



合成射流环量控制翼型增升技术

张攀峰^{①②}, 燕波^{②③*}, 戴晨峰^{②③}

① 上海交通大学机械系统与振动国家重点实验室, 上海 200240;

② 北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100191;

③ 流体力学教育部重点实验室, 北京 100191

* E-mail: yabo_001@hotmail.com

收稿日期: 2012-01-15; 接受日期: 2012-03-12

国家自然科学基金(批准号: 10872021)和机械系统与振动国家重点实验室开放研究课题基金(批准号: MSV-2012-09)资助项目

摘要 研究采用合成射流代替传统吹气式环量控制翼型增升技术, 将其应用于控制 NCCR1510-7067N 翼型的环量, 采用商用软件 Fluent 求解二维非定常 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程组, 通过分析零度攻角下翼型的气动力特性、漩涡结构等, 研究了合成射流翼型环量控制的机制和效果. 结果表明采用合成射流可以有效实现对翼型的环量控制, 射流吹程和吸程均可以有效推迟翼型后缘分离点, 增加翼型环量. 在本文研究中, 零度攻角下合成射流的增升效率 $\Delta C_L/C_{\mu}=114$, 远高于传统吹气式环量控制的增升效率 12.1.

关键词

合成射流
环量控制
数值模拟
增升

环量控制技术是基于 Coanda 效应^[1]衍生出来的. 其主要原理是利用流体在曲面外形上的附壁效应, 通过在翼型后缘的切向射流的 Coanda 效应推迟边界层的分离, 从而改变翼型后缘的驻点位置, 可以极大的提高翼型的升力, 最大的增升效率 $\Delta C_L/\Delta C_{\mu}$ 可以达到 80 以上, 从而将飞机起飞着陆的速度降低 50% 左右^[2]. 与传统的高升力装置相比, 环量控制技术具有作动简单、重量轻以及活动部件少的优势. 因此可以降低间隙流动引起的噪音、减小升力装置比重以及降低制造和维护费用等. 在过去的 25 年中, 环量控制技术在航空领域得到了广泛的研究^[3].

美国航空航天局兰利研究中心对先进环量控制机翼在先进亚音速运输机上的应用进行了验证^[4]. 采用该技术后, 典型的波音 737 商用运输机单边机翼的 15 块移动部件的单边机翼被环量控制机翼的单段襟翼和前缘吹气取代, 最终单边机翼最多只有 3 块移动部件. 仅通过从发动机风扇引气进行环量控制, 在起

飞着陆阶段可以达到以前传统襟翼 3 倍的升力系数并且缩短了滑跑距离. 环量控制技术的优势还不仅仅局限在亚音速运输机上. Englar 等人^[5]在佐治亚理工学院为美国航空航天局设计的通用高速民用运输机上也进行了环量控制机翼的验证. 通过采用简单的环量控制机翼襟翼, 吹气增升装置和控制舵面结合可以使高速民用运输机起飞机翼面积和着陆攻角减小. Liu 等人^[6]研究了二维/三维环量控制翼型定常/脉冲吹气对气动特性的影响, 发现定常吹气可以在小攻角小吹气系数产生很高的升力, 减弱尾涡噪音, 脉冲吹气可以在很小的质量流量下实现与定常吹气相当的增升效果, 且在脉冲频率较高的情况下效果明显. Jones 等人^[7]对 2 种不同的环量控制翼型进行了脉冲吹气实验研究, 得到了与 Liu 等人基本相同的结论. Jones 等人^[8]研究了与定常吹气相比, 非定常吹气下升力以及噪声的产生. 他们证明非定常环量控制在适当的控制频率(无控制时的涡脱落频率附近), 适

当相移(45°和 90°), 适当的占空因子(50%)情况下, 可以实现与定常吹气相当的升力同时质量流量要小得多.

由于环量控制技术独特的优势, 美国航空航天局在飞行器系统项目(vehicle system)中提出的 6 种未来新概念飞行器都涉及到环量控制技术的研究, 其中超短距起降飞行器(extremely short take off & landing, ESTOL)、个人航空飞行器(personal air vehicle, PAV)以及超音速飞行器(supersonic aircraft, SSA)都将采用环量控制机翼, 而另外 3 种也有采用环量控制机翼技术进行降噪、代替旋翼的考虑^[9].

但是与所有吹气主动控制技术一样, 环量控制系统最大的缺陷是需要提供足够功率的气源产生射流^[3]. 与之相连的是环量控制技术需要的流体质量与飞机质量密切相关, 因此其需要的气源功率与飞机起飞速度的平方成正比^[3, 10]. 在过去的 25 年间, 仅仅有两架采用环量控制技术的飞机实现了飞行验证^[10].

