

## 椭圆形超燃燃烧室内燃料喷射和掺混性能研究\*

周驯黄, 陈荣钱, 李怡庆, 滕健, 尤延铖

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005)

**摘要:** 为了优化超燃燃烧室的工作效率和性能, 针对椭圆形超燃燃烧室内的燃料壁面垂直喷射方案, 通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程的数值模拟方法对不同燃料喷射方案进行研究, 着重分析了不同喷注位置的壁面曲率值、喷嘴直径以及反射激波干扰对流场特征及燃料掺混特性的影响。研究表明, 喷注位置的壁面曲率对燃料掺混的影响程度与喷嘴直径相关。当喷嘴直径较大时, 壁面曲率值越小, 燃料的掺混效率越高, 但总压恢复系数越低; 当喷嘴直径较小时, 壁面曲率的改变对燃料横向喷流方案的掺混效率和总压恢复影响很小。在相同喷射动压比下, 不同喷嘴直径方案的流场特征以及燃料喷射掺混特性均存在相似性, 缩小喷嘴直径能够提高燃料的掺混效率。就本文的研究状态, 喷嘴直径为 4mm 的方案在燃烧室出口处的掺混效率比直径为 10mm 方案的高出约 46.7%。此外, 通道中的激波/掺混层相互干扰会大幅降低燃料穿透深度, 但产生的剧烈剪切运动能够提高燃料掺混效率。

**关键词:** 椭圆形燃烧室; 横向喷流; 壁面曲率; 喷嘴直径; 激波干扰; 相似性

中图分类号: V235.21+1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 03-0637-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.03.020

## Injection and Mixing Performance in an Elliptical Scramjet Combustor

ZHOU Xun-huang, CHEN Rong-qian, LI Yi-qing, TENG Jian, YOU Yan-cheng

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

**Abstract:** In order to optimize operating efficiency for a scramjet combustor, different injection cases in an elliptical scramjet combustor were numerically investigated by using Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS), and effects of wall curvature of different injection positions, injector diameters and reflected shock interaction on injection and mixing performance of transverse jet were analyzed. Results show that effects of wall curvature of injection positions on mixing performance are highly related to injector diameters. For the case with larger injector diameter, decreasing the wall curvature enhances mixing efficiency of the fuel, but damps out the total pressure recovery. However, for the smaller diameter case, variation of wall curvature rarely affects the mixing performance and total pressure recovery. At the same momentum ratio condition, similarities of different diameter cases are found regarding the flow characteristics, injection and mixing performance of different diameter cases. To reduce the injector diameter can effectively improve mixing efficiency of the fuel. For the cases studied in this paper, the mixing efficiency at the combustor outlet of 4mm injector diameter case is higher than that of 10mm case by 46.7%. Additionally, interaction between reflected shock and mixing layer in the combustor substantially reduces penetration height of the jet, but enhances mixing efficiency due to the intense shearing motion induced by the interaction.

\* 收稿日期: 2016-05-10; 修订日期: 2016-07-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (51276151; 91441128); 国防基础科研项目 (B1420133058); 中央高校基本科研业务费 (20720140540); 福建省自然科学基金杰出青年科学基金 (2016J06011)。

作者简介: 周驯黄, 男, 硕士生, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: xunhuang.zhou@qq.com

通讯作者: 陈荣钱, 男, 博士, 助理教授, 研究领域为计算流体力学。E-mail: rqchen@xmu.edu.cn

**Key words:** Elliptical combustor; Transverse jet; Wall curvature; Injector diameter; Shock interaction; Similarity

## 1 引言

在超燃冲压发动机涉及的问题中,如何实现燃料高效地喷射、掺混并组织点火燃烧是关键问题之一。由于超声速主流在超燃冲压发动机通道内驻留的时间通常仅为几毫秒,在这么短的时间内,燃烧室中的空气和燃料很难进行高效掺混并稳定点火燃烧。因此,在有限的空间和时间尺度内,研究人员希望燃料与空气能够高效、充分掺混,以获得更大的燃烧放热量以及推力,从而进一步提高超燃冲压发动机燃烧室的工作效率及其性能。

横向喷流作为经典的燃料喷射方案之一,主要依靠强烈的动量和质量交换迫使燃料和空气迅速掺混,其特点是掺混效率高但总压恢复低。目前,国内外学者针对超燃燃烧室内的横向喷流流动现象与机理开展了许多相关研究。国际上,Adrian等<sup>[1]</sup>对多喷嘴平板横向喷射方案进行了研究,发现在保持喷射流量相同的条件下,采用一系列沿流向和展向的小喷嘴替代单个较大孔径的喷嘴系统能够有效提高喷射和掺混效率,同时降低总压损失和提高壁面冷却效率。Toru Mai<sup>[2]</sup>和Shekarian<sup>[3]</sup>分别从实验和数值计算方面研究斜激波和平板喷流的相互作用。研究表明入射激波作用在喷流下游区域会增大喷流下游的回流区,从而提高掺混效率和火焰稳定能力。在国内,尤延铖等<sup>[4]</sup>运用DES(Detached Eddy Simulation)对超声速横向喷流问题进行求解,特别关注了其掺混流场中的三维拟序结构生成和衍化过程,指出反向对旋涡对(Counter-Rotating Vortex Pairs, CVP)及其向下游发展、拉伸、变形的 $\Omega$ 涡结构是提高燃料掺混效率的关键因素。随后,黄伟等<sup>[5,6]</sup>对不同几何构型喷嘴(圆形、正方形、菱形以及椭圆形)的平板垂直喷射方案对比分析也发现,不同构型喷嘴方案流场中的CVP发展和变形过程各不相同,燃料掺混性能也存在差异,其中椭圆形喷嘴的喷射方案的掺混性能最佳。高振勋等<sup>[7]</sup>研究了喷孔数目以及距离等因素对圆孔射流的影响,结果显示增大喷孔间距与直径的比值可获得更高的掺混效率但会降低总压恢复系数。此外,孙得川<sup>[8]</sup>、贾真等<sup>[9]</sup>学者还较为系统地揭示射流/主流总压比、喷射角度、凹槽底壁等因素对横向射流流场的影响规律。

