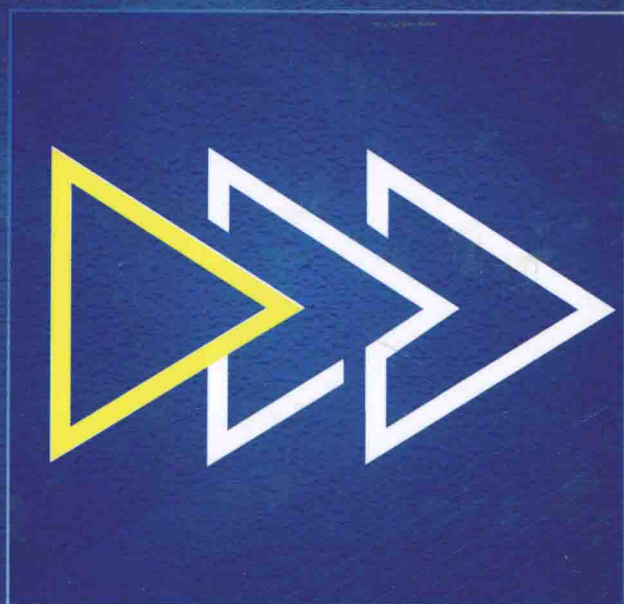


超声速气流中的 火焰稳定与传播

王振国 著



科学出版社

超声速气流中的火焰 稳定与传播

王振国 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书主要围绕超声速气流中的火焰稳定与传播问题进行介绍。首先分析了部分预混火焰的传播与稳定基本问题;其次介绍了超声速气流中的横向燃料射流混合特性、火焰稳定机制,给出了火焰稳定极限模型;然后分析了超声速气流中的低频及高频燃烧振荡问题;最后介绍了超声速气流中爆震燃烧的关键问题。

本书可供高等院校流体力学、工程热物理、航空宇航等专业的高年级本科生、研究生阅读,也可供从事燃烧学、发动机技术领域的人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

超声速气流中的火焰稳定与传播/王振国著. —北京:科学出版社,2015.1
ISBN 978-7-03-043695-8

I. ①王… III. ①王… ①超声速燃烧-火焰稳定-研究 ②超声速燃烧-火焰传播-研究 IV. ①TQ638.1

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第016058号

责任编辑:张海娜 高慧元 / 责任校对:桂伟利

责任印制:张 倩 / 封面设计:陈 敬

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京通州皇家印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2015年1月第 一 版 开本:720×1000 1/16

2015年1月第一次印刷 印张:13

字数:257 000

定价:88.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

超声速燃烧冲压发动机(简称超燃冲压发动机)以其高飞行马赫数下的优良性能,成为巡航飞行速度马赫 5 以上的高超声速飞行器推进系统的首选,目前备受关注,并已成为各航空航天大国研究和竞争的热点。超燃冲压发动机一般由进气道、隔离段、燃烧室和喷管等关键部件组成,其工作原理与传统的航空发动机、火箭发动机存在很大差异,同时也带来大量复杂的新问题。为避免燃烧室入口来流静温过高所引起的诸多问题,超燃冲压发动机让气流以超声速进入燃烧室,并在超声速气流中组织燃烧。燃烧室来流速度快,燃料滞留时间短(只有毫秒量级),使得火焰稳定和传播成为燃烧组织的一个关键问题,并直接影响到发动机的工作性能、可靠性与稳定性。此外,爆震波是一种超声速燃烧波,其能量释放速率快、热力循环效率高,超声速气流中实现爆震驻定与传播在吸气式高超声速推进系统中具有广阔的应用前景。

本书在上述研究背景下,以超声速气流中火焰稳定、爆震驻定及其传播过程为对象,第 1 章概述超声速气流中火焰稳定、传播及爆震燃烧的基本问题;第 2 章介绍部分预混气流中的火焰传播及稳定基本问题;第 3 章分析超声速气流中的横向燃料射流混合、火焰稳定特性,建立火焰稳定极限的预估模型;第 4 章对超声速气流中的燃烧振荡问题进行介绍,分析低频及高频振荡机制;第 5 章介绍超声速气流中爆震燃烧的起爆、驻定及传播问题。

本书是作者及其课题组成员长期从事超声速燃烧基础研究的成果总结,并反映了国内外当今研究发展的状况。在这一领域,课题组周进教授、刘卫东教授、梁剑寒教授以及作者指导的博士生丁猛、孙明波、潘余、李庆、汪洪波、杨揖心等先后作出过重要贡献,本书部分引用了作者与这些同事及研究生合著的论文。

作者要感谢国家自然科学基金重点项目(No. 91016028)、国家自然科学基金集成项目(No. 91116001、No. 91216303)以及国家自然科学基金面上项目(No. 11272351、No. 11372348)的资助。课题组的林志勇副研究员,研究生蔡尊、崔兴达、苗世坤、刘彧、蔡晓东、李佩波、魏喆等在本书编辑中进行了大量修改、校对工作,在此对他们表示感谢。