为了解决上述问题, Zha 和 Paxtony^[11]利用联合射流 (CFJ)在亚音速飞机上实现了优越的气动性能, 但使飞机推进系统总的循环效能损失减小. 近年来, 等离子体流动控制技术的发展引起了广泛的重视, 等离子体激励器是完全由电子设备组成, 具有无移动部件、响应迅速、质量轻、功耗小以及数值模型简单等优点^[12]. 特别值得一提的是, 基于柔性电极的等离子体激励器具有很强外形适应能力, 可以方便的设置在飞行器任意位置, 这是目前其他所有激励方式都无法企及的^[13]. Zhang 等人^[14]提出使用等离子体激励器代替传统吹气式控制实现环量控制, 发现其可以实现更优的增升效果. 本文拟采用合成射流代替传统的连续射流, 研究其对环量控制翼型的增升效果. 与传统的吹气式控制技术不同, 合成射流是一种零质量射流, 具有仅对外输出动量而输出质量为零的特点, 且不需要气源及管道系统. 同时, 合成射流激励器具有无气源、结构紧凑、重量轻、无机械移动部件、功耗小、可靠性高、维护方便等优点^[15]. 20 世纪 90 年代中后期 Glezer 等人^[16]首先将合成射流应用到流动控制的研究中, 其作为一种主动流动控制技术从而受到了人们的普遍关注, 已经被应用到各个工程领域^[15, 17, 18]. 国内也有很多研究者在合成射流的形成机理和应用方面开展了大量的研究工作, 如 Wang 等人^[17]提出了一种高效合成射流激励信号, 对合成射流参数的影响^[19, 20]进行了实验研究, 并对合

成射流应用于控制圆柱分离及绕流^[21-23]进行了研究.

本文主要通过数值模拟研究合成射流代替传统吹气实现翼型环量控制, 通过对 NCCR1510-7067N 翼型在零度攻角下施加前后的气动力特性以及流场结构的变化研究了合成射流实现环量控制的机理. 需要注意的是, 本文只是提供了一种新的环量控制增升方法, 研究中保持合成射流的孔口位置和射流频率不变, 将控制效果并与传统吹气式控制进行比较. 对于合成射流的参数变化对控制效果的影响, 将在后续工作中进行深入研究.

1 数值方法及验证

本文中流场结构通过求解二维非定常 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程组得到, 所有计算均采用商用软件 Fluent 分离求解器, 使用的湍流模型为 v^2 - f 模型^[24]. v^2 - f 模型是近年来出现的一种新的四方程湍流模型, 其与 k - ε 模型有相同的湍动能及湍流耗散率输运方程, 但是它不求解衰减方程或者壁面方程, 而是使用速度尺度输运方程模拟近壁面湍流输运的衰减, 求解椭圆松弛因子输运方程模拟非局部效应^[24], 具体的可以表示为:

$$\begin{aligned}\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} &= P_k - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} &= \frac{C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \varepsilon}{T} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right], \\ \frac{\partial \bar{v}^2}{\partial t} + U_j \frac{\partial \bar{v}^2}{\partial x_j} &= k f - \nu^2 \frac{\varepsilon}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \bar{v}^2}{\partial x_j} \right], \\ L^2 \frac{\partial f^2}{\partial x_j} - f &= \frac{1 - C_1}{T} \left(\frac{2}{3} - \frac{\bar{v}^2}{k} \right) - C_2 \frac{P_k}{k},\end{aligned}$$

其中:

$$\begin{aligned}P_k &= 2\mu_t S^2, \\ L &= C_L \max \left[\frac{k^{3/2}}{\varepsilon}, C_\eta \left(\frac{\mu^3}{\rho^3 \varepsilon} \right)^{1/4} \right], \\ T &= \max \left[\frac{k}{\varepsilon}, C_T \sqrt{\frac{\mu}{\rho \varepsilon}} \right], \\ \mu_t &= \rho C_\mu \bar{v}^2 T.\end{aligned}$$

v^2 - f 模型具有较为精确的处理自由剪切湍流的能力, 尤其是在近壁面湍流的计算上有着良好的表现. Storm 和 Marshall^[25]将 v^2 - f 模型用于环量控制数值模

拟, 发现在计算环量控制流场时比普通的湍流模型(如: Baldwin-Lomax, Spalart-Allmaras, $k-\varepsilon$ 以及 $k-\omega$)更精确. 求解过程中采用了 Coupled 方法, 时间项采用一阶隐式格式, 对流项采用一阶迎风格式离散, 扩散项采用二阶中心差分格式离散, 其他项均采用一阶迎风格式.

