

液体火箭发动机

燃烧动力学模型 与数值计算

YETI HUOJIAN FADONGJI

RANSHAO DONGLIXUE MOXING

YU SHUZHJ JISUAN

聂万胜 丰松江 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

液体火箭发动机燃烧 动力学模型与数值计算

聂万胜 丰松江 著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

液体火箭发动机燃烧动力学研究是液体火箭发动机研制与设计过程中的一项重要内容,本书系统地介绍了液体火箭发动机燃烧动力学模型和数值计算方法,论述了数值计算在自燃推进剂、低温推进剂和三组元推进剂液体火箭发动机燃烧动力学过程研究中的应用,重点分析了燃烧不稳定性激励机理、影响因素、被动控制和主动控制机理等最新的研究成果;还对液体火箭发动机内外燃烧一体化流场及其辐射特性数值计算、液体火箭发动机系统响应动态特性建模与仿真进行了研究。书中模型和算法可应用于多种类型液体火箭发动机燃烧过程与稳定性研究,很多的数据、图表和分析是作者及课题组多年来从事发动机燃烧动力学的研究成果,思想新颖,内容实用。

本书可作为高等院校相关专业的教师、研究生和高年级本科生的教材、参考书,亦可供从事液体火箭发动机研究、设计的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算/聂万胜,丰松江著. —北京:国防工业出版社,2011.4

ISBN 978-7-118-07462-8

I. ①液... II. ①聂... ②丰... III. ①液体推进剂火箭发动机-燃烧学;动力学-模型②液体推进剂火箭发动机-燃烧学;动力学-数值计算 IV. ①V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2011)第 066151 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 13¼ 字数 300 千字

2011 年 4 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2500 册 定价 34.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

前 言

液体火箭发动机是空间运输最主要的动力系统。液体火箭发动机工作时,发动机内部发生着复杂的燃烧动力学过程,涉及雾化、蒸发、混合、燃烧多个子过程,且与喷注器、管路、混合腔等部件动力学特性密切相关,是液体火箭发动机动力学过程的核心。

当在某种激励机理下,燃烧和系统的流体动态过程之间会发生耦合,燃烧室内压力、温度以及速度振荡幅度会出现非线性增长,即产生燃烧不稳定性,严重影响发动机的正常工作。目前,主要采用隔板、声腔等被动控制措施来抑制燃烧不稳定性,通过控制喷雾、混合和化学反应过程实现燃烧不稳定性的主动控制机理还远没有弄清,甚至燃烧不稳定性发生机理、被动控制策略的通用性及其控制机理仍然是提高液体火箭发动机性能面临的严重挑战。

20 世纪 70 年代以前,液体火箭发动机燃烧动力学研究主要处于经验和半经验状态。随着流动、传热传质和燃烧过程的数值模拟理论、方法的不断发展,尤其是近 20 年计算机技术的迅猛发展使得燃烧动力学模型和数值模拟已成为液体火箭发动机燃烧过程研究的有力工具。自燃推进剂液体火箭发动机由于其使用的方便性无疑仍是目前航天运载系统的主要动力装置,而随着航天任务逐渐向绿色、高性能方向发展,氢/氧、液氧/烃类液体火箭发动机应用已越来越多。本书是作者及课题组多年来研究多种液体火箭发动机燃烧动力学模型和数值计算的成果总结,不仅介绍数学模型及其数值解法,还结合工程问题讨论其模拟结果在实际中的应用。

全书共 9 章。第 1 章简要介绍液体火箭发动机基本理论。第 2 章对燃烧不稳定性的基本概念、控制方法、评定方法、分析模型、数值计算基本步骤进行了论述,并对相关热点问题研究情况进行了评述。第 3 章、第 4 章系统介绍了液体火箭发动机燃烧动力学模型及数值计算方法,其中所用模型和算法的合理性经过了验证,通用性比较好,可直接应用于多种类型液体火箭发动机燃烧过程数值计算、燃烧稳定性分析中。重点突出的同时兼顾内容的完整性,对描述同一类型的多种模型的特点进行了对比分析,以便读者对燃烧动力学模型及算法能有一个全面的了解。第 5 章至第 7 章分别论述了自燃推进剂 MMH/NTO、低温推进剂(氢/氧、液氧/甲烷)、三组元推进剂(氧/氢/煤油)液体火箭发动机燃烧动力学过程的数值计算,从多个角度对燃烧不稳定性激励机理、影响因素、被动控制和主动控制机理等方面进行了分析,并对比分析了具体发动机试验结果,内容具体实用,还从混沌角度分析了燃烧不稳定机理,提出新的研究思路。第 8 章基于通过液体火箭发动机燃烧尾流流场结构变化来分析燃烧不稳定特征的思想,对液体火箭发动机内外燃烧一体

