

毫秒脉冲等离子体激励改善飞翼的气动性能实验

马 杰, 梁 华, 吴 云, 韩孟虎, 魏 彪, 赵光银

(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)

摘 要: 在来流速度为 30 m/s 时,进行了毫秒脉冲介质阻挡放电等离子体激励改善飞翼气动性能的风洞实验. 等离子体激励器布置在飞翼前缘,峰峰值电压为 9.5 kV 时,放电的脉冲能量在 0.1 mJ/cm 量级. 通过六分量测力天平测力研究了脉冲激励频率和占空比对升/阻力系数、升阻比和俯仰力矩系数的作用效果. 结果表明:等离子体激励可以有效改善飞翼大攻角气动特性;在最佳无量纲脉冲激励频率 $F^+ \approx 1$ 时,临界失速迎角由 14° 提高到 17° ,最大升力系数提高 10%;占空比对流动控制效果影响较大,减小占空比可以降低能耗,实验中最佳占空比为 5%;俯仰力矩系数的变化表明施加等离子体激励改善了飞翼纵向静稳定性.

关 键 词: 等离子体流动控制; 介质阻挡放电等离子体激励; 毫秒脉冲; 飞翼; 流动分离

中图分类号: V232

文献标志码: A

Experiment for improving aerodynamic performances of a flying wing by millisecond pulsed plasma actuation

MA Jie, LIANG Hua, WU Yun, HAN Meng-hu,
WEI Biao, ZHAO Guang-yin

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The experiment for improving aerodynamic performances of a flying wing by millisecond pulsed dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuation was performed in a wind tunnel at incoming speed of 30 m/s. Plasma actuator was planted along the leading edge of the flying wings; the discharge energy of each pulse was at the order of 0.1 mJ/cm when the peak-to-peak voltage was 9.5 kV. The effect of actuation frequency and duty cycle on the aerodynamic performances, such as lift/drag coefficient, lift/drag ratio and pitch moment coefficient, was investigated through force measurement by a six-component balance. The results show that the aerodynamic performances of the flying wing at high angles of attack can be improved with plasma actuation. When the optimum non-dimensional actuation frequency $F^+ \approx 1$, the stall angle of attack increases from 14° to 17° and the maximum lift coefficient increases by 10%. The duty cycle plays an important role in flow control efficiency. The best duty cycle is 5% in the current investigation, which can reduce the power consumption tremendously. Meanwhile, the changes of pitch moment coefficient indicate that longitudinal static stability of flying wing is improved by plasma actuation.

收稿日期:2015-04-27

基金项目:国家自然科学基金(51207169,51276197); 陕西省自然科学基金(2015JM1001); 中国博士后科学基金(2014M562446)

作者简介:马杰(1993—),男,湖北荆州人,硕士生,主要从事等离子体流动控制.

Key words: plasma flow control; dielectric barrier discharge plasma actuation; millisecond pulsed; flying wing; flow separation

无尾飞翼布局取消了传统的平尾和垂尾,翼身融合为一个巨大的翼面,可以极大地减小阻力,提高升阻比,减小雷达反射面积,从而大大提高飞行的巡航效率,显著节省燃料消耗,并且提升了隐身效能.在气动性能显著改善的同时,也带来了一些挑战性的难题^[1-4],主要有最大升力系数低,纵向静稳定性差和常规控制舵面的操纵效率低等.流动控制是解决上述气动问题的重要途径,特别是主动流动控制技术,被公认为21世纪航空航天领域的前沿技术之一^[5-6].等离子体流动控制具有激励器结构简单、无运动部件、响应迅速、频带宽等优点^[7],成为了国内外研究热点.其中,交流介质阻挡放电(alternating current dielectric barrier discharge, AC DBD)等离子体激励流动控制的研究最为广泛和深入^[8].文献^[9]认为,在等离子体流动分离控制方面,脉冲 AC DBD 激励的控制效果优于连续 AC DBD 激励.由于脉冲 AC DBD 激励是由毫秒脉冲调制而成,这里称之为毫秒脉冲 DBD 激励.