计算采用的翼型为 NCCR1510-7067N, 该翼型为 2004 年 NASA/ONR 环量控制会议提供的标准验证算例^[26], 美国 David-Taylor 海军水上研发中心(david taylor naval surface research and development center, DTNSRDC)提供了大量可靠的实验数据^[27]供数值模拟验证, 且有很多数值模拟结果可供参考^[28-30]. 该翼型为一双椭圆翼型, 厚度为 15%翼型弦长, 弯度为 1%. 在弦长 $x/c=96.7\%$ 的上翼面位置开有一宽度为 $h/c=0.3\%$ 的吹气孔(见图 1(a), 沿着壁面切向向下游吹气, 该孔口位置即为合成射流激励器的位置.

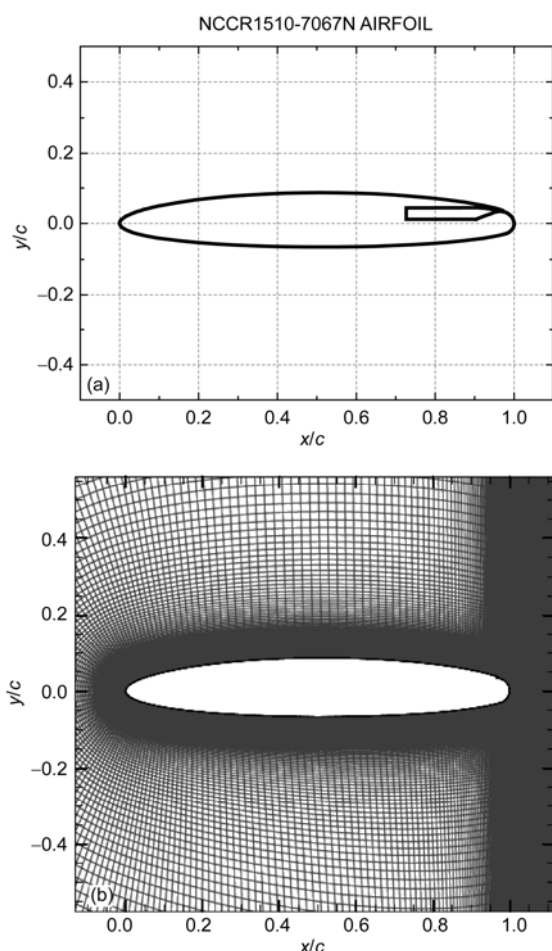


图1 NCCR1510-7067N 翼型及计算网格拓扑结构
(a) NCCR 1510-7607N 翼型; (b) 网格分布

计算中采用的翼型弦长为 1 m, 自由来流速度为 0.12 Ma, 基于翼型弦长的雷诺数为 2.8×10^6 . 计算域采用了如图 1(b) 示的 C 型网格拓扑结构, 具体的网格点布置参考文献[14]. 为精确求解边界层内以及需要关注的尾缘附近的流动结构, 计算网格在翼型表面以及尾缘关键区域进行了加密, 网格节点总数为 2.1×10^5 左右. 本文中为降低计算复杂性和计算用时, 合成射流激励器通过在孔口位置设置用户地定义函数 UDF(user defined function)来流速度入口条件, 可以表示为关于时间的正弦函数^[31, 32], 具体为:

$$\begin{cases} U(t) = U_0 \sin(2\pi ft), \\ V = 0, \end{cases}$$

其中 $U_0=52.7$ m/s, 激励器的频率采用未施加控制的翼型 0° 攻角下尾涡脱落频率 158 Hz. 为了与传统吹气式环量控制比较增升效果, 这里基于吹气半周期内质量流量在整个周期内的平均, 定义成射流的当量吹气系数:

$$\bar{C}_\mu = \frac{2h}{c} \left(\frac{\bar{U}}{U_\infty} \right)^2 = 0.001,$$

其中平均速度定义为^[15]

$$\bar{U} = \frac{1}{T} \int_0^{T/2} U(t) dt.$$

计算中保证在研究关注的周期内时间步大于 100 步, 以研究非定常情况下翼型尾缘流动结构, 以及合成射流与边界层的作用机理.

对于数值方法的准确性, 我们在之前的研究中已经使用 RSM 模型对翼型传统吹气式环量控制下的气动力以及流动结构等进行了验证, 得到的翼型升力系数时均值随着吹气系数变化的趋势和实验结果完全相同, 并且其数值在已有的实验、计算结果的分散带范围内, 具体见参考文献[14]. 目前采用的 v^2-f 模型也吻合较好(见图 2), 因此本文采用的数值方法完全满足翼型环量控制数值模拟的精度要求.

