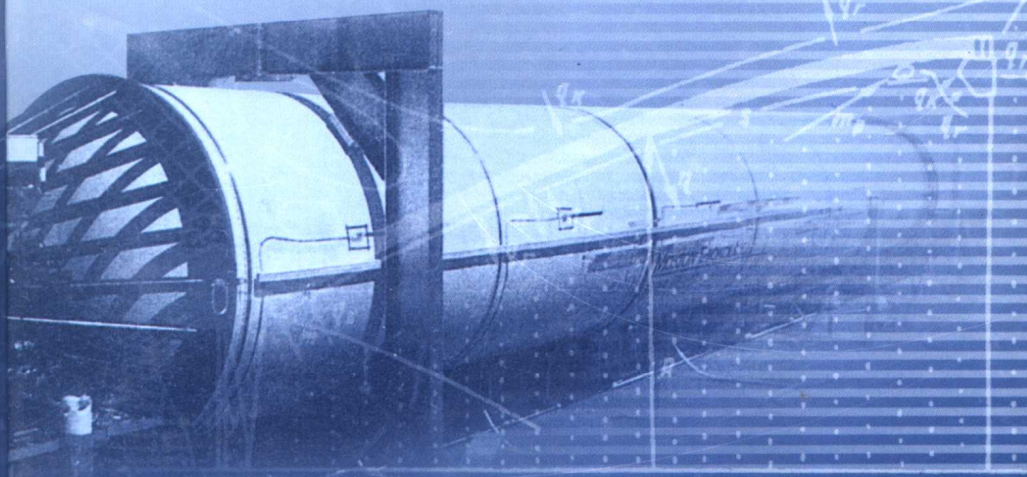




固体火箭 发动机工作过程

A·A·希什科夫
〔俄〕 C·Д·帕宁 著
B·B·鲁缅采夫
关正西 赵克熙 译



中国宇航出版社

内部发行

固体火箭 发动机工作过程

江苏工业学院图书馆
藏书章
〔俄〕A·A·希什科夫
C·Д·帕
B·B·鲁编采夫

关正西 赵克熙 译



中国宇航出版社

1989. МОСКВА Машиностроение

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机工作过程/(俄)А·А·希什科夫,С·Д·帕宁,Б·
В·鲁缅采夫著;关正西等译. —北京:中国宇航出版社,2006.3
ISBN 7-80218-109-7

I. 固... II. ①А...②С...③Б...④关... III. 固体推进剂
火箭发动机 IV. V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 021621 号

责任编辑 赵克熙 封面设计 03 工舍

出版 中国宇航出版社

社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010)68768548

网址 www.caphbook.com / www.caphbook.com.cn

经销 内部发行

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010)68371105 (010)62529336

承印 北京京科印刷有限公司印刷

版次 2006 年 3 月第 1 版 2006 年 3 月第 1 次印刷

规格 850×1168 开本 1/32

印张 8.375 字数 223 千字

书号 ISBN 7-80218-109-7

定价 50.00 元

本书如有印装质量问题,可与发行部调换

译者的话

本书从固体推进剂火箭发动机的燃烧、气动过程、喷管的气体动力学特征和燃烧产物与发动机通道材料的相互作用等方面系统地论述了使用固体推进剂的火箭发动机和气体发生器工作过程的物理和数学模型,特别是给出了许多经验和半经验公式,为固体火箭发动机的研究、设计、生产、试验和使用提供了宝贵资料。

第一、二、三章由关正西译,赵克熙校,第四、五章由赵克熙译,关正西校。本书的翻译和出版得到中国人民解放军第二炮兵工程学院重点学科建设的资助。黄先祥院士、孙锦云研究员、杨月诚教授对本书给予了关心和支持。阮崇智研究员审阅了全书的译文,提出了宝贵的意见,徐志高博士参加了译稿和插图的整理工作,译者在此一并表示感谢。

由于译者水平有限,译文中不妥和失误之处在所难免,敬请批评指正。

2004年9月

前 言

在工业化学、飞行控制力学、固体推进剂火箭发动机(PDIT)理论和结构成就基础上,产生了具有不同用途的固体推进剂火箭。在固体推进剂发动机中使用了在其他技术领域里实际上不曾有过的结构和工艺方案。

