

研究生教学用书

教育部学位管理与研究生教育司推荐

# 固体火箭发动机工作过程数值仿真

*Numerical Simulations of Working  
Progress of Solid Rocket Engine*

武晓松 陈 军 王 栋 杨余旺 编著

高等教育出版社

**研究生教学用书**

教育部学位管理与研究生教育司推荐

# 固体火箭发动机工作过程数值仿真

Numerical Simulations of Working  
Progress of Solid Rocket Engine

武晓松 陈 军 王 栋 杨余旺 编著

高等教育出版社

## 内容简介

本书讲述固体火箭发动机工作过程的数值仿真,重点是燃气流场的数值模拟方法及其在火箭设计中的应用,并对两相流、传热、燃烧与流动的耦合模型作了介绍。全书共分为八章,包括引言,计算流体力学基本知识,网格设计与坐标变换,固体火箭发动机燃气的基本特性,燃烧室内流场的数值模拟,火箭喷管流场的数值模拟,燃烧、传热与流动过程的耦合数值模拟以及固体火箭发动机工作过程数值仿真等。

本书可作为高等院校火箭发动机专业的研究生教材或高年级本科生的选修教材,也可供从事火箭设计的科技人员参考。

## 图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机工作过程数值仿真/武晓松等编著.

北京:高等教育出版社,2006.7

ISBN 7-04-019266-7

I. 固... II. 武... III. 固体推进剂火箭发动机-  
计算机仿真 IV. V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 043248 号

策划编辑 林琳 责任编辑 胡纯 封面设计 李卫青  
责任绘图 朱静 版式设计 史新薇 责任校对 王超  
责任印制 陈伟光

---

出版发行	高等教育出版社	购书热线	010-58581118
社 址	北京市西城区德外大街 4 号	免费咨询	800-810-0598
邮政编码	100011	网 址	<a href="http://www.hep.edu.cn">http://www.hep.edu.cn</a>
总 机	010-58581000		<a href="http://www.hep.com.cn">http://www.hep.com.cn</a>
		网上订购	<a href="http://www.landaco.com">http://www.landaco.com</a>
经 销	蓝色畅想图书发行有限公司		<a href="http://www.landaco.com.cn">http://www.landaco.com.cn</a>
印 刷	涿州市星河印刷有限公司	畅想教育	<a href="http://www.widedu.com">http://www.widedu.com</a>
开 本	787×960 1/16	版 次	2006 年 7 月第 1 版
印 张	19.25	印 次	2006 年 7 月第 1 次印刷
字 数	320 000	定 价	30.60 元

---

本书如有缺页、倒页、脱页等质量问题,请到所购图书销售部门联系调换。

版权所有 侵权必究

物料号 19266-00

# 前 言

固体火箭应用领域的日益扩展,客观上要求人们更深入地研究固体火箭发动机的基本理论和设计方法。随着计算机技术的迅速发展,通过数值模拟了解发动机内部燃气流场的流动本质和燃烧机理已经成为可能。固体火箭发动机工作过程数值仿真正是在这一背景下于20世纪80年代出现的新兴交叉学科,它包含了计算流体力学、计算传热学、计算燃烧学等多学科的综合应用,是国内外固体火箭领域最活跃的研究方向之一,并已取得了长足的进展。为了及时反映国内外的研究成果,适应新形势下培养火箭发动机专业技术人才的需要,编著此书作为研究生教材或高年级本科专业的选修教材,也可供有关科研人员参考。

本书是根据研究生课程教学大纲结合教学和科研实践编写的,参考了相关教材、专著以及国内外文献。在编写过程中,注重收录该领域内的国内外新技术和新成果,力求反映新动向。全书包括引言,计算流体力学基本知识,网格设计与坐标变换,固体火箭发动机燃气的基本特性,燃烧室内流场的数值模拟,火箭喷管流场的数值模拟,燃烧、传热与流动过程的耦合数值模拟以及固体火箭发动机工作过程数值仿真,共八章内容。参考教学时数为48学时。

参加本书编写的有武晓松(第一、三章,第六章的§6-1~§6-4节)、陈军(第四、七章,第八章的§8-1~§8-3节)、王栋(第二、五章)和杨余旺(第六章的§6-5~§6-9节,第八章的§8-4节)。本书由季宗德研究员审阅。他对初稿提出了许多宝贵的意见,在此向他表示衷心感谢。

