

文章编号:1000-8055(2011)12-2716-06

前置肋片对凹槽火焰稳定器混合特性的影响

金劲睿, 刘玉英, 洪燕

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 将前置肋片结构应用于超声速凹槽火焰稳定器中,数值模拟研究了前置肋片对凹槽火焰稳定器混合特性的影响。结果表明:与传统结构相比,在凹槽稳定器中加入前置肋片,能减小总压损失,增大凹槽内外喷口的穿透深度,并获得更为均匀燃料分布,有利于燃烧组织。

关 键 词: 超声速燃烧; 前置肋片; 凹槽火焰稳定器; 混合增强; 数值模拟

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Effects of injection fin on flow and mixing characteristics of cavity flame holder

JIN Jin-rui, LIU Yu-ying, HONG Yan

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: Effects of injection fin in the supersonic cavity flame-holder were studied numerically. Both pressure loss and mixing enhancement effects were investigated. The results suggest that compared with the traditional structure, the cavity with injection fin induce less pressure loss, enlarges penetration depth of the injections, and achieves a more appropriate fuel distribution.

Key words: supersonic combustion; injection fin; cavity flame-holder; mixing enhancement; numerical simulation

在超燃冲压燃烧室中,流动速度快、驻留时间短、火焰稳定成为超燃冲压发动机的关键技术^[1]。俄罗斯中央宇航局首先在超燃燃烧室中应用了凹槽火焰稳定器^[2],并成功地进行了地面和飞行实验^[3],凹槽火焰稳定器也受到了广泛关注^[4-7]。虽然凹槽火焰稳定器具有优良的稳焰性能,但作为一种壁面装置,凹槽与主流之间的质量交换率较低,凹槽内的燃料及燃烧热产物大多停留在燃烧室壁面附近,不利于凹槽的稳定工作与火焰传播^[5]。

对凹槽前方的合理设计,诸如凹槽前方设置燃料喷口^[4],或凹槽前方添加扰流装置^[8-9],能有效增大凹槽的质量交换率,达到增强混合和火焰

传播的目的。凹槽前方喷射燃料结合凹槽稳定火焰是一种有效的燃烧组织形式,也是凹槽火焰稳定器主要的供油方式^[10-12]。而已有的凹槽前方扰流装置的研究大多是针对独立的凹槽,并未结合凹槽前方喷射燃料这种燃烧组织形式,扰流装置与凹槽前方喷射两者结合对凹槽稳定器的影响也尚未有深入的研究。

本文在凹槽前方喷射燃料的基础上,结合肋片扰流装置,采用数值模拟的方法研究了该结构对凹槽火焰稳定器混合特性的影响,分析了添加此种结构后凹槽稳定器的总压损失、混合效率,及燃料分布的变化。

收稿日期:2011-01-06; 修订日期:2011-05-10

基金项目:航天科技创新基金(CASC200903)

作者简介:金劲睿(1987—),男,湖南怀化人,硕士生,研究方向为超声速燃烧。

1 计算模型及边界条件

基准凹槽火焰稳定器计算模型如图 1 实线所示,凹槽长深比 $L/d=5$,凹槽深 $d=10\text{ mm}$,凹槽前方 10 mm 为凹槽外燃料横射喷口(F1),凹槽底面距前墙 8 mm 处为凹槽内燃料喷口(F2),喷口均简化为 $3\text{ mm}\times 3\text{ mm}$ 的矩形,流道面积 $35\text{ mm}\times 40\text{ mm}$. 虚线所示为 F1 前置肋片的位置. 各喷口和前置肋片中线均位于流道中心截面 $z=17.5\text{ mm}$ 处. 前置肋片结构如图 2,为四面体结构,特征长度 D 与喷口宽度相等,肋片长度 $10D$,高度为 $3D$,肋片结构由喷口特征长度唯一确定.

