

文章编号:1000-8055(2012)10-2378-06

菱形孔射流在超声速流场中的气动特性

张丁午, 王 强, 胡海洋

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对带有横向射流的三维超声速流场进行数值模拟, 分析了菱形结构喷孔与普通圆孔的差异, 并探讨了不同喷射角度下菱形喷孔对流场的影响。研究表明: 与普通圆孔相比, 采用菱形孔射流能够减弱弓形激波的强度、降低总压损失, 增加燃料的穿透高度, 但是在展向方面两者对于燃料的扩散能力基本相同; 随着喷射角度的增加, 燃料的穿透高度表现出先增加后降低的趋势, 在计算的 3 种模型中, 喷射角为 60° 表现出更好的特性; 喷射角度在一定范围内变化时, 总压损失的改变不明显, 但是过大的喷射角度会导致总压损失迅速增加。通过研究进一步认识了菱形孔射流的流场特性, 为优化喷射装置提供依据。

关 键 词: 菱形孔; 横向射流; 超声速; 气动特性; 喷射角度

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Aerodynamic characteristics of sonic injection through diamond-shaped orifices in supersonic flow field

ZHANG Ding-wu, WANG Qiang, HU Hai-yang

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional supersonic flow field with sonic injector was numerically investigated, the characteristics of diamond-shaped orifice which were compared with that of the circular injector were analyzed, and at last the effect of the diamond-shaped orifice on the flow field with different injection angles was explored. It is found that the plume from diamond-shaped orifice can weaken the strength of the bow shock and reduce total pressure loss, and the fuel penetration height of diamond-shaped orifice is higher than that of the circular injector, however, the diffusivity is almost the same in spanwise direction regardless of the structure type of injector. With the increase of the injection angle, the penetration height of the fuel firstly increases and then decreases; the model with 60 degree injection angle has the best characteristics. The change of total pressure loss is not obvious when the injection angle changes within a certain range, whereas an injection angle which is too large would lead to a rapid increase in the total pressure loss. This investigation provides insight into the characteristics of flow field with diamond-shaped orifice, which is crucial for optimization of injector.

Key words: diamond-shaped orifice; transverse jet; supersonic; aerodynamic characteristics; injection angle

收稿日期:2012-05-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2378_031.html

作者简介: 张丁午(1983—), 男, 河北邯郸人, 博士, 主要从事发动机内流气动热力学研究。

在超燃冲压发动机的研究过程中,燃烧室一直作为其中的难点,主要原因是燃料与空气在燃烧室中的驻留时间很短,常常以毫秒级计算^[1-2],因此研究 1 种高效的燃料喷射和增强混合的装置十分必要.壁面射流由于产生的总压损失小、结构简单尤其能够很好地适用于尺寸较小的飞行器等优点被众多学者所青睐,研究内容包括不同当量比、不同喷孔位置、多喷孔的排列组合以及喷孔形状对燃烧室的影响等问题^[3-13].在大量的研究结果中,Barber 等人^[14]提出的楔形-半圆组合的形状成为较有优势的喷孔结构,这主要是由于与普通圆形孔相比,楔形结构能够降低喷孔前缘边界层的分离,增加燃料的穿透高度.但是喷孔后缘的圆形结构仍然有可能造成边界层分离等问题.正是基于以上分析,本文针对菱形结构的喷孔进行深入研究,分别讨论了向后喷射角度为 30° 、 60° 和 90° 时的流场特性,并与圆形结构的喷孔做了对比分析.

1 数值计算方法与物理模型

1.1 求解方程

本文从质量守恒、动量守恒和能量守恒三大定律出发,采用耦合隐式求解 N-S 方程组,假定空气和氢气均为理想气体,对流项采用 2 阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式.

1.2 湍流模型

本文选用 $\kappa\text{-}\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型,该模型结合了标准 $\kappa\text{-}\epsilon$ 模型和标准 $\kappa\text{-}\omega$ 模型的优点,修正了计算模型和实际物理现象之间的差距,因此能够准确模拟激波/边界层相互干扰和压力梯度复杂变化的物理现象.

