

超声速燃烧凹槽火焰稳定的研究动态^{*}

刘欧子¹, 胡欲立¹, 蔡元虎¹, 刘敬华², 凌文辉²

(1. 西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072; 2. 航天科工集团 31 所, 北京 100074)

摘 要: 高超声速气流在燃烧室的停留时间非常短, 使得超燃冲压发动机燃烧室内燃料与气流的混合及其燃烧变得非常困难。目前集燃料喷射、混合及火焰稳定为一体的凹槽有望改进这一情况而受到了普遍关注。介绍了超声速气流流过凹槽的自激振荡及其控制、停留时间和阻力等特性, 总结、分析了近几年凹槽在超声速气流中增强混合及燃烧的实验与数值研究, 指出了在把凹槽用于提高超燃冲压发动机性能方面存在的问题和进一步研究的方向。

关键词: 超音速冲压喷气发动机; 燃烧室; 喷射混合流; 超音速燃烧; 火焰稳定器

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0265-07

Overview of flame holders of cavities in supersonic combustion

LIU Ou-zi¹, HU Yu-li¹, CAI Yuan-hu¹, LIU Jing-hua², LING Wen-hui²

(1. Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China;

2. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Due to extremely short residence time of supersonic airflow, it is difficult to effectively mix and combust for the fuel and air in scramjet combustor. The cavities integrated fuel injector, mixer and flame holder were gained attention as a promising method, which can enhance mixing and combustion of the fuel and air in the scramjet combustor. The field characteristics of cavity were introduced in those aspects, such as self-oscillation and its controlling techniques, residence time, drag and so on. The recent research of cavity as flame holder in the scramjet combustor was reviewed in both experimental and numerical aspects. Some problems of cavity as flame holder were needed to further investigate in order to improve the performance of scramjet.

Key words: Supersonic combustion; Scramjet; Combustion chamber; Jet mixing; Flame holder

1 引 言

超声速燃烧吸气式冲压(简称超燃冲压, scramjet)发动机是实现高超声速($Ma > 5$)飞行(如高超声速巡航导弹和往返式航天飞行器)最为理想的推进动力。超燃冲压发动机的燃料在燃烧室内的超声速气流中进行燃烧。气流在燃烧室停留时间非常短(ms级),要在这样短的时间完成燃料与气流的混合、燃烧反应,增加了燃料喷射、点火与火焰稳定的困难。为了实现超声速燃烧,在燃烧室结构设计上采取了多种方法。最简单的方法是从燃烧室壁孔横向喷射燃料到超声速气流中。燃料射流与超声速气流相互作用产生三维弓形激波,在燃料喷嘴的上游引起壁面边界

层分离,在此边界层气流与燃料进行混合,并达到火焰稳定的目的^[1]。此方法的不足之处是由于横向射流在穿透主流时,形成较强的三维弓形激波,在高速飞行时,产生较大的总压损失。为了减小总压损失,采用有角度地喷射燃料。在超声速主流中以 60° 角或 30° 角喷射燃料,这样形成的弓形激波比较弱,而且燃料的轴向动量直接影响发动机的净推力^[2]。以上两种方法的不足是从壁孔喷出的燃料会贴在近壁处,从而延缓与气流核心部分的混合。文献[1]的研究表明,在飞行马赫数为10~13时,在喷嘴上游回流区和弓形激波后出现氢燃料自燃。但是在类似的几何结构中的不同实验却表明:在主流总焓较低时,有角度地喷射燃料就起不到自燃和火焰稳定的作用^[3]。

^{*} 收稿日期: 2002-07-25; 修订日期: 2002-12-09。基金项目: 国家自然科学基金(50086002)和西北大学博士论文创新基金资助项目。

作者简介: 刘欧子(1971—),女,博士生,研究领域为发动机内流场仿真及超声速燃烧。E-mail: Liu_ouzi@yahoo.com.cn

采用在台阶后喷射燃料^[4]的方法,台阶产生一个大的回流区,这种方法可以维持火焰燃烧,但有总压损失和阻力增加的缺点。另外还可采用后掠斜坡喷射、支板喷射、塔门喷射、悬臂梁喷射^[5~8]燃料来增强混合,实现超声速燃烧,但由于存在总压损失较大、结构复杂等缺点,应用上受到了限制。

俄罗斯航空发动机中央研究院(CIAM)在对超燃冲压发动机模型进行马赫数为 6,总温为 1500K 的自由射流实验中,首次成功地实现了把凹槽作为超声速燃烧火焰稳定器^[9];并应用在与法国联合进行的氢燃料双模态超燃冲压发动机的飞行试验中^[10]。目前,在提高超燃冲压发动机性能,获得大的净推力的几种新概念中,集燃料喷射、混合及火焰稳定为一体的凹槽火焰稳定器是其中最具潜力的一种。