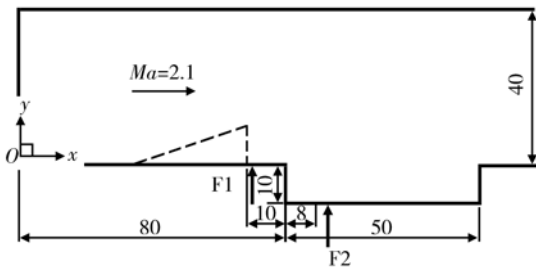


图 1 计算模型简图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of the simulation region (unit,mm)

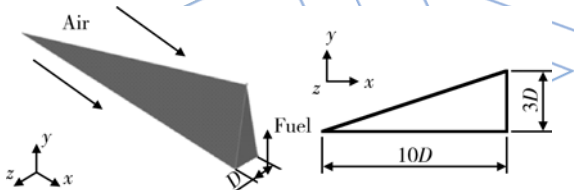


图 2 前置肋片结构图

Fig. 2 Schematic diagram of the injection fin

数值计算中主流进口及燃料喷口均采用压力进口条件,其中主流进口总压 $p_0=0.82\text{ MPa}$,总温 $T_0=564.6\text{ K}$, $Ma=2.1$,燃料进口总压 $p_1=0.76\text{ MPa}$,总温 $T_1=300\text{ K}$. 燃烧室出口采用压力出口边界,壁面采用绝热无滑移壁面条件.

2 数值计算方法及算法验证

本文使用商业软件对三维 Navier-Stokes(N-S)方程进行定常求解,对流项采用二阶迎风格式,湍流项和扩散项采用一阶迎风格式. 湍流流动采用剪切应力输运模型(SST 模型)模拟. 此外为了对燃料的浓度分布进行示踪,主流进口组分采用氮气,燃料进口组分采用氢气模拟燃料混合.

为验证数值计算方法的可靠性,对文献[13]

的前置肋片实验结构(如图 3 所示)进行数值模拟,分析对比无凹槽火焰稳定器时矩形流道中前置肋片结构下的燃料混合和分布.

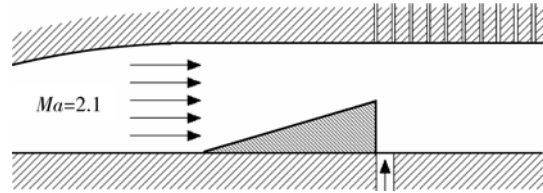
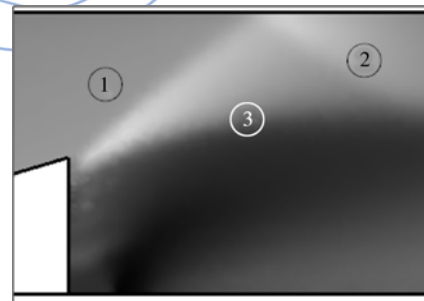


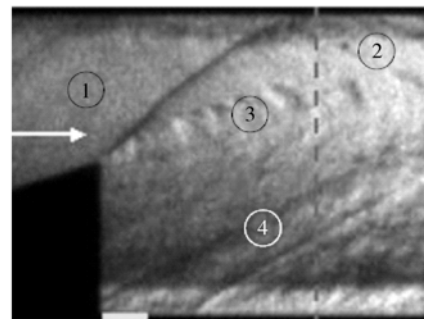
图 3 验证算例实验结构示意图^[13]

Fig. 3 Schematic diagram of the validation case^[13]

图 4 给出了展向中心截面处数值模拟密度云图与实验纹影照片的对比情况. 由图 4 可见,数值模拟结果捕捉到的肋片顶部产生的斜激波①及其与上壁面撞击后的反射波②与实验结果吻合良好. 肋片顶部的下游区域为肋片尾流与主流所形成的剪切层③,纹影照片可以看出剪切层中密度不均匀分布的瞬态情况. 尽管数值模拟采用稳态计算方法,但仍可看到肋片尾流与主流的密度逐渐趋于均匀的剪切层的形态. 此外计算结果图 4(a)中并未显示出实验纹影,图 4(b)中喷口附近



(a) 数值模拟密度云图(中心截面)



(b) 实验纹影图^[13]

图 4 数值模拟密度云图(中心截面)

与实验纹影图对比

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

的两道激波④,这是由于实验纹影图存在积分效应,两道激波并非在中心截面处生成、发展.图5给出的 $y=3\text{ mm}$ 处横向截面的密度云图可以清楚地看出两道激波的存在.图6为肋片下游沿程燃料浓度分布的 Mie 散射实验照片与数值模拟结果比较,可以看出数值模拟结果中肋片后方的燃料分布特征与实验结果基本吻合.综上所述,本文所用数值模拟方法在波系捕捉和燃料分布的计算上具有较高精度,适用于对超声速凹槽与肋片结构的模拟,计算结果可用于对其流动,混合和燃料分布特性的定性分析.

