



小推力轨道机动 动力学与控制

Dynamics and Control of
Low-Thrust Orbital
Maneuver

汤国建 张洪波 著
郑 伟 王功波



科学出版社

小推力轨道机动动力学与控制

Dynamics and Control of Low-Thrust Orbital Maneuver

汤国建 张洪波 郑 伟 王功波 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书是国内第一部系统讨论小推力轨道机动问题的专著,主要以配备电推进系统的航天器为研究对象,系统阐述小推力机动轨道设计与控制的理论和方法。主要内容包括小推力转移轨道的解析解、小推力转移轨道设计的间接法与直接法、地球同步轨道卫星轨道保持、无阻力卫星轨道保持、地月平动点轨道保持、编队飞行的构型保持、人工特殊相对轨道设计和人工特殊绝对轨道设计等。

本书理论与应用紧密结合,内容丰富翔实,可作为高等院校飞行器设计及相关专业研究生的教材,也可供从事航天器总体设计、轨道力学专业的研究人员及工程设计人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

小推力轨道机动动力学与控制 / 汤国建等著. —北京:科学出版社, 2013. 8

ISBN 978-7-03-038291-7

I. ①小… II. ①汤… III. ①电推进-动力学-研究 IV. ①V514

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 182969 号

责任编辑:钱 俊 鲁永芳 / 责任校对:钟 洋

责任印制:赵德静 / 封面设计:陈 静

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>

中国科学院印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2013 年 8 月第 一 版 开本:B5 (720×1000)

2013 年 8 月第一次印刷 印张:18 1/4

字数:355 000

定价:79.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

航天器轨道机动技术的发展与推进技术的进步密不可分。近二十年来,以电推进、束能推进、太阳帆推进为代表的小推力推进技术发展迅速,相应地推动了配点法、伪谱法、智能优化算法、非线性估计与控制等先进方法在机动轨道设计中的广泛应用。目前看来,电推进技术的发展比较成熟,且有着广阔的应用前景。因此,本书即以配备电推进系统的航天器为研究对象,探讨不同飞行任务下小推力机动轨道的设计与控制方法。

与传统的化学推进相比,电推进系统具有比冲高、推力大小可精确调节等优点,因此能够以较少的燃料消耗完成同一航天任务,也能够实现高精度的轨道控制。同时,由于电推进系统主要依靠太阳帆板提供能量(太阳电推进),因此电推力器的功率比较低、推力比较小。根据电推进系统的上述特点,它主要适用于需要长时间对轨道实施控制,且控制精度要求高的工程问题。本书将此类问题又分为三种:变轨特征速度大的轨道转移问题、长时间高精度轨道保持问题和人工特殊轨道实现问题,并分别加以讨论。

电推进系统的一个重要应用是用作主推进,实施轨道转移。由于电推进系统的推力小,轨道转移需要的时间长,因此应用前景较好的是深空探测和地球静止轨道卫星发射任务。美国的小行星探测器 Dawn(2007 年),日本的小行星取样探测器 Hayabusa(2003 年),欧洲太空局的月球探测器 SMART-1(2003 年)等都以电推进系统作为主推进系统。小推力转移轨道设计的难点主要体现在轨道优化上,本书按照不同的优化方法分类,包括有解析解的小推力轨道转移问题(第 2 章),基于极大值原理的间接优化方法(第 3 章)和基于非线性规划理论的直接优化方法(第 4 章)。轨道保持是指为使航天器在设计的目标轨道上运行而需要不定期实施的轨道机动。一般的航天器都需要实施轨道保持,因此轨控发动机的比冲就成为决定航天器寿命的重要因素。国外先进的航天器平台上都采用了电推进系统,如波音公司的全电推进静止轨道卫星平台(2012 年),欧洲太空局的 GOCE 测地卫星(2009 年)等。本书选择四种典型的工程应用背景,研究电推进系统在轨道保持中的应用,包括地球静止轨道卫星的位置保持(第 5 章),重力场测量卫星的无阻力保持(第 6 章),地月平动点轨道保持(第 7 章)和编队飞行的构型建立与保持控制(第 8 章)。利用电推进系统按一定规律持续地对飞行器运动实施控制,还能实现某些特殊的人工轨道。比如,根据轨道摄动理论,太阳同步轨道的轨道倾角与轨道半长

