射流角度对平板横向射流的影响

吴 盟 额日其太 王猛杰 杜江毅

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用数值和试验方法研究了射流角度对平板横向射流流动结构和工作特性的影响,将得出的规律应用于射流控制矢量喷管上. 在小型风洞试验台上进行试验,用纹影方法来观察实验模型的流场结构,通过静压测点来测量实验模型的壁面压力. 研究结果表明:数值与试验结果吻合较好;对平板横向射流,增大射流角度能增大射流上游的分离区,弓形激波位置更靠前,角度增加到一定大小,流场结构变化不再明显;对射流控制矢量喷管进行数值模拟得出,增大射流角度能有效提高喷管的推力矢量性能,在 NPR 为4.6,SPR 为 0.7 条件下,射流角度从 90°增加到 130°,推力矢量性能提高 28.3%.

关 键 词: 横向射流; 流体控制; 推力矢量; 射流角度; 纹影

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)09-1254-05

Effects of jet injection angle in a flat transverse flow

Wu Meng Eriqitai Wang Mengjie Du Jiangyi

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The computational and experimental studies were conducted to investigate the effects of the jet injection angle on the flat flow structure and its operating characteristics, the conclusions were made to apply on the fluidic control vectoring nozzle. The experiments were performed in a small wind tunnel test bed. The schlieren method was used to observe the flow structure and the wall pressure distribution of the test model was measured by the static pressure measuring point. The results show that the computational and experimental results are in good agreement. Increasing the transverse injection angle can improve the jet upstream of the separation zone, and make the bow shock position closer to the top. However, the change of the flow structure is no longer obvious when the transverse injection angle big enough. The numerical simulation of fluidic control vectoring nozzle indicates that the increase of the transverse injection angle can improve the thrust vectoring performance effectively. To be specific, the thrust vectoring performance raises by 28.3% when the transverse injection angle change from 90° to 130°, on the conditions that NPR equaled 4.6 and SPR equaled 0.7.

Key words: tansverse injection; fluidic control; thrust vectoring; injection angle; schlieren

推力矢量控制技术通过控制发动机尾喷流方向来控制飞机机动飞行,它可补充或取代常规飞行控制面产生的气动力来对飞机进行飞行控制. 大量研究表明,采用推力矢量控制技术能实现过失速机动,改进飞机性能和机动性,缩短起落滑跑距离,减小飞机阻力和重量,从而提高飞机的作战效能和生存力,降低其全寿命周期成本[1-3]. 推力矢量控制技术的核心是矢量喷管,主要包括机械调节式矢量喷管和射流控制矢量喷管. 机械式矢量喷管由于其复杂的作动部件和管壁结构,增加了系统的复杂性,降低了排气系统的可靠性和可维修性. 因此,射流控制矢量喷管技术应运而生,并逐渐走向实际应用,是未来推力矢量控制技术重要的发展方向[4-7].

收稿日期: 2012-10-11; **网络出版时间**: 2013-09-27 09:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130927.0919.001.html

作者简介: 吴 盟(1987-),男,河南商丘人,硕士生,wumeng2007@yahoo.com.cn.

射流控制矢量喷管的核心问题是射流与主流的相互作用及其对壁面压力分布的影响. 在射流控制矢量喷管中,由于喷管扩压段存在压力梯度和速度梯度,很难确定影响喷管推力矢量性能的具体因素,以平板横向射流作为研究对象可以消除轴向压力梯度和速度梯度的影响,能有效分析影响射流与主流相互作用的机理. 国内外针对平板横向射流的研究多侧重于平板横向射流的波系结构,对平板横向射流的壁面压力分布研究较少[8-10],射流角度对喷管矢量性能影响的研究也主要集中于二次推力矢量性能[11-12],射流角度对流场结构的影响研究较少. 本文通过试验与数值结合的方法研究射流角度对平板横向射流流场结构及壁面压力分布的影响,同时验证数值方法的正确性,针对试验条件有限的缺陷,用数值模拟的方法对一些算例条件进行补充,为进一步提高喷管推力矢量性能提供理论依据.

