

固体火箭 发动机原理

GUTI HUOJIAN
FADONGJI
YUANLI

主 编 唐金兰 刘佩进
副主编 胡松启 吕 翔



国防工业出版社

National Defense Industry Press



013024772

V435
38

固体火箭发动机原理

主 编 唐金兰 刘佩进
副主编 胡松启 吕 翔



国防工业出版社

·北京·



V435
38

577720810

内 容 简 介

本书着重阐明了固体火箭发动机的理论和计算基础,研究了固体火箭发动机的工作过程、特性和参数。全书共7章,内容涉及火箭发动机的基本概念和发展动向、固体火箭发动机的主要性能参数、固体推进剂、热力计算、流动、燃烧以及固体火箭发动机的内弹道计算等。

本书注重固体火箭发动机相关基本概念的阐述、工程设计计算方法的应用和发动机工作过程中各物理现象的理论分析等,可作为理工类高等院校飞行器动力工程、航空宇航推进理论与工程等专业本科生的主要教材之一,亦可供相关专业的科研和技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机原理 / 唐金兰, 刘佩进主编. —北京: 国防工业出版社, 2013. 2

ISBN 978 - 7 - 118 - 08644 - 7

I. ①固... II. ①唐... ②刘... III. ①固体推进剂火箭发动机 - 高等学校 - 教材 IV. ①V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 031428 号

※

国防工业出版社出版发行
(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)
北京奥鑫印刷厂印刷
新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 24¼ 字数 559 千字
2013 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 56.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

本书是根据航空院校教材编委会固体火箭发动机专业小组制定的固体火箭发动机原理课程教学大纲、参照李宜敏等编著的《固体火箭发动机原理》和西北工业大学航天学院推进技术系多年来积累的內部教学资料《固体火箭发动机原理》等,修订、整理、改编而成的。可作为高等院校本科教学的教材。

固体火箭发动机原理课程的先修课程有“工程热力学”、“气体动力学”、“传热学”等,凡是在上述课程中已有的内容,本书不再重复。此外,本课程着重阐明发动机工作过程的特点、物理现象与相关的理论分析、热力计算与发动机工作性能的分析计算等,而有关发动机性能参数的测试、各结构件的设计理论与计算方法等将在其它专业课如“固体火箭发动机测试技术”、“固体火箭发动机构造与设计”等课程中阐明。

作为教材,本书主要以介绍基本概念、比较成熟的理论和方法为主,注意教学上的循序渐进,并力求反映近年来的技术发展和有关学科的新水平。同时,根据国家统一规定,书中采用国际单位制(SI制)的计量单位。但鉴于我国火箭技术中多年来一直沿用工程单位,有的地方仍将两种单位并列,以供读者对照;有的由于目前还缺乏国际单位制的系统数据,仍采用工程单位制的数据。

本书是西北工业大学航天学院推进技术系根据多年来的教学实践经验组织编写的。第一章、第二章、第五章、第七章及附录由唐金兰编写;第三章由胡松启编写;第四章由吕翔编写;第六章由刘佩进编写;浦晓航同学负责部分插图的绘制。全书主要由唐金兰负责统稿、校对、定稿,张振鹏教授对书稿进行了仔细审阅,提出了很多宝贵的意见,在此表示诚挚的感谢!此外,推进技术系部分教师、学生对全书的编写和出版做了不少工作。

全书在编写过程中,参考了大量的相关文献、资料和书籍等,对所参考的相关文献、资料和书籍的作者,以及参与编写工作的西北工业大学航天学院推进技术系的教师和学生等,在此一并表示感谢。

