第 46 卷 第 4 期　　力 学 学 报　　Vol. 46，No. 4
2014 年 7 月　　Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics　　July，2014

研究论文

飞翼布局无人机流动分离控制及机理分析[1)]

许晓平[2)]　周 洲

(西北工业大学无人机特种技术重点实验室，西安 710072)

摘要　以小展弦比飞翼式无人机为对象，开展了基于零质量射流的主动流动控制数值模拟研究. 比较分析了应用零质量射流前后飞翼式无人机纵向气动特性的改善效果，并通过流场特征的分析探讨了流动控制技术产生气动增益的原因. 研究结果表明在模型中等迎角、大迎角范围，零质量射流技术可以显著增加升力系数，最大幅值达 25%，并且拓宽了纵向力矩的线性范围. 机理分析表明，零质量射流扰动通过提高模型绕流场的边界层掺混，增强附面层内外的动量输运，使得附面层有足够的能量克服逆压梯度和黏性损耗，从而达到减缓流动分离甚至使分离流再附的目的.

关键词　飞翼式无人机，主动流动控制，零质量射流，数值模拟，气动特性

中图分类号：V211　　**文献标识码**：A　　doi：10.6052/0459-1879-13-344

引 言

飞翼布局飞行器具有气动性能优异、隐身性能优异、结构布置高效的优点，但构型的变化又给其操稳特性带来许多新问题. 此类飞机由于纵向尺寸较短、尾翼缺失易引起纵向稳定性问题；复合式操纵舵面在中等、大迎角飞行状态下处于流动分离区域，从而带来操纵效能的不足 [1-3]. 主动流动控制技术的发展为其提供了一种创新性的解决思路，流动控制技术是利用流体间流体动力的相互作用，通过改变局部流动达到控制和放大流动信号的一种技术，而零质量射流技术是其中的一种微观控制方式 [4-5]. 特别是现代采用微机电系统技术制造的零质量射流激励器具有结构简单紧凑、重量轻、功耗小、灵敏度高等优点，使得流动精细控制成为可能 [6-8]. 因此研究零质量射流技术控制技术对飞翼式飞行器气动性能的改善原理及对流场特性的影响具有非常重要的意义.

目前，主动流动控制技术在飞行器应用方面的研究主要以实验手段为主，数值模拟研究也主要集中于三角翼、细长圆柱体等模型，而针对实际飞行器，特别是飞翼式飞行器的流动控制研究较为少见，而且以实验手段为主，典型的如波音的主动流动控制验证机 “Stingray” 无人机 (unmanned aerial vehicle, UAV) 所进行的系列低速流动控制风洞实验 [9-10]，结果表明了流动控制技术对飞行器气动特性的改善效果. 王立新等 [11] 针对一种小展弦比飞翼式无人机开展了涡流控制研究，但这种涡流控制本质上属于宏观流动控制，射流能量需要从发动机引气或配置压缩气瓶，存在气源供给、控制功耗较大等不足.

本文开展了小展弦比飞翼布局无人机纵向低速绕流控制的探索研究，目的在于验证实用性的主动流动控制模拟技术，探讨基于零质量射流的主动流动控制技术对真实飞行器的控制效果和控制特性，分析射流产生控制效能的内在机理，为进一步应用研究打下基础.

1 数值计算方法

选取课题组开发的微射流流场计算程序，流动控制方程采用非定常雷诺平均 Navier–Stokes 方程，湍流模型选用剪应力传输 (shear stress transport, SST) 两方程模型，空间离散采用 Roe 格式，时间离散采用双时间方法. 计算中对流动控制模型作了简化，即计算不包括射流激励器的内部流场，代之以激励器的出口给定射流边界条件，通过边界条件上的流动控制参数描述射流特征. 主要的流动控制参数包括射流动量系数、射流频率，参考相关文献 [12-13] 定

2013–10–15 收到第 1 稿，2014–01–08 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金 (11302178，11202162)、航空科学基金 (2013ZA53002) 和西北工业大学基础研究基金 (JCT20130110) 资助项目.

