

文章编号: 1000-8055(2009)12-2748-08

合成射流激励器控制喷管矢量研究

刘 贺, 董金钟, 伍耐明, 赵新军, 刘 畅
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 利用试验方法研究合成射流激励器对喷管气流矢量控制的作用效果, 证明在恰当条件下喷管气流矢量角可改变 30° 。试验结果证实, 喷管射流角度的改变不但与激励器工作参数和喷管流动速度、流量相关, 同时还与激励器工作时产生的向下游迁移的“涡对”对周围流体“卷吸”形成的低压卷吸场有关, 并与卷吸涡对与主流自由剪切层之间的耦合作用有着密切联系。以上可以认为是喷管矢量受控的机理。

关 键 词: 合成射流; 激励器; 膜片; 喷管; 矢量控制

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation of nozzle vector control using synthetic jet actuator

LIU He, DONG Jin-zhong, WU Nai-ming, ZHAO Xin-jun, LIU Chang

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: Novel fluidic actuators based on synthetic jet technology were used to experimentally investigate the effectiveness on the flow vector control. In the proper conditions, the primary jet's vector could change at angles exceeding 30° . It is proved that the alteration of flow vector angle is correlated with not only the actuator parameter, the flow velocity and flow rate, but also with the downstream wrap sucking field with low pressure, which is formed by the action of “vortex pair” during the actuator operating. It is also closely correlated with the coupling effect between the vortex pair and the free shearing layer. This is treated as the mechanism of vector control.

Key words: synthetic jet; actuator; membrane; nozzle; vector control

合成射流(synthetic jet)技术是国际上近年提出的一种全新的流动主动控制技术。合成射流是以合成射流激励器作为主要控制元件作用于被控气流。利用合成射流激励器产生能量、动量、尺度和频率可控的涡旋, 作用于环境气流, 使环境气流流动结构得以控制。由于合成射流激励器具有结构简单、质量轻、易于实现等良好特征被广泛重视^[1-3]。国外的一些研究机构正致力于将合成射流技术应用于机翼气动控制、机身和翼面减阻、发动机推力矢量控制、发动机燃烧室油/气掺混控制等研究方向, 并取得了相当进展^[4-8]。国内一些研究单位也在部分方向上取得了一定的成果^[9-11]。

合成射流技术在低速流动掺混与气流方向控制上有着积极的作用与良好的前景。

合成射流激励方法是利用一组零质量合成激励器作用在喷管的出口, 来实现喷管气流方向的改变。当主流射流动量与激励器产生的激励射流动量达到一定配比时, 喷管气流可以实现 $20^\circ \sim 30^\circ$ 偏转。利用试验方法研究合成射流激励器对喷管气流矢量控制的作用效果, 探索在激励器控制作用下喷管矢量变化规律和流动结构。实验采用热线风速仪和 PIV (particle image velocimetry) 测量激励器出口的流场, 对合成射流激励器出口流场特性进行流场显示分析, 揭示了合成射流激

收稿日期: 2008-12-08; 修订日期: 2009-04-21

作者简介: 刘贺(1979-), 男, 辽宁本溪人, 博士生, 主要从事合成射流激励器实验技术研究。E-mail: liu_he@sjp.buaa.edu.cn

励器与主流流场相互作用形成的流动结构鞍点配置情况,分析了喷管矢量角被控制的物理机制,以期在研究合成射流激励器对流动进行主动流动控制时提供指导。

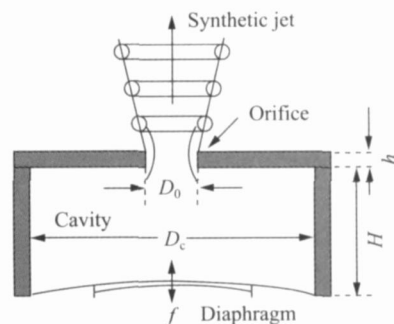
以上结论说明合成射流激励器作为主动流动的执行机构,在低速射流方向控制方面有着及其重要的价值,但是,就目前所研制的合成射流激励器所能达到的出口速度而言,将该项技术真正应用于航空喷管矢量的控制,仍需进一步开发研制高速大功率合成射流激励器。

