

文章编号:1674-8190(2014)03-358-06

AC 和 NS 等离子体激励对细长前体 分离涡流场的控制

龙玥霄,李华星,孟宣市
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 为了在更高的风速下实现圆锥前体分离涡的控制,了解 AC-DBD 和 NS-DBD 激励器的激励特性,应用交流(AC)放电和纳秒脉冲(NS)放电等离子体激励对 20°顶角的圆锥-圆柱组合体圆锥段前体非对称流场进行主动流动控制实验。实验在低速开口风洞中进行,迎角 45°,风速 5~22 m/s,流动控制方式为等离子激励器关闭、左舷或右舷等离子体激励器开启三种模式。结果表明:风速 5 m/s 时,通过 AC-DBD 的左、右舷激励可控制圆锥前体的非对称流场实现镜像对称,NS-DBD 则无明显作用效果;随着风速的提高,AC-DBD 对非对称载荷的控制作用逐渐减小,与此同时 NS-DBD 的控制作用逐渐增加;风速 22 m/s 时,NS-DBD 可实现圆锥前体非对称流场的镜像对称控制,而 AC-DBD 则无明显作用效果;相对于 AC-DBD 等离子体激励,NS-DBD 对于更高速率下的分离涡流场控制是有效的。

关键词: 等离子体控制;细长前体;纳秒脉冲激励器;交流高压激励器;大迎角;主动流动控制

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Flow Control over a Slender Forebody Using AC and NS-DBD Plasma Actuators

Long Yuexiao, Li Huaxing, Meng Xuanshi

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to control the vortex flow over conical forebody under higher wind, and to understand the characteristic of the AC-DBD and NS-DBD, alternative current(AC) and nanosecond pulse(NS) plasma dielectric barrier discharge(DBD) is applied to the active control of the asymmetrical vortices over the cone of the cone-cylinder. The experiment is performed in a low speed wind tunnel. The angle of attack is 45° and the wind speed ranges from 5 m/s to 22 m/s. Flow control modes of the actuator are plasma off, port on and starboard on. The result shows that the asymmetrical field can be mirror symmetry control by port on and starboard on of AC-DBD at 5 m/s, but the NS-DBD is not effective. As the wind speed increased, the function of the AC-DBD on asymmetric vortices is gradually disappears, meanwhile the function of NS-DBD is increasing. When the wind speed reaches 22 m/s, NS-DBD can get the asymmetrical field mirror symmetry, but the AC-DBD is not effective. This implies that the NS-DBD is more effective to control the separated vortices field at the higher wind speed relative to the AC-DBD.

Key words: plasma control; slender forebody; NS-DBD plasma actuator; AC-DBD plasma actuator; high angle of attack; active flow control

收稿日期:2014-01-06; 修回日期:2014-02-25

基金项目:国家自然科学基金(11172243, 51107101)

西北工业大学基础研究基金(JC201218)

西北工业大学翱翔之星计划

通信作者:龙玥霄, yx.long428@hotmail.com

0 引言

在大迎角下,旋成体的背风面原来对称的旋涡会变得非对称,从而产生大小和方向均无法预估的侧向力及力矩,这对飞行器的操纵性和稳定性有很

大影响^[1-2]。因而,实现大迎角下细长体侧向力及力矩的比例控制,对飞行器气动设计具有重要的意义。

近年来,研究者应用各种新型流动控制技术对大迎角细长体分离涡流动进行了控制研究。E. Hanff等^[3]通过吹气控制实现了细长尖拱体不同迎角下侧向力的比例控制。顾蕴松等^[4]通过在尖拱旋成体头部加装摆动的小扰动片实现了尖拱前体侧向力的比例控制。Liu F等^[5]、孟宣市等^[6-7]通过分布在细长圆锥前体尖端处一对AC-DBD激励器,配合占空循环技术,实现了对细长圆锥前体侧向力及力矩的比例控制。

