

低速三角翼纳秒脉冲等离子体激励实验

化为卓^{1,2}, 李应红¹, 牛中国³, 赵光银¹, 梁 华¹, 韩孟虎¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038;

2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049;

3. 中国航空工业集团公司 空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在 30 m/s 来流速度下, 进行了纳秒脉冲介质阻挡放电等离子体气动激励改善 47°后掠角钝前缘三角翼气动特性的测力实验。为寻求优化的激励位置, 实验研究了 5 种不同激励位置的流动控制效果。实验结果表明: 激励位置对流动控制效果有决定性影响, 位于三角翼前缘的等离子体气动激励能有效改善三角翼的气动特性, 推迟失速, 而上翼面不同展向位置的等离子体气动激励的流动控制效果十分微弱; 激励频率是流动控制效果的重要影响因子, 激励电压峰值为 13 kV 时, 激励频率为 200 Hz 下的流动控制效果最好, 在迎角 30°时可使升力系数由 1.31 增大到 1.44, 增大 9.6%, 升阻比提高 3.3%。

关 键 词: 流动控制; 纳秒脉冲; 介质阻挡放电; 钝前缘; 三角翼; 激励位置

中图分类号: V211

文献标志码: A

Experiment on low-speed delta wing using nanosecond pulse plasma actuation

HUA Wei-zhuo^{1,2}, LI Ying-hong¹, NIU Zhong-guo³,
ZHAO Guang-yin¹, LIANG Hua¹, HAN Meng-hu¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Aerodynamics Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Harbin 150001, China)

Abstract: Force measurement experiment was conducted to improve the aerodynamic characteristics of 47 degree sweep blunt leading edge delta wing using nanosecond pulse dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation at the freestream flow velocity of 30 m/s. In order to investigate the optimized actuation position, flow control effects at five different actuation positions were studied experimentally. The results show that the actuation position determines flow control effect. Plasma aerodynamic actuation at leading edge of delta wing can significantly improve the aerodynamic characteristics of delta wing and delay stall, while plasma aerodynamic actuations at different spanwise positions on the upper surface have little effect on the flow control. It is also found that flow control effect depends on actuation frequency. When the peak-peak actuation voltage is 13 kV and actuation frequency is 200 Hz, the flow control effect is best, which increases lift coefficient from 1.31 to 1.44 by

收稿日期: 2013-11-09

基金项目: 国家自然科学基金(51207169, 51276197); 陕西省自然科学基金(2011JQ7022)

作者简介: 化为卓(1991—), 男, 河南平顶山人, 硕士生, 主要从事等离子体流动控制研究。

9.6% at attack angle of 30 degree, with lift-drag ratio by 3.3%.

Key words: flow control; nanosecond pulse; dielectric barrier discharge; blunt leading edge; delta wing; actuation position

等离子体流动控制作为一种新型的主动流动控制技术,通过等离子体气动激励引入局部的、微小的气流扰动来控制大流量、全局性的流场,与传统流动控制技术相比,具有响应快、频带宽、无活动部件等优点,因此国内外在应用于分离流控制、翼型增升减阻、压气机扩稳增效等方面开展了广泛的研究^[1-5].

三角翼作为一种小展弦比机翼,在亚、跨声速时具有较高的机动性,并且具有良好的超声速性能,因此适合作为高速飞行器的机翼布局,但三角翼低速性能差^[5],由此带来了起飞着陆性能差等一系列问题,提高三角翼的升力特性尤其是低速升力特性具有重大意义.文献[6]研究了展向射流控制三角翼前缘涡的机理和应用,表明展向射流可以提高三角翼的升力特性;文献[5]对不同后掠角三角翼进行了等离子体流动控制的实验研究,发现等离子体气动激励可以延缓涡破裂的发生,使前缘涡再附到上翼面,改善三角翼的气动特性;文献[7]进行了 75°后掠角三角翼的非对称介质阻挡放电(DBD)等离子体气动激励的数值仿真,探索了等离子体气动激励控制涡破裂的能力;文献[8]进行了 16.5 m/s 来流速度下三角翼等离子体流动控制的实验研究,有效提高了三角翼的升力特性和升阻比;文献[9]进行了 60°后掠角三角翼前缘等离子体气动激励的实验研究,有效提高了三角翼的升力特性.

以往对三角翼等离子体流动控制的研究工作^[5-9],无论是实验研究还是数值仿真研究,大多局限在尖前缘三角翼的等离子体流动控制研究,鲜见钝前缘三角翼等离子体流动控制的文献报道;已有研究多采用毫秒、微秒脉冲激励,而纳秒脉冲激励作为一种新发展的等离子体流动控制手段,其能否有效控制三角翼的绕流值得进行研究;已有研究的来流速度普遍低于 20 m/s,对应的雷诺数偏低,也没有对激励位置的影响进行系统的研究与对比.高速三角翼飞行器一般采用尖前缘,尖前缘布局在高速下阻力较小,此外尖前缘三角翼在大攻角下的流动分离点固定,从而避免了钝前缘布局流动分离点不固定引起的旋涡稳定性方面的问题;钝前缘适合用于低速飞行器,但其流动分离点可能会随着来流速度和攻角的变化而改

变.本文研究针对的是钝前缘三角翼,由于纳秒脉冲激励的作用位置对于流动控制效果至关重要,加之钝前缘三角翼飞行器的流动分离点不固定,本文着重研究激励位置对流动控制的影响,设计了 5 种不同敷设位置的非对称 DBD 等离子体气动激励器,期望通过研究确定最优的激励位置,取得好的流动控制效果.

