

文章编号:1000-8055(2011)04-0867-07

多相等离子体气动激励抑制翼型 失速分离的实验

梁 华¹, 李应红², 宋慧敏², 吴 云², 贾 敏², 马清源²

(1. 中国人民解放军 空军第五飞行学院, 甘肃 武威 733003;

2. 空军工程大学 工程学院 航空等离子体动力学实验室, 西安 710038)

摘 要: 开展了多相等离子体气动激励抑制 NACA0015 翼型失速分离的实验,详细研究了翼型升阻特性随激励电压、激励相角、输入电压波形和占空比等激励参数的影响. 研究表明:雷诺数 $Re=4.9\times 10^5$ (来流速度 60 m/s) 时,多相等离子体气动激励可有效抑制 NACA0015 翼型吸力面的流动分离,将翼型临界失速攻角提高 2° ;相位对流动控制效果的影响不大;电压幅值和占空比必须达到一定的阈值才能有效抑制流动分离;流动分离被抑制后,维持流动保持附着状态所需的激励电压幅值可以显著降低. 研究为揭示多相等离子体流动控制作用机理奠定了基础.

关 键 词: 等离子体流动控制; 多相等离子体气动激励; 翼型; 失速分离; 升阻特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by multiphase plasma aerodynamic actuation

LIANG Hua¹, LI Ying-hong², SONG Hui-min², WU Yun²,
JIA Min², MA Qing-yuan²

(1. The Fifth Flight College of the Air Force,

The Chinese People's Liberation Army, Wuwei Gansu 733003, China;

2. Laboratory of Aero Plasma Dynamics, The Engineering Institute,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Experiments on NACA0015 airfoil stalling separation control based on multiphase plasma aerodynamic actuation were performed in the paper. The effects of the plasma actuation voltage amplitude, phase, input waveform and duty cycle on the lift and drag of the airfoil were examined specifically. The results show that, when the Reynolds number is 4.9×10^5 , multiphase plasma aerodynamic actuation can suppress flow separation very well. The critical stalling attack angle of NACA0015 airfoil can increase by 2° . The flow suppression effect is not sensitive to phase difference. The separated flow can be suppressed when the voltage amplitude and duty cycle reach their threshold values. Once the separated flow is suppressed, the actuation voltage magnitude maintaining flow attachment could be reduced significantly. The research can lay a foundation for the mechanism of multiphase plasma flow control.

Key words: plasma flow control; multiphase plasma aerodynamic actuation; airfoil;

收稿日期:2010-03-25; 修订日期:2010-12-08

基金项目:国家自然科学基金(10972236)

作者简介:梁华(1982—),男,湖北荆州人,讲师,博士,主要研究方向为等离子体流动控制.

stall separation; lift and drag property

等离子体流动控制是基于“等离子体气动激励”的新概念主动流动控制技术. 所采用的等离子体气动激励, 是以等离子体为载体, 主要在电场力作用下, 对流场施加的一种可控扰动, 是将等离子体用于改善空气动力特性的主要技术手段. 其主要特点是: 等离子体气动激励是电场力作用, 没有运动部件、响应迅速、作用频带宽、控制灵活、结构简单、能耗较低等. 为流动控制从机械化的开环控制向信息化的闭环控制方式转变提供了良好的基础条件, 通过实时自适应控制改变空气动力特性, 有可能使飞行器性能实现重大提升^[1-10]. 已成为空气动力学和气动热力学领域新兴的研究热点.

等离子体气动激励诱导空气流动分为单相、多相等离子体气动激励. 多相等离子体气动激励由田纳西大学 Roth 教授首先提出, 他认为: 多相等离子体气动激励由于电极组之间存在相位差, 可能诱导更高的流动速度. 根据 Roth 教授的估算, 预计诱导速度可以达到 100 m/s, 但在实验研究中, 由于阻抗不匹配和绝缘材料加热等原因造成能量损耗较大、气体流动过程中存在黏性等原因, 实际测得的诱导气流速度只有几米每秒量级^[11].

