



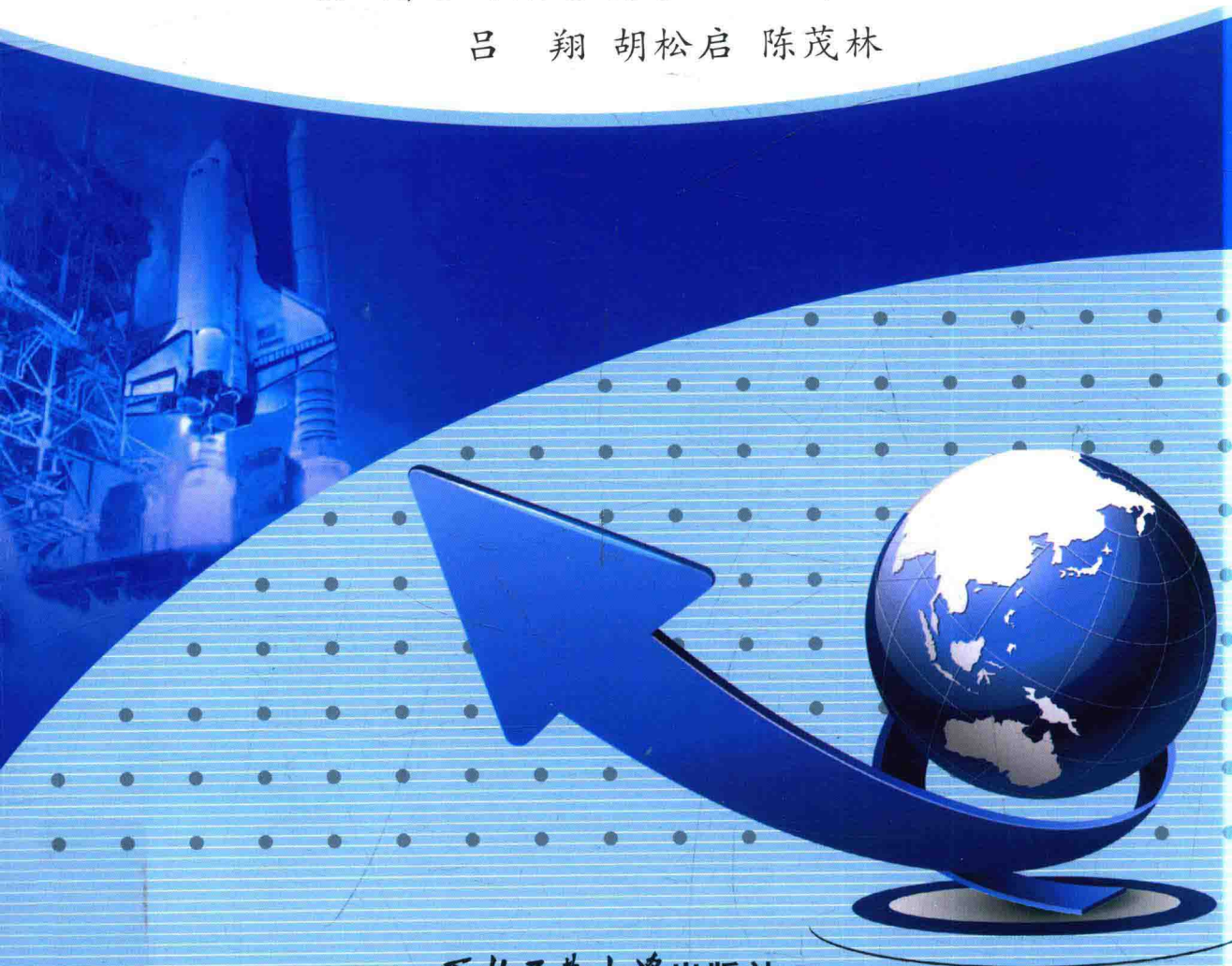
工业和信息化部“十二五”规划教材

航天推进理论基础

主 编◎刘佩进 唐金兰

编 者◎刘佩进 唐金兰 魏祥庚

吕 翔 胡松启 陈茂林



西北工业大学出版社



工业和信息化部“十二五”规划教材

航天推进理论基础

主 编	刘佩进	唐金兰	
编 者	刘佩进	唐金兰	魏祥庚
	吕 翔	胡松启	陈茂林

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书着重阐述固体和液体火箭发动机相关的基础理论、工作过程、结构组成、工作特性和性能参数,以及使用过程中需要重点关注的技术问题。为适应航天技术的发展,本书也介绍了亚燃冲压发动机技术,简单介绍了近年来迅猛发展的超燃冲压发动机技术和组合推进技术,以及空间电推进技术。全书共8章。内容涉及固体、液体火箭发动机,冲压发动机,以及空间电推进的基本概念和发展动向。

本书不仅介绍成熟推进系统的理论基础、发动机结构和工程计算方法,也介绍了冲压发动机、电推进等正在研发的推进系统的相关知识,可作为高等院校飞行器动力工程、飞行器设计与工程和探测制导与控制技术等航天类专业本科生教材,亦可供相关专业的科研和技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航天推进理论基础 / 刘佩进, 唐金兰主编. —西安:西北工业大学出版社, 2016.2
ISBN 978-7-5612-4759-4

I. ①航… II. ①刘… ②唐… III. ①航天推进—基础理论 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 036779 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:23.875

