

# 纳秒脉冲气动激励无人机流动控制风洞试验

梁 华, 贺启坤, 魏 彪, 杨鹤森, 苏 志, 谢理科

(空军工程大学航空工程学院等离子体动力学重点实验室, 西安, 710038)

**摘要** 等离子体流动控制作为一种新型的主动流动控制技术, 可显著提升飞行器的气动性能。采用纳秒脉冲气动激励进行了某型无人机流动分离控制实验。实验结果表明: 纳秒放电和毫秒放电的激励电压几乎相等, 但是纳秒放电产生的电流(30 A)比毫秒放电电流(0.1 A)大得多; 纳秒脉冲气动激励在流场中诱导产生近似向上的冲击波, 最大诱导速度不超过 0.5 m/s; 纳秒放电的快速温升效应在静止空气中诱导产生冲击波, 冲击波的持续时间约为 80  $\mu$ s, 传播速度约为 380 m/s; 当激励电压大于一定阈值时, 纳秒脉冲气动激励使得该型无人机上表面的流动分离得到抑制, 临界失速迎角从 20°提升至 27°, 最大升力系数增大 11.24%。探究放电频率对流动控制效果的影响规律, 结果表明: 最佳激励频率是使得施特劳哈尔数为 1 的频率值; 在附面层流动控制方面, 纳秒脉冲气动激励较毫秒脉冲气动激励更加有效; 纳秒脉冲等离子体流动控制的主要机制是冲击效应, 在高速流动控制中, 冲击效应比动力效应更加有效。

**关键词** 纳秒放电; 等离子体气动激励; 无人机; 流动分离

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.02.004

**中图分类号** V211.7    **文献标志码** A    **文章编号** 1009-3516(2020)02-0029-07

## Wind Tunnel Experimental Investigation on Flow Control of UAV with Nanosecond Pulse Pneumatic Actuation

LIANG Hua, HE Qikun, WEI Biao, YANG Hesen, SU Zhi, XIE Like

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

**Abstract** Being a new type of active flow control technology, the plasma flow control can significantly improve the aerodynamic performance of aircraft. In this paper, the flow separation control of a UAV is studied by nanosecond plasma aerodynamic excitation. The experimental results show that the nanosecond discharge and the millisecond discharge are almost equal in excitation voltage, but the current generated by nanosecond discharge (30 A) is much larger than that generated by millisecond discharge (0.1 A). The induced effect of nanosecond plasma is similar to an upward shock wave produced in the flow field, and the maximum induced velocity is less than 0.5 m/s. The rapid temperature rise effect of nanosecond discharge induces a shock wave in the still air. The shock wave lasts about 80 microns and travels at a speed of about 380 m/s. With the nanosecond plasma aerodynamic excitation being used, when the excitation voltage is greater than a certain threshold value, the flow separation on the suction surface of the UAV can be sup-

收稿日期: 2019-11-15

基金项目: 国家自然科学基金(11802341); 国家数值风洞工程项目(NNW 2018-ZT3B08)

作者简介: 梁 华(1982—), 男, 湖北武汉人, 副教授, 主要从事等离子体流动控制研究。E-mail: lianghua82702@126.com

**引用格式:** 梁华, 贺启坤, 魏彪, 等. 纳秒脉冲气动激励无人机流动控制风洞试验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(2): 29-35.  
LIANG Hua, HE Qikun, WEI Biao, et al. A Wind Tunnel Experimental Investigation on Flow Control of UAV with Nanosecond Pulse Pneumatic Actuation[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(2): 29-35.

pressed. The critical stall Angle of attack can be increased from  $20^\circ$  to  $27^\circ$ , and its maximum lift coefficient increases by 11.24%. Furthermore, the optimal excitation frequency of nanosecond plasma aerodynamic excitation is the value to make the dimensionless numbers 1. In the boundary layer flow control, the nanosecond plasma aerodynamic excitation is more effective than the millisecond plasma aerodynamic excitation. The main mechanism of nanosecond plasma flow control is impact effect. The impact effect is more effective than the dynamic effect in high-speed flow control.