可以看到,目前针对平板或是矩形构型的横向

垂直喷流的流动特征和物理机制的研究已经较为充分,但对类椭圆构型(圆形或是椭圆形)燃烧室内的燃烧喷射形式的研究还比较少。而近年来,越来越多的研究表明类椭圆形燃烧室具有矩形燃烧室没有的优势<sup>[10~12]</sup>。如,类椭圆形能够改善燃烧室通道的角区流动效应,提高进气道/隔离段的抗反压能力;当流道的横截面积相同时,类椭圆形横截面具有更小的湿面积,能够降低超燃燃烧室的粘性阻力和冷却需求。因此,有必要尽快开展类椭圆形横截面燃烧室的相关研究工作。

本文以椭圆形燃烧室构型的燃料横向喷注方案为研究对象,采用Menter  $k-\omega$  SST(Shear Stress Transport)湍流模型对不同喷嘴直径和壁面曲率条件下的超声速燃料喷射方案进行计算,对比分析了喷注位置的壁面曲率、喷嘴直径、通道内的激波干扰对超声速流场中燃料喷射和掺混的影响规律,给出了相同动压比下不同喷嘴直径方案喷射掺混特性的相似规律,从而进一步揭示椭圆形燃烧室中的相关物理机制。

## 2 物理模型与计算方法

### 2.1 物理模型

本文构建的燃烧室结构以及燃料喷嘴尺寸如图1所示。燃烧室为椭圆形等直通道,其长轴长 $2a$ 和短轴长 $2b$ 分别为160mm和100mm。如图1左上角给出的喷嘴尺寸示意图所示,为了使喷嘴出口处的燃料马赫数达到1.0,燃料喷嘴由收缩段和等直段组成,喷嘴等直段处的直径为 $D$ 。喷嘴中心轴与燃烧室入口的距离 $L_0$ 为60mm,与 $Y$ 轴的夹角为喷嘴安装角 $\alpha$ 。

如式(1)所示,壁面曲率 $K$ 定义为喷嘴中轴线处

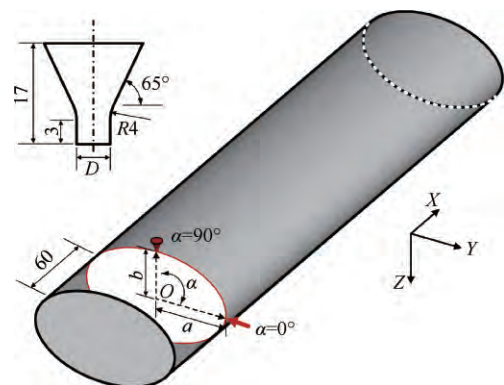


Fig. 1 Schematic of the elliptical scramjet combustor (mm)

燃烧室横向截面上的曲率值,通过改变安装角 $\alpha$ 可获得不同的曲率值 $K$ 。本文将喷嘴分别安装在燃烧室椭圆形横截面的长轴处( $\alpha=0^\circ$ )和短轴处( $\alpha=90^\circ$ ),获得两种喷嘴安装位置处的 $K$ 值。动压比 $J$ 为喷流出口处的动压与主流动压之比,其定义如式(2)所示<sup>[13]</sup>。在保持喷射动压比不变( $J=1.325$ )的条件下,分别对不同壁面曲率和喷嘴直径( $D=4\text{mm}, 6\text{mm}, 10\text{mm}$ )条件下的喷射方案进行数值计算,工况参数如表1所示。

$$K = ab / \left[ (b^2 - a^2)(\cos \alpha)^2 + a^2 \right]^{3/2} \quad (1)$$

式中 $K$ 为椭圆的曲率值, $a$ 和 $b$ 分别表示椭圆的长半轴长和短半轴长, $\alpha$ 为安装角。

$$J = (\rho_{\text{jet}} u_{\text{jet}}^2) / (\rho_{\infty} u_{\infty}^2) \quad (2)$$

式中下标 $\text{jet}$ 和 $\infty$ 分别表示喷流的流动参数和主流的流动参数。

Table 1 Injector parameters for different injection cases

Case	$D/\text{mm}$	$\alpha/^\circ$	$K/\text{mm}^{-1}$
D4-A0	4	0	0.032
D4-A90	4	90	0.0078
D6-A0	6	0	0.032
D6-A90	6	90	0.0078
D10-A0	10	0	0.032
D10-A90	10	90	0.0078

### 2.2 计算方法

本文采用有限体积法求解含组分运输的雷诺平均Navier-Stokes方程<sup>[7]</sup>,无粘通量采用AUSMDV(Advection Upstream Splitting Method Difference and Vector)二阶迎风格式<sup>[14]</sup>。湍流模型采用Menter提出的两方程 $k-\omega$ SST模型<sup>[15]</sup>,该模型在近壁的低雷诺数区和远离壁面的高雷诺数区域均具备较高的精度,因此适合于超燃燃烧室中燃料掺混的数值模拟,尤其对激波等强烈非平衡效应的现象具有较高的捕捉精度。图2给出了燃烧室的网格示意图,网格采用结构化网格,对喷流区域的网格进行局部加密,并保证壁面第一层网格的 $y^+ < 3$ ,网格总数为500万。

表2给出了椭圆形燃烧室中主流和喷流的相关流动参数。椭圆形燃烧室的主流入口采用超声速入口边界条件,气体组分为空气,入口给定来流马赫数、来流静压、来流总温、来流雷诺数。喷嘴入口设置为压力入口,气体组分为氢气,喷嘴入口给定喷流总压和喷流总温,氢气在喷嘴收敛段进行加速并在出口处马赫数达到1.0。燃烧室出口设置为压力出口。计算精度和收敛通过以下判据来评估:当各个

