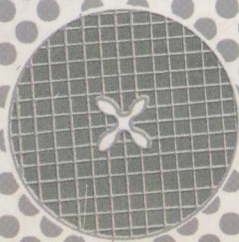
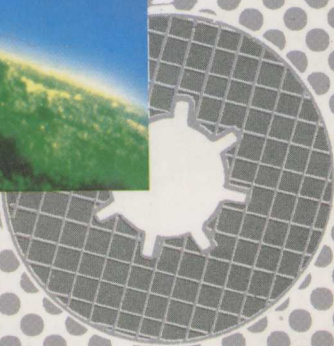


普通高等教育  
兵工类规划教材

# 固体火箭 发动机原理

董师颜 张兆良 编著



北京理工大学出版社

V435  
1016

V435  
1016-1

# 固体火箭发动机原理

董师颜 张兆良 编著



一九九六年九月廿七日



\*30752914\*

北京理工大学出版社

752914

## 内 容 简 介

本书主要阐述固体火箭发动机的基本原理,全书内容包括固体火箭推进剂及其稳态燃烧特性,燃烧产物在燃烧室和喷管中的流动过程;固体火箭发动机性能参数、热力计算和内弹道计算;固体火箭发动机的反常燃烧等。最后对冲压推进技术作一概要介绍。

全书以阐述固体火箭发动机工作过程的基本理论为主,在此基础上侧重于工程应用,介绍工程计算方法。各章均有例题,书后附有为工程计算所必需的附表。

本书可作为高等院校固体火箭推进技术有关专业的基本教科书,也可作为从事固体火箭推进技术研究、设计和生产的科技人员的参考书。

## 图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机原理/董师颜等编著. —北京:北京理工大学出版社,1996

ISBN 7-81045-089-1

I. 固… II. 董… III. 固体推进剂—火箭发动机—理论—高等学校—教材 IV. V 435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 22898 号

北京理工大学出版社出版发行

(北京市海淀区白石桥路 7 号)

(邮政编码 100081)

各地新华书店经售

北京房山先锋印刷厂印刷

\*

787×1092 毫米 16 开本 20.25 印张 493 千字

1996 年 3 月第一版 1996 年 3 月第一次印刷

印数:1-1500 册 定价:15.80 元

※图书印装有误,可随时与我社退换※

## 出 版 说 明

遵照国务院国发[1978]23号文件精神,中国兵器工业总公司承担全国高等学校兵工类专业教材的规划、编审、出版的组织工作。自1983年兵总教材编审室成立以来,在广大教师的积极支持和努力下;在国防工业出版社、兵器工业出版社和北京理工大学出版社的积极配合下,已完成两轮兵工类专业教材的规划、编审、出版任务。共出版教材211种。这批教材出版对解决兵工专业教材有无问题、稳定教学秩序、促进教学改革、提高教学质量都起到了积极作用。

为了使兵工类专业教材更好地适应社会主义现代化建设需要,特别是国防现代化培养人才的需要,反映国防科技的先进水平,达到打好基础、精选内容、逐步更新、利于提高教学质量的要求,我们以提高教材质量为主线,完善编审制度、建立质量标准、明确岗位职责,制订了由主审人审查、责任编委复审和教编室审定等5个文件。并根据兵工类专业的特点,成立了十个专业教学指导委员会,以更好地编制兵工类专业教材建设规划,加强对教材的评审和研究工作。

为贯彻国家教委提出的“抓好重点教材,全面提高质量,适当发展品种,力争系统配套,完善管理制度,加强组织领导”的“八五”教材建设方针。兵总教材编审室在总结前两轮教材编审出版工作的基础上,于1991年制订了1991~1995年兵工类专业教材编写出版规划。共列入教材220种。这些教材都是从学校使用两遍以上、实践证明是比较好的讲义中遴选的,专业教学指导委员会从兵工专业教材建设的整体考虑对编写大纲进行了审查,认为符合兵工专业培养人才要求,符合国家出版方针。这批教材的出版必将为兵工专业教材的系列配套,为教学质量的提高、培养国防现代人才,为促进兵工类专业科学技术的发展,都将起到积极的作用。

本教材由南京理工大学董师颜教授、张兆良副教授编著,由沈阳工学院商国云教授主审,经中国兵器工业总公司弹药专业教学指导委员会复查,兵总教材编审室审定。

限于水平和经验,这批教材的编审出版难免有缺点和不足之处,希望使用本教材的单位和广大读者批评指正。

中国兵器工业总公司教材编审室

1995年3月

## 前 言

本教材是按照火箭武器专业的培养目标,业务范围和教学大纲的要求编写的,是该专业必修的基本教材。全书内容是以固体火箭发动机的能量转换过程为线索来按排的。它包括固体火箭推进剂及其稳态燃烧特性;燃烧产物在燃烧室和喷管中的流动过程;固体火箭发动机性能参数;热力计算和内弹道计算;固体火箭发动机的反常燃烧等。力求系统地阐述固体火箭发动机工作过程中的基本规律。

本教材以阐述固体火箭发动机工作过程的基本理论为主,并侧重于工程应用,为此各章均附有例题,书后附有为工程计算所必需的计算附表。在内容选取上力求能反映近年来固体火箭推进技术发展的新水平,为此结合工程设计的需要讨论了多种侵蚀燃烧准则;单室双推力的内弹道计算方法;多种形式侵蚀函数的内弹道计算方法;内弹道性能的预示精度;长尾管对发动机性能参数影响的计算等,有较大的实用意义。