1 实验设备

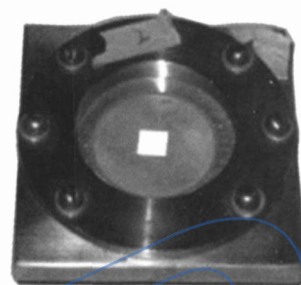
1.1 合成射流激励器设计

合成射流激励器的结构主要由两部分组成:激励器腔体和振动膜。振动膜是激励器的振动部件,它将输入的电能转化为振动膜的动能,并通过激励器腔体转化为合成射流动能,是激励器的核心部件,它主要由金属膜和压电片组合而成。激励器开始工作时,压电陶瓷片在周期性变化的电压信号作用下发生逆压电效应,腔体底面柔性薄膜随之产生周期性振动,将输入的电能转化为薄膜振动的动能从而在激励器开口窄缝处有非定常射流产生。在气体这种“吹/吸”交替进行过程中,开口孔缝附近气流受到强烈的剪切作用,因而在出口边缘处产生流动分离,进而随排出流体向上卷起形成旋涡对,当进入下一个“吸气”过程时,由前一个吹气过程形成并向下游运动的旋涡对已经远离出口附近,而不受吸气的影响,气体在这种不断的交替过程中,从而形成一系列向下游迁移的旋涡对(图1)。旋涡一经形成,就会以自诱导速度向下游迁移,在迁移过程中,旋涡对的能量不断耗散,其相干结构逐渐消失,旋涡对变得模糊不清,最终演化为散乱的湍流流动直至与环境气体融为一体。周期性的薄膜振动不断产生旋涡对并重复旋涡对的发展演化过程,从而形成合成射流。进入激励器腔体的流体是沿激励器表面各个方向,而排出腔体的流体主要集中在出口轴线附近,即合成射流流动的方向性极佳。如图1所示,合成射流形成的示意图和激励器实物照片。

合成射流激励器实际上是一种能量转换器,它将消耗的电能转化为射流的动能。合成射流的能量水平(旋涡对强度、迁移速度)不仅取决于金属薄膜振动所消耗的电能,而且还与驱动信号的频率、振幅及激励器腔体的结构设计等有关。影响



(a) 合成射流示意图



(b) 激励器实物

图1 合成射流示意图和激励器实物

Fig. 1 Sketch map of synthetic jet and actuator entity

合成射流的因素包括激励器结构因素、驱动因素和流场流动特性。结构因素主要指激励器腔体体积、出口孔缝的面积、振动膜的面积、强度、厚度和固有频率。驱动因素包括驱动振动膜的电功率及振动频率和振幅以及驱动信号的类型。流动特性主要由雷诺数和斯特劳哈尔数反映。综合各方面因素^[12-17],可得到一个反映激励器特征的更普遍的关系式为

$$U_0 = kfAS_p/S_0 \cdot (t_m/t_p)^{0.5}U + \Psi(\rho, u) \quad (1)$$

其中

$$f \leq f_1$$

式(1)表明:对于各种结构形式的合成射流激励器,它的特性依赖于惯性力(压电膜的驱动因素)和黏性力(出口边界层流动特性)共同作用。式(1)虽是一个近似公式,但对合成射流激励器的初步设计具有指导意义。其中 U_0 为最大出口速度, f 为驱动频率, f_1 为膜片固有频率, ρ 为流体密度, μ 为黏性系数, t_p 为压电片厚度, t_m 为金属膜厚度, S_p 为压电片面积, A 为膜的振幅, S_0 为孔缝面积。对于驱动频率的要求,根据试验,介质为气体的合成射流激励器的工作频率不能太高,分析其主要原因:①膜片不能承受太高的频率。②气体压力传递需要时间,涡的形成及移动也要时间,频率过高,射流无法形成;关键问题还是膜片振动有不同的振型,当膜片频率太高,膜片的振动方式已经发

生了改变,无法达到所需效果.当合成射流激励器的结构参数确定后,射流的雷诺数和斯特劳哈尔数决定了射流的特性,也就是决定合成射流旋涡对的结构特性.雷诺数 Re 和斯特劳哈尔数 Sr 的定义式为

$$Re = \frac{\rho U_0 h}{\mu}, \quad Sr = \frac{h \cdot f}{U_0} \tag{2}$$

其中 h 为激励器出口宽度, μ 为黏性系数.通过数值模拟结果分析,可以得到层流模拟的激励器出口沿射流方向有一系列涡对,而湍流模拟在出口附近只有一对涡.表明在大雷诺数条件下,合成射流是湍流,且涡对迅速扩散衰减;在小雷诺数情况下,射流是层流且有一连串涡对.合成射流中旋涡对的构成及其发展演变受斯特劳哈尔数影响,斯特劳哈尔数越大,旋涡的涡核直径越小.同时可得到涡核直径与斯特劳哈尔数之间近似于一种负对数的关系.

根据计算和试验结论选择设计参数如下:使用黄铜薄片作为基体材料,直径 45 mm,厚度 0.1 mm,压电陶瓷 (PZT) 直径 37.5 mm,厚度 0.2 mm,出口 20 mm × 0.5 mm.膜片边缘到出口的距离 15.75 mm,腔体高度 3 mm,腔体直径 45 mm,膜片边缘在一侧采用橡胶垫圈加以密封另一侧采用刚性压紧固定.偏转控制试验中采用无拐角激励器和有拐角激励器两种模型(如图 2

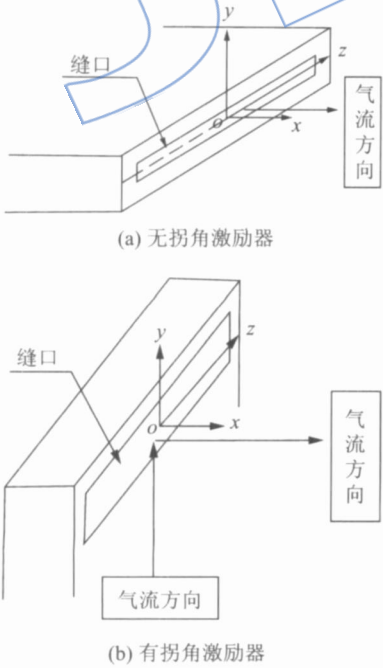


图 2 合成射流器出口拐角设置

Fig. 2 Setting of exit corner for synthetic jet actuator

所示),两种激励器除零质量射流方向不同之外,其他结构参数完全一致.通过试验测量得到这两种激励器在激励频率为 310 Hz,激励电压为 200 V 的时候,出口气流瞬时喷射最大速度为 8 m/s,平均速度 6 m/s.

