

主要符号

A	面积	\tilde{i}_p	一千克质量推进剂的总焓
A_b	推进剂装药燃烧表面积	I_c	比冲
A_{kj}	一个 j 组分分子中含有 k 元素的原子数	J	喷管喉部截面积对装药末端通道截面积之比, 简称喉通比
A_p	推进剂装药通道截面积	K	燃烧面积对喷管喉部截面积之比, 简称燃喉比; 侵蚀燃烧常数
a	声速; 无侵蚀燃速公式所定义的燃速系数	K_n	用摩尔数表示的化学平衡常数
a_f	冻结流声速	K_p	用气体分压表示的化学平衡常数
B	微粒与气体之间的对流传热耦合参数	k	比热比; 等熵指数; 燃烧产物的平均等熵指数 (第四章用 \bar{k})
C_D	喷管流率系数	k_f, k_b	正、反向的化学反应速度常数
C_F	推力系数	k_m	燃烧产物 (含凝相) 等熵指数
c	凝相物质比热	L	装药长度; 凝相组分总数
c^*	特征速度	l	分子运动的平均自由程
c_p	气相物质定压比热	M	马赫数
c_v	气相物质定容比热	M_c	火箭有效载荷质量
d	直径	M_p	推进剂的总质量
E	内能; 微粒与气体之间的阻力耦合参数	M_s	发动机结构质量
e	装药烧去肉厚	m	分子量; 气相燃烧产物的平均分子量 (第三章用 \bar{m})
F	推力	\dot{m}	质量流率
F_f	摩擦阻力	\bar{m}	气相燃烧产物的平均分子量 (只限第三章使用)
f	摩擦系数	m_i	i 组分的分子量
G	吉布斯自由能	m_p	凝相与气相的质量流率比
g	重力加速度	N	燃烧产物中各组分种类的总数
\tilde{H}	一千克物质所具有的焓	Nu	努赛数
\tilde{H}_i	绝热燃烧温度下一千克燃气的焓	n	燃速压力指数
H_f^0	绝对零度下的生成焓	n_g	一千克质量燃烧产物中气相组分的摩尔总数
HT_f^0	j 组分的标准生成焓	n_j	一千克质量燃烧产物中 j 组分
H_j	一摩尔 j 组分的焓		
I	总冲		
I_j	一摩尔 j 组分的总焓		
\tilde{i}_m	一千克质量燃烧产物的总焓		

	的摩尔数	α	喷管扩张半角; 散热系数
Pr	普朗特数	β	喷管收敛半角
p	压强	Γ	比热比函数 $\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$
p_a	环境压强	ϵ	侵蚀系数; 二相流体中凝相微粒的质量比
p_j	气相 j 组分的分压强	ϵ_A	喷管面积比 $\epsilon_A = \frac{A_e}{A_t}$
p_m	二相混合物压强	ϵ_p	喷管压强比 $\epsilon_p = \frac{p_e}{p_c}$
Q	热量	λ	导热系数; 气动函数
Q_g	一千克燃烧产物实际具有热量	μ	动力粘性系数; 火箭质量数
Q_p	一千克推进剂的燃烧热	μ_j	j 组分的化学位
q	热流密度	ξ	发动机冲量系数
R	气体常数; 气相燃烧产物的平均气体常数 (第三章用 \bar{R})	ξ_c	燃烧室冲量系数
\bar{R}	气相燃烧产物的平均气体常数 (只限第三章使用)	ξ_e	考虑喷喉烧蚀损失的冲量系数
R_0	通用气体常数	ξ_f	考虑喷管壁面摩擦损失的冲量系数
Re	雷诺数	ξ_N	喷管冲量系数
R_j	气相 j 组分的气体常数	ξ_r	考虑喷管内化学不平衡损失的冲量系数
\bar{R}_m	二相流体等价气体常数	ξ_p	考虑喷管内二相流损失的冲量系数
R_t^*	喷喉壁面的曲率半径	ξ_q	考虑喷管散热损失的冲量系数
r	燃速; 半径	ξ_a	考虑射流非轴向损失的冲量系数
r_0	无侵蚀燃速	Π	燃烧周边长度
\tilde{S}	一千克质量燃烧产物的熵	ρ	密度
S_j	一摩尔 j 组分的熵	$\bar{\rho}$	二相流体中气相分密度
S_j^0	一摩尔 j 组分的标准熵	ρ_j	j 组分的分密度
T	绝对温度	ρ_m	二相混合物总密度
T_f	绝热燃烧温度	ρ_p	凝相物质密度
T_i	推进剂初温	$\bar{\rho}_p$	二相流体中凝相分密度
T_w	环境温度	σ_j	j 组分的源函数
t	时间	τ	摩擦应力; 剪应力
t_a	发动机工作时间	ϕ	凝相容积比
t_b	燃烧时间		
u, v, w	气流速度		
u_{ef}	有效喷气速度		
u_L	极限喷气速度		
V	容积; 火箭飞行速度		
V_0	燃烧室自由容积		
v	比容		
\bar{v}	分子运动平均速度		
X_j	j 组分的摩尔分数		

