

文章编号: 1000-8055(2010)07-1506-06

采用多源涡技术强化燃料/空气小尺度混合研究

张玉芳¹, 黄 勇¹, 王 方¹, 吴垚锒¹, 肖 英²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191;
2. 海军装备研究院 自动化所, 北京 100073)

摘 要: 通过数值模拟, 研究了在空气入口总温为 294.28 K, 燃料气体为乙烷(C_2H_6)时在轴向旋流器出口截面上安装多个小突片的多源涡(MSV)结构对燃烧室内燃料/空气掺混效果的影响. 结果表明: 在每个小突片下游产生的小尺度流向涡使得局部的燃料/空气掺混加强; 装有多源涡结构的燃烧室内对应的 C_2H_6 质量分数在文氏管下游 2mm 截面处的混合不均匀度由不带多源涡结构时的 13.0% 下降到小于 7.4%. 在该研究的范围内, 当小突片总的阻塞比增大时, 对应的混合不均匀度减小, 掺混效果变好.
关 键 词: 燃烧室; 轴向旋流器; 多源涡; 强化混合; 小突片
中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A

Small scale mixing enhancement of fuel/air using multi-source vortex technology

ZHANG Yufang¹, HUANG Yong¹, WANG Fang¹,
WU Yaor zeng¹, XIAO Ying²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;
2. Institute of Automation, Naval Academy of Armament, Beijing 100073, China)

Abstract: With the multi-source vortex (MSV) structure fixed on the exit plane of axial swirler, the flow field of combustor was simulated and the effect of MSV on the mixing enhancement of fuel/air was studied. The total temperature of the air inlet was 294.28 K and the fuel was ethane (C_2H_6). The results indicate that, a small scale streamwise vortex is produced downstream each tab, helping enhance the local mixing of fuel and air. The mixing nonuniformity is 13.0% for combustor without MSV, while it declines to smaller than 7.4% with MSV. The mixing nonuniformity decreases when the total blockage of tabs increases, indicating a mixing enhancement of fuel/air.

Key words: combustor; axial swirler; multi-source vortex (MSV);
mixing enhancement; tab

为了实现航空发动机的高推质比、高效率目标, 提高燃烧室出口温度就成了迫切的需要. 但是提高燃烧室出口温度, 又受到其下游涡轮材料的严重限制, 所以如何提高出口温度分布的均匀性引起

国内外学者的关注. 目前调节出口温度分布的方法主要有在掺混段上采用合成射流技术^[1], 脉冲供油技术^[2], “无焰燃烧”^[3], 头部多点喷射技术^[4]等. 而 Lee 和 Moon^[5] 采用在头部涡流器上加小突片的方法

收稿日期: 2009-05-20; 修订日期: 2009-08-12
基金项目: 航空发动机气动热力科技重点实验室基金
作者简介: 张玉芳(1985-), 女, 湖南娄底人, 博士生, 主要从事燃烧与红外辐射方面的研究.

法, 加强了油气混合物的掺混, 在液态燃料燃烧实验中取得了很好地改善出口温度分布的效果. 这种方法主要是通过安装在旋流结构上的小突片结构产生多个小尺度涡来强化燃料空气的局部掺混, 使燃烧室内的燃烧更接近于预混燃烧, 从而使出口温度分布更均匀, 减少污染物的产生. 由于这种方法较为简单, 而且效果明显, 所以深入研究在旋流器上加小突片后对流场的影响是很有意义.

国内外学者通过深入地研究^[6-8], 认为小突片能很好地强化混合. 对于小突片强化混合的机理, 研究者大多认为由于小突片的作用, 在其下游产生了一对方向相反的流向涡, 使下游流场严重变形, 从而导致混合的加剧^[9-10]. 小突片的增强混合作用已经广泛地应用到尾喷管射流中, 其中, Foss, Zaman 等人^[11-12]研究了在小突片个数, 形状, 后倾角等变化时喷管的性能变化趋势, Bill 等^[13]对内外小突片结构进行了研究, 而黄勇等^[14-15]对收敛、收扩喷管加装小突片结构后的引射能力、推力等性能的变化等方面进行了深入细致的研究. 但是, 将小突片应用到旋流器上增强混合的机理和作用目前还没有较为深入地研究.

