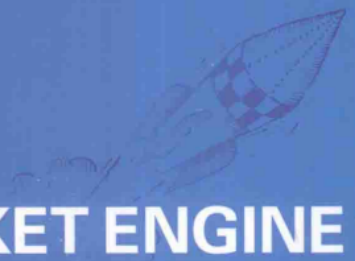


固体火箭发动机基础

王 栋 封 锋 陈 军◎编著



SOLID ROCKET ENGINE
FOUNDATION



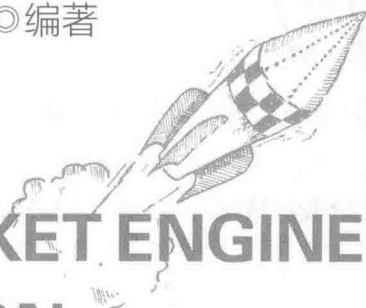
北京理工大学出版社

BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

固体火箭发动机基础

王 栋 封 锋 陈 军◎编著

SOLID ROCKET ENGINE
FOUNDATION



北京理工大学出版社

BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

内 容 简 介

本书全面地介绍了固体推进剂组分和制造工艺、燃烧过程,一维气体动力学知识,固体火箭发动机燃烧室中的燃气流动、喷管中的燃气流动,固体火箭发动机性能参数,固体火箭发动机热力计算与性能预估,固体火箭发动机内弹道研究等,可指导固体火箭发动机设计和飞行器总体设计。

本书可作为兵器类、航空航天类本科、研究生专业教材,也可作为相关学科研究和工程设计人员的参考书。

版权专有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机基础 / 王栋, 封锋, 陈军编著. —北京: 北京理工大学出版社, 2016. 12

ISBN 978 - 7 - 5682 - 3491 - 7

I. ①固… II. ①王…②封…③陈… III. ①固体推进剂火箭发动机 - 研究
IV. ①V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2016) 第 315998 号

出版发行 / 北京理工大学出版社有限责任公司

社 址 / 北京市海淀区中关村南大街 5 号

邮 编 / 100081

电 话 / (010) 68914775 (总编室)

(010) 82562903 (教材售后服务热线)

(010) 68948351 (其他图书服务热线)

网 址 / <http://www.bitpress.com.cn>

经 销 / 全国各地新华书店

印 刷 / 保定市中华美凯印刷有限公司

开 本 / 787 毫米 × 1092 毫米 1/16

印 张 / 21

字 数 / 490 千字

版 次 / 2016 年 12 月第 1 版 2016 年 12 月第 1 次印刷

定 价 / 56.00 元

责任编辑 / 封 雪

文案编辑 / 封 雪

责任校对 / 周瑞红

责任印制 / 王美丽

图书出现印装质量问题, 请拨打售后服务热线, 本社负责调换

固体火箭发动机因其自身携带燃料和氧化剂，可工作于水下、近地、高空和宇宙空间，又因具备结构简单、易于存储和维护等优点，可作为飞行器的动力装置，广泛应用于航空航天、兵器 and 民用领域。

本书是南京理工大学武器系统与工程专业“卓越工程师”系列教材之一。全书全面地介绍了固体推进剂组分和制造工艺、燃烧过程，一维气体动力学知识，固体火箭发动机燃烧室中的燃气流动、喷管中的燃气流动，固体火箭发动机性能参数，固体火箭发动机热力计算与性能预估，固体火箭发动机内弹道研究等内容，可指导固体火箭发动机设计和飞行器总体设计。

本书由王栋主编，并负责统稿工作。第1、5、6章由王栋编写，第3、4、7章由封锋编写，第2、8章由陈军编写。武晓松教授在生前对本书的编写非常重视，并审阅了本书大部分的章节，谨在此表示对他深切的缅怀。