上角标

— 平均值

折合值	<i>ig</i> 点火器
* 无因次量	<i>in</i> 发动机室壁内表面
0 零次迭代	<i>L</i> 装药通道出口截面
特征值	<i>m</i> 二相混合物
下角标	<i>ou</i> 发动机室壁外表面
<i>c</i> 燃烧室出口截面; 喷管进口截面	<i>p</i> 推进剂; 凝相微粒
<i>e</i> 喷管出口截面; 平衡流	<i>s</i> 推进剂表面
<i>ef</i> 有效值	<i>t</i> 喷管喉部截面
<i>eq</i> 平衡值	<i>v</i> 真空中的值
<i>f</i> 冻结流	0 滞止参数; 初始值
<i>g</i> 气体; 气相	1 装药通道进口截面
<i>j</i> 各值; 第 <i>j</i> 组分的值	

第一章 绪 论

§ 1.1 火箭发动机

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

空气喷气发动机自带燃料，燃烧所需要的氧则取自空气。这种发动机的工作要依靠空气，所以只能用于大气层中的飞行推进，而且它的工作性能还要受到飞行速度的影响。火箭则自带燃料和氧化剂，两者统称为推进剂，它包括了产生推力所需要的全部物质。因此，火箭发动机的工作不依靠空气，可以在大气层以外工作，成为人类在大气层外飞行和宇宙航行的主要动力装置。火箭发动机的工作性能与飞行速度无关，它可以产生巨大的推力。

根据所用的能源不同，火箭发动机分为化学火箭、电火箭、核火箭、还有设想中的光子火箭。但是，真正得到广泛应用的还是化学火箭。化学火箭的能量来自推进剂中的化学能，化学火箭发动机又分为液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机两大类，它们所用推进剂的物态不同。液体火箭发动机用的推进剂包括液态的燃料和氧化剂，分别存放在各自的贮箱中，工作时由专用的输送系统送入燃烧室。固体火箭发动机使用的推进剂是固态的，其燃料和氧化剂都预先均匀混合，做成一定形状和尺寸的装药，直接置于燃烧室中，不需要专门的输送系统。这两种火箭发动机各有不同的特点，在应用过程中都得到了较大的发展。

§ 1.2 固体火箭发动机发展简史

最早的火箭发动机是固体火箭发动机，它是一种具有悠久历史的古老的推进动力装置。固体火箭是我们祖先最先发明和使用的。众所周知，火药是我国古代的四大发明之一，有了火药，这就为固体火箭的发明准备了必要的技术条件。

根据我国史书的记载，至迟在唐朝（公元618~907年）初年，我国就已发明了黑火药。唐初的医药家兼炼丹家孙思邈所著的《丹经内伏硫磺法》已经载有黑火药的配方、特性和制作方法。到了宋朝（公元960~1279年），应用黑火药制成的各种火箭，不仅用于焰火娱乐，也用于军事。

宋太祖开宝二年（公元969年），冯继昇和岳义方两人首先发明火箭武器。

宋真宗咸平三年（公元1000年），唐福向朝廷献火箭武器。图1-1就是这种火箭的图形。

宋高宗绍兴三十一年（公元1161年），金人欲渡扬子江，宋人在防守中就发射了火箭武器“霹雳炮”，这种炮点火升空，降落水中仍继续跳动。

明神宗万历二十六年（公元1598年），赵士祯发明“火箭溜”，可以按一定的方向和角度发射火箭。

还有其它一些记载，都充分证明中国是火箭的发源地。火箭西传，是十三世纪元兵西征，经过阿拉伯人传入欧洲。后来又传入了印度，十九世纪初期，印度在抵抗英军的侵略战争中使用了火箭，使英国人也开始注意应用火箭于作战。十九世纪的欧洲，最著名的火箭应用是1867年英军进攻丹麦的哥本哈根，一共发射了约四万发火箭，取得了战争的胜利。以后在丹麦、俄国等欧洲国家都相继应用火箭于军事。



图1-1 明天启元年（公元1621年）茅元仪著《武备志》上所画的火箭

从我国古代的火箭开始，到十九世纪欧洲的火箭应用于战争，是固体火箭发展的第一个时期。所用的推进剂是黑火药，能量不够高，技术也比较原始。

近代固体火箭的发展可以从本世纪三十年代硝化甘油无烟火药的发明开始。有了这种无烟火药，不但枪炮得到了新的能源，提高了性能，火箭也得到了新的推进剂，开始了一个新的发展阶段。当时欧洲的苏联、德国等国都采用无烟的双基推进剂，研制和生产了大量的各种近程野战火箭弹。著名的喀秋莎火箭就是这个时期苏联火箭的典型代表，在第二次世界大战中发挥了相当大的作用。在德国，到第二次世界大战结束的前夕，已经研制了几种多级固体火箭作为远射程的武器，但还没有来得及大量使用，法西斯德国就遭到了可耻的覆灭。迄今，双基推进剂的固体火箭发动机仍然广泛地用于各种近程武器和其它推进系统上。

由于双基推进剂在能量方面的限制，火箭技术的发展，在一个时期中曾经以液体火箭发动机为主。这就是从四十年代第二次世界大战末期的V-2导弹开始，到五十年代的中、远程导弹和人造卫星的运载火箭，一直到后来的各种航天飞船、登月飞行器和当前的航天飞机，其主发动机都是液体火箭发动机。在这一时期中，液体火箭发动机得到了飞速的发展。