本文回顾了凹槽的自激振荡、分类及其控制方法,特别是凹槽在用于火焰稳定方面所关注的停留时间和实际应用所需考虑的阻力特性;总结了超燃冲压发动机超声速燃烧中凹槽在增强燃料混合和火焰稳定方面的应用。

2 凹槽的流场特性

凹槽稳定火焰与其流场特性密切相关。其流场不仅具有一般流体动力学流场的特性:边界层分离、剪切层不稳定、涡流、声辐射和激波/膨胀波的相互作用等,而且在一定条件下,具有自激振荡的特性。因而凹槽流动表现为一个非常复杂的流场形式。对于亚声速、跨声速、超声速流中的凹槽已进行了许多的实验和数值模拟研究,包括凹槽自激振荡、分类、控制方法、停留时间和阻力等,深化了对凹槽流动物理特性的理解,从而使凹槽发挥其最大作用。

2.1 凹槽的自激振荡

流体流过凹槽时,在自由主流与凹槽内流体之间形成剪切层。剪切层的不稳定性是凹槽流体发生自激振荡现象的最直接原因。当超声速气流流过凹槽时,相对不稳定剪切层的脉动,引起凹槽内流体质量周期性的增加和减少。剪切层的再附着点进入凹槽时产生滞止点,凹槽的局部压强增加,质量增加,产生了相对于自由主流以超声速向凹槽上游传播的压强波,同时在自由主流蔓生了一个斜激波。当压强波在前缘反射时,凹槽内压强剧增,而外流不受其影响,这时剪切层压强跃变使剪切层发生偏移。反射波相对于自由主流以亚声速运动,在自由主流中不产生斜激波。当其到达后缘时,剪切层向外凸起,流体从凹槽

内吸出。这样重复出现的过程就是凹槽的自激振荡。Krishnamurty^[11]指出流体的自激振荡主要出现在凹槽的展向、纵向或横向,纵向为气流主流的方向,该方向即为凹槽长方向,则展向为凹槽宽方向,横向为凹槽深方向。Rizzetta^[12]对凹槽的超声速三维流动进行了数值模拟,得出凹槽内主要非定常振荡特性是二维的结论。Zhang 和 Edwards^[13]的研究支持了这一点。同时他们研究了主流马赫数 $Ma = 1.5$ 和 $Ma = 2.5$, 开放型凹槽($L/D = 1, 2, 3, 5, 7, 9$)的振荡特点。振荡方向取决于凹槽长与深的比值(L/D)和主流马赫数 Ma 。当 L/D 增加时,振荡方向发生变化,从典型的横向转变为纵向。横向振荡的特点是凹槽内出现单个涡的运动。纵向振荡特点是凹槽内出现一个大而不稳定的尾涡和以一定方式从凹槽前缘脱离的涡束。 $Ma = 1.5$ 时,过渡发生在 $L/D = 1 \sim 2$ 之间,即在 $L/D \geq 2$ 的凹槽,振荡方向为纵向。 $Ma = 2.5$ 时,过渡发生在 $L/D = 2 \sim 3$ 之间。对于相同 L/D 的凹槽, $Ma = 1.5$ 时产生的振荡比 $Ma = 2.5$ 时的强烈。

2.2 凹槽流动的分类

Rockwell 和 Naudascher^[14]把凹槽的自激振荡分为三类:(1)流体动力作用。振荡是由于流动相对不稳定性引起的。一方面由于凹槽剪切层旋涡振荡的放大,另一方面由于凹槽边缘放大的扰动向上游传播的反馈作用;(2)流体共振作用。振荡是由共振波的影响,即可压缩波或自由表面波的作用;(3)流体弹性作用。振荡伴随着固体边界的运动。通常在超声速燃烧室内的凹槽流动属于流体共振作用。在流体共振作用这种类型中,还可以再进行细分。当流过凹槽的气流是超声速时,Stallings 和 Wilcox^[15]把凹槽流动分为开放、闭合和过渡型三种类型。开放型凹槽的流动特点:在分离点后形成的剪切层横跨整个凹槽长度,在后缘再附着,在分离和再附着点有弱激波,出现高强度的声波;闭合型凹槽的流动特点:剪切层在凹槽下底面再附着,不能横跨整个凹槽长度,产生两个大的回流区,无声波出现;过渡型凹槽处于中间状态,包括有从开放型转向过渡型,还有从闭合型转向过渡型。图 1 为这三类凹槽流动和相对应的凹槽底面的压强分布。对于超声速气流, $L/D < 10$ 为开放型凹槽, $L/D > 13$ 为闭合型凹槽, $L/D = 10 \sim 13$ 为过渡型凹槽。尽管对这样的定义还存在异议,但是一般在进行超声速凹槽的研究中,这一定义得到了普遍接受,并且认为凹槽流动的类型不仅取决于凹槽长度与深度之比(L/D),也取决于凹槽前缘边界层厚度与凹槽

