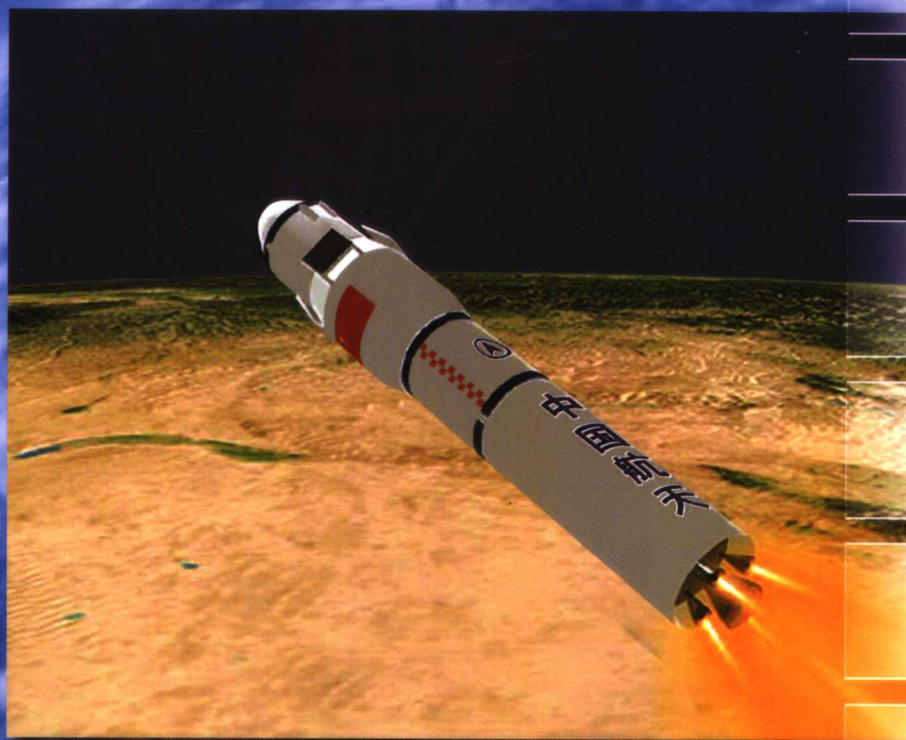


火箭发动机教程

主编 关英姿



哈尔滨工业大学出版社

火箭发动机教程

主 编 关英姿

哈尔滨工业大学出版社

1987

内 容 简 介

本书主要论述火箭发动机的基本理论、液体火箭发动机和固体火箭发动机的一些基本问题,并且在最后一章讨论了近年来在深空探测领域广泛应用电火箭发动机。本书的结构安排力争适合飞行器设计专业教学的要求,努力做到内容全面丰富,取材详略得当,注重基础知识,兼顾多层次教学。

全书结构合理、内容系统、图文并茂。书中对于专业术语,均用黑体字示出,并给出了对应的英文词汇。为便于读者学习,每章前面均有内容提要,每章之后附有思考题和练习题。

本书可作为高等院校飞行器设计专业动力装置课程及相关专业本科生和研究生的教材和教学参考书,也可供航天领域的科技工作者选用和参考。

图书在版编目(CIP)数据

火箭发动机教程/关英姿主编. —哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2006.3

ISBN 7-5603-2183-6

I.火… II.关… III.火箭发动机-教材
IV.V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 143130 号

责任编辑 杜 燕

封面设计 卞秉利

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 黑龙江省地质测绘印制中心印刷厂

开 本 787mm×960mm 1/16 印张 12.5 字数 200 千字

版 次 2006 年 3 月第 1 版 2006 年 3 月第 1 次印刷

印 数 1~3 000

定 价 20.00 元

(如因印装质量问题影响阅读,我社负责调换)

前 言

本书是作者根据高等院校飞行器设计专业动力装置课程的教学大纲编写的,曾以讲义的形式,在哈尔滨工业大学飞行器设计专业本科生的教学中试用四年,在听取了学生的意见,并总结了近年来教学和科研成果的基础上修订后正式出版。