1.2 风洞实验台

图 3 为喷管气流控制实验的风洞图和喷管局部图,在进行喷管矢量控制实验时,接矩形喷管,喷管的一端接出口直径为 $\phi 65$ mm 的收缩段并与风洞的稳定段连接,矩形喷管出口尺寸为 30 mm × 6 mm.

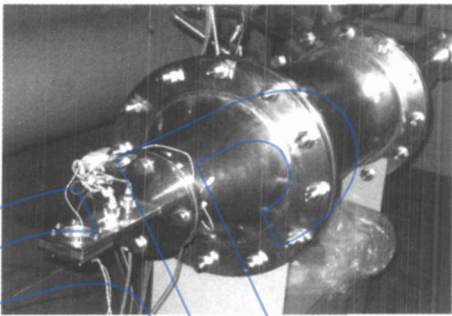


图 3 偏转控制实验台

Fig. 3 Experiment facility for deflection control

1.3 测试系统

热线风速仪用于测量流体的平均速度、脉动速度和气流方向.采用美国 TSI 公司生产的 IFA100 及 IFA200 型热线风速仪,它的主要特点是调试简单,免电桥调节,自动补偿由电缆长度、探针类型的不同引起的变化,高响应,高精度等,是流体测试中较为先进的测试设备.数据的采样频率为 10 000 Hz,测量精度是 0.001 m/s,通过 TSI IFA200 数据处理单元对速度信号进行采样处理,如图 4 所示.粒子成像测速技术突破了空间单点测量的局限性,实现了对二维流场速度分布的瞬态测量. PIV 系统一般包括光源系统、记录系统、图像处理系统以及同步系统四部分,如图 5 所示.本实验采用 TSI 公司二维粒子图像测速仪. PIV 系统采用激光脉冲小型双腔 Nd:YAG (掺钕钇铝石榴石) 激光器,120 mJ/脉冲,15 Hz 脉冲重复率.实验采用 PIV CAM 13-8 互/自相关数字 CCD (电荷耦合器件) 相机,分辨率为 1 300 像素 × 1 000 像素,驻面镜 61008 X,球面镜 61006 X,实验中采用乙二醇加热后产生的雾滴作为示踪粒子. PIV 测量的起始截面距喷管出口 3 mm.

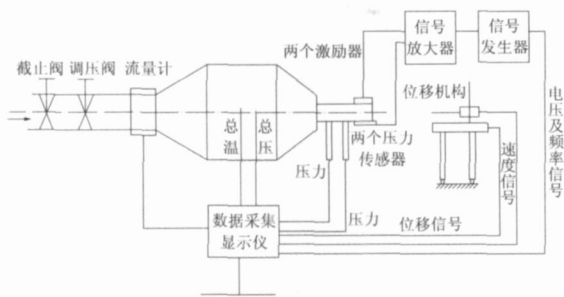


图 4 偏转实验系统简图

Fig. 4 Diagram of deflection experiment system

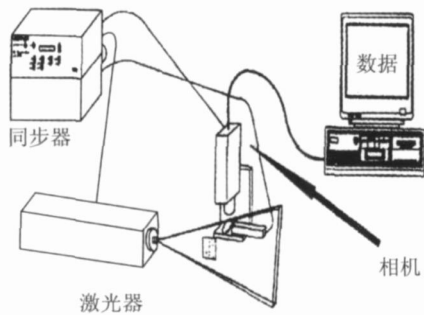


图 5 PIV 测量系统工作示意图

Fig. 5 Sketch map of PIV measurement system

2 实验结果与分析

2.1 膜片激励器控制喷管矢量实验

受激励器加工所限,在不考虑合成射流激励器相对主流的夹角给偏转带来的影响前提下,本实验所采用的膜片激励器控制喷管出口气流矢量的二维平面图如图 6 所示.射流利用 PIV 测量了喷管出口气流速度分布,分析了气流瞬态变化与控制参数的相互关系.实验中采用了两个激励器,激励器 I 安装在上壁面,与主流距离 3.4 mm,射流方向与主流平行;激励器 II 安装在下壁面,距离主流 3.4 mm,射流方向与主流垂直.喷管矩形出口 $6\text{ mm} \times 30\text{ mm}$;激励器出口面积 $0.5\text{ mm} \times 20\text{ mm}$;实验时,上下两个激励器工作在同激励频率下,对主射流速度为 5, 10, 15, 20, 30 m/s 的工况,在不同激励条件下进行了实验.通过改变激励电压的大小和两激励相位的差值,获得激励器的性能与激励电压(即膜片振幅)之间的关系,测量范围 $40\text{ mm} \times 50\text{ mm}$.