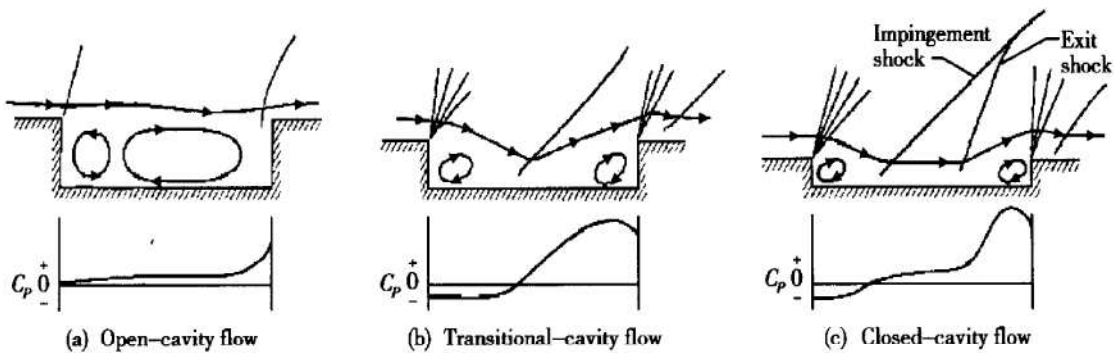


Fig. 1 Characterization of supersonic flow cavities and associated pressure distribution on the cavity floor from reference[15]

的深度之比, 主流马赫数和凹槽宽度与深度之比。

2.3 凹槽振荡的控制

通常采用被动的或主动的方法来控制凹槽的自激振荡。被动的控制方法常在凹槽上游安装一些设备, 如旋涡发生器、扰流器或变流装置和整流罩; 或者把凹槽的前缘、后缘和前、后缘改为斜坡结构。这些方法对控制一定流动条件的振荡过程是非常有效的; 不足是在流动条件发生变化时达不到有效地控制凹槽振荡的目的。主动的控制方法通过机械的、声波的或流体注入等方法改变剪切层, 达到有效地控制凹槽振荡的目的, 这种方法能适应不同的流动条件。最常采用的主动控制方法是在凹槽前缘部位或其上游连续或脉冲式的注入流体。

2.4 凹槽的停留时间

凹槽的停留时间定义为流体在它被挤出而进入主流之前在凹槽内的平均停留时间, 因而停留时间是凹槽内外流体质量交换率的直接函数。假定燃烧放热不改变流体的卷吸率, 停留时间可以从冷流 CFD 中推导出来。在冷流情况下, 化学成分的守恒方程可以写成: $dm/dt = -m/\tau$, 其中 τ 为停留时间。改写成凹槽质量的指数衰减率形式: $m \propto \exp(-t/\tau)$, m 为凹槽流体质量。从冷流计算得到的停留时间, 可以作为用来分析凹槽化学动力学的简单模型的已知条件, 对于所给定的燃料, 在一定压力和当量比范围内, 可以快速判断凹槽是否有足够的尺寸维持燃烧。Davis^[16] 使用搅拌器反应模型, 确定停留时间的下限, 即最短停留时间。并计算了丙烷、乙烯和甲烷燃烧时在凹槽内停留时间的上限。当主流马赫数 $Ma = 1.91$, 当量比为 1 时, 停留时间分别是 0.08, 0.03 和 0.8ms。研究结果表明停留时间主要依赖于凹槽的深度、温度和燃料与空气的当量比。

Baurle 等人^[17] 计算了主流马赫数为 2.92 的几种凹槽停留时间, 单位为 ms, 如表 1(竖列为后缘倾角)。

当 L/D 增加时, 停留时间增加。在相同的 L/D 情况下, 随后缘倾角的减小停留时间减小。Gruber 等人^[18] 计算了主流马赫数为 3 的冷流, 两种 L/D (3, 5) 凹槽后缘倾角分别为 90° , 30° 和 16° 的停留时间, 单位为 ms, 如表 2(表中的 O1 表示凹槽前后缘相对于凹槽底面高度的比值为 1, 即凹槽前、后缘相对于凹槽底面的高度相等)。当 L/D 增加时, 停留时间减小, 并且增加凹槽长度对改变停留时间不是很显著。后缘倾角减小, 停留时间减小。以上这两个文献似乎在计算停留时间随 L/D 的变化上存在着矛盾, 因而需要对凹槽停留时间做进一步的研究, 特别是在实验方面。

