

文章编号:1000-8055(2009)08-1759-07

翼型分离流动主动控制实验

郝礼书, 乔志德, 宋文萍

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 设计制作了两种布局形式的压电式合成射流致动器, 采用热线风速仪在静止环境下对长方形喷口的速度场进行了测量, 结果表明致动器喷口法向喷出最大速度可达到 21.32 m/s。开展了基于合成射流技术的翼型分离流动主动控制实验, 致动器采用倾斜喷出时速度为 10 m/s 量级, 有效推迟了翼型表面流动的分离, 改善了翼型的失速特性, 最大升力系数提高 11.36%, 失速迎角增加 3°。与此同时发现动量系数达到 10^{-3} 量级时分离流动主动控制效果显著, 动量系数小于 10^{-4} 量级分离流动控制将几乎没有效果。

关 键 词: 合成射流; 主动控制; 致动器; 失速; 翼型实验

中图分类号: V211

文献标识码: A

Experimental research on active control of separation flow over airfoil

HAO Li-shu, QIAO Zhi-de, SONG Wen-ping

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to carry out the experimental research on active control of separated flow over airfoils, two forms of synthetic jet actuators based on piezoelectric vibration diaphragm were designed. The hot wire anemometer measurements were performed on synthetic jets with rectangular orifice in quiescent environment. The results indicate that the vertical synthetic jets can obtain a maximum speed of 21.32 m/s. The airfoil separation active control experiment based on synthetic jet technology was performed in two-dimensional testing section of NF-3 wind tunnel, the inclined synthetic jets in the airfoil experiment can obtain 10 m/s order magnitude speed, postpone the airfoil surface flow separation and improve the airfoil stall's characteristic. When the synthetic jet actuator is working, airfoil maximum lift coefficient can increase by 11.36% and the angle of attack stall can increase by 3°. At the same time, it's observed that the effect of active control on flow separation is effective when momentum coefficient reaches the order of magnitude of 10^{-3} , and there will be no effect if the momentum coefficient is less than the order of magnitude of 10^{-4} .

Key words: synthetic jet; active control; actuators; stall; airfoil experiment

合成射流(或称零质量射流)是一种全新的流动控制技术, 得到国内外学者的广泛关注和研究。目前国内外研究者对合成射流的非定常流动机理和流动特性以及应用方面都进行了深入细致的研究^[1-9]。通过合成射流技术可以有效地推迟翼型分

离、延缓失速, 从而达到提高升力, 提高飞行性能的目的^[10-13], 其中 Smith 等人的实验显示了合成射流在控制翼型分离、提高升力方面的巨大潜力^[10]。合成射流致动器具有无需气源和外界质量注入的优点, 其结构简单, 可以通过外在的电参数

收稿日期: 2008-12-15; 修订日期: 2009-04-02

基金项目: 国家自然科学基金(10802063)

作者简介: 郝礼书(1980-), 男, 四川威远人, 博士生, 研究方向: 计算流体力学, 流动控制和测量。

来实现对合成射流流场的控制,消耗少量电能,获得比致动器喷口尺寸大 1~2 量级的流动的全局性改变.此次实验设计制作了两种布局形式的压电式合成射流致动器,并基于该致动器开展了翼型分离流动控制的测压实验研究,实验是在西北工业大学 NF-3 风洞二元实验段中进行的.通过对实验模型及实验方法的介绍,以及对实验结果的分析和总结,为基于合成射流技术的翼型分离流动主动控制研究提供参考.

1 实验模型及实验方法

1.1 致动器模型

合成射流致动器由腔体及连接周围流体的缝组成,因激励源的不同可以分为压电激励、电磁激励、声学激励及活塞激励等形式.其中压电激励具

有体积小、能量转化高、易实现等特点.在此次实验中,我们采用压电陶瓷片设计压电振动薄膜,该薄膜由压电陶瓷片和基板黄铜片构成,压电陶瓷元件的性能参数见表 1.

