# 微秒脉冲等离子体流动控制延迟效应研究\*

谢理科,梁华,李军,苏志,魏彪,陈杰,田苗

(空军工程大学等离子体动力学重点实验室,陕西西安710038)

摘 要:等离子体流动控制 (PFC) 能有效抑制翼型附面层分离,增加升力,推迟失速,应用前景 广阔。流场的延迟效应是指采用 PFC 进行流动控制时,激励关闭后,流动控制效果仍存在的现象。本文 对新型微秒脉冲介质阻挡放电 (μs-DBD) 的体积力和冲击波特性进行测试,并在此基础上开展风洞实 验,进行流场的延迟效应研究,测试μs-DBD 的延迟时间和参数影响规律。结果表明,μs-DBD 能同时 产生体积力和冲击波作用,同时也能在流场中产生明显的延迟效应,延迟时间不小于1200s,远大于毫 秒脉冲介质阻挡放电 (AC-DBD) 产生的延迟时间 (150s);激励电压和来流速度越大,翼型迎角越小, 延迟效应越强;等离子体激励能使流场失稳分岔,并转变为更优的分岔解;延迟效应研究在节约能耗、 延长激励器寿命、PFC 控制律设计和风洞实验方法优化等方面有重要意义。

关键词:等离子体流动控制;延迟效应;流动分离;微秒脉冲 中图分类号:V211.7 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2019)10-2216-10 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180723

## Experimental Investigation of Hysteresis Effect by Microsecond Pulse Plasma Actuator

XIE Li-ke, LIANG Hua, LI Jun, SU Zhi, WEI Biao, CHEN Jie, TIAN Miao

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

**Abstract:** Plasma flow control (PFC) can suppress the airfoil boundary layer separation effectively to increase lift and delay stall, which has a broad application prospect. The hysteresis effect refers to the phenomenon that the flow control effects keep existing in large angles of attack even after the plasma actuation is turned off. In this paper, the body force and shock wave characteristics of the microsecond pulse dielectric barrier discharge ( $\mu$ s-DBD) were tested. On this basis, wind tunnel tests were carried out to study the hysteresis effect. The hysteresis time was tested and the influences of different parameters were studied. Results show that  $\mu$ s-DBD can generate both body force and shock wave, and it can also produce significant hysteresis effect in the flow field, with the hysteresis time of no less than 1200s, much larger than that (150s) generated by alternating current dielectric barrier discharge (AC-DBD). There is stronger hysteresis effect with larger pulse voltage, larger freestream velocity and smaller angles of attack. Plasma actuation can make the flow field lose stability and make the bifurcation happen, changing the flow field into a better bifurcation solution. The study of hysteresis effect has important significance in saving energy, prolonging the life of actuators, designing the control law of PFC and optimizing the wind tunnel test method.

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2018-11-15;修订日期: 2018-12-25。

基金项目:国家自然科学基金(51336011)。

作者简介:谢理科,硕士生,研究领域为等离子体流动控制与推进技术。E-mail: xielike1011@139.com

通讯作者:梁 华,博士,副教授,研究领域为等离子体流动控制与防除冰。E-mail: lianghua82702@126.com

**引用格式:**谢理科,梁 华,李 军,等. 微秒脉冲等离子体流动控制延迟效应研究[J]. 推进技术, 2019, 40(10):2216-2225. (XIE Li-ke, LIANG Hua, LI Jun, et al. Experimental Investigation of Hysteresis Effect by Microsecond Pulse Plasma Actuator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10):2216-2225.)

Key words: Plasma flow control; Hysteresis effect; Flow separation; Microsecond pulse

## 1 引 言

机翼的附面层分离(流动分离)是航空领域的一 个重要现象,严重的附面层分离也是飞机失速的直 接原因。如何抑制流动分离,提高飞机飞行性能,是 航空领域的一个重要问题<sup>[1-2]</sup>。等离子体流动控制 (Plasma Flow Control, PFC)是一种新型的主动流动 控制技术<sup>[3-8]</sup>,能够有效抑制附面层分离。相对于其 它主动流动控制技术,PFC具有响应迅速、布置灵活、 作用频带宽、能耗小等优点,发展前景十分广阔。