由于超声速燃烧问题的复杂性,加之作者水平有限,书中难免有不妥之处,敬请读者批评指正。

作 者

2014 年 11 月于长沙

目 录

前言

第 1 章 超声速气流中的燃烧问题	1
1.1 超燃冲压发动机燃烧组织关键技术	1
1.2 火焰稳定技术	2
1.2.1 传统高速燃烧装置中的火焰稳定	2
1.2.2 凹腔的火焰稳定	7
1.2.3 超声速燃烧的控制方程和基本问题	15
1.2.4 超声速气流中火焰稳定的基本问题	16
1.3 超声速气流中的爆震驻定与传播	18
1.3.1 爆震燃烧的基本理论	18
1.3.2 超声速气流中的爆震起爆	22
1.3.3 超声速气流中爆震燃烧的基本问题	23
1.4 本书内容安排	24
参考文献	25
第 2 章 部分预混气流中的火焰传播及稳定问题	28
2.1 层流预混火焰传播基本问题	28
2.1.1 层流预混火焰前锋的物理描述	28
2.1.2 层流预混火焰传播	29
2.1.3 影响层流预混火焰速度的主要因素	31
2.2 湍流预混火焰传播基本问题	34
2.2.1 湍流预混火焰结构特点	34
2.2.2 湍流预混燃烧的火焰传播速度	35
2.3 预混气流中的火焰稳定理论	37
2.3.1 低速预混气流中的火焰稳定理论	37
2.3.2 高速预混气流中的火焰稳定理论	41
2.4 部分预混气流中的火焰稳定	47
2.4.1 射流扩散火焰的结构	47
2.4.2 三岔火焰稳定机制	49

2.4.3	自点火辅助的火焰稳定机制	53
2.4.4	高速气流中部分预混火焰稳定分析	55
参考文献		64
第3章 超声速气流中的火焰稳定		68
3.1	超声速气流中的射流混合特性	68
3.1.1	超声速气流中横向射流的大尺度湍流混合机制	69
3.1.2	超声速气流中横向射流与凹腔相互作用过程	72
3.1.3	超声速气流中横向射流混合理论分析模型	74
3.2	超声速气流中凹腔火焰的稳定与传播机制	83
3.2.1	超声速气流中凹腔稳定燃烧基本特性	83
3.2.2	凹腔稳定燃烧与传播机制分析	92
3.2.3	凹腔火焰稳定的理论分析模型	104
参考文献		118
第4章 超声速气流中的燃烧振荡		121
4.1	超声速气流中的低频燃烧振荡	121
4.1.1	低频燃烧振荡现象的实验观测	121
4.1.2	低频燃烧振荡的数值与理论分析	130
4.2	超声速气流中的凹腔自激振荡	137
4.2.1	凹腔自激振荡的物理机制	137
4.2.2	超声速气流中的凹腔自激振荡模式与机制	139
4.2.3	来流马赫数对凹腔自激振荡反馈机制的影响	145
4.3	超声速气流中的高频燃烧振荡	148
4.3.1	高频燃烧振荡现象的实验观测	149
4.3.2	高频燃烧振荡的非线性特征分析	155
4.3.3	高频燃烧振荡机制的数值分析	159
参考文献		166
第5章 超声速气流中的爆震燃烧		170
5.1	静止可燃气体中爆震波的起爆和传播特性	170
5.1.1	静止可燃气体中的爆震起爆	170
5.1.2	静止可燃气体中的爆震自持传播	173
5.2	超声速气流中的斜爆震	174
5.2.1	斜爆震基本概念	174

5.2.2 斜爆震的起爆及驻定	175
5.2.3 来流边界层效应下的斜爆震形态	181
5.3 超声速气流中爆震的热射流起爆及传播	183
5.3.1 超声速气流中的热射流起爆过程	183
5.3.2 超声速气流中的热射流起爆机理	184
5.3.3 几何参数对超声速气流中热射流起爆过程的影响	187
5.3.4 超声速气流壁面凹腔对热射流起爆过程影响	194
参考文献	197

第 1 章 超声速气流中的燃烧问题

1.1 超燃冲压发动机燃烧组织关键技术

作为吸气式推进系统的主要形式,涡轮喷气/涡轮风扇发动机技术、亚燃冲压发动机技术已相对成熟。然而受涡轮叶片热强度的限制,涡轮喷气/涡轮风扇发动机的飞行马赫数上限只能达到 3(刘陵,1993)左右。亚燃冲压发动机在进行高超声速飞行时,由于在燃烧室内将来流增压减速为亚声速,气流静温将超过燃烧室材料的耐温极限;同时高静温来流会造成喷入燃烧室的燃料产生强烈的热分解,该过程将吸收大量热能,导致燃烧能量释放效率低,发动机性能不高。受此限制,亚燃冲压发动机的飞行马赫数上限为 5 左右。为避免上述燃烧室入口高静温来流所带来的诸多问题,超燃冲压发动机让气流以超声速进入燃烧室,在超声速气流中组织燃烧,使发动机热力循环在较低的静温和静压状态下进行,克服了飞行马赫数 5 的限制,成为大气层内高超声速飞行的理想动力装置。典型的超燃冲压发动机一般由进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管组成,如图 1.1 所示。其中,燃烧室是其核心部件。