本文提出采用所谓 MSV(多源涡)结构, 即通过在燃烧室头部旋流结构上安装多个小突片, 产生不同来源的流向涡, 以进一步将燃烧室内温度分布、质量分数分布等搅拌均匀, 从而改善燃烧室出口的温度分布. 通过数值模拟, 本文研究了在轴向旋流器叶片上安装多个小突片(即多源涡结构)时对燃烧室内掺混效果的影响, 且讨论了保证小突片片数不变而改变阻塞比时对燃烧室内掺混效果的影响, 同时, 本文还对小突片增强燃烧室内掺混效果的小尺度涡进行了详细地分析.

1 物理模型和计算方法

本文中先对旋流器上不带多源涡结构时的矩形燃烧室(Tab0-Br0)内流场进行了验证性计算, 该矩形燃烧室头部带有轴向旋流器, 文氏管. 对于头部有多源涡结构的算例, 所用的小突片形状为三角形, 其他的参数见表 1, 其中堵塞比定义为小突片在旋流器出口截面上的投影面积与旋流器出口流通面积的比值. 本文中将所有算例的计算域往旋流器入口往上游延伸了 0.5D 的距离, 从而保证入口截面上速度较均匀, 便于入口边界条件的设定. 空气入口采用速度入口边界条件, 气流速度为 22.14 m/s, 空气密度为 1.99 kg/m³, 总温为 294.28 K, 喷嘴出口也采用速度入口边界条

件, 所用燃料为乙烷(C₂H₆), 燃料气体旋转着从喷嘴喷出, 旋转张角为 90°, 轴向速度为 73.55 m/s, 总的当量比为 0.6. 燃烧室出口采用出口流的边界条件, 壁面采用了无滑移壁面边界. 所采用的湍流模型为 realizable *k-ε* 模型, 连续方程, 动量方程, *k* 和 *ε* 方程的离散格式为二阶迎风格式, 组分方程的离散格式为一阶迎风格式. 本文还采用了标准壁面函数来处理壁面附近的流动, 对壁面附近的网格进行了局部加密, 图 1 为带有多源涡结构的轴向旋流器的结构图, 每个叶片上带有 3 个小突片, 坐标轴原点位于文氏管出口截面的中心处, 图 2 为整个燃烧室的网格图.

本文中算法采用时间推进的有限体积法, 在

表 1 小突片参数
Table 1 Parameters of tabs

型号	每个叶片上 小突片个数	总堵塞 比/%	底边 长度/mm	高度/mm
Tab0-Br0	0	0		
Tab3-Br1	3	2.64	1	0.866
Tab3-Br2	3	5.28	1	1.732
Tab3-Br3	3	7.92	1	2.598

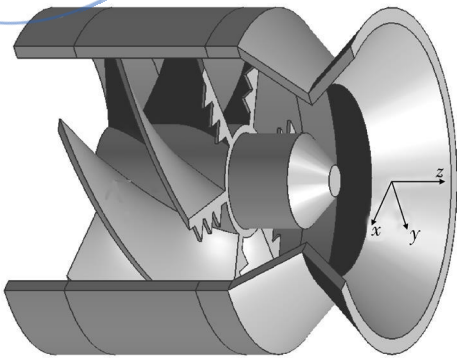


图 1 带有多源涡结构的轴向旋流器的结构图
Fig. 1 Geometry of axial swirler with MSV structure

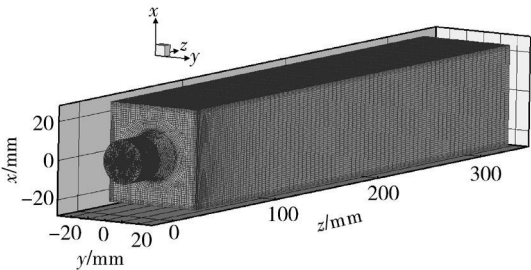


图 2 整个燃烧室的网格图
Fig. 2 Grid system of the combustor

FLUENT 6.3 软件上实现, 求解器采用基于压力的隐式求解器.

2 验证计算

本文中先对旋流器上不带多源涡结构时的矩形燃烧室内流场进行了计算, 并将结果与来自文献[16]中的实验结果和来自文献[17]中的计算结果进行了比较, 以验证算法的正确性.

