

小支板后不同喷孔形状射流的气动特性

李旭昌, 王应洋, 张成涛

(空军工程大学防空反导学院,西安,710051)

摘要 针对带有小支板后低动压喷注的超声速流场进行数值模拟,分析了有无小支板时 6 种不同喷孔形状的流场特性。研究表明:小支板能显著提高后方不同喷孔横向射流的穿透深度、促进燃料与来流掺混并且不会导致较大的总压损失;小支板与方孔、圆孔和三角形喷孔组合时流场特性差异并不大,与长宽比为 10:1 的喷孔和菱形孔组合混合效率提升得较为显著;大长宽比喷孔能使射流充分利用小支板后缘的低压区与强湍流区,从而发挥出比无小支板时更为优越的掺混特性;通过研究进一步认识了小支板后低动压喷注的流场特性,为优化喷射装置提供了依据。

关键词 超燃燃烧室;小支板;横向射流;掺混增强;数值模拟

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.02.002

中图分类号 V235 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)02-0005-05

Aerodynamic Characteristics of Pylon-aided Fuel Injection with Various Port Shapes in a Supersonic Flow Field

LI Xuchang, WANG Yingyang, ZHANG Chengtao

(Air and Missile Defense college, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The numerical simulation is carried out to investigate the cold fluid field characteristics of small pylon-aided gaseous fuel injection with six different port shapes in the supersonic combustion. The result shows that pylon can raise mixing efficiency and fuel penetration height without big total pressure loss. The pylons combined with square, circular and triangle port nearly have the same flow characteristics, but with diamond port and jet of rectangle 10:1 can get remarkable mixing enhancement. A high aspect ratio injector can get the advantages of low pressure and high vertical magnitude depression behind the pylon, which is much better than the no pylon cases. Through the investigation, a better understanding of the characteristics of flow field with pylon-aided fuel injection is made, and the investigation supplies optimization of injector with basis.

Key words: supersonic combustor; pylon; transverse jet; mixing enhancement; numerical simulation

超燃冲压发动机是高超声速飞行器推进系统主要组成部分,依靠气流滞止增压来获得压缩空气的超燃冲压发动机没有涡喷发动机复杂的旋转结构,因此具有结构简单的优点;依靠来流获取氧化剂的

超燃冲压发动机不用携带火箭发动机所需的氧化剂,因此具有更高比冲与推质比^[1-2]。由于气流在超燃燃烧室内停留时间较短,短时间内实现燃料与来流的充分掺混就显得至关重要^[3]。为此,研究者提

收稿日期:2015-06-13

基金项目:航空科学基金(20130196004)

作者简介:李旭昌(1963—),男,陕西西安人,副教授,主要从事航空宇航推进理论与工程研究.E-mail:lxc_1963@sina.com

引用格式:李旭昌,王应洋,张成涛.小支板后不同喷孔形状射流的气动特性[J].空军工程大学学报:自然科学版,2016,17(2):5-9.LI Xuchang, WANG Yingyang, ZHANG Chengtao. Aerodynamic Characteristics of Pylon-aided Fuel Injection with Various Port Shapes in a Supersonic Flow Field[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(2): 5-9.

出了多种燃料喷注方案,目前较具前景的是气动斜坡喷注、支板喷注与小支板(又称肋片或塔式结构)后方低动压喷注。

为改善壁面直接喷注的流场特性,研究者从多个方面加以改进。杨银军^[4]研究了不同喷注角对流场特性的影响;Ogawa^[5]数值分析了等截面流道中6种不同形状喷孔壁面喷射的流场特性差异:形状狭长的喷孔具有良好的掺混特性,喷孔前/后缘形状对射流前的弓形激波与后方流向涡的发展都具有重要影响;Kouchi^[6]试验对比研究了针形喷孔与圆孔的流场特性:针形喷孔能显著提高燃料组分的穿透深度与掺混效率;张丁午^[7]数值对比了菱形孔与圆孔的掺混特性:菱形喷孔在增强掺混与提高穿透深度方面具有良好的性能;为减小横向射流前的弓形激波,研究者在喷注孔前设置了较薄较尖的小支板以提高射流穿透深度。Aguilera^[8-9]试验研究了小支板后不同喷射动压比对流场特性的影响;Pohlman^[10]数值研究了不同宽度小支板的掺混特性。关于小支板的各项研究均是针对圆孔进行,鉴于喷孔形状对喷注效果具有较大影响,本文在文献^[5]的基础上数值研究加入小支板后不同形状喷孔在掺混特性、穿透深度与总压损失上的差异,力求寻找与小支板较优组合的喷孔形状。