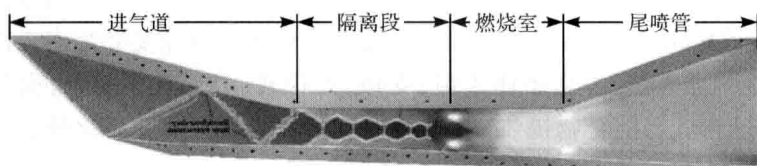


图 1.1 超燃冲压发动机结构示意图

超声速燃烧与普通燃烧过程相比具有鲜明的特点(王振国等,2009):①来流速度快、燃料驻留时间短;②燃烧与流动强耦合;③燃烧过程熵增较大。

由于来流速度快,燃料在燃烧室内的滞留时间只有毫秒量级,要在如此短的时间内完成燃料与来流的混合、点火、形成火焰并传播至整个燃烧室,实现推进剂稳定、高效的燃烧,难度很大。尤其是使用液体碳氢燃料时,还需考虑雾化和蒸发过程,更增加了燃烧流动过程的复杂性和燃烧组织的难度。因此,如何提高燃料的喷注和混合效率、缩短点火延迟时间、提高初始火焰的传播和扩散能力,如何在

激波、燃烧波和剪切层同时存在的复杂流场中组织高可靠性、高效率、低损失的燃烧过程,是研制超燃冲压发动机的关键问题。

为了实现燃料在超燃冲压发动机内稳定高效燃烧,需要突破以下几个关键技术:燃料的喷注雾化技术、混合增强技术、点火技术和火焰稳定技术。

(1) 燃料的喷注雾化技术。应用于超燃冲压发动机的燃料喷注系统必须满足阻力与总压损失足够小,同时,喷注器必须实现燃料与氧化剂宏观尺度的快速混合,并允许燃料有足够的驻留时间以实现燃料自身的加热。另外,喷注器还要能控制由于热释放形成的压力增长。超声速气流中的液体雾化过程明显不同于低速条件下的雾化过程,由于气液相对速度大,液滴二次破碎是决定雾化细度的主要因素,燃料喷雾的平均直径一般只有几微米,这也是超燃冲压发动机能够在极短的时间内完成燃烧的基础。

(2) 混合增强技术。大部分混合增强技术的原理都是采用不同的方式产生旋涡,将空气卷入燃料流核心,增大燃料与空气的接触面积,使分子扩散能更充分地进行。斜坡、凹腔和支板等都属于被动混合增强技术。主动式的混合增强措施主要是采用主动控制的外部扰动来激发剪切层中的不稳定波产生旋涡,促进剪切层混合。主动的流场控制、声波激励和引入压力扰动源等均属于主动混合增强技术。Bushnell(1994)指出,混合增强必须权衡燃烧效率和损失间的平衡关系,选择适合于发动机特点的混合增强技术,充分利用压力梯度、回流、放热、湍流度、激波与膨胀波等达到增强混合的目的。

(3) 点火技术。在超声速燃烧室中实现碳氢燃料点火是非常困难的。当来流总焓较高(飞行马赫数大于7)时,燃料通常可以发生自点火,此时采用激波即可实现诱导点火(Huang et al., 2010);而当来流总焓较低时就需要外加点火源。外加点火源包括引导火焰、等离子体火炬、支板、火花塞、节流点火装置、火药点火器等,它们通过为可燃混合物提供一个高静温、低流速或者富含活化分子的环境而实现燃料点火。

(4) 火焰稳定技术也是实现超声速燃烧的一个关键技术,是目前超声速燃烧研究的一个重点,该技术将在1.2节进行概述。

1.2 火焰稳定技术

1.2.1 传统高速燃烧装置中的火焰稳定

一般来说,层流火焰传播速度是比较低的,只有每秒几十厘米的量级,即使湍流火焰传播速度也只是每秒几米的量级。然而在高速的气流中,气流的来流速度

一般都在每秒几十米甚至超过声速达到每秒几百米的量级,这种情况下来流速度与火焰传播速度无法匹配,就必须要有特殊的稳焰措施,以保证在高速气流中火焰能够稳定存在。

在本生灯实验中,若预混可燃混合气速度增大,那么火焰前锋将会逐渐向下游移动,在管口处形成稳定的火焰,但当气流速度逐渐增大到某一值后,在气流的整个速度场中找不到一个能够维持速度平衡的点,燃烧也就不可能再稳定地进行下去。为了在这种情况下火焰仍能获得稳定,就必须在气流速度场内人为地制造一个使气流速度降低的区域,进而使其有可能重新产生必需的动力平衡。因此要想在高速气流中实现火焰的稳定,关键就是构造一个低速流动的区域。

