



CSTAM 2012-B03-0149
等离子体环量控制翼型增升的实验研究

冯立好*, 王晋军*, Choi Kwing-So⁺

*北京航空航天大学流体力学研究所

⁺诺丁汉大学工程学院

第七届全国流体力学学术会议
2012年11月12—14日 广西·桂林

等离子体环量控制翼型增升的实验研究¹⁾

冯立好^{* 2)}, 王晋军^{*}, Choi Kwing-So⁺

^{*} (北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100191)

⁺ (诺丁汉大学工程学院, 英国诺丁汉 NG7 2RD)

摘要 利用等离子体激励器发展了新型的环量增升技术, 并对二维 NACA0012 翼型绕流实施控制。由于 NACA0012 翼型为尖后缘构型, 环量增升装置由两个非对称性介质阻挡放电等离子体激励器构成。一个等离子体激励器贴附于翼型吸力面靠近后缘处, 其诱导的壁面射流沿来流方向指向下游; 另一个等离子体激励器贴附于翼型压力面靠近后缘处, 其诱导的壁面射流与来流方向相反指向上游。在风洞中通过时间解析二维 PIV 系统对翼型绕流流场进行了测量, 基于翼型弦长的雷诺数 $Re=20000$ 。结果表明在等离子体激励的控制下, 翼型吸力面的流场得到加速, 压力面的流场得到减速, 因此使得翼型吸力面的吸力以及压力面的压力都得到增加, 进而增加了翼型的环量。风洞天平测力实验进一步验证了该环量增升技术的有效性。在整个攻角范围内, 施加控制的翼型的升力系数相比没有控制的工况有明显的提高。

关键词 等离子体环量控制, 翼型, 风洞实验, PIV 流场测量, 气动特性

引言

环量控制 (Circulation Control) 是利用 Coanda 效应进行流动控制的一种方式^[1]。它通常应用在具有曲面后缘的翼型上, 如图 1 所示。在圆弧型后缘上表面开一条狭缝, 作为射流出口, 通过切向射流在曲面外形上的 Coanda 效应推迟边界层的分离, 从而改变翼型后缘的驻点位置。环量控制可以极大的提高翼型的升力, 单位射流动量系数的增升效率可达 $\Delta C_L/C_\mu=80$ 。

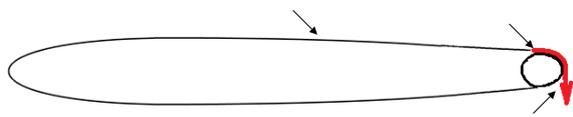


图 1 传统环量控制示意图

若干研究者均对环量控制翼型进行了相关研究^[2-11], 但是大部分都是数值模拟结果, 很少有实验工作。John指出, 在1974到2004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^[12]。这主要归因于实施环量控制技术的两个难题: 首先, 环量控制需要复杂的气源系统, 在实际应用中涉及到从飞机发动机引气而影响到发动机效率的问题; 其次, 环量控制系

统需要机翼后缘具有Coanda效应的圆弧表面, 对飞机制造工艺提出了更高的要求, 同时也增加了成本。

因此, 有必要探索具有实际应用潜能的环境量控制新方案。基于介质阻挡放电型等离子体激励器可以诱导产生壁面射流的特性^[13], Zhang等^[14]提出利用等离子体激励器作为环量控制的射流来源, 将其贴附于圆弧后缘的上表面。数值模拟研究表明, 该种等离子体环量控制技术的增升效率高达 $\Delta C_L/C_\mu=135$ 。在此基础上, 张攀峰等^[15]进一步提出利用合成射流进行环量控制的方案, 数值模拟研究表明其增升效率达到 $\Delta C_L/C_\mu=114$ 。

Zhang等^[14]和张攀峰等^[15]提出的新型环量控制方法依然需要翼型后缘具有 Coanda 圆弧面, 限制了其应用范围。因此, 本文进一步提出了一种新型的基于等离子体激励器的环量控制方法, 使其能够适应于具有尖后缘的普通翼型或者机翼。