轴必须满足一定的条件,冻结轨道的轨道倾角必须等于临界倾角。通过电推进系统的控制,则可能实现任意倾角的太阳同步轨道或冻结轨道。本书研究电推进在实现人工特殊飞行轨道中的应用,包括快速绕飞轨道的设计(第9章),悬停轨道的设计与控制方法(第10章)和人工特殊绝对轨道的设计与实现方法(第11章)。

本书由汤国建制定撰写提纲,第1、4、7章由汤国建撰写,第2、3、5、6、8章由张洪波撰写,第9~11章由郑伟、王功波撰写。全书由汤国建完成统稿和审校。研究生蒋小勇参与了第4章的撰写,王涛参与了第5章的撰写,连一君参与了第7章的撰写。

本书参阅了国内外众多学者的研究成果。书中的研究工作得到了航天科技创新基金(CASC201102)和国内相关专家组、航天工业部门的支持,出版得到了国防科学技术大学六十周年华诞系列专著经费的资助,在此表示衷心感谢。

本书是著者在近几年科研项目研究的基础上,经过总结与提炼写成的,部分内容已撰写成学术论文或学位论文公开出版。但由于水平有限,书中不妥之处在所难免,敬请读者不吝指正,作者将不胜感激。

作 者
2013年5月

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 轨道机动与小推力技术	1
1.2 电推进技术的发展现状	3
1.2.1 电推进技术概况	3
1.2.2 三类主要的电推力器	5
1.2.3 电推进技术的应用	15
1.3 相关技术的国内外研究进展	18
1.3.1 小推力轨道转移技术	18
1.3.2 小推力轨道保持技术	21
1.3.3 人工特殊轨道实现技术	24
参考文献	29
第 2 章 小推力轨道机动基础理论	34
2.1 引言	34
2.2 电推进的基本原理	34
2.2.1 常推力电推力器的最优比冲	34
2.2.2 等加速度飞行时的最优质量比	36
2.3 径向常推力加速度的飞行轨道	39
2.4 切向常推力的飞行轨道	43
2.4.1 数值方法求解	44
2.4.2 近似方法求解	46
2.5 非共面圆轨道间的小推力转移轨道	51
2.5.1 轨道机动的摄动运动方程	51
2.5.2 问题的最优控制解	53
2.5.3 全电推进地球静止轨道卫星发射问题	57
参考文献	61
第 3 章 小推力转移轨道设计间接优化方法	63
3.1 引言	63
3.2 春分点轨道根数	64

3.2.1 春分点根数的定义	64
3.2.2 春分点根数与位置、速度的转换关系	66
3.3 春分点根数变分方程	69
3.3.1 变分方程的建立	69
3.3.2 位置关于春分点根数的偏导数	70
3.3.3 春分点根数关于速度的偏导数	73
3.4 最短时间转移轨道设计	76
3.4.1 最优控制问题描述	76
3.4.2 两点边值问题求解	78
3.5 算例仿真与分析	82
3.5.1 LEO-GEO 转移算例	82
3.5.2 地球-火星转移算例	84
参考文献	87
第4章 小推力机动轨道设计直接优化方法	88
4.1 引言	88
4.2 伪谱法	89
4.2.1 Gauss 伪谱法	90
4.2.2 其他伪谱法及对比	92
4.2.3 伪谱法初值的快速生成	94
4.3 运动合成法	97
4.3.1 基本思路	97
4.3.2 转移轨道的描述方式	98
4.3.3 小推力加速度的描述方式	101
4.3.4 非线性规划问题描述	102
4.4 算例仿真与分析	103
4.4.1 Gauss 伪谱法仿真算例	103
4.4.2 运动合成法仿真算例	106
参考文献	113
第5章 地球静止轨道卫星位置保持方法	115
5.1 引言	115
5.2 GEO 卫星摄动运动分析	116
5.2.1 摄动运动方程	116
5.2.2 地球非球形摄动	118
5.2.3 日月引力摄动	122