根据驱动电压波形,采用 PFC 抑制机翼流动分离 的方式主要有毫秒脉冲介质阻挡放电(AC-DBD)、纳 秒脉冲介质阻挡放电(NS-DBD)和微秒脉冲介质阻 挡放电(μs-DBD)等。AC-DBD研究最为广泛,但在 来流速度较高(>0.4*Ma*)时AC-DBD失去控制效 果<sup>[3,9-10]</sup>。NS-DBD在较高的来流速度(0.8*Ma*)下,控 制效果良好<sup>[11-12]</sup>,但NS-DBD产生强烈的电磁干扰 (EMI),严重干扰机载设备的运行,难以进行实际应 用<sup>[13]</sup>。μs-DBD时间尺度介于毫秒和纳秒之间,产生 良好的控制效果的同时,显著减弱EMI,应用前景 广阔<sup>[14-15]</sup>。

流场的延迟效应是指在采用 PFC 进行流动控制 时,激励关闭后,流动控制效果仍然存在的现象。激 励关闭后,控制效果的持续时间称为延迟时间。流 场延迟效应的研究在节约能耗、延长激励器寿命、等 离子体舵面控制律设计和风洞实验方法优化等方面 都有重要意义。

空军工程大学的梁华等<sup>[3]</sup>和美国克利夫兰轨道 研究公司的 Patel等<sup>[16]</sup>分别在采用 AC-DBD 抑制翼型 流动分离时观察到了流场的延迟效应,测得延迟时 间分别为5.2s和8.5s。大连理工大学的 Sun等对 AC-DBD 的激励参数进行优化,将延迟时间提高到 150s<sup>[17]</sup>。而对于 NS-DBD 和 μs-DBD 等脉冲式激励 的延迟效应的研究,仅有新加坡国立大学的 Cui等在 其文章中提及,并未进行系统研究<sup>[18]</sup>。

本文首先对新型 µs-DBD 激励的体积力和冲击 波特性进行测试,并与 AC-DBD 和 NS-DBD 对比,在 此基础上,采用典型的 NACA 0015 翼型,进行 PFC 风 洞实验,对 µs-DBD 所产生的延迟效应进行研究,测 得其延迟时间不小于 1200s,远大于 AC-DBD 的延迟 时间(150s)。同时,研究激励电压、来流速度、翼型迎 角(Angle of Attack, AOA)等参数对 µs-DBD 延迟效 应的影响,并初步分析延迟效应的产生原因,为μs-DBD的实际应用提供参考。

## 2 实验系统

#### 2.1 实验翼型与风洞

实验在空军工程大学 HLFD-1 型低速风洞中进行,如图1所示。风洞为闭口回流式,实验段长1m,宽1.2m,高1m,截面为矩形,风速5m/s~75m/s可调,流场紊流度小于0.2%。



Fig. 1 HLFD-1 closed-loop wind tunnel

实验翼型采用典型的NACA 0015 翼型,如图2所示。翼型弦长0.25m,展长1.2m,由玻璃钢制成,内嵌钢制肋板和骨架,以保证模型刚度。翼型在风洞实验段中横向安装,展长与风洞实验段同宽,以避免翼尖绕流的影响。大迎角下,模型在风洞实验段中的阻塞比为5%,基本满足实验要求<sup>[19]</sup>。



Fig. 2 NACA 0015 airfoil

## 2.2 等离子体激励系统

#### 2.2.1 微秒脉冲等离子体电源

微 秒 脉 冲 电 源 采 用 自 行 研 制 的 KGD-NSPS3U30F2型微秒脉冲电源,为激励器放电提供脉 冲 高 压,如图 3 所示。采用 P6015A 电 压 探针, TCP0030电流探针和 DPO4104示波器测量放电波形, 电源输出脉冲电压峰-峰值 U<sub>pp</sub>=0~20kV,频率 f=0~ 2kHz,脉冲上升沿约为t<sub>r</sub>=700ns,如图4所示。



