

# 壁面组合孔喷注增强混合研究

刘昊<sup>1</sup>, 贺云龙<sup>2</sup>, 刘晓伟<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 为增强超声速气流中壁面喷注的燃料射流与气流混合, 提出了一种壁面组合孔喷注方式。通过对单孔及组合孔喷注方式燃料射流流场仿真结果的对比分析发现, 采用壁面喷注孔喷注燃料时, 燃料射流与来流的混合过程在射流近场穿透深度起主导作用, 而在射流远场涡则起主导作用。计算结果表明, 采用壁面组合孔喷注氢气时, 燃料射流增强了流场展向涡量, 从而在射流远场获得了更好的射流与来流混合。

**关键词:** 超声速气流; 组合孔; 喷注; 混合增强

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0025-04

## Study on a new injection technology for enhancing mixture by orifice set in wall

LIU Hao<sup>1</sup>, HE Yunlong<sup>2</sup>, LIU Xiaowei<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A new injection technology of special orifice set in wall is proposed to enhance the mixture of injection fuel jet flow and supersonic air flow. It is found by flow field simulation comparison of fuel jet flow between single orifice injection and orifice set injection that, when the wall injection orifice is used to inject the fuel in the mixing process of fuel jet flow and air flow, the penetration depth plays leading roles in near field of jet flow and the vortex plays the leading roles in far field of jet flow. The CFD results indicate that the hydrogen jet injected by the orifice set enhances the spanwise vortex of flow field, which will obtain better mixture of jet flow and air flow in far field of jet flow.

**Keywords:** supersonic air flow; orifice set; injection; mixing enhancement

## 0 引言

超声速气流中喷注燃料要求快速实现燃料与

气流混合及燃烧, 壁面喷注由于方案简单易行, 并且较支杆/板等插入式结构对来流的干扰小, 引起了众多学者关注。壁面喷注最常见的方式为壁

收稿日期: 2015-03-27; 修回日期: 2015-05-06

作者简介: 刘昊 (1984—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为组合推进燃烧技术

面垂直喷注<sup>[1-3]</sup>,此时喷注的燃料和超声速主流相互作用,在喷嘴前形成弓形激波,导致附面层分离,使得燃料在喷嘴上游与主流空气以亚声速混合,实现火焰稳定传播。同时,燃料射流引发周期性大尺度涡结构,促进了燃料与空气的混合。但在高马赫数时,喷嘴前的弓形激波增强导致过高的总压损失。采用一定角度喷注,可降低总压损失,射流的轴向动量还可提供部分净推力,但相关研究表明近场混合效果会被减弱<sup>[4-6]</sup>。此外,还有学者研究了喷嘴出口形状对燃料混合特性的影响<sup>[7-9]</sup>,研究表明,喷嘴出口形状对喷嘴附近的漩涡及激波强度有较大影响。全毅恒等基于高速摄影实验定性研究了液态燃料单孔喷注、喷孔展向组合喷注及喷孔流向组合喷注对燃料穿透深度及激波角的影响<sup>[10]</sup>。

为降低壁面喷注在高马赫数来流条件下的流动损失,增强来流/燃料混合,本文提出了一种适用于气态燃料喷注的壁面组合孔喷注方式。通过CFD方法对单孔及组合孔两种喷注方式的流场、来流/燃料掺混效果进行了对比、分析,揭示出近场穿透深度主导+远场涡主导的混合模式。

## 1 物理模型及计算方法

### 1.1 物理模型

本文研究了2种壁面喷孔形式:(1)单孔,直径2 mm;(2)组合孔,6个喷注孔等边三角形排列,总喷注面积与 $\phi 2$  mm单孔面积相等。喷孔尺寸及排列方式见图1。计算域长110 mm(其中喷孔上游50 mm,下游60 mm),宽20 mm,高15 mm。

计算采用结构网格,网格在喷孔及壁面处加密,单孔计算网格68.4万,组合孔计算网格77.7万。

### 1.2 计算方法

采用有限体积法,时间推进隐式求解三维雷诺平均Naver-Stokes方程及组分输运方程,对流通量计算采用二阶AUSM格式,粘性通量计算采用基于Guass定理的中心格式,湍流模型选取Realizable  $k-\varepsilon$ 模型。

### 1.3 边界条件

进口、上边界设定为压力远场,给定来流

$Ma$ 、静压、静温及组分质量百分数;下边界设定为无滑移、绝热壁;喷孔设定为压力远场,给定来流 $Ma$ 、静压、静温及组分质量百分数;两侧边界设定为对称边界;出口设定为压力出口,给定背压。

