



航天器推进理论

Theory of Spacecraft Propulsion

◎ 陈新华 等编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

航天器推进理论

陈新华 田希晖
苏凌宇 丰松江 车学科 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书全面系统论述了航天器推进系统理论、技术和分析方法。全书共分9章,主要内容包括火箭发动机基本原理、空间发动机喷管理论、空间液体和固体火箭发动机、电火箭发动机基本理论、空间液体火箭推进剂输送系统动力学理论、典型航天器推进系统特点与应用分析、空间火箭发动机高空环境试验理论与技术等。

本书可作为航空宇航科学与技术学科研究生教材,亦可供从事航天器总体设计和推进系统设计的科技人员、相关专业的科技人员以及航天器运行和管理决策人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航天器推进理论 / 陈新华等编著. —北京: 国防工业出版社, 2014. 2
ISBN 978-7-118-09266-0

I. ①航… II. ①陈… III. ①航天器—推进系统—高等学校—教材 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 024246 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 22½ 字数 572 千字

2014 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 69.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

几十年以来,航天技术得到蓬勃发展,世界各国已经相继发射了几千颗各种用途的航天器。能否有效地进入和利用宇宙空间,在很大程度上取决于空间飞行器上动力装置所取得的成就。推进系统是航天器主要分系统之一,其性能好坏直接影响航天器的控制精度、寿命与可靠性。因此,世界航天大国都致力于发展高性能、高精度、长寿命的航天器推进系统。

本书根据军事航天技术和航天器的发展,以国内外先进的航天器为背景,主要阐述航天器推进技术方面的基本理论、工程技术和分析方法以及发展趋势,内容包括空间火箭发动机基本理论、火箭发动机喷管理论、空间液体和固体火箭发动机技术、电火箭发动机基本理论、空间液体火箭推进剂输送系统动力学理论、典型空间推进系统关键技术和应用需求分析、空间发动机高空环境试验理论与技术等,是一部全面系统论述航天器推进理论与技术的著作。

本书是在作者多年为中国人民解放军装备学院航空宇航科学与技术学科研究生主讲“航天器推进理论”课程已形成的相关讲义基础上,结合作者在火箭推进技术领域的科学研究成果以及教学工作实践,经全面更新和补充编著而成。

在本书编写过程中,受到我国著名火箭发动机专家、中国科学院院士、中国人民解放军装备学院庄逢辰教授悉心指导,得到了中国人民解放军国防科学技术大学周进教授、中国航天科技集团公司五院任海研究员、中国航天科技集团公司六院戴德海研究员的热情支持和帮助,在此表示深深的谢意。另外,作者还参阅了国内外许多同行专家、学者在空间火箭发动机研究领域的理论和试验研究文献及著作,在此谨向各位专家、学者表示衷心感谢。

由于学识水平有限,书中存在的不妥之处,恳请读者不吝指正。

陈新华

2013 年 10 月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 航天器推进系统定义与用途	1
1.1.1 定义	1
1.1.2 用途	1
1.2 航天器推进系统分类与特点	2
1.2.1 分类	2
1.2.2 特点	4
1.3 航天器推进系统发展过程	4
1.4 飞行环境对航天器推进系统的影响	6
1.4.1 运载器发射与飞行环境对航天器推进系统的影响	7
1.4.2 地球大气环境对航天器推进系统的影响	7
1.4.3 宇宙真空和深黑低温环境对航天器推进系统的影响	8
1.4.4 微重力环境对航天器推进系统的影响	9
1.4.5 热环境对航天器推进系统的影响	10
1.4.6 电磁辐射和宇宙射线环境对航天器推进系统的影响	11
1.4.7 宇宙尘埃和空间碎片对航天器推进系统的影响	13
1.5 航天器空间飞行对推进系统的需求	14
1.5.1 航天器空间飞行轨道速度与能量需求	14
1.5.2 航天器轨道摄动对推进系统的需求	19
1.5.3 航天器机动飞行对推进装置的需求	24
参考文献	27
第 2 章 航天器推进系统应用分析	29
2.1 航天器推进系统主要任务	29
2.2 航天器推进系统应用基本要求	30
2.2.1 总体对推进系统的要求	30
2.2.2 飞行功能要求	30
2.2.3 系统性能要求	31
2.3 航天器推进系统比较与选用	32
2.3.1 系统比较	32
2.3.2 推进剂输送系统及推进剂量确定	39
2.4 典型空间推进系统分析	39