1.3 物理模型

图 1(a) 是带凹腔的二维燃烧室结构示意图,由等直段和扩张段构成,在等直段下壁面有 1 个深 $D=6\text{ mm}$,长深比 $L/D=5$,后缘倾斜角 $\theta=45^\circ$ 的火焰稳定凹腔.气流从左侧进入,选取进口截面为 X 轴的起点,氢气在距凹腔前缘 15 mm 的上游壁面喷射,定义喷射方向与水平方向的夹角 α 为喷射角度,本文分别研究了 α 为 30° 、 60° 和 90° 的情况.图 1(b) 和图 1(c) 是 2 种喷孔的结构示意图,为排除其他耦合因素对结果的影响,2 种喷孔的面积相同.

采用 Gridgen 软件对计算区域分块结构化网

格,近壁面区域加密处理.模拟气流马赫数 $Ma=2$ 进入燃烧室,空气总压为 0.78 MPa ,总温为 1800 K ,壁面采用无滑移绝热壁,出口为超声速流动时,采用 1 阶外推得到.射流采用声速入口,喷射气流总压和燃烧室主流总压的比值为 1.

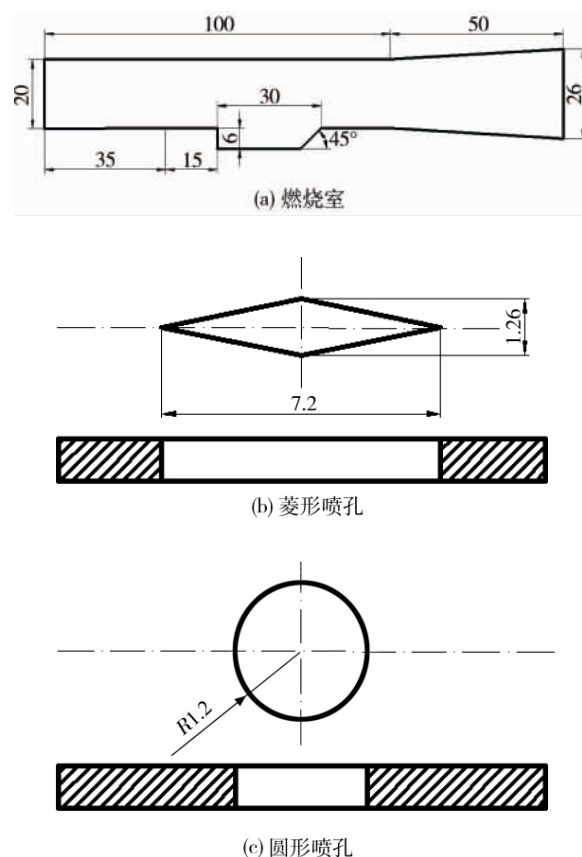


图 1 燃烧室结构图(单位:mm)

Fig. 1 Supersonic combustor (unit:mm)

1.4 验证算例

选择文献^[15]的实验作为标准算例,以此来验证本文数值模拟方法的准确性.燃烧室结构及进口参数如图 2 和表 1.

从图 3 的壁面静压分布可以看出计算结果模拟出的静压分布趋势与田结果吻合较好,因此本文所采用的模拟方法是可靠的.

表 1 燃烧室进口参数

Table 1 Flow parameters of the combustor

	$p_t /$ MPa	$T_s /$ K	Ma	质量分数			
				O ₂	N ₂	H ₂ O	H ₂
空气	1.0	960	2.0	0.232	0.736	0.032	0
氢气	1.0	250	1.0	0	0	0	1



图 2 超燃燃烧室示意图(单位:mm)

Fig. 2 Sketch of the scramjet combustor (unit:mm)