字 数:585 千字

版 次:2016 年 2 月第 1 版 2016 年 2 月第 1 次印刷

定 价:58.00 元

前 言

航天推进技术经历了 70 余年的发展,目前已相对成熟,在军、民用航天领域得到广泛应用,一些技术还应用到了其他领域,如防雹增雨、灭火和石油开采等。无论是发动机的设计、研究者,还是从事飞行器总体设计、航天控制系统的研究、设计者,深入了解航天推进系统的理论基础是十分必要的。为拓宽航天专业本科生的专业基础,西北工业大学航天学院决定在本科生中开展“通识教育”,航天推进技术是“通识教育”的内容之一,本书正是在此背景下编写的。

航天推进技术的先修课程有“工程热力学”“气体动力学”和“传热学”等,凡是在上述课程中已有的内容,本书不再重复,在课程讲授时针对不同专业的学生的知识背景做适当的课堂介绍。此外,本课程着重阐明发动机工作过程的特点、物理现象与相关的理论分析、热力计算与发动机工作性能的分析计算等,而有关发动机性能参数的测试、各结构件的设计理论与计算方法等将在其他专业课程中阐明。

全书由刘佩进和唐金兰策划编写和定稿,刘佩进负责第 1 章和第 7 章的编写;吕翔编写第 2 章,参与第 7 章的编写;第 3 章和第 4 章由胡松启编写;第 5 章由唐金兰编写,刘佩进参与编写;第 6 章由魏祥庚编写;第 8 章由陈茂林编写。

感谢西北工业大学航天学院参与编写“通识教育”课程的教师,他们对本书的框架进行了认真的讨论,为本书的编写提供了指导,并感谢西北工业大学出版社对本书出版工作的大力支持。

限于水平和经验,在本书内容取舍、编排和观点阐述等方面的缺点和错误在所难免,恳请同行、专家和读者批评、指正。

编 者

2016 年 1 月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 喷气推进	1
1.2 航天推进系统的概念和分类	1
1.3 航天推进系统发展简史	11
1.4 航天推进系统的应用	13
参考文献	15
第 2 章 航天推进系统主要性能参数及理论计算方法	16
2.1 概述	16
2.2 推进系统主要性能参数及其计算	18
2.3 推进系统性能参数的应用	35
思考与练习题	39
参考文献	40
第 3 章 火箭推进剂	41
3.1 概述	41
3.2 固体推进剂	42
3.3 液体推进剂	63
思考与练习题	78
参考文献	79
第 4 章 火箭发动机热力计算	80
4.1 热力计算任务和推进剂总焓	80
4.2 燃烧室热力计算	82
4.3 喷管流动过程热力计算	109
4.4 发动机理论性能参数计算	118
4.5 热力学数据库使用介绍	124
4.6 典型热力计算软件介绍	127
思考与练习题	133
参考文献	134
第 5 章 固体火箭发动机	135
5.1 固体火箭发动机的基本组成和工作原理	135

5.2 固体火箭发动机中的稳定燃烧	140
5.3 固体推进剂的燃速特性	157
5.4 固体火箭发动机中的不稳定燃烧	179
5.5 固体火箭发动机内弹道性能预示	190
5.6 固体推进剂装药结构等发动机参数与发动机内弹道性能的关系	232
思考与练习题	235
参考文献	236
第 6 章 液体火箭发动机	238
6.1 液体火箭发动机的基本组成及分类	238
6.2 液体火箭发动机系统及其工作过程	243
6.3 液体火箭发动机中的燃烧及热防护	278
6.4 液体火箭发动机工作参数的选择	318
6.5 液体火箭发动机推力室设计分析实例	324
思考与练习题	330
参考文献	331
第 7 章 冲压发动机	332
7.1 概述	332
7.2 典型的冲压发动机结构	336
7.3 冲压发动机的性能分析	344
7.4 机体/发动机一体化与多学科耦合问题	352
思考与练习题	356
参考文献	356
第 8 章 电推进	357
8.1 电推力器分类与典型结构	357
8.2 电推力器中的等离子体物理过程	360
8.3 离子推力器	361
8.4 空心阴极	368
8.5 霍尔推力器	371
思考与练习题	375
参考文献	375

第1章 绪 论

1.1 喷气推进

喷气推进是通过喷射物质的动量作用,在装置上产生反作用力实现物体运动的方法。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受到的阻力。火箭发动机和空气喷气发动机都是直接反作用产生推力的喷气推进动力装置。这类发动机以很高的速度向后喷射出工质,由此获得反作用推力,使飞行器向前飞行。它们既是产生动力的发动机,又是将动力转化为推进作用的推进器。这类动力装置的出现,大大改善了飞行器的性能,比由发动机带动螺旋桨产生的间接反作用推力大得多,很适应高速飞行的需要,改变了人类的生活模式。现代飞行器的主动力装置基本上都是喷气推进装置,包括空气喷气发动机、火箭发动机,以及它们之间的组合。

1.2 航天推进系统的概念和分类

1.2.1 航天推进系统的概念

尽管推进装置的空天融合是一种发展趋势,火箭发动机与空气喷气发动机还是存在较大的不同点:空气喷气发动机自带燃料,燃料燃烧所需要的氧则取自空气,也就是说,空气喷气发动机的工作要依靠空气,因此只能用于大气层中的飞行推进,而且它的工作性能还要受到飞行器飞行速度、高度等飞行条件的影响;火箭发动机则自带燃料和氧化剂,它包括了产生推力所需要的全部物质,因此,火箭发动机的工作不依靠空气,可以在大气层以外工作,成为人类空间航行的主要动力装置。火箭发动机的工作性能与飞行器的飞行速度、攻角等飞行条件无关,其推力可以通过地面静止热试车测量得到。发动机推力随工作高度的变化而变化,这种变化可以通过地面静止实验的结果换算获得。