1 试验方法

实验在诺丁汉大学的低速直流风洞中进行, 风洞实验段尺度 $1.5\text{m}\times 0.3\text{m}\times 0.3\text{m}$, 自由来流速度在 0 到 5.5m/s 之间, 实验段湍流度小于

1) 部委级资助项目

2) Email: lhfeng@buaa.edu.cn

0.5%。实验模型采用 NACA0012 翼型，弦长 $c=100\text{mm}$ ，展长 $b=250\text{mm}$ ，形状比因子 $b/c=2.5$ 。翼型采用泡沫塑料制成，表面包有一层光滑的薄膜。模型两侧使用流向和垂向尺度分别为 $300\text{mm}\times 200\text{mm}$ 的端板以提高流场二维性。坐标原点定义为翼型的后缘位置， x 轴和 y 轴分别指向流向和垂向。

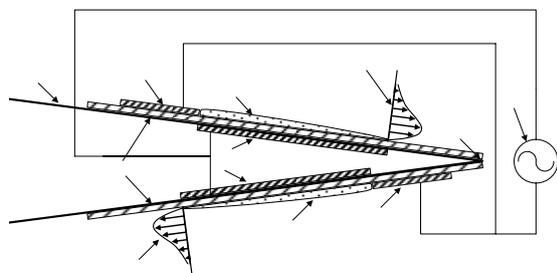


图 2 基于等离子体激励器的环量控制示意图

本文所提出的环量控制方案由两个非对称型的介质阻挡放电等离子体激励器构成，如图 2 所示。每个等离子体激励器包含一个宽度为 2.5mm 的裸露电极，一个宽度为 6mm 的覆盖电极，以及中间的绝缘介质，裸露电极和覆盖电极之间施加高压高频的正弦交流电源。其中一个等离子体激励器贴附于翼型吸力面靠近后缘处，其中覆盖电极靠近翼型后缘，相距 5.5mm ，裸露电极在覆盖电极上游，两电极的靠近端边缘重合，绝缘介质从翼型后缘延伸到裸露电极上游 1mm 。另外一个等离子体激励器贴附于翼型压力面靠近后缘的位置，裸露电极的一端距离后缘 1mm ，覆盖电极在裸露电极上游，两电极的边缘重合，绝缘介质从翼型后缘延伸到覆盖电极上游 3mm 。电极材料为铜箔，其厚度是 $17\mu\text{m}$ ；绝缘介质采用迈拉薄膜，其厚度为 $250\mu\text{m}$ ，因此等离子体激励器对翼型绕流边界层影响较小。高频高压的正弦交流电源开启时，覆盖电极外侧的绝缘介质附近空气被电离，形成等离子体放电区域。在电场力驱动下，贴附于吸力面的等离子体激励器产生指向下游后缘方向的壁面射流，贴附于压力面的等离子体激励器产生指向上游方向的壁面射流。

实验过程中的自由来流速度 $U_\infty=3.1\text{ m/s}$ ，基于翼型弦长的雷诺数约为 $Re=20000$ 。等离子体激励器的驱动电压峰峰值为 8KV ，频率为 21KHz 。在静止环境中通过时间解析二维 PIV

系统测量激励器所诱导流场，对其诱导速度进行积分求得等离子体激励器控制对应的动量流量 M 。进一步通过 $C_\mu=2M/\rho U_\infty^2 c$ ，其中 ρ 是空气密度，求得等离子体环量控制的动量系数，本文中该值为 0.017 。

采用二维动态天平测量翼型上的气动力变化，天平通过一根 3mm 的细杆穿过翼型中轴距离前缘 $25\%c$ 的位置。天平的精度要好于 $\pm 0.01\text{N}$ ，对应于 5% 量级的升力系数。翼型绕流流场采用时间解析二维 PIV 系统测量。采用了 Litron LDY302-PIV 型的 Nd:YLF 双曝光激光器作为光源，其功率为 100W 。示踪粒子是直径 $1\mu\text{m}$ 左右的油滴。粒子图像采用 Phantom V12.1 型高速相机进行测量。相机流向以及展向分辨率分别为 $1280\text{ 像素}\times 800\text{ 像素}$ 。所测得的翼型绕流流场视野范围为 $-0.3\leq x/c\leq 0.4$ ， $-0.2\leq y/c\leq 0.3$ 。采样频率为 2000Hz ，采样时间是 1s 。利用 Dantec Dynamic Studio v3.0 软件对原始图像序列进行处理，采用了相关运算方法。计算时的审问区窗口 $32\text{ 像素}\times 32\text{ 像素}$ ，在流向以及垂向的重叠率均为 50% 。