全书共十章,分为四大部分。第一部分为前三章,主要介绍化学火箭发动机的基本理论,包括火箭发动机的分类、化学火箭发动机的主要参数及其工作过程的基本关系式;第二部分为液体火箭发动机专题,包括第4章至第6章,详细介绍了液体推进剂及燃烧、液体火箭发动机气液系统和液体火箭发动机的基本部件;第三部分为固体火箭发动机专题,包括第7章至第9章,详细介绍了固体推进剂及燃烧、固体火箭发动机装药及内弹道计算、固体火箭发动机的基本部件;第四部分(第10章)对电火箭发动机进行了介绍。

为便于读者阅读与火箭发动机技术相关的英文文献,作者对书中出现的专业术语均用黑体字示出,并给出了对应的英文词汇。为了便于读者学习,书中每一章的前面均有内容提要,每一章的后面附有思考题和习题。

在编写过程中,参阅了大量文献并引用了部分文献的研究成果,特此向相关作者致谢。另外,作者在编写过程中得到许多同事和学生的大力支持和帮助,在此深表谢意。

本书可作为高等院校飞行器设计专业及其相关专业的本科生和研究生的教材和教学参考书,也可供航天领域的科研人员参考。由于作者水平有限,书中缺点与疏漏在所难免,衷心希望读者批评指正。

作 者

2005年9月于哈尔滨

目 录

第 1 章 火箭发动机概述	1
1.1 化学火箭发动机	2
1.2 核火箭发动机	8
1.3 电火箭发动机	9
第 2 章 火箭发动机的主要参数	15
2.1 推 力	15
2.2 总冲和比冲	19
2.3 有效排气速度	21
2.4 功率	21
2.5 效率	22
2.6 推进剂质量分数	23
2.7 推重比	24
第 3 章 化学火箭发动机工作过程的基本关系式	26
3.1 理想火箭发动机	26
3.2 热力学基本方程	27
3.3 滞止参数	28
3.4 喷管的基本关系式	29
3.5 推力系数	35
3.6 特征速度	40
3.7 非设计状态下的喷管	40
3.8 实际火箭发动机	42
第 4 章 液体火箭推进剂及燃烧	46
4.1 液体火箭推进剂的分类	46
4.2 对液体推进剂的要求	47
4.3 液体氧化剂	50
4.4 液体燃烧剂	52

4.5 液体推进剂组合	54
4.6 燃烧过程	55
4.7 燃烧不稳定性	57
第5章 液体火箭发动机气液系统	62
5.1 推进剂供应系统	62
5.2 贮箱增压系统	71
5.3 吹除与预冷系统	76
5.4 推进剂利用系统	78
5.5 液体火箭发动机的启动	79
5.6 液体火箭发动机的关机	81
5.7 整个发动机系统的性能	83
第6章 液体火箭发动机的基本部件	85
6.1 推力室	85
6.2 涡轮泵	105
6.3 阀门	114
第7章 固体推进剂及燃烧	118
7.1 固体推进剂的分类和组成	118
7.2 推进剂的特性	124
7.3 推进剂的加工过程	132
7.4 固体推进剂的稳态燃烧	135
7.5 燃烧不稳定性	138
第8章 固体火箭发动机装药及内弹道计算	142
8.1 装药的分类及基本术语	142
8.2 选择药柱的基本原则	145
8.3 常用的几种装药的特点	145
8.4 单室双推力药柱	149
8.5 零维内弹道计算	150
第9章 固体火箭发动机的基本组件	155
9.1 发动机壳体	155
9.2 喷管	158
9.3 点火装置	161

9.4 推力矢量控制装置	164
9.5 推力终止装置	168
第 10 章 电推进系统	170
10.1 基本概念	170
10.2 电热推力器	172
10.3 静电型电火箭发动机	174
10.4 电磁型电火箭发动机	179
附 录	187
参考文献	188

第 1 章

火箭发动机概述

本章首先给出了喷气推进、火箭推进和火箭发动机的概念,在此基础上按火箭发动机所使用的初始能源的不同对火箭发动机进行了分类,并对各类火箭发动机的基本原理和特点进行了介绍。

喷气推进(jet propulsion)是指利用高速喷射物质产生的反作用力来推动物体运动。在航空航天领域中,绝大多数情况下飞行器的有控运动都是利用喷气推进的原理。这种利用喷气推进原理工作的动力装置称为**喷气发动机**(jet engine)。