固体推进剂的点火与燃烧、燃烧产物的流动以及它们与燃气通道材料的相互作用,这些都是固体推进剂火箭发动机工作过程所要研究的基本问题。为了计算这些过程的参数值,利用了不同的数学模型、解析和数值方法(小扰动方法、非线性代数方程组解法、特征法、差分法、多种多样的多相流计算方案等)。为了计算固体推进剂火箭发动机的结构部件,应用了一些算法和实现这些算法的程序,其目标之一是实现不同阶段的自动化设计技术。

在对固体推进剂火箭发动机工作过程研究过程中,利用了物理模型:带有可渗透壁的通道装置;用于喷管比较实验的差动装置;用于试验防护层、推进剂和喷管等的多组元燃气发生器装置。除此之外,在研制固体推进剂火箭发动机时进行了发动机基本部件的组合试验(点火装置、喷管和推力终止装置)。这些实验装置在具体情况下能够被看作是求解纳维尔-斯托克司方程的模拟计算机。试车台的点火试验,其中包括模拟高空条件的试验是固体推进剂火箭发动机研制的一个必然阶段。被用来确定和修正固体推进剂火箭发动机的工作特性的所有这些理论和实验的综合方法对制造高可靠性的发动机都是必不可少的。

本书从火箭发动机理论原理出发,系统地论述了固体推进剂火箭发动机工作过程的研究方法和成果。

作为讨论建立工作过程模型的引论,首先给出了固体推进剂火箭的应用领域、各种固体火箭推进剂的热力学特性、固体推进剂

火箭发动机的基本结构部件和材料应用等方面的资料信息。

固体推进剂药柱的燃烧是主要的工作过程之一,对此,文中在以下几方面作了深入研究:固体推进剂燃烧与各种因素的关系,固体推进剂燃烧产物的成分及固体推进剂火箭发动机内压力的变化(其中包括不稳定工作、绕轴旋转、实验结果异常、冲压火箭发动机燃烧室内起动药柱的工作和在发动机内药柱燃烧的调节等)。

文中介绍的稳定的一维、二维和三维亚声速气流及固体推进剂火箭发动机进入工作状态和推力终止时的过渡过程的计算方法和物理模拟,都考虑了局部阻力和推进剂的侵蚀燃烧以及性能偏差。在计算喷管的气动特性时,深入研究了固体火箭推进剂燃烧产物在喷管和控制力生成机构中的跨声速、超声速流动的特点,包括推力损失、流量系数、推力偏心、侧向控制力、气流与壁面分离时的推力变化。

燃烧产物与燃气通道各区段壁面的相互作用包括考虑固体推进剂火箭发动机各种专用材料特性的对流和辐射热交换,处在动力学和扩散状态下的材料表面层损伤,以及凝聚相沉淀在材料上时的高速侵蚀。为了估算在这种作用下气流通道壁面的效率,有必要在本书中给出材料性能(热导率、热容、热解指数、动力学常数、黑度、粗糙度)。利用固体推进剂火箭发动机在接近实际情况条件下的试车台点火试验,来实现设计结果的验证和修改。

本书中列举的数学和物理方法对固体推进剂火箭发动机是通用的,且以在不同类型的固体推进剂火箭发动机中应用为目的。

作者对审阅者 A·П·吉申技术科学博士的珍贵建议和对原稿的修改表示深深的谢意。

符 号

- a —— 声速; 温度传导系数
 a_k —— 材料焦化值
 α —— 热交换系数; 线膨胀系数
 h —— 普朗克常数
 H —— 焓
 B —— 附面层吹气参数
 $b = \frac{\partial T}{\partial t}$ —— 加热速率
 $\beta = \frac{2\pi}{\lambda}$ —— 波数; β —— 流量综合参数
 v —— 气流速度
 W —— 发动机的空容积
 D —— 扩散系数; 直径
 δ —— 厚度
 ζ —— 比冲损失
 z —— 在两相混合物中微粒质量分数
 I —— 推力冲量
 k —— 混合路径长度常数; 绝热指数
 k_v —— 光谱吸收系数
 ξ —— 热分解程度
 Q —— 物质相变热效应
 λ —— 热导系数; 波长; 换算速度
 μ —— 流量系数; 动力黏度系数
 $\bar{\mu}$ —— 不对称扩散因子