化流场进行了数值计算,并对其辐射特性进行了计算分析,为研究液体火箭发动机燃烧不稳定性提供了一种新的途径。第9章重点对液体火箭发动机工作过程中推进剂供应系统、推力室动态响应特性分析模型及求解方法进行了介绍,分析了发动机管路瞬变特性、启动关机特性、脉冲工作特性,可为空间用发动机研制提供参考。

在此首先需要特别感谢的是庄逢辰院士,正是庄院士高屋建瓴,几十年不停歇地对不稳定燃烧的钻研推动了我国在该领域的不断发展,庄先生的奋斗精神是我们后辈前进的榜样!庄先生还在百忙之中审阅了本书并提出了宝贵的意见。特别感谢航天科技集团一院的王珏研究员、余梦伦院士,北京11所的朱森元院士、王维彬研究员、孙纪国研究员、朱宁昌研究员、张宝钧研究员,西安11所李斌研究员、张蒙正研究员、洪流研究员、李平研究员,上海801所的张中光研究员、戴德海研究员、洪鑫研究员等同志对我们开展不稳定燃烧这一工作的大力支持,感谢国防科技大学王振国教授、张为华教授、周进教授、刘卫东教授、梁剑寒教授、赵文涛研究员、黄玉辉研究员等,北京航空航天大学蔡国飙教授、张振鹏教授、梁国柱教授等,以及海军航空工程学院黄卫东教授等卓有成效的研究基础,特别感谢总装备部机关、装备指挥技术学院各级领导的大力支持。没有各级领导的大力支持本书不可能顺利面世,书中吸收了包括上述专家在内的国内外众多专家的成果。书中第9章引用了我与课题组陈新华教授的部分共同研究工作。我多年来指导的硕士与博士研究生丰松江、杨军辉、解庆纷、段立伟、何博、程钰锋、车学科、冯必鸣、周张华、张江等同志,他们的研究工作充实了本书的内容。丰松江博士与我一起整理书稿,付出了辛勤劳动,已成长为我在学术研究道路上的同行者。何博(博士)参与编写了第3章3.4.4小节与附录,何浩波、王辉、冯伟、孙阳等同志参与了部分材料的收集整理,在此一并致谢!

中国的火箭技术在国际上属于先进行列,但我们的基础研究水平制约着火箭发动机技术的进一步发展,尤其是大推力火箭发动机的发展迫切需要组织高效燃烧,提升控制燃烧不稳定的水平。本书较为系统全面地介绍了这一领域的内容,希望它的出版能够为提高我国的液体火箭发动机研制水平、高等院校相关学科的液体火箭发动机教学水平贡献一份力量。

由于作者水平有限,缺点与错误之处在所难免,敬请读者批评指正。

聂万胜
2010年10月于北京

目 录

第 1 章 液体火箭发动机基础	1
1.1 概述	1
1.2 液体火箭发动机推力室	1
1.2.1 推力产生过程	1
1.2.2 推力室基本部件	2
1.2.3 推力室工作过程	4
1.2.4 推力室燃烧过程组织	4
1.3 液体火箭发动机工作过程	6
1.3.1 启动	7
1.3.2 关机	9
1.3.3 点火	13
1.3.4 吹除与预冷	14
1.4 液体火箭发动机主要性能参数	15
1.4.1 推力	15
1.4.2 总冲量与比冲量	18
1.4.3 特征速度与推力系数	19
1.4.4 推进剂质量混合比与混合比偏差	22
1.4.5 推进系统参数对火箭性能的影响	23
参考文献	24
第 2 章 液体火箭发动机燃烧不稳定性	25
2.1 概述	25
2.2 燃烧不稳定性基本概念	25
2.2.1 燃烧不稳定性激发的基本原理	25
2.2.2 燃烧不稳定性的分类	27
2.2.3 燃烧不稳定性研究评述	29
2.3 燃烧不稳定性控制方法	31
2.3.1 被动控制	31
2.3.2 主动控制	33
2.4 燃烧稳定性的评定	36

