

# 固体火箭发动机设计

王元有等 编著



国防工业出版社

# 固体火箭发动机设计

王元有 等编著



国防工业出版社

515545

## 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<sup>1</sup>/<sub>16</sub> 印张25<sup>1</sup>/<sub>4</sub> 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

## 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，参加编写的有胡克娴、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

## 主要符号表

$A$ ——横截面积	$H$ ——热焓
$A_c$ ——燃烧室内腔的横截面积	$I$ ——总冲量
$A_r$ ——装药横截面积	$I_{s,p}$ ——发动机的实际比冲量
$A_t$ ——喷管喉部面积	$I_{s,p0}$ ——理论比冲量
$A_p$ ——燃烧室通气面积	$I_0$ ——重量比冲量
$A_f$ ——剩药横截面积	$I_V$ ——体积比冲量
$a$ ——音速; 燃速系数; 导温系数	$J$ ——通气参量 ( $A_t/A_p$ )
$a^*$ ——临界音速	$J^*$ ——临界通气参量
$B_i$ ——毕奥 (Biot) 准数	$K_c$ ——断裂韧性 (临界应力强度因子)
$C_F$ ——推力系数	$K$ ——应力强度因子
$C_{F0}$ ——理论推力系数	$K_N$ ——面喉比 ( $S/A_t$ )
$C^*$ ——特征速度	$k$ ——绝热指数 (等熵指数)
$C_0^*$ ——理论特征速度	$L$ ——药柱长度
$c_p$ ——定压比热	$L^*$ ——发动机特征长度 ( $V_g/A_t$ )
$D$ ——直径; 药柱外径	$l$ ——药柱特征长度
$D_e$ ——外径	$M$ ——马赫数; 力矩
$D_i$ ——内径	$\bar{M}$ ——平均马赫数; 平均分子量
$D(t)$ ——蠕变柔量	$m$ ——发动机总质量
$d$ ——直径; 药柱内径	$m_c$ ——发动机其它零件质量
$d_t$ ——喷管喉部直径	$m_m$ ——发动机结构质量
$d_e$ ——喷管出口直径	$m_p$ ——装药质量 (推进剂质量)
$E$ ——杨氏模量	$m_{peff}$ ——有效装药质量
$E(t)$ ——松弛模量	$m_s$ ——燃烧室壳体质量
$e$ ——燃层厚	$m_{sc}$ ——绝热层和包覆层质量
$e_1$ ——总燃层厚 (肉厚)	$m_n$ ——喷管质量
$\bar{e}_1$ ——肉厚系数	$m_{ign}$ ——点火器质量
$F$ ——发动机推力	$m_{ig}$ ——点火药量
$\bar{F}$ ——发动机平均推力	$\dot{m}$ ——燃气质量流量
$F_r$ ——推力终止装置的反向推力	$\dot{m}_1$ ——燃气质量流量密度
$F_s$ ——推力矢量控制装置的侧向控制力	$Nu$ ——努谢尔 (Nusselt) 准数
$Fo$ ——傅立叶 (Fourier) 准数	$n$ ——燃速压力指数; 药柱根数; 应变硬化指数; 摩尔数; 星角数
$G$ ——剪切模量	$n_f$ ——沿金属丝燃速压力指数
$g$ ——重力加速度	$Pr$ ——普朗特 (Prandtl) 准数