2) 许晓平，助理研究员，主要研究方向：飞行器设计、空气飞动力学、流动控制等. E-mail：xuran@nwpu.edu.cn

义如下

$$c_\mu = 2 \cdot \frac{\sum_{i=1}^{K} A_i}{A_{\text{wing}}} \cdot \left(\frac{u_{\text{jet}}}{U_\infty}\right)^2 \tag{1}$$

$$F^+ = \frac{f \cdot c}{U_\infty} \tag{2}$$

其中，u_{jet} 为激励器喷口最大速度，U_∞ 为自由来流速度，A_i 为编号为 i 的激励器喷口面积，K 为激励器数目，A_{wing} 为模型参考面积，f 为激励器喷流频率，c 为模型平均气动弦长. 当多个流动激励器同时工作时，假设各个激励器之间不存在相位差，且射流速度、频率、偏角等特征一致. 经过 2004 零质量射流与湍流分离控制计算流体力学研讨会 Hump Model 射流标准算例与 TAU0015 翼型流动控制实验校核 [14]，表明所建立的流动控制模型与计算方法满足微射流流场特征捕捉要求.

2 计算模型

计算模型采用某小展弦比飞翼无人机外形，图 1 给出了模型的几何外形示意图. 理论上讲，射流喷口尺寸越大，单位时间内注入飞行器流场的能量扰动越大，对飞行器流场影响就越显著，但是受飞机结构、气动外形、激励器设计等因素的制约，射流激励器尺寸不能很大；同样，若激励器尺寸过小，则其提供的扰动能量很快湮没，不足以对主流场产生有效的扰动. 因此，在实际应用中，一般以数组激励器组成一套作阵列式使用. 参考相关文献 [15-17]，本文设计的激励器于机翼前缘布置 4 套，上表面距前缘 $0.01c$ 处布置 4 套，每套激励器喷口尺寸约为 45 mm×1 mm，这样一方面可以模拟真实的射流激励器特征，也可以有效的考虑激励器布置位置、激励器喷流能量等因素的影响 [18].

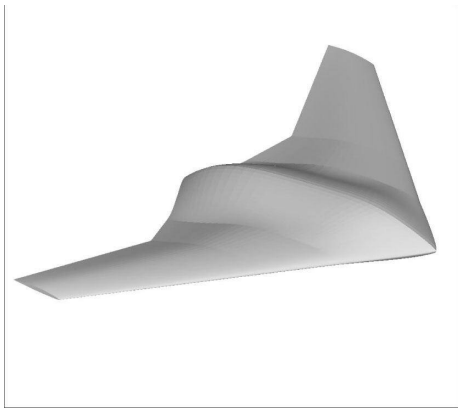
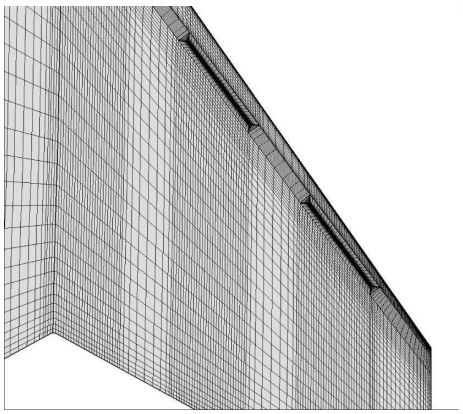


图 1 计算模型示意图

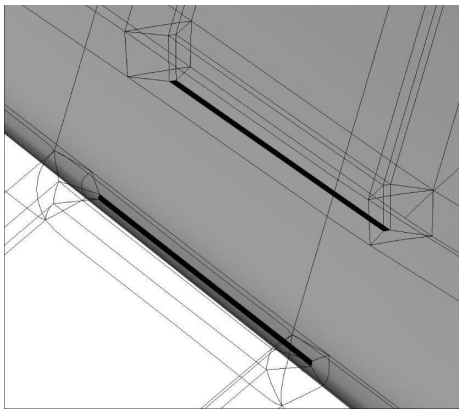
Fig. 1 The configuration model of UAV

流场采用多块结构网格，激励器喷口附近及下游流场进行了加密处理，并对喷口附近的网格结构进行了特别设计以满足激励器安置需要，物面第 1 层网格高度 5.0×10^{-6}，基本满足黏性计算要求. 图 2 给出了计算模型表面网格及激励器喷口附近网格结构示意图，全流场 (半模) 网格数目 2 388 208.



