

空天科学与工程系列教材·空天推进

电火箭推进基础

Electric Rocket Propulsion Foundation

程谋森 李小康 王墨戈 编 著



科学出版社

空天科学与工程系列教材·空天推进

电火箭推进基础

程谋森 李小康 王墨戈 编著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书侧重介绍电火箭推进原理。在电火箭推进中,推力的产生是依靠电加热、电场电离、电磁力加速、激光电离等装置和技术实现的,与化学推进中的推力产生方式完全不同,也与电动力学、等离子体物理专业中探索基本现象与基础理论的装置和技术不同。随着电火箭推进技术的逐渐成熟和应用任务范围的拓展,电火箭推进已日渐成为航天器推进技术研究的重要分支。关于电火箭推进的原理、发展状态和应用方面的知识,也成为更好地开展空间任务分析与设计的重要基础。

全书共 13 章。主要内容包括概论、太空小推力加速任务分析、小推力轨道机动与位置保持、单组元肼推力器、气体放电导论、电弧推力器简化分析、离子推力器、电子轰击式放电室零维模型、霍尔推力器、霍尔推力器稳态一维模型、磁等离子体推力器、磁等离子体推力器简化模型、激光加热推力器。

本书主要为宇航推进理论与工程学科研究生使用,也可供宇航工程专业本科生及相关工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

电火箭推进基础 / 程谋森, 李小康, 王墨戈编著. —北京: 科学出版社, 2017.11
空天科学与工程系列教材·空天推进
ISBN 978-7-03-051834-7

I. ①电… II. ①程… ②李… ③王… III. ①火箭推进—高等学校—教材 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 032650 号

责任编辑: 潘斯斯 张丽花 / 责任校对: 郭瑞芝

责任印制: 吴兆东 / 封面设计: 迷底书装

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>

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2017 年 11 月第 一 版 开本: 787×1092 1/16

2018 年 3 月第二次印刷 印张: 11

字数: 300 000

定价: 59.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

序

自古以来，人类就一直梦想能够象鸟儿一样自由飞行。无论是嫦娥奔月还是敦煌飞天，都代表了人们对于天空的这种向往。人类也从来没有停止过对飞行的追求和探索。莱特兄弟在1903年实现了人类大气层内的第一次有动力飞行，开启了航空时代新纪元。也就在这一年，齐奥尔科夫斯基建立了火箭和航天飞行理论。1911年他说出了这样一段名言：“地球是人类的摇篮，但是人类决不会永远停留在摇篮里。为了追求光明和探索空间，开始会小心翼翼地飞出大气层，然后再征服太阳周围的整个空间……”。1926年戈达德成功进行了第一枚液体火箭发射试验。他有一句名言：“过去的梦想，今日的希望，明天的现实”。人类从此进入航天时代。第一架螺旋桨飞机，第一个民用航班，第一架超声速飞机，第一颗人造卫星，第一艘载人飞船，第一次踏上月球表面……短短一百年来，人类飞行史超越了一个又一个里程碑。时至今日，航空航天技术对人类社会的影响已经拓展到交通、通信、气象、军事乃至日常生活等各个方面，其作用无疑是巨大而且广泛的。

空天发展，动力先行。作为空天飞行器的“心脏”，航空航天发动机技术的突破一直是推动空天活动不断超越发展的重要驱动力。活塞式发动机直接催生了飞机，喷气式发动机推进飞机突破声障，火箭发动机技术的成熟使得人类的宇宙航行和空间探索成为现实，目前已经成为国际热点的超燃冲压发动机，可以实现两小时全球到达，有望把人类带入高超声速时代……。社会不断进步，文明不断发展，人类的飞行梦想不断延伸，为空天推进技术的发展提供了源源不断的牵引力，也寄托了更热切的期盼。

我国的航空航天事业，伴随着共和国的成长，从无到有，从弱到强，见证了中华民族伟大复兴的历史进程。航空航天事业的发展过程，也正是空天推进技术不断取得突破的过程。一代又一代空天推进领域的专家和技术人员，殚精竭虑，栉风沐雨，付出了辛勤的劳动，做出了巨大的贡献，也收获了沉甸甸的希望。从WP系列涡喷发动机、WS系列涡扇发动机，到YF系列液体火箭发动机、FG系列固体火箭发动机等各类航空航天发动机，累累硕果无不凝结着空天推进人的执著追求和艰苦奋斗。