压电式合成射流致动器由腔体、喷口、压电振动薄膜及薄膜支架组成.我们设计了两种布局形式的致动器.一种采用振动薄膜典型布局,即振动薄膜振动方向垂直于喷口缝所在平面(如图 1(a)所示);另一种采用振动薄膜侧面布局,即振动薄膜振动方向平行于喷口缝所在平面(如图 1(b)所示).致动器的腔体及喷口均采用不锈钢进行精加工,而薄膜支架则采用绝缘材料加工而成.其中腔体高度为 2 mm,直径为 25 mm,喷口采用缝宽为 0.5 mm 的方形缝形式.实验用的合成射流致动器实物图如图 2 所示,图 2(a)是振动薄膜典型布局

表 1 压电陶瓷元件性能参数
Table 1 Performance parameters of piezoelectric ceramic component

性能参数	K_P	K_{31}	$d_{33}/10^{-12}(\text{C}\cdot\text{N}^{-1})$	$d_{31}/10^{-12}(\text{C}\cdot\text{N}^{-1})$	Q_m	$\tan\delta$	$t_c/^\circ\text{C}$
压电陶瓷片	0.65	0.38	450	-200	50	0.015	320

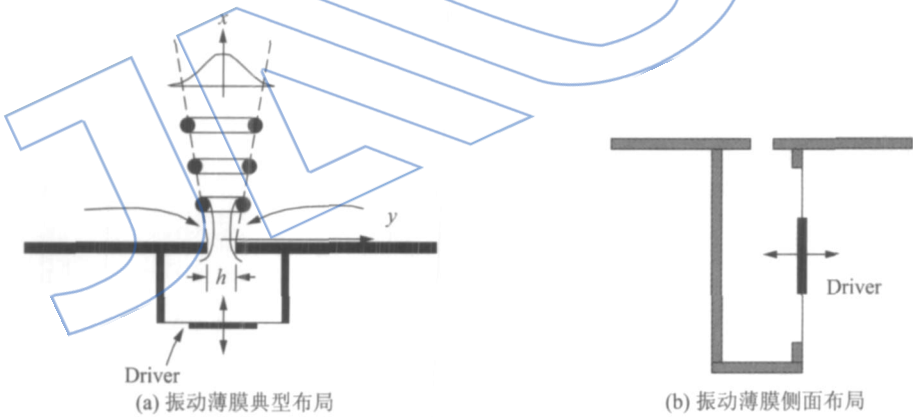


图 1 合成射流致动器振动薄膜布局示意图
Fig. 1 Layout diagram of synthetic jet actuator vibration diaphragm

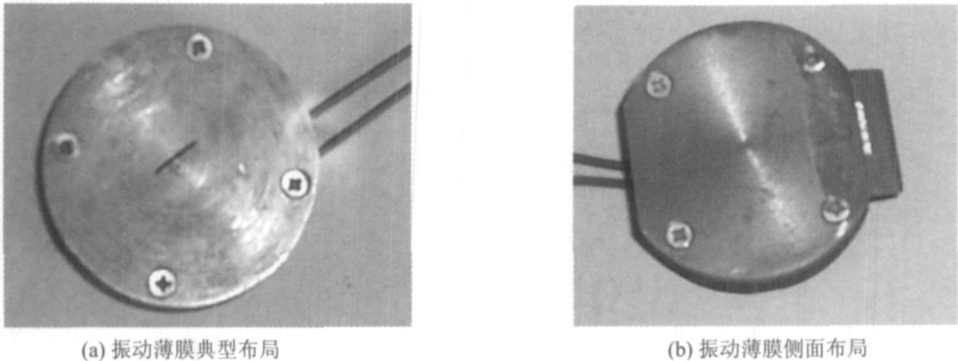


图 2 合成射流致动器实物图
Fig. 2 Object of the synthetic jet actuator

形式,其喷口缝为方形斜缝形式,设计要求方形斜缝的中心线与喷口所在平面夹角为 30° ,图 2(b) 是振动薄膜侧面布局形式,其喷口缝为方形缝,保障喷口中心线与薄膜振动方向夹角为 90° 。

