



国家出版基金资助项目·“十二五”国家重点图书

航天科学与工程专著系列

FUNDAMENTALS OF SPACE ELECTRIC PROPULSION

# 空间电推进原理

• 于达仁 刘辉 丁永杰 宁中喜 魏立秋 编著



哈尔滨工业大学出版社  
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS



国家出版基金资助项目·“十二五”

航天科学与工程专著系列

FUNDAMENTALS OF SPACE ELECTRIC PROPULSION

# 空间电推进原理

• 于达仁 刘辉 丁永杰 宁中喜 魏立秋 编著



哈尔滨工业大学出版社  
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

## 内容提要

全书共分7章:第1章为空间推进背景以及基本原理;第2章为电推进等离子体产生加速原理;第3,4,5,6章分别详细介绍了电弧推进系统、离子推进系统、霍尔推力器、空心阴极的原理以及重要物理过程与设计;第7章扩展介绍了其他8种电推进装置。

本书适合作为相关专业的研究生教材,同时也可以作为电推进工程技术和科研人员的参考用书。

## 图书在版编目(CIP)数据

空间电推进原理/于达仁等编著. —哈尔滨:

哈尔滨工业大学出版社,2014.3

国家出版基金资助项目 “十二五”国家重点图书

航天科学与工程专著系列

ISBN 978-7-5603-3913-9

I. ①空… II. ①于… III. ①空间定向—电推进

IV. ①V514

中国版本图书馆CIP数据核字(2012)第315149号

策划编辑 杜燕 赵文斌

责任编辑 范业婷 李长波 杜燕 李艳文 赵文斌

封面设计 高永利

出版发行 哈尔滨工业大学出版社

社址 哈尔滨市南岗区复华四道街10号 邮编 150006

传真 0451-86414749

网址 <http://hitpress.hit.edu.cn>

印刷 哈尔滨工业大学印刷厂

开本 787mm×1092mm 1/16 印张 20.5 字数 460千字

版次 2014年3月第1版 2014年3月第1次印刷

书号 ISBN 978-7-5603-3913-9

定价 58.00元

---

(如因印装质量问题影响阅读,我社负责调换)

# 前 言

电推进作为一种先进的空间推进技术,以其高比冲的优势,在美俄等航天大国的航天器上已经广泛应用,以降低系统质量、提高寿命、增加载荷,并提高轨道和姿态的控制精度。目前国际上主要的静止轨道卫星平台上都采用了电推进系统,我国的主流同步轨道卫星平台也开始采用离子推进器和霍尔推进器作为位置保持甚至轨道转移的动力。在旺盛的航天应用需求牵引和航天技术快速发展的推动下,各国都制订了宏大的电推进技术研究计划,电推进技术的发展迎来了黄金时代。

电推进技术研究涉及等离子体物理、热物理、电磁场理论及电子学等多个学科领域,是正处于发展中的有较强生命力的交叉学科方向,我国飞速发展的空间电推进技术领域,急需一本能系统反映电推进技术以及发展动态的专业书籍。

本书针对电推进原理和各种主要电推进类型进行了介绍。在编写中结合作者多年从事电推进研究的经验和体会,并尽可能地汲取公开学术论文和相关优秀书籍的精华,力图在内容和编排上有所突破,基础理论的阐述力求简明易懂,并强调基础理论与实际应用相结合。本书分为基础篇、应用篇和扩展篇3部分,共7章。在第1、2章组成的基础篇中首先回顾了空间电推进的背景与基本原理,同时介绍了电推进装置内等离子体产生和加速的原理。第2部分为应用篇,分别对几种不同结构的电推进装置进行了比较详细的介绍;第3章电弧推进系统部分,针对电弧推进器结构和基本原理、电弧推进器关键的物理过程以及设计方案进行了描述;第4章离子推进系统部分,分别针对离子推进器内等离子体产生的方式、离子引出和加速过程以及离子推进器寿命和未来发展方向等几方面进行了论述;第5章霍尔推进系统部分,分别介绍了霍尔推进器的原理、推进器中的物理过程以及霍尔推进器的设计;最后介绍了电推进装置中非常重要的空心阴极。第三部分为扩展篇,简要介绍了8种其他类型电推进装置,包括磁等离子体推进器、高效率多级等离子体推进器、脉冲等离子体推进器、螺旋波等离子体推进器、场效应发射离子推进器、胶质离子推进器、太阳帆推进系统和激光推进系统。

参与本书编写和校阅工作的还有梁伟、颜世林、乔增熙、范金蕤等同学。本书引用了大量的参考文献,在此谨向被引文献的作者致以诚挚的谢意!本书作者得到国家杰出青年科学基金和多项国家自然科学基金的资助,特此致谢。

