

固体火箭 发动机

眭英 胡克嫻 编著



北京理工大学出版社

固体火箭发动机

内 容 简 介

本书全面地讲述固体火箭发动机的基本原理和主要设计方法。本书的内容包括：固体火箭发动机工作过程及性能参数、固体推进剂的燃烧特性、发动机理论性能参数计算原理、发动机的总体设计、装药设计、结构设计和内弹道性能计算等，本书还介绍了发动机设计与导弹总体性能有关的内容，这是导弹总体设计的基础知识。

本书可作为导弹总体设计专业教材或导弹系统非发动机专业本科生教学参考书，也可供从事导弹研制、生产和使用的工程技术人员参考。

固体火箭发动机

眭英 胡克焱 编著

*

北京理工大学出版社出版
新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
国防科工委印刷厂印刷

*

787×1092毫米 32开本11.5印张247千字
1990年5月第一版 1990年5月第一次印刷
ISBN 7-81013-311-X/TJ-9
印数：1—1350册 定价：2.45元

648212

前 言

本书是为导弹总体设计专业本科生编写的教科书，也可供从事导弹研制、生产和使用的工程技术人员参考。

本书的基本内容有两方面：一是固体火箭发动机工作的基本原理，一是固体火箭发动机设计方法。全书共分八章。第一章为概述，第二、三、四章为发动机工作过程和性能计算原理，第五、六、七、八章为发动机优化设计方法和内弹道特性估算。

固体火箭发动机是导弹的心脏。对于从事导弹设计与制造的工程技术人员，必须具备有关固体火箭发动机的基本知识，才能进行导弹总体方案论证与设计工作。为此，本书注重发动机与导弹总体设计之间的联系。同时，考虑到专业基础的不同，本书还简明扼要地阐述了“工程热力学”、“气体动力学”、“最优化技术基础”等基本知识，并注意了教学上的循序渐进。本书较为适合非发动机类专业的学生自学。

本书是根据北京理工大学固体火箭发动机教研室多年教学、科研实践的经验组织编写的。第一、五、六、八章由胡克焱编写，第二、三、四、七章由睦英编写。此外，教研室不少同志也对本书的编写和出版做了不少工作，其中蔡湘芬、马志达等同志对书中有关章节提供了宝贵的素材。

全书承海军航空工程学院张鸿祥副教授主审，由张平副教授任责任编辑，对本书提出了许多宝贵意见，在此一一表

示感谢。

限于编者的水平，书中定有不妥之处，欢迎读者批评指正。

编者

1988年10月

目 录

主要符号	1
第一章 固体火箭发动机概述	7
§1-1 固体火箭发动机的基本组成及工作原理	7
§1-2 固体火箭发动机的主要特点	10
§1-3 固体火箭发动机的设计研制过程	12
第二章 固体火箭发动机工作过程及性能参数	22
§2-1 固体火箭发动机中的能量转换	22
§2-2 固体推进剂装药燃烧过程	23
§2-3 喷管中的流动过程	26
§2-4 火箭发动机的主要性能参数	34
§2-5 火箭发动机性能参数对火箭飞行性能的影响	53
第三章 固体推进剂及其燃烧特性	57
§3-1 固体推进剂的分类	57
§3-2 固体推进剂的燃烧特性	62
§3-3 影响燃速的因素	66
第四章 发动机理论性能参数计算原理	76
§4-1 发动机热力计算的理论模型	76
§4-2 固体火箭发动机的热力计算原理	78
§4-3 固体火箭发动机理论性能参数的计算	93
第五章 固体火箭发动机总体方案设计及参数选择	95
§5-1 发动机的结构形式及其选择	96
§5-2 固体火箭发动机常用材料及其选择	110
§5-3 主要设计参量的选择	115