但是，就在这个时期，固体推进剂的研究也一直在进行。四十年代末期复合推进剂的出现，使固体火箭发动机的发展又开始了一个新的阶段。复合推进剂可以广泛地选择能量高而性能比较全面的氧化剂和燃料，以得到更高的比冲。而贴壁浇铸、内孔燃烧的装药和强度高、重量轻的壳体的采用，使固体火箭发动机向大尺寸、长时间工作方向发展，大大提高了固体火箭发动机的性能，扩大了它的应用范围。到目前为止，固体火箭发动机已广泛应用于各种近、远程导弹和航天飞行的任务。早在六十年代就已经有了“全固体”的洲际导弹和发射人造卫星的“全固体”的运载火箭。而在各类战术导弹的推进动力方面，固体火箭发动机已经占了绝对优势。可以说，固体火箭发动机已经成为应用最广泛的火箭推进系统。

§ 1.3 固体火箭发动机的主要组成部分和工作过程

固体火箭发动机是一种性能优越的火箭动力装置，其主要组成如图 1-2 所示，由燃烧室、主装药、点火器和喷管等部件组成。

燃烧室是贮存推进剂的容器，又是进行燃烧的空间，不仅要有足够的容量，还要有

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

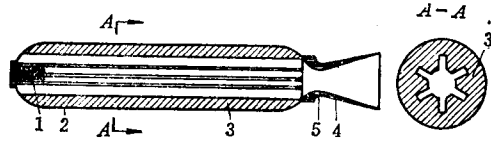


图1-2 固体火箭发动机主要组成部分
1—点火器；2—燃烧室；3—主装药；4—喷管；
5—喷管喉衬。

主装药是由固体推进剂制成的，其中包括有燃料、氧化剂和其它组元，是发动机工作的能源和工质源。主装药直接放置于燃烧室中，它同燃烧室的结合方式可以是可分解的自由装填式，也可以是贴壁浇铸、与燃烧室粘连成一体。如果是自由装填，还需要有可靠的固定装置。主装药必须具有一定的几何形状和尺寸，其燃烧表面的变化必须保持一定的规律，才能实现预期的推力方案。为了保证燃烧表面的变化规律，需要对装药表面的某些部分用阻燃层进行包覆，防止其参与燃烧。

点火器用于点燃主装药，使发动机顺利起动，其中有接受起动信息就开始工作的始发器如电发火管，还有相当数量的点火药。起动时，先是发火管发火，然后点燃点火药，点火药燃烧产生最初的高温高压燃烧产物，包围主装药的燃烧表面，将主装药点燃。主装药的推进剂燃烧，产生大量的高温高压燃气，这就是火箭发动机的工质，而推进剂燃烧时又将其中的化学能转换为燃烧产物携带的热能，然后进入喷管。

喷管是燃烧室内高温高压燃气的出口。一方面控制燃气的流出，保持燃烧室内燃气有足够的压强；另一方面，通过喷管中的膨胀加速，将燃气的热能转化为燃气流的动能，以很高的速度向后喷射出去，产生反作用推力。为了使燃气流动从亚声速加速到超声速，喷管通道都采用先收缩后扩张的拉瓦尔喷管。由于喷管始终受到高温、高压和高速燃气流的传热和烧蚀，需要在相应的内表面上采用耐高温抗烧蚀的材料或相应的隔热防烧蚀的措施。为了在飞行中对飞行器的方向和姿态进行控制，现代的固体火箭发动机都有推力向量控制装置，有的将整个喷管做成可以摆动的或可旋转的，或者在喷管结构上安装其它的推力向量控制装置，在发动机工作期间用以改变推力的方向。

有的固体火箭发动机要求有推力终止装置。例如，弹道式导弹的末级火箭发动机，要求在达到预定的高度和速度的时候，准确的停车，以保证其弹道的准确性，这就要求固体火箭发动机能准确的实现推力终止。通常是在燃烧室上打开反向喷管，产生反向推力来终止原来的推力。

这就是固体火箭发动机的主要组成部分和基本的工作过程。从这里可以进一步分析固体火箭发动机的特点。

§ 1.4 固体火箭发动机的特点

一、固体火箭发动机的主要优点

1. 结构简单 这是一个最基本的特点，与其它直接反作用式喷气推进动力装置相

比较, 固体火箭发动机零、部件的数量最少。同液体火箭发动机相比, 它不需要专用的推进剂贮箱、复杂的推进剂输送-调节系统和燃烧室冷却系统。除了喷管的推力向量控制装置以外, 它没有转动的部件。

2. 使用方便 由于结构简单, 而且固体火箭发动机都是预先装填好的完整的动力装置, 发射工作很简单, 只要接通点火电源就可以起动。平常的维护工作很少, 一般只是定期检查其是否损坏, 比起有些液体火箭发动机要在发射前充灌推进剂来说是方便得多了。整个装置都很简单, 可以装在车上、船上或飞机上, 机动性很好, 最适宜于军事上应用。

3. 能长期保持在战备状态 装填好的固体火箭发动机能长期存放, 受季节变换、气候条件的影响比较小, 可以长期置于发射架上或发射井内, 根据情况可随时进行发射, 这对于武器装备, 特别是对于防御性武器, 是一个突出的优点。

4. 可靠性高 任何一个系统, 其整体的可靠性等于各个部件的可靠性的乘积, 零部件越少, 其可能达到的可靠性越高。固体火箭发动机的零部件最少, 可以达到很高的可靠性, 意外失败的事故很少。有一个统计数据表明, 在 15000 次各种型号的固体火箭发动机试验中, 可靠性达到了 98.14%, 那就是说在 100 次试验中, 由于意外的压强升高、室壁过热或连接强度不够而不能正常工作的发动机不多于两个。这对于高性能的动力装置来说, 是一个很高的数字。