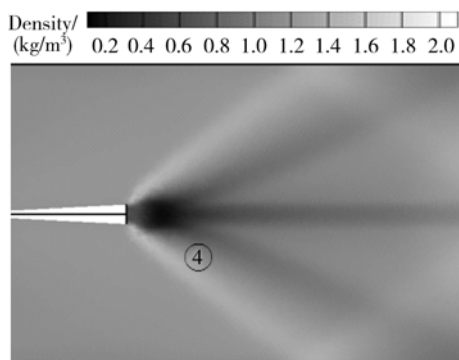
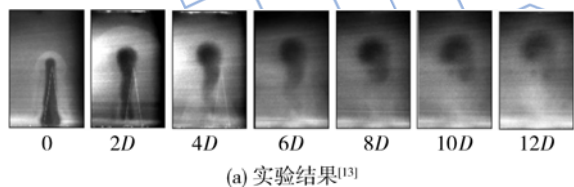
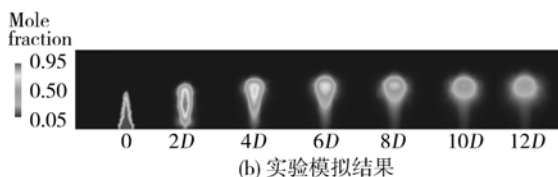


图5 数值模拟密度云图($y=3\text{ mm}$ 横向截面)

Fig. 5 Simulation result of density contours in $y=3\text{ mm}$ plane



(a) 实验结果^[13]



(b) 实验模拟结果

图6 肋片后方燃料摩尔分数分布比较

Fig. 6 Fuel mole fraction contours behind the fin

3 计算结果及分析

在前述算法验证的基础上,为了分析前置肋片对凹槽火焰稳定器的影响,数值研究了基准凹槽火焰稳定器(case 1),凹槽火焰稳定器加前置肋片(case 2)两种工况下的总压损失和燃料分布状况.

3.1 总压损失特性

为结果分析方便起见,定义流场中 x 方上沿

程截面上的总压损失为

$$\eta = 1 - \overline{p_t} / \overline{p_0}$$

其中 $\overline{p_0}$ 为进口截面的质量平均总压, $\overline{p_t}$ 为截面上的质量平均总压,且有 $\overline{p_t} = \frac{1}{\dot{m}} \int_A p_t \rho u dA$, 式中 p_t 为当地的总压值, $\dot{m}$ 为截面上的质量流量^[14].

图7为两个工况的沿程总压损失曲线图,横轴为 x 方向距离.由图可以看到,在 F1 喷口处($x=70\text{ mm}$),case 1 的总压损失大于 case 2;同时,在凹槽后缘处($x=130\text{ mm}$),case 1 的总压损失有一个明显的上升;在出口截面处($x=150\text{ mm}$),case 1 的总压损失大于 case 2.

