

# 等离子体激励对飞翼布局飞行器增升及流态影响

姚军锴<sup>1</sup>, 何海波<sup>1</sup>, 周丹杰<sup>1</sup>, 史志伟<sup>2</sup>, 杜海<sup>2</sup>

(1.北京机电工程研究所, 北京 100074; 2.南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

**摘要:**将纳秒脉冲等离子体激励器应用于飞翼布局飞行器上,在 $-4^\circ \sim 28^\circ$ 攻角范围内,开展了激励器布置位置和放电频率对增升效果的影响研究,采用油流显示方法分析了不同攻角下激励器作用与否表面流态随攻角的演化规律。研究表明,等离子体激励器通过放电能够在在大攻角时实现飞翼布局飞行器的增升;布置位置和放电频率对增升效果的影响较大,布置于飞行器前缘的激励器能够获得最佳的控制效果,存在最优的放电频率,在该频率下流动分离被有效抑制,增升效果最佳;油流显示结果表明激励器对分离流的控制机理在于施加激励后对剪切层注入能量,增加了分离涡强度,促进了剪切层外高速与内部低速气流的掺混,有效抑制了分离的发生。

**关键词:**等离子体;飞翼布局;增升;油流;攻角;流动分离;流动显示;风洞试验

**中图分类号:** V211.7

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2018)05-0963-07

飞行器的升力主要来源于机翼,机翼在较大的攻角下会出现流动分离,造成升力损失,甚至失速,从而威胁飞行安全。飞翼布局由于具有较大升阻比、良好载荷分布和隐身特性,近年来受到国内外研究机构的广泛关注<sup>[1-2]</sup>。由于采用翼身融合方式,其机体为“全翼面”形式,在大攻角机动时机体表面的流动分离更加严重地威胁到其飞行安全。

对飞翼布局飞行器来说,大攻角时流动从前缘就开始分离,分离流在机体背风面形成自由剪切层,进而卷起产生分离涡,已有研究表明,对于自由剪切层的控制能够有效减小分离涡的强度<sup>[3-4]</sup>。

随着科技的发展,主动流动控制技术在抑制流动分离上发挥着越来越大的作用<sup>[5-9]</sup>。国内外通过计算和试验手段对流动分离控制进行了一系列研究,Gursul等<sup>[10]</sup>系统地介绍了三角翼布局前缘分离涡主被动控制方法,李玉杰等<sup>[5]</sup>采用双合成射流激励器,有效地抑制了翼型大攻角流动分离,推迟了分离攻角。作为一种新型主动流动控制手段,等离子体流动控制技术具有结构简单、尺寸小、重量轻、响应快、能耗低的特点,国内外针对该技术开展了广泛

的研究<sup>[11-14]</sup>。Lopera等<sup>[15]</sup>基于1303UAV模型开展了等离子体流动控制风洞试验,结果表明等离子体能够有效抑制流动分离,不同攻角下升力最大增加25%。Patel等<sup>[16]</sup>对1303UAV大攻角分离涡特性开展了风洞试验研究,通过流动显示手段表明,在 $5^\circ$ 攻角下飞行器前缘就形成了分离涡,随攻角增大,前缘分离涡破碎且位置前移,通过布置等离子体激励器,流动分离明显被抑制,最大升力系数有所提升。翟琪等<sup>[17]</sup>采用数值模拟方法分析了介质阻挡放电等离子体激励对翼型大攻角分离流的控制效果,从流场结果看等离子体激励后翼型背风面分离被有效抑制。

从国内外的研究现状看,对飞翼布局飞行器应用等离子体激励的研究多采用测力方式获取激励前后对气动特性的影响<sup>[18-19]</sup>,而针对等离子体激励器与流场作用机理的研究较少。本文采用测力与油流显示相结合的试验方法,对等离子体激励器在飞翼布局飞行器上布置位置和放电频率对全机气动特性影响的规律进行了研究,着重分析了不同攻角下激励器开启与否时均化流动结构随攻角的演化过程,