1　试验设备及方法

1.1　供气系统

试验在北京航空航天大学小型超声速风洞中进行,风洞由稳定段、喷管收敛段及试验段组成(如图 1 所示),风洞供气压力为 7×10^5 Pa. 气流经过稳定段时在蜂窝器和阻尼网作用下,来流中的大旋涡破碎成小旋涡,小旋涡逐级破碎,湍流度降低,气流变得比较均匀,从而保证试验段流场的品质;均匀的气流流经圆转方收敛段收缩成矩形通道,收敛曲线为维氏曲线以保证气流均匀收敛,然后在矩形通道上接 $Ma=2$ 的小型风洞模型.

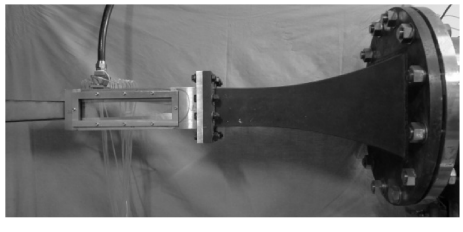


图 1　试验台

1.2　流动显示技术

本文使用双反射式纹影仪来实现流动显示,其基本原理图如图 2 所示,通过透明窗口对流场进行可视化观察,分析流场结构. 图 3 所示火焰对空气扰动的纹影图,从图中可以看到火焰上方的空气从层流发展到湍流的变化过程,能够明显区分图像的明暗变化,达到了本试验的精度要求.

1.3　平板横向射流模型

图 4 所示为设计加工的平板横向射流实验模型,设计模型的前半段为 $Ma=2$ 的超音速风洞,后半段在超音速风洞出口接上平板,平板上下高度为 37.78 mm,左右宽度为 32 mm,在模型后半段有注气模块可以替换,图 5 所示为可替换的 90°,120°及 135°射流角度缝隙模型(其中 90°缝射流表示垂直于平板射入,120°缝射流表示射流方向与来流方向夹角为 120°,以此类推),射流缝宽度为 0.982 mm. 本试验主要研究射流角度对模型流场结构及上壁面压力的影响.

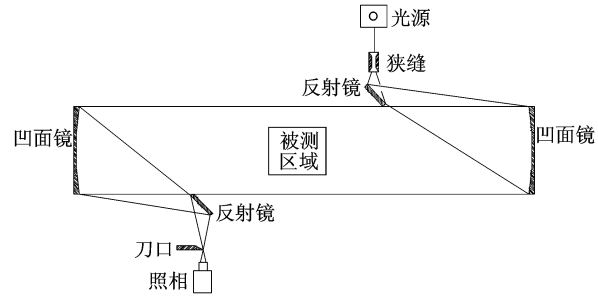


图 2　纹影仪测试原理

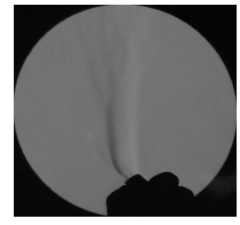


图 3　通过纹影系统拍摄的照片



图 4　平板横向射流模型

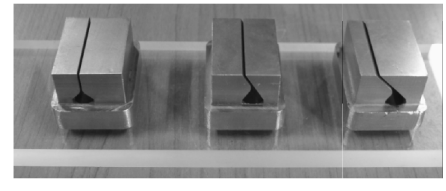


图 5　注气模型

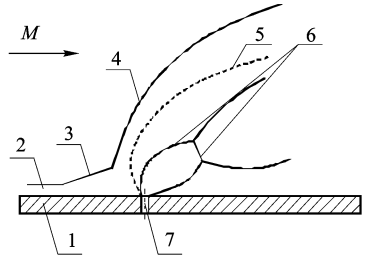
2　平板横向射流结果分析

2.1　数值模拟与试验对比

本文采用的数值模拟方法为时间推进的有限体积法,控制方程为一般曲线坐标系下强守恒形式的 N-S 方程. 为提高收敛速度和求解精度,离散格式选用隐式二阶迎风格式,湍流模型为 RNG k-

ε 二方程模型. 数值模拟与试验对比的目的是验证数值计算的可靠性,通过分析得出不同射流模块对流场结构及壁面压力变化的趋势,本文主要对直缝在来流总压为 4×10^5 Pa,SPR 为 0.5(SPR 表示射流总压与来流总压之比)条件下进行了试验与数值模拟的对比.

