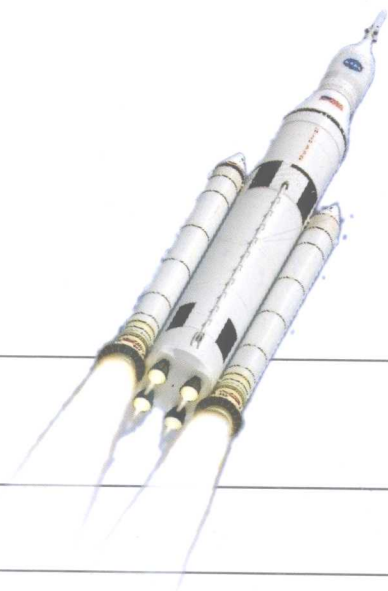


高等学校教材·航空、航天、航海系列
TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION

固体火箭发动机设计技术基础

任全彬 何景轩 刘伟凯 编著



西北工业大学出版社

GUTI HOUJIAN FADONGJI SHEJI JISHU JICHU

固体火箭发动机 设计技术基础

任全彬 何景轩 刘伟凯 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书主要介绍固体火箭发动机设计技术方面的基础及初步的工程设计知识,内容包括固体火箭发动机的总体设计技术,装药、壳体、喷管、安全点火装置、自毁装置等方面的设计基础知识与实践。本书是航天动力相关专业研究生的专业基础课教材,旨在使完成基础课程学习的硕士研究生能在较短的时间内对固体火箭发动机设计的专业知识有全面、系统的了解。

本书可作为航空宇航推进理论与工程专业教材,也可供其他相关专业学生及工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机设计技术基础/任全彬,何景轩,刘伟凯编著. —西安:西北工业大学出版社,2016.2

ISBN 978-7-5612-4742-6

I. ①固… II. ①任… ②何… ③刘… III. ①固体推进剂火箭发动机—设计 IV. ①V435

中国版本图书馆CIP数据核字(2016)第036614号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路127号 邮编:710072

电话:(029)88493844 88491757

网址:www.nwpup.com

印刷者:陕西天意印务有限公司

开本:787 mm×1 092 mm 1/16

印张:11.625

字数:268千字

版次:2016年2月第1版 2016年2月第1次印刷

定价:88.00元

“固体火箭发动机技术基础及工程概论”系列教材

编审委员会

主任 田维平

副主任 张康助 侯 晓

委员 张钢锤 任全彬 张小平 刘勇琼 龚晓宏

张立武 张永侠 柴玉萍 陈雷声 白向荣

李文岛 周养龙 刘伟凯 王常建 张 翔

赵 阳 史宏斌

编审委员会办公室

主任 赵 阳

成员 谢 莉 王苏安 单 云 赵孝彬 马 涛

李迎春 张 琳 拜啸霖 陈迎朝 王建锋

胡媛媛 张 锋 陈 聪

《固体火箭发动机设计技术基础》

编审委员会

主 任:任全彬

副 主 任:何景轩 刘伟凯 史宏斌

委 员:王 谨 来平安 李 侃 丁文辉

屈转利 董大秀 张秋芳 刘 平

工作人员:王苏安 单 云

总 序

航天动力技术研究院(又名中国航天科技集团公司第四研究院)1986年被国务院学位委员会批准为硕士学位授予单位,现有航空宇航科学与技术、化学工程与技术、材料科学与工程、仪器科学与技术4个一级学科硕士学位授权点。

为培养航天事业需要的科技人才,保障硕士研究生培养质量,航天动力技术研究院专门开设了“固体火箭发动机技术基础及工程概论”专业课,按固体火箭发动机设计、推进剂理论与工程、装药与总装工艺、复合材料与工艺、金属件制造技术和固体火箭发动机试验测试等6个部分开展教材编写工作,2010年完成了教材初稿编写,2011年开始使用本教材。经过几年的教学实践,对相关教学内容不断进行完善。2014年邀请西北工业大学、西安交通大学、第二炮兵工程大学相关专业的教授及院内的专家对教材进行了评审,根据他们的意见,又对教材进行了较大的修改。现在6本教材已陆续完稿,包括《固体火箭发动机设计技术基础》《固体火箭推进剂理论与工程》《固体火箭发动机装药与总装工艺学》《固体火箭发动机复合材料与工艺》《固体火箭发动机金属件制造技术》《固体火箭发动机试验测试》,其中《固体火箭推进剂理论与工程》已于2014年5月先期出版。

