

## 壁面孔型对超声速气流中喷注特性的影响

蔡锋娟, 张 玫, 张蒙正  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 超声速气流中, 燃料与来流空气的高效混合是燃烧室实现点火、稳焰及高效燃烧组织的前提。国内外研究者已对比研究了不同壁面孔型对超声速气流中喷注、混合特性的影响, 相比于最常见的圆形喷孔, 菱形、楔形-半圆、箭形及针形等喷孔用于超声速气流燃料喷注时, 不仅有利于降低喷孔前缘边界层的分离, 而且也有利于提升射流穿透深度; 相比于单孔喷注, 组合型喷孔能进一步增强燃料与来流空气在射流远场的混合效果。通过综述各型喷孔的喷注特性, 分析提出了适用于超声速燃烧组织的壁面喷注孔型及其工程应用条件。

**关键词:** 超声速气流; 壁面孔型; 喷注特性

**中图分类号:** V432-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2017) 04-0018-05

## Effects of different wall surface orifices on injection characteristics of supersonic air flow

CAI Fengjuan, ZHANG Mei, ZHANG Mengzheng  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The efficient mixing of fuel jet and air flow in supersonic gas flow is a precondition to achieve ignition, flame stabilization and high efficiency combustion. The effects of different wall surface orifices on the injection and mixing characteristics have been studied by many researchers at home and abroad. Compared with the common circular orifice, diamond-shaped orifice, wedge-semicircle shaped orifice, arrowhead shaped orifice and stinger-shaped orifice are beneficial to reduction of the boundary layer separation at orifice front edge, and improvement of the penetration depth of the jet flow. Compared with the single orifice injection, the combined orifice can further enhance the mixing effect of the fuel and the incoming air in far field. In this paper, the wall surface injection orifice and engineering application condition that apply to the supersonic combustion are proposed on the basis of analysis of the injection characteristics of various orifices.

**Keywords:** supersonic air flow; wall surface orifice; injection characteristics

收稿日期: 2016-08-29; 修回日期: 2017-02-28

基金项目: 国家 863 项目(2015AA0214)

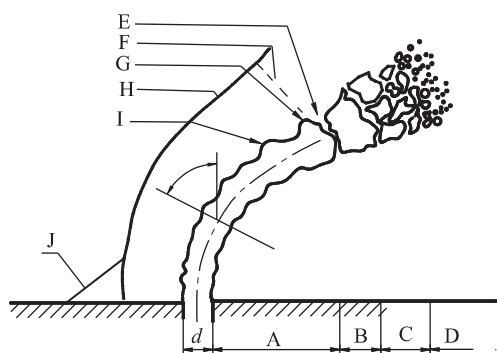
作者简介: 蔡锋娟 (1985—), 女, 工程师, 研究领域为组合推进燃烧组织技术

## 0 引言

超声速气流中, 燃料在燃烧室中的停留时间为毫秒量级, 燃料与来流空气的混合扩散过程相对较慢, 如何在尽可能短的时间内促进、增强燃料与空气混合是超声速燃烧组织面临的一大难题。支板喷注方式可以有效将燃料带入主流, 使其较为均匀的散布于超声速气流中, 在短距离内与来流气体完成高效混合与燃烧。但缺点在于: 发动机长时间工作时, 需要考虑支板的热防护问题; 同时, 支板对主流的阻碍、扰动作用大, 会产生较大的总压损失。壁面喷注方式结构简单、总压损失小、不存在热防护问题, 备受国内外研究者青睐, 但需重点解决燃料在超声速气流中的穿透深度问题。本文依据超声速气流中射流雾化特点, 重点综述了不同构型的壁面喷孔喷注特性, 在此基础上分析提出了适用于超声速燃烧组织的壁面喷注孔型及其工程应用条件。

## 1 超声速气流中各种壁面喷注的特性

图 1 给出了超声速气流中液体射流破碎过程的物理示意图<sup>[1]</sup>。



(A-射流柱区; B-首次破碎区; C-二次破碎区; D-雾化区; E-破碎位置; F-声速线; G-当地声速点; H-弓形激波; I-表面波; J-分离激波)

