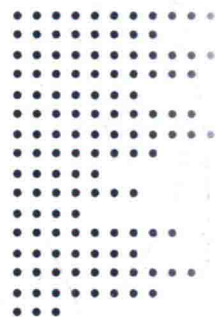
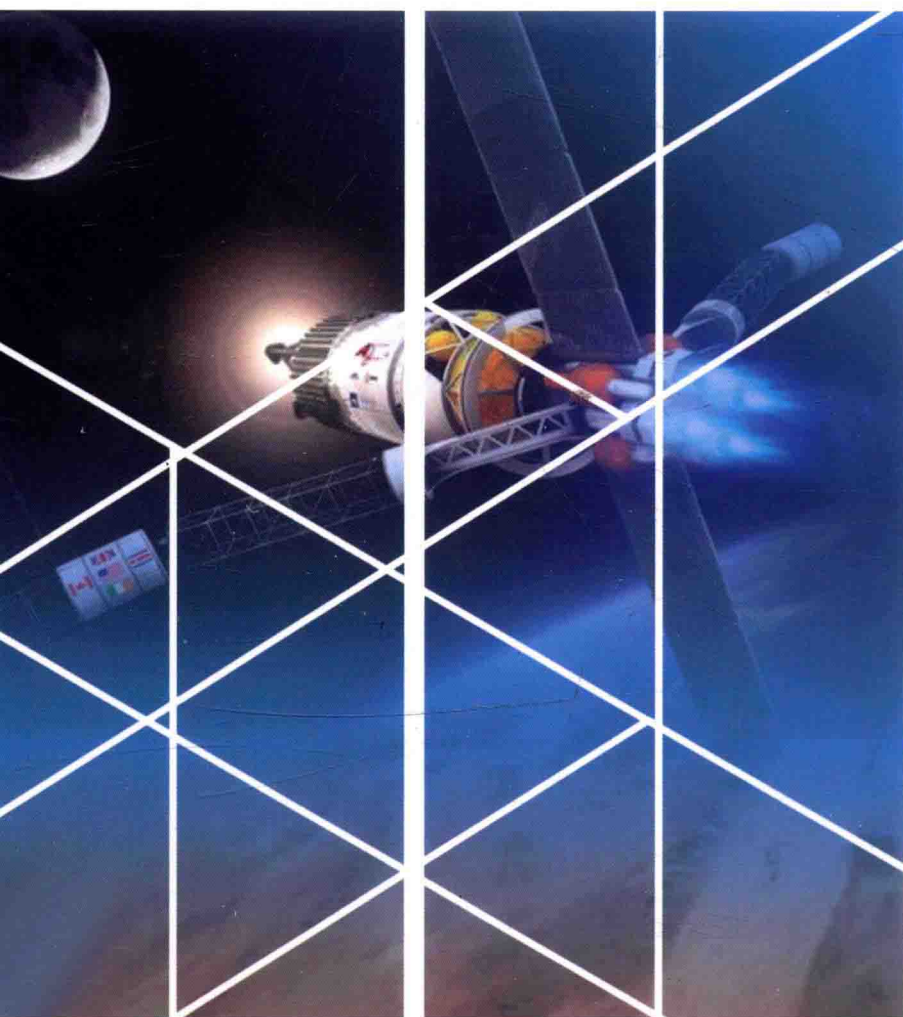




地球信息科学基础丛书

# 全电推进卫星轨道 设计与控制

◎ 徐波 杨大林 张磊 著



科学出版社

地球信息科学基础丛书

# 全电推进卫星轨道设计与控制

徐 波 杨大林 张 磊 著

科 学 出 版 社

北 京

## 内 容 简 介

本书全面地阐述全电推进卫星转移轨道设计与控制相关的基本概念、原理和方法。全书共8章。第1章简要介绍卫星推进系统的发展趋势、电推进系统的分类以及它们的优缺点和基于电推力器的转移轨道设计与控制方法的研究进展。第2章介绍全电推进卫星轨道设计与控制所需的基础理论知识,并给出几种常用的轨道优化方法和轨道控制方法的基本思想。第3章到第6章分别介绍几种不同的全电推进卫星转移轨道设计方法。第7章介绍卫星入轨后的自主位置保持方法。最后一章介绍国外经典的电推进任务,分析其转移轨道设计与轨道控制方案,同时讨论适合我国首颗电推进卫星的转移轨道设计与控制方案。

本书注重基础理论与工程应用相结合。书中深入浅出地介绍全电推进卫星轨道设计与控制的基本概念以及相关的基础理论知识,比较全面地阐述适于工程应用的全电推进转移轨道设计方法、卫星入轨后的自主位置保持方法等。

本书可以作为卫星总体设计、卫星轨道设计,以及导航、制导与控制相关专业的教材,亦可供相关的科研人员参考使用。

### 图书在版编目(CIP)数据

全电推进卫星轨道设计与控制/徐波,杨大林,张磊著. —北京:科学出版社, 2016.4

(地球信息科学基础丛书)

ISBN 978-7-03-047683-8

I. ①全… II. ①徐… ②杨… ③张… III. ①卫星轨道-设计 IV. ①V412.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 049432 号

责任编辑:苗李莉 朱海燕 / 责任校对:何艳萍

责任印制:张伟 / 封面设计:陈敬

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>

北京教图印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2016年4月第一版 开本:787×1092 1/16

2016年4月第一次印刷 印张:14 1/4

字数:340 000

定价:99.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

# 前 言

采用电推进系统可以延长卫星寿命,改善在轨性能和提高载荷比。早在 20 世纪 60 年代就开始了电推进系统空间试验任务,此后电推进大多用于在轨位置保持和部分轨道提升任务。近些年来卫星转移轨道阶段也开始考虑采用电推进系统,即全电推进卫星(火箭分离后完全依靠电推进系统变轨进入工作轨道,且入轨后位置保持也采用电推进系统的卫星)。本书是针对全电推进卫星系统的关键问题之一——转移轨道设计与轨道控制,结合国内外相关成果,在总结作者多年从事全电推进卫星轨道设计与控制方面研究工作的基础上完成。

