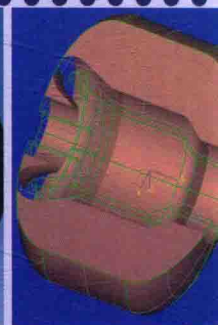




航天科技图书出版基金资助出版

固体火箭发动机设计

鲍福廷 侯晓 主编



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

固体火箭发动机设计

鲍福廷 侯 晓 主 编



中国宇航出版社

· 北 京 ·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

固体火箭发动机设计 / 鲍福廷, 侯晓主编. -- 北京:
中国宇航出版社, 2016. 1

ISBN 978 - 7 - 5159 - 0945 - 5

I. ①固… II. ①鲍… ②侯… 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 (2015) 第 131397 号

责任编辑 阎 列 装帧设计 文道思

出 版 社 **中国宇航出版社**

社 址 北京市阜成路 8 号 邮 编 100830
(010)60286808 (010)68768548

网 址 www.caphbook.com

发行部 (010)60286888 (010)68371900
(010)60286887 (010)60286804(传真)

零售店 读者服务部
(010)68371105

承 印 北京画中画印刷有限公司

版 次 2016 年 1 月第 1 版
2016 年 1 月第 1 次印刷

规 格 787 × 1092

开 本 1/16

印 张 28.75

字 数 700 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 0945 - 5

定 价 180.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快的发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助10~20项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

前 言

计算机技术的发展,以及现代图形技术、数值分析技术和商业化软件的大量应用,正在改变着传统的固体火箭设计手段。虽然推进技术原理在近几十年内没有较大的革命性的变化,但是先进的设计手段和新材料的研制有力地促进了固体火箭发动机技术进步。1994年出版的由王光林教授主编的《固体火箭发动机设计》一书,汇集了国内外固体火箭发动机研制经验,具有实用性强的特点,是一本重要的参考书。但是,经过20多年的发展,该书有些内容略显落后,而且最近的研究成果也需要补充。本书在1994年版的基础上,结合我们在固体火箭发动机设计技术方面的研究结果,编制了本书,并聘请了国内知名专家对书中相关技术内容进行了审阅,力争能够体现我国固体火箭发动机的设计技术水平。本书由以下几部分组成。

第1章:绪论,介绍了固体火箭发动机结构组成特点,介绍了国内外固体火箭发动机设计现状及进一步发展的关键技术。

第2章:总体设计,主要介绍总体设计任务,材料、结构和总体参数选择等,最后介绍了总体优化设计技术应用。

第3章:药柱设计,主要介绍药柱设计基本概念,设计任务、方法,同时补充了基于图形学的药柱设计技术。

第4章:燃烧室设计,主要介绍壳体设计的任务,金属壳体和复合材料壳体设计方法。

第5章:喷管和推力控制装置设计,主要介绍喷管气动设计、热防护设计、结构设计,最后对推力向量控制装置结构特点、设计要求和设计方法进行了简单介绍。

第6章:点火与点火装置设计,主要介绍点火药的选择、点火药量计算、点火装置的特点和设计方法。

第7章:可靠性工程设计技术,主要介绍可靠性工程应用基本概念和方法,同时对可靠性评估和试验技术进行了系统的阐述。

第8章:固体火箭发动机的热力计算,主要介绍热力计算方法,结合数据库介绍热力计算的计算机实现。

第9章:固体火箭发动机内弹道计算,主要介绍零维内弹道、一维内弹道、单燃速内弹道、双燃速内弹道和燃气发生器内弹道计算方法,简要介绍比冲性能预估。

第 10 章：药柱结构完整性分析，主要介绍结构完整性分析的任务、数学模型和分析方法，对如何利用现代数值仿真技术解决结构完整性分析进行系统介绍。

第 11 章：固体火箭发动机数值模拟方法，对工作过程进行仿真，主要介绍流动及传热的数学模型、计算方法，以及如何利用数值分析技术解决工作过程的流动及燃烧的计算问题。

