

超声速燃烧室小支板对射流作用的数值分析

王应洋, 李旭昌, 王宏宇, 张 涵
(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 为分析小支板前/后喷射在超声速燃烧室中的流动特性,运用数值模拟方法研究了小支板对乙烯喷射冷流场的作用规律.对比分析了有无小支板、不同喷射位置、不同喷射角对流场的影响.研究发现小支板增强掺混的机制主要在于在小支板后端形成了流向涡与低压区;在一定范围内,喷孔距离支板尾部越远越处于湍流强度较大的流向涡中,更有利于掺混增强,但同时也距离小支板后缘的低压区更远,这将导致总压损失变大;综合考虑,小支板与喷孔的距离为 $2.2d$,喷射角为 90° 时燃料穿透深度、混合效率较好,总压损失也相对较小.

关 键 词: 超声速燃烧; 小支板; 掺混增强; 乙烯; 横向射流

中图分类号: V235.11 **文献标志码:** A

Numerical analysis on effect on injection for supersonic combustor pylon

WANG Ying-yang, LI Xu-chang, WANG Hong-yu, ZHANG Han
(Air and Missile Defense College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: To analyze of flow characteristics of the pylon before/after injection in supersonic combustion, the numerical simulation was carried out to investigate the effect rules of pylon on ethylene injection cold flow field. The influence of several conditions on flow field was contrastive analyzed, such as: with and without pylon, different injection locations and different injection angles. It is found that the streamwise vortex zone and low pressure depression behind the pylon are the paramount mechanism for mixing enhancement. Further distance between the pylon and injector is good for mixing enhancement for stronger wise vortex zone, but leads to higher total pressure loss for less low pressure depression. Moreover, injection with the distance between pylon and injector of $2.2d$, injection angle of 90° degree is recommended regarding high mixing efficiency and less total pressure loss.

Key words: supersonic combustion; pylon; mixing enhancement; ethylene; transverse injection

在高速吸气式发动机中,燃料与空气充分掺混是高效燃烧的先决条件.由于超声速气流在超燃冲压发动机内停留的时间短,因此简单的燃料喷射方法不能保证燃料有效地掺混,必须采取强化掺混措施^[1-4].常见的增强混合的形式有主动和被动形式.主动形式包括脉冲射流、声学激励、赫姆霍兹谐振、等离子体控制等^[5];被动形式包括凹槽、后向台阶、小支板喷射、斜坡喷射等^[6].

Daniel 等^[7-8]研究了小支板对靠近其后方射流的影响:空气流过小支板时产生激波与射流相互作用,并且产生斜压转矩和横向剪切层形成旋涡,以此来增加掺混能力.国内金劲睿等^[9]研究了

前置肋片对凹槽火焰稳定器混合特性的影响:与传统结构相比,在凹槽稳定器前加入前置肋片,能减小总压损失,增大射流的穿透深度,并获得更为均匀的燃料分布,有利于燃烧组织.但在小支板前方或后方精确地设置喷孔以及燃料喷射角对燃烧室性能的影响还没有详细分析^[10-15].本文采用数值模拟方法分析了基于小支板的喷射装置增强掺混的流动特性.

1 燃烧室模型与数值模拟方法

如图 1 所示,超声速燃烧室^[7-8]是一个矩形截面的自由通道,进口截面为 $50.8\text{ mm}\times 20\text{ mm}$,总长为 224.4 mm ,具有 2.5° 的扩张角,喷孔直径 $d=1.6\text{ mm}$,小支板与喷孔的距离记为 L_{jet} (以小支板前为负,小支板后为正).来流马赫数 $Ma=2$,总压 $p_t=341.9\text{ kPa}$,静压 $p=43.7\text{ kPa}$,总温 $T_t=305.5\text{ K}$,静温 $T=169.7\text{ K}$,气流成分的质量分数 $w_{\text{O}_2}=0.232$, $w_{\text{N}_2}=0.768$.喷孔处乙烯喷射总压 $p_t=1\,379\text{ kPa}$,静压 $p=730.8\text{ kPa}$,总温 $T_t=286.7\text{ K}$,静温 $T=240.6\text{ K}$.来流与喷孔条件见表 1.

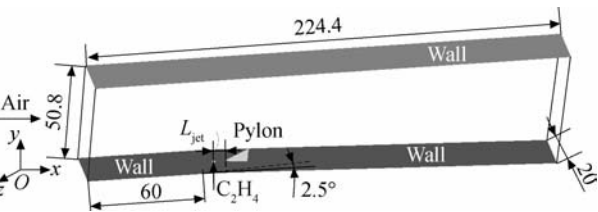


图 1 燃烧室结构图(单位:mm)

Fig. 1 Structure diagram of combustor (unit:mm)

表 1 燃烧室进口参数

Table 1 Inlet parameters of the combustor

参数	来流入口	燃料喷孔
p_t/kPa	341.9	1 379.0
T_t/K	305.5	286.7
p/kPa	43.7	730.8
T/K	169.7	240.6
w_{O_2}	0.232	0
w_{N_2}	0.768	0
$w_{\text{C}_2\text{H}_4}$	0	1

用 Fluent 软件进行求解,该软件基于有限体积法,采用三维多组分化学非平衡 Navier-Stokes 守恒方程组^[2].考虑近壁区绕流与旋流的作用,采

用可压缩的 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型^[16].该模型使用混合函数将标准 $k-\epsilon$ 模型与标准 $k-\omega$ 模型结合起来,在广泛的流动领域中比后两者具有更高精度和可信度,在预测近壁区绕流和旋流方面更有优势.

