

中核集团专项资金资助出版
黑龙江省精品工程专项资金资助出版

空间核电源中的 热电转换

杨继材 柯国土 郑剑平 齐立君 编著

HEUP 哈尔滨工程大学出版社

非
外
借

中核集团专项资金资助出版

黑龙江省精品工程专项资金资助出版

空间核电源中的热电转换

杨继材 柯国土 编 著
郑剑平 齐立君



HEUP 哈尔滨工程大学出版社

内 容 简 介

本书是中核集“十二五”核专业研究生教育的规划教材之一。

本书首先概略介绍了空间核电源、核电推进、核热推进的功能与应用情况;重点介绍了空间核电源中可能应用的八种热电转换方式,即动态转换的朗肯循环、布雷顿循环、斯特林循环,和静态转换的热电偶转换、热离子转换、碱金属转换、磁流体发电、热光电能量转换,详细叙述了它们的基本原理、热电转换效率、应用(包括非空间应用)前景及改进建议;同时介绍了空间热电转换器中所使用的热源材料、功能材料、结构材料的性能和应用以及热电转换器中常用的电磁泵和高温热管。

本书可作为核化学与化工相关专业的研究生教材,也可作为本领域科技工作者的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

空间核电源中的热电转换/杨继材等编著. —哈尔滨:
哈尔滨工程大学出版社,2017. 10
ISBN 978 - 7 - 5661 - 1527 - 0

I. ①空… II. ①杨… III. ①核能—热电转换 IV.
①TK123

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 121906 号

选题策划 石 岭
责任编辑 张玮琪
封面设计 语墨弘源

出版发行 哈尔滨工程大学出版社
社 址 哈尔滨市南岗区东大直街 124 号
邮政编码 150001
发行电话 0451 - 82519328
传 真 0451 - 82519699
经 销 新华书店
印 刷 哈尔滨市石桥印务有限公司
开 本 787mm × 1 092mm 1/16
印 张 18
字 数 463 千字
版 次 2017 年 10 月第 1 版
印 次 2017 年 10 月第 1 次印刷
定 价 45.00 元

<http://www.hrbeupress.com>

E-mail:heupress@hrbeu.edu.cn

前 言

核能是航天器的重要能源之一。核能在航天活动中的应用有两种形式,即空间核电源和空间核热源。空间核电源就是为航天器的有效载荷或电推进器提供电力;空间核热源就是为火箭提供推进动力,或为航天器的仪器、仪表保温提供热源。世界核与航天超级大国美国和苏联早在 20 世纪 60 年代就成功将核能应用于空间,至今已累计发射 36 个装备空间核反应堆电源的航天器,在月球、火星探测等航天活动中应用了 50 多个放射性同位素电源和数以百计的放射性同位素热源。

新中国成立以来,我国在人造地球卫星、载人航天和深空探测等航天活动中取得了举世瞩目的伟大成绩,但在这些航天活动中使用的能源一直是太阳能,核能在太空中的应用近几年才得到重视,能源将成为制约航天技术尤其是深远太空探测技术发展重要的因素之一。这与我国航天大国的地位极不相称,为此,核工业研究生部决定编写本教材并开设空间核电源这门课程,为我国空间核动力研究培养人才。

在编著教材过程中,编著者查阅了大量国外资料后发现,在诸多空间核电源的方案中,最大的差别是热电转换方式不同,并为此确定本教材以热电转换方式为主线。热电转换分为静态转换和动态转换两种方式。所谓静态转换就是将核热能直接转换为电能,它包括温差发电、热离子能量转换、碱金属热电转换、磁流体发电和热光伏能量转换五种方式。另一种转换方式为动态转换,就是将核热能转换为机械能,然后通过发电机将机械能转换为电能,由于有机械转动部件,所以也称动态(机械)转换。目前可用于空间核电源的动态转换有朗肯循环、布雷顿循环和斯特林循环三种方式。

本教材分为 7 章,第 1 章为空间核能应用概述,概略介绍了核热源和核电源两种核能空间应用原理、功能及特点;第 2 章为空间核电源中的动态热电转换技术,介绍了目前还未实现空间应用的朗肯循环、斯特林循环和布雷顿循环;第 3 章为空间核电源中的温差发电技术,主要介绍了技术上最成熟并成功应用于空间的一种静态转换技术,包括温差发电器的结构、原理及空间应用情况;第 4 章为空间核电源中的热离子能量转换技术,它在技术上相对于温差发电技术要复杂但转换效率较高,也是已成功应用的另一种静态转换技术;第 5 章为空间核电源中的其他几种静态热电转换技术,概略介绍碱金属热电转换、磁流体发电和热光伏能量转换等其他几种在空间还未实现应用的静态转换技术;第 6 章为空间核电源热电转换中的关键材料,介绍了空间核电源中的核燃料、结构材料和热电转换中的功能材料;第 7 章为空间核电源热电转换中的主要部件。总而言之,本教材重点介绍空间核电源中各种不同的热电转换方式,同时简单介绍国际上核能空间应用的相关案例,以作为从事反应