等离子体流动控制领域目前研究最为广泛、深入的是单相等离子体气动激励^[2-10], 多相等离子体气动激励的研究很少. 国外只有 Roth 教授进行了多相等离子体气动激励诱导附面层加速的初步测试研究^[11-15]. 中国空气动力研究与发展中心对多相等离子体气动激励诱导空气流动进行了初步的丝线显示实验研究, 空军工程大学进行了多相等离子体气动激励特性的实验研究^[1]. 对于多相等离子体气动激励抑制翼型失速分离的实验研究, 目前尚很少文献报道.

1 实验原理和系统

1.1 等离子体流动控制的基本原理

当激励器表面不同组电极上施加不同相位 ($\varphi_1 \neq \varphi_2 \neq \varphi_3 \neq \varphi_4$) 的电压, 相邻电极以相位递增或递减的方式, 依次被高电压激发放电, 并沿着激励器表面产生静电波移动, 带动带电粒子跟随移动, 通过与中性气体分子碰撞, 诱导中性气体定向运动. 这样产生的激励称为多相等离子体气动激励, 如图 1 所示.

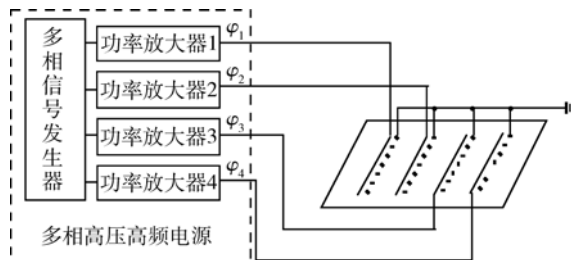


图1 多相等离子体气动激励示意图

Fig. 1 Sketch map of the multiphase plasma aerodynamic actuator

图2为等离子体气动激励器敷设在翼型表面的示意图(只画出了一组等离子体气动激励器).

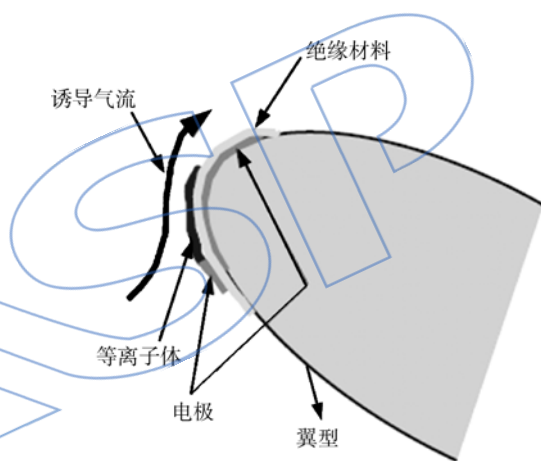


图2 等离子体气动激励在翼型上敷设示意图

Fig. 2 Sketch map of the actuator laid on the airfoil

将不同位置的等离子体气动激励器上下表面的电极与多相等离子体电源不同相位端连接, 气动激励器表面附近的空气在强电场作用下被电离, 等离子体中的离子在空间不均匀电场的作用下, 向电场梯度方向定向运动, 离子在定向运动的过程中与环境空气分子碰撞, 发生动量交换, 诱导表面空气发生定向运动, 向附面层注入能量, 达到抑制流动分离的控制目的.

1.2 实验系统

主要有多相等离子体电源、NACA 0015 翼型、测试系统及风洞等.

Minipuls2 多相等离子体电源(图3): 从德国 Electrofluidsystems 公司引进, 由多相信号发生器和 4 个等离子体发生器模块组成, 输出信号频率 5~30 kHz, 输出电压 V_{pp} 为 0~25 kV 连续可调(频率为 10 kHz 时), 占空比 5%~100% 连续可调.