因作者水平有限，书中难免有错误与不足之处，请读者不吝赐教。作者联系方式：wangdong@njust.edu.cn。

作者
2016年10月

目 录

CONTENTS

第1章 绪论	001
1.1 喷气推进装置的分类	001
1.1.1 吸气发动机	001
1.1.2 火箭发动机	003
1.1.3 组合发动机	006
1.2 固体火箭发动机的基本结构与工作过程	007
1.2.1 固体火箭发动机的基本结构	007
1.2.2 固体火箭发动机的特点	010
1.2.3 固体火箭发动机的工作过程	011
1.2.4 装药燃烧时间与发动机工作时间	012
1.3 固体火箭推进技术的发展与应用	012
1.3.1 我国现代固体火箭推进技术的发展	013
1.3.2 固体火箭推进技术的应用与发展现状	014
第2章 固体火箭推进剂概述	021
2.1 火箭对固体推进剂的要求	021
2.2 固体火箭推进剂的组成	022
2.2.1 双基推进剂	022
2.2.2 复合推进剂	023
2.2.3 复合改性双基推进剂	024
2.2.4 无烟、少烟推进剂	025
2.3 固体火箭推进剂的力学性能	026
2.3.1 装药承受的载荷	027

2.3.2 固体火箭对推进剂力学性能的要求	027
2.4 固体火箭推进剂的贮存性能	028
2.4.1 双基推进剂和改性双基推进剂的化学安定性	029
2.4.2 复合推进剂的化学老化	030
2.4.3 固体推进剂的物理安定性	031
2.4.4 固体推进剂贮存安定性的评定标准	032
2.5 固体火箭推进剂的危险性能	033
2.5.1 冲击感度	033
2.5.2 摩擦感度	034
2.5.3 热感度	034
2.5.4 爆轰感度	035
2.5.5 静电感度	036
第3章 固体火箭发动机中的稳态燃烧	037
3.1 固体推进剂稳态燃烧概述	037
3.1.1 对固体推进剂燃烧的要求	037
3.1.2 固体推进剂稳态燃烧现象	038
3.1.3 几何燃烧定律	039
3.1.4 燃烧速度的定义	040
3.1.5 推进剂燃速的实验测量	040
3.2 固体推进剂的稳态燃烧模型	041
3.2.1 双基推进剂的多阶段燃烧模型	041
3.2.2 复合推进剂的稳态燃烧模型	044
3.2.3 复合改性双基推进剂的稳态燃烧特点	047
3.3 压强对固体推进剂燃速的影响	049
3.3.1 压强影响燃速的机理	049
3.3.2 燃速定律	049
3.3.3 推进剂燃速的平台效应	050
3.4 固体火箭推进剂的侵蚀燃烧效应	052
3.4.1 侵蚀燃烧现象	052
3.4.2 侵蚀燃烧效应的危害	053
3.4.3 侵蚀燃烧效应的度量	054
3.4.4 侵蚀燃烧效应的影响因素	054
3.4.5 侵蚀燃烧效应的物理解释	056
3.4.6 侵蚀公式和侵蚀准则	057
3.5 装药初温对燃速的影响	067
3.5.1 初温影响燃速的现象	067

3.5.2 燃速温度敏感系数	068
3.6 影响装药燃速的其他因素	069
3.6.1 燃气压强变化率对燃速的影响	069
3.6.2 燃速的加速度效应	070
3.6.3 提高燃速的物理方法	073
第4章 固体火箭发动机中的非稳态燃烧	077
4.1 不稳定燃烧概述	077
4.1.1 不稳定燃烧的危害	077
4.1.2 不稳定燃烧的分类	078
4.2 声不稳定燃烧基本机理与抑制措施	080
4.2.1 古典声腔理论	081
4.2.2 固体火箭发动机燃烧室中的自激系统	082
4.2.3 固体火箭发动机中不同振型的特征频率	084
4.2.4 声不稳定燃烧的基本规律	085
4.2.5 抑制声不稳定燃烧的经验措施	085
4.3 低频不稳定燃烧	086
4.3.1 不完全燃烧	087
4.3.2 L^* 不稳定燃烧	090
4.4 固体火箭发动机不稳定燃烧的辨识	091
4.5 固体火箭发动机的点火	094
4.5.1 点火装置简介	095
4.5.2 固体火箭发动机的点火过程	096
4.5.3 固体火箭推进剂的点火理论	098
4.5.4 影响点火过程的主要因素	100
4.6 固体火箭发动机的熄火	102
4.6.1 降压熄火	102
4.6.2 阻燃剂熄火	103
第5章 固体火箭发动机中的燃气流动过程	105
5.1 燃烧室中燃气流动的控制方程组	105
5.1.1 基本假设	106
5.1.2 控制方程组的推导	106
5.1.3 控制方程组的简化	110
5.2 喷管中燃气流动的控制方程组	111
5.2.1 基本假设	111
5.2.2 喷管中的一维定常等熵流动控制方程组	112