2 计算结果及讨论

2.1 时均特性

为了说明合成射流激励器对翼型气动力影响的效果, 图 2 给出了翼型在 0° 攻角下施加吹气式环量控制和施加合成射流控制时的升力系数随吹气动量系数的变化曲线. 如表 1 中的例子, 在动量吹气系数为

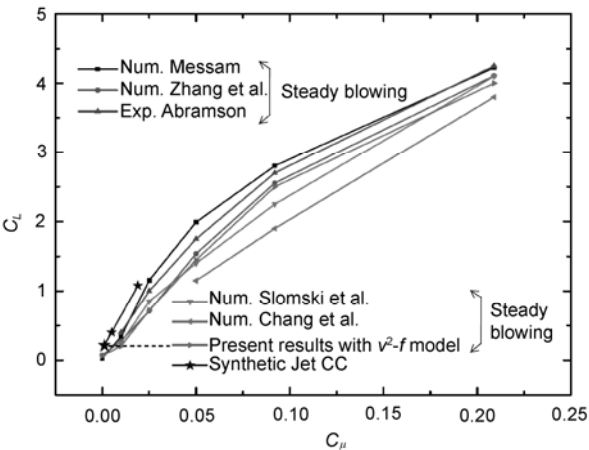


图 2 合成射流增升效果与吹气式对比

表 1 0°迎角下合成射流与定成吹气增升效果比较

	C_μ	C_L	ΔC_L	$\Delta C_L/C_\mu$
Baseline	0	0.064		
Steady jet CC	0.01	0.185	0.121	12.1
SJCC	0.001	0.205	0.141	141

0.001 的合成射流控制下翼型的升力系数从 0.064 增大到 0.205。但是合成射流激励的引入导致翼型升力的脉动幅值增大,这一点与 Liu 等人^[6]的脉冲吹气环量控制中得到的结果相同。从图 2 中对比可以看出产生相同的升力增量,吹气式环量控制需要的吹气系数为 0.0104。根据增升效率的定义($\Delta C_L/C_\mu$),本文采用的合成射流环量控制技术的增升效率为 141,要远高于连续吹气得到相同升力增量的增升效率 12.1。因此,合成射流激励环量控制效率要优于传统吹气式环量控制。Liu 等人^[6]和 Jones 等人^[8]采用脉冲吹气实现环量控制的研究也表明,与定常吹气相比,脉冲吹气在更小的质量流量下实现相当的增升效果,结果也显示升力的脉动幅值会增大。

通过对瞬时流场的叠加平均,图 3 和 4 给出了未施加控制/施加 2 种控制方式下时间平均得到的翼型尾缘附近的绕流结构以及翼型表面压力分布的对比。从图 3 可以看出,2 种控制方式都可以使射流在 Conada 效应的作用下切向尾缘流动,使得分离点向下游移动,上翼面流线向下偏转,使得整个翼型环量增加,而且翼型后缘的驻涡区域明显小于未施加控制情形。翼型后缘分离点的下移,导致翼型上下表面的压力差增大,整体积分得到的升力系数大幅提升(见图 4)。这里得到的翼型尾缘绕流结构以及表面压

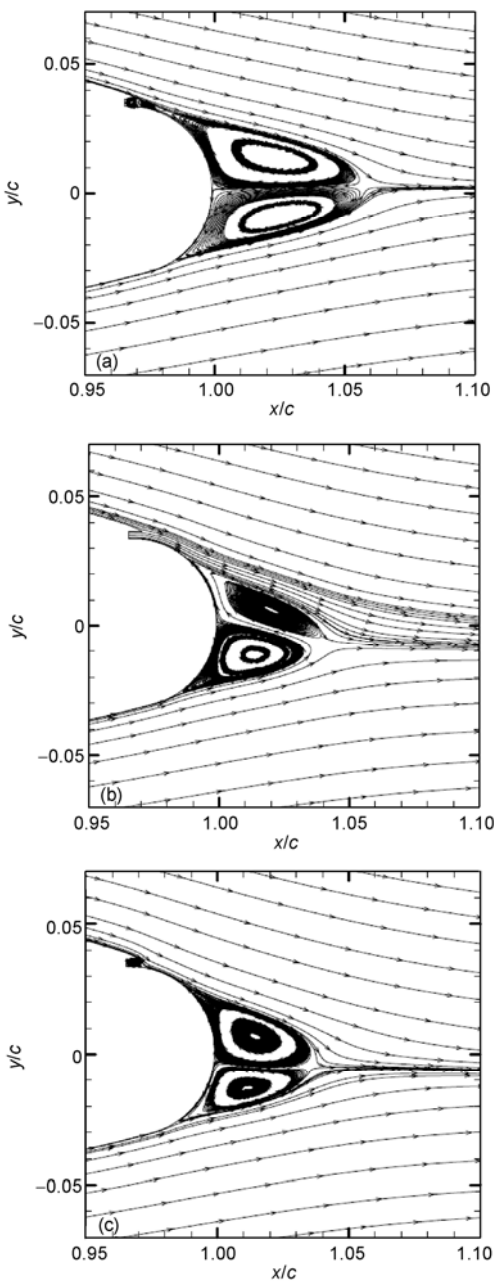


图 3 翼型有/无控制尾缘流场图

(a) 未施加控制; (b) 传统吹气式环量控制; (c) 合成射流激励器控制

力变化与文献[8,33,34]的实验结果以及 Liu 等人^[6]的计算结果一致,表明合成射流激励器可以诱导壁面流体,实现传统吹气式环量控制效果。两种控制方式下,翼型尾缘分离点向下游移动距离基本相同,但施加合成射流激励时翼型尾缘附近表面压力分布要略大于传统吹气式控制,从而使得合成射流激励的效