2.4.1	美国航天飞机推进系统	39
2.4.2	美国阿波罗飞船推进系统	46
2.4.3	俄罗斯联盟 TM 号飞船推进系统	50
2.4.4	中国神舟飞船推进系统	56
2.4.5	典型卫星推进系统	59
2.4.6	典型电推进系统	66
参考文献		69
第3章 火箭发动机基本原理		70
3.1	推力	70
3.1.1	推力室推力公式	70
3.1.2	真空推力	72
3.1.3	额定推力(又称设计状态推力)	72
3.1.4	地面推力	72
3.2	冲量与比冲	73
3.2.1	冲量	73
3.2.2	比冲	73
3.2.3	后效冲量	74
3.3	混合比	74
3.4	火箭发动机推力室燃气流动过程数值分析模型	76
3.4.1	燃烧室内燃气流动过程数学模型	76
3.4.2	推进剂燃烧产物的热力参数计算模型	84
参考文献		91
第4章 空间发动机喷管理论		92
4.1	喷管作用与分类	92
4.1.1	喷管的作用	92
4.1.2	喷管分类	92
4.2	喷管理论基础	93
4.2.1	管道横截面变化对燃气参数的影响	93
4.2.2	喷管临界截面处气流参数	96
4.2.3	火箭发动机喷管排气速度	97
4.2.4	流量公式与特征速度	99
4.2.5	推力系数	100
4.2.6	喷管面积比	102
4.2.7	火箭飞行高度对喷管流动过程的影响	103
4.2.8	喷管出口燃气压力确定	106
4.3	喷管分离流参数计算	107
4.3.1	气流分离总压损失	107
4.3.2	气流分离面位置确定	109

4.4	喷管地-空推力系数估算	111
4.4.1	换算方法的基本思想	111
4.4.2	模型发动机的选择原则	111
4.4.3	模型发动机推力室真空推力系数	112
4.4.4	实际发动机推力室的真空推力系数	112
4.5	考虑多种损失的低推力大面积比喷管推力系数近似计算方法	113
4.5.1	影响低推力大面积比喷管推力系数的因素	113
4.5.2	近似计算方法	114
4.6	高度补偿喷管	118
4.6.1	塞式高度补偿喷管方案	118
4.6.2	气动塞式高度补偿喷管飞行工作特性	122
4.6.3	气动塞式喷管性能预示模型	123
4.7	高空羽流	130
4.7.1	高空羽流流动特性及效应	130
4.7.2	高空羽流流场数值模拟方法简介	132
	参考文献	136

第5章 空间液体火箭发动机 138

5.1	特点与分类	138
5.2	对空间液体火箭发动机的基本要求	139
5.2.1	对喷注器的要求	139
5.2.2	对推力室身部的要求	142
5.3	几种空间液体火箭发动机推力室	143
5.3.1	单组元分解推力室	143
5.3.2	双组元推力室	144
5.3.3	空间液体火箭发动机喷注器	144
5.3.4	直流互击式喷注单元的动量原理	145
5.4	液体火箭推进剂	147
5.4.1	飞行器对液体火箭推进剂的基本要求	147
5.4.2	液体火箭推进剂分类	147
5.4.3	液体氧化剂	148
5.4.4	液体燃料	149
5.5	空间小推力液体火箭发动机推力调节与控制	152
5.5.1	推力调节与控制的方式	152
5.5.2	变推力液体火箭发动机的推力调节原理与特性	152
5.5.3	影响变推力液体火箭发动机发展的关键技术	157
5.6	空间液体火箭发动机热分析理论	159
5.6.1	热量传递的三种基本方式	159
5.6.2	高温燃气对火箭发动机燃烧室壁及喷管壁的传热	161
5.6.3	空间液体火箭发动机冷却技术	166

5.6.4	空间液体发动机冷却方案的选择	175
5.7	液体推进剂雾化理论	179
5.7.1	推进剂雾化装置与作用	179
5.7.2	雾化机理与影响因素	179
5.7.3	雾化质量参数	180
5.7.4	典型喷注单元液滴平均直径和喷雾尺寸分布	181
5.7.5	液滴数模型	183
5.8	液体推进剂着火与燃烧理论	183
5.8.1	推进剂着火与火焰传播理论	183
5.8.2	对流环境中推进剂蒸发与燃烧理论	192
5.8.3	液滴温升计算模型	198
5.8.4	液滴半径变化计算模型	199
5.8.5	液滴速度计算模型	199
5.8.6	应用实例	200
5.9	空间液体发动机推力室动态响应特性分析模型	201
5.9.1	电磁阀的流量及损失模型	201
5.9.2	喷注器集液腔充填的动态模型	203
5.9.3	喷注器流量模型	204
5.9.4	推力室模型	204
5.9.5	空间发动机动态特性仿真计算实例	207
5.10	液体火箭发动机不稳定燃烧	211
5.10.1	概述	211
5.10.2	低频不稳定燃烧	213
5.10.3	中频不稳定燃烧	217
5.10.4	高频不稳定燃烧	220
	参考文献	242
第6章	空间固体火箭发动机	244
6.1	固体火箭发动机的基本结构与工作过程	244
6.1.1	空间固体火箭发动机的基本结构与特点	244
6.1.2	固体火箭发动机工作过程	245
6.2	固体火箭发动机内弹道性能参数计算零维模型	246
6.2.1	基本假设与物理模型	246
6.2.2	质量守恒方程	246
6.2.3	能量守恒方程	248
6.2.4	燃烧室平衡压强和平衡温度	249
6.2.5	燃烧室点火压强	250
6.3	典型空间固体发动机	250
6.3.1	FG-47 固体火箭发动机	251
6.3.2	DFH-2A 固体火箭发动机	252