Fig. 3 KGD-NSPS3U30F2 microsecond pulse power supply



Fig. 4 Variation of voltage and current of a microsecond pulse

## 2.2.2 介质阻挡放电激励器

激励器采用典型的非对称型介质阻挡放电激励器,如图5所示。激励器由裸露电极、覆盖电极和绝缘介质组成,电极材料为铜箔,绝缘介质由三层聚酰 亚胺压制而成。

激励器电极厚度 $h_e$ =0.018mm、裸露电极宽度 $l_1$ = 3mm、覆盖电极宽度 $l_2$ =5mm、电极重叠量 $\Delta l$ =0,绝缘 介质厚度 $l_a$ =3×0.068mm、绝缘介质介电常数 $\varepsilon_r$ =2.7。 放电时,在两电极间施加高压脉冲,裸露电极接高压 正极,覆盖电极接高压负极,在电极间产生强电场, 电场将电极间的空气电离形成等离子体,从而对流 场形成扰动,进而控制翼型附面层分离<sup>[5]</sup>。绝缘介质 的存在能使电极间放电均匀弥散,使激励器得以长



(a) Dielectric barrier discharge actuator

时间稳定工作。

以往的研究表明,将激励器布置在流动分离点 附近时,控制效果最好<sup>[8-11]</sup>。因此,将激励器两电极 交界处与翼型正前缘取齐,以保证放电位置在机翼 流动分离点附近,对流场产生更强的扰动。在流动 控制实验中,激励器长1m,在模型两端各留出10cm 的空白区,以避免激励器引线影响模型的迎角调节, 如图2所示。

#### 2.3 测试系统

采用 JJ124BC 型电子分析天平测量体积力。天 平最大称重为 120g,分辨率为 0.1mg,具有 10d 的检定 分度值和 100g的校准重量。

采用纹影法测试 μs-DBD的冲击波特性。如图 6 所示,纹影系统主要由氙灯、凸透镜、平面镜、反射球 面镜、刀口和相机等组成,通过相机记录经过被测流 场中不同密度空气折射的平行光,显示出流场中的 空气密度变化,从而分辨压缩波、射流等流场特征。

采用 DSY-104 电子压力扫描阀测量翼型表面压 力分布。DSY-104 电子压力扫描阀具有 96 个压力采 集通道,测压阀量程为±11kPa,采样频率为 1Hz~ 100Hz 可调,误差小于 0.1%FS。实验翼型上下表面 对称布有 74 个测压孔,测压孔直径 0.8mm,从模型内 部由细铜管引出,并采用橡胶管将压力继续引至电 子压力扫描阀的第 1~74 个压力采集接口上,测量翼 面压力分布,如图 7 所示。

## 3 结果与讨论

#### 3.1 激励特性研究

对 μs-DBD 的体积力和冲击波特性进行研究,分 析其与 AC-DBD 所产生扰动的异同,在产生扰动的 层面上为流场延迟效应的研究奠定基础。

3.1.1 体积力特性

保持激励电压峰-峰值U<sub>p-p</sub>=10kV,激励器长度*l*= 0.1m,不同激励频率下,测得μs-DBD激励器所产生



(b) A-A profile of the actuator

Fig. 5 Dielectric barrier discharge actuator



Fig. 6 High-speed schlieren system



Fig. 7 Airfoil surface pressure measuring system

的单位长度下的体积力F/L如图8所示。图中数据是 三次重复实验下的平均值。由图可见, µs-DBD 所产 生的体积力作用随激励频率的增加而增加,且增加 的速度逐渐减小,当激励频率为2kHz时,体积力为 2.7mN/m。文献[20]对 AC-DBD 体积力特性的分析 表明,当电压峰-峰值约10kV,激励频率f=8kHz时, 单位长度下的体积力约7.5mN/m。由于电源能力的 限制,并未在f=8kHz时对µs-DBD的体积力进行测 试,但通过本实验结果与文献中的测试结果进行对 比可以发现,当脉冲频率大于1kHz时,µs-DBD所产 生的体积力作用与AC-DBD处在同一量级,但μs-DBD的体积力稍小,表明 µs-DBD 具有通过体积力进 行流动控制的能力。但是当激励频率较小时,如f= 120Hz, µs-DBD 所产生的体积力很小, 此时体积力作 用并不占主导,当频率逐渐增大,体积力也随之增 大,体积力作用凸显。



Fig. 8 Body force variation of µs-DBD with different pulse frequency

## 3.1.2 冲击波特性

利用纹影法测量 μs-DBD 所产生的冲击波特性。 实验中保持激励器电极与相机拍摄方向平行,激励 器长度为 0.1m,激励电压峰-峰值 U<sub>pp</sub>=10kV,激励频 率 *f*=120Hz,实验时室温为 13℃,测得放电各个时刻 的纹影图像如图 9 所示。图中,*t*<sub>0</sub>为放电开始时刻,激 励器高低压电极位置以矩形色块示意,红色矩形为 高压电极,蓝色矩形为低压电极,黄色为介质。