5.3 燃气流动的气体动力学基础	113
5.3.1 声速与马赫数	113
5.3.2 理想气体一维定常流的连续方程	114
5.3.3 理想气体一维定常绝热流的能量方程	114
5.3.4 流动的滞止状态	114
5.3.5 最大等熵膨胀状态和临界状态	117
5.3.6 速度系数与气体动力学函数	119
5.4 等截面装药通道中的燃气流动	121
5.4.1 质量添加对燃气流动参数的影响	121
5.4.2 加质流动的极限状态——加质壅塞	124
5.4.3 燃气流动参数与速度系数的关系	124
5.4.4 速度系数与通道长度的关系	126
5.4.5 几个特征压强比的近似表达式	131
5.5 截面急剧变化通道中的燃气流动	133
5.5.1 流动通道突然扩大的气体流动	133
5.5.2 其他局部阻力区的总压损失	134
5.6 燃气在喷管中的流动特性	135
5.6.1 截面积变化对流动特性的影响	135
5.6.2 收敛管道的极限状态——壅塞	138
5.6.3 先收敛后扩张的管道——拉瓦尔喷管	138
5.6.4 拉瓦尔喷管中的燃气流动参数分布	139
5.6.5 喷管的质量流率	140
5.6.6 拉瓦尔喷管面积比与压强比的关系	141
5.6.7 拉瓦尔喷管的排气速度	142
5.7 环境压强对拉瓦尔喷管内气体流动的影响	144
5.7.1 不同反压时喷管的工作状态	145
5.7.2 喷管中的分离流动	149
5.8 火箭发动机的排气特性	150
5.8.1 火箭发动机排气羽流的外观和流动特性	150
5.8.2 火箭发动机的排气羽流效应	152
第6章 固体火箭发动机的性能参数	156
6.1 推力、推力系数和特征速度	156
6.1.1 推力的基本公式	156
6.1.2 真空推力和最佳推力	158
6.1.3 推力系数	159
6.1.4 特征速度和等效排气速度	166

6.1.5 推力的影响因素	167
6.2 总冲和比冲	169
6.2.1 总冲	169
6.2.2 比冲	169
6.2.3 比冲的影响因素	171
6.3 火箭的理想飞行速度	173
6.3.1 变质量系统的运动方程	173
6.3.2 火箭的理想飞行速度	174
6.3.3 火箭的最大理想飞行速度	175
6.3.4 火箭飞行性能与多级火箭	176
6.4 固体火箭发动机的效率与实际性能参数	180
6.4.1 固体火箭发动机的效率	180
6.4.2 固体火箭发动机性能参数的修正	182
6.4.3 固体火箭发动机的实际性能参数预估	191
6.4.4 预估固体火箭发动机实际比冲的统计法	193
6.4.5 固体火箭发动机实际性能的测量与计算	194
第7章 固体火箭发动机热力计算与性能预估	198
7.1 推进剂的假定化学式	198
7.1.1 组元的假定化学式	199
7.1.2 推进剂的假定化学式	200
7.2 平衡常数法热力计算	200
7.2.1 平衡常数法热力计算的数学方程	201
7.2.2 平衡常数法热力计算过程	204
7.3 最小自由能法热力计算	210
7.3.1 质量守恒方程	210
7.3.2 吉布斯自由能判据方程	210
7.3.3 热力计算方程组	211
7.3.4 平衡流动的热力参数	213
7.3.5 最小自由能热力计算的数值方法	215
7.4 固体火箭发动机理论性能预估	216
7.4.1 燃烧室热力参数计算	216
7.4.2 喷管膨胀流动过程的热力计算	217
7.4.3 固体火箭发动机性能参数计算	219
7.4.4 热力和性能计算过程详解	219
第8章 固体火箭发动机内弹道研究	232
8.1 零维内弹道微分方程	232