全书共 8 章。第 1 章首先介绍几种主要的推进系统以及它们的优缺点,并分析了卫星推进系统的发展趋势;然后介绍电推进技术、电推力器以及基于电推力器的轨道设计与轨道控制方法的研究进展。第 2 章介绍全电推进卫星轨道设计与控制所需的基础理论知识,并给出几种常用的轨道优化方法和轨道控制方法的基本思想。第 3 章使用混合法求解近地轨道卫星小推力长时间变轨控制问题。第 4 章在基于 Lyapunov 函数的反馈控制方法的基础上,采用线性插值的方法参数化时变增益,将转移轨道优化问题转化为参数优化问题,分别得到时间最短和时间固定燃料最优制导律,并检验上述制导律的在轨飞行性能。第 5 章借助 BP 神经网络具有的任意非线性表示能力,构造全电推进卫星运行状态与调节参数之间的映射,再通过一种改进协作进化算法训练神经网络,寻找具有最佳组合的时间最短和时间固定燃料最优制导律。第 6 章介绍一种基于半分析法的小推力转移轨道快速优化方法。第 7 章针对全电推进卫星进入目标轨道后的在轨飞行过程,介绍一种简单有效的自主位置保持方法。第 8 章结合国外经典的电推进任务,分析其转移轨道设计与轨道控制方案,同时介绍适合我国首个电推进卫星的转移轨道设计与控制方案。

本书的第 1 章由徐波、杨大林编写,第 2 章由杨大林、张磊、徐波编写,第 3 章由杨大林、徐波编写,第 4 章和第 5 章由徐波、杨大林编写,第 6 章由张磊、徐波编写,第 7 章和第 8 章由杨大林、徐波编写;全书由徐波负责统稿。

作者衷心感谢国家基础科学人才培养基金项目“南京大学天文学基地创新型人才培养”(No. J1210039)的资助。

由于作者水平有限,书中难免存在不足之处,恳请广大读者不吝指正。

# 目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 卫星推进系统	1
1.3 电推进技术现状	6
1.4 国内外研究现状	23
参考文献	30
第 2 章 全电推进卫星轨道设计与控制基础理论	34
2.1 引言	34
2.2 电推进系统基本原理	34
2.3 时间系统	38
2.4 坐标系统	39
2.5 全电推进卫星动力学模型	45
2.6 空间摄动分析	52
2.7 星下点轨迹	57
2.8 小推力轨道优化理论	57
2.9 本章小结	60
参考文献	60
第 3 章 基于轨道平均和制导律参数化的全电推进转移轨道优化	62
3.1 引言	62
3.2 小推力轨道优化	63
3.3 数值仿真结果	72
3.4 本章小结	78
参考文献	78
第 4 章 基于 Lyapunov 函数和制导律参数化的全电推进转移轨道优化	79
4.1 引言	79
4.2 全电推进变轨控制问题	80
4.3 基于 Lyapunov 函数的反馈控制方法	83
4.4 数值仿真算例	94
4.5 定点捕获制导律设计	116
4.6 可行性分析	118
4.7 本章小结	127
参考文献	127

第 5 章 基于 Lyapunov 函数和进化神经元的全电推进转移轨道优化	129
5.1 引言	129
5.2 全电推进变轨控制问题	130
5.3 基于进化神经元和 Lyapunov 函数的反馈控制方法	133
5.4 数值仿真算例	141
5.5 可行性分析	159
5.6 本章小结	162
参考文献	163
第 6 章 基于半分析法的全电推进转移轨道快速优化方法	164
6.1 引言	164
6.2 问题分析	165
6.3 控制策略设计	167
6.4 数值仿真算例	175
6.5 本章小结	186
参考文献	186
第 7 章 全电推进卫星自主位置保持方法	188
7.1 引言	188
7.2 问题描述	189
7.3 地球静止轨道卫星摄动运动分析	191
7.4 南北位置保持方法	200
7.5 东西位置保持方法	201
7.6 数值仿真	202
7.7 本章小结	213
参考文献	213
第 8 章 全电推进任务的实践与轨道设计	214
8.1 引言	214
8.2 美国 AEHF 任务转移轨道方案	214
8.3 欧空局 ARTEMIS 任务转移轨道方案	216
8.4 波音公司 BSS-702SP 任务转移轨道方案	217
8.5 我国全电推进构想任务转移轨道设计	217
8.6 本章小结	220
参考文献	220
索引	221

# 第 1 章 绪 论

## 1.1 引 言

采用电推进系统可以延长卫星寿命、改善在轨性能和提高载荷比。早在 20 世纪 60 年代就开始了电推进系统空间试验任务,此后电推进大多用于在轨位置保持和部分轨道提升任务。近些年来卫星转移轨道阶段也开始考虑采用电推进系统,即全电推进卫星(火箭分离后完全依靠电推进系统变轨进入工作轨道,且入轨后位置保持也采用电推进系统的卫星)。2012 年美国波音公司率先推出波音卫星系统 BSS-702P 全电推进卫星平台,该卫星平台一经推出,波音公司即宣布获得亚洲广播卫星公司和墨西哥卫星公司的四颗卫星订单,拉开了全电推进卫星研制的序幕。

电推进燃料利用率高,全电推进卫星使用电推进系统取代化学推进系统,节省了大量化学燃料,巨大的应用优势主要体现在 3 个方面。

- (1) 在有效载荷确定和在轨运行寿命不变的基础上降低发射质量。
- (2) 在发射质量和在轨运行寿命不变的基础上增加有效载荷的质量。
- (3) 在发射质量和有效载荷确定的基础上提高卫星的在轨运行寿命。