图 6 所示为平板横向射流的基本原理:从平板壁面开缝注入射流,主流是超音速流动,压强低于射流处的压强,因此射流迅速膨胀加速并渗透到主流中,受主流流动影响,发生偏转,占据主流流动通道,对超音速主流形成阻碍,超音速主流受到压缩停滞,形成高压分离区,流场中产生弓形激波,主流经弓形激波后的主气流流动方向发生偏转,与喷管轴线成一定夹角从喷管流出,产生矢量角度.



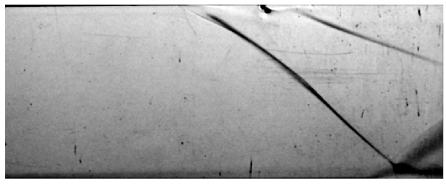
1—平板壁;2—附面层;3—分离激波;4—弓形激波;5—射流渗透边界;6—喷射激波;7—射流口.

图 6 推力矢量偏转原理图

图 7 所示为 SPR 为 0.5 条件下 90°缝射流的数值模拟密度梯度云图与对应试验纹影图对比结果,图 8 所示为 SPR 为 0.5 及 SPR 为 0.7 情况下平板横向射流数值模拟和试验获得的上壁面压力分布.



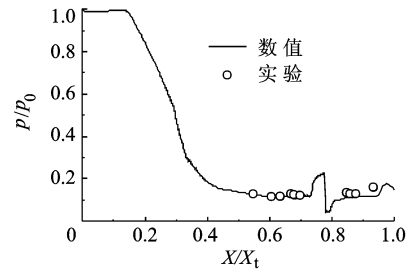
a 数值模拟密度梯度



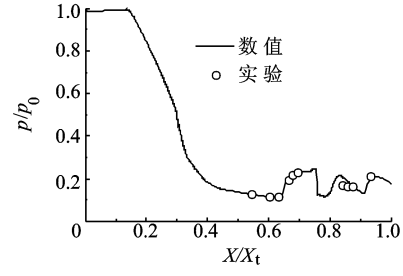
b 试验纹影图

图 7 NPR 为 4.0,SPR 为 0.5 下流场结构

从图 7 和图 8 中可以看出,数值与试验具有很好的一致性,数值模拟的马赫数分布图与试验纹影图的流场结构相同,波系结构及上游高压区



a SPR 为 0.5



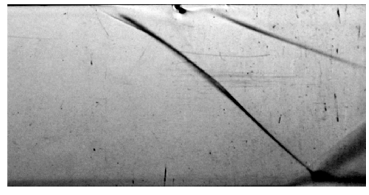
b SPR 为 0.7

图 8 数值模拟与试验对比

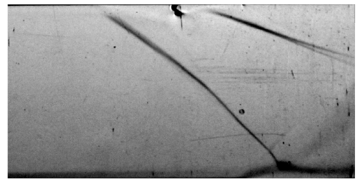
基本接近,其中数值模拟的弓形激波及下壁面反流要略靠前;由于试验条件有限,当 SPR 为 0.5 时射流上游壁面的高压区域的压力分布并没有测出来,当 SPR 为 0.7 时,高压区域能测出一部分;从图中可以看出,壁面压力变化试验数据与数值模拟较为接近,可以验证数值模拟方法的正确性.

2.2 射流角度的影响

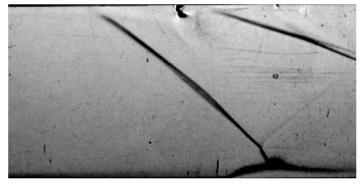
图 9 所示为不同射流角度下的试验纹影图,表 1 所示为射流角度对平板横向射流的影响(高压区域为无量纲参数,为高压区起点到射流缝的距离与试验段高度之比,弓形激波反射位置表示