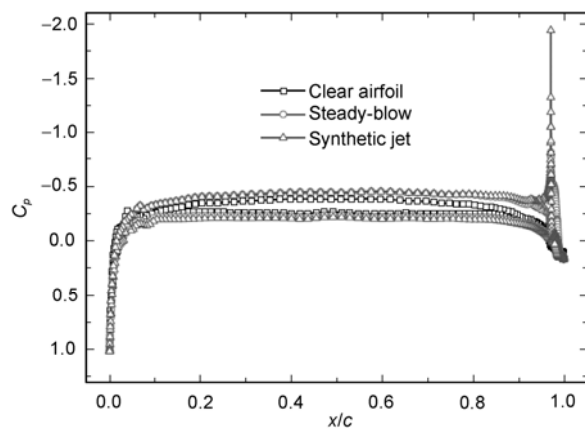


图4 翼型有/无控制表面压力分布对比

果要略优于传统吹气式控制.

2.2 瞬时流场特征

为了深入说明合成射流的增升机理, 图5给出了2个周期内翼型升力系数和合成射流孔口速度的变化

序列, 其中合成射流开始吹气定义为时间零点. 从图5中可以看出, 翼型升力变化滞后合成射流激励 $4\pi/5$ 个相位, 这是由于边界层分离点需要时间来感受到合成射流激励器的影响. 图6和7分别给出了未施加