文献^[10-12]进行了 AC DBD 等离子体激励抑制 NACA 0015 翼型流动分离的实验,表明在翼型前缘施加等离子体激励对流动分离控制效果最好. Kelley 等^[13]在来流马赫数为 0.1~0.4 下对 NASA EET (energy efficient transport) 模型进行了 AC DBD 激励流动控制的实验研究,采用 Kapton 和 Macor 作为绝缘介质,表明在翼型前缘施加等离子体激励能起到很好的失速控制效果,Macor 作为介质的激励器控制效果略好于 Kapton.考虑到实际应用,近些年国内外学者对后掠三维机翼也进行了等离子体激励流动控制的实验研究. Maslov 等^[14]研究了 25° 后掠翼模型 AC DBD 等离子体激励的流动控制效果.通过表面测压和流动显示,发现通过控制减轻了气流分离,激励位置和频率对控制效果影响很大,在机翼前缘分离线的上游位置施加激励,脉冲激励频率在 1~2 kHz 之间时,控制效果最好. Patel 等^[15]研究了来流速度为 15 m/s 条件下,在 1303 飞翼无人机前缘和尾缘施加毫秒脉冲等离子体激励的控制效果,等离子体激励可以减轻大攻角下的前缘流动分离,提供飞行控制升力.赵光银等^[16]进行了纳秒脉冲介质阻挡放电(NS DBD)等离子体激励用于 30° 后掠角三角翼前缘涡控制的测力实验

和 PIV (particle image velocimetry) 实验. NS DBD 等离子体激励提高了小后掠角三角翼最大升力系数,最佳的无量纲脉冲激励频率为 1~2. 激励在大迎角失速前对上翼面涡结构有明显的改善,增大了脱体涡的周向速度和强度;促进剪切层在翼根下洗,从而使分离剪切层附体,产生额外的涡升力.

国内外研究者多针对二维翼型开展等离子体流动控制研究,毫秒脉冲 DBD 等离子体激励用于三维绕流控制多在大后掠角三角翼上进行,用于飞翼绕流控制的研究较少,且三维流动控制的来流速度较低(15 m/s 以下),激励效果和激励参数影响规律还不清楚.本文开展毫秒脉冲等离子体激励用于飞翼绕流控制的实验研究,通过天平测力分析升阻力系数、升阻比以及俯仰力矩系数的变化,系统研究激励电压和占空比对控制效果的影响.

1 实验系统

1.1 风洞与实验模型

实验在中国航空工业空气动力研究院的 FL-5 低速开口回流风洞中进行.该风洞实验段长为 1.95 m,直径为 1.5 m.最高风速可达 53 m/s,实验段紊流度小于 1%.六分量测力天平的 Y 方向设计载荷为 $\pm 5\,000$ N,测量精度误差为 0.057%; X 方向设计载荷为 ± 300 N,测量精度误差为 0.026%;俯仰力矩设计载荷为 ± 200 N·m,测量精度误差为 0.057%,满足国家军用标准 GJB224494.

实验模型采用典型的 W 型飞翼模型,前缘和尾缘后掠角为 35°,尾缘处两侧均有 3 块可偏转的舵面,最外侧的一块为副翼,可差动偏转,中内两块为襟翼,同步偏转.实验中,保持所有舵面下偏 30° 不变.机翼翼根弦长 $c=386$ mm,平均气动弦长 $\bar{c}=214$ mm,翼展 $L=953$ mm,材料为玻璃钢,如图 1(a)所示.

DBD 等离子体激励器(下文简称激励器)模型采用 3 层 Kapton 胶带作为绝缘介质,介电常数为 3.5,厚度为 0.2 mm,耐压值不小于 15 kV;铜箔为电极,上表面高压电极宽度为 3 mm,下表面接地电极宽度为 10 mm,中间间隙为零;激励器粘贴在机翼前缘,如图 1(b)所示,低压电极布置在前缘下翼面,高压电极布置在前缘上翼面,放电区域在机翼前缘下翼面处,两侧激励器长各为 56 cm.