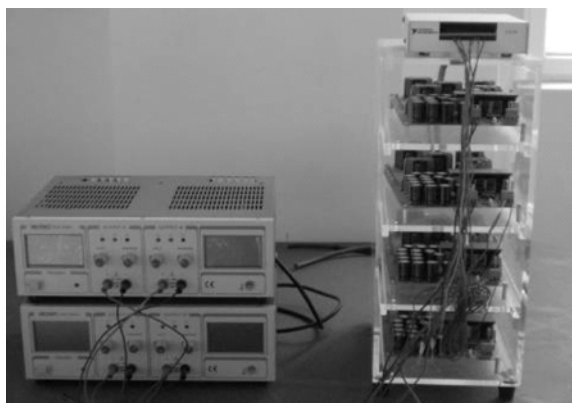


图3 Minipuls2 多相等离子体电源

Fig. 3 Map of Minipuls2 multiphase plasma power supply

NACA0015 翼型:翼型弦长 c 为 0.12 m,展长 0.18 m,材料为有机玻璃.在翼型表面布置了三组激励器,分别位于吸力面 2%,20%,45% 弦长处.激励器的绝缘材料为聚四氟乙烯,厚 1 mm;电极材料为铜箔,厚 0.018 mm、宽 4 mm、长 120 mm.翼型上下表面各布置 6 个对称的静压测量孔,测压孔的水平位置分别位于 8%,15%,35%,40%,60%,80% 弦长处.为了保证敷设激励器后,翼型的头部形状不受影响,在翼型表面加工了深度为 1 mm 的槽,将激励器嵌入槽内.

利用皮托管测量翼型尾迹区的速度分布来计算翼型绕流的阻力,尾迹测量的位置选取为翼型后缘往后两倍弦长(即 24 mm)处,这也是尾迹测量一般的选择位置,在 0.2 m 的高度上均匀分布 48 个尾迹速度测量点.

低速直流风洞风速范围为 5~110 m/s,实验段尺寸为 0.2 m×0.2 m×0.6 m,风洞湍流度低于 0.3%.

利用 P6015A 高压探针、P6022 电流探针配合 TDS3012B 示波器来测量等离子体气动激励器放电电压、电流和频率等参数.

采用 DSY-JB2008 电子压力扫描阀测量翼型上下表面压力分布,有 96 个压力测量通道,压力测量量程 ± 12 kPa,精度优于 0.1% FS.

2 实验结果及分析

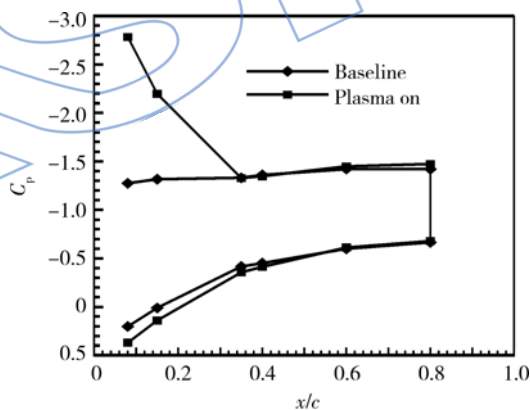
本文进行了多相等离子体气动激励抑制翼型失速分离的实验研究,详细地研究了激励电压幅值 U 、激励相角 φ 、输入电压波形和占空比 D_c 等激励参数对控制效果的影响.通过测量翼型上下

表面的压力分布和尾迹区的速度分布可以判断翼型吸力面是否存在分离.利用上下表面的压力分布可以计算得到翼型的升力,利用尾迹区的速度分布可以计算得到翼型的阻力.

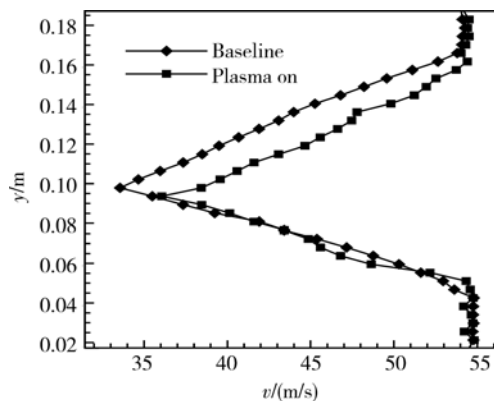
2.1 不同来流速度下的实验结果

进行了不同来流速度下的实验研究,实验表明:多相等离子体气动激励可以有效抑制 NACA 0015 翼型大攻角下吸力面的流动分离,提高临界失速攻角,增大升力、减小阻力.来流速度为 36 m/s($Re=2.9 \times 10^5$)时,多相等离子体气动激励将翼型的临界失速攻角由 17° 提高到 20° ;来流速度为 60 m/s($Re=4.9 \times 10^5$)时,等离子体气动激励可以将翼型的临界失速攻角由 20° 提高到 22° .

来流速度为 54 m/s($Re=4.4 \times 10^5$)、攻角为 19° 时的实验结果如图 4 所示,图 4(a)为激励前后翼型上下表面压力系数图,图 4(b)为激励前后翼型尾迹区的速度分布图. x 为测压点的水平坐标, c 为弦长; p 表示测量压力, y 为尾迹速度测量点的高度, v 为尾迹区的速度.