本书由董师颜教授主编,其中第六章和第九章由张兆良副教授编写。

本书由商国云教授主审,吴小平副教授也审阅了部分内容,提出了不少宝贵的意见。陈军同志作了大量计算工作。责任编辑潘植田、张连玉二同志作了大量工作,付出辛勤的劳动。在此一并向他们表示衷心的感谢。

由于编者水平有限,书中难免存在缺点和错误,欢迎读者批评指正。

编 者

1995年3月

# 目 录

<b>第一章 绪论</b> .....	(1)
§ 1-1 喷气推进装置的分类 .....	(1)
§ 1-2 固体火箭推进技术的发展简史 .....	(3)
§ 1-3 固体火箭发动机的基本结构与特点 .....	(5)
§ 1-4 固体火箭发动机工作过程及主要性能参数简介 .....	(7)
§ 1-5 固体火箭推进技术的应用与发展现状 .....	(8)
<b>第二章 固体火箭推进剂的燃烧特性</b> .....	(10)
§ 2-1 固体火箭推进剂概述 .....	(10)
§ 2-2 双基推进剂的稳态燃烧模型 .....	(15)
§ 2-3 复合推进剂的稳态燃烧模型 .....	(19)
§ 2-4 复合改性双基推进剂的稳态燃烧特点 .....	(23)
§ 2-5 固体火箭推进剂的燃烧速度 .....	(24)
§ 2-6 装药燃速的侵蚀燃烧效应 .....	(30)
§ 2-7 影响装药燃烧速度的其它因素 .....	(45)
§ 2-8 固体火箭推进剂的点火过程 .....	(51)
<b>第三章 燃气在燃烧室中的流动过程</b> .....	(56)
§ 3-1 基本方程 .....	(56)
§ 3-2 方程的简化 .....	(59)
§ 3-3 燃气在等截面装药通道中的流动 .....	(62)
§ 3-4 燃气在截面急剧变化通道中的流动 .....	(73)
<b>第四章 燃气在喷管中的流动过程</b> .....	(78)
§ 4-1 一维定常等熵流动的基本方程 .....	(78)
§ 4-2 气体流动中几个重要的特征状态 .....	(79)
§ 4-3 燃气在喷管中的流动特性 .....	(81)
§ 4-4 收敛喷管中气体流动的壅塞现象 .....	(84)
§ 4-5 外界反压对拉瓦尔喷管内气体流动的影响 .....	(86)
§ 4-6 拉瓦尔喷管中的气流特性 .....	(88)
§ 4-7 燃气在长尾管中的流动过程 .....	(92)
§ 4-8 喷管中的两相流动 .....	(99)
<b>第五章 固体火箭发动机性能参数</b> .....	(112)
§ 5-1 推力 .....	(112)
§ 5-2 总冲量和比冲量 .....	(122)
§ 5-3 火箭的理想飞行速度 .....	(125)
§ 5-4 固体火箭发动机的效率 .....	(127)
§ 5-5 固体火箭发动机理想性能参数的修正 .....	(129)
§ 5-6 长尾管对火箭发动机性能参数的影响 .....	(139)

<b>第六章 固体火箭发动机热力计算</b> .....	(146)
§ 6-1 固体推进剂的假定化学式 .....	(146)
§ 6-2 发动机热力计算的基本方程 .....	(150)
§ 6-3 计算燃烧室中平衡组分的平衡常数法 .....	(159)
§ 6-4 计算燃烧室中平衡组分的最小自由能法 .....	(165)
§ 6-5 燃烧室中燃烧产物热力参数的计算 .....	(171)
§ 6-6 喷管膨胀过程的热力计算 .....	(173)
§ 6-7 固体火箭发动机理论性能参数的计算 .....	(176)
§ 6-8 热力计算的通用计算机程序简介 .....	(177)
<b>第七章 固体火箭发动机内弹道</b> .....	(182)
§ 7-1 概述 .....	(182)
§ 7-2 零维内弹道计算的微分方程 .....	(183)
§ 7-3 平衡压强 .....	(185)
§ 7-4 燃烧室内燃气压强的稳定性 .....	(189)
§ 7-5 装药在燃烧过程中燃烧面的变化规律 .....	(193)
§ 7-6 零维内弹道计算 .....	(197)
§ 7-7 初始压强峰 .....	(201)
§ 7-8 双推力固体火箭发动机的零维内弹道计算 .....	(203)
§ 7-9 一维等截面通道装药发动机的内弹道计算 .....	(209)
§ 7-10 一维变截面装药通道发动机的内弹道计算 .....	(213)
§ 7-11 内弹道性能预示精度 .....	(219)
<b>第八章 固体火箭发动机反常燃烧</b> .....	(227)
§ 8-1 不稳定燃烧现象 .....	(227)
§ 8-2 不稳定燃烧的分类 .....	(228)
§ 8-3 声不稳定燃烧的基本机理 .....	(230)
§ 8-4 装药燃烧表面对声振的响应 .....	(231)
§ 8-5 声导纳与响应函数 .....	(233)
§ 8-6 固体火箭发动机燃烧的线性稳定性预估 .....	(237)
§ 8-7 抑制和防止声不稳定的措施 .....	(242)
§ 8-8 低频不稳定燃烧 .....	(244)
<b>第九章 冲压推进技术概述</b> .....	(249)
§ 9-1 冲压发动机工作原理与分类 .....	(249)
§ 9-2 冲压发动机主要性能参数 .....	(252)
§ 9-3 各种类型发动机主要性能参数的比较 .....	(260)
§ 9-4 固体火箭冲压技术的发展现状和展望 .....	(261)
<b>附录</b> .....	(264)
附表 1 气体动力学函数表 .....	(264)
附表 2 $\pi = \pi(k, \zeta)$ 表 .....	(286)
附表 3 $F_v(k, \zeta)$ 表 .....	(288)
附表 4 $\alpha(\lambda)$ 表 .....	(289)
附表 5 最佳推力系数 $C_F^\circ$ 表 .....	(291)
附表 6 真空推力系数 $C_{Fv}$ 表 .....	(292)
附表 7 某些化学反应平衡常数表 .....	(293)