5.2.4 太阳光压摄动	125
5.3 南北方向位置保持方法	128
5.3.1 南北位置保持策略	128
5.3.2 相平面控制方法	129
5.3.3 仿真分析	131
5.4 东西方向位置保持策略	133
参考文献	136
第6章 无阻力卫星的轨道保持方法	138
6.1 引言	138
6.2 无阻力卫星的系统构成	140
6.2.1 无阻力卫星的控制系统	140
6.2.2 无阻力卫星的硬件系统	142
6.3 基于PID控制方法的位移控制模式	147
6.3.1 卫星运动方程	147
6.3.2 控制律设计	150
6.3.3 仿真分析	151
6.4 基于LQG控制方法的混合控制模式	158
6.4.1 线性化状态方程	158
6.4.2 控制律设计	159
6.4.3 仿真分析	161
参考文献	165
第7章 地月平动点轨道保持控制方法	166
7.1 引言	166
7.2 基本动力学模型与仿真约束	167
7.2.1 基本动力学模型	167
7.2.2 标称轨道	171
7.2.3 仿真约束和误差分布	173
7.3 平动点轨道保持的LQR方法	174
7.3.1 LQR保持控制算法	174
7.3.2 LQR保持控制仿真	175
7.4 平动点轨道保持的靶点法	179
7.4.1 靶点保持控制算法	179
7.4.2 靶点法保持控制仿真	180
7.5 平动点轨道保持的滑模控制方法	183

7.5.1	滑模保持控制算法	183
7.5.2	滑模保持控制仿真	185
	参考文献	187
第8章	航天器编队飞行构型控制方法	189
8.1	引言	189
8.2	编队飞行的运动描述方法	190
8.2.1	动力学描述方法	190
8.2.2	运动学描述方法	194
8.3	编队飞行构型建立控制方法	200
8.3.1	相对轨道根数反馈控制律设计	200
8.3.2	发动机开关机控制	203
8.3.3	仿真分析	204
8.4	编队飞行构型保持控制方法	211
8.4.1	相对轨道根数反馈控制律设计	211
8.4.2	相对运动状态反馈控制律设计	211
8.4.3	仿真分析	212
	参考文献	216
第9章	小推力快速绕飞轨道设计方法	217
9.1	引言	217
9.2	相对轨道设计的基本原理	218
9.3	二体模型下的快速绕飞轨道设计	219
9.3.1	绕飞轨道设计原理	219
9.3.2	能耗计算与优化	221
9.3.3	仿真算例	223
9.4	考虑 J_2 项影响的快速绕飞轨道设计	226
9.4.1	线性化运动方程	227
9.4.2	控制力方程	233
9.4.3	仿真算例	233
	参考文献	236
第10章	小推力悬停轨道设计与控制方法	237
10.1	引言	237
10.2	椭圆悬停轨道设计	238
10.2.1	控制力方程与能耗估算	238
10.2.2	仿真算例	241

10.3 基于 LQR 的悬停轨道控制方法	246
10.3.1 控制器设计	246
10.3.2 仿真算例	247
10.3.3 地球静止轨道悬停可行性分析	251
10.4 滑模变结构控制方法	252
10.4.1 基本原理	252
10.4.2 控制器设计	254
10.4.3 仿真算例	255
10.5 自适应无抖振滑模变结构控制方法	259
10.5.1 增广系统状态方程	259
10.5.2 控制器设计	259
10.5.3 仿真算例	261
参考文献	263
第 11 章 小推力人工特殊绝对轨道设计方法	264
11.1 引言	264
11.2 小推力绝对轨道设计原理	265
11.3 人工冻结轨道设计	267
11.3.1 控制方法	267
11.3.2 控制力的修正	270
11.3.3 仿真算例	271
11.4 人工太阳同步轨道设计	275
11.4.1 控制方法	276
11.4.2 控制力修正	277
11.4.3 仿真算例	278
11.5 人工太阳同步冻结轨道设计	280
参考文献	282