**Key words** nanosecond discharge; plasma aerodynamic actuation; unmanned aerial vehicle (UAV); flow separation

增升减阻是飞行器永恒的追求<sup>[1]</sup>。当前主动流动控制技术被认为可以扩展飞行器的飞行包线,提升飞行器气动性能,并增大设计容限<sup>[2-4]</sup>。等离子体流动控制作为一种新型的主动流动控制技术,具有重量轻、尺寸小,结构简单,作用频带宽,能耗相对较低等优势<sup>[5]</sup>,并得到了实验的验证<sup>[6]</sup>。

表面介质阻挡放电是等离子体流动控制中使用最广泛的等离子体气动激励方法<sup>[7]</sup>。图1是典型等离子体激励器示意图,等离子体激励器包含金属电极和绝缘介质层,裸露电极直接暴露在大气中,底层电极被绝缘介质层隔离起来。根据文献[8]可知,诱导气流最大速度约为8 m/s。

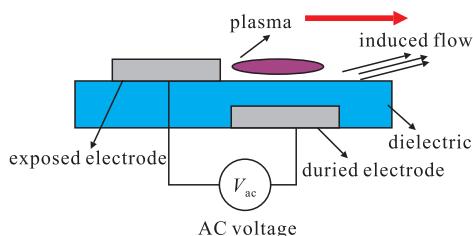


图1 典型的等离子体激励器示意图

近些年来,等离子体流动控制被应用于许多领域,例如翼型的流动分离控制<sup>[9-12]</sup>,层流和紊流的转捩控制<sup>[13]</sup>,涡轮叶片的流动分离抑制<sup>[14]</sup>,翼型的升力提升和附面层加速<sup>[15-16]</sup>。

早期工作以毫秒表面介质阻挡放电为主。在2005年,Opaits等<sup>[17]</sup>人首次利用纳秒放电进行等离子体流动控制,揭示了来流速度为20~75 m/s时纳秒放电的流动分离控制作用,并提出了相应数值模型。纳秒脉冲激励的放电能量集中在几纳秒至几十纳秒内释放,产生温度升和压力升,并形成半圆形压缩波。这种瞬间释热效应会以横向动量的形式向附面层低能流注入能量,促进低能附面层与高能主流区掺混,增强了附面层抵抗逆压梯度的能力,使得气流在一个非常广泛的速度( $Ma=0.03\sim0.75$ )和雷诺数范围内都能得到有效控制。同时纳秒滑动放电驱动的三电极结构激励器的工作也得到开展,这种新型的三电极结构激励器被认为能够显著提升等离子体流动控制能力<sup>[18-20]</sup>。此外,纳秒放电在其他

领域内的作用效果已经得到验证,诸如压气机内流的流动分离控制、轴流式压气机的失速边界扩展、斜激波控制和二维翼型的流动分离控制<sup>[21-24]</sup>。

纳秒脉冲等离子体流动控制研究已经取得巨大进展,但之前的工作主要集中在二维翼型的流动分离控制上,且来流速度低于30 m/s;同时,其中纳秒脉冲等离子体流动控制的机制仍不清楚。本文通过实验研究了纳秒脉冲气动激励对一种三维飞翼布局无人机模型的流动分离控制效果。首先,研究了纳秒脉冲介质阻挡放电的电特性和诱导流场特性;在此基础上,通过风洞试验,对纳秒脉冲介质阻挡放电控制飞翼构型无人机流动分离的效果以及脉冲频率、激励电压等激励参数对流动控制的影响规律进行了研究。

## 1 实验装置

### 1.1 无人机测试模型和等离子体激励器

本文所用的测试模型是一个后掠角为 $47^\circ$ 的飞翼布局无人机模型。图2是用于风洞试验的无人机模型的示意图,该无人机模型的尺寸是原尺寸的3.67%,其翼根弦长为0.36 m,宽0.6 m。

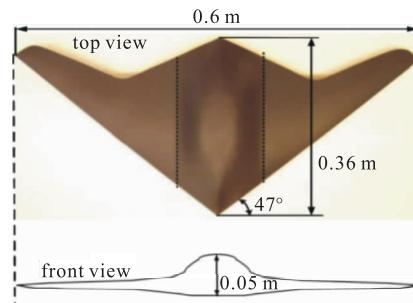


图2 风洞实验所使用的无人机模型示意图

所用的等离子体激励器包含2个厚度为0.018 mm的铜箔电极,电极间由3层厚度为0.065 mm的Kapton胶带隔开。裸露电极宽度为3 mm,底层电极宽度为5 mm,两电极长度均为0.4 m。电极非对称布置,并沿弦向布置。图3是等离子体激励器位置简图,激励器位于模型的两侧。