从而揭示了等离子体激励器对飞翼布局飞行器分离涡的控制机理,为飞翼布局飞行器大攻角分离涡控制提供了借鉴和指导。

### 1 试验系统

#### 1.1 风洞及试验方法

本次研究包括测力和油流显示试验,试验均在

表 1 天平量程和校准精度

参数	X/kg	Y/kg	Z/kg	参数	$M_x/(kg \cdot m)$	$M_y/(kg \cdot m)$	$M_z/(kg \cdot m)$
天平量程	1.6	6	2.2	天平量程	0.21	0.14	0.38
校准精度/%	0.08	0.03	0.06	校准精度/%	0.02	0.01	0.08

油流显示试验中涂料由二氧化钛、石蜡、硅油和煤油按比例混合而成并在吹风前均匀涂在模型表面,由于油流试验主要在于获取飞行器表面时均流场结构,因此不进行测力,每次试验吹风 2~4 分钟直至表面流态不再变化为止。

#### 1.2 等离子电源

试验采用纳秒脉冲等离子体电源,电源型号 NPG-15/2000(N),输入为 0~220 V,50 Hz 的交流电,输出为 4 ns 上升沿、20 ns 宽度的脉冲电压,最大脉冲能量 30 mJ,峰-峰值电压 10~18 kV,脉冲峰值功率为 4.5 MW。

#### 1.3 等离子体激励器

本次研究采用表面介质阻挡放电等离子体激励器(DBD),其由掩埋电极、绝缘材料和裸露电极组成。激励器电极采用厚度 80 μm 的铜箔电极,电极宽度 5 mm,放电宽度 1 mm,绝缘材料采用 3 层厚度为 60 μm 的聚酰亚胺薄膜。

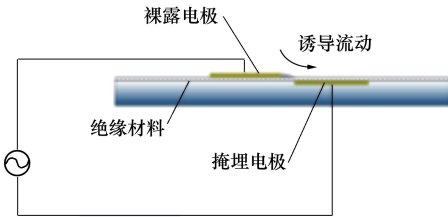


图 1 DBD 结构示意图

#### 1.4 试验模型

试验用飞翼布局飞行器外形如图 2 所示,模型前缘后掠角 40°,展长 800 mm,对称面弦长 480 mm,重心位置距头部顶点 249 mm。采用 ABS 塑料加工而成,模型以尾支撑方式安装在风洞攻角机构上。

南京航空航天大学 1 m 低速、低噪声和低湍流风洞中进行,风洞主要由试验段、扩散段、回流段、稳定段、收缩段和动力段组成。试验段尺寸为:1.5 m×1 m,最大稳定风速 35 m/s,2 项试验风速均为 25 m/s,雷诺数  $Re = 3.81 \times 10^5$ 。

测力试验采用 Φ14 mm 杆式六分量天平,天平响应频率大于 80 Hz,天平量程和校准精度如表 1 所示。

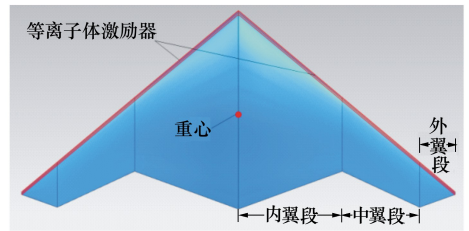


图 2 飞翼布局飞行器模型

试验中激励器布置于模型左右两侧内、中、外翼段前缘 0%*c*,5%*c*,10%*c*,模型在风洞中激励器开启状态的照片如图 3 所示:

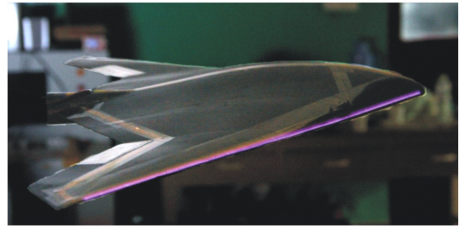


图 3 风洞中等离子体激励器开启状态

## 2 结果与分析

### 2.1 测力结果

首先采用固定放电电压  $U = 15.3$  kV,放电频率  $f = 70$  Hz 的方式研究了激励器不同布置位置对全机气动特性的影响。激励器放电与否产生的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数随攻角变化曲线如图 4 所示:

由试验结果可知,激励器开启后对全机气动特性的影响比较明显,不同布置位置对升、阻力、俯仰力矩的影响有一定差异。具体看与激励器关闭状态

相比,3 种布置位置激励器开启全机升力系数在  $14^\circ$  攻角后明显增加,激励器越靠近前缘,增升效果越明显,布置于前缘位置时, $24^\circ$  攻角飞行器升力系数增加 22.7%。攻角小于  $18^\circ$ ,激励器开启使全机阻力系数略有降低, $18^\circ$  攻角后激励器状态全机阻力系数比

关闭时有所增加,激励器位置越靠前,阻力系数增加越明显。3 种布置位置激励器开启均使全机抬头力矩增加且布置位置越靠近前缘,抬头力矩增加越明显。

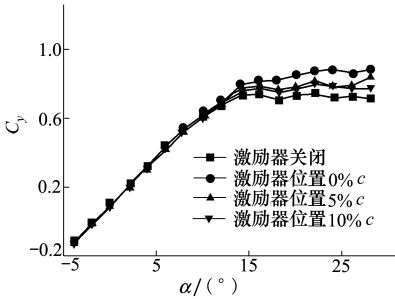


图 4 激励器不同布置位置升力系数随攻角变化曲线

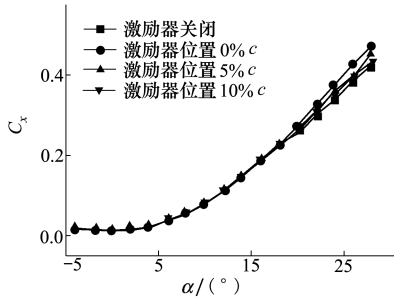


图 5 激励器不同布置位置阻力系数随攻角变化曲线

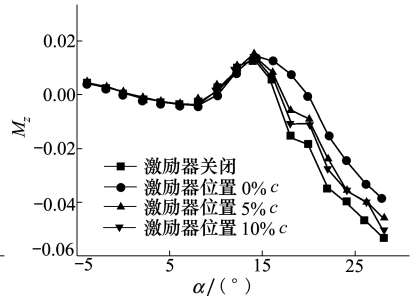


图 6 激励器不同布置位置俯仰力矩系数随攻角变化曲线

从不同布置位置测力结果分析,小攻角状态施加激励后,由于飞行器附近流场均为附着流,因此激励器开启前后对全机气动特性的影响效果有限;随攻角增加,从飞行器前缘附近开始出现分离,且分离点随攻角增加向前缘移动,而靠近前缘的激励器通过在分离点附近对流场注入能量,有效抑制了自由剪切层的破碎和涡的形成,使分离流得到有效抑制

并部分再附,因此大攻角状态施加激励后全机气动特性比激励器关闭状态有明显改善。

固定激励器位置于  $0\%c$ ,研究了放电频率对飞行器气动特性的影响,放电电压仍为  $U=15.3\text{ kV}$ ,图 7~9 给出了不同放电频率全机升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数随攻角变化曲线:

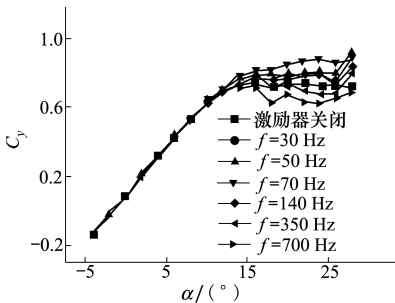


图 7 不同放电频率升力系数随攻角变化曲线

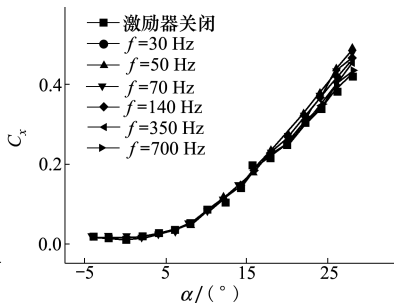


图 8 不同放电频率阻力系数随攻角变化曲线

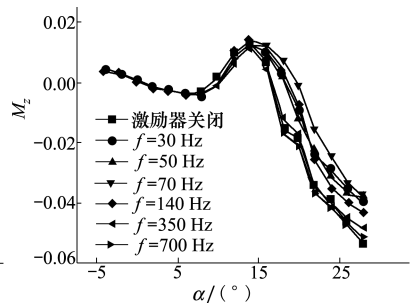


图 9 不同放电频率俯仰力矩系数随攻角变化曲线

从图中可知,不同放电频率下全机气动特性存在一定差异。放电频率小于  $70\text{ Hz}$ ,大攻角时施加激励后全机升力系数随放电频率的增加而增大,放电频率大于  $70\text{ Hz}$ ,全机升力系数随放电频率的增加而减小,放电频率  $f=70\text{ Hz}$  时飞行器升力系数增幅最大。攻角小于  $18^\circ$  与激励器关闭状态相比,不同放电频率全机阻力系数存在一定波动,变化量值较小,攻角大于  $18^\circ$ ,不同放电频率下全机阻力系数均有所增加且  $f=70\text{ Hz}$  时阻力系数的增幅最大。与

升、阻力系数的影响规律类似,放电频率  $f=70\text{ Hz}$  时,飞行器产生的俯仰力矩系数增加量最大。

前期大量研究表明<sup>[3,20]</sup>,等离子体激励器是通过抑制分离流实现增升控制,其对分离流的控制存在最佳放电频率,该频率下产生的扰动与分离涡的生成频率耦合,能够有效抑制分离涡的形成。对于本文试验状态,放电频率  $f=70\text{ Hz}$  时,对应无量纲频率  $F^+ = f \cdot L_{sep} / V_\infty \approx 1$ ,其中  $f$  为放电频率,  $L_{sep}$  为沿流线分离区大小,  $V_\infty$  为来流速度,此时对分离涡的

控制效果最佳。

根据上述测力试验研究结果,激励器位置和放电频率对飞行器分离流控制效果的影响较大,激励器布置在飞行器前缘,无量纲放电频率  $F^+ \approx 1$  时控制效果最佳,采用该激励器布置位置和放电频率开展了下述油流显示试验。

### 2.2 不同攻角时均流动结构

作为一种传统的流动显示方法,油流法可用于显示物面的时均流动图谱,其是一种能够显示复杂流动的简便而有效的手段。本次研究采用该方法能够有效避免纳秒等离子体放电对其他流动显示技术的电磁干扰问题,例如高速 PIV 可能的丢帧问题。

为了便于对比有无激励状态下的流场结构,本部分试验采用单侧布置激励器的方式,即仅在风洞试验模型右侧机翼前缘布置激励器,由于激励器电极和绝缘层的厚度较小,可认为其对流动结构不构成影响。

图 10 给出了攻角  $5^\circ$  时飞翼布局模型表面的油流显示结果:

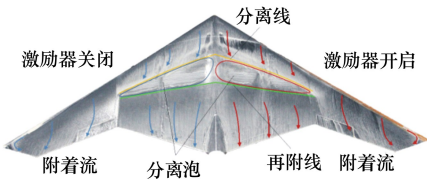


图 10  $5^\circ$  攻角飞翼布局模型油流显示结果

从图中可见, $5^\circ$  攻角时模型上表面左、右侧内翼段均出现了分离泡,分离泡位置位于  $30\%c \sim 50\%c$ , 上表面附着流在分离泡前分离,并在  $50\%c$  位置发生再附,再附后流线沿内翼段上表面呈附着流态直至后缘。飞行器上表面在较低的速度下出现了非预期分离泡,该现象仅在低雷诺数下才会出现,分析其成因,主要在于内翼段上表面最大厚度较大,且最大厚度位置较为靠前, $5^\circ$  攻角下流动从前缘一直加速至最大厚度位置,而后在逆压梯度下减速分离,形成分离泡,过分离泡后边界层内低速分离流与外部高速流动卷曲混合,增大了边界层内的流速,流动重新附着。油流显示结果为后续气动外形的改进优化提供了方向。