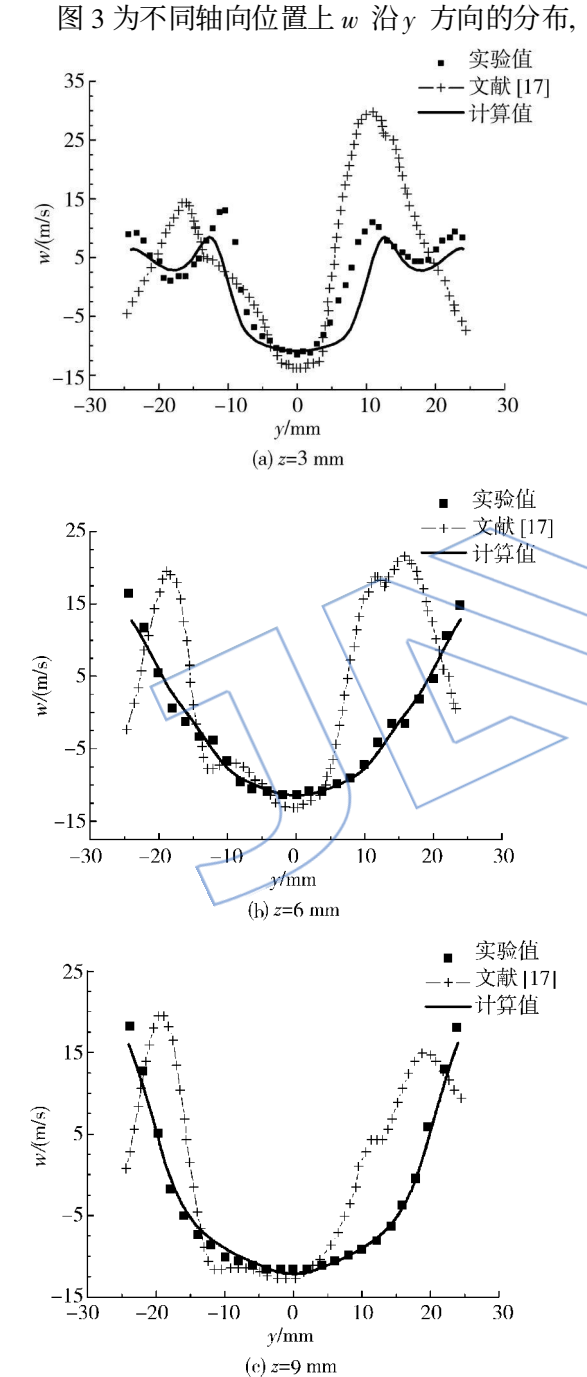


图 3 不同轴向位置上 w 沿 y 方向的分布
($x=0\text{ mm}$)

Fig. 3 Distribution of w in y -direction at different axial stations ($x=0\text{ mm}$)

其中 w 为沿 z 方向的速度分量, 可以看出, 本文计算所得 w 沿 y 方向的分布与实验结果基本一致, 明显优于文献[17]中所得计算结果, 说明所用计算方法合适.

图 4 为不同轴向位置上 v 沿 y 方向的分布, 其中 v 为沿 y 方向的速度分量, 同样可以看出本文的计算结果和实验数据吻合较好.