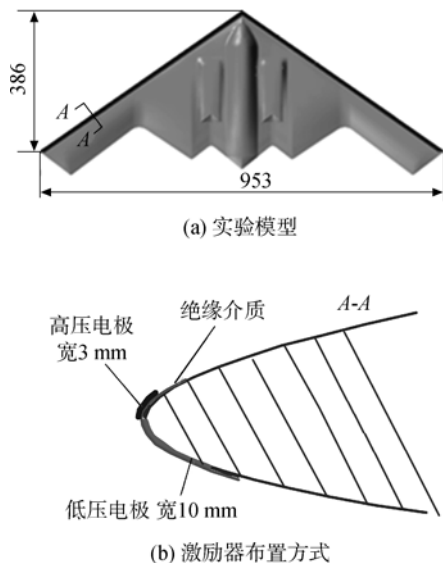


图 1 实验模型及激励器模型(单位:mm)
Fig. 1 Experimental model and actuator model
(unit:mm)

1.2 毫秒脉冲等离子体电源和放电参数测试系统

实验采用 CTP-2000K 毫秒脉冲等离子体电源,具体参数:输入电压为 $0 \sim 220 \text{ V}$, 50 Hz 的交流电,输出波形为正弦波;输出电压为 $0 \sim 30 \text{ kV}$,连续可调;放电频率为 $6 \sim 40 \text{ kHz}$,连续可调;脉冲激励频率为 $10 \sim 1000 \text{ Hz}$,连续可调;占空比为 $1\% \sim 100\%$,可调。

放电参数测试系统包括 DPO4104 示波器、P6015A 高压探针、TCPA300 + TCP312 电流探针组合,用于测量激励器放电的电压、电流等参数,图 2 是激励峰峰值电压 $u = 9.5 \text{ kV}$,脉冲激励频率 $f = 150 \text{ Hz}$,占空比 $R_{dc} = 20\%$ 时采集到的电压(U)和电流(I)信号图,其中 t_{on} 为放电时间, t_{off} 为停止放电时间。

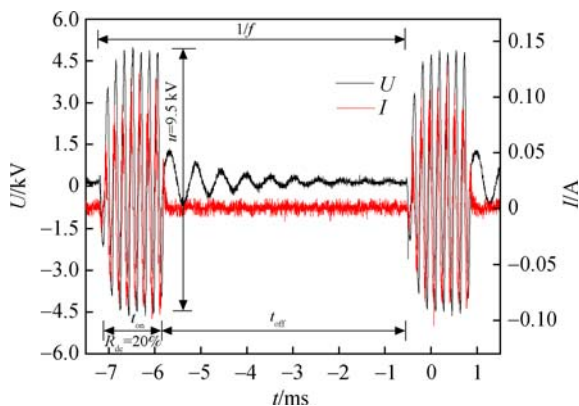


图 2 电压和电流信号
Fig. 2 Voltage and current signals

根据激励器放电时的电压-电流波形,选取其中一个正弦波放电周期,将电压电流相乘,取绝对值然后进行积分,得到能量的数值,对激励器放电能量特性进行分析.表 1 给出了长度为 112 cm 的激励器放电能量特性。

表 1 激励器的能量特性

Table 1 Energy characteristic of the actuator

峰峰值 电压/kV	载频/ Hz	能量/ mJ	最大 电流/A	峰值 功率/kW
9.44	5 618	21.1	0.103	0.341
9.44	5 682	21.9	0.129	0.485
9.36	5 556	22.6	0.109	0.329

由表 1 可以计算出单位长度激励器每个放电周期内的放电脉冲能量为 0.1 mJ/cm 量级,相对来说较小,从而反映出毫秒脉冲 DBD 等离子体激励用于流动控制时能耗较低。