1 算例设置与网格划分

超声速燃烧室为总长 119 mm 的矩形截面的自由通道,进口截面为 20 mm × 32 mm。喷孔距离燃烧室入口 35 mm,基础算例的喷孔为边长 $a = 1.24$ mm 的方孔(面积与直径 $d = 1.4$ mm 的圆孔等效)。小支板长 $L = 7d$,宽 $W = d$, $M = 0.5d$,高 $H = 4d$;小支板与喷孔的距离 $X_p = 2d$ 。来流马赫数 $Ma = 2$,总压 $p_t = 850$ kPa,静压 $p = 108$ kPa,总温 $T_t = 300$ K,气流成分的质量分数 $\alpha_{O_2} = 23.2\%$, $\alpha_{N_2} = 76.8\%$ 。喷孔处乙烯喷射总压 $p_t = 2$ MPa,静压 $p = 1.4$ MPa,总温 $T_t = 300$ K。

本文设置了不同形状喷孔带小支板以及不带小支板各 6 个算例。各喷孔面积保持一致,质心位置与小支板后缘距离均为 $2d$ (菱形孔长轴与短轴之比为 5 : 1,三角形孔高与底边之比为 3 : 2)。用 Fluent 软件进行求解,选择小支板数值研究^[10-14]中用得较多的 SST $\kappa - \omega$ 湍流模型,并用 ICEM 对所有计算域进行结构化网格划分,不同算例喷孔附近网格见图 2。在小支板与壁面进行网格加密,所有计算域均采用结构化网格,第 1 层网格距离壁面 1 μm ,各算例网格数 300 万左右。

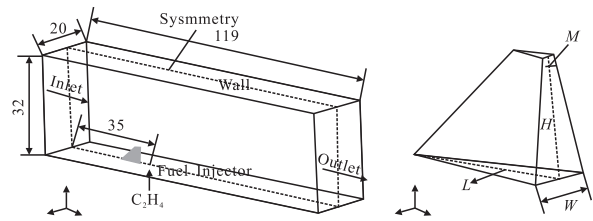


图 1 燃烧室与小支板结构图(单位:mm)

Fig.1 Pylon and injection-port geometry (unit: mm)

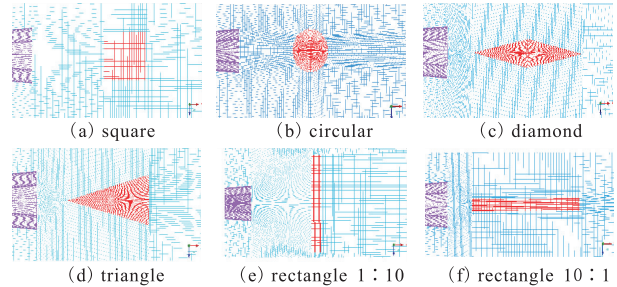


图 2 不同喷孔算例局部网格示意图

Fig.2 Computational mesh near injectors of different cases

为验证本文湍流模型选取的合理性,对带锥形小支板的超燃燃烧室试验模型^[11]进行了算例验证,燃烧室几何结构见图 3, $p_t = 486$ kPa, $p_o = 114$ kPa, $T_t = 300$ K, $\alpha_{O_2} = 23.2\%$, $\alpha_{N_2} = 76.8\%$ 。 $p_t = 516$ kPa, $p = 243$ kPa, $T_t = 300$ K。

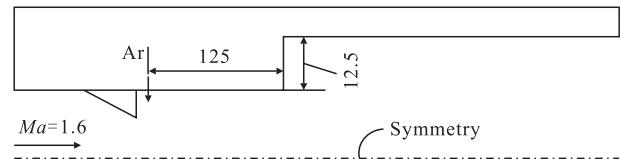


图 3 燃烧室与小支板结构示意图(单位:mm)

Fig.3 Pylon and injection-port geometry (unit: mm)