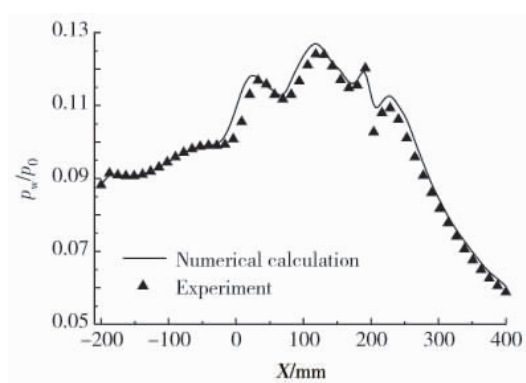
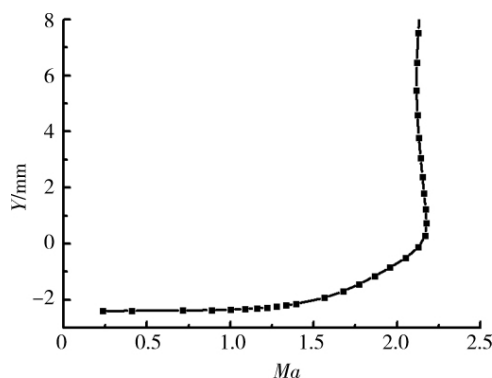


图 3 实验同计算结果的壁面静压比较

Fig. 3 Wall static pressure comparison between experiment and numerical calculation

图 5 马赫数分布($X=140$ mm)Fig. 5 Mach number distribution at $X=140$ mm

2 计算结果分析

2.1 喷孔结构的对比

为了准确分析质量分数分布与边界层的关系,首先需要确定边界层的厚度,图 4 和图 5 分别给出了 $X=40$ mm 和 $X=140$ mm 截面处的马赫数分布图,从图中可以得出这 2 个截面的边界层厚度分别为 0.8 mm 和 2.5 mm.

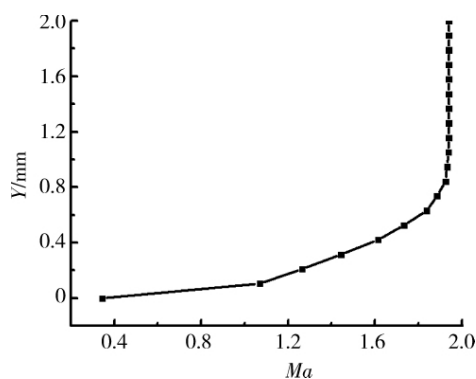
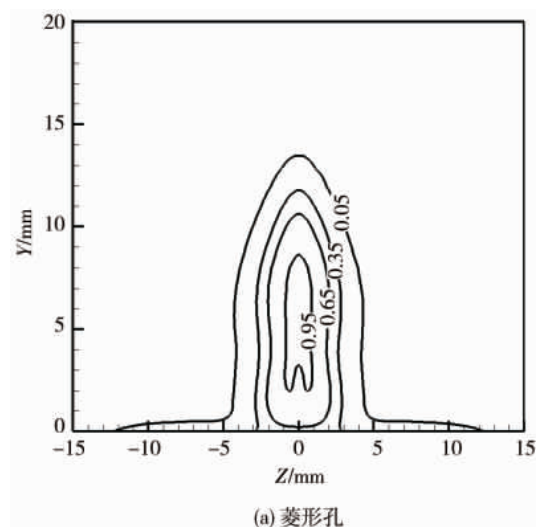
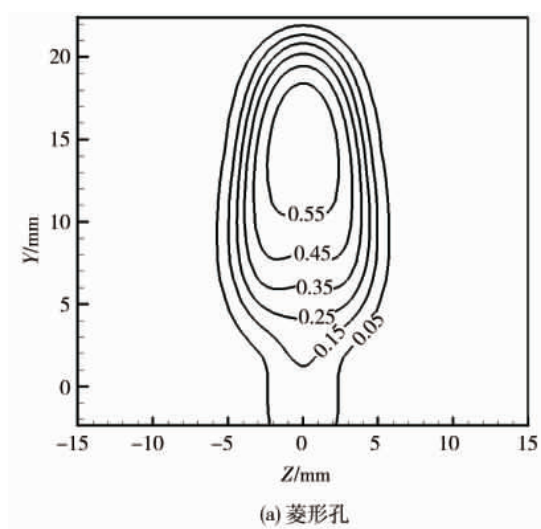
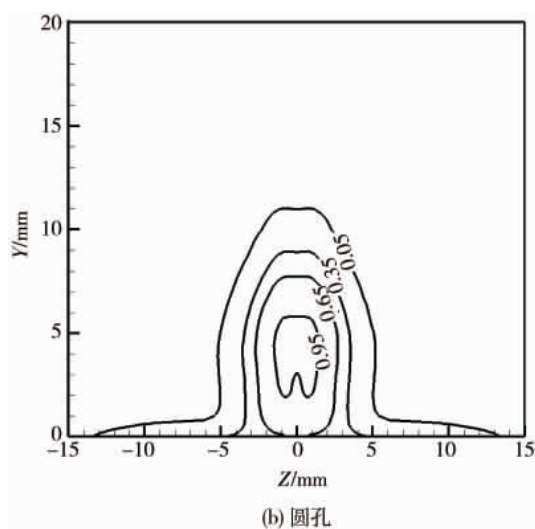
图 4 马赫数分布($X=40$ mm)Fig. 4 Mach number distribution at $X=40$ mm