由于电推进技术的快速发展,且书中涉及的知识面较广,书中难免存在疏漏和不足之处,恳请广大读者批评指正。

作 者

2012年10月

# 目 录

## 基 础 篇

第 1 章 绪论	1
1.1 电推进发展历史	1
1.2 空间电推进概述	2
1.3 空间电推进的基本原理	6
1.3.1 反作用飞行原理与火箭推进公式	6
1.3.2 空间电推进系统的主要性能参数	8
1.3.3 特征速度与最优比冲条件	10
1.3.4 电推进羽流对航天器的影响机理	14
1.4 电推进系统在空间任务中的应用分析	17
1.4.1 航天器轨道转移	18
1.4.2 航天器位置保持	21
1.4.3 深空探测	23
1.4.4 面向任务的空间电推进的选择	28
第 2 章 电推进等离子体产生加速原理	30
2.1 等离子体概述	30
2.2 等离子体的微观运动	32
2.2.1 单粒子运动	32
2.2.2 碰撞,激发,电离	37
2.2.3 带电粒子与壁面的相互作用	41
2.3 等离子体的宏观描述	44
2.3.1 等离子基本方程	45
2.3.2 等离子体输运	46
2.3.3 双极扩散	48
2.3.4 鞘层	50
2.4 电推进等离子体产生方法	51
2.4.1 直流辉光放电	52
2.4.2 电弧	53
2.4.3 磁约束	54
2.4.4 微波放电	55

2.5	等离子体加速的主要形式	56
2.5.1	电热加速	56
2.5.2	静电加速	57
2.5.3	电磁加速	58

## 应 用 篇

<b>第 3 章</b>	<b>电弧推进</b>	61
3.1	电弧推进概述	61
3.1.1	电弧推力器的结构及工作原理	62
3.1.2	推力器放电模式分析	63
3.2	电弧推进关键的物理过程	65
3.2.1	电弧推进工质的选择	65
3.2.2	电弧推力器的分区特征	72
3.2.3	电弧推力器的能量损失机理	74
3.2.4	电弧推力器内的流动与传热过程	75
3.2.5	电弧推力器的稳定性问题	85
3.2.6	近电极区域的物理问题	88
3.3	电弧推力器设计	90
3.3.1	电弧推力器简化模型	90
3.3.2	电弧推力器设计	95
<b>第 4 章</b>	<b>离子推进</b>	98
4.1	工作原理	98
4.2	理想的离子推力器电离室	101
4.3	直流放电离子源	106
4.3.1	广义零维会切等离子体推力器模型	107
4.3.2	磁多极边界	109
4.3.3	电子的约束	111
4.3.4	阳极壁面的离子约束	113
4.3.5	离子和激发态中性气体的产生	117
4.3.6	电离室内中性粒子和原初电子的密度	119
4.3.7	电离室内功率及能量平衡	121
4.3.8	放电损失	123
4.3.9	放电稳定性	127
4.3.10	重新启动过程(Recycling)中的行为	129
4.3.11	零维模型的局限性	131

4.4	其他离子源 .....	132
4.4.1	考夫曼离子源 .....	132
4.4.2	射频放电 .....	136
4.4.3	微波离子源 .....	143
4.5	离子推力器电离室的二维计算模型 .....	151
4.5.1	中性原子模型 .....	152
4.5.2	原初电子运动和电离模型 .....	153
4.5.3	电离室模型结果 .....	156
4.6	离子引出和加速过程 .....	157
4.6.1	栅极结构 .....	157
4.6.2	离子栅极基础 .....	162
4.6.3	离子光学模型 .....	165
4.6.4	电子返流 .....	169
4.7	离子推力器寿命和未来发展方向 .....	174
4.7.1	离子寿命的主要影响因素 .....	174
4.7.2	离子加速栅极寿命 .....	175
4.7.3	离子推力器的发展趋势 .....	182
<b>第5章</b>	<b>霍尔推力器</b> .....	<b>183</b>
5.1	霍尔推进概念及工作原理 .....	183
5.1.1	历史背景 .....	183
5.1.2	工作原理及特点 .....	185
5.1.3	推力器本体及其辅助系统的组成 .....	186
5.2	重要的物理过程及现象 .....	187
5.2.1	电离 .....	188
5.2.2	电子传导 .....	191
5.2.3	近壁区等离子体行为 .....	194
5.2.4	电场的建立和离子的加速 .....	201
5.2.5	电子分布函数 .....	203
5.2.6	放电振荡 .....	204
5.2.7	羽流 .....	207
5.2.8	壁面溅射侵蚀 .....	208
5.3	霍尔推力器设计方法 .....	212
5.3.1	充分电离条件 .....	212
5.3.2	磁场设计 .....	213
5.3.3	等离子体聚焦 .....	215
5.3.4	壁面材料的选取 .....	218

