

超燃冲压发动机喷管下唇板可调方案

庞丽娜, 徐惊雷, 葛建辉

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 高超声速飞行器在飞行接力点和巡航结束点受喷管冷、热态膨胀状态不同的影响,会产生较大的冷、热态俯仰力矩差,从而对飞行器姿态控制带来较大困难.针对该问题,研究了下唇板可调方案对降低冷、热态俯仰力矩差的有效性,对不同的下唇板角度进行数值模拟,得到了喷管性能参数.结果表明:下唇板旋转 6° 时,设计马赫数 $Ma=4.5$ 下冷、热态俯仰力矩差下降 29.57% ,推力系数减小 0.42% .并且进行了下唇板角度可调方案的风洞试验和对应的数值模拟,对比发现数值模拟结果与试验结果吻合较好,验证了所提出的可调方案及数值模拟结果的正确性.

关键词: 超燃冲压发动机; 单膨胀斜面喷管; 几何调节; 俯仰力矩差; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Scramjet nozzle with adjustable cowl scheme

PANG Li-na, XU Jing-lei, GE Jian-hui

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The difference of cold/hot pitch moment will result in difficulty of vehicle attitude control when the hypersonic vehicle works at the relay point and cruising end point under the influence of cold and hot expansion conditions. To solve this problem, an adjustable cowl scheme was adopted and investigated, and also proven in effectively decreasing the difference of cold/hot pitch moment. The flow-field with different cowl angles was numerically simulated to obtain the performance parameters of nozzle. The results showed that, when the cowl angle was adjusted to 6° , the difference of cold/hot pitch moment was reduced by 29.57% and the thrust coefficient decreased only 0.42% in design Mach number 4.5. Finally, a wind tunnel experiment was carried out, and numerical simulation was performed based on the conditions of the wind tunnel experiment. The results of the simulation were in good agreement with experiment data, validating the effectiveness and correctness of the adjustment scheme and the results of numerical simulation.

Key words: scramjet; single expansion ramp nozzle; geometry adjustment; difference of pitch moment; wind tunnel experiment

对于一体化设计的高超声速飞行器,其后体下表面作为超燃冲压发动机(下文简称发动机)的一部分通常被用作喷管的上膨胀面,即所谓的单膨胀斜面喷管,这样可以减小发动机的迎风面

积,有效降低飞行器的外阻力和质量^[1-2],但是由于此类飞行器具有宽广的飞行包线,发动机特别是其排气系统的工况变化范围很大,受非对称构型及飞行接力点和巡航结束点冷、热态膨胀状态

收稿日期:2014-02-26

基金项目:国家自然科学基金(90916023)

作者简介:庞丽娜(1988-),女,黑龙江哈尔滨人,硕士生,主要从事高超声速排气系统气动力学研究.

不同的影响,喷管会产生较大的俯仰力矩差(即冷、热态俯仰力矩差),这对飞行器姿态控制带来较大的困难,导致在某些情况下需要通过几何调节才能满足发动机总体的要求^[3-6].而目前针对如何通过几何调节进而改善喷管冷、热态俯仰力矩差过大的问题,国内外的研究还比较少,但是已经得到了相关总体单位的高度重视.

在喷管的可调参数研究方面,西北工业大学汪维娜等数值研究了非对称喷管的几何参数对其内部流动和特性的影响^[7];国防科学技术大学晏至辉重点研究了侧板及外罩参数对喷管性能的影响^[8].在喷管的可调机构设计方面,美国 NASA Langley 研究中心采用“移动”喉道、分级调节膨胀比的措施,通过改变喉道面积及落压比使得飞行器适应不同马赫数飞行,但是调节机构过多,并且存在机构热防护的问题^[9].法国 Aerospatiale Matra 和俄罗斯 MAI 提出一种几何可调的双模态冲压发动机概念^[10-12],调节发动机内部通道的几何面积,实现了全马赫数下的高性能表现,该调节机构同样存在机构复杂并且密封困难的问题,因此,设计尽可能简单、可靠和易于工程实现的可调方案,对于完成喷管的几何调节过程是至关重要的.

