

563463

V435
11

固体火箭发动机设计

王元有 等编著



H-51/06

国防工业出版社



C0287527

V435
11

前 言

在火箭和导弹中,广泛地采用固体火箭发动机作为动力装置。为实现我国国防现代化的宏伟目标,目前在教学工作和产品研制中都需要一本全面、系统地讲述固体火箭发动机的设计原理和设计方法的书籍。本书是为国防高等院校固体火箭发动机专业讲授《固体火箭发动机设计》课程而编写的教材,也可供从事固体火箭发动机和火箭研制、生产和使用的工程技术人员参考。

本书内容包括:固体火箭发动机的总体设计、装药设计、燃烧室设计、喷管设计、点火装置设计和推力矢量控制装置设计等,对于固体火箭发动机的主要设计问题都做了较详细的讲述。书中对于固体火箭发动机设计中的新理论、新技术和新方法也做了简要的介绍。例如,在总体设计中,除讲述了发动机结构形式、推进剂、壳体材料和主要设计参量的选择外,还介绍了发动机的总体最优化设计问题;在装药设计中,除讲述了一、二维药柱的设计方法外,还介绍了新近出现的三维药柱的设计方法和含金属丝药柱的设计方法;书中简要地介绍了《粘弹力学》的基本理论,并利用粘弹力学理论讲述了药柱结构完整性分析问题;在燃烧室壳体设计中,除讲述了金属壳体的设计问题外,还介绍了玻璃纤维缠绕壳体和双层材料壳体的设计问题。书中还简要地介绍了《断裂力学》的基本理论,并利用断裂力学理论论述了超高强度钢壳体的低应力爆破问题。利用可靠性概率理论讲述了壳体强度安全系数如何选取问题;在喷管设计中,介绍了喷管的热防护技术;在点火装置设计中,对点火装置的点火性能、点火可靠性和安全性做了详细的分析,并介绍了几种安全防护措施等等。

本书是按照固体火箭发动机专业《固体火箭发动机设计》课程的教学大纲编写的。书中带*号的章节为专业方向不同而选讲或选读的内容。

在学习本教材之前,我们认为读者已学习了本专业的基础课程和《固体火箭发动机原理》课程。因此,在讲述设计原理时直接引用有关理论和计算公式,对它们只做一些说明而不再推导。

考虑到学生在先修课程学习中采用的是国际单位(SI),本书也采用国际单位。一些采用英制单位、工程单位的经验公式,在本书中都换算为国际单位。鉴于目前在科研单位和工厂中多数仍采用工程单位,为读书方便,书末附有国际单位与工程单位的换算表。

本书是在本专业原有教材和教学实践的基础上,参考了兄弟院校的有关教材,并收集了国内有关科研成果和国外的有关文献资料编写成的。本书由王元有主编,参加编写的有胡克炯、蔡湘芬、赵伯华、余世方、王新华、王春利同志。

本书由彭兆元主审,张平审阅,余利凤、黄坚定、陈汝训、王铮、曾妙胜、王世安等同志审阅了有关章节,提出了许多宝贵意见,苑泽生、万敏做了许多具体工作,在此谨向他们表示衷心的感谢。

鉴于编者水平有限和时间仓促,书中一定会有错误和不妥之处,敬请读者批评指正。

编者于北京 1983年12月

内 容 简 介

本书全面、系统地讲述固体火箭发动机的设计原理和设计方法。内容包括：固体火箭发动机的总体设计、装药设计、燃烧室设计、喷管设计、点火装置设计和推力矢量控制装置设计等，对于固体火箭发动机的主要设计问题都做了较详细的讲述。书中对于当前固体火箭发动机设计中的新理论、新技术和新方法也做了简要的介绍。

本书可用作国防高等院校有关专业讲授《固体火箭发动机设计》课程的教材，也可供从事固体火箭发动机和火箭的研制、生产和使用的工程技术人员参考。

固体火箭发动机设计

王元有 等编著

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 $\frac{1}{16}$ 印张25 $\frac{1}{4}$ 590千字

1984年11月第一版 1984年11月第一次印刷 印数：0,001—1,200册

统一书号：15034·2830 定价：3.85元

目 录

主要符号表	1	§ 2-2 管形装药的设计	90
绪论	4	一、装药的几何尺寸与设计参量之间的关系	90
§ 0-1 固体火箭发动机的设计任务	4	二、多药柱装药的设计	102
一、设计的原始数据	5	三、单药柱装药的设计	105
二、设计任务	6	§ 2-3 星形药柱的设计	109
三、设计的基本要求	6	一、药柱的几何参量与设计参量之间的关系	109
§ 0-2 固体火箭发动机的研制过程	10	二、药柱几何参量的计算	121
一、方案论证阶段	10	§ 2-4* 车轮形药柱的设计	125
二、技术设计阶段	11	一、药柱的几何参量与设计参量之间的关系	126
三、飞行试验阶段	12	二、药柱几何参量的计算	131
四、设计定型阶段	12	§ 2-5 端燃药柱的设计	133
第一章 固体火箭发动机的总体设计	15	一、端燃药柱几何尺寸的计算	133
§ 1-1 发动机结构形式及其选择	15	二、端面设计	133
一、发动机的结构形式	15	§ 2-6* 含金属丝端燃药柱的设计	140
二、发动机结构形式选择的原则	18	一、含金属丝药柱的燃烧机理	141
三、发动机结构形式选择举例	18	二、含金属丝端燃药柱的燃烧规律	145
§ 1-2 发动机壳体材料的选择	23	三、含金属丝端燃药柱的设计	147
一、常用的壳体材料及其特性	23	四、双推力药柱	149
二、壳体材料选择的原则	26	§ 2-7* 三维药柱的设计	150
§ 1-3 发动机推进剂的选择	28	一、基本概念	151
一、固体推进剂及其特性	28	二、基本图形及其数学表达式	151
二、推进剂选择的原则	32	三、几何图形的计算	156
§ 1-4 发动机主要设计参量的选择	38	四、内弹道的计算	158
一、发动机直径的选择	38	五、药柱的设计	160
二、发动机工作压力的选择	40	第三章* 固体火箭发动机的药柱结构完整性分析	162
三、喷管膨胀比的选择	41	§ 3-1 推进剂的力学性质	162
§ 1-5 发动机热力参量 and 设计参量的估算	44	一、描述推进剂力学性质的各种力学模型	162
一、发动机热力参量的估算	45	二、推进剂的应力-应变关系式	169
二、发动机设计参量的估算	53	三、推进剂的松弛模量 $E(t)$ 、蠕变柔量 $D(t)$ 和复模量 $E^*(\omega)$	173
§ 1-6* 发动机总体的最优化设计	58	四、推进剂力学特性的温度效应	177
一、设计变量	58	五、推进剂的极限特性	180
二、目标函数	59	§ 3-2 推进剂药柱的应力、应变和变形的初步分析	181
三、约束条件	66	一、药柱承受的载荷	182
四、最优化方法	67	二、温度载荷引起的应力和应变	183
第二章 固体火箭发动机的装药设计	79	三、重力和加速度载荷引起的应力、应变和变形	188
§ 2-1 药柱形状的选择	79	四、内压力载荷引起的应力和应变	191
一、常用药形及其特点	79	五、星形药柱的应力集中系数	196
二、药形选择的原则	87	§ 3-3 推进剂药柱的破坏分析	201

一、药柱破坏的判据	291	一、单喷管与多喷管	286
二、药柱内表面的破坏分析	292	二、简单喷管与复合喷管	289
三、药柱和壳体粘结面的破坏分析	296	三、普通喷管与潜入式喷管	290
四、药柱的变形分析	297	四、锥形喷管与特型喷管	291
五、改善药柱结构完整性的一些措施	297	§ 5-2 喷管型面的设计	291
第四章 固体火箭发动机的燃烧		一、收敛段	291
室设计	211	二、临界段	292
§ 4-1 燃烧室壳体结构的选择	211	三、扩张段	292
一、筒体的结构	211	§ 5-3 喷管的热防护及其壳体的设计	294
二、封头或室盖的结构	213	一、喷管的热交换和热防护	294
三、连接结构	214	二、喉衬材料	295
四、密封结构	217	三、耐烧蚀层材料	299
五、药柱支撑件的结构	218	四、绝热层材料	300
§ 4-2 燃烧室壳体壁厚和连接强度		五、热防护层的厚度	300
的估算	219	六、喷管壳体的设计	300
一、壳体承受的载荷	219	§ 5-4* 长尾喷管的设计	301
二、金属筒体壁厚的估算	220	一、尾管的特性	301
三、玻璃纤维缠绕筒体壁厚的估算	221	二、尾管对发动机性能的影响	303
四、双层材料筒体壁厚的估算	223	三、长尾喷管的设计	306
五、封头壁厚的估算	226	§ 5-5* 斜切喷管的设计	308
六、连接强度的估算	231	§ 5-6* 调节喷管的设计	312
§ 4-3 燃烧室壳体的应力分析和		一、调节喷管的结构	313
强度验算	234	二、调节原理	314
一、带端环的筒体	234	第六章* 推力矢量控制装置和	
二、带椭圆形封头的壳体	239	推力终止装置的设计	322
三、带圆形封头的壳体	247	§ 6-1 推力矢量控制装置类型的选择	322
四、带碟形封头的壳体	248	一、推力矢量控制装置的类型	322
§ 4-4 燃烧室壳体的塑性爆破	251	二、推力矢量控制装置选择的原则	328
一、单向拉伸的极限状态	251	§ 6-2 摆动喷管的设计	330
二、壳体的塑性爆破	254	一、摆动喷管的结构	330
§ 4-5 燃烧室壳体的安全系数与		二、摆动喷管的侧向控制力和操纵力矩	331
可靠性	256	三、铰链接头的的设计	333
一、壳体的可靠性概率	256	§ 6-3 柔性喷管的设计	334
二、安全系数与可靠性概率的关系	259	一、柔性喷管的结构	334
§ 4-6 燃烧室壳体的脆性断裂	261	二、柔性喷管的侧向控制力和操纵力矩	336
一、断裂力学的基本概念	262	三、柔性接头的设计	338
二、燃烧室壳体的脆性断裂(低应力爆破)	264	§ 6-4 液体二次注射系统的设计	341
三、燃烧室壳体的水压试验	271	一、液体二次注射系统的结构	341
§ 4-7 燃烧室壳体的受热计算及其		二、侧向控制力	342
热防护	271	三、注射液及主要参数的选择	344
一、燃气对室壁的热交换	271	§ 6-5 扰流片推力矢量控制	
二、自由装填式发动机燃烧室壳体的受热		装置的设计	347
计算及其热防护	273	一、扰流片控制装置的结构	347
三、铸装式发动机燃烧室壳体的热防护	282	二、侧向控制力	348
第五章 固体火箭发动机的		§ 6-6 摆幅推力矢量控制装置的设计	351
喷管设计	286	一、摆幅控制装置的结构	351
§ 5-1 喷管结构的选择	286	二、侧向控制力	351

§ 6-7 推力终止装置的设计	354	三、电发火管设计或选择的原则	377
一、反向喷管的结构	354	四、发火系统的安全措施	377
二、反向喷管的推力	356	§ 7-4 能量释放系统的设计	379
三、反向喷管的喷喉面积	359	一、点火药的选择	379
四、反向喷管打开后的过渡过程	360	二、点火药量的估算	380
第七章 固体火箭发动机的		三、点火药盒、点火药室和点火发动机	
点火装置设计	363	壳体的设计	384
§ 7-1 发动机的点火性能	363	附录	386
一、点火性能	363	附录一 发动机推力公式的几种形式	386
二、影响点火性能的诸因素	364	附录二 北极星、民兵、MX弹道式	
§ 7-2 点火装置类型的选择	368	导弹的性能数据表	388
一、烟火剂点火器	368	附录三 侦察兵运载火箭各级的性能	
二、点火发动机	370	数据表	390
§ 7-3 发火系统的设计	371	附录四 工程单位与国际单位 (SI)	
一、电发火管的结构	372	的换算关系	396
二、电发火管的特性参数	373	参考文献	397

绪 论

固体火箭发动机主要由固体推进剂装药、燃烧室、喷管和点火装置四大部分组成,有些固体火箭发动机还有推力矢量控制装置和其它零件等。

装药是装入燃烧室中的具有一定形状和尺寸的推进剂药柱的总称,它是发动机的能源。

燃烧室是装药燃烧的场所,也是装药的贮箱。它主要由起承载作用的燃烧室壳体和起热防护作用的内绝热层组成,而燃烧室壳体一般由筒体和前、后封头构成。

喷管的作用是使燃气流膨胀加速并控制燃气流量,保持一定的燃烧室压力。它主要由喷管壳体和热防护层组成。

点火装置提供一定的初始热量和点火压力,以便点燃装药并使之稳定燃烧。它由发火系统和能量释放系统组成。

固体火箭发动机与液体火箭发动机和其它化学能火箭发动机相比,它具有结构简单、体积小、工作可靠、操作简便、使用安全和能够长期贮存等优点,因而它被广泛地用作各类小型、近程的军用火箭和战术导弹的动力装置。但是,固体火箭发动机也存在着一些缺点,如推进剂的能量特性低、工作时间短、材料烧蚀严重、推力矢量不易控制等,因此,在过去相当长的时期内,限制了它在大型、远程和战略武器领域内的应用。

近几十年来,由于高能固体推进剂的出现,先进的装药设计和大型药柱浇注工艺的采用,优异的壳体材料和耐烧蚀材料的问世,以及高效而可靠的推力矢量控制装置的研制成功,已在很大程度上克服了固体火箭发动机的上述缺点,使它也可以无愧地作为一种战略武器的动力装置与液体火箭发动机相匹敌,而且越来越显露出它在竞争中的优势地位。

目前,除了上面提到的军事用途外,固体火箭发动机也已被广泛地用于宇宙开发和其它民用目的。例如,它可用作人造卫星运载火箭的动力装置、远地点发动机、重返大气层的制动装置以及航天飞机的助推器;也可用作探空火箭发动机、飞机助推器、燃气发生器和飞行员安全弹射装置等。

本书主要讲述作为武器动力装置的固体火箭发动机的各种设计问题。在此之前,首先应该明了固体火箭发动机的设计任务和熟悉发动机的研制过程,以便对发动机的整个设计工作有一个全面而概要的了解。

§ 0-1 固体火箭发动机的设计任务

火箭武器的研制工作是由许多设计和试验部门共同完成的。这些部门是:火箭(或导弹)的总体设计部门,发动机设计部门,制导系统(包括弹上的和地面的)设计部门,战斗部设计部门,地面设备设计部门,以及地面试验和靶场试验部门等。它们之间是密切相关的。如果一个部门的设计参量发生了变化,必然会对其它部门发生影响。因此,它们必须互相配合,不断磋商,共同给出设计所需的某些原始数据,在彼此合作的基础上完成各自的研制任务。

一、设计的原始数据

在固体火箭发动机设计的开始阶段, 总体设计部门给予发动机设计部门的原始数据一般有以下内容:

1. 发动机的用途 如发动机用在何种火箭或导弹上; 是主发动机, 还是助推器等。

2. 发动机的总冲量 总冲量 I 用发动机推力 F 对时间变量 t 在整个发动机工作时间 t_a 区间内的积分来表示, 即

$$I = \int_0^{t_a} F dt \quad (0-1)$$

3. 发动机的比冲量 比冲量 I_{sp} 表示单位重量推进剂所能产生的冲量, 即

$$I_{sp} = \frac{I}{m_p g} \quad (0-2)$$

式中 m_p ——推进剂的质量;

g ——重力加速度。

4. 发动机的使用温度范围 它们通常由武器使用部门提出。

5. 发动机的平均推力 一般给出常温下的平均推力 \bar{F} 。有时还提出最大推力 F_{max} 和最小推力 F_{min} 的限制。

6. 发动机的工作时间 一般给出常温下的工作时间 t_a 。有时还提出最长工作时间 $t_{a,max}$ 和最短工作时间 $t_{a,min}$ 的限制。

7. 发动机的推力方案 如发动机是等推力的, 还是变推力的。

8. 发动机的重量(或质量)限制 如对发动机的总质量 m 和结构质量 m_{π} 的限制。有时它们通过重量比冲量 I_0 ($I_0 = I/mg$) 或发动机的质量比 μ ($\mu = m_p/m$) 间接给出。

9. 发动机的尺寸限制 如对发动机的直径(即燃烧室直径) D 、长径比 L/D 的限制。有时它们通过体积比冲量 I_v ($I_v = I/V$) 间接给出。 L 和 V 分别为发动机的长度和体积。

10. 发动机性能的偏差量 它包括推力、工作时间和总冲量等的偏差量, 以及允许的推力偏角等。

11. 点火延迟期 通常点火延迟期 t_d 是以推力(或压力)达到其额定值的 75~80% 所需的时间给出的。

12. 对推力矢量控制装置的要求 如有无推力矢量控制装置, 这种装置的最大侧向力或推力的最大偏转角的大小和频率响应特性等。

13. 对推力终止装置的要求 如有无推力终止装置, 对推力终止的延迟期和终止孔打开的同步性要求等。

14. 发动机的贮存期限 一般该期限由武器使用部门提出。

15. 发动机的运输条件 包括运输方式、运输距离和行车速度等。对于机载武器, 还要给出飞行的环境条件, 如飞行高度和速度等。

此外, 还可能提出一些特殊要求, 如对排气烟雾的限制, 排气产物对无线电波衰减作用的限制, 以及安全保险要求等。

二、设计任务

固体火箭发动机的设计任务是：

1. 发动机的总体设计 包括选择发动机的结构形式、推进剂和壳体材料，选择并确定发动机的直径、工作压力和膨胀比等主要设计参量。
2. 发动机的装药设计 包括选择药形，确定药柱几何尺寸，计算发动机的热力参量和内弹道性能等。
3. 发动机的燃烧室设计 包括燃烧室的壳体设计和内绝热层设计等。
4. 发动机的喷管设计 包括喷管的型面设计、结构设计和热防护设计等。
5. 点火装置设计 包括选择点火装置的类型和结构，设计发火系统和能量释放系统等。

除上述主要设计任务外，有些导弹用发动机还要进行推力矢量控制装置和推力终止装置的设计等。

三、设计的基本要求

对发动机设计通常提出如下基本要求：

1. 发动机应具有规定的战术技术性能

发动机的总冲量、推力和工作时间等战术技术性能应满足设计任务书中所规定的要求，这是一个最基本的设计要求。

考虑到发动机在制造过程中会出现各种不可避免的偏差，因而使发动机的性能也会存在不同程度的偏差。为了保证获得规定的战术技术性能，应对原始数据进行必要的修正。

表 0-1 列出了某大型发动机（其推进剂燃速的相对偏差为 $\pm 2\%$ ，燃速的压力指数为 0.2）各参量的相对偏差值。

表0-1 发动机性能的相对偏差

参 量 x	$\sigma/\bar{x}(\pm\%)$	参 量 x	$\sigma/\bar{x}(\pm\%)$
比冲量	0.2	瞬时压力	2.7
总冲量	0.3	燃速	2.0
工作时间	2.0	推进剂重量	0.15
平均推力	2.1	结构重量	0.59
瞬时推力	2.3	消耗的结构重量	11.0
压力	2.0		

表中，标准偏差 σ 的定义为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\bar{x} - x_i)^2}{n}} \quad (0-3)$$

式中 \bar{x} ——某一参量 x 的名义值；

x_i —— x 的第 i 次测量的实际值;

n ——测量的总次数。

相对偏差是指标准偏差 σ 和参量名义值 \bar{x} 的百分比值 σ/\bar{x} ，它与制造过程的质量控制有关，也与推进剂的燃速偏差和燃速的压力指数有关。由表 0-1 可见，推力和工作时间的相对偏差比比冲量和总冲量的相对偏差大得多。如果不采取严格的质量控制措施，偏差会更大。

考虑制造偏差因素对原始数据进行修正的较好办法是参考现有的同类产品发动机的数据资料进行类比。在上述数据资料缺乏的情况下可以凭经验估计。例如，因为总冲量的相对偏差的 3 倍值 ($3\sigma/\bar{x}$) 一般不大于 1% (见表 0-1)，故在初步设计时可近似地取总冲量的设计值为 $I_d = (1.01 \sim 1.05) I$ 。又因一般估计最大推力的相对偏差的 3 倍值 ($3\sigma/\bar{x}$) 不超过 10%，故当最大推力有限定值时，最大推力的设计值 F_{maxd} 应比限定值 F_{max} 小 10% 左右，如图 0-1 所示。

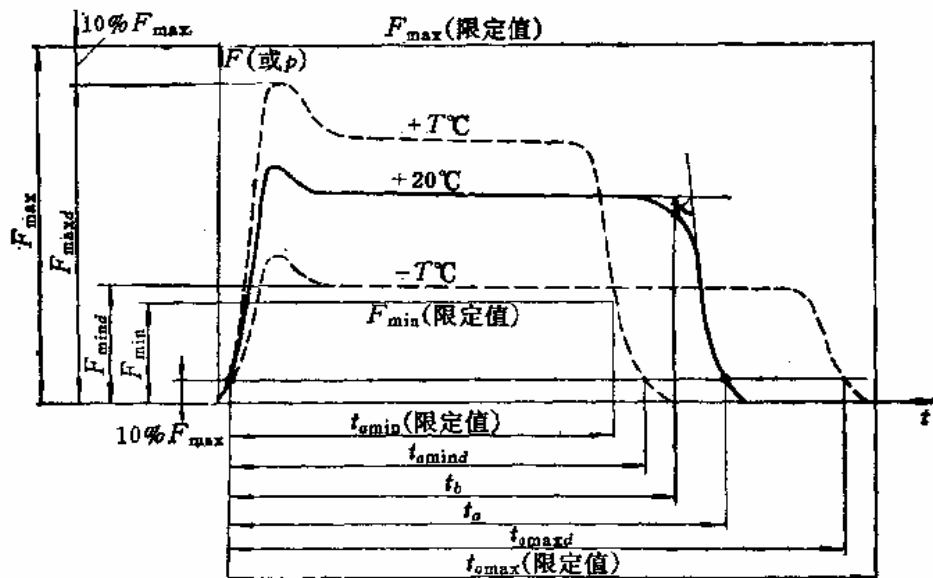


图0-1 发动机推力(或压力)的限定值与设计值

在规定的战术技术性能中，往往给出的是发动机的工作时间。工作时间 t_a 的定义是发动机工作的起始点到终止点所经历的时间，通常把压力曲线（或推力曲线）上的压力值（或推力值）等于 $10\% p_{max}$ （或 $10\% F_{max}$ ）的两点作为发动机工作的起始点和终止点（见图 0-1）。但在装药设计时还需要知道装药的燃烧时间。燃烧时间 t_b 的定义是发动机工作的起始点到燃烧终止点所经历的时间，通常把压力曲线（或推力曲线）尾段上曲线的两切线的对分线与曲线的交点作为燃烧的终止点（见图 0-1）。显然 t_b 总小于 t_a ，对于无剩药又无明显压力峰的发动机，两者仅差 $\leq 2\%$ 的相对值；对于无剩药而有明显压力峰的发动机，差值为 5% 左右；对于有剩药的发动机，随着剩药量的增大其差值会更大。因此，根据这些粗略数据，可以从已知的工作时间初步估算出对装药燃烧时间的要求。

