

文章编号:1000-8055(2013)07-1576-06

增强型双喉道射流推力矢量喷管的 流动特性试验

周辉华¹, 谭慧俊², 周慧晨², 蔡建刚¹

- (1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 对一种增强型双喉道射流推力矢量喷管开展了内部流动特性的试验研究, 获得了其在不同次流压比状态下的内流结构和沿程静压分布. 试验结果显示: 在基准双喉道矢量喷管尾部附加扩张段后, 能够以 2.8% 的次流消耗率获得超过 20° 的平均气流偏角, 这表明通过附加扩张段来增加喷管矢量角的设计概念是可行的. 在凹腔内, 增强型双喉道射流推力矢量喷管的静压分布规律与基准双喉道矢量喷管一致, 但在附加的扩张段内, 下壁面的压强要明显高于上壁面, 这正是其推力矢量角得到显著增大的原因. 随着次流压比的增加, 喷管获得的推力矢量角单调增加, 但是喷管附加扩张段的矢量增强效果基本维持不变.

关 键 词: 射流; 增强; 推力矢量; 双喉道喷管; 矢量喷管; 流动特性试验

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Flow characteristic experiment on vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle

ZHOU Hui-hua¹, TAN Hui-jun², ZHOU Hui-chen², CAI Jian-gang¹

- (1. China Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China
Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. Internal Flow Research Center, College of Energy and Power Engineering
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Model tests of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle were performed to obtain the internal flow characteristics, including the internal flow pattern and the static pressure distributions at different secondary flow pressure ratios. The test results indicate that after adding divergent part to the tail of traditional dual-throat vector-nozzle, the jet flow is deflected upwards beyond 20 degrees at a secondary flow ratio of 2.8%. Therefore the design concept of the vector-enhanced nozzle is feasible. In the concave cavity of the nozzle, the static pressure distribution of the vector-enhanced nozzle is basically the same as that of a traditional dual-throat nozzle. At the additional divergent part, the surface pressure of the bottom wall is obviously higher than that of the top wall, accounting for the vector angle augment. In addition, the vector angle increases monotonously with the pressure ratio of the secondary flow, but the vector enhancing effect of the divergent part remains basically unchanged.

Key words: fluidic; enhanced; thrust-vectoring; dual-throat nozzle;

收稿日期: 2012-10-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1576_022.html

作者简介: 周辉华(1972—), 男, 湖南永州人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机总体技术研究. E-mail: zhh60813@163.com

vector-nozzle; flow characteristic experiment

由于具有几何固定、质量轻、可靠性高、系统响应快、便于与后机体融合等优点^[1],射流推力矢量喷管有望取代传统的机械式推力矢量喷管,并已经成为当前航空推进技术领域的研究热点之一。经过近20年的发展,射流推力矢量喷管演化出了3种基本类型:激波偏转型^[2-5]、喉道偏转型^[6-12]、逆流偏转型^[13-15]。然而,上述3类技术均存在一定的不足,如激波偏转法的推力系数较低,喉道偏转法的矢量效率较低,而逆流偏转法则存在响应滞后和矢量角不连续可调等问题。2003年,美国NASA兰利研究中心提出了一种双喉道射流推力矢量技术,随后国内外的相关研究者在此领域开展了大量的仿真、试验及优化设计工作,目前能够以8%的次流量获得15°的俯仰矢量角,且推力系数为0.968,与定几何常规喷管相比只减小了0.5%,因此具有较高的研究价值。为了进一步提高喷管的推力矢量角,文献[16]还在双喉道射流推力矢量喷管的基础上提出一种增强型双喉道射流推力矢量喷管的设计概念(图1),通过在双喉道喷管尾部增加一个扩张段,利用流动的附壁效应使主喷流在扩张段中进一步偏转,仿真结果最大获得了接近25°的推力矢量角。

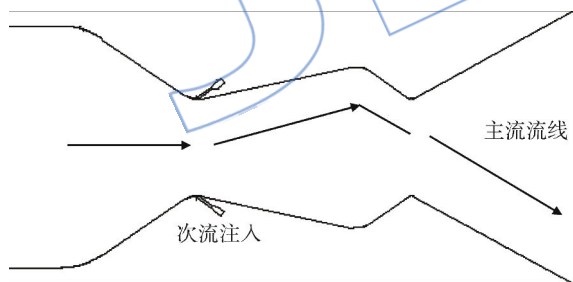


图1 增强型双喉道射流推力矢量喷管的工作机理

Fig.1 Working mechanism of vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle