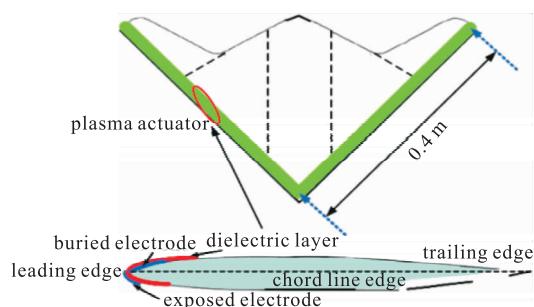


图3 无人机等离子体激励器布置示意图

风洞试验中采用了2种不同的电源。第1种是输出电压为0~30 kV,能够产生高振幅正弦波的毫秒放电电源,研究过程中将频率固定在22 kHz,激励频率1~10 kHz可调,占空比1%~99%可调<sup>[25]</sup>。另一种是输出电压为0~80 kV,激励频率1~5 kHz可调的纳秒放电电源,其电压波形的上升时间为10~30 ns,半周期为50~300 ns。

## 1.2 风洞

实验采用中国航空工业总公司空气动力研究所的亚音速回流风洞,该风洞的环形测试区直径为1.5 m,长1.95 m,流速为0~53 m/s,在流速大于53 m/s时的紊流度小于0.5%,测试区流速测量精度为0.01 m/s,测试模型的迎角-5~35°可调。

用于测试的无人机模型通过一个六维力平衡的支杆固定在风洞上,支杆利用六维测力天平可以得到无人机模型的升力系数、阻力系数和力矩系数。图4显示的是无人机模型在风洞测试区的固定情况。

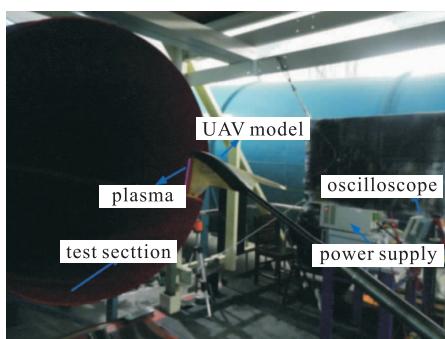


图4 无人机模型固定在风洞的测试系统

## 1.3 测试系统

激励电压和放电电流分别通过电压探针(Tektronix P6015A)和电流探针测量(Tektronix TCP312+TCPA300),利用示波器(Tektronix DP04104)记录下电压、电流信号。

等离子体气动激励产生的诱导速度和涡度通过离子图像测速仪(Lavision)测量,利用一个高重复双脉冲Nd:YAG激光器(135 MJ/pulse)作为光源,激光脉冲的时间间隔是120 ns,激光的重复频率是5 kHz,相机的分辨率是1 600 pix×1 200 pix,空气中

散布着矿物油气化形成的大小约为30 μm的微粒。

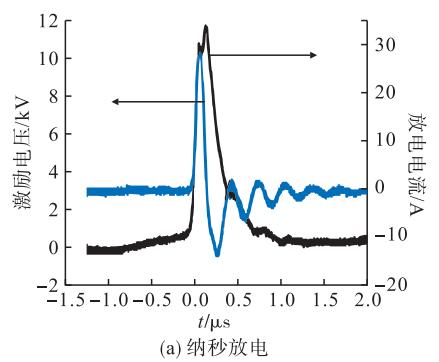
通过高速纹影技术测量由纳秒放电产生的冲击波。纹影系统包含光源、凹透镜和电荷耦合摄像机,其中高速电荷耦合摄像机以35 714.3 Hz的成帧速率捕获瞬时的冲击波。放电电流的第一个脉冲信号被选作触发信号,触发信号被输入同步控制器DG535,随即高速电荷耦合相机开始记录纳秒放电产生的冲击波的形成和发展。