2 实验结果

2.1 流场特性

图 3 给出了不同攻角下的时均流场分布。攻角 $\alpha=0^\circ$ 时，对于未施加控制的工况，翼型绕流完全再附，时均流线沿翼型弦线对称（见图 3a）。施加等离子体控制后（见图 3b），压力面靠近后缘附近形成了一个分离泡，该分离泡是由于压力面附近等离子体激励器诱导的壁面射流与放电区域相反，两者相互作用所形成。由于等离子体激励器处于定常工作模式，其诱导产生的分离泡同样持续存在。该分离泡的形成起到了虚拟气动外形的作用，改变了翼型的构型，使得翼型下游的流线均明显的向 y 轴下侧偏转，亦即起到了增加翼型有效弯度的作用，与环量控制效果具有相似性^[5-11]。攻角增加到 $\alpha=4^\circ$ 和 $\alpha=8^\circ$ 时，未施加控制翼型后缘附近的绕流依然完全再附（见图 3c 和 3e），施加控制时压力面等离子体激励器附近同样会形成分离泡，该分离泡随着攻角的增加逐渐减小，等离子体激励进一步使得翼型后缘流线向

交流电源

翼型

后缘

壁面射流

等离子体放电区域

裸露电极

覆盖电极

绝缘介质

翼型

吸力面

压力面

壁面射流

放电区域

裸露电极

覆盖电极

绝缘介质

翼型

吸力面

压力面

壁面射流

放电区域

裸露电极

覆盖电极

绝缘介质

翼型

吸力面

压力面

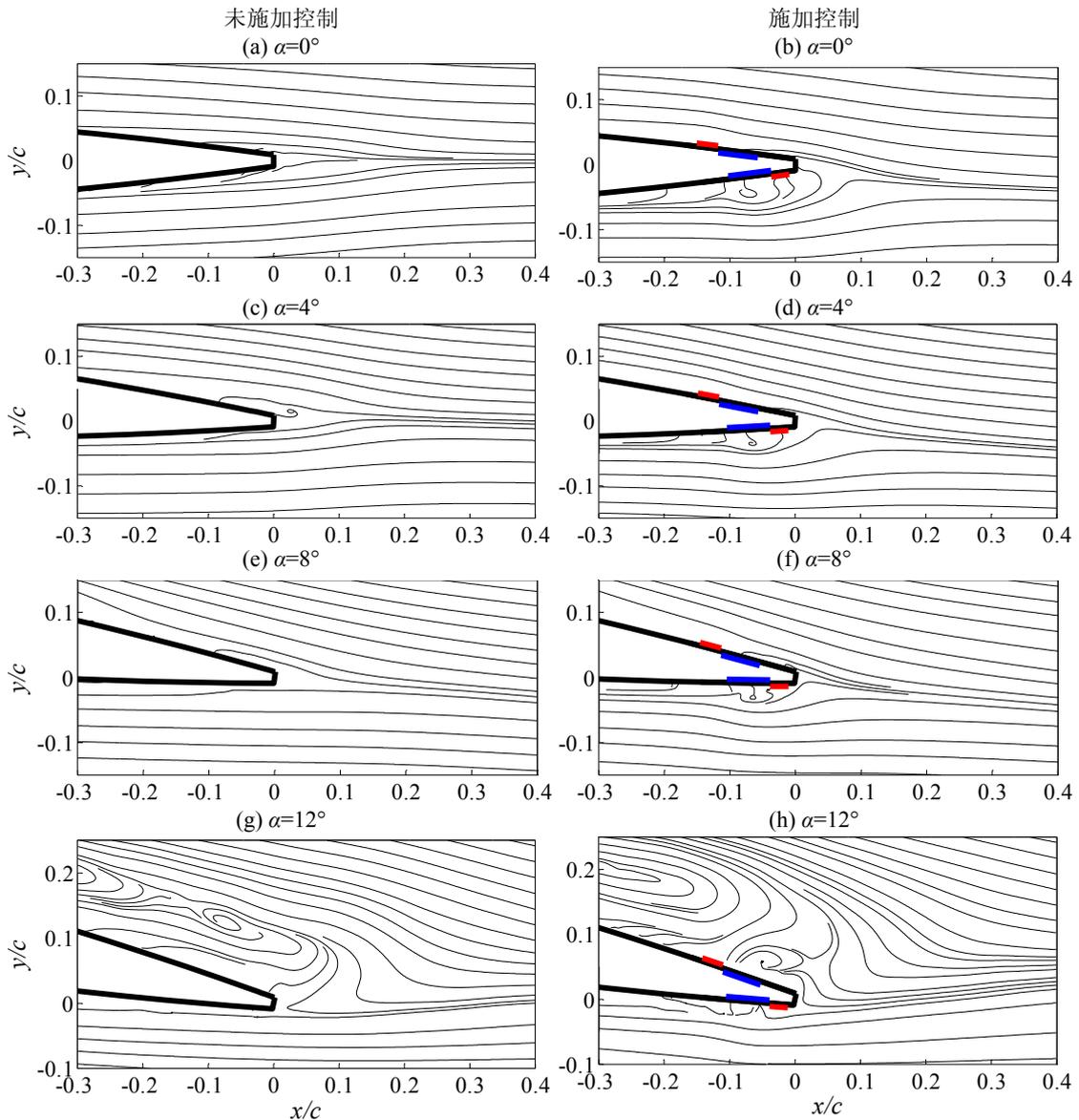


图3 时均流线分布