(a) 激励前后翼型上下表面压力系数图



(b) 激励前后翼型尾迹区的速度分布图

图4 $\alpha=19^\circ$ 和 $Re=4.4 \times 10^5$ 时的实验结果图Fig. 4 Results of $\alpha=19^\circ$ and $Re=4.4 \times 10^5$

实验结果表明,在大攻角情况下,由于逆压梯度的作用,NACA0015翼型吸力面出现了明显的流动分离,在多相等离子体气动激励的作用下,翼型吸力面的流动分离被完全抑制.估算表明:施加等离子体气动激励后,NACA0015翼型升力增大了约21.7%,阻力减小约18.1%.

2.2 激励电压的影响

来流速度 v 为 54 m/s ($Re=4.4 \times 10^5$)、攻角 α 为 19° ,不同激励电压下多相等离子体气动激励抑制翼型失速分离的实验结果如图5所示.当多相等离子体气动激励的激励电压为 11 kV 时,NACA0015翼型上下表面压力系数变化很小,翼型吸力面的流动分离无法被抑制;激励电压为 12 kV 时,流动重新附着在翼型表面;增大激励电压到 13 kV 和 14 kV,对翼型表面压力系数和尾迹区速度分布影响不大.当激励电压为 13 kV 时,施加激励后翼型升力增大约 21.2%,阻力减小约 18.0%.

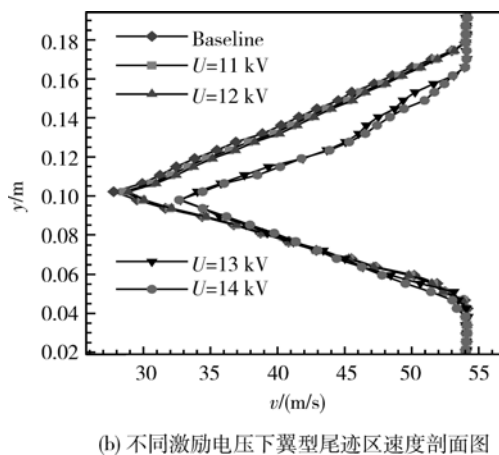
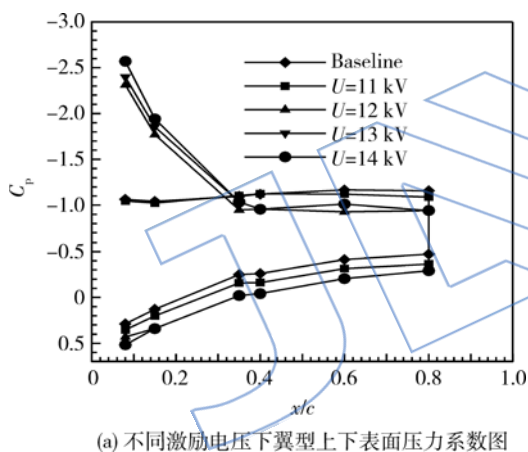


图5 不同激励电压下实验结果 ($\alpha=19^\circ$, $Re=4.4 \times 10^5$)

Fig. 5 Results of different voltages
($\alpha=19^\circ$, $Re=4.4 \times 10^5$)

实验结果表明,不同的来流速度下,激励电压存在一个最小的阈值.当激励电压 U 小于阈值电压时,气动激励无法完全的抑制流动分离;当激励电压 U 等于或大于阈值电压时,气动激励可以完全地抑制流动分离;当激励电压大于阈值电压后,激励电压的变化对基本不影响控制效果.

研究中还发现:当激励电压达到阈值电压,流动分离被完全抑制后,再降低激励电压时,流动不会马上回到分离状态,要等激励电压降到一定值后流动才会重新分离,而这个电压值要远小于阈值电压.

攻角为 19° , $Re=4.4 \times 10^5$, $v=54$ m/s,无激励时,翼型吸力面出现流动分离,当激励电压为 12 kV 时,流动分离被有效地抑制,继续降低激励电压,等离子体气动激励仍能稳定地抑制翼型吸力面的流动分离,直到激励电压降为 8 kV 时,翼型吸力面流动才重新回到分离状态(如图6所示).可以利用这一特点,在分离被抑制之后,降低激励电压,在维持控制效果同时,起到降低能耗的作用.