2 实验结果与分析

2.1 脉冲激励频率的影响

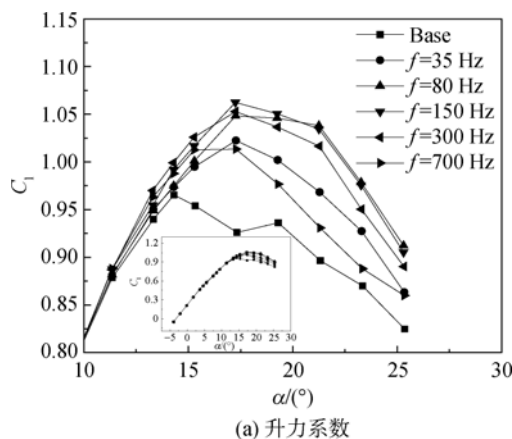
保持峰峰值电压 $u = 9.5 \text{ kV}$,占空比 $R_{dc} = 5\%$ 不变,研究不同脉冲激励频率对升阻力系数及升阻比的影响。

不同脉冲激励频率下的升力系数(C_l)变化如图 3(a)所示(图中 base 表示无激励情况),失速迎角前,随着迎角(α)增大,升力系数增大,施加等离子体激励后对升力系数无明显影响,原因是失速前翼面分离未发展至前缘,前缘激励效果不大.当迎角超过 14° ,机翼失速,升力系数急剧下降,前缘发生大尺度分离,剪切层一侧是高能主流,另一侧是低能分离流.前缘处等离子体激励扰动可促进主流区与分离附面层的气流掺混,流动分离得到了很好的抑制,升力系数继续增加.迎角进一步增大到 17° ,流动分离十分剧烈,施加的等离子体激励不足以抑制分离,机翼前缘再次发生附面层分离,导致失速,升力系数下降.脉冲激励频率对最大升力系数影响很大,在脉冲激励频率 $f = 150 \text{ Hz}$ 时效果最好,最大升力系数增加约 10% ,阻力系数减小 9.6% ,同时使失速迎角由 14° 推迟到 17° 。

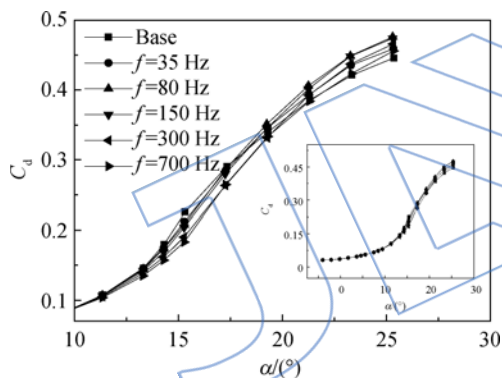
图 3(b)是不同脉冲激励频率下的阻力系数变化图.在小迎角时,激励前后阻力系数基本不变.当迎角大于 14° 时,阻力系数(C_d)急剧增大,

这是由于大尺度的流动分离使得压差阻力急剧增大. 激励使得流动分离被抑制, 压差阻力减小, 阻力系数小于基准状态. 当迎角大于 17° 后, 机翼再次失速, 施加激励后的阻力系数反而增大. 随脉冲激励频率增大, 阻力系数先变大后减小, 与升力系数变化相反. 在脉冲激励频率 $f=700\text{ Hz}$ 时减阻效果最好, 阻力系数在迎角 15° 时减小量最大, 为 18.9% .