图 6 给出的是 $X=40$ mm 截面上菱形孔和圆孔的氢气质量分数分布等值线图,且喷射夹角 α 均为 90° . 在 2 种计算结果中,氢气分布都呈现出类似于半椭圆的形状,质量分数核心区都在边界层之外,基本位于燃烧室高度的 $1/4$ 处,不同的是采用菱形孔喷射时氢气沿着高度方向扩散更明显,在短时间内能够扩散到燃烧室中部以上,这主要是由于菱形射流所产生的弓形激波的强度没有



(a) 菱形孔

图 6 菱形孔和圆孔的 H_2 质量分数图

(X=40 mm)

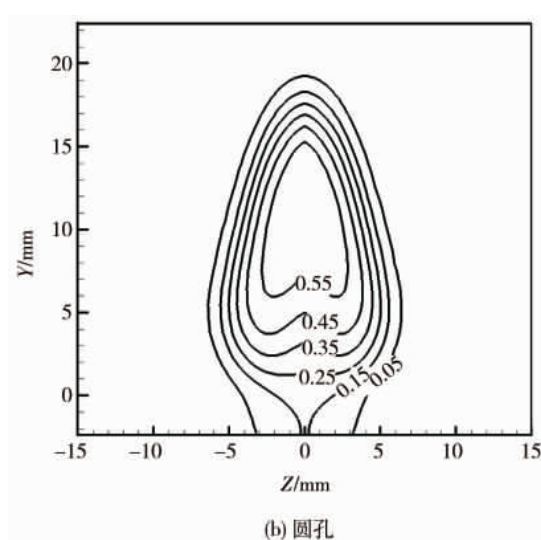
Fig. 6 Mole fraction contours of H_2
with diamond-shape and circular injector
(X=40 mm)

圆孔射流的强度大,沿展向方面,氢气在 2 种计算结果中的扩散程度基本相同。

图 7 给出的是 $X=140$ mm 截面上菱形孔和圆孔的氢气质量分数分布等值线图,且喷射夹角 α 均为 90° 。在两种计算结果中,氢气分布呈现出了较大的差异,当采用菱形孔喷射时,氢气分布呈现出较完整的椭圆结构,对比图 6 可以发现质量分数核心区上升到燃烧室高度的 $3/4$ 处,印证了菱形喷孔能够使氢气沿高度方向扩散较快的结论;当采用圆孔喷射时,氢气分布呈现出上窄下宽的“瓜子”形结构,对比图 6 发现质量分数核心区上升到燃烧室高度的 $1/2$ 处,这同样说明圆孔使氢气沿高度方向扩散较慢的结论。再次与图 6 作对比发现氢气在展向方向上的扩散基本没有增加,这说明无论采用哪种结构的喷孔,氢气在展向的扩散能力都有限。在实际工程应用中应该采用多个喷孔排列组合,尤其在选用圆形喷孔时可以选择上下壁面交错的喷射组合,这样可以保证整个燃烧室质量分数分布的均匀性,而选用菱形喷孔时则可以在单侧的壁面上开孔,所以相对于圆形喷孔来说菱形喷孔在实际应用中更便捷。

