

<<航天器推进系统及其应用>>

图书基本信息

书名：<<航天器推进系统及其应用>>

13位ISBN编号：9787561226728

10位ISBN编号：7561226721

出版时间：1970-1

出版时间：西北工业大学出版社

作者：毛根旺 等著

页数：495

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：<http://www.tushu007.com>

<<航天器推进系统及其应用>>

前言

近半个世纪以来,世界范围内各个领域的科学技术发展异常迅速,其中,航天技术的发展和进步最为活跃,几乎呈几何级数增长,因此,有人认为,在一定意义上讲,21世纪将是航天的世纪。

火药源于中国,火箭始于第二次世界大战。

从20世纪50~60年代将火箭、火药用于人类空间探索后,世界航天进入了史上最富激情的年代。

随着一颗颗卫星的相继升空,人们对航天活动的热情一浪高过一浪。

每一颗进入太阳系的卫星都满载着人类的期望,“先驱者”,飞船传回的每一颗卫星及其卫星的照片都使人们对未知的浩瀚宇宙又增加了一份了解。

特别是“阿波罗”飞船的登月成功,首次将人类的足迹印在了月球的表面上,迈出了人类离开地球家园、走向无穷宇宙的第一步。

现在,大、中、小各类卫星,甚至微型卫星星罗棋布,遨游太空,而且,载人航天、探月工程、深空探测等一系列空间活动,令人目不暇接。

可以想象,21世纪航天发展将会有更大、更多的惊人之举。

航天发展,动力先行,这已是航天工作者的普遍共识。

因为航天推进系统在航天器中具有十分重要的地位,发挥着极其重要的作用,而且,推进系统的质量、体积和成本在航天器中占有很大比例,所以,要研制先进的航天器,必须要研制出先进的航天推进系统,包括培养一大批专门从事先进航天推进技术研究的科技人员。

航天器推进系统包括冷气、固体、液体和各种电推力器等类型。

冷气推进系统技术成熟,系统简单、可靠,但比冲很低。

液体单组元推进系统的特点是可靠性和控制精度高,是当代航天器上的主流推进系统;液体双组元推进系统比冲高,寿命长,技术相当成熟,已广泛用于携带大型有效载荷的长寿命航天器上;近年发展起来的双模式推进系统兼有双组元推进系统比冲高和单组元推进系统推力小、控制精度和可靠性高的优点,目前它在不同的飞行任务中已得到广泛应用。

固体和液体发动机各具特色,一直在航天推进领域发挥着各自的重要作用。

固体发动机主要用来将航天器推进到更高轨道,包括近地点、远地点发动机和制动发动机等。

电推力器有50多年的研制历史,技术日趋成熟,研究和应用前景十分看好。

由于它所固有的高比冲和最小冲量的特性,所以对高精度、长寿命和性能好的航天器极具吸引力。

除此之外,还有太阳能热推进、激光推进和核推进等,虽然它们技术上还不成熟,未达到实际应用,但也是航天器推进系统及其应用的重要发展方向。

<<航天器推进系统及其应用>>

内容概要

《航天器推进系统及其应用》是关于航天器推进系统及其应用的一部论著。全书共分四篇17章，包括化学推进篇（第1~4章）、电推进篇（第5~10章）、特种推进篇（第11~13章）和典型应用篇（第14~17章）。书中重点介绍了各类航天器推进系统的基本组成、工作原理、重要性能、主要特点、关键技术，以及近年来的研究水平和应用情况。