国防科技大学空天科学学院源自哈尔滨军事工程学院的导弹工程系，成立以来一直专注航空航天领域的人才培养和科学研究工作，六十余年来为我国航空航天领域管理部门、科研院所、工厂企业等单位培养了大批优秀的科技、管理等各类人才，发挥了重要作用，形成了被传为美谈的“人才森林”现象。空天科学学院的校友们也一直是我国空天推进事业的骨干力量。

最近，教育部公布了“双一流”建设高校及建设学科名单，国防科技大学进入了“一流大学”名单，空天科学学院主建的航空宇航科学与技术学科进入“一流学科”名单。

习近平总书记在党的十九大报告明确提出“加快一流大学和一流学科建设，实现高等教育内涵式发展”，指明了高等学校的办学方向。建设世界一流学科，涉及多个方面的内容，最重要的是两个方面：高质量的人才培养和高水平的科学研究。人才培养可以说是高等学校的立身之本，是最重要的使命。高水平的教学活动是培养高质量人才的基础性工作，包括课堂

教学、实践教学、创新活动指导等多个方面，因此应是建设一流学科重点关注的工作之一。高质量的人才培养，不但对学科声誉具有长期的支撑作用，而且为科学研究提供宝贵的创新人才支持。同时，高水平的科学研究对于人才培养也有着非常重要的支撑作用。十九大报告指出，建设创新型国家，“要瞄准世界科技前沿，强化基础研究，实现前瞻性基础研究、引领性原创成果重大突破。”可见，新时代高等学校的科学研究要更注重提升品质，提高层次，不但要为我国原始创新、引领性成果做出更大贡献，而且要为建设世界一流学科奠定坚实基础。

国防科技大学有一个很好的办学传统，就是依照“中国航天之父”钱学森同志提出的“按学科设系”“理工结合，落实到工”的传统。这实际上就是以学科建设为主线，将人才培养与科学研究紧密结合，教研相长，相得益彰，形成良性循环。实践证明，这是一条成功之路。

空天科学学院按照这个思路开展学科建设，其中，编著出版高水平教材和专著是他们采用的行之有效的好方法之一。这样，既能及时总结升华科学研究的成果，又能形成高水平的知识载体，为高质量人才培养提供坚实支撑。早在20世纪90年代，学院老师们便出版了《液体火箭发动机控制与动态特性理论》《变推力液体火箭发动机及其控制技术》《液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用》《高超声速空气动力学》等十几部教材，至今仍被本领域高等学校和研究院所作为常用参考书。

现在，在总结凝炼长期人才培养心得和前沿科研成果基础上，他们又规划组织编著“空天推进”系列教材。这不但延续了学院的优良传统，也是建设世界一流学科的前瞻性举措，恰逢其时，承前启后，非常必要。这套新规划的“空天推进”系列教材，有几个鲜明的特点。一是层次衔接紧密，二是学科优势突出，三是内容系统丰富。整个系列按照热工基础理论、推进技术基础、发动机应用技术和学科前沿等几个层次规划，既突出火箭推进方向的传统优势，又拓展到冲压推进新优势方向，既注重理论基础，又强调分析设计应用，覆盖面宽，匹配合理，并统筹考虑了本科生和研究生的培养需要。总体来说，涵盖了空天推进领域较为系统的知识，体现了优势学科专业特色，反映了空天推进领域的发展趋势。这不但对于有志于在空天推进领域深造的青年学子大有帮助，而且对于从事空天推进领域研究与应用的科技人员，也大有裨益。这个系列教材的出版，对我国空天推进人才的培养和先进空天推进技术的发展，必将起到积极的促进作用。