2.2 喷射角度的对比

图 8 给出采用菱形孔喷射的壁面压力分布,为了使压力值标准化,纵坐标采用壁面静压与来

图 7 菱形孔和圆孔的 H_2 质量分数图

(X=140 mm)

Fig. 7 Mole fraction contours of H_2
with diamond-shape and circular injector
(X=140 mm)

流总压的比值,与加入燃料之前的情况对比发现喷孔前方的壁面压力基本没有变化,说明燃料的加入并未对喷孔前方的流场产生较大的影响,因此为了减少整个燃烧室的质量,可以从缩短燃烧室进口与喷孔之间的距离入手;随着喷射角度 α 的增加,弓形激波的强度逐渐增加,导致总压损失增加,3 种喷射算例的总压恢复系数分别为 83.64%,82.81%,76.79%,说明过大的喷射角度会导致总压损失迅速增加;燃烧室的壁面压力震荡前移,使得燃料能够在燃烧室中部与空气充分

混合,有利于组织燃烧;在燃烧室扩张段没有明显的压力震荡,表明燃烧室出口气流平稳.

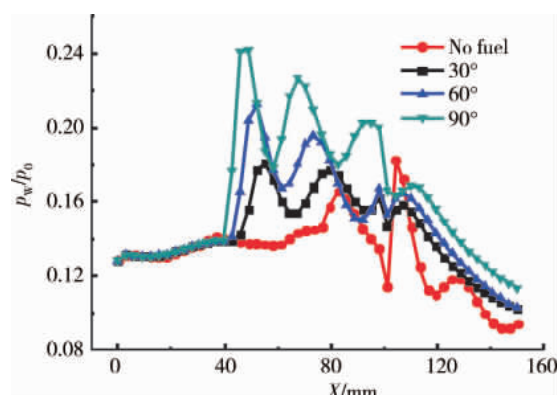


图 8 菱形孔壁面压力分布图

Fig. 8 Wall static pressure ratio with diamond-shape

图 9 给出的是 $X=40\text{ mm}$ 截面上不同喷射角度下的氢气质量分数分布,算例均采用菱形结构喷孔,从中发现氢气的质量分数核心区均在边界层外面,穿透高度与喷射角度表现出一定的函数关系,即随着喷射角度的增加,穿透高度逐渐增加,并且增加幅度变大,对比图 10 发现这一函数关系在随着氢气向下游发展的过程中是不断变化的,在 $X=140\text{ mm}$ 的截面上,喷射角为 60° 的算例表现出更好的特性.

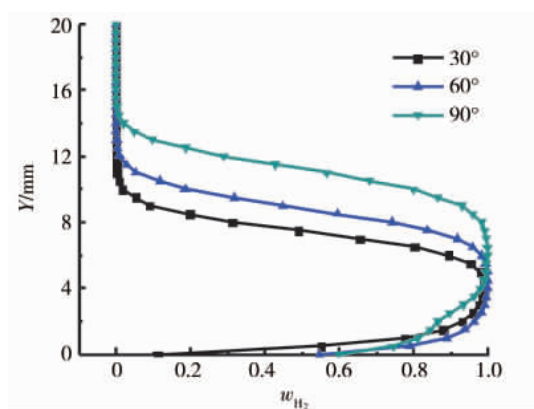


图 9 不同喷射角度下氢气质量分数分布
($X=40\text{ mm}$)

Fig. 9 Mole fraction contours of H_2 with diamond-shape at different injection angles
($X=40\text{ mm}$)

