



固体火箭 冲压组合发动机

Integral Solid Propellant Ramjet Rocket Motor

鲍福廷 黄熙君 张振鹏等 编著



内 容 简 介

固体火箭冲压组合发动机是当今火箭发动机研制发展的热点之一。本书参阅了大量的国外最新研究论著，融入了作者及国内有关院校及科研院所专家的成果与经验，全书共11章。书中系统地介绍了固体火箭冲压组合发动机原理、设计、试验及气体流动过程数值计算等方面的内容，包括该种发动机基本性能参数，进气道工作原理及其设计，固体燃气发生器及贫氧推进剂，助推补燃室工作过程，无喷管装药助推器的内弹道计算，尾喷管设计，发动机弹道性能计算及内外弹道的联合计算，气体流动过程的基本模型，发动机一体化总体设计，发动机试验等。

本书可供本专业从事研究、设计、试验的科研和工程技术人员以及院校师生使用。

ISBN 7-80218-177-1



9 787802 181779 >

ISBN 7-80218-177-1

定价：78.00元

固体火箭冲压组合发动机

Integral Solid Propellant Ramjet Rocket Motor

鲍福廷 黄熙君 张振鹏等 编著



中国宇航出版社

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭冲压组合发动机/鲍福廷等编著. —北京:
中国宇航出版社, 2006. 10

ISBN 7-80218-177-1

I. 固... II. 鲍... 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 123160 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 新华书店

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 北京智力达印刷有限公司

版次 2006 年 10 月第 1 版 2006 年 10 月第 1 次印刷

规格 850×1168 开本 1/32

印张 15.5 字数 417 千字

书号 ISBN 7-80218-177-1

定价 78.00 元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换

前 言

冲压发动机的工作原理是由法国科学家勒内·洛兰于1913年提出的。由于当时的条件限制,在很长的时间内该技术没有取得进展,到20世纪40年代仍处于探索性研究阶段。60年代中期至70年代是整体式火箭冲压发动机技术取得突破性进展的年代。双用途燃烧室与整体式助推发动机技术的突破、贫氧推进剂研制的进展均为整体式固体火箭冲压发动机的发展提供了技术基础。现在,整体式固体火箭冲压发动机的基本技术问题已经解决,但要用到新一代先进导弹上,还有不少工作要做。

固体火箭冲压组合发动机是一种质量轻、经济性好、工作可靠的高速导弹动力装置,引起各国的重视并开展研发。国内在20世纪70年代初,北京航空航天大学、航天三院、新光机械厂等单位先后开展了固体火箭冲压发动机的应用研究,其后,有关基地着手培训人员,调查研究着手开展相关的研究工作,90年代有关研究院所以及西北工业大学、国防科技大学等相继建立了固体火箭冲压发动机的试验设备,进行了系列研究,更深入地开展了各项理论和试验研究工作。

为适应国内在冲压发动机研究方面的需要,我们编著了本书。本书参考了《飞航导弹动力装置设计》^[1]、《固体火箭-冲压组合发动机原理》^[2]、《固体火箭冲压发动机一体化设计研究》^[3]、《进气道设计》^[9]、《冲压/超燃冲压及涡轮冲压发动机在俄罗斯的发展》^[4]等书,在国外近年来的研究成果及国内本专业固体火箭冲压发动机研究工作的基础上,经过系统整理编写而成。本书系统地介绍了固体火箭冲压发动机原理、设计、试验及流动过程数值计算等方面内容。

由黄熙君、张振鹏等编著的“固体火箭-冲压组合发动机原

理”讲义(未公开发行)系统地介绍了固体火箭—冲压发动机的基本工作原理,本书中有关章节是在该讲义内容的基础上进行编写的。在本书第1章概论之后,第2章介绍固体火箭冲压发动机的基本性能参数;然后介绍了进气道的工作原理,轴对称进气道和二元进气道的设计;第4章介绍固体燃气发生器的设计和贫氧推进剂的热力学计算(王英红参与编写);第5章介绍助推补燃室的掺混和反应流动过程,同时介绍无喷管装药助推器的内弹道计算(郭颜红参与编写);第6章介绍尾喷管的设计;第7章介绍流动过程的气动热力计算,包括混合和补燃两个过程;第8章介绍固体火箭冲压发动机的高度特性和速度特性,简要介绍了内外弹道联合计算的基本方法;第9章介绍流动计算的基本模型及其在冲压发动机中的应用(陈林泉编写);第10章介绍冲压发动机试验,主要介绍地面试验的连管试验(冯喜平参与编写)。最后介绍冲压发动机设计的基本知识(曹军伟参与编写),并附上冲压发动机性能计算一些实用的参考数据。