限于编者的水平和经验,在本书内容取舍、编排和观点阐述等方面的缺点和错误在所难免,恳请同行、专家和读者批评、指正。

编 者
2012年11月

目 录

第一章 绪论	1
1.1 火箭发动机概述	1
1.2 固体火箭发动机发展简史	3
1.3 固体火箭发动机的基本组成和工作过程	4
1.4 固体火箭发动机的特点	6
一、固体火箭发动机的主要优点	6
二、固体火箭发动机的主要缺点	6
1.5 固体火箭发动机的应用范围	7
一、是各种军用火箭弹和导弹的动力装置	7
二、在宇宙航行中的应用不断增加	7
三、是飞行器上面级发动机的首选动力装置	8
四、是各种飞行器辅助发动机的首选动力装置	8
五、有广阔的民用前景	9
1.6 固体火箭发动机技术的发展动向	9
一、固体火箭发动机设计技术的发展	9
二、固体推进剂的发展	11
三、发动机可控能力的改善	12
四、发动机燃烧理论与诊断技术的发展	13
五、发动机计算机辅助设计与仿真技术的发展	14
习题	15
第二章 固体火箭发动机的主要性能参数	16
2.1 推力与喷气速度	16
一、推力	16
二、喷气速度	20
三、有关推力的讨论	21
2.2 喷管质量流率与特征速度	22
一、喷管质量流率	22
二、特征速度	24
2.3 推力系数	25
一、推力系数	25

二、喷管面积比 $\frac{A_e}{A_t}$ 与压强比 $\frac{p_e}{p_c}$	26
三、 C_F 与 $\frac{A_e}{A_t}$ 及 $\frac{p_a}{p_c}$ 的关系	29
2.4 最大推力	34
2.5 发动机的高度特性	38
2.6 总冲和比冲	41
一、总冲	41
二、比冲	42
2.7 发动机性能参数的实际值	45
2.8 发动机设计质量系数	47
2.9 发动机及推进剂的性能对火箭飞行器性能的影响	48
一、火箭飞行器的运动方程	48
二、火箭飞行器的性能参数和质量参数	50
三、发动机及推进剂的性能对火箭飞行器性能的影响	50
习题	52
第三章 固体推进剂	54
3.1 概述	54
3.2 双基推进剂	56
一、组成	56
二、制造工艺	59
3.3 复合推进剂	62
一、组成	62
二、制造工艺	66
3.4 改性双基推进剂	68
3.5 其它固体推进剂	68
一、燃气发生剂	68
二、富燃推进剂	69
三、膏体推进剂	69
四、NEPE 推进剂	69
五、四组元推进剂	70
3.6 固体推进剂的性能	70
一、能量特性	70
二、力学性能	71
三、燃烧特性	71
四、贮存安定性	72
五、安全性能	72
六、经济性能	73

七、工艺性能	73
八、低特征信号性能	73
3.7 固体推进剂发展特点	73
习题	75
第四章 固体火箭发动机燃烧室的热力计算	76
4.1 燃烧室热力计算的理论基础	76
一、发动机热力计算的任务	76
二、燃烧室热力计算的理论模型	76
三、推进剂总焓	77
四、固体推进剂的假定化学式	79
4.2 燃烧室热力计算的控制方程组	83
一、质量守恒方程	84
二、化学平衡方程	85
三、能量守恒方程	92
四、燃烧室热力计算的一般步骤	92
4.3 计算平衡组分的化学平衡常数法	94
4.4 计算平衡组分的最小吉布斯自由能法	101
一、目标函数——系统的吉布斯自由能方程	101
二、求解条件极值问题的拉格朗日乘法	102
三、方程组的线性化及其求解	103
4.5 计算平衡组分的布林克莱法	106
一、组分的组成方程	106
二、质量方程	112
三、化学平衡方程	113
四、布林克莱法求燃烧产物平衡组分	114
4.6 绝热燃烧温度及燃烧产物特性参数计算	120
一、绝热燃烧温度	120
二、燃烧产物的热力学性质	122
三、燃烧产物的熵	125
四、燃烧产物的输运性质	126
4.7 特征速度与燃烧室中的性能损失	132
一、理论特征速度	132
二、实际特征速度与燃烧室中的性能损失	133
4.8 热力学数据库使用介绍	134
4.9 典型热力计算软件介绍	137
一、CHEMKIN	137
二、CEA	139
三、Cantera	142