本书主编为鲍福廷、侯晓，副主编为刘旸、惠卫华、秦飞、贾东明、王光林。感谢各位的大力支持。

作 者

2015 年 12 月

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 固体推进技术基本概念	1
1.2 固体火箭发动机的系统组成	2
1.2.1 壳体	2
1.2.2 推进剂药柱	4
1.2.3 绝热层	5
1.2.4 喷管	5
1.2.5 点火系统	7
1.3 固体火箭发动机设计的任务及一般步骤	7
1.3.1 预设计 (初步设计)	8
1.3.2 详细设计	9
1.4 固体火箭发动机的研制阶段	11
1.5 固体火箭发动机的基本要求	13
1.5.1 技术要求	13
1.5.2 生产经济要求	14
1.6 世界各国固体火箭发动机发展及关键技术	14
1.6.1 现代固体推进技术的发展	14
1.6.2 航天运载工具中的固体发动机	18
1.6.3 现代固体推进技术的内涵	22
1.6.4 固体推进技术的发展前景	25
第 2 章 总体设计	26
2.1 总体设计任务	26
2.2 发动机结构形式及其选择	27
2.2.1 发动机结构形式	27
2.2.2 选择发动机结构形式的原则	33
2.3 发动机主要设计参数选择	34
2.3.1 发动机直径和长径比的选择	34

2.3.2 发动机工作压强的选择	38
2.3.3 喷管扩张比的选择	39
2.4 壳体材料及其选择	46
2.4.1 常用的壳体材料	46
2.4.2 选择壳体材料的原则	49
2.5 固体推进剂的选择	50
2.6 药柱形式及其选择	54
2.6.1 药柱种类及其特点	54
2.6.2 药形的选择原则	61
2.7 发动机总体优化设计	62
2.7.1 优化准则和目标函数	63
2.7.2 能量特性	65
2.7.3 质量特性	69
2.7.4 设计变量	71
2.7.5 约束条件	71
2.7.6 优化方法	72
2.7.7 参数分析	76
思考题	79
第3章 药柱设计	80
3.1 概述	80
3.1.1 评估设计要求	83
3.1.2 装药的几个重要性能参数	83
3.1.3 几种典型装药总体参数的确定	86
3.1.4 选择推进剂	90
3.1.5 药柱构型选择和设计	90
3.1.6 药柱详细设计	91
3.1.7 药柱结构分析	91
3.2 二维药柱设计	92
3.3 三维药柱设计	98
3.3.1 三维药柱燃面计算的解析法	98
3.3.2 基于计算机图形学的装药设计	98
3.3.3 基于离散方法装药数值计算	98
3.4 几种小型发动机用的药柱	99
3.4.1 管形药柱设计	99

3.4.2 含金属丝端燃药柱	108
3.5 基于计算机图形学的装药设计	116
3.5.1 三维几何造型技术	117
3.5.2 药柱的变量化设计方法原理	119
3.5.3 几种常见药柱特征形体定义	124
3.6 基于离散方法装药数值计算	131
3.6.1 基于最短距离场的装药燃烧几何分析方法	131
3.6.2 Level Set 方法	137
3.7 药柱的制造与验收技术要求	141
思考题	144
第4章 燃烧室设计	145
4.1 概述	145
4.2 燃烧室壳体结构	146
4.2.1 金属壳体结构	147
4.2.2 纤维缠绕壳体结构	152
4.3 金属壳体应力分析和强度计算	153
4.3.1 壳体承受的载荷	153
4.3.2 壳体壁厚估算	154
4.3.3 接头尺寸估算	155
4.3.4 应力分析	155
4.3.5 强度校核	156
4.4 金属壳体的爆破压强	157
4.5 高强钢的低应力爆破	160
4.5.1 断裂韧性概念	160
4.5.2 金属壳体的脆性断裂	162
4.6 燃烧室壳体的受热与内绝热层设计	163
4.6.1 传热简析	163
4.6.2 内绝热层厚度的确定	164
4.7 复合材料壳体设计	169
4.7.1 复合壳体设计任务	169
4.7.2 复合材料壳体设计数学模型	171
4.7.3 接头设计	185
4.7.4 裙部设计	188
4.7.5 壳体稳定性分析	188

