

# 固体火箭发动机

高作林 睦 英 编

北京工业学院一系

1980.12

## 前 言

本书的目的是向读者介绍固体推进剂火箭发动机的一般工作原理及设计基础。本书的主要对象适用于战术导弹总体结构专业的学生，了解和学习固体火箭发动机的基本知识。同时也可以作为有关工程技术人员的参考书。

本书共分为两部分：在第一部分中主要介绍有关固体推进剂火箭发动机的工作原理，通过此部分学习能够掌握有关固体火箭发动机从推进剂点火，直到燃气排出喷管产生推力的燃烧过程和排气过程，以及有关的影响因素。在第二部分中主要介绍有关固体火箭发动机的一般设计原理，药型的选择及设计，结构选择与设计等方面的内容。

本书所反映的内容仅仅是基本的工作原理和设计基础。在编写过程中得到付教授王守范同志的指导和审阅，在此表示感谢。由于编写人员知识有限，难免有些差错，希望读者给予指正

编者 1980年6月

## 主要符号说明

- $A$ ——横截面积  
 $A_b$ ——装药燃烧表面积  
 $A_c$ ——燃烧室内横截面积  
 $A_e$ ——喷管出口面积  
 $A_f$ ——星孔装药的剩药面积  
 $A_p$ ——通气面积  
 $A_T$ ——装药横截面积  
 $A_t$ ——喷喉面积  
 $a$ ——燃速系数  
 $a_c$ ——音速  
 $b$ ——燃速系数  
 $G_D$ ——喷管流量系数  
 $C_F$ ——推力系数  
 $C_K$ ——弹道系数  
 $C_p$ ——定压比热  
 $C^*$ ——特征速度  
 $D$ ——装药外径；壳体圆筒部平均直径  
 $D_e$ ——壳体外径  
 $D_i$ ——壳体内径  
 $d$ ——装药内径  
 $d_e$ ——喷管出口直径  
 $d_t$ ——喷喉直径  
 $E$ ——金属材料的弹性模量  
 $e$ ——燃层厚  
 $e_1$ ——装药肉厚  
 $F$ ——推力；拉力  
 $F_{max}$ ——最大推力  
 $F_{min}$ ——最小推力  
 $F_s$ ——侧向力  
 $G$ ——燃气重量秒流量  
 $H_c$ ——喷管入口处的热焓  
 $H_e$ ——喷管出口处的热焓  
 $H_0$ ——燃气总热焓  
 $I$ ——总冲量  
 $I_0$ ——重量比冲量  
 $I_{sp}^0$ ——理论比冲量  
 $I_{sp}$ ——比冲量  
 $I_{spd}$ ——实际比冲量  
 $I_v$ ——体积比冲量  
 $J$ ——通气参量 ( $=A_t/A_p$ )  
 $K$ ——绝热指数；比热比 ( $=C_p/C_v$ )  
 $K_n$ ——面喉比 ( $=A_b/A_t$ )  
 $L$ ——装药长度；长度  
 $l$ ——特征尺寸  
 $M$ ——马赫数；弯矩  
 $\dot{m}$ ——质量秒流量  
 $n$ ——压力指数；装药根数；星角数；  
螺紋扣数  
 $P$ ——压力  
 $P_a$ ——周围环境大气压力  
 $P_c$ ——燃烧室压力  
 $P_e$ ——喷管出口处压力  
 $P_{cr}$ ——临界压力  
 $P_d$ ——设计压力  
 $P_{eg}$ ——平衡压力  
 $P_{ig}$ ——点火压力  
 $P_{max}$ ——最大压力  
 $P_{min}$ ——最小压力  
 $R$ ——通用气体常数  
 $r$ ——燃速；星尖过渡圆弧半径  
 $S$ ——周边长；螺距  
 $T$ ——温度  
 $T_e$ ——喷管出口处的燃气温度  
 $T_{ig}$ ——推进剂的点燃温度

$T_o$ ——火药的定压燃烧温度	$\Delta$ ——发动机装填密度 ( $=W_p/V_c$ )
$t$ ——时间	$\sigma$ ——应力
$t_a$ ——发动机工作时间	$\sigma_k$ ——在给定 $k$ 值下燃速的温度系数
$t_b$ ——装药燃烧时间	$\sigma_p$ ——在给定压力值下燃速的温度系数
$V$ ——速度	$\sigma_r$ ——径向应力
$v_c$ ——燃烧室末端的气流速度；燃烧室容积	$\sigma_x$ ——轴向应力
$v_e$ ——喷气速度	$\sigma_z$ ——切向应力
$v_{ef}$ ——有效排气速度	$[\sigma]$ ——许用应力
$v_k$ ——弹道主动段终点飞行速度	$\varepsilon$ ——喷管扩张比；侵蚀系数
$v_t$ ——喷喉部气流速度	$\mu$ ——质量比 ( $=W_p/W$ )；泊松系数
$V_p$ ——推进剂的容积	$\rho$ ——密度
$W$ ——发动机的总重量	$\rho_p$ ——推进剂密度
$W_f$ ——星孔装药的剩药量	$\lambda$ ——装药内外通气参量比；速度系数
$W_{ig}$ ——点火药重量	$\alpha$ ——通气参量
$W_m$ ——发动机除去推进剂的结构重量	$\alpha_{内}$ ——内通气参量
$W_p$ ——装药重量	$\alpha_{外}$ ——外通气参量
$\alpha$ ——喷管扩张半角；材料的导热系数	$\theta$ ——星边夹角
$\beta$ ——喷管收敛半角	$\eta$ ——装填系数
$\gamma$ ——比重	$\eta_f$ ——剩药系数
$\gamma_m$ ——金属材料比重	$\eta_{\mu}$ ——发动机效率因数
$\gamma_p$ ——推进剂比重	$\Pi_k$ ——在给定 $k$ 值下压力的温度系数
$\delta_c$ ——燃烧室壳体壁厚	$\Pi_{p/r}$ ——在给定 $p/r$ 值下压力的温度系数