基于连续放电的交流介质阻挡放电(AC-DBD)等离子体激励的流动控制,其主要机理是由高电压对激励器表面空气进行电离产生等离子体,通过对中性分子的撞击产生近壁面诱导气流,进而对主流产生影响。对于连续的AC-DBD等离子体激励,采用一组等离子体气动激励电极,最大的诱导气流速度只有6 m/s,而采用多组电极,最大的诱导气流速度只有8 m/s,在现有的诱导气流速度水平下,AC-DBD等离子体气动激励有效抑制控制风速范围在30 m/s以内^[8-11]。因此,AC-DBD等离子体激励用于流动控制的主要问题为:等离子体注入的动量较低,其诱导风速并非随着输入电压的升高而进一步增大,诱导风速6~8 m/s后没有进一步的提升空间,从而当主流速度进一步提高时,流动控制效果消失。

对于纳秒脉冲介质阻挡放电(NS-DBD)等离子体激励,K. Takashima等^[12]通过锁相纹影技术研究发现,NS-DBD是通过由丝状放电产生连续单个波重叠产生的压缩波对控制区域的流动进行影响。J. Little等^[13]的研究结果表明,当脉冲宽度达到纳秒量级后,极短的脉冲可以在短时间内产生球面压缩波与近似平面压缩波的组合波,在周期性的高压脉冲作用下,会产生相干的组合压缩波结构,这种相干结构对流动产生扰动,从而增强附面层的能量。M. P. Patel等^[14]和李应红等^[15]利用微秒脉冲等离子体气动激励对NACA 0015翼型的风洞流场进行了控制,结果表明:来流速度 $v=72$ m/s时,等离子体气动激励仍然可以有效地抑制翼型吸力方面的流动分离。D. V. Roupasov等^[9]利用NS-DBD等离子体激励对翼型分离流动进行了主动控制研究,实验结果表明, $Ma=0.74$ 时,NS-DBD等

离子体激励仍然可以有效地控制翼型表面分离流动。

为了在更高的风速下实现圆锥前体分离涡的控制,以及应用占空循环技术实现非对称分离涡的比例控制,了解AC和NS激励器的激励特性,本文分别应用AC-DBD和NS-DBD等离子体激励对细长圆锥前体分离涡进行控制,对压力分布的测量结果进行比较分析,给出两种不同等离子体激励下的分离流场控制效果特性,为下一步的研究提供一定的理论基础。

1 模型及实验设备

实验在某烟风洞中进行,该风洞实验段长 \times 宽 \times 高为 $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}\times 0.5\text{ m}$,在模型状态下最大风速为22 m/s。本次实验风速范围5~22 m/s,基于圆锥段底面直径雷诺数(Re_D)为 $0.4\times 10^5\sim 1.8\times 10^5$,迎角(α)固定为 45° 。

模型采用环氧树脂材料加工而成,由圆锥段和圆锥过渡段两部分组成,如图1所示。测压截面距离模型尖端167.5 mm,截面周向均匀分布36个测压孔。

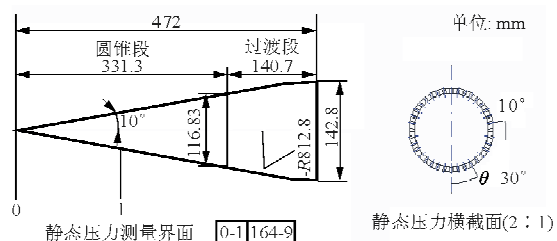


图1 模型和静态测压孔布置图

Fig. 1 Model and static pressure tappings arrangement sketch

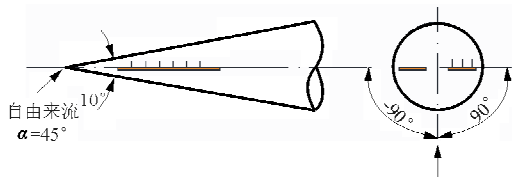
实验的压力测量系统为美国扫描阀公司(Pressure Systems, Inc. 简称PSI)的9816型电子扫描阀,使用3个采集模块(每个模块有16个通道),传感器量程 $\pm 5\ 000$ Pa,测量精度 $\pm 0.05\%$ 。实验中数据采集频率为50 Hz,采集时间为10 s,结果均为500次采集的时均值。