(a) 表面网格

(a) Surface mesh



(b) 体网格结构

(b) Volume mesh design

图 2 模型表面及喷口附近网格结构示意图

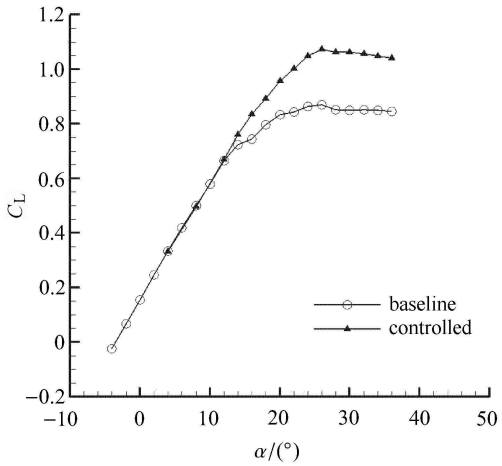
Fig. 2 Mesh view for the UAV configuration

3 流动控制效果研究

首先对低速状态下飞行器不同迎角下的流动控制效果进行了研究，考察三维流动控制的实际效果，计算状态选取 $Ma = 0.10$，$Re = 9.08 \times 10^5$. 8 套激励器全部工作，单个激励器射流参数取 $c_\mu = 0.010\,4\%$，$F^+ = 1.127$，射流偏角 $\theta_{\text{jet}} = 90°$，即采取法向射流控制. 图 3 给出了流动控制前后飞行器气动特性比较. 当迎角 $\alpha < 12°$ 时，射流扰动对主流场

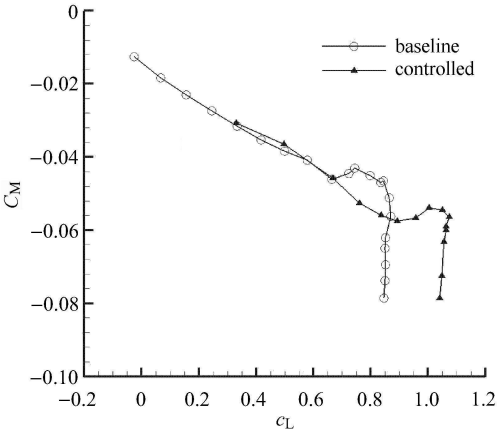
基本不产生影响，模型的气动特性保持稳定；随着迎角增大，流场出现显著的分离特性后，射流扰动逐渐对主流场产生显著的影响. 施加流动控制后，尽管模型失速迎角并没有推迟，仍为 26°，但流动扰动引起的升力系数增量随着迎角增大而增加，最大增值近 25%；同时，阻力系数也呈现增加趋势，且增量随着迎角增加而增加，但增量幅度较小；流动控制还推迟了模型的力矩转折迎角，提高了飞行器大迎角下的飞行性能. 可见，基于零质量射流技术的主动流动控制方式可以有效改善小展弦比飞翼无人机的大迎角流场特性，提升其气动性能.

图 4 给出了 $\alpha = 28°$ 时流动控制前后模型时均流场上表面极限流线分布，可以看出，施加流动控制



(a) 升力系数

(a) Lift coefficient

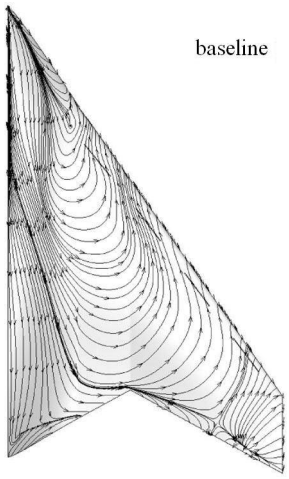


(b) 俯仰力矩系数

(b) Pitch moment coefficient

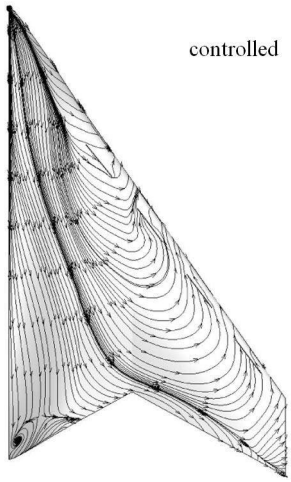
图 3 流动控制前后模型气动特性比较

Fig. 3 Aerodynamic coefficient for the flow control



(a) 基准状态

(a) Base model



(b) 控制状态

(b) Controlled model

图 4 流动控制前后模型时均流场表面极限流线比较

Fig. 4 Comparison of streamline with flow control

后，流动激励器注入的能量对主流场产生了有效扰动，使得模型内翼段分离区减小，流动附着线外移，而射流对外翼段的影响较小.