我国也已经在试验卫星(实践 9 号)上完成了电推进系统的点火试验,成功验证了电推力器的在轨工作性能、与卫星的相容性以及长期的在轨工作能力。我国已开始启动了电推进系统在轨实际应用的研制工作,但对于在实际工程中如何使用电推进技术还没有完善的解决方案。本书针对上述情况,重点论述了全电推进卫星轨道设计与控制的现状和发展趋势,并介绍适用于卫星连续小推力长时间变轨制导律设计的优化算法和变轨控制方法。

## 1.2 卫星推进系统

卫星推进系统基本功能包含两方面:第一种是运输;第二种是保障航天器的在轨运行(如在轨位置保持)。空间运输的目标等同于地面上一般意义下的运输,即将载荷从初始地点运送到目标地点。例如,发射一颗通信卫星,首先由运载火箭将卫星由地球表面送入地球同步转移轨道(GTO),再由星上推进系统将卫星由地球同步转移轨道送入地球同步轨道。通常,我们以总的速度增量来表示完成这些任务所需的能量。现如今已有多种空间推进系统可以满足空间任务的速度增量需求。其中一些已经应用到实际任务中去,而另一些正处于试验或理论验证阶段。

按照推进剂类型的不同,卫星推进系统可以分为冷气推进系统、化学推进系统、电推进系统、核推进系统、太阳帆推进系统、束能推进系统和微型推进系统等多种类型。

### 1.2.1 冷气推进

冷气推进系统通过高压氮气膨胀产生推力,具有结构简单、能耗低、无污染等优点。



通常情况下,冷气推进系统由氮气储箱、管道系统、压力调节系统和推力器四部分构成,如图 1.1 所示(肖明杰, 2002)。冷气推进系统和电推进系统都适用于小轨道机动和卫星姿态保持过程,因为该过程需要的推力小,工作时间短(周伟勇和张育林, 2010)。考虑电推进系统需要依靠功率足够大的电源系统,增加卫星结构质量,对于任务周期短的小卫星来说,应该选择冷气推进系统作为小卫星的推进系统。

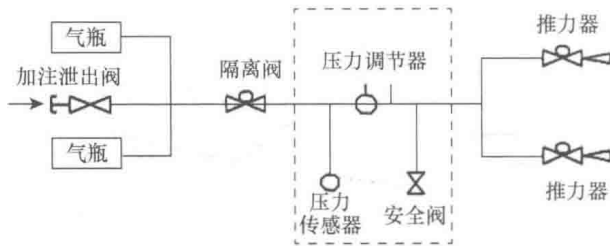


图 1.1 冷气推进系统示意图

### 1.2.2 化学推进

目前,空间化学推进系统是卫星上使用最为普遍的推进系统,从单组元推进系统发展到双组元推进系统,再到双组元双模式推进系统,逐步走向成熟,同时基于化学推进系统的轨道设计与控制以及姿态机动控制与保持的理论与实践也已逐步完善(Reed, 2003; 禹天福, 2005)。化学推进系统通过化学反应释放热量,提高气体温度,通过喷嘴释放,将热能转化为机械能,从而产生推力,具有质量轻、响应快、可靠性高的优点。受限于存储在化学推进剂里的能量,化学推进系统对应的喷气速度  $v_e=3000\sim 5000\text{m/s}$ ,比冲  $I_{sp}=v_e/g_0=300\sim 500\text{s}$ (Fortescue and Stark, 1995),相对于电推进系统来说,比冲低(少一个数量级)。对于发射位于地球静止轨道上的卫星而言,轨道转移阶段化学推进系统就需要消耗星上总燃料的 80%以上,而星上携带的有限燃料直接决定了卫星最终的使用寿命。

### 1.2.3 电推进

电推进系统俗称电火箭,又称为电推力器,通过星上电源系统提供的电能将星上携带的推进工质(一般为惰性气体氙气)电离成等离子体,利用电场或外加的磁场加速带电粒子,带电粒子沿喷嘴喷出产生反作用力,形成推力(吴汉基等, 2006; Dunning et al., 2001; Spores, 1999; Oh, 2007)。电推进系统一般情况下由电源系统(提供电能)、推进器储箱、管道系统和喷嘴四部分组成,如图 1.2 所示(聂万胜和庄逢辰, 2003)。电推进系统以星上电源系统提供的电能为输入,而电能主要来源于太阳能或核能。不同于化学推进系统受限于存储在推进剂里的化学能,电推进系统只需考虑可以提供多大功率的电能加速带电粒子,因此,电推进系统在推力大小、比冲或允许功率之间存在一种权衡。通常情况下,电推进系统的比冲要比化学推进系统的比冲高出一个数量级。

### 1.2.4 核推进和反物质推进

核推进系统利用核反应过程释放能量,加热工质从而产生反作用力,形成推力。核推进系统具有性能高(比冲在  $800\sim 6000\text{s}$ ,产生的推力高达  $1.2\times 10^7\text{N}$ )、响应快、寿命长等优点(刘红军, 2004; Frisbee et al., 1991)。根据核反应的方式,核推进系统又可以分



为核裂变推进系统和核聚变推进系统。核裂变推进系统已研制出理论样机，接近实用，而核聚变推进系统还处于理论研究阶段，许多关键问题尚未得到很好的解决。同时核推进系统的发展受限于政治或环境因素，并且成本高，它阻碍了核推进系统进一步实用化。