全书承蒙侯晓、陈林泉、单建胜,西北工业大学李进贤、冯喜平、刘佩进、胡松启、曹军伟、郭颜红、徐东来、孙再镛、王占利、钟华等专家提供有价值的参考资料和图片,在此一并致谢。

感谢中国航天科技集团公司科技委副主任、航天四院科技委主任叶定友研究员在百忙之中审阅此书,并提出了许多建设性的修改意见。

限于编者的水平和经验,书中肯定有不少缺点和错误,欢迎读者批评指正。

编 者

符号简表

主要符号

变量名称	含 义	单 位	变量名称	含 义	单 位
a_{cr}	临界速度	m/s	a	声速 $a = \sqrt{kRT}$	m/s
	$a_{cr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}RT^*}$			燃速压力系数	m/s
A	面积	m ²	A	热功当量	
α_R	攻角	(°)	α	余气系数	
α	角度	(°)	β	激波角	(°)
$\beta = 1 + 1/N$	质量增加系数		c_p	比定压热容	kJ/(kg·K)
c_v	比定容热容	kJ/(kg·K)	C_F	推力系数	
C_b	升压系数		\bar{C}_b	平均升压系数	
C_{fi}	摩擦阻力系数		C_{red}	附加阻力系数	
C_c	中心摩擦阻力系数		C_r	进气道的阻力系数	
C_{dr}	单位燃料消耗量		C^*	推进剂的特征速度	m/s
d	直径	m	D	直径	m
ϵ	凝聚相物质的质量百分数		F	推力	kN
F_m	名义推力	kN	F_d	有效推力	kN
F_{net}	净推力	kN	f	面积比	
f_{t2}	$f_{t2} = A_1/A_2$		$\bar{p}_r = p_r/p_2$		
Φ_H	进气道的流量系数		g	重力加速度	m/s ²
g_i	组分的质量百分数		ρ	密度	kg/m ³
H	飞行高度	m	H_u	推进剂的低热值	kJ/kg
i	热焓	kJ/kg	$I = \dot{m}x + pA$	所论截面的冲量	kN·s
I_s	比冲	m/s	k	比热比	

续表

主要符号					
变量名称	含义	单位	变量名称	含义	单位
Ψ	速度恢复系数		l	长度	m
L	长度	m	L_0	理论空气量	
λ	速度系数 $\lambda = v/a_{cr}$		m	$\dot{m} = m \frac{p^*}{T^*} Aq(\lambda)$ 流量公式中的系数	
m	质量流量	kg/s	Ma	马赫数 $Ma = v/a$	
N_i	1 kg 推进剂中 i 元素的克原子数		μ	分子量	kg/mol
n	燃速压强指数 数量		σ_p	燃速温度敏感系数	K^{-1}
$N = \dot{m}_k / \dot{m}_r$	引射系数或空燃比		p	气体压力	MPa
p^*	气体总压	MPa	π	引射增压比	
$q = \frac{1}{2} \rho V^2$	动压(速度头)		Q_r	燃气发生器爆热	kJ/kg
Q_{cr}	补燃热值	kJ/kg	R	半径	m
r	半径	m	R	气体常数	kJ/(kg·K)
ρ	密度	kg/m ³	S	比熵	kJ/(kg·K)
σ	总压恢复系数		t	时间	s
T	绝对温度	K	T^*	总温	K
$\tau = T_4^* / T_K^*$	补燃室温升系数		$\tau_{mix} = \frac{T_{mix}^*}{T_K^*}$	混合温升系数	
$\tau_{cr} = \frac{T_{cr}^*}{T_{mix}^*}$	补燃温升系数		$\theta_r = \frac{T_K^*}{T_r^*}$	总温比	
u	内能	kJ/kg	V	气流速度	m/s
m_p	推进剂质量	kg			