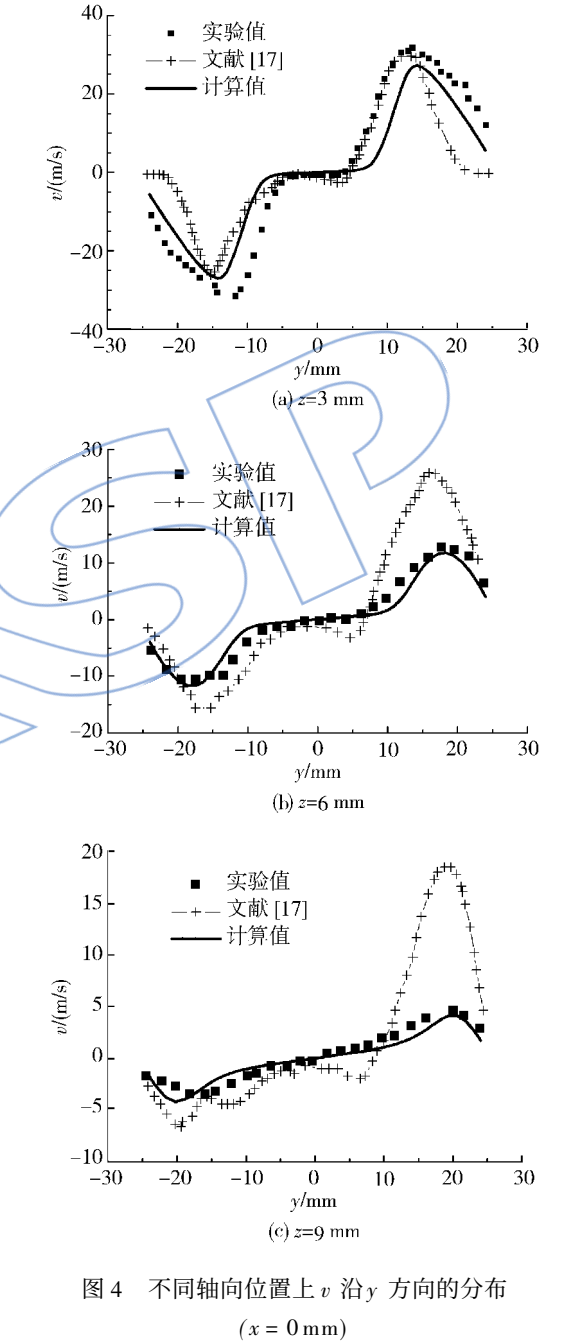


图 4 不同轴向位置上 v 沿 y 方向的分布
($x=0\text{ mm}$)

Fig.4 Distribution of v in y -direction at different axial stations ($x=0\text{ mm}$)

3 计算结果及讨论

本文在保证小突片个数不变的情况下, 改变小突片的尺寸, 从而改变阻塞比, 以研究小突片阻

塞比对燃烧室内混合过程的影响.

3. 1 流向涡的分布

旋流器下游的流场具有很强的涡结构. 涡的强度可分解为 3 个分量: 流向分量和两个横向分量. 流向分量也称为流向涡, 两个横向分量的矢量和称为展向涡或横向涡. 本文主要分析小突片所产生的流向涡在下游流场的分布. 流向涡定义为^[18]

$$\Omega_z = \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}$$

(1)

图 5 为带旋流结构 Tab3-Br1 的旋流器出口下游 0.5 mm 截面上的流向涡分布云图. 由图可知, 不带多源涡结构时, 在每个旋流器叶片通道下游产生了一对较大的方向相反的流向涡 1, 在靠近内壁面处有一个小尺度流向涡 2. 与没有多源涡结构的相比较, 当每个叶片上带 3 个小突片时, 可以明显地看到 3 个负的小尺度流向涡 3、4 和 5

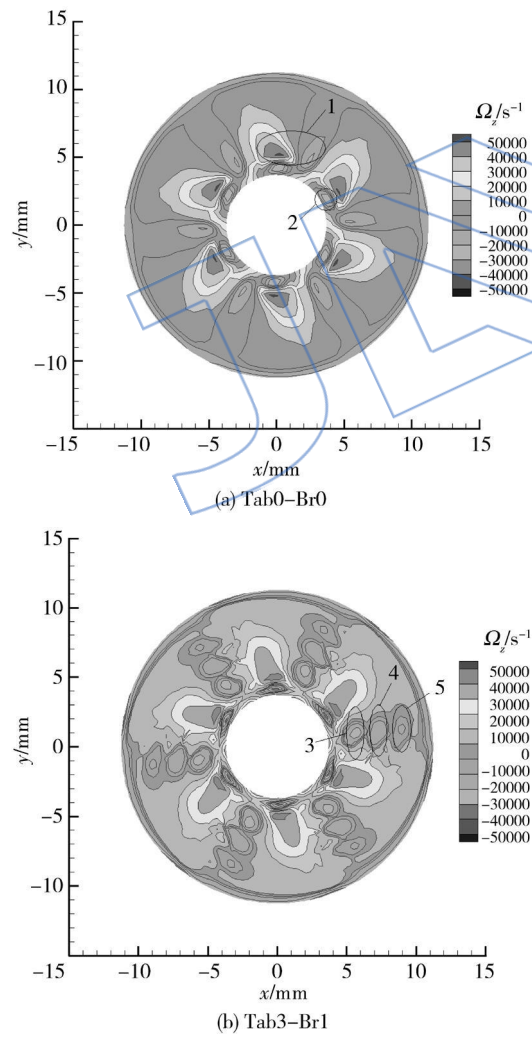


图 5 旋流器出口下游 0.5 mm 截面上的流向涡分布云图
Fig. 5 Streamwise vortices' contours in the plane
0.5 mm downstream the swirler exit plane

的出现, 它们将轴向旋流器叶片通道下游产生的负的流向涡分成了 3 个小尺度流向涡. 多个小尺度流向涡的出现使得局部的燃气掺混更加强烈, 从而使燃料气体在径向方向上分布更均匀.