# 目 录

主要符号说明

## 第一章 固体火箭发动机的概述

引言

- § 1. 固体火箭发动机的描述..... 1
- § 1. 固体火箭发动机的优缺点及应用..... 5

## 第二章 固体火箭发动机的主要性能参数

- § 1. 火箭发动机的推力..... 8
- § 2. 喷气速度, 喷管流量, 流量系数和特征速度..... 11
- § 3. 推力系数..... 20
- § 4. 发动机的总冲量..... 21
- § 5. 比冲量..... 22

## 第三章 固体推进剂

- § 1. 固体推进剂的种类..... 24
- § 2. 固体推进剂的性能要求..... 28
- § 3. 固体火箭发动机对固体推进剂的要求..... 29

## 第四章 发动机的内弹道性能

- § 1. 固体推进剂在发动机中的燃烧规律, 燃烧表面的变化规律..... 31
- § 2. 燃烧速度及其影响因素..... 36
- § 3. 燃气生成量..... 42
- § 4. 稳定情况下燃烧室压力的计算..... 42

## 第五章 固体推进剂在火箭发动机中的燃烧

- § 1. 固体推进剂的稳定燃烧..... 51
- § 2. 发动机的侵蚀燃烧..... 56
- § 3. 发动机的不稳定燃烧..... 59

## 第六章 发动机点火

- § 1. 点火装置..... 63

§ 2. 点火过程·····	69
§ 3. 点火药量的确定·····	70

## **第七章 固体火箭发动机结构设计**

§ 1. 设计任务的提出和设计要求·····	73
§ 2. 发动机的总体结构设计·····	77
§ 3. 燃烧室压力和通气参量的选择·····	80
§ 4. 装药设计·····	82
§ 5. 燃烧室设计·····	112
§ 6. 喷管设计·····	122
§ 7. 药柱的支撑装置·····	133
§ 8. 推力向量的控制方法介绍·····	137

### **主要参考资料**

## 第一章 固体火箭发动机的概述

### 引 言

一般说来，发动机是飞行器或导弹的动力装置。以固体推进剂（固体火药）为燃料的发动机简称为固体火箭发动机。它广泛地用来作各种火箭和导弹武器的动力装置。

大家都知道。我国劳动人民是火箭的发明者。早在北宋真宗咸平三年（公元1000年）就用火箭原理制成战争武器。以后传播到国外，为其他国家所掌握。

火箭发动机是由本身排出气体的直接反作用引起的称为“推力”的力推进的，这个力提供飞行器或导弹所需要的加速度。由于发动机中所携带的推进剂（或火药）本身就是由氧化剂和燃烧剂所组成，因而这种发动机既能在大气中工作。又能在宇宙空间中工作。

由于火箭发动机具有以上的工作特点，因此在军事上和宇宙航行中得到广泛的应用。固体火箭发动机与使用其他物理状态推进剂的火箭发动机相比，具有结构简单；战备时间短；运载方便等优越性。因此固体火箭发动机有着广泛的发展前途。事实上，目前军事上已大力使用固体火箭发动机作为火箭和导弹的动力装置。

### § 1 固体火箭发动机的描述

固体火箭发动机是化学推进的一种最简单形式的热机。所谓化学推进就是说产生推力所需要的能量是以推进剂的化学能形式转化而来的。

固体火箭发动机随着其不同的用途，它们的具体结构的差异也很大。但是具有共同的特点，这些共同的特点不但对同一导弹中不同用途的发动机是相同的，而且对不同用途的导弹或火箭中的发动机也是相同的。下面介绍典型的发动机，如图（1-1）所示：

由上面几种发动机的结构可以看出，这个系统基本上由四个部分组成：即燃烧室；喷管；装药和点火器。除此之外，很多固体火箭发动机还有支撑装置（或称挡药钹）。对一些具有特殊要求的固体火箭发动机尚有推力矢量控制装置、保险装置和其他附属结构等等。

固体火箭发动机的工作过程基本上可分为两个主要过程：

第一个过程是在燃烧室中推进剂的燃烧过程。在这个过程中推进剂的大部分化学能经过燃烧转变为燃烧产物的热能。此过程还可进一步分为推进剂的点火过程和推进剂的燃烧过程。

第二个过程是在喷管中的气体的膨胀加速过程。在这过程中使燃烧室中高温高压的气体，在流经喷管时随着压力和温度的降低而膨胀加速，将其热能转变为喷气的动能。形成超音速气流从喷管中喷射出去，产生推力。