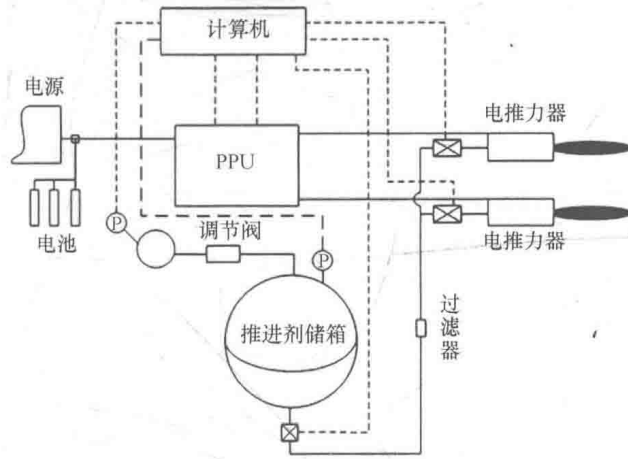


图 1.2 典型电推进系统示意图

反物质推进系统利用正反物质湮灭释放能量，加热工质从而产生反作用力，形成推力。反物质推进系统比核推进系统性能更好，正反物质湮灭产生的能量比核聚变反应产生的热量高两个数量级。与核聚变推进系统一样，反物质推进系统也处于理论论证阶段，未来如果能在一些关键问题上，如反物质工质的制造、储藏、运输等，取得突破，反物质推进系统必将在卫星推进领域内产生革命性的影响(Goebel et al., 1996; Leifer et al., 1997)。

### 1.2.5 太阳帆推进

太阳帆推进系统(图 1.3)无需消耗星上携带的推进工质，利用具有一定动量的太阳光子连续撞击太阳光帆，从而产生推力(McInnes, 1999; 张敏贵等, 2005; 陈健等, 2006)。由于太阳光子的动量很小(地球轨道附近，靠太阳光子撞击产生的光压只有  $9\text{N}/\text{km}^2$ )，因此，需要长时间累计撞击或超大面积的太阳光帆才能达到满足任务需求的速度增量。太阳帆推进具有成本低、无需消耗星上推进工质的优点，适用于任务周期长、速度增量大的深空探测任务(太阳系探测任务)。

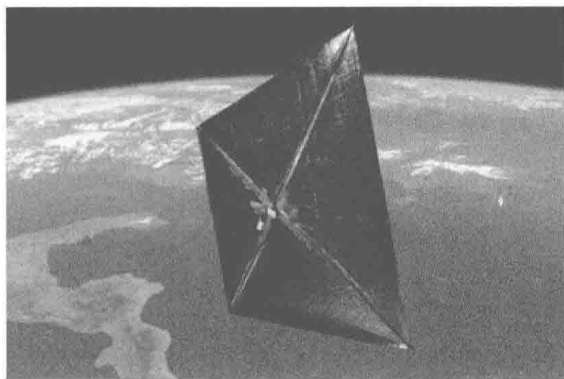


图 1.3 太阳帆推进示意图

### 1.2.6 束能推进

束能推进系统的概念是由 NASA 艾姆斯研究中心和加州理工学院在 20 世纪 70 年代末提出来的。束能推进系统将能量聚集成高能激光束或高能微波束, 利用地面上的或空间中的能源发射系统将高能能量束远距离传输到卫星上的接收系统, 接收系统利用接收到的能量加热星上携带的推进工质或向星上的推进系统提供电能, 从而形成推力 (Birkan, 1992)。束能推进具有比冲高、成本低、无需增加星上的结构质量(结构质量较大的能量发射系统可以作为额外的地基(安装在地面上)或天基(安装在大型空间站上)装置)、可靠性高等优点。束能推进系统作为一种新概念推进系统, 还处于理论论证阶段, 一些关键问题尚未解决, 如大功率的发射系统研制、能量聚焦成能量束、能量束超远距离传输技术。目前相关研制单位正在开发地基的束能发射系统(图 1.4(洪延姬等, 2009)), 利用该系统提供的能量加热燃料(如氢)达到易于控制的温度。相同温度下, 氢分子的加速效率为水分子的两倍, 可以获得更好的喷出速度。利用地基的发射装置作为外部能量提供装置可以减轻卫星自身的结构重量, 搭载更多的有效载荷。



图 1.4 在新墨西哥州白沙导弹试验场进行的束能推进飞行试验

### 1.2.7 微型推进

微型推进系统在常规化学推进系统或电推进系统的基础上利用微机电系统技术 (MEMS) 将推进工质储备箱、管道系统、推力喷管集中于一块芯片上, 是为了满足微小卫星的需求而发展起来的 (Mueller, 2000; Xiong et al., 2005)。图 1.5 为洛桑联邦理工学院研制的微型离子推进系统, 这种推进系统可以满足微小卫星或纳皮型卫星的体积、结构质量和能耗要求。这种微型推进系统只需 0.1L 的燃料就可以将卫星在 6 个月左右时间内送往月球。由于微型推进系统具有成本低、效率高的优势, 未来将被用于入轨后需要频繁机动的卫星上, 如用于清理空间碎片的卫星上。

### 1.2.8 绳系推进

绳系推进是在绳系卫星的基础上发展起来的, 利用空间中游离的带电粒子与带有裸

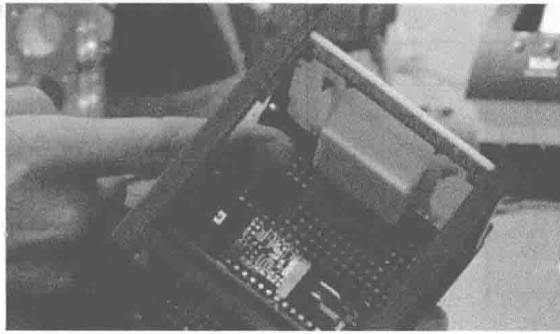


图 1.5 洛桑联邦理工学院研制的微型离子推进系统

露端头的系绳形成闭环回路，带电系绳切割地球磁场中的磁感应线产生作用力，通过控制电流方向产生推力或阻力，从而实现轨道上升或下降。断开回路后，系绳中将不带电，不再产生作用力，卫星处于自由滑行状态(张万周, 1999; Iess et al., 2002)。图 1.6 给出了绳系推进系统的基本原理图，绳系推进系统具有结构简单、无需消耗星上能源、寿命长的优点，适合卫星入轨后提供轨道机动所需的作用力。绳系推进系统同样也处于试验论证阶段，一些关键问题尚需解决，如研制强度高、质量轻的系绳和进行系绳展开和回收的高精度控制技术研究。

