

# 阵列式表面电弧等离子体气动激励控制 三角翼流动分离的实验\*

杨鹤森, 梁 华, 赵光银, 谢理科, 唐冰亮, 贺启坤

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

**摘 要:** 为探索多路阵列式微秒脉冲表面电弧放电 ( $\mu\text{s-SAD}$ , Microsecond pulse surface arc discharge) 对尖前缘小后掠三角翼流动分离的控制效果和作用机理, 首先通过放电测试和纹影测试对多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  的激励特性进行研究, 揭示其对流场的作用原理, 进一步将多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  用于三角翼流动控制, 开展了小后掠三角翼流动分离控制低速风洞实验, 研究了来流速度、激励电压和激励频率等参数对控制效果的影响规律。结果表明: 多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  能够快速放热, 单路瞬间放电能量可达 68mJ, 在流场局部可诱导产生冲击波; 机翼前缘多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  能有效改善三角翼大迎角气动特性, 当来流速度为 30m/s 时, 使最大升力系数提高 27.2%, 失速迎角推迟 4°; 来流速度增大到 40m/s 时, 流动控制效果减弱, 使最大升力系数提高 15.5%; 存在最佳激励频率使无量纲频率  $F^+=1$  时, 控制效果最好; 激励电压存在阈值, 其随来流速度的增加而增大, 当激励电压超过阈值电压继续增大时, 流动控制效果不再增强。

**关键词:** 流动分离; 阵列式; 表面脉冲电弧; 三角翼; 等离子体气动激励

中图分类号: V211.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 04-0802-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190281

## Experiment on Flow Separation Control of Delta Wing by Array Surface Arc Plasma Pneumatic Actuation

YANG He-sen, LIANG Hua, ZHAO Guang-yin, XIE Li-ke, TANG Bing-liang, HE Qi-kun

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

**Abstract:** Aiming at exploring the control effect and action principle of multichannel array microsecond pulse surface arc discharge ( $\mu\text{s-SAD}$ ) on the flow separation of the small swept-back delta wing with sharp leading edge, the discharge test and the schlieren experiment of multichannel array  $\mu\text{s-SAD}$  in still air were investigated firstly to study its actuation characteristics and reveal the principle of action to the flow field. Furthermore, multichannel array  $\mu\text{s-SAD}$  was used to the delta wing flow control, the low speed wind tunnel experiment on flow separation control of small swept-back delta wing were carried out and an analysis of the influence on it from parameters such as flow velocity, actuation voltage and actuation frequency was made. The results show that the

\* 收稿日期: 2019-05-05; 修订日期: 2019-06-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802341)。

作者简介: 杨鹤森, 硕士生, 研究领域为等离子体流动控制与推进技术。E-mail: yanghesen96@126.com

通讯作者: 梁 华, 博士, 副教授, 研究领域为空天等离子体动力学。E-mail: lianghua82702@126.com

引用格式: 杨鹤森, 梁 华, 赵光银, 等. 阵列式表面电弧等离子体气动激励控制三角翼流动分离的实验[J]. 推进技术, 2020, 41(4): 802-811. (YANG He-sen, LIANG Hua, ZHAO Guang-yin, et al. Experiment on Flow Separation Control of Delta Wing by Array Surface Arc Plasma Pneumatic Actuation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4):802-811.)

multichannel array  $\mu\text{s}$ -SAD can produce rapid exothermic, single channel instantaneous discharge energy can reach 68mJ and the shock wave is induced locally in the flow field. The wing front multichannel array  $\mu\text{s}$ -SAD can effectively improve the aerodynamic characteristics of the delta wing. At a flow velocity of 30m/s, the maximum lift coefficient increased by 27.2%, the stall angle of attack delays  $4^\circ$ . With the increase of incoming flow velocity, the flow control effect decreases and the maximum lift coefficient increased by 15.5%. An optimum of the control effect shows that the best actuation frequency makes the dimensionless frequency  $F^+=1$ . Moreover, the actuation voltage has a threshold value which increases with the increase of the incoming flow velocity, and when the actuation voltage exceeds the threshold voltage, the flow control effect does not improve with the increase of voltage.