目前,通常采用两种方法来构造低速流动的区域,一种是采用像钝体、支板、突扩、凹腔等实体结构,如图 1.2 所示。另一种是采用像横向喷射、逆向喷射、旋转喷射、交叉喷射等气动结构(黄勇,2009),如图 1.3 所示。一般来说,利用气流绕流过钝体等障碍物并在其后形成环流和低流速区,进而实现火焰稳定的方法和原理是在高速气流中应用的最为普遍的火焰稳定措施之一。火焰之所以能在钝体后维持稳定,其原因主要在于气流绕流钝体后将在钝体尾流中形成特殊气动力结构——回流区,并在其中产生高温燃气的回流以提供固定的点火源。根据同一原理,如果能在高速气流中应用横向喷射、逆向喷射等方法形成高温燃气回流,就能够实现火焰稳定。

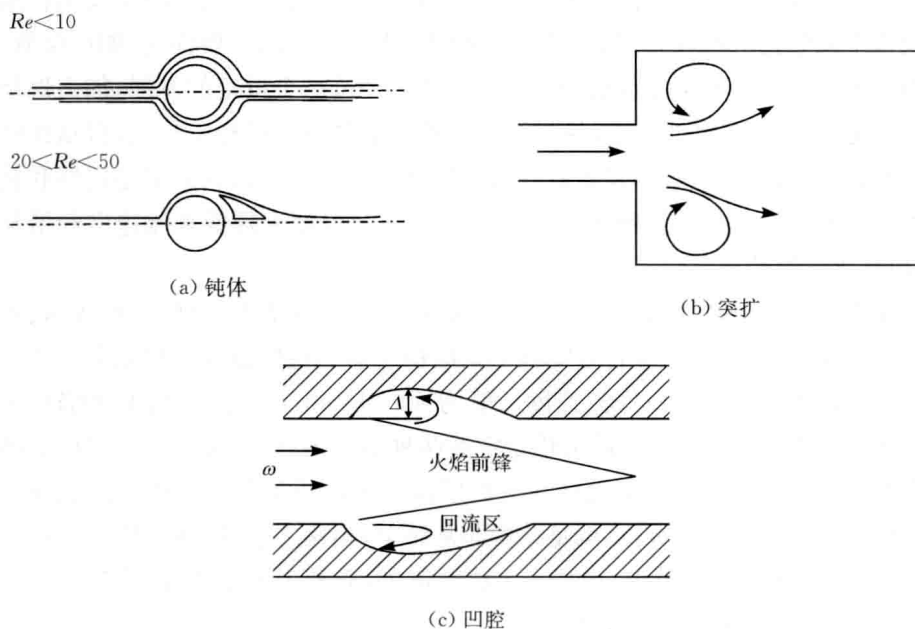


图 1.2 利用实体结构产生回流区(黄勇,2009)

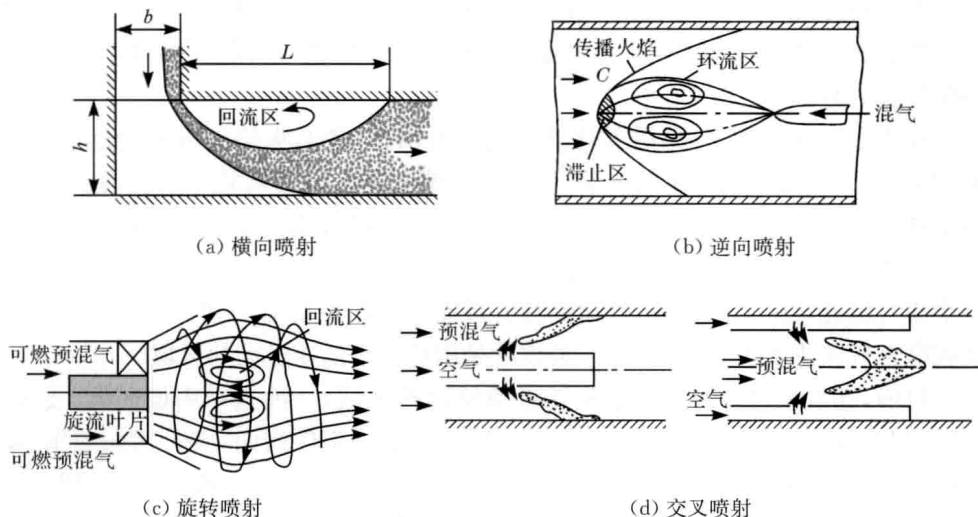


图 1.3 利用气动结构产生回流区(黄勇,2009)