变量的残差低于 $10^{-3}$ 量级,且所有入口的总质量流量与出口的质量流量基本相等,此时可以判定计算达到收敛。

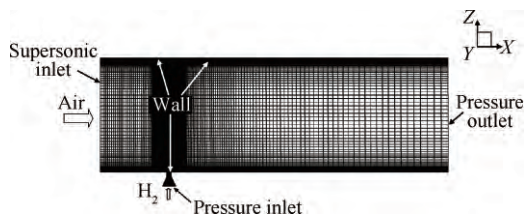


Fig. 2 Grids on the symmetry plane of the combustor

Table 2 Flow parameters of the combustor

Parameter	Main flow	Jet flow
Gas	Air	Hydrogen
Mach Number	2.9	0.1
Static pressure/MPa	0.14	2.97
Total pressure/MPa	4.52	3.0
Total temperature/K	1917	1233
Reynolds number	$2.34 \times 10^7$	$3.17 \times 10^7$

### 2.3 算例验证

为了验证数值模拟方法设置的正确性,本文选取Shigeru的平板狭缝喷流实验<sup>[16]</sup>算例进行计算。实验模型的几何尺寸如图3所示,其中狭缝的宽度为 $l=1.0\text{mm}$ 。考虑到模型的对称性,为了减小计算量,取 $Y$ 方向的一半作为计算区域进行计算,网格总数约为400万。

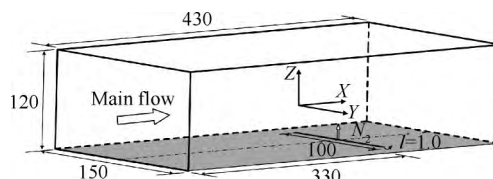


Fig. 3 Geometry of the experiment case (mm)

实验模型的来流气体组分为空气,来流马赫数 $Ma_{\infty}=3.75$ ,来流静压 $p_{\infty}=11090\text{Pa}$ ,来流总温 $T_{\infty}=298.98\text{K}$ ,来流雷诺数 $Re_{\infty}=2.07 \times 10^7$ ;喷流气体为氢气,喷流马赫数 $Ma_j=1.0$ ,喷流总压 $p_{i,j}=0.216\text{MPa}$ ,喷流雷诺数 $Re_j=3.12 \times 10^7$ 。考虑到实际的实验情况,计算时将主流入口设置为超声速入口,出口设置为压力出口,喷流入口设置为压力入口,上边界设置为压力远场边界条件,下边界采用绝热无滑移壁面边界条件,对称面采用对称边界条件。

图4为计算和实验获得的平板对称轴处壁面静压比沿流向的分布图,其横坐标是以喷嘴位置为基



准的流向距离,纵坐标则是壁面静压  $p_w$  与来流静压  $p_\infty$  之比。由图可以看出,本文计算得到的壁面压力沿流向的分布与实验值以及文献[6]计算得到的数据吻合较好,而且两者的分离点基本重合,由此可见所采用的数值模拟方法对流场特性的捕捉较为准确。

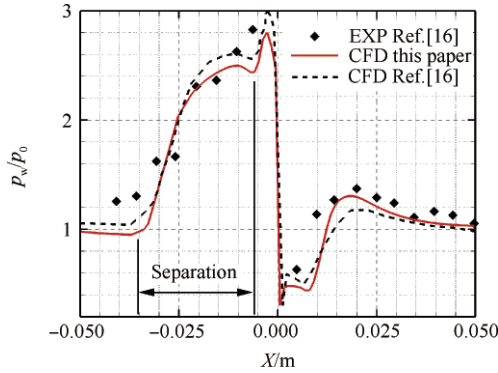


Fig. 4 Experimental and numerical results of wall static pressure ratios along the symmetry axis of the flat plate

### 3 燃料喷射与掺混性能评价标准

为了定量地评价和分析椭圆形燃烧室内各燃料喷射方案的性能,本文采用总压恢复系数  $\sigma$ , 燃料穿透深度  $h^*$  和燃料掺混效率  $\eta_{\text{mix}}$  作为衡量燃料喷射和掺混特性的标准。其中,总压恢复系数定义为当地总压  $p_1$  的质量加权值与来流入口总压  $p_{1,\infty}$  的质量加权值之比

$$\sigma = \frac{\int \rho u p_1 dA}{\int \rho_\infty u_\infty p_{1,\infty} dA} \quad (3)$$

式中  $\rho, u, A$  分别为网格单元中心当地的密度、速度以及横截面面积,下标  $\infty$  代表主流的流动参数。

燃料穿透深度  $h^*$  用于表征燃料在燃烧室喷射方向的分布<sup>[17]</sup>,定义为

$$h^* = \frac{\int \rho u w_{\text{H}_2} h dA}{\int \rho u w_{\text{H}_2} dA} \quad (4)$$

式中  $w_{\text{H}_2}$  为网格单元中心当地的氢气质量分数。 $h$  表示燃料喷射方向的坐标,对于长轴喷射的方案, $h$  为  $Y$  轴方向的坐标值,而对于短轴喷射的方案, $h$  为  $Z$  轴方向的坐标值。

掺混效率  $\eta_{\text{mix}}$  定义为可能参与反应的燃料质量流量和注入的全部燃料质量流量之比<sup>[18]</sup>。对于氢气而言,其掺混效率  $\eta_{\text{mix}}$  可用式(5),式(6)表示。

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{\dot{m}_{\text{H}_2, \text{mixed}}}{\dot{m}_{\text{H}_2, \text{total}}} = \frac{\int \rho u \alpha_{\text{H}} dA}{\int \rho u w_{\text{H}_2} dA} \quad (5)$$

$$\alpha_{\text{H}} = \begin{cases} w_{\text{H}_2}, & w_{\text{H}_2} \leq w_{\text{H}_2, \text{st}} \\ w_{\text{H}_2, \text{st}}(1 - w_{\text{H}_2}) / (1 - w_{\text{H}_2, \text{st}}), & w_{\text{H}_2} > w_{\text{H}_2, \text{st}} \end{cases} \quad (6)$$