习近平主席在我国首个“中国航天日”之际指出：“探索浩瀚宇宙，发展航天事业，建设航天强国，是我们不懈追求的航天梦”，强调要坚持创新驱动发展，勇攀科技高峰，谱写中国航天事业新篇章。前辈们的不懈努力已经推动我国航空航天事业取得了世人瞩目的巨大进步，空天事业的持续发展还需要后来人继续加油。空天推进是推动航空航天事业飞跃的核心技术所在，需要大批掌握坚实基础理论和富于创新精神的优秀人才持续拼搏、长期奋斗。我坚信，只要空天推进工作者矢志争先图强，坚持追求卓越，我们就一定能够不断实现新的跨越，不辜负新时代对空天推进人的殷切期待！

中国科学院院士 沈建辰

二〇一七年十月

前 言

本书是作为研究生课程教材编写的。

1. 编写背景

2008年秋季,学院组织编制新的研究生培养方案,编者承担了为研究生开设一门非化学火箭推进课程的任务。按照向国际一流标准看齐的指导思想,学院要求参照美国麻省理工学院在互联网(<http://www.MITOpenCourseWare.net/>)的“Space Propulsion”课程,该课程的责任教授是Manuel Martinez-Sanchez。由于历史传承关系,编者的教学对象在本科阶段已经学习“火箭推进原理”课程,采用G. P. Sutton与O. Biblarz合著的*Rocket Propulsion Elements*作为教材,具备了较全面的化学火箭推进基础知识。根据上述情况,编者节选了“Space Propulsion”课程第1~4讲、第6讲、第10~22讲的内容,另外结合近年从事的激光推进研究提炼出部分内容,编写了课程大纲。

课程内容确定后即着手编写讲义。除了美国麻省理工学院的“Space Propulsion”课程讲义,美国普林斯顿大学Robert G. Jahn的经典著作*Physics of Electric Propulsion*及美国国家航空航天局喷气推进实验室Dan M. Goebel与Ira Katz的*Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*一书,都是编写的参考书。比较之下,编者更赞同和推崇Manuel Martinez-Sanchez对于“Space Propulsion”课程的内容编排及讲义的编写风格,遂决定以其讲义为蓝本编写自己的课程讲义。

从2009年开始,首先翻译和整理“Space Propulsion”课程相关讲义文字,再检索原始文献和参考其他书籍推校公式,调整论述逻辑,补充部分内容和参考文献,修补插图,编制思考与练习题。经过几届研究生课程讲授试用并不断完善,逖迤逾六载,编者认为达到了作为正式教材的状态。

2. 内容介绍

本书侧重介绍电火箭推进原理。在电火箭推进中,推力的产生是依靠电加热、电场电离、电磁力加速、激光电离等装置和技术实现的,与化学推进中的推力产生方式完全不同,也与电动力学、等离子体物理专业中探索基本现象与基础理论的装置和技术不同。随着电火箭推进技术的逐渐成熟和应用任务范围的拓展,电火箭推进日渐成为航天器推进技术研究的重要分支。关于电火箭推进的原理、发展状态和应用方面的知识,也成为更好地开展空间任务分析与设计的重要基础。

本书设定读者已经掌握高等工科学校本科阶段的高等数学方面的多元多重微积分、常微分方程、偏微分方程初步、级数、矢量场分析初步、概率论与随机过程初步、大学物理方面的真空与电介质中电磁场,以及工程热力学、传热学、空气动力学等基础知识。

