

考虑来流边界层的超燃燃烧室喷射特性

周驯黄, 陈荣钱, 尤延铖, 朱呈祥, 黄 玥
(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005)

摘 要: 针对超燃燃烧室中的燃料掺混问题, 采用基于雷诺平均 Navier-Stokes 的数值模拟方法分析了考虑来流边界层条件下的燃料横向射流流场特征及其掺混特性. 研究发现: 对于确定的来流边界层, 燃料喷射存在一个临界动压比. 当动压比低于该临界动压比时, 增大来流边界层能明显提高燃料的穿透深度和掺混效率. 而当动压比大于该临界动压比时, 来流边界层厚度对燃料的穿透深度和掺混效率几乎没有影响. 对于所研究的流动状态, 该临界动压比约为 0.900. 在相同动压比下, 所选厚来流边界层条件下的总压恢复系数仅约为薄来流边界层的 0.93 倍. 其中, 来流边界层内的摩擦损失是造成超燃燃烧室低总压恢复的主要因素, 而改变来流边界层厚度对喷流及下游流场总压损失造成的影响相对较小.

关 键 词: 来流边界层; 超燃燃烧室; 动压比; 掺混效率; 穿透深度; 总压恢复

中图分类号: V235.21⁺1

文献标志码: A

Effects of incoming boundary layer on injection characteristics of a scramjet combustor

ZHOU Xun-huang, CHEN Rong-qian, YOU Yan-cheng,
ZHU Cheng-xiang, HUANG Yue

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

Abstract: Effects of incoming boundary layer on flow field characteristics and mixing performance of transverse jet in a scramjet combustor were numerically investigated by using Reynolds-averaged Navier-Stokes. Results indicate that there is a critical dynamic pressure ratio for every specific flow status. Only when the injection dynamic pressure ratio is less than that value, increasing incoming boundary layer thickness could effectively improve the jet penetration depth and mixing efficiency. Otherwise, variation of incoming boundary layer rarely affects the jet penetration depth and mixing efficiency. For the cases studied, the critical dynamic pressure ratio was around 0.900. At the same dynamic pressure ratio condition, the thick incoming boundary layer cases were only 0.93 times the total pressure recovery coefficient of the thin cases. The friction loss of incoming boundary layer is the dominant factor affecting the total pressure recovery of the scramjet combustor, and variation of incoming boundary layer thickness makes little influence on total pressure recovery induced by the jet and its downstream flow field features.

Key words: incoming boundary layer; scramjet combustor; dynamic pressure ratio; mixing efficiency; penetration depth; total pressure recovery

收稿日期: 2015-09-17

基金项目: 国家自然科学基金(91441128, 51276151); 基础科研项目(B1420133058); 航空科学基金(20155768007)

作者简介: 周驯黄(1993—), 男, 海南乐东人, 硕士生, 主要从事高超声速推进技术研究.

通讯作者: 黄玥(1983—), 男, 安徽巢湖人, 助理教授, 博士, 主要从事超燃冲压发动机研究. E-mail: huangyue@xmu.edu.cn

超燃冲压发动机是实现吸气式高超声速飞行 ($Ma > 5$) 的关键之一. 由于在高马赫数下具有比冲性能好、结构质量少、速度快等优点, 超燃冲压发动机被认为是未来空天飞机、高超声速飞行器的理想动力. 然而, 超声速主流在超燃冲压发动机流道中滞留的时间通常仅有几毫秒, 超燃冲压发动机想要在这样的时间内完成对主流的减速增压, 并使得空气和燃料在超声速流动状态下高效率地掺混、点火并且燃烧无疑是十分困难的. 因此, 如何有效地提高燃料和空气之间的掺混效率一直是超燃冲压发动机设计亟待取得突破的关键问题.

横向喷射是超燃燃烧室燃料喷射最为经典的方式之一, 许多学者都对此类喷射方式进行了深入研究^[1-10]. 国际上, Billig 等在 20 世纪 70 年代初就对横向喷射开展了细致的实验研究和理论分析^[1-2], 研究发现: 当喷流与主流的动压比 J 较高时, 通过匹配喷流静压、喷嘴直径和来流动量可以增大燃料穿透深度. Rossmann, Dziuba 等通过高动压比下的燃料壁面喷射实验研究^[3-4], 初步发现来流边界层会对喷流特征带来影响. 在国内, YOU Yancheng 等采用 DES (detached eddy simulation) 方法模拟了超燃燃烧室中低动压比条件下燃料的喷射和掺混, 并给出了此类流场中以 CVP (counter-rotating vortex pair) 为主要特征的三维涡结构在喷流中、远场的衍化过程和掺混机制^[5-6]. HUANG Wei 等对狭缝喷流进行多目标优化, 研究发现掺混效率并不是一直正相关于燃料穿透深度, 而是先随着燃料穿透深度增大, 然后再随之减小^[7-8]. 此外, 孙得川等^[9]、高振勋等^[10]通过研究揭示了喷射角度、燃料气体分子、喷嘴形状和分布等因素对横向喷流燃料掺混的影响规律.