主要符号

A	截面积对外做功的压强势能
A_p	推进剂装药通道截面积
A_{ki}	第 j 种组分中含有第 k 种元素的摩尔原子数
a	声速, 无侵蚀燃速公式所定义的燃速系数
C_F	推力系数
C_D	喷管流量系数
C^*	特征速度
c_p	燃烧产物的定压比热
c_v	燃烧产物的定容比热
D	直径
d	直径
e	内能, 装药烧去的厚度
e_{chp}	燃烧反应前推进剂的化学能
e_{chb}	燃烧反应后燃气的化学能
e_1	燃层厚, 肉厚
\bar{e}_1	肉厚系数
F	发动机推力
F_v	真空推力
F_{opt}	最佳推力, 特征推力
f_0	燃烧产物的折算火药力
G	自由能 (吉布斯自由能)

g	重力加速度
h	单位质量气体的热焓
H_f^*	标准生成焓
I	总冲量
\bar{I}	单位质量物质的总焓
\bar{I}_o	单位质量燃烧产物的总焓
\bar{I}_p	单位质量推进剂的总焓
I_{sp}	比冲量
I_o	质量比冲
I_v	发动机体积比冲
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
K_N	燃烧面积对喷管喉面截面积之比, 简称面喉比
K_p	化学平衡常数
K_n	用摩尔数表示的化学平衡常数
k	比热比, 等熵指数, 绝热指数
L	长度, 凝相组分总数
l	药柱特征长度
L_p	装药长度
M	马赫数, 火箭质量
m	摩尔质量
m_o	发动机总质量
m_m	发动机结构质量
\dot{m}	燃气质量流量
\bar{m}	燃烧产物平均千摩尔质量
M_f	推进剂燃尽后的火箭质量

M_0	起飞时的火箭总质量
N_k	一千克推进剂中含有第 k 种元素的千克原子数
n_j	一千克燃烧产物中含有第 j 种组分的摩尔数
n	混合气体的总摩尔数, 燃速压强指数, 星角数
n_g	一公斤燃烧产物中气相组分的总摩尔数
p	压强
p_a	环境压强
p_i	气相 i 组分的分压强
p_c	燃烧室压强
p_e	喷管出口压强
p_{eq}	燃烧室平衡压强
p_{ig}	点火压强
$p_{cr}(-T^{\circ}C)$	最低使用温度下的临界压强
Q	化学反应热
R	气体常数, 半径
R_0	摩尔气体常数
r	燃速, 半径
r_m	推进剂质量燃速
r_0	无侵蚀影响时的燃速
S	燃烧表面积, 燃烧产物的熵
s	装药通道中任一横截面的周边长
S_{i0}	第 i 种组分在 1 个物理大气压下的熵
S_{ic}	第 i 种固相组分的熵
S_{ig}	第 i 种气相组分的熵
T	绝对温度
T_p	定压燃烧温度

T_t	推进剂初温($^{\circ}\text{C}$)
T_s	基准温度(293.15K 或 298.15K)
T_c	燃烧室内燃气温度
t	时间
t_o	发动机工作时间
t_{ig}	点火延迟时间
t_b	装药燃烧时间
u	气流速度
u_{ef}	有效喷气速度
u_e	发动机喷气速度
u_{th}	界限速度
V	发动机的体积
V_p	推进剂装药的体积
V_c	燃烧室容积
v	燃气比容
W	系统对外的容积功和可用功之总和
α	喷管扩张半角, 发动机结构性能系数
Γ	比热比函数
e	侵蚀比; 流体中凝相产物的重量百分数
e_p	膨胀比($e_p = p_c/p_e$)
e_A	扩张比($e_A = A_e/A_t$)
δ	燃烧室壳体壁厚
η_v	燃烧室的体积装填系数
λ	气动函数, 拉格朗日乘子, 导热系数
μ_0	火箭质量比
μ_j	1 摩尔第 j 种组分的化学位

μ_j^0	1 摩尔第 j 种组分的标准化学位
μ	质量比
ρ	密度
ρ_m	燃烧室壳体材料密度
$[\sigma]$	燃烧室壳体材料的许用应力
σ_p	燃速温度敏感系数(%/°C)
φ	压强波动系数
φ_2	流量修正系数
∞	通气参量(S/A_p)