利用 ICEM 程序进行网格划分,由于小支板侧面与后缘面均为三角形面,因此通过构造三棱柱块并进行 Y 型剖分,以此达到所有计算域均采用结构化网格划分的目的.在小支板与喷孔附近进行网格加密处理,第 1 层网格节点距离壁面 $1\times 10^{-6}\text{ m}$,各模型网格数 200 万左右.图 2 为 $L_{\text{jet}}=2d$ 时的网格.

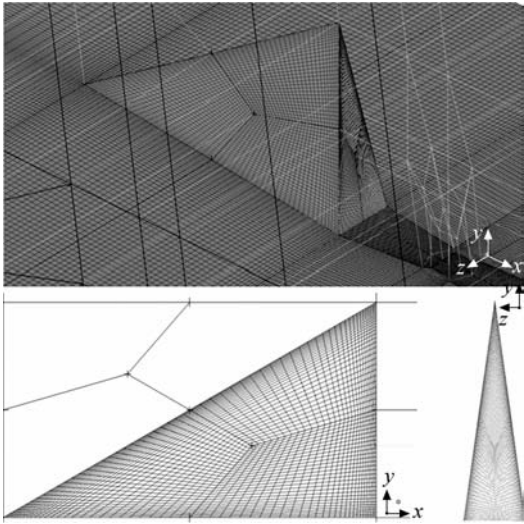


图 2 网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid

为验证本文计算方法的可靠性,对苏义^[5]所采用的带支板超声速燃烧室构型进行了算例验证,燃烧室为总长 $L=1\,134\text{ mm}$ 的等直段,进口截面为 54.5 (高) $\text{mm}\times 75$ (宽) mm ,支板长为 40 mm ,厚为 5 mm ,高为 71 mm ,前缘角为 40° ,支板前缘距离燃烧室入口 440 mm .来流马赫数 $Ma=2.7$,总压 $p_t=1.8\text{ MPa}$,总温 $T_t=1\,137\text{ K}$.具体结构尺寸与来流参数见文献^[5].该算例只验证湍流模型的有效性,不考虑燃料流动带来的组分输运的影响.图 3 为燃烧室冷流条件下的马赫数云图和实验纹影图的对比.图 4 为用 SST $k-\omega$ 湍流模型计算得到的燃烧室上壁面静压分布曲线和实验值的对比(p_0 为入口静压).结合两图共同分析,来流在支板前缘形成的压缩波与在后缘形成的膨胀波受到壁面的反射作用并且两者又在流场中相互作用形成复杂的交错波系结构,从而导致上壁

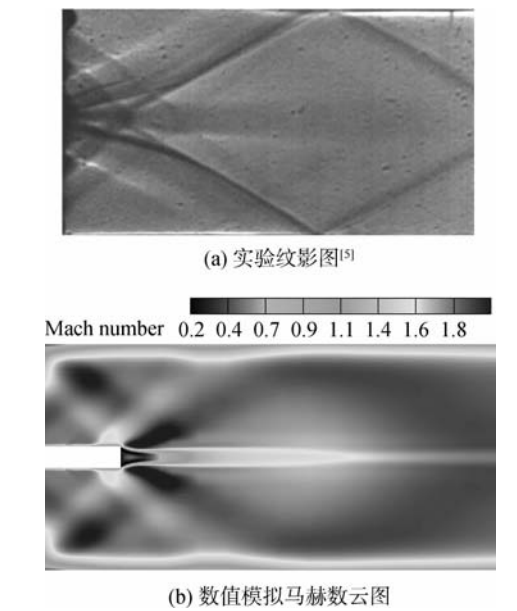


图 3 数值模拟马赫数云图与实验纹影图对比($z=10\text{ mm}$)

Fig. 3 Comparison of schlieren photograph and simulation result of Mach number contours in the $z=10\text{ mm}$ plane

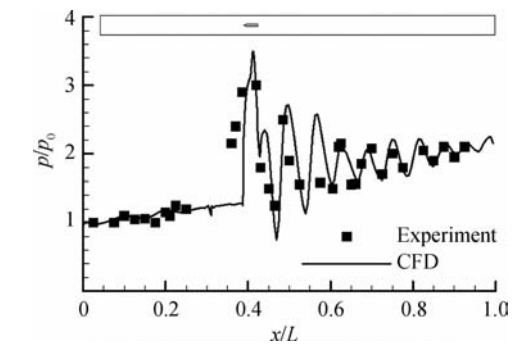


图 4 壁面静压 CFD 结果与实验结果对比

Fig. 4 Comparison of wall static pressure between CFD result and experiment result

面静压曲线在支板后的振荡. 计算结果与实验结果吻合度很高,说明湍流模型选取的合理性.

为深入研究不同喷孔位置与喷射角 θ 对流动特性的影响,本文设置了 25 个算例,选取 L_{jet} 分别为 $-3d\sim 3d$ 等 8 种不同喷孔位置,用以验证不同喷射位置燃料掺混特性的差别;针对不同 L_{jet} 还分别设置乙烯喷射角 θ 为 $90^\circ, 60^\circ$ 和 30° ,用以验证不同喷射角燃料掺混特性的差别;其中选取 $\theta=90^\circ, L_{\text{jet}}$ 分别等于 $-d, 2.2d$ 为基础模型,分别记为 case 1, case 2,用以验证支板前后喷射燃料掺混特性的差别. 具体设置见表 2. 其中“NP”代表未设置小支板的燃烧室,“ $\checkmark$ ”代表进行了仿真计算.