图 5 给出了计算模型展向典型切面位置的分布示意图，图 6 给出了 $\alpha = 28°$ 时典型站位流动控制前后物面时均压力系数的比较. 可以发现，在模型上表面整个展向方位，零质量射流技术都对主流场产生了有益的扰动，流动控制后模型典型站位压力系数包线范围大于基准状态. 布置于模型前缘的激励器极大地增强了翼型前缘的吸力峰值，恢复了流向的压力梯度分布，从而减弱了流动分离. 模型内侧流动控制效果较好，随着站位外移，流动控制效果逐渐减

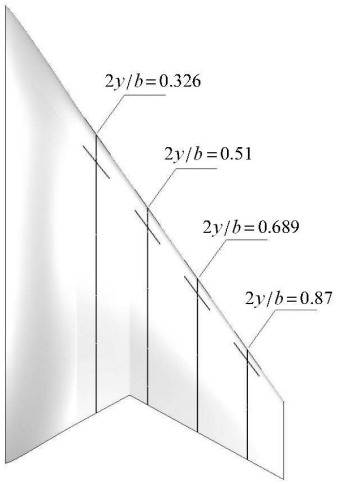
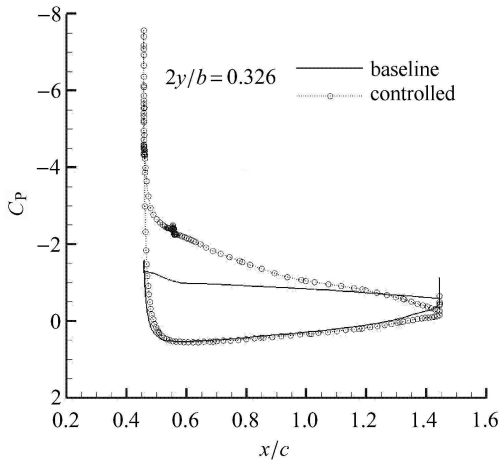
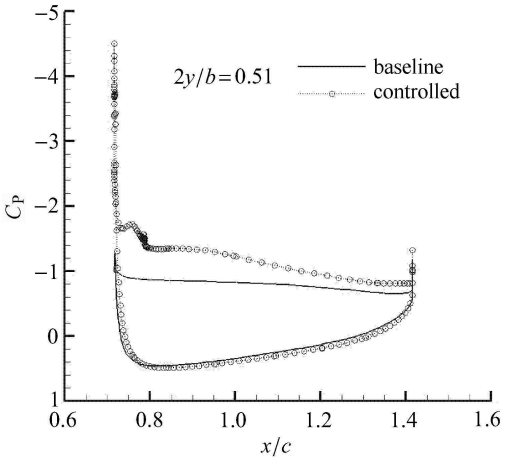


图 5 模型展向典型切面位置示意图

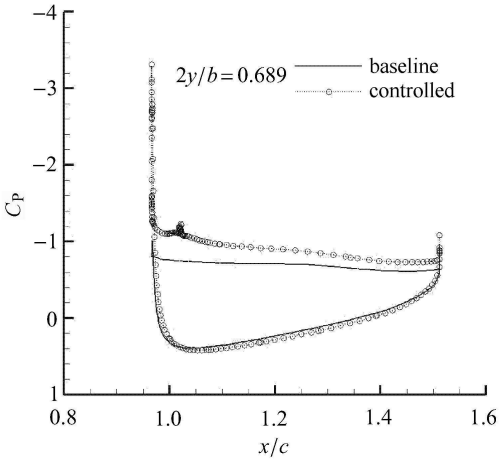
Fig. 5 The arrange of typical slice plane