堆工程技术研究的研究生和从事空间反应堆工程技术研究的研究人员的教材和参考书。由于本教材介绍的几种静态热电转换可用非核能作热源,因此本教材也适用于从事静态热电转换的科技人员参考。本教材由中国原子能科学研究院杨继材研究员、柯国土研究员、郑剑平研究员和齐立君高工共同完成全书策划和提纲编写,其中杨继材完成第1,2,3,5,6,7章的编写和全书的统校,齐立君完成第4章初稿的编写,柯国土、郑剑平完成全书的审校。本教材在编写和出版过程中,得到了中国原子能科学研究院的阮可强院士、徐銑院士、苏著亭教授级高工和北京理工大学物理系邢修三教授的举荐和指导,中国原子能科学研究院钟武烨博士研究生参加第5章第3节的部分编写,张华峰高工和雷华桢高工提供了参考资料,还吸收和总结了核工业研究生部专业课程教材编写和教学的经验。在出版过程中还得到核工业研究生部肖武、章超、王皖燕老师和哈尔滨工程大学出版社的石岭老师、张玮琪老师的大力支持,在此一并表示衷心的感谢。

由于编著者水平所限,国内外又无相关的参考教材借鉴,书中某些论述难免有疏漏,甚至有误,恳请读者批评指正。

编著者

2016年11月

目 录

第 1 章 空间核能应用概述	1
1.1 核热源	1
1.2 核电源	6
复习题	29
第 2 章 空间核电源中热电动态转换技术	30
2.1 朗肯循环	30
2.2 布雷顿循环	36
2.3 斯特林循环	45
复习题	54
第 3 章 空间核电源中的温差电转换技术	55
3.1 温差发电器的原理与运行参数	55
3.2 温差电技术的发展	64
3.3 温差发电机分类与结构	66
3.4 温差发电技术在空间的应用	74
复习题	93
第 4 章 空间核电源中的热离子能量转换技术	94
4.1 热离子能量转换的原理和理论基础	94
4.2 热离子能量转换器的分类和特性	102
4.3 热离子燃料元件的结构	127
4.4 热离子核反应堆	138
4.5 热离子转换技术的新发展和应用	151
复习题	163
第 5 章 空间核电源中的其他几种静态热电转换技术	165
5.1 碱金属热电转换器	165
5.2 磁流体发电	177
5.3 热光电能量转换	188
复习题	200

第 6 章 空间核电源热电转换中的主要材料	201
6.1 空间核电源中的热源材料	201
6.2 空间核电源热电转换中的结构材料	217
6.3 空间核电源热电转换中的绝缘材料	228
6.4 热电直接转换中的功能材料和介质材料	242
复习题	250
第 7 章 空间核电源热电转换中的主要部件	251
7.1 电磁泵	251
7.2 高温热管	257
复习题	273
附录 A 温差发电器参数的计算	274
参考文献	277

第 1 章 空间核能概述

核能包括放射性同位素衰变能、核反应堆裂变能和核聚变能,目前在空间得到应用的只有放射性同位素衰变能和核反应堆裂变能。

核能的应用有两类:直接作空间飞行器的热源和将核热能转换为电能,为空间飞行器、电火箭发动机提供动力,或作星球表面电源。

核能作电源时要经过热电转换。目前,在空间应用中,将热能转换为电能有两种方式:动态转换和静态转换。动态转换,就是将核衰变或核裂变产生的热能转换为机械能,然后通过交流发电机将机械能转换为电能,因为有机运动部件,所以称其为动态转换,目前用于空间热电的动态转换有朗肯循环、布雷顿循环和斯特林循环。静态转换,就是将核衰变或核裂变产生的热能直接转换为电能,没有运动的机械部件,也没有噪音,因此称其为静态转换,可以用于空间的静态转换有温差电(热电偶)转换、热离子转换、碱金属转换、磁流体转换、热光电能量转换五类。前两类已经用于空间电源中,但热电转换效率低,不超过 10%,后三类热电转换效率较高,可达到 18%~30%,但在空间应用技术还不成熟,尚在研究中。