针对喷管冷、热态俯仰力矩差过大的问题,文献^[13]已经从上膨胀面添加可移动板等调节方式入手,进行了调节规律的研究.而本文提出了调节下唇板角度来降低喷管冷、热态俯仰力矩差的方案,通过数值模拟研究了该方案对喷管性能的影响,并对机械调节的有效性进行了风洞试验验证.该方案的调节过程是在冷态情况时向上旋转下唇板,并在热态时恢复下唇板至原始位置,在保证喷管较高推力系数的前提下,达到了尽可能降低冷、热态俯仰力矩差的目的.

1 可调方案设计

本文所选用的单膨胀斜面喷管设计马赫数 $Ma=4.5$,设计落压比为 53,型面采用最短长度喷管理论方法设计,由于得到的理想等熵型面较长,因此相应进行了截短,最终上膨胀面长度为喷管设计长度的 75%^[14],而下唇板长度根据文献^[15]的研究,取上膨胀面长度的 30%,此时可以保证喷管出口气流膨胀充分,推力系数达到最大.

喷管冷、热态俯仰力矩差 ΔM^* 定义为喷管热态时的力矩值减去冷态时的力矩值,由于非对称喷管结构上的不对称性,即喷管上膨胀面较长而下唇板相对较短,导致了喷管升力和俯仰力矩的

不对称性;而受飞行接力点和巡航结束点冷、热态膨胀状态不同的影响,喷管冷态产生的力矩相对于热态时的力矩为抬头力矩(约定抬头力矩为负,低头力矩为正),因此通过提高喷管冷态时的升力、增大冷态时的力矩值,进而减小俯仰力矩差,是改善喷管冷、热态俯仰力矩差过大问题行之有效的方法之一.图 1 为下唇板角度 α 调节的机构简图,图中黑点表示转轴,下唇板绕进口转轴可以向上旋转,即在喷管入口下游处产生一个斜楔,超声速来流遇到该斜楔会产生较强的斜激波,斜激波入射至上膨胀面处导致上膨胀面压力的突升,同时在下唇板后缘形成一个高压区,在一定调节范围内(文中为 $0^\circ \sim 6^\circ$),喷管上膨胀面上的压力积分值较大,而作用在下唇板的压力积分值较小,即喷管上膨胀面升力增大的幅度大于下唇板升力的增大幅度,这样两者作用的结果使得喷管壁面压力升高,增大了喷管冷态时的力矩值.同时该可调方案在冷态时使用,避免了在高温高压情况下进行调节而造成更大的困难.

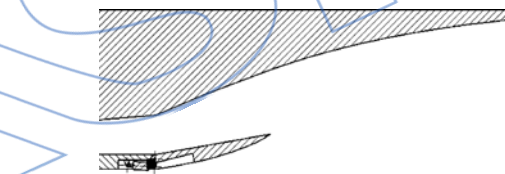


图 1 下唇板调节简图

Fig. 1 Schematic diagram of adjustable cowl

2 数值模拟结果

2.1 性能参数及计算方法

首先对文中研究的主要性能参数进行定义和说明.

喷管推力系数定义为喷管的实际轴向推力与理想轴向推力(即理想情况下喷管的进、出口冲量差)之比,记为 C_{F_x}

$$C_{F_x} = \frac{-F_x}{F_s - [(p_{in} - p_{out})A_m + \dot{m}V_{in}]} \quad (1)$$

式中 F_x 为喷管的实际轴向推力; p_{in} 为进口静压; p_{out} 为出口静压; A_m 为进口面积; \dot{m} 为排气系统的质量流量; V_{in} 为进口速度; F_s 为喷管理想情况下的出口冲量,即等熵推力^[16],表示为

$$F_s = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{in}^* \left[1 - \left(\frac{p_{out}}{p_{in}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2)$$

式中 γ, R 为气体的比热比和热力学常数; T_{in}^*, p_{in}^*

为进口的总温和总压; p_{air} 为环境压力.