对于深空探测或星际航行来说,飞行时间可能需要数年,飞行距离达百万千米甚至更远,航天推进装置需要更高的性能,自身携带全部工质的喷气推进系统难以满足需求,需要借助外界能量提升推进系统的性能。

本书主要讨论用于航天的喷气推进装置,由于冲压发动机的研制和应用主要由航天部门开展,本书也介绍冲压发动机的概念、组成、性能计算方法,以及与飞行器总体之间的耦合。

1.2.2 航天推进系统的分类

图 1-1 显示了目前主要的喷气推进装置及其相互关系,其中涡轮和涡扇发动机主要应用于航空领域。目前得到广泛应用的航天推进装置主要是火箭发动机和火箭冲压发动机。视推进剂物理相态之不同,火箭发动机又分为液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机两大类。液体火箭发动机用的推进剂包括液态的燃料和氧化剂,分别存放在各自的贮箱中,工作时由专用的输送系统送入燃烧室;固体火箭发动机使用的推进剂是固态的,其燃料和氧化剂预先均匀混合,做成一定形状和尺寸的装药,直接置于燃烧室中,不需要专门的输送系统。这两种火箭发动机各有不同的特点,在应用过程中都得到了很大的发展。此外,固液推进剂混合式火箭发动机也是一种火箭发动机的可行方案。

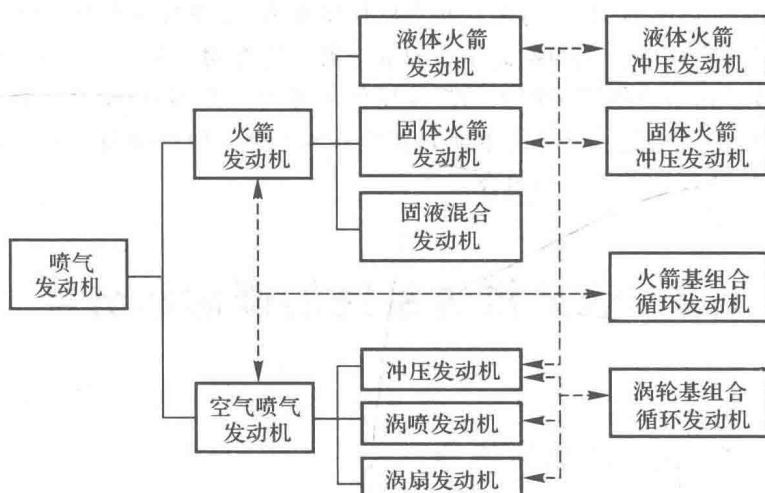


图 1-1 喷气推进发动机分类

将火箭发动机技术与吸气式冲压发动机技术并联或串联组合,形成了火箭冲压发动机,包括固体火箭冲压发动机和液体火箭冲压发动机。该种类型的发动机在导弹武器领域有其独特的优势,近年来得到迅猛发展。除此之外,将火箭发动机和亚燃/超燃冲压发动机组合,在不同的飞行模式下采用不同的热力循环方式,形成火箭基组合循环发动机(Rocket-Based Combined Cycle, RBCC)。同样,将涡轮基发动机与冲压发动机组合,形成涡轮基组合循环发动机(Turbine-Based Combined Cycle, TBCC)。RBCC 和 TBCC 发动机是目前航空航天动力的研究热点。

对于火箭发动机来说,除了化学火箭发动机之外,还有非化学火箭发动机。如果不考虑火箭发动机的具体结构和使用的特点,发动机中所利用自然能的初级形态是火箭发动机分类划分的最重要特征。在火箭发动机中可以利用的自然能有化学能、核能和太阳能等。根据取得反作用射流的初始物质的特点,一般可分为以下两种情况:

- (1) 初始物质与自然能的能源是一体的;
- (2) 初始物质和自然能的能源是分开的。

对于第一种情况,初始物质通常称为火箭发动机推进剂。在燃烧室、分解室或复合室中,推进剂的化学能转化为自身产物的热能,然后在喷管中将热能转化为燃气射流的动能。把这些特点综合在一起就构成了一类火箭发动机——化学火箭发动机。在这类发动机中,热力循环过程是最重要的,因此,化学火箭发动机属于热机的范畴。

利用核能或太阳能的火箭发动机构成另一类火箭发动机——非化学火箭发动机。非化学火箭发动机在能量转换过程中,初始自然能不仅可以转换为热能,而且还可以转换为其他形式的能量,如机械能或电能。

1.2.3 固体火箭发动机

固体火箭发动机是目前战略、战术导弹武器的主要动力装置,也是未来航天重型运载器助推器的可选动力装置。固体火箭发动机主要由燃烧室、推进剂主装药、点火器和喷管组成,如图1-2所示,具有推力大、结构简单、可靠性高、使用维护简便、可长时间处于战斗值班状态等特点。固体推进剂是发动机的能量源,也是产生推力的工质源。通过固体推进剂在燃烧室中的燃烧,将蕴含在推进剂化学键中的化学能转化为内能,实现第一次能量转换;燃烧后的高温、高压工质通过拉瓦尔喷管膨胀加速,产生推力。

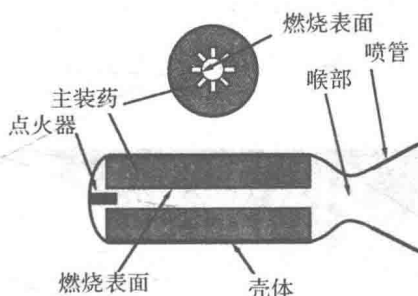


图 1-2 固体火箭发动机结构示意图

固体火箭发动机采用的推进剂决定了发动机的能量水平,早期使用能量较低的双基推进剂,目前多采用复合固体推进剂。复合推进剂药浆可浇注到燃烧室中,通过芯模形成不同的几何形状,固化后形成具有一定力学性能的装药结构,满足总体性能的需求。