第 1 章 绪 论

1.1 轨道机动与小推力技术

轨道机动,是指航天器在控制系统作用下,改变原有的自由飞行轨道,进入另一条任务要求轨道的操作过程。简言之,轨道机动就是改变航天器轨道的过程。由于自然天体的质量一般都比较小,人们难以改变其运动轨迹,而人造航天器的质量一般都比较小,人们能够干预其运动,因此在轨道力学的研究中,轨道机动就成为区别于经典天体力学的重要特征。根据变轨发动机推力的大小和轨道机动时间长短的不同,轨道机动可分为脉冲机动、有限推力机动、小推力机动等;根据特征速度大小的不同,轨道机动可分为轨道保持、轨道转移等;根据飞行任务的不同,轨道机动又可分为轨道拦截、轨道转移、轨道交会等不同类型。

航天器轨道的改变一般是通过安装在航天器上的推进系统完成的,因此轨道机动问题的研究与推进技术的发展密切相关。在航天器轨道机动过程中,伴随着能量的转换和传输,因此航天器推进技术的进步也不断推动着轨道机动问题的研究。使用化学燃料的火箭发动机是最常采用的动力装置,也是人们最早研究的对象。1903年,齐奥尔科夫斯基得到了火箭在自由空间的速度增量方程,即著名的齐氏公式,该公式在今天仍然得到广泛的应用。1925年,霍曼提出了共面圆轨道间的两冲量最优转移原理。二战后,火箭发动机技术和控制技术飞速发展,燃料消耗最少的轨道机动问题成为理论界研究的热点。美国学者贝尔曼和苏联学者庞特里亚金分别在1957年和1958年提出了动态规划和极大值原理,奠定了最优控制的理论基础,也极大地推动了轨道机动问题的研究。随后,在地球同步轨道卫星发射、交会对接、载人登月、深空探测等实际航天任务的推动下,Lawden、Edelbaum、Battin等对轨道机动任务规划与控制技术开展了广泛而深入的研究,在解决相关工程技术问题的同时也推动了控制理论和优化方法的进步。近年来,随着航天任务要求的不断提高和小推力技术的进步,基于非线性规划、智能优化方法、非线性控制理论的小推力轨道机动与控制技术成为研究的热点,并开始应用于工程实际。随着航天任务的不断复杂化和推进技术的不断进步,在未来一段时间内,轨道机动的设计与优化仍将是航天动力学研究的重点。

小推力推进是区别于传统的化学火箭推进的一类推进系统的总称,主要特点是推力量值小,比冲高。高比冲的推进系统完成同一航天任务需要的燃料更少,因

此能减小飞行器的起飞重量,或在同样的起飞重量下增大有效载荷的质量,从而降低整个系统的发射成本。目前的小推力推进技术主要包括电推进、束能推进、太阳帆推进和微型推进几类^[1-5]。

1. 电推进^[6-24]

电推进发动机又称电火箭发动机,或简称电火箭,其工作原理是将推进工质电离形成等离子体,利用等离子体自身能量或外加电磁场将带电离子加速喷出产生反推力。电推进技术以电能作为输入,设法实现工质电离与加速带电离子。电能主要来自太阳能或核能,相应的推进系统称为太阳电推进或核电推进。一般来说,带电离子的喷射速度远高于化学推进方式,因此可以实现很高的比冲。按照电推进技术的发展现状,电推进比化学推进的比冲可以高出一个量级。电推进发动机可以长时间持续工作,开关机次数基本不受限制。目前实际应用的电推力器产生的推力较小,一般在几十到几百毫牛[顿]量级。随着高效太阳能技术以及空间核电技术的不断发展,电推进的推力和比冲还将不断增加,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。

2. 束能推进^[25]

束能推进包括激光推进、微波推进等,是利用高能激光或高能微波与工质相互作用产生推力,推动飞行器前进的新概念推进技术。以激光推进为例,其分类方式又有很多,按照所用激光光源的种类,可以分为连续激光推进和脉冲激光推进;根据是否需要消耗飞行器自身携带的工质,分为大气吸气模式和火箭模式(烧蚀模式)两种;按照激光能量耦合机制,又可以分为固体换热式、粒子吸收式、分子共振吸收式和逆韧致吸收式等。激光能量耦合机制不同,对应的比冲有很大差别。逆韧致吸收式的比冲最高,可达 1500~2000s。