图 4 是数值模拟马赫数云图和实验纹影图的对比。

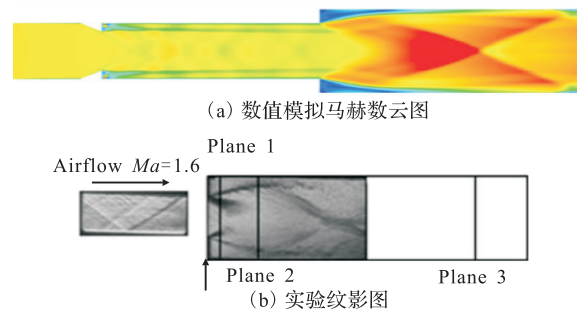


图 4 纹影与马赫数云图对比

Fig.4 Simulation result of Mach number contours in the center plane and schlieren photograph

图 5 是壁面压强曲线和试验值对比 (p_o 为燃烧室入口静压)。马赫数云图所显示隔离段中的交错波系和台阶处明显的膨胀波与实验纹影图一致,数值模拟压强值也与实验值吻合得较好。从整体来看,本文所采用的湍流模型是可取的。

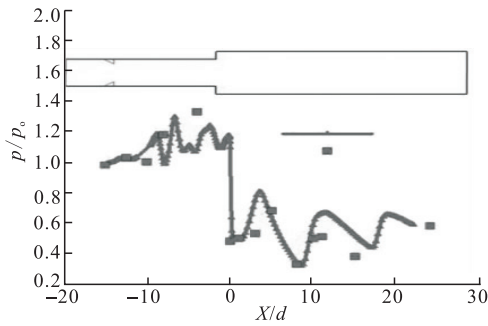


图 5 试验段壁面压力比较

Fig.5 Wall pressure comparison between experiment and numerical simulation

2 结果与分析

2.1 小支板后不同喷孔形状射流流场特性

图 6 是不同喷孔后方流场混合区 A_p (当量比 $\Phi \geq 0.2$, 将其分为 I 区、II 区) 切面乙烯组分云图, 云图上乙烯浓度组分分别为 0.27 与 0.03 的两条等值线之间的范围表征可燃混合区 A_f (当量比 $0.4 \leq \Phi \leq 5.5$)。由于方孔、三角形孔与圆孔云图差异并不大, 本文不再给出。从云图中可以看出, 除带长宽比为 1 : 10 的

喷孔算例外, 其余算例均在 $X = 50d$ 处不再有当量比 $\Phi \geq 5.5$ 的高浓度乙烯组分, 说明长宽比 1 : 10 的喷孔不利于乙烯组分的扩散; 从可燃混合区 A_f 的形状来看, 在 $X = 50d$ 截面上, 圆孔算例的高浓度乙烯分布区域仍是完整的一部分, 长宽比为 10 : 1 的喷孔的算例已经分离为两部分, 燃料即由单高浓度核心转为双高浓度核心向外扩散, 这能较大提高掺混效率; 菱形孔喷射效果介于二者之间, 上下高浓度区处于即将分离的状态。借此可以推测掺混效率: 长宽比为 10 : 1 的喷孔 > 菱形孔 > 圆孔。

与带长宽比为 1 : 10 喷孔的算例相比, 圆孔与菱形孔算例各截面上靠近流道下壁面的乙烯组分均较少。长宽比为 10 : 1 的喷孔流场混合区 I 区积较其他喷孔明显较大。说明大长宽比的喷孔在 Y 方向上扩散较早, 这可能降低其羽流质量中心高度。在 $X = 50d$ 的切片上, A_p 的上界高度 h_p ^[10]: 长宽比为 10 : 1 的喷孔 > 菱形孔、圆孔 > 长宽比为 1 : 10 的喷孔, 在该截面上, 圆孔、菱形孔的高浓度区处于远离下壁面 II 区, 长宽比 1 : 10 的喷孔高浓度区处于 I 区, 长宽比为 10 : 1 的喷孔的高浓度区分布较为均匀。