2.4.1	稳定性评定目的	36
2.4.2	稳定性评定方法	37
2.5	燃烧不稳定性分析模型	38
2.5.1	高频燃烧不稳定性分析模型	38
2.5.2	低频和中频燃烧不稳定性分析模型	39
2.5.3	燃烧不稳定性分析模型评述	40
2.6	燃烧不稳定性数值计算基本步骤	42
2.6.1	建立基本守恒方程组	42
2.6.2	确定边界条件	42
2.6.3	建立物理模型封闭守恒方程	43
2.6.4	制定求解算法	43
2.6.5	编制、调试程序	43
2.6.6	模拟结果的试验验证	43
2.6.7	改进模型及算法	43
	参考文献	44
第3章	液体火箭发动机燃烧动力学模型	46
3.1	概述	46
3.2	气相流动控制方程	46
3.2.1	直角坐标系	46
3.2.2	圆柱坐标系	49
3.2.3	任意曲线坐标系	50
3.3	雾化过程模型	53
3.3.1	离心式喷嘴	54
3.3.2	直流自击式喷嘴	55
3.3.3	直流互击式喷嘴	55
3.3.4	同轴直流喷嘴	56
3.4	液滴蒸发模型	57
3.4.1	自燃推进剂分解模型	57
3.4.2	自燃推进剂蒸发/分解燃烧模型	58
3.4.3	液氧液滴高压蒸发模型	61
3.4.4	烃类燃料液滴高压蒸发模型	63
3.5	湍流流动模型	65
3.5.1	代数模型	66
3.5.2	单方程模型	66
3.5.3	$k-\varepsilon$ 双方程模型	66

3.6 两相流动模型	68
3.6.1 颗粒轨道模型	68
3.6.2 颗粒相在流场中的流动特性	69
3.6.3 颗粒在流场中运动轨迹的求解	71
3.6.4 液雾湍流扩散方程	71
3.6.5 液滴对气相的源项	72
3.7 湍流燃烧模型	73
3.7.1 阿累尼乌斯定律	73
3.7.2 E. B. U. 模型	74
3.7.3 其他燃烧模型	75
参考文献	76
第4章 液体火箭发动机燃烧动力学数值计算方法	79
4.1 概述	79
4.2 数值计算方法概述	79
4.2.1 数值网格生成	79
4.2.2 微分方程离散	80
4.2.3 代数方程求解	81
4.3 PISO 算法	81
4.3.1 通用方程的离散	82
4.3.2 二阶迎风格式	85
4.3.3 算子分裂方法	86
4.3.4 非交错网格下压力—速度耦合方程	89
4.3.5 差分方程组求解	91
4.4 MacCormack 算法	92
4.5 边界条件	92
4.5.1 入口边界条件	93
4.5.2 出口边界条件	93
4.5.3 对称轴处的边界条件	93
4.5.4 壁面边界条件	94
4.6 计算网格的生成	94
参考文献	96
第5章 自燃推进剂火箭发动机燃烧动力学	98
5.1 概述	98
5.2 自燃推进剂蒸发燃烧特性	98
5.2.1 MMH 蒸发特性	98

5.2.2	NTO 蒸发特性	100
5.2.3	喷雾燃烧稳态流场	102
5.3	燃烧不稳定数值评定	104
5.3.1	不稳定燃烧模型	104
5.3.2	燃烧稳定性评定方法	105
5.4	燃烧稳定性影响因素	106
5.4.1	雾化液滴平均直径	107
5.4.2	推进剂初始温度	108
5.4.3	燃烧室压力	109
5.4.4	混合比	110
5.5	声腔抑制燃烧不稳定性	111
5.5.1	声腔理论模型	111
5.5.2	非线性分析	113
5.5.3	算例分析	117
	参考文献	119
第 6 章	低温推进剂火箭发动机燃烧动力学	121
6.1	概述	121
6.2	同轴直流喷嘴喷雾燃烧过程动力学	122
6.2.1	物理模型与方法	122
6.2.2	氢氧燃烧动力学	124
6.2.3	氢氧燃烧过程火焰稳定机理	126
6.2.4	氢氧超临界喷雾燃烧过程演化机理	127
6.3	氢氧火箭发动机燃烧稳定性影响规律	130
6.3.1	混合比	130
6.3.2	燃烧室压力	132
6.3.3	喷射速度比	132
6.3.4	氢喷射温度	133
6.4	轮毂/径向喷嘴隔板抑制氢氧发动机燃烧振荡的效果与机理	133
6.4.1	隔板燃烧室三维稳态燃烧流场	133
6.4.2	燃烧室压力振荡特征的重现	134
6.4.3	对切向模式燃烧不稳定的控制效果	134
6.4.4	对径向模式燃烧不稳定的控制效果	135
6.4.5	隔板抑制燃烧振荡的机理	136
6.5	液氧/甲烷火箭发动机燃烧不稳定性评估	138
6.5.1	三维燃烧流场	138