6.4	固体火箭发动机点火装置及高空点火技术	253
6.4.1	安全点火装置	253
6.4.2	高空点火技术	254
6.5	固体火箭推进剂	254
6.5.1	运载火箭与导弹对固体火箭推进剂的要求	254
6.5.2	固体火箭推进剂分类	255
6.5.3	双基推进剂	256
6.5.4	复合推进剂	256
6.5.5	复合改性双基推进剂	257
6.5.6	固体火箭发动机装药	258
6.5.7	固体火箭推进剂研究发展趋势	260
	参考文献	262
第7章	小推力液体火箭发动机推进剂输送系统原理	263
7.1	对小推力空间液体火箭推进剂输送系统的要求	263
7.2	空间化学小推力火箭发动机输送系统选择及参数确定	265
7.2.1	系统方案选择	265
7.2.2	增压气瓶压力确定	268
7.2.3	推进剂贮箱压力确定	269
7.2.4	系统元件及管路尺寸确定	269
7.2.5	流体流动沿程损失	269
7.3	空间发动机贮箱增压工质选择及参数估算	272
7.3.1	贮箱增压气体选择	272
7.3.2	贮箱增压工质工作参数估算模型	274
7.4	空间液体火箭发动机推进剂输送系统动态特性分析方法	277
7.4.1	推进剂输送系统动态特性分析数学模型	278
7.4.2	推进剂输送管路动力学方程求解特征线方法	285
7.4.3	推进剂输送系统动态特性分析数学模型应用举例	292
7.5	零(微)重力条件下的推进剂管理	293
7.5.1	零(微)重力条件下的分子作用力	294
7.5.2	空间发动机推进剂排出方法	296
7.5.3	空间发动机典型推进剂管理装置比较	301
	参考文献	303
第8章	电推进原理	305
8.1	电推进组成与分类	305
8.1.1	基本组成	305
8.1.2	分类	306
8.2	电推进特点与功能	306
8.2.1	特点	306

8.2.2	基本功用	307
8.3	基本性能参数	309
8.3.1	输出功率	309
8.3.2	电推力器效率	309
8.3.3	比功率	310
8.3.4	有效载荷质量比	311
8.4	电热式电推进	313
8.4.1	电阻加热式电火箭发动机	313
8.4.2	电弧加热式电火箭发动机	314
8.4.3	微波加热发动机	316
8.5	静电式电推进	318
8.5.1	静电加速式电火箭发动机工作原理与特点	318
8.5.2	静电加速式电火箭发动机分类	319
8.5.3	基本关系式	319
8.5.4	典型静电加速式电火箭发动机	320
8.6	电磁式电推进	323
8.6.1	基本原理与特点	323
8.6.2	分类	323
8.6.3	典型电磁式发动机	324
	参考文献	329
第9章	空间火箭发动机环境试验技术	330
9.1	概述	330
9.1.1	空间火箭发动机环境试验定义、目的、作用	330
9.1.2	空间发动机环境分类与定义	330
9.1.3	空间发动机试验分类与简介	331
9.2	空间发动机高空与空间环境模拟试验	334
9.2.1	模拟的空间环境条件和主要试验类型	334
9.2.2	高空和空间环境试验主要研究内容	335
9.2.3	高空和空间环境试验主要技术要求	335
9.2.4	高空和空间环境试验主要技术问题	337
9.2.5	高空和空间环境模拟试验系统实现方法	337
9.2.6	圆柱形扩压器参数计算方法	340
9.2.7	高空和空间环境模拟试验羽流效应测试方法与设备	342
9.3	典型高空和空间性能模拟试验系统	345
9.3.1	GS-1 高空模拟试验系统	345
9.3.2	GS-2 高空模拟试验系统	346
	参考文献	349

第1章 绪 论

1.1 航天器推进系统定义与用途

1.1.1 定义

航天飞行器简称航天器,是在地球大气层以外的宇宙空间(太空),执行探索、开发或利用太空等特定任务的飞行器。

航天器按其完成任务不同可分为人造地球卫星、月球探测器、行星际探测器和跨太阳系探测器等几种,也分为无人航天器(人造地球卫星和空间探测器)和载人航天器(载人飞船、空间站和航天飞机等)。

推进系统,又称“动力系统”或“动力装置”,是利用自身携带的工质,依靠反作用原理直接产生推力或力矩的系统。推进系统是飞行器的主要组成部分。

航天器推进系统是利用自身携带的工质,依靠反作用原理为航天器提供推力或力矩的整套装置,它能够在大气层外真空中条件下工作,使航天器达到所需要的速度和飞行姿态。一般又称为空间推进系统。能够在大气层外真空中条件下工作的发动机称为空间发动机。