附表 8 不同含氮量硝化棉及其生成焓表 .....	(299)
附表 9 某些推进剂组分的标准生成焓表 .....	(299)
附表 10 某些燃烧产物的总焓表 .....	(301)
附表 11 某些燃烧产物的等压比热表(千卡/摩尔·K).....	(305)
附表 12 某些燃烧产物在 0.098MPa 下的熵 $S^\circ$ 值表(卡/摩尔·K) .....	(309)
主要参考文献 .....	(313)



# 第一章 绪 论

推进系统又称动力装置,它是产生推力推动飞行器运动的整套装置。

火箭推进系统是属于喷气推进系统范畴的。它是依靠自身喷出高速气体射流,直接产生反作用推力推动飞行器运动的推进系统。

## § 1-1 喷气推进装置的分类

按照喷气推进装置的推进原理,可将它分为三类:

### 1. 空气喷气推进装置(空气喷气发动机)

它利用大气层中空气的氧与自身携带的燃料燃烧产生高温燃气,再经喷管加速为高速喷射气流,从而获得反作用推力。因此它只能在大气层中作飞行推进,而且它的工作性能与飞行器的飞行速度密切相关。它可分为带有压气机的涡轮喷气发动机和不带压气机的冲压发动机,如图 1-1(a)和 1-1(b)所示。

### 2. 火箭推进装置(火箭发动机)

它自身携带包含燃烧剂和氧化剂在内的全部能源物质(组成推进剂)和高速喷射的工质。其主要特点是不需依靠外界空气,可在大气层以外的宇宙空间中工作,产生推进动力。因此它是人类在大气层以外飞行,或者宇宙航行的唯一可用的推进装置。

火箭推进装置的能源可以是化学能、电能、核能和太阳能等。目前最成熟并应用最广泛的是采用化学能的化学火箭推进装置。

化学火箭推进装置是应用化学推进剂(包含燃烧剂和氧化剂)的化学能,燃烧后转换为高温(2500~4000K)气体,然后通过喷管膨胀,将气体流速加速到 1800~4300m/s。高速气流向后喷出,产生反作用推力。

化学火箭推进装置按照其采用的推进剂的物理状态可分为:

(1) 固体火箭推进装置(固体火箭发动机) 这种推进装置中所用的推进剂,包含氧化剂和燃烧剂均呈固态,并预先均匀混合,制成一定形状和尺寸的装药,直接安放在燃烧室中。它的基本结构由点火装置、装药、燃烧室和喷管组成,如图 1-2(a)所示。

(2) 液体火箭推进装置(液体火箭发动机) 它所用的推进剂中的燃烧剂和氧化剂呈液态,并分别贮存在各自的贮箱中,在点燃之前,先通过输送系统将燃烧剂和氧化剂输入燃烧室,

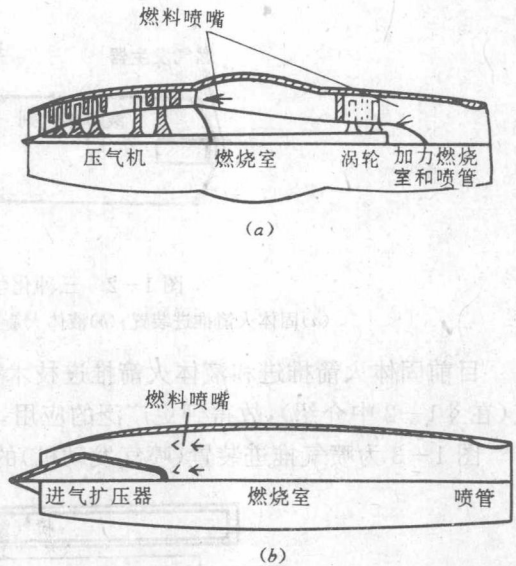


图 1-1 空气喷气推进装置示意图  
(a) 涡轮喷气发动机; (b) 冲压发动机

并通过喷注系统将它们混合、雾化后,在燃烧室中点燃并燃烧。因此它的主要组成部分是液体燃烧剂和氧化剂及它们各自的贮箱、输送系统(包括调节系统)、喷注系统、燃烧室和喷管,如图 1-2(b)所示。

(3) 固-液混合型火箭推进装置(固-液混合发动机) 这种推进装置采用固体燃烧剂和液体氧化剂。因此它的主要组成部件是氧化剂及其贮箱、输送系统(包括燃气发生器、调节系统)、喷注系统、固体燃料药柱、燃烧室和喷管等,如图 1-2(c)所示。