由于激励器布置在前缘,而流动未从前缘分离,因此激励器开启对分离泡的抑制作用有限。在  $5^\circ$  攻角下中翼段和外翼段均维持附着流态,激励器开

启与否的表面流线基本一致,由此也验证了激励器厚度和宽度对油流显示结果的影响较小。

图 11 给出了  $10^\circ$  攻角时模型表面的油流显示结果:

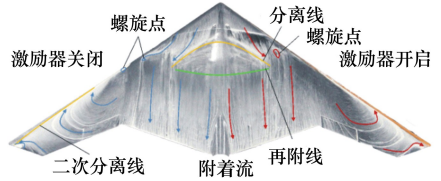


图 11  $10^\circ$  攻角飞翼布局模型油流显示结果

由图可见在  $10^\circ$  攻角时模型上表面内翼段出现了分离,分离位置同样位于翼型上表面最大厚度附近,前缘附着流沿分离线向左右两侧流动。分离流在  $50\%c$  附近再附,而后以附着流态流动至后缘。

由于飞翼布局模型前缘后掠角较小,前缘涡不稳定, $10^\circ$  攻角下激励器关闭时在内外翼转折位置已出现螺旋点,但此时前缘涡并未完全破碎,第一个螺旋点附近的前缘涡能量较小,其沿展向继续发展,在中翼段前缘附近形成了尺度较大的第二个螺旋点,该螺旋点对应的分离涡使流动在中翼和外翼顺螺旋流动,最终在中翼和外翼段前缘二次分离。施加激励后,右侧机翼在内外翼转折位置附近同样出现螺旋点,但由于激励器对自由剪切层注入了能量,螺旋点稳定在该位置,并未出现破碎,从油流结果看分离涡的强度也比激励器关闭状态明显提高,在中翼段和外翼段继续顺螺旋方向流动,且在前缘位置未形成二次分离。

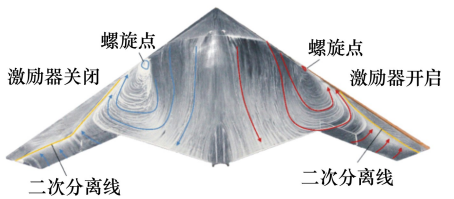


图 12  $15^\circ$  攻角飞翼布局模型油流显示结果

随攻角继续增大, $15^\circ$  攻角状态激励器关闭时剪切层从前缘直接分离,形成尺度较大的分离涡,对应螺旋点位置在前缘附近,从测力曲线看,攻角  $15^\circ$  时,飞行器已处于失速点,分离涡卷起的反向流动在中翼段和外翼段  $50\%c$  附近形成二次分离线。激励器开启后,右侧机翼螺旋点位置沿展向向翼尖方向