3. 2 C₂H₆ 的分布

图 6 为保证小突片个数不变而改变阻塞比时 $z = 1 \text{ mm}$ 截面上无量纲当量比在 y 方向上的分布曲线, 其中 ϕ 为不同 y 位置的当量比, ϕ_{ai} 为燃烧室内总的当量比, 此时 $x = 0 \text{ mm}$. 由图可知, 无量纲当量比在距轴线 8 mm 左右的位置上会出峰值, 而在轴线附近和壁面附近无量纲当量比的值都较低, 即 C_2H_6 质量分数较低, 这主要是因为燃料气流是以一定的角度旋转着喷射出的, 离开喷嘴后会变成空心射流, 故会造成中间和两端质量分数都较低的现象. 通过比较燃气质量分数峰值的大小, 可以发现没有带多源涡结构时的峰值比带有多源涡结构时要大, 说明多源涡结构使得燃气沿 y 轴方向的质量分数分布更均匀, 加强了空气和燃料气体之间的掺混. 同时, 可以看出, 在保证每个叶片上带有 3 个小突片的情况下, 随着小突片总的阻塞比的增大, 燃气质量分数峰值变小, 说明在本文研究的范围内, 随着阻塞比的增大, 燃料/空气掺混增强.

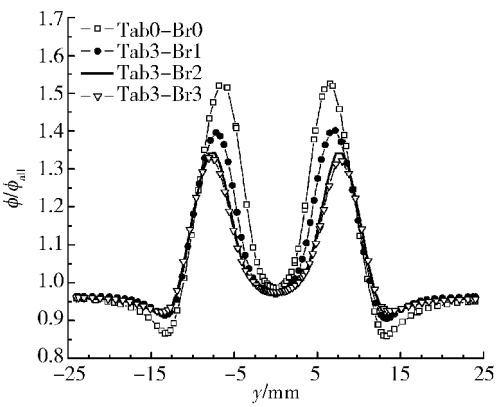


图 6 $z = 1 \text{ mm}$ 截面上当量比在 y 方向上的分布曲线
($x = 0 \text{ mm}$)
Fig. 6 Distribution of equivalence ratio in y -direction
in the plane $z = 1 \text{ mm}$ ($x = 0 \text{ mm}$)

为了进一步比较 C_2H_6 质量分数的分布, 本文参考文献[19]定义了混合不均匀度 S

$$S = \frac{\int (\phi - \bar{\phi})^2 \cdot \rho \cdot |w| \, dA}{\int \rho \cdot |w| \, dA}$$

(2)

其中

$$\bar{\phi}=\frac{\int \phi \cdot \rho \cdot|w| \mathrm{d} A}{\int \rho \cdot|w| \mathrm{d} A}$$

式中 $\bar{\phi}$ 为平均当量比, w 为轴向速度。

表 2 比较了不同多源涡结构时 C_2H_6 质量分数在 $z=2\text{ mm}$ 截面上的混合不均匀度 S 。由表 2 可以看出, 没有带多源涡结构时(对应小突片型号为 Tab0-Br0)混合不均匀度 S 为 13.0%, 而带有
多源涡结构时的混合不均匀度减小到小于 7.4%, 这说明多源涡结构使得燃料气体在截面上的质量分数分布更均匀, 空气和燃料气体之间的掺混得以加强, 这和文献[5]中的实验结果相似。这种现象的出现主要是因为加了多源涡结构(即小突片)后, 在小突片后面会产生小尺度流向涡使得局部的燃气掺混更加强烈(如本文 3.1 节所述)。同时还可以看出, 在保证小突片个数为 3 的情况下, 当阻塞比为 2.64% (对应小突片型号为 Tab3-Br1), 对应的混合不均匀度 S 为 7.4%, 随着阻塞比的增大, 混合不均匀度减小, 当阻塞比为 7.92% (对应小突片型号为 Tab3-Br3), S 减小为 5.9%, 这说明在本文研究的范围内, 小突片总的阻塞比越大, 燃料气体质量分数的分布越均匀, 混合越好, 这和文献[5]中的实验结果相符。

表 2 $z=2\text{ mm}$ 截面上的混合不均匀度比较
Table 2 Comparison of mixing non uniformity
in plane $z=2\text{ mm}$