空间核反应堆的形式可以分为三类:核热推进、核电源、双模式(电源和热推进两用)。

1.1 核 热 源

核热源在空间有两种应用,即为空间飞行器设备、仪器保温和为核火箭发动机工质加热。已用于空间飞行器的热源都是基于放射性同位素衰变能的小功率(几十瓦)热源。为核火箭发动机工质加热需要大功率,因此,需要基于以反应堆裂变能为热源,也就是核热推进。本节主要介绍核热推进。

1.1.1 核热推进

核热推进系统(即核火箭发动机),就是利用反应堆产生的裂变热能把工作介质(推进剂)加热到很高的温度,然后将高温高压的工作介质从喷管高速喷出,从而产生巨大的推动力。核火箭发动机由推进剂贮箱、涡轮泵系统、辐射屏蔽、核反应堆热源和喷管系统五个部分组成。

核火箭发动机的工作流程如图 1.1 所示。液氢泵将液氢贮箱中的液氢通过导管抽出→通过导管打入喷管外夹套→受热后变成气态的氢经过反应堆堆芯外壳导管→通过氢涡轮机→进入核反应堆堆芯→氢在反应堆内加热,温度升高→最后高温高压氢气进入喷管膨

胀,将热能转变成动能从喷管高速喷出。在整个核火箭发动机系统中,核反应堆是最主要的部分。

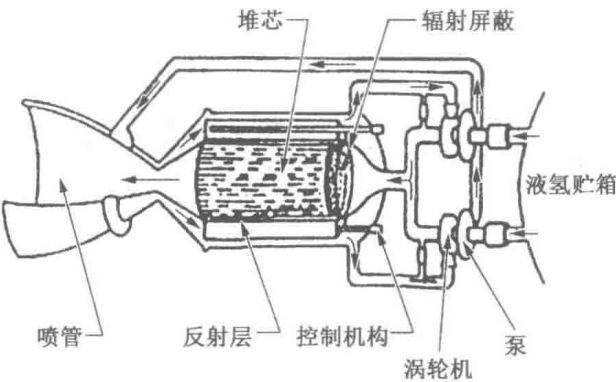


图 1.1 核火箭发动机的工作流程

1.1.2 核热火箭发动机的优点

核热火箭发动机与化学燃料火箭发动机相比有如下优点：

- 1. 核燃料的能量储存大,核裂变时释放出巨大能量,是同质量化学燃料的 100 万倍。
- 2. 由于它是核裂变反应,工作介质(推进剂)可获得高温和超高温,从而工作介质达到高流速,获得高比冲。
- 3. 工作介质,核火箭发动机只需一种成分,如氢气;化学火箭需要两种(液体燃料)或三种(固体燃料)介质。
- 4. 工作时间长,核火箭发动机可以达到几小时,化学火箭发动机不超过 10 分钟。

采用以 H_2/O_2 为燃料的化学火箭发动机和采用以固态堆芯为燃料的核火箭发动机同时完成飞往火星的任务,无论飞行器的初始质量、结构质量,还是推进剂的消耗量,核火箭发动机都低于化学火箭发动机,因此有效载荷份额核火箭发动机达到 39.7%,而化学火箭发动机只有 16.7%。任务成本方面,核火箭发动机不到化学火箭发动机的一半。二者各参数的计算结果如表 1.1 所示。

表 1.1 H_2/O_2 化学火箭发动机与核火箭发动机

参数	H_2/O_2 化学火箭发动机	核火箭发动机
有效载荷/t	100	100
飞行时间/a	1	1
比冲 I_s/s	500	1 000
质量比(初始/最终)	4.806	2.219
在低轨道总初始质量/t	600	262
推进剂质量/t	475	137
结构质量/t	25	15

表 1.1(续)