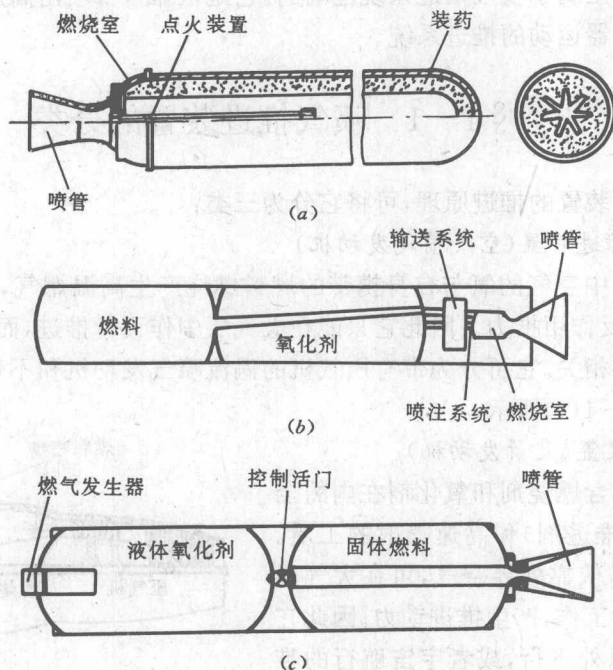


图 1-2 三种化学火箭推进装置示意图

(a) 固体火箭推进装置; (b) 液体火箭推进装置; (c) 固-液混合型火箭推进装置

目前固体火箭推进和液体火箭推进技术得到较广泛的应用。尤其是前者,由于它固有的优点(在 § 1-2 中介绍),故得到更广泛的应用。

图 1-3 为喷气推进装置(喷气发动机)的分类图。

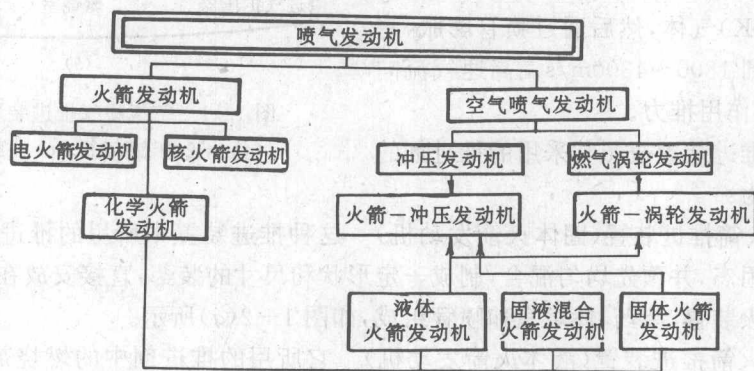


图 1-3 喷气推进装置分类图

### 3. 组合推进装置(组合发动机)

它是由不同类型推进装置组合而成的。用于组合的推进装置有涡轮喷气发动机、冲压发动机和火箭发动机等。从而可组合成涡轮—火箭发动机、涡轮—冲压发动机和火箭—冲压发动机等。

组合发动机的设计力求综合不同类型发动机的优点,克服他们的缺点,以达到改善其综合性能,拓宽其工作范围,满足飞行器发展要求的目的。

组合发动机于本世纪 60 年代开始发展和应用,目前已研制成功并得到实际使用的组合发动机有:火箭冲压发动机;整体式冲压发动机;整体式火箭冲压发动机。

本书将主要研究固体火箭推进装置的工作过程及其基本原理,为固体火箭发动机设计打下必要的理论基础。同时在最后一章对固体火箭冲压组合发动机作一简要的介绍。

## § 1—2 固体火箭推进技术的发展简史

火箭有着悠久的发展历史,中国是火箭的发源地。唐朝初期,炼丹家孙思邈在其所著的《丹经内伏硫黄法》中就记载了早期黑火药的配方,不久火药就开始用于军事。公元 969 年(宋太祖开宝二年)兵部令史冯继升等<sup>①</sup>用火药制成了火箭。公元 1000~1002 年间,神卫水军队长唐福、冀州团练使石普都相继制造和进献过火箭<sup>[1]</sup>。公元 1161 年(宋高宗绍兴三十一年)南宋虞允文曾用“霹雳炮”在长江大败金兵。据记载这种炮点着后升入空中,然后落下,在水中乱跳。这显然是典型的原始火箭<sup>②</sup>。

到了 14~17 世纪的明朝,火箭又得到进一步的发展。1621 年明代茅元仪所著《武备志》中绘制了近 30 种火箭图案。其中有能赋予火箭一定射向和射角的“火箭溜”和“一窝蜂”、“火弩流星箭”、“百虎齐奔箭”等多种火箭。另外还有“震天雷”、“神火飞鸦”(图 1-4a)等用火箭推进的装有炸药的武器和被称为“火龙出水”的火箭(图 1-4b),在龙身前后分别扎有两支大火箭,作为推动龙身飞行的第一级火箭,在龙腹中还装有几支火箭作为第二级,用以焚烧敌人。两级的点火时间由引火线控制。这可作为现代二级火箭的雏型。在《武备志》中还记载了著名军事家戚继光将军的火箭军营,每营有火箭车 24 辆,装备火箭 12920 支,万箭齐发,火力凶猛,是当时世界上最先进的火箭武器。同时在戚继光所著《练兵实记》中还列出一些制造火箭的要点,有些至今仍有一定指导意义。这说明当时我国的火箭技术已达到了很高的水平。