由图可见, μs-DBD 能产生明显的冲击波, 但其 射流较弱。当放电开始25μs即t=t<sub>0</sub>+25μs时, 出现冲 击波, 放电产生以激励器两电极交界处为圆心的半 圆形波, 同时也在半圆形波顶部诱导产生一道平台 波, 此冲击波结构与 NS-DBD 相似<sup>[21]</sup>, 此时射流尚未 出现; 当 t=t<sub>0</sub>+50μs时, 冲击波向外扩展, 同时出现竖





直向上的射流,射流头部高度约5.6mm;当 $t=t_0+75\mu$ s时,冲击波继续向外扩展并减弱,同时喷出的射流也开始回落,此时射流头部高度下降至3.5mm;当 $t=t_0+125\mu$ s时,冲击波头部运动至视野外,根部位置冲击波减弱至难以辨认,射流头部高度下降至2.4mm;当 $t=t_0+175\mu$ s时,冲击波减弱至与背景融合,对流场的影响基本消失,但仍存在明显射流,射流头部高度约1.8mm;当 $t=t_0+550\mu$ s时,射流结构也基本消失,头部高度难以辨认。

冲击波传播速度和射流头部高度变化分别如图 10和11所示,其中h<sub>s</sub>为射流头部高度,h<sub>b</sub>为冲击波高 度,t为时间。由图可见,在t=t<sub>0</sub>+25µs处激励诱导产 生射流,之后射流头部逐渐回落,回落的速度逐渐降 低,放电550µs后,射流基本消失,与冲击波消失的时 间相比,射流持续时间更长。激励后,冲击波头部位 置近似直线上升,计算得冲击波传播速度约320m/s, 文献[21]表明室温20℃,激励电压为10kV时,NS-DBD诱导产生的局部压缩波传播速度为343m/s,µs-DBD产生冲击波传播速度相对稍小。考虑到实验时 室温较20℃低,波在空气中的传播速度也较低,因此 可以认为 μs-DBD 产生的冲击波强度与 NS-DBD 相近。



Fig. 10 Variation of the height of jet with time

### 3.2 流场的延迟效应研究

#### 3.2.1 µs-DBD 延迟时间测试

首先,对μs-DBD诱导产生的延迟时间进行测试,并与AC-DBD进行对比。实验中来流速度 v= 30m/s,激励电压峰-峰值U<sub>p-p</sub>=10kV,激励频率f= 120Hz,测压阀采集频率为1Hz。实验时,待风洞流场 稳定后,测压阀开始记录,设测压阀开始记录时刻为



Fig. 11 Variation of the shock wave position with time

0时刻(*t*=0s);在*t*=10s时,打开等离子体激励,随后在 *t*=30s时,关闭激励,激励关闭后,为保护风洞,避免风 洞工作时间过长发热造成损害,测压阀继续记录 20min(1200s),至*t*=1230s停止。实验中激励与测压 阀的开关状态如图12所示。



Fig. 12 Statues of actuator and pressure scanner during the test

测试完成后,分别计算 0<t<10s 与 10<t<30s 内各 测压点压力平均值作为翼型基准状态与激励状态压 力分布,同时提取激励关闭后各个时刻的压力分布 进行分析,根据测得的翼面压力通过下式计算翼型 升力系数为

$$C_{1} = \frac{\int \left( p_{\text{down}} - p_{\text{up}} \right) dx \cos\alpha}{\frac{1}{2} \rho v^{2} c} \tag{1}$$

式中 $C_1$ 为翼型升力系数,c为弦长, $p_{down}$ 和 $p_{up}$ 分别 为下翼面和上翼面的静压, $\rho$ 为空气密度,v为来流 速度。

