

文章编号: 0258-1825(2018)01-0022-05

合成射流低速射流矢量偏转控制的 PIV 实验研究

李斌斌^{1,2,*}, 姚 勇¹, 顾蕴松², 程克明²

(1. 西南科技大学 土木工程与建筑学院, 四川 绵阳 621010; 2. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016)

摘要:通过在二元矩形射流风洞出口两侧布置斜置扩张的斜出口合成射流激励器,并调整到合适的扩张角,在主射流未形成 Coanda 效应的前提下,利用合成射流非定常扰动来“激发”诱导主射流剪切层,使主射流发生矢量偏转。结合 PIV 测试技术,对合成射流在不同电压和频率参数下控制低速主射流的时均流场进行了测试。结果表明仅需改变激励器的电压和频率电参数,就可实现对主射流矢量偏转的主动控制。随电压的逐渐增加,可实现对主射流的比例偏转控制。频率变化对主射流矢量偏转角的影响较显著,在共振频率下可以获得最大的矢量偏转角。通过控制两侧激励器的“开—关”控制,可以实现对主射流矢量偏转的切换控制,PIV 瞬态流场测试结果表明该切换过程是连续可控的。

关键词:合成射流;矢量控制;PIV 实验;主动流动控制

中图分类号:V211.7

文献标识码:A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0194

PIV experiments on vector deflection control of lowspeed synthetic jet

LI Binbin^{1,2,*}, YAO Yong¹, GU Yunsong², CHENG Keming²

(1. School of Civil Engineering and Architecture, Southwest University of Science and Technology,

Mianyang 621010, China;

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

Abstract: Synthetic jet actuators with beveled orifices have been installed on both sides of a two dimensional rectangular jet wind tunnel, and have been adjusted to an appropriate angle. On the premise that the Coanda effect is not formed in the main jet, the main jet shear layer is induced by the unsteady disturbance of the synthetic jet, which causes the deflection of the main jet. By integrating with PIV test, the time-averaged flow field has been tested for low speed main jet controlled by synthetic jet actuator at different forcing voltages and frequencies. The results show that the active control of main jet vectoring deflection can be achieved only with the change of the forcing voltage and frequency. With the increment of the forcing voltage, the proportioned vectoring control of the main jet can be obtained. Forcing frequency has a significant effect on the vectoring angle of the main jet, and the maximal jet vectoring angle can be obtained at the resonance frequency of the actuator. Through "on - off" control on both sides of the synthetic jet actuator, the switching control of the main jet vector deflection can be achieved, and the process is continuous and controllable.

Keywords: synthetic jet; vector control; PIV experiment; active flow control

0 引言

推力矢量技术是指通过偏转发动机喷管或尾喷流的方向,从而获得额外的操纵力矩。推力矢量技术

可以代替或部分代替常规的操纵面,给飞行器的设计和作战效能带来显著提升。推力矢量控制以及由此带来的过失速机动、隐身性和超音速巡航并列成为第四代战斗机的主要特征^[1-2]。

收稿日期:2015-11-03; 修订日期:2016-01-07

基金项目:西南科技大学博士研究基金(批准号:15ZX7147)

作者简介:李斌斌*(1980-),男,河北河间人,讲师,博士,流体流动控制与流动测试技术。E-mail:libinbin-8@163.com

引用格式:李斌斌,姚勇,顾蕴松,等.合成射流低速射流矢量偏转控制的 PIV 实验研究[J].空气动力学学报,2018,36(1):22-25,30.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0194 LI BB, YAO Y, GU Y S, et al. PIV experiments on vector deflection control of lowspeed synthetic jet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 22-25, 30.