“固体火箭发动机技术基础及工程概论”系列教材包含固体火箭发动机技术的基础知识、基本理论,融入科研实践和研制经验,参考国外该专业的技术发展,具有鲜明的行业特色。本系列教材不仅可作为硕士研究生培养专业课教材,也可作为相关技术及管理人员的专业参考书和培训教材。

在编写本系列教材过程中,得到了航天动力技术研究院和院属四十一所、四十二所、四十三所、四〇一所、七四一四厂、七四一六厂有关专家、领导及人力资源部门的通力合作与支持,在这里谨向他们,尤其是技术专家们表示诚挚的谢意!

在本系列教材的编写过程中,我们虽付出大量心血,几经易稿和修改,但难免有疏漏、错误及不足之处,敬请读者提出宝贵意见。

本系列教材编审委员会

2015年7月

代 序

——飞向永恒之梦的动力源泉

自古迄今,从走出非洲的遥远祖先,到互联网时代的思辨青年,人类从未停止对神秘宇宙的追问与探寻,从未停止遨游太空的神思和梦想。及至 21 世纪的今天,航天技术的进步与发展,使得人类探索、开发和利用宇宙空间成为现实。从第一个进入太空的地球人尤里·加加林,到第一个踏上月球的地球人阿姆斯特朗,从第一颗人造卫星的发射到载人飞船太空交会对接,在茫茫宇宙中,人类不断延伸着自己生命的触角,不断向深邃的未知领域释放智慧的光芒。

航天技术是当今世界高技术群体中最具影响力的综合性科学技术之一。生命智慧对于宇宙规律的探求使得人类航天技术不断得以突破性发展,人类活动范围从地球物理空间迅速延伸到外太空以至更远的宇宙。航天技术的变革与进步,又反过来影响人类的思维模式,使整个人类自身的面貌和生活方式也发生了深刻的变化。

固体燃料火箭发动机技术作为航天技术的重要组成部分,为火箭或导弹飞行提供充足的动力。如果把航天飞行器比作一只遨游太空的鹏鸟,那么,固体燃料火箭发动机就是这只鹏鸟的心脏,为翱翔于茫茫宇宙波涛之上的鹏鸟提供源源不绝的前进动力。

中国航天技术的突飞猛进,不仅仅昭示着一个现代化科技大国的实力,更彰显了中华民族沉寂了近百年的自强与自信。在实现我国从航天大国向航天强国跨越的过程中,固体火箭发动机技术的发展起着举足轻重的作用。作为固体火箭发动机技术扛鼎单位的航天动力技术研究院,始终以国家强大、民族昌盛为己任,艰苦创业,顽强拼搏。50 多年来,冲破重重险阻,攻克道道难关,走出了一条自力更生、自主创新的中国航天固体动力发展之路,推动我国航天固体动力事业从无到有、从小到大、从弱到强的历史性跨越,圆满完成了以“两弹一星工程”“高新工程”和“载人航天工程”为代表的各项重大任务,为增强国家战略安全能力和综合国力做出了突出贡献。

十八大以来,新一代中共中央领导集体持续倡导人才强国战略,而实现航天强国的夙愿必须依靠大量高素质人力资源。自 1986 年,航天动力技术研究院被国务院学位委员会批准为硕士学位授予单位以来,至今从事学位与研究生教育已 30 年。在多年的工程实践和教学研究中,积累并形成了一系列具有自主知识产权的航天固体动力核心技术。为了更好地做好技术传承,为国家航天事业构建人力资源梯队,培养专业知识精英,我们组织了包括固体火箭发动机设计、推进剂理论与工程、装药与总装工艺、复合材料与工艺、金属件制造技术和固体火箭发动机实验测试等六大部分的教材编写工作,经过 5 年多的教学实践和不断完善,已经形成了一套较为系统的硕士研究生教材。除了凝聚众多固体火箭专业研究人员的智慧结晶之外,这套教材的最大特色在于扎实的技术基础与具体的工程实践紧密结合。