下侧偏转（见图 3d 和 3f）。翼型攻角 $\alpha=12^\circ$ 时，由于翼型完全失速，吸力面附近流场形成大的回流区，施加等离子体控制的效果并不显著（见图 3g 和 3h）。

图 4 比较了未施加控制及施加控制时不同流向位置速度剖面。翼型失速之前的攻角范围内，亦即 $\alpha=0^\circ$ 到 $\alpha=8^\circ$ 之间，由于吸力面等离子体激励器诱导射流与来流方向相同，压力面诱导射流与来流相反，施加等离子体环量控制增加了吸力面流速，减小了压力面流速，同时尾迹偏转较为明显（见图 4a 到 4c）。翼型失速之后的 $\alpha=12^\circ$ ，等离子体激励虽然减小了吸力面远离壁面的流场速度，但是却增加了壁面附近的流速，与此同时，压力面来流也得到减

速（见图 4d）。因此，从总体效果看，该种布置方式的等离子体环量控制使翼型吸力面加速而增加吸力，压力面减速而增加压力，进而增加了翼型绕流的环量，起到了传统环量增升技术相同的控制效果。

图 5 给出了瞬时展向涡量场的变化以说明等离子体环量控制方式对涡动力特性的影响。未施加控制时，翼型上下两侧分别形成负涡量和正涡量的剪切层，并且在后缘下游附近由于不稳定性影响相互卷吸、诱导，从而卷起较为规则的尾迹涡，周期性的向下游脱落（见图 5a, 5c 和 5e）。施加等离子体控制后（见图 5b, 5d 和 5f），由于翼型吸力面分离状况的改善以及压力面分离的加剧，吸力面负涡量剪切