表 2 不同算例参数设置			
Table 2 Parameters for different cases			
L_{jet}	θ		
	90°	60°	30°
$-3d$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
$-2d$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
$-d$	case 1	$\checkmark$	$\checkmark$
$0.6d$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
d	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
$2d$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
$2.2d$	case 2	$\checkmark$	$\checkmark$
$3d$	$\checkmark$	$\checkmark$	$\checkmark$
NP	$\checkmark$		

2 结果与分析

2.1 小支板对燃烧室流动特性的影响

图 5 显示了 case 1, case 2 以及与基础模型分别对应的 NP 算例冷流乙烯质量分数云图. 图 5 (a)是 $x/d=15, 20, 40, 90$ 处的乙烯质量分数云图(x 是截面与扩张段开始处的距离, d 为喷孔直径; NP 表示没有小支板, P 表示有小支板). 对比不同喷射距离时的情况, 喷孔离燃烧室出口越远燃料与主流的掺混效果略微改善, 但喷孔位置改变有限, 因为喷孔过于靠前会增大火焰通过边界层前传而造成的提前点火的危险^[1]. 对比有无小支板时的情况, 喷孔前设置小支板时靠近下壁面的燃料得到了抬升, 并且燃料截面也因此变得狭长, 燃料更容易向周围扩散. 喷孔后设置小支板燃料截面无明显变化, 但与无小支板相比, 射流略微偏向主流. 图 5(b)、图 5(c)分别是 $z=0$ 和 $y=2d$ 时的乙烯质量分数云图, 可见喷孔前设置小支板能有效提高乙烯 y 方向的穿透深度; 喷孔后设置小支板虽然也能提高乙烯穿透深度但不明显. 由于小支板使燃料得到了抬升, 所以在 z 方向 $y=2d$ 截面处有小支板比无小支板乙烯质量分数少, 前置小支板比后置小支板乙烯质量分数少, 说明前置小支板比后置小支板抬升效果更明显, case 2 比 case 1 更能促进燃料与主流的掺混.

图 6 是 $\theta=90^\circ, L_{\text{jet}}$ 分别等于 $-d, 2.2d$ 时流场的压力云图与流线图, 在 case 1 中, 喷孔前形成了强度较大的弓形激波, 同时小支板上方也形成了强度较弱的压缩波; 而 case 2 中仅在小支板顶端形成了弓形激波, 同时小支板后缘形成了面积

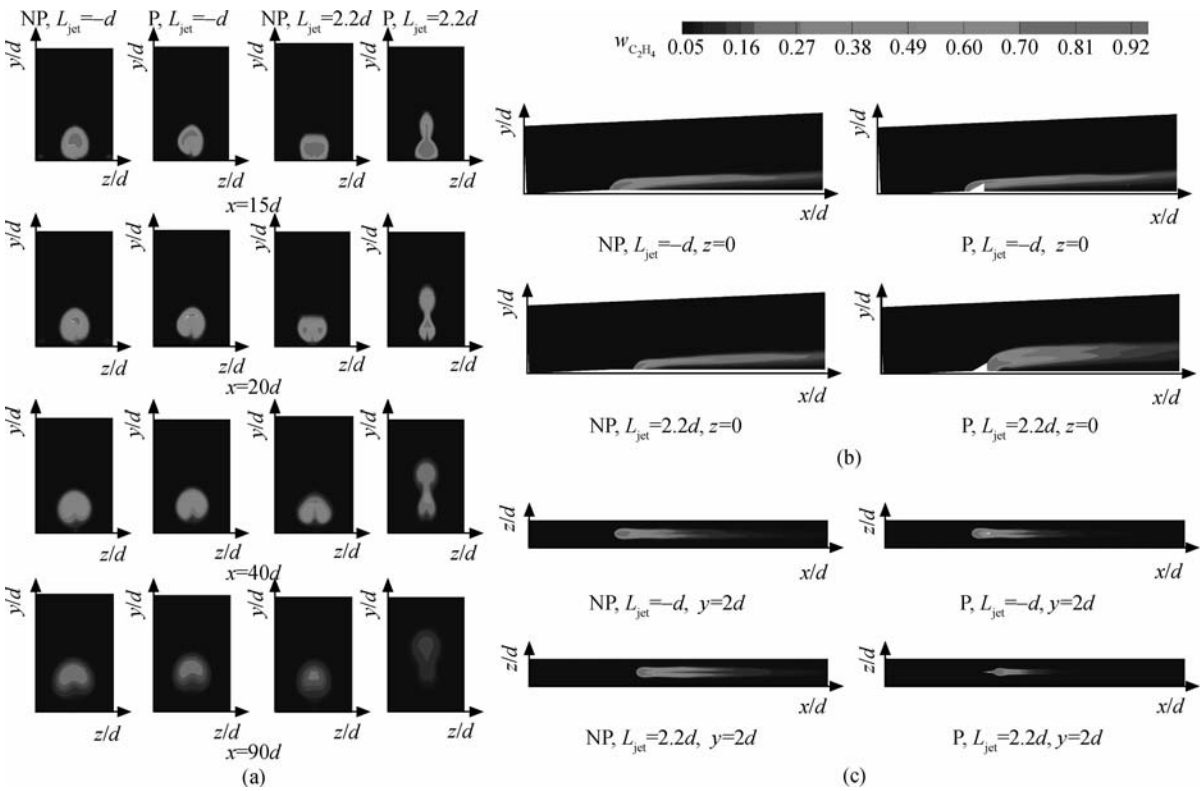


图 5 Case 1 与 case 2 及对应无小支板模型的乙烯质量分数云图($\theta=90^\circ$)
Fig. 5 C_2H_4 mass fraction contours of case 1, case 2 and NP ($\theta=90^\circ$)