ν ——固体推进剂燃速定律中幂指数;频率;泊松比(系数);动黏性系数

Π ——周长

P ——推力

p ——压力

ρ ——密度

σ_0 ——斯忒芬-玻尔兹曼常数

σ_H ——弯曲强度极限

σ_B ——强度极限

Σ_s ——扩散系数

Σ_{tr} ——传递衰减系数

θ ——定向增强材料层与热流方向的夹角;喷管型面角

T ——温度

t ——时间

u, v —— X 轴(或 Z 轴)和 Y 轴(或 R 轴)向的速度分量

φ ——复合材料组分的质量分数

c_f ——摩擦系数

c_p ——恒压比热容

c_0 ——真空光速

L ——飞行距离

M ——摩尔质量;力矩

M ——马赫数

\dot{m} ——气体流量

m ——材料质量烧蚀速度;质量

$n = c/c_0$ ——介质折射系数

ϵ ——积分黑度

R ——气体常数;半径

S ——表面积

η ——热损失系数;机械冲蚀所占的分数

F ——通道横截面积

缩写词(下标)

в ——点火器

вн ——内部的

в. р ——进入状态(起动)

вх ——入口

г. р ——燃气舵

д ——底部

дв ——发动机

з ——药柱

зад ——延迟(时间)

к ——结构

кан ——通道

м ——中部截面

н ——不均匀性,非平衡性

нач ——初始的

нар ——外部的

ном ——额定的

отс ——终止

п ——真空的;临界的

п. н ——有效载荷

поз ——阵地的

пр ——极限的;另外的

п. т ——前端面

р ——散布

сж ——压缩

сл ——随机的

сп — 跌落
ср — 平均的
т — 热; 推力; 湍流的
тор — 端部
тр — 摩擦
у — 比的; 单位的
ус — 加强; 放大
ун — 材料烧蚀
ут — 潜入式
ш — 铰链的
э — 屏蔽; 挡板
* — 临界的
∞ — 气流中心

缩 略 语

БРСД — 中程弹道火箭(导弹)
ВУ — 点火装置
ГГ — 气体发生器
ДРП — 枪用发烟火药
ДУ — 发动机(动力)装置
ДУГЧ — 头部动力装置
КЗДП — 粗粒发烟火药
КМ — 复合材料
ОТР — 机动战术火箭(导弹)
ППП — 应用程序包
РДТТ — 固体推进剂火箭发动机
РН — 运载火箭
РПД — 火箭冲压发动机
РСЗО — 齐射火箭弹系统

САПР —— 自动化设计系统

ТРТ —— 固体火箭推进剂

УР —— 可控火箭(导弹)

УУКМ —— 碳-碳复合材料

目 录

第 1 章 固体火箭发动机

- 1.1 应用领域 (1)
- 1.2 固体火箭推进剂 (8)
- 1.3 主要的结构部件..... (15)
 - 1.3.1 壳体和喷管..... (17)
 - 1.3.2 固体推进剂药柱..... (23)
 - 1.3.3 产生控制力的机构..... (28)
 - 1.3.4 点火装置..... (32)
 - 1.3.5 推力终止装置..... (35)
- 1.4 固体火箭发动机工作过程模型的建立..... (37)

第 2 章 固体推进剂药柱的燃烧

- 2.1 固体推进剂的燃速..... (42)
- 2.2 燃烧和流动过程的热力学计算..... (48)
- 2.3 固体火箭发动机中压力随时间的变化..... (52)
 - 2.3.1 固体火箭发动机的工作时段..... (52)
 - 2.3.2 固体火箭发动机的不稳定工况..... (56)
 - 2.3.3 转动对固体火箭发动机内弹道的影响..... (58)
 - 2.3.4 在试车台上发动机试验故障分析..... (60)
 - 2.3.5 在冲压发动机燃烧室中起动药柱的燃烧..... (61)
- 2.4 固体火箭发动机的调节..... (63)