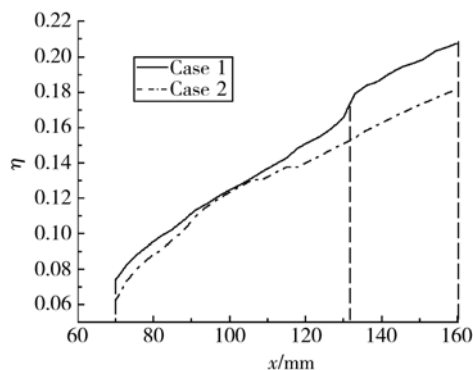


图7 两种工况下的沿程总压损失曲线

Fig. 7 Pressure loss of case 1 and case 2

图8给出了两种工况在中心截面处的压力分布云图,图8中可以看到,在 case 1 中,F1 喷口前形成了强度较大的弓形激波;而 case 2 中,由于肋

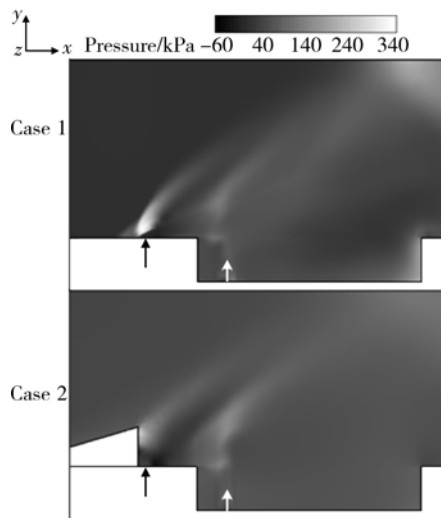


图8 中心截面($z=17.5\text{ mm}$)压力分布云图

Fig. 8 Pressure contours in the center plane

片的作用,仅在肋片顶端形成了较弱的压缩波.因此 case 2 在 F1 喷口处所造成的总压损失比 case 1 小.

图 9 给出了两种工况下侧壁面附近 ($z=2$ mm) 的压力分布云图,可见 case 1 中凹槽后壁面处产生了强度较大的激波,并且波的倾角更大,造成的总压损失比 case 2 中大,这也解释了图 7 中 case 1 总压损失在凹槽后缘附近的迅速增大.

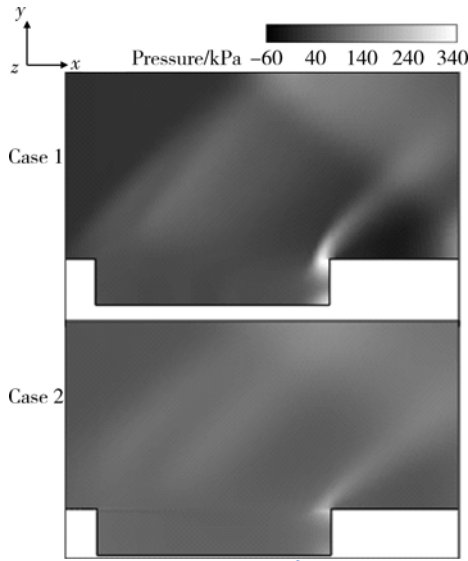


图 9 $z=2$ mm 截面处压力分布云图
Fig. 9 Pressure contours in $z=2$ mm plane

造成这种现象的原因是 case 1 中, F1 与 F2 喷口前方所形成的激波强度较大,对流动造成的阻塞作用要大于 case 2 中激波与肋片物理结构造成的阻塞(如图 10 所示),从而后壁面处的激波强度也变大.

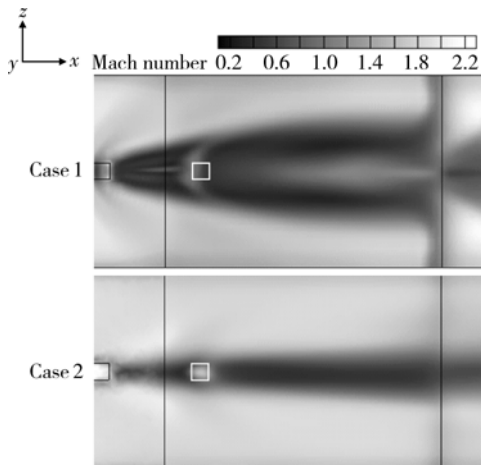


图 10 $y=2$ mm 截面处马赫数分布云图
Fig. 10 Mach number contours in $y=2$ mm plane

3.2 燃料分布与混合

为评价各工况下氢气的掺混状态,定义沿程 x 截面的混合效率为^[15]

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, mixed}}}{\dot{m}_{\text{fuel, total}}} = \frac{\int \alpha_{\text{react}} \rho u dA}{\int \alpha \rho u dA}$$

其中

$$\alpha_{\text{react}} = \begin{cases} \alpha & \alpha \leq \alpha_{\text{stoic}} \\ \alpha(1 - \alpha)/(1 - \alpha_{\text{stoic}}) & \alpha > \alpha_{\text{stoic}} \end{cases}$$

α 为燃料质量分数, α_{react} 为与空气混合的可反应的燃料质量分数范围, α_{stoic} 为化学恰当时的燃料质量分数. 当混合效率 η_m 等于 1 时,表示该截面各处当量比等于或小于 1.