式(5),式(6)中,  $\dot{m}_{\text{H}_2, \text{total}}$  和  $\dot{m}_{\text{H}_2, \text{mixed}}$  分别表示燃烧室中喷注的氢气总质量流量以及有效用于掺混的氢气质量流量。 $\alpha_{\text{H}}$  为网格当地能有效用于掺混的氢气质量分数,  $w_{\text{H}_2, \text{st}}$  则表示与网格当地氧气完全反应所需的氢气质量分数,  $w_{\text{H}_2, \text{st}}$  应为当地氧气质量分数的0.125倍。式(6)给出了  $\alpha_{\text{H}}$  的定义,若网格当地实际的氢气质量分数  $w_{\text{H}_2}$  小于等于  $w_{\text{H}_2, \text{st}}$ , 此时  $\alpha_{\text{H}}$  等于  $w_{\text{H}_2}$ 。反之,当  $w_{\text{H}_2}$  大于  $w_{\text{H}_2, \text{st}}$  时,  $\alpha_{\text{H}}$  等于满足完全燃烧时的氢气质量分数。

### 4 椭圆形燃烧室内的燃料喷射和掺混性能分析

本文对不同壁面横向曲率和喷嘴直径的燃料壁面垂直喷射方案进行数值计算,并对比分析各喷射方案的流场形态和掺混特性。

针对表1中D4-A90算例的流动状态,图5给出了该状态下燃烧室内喷嘴附近的流动特征图。当燃料从壁面垂直喷入燃烧室时,燃料在出口处迅速膨胀扩张,依靠强烈的动量和质量交换迫使燃料和空气迅速掺混,形成掺混层。而由于燃料对超声速主流形成阻碍,在喷嘴上游形成弓形激波。弓形激波和强逆压力梯度共同作用在喷嘴上游壁面附近的边界层,促使边界层发生分离,这种分离有利于燃料和空气进行预混。由于垂直喷流处于高度欠膨胀的状态,为了匹配喷嘴出口的压力,膨胀后的喷流由桶激波(Barrel shock)和马赫盘(Mach disk)进一步压缩至亚声速,马赫盘实际上是一小段将超声速喷流降低到亚声速的正激波。在喷流下游壁面附近存在一处回流区,其压力较低。由于桶激波前后的压力不一致,这种不均匀的压力迫使桶激波失去对称性,向下

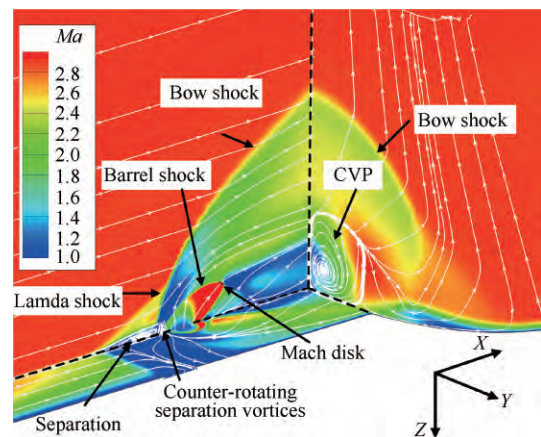


Fig. 5 Typical flowfield features of the transverse jet

游一侧倾斜。同时为了匹配喷嘴侧角部附近的低压,喷流沿流线通过一系列膨胀扇继续膨胀<sup>[19]</sup>。

### 4.1 壁面曲率对燃料喷射和掺混特性的影响

本文将喷嘴分别安装在椭圆形燃烧室的长轴处( $\alpha=0^\circ$ )和短轴处( $\alpha=90^\circ$ ),两处位置分别是椭圆形燃烧室壁面曲率最大和最小的位置。在保证喷射动压比相同的条件下,对不同壁面曲率的燃料喷射方案进行数值计算和分析。

#### 4.1.1 壁面曲率对喷流三维流场结构的影响

图6给出了喷嘴直径 $D=10\text{mm}$ 两种壁面曲率方案的三维流场特征图。可以看到,对于相同直径的方案,当燃料从燃烧室长轴位置喷注(D10-A0)时,喷注位置的壁面曲率较大,弓形激波由于受到燃烧室横向壁面阻碍而从近壁处逐渐变形成分离激波,使得弓形激波的三维激波面曲率和强度有所减小。随着流场向下游发展,喷流流场特征尺度越大,两种方案的激波形面和强度差异越明显。这些由壁面曲率造成的三维流场结构变化最终会影响到燃料的喷射和掺混性能。