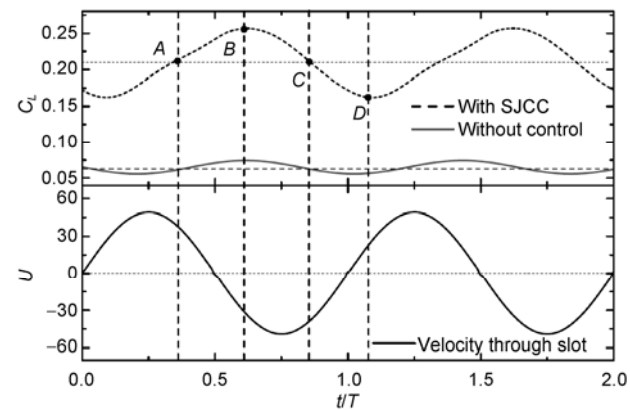


图5 合成射流孔口速度对应升力变化曲线

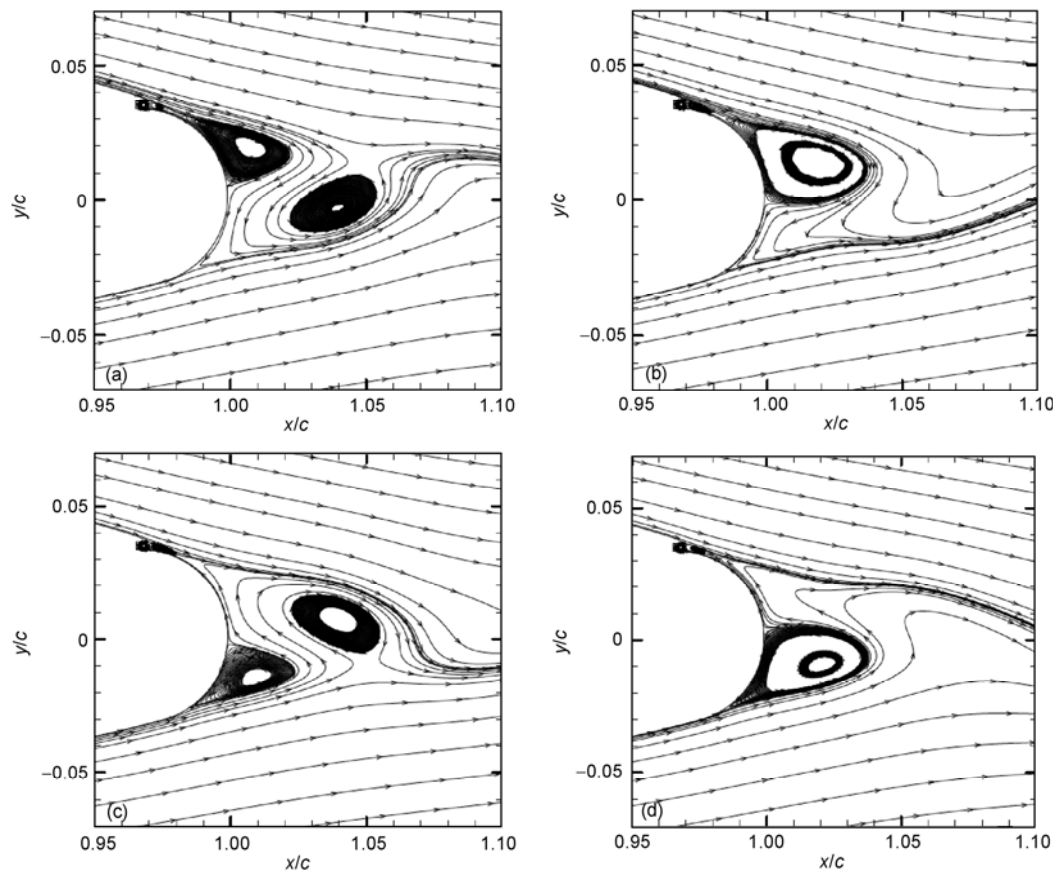


图6 未施加控制翼型尾缘附近流线图

(a) 0; (b) $\pi/2$; (c) π ; (d) $3\pi/2$

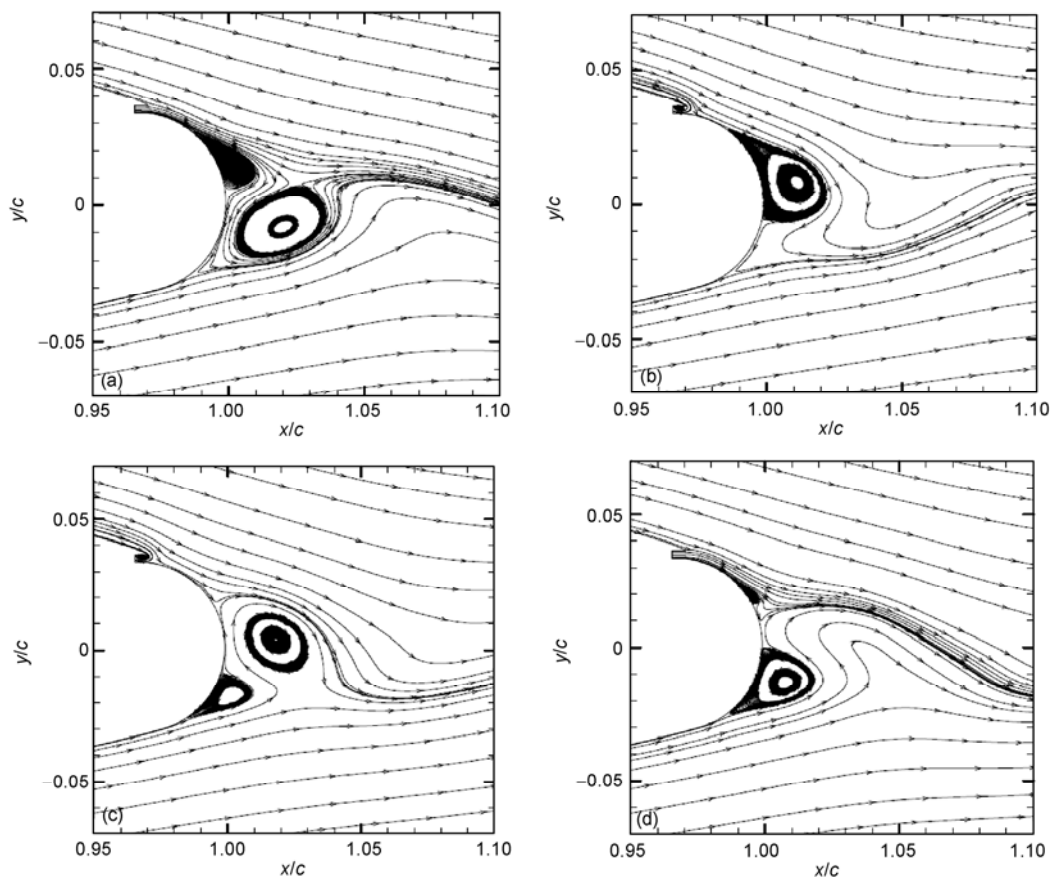


图 7 施加合成射流控制尾缘附近流线图

(a) 0; (b) $\pi/2$; (c) π ; (d) $3\pi/2$

控制以及施加合成射流控制后的翼型在一个升力变化周期内绕流结构的变化, 根据升力变化选取平均升力点、升力波峰值点和波谷值点, 对应图 5 中 A、B、C 和 D 四个时刻(分别为升力变化的 0, $\pi/2$, π , $3\pi/2$ 四个相位), 画出了翼型尾缘附近的瞬时流线图。