可以看出国内外对于超燃燃烧室燃料喷射和掺混的研究尚不够系统、全面. 大多数超燃燃烧室部件实验没有考虑来流边界层的影响, 这可能会对真实条件下的燃料喷射和掺混效率产生误判. 因此, 有必要深入研究超燃燃烧室入口处来流边界层的影响, 从而正确认识并指导进一步提高超燃冲压发动机燃烧室的燃料喷射和掺混效率.

本文采用雷诺平均方法, 基于 Menter $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型, 对不同的燃料喷射方案进行了 CFD (computational fluid dynamics) 数值模拟. 重点分析了来流边界层厚度和动压比对燃烧室燃料喷射和掺混的影响规律,

进一步揭示了不同来流边界层厚度条件下的横向喷流形态和相关物理机制.

1 物理模型与数值方法

1.1 物理模型

图 1 为超燃燃烧室 (下文简称燃烧室) 示意图, 燃烧室为矩形等直通道, 其横截面尺寸为 $32D \times 25D$. 喷嘴整体呈收敛状, 出口直径 $D = 4$ mm. 喷嘴中心到燃烧室入口距离为 L_0 , 通过改变 L_0 的值可以调节来流边界层的厚度.

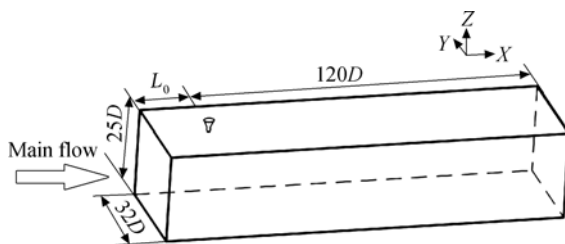


图 1 燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic of the combustor

表 1 给出了不同燃料喷射方案的工况参数, 其中 $p_{t, \text{jet}}$ 为喷流总压. 动压比 J 定义为燃烧室的喷流和主流的动压之比, 如式 (1) 所示, 式中 ρ_∞ , u_∞ 分别为主流密度与主流速度; p_{jet} , u_{jet} 分别为喷流密度与喷流速度.

$$J = (\rho_{\text{jet}} u_{\text{jet}}^2) / (\rho_\infty u_\infty^2) \quad (1)$$

保持相同的来流条件, 调节喷嘴入口总压可以获得 3 种不同动压比, 分别为 $J = 0.485$, 0.900 , 1.325 . 调节 L_0 , 可以获得两种不同的来流边界层厚度 δ , 分别为 $\delta = 0.06D$ 和 $1.85D$. 这里的 δ 指未喷射燃料时喷嘴前的来流边界层厚度.

表 1 不同燃料喷射方案的工况参数

Table 1 Parameters of the fuel injection cases

工况	δ/D	J	$p_{t, \text{jet}}/\text{MPa}$
1	0.06 (薄)	1.325	3.0
2	1.85 (厚)	1.325	3.0
3	0.06 (薄)	0.900	2.0
4	1.85 (厚)	0.900	2.0
5	0.06 (薄)	0.485	1.0
6	1.85 (厚)	0.485	1.0

表 2 给出了燃烧室中主流和喷流相应的流动参数. 主流气体为空气, 喷流气体为氢气.

表2 燃烧室相关流动参数

Table 2 Flow parameters of the combustor

参数	主流	喷流
气体	空气	氢气
马赫数	2.9	1.0
静压/MPa	1.20	0.55~1.65
静温/K	915	511~1533
雷诺数/ 10^7	2.34	3.26~3.55

1.2 数值方法

本文采用有限体积法离散三维双组分雷诺平均 Navier-Stokes 方程组对横向喷流进行数值模拟^[11],无黏通量采用 AUSMDV (advection upstream splitting method difference and vector) 格式^[12],湍流模型采用 Menter 提出的 $k-\omega$ SST 模型^[13],黏度应用 Sutherland 公式计算. 图 2 为燃烧室的网格和计算域,计算网格类型为结构化网格.为了更好地捕捉近壁处的流动特征,近壁第 1 层网格 $y^+ < 5$. 计算时,对控制方程的残差、各入口总质量流量和出口质量流量进行监控,当入口总质量流量和出口质量流量基本相等,控制方程的残差下降 3 个数量级时,可认为计算收敛.