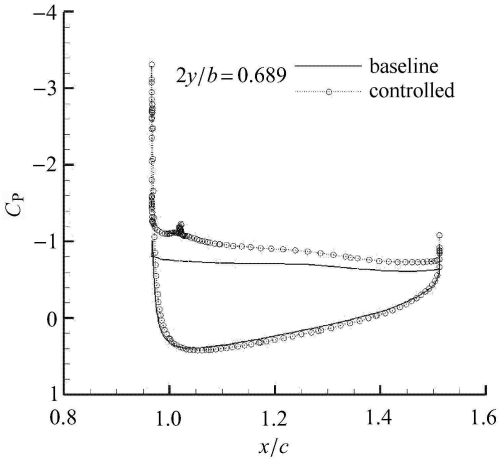
(a) $2y/b = 0.326$



(b) $2y/b = 0.51$



(c) $2y/b = 0.689$



(d) $2y/b = 0.87$

图 6 模型展向不同站位时均压力系数分布比较

Fig. 6 Comparison of time-averaged pressure coefficient at typical slice

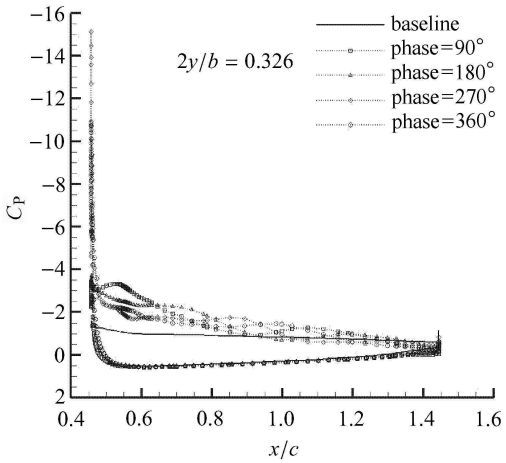
弱，前缘吸力峰值也随着站位的外移而减弱，这可能是由于模型外翼段流动基本为分离流，而激励器提供的射流能量较小，不足以对分离流产生有效的扰动，而内翼段流动呈现不稳定的小分离特性，射流扰动产生的影响较大.

4 流动控制机理分析

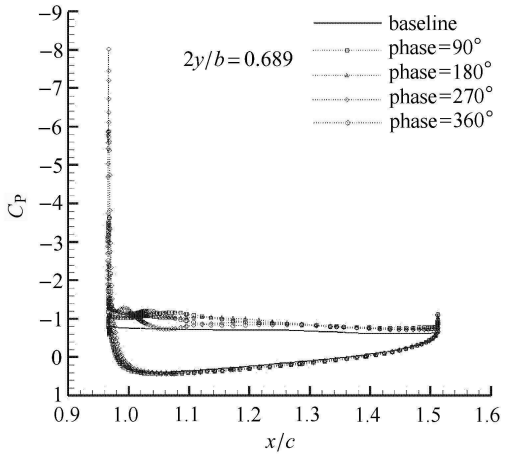
射流流场由激励器金属振膜周期性振动，引起流体在激励器出口附近周期性的吸入和排出而形成的，周期性的吹、吸流动使得激励器出口附近壁面上速度边界层不断经历破坏和建立过程，这种强烈的剪切作用导致射流扰动的产生并向周围流场辐射，通过与主流场的相互作用，最终改变主流场特性. 这种流动控制方法的机理具体表现在：

(1) 射流扰动改变了模型的压力分布

当射流激励器布置于模型前缘时，射流扰动激励极大的增强了模型前缘的吸力峰值. 在射流吸入时，吸力峰值得到增强，而当射流吹出时，吸力峰值随之减小. 当射流激励器安装处移向下游时，射流扰动对吸力峰值的影响减弱. 图 7 给出了一个完整射流周期内，模型展向典型截面处不同相位瞬时压力系数分布比较. 可以发现，在整个射流周期内，特别是在射流吸入段 (Phase: 270°)，射流扰动极大的增强了前缘处的吸力峰值，激励器附近的压力分布被“放大”，从而恢复了压力梯度，延迟了流场主涡的破裂. 布置于前缘的射流扰动不仅对前缘压力分布产生影响，扰动还随流动向后缘传播. 此外，也可发现，扰动的影响随着翼展方向逐渐减弱，这种减弱不仅指前缘处负压峰值的减弱，还包括对流向的影响减弱.