由于编者水平有限,所涉及的领域尚在发展之中,书中的缺点、错误在所难免,敬请读者批评指正。

编著者

2005年11月

# 目 录

第一章 引言 .....	1
§ 1-1 固体火箭发动机的基本结构 .....	1
一、推进剂装药 .....	1
二、燃烧室 .....	2
三、喷管 .....	2
四、点火装置 .....	3
§ 1-2 固体火箭发动机的工作过程 .....	3
一、固体火箭发动机的工作过程及其特点 .....	3
二、固体火箭发动机的主要性能参数 .....	8
§ 1-3 固体火箭发动机工作过程的数值仿真 .....	9
一、固体火箭发动机工作过程数值仿真的作用 .....	10
二、固体火箭发动机工作过程数值仿真的主要内容 .....	12
三、对开展工作过程数值仿真研究的几点建议 .....	15
参考文献 .....	16
第二章 计算流体力学基本知识 .....	18
§ 2-1 控制方程组的有限差分离散 .....	18
§ 2-2 控制方程组的有限体积分散 .....	21
一、物理守恒定律的一般形式 .....	21
二、有限体积法 .....	23
三、有限体积法应用举例 .....	25
四、守恒离散与非守恒离散 .....	27
§ 2-3 离散方程的相容性、收敛性和稳定性 .....	28
§ 2-4 对流-扩散方程的差分格式 .....	30
一、对流-扩散方程及其精确解分析 .....	30
二、中心差分格式 .....	31
三、对流项一阶迎风格式 .....	32
四、对流项二阶迎风格式 .....	34
五、QUICK 格式 .....	35
六、线性代数离散方程组的求解 .....	36
§ 2-5 求解二维定常不可压黏性流动的 SIMPLE 方法 .....	37
一、流场数值计算的困难 .....	38
二、交错网格与动量方程的离散 .....	39

三、压强修正与 SIMPLE 方法 .....	39
四、SIMPLE 算法的计算步骤与有关说明 .....	41
§ 2-6 CFD 编程与通用软件简介 .....	42
一、物理模型 .....	42
二、编程方面的考虑 .....	43
三、通用软件简介 .....	44
参考文献 .....	47
<b>第三章 网格设计与坐标变换 .....</b>	<b>48</b>
§ 3-1 概述 .....	48
§ 3-2 Thompson 贴体网格自动生成方法 .....	49
一、Laplace 方程和 Poisson 方程的变换关系 .....	50
二、反变换方程 .....	51
三、反变换方程的数值离散 .....	52
四、数值离散方程组的求解方法 .....	53
§ 3-3 非齐次源项 .....	53
一、Thompson 源项 .....	53
二、非齐次离散源项 .....	54
三、Middlecoff 源项 .....	57
四、对三种源项的评价 .....	58
§ 3-4 贴体曲线网格的弧长参数生成法 .....	59
§ 3-5 流场控制方程组在任意曲线坐标系上的变换 .....	62
一、流场控制方程组及其无量纲化 .....	62
二、坐标系变换关系 .....	63
三、控制方程组的变换 .....	65
参考文献 .....	66
<b>第四章 固体火箭发动机燃气的的基本特性 .....</b>	<b>67</b>
§ 4-1 多组分气体混合物基本关系式 .....	67
一、分压强和分容积 .....	68
二、气体混合物组分的表示方法 .....	69
三、气体混合物的热力学能、焓、热容及熵 .....	71
§ 4-2 燃气的热力参数 .....	72
一、质量守恒方程 .....	73
二、吉布斯自由能判据方程 .....	73
三、热力计算方程组 .....	74
四、基本热力学导数 .....	75
五、平衡流动的热力参数确定 .....	77
六、热力参数计算的数值方法 .....	79