高速燃烧装置中来流速度一般远大于火焰传播速度,例如,航空煤油/空气混合气的湍流火焰传播速度为 $10\sim 20\text{m/s}$,而在涡轮喷气/涡轮风扇航空发动机涡轮出口处高温燃气流的速度高达 450m/s ,加力燃烧室扩压出口速度也还有 100m/s 左右,远高于火焰传播速度,燃料很难稳定燃烧。因此在航空发动机加力燃烧室中火焰稳定器成为核心部件,它对加力工作状态的主要性能,如燃烧效率、稳焰性能、流阻、耗油率等都起着决定性作用。经过半个世纪的发展,加力燃烧室火焰稳定技术已经相对成熟,各国设计和研究了多种火焰稳定方式,包括钝体火焰稳器、非常规钝体火焰稳定器、沙丘驻涡火焰稳定器、气动式火焰稳定器和旋流加力燃烧器等。这些装置都借助于回流区在一定程度上降低来流速度和增强混合,以实现火焰稳定。

亚燃冲压发动机通常应用于各种反舰、地空等高速战术导弹,其航程短、推进系统推力变化范围小,这些特点降低了火焰稳定器的稳焰范围和热负荷要求。亚燃冲压发动机燃烧室入口气流速度一般为 $50\sim 150\text{m/s}$,广泛应用的火焰稳定器有钝体火焰稳定器和后向台阶火焰稳定器两种形式,其中后向台阶火焰稳定器的基本原理是依靠突扩燃烧室设计在突扩壁面区域形成类似于钝体后的低速回流区来稳定火焰,它最大的特点就是结构非常简单;相比之下,钝体火焰稳定器技术成熟,它安装在主流流道中,增强了主流湍流度,有利于火焰传播,并且回流区相对较大,稳焰范围比后向台阶宽。

在超燃冲压发动机中,由于燃烧室内气流是超声速的(达到 1000m/s 左右),

这对火焰稳定器的稳焰范围和工作稳定性提出了更高的要求。一般火焰稳定可通过提高火焰传播速度和降低来流气流速度两种方式来实现,前者可以由引入激光、电弧、高温物质/壁面和催化物质/壁面等途径来实现,但这些途径大都需要巨大的外部能量而实际应用价值不高。目前利用主动或被动的方式在局部流场中形成环流和低速流区仍然是超声速气流中普遍应用的火焰稳定措施。如何设计高燃烧效率、宽稳焰边界、低阻、低损失的火焰稳定器已成为超声速燃烧室设计研究的重要内容之一。

1. 壁面喷射的火焰稳定

超声速气流中最简单的火焰稳定方法就是壁面燃料横向喷射。横向喷射会形成弓形激波,直接导致喷嘴上游壁面边界层分离,形成回流区,部分燃料进入该回流区并与边界层气流进行低速混合、燃烧,达到稳定火焰的作用。

超声速流中声速欠膨胀横向射流引起的典型流动结构如图 1.4 所示。欠膨胀射流在射流唇口通过 Prandtl-Meyer 波膨胀,之后被桶状激波和马赫盘压缩。桶状激波对于超声速来流相当于一个阻碍,因而产生斜激波并引起边界层分离,同时在射流前形成一个回流区以及马蹄涡。此外还形成一对轴线近似为流向的反转旋涡对。

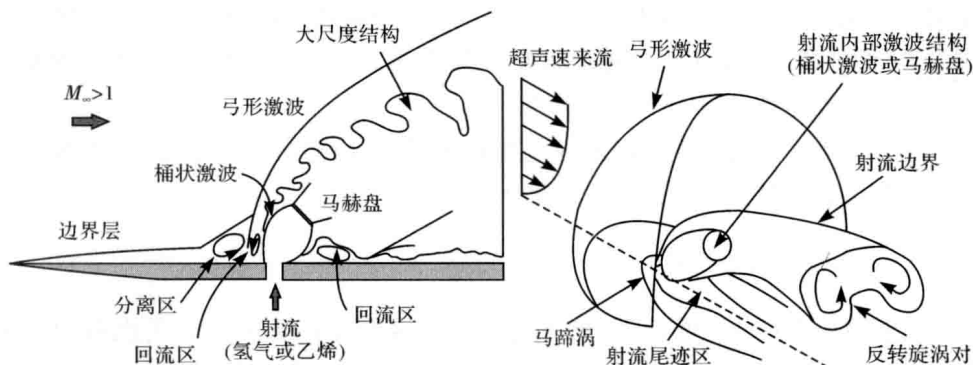


图 1.4 超声速来流中欠膨胀横向射流结构示意图(Ben-Yakar, 2000)

射流出口将出现周期性的涡脱落,涡在往下游发展的过程中将形成大尺度拟序结构并卷吸周围来流,从而促进混合。来流边界层内的湍流结构与射流的相互作用也会增强迎风面射流剪切层的不稳定性并促进射流剪切层结构迅速破碎为湍流状态。同时横向射流所形成的“ λ ”激波强度较大时还会在另一侧壁面反射而作用于燃料射流,进一步促进混合与燃烧(Ben-Yakar, 2000)。