5.3.5	预电离 .....	221
5.3.6	模块化设计方法 .....	222
5.3.7	寿命设计 .....	227
5.4	霍尔推力器空间应用及发展 .....	230
<b>第6章</b>	<b>空心阴极</b> .....	<b>233</b>
6.1	引言 .....	234
6.2	热阴极材料的电子发射 .....	237
6.2.1	热发射 .....	237
6.2.2	发射体材料 .....	239
6.3	空心阴极的结构及物理过程 .....	240
6.3.1	发射体 .....	241
6.3.2	孔区 .....	250
6.3.3	羽流区 .....	256
6.4	阴极特性及工作模式 .....	262
6.5	空心阴极寿命 .....	265
6.5.1	发射体寿命 .....	265
6.5.2	触持极寿命 .....	270
6.5.3	空心阴极失效模式 .....	272
6.6	空心阴极与霍尔推力器的耦合 .....	275

## 扩 展 篇

<b>第7章</b>	<b>其他电推力器</b> .....	<b>281</b>
7.1	电磁推进 .....	281
7.1.1	磁等离子体推力器(MPDT) .....	281
7.1.2	高效率多级等离子体推力器(HEMPT) .....	284
7.1.3	脉冲等离子体推力器(PPT) .....	286
7.1.4	螺旋波等离子体推力器(HPT) .....	289
7.2	新型静电推进 .....	292
7.2.1	场效应发射离子推力器(FEEP) .....	292
7.2.2	胶质离子推力器 .....	298
7.3	无工质推进 .....	299
7.3.1	太阳帆推进系统 .....	299
7.3.2	激光推进系统 .....	302
<b>参考文献</b>	.....	<b>307</b>
<b>名词索引</b>	.....	<b>316</b>



# 基 础 篇

## 第 1 章 绪 论

航天事业的每一次突破都有赖于推进技术的发展,而新的航天活动又将对推进技术提出更高的要求。化学火箭的诞生和发展使人类在探索和利用太空、改善自身的生活环境及质量等方面取得了辉煌的成就。但是,航天活动是一种综合性、高难度、高风险因而必然是高成本的活动。近地航天事业如此,月球、火星等太阳系的空间探测尤甚。其中,运输成本,特别是地面发射成本又占相当大的比例。因此,发展高效的运输系统(成本低、有效载荷比高),确保空间探测任务能够进行,便是航天工作者日思夜虑、寻找解决途径的重要课题<sup>[1]</sup>。

由于电推进具有比冲高、寿命长、结构紧凑、体积小和污染轻等优点,因此逐渐受到航天界的注意和青睐。美国、俄罗斯、欧空局和日本在电推进的研究和应用方面获得了巨大成功,不同类型和不同特点的电推进在空间航天器上得到了广泛应用。在需求牵引和其他技术发展的支持下,各国都制订了庞大的电推进研究应用计划,一方面提高现有电推进系统的性能和可靠性;另一方面加紧新型电推进技术的研究,电推进在未来航天任务中的应用前景将更为广阔。

本章首先回顾电推进的发展历程,并简要介绍各种主要的电推进分类,以及面向空间任务的电推进性能的主要考核指标,从而引出本书的主要内容。

### 1.1 电推进发展历史

电推进是利用电能加热、离解和加速工质形成高速射流而产生推力的技术。电推进的理论始于 20 世纪初期。1906 年美国科学家戈达德提出了用电能加速带电粒子产生推力的思想。1911 年他和他的学生还进行了初步试验。1911 年俄国科学家齐奥尔科夫斯基也设想利用带电粒子作空间喷气推进。1929 年德国科学家奥伯特出版了研究利用电推进的书。1929—1931 年间,前苏联建立了专门研究电推进的机构,气体动力学实验室的格鲁什柯还演示试验了世界上第一台电推力器,用高电流放电使液体推进剂汽化、膨胀,再从喷嘴喷出。1946—1957 年间,美国和前苏联科学家提出了多种类型电推力器的方案和理论,论证了空间电推进的可行性。

电推力器的工程研究从 20 世纪 50 年代末才开始。早在 1955—1957 年,前苏联就已经开始试验脉冲等离子体推力器。1958 年 8 月,美国的福雷斯特在火箭达因公司运行了第一台铯接触式离子推力器。同年,前苏联也试验了这种推力器。1960 年美国宇航局的考夫曼运行了第一台电子轰击式离子推力器。同年,德国吉森大学的勒布试验了第一台射频离子推力器。前苏联库哈托夫原子能研究所的莫罗佐夫教授在 1966 年试验了第一台霍尔推力器。此后,各类电推力器的研究和应用得到了迅速发展。截至 2011 年底,全世界有 200 多颗地球轨道卫星和深空探测器,使用过近 500 台电推进系统。电推进技术的发展方兴未艾。