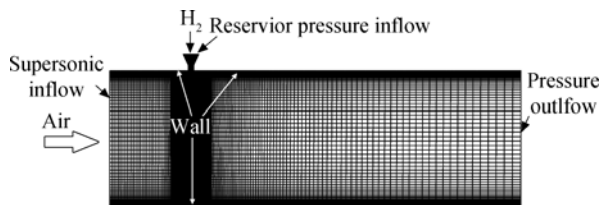


图2 燃烧室网格与计算域

Fig. 2 Grids and computational domain of the combustor

1.3 算例验证

在开始来流边界层影响研究之前,本文选取 Aso 等的二维平板狭缝喷流实验^[14]作为标准算例对所采用的数值计算方法和边界条件设置进行验证. 图 3 为实验模型的几何尺寸图,其中二维平板狭缝的尺寸为 $1\text{ mm} \times 100\text{ mm}$. 考虑到模型的对称性,取 Y 方向的一半作为计算区域,网格划分采用结构化网格,总数约为 320 万.

主流入口设置为超声速入口,出口为压力出口,上边界设置为压力远场边界条件,喷流入口为压力入口,平板壁面采用绝热无滑移边界条件,对称面采用对称边界条件. 表 3 给出了文献[14]中的一组实验参数.

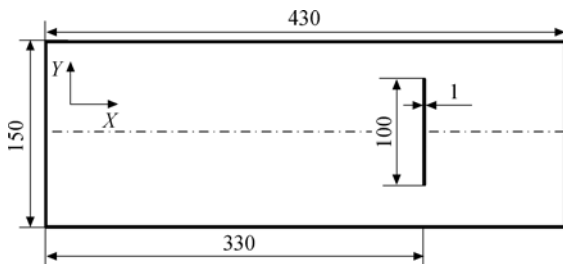


图3 实验模型的几何尺寸(单位:mm)

Fig. 3 Geometry of the experiment case (unit:mm)

表3 文献[14]算例相关流动参数

Table 3 Flow parameters of the experiment case in Ref. [14]

参数	主流	喷流
气体	空气	氮气
马赫数	3.75	1.0
静压/MPa	0.011	0.11
静温/K	78.42	249
雷诺数/ 10^7	2.07	3.12

实验与数值计算获得的燃烧室壁面沿程静压比分布如图 4 所示,其中横坐标 X 为主流流向位置的坐标,喷嘴位于 $X=0\text{ mm}$ 处,纵坐标则是壁面静压与来流平均静压之比. 图 4 显示,本文计算得到的压比值与文献[14]中的实验值以及文献[8]获得的 CFD 数据均吻合较好,且 3 条曲线的分离点基本重合,均在喷嘴上游约 $X=-30\text{ mm}$ 的位置,表明本文所采用的数值方法对喷流流场特性的捕捉较为准确,可以用于超声速来流条件下的横向喷流模拟.

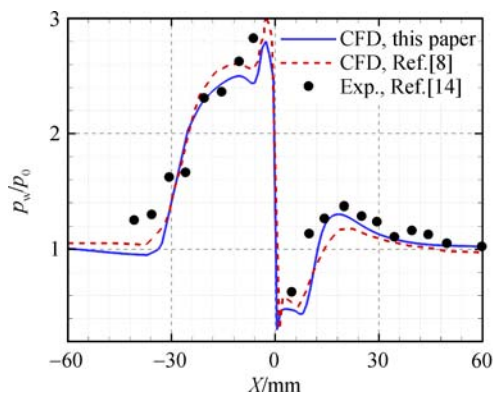


图4 实验与数值计算的壁面沿程静压比分布图

Fig. 4 Experimental and numerical results of wall static pressure ratio

2 燃料喷射方案评价标准

为了对比分析各个燃料喷射方案的掺混性能,本文采用燃料穿透深度、掺混效率和总压恢复系数等参数定量地衡量燃料与空气的喷射和掺混效果,以下分别给出这些评价标准的定义表达式。

燃料穿透深度 h^+ 可以用于反映燃料在燃烧室喷射方向的分布^[15], 定义为

$$h^+ = \frac{\int \rho u w_{H_2} Z dA}{D \int \rho u w_{H_2} dA} \quad (2)$$

式中 ρ, u, Z, w_{H_2} 分别为网格单元中心当地的密度、速度、法向坐标以及氢气质量分数, A 为截面积。

掺混效率 η_{mix} 定义为有效参与反应的燃料和全部燃料之比^[16-17]。对于氢气而言, 其掺混效率 η_{mix} 定义式如下:

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{\dot{m}_{H_2, \text{mix}}}{\dot{m}_{H_2, \text{jet}}} = \frac{\int w_{H_2, \text{mix}} \rho u dA}{\int w_{H_2} \rho u dA}$$

$$w_{H_2, \text{mix}} = \begin{cases} w_{H_2} & w_{H_2} \leq w_{H_2, \text{st}} \\ \left(\frac{1 - w_{H_2}}{1 - w_{H_2, \text{st}}} \right) w_{H_2, \text{st}} & w_{H_2} > w_{H_2, \text{st}} \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_{H_2, \text{jet}}$ 表示喷入燃烧室的氢气总质量流量, $\dot{m}_{H_2, \text{mix}}$ 表示可以有效掺混的氢气质量流量, $w_{H_2, \text{mix}}$ 为有效掺混的氢气质量分数, $w_{H_2, \text{st}}$ 为完全燃烧所需要的氢气质量分数, $w_{H_2, \text{st}} = 0.125 w_{O_2}$ 。若网格单元中心当地氢气质量分数 w_{H_2} 小于 $w_{H_2, \text{st}}$, $w_{H_2, \text{mix}}$ 等于氢气的质量分数 w_{H_2} 。若 w_{H_2} 大于 $w_{H_2, \text{st}}$ 时, $w_{H_2, \text{mix}}$ 等于满足完全燃烧时的氢气质量分数。

总压恢复系数 σ 是用于评价燃烧室流动损失的重要参数, 定义为当地总压与燃烧室入口总压比值的质量加权平均

$$\sigma = \frac{\int \rho u p_t dA}{\int \rho_\infty u_\infty p_{t, \infty} dA} \quad (4)$$

式中 p_t 表示网格单元中心当地流体的总压, $p_{t, \infty}$ 则为入口的来流总压。

显然, 基于这些评价标准, 最佳的喷射方案应该是获得较高总压恢复系数的同时保证较好的燃料掺混效率。

3 结果与分析

3.1 横向喷流的主要流场特征

针对表 1 中工况 5 的流动状态, 图 5 给出了该状态下喷嘴附近对称面的流场特征图。燃料从壁面垂直喷入燃烧室后, 高度欠膨胀的喷流快速喷出, 在喷嘴出口处形成一道桶状激波。桶状激波对主流形成阻碍, 在喷口上游形成弓形激波。弓形激波和强逆压力梯度共同作用在喷嘴前的来流边界层, 使得来流边界层在喷嘴上游发生分离, 这种分离有利于燃料和空气进行混合。图 5 中还给出了对称面的流线分布: 喷嘴出口下游的流线体现了主流对燃料的挟带和汇聚作用, 相对于超声速气流的喷射角沿流向逐渐减小, 随后流线在接近喷嘴的下游区域汇聚成一个源点 (node point)^[18]。

由于上游分离区的作用存在, 桶状激波前后的压力并不一致, 这种压力不平衡迫使桶状激波失去原本的对称性, 并向下游一侧倾斜。此外, 为了匹配喷嘴下游附近较低的背压, 喷流沿流线通过一系列膨胀扇继续膨胀。接着, 该气流经桶状激波和马赫盘后进一步压缩, 气流速度也由超声速状态降低到亚声速状态, 在喷流下游形成低速区域。

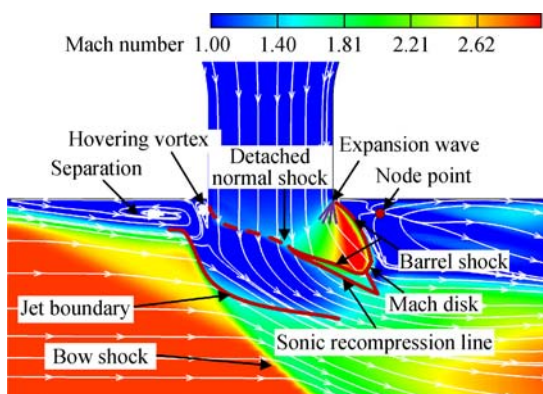


图 5 喷嘴附近对称面的流场特征

Fig. 5 Flow field characteristics of the symmetry plane near nozzle

3.2 来流边界层对喷流近场形态的影响分析

图 6 为不同来流边界层条件下喷流近场的流场特征。对比图 6(a) 和图 6(b) 可以发现, 和薄来流边界层情况相比, 厚来流边界层条件下的桶状激波区域相对较大, 也更垂直于来流的方向, 从而造成较强的流动阻碍作用, 降低桶状激波背风区域的流速, 这对增强燃烧室远场区域燃料掺混和组织稳定燃烧通常是有利的。对比图 6(a) 和图 6

(c)、图 6(b)和图 6(d)可以发现,相同来流边界层厚度的情况下,喷流和主流的动压之比依然是决定喷流流动形态的关键因素,高动压比条件下喷流的分离激波、弓形激波、桶状激波等关键流动特征均都发生了显著的变化。