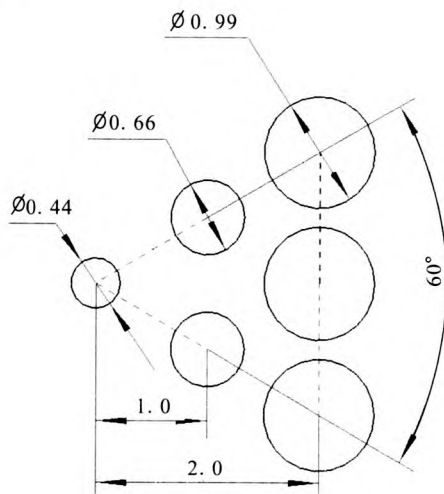


图1 组合孔示意图

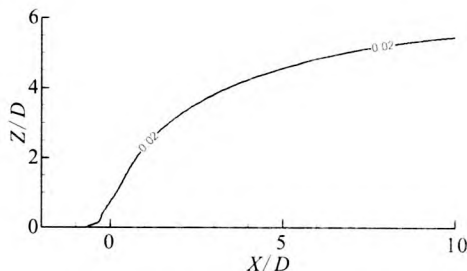
Fig. 1 Schematic diagram of orifice set scheme

### 1.4 来流及喷流条件

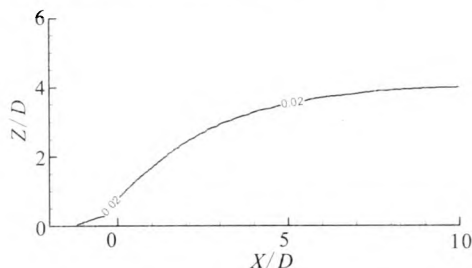
来流为 $Ma=3.4$ ,  $p=32\,424$  Pa,  $T=1\,290$  K的空气;燃料为氢气,喷孔出口 $Ma=1.0$ ,  $p=490\,000$  Pa,  $T=240$  K。

## 2 计算结果与讨论

对长度采用单孔直径( $D=2$  mm)进行无量纲处理,单孔方式喷孔中心位于 $X/D=0$ 处,组合孔方式第一排直径0.44 mm圆孔中心位于 $X/D=0$ 处。



(a) 单孔



(b) 组合孔

图 2 中心截面氢质量分数 2% 等值线

Fig. 2 Isoline of mass fraction of hydrogen in central section

图 2 给出了中心截面氢质量分数 2% 等值线, 从图中可以看出, 在约轴向位置  $X=5D$  之前, 单孔喷注燃料在高度方向获得了更好的分布, 分析认为这是由于两种喷孔方式总面积相同, 而单孔喷注湿面积小, 因此燃料射流获得了更好的穿透深度。

图 3 给出了两种喷孔方式轴向截面混合效率沿程分布对比。混合效率<sup>[11]</sup>定义为可燃的燃料占喷注进入燃烧室的燃料的比例, 其表达式如下:

$$\eta_{\text{mix}(x)} = \frac{\int \alpha \rho u Y_f dA}{\int \rho u Y_f dA}$$

式中:  $\alpha = \begin{cases} 1/\Phi, \Phi \geq 1 \\ 1, \Phi < 1 \end{cases}$ ;  $\Phi$  为当地当量比;  $\rho$  为气流密度;  $u$  为气流速度沿流向分量;  $Y_f$  为燃料的质量分数。

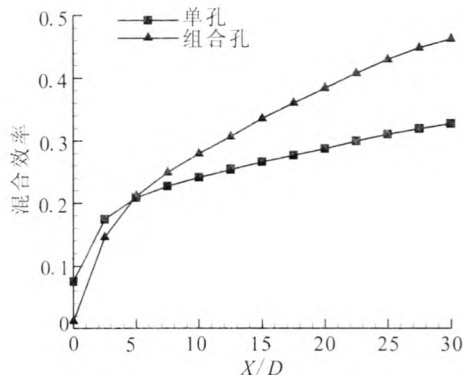


图 3 轴向截面混合效率沿程分布

Fig. 3 On-way distribution of section mixing efficiency at axial direction

从图 3 中可以看出, 在轴向位置  $X=5D$  以前, 单孔喷注获得了较高的混合效率; 在轴向位置  $X=5D$  以后, 组合孔喷注优势开始凸显, 且随着轴向距离的增大混合增强效果越来越明显, 在出口  $X=30D$  位置, 其混合效率已达到 0.463, 远高于单孔喷注 (混合效率 0.328)。

图 4 给出了 2 种喷孔方式轴向截面平均总压恢复系数沿程分布对比。在轴向位置  $X=5D$  以前, 由于组合孔喷注射流引起的弓形激波弱于单孔, 其总压恢复系数高于单孔喷注; 在轴向位置  $X=10D$  以后, 由于组合孔喷注氢气射流与主流获得了更好的混合, 混合过程引起的总压损失亦大, 从而导致其总压恢复系数低于单孔喷注。

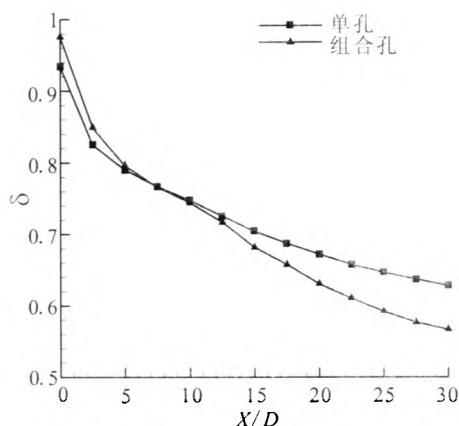
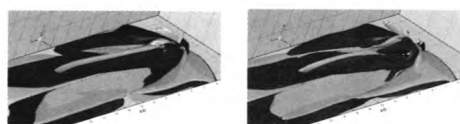