13 世纪左右,元军西征,火箭技术随之传入阿拉伯国家,随后传入欧洲。当时许多欧洲国家都相继制造过火箭武器,并改进了它的结构。直到 19 世纪中叶,火箭与火炮一直是同时使用,并在互相竞争中发展。以后由于火炮采用了硝化棉火药和线膛身管两项新技术,从而大大提高了它的射程和射击精度,而火箭技术在此阶段却停滞不前,致使火箭不久就从战场上消声匿迹了。

即使在火箭技术发展处于低潮时期,一些有远见的科学家对火箭的研究和试验也一直没有停止。如俄国的齐奥科夫斯基(К. Э. Циолковский)、美国的戈达得(R. H. Goddard)等人都不约而同地将火箭技术的研究从军事目的转向宇宙航行,从固体推进剂转向液体推进剂。

<sup>①</sup> 见四库全书《玉海》卷一百五十,兵制。(宋)王应麟撰。或见《宋史》卷一百九十七,志第一百五十,兵十一,器甲之制。(元)脱脱等撰

<sup>②</sup> 见《诚斋集》卷十八,《海鳅赋》序,(宋)杨万里著。

齐奥可夫斯基于1903年发表的《利用喷气工具研究宇宙空间》的论文，阐明了火箭飞行的理论，论述了火箭是达到星际空间的唯一运输工具，并提出了液体火箭发动机的设想和原理图。在这篇论文中还提出了火箭最大理想飞行速度公式，即著名的齐奥可夫斯基公式。1926年他又提出了多级火箭的思想，为实现星际航行的伟大理想作出了贡献。

戈达德是美国火箭技术的先驱者。1915年开始在火箭中使用无烟火药，并采用了拉瓦尔喷管。1919年发表了《到达极高空的方法》的论文，论述了制造和使用火箭发动机的主要问题。1926年他第一次成功地发射了一枚液体火箭。

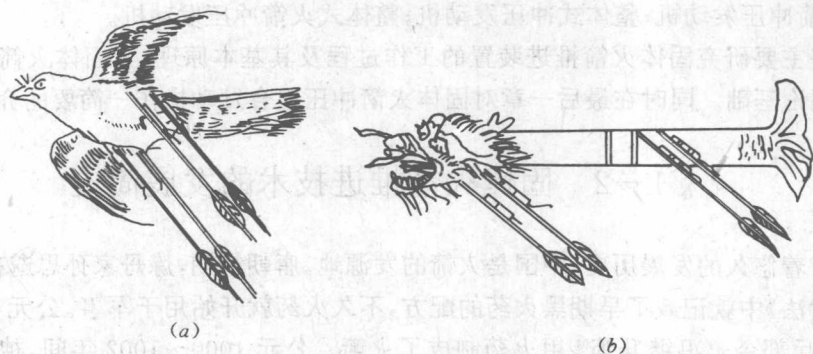


图1-4 中国古代的火箭

(a)神火飞鸦；(b)火龙出水

在本世纪30年代，随着双基推进剂制造工艺技术的发展，可制造出大肉厚的药柱，给火箭提供了新型的推进剂装药，从而使火箭武器又重新活跃起来。例如前苏联在二次世界大战中研制成功的采用双基推进剂的近程野战火箭，即著名的“喀秋莎”，在战争中发挥了巨大的威力。当时的德国则致力于液体火箭V-2的研究，V-2火箭于1942年研制成功，成为近代导弹的先驱。

由于双基推进剂当时在能量和制造工艺方面受到一定限制，使得在火箭推进技术的发展中曾一度以发展液体推进技术为主。从V-2导弹开始，到本世纪50年代，中、远程导弹和人造卫星的运载火箭，以及后来发展的各种航天飞船，登月飞行器和当前的航天飞机，其主发动机均为液体火箭发动机。在这一时期中，液体火箭推进技术得到了飞速的发展。

即使在大力发展液体火箭推进技术的时期，固体火箭推进技术的研究仍在进行。1944年美国喷气推进实验室(JPL)的研究人员对浇注成型的复合推进剂的研制成功，使现代固体推进技术的发展进入了一个新的时期，它为在现代技术水平上选择推进剂的氧化剂、粘合剂和燃烧剂开辟了宽阔的道路。从而使固体推进剂的能量获得大幅度的提高。同时贴壁浇注，内孔燃烧装药和高强度轻质量壳体材料的采用，使固体火箭推进技术向大尺寸，长工作时间的方向迅速发展。从而大大提高了固体火箭推进技术的水平，并扩大了它的应用范围。

由于固体火箭发动机具有结构简单，维护简便，操作使用方便，可靠性高，长期贮存性好，并能长期处于战备状态等优点。使采用固体火箭发动机的武器具有良好的快速反应能力，因此它一直是地面压制兵器中的一个重要组成部份。同时它还特别适用于各类导弹向小型化、机动和隐蔽的方向发展。因此，在各类战术、战略导弹中，推进装置的“固体化”(由液体推进装置改为固体推进装置)已成为当前火箭推进技术发展的必然趋势。