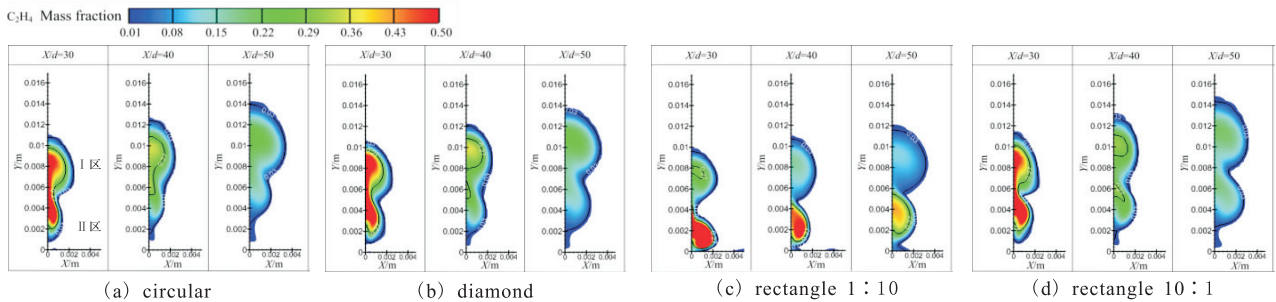


图 6 当量比 $\Phi \geq 0.2$ 的切面上乙烯组分云图与 $\Phi = 0.4$ 、 $\Phi = 5.5$ 等值线

Fig.6 Ethylene mass fraction contour plots in the $\Phi \geq 0.2$ iso-clip surface and $\Phi = 0.4$ 、 $\Phi = 5.5$ line

结合图 7 中不同算例沿程截面上的压强云图与流线图, 除无喷流算例外, 其余算例在小支板后缘与射流前缘均产生了一道强度较大的弓形激波与一道较弱的弓形激波, 这说明喷注装置带来的总压损失主要由射流产生, 较薄较尖的小支板并不会带来较大总压损失。菱形喷孔射流流线较为集中, 并且离下壁面具有一定高度; 长宽比为 1 : 10 的喷孔射流流线集中为两束, 一束靠近壁面, 一束远离壁面; 长宽比为 10 : 1

的喷孔射流流线在流场中较为分散。流线的分散方式与图 5 的流场混合区 A_p 形状对应。在 $X = 40d$ 截面上, 不带喷流的算例仅产生了一对较为明显的流向涡, 该流向涡即是由小支板产生的。加入横向射流后各截面流向涡变为两对, 流场抬升作用得到加强。长宽比为 1 : 10 的喷孔中, 主宰 I 区的流向涡更大, 漩涡分布不如长宽比为 10 : 1 的喷孔和菱形喷孔均匀。

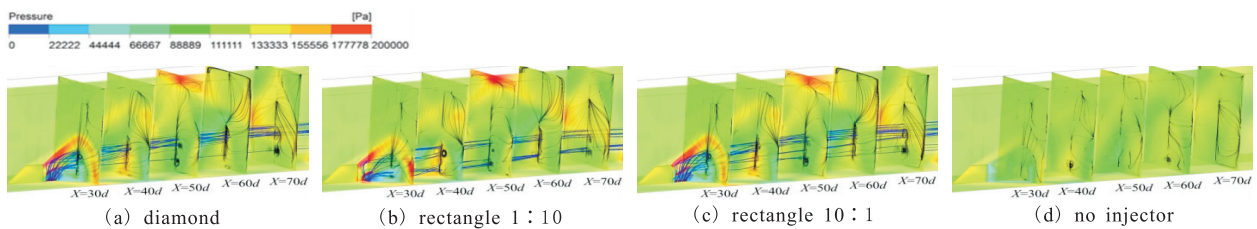


图 7 不同算例流场压强云图与流线图

Fig.7 Pressure contours, streamlines and vorticity magnitude contours for various cases in the $X = 30d$, $X = 40d$, $X = 50d$ plane

为定量分析不同喷射流混合与穿透效果,图8为混合效率 η_m 、最大浓度 α_{max} 、流场混合区 A_p 、可燃混合区 A_f 、羽流质量中心高度 h_z 和总压损失系数 $\bar{\omega}$ 的曲线图(A_i 为喷孔面积)。 A_p 、 A_f 与 η_m 曲线差异一致,长宽比为10:1的喷孔掺混特性较好,菱形孔次之,方孔、圆孔与三角形孔差异不大,长宽比为1:10的喷孔最差。从最大浓度衰减曲线来看,大长宽比的喷孔衰减得较快,小长宽比的喷孔燃料组分衰减得较慢。方孔、圆孔与三角形孔 h_z 较好,

长宽比为1:10的喷孔最差。大长宽比的喷孔羽流质量中心高度 h_z 并非最理想,这是因为射流充分利用了小支板后缘的低压区,在离壁面较近时即已得到部分充分扩散,喷孔流场混合区I区面积较其它喷孔大,拉低了整体的 h_z 。从总压损失系数曲线可以看出,长宽比为10:1的喷孔与菱形孔带来的总压损失稍大,但并不明显。综上所述,长宽比为10:1的喷孔和菱形喷孔具有更好的流场特性。