**Key words:** Flow separation; Array; Surface pulse arc discharge; Delta wings; Plasma pneumatic actuation

## 1 引言

三角翼超声速性能较为突出,成为当今高速飞行器的首选,但低速性能差,严重阻碍了其进一步发展与应用,因此创新技术手段来改善三角翼的低速气动特性尤为重要。等离子体流动控制技术因其无活动部件、结构简单、响应迅速、频带宽等优点成为流动控制领域一种全新高效且潜力巨大的控制手段<sup>[1]</sup>。

表面介质阻挡放电(SDBD)作为等离子体流动控制中发展较为成熟的方式,在流动分离控制、激波控制、压气机扩稳等领域<sup>[2-9]</sup>已取得了很多成果。研究表明,采用SDBD能有效抑制三角翼流动分离,增加升力,推迟失速<sup>[6-7,10-12]</sup>,现多用于低速流动控制。但是由于SDBD中介质击穿电压的限制,其激励强度难以提升,当来流速度大于30m/s时,控制效果减弱<sup>[6]</sup>。所以提高激励强度,增加等离子体激励抑制三角翼流动分离的来流速度范围,是亟需解决的重要问题。

表面电弧放电(SAD)是一种区别于SDBD的等离子体激励方式,它激励强度大,控制效果强,激励电极埋于机翼内部或敷设于翼面,未放电时对气动性能影响小,主要应用于超声速流动控制且具有有效解决SDBD所产生的问题的潜力。目前,SAD成为超声速激波/附面层干扰(SWBLI)等离子体流动控制的研究热点,而SAD控制SWBLI的研究多采用单点激励、大能量供给的方式<sup>[13]</sup>,单点激励作用范围小,虽取得了一定的流动控制效果,但大多数效果短暂,极大限制了SAD流动控制能力的发展。Leonov等<sup>[14]</sup>采用准直流SAD在实验中成功地控制了进气道入口斜激波,但是控制效果多依赖于大能量的供给。甘甜<sup>[15]</sup>发现单点脉冲SAD激励扰动水平低,只能形成一个放电通道,满足不了大激励强度、大控制面积的

要求;唐孟潇<sup>[16]</sup>提出了高频阵列式布局SAD控制SWBLI的新思路,采用5路SAD,扩大了激励影响范围,实验结果表明,阵列式布局对于干扰区流场结构的扰动效果尤为显著,分离激波出现较单点激励更为明显的分叉现象,三叉点位置相比单点激励的最好效果时上升了60%。综合来看阵列式激励相比于单点激励虽消耗功率大,结构更为复杂,但作用范围广,控制效果稳定,可控性好,具有解决传统单点激励影响范围和激励效果有限的巨大潜能,性价比整体占优,且在超声速流动控制中已经得到了验证,故应用前景广阔<sup>[15-16]</sup>。相对于局部位置的SWBLI控制而言(SWBLI区域长约30mm)<sup>[16]</sup>,机翼流场的尺寸更大(国内外研究的三角翼展长均达数百毫米)<sup>[7-9]</sup>,由于单点或少数几路SAD激励作用范围小(单路放电影响面积约为 $10\text{mm}^2$ )<sup>[16]</sup>,难以对机翼流场产生可观的控制效果,目前国内外还尚未发现阵列式SAD激励用于低速机翼流动控制的研究,若将其推广到低速流动控制领域并将激励影响范围扩大到机翼流场尺度,验证其控制效果,利用其控制范围广等优点挖掘解决全翼展流动分离问题的潜力,进而改善整机的气动性能,这将在拓展SAD流动控制的作用路径、解决SDBD在机翼流动控制中存在的激励强度难以提升等关键问题中取得重大突破。