4.8 燃烧室壳体制造和验收技术条件	189
4.8.1 一般要求	189
4.8.2 金属壳体的焊接和热处理要求	190
4.8.3 纤维缠绕室壳体加工要求	190
4.8.4 验收要求	190
思考题	191
第5章 喷管和推力控制装置设计	192
5.1 概述	192
5.2 喷管的气动设计	194
5.2.1 收敛段和喉部	196
5.2.2 扩散段	197
5.3 喷管的热防护设计	202
5.3.1 喷管的热环境	202
5.3.2 热防护层厚度估算	204
5.3.3 热防护材料	204
5.4 喷管的结构设计	210
5.4.1 支撑结构	210
5.4.2 连接结构	211
5.4.3 密封结构	212
5.4.4 喷管堵盖结构	213
5.4.5 粘接剂和密封剂	213
5.4.6 热防护结构	213
5.5 喷管分析	217
5.5.1 气动热分析	217
5.5.2 结构件分析	217
5.6 典型结构设计介绍	217
5.6.1 调节喷管	218
5.6.2 可延伸喷管	220
5.7 推力向量控制装置的要求和类型	222
5.7.1 推力向量控制装置的基本要求	222
5.7.2 推力向量控制装置的分类	222
5.7.3 推力向量控制装置的类型选择	223
5.8 摆动喷管	225
5.8.1 单轴摆动喷管	225

5.8.2 柔性喷管	227
5.8.3 液浮喷管	231
5.8.4 珠承喷管	233
5.9 流体二次喷射装置	234
5.9.1 液体二次喷射	234
5.9.2 气体二次喷射	235
5.10 推力终止装置设计	236
5.10.1 反喷管推力终止装置设计要求	236
5.10.2 确定反喷管的喉径	237
5.10.3 反喷管的打开机构	240
5.11 喷管分离流动计算	241
5.11.1 喷管的工作状态	241
5.11.2 流动分离状态	243
5.11.3 分离点参数计算	245
思考题	249
第 6 章 点火与点火装置设计	250
6.1 固体火箭发动机的点火	250
6.2 点火装置分类与典型结构举例	254
6.3 电发火管及其选择	257
6.4 点火装置设计	260
6.4.1 点火药选择及其要求	260
6.4.2 点火药种类	260
6.4.3 点火药量的计算	262
6.4.4 举例	265
6.4.5 点火药盒	266
6.4.6 点火装置的保险机构	268
6.5 点火发动机	270
6.6 点火器计算机辅助设计	275
6.6.1 点火时间的计算	276
6.6.2 点火药的选择和点火药量的计算	276
6.6.3 点火器结构设计	279
6.6.4 点火药设计	281
6.6.5 点火药质量流率计算	283
思考题	285

第 7 章 可靠性工程设计技术	286
7.1 基本概念	286
7.1.1 可靠性的概念	286
7.1.2 可靠性工程设计	287
7.1.3 故障和故障模式	287
7.1.4 可靠性指标体系	288
7.1.5 可靠性定量指标	289
7.1.6 可靠性模型	292
7.1.7 可靠性分配和可靠性预计	293
7.1.8 可靠性工程设计的一般流程	294
7.2 发动机总体可靠性设计	295
7.2.1 发动机设计需求分析	295
7.2.2 研制任务书中的发动机可靠性指标体系	300
7.2.3 将第一级可靠性指标体系转换为第二级可靠性指标体系的方法	303
7.2.4 发动机研制的输入输出控制	311
7.2.5 发动机总体对各部组件的输入输出控制	314
7.2.6 控制发动机研制风险的措施	317
7.3 发动机部组件可靠性设计	319
7.3.1 部组件可靠性计算的一般流程	319
7.3.2 发动机部组件质量特性设计	320
7.3.3 发动机运输贮存阶段各部组件基本可靠性的可靠性预计方法	323
7.3.4 发动机在任务阶段的主要故障模式	327
7.3.5 可靠性预计方法	333
思考题	335
第 8 章 固体火箭发动机的热力计算	336
8.1 固体火箭发动机热力计算理论基础	336
8.1.1 固体推进剂的假定化学式	336
8.1.2 热力计算基本方程	337
8.1.3 燃烧室热力计算的一般步骤	342
8.2 燃烧室中平衡组分吉布斯自由能的计算方法	342
8.3 热力计算控制方程组	345
8.3.1 燃烧室热力计算方程组	345
8.3.2 喷管热力计算方程组	345
8.4 燃烧产物热力参数及火箭发动机理论性能参数计算	346