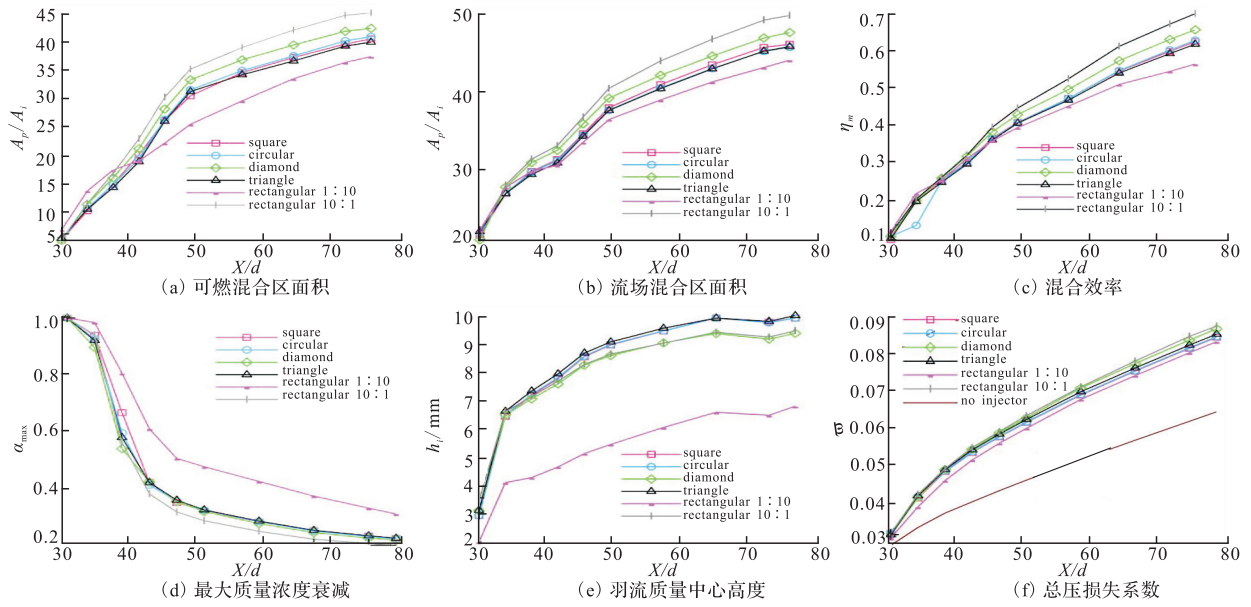


图8 不同算例燃烧室混合效率与燃料穿透深度

Fig.8 Mixing efficiency and fuel penetration for different cases

2.2 小支板对不同喷孔形状射流的影响

图9是不同喷孔对应的有、无小支板算例出口截面 η_m 、 A_f 、 h_z 和 $\bar{\omega}$ 对比图。不同喷孔所对应的无小支板算例得到的 h_z 和总压损失系数大小差异与文献[5]基本一致。对比相同喷孔有、无小支板的算例可以发现,小支板对方射流的掺混效率与穿透深度均有所提高。长宽比为10:1喷孔与菱形孔混合效率分别提高了30.95%与24.25%,可燃混合

区面积分别增大了 $16.4A_i$ 与 $12.4A_i$ 。引入小支板后,除长宽比为10:1的喷孔与菱形孔外,其余喷孔总压损失均有所降低。综上所述,小支板使得流场对喷孔前缘形状变得不敏感,它削弱了方孔、圆孔与三角形喷孔的流场特性差异,相反,它使长宽比对流场的影响凸显了出来。在今后的设计中应尽量采用长宽比适度偏大的喷孔,使射流尽量处于小支板后方的低压区与强湍流区中。