2. 发动机应该重量轻和体积小

发动机是否重量轻和体积小是衡量固体火箭发动机设计质量优劣的重要指标。通常

该质量指标用发动机的下列性能参量来表征：比冲量、重量比冲量和体积比冲量（以后简称比冲、重量比冲和体积比冲）。

（1）比冲 比冲 I_{sp} 主要与推进剂的能量特性和喷管设计有关。由式（0-2）可知，比冲愈高，发出规定总冲所需推进剂的重量就愈小。为此，应选用能量特性高的推进剂，采用合理的喷管膨胀比，并尽量采取减少燃烧室和喷管内各种损失的措施以提高比冲。

（2）重量比冲 重量比冲 I_0 表示发动机每单位重量所能产生的冲量值。 I_0 愈高，发出规定总冲所需发动机的重量就愈轻。

$$I_0 = \frac{I}{mg} = I_{sp} \frac{m_p}{m} = I_{sp} \mu \quad (0-4)$$

式中 m ——发动机的质量；

m_p ——推进剂（或装药）的质量。

由上式可知，重量比冲 I_0 同时反映了比冲 I_{sp} 和质量比 μ 的大小。它不仅反映了推进剂的能量特性和喷管设计的质量，还反映了燃烧室设计的质量。因此，它与比冲相比，能更全面地反映出发动机的设计质量。为了进一步分析影响重量比冲的因素，应先求出质量比 μ 的计算式：

$$\mu = \frac{m_p}{m} = \frac{m_p}{m_p + m_m} = \frac{1}{1 + \frac{m_m}{m_p}} = \frac{1}{1 + \alpha} \quad (0-5)$$

式中 α ——发动机结构性能系数， $\alpha = m_m/m_p$ ，其中的 m_m 为发动机的结构质量，它可由下式近似求出：

$$m_m \approx K_m S_c \delta \rho_m \quad (0-6)$$

式中 S_c ——燃烧室壳体的表面积；

ρ_m ——燃烧室壳体材料的密度；

K_m ——考虑喷管、点火器及其它零件质量的修正系数；

δ ——燃烧室壳体的壁厚。

对于圆柱形壳体

$$\delta = \frac{\varphi p_{\max} D}{2 [\sigma]} \quad (0-7)$$

对于球形壳体

$$\delta = \frac{\varphi p_{\max} D}{4 [\sigma]} \quad (0-8)$$

式中 p_{\max} ——燃烧室最大压力；

φ ——压力波动系数；

D ——发动机直径；

$[\sigma]$ ——燃烧室壳体材料的许用应力。

将式（0-7）代入式（0-6）得

$$m_m \approx K_m S_c \frac{\varphi p_{\max} D}{2 [\sigma]} \rho_m \quad (0-9)$$

推进剂质量 m_p 可由下式计算：

$$m_p = V_p \rho_p \quad (0-10)$$

式中 V_p ——推进剂(或装药)的体积;

ρ_p ——推进剂的密度。

将式(0-9)和(0-10)代入式(0-5),可得质量比的计算式为

$$\begin{aligned} \mu &\approx \frac{1}{1 + \frac{K_m S_c \rho_m \Phi p_{\max} D}{2 V_p \rho_p [\sigma]}} = \frac{1}{1 + K_m \frac{S_c D}{2 V_c} \frac{\Phi p_{\max}}{\rho_p \frac{V_p}{V_c} \frac{[\sigma]}{\rho_m}}} \\ &= \frac{1}{1 + K_m F_c \frac{\Phi p_{\max}}{\rho_p \eta_v \frac{[\sigma]}{\rho_m}}} \end{aligned} \quad (0-11)$$

式中 V_c ——燃烧室容积;

η_v ——燃烧室的体积装填系数, $\eta_v = V_p / V_c$;

F_c ——燃烧室壳体的结构特征参数, $F_c = S_c D / 2 V_c$, 对于球形壳体, $F_c = S_c D / 4 V_c$ 。

将式(0-11)代入式(0-4),最后得重量比冲的计算式为

$$I_0 \approx \frac{I_{sp}}{1 + K_m F_c \frac{\Phi p_{\max}}{\rho_p \eta_v \frac{[\sigma]}{\rho_m}}} \quad (0-12)$$

由上式可知,为了获得尽可能高的重量比冲,必须:(1)选用比冲大和密度高的推进剂;(2)选用比强度 $[\sigma]/\rho_m$ 高的壳体材料;(3)合理地设计装药,使 η_v 尽可能大;(4)合理地选择发动机结构(如采用球形壳体),尽量减小 F_c ;(5)合理地设计喷管以提高比冲;(6)合理地选择燃烧室压力,压力降低可使发动机结构重量减轻,但同时也会使比冲降低,因而必有一最优压力值存在,使该压力下发动机的重量比冲最大。

(3) 体积比冲 体积比冲 I_v 表示每单位发动机体积所能产生的冲量大小。 I_v 愈高,发出规定总冲所需发动机的体积就愈小。它说明了发动机空间的利用程度,也是一个反映发动机设计质量优劣的综合性指标。对于某些体积要求十分严格的武器(例如从潜艇发射的导弹)来说,这是一个更为重要的指标。

$$I_v = \frac{I}{V} = \frac{I_{sp} m_p g}{K_v V_c} = I_{sp} \rho_p g \frac{V_p}{V_c} \frac{1}{K_v} = \frac{\eta_v}{K_v} I_{sp} \rho_p g \quad (0-13)$$

式中 V ——发动机的总体积;

K_v ——体积系数,它与发动机结构有关。对于采用深潜入式喷管的发动机, $K_v \approx 1$ 。

由式(0-13)可知,为了获得尽量高的体积比冲,必须:(1)选用乘积 $I_{sp} \rho_p$ 大的推进剂;(2)合理地设计装药,使 η_v 增大;(3)设计紧凑的发动机结构(如采用深潜入式喷管结构)以减小 K_v 。

3. 发动机应能正常而可靠地工作

例如, 发动机应能迅速而可靠地点火启动; 推进剂应能正常和稳定地燃烧; 发动机各零部件应有足够的强度等。

4. 发动机应有良好的贮存特性和运输特性

在规定的贮存期内和运输过程中, 推进剂药柱应不发生裂纹、脱粘和过大的下沉变形; 发动机应有良好的密封性, 以保证壳体不生锈、药柱不受潮变质和点火系统不失效等。

5. 发动机应有良好的安全性

所选用的推进剂和点火装置应有良好的安全性, 在任何情况下不允许发生自燃、自炸或自点火等严重危及人员和武器的失控事故。

6. 应能在规定的研制期内完成预定的研制任务

为此, 应解决好先进性与现实性的矛盾, 做到在现实的基础上力求先进。既不能片面强调现实性而降低发动机的质量指标, 又不能盲目追求先进性而影响研制进度。

7. 应尽量减少研制费用

为此, 推进剂和结构材料等应尽量采用我国现有的或经过努力在预定时间内可以制成的; 原材料应立足于国内且价廉; 所设计的发动机应有良好的工艺性; 还应考虑生产厂的加工设备和工艺水平等。

以上是对发动机设计提出的共同性的基本要求。对于具体的发动机, 还可能提出一些特殊的要求。

§ 0-2 固体火箭发动机的研制过程

固体火箭发动机的研制过程一般可分为四个阶段, 即方案论证阶段、技术设计阶段、飞行试验阶段和设计定型阶段。

一、方案论证阶段

方案论证阶段又称模样设计阶段, 它是设计的初始阶段。在这一阶段内要进行如下工作:

1. 熟悉和分析发动机的设计任务, 收集同类产品发动机的有关技术资料并进行必要的调查研究。

2. 根据规定的战术技术性能要求, 考虑到制造偏差和理论计算的不完善性, 估算出发动机战术技术性能的设计值, 如总冲的设计值 I_d 、最大推力的设计值 F_{max} 和最小推力的设计值 F_{min} 等。

3. 根据上述战术技术性能的设计值, 进行发动机的总体设计。例如, 选择可能采用的结构形式、推进剂和壳体材料, 选择发动机的直径、长径比、工作压力和膨胀比等主要设计参量。

4. 进行几种待选方案的发动机的装药设计, 包括选择药形, 计算药柱的几何尺寸以及对药柱的结构完整性进行初步分析等。

5. 进行待选发动机的燃烧室设计。对于小型发动机, 燃烧室设计往往在装药设计完成后进行。对于大型发动机, 则通常与装药设计同时进行, 以缩短研制周期。这样做是允许的, 因为燃烧室设计中所需的数据, 如最大压力、燃烧室的直径和长度等, 在总

体设计时业已基本确定，只需在装药设计完成后根据情况对燃烧室设计作适当修正即可。

6. 进行待选发动机的喷管设计，包括型面设计、结构和热防护设计等。

7. 进行待选发动机的点火装置设计。

8. 根据上节中讲述的基本要求，在待选的几种设计方案中预选出一、二种较好的设计方案。

9. 研究预选设计方案的技术关键问题，分析在规定的研制期内完成研制任务的可能性，并进行适当的摸底试验（如特殊结构和特殊技术的可行性试验，燃烧室的强度和密封性试验，喷管的结构和烧蚀性试验，点火压力、流量和持续时间试验等），然后对设计作适当修正。

10. 绘制模样发动机图纸。

11. 试制出几台模样发动机（或试验发动机）。

12. 进行模样发动机的地面点火试验，用以检验预选方案的可行性。然后对预选方案进行论证并最后选定设计方案。

应当指出，方案论证阶段设计计算所采用的技术数据（如推进剂、壳体和热防护材料等的性能数据）多取自现有的手册、简化了的试验或同类产品发动机的技术资料。由于这些数据比较粗略，因而使这一阶段的设计计算工作也带有较大的粗略性。另外，在设计方案的选择和可行性已经明确的情况下，允许省略上述步骤 11 和 12 而直接转入技术设计阶段。对于中小型发动机，甚至可把方案论证阶段和技术设计阶段合二为一。

二、技术设计阶段

技术设计阶段又称初样设计阶段，它是设计的主要阶段。对选定发动机的详细设计和试验工作是在这一阶段内完成的。具体来说，在本阶段内要进行如下工作：

1. 进行所选推进剂、壳体材料和热防护材料的各种性能试验，如利用弹道评定发动机对推进剂的能量特性、内弹道特性和燃烧稳定性等进行测试，对壳体材料进行各种性能试验和对热防护材料进行烧蚀性试验等。通过上述试验，为本阶段的设计计算工作提供出比较精确的技术数据，并为所选推进剂和材料提出明确的技术要求，或者提出新推进剂和新材料的研制计划。

2. 根据战术技术性能的设计值和上述试验所提供的技术数据，进行发动机总体、装药、燃烧室、喷管和点火装置等的详细设计计算工作。近年来，常采用计算机程序来完成这一阶段内的设计计算工作。例如，利用总体最优化设计程序进行主要设计参量的选择，利用热力计算程序进行发动机的热力计算，利用装药设计与内弹道计算程序进行装药设计和内弹道性能的计算，以及利用有限元程序进行壳体强度和受热计算等。

3. 对选定方案中的技术关键问题进行比上一阶段的摸底试验更为深入的试验研究，并根据试验结果，对有关的技术设计作出必要的修正。

4. 利用试验发动机对选定方案的内弹道性能进行试验研究。这种试验主要用来检验发动机的装药设计，但也可用来检验喷管和点火装置的设计质量。根据试验结果对上述各项设计作出必要修正。这一过程通常需要反复多次。

5. 绘制产品发动机图纸, 包括产品发动机的总图和零部件图, 并制定必要的技术条件。

6. 进行产品发动机的试制工作。首先进行单件试制。在试制中, 不一定需要采用最先进的工艺方法, 而往往是依靠熟练的技术来完成试制工作。

7. 进行产品发动机的地面点火试验。采用全尺寸发动机进行地面点火试验, 以综合检验发动机总体和各零部件的设计质量, 并测出发动机实际的战术技术性能数据。根据地面点火试验的结果, 对产品发动机作出修正设计。这一过程也需要反复多次, 直到发动机的战术技术性能在地面条件下满足规定的要求为止。

8. 进行产品发动机的环境试验, 如发动机的抗振试验、运输试验和贮存试验等。

应该指出, 由于大型固体火箭全尺寸发动机的点火试验耗资巨大, 因此在研制过程中应尽量减少点火试验的次数, 并在试验中尽量采用各种完善的测试手段, 以保证达到试验目的。显然, 如果上述各项设计计算工作做得愈完善, 发动机性能预估得愈准确, 全尺寸发动机点火试验的次数就愈可减少, 甚至可减少到三至四次。目前的设计水平已能做到首次点火试验的内弹道性能与规定指标的相对偏差在 $\pm 10\%$ 以内。

三、飞行试验阶段

飞行试验阶段又称试样设计阶段, 它是设计的实际检验阶段。由于发动机在实际飞行时的工作状态与地面热试车时还有不同之处, 如两者的环境压力不同, 前者还有惯性力的作用和气动加热作用, 有时还有旋转离心力的作用等, 因而单凭地面试验是不够的, 还必须在完成地面点火试验的基础上进行必要的飞行试验, 以检验发动机在实际飞行时的工作性能。

飞行试验包括发动机单系统的试验(无控试验)和导弹全系统的联合试验(有控试验)。

在发动机单系统的飞行试验中, 要对发动机的各种性能参量和无控火箭的弹道参数进行遥测, 以便通过试验对产品发动机的设计作出最后修正, 使发动机的战术技术性能在实际飞行条件下也能完全满足规定的要求。

在导弹全系统的联合试验中, 要检验发动机系统与其他系统的配合和协调工作情况, 并检验发动机系统的推力矢量控制装置和推力终止装置的实际工作性能。

四、设计定型阶段

设计定型阶段是设计的鉴定和结束阶段。在这一阶段内要进行如下工作:

1. 整理发动机的全部设计图纸, 编写设计说明书。
2. 编写有关发动机制造和验收的技术条件。
3. 提请国家鉴定。
4. 整理研制过程中的有关资料, 并将它们归档。

以上是研制固体火箭发动机通常所必须经历的全过程。图0-2概略地表示出了发动机研制的流程框图。

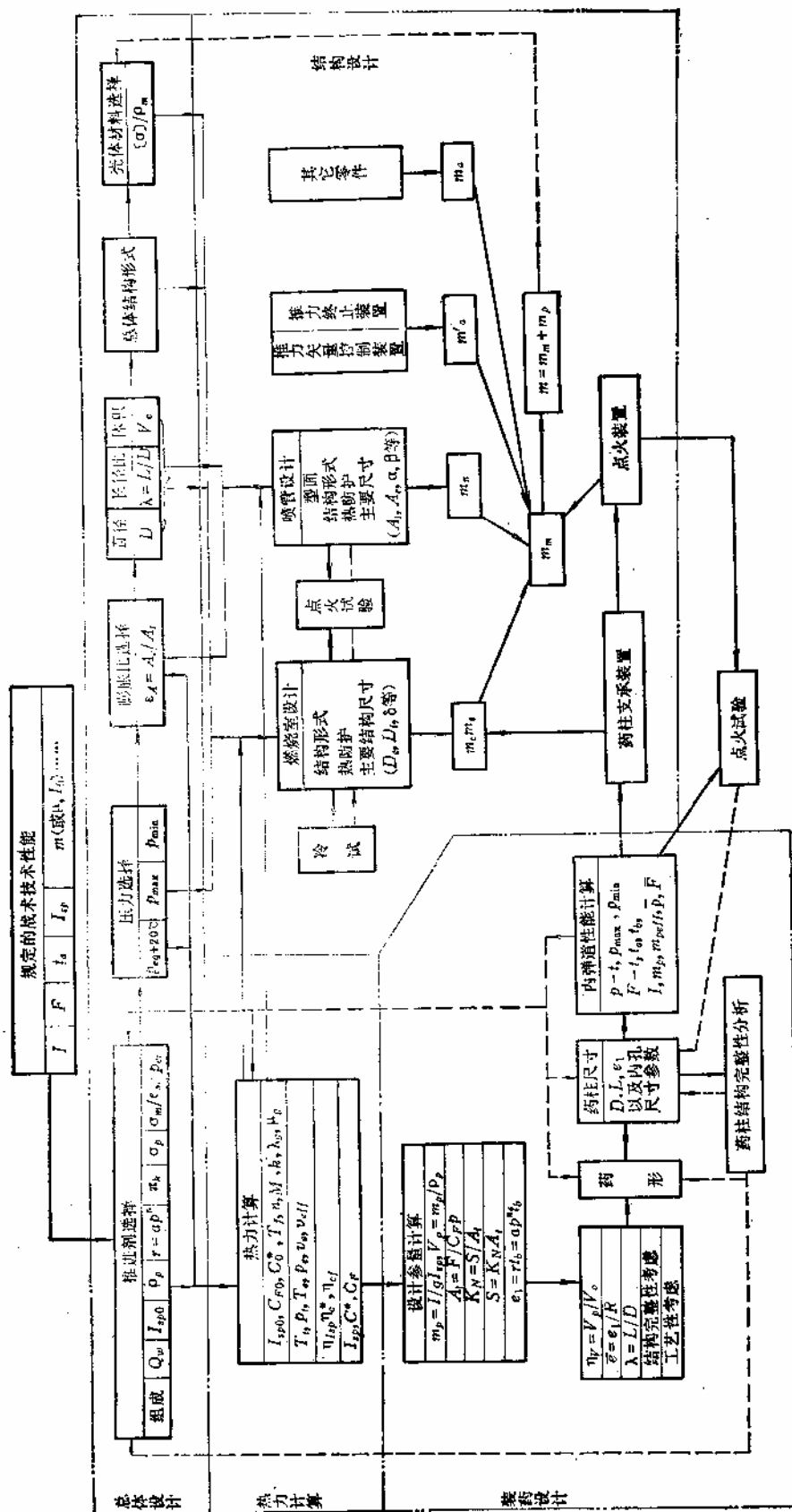


图0-2 发动机研制的流程框图

第一章 固体火箭发动机的总体设计

总体设计对发动机的性能和质量指标有着决定性的影响。只有在完成了总体设计之后才能进行发动机各组成部分的设计。总体设计的任务是选择和确定发动机的结构形式、壳体材料、推进剂和发动机的主要设计参量。

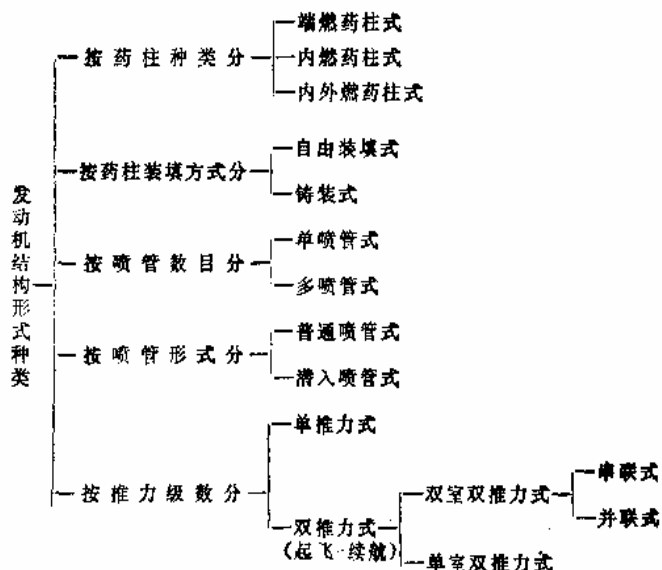
§ 1-1 发动机结构形式及其选择

发动机的结构形式直接影响到火箭或导弹的结构和性能。因此，在选择发动机结构形式时要与总体设计部门共同磋商。

一、发动机的结构形式

固体火箭发动机的结构形式很多，可以按照药柱种类、药柱装填方式、喷管数目、喷管形式和推力级数等来分类。表 1-1 列出了发动机结构形式的分类情况。

表1-1 发动机结构形式分类表



1. 按药柱种类分

发动机可分为端燃药柱式（如图 1-1 所示）、内燃药柱式（如图 1-2 所示）和内外燃药柱式（如图 1-3 所示）等。

由以上各图可以看出，端燃药柱发动机由于燃烧面积的限制，宜用于推力小和工作时间长的场合。具有这种结构的发动机在工作过程中重心变化大，通常应安放在弹体的重心附近，因而常需采用带长尾导管的喷管进行排气。内燃药柱发动机由于药柱可在内孔表面的全长上同时燃烧，而且药柱尺寸可以做得很大，故多用于推力较大和工作时间较长的场合。内外燃药柱发动机（其典型是单根或多根管形药柱发动机）由于其药柱可