Table 1 Residence time in reference[17]/ms

Cavity	$L/D = 3$	$L/D = 7$
30°	1.32	1.45
60°	1.47	1.54
90°	1.63	1.64

Table 2 Cavity residence times and pressure difference in reference[18]

Cavities	LD3-O1-90	LD3-O1-30	LD3-O1-16	LD5-O1-90	LD5-O1-16
Residence times/ ms	1.24	0.95	0.77	1.04	0.89
Drag coefficients	0.0166	0.0272	0.0435	0.0277	0.0490

2.5 凹槽阻力

压强阻力是凹槽阻力中的主要部分, 因而常常只考虑凹槽上、下游的压强差引起的阻力。凹槽的自激振荡明显地改变凹槽内的平均静压强, 凹槽的振荡幅度越大, 平均静压强越大。20 世纪 70 年代研究人员对凹槽阻力的研究取得一定的成果: 振荡使得凹槽阻力增加, 特别是当外流为亚声速时, 振荡使得凹槽的阻力增加了 250%; 在 $L/D > 1$ 和 $L/D < 1$ 之间的凹槽, 阻力系数随着雷诺数的变化出现了间断, 这是由于波在其间传播的方向不同(在前者主要为纵向, 在后者主要为横向); 阻力系数随着 L/D 的增加而增

加,直到 $L/D \approx 10$, 然后随着 L/D 的增加而迅速减小。Baysal 和 Stallings^[19] 对马赫数为 1.5 的气流流过 $L/D=6, 12$ 和 16 的凹槽(分别为开放、过渡和闭合型)进行了试验和数值两方面的研究,得到 $L/D=6, 12$ 和 16 的凹槽阻力系数分别为 0.13, 0.27 和 0.88。根据 Zhang 和 Edwards^[13] 的研究结果,从横向振荡形式转换为纵向形式时,振荡水平和阻力突然升高,随着 L/D 的增加,振荡幅度逐渐减小,而阻力系数明显增大。后缘倾角从 90° 减小时,平均阻力系数减小;凹槽的后缘为曲线时, h/D 越大,压强阻力系数越小(h 为曲线在深度方向的长度)。

Baurle 等人^[17] 计算主流马赫数为 2.92 几种凹槽的阻力系数如表 3(竖列为后缘倾角)。随着 L/D 的增加,阻力系数的增加幅度较大。随着后缘倾角逐渐减小时,阻力系数增大。Gruber 等人^[18] 计算的开放型凹槽的阻力如表 2。对于相同的 L/D , 后缘倾角减小,阻力系数增加。 L/D 从 3 增加到 5 时,阻力系数增加。研究还表明,随着 L/D 的增加,凹槽流动从开放型变到闭合型时,阻力系数有较大的增加。

Table 3 Drag coefficients in reference[17]

Cavity	$L/D=3$	$L/D=7$
30°	3.2×10^{-3}	8.9×10^{-3}
60°	3.0×10^{-3}	8.7×10^{-3}
90°	2.8×10^{-3}	8.6×10^{-3}

从以上的分析可以看出,当凹槽流动为开放型时,阻力系数随凹槽 L/D 的增加而增加。而从实验与数值计算两方面研究所得出的阻力系数随后缘倾角的变化结论似乎相反:凹槽的 $L/D \approx 10$ 及增加到闭合型时,阻力系数的变化似乎也矛盾。因而为了更好地发挥凹槽在超燃冲压发动机燃烧室的作用,还需进一步广泛研究凹槽的阻力。

3 超声速燃烧中的凹槽

凹槽的流场特性决定了其在燃烧室方面的应用。在亚声速燃烧室中使用凹槽可以追溯到 20 世纪 50 年代。近几年,为了提高超燃冲压发动机的性能,超声速燃烧使用最具潜力的凹槽作为燃料喷射、混合和火焰稳定的方法。凹槽在超声速燃烧中的作用主要有两方面:(1) 增强混合,采用合理的燃料喷射方法,促使燃料与空气的混合,而使总压损失小;(2) 稳定火焰,在燃烧室温度、压强和化学当量比的较大范围内,维持燃烧。