(a) $2y/b = 0.326$



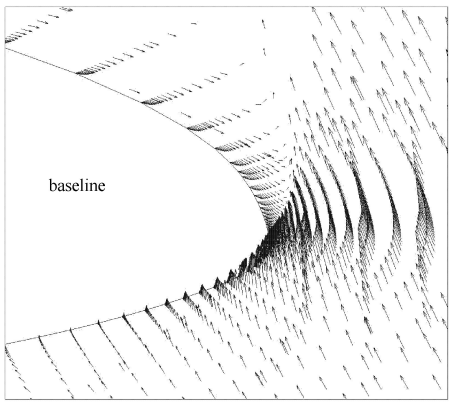
(b) $2y/b = 0.689$

图 7 一个完整射流周期内模型展向典型截面处瞬时压力系数分布比较

Fig. 7 Comparison of instantaneous pressure coefficient over one jet cycle

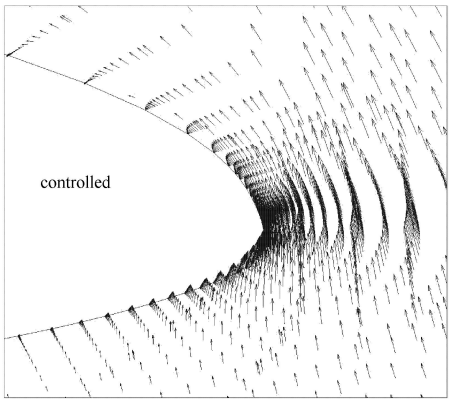
(2) 射流扰动改变了前缘附近速度型分布

射流扰动产生的周期性涡流对周围流体的诱导速度使得附面层外高能流体卷入附面层内，增加其动量，并使附面层内低能流体进入主流区，增加了模型前缘近壁区内气流的动能，改善了附面层内的速度分布，从而直接抵御了流动分离的产生. 图 8 和图 9 给出了流动控制前后模型展向典型截面射流喷口附近速度矢量分布比较. 可以发现，射流扰动注入的周期性能量改变了喷口附近物面的速度型分布，上翼面前缘附近的速度型由控制前的逆向变为控制后的顺流向，由分离流变为附着流. 随着展向站位的



(a) 基准状态

(a) Base model

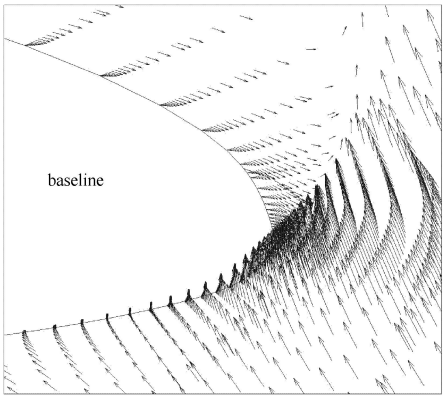


(b) 控制状态

(b) Controlled model

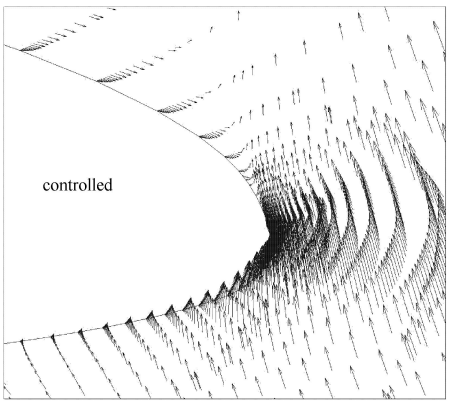
图 8 流动控制前后模型展向典型截面处时均速度矢量分布比较 ($2y/b = 0.326$)

Fig. 8 Comparison of time-averaged velocity vector at typical slice ($2y/b = 0.326$)



(a) 基准状态

(a) Base model



(b) 控制状态

(b) Controlled model

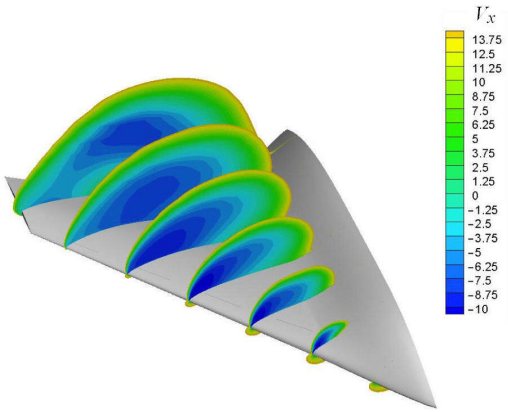
图 9 流动控制前后模型展向典型截面处时均速度矢量分布比较 ($2y/b = 0.689$)

Fig. 9 Comparison of time-averaged velocity vector at typical slice ($2y/b = 0.689$)

外移，控制作用逐渐减弱，射流扰动只对喷口附近流场产生有限影响，而射流扰动随主流的向后传播，进一步扩大、拓宽了射流扰动的影响区域.