移动,且中、外翼段的分离区明显降低,激励器作用前后的俯仰力矩系数曲线同样验证了该流态。

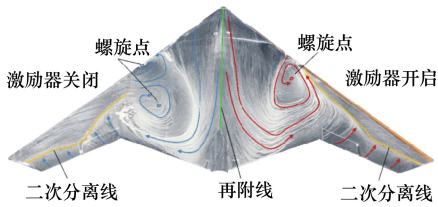


图 13 20°攻角飞翼布局模型油流显示结果

在 20°攻角时,飞行器已处于过时速状态,前缘涡已经完全破碎,激励器关闭时左侧机翼上形成了尺度占据 1/2 翼面的分离涡,分离涡在飞行器上表面中线位置再附。内翼段前缘的分离涡向后发展,在内翼段 60% $c$  位置形成尺度更大的涡,分离涡卷起的气流在中、外翼段逆流流动,并在 60% $c$  附近再次分离。激励器开启后,螺旋点向上游和右侧移动,由于激励后对流场形成的扰动增加了分离涡的能量,右侧机翼仅存在一个涡量较大的螺旋点,由此也增大了中、外翼段逆流流动的流速,有效降低了分离区大小。

图 14 给出了 25°攻角状态模型表面的油流显示结果:

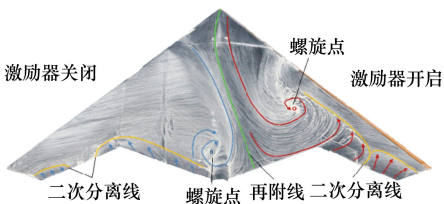


图 14 25°攻角飞翼布局模型油流显示结果

在如此大的攻角下,剪切层从前缘直接分离,分离涡已经完全破碎,且破碎的分离涡远离模型表面。激励器关闭时分离区几乎占据了左侧整个翼面,仅在内翼段后缘位置存在尺度非常小的螺旋点,在远离翼面的分离涡作用下,部分流动在后缘再附,由于能量较小、速度较低,很快就形成了二次分离。在激励器的作用下,再附线位置不再位于上表面中线,而是向右翼偏斜。激励器开启后螺旋点位置向上游和右侧移动,说明激励器增强了分离涡的强度,强度较大的涡卷曲自由剪切层外的高速气流使二次分离线位置向前缘移动,显著降低了右侧翼面分离区大小。测力曲线升力系数的提升和抬头力矩的形成也从侧

面印证了激励器作用后的流态。

从另一方面看,随攻角增加,激励器关闭状态表面流态从附着流到形成分离涡并部分破碎,再到形成完全破碎的分离涡,最终到形成完全破碎后远离飞行器表面的分离涡。激励器介入后,模型表面附着流态未发生明显变化;部分破碎的分离涡在激励器对剪切层注入能量后强度增加,并且维持涡流状态,不再出现破碎;完全破碎的分离涡在激励器的作用后涡心位置向外翼和前缘移动,由此促进了剪切层外高能流动的卷入和混合,提高了分离涡的能量,有效增加了模型表面附着区的大小;完全破碎的脱体分离涡在施加激励后涡心位置向外翼和前缘移动,涡的强度明显提高,分离涡促使前缘自由剪切层外的高速流动和剪切层内的低速流动充分混合,从而延迟了流动分离的发生,减小了分离区尺度,达到了增升的效果。

### 3 结 论

通过测力试验研究了等离子体激励器的位置和参数对飞翼布局飞行器气动特性的影响规律,并采用油流显示试验,获取了不同攻角下的表面流态,分析了时均化流场结构随攻角的演化过程和等离子体激励器对分离涡的作用机理,得到的结论如下:

1) 等离子体激励器通过放电能够在在大攻角时有效提高飞翼布局飞行器的升力系数和俯仰力矩系数,但同时也会造成阻力系数有所提升;

2) 在飞行器前缘布置激励器时,可实现最佳的增升效果,该位置下能够使飞行器升力系数最大提高 22.7%,随激励器位置后移,增升效果减弱;

3) 在飞行器前缘布置激励器,不同放电频率下施加激励后,大攻角状态全机升力系数和俯仰力矩系数比无激励时有增有降,阻力系数有所增大。放电频率  $f=70$  Hz 时增升效果最佳,该频率下激励器的扰动与分离涡生成频率耦合,有效抑制了分离;