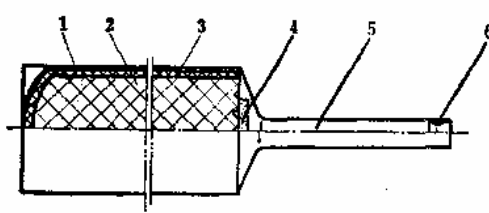


图1-1 端燃药柱发动机

1—燃烧室壳体；2—装药；3—包覆层和绝热层；4—点火器；5—长尾导管；6—喷管。

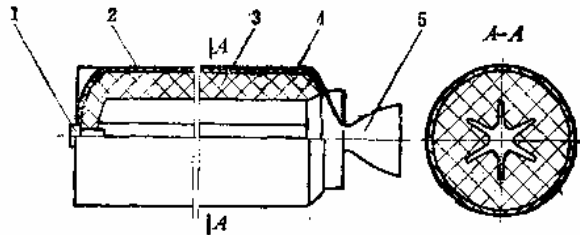


图1-2 内燃药柱发动机

1—点火器；2—燃烧室壳体；3—装药；4—绝热层和包覆层；5—喷管。

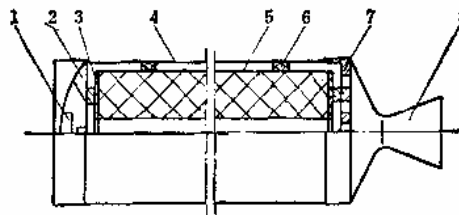


图1-3 内外燃药柱发动机

1—点火器；2—前支承；3—包覆层；4—燃烧室壳体；5—装药；6—径向支承；7—挡药板；8—喷管。

在内外表面同时燃烧，宜用于推力大和工作时间短的场合。但药柱需有支承装置，壳体应采取热防护措施。表 1-2 列出了上述三种发动机结构形式的特点和适用范围。

表1-2 按药柱种类分类的发动机结构形式的特点和适用范围

发动机结构形式	药柱燃烧部位	燃烧恒面性	发动机工作特点	发动机适用范围
端燃药柱式	后 端 面	恒 面	推力小，工作时间长	反坦克导弹续航发动机、各种燃气发生器和飞机助推器等
内燃药柱式	内 表 面	恒面或增、减面	推力较大，工作时间较长	各类导弹的主发动机
内外燃药柱式	内表面和外表面	恒面或增、减面	推力大，工作时间短	各类野战火箭和导弹助推器

2. 按药柱装填方式分

发动机可分为自由装填式和铸装式两种。自由装填式的药柱通常采用压伸成形（双基药），有时也用模具浇注成形（复合药或改性双基药），然后将它们自由地装入燃烧室内。采用这种结构的发动机工作时药柱承压强度高，生产经济性好，贮存时安全性好，但药柱通常需要有轴向支承。上述内外燃药柱发动机多属于此类，端燃和内燃药柱发动机有时也采用这种结构形式。

铸装式的药柱是将推进剂直接浇注到燃烧室内再经过固化形成的。此时药柱与燃烧室壳体粘结在一起，因而此类结构形式又称壳体粘结式。这种结构的药柱尺寸可不受工艺条件的限制，燃烧室壳体不与高温燃气直接接触，药柱和壳体互为支承，因而它多用于推力大、工作时间长的大型内燃装药发动机。但此类药柱易出现裂纹以及与壳体脱粘

等毛病。

3. 按喷管数目分

发动机可分为单喷管式和多喷管式两种。一般发动机多为单喷管式，但当发动机的长度受到限制时，或者发动机需要高速或低速旋转时，以及需要利用喷管来控制导弹滚转时，常采用多喷管的结构形式。

4. 按喷管形式分

发动机可分为普通喷管式和潜入喷管式两种。一般发动机多为普通喷管式，但当发动机的长度受到限制时，可考虑采用潜入喷管的结构形式。

5. 按推力级数分

发动机可分为单推力式和双推力式两种。后者常用在一些小型的战术导弹上。其中第一级大推力用于起飞，第二级小推力用于续航。双推力发动机按照燃烧室的结构形式又可分为双室双推力和单室双推力两种。

双室双推力发动机又可再分为串联式和并联式两种（见图 1-4 和图 1-5）。通常串联式结构的续航级在前，起飞级在后。为了解决续航级的排气问题，可采用倾斜喷管结构

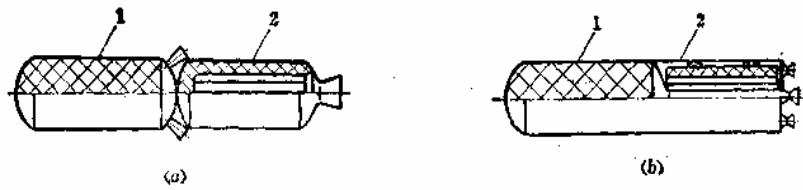


图1-4 串联式发动机

1—续航发动机；2—起飞发动机。

（如图 1-4(a) 所示），也可采用长尾喷管结构（如图 1-4(b) 所示）。前者有较大的轴向推力损失，后者则需解决尾导管的热防护问题。串联式结构通常在续航级推力较大时采用。并联式结构中的起飞和续航两级发动机可以分别制造后再装配在一起（如图 1-5(a) 所示），也可制造成一个共有某些室壁的整体（如图 1-5(b) 和 (c) 所示）。前者结构简单，制造容易，但不如后者结构紧凑。并联式结构通常在续航级推力较小时采用，以免使全弹直径过大而影响导弹的气动特性。

单室双推力发动机只有一个燃烧室、一个喷管和一套点火系统。这种结构的发动机

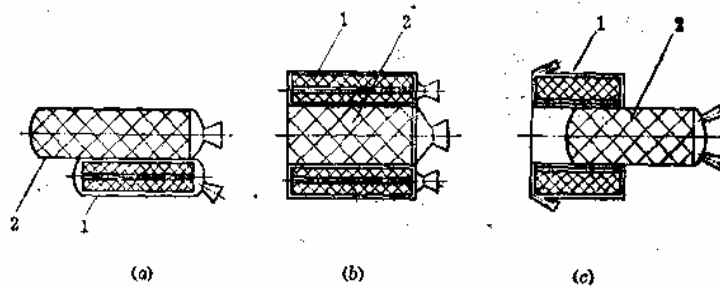


图1-5 并联式发动机

1—起飞发动机；2—续航发动机。

可以采用一种推进剂但具有两种不同形状的药柱来实现双推力（如图 1-6(a) 所示），也可采用两种不同燃速的推进剂药柱来实现双推力（如图 1-6(b) 所示）。这种结构虽然简单可靠，重量也轻，但由于两级药柱位于同一燃烧室内，使用同一个喷管，该两级的工作特性必然互受影响。因此，只有在两级的推力比（或压力比）不是很大的情况下，采用单室双推力的结构形式才是适宜的。否则，不是起飞级燃烧室压力过高，就是续航

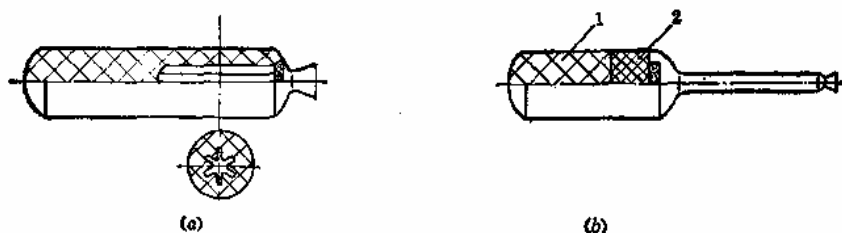


图1-6 单室双推力发动机
1—低燃速推进剂；2—高燃速推进剂。

级燃烧室压力过低，这都是不允许的。近年来，某些战术导弹发动机已采用了这种结构形式。

二、发动机结构形式选择的原则

在选择发动机结构形式时应遵循如下原则：

1. 能适应发动机的用途和战术技术要求

例如，对于推力大、工作时间短的助推器和小型发动机，应采用内外燃药柱和自由装填的结构形式，助推器还可采用高燃速推进剂制造的内燃药柱和铸装的结构形式；对于推力较大、工作时间较长的主发动机，应采用内燃药柱和铸装的结构形式；对于推力小、工作时间长的发动机，应采用端燃药柱和自由装填（或铸装）的结构形式；对于长度受限制的发动机，则应采用多喷管或潜入喷管的结构形式。

2. 使发动机的重量轻和结构紧凑

例如，对于质量比 μ 要求高的发动机（如弹道式导弹的各级发动机和远地点发动机等），应采用内燃药柱铸装式结构，因为此类发动机的药柱有绝热作用，可使燃烧室壳体的壁厚减小，并允许采用纤维缠绕壳体或铝合金壳体，从而减轻了发动机的结构重量。端燃药柱发动机虽有最高的装填系数，因而可使发动机的结构紧凑和重量轻，但因其推力很小，故限制了它的应用。潜入喷管结构能使发动机总体结构紧凑，体积减小，且使用方便，故在近代的发动机中常被采用。

3. 使发动机具有良好的工艺性、研制费用低和研制周期短

例如，对于质量比 μ 要求不高且工作时间又短的小型发动机，宜采用内外燃药柱和自由装填的结构形式，因为此类发动机的药柱可以采用大量、连续生产的压伸成形工艺制造，易于满足工艺性好和研制费用低的原则。

三、发动机结构形式选择举例

下面以几种不同用途的发动机为例来说明对发动机结构形式的选择。

1. 野战火箭发动机

野战火箭用来大面积摧毁敌方防御工事和大量杀伤其有生力量。对野战火箭的主要要求之一是射击密集度高并能大量生产。

为了提高射击密集度，火箭弹的离轨速度要高，故要求发动机的推力大而工作时间短。又因野战火箭弹的需用量很大，故要求发动机的工艺性好并价廉。根据上述选择原则，显然应采用内外燃药柱和自由装填的结构形式。目前广泛采用能大量和连续生产的双基管形药柱作为该种发动机的装药。对于以旋转方式使火箭弹飞行稳定的发动机，还常采用倾斜的多喷管结构，以提供旋转力矩。

图 1-7 所示为一种高速旋转的涡轮火箭弹的发动机。推进剂为双基药，燃烧室内装七根管形药柱，采用倾斜的多喷管结构使火箭弹旋转。

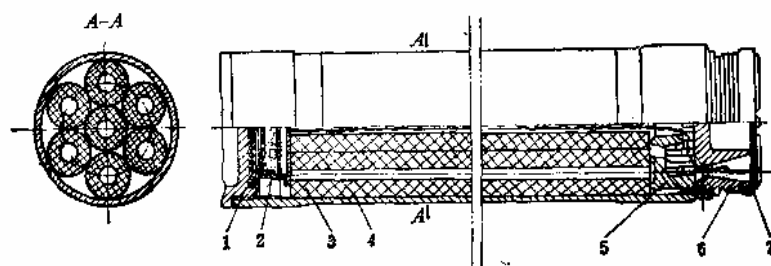


图1-7 野战火箭发动机

1—前室；2—点火器；3—管形药柱；4—燃烧室筒体；5—挡药板；6—喷管；7—密封盖。

2. 反坦克导弹发动机

反坦克导弹主要用来击毁敌方的坦克或其它装甲车辆。为了能及时迎击此类活动目标，一般需要具有起飞和续航两级的双推力发动机。前者用来使导弹在短时间内达到预定的飞行速度，因而要求它推力大而工作时间短；后者则用来克服空气阻力和重力影响，使导弹保持已获得的飞行速度，因而要求它推力小而工作时间长。通常续航发动机要一直工作到导弹击中目标时为止。但目前也有少数反坦克导弹采用单推力发动机，即

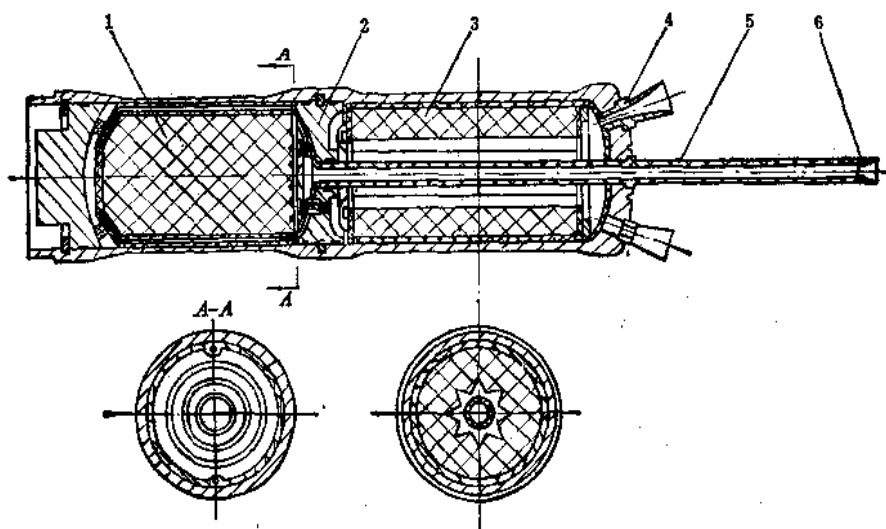


图1-8 反坦克导弹发动机

1—端燃药柱；2—中间底；3—星形药柱；4—起飞发动机喷管；5—长尾导管；6—续航发动机喷管。

发动机将导弹加速到预定速度后，导弹按惯性飞行而不再有续航推力。

图 1-8 所示为一种典型的双室双推力结构的反坦克导弹发动机。起飞发动机在后，续航发动机在前，二者共用一个壳体，用中间底将它们分开。起飞发动机采用八角星形内燃药柱，续航发动机则采用端面刻有三圈环形沟槽的端燃药柱。二者皆为自由装填式结构。为了解决续航发动机的排气问题，采用了带长尾导管的喷管结构，尾导管内有绝热衬层。起飞发动机则采用了四个与弹轴成 24° 夹角的倾斜喷管。

3. 空对空导弹发动机

空对空导弹通常装备在歼击机上，用来攻击敌方的轰炸机和歼击机。要求发动机体积小、重量轻、工作安全和高空点火可靠等。这类导弹一般射程较近，通常采用推力中等而工作时间较短的中小型发动机。

图 1-9 所示为一种空对空导弹用的发动机。它采用了内燃药柱和自由装填的结构形

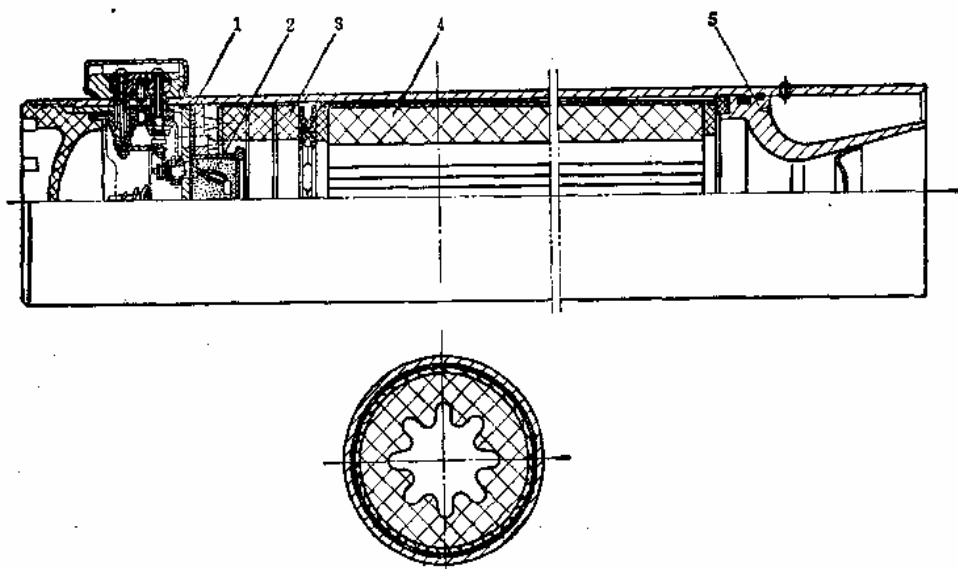


图1-9 空对空导弹发动机

1—燃烧室；2—点火器；3—前支承；4—星形药柱；5—喷管。

式，推进剂采用能大量、连续生产的压伸双基药，壳体材料为铝合金，故发动机的重量轻、经济性好。为了调整因温度变化而引起的药柱轴向变形，并使机载飞行在起飞和降落时不致损坏药柱，在药柱轴向采用了弹性支承。

4. 防空导弹发动机

防空导弹是用来拦击敌机的。为了使它能既快又准地摧毁目标，一般都采用与上述反坦克导弹双推力发动机原理类似的两级火箭的结构。第一级为推力大而工作时间短的助推器（或称起飞发动机）；第二级为推力较小而工作时间较长的主发动机（或称续航发动机）。早期的防空导弹主发动机多采用液体火箭发动机，目前一般采用固体火箭发动机。两级火箭的结构有可分离的和不可分离的两种。射程远的高空防空导弹常采用可分离结构；射程近的低空和超低空导弹常采用不分离结构，亦即采用双推力发动机。

高空防空导弹的主发动机常采用铸装的、低燃速的内燃药柱或铸装的、高燃速的端

燃药柱的结构形式, 以及带长尾导管的喷管结构。助推器则通常采用自由装填的、内外燃药柱或铸装的、高燃速的内燃药柱的结构形式。前者可在一个燃烧室内装填多根药柱, 故又称单燃烧室式或装药束式, 而后者则采用多燃烧室, 故又称多燃烧室式或发动机束式。图 1-10 所示为一种单燃烧室式的助推器。装药由 14 根管形药柱组成, 药柱由前封头上的开孔装入。为在不同的工作温度下保持发动机推力基本稳定, 该助推器采用了喉部面积可以调节的可调喷管。

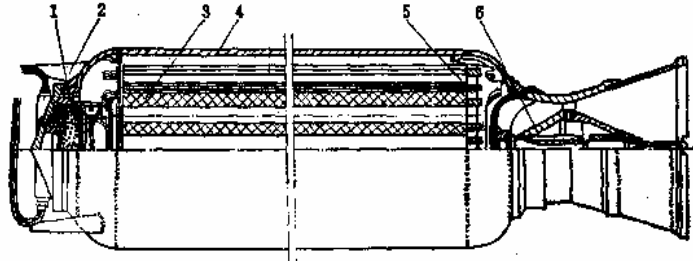


图1-10 防空导弹助推器

1—点火器; 2—连接件; 3—管形药柱;
4—燃烧室; 5—挡药板; 6—可调喷管。

低空和超低空防空导弹发动机多为双推力发动机。图 1-11 所示为一种单室双推力式的超低空防空导弹发动机。起飞级的推力主要由三个星角的星形药柱来提供, 采用铸

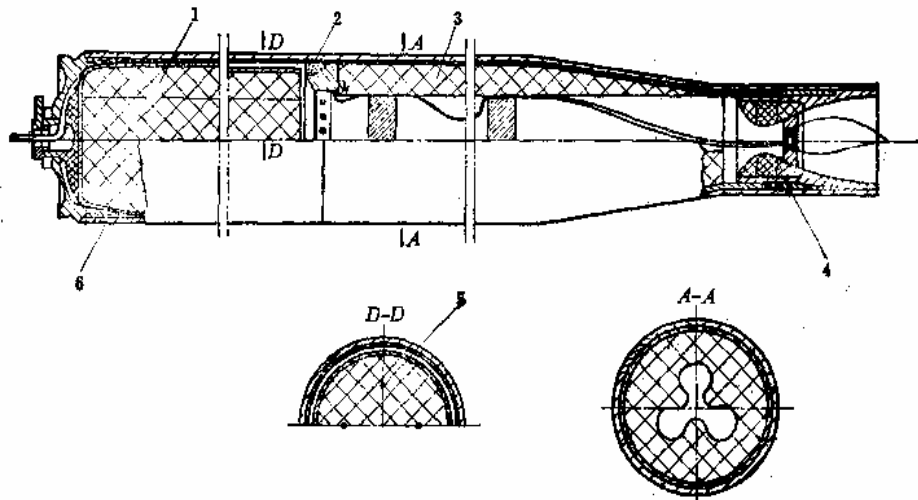


图1-11 超低空防空导弹发动机

1—端燃药柱; 2—中间点火器; 3—星形药柱; 4—喷管; 5—银丝; 6—燃烧室。

装式结构; 续航级的推力则由含三根细银丝的端燃药柱来提供, 采用自由装填式结构。燃烧室壳体内壁用绝热层来防护。两级药柱由中间点火器同时点燃。

5. 弹道式导弹发动机

弹道式导弹主要用来攻击敌人后方具有战略意义的固定目标, 如重要军事基地和政治经济中心等, 因而要求此类导弹的射程远和攻击的准确度高。为此, 通常需要采用推力大和工作时间长的多级可分离发动机的组合结构。而且, 每级都应有推力矢量控制装置, 以控制导弹按预定的弹道飞行。末级发动机还应有推力终止装置, 以控制导弹在主动段终点具有规定的飞行速度。

图 1-12、1-13 和 1-14 分别为美制洲际弹道式导弹民兵 I 和民兵 II 的第一、第二和

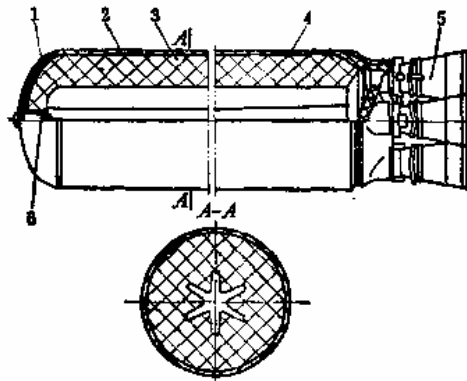


图1-12 民兵Ⅰ和民兵Ⅱ导弹的第一级发动机

1—应力释放罩；2—燃烧室壳体；3—星形药柱；
4—内绝热层；5—喷管；6—点火器。

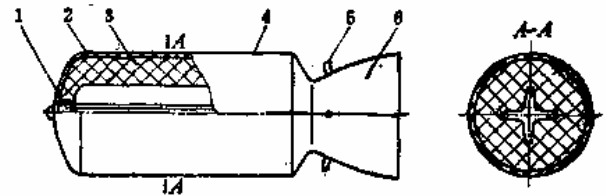
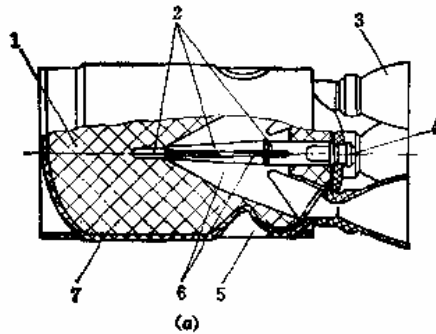