1.2 翼型实验模型

实验用的翼型上安装了两种布局形式的致动器,致动器埋到翼型内部,其窄缝方向与翼展方向平行.翼型前缘 5.2%弦长处布置了图 2(b) 所示的振动薄膜侧面布局致动器,采用倾斜方式埋入翼型,使该致动器喷口中心线与翼型表面夹角为 25° ,即在翼型前缘 5.2%弦长处产生吹向后缘与翼面夹角为 25° 的合成射流.另外在翼型 17.7%弦长位置处理入图 2(a) 所示振动薄膜典型布局致动器,使致动器喷口所在平面与翼面一致,即在该位置产生吹向后缘与翼面夹角为 30° 的合成射流.上述致动器埋入翼型的示意图如图 3 所示.

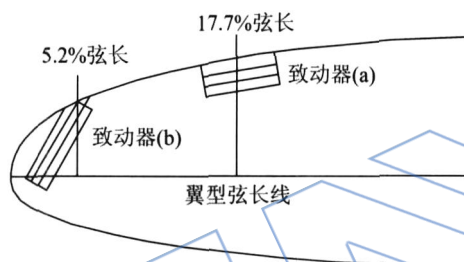


图 3 翼型模型致动器布局示意图

Fig. 3 Layout diagram of the actuator in the airfoil model

1.3 实验方法

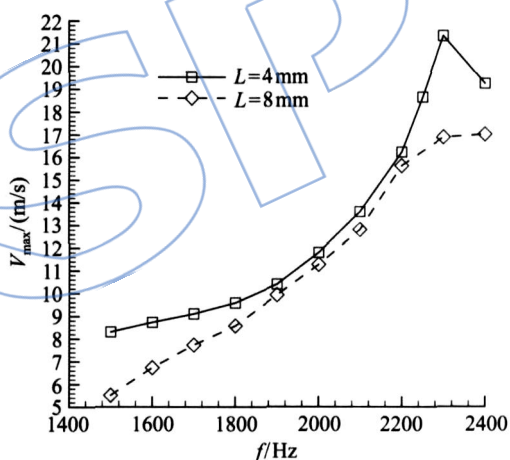
此次实验主要进行了翼型未加射流的基本状态与翼型施加射流后气动特性的对比,分析合成射流对翼型分离流动控制的效果及影响因素.其中翼型实验未加射流的基本状态是在致动器的缝不进行封堵(相当于翼型表面存在缝)且致动器不工作的情形得到的,改变不同的来流风速就可以得到相应风速下未加射流的基本状态.翼型施加射流的气动特性是在不同来流风速下单独在 5.2%弦长处施加射流、单独在 17.7%弦长处施加射流以及同时在 5.2%弦长和 17.7%弦长施加射流的吹风实验得到的.实验中采用测压的方法得到翼型表面压力分布,然后通过积分最终得到翼型的升力,根据动量法由翼型尾迹总压测量的积分获得翼型的阻力.