3.1 凹槽增强超声速流混合

在超声速气流中,燃料与空气的混合效率很低,

采用凹槽来提高混合效率是其中的一种方法。文献[20]数值分析了振荡激波作用可以增强燃料与气流的混合。由于凹槽可以产生振荡激波,因而可以在超燃冲压发动机燃烧室内使用凹槽产生激波增强混合。Sato 等人^[21] 实验研究主流马赫数为 1.78, 几种凹槽结构和二次喷射结构的组合情况,揭示了由凹槽诱发的声波的扰动可以增强混合层的生长速率,因而认为可以提高混合过程,提高的程度受凹槽形状的影响,由此造成的压力损失可以忽略。Yu 等人^[22] 的研究结果表明,流过凹槽马赫数为 2.0 的气流在凹槽下游出现大尺度结构,相对于没有施力情况下剪切层的生长速率因子为 3, 剪切层的生长幅度取决于所施加的频率。他们^[23] 又通过对主流马赫数为 2.0 的非反应气流和燃烧后气流流过凹槽的情况进行了实验研究,凹槽诱发的流体共振激励了高度可压缩湍流剪切层的大相干结构,大相干结构增强了剪切层的生长速率,这有助于提高湍流的混合。Burnes 等人^[24] 也指出从凹槽后缘脱离的大相干结构有助于增强混合。同时他们研究了替代燃料(氢气或四氟乙烯)从凹槽内或附近喷射的情况,燃料喷入凹槽会抑制自激振荡和相干结构的形成,而燃料喷入凹槽的尾迹会卷入相干结构中。Hsu 等人^[25] 研究在冷流马赫数为 2.0 情况下,凹槽结构、燃料喷射压强和背压等对凹槽燃料分布和燃料输运机理的影响。对于从凹槽上游壁孔小角度的乙烯燃料喷射方式,剪切层的燃料分布和剪切层与凹槽后缘的相互作用是决定燃料输运到凹槽的关键因素。背压激波链引起的边界层分离对凹槽燃料分布有重要的影响。对于凹槽增强超声速气流与燃料混合的研究越来越深入,但缺少结合凹槽的几何形状、实际飞行中的气流条件及所使用燃料等方面的系统研究,今后应该在改进实验设备的基础上加强凹槽在超声速燃烧室的实验研究,同时还可求助于数值计算工具。

3.2 凹槽火焰稳定器

采用凹槽稳定火焰:在凹槽内或上游喷射燃料,气流流过凹槽的流动特性增强燃料和气流的混合;当在外界能量条件下点火,或主流达到燃料的自燃条件时,燃料进行燃烧,放出大量热量,这样凹槽形成一个高温低速的回流区。这个回流区有助于化学反应的进行,从而使火焰稳定。

3.2.1 凹槽火焰稳定器的试验研究

用于超声速燃烧的空槽火焰稳定器最早是由 CF-AM 设计的^[9-10], 俄罗斯科学家已证明了凹槽在超燃

冲压发动机燃烧中的有效性,特别是试飞实验的成功,促进了在这方面的深入研究。Niioka 等人^[26]研究了在两支板间(类似于凹槽)的火焰稳定特性。氢燃料从前支板平行喷入两支板之间,即凹槽内部,当主流马赫数为 1.5 时,火焰稳定,其稳定性依赖于两支板间的距离。Morrison 等人^[27]研究了燃料直接喷入凹槽回流区火焰的吹熄范围。实验结果支持了凹槽火焰稳定器可用于一般的冲压发动机与超燃冲压发动机相结合的燃烧室设计中的这一思想。文献[28]中研究了主流马赫数为 3~5,燃料从凹槽上游喷嘴平行喷射, $L=25$, $D=18$ 的凹槽可以提高火焰稳定和燃烧效率;在相同的条件下,随着当量比的增加,燃烧效率减小。