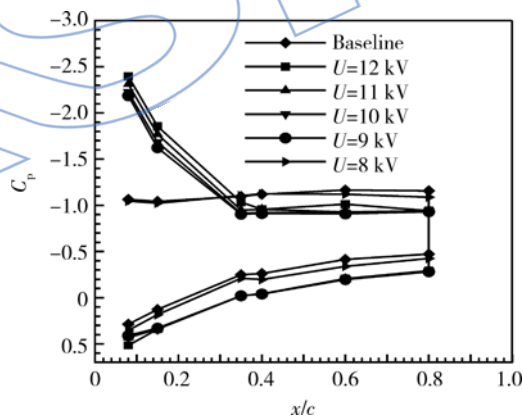


图6 激励电压从阈值电压下降时的实验结果图

($\alpha=19^\circ$, $Re=4.4 \times 10^5$)

Fig. 6 Experimental results when the voltage decreases from the threshold voltage
($\alpha=19^\circ$, $Re=4.4 \times 10^5$)

研究表明,等离子体气动激励的初始作用强度或者说是瞬时作用强度对于能否抑制流动分离至关重要,只要瞬时激励强度超过一定阈值,流动分离即可以被完全抑制,然后便可以在较小激励强度的作用下使流场保持不分离的状态,通过控制激励电压的变化规律,在激励电压值远小于阈值电压时也可以有效抑制流动分离,既可以大大地降低能耗,又能够极大地提高等离子体气动激励器的工作寿命和可靠性.目前,国内外鲜有公开

发表的文献报道这一研究成果.

2.3 激励位置的影响

在攻角为 18° , 速度为 48 m/s ($Re = 3.8 \times 10^5$) 时, 固定激励电压 12 kV 、激励频率 10 kHz , 图 7 为在不同位置施加激励时翼型表面的压力系数图. 可见: 只接通第二组电极不能够抑制翼型吸力面的流动分离, 只接通第一组和接通全部两组电极时, 流动都能被完全抑制, 接通第一组电极时, 翼型升力增大 18.6% , 接通全部两组电极时, 翼型升力增大 19.0% , 两者的控制效果相差很小.

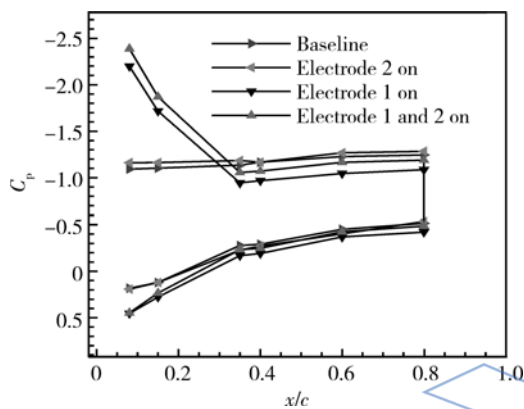


图 7 激励位置变化的实验结果 ($\alpha = 18^\circ$, $Re = 3.8 \times 10^5$)

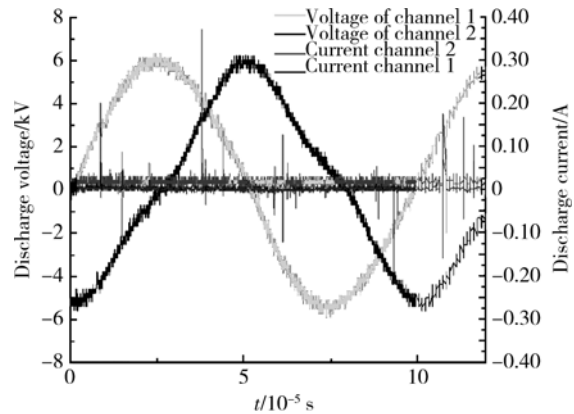
Fig. 7 Effects of actuation position
($\alpha = 18^\circ$, $Re = 3.8 \times 10^5$)

实验结果表明, 当激励位置在翼型前缘时, 多相等离子体气动激励作用在分离点之前, 可以有效地增加附面层内流体的能量, 并且增强低能附面层和高能主流之间的能量掺混, 达到有效抑制流动分离的控制目的.