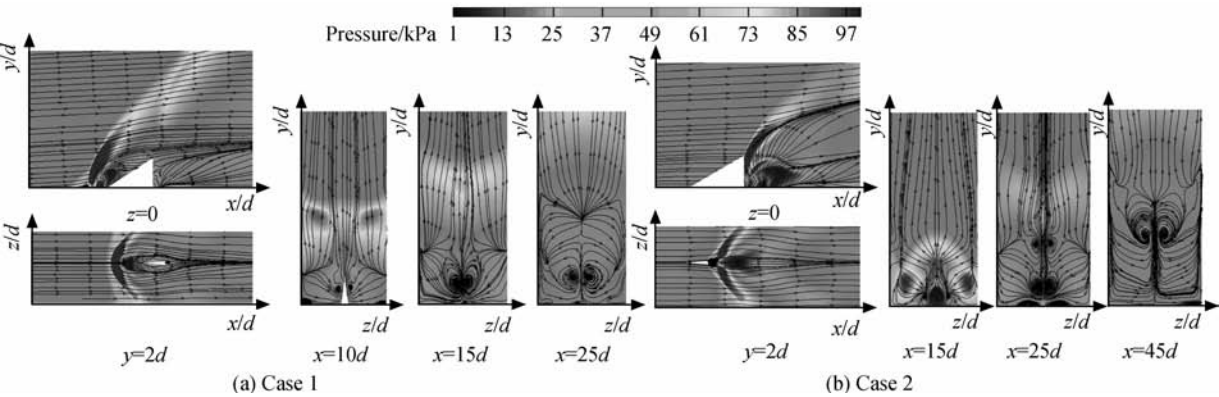


图 6 Case 1 与 case 2 压力云图与流线图($\theta=90^\circ$)
Fig. 6 Pressure contours and streamlines of case 1 and case 2 ($\theta=90^\circ$)

较大的低压区,因此小支板后的喷孔能使燃料更为容易喷射到主流中.从流线图中可以看出两种布置方式中,高速主流流过小支板时,小支板后面均产生了流向涡,流向涡使得聚集在壁面附近的燃料被卷吸到主流中,随着 x 的增大旋涡向主流发展,促进了燃料在流场中的混合.对比两种喷射方式 $x=15d, 25d$ 截面可以发现,case 2 中的旋涡发展得更快,且由两对流向涡发展成一对流向涡.

2.2 不同喷孔位置的掺混特性分析

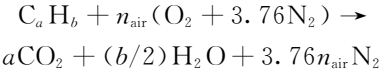
文献[17]指出,Rogers 提出的与燃烧反应相联系的混合效率不能客观评估燃料混合程度:当

流场中没有富油微元区域,该混合效率的计算结果均为 1.0,不能评估贫油程度;同时对于贫油和富油程度较高的区域,该评估值过于乐观.并提出了流场混合区、可燃混合区、适燃区比例的概念.因此本文将结合适燃区比例的大小对燃料混合效率做出评估.首先定义当量比 φ 为^[7]

$$\varphi = \frac{f}{f_{st}} \tag{1}$$

其中 f 为燃料质量流率与空气质量流率之比.
当 $\varphi=1$ 时燃料将能完全燃烧, $\varphi<1$ 为贫油区, $\varphi>1$ 为富油区. f_{st} 为燃料与空气完全反应所

需要的油气比,也称恰当比. 碳氢燃料的恰当比定义如下:



其中 $n_{\text{air}}=a+b/4$.

$$f_{\text{st}} = \frac{1}{4.762n_{\text{air}}} \cdot \frac{M_{\text{air}}}{M_{\text{fuel}}} \tag{2}$$

式中 M_{air} , M_{fuel} 分别为空气与燃料平均摩尔分子质量,对于乙烯 $a=2, b=4$. 因此 $f_{\text{st}}=0.0678$. 定义流场混合区面积 A_p 为当量比 $\varphi \geq 0.2$ 的区域,可燃混合区面积 A_f 为当量比 $0.4 \leq \varphi \leq 5.5$ 的区域,定义适燃区比例为 F

$$F = \frac{A_f}{A_p} \tag{3}$$

由于碳氢燃料点火燃烧必须在一定当量比范围以内,因此定义喷流距离 x_{fmd} 为 $\varphi \geq 5.5$ 的区域在 x 方向上的长度. 在 x_{fmd} 范围内,由于氧气不足,燃料将无法点火与燃烧.