为满足大载荷航天运载的需求,美国和欧洲采用大型固体火箭发动机作为助推器。由于生产和运输的限制,大型固体火箭发动机助推器一般采用分段结构,分段生产和运输,在发射地组装。图1-3是欧洲阿里安-五运载火箭固体火箭助推器 MPS-P230 结构示意图,采用三分段结构,发动机直径为 3.07 m,总长 26.8 m,单个助推器的装药量约为 240 t,最大推力达 6.894×10^6 N。美国航天飞机采用的固体助推器 RSRM 直径为 3.7 m,总长 38.4 m,推力可达惊人的 1.131×10^7 N。我国也在研制大型分段式固体火箭发动机,作为重型运载的可选助推方案。

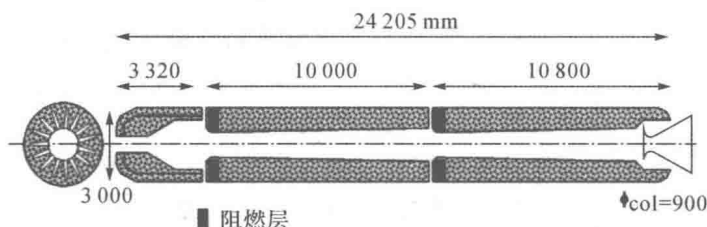


图 1-3 欧洲阿里安-五运载火箭固体火箭助推器 MPS-P230 结构示意图

1.2.4 液体火箭发动机

液体火箭发动机使用液体推进剂作为能源和工质,由于其性能高,比冲一般在 $1\,800\sim 4\,500\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 之间,工作可靠,推力可控性强,故现代大型运载火箭、航天飞机以及各种航天器广泛用它作为主要的动力装置。

按功能分,一类液体火箭发动机用于航天运载器和弹道导弹,包括主发动机、游动发动机、助推发动机、芯级发动机和上面级发动机等。主发动机按照布置的位置又可分为助推发动机和芯级发动机(见图 1-4);一般每一级火箭都有若干个游动发动机,在运载器的发射过程中控制姿态;上面级发动机主要用于轨道转移,要求有很高的比冲,但推力相对较小。另一类用于航天器主推进和辅助推进,包括远地点发动机、轨道机动发动机、姿态控制和轨道控制发动机。

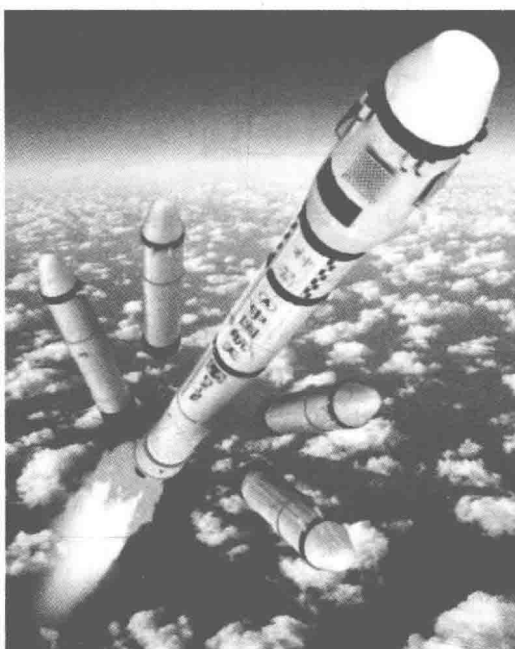


图 1-4 助推发动机与运载器的分离

液体火箭发动机按其使用推进剂组元数可分单组元、双组元和三组元发动机。单组元主要用于航天器辅助推进上,双组元占绝大多数,三组元发动机尚处于研制阶段。

双组元发动机按其推进剂的性质不同可分成可贮存和不可贮存推进剂发动机。可贮存推进剂一般指四氧化二氮、硝酸、偏二甲肼、混肼 50 等,都是有毒的。不可贮存推进剂一般为低温推进剂,如液氢、液氧等,本身是无毒的,但低温会对人带来伤害。液氢/液氧发动机又叫低温推进剂发动机。早期的液体火箭发动机采用液氧和酒精组合,我国目前在役的液体火箭发动机多采用红发烟硝酸和偏二甲肼燃料组合,大推力发动机主要采用液氧和煤油的组合。

按其推进剂供应方式,液体火箭发动机可分为挤压式和泵压式供应系统发动机,如图1-5所示。挤压式结构简单,一般用在上面级和小推力发动机上,但其结构质量偏大。航天器上的单组元和双组元发动机多为小推力,这些发动机一般均采用挤压式供应系统。由于不采用高速旋转机械部件,挤压式结构具有更高的可靠性,一些对可靠性要求很高的大推力发动机也采用挤压式结构,如阿波罗登月舱的返回主发动机。航天运载器和弹道导弹上液体火箭发动机都是大推力发动机,一般采用泵压式供应系统。