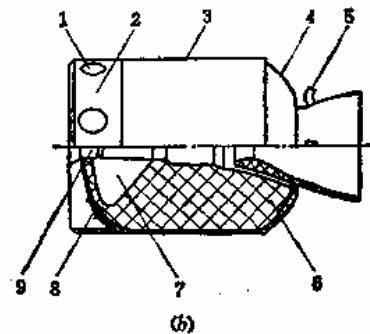
图1-13 民兵Ⅰ和民兵Ⅱ导弹的第二级发动机

1—点火器；2—内绝热层；3—星形药柱；4—燃烧室壳体；5—注射装置；6—喷管。



(a) 民兵Ⅰ

1—后翼柱形药柱；2—药柱的柱面；
3—喷管；4—点火器；5—反向喷管；
6—药柱的翼槽面；7—燃烧室壳体。



(b) 民兵Ⅱ

1—反向喷管；2—前推力裙；3—燃烧室壳体；
4—后封头；5—注射孔；6—前翼柱形药柱；
7—药柱的翼槽面；8—前封头；9—点火器。

图1-14 民兵Ⅰ和民兵Ⅱ导弹的第三级发动机

第三级发动机的结构简图。各级发动机都是推力大和工作时间长的大型发动机（见表1-3），显然，它们都应采用铸装的、内燃药柱的结构形式。

表1-3 民兵Ⅰ和民兵Ⅱ导弹各级发动机的尺寸和性能参数

级 序		直径 (米)	长度 (米)	质量 (吨)	推力 (吨力)	工作时间 (秒)
第一级	民兵Ⅰ 民兵Ⅱ	1.67	7.49	22.68	90.7 93	60
第二级	民兵Ⅰ 民兵Ⅱ	1.32	4.11	7.05	27.5	65.2
第三级	民兵Ⅰ 民兵Ⅱ	0.96 1.32	2.3 2.35	1.9 3.65	15.9 15.8	60 59.6

第一级发动机采用聚丁二烯丙烯酸丙烯腈复合推进剂铸装的六角星形药柱。药柱头部与燃烧室壳体之间有应力释放罩，用以防止因固化冷却、长期贮存和发射时引起的药柱与壳体的脱粘。壳体内表面用绝热层防护，后封头的内绝热层厚达 50 毫米。六段经旋

压成形的高强度合金钢薄壁圆筒和半椭球形前后封头用焊接连接构成燃烧室壳体。后封头与喷管组件采用螺柱连接。该发动机为多喷管结构, 装有四个铰接摆动喷管, 以实现推力矢量的控制。

第二级发动机采用端羧基聚丁二烯复合推进剂铸装的四角星形药柱, 并选用了潜入式单喷管的结构形式。利用液体(氟里昂)二次注射系统实现推力矢量的控制。

民兵Ⅰ导弹的第三级发动机(如图 1-14(a)所示)采用改性双基药铸装的后翼柱形内燃药柱, 后端点火。采用四个铰接接头摆动喷管实现推力矢量的控制。燃烧室壳体上装有四个反向喷管, 用来实现推力的终止。

民兵Ⅱ导弹的第三级发动机(如图 1-14(b)所示)用端羧基聚丁二烯复合推进剂代替了民兵Ⅰ的改性双基药。采用前翼柱形的内燃药柱(有六个翼)代替了民兵Ⅰ的后翼柱形, 使体积装填系数达 94%。用固定的潜入式单喷管代替了民兵Ⅰ的四个铰接摆动喷管, 使膨胀比由原来的 18 增加到 23.55, 提高了发动机的比冲。采用液体(过氯酸镉水溶液)二次注射系统控制发动机的推力矢量。发动机前端有六个反向喷管用作推力终止装置。

有关民兵导弹以及其它几种弹道导弹和运载火箭各级发动机的详细数据, 可参考本书末的附录二和附录三●。

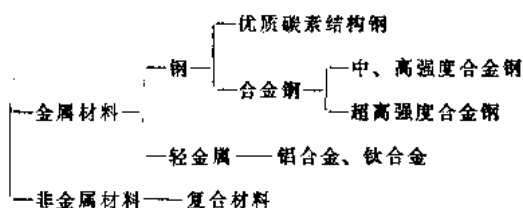
§ 1-2 发动机壳体材料的选择

发动机壳体材料包括燃烧室壳体材料和喷管壳体材料两部分, 但前者对发动机的结构重量、成本和加工方法等有着决定性的影响, 故本节有关发动机壳体材料的讨论, 主要是针对燃烧室壳体材料而言的。

一、常用的壳体材料及其特性

目前用作固体火箭发动机壳体的材料很多, 主要可分为两大类: 金属材料和非金属材料, 如表 1-4 所示。

表 1-4 壳体材料的种类



表征材料特性的主要参量有: 强度极限 σ_b 、屈服极限 σ_s (或 $\sigma_{0.2}$)、延伸率 δ 或断面收缩率 ψ 、冲击韧性 α_k 、断裂韧性 K_{Ic} 、密度 ρ_m 、比强度 σ_b/ρ_m 等。现将常用的几种材料的特性简介如下:

1. 优质碳素结构钢

在这类结构钢中, 常用作发动机壳体材料的有 50、55、60 号优质碳素结构钢。其优

● 由于资料来源的不同, 文中所述数据与附录中的数据略有出入。

点是：价格低廉，来源丰富，工艺性好，能满足大量生产的需要；缺点是：强度和耐热性差。它们常被用作小直径的野战火箭发动机的壳体材料。这类材料在室温下的一些特性，如表 1-5 所示。

表1-5 几种优质碳素结构钢的特性

材料代号	性能	σ_b (兆帕)	σ_s (兆帕)	δ (%)	ψ (%)	a_k (兆牛·米) ($\frac{\text{兆牛} \cdot \text{米}}{\text{米}^2}$)	λ_m (瓦 米·K)	c_m (焦耳 千克·K)	ρ_m (克 厘米 ³)
50		≥ 648	≥ 363	≥ 15	≥ 40	≥ 0.69	+200℃ 55.3	+100℃ 561	7.81
55		≥ 687	≥ 383	≥ 13	≥ 35	—	+200℃ 55.3	+200℃ 548	7.82
60		≥ 706	≥ 392	≥ 12	≥ 35	—	+100℃ 50.2	+200℃ 466	7.80

2. 一般合金钢

在一般合金钢中，被用作发动机壳体材料的有：锰硼钢、锰钢和铬锰硅钢。锰硼钢、锰钢为中等强度合金钢，冷热加工和焊接性能都较好，故常被用作野战火箭发动机的壳体材料。

铬锰硅钢是常用的合金钢，如 30CrMnSiA 和 25CrMnSiA。这种钢的最大优点是不含我国稀有合金元素——镍，而它的机械性能与铬镍铝钢相近，另外短时的高温性能、成形性能和焊接性能均较好。其缺点是有回火脆性，所以必须在高温回火后缓慢冷却。这种合金钢被广泛用作中小型战术导弹发动机的壳体材料。常用的几种合金钢在室温下的某些特性，如表 1-6 所示。

表1-6 几种合金钢的特性

材料	性能	σ_b (兆帕)	σ_s (兆帕)	δ (%)	ψ (%)	a_k (兆牛·米) ($\frac{\text{兆牛} \cdot \text{米}}{\text{米}^2}$)	ρ_m (克 厘米 ³)
40Mn2 (820℃水淬, 600℃回火)		≥ 834	≥ 687	≥ 12	≥ 45	≥ 0.69	7.8
40MnB (850℃油淬, 500℃回火, 水或油冷)		≥ 981	≥ 785	≥ 11	≥ 45	≥ 0.69	7.8
25CrMnSiA (880℃油淬, 480℃回火, 水或油冷)		≥ 1079	≥ 932	≥ 10	≥ 40	≥ 0.49	7.76
30CrMnSiA (880℃油淬, 540℃回火, 水或油冷)		≥ 1079	≥ 883	≥ 10	≥ 45	≥ 0.49	7.75

3. 超高强度合金钢

超高强度合金钢，主要用作大型固体火箭发动机的壳体材料。对于一些质量比要求高的中、小型发动机也可采用。因为它具有高的比强度，从而可以大大地降低结构重量。它们的钢号有：D6AC、4130、40SiMnCrMoV、32SiMnMoV、28Cr3SiNiMoWVA 等。前两种是美国生产的超高强度合金钢；40SiMnCrMoV、32SiMnMoV 和 28Cr3SiNiMoWVA 等钢号是我国制造的超高强度合金钢。超高强度钢的共同特点是缺口敏感性大，焊接、热处理时必须严格控制工艺过程，并经过严格检验。几种超高强度钢

在室温下的特性, 如表 1-7 所示。

表 1-7 几种超高强度钢的特性

材料	性能 数值	σ_b (兆帕)	σ_s (兆帕)	δ (%)	ψ (%)	a_k ($\frac{\text{兆牛} \cdot \text{米}}{\text{米}^2}$)	K_{Ic} ($\frac{\text{兆牛}}{\text{米}^{3/2}}$)	ρ_m ($\frac{\text{克}}{\text{厘米}^3}$)
40SiMnCrMoV		1815	1620	≥ 8.0	≥ 35	≥ 0.49	70.4	7.81
32SiMnMoV		1805	1470~1550	12	46	≥ 0.57	65.0	7.81
28Cr ₃ SiNiMoWVA		1490~1506	1270	14.4~16	61~63.2	0.54	—	7.81
D6AC		1344~1521	≥ 1240	≥ 8	≥ 25	—	≥ 97.7	7.81
AISI 4130		1236	1060	15	57	—	—	7.81

4. 高强度铝合金

它们的主要优点是: 比强度高, 刚性好。缺点是: 耐热性和焊接性能差, 缺口敏感性也较大。一般限于壁温在 120°C 以下使用, 因此只有在内燃药柱或壳体有绝热内衬、工作时间又较短的发动机上才考虑采用, 如响尾蛇导弹的发动机壳体就采用了高强度铝合金。对于大量生产的野战火箭则应避免采用。我国生产的高强度铝合金 LC4 的主要性能, 如表 1-8 所示。

表 1-8 铝合金的主要特性

材料	管材外径 (毫米)	σ_b (兆帕)	$\sigma_{0.2}$ (兆帕)	δ (%)	ρ_m ($\frac{\text{克}}{\text{厘米}^3}$)	E (兆帕)	λ_m ($\frac{\text{瓦}}{\text{米} \cdot \text{K}}$)	热膨胀系数 α (K^{-1})
LC4	≤ 120	530	402	6	2.85	7×10^4	155	23.1×10^{-6}
	> 120	510	402	5				

5. 钛合金

钛合金的主要特点是: 比强度高 (它是目前金属材料中比强度最高的一种), 耐高温, 耐腐蚀, 旋压加工性能好, 冲击韧性也比合金钢好。它的主要缺点是: 切削和焊接性能较差, 弹性模量低 (约 1.1×10^5 兆帕), 结构的刚性较差, 成本昂贵, 因此广泛采用受到限制, 目前局限于航天发动机上采用。钛合金中用作壳体材料的主要是钛铝钒合金, 如 6AL-4V、TC4 和 TC10 等。前一种是美国生产的, 后两种是我国生产的。它们在室温下的特性, 如表 1-9 所示。

表 1-9 几种钛合金的特性

材料	σ_b (兆帕)	$\sigma_{0.2}$ (兆帕)	δ (%)	ψ (%)
6AL-4V	1207	1138	8	20
TC4(Ti-6Al-4V)	961	858	13	—
TC10 (Ti-6Al-6V-2Sn-0.5Cu-0.5Fe)	1059	—	10	—

6. 复合材料

复合材料是由高强度的增强材料（如玻璃纤维丝或玻璃纤维布）和环氧树脂在一定形状的芯模上缠绕而成的结构材料。更新的复合材料则用有机纤维丝（如 Kevlar-49）来增强。

复合材料的主要优点是：（1）比强度很高，如表1-10所示；（2）缠绕工艺简单，容易实现机械化和自动化，使产品的经济性好；（3）尺寸不受限制，并可以整体成形；（4）结构的抗振性和绝热性较好。其缺点是：（1）纤维强度较低，室壁较厚；（2）工艺质量不够稳定；（3）长期贮存有老化现象等。但经不断改进，它将是固体火箭发动机最有发展前途的壳体材料。

表1-10 各种材料的比强度

材 料	性能 数值	强度极限 (兆帕)	密度 (克/厘米 ³)	比强度 $\times 10^{-5}$ (米 ² /秒 ²)
50		648	7.81	0.06
40Mn2		834	7.80	0.107
40MnB		981	7.80	0.126
30CrMnSiA		1079	7.75	0.139
LC4		530	2.85	0.186
40SiMnCrMoV		1815	7.81	0.232
钛合金6AL-4V		1207	~4.5	0.268
玻璃纤维/环氧		环向 2158 螺向 1893	1.99	0.951
Kevlar/环氧		环向 2755 螺向 2410	1.36	1.772

二、壳体材料选择的原则

根据以下原则来选择壳体材料：

1. 材料的比强度高

材料应具有足够的比强度 σ_s/ρ_m ，以满足发动机结构质量的要求。

任务书给出了总冲量 I 及质量比 μ 的要求，相应的发动机结构质量 m_m 可由下式估算：

$$m_m = m - m_p = m_p \left(\frac{1}{\mu} - 1 \right) = \frac{I}{gI_{sp}} \left(\frac{1}{\mu} - 1 \right) \quad (1-1)$$

如果发动机的结构形式、推进剂和主要设计参量已选定，那么可根据发动机结构草图，计算求出拟选材料的发动机结构质量 m'_m ，它必须小于或等于按上式计算的发动机结构质量 m_m ，亦即

$$m'_m \leq \frac{I}{gI_{sp}} \left(\frac{1}{\mu} - 1 \right) \quad (1-2)$$

否则，应选择比强度更高的材料。

2. 材料的韧性好

材料应具有足够的韧性, 以确保壳体不发生脆性破坏。

材料的韧性代表了材料对缺口的敏感性。如果材料的韧性较低, 会使材料对各种局部小裂纹和缺陷十分敏感, 在外载荷作用下, 小裂纹会迅速扩张而使壳体发生脆断。一般情况下, 材料的强度与韧性是相互矛盾的, 因此在选择材料时, 不能单纯追求高强度, 要充分考虑到材料的韧性, 在选用高强度和超高强度金属材料时特别要注意这一点。

材料的韧性, 通常用其冲击韧性 α_k 和断裂韧性 K_{IC} 来表征。冲击韧性 α_k 不能定量地判定壳体在外载作用下是否会发生脆性破坏, 它只能相对地表征材料韧性的优劣。由断裂力学得知, 每种材料有确定的临界应力强度因子 K_{IC} (断裂韧性), 检验与外载有关的应力强度因子 K 是否超过其临界值 K_{IC} , 就可以判定壳体是否会发生脆性断裂, 因此用断裂韧性来表征材料的韧性更合适些。为避免出现脆性断裂, 则要求材料具有足够大的断裂韧性。

3. 能保证壳体具有足够的刚度

为了满足高质量比的要求, 往往选用比强度高的壳体材料, 有时, 就可能使壳体的壁过薄, 刚度差。发动机壳体不仅受到内压力载荷的作用, 还承受其它外载荷的作用, 如轴向压力、弯矩等。在这些外载荷作用下, 室壁过薄, 壳体则可能失稳。由弹性稳定性理论可知, 使壳体失稳的临界应力值与壳体的几何形状、直径、壁厚、材料的弹性系数等有关。为保证壳体不失稳, 壳体必须有足够的壁厚。同时, 壳体的最小壁厚还受到工艺方法和工艺水平的限制。

若刚度和工艺可能性允许的最小壁厚已知, 则由薄壁圆筒壁厚公式可得

$$p_{\max} D \geq \frac{2\sigma_b \delta_{\min}}{\varphi n_b} \quad (1-3)$$

式中 p_{\max} ——燃烧室最大压力;

D ——燃烧室壳体直径;

σ_b ——燃烧室壳体材料的强度极限;

δ_{\min} ——最小壁厚;

φ ——压力波动系数;

n_b ——安全系数。

即可得 p_{\max} 和 D 的关系曲线。

图1-15表示几种钢材的适用范围。在此, 取最小壁厚 $\delta_{\min}=1.5$ 毫米, 安全系数 $n_b=1.5$, $\varphi=1.1$ 。图中每一条 $p_{\max}-D$ 曲线的右侧附近为该材料的适用区。

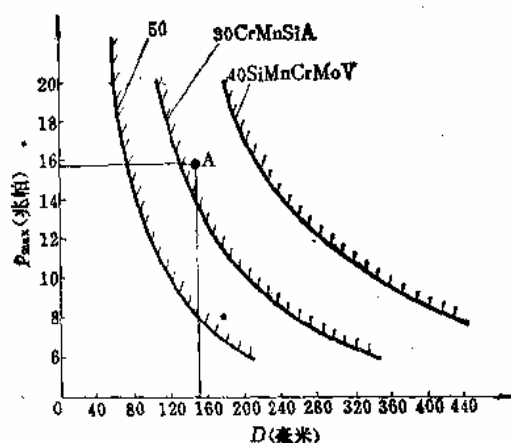


图1-15 几种钢材的适用范围

〔例〕已知某发动机燃烧室直径 $D=150$ 毫米, 燃烧室最大压力 $p_{\max}=15.7$ 兆帕。试选用合适的金属材料作为壳体材料。

解 此时处于图1-15中A点。若选用40SiMnCrMoV钢作为壳体材料时, 材料得不到充分利用, 既造成材料的浪费, 又增加了发动机成本。

若选用50号钢作为壳体材料, 虽然材料得到充分利用, 但因A点距50号钢的曲线较

远,壳体壁厚较大,使壳体的结构质量增大。

图中A点在30CrMnSiA钢材的曲线右侧附近,故选用30CrMnSiA作为壳体材料为宜。

4. 材料的工艺性好

工艺性主要指材料的成形性能和加工性能。成形性能好,即材料有足够的塑性,便于冲压成形和锻造成形,一般以材料的延伸率 δ 或断面收缩率 ψ 来评定其成形性能。加工性能好,即材料的切削性能和焊接性能好。在选择材料时还应考虑到制造工厂工艺设备的限制。

5. 材料的经济性好

材料价格低,材料供应立足于国内,通常能在满足战术技术性能要求的条件下使整个发动机成本降低。

关于产品成本的分析是复杂的,因为它涉及到许多复杂情况。例如,选用价廉的低强度材料,有时不一定能使整个发动机产品成本最低,因为当采用这种材料时,在相同工作条件下,壳体壁厚大,使火箭系统的消极重量增大,这又会引起推进剂重量增加。同时,为了装入附加推进剂又使壳体加长,从而使消极重量增大,反而使产品成本较高。因此,应进行具体的分析计算来评定其经济性。

通常,对于质量比要求高的发动机,例如一些战略导弹用发动机和航天发动机,第一项和第二项原则是选择材料的主要依据,应该选用比强度高、韧性好的材料作壳体;对于质量比要求中等的发动机,例如一些战术火箭和战术导弹用发动机,由于它们是一种用量较大的武器,最后二项原则则往往是选择材料的主要依据。

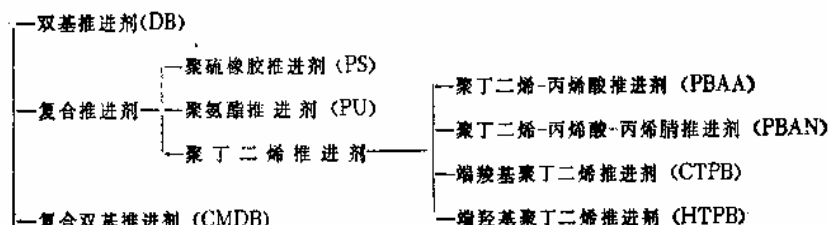
§ 1-3 发动机推进剂的选择

推进剂对发动机的内弹道性能和质量指标影响最大,因此选择推进剂要十分慎重。

一、固体推进剂及其特性

固体推进剂有双基推进剂、复合推进剂和复合双基推进剂等三大类,如表1-11所示。

表1-11 固体推进剂的分类



1. 双基推进剂(双基药)

双基推进剂(DB)的基本成分是硝化棉和硝化甘油。硝化棉被硝化甘油所胶化。为改善力学特性和工艺性加入一定量的增塑剂,如二硝基甲苯(DNT);为改善化学安定性加入适量的化学安定剂,如二号中定剂;为改善燃烧稳定性加入燃烧稳定剂,如氧化

镁、碳酸钙、二氧化钛、三氧化二钴等；为改善内弹道特性加入燃烧催化剂，如氧化铅、苯二甲酸铅、鞣酸铅、水杨酸铅等。此外，为工艺上的需要还加入少量工艺附加物，如凡士林、碳黑等。这种推进剂通常采用压伸法制造，可以大量、连续生产。

常用的双基药有双铅-1、双铅-2、双铅-3、双芳镁-1、双芳镁-2、双芳镁-3和双石-2等。这些双基药是一些低能推进剂，比冲和密度都较低，内弹道特性也不好。

为提高能量特性，有的双基药中加入了一些炸药成分，如黑索金、吉纳等，还可适量地加入一些铝粉。

为改善内弹道特性，在配方中加入各种铅盐，如氧化铅、水杨酸铅、鞣酸铅、硬脂酸铅等等，这些燃烧催化剂能够降低燃速的压力指数 n ，可以得到 $n \approx 0$ ，有平台（Plateau）效应的推进剂——平台火药；甚至可以得到 n 为负值，被称为麦撒（Mesa）效应的燃烧特性，如图1-16所示。燃速压力指数低的推进剂，通常也有低的燃速温度系数。它们使发动机性能稳定，在各种使用温度下发动机具有相近的内弹道性能，从而保证火箭飞行稳定和高的射击精度。因此，平台火药是双基药的一个重要发展方向。