图 7 是乙烯沿程截面的当量比 ($0.4 \leq \varphi \leq 5.5$) 云图,每一截面所示面积即为燃料可燃混合区的面积 A_f . 可见随着 x 的增大 A_f 也逐渐增大,可燃混合区中心的高当量比燃料逐渐向外部扩散,在 $x=60d$ 处 case 1 的可燃混合区中心不再有 $\varphi \geq 5.5$ 的乙烯. 而在 $x=50d$ 处 case 2 的可燃混合区中心已不再有 $\varphi \geq 5.5$ 的乙烯:实现相同的

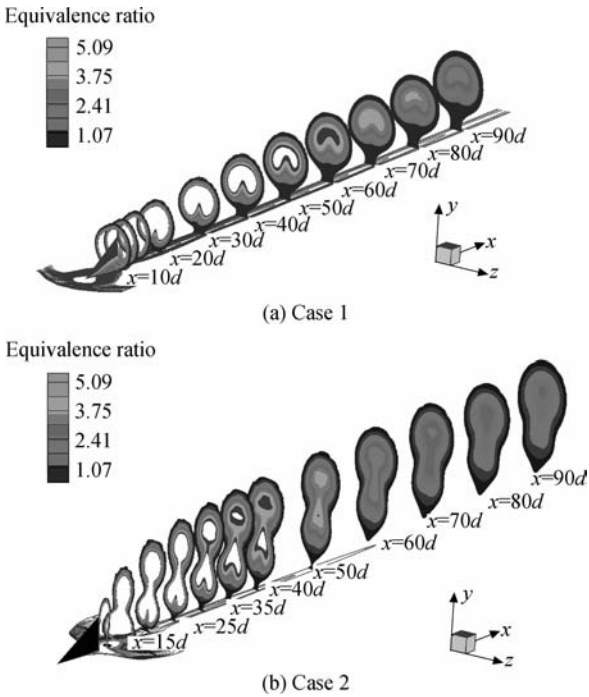
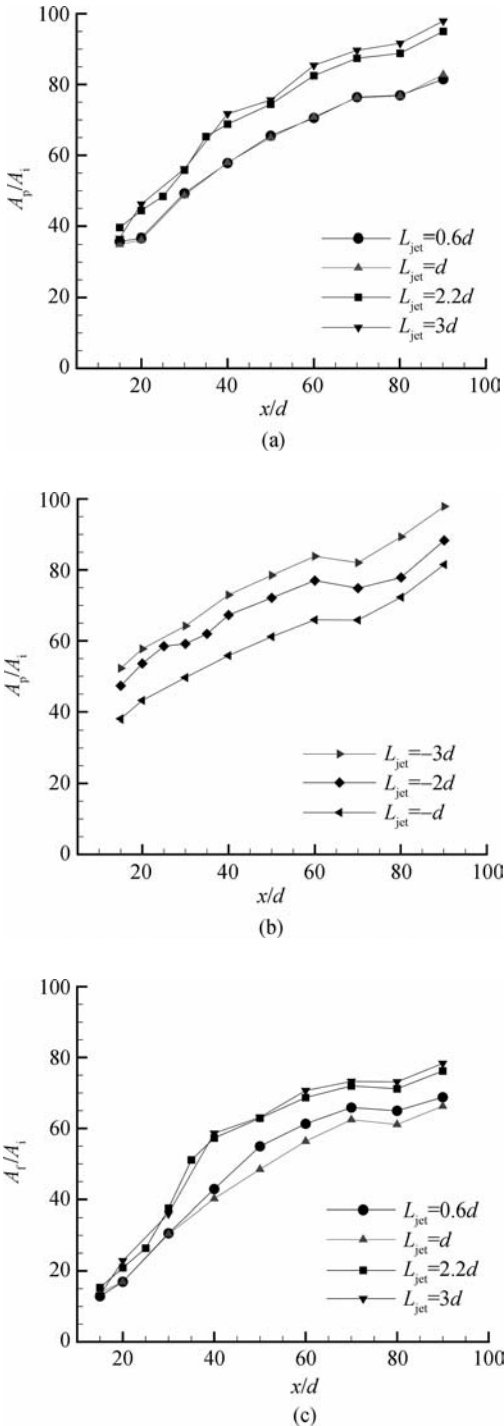


图 7 乙烯当量比云图 ($0.4 \leq \varphi \leq 5.5$)

Fig. 7 Equivalence ratio contour of ethylene ($0.4 \leq \varphi \leq 5.5$)

掺混效果 case 2 需要更短的距离;与 case 2 相比 case 1 下壁面存在较多乙烯,并且 case 2 的燃料喷射羽流截面比 case 1 燃料喷射羽流截面更狭长,燃料离壁面更远. 说明 case 2 的掺混增强效果更明显,这与上述分析结果一致.