随着科学技术的进步和航天技术的迅速发展,人类在空间领域的活动越来越频繁。地球同步轨道(GEO)卫星的迅猛发展、空间探测任务的急剧增加和微小型航天器的日益兴盛,使得电推进系统在航天器上的应用将更加广泛。同时,满足未来航天任务要求的新型高性能、长寿命电推进技术的研究也日益受到各国的重视,美国、俄罗斯、欧空局、日本和中国等都在加强电推进技术的研究。在各个航天大国,电推进已经被列为 21 世纪的关键航天技术。依照目前的发展状况,电推进技术的应用将经历 3 个阶段:

(1) 目前的千瓦级小功率太阳能电推进,应用于小型探测器,在改善航天器平台性能以及节省推进工质方面有所作为,但在快速变轨方面没有明显优势;

(2) 10 ~ 100 kW 级中功率太阳能电推进,应用于中型探测器,有望获得更优的飞行性能,应用方案处于论证阶段;

(3) 100 kW 以上级大功率太阳能或核电推进,应用于大型无人探测器和载人深空飞行,应用方案停留在设想阶段。

## 1.2 空间电推进概述

推进装置是航天器脱离地球引力束缚,进入太空的动力之源。推进技术的发展水平在很大程度上代表着人类航天技术的发展水平。人类在一个多世纪的太空探索中,对于航天器的推进系统的研究从未止步,推进方式由原来的冷气推进到化学推进,再到电推进,还有未来的核电推进,推进装置决定着人类在有限的时间内在太空中能够旅行多远。对于不同类型的推进系统,对推进剂进行加速的能量来源是不同的。图 1.1 粗略表示了化学推进和电推进的工作原理<sup>[2]</sup>。

化学推进主要是通过推进工质的化学反应释放能量并将工质喷出产生反推力。按照工质的物态,化学推进主要有两类:即固体推进和液体推进。固体推进推力大,比冲为 250 ~ 300 s,一般用于火箭的助推器和航天器的大冲量变轨,固体推进容易集成,但是推力误差较大,目前不适合准确的轨道机动。固体推进一般是一次性的,无法重新启动,因此其应用限制在火箭第一级推进或航天器的粗变轨。液体推进有单组元和双组元两种,单组元是指化学推进剂(如肼、过氧化氢,也可为混合物)存储在一个储罐中,在常温常压下可以保持稳定,而在使用条件(如加热、加压、催化)下可以迅速分解从而产生推力。双

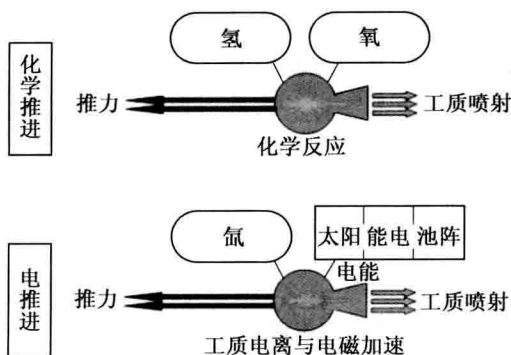


图 1.1 推进系统工作原理

组元是指液体燃料和液体氧化剂分别存储,它们按比例进行混合后通过化学反应产生推力。双组元液体推进在技术上比单组元显得更加复杂,造价也高,但是可以提高推进比冲,目前最好的双组元化学火箭(低温氢氧发动机)的比冲可以达到 450 s。液体推进是目前应用最为广泛的推进系统,技术成熟。

电推力器是利用电能加热或电离推进剂加速喷射而产生推力的一种反作用式推力器。它与电源子系统、电源变换器和控制子系统、推进剂储存和输送子系统组成一体,可称为航天器的电推进系统。电源子系统包括一次电源及其控制装置与配电器。一次电源主要是由太阳能或核能转换后提供,相应的电推进系统称为太阳电推进系统或核电推进系统。电源变换器和控制子系统是将一次电源变换成推力器各部件所需的电参数,并按程序控制和调节推力器工作。推进剂常用氙、氨、肼、聚四氟乙烯等。采用电能作为输入实现工质电离和加速带电离子的电磁场。如果所产生的电磁场很强,带电离子的出射速度可以远高于化学推进方式,因此可以实现很高的比冲,以目前技术(如太阳能、放射性同位素衰变)提供的电能,电推进比化学推进的比冲可以高出一个量级。目前的电推进技术产生的推力较小,已经实际应用电推进器产生的推力在几十到几百毫牛顿量级。实际上,随着技术的不断发展(如高效太阳能技术以及核能发电应用于航天技术),电推进的推力和比冲还将不断地增加,推力可以达到牛顿量级甚至更高,比冲可以达到上万秒的水平。电推进最大的优势在于其高比冲和长时间工作的特性,可以大大减少推进工质的质量,对于航天飞行总冲量大的任务,如频繁变轨和长期轨道保持、探月、深空飞行、载人深空飞行,电推进成为最有前途的推进方式,已经成为各个航天大国重点发展的技术。