型号	$S/\%$	型号	$S/\%$
Tab0 Br0	13.0	Tab3-Br2	6.2
Tab3 Br1	7.4	Tab3-Br3	5.9

4 结 论

本文所得结论如下:

- 1) 对于带多源涡结构的旋流器, 在每个叶片上所安装的每个小突片下游都会有一个小尺度流向涡的产生, 多个叶片上的多个小突片会使下游流场具有多源涡的流场特性;
- 2) 多源涡结构使得 C_2H_6 质量分数在 $z=2\text{ mm}$ 截面上的混合不均匀度 S 由 13.0% 减小到小于 7.4%, 因此燃料气体在截面上的质量分数分布更均匀, 空气和燃料气体之间的掺混得以加强, 这和文献中的实验结果相符;

3) 在本文研究的范围内, 当小突片个数为 3 时, 小突片总的阻塞比由 2.64% 增大到 7.92% 时, 对应的混合不均匀度由 7.4% 减小到 5.9%, 燃料气体质量分数的分布变得更均匀, 混合变好。

参考文献:

[1] Chen Y, Scarborough D, Liang S, et al. Manipulating pattern factor synthetic jet actuators [R]. AIAA-2000-1023, 2000.

[2] Whitelaw J H. Oscillations in gas turbine combustors; control of rumble, pattern factor and emissions[R]. N68171-95 G-9140, 1996.

[3] Overman N, Cornwell M, Gutmark E J. Application of flameless combustion in gas turbine engines[R]. AIAA-2006-4920, 2006.

[4] LI Guoqiang, Gutmark E J. Effect of exhaust nozzle geometry on combustor flow field and combustion characteristics[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30: 2893-2901.

[5] Lee C W, Moon S Y. An experimental investigation of the effects of turbulence generators attached to an axial swirler nozzle on mixing and combustion[J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6: 517-520.

[6] Ahuja K K. Mixing enhancement and jet noise reduction through tabs plus ejectors[R]. AIAA-1993-3548, 1993.

[7] Zaman K B M. Spreading characteristics of compressible jets from nozzles of various geometries [J]. J. Fluid Mech. , 1999, 383: 197-228.

[8] Gutmark E J, Schadow K C, Yu K H. Mixing enhancement in supersonic free shear flows[J]. Annu. Fluid Mech. , 1995, 27: 375-417.

[9] Bohl D G, Foss J F. Characteristics of the velocity and streamwise vorticity fields in a developing tabbed jet[R]. AIAA-95-0102, 1995.

[10] 胡晖. 波瓣喷管及小突片强化喷流混合研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.

HU Hui. A study of mixing enhancement of jet flow by lobed nozzle and mechanical tabs[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)

[11] Foss J K, Zaman K B M Q. Large and small scale vortical motions in a shear layer perturbed by tabs [J]. J. Fluid Mech. , 1999, 382: 307-329.

[12] Zaman K B M Q, Reeder M F, Smimy M. Supersonic jet mixing enhancement by “ Delta Tabs ” [R]. AIAA-92-3548, 1992.

[13] Bill D G, Foss J F. Enhancement of passive mixing tabs by the addition of secondary tabs[R]. AIAA-96-0545, 1996.

[14] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对收敛喷管推力特性的影响研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27 (6): 687-689.

HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of

tabs on the thrust of a convergent nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(6): 687-689. (in Chinese)

[15] 黄勇, 吴建航, 吴寿生. 小突片强化混合研究[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 86-90.

HUANG Yong, WU Jianhang, WU Shousheng. Investigation on jet mixing enhancement by small tabs[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 86-90. (in Chinese)

[16] Cai J, Jeng S M. The structure of a swirl stabilized reacting spray issued from an axial swirler [R]. AIAA-2005-1424, 2005.

[17] Davoudzadeh F, Liu N S, Moder J P. Investigation of swirling air flows generated by axial swirlers in a flame tube [C] // Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air. Spain, Barcelona: ASME, 2006.

[18] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002: 63.

CHEN Maozhang. Fundamentals of viscous fluid dynamics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2002: 63. (in Chinese)

[19] 李宇红, 孙宝成, 祁海鹰. 燃烧室预混段燃料/空气混合规律的数值研究[J]. 热能动力工程, 2008, 23(3): 235-239.

LI Yuhong, SUN Baocheng, QI Haiying. A numerical study of the fuel/air mixing law specific to the premixing section of a gas turbine combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23(3): 235-239. (in Chinese)