七、固体火箭发动机的热力参数计算 .....	81
§ 4-3 输运系数 .....	85
一、单原子分子 .....	86
二、多原子分子 .....	86
三、多组分气体混合物( $N \geq 2$ ) .....	86
§ 4-4 热化学与有限速率化学反应动力学基础 .....	88
一、热化学基本计算 .....	88
二、有限速率化学反应动力学基础 .....	89
参考文献 .....	91
<b>第五章 燃烧室内流场的数值模拟 .....</b>	<b>93</b>
§ 5-1 燃烧室流场的特点与简化 .....	93
一、燃烧室内流场的特点 .....	93
二、流场的简化 .....	94
三、求解域及网格生成 .....	95
§ 5-2 控制方程组 .....	97
一、轴对称控制方程组 .....	97
二、控制方程组的统一形式 .....	99
§ 5-3 通用输运方程的数值离散与求解方法 .....	99
一、通用输运方程在任意曲线坐标系上的变换 .....	99
二、通用输运方程的数值离散 .....	100
三、离散方程的求解方法 .....	103
§ 5-4 压强修正方程 .....	105
一、压强修正方程的推导 .....	105
二、压强修正方程的改造 .....	107
§ 5-5 燃烧室内层流流场的数值模拟 .....	109
一、边界条件 .....	109
二、初场布置 .....	110
三、收敛准则 .....	110
四、计算结果 .....	110
§ 5-6 雷诺时均方程与湍流模型 .....	111
一、雷诺时均方程与涡黏性假设 .....	112
二、 $k-\epsilon$ 两方程模型 .....	114
§ 5-7 燃烧室内湍流流场的数值模拟 .....	116
一、湍流通用输运方程在任意曲线坐标系上的变换 .....	116
二、通用输运方程的数值离散 .....	116
三、近壁区处理 .....	118
四、离散方程的求解 .....	122

五、计算结果 .....	122
参考文献 .....	126
<b>第六章 火箭喷管流场的数值模拟 .....</b>	<b>128</b>
§ 6-1 特征线法的基本理论 .....	128
一、单个偏微分方程 .....	129
二、两个偏微分方程的方程组 .....	132
三、依赖区、影响区和初值线 .....	134
§ 6-2 三维定常等熵超声速流动的特征线理论 .....	135
一、原始控制方程组 .....	136
二、特征方程和相容性方程 .....	136
三、特征面 .....	137
四、在流面和波面上的相容性方程 .....	140
五、小结 .....	143
§ 6-3 三维定常等熵超声速流动的数值计算方法 .....	144
一、数值计算方法 .....	144
二、稳定性条件与计算的细节问题 .....	146
§ 6-4 三维特征线方法在微推偏喷管研制中的应用 .....	149
一、初值面流场布置 .....	149
二、火箭发动机推力矢量的计算方法 .....	150
三、锥型喷管推力偏心特性的数值模拟与分析 .....	151
四、特型喷管推力偏心特性的数值模拟与分析 .....	154
五、小结 .....	158
§ 6-5 全变差递减(TVD)格式简介 .....	158
一、TVD 格式的概念与基本类型 .....	159
二、推广到双曲守恒型方程组的 TVD 格式 .....	161
三、一维可压缩流动方程组的 TVD 格式 .....	162
§ 6-6 二维隐式有限体积 TVD 格式 .....	164
一、二维有限体积格式 .....	164
二、矢通量分裂 .....	165
三、隐式有限体积 TVD 格式 .....	168
四、二维隐式有限体积 TVD 格式应用于喷管流场的数值 模拟 .....	170
§ 6-7 三维隐式有限体积 TVD 格式 .....	173
一、三维 Euler 方程及有限体积格式 .....	173
二、矢通量分裂 .....	174
三、三维隐式有限体积 TVD 格式 .....	177
四、用三维隐式有限体积 TVD 格式数值模拟喷管内流场 .....	179