1 纳秒脉冲介质阻挡放电等离子体气动激励

纳秒脉冲介质阻挡放电(NS DBD)与交流脉冲介质阻挡放电(AC DBD)采用相同的结构形式,如图 1 所示(v 为来流速度),但 NS DBD 使用的脉冲等离子体电源为纳秒级的.图 2 为纳秒脉冲电源放电电压-电流波形.纳秒脉冲电源的放电时间很短,因此 NS DBD 可以在相同的功率下实现远大于 AC DBD 的放电电压和放电电流.文献[10]对 DBD 的能量转化过程进行了研究,结果表明,NS DBD 用于等离子体维持和动量传递的功率的能量有效利用率可达 67%,高于微秒和毫秒 DBD 的 43%和 36%.

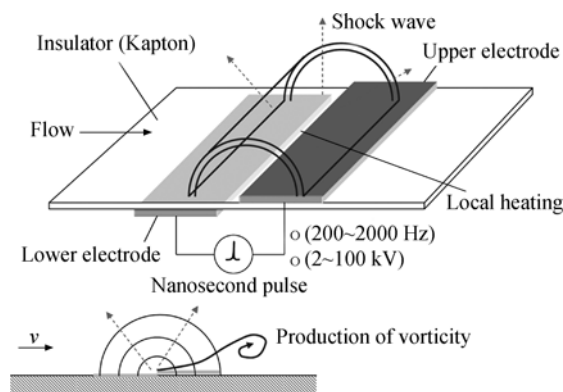


图 1 NS DBD 等离子体气动激励器结构及放电

Fig. 1 Configuration of NS DBD plasma aerodynamic actuator and discharge

国内外对 NS DBD 进行了大量的研究^[1,10-12],研究表明:与 AC DBD 诱导加速附面层流动不同的是,NS DBD 在放电瞬间对流体产生热扰动和压力扰动,但其诱导的气流速度量级为 0.1 m/s,远远达不到气流加速效果.纳秒脉冲的作用是一种冲击波效应,放电能量在短时间内注入流体中,

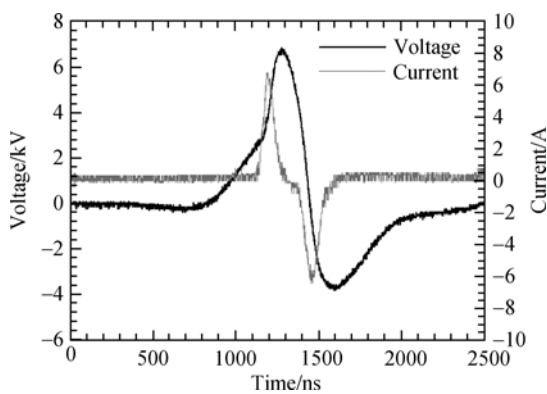


图 2 纳秒脉冲电源放电电压-电流波形

Fig. 2 Voltage-current waveform of nanosecond pulse discharge of power source

产生压缩波,压缩波一方面向外传播,一方面受到流体固有不稳定性的影响并与之耦合放大,促进高能主流区和低能附面层流动的动量掺混,从而增强了附面层流动抵抗逆压梯度的能力,抑制和延缓了附面层的分离.文献[1]在马赫数为0.05~0.85的范围内利用 NS DBD 有效抑制了附面层分离,改善了气动特性.

2 实验系统

实验系统包括 FL-5 风洞、47°后掠角钝前缘三角翼模型、纳秒脉冲电源、放电参数测试系统等.

实验在中国航空工业集团公司空气动力研究院 FL-5 风洞进行.该风洞是一座开口单回流式低速风洞,实验段直径为 1.5 m,最大风速为 50 m/s.实验模型为简化飞机模型,采用玻璃钢加工而成,表面进行喷涂处理,机翼是 47°后掠角钝前缘三角翼,如图 3 所示.模型的机翼面积 $S=0.078\text{m}^2$,根弦长 $b_0=289.54\text{mm}$,厚度 $d=10\text{mm}$.

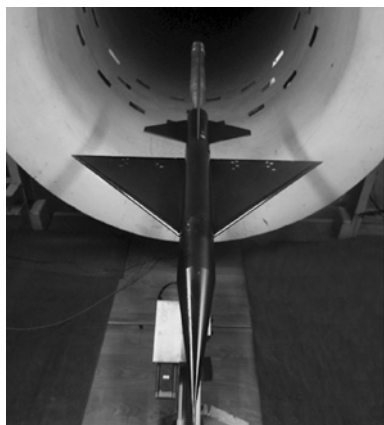
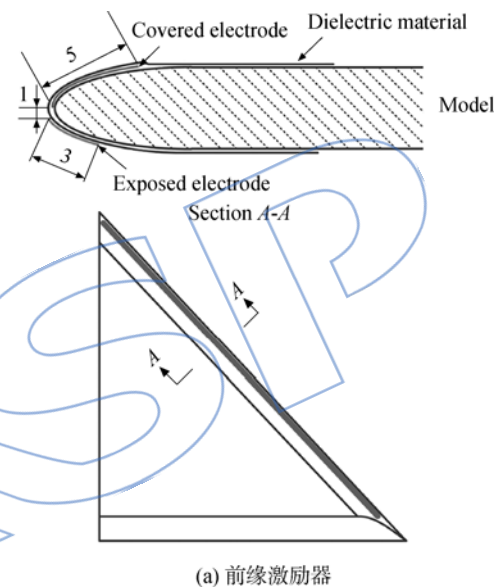