据美国官方早在1984年的资料统计，美国32种现役导弹中已有28种改用了固体火箭推

进装置,只有4种采用涡轮喷气推进装置,即使在这4种中还有3种采用了固体火箭助推技术。据1982年的资料统计,在世界各国160种现役的战役、战术导弹中有137种采用了固体火箭推进装置,它已成为导弹中的主要动力装置。可以预计,在相当长的时间内,固体火箭推进装置仍将在火箭和导弹的动力装置中起主导作用。

我国虽然是固体火箭推进技术的发源地,但是长期以来由于封建社会的桎梏,百余年来帝国主义的侵略,使我国解放前在经济和技术方面长期处于落后状态,不可能有自己的火箭技术。解放后,在中国共产党的领导下,随着国民经济和科学技术的迅速发展,我国的火箭技术已取得举世瞩目的飞速发展。1958年开始研制双基和复合推进剂,1965年完成了直径为300mm的固体火箭发动机的研制,并通过了飞行试验,为以后我国固体火箭技术的发展奠定了基础。1970年7月24日我国第一颗人造卫星的发射成功;运载火箭“长征一号”第三级固体火箭发动机完成了末级加速任务;1975年11月29日我国第一颗返回式卫星回收成功,回收舱中的固体推进剂制动火箭完成了变轨任务;1982年10月12日我国潜艇水下发射火箭试验成功,使我国在固体导弹技术方面取得了突破性的进展;1983年2月4日,推进剂达数十吨的大型固体火箭发动机地面试车成功,标志着我国固体火箭技术已进入一个新的发展阶段。

在我国航天技术飞速发展的同时,广大火箭推进技术的科技工作者还为部队建立了各种射程的地面火箭和导弹体系、防空和海防的导弹体系。这些武器体系正在得到不断完善,从而大大加强了我国的国防力量。

可以坚信,为了祖国的富强和昌盛,我国新一代的火箭推进技术工作者,必将继续奋发图强,一定能将我国固体火箭推进技术推向一个新的高峰。

## § 1-3 固体火箭发动机的基本结构与特点

### 1-3-1 固体火箭发动机的基本结构

固体火箭发动机主要由固体火箭推进剂装药、燃烧室、喷管和点火装置等部件组成,如图1-2(a)所示。

**推进剂装药** 由固体推进剂制成。其中包含燃烧剂、氧化剂和其它组分,是固体火箭发动机的能源和工质源。装药直接放置在燃烧室中,它可以自由装填,也可以贴壁浇注在燃烧室中。装药必须有一定的几何形状和尺寸,其燃烧面的变化必须符合一定的规律,才能实现预期的推力变化要求。为此,有时需对装药的某些部位用阻燃层进行包复,以达到控制燃烧面变化规律的目的。

**燃烧室** 它是贮存装药的容器,也是装药燃烧的工作室。因此它不仅要有有一定的容积,而且还需具有对高温、高压气体的承载能力。大部份燃烧室都制成圆柱形,成为整个飞行器受力结构的一部份。也有制成其它形状的,如球形或椭球形。燃烧室材料大多采用高强度的金属材料,如各种合金钢,铝合金或钛合金等。也有采用玻璃纤维缠绕加树脂成型的玻璃钢结构。它可以大幅度减轻燃烧室壳体的重量。为了防止壳体材料因过热而破坏,在壳体 and 高温燃气接触的表面应采取热防护措施,如涂以各种隔热涂层。

**点火装置** 它是用于点燃装药的装置。一般采用电点火。由电发火管和点火剂组成。先由发动机启动电流点燃电发火管,然后点燃点火剂,使其产生高温高压的气体和具有一定数量

的灼热的凝相微粒引燃装药的局部燃烧面,然后通过火焰的传播,使装药全部燃烧面迅速点燃。对于较长的装药为了确保其燃烧面全面瞬时点燃,可采用小型的点火发动机作点火装置。

**喷管** 它具有以下功能:首先通过它的喷喉面积来控制燃气的流量,以达到控制燃烧室内燃气压强的目的。其次,燃气通过喷管进行膨胀加速,形成超音速气流高速向后喷出,产生反作用推力。为了使亚音速流能加速为超音速流,都采用截面形状先收敛后扩张的拉瓦尔喷管。由于喷管始终承受着高温、高压、高速气流的冲刷,尤其在喉部情况更加严重,因此需要在喉部采用耐高温耐冲刷的材料(如石墨、钨渗铜等)作喉衬,并在内表面采取相应的热防护措施。有时为了在飞行器飞行中控制其飞行方向和姿态,需要采用推力向量的控制装置,有时将整个喷管做成可摆动或可旋转的。或者在喷管上安装其它推力向量控制装置。

### 1-3-2 固体火箭发动机的特点

固体火箭发动机之所以在当前能得到广泛应用,并在各类战术、战略导弹的动力装置中出现固体化的趋势,是由于它具有以下固有的特点所决定的。

(1) 结构简单 这是固体火箭发动机最主要的优点。与其它采用直接反作用原理的喷气推进装置相比,它的零部件数量最少。与液体火箭发动机相比不需要专门的贮箱、复杂的输送系统、调节系统和喷注系统。除了推力向量控制装置外,几乎没有活动的零部件。