1.1.2 用途

航天器推进系统的功能是为航天器轨道机动提供所需要的推力,为航天器姿态变化提供所需要的力矩。用于航天器的推进系统多种多样,采用何种推进系统取决于航天器本身的任务及其对推进力(加速度)和力矩的具体要求。细说起来,航天器推进系统要为航天器完成以下任务提供动力。

(1) 变轨控制和轨道修正:为航天器变轨、轨道修正任务提供力和力矩。变轨控制是将航天器从一个轨道变到另一轨道,变轨前后2个轨道可以在同一个轨道平面内或不在同一个轨道平面内,如把航天器从低轨道转移到高轨道(如地球同步轨道)或月球轨道和行星轨道。由于各种摄动因素存在,航天器会逐渐偏离标称轨道,需要推进系统提供力与力矩进行修正,以保证在预定的轨道上稳定运行。如低轨道航天器,长期轨运行时会受到大气阻力的影响,轨道会慢慢衰减,要经常进行轨道修正、提升,需要推进系统提供力与力矩。

(2) 轨道保持和位置保持:为航天器轨道保持任务提供力和力矩。轨道保持是调整航天器的轨道速度,修正轨道参数,使航天器运行轨道与理论轨道的偏差控制在允许范围内。地球同步卫星的轨道保持即为位置保持。例如:地球静止轨道卫星在轨道运行期间,由于月球和太阳引力,会引起轨道倾角变化,需要推进系统为卫星南北位置保持提供控制力矩;由于地球形状的摄动和太阳光压,造成卫星经度偏移和偏心率摄动,需要推进系统为卫星东西位置保持提供控制力矩。

(3) 交会与对接:为航天器的交会对接任务提供推力。交会与对接是使2个或2个以上的航天器在轨道上预定的位置相会合并,在结构上相连接。在交会过程中还涉及到航天器之

间的停靠和交会后的分离。

(4) 入轨、离轨和再入:为航天器进入预定轨道,以及在完成任务后脱离运行轨道或再入地球大气层提供动力。将在近地轨道上的有效载荷送入到较高的地球轨道或行星际交会轨道。采用航天飞机发射静止轨道卫星,需要携带近地点发动机和远地点发动机,完成卫星的近地点和远地点的注入。如运载火箭发射静止轨道卫星,一般需要远地点发动机,完成卫星的远地点的注入。

(5) 姿态控制:航天器在轨运行时,要完成其承担的任务,必须依靠推进装置提供动力,以保持预定姿态。航天器姿态控制包括姿态稳定和姿态机动两方面。姿态稳定是把航天器保持在预定姿态偏差范围内。姿态机动是把航天器从某一姿态调整到另一预定姿态。星箭分离后,航天器为了捕获姿态以及捕获太阳光能,需要推进系统为其完成太阳、地球和星的捕获提供控制力与力矩。

(6) 月球和行星上的着落和起飞:为航天器提供动力,使其按预定要求进入月球或行星的大气层,并在其表面软着落,在完成其探测任务后起飞返回。

(7) 为航天员的舱外活动提供推力。

因此,推进系统的性能优劣直接影响航天器的控制精度、寿命和可靠性。推进系统的结构质量加上所装载的推进剂,占航天器相当一部分质量(如地球同步静止轨道卫星推进剂占整个卫星质量的 50% 左右),故推进系统性能对航天器是至关重要的。选择一个合适的系统方案,精确地计算出所需推进剂质量,就能增加航天器的有效载荷比或者延长航天器的寿命。航天器推进系统的发展,也始终围绕着如何提高推进系统性能这个思路进行的。

1.2 航天器推进系统分类与特点

1.2.1 分类

航天器推进系统按利用的能源不同,可分为冷气推进系统、化学火箭推进系统和特种火箭推进系统,如图 1-1 所示。

(1) 冷气推进系统是以冷气(如氮气)为推进剂的喷气推进系统,其能源是预置的高压。

(2) 化学火箭推进系统使用化学火箭发动机。化学火箭发动机使用自身携带的推进剂在燃烧室中燃烧或分解释放化学能,燃烧产物经喷管高速喷射转变成动能,产生反作用推力。推进剂既是能源又是工质,即能源与工质是一体的。它具有推力大、推质比大等特点。

化学火箭推进系统按使用的推进剂或火箭发动机不同有液体火箭推进系统、固体火箭推进系统、固液混合火箭推进系统和冲压喷气推进系统等。液体火箭推进系统使用液体火箭推进剂。固体火箭推进系统使用固体火箭推进剂。

(3) 特种火箭推进系统使用特种火箭发动机。它使用的能源和工质是分开的。特种火箭发动机一般不使用推进剂的化学能,而是用电能、核能、太阳能、电磁能等加热或加速工质,得到高温物质流通过喷管产生或直接产生反作用推力。它们使用的工质有汞、氨、氮、氢、氙、肼等。目前只有电火箭发动机研究较成熟,已定型和成功应用,其他种类或处于方案和原理样机研究阶段或处于概念研究阶段。利用电能、核能、太阳能等能源的特种火箭发动机具有推力小、比冲大、推质比小等特点。