图 4 轴向截面总压恢复系数沿程分布

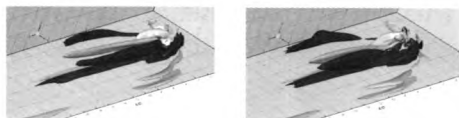
Fig. 4 On-way distribution of section total pressure recovery coefficient at axial direction

图 5、图 6 和图 7 分别给出了 2 种喷孔方式流场流向涡量、横向涡量及展向涡量等值面 (浅色代表  $-3 \times 10^5$  等值面, 深色代表  $3 \times 10^5$  等值面)。氢气射流一经喷出, 三个方向涡量达到同一量级, 流场呈现出强的三维特征。同时, 从图中可看出, 2 种喷孔方式下, 射流流场流向涡量及横向涡量等值面形状及大小接近, 表明流向及横向涡量水平相当; 采用组合孔喷注时, 展向涡量等值面覆盖范围明显高于单孔喷注, 表明组合孔喷注流场展向涡量水平高于单孔喷注, 即组合孔喷注增强了流场展向涡量, 这也是组合孔喷注方式在射流远场获得更好燃料/来流混合的主要原因。



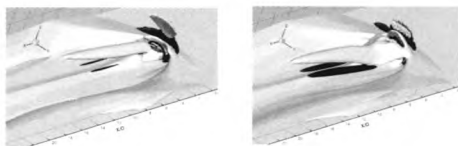
(a) 单孔

(b) 组合孔

图 5 流向涡量  $\omega_x = \pm 3 \times 10^5$  等值面Fig. 5 Contour surface of streamwise vorticity  $\omega_x = \pm 3 \times 10^5$ 

(a) 单孔

(b) 组合孔

图 6 横向涡量  $\omega_z = \pm 3 \times 10^5$  等值面Fig. 6 Contour surface of crosswise vorticity  $\omega_z = \pm 3 \times 10^5$ 

(a) 单孔

(b) 组合孔

图 7 展向涡量  $\omega_y = \pm 3 \times 10^5$  等值面Fig. 7 Contour surface of spanwise vorticity  $\omega_y = \pm 3 \times 10^5$ 

综合以上分析可见,壁面喷注时,燃料射流穿透深度对于燃料与来流的混合过程仅在射流近场起到主导作用(对于本文而言,影响到5倍喷孔直径处);而在射流远场,燃料射流与来流的混合过程则主要由涡主导。

### 3 结论

为改善壁面喷注燃料射流与来流混合,本文提出一种组合孔喷注方式。对单孔及组合孔2种壁面喷注方式流场数值仿真及分析表明:

1) 氢气射流与来流的混合过程在射流近场有限区域受穿透深度主导,在射流远场区域受涡主导;

2) 相对于单孔喷注,组合孔喷注增强了流场的展向涡量,在射流远场有效增强了氢气射流与来流的混合。

#### 参考文献:

- [1] STOUFFER S K C. Numerical simulation of injection and mixing in supersonic flow[D]. Blacksburg, VA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
- [2] YAKAR A B, HANSON R K. Supersonic combustion of cross flow jets and the influence of cavity flame holders, AIAA 99-0484[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [3] GRUBER M, JACKSON T, CHUNG J T, et al. Gaseous and liquid injection into high speed cross flows, AIAA 2005-0301[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [4] BAYLEY D J, HARTFIELD R J. Experimental investigation of angled injection in a compressible flow, AIAA 95-2414[R]. Reston, VA: AIAA, 1995.
- [5] TAKAKAGE A, HIDEO F, JUNJI M. Experimental investigation of inclined hydrogen injection to a supersonic flow, AIAA 99-4915[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [6] MAY S R B, THOMAS R H, SCHETZ J A. Low angle injection into a supersonic flow, AIAA 99-2461 [R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [7] GUTMARK E, SCHADOW K C, WILSON K J. Subsonic and supersonic combustion using noncircular jets [J]. Journal of propulsion and power, 1991, 7(2): 240-249.
- [8] KOPCHENOV V I, LOMKOV K E. The enhancement of the mixing and combustion processes applied to scramjet engine, AIAA 92-3428 [R]. Reston, VA: AIAA, 1992.
- [9] TOMIOKA S, JACOBSEN S, SCHETZ, J A. Interaction between a supersonic airstream and a sonic jet injected through a diamond-shaped orifice, AIAA 2000-0088[R]. Reston, VA: AIAA, 2000.
- [10] 全毅恒, 李清廉, 吴里银, 等. 超声速气流中液体横向射流组合喷注特性实验[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(2): 73-80.
- [11] WILLIAM H H, DAVID T P. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1994.

(编辑: 陈红霞)