电推进技术经过大半个世纪的发展,除了传统的电推力器的技术在不断进步,性能不断完善,寿命与可靠性不断提高之外,研究者基于不同的加速原理和空间任务需求开发出更多新型的电推进系统。它们在比冲、推力、功率以及效率等方面是各相迥异的。

电推力器是电推进系统的核心子系统。经过半个世纪的发展,全世界成功开发了十几种类型的电推力器。现在,越来越多的航天器已可选用定型电推进系统了,有的电推进系统已成为某些航天器控制的一个标准系统,一些大型通信卫星甚至把是否采用电推进作为其技术是否先进的一个重要标志。根据加速原理的不同,电推进系统大致可分为

以下 3 种: 电热式、电磁式和静电式。电热式推进系统主要包括电阻加热式推力器 (Resistojet)、电弧推力器 (Arcjet) 和太阳热等离子体推力器 (STP); 电磁式推力器主要包括脉冲等离子体推力器 (PPT)、稳态等离子体推力器 (SPT)、阳极层推力器 (TAL)、变比冲等离子体推力器 (VSIP)、磁等离子体推力器 (MPDT) 以及脉冲感应推力器 (PIT); 静电式推力器主要包括离子式推力器 (Ion)、胶质离子推力器 (Colloid)、场效应发射离子推力器 (FEFP) 以及回旋共振加速离子推力器 (ECR Ion) 等。表 1.1 对各种主要的电推进装置的性能进行了总结。

表 1.1 各种电推进装置的性能参数比较

类型	比冲 /s	(功率 / 推力)/(kW · N <sup>-1</sup> )	效率 /%	推力水平 /mN	寿命 /(N · s)	
电热式	Resistojet	150 ~ 700	1 ~ 3	30 ~ 90	5 ~ 5 000	3.0 × 10 <sup>5</sup>
	Arcjet	280 ~ 2 300	9	30 ~ 50	50 ~ 5 000	8.6 × 10 <sup>5</sup>
	STP	300 ~ 1 000	4	80 ~ 98	10 ~ 1 000	85 000
电磁式	PPT	1 000 ~ 1 500	50 ~ 90	5 ~ 15	0.005 ~ 20	> 2.0 × 10 <sup>5</sup>
	SPT	1 500 ~ 2 500	17 ~ 25	40 ~ 60	1 ~ 700	> 2.3 × 10 <sup>6</sup>
	TAL	1 500 ~ 4 250	17 ~ 25	40 ~ 60	1 ~ 700	> 2.3 × 10 <sup>6</sup>
	MPDT	1 000 ~ 11 000	0.5 ~ 50	10 ~ 40	20 ~ 200 000	—
	LFA	1 000 ~ 10 000	0.5 ~ 40	10 ~ 45	20 ~ 240 000	—
	PIT	1 000 ~ 7 000	20 ~ 100	20 ~ 60	2 000 ~ 200 000	—
	VSIP	3 000 ~ 300 000	~ 30	< 60	—	—
静电式	Ion	1 200 ~ 100 000	25 ~ 100	55 ~ 90	0.05 ~ 600	> 5 × 10 <sup>6</sup>
	ECR Ion	3 000 ~ 4 000	25	56 ~ 75	15	—
	Colloid	1 100 ~ 1 500	9	~ 75	0.001 ~ 0.5	> 10 <sup>3</sup>
	FEFP	4 000 ~ 6 000	60	80 ~ 98	0.001 ~ 1 000	—

接下来将针对一些常见的电推进系统进行描述。各种电推进系统的详细介绍, 请读者参考以下介绍的相关章节。

### 电阻加热式推力器

电阻加热式推力器属于电热式推力器, 其工质在进入下游的加速喷管前, 会先通过一个由电阻进行加热的通道, 由此获得很高的温度以达到增加喷流速度的目的, 电阻加热式推力器的比冲量级较低, 一般小于 500 s。电阻加热式推力器具有结构简单、价格便宜、安全可靠、操作和维护方便、污染小等优点, 比较适用于小型、低成本卫星的轨道调整、高度控制和位置保持。缺点是受结构材料的限制, 相对于化学推进提高的比冲有限, 因此空间上的应用逐渐减少, 在本书中就不再针对这一方面的内容进行介绍了。

### 电弧加热式推力器

电弧加热式推力器属于电热式推力器, 推进剂在通过压缩通道时, 由于流通道径上存在剧烈的电弧放电, 推进剂被迅速加热, 同时由于推进剂是弱电离的, 等离子效应对喷流速度的影响有限。受电弧加热的限制, 对于易存储推进剂来说, 电弧推力器的比冲一般小于 700 s。在本书的第 3 章, 将针对电弧推力器的特点和工作原理详细地进行介绍。