推力矢量技术主要分为两大类:机械式和流体式推力矢量^[3]。美国 Rockwell 公司、Boeing 公司和德国 MBB 公司通过在 X-31 发动机尾喷口安装折流板的控制方案,利用折流板的转向可以实现尾喷流的矢量控制。该方法的特点是无需对发动机做任何改装,结构简单,成本低,但需要庞大复杂的机械作动装置,导致结构重量增加,同时伴随高温下的运动部件增多,对发动机的散热带来严重影响。

与机械式推力矢量控制相比,流体式推力矢量具有结构重量轻、易于控制、系统结构简单、可靠性高的优点,可使发动机性能得到大幅度提高^[4-5]。流体式推力矢量控制通常借助于引入的二次射流来影响主流的流态,从而实现主流的推力矢量控制。二次射流的矢量控制需要具有复杂的气源供应和喷射系统,会使发动机的结构重量大大增加。此外,从发动机引气进行二次射流矢量控制还会造成总推力损失。最近引入的合成射流概念为射流矢量控制提出了全新的选择,与传统的控制方式相比,合成射流控制具有“无源性”,同时具有微型化、零质量流率、控制部件简单等优点^[6]。

合成射流技术是一种全新的流场主动控制方法,国内外一批科研机构和院校对其工作机理和流场特性等方面进行了大量研究^[7-8]。作为一种典型的流动控制器,合成射流在流动分离控制^[9]、增升/减阻控制^[10]及非对称涡控制^[11]等领域具有重要的应用前景。目前,应用合成射流激励器进行射流矢量偏转控制也普遍受到重视^[12]。合成射流控制技术为射流矢量控制提供了一种新的途径,通过微尺度的射流注入并与主射流剪切层的相互作用,可以形成一个特殊的流动区域,从而对流动的边界起到放大的控制作用,进而实现对大尺度主射流宏观整体流动的矢量控制。

本文通过在二元矩形射流风洞出口两侧布置合成射流激励器,在主射流未形成 Coanda 效应的前提下,利用合成射流非定常扰动“激发”诱导主射流剪切层,使主射流发生偏转。结合 PIV 测试技术研究了合成射流在不同工作状态下对低速主射流矢量偏转控制的影响,探讨其流动控制机理,进而为合成射流技术应用于推力矢量控制奠定基础。

1 模型与试验装置

1.1 二元低速射流风洞

合成射流低速射流矢量偏转控制在南京航空航天的低速射流风洞中进行,见图 1。射流出口尺寸为 $250\text{ mm} \times 50\text{ mm}$,实验中射流出口速度为 10 m/s ,

得射流出口中心湍流度约为 3% 。

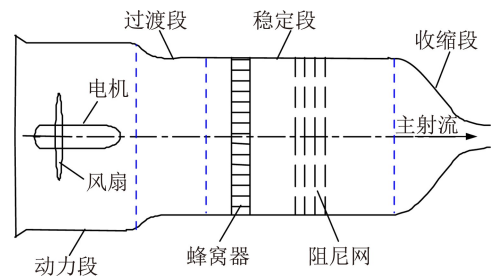


图 1 二元低速射流风洞

Fig. 1 Two dimensional low speed jet wind tunnel

1.2 合成射流激励器

图 2 为设计的三缝矩形斜出口合成射流激励器,腔体尺寸为 $250 \times 250 \times 80\text{ mm}^3$,射流出口长度 L 和宽度 H 分别为 $160\text{ mm} \times 5\text{ mm}$,出口倾角 θ 为 30° ,相邻出口间距 $S/H=1.6$ 。合成射流工作时,由信号发生器产生正弦波信号,经功率放大器后驱动振动膜进行往复振动,在出口处产生合成射流控制流。