续表

下标符号

a	环境的(ambient)	upl	不平行(unparallel)
br	补燃(ram booster)	e	出口(exhaust)
um	单位质量(unit mass)	eq	当量(equivalence)
ra	额定(rated)	m	发动机(motor)
ad	附加(additional)	ex	富裕(extra)
g	攻角(attack angle)	init	起动(initiator)
cir	环形缝隙(circular)	mx	混合(mix)
net	净(推力)(net)	in	进气道(inlet, intake)
th	计算(理论)(theory)	a(K)	空气(air)
cmpr	扩压器(compressor)	th	理想(theory)
cr	临界(critical)	fri	摩擦(friction)
in	内(inside)	out	外(outside)
	入(in)		出(out)
n	尾喷管(end nozzle);净	t	发动机喷管临界截面(throat)
av	平均(average)	g	气相(gas)
r	燃气发生器(generator)	rt	燃气发生器喷管临界截面
d	设计(design)	l	凝聚相(liquid)
psm	楔(prism)	ef	有效(effective)
con	锥(cone)	max	最大(maximum)
opt	最有利(optimum)	min	最小(minimum)
0(H)	未扰动自由流截面,或起始位置	1	进气道入口截面
2	进气道出口截面	3	补燃室入口截面或混合结束截面
4	补燃室出口截面	5	尾喷管出口截面
H	飞行高度(height)	r	燃气发生器中的燃气
fuel	燃油	o	氧化剂(oxidizer)
f	燃烧剂(fuel)	swd	波阻(shock wave drag)
*	滞止参数	0	起始时刻
'	临时参数	n	燃速压力指数

续表

综合系数

$$\Gamma: \Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

空气的: 一次燃烧产物

$$m_K = \sqrt{k_K \left(\frac{2}{k_K+1} \right)^{\frac{k_K+1}{k_K-1}} \frac{1}{R_K}} = \frac{1}{\sqrt{R_K}} \Gamma_K$$

$$\chi_r = \sqrt{\frac{k_r+1}{k_r} \frac{k_K}{k_K+1} \frac{R_r}{R_K}}$$

二次燃烧产物:

$$m_{tr} = m_4 = \sqrt{k_{tr} \left(\frac{2}{k_{tr}+1} \right)^{\frac{k_{tr}+1}{k_{tr}-1}} \frac{1}{R_{tr}}} = \frac{1}{\sqrt{R_{tr}}} \Gamma_{tr}$$

$$\chi_{tr} = \chi_4 = \sqrt{\frac{k_{tr}+1}{k_{tr}} \frac{k_K}{k_K+1} \frac{R_{tr}}{R_K}}$$

$$C^* = \frac{\sqrt{RT}}{\Gamma} = \frac{\sqrt{T}}{m} \quad \text{或} \quad m = \frac{\sqrt{T}}{C^*}$$

$$\frac{A_5}{A_1} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{p_5}{p_1^*} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_5}{p_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}$$

气动函数:

$$\tau(\lambda) = \frac{T}{T^*} = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2$$

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p^*} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\epsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho^*} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$y(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \frac{\lambda}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}$$

续表

综合系数

$$r(\lambda) = \frac{1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda^2}{1 + \lambda^2}$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{2\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma_a^2\right)}} Ma_a^2$$

$$M = \sqrt{\frac{2\lambda^2}{\left(1 - \lambda^2 \frac{k-1}{k+1}\right)(k+1)}}$$

$$Z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda}$$

$$f(\lambda) = (1 + \lambda^2)\epsilon(\lambda)$$

斜激波前后静压比、总压比:

$$\frac{p_{i+1}}{p_i} = \frac{2k}{k+1} Ma_i^2 \sin^2 \beta_i - \frac{k-1}{k+1}$$

$$\frac{p_{i+1}^*}{p_i^*} = \left[\frac{k-1}{k+1} + \frac{2}{k+1} \frac{1}{Ma_i^2 \sin^2 \beta_i} \right]^{-\frac{k}{k-1}} \left[\frac{2k}{k+1} Ma_i^2 \sin^2 \beta_i - \frac{k-1}{k+1} \right]^{-\frac{1}{k-1}}$$