a 90°缝射流



b 120°缝射流



c 135°缝射流

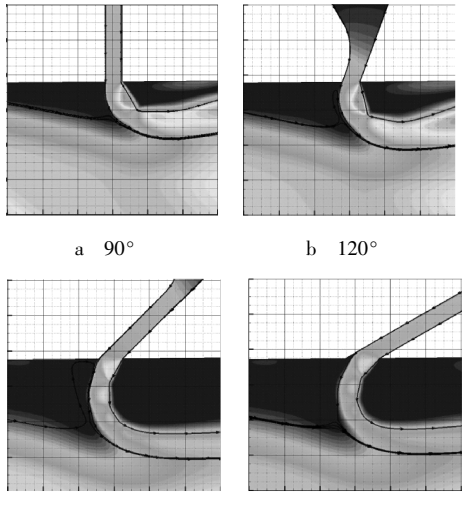
图 9 射流角度对流场结构的影响

弓形激波下壁面反射位置到射流缝的距离与试验段高度之比),从图及表中可以看出,随着射流角度的增加,射流上游分离区范围扩大,弓形激波前移,激波角度增大,下壁面的反射激波前移,;射流角度从 90°增大到 135°,流场弓形激波强度增加,高压区域更加宽广,由此可知,随着射流角度的增加,射流与主流相互作用的能力加强,使得弓形激波变强,射流角度向上游倾斜使得其对于主流的阻碍作用增大,导致喷口上游高压分离区增大,能有效改善平板射流的流场结构.

表 1　射流角度对平板横向射流的影响

射流角度/(°)	高压区域	弓形激波反射位置	弓形激波角度/(°)
90	0.40	0.82	39.2
120	0.45	0.64	42.6
135	0.58	0.55	43.6

图 10 射流角度对射流穿透深度数值模拟的结果,从图中可以看出,通过流线可以很明显辨别出射流渗透边界,有图 10a 与图 11c 对比可知,135°射流的穿透深度比 90°射流增大 80%,射流对主流的阻塞作用更强,因此射流前面的高压分离区范围更大;图 10c 与图 11d 对比可知,在 135°与 150°两种射流条件下对主流的阻塞作用基本相同,原因是在 150°射流下,射流垂直于平板上的分量降低,虽然水平力作用较强,但是径向力降低;由此可知,射流角度达到一定大小,对主流产生的阻塞不再增加.



a　90°　　b　120°

c　135°　　d　150°

图 10　射流角度对穿透深度的影响

3　射流角度对矢量喷管的影响

有以上研究得之,射流角度对超音速流场的结构有较大影响,增加射流角度能有效提高射流前高压区,而增大高压区能有效提高射流式矢量喷管的推力矢量性能. 为此,本文把改变射流角度应用到射流控制矢量喷管上,喷管选自 NASA 兰利研究中心的试验喷管[6],设计落压比为 8.78,扩压段扩张角为 11.01°,主要计算了 NPR 为 4.6 时,SPR 为 0.5 及 0.7 条件下喷管的推力矢量性能.

图 11 及表 2 所示为射流角度对射流控制矢量喷管偏转角度的影响,从图中可以看出,其变化规律与平板横向射流得出的结论一致,增加射流角度能有效提高喷管的推力矢量性能,在 SPR 为 0.5 时,射流角度从 90°增加到 130°,偏转角度提高 21.6%;在 SPR 为 0.7 时,射流角度从 90°增加到 130°,偏转角度提高 28.3%;因此,在较大的 SPR 下,射流角度对喷管的推力矢量性能影响更大.

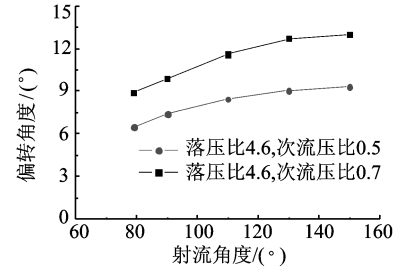
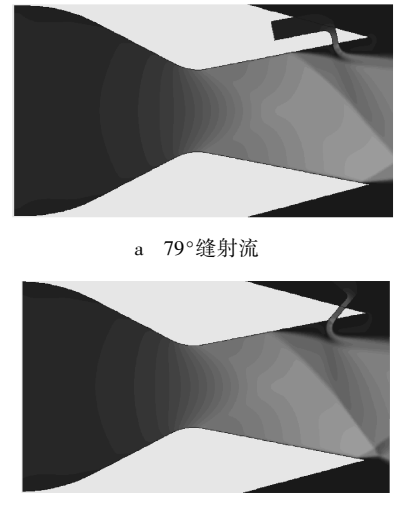