### 离子推力器

离子推力器(Ion Thruster)属于静电式推力器,采用多种等离子产生技术来提高推进剂的电离率,然后利用负偏压的栅极从等离子体中提取阳离子,紧接着在电压高达 10 kV 的加速电场中加速阳离子。离子推力器相对于其他推力器的重要特点是高效率(从 60% 到 80%)与高比冲(2 000 s 到 10 000 s)。根据推力器内离子产生方式的不同,离子推力器又可以分为直流放电、射频、电子回旋共振离子推力器等不同的类型。关于离子推力器的介绍,将主要集中于本书的第 4 章。

### 霍尔推力器

霍尔推力器(Hall Thruster)属于电磁式推力器,是一种基于霍尔效应利用正交场放电的装置。沿着通道的电场和径向的磁场相互垂直,电场对离子进行加速而磁场对电子的运动产生束缚作用。霍尔推力器的效率和比冲要稍弱于离子推力器,但在给定的功率条件下霍尔推力器的推力要更高,而且结构和控制系统更为简单。我们将在本书的第 5 章针对霍尔推力器进行论述。

离子推力器和霍尔推力器均采用空心阴极发射电子,以提供电离用的初始电子并中和羽流中由推力器喷出的正离子,以使羽流保持准中性,避免羽流带电粒子对航天器的影响。考虑到空心阴极的重要性,在本书的第 6 章,会针对空心阴极的原理、结构以及主要的物理问题为读者进行介绍。

### 胶质/场发射电推力器

这两种类型的电推进系统属于静电推进,所产生的推力非常小(小于 1 mN),通过从导电液体中抽取离子或者带电液滴。因为这种装置的推力非常小,所以可以用作航天器位置和姿态的精确控制。本书将在 7.2 节中对这两种电推进装置进行介绍。

### 脉冲等离子体推力器

脉冲等离子体推力器是一种电磁式推力器,这种装置利用脉冲放电的方式使得一部分固态推进剂烧蚀电离成等离子弧,进而由电磁场对等离子体进行加速,脉冲的重复率决定了推力的量级。关于脉冲等离子体推力器的介绍集中于本书的 7.1.3 节。

### 磁等离子体推力器

磁等离子体推力器(MPDT)是一种利用极高的电流对推进剂进行电离的电磁装置,进而通过等离子体放电中的电磁力(洛伦兹力, $J \times B$ )对电离的推进剂进行加速。由于电流和磁场都是通过等离子体放电产生的,MPDT 推力器在高比冲工作时的功率需求很大,以产生足够的电磁力,与其他类型的推力器相比,MPDT 的推力量级更高。本书将在 7.1.1 节介绍其主要技术特点和发展历史。

表 1.2 比较了几种主要的电推进系统的技术特点,电推进系统通过对工质进行加速,使其以很高的速度喷出,因而比冲通常比传统冷气或是化学推进要高一个数量级。但是,从表中可以看出,由于各种电推进装置的工作原理不同,造成各自的比冲、效率、推力、寿命等性能指标千差万别。这也决定了不同的电推进装置均有其各自适用的空间任务。

表 1.2 几种主要的电推进系统的技术特点

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	比冲最低;热损大;气体分解非直接加热;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;惰性气体作为催化剂	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 100 kW 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	几种已运行
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;泰弗隆(聚四氟乙烯)的反应产物有毒,腐蚀或凝结,效率低	已工作
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	几种已运行

纵观世界发展电推进系统的历史和现状,可以认为,各种类型的电推力器各有所长,各有所短,各有各的用途,不能泛泛地加以评判,只是对于某种飞行任务,某些电推进系统可能更加合适罢了。事实上,各种类型的电推力器,世界主要航天国家都在发展。但是考虑到目前我国空间电推进的实际发展状况,笔者认为电弧、离子和霍尔推力器是目前我国电推进的发展重点,因此在本书的写作中也对这些方面的内容有所侧重,在本书的第 3、4、5 章,将分别对这些推力器进行论述。由于篇幅所限,对于其他类型的推力器的介绍主要集中在本书的第 7 章。

### 1.3 空间电推进的基本原理

正如上面介绍的那样,空间电推进装置的主要优点是比冲高,能够节省工质燃料,提高航天器的有效载荷。但是,空间电推进的应用受电源功率、质量、效率等各方面因素的限制。因此,为了让读者对电推进的原理以及应用范围有更清晰的认识,在这里简单介绍一下空间推进的基本原理以及评价电推进装置的各种技术指标。

#### 1.3.1 反作用飞行原理与火箭推进公式

电推进通过喷出高速的带电粒子产生喷气反作用力,和一般的化学推进装置一样,可以采用动量守恒方程对这一过程进行描述。产生喷气反作用力的代价是航天器需要不断消耗自身的燃料,航天器的质量在不断减少,因此航天器本身是一个变质量的力学系统。