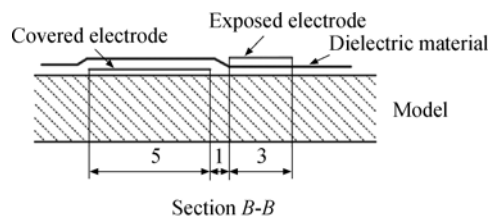
图 3 47°后掠角三角翼模型

Fig. 3 47° sweep delta wing model

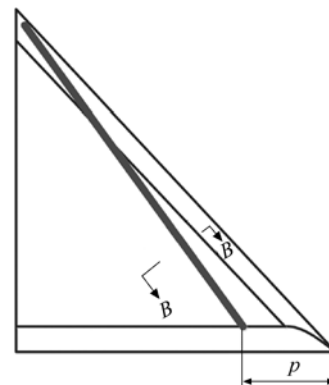
NS DBD 等离子体气动激励器由电极、绝缘介质、纳秒脉冲电源组成.采用 3 层 Kapton 胶带作为绝缘介质,单层胶带厚度为 0.065 mm.铜箔为电极,厚度为 0.018 mm,其中上电极宽度为 3 mm,下电极宽度为 5 mm,电极间隙为 1 mm.本文设计 5 种不同敷设位置的激励器,位置 1 为前缘激励器,低压电极靠近高压电极的一侧与三角翼前缘棱线平齐(如图 4(a)所示);位置 2~位置 5 为上翼面激励器(如图 4(b)所示),其中位置 2 的高压电极远离低压电极的一侧与三角翼前缘棱线



(a) 前缘激励器



Section B-B



(b) 上翼面激励器

图 4 三角翼、激励器布局示意图(单位:mm)

Fig. 4 Schematic of delta wing and actuator layout (unit:mm)

平齐. 4种上翼面激励器的区别在于激励器的近机翼尾缘端距离翼尖的长度不同, 因此与前缘涡轴的夹角也有所不同, 如图5所示, 具体参数如表1所示. 不同的激励位置可以在三角翼前缘和上翼面的不同位置产生等离子体气动激励, 进而影响三角翼的绕流.

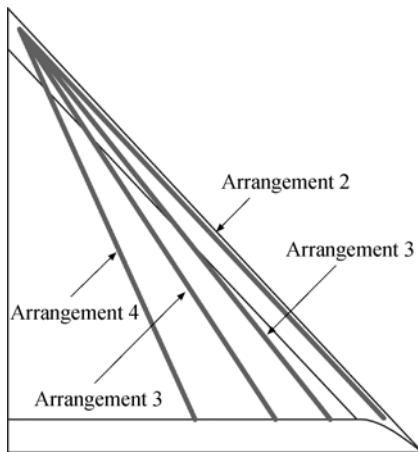


图5 上翼面激励器敷设示意图

Fig. 5 Schematic of upper surface actuator arrangements

表1 4种上翼面激励器的参数

Table 1 Parameters of four upper surface actuators

上翼面激励器位置	2	3	4	5
距离翼尖的长度 p/cm	0	3.5	6.5	12.0

实验采用 Proteus-2 纳秒脉冲电源, 具体参数如下: 输入为 $0 \sim 220 \text{ V}$, 50 Hz 的交流电, 输出电压为 $2 \sim 100 \text{ kV}$, 上升沿为 $10 \sim 25 \text{ ns}$, 半高宽为 $30 \sim 40 \text{ ns}$, 下降沿为 $20 \sim 25 \text{ ns}$, 脉冲功率为 10 MW , 脉冲频率为 $0 \sim 2000 \text{ Hz}$ 可调, 电源功率为 2000 W .

测力采用 8T81-01 六分量内式应变组合天平, 天平静校准度相对误差如表2所示 (X, Y, Z, M_x, M_y, M_z 分别为机体坐标系下3个方向的力和力矩).

表2 天平静校准度相对误差

Table 2 Static calibration relative error of balance

参数	Y	X	Z	M_y	M_x	M_z
相对误差/%	0.05	0.36	0.03	0.27	0.27	0.38

3 实验结果及分析

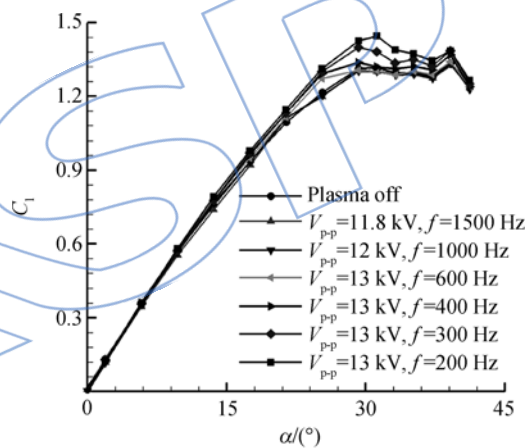
本文在来流速度为 30 m/s , 雷诺数为 5.2×10^5

时, 改变等离子体气动激励的展向位置, 通过不同迎角 α 下的测力实验得到三角翼模型的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d , 与未施加等离子体气动激励的结果进行比较, 确定最佳的等离子体气动激励位置.