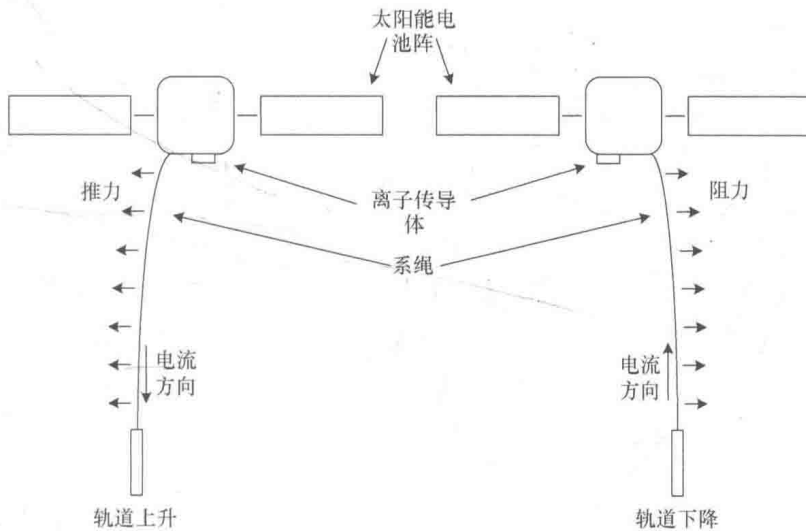


图 1.6 绳系推进系统原理示意图

表 1.1 给出了几种现在已经趋于成熟的卫星推进系统的性能以及优缺点(吴汉基等, 2003; Gefert et al., 2002; 张郁, 2005)。综上所述，化学推进技术发展较为完善，在最近几年内，化学推进系统仍将占据卫星推进系统绝大部分份额。电推进技术无论在理论研究还是工程实践方面也趋于完善，电推进系统已朝标准化方向发展。目前电推进系统已广泛应用于卫星入轨后的位置保持、轨道提升等任务，并已由辅助推进系统发展成为星上的主推进系统。对于大功率、寿命长的卫星(如大功率通信卫星)，电推进系统以其高比冲的优点，展现出无以替代的优势。因此，本书以携带电推进系统的地球同步轨道卫星为研究对象，结合轨道动力学基本理论知识，介绍适用于地球同步轨道卫星连续小推力长时间变轨制导率设计的优化算法和变轨控制方法。

表 1.1 卫星推进系统比较

推进系统		比冲/s	推力/N	优点	缺点
冷气推进		50~250	0.05~200	1.简单 2.可靠 3.安全	1.比冲低 2.质量重
化学推进	液体	140~460	0.1~10 <sup>6</sup>	可以重复启动	1.有毒 2.反应剧烈
	固体	260~300		简单	1.容易产生裂缝 2.无法重复启动 3.很难关闭
	混合	290~350		1.安全 2.可以重复启动	短暂, 缺乏实践验证
电推进		150~8000	0.01~0.1	高比冲	1.缺乏实践验证 2.推力量级小 3.需要相对大的功率

### 1.3 电推进技术现状

传统的航天器推进技术是指利用化学能将飞行器送入空间预定轨道和实现在轨机动技术, 主要包括液体和固体化学推进技术。化学推进系统的研制可以追溯到 1926 年美国戈达德制造的液体火箭发动机, 它以汽油和液氧为燃料。目前化学推进系统的理论知识框架和工程应用体系已趋于成熟, 基于化学推进系统的地面发射场和测控系统等配套设施也已完善。而随着人类利用和探索宇宙空间的深度(针对近地轨道卫星, 延长卫星寿命、改善在轨性能、提高载荷比、减少发射成本)和范围(深空探测)的延伸, 传统的化学推进系统由于能量密度(比冲)低已经无法满足空间探索的需求。受限于存储在化学推进剂里的能量, 单纯依靠化学推进系统为卫星提供动力已接近极限。目前, 无论对于液体化学推进系统或固体化学推进系统, 卫星携带的燃料都要占到总质量的 80% 以上。因此, 世界各国正在竞相研究各种新型推进技术, 以满足未来空间探索的需求, 电推进具有高比冲、低推力(控制精度高)、质量轻、可以持续工作并能够重复启动等特点, 是目前各国研究开发的重点之一。

电推进的理论研究起始于 20 世纪初。1906 年戈达德提出用电能加速带电粒子产生推力的想法, 并和他的学生进行了初步的试验。1911 年, 俄国科学家齐奥尔科夫斯基也设想用电能获得高速运动的粒子作为火箭的动力。随后各国科学家又提出了多种类型的电推进器理论与方案, 不但完善了电推进理论, 还论证了电推进的可行性。

由于受限于航天器上的电源技术和冷战期间美苏两国将注意力更多放在传统化学火箭发动机上, 电推进的工程研究直到 20 世纪 50 年代末才开始。1955 年, 苏联开始试验轨道式和同轴式脉冲等离子推进器, 1958 年美国苏联同时试验了第一台铯接触式离子推进器。1960 年, 美国 NASA 的 kaufman 研制了第一台轰击式离子推进器, 并在 1964 年成功地进行了在轨试验。随后, 德国吉森大学的勒布试验了第一台射频离子推进器,

