	6404(真空)
燃烧时间平均推力/lbf	194600	17175	6010(真空)
工作时间平均推力/lbf ^c	176600	17180	5177(真空)
最大燃烧室压力/psi	850	839	569
燃烧时间平均燃烧室压力/psi ^c	780	611	552
工作时间平均燃烧室压力/psi ^c	720	604	502
燃烧时间/工作时间/s ^c	52.6/61.3	101.0/103.5	34.35/36.93
点火延迟时间/s	0.130		0.076
总冲/(lbf-s)	10830000	1738000	213894
燃烧时间总冲/(lbf-s)	10240000	1737000	
设计高度比冲/s	254	289.6(真空)	290.8(真空)
温度限制范围/°F	60~80	45~82	20~100
推进剂			
组分:			
NH ₄ ClO ₄ /%	70	68	72
铝粉/%	16	18	16
黏合剂和添加剂/%	14	14	12
密度/(lb/in ³)	0.0636	0.0635	0.0641
1000 psi 下的燃速/(in/s)	0.349	0.276	0.280
燃速指数	0.21	0.3~0.45	0.28
压力的温度系数/(%°F)	0.102	0.09	0.10
绝热火焰温度/°F	5790	6150	5909
特征排气速度/(ft/s)	5180	5200	5180
推进剂装药			
类型	六角星型	中心孔	八角星型
推进剂体积/in ³	709400	94490	11480
肉厚/in	17.36	24.2	8.17
肉厚分数/%	53.3	77.7	60
残药分数/%	5.9	0	2.6
平均燃烧面积/in ²	38500	3905	1378
体积装填系数/%	88.7	92.4	
点火器			
类型	发热剂式	发热剂式	发热剂式
发火管个数	2	2 个通过隔板的起爆药	2
最小点火电流/A	4.9	NA	5.0
重量(lbf)			
总重	50550	6515	796.3
总死重	4719	513	60.6
燃尽质量	4264	478	53.4
推进剂	45831	6000	735.7
内绝热层	634	141	12.6
外绝热层	309	0	0
衬层	150	包含在绝热层中	0.4
点火器	26	21	2.9(空的)
喷管	887	143	20.4
推力矢量装置	包含在喷管中	49.4	0

续表 11-3

特征参数	民兵导弹 一级 发动机 ^a	Orbus-6 上面级 发动机 ^b	STAR TM 27 远 地点发动机 ^c
壳体	2557	200	23.6
其他杂项	156	4	0.7
推进剂质量分数	0.912	0.921	0.924
尺寸			
总长度/in	294.87	72.4	48.725
外部直径/in	65.609	63.3	27.3
壳体			
材料	Ladish D6AC 钢	凯芙拉纤维/环氧树脂	6 Al-4V 钛
标称厚度/in	0.148	0.35	0.035
最小极限强度/psi	225000	-	165000
最小屈服强度/psi	195000	-	155000
水压试验压力/psi	940	~1030	725
水压屈服压力/psi	985	NA	-
最小爆破压力/psi	-	1225	76.7
典型爆破压力/psi	-	>1350	-
衬层			
材料	聚合物	HTPB 系统	TL-H-304
绝热层			
类型	烧-石棉	硅填充 EPDM	NA
密度/(lb/in ³)	0.0394	0.044	
喷管			
数量和类型	4, 可移动	1, 柔性	固定的, 特型
膨胀面积比	10:1	47.3	48.8/45.94
喉部面积/in ²	164.2	4.207	5.900
扩张半角/°	11.4	初始 27.4, 末尾 17.2	初始 18.9, 末尾 15.5
喉衬材料	锻造的钨	三维碳-碳	三维碳-碳
外壳材料	AISI 4130 钢	NA	NA
出口锥材料	NA	二维碳-碳	碳-酚醛

^a Cordant 公司 Thiokol Propulsion 提供。

^b United Technologies 公司 Chemical Systems 提供；还有一种形式的 Orbus 6-E (见图 11-3)，带有可延伸喷管，其比冲为 303.8 s，总重量 6604 lb，燃尽重量 567 lb。

^c 燃烧时间和工作时间在图 11-13 中定义。

NA：无应用或无数据。

11.1 推进剂燃速

火箭发动机的工作和设计依赖于推进剂的燃烧特性，包括燃速、燃面和装药几何形状。描述这些的应用科学分支是**内弹道学**。装药几何形状的作用将在 11.3 节论述。

推进剂装药的燃面基本上是沿着与表面垂直的方向退移的。退移的速率就是**燃速** r ，常用单位是 cm/s、mm/s 或者 in/s。在图 11-5 中，通过画出相等的时间间隔的连续燃面，可以看到装药几何形状的变化。图 11-5 中是二维装药，中心圆柱带有 5 个槽。成功的火箭发动机设计和研制，在很大程度上取决于对所选推进剂在所有工作条件和设

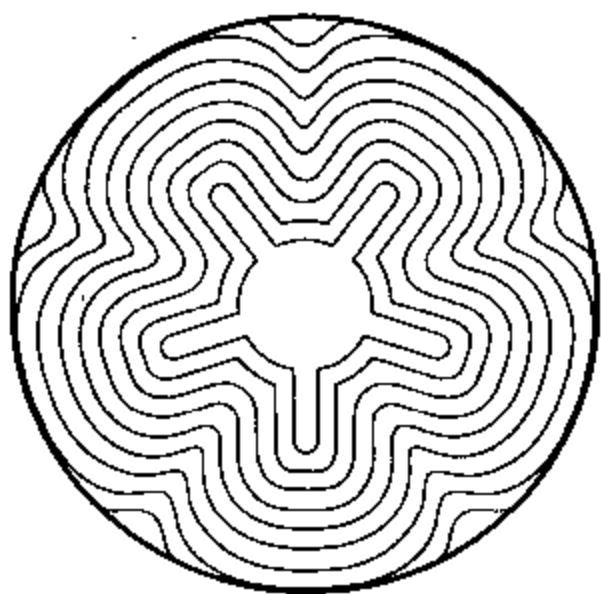


图11-5 连续燃面曲线图，等时间间隔，显示了内孔的增长。每条燃面曲线的长度大致相等（ $\pm 15\%$ ），这表明燃烧面积大致为常数

计约束条件下的燃速特性的理解。燃速是推进剂组分的函数。对于复合推进剂，可以通过改变推进剂的特征来提高燃速：

- ①添加燃速催化剂，通常成为燃速调节剂（推进剂的 $0.1\% \sim 3.0\%$ ），或者增加已有催化剂的百分含量；
- ②减少氧化剂颗粒尺寸；
- ③增加氧化剂的百分含量；
- ④增加粘结剂或者增塑剂的燃烧热；
- ⑤在推进剂中埋入金属丝或者金属纤维。

除了推进剂配方和推进剂制造工艺外，全尺寸发动机的燃速还受以下因素的影响：

- ①燃烧室压力；
- ②固体推进剂燃烧前的初温；
- ③燃气温度；
- ④与燃面平行的气体流速；
- ⑤发动机的运动（加速和旋转产生的装药应力）。

所有的影响因素以后都要讨论。关于燃速受到多种参数的影响的解释已在固体推进剂的燃烧过程中得到了大量的证实，这些将在第十三章描述。燃速和燃烧过程的分析模型在初步设计和扩充实际试验数据时很有用。对于详细设计和评估新的或者改进的推进剂，工程师需要实际试验数据。燃速数据通常由三种方法得到，即使用以下设备进行试验：

- ①标准的管状燃烧器，常称为克劳福德燃烧器。
- ②小型的弹道测定发动机。
- ③装有测量装置的全尺寸发动机。

管状燃烧器是一种小型的压力容器（通常开有窗口）。在管状燃烧器中，推进剂药条从一端点火向另一端燃烧。在药条的外面进行包覆，这样它只在暴露的横截面上燃烧。室压通过向容器中加入惰性气体来模拟。燃速可以通过预埋导线的电信号测量，或通过超声波、光学方法（参考文献 11-2）测量。由管状燃烧器测得的燃速通常要比发动机试验结果低（ $4\% \sim 12\%$ ），这是因为它没有真正模拟燃烧室的热环境。同样，因为缩比的缘故，由小型弹道测定发动机测量的燃速也略低于全尺寸发动机的结果。针对每种推进剂和装药形式，三种燃速测量值之间的关系由经验确定。管状燃烧器的数据在筛选推进剂配方和质量控制时非常有用，并且条件容易控制。不同条件下的全尺寸发动机试验数据是燃速性能的最终证明。显然，必须深入研究管状燃烧器和其他全尺寸发动机的替代物，以探索尽量多的与实际接近的变量的影响。

在研制新的或者改进固体推进剂的过程中，必须进行大量的试验或提取特征。这包括在不同温度、压力、纯度和其他条件下的燃速测量（用几种不同的方法）。另外，还要求对物理、化学和制造性能、可燃性、老化、对不同能量输入或者刺激（如激波、摩擦、点火）的敏感性、吸湿、同其他材料（衬层、绝热层、壳体）的相容性以及其

性进行测量。这是一个长期的、昂贵的、危险的、不断大量试验、采样和分析的工程。

固体发动机推进剂燃速是多种参数的函数。在任意时刻，发动机产生并流出的燃气质量流率 $\dot{m}$ 为（稳定燃烧）

$$\dot{m} = A_b r \rho_b \quad (11-1)$$

这里 A_b 是推进剂装药的燃烧面积， r 是燃速， ρ_b 是发动机工作前的固体推进剂密度。有效推进剂燃烧的总质量 m 可通过积分（11-1）得到

$$m = \int \dot{m} dt = \rho_b \int A_b r dt \quad (11-2)$$

式中 A_b 和 r 随时间和压力变化。

11.1.1 燃速与压力的关系

与燃速有关的经典公式在初步设计、数据外推和现象理解方面很有用。然而，在充分预示新发动机的新推进剂燃速时还需要分析模型及其辅助研究。关于燃速的基本定理和公式常分别用来处理某些重要的参数的影响。除非另外说明，燃速一般指 70°F 或者 294 K（点火前）的推进剂在室压 1000 psi 或者 6.895 MPa 下的燃速。

对于多数推进剂来说，可以近似地将燃速表示为室压的函数，至少在一定的室压范围内是这样。图 11-6 是一个对数-对数图。对于多数生产型的推进剂，该经验公式为

$$r = a p_1^n \quad (11-3)$$

式中 r 是燃速，常用单位为 cm/s 或者 in/s，室压 p_1 的单位是 MPa 或者 psi， a 是受药柱环境温度影响的经验常数。该公式适用于所有常用的双基、复合或者复合双基推进剂，这些推进剂在下章讲述。另外， a 还称为温度系数，它不是无量纲的。燃速指数 n （有时称为燃烧指数）与装药初温无关，它描述了燃烧室压力对燃速的影响。环境温度的改变不会改变燃烧过程中释放的化学能，它只是改变能量释放过程中的反应速度。

图 11-6 中的曲线是计算值，在对数-对数图中为直线。然而，许多实际燃速曲线都有些偏离，并且实际的数据在曲线的某些部分还会有轻微的弯曲，如图 11-7 所示。对于特殊的推进剂和比较宽的温度、压力范围，燃速会有 3~4 倍的变化。在所有的推进剂范围内，燃速大约为 0.05~75 mm/s 或 0.02~3 in/s。即使添加了很多的燃速催化剂、埋入金属丝或者提高压力（超过 14 MPa 或者 2000 psi），也难以达到更高的燃

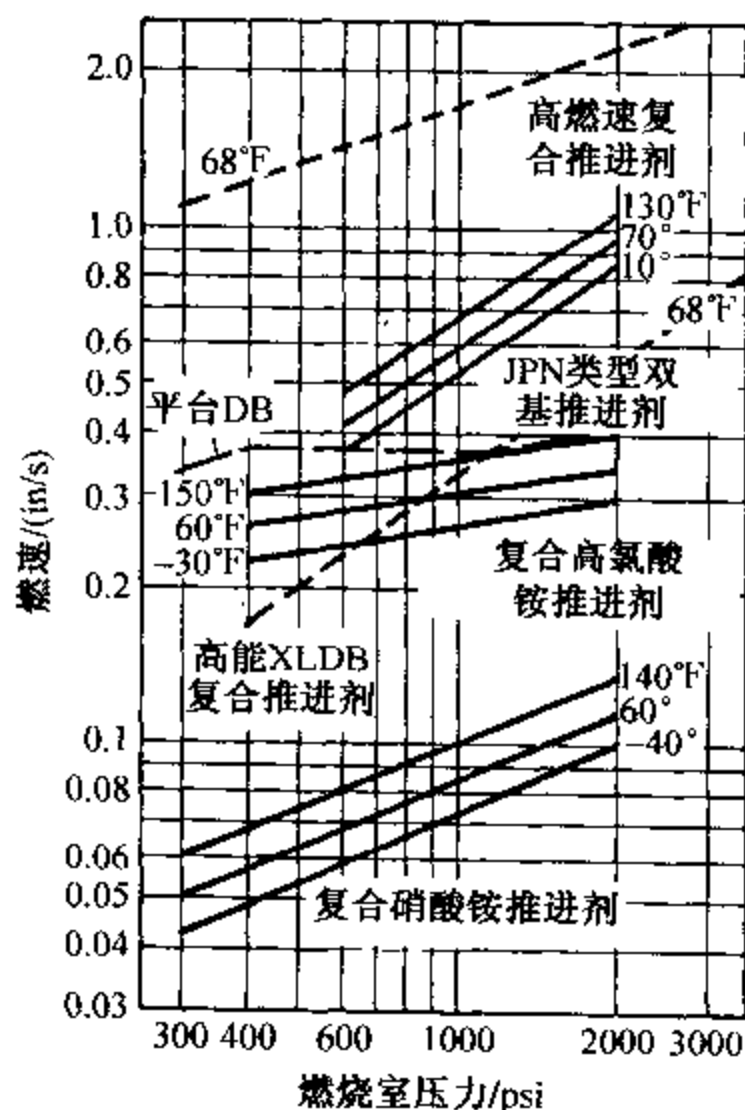


图 11-6 几种典型的固体火箭推进剂的燃速与室压的曲线，有些是在三种不同的温度下的。一种特殊的双基平台推进剂在一个相当宽的压力范围内呈现出恒定的燃速

速值。对有些应用，发动机设计师希望燃速在 1000 psi 的压力下能超过 250 mm/s。

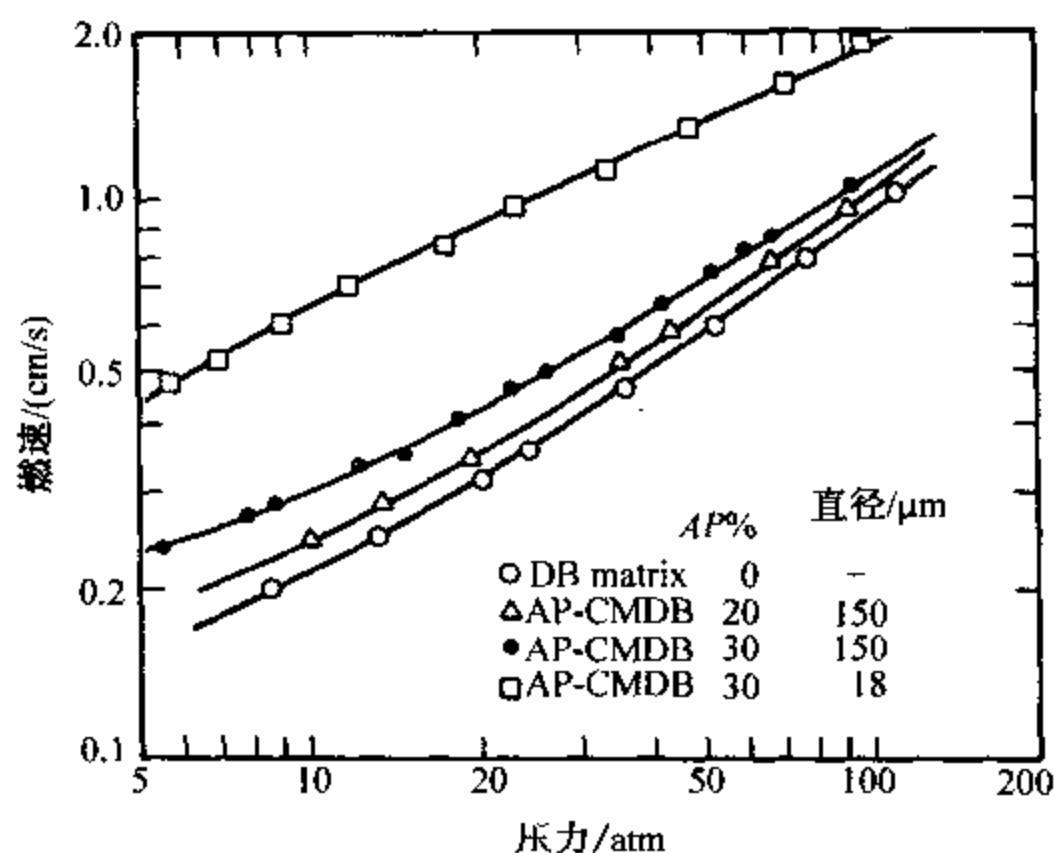


图 11-7 测量得到的一种双基 (DB) 推进剂、三种复合改进双基 (CMDB) 推进剂的燃速特性。三种 CMDB 中高氯酸铵 (AP) 颗粒 ($159\mu\text{m}$) 的含量是增加的。当 AP 颗粒的尺寸减小或者 AP 的含量增加时，观察到燃速的增加。这些数据都不是直线
(经 AIAA 同意摘自文献 11-3 的第一章)

例题 11-1 列表给出两种推进剂的燃速随压力的变化。 $a_1 = 0.00137$, $n_1 = 0.9$, $a_2 = 0.060$, $n_2 = 0.4$, p 的单位是 lbf/in^2 , r 的单位是 in/s 。

解 应用公式 (11-3) 对几种情况求解，结果如下。

压力 / psi	r_1 / (in/s)	r_2 / (in/s)
500	0.367	0.720
1000	0.685	0.95
1500	0.994	1.11
2000	1.28	1.26
2500	1.56	1.33

检查结果并且从公式 (11-3) 可以看出燃速对指数 n 非常敏感。对于稳定的条件， n 大于 0 小于 1.0。 n 值越大，燃速随压力的变化越快。这说明，即使燃烧室压力很小的变化也会使燃气的产生量有相当大的变化。大多数生产的推进剂的压力指数 n 在 0.2~0.6 之间。实际中，当 n 接近 1 时，燃速和燃烧室压力相互之间非常敏感，并且室压会在几个毫秒内发生灾难性的上升。当 n 很小并且接近于 0 时，燃烧变得不稳定甚至会自己熄火。有些推进剂呈现出负的 n ，这对于可重复启动的发动机和燃气发生器

很重要。压力指数为 0 的推进剂的燃速在很宽的压力范围内都没有变化。平台推进剂就在某压力范围内呈现出基本不变的燃速。这在图 11-6 中用虚线画出, 在一定的压力范围内它对燃烧室压力的大幅变化相对不敏感。几种双基推进剂和一些复合推进剂有这种令人满意的稳定特性。表 12-1 列出了几种使用的推进剂的标称燃速 r 和压力指数 n 。

11.1.2 燃速与温度的关系

如图 11-6 和图 11-8 所示, 温度影响化学反应速率, 燃烧前的推进剂装药的初始环境温度影响燃速。在较大的火箭发动机研制和试验中, 通常在点火前将发动机在特定的温度下保温数小时, 以保证推进剂装药均匀地达到所希望的温度。发动机性能必须处于指定的合格范围内。对于空射导弹发动机, 温度极限通常为 219 K 和 344 K。在这样的温度范围内, 采用典型复合推进剂的发动机的燃烧室压力变化为 20% ~ 35%, 工作时间变化为 20% ~ 30% (如图 11-8)。在大型火箭发动机中, 装药的不均匀受热 (例如阳光对侧面的加热) 会引起相当大的燃速差别, 由此导致轻微的推力偏心 (参见文献 11-4)。

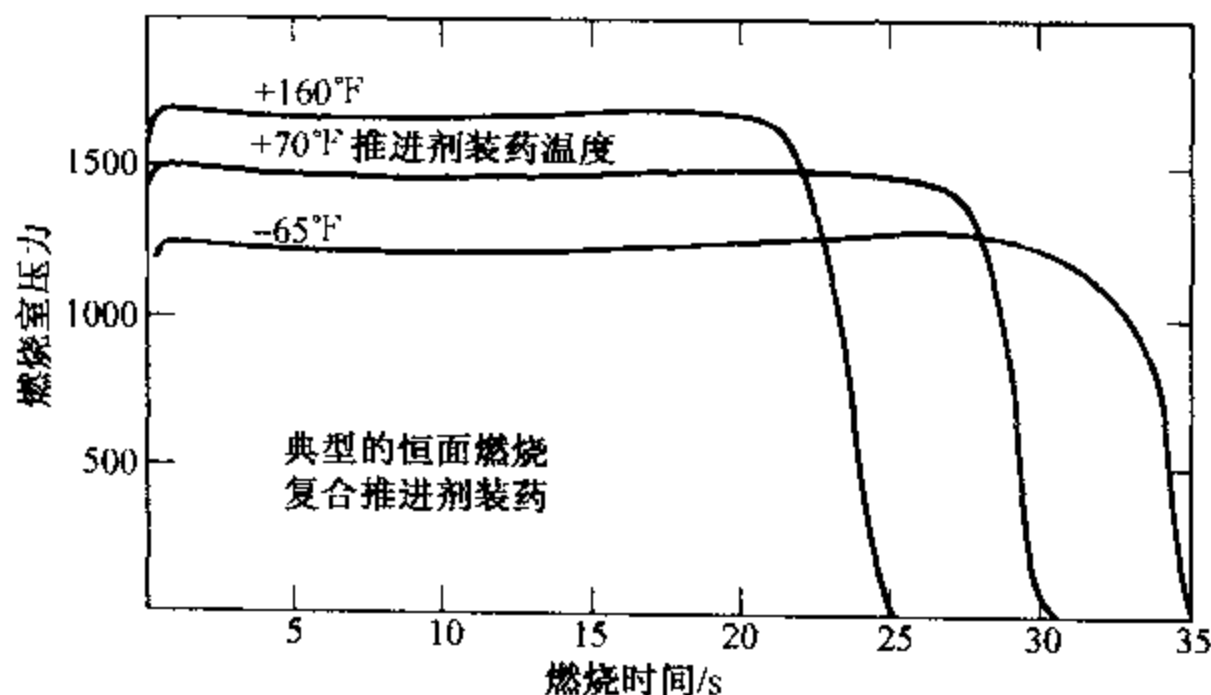


图 11-8 特定的发动机中, 推进剂温度对燃烧时间和燃烧室压力的作用。
曲线下的积分面积和总冲成正比, 三条曲线的总冲是相等的

燃速对推进剂温度的敏感程度可以用温度系数的形式来表示, 两个最常用的公式为

$$\sigma_p = \left(\frac{\delta \ln r}{\delta T} \right)_p = \frac{1}{r} \left(\frac{\delta r}{\delta T} \right)_p \quad (11-4)$$

$$\pi_K = \left(\frac{\delta \ln p}{\delta T} \right)_K = \frac{1}{p_1} \left(\frac{\delta p}{\delta T} \right)_K \quad (11-5)$$

σ_p 称为燃速温度敏感系数, 它表示在特定燃烧室压力下, 推进剂温度变化一度时燃速变化的百分比。 π_K 称为压力的温度敏感系数, 它表示在特定的 K 值下, 推进剂温度变化一度时燃烧室压力变化的百分比。这里 K 是一个几何函数, 即燃烧面积 A_b 对喷管喉部面积 A_t 的比值。

对于新的推进剂, 系数 σ_p 通常由标准燃烧器的试验数据来计算, π_K 由全尺寸发动

机或者缩比发动机的试验数据计算。从数学上说, 这些系数分别是燃速 r 或者燃烧室压力 p 的自然对数对推进剂温度 T 的偏导数。 σ_p 值的典型范围是 $0.001 \sim 0.009/\text{K}$, π_K 值是 $0.067\% \sim 0.278\%/\text{K}$ 。对于给定的 π_K , 小的装药温度变化对发动机压力的影响可以根据公式 (11-5) 得到

$$\Delta p \approx \pi_K p_0 \Delta T \quad (11-6)$$

式中 p_0 是基准燃烧室压力, Δp (psi) 是对应 ΔT 或者 $T - T_0$ 的压力增量。

π_K 和 σ_p 的值主要依赖于推进剂的燃速、组分和燃烧机理。可以推导出这两个温度敏感系数之间的关系, 即

$$\pi_K = \frac{1}{n-1} \sigma_p \quad (11-7)$$

在燃烧室压力和温度范围内, 当三个变量都是常数时上式成立。将公式 (11-3) 代入公式 (11-4), 温度系数 σ_p 可以表示为

$$\sigma_p = \left[\frac{\partial \ln(a p^n)}{\partial T} \right]_p = \frac{1}{a} \frac{da}{dT} \quad (11-8)$$

这就定义了在一一定的燃烧室压力条件下 σ_p 与温度系数 a 的关系。

因为装药温度的变化和制造的误差, 预测发动机的性能并不容易。参考文献 11-4 分析了燃烧时间的预测。

例题 11-2 对于给定的恒面燃烧的推进剂, 在恒定的燃面中, 温度敏感系数为 $\pi_K = 0.005^\circ\text{F}$ 或者 $0.5\%^\circ\text{F}$; 压力指数 n 为 0.5。在燃烧室压力 $p_1 = 1500$ psi, 推进剂温度为 70°F 时, 燃速为 0.30 in/s, 有效的额定燃烧时间为 50 s。确定推进剂温度在 $\pm 50^\circ\text{F}$ 变化, 或者从 $+20^\circ\text{F}$ 到 $+120^\circ\text{F}$ 变化时, p_1 和 t_b 的变化, 假设是线性变化。

解 首先, 修改公式 (11-5)

$$\pi_K = \Delta p / (p_1 \Delta T) = \Delta p / [1500(\pm 50)] = 0.005$$

解得, $\Delta p = \pm 375$ psi, 或者额定室压的总偏移量为 750 psi 或 50% 。

当装药的环境温度变化时, 总冲或者燃烧中释放的化学能基本保持常数, 只是能量释放的速率有变化。在高空, 推力与燃烧室压力近似成正比 (在公式 $F = C_F p_1 A_t$ 中, 假设 A_t 和 C_F 为常数)。因此燃烧时间近似为

$$t_1 = 50 \times 1500 / (1500 - 375) = 66.7 \text{ (s)}$$

$$t_2 = 50 \times 1500 / (1500 + 375) = 40.0 \text{ (s)}$$

时间的改变为 $66.7 - 40.0 = 26.7$ (s), 超过了额定燃烧时间的 50% 。这个结果与图 11-8 的描述有些类似。

在该例中, 燃烧室压力的变化影响火箭发动机的推力和燃烧时间。推力可很容易地变化 2 倍, 这会导致装填冷的或者热的装药的飞行器飞行轨迹发生显著变化。如果 n 值升高, 推力和燃烧室压力会显著提高。当 n 值小 (0.2 或者更小)、温度敏感性低时, 推力和室压变化很小。

11.1.3 侵蚀引起的燃烧增强

侵蚀燃烧是指由于推进剂燃面上燃气的高速流动引起的推进剂燃速增长。它严重影响固体火箭发动机的性能。侵蚀燃烧主要发生在燃气流向喷管的装药出口段。当装药出

口段横截面积 A 与喉部面积 A_t 相比, 通喉比小于 4 的时候, 很有可能发生侵蚀燃烧。参考文献 11-5 对侵蚀燃烧进行了分析。燃面附近的高速度和边界层湍流掺混提高了对固体推进剂的传热, 于是提高了燃速。参考文献 11-3 的第十章综述了 29 种不同的理论分析处理和一系列实验技术, 旨在更好地理解侵蚀燃烧。

侵蚀燃烧提高了质量流量, 因此在燃烧初期会提高室压和推力, 如图 11-9 所示。一旦燃烧扩大了流动通道 (燃烧面积没有明显的增长), 通道内的流动速度就会降低, 侵蚀燃烧消失, 再度出现正常燃烧。因为推进剂在前期的侵蚀燃烧中消耗得比较快, 所以在燃烧结束的时候流动和推力都要减弱。侵蚀燃烧通常还会导致喷管端的装药肉厚过早燃尽, 这使发动机后封头和绝热层更长时间地暴露在炽热的燃气中, 所以需要更厚的绝热层厚度 (更多的冗余质量) 来防止局部热失效。在发动机设计中, 需要避免或控制侵蚀燃烧, 并保持发动机之间的重复性。

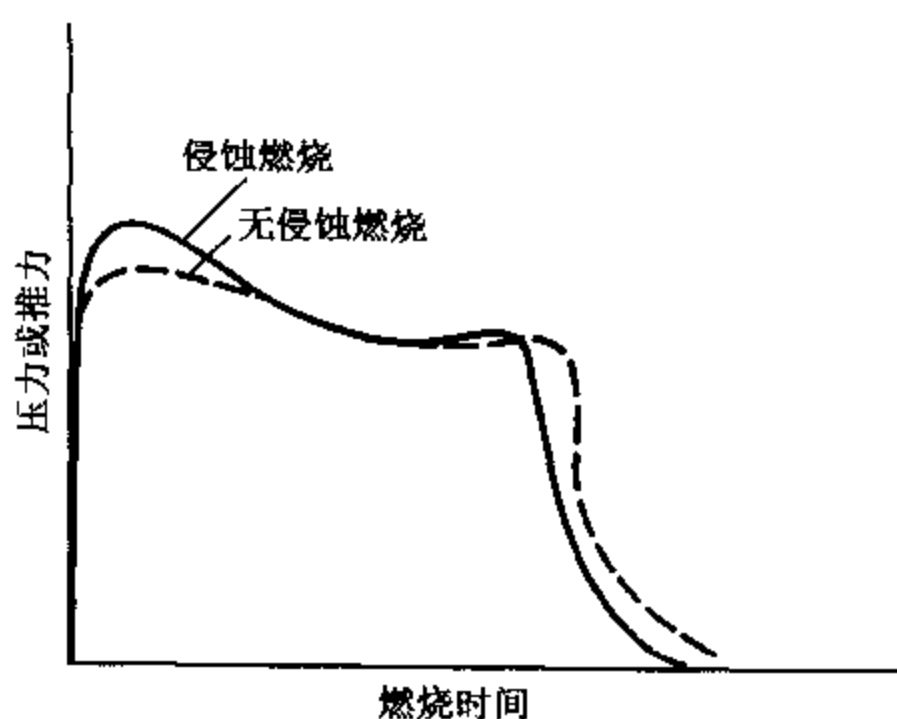


图 11-9 有侵蚀燃烧和无侵蚀燃烧的典型压力-时间曲线

1956 年, Lenoir 和 Robillard (参考文献 11-3 和 11-6) 针对侵蚀燃烧提出了一个相对简单的模型, 该模型是基于热传导的, 随后在发动机性能计算中得到了广泛的应用和发展。该模型是将两个燃速相加: r_0 主要是压力和装药温度的函数 [公式 (11-3)], 它不含侵蚀燃烧; 而 r_e 是由于气体速度或者侵蚀效应引起的燃速增长。

$$r = r_0 + r_e = ap^n + \alpha G^{0.8} D^{-0.2} \exp(-\beta r \rho_b / G) \quad (11-9)$$

式中 G 是单位面积的质量流量速度, 单位为 $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, D 是通道的特征尺度 (通常 $D = 4A_p/S$, 其中 A_p 是通道面积, S 是其周长), ρ 是未燃烧的推进剂的密度 (kg/m^3), α 和 β 是经验常数。显然 β 与推进剂的配方无关。当 r 的单位是 m/s , p_1 的单位是 Pa , G 的单位是 $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 的时候, β 值大概为 53 左右。 α 的表达式是通过考虑传热得到的:

$$\alpha = \frac{0.0288 c_p \mu^{0.2} Pr^{-2/3}}{\rho_b c_s} \frac{T_1 - T_2}{T_2 - T_0} \quad (11-10)$$

式中 c_p 是燃气平均比热 [$\text{kcal}/(\text{kg} \cdot \text{K})$], μ 是气体黏度 [$\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$], Pr 是反应分子性质的普朗特数 ($\mu c_p / \kappa$), κ 是气体的导热系数, c_s 是固体推进剂热容 [$\text{kcal}/(\text{kg} \cdot \text{K})$],

T_1 是燃气反应绝对温度, T_2 是固体推进剂表面温度, T_0 是固体推进剂初温。

图 11-10 显示了两种类似的推进剂的放大比例 r/r_0 (或者说是在有/无侵蚀燃烧下的燃速比) 与气体流速的关系, 其中一种推进剂含有氧化铁燃速催化剂。在某些发动机设计中, 燃速放大比例可以达到 3。因为气体加速时, 静压能量转化为气体的动能, 所以从装药通道的前端到后端会有压降。有侵蚀燃烧时, 这种压差会导致装药中附加的轴向载荷和变形, 必须在应力分析中予以考虑。沿着通道的长度方向, 侵蚀或者燃速的放大并不相同。如果装药有不连续的情况, 如突起、包覆层的边缘、支撑结构或者分段装药间的缝隙, 那么当地的侵蚀会由于湍流而增强。

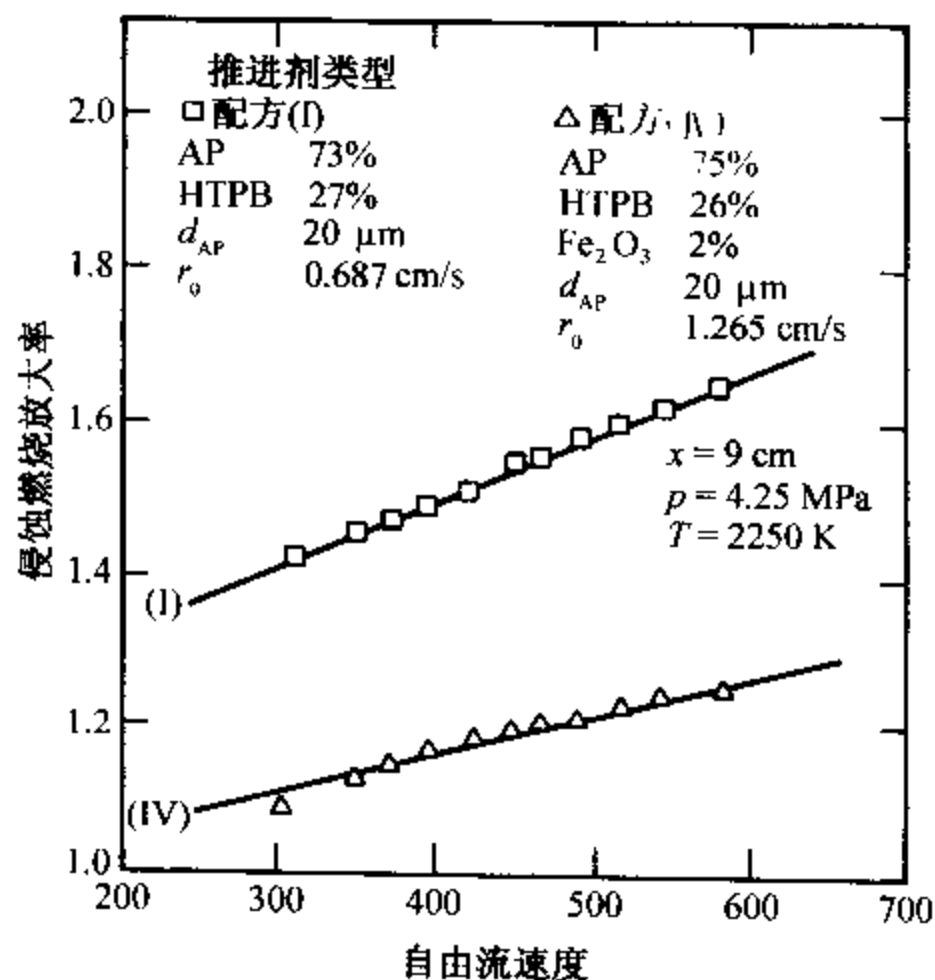


图 11-10 装药孔或空腔中气体的流速对侵蚀燃烧放大因子 (有无侵蚀的燃速之比 r/r_0) 的影响 (经 AIAA 许可, 摘自参考文献 11-3 的第十章)

11.1.4 其他燃速增长

火箭发动机绕纵轴旋转 (旋转稳定的需要) 或者有较高的横向或纵向过载时 (常在反导弹火箭中出现), 会引起燃速的增长。各种推进剂 (不管含不含铝燃料) 都出现过这种现象。推进剂的配方是一种控制参数 (见图 11-11), 无论加速度是由旋转引起的还是纵向的, 与加速度矢量成 $60 \sim 90^\circ$ 角的燃面倾向于发生燃速增长。例如, 旋转的内孔燃烧柱状装药会受到很严重的影响。发动机旋转对内孔燃烧的推进剂的作用在图 11-12 中显示。对于新型发动机的设计, 所选推进剂的加速燃烧特性通常在小尺寸发动机中测试, 或者在使燃烧的推进剂受到加速度作用的测试设备中测试 (参考文献 11-8)。快速的加速度或者快速的室压升高引起的应力会形成裂纹 (见参考文献 11-9 和 11-10), 这会暴露出更多的燃烧面积。

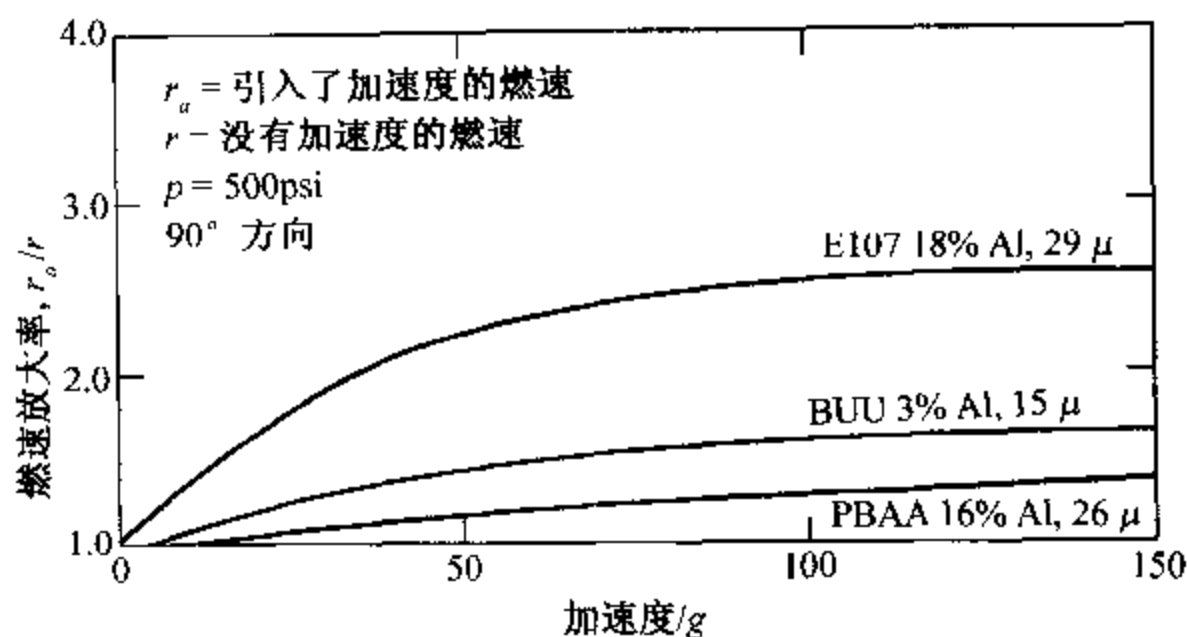


图 11-11 加速度对三种不同推进剂的燃速的影响 (经许可摘自文献 11-7)

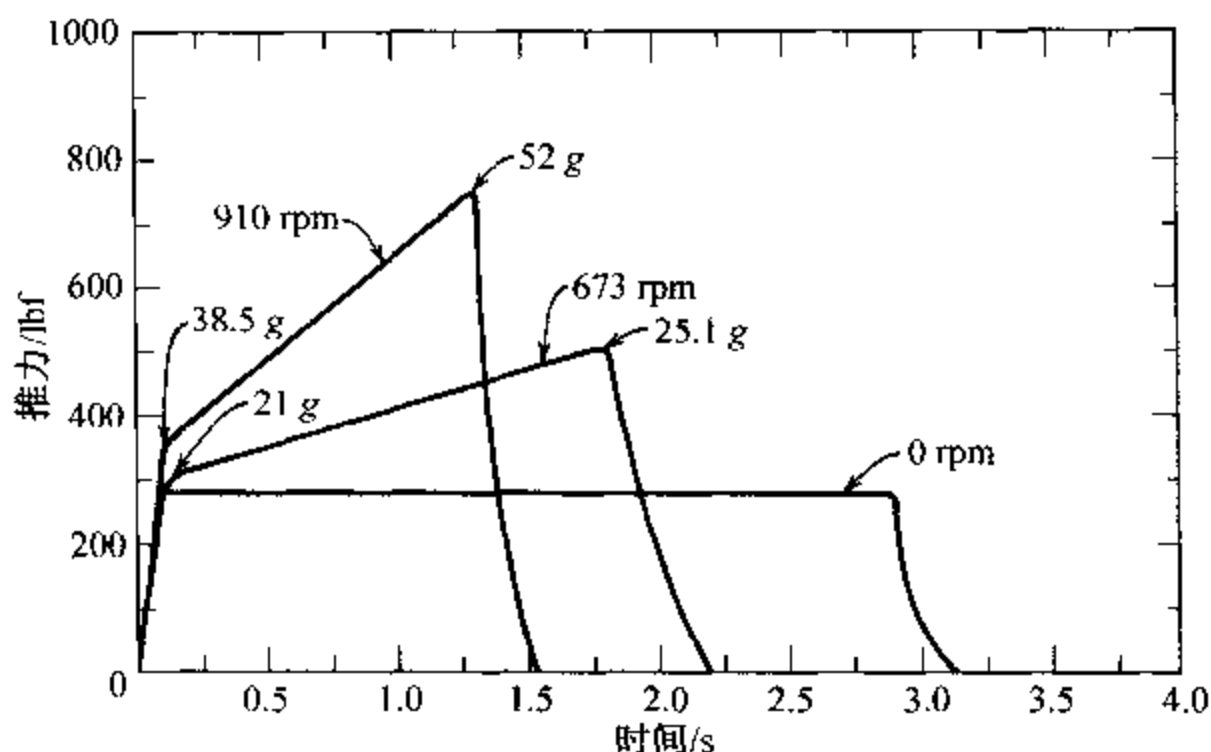


图 11-12 绕轴的旋转对火箭发动机推力-时间特性的影响, 发动机使用以铝和 PBAN (聚丁二烯丙烯腈) 作为燃烧剂的复合推进剂 (经许可摘自文献 11-7)

对于端面燃烧药柱, 燃速取决于推进剂的配方和加工工艺。在紧靠推进剂和绝热层的结合处, 燃速较其他部位处要高一些。

在推进剂装药中埋入金属丝或其他形状的良好金属导热体也会提高燃速。在端面燃烧装药中, 有一种方法是在装药中纵向排列银丝 (见参考文献 11-11)。依靠金属丝的尺寸和装药横截面中金属丝的数量, 可很容易地将燃速提高两倍。铝丝的作用效果大概是银丝的一半。其他形式的导热体还有 U 形金属丝 (短小的弯曲金属丝), 它在浇注前与推进剂混合在一起。

在装药空腔中, 炽热的燃气产生的强烈辐射会对燃烧的推进剂表面产生传热。更多的辐射能量会提高燃速。排气羽流 (在喷管外部) 的辐射和燃气中粒子的作用将在第十八章讨论。

燃烧不稳定性，也称为振荡燃烧，因为提高了传热速率、气体速度和燃烧室压力，也会影响推进剂的燃速。这将在第十三章讨论。

11.2 基本性能关系式

一种基本性能关系式是从物质守恒原理导出的。单位时间内燃烧的推进剂质量等于单位时间内燃烧室装药空腔中燃气质量的变化与流出喷管的质量之和。

$$A_b \rho_b = \frac{d}{dt}(\rho_1 V_1) + A_t p_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)}} \quad (11-11)$$

上式左侧项是式(11-1)中的气体质量生成率。公式右侧第一项是燃烧室气体空腔中推进剂质量的变化，第二项是由式(3-24)给出的喷管质量流量。推进剂燃速是 r ； A_b 是推进剂燃烧面积； ρ_b 是固体推进剂密度； ρ_1 是燃烧室气体密度； V_1 是燃烧室气体空腔容积，在推进剂消耗时增大； A_t 是喉部面积； p_1 是燃烧室压力； T_1 是燃烧室绝对温度，一般假设为常量； k 是燃气比热比。在发动机启动阶段，装药空腔中推进剂的质量变化很重要。对某些瞬变情况（例如启动和关机），前面的公式可以简化，这对数值求解很有用。

燃烧面积 A_b 的值会随时间变化，并且是装药设计的函数，如 11.3 节所述。对于初步性能计算，喉部面积 A_t 在整个燃烧过程中通常假设为常数。对于精确的性能计算，必须考虑喷管材料的侵蚀。在推进剂燃烧时，侵蚀会使喷管喉部面积有一个小的增加，这种喷管的放大在第十四章描述。 A_t 的增加会导致燃烧室压力、燃速和推力的轻微下降。

气体容积 V_1 会随燃烧时间而显著增大。如果发动机空腔中的气体质量较小，于是与通过喷管的质量流量相比其变化量也较小，那么就可以忽略 $d(\rho_1 V_1)/dt$ 项。这样就可以从公式(11-3)和(11-11)得到稳定燃烧条件下的关系：

$$\frac{A_b}{A_t} = \frac{p_1 \sqrt{k[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\rho_b r \sqrt{RT_1}} = K = \frac{(p_1)^{1-n} \sqrt{k[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\rho_b a \sqrt{RT_1}} \quad (11-12)$$

作为近似，对于给定的推进剂，室压可表达为燃烧面积对喷管喉部面积的面积比的函数：

$$p_1 \sim (A_b/A_t)^{1/(1-n)} = K^{1/(1-n)} \quad (11-13)$$

在固体推进剂工程中，燃烧面积与喷管喉部面积之比是一个很重要的量，用符号 K 表示。公式(11-12)和(11-13)给出了燃烧面积、室压、喉部面积和推进剂性质的关系。例如，如果室压（推力）改变，该关系式可以计算所需的喉部面积变化。对于 $n=0.8$ 的推进剂，可以看到，室压的变化是面积比 K 的五次方。因此，燃烧表面的微小改变会对燃烧室压力产生很大的影响，并由此影响燃速。装药表面的裂纹（过应力引起的）的形成会使 A_b 产生不确定的增长。因此希望 n 值较低，以减小推进剂特征或者装药几何的变化造成的影响。

应用该公式和式(3-32)中定义的特征排气速度 c^* ，可得到

$$K = A_b/A_t = p_1^{(1-n)}/(a\rho_b c^*) \quad (11-14)$$

式中 a 和 ρ_b 是常数, c^* 的变化也不大。上式可以改为

$$p_1 = (K a \rho_b c^*)^{1/(1-n)} \quad (11-15)$$

上面的公式是基于燃速与室压之间非常简单的数学关系得到的。但是, 对于许多推进剂来说, 这种简化不是十分合理。对于精确计算, 必须有实验值。

控制燃速和发动机质量排放速率的参数称为**内弹道特性**, 包括 r 、 K 、 σ_p 、 π_K 和压力、推进剂组分、气体速度或加速度的影响。其他的固体火箭发动机参数是**性能参数**, 包括推力、理想排气速度、比冲、推进剂质量分数、火焰温度、温度限制和工作时间。

固体火箭发动机的**理想喷管排气速度**可通过公式 (3-15) 或 (3-16) 给出的热力学理论得到。正如第五章所述, 该公式只对冻结流条件有效。对于平衡流, 排气速度最好是通过焓降 ($h_1 - h_2$) 来定义, 可以通过 $v_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2)}$ 计算得到。在推导排气速度公式时, 需假设喷管上游气体速度很小, 可以忽略。如果通道面积 A_p (推进剂装药间的气体流通面积) 与喷管喉部面积 A_t 之比足够大, 那么这是正确的。当通喉面积比 A_p/A_t 小于 4 时, 就必须对压降作修正来得到等效排气速度。

固体火箭发动机推力的定义与第二章和第三章中给出的相同, 即公式 (2-14) 和 (3-29)。**火焰温度或燃烧温度**是推进剂配方和燃烧室压力的热化学性质, 它不但影响排气速度, 而且影响部件的设计、火焰辐射、材料选择和对装药与部件的传热。第五章解释了它的计算方法。喷管喉部面积、喷管面积比和喷管尺寸的确定在第三章讨论过了。

等效排气速度 c 和**比冲** I_t 由公式 (2-3)、(2-4) 和 (2-6) 定义。测量瞬时推进剂流量或者等效排气速度在实验上有困难, 但是, 实验中可以测量总冲和总的推进剂消耗量。近似的推进剂消耗量可通过实验前后发动机的称重来得到。因为在有些装药设计中允许有少量的推进剂不燃烧 (在后面的章节解释), 所以有效推进剂质量通常要比推进剂总质量小一些。另外, 在火箭发动机燃烧过程中, 一部分喷管和绝热层材料的烧蚀和蒸发会减少发动机最终的死重, 并且略微提高喷管质量流量。这就解释了表 11-3 中总的死重和燃料燃尽时质量的差别。通过积分推力时间曲线下的面积可以精确确定**总冲**。因此, 通常可以由总冲和有效推进剂质量来计算平均比冲。总冲 I_t 由公式 (2-1) 定义, 为燃烧时间 t_b 上推力 F 的积分:

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt = \bar{F} t_b \quad (11-16)$$

式中 $\bar{F}$ 是整个燃烧时间 t_b 内推力的平均值。

燃烧时间、**工作时间**和**点火时的压力上升时间**在图 11-13 中定义。零时刻其实是点火电压送到发火管或起爆药的时刻。从火箭喷管放出排气的时间比工作时间要长, 但是工作时间前后的溢出质量实际上很小。这些定义有些随意, 但是一般都这么用, 而且已成为标准 (如参考文献 2-2)。

对于飞行试验, 根据测量的飞行轨迹加速度 (被可估算的阻力削弱) 和由燃烧室压力测量估计的瞬时流量 (室压和火箭发动机喷管质量流量成正比) 可以推导出瞬时推力, 这给出了计算比冲和总冲的另一种途径。

如同 3.6 节的解释, **比冲**至少有四种值: ①**理论比冲**; ②由飞行试验、静态试验或

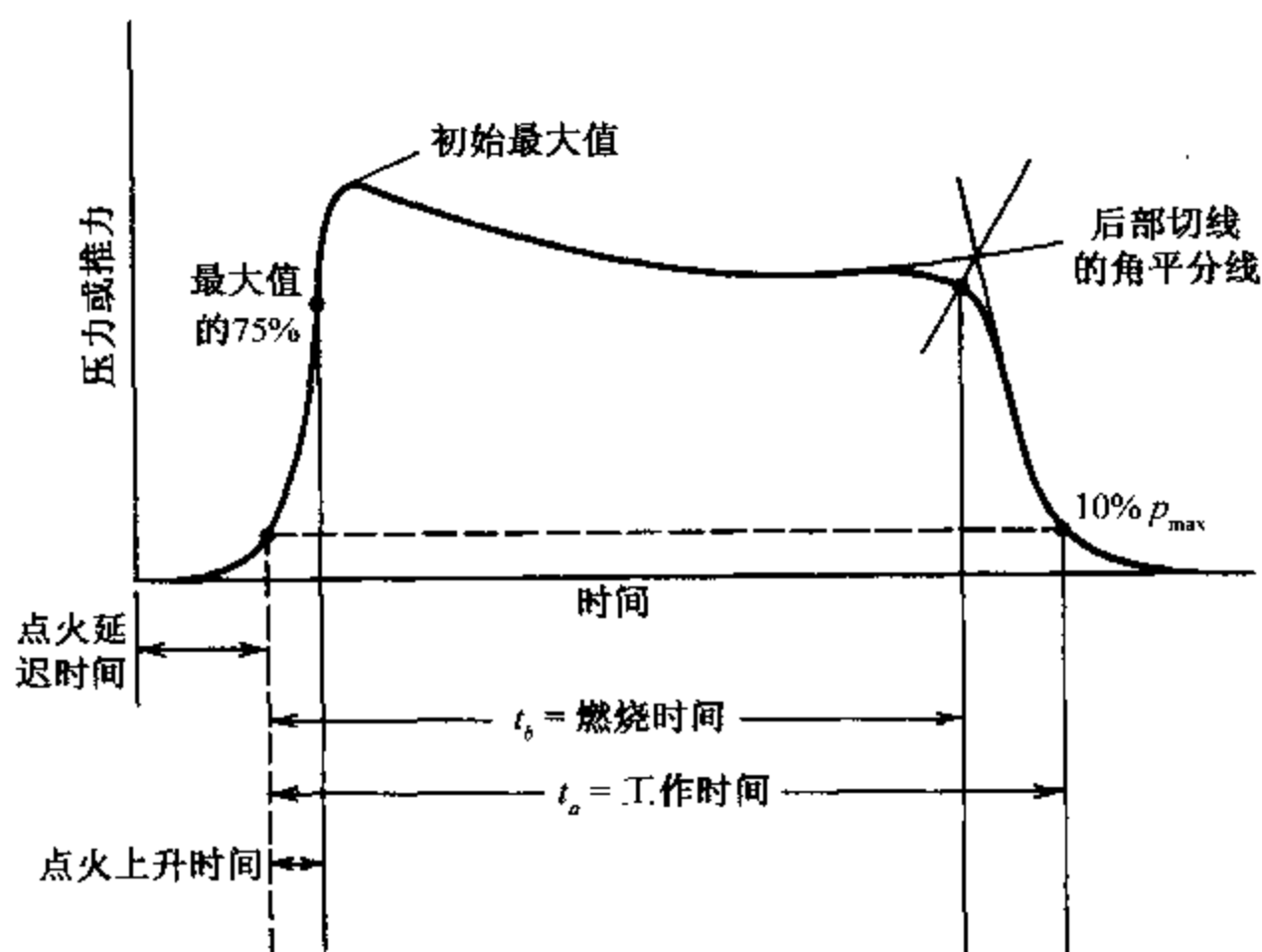


图 11-13 燃烧时间和作用时间的定义

者演示验证（见参考文献 11-12）测量的实际比冲；③在标准状态或者参考状态下的实际比冲；④最低保证值。如果仅仅引用一个值而不作进一步的说明，就会带来很多问题。这与 3.6 节所列的液体火箭发动机中的四种性能值类似。由几种损失造成的比冲减小可以预测，见参考文献 11-13。

损失包括喷管的低效率（黏性边界层摩擦和非轴向流动引起的，如第三章所述）、推力矢量的偏转（见第十六章）、未燃烧的残余推进剂、壁面和绝热层的热损失、不完全燃烧或者燃气中固体粒子引起的阻尼（需要被加速）。此外也有一些性能增益，例如烧蚀喷管和绝热层的烧蚀或者点火推进剂生成的气体会提高质量流量、多数情况下会降低燃气的平均分子量，或者略微减小火箭发动机工作结束后的死重。

如果知道排气中固体粒子的尺寸分布、形状和含量，就可以求解用于计算比冲的**两相流**公式。如果假设颗粒是均一直径的球形粒子，就可以简化分析过程（参考文献 11-13），该直径可以从火箭发动机试验的比冲测量中估计出来（参考文献 11-14）。3.5 节给出了含有固体粒子的燃气两相流的简单理论。有时，尤其是在希望紧凑设计的火箭发动机应用中，**密度比冲**（推进剂装药比重与比冲之积）也是一种性能参数（见公式 7-3）。

推进剂燃烧的完全程度与燃烧剂、氧化剂、燃烧剂和氧化剂的比例、能量损失和发动机所处的环境有关。对于不含金属燃烧剂的推进剂，通常速度修正系数为 97% 或 98%，而对于含有铝粉的推进剂，速度修正系数为 90% ~ 96%。排气中的固体粒子不会对气体膨胀有影响，但需要能量来加速，所以两相流的效率要低一些。但是，铝粉的加入会提高燃烧热和燃烧室的燃气温度，因此会提高排气速度或者比冲。这种增长通常会大于因为需要加速小的固体氧化铝粒子所带来的损失。

推进剂质量分数 ζ 在公式 (2-8) 中定义为 $\zeta = m_p/m_0$, 它直接与**发动机质量比**和飞行器的飞行特性相关。发动机的初始质量 m_0 是有效的固体推进剂质量 m_p 和不燃烧的发动机惰性部件质量之和。对于飞行器的推进剂质量分数来说, 有效载荷的质量和**非推进的惰性质量** (飞行器结构、制导和控制、通信装置和电源) 都必须考虑。高的 ζ 值意味着发动机惰性质量低、部件设计高效以及应力高。该参数用来作前期的近似设计评估。另外, 它也是发动机尺寸或质量、推力水平、喷管面积比和壳体材料的函数。对于很小的发动机 (推力小于 100 lb), 推进剂质量分数的值在 0.3 与 0.75 之间。中等规模的发动机 ($100\text{lb} < m_0 < 1000\text{lb}$), 其 ζ 值在 0.8 与 0.91 之间。对于大型发动机 ($1000\text{lb} < m_0 < 50000\text{lb}$), ζ 值在 0.88 与 0.945 之间。对每一类发动机都给定一个 ζ 的范围是因为它受到下列因素的影响。中等规模和大规模的钢壳体发动机比钛合金壳体发动机的 ζ 要低, 并且它们的 ζ 值都要低于以凯芙拉纤维和环氧树脂基体为壳体的发动机。 ζ 值最高的是采用环氧树脂基体的石墨或碳纤维壳体的发动机。对于较大的喷管面积比和带有推力矢量控制的发动机, ζ 要低一些。如图 11-1 和表 11-3 所示, STARTM 27 火箭发动机的推进剂质量分数为 0.924。对于具有钛合金壳体并且有比较大的喷管出口面积的中等规模发动机来说, 这个值是较高的。

在评估固体火箭发动机和比较发动机设计的质量时, 需要用到很多性能参数。第一个就是**总冲装填重量比** (I_t/w_G)。装填重量 w_G 是海平面推进剂和火箭推进系统部件的初始总重。 I_t/w_G 的典型值在 100 到 230 s 之间, 较高的值代表了高性能的火箭推进剂和高应力部件, 意味着死重低。总冲装填重量比在理想状态下接近于比冲的值。当结构部件、金属零件和包覆层等的重量与推进剂重量 w_p 相比很小时, 比值 I_t/w_G 接近于 I_t/w , 即平均比冲 [公式 (2-3) 和 (2-4)]。 I_t/w_G 越高, 设计的发动机越好。另一个用来比较推进剂的参数是**容积比冲**, 它定义为单位容积推进剂装药的总冲, 或 I_t/V_b 。

推重比 F/w_G 是一无量纲参数, 它等于火箭推进系统在无重力真空中飞行的加速度 (要乘以 g_0), 它不包括其他的飞行器部件重量。该参数很特别, 根据用途, 其变化范围可以从不到 $1g_0$ 的很低的值到 $1000g_0$ 以上 (对于固体火箭发动机的高加速度用途)。有些用于枪炮助推的火箭的加速度达 $20000g_0$ 。

温度范围是指最高和最低贮存温度。发动机可以放置在这样的环境中, 而且推进剂装药不会破坏。这将在 11.4 节讨论。

例题 11-3 一固体火箭发动机要求如下:

海平面推力	平均 2000 lbf
工作时间	10 s
燃烧室压力	1000 psi
工作温度	环境温度 (近似为 70°F)
推进剂	硝酸铵-碳氢化合物

试确定比冲。喉部面积和出口面积。流量。推进剂总重量。总冲。燃烧面积和估计的质量 (假设中等的设计效率)。推进剂的特性为 $k = 1.26$; $T_1 = 2700^\circ\text{F} = 3160\text{R}$; 1000 psi 压力下 $r = 0.10\text{in/s}$; $c^* = 4000\text{ft/s}$; $\rho_b = 0.056\text{lb/in}^3$; 分子量为 22 lb/(lb·mol); 气体常数为 $1544/22 = 70.2 (\text{ft}\cdot\text{lb}) / (\text{lb}\cdot\text{R})$ 。

解 由图 3-4 和 3-6 得, $C_F = 1.57$ ($k = 1.26$, 海平面最佳膨胀下压力比为 $1000/14.7 =$

68), $\epsilon = A_2/A_1 = 7.8$ 。必须考虑喷管损失对理想推力系数的修正。假设修正系数为 0.98, 那么 $C_F = 0.98 \times 1.57 = 1.54$ 。比冲为 (公式 3-32)

$$I_s = c^* C_F / g_0 = (4000 \times 1.54) / 32.2 = 191 \text{ (s)}$$

由公式 (3-31) 可得到所需喉部面积:

$$A_t = F / (p_1 C_F) = 2000 / (1000 \times 1.54) = 1.30 \text{ (in}^2\text{)}$$

出口面积为 $7.8 \times 1.30 = 10.1 \text{ (in}^2\text{)}$ 。喷管重量流量可由公式 (2-5) 得到, 即 $\dot{w} = F / I_s = 2000 / 191 = 10.47 \text{ (lbf/s)}$ 。工作 10s 所需的有效推进剂重量大约为 105 lbf。考虑到推进剂的残留和推力建立过程的有效性, 假设推进剂装填总量要增大 4%, 即 $105 \times 1.04 = 109 \text{ (lbf)}$ 。

由公式 (2-2) 得总冲 $I_t = Ft_b = 2000 \times 10 = 20000 \text{ (lbf} \cdot \text{s)}$, 它也可以由 $I_t = \dot{w} \times I_s = 105 \times 191 = 20000 \text{ (lbf} \cdot \text{s)}$ 得到。推进剂燃烧面积可以用公式 (11-12) 计算:

$$\begin{aligned} A_b &= \frac{A_t p_1 \sqrt{k[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\rho_b r \sqrt{RT_1}} \\ &= \frac{1.30 \times 1000}{0.056 \times 0.10} \sqrt{\frac{32.2 \times 1.26}{(1544/22) \times 3160}} (0.885)^{8.7} = 1840 \text{ (in}^2\text{)} \end{aligned}$$

该结果也可以由公式 (11-11) 或 (11-14) 得到。给定比例

$$K = A_b / A_t = 1840 / 1.30 = 1415$$

火箭发动机 (不是飞行器) 的装填总量只有在详细设计后才能计算。但是, 如果选定总冲重量比的大致值 (可能为 143) 就能进行大致的估计。

$$w_G = I_t / (I_t / w_G) = 20000 / 143 = 140 \text{ (lbf)}$$

因为推进剂为 109 lb, 所以结构部件部分估计为 $140 - 109 = 31 \text{ (lbf)}$ 。

11.3 推进剂装药和装药形状

装药是火箭发动机内部固体推进剂的成形质量。装药中, 推进剂材料和几何形状决定了发动机的性能特性。推进剂装药是浇注、模压或者挤压的形体, 其外观和触觉与硬橡胶或塑料类似。一旦点火, 其所有的暴露表面就会燃烧, 生成炽热气体排出喷管。有些火箭发动机在单个壳体或燃烧室内有 1 根以上的装药, 有极少数的装药分为几段, 分别由不同的推进剂配方组成 (例如, 允许不同的燃速)。但是大多数火箭发动机只有一种装药。

如图 11-14 所示, 将装药装在壳体中有两种方法。自由装填药柱的制造在壳体外进行 (挤压或浇注到圆柱形的模具或药筒中), 然后装入壳体。在壳体粘结装药中, 壳体作为模具, 推进剂直接浇注到壳体内, 与壳体或壳体绝热层粘结。如果装药过度老化, 自由装填药柱可以更容易地换掉。自由装填药柱用在一些小型战术导弹或中等规模的发动机上, 一般成本较低, 易于检查。壳体粘结装药呈现出更好的性能, 惰性质量略低 (没有支撑装置、支撑垫片, 绝热层少), 有较好的容积装填分数, 更高的应力, 一般制造更困难、更昂贵。目前, 几乎所有的大发动机和许多战术导弹发动机都使用壳体粘结推进剂。这两种形式装药中的应力将在下一节的结构设计中作简要讨论。

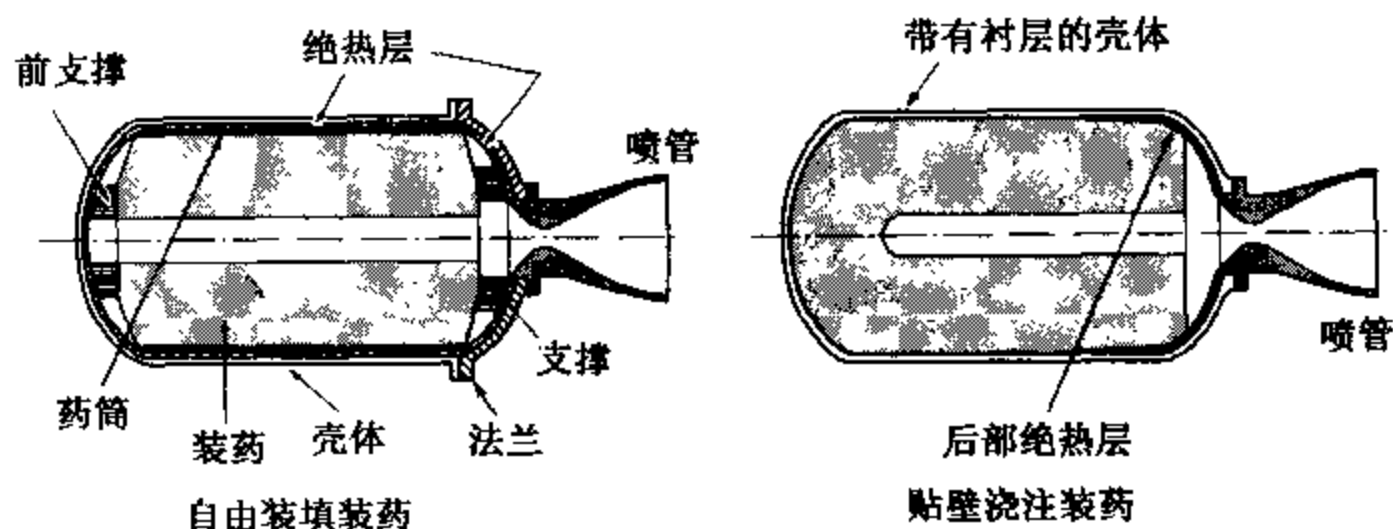


图 11-14 自由装填和壳体粘结装药示意图

关于装药的主要定义和术语有：

药型：用于发动机工作的装药初始燃面的几何形状。

圆柱形药柱：无论内孔形状如何，药柱内的横截面积沿轴向不变（见图 11-3）。

恒面（中性）燃烧：在发动机燃烧时间内，推力、压力、燃烧面积近似保持不变（见图 11-15），典型地在 $\pm 15\%$ 以内。许多装药都是恒面燃烧。

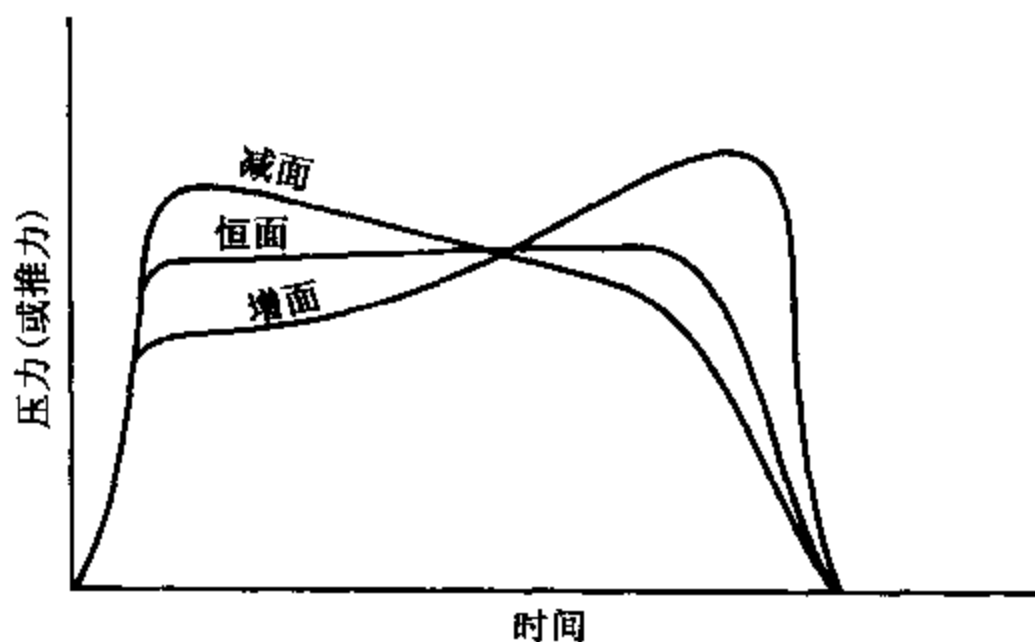


图 11-15 按照压力-时间特性的装药分类

内孔：推进剂装药中心的空腔或流动通道，其横截面可以是圆形、星型等（见图 11-16）。

增面燃烧：在燃烧时间内，推力、压力和燃烧面积增加（见图 11-15）。

减面燃烧：在燃烧时间内，推力、压力和燃烧面积减小（见图 11-15）。

碎药：肉厚烧完时，未燃烧的残余推进剂（或者通过喷管排出而损失的推进剂）（见习题 11-6 的草图）。

燃烧时间或有效燃烧时间 t_b ：通常是从最大压力（或推力）的 10% 开始，到肉厚燃尽的时间间隔，通常取压力-时间曲线尾部两条切线夹角的角平分线与曲线的交点作为肉厚燃尽的时刻（见图 11-13）。

工作时间 t_a ：燃烧时间加上碎药燃烧的大部分时间，典型的为压力-时间曲线上开

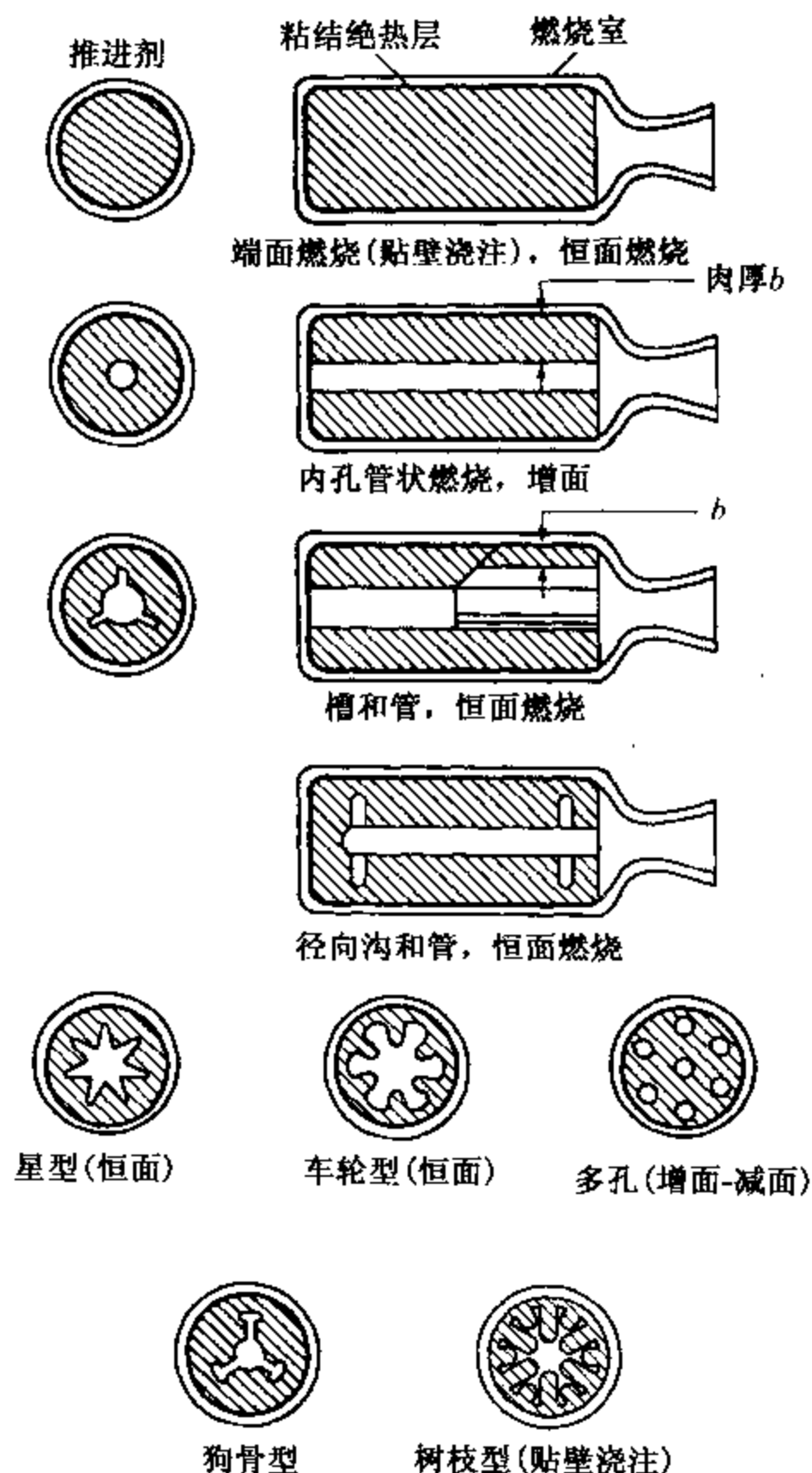


图 11-16 几种装药构形简图

始和结束时压力的 10% 之间的时间间隔 (见图 11-13)。

燃烧极限: 在不需要加入能量的前提下, 燃烧可以维持的最低压力。低于该压力, 燃烧会停止或者不稳定, 羽流周期性地出现和消失。

包覆层: 由缓燃或不燃烧的材料 (通常为带有填充物的聚合橡胶) 构成的层或涂层, (粘结、涂抹、浸渍或者喷涂) 在装药中一部分推进剂表面来阻止燃烧。通过防止包覆表面的燃烧, 可以控制和减少初始燃烧面积。也称为**保护层**。

衬层: 由聚合形态材料制造的坚硬的不自燃的薄层, 在推进剂浇注前用于壳体, 提高推进剂和壳体或者绝热层之间的粘结性。它允许在装药边缘和壳体之间有少许的轴向移动。

内绝热层：在壳体和推进剂装药之间的内层，由黏性绝热材料制造，不会轻易燃烧。其目的是限制发动机工作时的传热和壳体温度的升高。在图 11-1、11-2、11-4 和 11-14 中可以看到衬层和绝热层，第十二章也对其作了描述。

肉厚 b ：药柱从初始燃面到绝热壳体壁面或者另一燃面之间的最小厚度；对于端面燃烧装药， b 等于药柱的长度（见图 11-16）。

肉厚系数 b_f ：对于与壳体粘结的内燃装药，肉厚系数是肉厚 b 对装药外围半径之比：

$$b_f = b / \text{半径} = 2b / \text{直径} \quad (11-17)$$

容积装填系数， V_f ：推进剂容积 V_b 对可供推进剂、绝热层和保护层利用的燃烧室容积 V_c 之比（不考虑喷管）。利用公式 (2-4) 和 $V_b = m / \rho$ ：

$$V_f = V_b / V_c = I_t / (I_s \rho_b g_0 V_c) \quad (11-18)$$

式中 I_t 是总冲， I_s 是比冲， ρ_b 是推进剂密度。

装药必须满足几个相互关联的要求：

(1) **由飞行任务确定的火箭发动机要求。**在装药设计之前必须定义并获得该要求，它通常由飞行器设计师确定。包括总冲、希望的推力-时间曲线和误差、发动机质量、贮存和工作时的环境温度限制、容许的飞行器体积或者外壳和由飞行器受力（振动、弯曲、气动载荷等）引起的飞行器加速度。

(2) 所选的**装药形状**要满足下面的要求：应该紧凑、高效地利用可用容积；有合适的燃烧面积-时间曲线，以满足所需的推力-时间曲线；避免或者预先控制侵蚀燃烧。残留的未燃推进剂碎药在燃烧过程中会使重心移动，应该尽量减少。几何形状的选择很复杂，在参考文献 11-1 和 11-7 及本节中将讨论。

(3) **推进剂**通常基于其性能（例如特征速度）、机械特性（例如强度）、弹道特性（例如燃速）、制造特性、排气羽流特性和老化特性来选择。如果必要，推进剂配方会稍微改变或者“特制”来准确地满足燃烧时间或者装药形状的要求。推进剂选择在第十二章和参考文献 11-7 中讨论。

(4) 装药（包括衬层和/或绝热层）的**结构完整性**必须进行分析，以保证装药在所有的载荷、加速度和热应力引起的应力或者应变下不会失效。装药的几何形状可以改变以消除多余的应力。这将在本章下一节中讨论。

(5) 孔、槽和翼等的**复杂内腔容积**随着燃烧时间不断增加。需要检查空腔的谐振、阻尼和**燃烧稳定性**。这将在第十三章讨论。

(6) 装药的**加工工艺**和推进剂的**制造**应该简单、便宜（见第十二章）。

装药结构的设计要满足多数要求，但有时这六类要求只能部分满足。在装药设计中，几何结构是至关重要的。例如，对于中性燃烧装药（近似恒定的推力），燃面 A_b 近似为常数，而对减面燃烧装药，燃烧面积随燃烧时间减小。根据公式 11-3 和 11-14，在燃速和燃面之间的取舍是很明显的，燃面随时间的变化极大地影响了室压和推力。既然多数现代推进剂的密度都处于一个很窄的范围内（大约 0.066 lb/in^3 或 $1830 \text{ kg/m}^3 \pm 2\% \sim -15\%$ ），那么密度对装药设计的影响不会很大。

作为过去三十年来发动机发展的结果，有许多**装药药型**可供发动机设计师选择。当提高推进剂燃速的方法发展后，需要的几何结构数目就减少了。既然各种固体发动机应

用的需求都可以通过组合已知的药型或者稍微改变传统的药型来满足,那么当前的设计就集中在相对少的几种药型上。其趋势是不再使用那些机械性能差、会形成裂纹、有较高的碎药损失、较低的容积装填系数或者成本昂贵的药型。

对于简单的几何形状,如杆状、管状、楔形、槽形,如图 11-16 中上面的四个药型,推进剂燃烧对表面积的影响是显而易见的。其他基本表面形状的燃烧如下:外燃杆状-减面燃烧;外燃楔形-减面燃烧。多数推进剂装药由两种或多种基本表面组合而成,得到所希望的燃烧特性。例如,星孔装药是楔形和内燃管形的组合。图 11-17 示出了具有两种基本形状组合的典型的单根装药。术语**锥柱**(conocyl)是**圆锥**和**圆柱**两词的缩写。

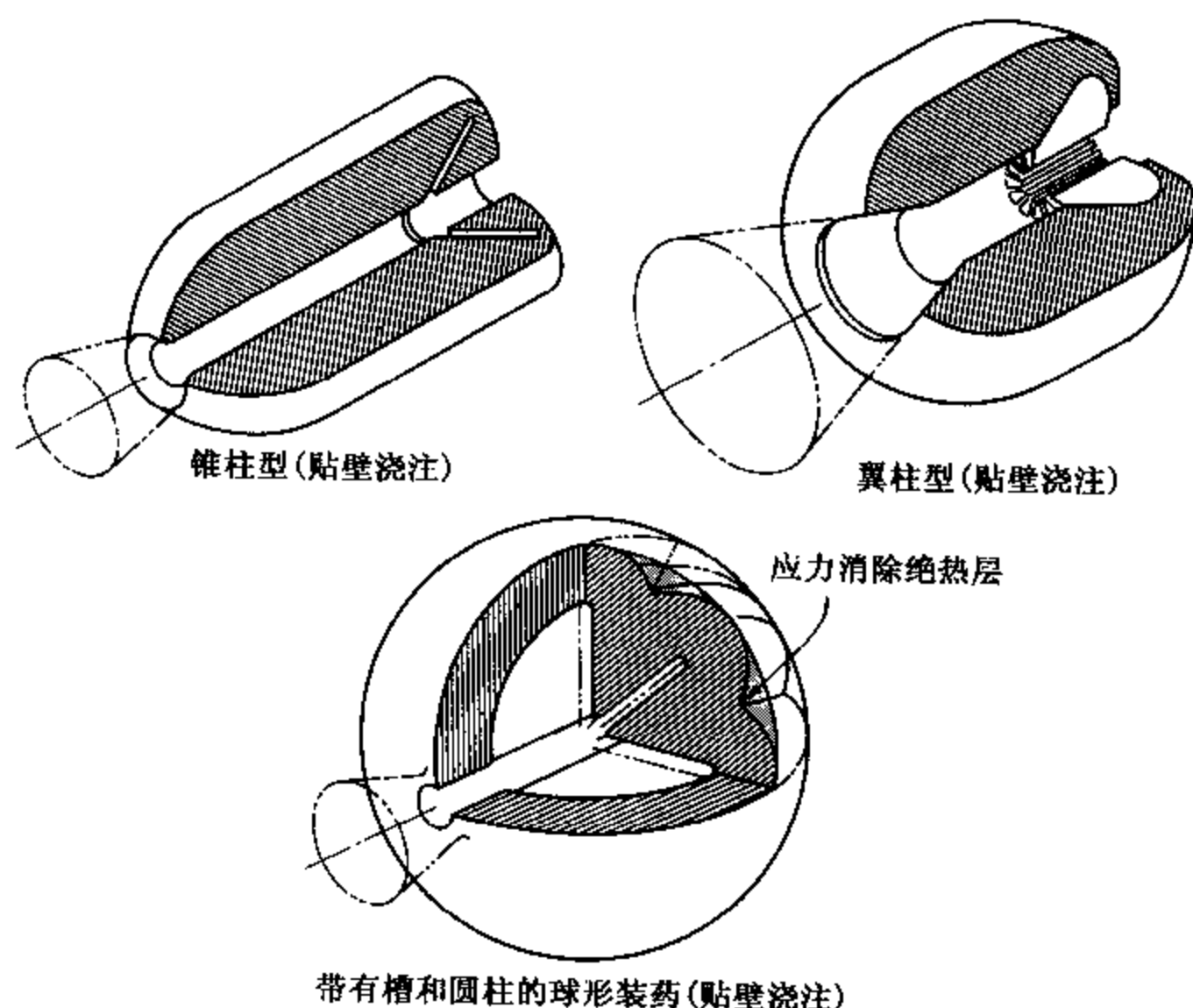


图 11-17 使用两种基本形状组合的典型装药结构

径向和轴向燃烧组合的药型(例如端面不限制的内-外燃烧组合的管状药),通常称为“三维装药”,尽管从几何上来说所有的装药都是三维的。相应地,仅仅是轴向或者径向燃烧的装药是“二维装药”。装药结构可以按照肉厚分数 b_f 、长径比 L/D 和容积装填分数 V_f 来分类。对特定用途的发动机进行初步设计时,常用这三个独立参数来选择装药结构。有些结构的特性有明显的重叠,如表 11-4 和图 11-16 中的简图所示。在表中,虚线上面列出的几何结构是近来的设计常用的。下面的三种在较早的设计中使用过,通常比较难以制造或者难以在壳体中支撑。端面燃烧具有最高的容积装填分数,对于给定的总冲有最小的装药空腔容积以及相对低的燃烧面积或推力,并具有较长的工作时间。内孔燃烧药柱相对容易制造,并且当 $L/D \approx 2$ 时若两端不包覆则是恒面燃烧。

当加入翼或者锥（见图 11-17），在 $2 < L/D < 4$ 时也会恒面燃烧。对于肉厚分数为 0.3~0.4，星型结构比较理想，在大于 0.4 时是增面燃烧，但可以加入翼或槽使之恒面燃烧。从结构上讲，在肉厚分数为 0.3 左右时，车轮形要优于星型，而当肉厚分数为 0.2（大推力、短燃烧时间）时，它就是必要的了。树枝形用在肉厚分数最低且需要相对大的燃烧面积时（大推力、工作时间短），但是应力可能很高。尽管该表中列出的有限数量的结构不一定囊括满足恒定的推力-时间性能要求的所有的实际可能性，但是在采用未验证的结构形式前，应该考虑将这几种形式组合以达到恒定压力-时间曲线和高容积装填的要求。这些表中列出的基本结构形状的能力可以通过修改而扩展。重心的移动影响飞行器的飞行稳定性。重心移动的相对值也在表 11-4 中给出。大多数固体推进剂制造商都有特定的方法和成熟的计算机程序来分析和优化装药几何形状，以及进行燃面和空腔容积分析。参见文献 11-15 和 11-16，以及文献 11-1 的第八和九章。

表 11-4 几种装药结构的特性

药 型	肉厚分数	L/D	容积分数	压力-时间 燃烧特性	重心移动
端面燃烧	>1.0	NA	0.90~0.98	中性	很大
内孔燃烧(包括开槽的管型、喇叭型、锥柱型、翼柱型)	0.5~0.9	1~4	0.80~0.95	中性 ^a	小到中等
分段管状(大型装药)	0.5~0.9	>2	0.80~0.95	中性	小
星型 ^b	0.3~0.6	NA	0.75~0.85	中性	小
车轮型 ^b	0.2~0.3	NA	0.55~0.70	中性	小
树枝型 ^b	0.1~0.2	1~2	0.55~0.70	中性	小
内外燃烧, 管状	0.3~0.5	NA	0.75~0.85	中性	小
杆、管装药	0.3~0.5	NA	0.60~0.85	中性	小
狗骨型	0.2~0.3	NA	0.70~0.80	中性	小

^a 如果端面不包覆是恒面燃烧，否则是增面燃烧。

^b 有 4% 或有时到 8% 的碎药质量，因此是逐渐的推力终止。

NA: 无应用或无数据。

端面燃烧装药（雪茄式燃烧）是独特的，它仅能沿轴向燃烧，使在给定尺寸的圆柱形发动机壳体中可以放置的推进剂量最大。在较大的发动机（直径超过 0.6 m）中，端面燃烧显示出渐增的推力曲线。图 11-18 显示，燃面很快形成了锥形，引起压力和推力的升高。尽管这种现象还没有完全理解，但是有两个因素使靠近粘合层的燃速升高：燃速催化剂向粘合层的化学迁移，以及结合面当地较高的推进剂应力和应变造成当地的裂纹（参考文献 11-17）。

对于空中发射的火箭或者某些地面发射的导弹、气象火箭、某些防空火箭或者反导弹火箭以及其他的应用来说，实际上可以从随时间减少的推力中获益。为得到初始加速，希望有大推力，但是随着推进剂的消耗，飞行器质量减小，希望推力减小些，这限制了火箭推进的飞行器或者有效载荷的最大加速度，降低了阻力损失，并允许一个最为

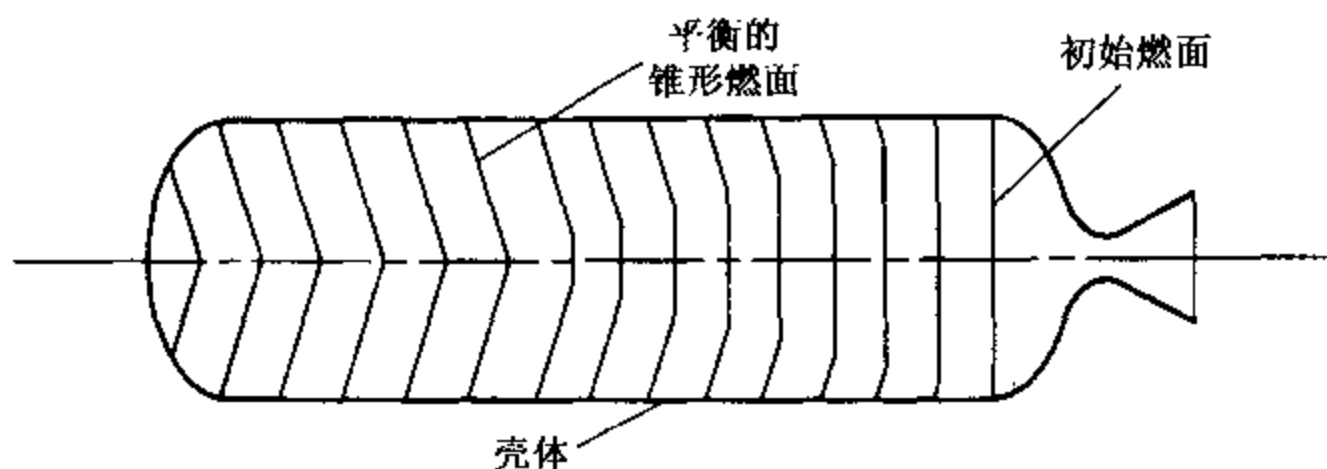


图 11-18 端面燃烧装药圆锥化效果示意图。在大尺寸（上面的直径大约为 0.5 m）时，燃面不再与发动机轴线保持垂直，而是逐渐形成圆锥形。装药中的线表示连续增大的燃烧表面轮廓

有效的飞行轨迹。因此，如果在飞行的**助推段**有较高的初始推力，随后在动力飞行的**持续段**有较低的推力（通常为 10%~30% 的助推推力），那么在飞行器质量、飞行性能和费用方面都会得益。图 11-19 显示了能够在单一的燃烧期间内给出两段或者更多段推力的装药。这些结构实际上是表 11-4 中所列结构的组合。

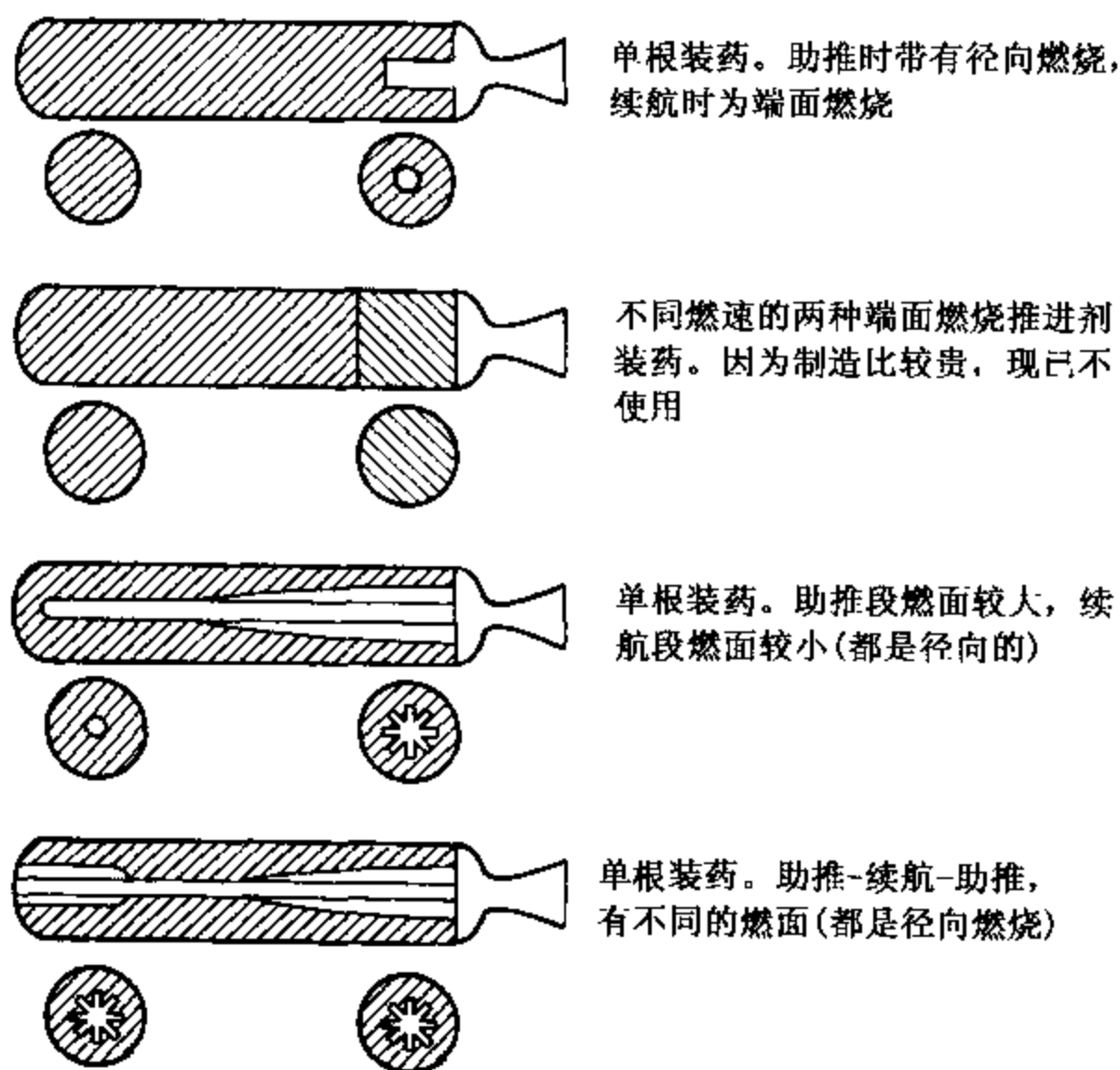


图 11-19 初始阶段为高推力、随后是低推力的几种装药结构简图

在单一推进剂双级推力的固体火箭发动机中，与续航段有关的因素常常在选择推进剂种类和装药形状上起决定性作用，因为推进剂容积的绝大部分是在较长的续航段消耗

的。

在航空和导弹防御用途的一些战术火箭推进系统中，可重复启动火箭发动机有优势。这里，两种（有时是三种）装药装在同一个壳体中，每一个都有其自己的点火器。装药通过隔板结构或者绝热层从物理上隔开。图 11-20 显示了一种实现方法。推力期间（有时称为**推力脉冲**）的间隔时间由导弹制导系统控制，因此可以改变轨迹以近乎最优的方式和最短的时间接近目标。分隔装置必须能防止第一个装药的高压炽热燃气到达另一个装药，引起意外点火。当第二个装药点燃后，分隔装置自动清除、破碎或者燃烧，但这时部件的碎片不能阻塞喷管或者破坏绝热层（见参考文献 11-18 和 11-19）。

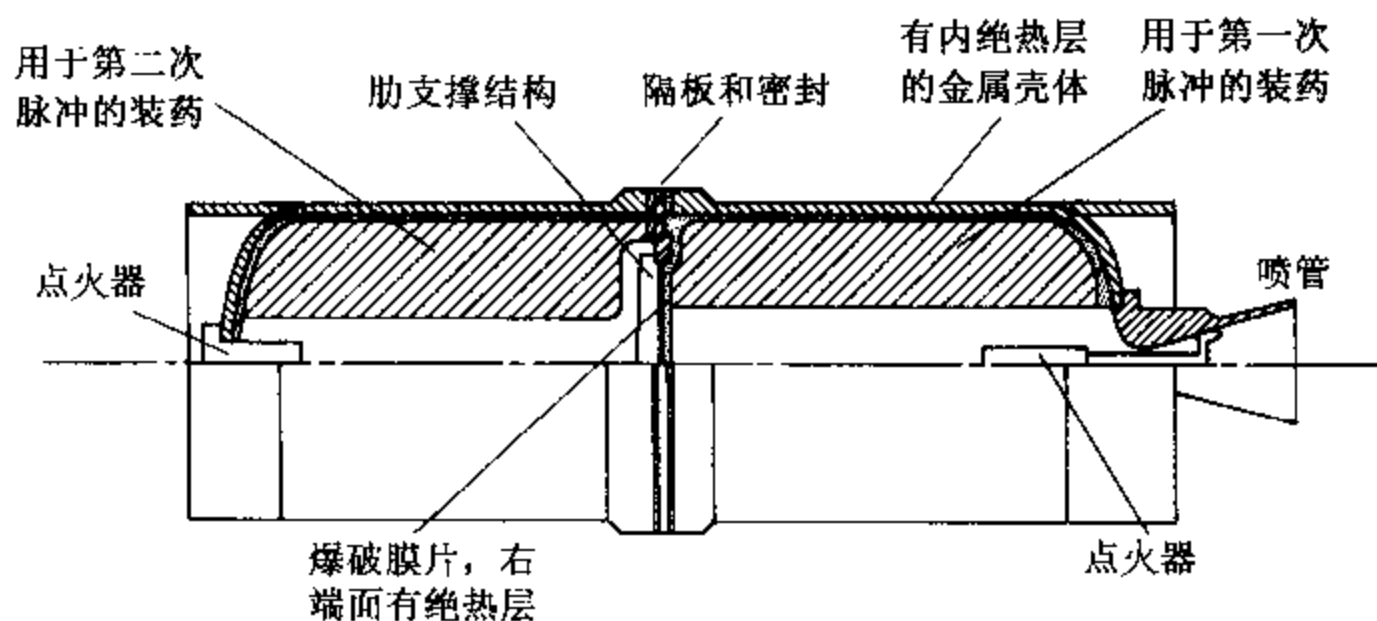


图 11-20 双脉冲实验火箭发动机概念简图，两个装药由隔板分开。在第一个脉冲工作期间，金属隔板由高温材料制作的网状支架结构支撑。在第二阶段点火时，金属隔板受到另一个方向的载荷，它会破裂剥离。隔板的开口要远大于喷管喉部的面积

残药

任何未燃烧的推进剂都称为残药。图 11-5 和习题 11-6 中的图表明，因为压力已经低于燃烧压力限制（见参考文献 11-20），在装药的边缘残留着未燃烧的推进剂碎块。大约 25 年前，装药设计有 2%~7% 的推进剂残药，这些没有用的材料使推进剂质量分数和飞行器质量比降低。装药设计技术已经发展到几乎没有残药了（通常小于 1%）。如果新的非常规装药设计中出现残药，设计师会尽量将残药的容积用低密度的绝热层代替，这会降低高密度推进剂残留对质量比的损失。参见图 11-17。

11.4 推进剂装药应力和应变

火箭发动机应力分析的目的是为了更好地设计装药结构、衬层或装药支撑，以防止出现过高的应力或过大的应变，避免失败。推进剂装药的制造、运输、贮存和操作过程都会对推进剂装药施加静载荷和动载荷应力。从结构上说，火箭发动机是薄壁回转体（发动机壳体），几乎充满了黏弹性材料（推进剂），后者占发动机质量的 80%~94%。推进剂具有一些与普通结构材料不同的力学性能，对此研究相对较少。固体推进剂的黏弹性特征是随着时间历程变化的，材料从重复的应力中累积破坏，这称为**累积破坏现**

象。

最常见的失效模式有

(1) 当表面应变过大时形成表面裂纹。它们形成了新的附加燃面, 导致室压和推力升高。升高而缩短的推力会使飞行器轨迹改变, 可能导致任务失败。如果裂纹多或者深, 壳体会超过压力而破坏。极限应变与应力的程度、装药形状、温度、推进剂寿命、载荷历程和裂纹或空洞的尺寸有关。与低应变率相比, 在高应变率下更容易形成较深的、高度分支的裂纹(见参考文献 11-9)。

(2) 装药边缘的粘结被破坏, 在靠近衬层、绝热层或者壳体的部位形成脱粘面或者缝隙。当装药表面退移时, 一部分脱粘面积会暴露在炽热高压燃气中, 脱粘面会使燃烧面积突然增大。

其他失效模式, 例如装药环境温度过高会引起物理强度性能的极大下降, 最终导致装药裂纹和/或脱粘。空气泡、孔隙或者不均匀的密度会大大降低推进剂的局部强度, 导致失败, 这也是由裂纹或者脱粘引起的。还有的失效模式是装药的过度变形(例如大的装药塌陷会限制通道面积), 以及因为黏弹性推进剂从过度的机械振动(例如运输中的长期颠簸)中吸热而引起的意外点火。

如果装药在点火前有大量的微小裂纹或者有一些深的裂纹, 或者有大面积的脱粘, 燃烧面积将不可预测地增大, 这会引起很高的压力, 使壳体爆炸。有一些微小裂纹或者较小的脱粘面积一般不会妨碍发动机正常工作。

11.4.1 材料特性

在结构分析之前, 有必要了解材料并取得材料性能数据。装药材料(推进剂、绝热层和衬层)是橡胶类材料, 几乎是不可压缩的。在初始状态下(没有破坏), 它们都至少有 1400 MPa 的体积压缩模量。因为在严格制造的推进剂中空隙很少(远小于 1%), 其压缩应变低。但是, 推进剂很容易被拉应力和剪切应力破坏。如果超过了推进剂的抗拉强度和剪切强度(典型值为 50~1000 psi), 装药会破坏或局部失效。因为装药是三维的, 故所有的应力形成复合应力, 不单纯是压应力, 装药会很容易破坏。因为推进剂中固体颗粒和黏合剂之间的“去湿”会形成许多初始的空隙面造成破坏。这些靠近或者包围固体粒子的非常小的孔洞或者脱粘面起初可能是真空的, 但随着应变的增长会变大。

推进剂、衬层和带有固体填料的绝热层是黏弹性材料。它们呈现出非线性黏弹性特性, 而不是线性的弹性特性。这意味着每次施加载荷的时候, 最大应力和最大应变要减小。材料变得越来越弱, 在每次载荷循环或者热应力中都有一些破坏。物理性能也会随着施加载荷的速度而变化。例如, 非常快的加压实际上会使材料增强。某些粘结剂, 例如端羟基聚丁二烯(HTPB), 在有相同粘结剂含量的情况下, 含有 HTPB 的推进剂比含有其他聚合物的推进剂有更好的延展性和强度。因此, HTPB 是目前的首选。物理性能还受加工工艺的影响。例如, 从相同的传统浇注复合推进剂上切下的拉伸样本, 在不同的方向(与药浆流动方向比较)上, 强度有 20%~40% 的变化。黏弹性材料的性质与载荷和破坏过程有关。它们有能力部分地修复随之而来的损坏。化学变质会削弱许多推进剂的性质。上述这些现象使材料的建模以及在工程中预测其性能和物性都很困难。

目前,可以对小的试样进行一些常规的实验室试验,来确定这些材料的物性(见参考文献 11-21 和 11-22)。然而,简单的试验不能恰当地描述复杂的非线性特性。这些实验室试验都是在理想状态下进行的大都为单向应力,而不是复杂的三维应力-温度均匀而没有温度梯度,并且材料先前没有破坏。因此,将实验室试验的结果引入到实际结构分析中,需要引入几个假设和实验修正系数。试验数据转换为推导的参数,以确定安全范围和使用寿命,如参考文献 11-1 的第九章所述。现在还无法在如何对材料进行建模方面达成一致。但是,实验室试验提供了有用的信息,其中一些在下面讲述。

最常用的试验是简单的单向拉伸试验,拉伸率为常数。图 11-21 给出了其中的一组结果。该试验常用于制造质量控制、推进剂研究和确定失效准则。一旦试样被加载、卸载,几次重新施加应力以后,材料的破坏会使它的响应和性质发生改变,如图 11-21 中的虚线所示。

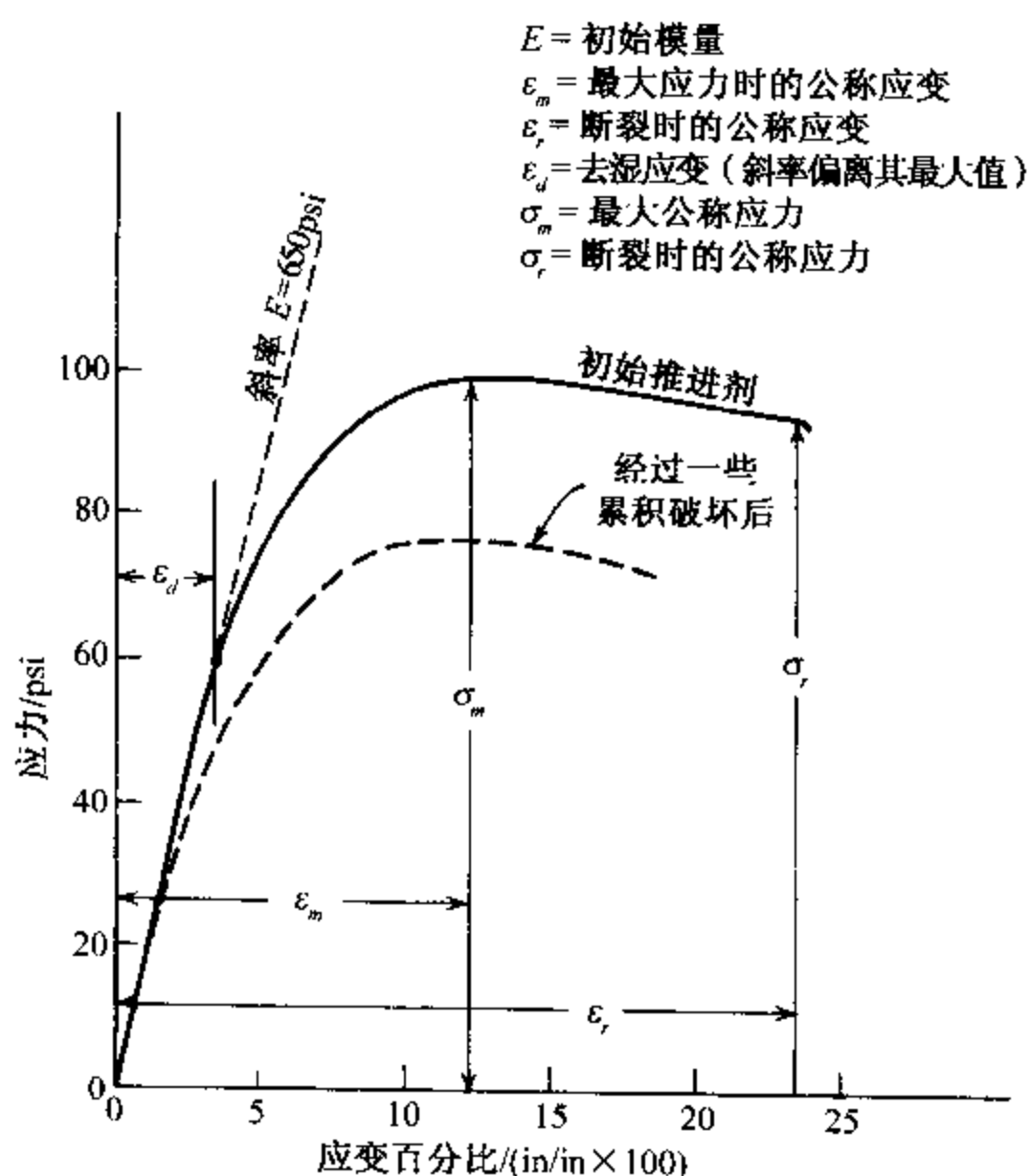


图 11-21 典型的复合固体推进剂的应力-应变曲线,表明了累积破坏的影响。最大应力 σ_m 高于拉伸试验试样的断裂应力 σ_r 。

根据定义,去湿应变是固体氧化剂晶体和橡胶类粘结剂之间刚发生失效时的应变(对应最大应力)。去湿应力与弹性材料的屈服点类似,因为这时内部材料开始破坏。斜率 E 是低应变下的模量,通常在设计中不使用,但是常作为质量控制参数。由不同温度的单向试验数据可以得到容许应力、容许安全应变和推导的人工模量(如后所述)。一旦壳体粘结装药从浇注温度开始冷却,它就会收缩,存在各种方向的应变。从处于温

度循环中的装药的不同位置切下的试样通常会给出不同的拉伸试验结果。

在实验室中也常常进行**双向强度试验**。其中一种方法在参考文献 11-21 中描述。在实验室中很难进行有意义的三维应力试验，通常不做。还有其他的样品试验能够给出推进剂性能，例如应变持久试验，可以得到推进剂在何种应变条件下能够保持较长的耐久性而无明显破坏，试验中保持应力为常数；带有裂纹或缺陷试样的断裂试验；在模拟的室压环境下的拉伸试验；或者测量热膨胀系数的试验。推进剂和衬层或者绝热层之间粘结的剥离试验非常常见，文献 11-22 中讨论了这些失效。所有这些试验的应用和说明与装药中的应力条件和公司的选择有关。另外，对于全尺寸的、实验的、飞行重量的发动机，只是偶尔采用特定的埋入传感器的方法进行应变或者应力测量。在装药中埋入传感器的时候必须十分小心，不能扰乱局部应力-应变分布，因为这会导致错误的测量结果。

与弹性材料相比，大多数推进剂的最大失效应力都比较低。典型值的范围是约 0.25~8 MPa，取决于特定的推进剂及其温度和应力过程，其平均值在 50~300 psi 之间，伸长率范围是 4%~250%。表 11-5 给出了一种比较强的推进剂性能。有些双基推进剂和富含粘结剂的复合推进剂能承受较高的应力（约 32 MPa）。压力和应变率对物性起主要的影响。在燃烧室压力下的拉伸试验比大气压下的试验所获得的强度高，有些情况下其比例大于 2。高应变率（突然启动升压）也能暂时提高推进剂的性能。

表 11-5 一种战术导弹用的少烟复合推进剂的拉伸特性范围^a

	温度/°F		
	158	77	-40
最大应力/psi	137~152	198~224	555~633
模量/psi	262~320	420~483	5120~6170
在最大应力/应变和极限应力下的应变/%	54/55~65/66	56/57~64/66	46/55~59/63

^a 减少了铝粉和高氯酸铵的聚丁二烯黏合剂；数据由四种不同的 5 加仑混合物获得。

来源：经 AIAA 许可摘自文献 11-23。

装药材料的强度特性通常在一定的推进剂温度范围内确定。对于空射导弹，这些温度范围很广，在 219~344 K（这通常是发动机所处的环境中的低温和高温极限）之间。推进剂装药必须有足够的强度和足够的延展性，以适应在低温下收缩以及在发动机工作和点火状态下动载荷引起的应力集中。在推进剂中增加粘结剂材料的含量，可以提高推进剂的机械性能（强度、延展性），但是会降低性能。

11.4.2 结构设计

典型壳体粘结装药的结构分析不仅要考虑装药本身，还要考虑衬层、绝热层、壳体，它们在不同的载荷条件下与推进剂装药有结构上的相互作用（见第九章或文献 11-1）。通常要恰当地选择材料和加工工艺，来确保推进剂和衬层、衬层和绝热层或者绝热层和壳体之间具有强的粘结性。衬层一般是柔软的，能够允许大的应变而不失效，而飞行器载荷会从壳体（有时是飞行器结构的一部分）传到推进剂。

当推进剂固化（在炉子里加热）时，假设内部温度均匀，并且没有热应力。当装药在固化后冷却并且收缩，达到平衡、均匀的环境温度（比如说 -40~+75°F），推进剂

会经受内部应力和应变，在低温下应力和应变比较大。因为与推进剂材料相比，壳体材料通常具有较小的热膨胀系数（小一个数量级），所以应力随着温度降低而增长。推进剂的无应力温度可通过在加压情况下进行发动机固化来改变。因为这通常会降低环境温度范围内的应力，所以加压固化目前应用很广泛。

当所有的载荷都能够区分和量化后，就可开始结构分析。表 11-6 列出了固体发动机在寿命期间经受的典型载荷以及它们引起的一些失效。对于特定的应用，有些载荷是特有的。对于每一种应用和每一台发动机，固体火箭发动机在寿命期间所受的载荷和加载时间都必须进行分析。它们取决于发动机的设计和使用。尽管点火和高加速度（例如发动机从卡车上跌落的撞击）通常会引起高应力和应变，但是它们并不总是会达到临界载荷。由环境温度变化或者重力塌陷引起的应力一般比较小，但是它们会和其他载荷引起的应力叠加而达到临界状态。制造后要在几个月内发射点火的空间发动机与待运输的战术发动机不同，它要经历长期的温度变化和振动，这也不同于大直径的弹道导弹发动机（放置在温度受控的发射井中 10 年以上）。

表 11-6 在壳体粘结火箭发动机中的载荷和可能的失效模式

载荷来源	载荷和关键应力区域的描述
(1) 制造过程中加热固化后的冷却	壳体和装药中的温度差异；装药表面的拉应力和压应力；装药温度高，壳体温度低
(2) 贮存或者运输期间的热循环	冷热环境的变化；临界条件发生在冷装药、热壳体；两个关键区域：粘结层拉伸应力(撕裂)，内孔表面的裂纹
(3) 不恰当的装卸和运输振动	在若干小时或若干天内， $5 \sim 30g_0$ 的力，公路运输中 $5 \sim 300 \text{ Hz}$ （飞机机体外携带的发动机为 $5 \sim 2500 \text{ Hz}$ ）的冲击和振动；关键性的损坏：装药破碎或者脱粘
(4) 点火冲击/压力加载	壳体膨胀，装药受压缩；对于端面燃烧装药，轴向的压差很严重；关键区域：破碎和装药边缘脱粘
(5) 空腔中内部气流的摩擦	对装药产生轴向向后的力
(6) 发射和轴向飞行加速	惯性载荷多数是轴向的；粘合层的剪切应力；大发动机中的陷落变形会减小通道直径
(7) 飞行机动(例如，反导弹火箭)	高的侧向加速度引起不对称的应力分布；导致脱粘或裂纹
(8) 旋转稳定炮弹/导弹的离心力	在内燃面上有高应变；会形成裂纹
(9) 贮存过程中的重力塌陷；只存在于大发动机中	内孔的应力和变形可以通过定期转动发动机来减小；通道面积会由于塌陷而减小
(10) 外部空气摩擦(当壳体是飞行器外壳时)	推进剂、衬层和绝热层的加热会降低强度，导致过早失效。引起了热应力