翼型升力系数曲线如图 13 所示,失速后各迎角 下压力分布如图 14 所示。由图可见,未施加激励时, 翼型在迎角 α<sub>stal</sub>=12°时失速,失速后翼型吸力面压力 分布呈现压力平台,表明吸力面附面层严重分离。 施加激励后,失速后各迎角下激励均能诱导产生前 缘吸力峰值,有效抑制流动分离,翼型最大升力系数 增加4.4%,失速迎角增大1°。在关闭激励后的20min (1200s)内,翼型吸力峰值持续存在,附面层保持附 体,升力系数保持控制后的状态,表明μs-DBD诱导 的延迟效应较强,延迟时间不小于20min(1200s),与 AC-DBD产生的延迟时间(150s)<sup>[17]</sup>相比,μs-DBD产 生的延迟时间显著增加。



Fig. 13 Lift coefficient curves before and after actuation

## 3.2.2 激励电压对延迟效应的影响

保持激励f=120Hz,调节激励电压峰峰值 $U_{p-p}$ ,不同电压下的升力系数如图15所示。由图可见,当 $U_{p-p} = 6kV$ 时,延迟时间都不小于20min(1200s);而当 $U_{p-p} = 4kV$ 时,迎角 $\alpha > 14°$ 的情况下,关闭激励后升力系数迅速下降,在1s内下降到控制前的升力系数值,此时延迟效应消失,表明存在一个临界电压,仅当激励电压大于此临界电压时, $\mu s$ -DBD对流场输入足够的能量,产生明显的延迟效应,而当激励电压小于此临界电压时,不能产生延迟效应。

3.2.3 翼型迎角对延迟效应的影响

由图 15(d)可见,当迎角较大时(α≥14°)由于激励电压较低,延迟效应消失;而当α=13°时,相同电压下延迟效应仍然存在,表明迎角越小,流动分离越弱,产生延迟效应所需的临界电压越小。

分析延迟效应消失时(α=16°, U<sub>PP</sub>=4kV),关闭激励后的翼面压力变化规律,如图16所示。由图可见, 关闭激励后,翼型前缘吸力峰值逐渐下降,且下降速 度逐渐减小,前缘吸力峰值随时间变化如图17所示, 关闭激励后0.4s,吸力峰值下降至初始值的45.8%;关 闭激励后1s,下降至初始值的32.1%,基本等于控制 前翼面压力。

#### 3.2.4 来流速度对延迟效应的影响

由于相同迎角、不同来流速度下翼型升力系数



Fig. 14 Airfoil surface pressure distribution before and after actuation



Fig. 15 Lift coefficient curves before and after actuation with different pulse voltage



Fig. 16 Airfoil surface pressure variation without the hysteresis effect (α=16°, U<sub>p-p</sub>=4kV)



Fig. 17 Variation of the leading edge suction peak with time  $(\alpha = 16^\circ, U_{n,n} = 4 \text{kV})$ 

相同,为便于观察,绘制翼型升力随时间变化曲线。  $\alpha=14^{\circ}$ ,不同来流速度下,翼型升力 $F_{1}$ 随时间变化如 图 18 所示。图中激励开关的时间策略与 3.2.1 节一 致,如图 12 所示,在 t=10s 时打开激励, t=30s 时关闭 激励。由图可见,当v≤40m/s时,打开激励后,附面层 分离被有效抑制,翼型升力跃升。由于翼型临界迎 角随来流速度增加而减小,v=50m/s时翼型临界迎角 小于14°,此时翼型附面层分离并不严重,激励无法 通过抑制流动分离而提高升力,故打开激励后升力 基本不变。激励关闭后, v≤30m/s时, 升力回落, 控制 效果消失,未出现延迟效应;而当v=40m/s时,激励关 闭后翼型升力基本不变,延迟效应仍然存在,表明其 他参数相同时,来流速度越大延迟效应越强。这是 由于来流速度越大,翼型附面层速度越大,附面层更 难分离,因此来流速度越大,失速迎角越大,相同迎 角下延迟效应也越强。

3.2.5 讨论

#### 3.2.5.1 延迟效应产生原因猜想

综合上述关于流场延迟效应的研究可知:

(1)µs-DBD所能产生的延迟时间很长,其延迟



Fig. 18 Variation of the airfoil lift with different freestream velocity ( $\alpha$ =14°,  $U_{n,n}$ =4kV)

时间不小于20min(1200s),出于保护风洞的考虑,并 未进行更长时间的测量,有理由认为激励关闭后流 场处于一个相对稳定的状态;