苏联库哈托夫原子能研究所的莫罗佐夫教授试验了第一台 SPT 推进器。此后, 各类电推进器的工程研究得到了迅速发展。现在电推进已经是一项成熟技术, 并且广泛应用于实际任务中。早在 20 世纪 60 年代, 苏联首次在亚轨道上进行了脉冲等离子推进(PPT)试验, 随后将该类推进系统应用到火星“Zond-2”任务上, 作为姿态控制的推进系统。同时, 美国于 1964 年 7 月通过“SERT-1”试验卫星首次在轨验证了离子电推进系统。截至 2013 年, 全球超过 200 个卫星平台上搭载了电推进系统完成位置保持、轨道提升等或者作为卫星平台的主推进系统。数目众多的卫星平台使用电推进系统实现航天器的姿态控制、位置保持、阻力补偿、轨道提升、轨道修正、轨道转移、重新定位、离轨处理、深空探测和星际航行。但大多卫星平台还是采用以化学推进为主、电推进为辅的混合推进方式, 卫星与运载火箭分离后, 采用化学推进系统使卫星进入目标轨道, 此后的在轨工作期间使用电推进系统进行位置保持等任务。将电推进作为卫星的主推进系统用于轨道提升、轨道转移和位置保持, 可以进一步减小所需的推进剂, 提高载荷比, 提高卫星在轨性能, 延长卫星寿命。但此项技术的工程应用尚处于起步阶段, 国外已经有多颗卫星平台采用电推进作为星上主推进系统, 如美国波音公司的 BSS-702 卫星平台, 欧空局的“伊莱克特拉”(ELECTRA)项目等, 国内也已经完成了电推进系统的点火试验, 并开始启动了电推进系统在轨应用工作。

### 1.3.1 电推进系统组成

图 1.2 给出了典型电推进系统的示意图, 从中可以看出, 电推进系统一般由电源系统、推进剂储存系统、管道系统和电推力器四部分组成。电推进系统依靠电源系统提供的电能加热、电离和加速工质形成高速射流, 获得高比冲。电源系统提供的功率越高, 获得的比冲就越高, 但设计电源系统时必须考虑其供电能力, 因为电源系统靠星上的太阳能帆板或核装置提供能量, 所需的功率越高, 电源系统的结构质量越重。因此, 设计电源系统时, 应充分考虑使电推力器在最佳比冲和最佳推力大小下工作。电推进系统的推进剂储存系统和管道系统与传统的化学推进系统相近, 包括燃料储箱、调节阀、过滤器和管道。电推力器为管道系统末端的喷嘴, 高速射流从喷嘴喷出产生反作用力, 从而形成推力。电推进系统将星上电源系统提供的电能转换成推进工质的动能, 产生反作用力, 为卫星提供所需的推力。

### 1.3.2 电推进系统分类

电推进系统采用电能加热、离解和加速工质, 使其形成高速射流而产生推力的技术。按照工质加热的方式, 电推进通常分为电热式、静电式和电磁式三种类型。电热推进系统工质加热方式包括电阻加热(resistojet)、电弧加热(arcjet)等。静电式推进系统通过将工质电离成离子, 然后在静电场作用下加速, 因此, 又被称为“离子推进系统”。电磁式推进系统利用电磁场加速电离工质, 形成射流, 产生推力, 又可被称为“等离子推进系统”, 主要包括脉冲等离子推进器(PPT)和稳态等离子推进器(SPT)。鉴于电推进系统的显著优势, 电推进技术已趋于完善, 电推进系统的研制朝多样化方向发展, 图 1.7 给出了已研制成功的电推进系统的详细分类。本书接下来就几种主要的电推进系统介绍其工作原理、性能和工程应用情况。

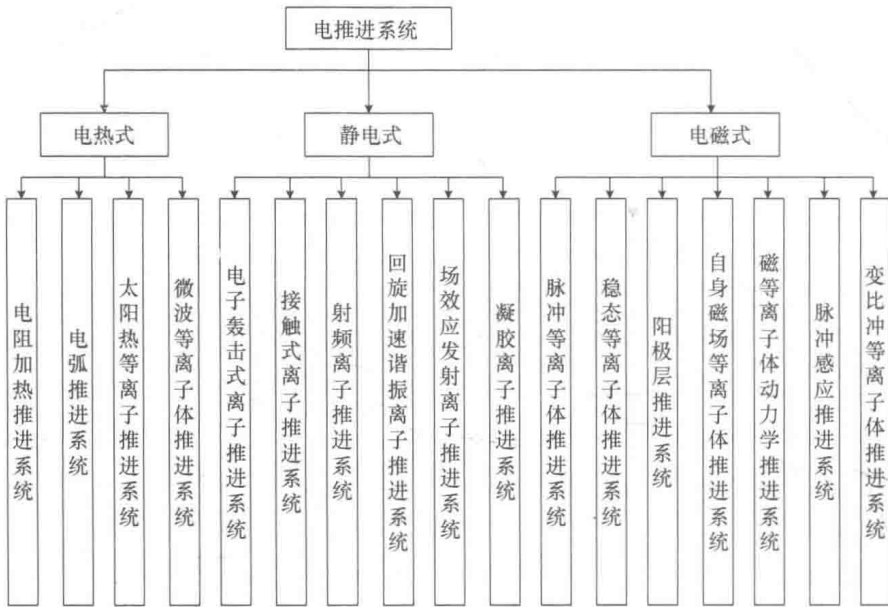


图 1.7 电推进系统的详细分类

### 1. 电热式推进系统

电热式推进系统是研制最早的一类电推进系统，采用电能加热推进工质，使其气化膨胀，再经拉瓦尔喷管加速喷出，产生推力。电热式推进系统按照推进工质加热方式通常可以分为电阻加热推进系统和电弧加热推进系统，其中，电阻加热推进系统的基本原理图如图 1.8 所示，电弧加热推进系统的基本原理图如图 1.9 所示(聂万胜和庄逢辰，2003)。电热式推进系统受推进工质加热可达的最高温度限制，比冲要低于其他几类电推进系统。电阻加热推进系统通过电阻加热方式最高只能将推进工质加热到 3000K，所以其比冲一般不超过 700s。电弧加热推进系统通过电弧加热方式可以将推进工质加热到 10000~20000K，因此，其比冲最高高达 2300s。电热式推进系统由于其结构简单，所以具有成本低、可靠性高、操作维护方便等优点。