利用商用 CFD 软件 Fluent 对模型进行了数值仿真计算,采用基于密度的隐式求解器,湍流模型选择标准 $k-\omega$ 模型,喷管进、出口条件分别选为质量流量进口和压力出口,远场计算域设置为真实飞行条件下的压力远场,当进、出口的净流量与总质量流量的比值小于 0.7%,且长时间保持恒定时计算收敛.为了减小计算量,计算域取喷管构型和外流场的一半进行计算,中间截面设为中心对称面,并在进口及壁面等重点求解区域进行了加密,网格总数约为 100 万,如图 2 所示.

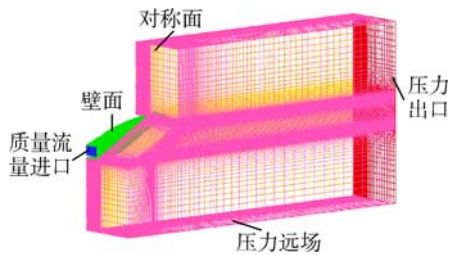


图 2 3-D 计算网格及边界条件

Fig. 2 3-D computational grid and boundary conditions

2.2 数值模拟结果

当飞行器以设计马赫数 $Ma=4.5$ 飞行,发动机尚未点火时,喷管处于冷态情况,此时对喷管进行下唇板角度调节,以喷管进口底部为旋转点,下

唇板角度 $\alpha=0^\circ$ 开始,以步长为 1° 进行逆时针旋转,直至达到 $\alpha=6^\circ$.表 1 为不同下唇板角度对喷管性能参数的影响,其中 0° 为基准喷管.可以看出,随着下唇板角度的增加,喷管冷、热态俯仰力矩差逐渐降低,调节角度为 6° 时,冷、热态俯仰力矩差下降 29.57%,推力系数只减小 0.42%,效果非常可观.此外,与文献[13]中所应用的调节方法比较可以发现,在冷、热态俯仰力矩差下降 20% 左右时,文献[13]所采用的可调方案使得喷管推力系数下降 1.45%,而本文所采用的可调方案保证了喷管较高的推力性能;并且相对于文献[13]中上膨胀面移动板可调方案,本文的下唇板角度可调方案结构上更加简单.

分析图 3 喷管推力系数和冷、热态俯仰力矩差随下唇板角度的变化趋势以及图 4 不同下唇板角度时数值模拟得到的喷管流场压力云图可以发现,当 $\alpha=0^\circ$ 向上旋转时,入口处产生的斜激波导致喷管壁面压力突升,升力增加,这在很大程度上减小了冷、热态俯仰力矩差,并且喷管推力系数先增大后减小.

图 4 非常直观地解释了喷管推力系数先增大后减小的原因,当下唇板存在向上的调节角度时,下唇板内壁面受斜激波影响,压力升高,外壁面受外流膨胀影响,压力降低,并且由于下唇板角度的影响,在下唇板上必然会产生一个向后的分力,给

表 1 $Ma=4.5$ 不同下唇板角度时的喷管性能参数

Table 1 Nozzle performance parameters for different cowl angles in $Ma=4.5$

α	冷、热态俯仰力矩差/(N·m)	冷、热态俯仰力矩差变化/%	升力/N	推力系数	推力系数变化
0° (热态)			4275.2	0.9154	
0° (冷态)	13342	0	-251.2	0.8714	0
2°	11890	-10.88	91.2	0.8767	0.61
4°	10615	-20.44	451.8	0.8766	0.60
6°	9397	-29.57	837.5	0.8677	-0.42

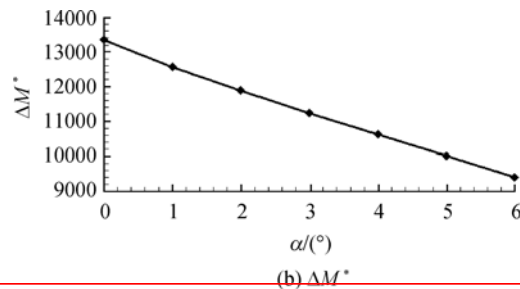
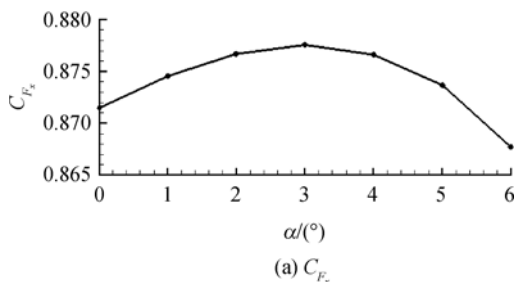