8.4.1 燃烧产物热力参数计算	346
8.4.2 火箭发动机理论性能参数计算	347
8.5 热力计算通用计算软件介绍	348
8.5.1 程序介绍	348
8.5.2 计算算例	349
第9章 固体火箭发动机内弹道计算	355
9.1 零维内弹道计算	355
9.1.1 点火计算模型	355
9.1.2 平衡段及拖尾段	356
9.1.3 计算方法	356
9.1.4 计算公式	357
9.1.5 分析讨论	359
9.2 双燃速内弹道计算	364
9.2.1 双燃速计算内弹道数学模型	365
9.2.2 内弹道计算方法	374
9.3 一维内弹道计算	377
9.3.1 内弹道计算模型	377
9.3.2 内弹道计算方法	379
9.3.3 算例	382
9.4 双燃速一维内弹道计算	384
9.5 燃气发生器内弹道计算	387
9.5.1 内弹道基本假设	387
9.5.2 基本方程	387
9.5.3 计算流程	389
9.5.4 算例	389
9.6 比冲效率计算	390
9.6.1 理论比冲计算	390
9.6.2 能量损失模型	391
第10章 药柱结构完整性分析	394
10.1 药柱结构完整性分析原始数据	394
10.2 固体推进剂药柱结构完整性初步分析方法	399
10.2.1 固体推进剂药柱基本载荷	399
10.2.2 药柱应力/应变的解析解	400
10.2.3 药柱破坏的判据	403

10.2.4	药柱内表面的破坏分析	404
10.3	结构完整性仿真计算方法	406
10.3.1	仿真软件介绍	406
10.3.2	结构完整性仿真计算过程的一般步骤	410
10.4	药柱结构完整性分析实例	411
10.4.1	完整性任务描述	411
10.4.2	发动机有限元模型	412
10.4.3	固化降温结构完整性分析	414
10.4.4	20℃点火时的结构完整性分析	417
10.4.5	-40℃点火时的结构完整性分析	418
10.4.6	结构完整性结果分析	425
第 11 章	固体火箭发动机数值模拟方法	426
11.1	控制方程	426
11.2	计算方法	427
11.2.1	不可压流计算方法	427
11.2.2	可压流计算方法	430
11.2.3	湍流模型	436
11.3	数值模拟软件和计算策略介绍	437
11.3.1	数值模拟软件介绍	437
11.3.2	数值计算的基本策略	438
11.4	固体发动机数值模拟应用	439
11.4.1	两相流数值模拟和燃烧不稳定大涡模拟	439
11.4.2	发动机高过载模拟	440
11.4.3	点火瞬态过程	441
11.4.4	推进剂燃烧详细计算	442
参考文献	444

第 1 章 绪 论

固体火箭发动机 (Solid Rocket Motor, SRM) 是一种采用固体推进剂的化学火箭动力装置, 它在导弹武器、运载火箭和宇宙飞行器中都有广泛应用。固体火箭技术起源于中国, 有着悠久的历史, 今天它不断吸收现代力学、化学和新型复合材料等学科的研究成果, 成为一项专业综合性的新型工程技术。固体推进技术的发展与武器装备水平密切相关, 特别受到各国军备部门和导弹-航天工业领域的普遍重视。