2 激励器及电源特性

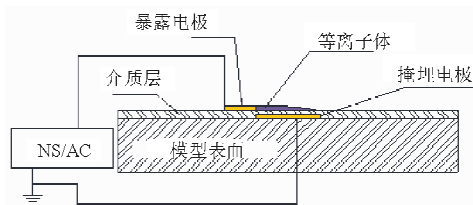
2.1 激励器的设置

一对长条形单电极等离子体激励器对称地安

装在圆锥头部表面,如图2所示。以模型迎风面正中为 0° 方位角,激励器分别位于 $\pm 90^\circ$ 方位角,其沿圆锥母线的长度为100 mm,前缘距圆锥顶点15 mm。激励器由上、下铜电极和中间Kapton绝缘层组成,Kapton总厚度0.33 mm,裸露电极和掩埋电极为0.03 mm的铜片,宽度分别为2 mm和10 mm。



(a) 激励器安装图



(b) DBD 等离子激励器

图2 激励器示意图

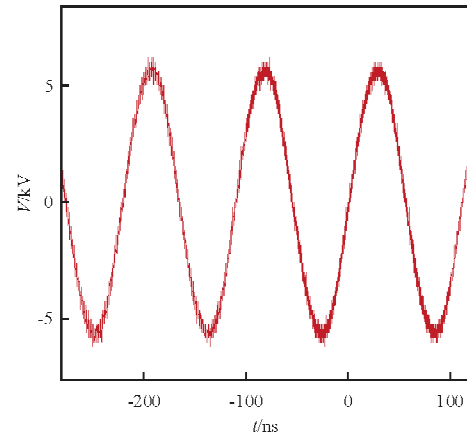
Fig. 2 Sketch of plasma actuators

AC等离子体开启后产生与来流速度方向一致的诱导气流。这种方式与在圆锥表面吸气或吹气类似,从而产生从上电极到下电极方向的动量,但是没有质量注入^[16],NS等离子体开启后主要是在激励器周围区域提供能量的输入,增加附面层的能量,也无质量的注入。

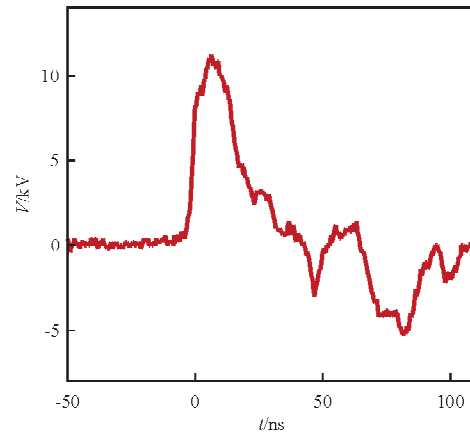
2.2 电源特性

在风洞停风情况下对激励器进行通电测试,通过示波器和高压探头测得不同电压随时间的波形,如图3所示。交流高压高频等离子体电源输出电压波形为连续正弦波形(图3(a)),输出电压调节范围 $0\sim 30$ kV,中心频率可以在 $1\sim 100$ kHz选择。本实验中 $V_{FP} \approx 12.8$ kV,中心频率 $f_1 \approx 9$ kHz。纳秒脉冲电源输出电压波形为周期脉冲波形(图3(b)),负载为 $200\sim 500 \Omega$ 电阻时最大输出电压为20 kV,脉冲上升沿(10%~90%)为 $2\sim$

3 ns,半脉宽约为 $8\sim 10$ ns,单脉冲能量为15 mJ;本实验中负载为DBD等离子体激励器,电源输出电压为 $V_{max} \approx 11.2$ kV,脉冲频率 $f_2 \approx 1.7$ kHz,脉冲上升沿为2 ns,半脉宽约为20 ns。



(a) AC-DBD 激励



(b) NS-DBD 激励

图3 激励器电压输出波形图

Fig. 3 Actuator voltage waveform

3 实验结果与分析

激励器有三种工作状态:激励器关闭(Plasma Off)对应于左、右舷激励器均关闭;左舷激励器工作(Starboard on)对应于左舷激励器开启右舷激励器关闭;右舷激励器工作(Starboard on)对应于右舷激励器开启左舷激励器关闭。

3.1 模型安装检验

模型安装后,等离子体激励器关闭,进行 $0^\circ\sim$

20°迎角范围内模型表面压力分布测量,结果如图 4 所示。此实验用于检测表面粗糙度、模型安装精度以及流场品质引起的综合实验误差,对于理想的实验结果,上述迎角范围内的压力分布结果应为完全的镜像对称。