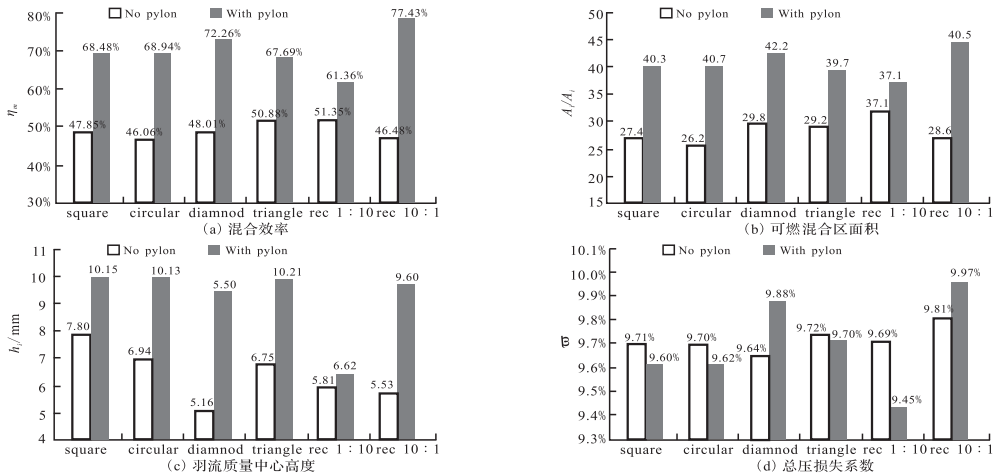


图9 不同算例燃烧室混合效率、燃料穿透深度与总压损失

Fig.9 Mixing efficiency, fuel penetration and total pressure loss for different cases

3 结论

本文对小支板后带不同形状喷孔的射流流场进行了数值模拟,通过对比不同算例混合效率、穿透深度与总压损失发现:

1)小支板能产生一对额外的流向涡促进掺混并对燃料组分进行有效抬升,长宽比为10:1喷孔与菱形孔掺混效率提高得较为显著,为30.95%与24.25%,长宽比为1:10喷孔穿透深度提高得不明显。

2)较薄较尖的小支板不会带来较大的总压损失与流场畸变,总压损失主要由后方射流产生,引入小支板后,除带长宽比为10:1喷孔与菱形孔的算例外,其余算例总压损失均有所降低。

3)小支板与方孔、圆孔和三角形喷孔组合时流场特性差异不大,在今后的设计中应尽量采用长宽比适度偏大的喷孔。

参考文献(References):

- [1] SEGAL C, MICHAEL J R. The Scramjet Engine Processes and Characteristics [M]. England: Cambridge University Press, 2009: 85-86.
- [2] 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: 175-200.
- XU Xu, CHEN Bing, XU Dajun. Theory and Technology of Ramjet [M]. Beijing: Beihang University Press, 2014: 175-200. (in Chinese)
- [3] 蔡国彪, 徐大军. 高超声速飞行器技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2012: 77-95.
- CAI Guobiao, XU Dajun. Hypersonic Vehicle Technology [M]. Beijing: Science Press, 2012: 77-95. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] OGAWA H, BOYCE R R. Computational Investiga-

tion of Fuel Injection with Various Injector Geometries and Mixing into Hypersonic Crossflow in Scramjet Engines [R]. AIAA-2013-0115.

- [6] KOUCHI T, MASUYA G, HIRANO K, et al. Supersonic Combustion Using a Stinger-Shaped Fuel Injector [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(3): 639-647.
- [7] 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 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2378-2383.
- ZHANG Dingwu, WANG Qiang, HU Haiyang. Aerodynamic Characteristics of Sonic Injection Through Diamond-Shaped Orifices in Supersonic Flowfield [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2378-2383. (in Chinese)
- [8] AGUILERA C, PANG B, GHOSH A. Scramjet Mixing Control Using Fin-Guided Fuel Injection [R]. AIAA-2009-5415.
- [9] AGUILERA C, PANG B, GHOSH A. Supersonic Mixing Enhancement and Optimization Using Fin-Guided Fuel Injection [R]. AIAA-2010-1526.
- [10] POHLMAN M R, GREENDYKE R B. Critical Design Parameters for Pylon-Aided Gaseous Fuel Injection [R]. AIAA-2009-1422.
- [11] TAKAHASHI H, TU Qiuya, 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.
- [12] SONG Ganglin, ZHANG Yan, WEI Baoxi, et al. Performance Comparison of Aero-Ramp and Transverse Injector Based on Gas-Pilot Flame [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 406-419.
- [13] DOSTER J C, KING P I, GRUBER M R, et al. Numerical Simulation of Ethylene Injection From In-Stream Fueling Pylons [R]. AIAA-2008-2518.
- [14] 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)

(编辑: 姚树峰)