火箭推进 (rocket propulsion) 是一门严密的学科, 但又不是是一门基础学科, 没有专门对应于推进的自然科学定律。它所采用的基本原理是力学 (mechanics)、热力学 (thermodynamics), 且有时是其他学科, 如: 电学 (electricity) 和核物理学 (nuclear physics) 等。本书假定读者已具有这方面的基础知识。

固体火箭发动机设计是固体火箭发动机专业的一门专业课, 主要介绍如何运用基础理论去分析、解决专业产品设计中的实际问题。该专业课所涉及的知识面比较广, 因此, 作为本课程的先修课, 除必要的基础课及技术基础课外, 还包括固体火箭发动机原理及固体推进剂等专业课。

1.1 固体推进技术基本概念

推进是由施加在飞行器上的力来实现的, 也就是保持或加速已经获得的速度来克服阻力, 这种推进力是由推进剂燃烧产物高速喷出来获得的。由固体推进剂燃烧产生工质的推进剂系统称为固体火箭发动机; 由分装的液体氧化剂和燃料, 经过输送系统在燃烧室内混合燃烧产生工质的推进剂装置称为液体火箭发动机; 由太阳能加热工质的推进系统叫做太阳能推进系统; 由电能加热工质的推进系统叫做电推进系统。利用空气作氧化剂的推进剂系统是冲压发动机。氧化剂和燃料其中一种是液体的叫做混合型火箭发动机。

固体推进是将化学能转变成热能, 然后热能再转换成动能, 从而实现推进。这就需要一套实现其燃烧和能量转换的装置, 即固体火箭发动机。在固体火箭发动机中, 推进剂直接存放并且密封在燃烧室内, 有时贮存期长达 5~10 年, 或更长。推进方式的原理是将质量喷射产生反作用力的关系应用于火箭, 这个原理可以用公式表示成

$$F = \dot{m}V_e \quad (1-1)$$

式中 F ——反作用力, 称为推力;

\dot{m} ——气体的质量流量;

V_e ——排气速度。

固体火箭发动机大小和结构形式多样, 推力从几牛到几十吨。传统观点认为固体火箭

发动机没有运动部件，在大部分情况下确实如此，但现代发动机设计却包含了可动喷管（通常有作动筒）或其他改变推力作用线的装置，像“开关”型和变推力发动机也经常出现可动部件。与液体火箭发动机相比，固体火箭发动机通常具有结构简单、容易使用、需要较少的勤务，在使用前不能完全检测，一旦生产制造出来不能修改等特点。

1.2 固体火箭发动机的系统组成

固体火箭发动机系统基本上由固体推进剂药柱、燃烧室壳体（包括：金属和纤维增强复合材料壳体）、喷管、点火装置、安装附件等组成，根据需要某些发动机的组成还包括推力方向控制和安全发火机构，对于多级发动机还需要连接裙，如图 1-1 所示。

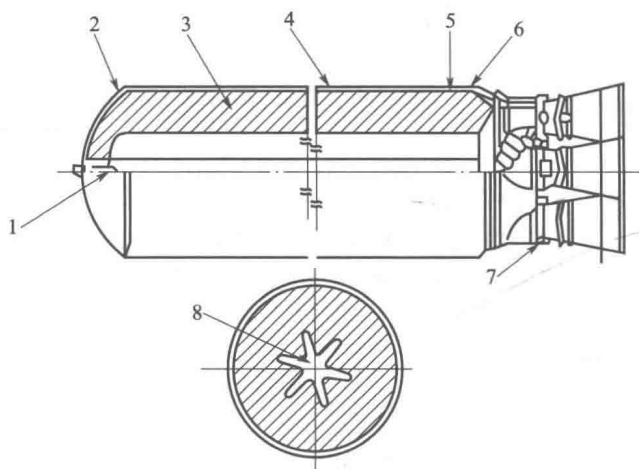


图 1-1 典型固体火箭发动机组成

1—点火器；2—人工脱粘层；3—推进剂药柱；4—金属壳体；
5—内绝热层；6—外绝热层；7—喷管；8—装药通道

1.2.1 壳体

壳体 (case) 可采用金属材料 (高强度钢) 或纤维缠绕复合材料 (玻璃纤维、凯芙拉纤维、碳纤维) 制成；它应能承受发动机工作时产生的内压 (3~25 MPa)，并应具有足够的安全系数 (一般为 1.4 左右)。弹道导弹、战术导弹、航天运载器和火箭弹壳体各有其特点。