## 2 实验结果

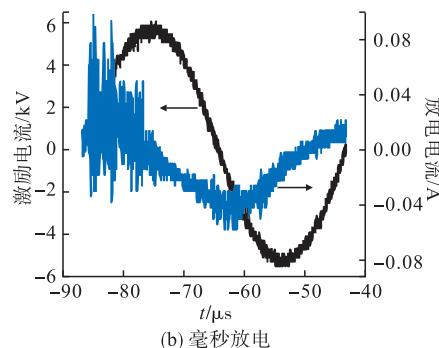
### 2.1 激励参数测试结果

#### 2.1.1 电参数

图5是毫秒脉冲气动激励和纳秒脉冲气动激励的激励电压和放电电流随时间变化的图表。从图5看出:毫秒脉冲激励和纳秒脉冲激励的激励电压变化范围分别为-6~6 kV和0~12 kV,后者可以产生更强的放电现象和更大的放电电流。纳秒脉冲气动激励的放电电流为30 A,远大于毫秒脉冲气动激励的放电电流0.1 A。通过对放电电流和激励电压进行积分可以得到电源消耗的功率,毫秒脉冲气动激励每次脉冲注入的能量为7.4 mJ,纳秒脉冲气动激励每次脉冲注入的能量为12.8 mJ。纳秒脉冲气动激励最大的瞬时功率为0.3 MW,毫秒脉冲气动激励最大的瞬时功率仅为600 W,这个功率在某种程度上可以反映放电的强烈程度,即纳秒脉冲气动激励的瞬时激励强度要大于毫秒脉冲气动激励。



(a) 纳秒放电



(b) 毫秒放电

图5 放电电压和放电电流随时间的曲线图

### 2.1.2 纳秒脉冲气动激励的 PIV 测试结果

图 6 显示的是纳秒脉冲气动激励产生的诱导气流的测试结果, 其激励电压为 13 kV, 脉冲频率为 230 Hz。激励器被布置在  $x=35$  mm 处,  $x$  为横轴坐标。

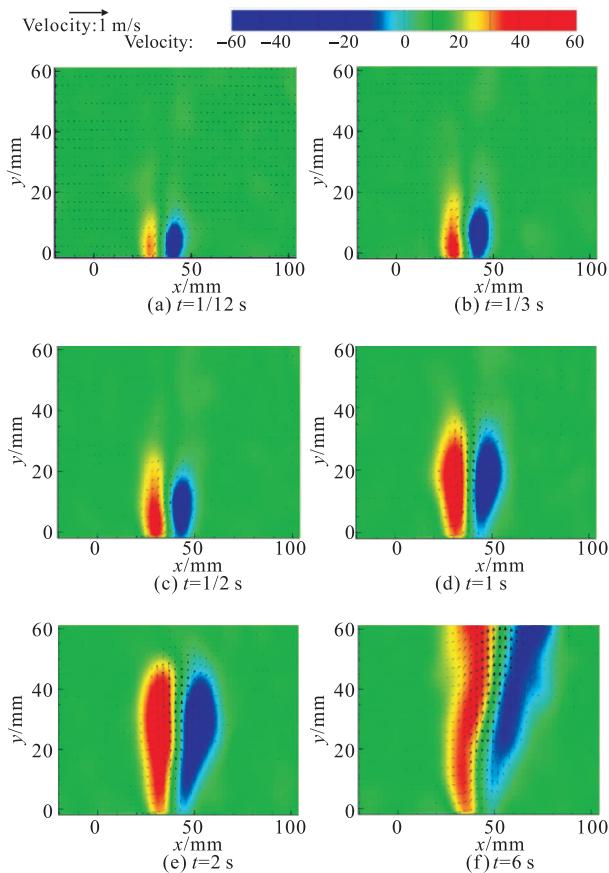


图 6 不同时间 NDPA 诱导的速度和涡量 PIV 试验结果

从图 6 看出, 首先, 纳秒脉冲气动激励产生的最大诱导速度不超过 0.5 m/s, 远小于毫秒激励; 其次, 纳秒脉冲气动激励产生的诱导气流发展缓慢, 其形成稳定壁面射流用了 10 s; 纳秒脉冲气动激励产生的诱导气流类似于向上的冲击波, 而不像毫秒激励产生的诱导气流是以启动涡或壁面射流的形式出现; 最后, 纳秒放电产生的诱导气流方向近似于垂直绝缘介质层, 而毫秒激励产生的诱导气流方向平行于绝缘介质层。