参数	H ₂ /O ₂ 化学火箭发动机	核火箭发动机
有效载荷份额	16.7%	39.7%
任务成本/亿美元	30	13

1.1.3 国际上核热火箭发动机的发展与主要参数

1 美国核火箭发展历史

美国 1955 年开始研发核火箭发动机(ROVER 计划),目标是作大型洲际弹道核导弹的主推进,共进行 14 次不同系列核推进反应堆部件和发动机组件的热试车,取得了大量数据,为发动机整机试验奠定了基础,20 世纪 60 年代初,由于没有任务需求而终止。随后由于开发月球探测工程,NASA/AEC 成立联合办公室,继续开展核热推进研究,启动了作火箭飞行器核发动机(Nuclear Engine for Rocket Vehicle Applications,NERVA)的计划,目标是研制具有约 825 s 比冲、350 kN 推力、持续工作时间 1 h 的飞行样机。NERVA 没有进行实际升空测试,而是把引擎放在地上,喷气口朝天喷射的大规模引擎测试。在十几年中,美国研发、制造和试验过 20 个不同类型的实验反应堆,密集测试了数十次,试验时高温气体直接向大气排放。最长持续工作时间达到 90 min,最高试验比冲为 845 s。从 1960 年至 1972 年间,核火箭发动机(NRE)取得相当大的成果,但在技术上、财政上也遇到一些困难,导致 1973 年美国停止核火箭发动机的研究。ROVER/NERVA 计划结束后,美国再也没有进行系统的核热推进研究试验,但是相关反应堆关键技术仍在继续进行,如 20 世纪 80~90 年代提出的 SNTP(空间核推进)和推力为 14 kN 的 MITEE(小型核反应堆发动机)。2010 年美国政府发布的《国家太空政策》,提出 2025 年前后到月球以远的载人任务,NASA 仍把核热推进作为主要候选方案,发动机推力约为 110 kN(25klbf)。NERVA 核火箭发动机主要设计参数如表 1.2 所示。NERVA 的模型如图 1.2 所示。

表 1.2 NERVA 核火箭发动机主要参数

最高热功率/MW	1 560
推力/kN	330
比冲/s	825
在额定工况下点火时间/min	600
可使标准太空船增加速度 $\Delta V/(m/s)$	~794
启动次数	60
推进剂温度/K ^①	2 360
带屏蔽发动机质量/kg	15 700
可靠性	0.995

① 1 K = -273.15 ℃

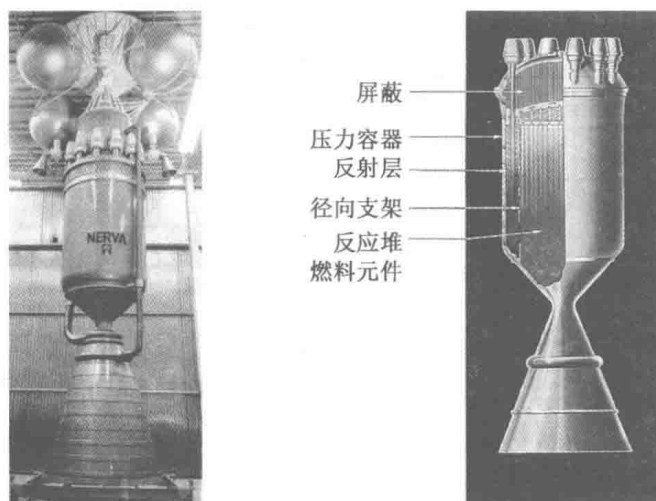


图 1.2 NERVA 核能火箭发动机模型和内华达州的 NERVA-2 引擎

当采用气态堆芯反应堆时,可能获得更高比冲和更高推进剂温度。根据计算,当采用铀与氢的混合物为燃料的气态反应堆时,比冲可能在 5 000 ~ 10 000 s 之间;介质气体温度可能达数万摄氏度;标准太空船增速 $\Delta V \approx 6\,538\text{ m/s}$,但这种反应堆的缺点是排出的气体有放射性。

2. 俄罗斯核火箭发展历史

苏联 1952 年 2 月开始原子能飞机的设计,包括载人和无人飞机,带翼的火箭,冲压式和涡轮式发动机,直接加热空气、氢气和液体金属回路式的反应堆。

为了对核火箭发动机燃料元件进行考验,专门建成了脉冲石墨反应堆(IGR)。1962 年至 1964 年,在建成的 IGR 上完成了氢温达 3 100 K 的核火箭发动机燃料组件的考验。脉冲持续时间可以从几分之一秒到百秒范围变化。燃料组件的释热密度为 30 kW/cm^3 ,氢的加热温度和升温速度分别为 $\sim 3\,100\text{ K}$ 和 $1\,000\text{ K/s}$,一个试验周期从 5 s 到 100 s。1965 年 2 月,建成脉冲高温气体冷却反应堆(IVG-1),在脉冲高温气体冷却反应堆上进行了十多种型号、300 套燃料组件的寿命考验。燃料组件的释热密度为 20 kW/cm^3 ,氢的加热温度和升温速度分别为 $\sim 3\,100\text{ K}$ 和 $1\,500\text{ K/s}$,一次考验时间为 500 s。燃料组件总的考验时间达到 4 000 s。