2 实验结果分析

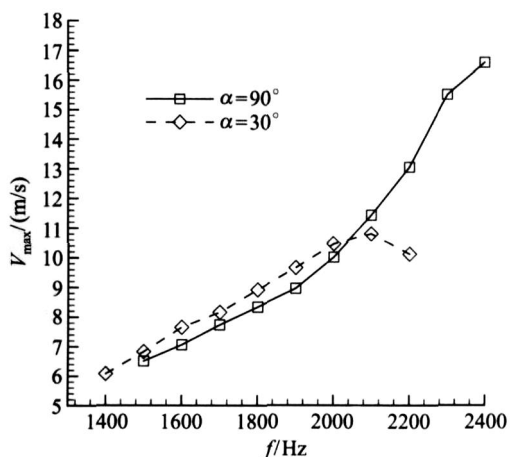
2.1 翼型实验条件

致动器的几何尺寸以及驱动信号、频率等都

会对喷出的速度场产生重要的影响,当致动器工作在不同的频率时,喷口处速度将随之变化.实验过程中驱动压电致动器的电信号由信号函数发生器产生正弦信号,经过功率放大器后通过导线驱动压电振动薄膜.图 4 给出了振动薄膜典型布局时在不同喷口尺寸和缝倾斜角 α (缝中心线与缝所在平面的交角) 情形下喷口峰值速度随激振频率变化的曲线.图 4(a) 给出不同缝长度 L (缝宽始终为 0.5 mm 及缝厚度为 2 mm)、缝倾斜角为 90° 时射流喷出的速度变化情形,表明缝越长(即出口面积越大)时峰值速度降低,其中缝长为 4 mm 时在驱动频率为 2300 Hz 峰值速度可达 21.32 m/s.图 4(b) 给出了不同缝倾斜角对喷口速度场的影响,其中喷口为宽 0.5 mm、长 8 mm、厚 3.0 mm 的长方形缝,表明缝的倾斜角对喷口峰值速度影响很大.



(a) 不同缝长度对速度的影响



(b) 不同缝倾斜角对速度的影响

图 4 方形喷口缝中心线上的速度曲线

Fig. 4 $V_{\max}$ vs. f with synthetic jet at different geometry

实验过程中驱动压电式合成射流致动器的正弦电信号通过从翼型转轴引出的导线加

载于压电振动薄膜上,使压电振动薄膜不断振动导致合成射流的产生. 整个翼型分离流动控制实验中加载稳定的电信号(如频率、电压),保障实验过程中产生持续稳定的射流,致动器工作状态如表 2 所示. 翼型实验来流条件为: 15, 20, 30 m/s,射流施加位置为: 5. 2 %弦长及 17. 7 %弦长.

表 2 不同弦长位置处致动器性能参数

Table 2 Performance parameters of actuator in the different chord position

致动器位置	驱动频率/ Hz	喷口速度/ (m/ s)	电流/ mA	静态电容/ nF
5. 2 %弦长	1750	11. 53	33. 4	26. 7
17. 7 %弦长	2000	10. 45	20. 1	14. 2

2. 2 升力特性

图 5 给出了来流速度为 15 m/s 时的升力曲线. 从图中可以看出翼型在施加射流后最大升力得到较大提高,失速推迟,失速特性得到明显的改善,而失速前的性能几乎保持不变. 其中又以 5. 2 %和 17. 7 %弦长位置同时施加射流后时翼型最大升力系数提高最大,失速特性改善最明显,失速迎角提高 3°.

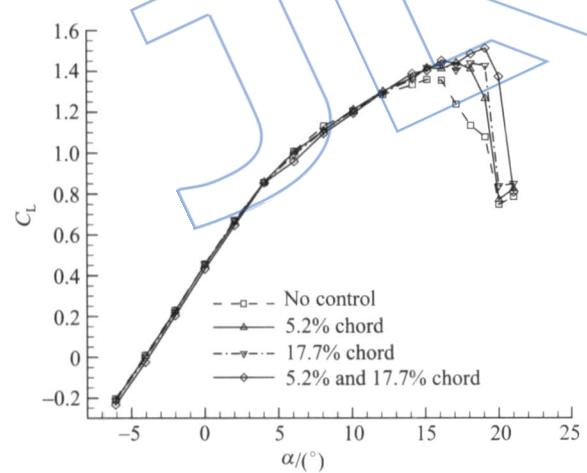


图 5 不同弦长位置处施加射流的升力曲线
($V_{\infty} = 15\text{ m/s}$)

Fig. 5 C_L vs. α with synthetic jet exerted at different chord ($V_{\infty} = 15\text{ m/s}$)

图 6 和图 7 分别给出了来流速度为 20 m/s 和 30 m/s 时的升力曲线. 从图 6 中也可以看出翼型在施加射流后最大升力提高和失速特性改善均很明显,失速迎角提高 2°,其射流控制效果比来流速度为 15 m/s 略差一些. 由于射流所提供的动

能一定,则随着来流速度的增加射流补充附面层的相对有效动能就减少,因而最大升力提高和失速改善程度相对于来流速度增加反而降低. 从图 7 中我们可以看出射流控制效果已不明显,最大升力系数几乎不变,失速迎角不变,仅失速特性有所改善.