在文献[16]的基础上,本文设计、加工了一种增强型双喉道射流推力矢量喷管(以下简称增强型推力矢量喷管)试验模型,并在不同次流压比状态下开展了静特性试验研究,验证了该类喷管设计方案的可行性。

1 研究对象

本文中所采用的研究对象为增强型双喉道射流推力矢量喷管,其气动型面及主要气动设计参数如图2所示。下游喉道高度 $h_{dt}=30\text{mm}$,上游喉

道高度 $h_{ut}=1.0\ h_{dt}$,次流注入角 $\alpha=30^\circ$ 。另外,空腔长度 $l=3.0\ h_{dt}$,空腔扩张角 θ_1 、收敛角 θ_2 分别为 $13^\circ, 33^\circ$ 。尾部扩张段采用内凹弧线设计,其长度 $l_d=2.0\ h_{dt}$,当量扩张角 $\beta=30^\circ$ 。

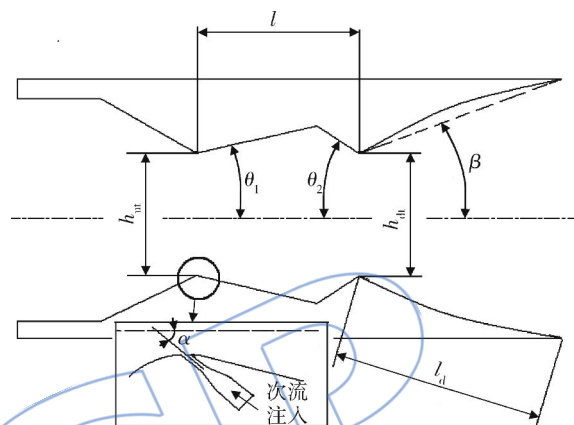


图2 增强型双喉道射流推力矢量喷管设计参数

Fig.2 Design parameters of vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle

2 试验模型及试验设备

增强型推力矢量喷管的静特性试验在南京航空航天大学的内流抽吸试验台上进行,整个试验系统的构成如图3所示。射流推力矢量喷管被放置在一个封闭的试验舱内,该试验舱与真空泵组相连,试验中喷管的主流、控制次流分两路分别从大气中吸入,并可通过相应阀门对流量、压强进行调节。采用这种自大气中吸气的试验方案优点在于:主流、次流完全独立,不会产生耦合干扰;上、下游压强稳定,试验工况易于调节;喷管内密流较小,试验模型尺寸可以相对较大。

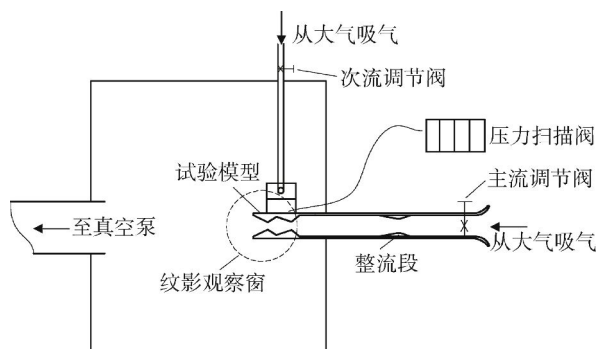


图3 射流推力矢量喷管静特性试验系统构成

Fig.3 Test facility for static characteristic of fluidic thrust-vectoring nozzle

喷管试验模型的内流道采用等宽度设计,为90 mm,且一、二喉道的高度均为30 mm. 其主要由次流腔、喷管本体、两侧侧板以及光学观察窗构成. 如图4所示,次流腔位于试验模型的上方,分上、下两部分,上部为进气腔,下部为稳压腔,两部分连接处搭接夹着多孔板,用以整流稳压. 自大气中吸入的二次流由安置在侧板上的圆孔进入上方的进气腔,经多孔板、稳压腔后由模型的上缝注入喷管主流中. 另外,在模型的两侧板上还设置了专门的光学观察窗,为两块 $216\text{ mm}\times 80\text{ mm}$ 的石英玻璃,这为喷管的整个内流道及其下游流场的纹影观察创造了条件. 在模型流道上、下壁面的对称线上,还布置了27个静压测点(图5),以监测不同工况下喷管上、下壁面的压强分布. 图6给出了安装就绪的试验模型照片.