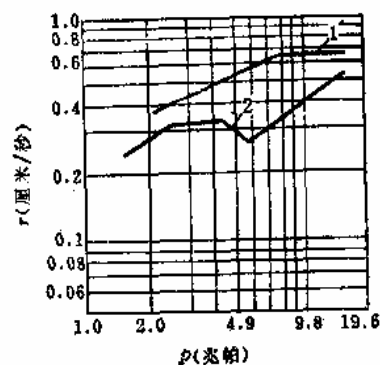


图1-16 平台效应和麦撒效应

1—平台效应；2—麦撒效应。

能量特性低和燃速范围有限，是双基药研制中尚待解决的问题。关于双基药的主要性能，可查阅《火炸药手册》^[72]。

2. 复合推进剂（复合药）

复合推进剂的基本成分是氧化剂、粘合剂和金属燃烧剂（或称金属添加剂）。除这些基本成分之外，还有少量其它成分，用以改善推进剂的某些性能，例如促进粘合剂固化的固化剂；能改善贮存和使用性能的防老剂、增塑剂和降感剂；改善燃烧性能的燃烧催化剂（或降速剂）和燃烧稳定剂；为改善工艺性能而加入的增塑剂、稀释剂、润湿剂和固化催化剂（或固化阻止剂）；为改善力学性能加入的交联剂和增塑剂等。

（1）氧化剂 氧化剂的主要作用是为推进剂的燃烧提供所需的氧，同时在粘合剂系统中作为填料来增大推进剂的杨氏模量。氧化剂应具有含氧量高、生成焓高、密度大、分解时生成低分子量气体、没有凝固相产物、化学物理安定性好以及与粘结剂相容性好等特性。可以用作氧化剂的有过氯酸锂（ LiClO_4 ）、过氯酸钾（ KClO_4 ）、过氯酸铵（ NH_4ClO_4 ）、硝酸钾（ KNO_3 ）和硝酸铵（ NH_4NO_3 ）等，如表1-12所示。

目前广泛采用的氧化剂是过氯酸铵，它具备上述大部分特性。

有些推进剂采用过氯酸钾作氧化剂。由于过氯酸钾生成焓低和有凝固相产物，其能量特性中等。此外，含这种氧化剂的推进剂的燃速高、压力指数大。因此，在需要高燃速、压力指数大时可采用过氯酸钾为氧化剂（或与过氯酸铵共同用作氧化剂）的推进剂。

有些推进剂则采用硝酸铵作氧化剂。这种推进剂能量特性中等，燃速低、压力指数低、燃气干净、价廉，多用于燃气发生器。

还有些推进剂加入一定量的黑索金（RDX）或奥克托金（HMX）与过氯酸铵（AP）共同作为氧化剂。因为它们的生成焓高、密度大和含氧量高，能够明显地提高推进剂的

表1-12 复合推进剂的氧化剂

氧化剂	分子式	分子量 (克/摩尔)	密度 (克/厘米 ³)	可用氧(%)	生成焓(+25℃) (千焦耳/摩尔)	注
过氯酸铵	NH ₄ ClO ₄	117.49	1.95	34.04	-290.6	压力指数 n 低, 成本低, 已广泛使用
过氯酸钾	KClO ₄	138.55	2.524	46.19	-433.8	高燃速, 压力指数高, 中等性能
过氯酸锂	LiClO ₄	106.40	2.429	60.15	-410.3	吸潮
过氯酸硝酸	NO ₂ ClO ₄	145.46	2.22	66.0	+33.5	与粘合剂强烈反应, 高性能, 吸潮
过氯酸胍	N ₂ H ₅ ClO ₄	132.49	1.939	24.2	-178	分解, 高性能
硝酸铵	NH ₄ NO ₃	80.05	1.725	20.0	-365.5	无烟, 低燃速, 中等性能, 低成本
硝酸锂	LiNO ₃	68.95	2.38	58.015	-482.8	吸潮

比冲。

(2) 粘合剂 粘合剂又称为燃烧剂, 它的主要作用是为推进剂的燃烧提供燃烧元素, 同时它作为推进剂的弹性基体把氧化剂颗粒和金属添加物颗粒粘合起来, 使推进剂能具有一定的形状和机械特性。粘合剂应具有高的生成焓、密度大、良好的工艺性能、玻璃化温度低、良好的固化性能、分解时生成分子量低的气体和化学物理安定性好等特性。目前用作复合推进剂的粘合剂有聚硫橡胶、聚氨酯、聚丁二烯、聚氯乙烯等等。

(3) 金属燃烧剂 金属燃烧剂用以提高推进剂的热量, 从而提高比冲量和推进剂的密度。这些金属添加物应具有热值高、密度大、熔点低、与其它组分相容性好、化学安定性好等特性。可以用作燃烧剂的有: 铝、镁、铍、硼、锆、三氢化铝和氢化铍等的粉末, 如表1-13所示。其中铝粉得到最广泛的应用。采用铍粉可以得到很高的比冲, 但燃烧产物有毒, 限制了它的应用。

表1-13 复合推进剂的燃烧剂

燃烧剂	化学式	分子量 (克/摩尔)	密度 (克/厘米 ³)	熔点 (℃)	典型理论比冲 $I_{sp0} \left(\frac{P_e}{P_a} = 70 \right)$	注
铝	Al	26.98	2.70	660	265 (PU/AP/Al)	成本低, 容易得到, 燃烧效率高
铍	Be	9.01	1.84	1280	280 (PU/AP/Be)	成本高, 燃烧效率中等, 剧毒
硼	B	10.81	2.30 (晶体的)	2300	255 (PU/AP/B)	燃烧困难, 效率低
三氢化铝	AlH ₃	30.00	1.42	分解	280 (PU/AP/AlH ₃)	高纯度(大于80%)难以制造, 贮存寿命短
氢化铍	BeH ₂	11.03	0.64~0.66 (压实的)	分解	310 (PU/AP/BeH ₂)	高密度(大于0.35)需压实, 剧毒

复合推进剂习惯上按它们的粘合剂来分类, 如表1-11所示。

(1) 聚硫橡胶推进剂(PS) 这种推进剂的粘合剂为液态聚硫橡胶和环氧树脂的共

聚物, 该粘合剂含有硫醇 ($-SH$) 基。它是一种早期的复合推进剂。由于它的固体填料 (氧化剂和铝粉等) 少, 且含有大量硫原子使燃气平均分子量大, 因而, 这种复合推进剂的比冲和密度都较低, 如表1-14所示。由于它具有良好的力学特性且工艺成熟, 国外一些早期导弹多采用它, 目前仍有采用。

表1-14 国外生产的一些推进剂的主要性能

推进剂种类	理论比冲 I_{sp0} (秒)	火焰温度 T_f ($^{\circ}C$)	密度 ρ_p (克/厘米 ³)	金属含量 Al (%)	燃速 r (毫米/秒)	压力指数 n	σ_m (兆帕)/ ϵ_m (%)		加工方法
							-51 $^{\circ}C$	+65.6 $^{\circ}C$	
DB	220~230	2260	1.60	0	11.4	0.30	31.7/2	3.38/60	压伸
DB/AP/Al	260~265	3590	1.80	20~21	19.8	0.40	19.0/5	0.82/50	浇注
DB/AP-HMX/Al	265~270	3700	1.80	20	14.0	0.49	16.4/3	0.34/33	浇注
PVC/AP	230~240	2540	1.69	0	11.4	0.38	2.54/150	0.26/220	浇注或压伸
PVC/AP/Al	250~260	3100	1.77	21	11.4	0.35	2.54/150	0.26/220	浇注或压伸
PS/AP	230~240	2690	1.72	0	8.9	0.43	4.28/35	0.82/70	浇注
PS/AP/Al	240~250	2760	1.72	3	7.9	0.33	2.21/11	0.68/42	浇注
PU/AP/Al	260~265	2960~3320	1.77	16~20	6.9	0.15	8.07/6	0.52/33	浇注
PBAN/AP/Al	260~265	3200	1.77	16	14.0	0.33	3.59/16	0.49/28	浇注
PBAA/AP/Al	260~265	—	1.77	14	8.1	0.35	3.43/13	0.28/31	浇注
CTPB/AP/Al	260~265	3100~3200	1.77	15~17	11.4	0.40	2.24/26	0.61/75	浇注
HTPB/AP/Al	260~265	3100~3200	1.77	4~17	10.2	0.40	6.28/50	0.62/33	浇注

注: Al—铝; PVC—聚氯乙烯; PBAN—聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈; AP—过氧酸铵; PS—聚硫橡胶; PBAA—聚丁二烯-丙烯酸; DB—双基药; PU—聚氨酯; CTPB—端羧基聚丁二烯; HMX—奥克托金; RDX—黑索金; HTPB—端羟基聚丁二烯。

(2) 聚氨酯推进剂 (PU) 现在典型的聚氨酯推进剂是用聚醚作为粘合剂的, 它含有羟基 ($-OH$)。它是继聚硫橡胶推进剂之后发展起来的, 与聚硫橡胶推进剂相比, 其固体填料增多且燃气平均分子量较小, 使它具有较高的能量特性。若加入硝基增塑剂时, 能量特性可以进一步提高。这种推进剂在常温 and 高温下有好的力学特性, 但低温力学特性较差, 且对湿气敏感。国外许多导弹采用了这种推进剂, 如民兵 I 的第二级、北极星 A₁、A₂ 和 A₃ 的第一级、大力神 II-C 等。

(3) 聚丁二烯推进剂 这类推进剂的粘合剂有聚丁二烯-丙烯酸共聚物 (PBAA)、聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈三聚物 (PBAN)、端羧基聚丁二烯 (CTPB) 和端羟基聚丁二烯 (HTPB)。前三种粘合剂含有羧基 ($-COOH$); 后一种粘合剂含有羟基 ($-OH$)。这类推进剂目前是能量特性最高、力学特性最好的复合推进剂。PBAA 推进剂的羧基在分子链中分布不规则, 羧基间距不等且比较小, 所以 PBAA 推进剂的力学特性及其再现性差, 后来它已被 PBAN 推进剂所取代。在 PBAN 中, 羧基间距增大, 力学特性有改善。在 CTPB 中, 羧基在分子链的两端, 其力学特性良好, 这种推进剂在低温下 ($-57^{\circ}C$) 仍有超过 25% 的延伸率。HTPB 推进剂是近期发展的一种推进剂, 它具有更好的力学特性。

由于这类粘合剂的粘度小, 固体填料多, 所以聚丁二烯推进剂的能量特性高。国外许多导弹采用这类推进剂, 如民兵 I、II、III 的第一级, 民兵 II、III 的第二级, 民兵 III 的第三级, 大力神 IV-C, 潘兴的第一、二级, 奈克 III, 百舌鸟等。

(4) 聚氯乙烯推进剂 (PVC) 前面几类复合推进剂的粘合剂都是热固性的, 聚氯

乙烯则是热塑性粘合剂，温度升高即软化，温度降低则硬化。当温度升高到152~177°C时（加热约一小时），混合物即塑化。PVC推进剂的药浆粘度大，浇注一般比其它推进剂缓慢，由于它的适用期不受限制，这一点是允许的。这种推进剂也可以压伸成形。

PVC推进剂的能量特性中等，能量和内弹道特性的再现性好，燃烧稳定性好，原料丰富且价廉。但它有固化温度高、热应力大和低温力学性能不良等缺点。在一些近程战术导弹上采用了这类推进剂，如红眼超低空导弹和马特拉空对空导弹。在一些姿态控制等特殊用途的发动机上也广泛采用这类推进剂。

3. 复合双基推进剂（改性双基药）

为了提高双基推进剂的能量，在双基推进剂中加入过氯酸铵和金属粉末（通常为铝粉）组成复合双基推进剂（CMDB），又称改性双基药。经过球化处理的硝化棉和过氯酸铵、铝粉等固体填料与硝化甘油混合溶剂（二硝基甲苯、中定剂溶解于硝化甘油中）配浆混合，然后浇注于发动机壳体或药模中，再经过固化而成。

这种推进剂有很高的能量特性，理论比冲可达260~265秒，见表1-14。由于这种推进剂的火焰温度高，燃烧效率亦高。因此，采用这种推进剂的发动机可以得到很高的实际比冲。密度可达1.8克/厘米³以上。为进一步提高其比冲值，还可以加入奥克托金，与过氯酸铵共同作为氧化剂，理论比冲可达265~270秒。这种推进剂通常有较高的燃速，而且燃速也可以通过改变催化剂含量和过氯酸铵氧化剂颗粒大小来调节。然而，这种推进剂的燃速压力指数比复合推进剂高，火焰温度高达3600~3700°C，低温力学特性较差，给这种推进剂的应用带来了困难。

二、推进剂选择的原则

根据如下原则来选择推进剂：

1. 推进剂应具有所需要的能量特性

推进剂的能量特性是以比冲 I_{sp} 与密度 ρ_p 的乘积来表征的。

发动机总冲为

$$I = I_{sp} m_p g = I_{sp} \rho_p g V_p \quad (1-4)$$

由上式可见，当 V_p 一定时， $I_{sp} \rho_p$ 愈大，则 I 愈大。相反，当 I 一定时， $I_{sp} \rho_p$ 愈大，则 V_p 愈小，燃烧室体积也愈小，燃烧室壳体质量也就愈小，同时由于 I_{sp} 愈大， m_p 也愈小，发动机总质量也愈小。因此，通常要求推进剂应该具有尽量高的能量特性。

由火箭最大速度公式

$$v_{max} = -I_{sp} g \ln \mu_k$$

得

$$\mu_k = \exp\left(-\frac{v_{max}}{I_{sp} g}\right) \quad (1-5)$$

且

$$\frac{dv_{max}}{dI_{sp}} = g \ln \frac{1}{\mu_k} \quad (1-6)$$

由式(1-5)得知，远程火箭 μ_k 较小。而由式(1-6)可见，在 μ_k 较小时， I_{sp} 增大将使 v_{max} 增大得较多，相反，对于近程火箭， μ_k 较大， I_{sp} 增大使 v_{max} 增大得不多。鉴于上

面原因, 远程火箭用的发动机应该采用能量特性尽量高的推进剂, 如高能复合推进剂和改性双基推进剂; 近程火箭可以选用能量特性稍低, 而其它性能优越 (如经济性好, 可大量、连续生产, 贮存性能好) 的推进剂, 如一般双基推进剂。表1-15列出了国外的一些推进剂的能量特性。

表1-15 国外的一些推进剂的能量特性

推 进 剂	理论比冲 I_{sp0} (秒)	火焰温度 T_f (℃)	密 度 ρ_p (克/厘米 ³)	铝粉含量 (%)	加工方法
DB	220~230	2300	1.60	0	压伸
DB/AP/Al	260~265	3600	1.80	20~21	浇注
DB/AP-HMX/Al	265~270	3700	1.80	20	浇注
PVC/AP	230~240	2500	1.69	0	浇注或压伸
PVC/AP/Al	240~250	3100	1.77	21	浇注或压伸
PS/AP	230~240	2600	1.72	0	浇注
PS/AP/Al	240~250	2800	1.72	3	浇注
PU/AP/Al	260~265	3000~3300	1.77	16~20	浇注
PBAN/AP/Al	260~263	3200	1.77	16	浇注
CTPB/AP/Al	260~265	3100~3200	1.77	15~17	浇注
HTPB/AP/Al	260~265	3100~3200	1.77	4~17	浇注
FC/AP/Al	240~245	3400	2.05	19.5	压伸
DB/AP/Be	275~280	3600	1.77	12	浇注
CTPB/AP/Be	275~280	3200	1.66	12	浇注
PU/AP/Be	275~280	3200	1.66	12	浇注

2. 推进剂应具有所要求的内弹道特性

内弹道特性通常以推进剂的燃速、燃速的压力指数和燃速的温度系数来表征。表1-16

表1-16 固体推进剂的内弹道特性

推 进 剂	金属含量 (%)	燃速 r (毫米/秒) (+20℃, 6.9兆帕)	燃速压力指数 n ($p = 5.5 \sim 6.9$ 兆帕)
DB	0.0	11.4	0.30
DB/AP/Al	20.9	19.8	0.40
DB/AP-HMX/Al	19.8	14.0	0.49
PVC/AP	0.0	11.2	0.38
PS/AP	0.0	8.9	0.434
PS/AP/Al	2.0	7.9	0.333
PU/AP/Al	20.0	7.6	0.32
PU/AP/Al	15.0	7.0	0.15
PU/AP/Al	7.75	8.0	0.214
PU/AP/Al	2.0	7.4	0.387
PBAA/AP/Al	16.0	7.1	0.200
PBAA/AP/Al	14.0	8.13	0.349
PBAA/AP/Al	5.0	11.9	0.362
PBAN/AP/Al	15.0	14.0	0.33
CTPB/AP/Al	17.0	11.3	0.40
CTPB/AP/Al	16.0	8.6	0.30
CTPB/AP/Al	10.0	7.6	0.26
CTPB/AP/Be	11.0	9.7	0.33
PU/AP/Be	14.0	7.2	0.43

列出了国外一些固体推进剂的内弹道特性。

(1) 推进剂应具有所需的燃速 助推器推力大、工作时间短,则往往要求高燃速的推进剂;而主发动机推力中等、工作时间长,则要求燃速低的推进剂。所幸的是,推进剂的燃速是可以调节的。例如,对于一般双基药可用加入燃烧催化剂和改变其含量的方法来调节燃速;复合药和改性双基药可以采用加入燃烧催化剂和改变其含量的方法来调节燃速,又可以用改变氧化剂颗粒大小和颗粒匹配的方法来调节燃速。因此,复合药和改性双基药的燃速通常有较宽的可调范围,这就能使同一种推进剂可以在不同的应用场合下使用。

当需要燃速特别小时,应考虑采用以硝酸铵为氧化剂,或以硝酸铵部分代替过氯酸铵作为氧化剂的推进剂。

必须指出,通常增大燃速比降低燃速易于实现,而且降低燃速往往又伴随有能量特性的损失。因此,应根据推进剂的最低燃速选择推进剂。

还应该指出,计算发动机内弹道性能时所采用的燃速数据,应该是在发动机工作条件下的燃速。因此,推进剂的燃速数据应在弹道评定发动机内测定,这些燃速的相对偏差(σ/\bar{r})不应超过 $\pm 2\%$ 。采用燃速仪测定燃速数据时,应该经过修正。

(2) 推进剂的燃速压力指数 n 应该尽量低 已知发动机的平衡压力为

$$p = \left(C^* \rho_p a \frac{S}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$\text{故} \quad \frac{dp}{p} = \frac{1}{1-n} \left(\frac{dC^*}{C^*} + \frac{d\rho_p}{\rho_p} + \frac{da}{a} + \frac{dS}{S} - \frac{dA_t}{A_t} \right) \quad (1-7)$$

由上式可见,若 n 值小时,则发动机的某些参量发生变化所引起的压力波动小,因而推力波动也小,使发动机性能的再现性好。 n 值也是可以调节的。例如,双基推进剂可以加入一些铅盐得到平台效应 ($n \approx 0$),甚至得到麦撒效应 ($n < 0$)。复合推进剂可以通过改变氧化剂颗粒大小、氧化剂含量、铝粉含量等来降低 n 值。例如,氧化剂颗粒减小,可使 n 值降低,但过细的氧化剂又有较高的 n 值,减少氧化剂含量和增大铝粉含量都会降低 n 值,但由于降低了能量特性,不宜采用。也可以改换氧化剂来改变 n 值。例如,以过氯酸铵为氧化剂时, n 值通常比较低 ($n = 0.1 \sim 0.4$);以过氯酸钾为氧化剂时, n 值通常比较高 ($n = 0.6 \sim 0.7$)。改性双基药也可以采用上述方法降低 n 值。但它的 n 值一般较高, $n = 0.4 \sim 0.5$,甚至更高。含有奥克托金或黑索金的改性双基药,虽然比冲大,但 n 值也大。

(3) 推进剂的燃速温度系数应尽量低 推进剂的燃速随初温变化,会引起燃烧室压力和发动机推力随初温变化。

燃速温度系数为

$$\sigma_p = \left. \frac{\partial \ln r}{\partial T} \right|_p = \left. -\frac{\partial r}{r \partial T} \right|_p \quad (1-8)$$

它表征压力不变时,初温对推进剂燃速的影响。于是,燃速与温度关系可以表示为

$$r = r_0 e^{\sigma_p (T - T_0)} \approx r_0 [1 + \sigma_p (T - T_0)] \quad (1-9)$$

压力温度系数为

$$\pi_k = \left. \frac{\partial \ln p}{\partial T} \right|_{K_N} = \left. \frac{\partial p}{p \partial T} \right|_{K_N} \quad (1-10)$$

它表示面喉比 K_N 不变时, 初温对燃烧室压力的影响。于是, 燃烧室压力与温度的关系可以表示为

$$p = p_0 e^{\pi_k (T - T_0)} \approx p [1 + \pi_k (T - T_0)] \quad (1-11)$$

因为

$$r = a p^n$$

$$\frac{\partial \ln r}{\partial T} = \frac{\partial \ln a}{\partial T} + n \frac{\partial \ln p}{\partial T}$$

故

$$\sigma_p = \left. \frac{\partial \ln r}{\partial T} \right|_p = \frac{\partial \ln a}{\partial T} \quad (1-12)$$

又因

$$p = (C^* \rho_p a K_N)^{\frac{1}{1-n}}$$

故

$$\frac{\partial \ln p}{\partial T} = \frac{1}{1-n} \left(\frac{\partial \ln C^*}{\partial T} + \frac{\partial \ln \rho_p}{\partial T} + \frac{\partial \ln a}{\partial T} + \frac{\partial \ln K_N}{\partial T} \right)$$

最后得,

$$\pi_k = \left. \frac{\partial \ln p}{\partial T} \right|_{K_N} = \frac{1}{1-n} \left(\frac{\partial \ln C^*}{\partial T} + \frac{\partial \ln \rho_p}{\partial T} \right) + \frac{1}{1-n} \sigma_p \quad (1-13)$$

由式 (1-13) 可见, π_k 不仅反映了燃速随温度的变化, 而且也反映了特征速度和密度随温度的变化。通常, 温度每变化 100°C , C^* 值变化 $0.5 \sim 0.75\%$, 而 ρ_p 基本不变。故可取

$$\pi_k \approx \frac{1}{1-n} \sigma_p \quad (1-14)$$

为使所设计的发动机在较宽的工作温度范围内有着大致相近的内弹道性能, 亦即压力温度系数 π_k 低, 这就要求有尽可能低的压力指数 n 和温度系数 σ_p 。

实验研究表明, 推进剂的 n 值低, σ_p 值也低。例如, 平台火药不仅在平台区域内的 n 值低, 而且 σ_p 值亦低; 复合药的 n 值较低, 其 σ_p 值也较低; 改性双基药的 n 值一般是高的, 其 σ_p 值也高。因此, 前述降低 n 值的方法, 也能用来降低 σ_p 值。