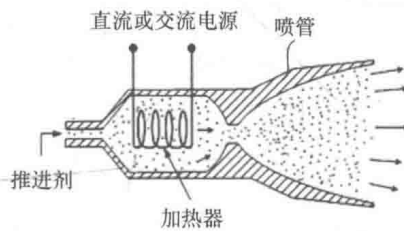


图 1.8 电阻加热电推进系统的基本原理图

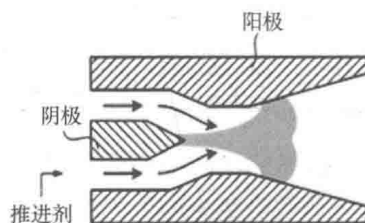


图 1.9 电弧加热电推进系统的基本原理图

### 1) 电阻加热推进系统

电阻加热推进系统是在传统的冷气推进系统或单组元推进系统的基础上做了简单的改进,通过电阻丝通电产生焦耳热,加热推进工质,使其膨胀,再经过喷嘴喷出,产生推力。电阻加热推进系统可以使用气体推进工质( $H_2$ 、 $N_2$ 、 $He$ 、 $N_2O$ 、 $Ar$ 等)或液体推进工质( $N_2H_4$ 、 $NH_3$ 、 $C_4H_{10}$ 、 $H_2O$ ),通常情况下功率为 $1\sim 6kW$ ,比冲为 $150\sim 700s$ ,推力大小为 $5\sim 5000mN$ ,由于其仅是在传统的冷气推进系统或单组元推进系统的基础上改进而来的,相对于后两者,性能提升不大。1965年9月19日,电阻加热推进系统已经用作星上实现姿态控制的推进系统,Vela-V对地观测卫星率先使用美国TRW公司研制的电阻加热推进系统作为星上的姿态控制的推进系统,使用氮气作为推进工质,推进系统结构质量为 $0.26kg$ ,输入功率为 $90W$ ,可以提供比冲为 $123.5s$ ,大小为 $200mN$ 的推力。此后,多颗卫星(截至目前已超过一百颗)使用电阻加热推进系统作为星上姿态控制、阻力补偿、位置保持和轨道修正的推进系统,如国际通信卫星(Intelsat5)、美国通信卫星(Satcom)、国际海事通信卫星(Inmarsat)和铱卫星星座(Iridium),使用美国Primex宇航公司生产的电阻加热推进系统(MR-501, MR-502,如图1.10所示(张郁,2005))作为星上的辅助推进系统。洛马公司的通信卫星平台(Series-3000和Series-5000)采用宇航喷气公司(Aerojet)生产研制的电阻加热推进系统作为星上的辅助推进系统。日本发射的ETI-VI通信卫星,初始目标轨道为地球同步轨道,由于故障未能进入地球同步轨道。ETI-VI使用星上的电阻加热推进系统进行轨道控制,使其进入一个轨道周期为三天适合通信实验的任务轨道。除此之外,由英国的一家私营卫星公司——萨里卫星技术公司(SSTL)生产研制的低功率电阻加热推进系统被装载在一些微小卫星上,如英国的毫微卫星SNAP-1、阿尔及利亚的灾难监测卫星ALSAT-1、国际灾难监测卫星UK-DMC、英国萨里公司的低轨道卫星UoSAT-12和欧空局极地冰层探测卫星CRYOSAT等。其中,UK-DMC小卫星使用液态 $H_2O$ 为推进剂的电阻加热推进系统作为星上的主推进系统,进行飞行验证。UoSAT-12对地观测卫星作为一颗低轨道卫星具有极大的对地观测优势,但为了防止卫星受地球高层大气影响坠入大气层烧毁,星上使用电阻加热推进系统作为阻力补偿动力系统。

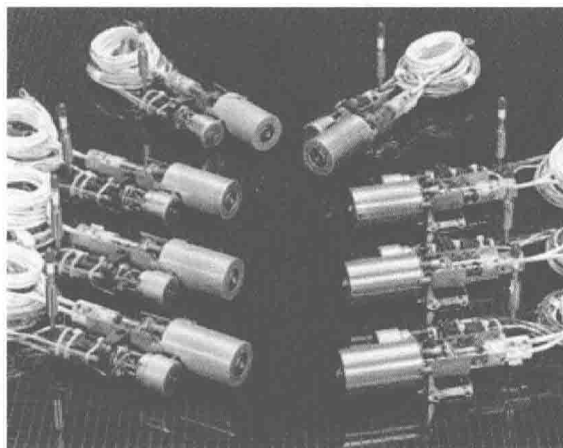


图 1.10 美国 Primex 宇航公司生产的电阻加热推进系统



## 2) 电弧加热推进系统

如图 1.9 所示, 电弧加热推进系统通常由电源系统、推进工质储箱和两个电极组成, 使用直流放电方式产生高温电弧, 加热推进工质, 使其膨胀, 再通过喷管喷出, 提供推力。电弧加热推进系统具有结构简单、响应快、稳定性高等优点, 可以使用  $H_2$ 、 $N_2$ 、 $NH_3$ 、 $N_2H_4$ 、 $He$ 、 $Ar$  作为推进工质。如果以  $N_2H_4$  为推进工质, 电弧加热推进系统将和星上的化学推进系统共用一个推进工质储箱, 对于以化学推进为主、电推进为辅的卫星平台, 可以减轻平台结构质量, 提高平台的稳定性。因此, 以  $N_2H_4$  为推进工质的电弧加热推进系统是目前技术最为成熟的, 同时也是应用最多的一款电弧加热推进系统(吴汉基等, 2003; Gefert et al., 2002)。除了采用直流放电方式产生高温电弧外, 还可以有交流方式(AC)、脉冲方式(PA)、射频方式(RF)、微波方式(MW)、激光方式(LA)和太阳热方式(SA)等。电弧加热推进系统的理论研究开始于 20 世纪五六十年代, 随后一些机构研制出了一系列原理样机。美国空军于 1988 年开始实施电推进空间实验计划(ESEX), 研制一套以  $NH_3$  为推进工质的大功率电弧加热推进系统, 用于卫星的轨道提升飞行验证, 该推进系统功率为 26kW, 试验过程中开机 8 次, 累计运行 33min, 轨道提升了 215m。试验结果表明大功率电弧加热推进系统不会影响其他星载设备的正常运行, 可以用作轨道提升任务的推进系统。随后, 洛马公司的 Series-7000 卫星平台采用了由宇航喷气公司(Aerojet)生产研制的电弧加热推进系统(如图 1.11 所示(张郁, 2005)), 用于卫星入轨后的南北位置保持任务。除此之外, 美国宇航喷气公司还研制了一系列以  $N_2H_4$  为推进工质的电弧加热推进系统, 如 MR-509(功率为 1.8kW, 推力大小为 220mN, 比冲为 509s)、510(功率为 2.2W, 推力大小为 240mN, 比冲为 585s)、512(功率为 1.8kW, 推力大小为 200mN, 比冲为 509s)等, 并用于洛马公司的通信卫星平台, 如 Series-7000 和 A2100 等, 实现地球同步轨道卫星的定点、重新定位、入轨后的南北位置保持和东西位置保持任务。由于用于通信的地球同步轨道卫星, 星载电源功率一般较大, 其次以  $N_2H_4$  为推进工质的电弧加热推进系统的研制可以借助之前的冷气推进或化学推进系统的设计经验, 因为它们之间共用一个推进工质储箱。所以, 以  $N_2H_4$  为推进工质的电弧加热推进系统是目前地球同步轨道卫星上使用最多的一种实现在轨轨道控制的电推进系统。