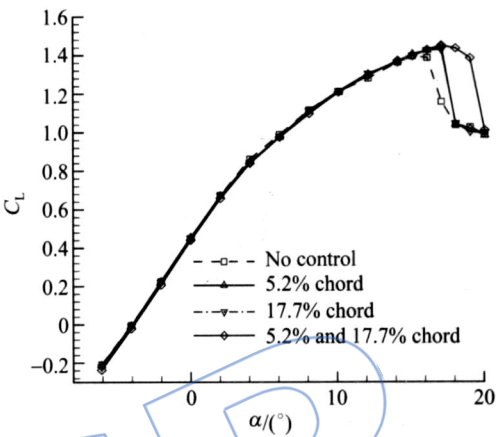


图 6 不同弦长位置处施加射流的升力曲线
($V_{\infty} = 20\text{ m/s}$)

Fig. 6 C_L vs. α with synthetic jet at different chord ($V_{\infty} = 20\text{ m/s}$)

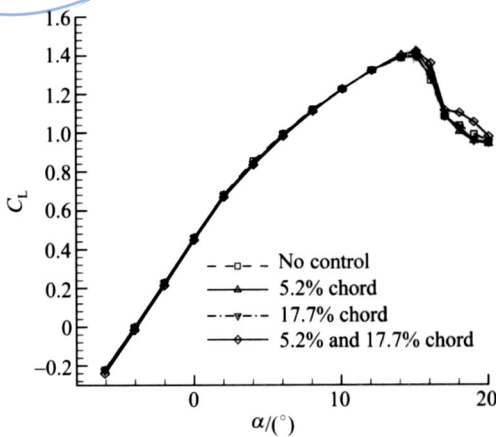


图 7 不同弦长位置处施加射流的升力曲线
($V_{\infty} = 30\text{ m/s}$)

Fig. 7 C_L vs. α with synthetic jet at different chord ($V_{\infty} = 30\text{ m/s}$)

表 3 给出了不同弦长位置处施加射流前后最大升力的增加量百分比,从表中可以看出单独施加射流时 5. 2 %弦长处最大升力系数提高较大,而当 5. 2 %和 17. 7 %同时施加射流时最大升力系数提高更加明显,风速 15 m/s 时最大升力提高达 11. 36 %,表明射流动能补充到附面层中,推迟分离,提高了升力系数.

表 3 不同弦长位置处施加射流时最大升力增量百分比
Table 3 ΔC_{Lmax} % with synthetic jet at different chord and different wind speed

风速/(m/s)	最大升力增量百分比 ΔC_{Lmax} / %		
	5.2 %弦长	17.7 %弦长	5.2 %弦长和 17.7 %弦长
15	6.13	5.93	11.36
20	3.83	2.44	3.95
30	1.15	-0.9	1.27

Smith 等人^[10]给出了用于翼型实验致动器能量的无量纲化参数 C_u ,其定义为

$$C_u = \frac{2\rho U_j^2 b}{\rho_0 U_0^2 c}$$

其中 ρ 和 ρ_0 分别是射流和自由来流的密度; U_0 是自由来流速度; U_j 是致动器喷口处的平均速度; c 是弦长, b 是缝的宽度.以 5.2 %弦长处致动器为例,来流风速为 15,20 m/s 和 30 m/s 时相应的动量系数 C_u 分别为 0.001 817,0.000 664 7,0.000 295 4,表明动量系数达到 10^{-3} 量级射流控制翼型分离流动效果显著,翼型升力系数和失速特性均能得到大幅提高;动量系数达到 10^{-4} 量级射流控制翼型分离流动是有效的;动量系数小于 10^{-4} 量级时流动控制可能将几乎没有效果.