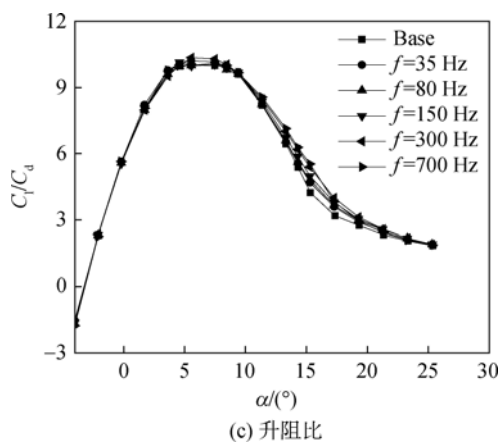
图 3(c) 是不同脉冲激励频率下的升阻比



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 升阻比

图 3 脉冲激励频率对流动控制效果的影响

($u=9.5\text{ kV}$, $R_{dc}=5\%$)

Fig. 3 Effect of actuation frequency on flow control

($u=9.5\text{ kV}$, $R_{dc}=5\%$)

(C_l/C_d) 变化图. 最大升阻比发生在小迎角下, 此时机翼前缘还未发生分离, 前缘等离子体激励对最大升阻比基本无影响. 在失速迎角附近, 等离子体激励使升阻比有一定增大.

采用无量纲脉冲激励频率 F^+ 分析脉冲激励频率对流动控制效果的影响规律, 其计算公式为 $F^+=f\bar{c}/c$, 本实验飞翼模型 $\bar{c}=0.214\text{ m}$, 来流速度 $v=30\text{ m/s}$. 实验中脉冲激励频率分别为 $35, 80, 150, 300, 700\text{ Hz}$, 对应的 F^+ 分别为 $0.25, 0.57, 1.07, 2.14, 5$. 图 4 为不同 F^+ 下最大升力系数增量 $\delta C_{l,\max}$ 的变化情况, 由图中可以看出当 $F^+=1.07$ ($F^+\approx 1$) 时, 最大升力系数增量最大. $F^+\approx 1$ 时, 流动控制效果最好, 这与文献[17]的结论一致.

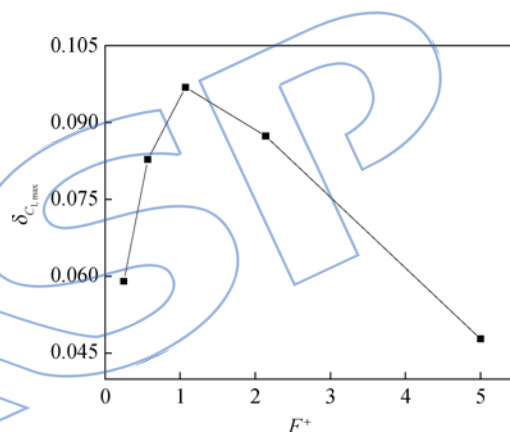


图 4 无量纲脉冲激励频率的影响

Fig. 4 Effect of non-dimensional actuation frequency

2.2 激励占空比的影响

保持 $u=9.5\text{ kV}$, 脉冲激励频率 $f=150\text{ Hz}$ 不变, 研究不同占空比对升阻力系数及升阻比的影响.

图 5 是不同占空比下升阻力系数及升阻比的变化图. 占空比 $R_{dc}=5\%$ 时, 失速迎角由 14° 增大到 17° , 最大升力系数增量最大, 最大值为 10% ; 占空比增加, 升力系数略有减小, 当占空比增大到 90% 时, 升力系数有很大的减小, 到占空比为 100% , 即定常激励时, 升力系数更小, 说明在机翼前缘定常激励效果比非定常激励效果差, 而且最佳占空比为 5% , 这既保持了好的控制效果, 又利于节省能量, 延长激励器寿命. 当迎角超过 17° 后, 机翼吸力面气流分离过于严重, 施加的等离子体激励不能完全抑制, 因此机翼再次失速, 升力系数减小, 阻力系数比无激励状态下大.