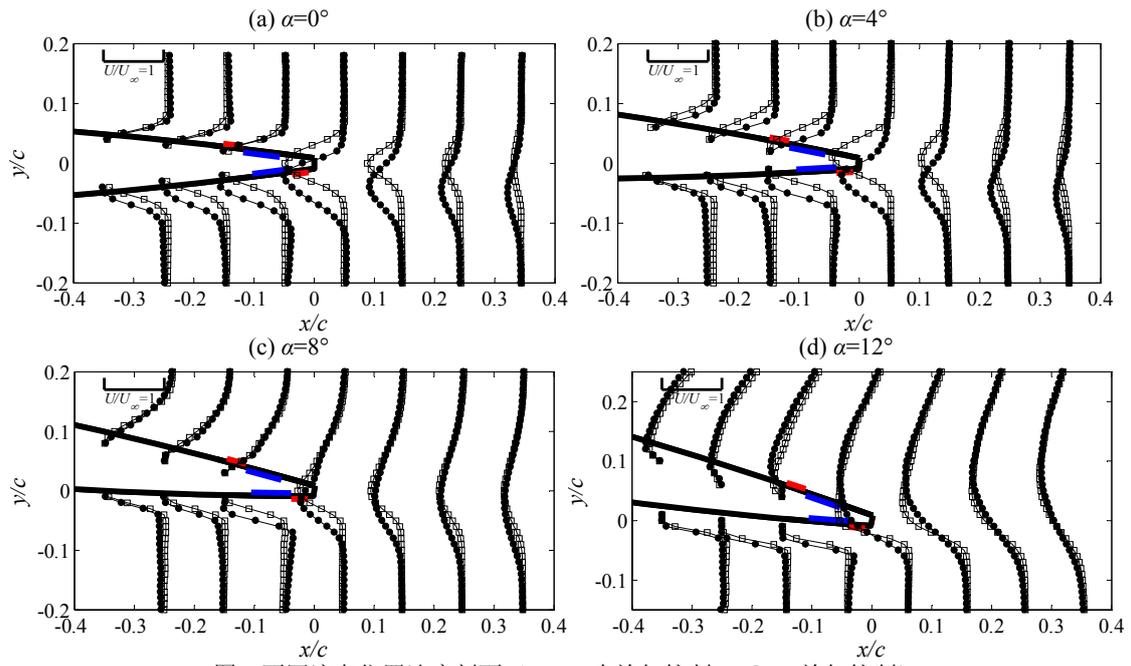
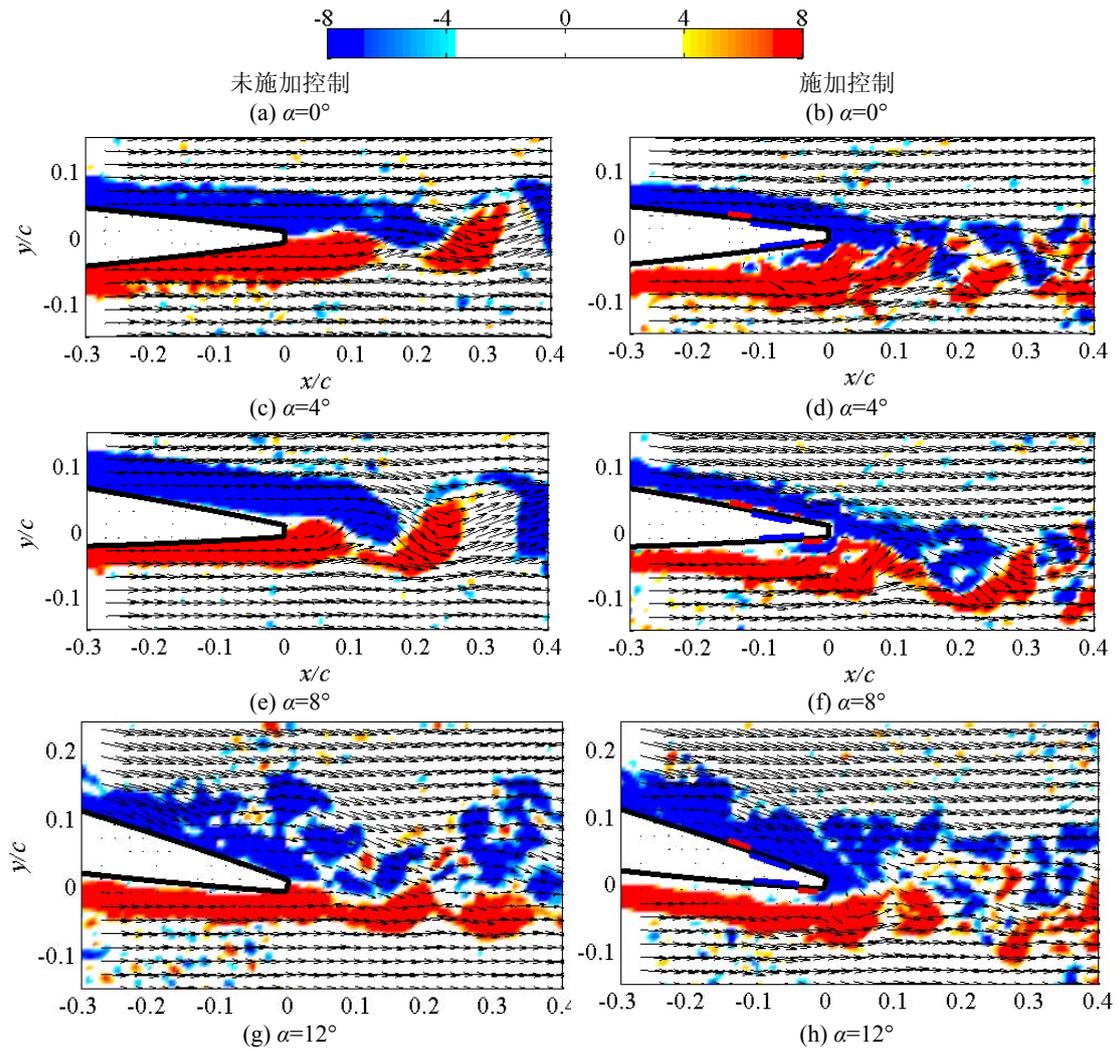