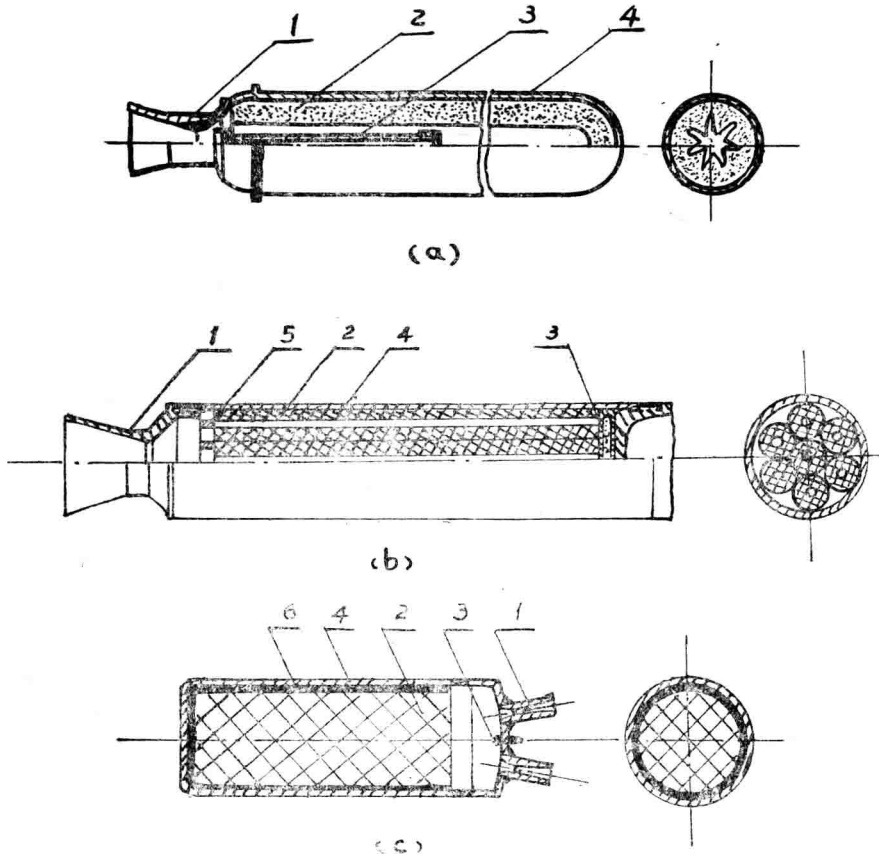


图 1-1 固体火箭发动机结构示意图

- |      |       |       |
|------|-------|-------|
| 1—喷管 | 2—装药  | 3—点火器 |
| 4—壳体 | 5—挡药钹 | 6—包复层 |

上面两个过程在本质上是不同的，但又是互相联系的。

下面具体地简单地介绍一下发动机主要组成部分：

### (1) 装药

装药（或推进剂）是固体火箭发动机工作的能源，以化学能的形式存在。一般是由氧化剂和燃烧剂组成。目前最常用的固体推进剂可分为两大类；复合推进剂和双基推进剂。复合推进剂的基本成分是氧化剂和粘合剂。一般使用的氧化剂有结晶的过氯酸铵。对于一些特殊的应用使用过氯酸钾和过氯酸锂。为了提高复合推进剂性能，在其中添加研磨得很细的轻金属粉，如铝（Al）粉是用的最广泛的金属，硼（B）、锂（Li）、铍（Be）、镁（Mg）和锆（Zr）和其它也是可以用的金属。粘结剂又作为燃烧剂，同时它把氧化剂颗粒与金属粉末粘合起来，而作为推进剂的弹性基体，使推进剂具有一定形状和机械特性。在制混过程中通常是液态混合物，装药是用浇铸的办法经过固化成型的。故能制造出机械性能良好的大型药柱，这



种药柱可事先制成后装入燃烧室中，或者直接浇铸在燃烧室中。复合推进剂往往按它们的粘结剂类型分类：如聚丁二烯复合推进剂，聚氨酯推进剂，聚硫复合推进剂和聚氯乙烯复合推进剂等等。双基推进剂是用一种硝酸酯，例如硝化甘油胶化硝化纤维素而制成的，而这两种基本组元同时都具有燃烧剂和氧化剂的特性。通常采用挤压工艺而不用浇铸法成型。双基推进剂的能量特性比复合推进剂差一些。但力学性能好，成本低。

固体药柱的几何形状为固体火箭系统的初步分类提供了依据，而药柱的形状基本上取决于战术技术要求，即取决于推力的大小和燃烧时间的长短，或者更确切地说取决于推力——时间变化关系曲线。此推力——时间变化曲线一般由导弹的总体方案来决定。一旦药柱被点燃后，一般说来燃烧是从装药表面一层一层地向装药内部进行，一直进行到装药完全烧尽为止。燃烧着的药柱表面几何形状及其随时间的演变过程就规定了推力——时间变化关系曲线。倘若要求推力在整个燃烧过程中保持不变，这只有药柱在整个燃烧过程每一瞬间表面积不随时间的增长而变化时才出现这种现象，此种药柱称为中性的或恆面燃烧药柱。具体推力——时间关系曲线(见图1-2中2)。若推力随时间增长而增加的递增(增面燃烧)药柱(见图1-2中3)；推力随时间增长而减小的递减(减面燃烧)药柱(见图1-2中1)。