习题	143
第五章 固体火箭发动机喷管流动分析及计算	145
5.1 喷管流动过程分析	145
一、喷管流动过程中的化学平衡问题	145
二、喷管流动过程中的燃气内能平衡问题	146
三、喷管流动过程中的两相流问题	148
5.2 喷管流动过程热力计算模型及典型流动计算	152
一、热力计算的任务及计算已知条件	152
二、热力计算模型	152
三、典型的流动计算	153
5.3 发动机理论性能参数计算	161
一、发动机理论性能参数计算	161
二、发动机理论性能参数的影响因素分析	164
5.4 喷管中的实际流动过程与损失	168
5.5 喷管两相不平衡流动损失	170
一、一维两相流动分析	170
二、表征两相不平衡性的特征参数	173
三、影响两相不平衡损失的因素	175
四、凝相颗粒尺寸分布特性的变化	176
五、两相流对喷管型面设计的影响	177
5.6 喷管中的附面层损失	178
一、喷管内附面层的基本概念	178
二、附面层损失计算	179
5.7 喷管中的单相非化学平衡流动及化学不平衡损失	185
一、喷管内单相非化学平衡流动的控制方程组	185
二、喷管内非化学平衡流动的计算方案	186
三、化学不平衡损失	187
5.8 喷管中的非轴向损失	188
一、锥形喷管的非轴向损失	188
二、短特型喷管的非轴向损失	189
5.9 发动机中的其它损失	191
一、能量不平衡流动损失	191
二、喷管潜入损失	191
三、喷管收敛段的动量损失	191
四、燃烧不完全损失	192
五、燃烧室壁面散热损失	192
六、喷管喉部烧蚀损失	192
七、喷管型面畸变损失	193

5.10	不变喷管在非设计状态下的工作	193
	一、喷管在不同状态下的喷气流谱分析	193
	二、过膨胀工作状态下的喷管流动	195
	三、喷管有气流分离的过膨胀工作状态下的发动机推力	198
5.11	长尾管内的流动过程	198
	一、长尾管中燃气流动的基本规律	198
	二、长尾管的计算	200
	三、长尾管对发动机性能参数的影响	202
	习题	202
第六章	固体火箭发动机中的燃烧	204
6.1	概述	204
	一、对固体推进剂燃烧过程的要求	204
	二、固体推进剂燃烧过程的研究	205
	三、燃速	207
	四、装药燃烧表面的变化	208
6.2	双基推进剂的燃烧过程	210
	一、双基推进剂的多阶段模型	211
	二、燃烧室压强对双基推进剂燃烧的影响	215
6.3	过氯酸铵(AP)复合推进剂的燃烧过程	216
6.4	改性双基推进剂燃烧过程的特点	223
6.5	燃速与压强的关系	224
	一、现象与机理	224
	二、燃速的实验测定	226
	三、双基推进剂的燃速特性	229
	四、AP复合推进剂的燃速特性	230
6.6	燃速与推进剂初温的关系	233
	一、现象和机理	233
	二、燃速的温度敏感系数	234
6.7	侵蚀燃烧	236
	一、现象	236
	二、侵蚀燃烧的基本规律	237
	三、机理分析	240
	四、侵蚀燃烧的实验方法	242
6.8	其它工作条件对燃速的影响	244
	一、加速度作用	244
	二、燃烧产物的热辐射	246
	三、压强变化率	247
	四、推进剂的应变	247

6.9	燃速的调节与控制	247
	一、混合比	247
	二、颗粒尺寸	248
	三、燃速调节剂	249
	四、工艺过程的影响	249
	五、加金属丝提高燃速	249
6.10	固体火箭发动机中的不稳定燃烧	251
	一、概念及内涵	251
	二、燃烧不稳定机理	253
	三、不稳定燃烧的影响因素	254
	四、线性稳定性预测理论	257
	五、喘息燃烧和 L^* 不稳定	259
	习题	261
第七章	固体火箭发动机内弹道学	263
7.1	概述	263
	一、内弹道学的含义	263
	二、燃烧室压强的重要性	263
	三、固体火箭发动机燃烧室压强的变化	264
7.2	零维内弹道学及等燃面装药发动机工作压强计算	266
	一、零维内弹道学基本方程	266
	二、等燃面装药发动机工作压强计算	268
7.3	零维变燃面装药发动机工作压强计算	278
	一、基本方程的变换	278
	二、零维变燃面装药发动机工作段压强的计算	280
7.4	固体火箭发动机点火过程及压强上升段的计算	286
	一、点火器	286
	二、固体火箭发动机的点火起动过程	287
	三、点火起动段压强建立过程的工程计算	288
	四、压强建立过程中瞬变压强的变化特征	290
7.5	固体火箭发动机熄火过程及压强下降段的计算	291
	一、熄火过程概述	291
	二、压强下降段的计算	293
7.6	一维侧面燃烧装药发动机内弹道学	297
	一、侧面燃烧装药通道中燃气流动与燃烧的特点	297
	二、一维侧面燃烧装药发动机内弹道计算的基本方程	298
	三、一维非定常基本方程组简化为准定常方程组的条件	301
	四、绝能流动条件下的一维准定常控制方程组	303
7.7	一维等截面通道装药发动机内弹道学	304