迎角在 14° 到 17° 范围内, 不同占空比, 阻力

系数变化不大,而升力系数在占空比 $R_{dc}=5\%$ 时最大,因此升阻比增量也是在迎角 17° 下占空比 $R_{dc}=5\%$ 时最大,最大增量为 19.1% 。

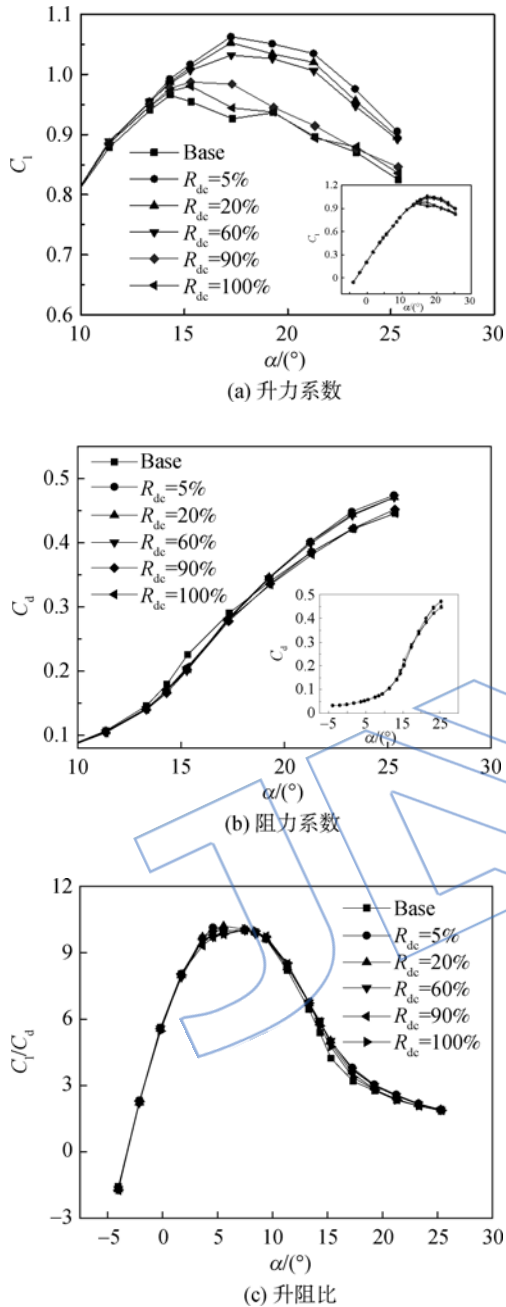


图5 占空比对流动控制效果的影响

($u=9.5\text{ kV}$, $f=150\text{ Hz}$)

Fig. 5 Effect of duty cycle on flow control

($u=9.5\text{ kV}$, $f=150\text{ Hz}$)

2.3 激励参数对俯仰力矩系数的影响

图6是不同脉冲激励频率和占空比下,俯仰力矩系数的变化图。在小迎角下,施加激励前后,俯仰力矩系数(M_z)无变化,迎角大于 10° 后,机翼吸力面出现分离,施加等离子体激励抑制分离,使

得俯仰力矩系数变大,即低头力矩减小,纵向静稳定性变好。无激励状态下,结合前文中升力系数变化情况,机翼在 14° 时失速,失速后俯仰力矩系数减小,纵向静稳定性变差;而施加等离子体激励使得俯仰力矩系数继续增大,改善了飞翼的纵向静稳定性。比较不同脉冲激励频率和占空比的作用效果,脉冲激励频率为 300 Hz ,占空比为 5% 时,对飞翼的纵向静稳定性有最大的改善作用。