对核火箭发动机的运行过程和主要构件(除反应堆外)进行综合研究,在实际工质、质量消耗、温度、压力条件下的“冷”发动机在液氢台架上进行超过 250 次试验,涡轮泵的工作寿命超过 3 600 s。这些科研成果,促进了推力达 400 kN 核火箭发动机的设计。

在 20 世纪 60 年代中期到 80 年代早期,建造了如图

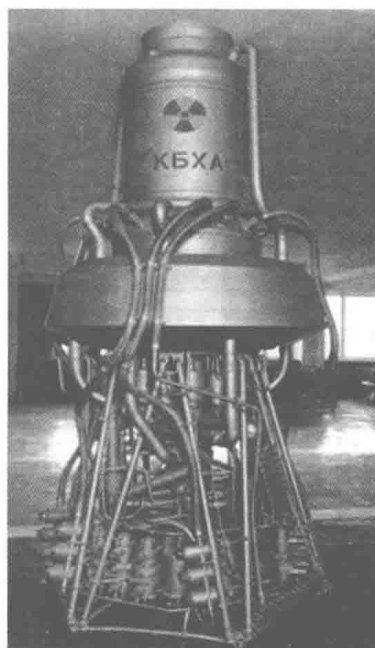


图 1.3 RD-0410 型核火箭发动机试验样机外貌

1.3 所示 RD-0410 型核火箭发动机。完成了全尺寸核火箭发动机反应堆的系列试验,验证了建造核火箭发动机以及双模式(电源/推进)空间核动力系统的可行性。

RD-0410 型核火箭发动机的主要技术参数见表 1.3。

表 1.3 RD-0410 型核火箭发动机主要技术参数

反应堆热功率	185 MW
推力	36 kN
推进剂温度	2 900 K
比冲/s	900 s
总运行时间	1 h
启动次数	>10 次
带辐射屏蔽和喷管的反应堆质量	1 600 kg
核火箭发动机质量(不带氢罐)	1 800 kg

俄罗斯新一代核火箭发动机(NRE)概貌如图 1.4 所示,主要参数见表 1.4。

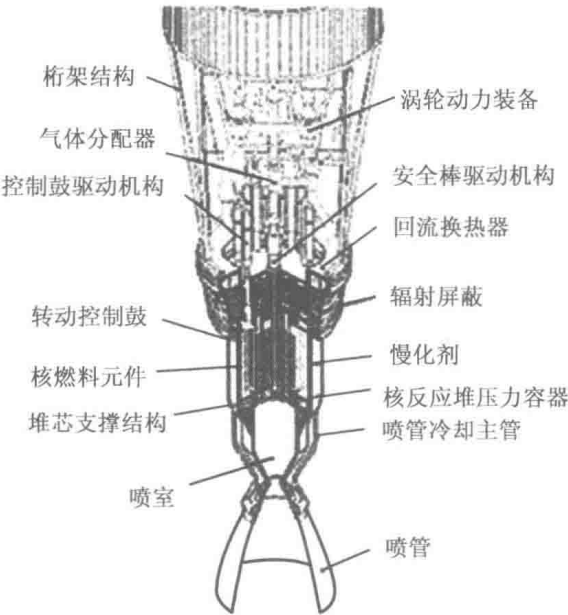


图 1.4 俄罗斯新一代核火箭发动机概貌

表 1.4 俄罗斯新一代核火箭发动机主要参数

反应堆热功率	340 MW
推力	68 kN
推进剂温度	2 900 K
比冲	940 s

表 1.4(续)

总运行时间	2 h
启动次数	6 ~ 10 次
带辐射屏蔽和喷管的反应堆质量	2 675 kg
核火箭发动机质量(不带氢罐)	2 890 kg

3. 美、俄核火箭发动机性能对比

美、俄核火箭发动机性能比较如表 1.5 所示,数据表明,某些参数美国领先,而另一些参数俄罗斯领先。

表 1.5 核火箭发动机研发成果

性能	俄罗斯(IVG-1)	美国
反应堆热功率/MW	230	4 100(phoebus2A)*
推力/kN	150	930(phoebus2A)
流量率/(kg·s ⁻¹)	16	120(phoebus2A)
比冲/s	950	848(Pewee)
氢气平均出口温度/K	3 100	2 500(Pewee)
堆芯能量释放平均密度/(kW·cm ⁻³)	15	2.3(Pewee)
燃料元件中能量释放最大密度/(kW·cm ⁻³)	25	5.2(Pewee)
额定工况下总运行时间/s	4 000	6 540(NFL)*
最大启动次数	12	28(XE)*