五、火箭喷管内三维流场数值计算 .....	180
§ 6-8 喷管内一维定常两相流动数值模拟 .....	183
一、喷管内一维两相流的控制方程组 .....	184
二、控制方程组的求解方法 .....	188
三、计算结果与讨论 .....	189
§ 6-9 喷管超声速段的二维定常两相流动数值模拟 .....	192
一、二维定常两相流动控制方程组 .....	193
二、轴对称喷管超声速段两相流动的计算结果 .....	195
三、喷管二维两相跨声速流动数值模拟 .....	197
参考文献 .....	203
<b>第七章 燃烧、传热与流动过程的耦合数值模拟</b> .....	<b>205</b>
§ 7-1 一维非定常加质传热流动的数值模拟 .....	205
一、一维非定常加质传热流动的控制方程组 .....	205
二、一维非定常加质传热两相流动的控制方程组 .....	207
三、数值计算方法 .....	212
§ 7-2 多维非定常加质传热流动的数值模拟 .....	214
一、加质流动边界条件及多维加质流动计算实例 .....	214
二、传热与流动的耦合 .....	216
§ 7-3 多组分反应流体流动的控制方程组 .....	226
一、雷诺输运定理 .....	227
二、组分及混合物连续方程 .....	227
三、动量方程 .....	228
四、能量方程 .....	229
五、小结 .....	230
§ 7-4 湍流燃烧模型 .....	231
一、简单化学反应系统和快速化学反应模型 .....	232
二、复杂化学反应系统模型简介 .....	240
§ 7-5 考虑热辐射的流动数值模拟 .....	241
一、热辐射对固壁的传热与流动计算的耦合 .....	241
二、燃气辐射换热计算 .....	242
§ 7-6 燃烧与流动耦合计算的预处理 .....	245
一、化学反应模型 .....	245
二、输运系数 .....	245
三、热力学性质和温度的确定 .....	246
四、组分质量分数的简化求解——利用元素的质量分数求解 组分质量分数 .....	246
五、辐射边界 .....	247

§ 7-7 燃烧与流动的数值计算 .....	248
一、控制方程组 .....	248
二、无黏项处理 .....	250
三、黏性项 .....	251
四、有限速率化学反应组分源函数项和壁面压强条件 .....	253
五、计算实例 .....	253
参考文献 .....	254
<b>第八章 固体火箭发动机工作过程数值仿真 .....</b>	<b>256</b>
§ 8-1 固体火箭发动机点火过程计算 .....	257
一、控制方程组 .....	257
二、边界条件 .....	259
三、数值计算方法 .....	261
四、计算结果 .....	263
§ 8-2 固体火箭发动机统一内流场一维两相流动的计算方法 .....	266
一、统一方程组 .....	266
二、计算方法和实例 .....	269
三、计算结果 .....	271
§ 8-3 固体火箭发动机统一内流场的二维计算方法 .....	273
一、数值方法 .....	273
二、数学物理模型 .....	275
三、计算结果 .....	279
§ 8-4 固体燃料冲压发动机内外流场数值仿真简介 .....	283
一、求解域与网格布置 .....	283
二、控制方程组及其在任意曲线坐标系的变换 .....	284
三、控制方程组的数值离散 .....	285
四、湍流模型 .....	290
五、计算结果 .....	291
参考文献 .....	296

# 第一章 引言

固体火箭发动机是火箭的动力装置,具有结构简单、使用方便、可靠性高、成本低等特点。由于固体火箭发动机性能优越,包括各种无控火箭弹,空-空与空-地导弹,地-地、地-空、舰-地、舰-空等导弹几乎全部采用固体火箭发动机作为一级或多级的动力装置。近年来,固体火箭发动机作为大型运载工具的动力装置已开始进入宇宙航行领域,典型实例是美国在1981年4月第一次成功发射的“哥伦比亚”号航天飞机。它采用了两台直径为3.7 m、长45.5 m的大型固体火箭发动机作为起飞的助推器,推进剂质量为 $500 \times 10^3$  kg,真空推力达 $145 \times 10^5$  N,工作时间长123 s。它们是首次使用于载人航天飞行的固体火箭发动机,也是最大的可回收、可重复使用的固体火箭发动机。固体火箭发动机还广泛用做空间动力装置和各种辅助动力装置(如变轨发动机、逃逸和救生发动机、冲压发动机等的起飞助推器)。除了广泛的军事应用之外,固体火箭发动机在国民经济建设中也正在发挥越来越大的作用。例如探空气象火箭、降雹火箭、消防灭火火箭以及近年出现的火箭锚、火箭抛绳器等,都是用的小型固体火箭发动机。

固体火箭应用领域的日益扩展,客观上要求人们更深入地研究固体火箭发动机的基本理论和设计方法,固体火箭发动机工作过程数值仿真正是这类研究中的一个重要方向。本章将首先介绍固体火箭发动机的基本结构和物理工作过程,然后再探讨固体火箭发动机工作过程数值仿真的主要内容和研究方法。