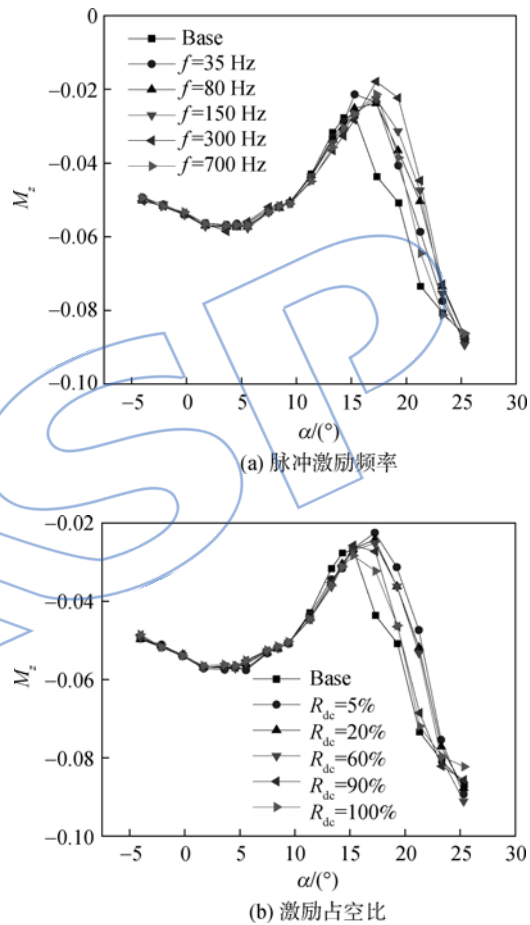


图6 激励参数对俯仰力矩系数的影响

Fig. 6 Effect of actuation parameters on pitch moment coefficient

2.4 讨论

飞翼布局的飞机几乎消除了常规飞机的机翼-机身干扰阻力,同时大大减小了飞机的诱导阻力和摩擦阻力,但也使得大攻角下升力低,飞机纵向静稳定性变差。等离子体激励改善飞翼大迎角下空气动力特性的测力实验结果表明,等离子体激励对飞翼大迎角升力的增大,纵向静稳定性的改善具有潜在优势。

定常等离子体激励可诱导附面层气流加速,以直接动量注入的方法增强其抵抗逆压梯度的能

力,抑制流动分离,从而增大升力,减小阻力,推迟失速.然而,定常激励诱导的射流速度低,决定了其流动控制能力难以在高速下起到作用.

脉冲等离子体激励在每次脉冲放电后诱导形成“启动涡”^[18],多个脉冲诱导的流动叠加后就会形成旋涡,从而对分离剪切层处作用.旋涡促进了附面层低能量流与主流的掺混,将主流高能引入分离附面层,因此可以增强附面层抵抗逆压梯度的能力.

实验中,迎角小于 10° ,机翼上表面基本无气流分离,施加激励前后,升阻力系数等均无变化.迎角大于 10° ,翼尖处和机翼后缘开始出现气流分离,施加激励,升力系数略有增加,而阻力系数也有些许增加,主要原因是压差阻力和摩擦阻力基本不变,而诱导阻力系数与升力系数平方成正比增大.迎角大于 14° ,气流分离扩展到吸力面大部分区域,到达机翼前缘,导致机翼失速,升力急剧减小,阻力迅速增大,施加激励,给附面层注入能量,提高了抵抗逆压梯度的能力,推迟了失速,升力系数增大,阻力系数减小,升阻比增大,俯仰力矩系数减小,迎角纵向静稳定性变好,迎角超过 17° ,机翼吸力面的分离过于严重,等离子体激励不能抑制分离,导致失速,但是施加激励后升力系数仍然比无激励状态大,阻力系数反而增加,主要原因是诱导阻力大.升阻比与无激励状态下相近,俯仰力矩系数则比无激励状态下大.

在所有的脉冲激励频率中, $F^+ \approx 1$ 时,控制效果最好,其原因是非定常激励为一种涡控制,在 $F^+ = 1$ 时产生控制涡的频率与流场绕流频率耦合,流动分离控制效果最好.占空比也是衡量激励非定常性的一个重要参数,当占空比为 100% 时,也就变成了定常激励,本文的最佳占空比为 5%,说明就非定常激励而言,存在一个最佳的非定常度.

3 结论与展望

在来流速度为 30 m/s 下,对飞翼模型前缘施加毫秒脉冲 DBD 等离子体激励,通过对升阻力系数、升阻比和俯仰力矩系数的研究,得到了以下结论:

1) 毫秒脉冲 DBD 等离子体激励可以抑制机翼吸力面气流分离,推迟失速,增大最大升力系数.