束能推进最大的优点是能源与飞行器可以是分离的,结构质量较大的能源发射系统可以置于地面或大型空间站上。束能推进的技术难点除需要研制大功率激光器或大功率微波发射器外,还要解决激光或微波的超远距离传输与聚焦技术、飞行器精确跟踪和瞄准技术等难题。

3. 太阳帆推进^[28-30]

太阳帆推进又称太阳帆,是一种利用太阳光的压力进行太空飞行的推进技术。在没有空气阻力的宇宙空间中,太阳光光子连续撞击太阳帆,会使太阳帆获得的动量逐渐递增,从而达到要求的加速度。太阳帆依靠反射太阳光光子产生推力,在飞行任务的整个过程中,推力连续作用于飞行器上而不需要任何推进剂。太阳帆可

应用于低成本大速度增量的太阳系飞行任务,具有不消耗工质的独特优点。

开普勒在 400 年前就曾设想不要携带任何能源,仅依靠太阳光能就可使宇宙帆船驰骋太空。1924 年,齐奥尔科夫斯基也提出宇宙中光子的压力可以成为航天器动力的设想,但真正实现太阳帆飞行却是近几年的事情。实现太阳帆推进,要解决帆体薄膜、超轻支撑结构、帆体的压缩包装与展开、太阳帆的控制方法等技术难题,给材料技术与控制技术提出了极大的挑战。

4. 微型推进^[31-34]

近年来,基于 MEMS 技术的微型推进系统以纳皮型卫星的需求为契机迅速发展起来。纳皮型卫星及其星座和编队飞行的发展,给星上推进系统提出了包括体积、质量、功耗、成本和可靠性等在内的更高的要求,按照传统的加工方法已无法在保证功能的同时使推进系统达到纳皮型卫星或者将来更小型卫星的质量、体积和功耗要求。由于 MEMS 加工技术本身的特点,MEMS 器件很容易将传感器、执行器及控制电路集成在硅基底上,极大地减少了系统的组件个数,并且可以大量生产。利用 MEMS 加工技术能将推进系统的推进剂、贮箱、喷嘴、阀门、推进剂进给系统甚至控制电路都集成在一个或几个硅片上,再通过键合等微连接和装配技术将这些 MEMS 器件组装在一起,形成功能完善、稳定性高的集成微推进系统。到目前为止,已经有很多微推进系统设计出来并投入使用,其中基于 MEMS 技术的微推进主要有液体蒸发式、等离子式、冷气式和固体化学式等。

总体看来,相比其他尚处于基础研究阶段的推进方式,电推进是目前技术发展比较成熟、工程应用较多,且在未来越有着广阔应用前景的小推力技术。因此,本书主要以配备电推进系统的航天器为研究对象,探讨不同飞行任务下小推力轨道机动的动力学原理与控制方法。从轨道动力学特性上讲,不同小推力实现方式下轨道机动的原理是类似的,因此本书的研究方法与结论可以方便地推广到其他的小推力实现方式中。

1.2 电推进技术的发展现状

1.2.1 电推进技术概况

电推进系统是利用电能加热或电离推进剂使其加速喷射,从而产生推力的一类航天器推进系统,又称电火箭或电火箭发动机。按推进剂加速方式不同,它可以分为电热式、静电式和电磁式三大类,每一类还可分为多种形式。

相比传统的化学推进,电推进具有诸多显著优点,主要包括:

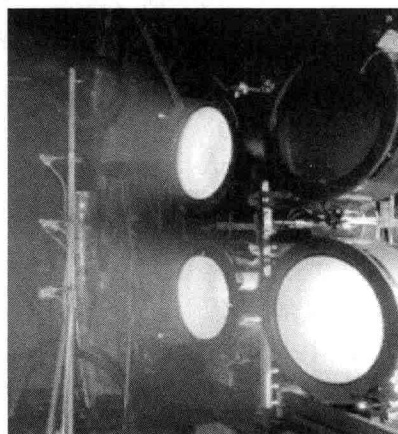
- (1) 比冲高,消耗工质少,有效载荷比高,可有效提高航天器寿命;