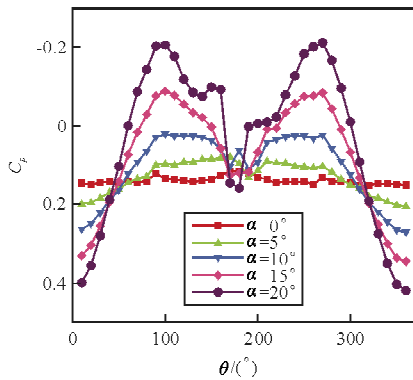
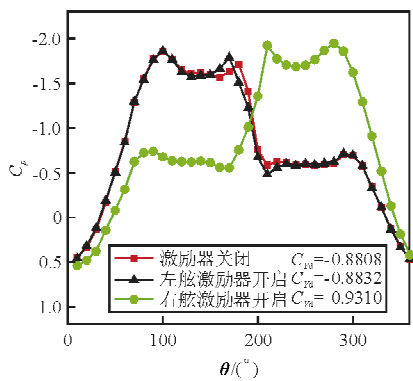


图 4 基线验证压力分布图($v=22\text{ m/s}$)
Fig. 4 Pressure distributions for baseline verification($v=22\text{ m/s}$)

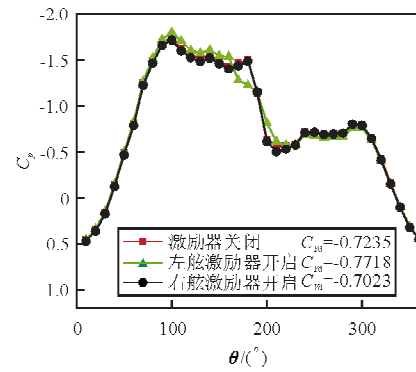
从图 4 可以看出:在上述迎角范围内,模型的压力分布曲线关于 $\theta=180^\circ$ 线左右基本镜像对称; $\alpha=0^\circ$ 时 C_p 沿周向基本保持不变,跳动值不超过 0.06; $\alpha=20^\circ$ 时,模型两侧的压力分布存在差异,主要是由于手工制作的等离子体激励器直接粘贴在模型尖端附近造成的。

3.2 AC-DBD 激励下的实验结果及分析

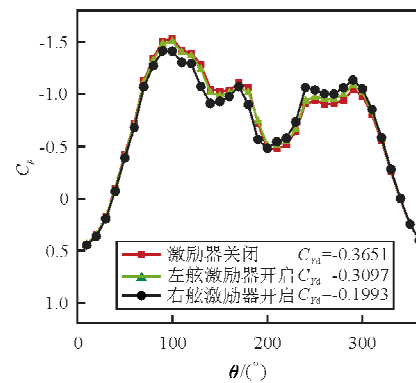
不同风速时,AC-DBD 激励下的周向压力分布如图 5 所示。 C_{Yd} 为测压界面的当地侧向力,由压力分布周向积分所得。



(a) $v=5\text{ m/s}$



(b) $v=15\text{ m/s}$



(c) $v=22\text{ m/s}$

图 5 AC-DBD 工作下的压力分布图

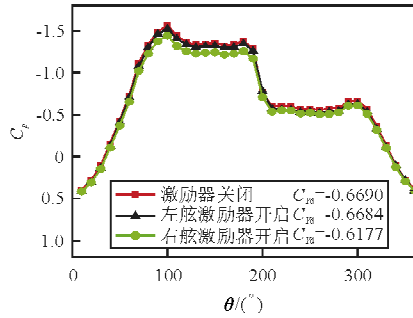
Fig. 5 Pressure distributions for the plasma-off and on conditions of AC-DBD

从图 5(a)可以看出:等离子体激励器关闭,吸力峰值出现在模型左舷,呈明显非对称稳态分布;左舷激励器工作,压力分布基本不变;右舷激励器开启后,吸力峰值出现在模型右舷。左、右舷激励器开启下,压力分布基本为镜像对称,当地侧向力系数绝对值基本相同符号相反,反映出流场的双稳态特性。上述现象表明:当等离子体激励器关闭时,流场左舷涡靠近物面,右舷涡远离物面,处于稳态位置;左舷激励器开启后,左、右涡位置基本不变;而当右舷激励器开启后,右涡变得靠近物面,而左涡变得远离物面。