### 2.1.3 纳秒放电诱导产生的冲击波参数

图 7 是不同时间尺度下该冲击波传播过程的纹影测试结果, 等离子体激励器被布置在图片的底部, 蓝色虚线表示纳秒脉冲激励诱导产生的冲击波前沿。

纹影测试结果表明纳秒放电在静止空气中诱导产生冲击波。放电时间 10~28 μs, 冲击波向外传播 6.9 mm, 通过间隔和传播距离计算出冲击波的传播速度约为 380 m/s ( $Ma = 1.2$ ), 略大于音速。随着冲击波向外传播, 其轮廓变得难以辨认, 冲击波的强度减弱, 在每个脉冲放电周期内冲击波可以持续观

察的时间约为 80 μs。在诸如 500 μs、1 350 μs 和 2 700 μs 等大于 80 μs 的放电时间上, 冲击波减弱为弱扰动。

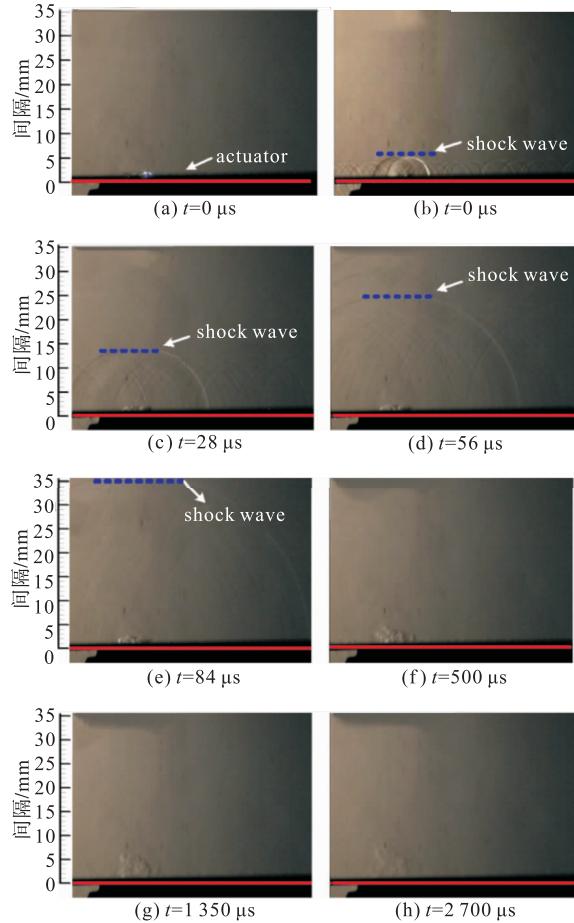


图 7 不同时间 NDPA 诱导的冲击波纹影试验结果

## 2.2 风洞测试结果

本文中进口自由流的速度设置为 20~75 m/s, 自由流速度记为  $V_\infty$ , 迎角记为  $\alpha$ , 脉冲频率记为  $f$ , 激励电压记为  $U$ 。

### 2.2.1 不同迎角的实验结果

图 8 显示的是  $V_\infty = 30$  m/s 下无人机模型在不同迎角的升、阻力系数测试结果, 纳秒放电的激励电压设置为 11 kV, 脉冲频率为 200 Hz。

我们可以从风洞试验结果中看出: 在迎角小于 10° 时, 无人机模型上表面的气流始终附着在模型表面, 此时施加纳秒放电的影响可以忽略不计; 在迎角超过 10° 时, 气流由于逆压梯度的作用, 在无人机模型飞翼布局的翼尖部分最先开始分离, 随着迎角的增大, 流动分离从模型的翼尖部分向翼根扩展; 在迎角超过临界失速迎角 20° 时, 模型的升力系数减小; 在施加激励后, 纳秒激励能够有效抑制流动分离, 相比于无激励状态, 升力系数得到显著增大。计算不同迎角下模型升力系数的增大量, 迎角为 20° 时模型的升力系数增大了 2.24%; 在迎角超过 20° 时, 纳秒脉冲气动激励仍能有效抑制流动分离; 在迎角为