图 8 是小支板前后喷孔处于不同 $L_{\text{jet}}, \theta=90^\circ$ 时的 $A_p/A_i, A_f/A_i, A_f/A_p$ 数值 (A_i 为喷孔面积), 可见无论小支板前置还是后置,流场混合区面积 A_p 、可燃混合区 A_f 面积都随着 L_{jet} 绝对值的增大而增大. 说明在一定范围内喷孔距离小支板越远,



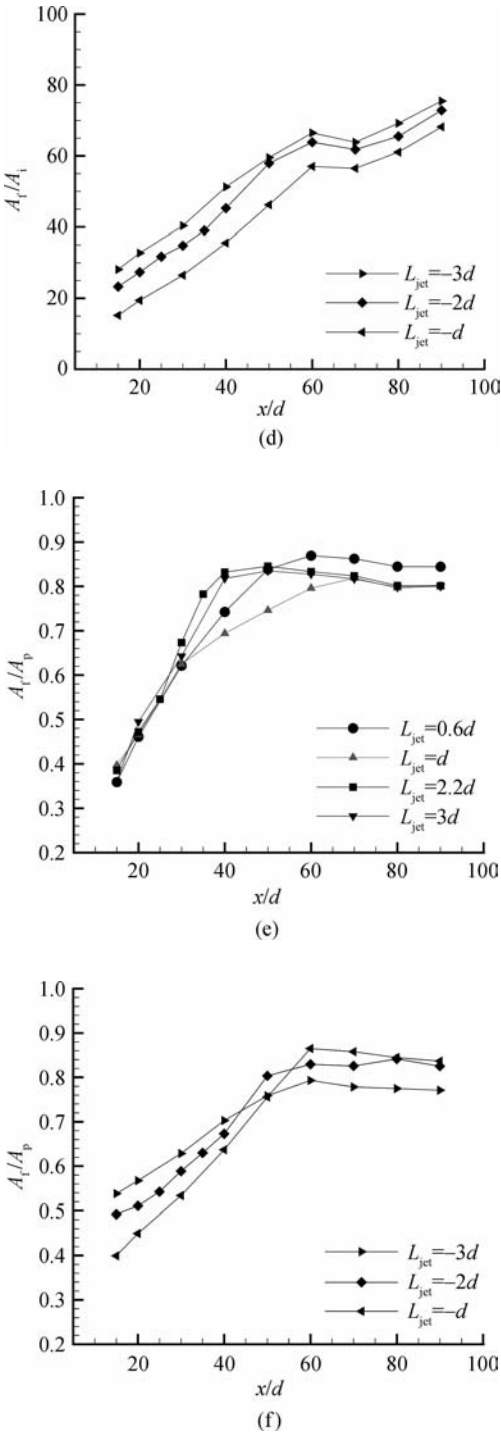


图 8 不同 L_{jet} 燃烧室混合效率

Fig. 8 Mixing efficiency of combustor for different L_{jet} ($\theta = 90^\circ$)

小支板对流场产生的扰动效应越明显. 但喷孔离小支板较近时差别不大. 这是因为 L_{jet} 绝对值增大喷射出的燃料将处于湍流强度更大的流场中, 这更有利于燃料与主流的混合.

从适燃区比例 F 的数值看, 对前置小支板, 虽然 $L_{jet} = 3d$ 的 A_p 比 $L_{jet} = 2.2d$ 的略大, 但 A_i 却与 $L_{jet} = 2.2d$ 的值相当并且 F 比 $L_{jet} = 2.2d$ 的

值小; L_{jet} 增大, 强湍流效应对 F 的增大将逐渐失去优势. 这是因为喷孔距离小支板后缘越远离低压区也越远, 燃料穿透力受主流的负作用增大; 对后置小支板, 在 $x = 60d$ 时 $L_{jet} = -d$ 时 F 最大. 因此要想获得较好的掺混效果, 喷孔必须既处于充分发展的强湍流中又必须处于小支板后缘的低压区. 综合考虑, $L_{jet} = 2.2d$ 时燃料混合效果较好.

2.3 不同喷射角度的掺混特性分析

图 9 是 $L_{jet} = 2.2d$, $\theta = 90^\circ, 60^\circ, 30^\circ$ 在 $z = 0$ 截面上乙烯当量比等值线图. 图中可以看出随着 θ 的减小, 富油区面积减小, 燃料能迅速进入主流, 但近壁面燃料减少, 流场混合区面积 A_p ($\varphi \geq 0.2$)、可燃混合区面积 A_i ($0.4 \leq \varphi \leq 5.5$) 均减小, 流场混合效率下降. 这是由于倾斜喷射时主流与射流相互作用较弱, 燃料在流场中停留的时间较短, 乙烯质量分数没有受流向涡充分作用所致^[18]. 其他 L_{jet} 算例的结果类似, 此处不再赘述.

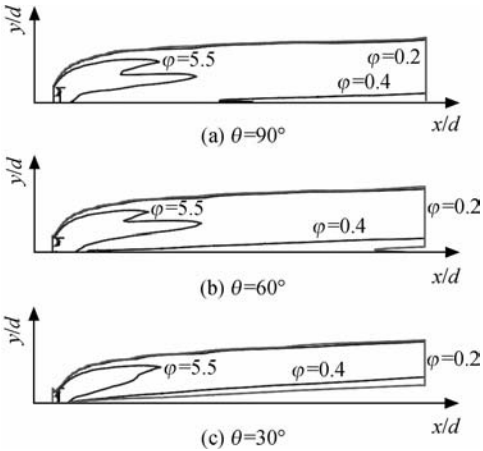


图 9 不同喷射角当量比等值线图

($z = 0 \text{ mm}$, $L_{jet} = 2.2d$)

Fig. 9 Equivalence ratio contour plots for different θ

($z = 0 \text{ mm}$, $L_{jet} = 2.2d$)