## § 1-1 固体火箭发动机的基本结构

固体火箭发动机主要由固体推进剂装药、燃烧室、喷管和点火装置等部件组成,如图1-1所示。

### 一、推进剂装药

推进剂是火箭发动机的能源,它在燃烧前是化学能的载体,燃烧后其燃烧产物又是火箭发动机的工质。常用的固体推进剂有三类,即双基推进剂、复合推进剂和复合改性双基推进剂。固体推进剂中包含燃烧剂和

氧化剂,自身能够形成封闭的化学反应系统。在固体火箭发动机中,推进剂装药直接装填在燃烧室中,它与燃烧室的结合方式可以是自由装填的,也可以是贴壁浇注、与燃烧室粘结在一起的。

为了实现预定的推力方案,使火箭完成特定的任务,推进剂经过压伸或浇注后形成一定结构形状的装药。其燃烧面积在燃烧过程中的变化必须符合一定的规律,它决定了燃烧室压强和发动机推力的变化规律。因此,有时需要对装药表面的某些部位用阻燃层进行包覆,以达到控制燃烧面积变化规律的目的。

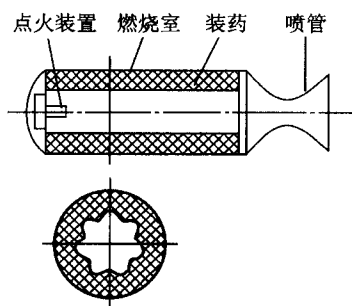


图 1-1 固体火箭发动机基本结构

## 二、燃烧室

燃烧室是贮存推进剂装药的容器,也是装药燃烧的工作室。因此,燃烧室不仅要有一定的容积,而且还必须具有对高温、高压气体的承载能力。

燃烧室的形状与装药结构有着密切的关系,通常都是长圆筒形的,也有制成其他形状的,如球形或椭球形。燃烧室是整个飞行器受力结构的一部分,大多数用高性能金属材料制成,如各种合金钢、铝合金和钛合金等。也有采用玻璃纤维缠绕加树脂成型的玻璃钢结构,它可以大幅度减小燃烧室壳体的质量。为了防止燃烧室壳体材料因过热而破坏,在与高温燃气直接接触的壳体表面上应采取适当的热防护措施,如涂以各种隔热涂层。

## 三、喷管

喷管是燃烧室高温高压燃气的出口。它的作用有两个,一是控制燃气的流出量使燃烧室内保持足够大的压强;二是使燃气膨胀加速,形成超声速气流后高速喷出,产生推动火箭前进的反作用推力。

喷管是火箭发动机的一个重要的能量转换部件,它对发动机的性能有着重要的影响。为了使燃气的流动速度能够从亚声速加速到超声速,采用通道截面形状先收敛后扩张的拉瓦尔喷管,它由收敛段、喉部和扩张段三部分组成。对于中小型火箭,多采用最简单的锥型喷管,而工作时间长、推力大、质量流率大以及采用高能推进剂的大型火箭,一般使用特型喷管(如抛物线型、双圆弧型等),其型面需要精确地设计。

在火箭发动机的整个工作过程中,喷管始终承受着高温、高压、高速燃气流的冲刷,特别是喉部的环境十分恶劣,常发生烧蚀或沉积现象。烧蚀和沉积会使喷管的局部尺寸改变,从而影响发动机的性能。因此,需要在喷管喉部采用耐高温耐冲刷的材料(如石墨、钨渗铜等)作喉衬,并在其他内表面采取相应的热防护措施。

#### 四、点火装置

点火装置用于点燃推进剂装药。通常,点火装置是一个装有电发火管和点火药的塑料盒或有孔的金属盒。对于大型固体火箭发动机,为了提高装药点火的瞬时性和全面性,常采用火箭式点火器(点火发动机)。

点火装置是固体火箭发动机中最容易发生故障的部件。一个性能良好的点火装置,必须能够确保推进剂装药的全部燃烧表面在发动机的整个使用温度范围内都能可靠地点燃,并在较短的时间内进入预定的稳定燃烧状态,建立起正常的燃烧室压强。这就要求点火装置既要防止由于点火能量不足而引起点不着、过度的点火延迟和断续燃烧,也要避免由于点火能量过大而形成燃烧室起始压强突升,增大燃烧室壳体的负荷。