文献[29]是对一个轴对称用氢作燃料的超燃冲压发动机在马赫数为 6.5 的飞行测试中进行流路的对比分析及对设计的评价。在所用的超燃冲压发动机燃烧室中有两个凹槽($20\text{mm} \times 40\text{mm}$ 和 $30\text{mm} \times 53\text{mm}$) 和一个后沿台阶,燃料从凹槽和台阶上游有角度地喷入主流,喷入燃料的 60% 在凹槽发生反应,说明凹槽增强燃料与气流的混合;不需要火花塞点火,燃料在凹槽内自发点火,并且火焰可以继续维持;然而在没有凹槽时将不出现自燃。Owens 等人^[30]研究了煤油燃烧的火焰稳定器。实验条件是主流马赫数为 1.8,滞止温度为 $300\text{K} \sim 1000\text{K}$,氢作为引导火焰从凹槽内喷入,煤油在凹槽前缘喷入,使用三种火焰稳定器(后沿台阶、后缘倾角 30° 的凹槽及其它的变形)。研究结果表明,气流的滞止温度通过改变局部的当量比对火焰稳定起很大作用;使用凹槽($L/D=2.8$) 可以产生大的回流区,因而火焰稳定。Yu 等人^[31]对凹槽在超声速反应流中的性能进行了实验研究。使用了用于模拟双模态超燃冲压发动机燃烧的设备,包括等截面的隔离段和其后面面积扩张的燃烧室,分析了主流马赫数为 2,燃料乙烯从凹槽上游采用 45° 角度喷入主流,几种不同 L/D (分别为 0.5, 1, 2, 3) 和倾斜后缘结构($L/D=5$) 凹槽的流场特性及火焰稳定性。小比值 L/D (1, 2, 3) 的凹槽有良好的火焰稳定特性。大比值($L/D=5$) 的凹槽缩短了火焰长度,压强有大的损失。Mathur 等人^[32]在直联式的超声速燃烧室设备中,对集燃料喷射和火焰稳定为一身, $L/D=4.8$,后缘倾角为 22° 的凹槽的火焰稳定特性进行了研究。在实验达到飞行马赫数为 4~5,动压为 47.88kPa 的条件下,先在凹槽内部喷射少量乙烯燃料,作为引导火焰,再在其上游喷射燃料,不需要外界辅助点火设备,

燃料自行点火并继续燃烧。在乙烯与空气的当量比为 0.25~0.75 时火焰可以继续维持,测量净推力达 $667\text{N} \sim 1780\text{N}$,燃烧效率在 80%;随着当量比的增加,净推力增加,在当量比大于 0.6 以后,由于燃烧效率的降低,净推力增加幅度减小。

在国内,1994 年西北工业大学与航天 31 所合作,在氢燃料双模态超声速模型燃烧室中设计了凹槽用来作为火焰稳定,但未作深入的探讨^[33]。近两年国内积极开展了超声速燃烧室中凹槽火焰稳定特性的研究:司徒明等人^[34]在地面连管试验台对双凹槽和预燃室结构下的超声速煤油燃烧进行了研究。试验是按照飞行马赫数为 5 来给出燃烧室空气流条件,采用预燃室内的高温燃气来引燃从第一个凹槽($L/D=4.1$) 内喷出的煤油,第二个凹槽 $L/D=1.87$,后缘倾斜角为 30° 。在主流马赫数为 2.15 时,双凹槽结构可以增强混合和强化燃烧;采用预燃室内的高温燃气来实现可靠点火,超声速燃烧过程稳定;燃烧效率随着燃烧室当量比的增加而增加,燃烧效率可达 0.8 以上。俞刚等人^[35]对煤油-氢双燃料的超声速燃烧室中的自点火和燃烧稳定性在直联式实验装置上进行了实验研究,引导氢从凹槽前缘的小孔平行射入主流,煤油在凹槽的下游垂直喷入主流。当燃烧室入口马赫数为 2.5 时,在无强迫点火能源的条件下,利用氢引导火焰与凹槽结构联合促进作用能使煤油点火并持续稳定燃烧,引导氢的喷射与煤油喷射点的距离对点火特性有重要的影响;梯形凹槽比矩形凹槽点火性能差,凹槽的长度与深度对点火和火焰稳定有较大的影响,而后缘倾斜角度的影响作用不大,凹槽温度场高度不均匀;并列的两个凹槽比单个凹槽有更好的火焰稳定性,燃烧效率可达 80%。

凹槽作为超声速燃烧的火焰稳定器已进行了不少的试验研究,取得了大量的成果。但还有一些问题亟待解决,如,对于一定的主流条件,如何确定凹槽几何尺寸使其具有良好的火焰稳定特性,又使总压损失达到最小,目前的研究中还未考虑;缺少系统地研究主流条件、凹槽的几何结构、燃料类型及喷射方式、化学反应等的相互影响。这些问题的解决对优化凹槽火焰稳定作用,最大限度地提高超燃冲压发动机的性能是至关重要的。