2.4 不同喷射方式燃烧室性能分析

不同喷射方式的总压损失可以由总压损失系数来衡量, 定义总压损失系数 $\bar{\omega}$ ^[8]

$$\bar{\omega} = 1 - \frac{\bar{p}_{out}}{\bar{p}_{in}} \quad (4)$$

式中 $\bar{p}_{in}$ 是入口压强的质量加权平均, $\bar{p}_{out}$ 为出口压强的质量加权平均. 其中

$$\bar{p}_{out} = \frac{\int p_{out} \rho u dA}{\int \rho u dA} \quad (5)$$

式中 ρ, u 分别为当地网格单元内流体的密度与速度. 定义最大羽流穿透高度 h_p 为出口截面处流场混合区面积 A_p 在 z 方向的最大值. 图 10 是不同 L_{jet}, θ 的 $\bar{\omega}, x_{fmd}, A_p/A_i, A_i/A_i, A_i/A_p, h_p$. 从图中可以看出:后置小支板的混合效率明显比前置小支板的混合效率高,总压损失比前置小支板高,

x_{fmd} 比对应前置小支板的大. 这是因为前置小支板后缘形成的低压区与流向涡分别提高了燃料的穿透深度、促进了掺混. 对于前置小支板 L_{jet} 越大总压损失越大,这是因为 L_{jet} 越大,喷孔距离小支板后缘低压区越远;对于后置小支板 L_{jet} 较小或较大时总压损失都较大. 对于前置小支板 $\theta=90^\circ$

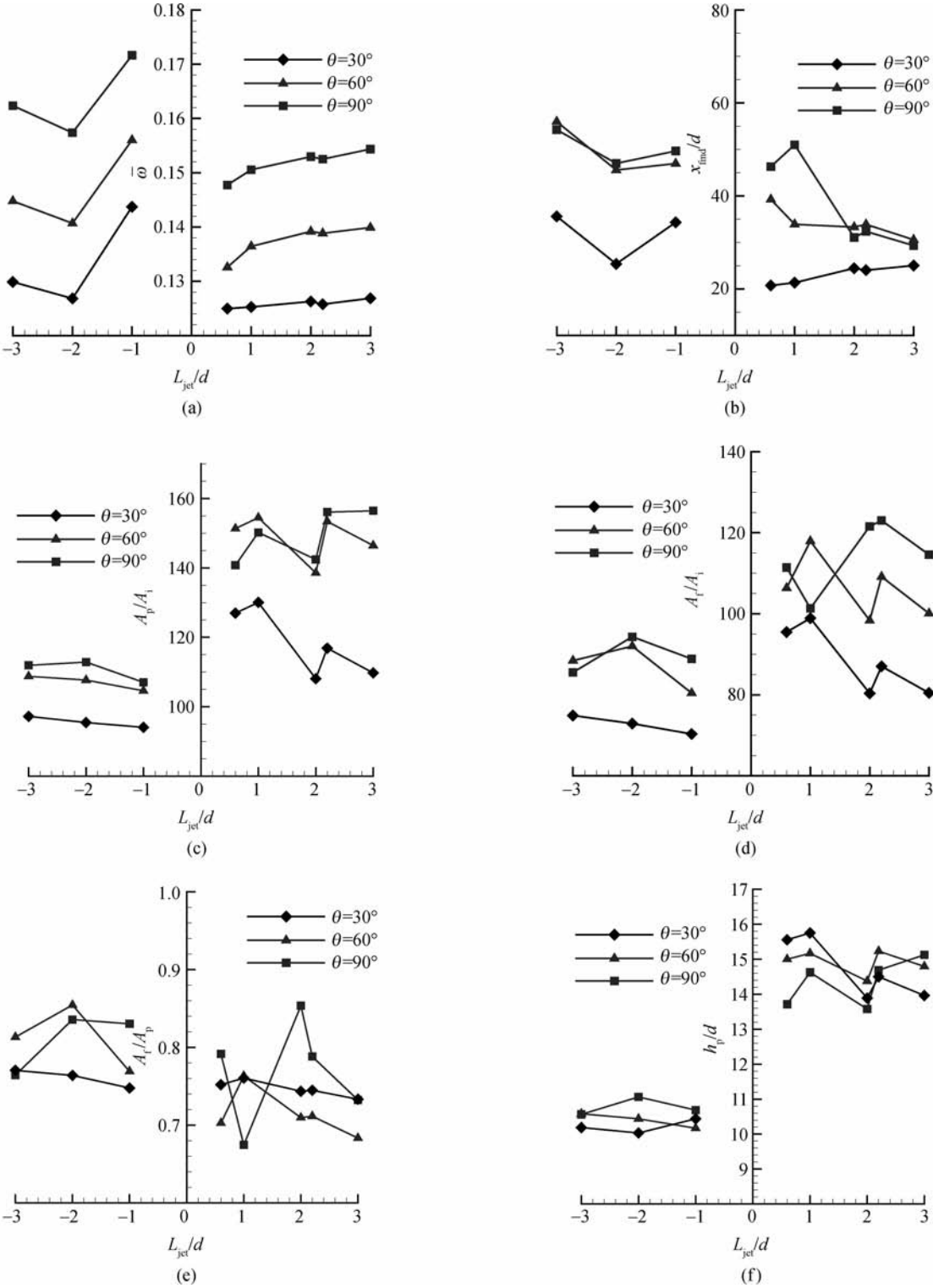


图 10 不同喷射方式混合效率与总压损失

Fig. 10 Mixing efficiency and total pressure loss for different injection modes

时, L_{jet} 越大 x_{fmd} 减小, 这更有利于燃烧室点火. 相同位置上 θ 越大混合效率更好, 但随着喷射角的增大, 喷流对来流的阻碍作用增强, 喷流前的弓形激波强度增加^[9], 总压损失增大. 不同位置相同喷射角的掺混效果规律不明显, 这是因为不同位置带来的扰流沿程放大作用、低压区作用、强湍流区作用与不同角度等各种因素对掺混效果的耦合作用复杂, 但能从整体上看出 L_{jet} 增大, 混合效率有先增大后减小的趋势. 在出口截面上 $L_{jet} = 2.2d$ 处最大羽流穿透高度 h_p 比 $L_{jet} = 3d$ 处的值大.