一、基本假设	304
二、基本方程	304
三、燃气参数与速度系数 λ 的关系	305
四、速度系数(λ)与通道计算截面位置(x)的关系	306
五、考虑装药通道中燃气流动情况下燃烧室头部压强 p_1 的计算及讨论	311
7.8 一维侧面燃烧装药发动机内弹道的数值求解	319
一、控制方程组的整理	319
二、微分方程的边界条件	320
三、选定燃烧室头部压强 p_1	321
四、迭代计算	322
7.9 固体火箭发动机内弹道计算的某些特殊问题	325
一、单室双推力发动机过渡段的压强计算	325
二、喷管喉部烧蚀对内弹道特性的影响	330
三、压强计算中关于装药变形的考虑	333
四、旋转发动机平衡压强的计算	334
习题	336
附录	339
附录 1 化学平衡常数表	339
附录 2 某些物质的标准生成焓 H_f^{298}	343
附录 3 某些燃烧产物的总焓(cal/mol)	344
附录 4 某些燃烧产物的定压比热(cal/(mol·K))	349
附录 5 某些燃烧产物在一个物理大气压下的熵 S_i^0 (cal/(mol·K))	354
附录 6 绝热指数 k 的函数表	359
附录 7 $\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}$ 值	360
附录 8 常用气体分子的碰撞直径 σ 及 ε/k_0	362
附录 9 确定分子碰撞直径 σ 及 ε/k_0 的近似方法	364
附录 10 碰撞积分 Ω_μ 的值	365
附录 11 气动函数表	366
附录 12 主要符号	374
参考文献	377

第一章 绪 论

1.1 火箭发动机概述

火箭发动机和空气喷气发动机都是直接反作用产生推力的喷气推进动力装置。这类发动机以很高的速度向后喷射出工质,由此获得反作用推力,使飞行器向前飞行。它们既是产生动力的发动机,又是将动力转化为推进作用的推进器。这类动力装置的出现,大大改善了飞行器的性能,比由发动机带动螺旋桨产生的间接反作用推力大得多,很适应高速飞行的需要^[1]。

火箭发动机与空气喷气发动机最大的不同点是:空气喷气发动机自带燃料,燃料燃烧所需要的氧则取自空气。也就是说,空气喷气发动机的工作要依靠空气,因此只能用于大气层中的飞行推进,而且它的工作性能还要受到飞行器飞行速度、高度等飞行条件的影响。火箭发动机则自带燃料和氧化剂,它包括了产生推力所需要的全部物质。因此,火箭发动机的工作不依靠空气,可以在大气层以外工作,成为人类空间航行的主要动力装置。火箭发动机的工作性能与飞行器的飞行速度、高度等飞行条件无关,它可以产生巨大的推力,且其推力可以通过地面静止热试车测量得到。

已定型的和在研的火箭发动机是相当繁多的。从很多特征来看,它们是各不相同的,且分类的方法也很多。但是,如果不考虑火箭发动机的具体结构和使用的特点(因为这些特点并不反映在发动机工作过程的机理中),发动机中所利用的自然能的初级形态是划分火箭发动机的最重要的特征。如图 1-1 所示,在火箭发动机中可以利用的自然能有化学能(能够发生放热反应的物质是化学能的来源,这类反应中最普遍的一种是燃烧反应)、核能(使较重元素的核子产生裂变反应、或实现热核反应(轻元素的核子聚变),就能够得到核能)和太阳能(直接由太阳获得的辐射能)等^[9]。

在图 1-1 的分类中,取得反作用射流的初始物质的特点一般可分为以下两种情况:

- (1) 初始物质与自然能的能源是一体的;
- (2) 初始物质和自然能的能源是分开的。

对于第一种情况,初始物质通常称为火箭发动机推进剂。在燃烧室、分解室或复合室中,推进剂的化学能转化为自身产物的热能,然后在喷管中将热能转化为燃气射流的动能。把这些特点综合在一起就构成了一类火箭发动机——化学火箭发动机(在图 1-1 中用虚线画出)。在这类发动机中,热力过程是最重要的,所以,化学火箭发动机是属于热机的范畴。