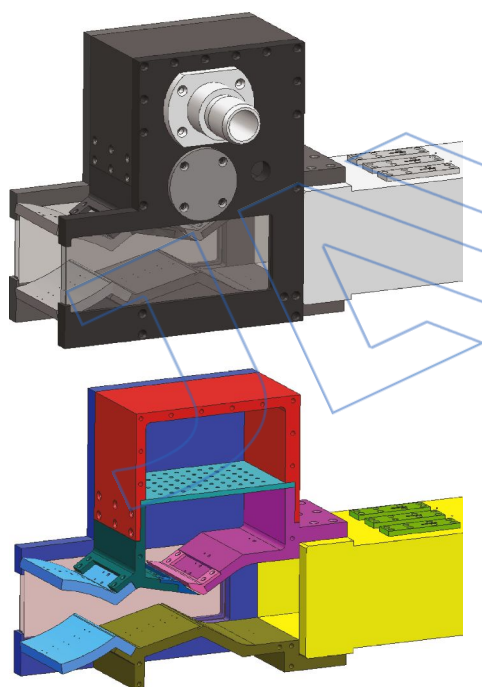


图4 射流推力矢量喷管试验模型

Fig. 4 Test model of fluidic thrust-vectoring nozzle

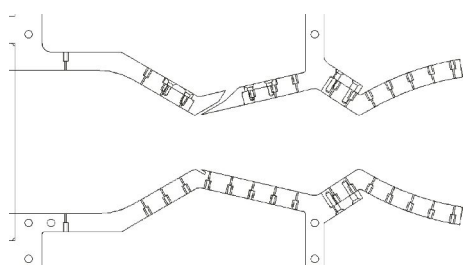


图5 模型对称面的静压测点分布

Fig. 5 Arrangement of static pressure measure points on symmetrical plane

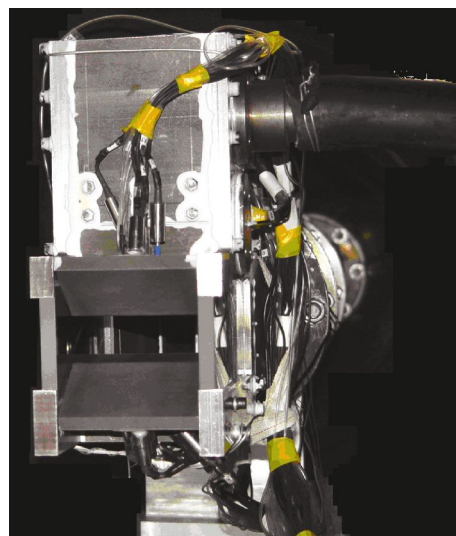


图6 安装就绪的射流推力矢量喷管试验模型

Fig. 6 Installed test model of fluidic thrust-vectoring nozzle

3 试验结果与分析

3.1 基本流态分析

首先,对典型工况下增强型矢量喷管的工作特性进行分析,其对应的参数状态为 $N_{pr}=4.0$, $S_{pr}=1.05$,次流消耗率为2.8%. 其中 N_{pr} 为喷管的落压比,即喷管进口总压与下游环境静压之比, S_{pr} 为次流总压与喷管进口总压比. 图7示出了试

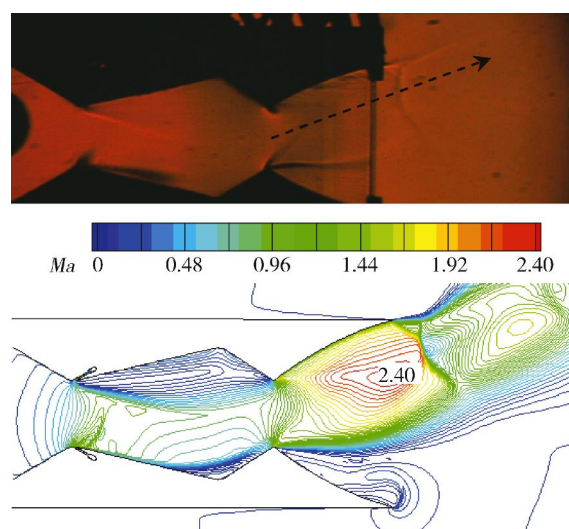


图7 增强型双喉道矢量喷管纹影照片与仿真马赫数等值图谱的对比($N_{pr}=4.0$, $S_{pr}=1.05$)