一般战术导弹的工作温度范围较宽, 选择推进剂时更应考虑这一要求, 因此宜采用复合药或一些 n 值和 σ_p 值都低的双基药。

8. 推进剂应具有良好的燃烧特性

(1) 推进剂的侵蚀燃烧效应低 在装填系数固定时, 推进剂侵蚀燃烧效应愈强烈, 初始压力峰愈高, 发动机的结构重量愈大。相反, 推进剂的侵蚀燃烧效应低时, 则装填系数可以增大, 从而设计出质量比高的发动机。

推进剂的侵蚀燃烧效应可用许多经验公式来表达。例如, 用勒努瓦-罗比拉得 (Lenoir-Robillard) 公式表达时,

$$r = ap^n + \frac{\alpha}{x^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}}{A_p} \right)^{0.8} \exp \left(- \frac{\beta r \rho_p A_p}{\dot{m}} \right) \quad (1-15)$$

式中 α 、 β ——侵蚀燃烧参数；
 x ——距药柱前端的距离；
 A_p ——通气面积；
 \dot{m} ——燃气质量秒流量。

上式右边第二项表征侵蚀燃烧效应引起的燃速增量。各种推进剂的侵蚀燃烧参量可以通过实验测出。

实验研究表明，推进剂的火焰温度愈高，侵蚀燃烧效应愈低。火焰温度低于3000K的所有推进剂都有明显的侵蚀燃烧效应。同时，燃速愈低，侵蚀效应也愈明显。

(2) 推进剂正常燃烧的临界压力低 固体推进剂在低压下燃烧时常会出现断续燃烧（或称反常燃烧）的现象。这种非声振荡的不稳定性，随着燃烧室压力的增大，振荡频率也增大，当压力达某一定值后，便会消失。该压力称为临界压力，并以 p_{cr} 表示。显然，发动机的工作压力应该大于 p_{cr} 。因此，为使发动机结构质量小，所选用的推进剂应该具有尽量低的临界压力。

推进剂的临界压力与推进剂的配方、初温和通气参量（或特征长度）等有关。

双基药的临界压力一般较高（4~6兆帕），因此，采用一般双基药的发动机皆具有较高的工作压力。复合药的临界压力低，一般在3兆帕以下，因此，这种发动机工作压力也低，壳体重量轻。改性双基药的临界压力接近于复合药，比一般双基药低。

(3) 推进剂具有良好的燃烧稳定性 一些推进剂在一定的工作条件下会发生振荡燃烧，它会使发动机内弹道性能变坏，并造成燃烧室超载和导弹系统的振动。

振荡燃烧的出现与否与推进剂有密切关联。为此，必须对推进剂的燃烧稳定性加以评定。可以通过T形燃烧器的实验研究，测定推进剂在各种频率范围和工作压力范围内的响应函数，来相对地评定推进剂的燃烧稳定性。实验研究表明，在推进剂中加入金属粉末或金属氧化物对振荡燃烧有抑制作用。因此，对于复合推进剂、改性双基推进剂来讲，可以通过改变铝粉的含量及其颗粒大小来改善燃烧稳定性。

4. 推进剂应具有足够的力学特性

力学特性包括延伸率、抗拉强度、抗压强度和松弛模量等。推进剂应具有的延伸率、抗拉强度和松弛模量等可由药柱结构完整性分析来确定。

对于铸装式发动机来讲，如果抗拉强度不太低，力学特性中主要考虑延伸率；对于自由装填式发动机，如果延伸率不太低，则力学特性中主要考虑抗压强度。显然，推进剂的延伸率在低温下最低，而机械强度则在高温下最低。因此，应以低温下的延伸率和高温下的机械强度来评定推进剂的力学特性。国外生产的各种推进剂的力学特性见表1-17。

由表1-17可见，双基药和改性双基药（未交联的）的低温延伸率是低的，但高温下具有高的机械强度。复合药在低温下通常具有相当高的延伸率，但高温下的机械强度却较低。

在复合药中，CTPB和IITPB推进剂具有优异的力学特性，在低温下延伸率往往也超过25%，在高温下仍有相当高的机械强度。PBAN、PS推进剂具有相近的力学性

表1-17 推进剂的力学特性

推进剂	σ_{ms}/ϵ_m (兆帕/%)		
	低 温	室 温	高 温
DB	31.7/1.5(-51℃)	13.1/40(+25℃)	3.24/60(+71℃)
DB/AP/Al	19.0/4.5(-51℃)	2.65/48(+25℃)	0.98/45(+49℃)
DB/AP-HMX/Al	16.4/2.7(-51℃)	1.18/50(+25℃)	0.39/33(+49℃)
PVC/AP	—	0.53/175(+25℃)	—
PS/AP	4.02/11(-46℃)	1.18/85(+25℃)	0.78/70(+66℃)
PS/AP/Al	2.06/14(-46℃)	0.78/33(+25℃)	0.69/42(+66℃)
PU/AP/Al	8.04/5(-51℃)	0.69/41(+25℃)	0.49/33(+82℃)
PU/AP/Al	3.24/30(-51℃)	0.69/67(+25℃)	0.29/31(+82℃)
PBAA/AP/Al	3.43/13(-46℃)	0.49/33(+25℃)	0.29/31(+66℃)
PBAN/AP/Al	—	0.69/29(+25℃)	—
CTPB/AP/Al	2.57/26(-46℃)	0.88/57(+25℃)	0.69/75(+54℃)
CTPB/AP/Al	4.8/43(-57℃)	1.18/43(+25℃)	0.78/41(+77℃)
CTPB/AP/Be	4.8/20(-57℃)	1.18/30(+25℃)	0.88/30(+77℃)
PU/AP/Be	—	0.49/88(+25℃)	—

能, PU 推进剂由于其玻璃化温度高, 低温性能稍差。

5. 推进剂应具有良好的物理、化学安定性

双基药和改性双基药都加入了中定剂, 以改进其长期贮存的化学安定性, 通常它们有良好贮存特性。复合药化学安定性稍差。

改性双基药的热安定性不如复合药。在复合药中, CTPB 推进剂即使在高温下仍有良好的安定性。

双基药对水和潮湿环境不敏感。某些复合药如 PS、PU 推进剂遇水降解, 而 PBAN 和 CTPB 推进剂则对此不够敏感。

6. 推进剂应具有最小的危险性

双基药和改性双基药的危险性属于同一类, 它们通常具有燃烧性能, 但可以引爆。而且, 其主要成分之一是硝化甘油, 它是一种烈性炸药, 在生产过程中危险性较大。

复合药安全性优于双基药。它们通常只具有燃烧性能。然而, 其氧化剂过氯酸铵有可能发生爆轰反应。

含铍的推进剂燃烧产物有剧毒, 通常只有在远程导弹的末级上考虑采用。

双基药和改性双基药冲击感度高, 而复合药冲击感度低。但复合药的摩擦感度却高于双基药。

7. 推进剂的生产经济性好

推进剂的费用与原材料成本、工艺方法、工艺过程中所需的质量控制、工艺设备、以及国家的工业基础等有关。双基药可以大量、连续生产, 在我国有长期生产的工业基础。因此, 它的价格通常比复合药低。

以上是选择推进剂的一般原则。除此以外, 在选择推进剂时还可能提出无烟、使无线电波衰减减小、易于点燃等要求。

必须指出, 每一种推进剂都难以同时满足上述全部要求。只能根据主要要求来选择

推进剂。例如，对于需求量大的各种小型导弹和野战火箭，生产经济性要求往往是考虑的主要因素。

综上所述，双基药具有如下特点：(1) 可连续、大量生产；(2) 机械强度高；(3) 火焰温度低；(4) 长期贮存有良好的安定性；(5) 对潮湿环境不敏感；(6) 性能再现性好。因此，在各种小型发动机和野战火箭上得到了最广泛的应用。

复合药具有如下特点：(1) 能量特性比较高，实际比冲目前达到 230~250 秒，密度在 1.75 克/厘米³左右；(2) 可直接浇注在燃烧室壳体内，因而能够制造出大直径的药柱；(3) 燃速可以在较宽的范围内调节；(4) 火焰温度比双基药高，但比改性双基药低，在 3100~3200℃左右，易于解决材料问题；(5) 压力指数和温度系数都较低，使发动机在不同使用温度下性能变动小；(6) 临界压力低，使燃烧室压力低，壳体轻；(7) 推进剂在低温下仍有相当好的力学特性等等。因此，它在各类战术导弹和远程战略导弹上获得了广泛的应用。

改性双基药具有如下特点：(1) 优异的能量特性；(2) 燃速较高，可以调节；(3) 低温力学特性较差，但加入交联剂可以得到改进。因此，它适用于环境温度可以控制的战略武器上，特别是用于多级火箭的后两级发动机上。例如，民兵导弹 I、II 的第三级，北极星导弹 A₂、A₃ 的第二级，海神导弹的第二级等都采用改性双基药。

最后应该指出，若在装药设计时发现所选推进剂的能量特性、内弹道特性或力学特性不能满足设计要求时，还需要重新选择推进剂。

§ 1-4 发动机主要设计参量的选择

发动机的主要设计参量包括发动机直径、工作压力和膨胀比等。

一、发动机直径的选择

对于固体火箭和导弹，一般说来，发动机直径即燃烧室直径，亦即弹体直径。导弹总体设计者根据全弹的综合考虑（例如考虑导弹弹体的结构刚度、气动外形、发射条件等），往往将发动机直径限制在一定范围内。发动机设计者可以在此范围内，以发动机的最优设计原则选择直径。下面讲述根据发动机结构质量最小的原则来选择发动机的直径。

发动机的结构质量为

$$m_m = m_c + m_n + m_i + m_{i_{gs}} + m_a \quad (1-16)$$

式中 m_c ——燃烧室壳体质量；

m_n ——喷管质量；

m_i ——绝热层和包覆层质量；

$m_{i_{gs}}$ ——点火器质量；

m_a ——其它零件质量。

由于发动机直径 D 对 m_n 影响不大， m_i 、 $m_{i_{gs}}$ 、 m_a 与 m_c 相比又较小，故忽略之。于是，只要找出燃烧室壳体质量 m_c 与直径 D 的关系即可。

在初步估算时，可以将燃烧室壳体简化为一个两端为平板形封头的圆筒体，后端平板上有面积等于装药初始通气面积 A_p 的开口，且燃烧室长度等于装药长度 L ，两端平

板厚度等于燃烧室壳体壁厚 δ ，如图 1-17 所示。

燃烧室壳体的质量为

$$m_c = 2\pi R \delta L \rho_m + 2\pi R^2 \delta \rho_m - A_p \delta \rho_m \quad (1-17)$$

式中 R ——燃烧室壳体半径；

ρ_m ——燃烧室壳体材料密度；

δ ——壁厚；

L ——燃烧室壳体（或装药）长度；

因为

$$\delta = \frac{\varphi p_{\max} R}{[\sigma]}$$

$$L = \frac{V_p}{\pi R^2 - A_p}$$

故

$$m_c = \frac{\varphi p_{\max} \rho_m}{[\sigma]} \left(\frac{2\pi R^2 V_p}{\pi R^2 - A_p} + 2\pi R^3 - A_p R \right) \quad (1-18)$$

图1-17 简化壳体

由式 (1-18) 可见， m_c 是 R 的函数。当 R 很大时， δ 很大，燃烧室壳体质量 m_c 大；当 R 很小时，横截面积接近于 A_p ， L 很长， m_c 也大。因此，必有一最优直径存在，此时燃烧室壳体的质量最小。下面来求这个最优直径 R^* 。

将式 (1-18) 对 R 求导数，并令其等于零，可得

$$(6\pi R^{*2} - A_p)(\pi R^{*2} - A_p)^2 = 4\pi R^* A_p V_p \quad (1-19)$$

式中 R^* ——在某一装药量和通气面积下，能保证发动机质量最小的燃烧室壳体半径。

式 (1-19) 是关于 R^* 的六次方程，可以采用迭代法求解，结果如图 1-18 所示。已知 V_p 和 A_p ，即可由该图查出 R^* 值（厘米）。

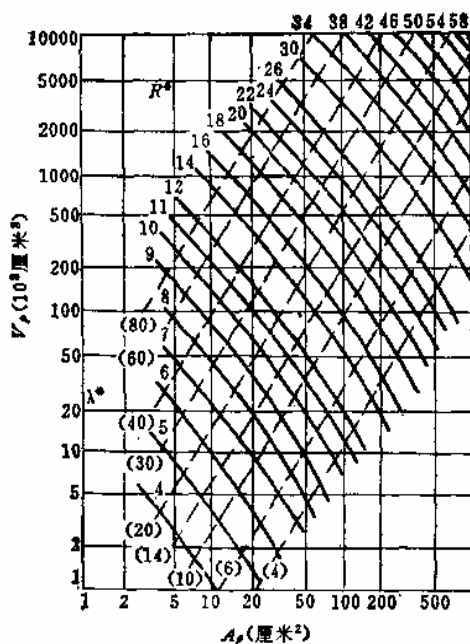


图1-18 R^* 与 V_p 、 A_p 的函数关系

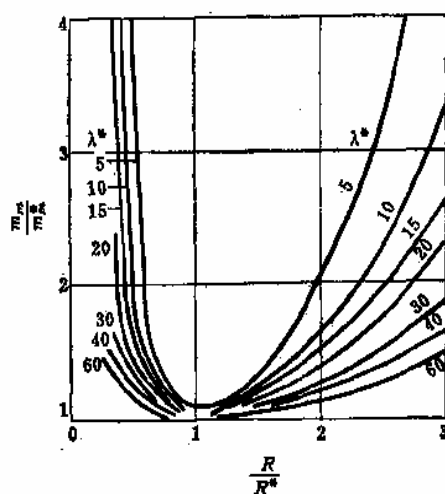


图1-19 m/m^* 与 λ^* 、 R/R^* 的关系

求得 R^* 后, 再由下式求出最优长径比 λ^* :

$$\lambda^* = \frac{L^*}{R^*} = \frac{V_p}{(\pi R^{*2} - A_p) R^*} \quad (1-20)$$

其结果也示于图 1-18 中。

图 1-19 列出了 $R \approx R^*$ 时, 发动机结构质量 m_m 与最小的结构质量 m_m^* 之比值的變化。从图中可见, 当 λ 较小时, 半径 R 偏离其最优值 R^* , 会使结构质量 m_m 增加很多。因此, 长径比 λ 较小的发动机最好选用最优半径 R^* , 长径比 λ 较大的发动机的半径可以偏离其最优值。

二、发动机工作压力的选择

发动机的工作压力即燃烧室压力, 它也是一个主要设计参量。压力的高低不仅影响到发动机工作是否正常与稳定, 而且影响到发动机比冲的大小、发动机工作时间、装药尺寸及发动机的结构质量等等。通常可以按照如下原则来选择发动机工作压力,

1. 要保证推进剂能正常燃烧

在确定压力时, 首先必须保证推进剂在燃烧室内能够正常燃烧。为此, 发动机工作时可能出现的最小平衡压力应高于或等于该推进剂在最低使用温度下的临界压力, 亦即

$$p_{\text{eqmin}} \geq p_{\text{cr}}(-T_{\text{eq}}) \quad (1-21)$$

这是首先要保证的基本条件。

各种推进剂的临界压力是不同的。临界压力的大小还与初温和特征长度 L^* 等有关。初温高, 临界压力低; 初温低, 则临界压力高。特征长度小, 则燃气在燃烧室内停留时间短, 临界压力高。临界压力与特征长度存在如下关系:

$$p_{\text{cr}}^2 L^* = \text{const.} \quad (1-22)$$

式中 n —— 燃速压力指数。

通常, 采用一般双基药的发动机, 其临界压力较高, 约为 4~6 兆帕 (或 40~60 千克力/厘米²); 而采用复合药的发动机, 其临界压力较低, 约为 2~3 兆帕 (或 20~30 千克力/厘米²), 甚至更低。

2. 要使重量比冲尽可能大

工作压力对发动机的重量比冲有很大影响。提高压力, 一方面能抑制燃烧的离解反应, 使比冲增大, 这在总冲量限定的情况下会使推进剂重量减小, 从而使发动机重量减小, 另一方面会使燃烧室壳体的壁厚增大, 从而使发动机重量增大。因此, 必有一压力值存在, 在该压力下发动机重量最轻或重量比冲最大。此压力值称为最优工作压力。

由式 (1-16) 得知, 发动机总质量为

$$m = m_p + m_m = m_p + m_c + m_n + m_s + m_{ig} + m_a \quad (1-23)$$

式中 m_p —— 推进剂质量 (或装药量)。

在一般情况下, 工作压力对喷管质量 m_n 影响不大, 其它结构质量 m_c 、 m_s 、 m_{ig} 也可以认为与工作压力无关。于是, 最优工作压力的条件为

$$\left(\frac{dm}{dp_c} \right)_i \approx \left(\frac{dm_c}{dp_c} + \frac{dm_p}{dp_c} \right)_i = 0 \quad (1-24)$$

因推进剂质量 $m_p = I / (I_{sp} g)$, 于是

$$\left(\frac{dm_p}{dp_c} \right)_i = - \frac{I}{g I_{sp}^2} \frac{dI_{sp}}{dp_c} = - \frac{m_p}{I_{sp}} \frac{dI_{sp}}{dp_c} \quad (1-25)$$

将上式代入式 (1-24), 得

$$\frac{1}{m_p} \left(\frac{dm_s}{dp_s} \right)_i - \frac{1}{I_{sp}} \frac{dI_{sp}}{dp_s} = 0 \quad (1-26)$$

求解方程 (1-26) 便可得到工作压力的最优值。这个方程用解析法求解是很困难的, 可用作图法近似求解。如图 1-20 所示, 给定一系列工作压力 p_s , 分别算出燃烧室壳体质量 m_s 和装药量 m_p , 然后绘出 m_s-p_s 和 m_p-p_s 曲线, 再将它们叠加起来得到 $(m_s+m_p)-p_s$ 曲线, 此曲线上极小值所对应的压力, 即为方程 (1-26) 的解, 也就是在某一总冲和燃烧室壳体直径下能保证发动机重量比冲最大的工作压力 p_s^* 。由图 1-20 可见, 壳体材料强度越大, 最优工作压力就越高。

采用一般双基推进剂的发动机, 由于其比冲随压力增加得很小, 使推进剂重量随压力的提高而减小得甚微, 故压力越低, 发动机重量越小, 其最优工作压力接近于临界压力。因此, 对于这种发动机, 通常选取其低温下的工作压力值接近但略高于其临界压力值, 以保证燃烧的稳定。

采用复合推进剂各类发动机, 最优工作压力比临界压力高, 大致在 3~8 兆帕 (30~80 千克力/厘米²) 范围内。对于高空工作的发动机, 因外界近似真空状态, 故喷管的出口压力低, 最优工作压力也就偏低; 而对于低空工作的助推器或第一级发动机则偏高。

3. 要考虑工作时间的要求

为了提高射击的密集度, 对一些野战火箭、反坦克火箭的发动机往往提出工作时间很短的要求, 显然, 此时应选用高燃速的推进剂和薄肉厚的药柱。但当采取了这些措施还不能满足要求时, 就不得不以提高工作压力来缩短其工作时间。这对室壁较厚的小直径火箭弹是允许的。

除上述选择原则外, 对于平台火药, 所选取的工作压力还应在平台区域内, 否则, 燃烧性能会迅速变坏。对于在某压力区内易发生不稳定燃烧的推进剂, 选取压力时应避开该压力区。

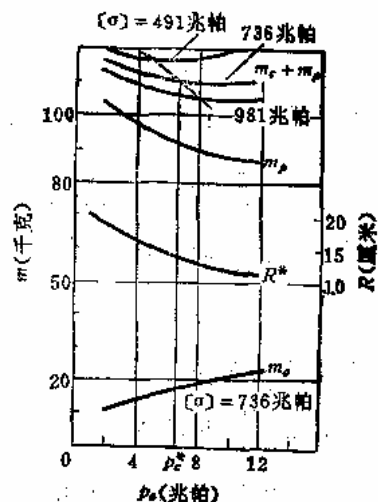


图1-20 压力对质量的影响

三、喷管膨胀比的选择

喷管膨胀比是指喷管出口面积 A_e 与喷管临界截面面积 A_t 的比值, 即 $\varepsilon_A = A_e/A_t$, 或喷管出口直径 d_e 与临界截面直径 d_t 之比, $\varepsilon_A = d_e/d_t$ 。由喷管理论可知, 只要在喷管扩张段内不产生激波和气流分离, 则当膨胀比一定时, 压力比 p_e/p_s 也是一定的。所以膨胀比的选择, 实质上也是在某一工作压力 p_s 下确定喷管出口压力 p_e 的问题。膨胀比也是发动机的一个主要设计参量, 它影响着发动机的比冲及其结构质量。选择膨胀比应按以下原则:

1. 发动机推力或比冲最大

对于一些低空飞行的导弹, 如反坦克火箭和导弹、助推器和低空防空导弹等, 它们

的工作高度变化不大。由固体火箭发动机原理课程得知：当发动机工作高度一定（即外界大气压力 p_e 一定）时，获得最大推力或最大比冲的条件是使 p_e 与 p_s 相等，即喷管处于完全膨胀状态下工作。故对这类工作高度变化不大的发动机，应取 $p_e = p_{s0}$ 。

对于工作高度变化比较大的导弹，相应的 p_e 变化也较大。低空时，喷管常处于过膨胀状态 ($p_e < p_s$)；高空时，喷管又处于欠膨胀状态 ($p_e > p_s$)。由于 p_e 的变化，发动机的推力 F 也就相应发生变化，此时，在发动机工作时间 t_s 内的平均推力为

$$\bar{F} = \frac{1}{t_s} \int_0^{t_s} F dt \quad (1-27)$$

显然，对这类工作高度变化大的发动机，其喷管膨胀比（或喷管出口压力）应使该平均推力 \bar{F} 最大。

将推力公式 $F = \dot{m}v_s + A_e(p_s - p_e)$ 代入上式，并考虑到在 p_e 、 A_e 确定之后，质量流量 \dot{m} 是恒定的，且喷管出口截面上的参数 A_e 、 v_s 和 p_s 等均与时间无关。于是，

$$\bar{F} = \dot{m}v_s + A_e p_s - \frac{A_e}{t_s} \int_0^{t_s} p_s dt$$

将上式对 p_s 求导，并令 $d\bar{F}/dp_s = 0$ ，得

$$\dot{m} \frac{dv_s}{dp_s} + A_e + p_s \frac{dA_e}{dp_s} - \frac{A_e}{t_s} \frac{d}{dp_s} \left(\int_0^{t_s} p_s dt \right) - \frac{1}{t_s} \int_0^{t_s} p_s dt \frac{dA_e}{dp_s} = 0 \quad (1-28)$$