图 1 超声速气流中液体射流破碎过程

Fig. 1 Process of breakup of liquid jet flow in supersonic air flow

射流垂直进入超声速气流产生弓形激波 H, 射流根部出现分离激波 J。气动力作用下射流在 A 区向下游弯曲, 自当地声速点 G 开始破碎。射

流首先在 B 区破碎成较大不规则液块, 进入 C 区后进一步破碎成较小的液块, 最后在 D 区雾化成细小的球形液滴, 射流在破碎和雾化过程中扩散范围逐渐增大。射流表面存在表面波 I, 波幅沿流向增大, 表面波加速了射流的破碎和雾化<sup>[1]</sup>。

在射流破碎过程中, 射流穿透深度是评估超声速气流中液体射流喷注混合特性的主要参数, 射流与横向超声速来流的动量比决定着射流穿透深度的大小。针对超声速气流中不同构型的壁面喷孔喷注特性, 国内外研究者已开展了大量研究工作。

### 1.1 圆形壁面喷孔

圆形喷孔是一种常见的壁面喷注形式, 当射流经过该喷孔垂直进入超声速主流时, 射流前缘将形成一道较强的脱体激波, 对主流的扰动及其阻塞作用均较强, 由此会产生一定程度的总压损失。

文献 [3] 研究结果表明: 对于圆形喷孔, 射流穿透深度随动压比的增加而增加, 当动压比从 1.55 提升到 6.48 时, 距喷孔下游 90 mm 处的穿透深度仅从 4.9 mm 增加到 6.2 mm。仅仅依靠提高动压比来增大圆形喷孔的穿透深度, 效果非常有限, 但由此诱导出的高强度弓形激波将引起更大的总压损失, 反而得不偿失。鉴于此, 很多研究者拟通过喷孔结构设计, 改变喷孔周围的局部流动和激波结构来提升穿透深度。

### 1.2 菱形壁面喷孔

文献 [4] 采用氢气作为喷注介质, 对比研究了圆形喷孔和菱形喷孔在超声速气流中气动特性、穿透深度等差异性。结果表明: 1) 距离喷孔下游 40 mm 截面上, 2 种结构产生的射流在超声速主流中的氢气分布都呈现出类似于半椭圆的形状, 不同的是采用菱形孔时, 射流前的激波强度减弱, 总压损失降低, 使得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; 2) 在距离喷孔下游 140 mm 的截面上, 两者对应的氢气分布呈现出较大差异, 其中, 菱形孔对应氢气分布呈现出较完整的椭圆结构, 氢气质量分数核心区已上升到燃烧室高度 3/4 处, 圆孔喷射对应氢气分布呈现出上窄下宽的“瓜子”

形结构, 氢气质量分数核心区仅上升到燃烧室高度  $1/2$  处。

### 1.3 楔形-半圆壁面喷孔

文献 [5] 和文献 [6] 中提出了一种“楔形-半圆”构型的壁面喷孔, 如图 2 所示。研究中采用氢气模拟燃料介质, 在相同主流条件下 ( $Ma=3$ ), 对比研究了该构型与圆形喷孔 ( $d=3.45\text{ mm}$ ) 在超声速气流中喷注特性的差异。

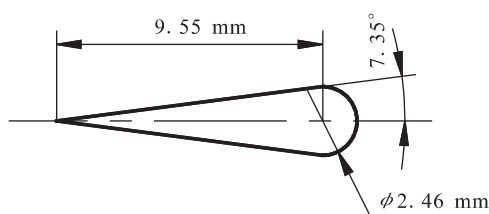


图 2 楔形-半圆壁面喷孔示意图

Fig. 2 Schematic diagram of wedge-semicircle shaped injecting orifice

结果表明: 1) 与圆形孔相比, “楔形-半圆”喷孔能降低喷孔前缘边界层的分离, 该结论在文献 [7] 中也得到了验证; 2) “楔形-半圆”喷孔在超声速气流中对应的穿透深度较大, 射流在向下游发展过程中, 穿透深度增长速率也较快; 3) 相比于圆形喷孔, “楔形-半圆”喷孔产生的射流在向下游发展过程中, 对应的射流横截面积增长率较大, 有利于改善燃料与主流的掺混性能。