Fig. 7 Comparison of schlieren image and simulational Mach number contours of vector-enhanced dual-throat vectoring nozzle ($N_{pr}=4.0$, $S_{pr}=1.05$)

验获得的纹影照片,其中还对比给出了相应状态三维仿真获得的马赫数等值图谱.可以看到:试验与仿真结果表现出了良好的一致性,包括通道内、通道外的剪切层形状、激波与膨胀波波系结构等均极为接近.并且,试验结果显示:在一喉道上方注入次流的干扰下,主喷流紧贴凹腔的下壁面流动,随后受收敛段的引导,气流整体向上偏转,倾斜流出喷管的二喉道.而后,在附加扩张段上壁面形成的 Conda 效应作用下,气流进一步向上偏转,以较大的倾角流出了进气道的出口截面(图中示出参考虚线的倾角为 20°),这表明文献[11]提出的通过附加扩张段来增大喷管矢量角的设计概念是可行的.事实上,三维仿真结果表明此时的推力矢量角达到了 24° .

图8还给出了 NASA 基准双喉道矢量喷管在相近工况下 ($N_{pr} = 4.0$, $S_{pr} = 1.08$) 的试验结果^[11],其凹腔的关键几何参数与本文基本一致.可以看到由于没有附壁效应作用,其出口气流的偏角要明显偏小,推力矢量角仅为 14.0° ,这进一步表明扩张段确实具有显著的矢量增强效应.

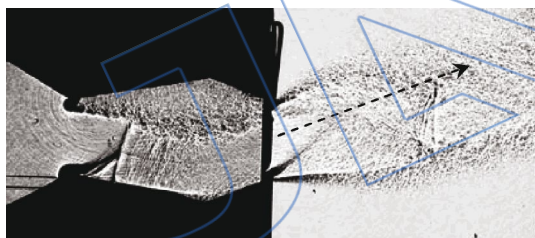


图8 NASA 基准双喉道矢量喷管纹影照片

($N_{pr} = 4.0$, $S_{pr} = 1.08$)^[11]

Fig. 8 Schlieren image of a standard dual-throat nozzle from NASA

($N_{pr} = 4.0$, $S_{pr} = 1.08$)^[11]

试验获得的增强型矢量喷管内流道上、下壁面沿程静压在图9给出,其对应的仿真曲线也在此一并给出.试验和仿真结果再次表现出了较好的一致性.可以看到:在凹腔内,增强型矢量喷管上、下壁面的静压分布规律与基准双喉道矢量喷管基本一致,上壁面位于分离区范围内,故压强分布较为平坦;主流在下壁面后半段形成撞击而后连续偏转,使得下壁面压强显著升高.凹腔上、下壁面间的压差便是基准双喉道矢量喷管推力法向分量的来源.另外,在附加的扩张段内,下壁面的压强与下游环境压强相当或略高,而上壁面的压强则受喷流的干扰而明显低于环境压强,这样在

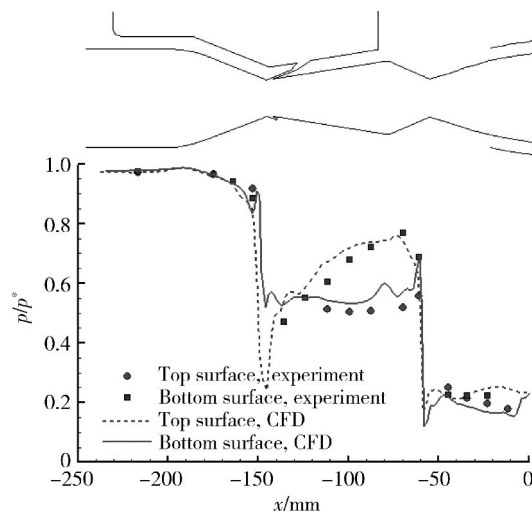


图9 增强型双喉道矢量喷管在典型工况下壁面压强分布的仿真与试验结果对比

($N_{pr} = 4.0$, $S_{pr} = 1.05$)

Fig. 9 Comparison of surface pressure distributions of vector-enhanced dual-throat nozzle at a typical operating condition between CFD and experiment

($N_{pr} = 4.0$, $S_{pr} = 1.05$)

扩张段内边形成了指向朝下的力,与凹腔内的法向力方向一致,这正是其推力矢量角得到显著增大的实质原因.