进入激励器腔体的流体是沿激励器表面各个方向,而排出腔体的流体主要集中在出口轴线附近,即合成射流流动的方向性极佳.合成射流下游主流由两部分组成,一部分是激励器在“吹气”过程中产生的中心喷流,另一部分是中心喷流和“涡

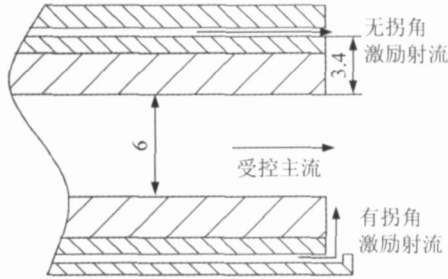


图 6 矢量偏转实验示意图

Fig. 6 Sketch map of vector deflection experiment

对’向下游迁移过程中对周围流体“卷吸”、“引射”的“附着”外层流.

实验中在喷管上下使用两个不同的激励器,是利用无拐角激励器零质量射流在向下游迁移中伴随的低压卷吸场在喷管上方形成卷吸作用,对主流产生“卷吸”、“引射”的作用;而在喷管下方利用激励器产生的中心喷流与主流垂直合成作用,合成后的主流速度方向将在原有角度上产生偏转.

2.2 喷管矢量控制稳定性

图 7 表示 5 m/s 流场在激励器作用下时间平均后的速度场,激励电压 200 V,气流偏转角度达到了 35° .将测量周期分为 4 个相位,每个相位进

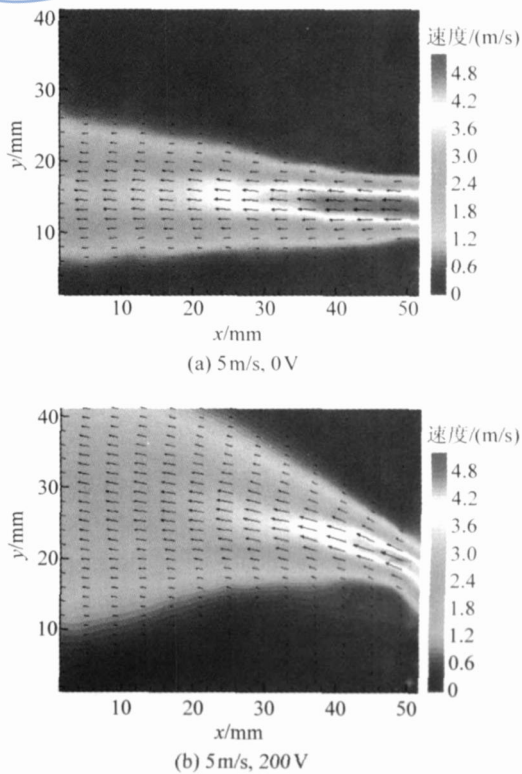


图 7 主流速度 5 m/s 时在激励器作用下时间平均后的矢量偏转速度分布图

Fig. 7 Time-average velocity contours of vector deflection with actuator in 5 m/s flow field