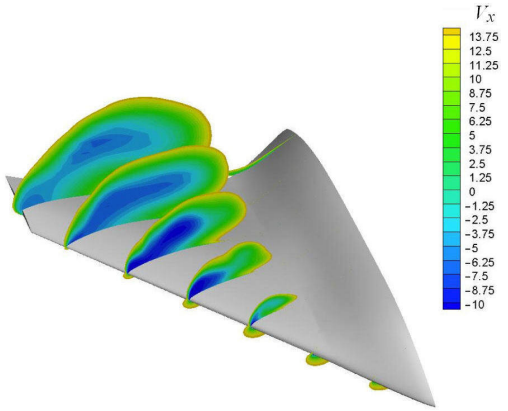
(3) 射流注入的能量扰动与分离涡相互作用，增强了原分离涡的稳定性.

射流激励器的 “吹/吸” 过程对主流流体产生卷吸引射和吸入作用，而周期性 “吹/吸” 产生的射流旋涡对在向下游迁移过程中与主流自由剪切层发生相互耦合作用，显著提高模型绕流的边界层掺混，增强边界层内外的动量输运，从而使得绕流有足够的能量克服逆压梯度和黏性损耗，从而达到减缓流动分离甚至使分离流再附的目的. 当激励器处于 “吸气” 状态时，在有主流的情况下，有利于将主流中高能量的流体引入近壁区，从而增加边界层底层的能量. 而当射流激励器处于 “吹气” 状态时，将高能量流体输入到边界层，通过激励器出口旋涡对壁面附近流体速度诱导的共同作用，也直接增强了边界层的能量. 图 10 给出了流动控制前后模型流向典型截面处 x-velocity 分量云图比较，在流动控制前，模型流向的第 2 个截面已经发生了明显的涡破裂现象，而经过流动控制后，在流向第 3 个截面处才发现较为微弱的流动分离特征.



(a) 基准状态

(a) Base model



(b) 控制状态

(b) Controlled model

图 10 流动控制前后模型流向典型截面处 x 方向速度分量云图比较

Fig. 10 Comparison of x-velocity counter at typical slice

5 结 论

本文将发展的零质量射流流动控制技术应用于小展弦比飞翼布局无人机的分离流动控制中，对模型低速状态下的纵向气动特性进行了分析研究，探讨了流动控制技术对真实飞行器的控制效果和控制特性，并分析了零质量射流产生控制效能的内在机理，研究结果表明：

(1) 在模型中等、大迎角范围，零质量射流技术可以显著增加升力系数，最大增幅达 25%，对阻力的影响较小，并且流动分离的改善延迟了力矩转折迎角，保持了纵向力矩的线性发展，改善了飞翼式无人机的稳定性能.

(2) 零质量射流在吹/吸气过程中产生的周期性扰动将显著提高模型绕流场的边界层掺混，增强边界层内外的动量输运，改变了原流场涡流的强度、破裂位置，改善了喷口附近的流场压力分布及速度分布，使得绕流有足够的能量克服逆压梯度和黏性损耗，从而达到减缓流动分离甚至使分离流再附的目的.

本文为飞翼式无人机的气动特性改善研究提供了一种新思路，但研究结果仍存在小迎角控制效果差、控制目标不全面等问题，要将其用于实际飞行控制，控制参数优化和控制方案设计是进一步的研究方向.

参　考　文　献

1 Bolsunovsky AL, Buzoverya NP, Gurevich BI, et al. Flying wing-Problems and decisions. *Aircraft Design*, 2001, 4: 193-219

2 Esteban S. Static and dynamic analysis of an unconventional plane—flying wing. AIAA Paper 2001-4010, 2001

3 Dmitriev VG, Denisov VE, Gurevich BI, et al. The flying wing concept—chances and risks. AIAA Paper 2003-2887, 2003.

4 牟斌. 流动控制数值模拟研究. [博士论文]. 绵阳：中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2006 (Mu Bing. The numerical simulation research of flow control. [PhD Thesis]. Mian Yang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006 (in Chinese))