### 1.4 箭形壁面喷孔

文献 [7] 提出了如图 3 所示的箭形喷孔, 将该结构应用于燃料喷注时, 喷孔后部易形成一个较大的低压区, 进而诱导出强回流区, 有利于火焰稳定。

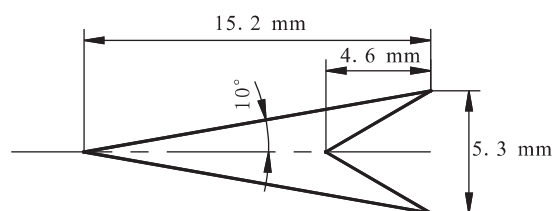


图 3 箭形壁面喷孔示意图

Fig. 3 Schematic diagram of arrowhead shaped injecting orifice

图 4 给出了喷孔下游某截面对应的喷注介质摩尔分数分布曲线, 可以看出: 相比于圆形喷孔, 箭形孔穿透距离较远, 两者的最大摩尔分数值相当, 即羽流扩散程度相差较小。

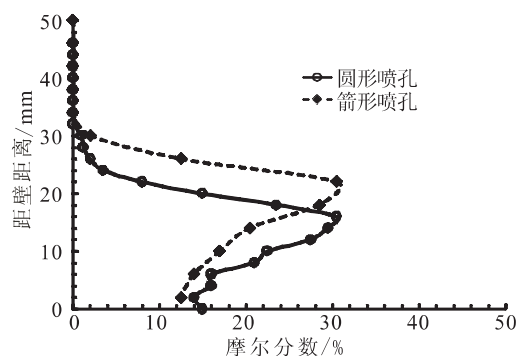


图 4 喷注介质摩尔分数分布对比曲线

Fig. 4 Mole fraction distribution of injectant for circular and arrowhead shaped orifice

从 1.1~1.4 节的论述中可以看出, 与前部钝缘结构的圆形喷孔相比, 不管是菱形、楔形-半圆还是箭形喷孔, 这类前部为锐缘构型的喷孔有利于提升射流穿透深度。分析机理认为: 前部锐缘型喷孔产生的射流在超声速主流中, 前端形成的是附体激波, 在射流面积相同的前提下, 附体激波后气流压升高, 阻力小, 进而对应的射流穿透深度较大。

在优选前端锐缘构型的喷孔后, 文献 [7] 进一步研究了不同锐缘角度对射流穿透深度的影响。结果表明: 前缘角度越小, 对主流的扰动越小, 穿透深度越大。在此研究基础上, 保证穿透深度的前提下, 为进一步降低射流对主流的扰动, K.Hirano 等人提出了如图 5 所示的针形喷孔结构。

### 1.5 针形壁面喷孔

在相同喷孔面积和喷注流量下, 与圆形喷孔相比, 针形孔展示出更好的穿透性能和混合性能, 尤其在靠近喷注面区域内, 穿透深度增长速率非常快。文献 [8] 对针形孔在超声速燃烧室中的燃烧性能也进行了深入研究, 结果表明: 与圆形喷孔相比, 针形孔对应的燃料空气掺混性能好, 燃烧室燃烧效率高。此外, 针形孔出口射流