化学火箭推进系统目前技术最成熟,应用最广泛。化学火箭推进系统的比冲相对较低,结构质量相对较轻(发动机重量小),推力能达到很高,因此其加速度较大。电火箭推进系统已

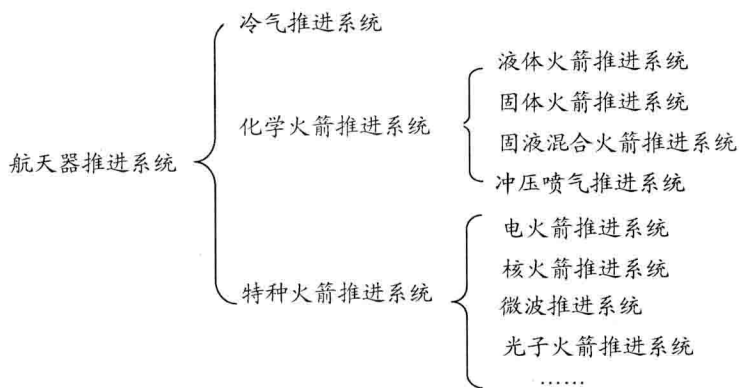


图 1-1 火箭推进系统分类

在空间推进领域成功应用。核火箭推进系统的原理样机已经研制成功。电推进装置具有很高的比冲,但带有较重的电源处理设备为工质获得高喷射速度提供功率。由于电推进装置和利用太阳能的推进装置产生的推力或加速度很小,通常加速时间很长,因此这些推进系统最适于飞行时间很长或加速度要求小的空间飞行的任务。电推进系统的小推力意味着它们无法用于飞行器起飞或降落的强加速度任务。

对于航天器目前采用的空间液体火箭推进系统类别还可进一步细分,如图 1-2 所示。

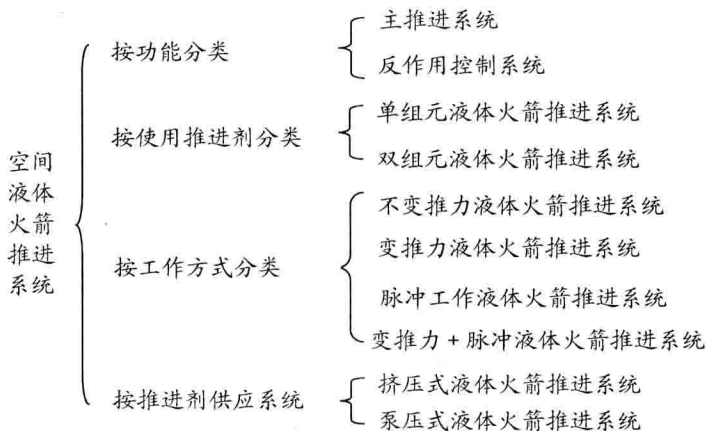


图 1-2 空间液体火箭推进系统分类

- 按功能分为主推进系统和反作用控制系统。主推进系统主要为航天器加速、变轨等提供动力;反作用控制系统是指提供辅助动力,实施轨道修正、各种机动以及产生小的加速度保证推进剂连续供应等一类液体火箭推进系统。它们不仅仅在功用上和推力大小上有差别,而且所用的推进剂种类,所要求的可控制程度上和推力变化的程度上以及系统部件的组成上都有所差别,共同之处在于都要求在空间低温真空环境中能可靠的起动和工作。

- 按使用的推进剂不同还可分为单组元液体火箭推进系统和双组元液体火箭推进系统。

- 按工作方式还可分为不变推力(推力不变)液体火箭推进系统、变推力(推力变化)液体火箭推进系统、脉冲(间歇提供推力)工作液体火箭推进系统和变推力 + 脉冲液体火箭推进系统等。

• 按推进剂供应系统可分为挤压式液体火箭推进系统和泵压式液体火箭推进系统。挤压式还可分为落压式和恒压式,也可分为单模式、双组元一体化模式、双模式和复合模式等。

1.2.2 特点

航天器推进系统要在特定的空间环境中完成各种不同的任务,因而它的工作方式、技术性能和系统结构等方面都具有明显的特点。

(1) 工作环境恶劣。航天器推进系统工作高度范围是无限的,根据航天器的任务不同,可能在高层大气中,也可能在外层空间或深度宇宙空间工作。要在高真空和失重的空间环境中长期工作,并经受太阳及其各恒星的空间辐射。要适应恶劣的工作环境,给航天器推进系统研制带来许多特殊的问题。