## § 1-2 固体火箭发动机的工作过程

### 一、固体火箭发动机的工作过程及其特点

从时间历程上看,固体火箭发动机的工作过程可分为启动瞬时阶段、工作段和下降段三个阶段。以燃烧室压强为例,它随时间变化的典型曲线如图 1-2 所示。其中启动瞬变阶段包括点火过程和充气期两个阶段,

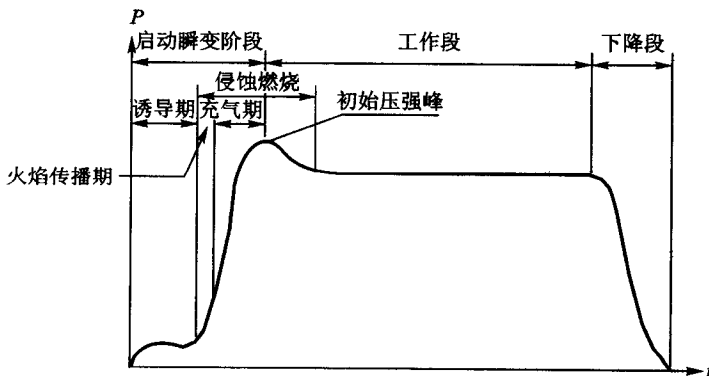


图 1-2 固体火箭发动机的工作过程

装药燃烧包括充气期和工作段,下降阶段又称为拖尾阶段。

### 1. 点火阶段

固体火箭发动机的点火是发动机工作过程中的重要环节。固体火箭推进剂的点燃是一个极其复杂的物理化学变化过程,需要用某种激励方式向固体推进剂提供能量,这个功能是由点火装置完成的,它包含发火系统和能量释放系统两部分。根据操作人员或某种自动装置发出的指令,点火电源的电流使发火系统中的电阻丝发热,点燃其周围的点火药。点火药的燃烧产物高温燃气流经装药燃烧表面向装药内部传递热量,使装药表面附近区域发生如图 1-3 所示的一系列物理化学变化。在这些变

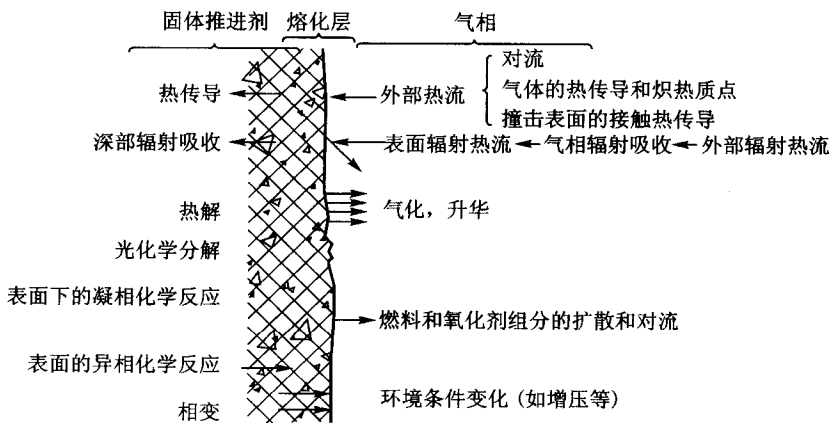


图 1-3 固体推进剂点火的物理化学过程

化过程中,有些是吸热的,有些则是放热的,但总的热效应是放热的,因而使装药表面的温度不断升高。由于表面各处的温度升高是不均匀的,使得在表面某些点上的温度首先达到发火点,随即产生燃烧火焰,使推进剂装药燃烧表面局部点燃。此后,未点燃的表面,一方面受到点火药燃烧产物的继续加热,另一方面已燃表面产生的火焰迅速传播,使未燃表面相继点燃,直到全部燃烧表面点燃为止。

点火装置的工作结束以后,为了使推进剂装药能继续维持其燃烧,点火能量必须能在装药表面建立一定厚度的加热层。随着装药的自持燃烧,燃烧室压强迅速上升,并很快达到预定的稳态工作压强。

固体火箭发动机的点火过程是一个瞬态过程(一般以微秒或毫秒计),点火药燃烧产物的流动是非定常的,向装药表面的传热是非稳态的。

由此可见,点火过程包含了推进剂装药的点燃和发动机稳态工作的

建立两个过程,根据其特点又可将点火过程划分成如下的三个时期:

(1) 点火诱导期 从点火药点燃到装药燃烧表面局部被点燃,并出现第一个火焰为止;

(2) 火焰传播期 火焰从装药局部点燃点开始传播到装药的全部燃烧表面,使装药全面点燃;

(3) 稳态工作状态的建立过程 装药的燃烧产物逐渐充满燃烧室自由容积,使燃烧室内压强逐渐达到平衡压强。这个过程也可称为充气期。

通常,称前两个时期为推进剂的点火过程,而第三个时期则是发动机工作过程中燃气压强—时间曲线的建立过程,属于固体火箭发动机的瞬态工作过程。

## 2. 装药燃烧阶段

固体推进剂装药的燃烧表面全部点燃以后,发动机进入稳定工作状态。由于在这一过程中随着装药的不断燃烧,高温、高压燃气(装药燃烧产物)在燃烧室和喷管内流动,并以很高的速度从喷管中喷出,所以要完整地描述稳定工作过程应从推进剂燃烧和燃气流动两个方面来进行。

(1) 推进剂燃烧 固体推进剂的燃烧过程是一个复杂的物理、化学,所产生的各种物理现象与化学反应既相互联系,又相互影响,它们不仅取决于推进剂的配方组分,也与燃烧室的条件(燃烧室压强、推进剂初温)有关。为了更清楚地了解这一过程,以双基推进剂的多阶段燃烧模型为例来说明。

双基推进剂是一种均质推进剂,其燃烧是“预混燃烧”,所形成的火焰称为“预混火焰”,这种火焰的传播速度受化学反应速率控制。在多阶段燃烧模型中,根据双基推进剂燃烧的物理化学特点,将其燃烧过程划分为五个阶段(或称五个区),如图 1-4 所示。这五个区分别是:

- I —— 固相加热区(或预热区);
- II —— 凝聚相反应区(表面反应区);
- III —— 混合相区(嘶嘶区);
- IV —— 暗区;
- V —— 火焰区。

上述五区中, I 区和 II 区是固相表面区,而 IV 区和 V 区是气相反应区。

根据多阶段燃烧模型,双基推进剂的燃烧过程可描述如下:在稳态燃烧情况下,推进剂的燃烧表面笼罩着高温燃烧产物,它们以对流和辐射等方式将热量传给

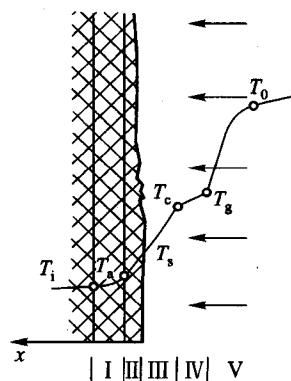


图 1-4 多阶段燃烧模型示意图

推进剂。受此热作用,燃烧表面附近的温度由初温  $T_i$  开始升高,并在一定厚度范围内形成固相加热区(I);在该区的外界面上,温度一旦达到某些组分的熔点、沸点和热分解温度时,就在固相中发生组分的熔化、蒸发、升华和最活泼组分的初始热分解,形成了一个凝聚相反应区(II);在II区中生成的气态物质夹杂着一些固体和液体微粒从该区逸出,在燃烧表面附近形成气、液、固三态共存的混合相区(III);固、液态微粒继续气化成为气态的可燃混合物,并相互发生各种燃烧反应,形成一个新的区,由于该区中燃烧反应条件尚未充分具备,反应速度较慢,释放的热量还不足以使气体的温度升高到发光的程度,故称该区为暗区(IV);随着反应条件的逐步完善,燃烧反应速度迅速加快,并生成最终燃烧产物,推进剂的化学能充分释放转变成燃气的热能,使燃烧产物的温度达到可发光温度,从而形成明亮的火焰区(V)。

必须指出的是,双基推进剂的多阶段燃烧模型是根据物态和物理化学变化的特点对燃烧过程进行分区的,虽然每一区都有各自的主要物理变化和化学反应,但不能将各区机械地截然分开。全部燃烧过程是一个连续变化过程,各区之间是互相渗透、互相影响的。就化学反应而言,除固相加热区外其他各区都有,它们虽然是互相渗透着进行的,但若以氮的还原反应为线索,则可以认为: I区无化学反应; II区主要是生成  $\text{NO}_2$  的反应, III区主要是  $\text{NO}_2$  还原为  $\text{NO}$  的反应; IV区是  $\text{NO}$  部分还原为  $\text{N}_2$  的反应,同时 C、H 等元素被氧化成  $\text{CO}$ 、 $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  等最终燃烧产物,温度达到最高值,即推进剂的燃烧温度  $T_0$ 。