探索一切事物是人类的本性。美国的物理学家 F. J. 戴森说:“在上帝给了我们生命之后,

科技可能是它赐给我们最贵重的一份礼物。”航天技术是科技的一部分，它仍将不断进步成长，并且继续帮助人类摆脱过去的束缚和羁绊。我们要珍惜、善待这份特殊的珍贵之礼，承继敢于探索、勇于献身的精神血脉，薪火相传，把关乎民族自信、国家富强乃至人类发展的航天事业不断推向前进。

我儿时一直存有一个天地之梦，梦想未来人类的飞行，能够像一只自由之鸟，翩翩飞舞于浩瀚无垠的太空，与宇宙万物对话，与造物之主谈心。现在，面对复杂的、全方位无限的未来，我仍无法预知其终点。但我相信，手头的这套教材，是通往天地之梦的一个阶梯，为我们的前行提供动力源泉，扶持我们向着永恒之梦不断追寻。

田维平^①

2015年7月

^① 田维平，博士，研究员，博导。现任航天动力技术研究院院长，中国宇航学会固体火箭推进专业委员会主任。

前 言

本书是航天动力技术研究院研究生系列教材“固体火箭发动机技术基础及工程概论”之一,重点介绍固体火箭发动机设计技术基础及相关的工程实践。

固体火箭发动机设计技术发展迅速,其基础知识始终在相关领域发挥着极其重要的作用。本书着眼于固体火箭发动机设计技术的长远发展对人才素质能力的要求,紧密结合多年来固体火箭发动机设计技术领域方面的科研实践,将核心知识与经验梳理汇集。基础知识与实践的紧密结合是本书的一大特色。

全书共7章:第1章概述,叙述固体火箭发动机的发展简史、结构组成和工作特点;第2章总体设计,介绍固体火箭发动机总体设计的依据、总体方案设计、总体优化设计和工程研制程序;第3~6章分别对固体火箭发动机的几个主要部组件——装药、壳体、喷管和安全点火装置的设计知识;第7章对安装于固体火箭发动机上的自毁装置的设计进行介绍。鉴于保密原因,书中涉及的某些设计方法及实例仅供学习参考,不宜作为确定设计的依据。

我国固体火箭发动机技术的发展历经50多年,经过几代航天人经过艰苦创业、拼搏奋斗,逐步积累了宝贵的财富。本书是在充分总结多位从事固体火箭发动机设计的工作人员的实际经验,并进行了相关理论探讨的基础上编写而成的。在这里谨向他们,尤其是老一辈技术专家们表示诚挚的敬意。

本书由航天科技集团四院组织有关科技人员编写:第1章由史宏斌编写,第2章由王谨编写,第3章由来平安编写,第4章由李侃和丁文辉编写,第5章由屈转利编写,第6章由董大秀和张秋芳编写,第7章由刘平编写;何景轩、史宏斌、刘伟凯对本书进行了统一修改,最后由任全彬修改定稿。

本书在编写过程中得到了各级领导及相关专家的大力支持。航天科技集团第四研究院人力资源部及四十一所的领导十分重视本书的编著工作,使本书得以顺利定稿、出版。航天科技集团四十一所的王立武等研究生对全书的文稿进行了校对,在此一并表示感谢!