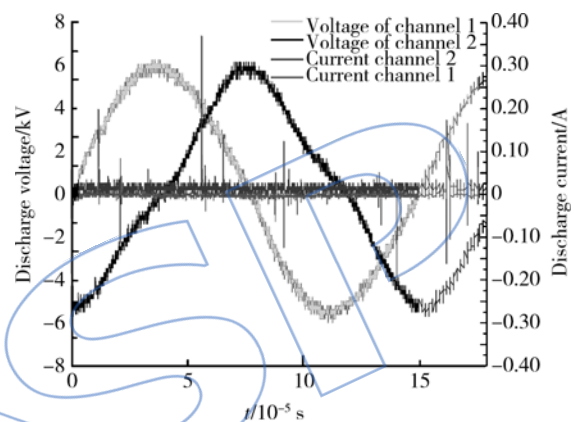
2.4 相位的影响

多相等离子体气动激励放电通道间可以存在相位差 (如图 8 所示), 这是其区别于单相等离子体气动激励的主要特征. 相位变化时, 多相等离子体气动激励特性会随之改变, 图中 $\varphi = 0^\circ$ 表示两组电极的相角差为零度 (单相激励), $\varphi = 90^\circ$ 表示第二组电极的相角比第一组超前 90° .

攻角 $\alpha = 18^\circ$ 、来流速度 $v = 48 \text{ m/s}$ ($Re = 3.8 \times 10^5$) 时, 激励电压固定为 12 kV , 不同相位下的实验结果如图 9 所示. 可见: 电极相位差为 0° , 45° , 90° 和 180° 时, 多相等离子体气动激励均可以有效抑制翼型吸力面的失速分离, 当相位差为 45° 时翼型升力增大约 21.1% , 阻力减小约 17.5% ; 相位差为 0° , 90° , 180° 时升力增大约



(a) $\varphi = 0^\circ$ 时放电波形图



(b) $\varphi = 90^\circ$ 时放电波形图

图 8 不同相位的输入电压波形

Fig. 8 Actuation voltage of different phases

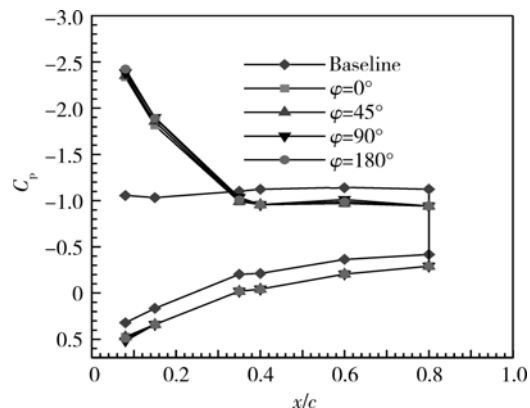


图 9 不同相位的实验结果图 ($\alpha = 18^\circ$, $Re = 3.8 \times 10^5$)

Fig. 9 Results of different phases
($\alpha = 18^\circ$, $Re = 3.8 \times 10^5$)

20.5% , 阻力减小约 17.1% , 控制效果相差不大. 即相位的变化对多相等离子体气动激励控制效果影响不大. 这主要是因为第二组电极的位置在 20% 弦长处, 位于分离点之后, 位于分离点之前的第一组电极起主要作用, 而相位的变化对第一组

电极本身的放电特性影响不大,所以相位对流动控制效果影响很小。

2.5 占空比的影响

来流速度为 48 m/s ($Re=3.8\times 10^5$)、攻角为 18° 、激励电压为 12 kV 时,不同占空下的实验结果如图 10 所示。当占空比为 10% 时,NACA 0015 翼型吸力面的流动分离无法被抑制;占空比为 30% 时,只能部分抑制流动分离;在占空比从 $50\%\sim 100\%$ 变化时,流动分离被完全抑制,且控制效果相差不大,但是占空比越小,在相同的控制效果下,等离子体气动激励所消耗的功率会减小。