图 1.2 所示为航天器加速原理,图中  $M$ 、 $v$  分别表示  $t$  时刻航天器的质量与飞行速度;

$\Delta M$ 、 $\Delta v$  分别表示  $\Delta t$  时间段后航天器所消耗的推进剂质量和获得的速度增量； $u$  表示推力器工质经加速通道喷出的射流速度（相对于航天器）。

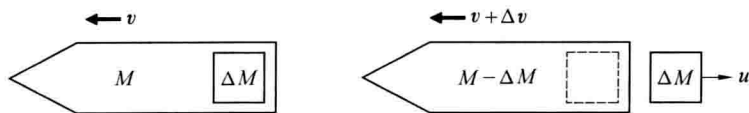


图 1.2 航天器加速原理

假设航天器受到的外力的合力为  $\sum F_{\text{外}}$ ，则根据动量定理，有

$$(M - \Delta M)(v + \Delta v) + \Delta M(v - u) - Mv = (\sum F_{\text{外}}) \Delta t \quad (1.1)$$

忽略式(1.1)中的  $\Delta M \Delta v$  高阶小项，并求极限，有

$$M \frac{dv}{dt} = \dot{M}u + \sum F_{\text{外}} \quad (1.2)$$

其中， $\dot{M} = -\Delta M / \Delta t$ ，表示推进剂的秒耗量。

式(1.2)称密歇尔斯基公式， $\dot{M}u$  称为喷气反作用力，它与推进剂的秒耗量及喷气速度成正比。因而如果需要获得较大的喷气作用力，也就是使得航天器具有更高的加速度，可以通过提高推力器的射流速度以及增加推进剂的秒耗量来实现。在下文我们将会看到，电推进系统性能优于化学推进的原因正是由于其大大提高了推力器射流速度，增加了航天器的有效载荷。

下面我们来进一步推导工质射流速度与航天器最终质量的关系。设火箭的初始速度  $v_0$  为零，质量为  $M_0$ ，并假定火箭只受推力器推力（喷气反作用力）的作用。当  $t_f$  时刻推力器停止工作（推力器关机点）时火箭的质量为  $M_f$ ，速度为  $v_f$ 。

由于假设了火箭在飞行过程中只受到喷气反作用力的作用，于是  $\sum F_{\text{外}} = 0$ ，那么式(1.2)可表示为

$$M \frac{dv}{dt} = \dot{M}u \quad (1.3)$$

而  $\dot{M} = -\Delta M / \Delta t$ ，代入可得

$$dv = -\frac{1}{M} \cdot u dM \quad (1.4)$$

两边同时积分，得

$$\int_{v_0}^{v_f} dv = -u \int_{M_0}^{M_f} \frac{1}{M} dM \quad (1.5)$$

$$\Delta v = v_f - v_0 = u \ln \frac{M_0}{M_f} = u \ln \left( 1 + \frac{M_p}{M_f} \right) \quad (1.6)$$

式中， $M_p$  为消耗的推进剂质量， $M_0 = M_p + M_f$ ； $\Delta v = v_f - v_0$ ，为航天器的速度增量。对于不同的空间任务，所需要的  $\Delta v$  是不同的，我们将在 1.4 节介绍  $\Delta v$  的具体含义。式(1.6)为火箭理想速度公式，又称为齐奥尔科夫斯基公式。基于这个原理，航天器不断地向外喷

出推进工质,从而使速度不断地增加。

进一步可以将式(1.6) 写为航天器最终质量和初始质量的关系式,即

$$M_f = M_0 - M_p = M_0 e^{-\Delta v/u} = M_0 e^{-\Delta v/(gI_{sp})} \quad (1.7)$$

式中, $g$  为重力加速度; $I_{sp}$  为比冲, $I_{sp} = u/g$ ,单位为 s,其大小与排气速度成正比。将在下一节中对比冲的含义进行进一步介绍。最后按照式(1.7),在推进工质消耗方面,可以对比化学推进和电推进,如图 1.3 所示。以速度增量为 5 000 m/s 为例,化学推进(比冲 200 ~ 300 s)需要消耗 80% 的初始质量,而比冲为 3 000 s 的电推进消耗不到 20% 的初始质量。由于工质消耗和比冲遵循指数形式,比冲从百秒到千秒量级的提高,对工质消耗的影响是最显著的。非常巧合的是,化学推进和电推进的比冲正好反映了这种显著影响。当然,工质消耗还和控制策略相关,但是这个比较定性地说明了电推进技术在工质消耗方面的显著优势,而且,速度增量越大,这种优势越明显。