4) 小攻角状态流动未在飞行器前缘分离,激励器作用前后模型表面流态基本一致。随攻角增大,模型表面流态从附着流到形成分离涡并部分破碎,激励器作用后通过对剪切层注入能量,分离涡强度增加,不再出现破碎。大攻角时,模型表面分离涡完全破碎,涡尺度明显增加,通过施加激励,涡心位置向外翼和前缘移动,促进了剪切层外高速流动与内部低速流动的混合,提高了分离涡能量,有效增加了

模型表面附着区的大小,从而达到增升的效果。

本文的研究揭示了等离子体激励器对飞翼布局飞行器大攻角分离涡的控制机理,为拓宽其飞行包

线提供了新的思路。目前的研究仅局限于飞行器时均化表面流态,下一步将对激励器作用前后分离涡的时间、空间运动和演化过程开展更为深入的研究。

## 参考文献:

- [1] Robert C N, Thomas C C, Chuan H, et al. Modification of the Flow Structure over a UAV Wing for Roll Control[C]//45th Aerospace Sciences Meeting, Reno, 2007: 1-15
- [2] 孔轶男,王立新,王学武,等.小展弦比飞翼布局飞机横向涡流控制气动机理[J].航空学报,2009,30(5):806-811  
Kong Yinan, Wang Lixin, Wang Xuewu, et al. Lateral Inject Active Vortex Control Based on Low Aspect Ratio Flying Wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 806-811 (in Chinese)
- [3] Zhao G Y, Li Y H, Hua W Z, et al. Experimental Study of Flow Control on Delta Wings with Different Sweep Angles Using Pulsed Nanosecond DBD Plasma Actuators[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(11): 1966-1974
- [4] 杜海,史志伟,程克明,等.纳秒脉冲等离子体分离流控制频率优化及涡运动过程分析[J].航空学报,2016,37(7): 2102-2111  
Du Hai, Shi Zhiwei, Cheng Keming, et al. Frequency Optimization and Vortex Dynamic Process Analysis of Separated Flow Control by Nanosecond Pulsed Plasma Discharge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2102-2111 (in Chinese)
- [5] 李玉杰,罗振兵,邓雄,等.合成双射流控制NACA0015翼型大攻角流动分离试验研究[J].航空学报,2016,37(3): 817-825  
Li Yujie, Luo Zhenbing, Deng Xiong, et al. Experimental Investigation on Flow Separation Control of Stalled NACA0015 Airfoil Using Dual Synthetic Jet Actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 817-825 (in Chinese)
- [6] Wang J J, Choi K S, Feng L H, et al. Recent Developments in DBD Plasma Flow Control[J]. Progress in Aerospace Science, 2013, 62(4): 52-78
- [7] 车学科,聂万胜,侯志勇,等.地面试验模拟高空等离子体流动控制效果[J].航空学报,2015,36(2):441-448  
Che Xueke, Nie Wansheng, Hou Zhiyong, et al. High Attitude Plasma Flow Control Simulation through Ground Experiment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 441-448 (in Chinese)
- [8] 王万波,章荣平,黄宗波,等.等离子体激励用于两段翼型增升的试验研究[J].空气动力学学报,2012,31(1):64-68  
Wang Wanbo, Zhang Rongping, Huang Zongbo, et al. Test Research of Two-Element Airfoil Lift Enhancement by Plasma Actuator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 31(1): 64-68 (in Chinese)
- [9] 孟宣市,杨泽人,陈琦,等.低雷诺数下层流分离的等离子体控制[J].航空学报,2016,37(7):2112-2122  
Meng Xuanshi, Yang Zeren, Chen Qi, et al. Laminar Separation Control at Low Reynolds Numbers Using Plasma Actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2112-2122 (in Chinese)
- [10] Gursul I, Wang Z, Vardaki E. Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43: 246-270
- [11] 李应红,吴云,张朴.等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J].空气动力学学报,2008,26(3):372-377  
Li Yinghong, Wu Yun, Zhang Pu. Experimental Investigation on Airfoil Stall Separation Suppression By Plasma Actuation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377 (in Chinese)
- [12] 赵勤,吴云,李应红,等.端壁等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离实验[J].航空动力学报,2013,28(9):2129-2138  
Zhao Qin, Wu Yun, Li Yinghong, et al. Experiment of Flow Separation Control in Highly Loaded Compressor Cascade Corner by Endwall Plasma Aerodynamic Actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2129-2138 (in Chinese)
- [13] 杜海,史志伟,倪芳原,等.基于等离子体激励的飞翼布局飞行器气动扭矩控制[J].航空学报,2013,34(9): 2038-2046  
Du Hai, Shi Zhiwei, Ni Fangyuan, et al. Aerodynamic Moment Control of Flying Wing Vehicle Using Plasma Actuators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2038-2046 (in Chinese)