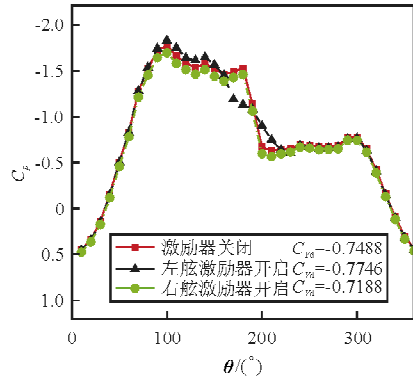
从图 5(b)~图 5(c)可以看出:激励器关闭状态下的吸力峰值出现在模型左舷;左、右激励器开启时的压力分布和激励器关闭下基本相同, C_{Yd} 的值也基本相同,表明当风速大于 5 m/s 后,在现有的激励器布局下,AC-DBD 基本没有有效的控制作用。

3.3 NS-DBD 激励下的实验结果及分析

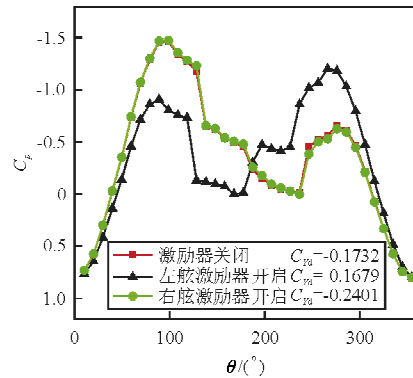
不同风速时,NS-DBD 激励器关闭/开启时周向压力分布如图 6 所示。



(a) $v=5\text{ m/s}$



(b) $v=15\text{ m/s}$



(c) $v=22\text{ m/s}$

图 6 NS-DBD 工作下的压力分布

Fig. 6 Pressure distributions for the plasma-off and on conditions of NS-DBD

从图 6(a)~图 6(b)可以看出:当风速为 5、15 m/s 时,NS-DBD 三种工作状态下的压力分布无明显变化, $C_{y,d}$ 符号相同,绝对值大小基本相等,可见 NS-DBD 在此风速范围下对流场无明显有效的控

制作用。

从图 6(c)可以看出:当风速增大到 22 m/s, NS-DBD 激励器关闭及右舷激励器开启时,压力峰值在模型左舷;而当左舷激励器开启时,压力峰值在模型右舷。左舷及右舷工作下的当地侧力系数分别为 0.17 及 -0.24 。上述现象表明:当 NS-DBD 等离子体激励器关闭时,流场左舷涡靠近物面,右舷涡远离物面,处于稳态位置;右舷激励器开启后,左、右涡位置基本不变;而当左舷激励器开启后,左涡变得远离物面,而右涡变得靠近物面。NS-DBD 左、右舷激励的压力分布并未达到镜像对称,这与雷诺数的变化有关,同时也需要优化电极布局提升电压,尽量达到压力分布的镜像对称。

3.4 AC-DBD 和 NS-DBD 激励下的实验结果比较

对于 AC-DBD 激励,由于其提供的是动量输入,所以当一侧激励器开启后,提供额外的动量使得当地流动加速;由于激励器的位置在分离点附近,可以推迟分离,从而激励器的开启使得同侧出现压力峰值,使得同侧涡变得贴近物面。对于 NS-DBD 激励,其激励会产生周期性的类平面与球形组合压缩波,这种压缩波会对附面层和主流起作用,而其动量注入几乎为零^[13]。所以,NS-DBD 激励下压力分布的变化与 AC-DBD 激励是相反的,当一侧激励器开启时,压力峰值在另外一侧,显示出 NS-DBD 激励可以使得同侧涡抬高,而使得另一侧涡变得靠近物面。AC-DBD 在较低风速下有作用,而当风速提高后,有效作用消失;而 NS-DBD 在较低风速下没有有效的控制作用,而当风速提高后,有效作用才出现,这种现象和上述的作用机理也有关系,热效应形成的压缩波可能在高雷诺数下较敏感,会有更好地控制效果,进一步的机理研究正在进行。