图4 不同流向位置速度剖面 (-□-, 未施加控制; -●-, 施加控制)



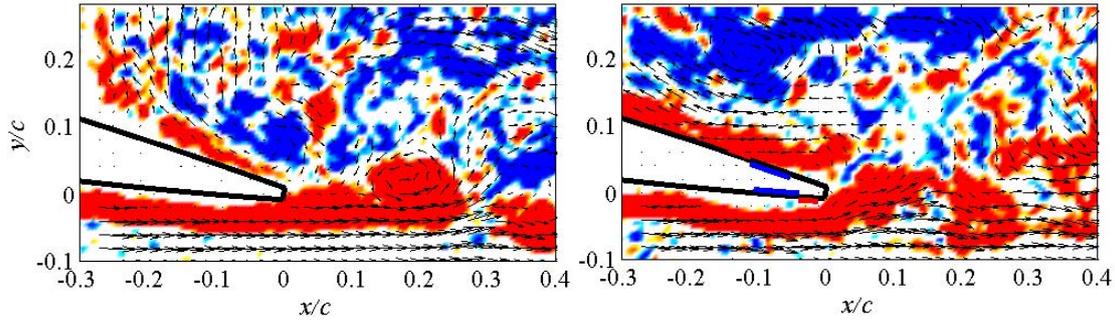


图 5 瞬时展向涡量场演化

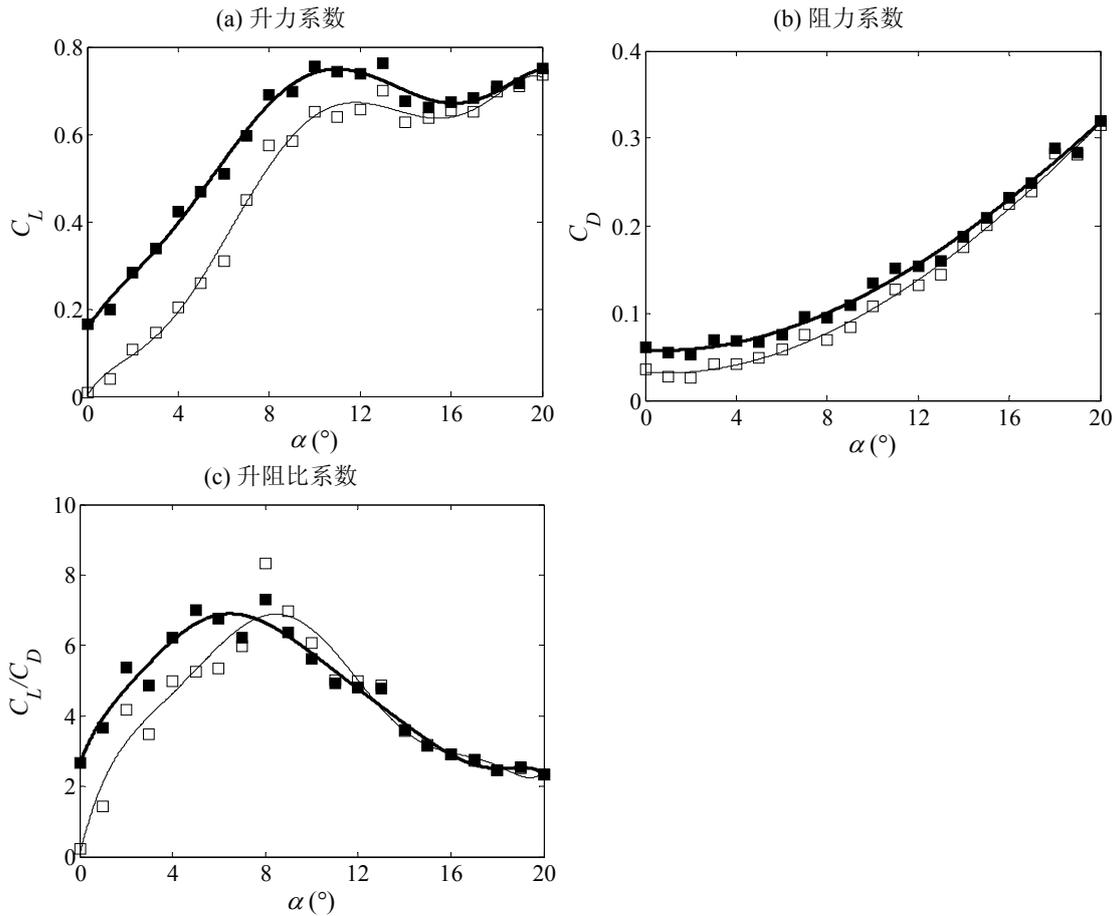


图 6 时均气动力变化 (-□-, 未施加控制; -■-, 施加控制)

层沿垂向变窄，而压力面正涡量剪切层变宽。特别是压力面激励器附近形成了局部的负涡量剪切层，增强了上下两侧尾迹涡之间的相互卷吸作用，同时由于等离子体激励动量的注入，尾迹的涡动力特性增强，因此施加控制后脱落的尾迹涡比未施加控制时变得更为离散。失速之后的 $\alpha=12^\circ$ （见图 5g），由于吸力面流场的完全分离，负涡量尾迹涡变得离散，压力面尾迹剪切层依然保持较好的拟序结构，并且在向下游发展过程中失稳发展成为正涡量尾迹涡，

但是施加等离子体控制对尾迹涡演化的影响很小（见图 5h）。

2.2 气动力特性

图 6 给出翼型时均气动力随攻角的变化。施加本文所提出的等离子体环量控制，整个升力系数比未施加控制时往上平移，与此同时也带来了整个阻力系数的增加（见图 6a 和 6b），该特性与传统环量控制的增升效果类似^[5,7]。零度攻角时的控制效率为 $\Delta C_L/C_{L0}=9$ ，该值小于一般环量控制的结果^[1]，主要归因为环

量控制采用优化的后缘构型所致。但是相同动量系数下，本文提出的等离子体环量技术要比 Traub 等^[16]在翼型后缘进行连续吹气的控制效率高。此外，升力和阻力的增加效果随着攻角逐渐减小，在翼型失速攻角 $\alpha=10^\circ$ 处，升力系数增加了 16%，阻力系数增加 25%。翼型攻角小于 $\alpha=8^\circ$ 以及 $\alpha=8^\circ$ 到 12° 的范围内，等离子体环量控制分别可以增加和减小升阻比系数， $\alpha=12^\circ$ 后，升阻比系数基本重合在一起（见图 6c）。