图 3 不同下唇板角度喷管参数变化趋势

Fig. 3 Variation of nozzle performance parameters with different cowl angles

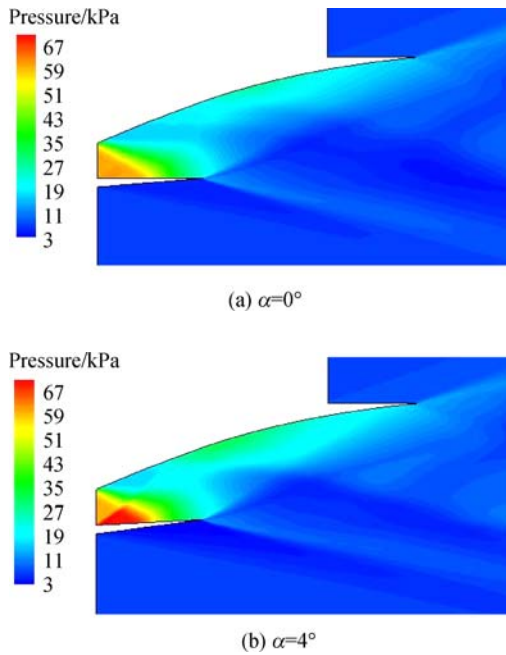


图4 数值模拟不同下唇板角度流场压力云图
Fig. 4 Pressure contours of flow field with different cowl angles by numerical simulation

喷管带来一定的阻力,因此降低了喷管推力系数;然而由于上膨胀面同样受斜激波的影响,在一定范围内,上膨胀面上的压力积分在轴向的增量较大,抵消了由于下唇板旋转带来的喷管阻力,提高了喷管推力系数.这就形成了喷管推力系数先增大后减小的趋势.

3 试验研究

3.1 试验方案

通过数值模拟可以发现,改变喷管下唇板角度,很大程度上减小了喷管的冷、热态俯仰力矩差,为了进一步验证下唇板可调方案的有效性,设计了简单、可靠和易于工程实现的调节机构,如图5、图6所示.可调机构分为连杆、下唇板和滑块3部分,滑块下端接有步进电动机进而可以驱动滑块移动,而下唇板由连杆带动绕转轴旋转,试验时通过操纵步进电动机的转动步数来实现下唇板角度的精确控制.

为了验证所设计的下唇板角度调节机构的可行性,进行了可调机构的冷流试验.风洞试验台采用吹/吸结合的工作方式,进气口处连接高压气罐供气,来流总压可达0.8 MPa,下游排气端连接真空舱,舱内压力可以维持在5~10 kPa,保证了进行高落压比试验的能力.

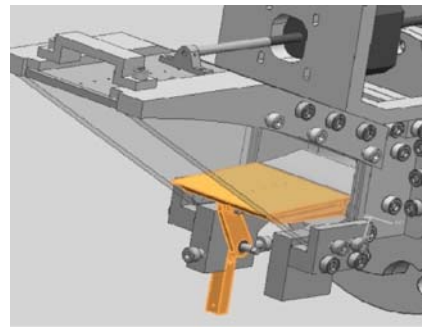


图5 调节机构图
Fig. 5 Schematic diagram of adjustable mechanism

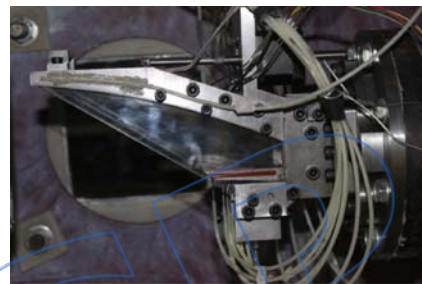


图6 喷管风洞试验照片
Fig. 6 Picture of nozzle of wind tunnel experiment

3.2 风洞试验结果

试验过程中,通过调节高压阀门,保持喷管试验落压比在53.7左右,并且模拟其他典型工作状态,完成了喷管的风洞试验,获得了各调节状态时喷管的试验纹影照片,如图7所示.