微秒脉冲等离子体激励的有效作用来流速度比毫秒脉冲激励大,电磁干扰强度比纳秒脉冲激励小且等离子体气动激励作用于三角翼低速流动控制的研究多为大后掠机翼,对于小后掠三角翼的研究较少<sup>[10-11]</sup>。

因此,本文设计阵列式微秒脉冲表面电弧激励,通过优化激励电路把放电通道扩展至12路,并创新性地将其研究范围、研究对象拓展到低速机翼流动分离控制,进行了多路阵列式表面电弧气动激励控

制 $30^\circ$ 后掠三角翼的低速流动分离的实验,来探索多路阵列式微秒脉冲表面电弧放电( $\mu\text{s-SAD}$ , Microsecond pulse surface arc discharge)的低速流动分离控制效果和基本原理。首先进行放电测试和纹影实验,探索阵列式表面电弧放电对流场带来的影响,为流动分离控制基本原理分析打下基础;进而通过风洞实验测试阵列式表面电弧等离子体气动激励的流动控制效果并研究不同风速条件下激励电压、激励频率对多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 改善三角翼升力特性效果的影响,总结出控制规律,为提高等离子体流动控制技术的作用能力和作用范围提供技术储备。

## 2 实验系统

实验系统由等离子体激励系统、纹影测试系统、低速单回流闭口风洞和实验模型组成。

纹影测试的主要目的在于观察等离子体气动激励对静止空气的影响,定性认识等离子体激励的作用原理。整个系统由以下部件组成:光源(氙灯)、一对凸透镜、一对平面镜、一对球面反射镜、一个刀口和 Phantom V2512 高速相机。实验时高速相机采用的帧频为 20kfps,分辨率为 256×520Pixels。系统布局见图 1。

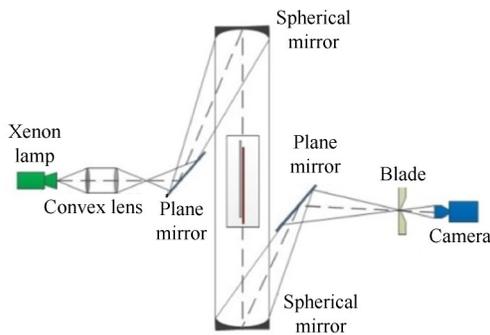


Fig. 1 Schlieren testing system

风洞测力实验在等离子体动力学重点实验室的 LSWT-1 型单向低速回流式闭口风洞中进行,实验段长 3m,宽 1.2m,高 1m,实验段来流风速范围为 5m/s~75m/s 可调,紊流度小于 0.2%。

实验三角翼模型为有机玻璃制的翼身组合体,后掠角为 $30^\circ$ ,实验模型及尺寸如图 2(a)所示,机翼平均气动弦长 $l=0.1875\text{m}$ ,机翼面积 $S=0.0693\text{m}^2$ 。实验中模型在风洞中的安装如图 2(b)所示。

测力天平为六分量应变天平,模型中筒内凹槽与测力天平头部配合连接,通过应变片的相互作用和信号放大,测量模型迎角变化后的纵向气动力,进

而可计算出相应的气动力系数。实验前天平的静态标定结果如表 1 所示。完成标定后对天平测力进行 3 次重复实验,得到的各气动力系数曲线均较为光滑,没有明显的跳点,说明测力天平及其数据采集系统精度较高。

Table 1 Static calibration results of balance

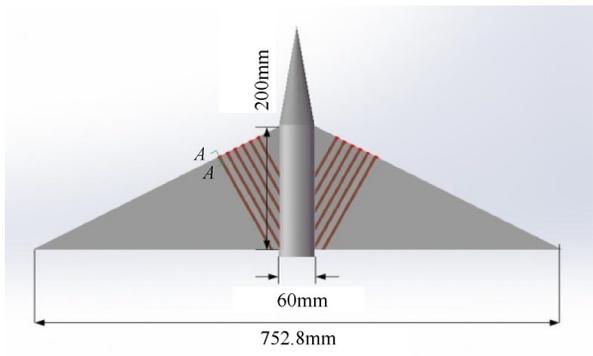
Component of balance	X axis	Y axis
Design load/kg	10	45
Accuracy/%	0.158	0.096
Precision/%	0.025	0.003