(2)激励参数和流场参数变化时,激励关闭后流 场只存在"附体状态"和"分离状态"两种状态,当调 整参数使延迟效应存在时,关闭激励后流场处于"附 体状态",附面层保持附体;而调整参数使延迟效应 消失时,关闭激励后1s内流场迅速恢复"分离状态"; 并不存在两种状态之外的其他状态。

分岔是指动力学系统中,控制参量改变时,其拓 扑结构发生突变的现象<sup>[22]</sup>。由于流场是一个复杂的 非线性动力学系统,存在许多个相对稳定的分岔解 (如"附体状态"和"分离状态"等),在流场中施加扰 动能够使流场失稳并发生分岔,从一个分岔解转变 为另一个分岔解,分岔解的稳定性与流场特征和诱 发分岔的扰动的特征有关。

在等离子体流动控制中,等离子体激励在流场 中产生扰动,使流场发生分岔,由"分离状态"失稳, 进入一个不稳定的临界状态,并迅速转变为"附体状 态",分岔完成后,关闭激励流场仍保持"附体状态" 的分岔解而稳定存在,并不需要激励的持续扰动,这 就是µs-DBD 延迟效应发生的原因。第3节的研究 表明,与AC-DBD相比, µs-DBD除能产生体积力作 用外,同时也能产生较强的冲击波作用。因此,对于 AC-DBD 激励产生的延迟效应中,关闭激励后,控制 效果持续一段时间后消失的现象,是由于AC-DBD 所产生的体积力扰动,与µs-DBD产生的冲击波和体 积力结合的扰动不同,AC-DBD触发分岔后,形成的 分岔解稳定性较差,因而在一段时间后,在流场不稳 定性的持续作用下,又恢复到稳定性较好的"分离状 态"。等离子体流动控制的关键在于形成足够的激 励强度以诱发分岔,同时调节合理的激励参数以增 强分岔解的稳定性。µs-DBD形成分岔解的稳定性

较强,也成为μs-DBD的优势之一。

后续的研究将利用粒子图像测速(PIV)和数值 模拟等方式对激励关闭后翼型的速度场进行测试, 明确"分离状态"和"附体状态"的流场状况,同时运 用热线风速仪等设备测试流场的特征频率,据此比 较流场各个状态的异同,研究"分离状态"和"附体状 态"间发生转变的条件和过程,并分析μs-DBD和 AC-DBD延迟效应稳定性不同的原因。

3.2.5.2 延迟效应应用分析

流场延迟效应的研究还存在以下实用意义:

(1)在采用等离子体激励进行飞行姿态控制时,与传统机械舵面不同,等离子体舵面由于延迟效应的存在,关闭激励时其控制效果不会马上消失,因此需要根据激励所产生的延迟效应的特征设计特殊的控制率,保证控制的有效性。

(2)在等离子体流动控制中,可以合理设计控制 策略,如在激励打开后迅速将其关闭,由于延迟效应 的存在,也能达到控制效果,但激励器工作时间比传 统的激励器持续打开的控制方式缩短很多,从而达 到节约能耗、延长激励器寿命等目的。

(3)在等离子体流动控制风洞实验中,在两个实验状态之间,需关闭风洞或迅速改变迎角以消除延迟效应,否则将无法达到实验目的。

## 4 结 论

本文主要结论如下:

(1)体积力特性测试表明, μs-DBD能够产生明显的体积力作用,产生的体积力与AC-DBD处于同一量级,体积力随激励频率的增大而增大。

(2)纹影实验表明,μs-DBD能同时产生冲击波和射流,冲击波结构和传播速度与NS-DBD相近, μs-DBD能同时对流场产生体积力、冲击波和射流的 作用,具有较大的应用潜力。

(3)µs-DBD 能产生明显的延迟效应,关闭激励后,控制效果仍然存在,延迟时间不小于 20min (1200s),延迟时间较 AC-DBD 显著增大。

(4)激励电压和来流速度越大,延迟效应越强; 翼型迎角越小,延迟效应越强。

(5)等离子体激励仅在流场状态转变的时刻起 作用,使流场失稳分岔,并转变为其它更优的分岔 解;延迟效应研究在节约能耗、延长激励器寿命和等 离子体舵面控制律设计等方面有很强的应用价值。