(2) 维护简单 操作使用方便 由于固体推进剂装药成型后能长期贮存于发动机中,因而采用固体火箭发动机的火箭和导弹总是处于待发状态,只需进行简单操作就可发射。而液体火箭发动机发射前需对气路、液路、电路等系统进行全面检查。大型火箭还需在现场加注液体推进剂。在平时维护保养方面,固体火箭发动机也十分方便。

(3) 快速反应能力强 由于操作简便,因此采用固体火箭发动机的火箭与导弹,发射准备时间短,进入和撤出发射阵地的时间短。运动机动性和火力机动性强,具有很强的快速反应能力。

(4) 火力急袭性强 由于结构简单,适宜于采用多管发射装置,目前中口径无控火箭每门炮上可装备 20~40 管;对于小口径火箭管数可多达 114 管。可在 1 秒或数秒时间内,对敌目标形成极大的火力密度。因此固体火箭是地面压制兵器的重要组成部分。

(5) 工作可靠性高 任何一个系统的整体可靠性等于各个零部件可靠性的乘积。固体火箭发动机由于其零部件少,而且几乎没有活动的零件,因此可以具有很高的可靠性。统计材料表明,在 15000 次各种型号的固体火箭发动机试验中,可靠性可高达 98.14%。

以上是固体火箭发动机的主要优点。但也存在以下缺点,有待进一步改进。

(1) 能量较低 这是固体火箭发动机存在的最主要的缺点。比冲是推进剂的主要能量指标,目前无论是双基推进剂、复合推进剂,还是改型双基推进剂,它们的比冲一般在 2000~2700 N·s/kg 范围内。人们估计在短时期内固体推进剂的比冲很难超过 3000 N·s/kg。而液体火箭发动机目前比冲已超过 4500 N·s/kg。

(2) 工作时间较短 它的工作时间主要受到两方面的限制:一是受热部件无冷却措施,在高温高压和高流速工作条件下,虽然可采用耐热材料和各种热防护措施,但其工作时间仍受到较大的限制;二是受装药尺寸的限制。因此工作时间不能太长。它最适宜完成短工作时间、大推力的任务。最短工作时间可按毫秒计,长的可达几十秒到 100 多秒。

(3) 发动机的推力可调性差 早期的固体推进系统中,在点火后是不能根据需要改变推

力的大小和方向的。也难以像液体火箭发动机那样实现多次停车和多次启动。现在这种状况已有所改善。如采用燃烧室放气和内向喷水的方法使推力中止；向喷管内喷射液体或采用其它方法可控制推力矢量；采用喷入自燃液体等方法使发动机再次点燃启动等。但是要获得这样的可调性其结构上的复杂程度要比液体火箭发动机或固—液混合型发动机大得多。

(4) 发动机工作压强较高 由于固体火箭推进剂完全燃烧所需的临界压强较高，一般都在 6~7MPa，从而增加了燃烧室的强度负荷，使飞行器消极质量增大。

(5) 发动机工作性能受初温影响较大 由于推进剂燃速随初温的改变而变化，因此燃烧室压强、发动机推力和工作时间都将受初温变化的影响。

以上缺点当然会影响固体火箭发动机的发展和应用。但是，应该看到其优点是主要的，而其缺点正在设法研究克服，或者利用它的优点来弥补。总的说来，固体火箭推进技术有着广阔的应用前景。

## § 1-4 固体火箭发动机工作过程及主要性能参数简介

### 1-4-1 固体火箭发动机的工作过程

固体火箭推进装置(固体火箭发动机)是一动力装置。它的工作过程实际上是一个能量转换过程。

固体火箭推进剂是发动机的能源。它被点燃后，在燃烧室中燃烧，经过复杂的物理变化和剧烈的化学反应过程，生成高温(2000~3000K 以上)，高压(几个到几十个 MPa)的燃烧产物。将推进剂所蕴藏的部分化学能转换为燃烧产物的热能，通常用焓这个热力参数来表示。这是固体火箭发动机第一个能量转换过程。

燃烧产物从燃烧室流入喷管，通过这个特殊形状的管道，燃烧产物膨胀加速，使其流速由亚音速转变为超音速，并从喷管中高速喷出。将燃烧产物的热能转换为射流的动能。这是在喷管中完成的第二个能量转换过程。

高速气流从喷管中喷出，于是就产生直接反作用力——推力，推动飞行器运动，对飞行器做功，并转换为飞行器的飞行动能。

以上能量转换过程可用图 1-5 来表示。

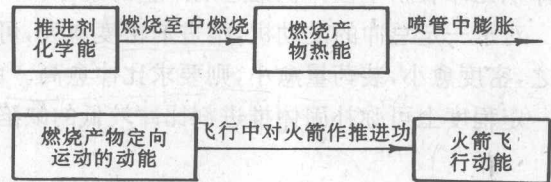


图 1-5 固体火箭发动机的能量转换过程

由此可见，固体火箭发动机实质上是一个能量转换装置，推进剂在燃烧室中的燃烧过程以及燃烧产物在喷管中的膨胀过程是发生在发动机内部的能量转换过程。研究这两个过程的基本规律，分析对这两个过程的影响因素，以及如何提高这两个能量转换过程的效率，从而获得高性能的固体火箭发动机是本教材要研究的主要内容。