对主流扰动小, 有效阻止了喷孔周边的边界层分离, 使得燃料燃烧过程中没有在喷孔周边产生较强的过热痕迹, 如图 6 所示。

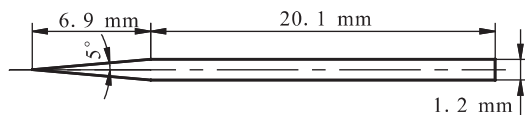


图 5 针形壁面喷孔示意图

Fig. 5 Schematic diagram of stinger-shaped orifice

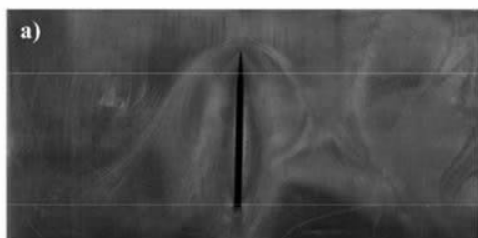


图 6 喷孔周边的热痕对比图

Fig. 6 Heat marks around two orifices

## 1.6 组合型壁面喷孔

基于单个圆形喷孔射流喷注特性研究, 文献 [9] 对比了单股射流和多股射流喷注在穿透深度方面的差异性。结果表明:  $Ma=2.72$  来流条件下, 相同截面上多股射流比单股射流的穿透深度提升了 20% 左右。在多股圆形喷孔射流的发展理念基础上, 提出了不同类型的组合型喷孔, 其中, 美国 Aerojet 公司研究设计的叶栅式喷注器具有很大优势, 其喷孔构型如图 7 所示, 沿来流方向布置一组长度不变、宽度逐渐增加的矩形喷孔, 由此形成一定角度的楔形面结构<sup>[10]</sup>。该喷孔利用分级喷注的原理, 改变激波结构, 每级射流穿透深度呈阶梯式、逐级增大的发展趋势 (图 8), 喷注压力提高, 穿透深度增幅明显 (图 9)<sup>[11-13]</sup>。



图 7 叶栅式喷注器壁面喷孔示意图

Fig. 7 Schematic diagram of wall surface orifice for cascade injector

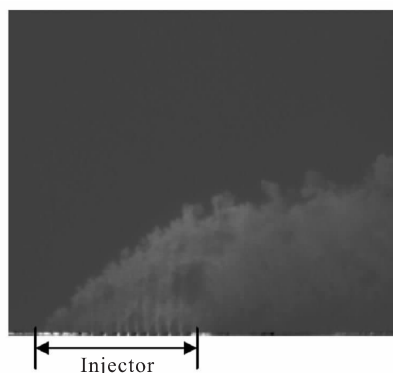


图 8 喷注器雾场瞬态侧视图(共 14 股射流)

Fig. 8 Instantaneous side-view image of injector

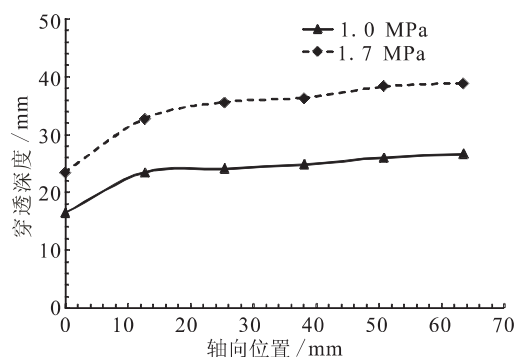


图 9 喷注压力对穿透深度的影响

Fig. 9 Effect of injection pressure on penetration depth

## 2 壁面喷注的应用分析

通过以上综述可以看出, 将最常见的圆形喷孔用于超声速气流中燃料喷注时, 射流前缘会形成一道较强的脱体激波, 分离区较大, 仅通过提高动压比的方式来增大射流穿透深度, 效果非常有限。通过喷孔构型设计, 改变了喷孔周围局部流动和激波结构的菱形、楔形-半圆、箭形及针形等喷孔。一方面降低了喷孔前缘边界层的分离; 另一方面也提升了射流的穿透深度。



相比于单孔喷注,组合型喷孔对应的穿透深度更大,文献 [14] 和文献 [15] 的研究结果也表明,组合孔可以增强流场的展向涡量,燃料射流向流场下游发展过程中对应的展向扩展角和展向扩展范围也随之增大,从而在射流远场实现射流与来流空气的高效混合,大大改善壁面喷注性能。综上所述认为,可将组合型壁面喷孔应用于小尺度发动机燃烧组织。