此外, 由于固体火箭发动机结构简单, 固体推进剂的比重较大, 可以实现比较高的质量比。质量比是指推进剂重量对发动机(包括推进剂)总重量之比。质量比越大, 对于提高火箭飞行器的总体性能越有利。固体火箭发动机还可以在高速旋转的条件下工作, 比较容易实现飞行器的旋转稳定。

二、固体火箭发动机的主要缺点

1. 比冲较低 固体推进剂的比冲一般都比液体推进剂低一些。从双基推进剂到现在的复合推进剂或改型双基推进剂, 海平面比冲已经从 2000 米/秒左右提高到 2500 米/秒左右, 这应该说是个大幅度的提高。多年来, 在提高固体推进剂的比冲方面, 很多国家作出了不少努力, 但仍未能得到较大幅度的进展。人们预计, 固体推进剂的比冲难以超过 3000 米/秒, 看来这种估计一时还不会改变。

2. 工作时间较短 固体火箭发动机工作时间较短, 主要有两方面的限制: 一是受热部件通常没有冷却, 在高温、高压和高速气流条件下只能短时间工作, 虽然可以采用耐热材料和各种热防护措施, 但工作时间仍受较大限制; 另一方面是受装药尺寸的限制, 燃烧时间不能太长。固体火箭发动机最适宜于短时间大推力的任务, 最短的可以在 1 秒以下, 甚至以毫秒计, 长的可以达几十秒甚至 100 多秒, 时间过长的工作任务是不适宜于固体火箭发动机的应用的。

3. 发动机性能受气温影响较大 由于固体推进剂的燃速随初温不同而改变, 使发动机的推力和工作时间都受气候温度的影响。夏季高温, 发动机推力增加, 工作时间缩短, 冬季低温, 推力减小, 工作时间延长。发动机性能参数的这种变化, 必须采取一定的措施, 才能使其满足某些规定任务的要求。

4. 可控性能较差 固体火箭发动机一经点燃, 便只有自动地燃烧到工作结束, 不能

根据当时的需要改变推力的大小，只能按照预定的推力方案进行工作。也难以实现多次停车和再启动。

固体火箭发动机的这些缺点，当然会影响它的发展和利用。但是，经过人们的工作，可以逐步减小甚至消除它们的影响，或者利用其优势的方面来弥补其缺陷，这就是为什么固体火箭发动机的整体性能仍在不断提高，成为应用最广泛的火箭发动机。

§ 1.5 固体火箭发动机的应用范围和发展现状

一、作为主动力装置、固体火箭发动机广泛地用于各种类型火箭导弹的推进

在中、近程火箭、导弹中，包括各种无控火箭、反坦克导弹、以及地-地、地-空、空-空、空-舰、舰-空和舰-舰导弹，都采用一级或两级固体火箭发动机。对于需要两级推力的导弹，可以采用两级发动机：一是大推力、短时间的起飞发动机，一是小推力、长时间的续航发动机。也可以采用单室双推力的固体火箭发动机。

在大型战略导弹方面，无论是以陆地为基的洲际导弹，还是以舰艇为基的中、远程导弹，都可以采用多级固体火箭发动机作为动力装置。有一个统计数据可以说明固体火箭发动机在这方面的应用：1969年美国的1710枚中、远程导弹中，采用多级固体火箭（“民兵”和“北极星”导弹）的共计1656枚，占96.8%，只有3.2%的中、远程导弹采用液体火箭。

至于反导弹导弹，要求迅速作出反应，迎击对方来袭的导弹，一般都要采用可以立即发射的固体火箭。

二、作为主动力装置、固体火箭发动机在宇航中的应用也不断增加

早在六十年代就有“全固体”的发射人造卫星的运载火箭，例如“侦察兵”号的四级固体火箭就能将136公斤重的卫星送入近地点为556公里的轨道。

固体火箭发动机可以达到很高的质量比，有利于减轻重量，常用来作为空间任务的末级轨道发动机或卫星运载的远地点发动机。这类发动机在高空工作，为了减轻重量，往往设计成球形或椭球形燃烧室（图1-3）。

作为空间任务的典型实例便是八十年代初期的航天飞机，它采用两台大型固体火箭发动机作为起飞的助推器。助推器直径3.70米，长为45.46米，每台装有过氯酸铵复合推进剂500吨，推力达到 1290×10^4 牛，工作时间120秒。这样庞大的助推器在完成起飞任务以后，还要将其壳体回收，修复后再重复使用，可以节省相当的费用。