此外，结构分析要求了解材料特性和失效准则：即推进剂在不同条件下允许的最大应力和应变。失效准则可以根据累积破坏试验、经典的失效理论、实际的发动机失效和断裂力学得到。这种分析应该是反复进行的，因为如果分析显示超出了要求的安全裕度，就需要改变材料和几何结构。

理想地，分析应该基于非线性粘弹性应力理论。但是，这种方法尚在发展之中，还不可靠（见文献 11-1）。基于黏弹性材料特征的分析是可行、相对复杂的，它需要的材料性能数据难以获得并且没有确定的值。目前多数结构分析基于弹性材料模型，它相对简单，并且在火箭发动机制造单位有许多二维和三维的有限元分析程序可以使用。诚

然，这种理论并不适用于所有的情况，但是经过一些经验修正，它能对多种结构装药设计问题给出近似的结果。图 11-22 给出了一个两维有限元网格，装药段采用了弹性模型（见参考文献 11-24 和 11-25）。

弹性材料的应力基本上和应变成正比，与时间无关。当去掉载荷后，材料回到其初始状态。对于装药或其他推进剂材料来说，这两个观点都不合理。在黏弹性材料中，在应力和应变之间有时间相关性，这个关系不是线性的，受应变率的影响。在许多实验室试验中，应力不是一维的，而是三维的，这很难显示。当载荷消除时，装药不会准确

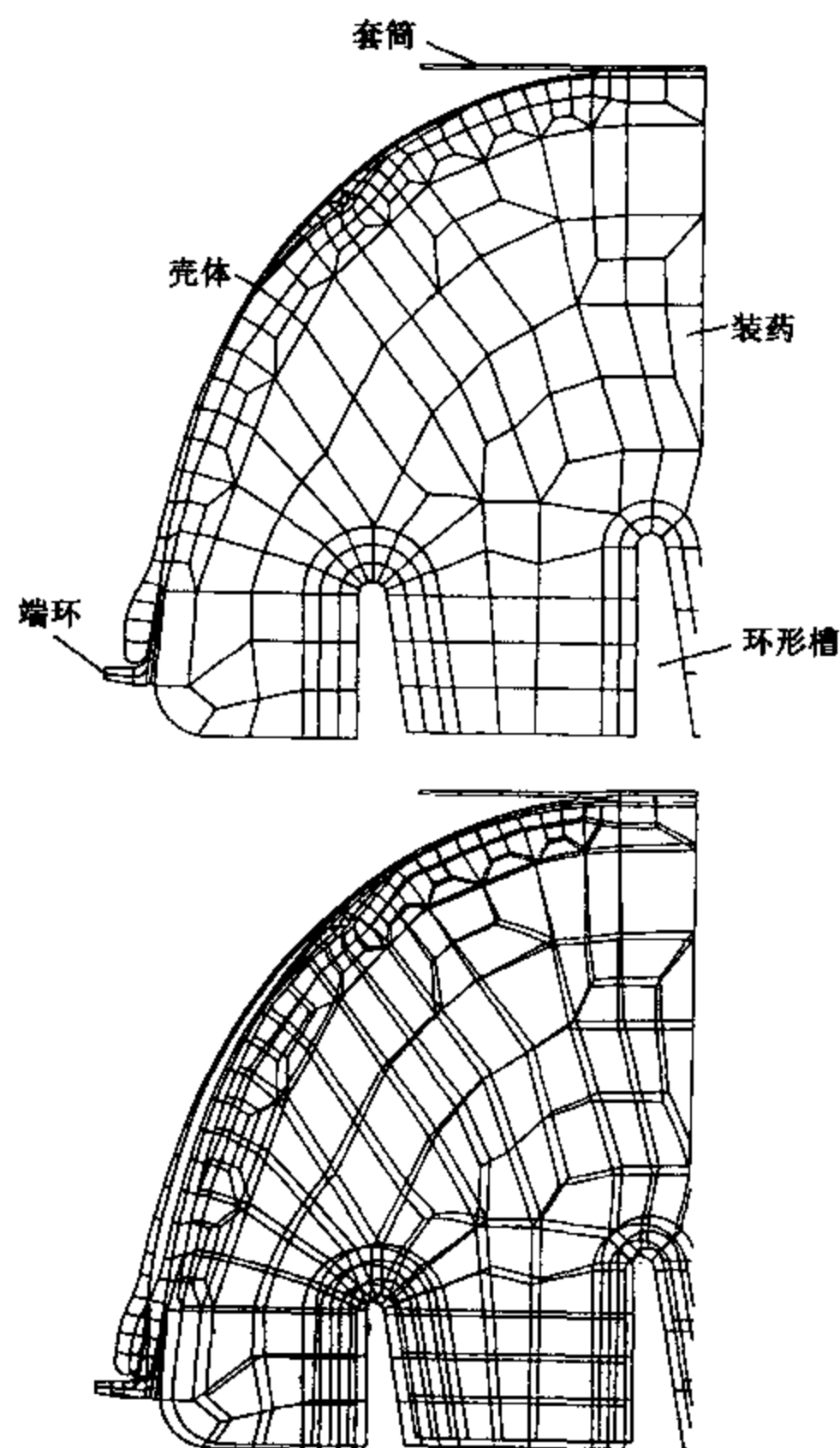


图 11-22 纤维缠绕壳体中浇注装药前端的有限元分析网格。装药有内管和环形的沟。上图显示了模型的网格单元，下图显示了计算的应变或变形状态（经 A. Turchot 许可摘自文献 11-1 的第十章）

地回到其初始位置。参考文献 11-26 和 11-27 以及参考文献 11-1 的第九、十章讨论了三维分析技术和黏弹性设计。现在, 尚须发展令人满意的分析技术来预测累积破坏的影响。

通过许用应力 (因为非线性效应而降低) 和有效模量 (基于实验室应变试验数据的复杂近似), 有多种不同的技术可用于补偿非弹性特性。对于失效来说, 在对温度补偿时间的通用曲线中多采用改进的模量 (图 11-21 中, 最大应力或 σ_m/σ_e 时的最大应力-应变), 称为**应力松弛模量** E_R , 如图 11-23 所示。它是由一系列在恒定应变率 (典型的为 3%~5%)、不同温度 (典型的为 $-55 \sim +43^\circ\text{C}$) 下的单向试验数据建立的。右上角插图中显示了对于 3% 的应变率, 不同温度试验的温度漂移 T_i/T 。纵坐标的因子 λ 用来修正试验中拉伸试样的收缩。该图中的小插图解释了对温度的修正 (用于减少到失效的时间)。在环境温度 (25°C) 下, 经验的时间-温度漂移因子 a_T 设为零, 那么高于和低于该温度都有图示的漂移。通用曲线提供与时间相关的应力-应变数据, 来计算结构分析中推进剂的响应 (见文献 11-21 和文献 11-1 的第九章)。

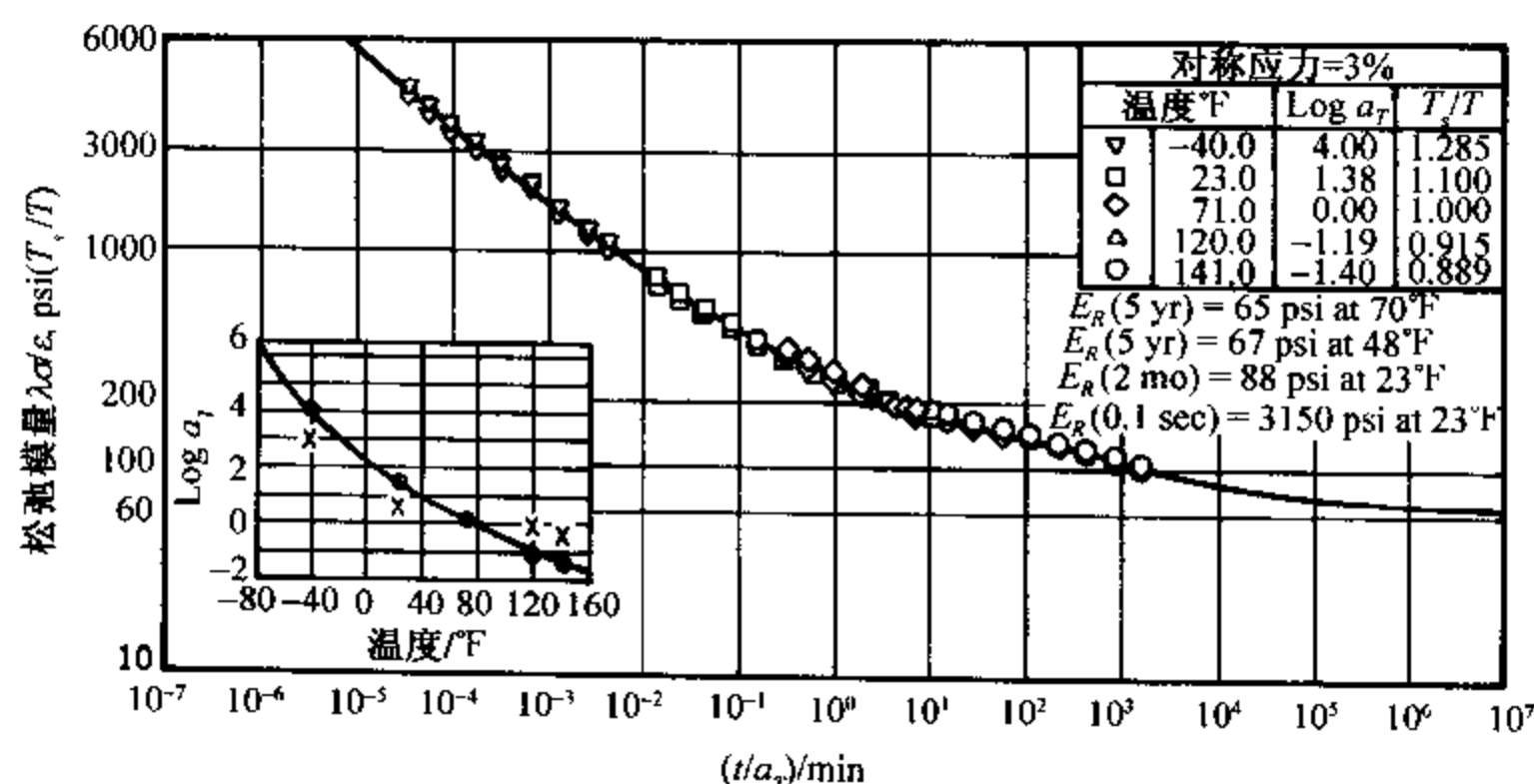


图 11-23 应力松弛模量的通用曲线, 针对特定的复合固体推进剂, 由一系列恒定应变率但不同温度的单向拉伸试验数据建立 (经 United Technologies Corp., Chemical systems 许可摘自文献 11-27)

通常, 有必要分析几种不同的装药载荷和工作状态。这种结构分析对于识别最大应力或应变的位置, 以及对于结构或装药局部来说这些应力和应变是过小还是过大都是有用的, 但是这种分析并不总是有效的。最好的分析工具和伪黏弹性补偿因子的选择依赖于应力分析者的经验、特定的发动机设计条件、发动机的复杂程度、几何结构和合适、可靠的推进剂性能数据。

在壳体粘结发动机中, 需要有特殊措施来减小装药端面 (壳体和装药交界面) 的应力集中, 尤其是希望在宽温度范围工作的发动机。高应力基本上有两个主要来源。首先, 物性 (包括壳体和推进剂材料的热膨胀系数) 有很大的不同。典型固体推进剂的热膨胀系数是 $1.0 \times 10^{-4} \text{ m/m}\cdot\text{K}$, 是钢壳体的 5 倍。其次, 后封头和前封头的装药-壳体

连接一般是不连续的，理论装药应力接近无穷大。实际上，因为推进剂、衬层和壳体绝热层的黏弹性变形，应力是有限的。要计算已知的壳体-装药端部布局的应力通常是不切实际的，设计师要依靠实验数据的支持作近似计算。

对于简单的圆柱形装药，最大应力一般发生在外表面和内表面、不连续处（如粘合面的终结点）、或者应力集中部位（如星孔或车轮孔的根部或者顶部有尖锐半径处，如图 11-16 所示）。图 11-24 示出了**应力释放片**，它有时称为**保护罩**，是一种减小局部应力的装置。应力释放片在靠近装药后端（有时也靠近前端）的地方，通常有一个裸露在装药外的区域，在这里的衬层材料不是黏性的，但是有一层非黏性涂层，允许装药背离壁面收缩。它允许减少粘结终点处的装药。可以将高应力部位移动到释放片边缘的衬层或者绝热层内。通常，衬层和绝热层比推进剂强度高得多。

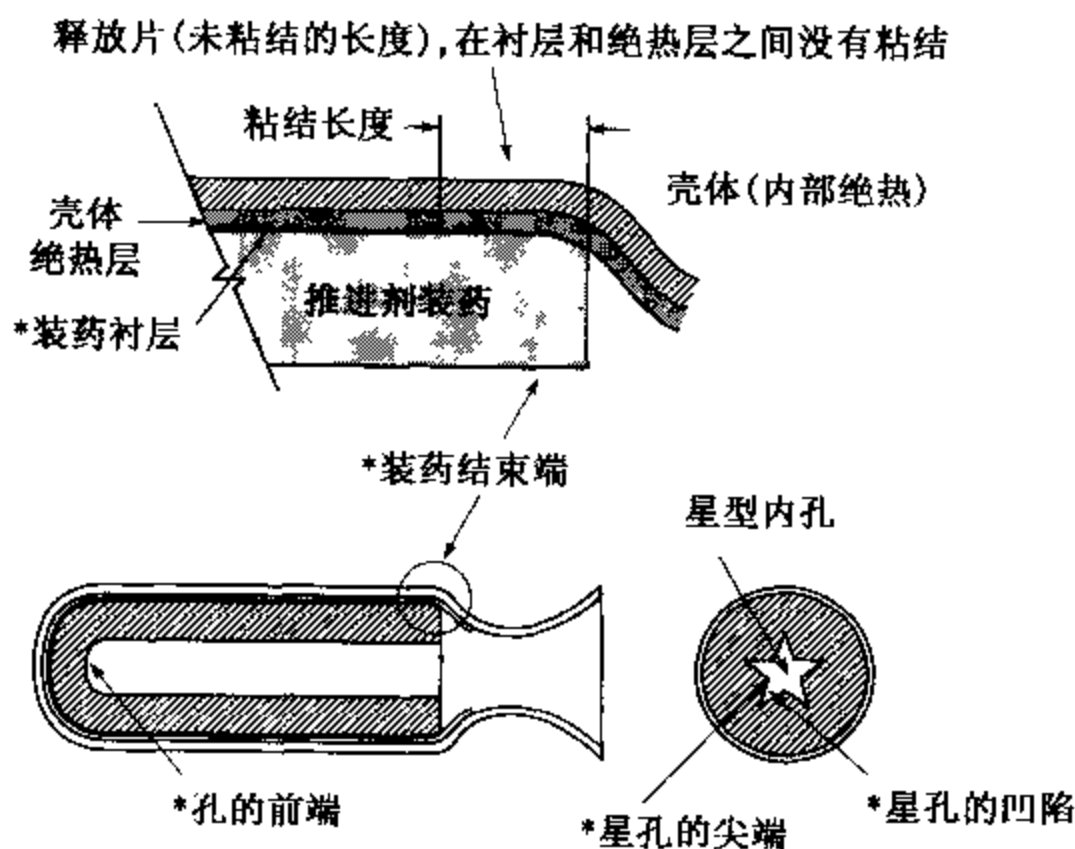


图 11-24 下图中的星号标出了潜在的关键失效部位。上图是装药后面端部的局部放大，示出了应力释放片

对于典型的装药-壳体端部设计（图 11-24），推进剂和壳体粘结应力的参数研究说明以下几点：

(1) 与绝热层或者单独的释放片（如果采用的话）厚度相比，在控制装药-壳体端部的局部应力大小上，释放片的长度并不是最重要的。

(2) 装药-壳体端部的局部应力分布对局部几何形状很敏感；在内部压力和热收缩载荷下，壳体粘结处应力的大小随肉厚分数和长径比的增大而增大。

(3) 当 L/D 和肉厚分数增加时，装药-壳体粘结处的内孔圆周应力和径向应力比在内部压力和热收缩载荷下的装药-壳体端部应力增长得更快。

(4) 在装药-壳体端部的径向壳体粘结应力，比在轴向加速度载荷下壳体粘结的剪应力大得多，也比内部压力和热收缩载荷下壳体粘结剪应力大得多。

火箭发动机推进剂的**老化**是指其物性随着时间恶化。它是在贮存、装卸和运输期间，由装药的**累积破坏**（如热循环和加载）引起的。它也可以由随时间发生的化学变化

引起,如液体增塑剂的逐渐消耗(蒸发)或者吸湿。推进剂的承载能力和延展能力随着累积破坏而消失。**老化极限**是发动机不再能够可靠或安全工作的估计时间(见文献 11-28 和 11-29)。老化极限或者发动机寿命与推进剂和装药设计有关,在 8 到 25 年之间。在达到极限之前,发动机应该停用,将推进剂清除和替换掉。在军事储备中,大型和昂贵的火箭发动机要定期更新推进剂。

对于小型战术火箭发动机,老化极限通常由全尺寸发动机在制造后的不同时间阶段进行点火试验确定,比如说 2 或 3 年的时间内试验,然后通过外推得到更长时间的情况。加速的温度老化(更加严峻的热循环)和加速的机械脉冲载荷,以及过应力常用来缩短进行这些试验所需的时间。对于大型火箭发动机,因为很昂贵,全尺寸试验的次数必须尽可能少,老化准则通过结构分析、实验室试验和缩比发动机试验得到。

许多早期的装药采用**自由装填**,装药和发动机壳体分隔开,使由热膨胀造成的装药与壳体之间的应力和应变的相互影响降至最小。同时,加压后的壳体是膨胀的,而装药是收缩的。现在使用的壳体粘合装药在应力分析上要复杂得多。在装药与壳体牢固粘结的情况下,装药是半橡胶类的相对较弱的材料,它被强制跟随壳体应变。因此,在每个壳体粘结发动机设计中,都有几个关键性的应力区域,其中一些在图 11-24 中以星号标明。

由于推进剂的物性引出了各种各样的应力分析问题。一般来说,固体推进剂在拉伸和剪切下是比较弱的;它是半弹性的,在温度升高时会变得更软、更弱;在低温下会变硬、变脆;受到振动时很容易吸收和储存能量;在长期保存中由于分解和化学变化或者结晶,会引起物理上的变质;在加载,包括循环加载的条件下,它会累积结构上的损伤。最后这种现象在图 11-25 中示出,这对于要长期保存(10 年以上)的发动机的分析来说特别重要。引起材料**累积损伤**的原因无法事先知道,但是推进剂和把它们粘结到壳体的材料即使在恒定的载荷下也呈现这种特性,如图 11-26 所示。适用于累积破坏的有效理论和分析方法要综合考虑应力-应变历程和加载途经(加载材料)。影响贮存寿命的最重要的环境变量是时间、温度循环、推进剂质量、应力(大型发动机的重力)、冲

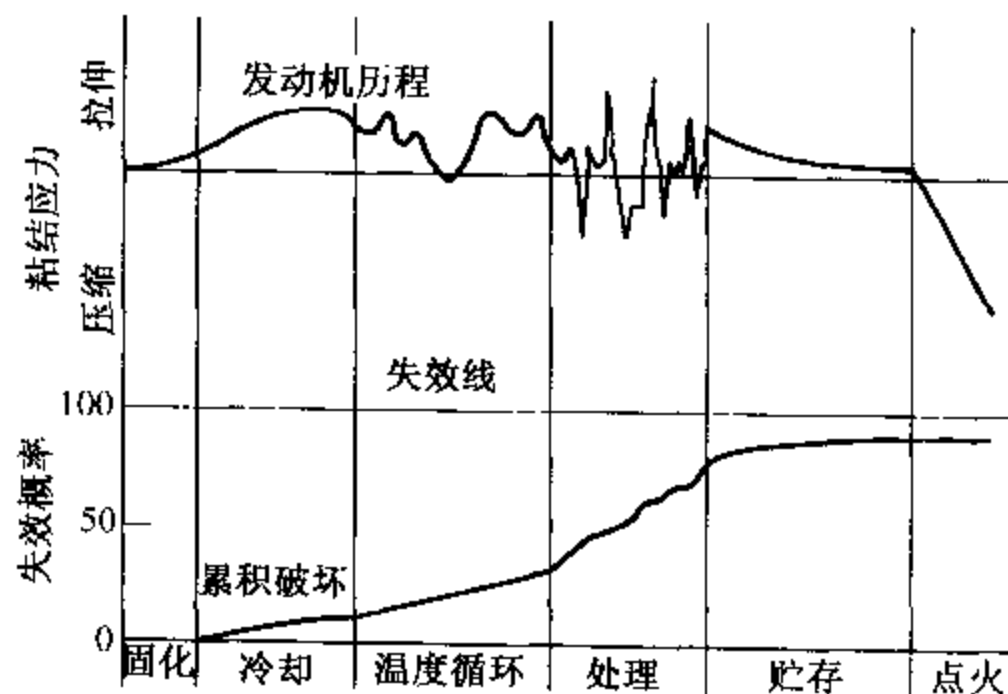


图 11-25 在壳体粘结火箭发动机中,装药和壳体之间的粘结处在经历一个假想的应力过程中的累积损伤过程
(摘自文献 11-30)

击和振动。由于累积损伤引起的破坏通常是孔的表面出现裂纹或者壳体粘结发动机出现局部“脱粘”。

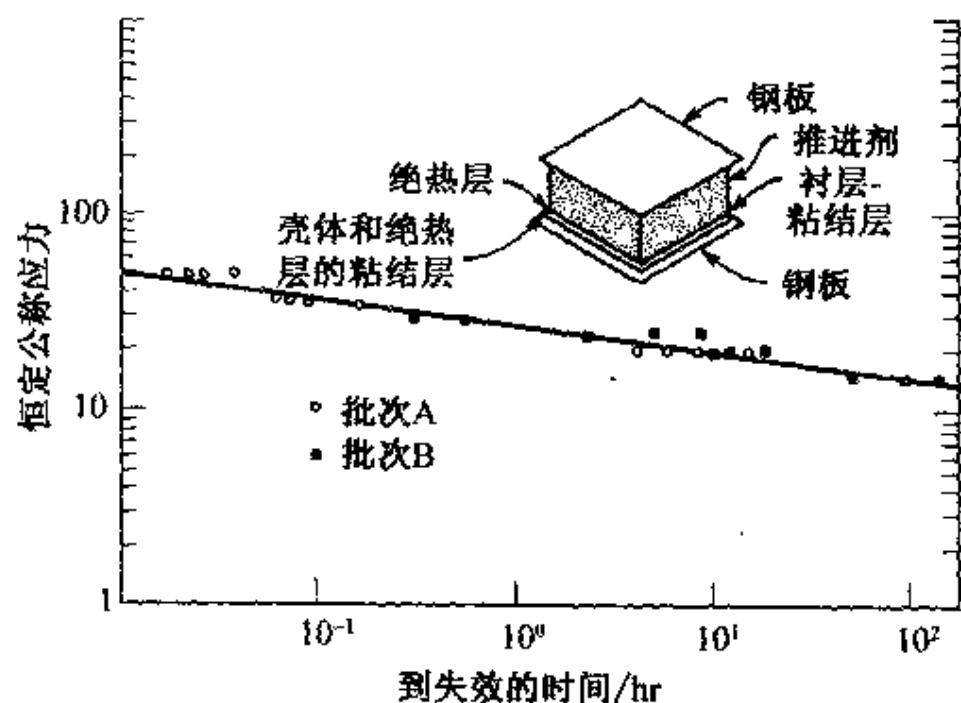


图 11-26 在 77°F 承受恒定载荷的条件下，推进剂-衬层-绝热层
粘合强度随时间降低（文献 11-31）

大多数推进剂的强度对应变率敏感。实际上，在给定的温度下，当应变率增大时推进剂变得更脆，这个物理特性在点火过程中是很重要的。

11.5 用固体火箭发动机进行姿态控制和侧向机动

在有些弹道导弹上使用一种固体推进剂的智能姿态控制（也称为反作用控制）系

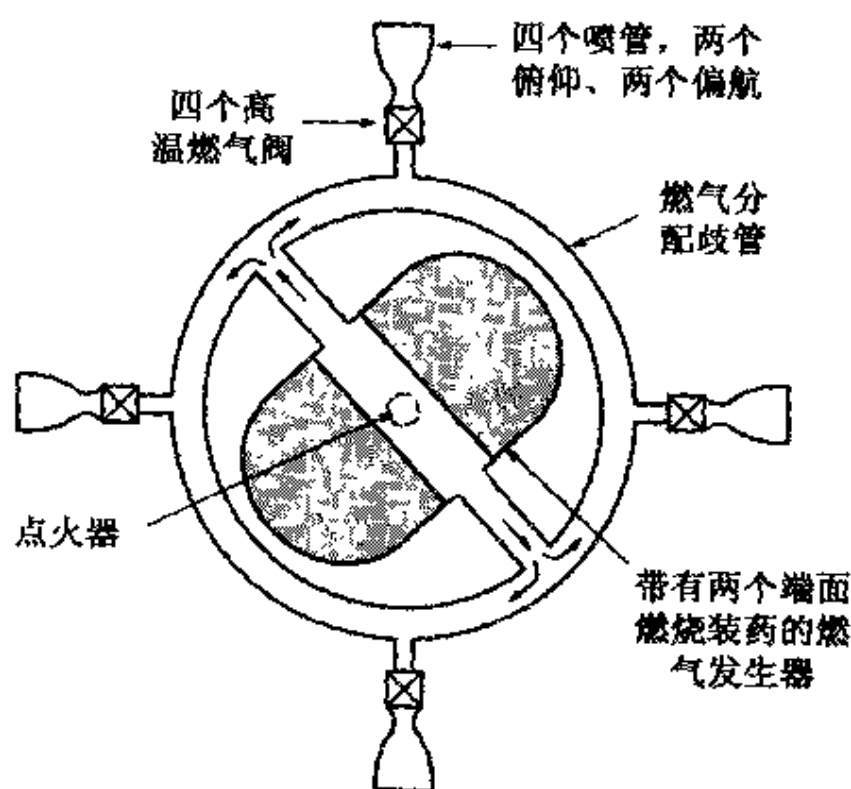


图 11-27 使用固体推进剂的火箭姿态控制系统简图。
所有四个阀门是常开的，气流等量地流经所有的喷管

统。反作用燃气的温度足够低，因此不冷却的部件可以长时间使用。硝酸铵复合推进剂（在表 12-1 和 12-2 中作为燃气发生器推进剂被提到）或者含有硝胺的推进剂（RDX 或 HMX，在第十二章描述）和聚合物粘结剂是合适的。图 11-27 所示的形式提供俯仰和偏航控制。热气流通过绝热歧管、打开的燃气阀和所有的四个喷管不断流出。当其中一个阀门关闭时，就会引起气流的不平衡，产生侧向力。为了简单起见，滚动控制的四个推力器没有在该图中示出。

有了这种形式的姿态控制系统，就有可能得到不同长度的推力脉冲工作，进行自由的偏航、俯仰和滚动机动。它与多推力器的液体推进剂姿态控制系统展开竞争。固体推进剂形式的系统通常要重一些，因为它们有较重的绝热装置，并且需要更多的推进剂（由于持续不断的燃气流动），而液体形式的系统只在需要姿态控制动作的时候工作。

一种带有燃气阀的类似装置用在了拦截飞行器（用于导弹防御）的上面级。上面级只有很少的时间用于机动以接近来袭的导弹或者飞行器，因此燃烧时间通常很短。固体

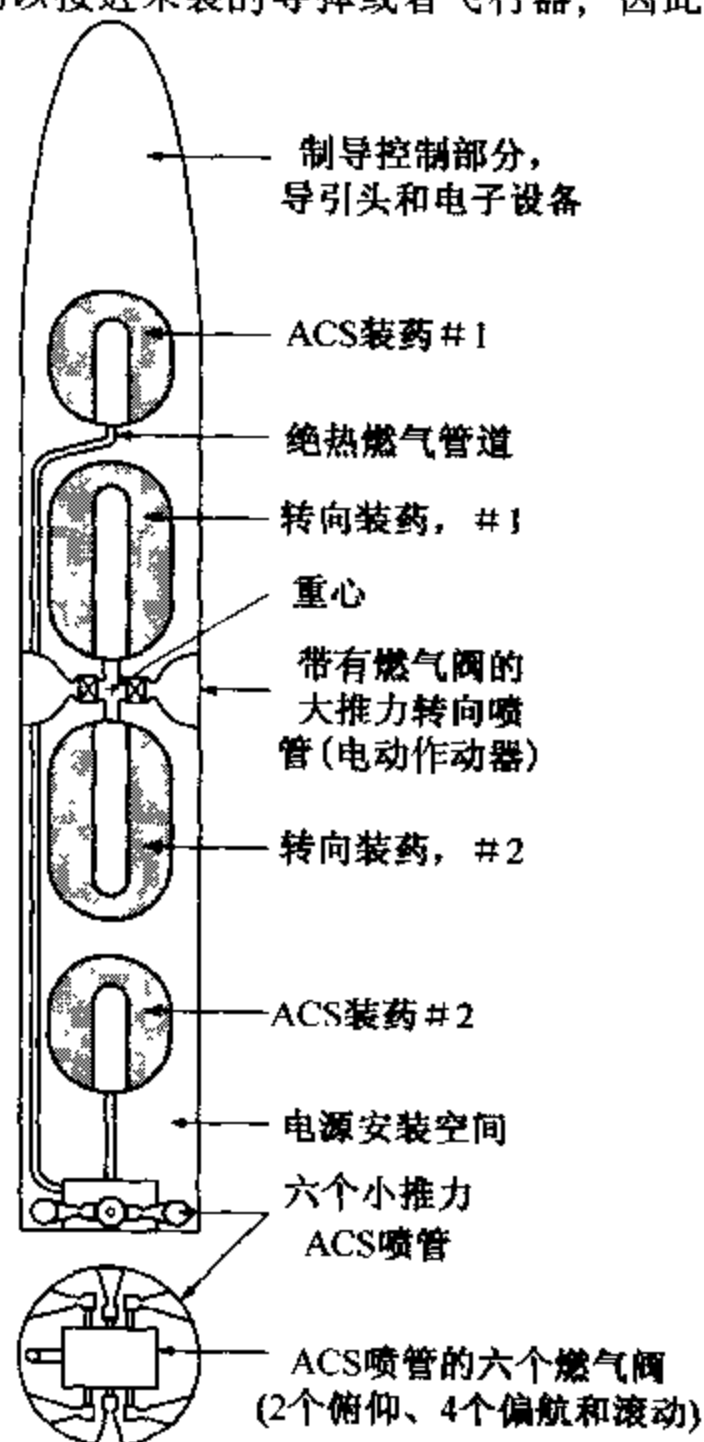


图 11-28 用于拦截导弹可机动上面级的、具有两个推进子系统的方案简图。侧向力相对比较大，并通过飞行器的重心（CG）。为了减小 CG 的移动，重心的上下各有两个装药。每个喷管都有自己的燃气阀，它们是常开的，可以脉冲工作。姿态控制系统（ACS）由两个装药提供反作用气体，有六个小喷管

推进剂的燃气温度比气体发生器的温度（典型的为 1260°C ）高，但是低于典型的复合推进剂温度（ 3050°C ），这使得阀门和歧管要采用高温材料制造（例如铌或碳）。除了姿态控制，系统还提供侧向力和推力转向。它可以横向地转移飞行轨道。图 11-28 示出了这样的系统。因为所有的燃气阀是常开的，要得到推力必须关闭一个阀门，如前图所述。姿态控制系统提供俯仰、偏航和滚动控制，使飞行器在飞行中保持稳定，使转向喷管定向到指定的方向，有时还使导引头（在飞行器的前端）指向目标。

习题

1. 一固体火箭发动机具有以下特性，求其燃烧面积和喷管喉部面积比。

推进剂比重	1.71
燃烧室压力	14 MPa
燃速	38 mm/s
温度敏感系数 σ_p	$0.007 (\text{K})^{-1}$
比热比	1.27
燃烧室燃气温度	2220 K
分子量	23 kg/(kg·mol)
燃速指数 n	0.3

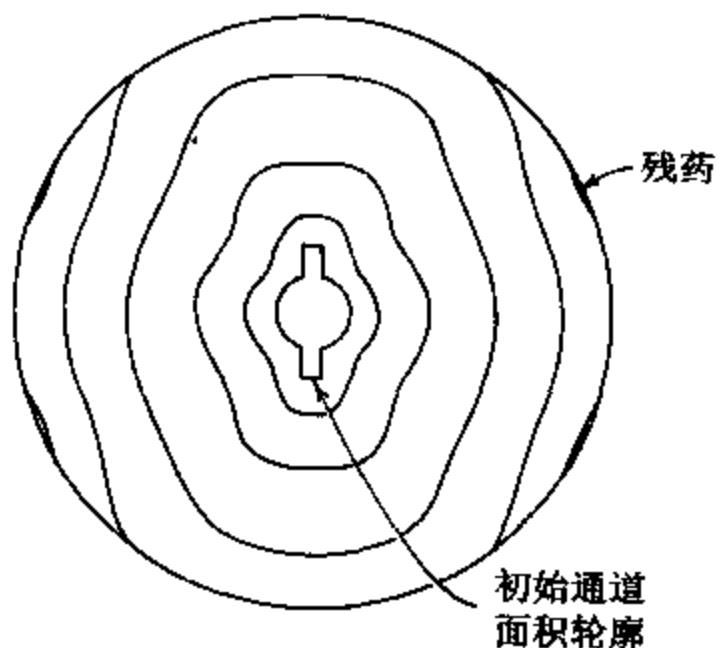
2. 应用公式 (11-3)，假设燃烧室压力为 11~20 MPa，画出习题 1 的发动机中燃速对燃烧室压力的曲线。

3. 在习题 1 中，如果压力提高 10%，试问面积比 A_b/A_t 是多少？（应用习题 2 的曲线。）

4. 根据习题 1 和 2 给出的条件，设计一个简单的火箭发动机，其推力为 5000 N，工作时间为 15s。试确定主要的尺寸和近似的重量。

5. 对于表 11-3 所述的 Orbus-6 火箭发动机，确定其总冲/重量比、推力/重量比以及启动和燃尽时的加速度。假设其飞行器的死重和有效载荷约为 6000 lb。

6. 有一个圆柱形的两维装药，带有两个槽，在有限的时间间隔中，燃烧的退移近似如下图中的连续燃面轮廓线所示。对图 11-16 和 11-17 中所示的任一装药结构，画出类似的燃面退移轮廓，并根据这些图画出近似的推力-时间曲线，指出残药的位置。假设推进剂具有较低的 n 值，因而火箭发动机的燃速随着燃烧室压力的变化很小。



7. 解释肉厚分数、容积装填比和 L/D 值对飞行器性能和设计的重要性。

8. 偏微分公式 (11-4) 和 (11-5) 表示了温度对固体推进剂燃烧的影响。试说明为了在一个工作参数范围内确定这些系数的值, 应该如何布置一组试验, 以及应该测量些什么。

9. 如果表 11-3 中所述的三个火箭发动机, 在比表中所述装药温度低 100°F 的条件下点火, 那么 r 、 I_s 、 p_1 、 F 、 t_b 和 I_t 会如何变化? 假设平均温度效应为典型的情况。

10. 一个新设计的壳体粘结火箭发动机, 装有一个简单的端面燃烧装药, 在第一次试验就失败爆炸了。在燃烧时间的前 20%, 发动机工作良好, 这时的记录显示燃烧室压力有迅速的上升。在点火之前, 装药在室温经过很好的保温, 检查记录显示, 在装药中没有任何缺陷和孔隙。列出可能造成这次失败的原因, 并对每种情况提出建议, 应该怎么做才能避免重复这样的失败。

11. 试推导公式 (11-7)。(提示: 首先对公式 (11-3) 求温度的微分, 推导 π_K) 注: 该关系并不适用于所有的实验数据, 因为除了 n , 其他变量也有轻微的影响。更复杂的方法见文献 11-32。

12. 表 11-3 中所列的 Orbus-6 火箭发动机, 如果针对特定的飞行需要将其推力减少 15%, 新的喷管有更大的喉部面积, 但是出口面积不变, 那么 A_t 、 r 、 I_s 、 T_0 、 t_b 、 A_b/A_t 和喷管喉部的传热率与额定的值相比其变化量是多少? 假设推进剂、装药、绝热层和点火器都相同。

13. 表 11-3 中所列的“民兵”导弹的第一级发动机, 如果发动机在海平面点火, 装药温度为 20°F, 比所列的温度要高一些, 那么 I_t 、 I_s 、 p_1 、 F 、 t_b 和 r 的值是多少? 只使用表中的数据。

答案: $I_t = 10240000 \text{ lbf} \cdot \text{s}$, $I_s = 224 \text{ s}$, $p_1 = 796 \text{ psi}$, $F = 1.99 \times 10^5 \text{ lbf}$, $t_b = 51.5 \text{ s}$, $r = 0.338 \text{ in/s}$ 。

符号

a	燃速常数, 也称为温度系数
A_b	固体推进剂燃烧面积/ m^2 (ft^2)
A_p	通道面积 (装药空腔内或者在推进剂装药之间和装药周围的燃气流通面积) / m^2 (ft^2)
A_t	喷管喉部横截面积/ m^2 (ft^2)
b	肉厚/ m (in)
b_f	肉厚分数, 或肉厚与直径之比
c	等效排气速度/ (m/s) (ft/s)
c^*	特征排气速度/ (m/s) (ft/s)
c_p	燃气比热/ [$\text{kcal/ (kg} \cdot \text{K)}$]
c_s	固体比热/ [$\text{kcal/ (kg} \cdot \text{K)}$]
C_F	推力系数
D	直径/ m (ft)
E_R	松弛模量/ MPa (psi)
F	推力/ N (lbf)
$\bar{F}$	平均推力/ N (lbf)
g_0	海平面重力加速度/ (9.8066 m/s^2) (32.2 ft/s^2)
G	质量流量/ [$(\text{kg} \cdot \text{m}^2) / \text{s}$]
h	单位质量的焓/ (J/kg) (Btu/lbm)
I_s	比冲/ s
I_t	总冲/ ($\text{N} \cdot \text{s}$) ($\text{lbf} \cdot \text{s}$)

k	比热比
K	燃烧面积与喉部面积之比 (A_b/A_t)
L	长度/m
m	质量/kg
$\dot{m}$	质量流量/ (kg/s)
n	燃速指数
p	压力/MPa (lbf/in ²)
p_1	燃烧室压力/MPa (lbf/in ²)
Pr	普朗特数 $\mu c_p / \kappa$
r	推进剂燃速 (消耗的速度) / (m/s) (mm/s) (in/s)
R	气体常数/ [J/ (kg·K)]
t	时间/s
t_a	工作时间/s
t_b	燃烧时间/s
T	绝对温度/K (R)
V_2	理论排气速度/ (m/s) (ft/s)
V_b	推进剂体积/m ³ (ft ³)
V_c	燃烧室容积/m ³ (ft ³)
V_f	容积装填分数/%
w	有效的推进剂总重量/N (lbf)
w_G	带装药的发动机总重量, 或毛重/N (lbf)
$\dot{w}$	重量流量/ (N/s) (lbf/s)

希腊字母

α	传热系数
β	常数
δ	偏导数
ϵ	延伸率或者应变
κ	导热率
μ	黏度
π_K	平衡压力的温度敏感系数/K ⁻¹ (R ⁻¹)
ρ	密度/ (kg/m ³) (lb/ft ³)
σ	应力/ (N/cm ²) (psi)
σ_p	燃速的温度敏感系数/K ⁻¹ (R ⁻¹)
ξ	推进剂质量分数

下标

b	固体推进剂燃烧状态
-----	-----------

p	压力, 或推进剂, 或通道空腔
t	喉部状态
0	初始或参考状态
1	燃烧室状态
2	喷管出口状态

参考文献

- 11-1. P. R. Evans, "Composite Motor Case Design," Chapter 4A; H. Badham and G. P. Thorp, "Considerations for Designers of Cases for Small Solid Propellant Rocket Motors," Chapter 6; B. Zeller, "Solid Propellant Grain Design," Chapter 8; D. I. Thrasher, "State of the Art of Solid Propellant Rocket Motor Grain Design in the United States," Chapter 9; and A. Truchot, "Design and Analysis of Rocket Motor Internal Insulation," Chapter 10; all of *Design Methods in Solid Propellant Rocket Motors*, AGARD Lecture Series 150, Revised Version, 1988.
- 11-2. N. Eisenreich, H. P. Kugler, and F. Sinn, "An Optical System for Measuring Burning Rates of Solid Propellants," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 12, 1987, pp. 78-80.
- 11-3. N. Kubota, "Survey of Rocket Propellants and their Combustion Characteristics," Chapter 1; and M. K. Rázdán and K. K. Kuo, "Erosive Burning of Solid Propellants," Chapter 10; in K. K. Kuo and M. Summerfield (Eds.), *Fundamentals of Solid Propellant Combustion*, Volume 90 in series on *Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1984, 891 pages.
- 11-4. S. D. Heister and R. J. Davis, "Predicting Burning Time Variations in Solid Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 3, May-June 1992.
- 11-5. M. K. King, "Erosive Burning of Solid Propellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 6, November-December 1993.
- 11-6. J. M. Lenoir and G. Robillard, "A Mathematical Method to Predict the Effects of Erosive Burning in Solid-propellant Rocket," *Sixth Symposium (International) on Combustion*, Reinhold, New York, 1957, pp. 663-667.
- 11-7. "Solid Propellant Selection and Characterization," *NASA SP-8064*, June 19971 (N72-13737).
- 11-8. M. S. Fuchs, A. Peretz, and Y. M. Timnat, "Parametric Study of Acceleration Effects on Burning Rates of Metallized Solid Propellants," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 6, November-December 1982, pp. 539-544.
- 11-9. K. K. Kuo, J. Moreci, and J. Mantzaras, "Modes of Crack Formation in Burning Solid Propellant," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 1, January-February 1987, pp. 19-25.
- 11-10. M. T. Langhenry, "The Direct Effects of Strain on Burning Rates of Solid Propellants," *AIAA Paper 84-1436*, June 1984.
- 11-11. M. K. King, "Analytical Modeling of Effects of Wires on Solid Motor Ballistics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 3, May-June 1991, pp. 312-320.
- 11-12. "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," *NASA SP-8039*, May 1971 (N72-18785).

- 11-13. E. M. Landsbaum, M. P. Salinas, and J. P. Leavy, "Specific Impulse Predictions of Solid Propellant Motors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, 1980, pp. 400-406.
- 11-14. R. Akiba and M. Kohno, "Experiments with Solid Rocket Technology in the Development of M-3SH," *Acta Astronautica*, Vol. 13, No. 6-7, 1986, pp. 349-361.
- 11-15. P. R. Zarda and D. J. Hartman, "Computer-Aided Propulsion Burn Analysis," *AIAA Paper 88-3342*, July 1988 (cavity geometry).
- 11-16. R. J. Hejl and S. D. Heister, "Solid Rocket Motor Grain Burnback Analysis Using Adaptive Grids," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 5, September-October 1995.
- 11-17. W. H. Jolley, J. F. Hooper, P. R. Holton, and W. A. Bradfield, "Studies on Coning in End-Burning Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 2, May-June 1986, pp. 223-227.
- 11-18. S. Nishi, K. Fukuda, and N. Kubota, "Combustion Tests of Two-Stage Pulse Rocket Motors," *AIAA Paper 89-2426*, July 1989, 5 pages.
- 11-19. L. C. Carrier, T. Constantinou, P. G. Harris, and D. L. Smith, "Dual Interrupted Thrust Pulse Motor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 4, July-August 1987, pp. 308-312.
- 11-20. C. Bruno et al., "Experimental and Theoretical Burning of Rocket Propellant near the Pressure Deflagration Limit," *Acta Astronautica*, Vol. 12, No. 5, 1985, pp. 351-360.
- 11-21. F. N. Kelley, "Solid Propellant Mechanical Property Testing, Failure Criteria and Aging," Chapter 8 in C. Boyars and K. Klager (Eds.), *Propellant Manufacture Hazards and Testing*, Advances in Chemistry Series 88, American Chemical Society, Washington, DC, 1969.
- 11-22. T. L. Kuhlmann, R. L. Peeters, K. W. Bills, and D. D. Scheer, "Modified Maximum Principal Stress Criterion for Propellant Liner Bond Failures," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 3, May-June 1987.
- 11-23. R. W. Magness and J. W. Gassaway, "Development of a High Performance Rocket Motor for the Tactical VT-1 Missile," *AIAA Paper 88-3325*, July 1988.
- 11-24. I-Shih Chang and M. J. Adams, "Three-Dimensional, Adaptive, Unstructured, Mesh Generation for Solid-Propellant Stress Analysis," *AIAA Paper 96-3256*, July 1996.
- 11-25. W. A. Cook, "Three-Dimensional Grain Stress Analysis Using the Finite Element Method," *AFRPL Report TT-71-51*, Thiokol Corp., April 1971 (AD725043).
- 11-26. G. Meili, G. Dubroca, M. Pasquier, and J. Thenpenier, "Nonlinear Viscoelastic Design of Case-Bonded Composite Modified Double Base Grains," *AIAA Paper 80-1177R*, July 1980, and S. Y. Ho and G. Care, "Modified Fracture Mechanics Approach in Structural Analysis of Solid-Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 4, July-August 1998.
- 11-27. P. G. Butts and R. N. Hammond, "IUS Propellant Development and Qualification," Paper presented at the 1983 JANNAF Propulsion Meeting, Monterey, February 1983, 13 pages.
- 11-28. A. G. Christianson et al., "HTPB Propellant Aging," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 18, No. 3, May-June 1983.
- 11-29. D. I. Thrasher and J. H. Hildreth, "Structural Service Life Estimates for a Reduced Smoke Rocket Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 6, November 1982, pp. 564-570.

- 11-30. S. W. Tsa (Ed.), *Introduction to Viscoelasticity*, Technomic Publishing Co., Stanford, CT, Conn., 1968.
- 11-31. J. D. Ferry, *Viscoelastic Properties of Polymers*, John Wiley & Sons, New York, 1970.
- 11-32. R. E. Hamke, M. T. Gaunce, and J. R. Osborn, "The Effect of Pressure Exponent on Temperature Sensitivity," *Acta Astronautica*, Vol. 15, Nos. 6 and 7, 1987, pp. 377-382.

第十二章 固体推进剂

本章讲述几种常用的固体火箭推进剂，包括主要类别、组分、危险性、制造工艺和质量控制。另外，还要讨论衬层和绝热层、点火器推进剂、推进剂定制和燃气发生器用的推进剂。本章是讨论固体火箭发动机的四章中的第二章。

推进剂性能的表征需要用热化学分析方法，该方法已在第五章描述。通过这种分析可以得到平均分子量的理论值、燃烧温度、平均比热比和特征排气速度，它们都是推进剂组分和燃烧室压力的函数。对于特定的喷管型面，还可计算出比冲。

术语**固体推进剂**有几个含义：(1) 由氧化剂、燃料和其他成分组成的橡胶类或者塑料类混合物经过加工形成的最终装药；(2) 加工的尚未固化的产物；(3) 单一成分，如燃料或氧化剂。推进剂和组分的名称常采用缩略语和化学符号来表示，这里只使用了其中的一些。

12.1 分 类

经过加工的现代推进剂有多种分类方法，如下所述。这种分类方式并不严格或完全，有时同一种推进剂会被分到两个或更多的类别中去。

(1) 推进剂常按照**具体用途**分类，如运载火箭助推器推进剂或战术导弹推进剂，每一种都或多或少有特殊的化学成分、不同的燃速、不同的物性和不同的性能。表 11-1 列出了四种**火箭发动机应用**（每种都用不同的推进剂）和几种**燃气发生器应用**。火箭发动机用的推进剂都有炽热（2400 K 以上）的燃气，用于产生推力，而燃气发生器推进剂的燃气温度相对较低（800~1200 K），用于产生动力而不是推力。

历史上，早期的火箭发动机推进剂通常分为两类：**双基**（DB*）推进剂是第一代推进剂，而后用作黏合剂的聚合物的发展使**复合推进剂**成为可行的推进剂。

(2) **双基**（DB）推进剂是**均相**的推进剂装药，通常由一种固体成分——硝化纤维（NC*）吸收液体硝化甘油，再加上少量的添加剂组成。两种主要的成分都是爆炸性的，起到燃烧剂和氧化剂组合的作用。**挤压双基**（EDB）和**浇注双基**（CDB）推进剂有广泛的应用，多数是用在过去设计的小型战术导弹中。通过添加结晶的三硝基苯甲硝胺（HMX 或 RDX）*，能提高双基推进剂的性能和密度，这种推进剂有时称为**改性浇注双基**推进剂。更好的改进是添加一种弹性的黏合剂（橡胶类，如交联的聚丁二烯），这能改进物性并可吸收更多的硝铵，因此也能稍微提高性能。最终的推进剂称为**弹性改性浇注双基**推进剂（EMCDB）。这四类双基推进剂几乎都是无烟的。加入一些固体的高氯酸铵（AP）和铝（Al）会略微提高密度和比冲，但排气是有烟的。这种推进剂称为**复合改性双基**推进剂或 CMDB。

(3) **复合推进剂**是非均相的推进剂装药, 氧化剂晶体和燃烧剂粉末 (通常是铝粉) 一起在合成橡胶 (或塑料) 黏合剂的基体中混合, 如聚丁二烯 (HTPB)*。复合推进剂由固体 (AP 晶体、铝粉) 和液体 (HTPB、PPG)* 成分混合, 然后通过交联或硫化的液体黏合剂聚合物并加入少量的固化剂, 在炉子里固化成固体。在过去的 30 年, 复合推进剂得到了广泛的应用。复合推进剂还可细分:

a. 传统的**复合推进剂**, 通常包含 60% ~ 72% 的高氯酸铵 (AP) 作为氧化剂晶体, 最高 22% 的铝粉 (Al) 作为金属燃烧剂, 8% ~ 16% 的弹性黏合剂 (有机聚合物) 及其增塑剂。

b. 改性复合推进剂加入了**高能硝铵** (HMX 或 RDX), 从而略微提高了性能和密度。

c. 改性复合推进剂加入了**高能增塑剂**, 如硝化甘油 (在双基推进剂中使用), 略微提高性能。有时也加入 HMX。

d. **高能复合固体推进剂** (含铝粉), 其中有机弹性黏合剂和增塑剂大部分被高能材料 (如特定的炸药) 代替, 一些 AP 被 HMX 取代。有些推进剂称为弹性改性浇注双基推进剂 (EMCDB), 它们大部分都是实验用的推进剂。标准状态下理论比冲为 270 ~ 275 s。

e. **低能复合推进剂**, 其中氧化剂晶体是**硝酸铵** (AN) 而不是 AP。它是燃气发生器推进剂。如果加入大量的 HMX, 就会成为性能很好的少烟推进剂。

图 12-1 和图 12-2 示出了几种常用推进剂的比冲、燃速和密度范围。复合推进剂表现出较高的密度、比冲和更宽的燃速范围。图中的纵坐标是标准状态 (1000 psi、海平面) 下的真实或估算的比冲。这里不包括燃烧室压力的下降、喷管侵蚀或者燃烧损失的假设。图中表明, 复合推进剂有较宽的燃速和密度范围, 其中大部分的比重在 1.75 ~ 1.81 之间, 燃速在 7 ~ 20 mm/s 之间。表 12-1 列出了几种推进剂的性能特征。双基 (DB) 推进剂和硝酸铵 (AN) 推进剂的性能和密度较低。多数复合推进剂的性能和密度都差不多, 但是燃速范围很宽。一种 CMDB 推进剂的性能最高, 其成分是 DB/AP-HMX/Al, 不过性能也只是提高了 4%。

几种分类有点混乱。复合改性双基推进剂 (CMDB) 认为是一种 DB 推进剂, 其中加入了一些 AP、Al 和黏合剂, 但另外这种推进剂也可归为复合推进剂, 只是其中加入了一些双基的成分。

(4) 推进剂可以按照排气中烟的浓度分类, 如有烟、少烟或微烟 (基本无烟)。铝粉是一种理想的燃烧剂成分, 经过氧化成为氧化铝后会在排气中形成可见的微小固体烟颗粒。多数复合推进剂都是有烟的。减少复合推进剂的铝粉含量可减少发烟量。碳 (烟灰) 颗粒和金属氧化物 (如氧化锆或氧化铁) 在足够高的浓度下也是可见的。这将在第十八章详细讨论。

(5) 根据爆轰的安全级别可以将推进剂分为潜在的**爆轰材料** (危险类别 1.1) 或**非爆轰材料** (危险类别 1.3), 如同 11.3 节所述。危险类别为 1.1 的推进剂的例子是一些双基推进剂和含有大量固体炸药 (如 HMX 或 RDX) 和其他特定成分的复合推进剂。

* 推进剂成分的缩略字、符号、缩写和化学名称在 12.4 节的表 12-6 和 12-7 中说明。

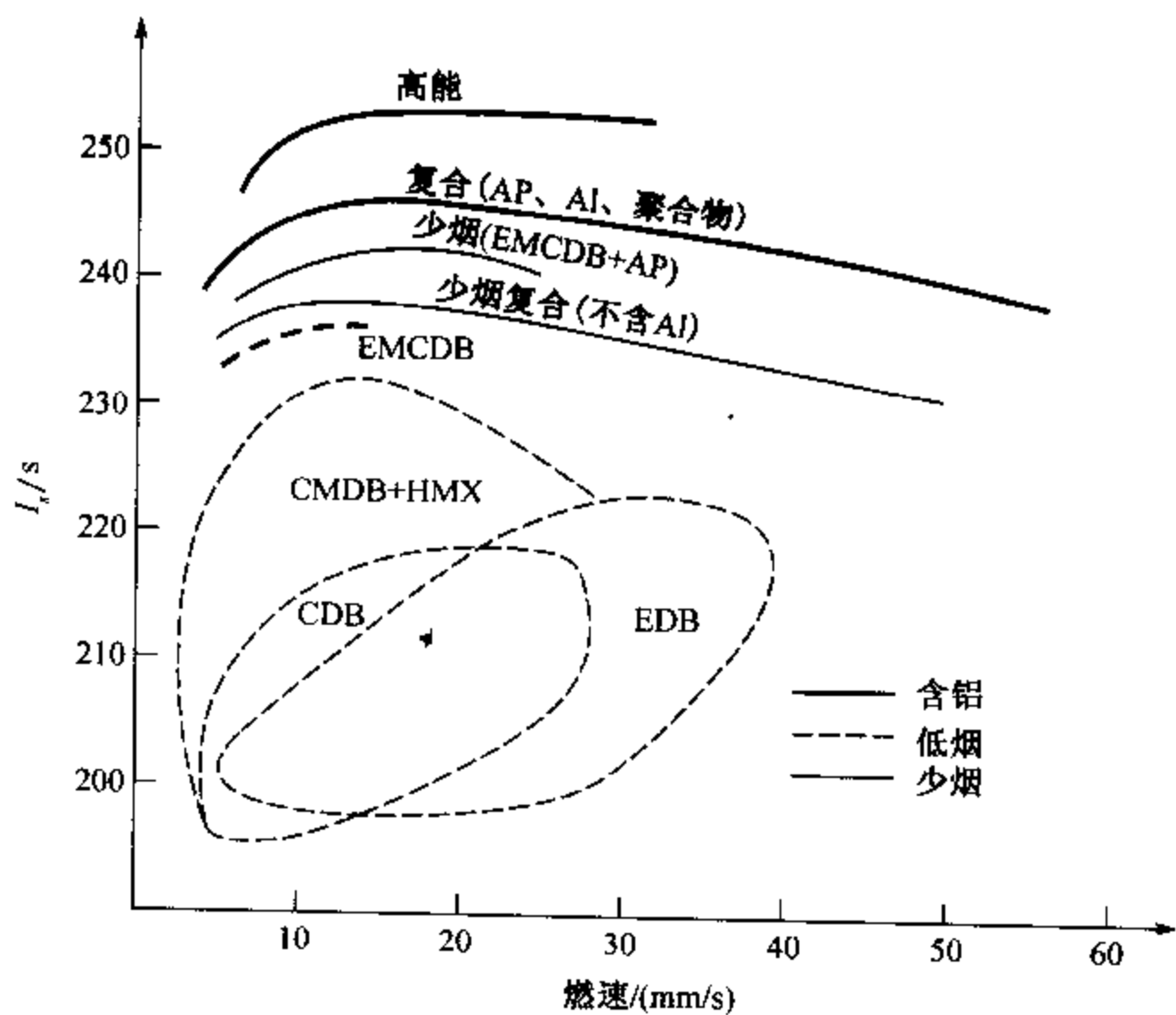


图 12-1 估算得到的几类固体推进剂的实际比冲和燃速 (经 AIAA 许可摘自文献 12-1)

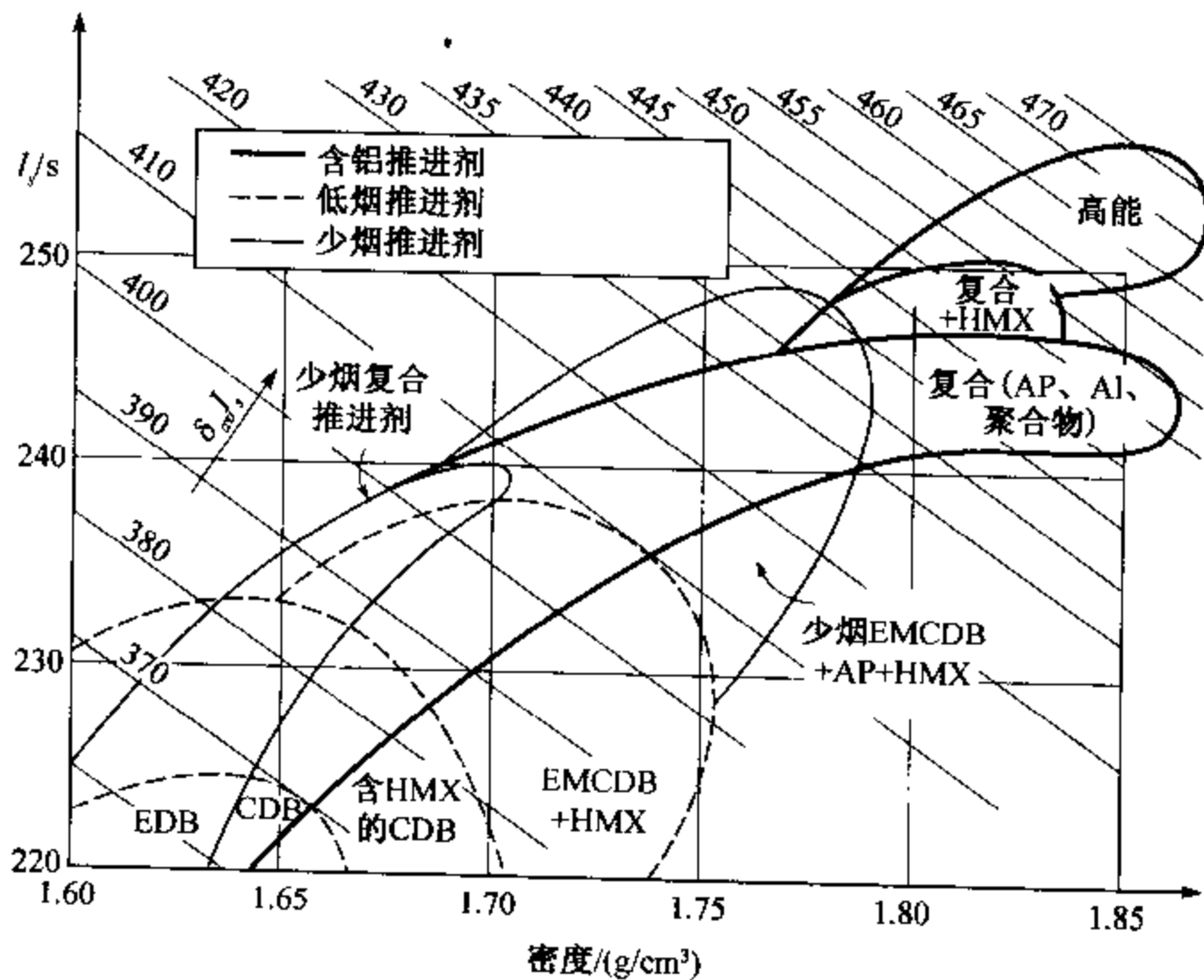


图 12-2 估算得到的几种固体推进剂类别的实际比冲和比重 (经 AIAA 许可摘自文献 12-1)

表 12-1 某些固体推进剂的特性

推进剂类型 ^a	I _{sp} 范围 ^b /s	火焰温度 ^c /K	密度 /(lb/in ³)	比重 ^d /g	金属含量 /(wt %)	燃速 ^e /(in/s)	压力 指数 ^f _n	危险 类别 ^d	应力(psi)/应变(%)		加工工艺
									-60°F	+150°F	
DB	220~230	2550	0.058	1.61	0	0.05~1.2	0.30	1.1	4600/2	490/60	挤压
DB/AP/Al	260~265	3880	0.065	1.80	20~21	0.2~1.0	0.40	1.3	2750/5	120/50	挤压
DB/AP-HMX/Al	265~270	4000	0.065	1.80	20	0.2~1.2	0.49	1.1	2375/3	50/33	溶剂浇注
PVC/AP/Al	260~265	3380	0.064	1.78	21	0.3~0.9	0.35	1.3	369/150	38/220	浇注或挤压
PU/AP/Al	260~265	3440	0.064	1.78	16~20	0.2~0.9	0.15	1.3	1170/6	75/33	浇注
PBAN/AP/Al	260~263	3500	0.064	1.78	16	0.25~1.0	0.33	1.3	520/16(-10°F)	71/28	浇注
CTPB/AP/Al	260~265	3440	0.064	1.78	15~17	0.25~2.0	0.40	1.3	325/26	88/75	浇注
HTPB/AP/Al	260~265	3440	0.067	1.86	4~17	0.25~3.0	0.40	1.3	910/50	90/33	浇注
PBAA/AP/Al	260~265	3440	0.064	1.78	14	0.25~1.3	0.35	1.3	500/13	41/31	浇注
AN/Polymer	180~190	1550	0.053	1.47	0	0.06~0.5	0.60	1.3	200/5	NA	浇注

^a Al, 铝; AN, 硝酸铵; AP, 高氯酸铵; CTPB, 端羟基聚丁二烯; DB, 双基; HMX, 奥克托金; HTPB, 端羟基聚丁二烯; PBAA, 聚丁二烯-丙烯酸聚合物; PBAN, 聚丁二烯-丙烯酸-丙烯酸酯; PU, 聚氨酯; PVC, 聚氯乙烯。

^b 从 1000 psi 膨胀到 14.7 psi, 参考状态下的理想值或理论值。

^c 1000 psi。

^d 见 12.3.5 节。

^e I_{sp}、火焰温度、密度、燃速指数和压力指数在特定的组分下有轻微的变化。

(6) 推进剂也可以按所使用的主要加工工艺分类。**浇注推进剂**是通过固体和液体成分的机械混合, 然后浇注和固化形成的, 这常用来加工复合推进剂。浇注推进剂的**固化**是在逐渐升高的温度下 (45~150℃) 黏合剂和固化剂之间化学反应的过程。但是, 有些可以在环境温度 (20~25℃) 下固化或者通过非化学过程硬化, 如结晶。推进剂也可以通过**溶剂化**工艺制造 (将增塑剂溶解在固体颗粒的基体中, 体积会膨胀)。**挤压推进剂**的加工是通过机械混合 (在钢板上滚动), 然后挤压 (在高压下通过模子)。溶剂化和挤压过程起初是用在双基推进剂上的。

(7) 推进剂也可以按其**主要成分**分类, 如**氧化剂主成分** (高氯酸铵推进剂、硝酸铵推进剂或叠氮化物类型推进剂), 或者是**黏合剂主成分**或**燃烧剂主成分** (如聚丁二烯推进剂或含铝推进剂)。这种通过成分对推进剂分类的方式在 12.4 节和表 12-8 中描述。

(8) 排气**有毒**和**无毒**的推进剂。这在 12.3 节详细描述。

各种各样不同的**化学成分**和推进剂配方都已经过了合成、分析, 并在实验发动机中进行了试验。后面将列出其中一些。目前大约只有 12 种基本类型的推进剂在广泛使用, 其他的类型仍在研究。表 12-2 评估了几种所选的推进剂类型的优缺点。典型的推进剂有 4~12 种不同成分。表 12-3 给出了三种推进剂的典型配方。在实际应用中, 各种推进剂的制造厂有其自己的精确配方和加工工艺。即使是给定的推进剂, 如 PBAN, 其成分的准确含量不仅在制造厂之间不同, 而且在不同的发动机应用中也有变化。调整成分的质量含量, 增加或减少一种或几种少量成分 (添加剂) 被称为**推进剂定制**。定制是将众所周知的推进剂略做改变以适应新的应用、不同的加工设备、更改的发动机弹道、贮存期限、温度限制, 甚至是成分来源的变化。

表 12-2 选定的推进剂的特性

推进剂类型	优 点	缺 点
双基(挤压)	成本适中;排气无毒洁净少烟;良好的燃速控制;燃速范围宽;加工工艺简单明了;机械性能良好;温度系数低;压力指数很低;可以平台燃烧	自由装填药柱需要结构支撑;性能低;密度低;制造过程有较高的危险性;因为 NG 渗出存在贮存问题;直径受挤压设备的限制;危险级别 1.1
双基(浇注)	燃速范围宽;排气无毒少烟;操作相对安全;加工工艺简单明了;成本适中;机械性能良好;良好的燃速控制;温度系数低;可以达到平台燃烧	NG 会渗出或迁移;加工过程有较高危险性;性能低;密度低;费用比挤压双基高;危险级别 1.1
复合改性双基或者含有 AP 和 Al 的 CMDB	性能较高;机械性能良好;密度高(比重 1.83~1.86);燃烧不稳定的可能性小;费用适中;使用经验良好	贮存稳定性很勉强;设备复杂;排气有烟;火焰温度高;对湿度敏感;排气有中等毒性;制造过程有危险性;环境温度范围小; n 值高(0.8~0.9);温度系数较高

推进剂类型	优点	缺点
复合 AP、Al 和 PBAN 或者 PU 或 CTPB 黏合剂	可靠;密度高;使用经验丰富;成本适当;老化性能良好;固化时间长;性能良好;通常能稳定燃烧;温度范围宽;温度敏感性低或中等;良好的燃速控制性;物性良好;危险级别 1.3	环境温度范围不大;在最大固体装填时黏性限制高;火焰温度高;排气有毒有烟;有些对湿度敏感;有些燃速调节剂(例如吡丙啉)是致癌物
复合 AP、Al 和 HTPB 黏合剂;是当今最常用的复合推进剂	固体装填百分数和性能比 PBAN 或 CTPB 略高;环境温度范围最宽;良好的燃速控制;通常稳定燃烧;成本中等;贮存稳定性良好;燃速范围最宽;物性良好;使用经验良好;危险级别 1.3	设备复杂;对湿度敏感;火焰温度相当高;排气有毒有烟
改性复合 AP、Al、PB 黏合剂加 HMX 或者 RDX	性能高;良好的燃速控制;通常稳定燃烧;密度高;温度敏感性中等;机械性能良好	设备昂贵复杂;加工过程危险;难以控制燃速;火焰温度高;排气有毒有烟;对撞击敏感;危险级别 1.1;成本高;压力指数 0.5~0.7
有高能黏合剂和增塑剂(如 NG、AP、HMX)的复合推进剂	性能最高;密度高(1.8~1.86);燃速范围窄	昂贵;使用少;撞击敏感性;压力指数高
有 HMX 的改性双基	性能较高;密度高(1.78~1.88);稳定燃烧;燃速范围窄	同上面的 CMDB;使用少;多数危险级别为 1.1;昂贵
改性 AN 推进剂,加入 HMX 或者 RDX	性能好;相对干净;少烟;无毒	使用相对少;制造过程有危险性;需要保持 AN 稳定来限制装药演变;燃速低;对撞击敏感;密度中等;危险级别 1.1 或 1.3
硝酸铵加聚合物黏合剂(燃气发生器)	排气洁净少烟;本质上无毒;燃气温度低;通常燃烧稳定;成本较低;压力指数低	性能低;密度低;需要保持 AN 稳定来限制装药发展和避免相变;对湿度敏感;燃速低
有聚合物的 RDX/HMX	少烟无毒;燃烧温度较低	性能低;密度低;爆炸级别 1.1

表 12-3 典型推进剂的配方

双基(JPN 推进剂)		复合(PBAN 推进剂)		复合双基(CMDB 推进剂)	
成分	wt %	成分	wt %	成分	wt %
硝化纤维	51.5	高氯酸铵	70.0	高氯酸铵	20.4
硝化甘油	43.0	铝粉	16.0	铝粉	21.1
邻苯二甲酸二乙酯	3.2	聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈	11.78	硝化纤维	21.9
乙烷基中定剂	1.0	环氧树脂固化剂	2.22	硝化甘油	29.0
硫酸钾	1.2			甘油三乙酸酯	5.1
炭黑	<1%			稳定剂	2.5
烛木蜡	<1%				

资料来源: California Edwards 空军 Phillips 实验室。

新的推进剂配方通常是使用实验室规模的搅拌器、固化炉和相关设备将推进剂混合物(1~5L)遥控操作,这主要是为了安全。工艺的研究通常伴随着配方的发展而发展,以评估新型推进剂的工艺性,以及指导推进剂成分准备、混合、浇注或固化等特殊生产设备的设计。

历史上,黑火药(硝酸钾、硫磺和一种有机燃料如研磨的桃色石的加压混合物)是最早使用的。其他类型的组分和推进剂也在实验发动机中应用过,包括氟化合物,含铍、硼、氢化硼、氢化锂、氢化铍的推进剂,或者新型的含有叠氮化物或硝酸根的合成有机增塑剂和黏合剂材料。但是其中大多数还没有达到相当的满意程度,或者没有在实际的火箭发动机中采用过。

12.2 推进剂特性

对火箭发动机设计来说,推进剂的选择是严格的。理想推进剂特性列在下面,本书其他地方还会再次讨论。下面这些特性的优先权受特定发动机需求的影响:

- (1) 高性能或高比冲。事实上这也意味着高燃气温度和(或)低分子量。
- (2) 可预测、可再现并且初值可调的燃速,以适应装药设计和推力-时间要求。
- (3) 为使推力或燃烧室压力的波动小,要求推进剂压力指数或燃速指数和温度系数都要小。
- (4) 在预期的工作温度范围内有足够的物性(包括粘结强度)。
- (5) 密度高(适应小容积发动机)。
- (6) 可预测、可再现的点火品质(如合理的点火超压)。
- (7) 良好的老化特性和长寿命。老化和寿命的预测与推进剂理化性质、载荷循环和热循环下的累积破坏标准以及推进剂样品的实际试验和失败发动机的试验数据有关。
- (8) 吸湿性低,吸湿常会导致化学品质恶化。
- (9) 制造过程简单、可再现、安全、成本低、可控制,并且危险性小。
- (10) 在推进剂的生产和操作期间,保证原料和采购部件的可供性,以及对不希望的杂质具有良好的可控性。
- (11) 技术风险低,例如有以前应用的良好记录。
- (12) 对一定能量刺激的相对不敏感性,在下节描述。
- (13) 排气无毒。
- (14) 没有燃烧不稳定性倾向(见下一章)。

这些理想的特性中,有一些适用于固体发动机中的所有材料和部件,例如点火器、绝热层、壳体或者安全保险机构。其中一些特性有时会和其他特性冲突,例如,提高物理强度(增加黏合剂或交联剂)会降低性能和密度。因此,对推进剂某一种特性的改变常会引起其他特性的变化。

现在说明当推进剂主要成分的浓度变化时推进剂的特性将如何变化。针对使用聚合物黏合剂(HTPB)和各种晶体氧化剂的复合推进剂,图12-3示出了计算得到的燃烧或火焰温度、平均燃气分子量和比冲随氧化剂浓度的变化,这是参考文献12-2的计算数据,是根据第五章的热化学分析得到的。 I_s 和 T_1 的最大值有大致相同的氧化剂浓度。

实际上, 因为固体 (包括铝粉和固体催化剂) 的总含量大于 90% 后搅拌器就无法操作, AP (大约 90%~93%) 和 AN (大约 93%) 的最佳含量是无法达到的。流入模具的浇注药浆要求液体含量有 10%~15%。

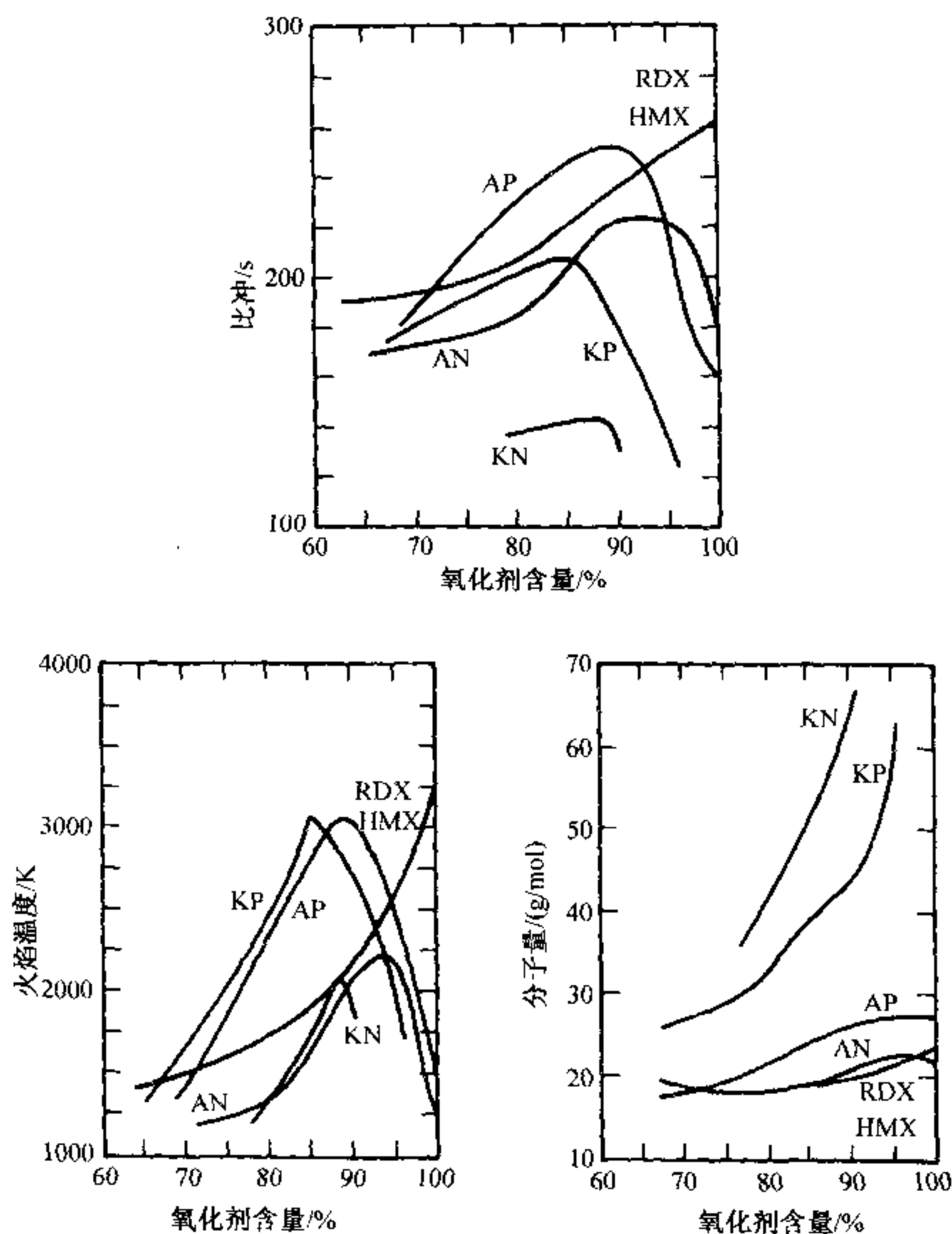


图 12-3 对于 HTPB 基复合推进剂, 燃烧温度、燃气平均分子量和理论比冲 (冻结流) 随氧化剂浓度的变化。燃烧室压力为 68 atm, 喷管出口压力为 1.0 atm
(经 AIAA 许可摘自文献 12-2)

图 12-4 是一种复合推进剂的典型成分图。它显示了比冲是如何随三种主要成分的改变而变化的, 三种主要成分是固体 AP、固体 Al 和黏弹性的聚合物黏合剂。

对于双基 (DB) 推进剂, I_s 和 T_1 的理论变化在图 12-1 和图 12-5 中示出, 它们是硝化甘油 (NG) 或者增塑剂百分含量的函数。在 NG 的含量大约是 80% 时, 比冲达到

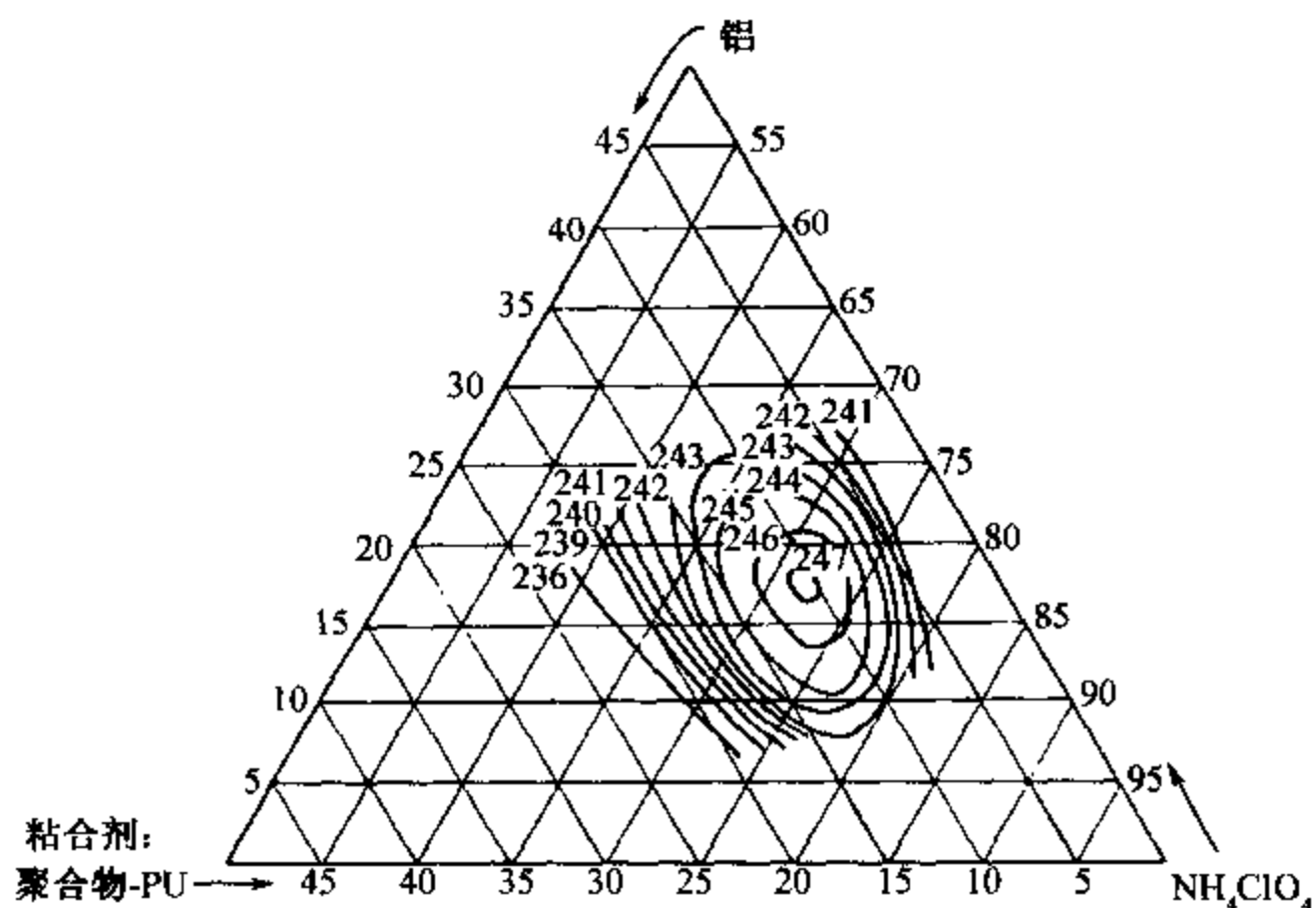


图 12-4 对于高氯酸铵-铝粉-聚氨酯 (PU 是一种聚酯黏合剂) 推进剂, 在标准状态下 (从 1000 psi 膨胀到 14.7 psi) 计算的比冲的成分图表。比冲的最大值出现在 PU 大约为 11%、AP 为 72%、Al 为 17% 的点 (经美国化学协会许可摘自文献 12-3)

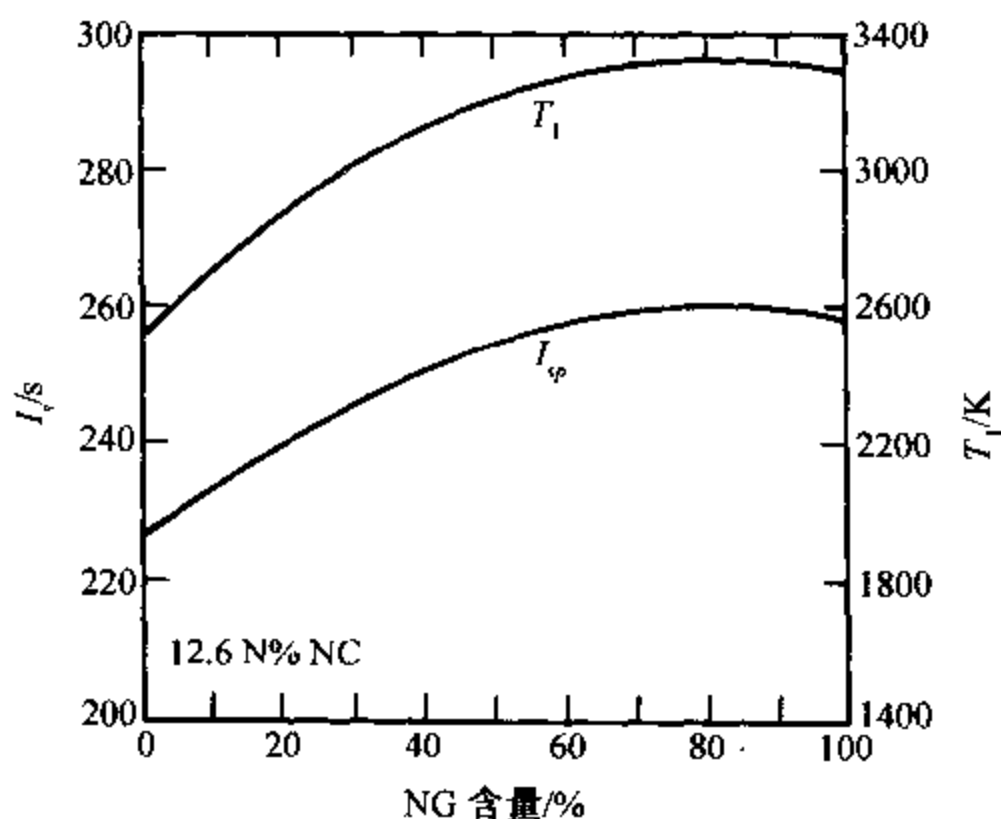


图 12-5 比冲和火焰温度与双基推进剂中硝化甘油 (NG) 浓度的关系 (经 AIAA 许可摘自文献 12-2)

理论最高值。实际上, 硝化甘油是液体, 如果含量高则物性不好, 所以其浓度很少超过 60%。那么这缺少的部分需要用其他的固体或者可溶解的成分来代替, 以制造可用的

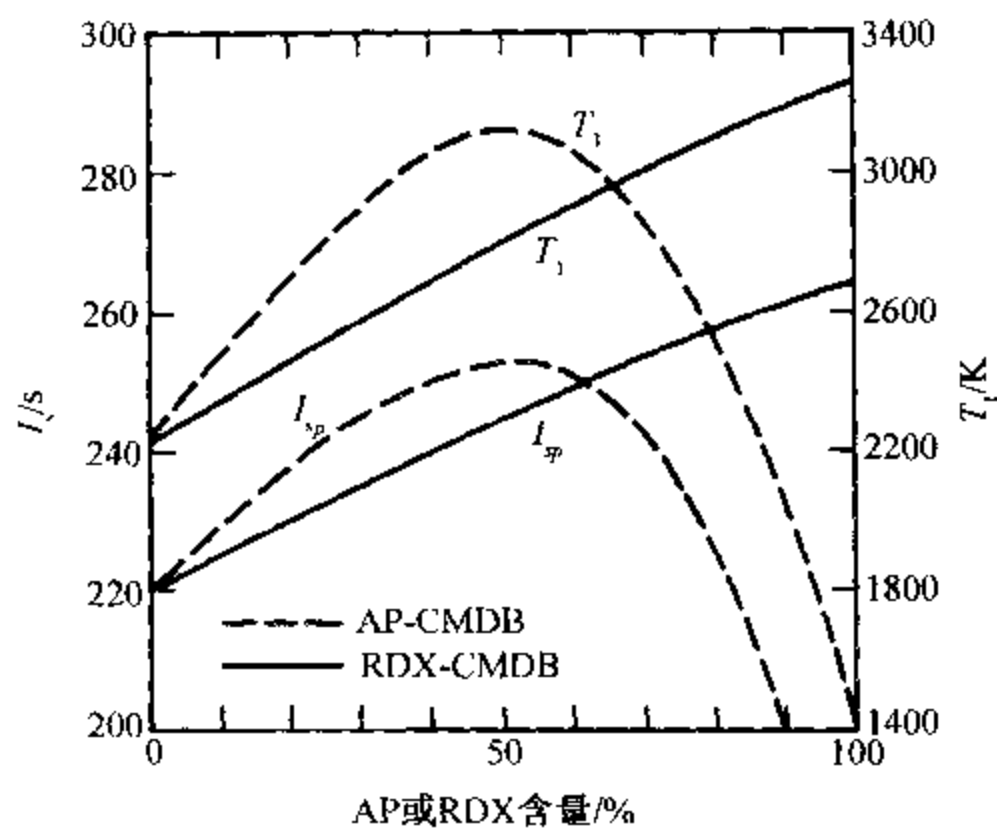


图 12-6 比冲和火焰温度与 AP-CMDB 推进剂中 AP 或 RDX 浓度的关系 (经 AIAA 许可摘自文献 12-2)

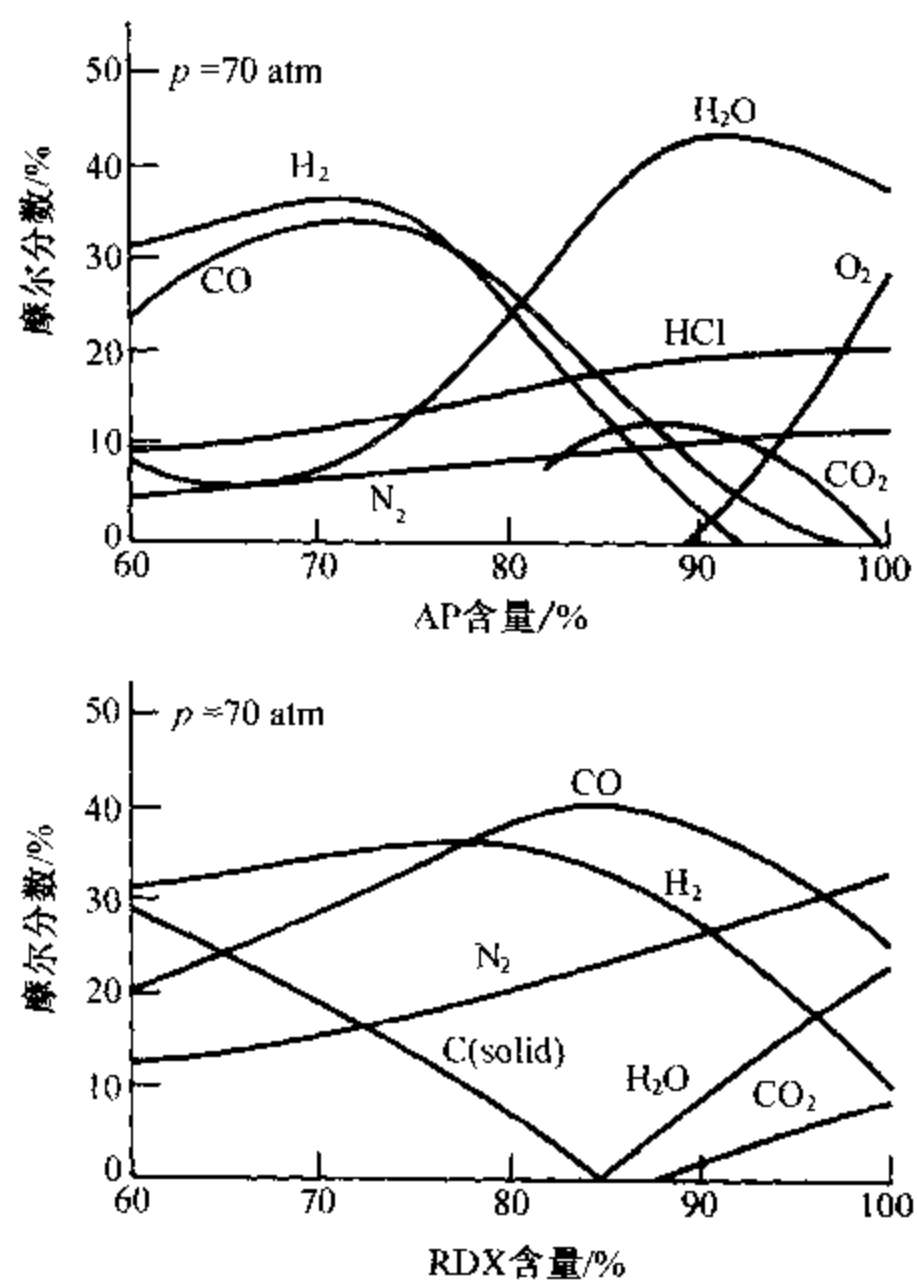


图 12-7 计算得到的复合推进剂的燃烧产物随 AP 或 RDX 含量的变化 (经 AIAA 许可摘自文献 12-2 的第一章)

DB 推进剂。

如图 12-6 所示, 对于 CMDB 推进剂, 无论是添加 AP 还是硝胺 (如 RDX) 的都会使 I_s 比一般的 DB (不含 AP 或 RDX) 要高一些。AP 和 RDX 都大大提高了火焰温度, 使传热更严峻。在 AP 的含量为 50%、RDX 的含量为 100% (这是无法制造、物性不合理的不实际的推进剂) 的时候, I_s 达到最大值。当 AP 或者 RDX 的浓度很高时, 排气中含有大量的 H_2O 和 O_2 (如图 12-7 所示), 这会提高含碳的绝热层或喷管材料的侵蚀速度。有毒的 HCl 的浓度是 10%~20%, 但对于实际推进剂一般不会超过 14%。

硝胺 (如 RDX 或者 HMX) 含有相对少的氧化基, 并且包围硝胺晶体的黏合剂不能被完全氧化。黏合剂在燃烧温度下分解, 形成富含氢和一氧化碳 (这会降低分子量) 的气体, 将燃气冷却到较低的燃烧温度。图 12-7 示出了 AP 基和 RDX 基 CMDB 推进剂的燃气。如果 RDX 的含量高, 那么看起来固体碳颗粒好像就没有了。

12.3 危险性

如果有适当的预防和设备, 所有一般的推进剂都可以安全的制造、处理和点火。有必要全面理解危险性和防止危险性升高的方法。每种材料都有其自身的危险性指标, 其中一些共性的指标将在下面简要描述, 也可参见文献 12-4 和 12-5。但是这些并非都适于每种推进剂。

12.3.1 意外点火

如果火箭发动机在不希望的状态下点火并开始燃烧, 随之而来的就是炽热的燃气、当地发生着火或者使邻近的火箭发动机点火。除非发动机被卡紧和固定, 否则其推力会突然使之加速到无法预料的高速度或者有飘忽不定的飞行轨迹, 由此导致破坏。另外, 其废气云可能是有毒和腐蚀性的。下面的因素可能造成意外点火:

杂散电流或感生电流激发点火器。

静电放电引起火花或电弧放电。

着火引起发动机外部过热, 使推进剂温度升高到超过着火点温度。

撞击 (子弹穿过或者发动机撞击到硬的表面)。

从持续的机械振动中吸收能量导致推进剂过热。

一种机电系统常被用来防止杂散电流激励点火器, 这称为**安全点火系统**。它可以防止由飞行器中其他导线的感生电流、雷达或者射频的感生电流、电磁脉冲或者核爆脉冲引起的点火。在非点火状态, 它阻止电流进入点火器电路。当进入引爆位置后, 它就准备好接收和发送启动信号到点火器。

闪电、绝缘材料的摩擦和两个绝缘材料的移动分离都可能引起**静电放电 (ESD)**。当高达几千伏的静电势建立起来后, 在放电时就会有一个迅速升高的电流, 这反过来会导致沿着电流路径上的火花或者放热反应。因此, 所有的推进剂、衬层或绝热层都应该有足够的导电能力来防止静电积累。据信, “潘兴” 地地导弹的一次意外点火就是由运输起竖车中的静电放电引起的。ESD 与材料、材料的表面状况和体积电阻率、介电常

数和击穿电压都有关。

黏弹性的推进剂会很好地吸收振动能量，并且当长期以某一频率振动时会局部发热。如果在设计中装药的一段没有进行良好的支撑，在固有频率时发生无约束的振动，就会发生这种情况。另外，推进剂还可以被其他的能量输入突然点燃，例如机械摩擦或机械振动。现在已经发展了标准试验来测试推进剂对这些能量输入的抵抗能力。

12.3.2 老化和使用寿命

该专题在前一章的结构设计部分已经作了简要的讨论。如果能准确预测发动机寿命内的载荷，那么推进剂的老化就可通过试验发动机和推进剂样品试验来测量。这就有可能估算火箭发动机的贮存寿命（见参考文献 12-5 和 12-6）。当热载荷和机械载荷周期性的循环（累积破坏）引起固体推进剂物性下降、使应力或应变的安全界限下降到破坏点时，发动机就不能安全点火和操作了。一旦到了寿命限制或者预期的削弱条件，发动机就很可能失效。这时，需要将之从服务清单中清除，并且也需要清除老化的推进剂，更换成新的推进剂。

具体发动机的寿命与具体的推进剂、施加载荷或应力的频率和大小、设计以及其他因素有关。典型的寿命为 5~25 年。推进剂物理强度的提高，选择化学相容性好、稳定的组分（长期分解程度小），振动负荷、温度极限或者温度循环次数（受控的贮存和运输环境）的减小都能提高贮存寿命。

12.3.3 壳体超压和失效

如果燃烧室压力超过壳体的爆破压力，发动机壳体就会破裂或爆炸。高压燃气的释放引起爆炸，发动机碎片可能被抛到附近的区域。燃烧室压力突然下降到环境压力，一般会低于爆燃界限，这会致使危险级别为 1.3 的推进剂熄火。经常可以发现，在猛烈的壳体爆破后，有大块的未燃烧的推进剂。这种类型的发动机失败可由下面的现象引起：

(1) 装药过度老化、多孔或者有严重的裂纹，并且因为严重的累积破坏存在脱粘区域。

(2) 因为迁移或者缓慢、低阶的化学反应，使推进剂产生了显著的化学变化。这会降低容许的物理属性，削弱装药，于是推进剂开裂或引起不希望有的燃速增长。在一些例子中，化学反应产生的气体产物会形成许多微小的砂眼并且使密封贮存的发动机压力升高。

(3) 发动机的制造不严格。显然，需要细致的制造过程和检验过程。

(4) 发动机已经破坏。例如，不当的操作在壳体上造成划痕或凹坑会降低壳体强度。这种情况可以通过细致的操作和反复的检验来避免。

(5) 喷管阻塞（例如一大块绝热层脱落）造成燃烧室压力的迅速升高。

(6) 吸湿会使含有吸湿成分的推进剂的强度和应变能力降低 3~10 倍。通常，采用密封的方式防止潮气进入发动机。

12.3.4 爆轰与爆燃

如表 12-4 所示，当燃烧的火箭发动机推进剂超压时，它会爆燃（燃烧）或爆轰

(猛烈的爆炸)。爆轰时，整个推进剂的化学反应能量在瞬时（几毫秒）释放出来，实际上就是一颗炸弹。有些推进剂和组分会存在这种爆轰的条件（例如硝化甘油或 HMX，本章后面将描述 HMX）。经过适当的设计、正确的加工和安全操作，可以减小或者避免爆轰的发生。

表 12-4 燃烧和爆轰的比较

特 征	燃 烧		爆炸性的爆轰
	在空气中	在火箭发动机中	
典型的材料	煤和空气	推进剂, 无空气	火箭推进剂或者炸药
开始反应的方法	加热	加热	激波; 压力的突然上升和加热
线性反应速率/(m/s)	10^{-6} (亚声速)	$0.2 \sim 5 \times 10^{-2}$ (亚声速)	$2 \sim 9 \times 10^3$ (超声速)
产生激波	否	否	是
完成反应的时间/s	10^{-1}	$10^{-2} \sim 10^{-3}$	10^{-6}
最大压力/MPa	0.07 ~ 0.14	0.7 ~ 100	7000 ~ 70000
过程的限制	燃烧表面的蒸发和传热过程		材料的物理和化学属性 (例如密度、组成)
燃速增长的结果	炉子可能破坏	超压和压力容器的突然破坏	所有推进剂猛烈迅速的爆轰和爆炸

同样的材料可能燃烧也可能爆轰，这与化学分子式、启动的类型和强度、受限制的程度、物理属性（如密度或者孔隙度）和发动机的几何特征有关。某一推进剂突然从有序的爆燃变成爆轰是有可能的。这种转变的一个简单解释是，燃烧起初在额定的燃烧室压力下进行，炽热燃气通过孔隙或裂纹渗入未燃推进剂，那里的空间限制使当地压力变得很高，燃烧锋面被加速到激波的速度，这样就从低压增强到强烈的高压激波，呈现出爆轰的特征。几何限制的程度和刚性以及尺度因素（例如大直径的装药）会影响爆轰的发生和剧烈程度。

12.3.5 危险性分级

我们认为，能够从爆燃转变成爆轰的推进剂是更加危险的，它通常标识为危险级别 1.1 类型的推进剂。如果燃烧室压力过高，壳体可能爆破，而大量的推进剂只是燃烧而没有发生爆轰，那么该推进剂的危险级别为 1.3。确定这种危险性类别的试验和准则在参考文献 12-7 中解释。推进剂样品要经受各种试验，包括撞击试验（落锤）和卡片间隙试验（用来确定当推进剂样品被放入已知的用助推器炸药产生的冲击波中，需要多大的力才能使推进剂爆轰）。如果是装有危险级 1.3 推进剂的发动机壳体发生猛烈的爆破，就会有許多残存的未燃推进剂被抛出来，但是它们通常会停止燃烧。而如果装的是危险级别 1.1 的推进剂，有时会随之发生强烈的爆炸，这会使残存的推进剂迅速气化，这比壳体在高压下爆破更强烈、破坏性更强。术语“爆炸”不仅用来描述发动机壳体爆破成碎片，而且用来描述爆轰中能量的高速释放，这种高速释放使发动机碎片速度更快、能量更大。

美国国防部 (DOD) 的 1.1 或者 1.3 的级别决定推进剂的标记方法和运输火箭推进剂、装有弹药的导弹、炸药或者军需品的费用, 还决定了某地点的推进剂贮存量或者生产量的限度, 以及贮存点之间或者贮存点与建筑之间的最小距离。DOD 系统 (参考文献 12-7) 和联合国使用的是一样的。

12.3.6 不敏感性

军事行动中, 突然的点火和计划外操作, 或者火箭、导弹的爆炸会造成装备的严重损坏, 并且造成人员伤亡。这种情况的发生可以通过发动机设计、使推进剂对各种能量刺激不敏感来避免和减小。最坏的情况是推进剂爆炸、释放出所有的能量, 因此必须避免其发生。导弹及其发动机必须经过一系列规定的测试, 来确定它们对战斗中可能出现的各种能量刺激所引起的意外点火的抵抗能力。表 12-5 描述了军事规范中的一系列测试, 参考文献 12-8 和 12-9 对此作了详述。在测试前必须进行危险性评估, 来估计导弹寿命期内的后勤和操作产生的威胁。评估的结果可能会改变某些测试装置和合格标准, 或者跳过某些测试。

表 12-5 火箭和导弹的不敏感性测试

测 试	描 述	合 格 标 准
快速走火	在导弹或发动机下面点火(喷油或用木柴)	没有比燃烧强烈的反应
慢速走火	逐渐加热(6°F/hr)到失效	同上
子弹撞击	1~3 个 50 口径的子弹在短时间内射击	同上
碎片撞击	高速的小钢片	同上
感应起爆	附近的类似发动机或者军火的爆炸	测试发动机没有爆轰
成形炸药撞击	由成形炸药对指定部位轰击	不发生爆轰
剥离碎片撞击	由钢板上剥离的高速碎片对装药的撞击	燃烧, 但是不爆炸或爆轰

导弹及其发动机在测试中会被破坏。如果发动机爆炸 (不可接受的后果), 就必须重新设计发动机或者改变推进剂。有几种新型的推进剂对这些刺激具有更好的抵抗能力, 因此更适于战术导弹应用, 尽管它们在推进性能上可能要差一些。如果发生爆炸 (不是爆轰), 可能需要重新设计发动机来减轻爆炸的影响 (减小猛烈程度)。例如, 可以在壳体上增加措施使之在爆炸前进行排放。对运输容器的改变也可以减轻爆炸的影响。如果只是产生燃烧 (可接受的结果), 那么就需要将燃烧限制在特定的装药或者发动机范围内。在有些环境下, 壳体发生爆破是可以接受的。

12.3.7 压力上限

如果压力的上升速率和绝对压力过高 (在某些撞击试验或枪管中的高加速度), 有些推进剂会爆炸。对于多数推进剂来说, 这个压力在 1500 MPa 以上, 而对另外的推进剂而言则比较低 (300 MPa)。这就是压力上限, 超过该限度推进剂就不能正常工作。

12.3.8 毒性

大部分火箭不存在明显的毒性问题。多数推进剂成分 (例如某些交联剂和燃速催化

剂)和少数在纤维增强壳体中使用的增塑剂对皮肤和呼吸器官有毒性,有些是致癌物质或者是潜在的致癌物质。对这些成分以及包含这些成分的未固化的推进剂混合物的操作必须小心,避免操作者直接暴露。这就需要使用手套、面罩,要求通风良好。对于高蒸气压的成分,还需要用防毒面具。最终固化的推进剂或发动机通常是无毒的。

排气羽流中若含有铍或氧化铍颗粒、氯气、盐酸气体、氢氟酸气体或者其他的氟化物,那么就有很强的毒性。当使用高氯酸铵氧化剂时,排气中会含高达14%的盐酸。对于大型火箭发动机,这会产生数吨剧毒气体。如第二十章所述,对于羽流有毒的发动机,测试和发射设备要有特殊的预防措施,并不定期进行净化。

12.3.9 安全准则

控制危险性和防止突发事件最有效的途径是:①对处于各种有关推进剂危险中的人员进行培训,训练他们如何避免危险状况,防止突发事件,以及如何从事故中脱险;②使设计的发动机、工具和设备更安全;③在设计、制造和操作过程中,建立和坚持严格的安全准则。例如在有推进剂或者装有药柱的发动机的地方严禁烟火,穿防火花的鞋和使用防火花的工具,屏蔽所有的电设备,在测试设备中装备喷淋灭火系统来冷却发动机或灭火,或者所有能产生静电积累的电气设备都要良好接地。

12.4 推进剂成分

表12-6和表12-7分别列出了双基推进剂和复合型固体推进剂中一些常用的推进剂成分。它们按照主要功能分类,如氧化剂、燃烧剂、黏合剂、增塑剂、固化剂等等,本节将一一描述。然而,有些成分不只一种功能。本节所列的成分并不完全,在火箭发动机实验中至少曾尝试了200种其他的成分。

表 12-6 双基推进剂(DB)和复合改性双基推进剂(CMDB)的典型成分

类 型	含 量	缩 写	典型化学成分
黏合剂	30 ~ 50	NC	硝化纤维(固体),通常加入20% ~ 50%的硝化甘油使之塑化
活性增塑剂(液体炸药)	20 ~ 50	{ NG DEGDN TEGDN PDN TMFTN	硝化甘油 二甘醇二硝酸酯 三甘醇二硝酸酯 丙二醇二硝酸酯 三硝酸三乙酯乙烷
增塑剂(有机液体燃料)	0 ~ 10	{ DEP TA DMP EC DBP	邻苯二甲酸二乙酯 甘油三乙酸酯 邻苯二甲酸二甲酯 邻苯二甲酸二辛酯 乙基中定剂 邻苯二甲酸二丁酯

类 型	含 量	缩 写	典型化学成分
燃速调节剂	~3	PbSa PbSt CuSa CuSt	水杨酸铅 硬脂酸铅 水杨酸铜 硬脂酸铜
冷却剂		OXM	草酸矿物质
遮光剂		C	碳黑(或者石墨粉)
安定剂或抗氧化剂	>1	DED EC DPA	二乙基二苯基脲 乙基中定剂 二苯基胺
可见火焰抑制剂	~2	KNO₃ KSO₄	硝酸钾 硫酸钾
润滑剂(只针对挤压推进剂)	>0.3	C	石墨
金属燃烧剂 ^a	0~15	Al	蜡 铝粉(固体)
晶体氧化剂 ^a	0~15	AP AN	高氯酸铵 硝酸铵
固体炸药结晶 ^a	0~20	HMX RDX NQ	奥克托金 黑索金 硝基胍

^a 其中几种(并非全部)添加到 CMDB 推进剂中。

表 12-7 复合推进剂的典型组分

类 型	含 量	缩 写	典型化学成分
氧化剂(晶体)	0~70	AP AN KP KN ADN	高氯酸铵 硝酸铵 高氯酸钾 硝酸钾 二硝基铵
金属燃烧剂(也起燃烧稳定剂的作用)	0~30	Al Be Zr	铝 铍(只是实验用) 锆(也起燃速调节剂的作用)
燃烧剂/黏合剂, 聚丁二烯类型	5~18	HTPB CTPB PBAN PBAA	羟基聚丁二烯 羧基聚丁二烯 聚丁二烯-丙烯酸-丙烯酸酯聚合物 聚丁二烯-丙烯酸聚合物
燃烧剂/黏合剂, 聚醚和聚酯类型	0~15	PEG PCP PGA PPG HTPE PU	聚乙二醇 聚己酸内酯多元醇 聚乙二醇己二酸 聚丙二醇 端羟基聚乙烯 聚氨酯

续表 12-7

类 型	含 量	缩 写	典型化学成分
固化剂或交联剂, 与聚合黏合剂起化学反应	0.2~3.5	MAPO	三甲基氮丙烷氧化磷
		IPDI	异氰尿酸二异氰酸酯
		TDI	甲苯-2,4-二异氰酸酯
		HMDI	环己二异氰酸酯
		DDI	二聚物二异氰酸酯
		TMP	三甲基丙烷
		BITA	三甲基-1(2-乙基)-吡丙烷
燃速调节剂	0.2~3	FeO	三氧化二铁
		nBF	n-丁基二茂铁
			Cu, Pb, Zr, Fe 的氧化物
			碱土金属碳酸盐
			碱土金属硫酸盐
			金属-有机化合物
炸药填充物(固体)	0~40	HMX	奥克托金
		RDX	黑索金
		NQ	硝基胍
增塑剂/储存稳定性控制 (有机液体)	0~7	DOP	邻苯二甲酸二辛酯
		DOA	己二酸二辛酯
		DOS	癸二酸二辛酯
		DMP	邻苯二甲酸二甲酯
		IDP	壬酸异癸酯
活性增塑剂(液体)	0~14	GAP	缩水甘油基叠氮化物聚合物
		NG	硝化甘油
		DEGDN	二甘醇二硝酸酯
		BTYN	丁三醇三硝酸酯
		TEGDN	三甘醇二硝酸酯
		TMETN	三羟甲基乙烷三硝酸酯
		PCP	聚己酸内酯多元醇
活性燃烧剂/黏合剂	0~15	GAP	缩水甘油基叠氮化物聚合物
		PGN	丙基缩水甘油基硝酸盐
		BAMO/AMMO	双叠氮甲基乙氧基/叠氮甲基乙氧基共聚物
		BAMO/NMMO	双叠氮甲基乙氧基/硝基甲基乙氧基共聚物
粘合剂(改进与固体颗粒的 粘合)	>0.1	MT-4	MAPO-酒石酸-己二酸冷凝物
		HX-752	双-异酞酸基-甲基-吡丙烷
稳定剂	>0.5	DPA	二苯胺
		—	苯基萘基胺
		NMA	N-甲基-p-硝基苯胺
		—	二硝基二苯胺
工艺助剂	>0.5	—	卵磷脂
		—	硫酸钠十二醇

现代推进剂（包括一些正在试验的新品种）的一种分类列在表 12-8 中，它是按照黏合剂、增塑剂和固体成分来分类的。固体可以是氧化剂、燃烧剂或者两者的混合物或化合物。

表 12-8 用于飞行器的固体火箭推进剂根据其黏合剂、增塑剂和固体成分的分类

名 称	黏合剂	增塑剂	固体氧化剂或燃烧剂	推进剂应用
双基 DB	塑化的 NC	NG、TA 等	无	减少信号和烟
CMDB ^a	塑化的 NC	NG、TMETN、TA、BITN 等	Al、AP、KP	助推器、主发动机和航天器
		同上	HMX、RDX、AP	少烟
		同上	HMX、RDX、叠氮化物	信号特征最低，燃气发生器
		同上	类似于上面的 CMDB，但是含有弹性的黏合剂	良好的力学性能
EMCDB ^a	塑化的 NC + 弹性聚合物	同上	类似于上面的 CMDB，但是含有弹性的黏合剂	良好的力学性能
聚丁二烯	HTPB	DOA、IDP、DOP、DOA 等	Al、AP、KP、HMX、RDX	助推器、主发动机或者航天器，应用很广泛
	HTPB	同上	AN、HMX、RDX、少量 AP	少烟，燃气发生器
	CTPB、PBAN、PBAA	全都类似上面的 HTPB，但是因为加工工艺中较高的黏性使固体含量少一些，所以性能低一些。在老的设计中仍然应用。		
	TPE ^a	类似于 HTPB，但是没有化学固化过程。TPE 通过选择黏合剂中某些部分的晶体进行固化（交联）。目前还是实验推进剂。		
聚醚和聚酯	PEG、PPG、PCP、PGA 和混合物	DOA、IDP、TMETN、DEGDN 等	Al、AP、KP、HMX	助推器、主发动机或者航天器
活性黏合剂（除了 NC）	GAP、PGN、BAMO、NMMO、BAMO/AMMO	TMETN、BTTN 等。GAP - 叠氮化物、GAP - 硝酸盐、NG	类似于上面的聚醚/聚酯推进剂，但是性能要稍微高一些。是实验的推进剂。	

^a CMDB，复合改性双基；EMCDB，弹性改性浇注双基；TPE，热塑性橡胶；推进剂和组分的简写和缩写的定义见表 12-6，表 12-7。

成分的特性和纯度对推进剂特性的影响极大。一种组分的看来很小的变化就会引起弹道特性、物理特性、迁移、老化或者制造难易程度有相当大的改变。当推进剂性能或者弹道特征有严格的误差限制时，成分的纯度和特性也必须有严格的误差、进行仔细的操作（例如，不能暴露在湿气中）。下面将按照功能简要讨论一些重要的成分。

12.4.1 无机氧化剂

表 12-9 列出了几种氧化剂和含有氧基的混合物的一些热化学特性。它们的值取决于各种成分的化学性质。

表 12-9 晶体氧化剂的比较

氧化剂	化学式	分子量 /[kg/(kg·mol)]	密度 /(kg/m ³)	含氧量 /(wt%)	说 明
高氯酸铵	NH ₄ ClO ₄	117.49	1949	54.5	n 值低, 廉价, 容易获得
高氯酸钾	KClO ₄	138.55	2519	46.2	燃速低, 性能适中
高氯酸钠	NaClO ₄	122.44	2018	52.3	吸湿, 性能高
硝酸铵	NH ₄ NO ₃	80.0	1730	60.0	无烟, 性能中等
硝酸钾	KNO ₃	101.10	2109	47.5	廉价, 性能低