等离子体激励系统由激励器、激励电路、电源组成。激励器由高低压电极、绝缘介质层构成。为保护机翼模型,首先在机翼前缘表面敷设 Kapton 胶带作为绝缘介质层,然后在三角翼两侧前缘各布置了 6 路阵列式表面电弧激励器,当激励强度足够时,能同时产生 12 路 SAD 激励。激励器位置示意和各路电极分布如图 2(c)所示,Kapton 厚度为 0.195mm,高低压电极直接贴敷于绝缘介质层上,材料为铜箔,厚 0.018mm,宽 5mm;各路高低压电极间隙为 2mm,电极形状为“矩形相对”。为提高能量利用率,考虑到容性放电的击穿特性与阻抗特性,根据 Zhang 等<sup>[17-18]</sup>提出的阻抗自主调控方法和单电源多路放电突破技术,特设计该优化激励电路,通过提高单电源放电数目来实现驱动激励器阵列,激励电路如图 3 所示,其中多路模块由 1M $\Omega$  R140 高压电阻和 100PF 超高压陶瓷电容并联而成,每个多路模块一端和某一路电极直接相连,一端接地,各个模块之间和放电间隙之间在电路中均为并联关系,详细优化过程和电路原理见文献[19];电参数测量设备包含有 DPO4104 示波器、P6015A 高压探针和 P6022 交流电流探针,用来测量和分析多路阵列式表面电弧放电等离子体激励器的激励电压、放电电流等参数。电源采用 KGD-NSPS3U30F2 型单路输出微秒脉冲电源,电压 0~20kV 连续可调,频率 0~2kHz 连续可调。

## 3 结果与讨论

### 3.1 纹影特性测试

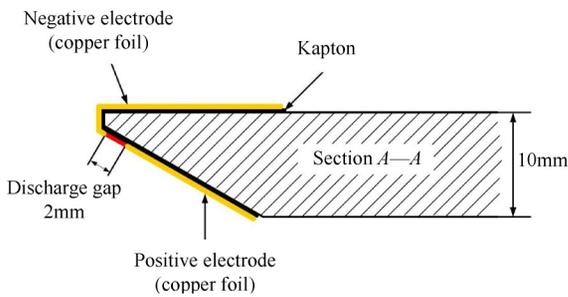
本文首先在室温 25 $^\circ\text{C}$ ,气压 0.95MPa 静止空气中进行纹影测试实验,旨在通过观察激励器表面空气密度变化,定性分析阵列式微秒脉冲表面电弧激励的作用原理,为控制流动分离实验可能出现的结果及其基本原理分析提供理论支撑。为更高效清晰地完成实验,在有机玻璃平板表面布置了 6 路阵列式



(a) Top view of model(The red part is the actuation location)