利用核能和太阳能的许多火箭发动机构成另一类火箭发动机——非化学火箭发动机(亦称特种火箭发动机)。非化学火箭发动机在能量转换过程中,初级能不仅转换为热

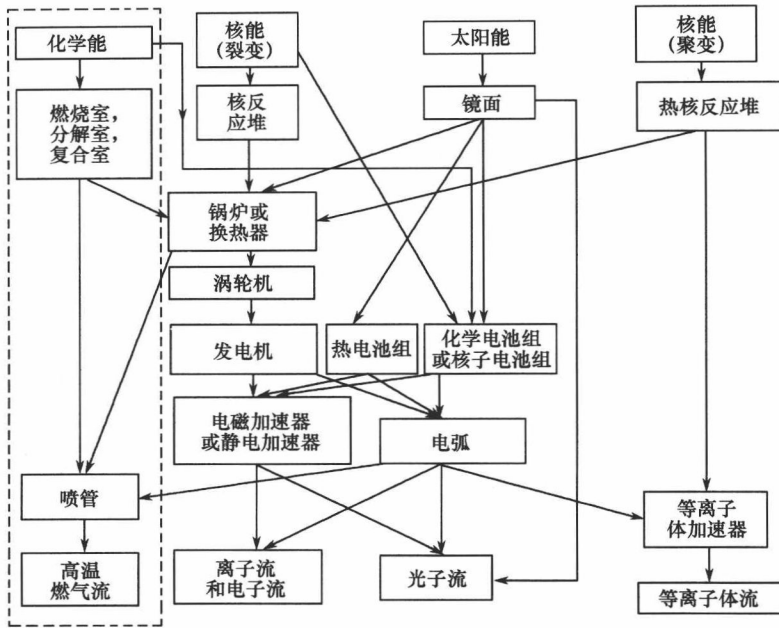


图 1-1 火箭发动机基本形式的分类

能,而且还转换为其它形式的能量,如机械能和电能。例如,在反应堆中核能可以转换为热能,而在涡轮机中转换为机械能,在发电机中转换为电能,在电加速器中转换为带电粒子的动能。

目前真正得到广泛应用的还是化学火箭发动机。视推进剂物理相态之不同,化学火箭发动机又分为液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机两大类。液体火箭发动机用的推进剂包括液态的燃料和氧化剂,分别存放在各自的贮箱中,工作时由专用的输送系统送入燃烧室;固体火箭发动机使用的推进剂是固态的,其燃料和氧化剂都预先均匀混合,做成一定形状和尺寸的装药,直接置于燃烧室中,不需要专门的输送系统。这两种火箭发动机各有不同的特点,在应用过程中都得到了很大的发展。此外,固液推进剂混合式发动机也是一种化学火箭发动机之可行的方案。化学火箭发动机主要类型的分类如图 1-2 所示。本书将详细介绍固体火箭发动机的相关内容。

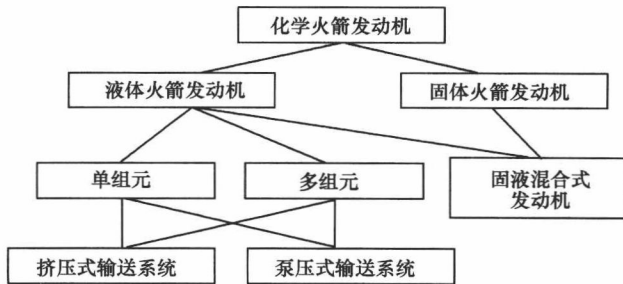


图 1-2 化学火箭发动机的分类

1.2 固体火箭发动机发展简史

固体火箭技术起源于中国。因为,火药是中国古代四大发明之一,有了火药,就为固体火箭的发明准备了必要的技术条件。最古老的火箭发动机就是火药火箭发动机,烟火的、信号的、照明的、救援的和应用于军事的火药火箭发动机在不同时代均有应用,例如,公元 13 世纪的中国,宋朝就用黑火药作固体燃料,制成了世界上最早的兵器(如“霹雳炮”);明朝有一种叫做“火龙出水”的武器,是历史上最早的二级火箭的雏形,等等。