本书主要内容是小推力火箭加速、轨道机动和修正任务的飞行力学分析理论,电热增强化学推力器、电弧热推力器、离子和霍尔推力器、磁等离子体推力器、激光热推力器的物理

力学原理、简化解析模型理论。全书共 13 章。第 1 章是概论，回顾火箭推进的力学原理，介绍化学与电火箭推进装置的性能与应用概况，以及化学与电火箭的差别。第 2、3 章给出小推力火箭加速、轨道机动和修正任务的飞行力学分析方法及一般结论。第 4 章介绍单组元肼分解推力器的热化学性能分析、电热增强性能的计算方法。第 5 章是后续各章涉及气体等离子体产生和流动现象的物理力学基础，介绍气体等离子体的基本概念，以及导电气体电导率随温度、成分变化规律。第 6 章给出电弧热推力器性能的简化分析模型。第 7、8 章介绍离子推力器的离子生成、提取、加速的原理，装置结构特征，电气和性能参数，离子加速通道一维模型，放电室零维模型。第 9、10 章介绍霍尔推力器结构、气体电离和加速通道物理学原理以及一维分析模型。第 11、12 章介绍利用磁力加速等离子体的推力器原理和同轴放电磁等离子体推力器简化模型。第 13 章介绍两种激光加热推力器的概念，给出脉冲激光烧蚀固体推力器工作过程现象和简化分析模型，以及连续激光加热流体推力器的稳定性分析模型。

本书全部内容可按照 36 学时课程讲授。

3. 致谢与文责声明

既为编书，囿于编者学识水平，对所采名家著作的转述可能出现疏漏和不足，自创的词汇也可能有不当之处。编者除向所参考、引用的原著者致谢外，自负出现在本书中的全部文责，并敬请读者批评指正。意见反馈：mscheng@nudt.edu.cn。

程谋森

2016 年 11 月于湖南长沙

目 录

前言

第 1 章 概论	1
1.1 航天推进任务需求	1
1.2 太空推力器的典型性能与应用	1
1.2.1 化学推力器	1
1.2.2 电推力器	2
1.3 火箭推进原理回顾	4
参考文献	8
思考与练习题	8
第 2 章 太空小推力加速任务分析	9
2.1 固定时间的恒定电功率与推力任务	9
2.2 最优推力曲线	12
2.3 用变分法推导最优喷气速度	14
2.4 最优任务时间	18
思考与练习题	21
第 3 章 小推力轨道机动与位置保持	22
3.1 小推力逃逸的近似速度增量	22
3.2 次最优轨道提升与轨道面改变	24
3.3 卫星调相	28
3.4 地球静止轨道卫星的南北漂移控制	31
参考文献	36
思考与练习题	36
第 4 章 单组元肼推力器	37
4.1 单组元推进系统概述	37
4.1.1 典型单组元推进剂	37
4.1.2 单组元肼推力器构型与质量模型	37
4.1.3 单组元推进剂供应装置	38
4.1.4 单组元推进系统构型	39
4.2 肼分解推力器	39
4.2.1 肼的基本属性	39
4.2.2 肼的分解平衡	41
4.2.3 肼分解推力器性能	43

4.3 电热增强型肼推力器性能与应用	45
4.3.1 应用任务特征	45
4.3.2 工质过热状态的推力器性能计算	46
4.3.3 电热增强肼推力器应用	48
参考文献	48
思考与练习题	48
第5章 气体放电导论	50
5.1 等离子体的概念	50
5.1.1 等离子体的定义	50
5.1.2 温度与动能	50
5.1.3 粒子在有势场中的空间分布	51
5.1.4 粒子的速度分布	52
5.1.5 等离子体鞘层	52
5.1.6 德拜屏蔽	53
5.1.7 等离子体参数	54
5.1.8 等离子体频率判据	54
5.2 热电离气体的电导率	55
5.2.1 气体热电离的平衡态	55
5.2.2 等离子体中的电子电流	56
5.2.3 电子的平均热运动速度	57
5.2.4 带电粒子碰撞截面的确定	57
5.2.5 电离度对电导率的影响	58
5.3 欧姆耗散引起的气体电弧不稳定性	60
5.4 气体成分及热物性参数随温度的变化	60
参考文献	62
思考与练习题	63
第6章 电弧推力器简化分析	64
6.1 基本假设	64
6.2 不流动气体中的狭长电弧	64
6.3 平行气流中的狭长电弧	67
6.4 电压与功率计算	71
6.5 推力计算	73
参考文献	75
思考与练习题	75
第7章 离子推力器	76
7.1 引言	76
7.2 工作原理	76