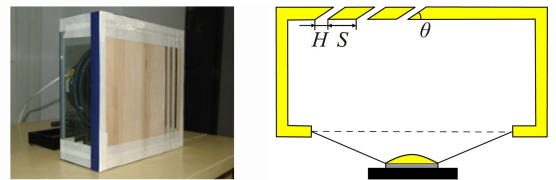


图 2 合成射流激励器

Fig. 2 Synthetic jet actuator

1.3 射流矢量偏转控制 PIV 实验装置

合成射流低速射流矢量偏转控制 PIV 实验装置如图 3 所示。

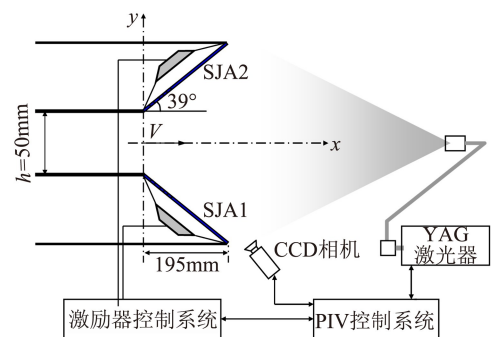


图 3 射流矢量偏转控制实验装置

Fig. 3 Experiment installation of vector deflection control

激励器布置在射流风洞出口两侧,为便于 PIV 流场测试,其余两侧采用玻璃进行固定和密封。实验前利用总压探针移动测得,当激励器偏角为 39° ,主射流不受腔体壁板 Coanda 效应的影响。实验采用美国 TSI 公司的 PIV 测试系统,测试精度为 2% 。并选用了香燃烧产生的烟粒子作为示踪粒子,烟粒子的浓度和粒径满足测量要求。

2 试验结果和分析

2.1 激励器安装角对主射流的影响

图4给出了主射流速度为10 m/s,未施加合成射流控制时,主射流的尾流速度曲线随激励器安装偏转角 θ 的变化特性。

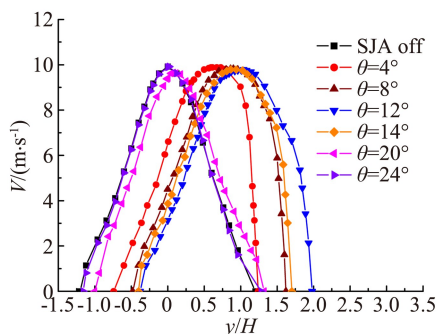


图4 激励器安装角对主射流速度分布的影响

Fig. 4 Influence of actuator installation angle on the velocity distribution of the main jet

从图中可以看出,当安装角 θ 为 12° 时,由于主射流受腔体壁板 Coanda 效应的影响,射流的速度峰值由无控制时 $y/H=0$ 移至 $y/H=1.0$ 位置,射流偏转角达到最大。当 θ 为 24° 时,主射流的速度峰值移至 $y/H=0$ 位置,主射流已不受腔体壁板附壁效应的影响。此时利用合成射流来“激发”诱导主射流剪切层,即可实现矢量的偏转控制。试验中考虑到要实现两侧激励器的“开—关”切换控制,选择了激励器偏转角 θ 为 39° 的试验工况。

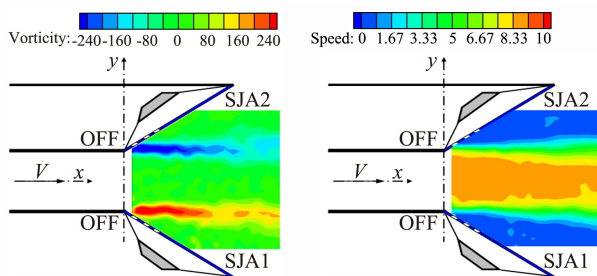
2.2 激励电压对主射流矢量控制的影响

图5给出了下侧合成射流激励器控制、主射流速度为10 m/s、频率 $f=53$ Hz、工作电压变化时主射流偏转的涡量图和速度图。

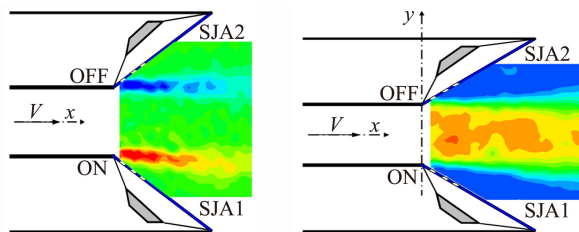
合成射流动量系数 C_μ 的计算:

$$C_\mu = \frac{2S_{sj}v_{sj}^2}{SU^2}, v_{sj} = \frac{1}{T} \int_0^{T/2} u(t) dt$$