图 6 中, 未施加控制时, 翼型尾缘仅有一对卡门涡街脱落, 靠近上翼面尾缘分离点位于孔口, 翼型升力系数由于漩涡脱落而发生周期性脉动。图 7 中, 在一个升力变化周期内, 在合成射流控制下, 翼型尾缘的范围明显缩小, 上翼面分离点位置基本被推迟到孔口下游, 翼型环量增大, 从而导致了平均升力的增大, 但是在整个过程中依然伴随着卡门涡街的脱落。

在升力系数增大的半周期(图 7(d)→(a)→(b)), 开始阶段合成射流吹气速度的增大, 尾缘处靠近上翼面的漩涡开始产生并逐渐发展, 同时靠近下翼面的漩涡达到最大开始脱落(图 7(d)), 激励器吹气诱导孔口上游的流体速度增大, 增加了边界层的能量, 使得

流体得以克服逆压梯度继续向下游运动, 推动了分离点的后移, 并且导致孔口上游上翼面静压减小, 尾缘附近上下翼面压力差增大, 升力增加; 随着激励器吹气速度减小到零, 并开始吸气且速度不断增大时, 将孔口附近边界层中低速流体吸入孔口中, 使孔口上游边界层变薄, 流体速度增加, 边界层外高速流体在 Coanda 效应作用下附着到尾缘(见图 7(b)), 此时靠近下翼面的漩涡完成脱落, 靠近上翼面的漩涡即将达到最大并且最靠近尾缘, 产生较大的吸力, 使得翼型的升力增加。在升力减小半周期中(图 7(b)→(c)→(d)), 升力系数过最大值后, 靠近上翼面的漩涡发展到最大并开始脱落, 此过程中合成射流吸气速度达到最大值然后不断减小, 虽然吸气使得孔口上游流体被吸入孔中, 但是对其下游影响较小, 且随着靠近下翼面漩涡的不断发展, 在下翼面尾缘附近产生低压区, 导致翼型升力减小。这里得到翼型升力系数变化与尾缘脱落的对应关系与 Prasanth 等人^[35]研究得

到的圆柱升力脉动与其尾涡脱落的对应关系完全一致。同时可以发现无论吹气还是吸气都可以增加边界层的能量, 推迟分离, 从而使得合成射流控制下翼型的升力在整个周期内都要大于未施加控制的情形。

3 结论

本文提出使用合成射流代替传统的吹气式方法实现环量控制, 通过对 NCCR1510-7076N 翼型在未施加控制及施加 2 种控制方式下, 得到的翼型升力特性、流场结构的分析, 研究使用合成射流激励器代替

传统吹气式控制实现环量控制, 并比较了控制效果。结果表明: 在合成射流激励器周期性吹/吸气作用下, 孔口附近边界层中流体与射流发生动量交换, 实现其对边界层的控制; 流场分析表明, 在合成射流控制下, 翼型尾涡的范围明显缩小, 上翼面分离点位置基本被推迟到孔口下游, 翼型环量增大, 从而导致了平均升力的增大, 但是在整个过程中依然伴随着卡门涡街的脱落。同时, 在本文研究吹气系数下, 合成射流的增升效率 $\Delta C_L/\Delta C_{\mu}=114$, 较传统吹气式环量控制的增升效率约高一个量级。