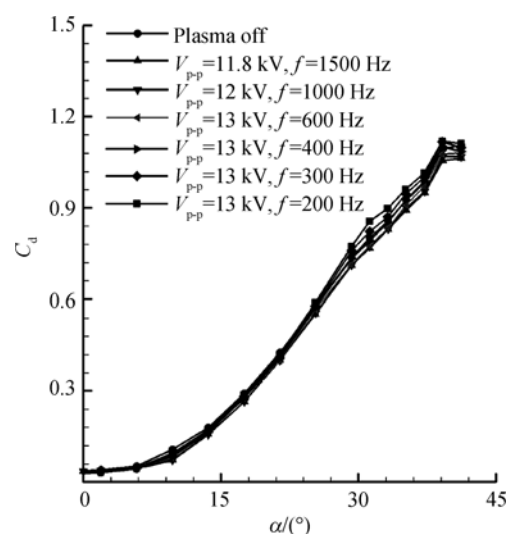
3.1 不同激励位置的流动控制效果

3.1.1 前缘激励位置1的流动控制效果

图6是前缘施加激励前后升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线. 对比激励前后的升力系数和阻力系数变化, 可知, 在小迎角时, 前缘激励对升力系数和阻力系数影响效果不明显; 当迎角增大到失速附近, 控制效果显著, 可以推迟失速的发生, 提高升力系数, 但同时增大了阻力系数; 流动控制效果受到激励电压峰峰值 (以下简称激励电



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图6 前缘激励作用下的升力系数和阻力系数
Fig. 6 Lift coefficient and drag coefficient for leading edge actuation

压) V_{p-p} 和激励频率 f 的影响,激励参数为 $V_{p-p}=11.8\text{ kV}$, $f=1500\text{ Hz}$ 以及 $V_{p-p}=12\text{ kV}$, $f=1000\text{ Hz}$ 时,升力系数和阻力系数都没有变化.增大激励电压到 $V_{p-p}=13\text{ kV}$,同时降低激励频率到 $f=400\text{ Hz}$ 时,开始出现流动控制效果;当 $V_{p-p}=13\text{ kV}$ 时,不同激励频率下的流动控制效果也不相同,说明流动控制效果对激励频率较为敏感;激励参数为 $V_{p-p}=13\text{ kV}$, $f=200\text{ Hz}$ 时,流动控制效果最显著, 30° 迎角下升力系数提高 9.6% ,阻力系数提高 6.1% ,升阻比提高 3.3% ,并且升力系数在失速迎角后较大迎角范围内(大于 10°)显著高于未施加激励时的升力系数.

已有的研究表明^[5,13-18],三角翼前缘分离形成前缘集中分离旋涡,为三角翼提供涡升力,旋涡的强度、结构以及破裂与否对于三角翼的升阻特性有重要影响.对于非细长三角翼^[5,13],涡破裂发生至失速的发生中间还有一定的迎角增大区间,升力系数曲线甚至仍能保持一段线性关系,这说明涡破裂并不是影响非细长三角翼升阻特性的决定性因素;另外,非细长三角翼在失速迎角前后前缘分离流不能再附到上翼面,上翼面流动呈现尾流型,这说明前缘分离流再附是影响非细长三角翼升阻特性的决定性因素.文献[5]的实验结果表明,大迎角下,对于 55° 后掠角尖前缘三角翼,在前缘施加脉冲 DBD 等离子体气动激励可以促进前缘分离流的再附(如图 7(a)所示),有效推迟了失速的发生,提高失速迎角附近的升力系数.分析推测,前缘 NS DBD 等离子体气动激励同样可以产生类似的流动控制效果,通过短脉冲放电的冲击波效应向前缘分离的剪切层注入能量,增强了流动再附能力(如图 7(b)所示),改善了上翼面的尾流型流态,从而改善上翼面压力分布,增大升力系数.

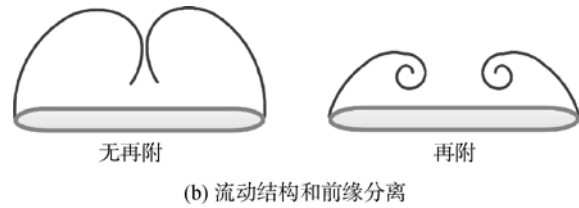
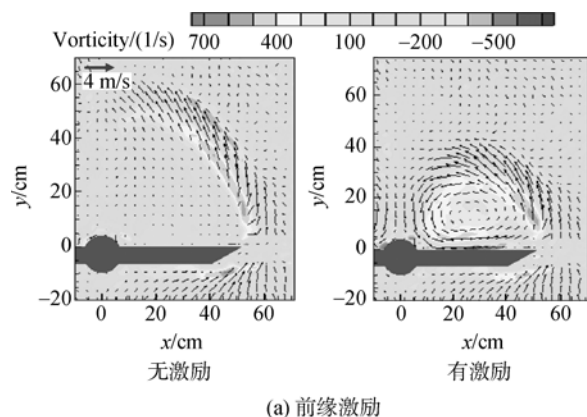


图 7 前缘分离流的分离与再附^[5]

Fig. 7 Separation and reattachment of leading edge separation flow^[5]

3.1.2 上翼面激励位置 2 的流动控制效果

上翼面激励位置 2 的高压电极外侧紧贴三角翼前缘棱线.该位置紧靠前缘但与前缘分离点具有一定距离,前缘分离流已经形成.图 8 是激励前后升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线,可以看出,升力系数和阻力系数变化不大.