图 11　射流角度对偏转角度的影响

表 2　射流角度对偏转角度的影响

射流角度/(°)	偏转角度/(°)	
	SPR 为 0.5	SPR 为 0.7
79	6.4	8.9
90	7.4	9.9
130	9.0	12.7

图 12 和图 13 所示为不同射流角度下喷管流场结构和壁面压力分布.



a　79°缝射流

b　130°缝射流

图 12　射流角度对喷管流场结构的影响

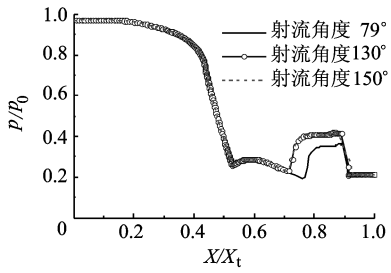


图 13 射流角度对喷管壁面压力分布的影响

从图 12 和图 13 中可以看出,增加射流角度能增加射流上游分离区,即上游高压区增加,使得弓形激波前移;射流角度增加到一定大小,壁面压力分布变化不再明显.

4 结 论

1) 本文对平板横向射流进行试验及数值研究发现,数值模拟的流场结构与试验纹影吻合较好,采用的数值方法适合模拟平板横向射流及喷管内流场的真实流动.

2) 改变射流角度能使得平板横向射流流场结构发生变化,可以把得出的结论应用在矢量喷管上;针对射流控制矢量喷管,提高射流角度使得弓形激波位置前移,增大射流上游的高压区,提高射流控制矢量喷管的推力矢量性能;在 NPR 为 4.6,SPR 为 0.7 条件下,射流角度从 79°增加到 130°,推力矢量性能提高 42.7%.

参考文献 (References)

[1] 王永华,李本威,蒋科艺. 加装推力矢量喷管对飞机起飞性能影响研究[J]. 海军航空工程学院学报,2008,23(6):626-628
Wang Yonghua, Li Benwei, Jiang Keyi. Research on take off performance of an aircraft installing thrust-vectoring nozzles[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautically University, 2008,23(6):626-628(in Chinese)

[2] 曲东才. 推力矢量控制技术发展及关键技术分析[J]. 航空科学技术,2002,1(03):30-33
Qu Dongcai. Development for thrust vector control technology and analysis critical technology[J]. Aeronautical Science & Technology,2002,1(03):30-33(in Chinese)

[3] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow-control technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal,2002,48(1):145-151

[4] 罗静,王强,额日其太. 两种流体控制矢量喷管内流场计算及分析[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(7):597-601
Luo Jing, Wang Qiang, Eriqitai. Computational analysis of two fluidic thrust-vectoring concepts on nozzle flow field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(7):597-601(in Chinese)

[5] 吴盟,额日其太. 激波控制矢量喷管流动与工作特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(1):29-34
Wu Meng, Eriqitai. Research on structure and performance of shock wave control vector nozzle flow field[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2012,25(1):29-34(in Chinese)

[6] 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

[7] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at nasa langley research center [R]. AIAA-2003-3800,2003

[8] Beresh S J, Henfling J F, Erven R J, et al. Stereoscopic piv for crossplane vorticity measurement of a supersonic jet in subsonic compressible crossflow[R]. AIAA-2004-2181,2004

[9] Deskman D A, Lu F K. Jet in supersonic crossflow on a flat plate [R]. AIAA-2006-3451,2006

[10] Forliti1 D J, Echavarria D I. Thrust vector control using transverse injection and countercurrent shear [R]. AIAA-2008-3879,2008

[11] Sadiq M. Performance analysis and flowfield characterization of secondary injection thrust vector control for 2DCD nozzle[D]. Los Angeles: Master of Science(Astronautical Engineering), University of Southern California,2007

[12] 吴雄. 固体发动机燃气二次喷射理论与试验研究[D]. 长沙:国防科技大学航天与材料工程学院,2007
Wu Xiong. Theoretical and experimental research on hot gas secondary injection for solid rocket motor[D]. Chang Sha: College of Aerospare and Material Engineering, National University of Defense Technology,2007(in Chinese)

(编 辑:张 嵘)