- $p_a$ ——环境大气压力  
 $p_b$ ——爆破压力  
 $p_c$ ——燃烧室压力  
 $p_{eq}$ ——燃烧室平衡压力  
 $p_e$ ——喷管出口压力  
 $\bar{p}$ ——燃烧室平均压力  
 $p_{cr}$ ——推进剂临界压力  
 $p_{ig}$ ——点火压力  
 $p_r$ ——峰值比  
 $Q$ ——热量  
 $Q_w$ ——推进剂爆热  
 $q$ ——热流密度  
 $R$ ——半径；气体常数  
 $R_0$ ——摩尔气体常数  
 $Re$ ——雷诺 (Reynolds) 数  
 $r$ ——推进剂燃速  
 $r_f$ ——沿金属丝推进剂燃速  
 $S$ ——装药燃烧面积  
 $S_c$ ——燃烧室壳体表面积  
 $S_0$ ——装药初始燃烧面积  
 $S_1$ ——装药终燃时燃烧面积  
 $\bar{S}$ ——装药平均燃烧面积  
 $s$ ——药柱燃烧周边长  
 $T$ ——温度  
 $T_g$ ——燃气温度  
 $T_0$ ——初温  
 $T_m$ ——熔化温度  
 $T_f$ ——火焰温度  
 $T_{ig}$ ——点燃温度  
 $t$ ——时间  
 $t_a$ ——发动机工作时间  
 $t_b$ ——装药燃烧时间  
 $t_r$ ——燃气在燃烧室内停留时间  
 $t_{ig}$ ——点火延迟时间  
 $t_{ig1}$ ——点火滞后时间  
 $u$ ——药柱径向变形  
 $V$ ——发动机总体积  
 $V_c$ ——燃烧室容积  
 $V_{cm}$ ——燃烧室壳体容积  
 $V_g$ ——燃烧室自由容积 (燃烧室内燃气体积)  
 $V_s$ ——绝热层和包覆层体积  
 $V_{sub}$ ——喷管潜入部分体积  
 $V_{ign}$ ——点火器体积  
 $V_p$ ——装药体积  
 $v$ ——气流速度  
 $v_{eff}$ ——有效排气速度  
 $v_e$ ——喷管出口截面的气流速度  
 $W$ ——重量  
 $w$ ——轴向变形 (下沉)  
 $y$ ——相对燃层厚  
 $\alpha$ ——喷管扩张半角；线膨胀系数；发动机的结构性性能系数  
 $\alpha_c$ ——对流热交换系数  
 $\alpha_r$ ——辐射热交换系数  
 $\alpha_p$ ——热颗粒接触热交换系数  
 $\beta$ ——喷管收敛半角  
 $\delta$ ——燃烧室壳体壁厚；延伸率  
 $\delta_s$ ——绝热层和包覆层厚度  
 $\varepsilon$ ——应变  
 $\varepsilon'$ ——真实应变  
 $\varepsilon_A$ ——喷管膨胀比 ( $A_e/A_r$ )  
 $\varepsilon_d$ ——喷管膨胀比 ( $d_e/d_r$ )  
 $\varepsilon_m$ ——推进剂的极限应变  
 $\eta$ ——装填系数 ( $A_T/A_c$ )  
 $\eta_f$ ——剩药系数 ( $A_f/A_c$ )  
 $\eta_V$ ——体积装填系数 ( $V_p/V_c$ )  
 $\eta_{isp}$ ——比冲效率  
 $\eta_{cf}$ ——喷管效率  
 $\eta_{c*}$ ——燃烧室效率  
 $\eta_{div}$ ——气流扩张损失系数  
 $\eta_{kin}$ ——化学动力学滞后损失系数  
 $\eta_{bl}$ ——边界层损失系数  
 $\eta_{rp}$ ——两相流损失系数  
 $\eta_{sub}$ ——潜入损失系数  
 $\varepsilon$ ——通气参量 ( $S/A_p$ )  
 $\varepsilon^*$ ——临界通气参量  
 $\varepsilon_i$ ——内通气参量



## 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		一、端燃药柱几何尺寸的计算 .....	133
设计 .....	15	二、端面设计 .....	133
§ 1-1 发动机结构形式及其选择 .....	15	§ 2-6* 含金属丝端燃药柱的设计 .....	140
一、发动机的结构形式 .....	15	一、含金属丝药柱的燃烧机理 .....	141
二、发动机结构形式选择的原则 .....	18	二、含金属丝端燃药柱的燃烧规律 .....	145
三、发动机结构形式选择举例 .....	18	三、含金属丝端燃药柱的设计 .....	147
§ 1-2 发动机壳体材料的选择 .....	23	四、双推力药柱 .....	149
一、常用的壳体材料及其特性 .....	23	§ 2-7* 三维药柱的设计 .....	150
二、壳体材料选择的原则 .....	26	一、基本概念 .....	151
§ 1-3 发动机推进剂的选择 .....	28	二、基本图形及其数学表达式 .....	151
一、固体推进剂及其特性 .....	28	三、几何图形的计算 .....	156
二、推进剂选择的原则 .....	32	四、内弹道的计算 .....	158
§ 1-4 发动机主要设计参量的选择 .....	38	五、药柱的设计 .....	160
一、发动机直径的选择 .....	38	第三章* 固体火箭发动机的药柱	
二、发动机工作压力的选择 .....	40	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 发动机热力参量和设计		一、描述推进剂力学性质的各种力学模型 .....	162
参量的估算 .....	44	二、推进剂的应力-应变关系式 .....	169
一、发动机热力参量的估算 .....	45	三、推进剂的松弛模量 $E(t)$ 、蠕变柔量	
二、发动机设计参量的估算 .....	53	$D(t)$ 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	
三、约束条件 .....	66	变形的初步分析 .....	181
四、最优化方法 .....	67	一、药柱承受的载荷 .....	182
第二章 固体火箭发动机的		二、温度载荷引起的应力和应变 .....	183
装药设计 .....	70	三、重力和加速度载荷引起的应力、应变	
§ 2-1 药柱形状的选择 .....	70	和变形 .....	188
一、常用药形及其特点 .....	70	四、内压力载荷引起的应力和应变 .....	191
二、药形选择的原则 .....	87	五、星形药柱的应力集中系数 .....	196
		§ 3-3 推进剂药柱的破坏分析 .....	201