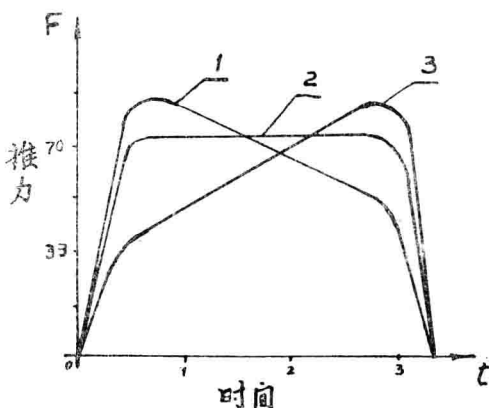


图 1-2 固体火箭发动机推力—时间关系曲线

具体举例，侧端面复盖的内孔燃烧圆柱形药柱是增面燃烧药柱；实心棒状药柱是减面燃烧药柱；端面不复盖的管形药柱及具有星形截面的圆柱形内孔燃烧药柱为恆面性燃烧或近似地保持恆面燃烧(因保持恆面燃烧的时间较长)。具体的燃烧表面变化的规律以后详细介绍。

总之，药柱的结构形状便确定了固体火箭发动机的推力随时间的变化规律。同样药柱的结构形状必须满足总体任务的要求。

## (2) 燃烧室

固体火箭发动机的燃烧室是供推进剂在其中进行燃烧，将推进剂的化学能转变为燃气热能的场所，是存放燃料的贮箱，同时它又是整个火箭或导弹壳体的一部分，因此它是发动机极为重要的部件之一。

燃烧室，一般是由圆筒部和前后联结件组成。发动机壳体的几何形状与药柱的几何形状之间有密切的联系，同时壳体的设计也取决于其应用场所。目前使用的发动机壳体材料大致有两种：金属材料 and 玻璃钢缠绕。但是发动机壳体材料的选择及加工方法与壳体既要求重量轻又要求工作可靠，这些矛盾因素如何恰当处理是很重要的。

在设计壳体时，必须考虑壳体的机械强度，热强度及与其它部件的联接问题。又由于燃烧室既是贮存燃料的容器，又是燃料燃烧的场所，这一特点决定了设计燃烧室结构的一个特殊矛盾，作为贮箱就要有足够的容积存放全部燃料；作为燃烧的场所就要有足够的强度来承受

高温高压燃气的作用（一般均质火药燃烧温度  $T=2800\sim 3000^{\circ}\text{K}$ ，燃烧室压力  $P=100\sim 150\text{kg}/\text{cm}^2$ ）。这就要求固体火箭发动机燃烧室比其它燃料火箭发动机的燃烧室的容积大。由于发动机壳体往往是火箭或导弹壳体的一部分，这样推力控制装置及导弹其他部件的连接装置等均放在燃烧室上，故此重量较大。由于发动机的全重的绝大部分集中在燃烧室上，设计时应尽量设法减轻它的重量。但是减轻重量又受到结构强度的限制，所以燃烧室设计时就要尽力地合理地解决重量与工作可靠性的矛盾。如设计合理的结构、适当的壁厚，相应的隔热措施等等是解决这一矛盾的方法。

总之，在设计发动机时，在满足强度要求下尽量减轻壳体的重量，来减轻火箭或导弹的消极重量，从而提高速度增加射程提高威力。

### (3) 喷管

喷管的作用是控制燃气的流量，保持必要的燃烧室压力；把燃气的热能转变为动能，使发动机产生推力。一般对喷管的要求是效率要高，尽可能多地把热能转变为动能；结构重量要轻；加工工艺性要好。喷管喉部要耐烧蚀以免影响发动机工作特性。

喷管的典型型面是由收敛段，直径狭窄的喉部（又称喷管临界段）和扩散段三部分组成。如图（1-3）所示。

固体火箭发动机的喷管一般是不冷却的，由于高温高压高速的燃气流作用，在喷管喉部热冲刷严重最容易产生烧蚀，使喉部面积增大影响发动机工作效率，因此所选用的材料必需能承受大的热载荷。一般可采用耐烧蚀隔热衬套来减小喷管喉部的烧蚀。

喷管喉部（又称临界段）燃气流在喷管中流动，在收敛段上燃气流由亚音速增加到音速流动，在扩散段上燃气流由音速膨胀到超音速。在喉部正处于亚音速过渡到超音速的音速段故称临界段。一般临界段为一短小的圆柱段，这样可保证使发动机在工作时间内临界截面保持不变；又可保证加工工艺性。

### (4) 点火器

点火器的任务是能够使药柱在起始点燃时得到一个高温的气流，并且在燃烧室内建立起需要的点火压力。点火器内通常装有由电或机械发火引燃的普通发火物质。点火器中的辅助点火药燃烧时应产生大量的热的燃气。其“大量的”可使燃烧室内建立需要的点火压力又能够保证燃气包围整个所有药柱的起始燃烧表面；要求“热”即在包围所有药柱的起始燃烧表面的条件下并能够保证传递药柱燃烧表面足够的热源，而达到燃烧（或化学分解）的起始温度引起药柱燃烧。点火药一般可用黑火药；过氯酸铵加铝粉等。