- (2) 可长时间连续工作,提供连续变化推力;
- (3) 振动小,工作期间对卫星干扰较小;
- (4) 体积小,采用多台推力器组合,方便实现推力矢量控制;
- (5) 推力精确可控,有利于实现高精度的姿态和轨道保持控制。

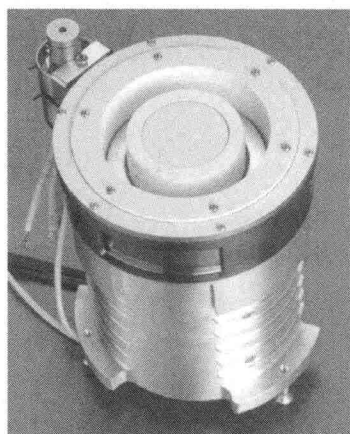
电推进的理论始于 20 世纪初期。1906 年,美国科学家戈达德(R. H. Goddard)提出了用电能加速带电粒子产生推力的思想。1911 年,俄国科学家齐奥尔科夫斯基也设想利用带电粒子作空间喷气推进。1929 年,德国科学家奥伯特(H. Oberth)出版了研究利用电推进的书。1929~1931 年,苏联在列宁格勒建立了专门研究电火箭发动机的机构,并演示试验了世界上第一台电推力器。1946~1957 年,美国和苏联科学家提出了多种类型电推力器的方案和理论,论证了空间电推进的可行性。

电推进的工程研究从 20 世纪 50 年代末开始。其中,一个重要的成果是苏联库哈托夫原子能研究所的 Morozov 教授发明的静态等离子体推力器(SPT),这种推力器目前已成为一种定型产品并衍生出多种型号,是迄今在空间任务中用得最多的电推力器类型。据不完全统计,从 1982 年 SPT-70 和 1994 年 SPT-100 分别在卫星上首次应用起,已有 70 余台 SPT-70 和 50 余台 SPT-100 用在 30 多颗气象卫星、资源卫星和通信卫星上,执行位置保持或轨道转移任务。

美国关于电推进技术的研究工作主要由 NASA 格林研究中心(Glenn Research Center, GRC)的空间推进技术项目组(In-space Propulsion Technology Project, ISPT)负责,宇航喷气公司(Aerojet)、TRW 公司、波音公司、喷气推进实验室(JPL)等是重要的研究力量。曾经或正在开展的研究计划包括“渐进式氙离子推进器”(NASA's evolutionary xenon thruster^[18], NEXT)和新一代高压霍尔推进器(high voltage Hall accelerator, HIVHAC),如图 1.1 所示。NEXT 计划中的等



(a) 矢量推力试验中的NEXT



(b) 实验室中的HIVHAC

图 1.1 NASA 的新一代电推进研究计划

离子推进器比冲大于 4100s, 功率为 7kW, 推力大小为 0.236N, 可携带 400kg 氙推进剂。在地面寿命试验已消耗了 397kg 氙气, 提供的总冲量达 $1.54 \times 10^7 \text{ N} \cdot \text{s}$, 创造了该类推进器的最高纪录。HIVHAC 是 NASA 目前正在设计的新一代霍尔型电推力器, 最大功率为 3.5kW, 设计电压为 700V, 比冲为 1000~2800s, 可提供 24~150mN 的变推力。在最近的地面试验中稳定工作超过 4700h, 消耗掉 100kg 氙推进剂, 预计寿命达 15000h。

经过半个多世纪的发展, 全世界目前已成功研制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的电推进产品, 有的电推进系统已成为航天器开展轨道或姿态控制的标准系统, 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。