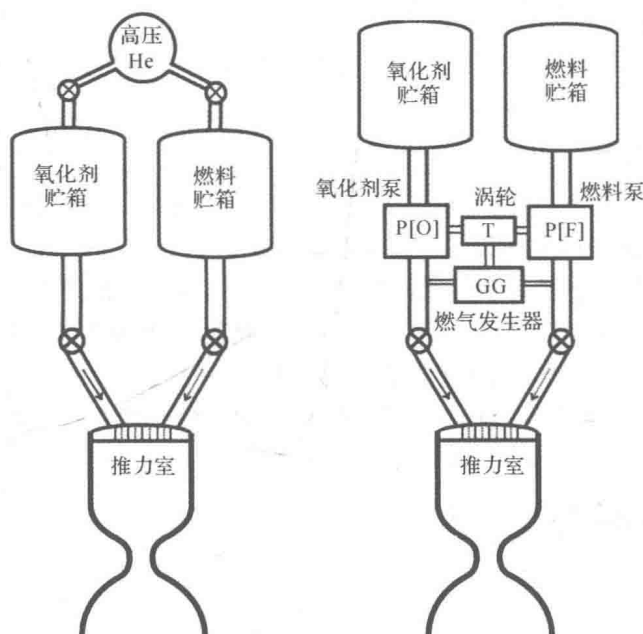


图 1-5 挤压式和泵压式液体火箭发动机系统

1.2.5 固液混合火箭发动机

固液混合火箭发动机是氧化剂和燃料以不同的形态分开贮存的混合燃料推进系统,通常按照氧化剂和燃料的不同组合可以分为固液混合火箭发动机(典型式)、液固混合火箭发动机(反方案式)、燃气发生器式以及组合式,其中固液混合火箭发动机采用固体燃料和液态的氧化剂,典型的结构如图1-6所示。液态氧化剂经过喷注器进入发动机头部的汽化室中,经过预燃室汽化之后进入燃料通道,与燃料热解气体进行掺混,并进行扩散燃烧;为了提高燃烧效率,在发动机的尾部通常设置有补燃室来提高氧化剂和燃料的掺混燃烧效率。固液混合火箭发动机工作时,燃烧区放出的热量对固体燃料加热,当固体燃料表面达到一定温度时,固体燃料开始热解。同时,从喷注器喷入的液体氧化剂经过雾化和蒸发,然后与进入装药通道的燃料热解

气体产物进行反应。

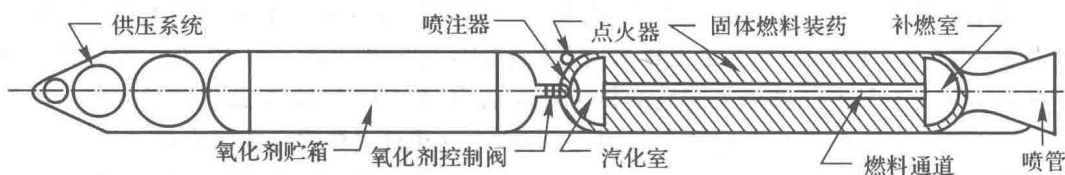


图 1-6 固液发动机结构简图

固液混合火箭发动机在结构上兼具了液体和固体火箭发动机的部分特点,在性能上呈现一定的优势,但也存在明显的不足。由于后续的章节不对该类发动机做专门的介绍,这里对其特点做较多的描述。

1.2.5.1 固液混合火箭发动机的优点

固液混合火箭发动机在结构上兼具了液体和固体火箭发动机的部分特点,在性能上具备了某些超越两者的优点,主要优点如下。

1. 高安全性和可靠性

与固体火箭发动机相比,它的燃料不含或仅含少量氧化剂,药柱的强度高且弹性好,不易出现裂纹和脱粘,即使出现裂纹或缺陷,由于燃烧是扩散燃烧,固液混合火箭发动机不像固体火箭发动机对推进剂裂纹扩展和脱粘面积增大那样敏感,因而比固体火箭发动机的可靠性高。液体火箭发动机在发射准备阶段或者飞行阶段中,一旦燃料泄漏或者结构失效都将导致灾难性的后果,而混合火箭发动机中几乎不存在这种危险性。

此外,由于固液混合火箭发动机中采用的固体燃料一般是惰性物质,在加工生产和运输贮存中不会出现爆燃和爆炸,因此具有较高的安全性。

2. 具有较高的操作灵活性和相对简单的系统

相对于液体火箭发动机而言,固液混合火箭发动机具备了液体火箭的节流特性以及多次关机和启动的特性,但是相对简单的液路供应系统大大减少了发射前的准备工作,这在导弹以及助推上的应用是非常有益的。

相对于固体火箭发动机而言,系统虽然相对复杂,但是具备的操作灵活性是固体火箭发动机所不具备的。在混合火箭发动机中,通过调节氧化剂的质量流量就可以实现推力调节的目的;通过打开和关闭氧化剂供应阀可以简单实现多次启动和关机。混合火箭发动机操作的灵活性使得它可以在发射甚至飞行过程的任一阶段随时中断任务,减少灾难性事故的发生;此外,这一特性使得混合火箭发动机可按总体要求实现弹道的优化设计,增大射程,提高导弹的突防能力和战场生存能力,接近目标时可提高导弹的机动性和打击力度。

3. 经济性能好

固液混合火箭发动机中采用的氧化剂和燃料可选择性很高,一般采用常用的工业原料就可以达到较高的性能,例如氧化剂选用过氧化氢、硝酸、 N_2O ,燃料可用 PE(聚乙烯)、石蜡、HTPB(端羟基聚丁二烯)、PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯)等。此外,由于混合火箭发动机的高安全性以及采用惰性推进剂等特征,总的成本大大降低,推进剂可以用普通的设备生产,不需要占用大量的面积和建筑来生产固体燃料,固体燃料的装填也可以在发射场附近进行。

4. 低环境污染性

目前,火箭发射对环境破坏最大的是固体推进剂中的氯化物,此外,液体和固体推进剂通常含有大量的氮元素,燃烧之后形成的氮氧化合物将会破坏臭氧层,并有可能形成酸雨。而固液混合发动机可以降低对环境的污染。