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 冲压喷气发动机	2
1.2 固体火箭冲压组合发动机	9
1.3 整体式液体燃料冲压发动机	19
1.4 固体燃料冲压发动机	25
1.5 固体火箭冲压发动机发展及应用情况	31
第 2 章 固体火箭冲压组合发动机主要性能参数	45
2.1 发动机的推力和阻力	45
2.1.1 推力和阻力的概念及推力的计算	45
2.1.2 阻力的计算	53
2.2 发动机的推力特性	62
2.3 发动机的经济特性	63
第 3 章 超声速进气道	65
3.1 进气道设计目标	66
3.2 超声速进气道类型及其工作过程	71
3.2.1 外压式超声速进气道	71
3.2.2 内压式超声速进气道(倒拉瓦尔管式)	84
3.2.3 混合式超声速进气道	88
3.3 超声速进气道的特点	89
3.3.1 外压式超声速进气道的几种工作状态	89
3.3.2 外压式超声速进气道的流量特性	91
3.3.3 外压式超声速进气道的速度特性	92
3.3.4 外压式超声速进气道综合特性	93
3.4 不可调节超声速进气道特性综述	93
3.5 超声速进气道的工作不稳定现象	98

3.6	超声速进气道的设计步骤	101
3.6.1	设计任务	101
3.6.2	设计方法问题	101
3.6.3	亚声速扩压段的设计	108
3.6.4	进气道几何形状的设计	114
3.6.5	后置进气道的一些问题	121
3.6.6	进气道性能计算	123
3.7	超声速进气道的调节	124
3.8	超声速进气道的试验	125
3.8.1	试验目的和内容	125
3.8.2	设备和仪器	125
第4章	固体火箭冲压发动机燃气发生器	127
4.1	燃气发生器的特点	127
4.2	固体贫氧推进剂	128
4.2.1	固体贫氧推进剂在燃烧过程中的基本物理化学参数	128
4.2.2	对固体贫氧推进剂的基本要求	131
4.2.3	贫氧推进剂的组分	135
4.3	固体贫氧推进剂的燃烧	140
4.3.1	氧化剂和粘合剂的热分解及其物理化学过程	140
4.3.2	金属燃烧特性	144
4.3.3	燃气发生器燃烧室中金属颗粒的燃烧	147
4.3.4	含硼贫氧推进剂的燃烧	152
4.4	燃气发生器内弹道计算	164
4.5	壅塞式固体燃气发生器设计	165
4.5.1	燃气发生器主要尺寸和燃烧室压力 p_r^* 的确定	165
4.5.2	装药设计	166
4.5.3	影响燃气发生器工作的因素	169
4.5.4	燃气发生器的喷管设计	173
4.6	非壅塞式燃气发生器设计	176
4.7	贫氧推进剂热力计算的近似估算方法	178
4.7.1	推进剂的热值、理论空气量和密度	179

4.7.2	推进剂的假定化学式	181
4.7.3	发生器燃烧室中燃气成分的估算	182
4.7.4	贫氧推进剂总焓的计算	185
4.7.5	燃烧产物总焓的计算	185
4.7.6	贫氧推进剂的爆热反算燃烧温度	186
4.7.7	燃烧产物的其他热力参数	187
4.7.8	燃气发生器喷管出口参数的计算	190
第5章 固体火箭冲压发动机助推补燃室		192
5.1	助推补燃室设计目标	192
5.2	引射掺混段中气体的流动过程	194
5.3	引射掺混段气流的损失	196
5.4	引射掺混段出口气流参数的确定	198
5.5	压缩比 π 及其主要的影响参数	201
5.5.1	掺混段进口截面上空气流速 λ_K 的影响	202
5.5.2	燃气发生器喷管出口总压比 p_r^*/p_K^* 对压缩比 π 的影响	203
5.5.3	燃气发生器喷管出口气流膨胀对压缩比 π 的影响	203
5.5.4	引射掺混段出口混合气流速度 λ_{mix} 对压缩比 π 的影响	204
5.6	等截面补燃段中加热过程的流体动力学	205
5.7	补燃段的总压损失	209
5.7.1	流动损失	210
5.7.2	加热损失	211
5.8	补燃段中燃料的燃烧过程	212
5.8.1	金属燃料的燃烧	213
5.8.2	碳氢燃料的燃烧	220
5.9	补燃段出口气流参数的确定	220
5.10	助推补燃室临界工作状态的流量特性	223
5.10.1	第一种临界工作状态	223
5.10.2	第二种临界工作状态	225
5.10.3	第三种临界工作状态	226