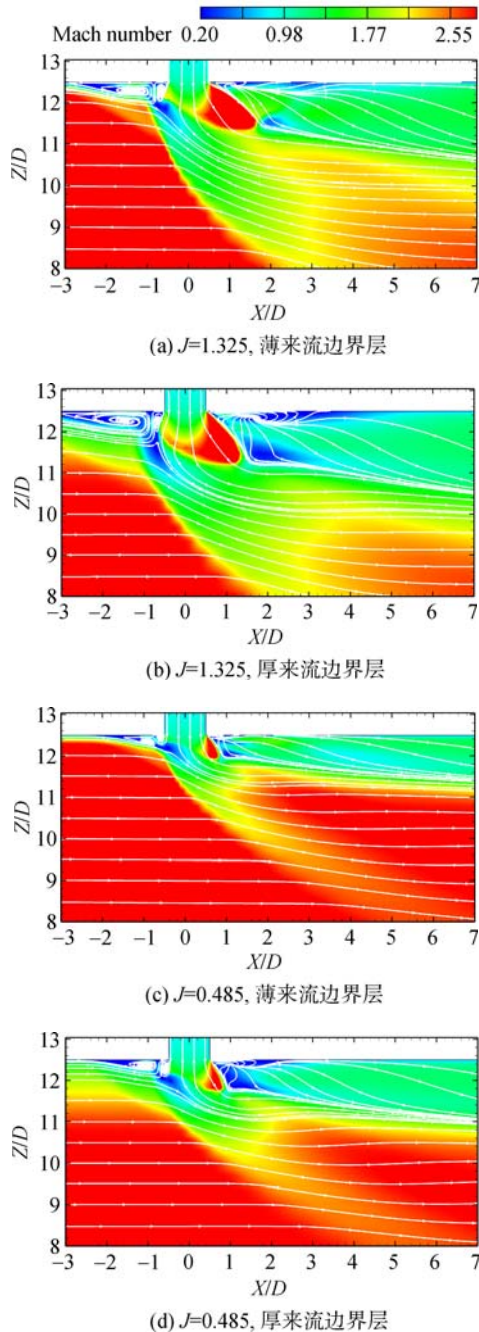


图6 不同来流边界层条件下的喷流近场流动特征

Fig. 6 Near-field flow characteristics for different incoming boundary layer conditions

图 7 所示为不同喷射方案在 $X/D=0$ 截面上的马赫数分布。由图 7 可以看出,在相同动压比下,喷嘴出口处的桶状激波的尺寸因为来流边界层

条件的不同发生了明显改变。厚来流边界层时的桶状激波尺寸相对较大,其三维形状也更加垂直于壁面。由于来流边界层厚度的增大,喷嘴上游的分离区和下游的回流区亦扩大,但弓形激波的波面曲率和强度有所减小。这些流场的变化最终都会影响燃烧室内横向喷流的燃料掺混特性和总压恢复。

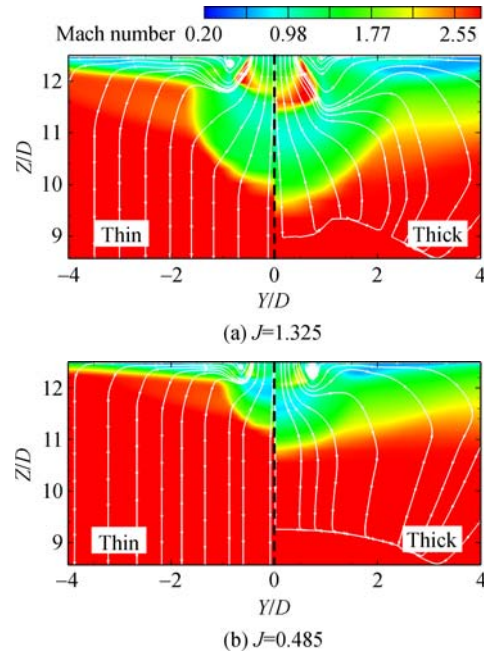


图7 不同喷射方案在 $X/D=0$ 截面上的马赫数分布

Fig. 7 Mach number contours on $X/D=0$ section for different injection cases

3.3 来流边界层对掺混性能的影响分析

本文采用燃料穿透深度和掺混效率对不同喷射方案的掺混性能进行对比和分析。

一般而言,燃料在燃烧室中的穿透深度必须足够深,才能使得燃料集中在燃烧室中心区域,有利于增强燃料掺混和组织稳定燃烧。图 8 给出了不同喷射方案的燃料穿透深度分布对比,其中喷嘴中心位于 $X/D=0$ 处。可以看出,各喷射方案的燃料穿透深度基本都沿流向逐渐增大,并最终达到最大值。

对于动压比较低的工况($J=0.485$),由于厚来流边界层内气体平均流速和压力较低,对喷流的阻碍相对较小,使得厚来流边界层条件下的燃料穿透深度高于薄来流边界层的。当动压比较高($J=1.325$)时,高动压的喷流已经几乎穿出边界层区域,此时来流边界层对燃料的穿透深度影响很小,故两种工况的燃料穿透深度曲线基本重合。此外,若保持相同的来流边界层厚度,随着动压比的提高,喷流获得的动量增大,燃料穿透程度越深。