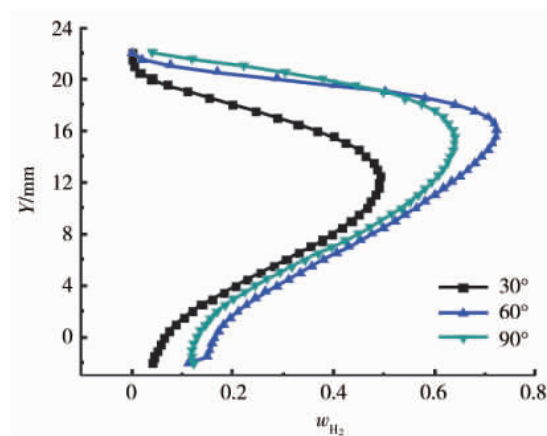


图 10 不同喷射角度下氢气质量分数分布
($X=140\text{ mm}$)

Fig. 10 Mole fraction contours of H_2 with diamond-shape at different injection angles ($X=140\text{ mm}$)

3 结 论

通过以上菱形孔和圆孔的对比以及不同喷射角度下菱形孔的计算结果的分析讨论,可以总结以下几点:

1) 在相同的喷射角度下,与普通圆孔相比,采用菱形孔能够使燃料的穿透高度增加,但是展向上两者穿透度基本相同;氢气向下游充分发展后呈现出不同的结构,因此在工程应用中菱形孔可以布置在单侧壁面上,圆孔应采取上下交错的布局方式.

2) 与喷射燃料之前相比,不同的喷射角度对喷孔上游的流场结构影响不大,因此可以通过缩短燃烧室入口和喷孔之间的距离达到减轻燃烧室质量的效果.

3) 随着喷射角度的增加,弓形激波导致的总压损失逐渐增大,其中喷射角从 30° 变化到 60° 时,总压恢复系数只降低了 0.83 个百分点,而从 60° 变化到 90° 时,总压恢复系数却降低了 6.02 个百分点,因此喷射角度不宜过大.

4) 在靠近喷孔的位置,氢气穿透度随喷射角度的增加而增大,当氢气向下游充分发展后,喷射角为 60° 的算例表现出更好的特性,这主要是由于继续增加喷射角度,总压损失迅速下降的缘故.

参考文献:

- [1] Gruber M R, Donbar J M, Carter C D, et al. Mixing and combustion studies using cavity-based flame holders in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004,

- 20(5):769-778.
- [2] Mitain T, Chinzei N, Kanda T. Reaction and mixing controlled combustion in scramjet engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2):308-314.
- [3] Schetz J A, Thomas R H, Billig F S. Mixing of transverse jets and wall jets in supersonic flow[R]. Separated Flows and Jets, SFJ Paper 807-837, 1991.
- [4] Hollo S D, McDaniel J C. Quantitative investigation of compressible mixing: staged traverse injection into Mach 2 flow[R]. AIAA-1994-0528, 1994.
- [5] Fuller R P, Wu P K, Nejad A S, et al. Comparison of physical and aerodynamic ramps as fuel injectors in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2):135-145.
- [6] Jacobsen L S, Schetz J A, Ng W F, et al. Near a multiport injector array in a supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(2):216-226.
- [7] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 free stream[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2):315-323.
- [8] McClinton C R. The effects of injection angle on the interaction between sonic secondary jets and a supersonic free stream[R]. NASA TN D-6669, 1972.
- [9] Mays R B, Thomas R H, Schetz J A. Low angle injection into supersonic flow[R]. AIAA-1989-2461, 1989.
- [10] Fuller E J, Mays R B, Thomas R H, et al. Mixing studies of helium in air at high supersonic speeds[R]. AIAA-1992-2234, 1992.
- [11] Guerra R, Waidmann W, Laible C. An experimental investigation of the combustion of a hydrogen jet injected parallel in a supersonic air stream[R]. AIAA-1991-5102, 1991.
- [12] Bowersox R, Fan H, Lee D. Sonic injection into a Mach 5.0 freestream through diamond orifices[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2):280-287.
- [13] Tomioka S, Jacobsen L, Schezt J. Sonic injection from diamond-shaped orifices into supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1):104-114.
- [14] Barber M J, Schetz J A, Roe L A. Normal, sonic helium injection through a wedge-shaped orifice into supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(2):257-263.
- [15] Tomioka S, Kohchi T, Masumoto, et al. Supersonic combustion with supersonic injection through diamond-shaped orifices[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(6):1196-1203.