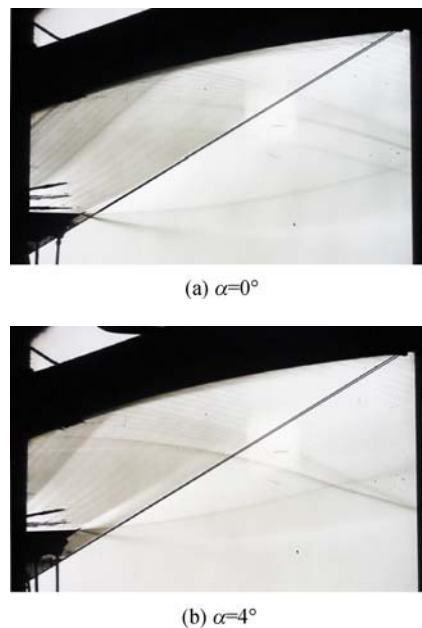


图7 试验纹影照片
Fig. 7 Experimental schlieren images

试验结束后,根据试验条件进行了数值模拟(CFD),获得了不同下唇板角度时喷管上膨胀面(upwall)、下唇板(dwallow)的无量纲压力分布,如图 8 所示.其中横坐标为喷管水平长度 X ,纵坐标为喷管壁面压力(p_w)与出口静压(p_{out})比值.对比结果发现两者吻合较好,当下唇板向上旋转时,超声速来流遇到斜楔会产生较强的斜激波并打到上膨胀面;而随着下唇板旋转角度的增大,入射到上膨胀面的斜激波逐渐增强并向喷管上游移动;同时,喷管上膨胀面入口处形成的膨胀波,会在下唇板反射,然后再打到上膨胀面上,造成喷管上膨胀面和下唇板的压力分布出现了“台阶”,而这些在数值模拟及试验中都有体现.

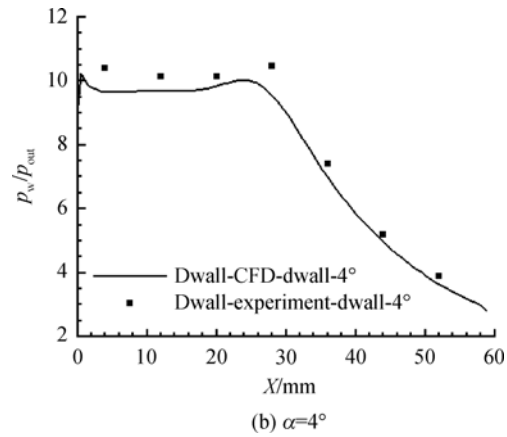
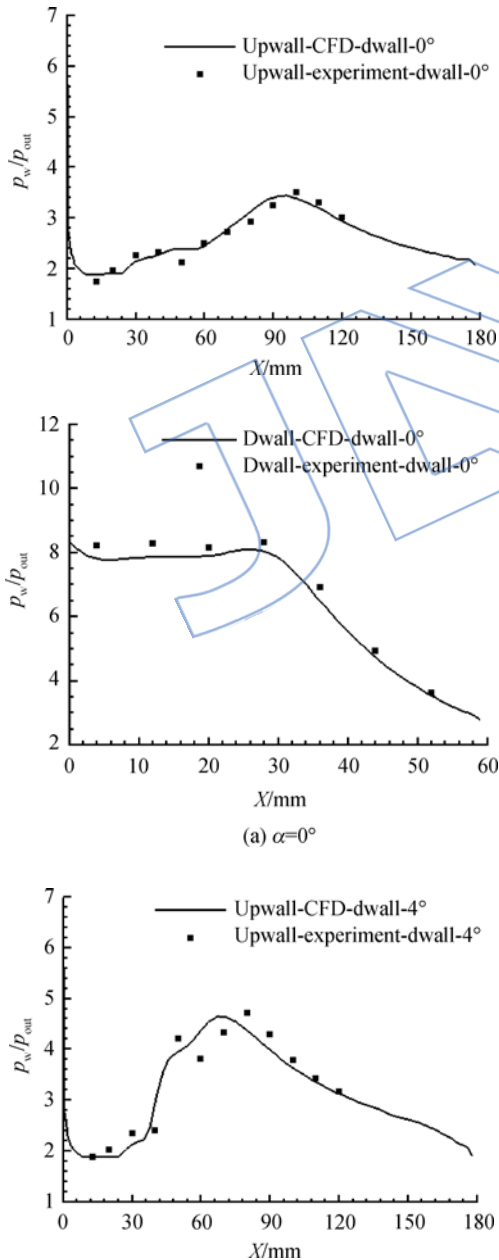