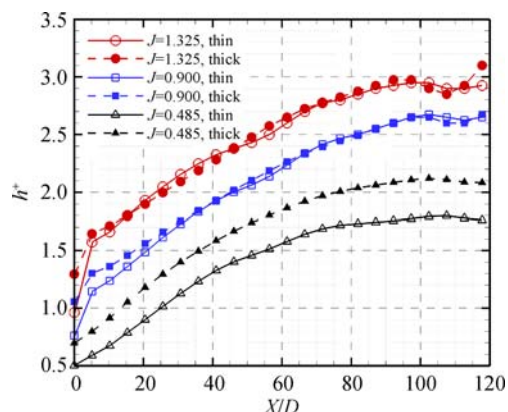


图8 不同喷射方案燃料穿透深度分布对比

Fig. 8 Comparison of penetration depth for different injection cases

图9为不同喷射方案的掺混效率分布对比,可以发现各喷射方案的掺混效率发展规律基本一致:在喷嘴的中心位置处,由于喷嘴上游分离区的预混作用,掺混效率并不为零.接着掺混效率沿着流向逐渐增大,而其增长的速率逐渐减缓,最终在燃烧室的出口处达到最大值.

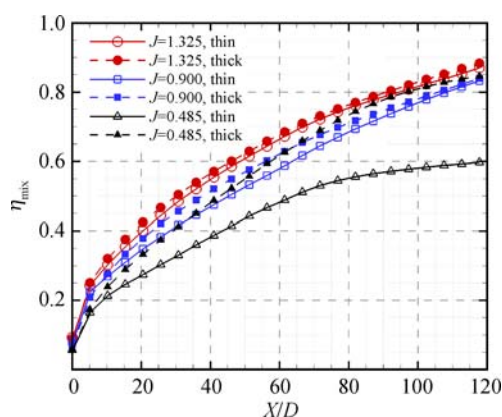


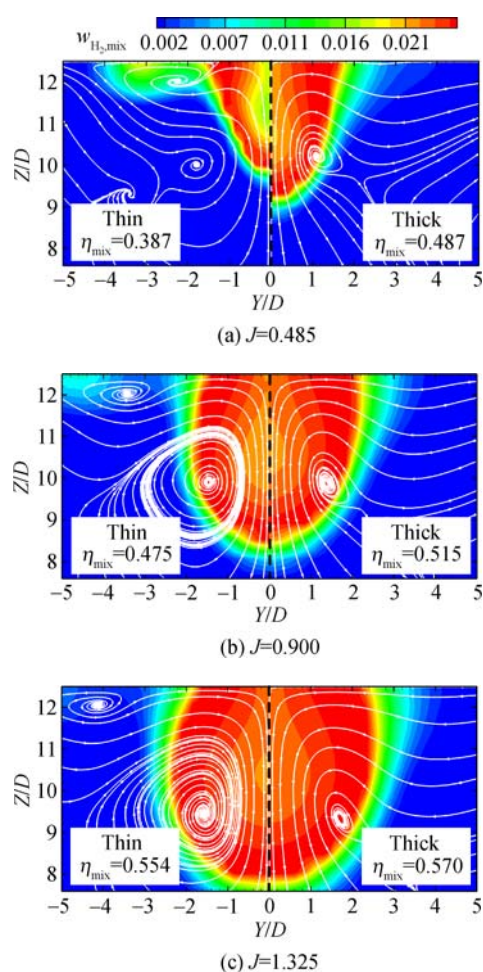
图9 不同喷射方案掺混效率分布对比

Fig. 9 Comparison of mixing efficiency for different injection cases

当动压比较低($J=0.485$)时,厚来流边界层方案的掺混效率总体上优于薄来流边界层:在 $X/D < 10$ 的喷流近场区域,两种喷射方案的掺混效率相差不大;而在 $X/D > 10$ 的喷流区域,厚来流边界层方案的掺混效率整体均高于薄来流边界层的,该方案出口处的掺混效率比薄来流边界层的高出约29.4%.而高动压比($J=1.325$)条件下,厚来流边界层的掺混效率与薄来流边界层的几乎一致,两条曲线接近重合,两者出口处的掺混效率相等.