8.1.1	装药燃烧阶段内弹道方程	232
8.1.2	拖尾段内弹道方程	234
8.2	平衡压强	235
8.2.1	平衡压强的计算公式	235
8.2.2	平衡压强的影响因素	237
8.3	燃烧室压强的稳定性分析	239
8.3.1	燃烧室压强稳定的一般条件	239
8.3.2	装填参量不变时燃烧室压强的稳定条件	241
8.3.3	装填参量变化时燃烧室压强的稳定条件	243
8.4	固体推进剂装药的几何参数计算	244
8.4.1	圆孔装药几何参数	245
8.4.2	星孔装药几何参数	247
8.4.3	平衡压强随时间变化的计算	251
8.5	零维内弹道计算与分析	251
8.5.1	压强-时间曲线微分方程分析	252
8.5.2	四阶龙格-库塔法介绍	252
8.5.3	计算步骤	253
8.5.4	后效段计算	253
8.5.5	固体火箭发动机压强-时间曲线的特征	255
8.5.6	燃烧室头部压强计算	257
8.5.7	推力和其他参数计算	257
8.6	特殊装药发动机的内弹道	259
8.6.1	双室双推力发动机和两次点火发动机	259
8.6.2	单室双推力发动机	260
8.6.3	不同推进剂串联组合装药发动机的内弹道	262
8.7	一维内弹道	264
8.7.1	一维内弹道方程组	264
8.7.2	一阶常系数微分方程组的龙格-库塔解法	265
8.7.3	一维内弹道方程组的求解	266
8.8	内弹道性能的预示精度	268
8.8.1	内弹道参数的随机偏差预估	268
8.8.2	提高内弹道预示精度的途径	273
附录	热力学数据库及典型热力学计算软件介绍	280
A.1	热力学数据库	280
A.2	CHEMKIN 软件介绍	281
A.3	CEA 软件介绍	283
A.4	Cantera 软件介绍	285

附表	286
附表 1 气体动力学函数表	286
附表 2 $\pi(\gamma, \xi)$ 表	286
附表 3 $F_v(\gamma, \xi)$ 表	289
附表 4 最佳推力系数 $C_{F_{opt}}$ 表	291
附表 5 真空推力系数 $C_{F_{vac}}$ 表	292
附表 6 部分化学反应的平衡常数 k_p 表	293
附表 7 不同含氮量硝化棉的组成及其生成焓 H_f 表	304
附表 8 部分推进剂组元的标准生成焓 H_f^{298} 表	305
附表 9 部分燃烧产物的总焓 $H_{m,T}^0$ 表	308
附表 10 部分燃烧产物的摩尔比定压热容 $C_{p,m,T}^0$ 表	312
附表 11 部分燃烧产物在 0.098 MPa 下的熵 $S_{m,T}^0$ 值表	317
参考文献	322

第1章

绪论

火箭发动机 (rocket engine, rocket motor) 是火箭、导弹等航空航天飞行器的动力装置, 属于喷气推进 (jet propulsion) 范畴。喷气推进装置通过高速喷射工作物质 (工质) 所引起的反作用力作为推动飞行器运动的推力, 反作用力正比于工质的喷出速度和喷射工质的质量流率。

喷气推进装置产生的推力是一种直接反作用力, 不同于需要借助外界物体才能产生的间接反作用力 (例如, 在水中划船时, 推动船运动的力需要借助船外的水)。为了产生持续一定时间的反作用力, 喷气推进装置喷射的工质和转变为工质射流动能的能量 (能源) 必须具有一定的储量。

1.1 喷气推进装置的分类

根据工作原理的不同, 喷气推进装置可以分为空气吸气发动机 (air-breathing engine)、火箭发动机和组合发动机三种基本类型, 如图 1-1 所示。将吸气发动机和火箭发动机结合在一起可以构成各种组合发动机 (combination of rocket and air-breathing engines)。