图 8 试验和数值模拟所得喷管壁面无量纲压力分布
Fig. 8 Distribution of dimensionless pressure along nozzle wall with experiment and numerical simulation

4 结 论

为了解决高超声速飞行器在飞行接力点和巡航结束点喷管产生较大冷、热态俯仰力矩差的问题,对下唇板可调方案进行了详细的数值模拟和试验研究,得出如下结论:

- 1) $Ma=4.5$ 状态时,随着下唇板角度增加,喷管推力系数先增大后减小,而冷、热态俯仰力矩差则持续下降.
- 2) 实现了喷管下唇板简单、可行的调节机构设计,对应的试验与数值模拟结果在对应状态下吻合较好,证明了数值模拟结果的可靠性以及可调结构的可行性.
- 3) 在 $Ma=4.5$ 时改变下唇板角度对改善喷管冷、热态俯仰力矩差的效果显著,其中下唇板角度为 6° 时,冷、热态俯仰力矩差下降 29.57%,推力系数只减小 0.42%,调节收益非常高.

参考文献:

[1] Perrier P, Rapuc M, Rostand P. Nozzle and afterbody design for hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA 96-4548, 1996.

[2] Edwards C L Q, Small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.

[3] 张留欢,徐惊雷,莫建伟.二元非对称喷管可调方案试验研究[J].航空学报,2013,34(4):772-778. ZHANG Liuhuan, XU Jinglei, MO Jianwei. Experimental study of 2D adjustable asymmetric nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 772-778. (in Chinese)

[4] 徐惊雷,张艳慧,张堃元.超燃冲压发动机非对称喷管非设计状态性能计算[J].推进技术,2007,28(3):287-290.

- XU Jinglei, ZHANG Yanhui, ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the off-design point[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 287-290. (in Chinese)
- [5] XU Jinglei, SHA Jiang, MO Jianwei, et al. The numerical study of improving the performance of the over expanded SERN by using SJA[R]. AIAA-2010-6790, 2010.
- [6] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
ZHANG Kunyuan, ZHANG Rongxue, XU Hui. Investigation of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 380-382. (in Chinese)
- [7] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284.
WANG Weina, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of the influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)
- [8] 晏至辉. 超燃冲压发动机尾喷管仿真和试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
YAN Zhihui. Simulation and experimental research on scramjet nozzle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [9] Deere K A, Asbury S C. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion ramp nozzle[R]. AIAA 96-2540, 1996.
- [10] Chevalier A, Bouchez M, Levine V, et al. French-Russian partnership on hypersonic wide range ramjets[R]. AIAA 96-4554-CP, 1996.
- [11] Baranovsky S I, Gilevith D D. A program of the scramjet design and optimization[R]. AIAA 91-5073, 1991.
- [12] Baranovsky S I, Levin V M, Avrashkov V N. Gas dynamic features of supersonic kerosene combustion in a model combustion chamber[R]. AIAA 90-5268, 1990.
- [13] 葛建辉, 徐惊雷, 庞丽娜. Scramjet 尾喷管几何调节方案的计算与实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1158-1164.
GE Jianhui, XU Jinglei, PANG Lina, et al. CFD and experimental investigation for an adjustable scramjet nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1158-1164. (in Chinese)
- [14] Goeing M. Nozzle design optimization by method-of-characteristics[R]. AIAA 90-2024, 1990.
- [15] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计状态性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286.
ZHANG Yanhui, XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the designing point[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 282-286. (in Chinese)
- [16] MO Jianwei, XU Jinglei, ZHANG Liuhuan, et al. The experimental and numerical study of the over-under TBCC exhaust system[R]. AIAA-2011-2234, 2011.

(编辑: 陈越)