1.2.5.2 固液混合火箭发动机的缺点

固液混合火箭发动机也存在一些缺点,具体如下。

1. 固体燃料退移速率低

由于氧化剂和燃料的燃烧属于扩散燃烧,所以在固液混合火箭发动机中都存在燃料退移速率过低的问题,一般燃料退移速率小于 5 mm/s ,纯碳氢燃料的退移速率甚至小于 1 mm/s ,这给发动机装药设计带来了困难。然而,这个特性在需要长时间低推力工作的情况下是有利的,如靶弹、燃气发生器等。

2. 燃烧效率低

混合火箭发动机中扩散燃烧的特性造成氧化剂和燃料的掺混效果不好,从而造成推力效率较低,推力损失通常要比固体或者液体火箭发动机高 $1\%\sim 2\%$ 。

3. 推力调节对发动机性能影响大

在发动机调节推力时,改变氧化剂的质量流率,氧化剂和燃料的总混合比有可能会较远地偏离恰当比,造成发动机性能下降。然而,设计合理的初始氧燃比,可以很大程度减小这个损失,内弹道计算的结果表明,这个损失可以控制在 1% 以内。

4. 固体燃料装填分数低

固液混合火箭发动机由于燃速较低,为了产生足够大的推力,固体装药通常采用星形、车轮形或者更加复杂的多孔多通道结构的装药设计,这些形式的装药结构通常装填系数比较低。此外,在采用复杂的装药结构的情况下,燃烧结束后将有部分残药留在燃烧室中,这部分残药也将减少药柱的装填系数。

在民用航天领域,固液混合火箭发动机近年来发展迅速。美国“太空船一号”的成功飞行,“太空船二号”以及“追梦者”太空游飞行器的研制及商业运作都表明了固液混合火箭发动机在载人航天应用方面巨大的潜力和竞争力。

1.2.6 冲压发动机

空气是天然的氧化剂,航空发动机充分利用空气中的氧,其比冲大,有效载荷大,性能稳定,但由于其结构异常复杂,当飞行马赫数接近 3.0 时,高速、高压来流给发动机各部件带来几乎不可承受的热载荷和力载荷,此时发动机已接近其工作极限,飞行马赫数接近 3.0 已是目前航空发动机的极限。

若是能够抛弃燃气涡轮喷气发动机中的复杂结构,利用空气中的氧气作为氧化剂,飞行马赫数就可能突破 3.0 ,冲压发动机的概念由此产生。事实上,当来流马赫数为 3.0 时,仅仅依靠进气道的压缩,理论上就可使空气压力提高 36.7 倍,压缩效率很高,航空发动机的旋转部件

将变得多余。此时,通过进气道,来流超声速空气降为亚声速,燃料在燃烧室中进行亚声速燃烧,随后经过喷管以超声速排出。这种发动机即为亚燃冲压发动机。

当飞行马赫数在 3.0~5.0 之间时,亚燃冲压发动机具有良好的性能,随着飞行马赫数的进一步增加,由于遇到严重的热障,亚燃冲压发动机的性能会迅速下降。当飞行马赫数达到 6.0 时,进入燃烧室的空气静温可能会超过钢的熔化温度。当飞行马赫数达到 10.0 时,此时发动机壁面的单位热流量很大。燃烧室入口的温度随飞行马赫数的增加会迅速增加,燃料燃烧所放热量相当一部分会消耗在燃烧产物的离解上,燃烧效率很低。进气道和尾喷管的压力变化大,压力损失会很大。离解的燃烧产物在尾喷管里面来不及复合,离解消耗的热量回收很少。当飞行马赫数大于 6.0 时,使进气道出口气流保持超声速,在超声速中组织燃烧,就可以避免亚燃冲压发动机遇到的热障问题,此种发动机就是超燃冲压发动机。

为了提高低马赫数时超燃冲压发动机的性能,提出了双模态冲压发动机(Dual-Mode Ramjet)的概念。双模态冲压发动机属于亚燃冲压和超燃冲压发动机的结合,亚燃冲压和超燃冲压发动机的工作方式存在本质的区别,双模态冲压发动机在较低的马赫数下以亚燃冲压方式工作,在较高的马赫数下以超燃冲压方式工作,可以兼顾亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机的特点。

冲压发动机可以拓展吸气式发动机的工作上限,但也存在致命弱点:一是到达一定高度时,由于空气过于稀薄而无法工作,无法达到入轨高度和速度;二是低速时性能很差甚至不能工作,无法自行起飞。将火箭发动机与冲压发动机组合,就形成了火箭冲压发动机。通常把固体火箭助推器和冲压发动机结合为一个整体,称为整体式冲压发动机。

根据采用推进剂状态的不同和工作方案的不同,整体式亚燃冲压发动机可分为三种类型:整体式液体燃料冲压发动机、整体式固体燃料冲压发动机和整体式固体火箭冲压发动机(又称管道火箭),如图 1-7 所示。