图 11 为两个工况的沿程混合效率曲线图. 从图 11 中可以看到肋片结构对 F1 喷口的混合增强作用较为明显. 在凹槽前缘附近, case 2 的混合效率超过 90%, 而 case 1 为 70% 左右. 在 F2 喷口处, 由于新的燃料喷出, 混合效率均下降. 在 F2 喷口下游, case 1 的混合效率很快上升至 1, 而 case 2 中混合效率在凹槽后缘附近上升至 1.

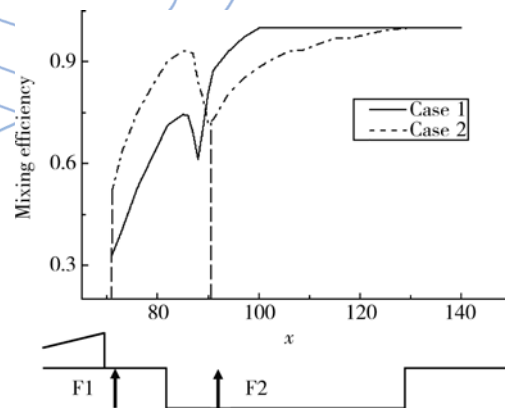


图 11 两种工况下的沿程混合效率曲线
Fig. 11 Mixing efficiency of case 1 and case 2

图 12 为展向中心截面 ($z=17.5$ mm) 上的氢气摩尔分数分布云图. case 1 中, F1 喷出的氢气大量在壁面附近输运, F2 喷出的氢气则在凹槽前壁面附近富集, 由于在凹槽前缘附近富集了较多的氢气, 因而输运至下游的氢气的量较少, 这也是 case 1 在 F2 喷口下游混合效率上升较快的原因. 而在 case 2 中, 肋片对于燃料喷流有一个明显的“抬升”作用: F1 喷出的氢气大部分脱离壁面, 沿肋片尾流向下传播, F2 喷出的氢气则大量进入主流中进行掺混. 这种“抬升”作用对于热防护和防止回火都是有利的^[15]. 所以虽然 case 1 在 F2

喷嘴下游的混合效率更高,但从燃料的分布上来看,加入肋片后燃料分布更为均匀,对于燃烧的组织有积极作用。

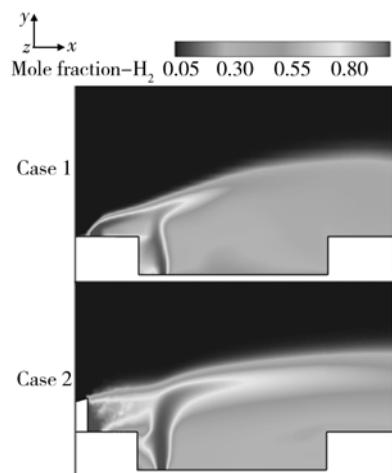


图 12 中心截面($z=17.5$ mm)氢气摩尔分数云图

Fig. 12 H_2 mole fraction contours in the center plane

图 13 为凹槽燃料喷嘴 F1 ($x=70$ mm) 和 F2 ($x=90$ mm) 处 x 截面的氢气摩尔分数云图。可以看出肋片结构对 F1 喷嘴的穿透深度有显著的提升, case 2 中 F1 的穿透深度约为 case 1 的 2 倍。这是由于 case 2 中, F1 喷嘴喷入肋片后方低速回流区中, 喷流能穿透至肋片上缘; 而在 case 1 中, 喷流在高速来流中很快发生转向, 所以穿透深度较小。