高氯酸铵 (NH₄ClO₄) 是固体推进剂中使用最广泛的晶体氧化剂。因为它有优良的特性, 包括与其他推进剂材料相容, 有良好的性能、质量和均匀性, 且可大量获得, 所以它在固体氧化剂中占据绝对优势。其他固体氧化剂, 尤其是硝酸铵和高氯酸钾, 曾经并且现在也偶尔用在产品发动机中, 但在很大程度上已经被含有高氯酸铵的更为新型的推进剂所取代。许多氧化剂混合物都是在 20 世纪 70 年代研制的, 但是都没有达到生产的水平。

高氯酸盐的潜在氧化能量一般比较高, 这使得该材料适合于高比冲的推进剂。高氯酸铵和高氯酸钾都只是少量地溶于水, 这对推进剂来说是有利的。所有的高氯酸盐氧化剂与燃烧剂反应时都会产生氯化氢 (HCl) 和其他有毒、有腐蚀性的氯化物。发动机点火时要特别小心, 操作人员和居民不能在排气云的范围内, 对于非常大的火箭发动机更是如此。高氯酸铵 (AP) 以白色小晶体的形式供货。颗粒的尺寸和形状影响推进剂的加工工艺和燃速。所以, 在一批或者同一批量的生产中, 晶体的尺寸和尺寸分布要精确控制。AP 晶体是球形的, 这样就比尖锐的、断裂的晶体更容易混合。出厂时其尺寸范围从直径约 600 μ m ($1\mu\text{m}=10^{-6}\text{m}$) 到大约 80 μ m。直径 40 μ m 以下的尺寸是有危险的 (易于点燃、有时会爆轰), 不能运输, 所以推进剂生产商采用比较大的晶体, 只是在加入推进剂之前将它们研磨 (在发动机工厂) 成较小的尺寸 (小至 2 μ m)。

与高氯酸盐相比, **无机硝酸盐**是性能相对较低的氧化剂。但是, 因为价格低廉、无烟, 以及排气相对无毒, 所以**硝酸铵**在某些应用也有使用。主要用于燃速低、性能低的发动机和燃气发生器中。在几种相变温度下, 硝酸铵 (AN) 的晶体结构会改变。这会导致其体积的微小变化。例如发生在 32℃ 的一种相变使体积大约变化 3.4%。这种经过转变温度的反复温度变化会使推进剂中产生微小的孔隙, 引起推进剂增长以及物性或弹道性质的变化。少量安定剂 (例如氧化镍或者硝酸钾) 的加入看来可将转变温度提高到 60℃ 以上, 这个温度已经足够高了, 一般的环境温度变化不会引起再结晶 (参考文献 12-10 和 12-11)。加入这种添加剂的 AN 就是众所周知的**相稳定硝酸铵** (PSAN)。另外, AN 是有吸湿性的, 吸湿会使含有 AN 的推进剂降解。

12.4.2 燃烧剂

本节讨论固体燃烧剂。**球形铝粉**是最常用的燃烧剂。铝粉由小的球形颗粒 (直径 5~60 μ m) 组成, 用在很多种复合推进剂和复合改性双基推进剂的配方中, 通常占推进剂重量的 14%~20%。小的铝颗粒能够在空气中燃烧, 如果吸入铝粉会发生轻微的中

毒。在发动机燃烧过程中，该燃烧剂被氧化成氧化铝。这些氧化颗粒趋向于凝聚，形成较大的颗粒团。铝粉会增加燃烧热，提高推进剂密度、燃烧温度和比冲。在燃烧过程中，氧化铝是液滴的形态，而在喷管中随着燃气温度的降低它会固化。当氧化铝是液态时，会形成熔渣，聚集在发动机的凹陷处（例如，在设计不当的嵌入喷管周围），因此会对飞行器质量比产生不利的影响。另外，如参考文献 12-12 和 14-13 所述，氧化铝还会沉积在燃烧室内壁面上。

硼是一种高能燃烧剂，比铝轻一些，熔点也比较高（2304℃）。即使在有相当长度的燃烧室里它也难以高效地燃烧。然而，如果硼颗粒足够小，则可以有相当程度的氧化。在火箭-吸气组合发动机中，推进剂中使用硼就很有利，因为那里有充分的燃烧容积，空气中有充分的氧化剂。

铍比硼容易燃烧得多，并且能提高固体推进剂发动机的比冲，通常约增加 15 s，但是铍及其氧化物有剧毒（当动物和人吸入粉末时）。现在，采用铍粉的复合推进剂技术已经通过实验验证，但是其强烈的毒性使之难以应用。

从理论上讲，因为释放的热值高，产生的气体体积大，所以氢化铝（ AlH_3 ）和氢化铍（ BeH_2 ）都是很有吸引力的燃烧剂。对于 AlH_3 ，比冲可增加 10 ~ 15 s，对于 BeH_2 ，比冲可增加 25 ~ 30 s。但是它们都难以制造，并且在贮存过程中会因为氢含量的减少而发生化学变质。所以至今这些化合物也没有被当做实际的燃烧剂使用。

12.4.3 黏合剂

黏合剂为固体推进剂中固体颗粒的粘结提供结构基体。其原料是液体预聚物或者单体。聚合物、聚酯和聚丁二烯都曾经使用过（见表 12-6 和表 12-7）。黏合剂与固体组分混合后，进行浇注和固化，形成构成装药的坚硬的橡胶类材料。聚氯乙烯（PVC）和聚氨酯甲酸乙酯（PU）（表 12-1）在 40 年前就开始使用了，且在某些发动机中至今仍然使用，这些发动机多数是过去设计的。对固体火箭发动机来说，黏合剂材料也是燃烧剂，它在燃烧过程中氧化。粘成分通常是一种或几种类型的聚合物，对发动机的可靠性、机械性能、推进剂加工的复杂程度、贮存、老化和费用都有重要影响。在推进剂固化过程中，一些聚合物发生复杂的化学反应、交联和分支链接。近年来，比较好的黏合剂是 HTPB，因为它能够容许较高的固体含量（88% ~ 90% 的 AP 和 Al），并且在温度范围内有相对良好的物性。表 12-1、表 12-6 和表 12-7 列出了几种常用的黏合剂。弹性的黏合剂中加入塑化的双基类型硝化纤维以增强物性。当黏合剂单体和交联剂发生反应时，开始聚合，形成长链的、复杂的三维聚合物。其他类型的黏合剂，如 PVC，在固化或塑化过程中没有分子反应发生（见参考文献 12-2、12-3 和 12-13）。通常称为塑料溶胶类型的黏合剂，它们在不挥发的液体中形成非常黏稠的聚酯粉末分布。通过相互作用，它们缓慢聚合。

12.4.4 燃速调节剂

燃速催化剂或燃速调节剂用来加速或者减弱燃烧表面的燃烧，提高或减小推进剂燃速。它调节燃速，以与特定的装药设计和推力-时间曲线相适应。表 12-6 列出了一些燃速调节剂。其中一些会提高燃速，像氧化铁或硬脂酸铅，而其他的会减小复合推进剂的

燃速，像氟化锂。无机催化剂不会产生燃烧能量，但是在被加热到燃烧温度时会消耗能量。这些调节剂因为改变了燃烧机理而产生效力，这将在第十三章描述。参考文献12-2的第二章给出了几种调节剂如何改变复合推进剂燃速的例子。

12.4.5 增塑剂

增塑剂通常是黏性相对低的液体有机成分，它也是一种燃烧剂。它的加入是为了在低温下提高推进剂的延伸率和加工性能，例如已经混合但是未固化的推进剂在浇注和罐装期间需要低的黏度。增塑剂列在表 12-6、表 12-7 中，表 12-8 也列出了一些。

12.4.6 固化剂或交联剂

固化剂或交联剂使聚合物形成较长的链，具有较大的分子量，并且在链之间形成连结。尽管这种材料的含量很低（0.2%~3%），但是其含量的微小变化会对推进剂的物性、制造和老化产生重要影响。另外，它只在复合推进剂中采用，使黏合剂固化硬化。表 12-7 列出了一些固化剂。

12.4.7 活性黏合剂和增塑剂

活性黏合剂和增塑剂的使用取代了传统的有机材料。它们和有机成分一样，含有氧化成分（如叠氮化物或有机硝酸盐）。因为它们在推进剂中增加了一些附加能量，故使性能有适度的提高。对其他成分，它们要么起黏合剂的作用，要么起活性增塑剂液体的作用。它们能够进行放热自身反应，无需单独的氧化剂而燃烧。缩水甘油基叠氮化物聚合物（GAP）是活性、热稳定的可聚合羟基预聚物的一个例子，它已在实验推进剂中采用。其他活性黏合剂或者增塑剂材料列在表 12-6、表 12-7 和表 12-8 中。

12.4.8 有机氧化剂或炸药

有机氧化剂是爆炸性有机化合物，带有 NO_2 根或其他组合到分子结构中的氧化成分。参考文献 12-2 和 12-13 描述了它们的性质、制造和应用。它们在高能推进剂或少烟推进剂中使用。可以是固体晶体（如硝胺 HMX 或 RDX）、含纤维的固体（如 NC）或者活性增塑剂液体（如 DEGN 或 NG）。当施加足够的能量时，这些材料自身会反应或燃烧，但是它们都是炸药，在特定的条件下会爆炸。HMX 和 RDX 都是化学当量平衡的材料，所以无论是燃烧剂还是氧化剂的加入都会使 T_1 和 I_s 减小。因此，当在粘弹性基体中加入黏合剂燃料来固定其中的 HMX 或 RDX 晶体时，必须加入氧化剂（如 AP 或 AN）。

RDX 和 HMX 在结构和性质上很相似。它们都是白色固体晶体，可以被制成各种尺寸。为安全考虑，它们被放在有减感作用的液体中运输（在加工推进剂前，这种减感液体要去除）。HMX 的密度和爆轰速度要高一些，产生的单位体积能量更大，且熔点也高一些。NG、NC、HMX 和 RDX 在军事和商业炸药中也得到了广泛应用。DB、CMDB 或复合推进剂中可加入 HMX 或 RDX，以获得较高的性能或得到其他特性。加入的含量可以占到推进剂的 60%。加工含有这些成分或者相似成分的推进剂是危险的，额外的安全预防措施会使加工费用升高。

液体硝化甘油 (NG) 对冲击、碰撞或摩擦非常敏感。当加入其他材料 (类似三醋精或邻苯二甲酸二丁酯的液体) 或者与硝化纤维复合, 使之降低敏感性, 那么对于推进剂来说它就是一种相当好的增塑剂。它在很多有机溶剂中都易于溶解, 而反过来对于 NC 和其他固体组分它又是溶剂 (参考文献 12-13)。

硝化纤维 (NC) 是 DB 和 CMDB 推进剂中的一种重要成分。它是将木材或棉花中的天然纤维用硝酸硝化而成, 是几种有机硝酸盐的混合物。虽然呈结晶状态, 但是它仍然保持着初始纤维素的纤维结构 (见参考文献 12-13)。在确定硝化纤维的主要性质时, 含氮量是很重要的, 其范围是 8% ~ 14%, 但是推进剂采用的等级一般在 12.2% ~ 13.1%。既然用天然产物制造 NC 不可能有精确的含氮量, 那么就需要通过仔细地混合来达到要求的品质。因为固体纤维状的 NC 材料难以制成装药, 所以当它用在 DB 和 CMDB 推进剂中时, 常与 NG、DEGN 或其他增塑剂混合使之溶解或胶化。

12.4.9 添加剂

少量的添加剂可以用于多种目的, 包括加速或者延长固化时间、改进流变特性 (便于黏性推进剂原料混合物的浇注)、改进物性、增加透明推进剂的不透明度来防止非燃面处的辐射加热、限制推进剂的化学成分向黏合剂迁移或者相反方向的迁移、减小贮存期间的缓慢氧化或化学变质和改进老化特征或防潮性。键合剂用于增强固体成分 (AP 或 Al) 和黏合剂之间的附着力。安定剂用来限制推进剂中可能发生的缓慢化学反应或物理反应。有时在交联剂或固化剂中加入催化剂来减慢固化速度。润滑剂有助于挤压加工。减感剂可以减弱推进剂对意外能量刺激的感应能力。

12.4.10 颗粒尺寸参数

推进剂中, AP、Al 或 HMX 固体颗粒的尺寸、形状和尺寸分布对复合推进剂的性质有重要影响。颗粒被加工成球形, 因为球形可以使混合更加容易, 并且在推进剂中比锐边形状的天然晶体有更高的固体装填量。通常, 研磨的 AP 氧化剂晶体按照颗粒尺寸范围分成下面几级:

粗颗粒	400 ~ 600 μm ($1\mu\text{m} = 10^{-6}\text{m}$)
中等颗粒	50 ~ 200 μm
细颗粒	5 ~ 15 μm
超细颗粒	微米以下 ~ 5 μm

粗颗粒和中等颗粒的 AP 晶体是 1.3 级的爆炸材料, 而细颗粒和超细颗粒是 1.1 级的高爆炸物, 通常在现场由中等颗粒或粗颗粒加工而成 (见 12.3 节爆炸危险性等级的定义)。如果只要求单位推进剂体积中的氧化剂含量最大, 那么多数推进剂使用各种尺寸的氧化剂颗粒混合物, 因为小的颗粒可以充填较大颗粒之间的空隙。

图 12-8 示出了氧化剂颗粒的粗/细比例变化和燃速添加剂对推进剂燃速的影响。图 12-9 表明, 铝粉颗粒尺寸对推进剂燃速的影响要比氧化剂颗粒尺寸的影响小得多。图 12-8 还表明了颗粒尺寸的影响。氧化剂颗粒 (通常是高氯酸铵 AP) 和固体燃烧剂颗粒 (通常是铝粉) 的尺寸范围及颗粒形状对固体装填密度和未固化复合推进剂的流变性质 (与黏性液体的流动和倾倒有关) 有很大影响。根据定义, 装填分数是把固体装紧成最

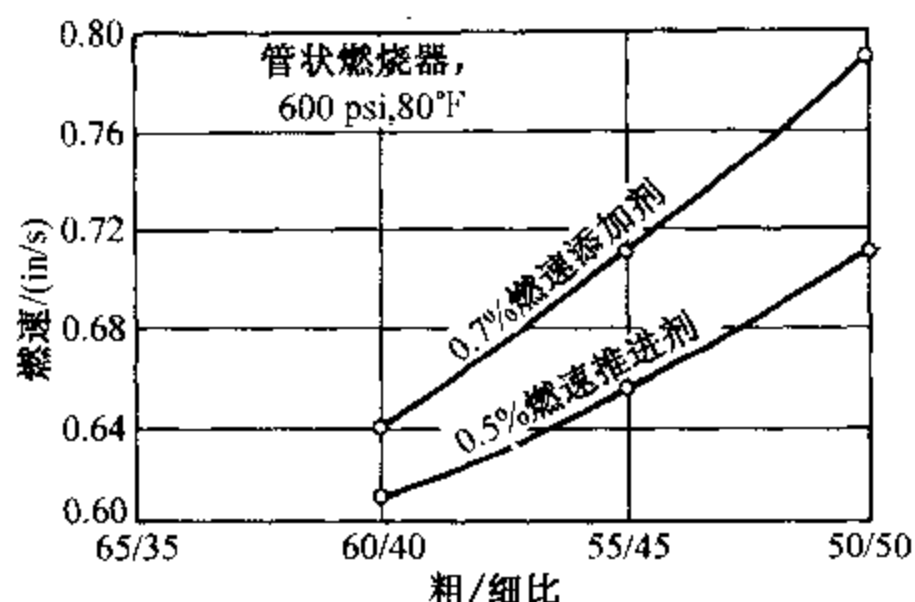


图 12-8 氧化剂（高氯酸铵）颗粒尺寸的混合比和燃速添加剂对复合推进剂燃速的典型影响（摘自 NASA 报告 SP-72262, Motor Propellant Development, 1967 年 7 月 1 日）

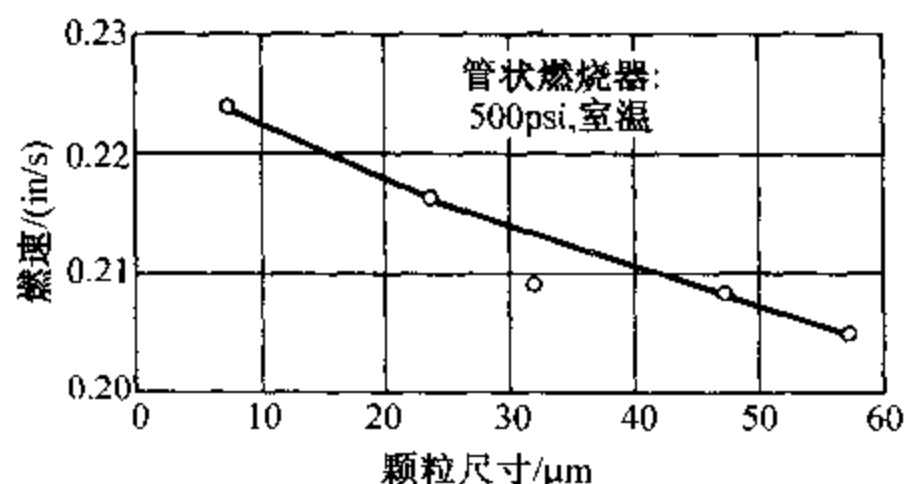


图 12-9 铝颗粒尺寸对复合推进剂燃速的典型影响（摘自 NASA 报告 8075, Solid Propellant Processing Factors in Rocket Motor Design, 1971 年 10 月）

小体积（理论状况）时固体的体积分数。装填密度高使得推进剂加工工艺中的混合、浇注和处理更为困难。图 12-10 示出了采用各种尺寸的高氯酸铵颗粒混合时，AP 颗粒尺寸的分布。通过控制尺寸范围和尺寸混合比，该曲线形状可以有很大的改变。另外，固体颗粒的尺寸范围和形状还会影响固体装填比，**固体装填比**是在未固化的推进剂中，固体对所有成分的质量比。现在采用计算机优化方法来调整颗粒尺寸分布，以改进固体装填比。在某些复合推进剂中，固体装填比可以高达 90%。高的装填比可以提高性能，但是会使加工工艺变得复杂和昂贵。对于许多高比冲的复合推进剂来说，如何在弹道（性能）要求、加工性、机械强度、废品率和设备费用方面进行折衷仍然是个问题。参考文献 12-12 和 12-13 给出了颗粒尺寸对发动机性能影响的资料。

单峰推进剂只有一种尺寸的固体氧化剂颗粒，**双峰**推进剂有两种尺寸（比如说 20 和 200μm），而**三峰**推进剂有三种尺寸，这可以使更多的固体加入到推进剂中。习题 12-1 的草图解释了小的颗粒是如何填充大颗粒之间的空隙的。

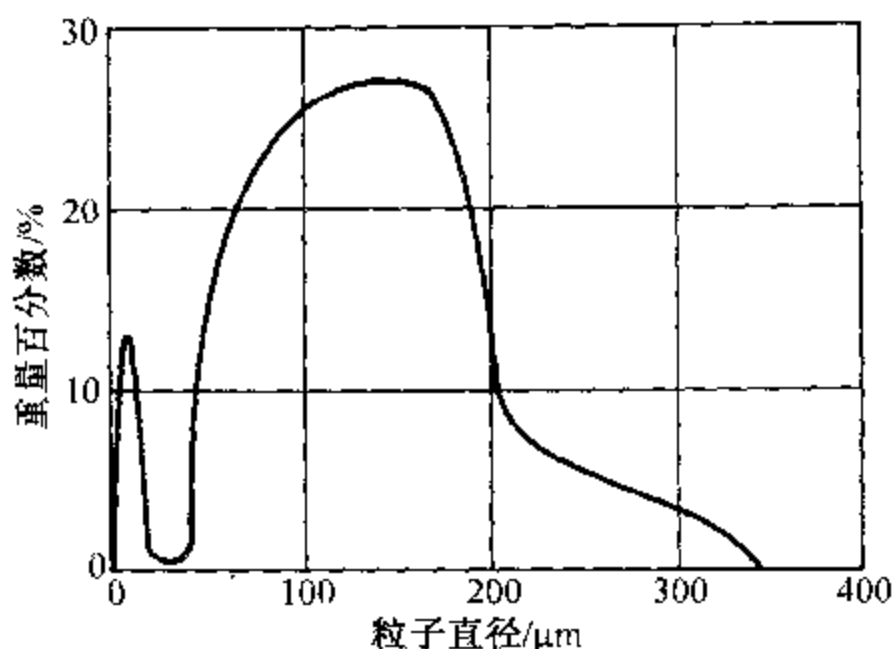


图 12-10 氧化剂 (AP) 颗粒的尺寸分布是两种或多种不同颗粒尺寸的混合; 该种复合推进剂在 $10\mu\text{m}$ 处有一个狭窄的分布区域, 在 $50\sim 200\mu\text{m}$ 有很宽的分布区域

12.5 其他推进剂类别

12.5.1 燃气发生器推进剂

燃气发生器推进剂产生燃气而不是推力。它们通常燃烧温度低 ($800\sim 1600\text{ K}$), 并且在金属壳体中使用时大都不需要绝热层。燃气发生器的典型应用列在表 11-1 中。虽然很多推进剂都可以用在燃气发生器中来产生燃气, 但是这里只讲少数几种。

与其他各种成分或黏合剂一起, 稳定的 **AN 基推进剂**已经使用了很多年。它们产生洁净的、基本少烟的排气, 并且燃烧温度低。因为燃速低, 它们在长时间工作 (比如说 $30\sim 300\text{ s}$) 的燃气发生器中很有用。参考文献 12-11 给出了其典型组成, 表 12-10 描述了一种典型的燃气发生器推进剂。

降低火焰温度的一种方法是在原来的 AP 推进剂燃烧中加水来冷却燃气, 将之冷却到未加冷却措施的金属可以承受的温度。该方法在 MX 导弹发射管气体发生器中得到了使用 (参考文献 12-14)。另一种推进剂配方是 HMX 或 RDX 加过量的聚醚或聚酯类型的聚氨酯。

用于汽车碰撞安全气囊充气的排气必须无毒、无烟、温度低 (不会灼伤人)、快速反应, 并且能可靠地获得。一种方案是使用碱性的叠氮化物 (如 NaN_3 或 KN_3) 和氧化剂。最终的硝酸盐或氧化物是固体材料, 通过过滤器去除, 于是燃气就是洁净的, 并且主要是温度适中的氮气。还有一种方案是空气通过热的高压气体送入气囊 (参考文献 12-15)。一种特定的组成是 $65\%\sim 75\%$ 的 NaN_3 、 $10\%\sim 28\%$ 的 Fe_2O_3 、 $5\%\sim 16\%$ 的 NaNO_3 (作为氧化剂)、燃速调节剂和少量的用于吸湿的 SiO_2 。产物中的固体氮化物残渣由过滤器过滤。

表 12-10 使用硝酸铵氧化剂的典型气体发生器推进剂

内弹道特性	
计算的火焰温度/K	1370
6.89 MPa 和 20℃ 下的燃速/(mm/s)	2.1
压力指数 n (无量纲)	0.37
温度敏感系数 σ_p /(%/K)	0.22
理论特征排气速度, c^* /(m/s)	1205
比热比	1.28
排气分子量	19
组分(质量分数)	
硝酸铵/%	78
加入固化成分的聚合黏合剂/%	17
添加剂(工艺助剂、稳定剂、抗氧化剂)/%	5
氧化剂颗粒尺寸/ μm	150
排气组分/(摩尔%)	
水	26
一氧化碳	19
二氧化碳	7
氮气	21
氢气	27
甲烷	微量
25℃ 或 298K 时的物性	
抗拉强度/MPa	1.24
延伸率/%	5.4
拉伸弹性模量/(N/m ²)	34.5
比重	1.48

燃气发生器发出的功率 P 可表示为

$$P = \dot{m}(h_1 - h_2) = [\dot{m}T_1 Rk/(k-1)][1 - (p_2/p_1)^{(k-1)/k}] \quad (12-1)$$

式中 $\dot{m}$ 是质量流率, h_1 和 h_2 分别是燃气发生器室压和排气压力下单位质量的焓, T_1 是燃气发生器燃烧室火焰温度, R 是气体常数, p_2/p_1 是压力比的倒数, k 是比热比。因为火焰温度相对较低, 所以没有明显的分解, 采用冻结流计算就足够了。

12.5.2 无烟或低烟推进剂

特定类型的 DB 推进剂, 如经过 HMX 和 AN 组分改性的 DB, 是基本无烟的。在排气中没有或只有很少量的颗粒物。这些无烟推进剂并不是含有特殊成分的特殊类型, 而是属于前面提到的某些类别的推进剂形式。含有 Al、Zr、Fe₂O₃ (燃速调节剂) 或者其他金属成分的推进剂会产生可见的排气云, 其中含有金属或金属氧化物颗粒。

对于特殊的军事应用, 需要使用无烟推进剂, 其理由在第十八章 (排气羽流) 指出。制造真正的、具有无烟排气的推进剂是很难的。因此, 我们要区别低烟 (亦称微烟, 几乎无烟) 和少烟推进剂 (有微弱的可见羽流)。可见的烟尾迹来自于羽流中的固

体颗粒，如氧化铝。如果这些颗粒足够多，排气羽流就会散射或者吸收光线，形成可见的一次烟雾。颗粒可以充当湿气凝结的焦点，这在饱和空气或者湿度高、温度低的条件下都会发生。另外，汽化的羽流分子，如水或盐酸，会在冷空气中凝结并形成液滴，由此形成云迹。这些过程形成水汽尾迹或二次烟雾。

几种类型的 DB 推进剂，如 HMX 改性 DB、硝基（HMX 或 RDX）复合推进剂、AN 复合推进剂或其混合物在排气中没有或只有很少的固体颗粒。因为不含铝或 AP，它们的比冲通常比含 AP 的推进剂低，而且只有很小的一次烟雾，但是在天气条件不好时会有二次烟雾。有几种这样的推进剂已经在战术导弹上使用了。

少烟推进剂通常是含有低浓度铝粉（1%~6%）的复合推进剂。在排气羽流中其氧化铝的含量低，只形成微弱可见的一次烟雾，但是在不良天气下会凝结出很强的二次烟雾。如图 12-1 所示，其性能比低烟推进剂好得多。

12.5.3 点火器推进剂

推进剂的点火过程将在 13.2 节讨论，几种类型的点火器将在 14.3 节讨论。这里简要描述用于点火器的推进剂，这是推进剂技术中的一个专门领域。对点火器推进剂有以下要求：

高热量的快速释放和单位点火器推进剂质量能生成大量气体，使热气迅速地充满装药空腔并在燃烧室局部增压。

在较宽的压力范围内（从低于大气压到燃烧室压力）能够稳定地启动和运行，并且在低压下稳定燃烧，没有点火压力峰。

点火器推进剂快速点燃，点火延迟小。

燃速对环境温度的变化不敏感，燃速压力指数低。

能在要求的温度范围下运行。

制造容易、安全，运输和处理安全。

老化特性良好、寿命长。

吸湿性低或随时间降解的速度慢。

成分和生产的成本低。

一些点火器不仅产生高温燃气，而且产生高温固体颗粒或液滴，这些颗粒会辐射热量，撞击并附着在推进剂表面，帮助暴露的装药表面开始燃烧。

现有多钟不同的点火器推进剂，并且已作了大量实验研究。黑火药在早期的发动机中使用，因其特性难以重现，已不再使用。挤压双基推进剂采用的比较多，通常是大量细小的柱状颗粒。在有些情况下，用作主装药的火箭推进剂也用来做点火器装药。有时则稍微做些改变。它们以小火箭发动机的形式用在待点火的大型发动机中。通常的点火药配方是采用 20%~35% 的硼和 65%~80% 的硝酸钾以及 1%~5% 的黏合剂。黏合剂主要有环氧树脂、石墨、硝化纤维、植物油、聚异丁烯和表 12-7 中所列的其他黏合剂。还有的配方使用镁和碳氟化合物（特氟纶、聚四氟乙烯），它会产生高温颗粒和热气（参考文献 12-16 和 12-17）。其他的点火器推进剂列在参考文献 12-18 中。

12.6 衬层、绝热层和包覆层

位于装药交界面的这三层已在 11.3 节定义。它们的材料不包含任何氧化成分，在炽热燃气中会烧蚀、烧焦、蒸发或碎裂。即使燃气中含有很少量的氧化成分，它们也会燃烧，但是通常不会自燃。衬层、内绝热层或包覆层必须与推进剂化学相容或者相互之间化学相容，以避免材料成分的迁移（下面描述）和变化，另外还要有良好的粘合强度，才能与推进剂或者相互之间保持粘合。它们遭受破坏或表面烧蚀退移的温度应该高，且都必须是低比重的，从而可减小死重。典型的材料是氯丁（二烯）橡胶（比重 1.23）、丁基橡胶（0.93）、称为三元乙丙（EPDM，0.86）的合成橡胶或者在推进剂中使用的黏合剂（如聚丁二烯，0.9~1.0）。与推进剂的比重（1.6~1.8）相比，它们的比重是比较低的。对于低烟推进剂，这三种橡胶类材料应该只产生气体，不产生或只产生很少的固体颗粒（见参考文献 12-19）。

除了上一段列出的所希望有的特征，衬层还应该是柔软的、可拉伸的橡胶类薄层材料（典型的厚度是 0.02~0.04 in，延伸率 200%~450%），这样就允许装药和壳体之间沿粘合的衬层有相对位移。因为装药的热膨胀系数要比壳体大近一个数量级，两者会有不同程度的膨胀。衬层还要对纤维缠绕壳体（非常薄的壳体，通常是多孔透气的）形成密封，这样才不会使高压燃气泄漏。一种典型的战术导弹用的衬层是由聚丙二醇（大约 57%）、氧化钛填料（大约 20%）、二异氰酸盐交联剂（大约 20%）和少量其他成分（如抗氧化剂）组成。在使用前，该发动机壳体必须预热到约 82℃。三元乙丙橡胶（EPDM）交联成三元乙丙三聚物，形成衬层常用的合成橡胶，其粘合和伸长性都很好。

在现在的某些发动机中，内绝热层不仅对壳体（对炽热燃气）起了热防护作用，而且还具有衬层（粘合推进剂和绝热层，或者绝热层和壳体）的功能。大多数发动机仍然有分离的衬层和绝热层。内绝热层应该满足下列要求：

(1) 必须抗侵蚀，尤其是发动机后部或长尾管的绝热层。这可通过使用坚韧的弹性材料部分地达到，如氯丁（二烯）橡胶或丁基橡胶在化学上对炽热燃气和颗粒撞击有抵抗力。表面完整性也可通过在称为多孔碳化层的受热表面上形成一层多孔碳黑层（当其他孔隙间的材料分解或蒸发后它仍然存在）来解决。

(2) 必须有良好的热阻、导热系数低，来限制对壳体的传热，从而使壳体温度低于最大容许温度（对于复合材料中的塑料壳体通常在 160~350℃ 之间，对于多数钢壳体大约在 550~950℃ 之间）。这可以通过在绝热层中添加氧化硅、凯芙拉纤维或陶瓷颗粒做到。石棉是一种很好的添加材料，但因危害健康而不再使用。

(3) 能允许大变形或应变，以适应装药在增压和温度循环中的变形，并且在装药和壳体之间传递载荷。

(4) 表面的退移要小，这样可以保持最初的表面几何形状，并且可以用薄的绝热层。

发动机任意位置的绝热层厚度 d 取决于暴露时间 t_e 、侵蚀率 r_e （由相似的气体速度和温度下的侵蚀实验得到）和安全系数 f （1.2~2.0），其关系可简单表示为

$$d = t_e r_e f \quad (12-2)$$

一些设计师认为绝热层厚度应该是碳化厚度的两倍。

绝热层的厚度通常不是均匀的，其变化可高达 20 倍。某些区域的绝热层要厚一些，如发动机后部，在那里暴露时间比较长，且横向剥离速度比推进剂覆盖的绝热层区域大。在选材之前，有必要估算流场和热环境（燃烧温度、气体组分、压力、暴露时间、内弹道），并据此作热分析（侵蚀和绝热层厚度预测）。发动机不同部位的载荷和载荷下的变形也需要进行分析，以估算剪应力和压应力。如果有高应力或者减压装置，还需进行结构分析。这些分析可采用各种计算机程序，如参考文献 12-20 和 12-21 中所提到的程序。

包覆层的材料通常与绝热层相同，它们用于（粘结、浇注、粘贴或喷涂）不希望燃烧的装药表面。在分段的发动机中（如图 14-2），只有内孔表面可以燃烧，那么柱状装药的横截面就要包起来。

迁移是流动（液体）的化学成分从固体推进剂向衬层、绝热层或包覆层移动或者反向移动的过程。液体增塑剂（如 NG、DEGN、未反应的单体或液体催化剂）都会产生迁移。这种迁移非常缓慢，会使物性产生巨大变化（例如，靠近衬层的推进剂变脆）。有证据表明，硝化甘油向绝热层的迁移会使之易燃。可以通过下面的方法来避免或抑制迁移：①推进剂不含增塑剂；②绝热层或黏合剂使用的增塑剂和推进剂中使用的相同；③增加一个无法渗透的材料薄层或迁移屏障（如 PU 或薄金属膜）；④不允许迁移的绝热层材料（例如 PU）（见参考文献 12-22）。

用于“德尔它”运载火箭助推的石墨-环氧树脂发动机采用了三层衬层：EPDM（三元乙丙橡胶）是第一层，用于提高粘合强度；聚氨酯作为防止增塑剂向 EPDM 衬层迁移的屏障；塑化的富含 HTPB 的衬层用于防止靠近壳体粘结界面的燃烧。另外，复合 AP-Al 推进剂也采用相同的 HTPB 黏合剂。

衬层、绝热层或包覆层以下面的方式装配在装药上：涂抹、包覆、浸蘸、喷涂或者在壳体或装药上粘合衬层条带。通常采用自动化机械，以获得均匀的厚度和高质量。参考文献 12-21 描述了特定绝热层的制造。

外绝热层通常用在发动机壳体外面，尤其是对于战术导弹或高加速度的运载火箭助推器。该绝热层降低了飞行器外表面边界层（气动加热）对壳体和推进剂的热流，从而避免纤维增强塑性壳体强度变弱、推进剂变软或者在极端情况下被点燃。外绝热层必须能抵抗气动加热的空气引起的氧化、有良好的附着力、在飞行和发射载荷下保持结构完整性以及有合适的固化温度。在外绝热层上使用内绝热层材料是不合适的，因为它们会在空气中燃烧并产生热量。最好是采用不热解、导热系数低的耐火材料（参考文献 12-23），如高温涂料。内外绝热层还有助于降低装药的温度波动，以及温度周期性变化（如日夜温度变化和机载导弹的高低空温度变化）引起的热应力。

12.7 推进剂的加工和制造

固体推进剂的制造涉及复杂的物理过程和化学过程。在过去，推进剂采用了多种不同的工艺工程生产，包括粉末装料的压紧或压缩、用高压压力机产生高压将推进剂通过模具挤压，以及与溶剂混合（溶剂随后蒸发掉）。即使是同一种类型的推进剂（例如双

基、复合、复合双基推进剂), 其加工工艺也因不同的生产商、不同的发动机类型、规模或推进剂配方而不同, 因此不存在一种单一的通用工艺流程或制造技术。目前生产的大多数火箭发动机都采用复合类型的推进剂, 下面重点讨论其加工工艺。

图 12-11 给出了一种完整的火箭发动机和批量生产的复合推进剂的典型制造流程。

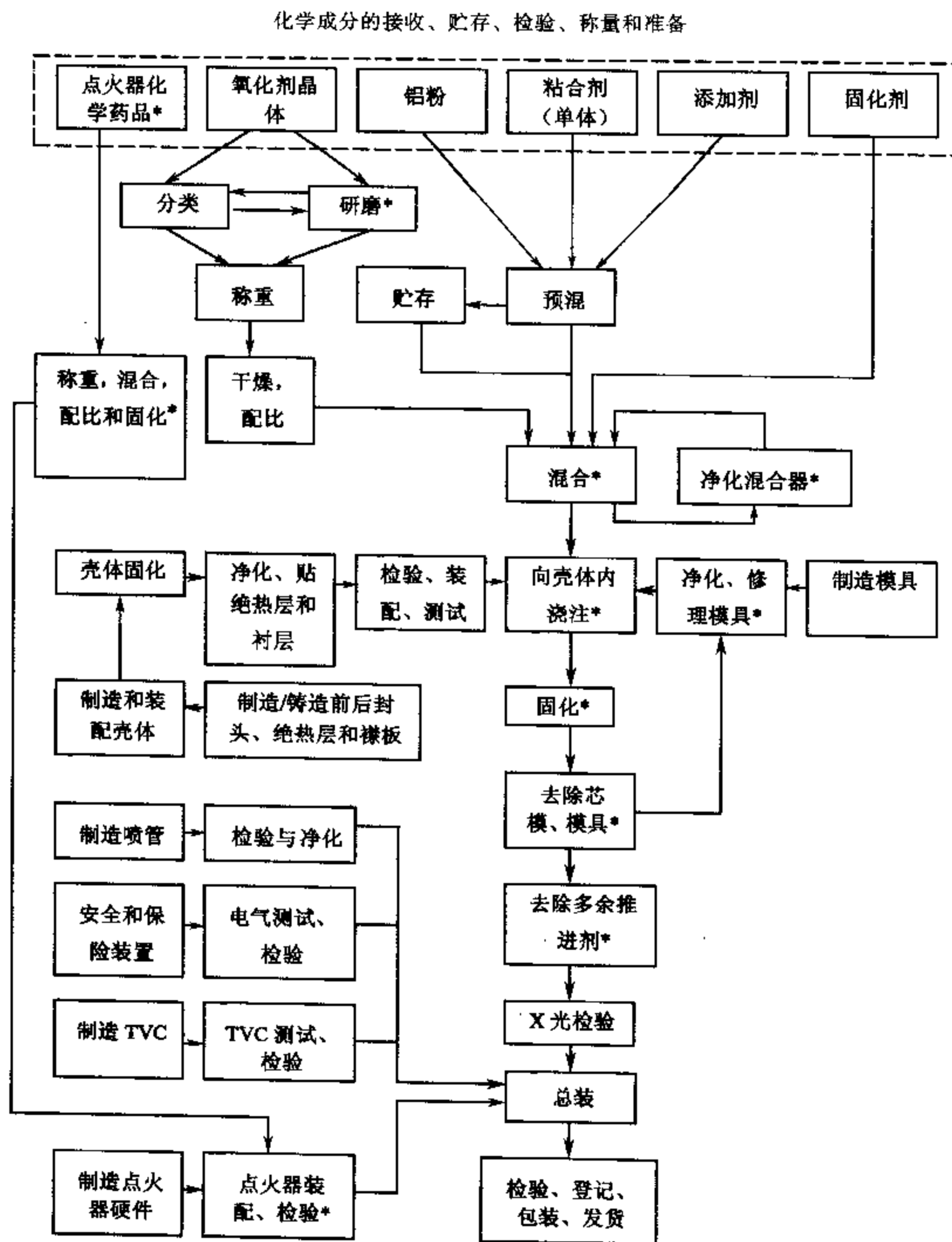


图 12-11 一种火箭发动机及其复合固体推进剂的简化的制造过程流程图

带星号(*)标记的工艺是有潜在危险性的,通常需远距离操作和控制,操作车间要防火、防爆。混合和浇注工艺是最复杂的,与其他工艺相比,它在检查推进剂的质量、性能、燃速和物性上更为严格。

未固化推进剂的流变性质(指以剪切率、应力和时间表示的流动性质)对推进剂的加工性是非常重要的,而这些性质沿生产线长度的变化很明显。推进剂的成批处理,包括把推进剂浇注(倾倒)到发动机中去(发动机本身就是模子),是最普通的方法。对于特别大的发动机,在一个壳体中浇注大约40批的推进剂形成一个药柱需要好几天。在混合和浇注操作中,推进剂上方通常抽真空,以除去空气和其他废气,同时避免装药中出现气泡。还要测量混合的推进剂的黏度($10000 \sim 20000 \text{ Pa} \cdot \text{s}$)来控制质量。真空度、温度、振动、搅拌器的能量输出和时间是影响未固化推进剂黏度的几个因素。从**搅拌器停留时间**(未固化的推进剂在混合后和固化硬化前、在相当程度上保持为流体的一段时间)来看,时间是很重要的。若停留时间短(几个小时),则要求倒空搅拌器、质量控制所需的测量、运输和浇注进发动机的操作要快。某些黏合剂系统,如采用PVC的黏合剂,可以有很长的停留时间,这就避免了加工线上的紧张性。参考文献12-3、12-18和12-24详细叙述了推进剂加工技术和加工设备。

双基推进剂及改性双基推进剂的加工工艺不同,其关键是液体硝化甘油向纤维状固体基体或硝化纤维扩散,通过溶解形成相当均匀的、分散的硬质固体材料。现在的双基推进剂制造有多种工艺,包括挤压和药浆浇注。在药浆浇注过程中,壳体(或模具)被固体浇注药末(许多硝化纤维固体小颗粒和少量硝化甘油)填充,然后用硝化甘油将壳体充满,硝化甘油会溶解硝化纤维颗粒。图12-12简要给出了药浆浇注过程的典型设备。参考文献12-3和12-13详细叙述了双基推进剂的制造。

在浇注和固化过程中使用**型芯**来保证良好的内部空腔或内孔。型芯用金属做成内腔(例如星型或狗骨型)的形状,通常有轻微的锥度,然后用一层不粘合的材料(例如聚四氟乙烯)包覆起来,使型芯在推进剂固化后容易抽出而不会撕坏装药。对于复杂的内部通道(例如锥柱型),就需要制作复杂的组合型芯,它可以分块地从喷管法兰的出口取出或者可以折叠起来。有些制造厂已成功地用轻质泡沫推进剂制造了永久性型芯(放置在发动机中无需取出),它在点火时能迅速燃烧掉。

加工工艺的一个重要目标就是生产没有裂纹、低密度区域、空隙或其他缺陷的推进剂装药。通常,空隙和其他缺陷会降低推进剂装药的弹道和机械性能。甚至推进剂中的弥散气体也会引起异常高的燃速,从而使发动机产生灾难性的破坏。

最后完工的装药(或发动机)一般要用X光、超声波、导热系数或其他非破坏性检测技术来检查缺陷(裂纹、空隙和脱粘)。每一批推进剂都要取样品来测试流变特性,浇注成做物性实验的试样,或者浇注在小发动机内,固化后再做试验。要测量发动机性能(包括可能的失败)对推进剂空隙和其他缺陷的敏感性,通常需要对含有已知缺陷的发动机进行点火试验。试验数据对于建立检查标准(接收或退回发动机产品)是非常重要的。

推进剂制造需要特殊的加工设备。对于复合推进剂,设备包括机械搅拌器(通常在垂直的轴上有二到三个旋转桨叶,在真空的搅拌容器中搅动推进剂成分)、浇注设备、固化炉或者自动在壳体上装配衬层或绝热层的机器。双基推进剂的加工需要机械处理推

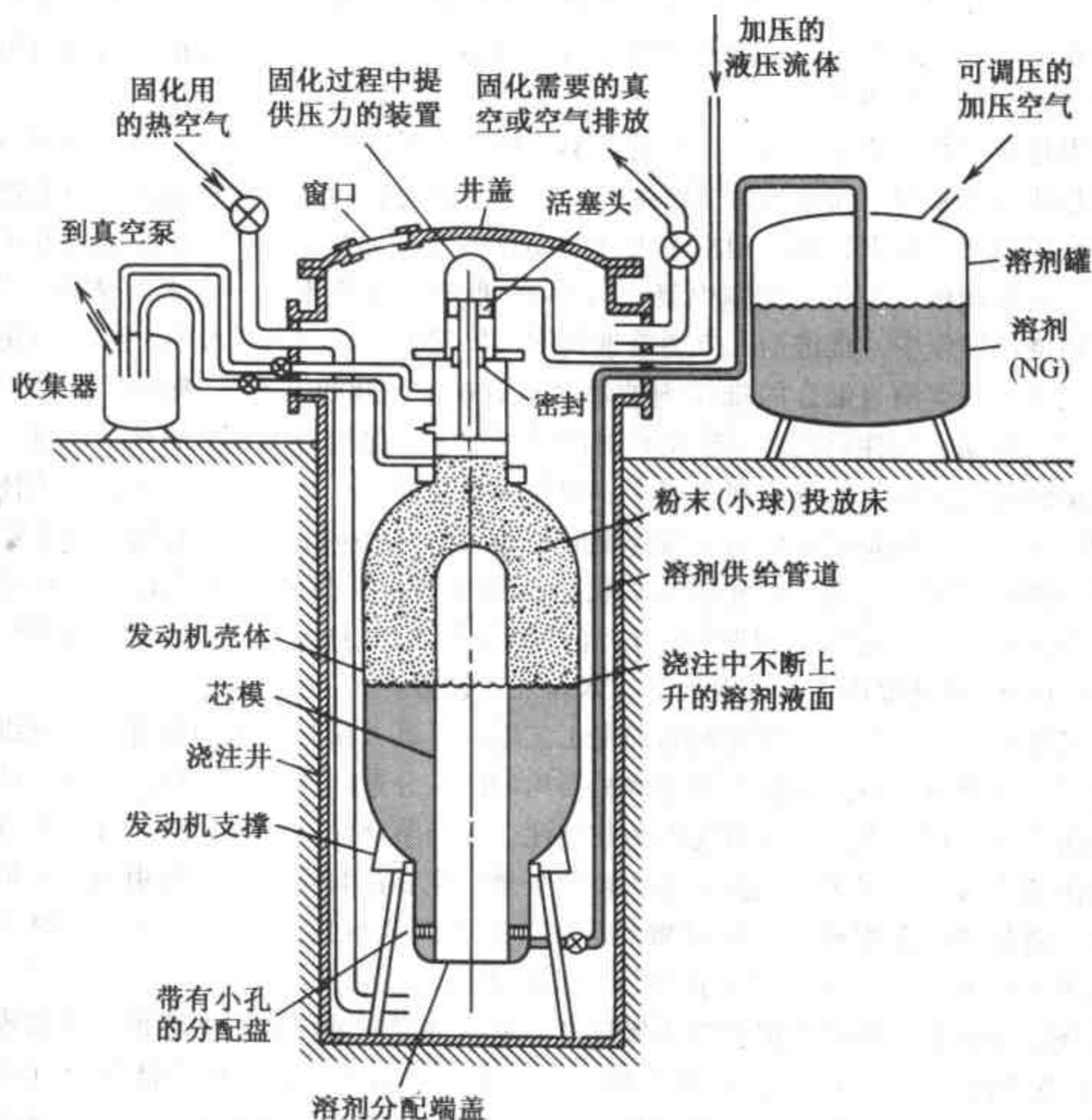
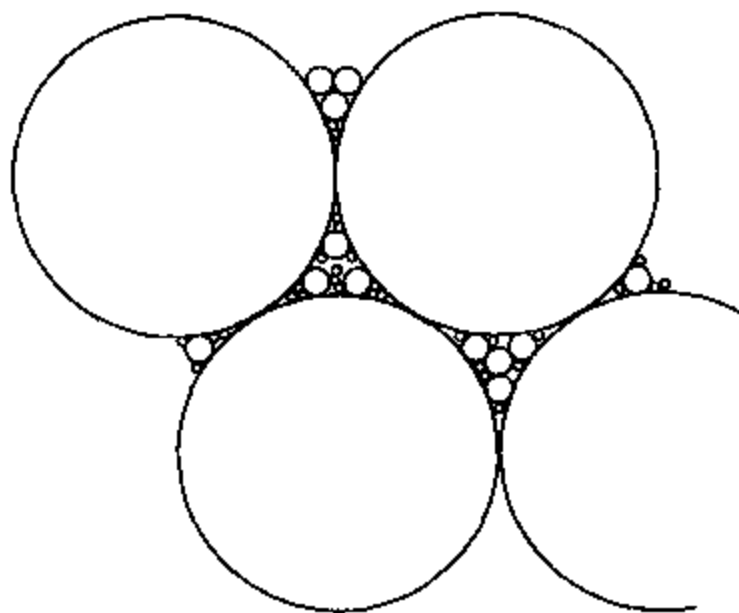


图 12-12 双基推进剂药浆浇注和初步固化系统简图

进剂的设备（滚压机、压力机）或进行药浆浇注加工的特殊工具。计算机辅助的纤维缠绕机用于编织纤维增强塑性壳体和喷管用的纤维。

习题

1. 理想地说，推进剂中的氧化剂颗粒可认为是均一尺寸的圆球体。有三种颗粒尺寸：粗的为 $500\mu\text{m}$ ，中等的为 $50\mu\text{m}$ ，细的为 $5\mu\text{m}$ ，三种尺寸的颗粒比重都是 1.95，而黏弹性的燃烧黏合剂比重为 1.01。假设这些材料可以混合并加以振动使固体颗粒相互接触，在黏合剂中没有空隙，并且颗粒占据尽可能小的空间，类似于下面所示的横截面草图。希望在推进剂混合时加入 94% 重量的氧化剂，这样可以得到最佳的性能。(a) 若只采用粗颗粒的氧化剂晶体，或者只采用中等尺寸颗粒的晶体，试确定氧化剂的最大重量百分数。(b) 若同时使用粗颗粒和细颗粒，使细颗粒充满粗颗粒之间的空隙，试确定氧化剂的最大重量百分数。为达到最大的氧化剂量，粗细颗粒的相对比例最佳值是多少？(c) 其他条件同 (b)，只是采用粗颗粒和中等颗粒，这要好一些还是差一些？为什么？(d) 如果同时使用三种尺寸的颗粒，最理想的质量混合比是多少？最大可能的氧化剂含量是多少？推进剂的最大理论比重是多少？（提示：四个相邻的粗颗粒的中心形成一个四面体，其边长等于直径。）



2. 对表 12-2 中列出的每种推进剂类型, 提出一种或两种具体应用 (洲际导弹、防空导弹和运载火箭上面级等), 并解释和其他推进剂比较为什么选择它。

3. 试准备一份操作推进剂搅拌器要遵循的程序的详细大纲。该 1 m^3 的垂直固体推进剂搅拌器有两个旋转桨叶, 一个搅拌容器, 有一个真空泵系统使搅拌操作在真空下进行, 带有阀门的填料槽或填料管道来提供成分, 还有变速电动机、为实验室样品提取推进剂的装置, 以及环绕搅拌容器用来加热或冷却的双层外壳。已知复合推进剂的性质受混合时间、精确成分的偏离、混合温度、桨叶附加的机械能、桨叶的速度和成分加入次序的影响。还知道如果有泄漏无法保持真空, 混合空腔、搅拌桨叶、填料槽等不干净使其壁面上有旧的推进剂残渣, 若没有在 80°C 混合, 或者如果混合物的黏性超标, 都会生产出不良的推进剂。成分的装填顺序应该是: ①预聚物黏合剂; ②增塑剂; ③少量的液体添加剂; ④固体 (含有铝粉, 然后加入双峰值 AP 晶体); ⑤最后是聚合剂或交联剂。参考图 12-11。对液体混合物取样来检查黏性和密度。请列出在混合前后的所有步骤。如果希望控制指定的参数 (重量、操作时间等), 必须指明。但是像成分质量、时间、能量、温度等可以不指明。指出操作者需要使用的设备 (例如温度计、电表等)。另外, 假设所有的成分都有满足要求的组分、纯度和质量。

4. 确定一个 24 in 长的带有衬层 (热膨胀系数为 $7.5 \times 10^{-5}/^\circ\text{F}$) 的自由装药在 $-40 \sim 140^\circ\text{F}$ 温度范围内的纵向长度增长。

答案: 0.32 in。

5. 已知内孔燃烧的固体装药, 两端包覆, 其数据如下:

长度	40 in
内孔面积	27 in^2
推进剂重量	240 lb
燃烧室前端的初始压力	1608 psi
燃烧室后端的初始压力	1412 psi
推进剂密度	0.060 lb/in^3
飞行器加速度	$21.2 g_0$

试确定由于压差和飞行器加速度引起的推进剂支撑上的初始受力。

答案: 19600 lbf, 5090 lbf。

6. 一端面燃烧的固体推进剂发动机的推力是 4700 N, 工作时间 14 s。有四种燃速的推进剂可选择, 它们的性能和比重基本一致, 但是 AP 的混合和尺寸不一致使燃速不同, 燃速分别为 5.0、7.0、10 和 13 mm/s。推荐的 L/D 是 2.60, 但是 2.2~3.5 都是可接受的。在 $L/D=2.5$ 时, 初始推重比为 96。假设喷管膨胀良好。燃烧室压力为 6.894 MPa, 工作温度为 20°C 。试确定装药的几何形状、推进

剂质量、部件质量和初始质量。

7. 对于习题 6 中的发动机, 试确定大致的燃烧室压力、推力以及在 245 K 和 328 K 下的工作时间。假设温度敏感性 (在 A_b/A_t 为常量时) 为 0.01%/K 并且不随温度变化。

8. 一液体推进剂涡轮泵需要富燃固体推进剂燃气发生器来驱动。试确定其质量流量。已知下列数据:

燃烧室压力	$p_1 = 5 \text{ MPa}$
燃烧温度	$T_1 = 1500 \text{ K}$
比热比	$k = 1.25$
泵需要的输入功率	970 kW
涡轮出口压力	0 psi
涡轮效率	65 %
燃气分子量	22 kg/ (kg·mol)
燃气发生器和涡轮 喷嘴入口间的压降	0.10 MPa
风阻和轴摩擦为 10 kW。忽略启动过程。	

答案: $\dot{m} = 0.257 \text{ kg/s}$

9. 以上燃气发生器的推进剂有如下性质:

标准状态下的燃速	4.0 mm/s
燃烧时间	110 s
燃烧室压力	5.1 MPa
压力指数 n	0.55
推进剂比重	1.47

试确定端面燃烧的圆柱形装药的尺寸。

答案: 一根端面燃烧装药的直径 27.2 cm, 长度 31.9 cm, 或者两根燃面相对的端面燃烧的装药, 每根直径 19.6 cm, 长度 31.9 cm (两根装药装在一个燃烧室中, 在壳体中间同时点燃)。

参考文献

- 12-1. A Davenas, "Solid rocket Motor Design," Chapter 4 of G. E. Jensen and D. W. Netzer (Eds.), *Tactical Missile Propulsion*, Vol. 170, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1996.
- 12-2. N. Kubota, "Survey of Rocket Propellants and their Combustion Characteristics," Chapter 1 in K. K. Kuo and M. Summerfield (Eds.), *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1984.
- 12-3. C. Boyars and K. Klager, *Propellants: Manufacture, Hazards and Testing*, Advances in Chemistry Series 88, American Chemical Society, Washington, DC, 1969.
- 12-4. Chemical Propulsion Information Agency, *Hazards of Chemical Rockets and Propellants*. Vol. II, *Solid Rocket Propellant Processing, Handling, Storage and Transportation*, NTIS AD-870258, May 1972.
- 12-5. H. S. Sibdeh and R. A. Heller, "Rocket Motor Service Life Calculations Based on First Passage Method," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 26, No. 4, July-August 1989, pp. 279-284.

- 12-6. D. I. Thrasher, "State of the Art of Solid Propellant Rocket Motor Grain Design in the United States," Chapter 9 in *Design Methods in Solid Rocket Motors*, Lecture Series LS 150, AGARD/NATO, April 1988.
- 12-7. "Explosive Hazard Classification Procedures," DOD, U.S. Army Technical Bulletin TB 700-2, updated 1989 (will become a UN specification).
- 12-8. "Hazards Assessment Tests for Non-Nuclear Ordnance," *Military Standard MIL-STD-2105B* (Government-issued Specification), 1994.
- 12-9. "Department of Defense—Ammunition and Explosive Safety Standard." U.S. Department of Defense, U.S. Army TB 700-2, U.S. Navy NAVSEAINST 8020.8, U.S. Air Force TO 11A-1-47, Defense Logistics Agency DLAR 8220.1, 1994 rev.
- 12-10. G. M. Clark and C. A. Zimmerman, "Phase Stabilized Ammonium Nitrate Selection and Development," *JANNAF Publication 435*, October 1985, pp. 65-75.
- 12-11. J. Li and Y. Xu, "Some Recent Investigations in Solid Propellant Technology for Gas Generators," *AIAA Paper 90-2335*, July 1990.
- 12-12. S. Boraas, "Modeling Slag Deposition in the Space Shuttle Solid Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 1, January-February 1984, pp. 47-54.
- 12-13. V. Lindner, "Explosives and Propellants," Kirk-Othmer, *Encyclopedia of Chemical Technology*, Vol. 9, pp. 561-671, 1980.
- 12-14. J. A. McKinnis and A. R. O'Connell, "MX Launch Gas Generator Development," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 20, No. 3, May-June 1983.
- 12-15. T. H. Vos and G. W. Goetz, "Inflatable Restraint Systems, Helping to Save Lives on the Road," *Quest*, published by TRW, Inc., Redondo Beach, CA, Vol. 12, No. 2, Winter 1989-1990, pp. 2-27.
- 12-16. A. Peretz, "Investigation of Pyrotechnic MTV Compositions for Rocket Motor Igniters," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 2, March-April 1984, pp. 222-224.
- 12-17. G. Frut, "Mistral Missile Propulsion System," *AIAA Paper 89-2428*, July 1989 (B-KNO₃ ignition).
- 12-18. A. Davenas, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, 1993 (originally published in French, 1988).
- 12-19. J. L. Laird and R. J. Baker, "A Novel Smokeless Non-flaking Solid Propellant Inhibitor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 4, July-August 1986, pp. 378-379.
- 12-20. M. Q. Brewster, "Radiation-Stagnation Flow Model of Aluminized Solid Rocket Motor Insulation Heat Transfer," *Journal of Thermophysics*, Vol. 3, No. 2, April 1989, pp. 132-139.
- 12-21. A. Truchot, "Design of Solid Rocket Motor Internal Insulation," Chapter 10 in *Design Methods in Solid Rocket Motors*, Lecture Series LS 150, AGARD/NATO, April 1988.
- 12-22. M. Probst and R. H. Schmucker, "Ballistic Anomalies in Solid Propellant Motors Due to Migration Effects," *Acta Astronautica*, Vol. 13, No. 10, 1986, pp. 599-605.
- 12-23. L. Chow and P. S. Shadlesky, "External Insulation for Tactical Missile Motor Propulsion Systems," *AIAA Paper 89-2425*, July 1989.
- 12-24. W. W. Sobol, "Low Cost Manufacture of Tactical Rocket Motors," *Proceedings of 1984 JANNAF Propulsion Meeting*, Vol. II, Chemical Propulsion Information Agency, Johns Hopkins University, Columbia, MD, 1984, pp. 219-226.

第十三章 固体推进剂燃烧

本章是有关固体推进剂火箭发动机的四章中的第三章。本章讨论固体推进剂的燃烧、燃烧的理化过程、点火或启动过程、熄火和燃烧不稳定问题。

与其他动力装置相比,火箭推进系统因为燃烧温度很高,所以燃烧效率非常高。高的燃烧温度可以提高化学反应速度,促使反应达到接近完全燃烧的程度。正如第二章所提到的,燃烧中能量的释放达到了最大可能值的 95%~99.5%。这很难再提高了。过去已对发动机燃烧进行了大量令人感兴趣的研究,现已对推进剂燃烧的现象和特性有了较好的理解。燃烧领域仍然限于专家的范围,火箭发动机设计师对燃烧过程并不是很有兴趣,而更关心燃烧的控制(启动、熄火、热效应)和燃烧不稳定现象的避免。

13.1 物理和化学过程

固体火箭发动机中的燃烧涉及非常复杂的反应,这些反应发生在固相、液相和气相的非均相混合物中。现在不仅对固体推进剂燃烧中的物理和化学过程没有完全理解,而且现有的燃烧解析模型还过于简单、不太可靠。推进剂燃烧的实验观测表明,复杂的三维微观结构、三维火焰结构、液相和气相的中间产物、空间和时间的变化过程、铝的凝聚、非线性反应特性、碳颗粒的形成和其他的复杂现象都需要进一步地反映到数学模型中。

通过了解燃烧中主要成分的性能,可以增进对燃烧过程的理解。比如,高氯酸铵已经得到了相当好的研究。这种氧化剂可以在下限为 2 MPa 的燃烧压力下自己爆燃,在 2~70 MPa 的范围内燃烧至少存在四个明显的“泡沫”区域,在 2~6 MPa 的范围内爆燃的过程中,晶体表面存在液体泡沫,在能量传输机制上有变化(特别是在 14 MPa 左右)。它对燃烧的影响主要依赖于氧化剂的纯度。燃面退移的速度从 3 mm/s (299 K、2 MPa)到 10 mm/s (423 K、1.4 MPa)。

复合推进剂中使用的各种聚合物黏合剂的特性尚未完全清楚,且它们的燃烧特性取决于粘结剂类型、加热速率和燃烧室压力,也是在变化的。

铝粉(2~40 μm)的加入有助于提高比冲和燃烧稳定性。铝颗粒的燃烧图像表明,在燃烧过程中,颗粒通常聚集成相对大的集块(100 个或者更多的颗粒)。这种成分的燃烧特性取决于多种因素,包括颗粒尺寸和形状、表面氧化物、黏合剂和燃烧波环境。参考文献 13-1 描述了固体推进剂的燃烧。

在简单的实验中(如管式燃烧器实验),通过火焰的可视观察和测量可了解燃烧过程。对于双基推进剂,燃烧火焰结构沿着燃烧的方向是均匀、一维的,如图 13-1 所示。当推进剂受到燃烧加热,熔化、分解、并且在固体推进剂燃烧表面气化,最终的燃气就

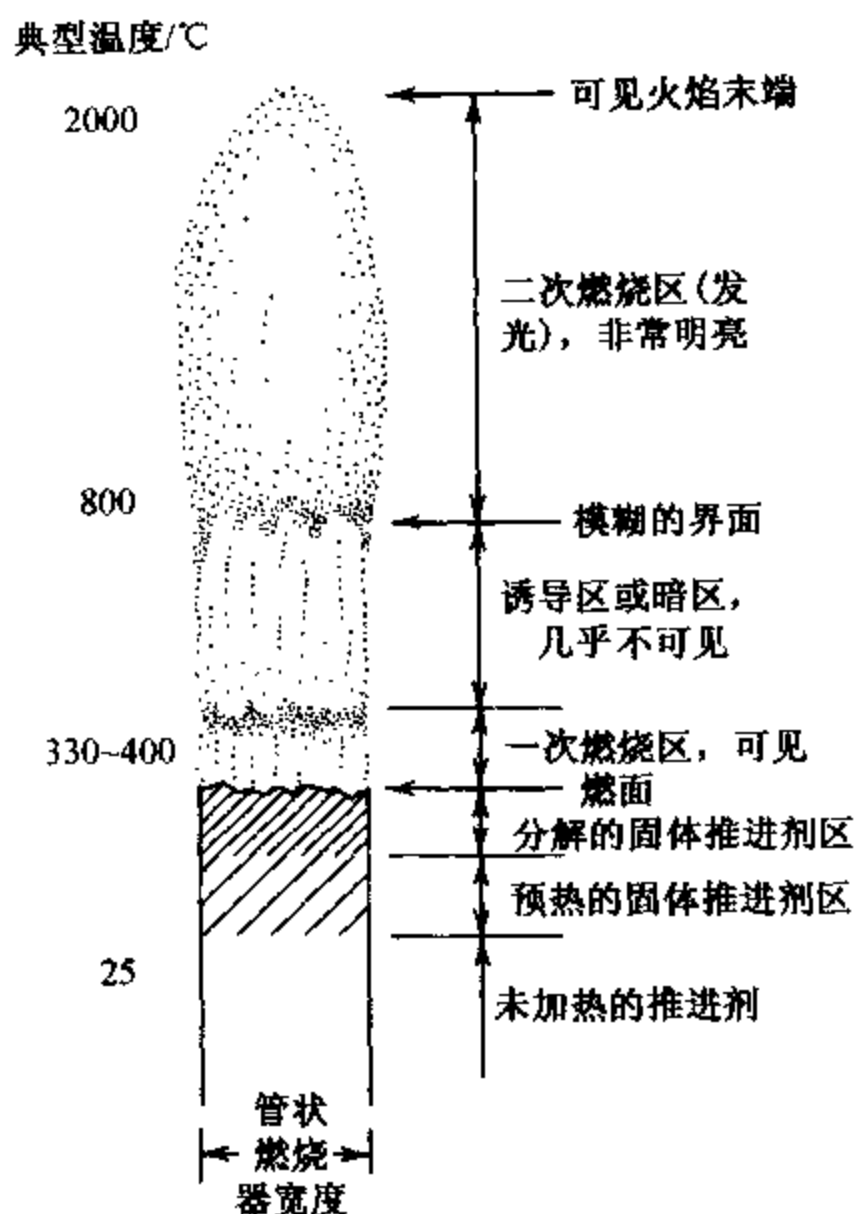


图 13-1 双基推进剂在充满惰性气体的管式燃烧器中的燃烧火焰结构示意图 (经 AIAA 许可摘自文献 13-1 的第一章)

像是预先混合好的一样。可以看到一个明亮的辐射火焰区域, 以及在明亮的火焰与燃面之间的一个暗区, 大部分化学反应都发生在明亮的火焰区。明亮的辐射反应区域看起来好像是脱离了燃烧表面一样。发生在暗区的燃烧不产生强的可见光辐射, 但是发射红外光谱。随着燃烧室压力的提高, 向燃烧表面传热的增强使燃速提高, 暗区的厚度减小。参考文献 13-1 的第一章描述了在管式燃烧器惰性氮气中的燃烧实验, 生动地显示了以下规律: 对应压力是 10、20 和 30 atm, 暗区的厚度分别为 12、3.3 和 1.4 mm, 对应的燃速是 2.2、3.1 和 4.0 mm/s。当燃烧室压力提高时, 靠近燃面的单位体积放热量增加, 可见火焰的总长度变短。在双基推进剂 DB 的燃烧表面, 是明亮的、薄的嘶嘶区或者燃烧区, 这里有燃烧和放热。燃面下面是液化的鼓泡的推进剂, 这是非常薄 (小于 $1\mu\text{m}$) 的区域, 称为泡沫区或者降解区。这里的温度达到了推进剂分子气化的程度, 推进剂分解或降解为较小的分子, 例如从泡沫表面出来的 NO_2 、醛或者 NO 。再下面就是固体推进剂, 但是在靠近表面的一层已经受到了热传导的加热。

燃速催化剂看来只是对主燃烧区, 而不是对凝聚相中的过程起作用。它们催化表面或靠近表面的反应, 增强或者减弱对表面的加热, 并且改变燃烧的推进剂量。

如图 13-2 所示, AP/Al/HTPB* 推进剂的典型火焰看起来有很大差别。发光的火焰好像是附着在燃面上, 即使在低压下也是如此。它没有暗区。AP 分解出来的富氧气体扩散到燃料成分分解出来的富燃气体中, 反之亦然。一些固体颗粒 (铝、AP 晶体、小块的粘结剂或者这些物质的混合物) 从表面挣脱, 并继续在气流中反应和降解。燃气包含炽热的氧化铝液滴, 它们产生强烈的辐射。推进剂的材料和燃烧表面都不是均相的。火焰结构是不稳定 (闪烁的)、三维、非轴对称和复杂的。含 AP 和 Al 的复合改性双基 (CMDB) 推进剂的火焰结构和燃速看起来接近于复合推进剂, 它同样也没有暗区, 火焰结构是不稳定和非轴对称的, 也具有复杂的三维火焰结构, 在 AP 含量高的情况下更是如此。

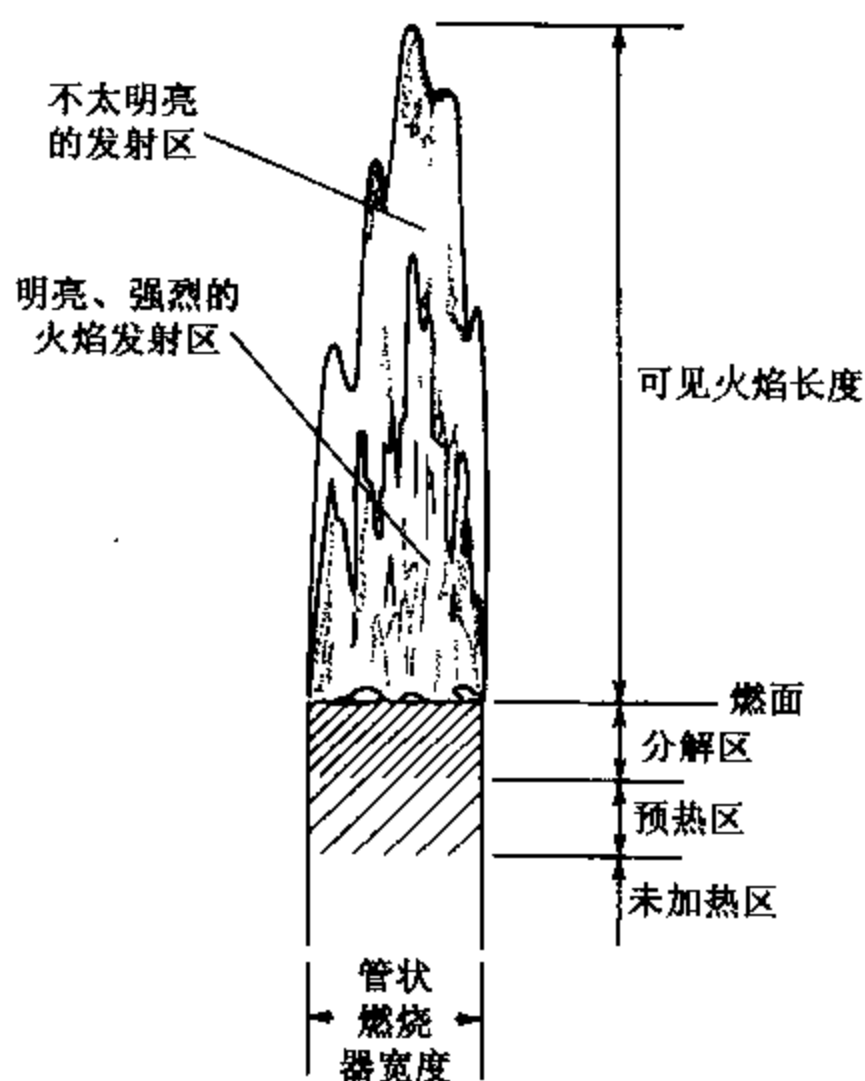


图 13-2 复合推进剂 (69% AP、19% Al 加黏合剂和添加剂) 闪烁的、不规则的燃烧火焰结构示意图, 燃烧在充满中性气体的管式燃烧器中进行 (经 AIAA 许可摘自文献 13-1 的第一章)

根据参考文献 13-1, 加了硝胺的双基推进剂的火焰结构在燃烧表面上有一个薄的暗区和一个微微发光的降解区。随着压力增加, 暗区的厚度减小。RDX 或者 HMX 的分解气体在从纯的成分中分解时基本上是中性的 (非氧化)。在 CMDB/RDX 推进剂中, 在 RDX 颗粒产生单组元推进剂火焰之前, 固态 RDX 晶体的分解产物与 DB 基体的气体在燃烧表面相互扩散。因此, 虽然固体推进剂本身是非均相的, 但还是形成了一个基本上均相的预混气体火焰。火焰结构是一维的。当 RDX 的含量增加时, 推进剂燃速降低,

* 缩略语的解释见表 12-6 和表 12-7。

而 RDX 颗粒尺寸的变化几乎对燃速没有影响。为了表征不同推进剂的燃烧特性, 已经做了大量的工作。参见参考文献 13-1 的第二章 (Kishore 和 Gayathri)、第三章 (Boggs) 和第四章 (Fifer) 和参考文献 13-2~13-8。

所有推进剂的燃速都受压力 (见 11.1 节和公式 11-3)、固体推进剂初温、燃速催化剂、铝颗粒尺寸和尺寸分布的影响, 其次还受其他成分和加工工艺的影响。侵蚀燃烧基本上是一种加速燃烧现象, 它由强化传热和局部高速气流侵蚀引发, 这已在第十一章作了简要讨论。本章后面将叙述燃烧分析。

13.2 点火过程

本节主要叙述固体推进剂装药燃烧的点火机理和过程。正如 12.5 节所提到的, 一些特定的推进剂被成功地用来点火。点火器的部件、类型、设计和在发动机中的装配将在 14.4 节叙述。参考文献 13-1 的第二、五和六章综述了点火器的发展水平、实验数据和分析模型 (已经发现, 模型大多不太可靠)。

固体推进剂的点火包含一系列复杂而迅速的事件: 接收信号 (通常是电信号) 和发热、热从点火器向发动机装药表面传播、火焰在整个燃烧表面传播、燃气在燃烧室自由容积 (空腔) 充填、非异常 (超压) 的燃烧室压力上升、燃烧振荡、破坏性的激波、火焰延迟 (延迟点火)、熄火和间歇燃烧。在固体火箭发动机中, 点火器产生发动机点火所需要的热量和燃气。

除特别大的发动机外, 发动机的点火一般在几分之一秒内完成 (见参考文献 13-9)。如图 13-3 所示, 发动机的压力在很短的时间内升高到平衡状态。通常, 为了分析方便, 把点火过程分为三个阶段:

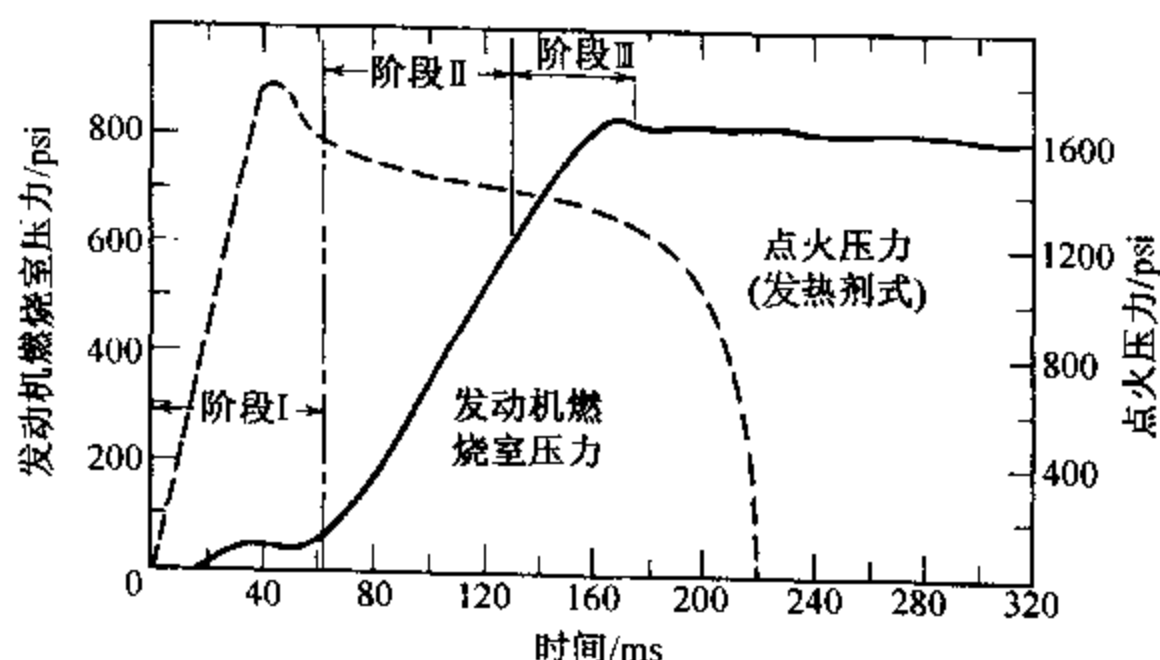


图 13-3 发动机燃烧室压力-时间曲线中典型的点火压力瞬变部分和点火器压力曲线, 显示了点火过程。电信号在零时刻前几毫秒收到

阶段 I, 点火延迟期: 从点火器收到信号到装药表面的某点开始燃烧的时间。

阶段 II, 火焰传播时间: 从装药表面开始点燃到装药燃面完全点燃的时间。

阶段 III, 燃烧室充填时间: 完成燃烧室充填过程和达到平衡燃烧室压力和流动的时间。

间。

一旦有足够的装药表面被点燃并且开始燃烧,点火就成功了,发动机将继续提高自己的压力直到燃烧室工作压力。当推进剂气化产物或者分解产物自身之间相互作用,并且和点火器的气体产物相互作用时,其关键步骤看来是燃面上方的气相反应。如果点火器没有足够的能量,一些装药表面可能就燃烧很短一段时间,但是火焰将消失。

要获得满意的、充满燃气流动的平衡燃烧室压力,有赖于:①点火器和点火器释放气体的温度、组成和流动的特征;②发动机推进剂组分和装药表面的可燃性;③点火器气体和装药表面之间的辐射传热和对流传热特征;④装药火焰的传播速率;⑤炽热燃气在发动机自由容积的充填过程的动力学(见参考文献 13-10)。用于点燃特定发动机装药的热能的大小和类型与点火器的多数设计参数有直接关系,尤其是那些影响热量输出的参数。在给定的压力和温度下,推进剂的可燃性一般以点火时间对推进剂表面获得的热流的曲线来表示,如图 13-4 所示。这些数据都是从实验室试验中获得的。推进剂的可燃性受许多因素的影响,包括:①推进剂配方;②推进剂装药表面的初温;③周围压力;④传热模式;⑤装药表面粗糙度;⑥推进剂寿命;⑦点火器燃气的组分和炽热固体颗粒的含量;⑧点火器推进剂及其初温;⑨点火器放出的热燃气与装药表面的相对速度;⑩空腔容积和结构。图 13-4 和第十四章的数据表明,当提高热流和燃烧室压力时,点火时间缩短。如果要求点火延迟期短,就需要更高能量的点火器。参考文献 13-11 指

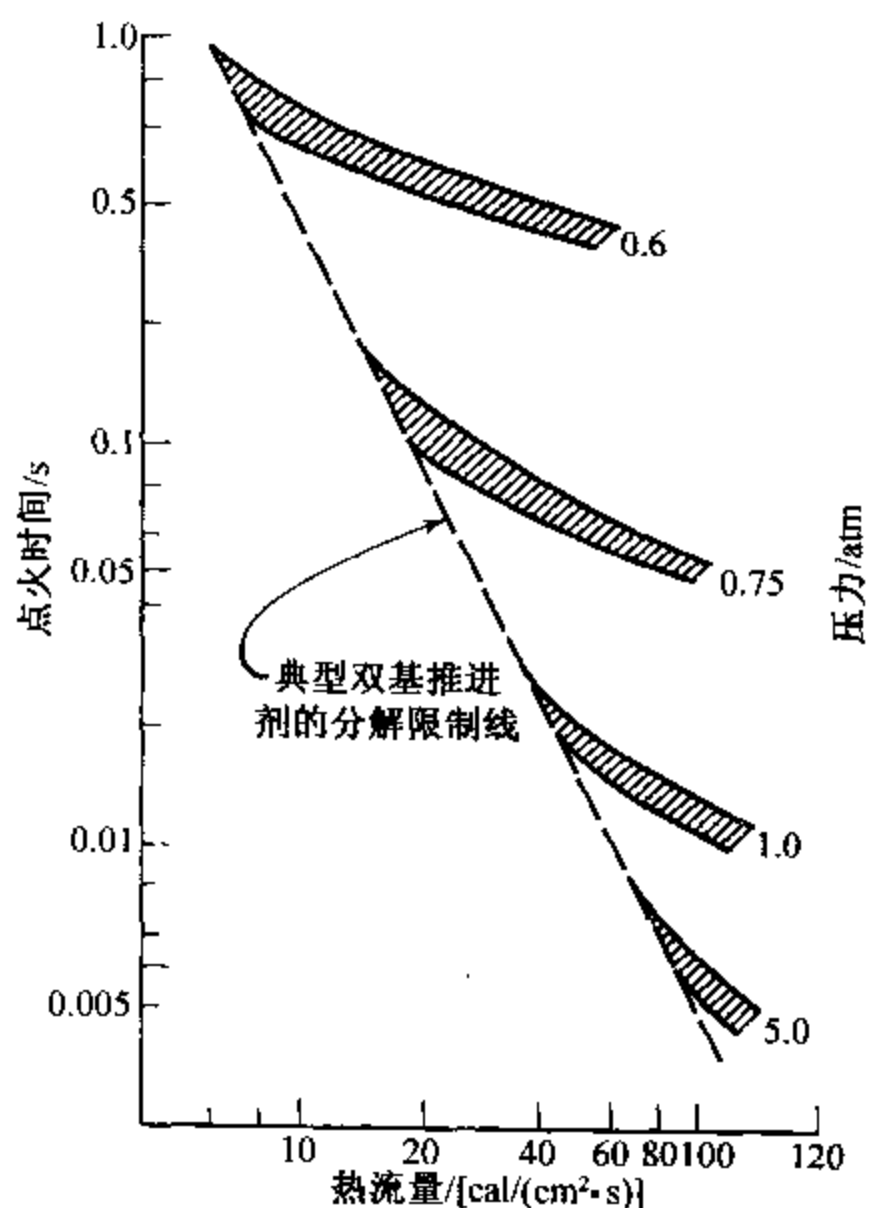


图 13-4 推进剂的可燃性曲线：某特定的发动机中热流对点火时间的影响

出, 在点火瞬间, 辐射的作用是很重要的。14.3 节将讨论点火器的分析和设计。

13.3 熄火或推力终止

在推进剂全部耗尽之前, 有时需要终止固体发动机的燃烧, 如:

- (1) 飞行器已经达到了设计的飞行速度 (对于弹道导弹为达到了预定速度, 对于卫星为达到了精确轨道), 或要求精确控制总冲;
- (2) 作为安全措施, 当飞行试验中飞行器超出了飞行试验装置的安全界限时;
- (3) 对于多级飞行器, 在级间分离动作中避免级间碰撞 (要求推力反向);
- (4) 在研发试验中, 当研究者想检测部分燃烧的发动机时。

熄火的一般方法列在下面, 它们在参考文献 13-1 的第二、五和六章中有描述。

(1) **快速降压**, 常通过突然、大量地增大喷管喉部面积或者快速打开附加的燃气释放通道实现。这种最常用的技术把推力抵消了, 或者通过突然打开发动机壳体前面的释放孔使净推力反向。这种使用位于壳体前封头的通道使推力反向的方法在“民兵”和“海神”导弹上面级中得到了应用。它们通过用可预测、可再现的爆破装置突然打开附加的燃气释放孔 (使压力减小), 并且通过与喷管相反的方向释放燃气来抵消推力。为了平衡侧向力, 推力终止喷射装置和排放管道总是设计成对称的 (两个或者多个)。图 1-5 中, 在壳体前封头上有四个对称布局的出口, 这些出口由环形爆破索穿起来。两个包覆了的环形索示意性地画在了前封头的外壁面。该图中未画出向飞行器外面释放热燃气的管道。燃气的向前流动在很短的时间内发生, 这时实际推力是相反的。迅速的压力下降致使推进剂燃烧表面突然停止燃烧。若设计得当, 爆破索不会引起残余推进剂的爆燃或爆炸。

(2) 在一些发动机研制项目中, 希望了解部分燃烧的装药。通过喷射抑制液体 (如水) 来熄灭火焰使发动机停止工作。文献 13-12 指出, 在水中加入清洁剂使水与燃烧表面可以有更好的接触, 从而减少熄火的用水量。

(3) **降低燃烧压力**到爆燃压力下限以下。与第一项相比, 这种压力下降是非常慢的。许多固体推进剂都有一个低压燃烧限制范围, 一般是 $0.05 \sim 0.15 \text{ MPa}$ 。这意味着有些推进剂在海平面 1 atm (0.1 MPa) 压力下静态试车时排气不会熄火而在高空就会熄火。

因为与气态燃烧区相比, 推进剂表面的主燃烧区有时间延迟, 而气态燃烧区在低压下会迅速地降低反应速度并且远离燃烧表面, 所以突然压力下降是很有效的。由热的固体推进剂蒸发和高温分解产生的气体不能在靠近表面的地方由气体反应完全地消耗掉, 有些甚至完全没有燃烧。结果, 对推进剂表面的传热将迅速地减小几个数量级, 推进剂表面的反应将减弱和停止。实验结果 (文献 13-1 的第十二章) 表明, 比较高的初始燃烧压力需要更快的压力下降速度来达到熄火的目的。

13.4 燃烧不稳定性

燃烧不稳定性有两种类型: 一种是声学振荡或压力振荡, 它在任何火箭发动机中都

会发生；另一种是涡脱落现象，它只发生在特定的装药类型中。

13.4.1 声学不稳定性

当固体火箭发动机处于不稳定燃烧时，内部气体空腔（由通道或者孔、翼、槽、锥体或者径向的沟组成）的压力有至少 5% 的振荡，而燃烧室压力的振荡经常超过 30%。当不稳定发生时，燃烧表面、喷管和绝热壳体的传热有极大的增长，燃速、燃烧室压强和推力通常也提高，但燃烧时间减少。推力-时间曲线形状的改变导致飞行轨迹发生极大变化，有时会引起任务失败。如果不稳定时间延长并且振动能量很高，不稳定就会破坏结构件，例如壳体过热以及导致喷管或壳体的失效。所以必须避免发生不稳定性现象，如果在发动机研制过程中出现不稳定性，必须细致地研究和补救。最终的发动机设计必须排除这种不稳定性现象。

液体推进剂的燃烧过程与此有本质的差别。在液体推进系统中，燃烧室的刚体壁面有固定的几何形状。供应系统和喷注器中的液体虽然不是燃烧室中振荡气体的一部分，但会与燃烧室压力波动之间产生强烈的相互作用。在固体发动机中，振荡空腔的几何尺寸随着燃烧的进行而增大，并且有较大的阻尼系数，例如固体颗粒和吸收能量的黏弹性材料。通常，燃烧不稳定性问题不会经常发生，或者也不会在每个发动机研制过程中都有，且即使发生了不稳定，也很少造成发动机的突然失效或解体。但尽管如此，猛烈的失效还是会发生。

固体火箭发动机燃烧空腔中的有害振荡始终是发动机设计、研制、生产甚至长期贮存（10 年）上的一个问题。虽然与液体火箭燃烧室相比其声学特性要“软些”，但固体发动机的燃烧空腔仍然是一个包含巨大声能源头（燃烧过程本身）的低损耗的声腔。燃烧释放的能量的一小部分就足以把压力振荡激励到无法接受的程度。

燃烧不稳定性会自发发生，常发生在发动机燃烧阶段的某个特定时间，并且对于同一个发动机通常是重复的。纵波和横波（径向和切向振荡）都会发生。图 13-5 示出的压力-时间曲线具有典型的不稳定现象。压力振荡的振幅增大，推力和燃速也增大。振荡频率看来是空腔几何形状、推进剂组分、压力和内部火焰区域的函数。当装药内部空腔增大、当地速度改变时，振荡通常会减弱和消失。燃烧振荡的时间和强度会随发动机工作前装药的初温而改变。

对于简单的内孔装药，谐振和横向模式的振荡（切向和径向）大致和图 9-4 所示的液体火箭推力室的振荡一致。纵向或轴向模式，通常频率较低，是声波在孔的前端和喷管收敛段之间平行于轴线运动形成的。这些基本振荡模式的谐振频率也会被激发。内部空腔会变得非常复杂，可包括点火器壳体、活动或嵌入喷管、翼、锥、槽、星孔或者第十一章描述的其他装药几何形状。复杂空腔的谐振频率不太容易确定。另外，内部谐振腔的几何形状随着推进剂燃面的退移而不断改变。随着空腔容积增大，横向振荡频率降低。

体积模式，也称为亥姆霍兹模式、 L^* 模式或喘振模式，它不是上面所述的波动模式。它的频率相对要低（典型的在 150 Hz 以下，有时低于 1 Hz），并且压力在整个容积内基本上一致。虽然不稳定的速度接近于零，但是压力有升有降。这是与经典的亥姆霍兹谐振模式一样的气体运动（进出喷管），就像横向地吹过瓶口会发出声调一样（见图

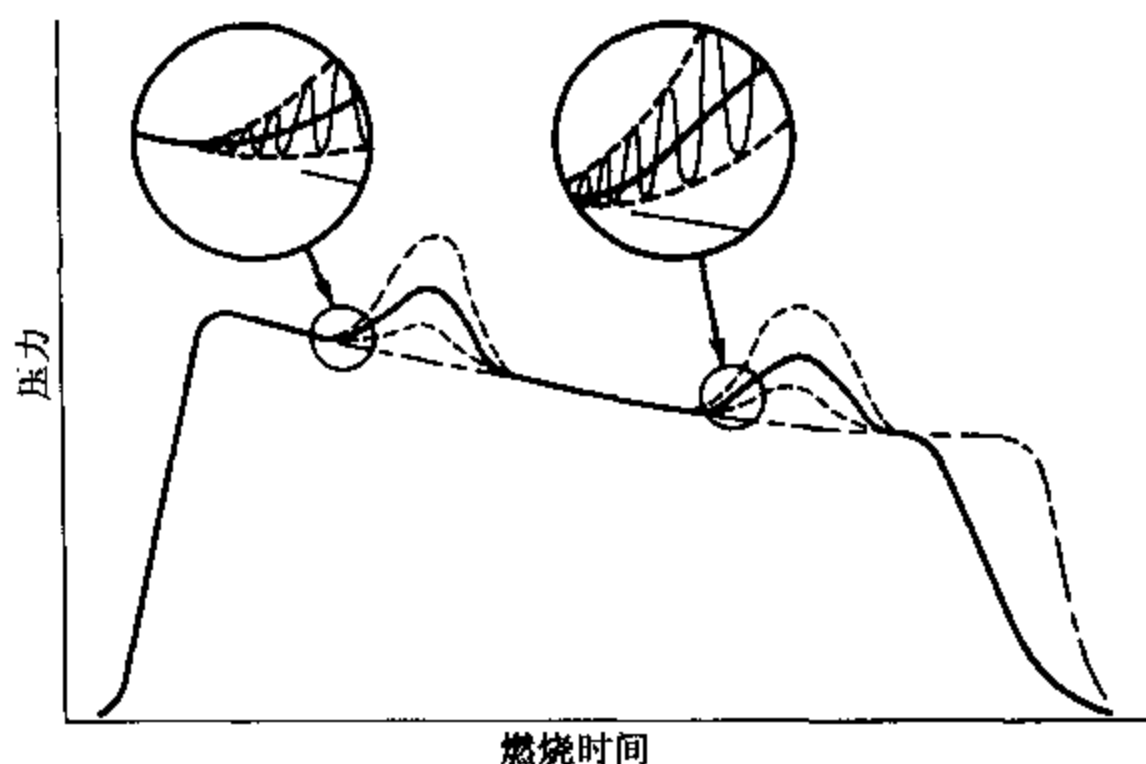


图 13-5 示意图显示，在压力-时间曲线上有两个燃烧不稳定性阶段，曲线的两个部分做了局部放大。虚线是高频压力振荡的上下限。点划线是对推进剂配方略微改变后没有燃烧不稳定性的情况。振荡阶段的平均压力有上升。带有振荡以后，有效燃烧时间缩短，平均推力提高。总冲基本上不变

9-7)。该模式在 L^* 值低的时候 [见公式 (8-9)] 发生，有时发生在点火期间，且当发动机内腔变大或燃烧室压力升高时消失。**喘振**是周期性的低频过程，紧密的、不稳定的短暂燃烧排气之后，紧跟着是看不见火焰的阶段，这时排气的减慢和推进剂的蒸发使炽热燃气在燃烧室中积聚。发动机经历了燃烧喷射和随之引起的压力增加，然后是接近环境压力的阶段。这种暂停状态可以持续若干分之一秒到几秒钟的时间（参见文献 13-13 和 Price 所著的参考文献 13-1 的第十三章）。

图 9-5、图 13-6 和参考文献 13-14 给出了显示不稳定压力波动的一种有效方法。它包含对测量得到的压力振荡频谱的一系列傅里叶分析，每一个分析都取自燃烧期间的不同时刻并且连续的显示在时间坐标的垂直位置上，这就提供了一个振幅对频率、对燃烧时间的图。图 13-6 示出了有一个低频轴向振型和两个切向振型的振荡，切向振荡的频率随着时间推移、空腔增大而减小。图中还示出了不同振荡的持续时间，包括开始和结束。

目前对特定振型的激发尚未完全了解，但是肯定和推进剂表面的高能燃烧有关系。已经知道，压力的突然变化是一种激发，例如一块绝热层的脱落或者未燃烧的推进剂流过喷管且暂时阻塞全部或部分喷管面积（导致瞬时的压力升高）。

燃烧期间，放大和阻尼因子之间的平衡不断变化，引起特定振型的产生和消失。当受到压力波动的刺激，固体推进剂的**响应**就是燃烧表面气体生成量或释放能量的改变。当燃烧表面出现瞬时的高压力峰时，就会引起瞬时的传热增加和燃速增大，从而使燃面释放的质量流量增加。沿着燃面的速度波动也会引起质量流量的变化。导致振荡放大或者声能增益的现象有（见参考文献 13-1 的第十三章）

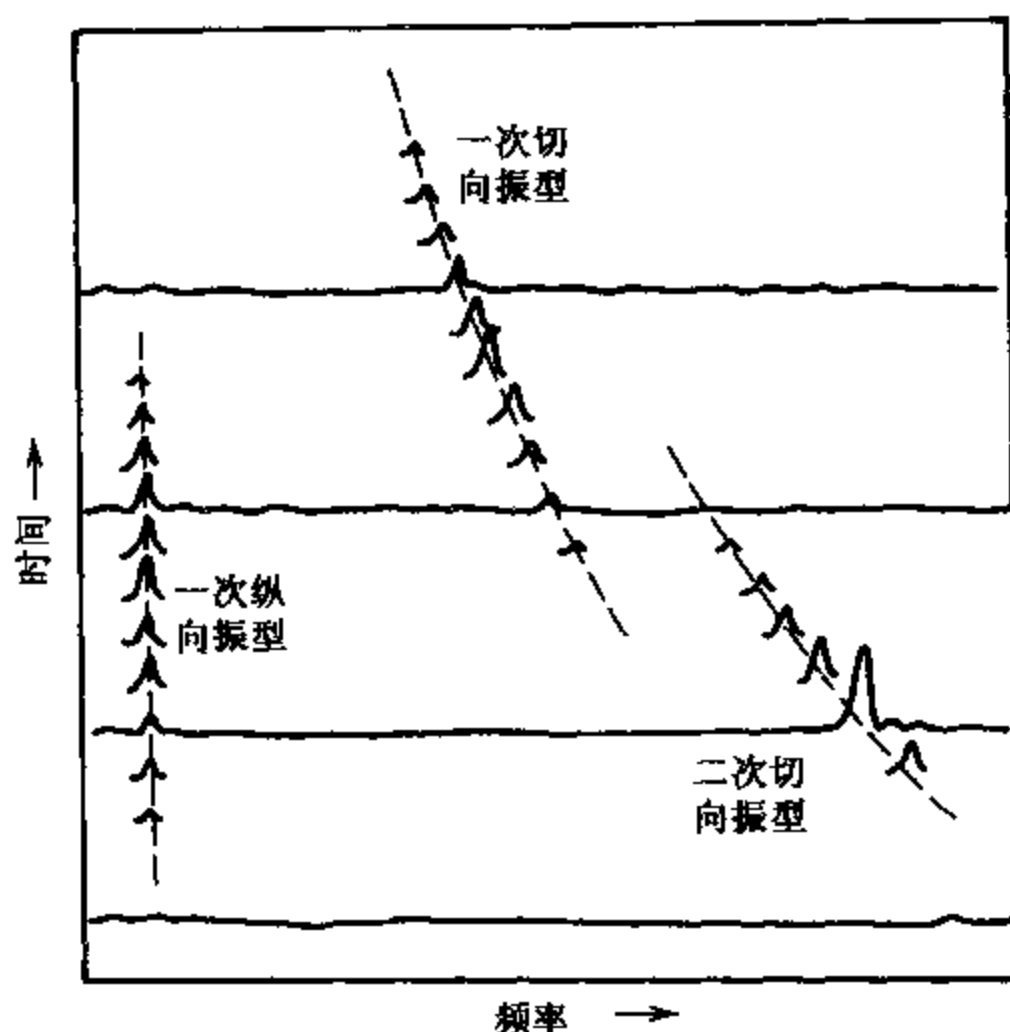


图 13-6 振型频率显示的例子，也称为发动机燃烧的“瀑布”图。图中只显示了四个完整的时间-频率曲线。为了便于显示，只保留了共振频率附近的曲线，忽略其他部分的时间曲线。压力与波动幅度成正比。随着空腔容积的增大，横向模式的振荡频率减小（经 AIAA 许可摘自 E. W. Price 所著的文献 13-1 的第十三章）

(1) 燃烧过程对流动扰动或者燃速波动的动态响应。这种燃烧响应可由 T 型燃烧器试验测定，T 型燃烧器试验在 13.4.3 节描述。响应函数与扰动频率和推进剂配方有关。燃烧响应不一定与扰动的相位相同。边界层对速度扰动的影响参见文献 13-15。

(2) 流体振荡和主流之间的相互影响，这与管乐器或汽笛的原理类似（参见文献 13-16）。

(3) 涡对流体动力学的影响。

消除振荡或抑制振荡的现象是能量吸收过程，它们包括

(1) 壁面或推进剂表面的边界层的黏性阻尼。

(2) 随振荡气体/蒸气流动的颗粒或液滴有很大的阻尼作用。颗粒被运动气体“拖曳”着加速和减速，这个黏性流动过程会吸收能量。每种特定振荡频率的减弱都对应着一种最佳的颗粒尺寸。低频振荡（大发动机）的抑制需要相对大的颗粒（ $8 \sim 20 \mu\text{m}$ ）；对于小发动机或者高频波动，小颗粒（ $2 \sim 6 \mu\text{m}$ ）的阻尼最佳。如果燃气中的颗粒分布没有集中在最佳的阻尼附近，抑制作用会迅速减弱。

(3) 纵向波动和横向/纵向混合波动的能量会通过喷管排出。纯横向波动的能量无法以这种方式消除。

(4) 声能由黏弹性的固体推进剂、绝热层和发动机壳体吸收，但是吸收的幅度很难估计。

推进剂特性对不稳定性的敏感性影响很大。黏合剂的变化、颗粒大小的分布、氧化剂与燃料的混合比以及燃速催化剂都会影响稳定性，且影响方式通常无法预测。作为了解新型或者改型的推进剂的特征的一部分（例如，测定其弹道、力学、老化和性能特征），许多公司也对它的稳定性展开了模型化研究，如下所述。

13.4.2 燃烧稳定性的分析模型和模拟

在模拟固体推进剂燃烧特性的数学模型上已经做了大量卓有兴趣的研究，T'ien 写的参考文献 13-1 的第十四章对此作了综述。

应用计算机和复杂的数学方法可以较好的模拟某些受限情况下的燃烧，例如验证或者外推实验结果，或者对发动机设计中的稳定性做有限的预测。这只适用于其特征已得到良好了解的推进剂，其中经验常数（如推进剂响应或颗粒尺寸分布）已经测定，并且工作参数、内型面几何形状或尺寸的范围也已经限定。迄今为止，对于发动机设计师来说尚无满意的分析方法。对于给定的推进剂和发动机设计，难以找到一个简单可靠的分析方法来预测不稳定性的发生、剧烈程度、性质和位置。燃烧不稳定性的物理和化学现象是复杂、多尺度、不稳定和非线性的，受许多变量的影响，如果没有大量的合理简化假设，数学模拟将难以进行。但是，理论分析可以了解物理现象，对解决不稳定性问题有一定价值，并且已经用于初步设计和评估装药空腔。

13.4.3 燃烧不稳定性的评定、改善和设计

与液体火箭技术相比，全尺寸固体火箭没有合适的燃烧稳定性评估方法。对于大型全尺寸飞行器火箭发动机，实施稳定性试验过于昂贵，因此采用低廉的方法，如缩比发动机、T 型燃烧器以及其他试验设备来评定发动机的稳定性。

已知的、应用最广泛的获取燃烧稳定性数据的方法是使用 **T 型燃烧器**，这是一种不使用全尺寸发动机的间接方法。图 13-7 是一个标准 T 型燃烧器的示意图，它有一个内径 1.5 in 的两端封闭的圆柱形燃烧器，在中间有通气孔（见参考文献 13-17~13-19）。通气孔可以通过一个声速喷管与大气相连，或者通过管子连接到排气箱，通过排气箱使燃烧器压力保持恒定的值。T 型燃烧器的设计和使用，通常集中在全尺寸发动机中出现的横向振荡频谱的处理上。推进剂燃烧时施加在推进剂装药上的声振频率决定了燃烧器的长度（两个封闭端之间的距离）。

喷管的位置处于燃烧器两端的中点，使基本的纵向模式振荡衰减至最小（在推进剂装药空腔中）。从理论上讲，声振压力波的波节出现在中点，而波腹出现在燃烧器两端。声振的速度波和压力波有相位差，速度波节出现在燃烧器两端。推进剂装药通常做成圆盘状或杯状，粘结在燃烧器的两端面上。这样，与全尺寸发动机相比，燃烧器中的燃气速度可以被有意地保持在较低的值（0.2 马赫或更低）。这样的设计减小了速度耦合能量波的影响，可以使压力耦合波的影响更清晰的显现出来。

应用 T 型燃烧器来评定全尺寸固体火箭发动机的稳定性的前提假设是在 T 型燃烧器和实际火箭发动机中所发生的现象的理论模型是正确的。但这些理论尚未完全得到验证。除了评定固体火箭发动机燃烧稳定性，T 型燃烧器还用于评估新的推进剂配方及成分微小变化的影响，例如铝粉颗粒尺寸和氧化剂研磨方法的变化。

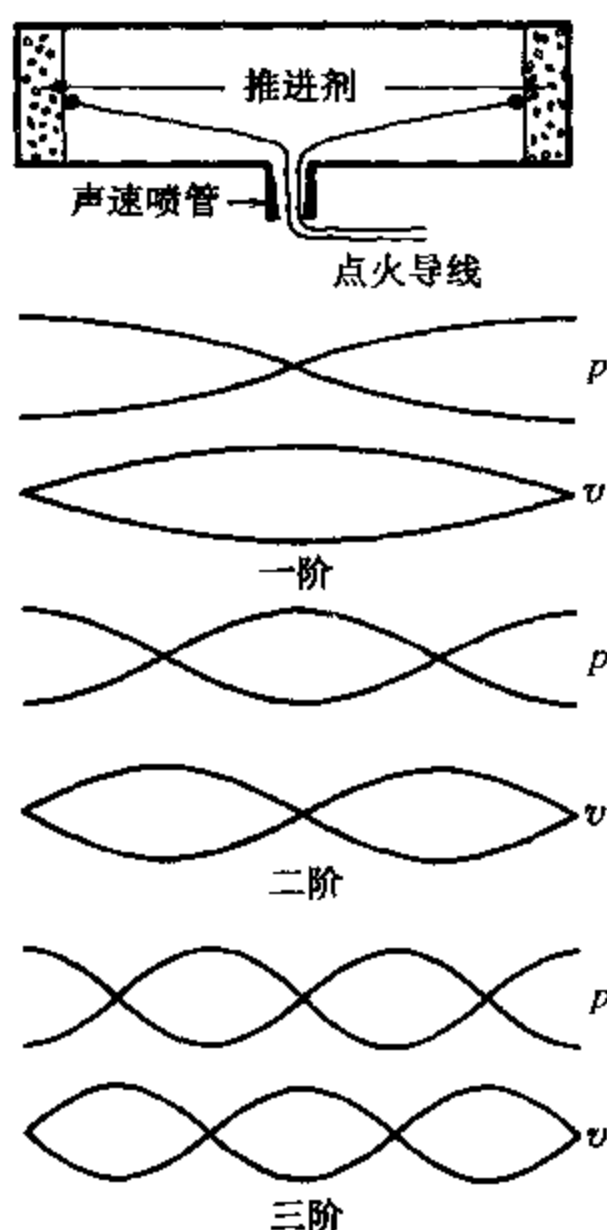


图 13-7 标准 T 型燃烧器及其纵向驻波振型 (压力和速度)

对于给定的发动机，一旦观察或预测到不稳定性，发动机设计必须解决该问题。对于如何选择恰当的解决方式还没有确定的方法，也许下面的对策都没有用。通常的选择是

(1) 改变装药的几何形状，使频率远离不希望的值。改变翼的位置、端面的横截面外形或者槽的数目有时会有效。

(2) 改变推进剂组分。如果氧化铝粒径的分布与振荡频率分布相匹配，那么使用铝粉作为添加剂对处理横向不稳定很有效。在某些例子中，改变颗粒尺寸的分布或者使用其他颗粒 (Zr、 Al_2O_3 或碳颗粒) 会有效。有时黏合剂的变化也会有效。

(3) 增加抑制不稳定气体运动的机械装置或者改变空腔的固有频率。针对已知发动机中观察到的不稳定性，增加各种惰性谐振棒、隔板或浆状物。它们可以改变空腔的固有频率，引入附加的黏性表面损失，但是也会带来附加的死重和传热或侵蚀燃烧的潜在问题。

在设计过程中，必须研究燃烧不稳定性。该研究通常综合了数值模拟、对其他发动机中类似问题的理解、可能产生的变化的研究以及实验工作 (例如 T 型燃烧器、粒径分布的测量)。对于给定的发动机装药以及给定的初始和中间过程空腔几何形状，

多数固体火箭发动机单位都有内部的两维或三维计算机程序，来计算其中可能的声振型 (轴向、切向、径向及其综合)。燃气特性通过热化学分析计算得到。燃烧响应 (动态燃速特性) 和衰减的数据可通过 T 型燃烧器实验获得。颗粒尺寸的数据可根据以前的经验或者羽流测量估计 (参考文献 13-20)。另外，还需要对喷管损失、摩擦或其他阻尼进行估算。对于所分析的各种特定不稳定振型，装药的不稳定趋势取决于增益和衰减之间的平衡。如果不顺利，就需要改变装药几何形状或者推进剂。如果顺利，则要制造和试验全尺寸发动机来验证所预测的稳定燃烧特性。大量的分析工作、缩比实验和计算程序 (并非总能保证得到稳定的发动机) 总是相互交替进行，且在全尺寸发动机试车后还要冒险做一些改进的测试。如果在发动机制造完成后才观察到不稳定性，那么要解决不稳定性问题就困难了，它旷日持久并且费用昂贵。

13.4.4 涡脱落不稳定性

这种不稳定性是和装药开槽的内表面燃烧联系在一起的。大型分段火箭发动机装药在各段之间有槽，有些装药类型还有和装药中心线相交的槽。图 13-8 表明，燃气从燃烧的槽表面进入装药通道或中心空腔的主流中。从槽中出来的燃气要转弯流向喷管。两边流出的燃气约束从上游通道流过来的燃气，实际上减小了通气面积。这种约束引起上

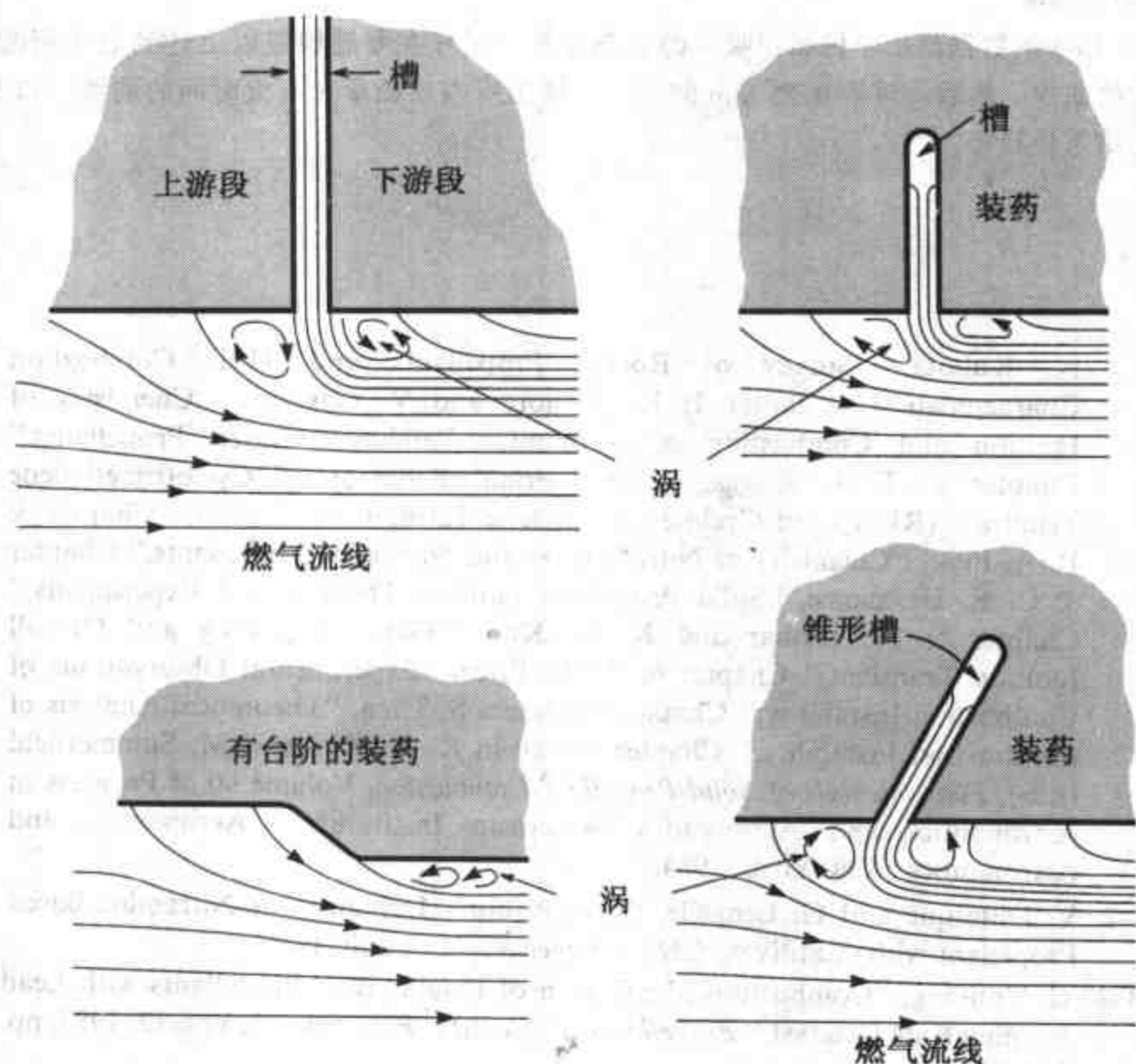


图 13-8 四种带有槽或台阶的装药截面局部简图。粗线表示燃面。流型引起涡的形成。涡的脱落会引起流动波动和压力不稳定

游通道的压力升高，有时压力升高很明显。两股亚音速燃气流的相互作用形成湍流。涡形成并且周期性的脱落或者流向下游，由此形成不稳定的流型。涡脱落的流型可以与声学不稳定性相互作用。参考文献 13-21 对此作了描述，参考文献 13-22 给出了一种分析涡脱落现象的方法。该问题的解决措施一般是在有些燃面上增加抑制剂或者改变装药的几何形状（例如，增加槽的宽度就会减小当地速度），这样涡就不显著了。

习题

1. (a) 给定 T 型燃烧器固有振荡频率是 2000 Hz，推进剂燃烧温度为 2410 K，比热比为 1.25，分子量为 25 kg/(kg·mol)，68 atm 下的燃速为 10.0 mm/s。T 型燃烧器与排气罐相连，其中充满压力为 68 atm 的氮气。推进剂圆盘厚度为 20 mm。试计算 T 型燃烧器的长度，画出简图标明 T 型燃烧器的尺寸，包括装药圆盘。(b) 如果当推进剂燃烧了 50% 的时候达到目标频率，那么推进剂燃尽的时候频率是多少？

答案：(a) 安装推进剂前的长度为 0.270 m；(b) 燃尽时的频率为 1854 Hz。

2. 一个与图 11-1 所示类似的发动机需要点火器。点火器是按照图 13-3 所示的几种简化设计原则设计的。发动机装药内空腔容积为 0.055 m³，初始燃面为 0.72 m²。所选的点火器装药有如下特性：燃烧温度 2500 K，能量释放 40 J/(kg·s)。试计算点火器的最小装药量：(a) 若空腔必须加压到 2 atm (忽略热损失)；(b) 若只有 6% 的点火器燃气能量被燃面吸收，推进剂在 0.13 s 内点火需要 20

cal/(cm²·s)的热流。

3. 用图 13-4 的数据画出单位面积吸收的总热流量（正好在爆燃极限以上达到点火所需的能量）对点火压力的曲线，然后，对于 0.75 atm 的压力，画出所需总能量对点火时间的曲线。口头解释这两个曲线的结果和趋势。

参考文献

- 13-1. N. Kubota, "Survey of Rocket Propellants and Their Combustion Characteristics," Chapter 1; K. Kishore and V. Gayathri, "Chemistry of Ignition and Combustion of Ammonium-Perchlorate-Based Propellants," Chapter 2; T. L. Boggs, "The Thermal Behavior of Cyclotrimethylene Trinitrate (RDX) and Cyclotetramethylene Tetranitrate (HMX)," Chapter 3; R. A. Fifer, "Chemistry of Nitrate Ester and Nitramine Propellants," Chapter 4; C. E. Hermance, "Solid Propellant Ignition Theories and Experiments," Chapter 5; M. Kumar and K. K. Kuo, "Flame Spreading and Overall Ignition Transient," Chapter 6; E. W. Price, "Experimental Observations of Combustion Instability," Chapter 13; James S. T'ien, "Theoretical Analysis of Combustion Instability," Chapter 14; all in K. K. Kuo and M. Summerfield (Eds), *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*, Volume 90 of Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1984.
- 13-2. V. Duterque and G. Lengelle, "Combustion Mechanism of Nitramine-Based Propellant with Additives," *AIAA Paper 88-3253*, July 1988.
- 13-3. C. Youfang, "Combustion Mechanism of Double-Base Propellants with Lead Burning Rate Catalyst," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 12, 1987, pp. 209-214.
- 13-4. N. Kubota et al., "Combustion Wave Structures of Ammonium Perchlorate Composite Propellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 4, July-August 1986, pp. 296-300.
- 13-5. T. Boggs, D. E. Zurn, H. F. Cordes, and J. Covino, "Combustion of Ammonium Perchlorate and Various Inorganic Additives," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 1, January-February 1988, pp. 27-39.
- 13-6. T. Kuwahara and N. Kubota, "Combustion of RDX/AP Composite Propellants at Low Pressure," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 5, September-October 1984, pp. 502-507.
- 13-7. P. A. O. G. Korting, F. W. M. Zee, and J. J. Meulenbrugge, "Combustion Characteristics of Low Flame Temperature, Chlorine-Free Composite Propellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 3, May-June 1990, pp. 250-255.
- 13-8. N. Kubota and S. Sakamoto, "Combustion Mechanism of HMX," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 14, 1989, pp. 6-11.
- 13-9. L. H. Caveny, K. K. Kuo, and B. J. Shackleford, "Thrust and Ignition Transients of the Space Shuttle Solid Rocket Booster Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 6, November-December 1980, pp. 489-494.
- 13-10. "Solid Rocket Motor Igniters," *NASA SP-8051*, March 1971 (N71-30346).
- 13-11. I. H. Cho and S. W. Baek, "Numerical Simulation of Axisymmetric Solid Rocket Motor Ignition with Radiation Effect," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 4, July-August 2000, pp. 725-728.