点火器在发动机中安装的位置会直接影响发动机工作性能。具体安装位置由发动机的类

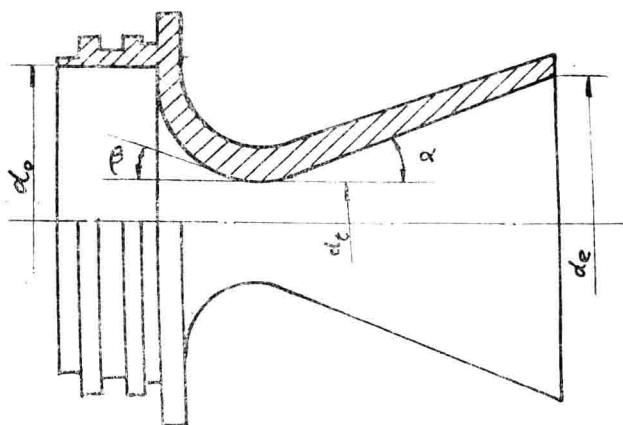


图 1-3 固体火箭发动机喷管示意图

别来决定。根据点火器的任务，一般放在适当的位置以使点火药燃烧所产生的热空气能接触到所有药柱表面为宜。

最后简略地介绍一下药柱的支撑装置。对具体的发动机有不同的要求。对药柱与发动机粘接形式和端面燃烧的药柱就不需要支撑装置。对自由装填药柱的发动机就需要有支撑装置。一般又称挡药钹。挡药钹的作用一方面起支承药柱防止沿轴向移动，外一方面保证药柱末端与喷管进口处有足够的流通距离，给予排气过程创造良好条件。在药柱燃烧末期还可防止碎药流向喷管引起喉部堵塞促使发动机爆炸。在药柱前端仍需要一个前挡钹，可防止药柱前移更重要的是保持药柱前端有一个足够空腔用来保证点火药点燃后能正常点燃装药。这里还要提出一点不管是挡药钹或是前挡钹在结构设计过程中，都要在足够的强度下保证能够使气体均匀地通过，且有最大的通气面积。在药柱与壳体侧表面之间的发动机还需要有支撑，可利用药柱本身的侧面凸起药条；壳体内壁粘结轴向木条；药柱侧面按一定规律粘结小药块和药柱端部凸台等方法来实现。

## § 2 固体火箭发动机的优缺点及应用

火箭发动机是一种反作用力系统，按发动机本身携带燃料的物理状态，火箭发动机一般可分为固体燃料火箭发动机；液体燃料火箭发动机；气态燃料火箭发动机和混合式发动机。从实际意义出发，固体火箭发动机，液体火箭发动机，固液混合式发动机应用的比较广泛。目前又在研究发展固体——冲压式火箭发动机。

为了更好地说明固体火箭发动机的优缺点，有必要扼要地介绍一下液体燃料火箭发动机的结构及工作原理。

液体火箭发动机是将氧化剂和燃烧剂分别存放在贮箱内，根据燃料由贮箱向发动机燃烧室输送的方法不同又可分为：带挤压式燃料输送系统和泵压式燃料输送系统。具体如图（1-4）所示：

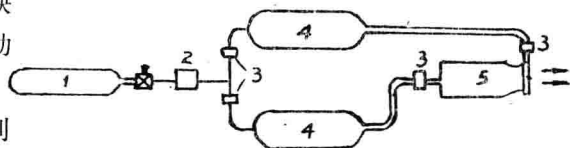


图 1-4 带挤压式输送系统的液体火箭发动机示意图

- |        |            |        |
|--------|------------|--------|
| 1—蓄压器  | 2—调压器      | 3—自动机构 |
| 4—燃料贮箱 | 5—燃烧室（推力室） |        |

此种输送系统的本质是用贮在高压容器内的高压气体将贮箱内的燃料挤出。在该系统中还要有用来保持恒定工作压力的调压器及自动机构等，由于燃料贮箱中的压力很高，系统的重量可能很大，所以挤压式输送系统只能用于较小的发动机。

应用较广的是涡轮泵式输送系统的液体火箭发动机，简图见图（1-5）。

在系统中燃料组元由泵输送到燃烧室，泵由涡轮来带动，一般涡轮和燃料泵是合为一体的装置。为保证涡轮工作其工质由气体发生器来供给。涡轮泵式输送系统比挤压式输送系统复杂，但是在一定条件下，由于泵压式输送系统的燃料贮箱处于低压下，因而其重量较轻，使用这种输送系统较为有利。

总之，液体火箭发动机是由燃料贮箱，燃料组元输送系统和燃烧室几个主要组件构成一

- |        |         |
|--------|---------|
| 1—主燃料箱 | 2—辅助燃料箱 |
| 3—泵    | 4—气体发生器 |
| 5—燃气涡轮 | 6—自动装置  |
| 7—燃烧室  |         |