由于笔者水平有限,书中难免有疏漏及不足之处,恳请读者批评指正。

编著者

2015年5月

目 录

第 1 章 固体火箭发动机概述	1
1.1 固体火箭发动机简史	1
1.2 固体火箭发动机的基本组成和工作过程	2
1.3 固体火箭发动机的特点	4
1.4 固体火箭发动机设计技术的发展	4
第 2 章 固体火箭发动机总体设计	10
2.1 概述.....	10
2.2 发动机总体设计的依据.....	10
2.3 发动机总体方案设计.....	11
2.4 发动机总体优化设计.....	17
2.5 发动机的研制阶段及研制工作程序.....	23
思考题	24
第 3 章 燃烧室装药设计	25
3.1 概述.....	25
3.2 发动机总体对燃烧室装药设计的要求.....	26
3.3 装药设计遵循的原则.....	26
3.4 药柱参数估算.....	27
3.5 药柱设计计算方法.....	28
3.6 推进剂热力学计算.....	30
3.7 药柱完整性分析.....	38
3.8 燃烧室内绝热层设计.....	44
3.9 发动机内弹道性能预示.....	47
思考题	50
第 4 章 发动机壳体设计	51
4.1 概述.....	51
4.2 壳体爆破压强计算.....	52

4.3	壳体壁厚确定	58
4.4	法兰/螺栓连接结构设计	61
4.5	密封结构设计	68
4.6	壳体的稳定性校核	70
4.7	壳体试验应力分析	76
	思考题	77
第5章	喷管设计	78
5.1	概述	78
5.2	喷管设计的主要依据	81
5.3	喷管设计的主要任务	82
5.4	喷管气动型面设计	83
5.5	喷管结构设计	87
5.6	喷管热防护设计	97
5.7	喷管内流场计算	98
5.8	喷管热结构分析	109
5.9	喷管单项试验	116
5.10	喷管可靠性评估	117
	思考题	118
第6章	安全点火装置设计	119
6.1	概述	119
6.2	安全发火系统简介	119
6.3	安全发火系统火工品的选用	121
6.4	安全机构设计	123
6.5	安全发火系统试验	128
6.6	安全发火系统可靠性评估	129
6.7	安全发火系统发展趋势	130
6.8	点火装置分类	131
6.9	点火装置设计	134
6.10	点火装置试验技术	144
6.11	点火装置可靠性评估	146
	思考题	146
第7章	自毁装置设计	147
7.1	概述	147

7.2	自毁装置的结构、功能及特点·····	147
7.3	自毁装置安全性、可靠性设计要求·····	148
7.4	系统方案的设计·····	150
7.5	爆炸装置的设计·····	151
7.6	引爆装置的设计·····	155
7.7	自毁装置试验技术·····	156
7.8	自毁装置安全性、可靠性评估·····	158
	思考题·····	160
附录	符号表·····	161
参考文献	·····	171

第 1 章 固体火箭发动机概述

1.1 固体火箭发动机简史

固体火箭起源于中国,在宋初已出现以黑火药为能源的固体火箭发动机。其中,最早的是 1161 年宋金之战中的“霹雳炮”,而元、明两代出现了火箭束和两级火箭锥型,例如“火龙出水”火箭。13 世纪,中国的火药和火箭技术经中亚传入欧洲。但是,在较长的时间内,低性能的黑火药限制了固体火箭的发展。直至 1932 年研制出了硝化甘油和硝化棉为主要成分的双基推进剂,并可挤压成型,固体火箭的发展才加快了步伐。在第二次世界大战期间,固体火箭在姿控火箭炮和飞机推进器上得到了广泛应用。1944 年,美国喷气推进实验室研制出可浇铸的复合固体推进剂和改性双基推进剂,并可制成浇铸式的内孔燃烧药柱,从而加速了固体火箭的发展。固体火箭在技术上取得突破并广泛应用于弹道导弹和运载火箭,则是在 20 世纪 50 年代以后。50 年代中期,美国成功研制了聚硫橡胶、高氯酸铵和铝粉等组成的高能复合推进剂;60 年代研制出能量更高的复合改进双基推进剂;70 年代研制出能量和力学性能均优的端羟基聚丁二烯复合推进剂,并在药柱设计、发动机壳体材料和制造工艺上取得重大进展,使得固体火箭发动机结构重量大幅度降低,从而为制造大型固体火箭发动机奠定了很好的技术基础。在 70 年代,美国、俄罗斯及欧洲各国先后研制出复合推进剂或复合改进双基推进剂,使得高性能的固体火箭发动机成为战略导弹和运载火箭的推进系统。早在 70 年代末,美国就成功研制了 NEPE(硝酸酯增塑聚醚)推进剂。从 80 年代初起,NEPE 推进剂相继应用于许多战略发动机,如 MX 第三级,侏儒导弹,三叉戟 II 的 I, II, III 级发动机等。在陶 II 反坦克导弹、改进小榭树防空导弹及无烟少烟的战术导弹中也使用 NEPE 推进剂。从 90 年代开始,美、俄等国开展了第四代先进固体发动机的研制,并对第三代固体导弹的发动机进行改进和更新,使发动机质量比已达到 0.93~0.94, I 级比冲为 $2\,500\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, II 级比冲为 $2\,893\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, III 级比冲为 $2\,922\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$;燃烧室采用高性能复合材料,壳体特性系数提高($\geq 43\text{ km}$);喷管已趋向全碳/碳化和全复合材料化,延伸喷管技术相当成熟,并已广泛应用,使得喷管效率较高;高压强(12 MPa 左右)固体发动机在武器装备型号中已得到应用;在长寿命、免维修等使用性能方面取得了大量成果,基本按照 10~15 年寿命周期内免维修的要求设计和研制发动机。