虽然壁面喷射能够起到一定的火焰稳定作用,但它形成的低速回流区小,稳定范围窄,对燃料和来流条件要求高。并且射流弓形激波往往会造成不小的总压损失。采用倾斜喷射可以减小总压损失,但是近场混合效果变差。实际应用中壁面燃料喷射难以达到稳定火焰的作用,往往需要与其他手段结合使用。

2. 斜坡喷注的火焰稳定

斜坡喷注器主要通过为流场提供流向涡实现对燃料的掺混,是一种有效的混合增强装置。同时在斜坡的边缘存在多种形式的涡脱落,在斜坡的底部会形成分离回流区,能够起到火焰稳定的作用。目前应用较多的斜坡喷注器主要有如下两类。

(1) 物理斜坡。物理斜坡喷注器将燃料以小于 90° 角沿主流方向喷入斜坡后的流向涡对中。流向涡卷吸燃料并与主流掺混,这是斜坡喷注器主要的混合增强机制。此外激波与燃料柱相交产生的斜压作用也会诱发附加的流向涡,起到混合增强作用。通常将物理斜坡分为后掠斜坡、非后掠斜坡、压缩型斜坡以及膨胀型斜坡等几种。

(2) 气动斜坡。气动斜坡喷注器通过合理设计壁面喷嘴阵列的喷射角度,能有效抬升主流并形成流向卷吸结构,从而降低了对主流的阻滞,也避免了高焓主流对斜坡喷注器的冲刷,降低了热防护要求。气动斜坡在近场的混合效果优于物理斜坡,而远场混合效果不如物理斜坡,但随着燃料喷流动量的增加,其远场混合效果接近物理斜坡(Fuller et al., 1998)。

由于斜坡喷注器产生的回流区范围较小,其火焰稳定能力不足,因此常作为混合增强装置与其他火焰稳定方式配合使用。

3. 支板喷注火焰稳定

支板是一种插入式喷注器,可方便地将燃料注入主流中,在改善燃料的空间分布,增强混合的同时,其支板尾部的回流区还可以稳定火焰,已被证实是一种有效的混合增强和火焰稳定装置。同时支板产生的流向涡和横向涡有助于增强燃料对流扩散并提高火焰的传播速度,使燃烧更加充分,有利于缩短燃烧室长度。支板构型是影响支板火焰稳定器的稳焰效果的重要因素。研究者对支板构型进行过一些改进,如采用交错支板、多级支板等以促进混合燃烧(苏义等, 2006)。

支板也存在许多明显的不足:直接暴露在高速气流中,支板喷注通常会产生较大的阻力和总压损失,同时会给材料带来很高的热负荷,因此支板的冷却与热防护措施是亟待解决的问题。

除了以上所介绍的火焰稳定技术外,凹腔火焰稳定器被各国学者所关注,它具有总压损失小、稳定燃烧性好的突出优点,目前被广泛用于超声速燃烧室设计,1.2.2节将对凹腔进行详细的介绍。

1.2.2 凹腔的火焰稳定

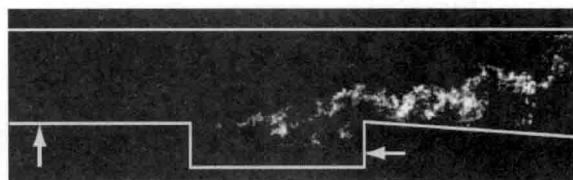
凹腔在结构上由后向台阶和前向台阶组成。后向台阶也是超燃冲压发动机中应用较多的火焰稳定方式之一,它形成的回流区一般比支板底部回流区要大,能够避免支板等插入式装置可能带来的高总压损失,且不需要内部冷却。相对于后向台阶,气流流过凹腔,会形成更大的回流区,回流区能够使火焰始终驻留其中,从而实现火焰稳定。凹腔的分离流再附着点基本位于后缘拐点附近,形成的激波强度较弱,总压损失较小。凹腔作为一体化燃料喷注/火焰稳定方案被广泛使用,迄今国外多款飞行演示验证用的超燃冲压发动机(如 X-51A、HiFire II、Hyshot 等)都采用凹腔作为火焰稳定器。