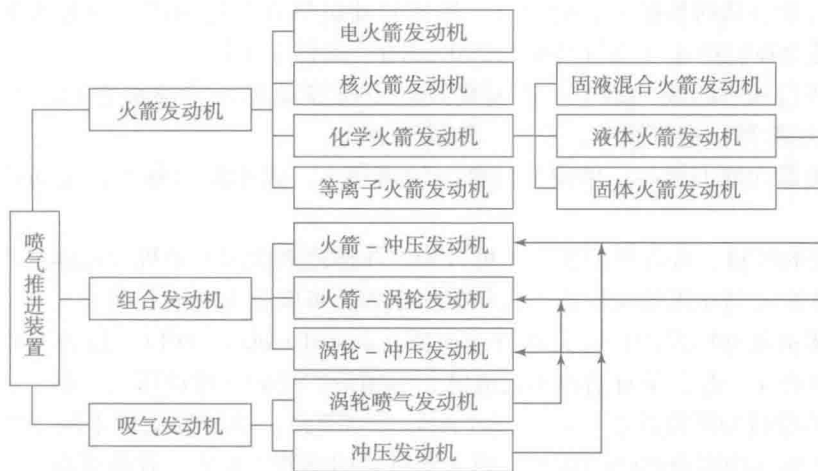


图 1-1 喷气推进装置分类

1.1.1 吸气发动机

吸气发动机自身只携带燃烧剂 (燃料), 燃烧所需的氧化剂则取自周围空气中的氧。燃

料与空气掺混燃烧产生的高温燃气在喷管中加速为高速气流，通过高速喷射获得反作用推力。吸气发动机需要利用空气中的氧气，同时空气也是其主要工质，因此吸气发动机只能在大气层中工作，其工作性能与飞行器的速度、高度等飞行条件密切相关。吸气发动机又称为通管推进装置（duct propulsion device），包括涡轮喷气发动机（turbojet）和冲压发动机（ramjet）等，如图 1-2（a）和图 1-2（b）所示。

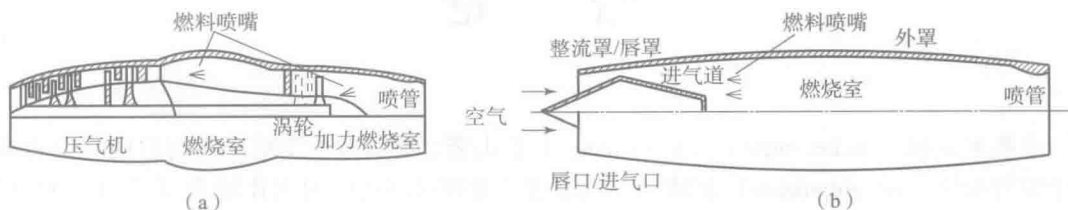


图 1-2 吸气发动机

（a）涡轮喷气发动机；（b）冲压发动机

冲压发动机以冲压方式吸入空气，利用空气中的氧与燃料进行燃烧反应。冲压发动机的优点主要是：

- （1）推力比涡喷发动机大，经济性比火箭发动机好。
- （2）构造简单、质量小、成本低。
- （3）无转动部件，不存在高温转动部件的冷却问题，进气道和发动机可设计成任何形状。
- （4）无涡轮叶片耐热性限制，即允许更高的燃烧温度，以产生更大推力。

冲压发动机的缺点也是明显的，主要包括：

- （1）冲压发动机不具备起飞能力，一般不能自行起动，需借助助推装置达到所需的飞行速度。
- （2）飞行速度低时性能差、效率低。冲压发动机只有在超声速飞行时才能达到较高的比冲值，较适合在超声速（飞行马赫数 2.0~3.0）条件下工作。
- （3）对飞行状态的改变敏感。当偏离设计点时发动机性能很快恶化，需对某些部件（如扩压器、尾喷管）进行调节，否则工作范围很窄。
- （4）单位迎面推力较小。单位迎面推力的值越小，表示阻力越大，发动机提供推力的能力越小。

根据使用的燃料，可以将冲压发动机分为固体推进剂冲压发动机和液体推进剂冲压发动机两类。固体推进剂冲压发动机按结构和工作原理又可以分为以下三类。

- （1）固体火箭冲压发动机（又称管道火箭，ducted rocket，DR）。这种发动机将火箭与冲压发动机组合在一起，是目前技术最成熟、应用最广泛的一种冲压发动机。
- （2）固体燃料冲压发动机（solid fuel ramjet，SFRJ）。这种发动机采用固体燃料与冲压空气在突扩燃烧室内混合燃烧的技术，使发动机结构更简单紧凑、效率更高。
- （3）整体式冲压发动机（又称集成式冲压发动机，integral ramjet）。这是一种将固体火箭发动机与固体火箭冲压发动机集成在一起的组合推进装置，其中，固体火箭发动机提供助推动力，当飞行器达到所需的超声速后冲压发动机才开始工作。

1.1.2 火箭发动机

自身既携带燃料又携带氧化剂的喷气发动机称为火箭发动机。火箭发动机携带的推进剂的燃烧不需要依靠空气中的氧,既能在大气层内工作,也能在大气层以外的宇宙空间中工作,其工作性能与飞行器的飞行条件关系不大。目前,火箭发动机仍然是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、应用最广泛的是采用化学能的化学火箭推进装置。