火箭推进(rocket propulsion)是一种喷气推进,这种推进喷射的物质全部来源于动力装置自身携带的推进剂,不需要利用周围的大气,因此火箭推进广泛应用于运载火箭、弹道导弹和各类航天器上。

火箭推进装置又称**火箭发动机**(rocket engine),按照发动机工作时使用的初始能源类型,可分为**化学火箭发动机**(chemical rocket engine)、**核火箭发动机**(nuclear rocket engine)和**电火箭发动机**(electric rocket engine)。

在初始能源转变成喷射物质的动能的过程中,有火箭发动机的工质(即工作物质)参与。火箭发动机产生反作用力需要具备三个条件^[1]:能源、工质和完成能量转换的装置——推力器。在化学火箭发动机中使用的初始能源是贮存在推进剂中的化学能,而工质是推进剂反应的产物,可见其能源和工质是统一于一体的,对于核火箭发动机和电火箭发动机,它们的能源和工质是分开的。

1.1 化学火箭发动机

化学火箭发动机是目前发展得最成熟和应用得最广泛的火箭发动机,本书重点讲述化学火箭发动机。化学火箭发动机的工作原理是:化学推进剂在燃烧室中发生高压燃烧反应,其产生的能量把反应生成的气体加热到很高温度($2\,500 \sim 4\,100^{\circ}\text{C}$),这些气体继而在喷管中膨胀,并在加速到很高的速度($1\,800 \sim 4\,300\text{ m/s}$)后喷出。按推进剂的物理状况,化学火箭发动机分为液体推进剂火箭发动机(liquid propellant rocket engine)、固体推进剂火箭发动机(solid propellant rocket engine)和混合推进剂火箭发动机(hybrid propellant rocket engine)三种类型。

1.1.1 液体火箭发动机

液体火箭发动机是液体推进剂火箭发动机的简称,是使用液态化学物质(液体推进剂)作为能源和工质的化学火箭发动机。液体火箭发动机由推力室(由喷注器、燃烧室和喷管构成)、推进剂供应系统、推进剂贮箱和各种自动调节器等部分组成。

大多数液体火箭发动机使用的是双组元推进剂,即氧化剂组元和燃烧剂组元,它们分别贮存在各自的贮箱中。这种发动机工作时,供应系统将两组元分别经各自的输送管道压送到发动机的头部,由喷注器喷入燃烧室中燃烧,生成高压和高温的燃烧气体。燃气经喷管膨胀加速后,以高速排出,产生推动导弹或飞行器的推力。

推进剂供应系统是在所要求的压力下,以规定的混合比和流量,将贮箱中的推进剂组元输送到推力室中的系统。推进剂供应系统包括贮存或产生挤压气体的装置,将推进剂输送到推力室中的增压装置,输送管路,各种自动阀门、流量和压力调节装置。按输送方式不同,推进剂供应系统可分为挤压式供应系统和泵压式供应系统。在挤压式供应系统中,高压气体经减压器减压后进入到氧化剂贮箱和燃料贮箱中,将氧化剂和燃料挤压到推力室中。挤压式供应系统适用于小推力液体火箭发动机。大推力液体火箭发动机则使用泵压式供应系统,这种系统是靠涡轮泵给推进剂增压来输送推进剂的。

图 1.1 给出了典型的具有挤压式供应系统的液体火箭发动机的简图,它包括一个高压气瓶、高压气体阀门、减压器、推进剂贮箱(氧化剂贮箱、燃料贮箱)、推进剂阀和输送管道。辅助部件包括加注和排泄设备(如泄液阀、排气阀)、单向阀、过滤器。在贮箱被加注满以后,靠遥控打开高压气体阀门,使高压气体经减压器减压后,以定常压力值进入推进剂贮箱中。当推进剂阀门打开后,贮箱内的推进剂在气体的压力作用下被挤压到推力室头部,由喷注器喷入燃烧室中燃烧,生成高压和高温的燃气。燃气经喷管膨胀加速后,以高速排出,产生推力。