凹腔流动特性涉及剪切层、压缩或膨胀波、流动与声学的相互作用等多方面问题。凹腔内部气流流速较低,超声速气流在流经凹腔时,凹腔内外流体之间将形成剪切层,剪切层从凹腔前缘分离并在下游某处再附。凹腔诱发的声波扰动以及从凹腔后缘脱落的大尺度结构还可以增强混合。Stalling 等(1987)按剪切层发展模态将超声速凹腔流动分为开式、闭式和过渡三种类型。开式凹腔在前缘形成的剪切层横跨整个凹腔,再附着于凹腔后壁。闭式凹腔的剪切层无法横跨整个凹腔而再附着于凹腔底部,过渡型则处于中间状态。闭式凹腔剪切层撞击凹腔底壁,产生两个大的回流区,一般具有较高的阻力系数和传热特性,这通常是不希望的,超燃冲压发动机内的火焰稳定凹腔一般采用开式结构。虽然凹腔流动类型与凹腔结构尺寸、主流马赫数和来流附面层厚度等多个参数相关,但目前普遍认为凹腔的长深比 L/D 是决定凹腔流动类型的主要因素,并定义 $L/D < 10$ 为开式凹腔, $L/D > 13$ 为闭式凹腔, $L/D = 10 \sim 13$ 为过渡型凹腔。

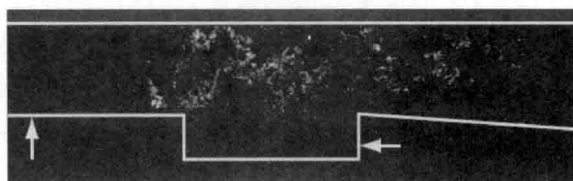
1. 凹腔的火焰稳定特性

凹腔上游喷注燃料情况下,可能存在两种不同的燃烧稳定模式(Micka et al., 2009):凹腔稳定燃烧与射流尾迹稳定燃烧,分别如图 1.5 和图 1.6 所示。低总温时燃烧稳定在凹腔前缘下游的剪切层内,高总温时稳定在燃料射流下游很短距离的尾迹内。凹腔稳定燃烧与反应控制的预混火焰理论一致,火焰以连续或破碎的反应层传播至主流;射流尾迹稳定燃烧与抬举射流火焰一致,反应区通常呈现为高度破碎的状态,没有观察到连续反应层。Micka 等(2008)提出一种自点火辅助

的火焰机制解释这两种燃烧稳定模式。Tuncer(2010)的研究结果也在一定程度上证明了这两种火焰稳定模式。

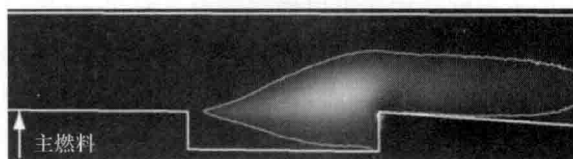


(a) 凹腔稳定燃烧

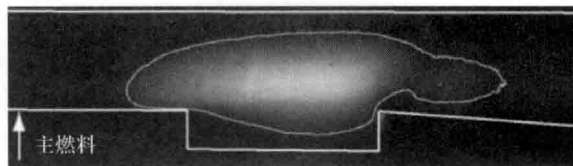


(b) 射流尾迹稳定燃烧

图 1.5 两种燃烧稳定模式的 CH-PLIF 图像(Micka et al., 2008)



(a) 凹腔稳定燃烧



(b) 射流尾迹稳定燃烧

图 1.6 两种燃烧稳定模式的亮度图像(Micka et al., 2009)

Le 等(2012)又将凹腔燃烧稳定模式分为两种:剪切层稳定火焰和回流区稳定火焰,如图 1.7 所示。对前者,一个非预混抬举火焰稳定于当量等值线,燃料和空气在抬举距离内发生混合,火焰基底在凹腔前缘的下游。火焰基底处,火焰速度等于剪切层内的气流速度。而对于后者,火焰基底附着于凹腔前缘顶端,火焰深

入凹腔,导致剪切层上抬并增加燃料与空气的交换和混合面积,更多燃料进入凹腔。

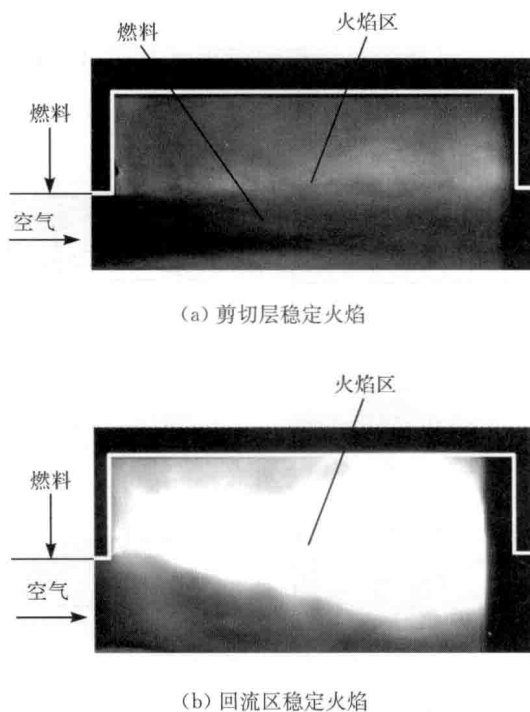


图 1.7 剪切层稳定火焰和回流区稳定火焰(Le et al., 2012)