27°时施加激励使得模型的升力系数提高了23.75%,最大升力系数从0.89增大到0.99,增大了11.24%,模型的临界失速迎角从20°增大到27°。

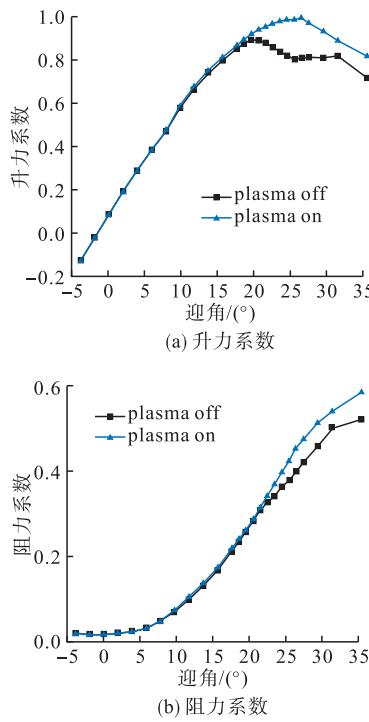


图8 不同迎角下的实验结果

### 2.2.2 放电频率的影响

本文研究了脉冲频率的影响,图9显示的是在激励电压设置为12 kV,  $V_\infty = 50$  m/s时,脉冲频率变化范围为58~920 Hz下的风洞试验结果。

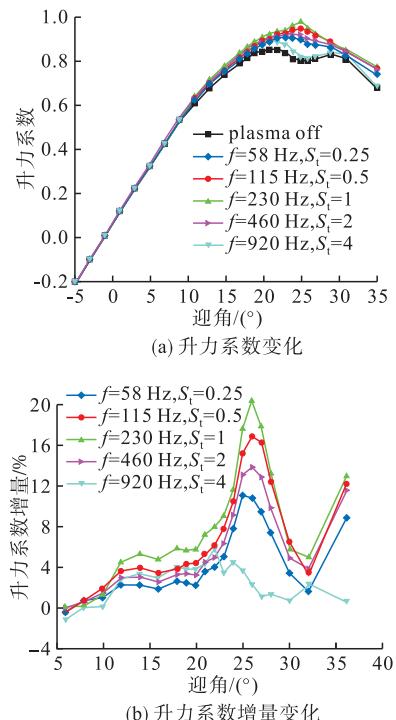


图9 不同脉冲频率下的测量结果

当脉冲频率为920 Hz时,模型升力系数的变化很小,在迎角为22°下最大升力系数增大了5.87%;

当脉冲频率为460 Hz时,流动控制效果较920 Hz时更好,纳秒脉冲气动激励可以在局部抑制无人机模型的流动分离,在迎角为26°下最大升力系数增大了10.90%;当脉冲频率为230 Hz时,流动控制效果是所有测试频率中最好的,纳秒脉冲气动激励可以有效抑制流动分离,在迎角为26°下最大升力系数增大了20.45%;当脉冲频率为115 Hz和58 Hz时,流动控制效果较230 Hz时更差,在迎角为26°下最大升力系数分别增大了16.94%和13.92%。总而言之,等离子体流动控制存在一个最优频率,这个最优频率取决于施特劳哈尔数( $S_t$ ), $S_t$ 为1时的流动控制效果最好。 $S_t$ 的定义式为 $S_t = fc/V_\infty$ ,其中c是分离区长度,其值与这个无人机模型的平均气动弦长相等(0.22 m), $S_t$ 与fc具有换算关系。最优脉冲频率为230 Hz,其相应的 $S_t$ 为1,这与风洞试验结果相吻合。

### 2.2.3 纳秒激励和毫秒激励的流动控制效果比较

进行风洞试验以对比纳秒脉冲气动激励和毫秒脉冲气动激励的流动控制能力,图10显示的是纳秒脉冲气动激励和毫秒脉冲气动激励在自由流速度为50 m/s,激励电压为12 kV,脉冲频率为230 Hz时,有激励和无激励情况下无人机模型的升力系数。