文献[5-6]研究指出射流速度比 R (射流喷口速度与横流速度之比)小于 1 时,射流能量比横流弱,因此合成射流形成的流动结构很快随主流倾斜,对横流的影响仅体现在边界层内,导致边界层厚度增加,随着射流速度比的增加,合成射流抬升边界层厚度的能力持续提高,对边界层进行了能量的有效补充也相应增加,更好的抑制分离流动的发展.从此次实验中可以看出随着来流风速的减小,即射流速度比的增大,翼型分离流动控制效果越好,这与上述研究结论是一致的.

2.3 压力分布

图 8 给出了来流风速 15 m/s 时施加射流前后的压力分布曲线.图 8(a)是迎角为 19°时的压力分布对比曲线,施加射流后分离被推迟,压力系数积分面积扩大,升力系数提高明显.图 8(b)是迎角为 18°时不同弦长位置施加射流时的压力分布对比曲线,施加射流后翼型分离流动得到控制,同时可以看出 5.2 %和 17.7 %同时施加射流的效果优于 5.2 %弦长单一施加射流,这一点通过图 5 也可看出.

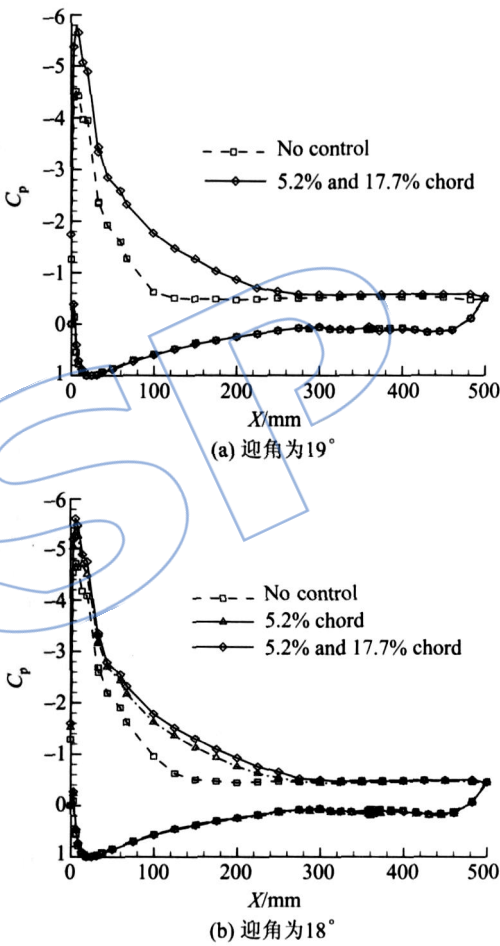


图 8 不同弦长位置处施加射流的压力分布曲线
($V_\infty = 15$ m/s)

Fig. 8 C_p distributions with synthetic jet at different chord ($V_\infty = 15$ m/s)

图 9 给出了不同迎角不同来流风速时施加射流前后的压力分布曲线.图 9(a)是迎角 17°来流风速 20 m/s 时压力分布对比曲线,翼型施加射流后控制分离流动效果明显,射流补充附面层动能抑制了分离,导致分离点推迟,压力曲线积分面积增加.图 9(b)是迎角 16°来流风速 30 m/s 时压力分布对比曲线,压力曲线积分面积略有增加,施加射流的控制效果减弱.通过图 8 和图 9 可以看出,随着来流风速的增加,射流提供的动能一定,但相对动能减少,控制效果也相应减弱.