3.2.2 凹槽火焰稳定器的数值模拟研究

Davis^[16]利用 CFD 技术对二维和三维的超声速流中凹槽的火焰稳定性进行了研究。凹槽火焰稳定器可以使碳氢燃料在超燃冲压发动机进行燃烧,达到火

焰稳定的目的。研究了火焰极限条件,停留时间,热损失对火焰稳定的影响。刘敬华等人^[36]对超声速燃烧室模型内非定常准一维流进行了数值模拟研究,计算中综合了面积变化、质量添加、化学反应、燃烧室壁面散热、壁面摩擦和变比热等各种影响因素,燃烧效率随当量比的增加而减小。刘敬华等人^[37]又对这一模型燃烧室进行了二维的数值模拟,燃烧室模型上、下壁面不对称,下壁面向下扩张 3° ,上下壁面设置空腔,空腔的后壁面倾斜 45° 。燃料在凹槽前缘和内部垂直喷入马赫数为2.1的主流中。计算结果表明:空腔内化学反应剧烈,迅速向主流扩散火焰。空腔扩大了超燃燃烧室的火焰稳定工作范围,并提高了燃烧效率。在当量比接近燃料的恰当比时,凹槽对燃烧室性能影响最大。随着CFD技术算法及各类模型的改进,其计算精度越来越高,同时相对于试验研究具有可重复性、低耗费性等优点,因而成为超声速燃烧凹槽火焰稳定研究的主要方法之一。

4 问题和展望

气流流过凹槽表现出非常复杂的流场特性,研究人员做了大量的研究。凹槽在超声速燃烧中集燃料喷射、混合及火焰稳定为一身的应用,表现出其在提高超燃冲压发动机性能方面的潜力。文中总结、分析了近几年凹槽在超声速气流中增强混合及燃烧的实验与数值研究,尽管在这方面进行了大量的研究,取得了很多成果,但仍有不足,缺少系统的研究和理论上的分析。今后可考虑在以下几个方面开展更深入的研究,以期取得突破性的进展。

(1) 用于超燃冲压发动机的凹槽火焰稳定器,集燃料喷射、混合强化和火焰稳定为一身,但目前还缺少燃料喷射、化学反应、燃烧室温度、压力、激波/膨胀波、声波相互作用的研究。需综合考虑各种因素的影响,优化凹槽火焰稳定器,使超燃冲压发动机性能达到最佳;

(2) 目前对于凹槽火焰稳定器的研究,大多数只是针对一定的主流马赫数、压强、温度和燃料等条件来研究特定几何结构尺寸凹槽的稳定火焰特性。但对于如何确定凹槽几何尺寸使其具有良好的火焰稳定特性,又使总压损失达到最小,目前的研究中还未考虑;而在试飞实验及其后的应用中,燃烧室主流条件是处于一定的范围内,因此凹槽能否发挥其最大作用,缺少验证数据;

(3) 凹槽火焰稳定器在其特性自激振荡及其控

制、卷吸率、停留时间和阻力方面的研究不足。计算所得到的停留时间存在差异;计算阻力随后缘倾斜角度变化时,结果似乎存在矛盾,并且阻力计算也不全面,如摩擦阻力、波阻等未计其中;停留时间和阻力方面的研究缺少实验数据,振荡过程机理也存在不确定性。因而在改进实验设备的基础上,进行各参数,特别是瞬时参数的测量,深入的理解凹槽流场特性;

(4) 众所周知,实验研究需要花费较大的人力、财力和物力,而数值计算有效性的提高,可在凹槽火焰稳定研究方面采用这一技术。随着算法的提高和模型改进,数值实验可以更方便、更详细再现复杂的流场和燃烧反应过程;

(5) 目前大多数研究是针对中等超声速的,高超声速凹槽流场与一般的中等超声速凹槽流场存在差别^[38],因此应根据超燃冲压发动机的具体工作范围,深入研究高超声速的凹槽火焰稳定特性。

参考文献:

- [1] Ben Yakar A, Hanson R K. Experimental investigation of flame-holding capability of a transverse hydrogen jet in supersonic cross-flow [C]. *Proceeding of the Twenty-Seventh International Symposium on Combustion, Combustion Inst. Pittsburgh, PA*, 1998: 2173~ 2180.
- [2] Riggins D W, McClinton C R, Bittner R C. Investigation of scramjet injection strategies for high Mach number flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(3): 409~ 418.
- [3] McMillin B K, Seitzman J M, Hanson R K. Comparison of NO and OH planar fluorescence temperature measurements in scramjet model flow fields [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(10): 1945~ 1952.
- [4] John D A, Corin S, James C, et al. Experimental supersonic hydrogen combustion employing staged behind a rearward-facing step[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(3): 472~ 478.
- [5] Donohue J M, McDaniel J C, Haj-Hariri H. Experimental and numerical study of swept ramp injection into a supersonic flowfield[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(9): 1860~ 1867.
- [6] Gerligradov P, Brilggemann. Numerical investigation of hydrogen strut injections into supersonic airflows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 22~ 28.
- [7] Gruenig C, Avrashkov V, Mayinger F. Self-ignition and supersonic reaction of pyrolytic injected hydrogen fuel[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 35~ 40.
- [8] Parent B, Sislian J P. Turbulent hypervelocity fuel/air mixing by cantilevered ramp injectors[R]. *AIAA* 2001-1888.