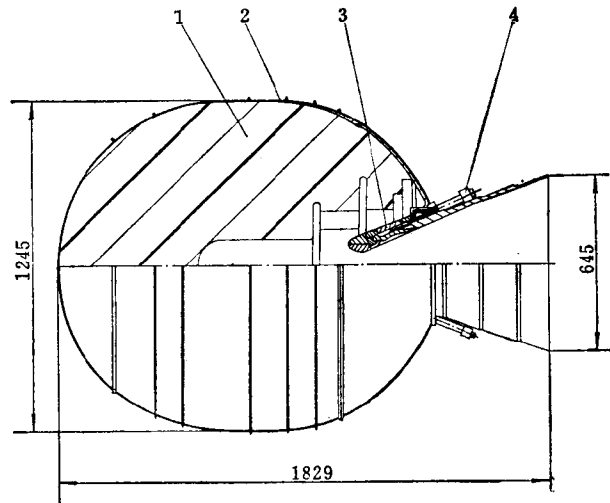


图1-3 椭球形固体火箭发动机

1—推进剂装药；2—燃烧室；3—潜入式喷管；4—点火器。

三、作为辅助的动力装置、固体火箭发动机也广泛地 用于航空和宇航技术

常用短时间工作的固体火箭发动机使飞行器获得一定的速度增量来校正轨道或导弹的飞行弹道。也可用来产生反推力，使飞行器减速着陆。

固体火箭发动机可以用于多级火箭的级间分离。

在飞机起飞中还采用固体火箭发动机作为起飞助推器，可以缩短起飞滑跑距离或增加起飞重量。

冲压喷气发动机只有在一定的飞行速度下才能起动工作。因此，经常采用固体火箭发动机作为起飞助推器，使其获得必要的飞行速度，以便冲压发动机独立工作。

固体火箭发动机起动迅速，常用来作为飞行救生、弹射座椅的应急动力。

液体火箭发动机的输送系统中起动涡轮的燃气发生器，也是采用固体推进剂的。

四、固体火箭发动机在经济建设和生产中的应用

首先应用的是探空气象火箭。用固体火箭发动机发射，在高空获取气象资料。

由固体火箭发动机发射的各种防雹火箭在我国的农业生产上曾多次使用，对防止冰雹的形成，保护农业生产，取得了较好的效果。

在经济建设中，有一些特殊条件下的任务，用固体火箭来完成往往可以取得更好的效果。例如水下攻泥、穿缆、钻地打洞、两个山头之间的架线牵引、以及消防灭火等等，在我国都利用固体火箭进行了初步的尝试，有的已取得了较好的成果，有了一个可喜的开端。随着发动机使用性能的提高和成本的降低，固体火箭技术在国民经济中的应用也会得到相应的发展。

* * * *

经过近几十年的大力研究和实际应用，随着整个科学技术的进步，现代的固体火箭发动机已经得到了很大的发展，不仅应用范围广，而且总体性能不断提高，相应的技术也日趋成熟。在第二次世界大战前后，只将固体火箭用于小型、近程、无控和短时间的推进动力。随着复合推进剂的发展、比冲和结构性能的提高、以及推力向量控制的应用，这个限制早已被突破了。

早在六十年代中期，就曾经用直径3米的两台大型固体火箭发动机作为“大力神ⅡC”洲际导弹的起飞助推器，进行了成功的发射，其单台推力达 441×10^4 牛，工作时间长达120秒。随后不久，又进行了直径6.6米的大型固体发动机的地面试车，得到了成功，其最大推力达 1570×10^4 牛，工作时间114秒，这是迄今为止的最大的固体火箭发动机。实际上，八十年代航天飞机所用的大型固体火箭助推器的基本技术基础在六十年代就已经奠定了。到目前为止，从发动机的实际比冲、工作时间、质量比等全面性能来说，都已经达到了相当高的水平，可以研制出各种尺寸能适应各种用途的固体火箭发动机。今后，固体火箭发动机的应用还会越来越广泛，它的性能也会越来越全面地满足各种使用要求。

我们的祖国是固体火箭的发源地，是火药技术的故乡。但是，长期以来封建社会的桎梏，百余年来帝国主义的侵略，使我国解放前在经济和科学技术方面长期得不到发展，

处于十分落后的状态，不可能有我们自己的火箭技术。只有解放以后，随着国民经济和科学技术的发展，党和政府对发展航空和宇航事业给予了很大的关注和支持，投入了大量的人力和物力，经过几十年的努力，主要依靠自力更生，我国的火箭事业已经有有了一个相当规模的基础，取得了一个又一个的新的成就。我国早已是世界上少数几个能自己发射和回收人造卫星的国家之一。我们的远程导弹已经飞越了辽阔的太平洋水域。潜艇水下发射中程导弹的成功标志着我们的火箭技术正在向新的领域前进。通信卫星的发射成功，表明我国运载火箭技术水平达到了新的高度。但是，同当代最先进的火箭技术相比，我们还有一定的差距。我们还是发展中国家，在我们的火箭技术中还有很多领域需要去开拓、去发展。当前，我们正在为实现社会主义的四个现代化建设的宏伟目标而努力奋斗，火箭技术的进一步发展无疑是其中的一个重要组成部分。我们相信，为了巩固国防，为了社会主义祖国的富强，随着国民经济和科学技术的日益发展，我国的火箭技术一定会得到更大的发展。

第二章 固体火箭发动机的主要参数

本章讨论表征固体火箭发动机性能和工作质量的基本参数，其中包括推力、喷气速度、流率、特征速度、推力系数、工作时间、总冲和比冲等，并分析它们的影响因素和相互关系。最后，我们将研究固体火箭发动机基本参数对火箭性能的影响。

§ 2.1 推 力

推力是火箭发动机的一个主要性能参数。飞行器依靠发动机的推力起飞加速，克服各种阻力，完成预定的飞行任务。

火箭发动机的推力是指发动机工作时作用于发动机全部表面（包括内外表面）上的气体压力的合力。如果用 $F_{内}$ 表示内表面上气体的作用力， $F_{外}$ 表示外表面上气体的作用力，则整个发动机的推力为

$$F = F_{内} + F_{外} \quad (2-1)$$

通常以喷管出口的边缘作为内外表面的衔接线。

$F_{内}$ 是燃气对发动机内表面的作用力，是推力的组成部分。火箭发动机工作时，燃气受发动机的作用而加速，得到了向后的动量，根据作用力与反作用力的力学第三定律，燃气流必以大小相等、方向相反的反作用力作用于发动机上，这就是 $F_{内}$ 。与此相反，发动机作用于燃气流的力便是 $-F_{内}$ 。