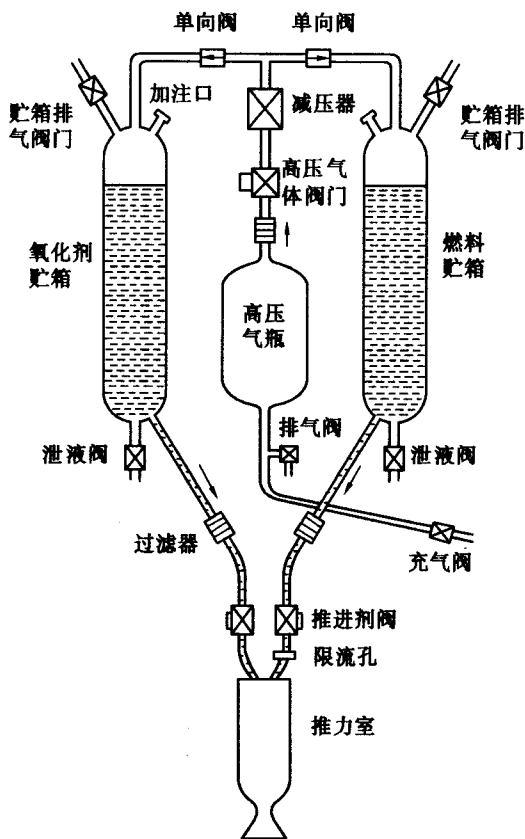


图 1.1 挤压式液体火箭发动机系统简图

图 1.2 给出了一种泵压式液体火箭发动机系统简图,这是一种燃

气发生器循环的泵压式系统,它包括推进剂贮箱、涡轮泵组件、燃气发生器、推力室和涡轮排气喷管。贮箱内的推进剂经过涡轮泵后,变成了高压液体推进剂。泵后面的一小部分氧化剂和燃料进入燃气发生器内,发生燃烧反应,其产生的燃气用于驱动涡轮,驱动完涡轮的燃气经涡轮排气管排出。泵后其余氧化剂和燃料进入推力室,在推力室内发生燃烧反应以及燃气的膨胀加速,最终燃气从推力室内高速排出,从而产生推力。除燃气发生器循环外,液体火箭发动机常用的循环方式还有膨胀循环和分级燃烧循环,第五章中将对此进行详细讨论。

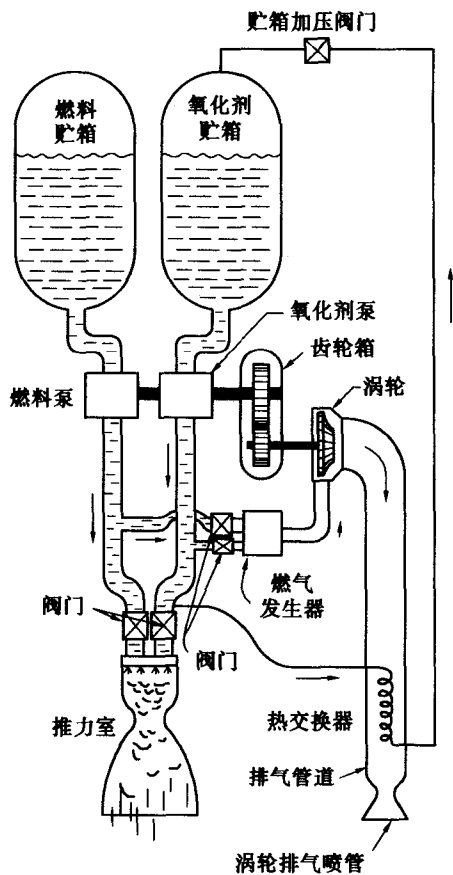


图 1.2 一种泵压式液体火箭发动机系统简图

除了按供应系统的类型对液体火箭发动机分类外,还有许多种分类方式。按使用的推进剂组元数目不同分为单组元液体火箭发动机、双组元液体火箭发动机和三组元液体火箭发动机;按使用的推进剂类型不同分为可贮存推进剂液体火箭发动机、自燃和非自燃推进剂液体火箭发动机、低温推进剂液体火箭发动机;按完成任务形式分为芯级液体火箭发动机、助推级液体火箭发动机、上面级液体火箭发动机和空间用液体火箭发动机;按推力大小可分为大推力液体火箭发动机和小推力液体火箭发动机;按发动机的功能不同分为用于发射有效载荷并使有效载荷的速度显著增加的主推进液体火箭发动机和用于轨道修正和姿态控制的辅助推进液体火箭发动机,表 1.1 给出了这两种功能的液体火箭发动机的主要特征。具体的发动机方案取决于飞行器的任务要求。