- [9] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M, et al. Experimental investigation of 2-D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6[R]. *AIAA* 90-5269.
- [10] Roudakov A, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight testing an axisymmetric scramjet-russian advances[R]. *IAF* 93-S.4.485.
- [11] Krishnamurty K. Acoustic radiation from two dimensional cut-out in aerodynamic surface[R]. *NACA TN* 3487, 1955.
- [12] Rizzetta D P. Numerical simulation of supersonic flow over a three dimensional cavity[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(7): 799~ 807.
- [13] Zhang X, Edwards J A. An investigation of supersonic oscillatory cavity flows driven by thick shear layers[J]. *Aeronautical Journal*, 1990: 355~ 364.
- [14] Rockwell D, Naudascher E. Review self-sustaining oscillations of flow past cavities[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1978, 100(1): 152~ 165.
- [15] Stallings R L Jr, Wilcox F J Jr. Experimental cavity pressure distributions at supersonic speeds[R]. *NASA TP*-2683, 1987.
- [16] Davis D L. Numerical analysis of two and three dimension recessed flame holders for scramjets applications[D]. *AFIT/DS/ENY*/96-12, 1996.
- [17] Baurle R A, Gruber M R. A study of recessed cavity flowfield for supersonic combustion applications[R]. *AIAA* 98-0938.
- [18] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental studies of cavity-based flame-holder concepts for supersonic combustors[R]. *AIAA* 99-2248.
- [19] Baysal O, Stallings R L Jr. Computational and experimental investigation of cavity flowfields[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(1): 6~ 8.
- [20] Kumar A, Bushnell D M, Hussaini M Y. Mixing augmentation technique for hypervelocity scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1989, 5(5): 514~ 522.
- [21] Sato N, Imamura R, Shiba S, et al. Advancing mixing control in supersonic airstream with a wall-mounted cavity[R]. *AIAA* 96-4510-CP.
- [22] Yu K H, Gutmark E, Smith R A, et al. Supersonic jet excitation using cavity-actuated forcing[R]. *AIAA* 94-0185.
- [23] Yu K H, Schadow K C. Role of large coherent structures in turbulent compressible mixing[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1997, 14(1): 75~ 84.
- [24] Burnes R, Parr T P, Wilson K J, et al. Investigation of supersonic mixing control using cavities: Effect of fuel injection location[R]. *AIAA* 2000-3618.
- [25] Hsu K Y, Carter C, Crafton J, et al. Fuel distribution about a cavity flameholder in supersonic flow[R]. *AIAA* 2000-3585.
- [26] Niioka T, Terada K H, Kobayashi S, et al. Flame stabilization characteristics of a strut divided into two parts in supersonic airflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(1): 112~ 116.
- [27] Morrison C Q, Campbell R L, Edelman R B, et al. Hydrocarbon fueled dual-mode ramjet/scramjet concept evaluation[R]. *JANNAF Propulsion and Joint Subcommittee Meeting*, 1996.
- [28] Ortweh P, Mather A, Vinogradov V, et al. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3-5 channel with a single injector[R]. *AIAA* 96-3245.
- [29] McClinton C, Roudakov A, Semenov V, et al. Comparative flow path analysis and design assessment of an axisymmetric hydrogen fueled scramjet flight test engine at a Mach number of 6.5[R]. *AIAA* 96-4571.
- [30] Owens M G, Tehranian S, Segal C. Flame-holding configurations for combustion in Mach 1.8 airflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(4): 456~ 461.
- [31] Yu K, Wilson K J, Schadow K C. Effect of flame-holding cavities on supersonic combustion performance[R]. *AIAA* 99-2638.
- [32] Mathur T, Streby G, Gruber M, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[R]. *AIAA* 99-2102.
- [33] 胡欲立. 超声速燃烧的实验研究与数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 1995.
- [34] 司徒明, 王 春, 陆惠萍. 双燃式冲压发动机中富油燃气射流的超燃研究[J]. *推进技术*, 2001, 22(3): 237~ 240.
- [35] Yu G, Li G J, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristic with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1263~ 1272.
- [36] 刘敬华, 凌文辉, 刘兴洲, 等. 超音速燃烧室性能非定常准一维数值模拟[J]. *推进技术*, 1998, 19(1): 1~ 6.
- [37] 刘敬华, 凌文辉, 马祥辉, 等. 设置空腔的超声速燃烧室流场数值模拟[J]. *推进技术*, 2000, 21(2): 56~ 59.
- [38] Lin J C, Rockwell D. Organized oscillations of initially turbulent flow past a cavity[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(6): 1139~ 1151.