进入 21 世纪,各国导弹武器的更新换代工作取得重大进展。在改进现役型号的同时,各国不断推动新型导弹武器的部署和研制工作。在弹道导弹方面,俄、印、法三国成果显著。俄罗斯除了继续部署白杨-M 陆基洲际弹道导弹外,还首次成功试射了 RS-24 分导多弹头陆基洲际弹道导弹和布拉瓦潜射弹道导弹;印度首次成功试射了烈火-3 陆基中程弹道导弹;法国再次成功实施了 M-51 潜射弹道导弹的试射。另外,美国为了推进全球即时打击系统的发展,除对现役战略弹道导弹进行常规改造外,还继续研制潜射中程弹道导弹。弹道导弹与巡航导弹的发展相互借鉴和促进。如俄罗斯在研的新型洲际弹道导弹可能采用了弹道-滑翔式结

构,在导弹的飞行末段采用了巡航导弹技术,可机动变轨,增加突防能力;美国在研的“猎鹰”高超声速飞行器可能以洲际弹道导弹为运载平台之一。另外,随着高超声速巡航导弹研制工作的深入,在未来,巡航导弹在飞行速度上将逐步赶上弹道导弹,这将对导弹武器装备的发展格局产生重大影响,使得固体冲压推进技术、超燃技术成为新的导弹武器的发展的坚实基础。

1.2 固体火箭发动机的基本组成和工作过程

1.2.1 基本组成

固体火箭发动机一般由安全点火装置,燃烧室壳体,内绝热层,衬层,装药、喷管、推力向量控制机构,反向喷管以及自毁装置等部件组成,如图 1-1 所示。

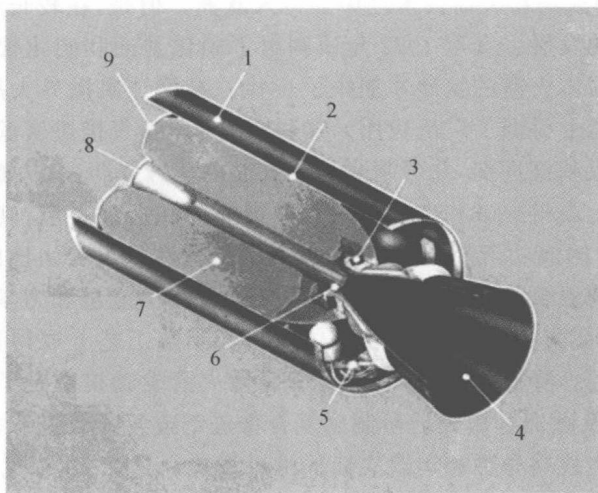


图 1-1 固体发动机简图

1—壳体; 2—内绝热层; 3—柔性接头; 4—喷管扩张段; 5—喷管摆动作动器;
6—喉衬; 7—推进剂装药; 8—点火器; 9—推力终止机构

安全点火装置包含安全保险机构和点火装置。一般情况下,安全保险机构处于保险状态,可阻断因机械、热、电等意外引起电爆管或发火管发火的火路,保证发动机不点火。当接到打开指令时,安全保险机构由保险状态转换到工作状态,使火路畅通。当起爆管或发火管通电发火时,即可点燃点火装置和发动机。有些中小型发动机则主要采用纯感火工品等措施确保点火安全。根据发动机具体结构,安全点火装置可位于发动机的头部或尾部。