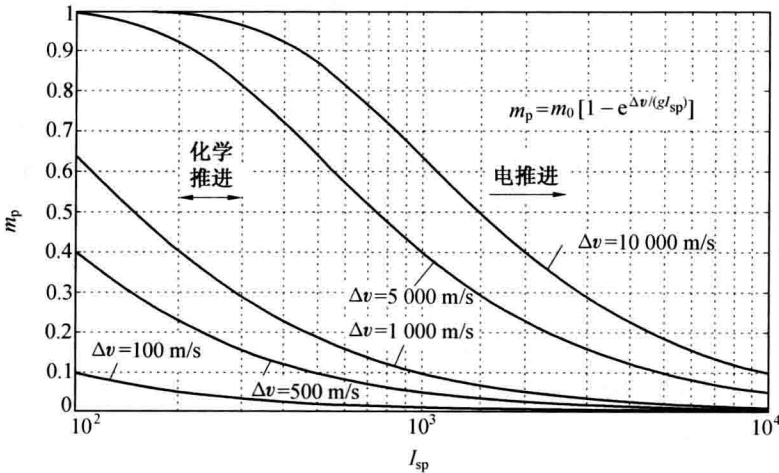


图 1.3 比冲与推进工质消耗的关系

在减少的推进剂质量中,有一部分被电推进系统结构的质量所抵消。定义航天器的最终质量  $M_f = M_L + M_w$ ,其中  $M_L$  为航天器的结构与有效载荷质量, $M_w$  为电推进系统结构的质量。这个结构的质量包括所需的电源和控制系统部分的质量。应当指出,对要求大速度增量的推进任务来说,通常还能节省部分净质量。这种可能的质量节省,正是电推进系统发展和应用的主要根据。合理地选择电源和推进剂的质量,总可以找到一个最佳的排气速度。在这个速度下,推进系统的质量最小,而且又能使结构与有效载荷质量  $M_L$  增加。总之,对于更为困难的推进任务,也就是说,速度增量更大的任务,采用电推进比用化学推进更能显著地增加有效载荷。本书将在 1.3.3 节中针对最优比冲的确定方法进行进一步介绍。

### 1.3.2 空间电推进系统的主要性能参数

如前所述,航天器上的电推进与化学推进的基本原理本质上是一致的,都是通过对工质进行加速然后喷出。只是两者能量的来源不同,电推进系统的能源来自于各种电源装



置提供的电能。这一改变导致了在评估电推进系统的性能时,需要根据电推进系统的结构与工作原理,从系统工程的角度对其进行分析与评定,因而使用的参数的种类与描述方法与化学推进略有不同。

电推进系统的主要性能参数包括推力器基本参数,如推力、总冲、功率损耗和效率等,还有推力器的比参数,如比冲、推力器推重比和推进剂质量系数等。在此对这些重要的概念逐一进行介绍。

### 1. 推力

和化学推进一样,电推进通过从推力器喷出高速的带电粒子来产生推力。从宏观上描述,就是通过推力器与粒子的相互作用,使得粒子最终具有向后的速度,而推力器获得向前的作用力,这一作用力就是推力器的推力。尽管相对于化学推进,电推进装置产生的推力很小(从微牛到牛的量级变化),但是考虑到太空的失重环境,小推力仍然具有非常显著的作用。

利用系统动量定理分析推力器在工作时的动力学特性,由式(1.4)可知, $Mdv = -udM$ ,而  $T = Mdv/dt$ ,  $\dot{M} = -dM/dt$ ,最终可得

$$T = -u \frac{dM}{dt} = u\dot{M} \quad (1.8)$$

其中, $\dot{M}$ 为推进剂的秒耗量,也就是推进剂的质量流量。因此推力器产生的推力与射流的速度和质量流量有关。对于不同的电推进装置,其推力有从微牛到牛的量级变化。

### 2. 总冲与比冲

总冲是衡量推进系统在一定时间内对航天器产生的全部动量总和,总冲  $I_t$  与推力器推力大小  $T$  和作用时间  $t$  有关,即

$$I_t = \int_0^t T dt \quad (1.9)$$

对于恒定推力,并在开机与关机过渡过程可忽略的情况下,式(1.9)可简化为

$$I_t = Tt \quad (1.10)$$

从式(1.10)可以看出,航天器总冲正比于推力以及推力的作用时间。这是航天任务非常重要的一个考核指标。

比冲  $I_{sp}$  定义为单位重量推进剂产生的总冲,即

$$I_{sp} = \frac{\Delta I_t}{-\Delta Mg} = \frac{\int_0^t T dt}{g \int_0^t \dot{M} dt} \quad (1.11)$$

式中, $\Delta M$ 为推进剂质量的减少量,因此为一负值; $\dot{M}$ 为之前定义的质量流量。同样可以对式(1.11)简化,进一步得到

$$I_{sp} = \frac{T}{Mg} \quad (1.12)$$