火箭技术西传,是 13 世纪元兵西征,经过阿拉伯传入欧洲。后来又传入印度,19 世纪初,印度在抵抗英军的侵略战争中使用了火箭技术,使英国人也开始注意应用火箭技术于作战。19 世纪的欧洲,最著名的火箭应用是 1867 年英军进攻丹麦的哥本哈根,一共发射了约四万枚火箭,取得了战争的胜利。火箭西传后得到了极大的改进和广泛的应用。例如,在英国, Roger Bacon 改进了黑火药的性能,增大了火箭的射程;在法国, Jean Froissant 通过管子发射火箭,提高了火箭的飞行精度(管式发射可认为是现代火箭炮的前身);在意大利, Joanes de Fontana 设计了可在水面飞行的用于攻击船只的早期鱼雷,等等。

从中国古代的火药火箭开始,到 19 世纪欧洲的火箭应用于战争,是固体火箭技术发展的第一个时期。这一时期只有固体火箭,没有液体火箭,所用的固体推进剂是黑火药,能量不够高,技术也比较原始,但它们的工作原理和近代固体火箭的工作原理是一样的。

近代固体火箭的发展可以从 20 世纪 30 年代硝化甘油无烟推进剂的发明开始。有了这种无烟推进剂,固体火箭得到了新的能源,开始了一个新的发展阶段。当时苏联、德国等都采用无烟的双基推进剂,研制和生产了大量的各种近程野战火箭弹,如苏联著名的“卡秋莎”野战火箭是这个时代苏联火箭的典型代表。迄今,双基推进剂的固体火箭发动机仍然广泛地用于各种近程武器系统上。

由于双基推进剂在能量方面的限制,火箭技术的发展,从 20 世纪 40 年代第二次世界大战末期的 V-2 导弹开始(V-2 导弹采用液体推进剂液氧+酒精、发动机的推力是 25t),到 50 年代的中、远程导弹和人造卫星的运载火箭,一直到后来的各种航天飞船、登月飞行器和航天飞机,其主发动机都是液体火箭发动机。在这一时期,液体火箭发动机得到了飞速的发展。

但是,在液体火箭发动机飞速发展的时期,固体推进剂的研究也一直在进行着。20 世纪 40 年代末期复合推进剂的出现,使固体火箭发动机的发展又开始了一个新的阶段。到 1955 年,固体火箭发动机有了很大的改进,主要表现在两个方面:

- (1) 研制成功了能量较高、机械性能及燃烧特性较好的固体复合推进剂;
- (2) 研制了结构质量轻的发动机壳体及其它组件。

这些改进提高了固体火箭发动机的比冲,使固体火箭发动机向大尺寸、长时间工作方向发展,极大地提高了固体火箭发动机的性能,扩大了它的应用范围。到目前为止,固体火箭发动机已广泛应用于各种近、远程导弹和航天飞行的任务。例如,在世界各国约 160 种导弹中,有 137 种采用固体火箭发动机,应用范围达 85% 以上;美国 1990 年和 1994 年投入使用的“飞马座”和“金牛座”小型航天运载器分别采用了三级和四级固体火箭发动

机;欧洲航天局 1996 年投入使用的“阿里安”5 运载火箭采用了直径 3m 左右的固体火箭助推器;我国研制的“长征”1 运载火箭的第三级发动机采用了直径为 0.766m 左右的固体火箭发动机;在航天器用固体火箭发动机方面,美国研制了“Star”和“Orbus”系列固体火箭发动机,分别用于转轨发动机、上面级发动机、远地点发动机、近地点发动机和“惯性上面级”第二级发动机等,其最高质量比为 0.946、最大真空比冲为 3000m/s;我国也成功地研制了返回式卫星用的制动发动机、通信卫星的远地点发动机和运载火箭的转轨发动机等。到目前为止,固体火箭发动机的推力为 2N~1MN,直径为 2.5cm~6.6m,已成为应用最广泛的火箭推进系统。目前,战略导弹与航天运载器用固体火箭发动机正在朝着大型化、大推力、高效能、长时间工作的方向发展;而航天器用固体火箭发动机则是朝向小型化、能多次启动、脉冲式工作的趋势发展。