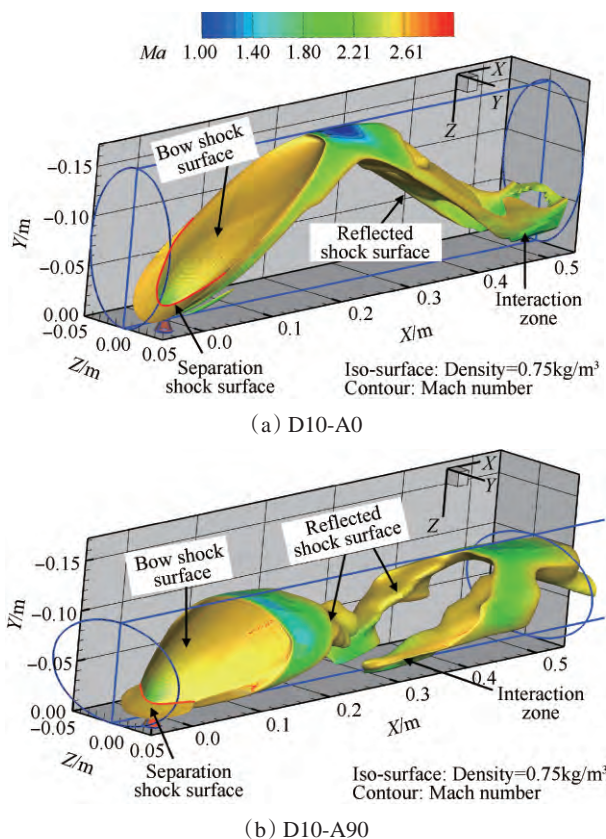


Fig. 6 Three dimensional flowfield structures of different wall curvature cases

图7给出了不同壁面曲率方案总压恢复系数的分布。结合前文的分析,对于大喷嘴直径的喷射方

案( $D=10\text{mm}$ ),长轴喷射方案的弓形激波由于受到壁面曲率的影响,其激波面曲率和强度有所减小,从而降低由流场激波系造成的总压损失。加上短轴喷射方案远场中的多次激波反射会增大燃烧室的总压损失(如图6(b)所示),因而长轴喷射方案的总压恢复系数在燃烧室全场均具有更高的总压恢复系数。但对于小直径喷嘴喷射的方案( $D=4\text{mm}$ ),改变燃料喷注位置对椭圆形燃烧室的总压性能影响几乎很小,两种方案总压恢复系数曲线一致。

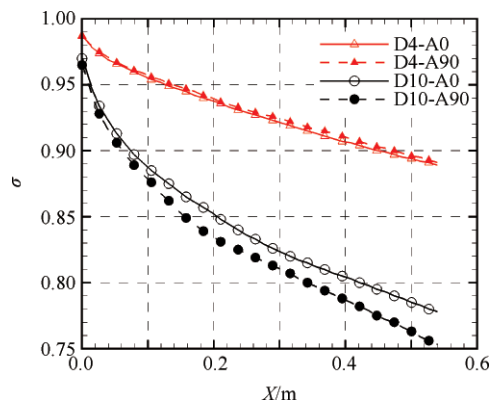


Fig. 7 Total pressure recovery distributions of different wall curvature cases

#### 4.1.2 壁面曲率对燃料掺混特性的影响

类似地,由图8给出的不同壁面曲率喷射方案的掺混效率分布可以发现,对于喷嘴直径较大( $D=10\text{mm}$ )的方案,壁面曲率较小的喷射方案(D10-A90)掺混效率整体上均高于壁面曲率较大的方案(D10-A0),其燃烧室出口处的掺混效率比后者约高出17.6%。而当喷嘴直径较小时( $D=4\text{mm}$ ),两种壁面曲率方案的掺混效率几乎一致,两条曲线在 $0.2\text{m}<X<0.4\text{m}$ 的区域接近重合。

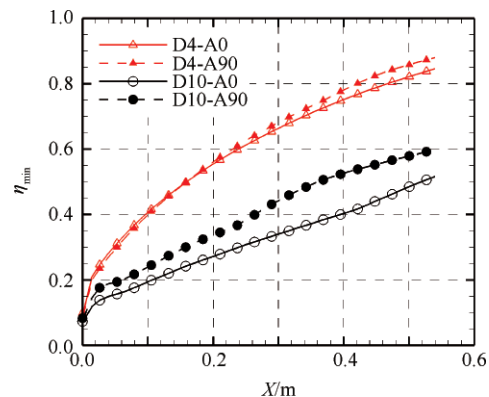


Fig. 8 Mixing efficiency distributions of different wall curvature cases

由于燃烧室壁面曲率的大小影响着燃烧室中反向对旋涡对(Counter rotating vortex pairs, CVP)的发



展、拉伸与变形,而CVP的发展、拉伸与变形则是决定横向喷流燃料掺混的关键因素<sup>[20,21]</sup>,因此本文分析了各喷射方案中CVP发展和变形的区别及其对燃料掺混的影响。图9给出的是喷嘴直径 $D=4\text{mm}$ , $10\text{mm}$ 的不同壁面曲率方案在 $X=0.1\text{m}$ 截面上有效掺混氢气质量分数以及流线的分布。

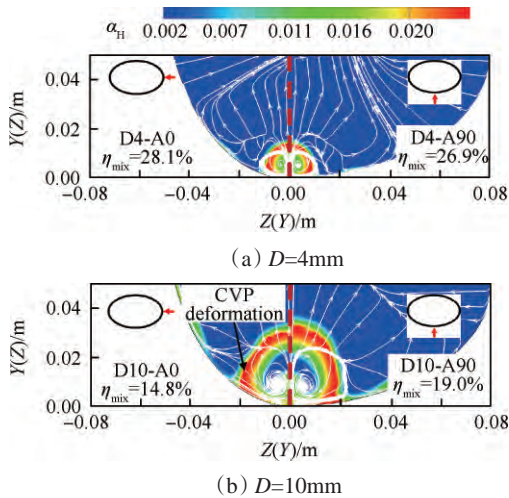


Fig. 9 Effective hydrogen mass fraction contours at  $X=0.1\text{m}$  plane of different wall curvature cases

以图9(b)中 $D=10\text{mm}$ 的两种壁面曲率方案为例,可以看到,大喷嘴直径方案流场中的CVP尺寸较大,在喷流近场区域( $X<0.1\text{m}$ ),长轴喷射方案的CVP因受到燃烧室壁面的影响而率先发生变形,使得燃料与空气掺混的速率减小。而且随着流场的发展,壁面曲率对CVP发展的限制越大,两种壁面曲率方案的掺混效率差距逐渐扩大,短轴喷射方案的掺混效率整体上均高于长轴方案的。而当喷嘴出口直径较小( $D=4\text{mm}$ )时,如图9(a)所示,此时CVP的尺寸相对较小,两种喷注位置方案的CVP受到横向壁面影响很小,二者的掺混效率几乎一致。

综合前文分析,在椭圆形燃烧室中,喷注位置的壁面曲率对燃料掺混性能和总压恢复与喷嘴直径大小相关。体现为,当喷嘴直径较大时,喷嘴安装位置处的壁面曲率越小,燃料的掺混效率越高,但总压恢复系数越低;当喷嘴直径较小时,改变壁面曲率对燃料喷射的掺混效率和总压恢复影响几乎很小。因此,在配置椭圆形燃烧室中的燃料喷嘴位置时,应考虑喷嘴直径的影响规律,以获得最佳的工作效率。