(2) 燃气流动 推进剂的燃烧必然伴随着燃烧产物(燃气)的流动,燃气流动是燃烧的直接结果,同时合适的流动状态又是燃烧得以稳定进行的条件。就双基推进剂的多阶段燃烧机理来说,气相反应区向固相的传热是使固相汽化、分解,保证燃烧稳定持续进行的基本因素,对这一传热过程起主要作用的是气相的对流换热,而对流换热则是由燃气流动直接决定的。

燃气流动对推进剂燃烧过程的影响表现在流动参数(压强、流速等)对燃烧速度的决定性作用。在较高的燃气压强下,气相燃烧反应起主导作用,推进剂能充分释放其化学能,实现完全燃烧。压强增大时,气相反应速度加快,放热量增大,同时各气相反应区的厚度均减薄,火焰区对固相的反馈热量增加,加快了凝聚相反应,最终使燃烧速度增大。反之则燃烧速度降低。当燃气压强降低到一定程度时,甚至不会出现火焰区,燃烧在暗区结束,推进剂化学能不能充分释放出来,形成不完全燃烧。此时只



能依靠混合相区和凝聚相区的放热反应来维持燃烧。若压强进一步降低时,混合相区和凝聚相区释放的热量不足以维持燃烧,推进剂装药的燃烧就会熄灭。这个能够保证推进剂完全燃烧的最低压强称为推进剂的“临界压强”。

燃气的流动速度对推进剂的燃烧速度有重大影响。当平行于装药燃烧表面的流动速度增大到一定程度时,燃烧速度将加快,这就是推进剂的侵蚀燃烧效应。关于侵蚀燃烧机理的研究,多年来各国学者已做了大量的理论和实验工作,提出了各种理论模型。然而,由于侵蚀燃烧是推进剂燃烧与燃烧表面湍流附面层的形成和发展相互作用的复杂过程,研究工作难度很大,至今未得到满意解决。

固体火箭发动机燃烧室内的燃气流动是一种质量添加流动。由于推进剂装药的燃烧,燃气流动的边界随时间发生移动(退移边界),因此燃烧室内的燃气流动过程本质上是非定常的,并且是非常复杂的三维湍流运动。有关质量添加流动条件下的湍流模型问题还没有一个成熟的理论。

燃烧室内的燃气流动过程与喷管流动有很大关系。对给定发动机,燃烧室内燃气压强是由喷管的喉部面积决定的,因此可以通过改变喉部面积的大小来控制燃烧室燃气压强。在设计状态下,来自燃烧室的燃气在喷管中连续膨胀并以超声速从喷管出口喷出,除喷管出口截面外,燃烧室及整个喷管内的燃气流动不受外界环境大气的影 响,这是火箭发动机内流场的一个显著特性。

### 3. 拖尾阶段

当燃烧室内的推进剂装药燃烧结束时,发动机熄火,此后是燃烧室内燃气通过喷管向外排出的过程。在这一过程中,燃气压强和发动机推力急剧下降,表现为燃气压强-时间曲线和推力-时间曲线的拖尾段。这个时期的燃气流动是一个典型的非定常膨胀过程,并伴随着燃气与发动机壁面之间的传热和喷管工作状态的转换(从超临界流动过渡到亚临界流动)。

对于某些类型的固体火箭发动机,在推进剂装药即将燃尽时,由于药型和结构设计上的因素,可能会有一定量的余药。例如星孔装药的星孔部位,最后可能剩下某些剩余药块;推进剂装药在燃烧过程中沿整个燃烧表面实际燃速的不均匀,导致燃去肉厚的不均匀,也可能造成余药;无包覆的自由装填装药(如管状药),在即将燃尽时发生破碎;甚至包覆层在发动机熄火后继续燃烧等。这些因素都会影响拖尾段的排气过程,增加流动的复杂性。

综上所述,固体火箭发动机的工作过程是一个复杂的、装药燃烧与燃