注:*—美国 ROVER/NERVA 计划中试验装置的型号。

1.2 核 电 源

空间核电源的应用分两类,作空间飞行器电推进的动力和作空间飞行器的有效载荷的电力。

1.2.1 核电推进

1. 核电推进系统的特点和分类

(1)核电推进系统的特点

核电推进系统,就是把核反应堆产生的裂变热能转换成电能,提供给电火箭发动机,使推进剂加热或电离,从而形成高速射流而产生推力的航天器推进系统,又称电火箭或电火箭发动机系统。工质可以用氢、氮、氦或碱金属(铯、汞、铷、锂等)的蒸气。但现在多使用氙作推进剂,原因是氙的推进效率更高,而且其为惰性气体,不易对探测器的设备造成损坏,

影响设备的耐用性和稳定性。

核电推进系统与化学火箭发动机不同,它由空间核反应堆电源分系统和电火箭发动机分系统组成,也就是电源和工质分开。电能由核反应堆电源提供。核电推进系统原理如图 1.5 所示。

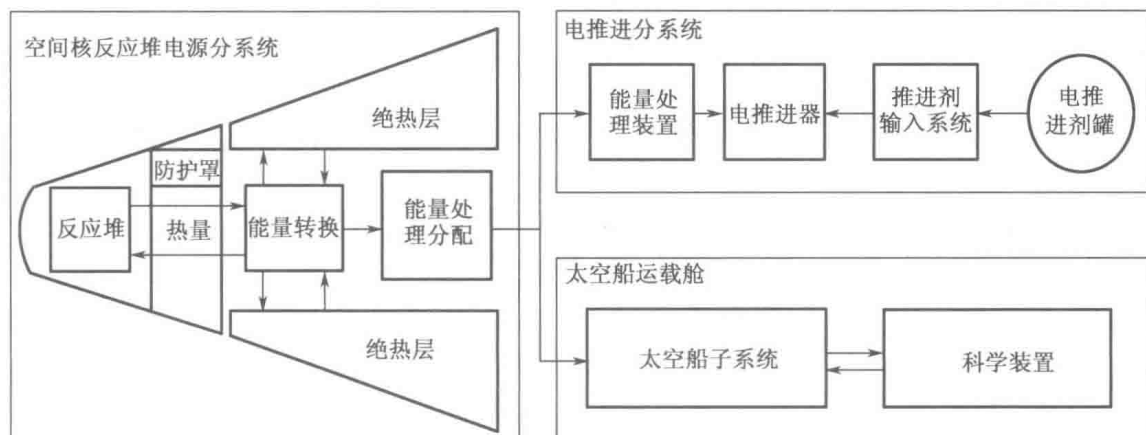


图 1.5 核电推进系统原理图

核反应堆电源系统包括电源和电力分配器,负责供给电能;电源处理器的功能是按预定程序启动发动机,并不断调整电推进器的各种参数,使发动机始终处于规定的工作状态;工质供应系统则是储存工质和输送工质;电推进器的作用是将电能转换成工质的动能,使其产生高速喷气流而产生推力,有时又把电推进器和推进剂储存与管理子系统称为电火箭发动机系统。

(2) 电推进系统(电火箭发动机)的分类

电推进系统按工质加速方式可分为三种类型:电热推进系统、静电式推进系统和电磁推进系统。

① 电热推进系统

利用电能加热工质(如肼、氨、氢等)使其汽化,产生高温气体,经喷管膨胀加速、喷出产生推力。电热火箭发动机按加热方式又可分为电阻加热、电弧加热和微波加热(MET)三种。电阻加热发动机是利用电阻加热器加热推力室中的气体,经过常规推力室喷管将气体喷出产生推力。电热推进系统具有结构简单、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等。

电弧加热,它是利用直流放电形成的高温电弧加热气态推进剂,然后经拉法尔喷管的气动力加速喷出产生反作用推力。

电热火箭发动机比冲为 $700 \sim 1\,000\text{ s}$,推力为 $0.01 \sim 0.1\text{ N}$ ($10^{-3} \sim 10^{-2}\text{ kgf}$)。这种发动机热效率低,没有发展前途。