燃烧室壳体是发动机的主要受力部件,往往也是弹、箭体的组成部分。它需要承受燃烧室内压,喷管向量控制力,反向喷管打开对壳体及其连接区域的作用载荷,以及发动机在贮存、运输、起吊、发射和飞行中的各种外载荷。壳体一般由高强度或超高强度钢、铝合金、钛合金或高强纤维/树脂复合缠绕制成,要求承载能力高、质量轻、工艺性好。

内绝热层黏结于燃烧室内壁,使燃烧室壳体避免在高温、高压、高速燃气作用下的侵蚀。当前,常用的内绝热层材料有以丁腈橡胶、三元乙丙橡胶和硅橡胶等为基体,以二氧化硅、纤维等为填料的材料,还有高硅氧酚醛、碳酚醛等制品。在燃烧室不同部位,视工作条件不同,绝热

层使用不同材料或设计成不同厚度。一般要求内绝热材料的导热系数低、烧蚀率低、密度低,并满足一定的力学性能、黏结性能和工艺要求。

装药是固体推进剂按所设计的药型、严格的工艺,在燃烧室中直接浇铸成型,或在专门模具中成型。装药在发动机燃烧室中有规律地燃烧,使化学能转化为热能和动能,产生的推力规律符合设计要求。装药结构还要在固化降温、环境温度变化、贮运、发射、飞行和工作压强等条件下保持结构完整。

衬层位于燃烧室装药与绝热层之间,主要起黏结作用。虽然厚度一般只有 $0.6\sim 1\text{ mm}$,但十分重要,往往影响界面的黏结可靠性和燃烧室的贮存寿命。

大多数固体发动机装药都在其前、后端或一端设计有人工脱粘结构,用来降低由于推进剂固化降温、环境温度变化以及发动机工作过程中产生的过大局部应力。

燃烧室中燃烧产生的高温、高压燃气经喷管膨胀加速排出,因此喷管是产生推力的重要部件。喷管对热防护、抗烧蚀、热结构设计及采用的材料要求很高。在摆动方面,目前主要有柔性全轴摆动方案,以及珠承和球窝全轴摆动喷管方案。早期采用过的单轴四喷管摆动、液体或燃气二次喷射方案现已很少应用。

推力向量控制机构用来驱动并控制喷管按一定角度或角速度摆动,有电动式、电液式和燃气涡轮泵增压式等。

有些发动机喷管受长度或结构限制,将喷管一部分潜入燃烧室或将扩张段设计为可折叠和展开延伸式等。有些发动机为适应不同射程要求,需在发动机上设计反向喷管或泄压装置。此类装置按指令打开后,可使正推力为负或很低,以提供较好的分离条件。

中程导弹采用大型发动机,为了防止导弹因飞行故障对航区落点产生重大影响和损失,往往要求固体发动机设计有自毁系统。当接到自毁指令时,自毁系统可将发动机燃烧室壳体切开或部分壁厚切开,使发动机泄压并使导弹终止飞行。

1.2.2 工作过程

固体火箭发动机的工作过程包含以下几个阶段:

(1)电发火管通电。采用地面或弹上电源给电发火管通电,电压一般为 $(27\pm 3)\text{ V}$,单个电发火管电流大于 5 A 。

(2)点火药盒或点火发动机工作。电发火管将点火药盒或点火发动机点燃,该步骤所需工作时间一般小于 0.3 s ,点火压强为 $7\sim 10\text{ MPa}$ 。

(3)燃烧室药柱被点燃,化学能转换为热能。点火药盒的火焰将燃烧室药柱的某局部表面点燃,然后火焰向药柱整个表面迅速扩散,由于火焰扩散速度可达每秒千米以上,可视为整个药柱表面瞬时被点燃;药柱点燃后,在燃烧室内形成高温($T\approx 3\ 500\text{ K}$)、高压($P\approx 5\sim 20\text{ MPa}$)的燃气,使药柱中贮存的化学能转换为热能。