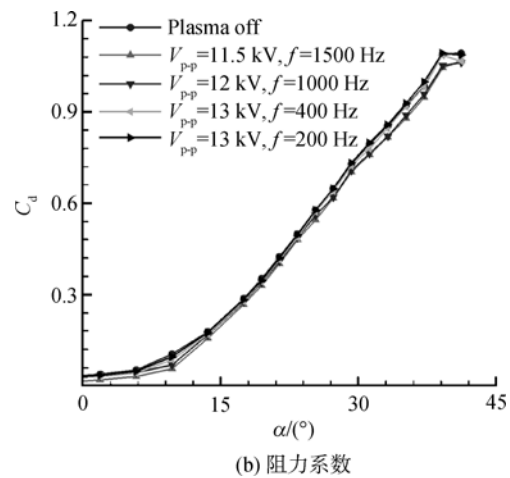
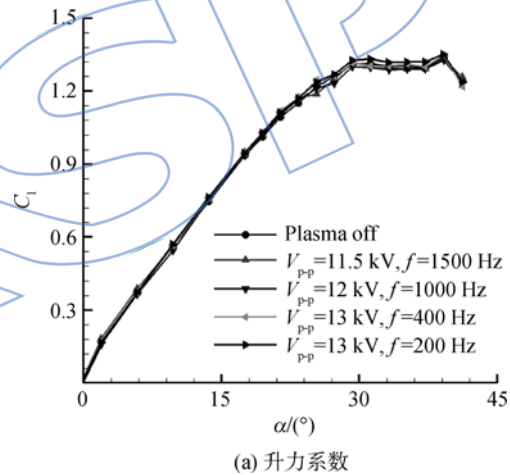


图 8 上翼面激励位置 2 的升力系数和阻力系数
($p=0\text{ cm}$)

Fig. 8 Lift coefficient and drag coefficient for upper surface actuation position 2 ($p=0\text{ cm}$)

当激励参数为 $V_{p-p} = 13 \text{ kV}$, $f = 200 \text{ Hz}$ 时, 30° 迎角下升力系数增大不到 1% , 阻力系数增大 1.8% ; 激励参数为 $V_{p-p} = 11.5 \text{ kV}$, $f = 1500 \text{ Hz}$ 时, 阻力系数减小 4.8% , 但升力系数减小 1.1% , 分析表明等离子体气动激励不能显著影响已经形成的前缘涡流型, 因此不能对三角翼的升阻特性产生显著影响。

3.1.3 上翼面激励位置3的流动控制效果

上翼面激励位置3的高压电极前端外侧紧贴三角翼前缘棱线, 后端外侧距离翼尖的距离 $p = 3.5 \text{ cm}$, 该位置远离前缘分离点, 前缘涡已经基本形成并发展。图9是激励前后升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线。激励电压 $V_{p-p} = 13 \text{ kV}$ 时, 升力系数和阻力系数没有出现明显的变化, 30° 迎角下升力系数变化不到 2% , 阻力系数变化不到 2.5% , 说明在该位置施加等离子体气动激励不足

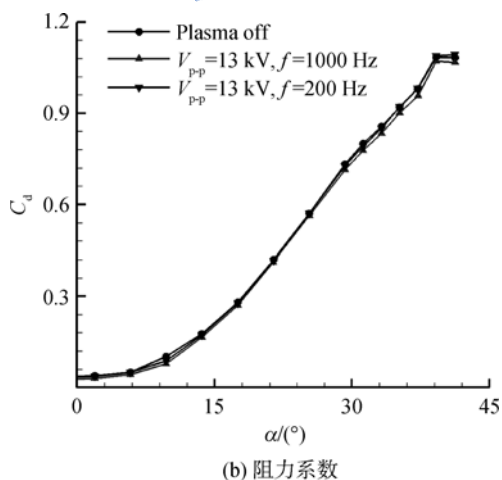
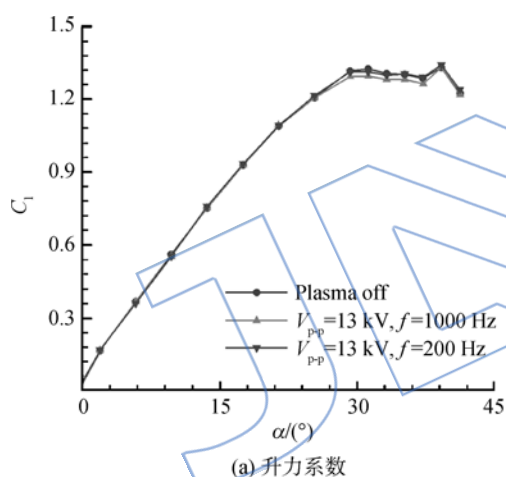