7.3	离子生成	77
7.3.1	电子轰击式电离室中的物理过程	77
7.3.2	损失的种类	79
7.3.3	电子扩散与约束	80
7.3.4	离子产生速率	82
7.4	离子提取和加速	84
7.4.1	离子提取	84
7.4.2	离子加速一维模型	86
7.4.3	减速栅极的影响	88
7.4.4	实际栅极提取能力	90
7.5	鞘层厚度与栅极孔尺寸估计	93
7.6	推进剂选择	94
	参考文献	95
	思考与练习题	96
第 8 章	电子轰击式放电室零维模型	97
8.1	引言	97
8.2	放电室内带电粒子流与功率平衡	98
8.3	离子与激发态原子的产率	101
8.4	电子的生存方程	102
8.5	离子在阳极壁上的约束	103
8.6	热化电子的数密度	104
8.7	束离子能量成本的计算	105
	参考文献	106
	思考与练习题	106
第 9 章	霍尔推力器	107
9.1	引言	107
9.2	构型与工作原理	108
9.3	推力能力	111
9.4	推力器效率	113
	参考文献	116
	思考与练习题	116
第 10 章	霍尔推力器稳态一维模型	117
10.1	控制方程	117
10.1.1	粒子数守恒方程	117
10.1.2	离子动量方程	118
10.1.3	电子动量方程	118
10.1.4	电子能量方程	119

10.2	方程求解	119
10.2.1	导数求解	119
10.2.2	边界条件	121
10.3	放电剖析	121
10.3.1	阳极前预鞘层与扩散区	122
10.3.2	向电离层的过渡	124
	参考文献	127
	思考与练习题	127
第 11 章	磁等离子体推力器	128
11.1	引言	128
11.2	正交电磁场中等离子体加速行为	129
11.2.1	等离子体受力	129
11.2.2	广义欧姆定律与霍尔参数	130
11.2.3	电磁功	131
11.2.4	磁场的产生	132
11.2.5	具有正交电磁场的等离子体加速器概念	133
11.3	自感应同轴构型推力器	134
11.3.1	推力器磁场构型	134
11.3.2	推力的近似计算	135
11.3.3	功率需求	138
	参考文献	139
	思考与练习题	140
第 12 章	磁等离子体推力器简化模型	141
12.1	加速通道的参数分布特征	141
12.2	耗散效应	143
12.3	稳定放电极限	144
12.4	效率	145
	参考文献	146
	思考与练习题	146
第 13 章	激光加热推力器	147
13.1	脉冲激光烧蚀固体工质推力器概念	147
13.2	连续激光加热流体工质推力器概念	148
13.3	工质对激光的吸收	149
13.3.1	等离子体对激光的吸收	149
13.3.2	激光能量在聚合物工质中的沉积	151
13.4	激光烧蚀固体的冲量发生宏观模型	152
13.5	连续激光加热流体工质推力器稳定性分析	153

13.5.1 简化分析模型	153
13.5.2 喷管壅塞条件下的稳定流动	155
参考文献	157
思考与练习题	157
附录 A 球面三角函数恒等式	158
附录 B 玻姆速度的简化推导	160
附录 C 电子的扩散	162

第 1 章 概 论

本书中“太空推进”，是指航天器获得环绕地球飞行的速度以后，用于轨道维持、轨道转移或者星际飞行的推进。通常这类推进装置仅产生比航天器重量小的推力。而“航天推进”，包含太空推进和发射航天器进入太空的推进，后者目前限于化学火箭推进。

目前实用的太空推进装置包括小推力化学火箭发动机、高比冲的太阳能电热推力器、静电推力器。其他处在技术验证阶段的太空火箭推进包括太阳光热推进、核热/核电推进等。

化学火箭推力的增大导致可发射到地球卫星轨道的载荷质量增大，而太空推进系统比冲的提高可以降低要求运载火箭发射入轨的载荷质量。化学火箭发动机特点是推重比大而比冲低，目前技术接近成熟水平，留下可供改进的领域是：从发动机系统角度提高可靠性、降低费用；从燃烧过程角度发展不稳定燃烧的主动控制技术；采用绿色环保和更经济的推进剂，或者采用更高能的推进剂；发展微型化学火箭。电推力器的特点是推重比小而比冲高，已经提出初步概念但尚需验证的技术较多^[1]，在性能提高方面产生量变甚至是革命性质变的机会都存在。