#### 4.2 喷嘴直径对燃料喷射和掺混特性的影响

在保持动压比不变的条件下,本文将围绕喷嘴直径对燃料喷射和掺混性能的影响规律进行研究,选取的喷嘴直径 $D$ 分别为 $4\text{mm}$ , $6\text{mm}$ , $10\text{mm}$ 。为了避

免弓形激波在通道内的反射干扰到燃料的喷射掺混,三种燃料喷嘴均安装在椭圆形燃烧室的长轴位置处,并分别标记为D4-A0, D6-A0, D10-A0。

图10给出了不同喷嘴直径方案对称面上坐标无量纲化得到的喷流近场流场特征,图中的黑线、白线、云图分别表征D4-A0, D6-A0, D10-A0三种方案。可以看到,在相同的喷射动压比下,对相应的喷嘴直径无量纲之后,各喷嘴直径方案流场中的弓形激波、桶激波和分离区等流场结构的尺寸和位置几乎一致,这表明对称面上的流场特征尺寸、位置均与喷嘴出口直径 $D$ 基本成正比关系,各喷嘴方案无量纲化后的近场流场保持相似性,喷流的弓形激波、分离区以及桶激波等典型流场特征尺度随喷嘴直径增大而增大。

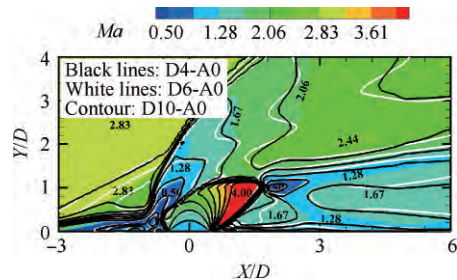


Fig. 10 Near-field flow features at the symmetry planes of the different diameter cases

为了探究不同喷嘴直径方案之间的燃料掺混特性是否也具备相似性,图11给出了不同喷嘴直径方案的燃料穿透深度分布。根据文献[22]提出的燃料穿透深度通式(式(7)),推导得到相同动压比条件下不同喷嘴直径方案燃料穿透深度之间的关系式见式(8)。式(7),式(8)中的 $\delta$ 为喷射位置的边界层名义厚度, $J$ 即动压比。基于图11中的D4-A0和D6-A0两种喷射方案的燃料穿透深度沿程分布,通过式(8)的关系式拟合D10-A0方案的穿透深度,分别得到图中的D4→D10和D6→D10两条曲线。通过对比可以发现,除远场激波干扰区域( $X>0.5\text{m}$ )外,两条拟合得到的曲线与D10-A0喷射方案实际的燃料穿透深度分布基本吻合,这证实相同动压比下的不同喷嘴直径方案的燃料穿透深度存在相似性,且喷嘴直径越大,燃料穿透深度越高。

$$\frac{h^*}{D} = 4.20(J)^{0.30} \left(\frac{\delta}{D}\right)^{0.057} \left(\frac{X}{D}\right)^{0.143} \quad (7)$$

$$h_2^* = (D_2/D_1)^{0.8} h_1^* \quad (8)$$

图12为不同喷嘴直径方案的燃料掺混效率。结合图11和图12可以发现,保持喷射动压比不变,随着喷嘴直径的增大,燃料喷射的穿透深度随之提高,

但燃料的掺混效率却是随之降低的,燃料的穿透深度和掺混效率基本呈现负相关的关系。因此,根据式(8)以及穿透深度和掺混效率的关系,可获得不同喷嘴直径喷射方案燃料掺混效率的关系式,如式(9)所示。基于D4-A0和D6-A0两种方案的燃料掺混效率分布,运用式(9)分别拟合D10-A0喷射方案的掺混效率曲线,得到图12中的D4->D10和D6->D10两条曲线。对比发现,除远场激波干扰区域( $X>0.5\text{m}$ )外,三组曲线基本吻合,不同喷嘴直径方案的燃料掺混效率基本满足式(9)中的关系。这也表明,对于有限尺寸的燃烧室而言,缩小喷嘴直径能够获得更高的掺混效率。就本文研究的流动状态,在燃烧室出口位置( $X=0.54\text{m}$ ), $D=4\text{mm}$ 喷射方案的掺混效率比 $D=10\text{mm}$ 方案的高出46.7%。

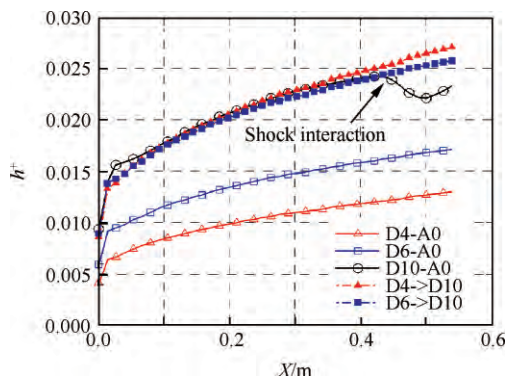


Fig. 11 Penetration heights of the different diameter cases

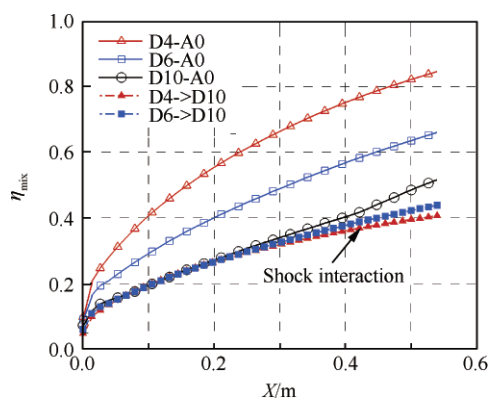


Fig. 12 Mixing efficiencies of the different diameter cases

$$\eta_2 = \left( D_2/D_1 \right)^{-0.8} \eta_1 \quad (9)$$

由此可见,在相同的喷射动压比下,不同喷嘴直径方案的流场特征以及燃料掺混特性具备相似性,缩小喷嘴直径能够提高燃料的掺混效率。

### 4.3 激波干扰对燃料穿透和掺混特性的影响

前文研究发现,喷流流场的弓形激波会在燃烧室通道中发生反射(如图11的D10-A0方案 $X=0.5\text{m}$ 处),进而影响燃料的穿透和掺混特性,而该现象在