由理想气体一维稳定流动的伯努利方程得知，

$$v_s dv_s = - \frac{dp_s}{\rho_s}$$

故

$$\frac{dv_s}{dp_s} = - \frac{1}{\rho_s v_s}$$

把连续方程 $\dot{m} = \rho_s v_s A_e$ 代入上式，得

$$\dot{m} \frac{dv_s}{dp_s} = - A_e$$

因 $\int_0^{t_s} p_s dt$ 与压力 p_s 无关，

$$\frac{d}{dp_s} \left(\int_0^{t_s} p_s dt \right) = 0$$

于是，式 (1-28) 变为

$$\frac{dA_e}{dp_s} \left(p_s - \frac{1}{t_s} \int_0^{t_s} p_s dt \right) = 0$$

其中， $dA_e/dp_s \neq 0$ ，故得

$$p_s = \frac{1}{t_s} \int_0^{t_s} p_s dt = \bar{p}_s \quad (1-29)$$

由式 (1-29) 可知，当 p_s 和 A_e 确定后，在发动机工作高度变化时所选的膨胀比，应该使喷管出口压力等于该级火箭发动机工作时间内外界压力的平均值。

若已知火箭飞行高度随时间的变化，可根据 p_s 随高度的变化而得到 p_s 随时间 t 的变化，从而求得 \bar{p}_s 。对于多级火箭，由图 1-21 可见，只有第一级火箭，其 p_s 变化较大，可用上述方法选取 p_s ，而对于第二级和第三级火箭，它们已在大气层外飞行，故

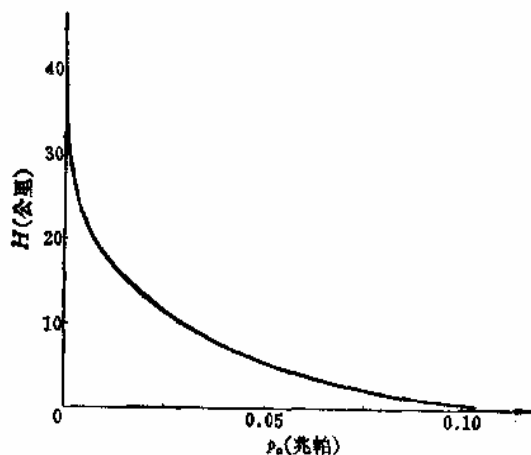
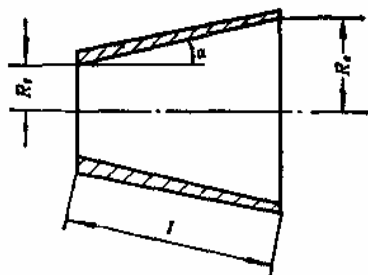
图1-21 大气压力 p_a 随高度 H 的变化

图1-22 喷管的锥形扩张段

$p_a \approx 0$, 此时若根据推力最大的原则选取喷管膨胀比时, 则应使其出口压力 $p_e \approx 0$, 这就意味着所选膨胀比将很大, 喷管也将很大、很重。

2. 发动机重量比冲最大

为了克服按推力最大原则选取喷管膨胀比的弊病, 采用重量比冲最大的原则来确定膨胀比则更为合理。

在欠膨胀工作情况下, 当喷管膨胀比增大时, 比冲增大, 喷管重量亦增大。前者使重量比冲增大, 后者使重量比冲减小。可见, 必然存在一个最优膨胀比 ε_A^* (或 ε_A^*), 能使发动机重量比冲最大。或者说, 在总冲一定时, ε_A^* (或 ε_A^*) 能使发动机质量最小。可以利用图解法求得这个最优的膨胀比, 其求解步骤如下:

(1) 计算喷管质量 m_n 随膨胀比 ε_A 的变化 在喷管质量中, 主要是扩张段的质量随膨胀比而变化。如图 1-22 所示, 设喷管扩张段为锥形, 其扩张半角为 α , 则扩张段的表面积为

$$A = \pi (R_e + R_i) l = \frac{\pi R_e^2 - \pi R_i^2}{\sin \alpha} = \frac{1}{\sin \alpha} (A_e - A_i) = \frac{A_i}{\sin \alpha} (\varepsilon_A - 1) \quad (1-30)$$

喷管扩张段的质量可近似地写成

$$m_n' = \frac{1}{\sin \alpha} A_i (\varepsilon_A - 1) \bar{\delta}_n \rho_n \quad (1-31)$$

式中 $\bar{\delta}_n$ ——喷管扩张段壳体平均壁厚;

ρ_n ——喷管扩张段壳体材料的密度。

由式 (1-31) 算出 m_n' , 加上喷管上不随 ε_A 变化的其它部分的质量, 就可以求出相应的喷管质量 m_n 。显而易见, m_n 随 ε_A 线性地增大。

(2) 计算装药量 m_p 随膨胀比 ε_A 的变化 由固体火箭发动机原理课程已知,

$$m_p = \frac{I}{g I_{sp}} \quad (1-32)$$

$$g I_{sp} = C^* \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_i} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \right\} \quad (1-33)$$

$$\varepsilon_A = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{\sqrt{\left(\frac{p_e}{p_a}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_e}{p_a}\right)^{\frac{k+1}{k}}}} \quad (1-34)$$

当推进剂选定后, 式(1-33)中的特征速度 C^* 、绝热指数 k 及取决于 k 的系数 Γ 均为已知。式(1-33)中的 p_a 值则可按如下方法选取: 当发动机在 30 公里以下的高度工作时, p_a 取其工作时间内大气压力的平均值; 当发动机在 30 公里以上高度工作时, 取 $p_a \approx 0$ 。给出一系列 p_e/p_a 值, 由式(1-34)计算相应的 ε_A 值。再由式(1-33)求得相应的 I_{sp} 。于是, 进而由式(1-32)求得各 ε_A 值所对应的 m_{p0} 。

(3) 最后, 计算发动机质量 m 随膨胀比 ε_A 的变化由 $m-\varepsilon_A$ 曲线取极小值即得 ε_A^* 。

由图 1-23 可以看出, $\varepsilon_A^* < \varepsilon_{A, p_{max}}$, 即 $p_e^* > p_{a0}$ 。只有当喷管质量 m_p 占发动机结构质量 m_m 很小部分时, $\varepsilon_A^* \approx \varepsilon_{A, p_{max}}$, 即 $p_e^* \approx p_{a0}$ 。通常, 喷管质量为发动机结构质量的 10~20%, 有的甚至高达 30~50%。因此, 在选择膨胀比时不能简单地追求比冲或推力最大, 而应该力求使重量比冲最大。

3. 在低空和低温工作条件下喷管内不出现激波和气流分离

在低空和低温工作条件下, 由于推进剂性能对温度敏感, 发动机工作压力较低, 而外界压力较高。此时, 当膨胀比选得较大时, 喷管内会出现过膨胀, 引起激波甚至气流分离, 造成能量损失。为保证不出现气流分离现象, 通常限制 $p_{e, min}/p_a \geq 0.3 \sim 0.4$ 。

应该指出, 在选择膨胀比时, 还要考虑发动机结构的限制。例如, 对于单喷管, 其喷管出口直径一般不得大于发动机直径; 对于多喷管, 要防止喷管出口截面互相干扰。

上面是选取膨胀比的一般原则。因为 ε_A^* 的计算比较麻烦, 在初步设计阶段可参考同类产品, 凭经验选择。例如, 第一级火箭和低空工作发动机的膨胀比 $\varepsilon_A = 4 \sim 10$, 对于采用一般双基药的发动机, 由于燃烧室压力 p_c 高, 在这种膨胀比下, 出口压力 p_e 远大于 1 个大气压, 处于欠膨胀状态。显然, 对于一些高空工作的发动机, 其膨胀比应该选取得大些, 例如末级或远地点发动机可以取 $\varepsilon_A = 15 \sim 80$ 。

以上概略地讲述了发动机的几个主要设计参量的选择问题, 更详细的分析见 § 1-6。

§ 1-5 发动机热力参量和设计参量的估算

在选定推进剂后, 根据选定的工作压力和膨胀比便可以进行发动机热力参量的估算, 进而估算出发动机的装药量 m_p 、装药的燃烧面积 S 、总燃层厚 e_1 和喷喉面积 A_e 等设计参量的规定值, 以及通气参量的临界值 α^* 、 J^* 等。

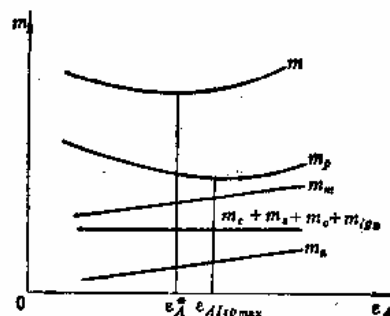


图1-23 发动机质量 m 与膨胀比 ε_A 的关系

一、发动机热力参数的估算

热力参数的估算包括: (1) 发动机理论比冲 I_{sp0} 、理论特征速度 C_0^* 、理论推力系数 C_{F0} 、燃气温度 T_g 、绝热指数 k 和燃气的热物理特性 (导热系数 λ 、粘性系数 μ 、比热 c_p) 等的估算; (2) 发动机实际比冲 I_{sp} 、实际特征速度 C^* 和实际推力系数 C_F 的估算。

关于发动机热力参数理论值的计算, 在固体火箭发动机原理课程中已讲述。在此, 只讲述实际比冲 I_{sp} 、实际特征速度 C^* 和实际推力系数 C_F 的估算问题。为此, 特做如下定义:

比冲效率: $\eta_{Isp} = I_{sp}/I_{sp0}$

燃烧室效率: $\eta_c^* = C^*/C_0^*$

喷管效率: $\eta_{ef} = C_F/C_{F0}$

于是,

$$\left. \begin{aligned} I_{sp} &= \eta_{Isp} I_{sp0} \\ C^* &= \eta_c^* C_0^* \\ C_F &= \eta_{ef} C_{F0} \end{aligned} \right\} \quad (1-35)$$

已知,

$$I_{sp} = C^* C_F / g$$

$$I_{sp0} = C_0^* C_{F0} / g$$

故

$$\eta_{Isp} = \eta_c^* \eta_{ef} \quad (1-36)$$

1. 实际特征速度 C^* 的估算

为估算出实际特征速度 C^* , 必须求得燃烧室内的各种损失。

燃烧室内的损失包括燃烧室的散热损失、金属燃烧剂燃烧不完全和化学动力学滞后损失、燃烧室内和喷管收敛段的两相流损失 (热动力学滞后损失)。其中最后一项损失通常合并并在喷管损失内。

燃烧室内的各种损失可采用如下三种方法之一求出: 经验估算法、理论估算法和实验测定法。根据现有的同类发动机的大量实验数据来估算的经验估算法是最简便的方法, 常用于初步设计阶段。实验测定法是目前最常用的可靠方法, 它是利用缩比的小型发动机 (弹道评定发动机) 进行测定的, 多用于发动机的详细设计阶段。目前只有燃烧室的散热损失可以用理论方法计算, 且它又是双基药管形药柱发动机燃烧室内的主要损失, 因此, 也只有这类发动机的燃烧室效率 η_c^* 可以利用理论估算法来估算。

下面分别讲述双基药管形药柱发动机及复合药和改性双基药内燃药柱发动机的燃烧室效率的估算:

(1) 双基药管形药柱发动机的燃烧室效率

对于这类发动机, 燃烧室的损失主要是散热损失, 并可以利用理论方法算出。

燃气对壳体的散热方式有对流热交换和辐射热交换两种。其中, 对流热交换是主要的。关于这些热交换系数的计算, 详见 § 4-7。

单位时间内燃气对燃烧室壁的热交换为

$$\dot{Q} = \frac{Q}{t} = \alpha (T_g - T_w) S_c \quad (1-37)$$

式中 α ——燃气对室壁的平均热交换系数;

T_g ——燃气温度;

T_w ——燃烧室内壁温度;

S_c ——燃烧室内壁表面积。

以 χ 表示考虑了散热损失后的能量损失修正系数,

$$\chi = \frac{\dot{m}H_0 - \dot{Q}}{\dot{m}H_0} = 1 - \frac{\dot{Q}}{\dot{m}H_0} \quad (1-38)$$

式中 \dot{m} ——发动机的质量流量;

H_0 ——燃气的理论热焓, 可取 $H_0 \approx Q_w$, Q_w 为推进剂的爆热。

在工作时间内总热量损失为

$$Q = \int_0^{t_a} \dot{Q} dt = \int_0^{t_a} \alpha (T_g - T_w) S_c dt = \bar{\alpha} (T_g - \bar{T}_w) S_c t_a \quad (1-39)$$

式中 $\bar{\alpha}$ ——工作时间内的平均热交换系数;

\bar{T}_w ——工作时间内的平均内壁温度。由于这类发动机的工作时间很短, 可取 $\bar{T}_w \approx T_0$ 。 T_0 为初温。

平均能量损失修正系数为

$$\bar{\chi} = \frac{m_p H_0 - Q}{m_p H_0} = 1 - \frac{Q}{m_p H_0} \quad (1-40)$$

式中 m_p ——推进剂的总质量。

χ 也可以利用下面的经验公式估算:

$$\chi = 1 - \frac{a}{1 + b \frac{m_i}{m_p}} \quad (1-41)$$

式中 m_i ——燃烧掉的推进剂质量;

m_p ——推进剂的总质量;

a ——常数, 对于多根药柱装药, $a = 0.16$; 对于单根药柱装药 $a = 0.30$;

b ——常数, 对于多根药柱装药, $b = 2$; 对于单根药柱装药, $b = 5$ 。

这类发动机的实验结果表明, 散热损失约为 9~10%。在厚壁的实验发动机中散热损失约为 16~18%。因此, 在初步设计阶段, 可近似地取 $\bar{\chi} = 0.9$ 。

在这类发动机中, 由于挡药板的存在和喷管附面层的影响, 使发动机有明显的流量损失。由固体火箭发动机原理课程已知, 理论质量流量为

$$\dot{m}_0 = \frac{1}{C_0^*} A_t p_s = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{R_0}{M} T_s}} A_t p_s$$

实际质量流量为

$$\dot{m} = \frac{1}{C^*} A_t p_s = \varphi_2 \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{R_0}{M} \chi T_s}} A_t p_s = \frac{\varphi_2}{\sqrt{\chi}} \frac{1}{C_0^*} A_t p_s$$

故

$$\eta_c^* = \frac{C^*}{C_0^*} = \frac{\sqrt{\chi}}{\varphi_2} \quad (1-42)$$

其中, φ_2 为喷管的流量损失系数, 可按下面的经验公式估算:

$$\varphi_2 = \left[1 - 0.31 \left(\frac{d_r}{d_s} \right)^4 \right] (1 - 0.112\beta) \quad (1-43)$$

式中 d_r —— 喷喉直径;

d_s —— 挡药板通气面的折算直径;

β —— 喷管收敛段半锥角 (弧度)。

(2) 复合药和改性双基药内燃药柱发动机的燃烧室效率 对于这类发动机, 药柱有绝热作用, 且燃烧室壳体内壁有绝热层。因此, 散热损失是不大的。由于复合药和改性双基药含有相当数量的金属燃烧剂, 这种燃烧剂的燃烧效率在很大程度上决定了这类发动机的燃烧室效率。

金属燃烧剂的燃烧效率与燃气在燃烧室内的停留时间、燃烧室压力、火焰温度、氧化剂/燃烧剂比值和金属滴的尺寸等有关。

将燃气在燃烧室内的停留时间 t_r 定义为

$$t_r = \frac{V_g \rho_g}{\dot{m}_0} = \frac{V_g \rho_g}{\frac{1}{C_0^*} A_t p_0} = \left(\frac{V_g}{A_t} \right) \left(\frac{C_0^*}{\frac{R_0}{M} T_g} \right) \quad (1-44)$$

式中 V_g —— 燃烧室自由容积。

将 $C_0^* = \sqrt{T_g R_0 / M} / \Gamma$ 代入上式, 得

$$t_r = \frac{V_g}{A_t} \frac{1}{C_0^* \Gamma^2} = L^* \frac{1}{C_0^* \Gamma^2} \quad (1-45)$$

式中

$$L^* = \frac{V_g}{A_t} \quad (1-46)$$

称为发动机的特征长度。由式 (1-45) 可见, 燃气在燃烧室内的停留时间与特征长度 L^* 成正比。

由图 1-24 可见, 停留时间 t_r 低于 10 毫秒 (L^* 小于 4 米) 时, 比冲效率 $\eta_{i,p}$ 将明显下降。常用发动机的 $L^* > 4$ 米, 但在燃烧初期 (L^* 最小), 因燃烧不完全, 能使比冲

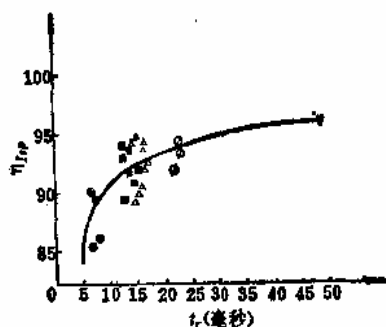


图1-24 比冲效率 $\eta_{i,p}$

与停留时间 t_r 的关系

⊙——0.4536 千克发动机; □——1.814 千克发动机; △——4.536 千克发动机; ◇——22.68 千克发动机; ▽——158.76 千克发动机。

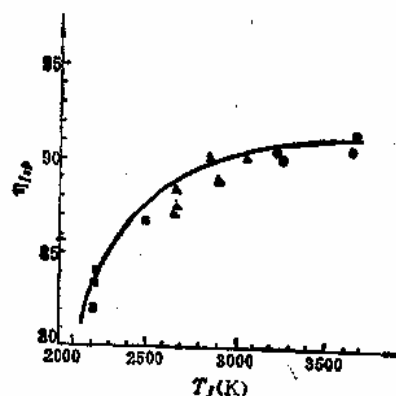


图1-25 比冲效率 $\eta_{i,p}$ 与火

焰温度 T_f 的关系 ($O/F = 1.0$)

⊙——23.4% Al;
△——18.0% Al;
□——13.6% Al.

I_{sp} 降低 5%，或更大些。

火焰温度 T_f 愈高，燃烧效率愈高，比冲效率也愈高。这是因为铝粉表面氧化膜的熔点为 2820K，为点燃铝粉，并有较好的燃烧效率，火焰温度应远高于上述温度，且火焰温度愈高，燃烧效率也愈高。由图 1-25 可见，含铝粉推进剂的火焰温度应在 3200K 以上才能有比较好的燃烧效率。

燃烧室压力 p_c 愈高，燃烧反应加速，同时它使火焰温度增高和金属燃烧剂滴的尺寸减小，这些因素都使燃烧效率增高，从而使比冲效率增大。

金属燃烧剂在装药燃烧表面上熔化，并被喷射到表面附近燃烧。金属滴的尺寸愈小，燃烧愈快，燃烧效率愈高。而金属滴的尺寸又与推进剂的燃速、工作压力、氧化剂颗粒大小和金属燃烧剂颗粒大小等因素有关。

由以上分析可见，影响金属燃烧剂燃烧效率的因素有许多，且很复杂。因此，目前关于燃烧效率还没有有效的理论计算法可资利用，只能依靠实验测定或经验估算。下面介绍一种在大量现有发动机实验数据的基础上总结得到的经验公式^[23]。

人们在实验中发现，在低燃速、低压和小 L^* 的条件下，金属燃烧剂的燃烧效率是低的。但通常在发动机设计中已保证有足够大的 L^* ，因而它一般并不影响发动机的燃烧效率。然而，燃速对燃烧效率的影响却很大，它影响着熔化的金属滴的尺寸及其加热速率。燃速愈高，药柱表面燃气排出速度愈快，表面上的已熔化的金属液滴被高速燃气喷出表面，并被细化，同时有很快的加热速率，从而使金属滴的燃烧效率提高。压力的影响也可以通过燃速表现出来，压力愈高，燃速愈大，燃烧效率愈高。于是，燃烧室效率 η_{cs} 可表示为燃速 r 的函数：

$$\eta_{cs} = \left[K + \frac{10-a}{10} (1-K) \right] bc \quad (1-47)$$

式中 K ——与燃速有关的常数，不同燃速下的 K 值如表 1-18 所示；

a ——金属燃烧剂铝的含量（%）；

b ——考虑燃烧室壳体散热损失的修正系数；

c ——考虑粘合剂影响的修正系数。

当铝含量低于 10% 时，由于铝的凝聚效应降低，铝滴尺寸小，燃烧效率增大，因此

表 1-18 燃速 r 与常数 K 的关系

燃速 r (毫米/秒)	K	燃速 r (毫米/秒)	K
2.79	0.914	12.70	0.986
3.05	0.931	15.24	0.989
3.30	0.940	17.78	0.991
3.56	0.946	20.32	0.992
3.81	0.951	22.87	0.993
4.06	0.956	25.40	0.994
4.32	0.960	30.48	0.996
4.57	0.964	35.56	0.997
4.83	0.967	40.64	0.998
5.08	0.970	45.72	0.999
7.62	0.977	大于 50.8	1.000
10.16	0.982		

在上式中用方括号内的第二项予以修正。当铝含量超过 10% 时, 取 $\alpha = 10$, 则此项为零。

对于有绝热层的发动机, 可以认为无散热损失, 取 $b = 1$; 对于无绝热层的发动机, 试验研究表明, 有 1% 的散热损失, 取 $b = 0.99$ 。

对于 PBAA、PBAN 推进剂, $c = 1.006$; 对于 CTPB 推进剂, $c = 1.000$; 对于 HTPB 推进剂, $c = 1.003$; 对于 PU 推进剂, $c = 0.992$; 对于 DB 推进剂, $c = 0.998$ 。