$F_{外}$ 是外界大气对发动机外表面的作用力。这里只考虑大气静压强的作用，它是垂直于发动机外表面的。在飞行中，如果发动机外表面直接与相对运动的气流接触，还有切向的空气阻力，阻力的大小与飞行器外形结构和飞行条件有关；与发动机的工作无关。因此，切向作用力计入飞行器的阻力，发动机的推力只考虑垂直于发动机外表面的大气静压强。这样，发动机的推力不受飞行速度的影响，可以在试车台上进行静止试验予以测定。

下面我们用不同的方法推导推力的基本关系式。

一、根据气体动量变化推导推力公式

假定喷管中燃气的流动是一维定常流，因而同一横截面上各点的气流参数都相同。由于发动机的形状大多是轴对称的，在这种情况下，各种作用力在垂直于发动机轴线方向的分力互相抵消，所以只需要考虑沿发动机轴线方向各参数的变化。

现研究图 2-1 中所示的发动机。取火箭前进方向为坐标正向。发动机内燃气由 0-0 截面至 $e-e$ 截面运动过程中，流速由 0 增加到 u_e 。这两个截面之间的燃气所受的外力是发动机内表面的作用力 $-F_{内}$ 和在 $e-e$ 截面上对燃气的压力 $p_e A_e$ 。

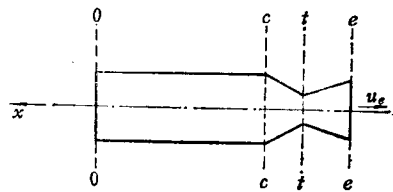


图2-1 火箭发动机简图

根据动量定理，气体的动量变化率应等于气体所受到的外力。设气体的质量流率为 \dot{m} ，则有：

$$\dot{m}[(-u_e) - 0] = -F_R + p_e A_e$$

式中 u_e 和 F_R 前面的负号表示它们的方向与 x 轴方向相反。由上式可得

$$F_R = \dot{m}u_e + p_e A_e$$

由于发动机后端是开口的，所以作用在发动机外表面的外界大气压力是不平衡的，若外界大气压强是 p_a ，则不平衡力的数值为 $-p_a A_e$ ，其方向与 x 轴线方向相反，故用负号。

发动机内外表面上所受的力的合力就是发动机的推力 F ，它等于

$$F = \dot{m}u_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2-2)$$

按照国际单位制 (SI 制)，式中推力 F 的单位是〔牛〕，质量流率 \dot{m} 的单位是〔千克/秒〕，喷气速度 u_e 的单位是〔米/秒〕，压强 p_e 和 p_a 的单位是〔牛/米²〕或〔帕〕，面积 A_e 的单位是〔米²〕。

在工程单位制中，推力公式具有如下形式：

$$F = \frac{G}{g}u_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2-3)$$

式中推力 F 的单位是〔公斤力〕， G 是重量流率，单位为〔公斤/秒〕， g 是重力加速度， $g = 9.81$ 〔米/秒²〕，压强 p_e 和 p_a 的单位是〔公斤/米²〕，速度 u_e 的单位是〔米/秒〕，面积 A_e 的单位是〔米²〕。

二、根据发动机内外表面上的压强分布推导推力公式

图 2-2 表示了火箭发动机内外表面上的压强分布。从 0-0 截面至 $c-c$ 截面之间是燃烧室，燃烧室内的压强通常可认为等于常量 p_c 。从 $c-c$ 截面至 $e-e$ 截面之间是喷管，燃气在喷管内流动时，燃速不断增大，压强不断下降，从 $c-c$ 截面的 p_c 降到 $e-e$ 截面的 p_e 。发动机外表面上作用有外界大气压强 p_a ，在一定高度上 p_a 是定值。

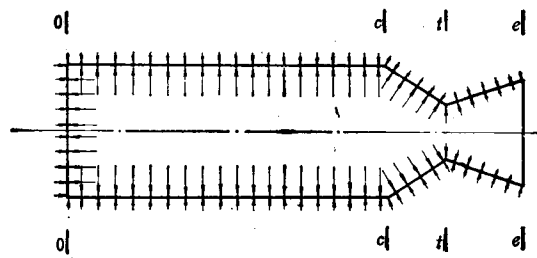


图2-2 火箭发动机内外表面上的压强分布

发动机的推力等于作用在发动机内外表面上压力的合力，如果取发动机运动方向为正，那么推力的表达式可写成：

$$F = \int_{0-0}^{e-e} p_R dA - \int_{0-0}^{e-e} p_R dA$$

式中 dA 是发动机内表面或外表面的微元面积， $\int_{0-0}^{e-e} p_R dA$ 是作用于发动机内表面的合力，它可以分为两部分：

$$\int_{0-0}^{e-e} p_{\text{外}} dA = \int_{0-0}^{c-c} p_{\text{外}} dA + \int_{c-c}^{e-e} p_{\text{外}} dA$$