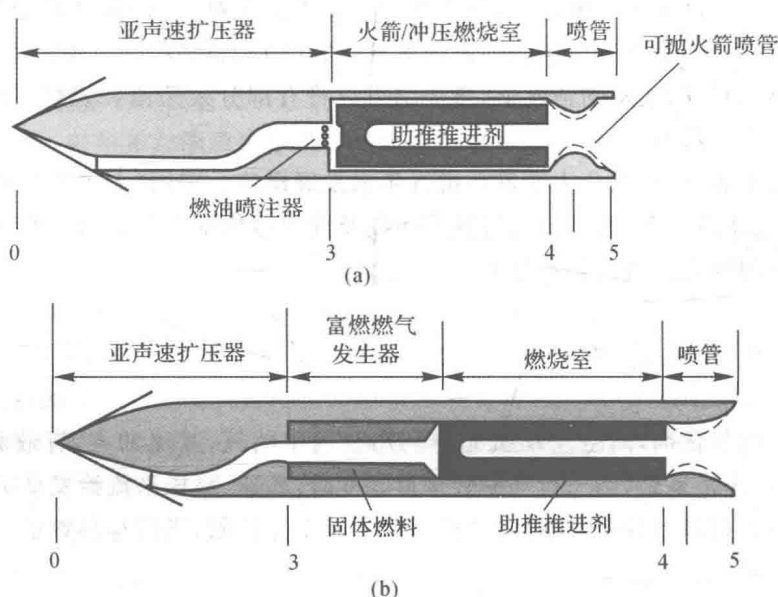
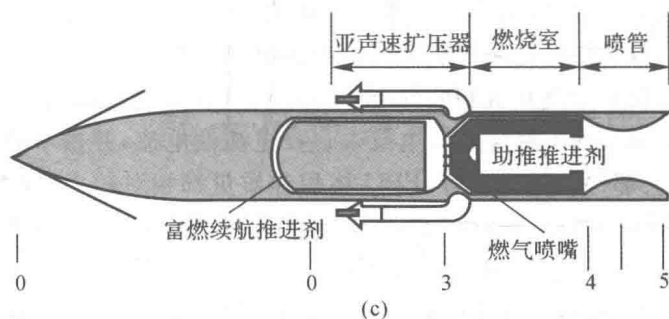


图 1-7 火箭冲压发动机的分类

(a)整体式液体燃料冲压发动机；(b)整体式固体燃料冲压发动机



续图 1-7 火箭冲压发动机的分类

(c) 整体式固体火箭冲压发动机

本书的第 7 章将重点介绍火箭冲压发动机的概念、结构特点和发动机性能计算方法。由于超燃冲压发动机尚处于研究之中,在本书中只做简单的介绍。

1.2.7 电推进

电推进(Electric Propulsion, EP),又称电火箭(Electric Rocket),是采用电能作为推进能源的动力装置。应用电推进技术的动力装置称电推力器。电推力器的能源系统和推进剂供给系统是相互独立的,一般的气体均可用作电推力器的推进工质,目前较多使用的是单质惰性气体。电推力器的能源系统(电源)在整个电推进系统中占有十分重要的地位,其体积、质量和技术难度往往超过推力器本身。电推力器喷射的射流多为由电子、离子和工质分子组成的等离子体。等离子体呈宏观电中性,但在电磁场作用下会发生偏转或定向运动。

小推力是电推力器的重要特征之一。受空间电功率限制,目前空间应用电推力器的推力值主要为毫牛量级。由于推力值较小,目前电推力器主要应用于同步卫星姿态控制、南北位置保持和离轨处理等任务,以及低轨卫星的阻力补偿、姿轨控和重新定位等任务;也有部分电推力器用于深空探测器的主推进系统,完成轨道转移等任务,如美国的“深空一号”探测器采用的 NSTAR-30 离子推力器,欧空局“SMART-1”月球探测器采用的 PPS-1350 霍尔推力器,日本“隼鸟”小行星探测器采用的 $\mu-10$ 微波离子推力器。一方面,随着空间电源技术特别是核电源技术的发展,也在研发牛级推力电推力器;另一方面,由于微小卫星精确控制需求,微牛级推力电推力器也是电推进技术的重要发展方向。

高比冲是电推力器的另一个重要特征。电推力器工质射流的动能主要来源于电场对带电粒子的加速,其喷射速度远高于常规化学推力器,故推力器比冲也较高。常规应用的电推力器比冲范围为 $6\,000\sim 50\,000\text{ N}\cdot\text{s/kg}$,目前应用最广泛的霍尔电推力器和栅极离子电推力器的比冲分别为 $18\,000\text{ N}\cdot\text{s/kg}$ 和 $30\,000\text{ N}\cdot\text{s/kg}$ 左右,正在研发的高比冲离子推力器比冲值可达 $200\,000\text{ N}\cdot\text{s/kg}$ 。由齐奥尔科夫斯基公式可知,比冲越高,完成同一飞行任务所需要的推进工质越少,这样便可以大幅增加有效载荷,或显著降低发射成本,或明显延长使用寿命。电推力器已成为俄罗斯、美国和欧空局先进商用卫星的标配,我国也已完成了电推力器的在轨飞行试验,即将实现电推力器的空间应用。然而对于电推力器并非比冲越高越好,在电功率一定的条件下,比冲越高则意味着推力器的推力值越小,完成同一飞行任务的时间越长。因此,

在进行电推力器设计和选择时,需要综合考虑比冲、推力、功率、体积和质量等诸多因素。

电推进系统的基本功能是把来自航天器电源的电能转换成推进工质喷气的动能,其组成一般包括三部分。①功率处理单元(Power Processing Unit, PPU),也称为电源处理单元,用来调整来自太阳能电池阵的不稳定直流电或来自蓄电池的电流,并按不同电压和功率等要求输送到推力器各个组、部件。一般而言,PPU 体积和质量都相对较大,成本也较高,是电推进系统中复杂而又富有挑战性的分系统。②推进剂贮存和供给系统,电推进系统的推进剂贮存和供给系统与一般冷气推进系统和单组元液体推进系统相差不大,但由于电推进系统需求的推进工质流量一般很小,每秒只有几毫克到几十毫克,且连续供给时间很长,这给电磁阀的流量精确控制和防止泄漏带来较大困难。③电推力器,电推力器的种类繁多,对应原理多样,性能指标相差很大,且各有各的特点和适用范围。