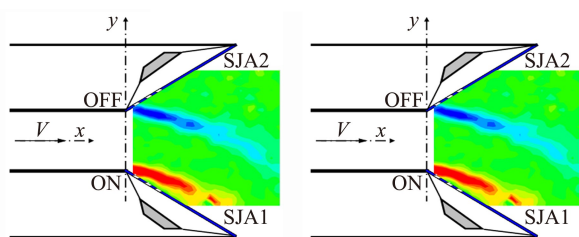
其中: v_{sj} 为射流平均速度; S 为风洞出口面积; S_{sj} 为激励器出口面积; $u(t)$ 为合成射流的瞬时平均速度; T 为振动周期; U_∞ 为主射流速度。



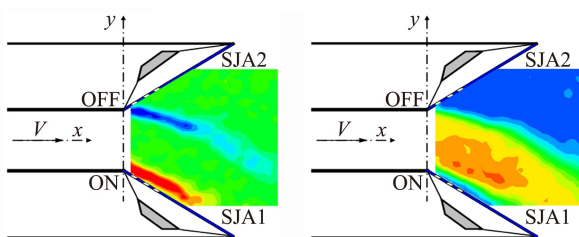
(a) 激励器关



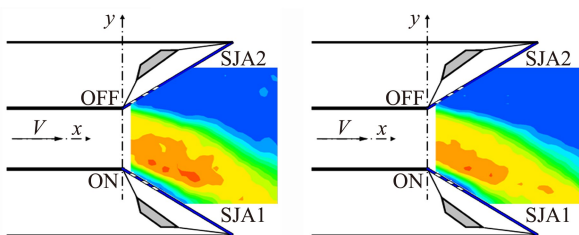
(b) $C_\mu=0.011$



(c) $C_\mu=0.020$



(d) $C_\mu=0.038$



(e) $C_\mu=0.093$

图5 主射流矢量控制随电压变化的 PIV 时均流场

Fig. 5 The variation of PIV time-averaged flow field of the main jet vector control with the forcing voltage

由图5可以看出,当 $C_\mu=0.011$ 时,由于合成射流的射流能量较弱,主射流未发生明显的偏转现象。随 C_μ 的逐渐增加,主射流逐渐向下发生偏转,当 $C_\mu=0.100$ 时,从涡量图和速度图可看出,此时主射流已贴附于激励器腔体的下壁面。说明在扰动频率固定时,利用改变工作电压的方式可以实现主射流矢量偏转角的比例控制。

2.3 激励频率对主射流矢量控制的影响

图6给出了上侧合成射流激励器控制,工作电压 $U=8$ V,利用 PIV 测得的频率变化时主射流矢量偏转的时均速度场。

从图中可看出,在 $f=55$ Hz 附近(共振频率),主

射流的偏转控制效果最为显著。随频率的继续增加，控制频率远离激励器的峰值能量区，合成射流对主流射流的偏转控制效果减弱。当 $f=130\text{ Hz}$ 时，从尾流速度图可看出，主射流呈现无偏转现象。