行锁相平均得到的速度分布与流线图如图 8 所示. 由图可以看出, 在激励器作用下喷管出口气流产生的矢量偏转不随激励器“抽吸/吹气”相位变

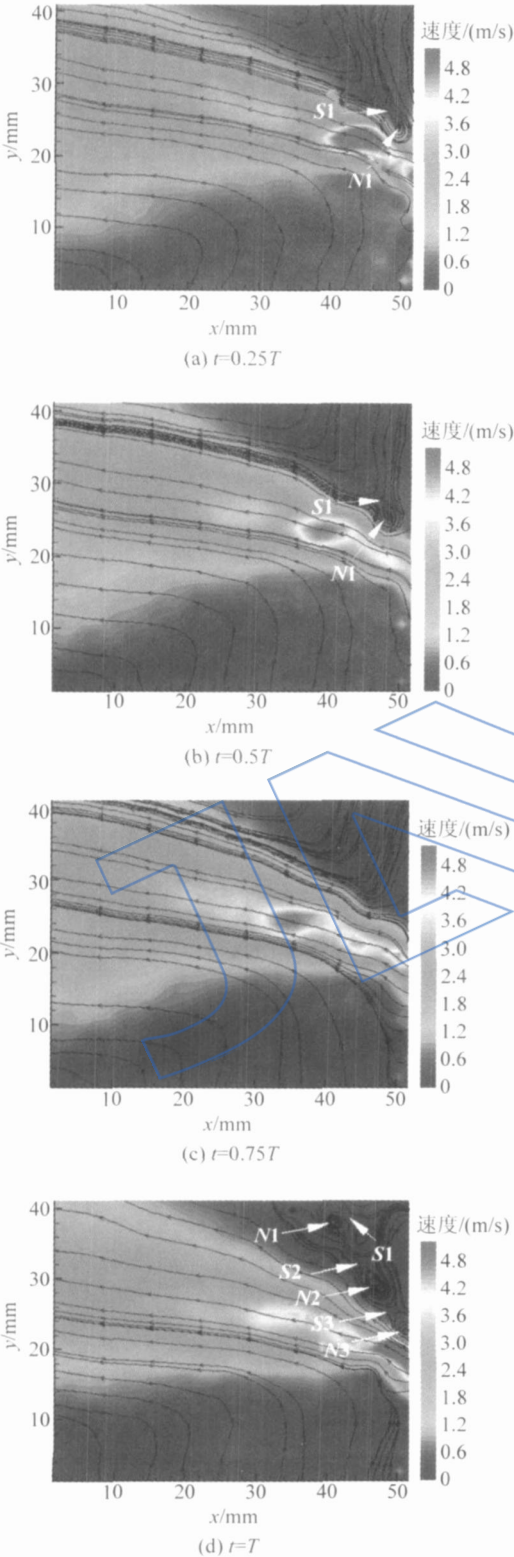


图 8 主流速度 5 m/s 时在激励器作用下的
矢量偏转速度分布图

Fig. 8 Velocity contours of vector deflection with
actuator in 5 m/s flow field

化而发生大幅度改变. 在一个周期内, 当时间 $t = 0.25T$ (T 为激励器振动周期) 时, 激励器处于“吹气”阶段, 形成焦点 $N1$ 与鞍点 $S1$, 鞍点 $S1$ 处无流线穿过, 焦点 $N1$ 处形成低压区; 当 $t = 0.5T \sim 0.75T$ 时, 喷管出口上方平行的激励器“抽吸”阶段, 在 $S1$ 的作用下, 零质量射流被分成两个区域, 向下游迁移部分和流向激励器腔体的回流区, $N1$ 和 $S1$ 向下游和偏转方向移动. 当 $t = T$ 时, 新的“吹气”阶段形成, 在主流上方形成一系列的焦点 $N1, N2$ 和 $N3$ 与鞍点 $S1, S2$ 和 $S3$.

上方平行激励器中心“喷流”部分与主流平行, 而零质量射流“涡对”向下游迁移过程中伴随的低压卷吸场在喷管上方形成卷吸作用, 与主流上侧的自由剪切层之间互相耦合, 对主流产生“卷吸”“引射”的作用. 如图 9 中所示, 由于在主流上方这一系列持续不断和相对稳定的焦点鞍点系形成的低压区与卷吸涡, 诱发主流射流向上方偏移. 下方激励器由于零质量射流方向与主流垂直, 当主流动量与射流动量满足一定比例时, 利用激励器在“吹气”过程中产生的中心喷流与主流合成作用后, 形成的合成速度方向为偏转向上的. 正是经过上下两个激励器共同作用, 合成了偏转的矢量流场. 并且这种偏转相对稳定.

2.3 喷管气流速度对喷管气流矢量控制的影响

合成射流激励器对喷管出口气流矢量的控制效果受到激励器出口气流平均动量与喷管气流流量比限制, 利用保持激励器的工作参数不变, 仅改变受控主流的方法可以确定这种相关性. 激励器激励电压和频率不变 (200V/310 Hz), 得到不同的出口速度下气流矢量改变的 PIV 测量结果如图 10 所示. 当主流速度超过 15 m/s 的时候, 气流偏转效果不明显, 不过, 主流与环境空气之间的剪切层明显变厚, 中心线上的气体速度迅速降低.

2.4 膜片振幅对喷管出口矢量控制的影响

虽然膜片振幅与加载的电压并非线性关系, 但在一定范围内, 随着激励电压的提高, 膜片谐振振幅是增大的. 研究膜片振幅对喷管出口矢量控制的影响时, 当激励器不变的条件下, 通过改变激励电压来实现改变膜片谐振振幅的目的. 而膜片振幅与零质量射流形成的中心喷射最大速度成正比关系, 所以提高激励电压可达到提高零质量射流喷射速度的效果. 如图 11 所示主流速度 10 m/s, 激励电压分别为 0, 100, 150 V 和 200 V. 当激励电压为 100 V 时, 主流矢量偏转小于 10° , 激励电压为

150 V 时,主流偏转角度约为 30°左右,当激励器电压为 200 V 时,偏转角度达到 35°左右.可见,主流速度一定时,只有当激励电压达到并超过一定的值,即激励器射流速度增大到某个值后,才能达到主流速度的偏转效果.

2.5 当矢量控制失效时喷管出口流场特征

在测量截面上,当喷管射流动量与激励器出

口平均动量之比超过 100 : 1 时,激励稳定控制喷管气流矢量的作用消失,喷管出口气流随激励周期上下摆动,在时间平均后表现为射流方向不变,与周围环境的扩散强度明显增加,剪切层的厚度迅速发展的情况.从图 10 可以得到当主流速度超过 15 m/s 的时候,气流偏转效果几乎消失,对其一个周期内的 4 个相位做出流线如图 12,发现鞍