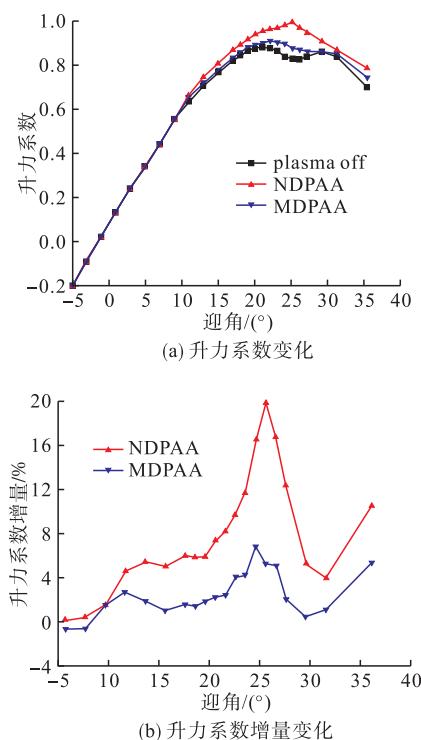


图10 MDPAA 和 NDPAAs 升力系数和升力系数增量与迎角比较

从图10可以发现:纳秒脉冲气动激励的流动控制效果比毫秒脉冲气动激励的流动控制效果好得多;毫秒脉冲气动激励只能在局部抑制无人机模型的流动分离,在迎角为25°时,最大升力系数增大了

6.86%; 纳秒脉冲气动激励能够有效抑制无人机模型的流动分离, 在迎角为 26°时, 最大升力系数增大了 20.45%。

### 2.3 讨论

等离子体流动控制有动力效应、冲击效应和化学效应 3 种机制。动力效应产生诱导气流; 冲击效应在电极附近产生温度升和压力升; 化学效应引入离子、电子、激发态粒子等粒子到流场中<sup>[26]</sup>。以上研究发现, 冲击效应和动力效应可能同时为等离子体流动控制起作用。毫秒脉冲气动激励中动力效应是主导机制, 其诱导激励器表面附面层加速, 注入动力和能量, 增强附面层抵抗逆压梯度的能力。但是毫秒脉冲气动激励的最大诱导速度不超过 10 m/s, 给附面层注入的动力很有限。只有当自由流速度为几十米每秒时, 毫秒脉冲气动激励才能有效工作。

从纳秒脉冲气动激励的 PIV 测试结果中可以看出, 其诱导速度小于 0.5 m/s, 因此纳秒放电等离子体流动控制的主要机制不是动力效应。同时 PIV 测试结果显示纳秒放电诱导气流的方向并非平行于激励器, 而是垂直于激励器; 纹影测试结果表明, 同时由于放电时间为纳秒级, 将放电功率集中在很短的时间内释放, 从而在电极附近产生瞬时的强温度升和压力升, 加热电极周围的气体, 在空气中诱导产生冲击波。综上, 推测纳秒脉冲气动激励的主要机制是“冲击效应”, 即纳秒放电的这种瞬时加热效应能够将放电功率集中, 产生对附面层产生“冲击”式的强扰动, 增强附面层与主流的动力和能量掺混, 使高速流体注入附面层, 从而使气流能够抵抗逆压梯度而不产生流动分离。

## 3 结论

本文研究了利用纳秒脉冲气动激励进行一型无人机的流动分离控制。基于对激励参数的测试可以发现: 毫秒脉冲气动激励和纳秒脉冲气动激励具有大致相同的激励电压, 但毫秒脉冲气动激励的最大放电电流仅为 0.1 A, 而纳秒脉冲气动激励的最大放电电流高达 30 A。纳秒脉冲气动激励的最大诱导速度约为 0.5 m/s, 纳秒脉冲气动激励产生的诱导气流不是像毫秒脉冲气动激励产生的诱导气流以启动涡或壁面射流的形式存在, 而是近似于向上的冲击波。纳秒脉冲气动激励产生的快速加热效应在电极附近的空气中形成快速温度升和压力升, 进而诱导出一系列冲击波, 冲击波的传播速度约为 380 m/s, 持续时间约为 80 μs, 在一个放电周期内超过 80 μs 后, 冲击波衰减成弱扰动。基于风洞试验结

果可以看出: 在进口自由流速度为 50 m/s 时, 纳秒脉冲气动激励能够有效抑制无人机模型的流动分离; 在进口自由流速度为 30 m/s 时对模型施加纳秒脉冲气动激励, 可以使模型的临界失速迎角从 20°推迟到 27°, 最大升力系数增大 11.24%。当激励电压大于阈值电压时, 流动分离能得到抑制。纳秒脉冲气动激励的最优脉冲频率是使施特劳哈尔数为 1 的频率值。纳秒脉冲气动激励较毫秒脉冲气动激励对附面层流动控制更有效, 纳秒脉冲流动控制主要机制时冲击效应, 冲击效应较动力效应具有更强的流动控制能力。