图9 上翼面激励位置3的升力系数和阻力系数
($p = 3.5 \text{ cm}$)

Fig. 9 Lift coefficient and drag coefficient for upper surface actuation position 3 ($p = 3.5 \text{ cm}$)

以对前缘涡产生显著影响。

3.1.4 上翼面激励位置4的流动控制效果

上翼面激励位置4的高压电极前端外侧紧贴三角翼前缘棱线, 后端外侧距离翼尖的距离 $p = 6.5 \text{ cm}$, 该位置更加远离前缘分离点, 前缘涡已经基本形成并发展。

图10是激励前后升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线。不同的激励电压和激励频率下, 升力系数和阻力系数都有所下降, 激励电压 $V_{p-p} = 13 \text{ kV}$, 激励频率 $f = 1000 \text{ Hz}$ 时, 30° 迎角下升力系数降低 2.5% , 阻力系数降低 6% , 流动控制效果不明显, 同样表明等离子体气动激励对于已经形成并发展的前缘涡影响效果不明显。

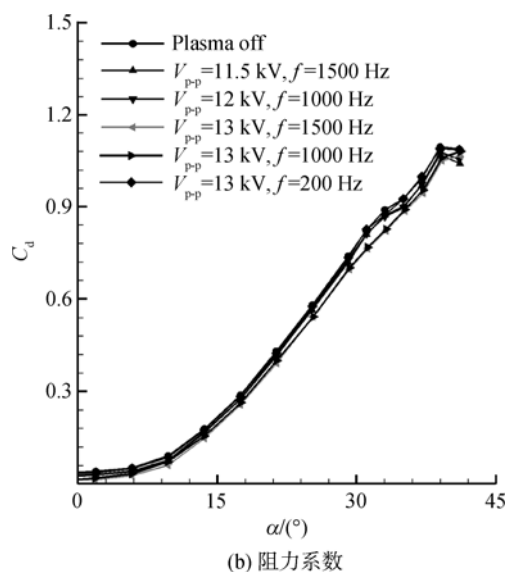
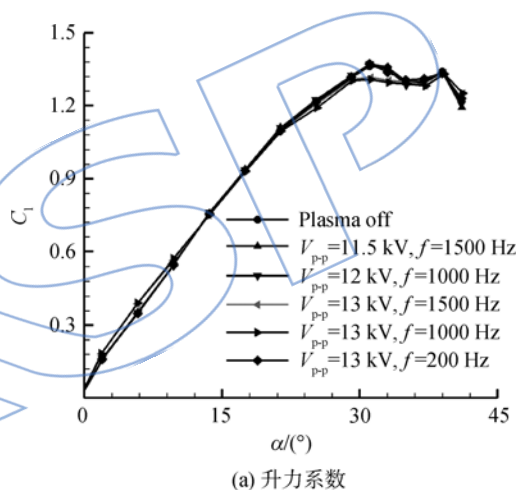


图10 上翼面激励位置4的升力系数和阻力系数
($p = 6.5 \text{ mm}$)

Fig. 10 Lift coefficient and drag coefficient for upper surface actuation position 4 ($p = 6.5 \text{ cm}$)

3.1.5 上翼面激励位置 5 的流动控制效果

上翼面激励位置 5 的高压电极前端外侧紧贴三角翼前缘棱线,后端外侧距离翼尖的距离 $p=12.0\text{ cm}$. 图 11 是激励前后升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线. 不同的激励电压和激励频率下,升力系数和阻力系数都有所下降,但升力系数变化幅度不到 1%,阻力系数变化不到 2%. 分析表明,该位置前缘涡已经形成并充分发展,等离子体气动激励不足以对前缘涡产生显著影响,因此在该位置施加等离子体气动激励并不能影响三角翼的升阻特性.

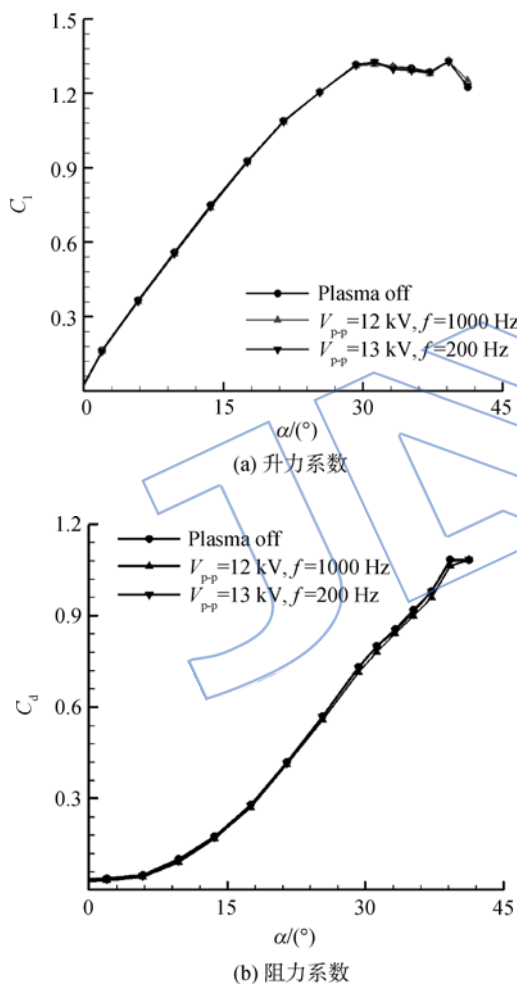


图 11 上翼面激励位置 5 的升力系数和阻力系数
($p=12.0\text{ cm}$)