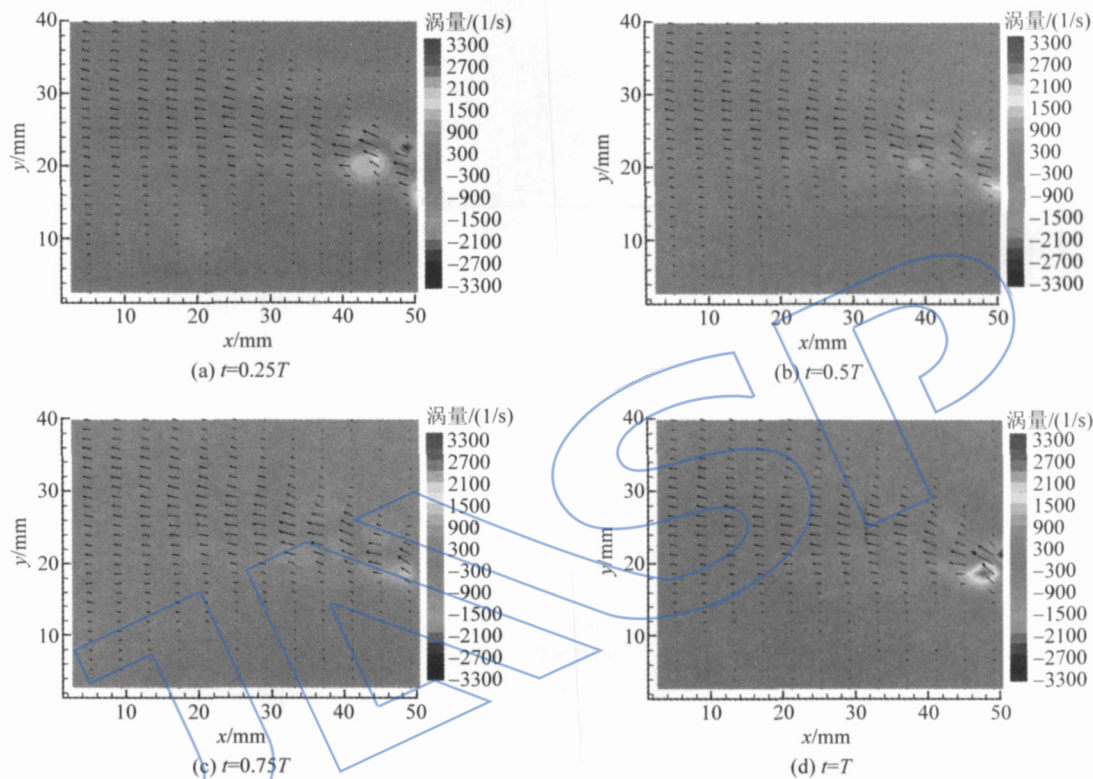


图 9 主流速度 5 m/s 时在激励器作用下的矢量偏转涡量分布图

Fig. 9 Vorticity contours of vector deflection with actuator in 5 m/s flow field

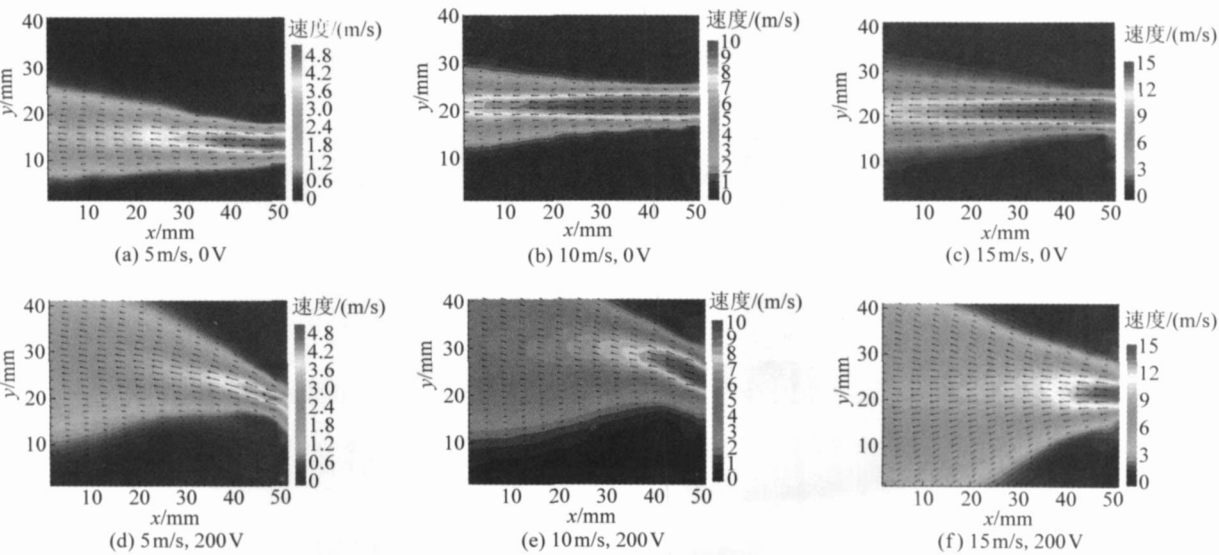


图 10 不同的出口速度下气流流量偏转速度分布图