平板喷流中是没有考虑的。因此本文针对激波反射对椭圆形燃烧室燃料掺混特性的影响开展相关研究。

图13中给出的D4-A90,D6-A90,D10-A90喷射方案的燃料穿透深度曲线可以看到,三者远场区域的燃料穿透深度均出现拐点且大幅降低。而随喷嘴直径的增大,拐点出现的位置前移,燃料穿透深度下降幅度(波峰和波谷的差值)越大。但在D4-A0,D6-A0方案的曲线中却没有发现这一现象。

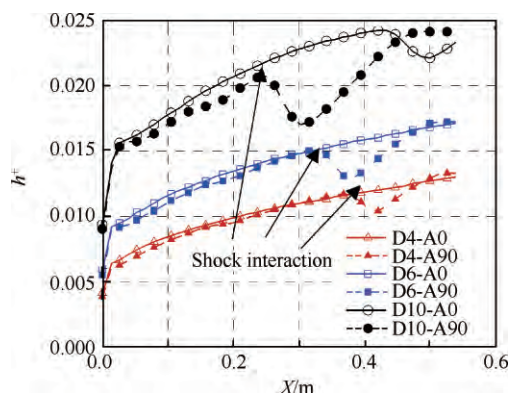


Fig. 13 Penetration heights of different injector configurations

图14展示了不同喷射方案燃烧室内的激波反射现象。由图14(b),(c)可以看出,当燃料从椭圆短轴喷射时,弓形激波的反射点比较靠前,反射激波会干扰到燃烧室下壁面的掺混层,从而改变激波干扰区域掺混层内的气体流向,迫使部分的氢气朝壁面扩散。此外,图15给出了不同喷射方案 $X$ 方向截面上的氢气质量分数分布和流线图。以图15(b)为例,对比D6-A90方案激波干扰前、后 $X$ 方向截面上的氢气质量分数分布和流线可以发现,反射激波与CVP的相互作用使得流场中的CVP发生变形,降低氢气沿喷射方向的扩散速度,从而导致燃料穿透深度迅速降低,因此图13中短轴喷射三种方案的穿透深度曲线在激波干扰区域出现拐点。同时对比图14的(b),(c)可以看出,随着喷嘴直径增大,弓形激波越强,激波反射点越靠近燃料喷注位置,由激波干扰造成的拐点随之前移,燃料穿透深度下降的幅度增大。而且当燃料从长轴喷射时,弓形激波的反射点较后,对于有限尺度的燃烧室通道而言,一方面反射激波不容易干扰到喷流远场的掺混层,另一方面反射激波的强度沿流向逐渐变弱,由激波干扰造成穿透深度下降的幅度比短轴喷射方案的更低。在反射激波的作用区间,D10-A90方案燃料穿透深度下降的幅度是D10-A0方案的1.76倍。



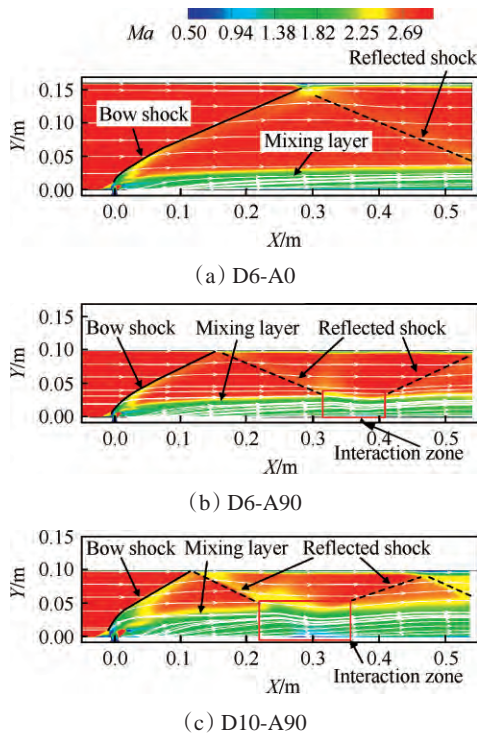


Fig. 14 Shock interaction phenomena in the combustor

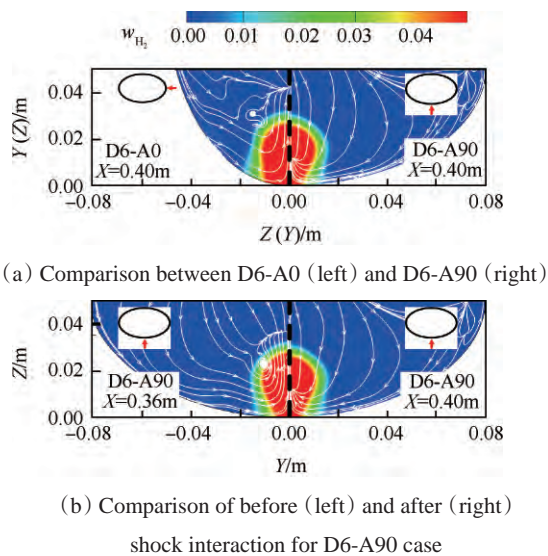


Fig. 15 Hydrogen mass fraction contours at the X-direction slices

结合图 8 和图 13 还可以看出,在激波干扰区域, D4-A90 和 D10-A90 喷射方案的燃料穿透深度虽然大幅下降,但其燃料掺混速率却进一步提高,两种方案在激波干扰区域的穿透深度和掺混效率并不是简单的正相关。这是由于反射激波在迫使燃料朝壁面流动的同时,也使得空气往壁面处汇聚,有利于两种气体的接触与混合。同时反射激波与掺混层相互作用产生剧烈剪切运动,促进燃料与空气进一步掺混,从而提高远场区域的燃料掺混效率。因此,燃烧室