第 3 章 固体火箭发动机的气动过程

- 3.1 一维流动..... (68)
 - 3.1.1 准定常过程..... (68)
 - 3.1.2 气动函数..... (71)
- 3.2 固体火箭发动机中的局部阻力..... (74)

3.2.1	喷管前部空间的气体流动	(76)
3.3	在固体推进剂药柱通道内的燃气流动	(78)
3.3.1	在圆柱形通道内的燃气流动	(78)
3.3.2	在非圆柱形通道内的燃气流动	(81)
3.4	固体火箭发动机的参数偏差	(90)
3.5	固体火箭发动机稳态工作的建立	(94)
3.5.1	固体推进剂药柱的点火	(94)
3.5.2	滞止区的充填	(101)
3.5.3	气体在级间分离舱段中的流动	(103)
3.6	固体火箭发动机推力终止的过渡过程	(105)
3.6.1	用打开附加喷管方法实现终止推力	(105)
3.6.2	发动机部件分离	(106)
3.6.3	固体推进剂药柱的熄火	(108)
3.6.4	燃气波动	(111)
3.7	在药柱通道中的气体二维流动	(113)
第4章 喷管的气体动力学特征		
4.1	固体火箭发动机喷管型面	(120)
4.1.1	喷管的亚声速段	(120)
4.1.2	喷管流量系数	(121)
4.1.3	固体推进剂燃烧生成单相产物时喷管超声速段 型面	(124)
4.1.4	含粒子的燃气流	(126)
4.2	喷管比冲损失	(129)
4.2.1	比冲损失分量	(129)
4.2.2	喷管中无结晶态	(133)
4.2.3	一维流动	(133)
4.2.4	多相流物理非平衡损失的精确计算	(135)
4.2.5	喷管潜入引起的多相流比冲损失	(136)
4.3	推力的偏心	(138)

4.4	控制力生成装置的特征	(143)
4.4.1	外伸式襟翼和导流板绕流	(143)
4.4.2	向喷管中喷射气体和液体	(145)
4.4.3	迎超声速气流的欠膨胀射流流动	(148)
4.5	喷管壁气流分离	(150)
4.6	固体火箭发动机高空试验	(153)
4.6.1	高空试验台结构	(153)
4.6.2	圆柱状扩压器的起动机压强	(156)
4.6.3	在发动机、真空舱及扩压器中的压力变化	(161)
4.6.4	高空试验的结果处理	(164)
第5章 燃烧产物与固体火箭发动机通道材料的相互作用		
5.1	与通道作用的各分量	(168)
5.2	对流热交换模式	(170)
5.2.1	附面层理论积分关系式	(172)
5.2.2	附面层积分理论	(177)
5.2.3	近壁湍流模式的建立	(184)
5.2.4	喷管潜入部分的对流热交换	(187)
5.2.5	圆柱状喷管喉部最小截面的对流热交换	(190)
5.2.6	喷管超临界部分燃气非对称吹入干扰区对流热 交换	(196)
5.2.7	固体火箭发动机中非定常热交换	(196)
5.2.8	燃气流量调节器上的热交换	(201)
5.2.9	多相流中的热交换	(203)
5.2.10	固体火箭发动机中的自由对流	(204)
5.3	固体火箭发动机辐射热交换	(205)
5.4	燃气流对复合材料的作用	(210)
5.5	固体火箭发动机通道燃气流对金属元部件的作用 ..	(220)
5.6	多相流对复合材料的作用	(221)
5.7	固体火箭发动机元部件热状态	(227)

5.8 材料的热物理及其他特性	(233)
5.9 固体火箭发动机热防护层试验结果	(247)
参考文献	(251)

第 1 章 固体火箭发动机

1.1 应用领域

使用固体推进剂的火箭发动机是由发动机壳体、固体推进剂药柱、喷管和点火机构组成。控制力产生装置和推力终止机构同样是导弹发动机(ДУ)不可缺少的部件(见图 1.1)。