3.2 次流注入压比的影响

下面再来看次流注入压比的影响,由于试验中保持了次流注入缝宽不变,因此这实际上对应于次流注入量的等比例变化.

图10中给出了不同次流压比下,增强型矢量喷管的内流结构.可以看到:较低次流压比状态下,在扩张段内虽然喷流的上边界仍紧贴上方固壁面,但其下边界却接近水平甚至略向下倾斜,这一方面降低了喷管出口截面上气流的平均倾角,使得推力矢量角减小,同时也导致了一定程度的过膨胀现象,使得喷管的推力系数下降.随着次流压比的增加,凹腔内气流向下壁面贴合的程度得到改善,在二喉道截面上气流向上倾斜的角度加大,使得扩张段内喷流的下边界逐渐往上收敛,这将显著提高喷管的推力矢量角,并一定程度地改善其推力系数.

上述分析还可从喷管沿程静压曲线的变化规律得到印证.在图11中,分别给出了次流压比为0.62,1.05,1.32和1.70时喷管上、下壁面的沿程静压分布曲线.该图显示:随着次流压比的增加,喷管一喉道的有效流通面积减小,凹腔前半段

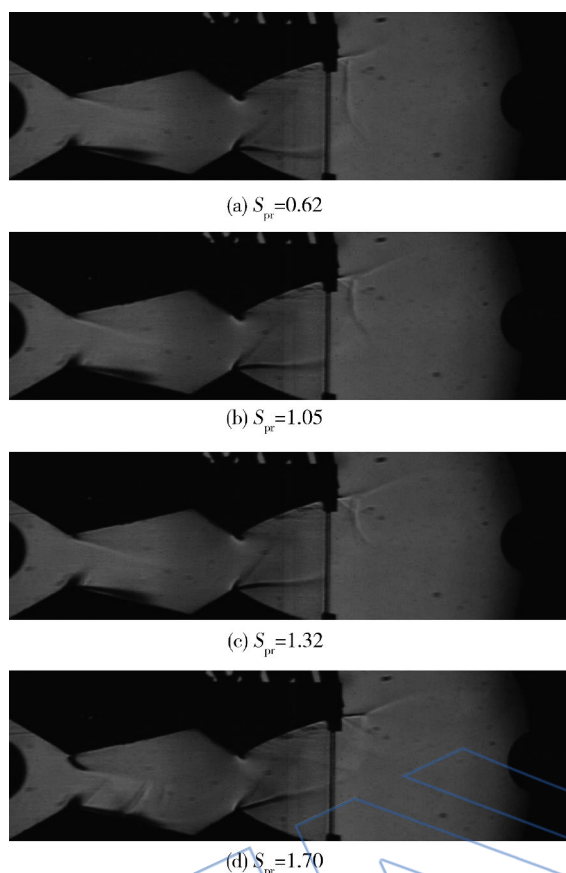
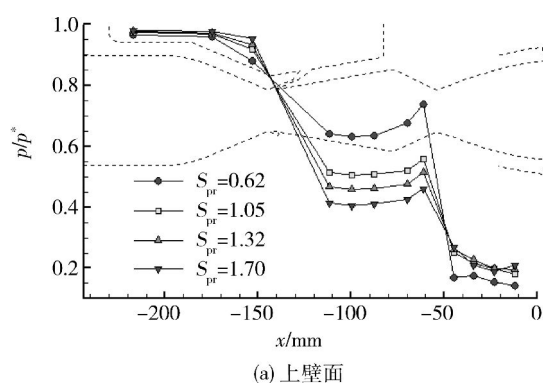


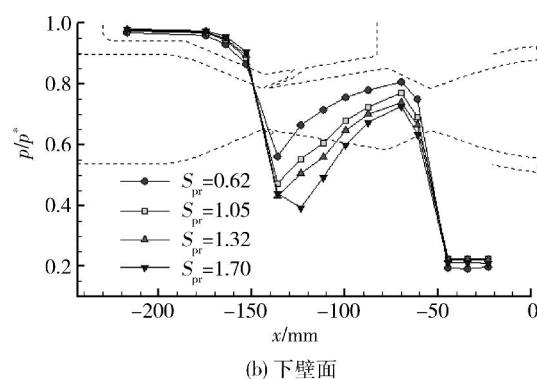
图 10 增强型双喉道矢量喷管在不同次流压比下的内流结构

Fig. 10 Internal flow structure of vector-enhanced dual-throat nozzle at different secondary pressure ratios