4 结论

(1) AC-DBD 在风速 5 m/s 下实现了对圆锥尖端区域非对称载荷的控制。右舷激励器工作,右舷吸力峰高于左舷吸力峰,侧向力指向右舷;左舷激励器工作加强了原本指向左舷的侧向力。左、右舷激励器开启,压力分布镜像对称,吸力峰位置发

生转换。

(2) NS-DBD在风速22 m/s下实现了对圆锥尖端区域非对称载荷的控制。左舷激励器工作,右舷吸力峰高于左舷吸力峰,侧向力指向右舷。右舷激励器工作加强了原本指向左舷的侧向力。左、右舷激励器开启,压力分布和吸力峰值对称反向。

(3) 随着风速提高,AC-DBD对于非对称涡的控制作用逐渐减弱,而NS-DBD的控制作用逐渐加强;NS-DBD在更高的风速下有较好的控制效果。

参考文献

- [1] Ericsson L E. Sources of high alpha vortex asymmetry at zero sideslip[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1086-1090.
- [2] Lawson M, Ponton A J C. Symmetry breaking in vortex flows on conical bodies[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(6): 1576-1583.
- [3] Hanff E, Lee R, Kind R J. Investigations on a dynamic forebody flow control system[C]. *Proceedings of the 18th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1999, 28: 1-9.
- [4] 顾蕴松, 明晓. 大迎角细长体侧向力的比例控制[J]. *航空学报*, 2006, 27(5): 746-750.
Gu Yunsong, Ming Xiao. Proportional side force control of slender body at high angle of attack[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(5): 746-750. (in Chinese)
- [5] Liu F, Luo S J, Gao C, et al. Flow control over a conical forebody using duty-cycled plasma actuators[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(11): 2969-2973.
- [6] 孟宣市, 郭志鑫, 刘锋, 等. 细长圆锥前体非对称涡流场的等离子体控制[J]. *航空学报*, 2010, 31(3): 500-505.
Meng Xuanshi, Guo Zhixin, Liu Feng, et al. Control of asymmetric vortices over a slender conical forebody using plasma actuators[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(3): 500-505. (in Chinese)
- [7] Meng X S, Wang J L, Cai J S, et al. Optimal DBD duty cycle for conical forebody side-force proportional control[C]. *AIAA-2013-347*, 2013.
- [8] Reece R J, Xin Dai. Optimization of the aerodynamic plasma actuator as an electrohydrodynamic(EHD) electrical device[C]. *AIAA-2006-1203*, 2006.
- [9] Roupassov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nano-second pulsed periodic discharge[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(1): 168-185.
- [10] 李应红, 吴云, 梁华, 等. 提高抑制流动分离能力的等离子体冲击流动控制原理[J]. *科学通报*, 2010, 55(31): 3060-3068.
Li Yinghong, Wu Yun, Liang Hua, et al. The mechanism of plasma shock flow control for enhancing flow separation control capability[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55(31): 3060-3068. (in Chinese)
- [11] Post M, Corke T C. Separation control using plasma actuators: dynamic stall vortex control on oscillating airfoil[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(12): 3125-3135.
- [12] Takashima K, Zuzeeck Y, Walter R L, et al. Characterization of surface dielectric barrier discharge plasma sustained by repetitive nanosecond pulses [C]. *AIAA-2010-4764*, 2010.
- [13] Little J, Takashima K, Nishihara M, et al. Separation control with nanosecond pulse driven dielectric barrier discharge plasma actuators[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(2): 350-365.
- [14] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Scaling effects of an aerodynamic plasma actuator[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 223-236.
- [15] 李应红, 梁华, 马清源, 等. 脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J]. *航空学报*, 2008, 29(6): 1429-1435.
Li Yinghong, Liang Hua, Ma Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1429-1435. (in Chinese)
- [16] Roth J, Sherman D, Wilkinson S. Electrohydrodynamic flow control with a glow discharge surface plasma[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(7): 1166-1172.

作者简介:

龙玥霄(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:实验流体力学。

李华星(1957—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:流体力学、飞行器设计等。

孟宣市(1976—),男,博士,副教授。主要研究方向:空气动力学、主动流动控制。

(编辑:赵毓梅)