一、药柱破坏的判据 .....	201	一、单喷管与多喷管 .....	286
二、药柱内表面的破坏分析 .....	202	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 .....	206	三、普通喷管与潜入式喷管 .....	290
四、药柱的变形分析 .....	207	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 .....	207	§ 5-2 喷管型面的设计 .....	291
<b>第四章 固体火箭发动机的燃烧</b>		一、收敛段 .....	291
<b>室设计</b> .....	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、药柱支承件的结构 .....	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	<b>第六章* 推力矢量控制装置和</b>	
二、带椭球形封头的壳体 .....	239	<b>推力终止装置的设计</b> .....	322
三、带圆球形封头的壳体 .....	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、铰接接头的设计 .....	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、注射液及主要参量的选择 .....	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		<b>装置的设计</b> .....	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
<b>第五章 固体火箭发动机的</b>		§ 6-6 摆帽推力矢量控制装置的设计 .....	351
<b>喷管设计</b> .....	286	一、摆帽控制装置的结构 .....	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

一、反向喷管的结构 ..... 354

二、反向喷管的推力 ..... 356

三、反向喷管的喷喉面积 ..... 359

四、反向喷管打开后的过渡过程 ..... 360

**第七章 固体火箭发动机的**

**点火装置设计 ..... 363**

§ 7-1 发动机的点火性能 ..... 363

一、点火性能 ..... 363

二、影响点火性能的诸因素 ..... 364

§ 7-2 点火装置类型的选择 ..... 368

一、烟火剂点火器 ..... 368

二、点火发动机 ..... 370

§ 7-3 发火系统的设计 ..... 371

一、电发火管的结构 ..... 372

二、电发火管的特性参量 ..... 373

三、电发火管设计或选择的原则 ..... 377

四、发火系统的安全措施 ..... 377

§ 7-4 能量释放系统的设计 ..... 379

一、点火药的选择 ..... 379

二、点火药量的估算 ..... 380

三、点火药盒、点火药室和点火发动机壳体的设计 ..... 384

**附录 ..... 386**

附录一 发动机推力公式的几种形式 ..... 386

附录二 北极星、民兵、MX弹道式导弹的性能数据表 ..... 388

附录三 侦察兵运载火箭各级的性能数据表 ..... 390

附录四 工程单位与国际单位 (SI) 的换算关系 ..... 396

**参考文献 ..... 397**

## 主要符号表

$A$ ——横截面积	$H$ ——热焓
$A_c$ ——燃烧室内腔的横截面积	$I$ ——总冲量
$A_r$ ——装药横截面积	$I_{s,p}$ ——发动机的实际比冲量
$A_f$ ——喷管喉部面积	$I_{s,p0}$ ——理论比冲量
$A_p$ ——燃烧室通气面积	$I_0$ ——重量比冲量
$A_f$ ——剩药横截面积	$I_V$ ——体积比冲量
$a$ ——音速; 燃速系数; 导温系数	$J$ ——通气参量 ( $A_f/A_p$ )
$a^*$ ——临界音速	$J^*$ ——临界通气参量
$B_i$ ——毕奥 (Biot) 准数	$K_c$ ——断裂韧性 (临界应力强度因子)
$C_F$ ——推力系数	$K$ ——应力强度因子
$C_{F0}$ ——理论推力系数	$K_N$ ——面喉比 ( $S/A_f$ )
$C^*$ ——特征速度	$k$ ——绝热指数 (等熵指数)
$C_0^*$ ——理论特征速度	$L$ ——药柱长度
$c_p$ ——定压比热	$L^*$ ——发动机特征长度 ( $V_g/A_f$ )
$D$ ——直径; 药柱外径	$l$ ——药柱特征长度
$D_e$ ——外径	$M$ ——马赫数; 力矩
$D_i$ ——内径	$\bar{M}$ ——平均马赫数; 平均分子量
$D(t)$ ——蠕变柔量	$m$ ——发动机总质量
$d$ ——直径; 药柱内径	$m_c$ ——发动机其它零件质量
$d_r$ ——喷管喉部直径	$m_m$ ——发动机结构质量
$d_e$ ——喷管出口直径	$m_p$ ——装药质量 (推进剂质量)
$E$ ——杨氏模量	$m_{peff}$ ——有效装药质量
$E(t)$ ——松弛模量	$m_s$ ——燃烧室壳体质量
$e$ ——燃层厚	$m_i$ ——绝热层和包覆层质量
$e_1$ ——总燃层厚 (肉厚)	$m_n$ ——喷管质量
$\bar{e}_1$ ——肉厚系数	$m_{ign}$ ——点火器质量
$F$ ——发动机推力	$m_{ig}$ ——点火药量
$\bar{F}$ ——发动机平均推力	$\dot{m}$ ——燃气质量流量
$F_r$ ——推力终止装置的反向推力	$\dot{m}_1$ ——燃气质量流量密度
$F_s$ ——推力矢量控制装置的侧向控制力	$Nu$ ——努谢尔 (Nusselt) 准数
$Fo$ ——傅立叶 (Fourier) 准数	$n$ ——燃速压力指数; 药柱根数; 应变硬化指数; 摩尔数; 星角数
$G$ ——剪切模量	$n_f$ ——沿金属丝燃速压力指数
$g$ ——重力加速度	$Pr$ ——普朗特 (Prandtl) 准数