上角标

—	平均值
0	特征值

下角标

c	燃烧室出口截面, 喷管进口截面
e	喷管出口截面
ef	有效值
eq	平衡值
g	气相
j	各值, 第 j 组分的值
ig	点火
p	推进剂
t	喷管喉部截面
th	临界状态
0	滞止参数

第一章 固体火箭发动机概述

§1-1 固体火箭发动机的基本组成及工作原理

固体火箭发动机与其它化学火箭发动机一样，是直接产生反作用推力的喷气推进动力装置。它是以固体推进剂的化学能作为能源，以固体推进剂的燃烧产物作为工质，高速度地向后喷射而获得反作用推力，从而使飞行器向前飞行。

固体火箭发动机主要由固体推进剂装药、燃烧室、喷管和点火装置等四大部件组成，有些发动机还有辅助部件，其典型结构如图 1-1 所示。

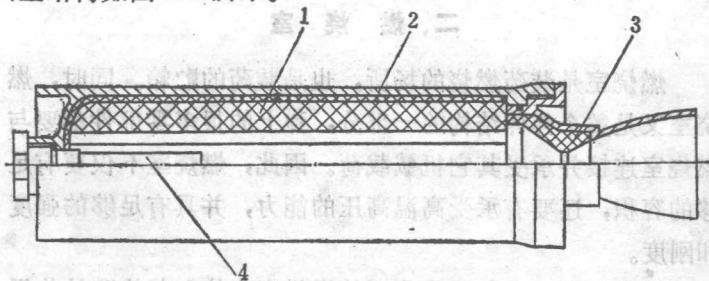


图1-1 固体火箭发动机的基本组成

- 1—推进剂装药； 2—燃烧室壳体；
- 3—喷管； 4—点火装置。

一、推进剂装药

装药是装入燃烧室内具有一定形状和尺寸的推进剂药柱

的总称。它是固体火箭发动机工作的能源和工质源。装药装入燃烧室的方式可分为自由装填式和铸装式两种。自由装填式装药是事先制成一定形状和尺寸的药柱后再装入燃烧室中，用轴向和侧向装药支撑装置将药柱定位，药柱在燃烧室内按一定的燃烧规律燃烧，形成高温高压的燃烧气体。铸装式装药是将推进剂直接浇注到燃烧室内，通常装药外侧与燃烧室壳体粘结成一整体，浇注装药时，内孔装入不同的芯针，在成型后取出，便可形成不同几何形状的内孔，从而得到不同的燃烧规律。

由上述可知，装药的几何形状和尺寸决定了发动机的燃气生成率及其变化规律，从而决定了发动机的推力随时间的变化规律。为了达到导弹总体对推力方案的要求，固体推进剂装药必须按一定的燃烧规律设计成特定的形状。

二、燃 烧 室

燃烧室是装药燃烧的场所，也是装药的贮箱。同时，燃烧室又是整个弹体结构的一部分，弹上的很多零部件都要与燃烧室连接并承受其它机械载荷。因此，燃烧室不仅要有足够的容积，还要有承受高温高压的能力，并具有足够的强度和刚度。

燃烧室主要由起承载作用的燃烧室壳体和起热防护作用的绝热层组成。燃烧室壳体一般都由圆筒体和前后封头组成，少数特殊用途的有球形或椭球形燃烧室。

燃烧室壳体的材料常采用金属和非金属材料，如合金钢、铝合金、钛合金、玻璃纤维树脂缠绕成型材料等。

工作时间较长的固体火箭发动机燃烧室常采用内壁喷涂

绝热涂层或粘贴绝热层等热防护措施。

三、喷管

喷管是燃烧室内高温高压燃气的出口，其作用一方面是控制燃气的流量，保持一定的燃烧室压强，另一方面是使燃气膨胀加速，将燃气的热能转化为燃气流的动能，高速向后喷射，产生反作用推力。