6.5.2	燃烧不稳定性评估	139
6.5.3	与氢氧火箭发动机燃烧特性的比较	140
6.5.4	轮毂/径向喷嘴隔板抑制液氧/甲烷发动机低频燃烧振荡的效果	141
6.5.5	低频燃烧振荡发生机理	142
参考文献		144
第7章 三组元液体火箭发动机燃烧动力学		147
7.1	概述	147
7.2	不稳定燃烧的非线性分析	147
7.2.1	非线性动力学基本概念	147
7.2.2	非线性场振子模型	149
7.2.3	发动机燃烧过程中的混沌现象	151
7.3	燃烧不稳定性影响因素分析	153
7.3.1	氢含量	154
7.3.2	活化能	155
7.3.3	煤油液滴喷射速度	155
7.3.4	煤油液滴尺寸分布特性	156
7.4	亥姆霍兹谐振腔抑制燃烧不稳定性	156
7.4.1	激发不稳定燃烧	156
7.4.2	亥姆霍兹谐振腔对振荡的抑制作用	157
7.5	燃烧不稳定性主动控制	158
7.5.1	主动控制原理	158
7.5.2	主动控制仿真结果	159
参考文献		160
第8章 液体火箭发动机内外燃烧流场一体化计算		161
8.1	概述	161
8.2	火箭发动机内外燃烧流场特征	161
8.2.1	基本概念	161
8.2.2	尾流效应	162
8.2.3	关键技术	162
8.3	火箭发动机内外燃烧流场数值计算结果	164
8.3.1	物理模型与算法	164
8.3.2	计算结果	165
8.4	火箭导弹尾流辐射特性	167
8.4.1	辐射传输方程	167
8.4.2	辐射几何学	168

8.4.3 计算结果 168

参考文献..... 171

第9章 液体火箭发动机系统响应动力学 172

9.1 概述 172

9.2 推进剂供应系统动态响应特性分析模型 173

9.2.1 管路动力学方程..... 173

9.2.2 贮箱增压气体状态方程 175

9.2.3 沿程损失和局部损失 175

9.2.4 水击压差估算..... 176

9.3 推力室动态响应特性分析模型 176

9.3.1 电磁阀的流量及损失模型 176

9.3.2 喷注器的准稳态方程 177

9.3.3 推力室动态过程分析模型 177

9.4 系统动力学方程的求解方法 179

9.4.1 特征线方法 179

9.4.2 特征方程差分形式 181

9.4.3 特征线方法的稳定性条件 182

9.5 推进系统系统响应动力学特性 182

9.5.1 管路瞬变特性..... 182

9.5.2 启动与关机过程动态特性 185

9.5.3 推进系统脉冲工作特性 187

参考文献..... 189

附录 190

第1章 液体火箭发动机基础

1.1 概 述

推进系统,又称“动力系统”或“动力装置”,是利用反作用原理为飞行器提供推力的整套装置,是飞行器的重要组成部分。对运载火箭而言,推进系统是一个独立的分系统。

火箭推进系统按其使用的能源和工质不同可分为化学火箭推进系统和特种火箭推进系统。化学火箭推进系统使用化学火箭发动机。化学火箭发动机使用自身携带的推进剂在燃烧室中燃烧或分解释放化学能,燃烧产物经喷管高速喷射转变成动能,产生反作用力。推进剂既是能源又是工质,即能源与工质是一体的。目前,化学火箭推进系统广泛用作运载火箭与导弹的动力装置,按使用的火箭发动机不同,可分为液体火箭推进系统、固体火箭推进系统等。

液体火箭推进系统使用液体火箭推进剂,一般包括液体火箭发动机、推进剂贮箱、贮箱增压系统、推力矢量控制系统、管路和阀门组件等。对于大型液体火箭推进系统,推进剂贮箱是火箭结构的一部分。液体火箭发动机是液体推进剂火箭发动机的简称,适应性强,技术相对成熟,是液体弹道导弹、运载火箭、航天器、航天飞机等的主要动力装置,也可作为弹(箭)及航天器的姿态控制、轨道转移、空间对接等提供动力,在惯性飞行期间,还可为推进剂管理(推进剂沉底及液面保持)提供动力等。液体火箭发动机的性能很大程度上决定了上述运载火箭与航天飞行系统的先进与否,航天事业的飞速发展和巨大成就,都与液体火箭发动机的发展和应用密切相关。