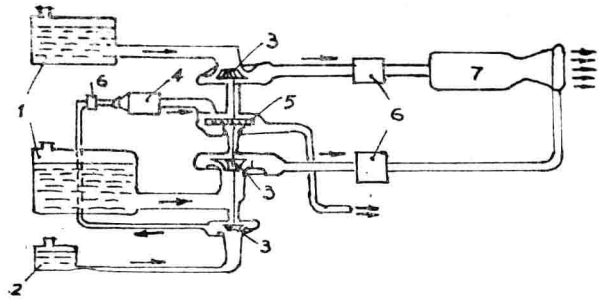


图 1-5 带涡轮泵式输送系统液体火箭发动机示意

个完整系统。其缺点是结构复杂，燃料在发射前灌注机动性差。其优点是工作时间长，易实现不同的推力方案。适用于大型导弹上使用。

对于固体火箭发动机来讲，固体燃料是含有可燃元素和氧化元素的稳定的机械混合物或是均质燃料。全部燃料都放置在燃烧室内，燃烧室本身又是燃料贮箱；药柱可直接浇铸到燃烧室内与壳体粘接在一起。如果药柱不与发动机壳体粘接在一起（如管形药柱），则采用挡药钹来紧固药柱；药柱用专门的点火装置来进行点火。在必要的场合下通过安全活门放出剩余气体。有的大型发动机或专用发动机需要推力矢量控制装置。由于工作时间短所以燃烧室不需要进行冷却。

总之，固体火箭发动机和液体火箭发动机相比较具有很多的优越性。首先由于燃料直接存放在燃烧室内，因此不需要复杂的燃料供给系统和单独的燃料贮箱。由于不需要冷却系统，因此结构非常简单，这是固体火箭发动机特别突出的优点。正是因为这点使得制造容易成本低廉；在勤务处理上操作简单。因燃料可长期贮存在燃烧室中，因此发射准备时间短。由此在军事上应用固体火箭发动机是有更大的意义。

由于结构简单而提供了足够的工作可靠性，且在短时间内可达到额定工作状态，因此对攻击机动性强的目标的导弹如防空导弹航空导弹和反坦克导弹是非常适用。

虽然上面讲述了许多优越性，但是仍然存在着一定程度上不足之处。如发动机的工作时间比较短；燃烧室内压力比较大，而使结构重量加大；装药在燃烧过程中燃烧规律是无法任意控制的；固体燃料的燃烧热比液体燃料的燃烧热低；固体燃料价格昂贵等等。

由于固体火箭发动机具有的特点，在工业上和军事上应用范围比较广泛。例如：在做为辅助发动机用的助推器可使导弹在短时间内加速到能够飞行的速度。为了实现推力矢量控制可使用气体发生器。由于本系统的推进剂密度大结构轻便，造价低而可靠性好可用作卫星的入轨发动机。由于固体火箭发动机可长期处于战备状态；可靠性好；维护简单和发射准备时间短等无可争辩的优越性，在军事上作为推进手段是很重要的一个方面、在军用火箭和导弹按其任务来分地对地；地对空；空对空；空对地；地对舰；反坦克导弹及布雷火箭和弹射救生等等应用非常广泛。总之，固体火箭发动机发展前途是较大的。

## 第二章 固体火箭发动机的主要性能参数

火箭发动机的主要作用是给予火箭弹或导弹所需要的飞行速度，而且通常是要求在一定的时间内给予一定的飞行速度。因此火箭发动机在内弹道方面要满足一定的要求，即要求发动机的一些性能参数满足外弹道的要求。

假设某火箭弹其消极重量（即火箭弹除火箭装药以外的重量）为  $W_m$ ，火箭装药的重量为  $W_p$ 。在发动机工作过程中产生推力为  $F$ ，作用给火箭弹的飞行速度为  $V$ 。此时若忽略重力和空气阻力等次要外力的影响，则所得加速度可用下式表示

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F}{m_p + m_m}$$

式中： $m_p$ ：装药质量  
 $m_m$ ：消极质量

在发动机开始工作以前，火箭装药的重量是  $W = W_p$ ，而在燃烧结束时火箭装药质量  $W_p = 0$ 。因此发动机工作过程中，整个火箭弹的重量是随时间的增加逐渐减小的。因此，根据牛顿第二定律，发动机的推力可用下式来表示：

$$F = - \frac{dm}{dt} V_{ef}$$

式中： $F$ ：发动机推力，  
 $V_{ef}$ ：喷管的有效排气速度，

$$\frac{dm}{dt}：质量流率。$$

对于一定的火箭发动机  $V_{ef}$  是一个常数。经过计算整理主动段终点的飞行速度表达如下：

$$V_a = V_{ef} \cdot \ln\left(1 + \frac{W_p}{W_m}\right) = I_{sp} \cdot g \cdot l_n\left(\frac{W_p}{W_m}\right) = \frac{I_g}{W_p} l_n\left(1 + \frac{W_e}{W_m}\right)$$

式中： $V_a$ ：火箭弹主动段终点的飞行速度，  
 $I_{sp}$ ：发动机的比冲量。

根据上式可知，在燃烧结束时火箭弹的飞行速度仅决定火箭弹的质量比，和火箭发动机产生的比冲量。也就是说为了使火箭弹在一定的射击条件下获得所需要的飞行速度，火箭发动机必须具有相应的总冲量。

为了达到所需要的总冲量，发动机就要有相应的推力、工作时间等性能参数。本章将叙述这些参数的物理意义和计算方法。

## § 1 火箭发动机的推力

火箭发动机是一种推进用的动力装置。首先要求它产生一定的推力，依靠发动机的推力使火箭或导弹克服飞行中的各种阻力，达到一定的飞行速度或射程，完成预定的飞行任务。

推力是发动机的主要性能参数之一。在前一章中已将推力产生过程简单给予描述。燃气受发动机作用而加速，根据力学第三定律，燃气流必定以大小相等方向相反的反作用力作用在发动机上，这个反作用力便是推力的主要组成部分，但还不是推力的全部，因为在发动机工作期间，不仅是发动机室内壁表面要受燃气压力的作用，由于大部分发动机的壳体本身就是火箭或导弹的弹体一部分，因此，它的外表面也要受到周围环境大气压力的作用。所以发动机的推力是指发动机工作时内外表面所受到的气体作用力的轴向合力。