- 13-12. J. Yin and B. Zhang, "Experimental Study of Liquid Quenching of Solid Rocket Motors," *AIAA Paper 90-2091*.
- 13-13. B. N. Raghunandam and P. Bhaskariah, "Some New Results of Chuffing in Composite Solid Propellant Rockets," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 22, No. 2, March-April 1985, pp. 218-220.
- 13-14. P. M. J. Hughes and E. Cerny, "Measurement and Analysis of High Frequency Pressure Oscillations in Solid Rocket Motors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 3, May-June 1984, pp. 261-265.
- 13-15. R. A. Beddini and T. A. Roberts, "Response of Solid Propellant Combustion to the Presence of a Turbulent Acoustic Boundary Layer," *AIAA Paper 88-2942*, 1988.
- 13-16. F. Vuillot and G. Avalon, "Acoustic-Mean Flow Interaction in Solid Rocket Motors, Using Navier-Stokes Equations," *AIAA Paper 88-2940*, 1988.
- 13-17. W. C. Andrepont and R. J. Schoner, "The T-Burner Method for Determining the Combustion Response of Solid Propellants," *AIAA Paper 72-1053*, 1972.
- 13-18. E. W. Price, H. B. Mathes, O. H. Madden, and B. G. Brown, "Pulsed T-Burner Testing of Combustion Dynamics of Aluminized Solid Propellants," *Aeronautics and Astronautics*, Vol. 10, No. 4, April 1971, pp. 65-69.
- 13-19. R. L. Coates, "Application of the T-Burner to Ballistic Evaluation of New Propellants," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 12, December 1966, pp. 1793-1796.
- 13-20. E. D. Youngborg, J. E. Pruitt, M. J. Smith, and D. W. Netzer, "Light-Diffraction Particle Size Measurements in Small Solid Propellant Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 3, May-June 1990, pp. 243-249.
- 13-21. F. Vuillot, "Vortex Shedding Phenomena in Solid Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 4, 1995.
- 13-22. A. Kourta, "Computation of Vortex Shedding in Solid Rocket Motors using a Time-Dependent Turbulence Model," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 3, May-June 1999.

第十四章 固体火箭发动机及组件的设计

这是有关固体火箭发动机的四章中的最后一章。本章首先讨论固体推进剂火箭发动机的关键组件，即发动机壳体、喷管和点火器壳体，然后讨论发动机设计。虽然许多发动机中推力矢量控制机构也是一个组件，但它将在第十六章中单独介绍。固体火箭发动机中许多组件的成功主要是靠近年来开发的新材料。

14.1 发动机壳体

壳体不仅容纳推进剂装药，而且也是承受很大载荷的压力容器。壳体的设计制造技术，已经发展到可以为任何用途的固体发动机始终如一地生产出有效而可靠的发动机壳体的程度。大多数壳体的问题源于现有技术使用不当或者设计分析不当、对使用需求理解不当或者材料选择或其工艺过程控制不当，包括生产过程中漏掉了关键项目中的非破坏性试验。壳体设计通常要综合发动机和飞行器的要求。发动机壳体除了和喷管、推进剂药柱等构成火箭发动机的结构体外，常常还作为导弹和运载火箭的基本结构。因此，壳体的优化设计往往需要在壳体设计参数和飞行器设计参数之间作出折衷。另外壳体设计还常受装配和制造要求的影响。

表 14-1 列举了诸多类型的载荷及其来源，它们必须在壳体设计之初就加以考虑。只有部分载荷在任何用途的火箭发动机中都存在。另外，对特定发动机的特殊环境条件及其应用必须加以仔细考虑。这些典型的条件包括：①温度（内部加热、气动加热、贮存期间的温度循环或热应力和热应变）；②侵蚀（潮湿/化学腐蚀、电化锈蚀、应力侵蚀或氢脆）；③空间环境：真空或辐射。

表 14-1 火箭发动机壳体载荷

载荷来源	载荷类型/应力
内压	双轴拉伸、振动
轴向推力	单轴、振动
发动机喷管	单轴、弯曲、剪切
推力矢量控制作动器	单轴、弯曲、剪切
推力终止装置	双轴、弯曲
装在壳体上的气动控制面或翼	拉伸、压缩、弯曲、剪切、扭曲
级间分离	弯曲、剪切
机动飞行	单轴、弯曲、剪切、扭曲
在发射台上的飞行器重量和风载	单轴、弯曲、剪切
来自飞行器振荡的动态载荷	单轴、弯曲、剪切
初始压力峰	双轴
地面操作(包括提升)	拉伸、压缩、弯曲、剪切、扭曲
地面运输	拉伸、压缩、剪切、振动
地震(大型发动机)	单轴、弯曲、剪切

已经应用的三类壳体材料是：高强金属（例如合金钢、铝合金或者钛合金）、纤维缠绕增强塑料以及两者的组合，即金属壳体外面通过缠绕纤维得到超高强度。表 14-2 比较了几种典型的材料。对于纤维增强材料，表中不仅给出了复合材料的数据，也给出了几种高强纤维和典型黏合剂的数据。复合材料的比强度较高，这意味着其死重较小。采用塑性黏合剂纤维缠绕壳体的发动机，尽管有某些严重缺陷，但往往在性能上更胜一筹。外面复合了纤维缠绕增强结构的金属壳体以及复合了塑料粘合螺旋缠绕金属带的金属壳体已成功地得到了应用。

表 14-2 20℃时固体火箭发动机壳体可选材料的物性

材 料	拉伸强度 /(N/mm ²) (10 ³ psi)	弹性模量 /(N/mm ²) (10 ⁶ psi)	密度 /(g/cm ³) (lb/in ³)	比强度 (1000)
纤维				
E 玻璃纤维	1930~3100 (280~450)	72,000 (10.4)	2.5 (0.090)	1040
芳纶纤维(凯芙拉 49)	3050~3760 (370~540)	124,000 (18.0)	1.44 (0.052)	2300
碳纤维或石墨纤维	3500~6900 (500~1000)	230,000~300,000 (33~43)	1.53~1.80 (0.055~0.065)	2800
黏合剂(自身)				
环氧树脂	83 (12)	2800 (0.4)	1.19 (0.043)	70
纤维增强复合材料				
E 玻璃纤维	1030 (150~170)	35,000 (4.6~5.0)	1.94 (0.070)	500
凯芙拉 49	1310 (190)	58,000 (8.4)	1.38 (0.050)	950
IM 石墨	2300 (250~340)	102,000 (14.8)	1.55 (0.056)	1400
金属				
钛合金	1240 (180)	110,000 (16)	4.60 (0.166)	270
合金钢(热处理后)	1400~2000 (200~290)	207,000 (30)	7.84 (0.289)	205
铝合金 2024(热处理后)	455 (66)	72,000 (10.4)	2.79 (0.101)	165

数据来源：部分数据摘自参考文献 11-1, Evans 所著的第 4A 章和 Scippa 所著的第七章。

发动机壳体的形状通常由装药形状或者飞行器对长度或直径的限制来确定。壳体的形状从细长的圆柱形 (L/D 为 10) 到球形或类球形 (参见图 1-5、图 11-1~图 11-4 和图 11-17) 都有。球形壳体单位容积的质量最小。壳体通常是飞行器的关键结构件，有时还必须为诸如蒙皮、裙、电路板或推力矢量控制作动器等其他零部件提供安装平台。壳体质量通常对发动机的推进剂质量分数影响很大，其典型的范围为 0.7~0.94。较高

的值适用于上面级发动机。对于小直径发动机，因为可行的壁厚以及在小尺寸时表面积（大致按直径的平方关系变化）与容积（大致按直径的立方关系变化）之比不理想，其推进剂质量分数要低一些。壳体的最小厚度要大于简单的应力分析求得值。纤维复合壳体有两层纤维束层，而其金属层的最小厚度需要根据制造和搬运上的考虑决定。

固体火箭发动机燃烧室壳体中的应力可以用简单的薄壳理论来大致预测，该理论假设壳体壁中没有弯曲载荷，只有拉伸载荷。对于一个简单的半径为 R 、厚度为 d 的圆柱壳体，当燃烧室压力为 p 时，轴向应力 σ_l 是切向应力或周向应力 σ_θ 的一半：

$$\sigma_\theta = 2\sigma_l = pR/d \quad (14-1)$$

对于带球形封头的圆柱形壳体，柱段壁厚是封头厚度的两倍。

轴向应力和切向应力的合成应力不应超过壁面材料的许用工作应力。火箭发动机开始工作后，内压 p 引起燃烧室沿轴向和周向增长，在设计发动机支撑件或装药时就必须考虑到这种变形。设 E 为杨氏弹性模量， ν 为泊松比（钢为 0.3）， d 是壁厚，那么由于压力导致的长度 L 和直径 D 的增长分别为

$$\Delta L = \frac{pLD}{4Ed}(1-2\nu) = \frac{\sigma_l L}{E}(1-2\nu) \quad (14-2)$$

$$\Delta D = \frac{pD^2}{4Ed}\left(1 - \frac{\nu}{2}\right) = \frac{\sigma_\theta D}{2E}\left(1 - \frac{\nu}{2}\right) \quad (14-3)$$

详细资料可在有关薄壳或薄壁理论的教科书中找到。球形封头在相互垂直方向上的应力彼此相等，并且等于相同半径圆柱的轴向应力。椭球形燃烧室封头表面不同位置的局部应力是变化的，其最大应力要大于球形封头的最大应力。如果采用薄壳理论计算，则圆柱端面的径向位移与半球形或椭球形封头的径向位移不相等，因此这种不连续性的存在引起了一些剪切应力或弯曲应力。安装点火器、压力表或喷管的凸台会导致弯曲和剪切应力，它们叠加在壳体单纯的拉应力上，所以在这些位置需要对燃烧室壁局部加强或增厚。

目前，发动机设计单位采用有限元计算机应力分析程序确定壳体设计结构有一个合理的应力值，由于装药有载荷施加在壳体上，发动机壳体的应力分析必须与装药的应力分析同时进行，并通过有限元法进行热分析来确定热应力和热变形，这些分析彼此是耦合的。

对壳体内壁的快速加热会产生温度梯度，从而导致贯穿壁面的热应力。很多研究者已经论述过瞬态传热理论，采用松弛方法就可以得到任意位置温度时间历程的合理近似值。暴露在燃气中的内壁通常采用 12.6 节论述的绝热层来保护，因此传到壳体的热量很少。事实上，对于一次工作发动机（不是双推力过程），设计师的目标是保持壳体温度接近环境温度，或者比环境温度最多高 100℃。

壳体设计必须提供壳体和喷管（多喷管情况很少）的连接方法，壳体和飞行器、点火器的连接方法，并要提供装药柱的措施，有时在壳体上还需要安装气动面（翼）、传感器、电缆管道（电线的外部管道）、装卸吊钩、推力矢量控制作动器及其动力供应系统。对于战略导弹的上面级，壳体还包括爆破薄膜口或推力终止装置，详见第十三章。典型的连接件有锥销或者直销、卡环或螺栓。采用密封垫或 O 形密封圈防止燃气的泄漏。

14.1.1 金属壳体

同纤维增强塑料壳体相比,金属壳体有几个优点:金属壳体是刚性的,可承受大量严酷的操作(许多战术导弹使用中的需要);通常可以适度地变形,在断裂之前能够屈服;可以加热到较高的温度($700\sim 1000^{\circ}\text{C}$,某些特种金属的温度更高),因此需要的绝热措施较少。金属壳体的性能随时间或在露天存放条件下不会显著下降,并且如果在法兰或凸台处加厚,则易于适应集中载荷。由于金属壳体的密度高、绝热层少,它所占容积比纤维增强塑料壳体小,因此在相同外表面积下,金属壳体能稍微多装填些推进剂。

图14-1示出了一个典型的大型固体火箭焊接不锈钢壳体的各截面。壳体的形状,特别是圆柱壳体的长径比,不仅影响壳体承受的应力,而且影响装入一定药量的壳体材料的质量。对于很大很长的发动机,推进剂药柱和发动机壳体要分段制造,壳体段在发射场以机械形式连接和密封起来。航天飞机的分段式固体火箭助推器见图14-2,有关论述参见文献14-1。各段之间的密封至关重要,经常采用多道O形密封圈接缝,如图14-3所示,有关论述参见文献14-2。当不分段的发动机太大、太重,不能在普通公路上运输(不能调头)或铁路上运输(不能通过某些隧道或桥梁)时,或者通常难以制造时,就要采用分段壳体。

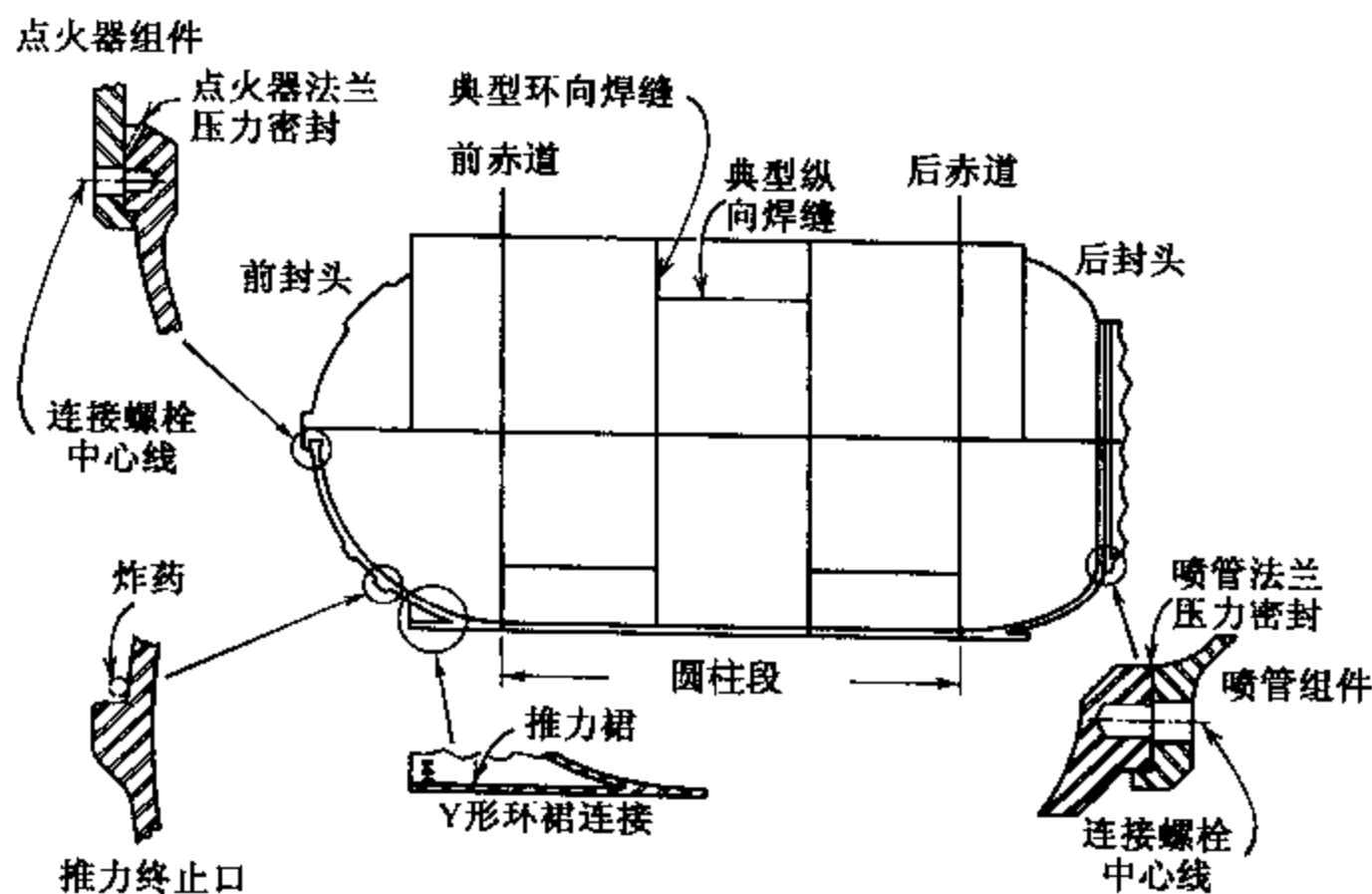


图14-1 典型的大型固体火箭发动机焊接不锈钢壳体

战术导弹发动机的小型金属壳体可以挤压或锻造(然后再进行加工),或者如图11-4所示那样分三段制造。该壳体设计成装入自由装填药柱,壳体、喷管、尾管通过O形圈密封(见参考文献14-3的第六章和参考文献14-4的第七章)。由于大多数战术导弹要求的速度较低($100\sim 1500\text{ m/s}$),推进剂质量分数相对较低($0.5\sim 0.8$),故发动机死重的百分比较高。考虑到严酷的搬运条件和累积破坏因素,战术导弹壳体的安全系数通常取得较高。因此,战术导弹发动机壳体(以及其他组件)的选择强调的不是性能

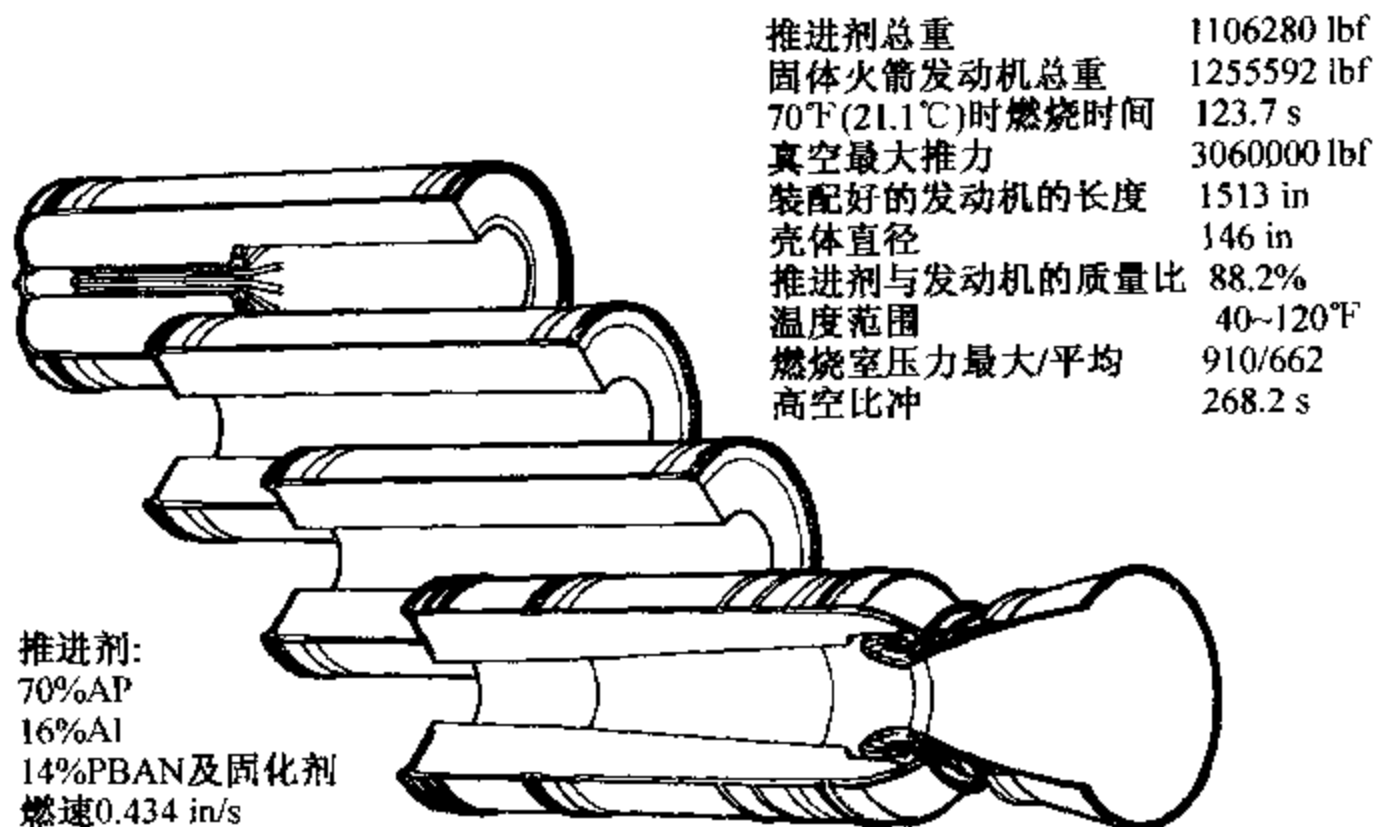


图 14-2 航天飞机固体火箭发动机四段简图，忽略了推力矢量作动机构和点火系统的细节（NASA 和 Cordant 技术公司 Thiokol 推进部门提供）

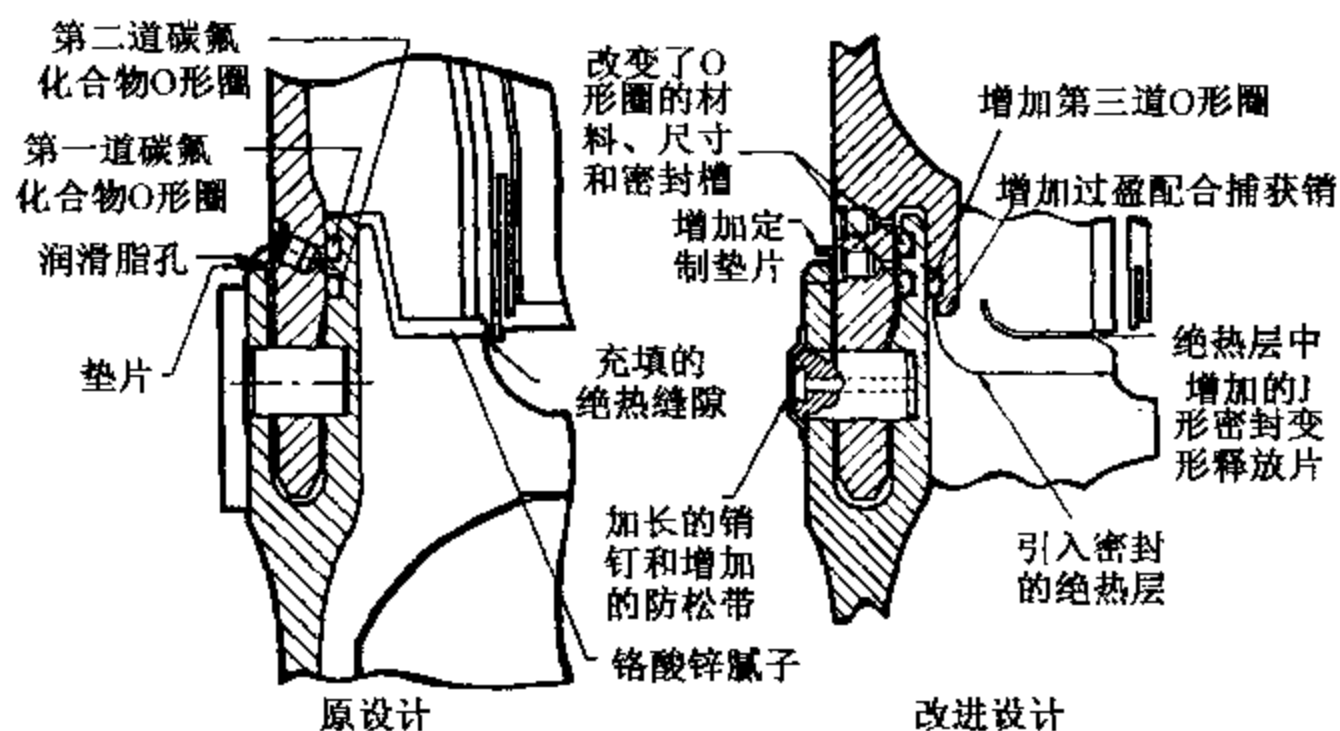


图 14-3 航天飞机固体火箭助推器（SRB）级间连接在一次大的失败后重新进行了设计，不仅对第三个 O 形密封圈、机械连接和其锁紧机构进行了改进，而且对各段推进剂之间的绝热层也重新作了设计（NASA 提供）

最高（发动机死重最小），而是可靠性、长寿命、低成本、坚固性和生存性。

高强度合金钢是最常用的壳体金属材料，但是其他金属材料，如铝合金、钛合金和镍合金也有使用。表 14-2 给出了发动机壳体材料属性的比较。对强度在 240000 psi 水平上的低合金钢发动机壳体的设计和制造已有了丰富的经验。

马氏体时效钢强度高达 300000 psi 左右，同时具有较高的断裂韧性，马氏体时效表示合金在退火条件下为相对较软的低碳马氏体，通过在相对较低的温度下时效处理获取

高强度。

由于其韧性和抗撕裂能力（这对发动机壳体和其他压力容器是很重要的），HY 钢（比马氏体时效钢更新）更具吸引力，因为失效不会是灾难性的。HY 钢的韧性能使壳体在破坏前先出现泄漏，至少在水压试验过程中如此。HY 钢强度在 180000 和 300000 psi 之间（视热处理和添加剂而定）。

在对即将到来的灾难毫无征兆的情况下，某些金属的应力侵蚀裂纹会引起突发的破坏事故，这就提出了一个独特的问题。需要着重指出的是，轻质、薄金属壳体加剧了应力侵蚀和裂纹传播，裂纹通常开始于金属中的一个小缺陷，最终在低于金属屈服强度的应力水平下发生失效。

14.1.2 纤维缠绕增强塑料壳体

纤维增强壳体采用高强纤维连续丝以精确的图案缠绕，并和塑料（通常是环氧树脂）粘结在一起，其最主要的优点是重量轻。多数塑料被加热到 180℃ 以上时会变软，它们需要嵌入物或者加固以便允许固定或者安装其他部件，并承受集中载荷。增强塑料的热膨胀通常比金属的热膨胀更大，导热系数更低，从而造成更高的温度梯度。参考文献 14-3 和 14-4 阐明了复合材料壳体的设计和缠绕，文献 14-5 讨论了它们的破坏极限。

以强度增加为序，典型的纤维材料有玻璃、芳纶纤维（凯芙拉）和碳，见表 14-2。典型的，碳纤维壳体的死重是玻璃纤维壳体的 50%，是凯芙拉纤维壳体的 67%。

纤维本身的拉伸强度很高（2400~6800 MPa），通过密度相对较低的塑性黏合剂定位，塑性黏合剂能防止纤维滑移、在剪切或弯曲时强度削弱。纤维缠绕复合材料中（带有拉伸、环绕、弯曲应力），纤维丝并不总是沿着最大应力的方向排列，而且材料中含有低强度的塑料，因此复合材料的强度比纤维丝本身的强度要下降 3~5 倍。塑性黏合剂通常是热固性环氧树脂材料，其最高温度限制在 100~180℃ 之间。尽管已有更高温度限的树脂（295℃），但它们与纤维的粘接强度不如低温度限的树脂。因为在 1.4~1.6 倍最大工作应力时发生失效，所以确定结构分析中安全系数典型值为 1.4~1.6，打压试验在 1.15~1.25 倍的工作压力下进行。

一个典型的纤维缠绕复合材料壳体的设计简图见图 14-4。前封头、后封头和圆柱段缠绕在一个已经包括了前后环的预成型毛坯或芯模上。纤维带在芯模上缠绕的方向和施加在纤维带上的拉力大小是得到优良的壳体的技术关键。壳体的固化在炉子中进行，可能需要加压来确保复合材料的高密度和孔隙最小。固化后，预成型毛坯就可以拿掉了。预成型毛坯的一种制造方法是采用沙子和水溶性黏合剂，固化后，毛坯用水洗掉。由于纤维缠绕壳体是多孔的，所以必须进行密封。壳体和药柱之间的包覆层可以作为密封防止燃气从壳体壁面渗漏。刮擦、压痕、吸湿都会降低壳体的强度。

在一些设计中，缠绕之前将绝热层套在芯模上，壳体和绝热层同时固化，参见文献 14-6。在另外一些设计中，采用推进剂药柱和前后封头作为芯模。药柱外面是包覆层，然后是绝热层，壳体的高强纤维直接分层缠绕在带有绝热层的药柱上。带药柱缠绕壳体的固化必须在较低的温度下进行，这样才不会对药柱造成不利的影响。这种工艺适用于模压成型的圆柱形装药。也有壳体采用钢内胆外面加一层纤维缠绕复合材料的缠绕层的方式制造，如文献 14-7 所述。

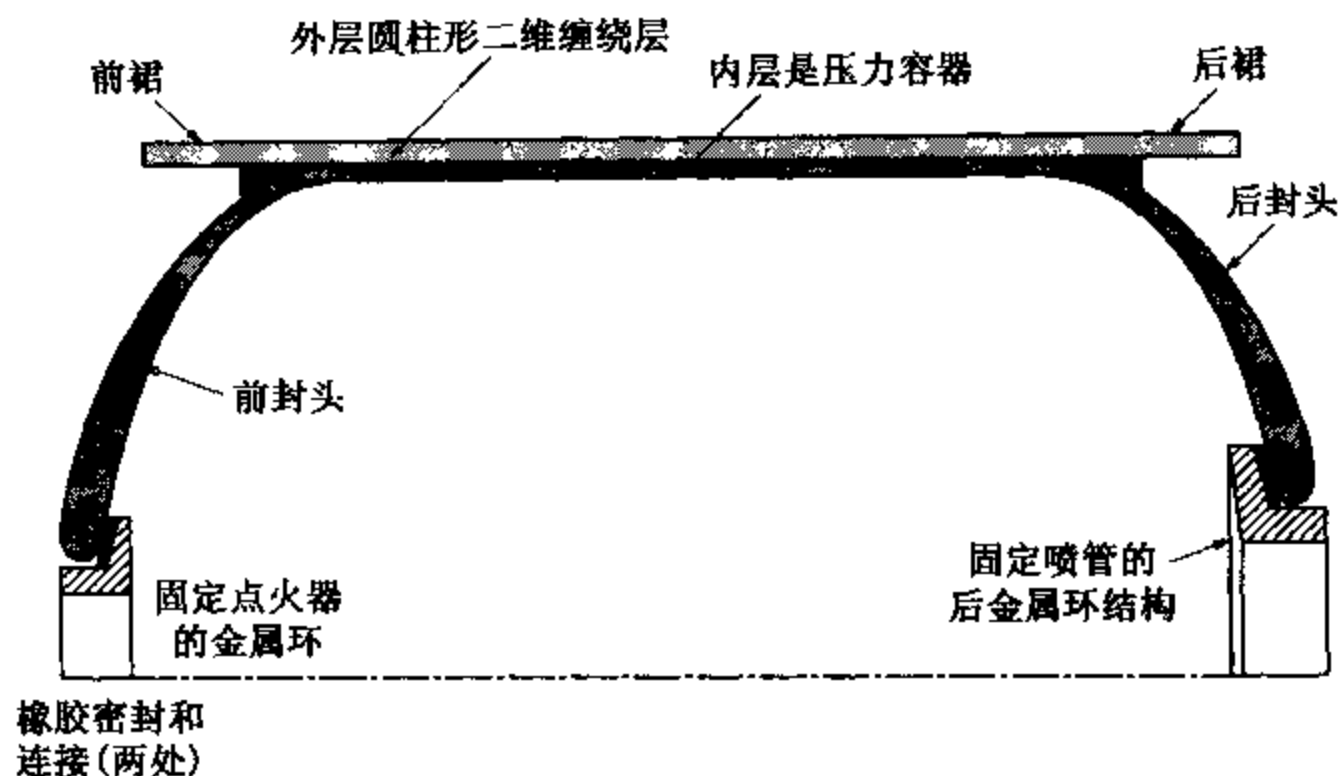


图 14-4 典型的纤维缠绕复合材料壳体设计的半剖简图，弹性黏合剂以黑色表示，外层对圆柱段增强并提供连接裙，直径较小的内壳，其厚度要增加

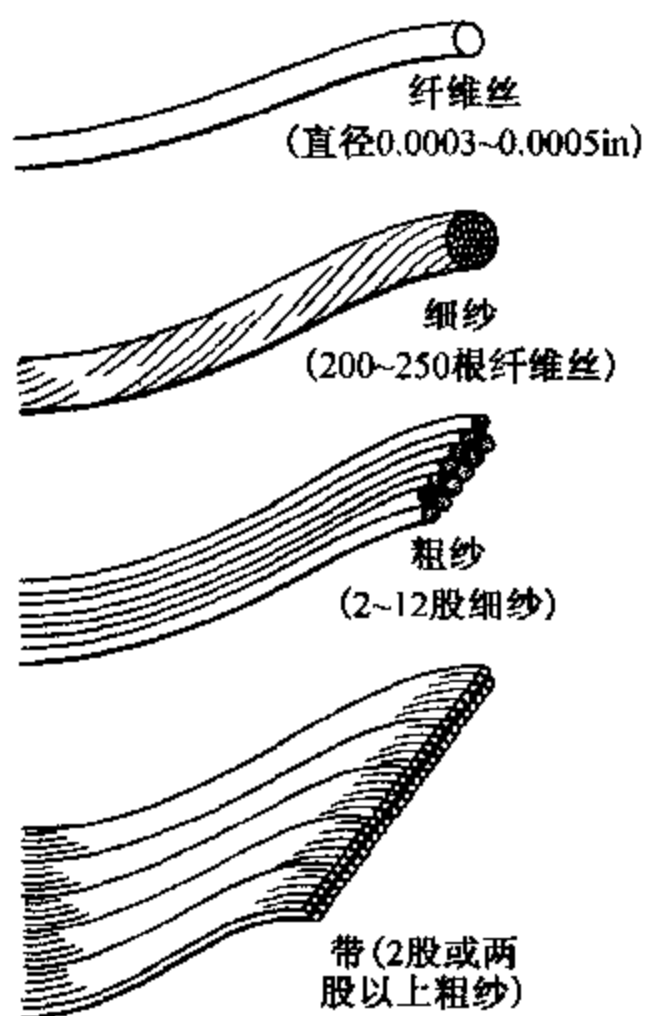


图 14-5 纤维缠绕术语
(各图以不同比例绘制)

许用应力一般通过粗纱或纤维带的拉伸试验以及用完全相同的纤维缠绕工艺制造的缩比壳体的断裂试验来确定。一些公司降低了许用应力以考虑潮湿、制造缺陷或密度不均的影响。

在发动机壳体中，纤维丝必须沿主应力方向定位，必须和应力的数量级成正比。在喷管、点火器等所需的壳体零件之间需要作出折衷，在可行的前提下，缠绕方向尽量保持接近理想的方向。纤维丝通常合股成细纱、粗纱和带，其定义见图 14-5。通过采用两个或更多的缠绕角（例如螺旋向和周向的缠绕角），计算在每个方向上纤维的比例，可以获得应力均衡的结构。理想的应力均衡是每根纤维在每个方向上都承受相同的载荷（仅对拉伸而言）。实际上，环氧树脂支撑的纤维必定吸收应力压缩、弯曲载荷、层内剪切以及层间剪切。尽管后者的应力比拉伸应力小，但必须通过分析检查每种应力，因为每种应力都可能导致壳体在纤维拉伸失效之前失效。合理的设计是，当纤维达到其极限拉伸强度时壳体才发生失效，而不是由于其他方向的应力导致壳体失效。图 16-5 示出了一个凯芙拉纤维发动机壳体以及烧蚀材料制造的柔性喷管的横截面。

14.2 喷 管*

超音速喷管用于使燃气膨胀和加速, 必须承受有强烈传热和侵蚀的严酷环境。材料技术的进步允许大幅度削减喷管质量并提高喷管性能。喷管尺寸从喉部直径 0.05 in 到约 54 in, 工作时间从不到一秒到几分钟不等 (参见文献 14-3 的第二章、第三章及文献 14-4 的第六章)。

14.2.1 分类

如图 14-6 所示, 固体火箭发动机的喷管可以分为下列五类:

(1) **固定喷管**。结构简单, 常在短程空基、地基、海基导弹等战术武器推进系统中使用, 也可用于运载火箭的捆绑推进系统, 例如“宇宙神”和“德尔它”, 或者用于航

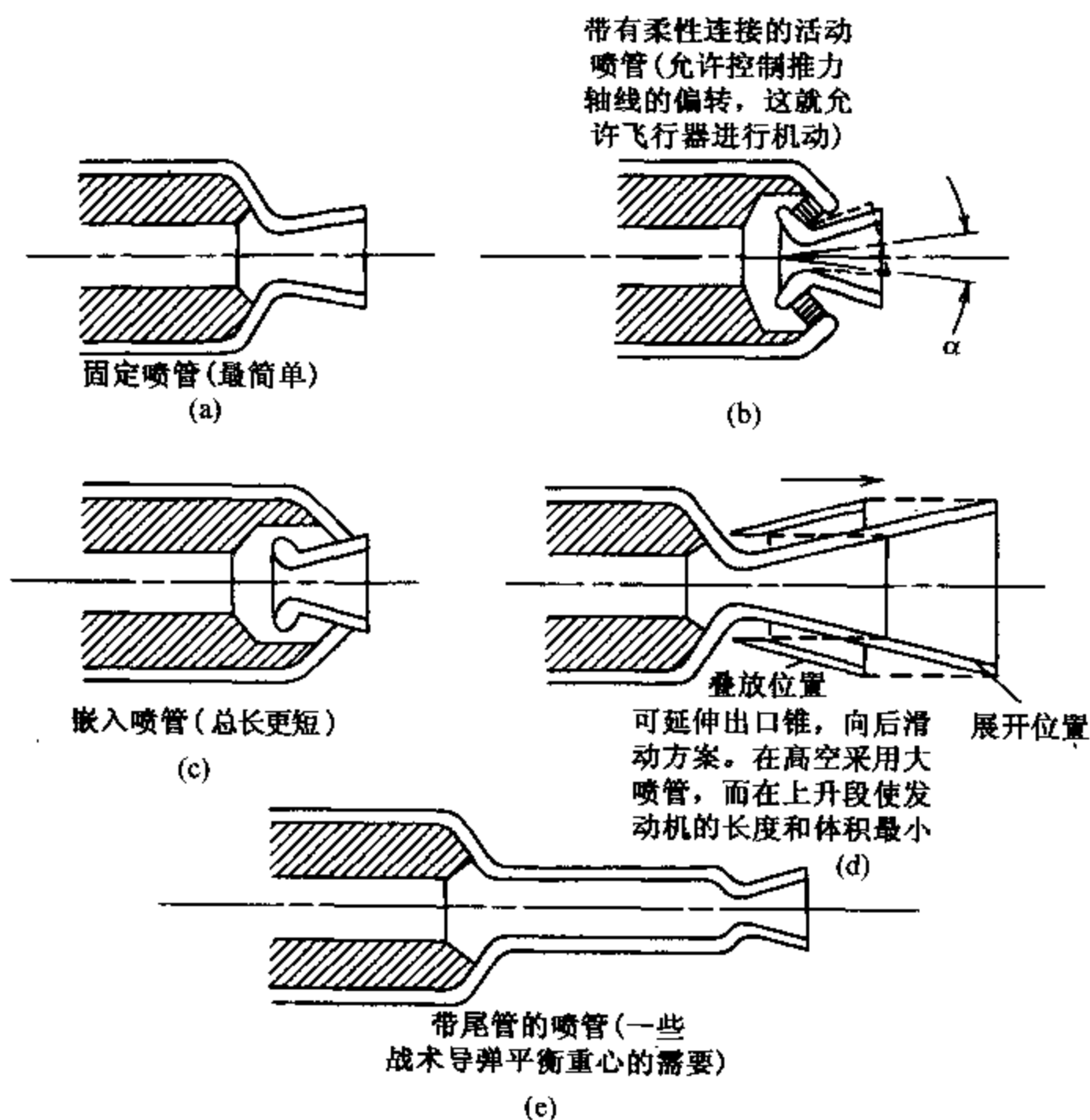


图 14-6 五种常见喷管的结构简图

* 本节由 Cordant Technologies 下属的 Thiokol 公司的 Terry A. Boardman 修订和改写。

天器的轨道转移发动机。战术导弹喷管典型的喉径在 0.25 in 到 5 in 之间，而捆绑式助推发动机的喉径大约为 10 in。固定喷管一般是非嵌入式的（如下），不提供推力矢量控制（尽管有例外）。见图 14-7。

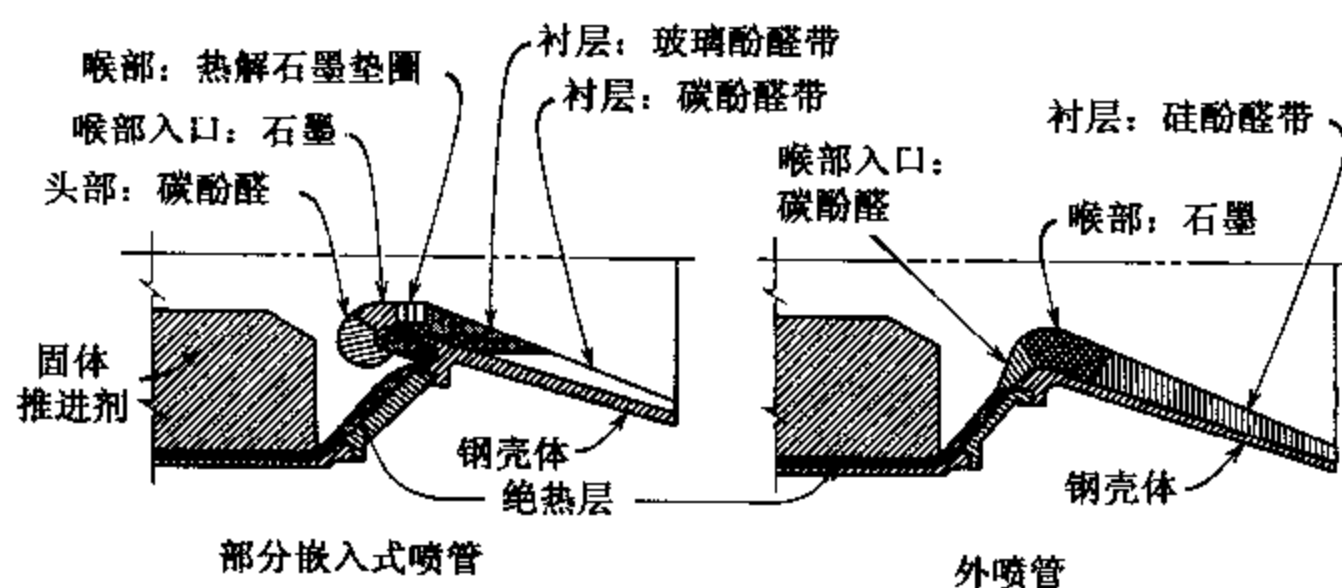


图 14-7 小型固体火箭发动机喷管，采用烧蚀热沉壁面和石墨喉衬镶块抵抗高温、侵蚀和氧化。热解垫圈或圆片按高导热系数方向垂直于喷管轴线布置

(2) **活动喷管**。为飞行器提供推力矢量控制。如第十六章所述，一个活动喷管可以提供俯仰和偏航控制，而滚动控制需要两个活动喷管。典型的活动喷管是嵌入式的，采用柔性密封连接，或用带有两个分开成 90 度的作动器的轴承实现全轴运动。活动喷管主要用在远程战略地基或海基运载系统的推进上（第一级的典型喉径为 7~15 in，第三级为 4~5 in），大型运载火箭助推器的喉径在 30 in 到 50 in 之间，例如航天飞机的可重复使用固体火箭发动机，“大力神”的助推火箭发动机和“阿里安 V”固体火箭助推器。

(3) **嵌入式喷管**。喷管结构的很大一部分伸入燃烧室或壳体内部，见图 14-1 到图 14-3。嵌入式喷管可稍微减少发动机的总长，继而减少了飞行器长度及其死重。这对于长度受限制的应用来说很重要，例如发射井或潜艇发射的战略导弹及其上面级，空间发动机推进系统。参考文献 14-8 描述了嵌入式喷管俘获的熔融态的氧化铝的晃动，氧化铝在嵌入式喷管附近的凹槽中积聚起来，这种积聚是令人讨厌的，但可以通过恰当的设计使之减到最小。

(4) **可延伸喷管**。通常指可延伸的出口锥，或称为 EEC，尽管它并不总是严格的圆锥形。可延伸喷管用于战略导弹的上面级推进系统以及运载火箭的上面级，以使发动机的比冲最大。如图 11-3 所示，它有固定的低面积比喷管段，通过机械连接一个喷管圆锥扩张段放大到较大的面积比。延伸后的喷管膨胀比是初始膨胀比的两到三倍，以此提高比冲，从而显著提高喷管的推力系数。该系统可以让很大膨胀比的喷管装入相对较短的长度内，因此减少了飞行器的死重。喷管锥延伸段在助推飞行阶段处于收回位置，在下面级分离之后，发动机启动之前移动到位。典型地，用电机或涡轮驱动的滚珠螺旋作动器展开喷管的出口锥延伸段。

(5) **带尾管的喷管**。用于对直径有限制的空基或地基战术导弹，可为气动翼面作动系统或推力矢量控制动力供应系统提供空间。尾管还可让火箭发动机的重心接近或位于飞行器重心之前，这就限制了发动机工作时重心（CG）的移动，使飞行更容易保持稳

每个发动机通常都有一个喷管，一些大发动机有四个活动喷管，可以用于推力矢量控制。

14.2.2 设计和结构

几乎所有的固体火箭发动机都采用烧蚀冷却方式。一般固体火箭喷管结构设计成以钢壳体或铝壳体（外壳）承受结构载荷（发动机工作压力载荷和喷管 TVC 作动器的载荷最大），壳体上面粘接复合烧蚀衬层。烧蚀衬层用于给钢或铝壳体绝热，提供燃气充分膨胀以产生推力所需的气动内型面，并且衬层以可控制和可预测的方式烧蚀和碳化，能防止热量积累起来损坏或严重削弱外壳结构和粘接材料。固体发动机喷管设计要确保有足够厚的烧蚀层，以保证在发动机工作期间衬层和壳体粘合界面的温度低于粘接结构性能发生下降的温度。喷管设计见图 1-5、图 11-1~图 11-4 和图 14-7。

喷管的结构从简单的、单块的、非活动石墨喷管，到复杂的、能控制推力矢量方向的多块活动喷管都有。简单的小型喷管一般适于低室压、短期工作（可能不到 10s）、低面积比和/或小推力的用途，典型的小型简单喷管的构造如图 14-7 所示。为满足喷管设计的更高要求，例如提供推力矢量控制、在高室压下（因此传热率更高）和/或高空（喷管膨胀比大）工作、产生很大的推力以及在更长的发动机燃烧时间（30s 以上）内保持喷管完好，通常需采用复杂喷管。

图 14-8 和图 14-9 说明了固体发动机喷管的设计特征，它是目前生产的最大的喷管，也是最复杂的喷管之一。该喷管用于可重复使用的固体火箭助推器（RSRM），为图 1-13 和图 14-2 所示的航天飞机提供了 71.4% 的起飞推力。该喷管设计可以在航天飞机助推器 123.7s 的燃烧时间内提供最大的结构和热安全余量，它由九段碳布酚醛烧蚀衬层和六段钢和铝的外壳组成。喷管的外壳通过螺栓连接在一起形成喷管的结构基础。一个由填充钢垫片的硫化橡胶制成的柔性轴承（在第十六章作进一步讨论）使喷管能偏

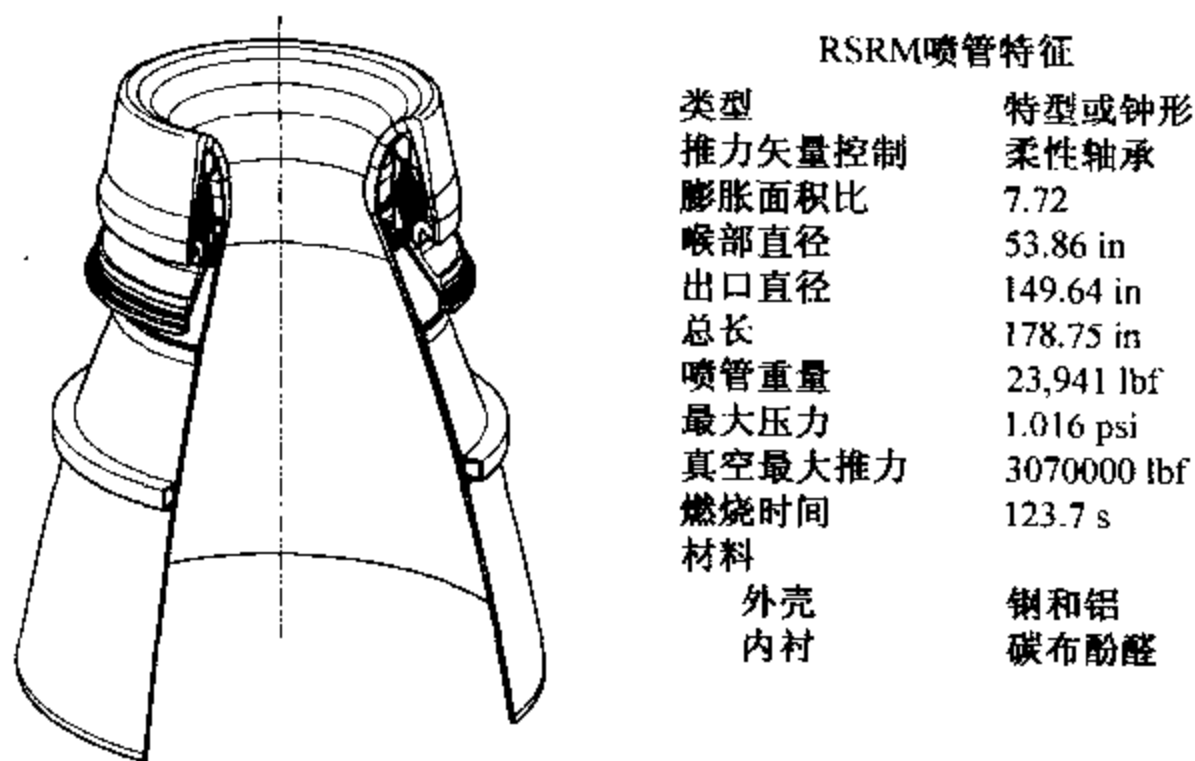


图 14-8 航天飞机可重复使用固体火箭发动机（RSRM）喷管外形的外侧四分之一剖视图（Cordant 技术公司 Thiokol 推进部门提供）

离中线作多达八个自由度的全轴矢量运动，从而提供推力矢量控制。由于飞行之后金属外壳要回收并重复使用，所以用一个出口锥分离系统（周向线性形状装药）切除紧邻后出口锥铝壳以下的大部分后出口锥，这样可使溅落时作用在剩余部件上的载荷最小。

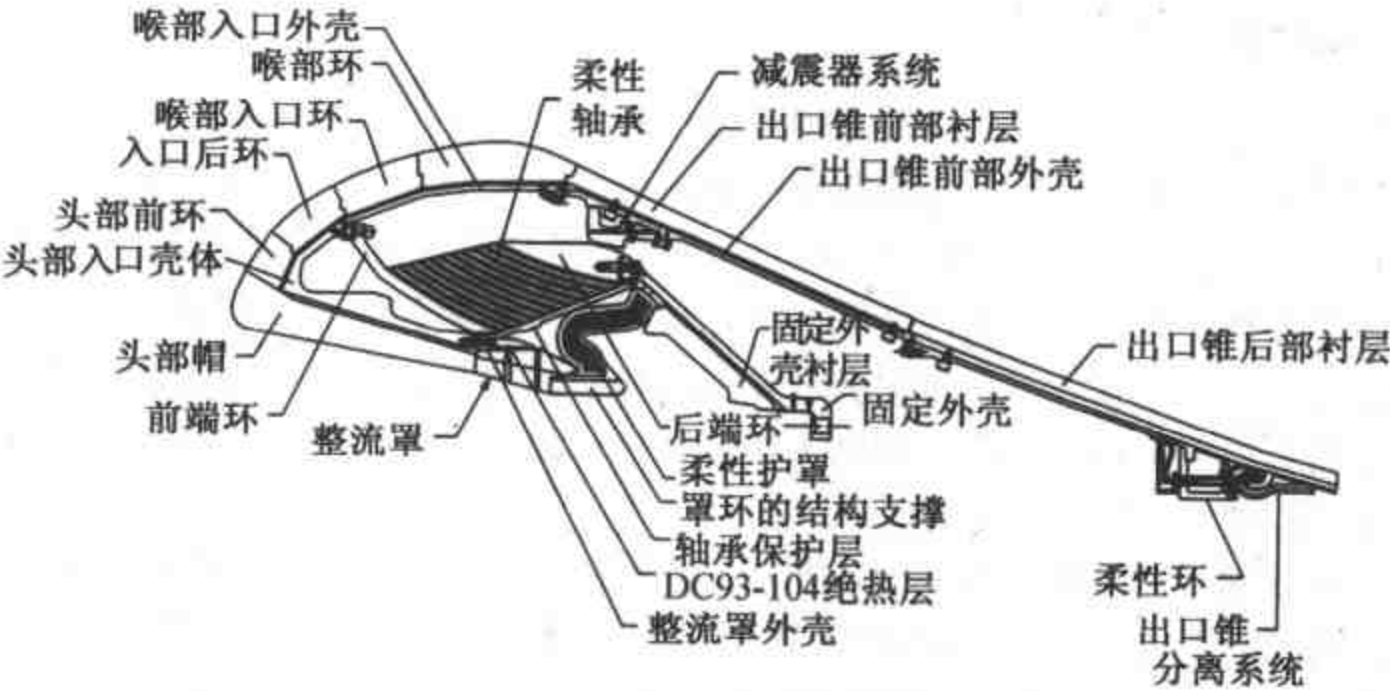


图 14-9 带有组件标识的图 14-8 中所示活动喷管截面
(Cordant 技术公司 Thiokol 推进部门提供)

从性能角度看，喷管设计的主要任务是让来自发动机燃烧室的燃气流充分膨胀产生推力。带有非特征线出口锥的简单喷管可以用第三章给出的热力学基本关系式设计，从而求出喉部面积、喷管半角和膨胀比。要减少喷管的扩张损失，稍微提高些比冲，并减少喷管的长度和质量，可采用更为复杂的特型（钟形）喷管。3.4 节给出了具有最佳型面（避免产生激波）并使排气中粒子的碰撞最小的钟形喷管的设计数据。

二维、两相、反应气体的特征线方法流动程序用于分析喷管中的气体-颗粒流动，并求出比冲最大、侵蚀特性可接受的最优喷管型面。此类程序为辨识所有导致实际性能比理想性能低的比冲损失机理提供了分析方法。表 14-3 给出了一个例子。

表 14-3 航天飞机助推器 RSRM 的喷管损失计算结果

理论比冲（真空条件）	278.1s
实际比冲（真空条件）	268.2s
损失（计算值）	（共 9.9s）
二维两相流损失（包括扩张损失）	7.4s
喉部侵蚀损失（降低了喷管的面积比）	0.9s
边界层损失（壁面摩擦）	0.7s
嵌入损失（流动转向）	0.7s
有限速率化学反应损失（化学平衡）	0.2s
碰撞损失（Al ₂ O ₃ 颗粒对喷管壁面的作用）	0.0s
激波损失（如果回转角太大或者喷管长度太短）	0.0s
燃烧效率（不完全燃烧）	0.0s

图 14-10 给出了 RSRM 喷管中碳布酚醛衬层受化学侵蚀和粒子冲撞的去除量、衬层碳化深度及所选位置的气体温度和压力。头锥上的侵蚀 (1.73 in) 主要是从燃烧室内腔顺流而下的 Al_2O_3 粒子碰撞的结果。粒子的碰撞以机械的方式除去了碳化的衬层材料。相反, 喉部 1.07 in 的径向侵蚀主要因含碳衬层材料同燃气流中的氧化性组分在换热最强烈的区域的化学反应。在喉部, 由于 Al_2O_3 粒子的运动平行于喷管表面, 冲蚀几乎为零。

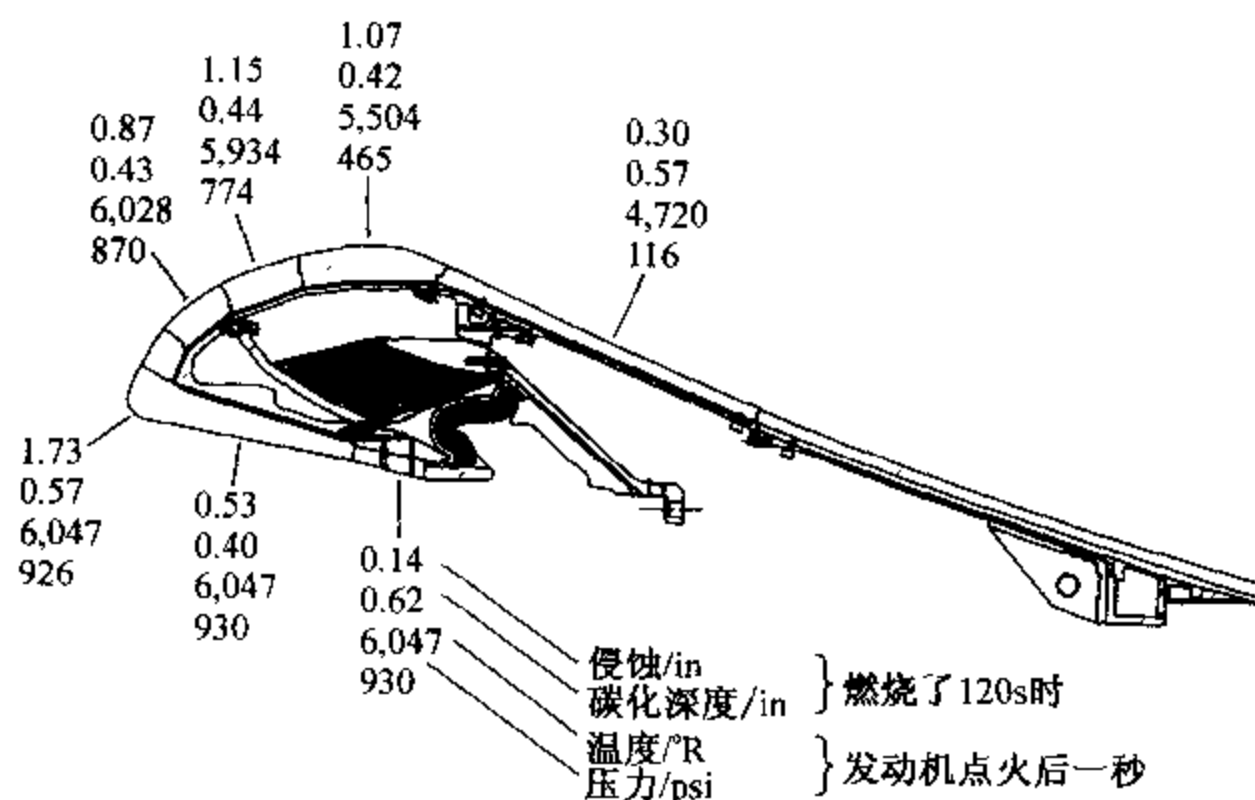


图 14-10 航天飞机可重复使用固体火箭发动机喷管的碳酚醛材料的侵蚀测量数据和碳化厚度数据 (Cordant 技术公司 Thiokol 推进部门提供)

经常采用首字母缩写 ITE 来表示一体化喉部/入口段, 它指单件喷管喉部镶块, 还包括了喷管收敛入口段的一部分。ITE 喉部镶块可在图 1-5、图 11-1、图 11-3 和图 11-4 中见到。

在工作期间, 喷管喉部侵蚀造成喉部直径扩大, 这是喷管设计中遇到的问题之一。通常, 对大多数固体火箭发动机而言, 喉部面积增大超过 5% 是不可接受的, 因为这将导致推力和燃烧室压力的下降。侵蚀不仅发生在喉部 (典型速率为 $0.01 \sim 0.25 \text{ mm/s}$), 而且发生在紧邻喉部区域的上游和下游截面, 如图 14-10 所示。由于侵蚀, 喷管组件将损失掉 3% ~ 12% 的初始死重。侵蚀是由高温高速的燃气流、气体中的化学腐蚀性组分和粒子的机械剥蚀之间复杂的相互作用造成的。喷管材料中的碳和 O_2 、 O 、 OH 或 H_2O 之类的组分反应后被氧化, 这些组分的总浓度是可能发生侵蚀的指标。表 5-6 和表 5-7 给出了含铝推进剂排气组分的化学浓度。富燃推进剂 (其中所含自由 O_2 和 O 很少) 和被 Al_2O_3 消耗了一些气态氧的推进剂不易造成侵蚀。喷管的非均匀侵蚀会造成推力偏心。

最佳的喷管型面需要通过分析 (采用特征线方法设计钟形喷管的计算机程序见 3.4 节) 确定, 这样的型面使得气体最迅速地转向沿喷管轴线方向流动, 同时不会引起激波和过多的 Al_2O_3 撞击到喷管壁面。图 3-14 给出了控制喷管型面设计的关键参数, 初始扩张半角 θ_1 (紧邻喉部下游的超音速流动起点的角度), 喉部到出口平面的长度 L , 出

口平面的出口扩张半角 θ_e ，以及回折角 $\theta_i - \theta_e$ 。典型的，当初始扩张半角在 20° 和 26° 之间、回折角在 10° 和 15° 之间时，可使排气中固体或液体粒子对喷管的冲击最小。钟形喷管（燃气中带有固体颗粒）的长度是扩张半角为 15° 的等效锥形喷管的 $80\% \sim 90\%$ 。喷管喉部入口型面通常基于双曲螺旋线设计，这样，在喉部平面可以使燃气流动均匀地加速到超音速。

14.2.3 吸热和喷管材料

火箭发动机在其工作期间永远不会达到热平衡。在工作期间，暴露在燃气流中的所有组件的温度一直在升高。在良好的热设计中，发动机关键位置的温度在发动机停止工作后的短时间内达到最大许用温度。喷管组件依靠其吸热能力（高比热和材料的高分解能量）和缓慢的传热（低导热率材料的良好绝热）抵抗温度梯度和热载荷造成的应力和应变。任何发动机材料的最大许用温度为刚好低于性能过度下降（材料失去强度、熔化、变得太软、断裂、高温分解、脱粘、过快的氧化）发生的温度。喷管工作时间由设计以及吸热和绝热材料用量决定。换句话说，喷管设计的目标是使喷管中各处吸热和绝热材料的质量刚好够用，使其结构和连接件在所有可能的工作条件下和整个工作期间都能正常地工作。

选择和应用合适的材料是固体火箭发动机喷管设计成功的关键。表 14-4 根据用途对

表 14-4 发动机喷管的典型材料及其用途

用途	材料	说明
结构和压力容器(喷管外壳)	铝 低碳钢、高强度钢、特种合金	限于 515°C 以内 取决于所用材料，在 625°C 到 1200°C 之间性能良好；刚度和强度好
喷管入口段和喉部的热沉材料和耐热材料；带有侵蚀的严酷的热环境和高速气流	模压石墨 热解石墨 钨、钼或其他重金属 含有酚醛树脂或塑性树脂的碳布或凯芙拉纤维布 碳-碳	仅适用于低燃烧室温度和低燃烧室压力；低成本 有各向异性导热系数 笨重、昂贵、易出现裂纹；耐侵蚀 对纤维方向敏感、烧蚀性材料、大型喉部使用 三维或四维交互编织纤维、高强度、昂贵、限于 3300°C 下使用
绝热层(在热沉层或阻燃层的背面)；不暴露在流动的燃气中	带有硅填充物或凯芙拉填充物的烧蚀塑料，酚醛树脂	要有低导热系数、良好的粘接性能、坚固性、抗侵蚀能力；可以是纤维缠绕或树脂浸渍纤维布的模压增强材料，再进行后续加工
阻燃层(暴露在低速燃气中)	烧蚀塑料(与绝热层相同，但所含填充物和耐磨橡胶基体更少) 含有酚醛树脂或环氧树脂的碳纤维、凯芙拉纤维或硅纤维 碳-碳	比碳-碳材料成本低，比许多绝热层的抗侵蚀性能好 纤维布或布带的模压增强材料；编织或模压，粘合到喷管壳体上 比其他材料耐高温，三维编织或模压
喷管出口锥	带有金属外壳结构的烧蚀塑料 难熔金属(钨、钼) 碳-碳，可能需要气密措施	笨重、工作时间有限；纤维布或编织布带模压，粘合到喷管外壳上 辐射冷却、强度高、需要抗氧化涂层；可以很薄，限制在 1650°C 下使用，使用时间无限制 辐射冷却，比金属许用温度更高；二维或三维编织，高强度，多孔

各种典型的喷管材料进行了分组。固体发动机的高温排气，特别是采用含金属推进剂时的高温排气，将喷管材料置于一个非常严酷的工作环境中。

大约 60 年前，喷管用一块**模压多晶石墨**制造，有的还采用金属外壳结构作支撑。多晶石墨喷管易受侵蚀，但成本很低。今天短时间、低室压、小推力、飞行高度低的火箭发动机中仍使用它们，例如在某些战术导弹中。对于更为严酷的条件，需要在石墨件中镶入喉衬或 ITE，喉衬采用密度更大、质量更好的石墨。此后，开始应用热解石墨衬垫和纤维增强碳材料。在一段时间内，也使用过钨喉衬，它们的抗侵蚀能力很好，但沉重并经常断裂。此后引入了**热解石墨**，并且至今仍在小喷管喉衬中使用，如图 14-7 所示。高强碳纤维和碳基体曾是高温材料的重大进步。于是，小尺寸和中等尺寸喷管的 ITE 段就开始采用**碳-碳**材料制造。碳-碳是在碳基体中加入碳纤维的缩写（参见文献 14-9）。正如下面将论述的那样，纤维的方向可以是二维的，也可以是三维的。所有这些材料的部分性能列于表 14-4 和表 14-5 中。对于大型喷管，当时已有的技术还无法制造大型的三维碳-碳 ITE 段，因此采用碳纤维（或硅纤维）布在酚醛树脂中浸渍得到的增强材料来制造。

表 14-5 模压石墨、热解石墨、碳-碳、碳布酚醛、硅布酚醛物性的比较

	ATJ 现代石墨	热解石墨	在碳基体中的 三维碳纤维	碳布酚醛	硅布酚醛
密度/(lb/in ³)	0.0556	0.079	0.062 到 0.072	0.053	0.062
热膨胀率/[in/(in·°F)]	0.005 到 0.007	0.0014(经向) 0.0432(纬向)	1 到 9×10^{-6}	8.02×10^{-6}	7.6×10^{-6}
室温下的导热系数/ [Btu/(in·s·°F)]	1.2×10^{-3} 1.5×10^{-3}	4.9×10^{-5} (经向) 4.2×10^{-5} (纬向)	2 到 21×10^{-5} (经向) 8 到 50×10^{-5} (纬向)	2.2×10^{-3} (经向) ^a	1.11×10^{-3} (经向) ^a
室温下的弹性 模量/psi	1.5×10^6 (经向) ^a 1.2×10^6 (纬向) ^a	4.5×10^6 (经向) ^a 1.5×10^6 (纬向) ^a	35 到 80×10^6	2.86×10^{-6} (经向) ^a 2.91×10^{-6} (纬向)	3.17×10^{-6} (经向) ^a 2.86×10^{-6} (纬向) ^a
剪切模量/psi	—	0.2×10^6 (经向) ^a 2.7×10^6 (纬向) ^a	—	0.81×10^6	0.80×10^6
侵蚀速率(典型值) /(in/s)	0.004 到 0.006	0.001 到 0.002	0.0005 到 0.001	0.005 到 0.010	0.010 到 0.020

^a 经向为纤维的主方向，纬向为与经向垂直的方向。

紧靠喉部的上游和下游区比喉部传热少、侵蚀小、温度低，不太昂贵的材料通常就可以满足要求。这包括各种等级的石墨或烧蚀材料、浸渍在酚醛树脂或环氧树脂基体中的高强高温纤维（碳或硅），这些材料将在本节的后面部分加以讨论。图 16-6 示出了一个带有多层**绝热层**的活动喷管，多层绝热层在直接受热的石墨喷管段的背面。这些绝热层（在非常热的喉衬和壳体之间）限制了热传递，防止壳体过热。

在喷管**扩张出口段**，热传递和温度比喷管的其他部位要低，这里可以采用类似的性能较低、但价格较便宜的材料。喷管出口段和喉部可以制成一体（正如在大多数小型喷管中那样），也可以将出口段分成一段或两段部件，然后固定到直径较小的喉部。这里可以使用的烧蚀材料，采用短纤维或绝热陶瓷颗粒制成，无需使用如同纤维布或纤维带中那样有排列方向的纤维。大面积比喷管（用于上面级或空间运输）经常伸到飞行器的尾锥平面外面，这样就可以采用辐射冷却，因为暴露在外面的出口锥段可以通过辐射将

热量投射到太空中。在一些上面级或者航天器的喷管出口锥上,已经使用了采用辐射冷却的轻而薄的耐高温金属材料(铌、钛、不锈钢或一薄层碳-碳壳体)。因为辐射冷却的喷管出口段达到了热平衡,所以其使用寿命是无限长的。

喷管外壳和结构支撑采用同金属壳体相同的材料,例如钢或铝制造。外壳决不允许过热,一些小型、简单的喷管(通常分成一段、两段或三段,多数采用石墨喉衬)不需要单独的外壳结构,而是采用 ITE(一体化喉部/入口段)结构。

估算不同时刻喷管内部温度和温度分布可以采用二维有限元素差分方法进行**瞬态传热分析**,该方法在原理上同 8.3 节描述的瞬态传热分析方法类似,见图 8-21。点火以后,通过暴露在燃气中的较热的内侧零件向较冷的外侧导热,喷管温度到达平衡值。有时在点火后,喷管外部温度会超过温度限而受到破坏。喷管关键部件的**结构分析**(应力和应变)有赖于确定部件温度的传热分析,因为结构分析要采用合适的材料物性,而材料物性是与温度有关的。喷管设计还必须考虑到材料的热膨胀以及相邻零件之间热膨胀的差异。

ITE(一体化喉部/入口段)或喷管喉衬的典型材料列于表 14-5 中。它们暴露在最严酷的传热、热应力和高温环境中,其物性通常是各向异性的,也就是说,它们的物性随晶体结构的取向或增强纤维方向的变化而不同。**多晶石墨**靠挤压或模压成型,不同等级的产品有不同的密度和性能。正如前面提到的,它们广泛应用于简单喷管和 ITE 零件。**热解石墨**具有强烈的各向异性,在主方向上有很好的导热性能。一个采用热解石墨的喷管见图 14-7。热解石墨是在充满甲烷气体的炉内,通过在基体上沉积石墨晶体制造出来的。热解石墨应用正在减少,但在现存的较早设计的火箭发动机中仍有使用。

碳-碳材料是由在**碳基体**中仔细定向的**碳纤维**制成。二维碳-碳材料在两个方向上有纤维,三维材料在三个方向(彼此成直角)有纤维分布,四维材料在与其他三个方向大致成 45° 的方向上有另外一组纤维。将液体有机树脂注入纤维间的空隙中,然后加压复合体,使填充物加热后碳化,还要经过进一步的注射和增密过程使其致密,最后在 2000°C 以上的温度中进行石墨化。碳-碳虽然昂贵,但适合喷管使用。高密度碳-碳材料在类似于喉部这样的高换热区有优良的表现。多维纤维增强材料能更好地承受零件内大温度梯度引起的高热应力。

烧蚀材料

烧蚀材料不仅在火箭发动机喷管中经常采用,而且也出现在一些绝热材料中。烧蚀材料通常是将高温有机或无机高强纤维,即高硅氧玻璃纤维、芳纶(凯芙拉)纤维或碳纤维浸渍在有机塑性材料,例如酚醛或环氧树脂中形成的复合材料。这些纤维可以是单股的,也可以是纤维带(在缠绕机上形成几何图案),或者是编织布或编织带,但都要浸渍在树脂中。

烧蚀是一个包括表面融化、升华、碳化、气化、深层分解和液膜冷却的综合过程。如图 14-11 所示,烧蚀材料的退移层发生吸热降解,也就是发生吸热的物理和化学变化。当部分烧蚀材料气化(有些类型的烧蚀材料还会有黏性的液相),大量炭化的多孔固体材料留在表面,保持了基本几何形状和表面完整性。火箭发动机开始工作时,烧蚀材料的作用相当于热沉,但其低导热系数导致表面温度迅速上升。在 $650\sim 800\text{ K}$,一些树脂开始吸热分解,成为多孔炭化层和热解气体。随着炭化层厚度的增加,当热解气

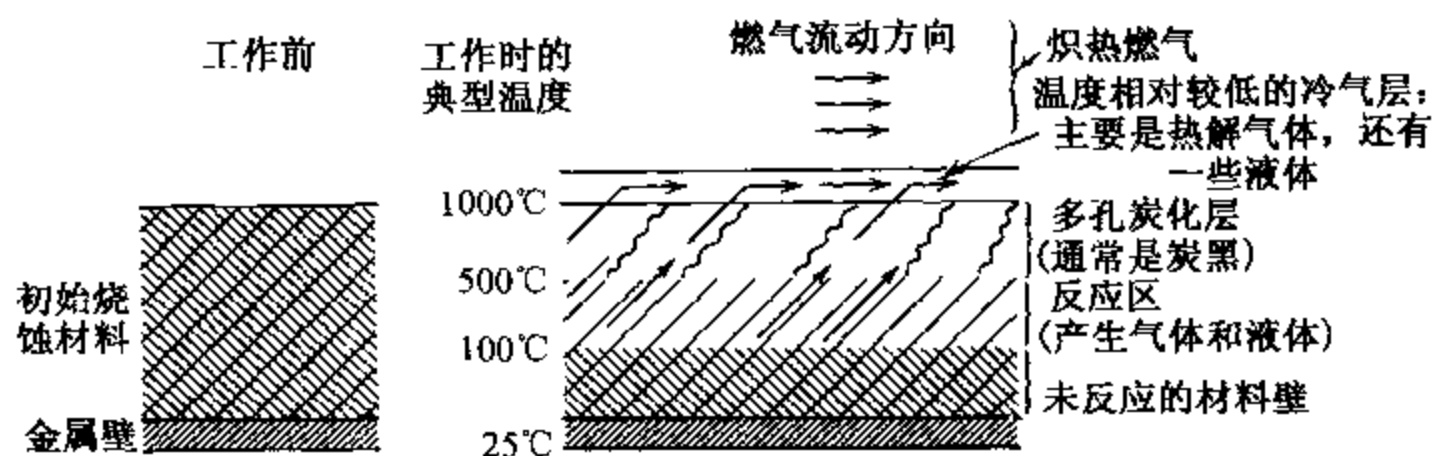


图 14-11 火箭发动机工作时纤维方向与燃气流成 45° 的烧蚀材料的分区

体沿着与热流相反的方向渗流通过炭化层时发生吸热裂化过程。这些气体在炭化表面形成一个富燃、保护性、相对低温但稀薄的边界层。

由于炭化层中几乎都是碳，能承受 3500 K 的高温，故多孔的炭化层使喷管的原始表面得以保留下来（但带有粗糙的表面纹理），保持了喷管的几何完整性。炭化层的强度较差，会被燃气中的固体粒子直接碰撞而破坏或磨蚀掉。如图 1-5、图 6-10、图 11-1~图 11-4 和图 14-10 所示，燃烧室或喷管的部分或全部采用了烧蚀材料结构。

烧蚀零件要么采用高压模压（在 149℃、约 55~69 MPa 的温度和压力下）成型，要么在成型芯模上缠绕纱带以后，在 1000~2000 psi 压力和 300℃ 温度下高压固化成型。纱带缠绕法是大型喷管成型的常用方法。缠绕过程一般包括加热成型芯模（约 54℃）、加热纱带和树脂（66~121℃）、纤维材料带在张力下缠绕（35000 N/m）几个步骤。在绕线的同时，缠绕部位要喷射树脂，并且保持适当的绕线速度、纱带张力、缠绕方向和树脂流量。经验表明，缠绕后密度是缠绕过程可接受性的重要指标，期望的密度应该接近热压密度的 90%。树脂成分通常在 25% 和 35% 之间，视纤维增强材料和特定的树脂和填充物的不同而变化。一般固化的烧蚀材料的力学性能以及火箭发动机工作期间材料的耐用性，同固化材料的密度紧密相关。在最优的密度范围内，低密度通常意味着加强层的粘合较差、孔隙率高、强度低并且侵蚀率高。

在液体火箭发动机中，对于很小的推力室（没有足够的再生冷却能力）、脉冲或可重复启动的航天器控制用火箭发动机以及变推力（可节流）的火箭发动机，烧蚀比较有效。图 6-10 示出了一个大型液体火箭发动机烧蚀喷管的扩张段。

很多烧蚀材料和其他纤维基材料的传热特性与其设计、组分和构造有关。图 14-12 给出了几种常见的纤维排布方向和路线。不管纤维是纱带还是纤维布、是纤维丝还是短纤维的形式，纤维增强的方向对复合喷管的抗侵蚀能力都有显著的影响（侵蚀数据见图



图 14-12 三种不同类型的纤维增强烧蚀材料的示意图

14-10)。当纤维增强方向垂直于气流方向时，由于热传导路径短，传给壁面内部的热量多。当与壁面气流成 $40\sim 60^\circ$ 角时，抗侵蚀效果好。对于给定的设计，喷管制造中的变数使喷管寿命的变化很大，这些变数包括缠绕方法、模压方法、固化方法、树脂批处理过程和树脂来源。

14.3 点 火 器

13.2 节已描述过点火过程，12.5 节简要地提到了一些点火器中使用的推进剂。本节讨论特定的点火器的类型、位置及其部件（参见文献 14-10）。

由于点火器装药量很少（经常少于发动机装药量的 1%），而且大多数在低室压（低 I_s ）下燃烧，所以对发动机总冲的贡献很小。设计者的目的在于将点火药量和点火器硬件质量减到最小，只要能保证在所有工作条件下正常点火即可。

图 14-13 给出了几种不同的点火器安装位置。当点火器安装在前封头上时，燃气流过主装药表面，对实现点火有帮助。点火器安装在后面时，燃气运动很少，特别是在前封头附近，点火只能靠点火器燃气的温度、压力和传热。如果安装在喷管上，点火器及其支撑件在点火器用完全部点火药后被抛弃，因此没有点火器壳体造成的死重。点火器有两种基本类型：烟火点火器和发热式点火器，下面将对二者进行讨论。

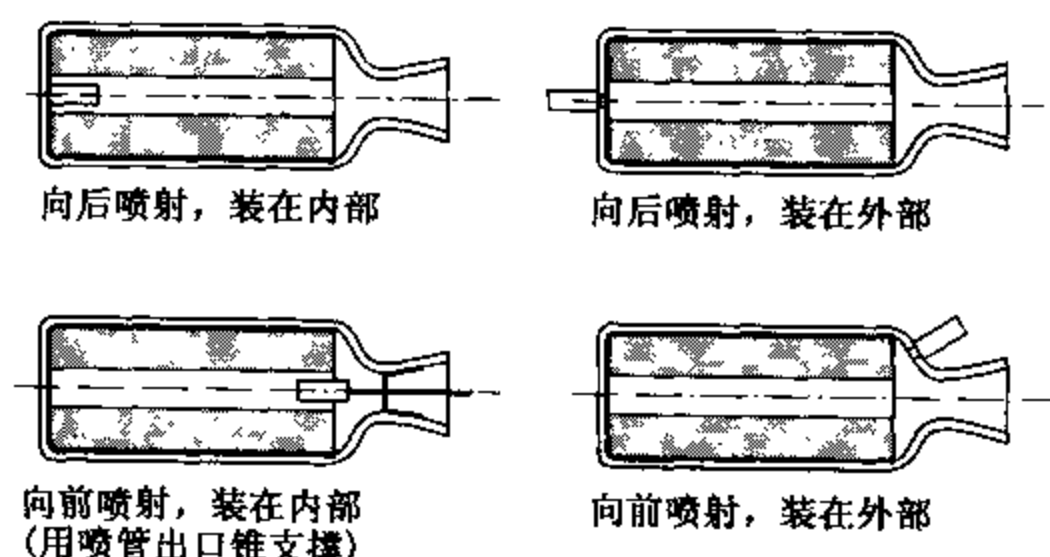


图 14-13 点火器安装位置选择简图。未示出药型

14.3.1 烟火点火器

在工程实践中，烟火点火器定义为（与下面将定义的发热式点火器不同）采用固体炸药或与推进剂类似的含能化学成分（通常是具有大燃面和短燃烧时间的推进剂小颗粒）作为发热物质的点火器。这个定义适用于多种点火器设计，如通常所说的袋式和碳棒式点火器、点火药盒，塑料壳式点火器、药粒簍式点火器、多孔管式点火器、可燃壳体点火器、胶筒式点火器、带式点火器或片式点火器。常见的药粒簍式点火器设计见图 14-14，这是一种典型的烟火点火器。药粒中含有 24% 的硼、71% 的过氯酸钾和 5% 的黏合剂。主装药的点火是分阶段完成的。首先，接到点火信号后，起爆器（通常称为发火管或发火药）内的少量敏感的粉末状烟火剂中的能量被释放出来；然后，发火药释放的热量点燃传爆药；最后，推进剂主装药被点燃。

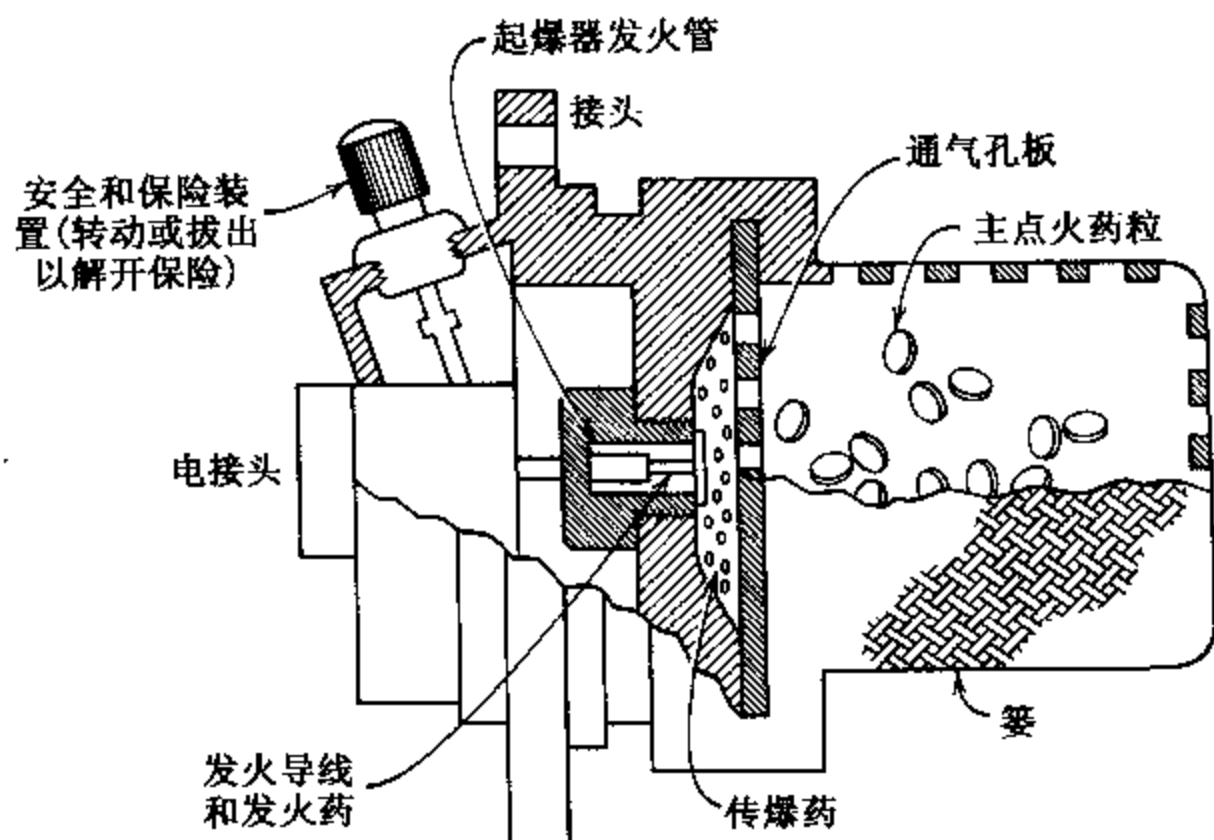


图 14-14 带有三种不同点火药顺序点火的典型的烟火点火器

烟火点火器的一种特殊形式是**表面粘接式或装药镶嵌式**点火器。这种点火器的发火管被装两个薄片间的夹层内，与装药接触的那一层是烟火剂主装药。这种形式的点火器用于带有两个或多个端燃药柱的多脉冲发动机上。这些发动机的第二脉冲和接下来的脉冲的点火对可用空间、与装药的相容性、寿命以及传爆药工作期间的造成的温度和压力有特殊的要求。平板点火器的优点在于质量轻、体积小和装药表面的热流高。点火器所用的任何惰性材料（例如电线或陶瓷电绝缘体）在点火期间通常被吹出发动机喷管，这些材料的撞击会造成喷管损伤或堵塞喷管，特别是设计时没有考虑让其破碎成小块的情况下更是如此。

14.3.2 发热式点火器

发热式点火器一般是一个用来点燃大型火箭发动机的小型火箭发动机。它不是用来产生推力的。所有的发热式点火器都采用一个或多个小喷管，喷管既可以是音速的也可以是超音速的，大多数发热式点火器采用一般火箭发动机的装药配方和设计技术。发热剂向发动机装药的传热主要是与装药表面接触的燃气的对流，这与烟火点火器发出强烈的辐射能完全不同。图 11-1、图 11-2 和图 11-20 是装有典型的发热式点火器的火箭发动机。图 16-5 中的点火器有三个喷管和一个高燃速的圆柱装药。发热式点火器的发火管和传爆药的设计与烟火点火器的设计极为相似。发热式点火器主点火药的反应产物冲击到发动机装药的表面，造成发动机点火。大型发动机通常的做法是将发热式点火器安装在发动机外面，其射流朝上射入大型发动机的喷管。在这种情况下，点火器就成了地面发射设备的一部分。

通常采用两种方法防止发动机点不着火或误点火：一种是采用传统的**安全解除保险装置**，另一种是在发火管的设计中考虑**安全保险措施**。意外点火常常是一场灾难，其能量来自：①静电；②电磁辐射（如雷达）的感应电流；③地面测试设备、通讯设施或

飞行器附近电路的感应电流；④装卸和操作过程中的热、振动和冲击。从功能上说，安全和解除保险装置就像一个电开关，保证发动机不工作时点火器电路接地。在一些设计中，它还在机械上错开或阻隔一系列的点火动作，这样即使引爆药被点燃也不会发生意外点火。但安全和解除保险装置转到解除保险位置时，点火火焰能可靠地传播到传爆药和主装药上。

发动机中的电发火管也可称为电爆管、热线点火塞、起爆器，有时则称为点火头。它们总是构成点火序列的初始元素，如果设计得当，可以作为防止发动机意外点火的安全装置。图 14-15 示出了三种典型的电发火管设计方案。(a) 和 (b) 都构成了发动机壳体的一个零件，通常作为点火头。在整体隔板式点火器 (a) 中，初始点火能量以激波的形式穿过隔板激活被动药，而隔板还保持完整。同样的原理还用于将激波传过金属壳体或纤维缠绕壳体的金属嵌入物，此时壳体不需要开孔或密封。点火头 (b) 类似一个简单的热线点火塞，在点火药中埋入了两根高阻抗桥丝。爆炸桥丝设计 (c) 采用一根低阻抗材料的细桥丝 (0.02~0.10 mm)，该桥丝材料一般为白金或金，施加高电压负载时就会熔爆。

点火器的安全措施是点火器的基本设计特征，其出现形式包括：①触发需要的电能

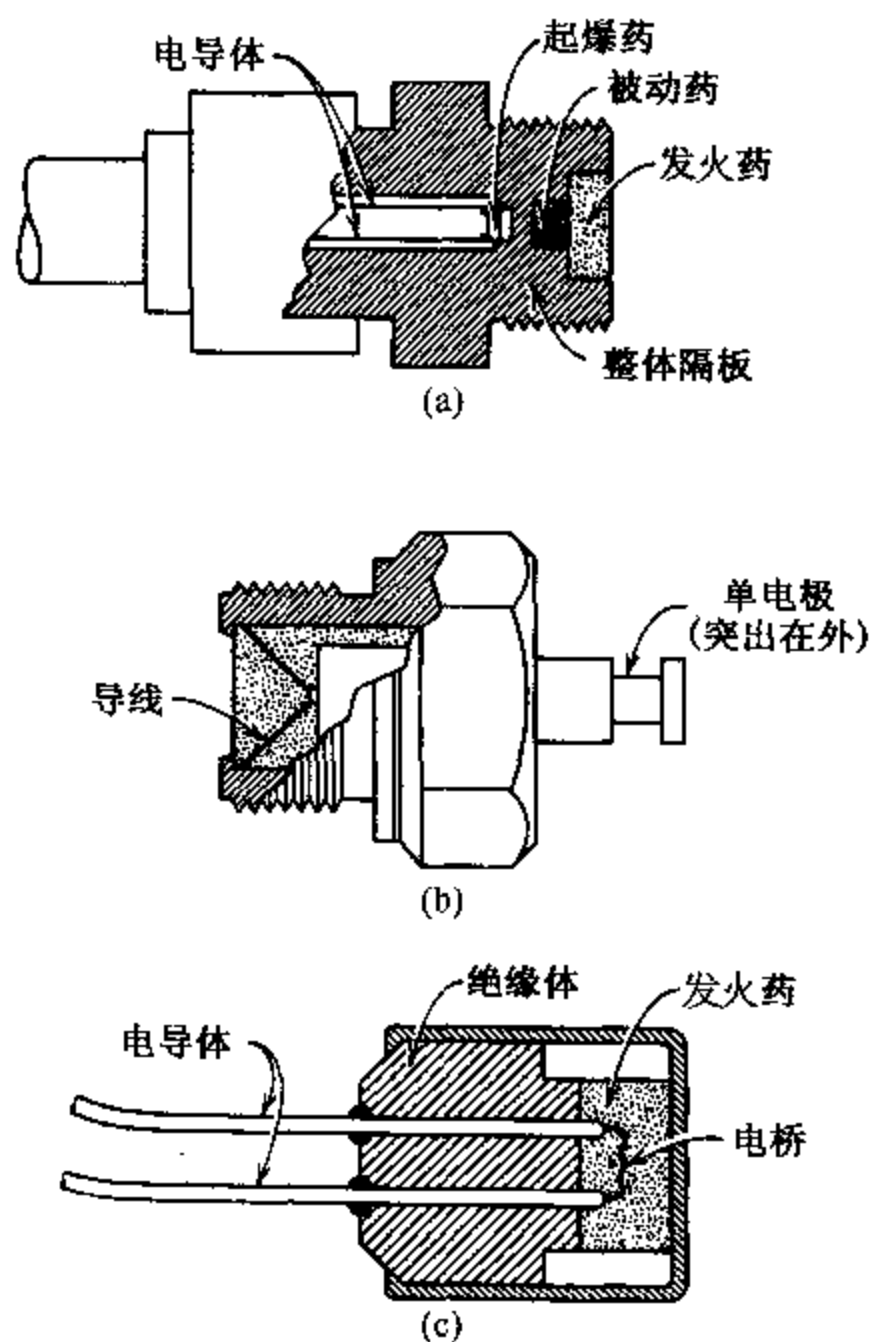


图 14-15 典型的电发火管：(a) 整体隔板型
(b) 双桥丝电极塞型 (c) 爆炸桥丝型

下限；②电压阻隔装置（通常是点火电路中的气隙或半导体）；③只对一个特定能量脉冲或频带作出响应。这些安全措施总是要在某种程度上与传统的安全和解除保险装置所提供的安全性进行折衷考虑。

一种触发点火器的新方法是使用激光能量启动发火药的燃烧。这种点火器不存在感应电流或其他疏忽的电起爆造成的问题。点火能量来自发动机外部的小型钕/YAG 激光器，通过光纤传到烟火点火器的发火药上（参见文献 14-11）。有时在壳体或封头壁面上开设的光学窗口，就可以让发火药装在壳体内部。

14.3.3 点火器分析和设计

触发点火、传热、推进剂分解、爆燃、火焰传播和燃烧室充填的基本理论，对于烟火点火器和发热式点火器的设计应用来说是相同的。一般来说，在点火器设计中考虑的物理和化学过程的数学模型还远不够完整和精确。见参考文献 13-1 中 Hermance 所著的第五章及参考文献 14-10 中 Kumar 和 Kuo 所著的第六章。

不管何种类型的点火器，其设计都主要依靠试验结果，包括过去全尺寸发动机成功和失败的经验教训。一些重要参数的影响完全可以通过现有发动机的数据预测出来。例如，图 14-16 有助于估算各种尺寸（发动机自由容积）发动机点火器主装药质量。从这些数据中可得

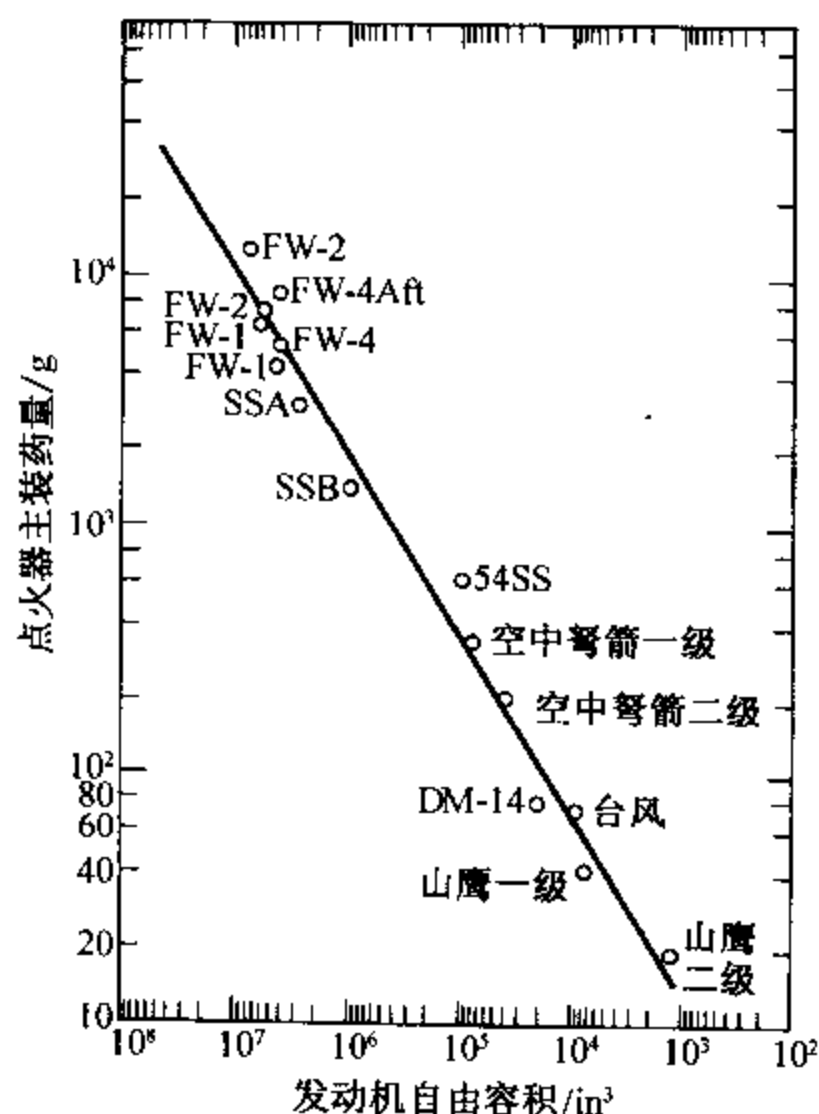


图 14-16 点火器装药量与发动机自由容积之间的关系，这是建立在使用 AP/Al 复合推进剂的各种尺寸火箭发动机的经验基础上的（经许可摘自文献 14-12）

$$m = 0.12(V_F)^{0.7} \quad (14-4)$$

式中 m 是以克为单位的点火药量, V_F 为以立方英寸为单位的发动机自由容积或发动机壳体中未被装药占据的空间。点火药质量流率越大, 点火延迟越短。点火时间和事件示于图 13-3 中。

14.4 火箭发动机设计方法

尽管各种固体火箭发动机设计中有很多共同之处, 但没有一种简单、普遍的过程或设计方法。各类不同用途有不同的设计要求, 不同的设计师及其所在单位有不同的设计方法、背景知识、设计步骤或设计重点。设计方法也随着有关设计内容的数据掌握量、推进剂、装药、硬件、材料的变化而变化, 随创新(很多“新”发动机实际上是现有成功发动机的改进型)程度的不同而变化, 或随现有的经过验证的计算机分析程序的多少而变化。

通常, 下面各项是发动机初步设计过程的一部分。我们从飞行器或发动机的需求分析开始, 这些需求列在表 14-6 中。如果要设计的发动机同现有成功的发动机有些类似, 这些成功发动机的参数和飞行经验将有助于减少设计劳动, 并增加设计的可靠程度。通常在初步设计之初就要对推进剂和药型作出选择。推进剂的选择已在第十二章讨论过了, 装药设计已在第十一章讨论过了。推进剂并不总是很容易就满足性能(I_s)、适合推力时间曲线的燃速和强度(最大应力和应变)这三个关键要求。一种性能良好的推进剂、一种成功的药型或试验表现良好的那部分硬件总是被优先采用, 并经常作些修改以适用于新用途。同全新开发相比, 使用经证明成功的推进剂、装药设计或硬件部件省去了许多分析和试验工作。

表 14-6 固体火箭发动机的典型要求和限制

要 求	例 子
用途	任务定义, 飞行器和推进装置要求, 飞行轨迹, 机动, 环境
功能	总冲, 推力时间曲线, 点火延迟, 发动机初始质量, 比冲, 推力矢量控制的角度和加速度, 装药百分数, 危险性 1.1 到 1.3 级, 燃烧时间, 所有这些参数的许用极限
界面	与飞行器的连接、舵、推力矢量控制系统、能源供应、仪器、提升和运输特性、药柱损伤、控制信号、运输包装
操作	储存, 发射, 飞行环境, 温度极限, 运输载荷和振动, 羽流特征(烟、有毒气体、辐射), 寿命, 可靠性, 安全和解除保险设备的操作, 现场检查
结构	飞行器(飞行机动时)施加的载荷和加速度, 抵抗飞行器振荡的刚度, 安全系数
钝感军需品(军事用途)	对快慢走火的反应, 子弹的冲击, 感应起爆, 冲击试验
成本和进度	限于所分配的时间和资金
停用	推进剂的去除或回收方法, 过期发动机的安全处置
限制	容积、长度或直径的限制, 可接受的最低性能, 最大成本

发动机设计中应该进行结构完整性分析, 至少应对应力或应变可能超过装药承受极限一些的地方, 或者工作在载荷或环境极限下的关键零件进行分析。还应该进行喷管分析, 特别是当喷管很复杂或包括推力矢量控制时。喷管分析在本章的前面小节中已简要叙述过了。如果燃气流动分析表明在某段燃烧期间可能发生侵蚀燃烧, 就必须确定该侵

蚀燃烧是可以忍受的还是过度的，需要对推进剂、喷管材料或药型作出修改。通常还对装药空腔进行初步的谐振分析，目的在于识别可能的燃烧不稳定模式（见第十三章）。另外，通常还要进行发动机性能分析、传热分析以及关键位置的应力分析。

在推进剂配方选择、药型设计、应力分析、热分析、主要零部件设计及其制造过程之间，存在相当多的相互依赖和反馈。很难在不考虑其他因素的情况下单独完成其中的一项设计分析。每项分析都可能需要反复多次。来自试验室样机、缩比发动机和全尺寸发动机的试验数据对这些设计步骤有很大的影响。

绘有发动机关键部件的初步草图或 CAD（计算机辅助设计）图应该足够详细，能够提供尺寸及合理的、精确的标注。例如，绝热层初步设计（经常和传热分析一道）将提供绝热层的初步尺寸。草图可用来估算容积、死重和装药质量，这样就得到了装药质量百分数。

如果这些分析或草图表明有潜在的问题或可能发生结构失效，无法满足最初的设计要求或限制，通常就要修改设计，可能需要对推进剂或药型等作出改动。发动机设计改变了，设计过程需要重新进行。如果提出的改动太复杂或没效果，那么改变发动机设计要求可能是解决个别与设计要求不符问题的方法。在原始设计和最终设计之间有多次反复是正常的。任何重大新特征都会导致额外的开发和试验，以证实其性能、可靠性、操作或成本，这意味着需要更长的开发周期和额外的资源。

火箭发动机初步设计和开发活动的一个详细方法的简图见图 14-17。还有很多其他步骤没有表示在图中，例如点火器的设计和试验、衬层/绝热层的选择、推力矢量控制装置设计和试验、可靠性分析、备用设计方案的评估、材料技术规范、检测/质量控制步骤、安全措施、特殊的试验设备、特殊的试验仪器等等。

如果对发动机的性能要求苛刻而且很高，就需要研究性能和各种其他参数的累积误差。例如，对推进剂密度、喷管喉部直径（侵蚀）、燃速系数、初始燃面、装药量或压力指数要指定合理的误差限。反过来，这些误差限将会反映到工艺制订、细节检查、尺寸公差或推进剂组分称量精度的限制中去。成本永远是设计的主要因素，一部分设计精力要花在寻找低成本材料、更简单的制造工艺、更少的装配步骤或更低成本的零件设计上。例如，铸件的模具、壳体缠绕的芯棒、绝热层模压的模具就很贵。如果设计师、推进剂专家、分析人员、用户代表、制造者、测试人员、有关供货方之间有良好的沟通和合作精神，完成设计所需时间将被缩短。参考文献 14-13 论及一个助推器发动机设计中的一些不确定因素，参考文献 14-14 讨论了优化设计问题。

项目初步计划现在通常和初步设计工作同时制订。十年前或更早以前项目计划在初步设计完成后才制订。随着今天对低成本的强烈关注，人们在设计工作之初就开始了降低所有零部件成本和加工成本的工作。项目计划反映了将要生产的发动机和关键零件的数量、关键材料和零件的可得性和交付时间、试验（包括老化试验和鉴定试验）的种类和次数这些要素的决策和定义。项目计划指定了要使用的生产设备、检测设备和试验设备以及人员（当需要他们时）的数量和种类，或者特殊的工装夹具。要作出真实的**成本估计**和制定**初步进度**，就需要上述决策和数据。如果超过了允许的成本或希望的交付进度，计划必须作一些改动。例如，这可能包括生产数量的变动、试验次数和试验种类的变动、简化设计或采用更低成本的部件等。但是这些变动不能牺牲可靠性或性能。当要

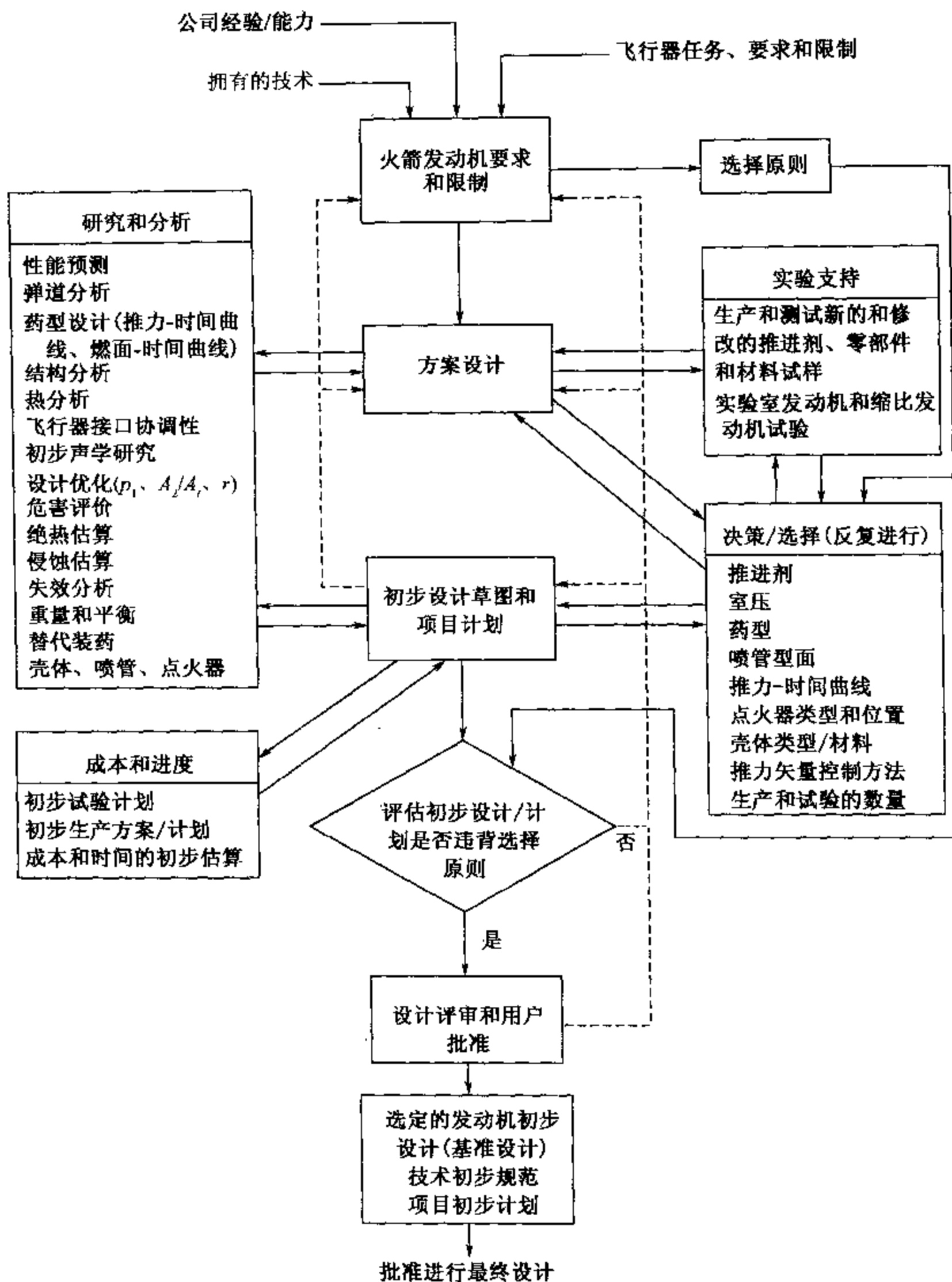


图 14-17 初步设计顺序和相互关系的一种方法的简图。虚线指明了一些反馈路径。

这里列出的有些项目只适用于某些类型的火箭发动机

设计的火箭发动机还没有被明确定义或者没有被充分详细地设计时,要制订一个好的计划,以及作出准确的成本和时间估算是很困难的。因此这些计划和估算很大程度上依赖于以前相似的火箭发动机的成功经验。

初步设计的最终成果包括发动机选定结构的草图或 CAD 图、性能的预测、发动机质量的估算(如果需要,还要给出重心的移动),推进剂、装药、药型、绝热层以及一些零部件的关键材料的选定。如果有数据支持的话,最终成果中还要加上发动机可靠性和寿命预测的评估。在所选初步设计的评审时要提供所有上述信息。评审工作由发动机专家、飞行器设计人员、安全工程师、制造、装配和检验专家、用户代表、分析师等各类人员组成的一个小组承担。评审时,初步设计小组解释为什么他们会选择这样的设计及其设计是如何满足设计要求的。称职的评审人通常会给出修改和完善设计的建议。项目计划、初步的成本估算、初步的进度表有时和设计一道评审,但更多时候是提交给另外的专家组评审,或者只交给用户专家评审。

设计方案评审和所选的初步设计方案通过后,就可以开始所有零部件的详细设计工作或定型设计工作,以及设计规范的编写工作。在制造和开发试验中,可能有必要改变设计以改进加工性、降低成本和纠正明显的技术问题。在许多组织中,最终的详细设计在生产之前还要再次提交进行设计审核。审核通过后就可以开始新发动机的样机试验了。一些继承了以往发动机的成功经验的大型而又昂贵的发动机,研制中可能只有一次发动机点火试验。对于大批量生产的发动机和有重大新特征的发动机,其研制和鉴定可能包括 10~30 台发动机的点火试验。当全部详图或 CAD 图纸以及最终的零件清单完成,并且发动机试验说明书、制造工艺说明书、材料/零件验收说明书都准备好后,定型设计结束。当发动机成功通过其研制和鉴定试验并且开始交货生产时,就认为定型设计已完成。

例题 14-1 本例给出了一种初步确定复合推进剂固体火箭发动机设计参数的方法。火箭在高空发射并以不变的高度飞行,已知数据如下,

比冲(实际)	$I_s = 240\text{s}$ (高空,压力为 1000 psi)
燃速	$r = 0.8 \text{ in/s}$ (压力为 1000 psi,温度为 60°F)
推进剂密度	$\rho = 0.066 \text{ lbf/in}^3$ (在海平面)
比热比	$k = 1.25$
燃烧室压力,名义值	$p_1 = 1000 \text{ psi}$
要求的平均推力	$F = 20000 \text{ lbf}$
飞行器最大直径	$D = 16 \text{ in}$
要求的工作时间	$t_b = 5.0 \text{ s}$
环境压力	3.0 psi (在高空)
飞行器有效载荷	5010 lb (包括结构)

要求大致呈恒面燃烧。

解

a. 基本设计

根据公式(2-2)和(2-5)可得总冲 I_t 和推进剂在海平面的重量 w_b 。 $I_t = Ft_b = I_s w_b = 20000 \times 5.0 = 100000(\text{lbf} \cdot \text{s})$ 。推进剂重量为 $100000/240 = 417(\text{lbf})$ 。允许的装药制造公

差和残药造成的损失为2%,则装药总重为 $1.02 \times 417 = 425(\text{lb})$ 。装药所需体积为 $V_b = w_b/\rho = 425/0.066 = 6439(\text{in}^3)$ 。装药肉厚为 $b = rt_b = 0.80 \times 5 = 4.0(\text{in})$ 。

b. 壳体尺寸

壳体外径限定为 16 in。采用拉伸极限强度为 220000 psi 的热处理钢。壁面厚度 t 可用简单周向应力公式(14-1)确定, $t = (p_1 D)/(2\sigma)$ 。式中 p_1 的值取决于所选的安全系数,而安全系数又依次取决于壁的加热以及过去使用这种材料的经验等。考虑到表面划伤、复合应力和在粗糙场地中的搬运等因素,建议安全系数取为 2.0。 D 是到壁面中心的平均半径。壁面厚度 t 为

$$t = 2.0 \times 1000 \times 15.83 / (2 \times 220000) = 0.086(\text{in})$$

假设前封头为半球形,靠喷管端为类似图 11-1 的球截体形。

c. 药型

装药浇铸在壳体中,采用平均厚度为 0.100 in 的弹性材料作为装药和壳体内壁间的绝热层,绝热层在圆柱段和前封头区域的实际厚度将小于 0.10 in,而喷管入口处却要厚得多。药柱的外径 D 由壳体和衬层的厚度确定,为 $16.0 - 2 \times 0.086 - 2 \times 0.10 = 15.62(\text{in})$ 。简单的管形装药的内径 D_i 为其外径 D_o 减去两倍的肉厚,即 $D_i = 15.62 - 2 \times 4.0 = 7.62(\text{in})$ 。对于简单的柱形装药,其体积决定了装药的有效长度,这可从下列公式给出:

$$V_b = \frac{\pi}{4} L (D_o^2 - D_i^2)$$

$$L = \frac{6439 \times 4}{\pi(15.62^2 - 7.62^2)} = 44.05(\text{in})$$

所以,肉厚系数为 $2b/D_o = 8/15.62 = 0.512$ 。长径比(近似的)为 $44.05/15.60 = 2.82$ 。

对于这样的肉厚系数和长径比的装药,表 11-4 建议采用带有锥形翼片的内燃管形药。这里选择锥柱形装药,尽管开槽管形和翼柱形装药也能满足要求。这些药型如图 11-1 和 11-17 所示。初始燃面和平均燃面由公式(11-1)和(2-5)给出,即 $F = \dot{w}I_s = \rho_b A_b r I_s$,

$$A_b = \frac{F}{\rho_b r I_s} = \frac{20000}{0.066 \times 0.8 \times 240} = 1578.3(\text{in}^2)$$

现在必须将实际装药设计成能装入带有球形封头的壳体中。因此,它不是一个简单的圆柱形装药。将燃烧室容积减去药柱空腔体积就得到药柱所占的近似体积。装药在前封头处为一个完整的半球,在喷管端为一个球缺(一个完整半球体积的 0.6 倍)。

$$V_b = \frac{1}{2}(\pi/6)D_o^3(1 + 0.6) + (\pi/4)D_o^2L - (\pi/4)D_i^2(L + D_i/2 + 0.3D_i/2) = 6439\text{in}^3$$

该式用于计算 L ,代入 $D_o = 15.62 \text{ in}$ 内径 $D_i = 7.62 \text{ in}$,答案是 $L = 36.34 \text{ in}$ 。这个中空管形装药的初始燃面大约为

$$\pi D_i(L + D_i/2 + 0.3D_i/2) = 1113 \text{ in}^2$$

要求的燃面为 1578 in^2 ,比上述燃面大了 465 in^2 ,因此,要增加的这块 465 in^2 的燃面只有通过柱形装药上开锥环或在管形装药上开槽得到。实际上,应该对药型进行详细的几何研究,以便计算出任意短时间间隔后的瞬时燃面,并选取一个 A_b 近似为常数的具

体药型。这个例子没有对装药进行初步的应力和延伸率分析,但实际上应该作这样的分析。

d. 喷管设计

喷管参数可根据第三章中确定。当 $k=1.25$, 压力比 $p_1/p_2=1000/3=333$ 时, 推力系数 C_F 可以从图 3-6、图 3-7 和图 3-8 或者公式 (3-30) 中得到, 因此 $C_F=1.73$ 。从公式 (3-31) 可得喉部面积为:

$$A_t = F/p_1 C_F = 20000/(1000 \times 1.73) = 11.56(\text{in}^2)$$

喉径 $D_t=3.836$ in。处于最佳膨胀状态(见图 3-6)的喷管面积比大约为 27, 因此出口面积和直径分别为 $A_e=312 \text{ in}^2$, $D_e=19.93$ in。然而, 上述直径比发动机的最大直径 16.0 in ($A_2=201 \text{ in}^2$), 也就是喷管出口处的最大外径还大, 假设出口锥的厚度为 0.10 in, 喷管出口的内径 D_2 为 15.80 in, A_2 为 196 in^2 。这将只允许喷管的最大面积比为 $196/11.56$ 或 16.95。对于这个新的面积比, 由于 C_F 的值变化不大, 可以假设喷管喉部面积不变。

喷管的出口锥壁面可以用较薄的材料, 但这种材料需要有较强的抗烧蚀能力, 在喉部和喷管收敛段可能还要布置好几层。这里不作喷管的热分析和结构分析。

e. 重量预估

钢壳体的重量(假设壳体为带有两个球形封头的圆柱, 钢的密度为 0.3 lbf/in^3)为

$$t\pi DL\rho + (\pi/4) tD^2\rho = 0.086\pi 15.83 \times 36.34 \times 0.3 + 0.785 \times 0.086 \times 15.83^2 \times 0.3 \\ = 50.9 (\text{lbf})$$

加上附件、法兰、点火器和测压座, 重量增加到 57.0 lb。喷管的重量由各个零件的重量构成, 这可以由它们的密度和形状估算出来。本例对喷管重量不进行详细的计算, 仅给出 30.2 lb 的结果。假设一个用掉点火药的点火器重为 2.0 lb, 点火器全重为 5.0 lb, 则发动机的总重量为

壳体在海平面的重量	57.0 lbf
衬层/绝热层	14.2 lbf
喷管, 包括紧固件	30.2 lbf
点火器壳体和电线	2.0 lbf
总的消极重量	103.4 lbf
点火药	3 lbf
推进剂(有效的)	417 lbf
未用的推进剂(2%)	8 lbf
总重	531.4 lbf
推进剂和点火药	420.0 lbf

f. 性能

总冲-重量比为 $100000/531.4=188.2$, 同 I_s 相比表明, 这是一个可接受的值, 代表了较好的性能。总的发射质量为 $5010+531.4=5541 (\text{lbf})$, 在装药燃尽或推力终止时的重量为 $5541-420=5121 (\text{lbf})$ 。初始的和最终推重比和加速度分别为

$$F/W = 20000/5541 = 3.61$$

$$F/W = 20000/5121 = 3.91$$

加速度方向和推力方向一致,在开始时为 3.61 倍的重力加速度,燃尽后是重力加速度的 3.91 倍。

g. 侵蚀燃烧

初始通气面积与喉部面积比为 $(7.62/3.836)^2 = 3.95$, 这比 2.0 的最小面积比限制大得多,侵蚀燃烧不严重。此外还需要对装药锥形空腔内的侵蚀燃烧作简单的分析,但这里不再给出。

习题

1. 从图 13-4 和图 14-16 可以看出更高的压力和更快的传热速率使点火更快。一种促使点火更快的方法是把喷管堵住,直到达到某个最小压力时,喷管塞才被喷出。分析采用这样的装置缩短的点火时间,假设点火燃气的逸出遵循方程 11-3 和 11-11。在什么条件下,这才是一个有效的方法? 需要对空腔容积、推进剂密度等作出假设。

2. 一个带半球封头的简单圆柱壳体(忽略喷管入口段和点火器法兰),采用合金钢材料制造,或采用两种增强纤维(玻璃纤维和碳纤维)缠绕方式制造,用表 14-2 中的物性和薄壳理论进行分析,已知:

圆柱段长度	370 mm
圆柱外径	200 mm
内压	6 MPa
肉厚系数	0.52
绝热层厚度(平均值)	
金属壳体	1.2 mm
增强塑料壳体	3.0 mm
推进剂体积装填系数	88%
推进剂比重	1.80
比冲(实际)	248 s
喷管点火器和固定装置	0.2 kg

计算并比较这三种壳体的推进系统在无重力真空环境中的理论飞行速度(不带有效载荷)。

3. 下面给出一个合金钢或纤维增强塑料壳体的有关数据:

类 型	金 属	增强塑料
材料	D6AC	有机纤维复合材料(凯芙拉)
物理性质		见表 14-2
泊松比	0.27	0.38
热膨胀系数/ $([m/(m \cdot K)] \times 10^{-6})$	8	45
外径/m	0.30	0.30
圆柱段长度/m	0.48	0.48
半球封头		
喷管法兰直径/m	0.16	0.16
工作期间壳体材料的平均温升/ $^{\circ}\text{F}$	55	45

求出由于加压、加热及其耦合造成的壳体直径和长度的增长,并解释结果。

4. 一个高压氮气贮箱的最大存储压力为 8000 psi, 内径为 1.5 ft, 极限强度时的安全系数取为 1.5, 考虑下面的候选材料:

环氧树脂基体中的凯芙拉纤维 (见表 14-2)

环氧树脂基体中的碳纤维

热处理过的焊接钛合金, 极限强度为 150000 psi, 重量密度为 0.165 lb/in³

确定这三种材料制成的贮箱的尺寸和海平面重量并讨论其相应的优点。要在多孔的复合材料中包容高压气体, 还必须给复合材料容器加一个薄的金属内衬 (例如 0.016 in 厚的铝层) 以防止漏气。这个衬层实际上不承受结构载荷, 但必须考虑其重量和体积。

5. 为一个带有半球封头的圆柱形合金钢火箭发动机壳体画一个简图, 并求其质量或海平面重量。说明你对喷管组件和前封头上点火器的连接方式所作的假设。

壳体和飞行器外径	20.0 in
壳体圆柱段长度	19.30 in
拉伸强度极限	172000 psi
屈服强度极限	151300 psi
强度极限的安全系数	1.65
屈服强度的安全系数	1.40
喷管螺栓孔分布圆直径	12.0 in
点火器壳体直径 (装于前封头)	3.00 in
最高燃烧室压力	1520 psi

6. 设计一个有绝热层和衬层的固体火箭发动机。采用表 11-3 中 Orbus6 使用的过氯酸氨/铝-端羟基聚丁二烯推进剂, 平均推力为 3600 lbf, 平均燃烧时间为 25.0 s。说明你求解过程中用到的全部假设和定律, 并给出使用它们的理由。画出标有全部尺寸 (长度和直径) 的发动机横截面简图和半剖简图各一张, 并求出近似装药质量。

7. STAR27 火箭发动机 (图 11-1 和表 11-3) 的平均侵蚀速率为 0.0011 in/s。(a) 求在发动机关机时, 喷管面积、推力、燃烧室压力、燃烧时间和质量流率的变化; (b) 同时求由于某种原因, 采用了比通常的侵蚀速率大三倍的劣等 ITE 材料时, 上述各参数的值。对二者的差异和可接受性作出评论。

答案: 喷管面积大约增加 (a) 5.3%; (b) 14.7%, 燃烧室压力在关机时也下降大约同样的百分比。

参考文献

- 14-1. NASA, *National Space Transportation System*, Vols. 1 and 2, U.S. Government Printing Office, Washington, DC, June 1988.
- 14-2. M. Salita, "Simple Finite Element Analysis Model of O-Ring Deformation and Activation during Squeeze and Pressurization," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 6, November-December 1988.
- 14-3. J. H. Hildreth, "Advances in Solid Rocket Motor Nozzle Design and Analysis Technology since 1970," Chapter 2; A. Truchot, "Design and Analysis of Solid Rocket Motor Nozzle," Chapter 3; P. R. Evans, "Composite Motor Case Design," Chapter 4; A. J. P. Denost, "Design of Filament Wound Rocket Cases," Chapter 5; H. Baham and G. P. Thorp, "Consideration for Designers of Cases for small Solid Propellant Rocket Motors," Chapter 6; all in *Design Methods in Solid Rocket Motors*, AGARD Lecture Series LS 150, Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, revised 1988.
- 14-4. B. H. Prescott and M. Macocha, "Nozzle Design," Chapter 6; M. Chase and G. P. Thorp, "Solid Rocket Motor Case Design," Chapter 7; in G. E. Jensen and D. W. Netzer, (Eds), Vol. 170, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.