参考文献

- Coanda H. Device for Deflecting a Stream of Elastic Fluid Projected into an Elastic Fluid. US Patent No. 2052869, 1936
- Englar R J, Williams R M. Test techniques for high lift, two-dimensional airfoils with boundary layer and circulation control for application to rotary wing aircraft. *Can Aeronaut Space J*, 1973, 19(3): 93–108
- Englar R J. Overview of circulation control pneumatic aerodynamics: Blown force and moment augmentation and modification as applied primarily to fixed-wing aircraft. In: *Proceedings of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop, Part 1*, NASA/Office of Naval Research, 2004. 37–99
- Englar R J, Marilyn J S, Sean M K, et al. Development of circulation control technology for application to advanced subsonic transport aircraft, Part I: Airfoil development. *J Aircraft*, 1994, 31(5): 1160–1177
- Englar R J, Niebur J S, Gregory S D. Pneumatic lift and control surface technology for high speed civil transports. *J Aircraft*, 1999, 36(2): 332–339
- Liu Y. Numerical Simulation of the Aerodynamic Characteristics of Circulation Control Wing Sections. Dissertation of Doctoral Degree. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2003
- Jones G S, Englar R J. Advances in Pneumatic Controlled High Lift Systems through Pulsed Blowing. *AIAA Paper 2003-3411*, 2003
- Jones A, Edstrand A, Chandran M, et al. An Experimental Investigation of Unsteady and Steady Circulation Control for an Elliptical Airfoil. *AIAA Paper 2010-346*, 2010
- Rich P, McKinley B, Jones G S. Circulation control in NASA's vehicle systems program. In: *Proceedings of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop, Part 1*, NASA/Office of Naval Research, 2004. 1–36
- John L L. Why have only two circulation-controlled STOL aircraft been built and flown in years 1974–2004. In: *Proceedings of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop, Part 1*, NASA/Office of Naval Research, 2004. 603–622
- Zha G C, Paxton C. A novel flow control method for airfoil performance enhancement using co-flow jet. In: Joslin R D, Jones G S, eds. *Applications of Circulation Control Technologies. Progress in Aeronautics and Astronautics. AIAA Book Series*, AIAA, 2006, 214: 293–314
- Corke T C, Post M L, Orlov D M. SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications. *Prog Aerosp Sci*, 2007, 43(7–8): 193–217
- Greenblatt D, Kastantin Y, Nayeri C N, et al. Delta wing flow control using dielectric barrier discharge actuators. *AIAA J*, 2008, 46(6): 1554–1560
- Zhang P F, Yan B, Liu A B, et al. Numerical simulation on plasma circulation control airfoil. *AIAA J*, 2010, 48(10): 2213–2226
- 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
- Wiltse J, Glezer A. Manipulation of free shear flow using electric actuators. *J Fluid Mech*, 1993, 249(4): 261–285
- Zhang P F, Wang J J. Novel signal wave pattern for efficient synthetic jet generation. *AIAA J*, 2007, 45(5): 1058–1065
- Hong G. Effectiveness of micro synthetic jet actuator enhanced by flow instability on controlling laminar separation caused by adverse pressure gradient. *Sensor Actuat A-Phys*, 2006, 132(2): 607–615
- Shan R Q, Wang J J. Experimental studies of parameter influence on synthetic jet. *Sensor Actuat A-Phys*, 2010, 157(1): 107–112

- 20 Wang J J, Shan R Q, Zhang C, et al. Experimental investigation on the novel synthetic jet. *Eur J Mech B-Fluid*, 2010, 29: 342–350
- 21 Feng L H, Wang J J, Pan C. Effect of novel synthetic jet on wake vortex shedding modes of a circular cylinder. *J Fluid Struct*, 2010, 26: 900–917
- 22 Feng L H, Wang J J. Circular cylinder wake vortex synchronization control with synthetic jet positioned at back stagnation point. *J Fluid Mech*, 2010, 662: 232–259
- 23 Feng L H, Wang J J, Pan C. Proper orthogonal decomposition analysis of vortex dynamics of a circular cylinder under synthetic jet control. *Phys Fluids*, 2011, 23(1): 014106-1-13
- 24 Durbin P A. Separated flow computations with the $k-\varepsilon-v^2$ model. *AIAA J*, 1996, 33(4): 659–664
- 25 Storm T M, Marshall D D. Assessing the v^2-f Turbulence Models for Circulation Control Applications. *AIAA Paper 2010-1054*, 2010
- 26 Jones G S, Joslin R D. 2004 NASA/Office of Naval Research Circulation Control Workshop. *NASA Rept. CP-2005-213509*, 2005
- 27 Abramson J. Two-dimensional subsonic wind tunnel evaluation of two related cambered 15-percent-thick circulation control airfoils. *DTNSRDC, TR*, 1977
- 28 Chang P A, Slomski J F, Marino T, et al. Full reynolds stress modeling of circulation control airfoils. In: *Proceedings of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop*, NASA, Hampton, VA, 2005. 37–75
- 29 Slomski J F, Gorski J J, Miller R W, et al. Numerical Simulation of Circulation Control Airfoils as Affected by Turbulence Models. *AIAA Paper 2002-0851*, 2002
- 30 Messam N A. Prediction of Circulation Control Performance Characteristics for Super STOL and STOL Applications. *Dissertation of Doctoral Degree*. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2006
- 31 Ozawa T, Lesbros S, Hong G. LES of synthetic jets in boundary layer with laminar separation caused by adverse pressure gradient. *Comput Fluids*, 2010, 39(5): 845–858
- 32 You D, Wang M, Moin P. Large-eddy simulation of flow over a wall-mounted hump with separation control. *AIAA J*, 2006, 44(11): 2571–2577
- 33 Jones G S, Yao C, Allan B G. Experimental Investigation of a 2D Supercritical Circulation-control Airfoil using Particle Image Velocimetry. *AIAA Paper 2006-3009*, 2006
- 34 Wetzel D, Griffin J, Liu F, et al. An Experimental Study of Circulation Control on an Elliptic Airfoil. *AIAA Paper 2009-4280*, 2009
- 35 Prasanth T K, Mittal S. Vortex-induced vibrations of a circular cylinder at low reynolds numbers. *J Fluid Mech*, 2008, 594: 463–491