表 1.1 作为主推进和辅助推进的液体火箭发动机的主要特征^[2]

特 征	主 推 进	辅 助 推 进
任务	提供较大的速度增量,沿飞行弹道推动飞行器	姿态控制、小规模空间机动、轨道修正、轨道保持
应用	运载火箭、大型导弹的主级和上面级	航天器、卫星、反弹道导弹末级、空间交会
总冲	高	低
单机推力室数	通常为 1,有时为 4、3 或 2	介于 4~24 之间
推力量级	大,4 500 N~7 900 kN	小,0.001~4 500 N
供应系统	多数为泵压式,小推力情况下有时用挤压式	高压气体挤压式供应系统
推进剂	低温推进剂或可贮存推进剂	可贮存液体推进剂、单组元推进剂或冷气
室压	2.4~21 MPa	0.14~2.1 MPa
单次任务中启动次数	通常为一次启动,有时 2 次,某些情况下多达 4 次启动	小推力器通常为数千次启动;大推力器一般最多启动 10 次
累计工作时间	最多几分钟	高达数小时
最短工作时间	一般为 5~40 s	小推力器一般为 0.02 s
启动时间	最多几秒钟	一般很快,0.004~0.080 s
在轨寿命	数小时、数天或数月	在轨 10 年以上

液体火箭发动机是液体弹道导弹、运载火箭及航天器的主要动力装置,是这些飞行器不可缺少的主要组成部分。在第一代战略导弹武器中都采用了液体火箭发动机。由于这种发动机性能高、推力大、适应性强、技术成熟、工作可靠,故近代大型运载火箭、航天飞机等都以液体火箭发动机作为主要的动力装置。

1.1.2 固体火箭发动机

固体火箭发动机是固体推进剂火箭发动机的简称,它使用固体推进剂,主要由燃烧室壳体、固体推进剂装药、喷管和点火装置等几部分组成。将燃烧用的推进剂通过压伸或浇注制成所需形状的装药,直接装于燃烧室中,如图 1.3 所示。

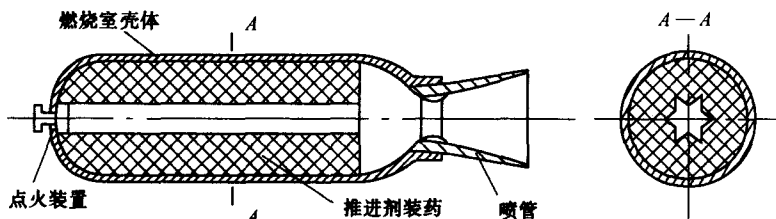


图 1.3 固体火箭发动机简图

发动机工作时,由点火装置点燃点火药。点火药的燃烧产物流经装药表面,将装药迅速加热点燃,将推进剂的化学能转变成燃烧产物的热能,继而膨胀加速后高速排出,产生推力。

固体火箭发动机燃烧室壳体有整体钢结构和整体纤维缠绕结构两种,对于大型的固体火箭发动机,其壳体和装药常采用分段式的。固体推进剂装药在燃烧室内的安装方式主要有两种:贴壁浇注和自由装填。前者是指将燃烧室壳体作为模具,推进剂直接浇注到壳体内,与壳体或壳体绝热层黏结;后者是指药柱的制造在壳体外进行,然后装入壳体中。自由装填药柱用在一些小型战术导弹或中等规模的发动机上,一般成本较低,易于检查。贴壁浇注装药呈现出更好的性能,由于不需要支撑装置、支撑垫片,且绝热层薄,因此与自由装填装药相比,惰性质量略低,有较高的容积装填系数。目前几乎所有的大型固体发动机和许多战术导弹发动机都使用贴壁浇注装药。

固体火箭发动机推力的形式取决于发动机工作时装药燃烧表面积的变化。为获得随时间增大的推力,需使用增面燃烧装药;为获得随时间减小的推力,需使用减面燃烧装药;为使燃烧时间内推力基本不变,需使用等面燃烧装药。

与液体火箭发动机相比,固体火箭发动机的突出特点是结构形状简单、所需的零部件少,且一般没有运动件。上述特点使得固体火箭发动机具有可靠性高、维护和操作使用简便的特点。