3 结 论

利用等离子体激励器可以诱导产生壁面射流的特性，本文提出了一种基于介质阻挡放电等离子体激励器的环量控制方式，可以用于尖后缘机翼的增升控制，克服了传统环量控制技术需要特定的 Coanda 曲面的局限性。通过风洞实验研究了该技术对 NACA0012 翼型绕流的控制。时间解析二维 PIV 测速表明等离子体环量控制使得翼型吸力面的流场得到加速，压力面的流场得到减速，因此翼型吸力面的吸力以及压力面的压力都得到增加，进而增加了翼型的环量。风洞天平测力实验进一步验证了该环量增升技术的有效性，施加控制的翼型升力系数和阻力系数曲线相比没有控制的工况都往上偏移，与传统环量控制技术的增升特性相同。

参考文献

- Englar R J. Circulation control pneumatic aerodynamics: blown force and moment augmentation and modification; past, present, and future. AIAA Paper 2000-2541
- 刘晶昌, 孙茂, 吴礼义. 环量控制翼型非定常绕流特性研究. 中国科学 E, 1996, 26(1): 91~96
- 刘晶昌, 徐建中, 郑敏. 环量控制翼型动态失速特性研究. 工程热物理学报, 1999, 20(1): 30~35
- 宋彦萍, 杨晓光, 李亚超, 陈浮. 环量控制翼型中柯恩达效应的数值模拟. 工程热物理学报, 2010, 31(9): 1475~1479
- Min BY, Lee W, Englar R, Sankar LN. Numerical investigation of circulation control airfoils. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1403~1410
- Swanson RC, Rumsey CL. Computation of circulation control airfoil flows. Computers & Fluids 38 (2009) 1925~1942
- Dyger RK, Dang TQ. Experimental investigation of an embedded crossflow fan for airfoil propulsion/circulation control. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1): 196~203
- Nishino T, Hahn S, Shariff K. Large-eddy simulations of a turbulent Coanda jet on a circulation control airfoil. Physics of Fluids, 2010, 22(12): 125105
- Nishino T, Shariff K. Numerical study of wind-tunnel sidewall effects on circulation control airfoil flows. AIAA Journal, 2010, 48(9): 2123~2132
- Rumsey CL, Nishino T. Numerical study comparing RANS and LES approaches on a circulation control airfoil. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2011, 32: 847~864
- Vorreiter A, Fischer S, Saathoff H, Radespiel R, Seume J R. Numerical investigations of the efficiency of circulation control in a compressor stator. Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 021012
- 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
- Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 605~636
- Zhang PF, Yan B, Liu AB, Wang JJ. Numerical simulation on plasma circulation control airfoil. AIAA Journal, 2010, 48(10): 2213~2226
- 张攀峰, 燕波, 戴晨峰. 合成射流环量控制翼型增升技术. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(9): 1046~1053
- Traub LW, Miller A, Rediniotis O. Comparisons of a Gurney and jet-flap for hinge-less control. Journal of Aircraft, 2004, 41(2): 420~423

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON LIFT INCREMENT OF A PLASMA CIRCULATION CONTROL AIRFOIL

FENG Lihao¹ WANG Jinjun¹ Choi Kwing-So²

(1 Fluid Mechanics Key Laboratory of Education Ministry, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2 Faculty of Engineering, University of Nottingham, University Park, Nottingham, NG7 2RD, United Kingdom)

Abstract Based on the flow characteristics of the dielectric-barrier-discharge (DBD) plasma actuator, novel circulation control technique has been proposed, which is used to control flow around a NACA0012 airfoil. Since the trailing edge of the NACA0012 airfoil is not a circular surface, the circulation control technique is constructed from two DBD plasma actuators. One is attached to the suction surface near the trailing edge, with its induced wall jet the same direction with the free stream. The other is attached to the pressure surface near the trailing edge, with its induced wall jet the opposite direction with the free stream. Time-resolved PIV is employed to measure the velocity field in the near-wake region, with the Reynolds number based on the chord length $Re=20000$. With the plasma circulation control, the flow over the suction surface is accelerated, while the velocity over the pressure surface is reduced. Thus both the suction and pressure over the airfoil are enhanced, increasing the circulation over the airfoil. The dynamic force balance measurements further validate the efficiency of the lift improvement by the present plasma circulation control. The plasma control increases the lift coefficients over the entire angles of attack.

Key words plasma circulation control, airfoil, wind tunnel experiment, PIV measurements, force aerodynamics