1.1 航天推进任务需求

可以按照对推进系统性能的限定或者优选，将航天推进任务分为三类。

第一类是需要大推力的任务，目前只能采用化学火箭发动机，包括：①从行星表面起飞，如运载火箭从地面发射人造地球卫星；②行星着陆，如火星着陆、月球着陆。

第二类是需要高比冲的任务，必须采用远大于化学火箭比冲的电推进系统或者核热推进系统，包括：①深空探测，典型任务的速度增量下限为 2~3km/s；②长时间的阻力补偿任务，如距离地球表面 200~300km 高度上人造卫星的大气阻力补偿；③长时间的编队飞行，要求消除不同轨道的差异；④远离中心引力场作用规律的轨道飞行推进，如与土星光环平行的轨道。

第三类是采用高比冲更有利的任务，主要是具有大功率电源的卫星采用电推进，包括：①从低地球轨道进入地球静止轨道的轨道提升；②卫星寿命结束时的离轨；③不具有时间敏感性的改变轨道面；④轨道修正，如地球静止轨道卫星的南北漂移修正。

1.2 太空推力器的典型性能与应用

1.2.1 化学推力器

1) 单组元肼(N_2H_4) 推力器

● 比冲 $I_{sp} \approx 230s$

- 推力从 222mN(美国喷气推进实验室研制, 用于地外行星探测器姿态控制^[2]) 到 2.8kN(应用于美国“海盗号”火星探测器的着陆反冲推进系统^[3])
 - 可靠性高, 使用经验丰富
 - 系统构成简单
 - 能够脉冲工作(每脉冲时间 $\geq 10\text{ms}$), 脉冲次数可达 100 万次
 - 推进剂有毒, 操作要求严格, 需要加热系统
 - 仅限于速度增量较小的任务
 - 中等价格
- 2) 双组元推力器, 当前典型推进剂是甲基肼(CH_3NHNH_2 , 缩写为 MMH)与四氧化二氮(N_2O_4 , 缩写为 NTO)组合
- 比冲为 305~325s
 - 推力为 10N~27kN(如美国航天飞机轨道器的轨道机动推力器^[3])
 - 使用经验丰富
 - 系统相对较为复杂
 - 短脉冲工作比较困难, 但可以多次启动
 - 推进剂有毒
 - 比冲比单组元的高
 - 价格高
- 3) 固体推力器, 典型推进剂为含铝的端羟基聚丁二烯/高氯酸铵(Aluminized HTPB/AP)
- 比冲为 280~300s
 - 推力从 44N 到美国航天飞机固体助推器的 14700kN
 - 系统构成简单——相对于液体推进系统需要包含增压装置、阀门等而言
 - 壳体很轻并且不参与反应(占推进剂的 15%~20%)
 - 比冲与双组元推进剂相当
 - 不能重复启动
 - 在冲量大小和推力方向上有 1%~5%的散布, 对于精确机动需要另外的修正发动机
 - 中等或较高的价格

1.2.2 电推力器

从能量转化角度来看, 电推力器是使电能转化为工质的动能而产生喷气反作用力的推力器。一种是用电加热方式使工质变成高温气体, 然后通过拉瓦尔喷管高速喷射; 另外一种是用静电力或电磁力使工质高速喷射。为了能使静电或者电磁力发挥作用, 必须先使工质粒子带电。在使用气体推进剂的场合, 一般先使气体电离。气体电离的方法包括阴极电子直接轰击, 微波、射频以及线圈脉冲电流感应放电等。

不同种类电推进系统的电源功率和比冲可以差别很大。通常用如下定义的总效率:

$$\eta = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} c^2}{IU} \quad (1-1)$$

式中, η 为总效率, 定义为喷气动能流率与消耗电功率的比值; c 为排气速度; \dot{m} 为推进剂喷射的质量流率(kg/s); IU 为电流和电压的乘积, 等于电功率。

1) 电阻加热(resistojet) 推力器(用肼、氢或者宇航员生保系统废气作为推进剂)