- 14-5. A. de Rouvray, E. Haug, and C. Stavrinidis, "Analytical Computations for Damage Tolerance Evaluations of Composite Laminate Structures," *Acta Astronautica*, Vol. 15, No. 11, 1987, pp. 921-930.
- 14-6. D. Beziers and J. P. Denost, "Composite Curing: A New Process," *AIAA Paper 89-2868*, July 1989.
- 14-7. A. Groves, J. Margetson, and P. Stanley, "Design Nomograms for Metallic Rocket Cases Reinforced with a Visco-elastic Fiber Over-wind," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 24, No. 5, September-October 1987, pp. 411-415.
- 14-8. S. Boraas, "Modeling Slag Deposition in Space Shuttle Solid Rocket Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 1, January-February 1984.
- 14-9. P. Gentil, "Design and Development of a New Solid Rocket Motor Nozzle Based on Carbon and Carbon-Ceramic Materials," *AIAA Paper 88-3333*, 1988.
- 14-10. "Solid Rocket Motor Igniters," *NASA SP-8051*, March 1971 (N71-30346).
- 14-11. R. Baunchalk, "High Mass Fraction Booster Demonstration," *AIAA Paper 90-2326*, July 1990.
- 14-12. L. LoFiego, *Practical Aspects of Igniter Design*, Combustion Institute, Western States Section, Menlo Park, CA, 1968 (AD 69-18361).
- 14-13. R. Fabrizi and A. Annovazzi, "Ariane 5 P230 Booster Grain Design and Performance Study," *AIAA Paper 89-2420*, July 1989.
- 14-14. A. Truchot, "Overall Optimization of Solid Rocket Motors," Chapter 11 in *Design Methods in Solid Rocket Motors*, AGARD Lecture Series LS 150, Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, revised 1988.

第十五章 固液混合推进剂火箭发动机

Terry A. Boardman*

在火箭推进概念中，一种推进剂组分以液相存储而另外一种组分以固相存储的推进系统称为混合推进系统。混合推进系统大多数采用液体氧化剂和固体燃料[†]。已经通过试验评估了各种固体燃料和液体氧化剂以及液体燃料和固体氧化剂的组合方式，以便将其用于混合火箭发动机中。最常见的固液混合发动机采用固体燃料-液体氧化剂的组合方案，见图 15-1。图中表示的是一个采用挤压式供应系统的大型混合火箭助推发动机的结构。液体氧化剂的增压方法不是混合技术的重点，涡轮泵系统同样可以完成这项任

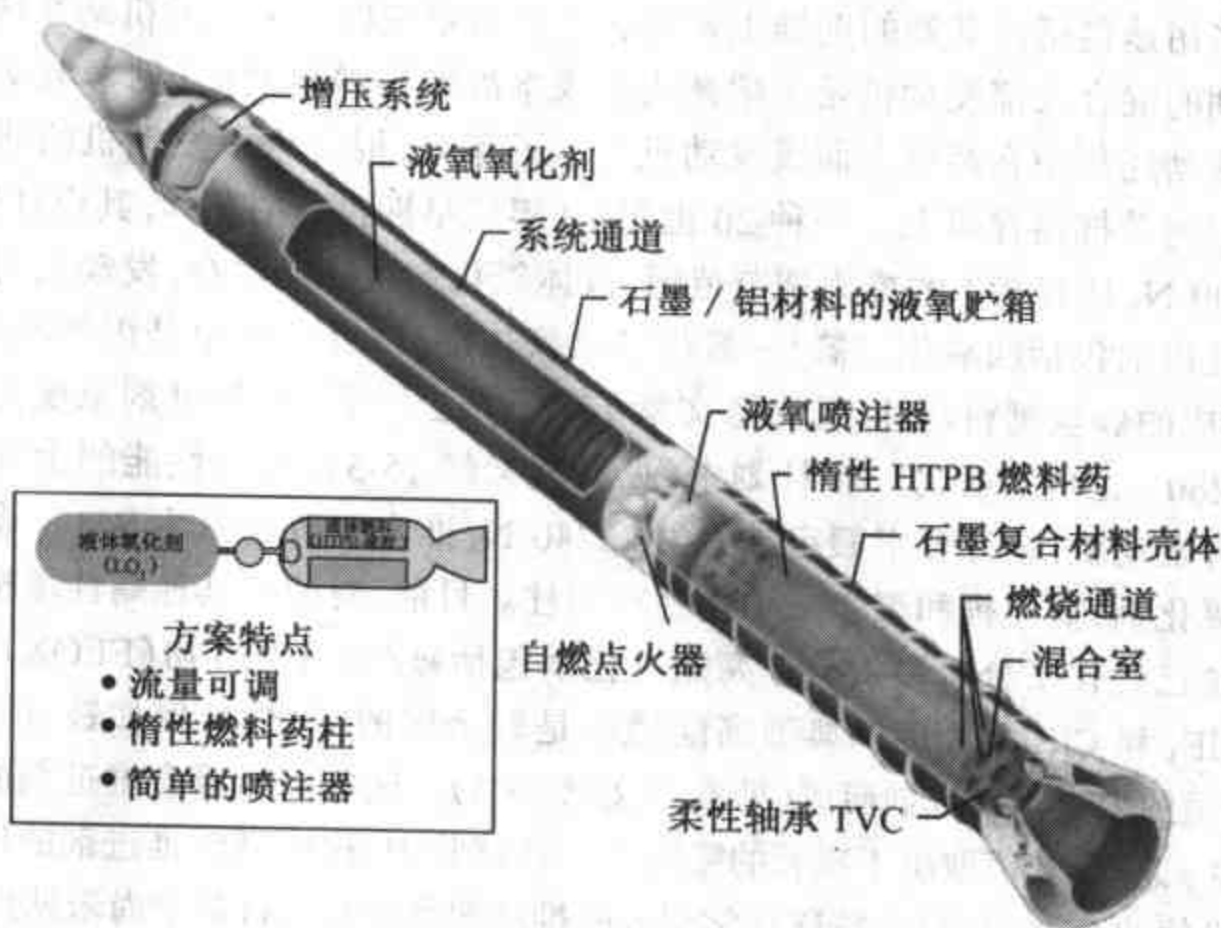


图 15-1 可用于助推航天飞机的大型混合火箭助推器方案，
它有一个惰性固体燃料药柱，一个挤压式液体氧化剂供应系统，氧化剂流量可调

* 这是作者为 Terry A. Boardman、Alan Holzman 和 G. P. 萨顿所著《火箭发动机基础》第六版中第十五章的修订本。

† 混合一词也用于液体单组元系统，通过电阻和电弧提高反应气体温度的电推进系统，采用分开的富燃和富氧推进剂装药的固体推进系统（故称为固-固混合），或者燃烧循环，以及和本章讨论的混合概念很相似的固体燃料冲压发动机系统。固体燃料冲压发动机曾在第一章简要地提到过。

务[†]。根据用途的不同,氧化剂或者是常温液体,或者是低温液体。

在混合发动机方案中,氧化剂被喷入主燃料药柱上游的预燃室或气化室。燃料药柱包含多个轴向燃烧通道,产生的燃料蒸气同注入的氧化剂发生反应。采用一个后混合室以确保所有燃料和氧化剂在排出喷管之前都被烧掉。

混合推进系统的主要优点有:①制造、存储和操作期间很安全,不会发生爆炸或爆燃;②有开机-关机-重启能力;③系统成本相对低廉;④比冲比固体火箭发动机高,密度比冲比液体双组元发动机高;⑤可根据要求在大范围内平稳地改变发动机推力。

混合推进系统的缺点有:①在稳态工作或节流时,混合比会略有改变,因此比冲也将改变;②密度比冲比固体推进剂系统的低;③燃烧结束时,燃烧室内一定会留有一些残药,因此发动机的质量比会降低一些;④大型混合推进系统的可靠性还没有得到证实。

15.1 应用及推进剂

混合推进非常适合要求推力可调、可按指令关机或重启、需要使用可贮存的无毒推进剂的长期任务或者要利用非自燃推进系统优点的基本操作(制造和发射)的那些用途和任务。这些用途包括运载器的助推主系统、上面级系统以及卫星的机动系统。

许多早期的混合火箭发动机是为靶弹或低成本战术导弹研制的(见参考文献 15-1)。其他的研发活动还集中在高能上面级发动机上。近年来,混合火箭发动机的研发重点已集中到运载用的助推器样机上。一种 20 世纪 70 年代早期投产的靶弹,其设计要求有:额定推力为 2200 N,具有 8:1 的推力调节范围,液体氧化剂可长期贮存,发动机可按指令关机。选用的推进剂包括四氧化二氮/一氧化二氮氧化剂,以及由聚甲基丙烯酸甲酯(有机玻璃)和镁构成的碳氢燃料药柱(见参考文献 15-2)。这个可贮存推进剂系统的真空比冲值在 230 到 280 s 之间。在另一个计划中(见参考文献 15-3),为高性能的上面级用途开发了一种混合发动机,设计要求额定推力为 22240 N,推力调节范围为 8:1。设计选用二氟化氧作为氧化剂,氢化锂和聚丁二烯作燃料药柱。目前,对使用其他高性能推进剂的混合发动机系统已经作了分析和试验。高能氧化剂包括氟/液氧混合物(FLOX)以及氯/氟化合物,如 ClF_3 和 ClF_5 。相应的典型高能燃料是轻金属的氢化物,例如铍、锂、铝的氢化物,再混以合适的聚合物黏合剂而成(见参考文献 15-4)。这些高能混合推进剂的真空比冲在 350 到 380 s 之间,其值取决于喷管的膨胀比。在试验中,这些高能推进剂的燃烧效率已经达到了理论值的 95%,但这些特殊化学组分的推进剂系统在飞行器中尚未见到应用。

一种虽然能量较低,但更为实用的上面级推进系统的推进剂组合以 90%~95% 的过氧化氢为氧化剂,以端羟基聚丁二烯(HTPB)为燃料。对于典型的上面级任务(氧化剂贮存在贮箱中几个月直到任务完成),过氧化氢可看成是可贮存的,而且相对来讲其价格不高。在固体火箭发动机中,用 HTPB 作为黏合剂来巩固铝燃料和过氯酸铵氧化剂基体。在混合发动机中,HTPB 完全变成了燃料成分。HTPB 成本低,制造工艺简单,并且在任何条件下都不会自燃。

[†] 混合推进技术在这里解释为包括燃烧物理、燃料药柱设计、喷管材料和内壳绝热层材料选择等内容。选择挤压式还是泵压式系统将氧化剂送入燃烧室中,会使发动机的质量比和比冲有所不同,从而影响发动机的性能,但这种选择被视为液体推进技术的一部分而不是混合推进技术的一部分。

大型混合助推器推进剂系统选择以液氧 (LOX) 为氧化剂, 以 HTPB 为燃料。液氧是在航天运载工业上广泛使用的氧化剂。它相对比较安全, 而且成本低、性能高。这种混合推进剂组合产生的排气是无毒和相对无烟的。助推器用途上应用较多的 LOX/HTPB 推进剂组合在化学上和性能上等同于液氧-煤油双组元系统。

表 15-1 不同氧化剂与 HTPB 反应的热化学性质

氧化剂	类型	沸点/℃	密度/(g/cm ³)	$\Delta_f H^a$ /(kcal/mol)
O ₂	低温	-183	1.149	-3.1
F ₂	低温	-188	1.696	-3.0
O ₃	低温	-112	1.614	+30.9
F ₂ O	低温	-145	1.650	+2.5
F ₂ O ₂	低温	-57	1.450	+4.7
N ₂ O	低温	-88	1.226	+15.5
N ₂ O ₄	可贮存	+21	1.449	+2.3
IRFNA ^b	可贮存	+80 到 +120	1.583	-41.0
H ₂ O ₂	可贮存	+150	1.463	-44.8
ClO ₂	可贮存	+11	1.640	+24.7
ClF ₃	可贮存	+11	1.810	-44.4

^a $\Delta_f H$ 是第五章定义的生成热。

^b 抑制红烟硝酸。

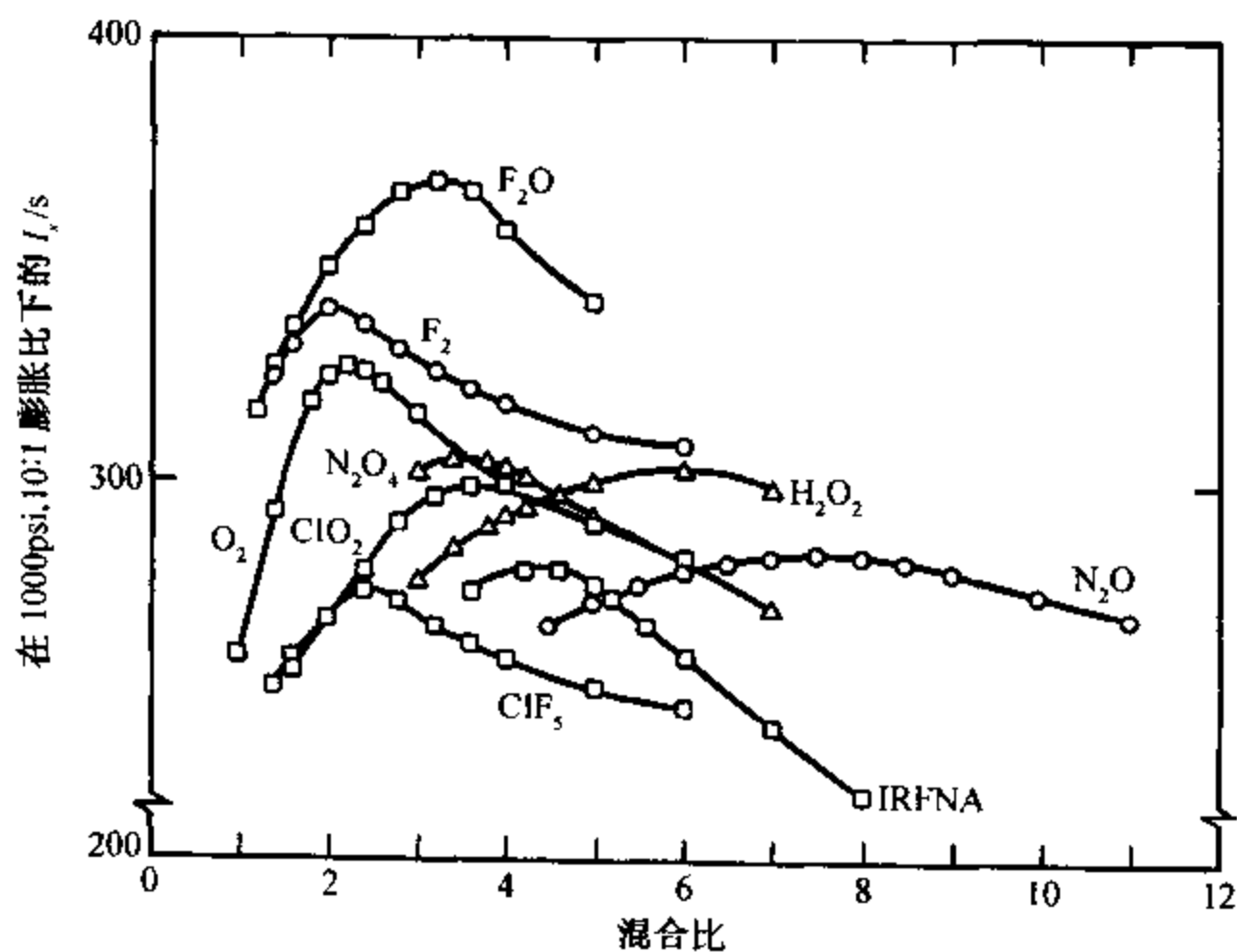


图 15-2 各种氧化剂和端羟基聚丁二烯燃料的理论真空比冲。
O₂/HTPB 推进剂的 I_v 同 LOX/煤油双组元发动机的比冲接近

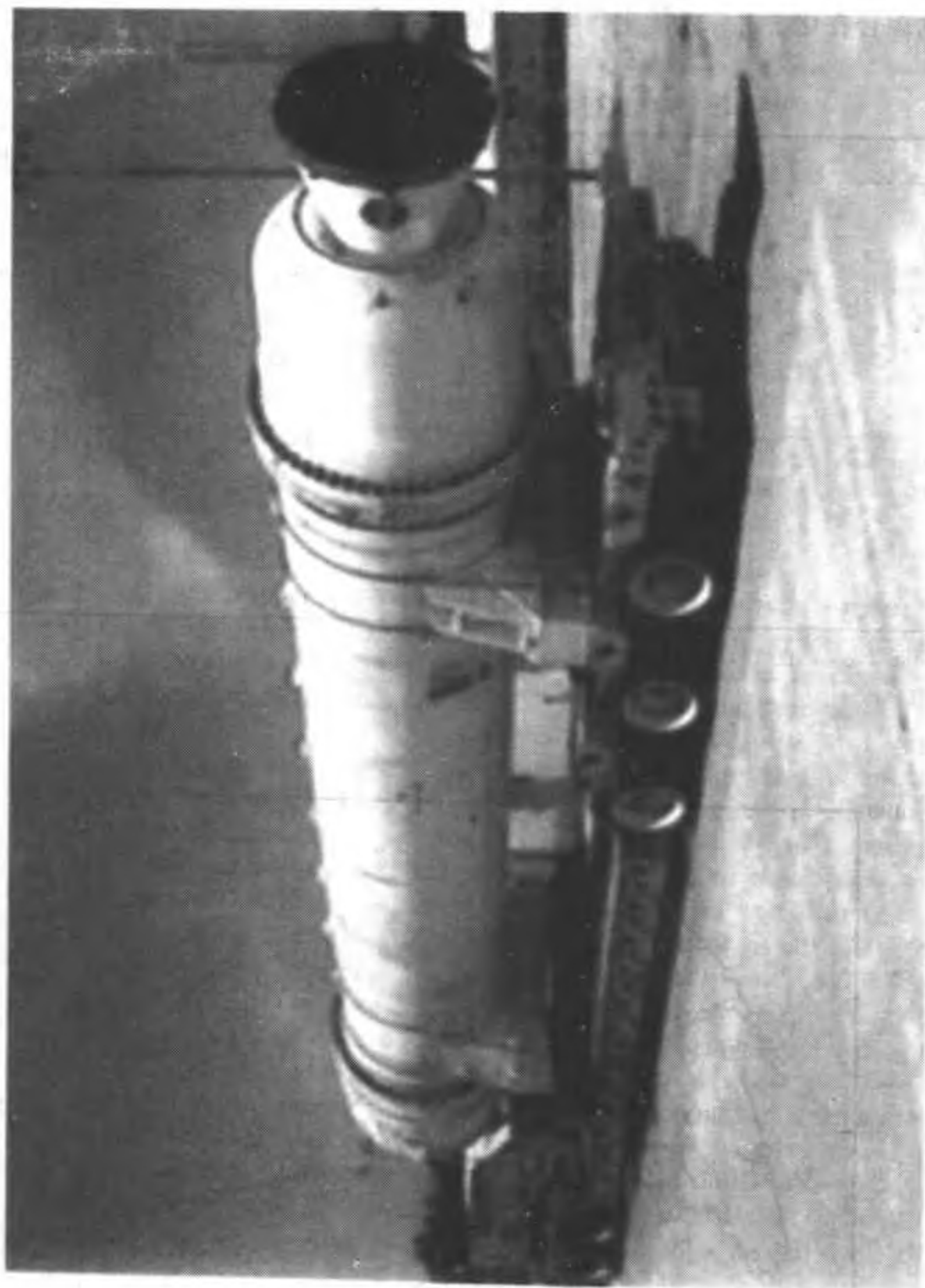


图 15-3 一台 250000 lbf 推力的混合发动机样机的静态试验表明, 要了解大尺度发动机的燃料退移规律和燃烧不稳定性, 还需要做进一步的工作。这里所示的发动机的壳体直径约为 6.3 ft

当对有烟的排气不计较时,某些用途的混合推进剂可向燃料中添加铝粉以提高性能。添加铝粉提高了燃烧温度,降低了化学当量混合比,同时增加了燃料的密度,也提高了整个推进剂系统的密度比冲。尽管燃料中添加铝粉提高了密度比冲($\rho_f I_s$),但比冲实际上却降低了。这是因为通过添加铝粉增加火焰温度而提高的比冲不足以补偿因排气产物分子量增加而降低的比冲。图 15-2 给出了各种低温氧化剂和可贮存氧化剂与 HTPB 燃料组合时的理论真空比冲水平(燃烧室压力 1000 psi、喷管膨胀比 10:1 时计算得到)。表 15-1 列出了 HTPB 和各种氧化剂反应时的生成热。

迄今为止,完成的大型混合推进系统的开发工作重点放在了推力大约为 1112000 N 水平的发动机上。美国火箭公司在 1993 年率先试验了一个 250000 lbf 推力的 LOX/HTPB 混合火箭发动机(见参考文献 15-5)。在 1999 年,一个由多家宇航公司组成的集团也试验了几种推力为 250000 lbf 的 LOX/HTPB 混合发动机样机,这些发动机是运载器捆绑助推器用的候选方案(见参考文献 15-6 和图 15-3)。在这些发动机中,HTPB 燃料中加入了聚亚癸基甲醛(PCPD),使燃料密度比只使用 HTPB 时增加了大约 10%。这些发动机被设计成能在最大为 900 psi 的燃烧室压力下以 600 lbm/s 的液氧流量工作 80s。图 15-4 示出了一个发动机构型的剖面。试验结果表明,还必须做更多的工作,才能研制出在整个发动机燃烧期间稳定燃烧的大型混合发动机构型,并理解其燃料退移速率的各种放大因素。

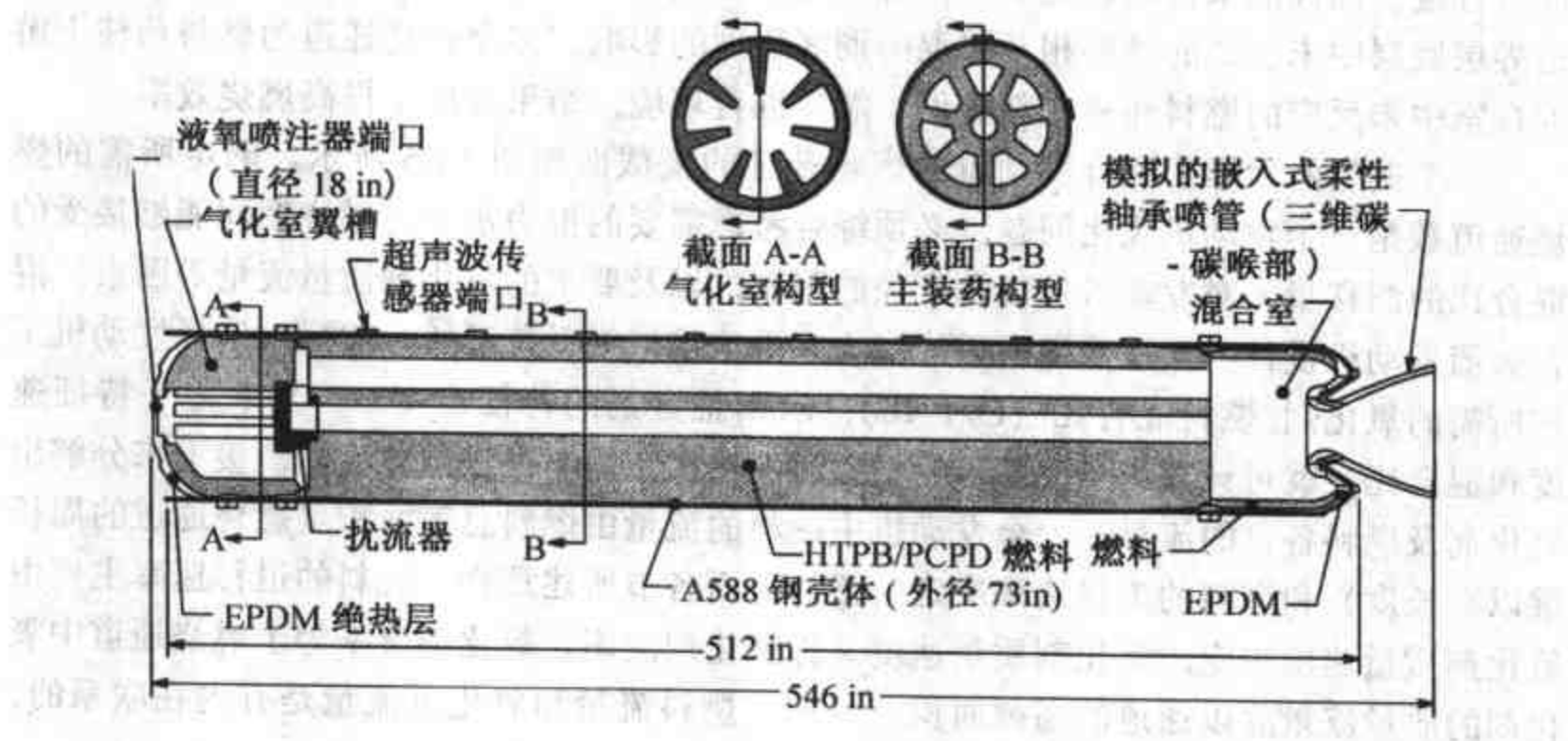


图 15-4 250000 lbf 推力混合火箭助推器的设计参数及燃料药柱和喷管的截面。

气化室翅片和扰流器设计用于延长火焰在燃烧通道内的停留时间

最大工作压力	900 psi
最大真空推力	250000 lbf
初始喉部直径	14.60 in
初始喷管膨胀比	12
液氧流量	420~600 lbm/s (流量可调)
燃料重量	45700 lbf
燃烧时间	80 s

通过给混合燃料药柱提供一个热源,使发动机头部的固体燃料药柱开始气化,就可点燃混合燃料药柱。接下来开始的氧化剂流动为发动机的完全点火提供了所需的火焰传播条件。混合发动机的典型点火是通过将自燃的流体喷注到发动机燃烧室中实现的。以图 15-4 描述的发动机为例,三乙基铝 (TEA) 和三乙基硼烷 (TEB) 被喷入气化室中。TEA/TEB 的混合物在接触到燃烧室中的空气时点火,将圆顶区内的燃料气化,接着喷注液氧完成发动机的点火。TEA/TEB 混合物现已用于“宇宙神”和“德尔它”商业运载火箭的点火。有试验(见参考文献 15-7 和 15-8)表明,当固体燃料被喷上特殊的氧化剂而不是液氧时,可在环境温度和压力下自发点燃。小型混合发动机,例如那些实验室中使用的以气氧为氧化剂的混合发动机,通常采用向位于燃烧通道中的诸如钢丝之类的电阻通以电流的电点火方式,或者采用丙烷或氢点火系统。

15.2 性能分析和药型

混合发动机的一个工作特点是燃料退移速率的典型值不到固体火箭发动机复合推进剂燃速的三分之一。混合发动机很难得到与固体火箭发动机推进剂燃速相当的燃料退移速率。因此,实际的大推力混合发动机设计必然要在药柱上开多个孔(燃烧通道)以产生所需的燃料表面积。混合发动机的性能(以比冲来定义)主要取决于燃烧室中流动的混合程度。高性能来自高燃烧效率,燃烧效率直接受到来自燃烧通道的未燃烧氧化剂和边界层底层中未燃烧的燃料相互掺混的彻底程度的影响。多个燃烧通道为燃料药柱下游混合室中未反应的燃料和氧化剂提供了湍流混合环境,结果有助于提高燃烧效率。

一个典型的大推力混合发动机的燃料药柱的横截面如图 15-5 所示。确定所需的燃烧通道数是一个发动机优化问题,必须综合考虑需要的推力水平、燃烧期间能够接受的混合比的漂移量、对发动机长度和直径的限制,以及要求的氧化剂质量流量等因素。混合火箭发动机设计一般从确定所需的推力水平或推进剂系统开始。然后,选择发动机工作所需的氧化剂/燃料混合比(O/F 比),求出推进剂的特征速度。一旦确定了特征速度和混合比,就可计算出产生要求的推力时发动机所需的推进剂总流量,接下来分解出氧化剂及燃料各自的流量。混合发动机中燃料的流量由燃料总表面积(燃烧通道的周长乘以其长度)和燃料的退移速率决定。正如下面各节所述那样,燃料的退移速率主要由氧化剂质量速度决定,氧化剂质量速度又称氧化剂流率。氧化剂流率等于燃烧通道中氧化剂的质量流量除以通道的横截面积。因此,燃料流量和氧化剂流量是有内在联系的,不能像在液体火箭发动机设计中那样单独指定。

许多来自液体发动机和固体发动机的技术可以直接应用到混合发动机上,固体发动机技术和混合发动机技术的主要差别是固体推进剂的燃烧与混合燃料退移的驱动机理不同。在固体发动机系统中,氧化剂和燃料成分在推进剂制造过程中就已经充分混合,燃烧发生在固体装药表面上或非常靠近表面的地方,是多相化学反应的结果。固体推进剂的燃速受室压控制,服从式(11-3)那样公认的规律,在本章中为公式(15-1)

$$\dot{r} = ap_1^n \quad (15-1)$$

式中 a 和 n 是特定推进剂配方通过试验得到的经验系数。由于在固体火箭发动机中,给定推进剂温度并且不考虑侵蚀燃烧的影响时,单位面积推进剂的气化速率仅由燃烧室

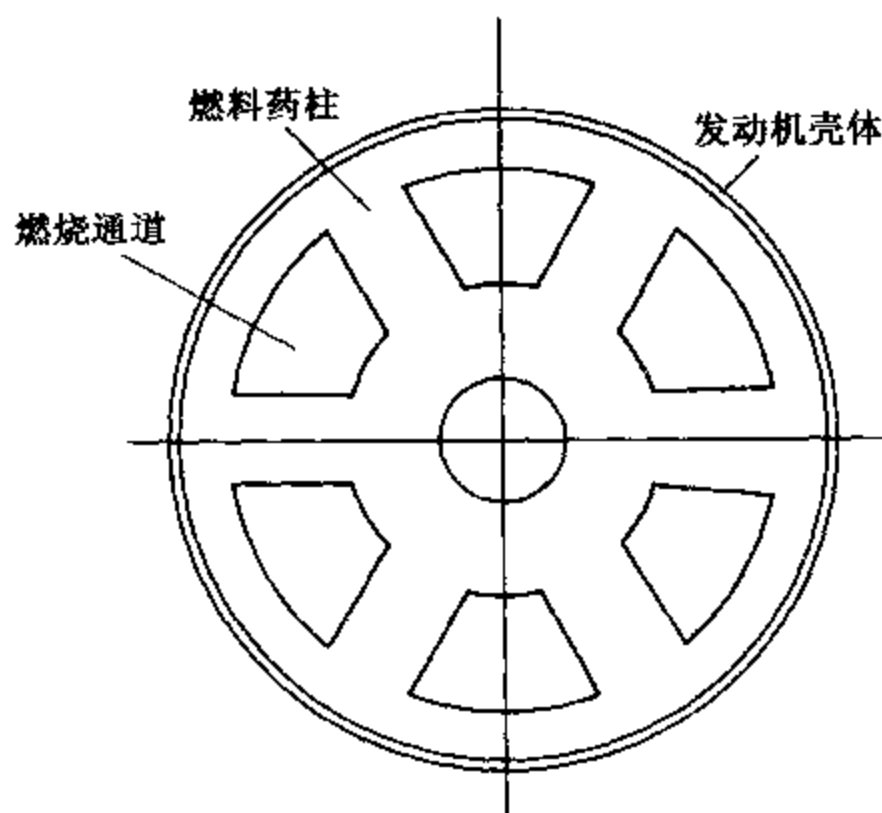


图 15-5 孔间肉厚是外壁肉厚两倍的多孔燃料药柱
横截面简图。多个燃烧通道是实现大燃料
表面积以获得大燃料流量的需要

压力决定，故发动机推力可通过推进剂药柱的初始燃面和药柱几何特征预先计算。在实际固体火箭发动机中，由于燃料和氧化剂不能分开，实现推力调节或熄火非常困难。

由于典型混合发动机的燃料药柱不含氧化剂，其燃烧过程以及因此造成的燃料表面退移同固体火箭发动机有显著不同。因为固体燃料在发生燃烧之前必须气化，燃料表面退移与燃烧通道的气动力特征以及向燃料药柱表面的传热之间有内在联系。在燃料药柱表面，燃烧的主要区域被限制在燃料药柱边界层内一个相对狭窄的火焰区中（见参考文献 15-9）。影响燃料药柱边界层发展，进而影响燃料药柱燃面退移特性的因素有压力、燃气温度、药柱组分、燃烧通道内氧化剂质量流量以及燃烧通道长度。燃气和固相之间的热传递关系取决于边界层是层流的还是湍流的。在一个以氧为氧化剂的典型混合发动机中，当氧化剂流率在 $0.3 \sim 0.6 \text{ (lbm/s) / in}^2$ 水平时，每英寸药柱长度的雷诺数在 $1 \sim 2 \times 10^5$ 的数量级（参见附录 4 混合边界层分析中用到的无量纲数的定义）。因此，湍流边界层的特性控制着向不含金属的燃料药柱的对流传热过程。

在使用含金属燃料药柱的混合发动机中，传给燃料药柱的热流大部分来自燃烧通道内金属氧化物粒子云的辐射热流。含金属燃料的局部退移速率对燃烧通道内燃气流的平均湍流程度也十分敏感（见参考文献 15-10 和 15-11）。临近燃料表面的局部燃气涡或回流区会显著增强这些部位燃料的退移速率。在固体火箭发动机工作的温度范围内（ $-65 \sim 165^\circ\text{F}$ ），可以认为混合燃料的退移速率对燃料药柱的温度不敏感。这是因为混合发动机内没有发生在燃料表面的燃料/氧化剂的多相反应（其反应速率是温度的函数），并且在上述温度范围内，固体燃料焓的改变同使燃料表面开始气化所需的热量相比很小。

燃料组分的选择对药柱的退移速率也有显著的影响，药柱的退移速率在很大程度上是燃料从固相转化到气相所需能量（ h_v ）的函数，这个能量称为气化热。对于由聚合

物构成的燃料，气化热包括打破聚合链所需的能量（解聚热），以及将聚合物碎片变成气相所需的能量（蒸发热）。“蒸发热”一词经常作为涵盖混合燃料所有分解机理所需能量的统称。在不含金属的燃料中，低的气化热将产生高的退移速率。在含金属燃料中，已经注意到，相对于纯 HTPB 燃料，向 HTPB 中加入超细铝（UFAI）粉（颗粒尺寸在 $0.05\mu\text{m}$ 到 $0.1\mu\text{m}$ 的级别），可以显著提高燃料的退移速率（见参考文献 15-12 和图 15-6）。添加铝粒子的混合推进剂，若铝粒子直径同那些固体火箭发动机推进剂使用的铝粒子的典型直径（ $40\mu\text{m}$ 到 $400\mu\text{m}$ ）相同，则不会表现出这种效应。

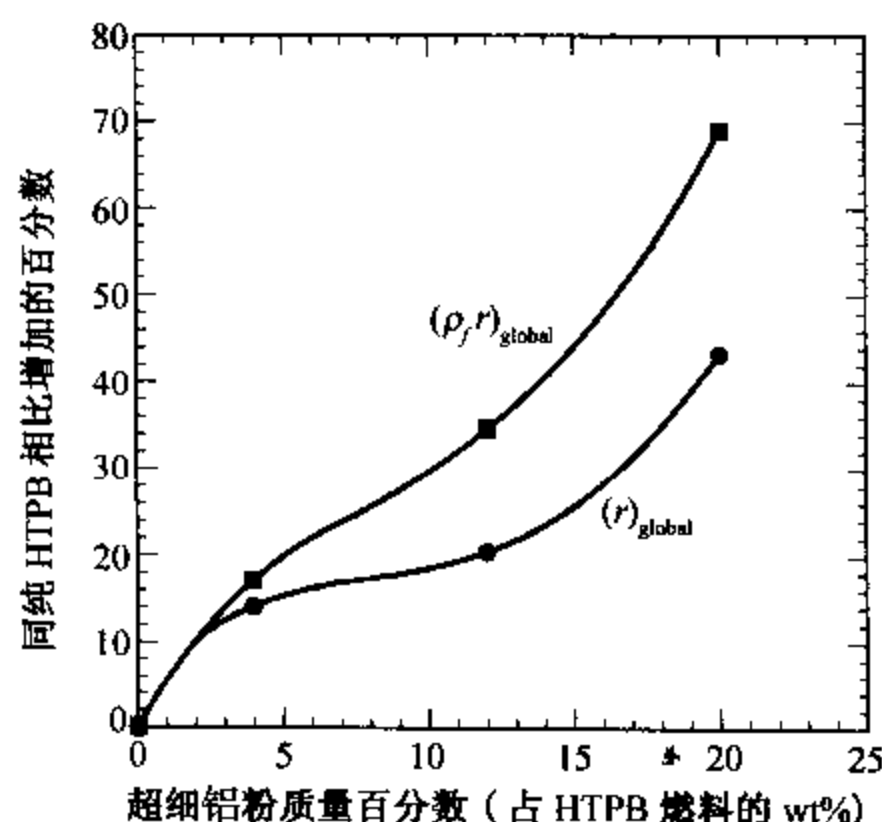


图 15-6 超细铝（UFAI）粉同 HTPB 的混合显著提高了燃料的退移速率

图 15-7 描述了一个不含金属（不考虑辐射加热）燃料系统的混合发动机燃烧过程的简化模型。燃料的气化是从火焰区向燃料块传热的结果。气化的燃料向上朝火焰区对流，而自由流（核心流）的氧化剂通过扩散作用和湍流被输送到火焰区。于是，火焰就在边界层内符合发生燃烧的条件的地方建立了起来。火焰的厚度主要由氧化反应发生的速率决定。氧化反应速率主要取决于压力，并且一般遵循阿累尼乌斯关系式。

在混合发动机中，向燃料药柱表面传热的机理是对流和辐射。在不含金属的燃料药柱中，在推进用途所涉及的压力和流量水平下，可以认为，对流传热比气相辐射或流场中烟灰粒子辐射传递的热量大多得多。结果，燃料药柱退移的基本特征可通过湍流边界层中的对流传热分析来探讨（见附录 4）。考虑在燃料药柱表面的能量平衡，可以推导出燃料表面退移速率的表达式为

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23} \quad (15-2)$$

式中， G 是在任意给定的轴向位置 x 处的燃烧通道中自由流推进剂的质量速度（单位面积通道的氧化剂和燃料的总流量）， ρ_f 是固相燃料的密度， μ 是燃气黏度， β 是无量纲的燃料质量流率，来自燃料表面的气化。参数 β 还经常被称为吹风系数（见附录 4 和

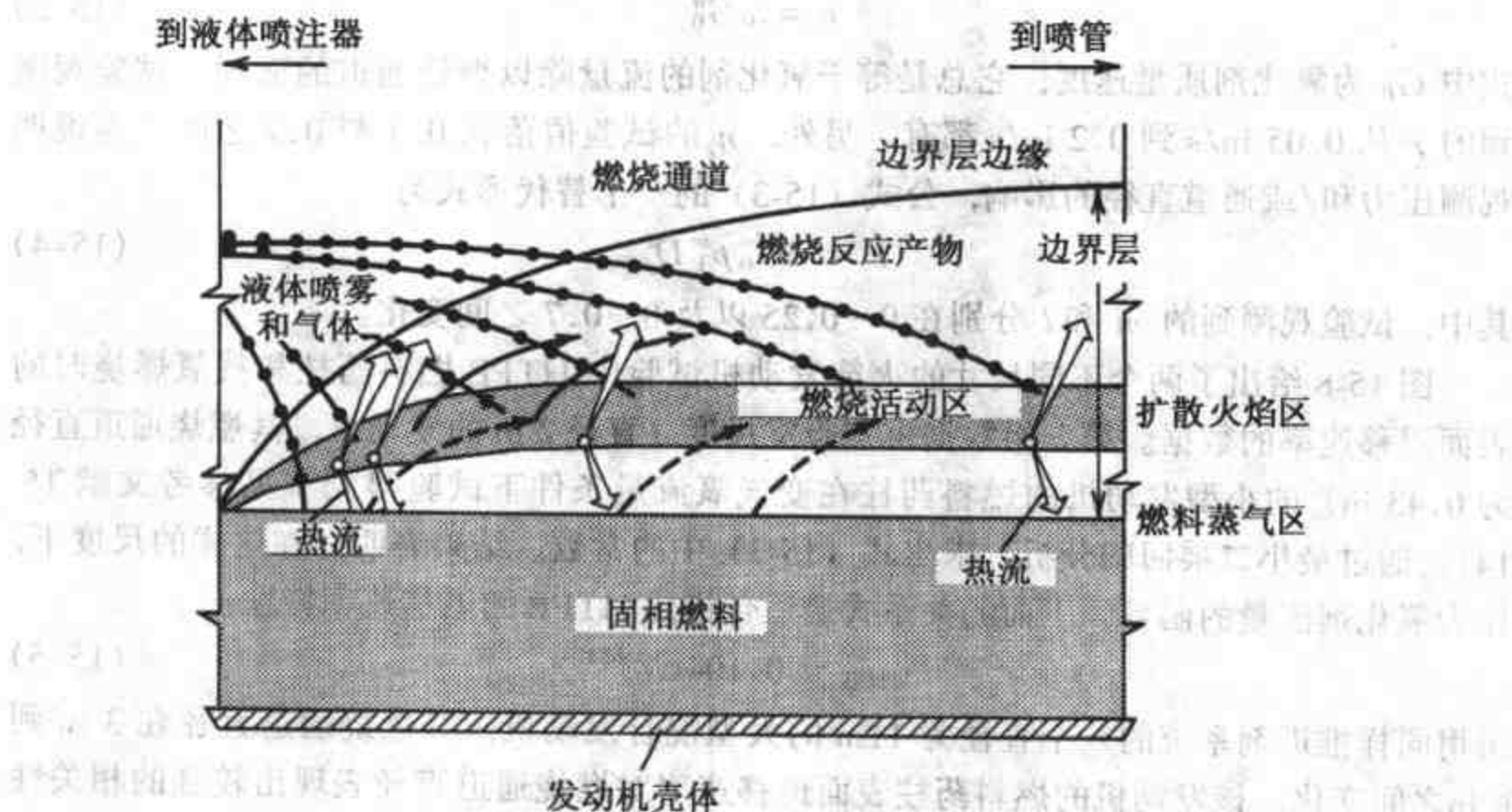


图 15-7 扩散控制的混合发动机燃烧过程的简化模型，
图中示出了嵌在燃料边界层中的火焰区

5 对 β 的进一步讨论)。公式 (15-2) 表明，对于一个无辐射系统，混合发动机燃料的退移速率受 G 的影响强烈，受轴向位置 (x) 和燃料吹风特性 (β) 的影响相对较弱。人们可能还会发现，在这个公式中，退移速率与燃烧室压力之间没有显式关系。事实上，试验表明一些燃料的退移速率与燃烧室压力关系不大或没有关系，而另外一些燃料显示出二者有强烈的关系。特别是含金属的混合发动机燃料系统，其燃料表面退移速率表现出强烈的压力依赖关系。

随着燃烧通道长度的增加，加入通道质量流中的燃料增加了通道中的总质量流率。在以低混合比工作的混合发动机燃烧通道中，燃料质量的增加可能与开始时进入通道的氧化剂质量流量的数量级相同。假设退移速率与 x 存在着式 (15-2) 中那样的弱依赖关系，那么可以期待由于增加了 G ，燃料退移速率会随轴向长度的增加而增加。然而，通常发生的是这样的情形，随着 x 的增加，观测到的燃料退移速率或者增加或者降低，这取决于特定的发机构型。实际上，燃料的轴向退移特性受到氧化剂喷注以及预燃室/气化室设计特征的强烈影响。随着 x 的增加，混合发动机燃烧通道中观测到的一般趋势如下：总质量流率增加；边界层厚度增加；火焰离开燃料表面的距离增加；燃烧通道的平均燃气温度增加；氧化剂浓度下降。

因为吹风系数 β 不仅是一个气动参数，而且还是一个热化学参数（见附录 5），另外式 (15-2) 中 x 与 β 对退移速率的影响有相同的数量级，因此为了简化公式，在初步工程设计中常将 x 、 β 、燃料密度、气体黏度归总成一个参数 a 。在实际使用中，经常发现燃料表面退移速率与质量速度之间偏离了理论上的 0.8 次幂关系。公式 (15-2) 的简化结果保留原来的函数形式，但自由常数 a 和 n 要通过对特定的燃料和氧化剂组合的试验数据进行拟合得到。一个有助于对退移速率进行工程估算的函数形式为

$$\dot{r} = aG_0^n \quad (15-3)$$

式中 G_0 为氧化剂质量速度，它总是等于氧化剂的流量除以燃烧通道的面积。试验观测到的 $\dot{r}$ 从 0.05 in/s 到 0.2 in/s 都有。另外， n 的试验值落在 0.4 与 0.7 之间。为说明观测压力和/或通道直径的影响，公式 (15-3) 的一个替代形式为

$$\dot{r} = aG_0^n p_1^m D_p^l \quad (15-4)$$

其中，试验观测到的 m 和 l 分别在 0~0.25 以及 0~0.7 之间变化。

图 15-8 给出了两个不同尺寸的火箭发动机试验中 HTPB 燃料药柱和气氧燃烧时的表面退移速率的数据。第一组数据由实验室尺度（直径 2 in 的发动机，其燃烧通道直径为 0.43 in）的小型发动机的燃料药柱在变气氧流量条件下试验得到（见参考文献 15-14）。通过最小二乘回归分析，求出式 (15-3) 中的常数。结果表明，在这样的尺度下，作为氧化剂流量的函数，下面的关系式最适合描述 HTPB 的退移速率特性：

$$\dot{r}_{\text{HTPB}} = 0.104 G_0^{0.681} \quad (15-5)$$

采用同样推进剂系统的一个直径为 11 in 的大型混合发动机，其燃烧通道直径在 3 in 到 6 in 之间变化，该发动机的燃料药柱表面退移速率对燃烧通道直径表现出较强的相关性（见参考文献 15-15）。该试验的数据同式 (15-4) 形式的表达式吻合最好：

$$\dot{r}_{\text{HTPB}} = 0.065 G_0^{0.77} (D_p/3)^{0.71} \quad (15-6)$$

这两个尺寸的发动机之间燃料退移特性的差异反映出混合发动机设计的一个主要困难，即：内弹道性能的缩放。目前，对混合发动机内弹道性能缩放的影响因素还不完全了解（部分原因是由于缺乏不同尺寸发动机的充足而有效的数据），文献仅给出了退移速率缩放关系的大量经验公式（见文献 15-16）。采用计算流体力学方法求解混合发动机流场，计算燃料表面的加热情况看起来是从理论上评估缩放因素的最大希望所在。

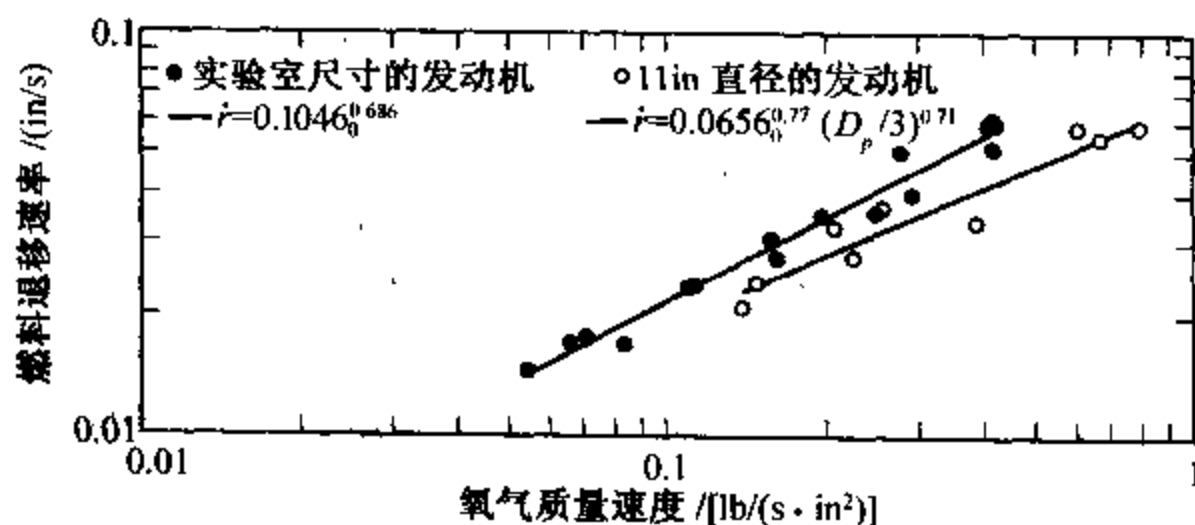


图 15-8 发现燃料表面退移速率随着混合发动机尺寸（燃烧通道直径）的增加而下降

混合发动机的动力学特性可用连续方程来分析

$$\frac{\partial(\rho_1 V_1)}{\partial t} = \dot{m}_{\text{in}} - \dot{m}_{\text{out}} \quad (15-7)$$

该式表示燃烧室内高压气体的质量随时间的变化率等于流入燃烧室的液体氧化剂产生的燃气量加上退移的燃料表面生成的燃气量，再减去喷管流出的燃气量。公式 (15-7) 可

改写为

$$\frac{\partial(\rho_1 V_1)}{\partial t} = \dot{m}_o + \dot{m}_f - \frac{p_1 A_t}{c^*} \quad (15-8)$$

当达到稳态时, 式 (15-8) 简化为

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f = \frac{p_1 A_t}{c^*} \quad (15-9)$$

因此混合火箭发动机的推力可表示为

$$F = \dot{m} I_s g_0 = (\dot{m}_o + \dot{m}_f) I_s g_0 \quad (15-10)$$

混合发动机可通过改变氧化剂的流量来改变推力或者调节流量, 氧化剂的流量通常用氧化剂供应管路中的节流阀来改变。燃料流量是氧化剂流量的函数, 但未必是线性函数。对于一个半径为 R 的圆形燃烧通道, 式 (15-3) 可改写为

$$\dot{r} = a \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi R^2} \right)^n \quad (15-11)$$

燃料的质量生成率为

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} = 2\pi \rho_f R L \dot{r} \quad (15-12)$$

式中 A_b 是燃烧通道的表面积, L 是燃烧通道的长度。将式 (15-11) 和式 (15-12) 合并, 可得到以燃烧通道半径和氧化剂质量流量表示的燃料生成率:

$$\dot{m}_f = 2\pi^{1-n} \rho_f L a \dot{m}_o^n R^{1-2n} \quad (15-13)$$

从这个表达式中可注意到, 对于 $n = \frac{1}{2}$ 这个特殊值, 燃料的质量流量与燃烧通道半径无关, 并且按照与氧化剂流量的平方根成正比的关系变化。在这种情况下, 如果氧化剂流量减少到其额定值的一半, 那么燃料流量将减到原来的 0.707 倍, 而取决于推进剂总流量 ($\dot{m}_f + \dot{m}_o$) 的发动机推力将不会随氧化剂流量作线性变化。通常, 当通过减少氧化剂流量来降低推力时, 混合比 ($\dot{m}_o / \dot{m}_f$) 会降低, 渐渐变成富燃的。在有些混合发动机方案中, 将一部分氧化剂注入燃料药柱下游的一个混合室中, 以便保持更为稳定的混合比。但是对于大多数应用, 系统设计可以对混合比范围进行优化, 使得由于节流造成的平均比冲下降很小。

公式 (15-13) 还表明, 对于恒定的氧化剂流量, 如果 $n < \frac{1}{2}$, 燃料生成量将随着燃烧通道半径的增加而增加, 对于 $n > \frac{1}{2}$, 燃料生成量将随着燃烧通道半径的增加而下降。

对于一个带有 N 个圆形燃烧通道的燃料药柱, 通过对公式 (15-11) 积分可很容易地得到燃烧通道的半径、燃料的瞬时流量、瞬时混合比以及消耗的燃料总质量, 这些变量都是燃烧时间的函数。

燃烧通道半径 R 为时间和氧化剂流量的函数:

$$R(t) = \left\{ a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{1}{2n+1}} \quad (15-14)$$

燃料瞬时流量为

$$\dot{m}_f(t) = 2\pi N \rho_f L a \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n \left\{ a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{1-2n}{1+2n}} \quad (15-15)$$

瞬时混合比为

$$\frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f}(t) = \frac{1}{2\rho_f L a} \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^{(1-n)} \left\{ a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{2n-1}{2n+1}} \quad (15-16)$$

消耗的燃料总质量为

$$m_f(t) = \pi N \rho_f L \left[\left\{ a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{2}{2n+1}} - R_i^2 \right] \quad (15-17)$$

式中 L 是燃料药柱的长度, R_i 是初始燃烧通道半径, N 是燃料药柱中半径为 R_i 的燃烧通道的数量, $\dot{m}_o$ 和 $\dot{m}_f$ 分别为氧化剂和燃料的总流量。虽然上述公式在严格意义上说仅对圆形燃烧通道有效, 但它们也能用到非圆形燃烧通道的混合发动机分析中, 可以对其工作情况有一个定性的了解。

15.3 设计实例

已知混合火箭助推器的各项系统要求和设计假设时, 对其初步设计提出的典型问题是确定其大致尺寸。假设要设计一个航天飞机发动机级的混合火箭助推器, 已知下面的初始设计要求:

燃料	HTPB
氧化剂	液氧
需要的初始助推推力	3.1×10^6 lbf
燃烧时间	120 s
药柱外径	150 in
燃烧室初始压力	700 psi
初始混合比	2.0
初始膨胀比	7.72

采用表 15-2 的比热比和已知的初始喷管膨胀比, 查表或直接计算得到真空推力系数为 1.736。喉部初始面积和喉部初始直径由下式给出:

$$A_t = \frac{F_v}{C_F p_1} = \frac{3.1 \times 10^6 \text{ lbf}}{(1.735)(700 \text{ lbf/in}^2)} = 2552.5 \text{ in}^2$$

于是 $D_t = 57.01$ in。从表 15-2 中不同混合比下的 c^* 数据查得, 初始混合比 2.0 对应的特征速度 c^* 为 5912 ft/s, 考虑到氧化剂/燃料的不完全混合造成的燃烧效率降低, c^* 的理论值一般要有所降低。若燃烧效率取 95%, 则 c^* 为 5616 ft/s。现在可以求出初始推进剂总流量为

$$\dot{m} = \frac{g_0 p_1 A_t}{c^*} = \frac{\left(32.174 \frac{\text{lb} \cdot \text{ft}}{\text{lbf} \cdot \text{s}^2} \right) (700 \text{ lbf/in}^2) (2552.5 \text{ in}^2)}{(0.95)(5912 \text{ ft/s}^2)} = 10\,236 \text{ lb/s}$$

注意到混合比的定义为

$$r = \dot{m}_o / \dot{m}_f$$

初始燃料流量和氧化剂流量满足 2.0 的初始混合比:

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f = \dot{m}_f (r + 1)$$

$$\dot{m}_f = \frac{10236 \text{ lb/s}}{3} = 3412 \text{ lb/s}$$

$$\dot{m}_o = 10236 - 3412 = 6824 (\text{lb/s})$$

表 15-2 液氧-HTPB 燃料的反应气体的理论特征速度 c^* 和比热比 k

质量混合比	c^* (ft/s)	k
1.0	4825	1.308
1.2	5180	1.282
1.4	5543	1.239
1.6	5767	1.201
1.8	5882	1.171
2.0	5912	1.152
2.2	5885	1.143
2.4	5831	1.138
2.6	5768	1.135
2.8	5703	1.133
3.0	5639	1.132

图 15-9 (a) 示出了一种有七个圆形燃烧通道的对称的燃料药柱结构的候选方案。虚线表示在 120s 燃烧时间的终点时燃烧通道的直径。问题是要确定燃烧通道的初始直径, 使得在指定的 120s 燃烧时间的尽头, 刚好烧到药柱的 150 in 外径处。这个问题中, 未知变量是初始燃烧通道半径 R_i 以及燃料的燃烧距离 d_b 。采用通道的初始半径, 燃烧距离可以通过式 (15-14) 表示为

$$d_b = R(t, R_i) \big|_{t=120} - R_i$$

通过下面的关系式满足 150 in 燃料药柱直径的要求

$$150 \text{ in} = 6R_i + 6d_b$$

缩比发动机试验数据表明, 可以通过式 (15-5) 描述燃料表面的退移速率。假设这些数据对于目前考虑的流量水平和燃烧通道直径是适用的 (忽略可能的退移速率缩放问题), 联立上述两个关系式就可以求出通道的初始半径和燃烧距离,

$$R_i = 14.32 \text{ in}, \quad d_b = 10.68 \text{ in}$$

知道了燃烧通道的初始半径, 可以求出氧化剂的质量速度

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{NA_p} = \frac{6824 \text{ lbm/s}}{7\pi(14.32 \text{ in})^2} = 1.51 \text{ lbm}/(\text{in}^2 \cdot \text{s})$$

燃料初始退移速率可以从式 (15-5) 中显式地求出:

$$\dot{r}_i = 0.104 G_o^{0.681} = 0.104 (1.51 \text{ lbm}/(\text{ft}^2 \cdot \text{s}))^{0.681} = 0.138 \text{ in/s}$$

根据求出的 3412 lbm/s 的燃料初始质量流率, 可从式 (15-12) 得到七孔圆形燃料通道设计所需的燃料药柱长度:

$$L = \frac{\dot{m}_f / N}{2\pi R_i \rho_f \dot{r}_i} = \frac{(3412 \text{ lbm/s}) / 7}{\pi 28.65 \text{ in} (0.033 \text{ lbm/in}^3) (0.138 \text{ in/s})} = 1189.6 \text{ in}$$

采用式 (15-9)、(15-10)、(15-15)、(15-16) 和 (15-17), 当忽略喉部侵蚀效应

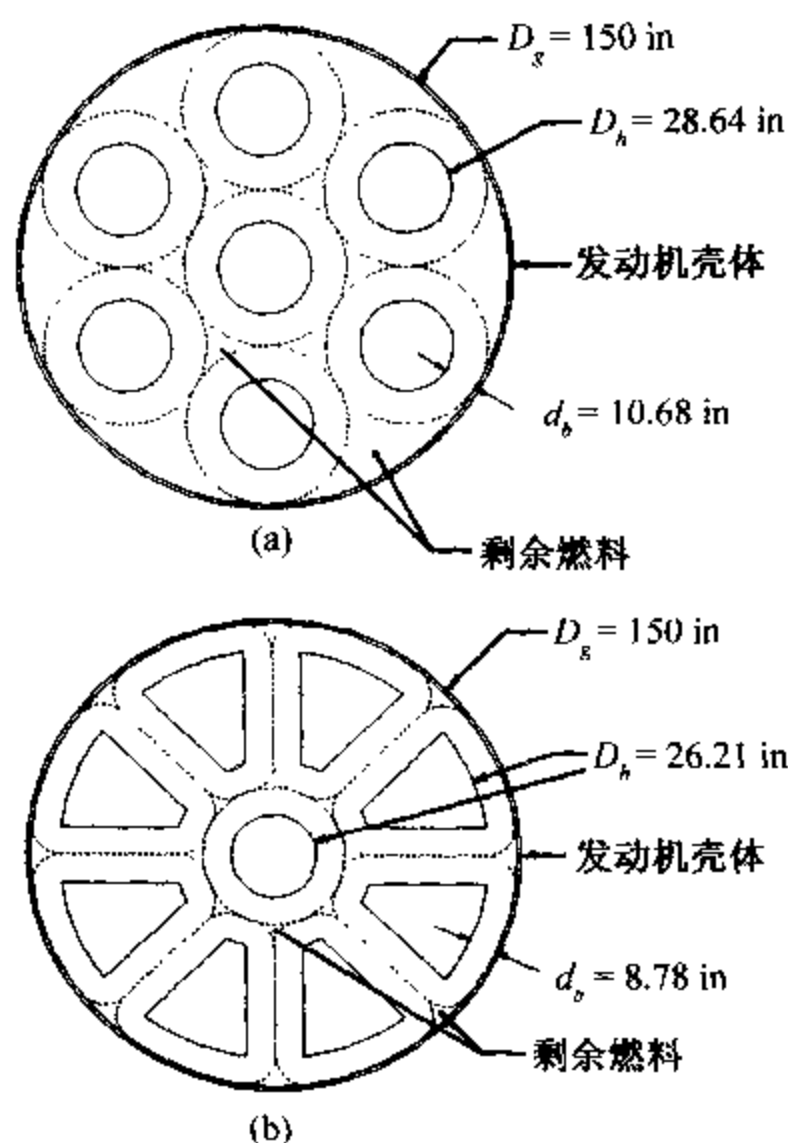


图 15-9 (a) 圆形燃料药柱容积效率低, 而且在燃烧结束时有大量剩药; (b) 四边形燃烧通道混合装药结构在燃烧结束时燃料剩药最少

时, 可以计算出这个助推器总的瞬态工作特性。120s 燃烧时间所需的燃料和氧化剂的总量分别为 362577 和 818880 lb。因此需要的推进总质量为 1181457 lb。

由于圆形燃烧通道的药柱在燃烧结束时有大量剩余燃料存在, 在混合发动机装药设计中, 这种药型设计不是一个高效率的选择方案。在前面的例子中, 计算得到的剩药百分数 (1 减去消耗的燃料与装填的总燃料的商) 为 29.8%。考虑到在每个燃烧通道周围以及燃烧通道和壳体壁面之间有均匀的燃烧距离可以使燃料的剩药最少, 圆形燃烧通道的外环可以换成四边形。四边形燃烧通道的药柱如图 15-9 (b) 所示。如果像从前一样, 装药的直径限制为 150 in, 药柱的外形可由指定的燃料和氧化剂的初始流量、燃烧通道数量、燃烧时间, 以及各燃烧通道间的燃烧距离相等的要求惟一确定。另外, 所有通道的水力直径 D_h (四倍的通道面积除以通道周长) 应该相等, 以确保所有通道有相同的质量流量。

对于这个例子, 九个燃烧通道的装药结构的理论剩药百分数为 4.3%。实际上, 这两种药型的剩药百分数要比理论值大一些, 因为在燃烧结束时, 通道之间必须保留一些肉厚以防止剩药被吹出喷管。表 15-3 比较了圆形通道药柱设计 [见图 15-9 (a)] 和四边形通道药柱设计 [见图 15-9 (b)] 的主要特征。

表 15-3 圆形和四边形燃烧通道的装药设计比较

设计参数	圆形通道	四边形通道
氧化剂流量/(lb/s)	6824	6824
初始燃料流量/(lb/s)	3412	3412
燃烧时间/s	120	120
药柱直径/in	150	150
燃烧通道数	7	9
氧化剂流率/[(lb/s)/in ²]	1.51	1.07
燃料退移速率/(in/s)	0.138	0.109
燃烧距离/in	10.68	8.78
药柱长度/in	1189.6	976.1
燃烧通道 L/D	41.5	37.2
装填燃料质量/lb	516664	364170
消耗的燃料质量/lb	362577	348584
理论剩药百分数/%	29.8	4.28

在这个例子中, 四边形通道的药柱设计消耗的燃料比圆形通道设计消耗的燃料少。因此, 这两种设计方案的总冲不同。如果各个设计方案所消耗的燃料要求相等, 就会发现, 因为要增加四边形燃料通道数量, 药柱长度将会下降, 而药柱直径将会增加。在实践中, 混合发动机设计师必须仔细平衡运载火箭系统的各项要求, 例如总冲、蒙皮限制等, 在现有的装药设计选择下实现发动机构型最优。另外, 完成特定任务所需要的推进剂总量和推进剂储备量, 将有赖于诸如发动机关机时残余燃料和氧化剂的允许值和上升弹道的流量调节要求。上升弹道的流量调节要求将影响总的混合比和氧化剂用量。如果要求 Δv (为实现任务目标所需的飞行器速度) 有应急储备的话, 还需要更多的推进剂。

查表 15-2 得到 c^* , 圆形燃烧通道助推器设计方案的初始真空比冲为

$$I_{sv} = \frac{(C_F)_v c^*}{g_0} = \frac{(1.735)(0.95)(5912 \text{ ft/s})}{32.174 \frac{\text{lb} \cdot \text{ft}}{\text{lbf} \cdot \text{s}^2}} = 302.87 \text{ s}$$

燃烧结束时, 由式 (15-16) 求出的混合比为 2.45。与该混合比相对应的理论特征速度为 5815 ft/s。假设燃烧效率同样为 95%, 忽略喉部侵蚀, 求得燃烧室压力为

$$p_1 = \frac{\dot{m} c^*}{g_0 A_t} = \frac{(9611 \text{ lb/s})(0.95)(5815 \text{ ft/s})}{32.174 \frac{\text{lb} \cdot \text{ft}}{\text{lbf} \cdot \text{s}^2} (2552.5 \text{ in}^2)} = 646.5 \text{ lbf/in}^2$$

采用燃烧终止时的燃烧室压力 646.5 psi, 计算得到燃烧终止时的比冲为 299.3s。

混合发动机中, 喉部材料的侵蚀速率通常比固体火箭发动机系统要大得多, 并且受燃烧压力和混合比的强烈影响。含碳的喉部材料 (碳布酚醛、石墨等) 的侵蚀, 主要受碳和燃气中诸如 O_2 、 O 、 H_2O 、 OH 和 CO_2 之类氧化成分的多相表面化学反应的控制, 生成物为 CO 。混合发动机在富氧的混合比和高压下工作时, 将导致很高的喉部侵蚀速率, 而在富燃混合比和低于 400 psi 的压力下工作时, 喉部侵蚀率很低。

通常, 烧蚀喷管的喉部侵蚀对发动机总体性能的影响和喉部初始直径有关。以正在考虑的助推器设计为例, 一个仅作用在喉部的 0.010 in/s 的侵蚀速率在 120s 的燃烧时间时, 将使喷管膨胀比从 7.72 降低到 7.11。采用燃烧终点时的混合比 2.45 时, 对应

的比热比为 1.137 (见表 15-2), 可以计算出燃烧终点时的燃烧室压力和真空推力系数分别为 595.3 psi 和 1.730。因此, 如果考虑喉部侵蚀, 发动机在燃烧终点时的比冲为 297s, 比喉部没有侵蚀的假设下的比冲仅降低了 0.77%。随着喉部初始直径的减小, 由喉部侵蚀造成的膨胀比的下降变大, 因此会造成较大的性能损失。

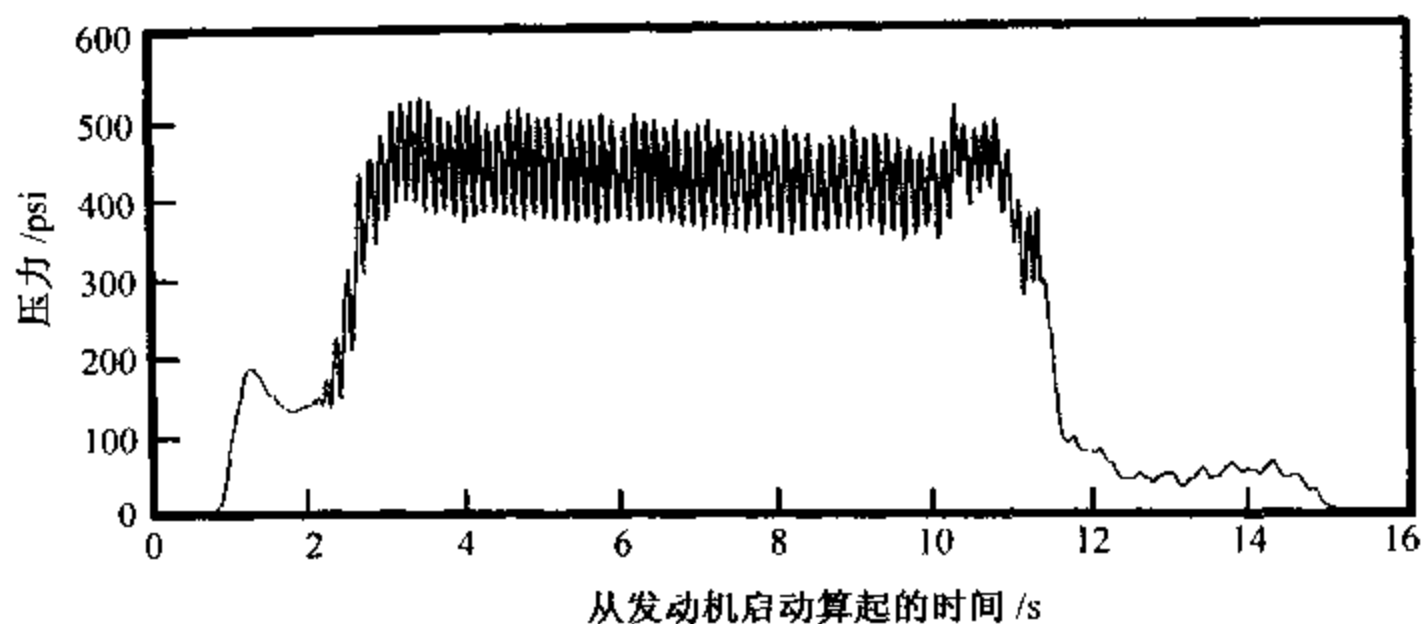
目前, 混合发动机助推器初步方案设计的做法是将燃料的退移速率模型、装药设计模型和助推器的部件设计模型集成在一个自动化初步设计程序中。采用数值优化算法, 该计算机程序能够挑出最优的助推器设计方案, 使得选定的优化变量最优, 例如助推器的理想速度最大或者比冲最高, 同时使助推器的装药重量和死重最小。

15.4 燃烧不稳定性

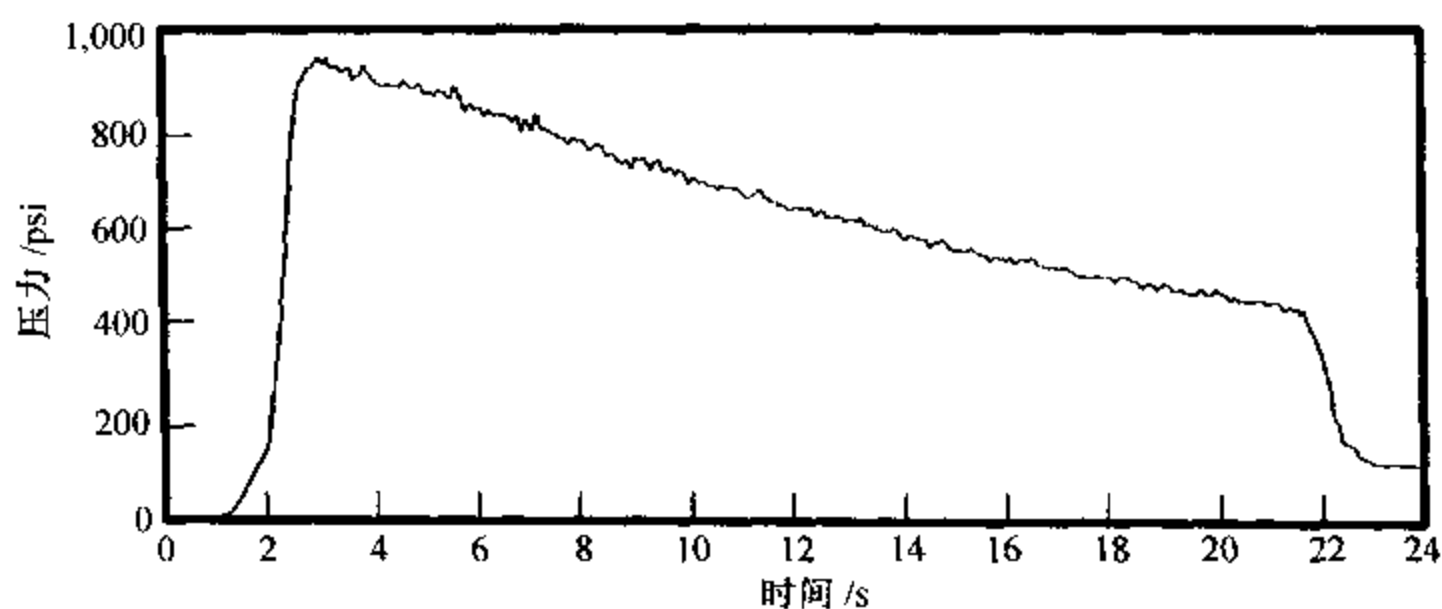
混合火箭发动机的燃烧过程趋向于产生比液体或固体火箭发动机粗糙一些的压力时间特性。但是, 一个精心设计的混合发动机, 一般可将燃烧的不稳定程度大致限制在平均室压的 2% 到 3% 以内。任何燃烧设备中, 在燃烧室或氧化剂供应系统的自然声学频率附近都容易发生压力波动。尽管已经在很多混合发动机试验中观测到燃烧室压力以燃烧室固有模态声学频率发生显著的振荡, 但还没有证据表明这样的振荡是一个难以逾越的技术问题。当混合发动机中发生压力振荡时, 发现压力振荡只增长到有限的幅度, 增长的幅度取决于诸如氧化剂供应系统特性和喷注器特性、燃料药柱几何特征、燃烧室平均压力水平、氧化剂质量速度等因素。在固体和液体火箭发动机中, 压力振荡可能发生无限增长, 而在混合火箭发动机中还没有见到这种情形。

在静态试验环境中, 混合发动机表现出两种基本的不稳定类型: 氧化剂供应系统引起的不稳定 (非声学不稳定) 和火焰不稳定 (声学不稳定)。氧化剂供应系统不稳定主要是如第九章所述的一种间歇性燃烧类型, 在供应系统足够“软”时发生。在低温系统中, 这意味着来自诸如氧化剂供应管线中气穴或两相流这样的可压缩性源头没有和燃烧过程充分隔离。图 15-10 (a) 显示了一个采用 HTPB 燃料的 24 in 直径的混合火箭发动机, 以 20 lb/s 的液氧流量工作时, 由氧化剂供应系统引起的燃烧不稳定。这种不稳定性从图中远低于燃烧室一阶纵向 (1-L) 声学频率的大幅度周期性振荡清楚地反映出来。在本例中, 振荡频率是 7.5 Hz, 而 1-L 振型频率大约为 60 Hz。加强氧化剂供应/喷注系统的刚度能够消除这种振荡。这是通过增加喷注器压降 (因此使发动机的压力扰动更难上传到供应系统中) 和消除供应系统中可压缩性的来源实现的。就预测和防止混合发动机中的间歇燃烧式不稳定而言, 已证明间歇燃烧式不稳定是可以分析的 (见参考文献 15-17)。为比较起见, 图 15-10 (b) 给出了一个同样的 24 in 直径的混合发动机, 在 900 psi 的最大燃烧室压力下和 40 lbm/s 的液氧流量时的压力时间曲线, 该发动机表现出稳定的燃烧性能。

与混合发动机有关的火焰保持不稳定性是在固体燃料冲压发动机研制中被首次观察到的 (见文献 15-18)。固体冲压发动机实质上是一种以冲压空气中的氧气进行工作的混合发动机。混合发动机中的火焰保持不稳定性一般出现在声学频率上, 并且表现为纵向振型。在混合发动机中, 没有观测到像固体或液体火箭发动机中那样的高频切向振型或径向振型的非声学不稳定性。火焰保持不稳定性是由边界层中火焰稳定性不足引起的 (见



(a)



(b)

图 15-10 (a) 24 in 直径的液氧/HTPB 混合发动机中的周期性、大振幅、低频率燃烧压力振荡, 这是氧化剂供应系统引起的间歇燃烧型燃烧不稳定的一个例子。(b) 24 in 直径的液氧/HTPB 发动机稳定燃烧的例子, 表现出的总体燃烧不稳定程度为 1.3%

参考文献 15-19), 与供应系统中流动的扰动没有关系。图 15-11 (a) 示出了一个以气氧为氧化剂, 以 HTPB 为燃料的 11 in 直径的混合发动机的火焰保持不稳定性, 其喷注器产生的流场是锥形的。在这个试验中, 在发动机点火前两秒氧化剂开始在 90 psi 的压力下流过发动机。该发动机采用氢火炬式点火器点火, 点火器在发动机点火后继续工作大约一秒钟。在发动机工作的头一秒内, 氢点火器的火焰使发动机的燃烧保持稳定。当点火器火焰熄灭后, 发动机的燃烧变得不稳定起来。图 15-11 (b) 表明, 同样的 11 in 直径的发动机, 不用氢火焰, 也可以消除火焰保持不稳定性。在这种情况下, 稳定的燃烧是通过一个能产生轴向流场的喷注器改变了发动机内的流场实现的。图 15-12 给出了图 15-11 (a) 的不稳定燃烧例子中压力时间信号通过快速傅立叶变换分解出来的频率分量的结果。一阶纵向声学振型在大约 150 Hz 处清晰可见。

火焰保持不稳定显然可以通过几种稳定边界层内燃烧的方法来消除。第一种方法是喷注氢或丙烷之类的可燃流体, 引起导向火焰, 在边界层火焰区的前缘位置为氧化剂提

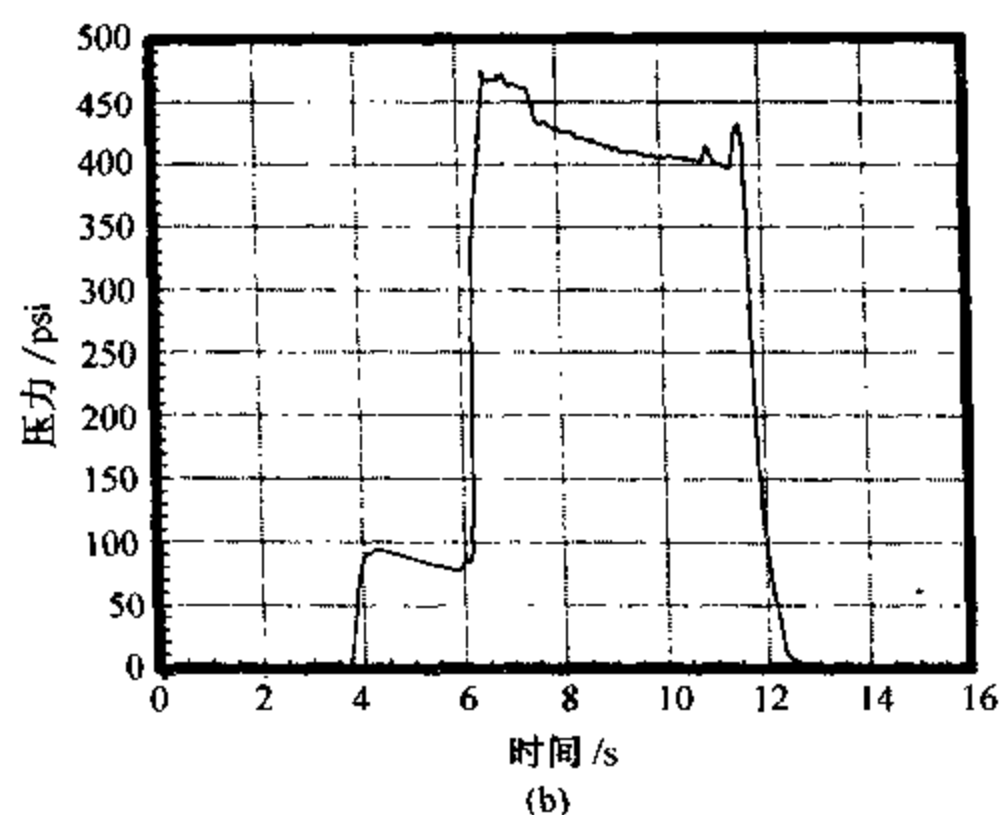
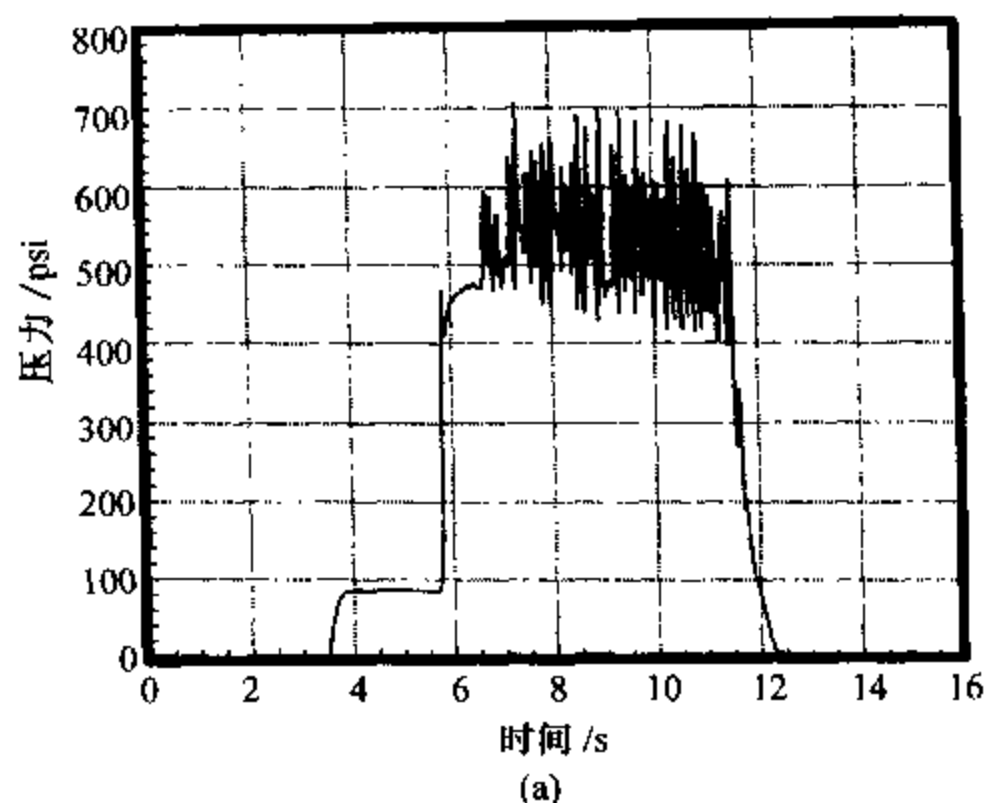


图 15-11 (a) 在一个 11 in 直径的气氧/HTPB 发动机中, 由于火焰保持不稳定造成的大振幅、高频燃烧压力振荡的例子。在燃烧开始的一秒钟内, 通过采用导向火焰消除了燃烧不稳定。(b) 采用加强氧化剂轴向喷注的方法消除了一个 11 in 直径的气氧/HTPB 发动机内的火焰保持不稳定

供充分的预热。采用这项技术, 发动机的燃烧稳定性特性对喷注器的流场性质相对不敏感。在前面的例子中, 氢火炬式点火器在其工作期间充当了火焰导向器的角色。第二种方法是改变喷注器的流场, 确保在燃料药柱的头部端有一个足够大的燃气回流区。这样的回流区可以通过强迫上游气流流过一个向后的台阶或通过氧化剂强烈的轴向喷注来创建 (见图 15-13)。在合理的结构中, 轴向喷注可在扩散火焰的头部产生一个强烈的反向流动的燃气回流区 (圆锥喷射会产生一个小得多、而且通常无效的回流区), 这个回流区同向后的台阶产生的回流区类似。这些技术产生的流场, 同喷气发动机加力燃烧室

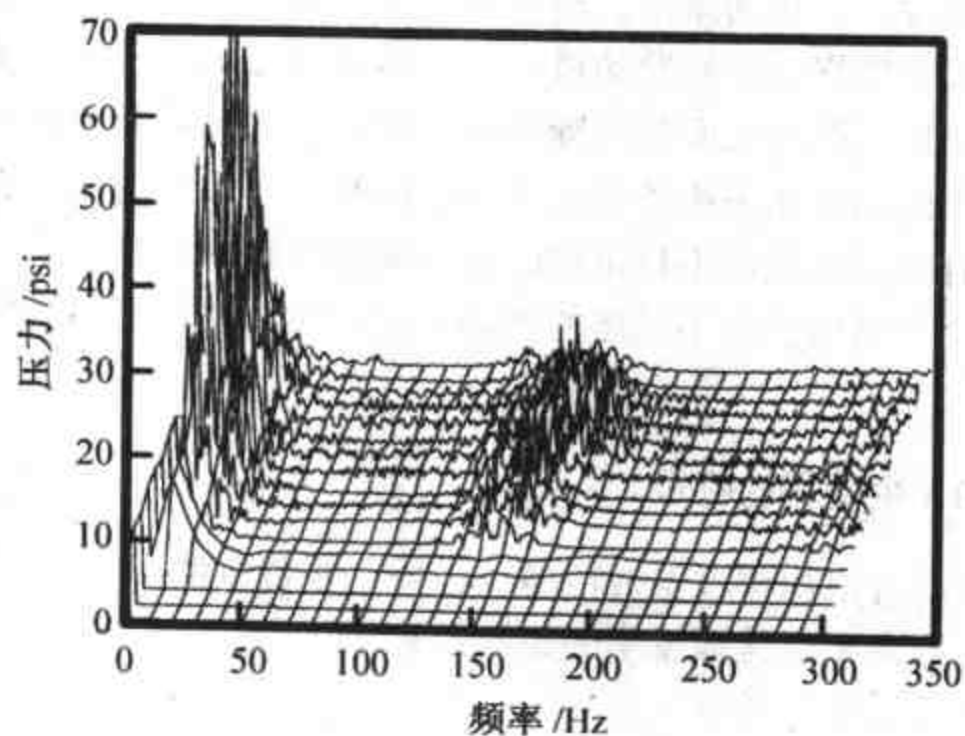


图 15-12 一个 11 in 直径的气氧/HTPB 发动机试验以连续的时间间隔画出的频率-幅值图，该图表明发动机内压力振荡为由火焰保持不稳定造成的一阶纵向声学振型，频率为 150 Hz

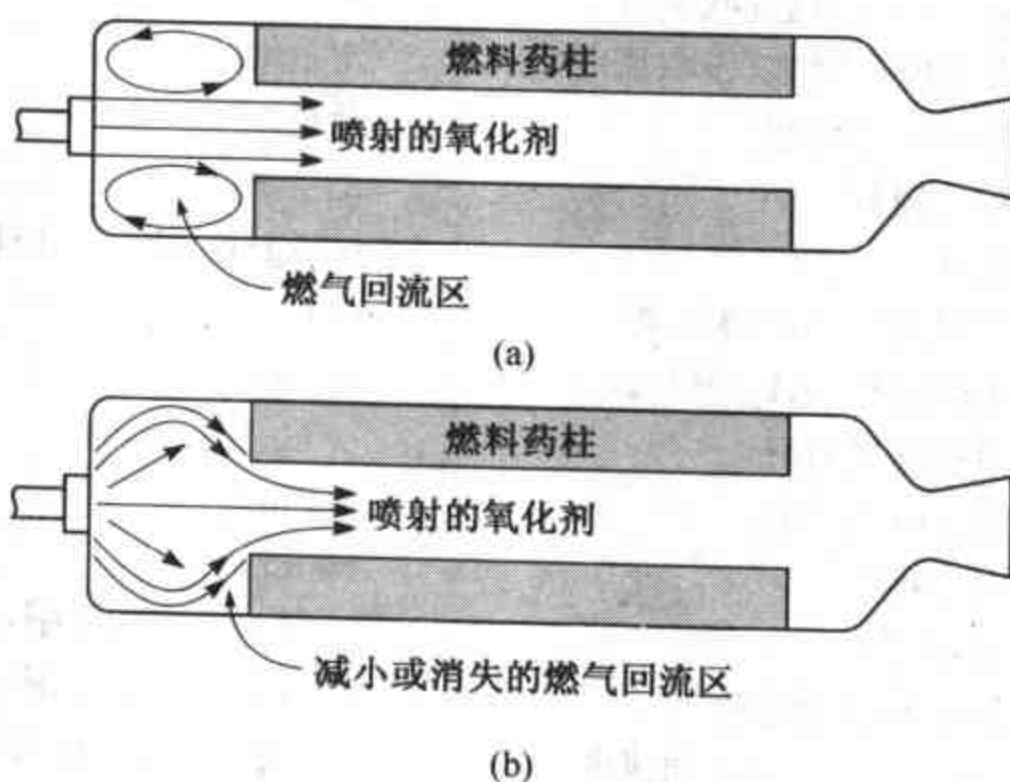


图 15-13 (a) 氧化剂的轴向喷射在燃料药柱的前缘形成了一个强烈的燃气回流区，产生了稳定的燃烧；(b) 氧化剂的锥形喷射将在燃料药柱的前缘形成一个弱燃气回流区或者不能形成回流区，造成燃烧不稳定

以及固体燃料冲压发动机中为防止火焰被吹除而采用的非流线形体火焰稳定器产生的流场非常相似。回流区的作用是从核心流中夹带高温燃气，对氧化剂进行充分的预热，使边界层前缘区的扩散火焰稳定燃烧。

图 15-11 (a) 和 (b) 中平均压力水平的比较显示出一个令人感兴趣的现象。对于

同样的发动机工作条件(氧化剂流量、药型和组分、喉部直径),燃烧不稳定的发动机的平均压力显著地大于燃烧稳定的发动机。在固体火箭发动机中也发现了同样的现象,这种现象是由气流速度在燃料表面的高频振荡导致的向燃料表面传热的强化造成的。高加热速率导致被气化的燃料比平衡条件时更多,因此造成了更高的燃烧室平均压力。

尽管最近在混合发动机燃烧不稳定性的成因理解和解决上取得了一定的进展,但是发展一个全面的混合发动机燃烧不稳定的预测理论仍然是混合发动机技术开发的一项重大挑战。

符号(包括附录 4 和 5 中使用的符号)

a	燃烧或退移速率系数(a 的单位取决于氧化剂流率的指数值)	变量单位
A	粒子云衰减系数	$\text{m}^2(\text{ft}^2)/\text{粒子数}$
A_p	燃烧通道面积	$\text{m}^2(\text{in}^2)$
A_s	燃料药柱的表面积	$\text{m}^2(\text{in}^2)$
A_t	喷管喉部面积	$\text{m}^2(\text{ft}^2)$
c^*	特征速度	$\text{m/s}(\text{ft/s})$
C	粒子云浓度	粒子数/单位容积
C_f	表面摩擦因数(吹风时)	无量纲
C_{f0}	表面摩擦因数(不吹风时)	无量纲
C_{F_v}	真空推力系数	无量纲
C_h	斯坦顿数	无量纲
c_p	比热	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})[\text{Btu}/(\text{lb}\cdot\text{R})]$
d_b	燃料药柱的燃烧距离	$\text{m}(\text{in})$
D_h	水力直径($4A_p/P$)	$\text{m}(\text{in})$
D_p	燃烧通道直径	$\text{m}(\text{in})$
D_t	喷管喉部直径	$\text{m}(\text{in})$
F_v	真空推力	$\text{N}(\text{lbf})$
G	质量速度	$\text{kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s})[\text{lb}/(\text{ft}^2\cdot\text{s})]$
G_o	氧化剂质量速度	$\text{kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s})[\text{lb}/(\text{ft}^2\cdot\text{s})]$
g_0	转换因子 重力加速度	$\text{m/s}^2[(\text{lb}\cdot\text{ft}/\text{lbf})/\text{s}^2]$
h	对流换热系数	$\text{J}/[(\text{m}^2\cdot\text{s})/\text{K}](\text{Btu}/[(\text{ft}^2\cdot\text{s})/\text{R}])$
h_v	气化热	$\text{J}/\text{kg}(\text{Btu}/\text{lbm})$
Δh	火焰区-燃料表面的焓差	$\text{J}/\text{kg}(\text{Btu}/\text{lbm})$
H_f	生成热	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{mol})(\text{kcal}/\text{mol})$
I_s	比冲	$\text{s}[(\text{lbf}\cdot\text{s})/\text{lbm}]$
k	比热比	无量纲
L	燃烧通道长度	$\text{m}(\text{in})$
$\dot{m}$	推进剂流量	$\text{kg/s}(\text{lbm/s})$
$\dot{m}_f$	燃料流量	$\text{kg/s}(\text{lbm/s})$

$\dot{m}_o$	氧化剂流量	kg/s (lbm/s)
n, m, l	燃烧速率或退移速率的压力指数	无量纲
P	燃烧通道周长	m(in)
p_1	燃烧室压力	MPa (lbf/in ²)
Pr	普朗特数	无量纲
Q_c	通过对流传递给燃料表面的热量	J/(m ² ·s) [Btu/(ft ² ·s)]
Q_{rad}	通过辐射传递给燃料表面的热量	J/(m ² ·s) [Btu/(ft ² ·s)]
Q_s	输入燃料表面的总热量	J/(m ² ·s) [Btu/(ft ² ·s)]
R	燃烧通道半径	m(in)
R_i	燃烧通道初始半径	m(in)
Re	雷诺数	无量纲
$\dot{r}$	燃料退移速率	mm/s (in/s)
r	氧燃混合比	无量纲
T	温度	K(F)
u_c	轴线方向的气体自由流速度	m/s (ft/s)
v	垂直于燃料表面的气体速度	m/s (ft/s)
V_1	燃烧室容积	m ³ (in ³)
x	从燃料药柱前缘开始的轴向距离	m (in)
y	垂直于燃料表面的长度坐标	m (in)
z	径向长度	m (in)

希腊字母

α	燃料表面吸收率	无量纲
β	边界层吹风系数	无量纲
ϵ_g	充满粒子的燃气的发射率	无量纲
κ_g	气体导热系数	J/[(m ² ·s)/K] [Btu/(ft·s·R)]
μ	气体动力黏度	(N·s)/m ² [(lbf·s)/ft ²]
ρ_1	燃烧室气体密度	kg/m ³ (lbm/in ³)
ρ_e	自由流气体密度	kg/m ³ (lbm/in ³)
ρ_f	燃料密度	kg/m ³ (lbm/in ³)
σ	斯特藩-玻尔兹曼常数	J/[(m ² ·s)/K ⁴] (Btu/[(ft ² ·s)/R ⁴])

下标

e	边界层边缘条件	
f	燃料	
i	初始条件	
o	氧化剂	
s	表面条件	
x	离燃料药柱前缘的距离	m (in)
ref	参考条件	

参考文献

- 15-1. D. Altman, "Hybrid Rocket Development History," *AIAA Paper 91-2515*, June 1991.
- 15-2. F. B. Mead and B. R. Bornhorst, "Certification Tests of a Hybrid Propulsion System for the Sandpiper Target Missile," *AFRPL-TR-69-73*, June 1969.
- 15-3. P. D. Laforce et al., "Technological Development of a Throttling Hybrid Propulsion System," *UTC 2215-FR*, January 1967.
- 15-4. H. R. Lips, "Experimental Investigation of Hybrid Rocket Engines Using Highly Aluminized Fuels," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 14, No. 9, September 1977, pp. 539-545.
- 15-5. J. S. McFarlane et al., "Design and Testing of AMROC's 250,000 lbf Thrust Hybrid Motor," *AIAA Paper 93-2551*, June 1993.
- 15-6. T. A. Boardman, T. M. Abel, S. E. Claflin, and C. W. Shaeffer, "Design and Test Planning for a 250-klbf-Thrust Hybrid Rocket Motor under the Hybrid Propulsion Demonstration Program," *AIAA Paper 97-2804*, July 1997.
- 15-7. S. R. Jain and G. Rajencran, "Performance Parameters of some New Hybrid Hypergols," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, No. 6, November-December 1985, pp. 500-501.
- 15-8. U. C. Durgapal and A. K. Chakrabarti, "Regression Rate Studies of Aniline-Formaldehyde-Red Fuming Nitric Acid Hybrid System," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 6, 1974, pp. 447-448.
- 15-9. G. A. Marxman, "Combustion in the Turbulent Boundary Layer on a Vaporizing Surface," *Tenth Symposium on Combustion*, The Combustion Institute, 1965, pp. 1337-1349.
- 15-10. P. A. O. G. Korting, H. F. R. Schoyer, and Y. M. Timnat, "Advanced Hybrid Rocket Motor Experiments," *Acta Astronautica*, Vol. 15, No. 2, 1987, pp. 97-104.
- 15-11. W. Waidmann, "Thrust Modulation in Hybrid Rocket Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 5, September-October 1988, pp. 421-427.
- 15-12. M. J. Chiaverini et al., "Thermal Pyrolysis and Combustion of HTPB-based Solid Fuels for Hybrid Rocket Motor Applications," *AIAA Paper 96-2845*, July 1996.
- 15-13. L. D. Smoot and C. F. Price, "Regression Rates of Metalized Hybrid Fuel Systems," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 5, September 1965, pp. 910-915.
- 15-14. Laboratory data obtained in 2-in. diameter test motors, Thiokol Corporation, 1989.
- 15-15. T. A. Boardman, R. L. Carpenter, et al., "Development and Testing of 11- and 24-inch Hybrid Motors under the Joint Government/Industry IR&D Program," *AIAA Paper 93-2552*, June 1993.
- 15-16. P. Estey, D. Altman, and J. McFarlane, "An Evaluation of Scaling Effects for Hybrid Rocket Motors," *AIAA Paper 91-2517*, June 1991.
- 15-17. T. A. Boardman, K. K. Hawkins, S. R. Wassom, and S. E. Claflin, "Non-Acoustic Feed System Coupled Combustion Instability in Hybrid Rocket Motors," Hybrid Rocket Technical Committee Combustion Stability Workshop, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 1995.
- 15-18. B. L. Iwanciw, A. L. Holzman, and R. Dunlap, "Combustion Stabilization in a Solid Fuel Ramjet," 10th JANNAF Combustion Meeting, 1973.
- 15-19. T. A. Boardman, D. H. Brinton, R. L. Carpenter, and T. F. Zoladz, "An Experimental Investigation of Pressure Oscillations and their Suppression in Suscale Hybrid Rocket Motors," *AIAA Paper 95-2689*, July 1995.