(2) 单个推力室的推力比较小。目前用于航天器的主发动机推力范围一般为 $0.5 \sim 100\text{kN}$,辅助发动机的推力范围仅为 $0.05\text{N} \sim 2\text{kN}$ (在国内,无水肼推力器推力已达 0.1N 左右、电推进推力器推力约为 40mN 、冷气推力器推力约为 40mN)。产生的反作用加速度一般小于重力加速度。发动机推力小,带来了试验时的参数测量精度、推力室冷却传热等诸多问题。如推进剂流量小,喷注器面上喷嘴不能多,二次混合燃烧组织困难,推力室比冲低;不能均一地轴向对称地燃烧,烧热室周向容易产生局部高温,产生烧穿室壁问题。

(3) 多次起动或脉冲工作。一般要求航天器采用的空间发动机应具有多次起动或脉冲工作,响应要快,脉冲宽度要小。对于液体空间发动机,由安装在推力室头部的电磁阀直接控制推进剂进入燃烧室,响应时间一般 $4 \sim 25\text{ms}$ 。

(4) 工作时间长。航天器推进系统无论是持续工作和脉冲式工作,累积工作时间比一般运载火箭的主推进系统要长的多。累积工作次数或循环工作寿命,从几十次至几十万次,有些在轨寿命高达 10 年以上。工作时间长,会带来推进剂贮存问题,如推进剂蒸发损失,推进剂与结构材料的相容性问题等。

(5) 推力调节范围大。航天器推进系统不仅能在额定推力下工作,而且可根据不同任务的要求调节推力,推力调节范围较大,最大推力可大于额定推力的十几倍。

(6) 结构尺寸小。航天器推进系统的发动机结构尺寸较小,推进剂流量小,要保证发动机具有高的性能,流量控制精度和燃烧过程组织要求高,将使喷注器流路及喷嘴的制造加工更加困难,难度更大。

(7) 一般采用挤压式推进剂供应方式。推进剂贮箱、贮箱增压气瓶以及相应管路是系统组成的一部分。随着航天事业的发展,地球同步卫星的体积和质量越来越大,这就需要大提高航天器推进系统的真空比推力。因此,提出泵压式液体远地点发动机替代传统的挤压式推进系统,以减少航天器推进系统自重和增加发动机燃烧室压力来增大比推力,进而增加航天器有效载荷,降低成本。

1.3 航天器推进系统发展过程

航天器推进系统是随着高性能飞机、各类航天器特别是卫星、宇宙飞船和航天飞机的发展而发展起来的,在宇宙飞船和航天飞机上使其应用达到了全盛时期。

航天器推进系统研制起步为 20 世纪 40 年代末 50 年代初,由于空间液体火箭推进技术尚未成熟,姿态控制和轨道控制液体火箭发动机当时还不能用于航天器,故早期的航天器采用冷

气推进系统,如苏联的东方一号载人飞船、美国的空间实验室、德法交响乐卫星等。到 20 世纪 50 年代中期,过氧化氢(H_2O_2)单组元分解发动机技术不断成熟并开始用于飞行器姿态控制。如,1954 年美国火箭试验飞行器 X-1A 在 27 000m 高空高超声速飞行时发现火箭的空气动力舵面不能满足火箭的操纵的要求,1956 年 X-1B 改用 H_2O_2 单组元分解发动机进行姿态控制,结果在 1957 年夏试飞成功。1959 年 H_2O_2 单组元分解发动机扩展到运载火箭的上面级。美国瓦尔特·基特公司(Walter kidde Inc.)第 1 次将 H_2O_2 单组元分解发动机作为“侦察兵”火箭的第 2 级和第 3 级的姿态控制发动机,该姿控发动机系统于 1960 年 7 月试飞成功。当时的 H_2O_2 单组元分解发动机真空比冲只有 $1471\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 左右。与此同时, H_2O_2 单组元分解发动机也开始用于航天器姿态控制,如 Intelsat - I、Intelsat - II、ATS - 1 等卫星,“水星”、“友谊-7”等空间探测器。

冷气推进系统的比冲量低, H_2O_2 单组元分解发动机的稳定性差,影响推进系统的可靠性。因此,当时国际上对单组元肼推进技术和双组元推进技术进行了大量的研究。1958 年用于 N_2H_4 分解的催化剂得到比较好的解决,单组元肼分解发动机得到迅速发展。这种单组元肼分解发动机的比冲可以达到 $2256\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 以上。美国 1959 年第 1 次将单组元肼分解发动机应用在金星探测器“爱贝尔-4”和“爱贝尔-5”上,作为航天探测器的速度修正装置。

1964 年肼分解的高性能的自发催化剂 shell-405 研制成功,解决了在常温下肼推力室多次冷起动的技术难题,单组元肼分解发动机得到了更加广泛的应用。

1960 年美国马夸特公司和通用电气公司承担了研制“冒险”(ADVENT)通信卫星进行速度修正的双组元发动机。推力为 100N,推进剂为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH} + \text{N}_2\text{H}_4$ 。后又研制成不同用途、多种工作方式双组元空间发动机。这种发动机比冲可达 $2844\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 以上。美国 20 世纪 60 年代开始的阿波罗登月计划,使双组元空间发动机应用达到全盛时期。