3 结 论

本文将小支板应用于超声速燃烧室中, 数值研究了乙烯不同喷射位置, 不同喷射角对燃料掺混的影响, 并采用了一种比 Rogers 方法更为客观的燃料混合效率评估方法, 结合适燃区域比例和燃料穿透深度等参数对不同工况掺混增强效果进行了评估, 得出了以下结论:

- 1) 喷孔离燃烧室出口越远燃料在燃烧室中停留时间越长, 但较小的距离改变只能使得燃料与主流的掺混效果略微改善.
- 2) 前置小支板结构减弱了喷孔前的激波, 在小支板尾部形成了低压区, 从而提高了燃料穿透深度. 后置小支板结构也能起到产生流场扰动形成流向涡的目的, 但增强掺混的效果不明显.
- 3) 喷孔距离小支板尾部越远越处于湍流强度较大的流向涡中, 更有利于掺混增强. 但同时也距离小支板后缘的低压区变远, 这导致总压损失变大. 综合考虑, $L_{jet} = 2.2d$ 时掺混效果相对较好.
- 4) $\theta = 90^\circ$ 时掺混效果最好, 随着喷射角度的减小掺混效果减弱, 但总压损失也会减小.

参考文献:

[1] Segal C, Michael J R. The scramjet engine processes and characteristics[M]. Cambridge, England: Cambridge University Press, 2009.

[2] 陈方, 陈立红, 张新宇. 超声速燃烧室凹腔火焰稳定器的数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 135-140.

CHEN Fang, CHEN Lihong, ZHANG Xinyu. Numerical studies on cavity holders for supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 135-140. (in Chinese)

[3] 徐旭, 陈兵, 徐大军. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.

[4] 蔡国彪, 徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.

[5] 苏义. 支板超声速混合增强技术及其阻力特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.

SU Yi. Investigations of supersonic mixing enhancement technology and drag of strut[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

[6] 高峰, 王宏宇, 张涵. 超燃冲压发动机燃烧室数值流场分析研究综述[J]. 飞航导弹, 2014(1): 80-84.

[7] Daniel L R, King P. Mixing effects of pylon-aided fuel injection located upstream of flame holding cavity in supersonic flow[R]. AIAA-2005-3913, 2005.

[8] Pohlman M R, Greendyke R B. Critical design parameters for pylon-aided gaseous fuel injection [R]. AIAA-2009-1422, 2009.

[9] 金劲睿, 刘玉英, 洪燕. 前置肋片对凹槽火焰稳定器混合特性的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2716-2721.

JIN Jinrui, LIU Yuying, HONG Yan. Effects of injection fin on flow and mixing characteristics of cavity flame holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2716-2721. (in Chinese)

[10] Gruber M R, Carter C D, Monters D R. Experimental studies of pylon-aided fuel injection into a supersonic cross flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 460-470.

[11] Aguilera C, Pang B, Ghosh A. Scramjet mixing control using fin-guided fuel injection[R]. AIAA-2009-5415, 2009.

[12] Aguilera C, Pang B, Ghosh A. Supersonic mixing enhancement and optimization using fin-guided fuel injection[R]. AIAA-2010-1526, 2010.

[13] Takahashi H, Tu Q, Segal C. Effects of pylon-aided fuel injection on mixing in a supersonic flow field[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 1092-1099.

[14] Balar R A, Gupta A K, Yu K H. Pylon-aided fuel injection into supersonic flow[R]. AIAA-2007-834, 2007.

[15] Bagg C M G, Greendyke R. Computational analysis of strut induced mixing in a scramjet[R]. AIAA-2009-1253.

[16] 郭金鑫, 刘金林, 朱卫兵. 乙烯超燃燃烧室支板/凹腔结构组合的数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 33(2): 602-607.

GUO Jinxin, LIU Jinlin, ZHU Weibing. Numerical study on supersonic combustor using ethane with strut and cavity combination[J]. Journal of Rocket Technology, 2012, 33(2): 602-607. (in Chinese)

[17] 张弯洲, 乐嘉陵, 田野. 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): 1958-1965.

ZHANG Wanzhou, LE Jialing, TIAN Ye. Evaluations of the fuel mixing efficiency for scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1958-1965. (in Chinese)

[18] 杨银军, 窦志国, 段立伟. 超声速来流中横向喷流角度对流动与混合特性的影响[J]. 现代电子技术, 2013, 36(17): 151-154.

YANG Yinjun, DOU Zhiguo, DUAN Liwei. Influence of lateral injection angle in supersonic inflow on flow and mixed characteristics[J]. Modern Electronics Technique, 2013, 36(17): 151-154. (in Chinese)