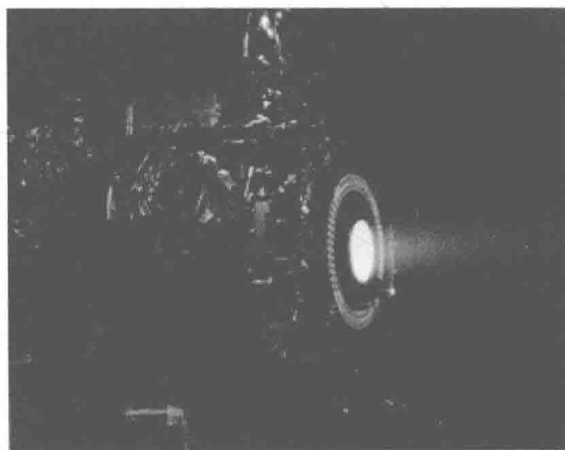


图 1.11 美国宇航喷气公司研制的电弧加热推进系统

除了美国的宇航喷气公司之外，德国的戴姆勒-奔驰宇航公司和斯图加特大学空间研究所(IRS)在德国航天局(DARA)的支持下和美国空军合作，先后研制了一系列功率为1~100kW的电弧加热推进系统，如功率为1kW的ARTUS推进系统、功率为5~12kW的MARC推进系统和功率为20~100kW的HIPARC推进系统。1998年，业余无线电爱好者卫星(AMSAT-P3D和AMSAT-P5A)使用以NH<sub>3</sub>为推进工质的电弧加热推进系统(功率为0.75kW，推力大小为114mN，比冲为480s)实现轨道提升、轨道面调整和姿态控制任务。除此之外，苏联的法克尔设计局(OKB Fakel)和电极研究所分别研制出一款电弧加热推进系统K-10和DEN-15(功率为0.4~2.0kW，推力大小为150mN，比冲为500~800s)，它们被用于实现地球同步轨道卫星(Meteor-3、Meteor-Priroda、Resource-O、GOMS、Electro、GALS和EXPRESS等)的轨道修正任务。日本多个研究机构和大学开展了电弧加热推进系统的研制工作，日本的对地观测小卫星DUOS使用以N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>为推进工质的电弧加热推进系统(功率为1.0kW，推力大小为130mN，比冲为560s)，承担轨道保持和轨道提升(350km提升到500km)任务。日本三菱电气公司在数据中继试验卫星(DRTS)上安装由美国宇航喷气公司研制的电弧加热推进系统MR-512(功率为1.8kW，推力大小为115mN，比冲为510s)，承担卫星入轨后的南北位置保持任务。

为了满足我国地球同步轨道卫星南北位置保持任务的需求，中国科学院国家空间科学中心从1992年起开始研制电弧加热推进系统，目前已建立了千瓦级实验样机试验系统，并以N<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>、Ar混合气体为推进工质进行性能验证。随后国内多家研究机构和高校对电弧加热推进系统的工作原理进行研究，2005年之后，北京控制工程研究所开展了适合工程应用的千瓦级电弧加热推进系统的研制工作，到2011年已达到飞行验证阶段。

## 2. 静电式推进系统

静电式推进系统通过将推进工质电离成电子和离子，然后在静电场作用下加速带正电的离子，形成高速射流，再通过喷嘴喷出产生推力，因此，又被称为“离子推进系统”。图1.12给出了典型的离子推进系统的原理图。静电式推进系统具有性能高、结构质量轻、

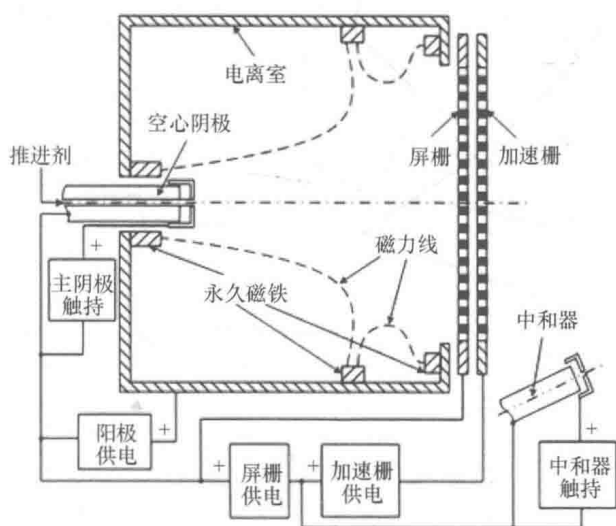


图 1.12 典型的离子推进系统原理图