## 参考文献

- [1] 高国强, 颜馨, 彭开晟, 等. 等离子体流动技术在列车减阻应用上的初步研究[J]. 电工技术学报, 2019, 34(4): 855-862.
- [2] 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇, 等. 等离子体激励器诱导射流的湍流特性研究[J]. 力学学报, 2018, 50(4): 776-786.
- [3] 程林, 孙姝, 谭慧俊, 等. 直缝式等离子体合成射流激励器特性的实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 1937-1942.
- [4] 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.
- [5] ROTH J R, SHERMAN D M, WILKINSON S P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma[Z]. AIAA 98-0328.
- [6] 杨鹤森, 梁华, 魏彪, 等. Viper Jet 无人机等离子体流动控制飞行验证[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(6): 15-22.
- [7] CORKE T C, POST M L, ORLOV D M. Single-Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization, and Applications [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 935-945.
- [8] FORTE M, JOLIBOIS J, PONS J, et al. Optimization of a Dielectric Barrier Discharge Actuator by Stationary and Non-Stationary Measurements of the Induced Flow Velocity: Application to Airflow Control[J]. Experiments in Fluids, 2007, 43(6): 917-928.
- [9] SINGH K P, ROY S, GAITONDE D. Modeling of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator with Atmospheric Air Chemistry[C]//37th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference. [S. l.]: AIAA, 2006: 2: 576-586.
- [10] HUANG J H, CORKE T C, THOMAS F O. Plasma Actuators for Separation Control of Low-Pressure Turbine Blades[J]. AIAA Journal, 2006, 44(1): 51-57.

- [11] HE C, CORKE T, PATEL M. Plasma Flaps and Slats: an Application of Weakly Ionized Plasma Actuators[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 864-873.
- [12] 化为卓, 李应红, 牛中国, 等. 低速三角翼纳秒脉冲等离子体激励实验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(10): 2331-2339.
- [13] ROUPASSOV D, NIKIPELOV 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.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] LITTLE J, NISHIHARA M, ADAMOVICH I, et al. High-Lift Airfoil Trailing Edge Separation Control Using a Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator[J]. *Experiments in Fluids*, 2010, 48(3): 521-537.
- [17] OPAITS D F, LIKHANSKII A V, NERETTI G, et al. Experimental Investigation of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators Driven by Repetitive High-Voltage Nanosecond Pulses with DC or Low Frequency Sinusoidal Bias[J]. *Journal of Applied Physics*, 2008, 104(4): 043304.
- [18] SHAO T, JIANG H, ZHANG C, et al. Time Behaviour of Discharge Current in Case of Nanosecond-Pulse Surface Dielectric Barrier Discharge[J]. *EPL(Europhysics Letters)*, 2013, 101(4): 45002.
- [19] SHAO T, ZHANG C, ZHOU Y X, et al. Diffuse Discharges in Open Air Sustained by Microsecond and Nanosecond Pulses[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2014, 42(10): 2408-2409.
- [20] BAYODA K D, BENARD N, MOREAU E. Nanosecond Pulsed Sliding Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator for Airflow Control: Electrical, Optical, and Mechanical Characteristics [J]. *Journal of Applied Physics*, 2015, 118(6): 063301.
- [21] LI Y H, LIANG H, MA Q Y, 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.
- [22] WANG J, LI Y H, CHENG B Q, 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(16): 165503.
- [23] KWAK D Y, NELSON R C. Vortical Flow Control over Delta Wings with Different Sweep Back Angles Using DBD Plasma Actuators[Z]. *AIAA 2010-4837*.
- [24] 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): 3063-3071.
- [25] 张晴, 李茹, 桑田, 等. 介质阻挡放电等离子体协同催化处理甲苯废气[J]. *西安工程大学学报*, 2018, 32(5): 537-543.
- [26] 孙洁, 杨明霞, 邱夷平. 射频驱动常压射流等离子体的发展应用[J]. *纺织高校基础科学学报*, 2015, 28(3): 353-360.

(编辑:姚树峰)