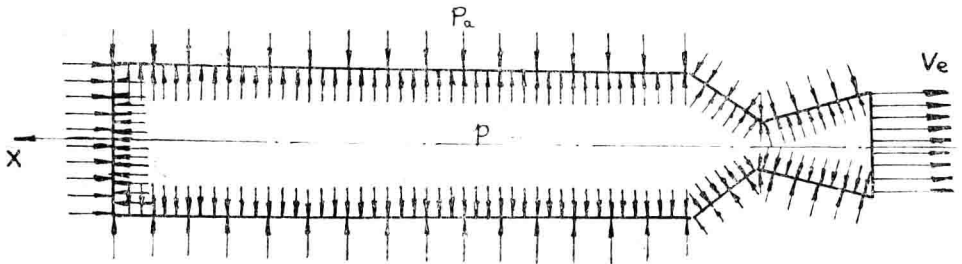


图 2-1 作用在发动机壳体内外壁上的压力分布

假设沿火箭弹或导弹运动的方向为正方向，发动机的推力是

$$F = F_{\text{内}} + F_{\text{外}} \quad (2-1)$$

式中：

$F$ ：发动机推力，

$F_{\text{内}}$ ：喷气的反作用力，

$F_{\text{外}}$ ：周围环境大气阻力在轴向的合力。

### (1) 喷气的反作用力

燃烧室内表面上的压力之合力，实际上就是燃气流对内表面的反作用合力。为求其值，我们可以对燃烧室（包括喷口截面）所包容的燃气运用动量定律。该定律指出：作用于物体上的力的冲量等于该时间内物体的动量变化。而动量的变化是由于燃气流受到发动机室内壁力作用的结果。根据反作用原理，这个力就是喷气对于发动机的反作用力，大小相等方向相反。因此，只要求出发动机内壁对燃气的作用力，也就求出了喷气对发动机的反作用力。运用动量定律可以分析燃气动量变化与发动机内壁对该气体的作用力之间的内在联系，从而确定喷气的反作用力。

为简单起见，假设燃气在发动机中的流动为一维定型流，即在燃烧室和喷管的任一截面

上燃气的速度和压力都不随时间而变化，同一截面上各点的气流速度均相同，且沿喷管的轴向流动。

为了研究方便，我们取出发动机内腔的全部气体为研究对象，如图(2-2)所示研究其动量变化与作用力之间的关系。

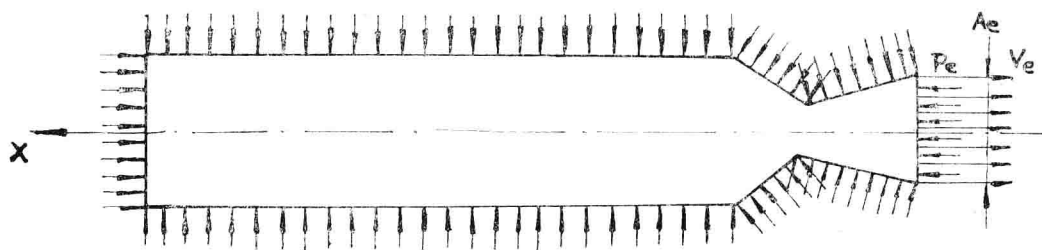


图 2-2 作用在燃气上压力的分布

当不考虑燃气与发动机壁的摩擦时，作用在燃气上的力有两项：一是发动机内壁对燃气的作用力，设其轴向分力为  $-F_{内}$ （因为发动机是轴对称的，径向力彼此相抵消，故只需计算轴向分力）。二是喷管出口截面  $A_e$  上燃气的反压力，其合力为  $P_e \cdot A_e$ 。

所以作用在燃气上的合力为：

$$-F_{内} + P_e \cdot A_e$$

式中：  $P_e$ ：喷管出口处压力。

由动量定律可知：作用在燃气上的合力等于单位时间内燃气得到的动量增量。即：

$$-F_{内} + P_e \cdot A_e = \dot{m}(V_2 - V_1)$$

式中：  $\dot{m} = \frac{dM}{dt}$ ：每秒喷管质量流量，

$V_1$ ：燃气的初始速度可认为  $V_1 = 0$ ，

$V_2$ ：燃气在喷管出口的速度。  $V_2 = -V_e$ 。

于是：  $-F_{内} + P_e \cdot A_e = -\dot{m}V_e$

喷气对发动机的反作用力为：

$$F_{内} = \dot{m}V_e + P_e A_e \quad (2-2)$$

由上式可见，喷气对发动机的反作用力是由两项组成的：第一项表示喷气动量的变化。第二项表示喷管中燃气膨胀到出口处压力的影响。

## (2) 周围环境大气压力的合力

周围环境大气对火箭的影响包括两部分：一部分为周围大气压力，另一部分为空气动

力。这个空气动力将在外弹道计算中加以考虑，这里只考虑作用在火箭或发动机外表面上的大气压力的影响。但周围大气压力沿火箭或发动机外表面的分布规律是很复杂的，它取决于火箭或导弹的飞行速度，气动外形等因素。为简单起见，我们假定作用在火箭和发动机外表面上的大气压力为常数，并等于未受扰动的周围的大气压力  $P_a$ 。如图 (2-3) 所示：