5.11 助推补燃室与其他部件的共同工作	227
5.11.1 助推补燃室和进气道的协同工作	227
5.11.2 助推补燃室与尾喷管的协同工作	229
5.12 无喷管助推器	230
5.12.1 一维非定常内弹道	233
5.12.2 一维准定常内弹道	244
5.12.3 零维内弹道	248
第6章 固体火箭冲压发动机尾喷管	253
6.1 固体火箭冲压发动机尾喷管的特点	253
6.2 尾喷管工作对发动机推力的影响	256
6.2.1 喷管冲量损失与发动机推力损失的关系	256
6.2.2 喷管出口截面的气流总冲量和富裕冲量	257
6.2.3 尾喷管中的推力损失(总冲量损失)	259
6.2.4 最大推力条件与喷管工况	266
6.3 尾喷管的流量特性	268
6.4 两相流动效应	270
6.4.1 两相流动效应的一般概念	271
6.4.2 喷管内两相平衡流动	272
6.4.3 喷管内速度滞后与温度滞后为极大值时的两相流动	278
6.4.4 两相效应对喷管型面设计的影响	279
6.5 尾喷管的设计	280
6.5.1 喷管的计算	280
6.5.2 锥形喷管的设计	282
6.5.3 特型喷管的设计	286
第7章 固体火箭冲压发动机内弹道性能计算	289
7.1 固体火箭冲压发动机内弹道计算的任务	289
7.2 固体火箭冲压发动机性能指标表示形式	291
7.2.1 基本假设	291
7.2.2 基本性能参数	293

7.3	内弹道计算	296
7.3.1	轴对称头部进气的内弹道计算	296
7.3.2	侧旁进气内弹道计算	305
7.4	参数的选择	312
7.4.1	进气道总压恢复系数 σ_{in} 的影响	312
7.4.2	进气道流量系数 Φ_H 的影响	313
7.4.3	速度系数 λ_2 的影响	313
7.4.4	余气系数 α 的影响(对加热比的影响)	317
7.4.5	燃气发生器压力比 \bar{p}_r 的影响	319
7.4.6	发动机的临界检验	319
第8章	固体火箭冲压组合发动机弹道特性	322
8.1	概述	322
8.2	固体火箭冲压组合发动机的特性	323
8.2.1	速度特性	323
8.2.2	高度特性	328
8.2.3	综合特性	331
8.3	固体火箭冲压组合发动机特性的计算	334
8.3.1	假设条件	334
8.3.2	特性计算的已知条件和原始参数	335
8.3.3	特性计算步骤	335
8.4	一体化内外弹道联合计算	337
第9章	流动过程数值分析	344
9.1	补燃室掺混反应流场数值计算	344
9.1.1	补燃室数值计算的现状	344
9.1.2	湍流反应流场的计算模型	346
9.1.3	湍流两相燃烧模型	357
9.1.4	多相湍流反应流动的数值解法	364
9.1.5	应用举例	365
9.2	进气道数值分析	373

9.2.1	控制方程	373
9.2.2	湍流模型	376
9.2.3	湍流的壁面处理	377
9.2.4	离散方法	379
9.2.5	边界条件的处理	381
9.2.6	算例分析	382
第 10 章	固体火箭冲压组合发动机试验技术	389
10.1	概述	389
10.2	发动机的试验类型及试验系统	391
10.2.1	飞行试验	391
10.2.2	地面模拟试验	392
10.3	自由射流式试验的模拟技术	398
10.3.1	进口模拟	399
10.3.2	出口模拟	404
10.4	直联式试验技术	406
10.4.1	试验系统	406
10.4.2	测量参数	407
10.4.3	进气模拟	411
10.4.4	试验数据处理	414
第 11 章	固体火箭冲压组合发动机一体化设计	417
11.1	发动机总体设计	417
11.1.1	任务分析	418
11.1.2	空气进气系统的选择	422
11.1.3	贫氧推进剂的选择	424
11.1.4	发动机结构方案设计	428
11.1.5	总体设计参数选择与质量估算	432
11.1.6	发动机设计计算和总体方案综合评定	438
11.2	燃气发生器设计	440
11.2.1	推进剂配方	441
11.2.2	设计参数的选择	442