本著作可作为高等院校航天器总体和控制专业，特别是推进技术学科（专业）的本科生或研究生教材，也可供相关学科的科研院所的研究人员或工程技术人员参阅。

<<航天器推进系统及其应用>>

书籍目录

化学推进篇第1章 绪论1.1 推进分系统在航天器中的地位和作用1.2 推进系统的分类1.3 化学推进1.4 电推进1.5 新概念推进第2章 冷气推进系统 (GPS) 2.1 概述2.2 稳压组件2.3 冷气推力器2.4 冷气推进系统发展趋势第3章 固体火箭发动机 (SRM) 3.1 概述3.2 基本组成3.3 工作原理3.4 主要性能参数3.5 航天器固体火箭发动机的主要特点3.6 研究水平和关键技术3.7 工程设计方法3.8 航天器固体火箭发动机应用举例3.9 发展中遇到的问题与对策第4章 液体火箭发动机 (LRE) 4.1 概述4.2 液体单组元发动机4.3 液体双组元发动机4.4 阀门4.5 推进剂储箱与高压气瓶4.6 空间用液体火箭发动机4.7 液体火箭发动机实验验证项目4.8 液体火箭发动机发展趋势4.9 小结电推进篇第5章 电阻加热式推力器 (Resistojet) 5.1 工作原理与分类5.2 系统组成5.3 主要特点5.4 主要性能和结构参数5.5 工程设计方法5.6 研究水平5.7 发展中存在的问题及对策第6章 电弧加热式推力器 (Arcjet) 6.1 性能特点和应用6.2 推力器电弧工作模式和电特性分析6.3 能量转换过程和内部工作机制6.4 推力器工作过程的物理数学模型6.5 描述通道流动的基本方程和数值模拟6.6 电弧加热式推力器设计第7章 微波等离子体推力器 (MPT) 7.1 基本组成7.2 工作原理7.3 重要参数、技术指标和性能7.4 主要特点7.5 关键技术和研究水平7.6 工程设计方法7.7 应用状况7.8 发展中遇到的问题及对策第8章 稳态等离子体推力器 (SPT) 8.1 基本组成8.2 工作原理8.3 主要特点8.4 重要性能指标8.5 关键技术和研究水平8.6 工程设计方法8.7 应用状况8.8 发展与应用中遇到的问题及对策第9章 脉冲等离子体推力器 (PPT) 9.1 发展过程及主要类型9.2 TPPT的工作原理和特点9.3 运行机理分析与基本性能参数9.4 TPPT系统的基本组成9.5 工程设计方法9.6 发展水平和应用情况9.7 发展中遇到的问题及对策第10章 静电式离子推力器 (IT) 10.1 基本组成10.2 工作原理10.3 主要特点10.4 重要参数、技术指标和性能10.5 关键技术和研究水平10.6 工程设计方法10.7 应用状况10.8 发展中遇到的问题及对策第11章 核能火箭发动机 (NRE) 11.1 分类与原理11.2 基本组成11.3 主要特点及关键技术11.4 研究状况11.5 应用前景11.6 发展中的问题及对策第12章 激光推力器 (LT) 12.1 激光推进原理12.2 关键技术12.3 研究水平12.4 设计方法12.5 应用状况12.6 国内外研究对比及发展对策第13章 太阳能热推力器 (STP) 13.1 基本组成13.2 工作原理13.3 重要参数、技术指标和性能13.4 主要特点13.5 研究水平和关键技术13.6 工程设计方法13.7 应用状况13.8 发展中遇到的问题与对策典型应用篇第14章 宇宙飞船和航天飞机14.1 航天飞机轨道器推进系统14.2 Gemini载人飞船推进系统14.3 Metcury载人飞船推进系统14.4 “东方1号”载人飞船姿态控制推进系统14.5 Hermes空天飞机推进系统第15章 空间站及各类卫星15.1 国际空间站推进系统15.2 Intelsat V推进系统15.3 Intelsat A推进系统15.4 DFH-3卫星推进系统15.5 新型高功能卫星通用平台 (HS702) 推进系统15.6 英国技术实验卫星的冷气推进系统第16章 探月工程16.1 阿波罗登月姿轨控 (R-4D) 发动机16.2 月球探测器姿轨控统一推进系统 (ORPS) 16.3 “嫦娥一号”探月卫星推进系统第17章 深空探测17.1 先驱者金星航天器推进系统17.2 卡西尼探测器推进系统17.3 火星轨道器推进系统17.4 MUSES-C小行星探测器推进系统参考文献

<<航天器推进系统及其应用>>

章节摘录

插图：固体火箭发动机以固体推进剂作为能源和工质，包括燃烧室、喷管和点火器三个基本组成部分。

燃烧室既是储存固体推进剂的容器，又是固体推进剂在其中燃烧，由化学能转变为高温高压燃气热能的燃烧室，其壳体又是火箭和导弹壳体的一部分。

喷管一般是由收敛段、喉部和扩张段组成的拉伐尔型喷管，它使燃烧室内高温高压燃气通过不断膨胀加速，把燃气热能转变成动能，以很高的速度从喷管排出而产生推力。

点火装置是保证将燃烧室内推进剂安全可靠点燃的引燃装置。

近几十年来，固体发动机技术取得了长足发展。

复合固体推进剂从聚硫橡胶类发展到聚氨酯类、聚丁乙烯类；双基推进剂从可浇铸双基推进剂，发展到改性双基类、交联双基类，最终综合二者后推进剂发展成硝酸酯增塑聚醚推进剂（NEPE）。

壳体材料从单一的金属材料发展到玻璃纤维/环氧树脂、有机纤维/环氧树脂、碳纤维/环氧树脂等多种复合材料。

喷管喉衬材料从石墨发展到难熔金属、热解石墨和多维碳-碳复合材料。

推力矢量控制从燃气舵发展到摆动喷管、液体二次喷射和全轴摆动柔性喷管等。

固体发动机的特点是结构简单，工作可靠，体积小，使用方便，可立即点火，能长期储存，可用5~10年，加速性好，便于机动发射；但性能较低，比冲一般在2000~3000m/s之间，工作时间很短，推力调节和重复起动较困难。

固体发动机在航天运载和航天器方面，特别是在导弹领域中得到广泛应用。

据统计，世界各国的190种导弹中，157种采用了固体火箭发动机。

中国的固体火箭发动机研制工作起步于1958年，经过几十年努力，技术水平有了很大提高和发展。

液体火箭发动机使用液体推进剂作为能源和工质，由于其性能高，比冲一般在1800~4600m/s之间，工作可靠，推力可控性强，故现代大型运载火箭、航天飞机以及各种航天器（包括卫星、载人飞船、轨道器、空间探测器、空间站等）广泛用它作为主要的动力装置。

按功能分，一类液体火箭发动机用于航天运载器和弹道导弹，包括主发动机、助推发动机、芯级发动机、上面级发动机、游动发动机等；另一类用于航天器主推进和辅助推进，包括远地点发动机、轨道机动发动机、姿态控制和轨道控制发动机等。

液体火箭发动机按其使用推进剂组元数可分单组元、双组元和三组元发动机。

单组元主要用于航天器辅助推进，双组元发动机占液体发动机的绝大多数，三组元发动机尚处于研制阶段。

双组元发动机按其推进剂的性质不同，可分成可储存和不可储存推进剂发动机。

可储存推进剂一般指四氧化二氮、硝酸、偏二甲肼、混肼50等，都是有毒的。

不可储存推进剂一般为低温推进剂，如液氢、液氧等，都是无毒的。

液氢-液氧发动机又叫低温推进剂发动机。

液氧有时与煤油、酒精等组合。

<<航天器推进系统及其应用>>

编辑推荐

《航天器推进系统及其应用》为普通高等教育“十一五”国家级规教材

<<航天器推进系统及其应用>>

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:<http://www.tushu007.com>