(4)燃气流经喷管以超声速喷出,使热能转换为动能,形成火箭向前运动的推力。当燃烧室中的高温高压燃气流经喷管时,在喷管收敛段燃气收缩后被加速,在喉部燃气加速至声速;然后在扩张段燃气急剧膨胀,燃气压强和温度下降而气流速度剧增,在喷管扩张段出口面的燃气速度可高达 $(3\sim 4)Ma$,使热能最大限度地转换为动能,形成推力推动火箭向前运动。

1.3 固体火箭发动机的特点

固体火箭发动机能在导弹动力装置中得到如此广泛的应用,主要与以下特点有关:

(1)结构简单,工作可靠。固体火箭发动机的运转部件少,工作可靠性高。实践表明,固体火箭发动机的可靠度能达到98%以上。

(2)维护简单,使用方便。固体火箭发动机无需复杂的日常维护,发射前的准备工作也很简单,适合战术武器的装机、装舰,以及战略武器的机动或水下发射。

(3)长期待命,立即发射。固体火箭发动机适于长期保持发射状态,并能在接到指令后立即发射。因此无论对于保持低使用概率战略武器的还手能力,还是对于战术武器在瞬息万变的作战环境中捕捉战机,这一特点是非常重要的。

(4)启动迅速,利于作战。固体火箭发动机能够在极短的时间内,达到最大推力,使全弹能够获得足够的加速度,这一点对于地空导弹尤其重要。该特点可以简化发射装置,有利于弹体姿态稳定,迅速达到较大速度并机动迎敌。早期的地空导弹多采用两级发动机,而现在多采用单室双推力发动机,大大简化了全弹结构。

(5)结构紧凑,便于装载。固体推进剂密度较大,适用于体积受限的场合,便于装车、装机或装舰。

1.4 固体火箭发动机设计技术的发展

现代固体推进技术始于1942年,美国喷气推进实验室研制出高氯酸铵-沥青复合推进剂;1947年,聚硫为黏合剂的推进剂被研制出以上两种推进剂都实现了混合、浇注,并固化制成药柱。随着助推器和导弹武器需求的剧增,以及推进剂、材料和发动机技术的迅速发展,发动机的性能不断提升。按发动机所采用的技术及达到的性能,可将固体发动机的发展历程分为三个阶段。由于各国情况不同,各阶段经历的时间有先后,但可大致看出时间和水平的差距。

第一阶段:初期研究阶段(1942—1964年),固体火箭发动机开始在导弹武器和航天运载中应用。

该阶段采用的技术包括:推进剂方面,主要有PS(聚硫),PBAA(聚丁二烯丙烯酸),PU(聚胺酯),CTPB(端羧基聚丁二烯),改性双基CDB;壳体材料方面,主要有超高强度钢,玻璃纤维/环氧树脂,喷管喉衬材料为高强石墨等;推力向量控制一般为四喷管单轴摆动或液体二次喷射。在这一阶段,发动机比冲为 $2\ 254\sim 2\ 303\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,质量比为 $0.86\sim 0.90$ 。典型的发动机有美国的北极星A1,A2,A3,民兵I导弹发动机,侦察兵火箭第一级(Algol 2A,2B)、第二级(Castor 1A,2A)、第三级(Antares 1A,2A)等发动机;法国的S1地-地导弹发动机,M1潜地导弹发动机;苏联的SS-13导弹发动机。中国的长征一号运载火箭第三级发动机(FG-02)、试验探空火箭发动机(FG-01A)等也属这一阶段,但时间在1965—1970年。

第二阶段:固体火箭发动机性能提高、广泛应用阶段(1965—1980年)。

该阶段采用的技术包括:推进剂方面,主要有CTPB(端羧基聚丁二烯),PBAN(丁二烯/丙烯酸/丙烯脂三聚物黏合剂),HTPB(端羟基聚丁二烯黏合剂),HTPB+(HMX,RDX)(HMX:奥克托金;RDX:黑索金),XLDB(交联改性双基)等;壳体材料方面,主要有超高强度