Fig. 11 Lift coefficient and drag coefficient for upper surface actuation position 5 ($p=12.0\text{ cm}$)

3.2 分析与讨论

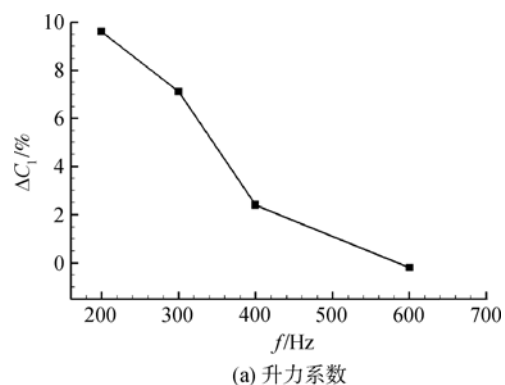
文献[5]中对非细长尖前缘三角翼施加毫秒脉冲 DBD 等离子体气动激励可以有效实现前缘分离流再附,增大升力系数,推迟失速的发生. 与

毫秒脉冲 DBD 等离子体气动激励诱导产生加速气流不同,NS DBD 等离子体气动激励诱导产生的气流加速效应可以忽略不计^[1,11-12],在纳秒脉冲强放电过程中,可以在瞬间产生很大的温度升和压力升,产生冲击波,在流场产生局部扰动,进而引起流场的全局性响应. 对于 47° 后掠角钝前缘三角翼, 30 m/s 来流条件下,在前缘施加 NS DBD 等离子体气动激励同样可以增大升力系数,推迟失速的发生,在迎角为 30° 时升力系数由 1.31 增大到 1.44,增大 9.6%.

对比 5 种不同激励位置的流动控制效果,发现等离子体气动激励的流动控制效果对激励位置比较敏感,合适的激励位置可以在相同的激励条件下实现较好的流动控制效果. 前缘激励能够显著影响三角翼的气动特性,分析推测前缘等离子体气动激励产生的冲击波效应改变了前缘涡的形成条件,增大了前缘分离流的能量,增强了气流在上翼面的再附能力,进而起到推迟失速、增大升力系数的效果. 4 种上翼面激励在上翼面不同位置产生局部高温、高压扰动,但实验结果表明上翼面等离子体气动激励并不能有效影响三角翼的气动特性,分析推测与前缘激励相比,上翼面激励位置距离前缘分离点较远,在本文采用的激励条件下,上翼面等离子体气动激励作用产生的热冲击和压力冲击效应并不能显著影响前缘分离流,改善前缘分离流的流动再附能力,所以无法获得类似前缘激励的流动控制效果.

另外,从前缘激励的流动控制效果不难发现,流动控制效果对激励频率比较敏感. 为进一步研究前缘激励的流动控制效果随激励频率的变化规律,对激励电压 $V_{p-p}=13\text{ kV}$ 时不同激励频率下的升力系数和阻力系数以及升阻比进行对比.

图 12 是 30° 迎角下,激励电压 $V_{p-p}=13\text{ kV}$ 时对应不同激励频率下的升力系数和阻力系数以及升阻比增量的对比图,从图中可知,激励频率 $f=$



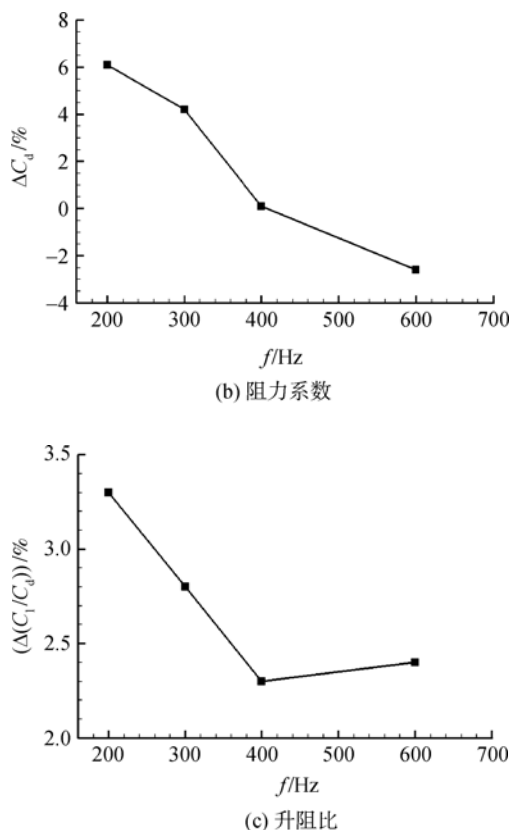


图12 前缘激励不同激励频率下的升力系数和阻力系数以及升阻比增量 ($V_{pp} = 13 \text{ kV}$, $\alpha = 30^\circ$)

Fig. 12 Increments of lift coefficient, drag coefficient and lift-drag ratio of different actuation frequencies for leading edge actuation ($V_{pp} = 13 \text{ kV}$, $\alpha = 30^\circ$)

600, 400, 300, 200 Hz 时升力系数分别增加 -0.2% , 2.4% , 7.1% , 9.6% ; 阻力系数分别增大 -2.6% , 0.1% , 4.2% , 6.1% ; 升阻比分别增大 2.4% , 2.3% , 2.8% , 3.3% , 说明激励频率 $f = 200 \text{ Hz}$ 下的流动控制效果最为明显. 可见, 激励频率存在与流场的最佳的耦合频率, 可以在相同电压下实现更为显著的流动控制效果.