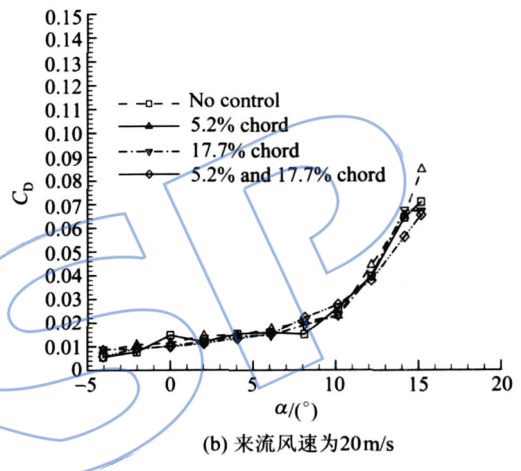
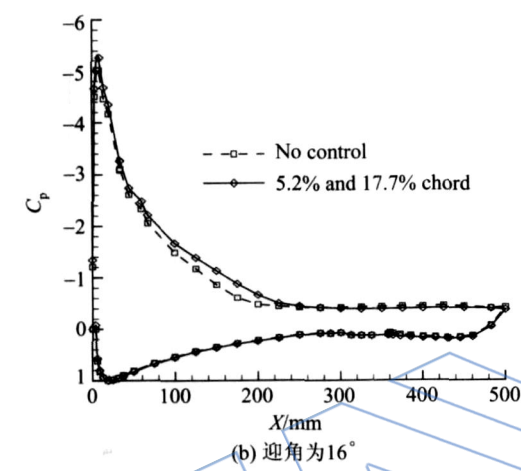
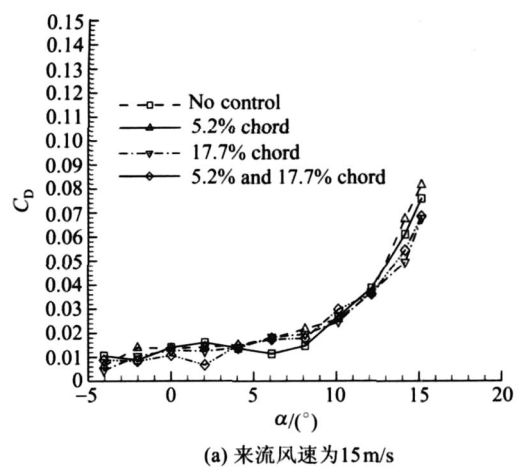
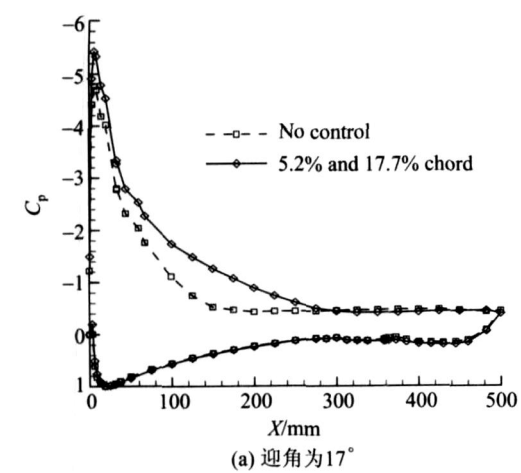


图 9 不同来流风速和迎角时施加射流的压力分布曲线
Fig. 9 C_p distributions with synthetic jet at different chord and different wind speed

图 10 不同来流风速和迎角时施加射流的阻力分布曲线
Fig. 10 C_D distributions with synthetic jet at different chord and different wind speed

2.4 阻力分布

图 10 给出了不同来流风速时施加射流前后的阻力分布曲线。图 10(a) 是来流风速为 15 m/s 时的阻力曲线,图 10(b) 是来流风速为 20 m/s 时的阻力曲线。从图中可以看出,施加射流前后翼型阻力在不同迎角下出现或者增加或者减小的现象,呈现小幅度的波动,未能发现明显的减阻效应,但整体变化不大。整个阻力曲线不够光滑,可能是由于因在测压孔间安装致动器而导致的翼型表面局部不够光滑所致。

3 结 论

实验研究结果表明:此次设计的振动薄膜典型布局式合成射流致动器法向喷出的峰值速度可达 21.32 m/s,而翼型实验中两种倾斜喷出射流致动器喷口速度则分别达到 11.53 m/s 和 10.45 m/s,为翼型附面层流动提供较大动能,为抑制流动分离奠定了良好的基础;5.2%和 17.7%