通道内的激波干扰虽然会降低燃料沿喷射方向的扩散,但能够进一步促进燃料掺混。

## 5 结论

本文对椭圆形燃烧室内的燃料横向垂直喷射方案进行研究,得到以下结论:

(1)当喷嘴直径较大时,喷嘴安装位置处的壁面曲率越小,燃料的掺混效率越高,但总压恢复系数越低;当喷嘴直径较小时,改变壁面横向曲率对燃料喷射的掺混效率和总压恢复几乎没有影响。

(2)在相同的喷射动压比下,不同喷嘴直径方案的流场特征以及燃料掺混特性具备相似性,且缩小喷嘴出口直径能够提高燃料的掺混效率。就本文研究的流动状态,喷嘴出口直径  $D=4\text{mm}$  方案出口处的掺混效率约比  $D=10\text{mm}$  方案的高出 46.7%。

(3)燃烧室通道中的弓形激波反射干扰掺混层会造成燃料穿透深度大幅下降,但产生的剧烈剪切运动却能进一步促进燃料掺混。当喷嘴布置在椭圆短轴时,弓形激波反射点较前,反射激波较强,由激波干扰造成燃料穿透深度下降的程度大于长轴喷射方案。在反射激波的作用区间, D10-A90 方案燃料穿透深度下降的幅度是 D10-A0 方案的 1.76 倍。

综上所述,在壁面曲率小的位置采用适当直径的喷嘴进行燃料喷注,可使得椭圆形燃烧室在获得较好的掺混效率的同时,兼具较高的总压恢复性能,同时应避免椭圆形燃烧室内的反射激波对于掺混区的干扰。

## 参考文献:

- [1] Pudsey A S, Boyce R R. Numerical Investigation of Transverse Jets Through Multiport Injector Arrays in Supersonic Crossflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(6): 1225-1236.
- [2] Mai T, Sakimitsu Y, Nakamura H, et al. Effect of the Incident Shock Wave Interacting with Transversal Jet Flow on the Mixing and Combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2335-2342.
- [3] Shekarian A A, Tabejamaat S, Shoraka Y. Effects of Incident Shock Wave on Mixing and Flame Holding of Hydrogen in Supersonic Air Flow[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2014, 39(19): 10284-10292.
- [4] You Y, Luedeke H, Hannemann K. Injection and Mixing in a Scramjet Combustor: DES and RANS Studies[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(2): 2083-2092.
- [5] Huang W, Liu J, Jin L, et al. Molecular Weight and In-



- jector Configuration Effects on the Transverse Injection Flow Field Properties in Supersonic Flows [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 32(1): 94-102.
- [ 6 ] Wei H. Design Exploration of Three-Dimensional Transverse Jet in a Supersonic Crossflow Based on Data Mining and Multi-Objective Design Optimization Approaches [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2014, 39(8): 3914-3925.
- [ 7 ] 高振勋, 李椿莹. 几种超声速横向射流方案混合特性的数值研究[J]. *中国科学: 技术科学*, 2011, 41(7): 1010-1020.
- [ 8 ] 孙得川, 蔡体敏. 超声速流动中横向射流流场的影响参数[J]. *推进技术*, 2001, 22(2): 147-150. (SUN De-chuan, CAI Ti-min. Effecting Parameters of Supersonic Flowfield with Secondary Injection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2): 147-150.)
- [ 9 ] 贾真, 朴英, 吴迪. 浅凹槽底壁横向燃料喷射对流动和燃烧特性的影响[J]. *推进技术*, 2013, 34(1): 81-87. (JIA Zhen, PIAO Ying, WU Di. Effects of Transverse Injection from Bottom Wall of Shallow Cavity on Flow and Combustion Characteristics of Supersonic Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 81-87.)
- [ 10 ] Smart M, Ruf E. Free-Jet Testing of a REST Scramjet at Off-Design Conditions[R]. *AIAA 2006-2955*.
- [ 11 ] 黄伟, 王振国, 罗世彬, 等. 高超声速乘波体飞行器机身/发动机一体化关键技术研究[J]. *固体火箭技术*, 2009, 32(3): 242-248.
- [ 12 ] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1259-1265.
- [ 13 ] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 11(2): 315-323.
- [ 14 ] Yasuhiro W, LIOU M. A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities [R]. *AIAA 94-0083*.
- [ 15 ] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications[J]. *AIAA Journal*, 2012, 32(8): 1598-1605.
- [ 16 ] Aso S, Okuyama S, Kawai M, et al. Experimental Study on Mixing Phenomena in Supersonic Flows with Slot Injection[R]. *AIAA 91-0016*.
- [ 17 ] 谭大刚, 唐功建, 宋冈霖, 等. 气动斜坡/燃气发生器方案燃料掺混性能研究[J]. *航空发动机*, 2015, 41(1): 41-47.
- [ 18 ] Doster J C, King P I, Gruber M R, et al. In-Stream Hypermixer Fueling Pylons in Supersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(4): 885-901.
- [ 19 ] Viti V, Neel R, Schetz J A. Detailed Flow Physics of the Supersonic Jet Interaction Flow Field[J]. *Physics of Fluids*, 2009, 21(4).
- [ 20 ] YOU Y, Lüdeke H, Hannemann K. On the Flow Physics of a Low Momentum Flux Ratio Jet in a Supersonic Turbulent Crossflow [J]. *Europhysics Letters*, 2012, 97(2): 24001-24006.
- [ 21 ] Fuller R, Wu P K, Nejad A, et al. Fuel-Vortex Interactions for Enhanced Mixing in Supersonic Flow [C]. *Lake Buena Vista: 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996.
- [ 22 ] McClinton C R. Effect of Ratio of Wall Boundary Layer Thickness to Jet Diameter on Mixing of a Normal Hydrogen Jet in a Supersonic Stream[R]. *NASA-TM-X-3030*.

(编辑:梅 瑛)