对于大尺度发动机,壁面喷注方式对应的射流穿透深度有限,燃料在燃烧室内与空气的掺混程度不能完全满足燃烧组织需求。如果采用支板作为大尺度发动机的主要喷注方式,也需要在喷注位置布置多块支板才能弥补其空间作用范围的限制,由此会导致燃烧室通道阻塞率和总压损失也随之增大。分析认为:在大尺度发动机应用中,目前发展的壁面喷注方式还不能完全取代支板喷注。将壁面喷注与支板喷注方式结合使用,优化两者在燃烧室通道中的布局位置,可以弱化大尺度发动机对支板燃料喷注的需求和支板热防护问题,确保燃油在燃烧室内均匀散布,增强燃料与来流空气的高效掺混,提升发动机的整体性能。

### 3 结束语

高效燃烧组织是超声速动力系统研究中的关键技术,燃料与来流空气实现高效掺混是解决该项关键技术的前提条件。在多种壁面喷孔型式组合型壁面喷孔在提升穿透深度、改善喷注性能及工程应用等方面具有明显优势,可以作为后续研究的一个重要方向。此外,针对超声速飞行器长时间工作要求,发动机采用主动冷却方式时,兼顾气液喷注的壁面喷孔构型设计也是一个需要考虑的问题。

参考文献:

- [1] 费立森, 煤油在冷态超声速气流中喷射和雾化现象的初步研究[D]. 北京: 中国科学技术大学, 2007.
- [2] 岳连捷, 俞刚. 超声速气流中横向煤油射流的数值模拟.

推进技术, 2004, 25(1): 11-14.

- [3] 费立森, 徐胜利, 王昌建, 等. 高速冷态气流中煤油雾化现象的实验研究. 中国科学, 2008, 38(1): 72-78.
- [4] 张丁午, 王强, 胡海洋. 菱形孔射流在超声速流场中的气动特性. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2378-2383.
- [5] BARBER M J, ROE L A, SCHETZ J A. Simulated c through a wedge-shaped orifice into supersonic flow: A-IAA 95-2559[R]. USA:AIAA, 1995.
- [6] BARBER M J, SCHETZ J A, ROE LARRY A. Normal, sonic helium injection through a wedge-shaped orifice into supersonic flow [J]. Journal of propulsion and power, 1997, 13(2): 4-9.
- [7] HIRANO K, MATSUO A, KOUCHI T, et al. New injector geometry for penetration enhancement of perpendicular jet into supersonic flow: AIAA 2007-5028 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [8] KOUCHI T, HIRANO K, MATSUO A, et al. Combustion performance of supersonic combustor with stinger-shaped fuel injector: AIAA 2008-4503 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] BILLIG F S. Penetration and spreading of transverse jets of hydrogen in a Mach 2.72 airstream: NASA CR-1794 [R]. USA: NASA, 1971.
- [10] BULMAN M J, FOLSOM Calif. Scramjet injector: US005220787A[P]. 1993-06-08.
- [11] MEICENHEIMER H L, GUTMARK E J. Independent stage control of a cascade injector: AIAA2005-3708[R]. USA: AIAA, 2005.
- [12] MEICENHEIMER H L, GUTMARK E J. A computational assessment of independent stage control of a cascade injector: AIAA2006-4863[R]. USA: AIAA, 2006.
- [13] COX-STOUFFER S K, GRUBER M R, BULMAN M J. A streamlined, pressure-matched fuel injector for scramjet applications: AIAA 2000-3707[R]. USA: AIAA, 2000.
- [14] 刘昊, 贺云龙, 刘晓伟. 壁面组合孔喷注增强混合研究[J]. 火箭推进, 2016, 42 (2): 25-28.  
LIU Hao, HE Yunlang, LIU Xiaowei. Study on a new injection technology for enhancing mixture by orific set in wall[J]. Journal of rocket propulsion, 2016, 42(2): 25- 28.
- [15] 仝毅恒, 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): 74-80 .

(编辑: 马 杰)