为了使燃气流从亚音速加速到超音速，喷管内通道的型面是由收敛段、临界段和扩张段组成，即采用先收敛后扩张的拉瓦尔喷管，其典型结构如图 1-2 所示。

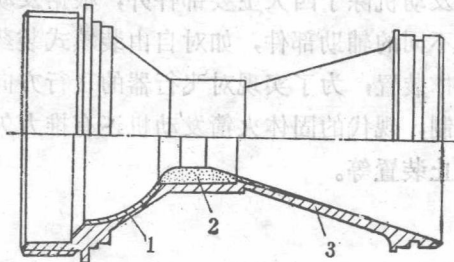


图1-2 固体火箭发动机喷管

1—收敛段；2—临界段；3—扩张段

固体火箭发动机的喷管没有冷却系统，它始终受到高温、高压、高速燃气流的作用，喷管的受热和烧蚀均很严重，特别是在喷管的临界段（又称喉部），其通道最小，热流密度最大，烧蚀最为严重，因此，除短时工作的发动机喷管采用单一金属材料外，一般均采用多种材料的复合喷管结构。

四、点火装置

点火装置的作用是提供一定的初始热量和点火压强，以

便点燃装药使发动机顺利启动。

点火装置由发火系统（如发火管）、能量释放系统（如点火药）和连接件（如点火具本体）组成。发火管接受起动信息发火，产生初始的热冲量点燃点火药，点火药燃烧后，在极短的时间内产生大量的炽热燃气，包围并加热主装药的燃烧表面，从而点燃主装药，使发动机进入正常工作状态。连接件是用来保证发火系统和能量释放系统可靠工作的。

五、其它辅助部件

固体火箭发动机除了四大主要部件外，根据发动机的不同要求，还有不同的辅助部件，如对自由装填式装药的发动机则有装药支撑装置；为了实现对飞行器的飞行方向、姿态和射程进行控制，现代的固体火箭发动机还有推力矢量控制装置和推力终止装置等。



§1-2 固体火箭发动机的主要特点

一、主要优点

1. **结构简单** 与其它直接反作用式喷气推进动力装置相比，固体火箭发动机的零部件数量最少，它不需要象液体火箭发动机那样复杂的推进剂输送-调节系统和单独的推进剂贮箱以及燃烧室、喷管的冷却系统；除了一些推力矢量控制装置有转动部件外，基本上没有转动部件，这是固体火箭发动机最突出的优点。

2. 工作可靠 任何一个系统，其整体的可靠性与各个部件可靠性紧密相关，系统的零部件越少，其可能达到的可靠性越高。固体火箭发动机的零部件较少，故可以达到很高的可靠性。

3. 使用维护方便 固体火箭发动机是预先装配好的动力装置，发射准备工作简单，启动准备时间短，平时的勤务处理简单、安全。

4. 能长期贮存，保持战备状态 固体推进剂装药可长期贮存在燃烧室内，导弹可以长期处于战备状态，随时可进行发射，这对武器装备来说，是一突出优点。

由于固体火箭发动机具有上述特点，现已广泛应用于军事武器和宇航飞行器上。

二、主要缺点

1. 能量特性较低 固体推进剂的比冲一般均比液体推进剂的比冲低，从双基推进剂到复合推进剂或改性双基推进剂，其海平面比冲已从 2000m/s （工程单位制为 200s 左右）提高到 2500m/s （ 250s ）左右，这已是较大幅度的提高，多年来，很多国家在提高固体推进剂比冲方面作出了不少努力，目前能达到的比冲最高水平约为 2650m/s （ 270s ），人们估计，固体推进剂的比冲很难超过 3000m/s （ 300s ）以上。

2. 工作时间较短 固体火箭发动机的工作时间有一定的限度，其主要原因是没有冷却系统，受热部件尽管采用热防护措施，用耐热耐烧蚀材料制成，但在高温、高压、高速燃气流作用下其工作时间仍要受到限制。此外，固体火箭发动机的工作时间还要受装药尺寸的限制，一般适宜的工作时