Fig. 10 Velocity contours of vector deflection with different exit velocities

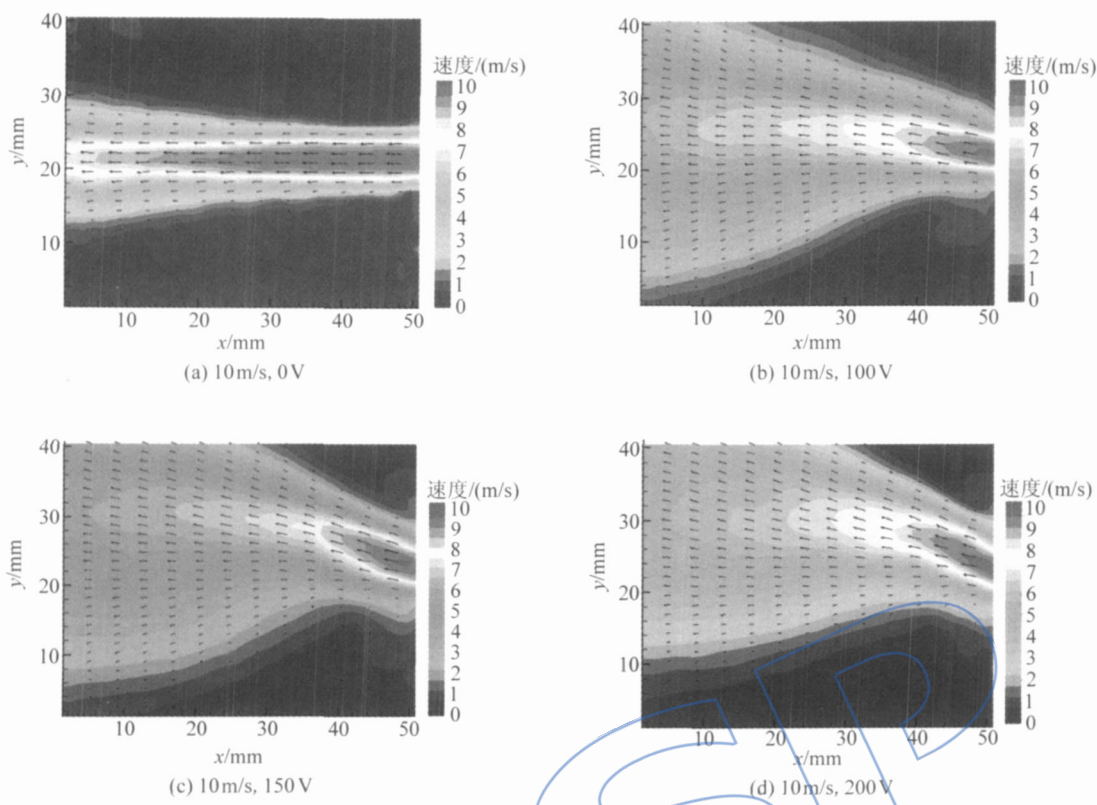


图 11 主流速度 10m/s 时不同激励电压对主流的影响

Fig. 11 Velocity contours of vector deflection with different voltages at 10 m/s flow field