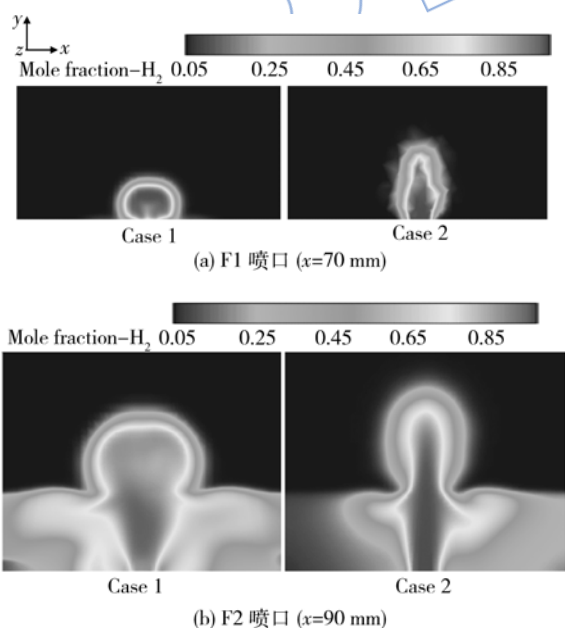


图 13 喷嘴处氢气摩尔分布云图

Fig. 13 H_2 mole fraction contours in the injection planes

对于 F2 喷嘴, 两种工况下喷流均冲出凹槽, case 2 中穿透深度大于 case 1, 但差距不大。case 2 中, 肋片后尾流的影响使得其穿透深度增大; 而 case 1 中由于 F1 喷嘴前存在强度较大的弓形波, 来流经过激波后动压下降, 从而使 F2 也具有较大的穿透深度。

4 结论

本文将前置肋片结构应用于凹槽火焰稳定器中, 数值研究了前置肋片结构对凹槽火焰稳定器混合特性的影响, 得出以下结论:

1) 前置肋片结构减弱了喷嘴前方以及凹槽后缘的激波, 从而减小了流动损失。

2) 加入前置肋片结构后, 增强了凹槽前横向喷流与空气的掺混, 有效地改善了燃料在凹槽局部区域富集的现象, 燃料分布更为均匀。

3) 前置肋片结构有效增大了凹槽内外喷嘴的穿透深度, 使更多的燃料与主流掺混。

参考文献:

- [1] 贺武生. 超燃冲压发动机研究综述[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 29-32.
HE Wusheng. Review of scramjet engine development[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(1): 29-32. (in Chinese)
- [2] Roudakov A S, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight testing of an axisymmetric scramjet-Russian recent advances[R]. ONERA-TAP-95-81, 1995.
- [3] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.
- [4] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [5] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T. Fundamental studies of cavity-based flame holder concepts for supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1): 146-153.
- [6] 刘世杰, 潘余, 刘卫东. 超燃冲压发动机支板喷射燃料的燃烧过程试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 55-59.
LIU Shijie, PAN Yu, LIU Weidong. Experimental study on the combustion and flow process in a scramjet with strut injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 55-59. (in Chinese)
- [7] 汪洪波, 孙明波, 吴海燕, 等. 超声速燃烧凹腔质量交换特性的混合 RANS/LES 模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 41-46.
WANG Hongbo, SUN Mingbo, WU Haiyan, et al. Hybrid RANS/LES simulation of mass exchange characteristics of cavity for supersonic combustion[J]. Journal of Aerospace

- Power, 2010, 25(1): 41-46. (in Chinese)
- [8] Freeborn A B, King P I, Gruber M R. Swept-leading-edge pylon effects on a scramjet pylon-cavity flame holder flow-field [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 571-582.
- [9] Hsu K Y, Carter C D, Gruber M R, et al. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow[R]. AIAA-2007-5394, 2007.
- [10] Jeong E J, O'Byrne S, Jeung I S, et al. Investigation of supersonic combustion with angled injection in a cavity-based combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1258-1268.
- [11] 孙明波, 耿辉, 梁剑寒, 等. 超声速来流稳焰凹腔上游气体燃料横向喷注的流动混合特征[J]. *推进技术*, 2008, 29(3): 306-311.
- SUN Mingbo, GENG Hui, LIANG Jianhan, et al. Mixing characteristics of gaseous fuel injection upstream of a flame holding cavity in supersonic flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(3): 306-311. (in Chinese)
- [12] 耿辉. 超音速燃烧室中凹腔上游横向喷注燃料的流动、混合与燃烧特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- GENG Hui. Investigation of flow, mixing and combustion properties of transverse fuel injection upstream of the cavity in a supersonic combustor [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [13] Aguilera C, Pang B, Winkelmann A, et al. Supersonic mixing enhancement and optimization using fin-guided fuel injection[R]. AIAA-2010-1526, 2010.
- [14] Gerlinger P, Stoll P, Kindler M, et al. Numerical investigation of mixing and combustion enhancement in supersonic combustors by strut induced streamwise vorticity[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(2): 159-168.
- [15] Segal C, Michael J R. The scramjet engine: processes and characteristics[M]. New York: Cambridge University Press, 2009.