1.2 液体火箭发动机推力室

1.2.1 推力产生过程

液体火箭发动机是使用液态化学物质作为能源和工质的化学火箭发动机。这种液态化学物质称为推进剂,一般由燃料和氧化剂组成,由飞行器(导弹、火箭或航天器)自身携带。液体火箭发动机的组件为推力室、涡轮泵、燃气发生器(或预燃室)、火药启动器、各种阀门和调节器、机架、常平座以及各种管路等。液体推进剂在发动机的燃烧室内进行燃烧或分解,将推进剂的化学能转变为热能,产生高温、高压燃气,通过超声速喷管膨胀,将热能转变为动能,以高速从喷管向后喷出,从而产生推力,为弹(箭)及航天器提供飞行所需的推力。这是液体火箭发动机推力产生的基本过程。

随着航天事业的发展,液体火箭发动机的应用范围越来越广,种类越来越多,可按各种特征对液体火箭发动机进行分类^[1]。如按推进剂供应系统可分为挤压式发动机和泵压式发动机;按循环方式可分为燃气发生器循环发动机、分级燃烧循环发动机、膨胀排放

循环发动机、膨胀循环发动机、抽气循环发动机;按推进剂类型可分为单组元发动机、双组元发动机、三组元发动机、可贮存发动机、低温发动机、凝胶发动机;按任务、功能又可分为摇摆发动机、主级(芯级)发动机、游动发动机、助推级发动机、变推力发动机、上面级(高空)发动机、多次启动发动机、空间用发动机、多次使用发动机;按推力可分为大型发动机、中型发动机、小型发动机、微型发动机等。可以看出,对发动机的分类是相对的,而且有一些交叉。而不同类型的液体火箭发动机,其推力产生过程并不完全一样。

以双组元大推力液体火箭发动机为例,液体火箭发动机工作时,推进剂分别从贮箱中被高压气体挤出,进入推进剂输送管道中,被送入推力室,或经涡轮泵增压,再送入推力室。其中一种组元直接进入推力室头部,另一种组元则通过集液器进入推力室冷却夹层通道,吸收推力室一部分热量后再进入推力室头部。推进剂经推力室头部喷注器上各自的直流式或离心式喷嘴的作用,进入燃烧室时被雾化,变成细小的液雾,小液滴受热蒸发形成可燃混合气体,可燃混合气体着火后剧烈燃烧,在燃烧室中形成高温高压的燃气。为了防止燃烧室内壁过热,通常用一部分燃料直接喷射在燃烧室内壁上,以形成液膜,并使靠近燃烧室内壁面处形成低温区,阻止燃烧室中的高温燃气向室壁传热。燃烧室中的高温高压燃气经过收敛—扩张喷管时,被膨胀成超声速气流从喷管喷出,从而产生反作用力——推力。产生的推力,通过推力架传递给箭体,推动火箭向前运动。

1.2.2 推力室基本部件

推力室是液体推进剂在其中燃烧并产生推力的组件,其基本部件包括燃烧室、喷管、喷注器点火装置(对非自燃推进剂)、推进剂进口和分配集液环以及固定部件等。其中,燃烧室和喷管是推力室两大主要部件。通常,把由化学能转变为热能的部分称为燃烧室,把热能转变为动能的部分称为喷管。

推力室组件具体体现了火箭推进的本质,即物质的加速和喷射,其反作用对火箭产生推力。在推力室中进行的燃烧动力学过程极其复杂,涉及液体喷射、一次雾化、二次雾化、蒸发、混合、化学动力学等多个过程,以及这些过程中多个过程的耦合及其与燃烧声学振荡之间的耦合,对发动机燃烧效率和燃烧稳定性具有决定性的影响。

推力室研究的目的是提高性能和稳定性,延长使用寿命,减小尺寸、重量,降低成本。当前,推力室的研究工作主要集中在以下几个方面:

- (1) 燃烧过程机理研究,提高燃烧效率和稳定性。
- (2) 提高燃烧室压力,增大喷管面积比,获得较高的比冲。
- (3) 使用廉价无毒的高能推进剂,降低发动机的研制和发射成本,减少对环境的污染。
- (4) 采用新材料、新技术,减重量,提高性能。
- (5) 重复使用。

图 1.2.1 是一个较低室压的液氧/煤油液体火箭发动机推力室组件,它有 3 个主要部件:推力室本体(包括扩张喷管)、喷注器和点火器。在某些情况下,特别是对于大发动机,喷管可以作为单独的部件,在喉部后不远处与推力室本体相连接。