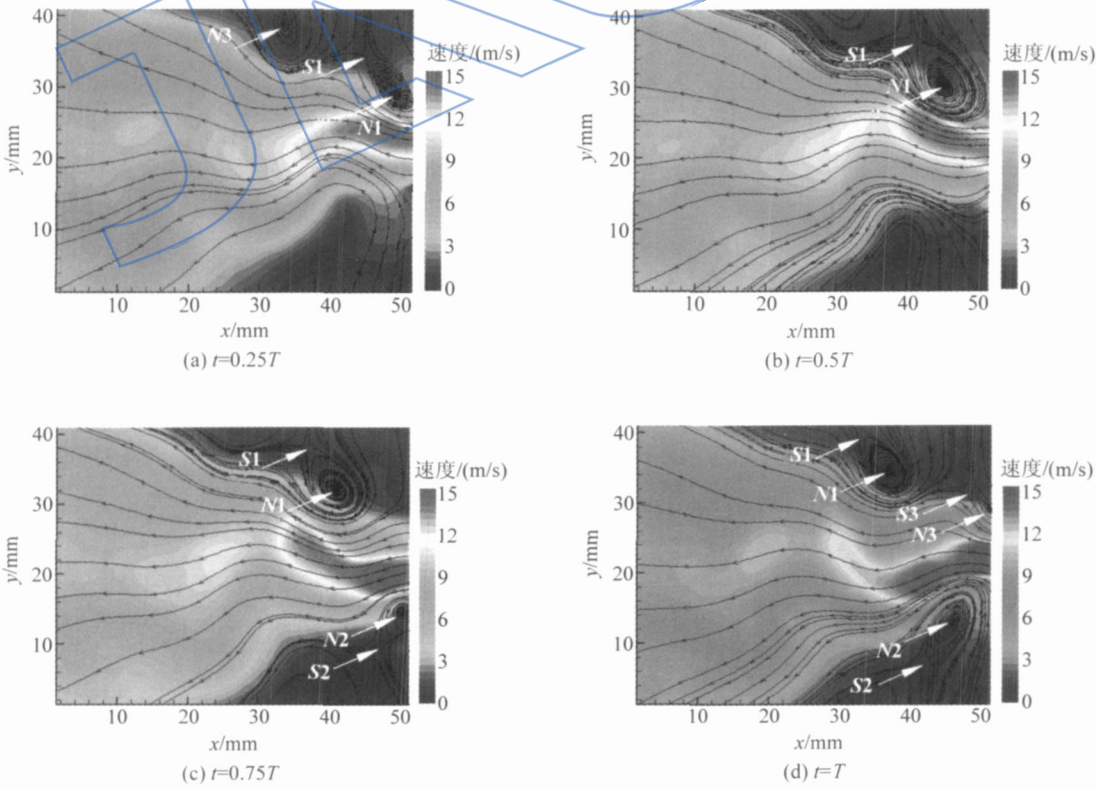


图 12 主流速度 15m/s 时 4 个相位的流线图

Fig. 12 Streamlines contours of 4 phases at 15 m/s flow field

点和焦点配置与图 8 有明显不同. 在主射流上下侧形成不对称的旋涡和焦点、鞍点,使得主射流在出口处形成上下摆动,而其时间平均的结果抹平了偏转效果,主射流表现为无明显偏转,射流剪切层变厚,射流在短距离内迅速减速,表明激励器虽然对主流射流仍能起到激励偏转的作用,但是不能形成稳定的偏转,上下摆动的气流方向在时间上平均后抵消了偏转的效果,激励器对主流矢量控制失效.

3 结 论

合成射流激励器对喷管矢量控制的效果依赖于主流射流动量与零质量合成射流出口平均动量之比. 当喷管射流动量与激励器零质量射流出口平均动量之比为 12 : 1 时,利用两个膜片式合成射流激励器可使喷管出口气流矢量角改变 30° 以上;动量比为 48 : 1 时,矢量角改变 10° ~ 15°,当这个比值超过 100 : 1 时,气流矢量偏转在时间周期内平均结果表现为失效. 在有效范围内,激励器对喷管气流矢量的控制是稳定的. 喷管矢量角被控制的物理机制是合成射流激励器工作时产生的压力梯度;合成射流激励器工作时产生的向下游迁移的“涡对”对周围流体“卷吸”、“引射”形成的低压卷吸场;卷吸涡对与主流自由剪切层之间的耦合作用.

以上结论说明合成射流激励器作为主动流动的执行机构,低速射流方向控制方面有着及其重要的价值,但是,就目前所研制的合成射流激励器所能达到的出口速度而言,要将该项技术真正应用于航空喷管矢量的控制,仍需要进一步开发研制高速合成射流激励器,特别是对于超声速喷管流动控制,需要高速大功率激励器提高控制能力.

参考文献:

- [1] Smith B L, Glezer A. Vectoring and small-scale motions affected in free shear flows using synthetic jet actuators [R]. AIAA Paper 97-0213.
- [2] Guo D H. Vectoring control of a primary jet with synthetic jets [R]. AIAA 2001-0738.
- [3] 罗振兵, 朱伯鹏, 夏智勋, 等. 合成射流激励器对射流矢量影响研究[J]. 推进技术, 2004, 25(5) : 405-410.
LUO Zhenbing, ZHU Bopeng, XIA Zhixun, et al. Jet vectoring using synthetic jet actuators[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5) : 405-410. (in Chinese)
- [4] Kral L D. Active flow control technology[R]. ASME Paper FEDSM 2001-18196.
- [5] Rathnsingham R, Breuer K S. Coupled fluid 2 structural characteristics of actuators for flow control [J]. AIAA Journal, 1997, 35(5) : 832-837.
- [6] Chen F J, Development of synthetic jet actuators for active flow control at NASA Langley [R]. AIAA 2000-2405.
- [7] Kral L D, Donovan J F, Cain A B, et al. Numerical simulation of synthetic jet actuators [R]. AIAA 97-1824.
- [8] Smith B L, Glezer A. The formation and evolution of synthetic jets [J]. Phys. Fluids, 1998, 10(9) : 2281-2297.
- [9] 罗振兵, 夏智勋, 方丁酉, 等. 合成射流影响因素[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(3) : 32-35.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun, FANG Dingyou, et al. The factors influencing the synthetic jet [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2002, 24(3) : 32-35. (in Chinese)
- [10] 罗振兵, 夏智勋, 胡建新, 等. 相邻激励器合成射流流场数值模拟及机理研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(1) : 52-59.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun, HU Jianxin, et al. Numerical simulation and mechanism study of the interaction of adjacent synthetic jet actuators [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2004, 22(1) : 52-59. (in Chinese)
- [11] 罗振兵, 夏智勋, 方丁酉, 等. 合成射流激励器实验及结果分析[J]. 宇航学报, 2004, 25(2) : 201-204.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun, FANG Dingyou, et al. Experimental investigation on synthetic jet actuator [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(2) : 201-204. (in Chinese)
- [12] Traub W, Miller A, Ukpai U I. Reconfigurable synthetic jet actuation and closed-loop flow control [R]. AIAA 2003-217.
- [13] Beran P. Reduced-order modeling: new approaches for computational physics [R]. AIAA 2001-0853.
- [14] Rediniotis O K, Ko J, Yue X. Synthetic jets, their reduced order modeling and applications to flow control [R]. AIAA 99-1000.
- [15] Lion J L. Optimal control of systems described by partial differential equations [M]. New York: Springer-Verlag, 1971.
- [16] Barbu V, Barron E N, Jensen R. The necessary conditions for optimal control in Hilbert spaces [J]. Journal of Mathematical Analysis and Applications, 1988, 133(1) : 151-162.
- [17] Barbu V. Hamilton-Jacobi equations and nonlinear control problems [J]. Journal of Mathematical Analysis and Applications, 1986, 120(2) : 494-509.