### 1-4-2 主要性能参数简介

为了便于理解以下章节的内容，在此对用于衡量火箭发动机性能的主要参数作一简单的

介绍。详细内容将在第五章中阐述。

用于衡量固体火箭发动机性能的参数很多,其中最主要的是推力、总冲量、比冲量和体积比冲。

(1) 推力 火箭发动机产生的推动火箭飞行器前进的力称为推力,通常记作  $F$ 。它主要由燃烧产物的高速喷射产生的。推力是能直观地说明火箭发动机工作能力的常用指标之一。

(2) 总冲量 火箭发动机的总冲量  $I$  可用推力  $F$  对其整个工作时间  $t_k$  的积分来表示,即

$$I = \int_0^{t_k} F dt$$

它表示推力及其作用时间对发动机性能的综合效果。它的大小可以反映火箭发动机的容量及其尺寸的大小,即能反映发动机的作功能力。

(3) 比冲量 它指的是单位质量推进剂产生的推力冲量,简称为比冲,记作  $I_{sp}$ 。因此

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_k} F dt}{M_p} = \rho V$$

式中  $M_p$ ——推进剂质量。

$I_{sp}$  的单位为  $\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$  ( $=\text{m}/\text{s}$ )。在过去的工程单位制中定义它为单位重量推进剂产生的总冲,即

$$I_{sp} = \frac{I}{M_p g}$$

单位为  $\text{s}$ 。两种定义经常同时应用,单位不同,数值上差  $g$  倍。

根据比冲的定义不难理解,比冲不仅能衡量推进剂具有的能量,而且还能衡量发动机工作过程中能量转换的效率。因此,它是评定发动机性能的综合指标。

(4) 体积比冲、它定义为比冲  $I_{sp}$  与推进剂密度  $\rho_p$  的乘积,记作  $I_{spv}$ ,即

$$I_{spv} = I_{sp} \rho_p = \frac{I}{M_p / \rho_p} = \frac{I}{W_p}$$

式中  $W_p$ ——推进剂体积。

故体积比冲表示单位体积推进剂产生的总冲。

对于一定总冲的发动机,推进剂密度愈大,可以多装推进剂,这样就可降低对比冲的要求;反之,密度愈小,装药量愈小,则要求比冲愈高。由于固体推进剂密度比液体推进剂大,因此它在一定程度上可弥补固体推进剂比冲较低的缺陷。

## § 1-5 固体火箭推进技术的应用与发展现状

目前,固体火箭推进技术在世界各国的武器装备体系中,在航空与宇航技术中,以及在国民经济建设中都已得到日益广泛的应用,它有着广阔的应用前景。

### 1. 在各种类型的火箭和导弹武器中的应用

在近程和中程的火箭和导弹中,包括作为地面压制兵器的主要组成部份的多管火箭武器系统,反坦克火箭和导弹,地—地、地—空、空—空、空—地、空—舰、舰—空、舰—舰的导弹都采用一级或两级固体火箭发动机。对于具有助推和续航两级推力的发动机,一般都采用由一个燃烧室和一个喷管来实现双推力的单室双推力固体火箭发动机。



对于大型战略导弹,无论是以陆地为基的洲际导弹,还是以舰艇为基的中、远程导弹都采用多级固体火箭发动机作为动力装置。

至于各级反导武器,特别是近程和超近程的反导武器,需要具有极高的快速反应能力,固体火箭推进技术在这方面有其独特的优势。

### 2. 在航天技术中的应用

当前火箭推进技术已被广泛应用于各种航天飞行器和运载工具。纵观 20 多年来各国运载技术的发展,在大多数的动力装置中同时应用液体和固体两种推进技术。如在液体主发动机周围并联多个固体助推发动机,并采用固体火箭发动机作为顶级发动机,已是一条成功的总体设计思想。它可以充分发挥这两类火箭发动机的优势,还可以充分利用这两类发动机各自具有的成熟技术,是一条经济、可靠和有效的技术途径。

在航天技术中,固体火箭推进技术还可用于航天飞行器的近地点和远地点的加速发动机、变轨发动机、返回降落的制动发动机等等。还可用于反卫星武器的动力装置。由于它能在外层空间环境中长期贮存,并可随时待命发射,因此它在未来的卫星 - 太空防御系统中会得到进一步的发展和应

### 3. 在航空技术及其它推进装置中的应用

在飞机起飞时可采用固体火箭发动机作为起飞助推动力装置,用来缩短飞机的起飞跑道,或增加起飞重量。

冲压发动机需要一定的起飞速度,因此经常采用固体火箭发动机作为冲压发动机的助推器,构成整体式固体火箭冲压组合发动机。

由于固体火箭发动机具有启动迅速的优点,它可作为飞行员救生用弹射座椅的动力装置。

### 4. 在国民经济建设中的应用

固体火箭推进技术在民用领域中也已得到多方面的应用。例如探空气象火箭;防冰雹火箭等。还可用于完成某些特殊任务,如在海上应用固体火箭推进技术快速埋置锚锭,用来系缚船舶,或固定水上作业平台;用来作为水下穿缆打捞沉船的动力装置;向山顶或在两山之间架设通讯电线;消防灭火等。

固体火箭推进技术在民用领域中的开发与在我国已取得较好的成果,有了良好的开端。随着国民经济的发展,在这方面有着广阔的应用前景。

$$\rho = \frac{m}{V}$$

$$V = \frac{m}{\rho}$$

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_k} F dt}{V} = \frac{\int_0^{t_k} F dt}{M} \rho$$

$$= \rho_p I_{sp}$$