2) 脉冲激励频率 $f = 150$ Hz,占空比 $R_{dc} = 5\%$ 时,无量纲脉冲激励频率 $F^+ \approx 1$,控制效果最

好,最大升力系数增加 10%,阻力系数减小 9.6%,升阻比增大 19.1%.

3) 占空比 $R_{dc} = 5\%$ 时,激励效果最好,既保证了最好的控制效果,又可以减小功耗,延长激励器寿命.

4) 施加毫秒脉冲等离子体激励对飞翼布局飞机纵向静稳定性有一定改善.

无尾飞翼布局是实现隐身和气动一体化的最佳选择,对其进行等离子体流动控制进一步改善了气动性能.未来的飞行器设计中,利用等离子体激励进行流动控制的无尾飞翼布局具有良好的发展前景.

参考文献:

- [1] Bolsunovsky A L, Buzoverya N P, Gurevich B I, et al. Flying wing: problems and decisions [J]. Aircraft Design, 2001, 4(4): 193-219.
- [2] Sergio E. Static and dynamic analysis of an unconventional plane: flying wing [R]. AIAA-2001-4010, 2001.
- [3] Vladimir G D, Leonid M S, Vladimir E D, et al. The flying-wing concept-chances and risks [R]. AIAA-2003-2887, 2003.
- [4] Kerstin C H, Andreas S, Martin R. Numerical investigation of the aerodynamic properties of a flying wing configuration [R]. AIAA-2006-3495, 2006.
- [5] Samimy M, Debiase M, Caraballo E. Closed-loop active flow control: a collaborative approach [R]. AIAA-2003-0058, 2003.
- [6] Lord W K, MacMartin D G, Tillman T G. Flow control opportunities in gas turbine engines [R]. AIAA-2000-2234, 2000.
- [7] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望 [J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [8] Corke T, Post M, Orlov D. Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(1): 1-26.
- [9] 李应红, 梁华, 马清源, 等. 脉冲等离子体激励抑制翼型吸力面流动分离的实验 [J]. 航空学报, 2008, 29(6): 102-104.
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): 102-104. (in Chinese)
- [10] 梁华, 李应红, 宋慧敏, 等. 多相等离子体激励抑制翼型失速分离的实验 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 867-873.
LIANG Hua, LI Yinghong, SONG Huimin, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by multiphase plasma aerodynamic actuation [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 867-873. (in Chinese)
- [11] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 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, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377. (in Chinese)
- [12] 徐长群, 杨波, 孟宣市, 等. 低速翼型分离流动的等离子体主动控制研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 289-293.
- XU Changqun, YANG Bo, MENG Xuanshi, et al. Study on the plasma active control in the low-speed airfoil separation flow[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 289-293. (in Chinese)
- [13] Kelley C L, Bowles P, Cooney J, et al. High Mach number leading-edge flow separation control using AC DBD plasma actuators[R]. AIAA-2012-0906, 2012.
- [14] Maslov A, Sidorenko A A, Zanin B Y, et al. Plasma control of flow separation on swept wing at high angles of attack [R]. AIAA-2008-540, 2008.
- [15] 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.
- [16] 赵光银, 梁华, 李应红, 等. 纳秒脉冲等离子体激励控制小后掠三角翼低速绕流的实验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2125-2132.
- ZHAO Guangyin, LIANG Hua, LI Yinghong, et al. Experimental study of flow control on a low swept delta wing using pulsed nanosecond plasma actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7): 2125-2132. (in Chinese)
- [17] Greenblatt D, Kastanin Y, Nayeri C N, et al. Delta wing flow control using dielectric barrier discharge actuator [R]. AIAA-2007-4277, 2007.
- [18] WU Yun, LI Yinghong, JIA Min, et al. Experiment investigation into characteristics of plasma aerodynamic actuation generated by dielectric barrier discharge[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(1): 39-45.

(编辑: 陈 越)