在后续的工作中,将利用粒子图像测速(PIV)和 数值模拟等手段,相互对照,将激励关闭前后的流场 参数进行量化,分析μs-DBD延迟效应的产生机理, 以及所产生的延迟时间较AC-DBD长的原因,为延 迟效应的实际应用提供参考。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

## 参考文献:

- [1] 范洁川. 空气动力学发展中值得关注的一些问题[J]. 气动研究与实验, 2003, 20(1): 1-16.
- [2] 王 旭.应用流体力学[M].西安:西北工业大学出版社,2012.
- [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[J].航空学报, 2008,29(6):1429-1435.
- [4] 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.
- [5] 吴 云,李应红.等离子体流动控制研究进展与发展 展望[J].航空学报,2015,36(2):381-405.
- [6]苏志,李军,梁华,等.多路等离子体合成射流改善翼型性能实验研究[J].推进技术,2018,39
  (9):1928-1937. (SU Zhi, LI Jun, LIANG Hua, et al. Experimental Investigation of Enhancing Airfoil Aerodynamic Performance with Multichannel Plasma Synthetic Jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39 (9):1928-1937.)
- [7] 李应红,吴 云,张海灯,等.等离子体激励式压气机[J].推进技术,2017,38(10):2164-2171.(LI Ying-hong, WU Yun, ZHANG Hai-deng, et al. Plasma Actuated Compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10):2164-2171.)
- [8] 李 洋,梁 华,贾 敏,等.等离子体合成射流改 善翼型气动性能实验研究[J].推进技术,2017,38
  (9):1943-1949. (LI Yang, LIANG Hua, JIA Min, et al. Experimental Investigation of Enhancing Wing Aerodynamic Performance by Plasma Synthetic Jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38 (9): 1943-1949.)
- [9] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Electro-Dynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma[J]. AIAA Journal, 2015, 38(7): 1166-1172.
- [10] Kelley C L, Bowles P O, Cooney J. Leading Edge Separation Control Using Alternating-Current and Nanosecond Pulse Plasma Actuator[J]. AIAA Journal, 2014, 52 (9): 1871-1884.
- [11] 赵光银. 翼型/三角翼等离子体冲击流动控制机理研 究[D]. 西安:空军工程大学, 2015.
- [12] Roupassov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow Separation Control by Plasma Actuator with Nano-

gy, 2013, 228(9).

- [13] 周怀安,杜正伟,龚 克.快上升沿电磁脉冲作用下
   PIN二极管中的电流过冲现象[J].强激光与粒子束,
   2005,17(5):783-787.
- [14] 魏 彪,梁 华,牛中国,等.三角翼微秒脉冲等离
   子体流动控制的试验研究[J].高电压技术,2016,42
   (3):782-789.
- [15] SU Zhi, LI Jun, LIANG Hua, et al. UAV Flight Test of Plasma Slats and Ailerons with Microsecond Dielectric Barrier Discharge [J]. Chinese Physics B, 2018, 27 (10).
- [16] Patel M P, Bowles P, Cooney J, et al. Scaling Effects of an Aerodynamic Plasma Actuator [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 223-236.
- [17] Sun M, Yang B, Zhang Z T, et al. Experimental Study on Flow Hysteresis Effect on NACA0015 Airfoil Using DBD Plasma Actuator [J]. Surface & Coatings Technolo-

- [18] Cui Y D, Zhao Z, Zheng J, et al. Flow Separation Control over an NACA0015 Airfoil Using Nanosecond Pulsed Plasma Actuator[R]. AIAA 2017-0715.
- [19] 支 询,李 施,刘 源,等.风洞阻塞比系数试验 与研究[J]. 计测技术, 2017, 37(z1): 356-358.
- [20] Kriegseis J, Grundmann S, Tropea C. Power Consumption, Discharge Capacitance and Light Emission as Measures for Thrust Production of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators [J]. Journal of Applied Physics, 2011, 110(1).
- [21] Benard N, Zouzou N, Claverie A, et al. Optical Visualization and Electrical Characterization of Fast-Rising Pulsed Dielectric Barrier Dscharge for Airflow Control Applications [J]. Journal of Applied Physics, 2012, 111 (3).
- [22] 刘秉正,彭建华.非线性动力学[M].北京:高等教育 出版社,2004.

(编辑:张 贺)