由于垂直于发动机轴线方向的压力互相抵消, 且这一段 $p_{\text{外}} = p_e$ 为常量, 因此

$$\int_{0-0}^{c-c} p_{\text{外}} dA = p_e A_e$$

$c-c$ 至 $e-e$ 段压强沿轴向是变化的, 由于

$$\int_{c-c}^{e-e} p dA = \int_{c-c}^{e-e} d(pA) - \int_{c-c}^{e-e} A dp = p_e A_e - p_c A_c - \int_{c-c}^{e-e} A dp$$

故得

$$\int_{0-0}^{e-e} p_{\text{外}} dA = p_e A_e - \int_{c-c}^{e-e} A dp \quad (2-4)$$

对于一维定常流, 作用在所取控制体内气体上的力, 应等于每秒钟气体沿力的方向的动量变化:

$$d(\dot{m}u) = -A dp$$

当流率不变时, 则有

$$\dot{m} du = -A dp$$

而

$$\int_{c-c}^{e-e} A dp = - \int_{c-c}^{e-e} \dot{m} du = -\dot{m}(u_e - u_c)$$

将上式代入式 (2-4), 得

$$\int_{0-0}^{e-e} p_{\text{外}} dA = p_e A_e + \dot{m}(u_e - u_c)$$

若假定喷管入口处气流速度 $u_c = 0$, 则有

$$\int_{0-0}^{e-e} p_{\text{外}} dA = p_e A_e + \dot{m} u_e$$

发动机外表面上压力的合力为

$$\int_{0-0}^{e-e} p_{\text{外}} dA = p_e A_e$$

故推力为

$$F = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e \quad (2-2)$$

三、推力公式的讨论

上述推力公式适用于各种类型推进剂的火箭发动机。

由推力公式 (2-2) 可见, 推力的组成可以分成两项。第一项 $\dot{m} u_e$ 称为动推力, 其大小取决于燃气的质量流率和喷气速度, 它是推力的主要组成部分, 通常占总推力的 90% 以上。在火箭发动机设计中, 为了获得更高的喷气速度, 要采用能量高的推进剂, 并保证推进剂的化学能在发动机内尽可能多地转换为燃气的动能。在这一基础上, 再依靠改变燃气的质量流率来改变推力, 以达到设计的要求。

第二项 $A_e(p_e - p_a)$ 称为静推力, 它是由于喷管出口处燃气压强与外界大气压强 p_a 不一致所产生的, 不一致的程度与喷管工作状态有关, 对喷管尺寸已定的发动机, 则与工作高度有关。从推力公式 (2-2) 可看出, 当喷管出口压强 p_e 等于外界大气压强 p_a

时, 静推力这一项就消失了, 只有动推力一项。发动机只有在某个特定的高度上工作才能满足 $p_e = p_a$, 所以称 $p_e = p_a$ 的状态为设计状态, 这时的推力称为特征推力 $F_{\text{特征}}$:

$$F_{\text{特征}} = \dot{m}u_e \quad (2-5)$$

当发动机在真空中工作时, $p_a = 0$, 这时的推力称为真空推力 F_v :

$$F_v = \dot{m}u_e + p_e A_e \quad (2-6)$$

随着工作高度增加, 外界大气压强 p_a 逐渐减小, 推力则逐渐增大, 这是火箭发动机推力的一个重要特点。

在一般情况下, $p_e \neq p_a$ 。为了分析方便, 可引入另一个参数 u_{ef} , 使推力公式简化成如下形式:

$$F = \dot{m}u_{ef} \quad (2-7)$$

式中 u_{ef} 称为等效喷气速度, 它是一个设想的喷气速度。由推力基本公式 (2-2) 可推导出:

$$u_{ef} = u_e + \frac{p_e - p_a}{\dot{m}} A_e \quad (2-8)$$

〔例2-1〕某火箭发动机, 质量流率 $\dot{m} = 5$ 千克/秒, 喷气速度 $u_e = 2400$ 米/秒, 喷管出口压强 $p_e = 5 \times 10^4$ 帕, 外界大气压强 $p_a = 3 \times 10^4$ 帕, 喷管出口截面积 $A_e = 2 \times 10^{-2}$ 米², 这时发动机推力为

$$F = 5 \times 2400 + (5 \times 10^4 - 3 \times 10^4) \times 2 \times 10^{-2} = 12400 \text{ 牛}$$

等效喷气速度为

$$u_{ef} = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{12400}{5} = 2480 \text{ 米/秒}$$

如发动机在真空中工作, 则真空推力为

$$F_v = 5 \times 2400 + 5 \times 10^4 \times 2 \times 10^{-2} = 13000 \text{ 牛}$$

§ 2.2 喷气速度

为了便于研究燃气在喷管中的膨胀流动过程, 我们作出如下假设:

1. 喷管中的流动是一维定常流;
2. 喷管中的膨胀流动过程是理想的等熵流动过程, 忽略燃气对喷管壁的传热和摩擦;