5 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. 力学进展, 2005, 35(2): 221-234 (Luo Zhengbing, Xia Zhixun. Advances in synthetic jet technology and application in flow control. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(2):221-234 (in Chinese))

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. 中国科学 E 辑：技术科学, 2008, 38(3): 321-349 (Zhang Panfeng, Wang Jinjun, Feng Lihao. The application of synthetic jet technology. *China Science E: Technology*, 2008, 38(3): 321-349 (in Chinese))

7 Bewley TR. Flow control-new challenges for a new renaissance. *Process in Aerospace Science*, 2001, 37(2001): 21-58

8 程忠宇，吴学忠，李圣怡. 基于 MEMS 的流动主动控制技术及其研究进展. 力学进展, 2005, 35(4): 577-584 (Cheng Zhongyu, Wu Xuezhong, Li Shengyi. Advances of active flow control based on MEMS technology. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(4): 577-584 (in Chinese))

9 Parekh DE, Williams SP, Amitay M, et al. Active flow control on the stingray UAV: Aerodynamic forces and moments. AIAA Paper 2003-4002, 2003

10 Washburn AE, Amitay M. Active flow control on the stingray UAV: Physical mechanisms. AIAA Paper 2004-745, 2004

11 孔轶男, 王立新, 王光学等. 小展弦比飞翼布局飞机横向涡流控制气动机理. 航空学报, 2009, 30(5): 806-811 (Kong Yinan, Wang Lixin, Wang Guangxue, et al. Lateral inject active flow control based on low aspect ratio flying wing. *Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(5): 806-811 (in Chinese))

12 Margalit S, Greenblatt D, Seifert A, et al. Active flow control of a delta wing at high incidence using segmented piezoelectric actuators. AIAA Paper 2002-3270, 2002.

13 Mahmood GM, Smith DR. Proportional aerodynamic control of a UAV wing model using synthetic jets. AIAA Paper 2007-3851, 2007

14 许晓平. 飞翼式无人机主动流动控制技术研究. [博士论文]. 西安：西北工业大学, 2012 (Xu Xiaoping. Research on active flow control technology for the flying-wing UAV. [PhD Thesis]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012 (in Chinese))

15 Farnsworth JAN, Vaccaro JC, Amitay M. Aerodynamic performance modification of the stingray UAV at low agles of attack. AIAA Paper 2007-4426, 2007

16 Mahmood GM, Smith DR. Proportional aerodynamic control of a UAV wing model using synthetic jets. AIAA Paper 2007-3851, 2007

17 Seifert A, David S, Fono I, et al. Roll control via active flow control: from concept to flight. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(3): 864-874

18 许晓平，周洲. 基于 AFC 技术的飞翼无人机流动分离控制研究. 中国力学大会 2013 论文集. 西安：中国力学大会, 2013: 163 (Xu Xiaoping, Zhou Zhou. Active separation control for the flying-wing UAV. Xi'an: CCTAM2013, 2013: 163 (in Chinese))

(责任主编：陆夕云)

(责任编辑：刘希国)

ACTIVE SEPARATION CONTROL FOR THE FLYING-WING UAV USING SYNTHETIC JET [1)]

Xu Xiaoping[2)] Zhou Zhou

(*National Key Laboratory of Science and Technology on UAV*，*Northwestern Polytechnical University*，*Xi'an* 710072，*China*)

Abstract The numerical simulation is conducted on the low-aspect-ratio flying-wing UAV model based on synthetic jet technology. Effectiveness of the synthetic jet active flow control technique for improving the longitudinal aerodynamic characteristics of model at low speed is explored and validated. The actuators produced significant shifts in the lift curve up to 25%. The flow characteristics analyses reveal that the disturbance caused by synthetic jet can transfer the higher moment flow to the boundary layer and reenergized the unstable boundary layer. The numerical results show that the synthetic jet technology can effectively improve flow separation at the middle and high angle of attack flight conditions.

Key words flying-wing UAV, active flow control, synthetic jet, numerical simulation, aerodynamics

Received 15 October 2013, revised 8 January 2014.

1) The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (11302178, 11202162), Aeronautical Science Foundation of China (2013ZA53002) and NPU Foundation for Fundamental Research (JCT20130110).

2) Xu Xiaoping, assistant professor, research interests: aircraft design, aerodynamics, flow control. E-mail：xuran@nwpu.edu.cn