- 效率高($\eta > 0.9$), 比冲低
- 简单, 只受限于材料工作温度
- 能够提高单组元推进剂的比冲(如可将肼推力器比冲提高到 304s^[4])
- 采用氢气作为推进剂, 比冲可达 700s(但是氢的空间存储是个问题)
- 为空间站上废气利用提供了备选手段

2) 电弧(arcjet) 推力器(典型推进剂包括肼、氨、氢)

- 效率 $\eta \approx 0.4$, 比冲 $I_{sp} \approx 600s$ (肼)(对于氨, 约 700s; 对于氢, 约 1000s)
- 电源功率为 0.5~30kW(可以在更大功率水平上运行)
- 中等大小的推重比(如果任务时间受限, 这可能是优选方案)
- 工作温度高(热防护难度大)
- 效率不是很高
- 已在某些地球静止轨道通信卫星平台上得到应用
- 电能处理单元(Power Processing Unit, PPU)相对简单

3) 霍尔推力器(用氙作为推进剂)

- η 为 0.4~0.6, I_{sp} 为 1500~2000s, 可提高到 3000s
- 电源功率为 0.5~10kW(可更大, 如同心多通道推力器功率达到 67kW)
- 比冲范围对于很多任务都很合适(合理的推力/功率比, 较高的推进剂利用效率)
- 合理的总效率
- 有实际应用(首先在俄罗斯, 目前扩展到美欧国家), 应用任务范围还在扩展
- 寿命足够长(>9000h)
- 有一定污染和电磁干扰(ElectroMagnetic Interference, EMI)
- 电能处理单元复杂

4) 离子推力器(用氙作为推进剂)

- η 为 0.6~0.75, I_{sp} 为 2500~4000s, 更高可达 7000s
- 电源功率为 0.3~5kW(还可以提高)
- 总效率很高
- 比冲高, 适合于大速度增量任务
- 有实际应用[如 1997 年休斯公司推出的氙离子推进系统(XIPS)]
- 寿命足够长(地面验证达到 30000h)
- 非常复杂的 PPU
- 推力面密度比霍尔推力器小, 推力器本体面积较大并且相对较重

5) 脉冲等离子体推力器[聚四氟乙烯(teflon)作为推进剂]

- η 为 0.05~0.1, I_{sp} 为 600~2000s
- 电源功率为 0.1~1kW
- 很短的脉冲(脉宽为几到十几微秒), 脉冲频率可控
- 适合需要精确微冲量的机动控制

- 采用固体推进剂，供应系统非常简单
 - 效率很低
 - 难于操纵大质量的推进剂
 - 有一定的实际应用(最早应用于苏联 1964 年发射的火星探测器)
- 6) 胶体(colloid) 推力器，场发射静电推进(Field Emission Electrostatic Propulsion, FEED)
- 电源功率及推力都很小(推力大约 $0.1\mu\text{N}$ ，电源功率约 0.5mW)
 - 对于高精度的任务很理想
 - 比冲范围： $500\sim 1500\text{s}$ (胶体推力器)
 $>6000\text{s}$ (FEED, 采用液态金属铯作为推进剂)
 - 多个推力器组合起来能提供 mN 级推力
 - 相对较重的辅助组件

1.3 火箭推进原理回顾

在没有其他场存在的空间中，加速物体的唯一途径是利用喷气反冲作用，其原理与飞机的吸气式喷气推进(将吸入的空气燃烧后向后排出)一样。但是对于火箭，这种“被排放的物质”只能全部是自身携带的。

下面给出真空中火箭推力方程的启发性推导(图 1-1)。

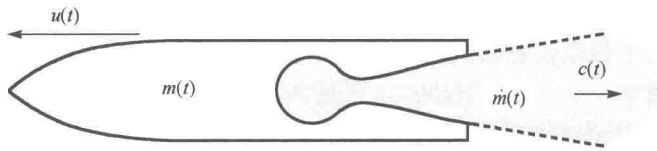


图 1-1 火箭推力产生的启发性推导用图

没有阻力以及排气分子与外界空气的相互作用时，火箭和它排出的气体组成的集合体的总动量 $M_k(t)$ 是恒定不变的，表示为

$$M_k(t) = m(t)u(t) + \int_0^t \dot{m}(\tau)[u(\tau) - c(\tau)]d\tau = \text{const} \quad (1-2)$$