3. 忽略燃气在膨胀过程中的成分变化, 并认为燃气的定压比热是常量。

这样, 燃气流动的能量方程可以写成:

$$H + \frac{u^2}{2} = H_0 = \text{常量} \quad (2-9)$$

式中 H 表示单位质量气体所具有的焓, H_0 表示当气流速度绝热地滞止到零时, 单位质量气体所具有的焓, 又称滞止焓。

若以下角标 c 表示喷管入口截面, 下角标 e 表示喷管出口截面, 能量方程 (2-9) 可以写为

$$H_c + \frac{u_c^2}{2} = H_e + \frac{u_e^2}{2} \quad (2-10)$$

一般情况下 $u_e \ll u_s$, 可以略去 u_s , 并近似认为 $H_e = H_0$, 于是得

$$u_e = \sqrt{2(H_0 - H_e)} \quad (2-11)$$

由 (2-11) 式可知, 喷气速度主要取决于燃气在喷管膨胀过程中的焓降。

燃气的焓可以用燃气温度和定压比热表示:

$$H_0 = c_p T_f \quad (2-12)$$

$$H_e = c_p T_e \quad (2-13)$$

式中 T_f 是燃烧室出口处燃气的总温, 就是推进剂的等压燃烧温度。将式 (2-12) 和式 (2-13) 代入式 (2-11) 可得

$$u_e = \sqrt{2c_p(T_f - T_e)} = \sqrt{2c_p T_f \left(1 - \frac{T_e}{T_f}\right)} \quad (2-14)$$

由于测量压强比测量温度更方便, 通常都用燃气的压强比 p_e/p_0 代替温度比 T_e/T_f 。

根据等熵条件, 可利用关系式 $T_e/T_f = (p_e/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$ 将式 (2-14) 改写为

$$u_e = \sqrt{2c_p T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2-15)$$

又 $c_p = \frac{k}{k-1} R = \frac{k}{k-1} \frac{R_0}{m}$, 最后得

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2-16)$$

或

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R_0}{m} T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2-17)$$

式中 R 是燃烧产物的气体常数, m 是燃烧产物的平均分子量, R_0 是通用气体常数。

$$R_0 = 8.3144 \text{ 千焦/千摩} \cdot \text{K}$$

从式 (2-17) 可以看出, 影响喷气速度 u_e 的因素可以分为两方面: 一方面是推进剂的性能, 反映在燃烧温度 T_f 、比热比 k 和平均分子量 m ; 另一方面是喷管的膨胀压强比 p_e/p_0 。下面分别来分析这些因素。

一、燃烧温度 T_f

喷气速度与燃烧温度 T_f 的平方根成正比。因为燃烧温度越高, 可以用来转换成燃气动能的热能就越多, 喷气速度也越大。因此, 提高喷气速度的重要途径是采用高能推进剂, 以提高燃烧温度。但是, 如果燃烧温度过高, 会导致另外的困难, 如喷管材料的烧蚀和燃烧产物发生离解等。

二、燃气平均分子量 m

喷气速度与燃烧产物平均分子量的平方根成反比, 所以希望燃气的平均分子量 m 要

小。燃气分子量越小，则单位质量推进剂所产生的气体体积越大，使喷气速度提高。此外，对于原子数相同的气体，例如双原子气体，燃气分子量越小，则质量比热越大，在同样的温差下可以得到更大的焓降。

三、比热比 k

在式 (2-17) 中，含比热比 k 的共有两项。其中 $\sqrt{2k/(k-1)}$ 项随着 k 增大而减小，而 $\sqrt{1-(p_e/p_c)^{(k-1)/k}}$ 项则随着 k 增大而增大。综合两项的影响，喷气速度随 k 增大而略有减小。 k 值的大小主要决定于燃烧产物的成分和燃烧温度。目前使用的固体推进剂，其燃烧产物的 k 值在 1.1~1.3 之间，变化不大，所以比热比对喷气速度的影响也很小。

四、膨胀压强比 p_e/p_c

从式 (2-17) 可以看出，当燃烧产物热力特性已定时，喷气速度只与压强比 p_e/p_c 有关，且随着 p_e/p_c 的减小而增大。压强比 p_e/p_c 的大小反映了燃气在喷管中的膨胀程度，压强比越小，膨胀进行得越充分，有更多的热能转换为动能，可以达到更高的喷气速度。当喷管入口压强 p_c 一定时，降低膨胀压强比的唯一办法就是加大喷管出口截面，这是一种效果较显著的增大喷气速度的措施，但要受到结构上的限制。喷管出口截面加大，又会使其结构重量增大，因而影响发动机的总体性能。

为了说明燃气热能的利用程度，我们引入极限喷气速度的概念。假定喷管出口压强小到零，即 $p_e = 0$ ，这时燃气的全部热能都转换为喷气的动能，喷气速度达到极限值，称为极限喷气速度，以 u_L 表示。

$$u_L = \sqrt{2H_o} = \sqrt{2c_p T_i} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i} \quad (2-18)$$

极限喷气速度指出某种推进剂提供的喷气速度的极限值，实际喷气速度 u_e 永远达不到极限喷气速度 u_L ，两者的比值等于

$$\frac{u_e}{u_L} = \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (2-19)$$

这里 $1 - (p_e/p_c)^{(k-1)/k}$ 项表示了喷管能量转换过程中热能利用的程度，它在数值上就是喷管的热效率，按照热力学第二定律，它是不可能达到 1 的，因而 u_e/u_L 值永远小于 1。一般火箭发动机的 u_e/u_L 值在 0.65~0.75 之间。

§ 2.3 流率、流率系数和特征速度

喷管的质量流率是决定推力大小的一个重要因素，而且是发动机工作的主要参数。在稳态工作条件下，喷管的燃气流率也就是推进剂的消耗率。

一般情况下，按照质量守恒的原则，通过喷管任意截面的流率都是一样的，但喷管临界截面处气流速度恰为声速，是一个特征截面，它又是扼流截面，因此取它作为研究流率的基准截面。

质量守恒方程