② 静电式推进系统

静电式推进系统又称为离子推进系统。其工作原理是利用电能使汞、铯、氢等易于离解的工质离解,形成电子和离子,使正离子在引出电极的静电场力作用下加速形成射束。离子射束与中和器发射的电子耦合(为避免推进器内部负电荷积累,应同时喷出与正离子

数相同的电子)形成中性的高速束流喷射而产生推力。推力通常在 $(0.5 \sim 25) \times 10^{-5} \text{ N}$ 之间,比冲达 $8\,500 \sim 20\,000 \text{ s}$,如图 1.6 所示。

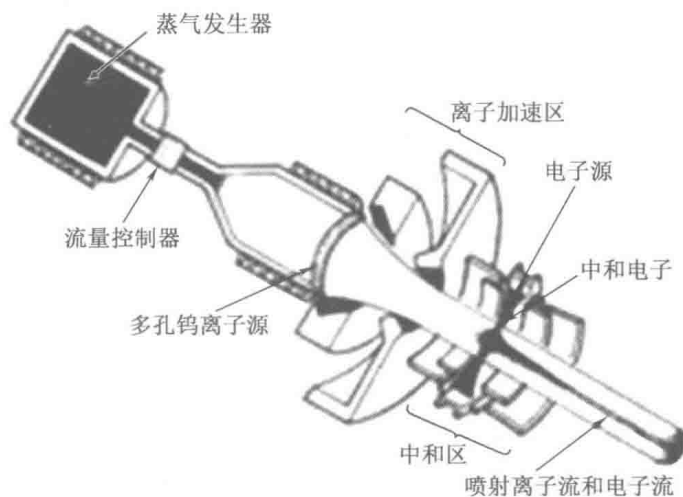


图 1.6 静电式推进系统

③电磁推进系统

利用电磁场对载流等离子体产生洛伦兹力的原理,使处于中性等离子状态的工作介质加速以产生推力,其比冲为 $5\,000 \sim 25\,000 \text{ s}$ 。

电磁推进系统又称为等离子体推进器,分为脉冲等离子体推进器和稳态等离子体推进器。稳态等离子体推进器(SPT)又称霍尔推进器。它利用电子在电磁场中运动时形成的霍尔效应使得推进剂(一般为氙气)原子电离,并使生成的离子在静电场中加速,从而产生推力。这种推进器以及结构与之相似的改进产品也常被称为霍尔推进器(Hall Thruster)。与其他类型的高比冲电推进器(如离子推进器)相比,稳态等离子体推进器具有结构简单、干重小、推力功率比高、放电电压低、综合性能优良等优点,被认为是一种极具应用潜力的电推进技术,如图 1.7 所示。

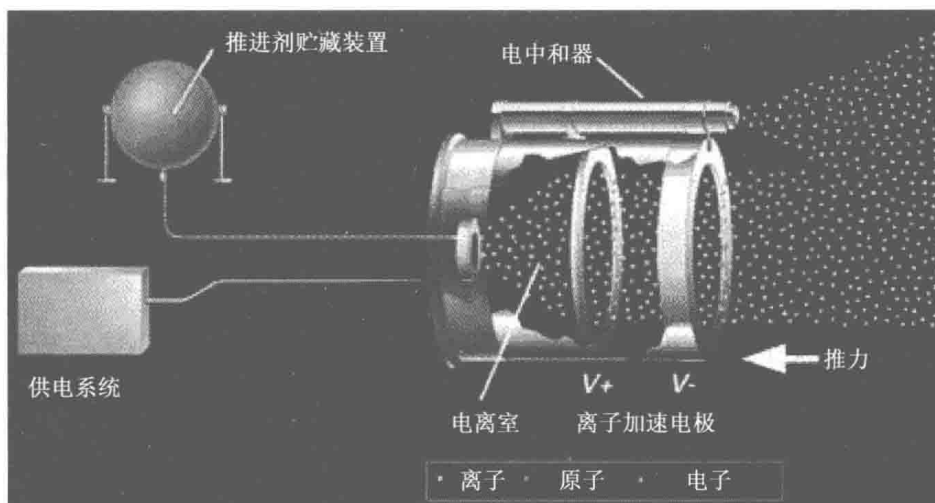


图 1.7 等离子体推进系统

离子发动机运转的首要条件是利用电子枪制造离子气体。管状阴极发出的电子束被射入经磁化的电离室,与充在室中的气体原子碰撞,使原子电离成一价正离子。如图 1.7 所示,电离室的另一端装有一对金属网,网上加有上千伏(Deep Space 1 所加的电压是 1 280 V)的电压,可将离子加速到 30 m/s 的速度,并从尾部排出,形成离子束,由此产生推力。这与传统的化学推进技术一致,推力靠喷射物质产生。电子枪的电源可以由太阳能电池板或核电源提供。为了保证发动机持续喷射出正离子束,需要在喷射离子的排气网附近再安装一支电子枪作为电中和器,持续向离子束中注入电子,既可以中和离子束,又避免了引擎过度带电。