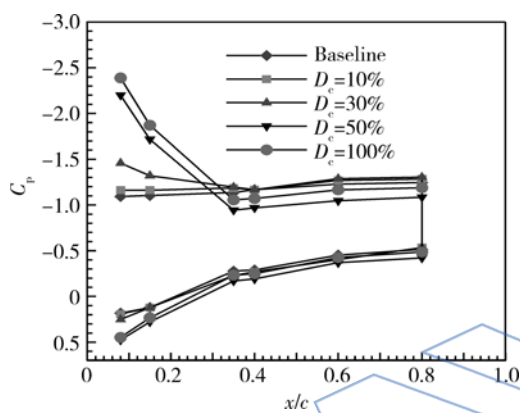


图 10 $\alpha=18^\circ$ 和 $Re=3.8\times 10^5$ 时,不同占空比的实验结果图

Fig. 10 Results of different duty cycles
($\alpha=18^\circ$, $Re=3.8\times 10^5$)

2.6 电压波形的影响

研究了电压波形对多等离子体气动激励控制效果的影响。输入电压由正弦波变为脉冲波,放电方式由连续放电变为脉冲放电,如图 11。

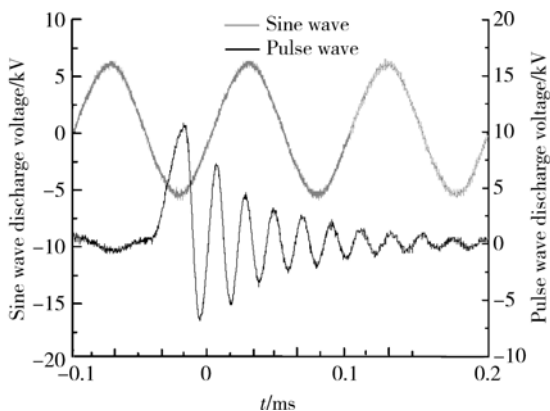


图 11 两种不同放电方式的电压波形图

Fig. 11 Two different discharge waveforms

波形为脉冲波时,激励前后翼型表面压力系数如图 12 所示,由图可见,在激励电压为 9 kV 时,多等离子体气动激励已经可以完全抑制翼型吸力面的失速分离,继续增大电压控制效果变化不大。这与前面研究的激励电压对控制效果的影响是一致的。

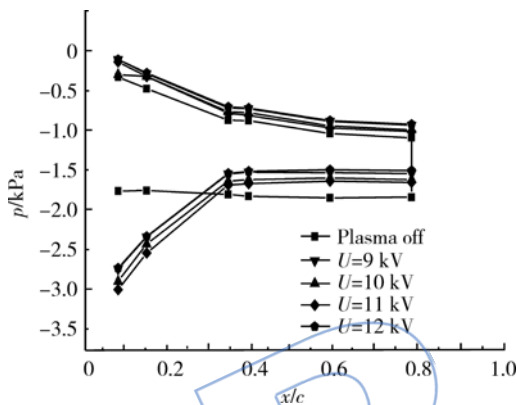


图 12 电压波形为脉冲波时的实验结果图
($\alpha=17^\circ$, $Re=2.9\times 10^5$)

Fig. 12 Results of the pulse waveform
($\alpha=17^\circ$, $Re=2.9\times 10^5$)

图 13 为电压波形分别为脉冲波和正弦波时,阈值电压随来流速度的变化关系图。由图可见,与连续放电相比,脉冲放电抑制分离所需阈值电压更小,如来流速度为 60 m/s ($Re=4.9\times 10^5$) 时,连续放电抑制分离所需的阈值电压约为 13 kV ,而脉冲放电所对应的阈值电压约为 12 kV ,减小了 1 kV ,这表明脉冲放电控制附面层的能力要强于连续放电,这是因为脉冲放电方式的时变性更强,电势梯度(电场强度)更大,可以对流场形成更强的瞬时激励作用。这表明将等离子体气动激励

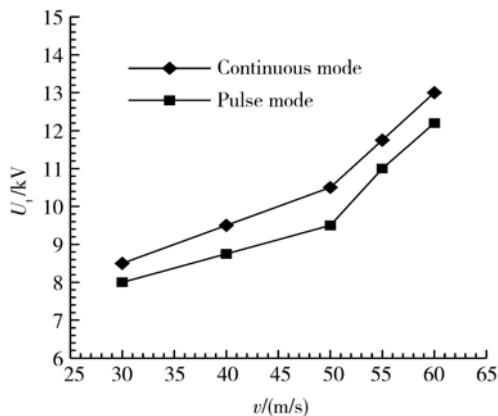


图 13 阈值电压随电压波形的变化图

Fig. 13 Threshold voltage of different waveforms

脉冲化可以提高其控制附面层的能力,可以通过优化激励电压的波形,来提高等离子体气动激励控制附面层的能力。

3 结 论

本文进行了多相等离子体气动激励用于抑制NACA0015翼型吸力面流动分离的实验研究,定量考察了各种激励参数对流动控制效果的影响,主要结论有:

1) 攻角为 19° 、来流速度为 54 m/s 、对应雷诺数为 $Re=4.4\times 10^5$ 时,多相等离子体气动激励可将NACA0015翼型的升力增大约 21.7% ,阻力减小约 18.1% ,翼型的临界失速攻角由 19° 增大到 22° ;

2) 只有多相等离子体气动激励的电压超过阈值电压后,流动分离才能被有效抑制;流动分离被完全抑制后,降低激励电压到小于阈值电压,流场仍可继续保持不分离的状态;

3) 第一组电极位置对能否抑制流动分离最关键,在分离点附近施加等离子体气动激励的控制效果最为明显;

4) 位于分离点附近的第一组电极起主要作用,所以气动激励的相位对控制效果影响不大;

5) 占空比小于 50% 时,多相等离子体气动激励不能或只能部分抑制翼型的失速分离;占空比在 $50\%\sim 100\%$ 范围内,可以完全抑制翼型的失速分离;

6) 与连续放电相比,脉冲放电抑制分离所需阈值电压更小,如来流速度为 60 m/s 时,连续放电抑制分离所需的阈值电压约为 13.5 kV ,而脉冲放电的阈值电压约为 12 kV ,减小了 1.5 kV 。

参考文献:

- [1] 马清源. 多相等离子体气动激励及其抑制翼型失速分离的实验研究[D]. 西安:空军工程大学,2009.
MA Qingyuan. Experimental research on airfoil stalling separation control based on multiphase plasma aerodynamic actuation[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2009. (in Chinese)
- [2] 梁华. 翼型等离子体流动控制研究[D]. 西安:空军工程大学,2009.
LIANG Hua. Airfoil flow control base on plasma aerodynamic actuation[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2009. (in Chinese)
- [3] 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研究[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 suppression by pulse plasma aerodynamic actuation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1429-1435. (in Chinese)
- [4] WANG Jian, LI Yinghong, CHENG Bangqing, et al. Effects of plasma aerodynamic actuation on oblique shock wave in a cold supersonic flow [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2009, 42(1): 1-8.
- [5] WU Yun, LI Yinghong, JIA Ming, et al. Influence of operating pressure on surface dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation characteristics [J]. Applied Physics Letters, 2008, 93(3): 1-3.
- [6] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma[R]. AIAA 98-0328, 1998.
- [7] Roth J R, Tsai P P, Liu C Y, et al. One atmosphere uniform glow discharge plasma: US, 5414324 [P]. 1995-05-09.
- [8] Hojung Sin, Roth J R. A polyphase power supply and peristaltic flow accelerator system using a OAUGDP [D]. Knoxville: The University of Tennessee, 2002.
- [9] Grundmann S, Tropea C. Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators[J]. Experiments in Fluids, 2007, 42(4): 653-657.
- [10] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulsed-periodic discharge[J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 168-185.
- [11] Roth J R, Sin H, Madhan R C M, et al. Flow reattachment and acceleration by paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic(EHD) effects[R]. AIAA 2003-0531, 2003.
- [12] Roth J R, Madhan R C M, Yadav M, et al. Flow field measurements of paraelectric, peristaltic and combined plasma actuators based on the one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUGDPTM) [R]. AIAA 2003-0845, 2003.
- [13] Roth J R. Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of one atmosphere uniform glow discharge plasma[J]. Physics of Plasmas, 2003, 10(5): 2117-2126.
- [14] Madhan R C M. Boundary layer flow acceleration by paraelectric and peristaltic EHD effects of aerodynamic plasma actuators[D]. Knoxville: The University of Tennessee, 2004.
- [15] Roth J R, Dai X, Rahel J, et al. The physics and phenomenology of paraelectric one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUGDPTM) actuators for aerodynamic flow control[R]. AIAA 2005-0781, 2005.