单独施加射流均能较好控制翼型的分离流动,同时施加时效果更为明显,来流风速为 15 m/s 时最大升力系数提高 11.36%,失速迎角增加 3°;随着来流风速的增加动量系数降低,分离流动控制效果减弱,动量系数达到 10^{-3} 量级时射流控制翼型分离流动效果显著,动量系数达到 10^{-4} 量级时射流控制翼型分离是基本有效的,而当动量系数小于 10^{-4} 量级时分离流动控制可能将几乎没有效果。因此,合成射流主动控制翼型分离流动是可行的,要在较大来流速度下取得较低来流速度时的控制效果,必须提高喷口速度(即提高喷口射流动能),与此同时还应考虑组合射流和射流施加位置等因素。

参考文献:

[1] Rumsey T B, Gatski W L. Summary of the 2004 CFD validation workshop on synthetic jets and turbulent separation control[R]. AIAA 2004-2217.
[2] Tang H, Zhong S. Modelling of the characteristics of syn-

- thetic jet actuators[R]. AIAA 2005-4748.
- [3] 顾蕴松,明晓. 应用 PIV 技术研究“零质量”射流的非定常流场特性[J]. 实验流体力学, 2005,19(1):83-86.
GU Yunsong, MING Xiao. Investigation on the characteristics and structures of unsteady flow field near the zero-mass flux jet with PIV[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005,19(1):83-86. (in Chinese)
- [4] 罗振兵,夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. 力学进展, 2005,35(2):221-234.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Advances in synthetic jet technology and applications in flow control [J]. Advances in Mechanics, 2005,35(2):221-234. (in Chinese)
- [5] Ugrina S. Experimental analysis and analytical modeling of synthetic jet cross flow interaction [D]. Maryland: University of Maryland, 2007.
- [6] 张攀峰,王晋军,冯立好. 零质量射流技术及其应用研究进展[J]. 中国科学, 2008,38(3):321-349.
ZHANG Panfeng, WANG Jinjun, FENG Lihao. Advances in zero-mass flux jet technology and applications [J]. Science in China, 2008,38(3):321-349. (in Chinese)
- [7] 郝礼书,乔志德. 合成射流用于翼型分离流动控制研究[J]. 西北工业大学学报, 2006,24(4):528-531
HAO Lishu, QIAO Zhide. Maximizing the effect of synthetic jet on airfoil separation flow control[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006,24(4):528-531. (in Chinese)
- [8] Gomes L D, Growther W J. Towards a practical piezoceramic diaphragm based synthetic jet actuator for high subsonic applications-effect of chamber and orifice depth on actuator peak velocity[R]. AIAA 2006-2859.
- [9] 沙江,徐惊雷,张堃元,等. 双圆形出口零质量射流组的流场结构 PIV 实验研究[J]. 航空动力学报, 2007,22(4):588-593.
SHA Jiang, XU Jinglei, ZHANG Kunyuan, et al. Experimental study of flow field in twin circular synthetic jet arrays using PIV[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(4):588-593. (in Chinese)
- [10] Smith D R, Amitay M, Kibens V, et al. Modification of lifting body aerodynamic using synthetic jet actuators[R]. AIAA 98-0209.
- [11] Donovan J F, Kral L D, Cary A W. Active flow control applied to an airfoil[R]. AIAA 98-0210.
- [12] 韩忠华,乔志德,宋文萍. 零质量射流推迟翼型失速的数值模拟[J]. 航空学报, 2007,28(5):1040-1046.
HAN Zhonghua, QIAO Zhide, SONG Wenping. Numerical simulation of active flow control to airfoil stall using local synthetic jet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(5):1040-1046. (in Chinese)
- [13] 张攀峰,王晋军. 合成射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离[J]. 北京航空航天大学学报, 2008,34(4):443-446.
ZHANG Panfeng, WANG Jinjun. Numerical simulation on flow control of stalled NACA0015 airfoil with synthetic jet actuator in recirculation region[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008,34(4):443-446. (in Chinese)