的实际扩张比加大,上、下壁面的压强均随之降低。但是,上壁面静压的下降幅度要显著高于下壁面,两者间的压差呈增长趋势,这使得凹腔段产生的推力法向分量增加。至于附加扩张段,不同压比下始终有下壁面的压强高于上壁面,故其总是起到了矢量增强的作用。并且除 $S_{pr} = 0.62$ 状态外,其他各状态扩张段上、下壁面的静压曲线接近重



(a) 上壁面



(b) 下壁面

图 11 增强型双喉道矢量喷管在不同次流压比下的沿程静压分布

Fig. 11 Surface pressure distributions of vector-enhanced dual-throat nozzle at different secondary pressure ratios

合,表明其导致的附加法向力基本不变。或者说,扩张段的矢量增强效果并不会随着次流压比的增加而增加。

4 结 论

对一种增强型推力矢量喷管开展了流动特性试验研究,获得了其在不同次流压比状态下的内流结构和沿程静压分布。试验结果表明:

1) 附加扩张段所产生的 Conda 效应能够进一步引导主喷流向上偏转,在次流消耗率为 2.8% 时喷管出口的平均气流倾角超过了 20° ,显著高于常规的双喉道矢量喷管方案,这表明通过附加扩张段来增大射流喷管矢量角的设计概念是可行的。

2) 在凹腔内,增强型矢量喷管上、下壁面的静压分布规律与基准双喉道矢量喷管基本一致,但在附加的扩张段内,下壁面的压强要明显高于上壁面的压强,这正是其推力矢量角得到显著增大的原因。

3) 随着次流压比的增加,由于凹腔内上、下壁面的压差加大,喷管获得的推力矢量角单调增加。但是,喷管附加扩张段的矢量增强效果并没有随之增加,而是基本维持不变。

参考文献:

- [1] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow-control technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(2): 145-151.
- [2] Waithe K A, Deere K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-

- 2003-3802, 2003.
- [3] 张群峰, 吕志咏, 王戈一, 等. 轴对称射流推力矢量喷管的试验和数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 139-143.
ZHANG Qunfeng, LÜ Zhiyong, WANG Geyi, et al. Numerical simulation of an axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 139-143. (in Chinese)
- [4] 金捷, 雷金春, 廖华琳, 等. 激波诱导轴对称气动推力矢量喷管壁面静压分布的试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1700-1703.
JIN Jie, LEI Jinchun, LIAO Hualin, et al. Experimental investigation of wall static pressure distributions of shock induced axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1700-1703. (in Chinese)
- [5] 王占学, 李志杰. 喷管气动参数对推力矢量影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 187-193.
WANG Zhanxue, LI Zhijie. Effect of aerodynamic parameters of main and secondary flow path on thrust vectoring[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 187-193. (in Chinese)
- [6] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365, 1999.
- [7] Williams R G, Vittal B R. Fluidic thrust vectoring and throat control exhaust nozzle[R]. AIAA-2002-4060, 2002.
- [8] 王庆伟, 刘波, 王如根. 二元喷管气动喉道控制的数值模拟[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 226-231.
WANG Qingwei, LIU BO, WANG Rugen. Numerical simulation of two-dimensional nozzle using fluidic injection for throat area control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 226-231. (in Chinese)
- [9] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D, et al. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803, 2003.
- [10] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. A computational study of a new dual-throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3502, 2005.
- [11] Flamm J D, Deere K A. Experimental study of a dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3503, 2005.
- [12] 谭慧俊, 陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1679-1684.
TAN Huijun, CHEN Zhi. A computational study of 2-D dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 22(10): 1678-1684. (in Chinese)
- [13] Flamm J D. Experimental study of a nozzle using fluidic counterflow for thrust vectoring[R]. AIAA 98-3255, 1998.
- [14] Lim M, Kim H D, Setoguchi T. Studies on thrust vector control using a fluidic counter-flow concept[R]. AIAA-2006-5204, 2006.
- [15] 汪明生, 杨建军. 逆流推力矢量喷管基本流动特征的数值研究[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 769-775.
WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Numerical research on basic flow characteristics of counterflow thrust vectoring nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 769-775. (in Chinese)
- [16] 周慧晨, 谭慧俊, 孙妹, 等. 一种矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2070-2076.
ZHOU Huichen, TAN Huijun, SUN Shu, et al. Numerical investigation of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 25(9): 2070-2076. (in Chinese)