$$\frac{dM_k(t)}{dt} = 0 \quad (1-3)$$

$$m \frac{du}{dt} + u \frac{dm}{dt} + \dot{m}(u - c) = 0 \quad (1-4)$$

式中， m 是火箭瞬时质量； u 是火箭在惯性参考系中的飞行速度； c 是气体相对火箭的排出速度；约定 $\dot{m} = -dm/dt \geq 0$ 是气体排出的质量流率。利用此定义及式(1-4)给出

$$F \triangleq m \frac{du}{dt} = \dot{m}c \quad (1-5)$$

将使火箭产生加速度的作用力称为“推力”。

注意到火箭本体的动量变化率是可正可负的，因为

$$\frac{d(mu)}{dt} = F - \dot{m}u = \dot{m}(c - u) \quad (1-6)$$

应用同样的方法，火箭与它排出的气体组成的集合体的动能 $E_k(t)$ 表示为

$$E_k(t) = \frac{1}{2}m(t)u(t)^2 + \int_0^t \frac{1}{2}\dot{m}(\tau)[u(\tau) - c(\tau)]^2 d\tau \quad (1-7)$$

所以集合体的动能变化率为

$$\frac{dE_k}{dt} = mu \frac{du}{dt} + \frac{1}{2}u^2 \frac{dm}{dt} + \frac{1}{2}\dot{m}(u^2 + c^2 - 2uc) = \frac{1}{2}\dot{m}c^2 \quad (1-8)$$

因此，如果推力器消耗的热能(或电能)功率是 P ，并且转化为总动能的效率是 η_{th} ，则

$$\frac{dE_k}{dt} = \eta_{th}P \quad (1-9)$$

从而可得通过推力器转化给集合体的动能功率等于喷气动能流率

$$\eta_{th}P = \frac{1}{2}\dot{m}c^2 \quad (1-10)$$

注意到有用的推进功率仅是飞行的火箭获得的功率，表示为 $Fu = \dot{m}c \cdot u$ ，它有两部分来源：一是输入的电能(或推进剂释放的化学能)转化的动能，二是离开火箭的气体具有的动能。故推进效率表示为

$$\eta_{prop} = \frac{Fu}{\eta_{th}P + \frac{1}{2}\dot{m}u^2} \Rightarrow \eta_{prop} = \frac{2u/c}{1 + (u/c)^2} \quad (1-11)$$

如果考虑火箭喷管出口的气体压强(记为 p_e ，有限值)以及环境气体的阻滞作用，约定火箭在大气层内飞行时推力为

$$F = \dot{m}u_e + A_e(p_e - p_a) \quad (1-12)$$

式中，下标“e”“a”分别表示喷管出口和环境气体的参数，如 u_e 是工质离开喷管的喷射速度； p_a 是环境气体压强。在热火箭中，对于有限的环境压强，增大出口面积 A_e 可使出口速度 u_e 增大(极限情况为 $u_{e\max} \approx \sqrt{2c_p T_0}$)，但是最终使 $(p_e - p_a)A_e$ 变为负值；最佳的 A_e 是使 $p_e = p_a$ 。

对于热气体通过拉瓦尔喷管的膨胀加速流动，用推力系数 C_F 评价喷管效率，定义为

$$C_F = \frac{F}{p_0 A_t} \quad (1-13)$$

式中，下标“0”“t”分别表示被喷射气体的滞止状态和在喷管喉部的状态。通常 $C_F = 1.5 \sim 2$ 。视喷管流动等熵、喉部达到声速，利用等熵过程的压强-密度关联方程

$$p \propto \rho^\gamma \quad (1-14)$$

以及理想气体的状态方程 $p_0 = \rho_0 R_0 T_0$ ，可得

$$\dot{m} = \rho_t u_t A_t = A_t \rho_0 \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \sqrt{\gamma R T_0 \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)} \Rightarrow \dot{m} = \frac{p_0 A_t}{c^*} \quad (1-15)$$