- [14] 杜海, 史志伟, 耿玺, 等. 等离子体激励器对微型飞行器横航向气动力矩控制的实验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1781-1790  
Du Hai, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Experimental Study of Directional-Lateral Aerodynamic Moment Control of Micro Air Vehicle By Plasma Actuators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1781-1790 (in Chinese)
- [15] Lopera J, Ng T T, Corke T C, et al. Aerodynamic Control of 1303 UAV Using Windward Surface Plasma Actuators on a Separation Ramp[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 2007: 1-21
- [16] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Plasma Actuators for Hingeless Aerodynamic Control of an Unmanned Air Vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1264-1274
- [17] 翟琪, 张正科, 蔡晋生, 等. 等离子体激励翼型分离流动控制数值模拟[J]. 气体物理, 2016, 1(2): 22-28  
Zhai Qi, Zhang Zhengke, Cai Jinsheng, et al. Numerical Simulation of Plasma Control of Separated Flows over Airfoils[J]. Physics of Gases, 2016, 1(2): 22-28 (in Chinese)
- [18] Han M H, Li J, Niu Z G, et al. Aerodynamic Performance Enhancement of a Flying Wing Using Nanosecond Pulsed DBD Plasma Actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2): 377-384
- [19] 姚军锴, 何海波, 周丹杰, 等. 飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验[J]. 北航学报, 2017, 43(4): 701-708  
Yao Junkai, He Haibo, Zhou Danjie, et al. Tests of Flying Wing Air Craft Roll Control Using Plasma Actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 701-708 (in Chinese)
- [20] Kato K, Breitsamter C, Obi S. Flow Separation Control over a G-387 Airfoil by Nanosecond Pulse-Periodic Discharge[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55(8): 1-19

## Effects of Plasma Actuator Discharge on Lift-Enhancement and Flow Patterns of Flying Wing Aircraft

Yao Junkai<sup>1</sup>, He Haibo<sup>1</sup>, Zhou Danjie<sup>1</sup>, Shi Zhiwei<sup>2</sup>, Du Hai<sup>2</sup>

(1. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China;  
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The nanosecond pulsed plasma discharge actuator is used on a flying wing aircraft. At the angles of attack rang from  $-4^\circ$  to  $28^\circ$ , the impact of plasma actuator arrangement position and discharge frequency on lift-enhancement effect is tested. Oil flow visualization is used to investigate the surface flow pattern varies with angles of attack for the plasma actuator turned on and off. The result indicates that lift-enhancement can be achieved through the actuator discharges at large angles of attack on flying wing aircraft. The arrangement position and discharge frequency both have a significant impact on lift-enhancement effect. The actuator which arranged at the leading edge of the aircraft could get the best lift-enhancement effect. There exists an optimal discharge frequency, flow separation under this frequency can be effectively suppressed, which results the best lift-enhancement effect. The flow visualization test shows that the control mechanisms of the plasma actuator are to inject energy to the shear layer, thus increased the vortex strength. The vortices strengthen the mixing of the outer high-speed fluid with inner low-speed fluid, which effectively restrains the separation.

**Keywords:** plasma actuator; flying wing; lift-enhancement; oil flow; angle of attack; flow separation; flow visualization; wind tunnel experiment