固体火箭发动机广泛应用于各类导弹,它特别适用于各类导弹向小型、机动、隐蔽的方向发展,提高生存能力,因此在各类战术、战略导弹的动力装置中固体化的趋势已十分明显。固体火箭发动机还广泛应用于各种航天器和运载工具上。它可用做大型运载火箭的助推发动机,航天器的近地点、远地点加速发动机,变轨发动机和返回航天器的制动发动机。表 1.2 列出了不同用途的固体火箭发动机的典型性能。

表 1.2 不同用途的固体火箭发动机的典型性能

用 途	推力变化	推力范围	工作时间	最大加速度
大型运载火箭的助推器	几乎恒定不变	几百千牛至兆牛	2~8 min	2~6g
运载火箭的末级发动机	逐渐增大	几百千牛	几十秒	—
航天器近地点、远地点发动机		几十千牛至几百千牛	几十秒	—
航天器变轨发动机	几乎恒定不变	几十千牛	十几秒	—
再入舱制动变轨返回发动机	几乎恒定不变	几十千牛	十几秒	—
防空导弹和反导弹导弹	助推段大推力,持续飞行段小推力	助推段几百千牛,持续飞行段几十千牛	每级 2~75 s	100g
空中发射的导弹	助推段大推力,持续飞行段小推力	助推段几百千牛,持续飞行段几十千牛	助推器 2~5 s, 持续段 8~30 s	25g
探空火箭	常用减推力	几千牛至几十千牛	0.2~5 s	20g

1.1.3 混合火箭发动机

混合火箭发动机是混合推进剂火箭发动机的简称,它使用的推进剂有固体和液体两种,一般把燃烧剂为固体、氧化剂为液体的称之为正混合,反之为逆混合。图 1.4 是一种典型的正混合固液火箭发动机简图。发动机启动时,高压气瓶中的高压气体通过减压器降低至所需的压强进入氧化剂贮箱;受挤压的液体氧化剂经阀门进入燃烧室,而后由燃烧室头部的喷注器喷入到燃烧剂药柱的内孔通道中。药柱点燃后,内孔药柱表面生成的可燃气与通道内的液体氧化剂射流互相混合并燃烧,产生的燃气从喷管排出,产生推力。

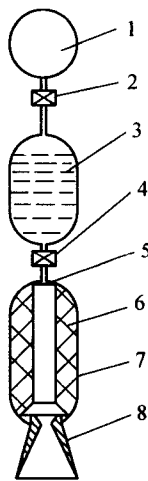


图 1.4 正混合火箭发动机简图
1—高压气瓶;2—减压器;3—氧化剂贮箱;4—阀门;5—喷注器;6—固体燃烧剂;7—燃烧室;8—喷管

目前混合火箭发动机多数为正混合发动机,因为这种组合的推进剂可以提高推进剂的平均密度比冲。此外,燃料的体积通常都小于氧化剂的体积,所以正混合具有燃烧室尺寸小的优点。另一个重要原因是固体氧化剂都是粉末,要制成一定形状并具有一定机械强度的药柱比较困难。固体燃烧剂一般都选用贫氧推进剂而避免使用纯燃烧剂,这样有利于工艺成型以及点火和燃烧。