按推进工质加速方式,电推力器可分为电热式、静电式和电磁式。电热式主要包括电阻加热推力器(resistojet)、电弧加热推力器(arcjet);静电式包括目前应用最广泛的栅极离子推力器(Ion Thruster, IE)和霍尔推力器(Hall Effect Thruster, HET);电磁式包括脉冲等离子体推力器(Pulsed Plasma Thruster)和磁等离子体动力学推力器(Magnetoplasma dynamic Thruster, MPDT)等。

应用电推力器是商业卫星降低成本、提高效率、增加竞争力的有效手段。普遍认为,没有电推力器的航天器,很难称得上是一颗先进的航天器。特别是对于深空探测来说,目前化学推进几百秒的比冲很难使航天器到达遥远的目标,更不用说采样返回了。从世界范围来说,纯化学推进的能量发挥已接近其理论极限,再提高比冲非常困难。因此,电推进技术是航天推进技术发展的必然趋势之一。

本书的第 8 章将重点介绍电推进技术中的基本物理过程,以及常见电推力器的结构、组成、原理和性能。

1.2.8 核火箭

核能火箭发动机利用核反应或放射性衰变释放的能量加热工作介质,工质通过喷管膨胀后高速排出产生反作用推力。根据核能释放方式的不同,核火箭可分为核裂变型、放射性同位素衰变型和核聚变型三种。

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。核裂变火箭发动机主要用于大推力(40 kN 以上)的场合,其比冲可高达 $9\,000\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。裂变火箭发动机于 20 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 4 100 MW,相当于发动机真空比冲为 $8\,500\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

在放射性同位素衰变火箭发动机中,由放射性材料发出的辐射转化为热量,提高工质(如氢)的温度,或用于驱动电推进系统。该种类型的发动机推力较小,温度较低。

核聚变火箭发动机利用聚变反应提供能量。在聚变反应发生后,磁场再引导炽热离子喷向火箭尾部,实现聚变火箭的推进力。因为核聚变是将原子核结合在一起而不是将原子核分裂,所以比核裂变发动机性能更好,由于月球的表面和木星大气中存在大量的燃料氘和氦,核聚变火箭更容易补充燃料,实现星际旅行。

核火箭的概念在 20 世纪 40 年代就已经提出,钱学森在 1949 年写出了第一篇关于核动力

火箭的经典论文,但是目前还没进入实用阶段。

1.3 航天推进系统发展简史

本节主要介绍目前常用的固体火箭发动机、液体火箭发动机和冲压发动机的发展历程。

1.3.1 固体火箭发动机

固体火箭技术起源于中国。火药是中国古代四大发明之一,有了火药,就为固体火箭的发明准备了必要的技术条件。最古老的火箭发动机就是火药火箭发动机,烟火的、信号的、照明的、救援的和应用于军事的火药火箭发动机在不同时代均有应用,例如:公元13世纪的中国,宋朝就用黑火药做固体燃料,制成了世界上最早的兵器(如“霹雳炮”);明朝有一种叫作“火龙出水”的武器,是历史上最早的二级火箭的雏形等等。由于中国传统思维方式的限制,火箭发动机技术在古代和近代中国没有得到很好的发展。

火箭技术西传,是13世纪元兵西征,经过阿拉伯传入欧洲,后来又传入印度。19世纪初期,印度在抵抗英军的侵略战争中使用了火箭技术,使英国人也开始注意应用火箭技术于作战。19世纪的欧洲,最著名的火箭应用是1867年英军进攻丹麦的哥本哈根,一共发射了约4万枚火箭,取得了战争的胜利。火箭西传后得到了极大的改进和广泛的应用。例如:在英国,Roger Bacon改进了黑火药的性能,增大了火箭的射程;在法国,Jean Froissant通过管子发射火箭,提高了火箭的飞行精度(管式发射可认为是现代火箭炮的前身);在意大利,Joanes de Fontana设计了可在水面飞行的用于攻击船只的早期鱼雷,等等。

从中国古代的火药火箭开始,到19世纪欧洲的火箭应用于战争,是固体火箭技术发展的第一个时期。这一时期只有固体火箭,没有液体火箭,所用的固体推进剂是黑火药,能量不够高,技术也比较原始,但它们的工作原理和近代固体火箭的工作原理是一样的。

近代固体火箭的发展可以说是从20世纪30年代硝化甘油无烟推进剂的发明开始的。有了这种无烟推进剂,固体火箭得到了新的能源,开始了一个新的发展阶段。当时苏联、德国等都采用无烟的双基推进剂,研制和生产了大量的各种近程野战火箭弹,如苏联著名的“喀秋莎”野战火箭是这个时代苏联火箭的典型代表。迄今为止,双基推进剂的固体火箭发动机仍然在某些近程武器系统上使用。

由于双基推进剂在能量方面的限制,20世纪30至40年代,液体火箭发动机在德国和美国得到迅速发展。但是,在液体火箭发动机飞速发展的时期,固体火箭发动机的研究也一直在进行着。1939年,冯·卡门带领一批年轻人从事喷气推进助推飞机起飞(JATO)的项目,自学成才的化学家帕金森研制成功了复合推进剂,解决了推进剂的成形和贮存问题,使固体火箭发动机的发展又开始了一个新的阶段。到1955年,固体火箭发动机有了很大的改进,主要表现在两个方面:

- (1)研制成功了能量较高、机械性能及燃烧特性较好的复合固体推进剂;
- (2)研制了结构质量轻的发动机壳体及其他组件。

这些改进提高了固体火箭发动机的比冲,使固体火箭发动机向大尺寸、长时间工作方向发