2. 电推进系统的参数

(1) 电火箭发动机的推力与动力装置的功率

电推进的工质是等离子体,中性工质氙变成离子氙需要动力,电火箭发动机的反作用推力与动力装置的功率和喷出的反作用束流的动能有关:

$$R = 2\eta N/\omega$$

式中 R ——电火箭发动机的反作用推力,N;

η ——电火箭发动机的效率,0.6;

N ——电源功率,kW;

ω ——与发动机有关的近地飞行反作用束流的速度,等于 15 km/s 和 30 km/s。

如果电源的功率 $N = 100\text{ kW}$, $\omega = 30\text{ km/s}$ 时,产生的反作用推力 $R = 4\text{ N}$ 。

(2) 小推力电火箭发动机的参数

由于目前能提供给电推进器的电功率比较低(千瓦级),所以推力也只有毫牛级。美国 900 系列电子轰击式离子发动机在电功率为 3 kW 时比冲为 2 940 s,推力为 135 mN。工作寿命达到 15 000 h,性能参数如表 1.6 所示。

表 1.6 900 系列离子发动机主要性能参数

参数名称	数据
推力/mN	135
比冲/s	2 940
工作寿命/h	15 000
发动机本体质量/kg	8.2
输出电功率/kW	3
束直径/mm	300
推进剂	Hg

苏联在 20 世纪 60 年代开始进行电推进的研究,在研发的各种电推进器中,以静态等离子体推进器(SPT)最为成功。静态等离子体发动机又称霍尔发动机,20 世纪 70 年代末已经成为一种定型电火箭发动机产品,以氙为推进剂,测得的几种飞行型号的性能参数如表 1.7 所示。20 世纪 90 年代,美国、法国从俄罗斯引进过这种发动机,分别与俄罗斯合作,改进了这种产品以提高性能。

表 1.7 俄罗斯霍尔推进器的性能参数

推进器性能	SPT - 50	SPT - 60	SPT - 70	SPT - 100
推进剂	氙	氙	氙	氙
比冲/s	最高 1 750	1 300	1 450	1 500
推力/mN	20	30	40	83
推力效率/%	45	37	48	50
质量/kg	1.4	1.2	1.5	3.5
推力质量比/(N · kg ⁻¹)	0.014	0.025	0.026	0.024
功率/kW	0.2 ~ 0.6	0.5	0.65	1.35
运行时间/h	2 500	2 500	3 100	9 000

(3)大推力电火箭发动机的参数

为了满足核电推进任务的需求,俄罗斯开发了功率更大的电推进器,这些推进器的比冲更高,推力更大,运行时间更长。正在实验室测试的这些核电推进器中,以铯为推进剂的D160 样机比冲达到 8 000 s 和推力达到 710 mN 的前景最好。实验室测得的数据如表 1.8 所示。

表 1.8 俄罗斯正开发的大功率电推进器的参数

型号	It - 300	SPT - 200	SPT - 290	TM - 50	D - 160
推进器类型	离子	霍尔	霍尔	霍尔	TAL
比冲/s	3 300	2 500	3 300	3 000 ~ 7 000	8 000
推力/mN	60 ~ 110	<500	<1 500	1 000 ~ 1 500	710
功率/ kW	1.5 ~ 2.5	3 ~ 15	5 ~ 30	20 ~ 25	36
推力质量比/(N · kg ⁻¹)	—	0.033	0.065	—	0.018
推力效率/%	—	<60	<65	70 ~ 75	>70
质量/kg	—	15	23	—	40
运行时间/ h	—	18 000	27 000	—	—
推进剂	氙	氙	氙	氙	铯

美国研究的大推力电火箭发动机参数如表 1.9 所示。

表 1.9 美国大推力电火箭发动机参数

名称	电功率/kW	比冲/s	效率/%	推力/N
离子推进器(HiPEP)	34	9 500	78	0.6
核电氙离子推进器(NEXIS)	27	8 700	78	0.5
霍尔电推进器(NASA - 457)	73.2	2 930	58	2.95