第十六章 推力矢量控制

火箭推进系统除了为飞行器提供推力外,还可以提供使飞行器转动的力矩,因此能控制飞行器的姿态和飞行轨道。通过本章下面将叙述的机构控制推力矢量的方向,可以控制飞行器的俯仰、偏航和滚动运动。

所有化学推进系统都可配备有某种类型的推力矢量控制(TVC)机构。其中一些对固体、固液混合或液体推进系统都适用,但大多数机构只专门用于某一类推进系统。本章将叙述两类推力矢量控制方案:①用于单喷管发动机的方案;②用于两个以上喷管的方案。

推力矢量控制只有在推进系统工作、产生排气喷流时才起作用。在飞行期间,当推进系统不工作、其 TVC 不起作用时,需要有另外的独立机构为飞行器提供姿态和飞行轨道的控制。

气动安定面(固定的和可动的)用于控制飞行器在大气层内的飞行依然是很有效的,几乎所有的气象火箭、防空导弹和空面导弹都使用气动安定面。尽管气动控制面增加了一些阻力,但它们在飞行器重量、转矩和操纵动力消耗等方面的效果是其他任何飞行控制方法难以比拟的。飞行器飞行控制也可以用单独的姿态控制推进系统来完成,如 4.6、6.8 和 11.3 节所述。在这种情况下,6 个或更多的小型液体推力器(有单独的供应系统、单独控制)在主发动机工作时、工作前或工作后为飞行器提供较小的力矩。

采用 TVC 的理由是:①有意改变飞行轨道或弹道(如改变寻的导弹的飞行弹道方向);②在动力飞行段使飞行器旋转或改变姿态;③在动力飞行段修正与预定弹道或姿态的偏差;④在主推进系统工作期间,当主推力矢量偏离飞行器重心时修正其固定喷管的推力偏心。

俯仰力矩是升高或降低飞行器鼻锥的力矩;**偏航力矩**使鼻锥横向偏转;**滚动力矩**绕着飞行器主轴施加(图 16-1)。通常主发动机喷管推力矢量沿飞行器轴线方向并穿过飞行

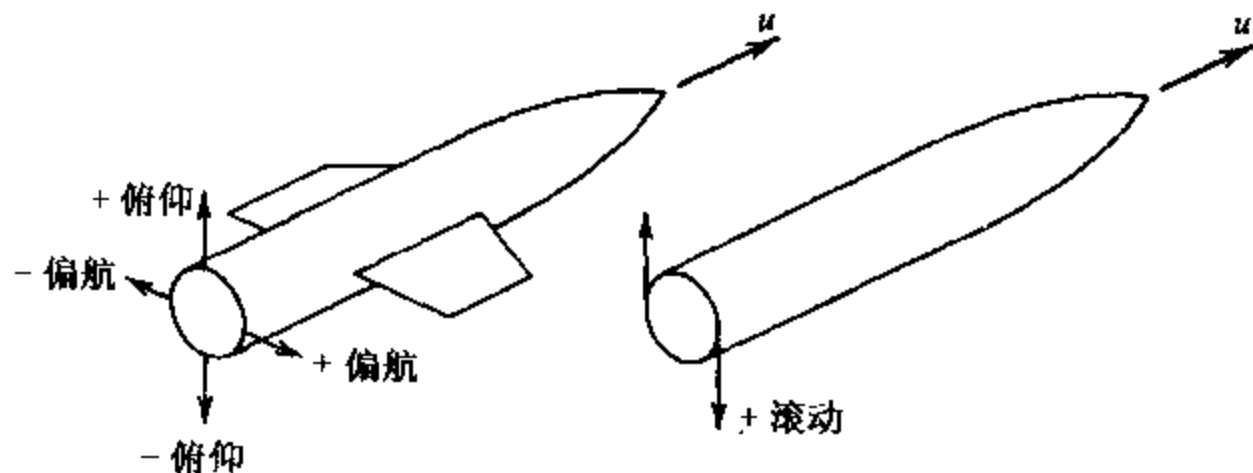


图 16-1 飞行器上的力矩

器重心。因此,只要简单地偏转主发动机的推力矢量,就可以得到俯仰或偏航的控制力矩。然而,滚动控制通常要采用两个以上回转舵或两个以上单独铰接的推进系统喷管。图 16-2 对用铰接推力室或喷管得到俯仰力矩作了解释。侧向力和俯仰力矩随推力矢量有效偏转角正弦值变化。

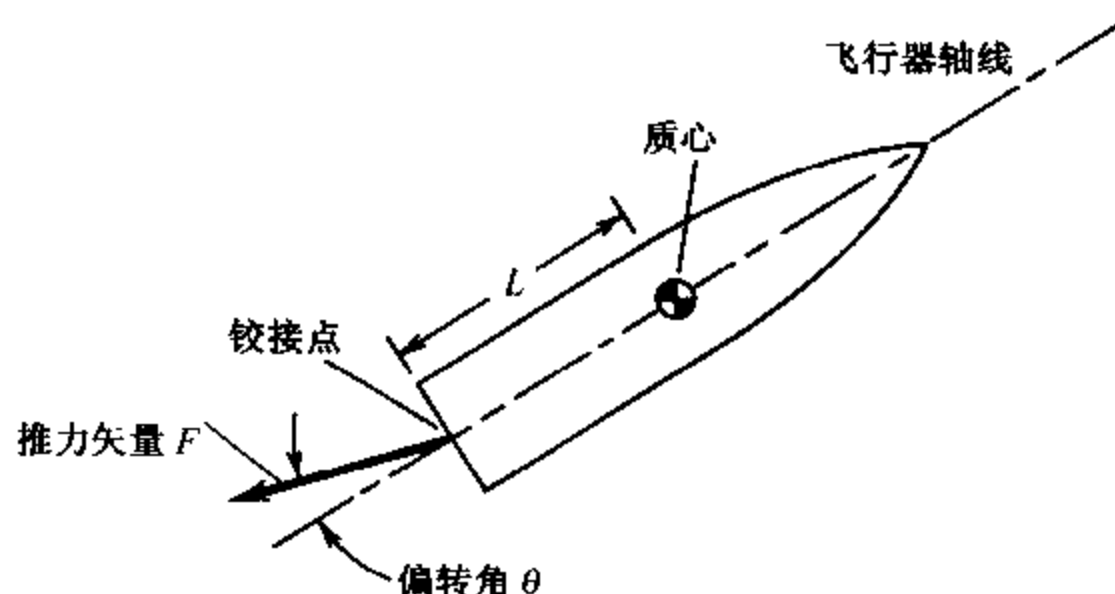


图 16-2 施加在飞行器上的俯仰力矩为 $FL\sin\theta$

16.1 单喷管 TVC 机构

有许多不同的 TVC 机构已成功地得到了应用,文献 16-1 和 16-2 对其中一些作了描述。它们可以分为四类:

- (1)通过机械方法使喷管或推力室偏转;
- (2)将耐热可活动物体插入喷流,这些物体承受气动力并使部分排气偏转;
- (3)在扩张喷管的侧面喷入流体,使超声速排气气流不对称;
- (4)采用独立的产生推力的装置,它不属于通过喷管的主气流。

各类方法将在下面以及表 16-1(各类之间用横线分开)作简要的描述。图 16-3 画出了几种 TVC 机构。这里给出的所有 TVC 方案均已在实际飞行器中使用过。

在**铰接或常平架**方案中(铰接只允许绕一个轴转动,而常平架基本上是一万向接头),整个发动机支承在轴承上,因此推力矢量可以旋转。在转动角较小的情况下,这种方案的比冲损失很小,可以忽略,因而许多飞行器采用了这种方案。它需要一组推进剂软管(波纹管),以使推进剂从飞行器贮箱流入可转动的发动机。航天飞机(图 1-13)有两台装有常平架的摇摆轨道机动发动机。前苏联的一些运载火箭采用了多台铰接推力室(图 10-10 示出了 4 台铰接推力室),美国的许多飞行器则采用了常平架。

燃气舵是伸入火箭发动机固定喷管排气气流中的成对的耐热气动翼形表面,它们约在 55 年前就开始使用了。燃气舵产生额外的阻力(比冲减小 2%~5%,阻力随舵偏角而增加),舵材料会剥蚀。“二战”中的德国 V-2 导弹以及 1991 年伊拉克“飞毛腿”(Scud)导弹采用了石墨燃气舵。燃气舵的单喷管滚动控制优点通常胜过了其性能损失。

在“雷神”和早期的“宇宙神”导弹中使用了**小型辅助推力室**,其主发动机工作时提供滚动控制。它们与主发动机的推进剂由同一供应系统供应。俄罗斯某些助推火箭仍在使用这种方案。

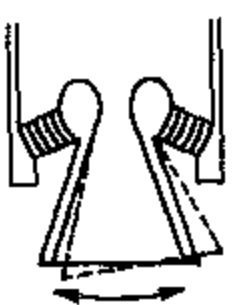
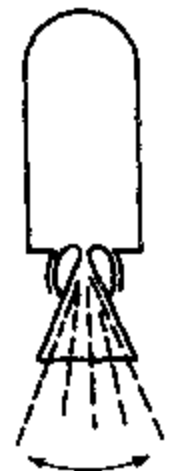
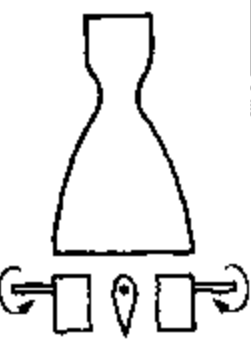
表 16-1 推力矢量控制机构

类型	L/S*	优点	缺点
常平架或铰链	L	技术简单、成熟;转矩小,功率低; $\pm 12^\circ$;要求用软管;惯性大;要求高摆动速率时 工作时间只受推进剂供应的限制;推力损失很小	作动器很大
可转动喷管(挠性 轴承)	S	技术成熟;无滑动密封;作动功率可预 计;最大 $\pm 12^\circ$	作动力大;低温下转矩大;作动力可变
可转动喷管(气体 密封转动球)	S	技术成熟;若整个喷管可转动则无推力损 失;可达 $\pm 20^\circ$	滑动热燃气球密封;功率变化很大;工作 时间有限;为保持密封需连续加载
燃气舵	L/S	技术成熟;作动功率小;摆动速率高;滚动 控制用单个喷管; $\pm 9^\circ$	推力损失 0.5%~3%;燃气舵有剥蚀;工 作时间有限;导弹长度加长
燃气片	S	技术成熟;摆动速率高;装置紧凑	燃气片有剥蚀;当燃气片在喷流中时有推 力损失;工作时间有限
射流偏转舵	S	经“北极星”导弹验证;作动功率低;重量 可很轻	剥蚀和推力损失;诱发飞行器底部热燃气 回流;工作时间有限
液体侧向喷射	S/L	技术成熟;喷射剂的比冲几乎能弥补重量 的增加;摆动速率高;易于在各种发动 机上采用;飞行前可检测;组件可重复 使用;工作时间仅受液体供应的限制; $\pm 6^\circ$	高性能时需要有毒液体;贮箱和供应系统 通常难于装配;有时需要过多的维护; 某些推进剂会泄漏和有毒烟;限于小矢 量角应用 [†]
燃气侧向喷射	S/L	质量轻;作动功率低;摆动速率高;容积 小/紧凑;性能损失小	热燃气阀中多道滑动接触和密封;导管热 膨胀;工作时间有限;要求特殊的热燃 气阀;技术未经验证
用于大推力发动机的 铰接辅助推力 室	L	技术成熟;由主涡轮泵供应;性能损失小; 紧凑;作动功率小;无热移动面;工作时 间无限	组件和复杂性增加;施加于飞行器的力矩 较小;在美国已有 15 年未使用
用于大发动机的涡 轮排气偏转	L	偏转铰链为低压;性能损失小;重量轻;技 术成熟	侧向力有限;适度的热偏转接头;仅能用 于滚动控制

* L 指用于液体火箭发动机, S 指用于固体火箭发动机。

通过喷管壁面的喷射孔向主气流实施二次流体喷射会在喷管扩张段中形成斜激波,造成主气流分布不对称,从而产生侧向推力。二次流体可以是贮存的液体,或是由单独燃气发生器产生的气体(气体温度需足够低,以便管道输送),或是从燃烧室直接抽取的气体,或喷射经催化反应的单组元推进剂。当偏转角较小时,这种方案的损失较低,但在力矩较大(大侧向力)时二次流体的量变得非常大。这种方案已在少数大型固体火箭发动机中得到了应用,如“大力神 III C”和一种型号的“民兵”导弹。

在所有机械偏转方案中,可转动喷管是最有效的。它不会显著降低推力或比冲,在重量上与其他机械型方案相比也有优势。图 16-3 和 16-4 所示的柔性喷管是固体发动机常用的 TVC 机构。模压的多层支承面填料起到密封、传递载荷的支承面以及粘弹性曲面的作用。它利用球面形金属片之间的许多层叠的双层弯曲弹性(似橡胶的)层的变形来传递载荷、转动喷管方向。运载火箭和大型战略导弹中已使用了柔性密封喷管,其使用环境的温度极值适中。在低温下弹性体会变硬,作动力矩显著增大,需要更大的作动系统。图 16-5 画出了另一种柔性喷管,它采用了活动接头,用环形液压囊来传递载荷。此外它还采用了双密封以防止热燃气的泄漏,采用了各种绝热措施使结构温度低于 93°C 。

常平架或铰接	柔性层叠支承	柔性喷管接头	燃气舵
			
悬挂推力室的万向接头	喷管用多层模压合成橡胶环和球面金属片支承	密封的转动球形接头	气流中四个旋转的耐高温气动舵
L	S	S	L/S

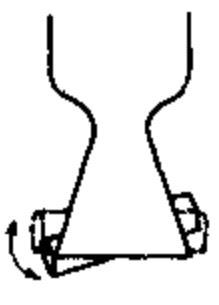
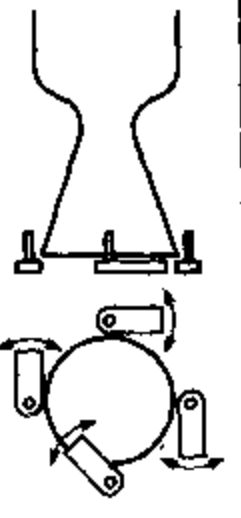
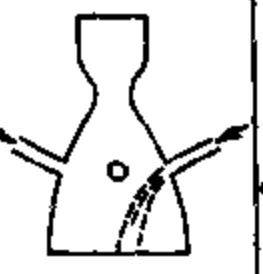
射流偏转舵	气流调节片	侧向喷射	小型控制推力室
			
喷管出口附近安装可转动的翼形叶片	四个转动进出高温燃气的叶片	某时在一侧喷射二次流体	两个以上可转动的辅助推力室
S	S	S	L

图 16-3 八种 TVC 机构的简要示意图。未画出作动器和具体结构。
字母 L 表示用于液体火箭发动机, S 表示用于固体火箭发动机

下面将详细地叙述两种常平架。图 16-6 画出了航天飞机主发动机(SSME)的常平架组件,它支承发动机的重量并传递推力。它有一个球窝万向接头,具有相互吻接的球面(凹面和凸面)。随着常平架组件的转动,这些表面出现滑动。在飞行器上安装发动机时采用了一些补偿衬套,以矫正推力矢量。表 16-2 列出了该常平架的一些设计特点和性能指标。其最大角运动实际上比工作时的偏转角大,以便适应不同的公差和对准。工作时的实际偏转角、对准公差、摩擦系数、角速度以及加速度通常比表中列出的最大值要小得多。

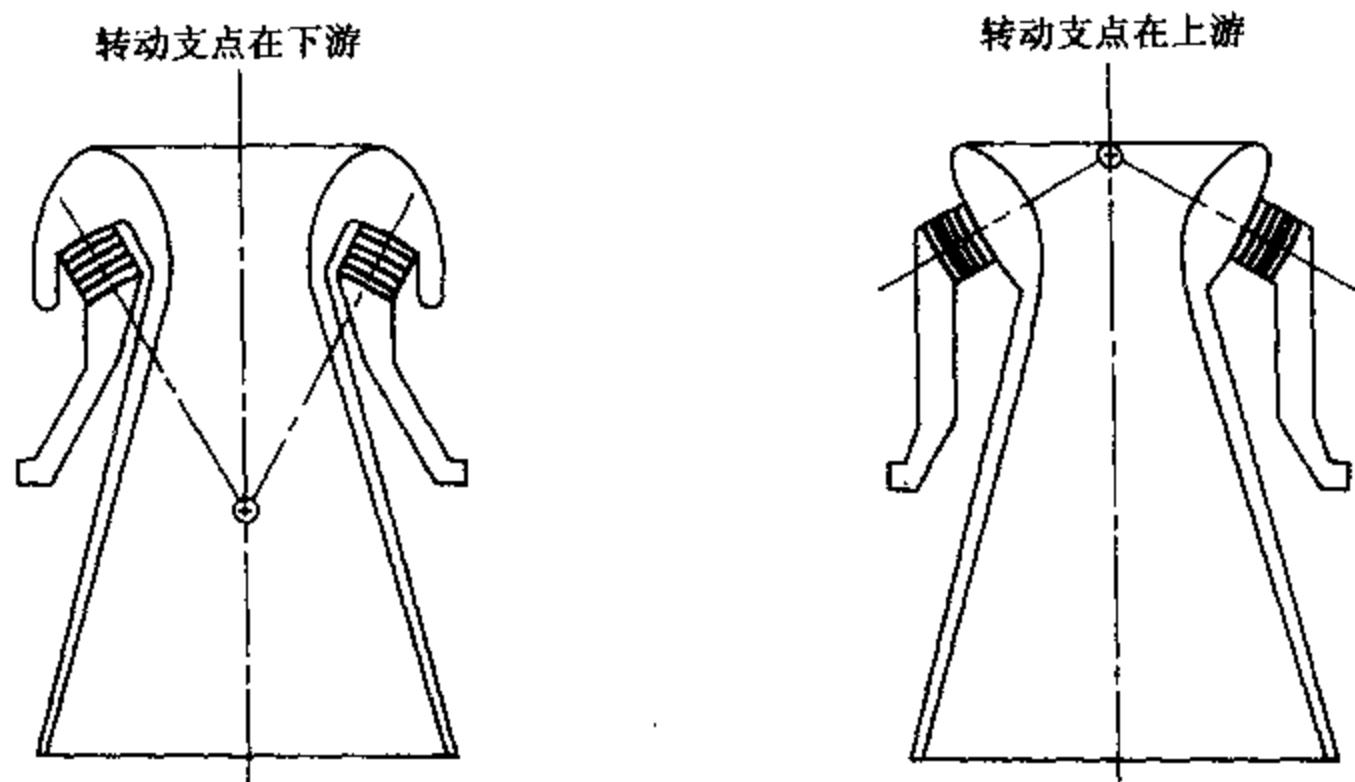


图 16-4 转动中心位置不同的两种柔性喷管支承方法。支承环用金属或塑料垫片制成, 球面形曲面(白色)与多层模压橡胶层(黑条纹)连接在一起。为清楚起见, 图中只画出五层, 许多柔性支承环有 10~20 层(经许可复制自文献 16-1)

表 16-2 SSME 常平架组件的特征与性能指标

支撑的发动机重量/lbf	约 7000
传递的推力/lbf	512000
常平架组件重量/lbf	105
材料为钛合金	6AL-6V-2Sn
尺寸(近似)/in	R11 × 14
角运动度	
使用要求(最大)	± 10.5
作动器的缓冲余量	0.5
角向校准	0.5
常平架连接点公差	0.7
过调矢量调整	0.1
最大角运动能力	± 12.5
角加速度(最大)/(rad/s ²)	30
角速度(最大)/(deg/s)	20
角速度(最小)/(deg/s)	10
侧向调整/in	± 0.25
常平架绕每轴的任务循环	
至 10.5°的工作次数	200
至 10.5°的非工作次数	1400
摩擦因数(在 88~340K 温度范围)	0.01~0.2

资料来源: Rocketdyne。

表 16-3 和文献 16-3 给出了 IUS 固体火箭发动机喷管柔性支承环 TVC 作动系统的设计指标。该系统示于图 11-3、图 16-5 以及表 11-3 中。该喷管有一种型号的最大偏转角为 4°加上 0.5°余量, 另一种型号的额定偏转角为 7.5°。它有两个电气冗余设计的、采

用球形螺杆的机电作动器,两个位置指示电位计和一个为每个作动器提供驱动功率和控制信号的控制器。它采用脉宽调制(PWM)变频电机驱动,以在一定的功率和驱动力下减小尺寸和重量。此外,它还有一对闭锁机构,是故障安全装置,能在故障情况下将喷管锁定在固定的俯仰和偏航位置。

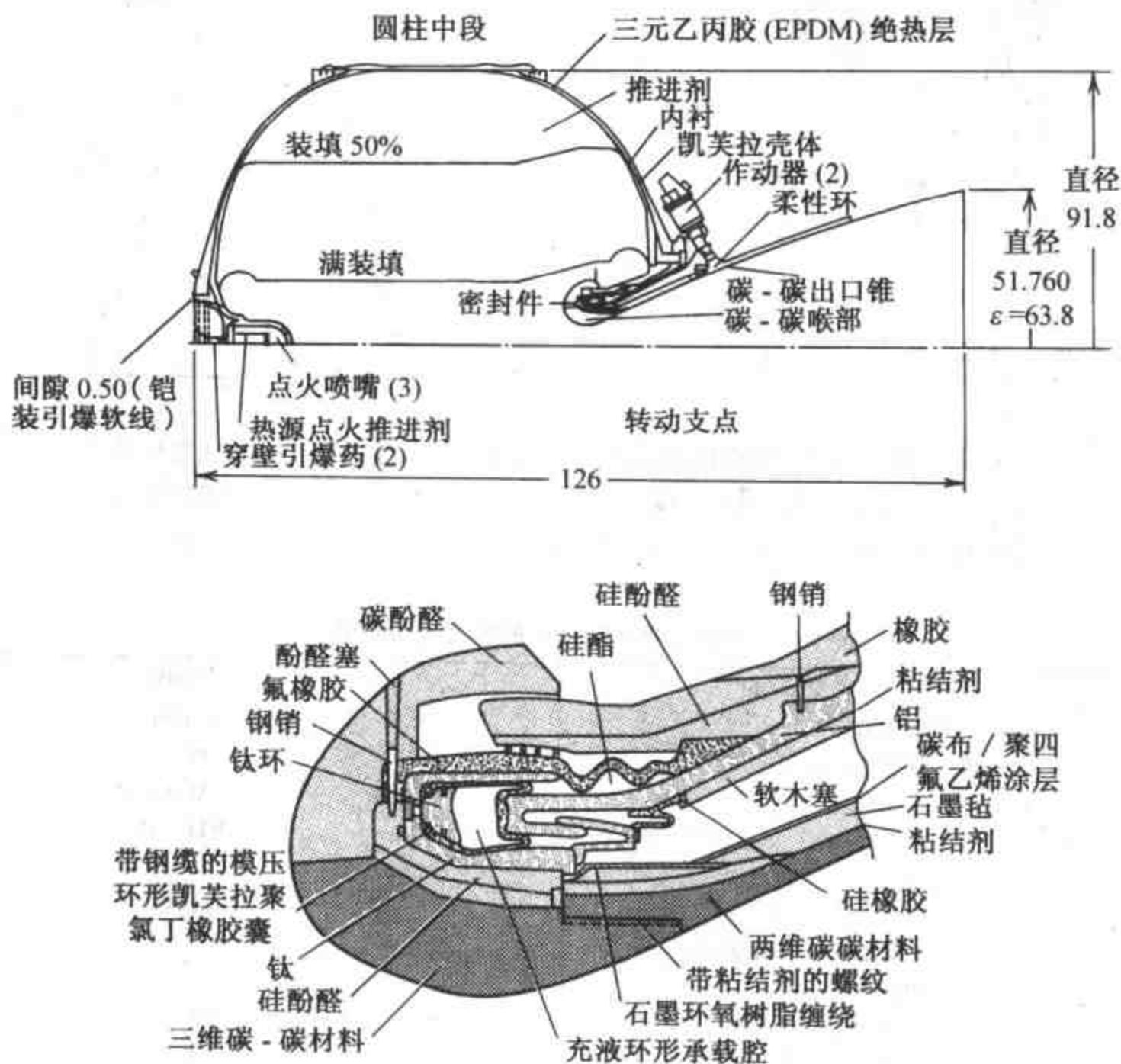


图 16-5 一上面级固体火箭发动机(IUS)的简化剖面图。发动机中有绝热碳碳复合材料喷管、绝热凯芙拉纤维缠绕壳体、发热点火器、前后应力释放框、充液支承环以及喷管中的弹性密封组件(允许推力矢量偏转 4.5°)。该发动机装填质量为 22874 lbf, HTPB 推进剂 21400 lbf, 燃尽质量为 1360 lbf, 发动机质量比为 0.941, 喷管喉部直径为 6.48 in, 面积比为 63.8。发动机工作 146 s, 平均室压 651 psi(最高 886 psi), 平均推力 44000 lbf(最高 60200 lbf), 有效高空比冲为 295 s。上图为发动机纵剖面, 下图为喷管密封组件的局部放大剖面图。该发动机为图 11-3 所示的 Orbus-6 发动机的加大方案

装配时推力矢量的对准是一项必需的工作。在中性位置(无偏转, 或许多飞行器中推力轴线与飞行器轴线重合)推力矢量通常应穿过飞行器重心。必须根据预定飞行器轴线对 TVC 机构的角度以及中心点位置进行对准或调整。通常认为喷管扩张段的几何中心线就是推力方向。图 16-6 中已示出了一种对准措施。对于小尺寸喷管, 采用良好的测量装置可达到四分之一度、轴线偏移 0.020 in 的对准精度。

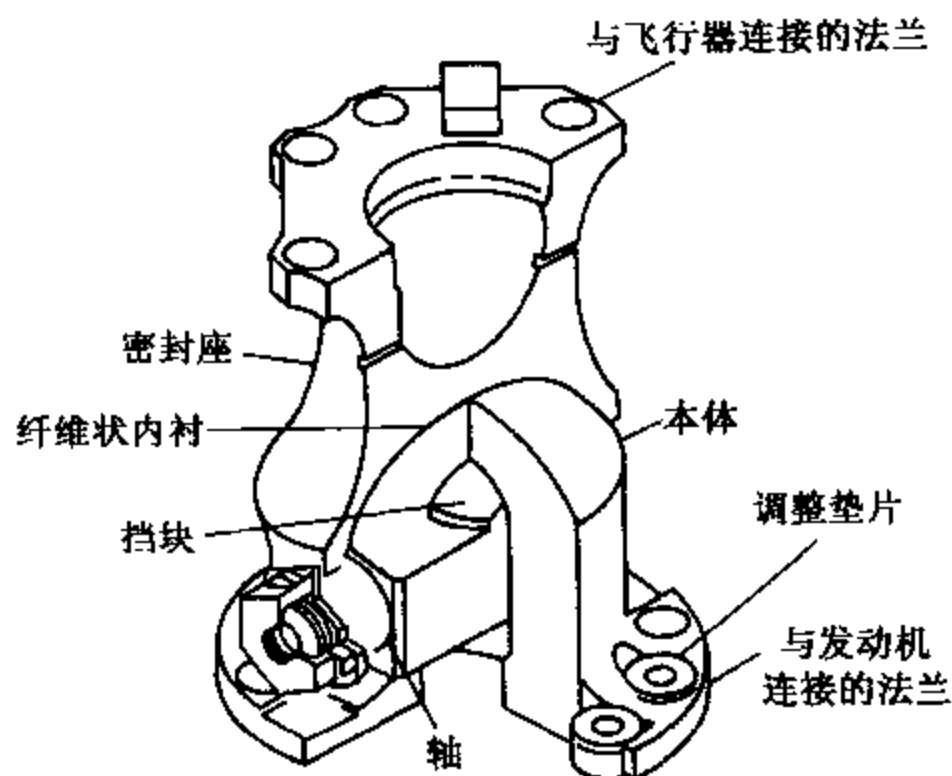


图 16-6 SSME 的常平架(波音公司 Rocketdyne Propulsion and Power 提供)

表 16-3 IUS 固体火箭发动机 TVC 作动系统的设计指标

项目	指 标
性能参数	
输入功率	在 24—32Vdc 下最大为 31A/axis; > 900W(峰值)
行程	大于 10.2 cm
停住力	大于 1.9 KN
精度	小于 ± 1.6 mm
频率响应	在 100°相位滞后下 > 3.2 Hz
空载速度	大于 8.13 cm/s
刚性	大于 28.9 KN/cm
间隙	小于 ± 0.18 mm
可靠度	> 0.99988 冗余驱动机构 > 0.999972 单线元件
重量	
控制器	单个小于 5.9 kg
作动器	单个小于 7.04 kg
电位计	单个小于 1.23 kg
系统	小于 22.44 kg

资料来源:经 United Technologies Corp./Chemical Systems 许可复制自文献 16-3。

燃气片 TVC 系统具有较低的转矩,对小面积比喷管的飞行器而言它比较简单。当燃气片在气流中转到满角度时推力损失较大,然而当燃气片处于气流外的中性位置时损失为零。在大多数飞行中,燃气片角度的时间平均值很小,平均推力损失也就很小。燃气片的结构可以做得很紧凑,这种紧凑结构已成功地用于战术导弹。一个典型的例子是图

16-7 示出的“战斧”巡航导弹主堆火箭发动机的燃气片装置。在发动机 15 s 的工作期间，独立作动的四个燃气片在发动机排气内外旋转。堵住 16% 喷管出口面积的一个燃气片能产生 9° 的推力矢量偏转角。最大偏转角为 12° ，燃气片的摆动速率很快 ($100^\circ/\text{s}$)。在一台自动积分控制器的控制下，燃气片通过四个小型线性推拉液压作动器与两台伺服阀驱动。动力由 3000 psi 下贮存的高压氮气提供。气体由电爆阀门释放，以落压方式挤压窝油器。燃气片由钨制成，以尽量减小排气中固体颗粒造成的剥蚀。

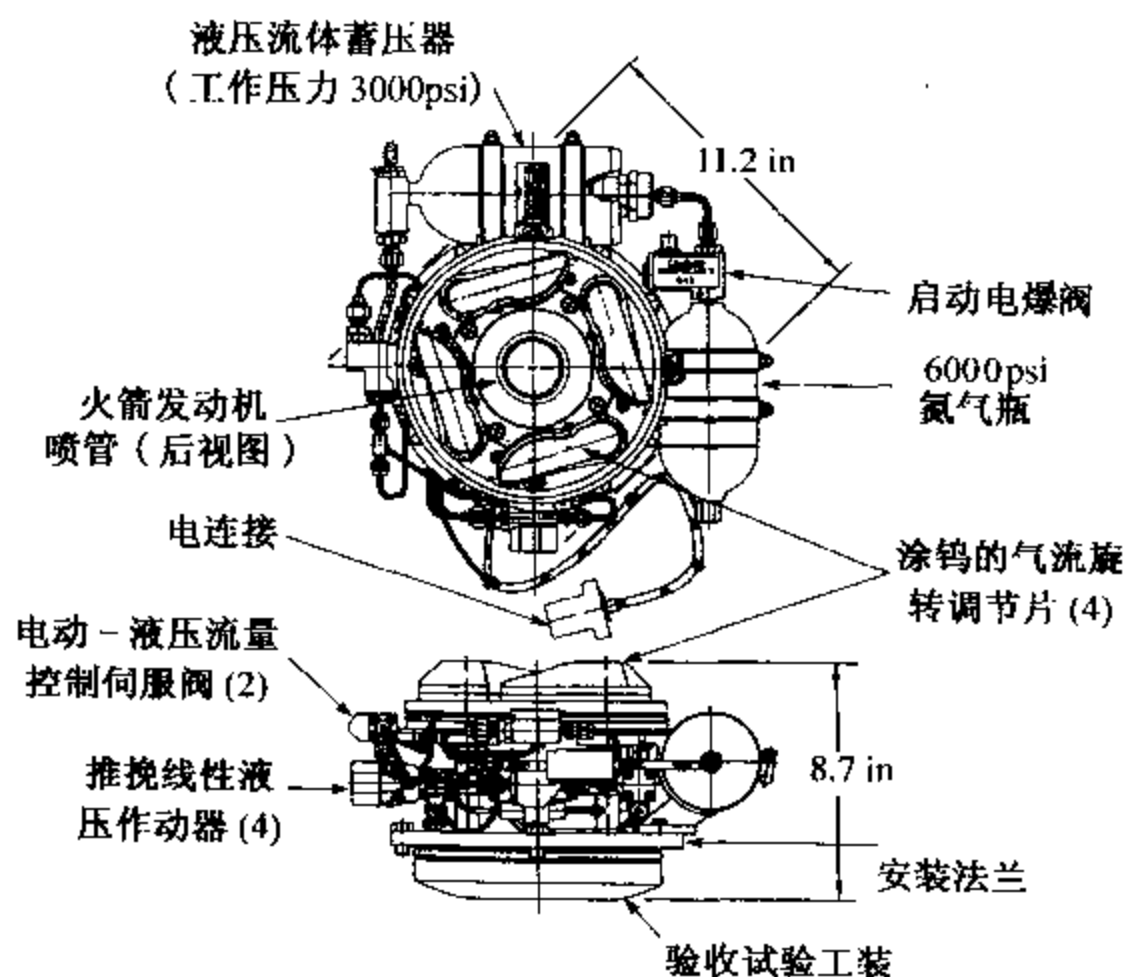


图 16-7 燃气片组件的两视图。燃气片装配在“战斧”巡航导弹固体主堆发动机喷管周围的环形圈空间内。紧靠喷管出口安装的液压作动器使燃气片在喷管排气内外旋转 (TRW 公司 Space and Electronics Group 提供)

射流偏转舵用于潜艇发射的导弹。推力损失大致与矢量角成正比。图 16-3 中示出了这种机构，表 16-1 中也提到了。

二次流体喷射注入排气气流的 TVC 方案可追溯到 1949 年，它可归功于 A. E. Wetherbec, Jr. (美国专利号 2943821)。**液体喷射推力矢量控制 (LITVC)** 从 20 世纪 60 年代初开始应用于产品飞行器。惰性流体 (水) 和活性流体 (如肼或四氧化二氮) 都曾使用过。虽然一些较老的飞行器上仍在用活性液体的侧向喷射，但它需要增压的推进剂贮箱和供应系统。一般希望采用高密度的喷射液体，因为其贮箱相对较小，所需的增压质量较小。由于其他方案的性能更好，新的应用不太可能会选择液体喷射 TVC。

从性能和结构上看，固体推进剂或液体推进剂燃烧产物的**燃气喷射 TVC (HGITVC)** 方案具有先天性的吸引力。在过去，由于高温燃气阀门中材料的侵蚀，HGITVC 没有用于实际产品。然而，现在有两个原因使高温燃气侧向喷射成为可行：第一，高温燃气阀门可以采用更新的碳-碳结构件和现代绝热材料制造。文献 16-4 叙述了采用工作时间有限的高温燃气碳阀门的一个高温燃气系统。此外，冶金学的进展使得

铈合金制造的高温燃气阀门的研制成为可能,铈合金是一种适合用于高温燃气阀门的高温金属。第二,已研制了侵蚀性低(AP 、 Al_2O_3 的含量低和/或氧化性气体成分较少)、对喷管和阀门的腐蚀较小的固体推进剂,这有助于高温燃气阀门和绝热的高温燃气导管在有限时间内的正常工作,但往往要牺牲推进系统的性能。实验高温燃气系统存在热变形、保持关键组件的温度足够低(防止破坏)等困难。

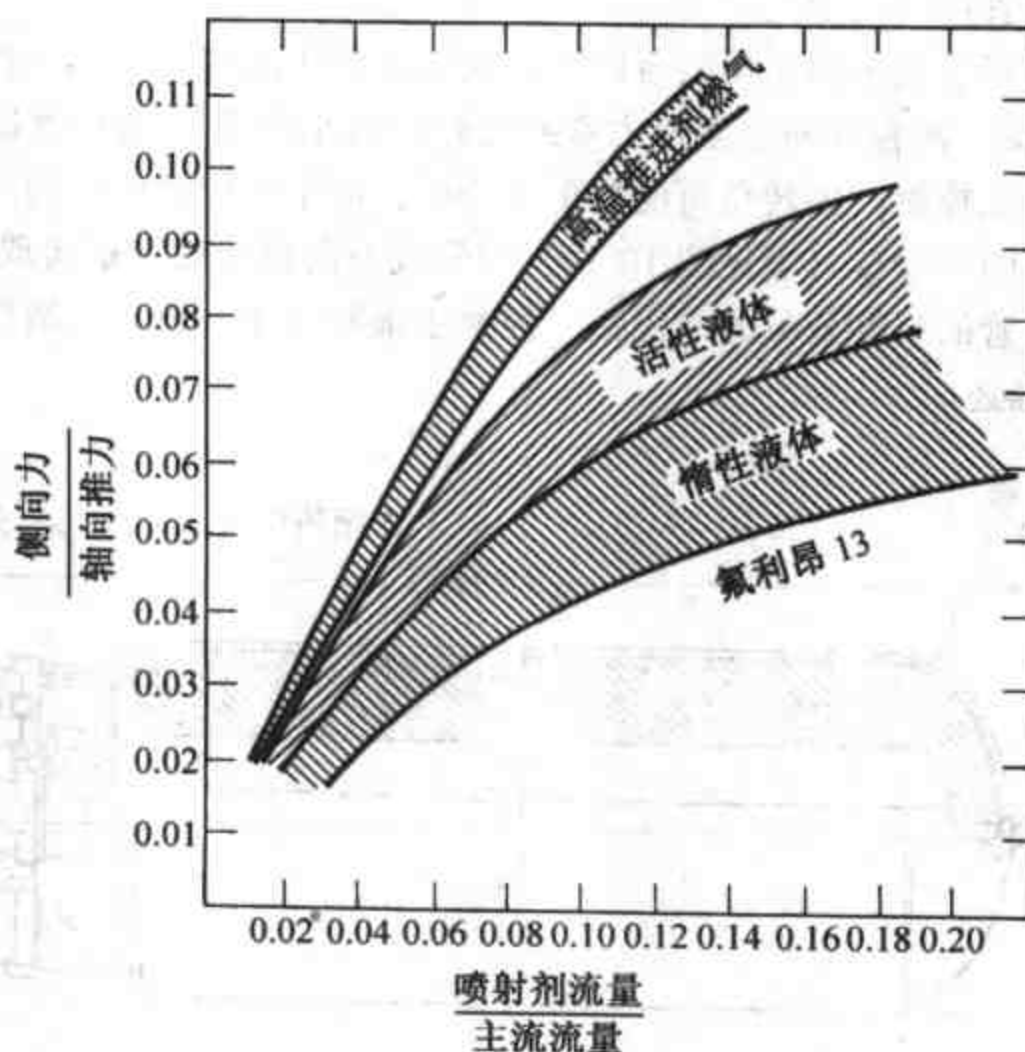


图 16-8 TVC 喷管中各种侧向喷射流体的典型性能

无论是液体还是固体推进剂,高温燃气都可以从主燃烧室中抽出或由单独的燃气发生器产生。高温燃气阀门可用于:①控制高温燃气向大喷管的侧向喷射;②控制一系列小的固定喷管(类似于第四、六和十一章中叙述的小型姿态控制推力器)的脉冲流动。在液体推进剂发动机中,从推力室中混合比有意造成富燃的位置处抽取燃气是可行的,这样燃气温度就足够低(约 $1100^{\circ}C$),使 HGITVC 阀门和导管可以采用不冷却的金属件。

二次流体喷射进入超声速喷管主流而产生的总侧向力可以表示为两个分量:①与喷射流体动量有关的力;②喷管内壁面上的不平衡压力。第二项喷管内壁面不平衡压力是由激波、边界层分离、喷射流体和未扰动喷管气流之间的压差以及一次/二次燃烧反应(对于活性喷射流体)引起的。激波系的强度和喷管壁面之间的不平衡压力与许多变量有关,包括喷射流体的物性、是流体还是气体。在喷射活性流体的情况下,发生在喷射孔下游的燃烧产生的压力不平衡效应通常要比仅由流体蒸发产生的效应大。但是,从燃烧得到的好处取决于是否有足够高的化学反应速率以使反应区保持在喷射孔附近。图 16-8 画出了典型的情性和活性流体以及高温燃气(固体推进剂燃烧产物)的 TVC 性能。这种推力比与质量流量比的关系曲线是性能比较时常用的参数形式。

16.2 多推力室或多喷管的 TVC

图 16-3 所示的各种方案都是为飞行器提供俯仰和偏航力矩的。滚动控制只有在以下情况才能进行：至少有两个单独的矢量喷管；四个固定的脉冲或变流量喷管；有两个燃气舵伸入单个喷管排气流中。

已经研制并飞行了很多种使用两台以上的火箭发动机或有两个以上作动喷管的单台发动机的 TVC 方案。两台双向摇摆推力室或喷管用很小的差动偏转角就可提供滚动控制。对于俯仰或偏航控制，偏转角可能要更大一些，两个喷管的偏转角的大小和方向要相同。这也可以用四个铰接（参见图 10-10）喷管或万向摇摆喷管来实现。图 16-9 画出了带四个可摇摆喷管的早期型号的“民兵”导弹主推器（第一级）火箭发动机。该发动机将在表 11-3 中描述。

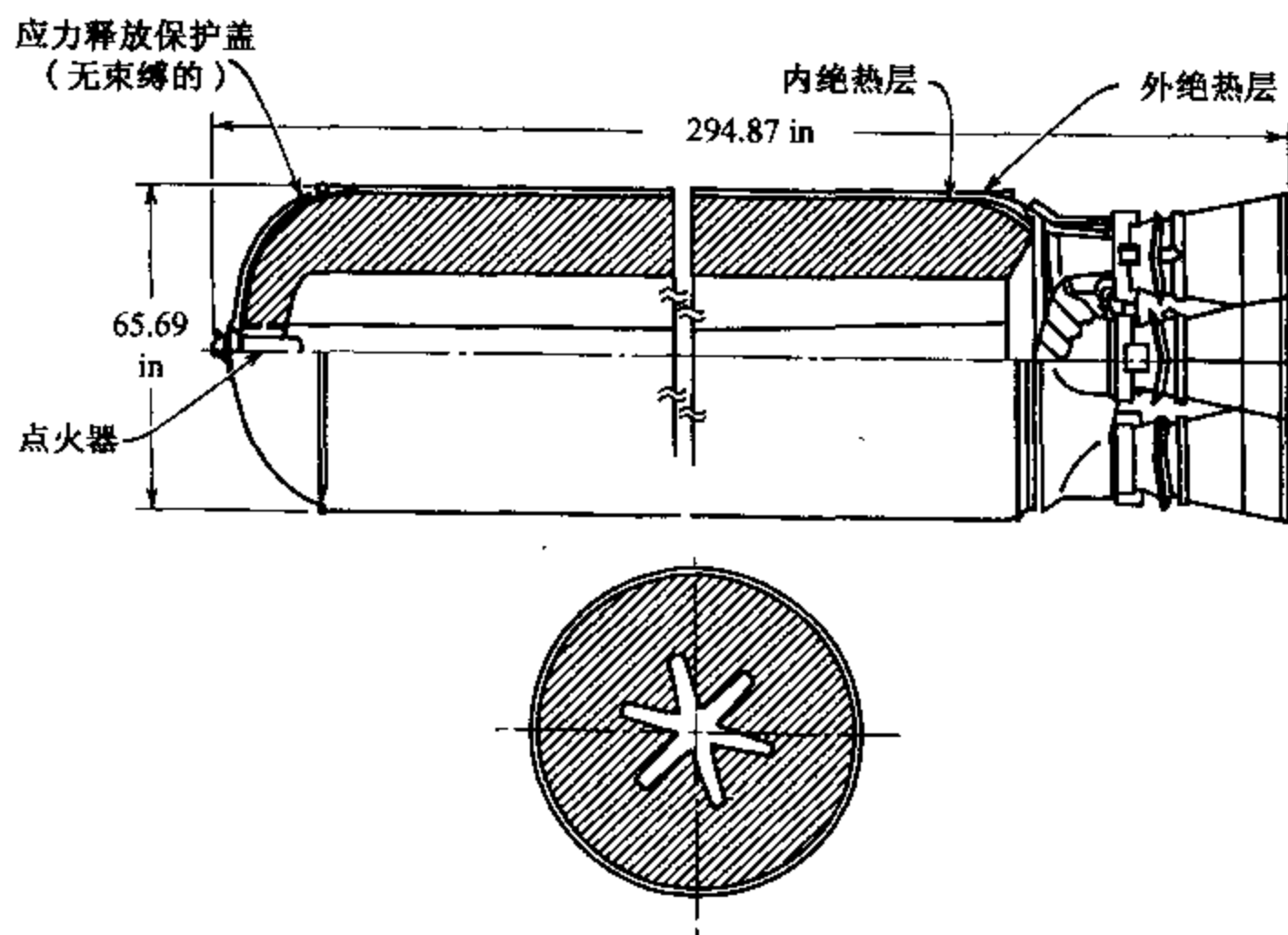


图 16-9 早期型号的“民兵”导弹一级发动机简化视图。发动机采用复合推进剂，与壳体粘合。俯仰、偏航、滚动控制由四个摇摆喷管提供（资料来源：美国空军）

图 16-10 所示的差动节流方案没有常平架，且不采用图 16-3 所示的单喷管所使用的任何方法。它有四台固定推力室，其轴线几乎与飞行器中心线平行，但与飞行器中心线拉开一定距离。选择四台推力室中的两台进行节流（一般推力只降低 2%~15%）。四个喷管可由同一供应系统供应，也可以是四台独立的、相同的火箭发动机。这种差动节流系统用于第三、八章所述的气动塞式火箭发动机，俄罗斯的一些运载火箭也采用了这种系统。

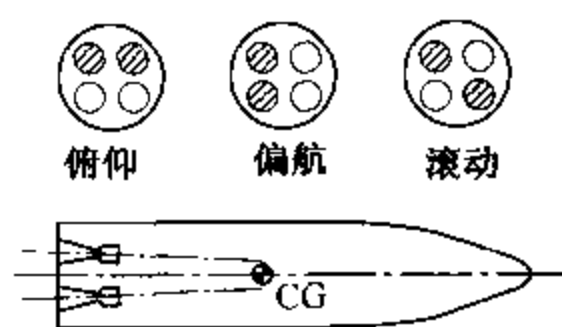


图 16-10 四个固定推力室的差动节流可实现飞行控制。在上面的简图中，斜纹喷管表示节流或低推力状态。未节流的发动机产生的较大的推力给飞行器施加了转矩。对于滚动控制，喷管稍微倾斜，各推力矢量不穿过飞行器重心

16.3 试 验

推力矢量控制系统的试验通常包括与推进系统和飞行器组装在一起时系统的作动。例如，航天飞机主发动机常平架可在飞行前作一些运动（发动机不点火）。典型的 TVC 系统验收试验系列（向发动机厂家交付前）有输入功率测定、偏转角精度测定、角速度或加速度测定、信号响应特性测量或过调限位的验证等。在极端温度环境、飞行器或推进系统产生的各种振动环境、温度循环和发动机点火冲击（高的瞬时加速度）条件下的工作能力考核也许属于鉴定试验的一部分。

与俯仰和偏航力矩、主推力相比，侧向力和滚动力矩通常很小。对它们作精确的静态试验测量是很困难的，特别是在小矢量角度的情况下。为保证有效的测量，需要使用装有多推力传感器和隔离装置的精确的多分量试验台。

16.4 与飞行器的装配

TVC 系统的作动或运动由飞行器制导和控制系统操纵（参见文献 16-5），该系统测量飞行器的三维位置、速度矢量和旋转速率，并将它们与要求的位置、速度和转速比较。这两组参数之间的误差信号通过 TVC 控制器中的计算机变换为作动 TVC 系统的控制指令，直至误差信号降为零。飞行器计算机控制系统决定作动的时间、方向和偏转角的大小。包括伺服机构、动力源、监控/故障检测装置、带控制器的作动器以及运动补偿机构在内的系统是比较复杂的。

TVC 系统的选择和设计准则来源于飞行器的需求，包括操纵力矩和操纵力的变化速率、飞行加速度、工作时间、性能损失、尺寸和重量限制、飞行器可用功率、可靠性、交付日程和费用。对于 TVC 设计师，这些准则要转换成任务特性、偏转角、摆动角速率、功率要求、运动位置误差以及许多具体的飞行器/TVC 接口和发动机/TVC 接口等因素，此外还要考虑费用和交付进度。

具体的接口有进出飞行器控制器和动力源的电接点、与作动器紧固件的机械连接以及测量推力轴线或作动器位置的传感器。通常在设计上要采取便于开展 TVC 系统试

验、易于检测和维修或有助于承受高振动环境的设计特点。通常 TVC 子系统要在硬件上与飞行器连接,它安装在发动机喷管上。这些组件的设计必须相互协调并通盘考虑。文献 6-1 (液体火箭发动机 TVC 及其控制机构) 和 16-5 讨论了喷管/TVC 的接口。

作动器可以采用液压的、气动的或机电的(导螺杆),通常含有位置传感器以将信号反馈给控制器。已经过验证的动力源有高压贮存冷气、电池组、燃气发生器产生的热气、由冷气或燃气发生器热气挤压的液压流体、来自飞行器的电源或液压动力以及来自独立的涡轮发电机(本身又由燃气发生器驱动)的电源或液压动力。最后一种用于工作时间长、功率高的应用场合,如文献 16-6 所述的航天飞机固体火箭助推器 TVC 所用的动力装置。作动方案及其动力源的选择要考虑重量轻、性能损失小、控制简单、耐用、可靠、易装配、作动力与飞行器力矩之间的线性度好、费用低以及其他一些因素。若飞行器较小(如小型战术导弹),则要求频率响应较高。表 16-3 列出的响应主要应用于较大的航天器。有时 TVC 系统与可转动的气动控制面系统一体化设计,如文献 16-7 所述。

参考文献

- 16-1. A. Truchot, "Design and Analysis of Solid Rocket Motor Nozzles," Chapter 3 in *Design Methods in Solid Rocket Motors*, AGARD Lecture Series 150, Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, Revised Version, 1988.
- 16-2. B. H. Prescott and M. Macocha, "Nozzle Design," pp. 177-186 in Chapter 6 of G. E. Jensen and D. W. Netzer (Eds.), *Tactical Missile Propulsion*, Vol. 170 in *Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- 16-3. G. E. Conner, R. L. Pollock, and M. R. Riola, "IUS Thrust Vector Control Servo System," paper presented at 1983 JANNAP Propulsion Meeting, Monterey, CA, February 1983.
- 16-4. M. Berdoyes, "Thrust Vector Control by Injection of Hot Gas Bleed from the Chamber Hot Gas Valve," *AIAA Paper 89-2867*, July 1989.
- 16-5. J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, 1991, 656 pages.
- 16-6. A. A. McCool, A. J. Verble, Jr., and J. H. Potter, "Space Transportation System's Rocket Booster Thrust Vector Control System," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 5, September-October 1980, pp. 407-412.
- 16-7. S. R. Wassom, L. C. Faupel, and T. Perley, "Integrated Aerofin/Thrust Vector Control for Tactical Missiles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 3, May-June 1991, pp. 374-381.

第十七章 火箭推进系统的选择

大凡设计问题，都存在多种可能的工程解决方案，从中可作出选择，这几乎无一例外。本章将概括地讨论为特定任务选择推进系统的过程，另外在以下三个方面将作比较详细的叙述：

(1) 液体推进剂火箭发动机与固体推进剂火箭发动机的优缺点比较；

(2) 评估特定推进系统和从多个备选火箭推进系统中作出选择时所考虑的一些主要因素；

(3) 推进系统与飞行器和/或工程大系统之间的界面。

推进系统实际上是飞行器的一个分系统，而飞行器则是工程大系统的一部分。工程大系统的一个例子是由地面站、计算机、发射台和若干卫星组成的一个通讯网络，每颗卫星都是一个飞行器，其上装有满足特定需求的姿态控制推进系统。在轨时间的长短是一系统参数，该参数影响卫星的规模和对推进系统的总冲需求。

飞行器系统中的分系统（如结构、推进、制导、控制、电源、通讯、热控和地面支持）提出的需求常常是有矛盾的。只有通过仔细的分析和系统工程的研究，才能找到让**所有分系统都能满意地运行且互相协调的一种折衷解决方案**。工程设计学科在最近这些年得到了长足的进展，欲要详细了解的话可查阅如文献 17-1 那样的比较全面的参考书。其他文献有叙述空间系统设计的（如文献 17-2、17-3）和液体火箭发动机设计的（如文献 17-4）。

总任务（工程大系统）需求、飞行器需求和推进系统需求都会涉及性能、费用或可靠性。对某一特定任务而言，这些准则中的某一个往往比其余两个更加重要。上述的三个层次的需求之间、三种准则之间都存在密切的相互关系。有些推进系统（通常为第二层次的分系统）特性对飞行器有很大的影响，反过来飞行器对其也有很大影响。例如，推进系统性能的提高会直接影响飞行器的规模、工程大系统的成本或寿命（寿命可归结为可靠性与成本）。

17.1 选择过程

选择过程是飞行器系统和火箭推进系统总体设计工作的一部分。选择要根据一组准则进行，这些准则以需求为基础，它用于评估和比较各种推进系统。最合适的火箭推进系统的确定过程取决于其应用、各种推进系统特性的定量表达能力、可获得的有用数据的多少、选择方案所需的经验以及可用于检查备选推进系统的时间和资源。本章讨论的选择过程有些理想化，如图 17-1 所示，除此之外还有其他的选择顺序和选择方法。

选择推进系统时一开始都要对工程大系统及其任务作出定义。任务的目标、有效载

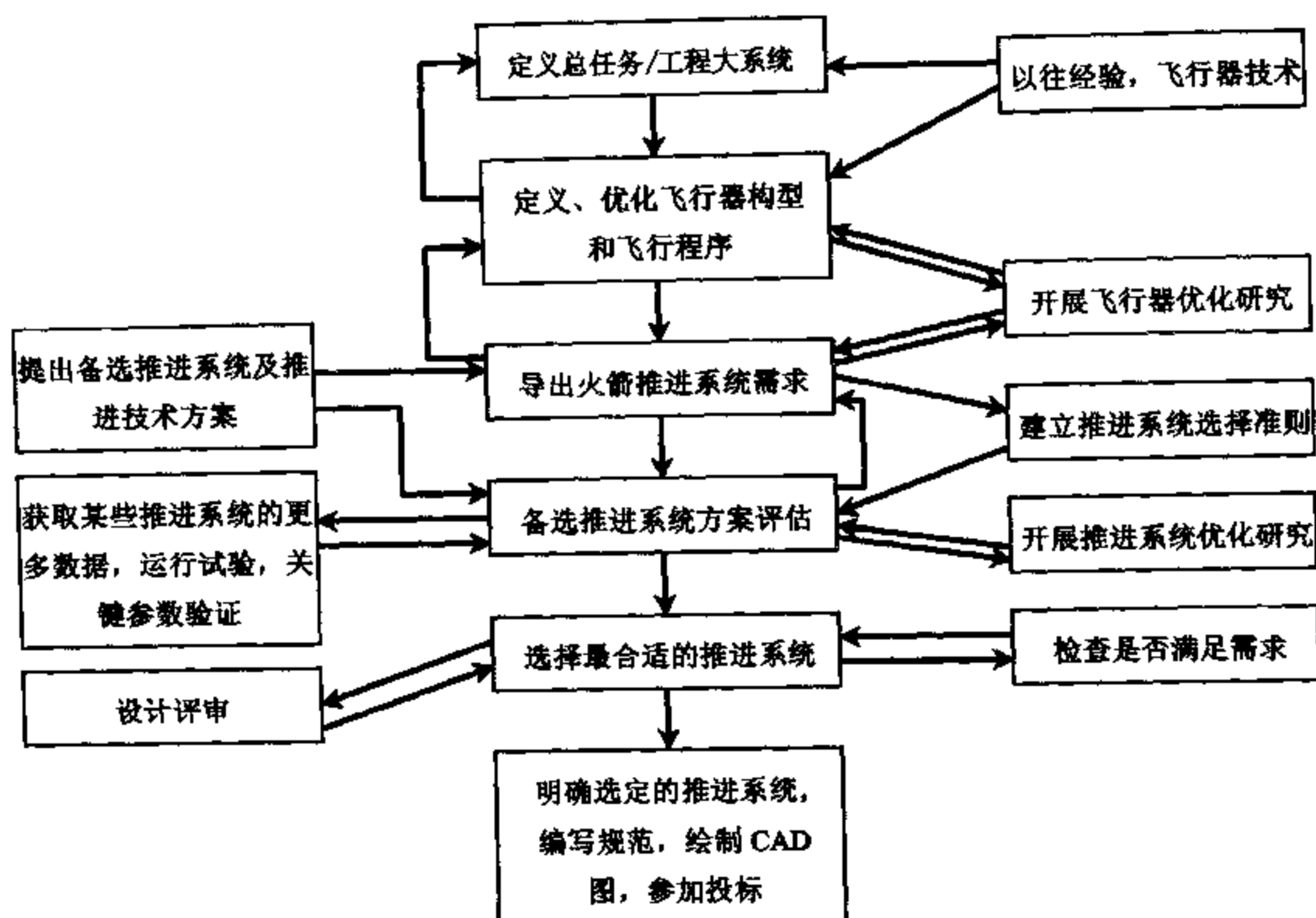


图 17-1 理想化的推进系统选择过程

荷、飞行状态、轨道方案、发射过程、任务成功的概率以及其他需求必须予以明确，这通常由负责整个工程大系统的单位完成。下一步是明确与飞行任务相应的飞行器。在这之后才能理出具体任务和/或飞行器对推进系统的需求。例如，根据任务需求可明确所需的质量比、最低比冲和大致的推进剂量，如第四章所述。进一步可确定一些推进系统参数，如推力-时间曲线、推进剂质量分数、允许的最大容积或最大包络尺寸、典型的脉冲占空特性、允许的环境温度、推力矢量控制要求、飞行器接口、产品交付套数、以往使用经验、时间进度要求和成本限制。

由于整个飞行器的性能、飞行控制、操作或维护通常与火箭推进系统的性能、控制、操作或维护之间的关系很密切，故飞行器需求和推进系统需求一般要经过多次反复协调后才能明确，然后形成文件。这个反复过程既要涉及工程大系统负责单位(或飞行器/工程大系统承包方)，也要涉及到一个或多个推进系统负责单位(或火箭推进系统承包方)。文件有多种形式，电子计算机的功能现已扩展到了网络、数据库记录和文件检索。

通常要对多个备选系统方案进行评估。它们可能是由不同的火箭发动机研制单位提出的，可能基于对已有的一些火箭推进系统的修改，也可能采用了一些新技术，或者是专门为满足该飞行器或任务的需要而配置的新型系统。在作评估时，必须对各个备选推进系统进行互相比较，就其满足各种需求的程度进行排序(根据选择准则)。为此，需要对各备选系统进行分析，还常常再做一些额外的试验。例如，对所有关键组件的功

能、失效模式和安全系数作统计分析后可得到可靠性的定量评估值。对于某些准则，如安全性或以往的相关经验，不太可能对备选系统作定量比较，只能作某些主观比较。

在用于特定任务时，火箭发动机的各参数需进行优化。在确定推力室或发动机的数目、最佳室压、最好的推进系统总装方案、最佳混合比、多级飞行器的最佳级数、最佳弹道、最佳喷管面积比、喷管数目、TVC（推力矢量控制）方案、最佳推进剂混合比或固体推进剂配方等诸如此类的参数或方案时需作权衡折衷研究。这些折衷研究的目的通常是在给定的飞行器和任务下得到最高的性能、最高的可靠性或最低的成本。这些优化研究项目中，有些需要在整个过程的早期就开展，以建立推进系统评估准则，有些则在评估备选推进系统时需要用到。

在方案选择过程的初期通常要就推进系统类型作出尝试性的选择，比如是采用固体火箭发动机，还是液体火箭发动机，或者电推进系统，亦或其他类型。每种类型都有它的推力、比冲、推重比（加速度）范围或通常的工作寿命，如表 2-1 和图 2-5 所示，其上列出了几种化学火箭发动机和非化学火箭发动机的这些特征。液体火箭发动机和固体火箭发动机已在第六到十四章叙述，固液混合火箭发动机已在第十五章叙述。

若要对已有飞行器作改进或改动，则其推进系统通常也要改进或改动（如加大推力、增加总冲或提高推力矢量控制速度）。此时可能还是要对可修改的推进系统参数作一些折衷研究和优化，但不像在全新飞行器或全新任务里那样视为完全不同的推进系统。此外，很少有完全相同的火箭推进系统被选择用于两种不同的用途。已有的火箭推进系统为适应另一种应用，通常需作一些设计更改和接口修改。在满足任务需要的情况下，已有的、已经过飞行验证的推进系统一般在成本和可靠性上有优势。

电推进系统因其推力小、加速度小、空间飞行轨道独特、比冲高、工作时间长、通常其电源供应系统比较庞大而具有一些独特的用途，它很适合用于某些空间转移和轨道保持任务。随着上天飞行的电推进系统的增多，已经得到验证的电推力器的选择范围越来越大。这些系统及其设计方法将在第十九章叙述，文献 17-3 也对其作了叙述。

表 17-1 固体火箭发动机的优点

设计简单（活动部件很少或没有）。
使用方便（飞行前检测项目很少）。
可快速投入使用。
无推进剂泄漏、溢出或晃动。
在总冲较低的应用中总重量有时较小。
通过预先设计可实现推力调节和多次启动（少量次数）。
可提供 TVC，但复杂性增加。
可贮存 5~25 年。
一般总密度较高，因此外包络尺寸较小，飞行器可缩小（减小阻力）。
有些推进剂的排气无毒、清洁，但性能较低。
有些药柱和壳体设计方案可采用多个喷管。
可通过推力终止装置控制总冲。
绝热层、喷管和喉衬材料的烧蚀与气化增加了质量流量及总冲。
有些战术导弹发动机生产批量很大（每年 20 万发以上）。
能设计成可回收、再装填和可重复使用的（航天飞机固体火箭发动机）。

当认定化学火箭发动机最适合某特定应用后,就需要在液体火箭发动机、固体火箭发动机和固液混合推进系统之间作出选择。表 17-1~表 17-4 列出了液体火箭发动机和固体火箭发动机的主要优缺点。表中所列的是就一般情况而言的,有些条目可能有争议,有很多仅限于特定应用。其中某些条目可转化为评估准则。对一具体任务,可对表中的相关条目根据其相对重要性进行排序。许多条目需要作定量化处理。这些表格适用于一般的推进系统,未考虑采用液体-固体推进剂组合的系统。

表 17-2 液体火箭发动机的优点

通常比冲最高;在推进剂量一定的情况下飞行器速度增量和能达到的任务速度为最大。

推力可随意调节,可随意启动、关机;可脉冲工作(有些小推力的发动机能工作 25 万次以上);推力时间曲线可任意控制,能实现飞行弹道重复。

能采用推力终止装置控制关机冲量(飞行器末速控制得更好)。

可在临使用前进行全面的检测,飞行前可在地面或发射台作全推力试车。

能设计成经发射场维护和检测后可重复使用的。

推力室(或飞行器某些部分)可以冷却、能降低质量。

可贮存液体推进剂在飞行器上的贮存已超过了 20 年,发动机可快速投入使用。

对于泵压式供应系统和较大的总冲,推进系统死重(包括贮箱)相当小(薄壁、低压贮箱),推进剂质量分数高。大多数推进剂的排气无毒,环保能接受。

同一推进剂供应系统可为飞行器各处的多个推力室供应推进剂。

工作期间为防止出现可能导致任务或飞行器失败的故障而可以改变工况。

能实现组件冗余以提高可靠性(如双重单向阀或额外推力室)。

多发动机情况下能设计成在一个或多个发动机关机后系统仍能工作(发动机故障工作能力)。

低压贮箱的形状能按多数飞行器的空间限制设计(即安装在机翼或鼻锥内)。

推进剂贮箱在飞行器内的布局能最大程度地减小动力飞行段重心的变化量,提高了飞行器的飞行稳定性、减小了控制力。

通常羽流辐射很弱,烟雾很少。

表 17-3 固体火箭发动机的缺点

爆炸和着火的可能性较大;发动机失效会造成灾难性后果;多数无法承受枪击或向硬表面的坠落。

在公共场所运输时许多发动机需要得到环保许可和采取安全措施。

有些推进剂和药柱在某些条件下会发生爆震。

温度交变或草率处理会引起药柱的累积破坏,它限制了使用寿命。

若设计成可重复使用的,则制造厂需要进行大范围的再加工和装填新推进剂。

需要点火系统。

每一次再启动都需要一个独立的点火系统和更多的绝热装置-实际上只有一到两次再启动。

含高氯酸铵的复合推进剂排气一般有毒。

有些推进剂或推进剂成分在贮存过程中会变质(自身分解)。

多数固体推进剂羽流造成的无线电频率衰减比液体推进剂大。

只有某些发动机能随意关机,且关机后发动机就没用了(非重复使用的)。

一旦点燃就无法改变预定的推力或工作时间。采用有多个喉部面积的可移动的针栓能实现随意变推力,但使用经验很有限。

若推进剂中碳、铝或其他金属颗粒的百分比含量超过一点点,排气就会冒烟,羽流辐射会很强烈。

药柱的完整性(裂纹、未粘牢的面积)在发射场很难检测。

推力和工作时间随药柱初始温度变化、不易控制。因此发动机的飞行弹道、速度、高度和射程会随药柱温度变化。

大型主推发动机启动时间需好几秒。

几乎所有发动机都需要隔热措施。

无法在使用前进行试验。

需要预防无意点火的安全措施,无意点火会引起发动机意外工作,会造成灾难。

表 17-4 液体火箭发动机的缺点

设计相对比较复杂, 组部件较多, 故障模式较多。
低温推进剂无法长期贮存, 除非贮箱隔热良好、逸出的蒸气重新凝结。推进剂在发射台加注, 需要低温推进剂贮存设备。
有几种推进剂的泄漏或溢出会引起危险、腐蚀、有毒和火灾, 但采用胶体推进剂可大大减少这种危害。
对于大多数工作时间短、总冲低的应用, 总重量较大 (推进剂质量分数低)。
非自燃推进剂需要点火系统。
需要独立的增压子系统给贮箱增压。这可能需要长期贮存高压 (2000~10000 psi) 惰性气体。
控制燃烧不稳定性的难度较大。
枪击会造成泄漏, 有时会引起着火, 但一般不会发生爆震; 胶体推进剂可减小甚至消除这些危害。
少数推进剂 (如红烟硝酸) 的烟雾有毒。
由于推进剂平均密度较低、发动机组件安装效率相对较低, 一般所需空间较大。
若飞行器解体、燃料和氧化剂紧密混合, 则有可能 (但一般不会) 产生爆炸性混合物。
贮箱内的晃动会给飞行稳定性带来问题, 但可用隔板把问题减到最小程度。
若贮箱出口露空, 吸入的气体会引起燃烧中断或燃烧振荡。
某些烃类燃料会产生含烟 (灰) 的排气羽流。
零重力环境下的启动需采取专门的设计措施。
低温液体推进剂有启动延迟, 因为把系统流道硬件冷却到低温需要一段时间。
需冷却的大型推力室的寿命大概限于一百多次启动。
大推力发动机的启动时间需好几秒。

一个学生经常问的问题是: 固体和液体火箭发动机哪一种更好? 明确的倾向意见只能针对具体的飞行器任务给出。目前, 固体火箭发动机看起来比较适合用于战术导弹 (空-空、空-面、面-空或短程面-面导弹) 和弹道导弹 (远程或短程面-面导弹), 因为能立即使用、结构紧凑、没有有害液体的溢出或泄漏问题是这些应用中很重要的原则。液体火箭发动机看起来比较适合用于运载火箭主推进系统和上面级, 因为它比冲较高、排气相对比较清洁、推力可随意调节。液体火箭发动机还常用于主推结束后的控制系统以及姿态控制系统, 因为它具有任意多次的脉冲工作能力和精确的关机冲量。此外它还用于动能杀伤防御导弹的轴向和侧向脉冲推进系统。不过, 以上应用方向总是有一些例外情况。

在为一个新的大型的多年高成本项目选择火箭推进系统时, 相当多的时间和精力花在评估和发展合理的定量比较方法上, 从某种角度讲这是由政府政策和国际竞争造成的。互相竞争的工程大系统研制单位和火箭推进系统研制单位开展了很多研究工作, 许多正式评述被用于帮助考虑所有因素、定量比较重要准则以及作出合适的决策。

17.2 选择准则

在选择特定火箭推进系统时采用的许多准则是特定的任务或飞行器应用所特有的。然而, 这些选择因素中有些适用于许多应用, 如表 17-5 中所列的。同样, 该表不能说是很完整的, 表中的准则并不是对任何应用都适用。该表可作为检查清单使用, 看看表中所列的准则有没有未考虑的。

表 17-5 选择特定火箭推进系统采用的典型准则

任务定义

工程大系统任务的目的、功能和最终目标已明确，其含义已充分理解。任务原因已表述清楚，任务效益明显。任务需求已明确。有效载荷、飞行方式、飞行器、发射条件、运行条件已建立或明确。所意识到的风险看起来能接受。完成任务所需的项目必须有政治上、经济上和制度上的支持和资金保证。根据任务定义衍生出来的推进系统需求必须合理、能得出可行的推进系统。

经济承受力（成本）

全寿命周期成本低。它是从任务开始到系统终止运行期间的研发成本、生产制造成本、设备成本、运行成本和退役成本的总和（参见文献 17-5）。完成任务得到的效益应能超过成本。新设备的投资必须低。需要昂贵材料的组件若有的话必须很少。对于商业应用（如通信卫星），投资回报必须具有吸引力。无需雇佣新的、缺乏经验的、需加以培训且容易造成代价很高的失误的员工。

系统性能

推进系统应为优化飞行器及工程大系统的性能而设计，应采用最合适的成熟技术。死重要降低到实际最低程度，采用改进的材料、对载荷和应力要了解透彻。残余（不可用）推进剂量最少。推进剂具有实际最高比冲、没有过度的危险性，不过度增加推进系统死重，加注、贮存、处理简单（推进系统比冲在 2.1 节定义，19.1 节将作进一步讨论）。推力-时间曲线、启动次数必须为优化飞行器任务而选择。飞行器在所有可能工况下（脉冲、变推力、温度偏离等）都必须有足够的性能。飞行器必须能在规定时间内贮存。能满足或超过工作寿命。性能参数（如室压、点火时间或喷管面积比）必须接近所选任务下的最佳值。飞行器必须具有足够的 TVC 能力。羽流特性满足要求。

生存能力（安全性）

所有危险性都已充分了解并详细掌握。若发生失败，人员伤亡、设备与设施以及环境损坏的风险要降到最低。某些灾难或失败将引起推进系统工作条件的变化或安全关机。适用的安全性标准必须服从。推进系统的意外能量输入（如枪击、外部着火）不应造成爆震。任何一种严重失败的概率都必须很低。安全检测和监测措施在识别和预防可能的初期严重故障方面的有效性必须经过验证（参见文献 17-6）。设计必须保证足够的安全系数。液体推进剂溢出不许造成过度的危害。所有系统和程序都必须遵守安全标准。发射等级测试已认定该系统对发射是足够安全的。

可靠性

试验结果的统计分析表明系统具有令人满意的高可靠性。技术风险、制造风险和失败风险都很低、且已很好地了解，其对工程大系统的影响也已清楚。几乎没有复杂组件。组件（包括推进剂）的贮存和工作寿命已得到演示。在使用或发射前能对推进系统主要部件进行检测的能力已得到验证。在发生某些可能的故障时系统能安全关机。关键组件必须有冗余（除非无效）。推进系统的所有功能处于设计允许范围内的概率很高。燃烧振荡或机械振动的风险必须降到最低值。

可控性

推力上升和衰减时间在规定范围内。燃烧过程稳定。对控制或指令信号的响应时间在可接受的范围内。控制必须非常简单、稳定，不会产生意外的危险情况。推力矢量控制的响应能满足要求。混合比控制必须保证燃料和氧化剂贮箱几乎同步耗尽。后效推力和后效时间必须小到可忽略。必须有精确的推力终止手段，以满足任意控制飞行速度的需要。能转换执行其他任务。液体推进剂晃动和管路振荡需得到足够的控制。零重力环境下推进剂贮箱必须能基本上完全排空。

维护性

维护、调整简单，零件容易更换，内部故障或问题的分析快速、可靠。对维护人员的危害应降到最低。所有需要检测、检查或更换的组件都能很方便地操作。有受过训练的维护人员。需要维护的项目能很方便地执行。

形状限制

推进系统能在飞行器上安装，满足空间、具体长度或飞行器直径的限制。推进系统的体积小或平均密度大通常是其优点。若必须控制重心移动（这在某些任务中是必需的），则优先采用能以最少重量和最少的复杂性满足这一点的推进系统。

以往相关经验

具有良好的历史、可获得有效的相关数据的类似推进系统来为技术、制造、性能和可靠性的实际可行性提供支持。可获得用于验证计算机模拟程序的经验和数据。有经验丰富、技能高超的人员。

使用性

使用简单。有经过验证的使用手册。推进剂加注、电源供应、发射、点火器检测等的程序必须简单。若适用的话，必须有可靠的状态自动监测和检测系统。乘员所需的训练应尽量少。能通过一般公路或铁路运输加注后的飞行器而无需得到环保许可、无需防污染设备、无需人员押运。备件供应有保证。能在某些紧急情况和超要求条件下使用。

制造性

容易加工、检测和装配。所有关键工序都已熟练掌握。所有材料的特征均明确，关键材料的特性已充分了解，系统的检测很方便。关键组件的供应商的资格已得到认定。使用标准的加工机械和较简单的工装。硬件品质和推进剂特性的一致性较好。加工碎屑尽量少。设计应尽量采用标准材料、标准零件、通用紧固件和现成组件。最大程度地利用现有加工设备和装置。加工的一致性极好，即相同的推进产品之间因加工造成的偏差应尽量小。主要的加工工艺、检测、零件制造和装配应有经过验证的规范。

进度

整个任务能在规定的时间表里完成，以实现系统的效益。研发、鉴定、飞行试验和/或初始运行能力都在计划进度内完成，没有意外的拖延。关键材料渠道畅通，资格经认证的供货商不紧缺。

环保性

不会对人员、设备或周围环境造成不可接受的破坏。排气羽流无毒性成分。推进剂溢出或其蒸气不会造成严重的危害（如腐蚀）。对试验场或发射场附近社区造成的噪音应控制在允许范围内。接触致癌化学物质的风险降到最小。危险性极小，环保问题没有争议，环保机关的批准成为例行公事。遵守现行法规。没有因电磁脉冲、静电或电磁辐射造成的电流而引起的不良后果。

重复使用性

某些应用（如航天飞机主发动机、航天飞机固体火箭助推器或飞机加力火箭发动机）需要可重复使用的火箭发动机。此时飞行次数、维护性和累积工作时间是有待演示验证的主要的需求参数。对某些系统组件，疲劳破坏和累积交变热应力会很严重。关键组件已仔细确定。用于飞行后或试验后的仔细检测（如某些检漏、检测裂纹、轴承公差等）的方法、仪器和设备均存在。能方便地更换和/或修理不良零件。分解前的工作次数要大，大修的时间间隔要长。

其他准则

排气羽流造成的无线电信号衰减小。加注了推进剂和增压流体的完整的推进系统能在所需的年限内贮存而不会发生推进剂变质或性能降低。接口简单。安装和运输有安全保护措施。系统具有退役处理措施（如使无用卫星离轨）和销毁措施（如通过可重复供应推进剂的火箭发动机安全处理和销毁过期的推进剂）。

下面是几个具体应用中的重要准则的例子。对于携带了光学仪器（如望远镜、地平仪、星敏感器或红外辐射敏感器）的航天器，排气羽流不能有污染物（其会沉积或凝结在太阳电池片、辐射致冷器、光学窗口、发射镜面或透镜表面上，降低它们的性能）和颗粒物（会把太阳光散射到仪器小孔内，造成误差信号）。传统的复合固体推进剂以及脉冲工作的双组元可贮存推进剂通常就不能使用，但冷的或加热过的清洁气体（ H_2 、 Ar 、 N_2 等）以及单元肼反应气体一般是可以用的。另一个例子是强调无烟推进剂排气羽流，这样会使烟雾痕迹的光学探测变得非常困难，这种应用对战术导弹尤其重要。只有极少几种固体推进剂和一些液体推进剂是真正无烟的，在任何天气情况下都没有烟雾尾迹。

有些选择准则可能互相矛盾。例如，有些推进剂比冲很高，但也容易产生燃烧不稳定性。在液体推进剂系统中，若氧化剂贮箱用固体推进剂燃气发生器增压、富燃热气与液体氧化剂之间用薄的柔性膜隔开，则在系统紧凑与系统失效破坏（若膜泄漏或撕裂就会发生着火、可能爆炸、系统产生故障）之间就存在一个权衡的问题。对于电推进，高比冲往往伴随有庞大的电源供应与调节装置。

实际选择有赖于各种因素按照其重要性和效益或对系统可能造成的影响而达成的平衡，以及通过分析、以往经验/数据、成本估计和重量的外推和/或独立的试验得到的这些选择因素的定量化结果。设计指导思想如 Taguchi 方法和 TQM（全面质量管理）可以按此推断（文献 17-1 和 17-2）。为得到某些选择参数的数据，通常需要开展布局设计、重量估计、重心分析、成本估计、初步应力分析或热分析以及其他初步设计工作，该过程还需对各种推进系统方案的接口进行对比检查。有些推进需求彼此之间不协调，需要作一些折衷。例如，设置更多的监测传感器能防止发生某些类型的故障，从而能提高推进系统的可靠性，然而额外的传感器和控制组件增加了系统的复杂性，且它们的失效会降低总体可靠性。当提出的推进需求无法满足或没有实际意义时，选择过程还可能要进行反馈，对最初的任务需求或定义作修改。

一旦成本、性能和可靠性因素明确且定量化，针对具体任务的最佳推进系统的选择就可进行下去。最终的推进需求可能是多次迭代的结果，通常要对其形成文件，例如**推进需求规范**。其中包含大量的记录条目（如发动机验收文件、CAD 图、零部件清单、检测记录、实验室测试数据等）。与设计、制造及与部件供应商、样机等有关的规范有很多。审批和执行设计与制造的更改必须有一套严格的程序。如今这些已经是推进系统设计和研制的先决条件。

17.3 接 口

在本章第 2 节中，推进系统与飞行器和/或工程大系统之间的接口界而被视为选择推进系统时需考虑的准则之一。只有少数火箭推进系统能很容易地装配与连接到飞行器上。此外，这些接口还是规范的设计与研制工作的重要内容。表 17-6 列出了在推进系统的选择、设计和研制过程中所考虑的部分典型的接口，该表也可作为检查清单使用。接口保证了推进系统与飞行器及其他分系统之间在所有可能的工况和任务环境下都能正常发挥功能、协调工作。通常要形成一份接口文件或规范，它对设计师、操作人员和维护人员都有用。

表 17-6 火箭推进系统与飞行器之间的典型接口

接口类型	典型的具体接口
结构	推进系统安装接口（形状/位置/紧固方式） 质量、转动惯量或重心位置的限制 用于减小振动的阻尼的类型和程度 安装在推进系统结构上的飞行器组件，如机翼、电子设备、TVC 或裙段

接口类型	典型的具体接口
机械	飞行器施加给推进系统或推进系统施加给飞行器的载荷（气动力、加速度、振动、推力、晃动、动态相互作用）
	由载荷和/或加热引起的尺寸变化以及消除膨胀或弯曲引起的过应力的方法
	振动激发引起的相互作用
	电连接器接口；气动、液压、推进剂管路连接件接口
	允许的容积/空间以及与其他分系统的几何关系
	装配、零件更换、检测、维护、修理所需的操作空间
	起吊或搬运装置、起吊附件位置
	固定喷管安装精度的测量和调整
	两台以上发动机同时工作时的推力匹配
	贮箱、壳体、喷管、多孔绝热层或开口管的密封件或其他用于减小空气吸入量和蒸气凝结的包覆用品
动力	可用的动力及其来源（通常是电，但有时也用液压或气动）及其连接接口
	注明所有需要动力的部件（电磁阀、监测仪表、TVC、点火器、传感器）及其任务特性。各部件的动力分配
	电压、DC/AC、频率或能量大小的转换
	固体火箭发动机、某些用电装置或火工品与地面的电连接，减小升压时间、防止静电的措施
	敏感导线和/或高压组件的屏蔽
	遥测及无线通讯接口
	加热器（如防止肼冻结或低温推进剂中结冰、积冰的加热器）接口
	与位于飞行器推进系统部分的天线、电缆网、传感器和电子设备的接口
	电子组件产生的热量的热管理
	两个以上推进系统（主推力室和姿态控制推力器）的推进剂共用问题
推进剂	晃动控制（防止重心偏移或气体进入液体推进剂贮箱出口）
	能限制重心移动的固体推进剂药柱设计或液体推进剂贮箱设计
	液体推进剂加注/排泄措施
	检测药柱裂纹或脱粘面积的 X 光检测通道（若有的话）
	药柱空腔裂纹目测通道
	贮箱、管路阀门清洁度检测通道
	涡轮泵密封泄漏排放管的连接
	指令信号（启动/关机/变推力等）接口
	反馈信号（监测推进系统状态，如阀门开关状态、推力大小、剩余推进剂量、泵转速、压力、温度）接口；遥测装置接口
	安全自毁系统接口
飞行器控制与通讯	姿态控制：俯仰、偏航、滚动指令；TVC 角度与转动反馈信号；任务时序；安全性极限
	控制逻辑、计算机任务或数据处理和数据库在推进系统控制器、飞行器控制器、试车台控制器或地面计算机/控制器之间的分配
	故障监测装置的数量和类型以及它们的连接方法
	来自发动机燃气/排气羽流或外部气体的热量不能超过外露关键组件的承受范围
	推进系统与飞行器之间的热传递
	低温推进剂贮箱排放措施
	辐射散热器
	冷却接口（若有的话）
	羽流对飞行器的辐射和对流传热
	姿控发动机喷管羽流对飞行器组件的冲击（力和加热）
热	噪声对设备及周围区域的影响
羽流	

接口类型	典型的具体接口
	羽流成分对飞行器或有效载荷部件（如太阳能电池阵、仪器的光学组件或辐射表面）的污染或沉积
	无线电信号衰减
安全性	状态监控、可能发生的故障的探测、自动修复（预防或修复即将发生的故障，如降低推力、关闭多个冗余推进系统之一）
	点火器上加锁/解锁。安全/加锁装置的操作通道
	涡轮泵动密封处、阀芯密封面泄漏的或从贮箱排出的有害液体推进剂的安全处理措施
	避免静电堆积与放电的设计措施
地面设备	与备用电源系统的接口
	与发射台或试车台地面加热/冷却设备的接口
	液体推进剂、增压气体及其他流体的供应与加注方法，以及排放这些流体的方法
	机电检测接口
	与贮箱及管路的地面冲洗、清洁和吹干系统的接口
	与运输车辆、包装箱、飞行器起竖设备的接口
	与起吊和搬运设备的接口
	与地面灭火装置的接口

除冷气系统外，简单的固体推进剂火箭发动机的接口是最简单也是最少的。单元液体火箭发动机的接口也比较少、比较简单。带 TVC 和推力终止功能的固体火箭发动机要比简单固体发动机多一些接口。双组元火箭发动机则要复杂得多，若采用泵压式供应系统、具有变推力能力、TVC 或脉冲工作能力，则其接口的数量和难度要进一步增加。在电推进系统中，能脉冲工作的静电推力器的接口的数量和复杂性是最高的，而电热式推力器的接口相比之下最简单。较复杂的电推进系统一般比冲值更高。若任务要求推进系统能回收和重复使用，或者用于载人飞行器（乘员能监测推进系统，并能优先发送推进系统指令），则会增加更多的接口、安全性措施和有关需求。

参考文献

- 17-1. A. Ertas and J. C. Jones, *The Engineering Design Process*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, New York, 1996.
- 17-2. J. C. Blair and R. S. Ryan, "Role of Criteria in Design and Management of Space Systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 2, March-April 1994, pp. 323-329.
- 17-3. R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, New York, 1995.
- 17-4. D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, Washington, DC, 1992.
- 17-5. C. J. Meisl, "Life Cycle Cost Considerations for Launch Vehicle Liquid Propellant Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 2, March-April 1988, pp. 117-119.
- 17-6. A. Norman, I. Cannon, and L. Asch, "The History and Future Safety Monitoring in Liquid Rocket Engines," *AIAA Paper 89-2410*, presented at the 25th Joint Propulsion Conference, July 1989.

第十八章 火箭发动机排气羽流

由于排气羽流的重要性在近年来已得到认识, 因此作者将火箭发动机排气羽流特性也纳入本书。本章将介绍该专题的基本情况和总体背景, 描述各种羽流现象及其效应, 并给出进一步研究的参考文献。

羽流是火箭发动机排出的热燃气(有时还夹带小的颗粒)在喷管外运动而形成的。它在结构、速度或成分上是不均匀的, 包含多个不同的流动区域和超声速激波。火箭发动机排气羽流通常有明亮可见的火焰, 发出强烈的红外、可见光和紫外谱段辐射能量, 并且是强烈的噪声源。许多羽流留下烟雾或有毒排气尾迹。在很高的高空中, 某些羽流气体会绕喷管回流, 甚至飞到飞行器部件上。

羽流的特性(尺寸、形状、结构、光子或声压波的发射强度、可见度、电子干扰或发烟性)不仅与特定的火箭发动机或其推进剂的特性有关, 而且与飞行轨道、飞行速度、高度、气象条件(如风速、湿度或云层)以及特定的飞行器构型有关。最近十几年来, 通过实验室实验研究、计算机模拟、静态试车时的羽流测量、飞行试验或真空舱内高空模拟试验, 对羽流内复杂的、相互作用的物理、化学、光学、气动和燃烧现象的了解已取得了稳步进展。当然, 还有很多现象未能完全认识或预测。如表 18-1 所示, 在许多应用中或情况下需要预测羽流特性或对其作定量了解。

表 18-1 羽流技术的应用

设计/研制/操作飞行器及其推进系统、发射台或发射装置
在给定的推进系统和工况(高度、气象、速度、与大气氧的补燃等)下确定或预测羽流的尺寸、温度分布、辐射或其他参数。
大致确定羽流(包括补燃和回流)对飞行器各部件、试验设备、推进系统或运载火箭的传热, 改变设计以防破坏。
估计飞行器和试验设备承受羽流强噪声的能力。
确定羽流与飞行器周围气流的气动相互作用, 这种相互作用会引起阻力的变化。
减小羽流对飞行器组件的撞击(如姿轨控推力室羽流碰撞太阳帆板), 这会引起组件过热和会使飞行器偏转的撞击力。
估计和降低羽流对飞行器或运载火箭部件的侵蚀效应。
防止凝结组分在航天器观察窗、光学表面、太阳帆板或辐射散热面上沉积。
确定羽流颗粒或凝结组分的阳光散射, 并使到达飞行器光学仪器的散射辐射降到最小, 因为这会造成误差信号。
保护肩扛式火箭发射筒操作人员免受热、冲击波、噪声、烟雾和毒气的危害。
飞行器飞行探测和跟踪
羽流辐射频谱或特征的分析或/或测量。
当在航天器、飞机或地面站利用 IR、UV 或可见光辐射以及/或雷达反射观测时, 远距离辨别运载火箭发动机的羽流。
区分羽流发射信号与背景信号。

检测和识别烟雾和蒸气尾迹。

跟踪和预测飞行弹道。

改变推进剂或喷管,使辐射、雷达特征或烟雾发射降到最小。

根据二次烟雾的外观估计气象条件。

为测量羽流现象研制传感器

提高标定和数据整理能力。

研制改进型或新型羽流测量仪器,包括远距离测量和近处测量的。

增进对羽流特性的了解

改进研究羽流现象的理论方法。

改进或建立新型计算机模拟方法。

用飞行试验、实验室研究、静态试验或高空模拟设备中的试验的结果进一步验证理论。

了解并尽量减小高能噪声的产生。

了解烟雾、碳黑或蒸气的形成机理,由此掌握其控制方法。

更好地了解羽流内的发射、吸收和散射。

更好地预测化学发光。

了解激波、燃烧振荡或飞行机动对羽流现象的影响。

了解留在同温层或臭氧层内的羽流的影响。

开发更好的算法,用于模拟羽流不同部分的湍流。

降低射频干扰

确定飞行器上特定天线和天线位置处的羽流衰减。

降低必须通过羽流的无线电信号的衰减,典型的是飞行器天线与地面天线或另一飞行器上的天线之间的无线电信号。

降低雷达从羽流的反射。

降低羽流中的电子密度和电子碰撞频率,如通过降低气体中的某些杂质含量(如钠)。

18.1 羽流外观和流动特性

羽流的尺寸、形状和内部结构随高度而显著变化。图 18-1 画出了 3~10 km 高度下典型的低空羽流结构,羽流的直径和长度往往比飞行器直径和长度大好几倍。在羽流近场,有一个无粘内核(尚未与空气混合的排气)和一相对较薄的外混合层,在混合层中来自空气的氧与排气中的富燃组分发生湍流燃烧。在羽流远场,排气与外界空气沿整个羽流截面充分混合,其当地压力基本上为外界空气的压力。在羽流中场,激波强度减弱,较多的质量流量与外界空气混合,辐射来自于羽流各处,而与飞行器的相互作用只是一种在近场才会发生的现象。

图 18-2 简要画出了羽流构型随高度的变化。当喷管出口压力与外界压力差不多(最佳喷管膨胀条件)时,羽流为长长的、几乎圆柱形的形状。随着高度的增加,羽流形状变得更像锥形,长度和直径增加。喷管出口处出现超声速羽流核,羽流核穿过从喷管出口唇部附近发生的斜压缩激波即所谓的桶形波,该激波的形状近似于稍微弯曲的倒锥形。随后羽流中心部分通过马赫盘,马赫盘是一强压缩正激波,在这里气体速度骤然下降,压力和温度上升。紧接马赫盘后面短距离内流动是亚声速的,但在下游又变成超声速。这种由正激波和短亚声速区构成的流谱在羽流核心区重复多次,但激波强度和温度与压力的上升幅度逐次降低。

外界空气与热排气相互混合,在混合层内出现二次燃烧或补燃。混合层是围绕核心区的湍流层,其厚度随离喷管的距离以及高度而增加。在排气中不完全氧化的燃料组分

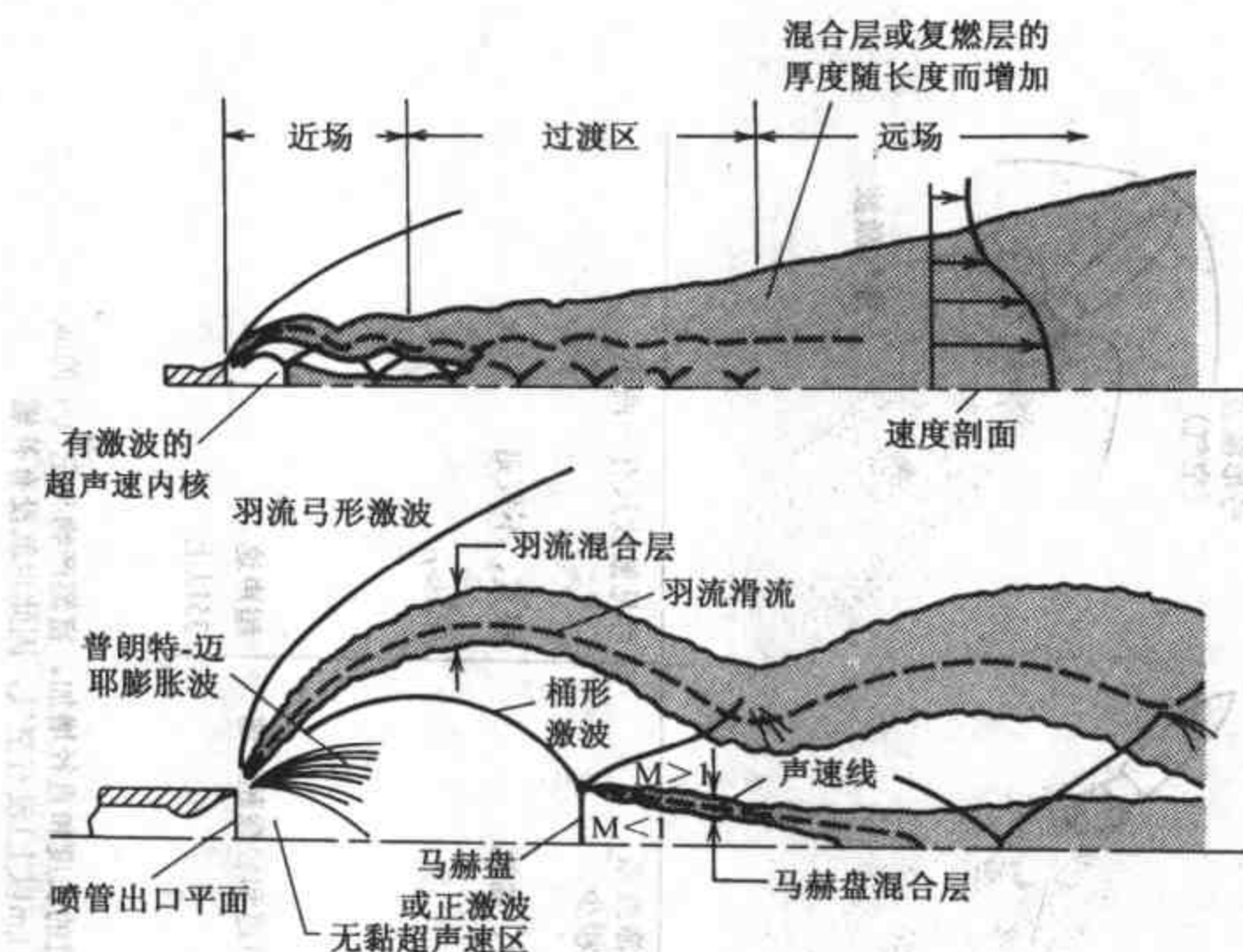


图 18-1 低空火箭发动机排气羽流半截面简图。上图画出了整个羽流，下图为近场的放大（经许可复制自文献 18-1）

如 H_2 、 CO 、 NO 或 CH_2 与大气中的氧发生化学反应，大部分燃烧成 H_2O 、 CO_2 或 NO_2 ，这种二次燃烧产生的热量提高了该补燃层的温度和比容。如第五章所解释的，为达到最佳比冲或最佳飞行性能，大多数推进剂是富燃的，故这种额外的氧化放热是可能发生的。

随着高度的增加，外界空气压力降低若千个数量级，而喷管出口和外界当地压力之间气体的压比大大增加，当火箭发动机在宇宙真空中工作时压比接近无穷大。在更高的高度下，羽流进一步膨胀（比容增加），气体温度进一步降低，直径和长度继续扩大。对于主推进系统，羽流尺寸通常超过飞行器尺寸。羽流中的某些组分会凝结成液体，随着温度进一步降低，它们将冻结，像 H_2O 或 CO_2 这样的气体会形成云或蒸气尾迹。

当飞行器达到超声速（相对于外界空气）后，会形成两种激波。一种是飞行器前头空气中的斜激波，另一种是起源于飞行器尾部的尾波，在那里空气与排出的羽流气体相遇。这些波的前峰通常是发光的，其能见度很好，直径可达数千米。

随着超声速排气从喷管喷出，它将经历普朗特-迈耶型膨胀波，这些膨胀波附着在喷管唇部。这些膨胀使紧接喷管出口的外侧流线弯曲，并增加了羽流外层气体的马赫数。在更高的高度下，这种膨胀能使超声速羽流某些部分的弯曲与喷管轴线的夹角超过 90° 。普朗特-迈耶膨胀的理论极限值对 $k = 1.4$ 的气体（空气）为 129° ，对 $k = 1.3$ 的气体（一般为火箭发动机排气混合物，参见文献 18-2）约为 160° 。为估计羽流对飞行器部件的热效应、撞击效应以及可能的污染效应，需对这种倒流进行分析（参见文献 18-3）。

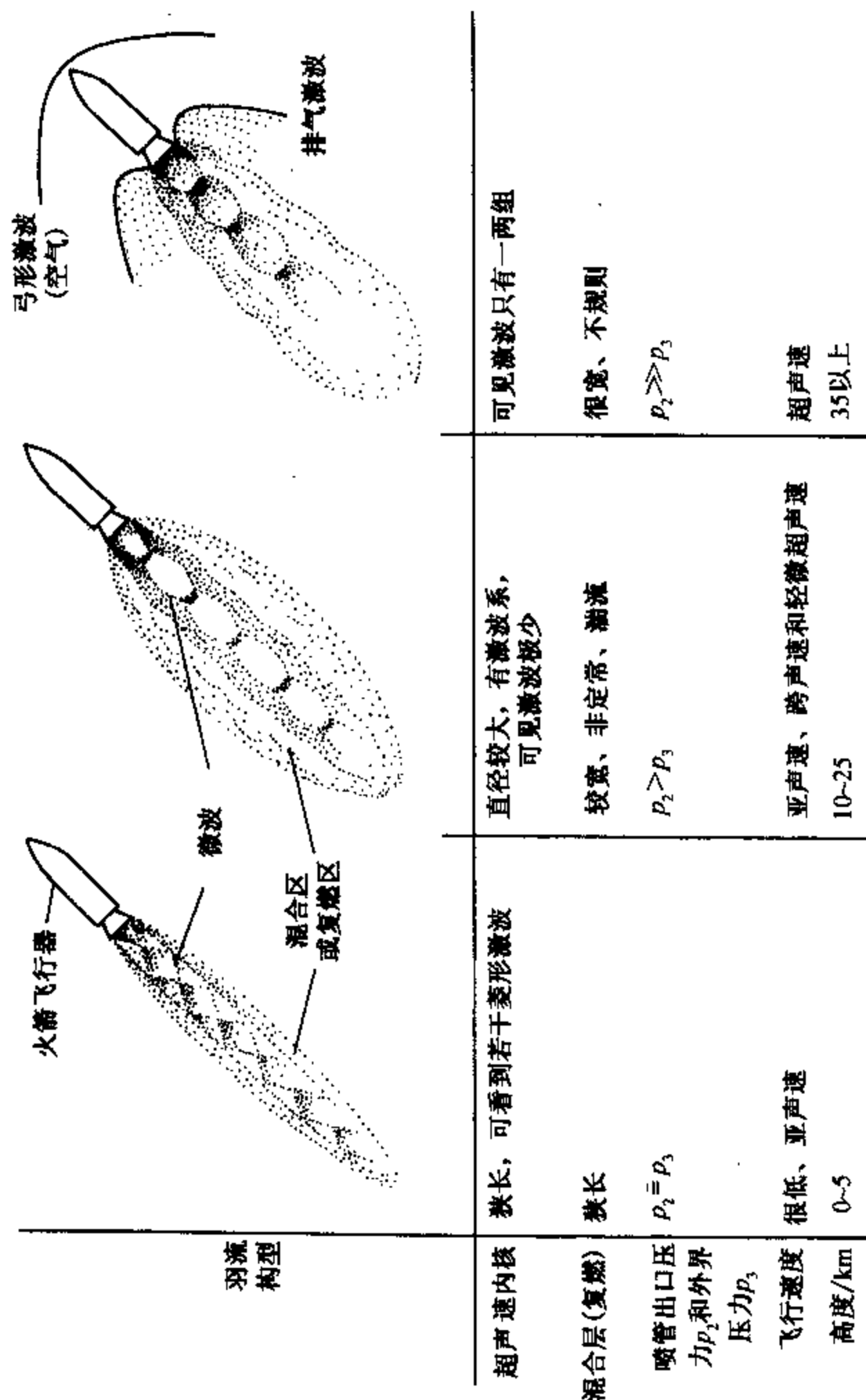


图18-2 随着火箭飞行器高度的增加, 可见羽流的长度和直径增加。富燃产物与空气中的氧在混合层发生补燃。在很高的高度(或许200 km以上)没有空气, 因此也就没有补燃

紧贴喷管壁面的边界层是黏性流动区，其流动速度低于喷管无黏主流。正贴着喷管壁面的流速降低到零。对于大型喷管，该边界层会很厚，比如 2 cm 以上。图 3-16 画出了喷管扩张段边界层内的亚声速和超声速区。该图还画出了温度和速度分布。超声速流层能偏转的角度受到了限制，面喷管唇部处的亚声速边界层流动处于连续介质状态，可偏转最高达 180° 。虽然亚声速边界层只代表很小一部分质量流量，然而它却能使排气在喷管外倒流。这种倒流会加热飞行器和推进系统部件，甚至引起化学损坏。

从图 18-3 可以看到，质量分布或相对密度是不均匀的。该图基于高空羽流的一组计算数据，其中 90% 的流量集中在喷管轴线 $\pm 44^\circ$ 范围内，只有总质量流量的 10^{-5} 或十万分之一弯曲大于 90° 。中心附近的流动包含了绝大多数较重的分子，如 CO_2 、 NO_2 或 CO ，而偏转最大的外部区域大多是较轻的组分，如大部分 H_2 ，或许还有一些 H_2O 。

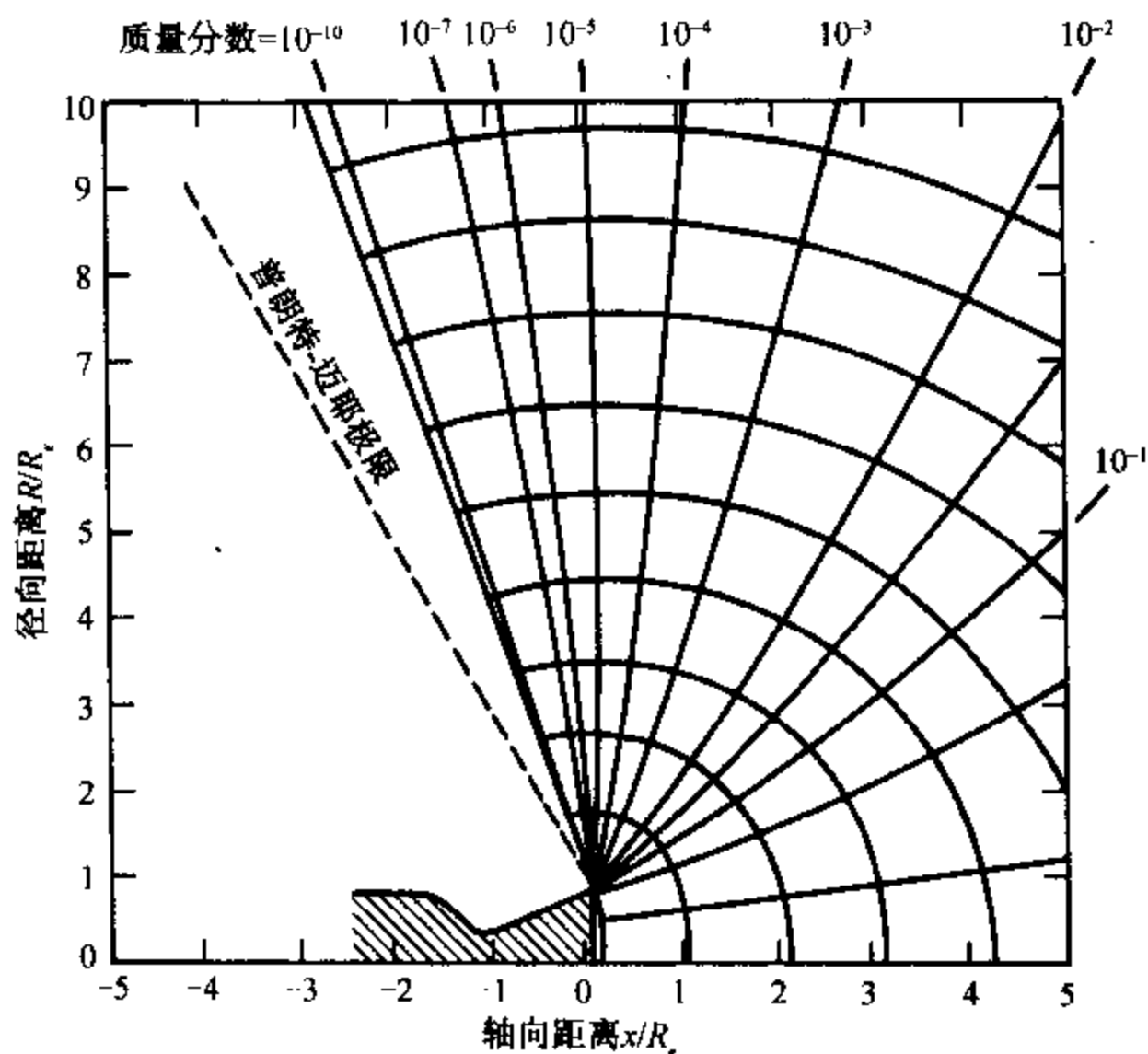


图 18-3 用一维流模型计算的可贮存双组元推进剂小推力器真空羽流膨胀的密度分布。轴向距离 x 和羽流半径 R 用喷管出口半径 R_e 归一化。这里 $k = 1.25$ ，喷管出口马赫数为 4.0，喷管半锥角为 19°

图 18-4 画出了一典型的发射到 300 ~ 500 km 轨道的三级运载火箭或具有助推级、主级和载荷速度调整级的远程弹道导弹的总辐射强度随高度的急剧变化（对数坐标）。助推级火箭发动机的辐射强度最大，因为它的气体质量流量或推力最大，羽流密度相对较高，而且其辐射还因富燃气体与空气中氧的补燃而有所增强。主级发动机辐射强度的上升是由于排气膨胀引起羽流容积大量增加而造成的。这两者都在大气中连续流占优的那部分高度工作，即分子运动的平均自由程相对较小，分子之间发生激烈碰撞，气体遵

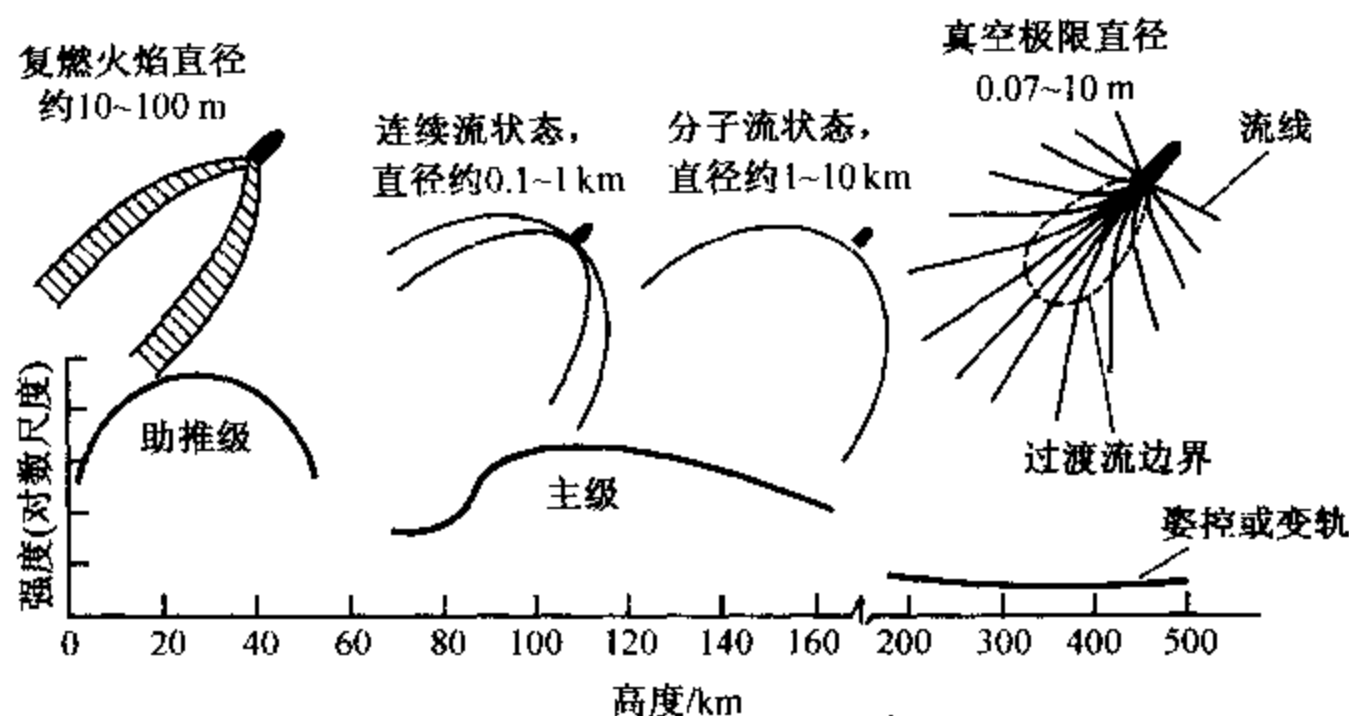


图 18-4 多级上升飞行器的羽流的辐射强度将随高度、推力或质量流量、推进剂组合和羽流温度而变化。描述羽流的四个简图的比例尺是不同的

循基本气体定律，它们会经历压缩波或膨胀波。

随着高度进一步增加，流动将由连续介质状态转变为自由分子流状态，此时单位容积内的分子数目很少，分子碰撞之间的平均自由程开始大于飞行器主要尺寸（如长度）。羽流扩张区域更大，直径能超过 10 km。只有靠近喷管出口的排气处于连续介质流状态，在这里流线通过逐次普朗特-迈耶膨胀波而扩展。一旦气体到达图 18-4 最右边的简图中椭圆虚线所示的边界，流动将处于自由分子流状态，分子沿直线方向继续扩展。文献 18-4 对自由分子流区和与连续流之间的过渡区进行了分析。在很高的高度工作的第三级或上面级的辐射强度很低，因为它的气体流量或推力相对很低，而且只有喷管附近排气的无粘部分才有足够高的温度以产生显著的辐射。这使其难以从远距离检测和识别。文献 18-5 叙述了天基侦察系统所看到的发动机排气羽流现象。

18.1.1 辐射的频谱分布

通常大多数羽流气体的辐射主要在红外谱段，紫外谱段的要少一些，只有相对很少的能量处于可见光谱段。辐射取决于特定的推进剂及其相应的排气成分。例如，液氧-液氢推进剂组合的排气成分中主要是水蒸气和氢，此外有少量的氧和离解组分。这些热燃气的辐射在特定波段是很强的，如 2.7 和 6.3 μm 的水-红外区和 122nm 的氢-紫外区。如图 18-5 所示，氢-氧羽流基本上是透明的或无色的，因为它在可见光谱段没有强辐射。四氧化二氮与一甲基肼燃料的推进剂组合在红外区的辐射很强，它除了上面提到的 H_2O 和氢有强辐射外，还有 4.7 μm 的 CO_2 、4.3 μm 的 CO 也有强辐射，而紫外 (UV) 和可见光谱段（属于 CN 、 CO 、 N_2 、 NH_3 以及其他中间和最终气相反应产物的谱段）的辐射较弱。因此它的火焰一般是浅桔黄色的，但羽流仍然是半透明的。

许多固体推进剂和某些液体推进剂的排气还包含固体颗粒。表 5-8 和 5-9 给出了排气含固体颗粒的固体推进剂的实例，在其炽热白色排气羽流中约含 10% 的氧化铝 (Al_2O_3) 小颗粒。一些燃烧煤油的液体推进剂或大多数固体推进剂的排气中含有少量煤

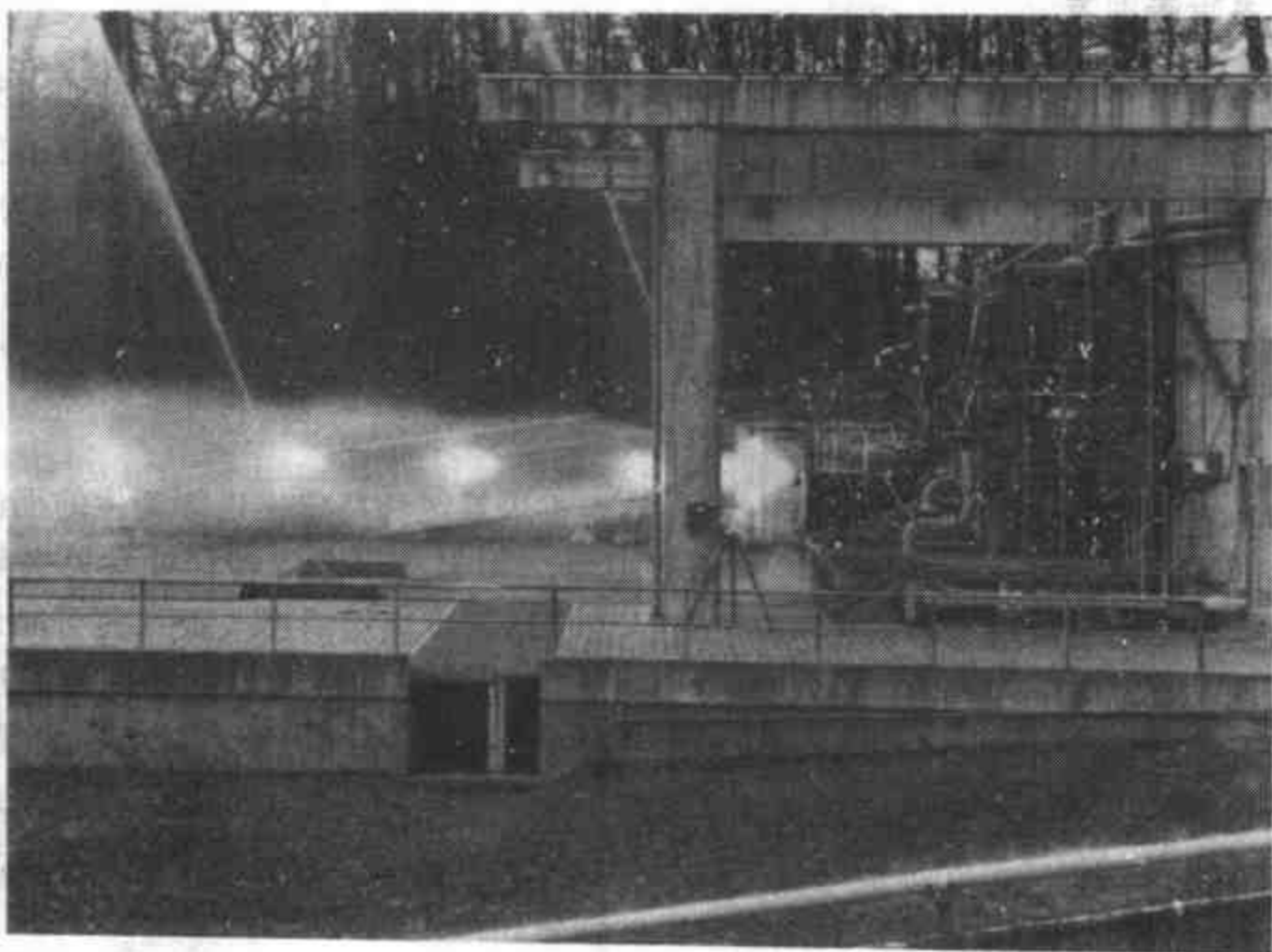


图 18-5 Vulcain 60 推力室氢氧推进剂产生的可见羽流。该推力室高空比冲 439 s, 喷管面积比 45, 混合比 5.6。由于少量发光组分的辐射, 羽流核心区的多重激波系清晰可见 (ESA/CNES/SEP/Daimler-Benz 提供)

烟或小的碳颗粒。热固体的辐射频谱是连续的, 其峰值通常在红外 (IR) 区, 但在可见光或 UV 区也有强辐射; 该连续频谱在可见光范围内的辐射通常比羽流气体组分的窄频带辐射要强。补燃可使颗粒温度提高数百度, 并增强其辐射强度。只要有 2%~5% 的固体颗粒, 羽流就会明亮发光, 肉眼很容易看见。然而, 处于羽流外层的这些颗粒遮蔽了中央核心区, 激波系可能无法再看到。

加入少量 (1%~3%) 含钾化合物, 可以降低或抑制双基推进剂羽流的可见光辐射。对于复合推进剂, 用添加剂控制可见光辐射不是很有效。

辐射 (绝对温度的四次幂函数) 使羽流气体冷却, 但加热了附近的飞行器或推进系统组件。要预测辐射, 需要了解羽流成分、温度和密度的分布以及中间的大气或羽流气体对辐射的吸收 (参见文献 18-5~18-7)。羽流传递给飞行器组件的热量取决于推进剂组合、喷管构型、飞行器形状、喷管数目、弹道、高度以及喷管周围和飞行器尾段的二次湍流流动。