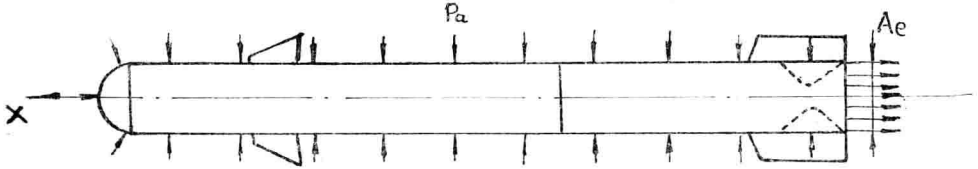


图 2-3 作用在火箭弹外壁上的大气压力

由图 (2-3) 可见，因为发动机是轴对称的，所以作用在火箭外壁上的大气压力  $P_a$  的合力是轴向的。又因为喷管的出口为开口的，故轴向合力等于：

$$F_{\text{外}} = -P_a \cdot A_e \quad (2-3)$$

负号表示合力的方向与正轴向相反，即与推力方向相反，是一个阻力。

### (3) 推力的计算公式

将 (2-2) 和 (2-3) 式代入 (2-1) 式中，便得出发动机的推力计算式：

$$F = \dot{m} V_e + P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_e \quad (2-4)$$

$$\text{或} \quad F = \dot{m} V_e + A_e (P_e - P_a) \quad (2-5)$$

式中：  
 $V_e$ ：喷管的排气速度，  
 $A_e$ ：喷管的出口面积，  
 $P_a$ ：周围环境大气压力。

由 (2-4) 式中可看出，前两项为决定推力的主要因素，其中喷管的质量流量和排气速度是更为重要的，这部分正好为喷气的反作用力，它完全取决于发动机内部所进行的过程，而与外界大气的状况无关。第三项是发动机外表面上周围大气压力的合力，它与发动机的内部过程无关，只与外界压力  $P_a$  有关，而外界压力  $P_a$  是随高度增加而减小，因而发动机的推力随飞行高度的增加而增加。当发动机在真空中 ( $P_a = 0$ ) 工作时，外界大气不影响发动机的推力，此时推力表达式为：

$$F = \dot{m} V_e + P_e A_e$$

称为发动机的真空推力。

为了便于运用推力公式，将 (2-5) 式简化成下列形式：

$$F = \dot{m} V_{ef} \quad (2-6)$$

式中：  
 $V_{ef}$ ：喷管的有效排气速度。



$$V_{ef} = V_e + \frac{A_e(P_e - P_a)}{\dot{m}} \quad (2-6)$$

我们已经知道推力主要是喷气反作用力  $F_{内} = \dot{m}V_e + P_e \cdot A_e$  产生的，其中  $V_e$  是由燃气的热能转化而来，而  $P_e \cdot A_e$  这一项则表明燃气在喷管出口处还存在一定的压力和温度，说明还有一部分热能没有转化为动能。下面我们应进一步分析燃气热能转化为喷气动能的规律性。为便于创造能量转换条件，获得较好的发动机性能，为此还须对推力公式中各项因素分别讨论。

## §2 喷气速度，喷管流量，流量系数和特征速度

### (1) 喷气速度

#### 1. 喷气速度的计算公式

火箭发动机的喷气速度的产生是由于燃气在喷管中得到膨胀，将燃气的热能转化为喷气动能的结果。因此，喷气速度取决于燃气在喷管中的膨胀过程。

我们假设燃气在喷管中膨胀过程是理想绝热的等熵过程，即燃气与外界没有任何形式的能量交换。由气体动力学可知，在每个气流的截面上，单位重量气体的热焓与其动能之和不变。因此：

$$H_c + \frac{1}{2}v_c^2 = H_e + \frac{1}{2}v_e^2$$

式中： $H_c, v_c$ ：喷管进口处燃气的热焓与速度，  
 $H_e, v_e$ ：喷管出口处燃气的热焓与速度。

在燃烧室末端喷管入口处，燃气具有一定的速度  $v_c$ ，在一般情况下， $v_c$  远远小于  $v_e$ ，为简单起见，可认为  $v_c \approx 0$ ， $H_c \approx H_0$ （ $H_0$  为  $v=0$  时的燃气中的热焓），于是上式可变为：

$$H_0 = H_e + \frac{1}{2}v_e^2$$

$$\text{或} \quad v_e = \sqrt{2(H_0 - H_e)} \quad (2-8)$$

$$\text{因为} \quad H_0 = C_p \cdot T_0; \quad H_e = C_p \cdot T_e$$

$$\text{即} \quad v_e = \sqrt{2C_p(T_0 - T_e)} = \sqrt{2C_p T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (2-9)$$

式中： $T_0$ ：火药的定压燃烧温度，  
 $T_e$ ：喷管出口处的燃气温度，  
 $C_p$ ：燃气的定压比热。

因温度  $T_0$  和  $T_e$  难以测量，故以压力来代替。根据等熵过程表达式：