1.2.2 三类主要的电推力器

根据工质加速方式的不同, 电推进通常可分为电热式、电磁式和静电式三大类。每类又发展出十余种不同子类, 各子类又有多种不同的形式。

1. 电热式推力器

电热式推力器是利用电能加热工质, 使其气化、分解, 再经喷管膨胀, 加速排出生成推力。按其工质加热方式的不同, 又可分为电阻加热推力器(resistojet)、电弧推力器(arcjet)、微波等离子体推力器(MPT)和太阳热等离子体推力器(STP)等。电阻加热难以将气体工质加热到 3000K 以上的温度; 电弧加热则通过电弧放电加热气体工质, 温度可达 10 000~20 000K; 微波加热则是通过震荡的电磁场加热工质。电热式推力器的特点是比冲适中、结构简单、价格便宜、安全可靠、操作和维护方便等。

1) 电阻加热推力器

早期应用(Vela, ATS-4 等卫星)的电阻加热推力器是利用电流流过“电阻丝”产生的焦耳热, 把推进剂冷气加热, 然后经喷管喷出, 从而提高冷气系统的性能。电阻加热推力器(图 1.2)利用气体(如 H_2 、 N_2 、He、 N_2O 和 Ar 等)或者液体(如 N_2H_4 、 NH_3 、 C_4H_{10} 和 H_2O 等)作为推进剂, 其功率为 1W~6kW, 可以实现脉冲和稳态工作。典型的电阻加热推力器的推力范围可以从几毫牛到几牛, 稳态工作时效率达 80%。1965 年 9 月 19 日, 美国的 TRW 公司研制的电阻加热推力器首次用于 Vela-V 对地观测卫星作姿态控制, 推进剂用氮, 推力为 200mN, 比冲为 123.5s, 输入功率为 90W, 推力器质量为 0.26kg。20 世纪 80 年代初, 美国 Primex 宇航公司研制的 MR-501、MR-502 等先后用于 Intelsat5(国际通信卫星)、SAT-COM(萨康)、SPACENET(天网)、INMARSAT 等卫星和 Iridium 星座(铱星星

座)。洛马公司的 Series-3000 和 Series-5000 卫星平台采用了宇航喷气公司研制的电阻加热推力器;一些微小卫星,如 SNAP-1、ALSAT-1、UK-DMC、UoSAT-12 和 CRYOSAT 采用了萨里卫星技术公司(SSTL)研制的低功率电阻加热推力器;日本的 ETS-VIGEO 卫星也采用电阻加热推力器进行轨道控制。肼电阻加热推力器是应用最多的一种,目前已有超过百个航天器使用电阻加热推力器承担姿态控制、阻力补偿、位置保持、轨道修正等任务。

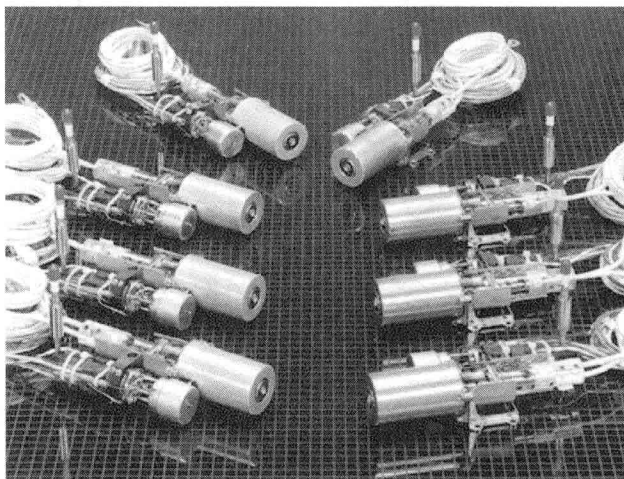


图 1.2 电阻加热推力器(Primex 宇航公司)

电阻加热发动机虽然用得很早、很多,也很成功,但它只不过是冷气 and 单组元推力器的一种简单改进,性能提高有限。

2) 电弧推力器

电弧推力器是利用直流放电形成的高温电弧来加热推进剂的,主要由工质、电源和两个电极组成,推力器和电源系统的结构非常简单,且启动容易、控制灵活。根据能量供应方式的不同可分为:直流式(DC)、交流式(AC)、脉冲式(PA)、射频式(RF)、微波式(MW)、激光式(LA)和太阳式(SA)等。推进剂工质包括 N_2 、Ar、He、 H_2 、 NH_3 和 N_2H_4 等。目前技术最成熟、应用最广泛的是直流式 N_2H_4 电弧推力器。电弧推力器的主要特点是^[6,21]:

(1) 具有比单组元、双组元以及肼电阻加热推力器更高的比冲,可达 280~2300s;

(2) 推力/功率比及推力密度远高于离子发动机和 SPT;

(3) 发动机的结构和电源系统简单,运行电压低(100~200V),启动迅速,控制容易;

(4) 用肼作推进剂,既可获得高性能,又可以与远地点发动机共用一储箱,而且技术成熟又有丰富的空间飞行经验;

(5) 对推进剂种类没有要求,可以是液体,也可以是气体,是一种环保推力器。

电弧推力器的缺点是比冲和效率较低。电弧推力器在 20 世纪 50~60 年代曾经是研究的热门课题,后因效率和比冲不如离子发动机而暂停。到了 20 世纪 80 年代,由于离子发动机在应用上遇到种种困难,美国、日本和西欧等国家又对电弧推力器积极开展研究。1988 年,美国空军开始进行电推进空间实验计划(ESEX),目的是研制一套大功率(26kW)的 NH_3 电弧推力器推进系统,进行一次空间轨道转移试验。1999 年,试验卫星发射入轨(846km),推力器点火 8 次,累计运行 33min,卫星轨道改变 215m。结果表明,大功率电弧推力器对星上其他设备没有不利影响,可以应用于轨道提升任务。1993 年,由宇航喷气公司研制的电弧推力器首次应用到洛马宇航公司 Series-7000 系列卫星的 Telstar401 GEO 卫星上,并成功担负南北位置保持任务。随后,宇航喷气公司相继研制了一系列肼电弧推力器,如 MR-509(1.8kW, 220mN, 509s)、MR-510(2.2kW, 585s)和 MR-512(1.8kW, 200mN, 509s)等,并先后应用于洛马公司的 Series-7000 和 A2100 卫星平台,承担了 GEO 卫星的定位、南北位置保持、东西位置保持和重新定位等任务,成为目前同步卫星应用最多的电推进在轨控制系统。

在德国航天局(DARA)的支持下,斯图加特大学空间研究所(IRS)、戴姆勒-奔驰宇航公司和美国空军合作,先后研制了一系列的电弧推力器,功率涉及 1kW~10kW~100kW。开发了 ARTUS(1kW 级)、MARC(5~12kW 级)和 HIPARC(20~100kW 级)系列样机。1998 年,氨(NH_3)电弧推力器(0.75kW, 114mN, 480s)用于业余无线电爱好者卫星 AMSAT-P3D 的轨道提升、倾角调整和姿态控制任务。苏联法克尔设计局(Fakel)的 K-10 和电极研究所的 DEN-15(0.4~2.0kW, 150mN, 500~800s)先后用于 Meteor-3、Meteor-Priroda、Resource-O 和 GOMS,以及 Electro、GALS、EXPRESS 等同步卫星上担负轨道修正任务。日本正在研制 N_2H_4 电弧推力器(1.0kW, 130mN, 560s),并计划将其用于日本的 DUOS 对地观测小卫星(800kg)的轨道保持和轨道提升(从 350km 提升至 500km)。大阪大学等多个单位开展电弧推力器的研制,三菱电气公司引进了美国通用动力空间推进系统公司生产的 MR-512(1.8kW, 115mN, 510s),并在 2002 年将其应用于数据中继试验卫星(DRTS)的南北位置保持任务。

我国从 1992 年起,为满足同步卫星南北位置保持的需要,中国科学院国家空间科学中心开展了电弧加热发动机的研究。经过几年的工作,建成了千瓦级的实验样机系统,并用氮、氩、氮氢混合气作推进剂进行了性能试验。随后,清华大学、北京航空航天大学、中国科学院力学所及北京控制工程研究所等多家单位陆续开