辐射的观察和测量值必须加以修正。信号强度随羽流和观测站之间的距离的平方而减小, 其观测值在飞行阶段会发生很大的变化。信号衰减与波长、雨、雾或云、羽流高温部分与观察位置之间的空气和羽流气体的质量有关, 并与相对于视线的飞行矢量方向有关。当垂直观察羽流时得到的总辐射量最大 (参见文献 18-5~18-7)。背景辐射 (在卫星观测中是很重要的) 或多普勒频移会给辐射测量值带来误差。

18.1.2 多喷管羽流

通常会有多个推进系统同时工作，或多个喷管喷出高温排气羽流。例如，航天飞机中三台主发动机和两台固体火箭助推器同时工作。这些羽流的相互干扰和撞击会在羽流重叠区内造成高温区，从而造成更强的辐射，但辐射可能不是轴对称的。此外，多个喷管会引起飞行器尾部附近空气流发生畸变，影响飞行器阻力，并局部增加羽流热回流。

18.1.3 羽流特征

该术语包含了特定飞行器、特定任务、特定推进系统和特定推进剂产生的羽流在红外、可见光和紫外谱段的所有特征及其电子密度、烟雾或水蒸气特征（参见文献 18-8 ~ 18-10）。许多军事应用希望弱化羽流特征，以尽量减少被检测到或跟踪的可能性。喷管出口气体的初始滞止温度也许是影响羽流特征的最重要的因素。随着羽流温度的提高，辐射和射频相互作用会越来越高。如果选择燃烧温度较低的推进剂组合或混合比，辐射就可以降低，遗憾的是这通常会降低性能。减少烟雾的一种方法是选择低烟或烟最少的固体推进剂，它们已在第十二章中叙述了。目前常把羽流特征作为新型或改进的火箭动力飞行器的一个设计指标，对某些谱段的辐射和最大烟雾量作出限制。

大气会吸收某些谱段的能量。例如，空气中包含一些二氧化碳和水蒸气。这些分子吸收和减弱其组分相应频带内的辐射。由于许多羽流气体包含大量的 CO_2 或 H_2O ，羽流本身的衰减就可能很大。当用光谱仪测量羽流能量或强度时，必须修正羽流与测量点之间的空气或羽流气体造成的误差。

18.1.4 飞行器底部形状和回流

喷管出口和飞行器尾部或底部的形状对羽流有影响。图 18-6 中画出的单喷管出口直径几乎与飞行器本体或尾部直径一样大。如果喷管出口与飞行器尾部最大直径处有一定距离，则飞行器底部或尾部存在一较平坦的环形表面。该区域燃气速度大于飞行器外的空气速度（与相对于飞行器的当地空气速度大致相等），会出现非定常的涡流型回流。这会大大增强补燃和对飞行器底部的加热，而且通常使底部压力降低。这种较低的背压实际上增加了飞行器的阻力。

对于不同的尾部形状，例如圆柱形（直的）、渐缩锥形或扩张锥形（后者有助于保持飞行器的气动稳定性），飞行器尾部的空气流型是不同的。空气流型和混合层随攻角而显著变化，造成不对称的羽流形状。还会使空气流发生流动分离。在某些情况下，与空气混合的富燃排气回流会点火燃烧，这样会显著增加对底部的传热量，并使羽流特性发生一些变化。

18.1.5 压缩波和膨胀波

激波是超声速流中的不连续面。在火箭发动机羽流中，动能会在这个很薄的波面内迅速变成势能和热能。在稳定激波前后，流体的压力不可逆地突升，而速度则不可逆地突降。当流体通过垂直于超声速来流的激波面时，流动方向不会变化。这种称为正激波

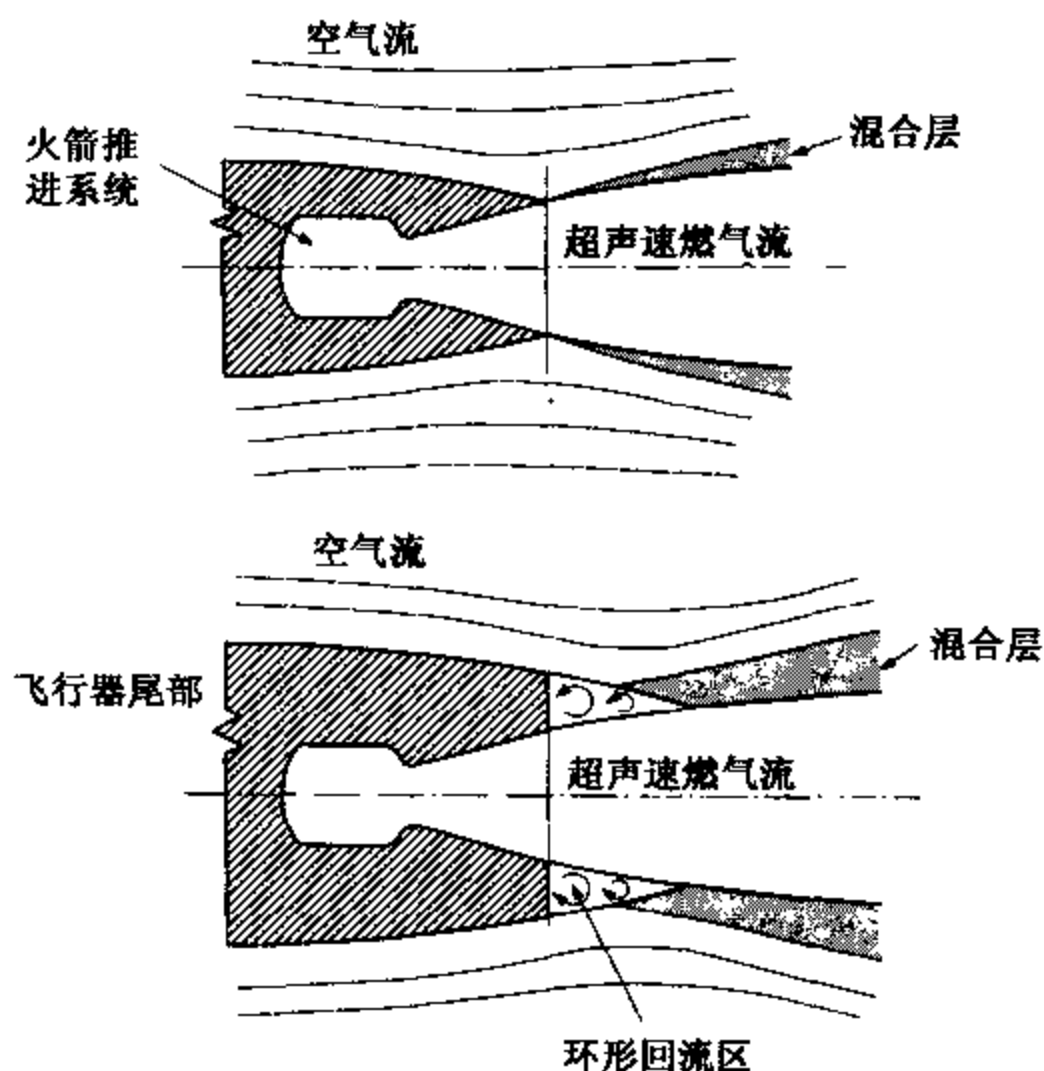


图 18-6 两种不同构型的收敛型尾部或飞行器底部周围的流型图。一种有燃气回流，另一种没有

的垂直激波产生的压升（及下游当地温升）最大。正激波后面的流动是亚声速的。当激波面与来流的夹角小于 90° 时，称之为弱压缩波或斜激波。图 18-7 表明了流动关系，并示出了流动变化角。紧接正激波后面的气体温度接近滞止温度。在这里辐射大大增加。此外，在这里（及其他高温羽流区）会出现气体组分的离解和化学发光（发出可见光），如图 18-5 中（强激波下游）可看到的。

超声速流中的气体膨胀特性具有非常类似的几何关系。气流在膨胀面上经历普朗特-迈耶膨胀波，通过该表面后压力降低，速度增加。膨胀时通常会产生彼此相邻的一系列弱膨胀波。当喷管出口气体压力大于外界压力时，在喷管扩张段出口唇部之外就会发生这种现象，如图 18-1 所示。

氢-氧液体推进剂燃烧产生的羽流主要由过热水蒸气和氢气组成，基本上看不见。但是因为化学发光，羽流上仍然有一些微弱的可见光。淡黄色和白色轮廓的波系认为是由化学发光引起的，特别是在高温区。图 18-2 和图 18-5 中示出了这种波系。

在遇到波面面改变方向或遇到激波之前，喷管出口之外的超声速气流是不受扰动的。压缩波面和膨胀波面一起构成了菱形波系。这些波系（图 18-2 和图 18-5 所示）不断重复，在很透明的羽流（如氢-氧或酒精-氧推进剂组合产生的羽流）中清晰可见。波系随一个个波逐渐变弱。混合层起到反射作用，因为膨胀波反射回来成为压缩波。

火箭发动机排出的羽流气体和流过飞行器的空气（或由高速羽流卷吸的空气）之间的界面起着自由边界的作用。斜激波在自由边界上反射成性质相反的波。例如，斜压缩

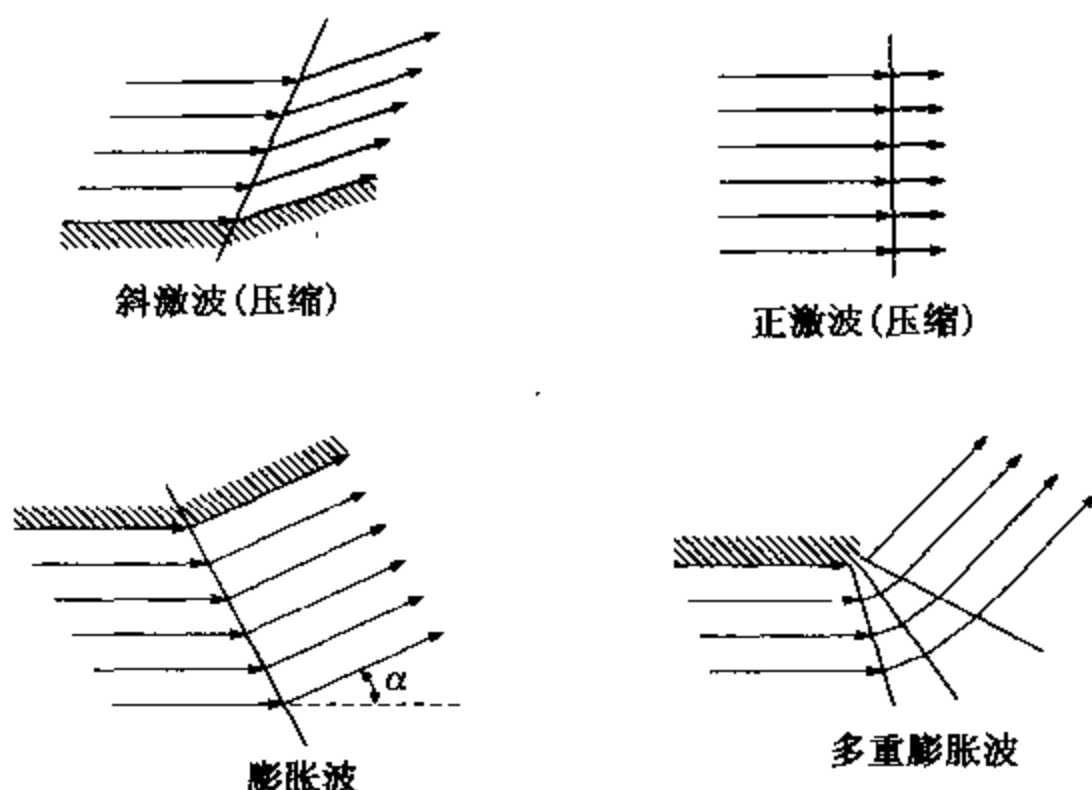


图 18-7 斜激波或压缩波、正激波和膨胀波的简要示意图。
箭头长度的变化表示流动通过波面后气体速度的变化

波反射成斜膨胀波。这种边界通常不是简单的旋转面，而是环形层，有时称之为滑移层或混合层。参见图 8-2、图 8-2 和图 8 5。

18.2 羽流效应

18.2.1 烟雾和蒸气尾迹

烟雾对于许多导弹而言是令人讨厌的。它干扰光学信号的传递，如视线或光电制导系统。烟雾还会妨碍操纵有线反坦克武器的士兵的视线。烟雾或蒸气尾迹使正在飞行的导弹容易被迅速探测到，使肉眼能通过跟踪飞行轨迹而发现隐蔽的发射点。烟雾不仅在火箭发动机工作时会产生，而且在间歇性燃烧、发动机关机后剩余推进剂不规则燃烧时也会产生。第十三章叙述的间歇性燃烧会产生频率大概为 $10 \sim 150$ Hz 的一阵阵小股火焰和烟雾。

一次烟雾是气体中许多微小固体颗粒组成的悬浮物，而二次烟雾是气体中悬浮的一些凝结小液滴，如凝结水汽形成的云或雾。许多推进剂会在火箭发动机动力飞行段的羽流中留下可见的烟雾和/或蒸气尾迹（参见文献 18-8~18-10）。飞行器飞走后，这些尾迹被当地风吹走。因为尾迹发光要依靠阳光的反射或散射，故它们只有在白天才看得见。在复合推进剂中，形成一次烟雾的固体颗粒主要是氧化铝（ Al_2O_3 ，直径一般为 $0.1 \sim 3 \mu\text{m}$ ）。在固体推进剂排气中，其他的固体颗粒是未燃烧的铝、锆或氧化锆（来自于燃烧稳定剂），或铁、铅的氧化物（调节燃烧速率的催化剂）。许多固体推进剂和采用烃类燃料的液体推进剂会生成碳颗粒或烟灰。

在火箭发动机排气羽流气体的外部膨胀过程中，由于辐射、气体膨胀以及与周围冷空气的对流，气体混合物的温度会降到其露点温度以下，此时水蒸气凝结。当然，这与当地气象条件有关。如果外界温度很低（例如在高空）和/或气体膨胀到很低的温度，

则水滴会冻成小的冰晶或雪。 CO_2 、 HCl 和其他气体在高空下也会凝结。许多火箭发动机排气含有 5%~35% 的水, 但液氢/液氧推进剂组合的排气中的水含量可高达 80%。如果排气中有固体小颗粒, 则它们会起到水蒸气凝结核的作用, 这就增加了羽流中非气体物质的量, 使羽流更容易看到。

若降低羽流烟雾对完成任务很重要的话, 则往往使用**低烟固体推进剂**或**烟雾最低的推进剂**, 它们已在第十二章中叙述过了。尽管这样, 在低温天气和高湿度条件下还是会形成二次烟雾尾迹。然而, 只含蒸气的尾迹在大多数气象条件下是难以看见的。

18.2.2 毒性

许多火箭推进系统的排气包含有毒和/或腐蚀性的气体成分, 这些成分会严重危害健康, 并可能污染发射场或试验场附近的环境。某些液体氧化剂(如四氧化二氮或红烟硝酸)意外泄漏后会产生有毒、腐蚀性的气团, 其密度比空气高, 会弥漫在地面附近。像 CO 或 CO_2 这些排气若过量吸入也会危害健康。采用过氯酸盐氧化剂的固体推进剂生成的氯化氢(HCl)气体(参见文献 18-11)、二氧化氮(NO_2)、四氧化二氮(N_2O_4)或硝酸蒸气(HNO_3)等这些气体允许的健康安全吸入浓度相对较低。第七章列出了一些物质的暴露浓度安全极限值。排气的破坏性随有毒成分的浓度、质量流量或推力量级以及火箭发动机在靶场或其附近地区的工作时间而增加。

由于风的弥散、空气的扩散和稀释作用, 有毒物质的浓度会在几分钟内降到安全值, 但这取决于当地的气象条件, 如第二十章所说明的。因此要对发射或试验操作的时间作仔细安排, 使风将这些气体吹向附近的非居民区。对于剧毒排气(如包含氧化铍或某些氟化物的物质), 从静态试验设施排出的气体要收集起来, 在排入大气之前作化学处理和净化(通常针对推力相对较小的情况)。

18.2.3 噪声

噪声是产生推力时不可避免的副产品。噪声对于大型运载火箭特别重要, 是飞行器和许多地面设备(特别是电子部件)设计时的一个主要考虑因素。除了危害火箭动力飞行器附近的人员外, 还可能严重干扰发动机试验场附近的居民区。“土星 V”运载火箭发射时产生的声能约为 $2 \times 10^8 \text{ W}$, 若可转换为电力的话足够用于约 20 万户普通家庭的照明。

发射的声能主要与排气速度、气体流量、排气密度以及静止介质中的声速有关。就声能而言, 化学火箭发动机是所有飞机和导弹推进装置中噪声最大的。声强在喷管出口附近最高, 并随与声源的距离的平方而减弱。火箭发动机排气噪声的分析模型通常将羽流分为两个主要区域: 一个在激波上游, 一个在下游(亚声速)。第一个区域产生高频噪声, 第二个产生低频噪声。高速排气与周围相对静止的大气之间的强烈湍流混合产生噪声, 此外激波本身也是一个噪声源。声发射通常用**声压**单位微巴($\mu \text{ bar}$)度量, 也可用**声能**(W)、**声强**(W/ft^2)或**声级**(分贝 dB)表示。由于分贝是两个能量或两个强度量的比值的对数, 分贝、能量和强度之间的关系不是很直观。此外, 采用分贝来表示时必须有一个分贝标度基准, 比如, 对应于 0 dB 时的瓦特量。在美国, 最常用的分贝标度基准为 10^{-13} W 能量, 欧洲则为 10^{-12} W 。

大型火箭发动机产生的声级可达 200 dB (基准为 10^{-13} W), 对应的声能为 10^7 W, 而 75 人管弦乐队产生的声级为 140 dB, 声能为 10 W。声能降低 50%, 声级只降低 3 dB 左右。就人们的感受而言, 声级变化 10 dB, 普通人通常感觉声音加倍或减半。140 dB 以上的声级通常会使耳朵疼痛, 160 dB 以上的声级则难以忍受 (参见文献 18-12)。

18.2.4 航天器表面污染

对飞行器设计师和用户而言, 火箭发动机排气产物对航天器敏感表面的污染可能是个问题。污染会使功能表面退化, 如太阳电池、光学透镜、辐射致冷器、观察窗、热控涂层和镜面。排气中有凝结液体或固体颗粒的推进剂看来比排气几乎全是气态产物的推进剂 (如氧-氢) 更麻烦。大多数固体推进剂羽流包含污染成分。实际上所有的研究工作都围绕推力为 1.0~500 N、采用可贮存液体推进剂的、脉冲工作的小型姿态控制发动机, 即常用于飞行器长期姿态控制和轨道位置保持的发动机。已经发现硝酸肼和其他物质会沉积。排气产物在附近表面的积累与许多变量有关, 包括推进剂、燃烧效率、燃烧压力、喷管面积比、表面温度以及发动机/飞行器界面的形状。分析计算只能在一定程度上预测排气对航天器表面的污染。文献 18-13 给出了双组元液体火箭发动机的综合分析模型和计算机程序。

凝结组分 (微小的液滴或固体颗粒) 聚集物会产生另一种效应, 即散射阳光, 导致阳光照射到航天器的光学仪器上, 如照相机、望远镜、红外地平仪或星敏感器。这种效应会使仪器测量值出错。散射取决于羽流与仪器的相对位置、推进剂、颗粒的密度和尺寸、敏感光谱频率以及仪器表面温度。

18.2.5 无线电信号衰减

在飞行器制导、通信或雷达探测时, 所有火箭发动机排气羽流通常都会干扰要穿过羽流的射频信号的传输。固体推进剂排气羽流的干扰通常比液体火箭发动机羽流更大。

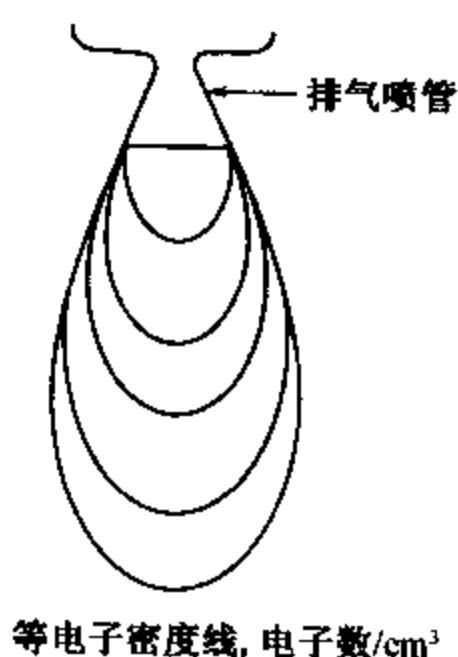


图 18-8 预测无线电通信信号衰减的排气羽流模型。图中的等值线表示电子密度或电子碰撞频率, 最大值在喷口出口附近

信号衰减与自由电子密度和电子碰撞频率有关, 若知道这两个参数在整个羽流场中的值, 就可以计算出信号穿过羽流时的衰减量。图 18-8 画出了预测信号衰减所需的基本羽流模型, 其上有电子密度和电子碰撞 (动量交换) 频率的等值线。排气羽流中自由电子的密度和活动受许多因素影响, 包括推进剂配方、推进剂中的碱性杂质、排气温度、发动机尺寸、燃烧室压力、飞行速度和高度以及与喷管出口的距离。目前已建立了用计算机分析排气羽流的理化成分 (包括电子密度) 和衰减特性的方法 (参见文献 18-14 和 18-15)。

根据典型的固体推进剂发动机的经验, 一些相互影响的发动机和飞行器设计因素之间的关系可归纳如下:

(1) 碱性金属杂质会增加衰减量。杂质钾的含量从 10 ppm 变到 100 ppm 会使低空相对衰减量增加数十倍。钾 (~ 150 ppm) 和钠 (~ 50 ppm) 都是工业级硝化纤维和过氯酸铵中的杂质。

(2) 铝燃料的百分含量构成了主要影响。铝的百分含量从 10% 提高到 20% 后, 海平面衰减量增加 5 倍, 在 7500 m 高度则增加 3~4 倍。

(3) 对于给定的含铝推进剂, 室压从 100 psi 增加到 2000 psi 后相对衰减量降低了 50%。

(4) 衰减量随离喷管出口平面的距离而变化, 视飞行高度、喷管形状、混合比、飞行速度和高度以及其他参数而定, 有些地方的衰减量可达喷管出口平面处的 4~5 倍。

对于许多固体火箭发动机的应用场合, 排气羽流引起的无线电或雷达信号强度的衰减不是问题。若有问题, 则通常可通过控制推进剂成分中碱杂质的含量、采用非金属燃料或低含量的铝 (5% 以下) 将衰减控制在可接受的程度。发动机采用大面积比喷管是有好处的, 因为随着排气温度的降低, 电子与正离子结合。

羽流中的电子大大增加了雷达有效反射面积, 且高温羽流容易被雷达探测到。羽流通常是比飞行器更强的雷达反射体。雷达自动寻的导弹的导引头会盯住羽流, 而不是飞行器。一般希望减小羽流横截面积 (降低排气温度、减少钠杂质含量)。

18.2.6 羽流撞击

大多数反作用控制系统中有多个小推力器, 它们指向不同的方向。有这样的情况, 即其中一些推力器的羽流撞击到空间飞行器表面, 如展开的太阳电池阵、辐射散热面或气动控制面。这大多发生在高空, 此时羽流直径很大。这种情况会导致这些表面过热以及产生意外转矩。

此外, 在级间分离时, 上面级的羽流有可能撞击到飞行器下面级。这不仅会对下面级 (被抛掉的) 造成过热、撞坏, 而且还会因反射而影响上面级。其他实例还有对接机动飞行、火力密集的多管火箭发射 (几乎同时)。一个火箭弹的羽流撞击到另一火箭弹上, 使其飞行弹道发生变化, 从而往往不能击中预定目标。

18.3 分析和数值模拟

目前已采用了数学算法对羽流的复杂结构、特性和许多物理现象进行了模拟, 且编制了一些比较复杂的计算机程序 (参见文献 18-16~18-20)。虽然羽流现象的数学模拟已取得了显著进展, 但用这种计算机分析结果来预测许多羽流特性未必总是可靠和有效的。然而, 模型有助于了解羽流, 并在一定范围内能将试验结果外推到不同的条件。羽流中有些物理现象还未完全认识清楚。

所有模拟实际上都是不同程度的近似。为得到合理的数学解, 需要作简化假设。此外它们的应用场合是有限的。这些数学模拟主要是预测各种羽流参数, 如温度/速度/压力分布、雷达有效反射面积、传热、辐射、凝结、光学表面的沉积、撞击力或化学成分。分析通常局限于羽流中各独立空间区域 (例如核心区、外层、超声速/亚声速区、连续流/自由分子流区、近场/远场), 且许多对流动的动力学或稳定性采用了不同的假设 (许多忽略了湍流效应或边界层/激波之间的相互作用)。在处理化学反应、固态物含

量、能量释放、羽流内的组分变化、不同飞行高度、与空气及飞行器的相互作用或选定的谱段（例如只考虑 IR）等方面，算法也是各种各样的。许多算法需要对颗粒尺寸、颗粒数量、空间和尺寸分布、气体速度分布、混合层的形状和边界或湍流特性等作出假设。数学模型非常复杂，维数有一维、二维和三维。为预测不同的量，羽流分析常采用一个以上的模型。许多分析在一定程度上要通过实际羽流测量数据的外推来指导求解过程。具体分析方法超出了本书的叙述范围，其数学求解过程则是该领域专家的特长。

静态和飞行试验中获得的羽流实测值可用于验证理论。羽流测量需要专用仪器、仔细标定和经验丰富的人员，另外还要灵活应用各种修正系数。把计算机程序外推到未经验证的范围或参数往往得不到好的结果。

习题

1. 试列出至少两个可能会增加羽流总辐射的参数，并解释原因。例如，提高推力增加了羽流的辐射质量。
2. 在技术辞典或化学百科全书中查找术语化学发光（chemiluminescence），给出定义，并解释它如何影响羽流辐射。
3. 如果从高空气球观测高空羽流，其视在辐射强度随羽流与观测点之间的距离的平方而减小，同时正比于飞行弹道切线与羽流至观测点的直线的夹角的余弦。试自己建立一种弹道及其相对于观测点的位置。对于上升运载火箭的羽流，试粗估飞行时由观测传感器接收到的相对强度的变化。忽略大气对羽流辐射的吸收，假设辐射强度为常数。

参考文献

- 18-1. S. M. Dash, "Analysis of Exhaust Plumes and their Interaction with Missile Airframes," in M. J. Hemsch and J. N. Nielson (Eds.), *Tactical Missile Aerodynamics*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 104, AIAA, Washington, DC, 1986.
- 18-2. S. M. Yahya, *Fundamentals of Compressible Flow*, 2nd revised printing, Wiley Eastern Limited, New Delhi, 1986.
- 18-3. R. D. McGregor, P. D. Lohn, and D. E. Haflinger, "Plume Impingement Study for Reaction Control Systems of the Orbital Maneuvering Vehicle," *AIAA Paper 90-1708*, June 1990.
- 18-4. P. D. Lohn, D. E. Halfinger, R. D. McGregor, and H. W. Behrens, "Modeling of Near-Continuum Flows using Direct Simulation Monte Carlo Method," *AIAA Paper 90-1663*, June 1990.
- 18-5. F. S. Simmons, *Rocket Exhaust Plume Phenomenology*, Aerospace Press, The Aerospace Corporation, 2000.
- 18-6. A. V. Rodionov, Yu A. Plastinin, J. A. Drakes, M. A. Simmons, and R. S. Hiers III, "Modeling of Multiphase Alumina-Loaded Jet Flow Fields," *AIAA Paper 98-3462*, July 1998.
- 18-7. R. B. Lyons, J. Wormhoudt, and C. E. Kolb, "Calculation of Visible Radiations from Missile Plumes," in *Spacecraft Radiative Heat Transfer and Temperature Control*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 83, AIAA, Washington, DC, June 1981, pp. 128-148.
- 18-8. A. C. Victor, "Solid Rocket Plumes," Chapter 8 of: G. E. Jensen and D. W. Netzer (Eds.), *Tactical Missile Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 170, AIAA, 1996.

- 18-9. *Rocket Motor Plume Technology*, AGARD Lecture Series 188, NATO, June 1993.
- 18-10. *Terminology and Assessment Methods of Solid Propellant Rocket Exhaust Signatures*, AGARD Advisory Report 287, NATO, February 1993.
- 18-11. D. I. Sebacher, R. J. Bendura, and G. L. Gregory, "Hydrogen Chloride Measurements in the Space Shuttle Exhaust Cloud," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 4, July-August 1982.
- 18-12. J. M. Seiner, S. M. Dash, and D. E. Wolf, "Analysis of Turbulent Underexpanded Jets, Part II: Shock Noise Features Using SCIPVIS," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 5, May 1985, pp. 669-677.
- 18-13. R. J. Hoffman, W. D. English, R. G. Oeding, and W. T. Webber, "Plume Contamination Effects Prediction," Air Force Rocket Propulsion Laboratory, December 1971.
- 18-14. L. D. Smoot and D. L. Underwood, "Prediction of Microwave Attenuation Characteristics of Rocket Exhausts," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 3, March 1966, pp. 302-309.
- 18-15. W. A. Wood and J. R. De More, "Microwave Attenuation Characteristics of Solid Propellant Exhaust Products," *AIAA Paper 65-183*, February 1965.
- 18-16. I. Boyd, "Modeling of Satellite Control Thruster Plumes," PhD thesis, Southampton University, England, 1988.
- 18-17. S. M. Dash and D. E. Wolf, "Interactive Phenomena in Supersonic Jet Mixing Plumes, Part I: Phenomenology and Numerical Modeling Technique," *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 7, July 1984, pp. 905-913.
- 18-18. S. M. Dash, D. E. Wolf, R. A. Beddini, and H. S. Pergament, "Analysis of Two Phase Flow Processes in Rocket Exhaust Plumes," *Journal of Spacecraft*, Vol. 22, No. 3, May-June 1985, pp. 367-380.
- 18-19. C. B. Ludwig, W. Malkmus, G. N. Freeman, M. Slack, and R. Reed, "A Theoretical Model for Absorbing, Emitting and Scattering Plume Radiations," in *Spacecraft Radiative Transfer and Temperature Control*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 83, AIAA, Washington, DC, 1981, pp. 111-127.
- 18-20. S. M. Dash, "Recent Developments in the Modeling of High Speed Jets, Plumes and Wakes," *AIAA Paper 85-1616*, presented at AIAA 18th Fluid Dynamics Plasma-Dynamics and Laser Conference, July 1985.

第十九章 电 推 进

第一章和第二章已经讲到,电火箭推进装置使用电能来加热或直接加速推进剂,它所使用的电源系统和推进剂系统是相互独立的。本章目的是对该领域做一个介绍。在本章中所采用的矢量符号沿用了前几章已采用的一些表示方法。

一个典型的电推进系统主要包括下列子系统:①**一次能源**,比如太阳能或核能及其辅助装置,包括集能器、导热器、泵、太阳能电池板、散热器和控制机构;②**能源转换装置**:将一次能源转变为适合电推进系统需要的一定的电压、频率、脉冲率和电流;③**推进剂的贮存、测量和输送系统**;④**推力器**的作用是将电能转化为喷出羽流的动能。就像在液体火箭发动机中常用推力室这一术语一样,在电推进这一章常采用**推力器**这个术语。

电推进的特殊性表现在它同时包括在第一章已经给予分类的热过程和非热过程两种机制。并且因为能源和推进剂是相互独立的,推进剂的选择标准完全不同于化学推进。第三章给出的热推力器理想关系式对热电(或电热)系统也适用。本章给出了非热电系统的基本概念和公式。根据至今所研发的诸多类型电推进装置及其概念,电推进可以分为下列三种基本类型:

(1) **电热型**:用电加热的推进剂,通过热动力学膨胀喷出产生推力。气体通过喷管加速到超音速同化学火箭发动机一样。

(2) **静电型**:非中性或带电粒子通过与静电场相互作用实现加速。被加速的粒子可以是离子、液滴或胶体。

(3) **电磁型**:等离子体与通过其内部的电磁场相互作用而获得加速。密度相对较高的等离子体是高温或非平衡气体,呈电中性,具有良好的导电性。

第一章对这三种类型的电推进已经作了一般介绍,图 1-8、图 1-10、图 19-1、表 2-1 和表 19-1 给出了几种类型电推进装置的功率和性能。可以看到,相对于化学和核火箭,电推进装置推力相对较小,但其比冲值非常高。正是由于电推进系统的高比冲,使得由于推进剂缘故而有限的卫星工作寿命大大增加。电推力器可提供的加速度太小,不足以克服地球的强重力场而用于从地面上发射卫星。因此,电推进系统的应用范围限于太空。这正好也满足静电和电磁类推进装置所需的真空环境的要求。所有采用电推进装置的飞行任务只能在微重力或无重力条件下工作,所以,从地面发射卫星必须用化学火箭。

电推进的很多优点被其需要耗费大量电能而抵消掉,因为到目前为止在太空中保持一定功率水平的电能仍是相当昂贵的。各类电推进装置都依赖于星上能源供应(如太阳能、化学能或核能)以及功率转换及其附属装置。即便使用太阳能,电源系统的重量也要比推力器本身重得多,特别当推力器效率较低时,更是如此。这导致航天器本身的质

量（干重）的增加。现代卫星和其他航天器的通信需求通常相当大，这些卫星的通讯和推进系统通常可以共享星上电源的功率，从而避免了推进系统干重大这个不利因素。推进系统和电源控制系统可合并在一起考虑，但推进系统还同其他航天器部件共享星上电源的情况例外。

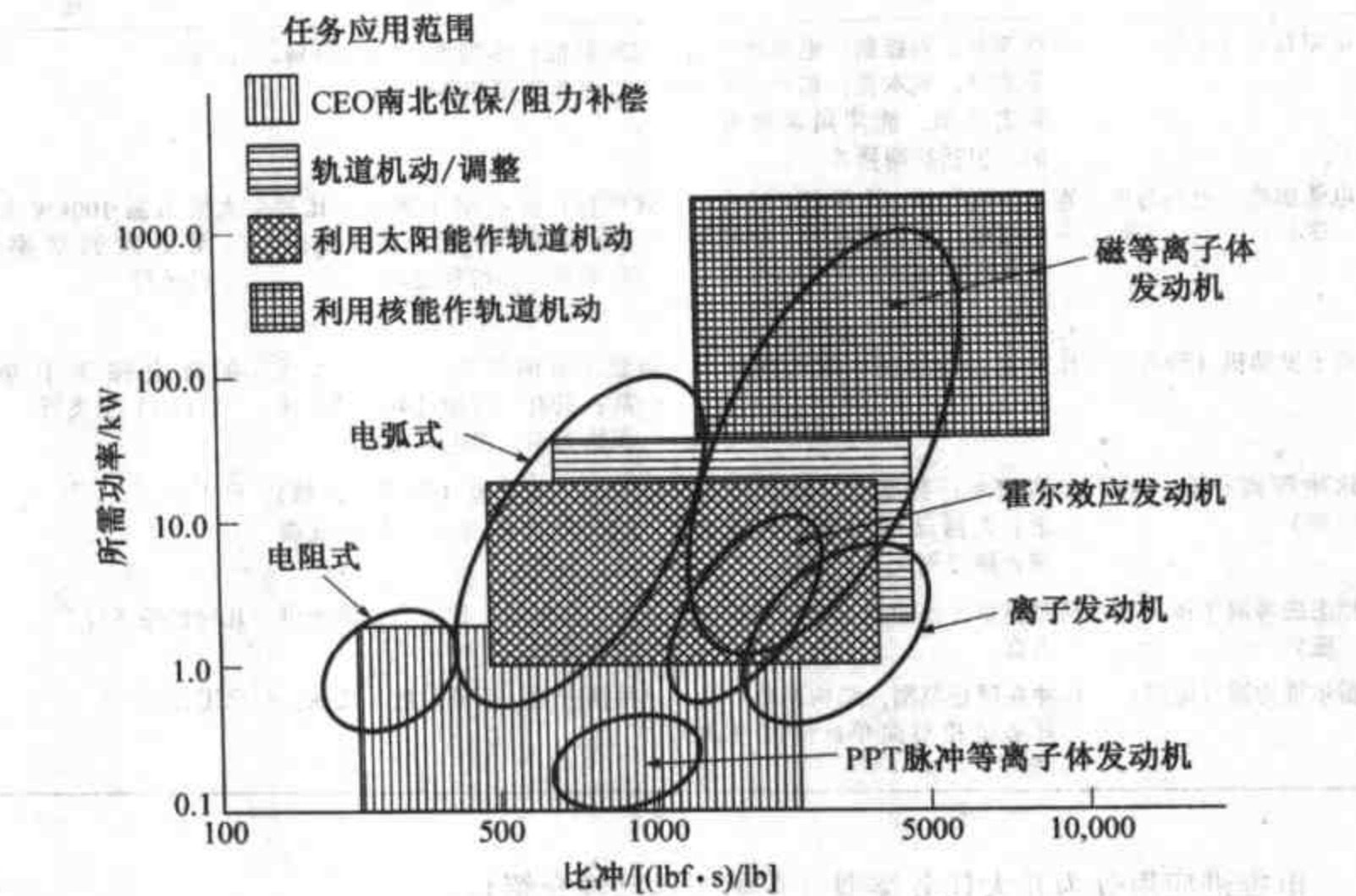


图 19-1 根据功率和比冲，给出不同电推进系统的应用范围

表 19-1 不同类型电推进系统的典型性能参数

类 型	推力范围 /mN	比 冲 /s	推力器效率 ^b /(%)	推 力 持续时间	典 型 推进剂	单位推力所耗 功率/(W/mN)
电阻(加热)	200~300	200~350	65~90	数月	NH ₃ , N ₂ H ₄ , H ₂	0.5~6
电弧(加热)	200~1000	400~1000	30~50	数月	H ₂ , N ₂ , N ₂ H ₄ , NH ₃	2~3
离子发动机	0.01~200	1500~5000	60~80	数月	Xe, Kr, Ar	10~70
固体脉冲等离子体	0.05~10	600~2000	10	数年	聚四氟乙烯	10~50
磁等离子体动力发动机	0.001~2000	2000~5000	30~50	数周	Ar, Xe, H ₂ , Li	100
霍尔推力器	0.01~2000	1500~2000	30~50	数月	Xe, Ar	100
单组元化学发动机 ^a	30~100000	200~250	87~97	数小时或数分钟	N ₂ H ₄	

^a 只用作对比。
^b 见公式 19-3。

电推进自从 50 年代人类开始征服宇宙时就已经考虑应用了，但到 90 年代中期它才真正产生广泛影响。这也是充足的星上电能供应变得可能之后的结果。参考文献19-1~19-3 给出了电推进装置的基本原理及其应用，但这些内容涉及的是较早类型的电推进装置。表 19-2 对几类电推进装置的优点和缺点作了比较。脉冲装置与连续或稳态装置

的区别就在于其启动和关闭时的延迟会降低其有效性能。但脉冲装置具有一定的实用性，这将在本章稍后具体讲到。

表 19-2 电推进系统的比较

类 型	优 点	缺 点	评 述
电阻加热 (电热)	结构简单; 易控制; 电源功率调节简单; 成本低; 相对大推力和高效率; 能使用多种推进剂, 包括肼增强式。	比冲最低; 热损大; 气体分解; 气体非直接加热; 腐蚀。	已运行
电弧加热 (电热与电磁)	直接加热气体; 电压低; 结构相对简单, 推力相对大; 能使用催化肼增强; 惰性气体作推进剂。	效率低; 高功率下腐蚀; 比冲低; 电流高; 配线重; 热损; 功率调节系统较复杂。	大推力需 100kW 甚至更大的功率。已运行
离子发动机 (静电)	比冲高; 效率高; 惰性推进剂 (氙)。	电源功率调节系统复杂; 电压高; 只有一种推进剂; 单位面积推力小; 供电系统重。	在深空探测卫星 (DS1) 上飞行
脉冲等离子体 (电磁)	结构简单; 功率低; 固体推进剂; 无需气体或液体供应系统; 推进剂无 0-g 效应。	推力小; 泰氟隆 (聚四氟乙烯) 的反应产物有毒, 腐蚀或凝结, 效率低。	已工作
稳态磁等离子体 (电磁)	相对简单; 比冲高; 单位面积推力高	建模分析困难; 比冲高; 能源供应系统重。	几种已经飞行
霍尔推力器 (电磁)	比冲在理想范围, 结构简单, 冷却系统相对简单; 惰性气体 (Xe)。	一种推进剂; 束流发散; 腐蚀。	已工作

电推进应用分为几大任务类型 (在第四章已经介绍):

(1) 克服卫星在轨道上平动和转动时的干扰, 例如: 地球同步轨道卫星的南北位置保持、调整望远镜或天线、中低地球轨道卫星的大气阻力补偿。对于 350 公里轨道的南北位置保持, 速度增量 1 年需要 50 m/s, 10 年要 500 m/s。实际上, 对这类任务, 已经有几种不同类型的电推进系统飞行过了。

(2) 需克服地球附近相对微重力场来增加卫星速度, 例如从低地轨道到较高轨道、甚至是地球同步轨道的轨道提升。椭圆轨道的圆化需 2000 m/s 的速度, 而从低地轨道提升到高轨道的速度增量一般高达 6000 m/s。几种适用于这类任务的电推进装置正在研制中。

(3) 星际旅行和深空探测这类潜在任务也将电推进装置作为候选者。重返月球、飞向火星、木星和彗星、小行星探测现在也引起人们的兴趣, 它们都需要相对较大的推力和功率。目前正研究适合于这类任务 (需 100 kW) 的几种电推力器。这类任务的电源供应系统将会考虑核能, 而不是太阳能。

为了描述使用电推进的优点, 现在考虑一颗工作寿命 15 年、重 2600 kg 的典型的地球同步轨道通讯卫星。卫星进行南北位保所需的速度增量每年为 50 m/s; 如果采用液体化学推进系统在整个寿命期间需要约 750 公斤的化学推进剂, 超过了整星重量的 1/4; 而使用电推进系统可将比冲增加到 2800 秒 (约比化学火箭高 9 倍), 推进剂重量可降到约 100 kg 以下。还需加上一个电源系统和电推力器, 但省去了化学推进系统本

身的质量。这样的电推进系统将节省约 450 kg 或约卫星重量的 18%。发射到地球同步轨道的费用为每公斤 \$ 30000, 则一颗卫星节省约 \$ 13500000 的费用。另一方面, 卫星可贮存更多的推进剂, 从而延长了有效寿命。若使用电推力器进行轨道提升, 还可节省更多经费。

输出功率 (单位时间的动能, P 或 P_e) 是电源所能提供的基本功率, 通常主要受下列因素影响而减少: ①能量转换损失, 例如从太阳能转化为电能; ②由一次电源转换为推力器所需的电能的转换损失; ③电能转换为喷射动能的损失。单位推力 F 所需的功率 P 可由下列简单关系式来表达:

$$P/F = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 / \dot{m} v = \frac{1}{2} v = \frac{1}{2} g_0 I_s \quad (19-1)$$

式中 $\dot{m}$ 是质量流量, v 是平均喷射速度 (在第二章和第三章是 v_2 或 c), I_s 是比冲。推力器的功率推力比正比于喷射速度或比冲。这样, 比冲高的电推进装置产生单位推力就需要更大的功率, 也就是需要更大的电源。

推力器效率 η_t 定义为推力器射流所产生的动能 (轴向分量) 和推力器总电功率 (包括消耗于推进剂气化和电离的功率) 之比:

$$\eta_t = \frac{\text{推力器功率}}{\text{输出电功率}} = \frac{P_{\text{推力器}}}{\sum (IV)} \quad (19-2)$$

这样, 根据第二章的基本公式 [式 (2-19) 和式 (2-22)] 可得

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} v^2}{P_e} = \frac{F I_s g_0}{2 P_e} = \frac{F I_s g_0}{2 \sum (IV)} \quad (19-3)$$

式中的 P_e 是推力器的输入电功率 (以 kW 为单位), 它通常是电流和所有相关电压 (以 Σ 表示求和) 的积。

推力器效率考虑了所有对喷射动能无贡献的能量损失, 包括: ①浪费的电功率 (漏电和欧姆电阻等); ②未受影响的和未被适当激发的推进剂粒子 (推进剂的利用率); ③射流发散 (方向和大小) 引起的推力损失; ④热损失。这是利用电能和推进剂来产生推力的有效性的一个量度。

当电能不是惟一的输入能量时, 式 (19-2) 需要进行修改, 例如: 电阻加热式推力器中的肼分解, 单组元化学推进剂将释放能量。

19.1 理想飞行性能

由于电推进的推力小、需要一个相对庞大的功率输出源, 因此采用电推进的航天器的飞行方式明显不同于采用化学火箭的。采用电推进的航天器的加速度非常小 ($10^{-4} \sim 10^{-6} g_0$), 推力作用时间长 (几个月), 航天器的轨道转移建议按螺旋轨迹加速。图 19-2 给出了从低地轨道 (LEO) 到地球同步轨道 (GEO) 的螺旋转移、霍曼转移 (见 4.5 节, 对化学推进而言, 霍曼转移是最理想的) 以及“超同步”轨道转移 (见参考文献 19-4)。因为轨道转移时间很长, 人们通常采用化学推进, 利用霍曼转移而非螺旋转移来达到非常偏心的超同步椭圆轨道, 然后采用电推进连续点火有效地将航天器推入

GEO 轨道。

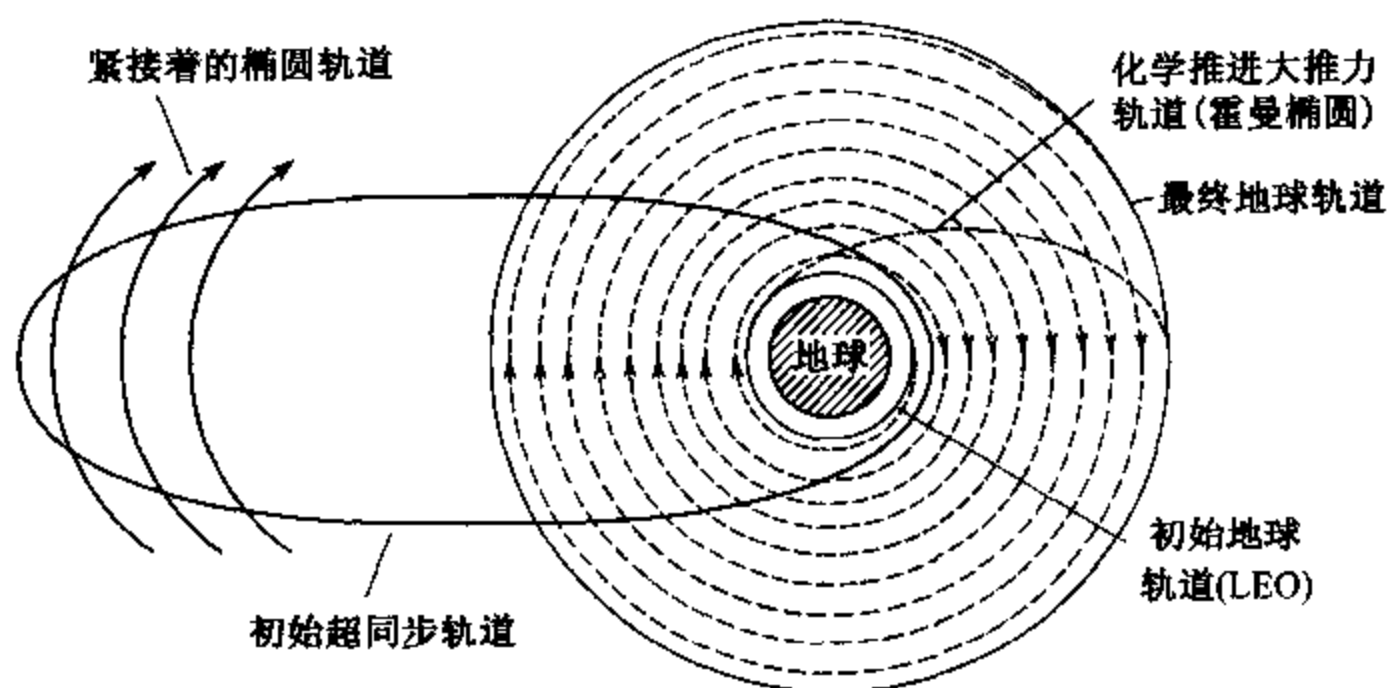


图 19-2 采用化学推进（短时间）、多重螺旋轨迹的电推进（长时间）从地球低轨道（LEO）到高轨道，超同步化学推进轨道（中等时间）取代 LEO 作为进入高轨道的起始轨道。在超同步轨道上，用电推进方式以固定的惯性姿态连续推动，降低了各轨道的远地点，提升了近地点，直到它到达最终圆轨道。见参考文献 19-4

电火箭的性能通常按功率和相关的质量来评价（参考文献 19-5）。假设 m_0 为航天器的初始质量， m_p 为喷出推进剂的总质量， m_{pl} 为航天器在给定假设下携带的有效载荷质量， m_{pp} 为推进装置质量，即由推力器、推进剂贮存和输送系统、能量转换系统及辅助系统在内的相关结构组成的未加注推进剂的推进系统。这样

$$m_0 = m_p + m_{pl} + m_{pp} \quad (19-4)$$

电源的输入功率（太阳能或核能）要比电源输出功率大，它们同功率转换效率相关（对于光伏电池转换效率约 10%~15%，对于旋转机械的效率可达 30%），转换装置将初级能量转换为所要求的电压、频率和功率。经转换的电源输出功率 P_e 提供给推进系统。电功率 P_e 与推进装置质量 m_{pp} 的比值被定义为 α ，它常被看作电源或整个推进系统的比功率。各种发动机都要对比功率进行定义，因为即使对于同一类型的发动机， α 在某种程度上也与发动机的配置有关（这包括共用相同的电源控制装置、冗余和阀门等的发动机数目）：

$$\alpha = P_e / m_{pp} \quad (19-5)$$

比功率正比于发动机功率，和 m_p 无关。其值与所采用工艺的先进性及电推进发动机的配置有关。目前， α 的典型值在 100~200 W/kg 的范围内。预计在未来随着电源装置的发展， α 值可望达到 500~2000 W/kg。电功率通过推力器转变成射流动能。假设考虑由式 (19-2) 和 (19-3) 所定义的推力器的效率 η_t 后得出的损失，输入电功率为

$$P_e = \alpha m_{pp} = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 / \eta_t = m_p v^2 / (2 t_p \eta_t) \quad (19-6)$$

式中 m_p 为推进剂质量， v 为等效排气速度， t_p 为工作时间或推进时间（推进剂按稳定速率喷射）。

采用式 (19-4)、(19-5) 和 (19-6) 以及 (4-7), 可得到一个有效载荷质量比系数 (见习题 19-4):

$$\frac{m_o}{m_p} = \frac{e^{\Delta u/v}}{1 - (e^{\Delta u/v} - 1)v^2/(2\alpha t_p \eta_t)} \quad (19-7)$$

假定航天器飞行无重力、无大气阻力。由于推进剂射流喷射速度 v 而带来航天器的速度变化 Δu 是推进剂质量分数的函数, 如图 19-3 的曲线所示。比功率 α 、推力器效率 η_t 以及推进时间 t_p 结合在一起形成特征速度 (参考文献 19-5):

$$v_c = \sqrt{2\alpha t_p \eta_t} \quad (19-8)$$

该特征速度不是一个物理速度, 而是一个具有速度单位的组合参数。如果全部电源输出功率都转换为自身质量 m_{pp} 的动能形式, 它可视为推进装置的速度。公式 (19-8) 包含了推进时间 t_p , 也就是实际的任务时间 (当然任务时间不能小于推进时间)。从式 (19-3) 可看到: 对于一个给定的有效载荷比 (m_{pl}/m_o) 和特征速度 v_c , 存在一个最佳的 v 值, 对应飞行器速度增量的峰值。后面将表明对于许多要求的工作条件, 存在一个明显的特定设置。

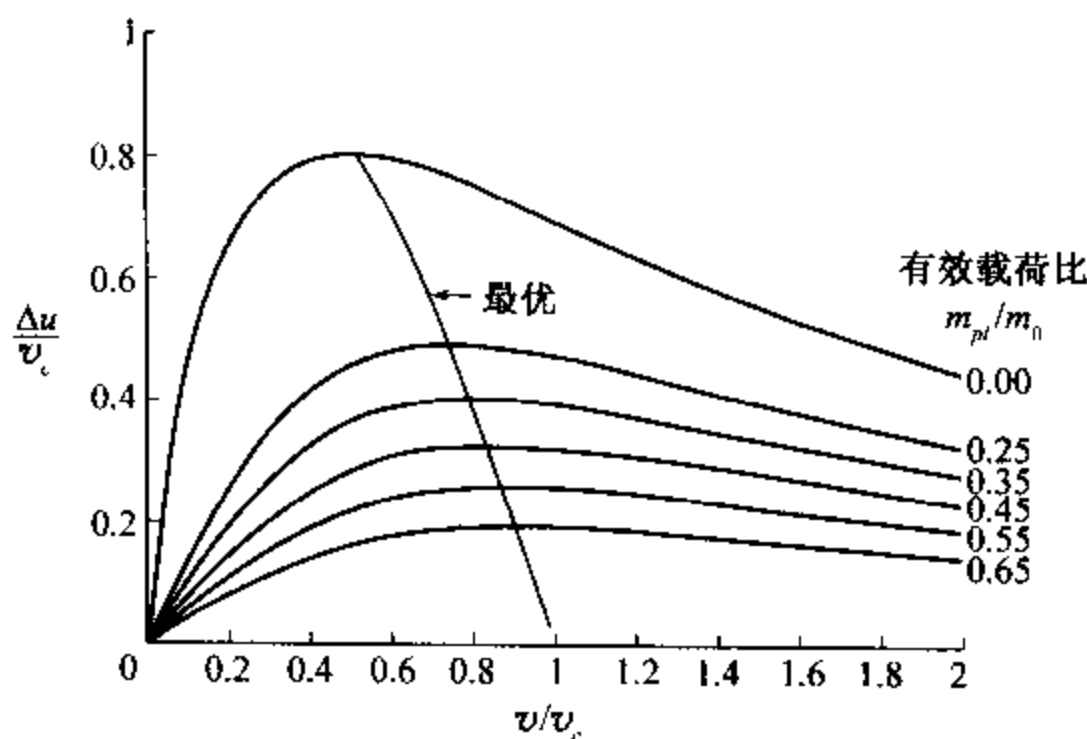


图 19-3 惯性质量为零的推进剂贮箱, 在各种不同的有效质量比下, 航天器标准速度增量随标准喷出速度的变化关系

图 19-3 中曲线峰值的形成是由于推进装置质量 m_{pp} 随比冲的提高而增加, 而推进剂质量随比冲增加而减小。对于固定的流量, 其他部件的质量都是恒定的, 曲线仅做一个固定值的平移。正如在第十七章和其他篇章所提到的, 对于所有推进系统, 都存在这个趋势, 因此可以表述为: **对于一给定的任务, 理论上存在一个理想的比冲范围, 这样就有一个最优的推进系统设计。**图 19-3 中各条曲线的峰值在 $\Delta u/v_c \leq 0.805$ 和 $0.505 \leq v/v_c \leq 1.0$ 的范围内。这意味着: 对于任何一个给定的电火箭发动机, 任何最优工作时间 t_p^* 都正比于飞行器速度总变量的平方。这样, 大的 Δu 将对应非常长的任务时间。同样, 任何最优比冲 I^* 都近似与航天器的速度变化量成正比, 则大的速度变化量对应于高比冲。该结论将在 19-4 节中具体介绍。

图 19-3 中曲线的最佳点可通过对方程 19-7 微分后而得到

$$\left(\frac{v}{\Delta u}\right)(e^{\Delta u/v} - 1) - \frac{1}{2}\left(\frac{\dot{v}_c}{v}\right)^2 - \frac{1}{2} = 0 \quad (19-9)$$

Δu 、 v 和 v_c 对应于最大有效载荷比时的情况（见参考文献 19-1）。

迄今为止所引用的所有公式都适用于三类电推进系统。除了总效率之外，不再需要其他发动机参数。各种电推进装置的效率在 0.4~0.8 之间变化，而 α 的变化范围更宽。

因为当给定一速度增量时，任务时间和比冲可独立给定，所以上述公式是有限定的。在 19-4 节中将重新讨论该问题。

例题 19-1 已知

$$I_s = 2000 \text{ s}$$

$$F = 0.20 \text{ N}$$

$$\text{工作时间} = 4 \text{ 周} = 2.42 \times 10^6 \text{ s}$$

$$\text{有效载荷质量} = 100 \text{ kg}$$

$$\alpha = 100 \text{ W/kg}$$

$$\eta_t = 0.5$$

求：确定用于轨道提升的电火箭发动机的飞行性能。

解 由式 2-13 可得出推进剂流量：

$$\dot{m} = F/(I_s g_0) = 0.2/(2000 \times 9.8) = 1.02 \times 10^{-5} (\text{kg/s})$$

推进剂总需求量为

$$m_p = \dot{m}t = 1.02 \times 10^{-5} \times 2.42 \times 10^6 = 24.69 (\text{kg})$$

由式 (19-6) 得出所要求的电功率为

$$P_e = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 / \eta_t = \frac{1}{2} (1.02 \times 10^5 \times 2000^2 \times 9.81^2) / 0.5 = 3.92 (\text{kW})$$

由式 (19-5) 得出推进系统和能量供应系统的质量为

$$m_{pp} = P_e / \alpha = 3.92 / 0.1 = 39.2 (\text{kg})$$

在发动机工作前后的质量 [见式 (19-4)] 分别为

$$m_1 = 100 + 24.7 + 39.2 = 163.9 (\text{kg})$$

$$m_2 = 139.2 (\text{kg})$$

根据式 (4-6)，在理想真空和 0-g 情况下的速度增量为

$$\Delta u = v \ln[m_0/(m_0 - m_p)] = 2000 \times 9.8 \ln(163.9/139.2) = 3200 (\text{m/s})$$

航天器平均加速度为

$$a = \Delta u / t = 3200 / 2.42 \times 10^6 = 1.32 \times 10^{-3} (\text{m/s}^2) = 1.35 \times 10^{-4} g_0$$

4 周的连续推进，航天器动能的增加不足以使其从 LEO 升至 GEO（在连续低推力作用下，航天器可获得约 4700 m/s 的速度增量）。在飞行过程中，卫星将环绕地球约 158 圈，将轨道提升至约 13000km。而这还不是最优的。为了满足式 (19-9)，有必要增加开启时间（工作时间）或改变推力，或两者同时改变。

19.2 电热推力器

在这类推力器中，电能用来加热推进剂，然后推进剂以热动力学方式从喷管喷出。目前在用的有两种基本类型：

(1) **电阻加热式推力器**，利用高电阻元件消耗电能来加热推进剂，主要通过对流的方式传热。

(2) **电弧加热式推力器**，电流从工质气体中通过，气体由于放电被电离。由于没有材料的限制，该方法将使更多热量直接传于气体（局部温度可达 20000 K 以上）。电弧加热推力器中，磁场（外加的或由电流感应产生的）对于产生推力而言不像喷管那么重要。正如 19.4 节将要介绍的，电弧加热推力器还可以像电磁推力器那样工作，但此时磁场是产生加速的主要因素，且推进剂密度相当低。有些电弧推力器既可归入电热类，也可归入电磁类。

19.2.1 电阻加热式推力器

这类装置是一种最简单的电推力器，其技术源自常规的热传导、热对流和热辐射。推进剂在流过电阻加热的难熔金属表面时被加热，加热器可以有多种方式，例如：①螺旋加热管；②空心加热管；③加热片；④加热圆柱管。功耗在一瓦到几千瓦之间。设计一个宽范围的输出电压（AC 或 DC），而对电源控制单元无特别要求。按推进剂流量的不同情况，推力可分为稳态的和间断的。

由于现有材料的限制，使得电阻加热推力器的工作温度只能低于 2700 K，因此其最大比冲在 300 s 左右。最高比冲在氢作推进剂时达到（因其分子量最小），但其密度低导致推进剂贮存体积很大（对于空间任务，低温冷却是不现实的）。实际上很多气体可用作推进剂，例如： O_2 、 H_2O 、 CO_2 、 NH_3 、 CH_4 和 N_2 。此外，由肼催化分解（产生约 1 个体积的 NH_3 和 2 个体积 H_2 [见第七章]）所产生的热气体也已经成功使用。采用液态肼的系统（参考文献 19-6）具有结构紧凑的优点，混合气体利用催化分解预热至 700℃ 以上，然后通过电加热至更高温度。利用空间化学推进的优点，可减小所需的电功耗。图 19-4 给出了这种混合式电阻推力器的详细结构图，其中肼流过催化床分解成热气体，供给加热器。

电阻加热推力器原计划用于长期载入深空探测任务，这样航天器的废弃产物（ H_2O 、 CO_2 ）可用作推进剂。与离子发动机和霍尔发动机不同，同一种电阻加热推力器可使用不同的推进剂。

同几乎所有电推进系统一样，电阻推力器的推进剂输送系统也是在零重力条件下将气体或液体从高压贮箱输送给推力器。正如第六章所介绍的，液体需要用正排贮箱机构，对于纯肼还需要用加热器来防止其结冰。

电阻加热发动机发展过程中工程化方面的考虑有加热元件与推进剂之间间歇性的传热、腔室的导热和辐射损失、材料的耐高温能力以及推进剂的热容。已经发展了能考虑比热、热导率、离解和气体密度随温度变化的规程。加热室内气流通常是层流或涡流状态，传热主要依靠对流。

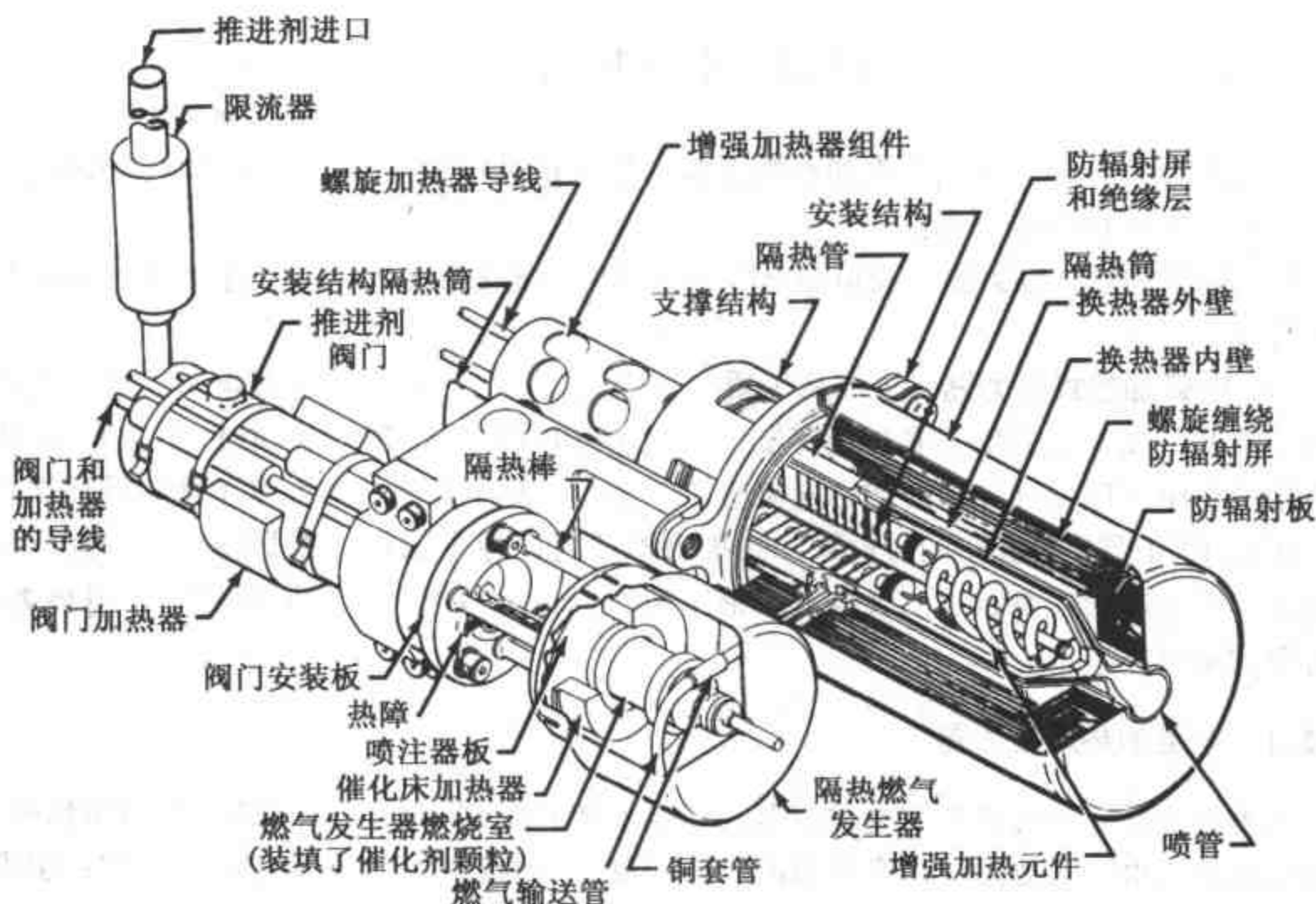


图 19-4 催化分解电热增强肼推力器。图中示出了两个主要部件：①一个小型催化床，带电磁阀及防止肼结冰的加热器；②一个螺旋型电阻加热管，其外有薄辐射隔热屏、高温金属喷管和高温绝缘接头（PRIMEX 宇航公司提供）

由于材料的限制，电阻加热推力器的气体最高温度是有限的。用于电阻元件的高温材料有铌、难熔金属及其合金（例如：钨、钽、钼），铂（同钇、氧化锆混合起稳定作用）以及金属陶瓷。对于高温电绝缘（但非绝热），氮化硼是非常有效的材料。

发动机设计的目的是使推力室中热损失同所消耗的功率相比维持在较低的水平。这可通过：①使用隔热外套；②增加辐射屏；③气体分层或多级流入。同推力器和整个推进系统相比，隔热层和辐射屏的质量应比较小。

推力室压力的确定受多种因素影响。高压降低了推力室内气体分子的分解损失，增加了喷管内的复合率，改善了传热性能，降低了给定质量流量下推力室和喷管的尺寸。然而，高压增强了传热，提高了推力室壁应力，加速了喷管喉部的腐蚀。电阻推力器的寿命通常由喷管喉部的寿命决定。通过优化设计，一般将推力室压力控制在 15 到 200 psi 的范围内。

电阻加热推力器的效率在 65% 到 85% 之间，其值随推进剂、喷出气体的温度和其他因素而变化。对于一给定的电热推力器，比冲主要取决于：①推进剂分子量；②腔室和喷管所能承受的最高温度。

表 19-3 给出了电热增强推力器的典型性能指标。比冲和推力随着加热器功率的增加而增加。流量增加（在固定比功率下）引起实际性能降低。最高比功率（功率同质量流量之比）是在相对低流量、低推力和适度增强的加热器下达到的。在较高温度下，气

体分子的离解明显降低了热动力膨胀的能量。

电阻推力器的比冲虽然相对较低,但它效率高,使得它与其他电推力器相比有更高的推力/功率比。另外,这种发动机在所有电火箭发动机中是系统干重最轻的,因为它们不需要功率处理单元,其羽流不带电(这样就避免了如离子发动机所需要的其他一些设备)。电阻推力器已用于 Intelsat V、Satcom 1-R、GOMS、Meteor 3-1、Gstar-3 和铱星。电阻加热推力器最适合用于中小速度增量的任务,因为对于这些任务而言,功耗限制、推进时间和羽流效应在任务中起主要作用。

表 19-3 典型电热增强推力器的一些性能

推进剂	液态肼, 催化分解
入口压力/MPa	0.689~2.41
催化剂出口温度/K	1144
电阻式推力器出口温度/K	1922
推力/N	0.18~0.33
流量/(kg/s)	$5.9 \times 10^{-5} \sim 1.3 \times 10^{-4}$
真空比冲/s	280~304
加热器功率/W	350~510
阀门功率(最高)/W	9
推力室质量	0.816
总冲/(N·s)	311000
脉冲数	500000
最小冲量/(N·s)	0.002
状态	可实际应用

来源: Primex 宇航公司 MR-501 产品数据表。

19.2.2 电弧加热推力器

电弧加热推力器的基本元件已在图 1.8 中给出了,在其相对简单的结构中蕴含着十分复杂的物理现象。电弧加热克服了电阻加热推力器对气体温度的限制,它利用电弧直接加热推进剂流至超过推力室壁的温度。在中心阴极和阳极顶尖之间实现放电,阳极是加速高温推进剂的共轴喷管的一部分。这些电极必须彼此电绝缘,并能承受高温。在喷管处,最好是使得电弧以一定的梯度向喉部下游发散。随电弧电压和质量流量的变化,电弧区可向上下游移动。实际上,放电电弧是很细的,它只加热很少一部分流动气体,除非喉部尺寸足够小。通常在涡流和湍流的作用下气体通过混合实现整体加热。不是所有热量都是在喷管扩张前释放出来的,而喷管扩张段的释热存在一些损失,因此喷管扩张段的释热对于增加扩张段出口处的马赫数不是很有效。

电弧本身是不稳定的,经常有扭动和摆动,这在一定程度上可通过一外加电场或在气体流的最外层通过旋转的涡流稳定。在喷管喉部,流层结构非常不均匀,电弧不稳定及喉部的腐蚀十分有限。外层较冷气体同内部电弧加热气体之间的混合将使电弧稳定,同时降低其导电性,这反过来要求一较高的工作电压。在一些设计中,通过加长喉部来延长电弧尺寸。

电弧加热式推力器的运动离子流可根据等离子体物理进行分析。通过气体的电导通需要有确定的电离化程度。电离可由气体放电实现,例如:冷推进剂的电击穿犹如在空气中的闪电(但与雷电不同,功率源按连续和脉冲形式供应电流)。导电气体中的导电

规律遵循修正的欧姆定律。在一均匀介质中，电流 I 流过截面 A ，通过一定的距离 d 形成电压差 V ，欧姆定律可写为

$$V = IR = (I/A)(AR/d)(d) \quad (19-10)$$

如前所述，介质是均匀的，我们可定义电场为 $E = V/d$ ，电流密度为 $j = I/A$ 。引进电导 $\sigma = d/AR$ 。现在可将欧姆定律重新简单写为 $j = \sigma E$ 。标量电导直接正比于自由电子密度，在平衡状态，该密度可由 Saha 方程（见参考文献 19-7）给出。严格地说，Saha 方程只适用于热电离（不必要对放电情况）。对于大多数气体，要实现充分电离需要高温或低电离电位或两者同时保证。然而，因为在 100 万个电子中有一个电子自由运动就能提供良好导电，惰性气体中添加了碱金属蒸气，就如在等离子体中作为功率产生源所充分显示的那样。等离子体电导率 σ 可由下式计算：

$$\sigma = e^2 n_e \tau / \mu_e \quad (19-11)$$

式中 e 是电荷， n_e 为电子数密度， τ 为碰撞平均间隔时间， μ_e 为电子质量。

实际上，电弧电流几乎总是受外加磁场或自感磁场的影响，因此需要运动气体的通用欧姆定律（见参考文献 19-8），即下面的矢量公式（在电磁装置那部分，该公式以标量形式给出）：

$$j = \sigma [E + v \times B - (\beta/\sigma B)(j \times B)] \quad (19-12)$$

式中包含带电粒子的气体运动速度用 v 表示，磁感应强度用 B 表示（在上述关系式中的最后一项是一个标量 B ），电场为 E 。在式 (19-12) 中，电流密度 j 和电导两者都和自由电子有关系，正如霍尔系数 β 一样。该霍尔系数是电子回旋频率 (ω) 与电子的平均碰撞时间 (τ) 的乘积，平均碰撞时间是指电子在同重粒子碰撞后损失了动量所间隔的时间。式 (19-12) 中的第二项是感应电场，它是由等离子体沿垂直于磁场方向运动而产生的，最后一项表示霍尔电场，其方向垂直于电流和所施加的磁场的方向，它是电流和磁场的矢量积（为简单起见，离子和电子运动密度梯度被忽略）。在放电中所观察到的大多数电弧特征，主要取决于磁场，例如电弧变尖（由于电流同其本身的磁场相互作用而受到的限制）。磁场在下面章节中将要介绍的非热电磁推进形式中也起关键作用。

基于图 19-5 中所示结构的电弧推力器，对其进行分析，可以得出如下结论：

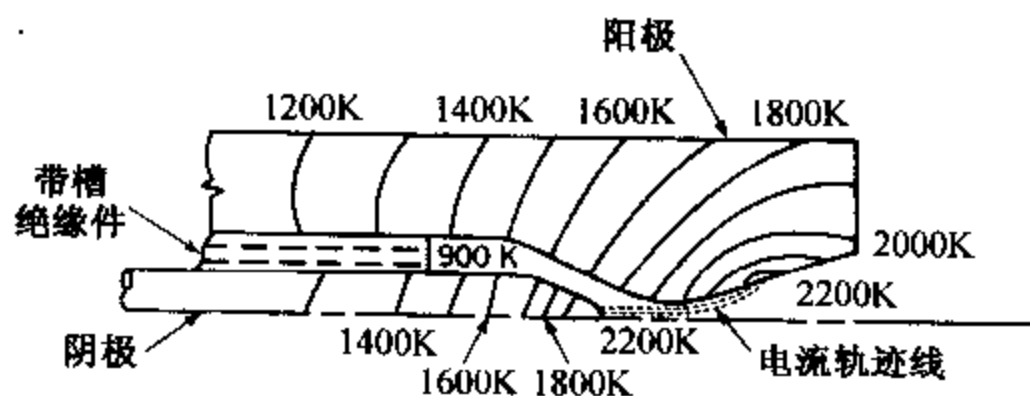


图 19-5 电弧加热式推力器电极温度分布的典型估算值

(1) 能量输入主要发生在喷管喉部内小直径的层流放电区。作为一级近似，功率可由焦耳热 $[j \cdot E]$ 计算得到。这里要确定穿过电弧的电流密度和电压梯度。

(2) 阴极顶需加热才能发射起弧电子，它由电弧加热而由推进剂流冷却。典型的阴极是一根共轴尖杆，位于高压区。

(3) 喷管内壁由电弧加热, 其温度可达 $10000 \sim 20000$ K。一般来说, 喷管的冷却是通过传导和边界层来实现的。

(4) 在电弧区的热气体应同其余推进剂快速混合, 这是由涡流和湍流实现的。

(5) 在喷管扩张段的放电电弧的底部 (即电极上同电弧接触区), 阳极部分被加热至最高温度。推进剂的加热不是都在高压腔室中进行, 超音速流中的加热是一损失源。

开启电弧加热式推力器, 需要加一个比工作电压更高的电压来击穿冷气体。有些电弧加热推力器在稳定持续工作之前需要一个较长的启动燃烧时间。因为通过气体的电导本身是不稳定的, 电弧需要一个外接负载电阻, 使其稳态工作。阴极必须在热状态工作, 通常由 1% 或 2% 的敷钽钨制成 (可达约 3000 K)。通常绝缘材料使用一种易成型的高温电绝缘体-氮化硼。在法兰之间常用石墨片。

现在, 大多数电弧加热推力器的效率很低, 因为只有不到一半的电能为推力器的动能。出口羽流的非动能部分 (残余内能和电离) 是一个非常大的损失。通常有 $10\% \sim 20\%$ 的输入电能通过热辐射到太空或由热喷管传导给系统内其他部件的形式被消耗掉。然而, 电弧加热推力器比其他电推进系统更具升级到大推力水平的潜力。一般情况下, 电弧加热推力器的推力功率比是电阻推力器的六倍左右, 因为其高比冲伴随有相对低的效率。电弧加热推力器的另一个缺点就是由于放电现象复杂, 其功率处理单元要比电阻推力器复杂。

电弧加热推力器的寿命受电极局部腐蚀和蒸发所限制, 这主要受电弧接触点和高工作温度的影响。腐蚀率受特定推进剂和电极材料的综合影响 (使用氩和氮比氢具有更高的腐蚀率), 还受压力梯度的影响, 压力梯度在启动和脉冲过渡段 (有时比例因子为 100) 通常比稳定工作状态要大。电弧加热推力器可使用不同的推进剂, 包括 N_2 、He、 H_2 、Ne、 NH_3 、Ar 和 N_2H_4 的催化分解产物。锂金属 (在 180°C 时变为液态) 也已考虑使用, 因为其分子量小、易于电离并可用于发汗冷却。此外锂沉积在阴极表面能降低阴极腐蚀速率。锂极易反应, 需要特别处理措施。采用 H_2 为推进剂的比冲为 $1200 \sim 1500$ s, 另外 H_2 还具有其他理想的传热特性, 这使氢和锂成为高性能推进剂的理想选择。然而, 解决推进剂的处理和贮存问题较困难。

表 19-4 在轨 2 kW 肼电弧加热系统参数 (PRIMEX, 参考文献 19-9)

推进剂	肼
稳态推力	$222 \sim 258$ mN
质量流量	$36 \sim 47$ mg/s
供应压力	$185 \sim 330$ psi
功率控制单元输入	4.4 kW (两个推力室)
系统输入电压	$68 \sim 71$ V 直流
功率控制单元效率	93%
比冲	$570 \sim 600$ s
尺寸	
电弧加热	$237 \times 125 \times 91$ mm ³
功率控制单元	$632 \times 361 \times 109$ mm ³
质量	
电弧加热推力器 (4) 和导线	6.3 kg
功率控制单元	15.8 kg
总冲	1450000 N·s

上游接一个催化肼分解室的电弧加热推力器看上去与图 19-4 的电阻推力器类似, 只是电阻加热推力器被一个直径较小的电弧加热器所代替。并且, 需用较粗的电线来供应较大电流。被分解的肼进入温度为 760℃ 的放电区。液态肼易于贮存, 同气态推进剂相比, 其所需推进剂输送系统体积小、质量轻。表 19-4 给出 2 kW 肼电弧加热系统的在轨性能。肼电弧加热推力器典型的比冲为 400~600 s (参考文献 19-9)。目前, 一个 26 kW、比冲 787 s、推力 1.93 N 的氨电弧加热器项目正在进行太空试验 (参考文献 19-10、19-11)。

19.3 非热电推力器

热推进剂通过超音速喷管加速是热推进最显著的特征。下面我们研究电场力加速推进剂的情况, 这种对气体直接加速的方法与电热推进的不同就是加速范围大。静电力(库仑力)和电磁力(或洛伦兹力)可用来加速适当的推进剂至光速(在高压腔室中热推进可加速至声速)。作用于单荷粒子上的微力矢量 f_e 可写为

$$f_e = eE + ev_e \times B \quad (19-13)$$

e 为电子电荷量级, E 为电场场强矢量, v_e 为带电粒子的速度, B 为磁场矢量。作用在所有电荷上的电磁力之和即单位体积的矢量力 $\tilde{F}_e$ (其标量形式与此相应)。

$$\tilde{F}_e = \rho_e E + j \times B \quad (19-14)$$

式中 ρ_e 为净电荷密度, j 为电流矢量密度。按等离子体定义, 在一定体积内具有相同数目的正负电荷, 则在该区域的净电荷密度为零。另一方面, 由于存在一个电场, 电流不会消失, 因为正离子向电子运动, 这样就产生一个电流(在带自由电子的等离子体中该离子电流十分小)。根据式 (19-14), 我们看到一个静电加速器必须有一个不为 0 的净电荷密度, 常被称为空间电荷密度。静电式加速器的一个例子是离子发动机, 其工作是对正离子加速。这里磁场在加速区不起主要作用。电磁式加速器中工作是针对等离子体, 并且依靠洛伦兹力来加速推进剂。霍尔加速器介于离子发动机和电磁发动机之间。下面介绍这三种加速器。在非热推力器领域的研究和开发的努力是广泛的, 并且是在国际范围内进行的。

静电和电磁装置是以电磁基本理论为基础的, 它可由麦克斯韦方程以及前已介绍的力学关系和欧姆定律来分析描述。另外, 还需考虑气体离子化导电中的各种不同过程。这也就形成了磁流体动力学 (MHD) 的基本原理。然而, 该主题的阐述已超出了本书的范围。

19.3.1 静电装置

静电推力器依靠库仑力来加速推进剂中的带电粒子。它们只能在真空条件下工作。电场力只依赖于电荷, 若带电粒子都向同方向运动, 它们应为同符号。虽然电子容易产生和被加速, 但其质量太轻, 不宜用于电推进。从热推进原理来看, 可得出“喷出粒子越轻越好”。但电子携带的动量就是在速度接近光速时也是微乎其微的。因此, 即使在有效喷射速度或比冲非常高时, 传递给这些电子流的单位推力是小到可以忽略的地步。相应地, 静电发动机利用带电大分子量的原子作为正离子 (一个质子比电子重 1840 倍,

一个典型的离子包含几百个质子)。另外,还有一些采用小液滴或比原子还重 10 000 倍的带电胶体作为推进剂的研究工作。对静电推力器而言,使用重粒子能得到更理想的性能,但相关电源及其转换设备要变得复杂,例如:由高电压、低电流变为低电压、高电流,配电和转换装置的重量将明显增大。

根据离子源的不同,静电发动机可分为三类:

(1) 电子轰击推力器

通过由加热阴极发出的电子轰击氙或汞的气体或蒸气,从单原子气体中得到正离子。电离方式既可以是 DC 放电,也可以是 RF 放电。

(2) 接触离子式推力器

将推进剂蒸气(如铯)通过一个热的多孔钨接触式电离器而产生正离子(约 1100℃)。铯蒸气曾在早期的离子发动机中被广泛使用。

(3) 场发射或胶体发动机

当推进剂的小液滴通过一个强电场时产生放电,从而使得这些小液滴带正电或带负电。保持大的带电微粒的稳定是这种推力器的关键。

氙离子推进系统(参考文献 XIPS19-12 和 NSTAR/DS1 19-10 和 19-13)、射频电离推进系统、铯离子接触式推进和胶体推进等这些名称都可属于静电推力器。静电推力器的设计原则如下:

- (1) 产生单个带电粒子所消耗的能量最小(该能量损失是不可恢复的);
- (2) 对加速电极的离子碰撞损坏(溅射)最小,从而在整个寿命期间部件性能的降低最小;
- (3) 最大量地提供离子(同推进剂的利用率有关);
- (4) 在推力器的空间电荷限制区附近稳定均衡工作(由加速器电极上的饱和电流密度表示);
- (5) 产生相同质量和电荷的粒子以便有效地被电场加速;
- (6) 喷出羽流不会与航天器材料之间产生相互作用(汞蒸气会与许多材料发生反应);
- (7) 采用具有良好贮存特性的无毒推进剂(Hg 和 Cs 是有毒的, Xe 是无毒的,但需要另外的装置来贮存它);好的推进剂贮箱意味着高密度贮存,并且无腐蚀,具有长期稳定贮存特性;
- (8) 在航天器的光学部件上无沉积残余(窗口、棱镜、镜片、光伏电池表面或敏感热反射面);
- (9) 给定任务下接近最优的比冲(比冲是加速电压和粒子质量的函数)。

19.3.2 静电推力器的基本关系式

静电推力器,无论哪种类型,都包含相同的基本要素,即:一个推进剂源,几种电源,一个电离室,一个加速区,一种中和喷出羽流的手段。当静电加速器需要一种极性的净电荷密度时,喷出羽流必须呈中性以避免空间电荷在航天器外堆积,而轻易地使推力室工作失效。中性化通过向下游注入电子来实现(见下面的装置描述)。喷出速度是施加在加速室或栅极之间的电压 V_{acc} 、带电粒子质量 μ 和它的电量 e 的函数。根据能量

守恒定律, 假设无碰撞损失, 一个带电粒子的动能等于从电场中获得的电能。其最简单的形式为

$$\frac{1}{2} \mu v^2 = e V_{acc} \quad (19-15)$$

现在, 求出从加速器所获得的速度:

$$v = \sqrt{2eV_{acc}/\mu} \quad (19-16)$$

式中 e 以 C 为单位, μ 以 kg 为单位, V_{acc} 以 V 为单位, 则 v 单位是 m/s。如果用 $\mathfrak{M}$ 来表示离子的分子量 (对于一个质子 $\mathfrak{M}=1$), 则对单荷离子, 上述关系式变为 v (m/s) $= 13800 \sqrt{V_{acc}/\mathfrak{M}}$ 。参考文献 19-2 和 19-3 详细介绍了对该理论的一个应用。

对于一个理想离子推力器, 通过加速器的电流 I 代表所有推进剂中每秒被加速粒子之和 (100% 电离):

$$I = \dot{m}(e/\mu) \quad (19-17)$$

由加速粒子产生的总推力在式 (2-14) 中给出 (因为压力非常小, 所以无压力推力项)

$$F = \dot{m}v = I \sqrt{2\mu V_{acc}/e} \quad (19-18)$$

由此看出, 对于一个给定的电流和加速器电压, 推力正比于带电粒子的质荷比。由中和电子产生的推力和功率消耗都非常小 (约 1%), 可忽略不计。

几何结构和电场 (见参考文献 19-14) 决定了带电粒子束的电流密度 j 具有一个饱和值。造成该限制的原因是当大量同性电荷试图立刻通过加速器时, 由加速器出来的方向与电场方向相反的离子云形成了内电场所引起的。平面形状的电极的饱和电流可由基本理论推演过来。电流密度可根据空间电荷密度定义如下:

$$j = \rho_e v \quad (19-19)$$

一维空间电荷区内的电压可由泊松方程得出, 其中 x 表示距离, ϵ_0 是真空介电常数, 用国际单位为 $8.854 \times 10^{-12} \text{F/m}$:

$$d^2 V/dx^2 = \rho_e/\epsilon_0 \quad (19-20)$$

通过求解式 (19-16)、(19-19)、(19-20), 并应用适当的边界条件, 可以得到下列关系式, 通常被称为查得-朗缪尔定律:

$$j = \frac{4\epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{\mu}} \frac{(V_{acc})^{3/2}}{d^2} \quad (19-21)$$

在该式中, d 是加速器的极间距离。采用国际单位制, 饱和电流密度方程式可以简化 (对于原子或分子离子) 为

$$j = 5.44 \times 10^{-8} V_{acc}^{3/4} / (\mathfrak{M}^{1/2} d^2) \quad (19-22)$$

这里电流密度单位采用 A/m², 电压单位用 V, 距离单位用 m。对于氙, 采用电轰击式离子源, j 值从 2mA/cm² 变为 10 mA/cm²。电流密度和面积受加速电压、电极形状和间距的影响很大。

使用公式 (19-18) 和 (19-22), 假设横截面是圆形的, 这样, $I = (\pi D^2/4) j$, 推力可写为

$$F = (2/9) \pi \epsilon_0 D^2 V_{acc}^2 / d^2 \quad (19-23)$$

使用国际单位, 对分子离子, 该式变为

$$F = 6.18 \times 10^{-12} V_{acc}^2 (D/d)^2 \quad (19-24)$$

羽流喷口的直径 D 同加速电极间距 d 之比可被看作为离子加速器的栅极特征比。对于带许多孔（见图 19-6 和图 19-7）的栅极， D 是指单孔直径， d 是极间平均距离。由于空间电荷限制，例如对于单荷离子束， D/d 的值不大于 1。这就是一个离子发动机的简单原理，为得到大推力，需要多路这样的离子发动机。

按照公式 (19-1)、(19-2)、(19-7) 和 (19-17)，假设势能转化为动能的效率为 η_e ，静电加速器区域的功率是

$$P_e = IV_{acc} = (1/2) \dot{m} v^2 / \eta_e \quad (19-25)$$

静电推力器的总效率是推力器效率 η_e 和其他损失因素的函数。推力器本身的能量损失之一就是推进剂放电所消耗的能量，该能量和电离能有关，它同电热装置中的分解能量相似。电离能是使推进剂能在静电力作用下产生推力的必要条件，并且不可恢复。电离能可由分子或原子的电离电位 (ϵ_i) 和电流乘积得到，这将在下面的例子中给出示例。由离子发动机的发展历史来看，推进剂放电是基础。由于铯具有高蒸气压和易于电离的特点，人们设计的第一台离子发动机用铯作介质，但铯有许多不理想的贮存特性（它的高活性使其难于分离）。接下来人们所采用的推进剂是汞，其在荧光灯下就能电离是众所周知的，但汞由于其不良贮存特性仍被认为不宜作推进剂。最后，氙以其较好的贮存特性和电离特性，逐渐显示其优越性。表 19-5 给出了不同推进剂的分子量和第一电离电位。实际工作中，放电室的工作电压要比电离电位高。

表 19-5 不同气体的电离电位

气体	电离电位/eV	分子/原子量/ [kg/ (kg·mol)]
铯	3.9	132.9
钾蒸气	4.3	39.2
汞蒸气	10.4	200.59
氙	12.1	131.30
氪	14.0	83.80
氢, 分子	15.4	2.014
氩	15.8	39.948
氟	21.6	20.183

例题 19-2 一台电子轰击式离子火箭发动机的数据如下：

工作介质：	氙 [131.3 kg/ (kg·mol)]
净加速电压：	700 V
栅极间距 d ：	2.5 mm
每个栅极开孔的直径 D ：	2.0 mm
栅极上孔数：	2200
氙电离电位：	12.08 eV

求推力、排出速度、比冲、质量流量、91 天工作所需的推进剂量、羽流喷射能量，考虑到电离损失的推力器效率。

解 由式 (19-24) 得理想推力，对每个孔而言：

$$F = 6.18 \times 10^{-12} \times (700)^2 \times (2/2.5)^2 = 1.94 \times 10^{-6} (\text{N})$$

接着, 总理想推力可由上式乘以孔数得到

$$F = 2200 \times 1.94 \times 10^{-6} = 4.26 (\text{mN})$$

由式 (19-16) 得排出速度和比冲

$$v = 13800 \sqrt{700/131.3} = 31860 (\text{m/s})$$

$$I_s = 31860/9.81 = 3248 (\text{s})$$

由式 (2-6) 得质量流量

$$\dot{m} = F/v = 4.26 \times 10^{-3}/31860 = 1.34 \times 10^{-7} (\text{kg/s})$$

对于 91 天累计工作, 所需的氩推进剂总量 (假设无损失) 是

$$m = \dot{m} t_p = 1.34 \times 10^{-7} \times 91 \times 24 \times 3600 = 1.05 (\text{kg})$$

推力器的动能率

$$\frac{1}{2} \dot{m} v^2 = 0.5 \times 1.34 \times 10^{-7} \times (31860)^2 = 67.9 (\text{W})$$

电离损失 (I_i) 代表不可恢复的电离能 (同原子电离电位有关) 乘以每秒所产生的电荷量 (库仑电量) (见表 19-5 和表 19-17)。

$$I_i = (12.08) \times (1.34 \times 10^{-7} \times 1.602 \times 10^{-19}) / (1.67 \times 10^{-27} \times 131.3) = 1.18 (\text{W})$$

可以看出: 在理想状况下, 电离能约为加速能的 2%。计算电离能的一个等效方法是用总离子电流乘以电离电位。该电流在公式 (19-17) 中是低于 10mA 的。当然, 若考虑其他损失, 并将其从高的理想效率中减去, 最终效率约 98.3%。

电离模式

虽然所有离子的加速模式都是相同的, 但对于静电式发动机有多种电离模式。大多数装置是 DC 放电方式, 但也有一些是 RF 放电方式。在很大程度上, 电离室决定了整个装置的大小、质量、效率。这将在下面讨论。

电子轰击使气体电离是一种很成熟的技术 (参考文献 19-14)。电子从热阴极或效率更高的空心阴极发出, 并在一个适当的电离室中同气态推进剂发生作用。电离室的压力较低, 典型为 10^{-3} Torr 或 0.134Pa。图 19-6 画出了一个典型的电子轰击式电离推力器, 其中包括中性原子、正离子和电子。所发射的电子受圆柱型阳极吸引, 同时受轴向磁场的作用沿螺旋线运动, 引起多次碰撞, 从而使推进剂原子电离。径向电场的作用是将电子从放电室中移出, 轴向电场的作用是将离子引向加速栅。这些栅极类似多孔电极, 其作用是静电加速正离子。通过保持阴极相对于内栅电极和放电室壁的负电位, 可以防止电子损失。电子的路径是从圆筒型阳极通过外电路到达另一个位于推力器出口用来中和离子束的热阴极。

图 19-7 给出了一个使用 Xe 气作为推进剂的离子推力器的剖面图。它具有 3 个多孔栅极: 内栅将电子约束在放电室中, 中间栅加高电压 (1000 V 或更高) 用于加速离子, 外栅极防止起中和作用的电子进入加速区。每个栅上孔同另一个栅上的孔保持在一条直线上, 并且具有同样大小的孔。离子束流从这些孔中通过。若栅极设计得合理, 只有少数一些离子因同栅表面碰撞而损失掉。然而, 这些碰撞引起溅射, 并大大降低栅极的寿命。像钨这种重金属被用于栅极材料, 最近也有采用石墨复合材料的报道。中和器电子源被放置在束流外面。

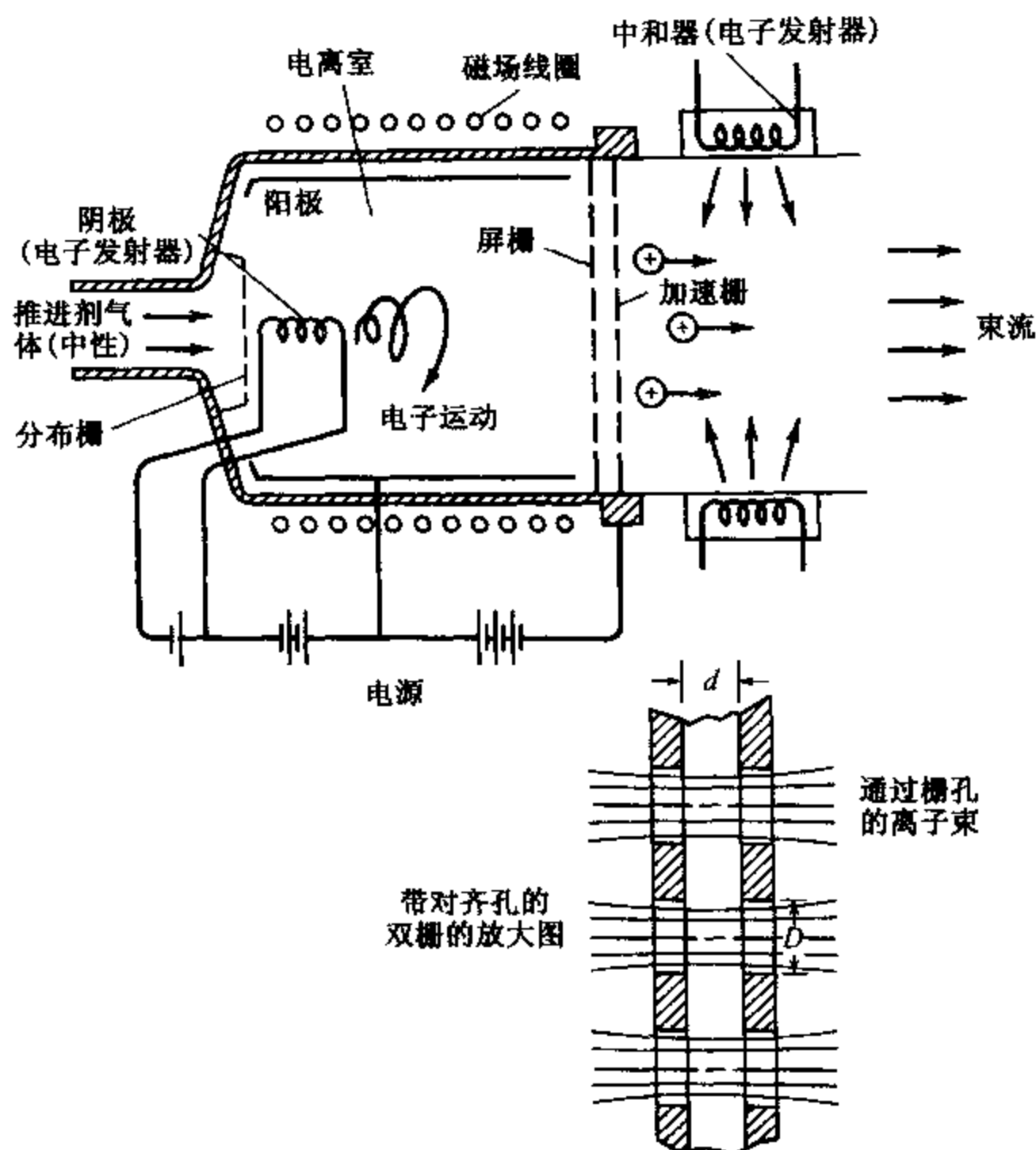


图 19-6 电子轰击式离子推力器简化原理图、图中显示了一个放大的双栅截面

其他关键部件包括：①离子源和中和器阴极的加热器；②推进剂输送和电隔离器；③电绝缘器；④永磁铁。参考文献 19-12 叙述了一个 500 W 氙推力器。空心阴极代表电子发射装置的研制水平。该阴极由一个带限流孔、一个浸渍氧化钡化合物的多孔钨柱和一个耐高温金属管组成。在约 1370 K 时，阴极是一个良好的热发射体，该热发射体在相对较低的温度下就能产生足够的电子。通常选择分子量较大的稳定惰性气体—氙气作为推进剂。氙气在空气中含量极低，其密度为亿分之九，因此它相对稀有且价格昂贵，这使采用 Xe 为推进剂的可行性受到限制。Xe 的临界点为 289.7 K 和 5.84 MPa（其临界密度为 1100 kg/m^3 ）。在临界温度下，作为液体它易于贮存，并且它没有冷凝或毒性问题。氙气减压器需要更精细的产品，因为不允许泄漏，且流量非常小。

总之，可通过三种措施来减少能量损失：①降低放电室壁附近的电子能量和离子密度；②增加栅附近的电子能量和离子密度；③优化屏-栅的开孔面积。对每种特性都存在实际限制和折衷。例如，降低电子能量以降低壁面上电子流也会引起碰撞损失增加。实际上，只有一小部分加速离子电流撞击这些栅极，引起部分能量损失以及发生溅射。

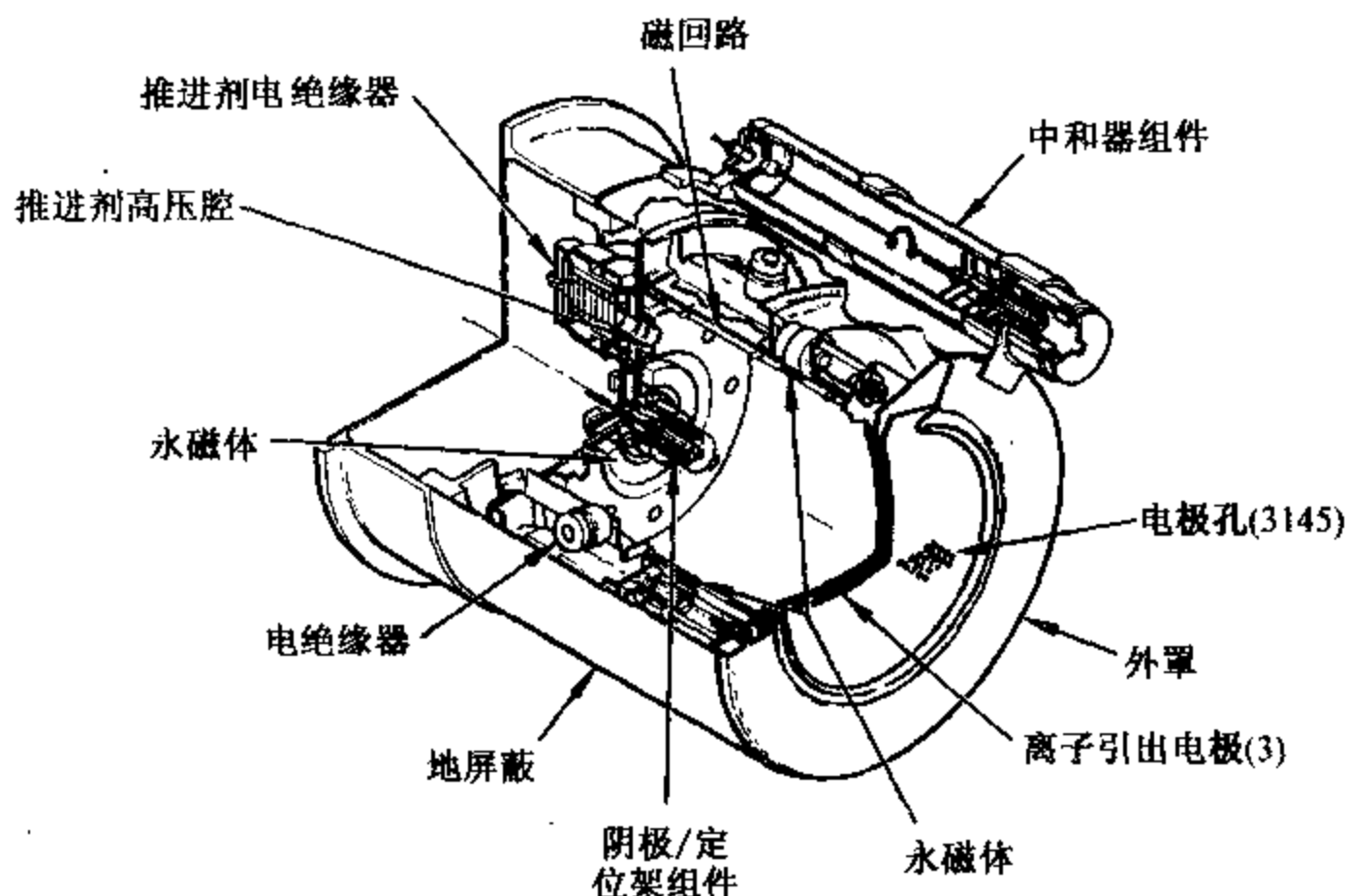


图 19-7 一个 500W 离子推进系统 (XIPS) 的外观和剖面, 推力为 18mN, 比冲为 2800 s。
永磁铁放在电离腔的外面; 用来电离和中和束流的阴极也可见到。氙气被送到电离器, 然后通过三个薄电极片加速, 接着离子束被中和 (该图由美国物理学会休斯宇航和通讯公司提供)

排出束流有两方面对推力无贡献: 一是上面提到的束流的**电离能**, 另一个是引起束流发散的**发散推力矢量**。束流发散或束流径向速度分量是由出口上游电极和下游电极引起的。上游电极引起的主要发散直接同内部几何尺寸或“离子光学系统”相关。下游电极引起的发散是由束流内的力或空间电荷扩散引起的。而在加速腔外面, 离子间相互排斥的静电力使束流沿径向发散。束流适当的中和作用可减少这种扩散, 使速度接近轴向。

其他电离模式有表面或离子接触电离、场发射电离和射频电离。与电子轰击式电离推力器相比, 它们具有轻便和电离效率高等特点。在场发射电离中, 当小液滴 (胶体) 通过电晕放电时产生正或负离子。射频离子推力器由一个轻便 RF 无栅放电装置组成, 产生高比冲, 这一研究工作主要在德国进行。

离子接触推力器通过面电离产生离子。其工作前提是金属的功函数一定要比推进剂的电离电位高。当推进剂原子在表面被吸收后, 它们将失去其价电子, 并给予金属原子, 使其以正离子重新发射出。只有耐高温金属, 特别是钨才具有这样的高功函数和热金属表面的要求。另外, 只有铯作为推进剂可满足低电离电位和大原子量的要求。其工作原理同热离子能量转换器的工作原理一样。铯/钨组合设计在长寿命下并未产生高可靠性。铯作为一种推进剂使用起来非常困难, 已证明在航天器上使用该推进剂不实际。

19.3.3 电磁推力器

第三类主要的电推进装置是加速已被加热成等离子体状态的**推进剂气体**。等离子体是电子、正离子和中性原子组成的混合物, 在通常温度高于 5000 K 时具有导电性能。按电磁理论, 只要一个导体内通入一个垂直于磁场的电流, 这样在垂直于电流和磁场方

向就产生一个力作用在该导体上。同离子发动机不同,这一加速过程排出的是中性束流。另一个优点是其推力密度相对较高,即单位喷口面积所产生推力,通常是离子发动机的10~100倍。

许多方案工作已经历了实验室研究,其中一些有外磁场,一些有自感应磁场,一些适于产生连续推力,一些只能产生脉冲推力。表19-6给出了电磁推力器的分类原则。其种类很多,说到工作原理,常使用洛伦兹加速器这一术语。等离子体对于所有类型的装置都是电路中电流载体的一部分,且多数等离子体的加速无需改变面积。推进剂运动、中等密度等离子体运动或在某种情况下等离子体同较冷气体粒子的混合运动包含一系列复杂的相互作用机理。对于短时间(3~10 μ s)未达到平衡状态的脉冲等离子体推力器尤其如此。总体而言,电磁推力器的设计主要涉及以下方面:①产生导电气体;②通过施加电场在内部建立一个大电流;③在非常强的磁场下(通常为自感应的),将推进剂沿推力向量方向加速到一个高速度。

表 19-6 电磁推力室的分类

推力室类型	稳 态	脉冲(过渡)
磁场源	外线圈或永磁铁	自感应
电流源	直流供应	电容器和快速转换器
工作介质	纯气体, 掺杂气体或液体蒸气	纯气体或液体蒸气或固体
几何要求	轴对称(共轴)长方形, 圆柱形, 固定或变截面	烧蚀, 非对称, 其他
特征	使用霍尔电流或法拉第电流	对推进剂有分级的要求

常规推力器-MPD 和 PPT

磁等离子体动力学(MPD)和**脉冲等离子体电磁发动机(PPT)**的原理是基于法拉第加速器(参考文献19-8)。在其最简单的形式中,一个等离子体导体沿施加电场的方向且垂直于磁场方向流动,等离子体的加速方向与电场和磁场矢量垂直。式(19-12)是针对笛卡儿坐标系的,其中等离子体“质量-平均速度”沿 x 方向,外电场沿 y 方向,磁场沿 z 方向。当霍尔系数 β 可忽略时,对式(19-12)作简单变换,可得到一个电流矢量方程式

$$j_y = \sigma(E_y - v_x B_z) \quad (19-26)$$

此时洛伦兹力变为

$$\hat{F}_x = j_y B_z = \sigma(E_y - v_x B_z) B_z = \sigma B_z^2 (E_y/B_z - v_x) \quad (19-27)$$

这里 $\hat{F}_x$ 表示**加速器中的力“密度”**,不能和推力 F 相混淆, $\hat{F}_x$ 的单位为单位体积的力(即: N/cm^3)。轴向速度 v_x 是一个质量平均速度,它在加速腔内部沿其腔长增加。推力等于输出值(V_{max} 或 V_x)乘以质量流量。值得注意的是,只要 E_y 和 B_z (或 E/B)保持恒定,由被压缩值 E_y 所产生的**感应场** $v_x B_z$ 的影响,电流和力沿加速腔长度减小。这种等离子体速度的增加可以看作沿该法拉第加速腔的力减小,从而限制了最终轴向速度。考虑沿腔道逐渐增加 E/B 来保持一个大的加速力是有效的,但实际实现起来却有相当大的困难。通常设计不追求喷出速度达到最大,因为这样的加速腔长度将变得太长难以实现(见习题19-8)。因此,实际设计时,通常将喷出速度限制在 E_y/B_z 最大值的

1/10 左右。

Resler 和 Sears (参考文献 19-15) 提出的“气体动力学近似”(本质上是第三章经典概念推广到电磁场的等离子体范围)表明可能存在更复杂的现象。若等离子体速度在加速腔声速区没有达到一个特定值 $[(k-1)/k](E/B)$, 则固定截面的加速腔通道将受到阻塞。对于惰性气体, 该等离子体通道速度为 E/B 值的 40%, 因为 k (比热) 为 1.67。由于对典型的惰性气体等离子体而言, 马赫数 1 对应大约 1000 m/s 的速度, 则同样面积和同样 E/B 值的加速器将严重阻塞。这样, 在一个实际系统中, 系统的 E 、 B 、 σ 的特性差别很大, 固定截面的阻塞存在不稳定性。另一个问题是电导率和电场值很难确定, 需要对分析和测量的综合结果进行评估, 例如式 (19-12)。幸运的是当低于 10% 的粒子被电离时, 大部分等离子体表现为良导体。

图 19-8 给出了采用自感应磁场的最简单的等离子体加速器。它是一个脉冲等离子体推力器 (PPT), 等离子体在两个平板电极之间加速和维持, 它的供电由充电电容器完成。通过等离子体的电流很快使电容放电, 所以按放电节奏, 质量流量也应是脉冲的。放电电流形成一个电流环, 产生一个垂直于平板面的强磁场。同电机中的金属导体相似, 洛伦兹力作用在等离子体上, 使其沿板方向加速。对于宽度为 s 的平板, 总内加速力为 $F = sIB$, 其中 I 是总电流, B 是自感应磁场的大小。这样, 加速推进剂无需改变面积。在电极上损失一些电能, 而损失的电离能是不可恢复的。另外, 等离子体的喷出未经很好地调整, 因此推进剂利用率较差。

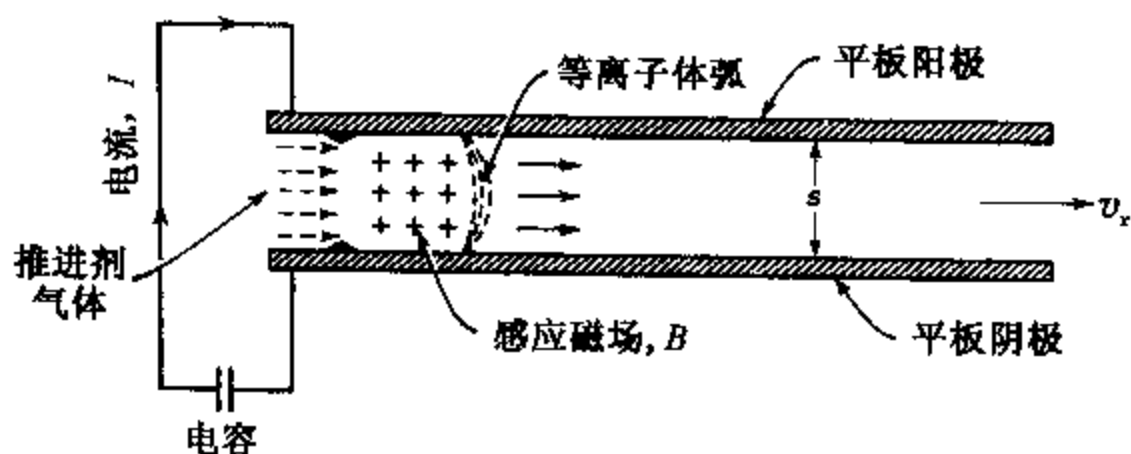


图 19-8 简单的自感应磁场加速带电等离子体的平板加速器。这个方案可说明基本的物理相互作用, 但存在一定的推进剂损失, 因此效率低

第一台实用 PPT 样机是在 1968 年投入使用的, 这在第一章的图 1-10 中已给出。它在美国空军的 LES-6 通讯卫星上可靠使用, 该卫星使用 4 台 PPT, 在整个寿命期间产生约 1200 万次脉冲。推进剂贮存在用弹簧支撑、安装在板上的固体特氟隆棒上。可反复充电的电容器通过特氟隆表面放电, 同时使得特氟隆瞬间蒸发气化, 流过离子化蒸气的电流产生本身加速磁场。在一个 $0.6\mu\text{s}$ 的脉冲内, 10^{-5}g 的特氟隆和 5000 A 峰值电流流过。在 LES-6 电推进系统中, 1/3 的能量由于电容的阻抗而损失掉了。另外, 在蒸发气化、分解、电离、等离子体和电极加热过程中也有能量损失。特氟隆在太空中贮存性能良好, 易处理, 蒸发时不出现明显的烧焦迹象。另外整个装置简单, 没有贮箱、阀门、同步控制或在零重力下输送推进剂问题。另一个优势是其脉冲推力非常适合用于精确控制和定位, 其平均推力通过改变脉冲率来调节。除了其效率低外, 该推力器的很

大缺点是其电源控制设备的大小和质量，目前这是 PPT 发展中需要改进的深化方向。目前人们正在研制更好的 PPT（参考文献 19-16）。

图 19-9 给出了一个电热-电磁发动机的复合方案模型，它可产生连续推力，俄国人声称几种这样发动机已经飞行过。与电热电弧发动机相比，这些装置工作压力相对较低、电磁场更强。氢和氦是该类磁等离子体动力学（MPD）电弧发动机通常所用的推进剂。同其他电磁推力器一样，不需要在束流喷出位置放置中和器。电极腐蚀问题、电源部件笨重、效率低（伴随着热损耗）减慢了这类装置的实际应用进程。