燃烧室通常是圆柱型的，大部分两端直径相等，但对于某些战术武器有前端小后端大的圆台体。金属壳体发动机仍占据主要地位。

对弹道导弹和航天运载器，已开发了各种专用工业方法来制造其发动机壳体，其内部容积可高达约 10 m^3 。

(1) 金属壳体

金属壳体多采用各种类型的钢，如 D6AC, D406A, 30CrMnSiA 等。这些钢的主要特

性是机械强度很高，一般超过 1 000 MPa，且易于成型。

对于大型发动机，圆筒段所用的制造方法有两种：

- 1) 长钢板卷焊，需要纵向焊接；
- 2) 毛坯锻件旋压，可防止产生焊接缺陷，并可使壳体厚度逐渐变化。

壳体封头采用整体热压锻件机加而成。因此可在整块锻件上加工出搬运用的和级间连接用的槽。封头和圆筒段焊接成一体。制造过程包括各种热处理（淬火、回火）、精机加和表面处理（防腐蚀），并包括在高于最大预期工作压强（超载试验系数 1.15 左右）下进行加压试验。

壳体制造的各个阶段，要进行各种质量控制试验，包括材质试验、X 射线试验、超声试验。

对于小型发动机，根据不同的性能要求，可选用下列各种制造方法：

- 1) 螺旋卷焊法，该法尤其适用于大批量生产。
- 2) 沿母线纵向卷焊法，该法适用于中、小批量生产。
- 3) 旋压法，该法可免除筒段纵向焊缝的缺陷，并具有极其优良的精度和内表面状态，适用于大批量生产，但需要高额投资。

4) 金属带缠法，该法是在金属带上涂一层黏结剂，然后将其螺旋缠绕在芯模上，缠绕层数取决于壳体所需厚度。用该技术制造的金属壳体在正常的工作条件下具有很高的机械强度；而且其发明者认为，这一技术在钝感弹药领域有着特殊优点，因为遇到着火、弹丸击中等意外激励而导致壳体内推进剂点燃时，金属带缠壳体可防止因燃气密闭性破裂而发生爆炸。复合材料壳体也具有类似优点。

一般来说，上述各种制造方法，其壳体前、后封头均采用冲压成型，进行机加后与圆筒段焊接在一起。为了最大限度地减少焊缝，有时可将冲压件采用旋压工艺将前封头和圆筒段成型为组件。

生产批量较大时，为降低制造成本，应使用可焊接、可机加，且不十分昂贵的金属材料。战术导弹发动机常采用 30CrMnSiA 钢，这类钢通过机加可制成最小厚度约为 1 mm 的发动机壳体。

小口径的火箭弹还采用铝-铜合金（AMS2014）和铝-锌-镁合金（AMS7075）。

(2) 复合材料壳体

所谓的纤维缠绕壳体使用的是由纤维（玻璃纤维、凯芙拉纤维、碳纤维）和基体（聚酯型、环氧型、聚酰胺型热固性树脂）缠绕制成的复合材料。

根据工作期间的内压要求，这些壳体的设计分析分为初步设计和验证两个阶段进行。第一阶段基于壳体仅沿纤维方向具有的强度，这样可以迅速确定其几何形状、相应的厚度和确保纤维稳定性要求的缠绕规则（避免缠绕时纤维打滑）。第二阶段将材料视为一个均质的正交各向异性体，用有限元法进行计算，可以验证其整体的结构完整性。

一旦设计结束，且确定了工艺参数，就可开始制造工作。制造中采用专用缠绕机把浸渍有树脂的纤维缠绕到具有所需形状的芯模上。芯模由沙子黏结而成，也可由金属件组装而