1.2 核火箭发动机

核火箭发动机是以核能为初始能源的火箭发动机。按照能量释放形式可分为核裂变火箭发动机、放射性同位素衰变火箭发动机和核聚变火箭发动机三种基本类型。

图 1.5 是具有固体堆芯核裂变反应器的核火箭发动机原理图。反应器中铀的裂变反应释放出的热量给液态氢加热,被加热气化后的氢

经过喷管膨胀加速后高速(可达 $6\,000 \sim 10\,000\text{ m/s}$)排出,产生推力。

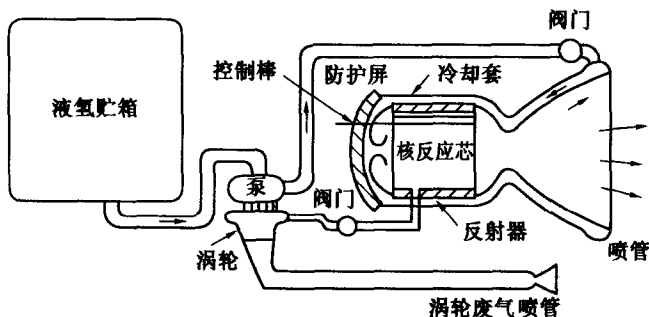


图 1.5 具有固体堆芯核裂变反应器的核火箭发动机原理图

放射性同位素衰变火箭发动机和核聚变火箭发动机的工作原理与核裂变火箭发动机类似。主要区别是:在放射性同位素衰变火箭发动机中,利用在一单独的能源密封舱中的放射性同位素(如 Pu^{226} 、 Pu^{210})衰变所释放的热能加热液体;核聚变火箭发动机中,则是利用氢的同位素(氘或氚)聚变反应释放的能量加热液体。

可见,核火箭发动机基本上是液体火箭发动机的扩展,但其加热能源不是来自化学反应,而是来自原子核内部变化释放出的核能,多用液态氢作为核火箭发动机的工作流体,因为氢的相对分子质量最小。核火箭发动机的比冲可达 $750 \sim 1\,200\text{ s}$ 。

1.3 电火箭发动机

电火箭发动机是将来自电源系统的电能转化成喷气的动能的动力装置。根据能源转换的方式,电火箭发动机可基本分为三类:电热型、静电型和电磁型。属于电热型的有电阻加热喷气推力器和电弧喷射推力器;属于静电型的有离子发动机(ION);属于电磁型的有霍尔效应推力器(HALL)、脉冲等离子体推力器(PPT)和磁等离子体发动机(MPD)。

电阻加热喷气推力器(resistojet thruster)如图 1.6 所示,它使用电阻加热器将推力室中的液体加热,使之变为气体,再经过常规的喷管将气体喷出产生推力。采用的推进剂有肼、氨。电阻加热喷气推力器所能达到的比冲一般为 $300 \sim 350\text{ s}$,推力可达 500 mN 。这种推力器最先用

于 Intelsat - 5 同步轨道卫星的南北位置保持。前苏联的“流星 3”、“资源”和 GOMS 等系列卫星的轨道修正也使用电阻加热发动机,而在铱星系统中有 66 个肼电阻加热喷气推力器用于轨道提升,基本上达到规模化生产的水平。

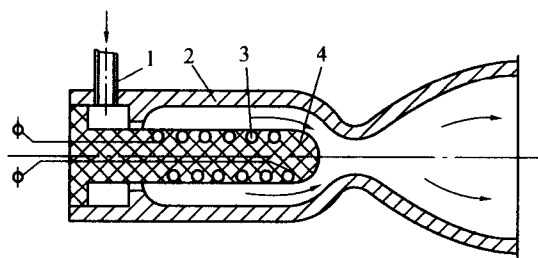


图 1.6 电阻加热推力器

1—推进剂供应;2—加热室和喷管;3—加热元件(钨导线);4—加热元件支架

电弧喷射推力器(arcjet thruster)如图 1.7 所示,通过两电极间的电弧放电将电能转变成热能。工作流体(如 NH_3 、 H_2 及肼)通过电弧被加热,温度上升到 $6\,000 \sim 20\,000\text{ K}$ 。随后,高温气体经喷管膨胀加速以后,以很高的速度($7\,600 \sim 2 \times 10^4\text{ m/s}$)排出。电弧喷射推力器比冲可以达到 $400 \sim 1\,200\text{ s}$ 。这种推力器于 1993 年首次成功地在 Telestar - 4 卫星上作南北位置保持。Echostar、Asiasat - 2 和铱星等卫星也使用这种发动机。

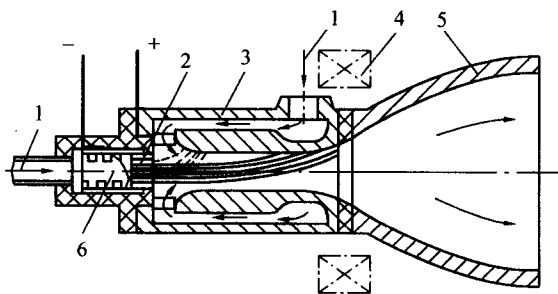


图 1.7 电弧加热推力器

1—推进剂供应;2—阴极(钨);3—阳极(钨);4—磁绕组;
5—喷管;6—螺纹衬套