推力室本体是收敛—扩张形的,它包括一个进行燃烧的圆柱段、一个向喉部变窄的收敛段和一个排出燃气的钟形喷管扩张段。燃料在压力作用下,由燃料集液环进口处进入

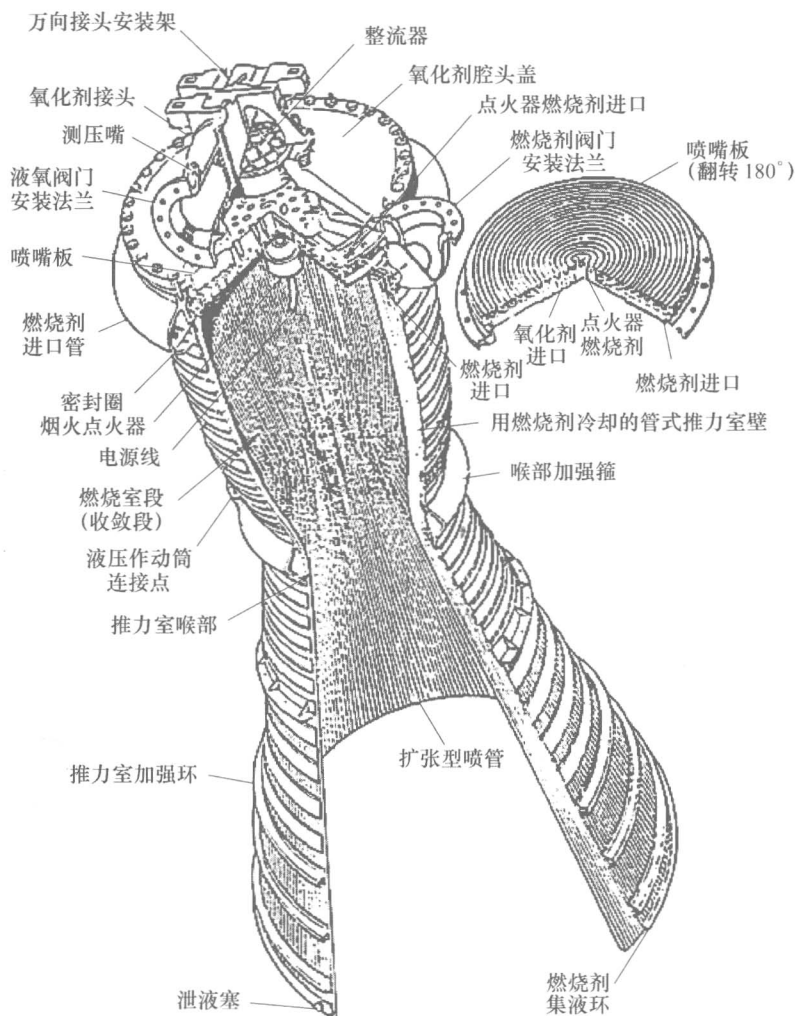


图 1.2.1 推力室组件

推力室本体,并分到相互间隔的推力室管束内。随后,燃料向下流到喷管出口,再从回流集液环处经回流管束折回。然后,燃料经喷注器的燃料滤网进入喷注器。为了满足高热流状态,推力室通常是由高导热材料制成的带有很多小槽(冷却液通道)的单件体构成,以取代替管束。

在液氧圆顶盖下的燃料集液环处用高强度螺栓固定推力室喷注器。喷注器是一个带有环形和径向内通道的蜂窝状圆盘,这些通道与钻的喷孔相通。喷注器和推力室本体之间的密封采用 O 形圈,它是选用与燃料相容的材料制成的。在喷注器中央的支座用来安装火药点火器。

喷注器有 20 个同心的铜环,在这些环上有喷孔。燃料和氧化剂靠精心制造的分配系统使其隔开,并分别输入相互间隔的环中。燃料流经最外面的一环以及每个相间隔的内环和中心燃料圆盘。流经中心燃料圆盘的燃料是单独从点火器燃料阀经点火燃料进口通道供应的。液氧供应到其余的环。喷孔有一定的角度,使推进剂射流在推力室中以自击方式(也即液氧与液氧或燃料与燃料)相互撞击。两种推进剂的主喷孔都是成对排列的。

液氧圆顶盖为液氧提供进口,它也用作推力室和火箭的连接面。电点火的火药点火器安装在喷注器的中央。

喷注器设计,特别是喷孔的数量、尺寸和位置的选择对发动机的性能和稳定性(通常还有对推力室壁的热流)是至关重要的。除了上面介绍的二股自击式喷注单元外,喷注器还可采用二股互击式和多股射流撞击式。最后,“液/气”推进剂组合通常采用同轴式喷注单元,用环形通道内的气体燃料来雾化中心流体的液体推进剂。

1.2.3 推力室工作过程

以双组元液体火箭发动机为例,推进剂能量转化为推力的过程可用下面几个基本阶段来说明:

(1) 液体推进剂以适当的混合比喷入燃烧室,并雾化成液滴。

(2) 随后液滴通过从周围燃气传热而蒸发,在燃气流中液滴的尺寸和速度不断地变化。

(3) 已蒸发的推进剂迅速混合,进一步加热,并迅速反应,因而,燃烧室内的燃气质量流量不断地增加。活性分子和原子的高速扩散促进了这种气相反应。在所有的液滴已经蒸发的情况下,燃烧基本上是在推力室喉部上游完成的。在某些情况下,由于推力室内的局部扰动可能产生激波和爆震波,这些扰动可能是由混合或推进剂流动中的波动引起的。这些可能会激发起压力振荡,这些振荡靠燃烧过程增幅和维持。这种高振幅的波动称为“燃烧不稳定性”,它会产生高量级的振动和热流,这是非常具有破坏性的。燃烧不稳定性是液体火箭发动机燃烧动力学研究的一个重点和难点,因此,液体火箭发动机设计和研制的大部分工作与稳定燃烧有关。

(4) 当燃烧过程的燃气产物向喉部流动并通过喉部时,其流速加速到声速,然后在喷管扩张段加速到超声速,并最后向外喷出,产生推力。

1.2.4 推力室燃烧过程组织

在燃烧室中,液体推进剂转化为燃烧产物的喷雾燃烧动力学过程,是一个极其复杂的物理化学过程,主要体现在以下几个方面:

(1) 液体火箭发动机内的燃烧过程实际上包含许多不同类型、不同特性、不同时间尺度和空间尺度的各种物理化学子过程,且很多子过程之间相互耦合。

(2) 现代液体火箭发动机的推力很大,燃烧室推进剂流量可达几百千克每秒甚至几千千克每秒,而推进剂在燃烧室内允许停留的时间很短,只有几毫秒,燃烧效率的要求又很苛刻,高达98%~99%;而有些发动机的推力又很小,推进剂流量只有几克每秒,又是脉冲工作,这种微型发动机的燃烧过程更难于组织。

(3) 燃烧室中,特别是喷注器附近的推进剂浓度梯度、温度梯度和压力梯度都很陡,流场复杂,且燃烧室中压力、速度和温度也比其他发动机要大得多,燃烧过程除在亚临界条件下进行外,还经常处于跨临界、超临界条件下,超临界条件下燃烧机理、燃烧不稳定性发生和控制机理仍然是一个巨大挑战。

文献[2]给出了液体火箭发动机中喷雾燃烧的各个分过程,这些分过程都是在燃烧室空间的两相流场内进行的。这些分过程可以划分为下列几个基本过程:推进剂的雾化

和液相混合过程、液滴的加热和蒸发过程、燃料和氧化剂的气相混合过程、化学反应过程。按照气动力学观点进行划分,在燃烧室内可以分出 4 个无明显边界的流动区域^[1],如图 1.2.2 所示。

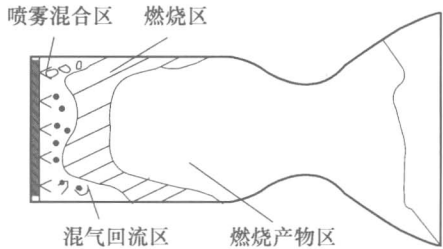


图 1.2.2 液体火箭发动机喷雾燃烧过程流场分区示意图

1. 喷雾混合区

在此区内,推进剂雾化、蒸发,并使燃料和氧化剂的液雾及蒸气宏观混合,宏观混合的质量主要取决于喷注器的型式。虽然蒸发及混合在燃烧室其他部位也可能发生,但主要集中在该区域内。由于密布的大量液滴群需要吸热蒸发,故此区域的温度较低。由于推进剂的燃料和氧化剂是分别通过喷注器上分散的,按一定分布和定向的孔喷入燃烧室的,所以在这个区内,推进剂的质量流强、混合比、雾化细度以及气体的性质,在各个方向上都有很大差异,这就必然会同时发生混合过程。在该区中的气体大部分是喷注器喷入时即为气态的组元或来自下游区的燃气回流。对于大多数液-液喷注器,雾化通常是利用液体射流的撞击或用离心式喷嘴来实现的。雾化的完成需要一定的长度,一般为 1cm ~ 5cm。液滴的生成和散布是同时进行的。

2. 混气回流区

推进剂从喷嘴高速喷出时,由于和周围气体之间的动量交换(剪切力)和引射作用,引起燃气向喷注器附近回流,从而形成回流区。此区内的气体是由推进剂蒸发后形成的未燃气体和已燃气体组成的混合气。回流对燃烧准备过程起着重要作用:使燃烧区的热量传向前面的雾化混合区,同时又使本区内的未燃气体进一步微观混合并升温,促使部分混合气分解(高分子分解成低分子),甚至产生部分的液相化学反应。燃气回流还使雾化混合区射流表面扭曲和破碎,对雾化产生影响。