化学火箭推进装置的能源是化学推进剂的化学能,推进剂燃烧后变成高温高压气体,通过喷管膨胀,气体流速加速到 $1\,800 \sim 4\,300\text{ m/s}$,高速喷出后,产生推动飞行器运动的作用推力。因此,化学火箭发动机的推进剂是能源载体,其燃烧产物又作为推进工质,两者是同一物质产生的,而电能、核能和太阳能火箭发动机的能源和工质往往是不同的物质。例如,核能火箭发动机的能源是核反应堆(裂变、聚变或放射性同位素衰变),工质通常是液氢,经反应堆加热后,在喷管中膨胀加速,最后喷射出去产生推力。太阳能火箭发动机利用聚焦太阳能加热工质。电弧加热火箭利用电弧加热工质。电火箭发动机的电能也可以由化学能、太阳能或核能转变而来。

所有的化学火箭发动机都是热力发动机,热量传给工质通常是在定压或接近定压的条件下完成的。根据推进剂物理状态的不同,可以将化学火箭推进装置分为固体火箭发动机、液体火箭发动机、固液混合火箭发动机和凝胶推进剂火箭发动机。目前,固体火箭和液体火箭推进技术得到了广泛的应用。固体火箭发动机是最简单的化学火箭发动机,由于其固有的优点而应用更为广泛。

1. 固体火箭发动机 (solid propellant rocket engine)

固体火箭发动机使用固体推进剂,燃烧剂和氧化剂预先均匀混合,制成一定形状和尺寸的固体药柱(装药),直接安放在燃烧室中。固体火箭发动机的基本结构包括点火装置、装药、燃烧室和喷管等,如图1-3(a)所示。

2. 液体火箭发动机 (liquid propellant rocket engine)

液体火箭发动机使用的液体推进剂由液态燃烧剂和液态氧化剂组成。液体推进剂可以是单组元(reactant)推进剂(如肼),也可以是双组元推进剂(如液氢和液氧)并分别贮存在各自的贮箱中。液体火箭发动机工作时,液态燃烧剂和液态氧化剂通过输送系统输入燃烧室,经喷注系统喷注雾化和混合后,在燃烧室中点燃并燃烧。因此,液体火箭发动机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、燃烧室和喷管等,如图1-3(b)所示。

3. 固液混合火箭发动机 (hybrid propellant rocket engine)

固液混合火箭发动机采用固体燃烧剂和液体氧化剂,主要组成部件包括液体氧化剂及其贮箱、输送系统(含燃气发生器、调节系统)、喷注系统、固体燃料药柱、燃烧室和喷管等,如图1-3(c)所示。

固液混合火箭发动机是针对固体推进剂和液体推进剂的优缺点提出的,目前大多采用“固体燃料+液体氧化剂”的组合方式。固体燃料一般是“轻金属(如铍、锂、铝)的氢化物+聚合物”,如“氢化锂+聚丁二烯”。其中,端羟基聚丁二烯(HTPB)成本低、安全性

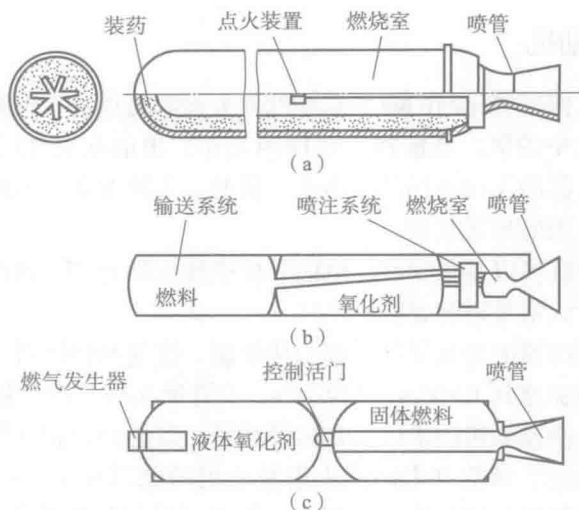


图 1-3 化学火箭推进装置

(a) 固体火箭发动机; (b) 液体火箭发动机; (c) 固液混合火箭发动机

和力学性能好, 应用最多。液氧是最清洁的氧化剂, IRFNA 、 H_2O_2 、 ClF_3 是能量较高的可贮存氧化剂, ClF_3 以及 ClF_5 密度高, 是目前的研究热点。