进一步分析可以发现:由于来流边界层内气体的流速和动量均比主流低,当动压比较低时,在

喷流近场区域($X/D < 10$),厚来流边界层能够降低主流平均动压,提高有效动压比,从而使得燃料穿透深度增大(如图8),但此时喷流掺混效率并没有因为穿透深度的增大而发生明显的变化.而当燃料进入 $X/D > 10$ 的喷流中、远场区域,以图10(a)中 $X/D=40$ 截面的有效掺混氢气质量分数分布为例,低动压比条件下($J=0.485$)厚来流边界层能明显扩大下游近壁处的低速区和增强CVP的强度,这十分有利于喷流中、远场区域燃料与空气之间的掺混.而当动压比达到一个临界值时($J=0.900$),如图10(b),相比于喷流注入的高动量,来流边界层的变化对燃烧室全场平均动量分布和CVP等主要流动特征的影响较小,因此对燃料的掺混效率影响很小,两者出口处的掺混效率已经非常接近.当喷射动压比较高时($J=1.325$),如图10(c)所示,增大来流边界层几乎不

图10 不同喷射方案在 $X/D=40$ 截面处有效氢气质量分数分布对比Fig. 10 Comparison of effective hydrogen mass fraction contours on $X/D=40$ section for different injection cases

会影响横向喷流的掺混效率。

这也说明来流边界层对喷流的影响与动压比相关,对于确定的来流边界层,燃料喷射存在一个临界动压比。当动压比低于该临界动压比时,增大来流边界层厚度能明显提高燃料的穿透深度和掺混效率;当喷射动压比接近该临界动压比时,来流边界层厚度对燃料的穿透深度和掺混效率影响较小;而当喷射动压比大于该临界动压比时,来流边界层厚度对燃料的穿透深度和掺混效率几乎没有影响。对于本文研究的流动状态,该临界动压比约为 0.900。

对比图 8 和图 9 还可以看出,穿透深度和掺混效率并不是简单的正相关。在相同来流条件下,提高动压比必然会增大穿透深度,但是对掺混效率的提升是有限的。图 9 中高动压比($J=1.325$)相对中动压比($J=0.900$)的掺混效率提升并不明显。在低动压比情况下($J=0.485$),增厚来流边界层可以达到和提高动压比类似的效果,将掺混效率提高到中、高动压比的水平,这为进一步提高燃烧室掺混效率提供了新的思路。

3.4 来流边界层对总压恢复的影响分析

总压恢复系数也是衡量燃烧室性能的重要标准之一。图 11 所示为不同喷射方案的总压恢复系数分布情况。当燃料喷入燃烧室后,一方面喷流在燃烧室内诱导出一系列复杂的激波系和涡系结构;另一方面管壁的边界层沿流向不断发展,使得在喷嘴下游区域,总压恢复系数呈现逐渐减小的趋势。本文的来流边界层是通过改变喷嘴中心距燃烧室入口的 L_0 段来产生的,由图 11 可以看出,通过这种方式增大来流边界层会大幅地降低燃烧室整体的总压恢复性能。对于本文研究的流动状

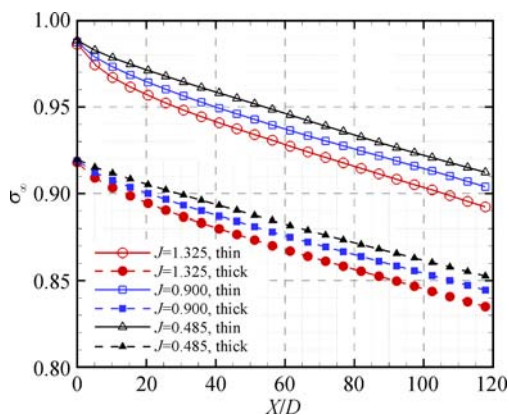


图 11 不同喷射方案总压恢复系数分布对比

Fig. 11 Comparison of total pressure recovery coefficient for different injection cases

态,在相同的动压比条件下,总体上厚来流边界层方案燃烧室的整体总压恢复系数仅约为薄来流边界层的 0.93 倍。

图 12 给出了各喷射方案 σ_{bl} 沿流向的分布,其中 σ_{bl} 定义为燃烧室当地总压与燃料未喷射时喷嘴前的总压之比。由图可以看出,在相同动压比喷射条件下,若不考虑各喷射方案中喷嘴前来流边界层内气体摩擦带来的总压损失,厚来流边界层的总压恢复系数反而略高于薄来流边界层。结合图 7 的分析表明,这主要是由于增大来流边界层厚度在一定程度上降低了弓形激波的强度。这也说明,改变来流边界层厚度对整体燃烧室总压恢复性能的影响主要来自来流边界层自身气体摩擦产生的损失和给喷流过程带来的额外总压损失,但由于来流边界层给喷流过程带来额外的总压损失相对较小,远远低于来流边界层本身的摩擦损失,因此总体上厚来流边界层喷射带来的总压损失还是远远大于薄来流边界层。