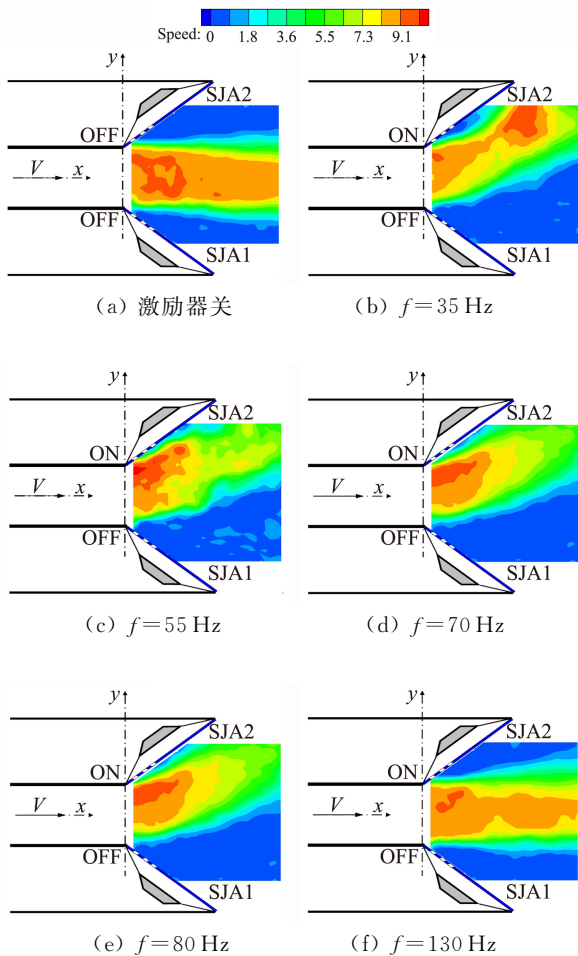


图 6 主射流矢量控制随频率变化的时均速度场

Fig. 6 The variation of time-averaged velocity field of the main jet vector control with the forcing frequency

2.4 合成射流激励器相互切换控制特性

图 7 给出了电压 $U=8\text{ V}$, $f=53\text{ Hz}$, 激励器进行切换控制时, PIV 获取的主射流矢量偏转瞬态速度场的变化过程。从图中可以看出, 当上侧激励器工作时, 主射流向上侧发生偏转, 随后打开下侧激励器并同时关闭上侧激励器, 此时主射流开始逐渐由上侧向

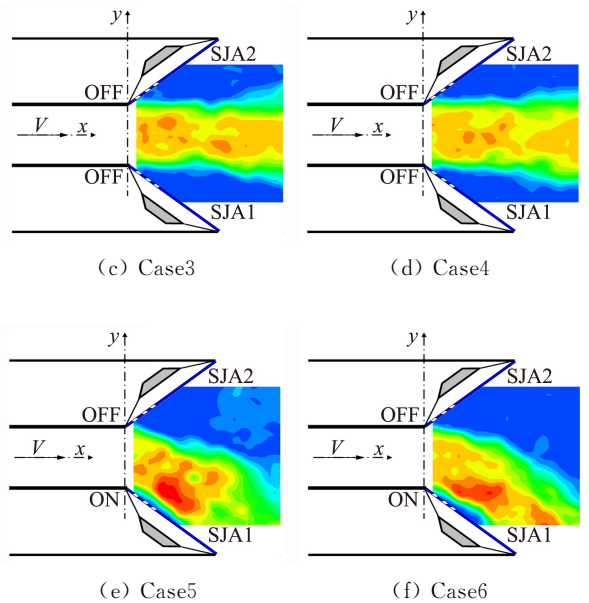
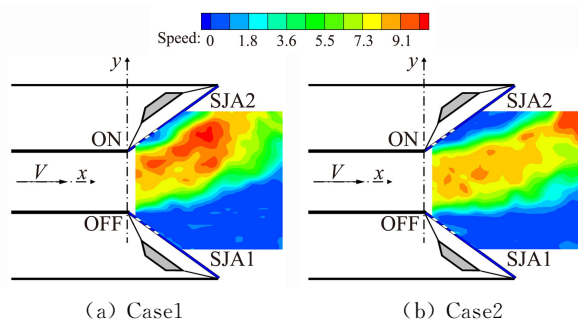


图 7 主射流矢量偏转控制的 PIV 瞬态速度场

Fig. 7 PIV transient velocity field with the control of main jet vector deflection

下侧发生偏转, 且该过程是连续可控的。

3 结 论

设计了基于合成射流主动控制技术的低速射流矢量控制试验装置, 初步实现了合成射流对宏观低速主射流的矢量偏转切换控制。结果表明:

1) 在主射流未形成 Coanda 效应时, 利用合成射流非定常扰动来“激发”诱导主射流剪切层, 可以实现主射流的矢量偏转控制。

2) PIV 时均流场表明, 主射流偏转控制随电压的增加逐渐增强, 通过改变电压的方法可实现偏转角的比例控制。频率对主射流的偏转控制影响较大, 在共振频率下主射流的偏转角最为显著。