应该指出, 当用上面经验公式计算出的 η_{c*} 大于 1 时, 则取 $\eta_{c*} = 1$ 。

在求得 η_{c*} 之后, 由式 (1-35) 可求得实际特征速度 C^* 。

2. 实际推力系数 C_F 的估算

为估算发动机的实际推力系数 C_F , 必须知道喷管内的各种损失。

喷管内的损失包括气流扩张损失、两相流损失 (热动力学滞后损失)、化学动力学滞后损失、边界层损失 (包括散热损失和摩擦损失) 等。除此以外, 若采用潜入式喷管, 还会有潜入损失; 若有推力矢量控制装置时, 通常会引起轴向推力损失; 若喷管轴线与发动机轴线不一致时, 也会引起推力损失; 若喷管设计不当, 还会出现气流分离损失; 以及喷管烧蚀时, 会引起膨胀比减小, 从而也引起推力损失等等。

对于一些小型发动机和各种助推器, 多采用能量特性低的双基药和简单的锥形喷管。在这种情况下, 喷管的损失可以用简单的方法进行估算:

设喷管采用一般锥形喷管, 扩张段半锥角为 α 。由固体火箭发动机原理课程得知, 气流扩张损失系数为

$$\lambda = -\frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (1-48)$$

边界层引起的气流速度损失系数和流量损失系数分别以 φ_1 、 φ_2 表示。通常, 可取 $\varphi_1 = 0.93$, φ_2 可按上述经验公式 (1-43) 估算。采用双基药时, 两相流损失很小, 可以忽略。由于这类发动机的喷管膨胀比一般较小, 喷管短, 通常在计算理论比冲时多按冻结流动计算, 因此, 在喷管效率 η_{cf} 中不再考虑化学动力学滞后损失。于是, 这类发动机的喷管效率 η_{cf} 可简单地用下式估算:

$$\eta_{cf} = \lambda \varphi_1 \varphi_2 \quad (1-49)$$

在一般情况下, 喷管效率 η_{cf} 利用如下公式计算:

$$\begin{aligned} \eta_{cf} = \frac{C_F}{C_{F0}} &= 1 - \frac{\Delta C_F}{C_{F0}} = 1 - \left(\frac{\Delta C_{F_{div}}}{C_{F0}} + \frac{\Delta C_{F_{kin}}}{C_{F0}} + \frac{\Delta C_{F_{bl}}}{C_{F0}} \right. \\ &\quad \left. + \frac{\Delta C_{F_{tp}}}{C_{F0}} + \frac{\Delta C_{F_{sub}}}{C_{F0}} + \dots \right) \\ &= 1 - (\eta_{div} + \eta_{kin} + \eta_{bl} + \eta_{tp} + \eta_{sub} + \dots) \end{aligned} \quad (1-50)$$

式中 $\eta_{div} = \Delta C_{F_{div}}/C_{F0}$, 为气流扩张损失;

$\eta_{kin} = \Delta C_{F_{kin}}/C_{F0}$, 为化学动力学滞后损失;

$\eta_{bl} = \Delta C_{F_{bl}}/C_{F0}$, 为边界层损失;

$\eta_{tp} = \Delta C_{F_{tp}}/C_{F0}$, 为两相流损失;

$\eta_{sub} = \Delta C_{F_{sub}}/C_{F0}$, 为潜入损失。

气流扩张损失为

$$\eta_{div} = 1 - \lambda \quad (1-51)$$

对于锥形喷管, λ 按式 (1-48) 计算; 对于特型喷管可按下面的公式近似估算:

$$\lambda = \frac{1}{2} \left[1 + \cos \left(\frac{\alpha + \alpha_e}{2} \right) \right] \quad (1-52)$$

式中 α —— 喷管扩张段入口型面处的半锥角;

α_e —— 喷管出口型面处的半锥角, 如图

1-26 所示。

于是, 对于特型喷管:

$$\eta_{div} = \frac{1}{2} \left[1 - \cos \left(\frac{\alpha + \alpha_e}{2} \right) \right] \quad (1-53)$$

对于锥形喷管:

$$\eta_{div} = \frac{1}{2} (1 - \cos \alpha)$$

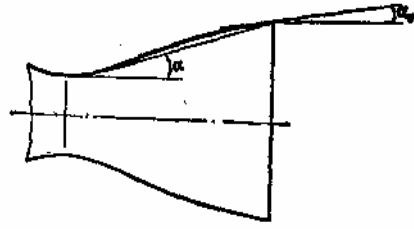


图1-26 特型喷管的半锥角 α 和 α_e

一些研究表明, 化学动力学滞后损失可以近似地认为是理论平衡流比冲 I_{sp0} 与理论冻结流比冲 I'_{sp0} 之差与理论平衡流比冲 I_{sp0} 之比的 1/3, 亦即

$$\eta_{kin} = \frac{1}{3} \left(1 - \frac{I'_{sp0}}{I_{sp0}} \right) \quad (1-54)$$

压力增大时, 喷管内的燃气流动更接近于平衡流动, 故在喷管入口压力 $p > 1.38$ 兆帕时, 做如下修正:

$$\eta_{kin} = \frac{1}{3} \left(1 - \frac{I'_{sp0}}{I_{sp0}} \right) \left(\frac{1.38}{p} \right) \quad (1-55)$$

式中 p —— 喷管入口压力 (兆帕)。

边界层损失包括散热损失和摩擦损失。可用下面经验公式估算:

$$\eta_{bl} = c_1 \frac{p^{0.8}}{d_t^{0.2}} [1 + 2 \exp(-c_2 p^{1.8} t / d_t^{0.2})] [1 + 0.016(\epsilon_A - 9)] \quad (1-56)$$

式中 p —— 喷管入口压力 (兆帕);

d_t —— 喷喉直径 (厘米);

t —— 时间变量 (秒);

ϵ_A —— 喷管膨胀比;

c_1, c_2 —— 常数。对于常用喷管 $c_1 = 0.00236$, $c_2 = 0.06052$; 对于薄壁钢喷管 $c_1 = 0.00327$, $c_2 = 0$ 。

上式方括号内的指数项表征散热损失随时间的变化。工作初期喷管壁温低, 散热损失大。由上式可见, 工作初期 ($t = 0$) 的损失约为后期 ($t \rightarrow \infty$) 的三倍。

上式后面的方括号, 反映喷管的摩擦损失。随着喷管膨胀比增大, 喷管表面积加大, 摩擦损失增大, 从而使边界层损失增大。然而, 对于膨胀比 ϵ_A 低于 9 的喷管, 边界层损失主要是散热损失, 此括号项值等于 1。

两相流损失是由于燃气中凝固相的温度滞后和速度滞后引起的损失。对于采用复合推进剂和改性双基推进剂的发动机, 与其它损失相比, 两相流损失是最大的。显然, 两相流损失与燃气中凝固相的浓度和颗粒大小有关, 浓度和颗粒尺寸愈大, 两相流损失愈

大。除此以外，还与发动机推力大小有关，推力愈大，喷喉直径 d_t 也愈大，两相流损失愈小。两相流损失可用如下经验公式估算：

$$\eta_{tp} = c_3 \frac{\xi^4 D_p^{c_5}}{p^{0.15} c_4^{0.08} d_t^{c_6}} \quad (1-57)$$

式中 p —— 喷管入口压力 (兆帕)；

ξ —— 凝固相的摩尔数 (摩尔/100克)；

c_4 —— 喷管膨胀比；

d_t —— 喷喉直径 (厘米)；

c_3, c_4, c_5, c_6 —— 常数，如表 1-19 所示；

D_p —— 凝固相颗粒尺寸 (微米)。

表 1-19 常数 c_3, c_4, c_5, c_6

ξ (摩尔/100克)	d_t (厘米)	D_p (微米)	C_3	C_5	C_6	C_4
≥ 0.09	< 2.54		0.1084	1.0	1.0	0.5
	$2.54 \leq d_t \leq 5.08$		0.9000	1.0	0.8	
	> 5.08	< 4	0.1339	0.8	0.8	
		$4 \leq D_p \leq 8$	0.0702	0.8	0.4	
		> 8	0.0489	0.8	0.33	
< 0.09	< 2.54		0.3612	1.0	1.0	1.0
	$2.54 \leq d_t \leq 5.08$		0.2998	1.0	0.8	
	> 5.08	< 4	0.4456	0.8	0.8	
		$4 \leq D_p \leq 8$	0.2340	0.8	0.4	
		> 8	0.1612	0.8	0.33	

凝固相颗粒尺寸按下面的经验公式估算：

$$D_p = 2.385 p^{1/8} \xi^{1/3} [1 - \exp(-0.00157 L^*)] (1 + 0.01772 d_t) \quad (1-58)$$

式中 p —— 喷管入口压力 (兆帕)；

D_p —— 颗粒尺寸 (微米)；

L^* —— 发动机特征长度 (厘米)；

d_t —— 喷喉直径 (厘米)。

发动机采用潜入式喷管时，还会引起潜入损失。潜入损失按下面的经验公式估算：

$$\eta_{r,b} = 0.0442 \left(\frac{p \xi}{\varepsilon_b} \right)^{0.8} \frac{S^{0.4}}{d_t^{0.2}} \quad (1-59)$$

式中 p —— 喷管入口压力 (兆帕)；

ξ —— 凝固相摩尔数 (摩尔/100克)；

ε_b —— 喷管入口面积与喷喉面积之比 (收缩比)；

S —— 潜入长度 $L_{r,b}$ 与发动机内部长度 L_e 之比；

d_t —— 喷喉直径 (厘米)。

在求得喷管的各损失之后，由式 (1-50) 可求出 $\eta_{c,p}$ ，从而求出 $C_{r,b}$ 。

3. 实际比冲 I_{sp} 的估算

燃烧室效率 η_{c*} 、喷管效率 η_{e_j} 求出后, 根据式 (1-36) 便可以求得比冲效率 $\eta_{I, sp}$ 。实际比冲 $I_{sp} = \eta_{I, sp} I_{sp0}$, 于是, 最后得到实际比冲 I_{sp} 值。

4. 热力参量的实验测定

上面所求得的实际比冲、实际特征速度和实际推力系数皆为估算值, 是不够精确的。在发动机初步设计阶段, 可以应用这些数据进行装药设计和内弹道性能估算。但在发动机详细设计阶段, 不应再根据这些估算值, 而应根据其实验测定值来设计和计算。

热力参量的实验测定是在一种缩比发动机 (弹道评定发动机) 上进行的。

弹道评定发动机应具有如下性能:

- (1) 压力曲线应平稳, 压力波动在 $\pm 10\%$ 以内;
- (2) 后效冲量小, 燃烧时间不小于工作时间的 85%, 后效压力冲量不大于压力冲量的 5%;
- (3) 侵蚀燃烧效应小, 通喉比 $A_p/A_t \geq 6$;
- (4) 燃烧时间短, $t_b = 2 \sim 10$ 秒, 散热损失和喷管烧蚀小;
- (5) 工作压力与全尺寸发动机工作压力的偏差在 $\pm 10\%$ 以内;
- (6) 采用锥形喷管, 扩张段半角为 $15^\circ \pm 0.5^\circ$;
- (7) 膨胀比略低于全尺寸发动机。膨胀比不同造成的差异, 可以利用现有公式进行修正;
- (8) 发动机的特征长度 L^* 应接近于全尺寸发动机的, 以保证有相近的燃气停留时间 t_r 。

根据实测的压力、推力曲线计算发动机的实际特征速度 C^* 、实际推力系数 C_F 和实际比冲 I_{sp} :

$$\bar{C}^* = \frac{A_t}{m_p} \int_0^{t_a} p dt = \frac{A_t I_p}{m_p} \quad (1-60)$$

$$\bar{C}_F = \frac{\int_0^{t_a} F dt}{A_t \int_0^{t_a} p dt} = \frac{I}{A_t I_p} \quad (1-61)$$

$$\bar{I}_{sp} = \frac{I}{m_p g} = \frac{1}{m_p g} \int_0^{t_a} F dt = \frac{\bar{C}^* \bar{C}_F}{g} \quad (1-62)$$

式中 I_p ——压力冲量。

显然, 这些测定值皆为发动机整个工作时间的平均值。

以上得到的是缩比发动机的实际热力参量, 还应将它们换算为全尺寸发动机的热力参量。这时, 要考虑到两者的差异, 进行必要的修正。两者差异较大的是散热损失、两相流损失和扩张损失。这种换算可用图 1-27 所示的框图表示。

根据以上讲述的方法便可获得发动机在各工作温度下的实际热力参量。已知这些热力参量后, 便可以进一步求出发动机装药量 m_p 、装药燃烧面积 S 、总燃层厚 e_1 和喷喉面积 A_t 等设计参量的规定值。

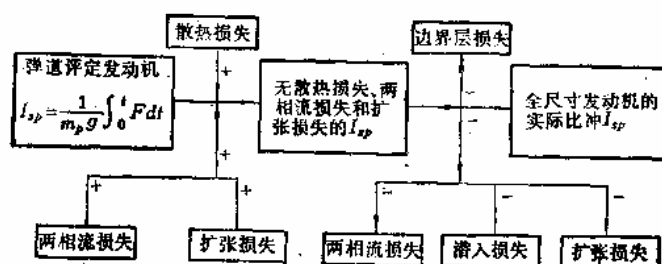


图1-27 比冲换算框图

二、发动机设计参数的估算

1. 装药量 m_p

根据规定的总冲量 I ，计算装药量 m_{peff}

$$m_{peff} = \frac{I}{I_{sp} g} \quad (1-63)$$

式中 m_{peff} ——有效装药量。

考虑到推进剂制造上可能造成的性能偏差和药柱尺寸偏差，取

$$m_{peff} = \frac{(1.01 \sim 1.05) I}{I_{sp} g} \quad (1-64)$$

通常，低温下比冲量最小。因此，若给定最小总冲量 I_{min} 时，则

$$m_{peff} = \frac{(1.01 \sim 1.05) I_{min}}{I_{sp(-T_0)} g} \quad (1-65)$$

对于有剩药的发动机，总装药量应为有效装药量与剩药量 m_f 之和，即

$$m_p = m_{peff} + m_f \quad (1-66)$$

2. 喷管喉部面积 A_t

根据规定的平均推力和选定的平均压力，计算喷喉面积，

$$A_t = \frac{\bar{F}_{+20^\circ\text{C}}}{C_{F(+20^\circ\text{C})} \bar{p}_{+20^\circ\text{C}}} \quad (1-67)$$

式中 $\bar{F}_{+20^\circ\text{C}}$ 和 $\bar{p}_{+20^\circ\text{C}}$ ——常温下 ($+20^\circ\text{C}$) 发动机的平均推力和平均压力。

若发动机最大推力 F_{max} 、最大压力 p_{max} 有限定值时，则应根据 F_{max} 和 p_{max} 的规定值计算喷喉面积：

$$A_t = \frac{F_{max}}{C_{F(+T_0)} p_{max}} \quad (1-68)$$

式中 $C_{F(+T_0)}$ ——高温下的推力系数。

若发动机最小推力 F_{min} 、最小工作压力 p_{min} 有限定值时，则应根据 F_{min} 和 p_{min} 的规定值计算喷喉面积：

$$A_t = \frac{F_{min}}{C_{F(-T_0)} p_{min}} \quad (1-69)$$

式中 $C_{F(-T_0)}$ ——低温下的推力系数。

3. 燃烧面积 S

根据选定的平均工作压力，计算燃烧面积。由平衡压力公式得

$$K_N = \frac{S}{A_i} = \frac{\bar{p}_{+20}^{1-n}}{C_{+20}^* \rho_p a_{+20}} \quad (1-70)$$

$$\text{和} \quad S = K_N A_i \quad (1-71)$$

当推进剂的燃速已知时, 则可直接由推力公式计算燃烧面积,

$$S = \frac{\bar{F}_{+20}}{\rho_p r_{+20} I_{sp(+20)} g} \quad (1-72)$$

式中 r_{+20} ——常温下 (+20°C) 推进剂的燃速。

若燃烧室最大压力 p_{\max} 有限定值时, 可以根据 p_{\max} 的限定值计算燃烧面积。考虑到发动机制造偏差和推进剂性能偏差的影响, 最大压力的设计值 $p_{\max d}$ 应比限定值低, 例如, 取 $p_{\max d} \approx 0.9 p_{\max}$ 。高温下平衡压力 p_{+T} 应比此最大压力设计值 $p_{\max d}$ 再低, 以考虑侵蚀燃烧引起的初始压力峰的影响。设初始压力峰的峰值比为 p_r ($p_r > 1$), 则

$$p_{\max d} = p_r p_{+T} = p_r (C_{+T}^* \rho_p a_{+T} K_N)^{\frac{1}{1-n_{+T}}} \quad (1-73)$$

故

$$K_N = \left(\frac{p_{\max d}}{p_r} \right)^{1-n_{+T}} / (C_{+T}^* \rho_p a_{+T}) \approx \left(\frac{0.9 p_{\max}}{p_r} \right)^{1-n_{+T}} / (C_{+T}^* \rho_p a_{+T}) \quad (1-74)$$

式 (1-73) 也可以写作:

$$p_{\max d} = p_r p_{+T} = p_r p_{+20} e^{\sigma_p(T-20)} = p_r e^{\sigma_p(T-20)} (C_{+20}^* \rho_p a_{+20} K_N)^{\frac{1}{1-n_{+20}}} \quad (1-73')$$

考虑到式 (1-33), 则得

$$\begin{aligned} K_N &= \left(\frac{p_{\max d}}{p_r} \right)^{1-n_{+20}} e^{-\sigma_p(T-20)} / (C_{+20}^* \rho_p a_{+20}) \\ &\approx \left(\frac{0.9 p_{\max}}{p_r} \right)^{1-n_{+20}} \exp[-\sigma_p(T-20)] / (C_{+20}^* \rho_p a_{+20}) \end{aligned} \quad (1-75)$$

若燃烧室最小压力 p_{\min} 有限定值时, 则可以根据 p_{\min} 的限定值计算燃烧面积。考虑到发动机制造偏差和推进剂性能偏差的影响, 最小压力的设计值 $p_{\min d}$ 应比限定值高, 例如, 取 $p_{\min d} \approx 1.1 p_{\min}$ 。于是

$$\begin{aligned} p_{\min d} &= p_{+T} = (C_{+T}^* \rho_p a_{+T} K_N)^{\frac{1}{1-n_{+T}}} \\ K_N &= p_{\min d}^{1-n_{+T}} / (C_{+T}^* \rho_p a_{+T}) \\ &\approx (1.1 p_{\min})^{1-n_{+T}} / (C_{+T}^* \rho_p a_{+T}) \end{aligned} \quad (1-76)$$

$$\begin{aligned} \text{或} \quad p_{\min d} &= p_{+T} = p_{+20} e^{\sigma_p(T-20)} = e^{\sigma_p(T-20)} (C_{+20}^* \rho_p a_{+20} K_N)^{\frac{1}{1-n_{+20}}} \\ K_N &= p_{\min d}^{1-n_{+20}} \exp[-\sigma_p(T-20)] / (C_{+20}^* \rho_p a_{+20}) \\ &\approx (1.1 p_{\min})^{1-n_{+20}} \exp[-\sigma_p(T-20)] / (C_{+20}^* \rho_p a_{+20}) \end{aligned} \quad (1-76')$$

4. 装药的总燃层厚 e_1

根据工作时间的要求, 可计算出装药的总燃层厚 (肉厚) e_1 。设装药恒面性燃烧, 则肉厚为

$$e_1 = r t_b = a p^n t_b \quad (1-77)$$

$$\bar{e}_1 = \frac{e_1}{D_i/2} \quad (1-78)$$

式中 \bar{c}_1 ——肉厚系数,
 D_i ——燃烧室内径,
 t_b ——燃烧时间。

5. 装填系数和通气参量的临界值

为了设计出高质量比的发动机, 应该使发动机的体积装填系数尽量高。然而, 装填系数受到通气参量的约束。

通气参量被定义为

$$\left. \begin{aligned} J &= \frac{A_r}{A_p} \\ \alpha &= \frac{S}{A_p} \\ \text{或} \quad \alpha_1 &= \frac{S}{A_p} \cdot \frac{S}{A_r} \cdot \frac{S}{A_r} \end{aligned} \right\} \quad (1-79)$$

且 $\alpha = JK_N$

式中 A_r ——药柱的横截面积。

体积装填系数为

$$\left. \begin{aligned} \eta_v &= \frac{V_p}{V_c} \\ \text{装填系数为} \quad \eta &= \frac{A_r}{A_c} \end{aligned} \right\} \quad (1-80)$$

且 $\eta_v \approx \frac{A_r L_p}{A_c L_c} \approx \frac{A_r}{A_c} = \eta$

式中 L_p ——药柱长度;

L_c ——燃烧室长度;

A_c ——燃烧室内腔的横截面积。

通气参量与装填系数之间存在如下关系:

$$J = \frac{A_r}{A_p} = \frac{A_r}{A_c - A_r} = \frac{A_r}{A_c(1 - \eta)} = \frac{F}{C_r p A_c(1 - \eta)} \quad (1-81)$$

$$\alpha = \frac{S}{A_p} = \frac{S}{A_c(1 - \eta)} = \frac{F}{I_{sp} \rho_p g r A_c(1 - \eta)} \quad (1-82)$$

由上式得知, 在推力、压力和直径一定的情况下, 装填系数 η 愈大, 通气参量 J 或 α 值也愈大。过大的通气参量 J 或 α 值会引起严重的侵蚀燃烧效应, 出现过大的初始压力峰和推力波动, 且推力、压力曲线会有很长的后效段, 它们都使发动机内弹道性能变坏。因此, J 或 α 值受到限制, 从而 η 也受到限制。可以根据内弹道性能的要求, 例如允许的推力波动值来确定通气参量和装填系数的临界值 J^* (或 α^*) 和 η^* 。

另外, η 对发动机的重量比冲有很大影响。 η 增大, 一方面, 使壳体体积减小, 使结构质量减小; 另一方面, 随着 η 增大, J 或 α 值增大, 使燃烧室最大压力增大, 又引起壳体壁厚增大, 从而又使结构质量增大。因此, 必定存在一个最优的装填系数 η_{opt} 和最优的通气参量 J_{opt} (或 α_{opt}) 值, 能使结构质量最小。关于 η_{opt} 和 J_{opt} (或 α_{opt}) 值