- $p_a$ ——环境大气压力  
 $p_b$ ——爆破压力  
 $p_c$ ——燃烧室压力  
 $p_{eq}$ ——燃烧室平衡压力  
 $p_e$ ——喷管出口压力  
 $\bar{p}$ ——燃烧室平均压力  
 $p_{cr}$ ——推进剂临界压力  
 $p_{ig}$ ——点火压力  
 $p_r$ ——峰值比  
 $Q$ ——热量  
 $Q_w$ ——推进剂爆热  
 $q$ ——热流密度  
 $R$ ——半径；气体常数  
 $R_0$ ——摩尔气体常数  
 $Re$ ——雷诺 (Reynolds) 数  
 $r$ ——推进剂燃速  
 $r_f$ ——沿金属丝推进剂燃速  
 $S$ ——装药燃烧面积  
 $S_c$ ——燃烧室壳体表面积  
 $S_0$ ——装药初始燃烧面积  
 $S_1$ ——装药终燃时燃烧面积  
 $\bar{S}$ ——装药平均燃烧面积  
 $s$ ——药柱燃烧周边长  
 $T$ ——温度  
 $T_g$ ——燃气温度  
 $T_0$ ——初温  
 $T_m$ ——熔化温度  
 $T_f$ ——火焰温度  
 $T_{ig}$ ——点燃温度  
 $t$ ——时间  
 $t_a$ ——发动机工作时间  
 $t_b$ ——装药燃烧时间  
 $t_r$ ——燃气在燃烧室内停留时间  
 $t_{ig}$ ——点火延迟时间  
 $t_{ig1}$ ——点火滞后时间  
 $u$ ——药柱径向变形  
 $V$ ——发动机总体积  
 $V_c$ ——燃烧室容积  
 $V_{cm}$ ——燃烧室壳体容积  
 $V_g$ ——燃烧室自由容积 (燃烧室内燃气体积)  
 $V_s$ ——绝热层和包覆层体积  
 $V_{sub}$ ——喷管潜入部分体积  
 $V_{ign}$ ——点火器体积  
 $V_p$ ——装药体积  
 $v$ ——气流速度  
 $v_{eff}$ ——有效排气速度  
 $v_e$ ——喷管出口截面的气流速度  
 $W$ ——重量  
 $w$ ——轴向变形 (下沉)  
 $y$ ——相对燃层厚  
 $\alpha$ ——喷管扩张半角；线膨胀系数；发动机的结构性能系数  
 $\alpha_c$ ——对流热交换系数  
 $\alpha_r$ ——辐射热交换系数  
 $\alpha_p$ ——热颗粒接触热交换系数  
 $\beta$ ——喷管收敛半角  
 $\delta$ ——燃烧室壳体壁厚；延伸率  
 $\delta_s$ ——绝热层和包覆层厚度  
 $\varepsilon$ ——应变  
 $\varepsilon'$ ——真实应变  
 $\varepsilon_A$ ——喷管膨胀比 ( $A_e/A_r$ )  
 $\varepsilon_d$ ——喷管膨胀比 ( $d_e/d_r$ )  
 $\varepsilon_m$ ——推进剂的极限应变  
 $\eta$ ——装填系数 ( $A_T/A_c$ )  
 $\eta_f$ ——剩药系数 ( $A_f/A_c$ )  
 $\eta_V$ ——体积装填系数 ( $V_p/V_c$ )  
 $\eta_{rsp}$ ——比冲效率  
 $\eta_{cf}$ ——喷管效率  
 $\eta_{c*}$ ——燃烧室效率  
 $\eta_{div}$ ——气流扩张损失系数  
 $\eta_{kin}$ ——化学动力学滞后损失系数  
 $\eta_{bl}$ ——边界层损失系数  
 $\eta_{rp}$ ——两相流损失系数  
 $\eta_{sub}$ ——潜入损失系数  
 $\varepsilon$ ——通气参量 ( $S/A_p$ )  
 $\varepsilon^*$ ——临界通气参量  
 $\varepsilon_i$ ——内通气参量