3) PIV 瞬态流场表明, 通过控制合成射流激励器的“开-关”切换控制, 可以实现主射流的矢量偏转切换控制, 且该过程是连续可控的。

参 考 文 献:

- [1] Berens T M. Thrust vector behavior of highly integrated asymmetric nozzle for advanced flighter aircraft [R]. AIAA-98-0948, 1998.
- [2] Bursley R, Dickinson R. Flight test results of the F-15 SMTD thrust vectoring thrust reversing exhaust nozzle [R]. AIAA-90-1906, 1990.
- [3] 曹永飞, 顾蕴松, 程克明, 等. 基于被动二次流的射流偏转比例控制 [J]. 航空学报, 2015, 36(3): 757-763.
- [4] Heo J Y, Yoo K H. Fluidic thrust vector control of the supersonic jet using the co-flow injection [R]. AIAA 2009-5174.

3 结 论

通过本次试验的开展,主要得到以下结论:

1) 对比得出,MDOE 风洞试验方法仅需传统单变量试验方法 20% 的测量数据量即可完成试验,所需的吹风时间约占传统单变量试验方法的 50%,同时在试验结果表达、更多响应值的提供、不确定度估计、交互作用体现等方面较单变量方法更有优势;

2) 方差分析结果表明,迎角对气动系数的影响比侧滑角更为显著,正确反映了该类飞行器的气动特性变化规律;

3) MDOE 风洞试验方法能够以气动系数响应面模型和方差分析表的形式提供更为详细、全面的风洞试验数据,在飞行器风洞试验的方案设计及数据分析中具有较为广阔的应用前景。

参 考 文 献:

[1] 张江,秦永明,马汉东. 亚跨超风洞现代试验设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 384-391.

- [2] 战培国. MDOE 风洞试验方法研究[J]. 航空科学技术, 2011 (6): 11-14.
- [3] 张江,秦永明,马汉东. 风洞 MDOE 的形式实验设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 59-69.
- [4] 唐志共,王文正,陈功,等. 气动模型在现代气动试验设计中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 172-176.
- [5] Kaymaz I, McMahon C A. A response surface method based on weighted regression for structural reliability analysis[J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2005, 20(1): 11-17.
- [6] Garrent J H. Where and why article neural networks are applicable in civil engineering[J]. Journal of Computing in Civil Engineering, ASCE, 1994, 8(2): 129-130.
- [7] Erickson G E. Analysis of a split-plot experimental design applied to a low-speed wind tunnel investigation[R]. NASA/TM-20130218013.
- [8] De Loach R. Applications of modern experiment design to wind tunnel testing at NASA langley research center[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting&Exhibit, Reno, Nevada, January 1998, AIAA-1998-0713.
- [9] Landman D, Simpson J, Vicroy D, et al. Efficient methods for complex aircraft configuration aerodynamic characterization using response surface methodologies[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, January 2006, AIAA-2006-0922.
- [10] 马逢时,周晔. 六西格玛管理统计指南: MINITAB 使用指导[M]. 北京: 中国人民大学出版社, 2013.

(上接第 25 页)

- [5] 肖中云,顾蕴松,江雄,等. 一种基于引射效应的流体推力矢量新技术[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 1967-1974.
- [6] Amitay M, Parekh D E. Active flow control on the stingray uninhabited air vehicle: transient behavior[J]. AIAA Journal, 2004, 42(11): 2205-2215.
- [7] Yogen U. A jet formation criterion for synthetic jet actuators[R]. AIAA 2003-0636.
- [8] Glezer A, Amitay M. Synthetic jets[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2002, 34: 503-529.

- [9] 刘小波,张伟伟,蒋跃文,等. 尾缘合成射流影响翼型非定常气动特性的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30 (5): 606-612.
- [10] 王林,罗振兵,夏智勋,等. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 353-357.
- [11] 李斌斌,姜裕标,顾蕴松,等. 合成射流大攻角非对称涡控制的试验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 764-771.
- [12] Luo Z B, Xia Z X, Xie Y G. Jet vectoring control using a novel synthetic jet actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20 (3): 193-201.