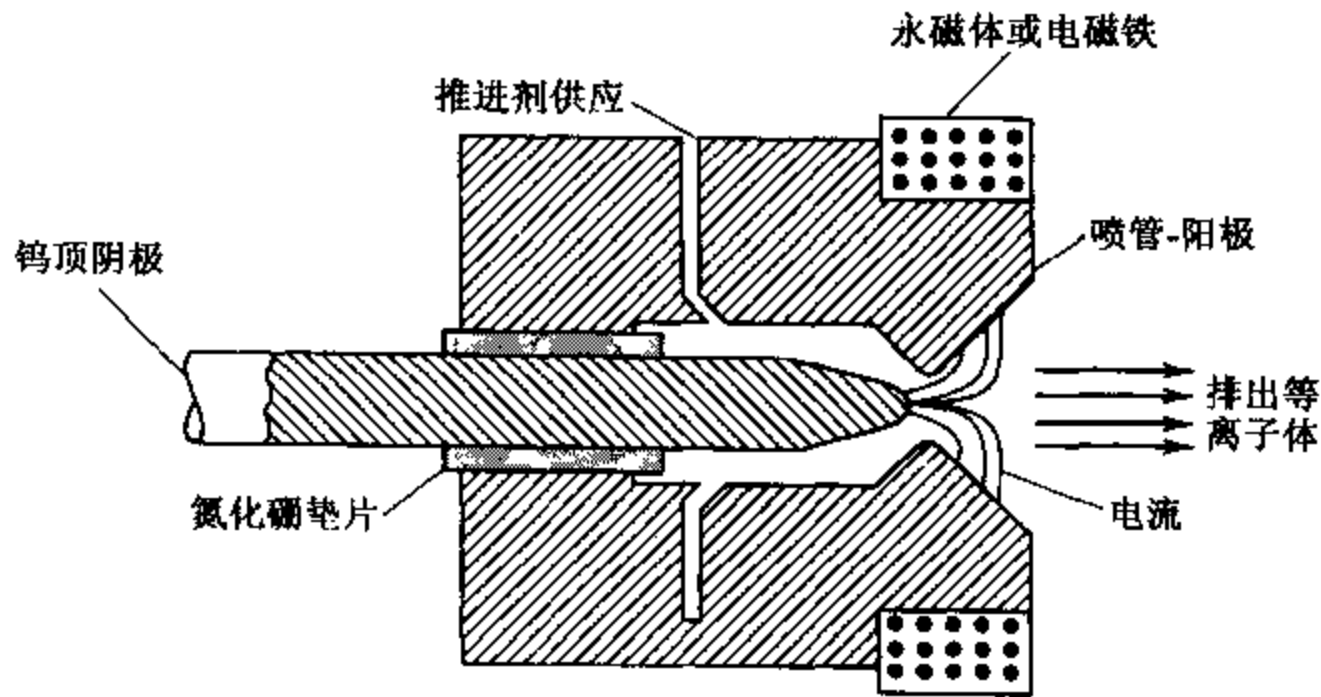


图 19-9 磁等离子体动力学电弧推力室示意图。它的结构同图 1-8 中所示的热电弧推力器相似，但具有较强的磁场以提高推进剂加速能力

霍尔效应推力器

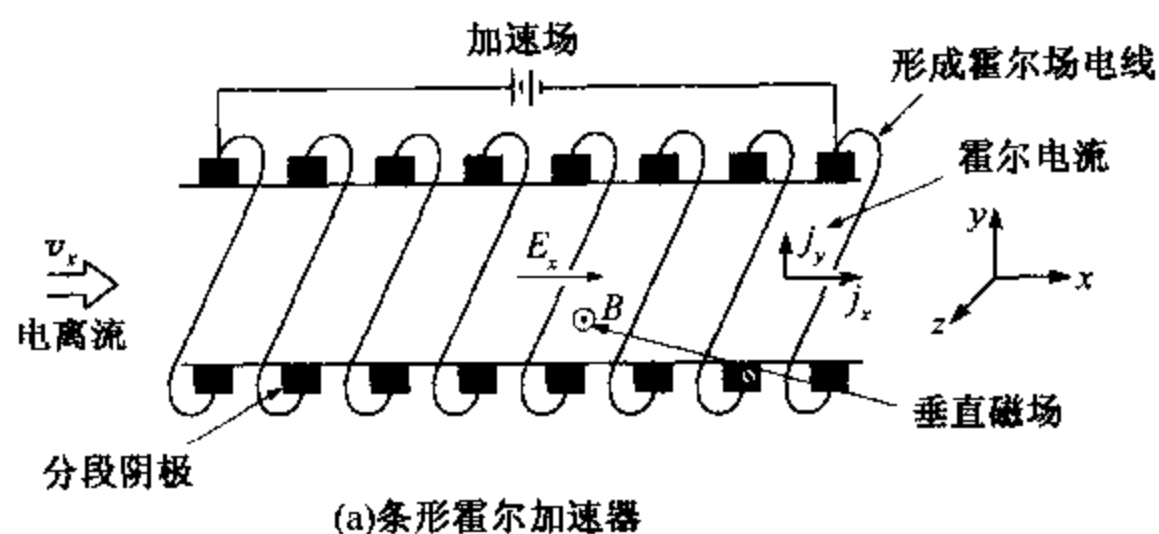
当等离子体密度足够低或/和磁场非常强时，霍尔效应电场显得十分显著。这同在半导体中所观察到的霍尔效应一样，其中，电压沿垂直磁场方向增加。霍尔电流可以理解为电子垂直于电场和磁场方向（参考文献 19-7）运动，此时碰撞相对不显著。人们对霍尔推力器发生兴趣，因为它代表空间推进的一个实际应用领域，在该领域俄罗斯科学家第一个成功设计**稳态等离子体发动机**，之所以称为 SPT 是因为其中电子运动是“螺旋”的缘故（参考文献 19-17）。

为了充分理解霍尔推力器的工作原理，有必要以标量形式重新表述欧姆定律（公式 19-12），因为**电子霍尔系数** $\beta = \omega\tau$ 不能忽略，可以得到以下两个公式：

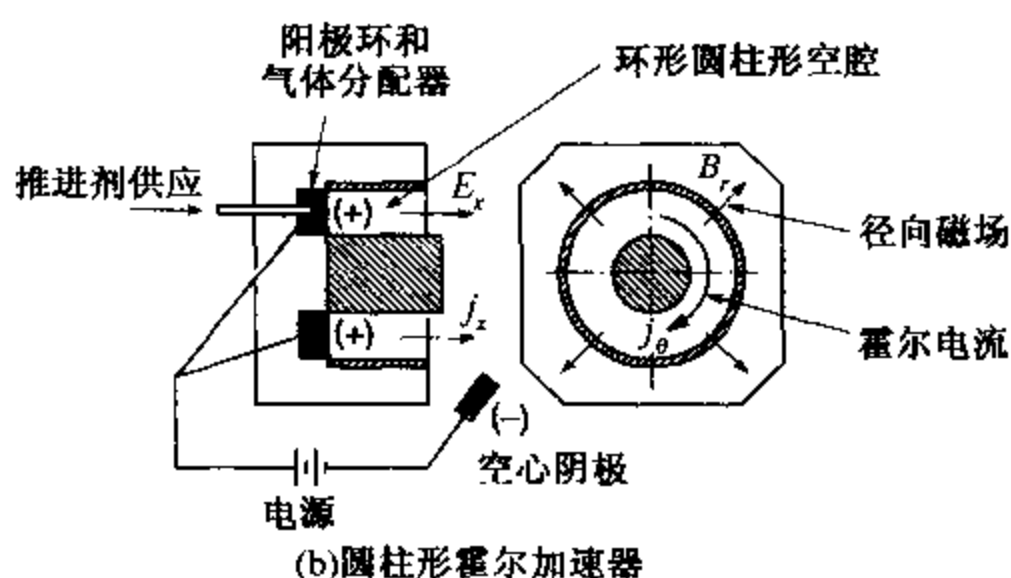
$$j_x = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} [E_x - \beta(E_y - v_x B_x)] \quad (19-28)$$

$$j_y = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} [(E_y - v_x B_x) + \beta E_x] \quad (19-29)$$

对于典型的设计，纵向电场 E_x 使得电流密度 j_x 向所施加的场方向流动，同时产生的霍尔电流密度 j_y 沿垂直于 E_x 方向流动。霍尔电场 E_y 在外面是短路的，以使电流最大。并且，为了不使轴向电场 E_x 短路，电极是分段的。注意到： $\beta E_x > v_x B_x$ 。这样，就引起相对复杂的设计 [见图 19-10 (a)]，并被认为是不实际的。正如下面将要讲到的，对



(a)条形霍尔加速器



(b)圆柱形霍尔加速器

图 19-10 条形和圆柱形霍尔加速器的构型显示：一个所加的轴向场是如何产生加速等离子体的横向电流。当无外阻抗（即短路）时，霍尔电流达到峰值。存在任何明显的轴向电流密度 j_z 代表霍尔装置效率不高

于空间推进，工程师更愿意采用圆柱结构，而不采用长方体结构。这种设计简单且更实用。这里所加的磁场是径向的，而电场是轴向的。产生推力的霍尔电流 j_θ 是沿空间方向的，逆时针的。由于霍尔电流本身构成闭合回路，从而自动将所加的霍尔电场闭合。图 19-10 (b) 给出了相关的几何结构，此时公式变为

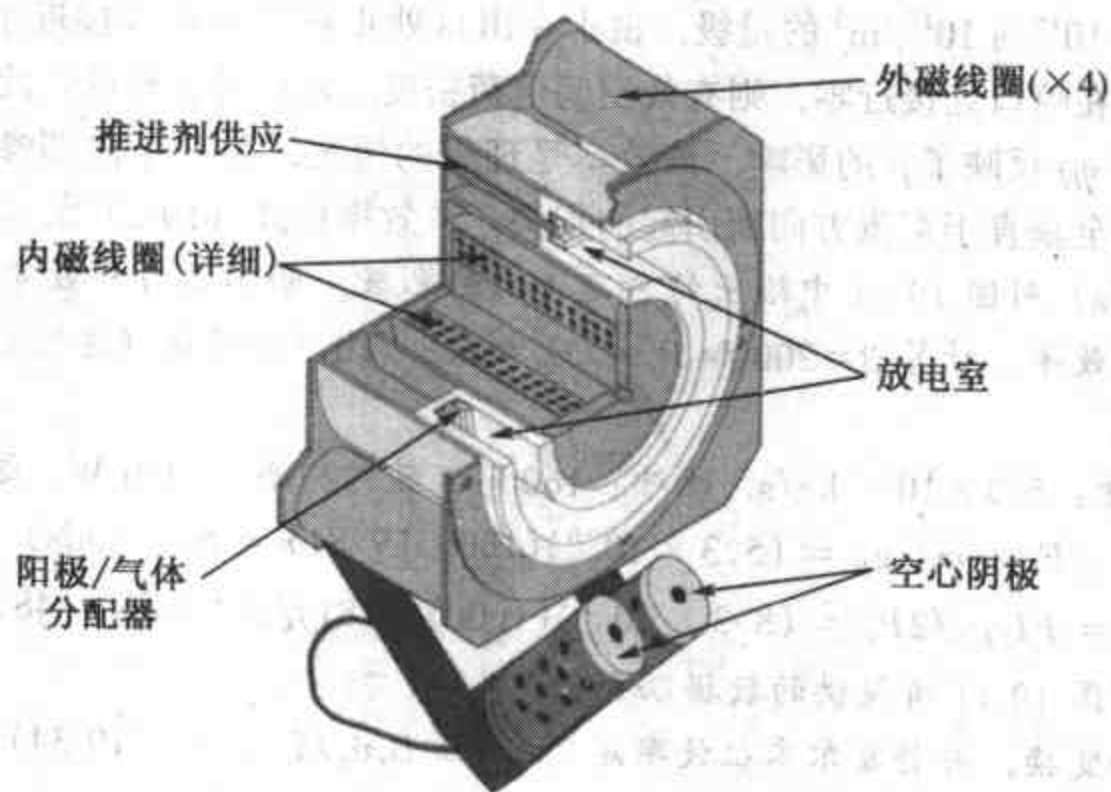
$$j_r = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} [E_r + \beta v_r B_\theta] \quad (19-30)$$

$$j_\theta = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} [\beta E_r - v_r B_\theta] \quad (19-31)$$

其中，对于加速器而言， $\beta E_r > v_r B_\theta$ 。

因为放电室同加速区部分重合，所以需要电流 j_r 进行电离（通过电子轰击）。霍尔电流 j_θ 通过洛伦兹力 $j_\theta B_r$ 实现加速。霍尔系数是电子回旋频率（参考文献 19-7） $\omega = eB/\mu_e$ 和电子同重离子碰撞时间 τ 的乘积， τ 在式 (19-11) 中是影响电导率的参数。为了使霍尔发生器有意义，电子的霍尔系数必须大于 1（实际上，在文献 19-18 中它至少为 100），相反，离子运动相对不受磁场的影响。大的电子霍尔系数是由低等离子体密度得到的，相应的碰撞时间增大几倍。图 19-11 给出带冗余的空心阴极和电磁线圈对的 SPT 设计的剖面图。在霍尔推力器中，氙或氩推进剂气体是在阳极附近供给的。通过阴极通入一些气体以使其更有效地工作。在放电室同加速区在结构上不分开的情况下，

在放电室的前部区域，由于离子密度低使电离区同放电室后部的加速区自动分开。局部电荷质量、离子和电子密度以及磁场构型需要匹配，以使离子运动主要沿轴向，而电子运动主要是螺旋线方向。这使给定的物理设计不易随推进剂改变而改变。对原先 SPT 绝缘放电室壁的改造是用一个更小的金属壁取代，这就是具有更高推力密度的“带阳极层的发动机 (TAL)”。



标称性能

推进剂:	氙气
推力:	83 mN
比冲:	1600 s
效率(推力器):	48%
电功率:	1350 W
质量流量:	5.3 mg/s
设计总冲:	1000000 N·s
设计工作次数:	4000
推力器质量:	3.5 kg
推力器尺寸:	15 cm × 22 cm × 12.5 cm

图 19-11 一台 1350 W 霍尔加速器 (SPT) 的外观图和 1/4 剖面图，其推力为 83 mN，比冲 1600 s。由 1 个内磁线圈和 4 个外磁线圈产生径向磁场。在绝缘环状腔道的前段发生电离。相应的表格列出了 SPT-100 的标称性能 (图片由 Atlantic 研究公司和 FAKEL 提供)

霍尔推力器既可以归为电磁装置 (如上)，也可以归为静电装置，其中在离子加速区的空间电荷被横穿离子流的电子流所中和 (参考文献 19-17, 19-18)。假定可以人为地将电离过程同加速过程分开，就能很容易地看到在加速腔内部作螺旋运动的电子和从阳极向阴极运动的空间离子电荷。这样实际上是降低了加速场的大小，放松了大多数的束聚焦要求。实际上，在空间电子电流同离子电流之间存在轻微的相互作用，但它随霍尔系数 β 值的减小而减小。

当 β 值非常大时，霍尔推力器就产生一个最佳 β 效率 (如下面定义为 η_H)。由式 (19-30) 和 (19-31) 以及等离子体的电导率 σ 的定义式 (19-11)，可以得到高的 β 极值，

$$j_x \rightarrow \sigma v_x B_r / \beta = \rho_e v_x \quad \text{和} \quad j_\theta \rightarrow \sigma E_x / \beta \quad (19-32)$$

$$F = j_\theta B_r \rightarrow \rho_e E_x \quad (19-33)$$

$$\eta_H = F v_x / j_x E_x \rightarrow 1.0 \quad (19-34)$$

可见, 在高霍尔系数极值 β 下的加速力就是静电力, 这是由于出口的电离水平约在 90%, 从原理上来看, 这正好对应于无严重空间电荷电流限制时离子发动机的情况。即使电子密度在 10^{15} 到 $10^{17}/\text{m}^3$ 的量级, 由于在出口处正离子中和并接近于 0, 由于正离子被中和并且在喷口处接近零, 则有效空间电荷密度 (ρ_e) 明显较低。此外, 上式定义的霍尔 β 效率 η_H 反映了 β 的影响, 该效率是理想的情况, 是一个内部参数, 它表示总电流矢量不完全垂直于束流方向而引起的损失, 总效率由式 (19-2) 给出的。

例题 19.3 (a) 对图 19-11 中给出的 SPT-100 的参数, 验算推力和效率。(b) 用上面所定义的霍尔效率, 计算 $\beta=200$ 和 $B_r v_x / E_x = 2.5 \times 10^{-2}$ 时的值 (这组变量是霍尔推力器本身的值)。

解 (a) 流量: $5.3 \times 10^{-6} \text{ kg/s}$, 比冲: 1600 s, 输入功率: 1350 W, 这样,

$$F = \dot{m} I_s g_0 = (5.3 \times 10^{-6})(1600)(9.81) = 83.2(\text{mN})$$

$$\eta_t = F I_s g_0 / 2 P_e = (8.3 \times 10^{-2})(1600)(9.81) / 2(1350) = 48.4\%$$

这两项参数同图 19-11 所提供的数据很吻合。

(b) 经过一些变换, 并将霍尔本征效率定义为 $\xi = B_r v_x / E_x$, 式 (19-34) 可写为

$$\eta_H = (-\xi + \beta)\xi / (1 + \beta\xi) = 5/6 = 83.3\%$$

因为参数 ξ 沿实际的加速通道是一个变量, 所以该霍尔 β 效率并不代表总效率, 而只是最大效率。显然, 理想霍尔推力器并不像理想法拉第或 MPD 加速器那样出色。然而, 对一个非常大的 β 值, 在任意 ξ 下, 该效率接近于 1。

19.4 飞行性能优化

前面讨论了几种不同的推进装置, 现在讨论其空间飞行性能。在 19.1 节介绍了最优推进系统设计的基本背景。但对每台推力器的比功率和效率, 需要进一步深入研究和分析, 所以这些讨论并不完全。在任务确定的情况下, 有效载荷和速度增量以及电源功率上限是已知的 (参考文献 19-19)。在 19.1 节的分析中, 对任意指定的 $\Delta u / v_c$, 可以找到一个对应有效载荷比率的最佳 v / v_c 。但是, 即使选择了一种电推进系统, 若推进时间 t_p 未明确, 总质量仍然不能确定。推进时间或“燃烧时间”在零有效载荷下是最小的, 随着载荷的增加而增加。另外, 比冲变化是问题的约束条件。

给定有效载荷质量和速度增量, 按 19.1 节的最优结果, 可用下述方法设计航天器:

- (1) 由图 19-3 确定一个最优 $\Delta u / v_c$, 由此确定有效载荷质量比;
- (2) 根据给定的 Δu , 得出特征速度 v_c 值;
- (3) 在给定的质量比下, 由图 19-3 的最优值 v / v_c 或式 (19-9) 计算出相应的 v 或 I_s ;
- (4) 选择具有最优 I_s 的发动机, 根据其性能 (例: α 和 η_t), 可由式 (19-8) 可得到推进时间 t_p ;

- (5) 在给定有效载荷质量比的情况下, 根据 19.1 节以及式 (4-7) 计算 m_p ;

(6) 最后要核对：航天器的电功率 [由式 (19-6)]、体积、理想的任务时间以及总费用等项不超标。

显然，以上内容未涉及有效载荷质量比的判据。对该问题的可能解决办法是寻找“双优”，即寻找最高的有效载荷比下对应的最短燃烧时间。 m_{pl}/m_0 和 $\Delta u/v_c$ 的乘积存在一个最大值，它是 v/v_c 的函数（正如在参考文献 19-20 中给出的）。换言之，对一给定的有效载荷，该“双优”给定了在最小的轨道转移时间下的最小总质量。表 19-7 给定了在相应的比冲范围内一个预估值 α 和目前各类电推进系统的效率。

对 19.1 节中优化计算公式需要做相应调整，以估算装填推进剂的贮箱的质量。一般是将推进剂质量附加 10% 作为贮箱或容器质量（还可进一步细化，包括冗余推进剂质量）。参考文献 19-16 中给出了对各种不同推力器中贮箱质量比。当比冲更高，工作时间更长时，前面所做的分析要做少许修改，此时出现最优工作点。对于一个任意的贮箱质量比 φ ，有

$$\frac{\Delta u}{v_c} = \frac{v}{v_c} \ln \left[\frac{(1 + \varphi) + (v/v_c)^2}{(m_{pl}/m_0 + \varphi) + (v/v_c)^2} \right] \quad (19-35)$$

当 $\varphi = 0.1$ ，双优的有效载荷比实际值为 0.46，航天器速度增量提高 0.299，推进剂排出速度提高 0.892。实际上，有效载荷比的峰值很宽，在 0.34 到 0.58 之间，为数学最优值的 6% 范围内。因为发动机参数是“不变的”，而且航天器设计师还要处理很多并非与推进有关的诸多问题，所以有效载荷比的最优值在一个较宽范围对于实际设计是有益的。

给定一个理想的 0.34 到 0.58 最优有效载荷比率范围，我们首先选择在 $0.2268 \leq (I_s^*/\Delta u) \leq 0.4263$ 范围内的一台或多台发动机，其中最优比冲 (I_s^*) 以秒为单位，速度变量为 m/s。因为航天器速度变量已知，该条件对比冲给出了限定。我们接着使用下面一个优化的、近似多项式来得到 m_{pl}/m_0 和 t_p^* ：

$$\frac{m_{pl}}{m_0} \approx \left[-0.1947 + 2.972 \left(\frac{I_s^*}{\Delta u} \right) - 2.7093 \left(\frac{I_s^*}{\Delta u} \right)^2 \right] \quad (19-36)$$

$$t_p^* \approx \left[67.72 - 39.67 \left(\frac{m_{pl}}{m_0} \right) + 20.04 \left(\frac{m_{pl}}{m_0} \right)^2 \right] \frac{(I_s^*)^2}{\alpha \eta_t} \quad (19-37)$$

采用这一近似是成功的，结果与所用发动机的相关信息相吻合。特别要指出的是，比功率是针对发动机使用的所有惰性气体，这与功率大小有关。有效载荷质量是指既不正比于电功率，也不和推进剂相关的那部分质量。贮箱质量比 φ 反映推进剂总质量，使用式 (19-35) 是必要的。假设：电源（对于以太阳能作动力的航天器，一般从 28V 到 110V 直流）不属于推进系统，再假定效率不是比冲的函数（同文献 19-22 相反），这意味着将采用平均值或有效值。因为对每种单独的发动机而言，其比冲有一个限制范围，所以以上假设并不被认为是非常苛刻的。对于电火箭发动机的连续推进方式，推进时间即代表任务时间。

例题 19-4 利用双优判据，列出携带 100 kg 载荷，速度增量为 7000 m/s 的三类电推进方式的性能，求总质量、工作时间和功率要求。

解 先计算双优比冲的范围，约在 1590 到 2980 s 之间。然后从有关目录（见表 19-7）中选择发动机。下面给 3 种发动机的结果。

表 19-7 当前使用的典型电推进发动机技术总结

发动机类型	标识(参考文献)	比功率 α / (W/kg) (估算值)	推力器 效率 η_i	比冲 I_{sp} /s	功率/W	推力/N	寿命/h	状态
电阻式	N ₂ H ₄ (16, 21)(19-16, 19-21)	333~500	0.8~0.9	280~310	500~1500	0.2~0.8	>390	运行
	NH ₃ (19-16)			350	500			
	Primex MR-501B(19-21)		0.8	294~303	350~510	0.369~0.182	>389	运行
电弧式	N ₂ H ₄ (19-21)	313	0.33~0.35	450~600	300~2000	0.2~0.25	>830~1000	运行
	H ₂ (19-16, 19-21)	333	0.4	1000	5~100K	0.2~0.25	>1000	在研
	NH ₃ (19-16)	270~320	0.27~0.36	500~800	500~30K	0.2~0.25	1500	鉴定
	Primex Mr-509(19-21)(c)	115.3	>0.31	>502(545)	1800	0.213~0.254	>1575	鉴定
	Primex Mr-510(19-21)(c)	150	>0.31	>570~600	2170	0.222~0.258	>2595	鉴定
	XIPS(19-21)	100	0.75	2800~3500	200~4000	0.015~0.014	>8000	运行
离子推进式	休斯 XIPS-13(19-21)		0.46, 0.54	2585, 2720	427, 439	0.0178, 0.018	12 000	鉴定
	休斯 XIPS-25(19-21)		0.65, 0.67	2800	1400	0.0635	>4350	鉴定
	NSTAR/DS(19-13)	45	0.6	3100	2300~2500	0.093	>10 000	运行
	RITA 15(a)	9.61		3000~4000	540	0.015	>20 000	鉴定
	UK-10/T5(英)(19-21)		0.55~0.64	3090~3300	278~636	0.010~0.025	10 700	鉴定
	ETS-V IES(H)(19-21)		0.4	3000	730	0.02		运行
	DASA RIT-10(德)(19-21)		0.38	3000, 3150	585	0.015		运行
	Hall(XE)(19-16)	150	0.5	1500~1600	300~6000	0.04	>7000	运行
	SPT(XE)(19-21)		0.48	1600	150~1500	0.04~0.2	>4000	
	ARC/Fakel SPT-100(19-61)	169.8	0.48	1600	1350	0.083	>7424	运行
霍尔式	Fakel SPT-70(19-3)		0.46, 0.50	1510 1600	640~660	0.04	9000	运行
	TAL D-55(俄罗斯)	~50.9	0.48, 0.50~0.60	950~1950	600~1500	0.082	>5000	运行
	Primex BPT 霍尔(c)		0.5	1500~1800	500~6000			研制
	外加场(19-16)		0.5	2000~5000	1~100K			在研
	自建场(19-16)		0.3	2000~5000	200~4000K			在研
MPD-稳态	特氟隆 PPT(19-16)	1	0.07	1000	1~200	4000N·s	>10 ⁷ 脉冲	运行
	LES 8/9 PPT(19-21)		0.0068, 0.009	836 1000	25, 30	0.0003	>10 ⁷ 脉冲	运行
	NASA/Primex EO-1(c)	~20	0.098	1150	至 100	3000N·s		运行
	Primex PRS-101(c)			1150		1.4mN, 2Hz		运行
	EPEX 电弧(日)		0.016	600	430	0.023		运行

研制单位: (a) Daimler-Chrysler Aerospace, AG; (b) Atlantic Research Corporation, USA Fakel(Russia); (c) Primex Aerospace Company.

$$0.2268\Delta u \leq I_s^* [s] \leq 0.4263\Delta u$$

$$m_0 = 100 / (m_{pl}/m_0) = 100 + 1.1m_p + m_{pp} = 100 + m_p[1.1 + (v/v_c)^2]$$

$$(v/v_c)^* = 0.6953 + 0.5139(m_{pl}/m_0) - 0.1736(m_{pl}/m_0)^2$$

霍尔效应推力器	氦离子推进系统	磁等离子体动力学
$I_s^* = 1600$ s	$I_s^* = 2585$ s	$I_s^* = 3000$ s
$\alpha\eta_i = 93.5$ W/kg (已验证)	$\alpha\eta_i = 46$ W/kg (已验证)	$\alpha\eta_i = 30$ W/kg (试验值)
$m_{pl}/m_0 = 0.343$, $m_0 = 291$ kg	$m_{pl}/m_0 = 0.533$, $m_0 = 187$ kg	$m_{pl}/m_0 = 0.581$, $m_0 = 172$ kg
$t_p^* = 17.9$ 天	$t_p^* = 87.9$ 天	$t_p^* = 178$ 天
$F = 1.06$ N	$F = 0.149$ N	$F = 69.7$ mN
$P_e = 15.4$ kW	$P_e = 4.12$ kW	$P_e = 2.05$ kW

从上面可以看到：随着比冲的增加，总质量和推力是降低的，而推进时间增加，功率变量 P_e 则降低，由此可选择适合的发动机。发动机数据由表 19-7 给出。当所需的功率超过航天器所允许的功率或燃烧时间超过特定任务时间的限制，任何发动机都应去掉。费用经常是一个最终选择判据，并在很大程度上依赖于 m_0 。

19.5 任务应用

在本章的前言中介绍了三类主要的应用领域。对给定的飞行应用领域，选择特定的电推进系统时，不但要考虑推进系统的性能（在本章中所介绍的），而且要考虑特定飞行任务下的推进要求、所选的特定推进系统的性能、航天器接口以及功率转换和贮存系统。总之，主要考虑下列准则：

(1) 对于非常精确的小推力位置保持和姿态控制应用任务，脉冲推力器是非常合适的。

(2) 对航天器速度增量非常高的深空探测任务，具有非常高比冲的系统将有更好的性能。正如在 19.1 节给出的，最优比冲正比于推进时间的平方根。

(3) 比冲越高，对给定的推力所需的电功率越大。这就需要体积大和质量重的功率处理和输出设备。然而，在有效载荷和航天器速度增量一定的情况下，总质量和推力并非随着比冲增加而单调增加（见例 19-4）。

(4) 因为大多数任务需要长寿命，系统可靠性是一个关键准则。在所有可能的环境条件（温度、压力、加速度、振动和辐射条件）下需要进行大量的试验，以确保系统高可靠性。电火箭发动机的地面试验和验证同化学发动机并无区别，大量的投入使研发出一系列具有高可靠性的发动机成为可能。要模拟太空中的低压环境需要大型真空舱。

(5) 高推力效率和高功率转换效率是人们所需要的。它将降低功率输送系统本身的质量，同时降低热控要求，所有这些将使航天器总质量降低，总体性能得以提升。

(6) 对于每种推进任务，理论上存在一个最优的比冲范围（见图 19-3），这样也就存在一个最优电推进系统设计。当一些相互冲突的系统局限性使最优设计受到影响（例如：飞行时间或最大功率或体积限制或费用），通过在目前多种发动机进行选择就能帮助解决这一问题。

(7) 目前电源的研发水平使航天器可用的电推进系统不但在类型上, 而且在体积上受到限制。除非将来航天器上的核能供电装置发展得更完善, 并被人们所接受, 这种局面才能得以改变。尤其对于飞向外星球的任务。

(8) 许多实际因素, 例如: 在零重力条件下贮存和输送液体推进剂, 推进剂(氙)的可获得性, 将电源调节到所需的电压、频率和脉冲宽度, 关键系统组件的冗余, 在长期飞行过程传感器和控制器的生存性, 还包括自我故障诊断装置以及费用等, 最终都将影响电火箭发动机类型的选择和应用。

(9) 除了考虑贮箱因素外, 推进剂选择还将受一些外界因素的影响, 例如: 羽流和通讯信号不应相互影响。羽流还必须不具有热破坏性, 不会沉积在航天器的敏感表面上, 如: 光学镜头、镜片和太阳能电池上。

地球同步卫星或静止卫星主要用于通讯和对地观察任务, 其长寿命使得在寿命期间要进行大量的位置保持的工作。到目前为止, 影响寿命的主要因素是推进剂的问题。另外, 从 LEO 提升到 GEO 也需要推进。地球卫星在倾斜轨道上需要精确的时间-轨道位置要求时, 也要求有推进装置使其保持在轨道上以抵消在第四章中描述的摄动干扰力。

将地球卫星的寿命由最低 8 年增加到 15 年以上明显地增加了推进系统的总冲和长寿命要求。例如: 一颗典型的地球同步轨道卫星的南北位保任务需要大约 40000 ~ 45000 N·s 的冲量。表 19-8 给出了在各种空间推进功能所需的小和大电火箭发动机的一些特征。

表 19-8 空间推进应用和 3 种不同推力水平的电推力器特征

推力量级	应用(寿命)	特 征	状 态
微牛(μN)级	东西位保 姿态控制 飞轮卸载 (15~20年)	10~500W 功率 精确最小冲量 $\sim 2 \times 10^{-5} \text{N}\cdot\text{s}$	运行
毫牛(mN)级	南北位保 变轨 气动补偿 矢量定位 (20年)	千瓦级功率 对南北位保, 最小冲量 $\sim 2 \times 10^{-3} \text{N}\cdot\text{s}$ 46000N·s/年/100kg 航天器质量	运行
0.2~10N	轨道提升 星际旅行 太阳系考察 (1~3年)	长期 10~300kW 功率 间断或连续工作	在研

19.6 空间电源供应和调节系统

在空间使用大量电能是电推进的一个非常重要的特点。有多种能源混合使用及其转换方法已经达到模样状态, 但只有太阳能电池(光伏)、同位素热电发生器(核)以及燃料电池(化学)已经达到了满足航天器飞行应用的状态。功率输出能力已从较低的 1kW 增加到某些任务所需的中等程度——几十千瓦, 要达到更高的一百多千瓦的功率输出还有待技术(包括政治上)的突破。

随着地球轨道通讯卫星的容量和任务范围的增加以及计划中的载人和机器人探月和近地行星等飞行任务的增加,对空间电源的功率要求也越来越高。有效载荷要求和推进时间决定了功率水平。商用通信卫星在轨道保持过程中可暂时降低通讯容量,这样,电源就不需要专门为推进系统供电,但获得较大的电源供应也需要增强的太阳能电池。一些通信卫星实际上同电推力器分享部分或全部功率转换设备。

19.6.1 电源单元

电源可分为直接(无活动机械部件)或动态两种。若强调可靠、总功率不大,则选择直接电源较为合适。但随着航天飞机和载人空间站的出现,动态电源系统被重新考虑。人们已评估了多种电源方案,以判断它们是否满足航天器以及电推进系统的需要。直接能量转换的方法有:光伏、热电、热离子和电化学,而非直接方法(带移动部件)包括 Brayton, Rankine 和 Stirling 循环。

电池

电池可分为一次或二次电池。一次电池消耗其自身携带的活性物质,将化学能转化为电能。二次电池利用可逆化学反应储存电能,可多次反复充电。一次电池分为一次干电池和一次湿电池。一次电池随着 60 年代那样的短寿命卫星一起已经过时了。具有可重复充电功能的二次电池所能提供的输出电能及其寿命远优于一次电池。电池必须同真空隔离或装在充压的隔舱中。二次电池是太阳能系统的关键部件,用于电源输出放大和为应付紧急情况储备电能以及卫星位于地球阴影区时的电能供应。

燃料电池

化学燃料电池能为载人飞行提供 2~4 周、功率达 40kW 的空间电源供应。其基本原理是靠催化床控制化学反应、从反应中直接产生电能。另外还必须采取散热措施,以保持理想的燃料电池温度。对于机器人和长时间的飞行任务而言,其体积过于庞大,并且还存在可靠性问题。最近燃料电池技术在一定程度上有了较大的进展。

太阳能电池阵

太阳能电池利用光伏效应将电磁辐射转换为电能,它们为长期的太空任务提供电能。第一块太阳能电池装在“先驱者 1 号”上,于 1958 年 3 月发射升空,成功工作达 6 年,为卫星的数据传输提供能量。目前太阳能电池阵的功率达 10 kW,并有提升到 100 kW 量级的潜力。

电池单体实际上是在一个晶体管内的半个 pn 结,而其表面被适当地放大。当暴露在太阳下, pn 结将光子能量转化为电能。通常,太阳能电池阵在设计时留有 20% 的余量,以避免在寿命末期材料性能的衰减。由于辐射和粒子碰撞破坏,特别是在地球周围的辐射带上,太阳能电池的性能会下降。对太阳能电池已经作了大量改进以提高效率、可靠性和单位质量所输出的功率。例如:标准硅电池单元单位面积输出功率为 180 W/m^2 , 电池阵单位质量输出功率为 40 W/kg 。新型的二硫化镉电池单元单位面积输出功率为 220 W/m^2 , 比硅电池具有更高的辐射阻抗。二硫化镉电池目前已经过了空间验证并投

入了空间应用。如果加上抛物线聚能器,太阳阵可达 100 W/kg (参考文献 19-16)。在不远的未来,使用多结太阳能电池可利用更多的太阳光谱,其效率可达 24%。

影响太阳能电池阵比质量的因素除了转换效率外还有太阳常数(它同卫星距太阳距离成平方反比)和电池的制造厚度。当采用太阳聚能器时,对太阳的取向是一个关键因素。电池单元的输出是其温度的函数,工作温度上升 100°F , 电池性能将降低 20%, 所以,热控就显得尤为重要。太阳能电池板的安装可以有以下几种方式:①固定和安装在航天器上;②刚性和可展开的(在发射过程中保护起来,而在空间展开);③灵活的电池面板可展开(卷起或折叠);④随聚能器展开布放。

除了太阳电池阵外,其结构、展开和对准机构及其他部件包括电池、功率调节和分配系统都属于电源单元。除了体积较大和依赖电池外,太阳能供电系统是无人航天器的主要供电系统。

核热电和热离子系统

由长衰变期的同位素以及裂变反应堆所产生的核能在空间供电中起着一定的作用。目前已经研制出热电装置(基于 Seebeck 效应)和热离子装置(基于 Edison 效应)。这些装置无活动部件,并由能抗环境辐射的材料制成。但它们的比功率相对低,在费用、可行性和效率上还有待完善和提高。

从 20 世纪 50 年代到 60 年代,核裂变反应堆被认为是最能满足大功率空间飞行任务的要求的,特别是需要数月甚至数年的星际航行任务。在一系列 SNAP(核辅助电源系统)上安装了放射性同位素的热电装置,其设计输出功率为 $50\sim 300\text{ W}$, 并已通过实验验证。在含有裂变反应堆的 SPAR 计划(空间先进电源反应堆)中,以后命名为 SP-100,所研制的核热电源其电输出功率为 100 kW , 该项目于 1994 年被中断。TOPAZ 是俄罗斯最近研制的空间核反应堆,其在太空中进行了试验,功率达 6 kW 。该反应堆的核心就是每个核反应棒环绕着一个热离子发生器。美国已经从俄罗斯获得了 TOPAZ 技术,于 90 年代中期开展了系统性能提高和飞行验证工作。

热离子交换器和热电交换器都具有较高的辐射温度,前者同后者相比具有明显的质量优势。由于无论热电还是热离子转换器的热效率都低于 10%, 另外,必须将所有未经转换的热量辐射掉,因此在较高温度下,热离子辐射器重量相对较轻。另外,在不产生电能时,由于热源无法关闭,则装置一直需要冷却。根据散热的位置,需要对包括热管或冷却液循环回路进行更巧妙的设计。

长期大功率输出的动力系统

地面上输出功率达 $10\sim 1000\text{ kW}$ 的电源是利用核、化学和太阳能,并以 Stirling 或 Rankine 热机循环为基础。总效率在 10% 到 40% 之间,但其硬件复杂,包括轴承、泵、反应堆、控制棒、屏蔽、压缩机、涡轮、阀门和换热器。超导磁体以及密封、轴承和贮能飞轮技术的发展使动态部件越发具有吸引力。下面所剩的问题就是研制能承受数年强烈核辐射剂量的高温材料,以及探讨该复杂系统能否在太空环境下具备所需的可靠性。已经开展了一些小规模实验,研发该系统仍旧是一种挑战。特别是在发射过程中以及在载人太空飞行中,人们的担心更大。当然,飞行事故的潜在危险依然存在,如:不希

望的核物质泄漏。

19.6.2 功率转换装置

因为在空间电源和电推力室之间存在电压、频率、功率和其他电性能的不匹配性,故必须在电推进系统中配备功率调节装置。在早期的一些系统中,功率调节装置比推力器本身更昂贵、更重、更难鉴定。如同在脉冲等离子体发动机那样,若推力也是脉冲的,则功率调节单元就需要提供脉冲信号以保证瞬间高电流,并对不同的输出信号进行精确定时、控制以及对电容器充电。离子发动机需要 1000~3000 V 的直流电压,而通常太阳能电池阵的输出为 28~300 V,所以就需要 DC-DC 转换器和升压变换器来完成任任务。通常该装置放在一个单独的“黑箱”——也叫**功率调节器**中。现在使用的调节装置包括所有内逻辑电路,它们可启动、安全运行和关闭发动机。推力器工作通常由航天器上的处理器所发出的开-关指令来控制。功率调节装置除了控制每台发动机这一功能外,还提供电路保护和推进剂流量控制以及备份控制等功能。

由表 19-7 明显可知,对比质量 (α) 影响最大的因素之一就是功率调节装置的质量。电热装置具有最简单和最轻的功率调节装置,离子发动机相反,具有最重的调节装置,而霍尔推力器居中(参考文献 19-17)。脉冲等离子体发动机(PPT)趋向于较重,而贮能电容器技术的发展将改变这种局面。事实上,随着固态电子脉冲电路技术向着轻质、高效的发展以及在较高温度下功率调节装置技术的发展,电推进装置的使用环境得到了较大的改善。通常功率调节装置的效率可达 90% 甚至更多,其所产生的热量较低,并被及时散热以保持较低的工作温度。对于某些应用,功率调节装置可以省去,用一次电源直接驱动,但为了控制电磁干扰(EMI),低通滤波器可能仍然需要(更多信息参见文献 19-21)。

习题

1. 用特征速度 $v_c = \sqrt{2t_p a \eta}$ 来无量纲化分析飞行性能。在未给定贮箱质量比情况下,推出式(19-35)。画出对不同的 $\Delta u/v_c$ 值下,有效载荷比与 v/v_c 的对应关系,根据最优性能讨论结果。

2. 对于有效载荷为 0 的情况,根据问题 1 定义的特征速度确定 Δu 、 v 、 v/v_c 、 m_p/m_0 、 m_{pp}/m_0 的最大值。

答案: $\Delta u/v_c = 0.805$, $v/v_c = 0.505$, $m_p/m_0 = 0.796$, $m_{pp}/m_0 = 0.204$ 。

3. 对于速度增量为 85000 ft/s 和单位功率为 $\alpha = 100$ W/kg 的空间任务,确定在 2 个最大载荷比下,即 0.35 和 0.55 时, I_s 和 t_p 的最优值。

4. 由式(19-7)推导式 v_c 的表达式。

5. 一电推力器,使用重的、荷质比为 500C/kg 的带电粒子,产生 3000 s 的比冲。(a) 对所需的比冲需要多大的加速电压?(b) 若加速器的间距是 6 mm,离子束的直径是多少才能在该加速电压下产生 0.5 N 推力?

答案: (a) 8.66×10^5 V; (b) $D = 1.97$ mm。

6. 一氦离子发动机的性能和运行条件如下:

电离电压 = 400 V, 加速电压 = 3×10^4 V, 离子源直径 = 5 cm, 加速器电极间距 = 1.2 cm。

计算推进剂质量流量、推力、总推力效率(包括电离和加速)。假定为单荷离子。

答案: $\dot{m} = 2.56 \times 10^{-7}$ kg/s, $F = 9.65 \times 10^2$ N, $\eta_r = 98.7\%$ 。

7. 对一输出功率为 300 kW 的电源, 推进剂质量为 6000 lb, $\alpha = 450$ W/kg, 有效载荷为 4000 lb, 针对下列 3 种情况确定推力、理想速度增量和飞行时间:

- (a) 电弧推力器 $I_s = 500$ s, $\eta_i = 0.35$;
 (b) 离子发动机 $I_s = 3000$ s, $\eta_i = 0.75$;
 (c) 霍尔发动机 $I_s = 1500$ s, $\eta_i = 0.50$ 。

答案:

- (a) $t_p = 3.12 \times 10^5$ s, $\Delta v = 4.06 \times 10^3$ m/s, $F = 42.8$ N;
 (b) $t_p = 1.20 \times 10^7$ s, $\Delta v = 2.43 \times 10^4$ m/s, $F = 6.58$ N;
 (c) $t_p = 1.96 \times 10^6$ s, $\Delta v = 1.22 \times 10^4$ m/s, $F = 20.4$ N。

8. 下面给出了一个出口速度公式, 由该速度可简单估算加速腔长度, 该关系式通过加速时间 t 间接地将加速距离同速度联系了起来。考虑具有一定等离子体密度 ρ_m 的束流 (非阻塞), 根据牛顿第二定律求解速度 $v(t)$, 接着求距离 $x(t)$, 有:

$$v(t) = (E_y/B_z) [1 - e^{-t/\tau}] + v(0)$$

$$x(t) = (E_y/B_z) [t + \tau e^{-t/\tau} - \tau] + x(0)$$

式中 $\tau = \rho_m / \sigma B_z^2$, 单位为秒。对于这个简化的 MPD 加速器等离子体模型, 计算从静止加速到 $v = 0.01 (E/B)$ 的加速距离和时间。其中 $\sigma = 100$ mho/m, $B_z = 10^{-3}$ tesla (Wb/m²), $\rho_m = 10^{-3}$ kg/m³, $E_y = 1000$ V/m。

答案: 503 m, 0.1005。

9. 假定材料技术的突破使电热发动机的高压腔室的工作温度可由 3000 K 上升到 4000 K。贮存氮气的贮箱温度是 250 K。忽略离解, 取 $\alpha = 200$ W/kg, $\dot{m} = 3 \times 10^{-4}$ kg/s, 按两种温度计算前后两个 Δu 。运行或推进时间是 10 天, 载荷质量为 1000 kg, 对双原子分子 $k = 1.3$ 。

答案: 对前者 697 m/s, 对后者 815 m/s。

10. 一电弧推力器的推力为 0.26 N。计算航天器在无重力、无大气阻力下飞行 28 天, 有效载荷质量为 100 kg 的情况下的速度增量, 设推力效率为 50%, 比冲 2600 s, 单位功率为 200 W/kg。这不是一个最佳的有效载荷比, 计算使有效载荷比达到最大时的 I_s , 其他因素保持不变。

答案: $\Delta u = 4.34 \times 10^3$ m/s, $I_s = 2020$ s (降低)。

符号

a	加速度, m/s ² (ft/s ²)
A	面积, cm ² 或 m ²
B	磁流密度, Wb/m ² 或 T
c_p	比热, J/(kg·K)
d	加速器栅极间距, cm (in)
D	孔或束流直径, cm (in)
e	电子电量, 1.602×10^{-19} C
E	电场, V/m
f	作用在单个粒子上的微观力
F	推力, N 或 mN (lbf 或 mlbf)
$\tilde{F}_x$	腔道内加速力密度, N/m ³ (lbf/ft ³)
g_0	将推进剂喷射速度的单位转换为秒的常数, 9.81 m/s ² 或 32.2 ft/s ²

I	总电流, A
I_s	比冲, s [I_s^* 为最优值]
j	电流密度
j_x, j_y	正交电流密度分量
j_θ	霍尔电流密度, A/m ²
k	比热比
l_i	电离损失, W
m_p	推进剂质量, kg (lb)
m_{pp}	电源质量, kg (lb)
m_{pl}	有效载荷质量, kg (lb)
m_0	航天器初始总质量, kg (lb)
$\dot{m}$	质量流量, kg/s (lb/s)
M	原子或分子量, kg/kg·mol (lb/lb·mol)
n_e	电子数密度, m ⁻³ (ft ⁻³)
P	功率, W
P_e	电功率, W
P_{jet}	射流动能, W
R	等离子体阻抗, Ω
s	距离, cm (in)
t	时间, s
t_p	推进时间, s [t_p^* 为最优值]
T	绝对温度, K (R)
Δu	航天器速度增量, m/s (ft/s)
v	推进剂排出速度, m/s (ft/s)
v_e	带电粒子的速度, m/s
v_x	等离子体沿加速器的速度, m/s
v_c	特征速度
V	电压, V
V_{acc}	加速电压, V
x	线形尺寸, m (ft)

希腊字母

α	比功率, W/kg (W/lb<)
β	电子霍尔系数 (无量纲)
ϵ_0	真空介电常数, 8.85×10^{-12} F/m
ϵ_I	电离能, eV
η_H	霍尔推力器的 β 效率

η_i	推力效率
μ	离子质量, kg
μ_e	电子质量, 9.11×10^{-31} kg
ξ	霍尔推力器的本征效率常数
ρ_e	空间电荷, C/m ³
σ	等离子体电导率, S/m
τ	平均碰撞时间, s (特征时间, s)
φ	推进剂贮箱质量比
ω	电子回旋频率, s ⁻¹

参考文献

- 19-1. R. G. Jahn, *Physics of Electric Propulsion*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1968, pp. 103-110.
- 19-2. E. Stuhlinger, *Ion Propulsion for Space Flight*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1964.
- 19-3. P. J. Turchi, "Electric Rocket Propulsion Systems," Chapter 9 in R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson (Eds.), *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, New York, 1995, pp. 509-598.
- 19-4. A. Spitzer, "Near Optimal Transfer Orbit Trajectory Using Electric Propulsion," *AAS Paper 95-215*, American Astronautical Society Meeting, Albuquerque, NM, 13-16 February 1995.
- 19-5. D. B. Langmuir, "Low-Thrust Flight: Constant Exhaust Velocity in Field-Free Space," in H. Seifert (Ed.), *Space Technology*, John Wiley & Sons, New York, 1959, Chapter 9.
- 19-6. C. D. Brown, *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, Washington, DC, 1996.
- 19-7. F. F. Chen, *Introduction to Plasma Physics*, Plenum Press, New York, 1974.
- 19-8. G. W. Sutton and A. Sherman, *Engineering Magnetohydrodynamics*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1965.
- 19-9. D. M. Zube, P. G. Lichon, D. Cohen, D. A. Lichtin, J. A. Bailey, and N. V. Chillelli, "Initial On-Orbit Performance of Hydrazine Arcjets on A2100 Satellites," *AIAA Paper 99-2272*, June 1999.
- 19-10. T. Randolph, "Overview of Major U.S. Industrial Programs in Electric Propulsion," *AIAA Paper 99-2160*, June 1999.
- 19-11. R. L. Sackeim and D. C. Byers, "Status and Issues Related to In-Space Propulsion Systems," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, September-October 1998.
- 19-12. J. R. Beattie, "XIPS Keeps Satellites on Track," *The Industrial Physicist*, Vol. 4, No. 2, June 1998.
- 19-13. J. Wang, D. Brinza, R. Goldstein, J. Polk, M. Henry, D. T. Young, J. J. Hanley, J. Nodholt, D. Lawrence, and M. Shappirio, "Deep Space One Investigations of Ion Propulsion Plasma Interactions: Overview and Initial Results," *AIAA Paper 99-2971*, June 1999.
- 19-14. P. G. Hill and C. R. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Addison-Wesley Publishing Company, Reading, MA, 1992.

- 19-15. E. L. Resler, Jr., and W. R. Sears, "Prospects of Magneto-Aerodynamics," *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 24, No. 4, April 1958, pp. 235-246.
- 19-16. M. Martinez-Sanchez and J. E. Pollard, "Spacecraft Electric Propulsion—An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, September-October 1998, pp. 688-699.
- 19-17. C. H. McLean, J. B. McVey, and D. T. Schappell, "Testing of a U.S.-built HET System for Orbit Transfer Applications," *AIAA Paper 99-2574*, June 1999.
- 19-18. V. Kim, "Main Physical Features and Processes Determining the Performance of Stationary Plasma Thrusters," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, September-October 1998, pp. 736-743.
- 19-19. D. Baker, "Mission Design Case Study," in R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson (Eds.), *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, New York, 1995, Chapter 10.
- 19-20. J. J. DeBellis, "Optimization Procedure for Electric Propulsion Engines," MS thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, December 1999, 75 pages.
- 19-21. J. D. Filliben, "Electric Propulsion for Spacecraft Applications," *Chemical Propulsion Information Agency Report CPTR 96-64*, The Johns Hopkins University, December 1996.
- 19-22. M. A. Kurtz, H. L. Kurtz, and H. O. Schrade, "Optimization of Electric Propulsion Systems Considering Specific Power as a Function of Specific Impulse," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 2, 1988, pp. 512-519.

第二十章 火箭发动机试验

20.1 试验类型

火箭推进系统在投入实际使用之前要做各种类型的试验,下面按其通常进行的顺序简要列出一些试验。

(1) 单机部件的加工检验和生产试验(尺寸检验、压力试验、X光探伤、检漏、导通测试、机电检测等)。

(2) 组件试验(点火器、阀门、推力室、控制器、喷注器、结构等的功能试验)。

(3) 发动机系统静态试验(整个系统装在试车台上试验):

a. 发动机部分工作或模拟工作(用于检验功能、调整状态、点火、运行是否正常。通常未达到满推力状态,试验时间未达到全寿命);

b. 全系统试验(额定工况、偏工况,人为偏置环境条件或调整状态)。对于重复使用或多次启动的火箭推进系统,试验还包括多次启动和长寿命试验,试验后需进行检测与重新调整。

(4) 飞行器静态试验(推进系统安装在一受限的、不能飞行的飞行器或飞行器的某一级上)。

(5) 飞行试验:

a. 采用处于研制状态的、飞行试验用的飞行器,在推进系统上专门布置测点进行测量;

b. 采用产品状态的飞行器。

以上五种类型的试验可在很多研制计划中采用,至少在下面三种基本的研制计划中它们均可采用:

(1) 新型(或改进的)火箭发动机、推进剂或其组件的研究和研制(或改进)。

(2) 新型(或改进的)火箭发动机对特定应用或飞行任务的适用性的评估。

(3) 火箭推进系统的产品与品质保证。

前两种研制计划主要针对新型或改进型产品,常采用实验发动机对新方案或新现象进行试验和测量,例如,新型固体推进剂药柱的试验、新型控制阀组件的研制以及喷管锥形扩张段在工作期间的热膨胀的测量。

生产试验主要关注少数几个推进系统产品基本参数的测量,以保证产品的性能、可靠性和工作情况处于规定范围内。若产品批量很大,这些试验所需的测试设备和仪器通常就要用半自动或全自动的,以便在很短的时间内完成试验、测量、记录和评估。

在研制计划的早期,为验证特定的设计特点和性能特征,通常要对组件及整机做很多专门的、独特的试验。这些试验要采用专门的设备和仪器,或要对已有的试验装置作

改进。对于第二种研制计划，为确定发动机性能和可靠性的统计值，一般要采用很多台份设计状态的相同产品做一些专门的试验。在这个阶段还要开展一些试验以验证发动机承受极端工况的能力，如环境温度的高低、燃料成分的变化、各种振动环境，或处于潮湿、雨淋、真空环境，或贮存期间的草率处理。为了验证安全性，有时会对推进系统制造人为故障、伪信号或引入加工缺陷，以检验控制系统或安全装置处理和预防可能发生的故障的能力。

在试验发动机用于飞行器正式飞行之前，通常它必须通过**初步飞行评定试验**，该试验的目的是验证发动机的安全性、可靠性和性能。它不是一种单项试验，而是在各种特定条件、性能容差、模拟环境和人为故障下的一系列试验。之后，发动机可用于试验飞行。不过，在正式投产之前，发动机通常还需通过另一组称为**鉴定试验**或**生产前试验**的各种严酷条件下的特定试验。一旦某推进系统通过了**鉴定**，或通过了鉴定试验，一般就不允许对它的设计、工艺或材料作任何改动，改动需经过仔细的评审、递交详细的申请报告，并常常要重新做鉴定试验。

推进系统组件及全系统试验的数量和费用在最近几十年已大大减少，原因是先前类似产品的经验越来越丰富，故障模式的预测及其定位越来越准确。经过验证的计算机程序消除了很多不确定性，免去了很多试验。在某些应用中，热试车次数减少到了以前的十分之一甚至更少。

20.2 试验设施和安全措施

对于化学火箭推进系统，各种试验设施通常都包括以下主要系统或组件：

(1) 试验台或试验工位，用于安装被试产品，通常要采用试验专用夹具。若试验有危险性，则试验设施必须有保护操作人员和限制事故破坏性的措施。

(2) 带相应计算机的测量系统，用于探测、保持、测量、分析、校正和记录各种物理化学参数。它通常包括校准系统和使测量精确同步的计时器。

(3) 控制系统，用于启动、关机和调整工况。

(4) 用于装卸笨重组件、供应液体推进剂、提供维护的系统和安保系统。

(5) 对于有毒推进剂和有毒排气，需要收集毒性气体或蒸气（封闭管路系统内点火工作），处理所有毒性成分（如湿洗法和/或化学处理），排出无毒气体成分，并安全处理所有化学处理留下的有毒固体或液体残留物。例如，对于含氯的排气，可通过钙溶液清洗清除掉大部分毒性气体，形成的氯化钙沉淀后处理掉。

(6) 在一些试验中需要专门的试验设备和独特的设施，以开展各种环境条件或模拟紧急情况下的静态试验。例如，大发动机的高低温环境试验需要对发动机外围进行温度控制，装填了推进剂的导弹系统在做枪击试验以及火烧试验（汽油或发动机燃料与库存导弹下面的空气燃烧）时需要粗糙不平的防爆设施。与此类似，振动试验、三维推力矢量和力矩测量或小推力短脉冲的总冲测量也需要专门的设备。

现在大多数火箭推进试验在可精确控制试验条件的多功能综合设备上进行。现代发动机试验设施常建在离居民区几英里外的地方，以防止或尽量减小强噪声、振动、爆炸和有毒排气的影响。图 20-1 画出了一种大型液体火箭推力室（推力为 100~2000klbf）

用的开放式试车台，推力室垂直向下喷火。推进系统试验时喷火方向（垂直或水平）最好能与实际飞行状态相同。图 20-2 画出了一种高空模拟试车台，其试验最高推力为 105klbf。该试车台包括安装发动机的真空舱、一组抽真空用的蒸气引射器、燃气降温用的水以及冷却扩压器。在有化学火箭推进剂燃气流动时，这种设备不可能保持很高的真空度，一般只能保持在 15~4torr (20~35km 高度) 范围。这种试验设备能试验大喷管面积比的火箭推进系统，在海平面压力下，这种面积比通常会产生流动分离。

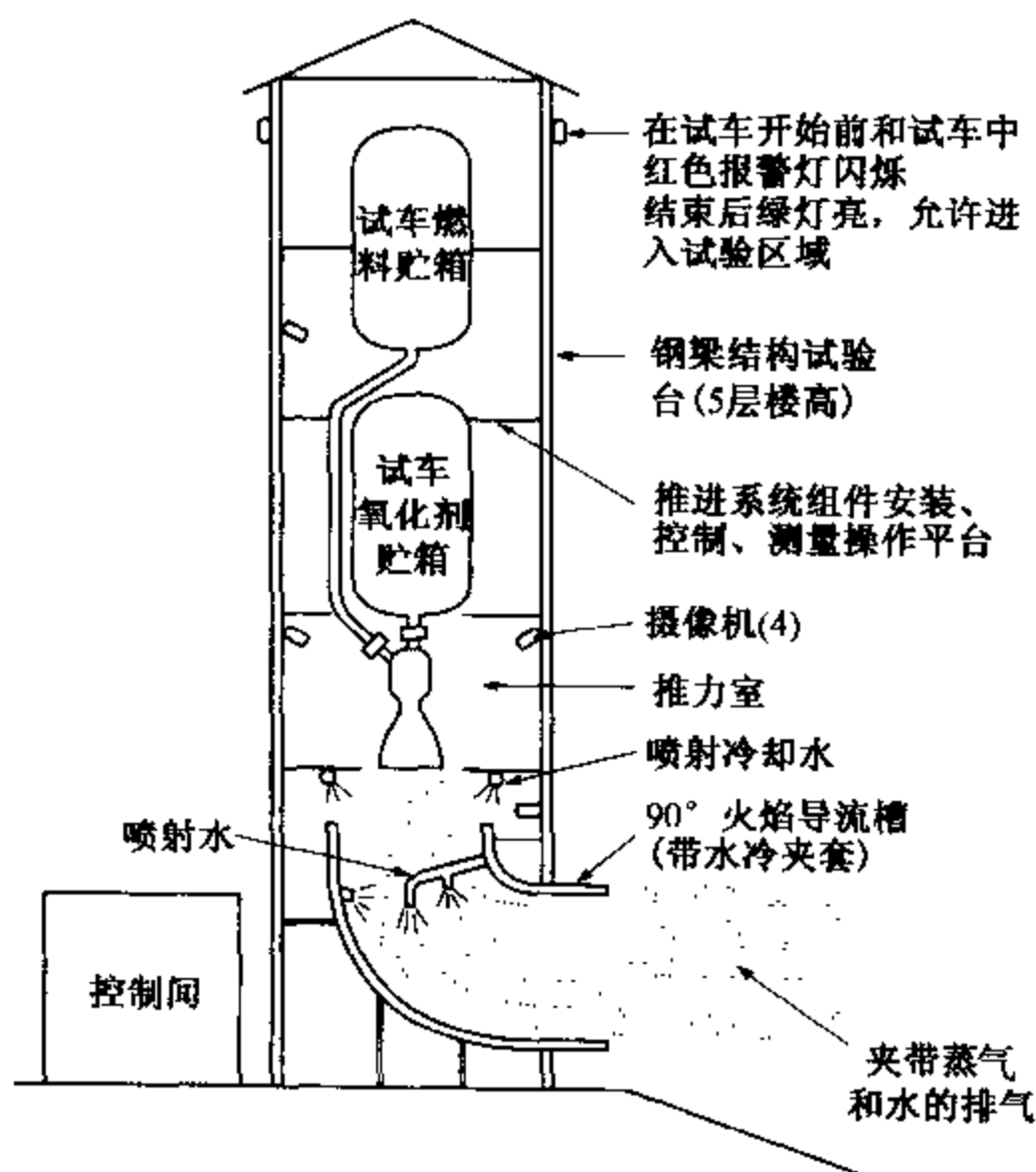


图 20-1 典型的垂直下喷大型液体火箭推力室静态试车台简要示意图。只有一小部分排气羽流（在喷管出口与火焰导流槽之间）能看见。火焰导流槽使排气羽流偏转了 90°（成水平方向），以免火焰在地面吹开一个大坑。图中画出了装卸推力室的起重机、安全护栏、高压气瓶、推进剂贮箱增压系统，互相隔离的燃料、氧化剂和冷却水贮罐及其供应系统，以及一个小车间*。

在任何试验开始之前，照例都要培训参试人员，重复进行空试演练，使各人熟悉岗位职责和操作规程（包括紧急处理程序）。

现代试验设施中典型的人员和设备安全措施有：

(1) 混凝土墙建造的掩体或控制室，用于保护远离火箭发动机实际位置的人员和仪器（见图 20-3）；

* 译者注：原文有误，图中没有这些设备。

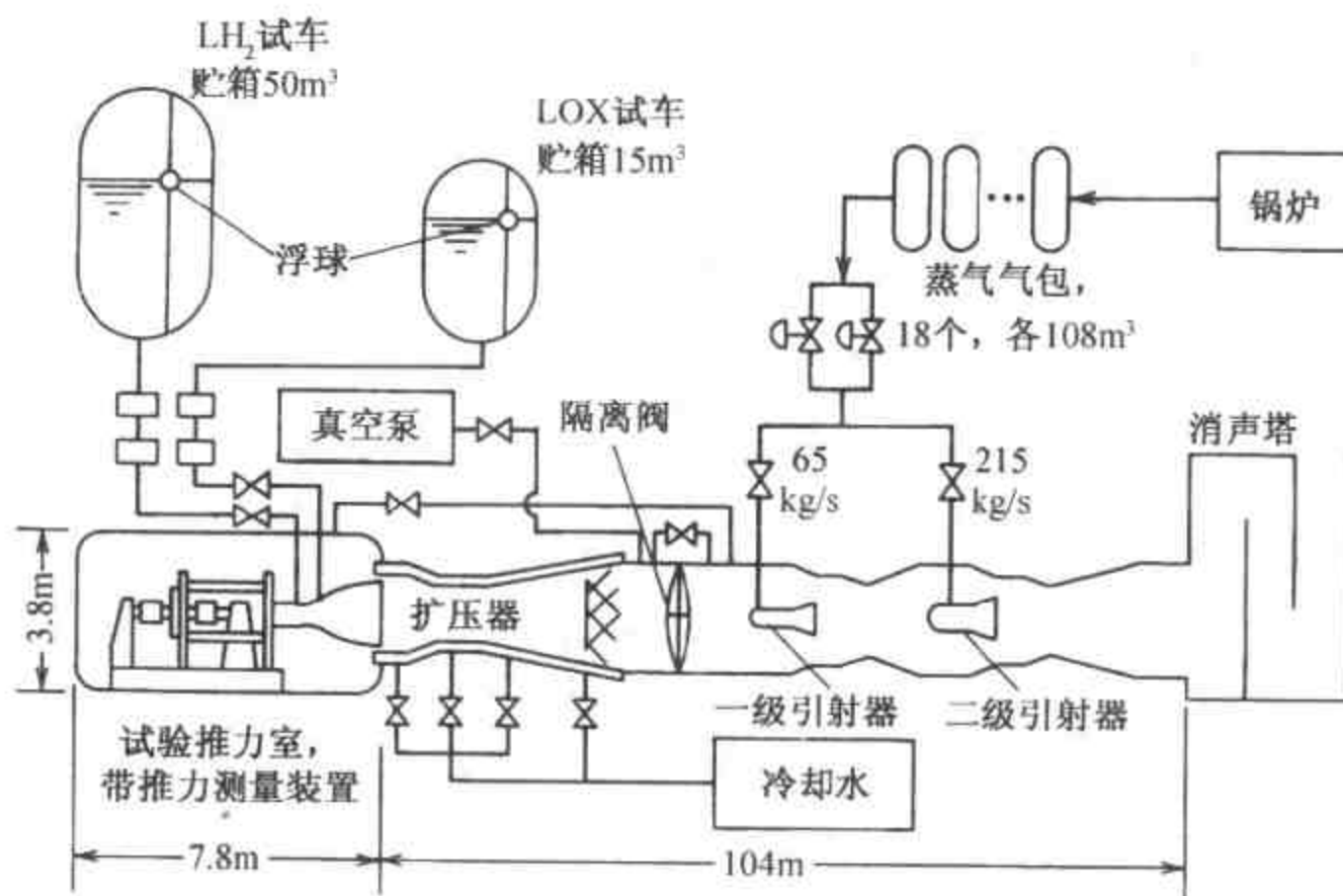


图 20-2 日本 LE-5 推力室（液氧液氢推进剂）水平喷火高空模拟试车台简图。
图中画出了抽真空（静态 13torr，试验时 6torr）原理。限于蒸气贮存容量，
最长试验时间约 10 min（经 AIAA 许可复制自文献 20-1）



图 20-3 用于试验操作人员工作、放置记录仪器和实施控制的控制室（在加强的混凝土掩体内）。
内有控制台、闭路电视、无线及有线电话、直接显示仪表、条形图显示器、高速磁带记录器、示
波器、空气品质监测报警器和应急灯（美国空军 Phillips 实验室提供）

- (2) 所有危险操作和测量都采用遥控、远程显示和记录，推进剂与测量间、控制室隔离；
- (3) 自动或人工喷水系统和灭火系统；
- (4) 远距离观测试验的闭路电视系统；
- (5) 试验前通知人员清场的警报信号（汽笛、铃声、喇叭、灯光、扬声器）和危险消除后的安全信号；
- (6) 对液体推进剂贮罐和固体推进剂贮存点有数量和距离限制，以尽量减小万一爆炸造成的破坏；液体燃料与氧化剂互相隔离；
- (7) 危险试验点周围建保护墙，以减小爆炸时碎片造成的破坏；
- (8) 采用防爆电气系统、静电鞋、无火花操作工具，以防点燃易燃物；
- (9) 对某些推进剂还要使用安全工作服（见图 20-4），包括防推进剂的耐火服、面罩及护罩、手套、专用鞋和安全帽；
- (10) 严格执行有关试验场地通道管理、吸烟、安检等规章制度；
- (11) 任何时候都要限制危险区域内的人数。



图 20-4 操作人员在处理危险性或腐蚀性液体推进剂时使用的塑料安全服、手套、靴子和帽子。当人站在平台上后，安全淋浴器就会自动打开，洗掉溅上或滴上的推进剂（美国空军官方照片）

为了保护人员、动物和植物，化学火箭发动机开放式试验要经常测量和控制试验区域附近排气的浓度和气体的运动。发动机正常工作排气，推进剂意外溢出造成的蒸气或反应气体，着火、爆炸、飞行器飞行中自毁或火箭在发射台自毁所产生的气体都会生成有毒的气体和颗粒物。环保条例通常限制散发在大气中的毒气或颗粒物的局部最高浓度或总量。第七章和第十二章已叙述一些液体、蒸气和气体的毒性。对于会排放中等毒性的气体或产物的试验，一种控制方法是把试验推迟到天气情况好的时候进行。

对于地面试验，毒气源可当做点源处理，而在飞行试验中它是一带源。排气气团的扩散速率受许多推进参数（如推进剂类型、发动机尺寸、排气温度、发动机工作时间）、许多大气变量（如风速、风向、湍流度、湿度和垂直安定性或温度直减率）和周围地形的影响。对爆炸、工业烟气、导弹和运载火箭发射排气对周围环境的影响已做了大量的分析研究和测量，它为预测发动机排气气团的大气扩散和下游浓度提供了很好的基础。文献 20-2 描述了危险物质和毒气的传播及浓度分布；文献 20-3 计算了大型火箭发动机排气对大气臭氧层和试验场附近地区天气的影响，文中认为影响一般不大，而且是暂时的；文献 20-4 描述了一个试验区域大气测量网络。

O.G. Sutton 提出了一个广泛用于预测气团在大气中扩散的公式（文献 20-5）。许多和下游毒气团浓度有关的最新的方程和模型是 Sutton 理论的扩展。下面给出火箭和导弹工作者最感兴趣的 Sutton 公式。

在各向异性瞬时地面点源条件下，

$$\chi(x, y, z, t) = \frac{Q}{\pi^{3/2} C_x C_y C_z (\bar{u} t)^{3(2-n)/2}} \exp \left[(\bar{u} t)^{n-2} \left(\frac{x^2}{C_x^2} + \frac{y^2}{C_y^2} + \frac{z^2}{C_z^2} \right) \right] \quad (20-1)$$

在各向异性连续地面点源条件下，

$$\chi = \frac{2Q}{\pi C_y C_z \bar{u} x^{2-n}} \exp \left[-x^{n-2} \left(\frac{y^2}{C_y^2} + \frac{z^2}{C_z^2} \right) \right] \quad (20-2)$$

式中 χ 为浓度，单位是 g/m^3 ； Q 为点源强度（瞬时条件下单位为 g ，连续条件下单位为 g/s ）； C_x, y, z 分别为 x, y, z 平面的扩散系数； $\bar{u}$ 为平均风速，单位为 m/s ； t 为时间，单位为 s ；坐标 x, y, z 的单位为 m ，在瞬时条件下以气团中心为起点，在连续条件下以气团轴线下方的地面点为起点。指数 n 为稳定性系数或湍流系数，其值在 0（强烈湍流）和 1（非常稳定）之间，通常在 0.10 与 0.50 之间。

研究排气气团在大气中的扩散的几个基本定义如下：

(1) **微气象学** 研究和预报在地面上空约 300m 以上、水平距离约 5mi 范围内的大气现象；

(2) **直减率** 温度随地面高度的降低速率，美国标准大气表中的直减率为每 1000 m 6.4℃ 左右，直减率也受高度、风和湿度的影响；

(3) **逆温或逆温层** 是直减率为负的情况（温度随高度而增加），通常发生在夜间地面附近。

下面是一些根据火箭发动机排气气团大气扩散的经验得出的一般性的规则和观测结论：

(1) 逆温层是非常稳定的, 它大大降低了气团的垂直弥散 (直减率越高, 垂直弥散越大);

(2) 大气条件越稳定, 越能使排气气团完整地离开地球表面, 除非排气产物比周围空气重得多;

(3) 大风使扩散率增加, 热影响降低;

(4) 对于短期试验 (500s 以下), 下游气团总量近似等于瞬时点源所产生的量;

(5) 当羽流到达某距离的 $1/4$ 时排放停止, 则该距离处其最高浓度约等于同强度连续源的 $3/4$;

(6) 逆温层的存在大大限制了大气的混合与扩散能力, 因为有效空气质量是地表与逆温层之间的空气质量;

(7) 由热排气气团浮力引起的向逆温层的渗透很少发生;

(8) 导弹或运载火箭在 1500m 以上高度爆炸所造成的地表气团总量比在 600 ~ 1000m 高度爆炸要低很多。

毒性物质浓度已知后, 要了解它的危害性, 还需要知道它对人体、植物和动物造成的影响。人类的承受极限已在第七章和文献 8-5 中给出。通常感兴趣的有三个极限: 一个是公众的短期暴露极限, 一个是 8 小时暴露极限, 还有一个是必须疏散的浓度极限。依照具体有毒化学物质的不同, 8 小时极限介于 5000ppm (如二氧化碳这种气体) 与 1ppm 以下 (如氟这样的剧毒物质)。排气产物造成的人体中毒一般是通过吸入气体或细小固体颗粒而引起的, 但有时热试车后留在试验台附近数周或数月的固体残留物也会通过伤口或其他途径进入人体。此外, 某些液体推进剂会引起烧伤和皮疹, 或者在摄入后引起中毒, 如第七章所述。

20.3 测试设备和数据处理

本节只对这方面作很简略的讨论。如要进一步研究, 读者可参考试验用测试设备和计算机的标准教材, 如文献 20-6。火箭发动机试验中测量的一些物理量如下:

(1) 力 (推力、TVC 侧向力、短脉冲推力);

(2) 流量 (热气、冷气、液体燃料、液体氧化剂、泄漏率);

(3) 压力 (燃烧室、推进剂、泵、贮箱、气瓶等);

(4) 温度 (室壁、推进剂、结构、喷管);

(5) 计时, 阀门、开关、点火器等的指令时序;

(6) 应力、应变和振动 (燃烧室、结构、推进剂管路、振动部件的加速度) (文献 20-7);

(7) 事件时序 (点火、建压);

(8) 部件的运动和位置 (阀芯、摇摆架位置、部件在载荷或热量作用下的变形);

(9) 电子组件或控制分系统的电压、频率和电流;

(10) 目测 (火焰形状、试验件失效模式、爆炸), 采用高速摄影机或摄像机;

(11) 特殊量, 如涡轮泵转速、推进剂贮箱液位、燃烧速率、火焰亮度或排气成分。

文献 20-8 描述了推进系统专用的诊断技术, 如利用非介入式光学法、微波法和超

声法测量温度、速度、粒子尺寸或固体推进剂药柱燃烧速率。这些传感器许多采用了特殊技术和专门的软件。各种测量参数均可采用不同的仪器、传感器和分析仪获得，如文献 20-9 所述。

20.3.1 测量系统术语

各种测量装置或测量系统通常都有一个或多个**敏感元件**（常称为传感器或探头），用于**记录、显示和/或指示**探测到的信息的一种设备，以及用于把探测到的信号**调节、放大、修正或变换**为适合**记录、指示、显示或分析**的形式的另一套设备。火箭发动机试验数据可用多种方法记录，如用**图形记录器**或**数字式存贮设备**（如磁带或磁盘）。下面给出几个重要术语的定义（文献 20-6 也有）。

量程指测量系统能给出真实的、线性响应的最小值与最大值之间的范围。通常还有一定的余量，以承受暂时性的过载而不致损坏仪器或需要重新校准。

测量误差通常有两种：①不正确的读数、查表或记录以及对这些数据不正确的整理或校正而引入的**人为误差**；②**仪器误差或系统误差**，通常分为四类：静态误差、动态响应误差、漂移误差和滞后误差（参见文献 20-10）。**静态误差**通常是由加工、装配差异造成的固定的误差，这种误差一般可通过仔细的校准检测出来，然后在读数时加以适当的修正。**漂移误差**是输出值经一段时间后的变化，它通常是由随机因素和环境条件造成的。为了避免漂移误差，测量系统必须经常在标准环境条件下对照已知标准参考值对整个量程范围进行校准。**动态响应误差**是测量系统来不及记录处于变化状态的被测参数（特别是参数变化很快时）的真值所产生的误差。例如，由于振动、燃烧振荡、与结构的相互作用等原因，推力有一个动态分量。这些动态变化会使推力测量值失真或放大，除非仔细设计试车台结构、发动机安装结构以及推力测量和记录系统，避免产生谐振或能量阻尼过大。为获得良好的动态响应，需对整个系统进行仔细的分析和设计。

最大频率响应是指测量系统能测得真实值的最高频率（单位通常采用每秒周数）。测量系统的自然频率通常在极限响应频率之上。一般来说，高频响应需要更复杂、更昂贵的仪器。整个测量系统（敏感元件、调制器和记录仪）都必须具有快响应能力。在火箭发动机试验中，多数测量采用了两种仪器之一：一种是用于参数变化相对缓慢、接近完全静态条件的仪器；另一种是用于快速变化的瞬态条件（如发动机启动、关机或振荡）的仪器（参见文献 20-11）。后一类仪器的频率响应在 200Hz 以上，有时高达 20000 Hz。这种快速测量对分析快速变化的物理现象是必需的。

仪器的**线性度**指在仪器整个量程内输入（通常有压力、温度、力等）与输出（通常为电压、输出显示的变化等）之比。通常，静态校准误差即表示与绝对线性响应的偏差。非线性响应会给动态测量带来相当大的误差。**分辨率**指给定仪器能检测到的测量参数的最小变化量。**死区或滞后误差**常常是由仪器系统内的能量吸收或仪器机构间隙造成的，在某种程度上，它限制了仪器的分辨率。

敏感性指由特定因素引起的响应或读数的变化。例如，**温度敏感性和加速度敏感性**指由温度和加速度引起的测量值的变化。它通常表示为单位温度或单位加速度引起的测量值的百分比变化。该信息可用于把读数修正为参考条件或标准条件下的值。

造成测量误差的原因很多。文献 20-12 给出了一种误差估计的标准化方法，采用了

数学模型,既能对分量逐个进行估计,也能对测量和记录系统的累积效应进行估计。图形记录器(误差范围为条形图宽度的 $\pm 0.2\% \sim \pm 0.5\%$)和示波器(误差范围为满量程的 $\pm 2.0\% \sim \pm 3.0\%$)这两种模拟式记录设备用于需很快看到数据的情况,以及记录高频数据或瞬态的情况。这些瞬态过程超出了数字式记录器的能力,数字式记录器通常限于100Hz以内,而示波器可达5000Hz甚至更高。

包括电源、传输线、放大器和记录器的测试系统内部的电干扰或“噪声”会影响记录数据的精度,特别是采用低输出的传感器时。文献20-13介绍了测量和消除令人讨厌的电噪声的方法。

20.3.2 计算机应用

在火箭推进试验和数据处理中采用计算机已是很普遍的事情了。计算机通常与**传感器**(如压力传感器、作动部件位置指示器、温度传感器、液位传感器等)、**控制器**(阀门作动器、推力矢量控制器、推力终止装置)和**辅助设备**(如终端、数据存贮设备或打印机)连接在一起。传感器提供数据输入,控制器接收计算机输出指令并改变被测参数的值。计算机有以下应用:

(1)若没有计算机,试验数据分析将是一件很耗时的艰苦工作,因为许多典型的火箭推进系统试验要产生大量的数据,对所有相关数据都要进行审查和评估。计算机能进行**自动数据处理**,包括**数据修正**(如已知仪器误差、校准或大气压变化)、**模数转换**和**数据过滤**(消除关注范围之外的数据)。它还能作**数据变换**,把试验信息转换为图形显示或选择打印特定的性能参数。在仔细评估试验数据的基础上,责任工程师必须确定试验目的是否达到、下次或余下试验要作哪些调整、下次或余下试验的目的是什么。文献20-14介绍了一种软件,它能进行**自动试验分析和决策支持**,最大数据容量为50兆字节,这是SSME试验的典型数据量。从某种角度说,该软件是以专家知识系统为基础的。

(2)现代试验系统使用数字数据库**记录 and 整理**试验数据。实际上在试验期间或试验后常常只对一部分记录下来的数据进行分析 and 审查。复杂的火箭推进系统试验有时测量和记录100~400种不同的参数。有些数据需要高频采样(如有些瞬态参数的采样频率可能超过每秒1000次),而另一些数据只需低频采集(如安装支架的温度也许只需1~10s采一次)。为简化数据传输,普遍采用数据多路复用技术。多数发动机试验计算机系统有一个配置文件,用于标明各通道的数据特征,如量程、增益、参考值、平均类型、参数特性或数据修正算法。多数数据不采用打印形式分析和输出,只有需要对特定试验现象作更详细的了解时才会对数据进行详细的分析。这种分析可能在试验结束数月后才开始,且不一定在同一台计算机上进行。

(3)**失效探测与评估或限幅条件**(防止局部温度、振动过高或限制局部压力)用于检测即将发生的故障、判断故障是否严重。若严重的话,要么自动修正,要么自动安全关机。采用计算机后,异常工况的探测要比完全由人工判断快得多。在有些发动机中,致命的故障可通过多个传感器探测到,计算机迅速对这些传感器发出的信号进行判断,只有当多数传感器的信号表明发动机处于危险状态或异常工况时才采取修正(或关机)措施,这样就不会因个别传感器的偶然失效而引起关机。

(4) 通过设计一种算法,使计算机作出与火箭发动机相似的响应,就可对试验进行模拟。计算机接收各种传感器(阀门开关状态、TVC 位置、危险温度等)的输入,通过模拟算法对其进行处理,然后输出控制信号(如改变推力、关机)以及模拟的发动机性能(如室压、比冲、侧向力等)。比起再做更多的试验,这种计算机模拟是非常省钱的。模拟可以是全虚拟模拟(采用独立的计算机和模拟的输入条件),也可以是半实物模拟(计算机与真实火箭发动机或其组件连接),后一种模拟方式可用于在地面试验或飞行试验临试前(或试验开始的第一秒内)对发动机进行检测。

(5) 由计算机进行**试验操作控制**能在最短时间内达到预定工况。在这种情况下,就可能需要设置预定的一组脉冲(对于姿态控制推力器),一组在一次试验中完成的、切换很快的(比如 1s 一个)混合比参数,或者预定的推力矢量控制程序。它能采用闭环控制来达到所需的工况,并能控制这些工况的变化过程。此外,它还能同时控制多个变量(如推力、混合比和几个涡轮入口温度)。由于采用计算机的话通常要研制一些软件,故在某些组件试验中采用了可编程逻辑控制器来控制试验操作。

在多用途静态试验设备里,为了实现上述部分或全部功能,可能有一组联网的计算机和数据库。有些计算机硬件可能是试件的一部分,有些是试验设备的一部分,有些可能在其他地方,通过通讯网络连接。文献 20-15 描述了航天飞机主发动机的控制和计算机系统。

20.4 飞行试验

火箭推进系统的飞行试验总是与飞行器及其他系统(如制导、飞行器控制或地面设备)的试验一起进行的。这些飞行试验通常在导弹和运载火箭的航区内进行,有时在海洋上空。若试验飞行器偏离了预定弹道、似乎要飞向人口稠密地区时,航区安全官(或计算机)将采取行动,要么炸毁飞行器,中断飞行,要么使它修正弹道。因此许多推进系统装有用于终止运行(关闭火箭发动机或向发动机壳体打开推力终止装置,如第十三章所述)或启动爆炸装置(使飞行器及推进系统在飞行中解体)的设备。

飞行试验需要专用的发射装置,观测、监视、记录数据的手段(摄像机、雷达、遥测机等),保证航区安全、数据整理和评估飞行试验性能的装置,以及经过专门训练的人员。不同的飞行器需要不同的发射装置,比如肩扛式步兵导弹发射筒、安装在军车或战舰上的移动式倾斜安装多管发射器、大型导弹的运输车、航天器运载火箭用的轨道式发射台或固定的大型发射台。发射装置必须备有用于把飞行器装填或搬运到发射工位、飞行器对准或瞄准的设备,使各种设备能方便操作、与发射装置方便连接(检测、监测、加注等),并能承受发射时火箭发动机高温喷流的冲刷。

在试验飞行中常常要对飞行器各分系统的性能进行全面的测量。例如,室压、挤压压力、温度等火箭发动机参数要进行测量,数据通过遥测传回地面接收站进行记录和监测。有些飞行试验需要打捞和检查试验后的飞行器。

20.5 事故处理程序

任何火箭推进系统的试验都免不了会有失败,特别是一些工作参数接近其极限时。每次失败都为我们更好地了解设计方案、材料、推进系统性能、生产工艺或试验程序提供了机会。要了解失败的可能原因、确定纠正措施防止以后出现类似失败,需要对其作全面仔细的研究。从失败中学到的教训也许是试验最重要的好处。在发生事故后,常采用规范化的事故处理程序,特别是在失败造成的影响很大的情况下,如高昂的成本、严重的破坏或人员伤亡。严重的失败(如运载火箭毁掉、试验设施严重破坏)常会导致研制计划中止、下一次试验或飞行暂停,直至失败原因查明、防止错误再犯的纠正措施落实。

严重失败发生时最关心的是应付紧急情况需采取的步骤。这些步骤包括马上救护受伤人员,把推进系统和/或试验设备恢复到安全、稳定的状态,避免化学危险品进一步对设施或环境造成破坏,配合当地消防部门、医护救生人员和残骸清理人员工作,迅速向上级主管部门、员工、新闻界和社会通报情况。此外还必须封锁通往事故现场设施的通道、保留现场以备事后调查。所有试验人员,特别是管理人员,不仅都要进行防灾和尽量减少失败影响的训练,还要进行应付紧急情况的训练。文献 20-16 提出了与火箭推进剂有关的事事故处理程序。

参考文献

- 20-1. K. Yanagawa, T. Fujita, H. Miyajima, and K. Kishimoto, "High Altitude Simulation Tests of LOX-LH₂ Engine LE-5," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, No. 3, May-June 1985, pp. 180-186.
- 20-2. "Handbook for Estimating Toxic Fuel Hazards," *NASA Report CR-61326*, April 1970.
- 20-3. R. R. Bennett and A. J. McDonald, "Recent Activities and Studies on the Environmental Impact of Rocket Effluents," *AIAA Paper 98-3850*, July 1998.
- 20-4. R. J. Grosch, "Micro-Meteorological System," *Report TR-68-37*, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, November 1968 (AD 678856).
- 20-5. O. G. Sutton, *Micrometeorology*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1973, Chapter 8.
- 20-6. D. Ramsey, *Principles of Engineering Instrumentation*, John Wiley & Sons, New York, 1996.
- 20-7. K. G. McConnell, *Vibration Testing: Theory and Practice*, Wiley Interscience, New York, 1995.
- 20-8. Y. M. Timnat, "Diagnostic Techniques for Propulsion Systems," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 26, No. 2, 1989, pp. 153-168.
- 20-9. R. S. Figliola and D. B. Beasley, *Theory and Design for Mechanical Measurements*, John Wiley & Sons, New York, 1991, 516 pages.
- 20-10. R. Cerri, "Sources of Measurement Error in Instrumentation Systems," *Preprint 19-LA-61*, Instrument Society of America, Research Triangle Park, NC.
- 20-11. P. M. J. Hughes and E. Cerny, "Measurement and Analysis of High-Frequency Pressure Oscillations in Solid Rocket Motors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, No. 3, May-June 1984, pp. 261-265.

- 20-12. *Handbook for Estimating the Uncertainty in Measurements Made with Liquid Propellant Rocket Engine Systems*, Handbook 180, Chemical Propulsion Information Agency, April 30, 1969 (AD 855130).
- 20-13. "Grounding Techniques for the Minimization of Instrumentation Noise Problems," *Report TR-65-8*, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, January 1965 (AD 458129).
- 20-14. R. C. Heim and K. J. Slusser, "The Measure of Engine Performance," *Threshold*, The Boeing Company, Rocketdyne Propulsion & Power, Summer 1994, pp. 40-48.
- 20-15. R. M. Mattox and J. B. White, "Space Shuttle Main Engine Controller," *NASA TP-1932*, 1981.
- 20-16. D. K. Shaver and R. L. Berkowitz, *Post-accident Procedures for Chemicals and Propellants*, Noyes Publications, Park Ridge, NJ, 1984.

附 录

1 转换因子与常数

转换因子(按字母顺序排列)

加速度($L t^{-2}$)*

$$1 \text{ m/s}^2 = 3.2808 \text{ ft/s}^2 = 39.3701 \text{ in/s}^2$$

$$1 \text{ ft/s}^2 = 0.3048 \text{ m/s}^2 = 12.0 \text{ in/s}^2$$

$$g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2 = 32.174 \text{ ft/s}^2 (\text{地球表面标准重力加速度})$$

面积(L^2)

$$1 \text{ ft}^2 = 144.0 \text{ in}^2 = 0.092903 \text{ m}^2$$

$$1 \text{ m}^2 = 1550.0 \text{ in}^2 = 10.7639 \text{ ft}^2$$

$$1 \text{ in}^2 = 6.4516 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

密度($M L^3$)

比重为无量纲参数,其数值与密度相同,密度单位为 g/cm^3 或 kg/m^3

$$1 \text{ kg/m}^3 = 6.24279 \times 10^{-2} \text{ lb/ft}^3 = 3.61273 \times 10^{-5} \text{ lb/in}^3$$

$$1 \text{ lb/ft}^3 = 16.0184 \text{ kg/m}^3$$

$$1 \text{ lb/in}^3 = 2.76799 \times 10^4 \text{ kg/m}^3$$

能量、功或热量($M L^2 t^{-2}$)

$$1 \text{ Btu} = 1055.056 \text{ J}$$

$$1 \text{ kW} \cdot \text{hr} = 3.60059 \times 10^6 \text{ J}$$

$$1 \text{ ft} \cdot \text{lb f} = 1.355817 \text{ J}$$

$$1 \text{ cal} = 4.1868 \text{ J}$$

$$1 \text{ kcal} = 4186.8 \text{ J}$$

力 ($M L t^{-2}$)

$$1 \text{ lbf} = 4.448221 \text{ N}$$

$$1 \text{ dyne} = 10^{-5} \text{ N}$$

* 标题后面括号中的符号表示量纲参数(L 为长度, M 为质量, t 为时间, T 为温度)。

$$1 \text{ kgf [欧洲用]} = 9.80665 \text{ N}$$

$$1 \text{ ton (力) [欧洲用]} = 1000 \text{ kgf}$$

$$1 \text{ N} = 0.2248089 \text{ lbf}$$

$$1 \text{ mN} = 10^{-3} \text{ N}$$

重量是由重力吸引(地球表面为 g_0)作用在**质量**上的力

长度(L)

$$1 \text{ m} = 3.2808 \text{ ft} = 39.3701 \text{ in}$$

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m} = 12.0 \text{ in}$$

$$1 \text{ in} = 2.540 \text{ cm} = 0.0254 \text{ m}$$

$$1 \text{ mile} = 1.609344 \text{ km} = 1609.344 \text{ m} = 5280.0 \text{ ft}$$

$$1 \text{ 海里} = 1852.00 \text{ m}$$

$$1 \text{ mil} = 0.0000254 \text{ m} = 1.00 \times 10^{-3} \text{ in}$$

$$1 \mu\text{m} = 10^{-6} \text{ m}$$

$$1 \text{ 天文单位(au)} = 1.49600 \times 10^{11} \text{ m}$$

质量(M)

$$1 \text{ slug} = 32.174 \text{ lb}$$

$$1 \text{ kg} = 2.205 \text{ lb} = 1000 \text{ g}$$

$$1 \text{ lb} = 16 \text{ ounces} = 0.4536 \text{ kg}$$

功率($M L^2 t^{-3}$)

$$1 \text{ Btu/s} = 1.05435 \times 10^{-3} \text{ W}$$

$$1 \text{ J/s} = 1.0 \text{ W} = 0.001 \text{ kW}$$

$$1 \text{ cal/s} = 4.186 \text{ W}$$

$$1 \text{ hp} = 550 \text{ (ft} \cdot \text{lbf)/s} = 745.6998 \text{ W}$$

$$1 \text{ (ft} \cdot \text{lbf)/s} = 1.35581 \text{ W}$$

压力($M L^{-1} t^{-2}$)

$$1 \text{ bar} = 10^5 \text{ N/m}^2 = 0.10 \text{ MPa}$$

$$1 \text{ atm} = 0.101325 \text{ MPa} = 14.696 \text{ psi}$$

$$1 \text{ mmHg} = 133.322 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ MPa} = 10^6 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ psi 或 lbf/in}^2 = 6894.757 \text{ N/m}^2$$

速度(或线速度) ($L t^{-1}$)

$$1 \text{ ft/s} = 0.3048 \text{ m/s} = 12.00 \text{ in/s}$$

$$1 \text{ m/s} = 3.2808 \text{ ft/s} = 39.3701 \text{ in/s}$$

$$1 \text{ knot} = 0.5144 \text{ m/s}$$

$$1 \text{ mile/hr} = 0.4770 \text{ m/s}$$

$$\text{比热} (\text{L}^2 \text{ t}^{-2} \text{ T}^{-1})$$

$$1 (\text{g} \cdot \text{cal})/(\text{g} \cdot ^\circ\text{C}) = 1 (\text{kg} \cdot \text{cal})/(\text{kg} \cdot \text{K}) = 1 \text{ Btu}/(\text{lb} \cdot ^\circ\text{F}) = 4.186 \text{ J}/(\text{g} \cdot ^\circ\text{C}) \\ = 1.163 \times 10^{-3} (\text{kW} \cdot \text{hr})/(\text{kg} \cdot \text{K})$$

$$\text{温度} (\text{T})$$

$$1 \text{ K} = 9/5 \text{ R} = 1.80 \text{ R}$$

$$0^\circ\text{C} = 273.15 \text{ K}$$

$$0^\circ\text{F} = 459.67 \text{ R}$$

$$C = (5/9)(F - 32), \quad F = (9/5)C + 32$$

$$\text{时间} (\text{t})$$

$$1 \text{ 天} = 24 \text{ hr} = 1440 \text{ min} = 86400 \text{ s}$$

$$1 \text{ 年} = 365 \text{ 天} = 3.1536 \times 10^7 \text{ s}$$

$$\text{黏度} (\text{M L}^{-1} \text{ t}^{-1})$$

$$1 \text{ 沱} = 1.00 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$1 \text{ pl} = 1.00 \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$$

$$1 (\text{lb} \cdot \text{s})/\text{ft}^2 = 47.88025 \text{ m}^2/\text{s}$$

常 数

$$J \quad \text{热功当量} = 4.186 \text{ J/cal} = 777.9 (\text{ft} \cdot \text{lb} \cdot \text{f})/\text{Btu} = 1055 \text{ J/Btu}$$

$$R' \quad \text{通用气体常数} = 8314.3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{mol} \cdot \text{K}) = 1545 (\text{ft} \cdot \text{lb} \cdot \text{f})/(\text{lb} \cdot \text{mol} \cdot \text{R})$$

$$V_{\text{mole}} \quad \text{理想气体分子容积} = 22.41 \text{ L}/(\text{kg} \cdot \text{mol}) \text{ (标准状态下)}$$

$$e \quad \text{电荷} = 1.6021176 \times 10^{-19} \text{ C}$$

$$\epsilon_0 \quad \text{真空介电常数} = 8.854187 \times 10^{-12} \text{ F/m}$$

$$\text{引力常数} = 6.673 \times 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s})$$

$$\text{玻尔兹曼常数} = 1.38065003 \times 10^{-23} \text{ J/K}$$

$$\text{电子质量} = 9.109381 \times 10^{-31} \text{ kg}$$

$$\text{阿伏伽德罗常数} = 6.022142 \times 10^{26}/(\text{kg} \cdot \text{mol})$$

$$\sigma \quad \text{斯特藩-玻尔兹曼常数} = 5.6696 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^{-4})$$

2 标准地球大气特性

海平面大气压为 0.101325 MPa (14.696 psi 或 1.000 atm)

高度/km	温度/K	压力比	密度/(kg/m ³)
0(海平面)	288.150	1.0000	1.2250
1	281.651	8.8700×10^{-1}	1.1
3	268.650	6.6919×10^{-1}	9.0912×10^{-1}
5	255.650	5.3313×10^{-1}	7.6312×10^{-1}
10	223.252	2.6151×10^{-1}	4.1351×10^{-1}
25	221.552	2.5158×10^{-2}	4.0084×10^{-2}
50	270.650	7.8735×10^{-4}	1.0269×10^{-3}
75	206.650	2.0408×10^{-5}	3.4861×10^{-5}
100	195.08	3.1593×10^{-7}	5.604×10^{-7}
130	469.27	1.2341×10^{-8}	8.152×10^{-9}
160	696.29	2.9997×10^{-9}	1.233×10^{-9}
200	845.56	8.3628×10^{-10}	2.541×10^{-10}
300	976.01	8.6557×10^{-11}	1.916×10^{-11}
400	995.83	1.4328×10^{-11}	2.803×10^{-12}
600	999.85	8.1056×10^{-13}	2.137×10^{-13}
1000	1000.00	7.4155×10^{-14}	3.561×10^{-15}

资料来源: *U. S. Standard Atmosphere*, National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, U.S. Air Force, Washington, DC, 1976 (NOAA-S/T-1562).

3 理想化学火箭发动机主要方程汇总

参 数	公 式	公 式 号
平均排气速度 v_2 (m/s 或 ft/s) (假设 $v_1 = 0$)	$v_2 = c - (p_2 - p_3)A_2/\dot{m}$ 当 $p_2 = p_3$ 时 $v_2 = c$ $v_2 = \sqrt{[2k/(k-1)]RT_1[1 - (p_2/p_1)^{(k-1)/k}]}$ $= \sqrt{2(h_1 - h_2)}$	2-16 3-16 3-15
等效排气速度 c (m/s 或 ft/s)	$c = c^* C_F = F/\dot{m} = I_s g_0$ $c = v_2 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m}$	3-32 2-16
推力 F (N 或 lbf)	$F = \dot{m}c = \dot{m}c_p/t_p$ $F = C_F p_1 A_t$ $F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2$ $F = \dot{m}I_s g_0 = I_s \dot{w}$	2-17 3-31 2-14
特征排气速度 c^* (m/s 或 ft/s)	$c^* = c/C_F = p_1 A_t/\dot{m}$ $c^* = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k \sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}$ $c^* = I_s g_0/C_F = F/(\dot{m}C_F)$	3-32 3-32 3-32, 3-33
推力系数 C_F (无量纲)	$C_F = c/c^* = F/(p_1 A_t)$ $C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t}$	3-31, 3-32 3-30
总冲	$I_t = \int F dt = Ft = I_s w$	2-1, 2-2, 2-5
比冲 I_s (s)	$I_s = c/g_0 = c^* C_F/g_0$ $I_s = F/\dot{m}g_0 = F/\dot{w}$ $I_s = v_2/g_0 + (p_2 - p_3)A_2/(\dot{m}g_0)$ $I_s = I_t/(\dot{m}_p g_0) = I_t/w$	2-5 2-16 2-4, 2-5
推进剂质量分数 (无量纲)	$\zeta = m_p/m_0 = \frac{m_0 - m_f}{m_0}$ $\zeta = 1 - MR$	2-8, 2-9 4-4
飞行器或某一级质量比 MR (无量纲)	$MR = \frac{m_f}{m_0} = \frac{m_0 - m_p}{m_0}$ $= m_f/(m_f + m_p)$ $m_0 = m_f + m_p$	2-10
无重力真空飞行器速度增量 Δv (m/s 或 ft/s) (假设 $v_0 = 0$)	$\Delta v = -c \ln MR = c \ln \frac{m_0}{m_f}$ $= c \ln m_0/(m_0 - m_p)$ $= c \ln (m_p + m_f)/m_f$	4-6 4-5, 4-6
推进剂质量流量 $\dot{m}$ (kg/s 或 lb/s)	$\dot{m} = A_t v/V = A_1 v_1/V_1$ $= A_t v_t/V_t = A_2 v_2/V_2$ $\dot{m} = F/c = p_1 A_t/c^*$ $\dot{m} = p_1 A_1 k \frac{\sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{kRT_1}}$ $\dot{m} = m_p/t_p$	3-24 2-17 3-24

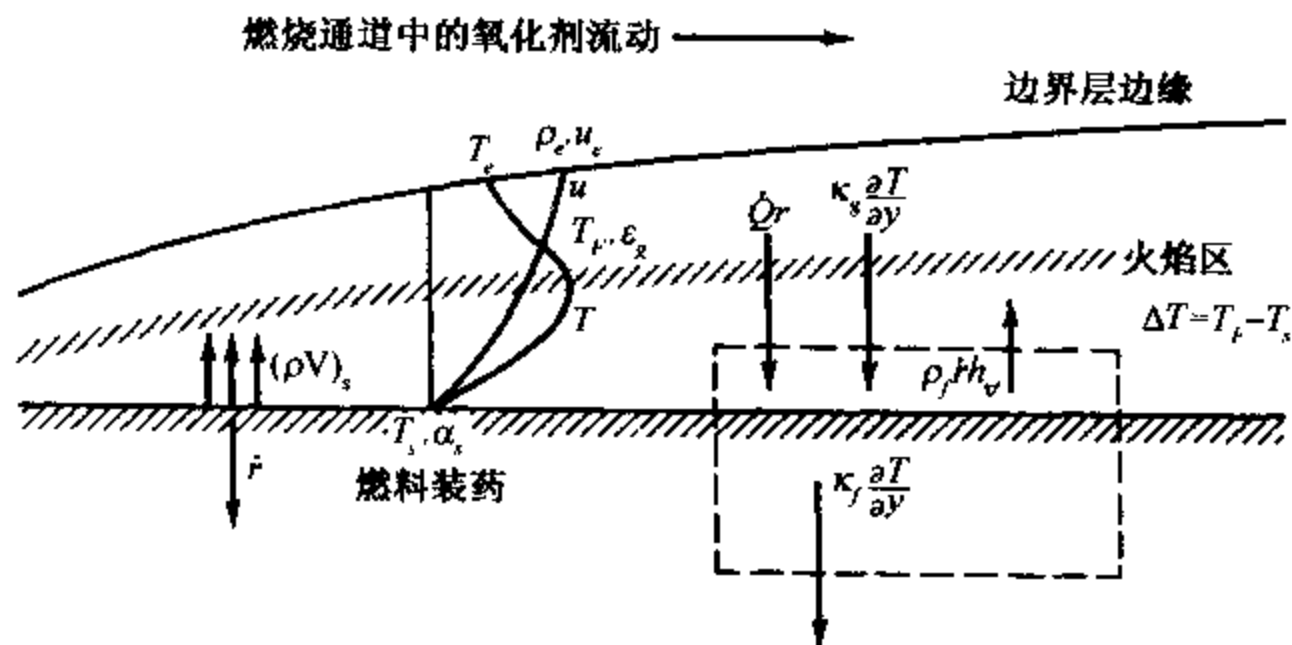
续表

参 数	公 式	公 式 号
马赫数 M (无量纲)	$M = v/a$ $= v/\sqrt{kRT}$, 喉部处 $v = a, M = 1.0$	3-11
喷管面积比 ϵ	$\epsilon = A_2/A_1$	3-19
	$\epsilon = \frac{1}{M_2} \sqrt{\left[\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right]^{(k+1)/(k-1)}}$	3-14
滞止条件下自由等熵流关系式	$T_0/T = (p_0/p)^{(k-1)/k} = (V/V_0)^{(k+1)}$ $T_x/T_y = (p_x/p_y)^{(k-1)/k} = (V_y/V_x)^{k+1}$	3-7
圆轨道卫星速度 u_s (m/s 或 ft/s)	$u_s = R_0 \sqrt{g_0/(R_0 + h)}$	4-26
逃逸速度 u_e (m/s 或 ft/s)	$u_e = R_0 \sqrt{2g_0/(R_0 + h)}$	4-25
液体火箭发动机混合比 r 与推进剂流量 $\dot{m}$	$r = \dot{m}_o/\dot{m}_f$ $\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f$ $\dot{m}_o = r\dot{m}/(r+1)$ $\dot{m}_f = \dot{m}/(r+1)$	6-1 6-2 6-3 6-4
平均密度 ρ_{av} (或平均比重)	$\rho_{av} = \frac{\rho_o \rho_f (1+r)}{r\rho_f + \rho_o}$	7-2
燃烧室特征长度 L^*	$L^* = V_c/A_t$	8-9
固体推进剂质量流量 $\dot{m}$	$\dot{m} = A_b \bar{r} \rho_b$	11-1
固体推进剂燃烧速率 r	$r = a p_1^n$	11-3
燃烧面积 A_b 与喉部面积 A_t 之比	$K = A_b/A_t$	11-14
燃烧速率定压温度敏感性	$\sigma_p = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial r}{\partial T} \right)_p$	11-4
定 K 值下压力对温度的敏感性	$\pi_K = \frac{1}{p_1} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_K$	11-5

4 第十五章中混合燃料退移速率方程的推导

Terry A. Boardman

下面所列的是分析混合燃料退移的方法,它基于简化的湍流边界层传热模型。该方法首先由 Marxman 和 Gilbert 提出(参见文献 15-9)。它假设燃烧通道的边界层被一个薄的火焰区分为两个区域。火焰区上面的流动是富氧的,而下面的流动是富燃的(见图 15-7)。可以用一个表达式将燃料的退移和火焰对燃料表面的传热联系起来。本附录中符号的定义请参考第十五章的符号表。



一般稳定状态下的能量平衡
输入燃料表面的能量 = 燃料表面输出的能量

$$Q_{\text{对流}} + Q_{\text{辐射进}} = Q_{\text{传导出}} + Q_{\text{相变}} + Q_{\text{辐射出}}$$

$$h\Delta T \text{ 或 } \kappa_g \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=0} + \alpha \epsilon_g v T_F^4 = \kappa_f \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=0} + \rho_f \dot{r} h_v + \epsilon_f \rho T_s^4$$

忽略辐射和固相热传导

$$\kappa_g \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=0} = \rho_f \dot{r} h_v$$

图 A4-1 燃料装药表面的能量平衡

图 A4-1 给出了燃料药柱表面能量平衡简图。忽略辐射和燃料深层的热传导, 稳定状态下的表面能量平衡为

$$Q_c = \rho_f \dot{r} h_v \quad (\text{A4-1})$$

式中 Q_c 是通过对流向燃料表面传递的能量, ρ_f 、 $\dot{r}$ 和 h_v 分别是固体燃料密度、表面退移速率和所有燃料的蒸发潜热或分解热。在燃料表面, 对流传热的热量等于导热热量, 故

$$Q_c = h\Delta T = \kappa_g \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{y=0} \quad (\text{A4-2})$$

式中 h 为对流换热系数, ΔT 为火焰区和燃料表面之间的温差, κ_g 为气相导热系数,

$\partial T/\partial y|_{y=0}$ 为燃料表面的边界层温度梯度。于是, 确定混合燃料退移速率的核心问题就转化为确定边界层的基础气动热力学性质的问题。平板边界层问题的近似解已经得到了很好的解决, 它表明, 壁面处(本例中为燃料表面)的传热系数与表面摩擦因数有关, 并存在以下关系(称为雷诺相似)

$$C_h = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3} \quad (\text{A4-3})$$

式中 C_f 是带有气体喷出(本例中定义为从燃料表面蒸发的燃料蒸气喷出, 正比于燃料表面的 ρv 值)的表面摩擦系数, C_f 是斯坦顿数, Pr 是普朗特数(斯坦顿数、普朗特数和雷诺数的定义在表 A4-1 中列出)。此外, 斯坦顿数可由对燃料表面的热流量来定义

$$C_t = \frac{Q_s}{\Delta h \rho_e u_e} \quad (\text{A4-4})$$

式中 Δh 为火焰区和燃料表面之间的焓差, ρ_e 、 u_e 为边界层边缘的氧化剂密度和速度。联立方程(A4-1)、(A4-3)和(A4-4), 燃料表面的退移速率可写为

$$\dot{r} = \frac{C_f}{2} \frac{\Delta h}{h_v} \frac{\rho_e u_e}{\rho_f} Pr^{2/3} \quad (\text{A4-5})$$

表 A4-1 混合边界层分析中使用的无量纲数

参数	定义	注释
斯坦顿数, C_t	$\frac{h}{\rho_e \mu_e c_p}$	无量纲传热系数
普朗特数, Pr	$\frac{c_p \mu_e k_g}{\kappa_g}$	分子扩散引起的动量传递与扩散引起的能量传递之比
雷诺数, Re_x	$\frac{\rho_e \mu_e x}{80 \mu_e}$	气体惯性力与黏性力之比(x 是到燃料药柱前缘的距离)

根据边界层理论, 可知没有气体喷发的表面摩擦因数(C_{f_0})与当地雷诺数有关:

$$\frac{C_{f_0}}{2} = 0.0296 Re_x^{-0.2} \quad (5 \times 10^5 \leq Re_x \leq 1 \times 10^7) \quad (\text{A4-6})$$

确定流动对摩擦因数影响的实验表明, C_f 与 C_{f_0} 有如下关系:

$$\frac{C_f}{C_{f_0}} = 1.27 \beta^{-0.77} \quad (5 \leq \beta \leq 100) \quad (\text{A4-7})$$

式中喷发系数 β 定义为

$$\beta = \frac{(\rho v)_s}{\rho_e u_e C_f / 2} \quad (\text{A4-8})$$

在湍流边界层中, 普朗特数近似等于 1。若 $Pr = 1$, 则方程(A4-8)定义的 β 等于 $\Delta h/h_v$ (见附录 5)。注意到 $\rho_e u_e$ 是氧化剂的质量速度(G), 则方程(A4-5)的最终形式为

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23} \quad (\text{A4-9})$$

当使用列在第十五章后面的英制单位时, 上式要加系数 0.036。在有些固液发动机中, 辐射对燃料表面总热流量的贡献是不小的。这种发动机包括那些在燃料药柱中添加金属添

加剂(如铝粉)的发动机,或者燃烧室烟浓度比较高的发动机。在这些情况下,必须考虑粒子云辐射的热流量,对方程(A4-1)进行修正。辐射会影响表面喷发,因此也会影响对流热流量,所以不能在方程(A4-1)上简单地加上辐射项。对燃料表面的总热流量可表示为(文献 A4-3)

$$\dot{Q}_s = \rho_f \dot{r} h_v = \dot{Q}_c e^{-\dot{Q}_{rad}/\dot{Q}_c} + \dot{Q}_{rad} \quad (\text{A4-10})$$

若 $\dot{Q}_{rad} = 0$, 上式简化为方程(A4-1)。辐射热流量假设有下面的形式:

$$\dot{Q}_{rad} = \sigma \alpha T_F^4 (1 - e^{-ACz}) \quad (\text{A4-11})$$

式中 $1 - e^{-ACz}$ 是含粒子气体的热辐射系数 ϵ_g 。这里, σ 是斯特藩-玻尔兹曼常数, α 是燃料表面的吸收率, A 是粒子云的衰减系数, C 是粒子云的浓度(数量密度), z 是辐射路径长度。假设粒子云浓度与燃烧室压力成正比, 光程长度和通道直径成正比, 实验者(见文献 15-14)由方程(A4-11)的近似函数相关得到含金属燃烧剂药柱的退移速率形式如下:

$$\dot{r} = \dot{r} \{ G_0, L, (1 - e^{-P/P_{rad}}), (1 - e^{-D/D_{rad}}) \} \quad (\text{A4-12})$$

参考文献

- A4-1. H. Schlichting, "Boundary Layer Theory," Pergamon Press, Oxford, 1955.
- A4-2. L. Lees, "Convective Heat Transfer with Mass Addition and Chemical Reactions," *Combustion and Propulsion, Third AGARD Colloquium*, New York, Pergamon Press, 1958, p. 451.
- A4-3. G. A. Marxman, E. E. Woldridge, and R. J. Muzzy, "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion," *AIAA Paper 63-505*, December 1963.

5 第十五章中边界层喷发系数的解释

Terry A. Boardmann

喷发系数 β 是影响边界层传热的重要参数。值得注意的是,虽然它定义为垂直于燃料的表面上单位面积的无量纲燃料质量流量,同时它还是一个热化学参数,等于燃料表面和火焰区之间的无量纲焓差。按照燃料质量通量, β 定义为

$$\beta = \frac{(\rho v)_s}{\rho_e u_e C_f/2} \quad (\text{A5-1})$$

字母符号的定义参见第十五章的符号表。注意到 $C_f/2 = C_t Pr^{-2/3}$, 方程(A5-1)可以重写为

$$\beta = \frac{(\rho v)_s}{\rho_e u_e} \frac{Pr^{-2/3}}{C_t} \quad (\text{A5-2})$$

因为燃料表面的热流量为

$$Q_s = h(T_f - T_s) \quad (\text{A5-3})$$

斯坦顿数的定义为

$$C_t = \frac{h}{\rho_e u_e c_p} \quad (\text{A5-4})$$

方程(A5-4)可重写为

$$C_t = \frac{\dot{Q}_s}{\Delta h \rho_e u_e} \quad (\text{A5-5})$$

考虑到能量平衡,稳态情况下对燃料表面的热流量等于

$$\dot{Q}_s = \rho_f \dot{r} h_v \quad (\text{A5-6})$$

于是,方程(A5-2)变为

$$\beta = \frac{(\rho v)_s}{\rho_f \dot{r}} \frac{\Delta h}{h_v} Pr^{-2/3} \quad (\text{A5-7})$$

因为在燃料表面 $(\rho v)_s = \rho_f \dot{r}$, 方程(A5-7)变为

$$\beta = \frac{\Delta h}{h_v} Pr^{-2/3}$$

正如前面指出的,湍流边界层中的普朗特数近似等于 1,所以喷发系数的最终形式为

$$\beta = \frac{\Delta h}{h_v}$$

所以,喷发系数描述了燃料表面和火焰区之间的无量纲焓差和燃料表面的无量纲退移速率。