- $\alpha_e$  —— 外通气参量  
 $\lambda$  —— 导热系数; 速度系数; 内外通气参量比 ( $\alpha_i/\alpha_e$ ); 长径比  
 $\mu$  —— 质量比; 动力粘度  
 $\nu$  —— 泊松 (Poisson) 比  
 $\pi_k$  —— 压力温度系数  
 $\rho$  —— 密度  
 $\rho_p$  —— 推进剂密度  
 $\rho_m$  —— 壳体材料密度  
 $\rho_s$  —— 绝热层和包覆层材料密度  
 $\sigma$  —— 应力; 标准偏差  
 $\sigma_b$  —— 强度极限  
 $\sigma_s, \sigma_{0.2}$  —— 屈服点 (屈服极限)  
 $\sigma'$  —— 真实应力  
 $\sigma_m$  —— 推进剂的极限强度  
 $[\sigma]$  —— 许用应力  
 $\sigma$  —— 燃速温度系数  
 $\varphi$  —— 压力波动系数  
 $\chi$  —— 能量损失修正系数  
 $\psi$  —— 断面收缩率  
 $\omega$  —— 角频率  
 常用下标  
 $c$  —— 燃烧室  
 $m$  —— 金属壳体  
 $n$  —— 喷管  
 $ign$  —— 点火器  
 $p$  —— 推进剂  
 $g$  —— 燃气  
 $0$  —— 初始值; 理论值; 标准温度下的值; 燃烧室头部处的值  
 $d$  —— 设计值  
 $e$  —— 喷管出口截面处的值  
 $t$  —— 喷管临界截面处的值  
 $eff$  —— 有效值

## 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。它由点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如下内容：

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  $m_m$  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  $\mu (\mu = m_p/m)$  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  $t_{ig}$  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  $\sigma$  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  $\sigma$  和参量名义值  $\bar{x}$  的百分比值  $\sigma/\bar{x}$ ，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。

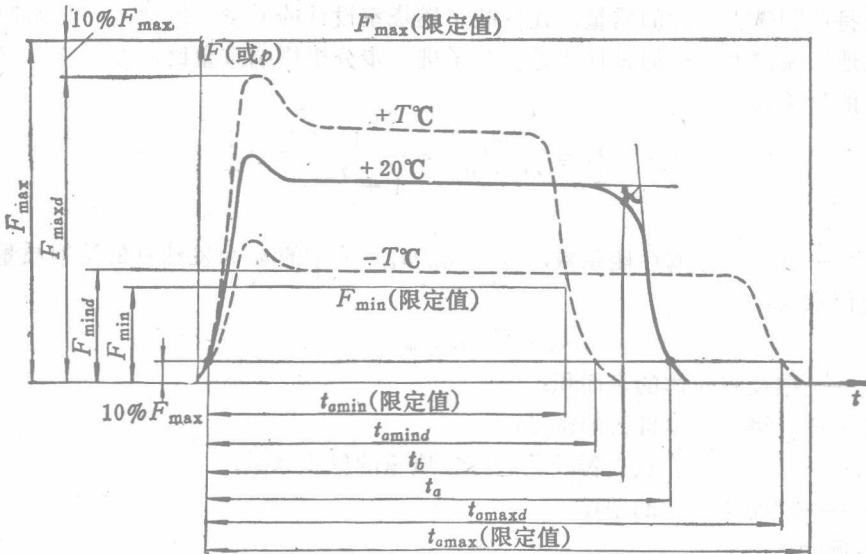


图0-1 发动机推力（或压力）的限定值与设计值

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  $\mu$  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  $\mu$  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  $\alpha$  —— 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；

$\rho_m$  —— 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；

$\delta$  —— 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；

$\varphi$  —— 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：