1.3 固体火箭发动机的基本组成和工作过程

固体火箭发动机是一种性能优越的火箭动力装置,其主要组成如图 1-3 所示,由燃烧室、主装药、点火器(点火装置)和喷管等部件组成。

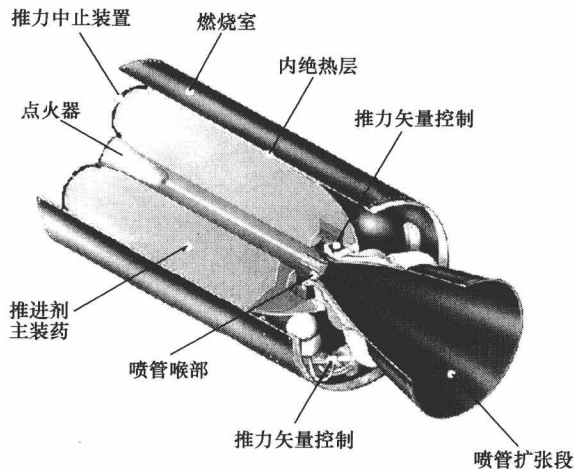


图 1-3 固体火箭发动机主要组成

燃烧室:一端封闭,一端与喷管相联。燃烧室平时相当于一个推进剂主装药的贮箱,起贮存固体推进剂主装药的作用,当发动机工作时,推进剂主装药在燃烧室内燃烧,形成高温、高压燃气。所以燃烧室不仅要有足够的容量,还要有承受高温、高压的能力。

大多数燃烧室都做成圆柱形,成为整个飞行器受力结构的一部分。少数的也有其它形状,如球形或椭球形燃烧室。燃烧室的材料大都采用高性能的金属材料,如各种合金钢、铝合金和钛合金;还有的采用玻璃纤维缠绕加树脂成型的玻璃钢结构,可以大幅度地减轻壳体的重量。为了防止壳体材料过热而破坏,在燃烧室与高温燃气接触的表面,要采取各种隔热措施,用各种隔热材料粘涂燃烧室内壁,形成防护层。

主装药:主装药是固体火箭发动机工作的能源和工质源。主装药由固体推进剂(包括燃料、氧化剂和其它组元)制成,具有一定的几何形状和尺寸,其燃烧表面的变化必须保持一定的规律(为了保证燃烧表面的变化规律,必要时需要对主装药表面的某些部分

用阻燃层进行包覆,防止其参与燃烧),以保证发动机实现预期的推力方案。

主装药在燃烧室内可以是贴壁浇铸的,也可以是自由装填的。贴壁浇铸的主装药与燃烧室粘连成一体,是不可分解的;自由装填的主装药是预先制好的,然后自由装填在燃烧室内,与燃烧室是可分解的。对于自由装填式主装药,还需要有可靠的固定装置,目的是使主装药定位,防止发动机工作或搬动时发生位移,以免和燃烧室壳体相碰撞。

点火器(点火装置):为了点燃主装药,使发动机起动进入工作状态,需要提供一个初始条件,即在燃烧室内创造一定的温度和压强的环境,点火器(或点火装置)就是起这样的作用,即:点火器用于点燃主装药,使发动机顺利起动。

点火器(或点火装置)主要包括有接收起动信息就开始工作的始发器(如电发火管),还有相当数量的点火药。起动时,先是始发器发火,然后点燃点火药,点火药燃烧产生最初的高温高压燃烧产物,包围主装药的燃烧表面,将主装药点燃。主装药燃烧,产生大量的高温高压燃气,这就是火箭发动机的工质,而主装药燃烧的同时又将其中的化学能转换为燃烧产物(即工质)携带的热能,然后进入喷管。

喷管:固体火箭发动机的喷管都采用超声速拉瓦尔喷管,它既是燃烧室内高温高压燃气的出口,又是一个能量转换装置。其功能是:

(1) 通过喷管喉部横截面积的大小,控制高温燃气的流出量,以保证燃烧室内有足够的压强,使推进剂主装药正常燃烧。

(2) 将高温燃气的热能转换为动能,产生反作用推力。燃烧室内的高温高压燃气,通过喷管膨胀加速,将燃气的热能转化为燃气流的动能,以超声速气流从喷管排出,产生反作用推力。