钢、玻璃纤维/环氧、有机纤维/环氧壳体;喷管方面,有单个柔性全轴摆喷管;发动机地面比冲为 $2\ 400\sim 2\ 450\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,真空比冲为 $2\ 822\sim 2\ 891\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,质量比为 $0.86\sim 0.93$ 。典型发动机有美国的民兵Ⅲ、海神C3、三叉戟Ⅰ、潘星2、大力神3等固体发动机或助推器;苏联的SS-24,SS-25导弹固体发动机;法国的M4固体潜地导弹发动机;中国的远地点发动机。苏、法、中等国在这一阶段的同等水平的这些发动机,真正研制成功实际上已到20世纪80年代中期。

第三阶段:固体火箭发动机性能更高,技术成熟度、可靠性更高阶段(1980年至今)。

该阶段采用的主要技术包括:推进剂方面,主要有HTPB,PBAN,HTPB+HMX(RDX),NEPE类,或含CL-2(六硝基氮杂环异伍兹烷),AND(硝基酰胺铵), AlH_3 等高能物质的推进剂;广泛使用高性能有机纤维、碳纤维壳体、轻质柔性全轴摆动喷管、多维编织碳/碳喉衬和扩张段以及延伸锥等部件;在整体水平上发动机的Ⅰ级比冲为 $2\ 450\sim 2\ 508\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,高空比冲为 $2\ 910\sim 2\ 940\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。典型发动机有美国在20世纪80年代研制的MX、侏儒、三叉戟Ⅱ等导弹的固体发动机和航天飞机助推器;俄罗斯在20世纪90年代研制的SS-27,起点Ⅰ第四级固体发动机,以及2000年后研制的布拉瓦潜地导弹发动机;法国等研制的阿里安5固体助推器,2000年后研制的M51潜地导弹,织女星运载火箭等的固体发动机;日本的H2火箭助推器,M-V小运载火箭的固体发动机等。

20世纪90年代以来,美、法、俄各国对固体推进技术的研究发展没有20世纪60至80年代那样强劲,但仍通过新型号研制、专项计划研究,保持技术的不断完善和发展。新技术、新概念的不断出现,为新一代导弹武器以及运载火箭的研制奠定了基础。这一时期,中国、印度等新兴国家在固体推进技术领域投入了较大力量,使其在该领域发展迅速,缩小了与先进国家的差距。

1.4.1 近20年(20世纪90年代末至今)固体推进技术的发展概况

20世纪90年代末,美国对潜地导弹三叉戟Ⅱ-D5,地-地导弹民兵Ⅲ的固体发动机开始了陆续的更新和更换。在保证这些发动机的主要结构尺寸和性能条件下,采用了一些新技术、新材料和新工艺,提高了发动机的可靠性和服役期。在战术导弹领域,研制并改进了低空拦截导弹PAC-3、高空拦截导弹THAAD、陆基中段拦截导弹GB1,舰载中段拦截导弹SM-3的有关固体发动机。这些先进技术,能使发动机适应相关飞行弹道和环境的要求。另外,美国有关大学和公司经过长期预先研究和技术攻关,成功研制了推力可调的固体发动机,并正式用于网火战术导弹中。

在航天运载领域,美国进行了碳纤维缠绕壳体的大型固体助推器的研制,并在AlesⅠ火箭中得到了成功应用;在20世纪90年代后期,为米诺陶、金牛座、飞马座等固体运载火箭第三-Ⅳ级研制了技术先进的固体火箭发动机。

为保持固体推进技术的领先和持续发展,美国实施了一系列专项计划,主要有以下几部分。

(1)综合高性能推进计划(IHPRT)。该计划于1995—2010年分三个阶段实施,目标是提高战略、战术导弹和航天用固体火箭发动机的比冲、质量比、可靠性,并降低成本。目前该计划已完成,且将相关技术集成到发动机中,并进行了地面试车,为后续型号研制和应用奠定了技术基础。