固液混合火箭发动机的优点主要有:

- (1) 制造、存贮、操作比液体推进剂更安全, 不易发生爆燃或爆炸;
- (2) 相对于固体火箭发动机, 固液混合火箭发动机具有重启能力;
- (3) 相对于液体火箭发动机, 固液混合火箭发动机的成本较低;
- (4) 推力调节范围可大大扩宽;
- (5) 比冲比固体火箭发动机高, 密度比液体推进剂高。

固液混合火箭发动机也有不足之处, 主要是:

- (1) 推力调节时, 比冲损失增大;
- (2) 固体推进剂余药量大;
- (3) 可靠性没有得到完全证实;
- (4) 密度比固体推进剂低, 比冲比液体火箭发动机低。

4. 凝胶/膏体推进剂火箭发动机

凝胶/膏体推进剂是在燃料中加入增稠剂或胶凝剂等物质, 形成的胶状或牙膏状的一类特殊推进剂, 兼具固体和液体推进剂的优点。它采用挤压方式控制质量流率, 可以调节发动机的推力。

膏体推进剂 (pasty propellant) 由固体推进剂发展而来, 外观呈牙膏状, 是未经完全固化的固体推进剂。加入其他黏合剂或增稠剂等成分, 可以对其能量和安定性进行调节, 比一般的固体推进剂具有更高的品质; 凝胶推进剂 (gel propellant) 则由液体推进剂发展而来, 实质为经过一定固化的液体推进剂。可添加金属颗粒以进一步提高能量和密度比冲, 并保证颗粒相不沉降。

与一般的固体推进剂和液体推进剂相比, 凝胶/膏体推进剂具有如下优点:

- (1) 安全性好: 无须浇铸、固化等工艺, 降低了生产成本和危险性。凝胶/膏体推进剂

蒸发缓慢,可以减缓运输或者贮存过程中的燃料泄漏。应用于火箭武器时,属于“钝感弹药”范畴。

(2) 能量高:加入一定量的金属颗粒,可以提高推进剂的能量和密度比冲。

(3) 推力可调:凝胶/膏体推进剂受剪切时能够像液体推进剂一样流动,方便能量分配与管理,容易实现推力调节。装填系数高,近似于端面燃烧的固体推进剂装药,有利于提高射程。

(4) 贮存性好:研究表明,凝胶/膏体推进剂可以保存 10 年以上。胶凝结构比早期的浆体推进剂更稳定,不易发生变质和颗粒沉降。

膏体推进剂一般为单组元推进剂,主要用于火箭发动机。膏体推进剂火箭发动机可分为一次启动和可重复启动两大类。一次启动的发动机只工作一次,主要特点是燃速高、高压下不会发生爆轰、力学性能好、抗过载能力强等,可用于快速拦截器的助推器。其示意图如图 1-4 所示。

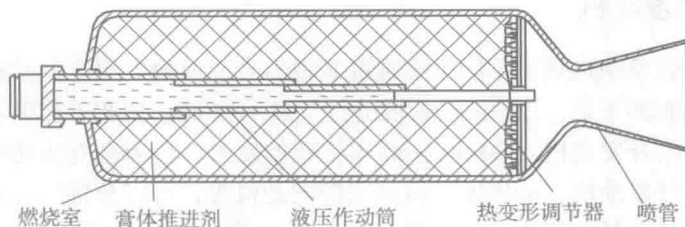


图 1-4 膏体推进剂火箭发动机示意图

凝胶推进剂一般为双组元推进剂,可用于火箭和冲压发动机。TRW (美国天合) 公司与 Telley 防务系统公司共同研制了凝胶导弹推进系统,如图 1-5 所示。采用活塞驱动,分开装填燃料和氧化剂,在燃烧室内混合燃烧。图 1-6 为另一种凝胶火箭发动机构型,以氧气作为氧化剂,采用气动喷嘴雾化燃料,喷雾进入燃烧室燃烧。凝胶冲压发动机的进展不及火箭发动机,尚停留于实验室阶段。以色列理工大学开展了实验室规模的煤油凝胶冲压发动机实验研究,涉及凝胶碳氢化合物燃料(有和无金属添加剂)的雾化、点火和燃烧过程,以及冲压发动机的总体性能等方面。凝胶火箭发动机结构目前尚不成熟。