1968 年发射的 Intelsat III 上第 1 次使用肼推进系统来进行轨道控制。1974 年发射的德法合作研制的德国交响乐通信卫星首次使用小推力 10N 双组元推力室,完成姿态控制和轨道机动任务。

由于化学推进剂的能量有限,传统的化学推进系统的性能受到限制,而特种火箭推进可以利用其他能源(太阳能或核能),克服化学推进系统的能量限制,提供整个飞行过程使用的能量。特种火箭推进可以减少推进剂的携带量,提高有效载荷比,或者延长航天器的寿命。

用于航天器推进系统的特种火箭发动机的理论始于 20 世纪初,如 1902 年俄罗斯齐奥尔科夫斯基(K E Tsiolkovsky)第 1 次提出应用电推进的可能性,1906 年美国哥达德(Robert H Goddard)博士提出了不用高温而用电加速带电粒子到很高速度的可能性,试验和研制工作到 20 世纪 50 年代才开始,20 世纪 60 年代后有一些空间飞行试验和实际应用,但它的发展不像化学火箭那样快。这是因为它技术难,寿命和可靠性要求高,加之其推力很小,不能用来从地面发射航天器,只有在轨道空间作主推进(如星际航行和轨道转移等)和辅助推进(如位置保持,姿态控制和阻力补偿等)。电火箭发动机还需配备功率足够大,质量/功率比足够小的太阳能电源或核电源。核火箭发动机则还有核污染防治问题。

电推进比冲比化学推进高出几倍或十几倍,使用高性能的电推进可以减少推进剂携带量,提高有效载荷比,或者延长卫星飞行寿命。因此,许多国家开展了电推进技术研究,使电火箭发动机得到迅速发展,其中电阻加热、电弧加热、脉冲等离子体和静态等离子体发动机技术发展比较成熟。

美国自 1965 年在维拉(Vela - III)对地观测卫星上成功用电阻加热发动机(TRW 公司

研制)作轨道修正以来,已有几十台分别用在应用技术卫星(ATS)、海军研究试验卫星(NRL)、国际通信卫星5号(Intelsat)和天网卫星3号(Spacenet-3)上做姿态控制或位置保持。日本在其工程试验卫星6号(ETS-6)上进行了飞行试验。苏联也研制和应用过这种发动机。

电弧加热发动机在20世纪60年代至70年代曾经停止发展,到20世纪80年代又重新得到重视。美国于1993年首次成功地在电信卫星4号(Telestar-4)上用电弧加热发动机做南北位置保持。此后的国际通信卫星8号(Inteststar-8)、回声卫星(Echostar)和亚星2号(Asissat-2)等卫星也曾使用这种发动机。日本、意大利、德国和俄罗斯正在加速研制这种发动机。中国科学院空间科学与应用研究中心1992年开始研究这种发动机,并于1994年研制出一种低功率试验样机。

比较成熟的等离子体发动机有脉冲等离子体和静态等离子体发动机。苏联1962年就将6台脉冲等离子体发动机装在国际宇宙探测器2号上,成功地用于定向控制,这是世界上最早在卫星上成功应用的电火箭发动机。美国林肯号试验通信卫星6号(LES-6)和海军子午仪导航卫星(Tip和NOVA卫星)采用这种发动机做东西位置保持或轨道修正与阻力补偿都获得了成功。日本在工程试验卫星4号(ETS-4)上也成功地进行了飞行试验。中国科学院空间科学与应用技术研究中心研制的脉冲等离子体发动机,并在中国航天部的大力支持下,2台飞行样机曾于1981年12月成功地进行了高弹道空间飞行试验。

静态等离子体发动机是苏联首创的,并在1972年发射的气象卫星“流星号”(Meteor)上成功地进行了飞行试验。此后约有70多台发动机成功应用于气象卫星、通信卫星和空间探测卫星,作定位控制、位置保持或轨道转移,成为一种定型电火箭发动机产品。20世纪90年代初美国和法国从俄罗斯引进这种发动机,并分别与俄罗斯合作研制和改进。

虽然航天器用特种火箭发动机具有推力小($10^{-3} \sim 1\text{N}$)、比冲高($3000 \sim 50\,000\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$)、连续或间断工作寿命长($10^2 \sim 10^4\text{h}$)等诸多特点,但是这种发动机提供的加速度在 $10^{-6} \sim 10^{-2}g_0$ (g_0 为地面加速度)范围,提供的速度增量很小,因而只能作为空间轨道上航天器的持续工作发动机。小推力工作对航天器的扰动小,控制精度高,其长时间高速喷射能承担比化学火箭发动机更大的有效负荷。缺点是作轨道转移主推进时,因推力小,需要工作的时间长,且要占去卫星寿命时间的很大部分,高可靠性难达到。特种发动机比冲高,可大大节省推进剂。电火箭比冲越高,需要外来电能(如太阳能电池或核能)提供的电功率越大,所以限制了它的很多应用。电火箭的发展有赖于空间电源技术的发展。