4 结论

本文进行了利用 NS DBD 等离子体气动激励器改善钝前缘三角翼气动特性测力实验, 实现了激励位置的优化, 同时研究了激励电压和激励频率对升力系数和阻力系数的影响规律, 主要结论如下:

1) 实验结果表明 NS DBD 等离子体气动激励可以改善钝前缘三角翼的升阻特性, 增大升力系数, 提高升阻比.

2) 激励器敷设位置是三角翼等离子体流动控制效果的决定性因素. 30 m/s 来流条件下, 前缘激励可以显著改善 47° 后掠角三角翼的升力特

性, 提高升阻比; 上翼面激励采用不同的激励位置均未能对升阻特性产生显著影响.

3) NS DBD 等离子体气动激励的激励频率存在与流场的最佳耦合频率, 可以在相同电压下实现更为显著的流动控制效果. 激励电压为 13 kV , 激励频率为 600, 400, 300, 200 Hz 的实验条件下, 激励频率为 200 Hz 时的流动控制效果最为显著, 30° 迎角下升力系数提高了 9.6% , 升阻比增大了 3.3% .

本文研究结果对 NS DBD 等离子体气动激励用于前缘涡流型的控制有重要意义. 下一步的工作包括: 通过流动显示技术进一步揭示 NS DBD 等离子体气动激励改善钝前缘三角翼升阻特性的机理及物理本质; 改善纳秒脉冲电源性能, 扩展电源频带, 进一步探讨激励频率对流动控制效果的影响.

参考文献:

- [1] Roupassov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulse periodic discharge[R]. AIAA-2008-1367, 2008.
- [2] 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.
- [3] 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)
- [4] 赵小虎, 吴云, 李应红, 等. 高负荷压气机叶栅分离结构及其等离子体流动控制[J]. 航空学报, 2012, 33(2): 208-219.
- [5] ZHAO Xiaohu, WU Yun, LI Yinghong, et al. Separation structure and plasma flow control on highly loaded compressor cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2): 208-219. (in Chinese)
- [6] Nishihara M, Takashima K, Rich J, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface DBD[R]. AIAA-2011-1144, 2011.
- [7] Kwak D Y, Nelson R C. Vortical flow control over delta wings with different sweep back angles using DBD plasma actuators[R]. AIAA-2010-4837, 2010.
- [8] 秦燕华, 庄逢甘, 沈礼敏, 等. 展向射流控制机翼前缘涡的机理及其应用[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 267-275.
- [9] QIN Yanhua, ZHUANG Fenggan, SHEN Limin, et al. An experimental study on controlling vortex over wing by using spanwise blowing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(3): 267-275. (in Chinese)
- [10] Visbal M R, Gaitonde D V. Control of vortical flows using

- simulated plasma actuators[R]. AIAA-2006-505, 2006.
- [8] Zhang P F, Wang J J, Feng L H, et al. Experimental study of plasma flow control on highly swept delta wing[J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 249-252.
- [9] Greenblatt D, Kastantin Y, Nayeri C N, et al. Delta-wing flow control using dielectric barrier discharge actuators [R]. AIAA-2007-4277, 2007.
- [10] 梁华, 李应红, 贾敏, 等. 等离子体气动激励的能量转化过程分析[J]. 高电压技术, 2010, 36(12): 3054-3058. LIANG Hua, LI Yinghong, JIA Min, et al. Energy conversion process analysis of plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2010, 36(12): 3054-3058. (in Chinese)
- [11] Glaz B, Dinavahi S P G, Gaitonde D V. Nanosecond pulsed plasma actuation effects on aerodynamic damping and implications for aeroelastic stability in the post-stall regime [R]. AIAA-2012-1482, 2012.
- [12] 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)
- [13] Gursul I, Wang Z, Vardaki E. Review of flow control mechanisms of leading-edge vortices[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7): 246-270.
- [14] Lowson M V, Riley A J. Vortex breakdown control by delta wing geometry[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(4): 832-838.
- [15] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 495-505.
- [16] Polhamus E C. Prediction of vortex lift characteristics by a leading-edge suction analogy[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(4): 193-199.
- [17] WANG Jinjun, XU Yan. Experimental studies on control of delta wing aerodynamics[R]. AIAA-2004-252, 2004.
- [18] 顾祥玉, 杨永, 李喜乐. 马赫数和雷诺数对钝前缘三角翼流场的影响[J]. 航空计算技术, 2012, 42(6): 13-16. GU Xiangyu, YANG Yong, LI Xile. Numerical simulation for effects of Mach and Reynolds number on flow over medium radius leading edge delta wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(6): 13-16. (in Chinese)