凹腔上游喷注氢气的情况下,氢燃料被输运到凹腔剪切层内,在凹腔内部和凹腔上方的射流尾迹区域分别形成贫燃区和富燃区。凹腔剪切层中形成几乎稳定的部分预混火焰锋面。射流的存在使流场中形成反向旋涡对,反向旋涡对和凹腔剪切层的相互作用使得火焰锋面有可能穿过射流核心并且点燃整个射流。在火焰锋面后,大多数区域都是以扩散火焰的形式燃烧。这一火焰稳定物理过程与三岔火焰有相似的特性,也说明三岔火焰可能是凹腔火焰稳定的重要机制(Sun et al., 2011)。

凹腔内部直接喷注也是一种常用的喷注方式,该方式有利于燃料往凹腔回流区的输运,因此可以在点火等过渡过程中保持较好的稳定性。高燃料负荷下,还可以采用直接空气喷注。当与其他主燃料喷注方式结合使用时,这种主动燃料喷注还经常用于产生一个引导火焰。对于直接凹腔喷注的火焰稳定器,火焰位置随着燃料质量流量和喷注位置的变化而变化。在中等当量比下,对于凹腔底壁和后壁喷注都观察到凹腔剪切层中存在鲁棒的火焰。当从凹腔后壁喷注时,燃料与剪

切层下方反应区的燃烧产物立刻接触,主要燃烧发生在剪切层下方和凹腔容积的后部。相反,当燃料从底壁喷注时,一个射流驱动的、充满燃烧产物的回流区在凹腔上游壁面附近形成,并起到火焰稳定器的作用,此时反应发生在剪切层下侧。典型的 OH-PLIF 图像和可能的火焰稳定机理示意图(Rasmussen et al., 2005a, 2005b)如图 1.8 所示。

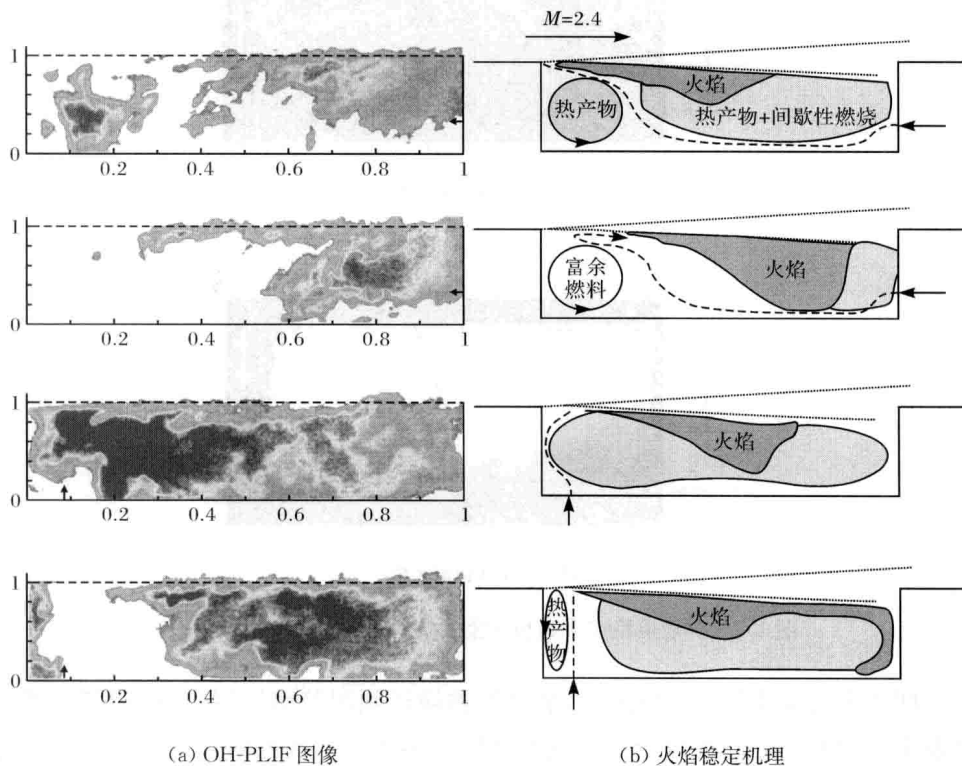


图 1.8 直接凹腔喷注的 OH-PLIF 图像和火焰稳定机理示意图

2. 凹腔的火焰稳定极限

稳定极限是凹腔及相关燃料喷注方案设计的一个重要参数。富燃或贫燃稳定极限通常依赖于来流条件、燃料类型、燃料喷注方案、当量比及凹腔尺寸等(Wang et al., 2014)。

Owens 等(1998)研究了凹腔回流区的火焰稳定性,在凹腔上游边界层内喷注煤油,采用凹腔底壁喷注氢气提供点火。研究发现,局部当量比是影响火焰稳定性的一个关键因素;空气总温强烈影响空气卷吸过程因而对火焰稳定性也有重要影响。