经过五十多年的研制发展,特种火箭发动机现已定型和成功应用的还不多,有的仍处在改进和飞行验证阶段,像核火箭发动机、太阳能火箭发动机和光子火箭发动机则只有美国和前苏联等少数国家开展了研究,而且仍处在方案或原理样机阶段,一系列技术问题还需要相当长时间才能解决。但由于特种火箭发动机有很高的喷射速度,能比化学火箭发动机承担更大的有效负荷,所以它是空间火箭发动机技术继续发展的一个方向。

我国在空间化学小推力火箭推进系统的研制和使用也经历了一段不算短的时间,1965年前后开始了单组元肼分解发动机的研制工作,主要用做卫星姿态控制和远程导弹的姿态控制,20世纪70年代开始了双组元空间发动机的研制,以及电火箭发动机的研制。

1.4 飞行环境对航天器推进系统的影响

飞行环境对航天器的轨道、结构、元器件和材料等方面都有影响,对其推进系统的影响也

很大。

1.4.1 运载器发射与飞行环境对航天器推进系统的影响

运载器发射与飞行环境是指运载器发射与飞行过程中产生的过载、气动加热、振动、冲击等。航天器及其推进系统在运载器整个飞行中,处于比一般地面仪器恶劣 40~100 倍的过载、气动加热及振动环境中。

1.4.2 地球大气环境对航天器推进系统的影响

地球大气层是指被地球引力场和磁场所束缚、包裹着地球陆地和水圈的气体层。由于地球引力场和磁场的作用,靠近地面的大气较稠密,距地面越远就越稀薄,最后过渡到宇宙空间。在 0~50km 高度范围内的大气质量约占地球大气总质量的 99.9% 左右。地球大气中的 H_2O 、 N_2 、 O_2 、Ar、 CO_2 含量最高,占大气总质量的 99.997% 左右。大气层的密度、温度、压力、化学组成等都随高度变化。

大气层的内部情况随高度不同而异,通常根据大气的温度分布特征,把大气层划分为几个层次,从海平面向上数,分别为对流层、平流层、中间层、电离层和外层等,如图 1-3 所示。

对流层是从地面向上至温度出现第一极小点所在高度(距地面高度 10~15km)的大气层。在地球南北极这层大气最薄(8km 左右),赤道处最厚(18km 左右)。该层大气的质量约为大气总质量的 3/4。该层大气处于与地面辐射、对流平衡状态,湍流是它主要的能量耗散过程,风、雨、雷电等都发生在该层。对流层内温度随高度的增加而较均匀地下降,温度递减率约为 6.5K/km。

平流层为从对流层顶端至温度出现极大值所在高度(距地面高度 50km 左右)的大气层。在 11~20km 之间大气温度不随高度变化,保持为 216.65K,又称同温层。20~32km 之间,气温随高度增加而上升,该层中的空气没有垂直方向的流动,而只有水平方向的流动,所以称为平流层。平流层大气的质量约为大气总质量的 1/4。大气中的臭氧主要集中在该层,臭氧吸收太阳紫外线辐射。

中间层是从平流层顶端到温度出现第二极小值所在高度(离地面高度 85km 左右)的大气层。由于大气中 CO_2 发射的红外线辐射影响,该层的气温变化比较剧烈,先随高度增加而逐步上升到 282.66K,然后又随高度增加而下降到 196.86K。该层大气的质量约为大气总质量的 1/3000。

电离层,又称热层,是从中间层顶端算起到离地球表面 400~700km。该层随着高度增加,空气温度上升,到层顶大气温度达到 1500~1600K。因受太阳强烈的辐射作用,引起大气分子光化、电离,并伴随着放热过程,使大气温度升高,形成了几个集中的电离层,导电性较大,可以反射无线电波。

外层,也称散逸层,是从热层顶一直延伸到大气层的边缘。大气层边缘距地面高度为

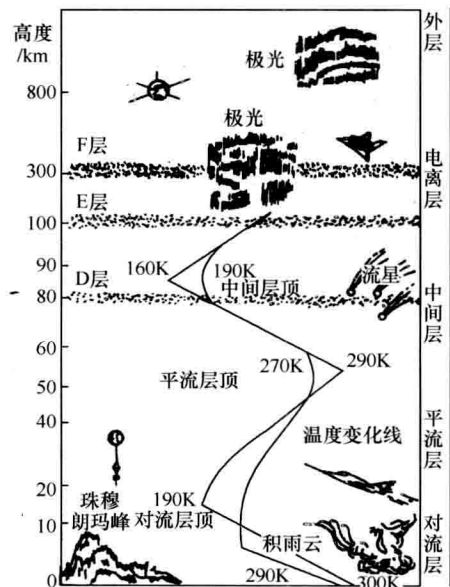


图 1-3 地球大气环境