当然,在相同来流边界层的情况下,动压比越高,分离激波、弓形激波和桶状激波的强度越强,造成的总压损失就会越高。

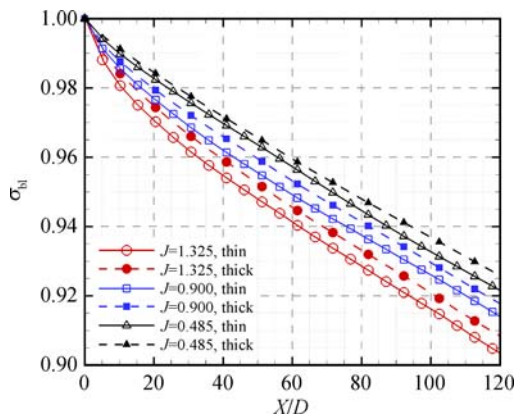


图 12 当地总压与燃料未喷射时喷嘴前总压之比分布
Fig. 12 Distribution of ratios between local total pressure and non-injection total pressure in front of nozzle

4 结 论

本文采用数值模拟的方法对不同来流边界层厚度和动压比的燃料喷射方案进行研究,通过对比不同喷射方案下燃烧室的流场特征以及掺混性能,得到如下结论:

1) 在相同动压比条件下,增大来流边界层厚度会增强桶状激波,扩大喷嘴上游的分离区以及下游低速区域,同时削弱弓形激波。

2) 来流边界层对燃烧室掺混效率影响与动压比相关,存在临界的动压比.对于本文研究条件,该临界动压比约为0.900.当喷射动压比低于临界动压比时,厚来流边界层条件下的出口掺混效率比薄来流边界层的高出约29.4%;当喷射动压比高于该临界动压比时,来流边界层厚度对燃料的穿透深度和掺混效率影响几乎很小.

3) 改变来流边界层厚度对整体燃烧室总压恢复性能的影响主要来自来流边界层自身气体摩擦产生的损失和给喷流过程带来的额外总压损失.在相同动压比条件下,摩擦损失占主导地位,而来流边界层对喷流及下游流场造成的总压影响相对较小.就本文研究的流动状态,厚来流边界层条件下燃烧室的总压恢复系数整体上仅约为薄来流边界层的0.93倍.

4) 考虑来流边界层条件下,喷流与主流的动压之比仍然是决定燃烧室内燃料掺混性能和流动损失的主要因素.动压比越大,燃料的穿透深度和掺混效率越高,但总压恢复系数越低.

参考文献:

- [1] Billig F S, Schetz J A. Penetration of gaseous jets injected into a supersonic stream[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(11): 1658-1665.
- [2] Billig F S, Orth R C, Lasky M. A unified analysis of gaseous jet penetration[J]. AIAA Journal, 1971, 9(6): 1048-1058.
- [3] Rossmann T, Pizzai A. Effect of boundary layer thickness on jet mixing in a supersonic turbulent crossflow[R]. AIAA-2014-0590, 2014.
- [4] Dziuba M, Fay J, Rossman T. Detailed study of mixing enhancement by jet modulation and oblique injection[R]. AIAA-2007-0117, 2007.
- [5] YOU Yancheng, 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.
- [6] YOU Yancheng, 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.
- [7] HUANG Wei, JUN Liu, LIANG Jin, et al. Molecular weight and injector configuration effects on the transverse injection flow field properties in supersonic flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 32(1): 94-102.
- [8] HUANG Wei. 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.
- [9] 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 Dechuan, CAI Timin. Effecting parameters of supersonic flowfield with secondary injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 147-150. (in Chinese)
- [10] 高振勋, 李椿萱. 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.
GAO Zhenxun, Lee Chunhian. Numerical research on mixing characteristics of different injection schemes for supersonic transverse jet[J]. Science China: Technological Sciences, 2011, 41(7): 1010-1020. (in Chinese)
- [11] Viti V, Neel R, Schetz J A. Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field[J]. Physics of Fluids, 2009, 21(4): 046101. 1-046101. 16.
- [12] Yasuhiro W, Liou M S. A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities[R]. AIAA 94-0083, 1994.
- [13] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [14] Aso S, Okuyama S, Kawai M, et al. Experimental study on mixing phenomena in supersonic flows with slot injection[R]. AIAA 91-0016, 1991.
- [15] 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.
TAN Dagang, TANG Gongjian, SONG Ganglin, et al. Research of fuel mixing performance for aerodynamic ramp injector[J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 41-47. (in Chinese)
- [16] 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, 2012, 25(4): 885-901.
- [17] 张弯洲, 乐嘉陵, 田野, 等. 超燃发动机混合效率评估方法探讨[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 1958-1966.
ZHANG Wanzhou, LE Jialing, TIAN Ye, et al. Evaluation methods of the fuel mixing efficiency for scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1958-1966. (in Chinese)
- [18] Kelso R M, Lim T T, Perry A E. An experimental study of round jets in cross-flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1996, 306(1): 111-144.

(编辑: 陈越)