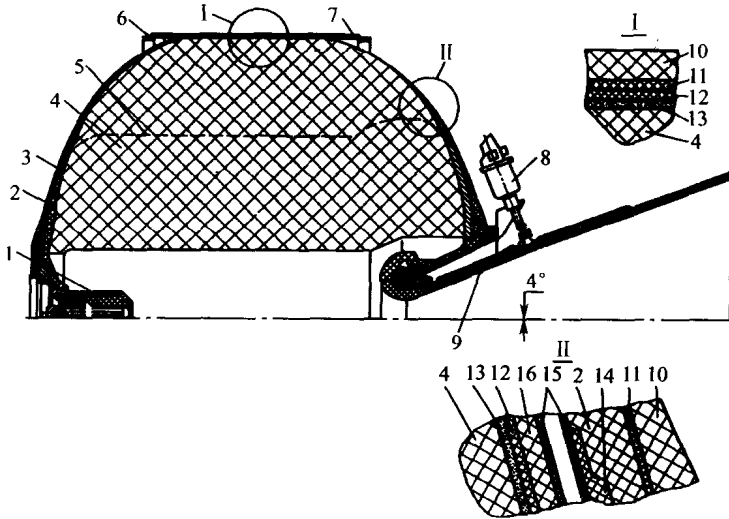


图 1.1 固体火箭发动机

- 1—点火装置;2—绝热层;3—“茧”式壳体;4—复合固体推进剂药柱;
 5—药柱肉厚半线;6—前对接裙框;7—后对接裙框;8—喷管摆动控制作动装置;
 9—潜入式可摆动喷管;10—承力壳体;11—密封层;
 12—防迁移层;13—防护-固结层;14—与气流接触层;
 15—防止人工脱粘层与绝热层粘接的分离层;16—人工脱粘层

很多类型的火箭发动机基本上都是固体推进剂类型的,仅在宇宙飞船运载火箭中,液体火箭发动机才得到优先使用。某些长时间飞行的导弹巡航级装备了空气喷气发动机。

下面简述一下固体火箭发动机应用范围和火箭的主要参数。

(1) 无控火箭。齐射火箭弹系统(PC30,图 1.2 和表 1.1 列出了 1941~1945 年某些前苏联“喀秋莎”火箭的主要数据^[14]),反作用原理的深水炸弹、防空火箭弹、反坦克火箭弹,以及战术火箭和特制的火箭弹(例如水雷系列)都属于这一类。

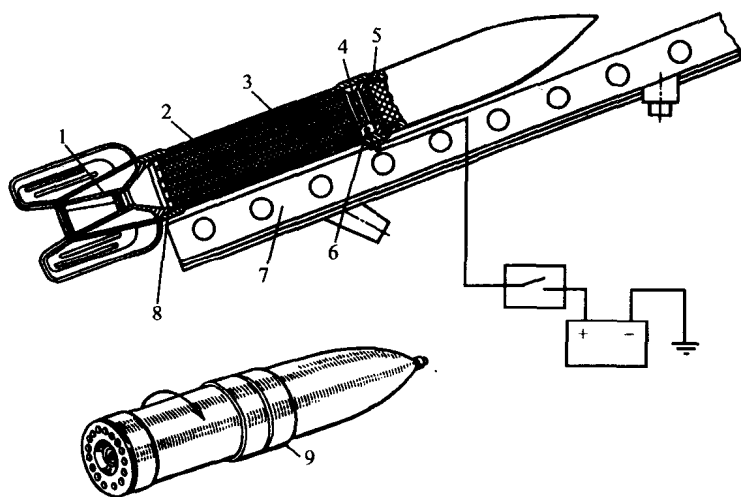


图 1.2 火箭弹

1—M-13 火箭弹喷管;2—壳体;3—七药柱固体装药;4—点火装置;
5—连接装置;6—发火管;7—发射装置;8—药柱挡板;9—M-14Φ 涡轮火箭弹

(2) 带气动控制的导弹(在主动段和被动段):反坦克导弹(表 1.2),便携式火箭弹及对空可控火箭弹(表 1.3),“地对空”、“空对空”、“空对地”导弹,反舰导弹和火箭型鱼雷。为了快速过渡到可控(巡航)飞行段,以免在倾斜发射的特定情况下火箭与地面或海