3. 燃烧区

燃烧是一种迅速放热的化学反应。在燃烧区内发生高速化学反应,形成大量的气相低分子燃烧产物。由于反应是在极短时间(几毫秒或更短)内完成,并集中在几十毫米厚的狭窄空间内,因此,燃烧释放的化学能几乎都用于加温燃烧产物,使该区的温度突跃到 3000K 以上。

燃烧区的火焰前锋一般并不处于同一平面(截面)上。为了保护燃烧室内壁,通常使近壁层推进剂的混合比远离最佳混合比,甚至故意使其形成液膜。因此,边区以及靠近边区的一部分推进剂将滞后于中心区一段距离才开始燃烧,故火焰前锋不在同一截面出现。

稳态燃烧时,燃烧区及其火焰前锋在燃烧室中的位置基本不变。实验表明,存在两种不同状态的稳态燃烧。

1) 缓慢燃烧

在等截面圆管中的燃烧反应属缓慢燃烧,其火焰的传播速度仅为 $1\text{m/s} \sim 2\text{m/s}$,而压力波则以声速传播。因此,缓慢燃烧时,燃烧区前后的压力基本一致,未燃气体进入燃烧区并不发生压力突跃。在正常情况下,液体火箭发动机燃烧室中的燃烧属于缓慢燃烧。

2) 爆震燃烧

这是一种爆炸式化学反应,是以极高速度推进的燃烧现象。其火焰传播速度高达 $2\text{km/s} \sim 3\text{km/s}$,超过了声速。爆燃时,火焰前锋的波阵面实际上是一种强激波。未燃气体通过波阵面时受到强烈的压缩,温度急剧升高,引起爆燃式的化学反应,同时放出热量。化学反应释放出的能量又维持激波继续稳定地向前推进。爆震由激波的流体动力学过程与高速化学反应过程相互作用而形成。这种包含剧烈燃烧反应的激波称为爆震波。爆震波的波阵面由一定厚度的激波与其后的加热反应区组成,其宽度相当于分子的平均自由程数量级,比燃烧区窄得多。

爆燃通常由于可燃混合气中的局部爆炸而产生。必须指出,由爆燃引起的爆震波与具有周期性特征的不稳定燃烧是不同的,尽管爆燃有时也可能激发起不稳定燃烧。

实际上,燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中经常遇到的重大技术关键。液体火箭发动机的燃烧不稳定性是液体推进剂在推力室内的燃烧过程与发动机系统中流体动态过程相耦合而引起的振荡燃烧现象,伴随有燃气压力、温度、速度的周期性振荡,通常是以燃烧室压力来表征的。世界各国长期对燃烧不稳定性进行了大量的理论和试验研究,在激发机理、分析模型、阻尼装置和评定技术等方面都取得了巨大成果。但是,对燃烧不稳定发生的机理仍没有完全认识清楚,燃烧不稳定性控制措施研制大多仍采取半经验做法。关于燃烧不稳定性的详细论述见第2章。

4. 燃烧产物区

在这一区内,燃烧已基本结束,只进行小尺度的紊流混合和补充燃烧,由于燃气在喷管中迅速膨胀,故在此区内的燃气流速不断增加,燃气停留时间大约只有 $3\text{ms} \sim 5\text{ms}$,因此,虽然紊流脉动的频率约为 $1000\text{Hz} \sim 2000\text{Hz}$,实际上在此区域内的气流横向脉动次数很少,动量很小,不可能显著改变燃气流的横向浓度分布。从宏观上看,流动基本是管流状态,故也称此区为管流燃烧区。

在燃烧室中心区,形成可燃混合气的条件较好,燃烧过程速度较快;在边区,由于推进剂混合比和温度均较低,故燃烧过程速度较慢。

1.3 液体火箭发动机工作过程

液体火箭发动机的整个工作过程,从控制系统发出启动指令到工作结束,一般经历启动过渡段、主级工作段和关机过渡段,也可称为启动、额定工作和关机三个阶段。启动过程是发动机接到启动命令,打开启动阀门,到发动机达到额定工作状态的过程;额定工作状态是发动机性能参数处于设计参数工作状态;关机过程是发动机接到关机指令后,先后或同时切断副系统和主系统的推进剂供应,推力迅速下降到零的过程。实现发动机从启动准备、启动、额定工作、关机及后处理等全过程,按时序或时间段序编制的一系列控制指令称为发动机工作程序。现在火箭发动机的工作程序一般由箭载计算机自动发出,精度