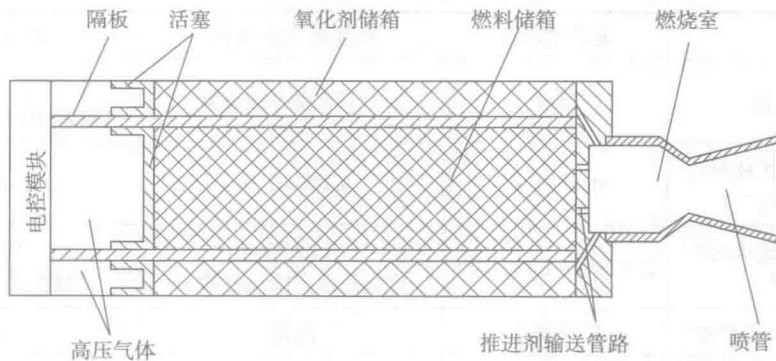


图 1-5 TRW 公司研制的凝胶推进系统

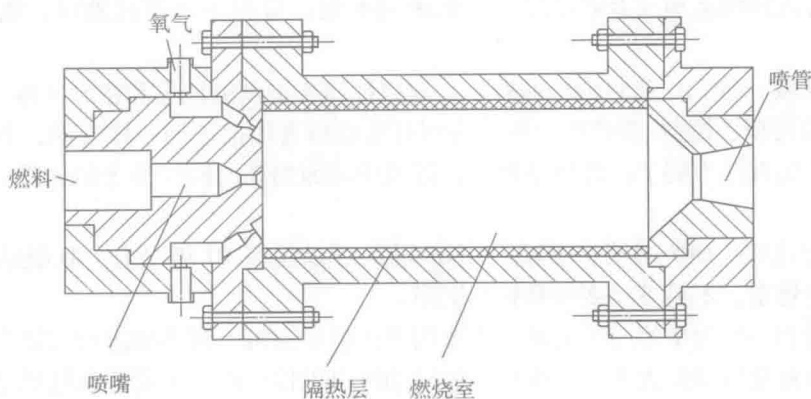


图 1-6 凝胶火箭发动机典型结构

1.1.3 组合发动机

顾名思义，组合发动机是由不同类型推进装置组合而成的。组合发动机综合了不同类型发动机的优点，克服其不足，以达到改善推进系统综合性能、拓宽工作范围的目的，满足飞行器的发展要求。组合发动机于 20 世纪 60 年代开始发展，目前已有成功应用。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，可以分别组合成涡轮-火箭发动机（火箭发动机作为涡轮喷气发动机的燃气发生器，单位迎风面积比推力大）、涡轮-冲压发动机（由涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机与冲压发动机组合而成，前者的加力燃烧室同时也是后者的燃烧室。涡轮-冲压发动机兼有涡轮喷气发动机在小马赫数时的高效率和冲压发动机在马赫数大于 2 时的优越性能）和火箭-冲压发动机（以火箭发动机为冲压发动机的高压燃气发生器，可以在较大的空气燃料比范围内工作，适合超声速飞行）等。

表 1-1 是火箭发动机与吸气发动机的性能比较。从表中可见，在飞行高度较低时，吸气发动机由于具有高比冲，可以使飞行器达到更大的航程，因而比火箭发动机有优势；而火箭发动机所具有的高推重比、高迎风面积比推力、推力与飞行高度无关等独特优点，可以使飞行器具有更大的加速能力（机动），并能够在稀薄空气区域和宇宙空间飞行。

表 1-1 火箭发动机与吸气发动机的性能比较

性能		火箭发动机	涡轮喷气发动机	冲压发动机
典型推重比		75:1	5:1（带加力燃烧室）	7:1 （高度 10 km，马赫数 3）
推进剂或燃料比耗量/ ($\text{kg} \cdot \text{h}^{-1} \cdot \text{N}^{-1}$)		0.8 ~ 1.4	0.05 ~ 0.15	0.2 ~ 0.4
单位迎风面积比推力/ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$)		239 500 ~ 1 197 500	119 750 （海平面，低马赫数）	129 330 （海平面，马赫数 2）
推力	随飞行高度增加	稍有增加	降低	降低
	随飞行速度增加	接近常数	增加	增加
	随空气温度增加	常数	降低	降低