(3) 通过喷管实现推力大小和方向的调节与控制。为了在飞行中对飞行器的方向和姿态进行控制,现代的固体火箭发动机都有推力矢量控制装置,有的将整个喷管做成可以摆动或可旋转的、或者在喷管结构上安装其它的推力矢量控制装置,在发动机工作期间用以改变推力的方向。有的固体火箭发动机要求有推力终止装置。例如,弹道式导弹的末级火箭发动机,要求在达到预定的高度和速度的时候,准确地停车,以保证其弹道的准确性,这就要求固体火箭发动机能准确地实现推力终止。通常是在燃烧室头部打开反向喷管,产生反向推力来终止原来的推力。

由于喷管始终受到高温、高压和高速燃气流的传热和烧蚀,需要在相应的内表面上采用耐高温抗烧蚀的材料或相应的隔热防烧蚀的措施,而喷管喉部的热防护是喷管设计的最大难题,因为最大的热传递发生在喉部。

通过以上介绍,可对固体火箭发动机有一个初步的认识。固体火箭发动机的工作过程是:通过点火器(点火装置)将主装药点燃,主装药燃烧,其化学能转变为热能,形成高温高压燃气,然后通过喷管加速流动,膨胀做功,进而将燃气的热能转换为动能,当超声速气流通过喷管排出时,其反作用力推动火箭飞行器前进。固体火箭发动机能量转换的历程如图 1-4 所示。

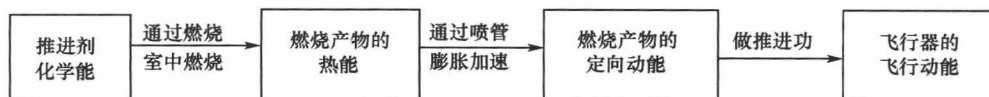


图 1-4 固体火箭发动机能量转换过程示意图

1.4 固体火箭发动机的特点

一、固体火箭发动机的主要优点

1. 结构简单

与其它直接反作用式喷气推进动力装置相比,这是一个最大、最基本的优点。固体火箭发动机零部件的数量最少,且部件的结构形状也并不复杂。同液体火箭发动机相比,结构简单,发动机的结构质量较轻,制造容易,成本较低,且除了喷管的推力矢量控制装置以外,它没有转动的部件。

2. 使用方便

由于固体火箭发动机是预先装填好的完整的动力装置,且结构简单,平时的维护、运输比较简便,可以装在车上、船上或飞机上,机动性很好,发射工作也很简单,只要接通点火电源就可以起动。因此,在战术上,固体火箭发动机得到了广泛的应用。

3. 能长期保持在战备状态

装填好的固体火箭发动机可以长期置于发射架上或发射井内,根据情况的需要可随时进行发射,这对于武器装备,特别是对防御性武器,是一个突出的优点。

4. 工作可靠性高

任何一个系统,其整体的可靠性等于各个部件的可靠性的乘积,零部件越少,其可能达到的可靠性就越高。正是由于固体火箭发动机的结构简单、零部件少,出现故障的机会就少,所以它具有较高的可靠性。有一个统计数据表明,在 15000 次各种型号的固体火箭发动机实验中,可靠性达到了 98.14%,这对于高性能的动力装置来说,是一个很高的数字。

5. 质量比高

由于固体火箭发动机结构简单,且固体推进剂的密度较大,故可使固体火箭发动机的体积缩小;又由于高强度材料的应用使发动机的壳体质量大为减小,因此固体火箭发动机可以实现比较高的质量比。质量比是指推进剂质量对发动机(包括推进剂)总质量之比。质量比越大,对于提高火箭飞行器的总体性能越有利。

另外,固体火箭发动机还可以在高速旋转的条件下工作,比较容易实现飞行器的旋转稳定。

二、固体火箭发动机的主要缺点

1. 比冲较低

与液体推进剂相比,固体推进剂的比冲较低,目前局限于 3000m/s 以下。从双基推进剂到现在的复合推进剂或改性双基推进剂,海平面比冲为 2000m/s ~ 2500m/s。而液氢 + 液氧推进剂比冲为 3880m/s;液氟 + 液氢推进剂比冲为 4100m/s(理论值)。所以努力寻找提高固体推进剂比冲的新途径,是发展固体火箭发动机的主要奋斗目标。

2. 工作时间较短

固体火箭发动机工作时间较短,主要有两方面的限制:一是受热部件通常没有冷却,