(b) Model installation in the wind tunnel



(c) Detail of actuator arrangements on wing's section

Fig. 2 Schematics of model and actuator used in experiments

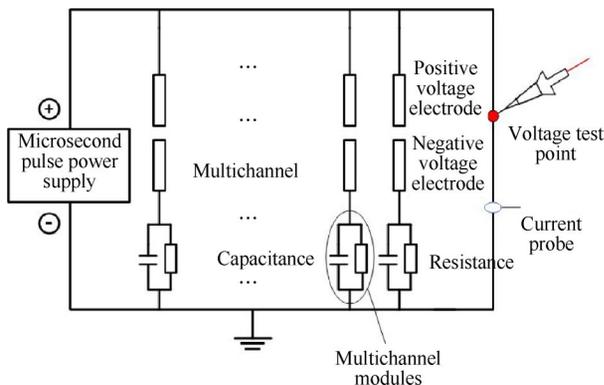


Fig. 3 Schematic diagram of multichannel array discharge circuit

$\mu\text{s}$ -SAD 激励,该激励器电极材料、电极间距、电极形状等各项参数与风洞实验中三角翼前缘布置的激励器完全一致。图4是垂直电极方向拍摄时, $\mu\text{s}$ -SAD 单个脉冲放电特性图像,放电电压峰-峰值  $U_{p-p}=8.08\text{kV}$ ,电流峰-峰值  $I_{p-p}=124\text{A}$ ,经计算单路瞬间放电

能量可达  $68\text{mJ}$ 。在激励频率为  $80\text{Hz}$ ,激励电压峰-峰值为  $8\text{kV}$  的条件下垂直电极方向拍摄得到图5(a), (b), (c),可以清楚地观察到冲击波,该冲击波呈半圆柱形,6个放电间隙重合在圆心处。将激励器所贴敷的平板顺时针旋转  $90^\circ$ ,在激励频率  $160\text{Hz}$ ,激励电压为  $8\text{kV}$  条件下沿电极方向拍摄,可清楚地观察到6个大小相似的半圆形冲击波,6个放电间隙分别在6个圆心处,如图5(d)所示。多路阵列式  $\mu\text{s}$ -SAD 与文献[6]中微秒脉冲 SDBD 产生的冲击波形状类似,激励电压峰-峰值相同时其放电电流和瞬时放电功率与微秒脉冲 SDBD 放电相比均有明显增强,说明同等条件下阵列式  $\mu\text{s}$ -SAD 的总能量特性优于微秒脉冲 SDBD。通过对比图5(a)和图5(c)两次拍摄之间的时空关系,算得冲击波的传播速度约为  $346.1\text{m/s}$ 。

通过分析纹影测试的结果,结合冲击波产生的条件<sup>[20]</sup>,可将多路阵列式气动激励对流场的作用原理分析如下:当电极间电压达到气体的击穿电压(通常为几千伏),将使气体迅速击穿并建立电弧,一方面多路阵列式  $\mu\text{s}$ -SAD 激励产生的脉冲电弧加热局部空气将电能转换为热能<sup>[6,21]</sup>,瞬间释放,气体受热膨胀,造成局部温度突升,产生冲击波,速度较快,拥有较大瞬时推力,主要对流场产生冲击效应;另一方面经过电弧加热的空气携带大量热量,持续时间较长,随着时间的演化向四周扩散,扰动面积大,产生局部高温区,主要对流场施加热效应。

以往微秒脉冲 SDBD 激励纹影实验和作用原理研究<sup>[6,11]</sup>表明,微秒脉冲 SDBD 激励可瞬间释热加热空气产生压缩波并且能加速气流,诱导气动涡,将能量注入附面层,通过增加附面层能量以及促进附面层与主流的掺混提高附面层抵抗逆压梯度的能力,从而提高最大升力系数,推迟失速。虽然本文设计的多路阵列式  $\mu\text{s}$ -SAD 纹影测试得到了与 SDBD 类似的结果,但该激励方式控制机翼流动分离的效果如何还需通过风洞实验进一步验证。

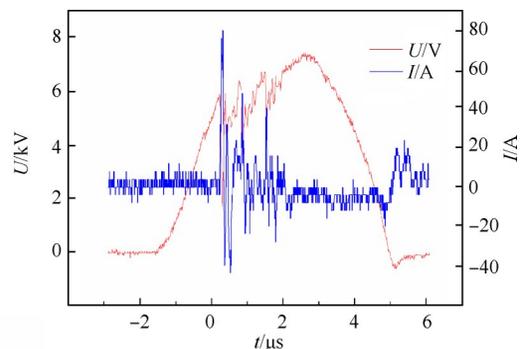


Fig. 4 Electrical parameter characteristic diagram

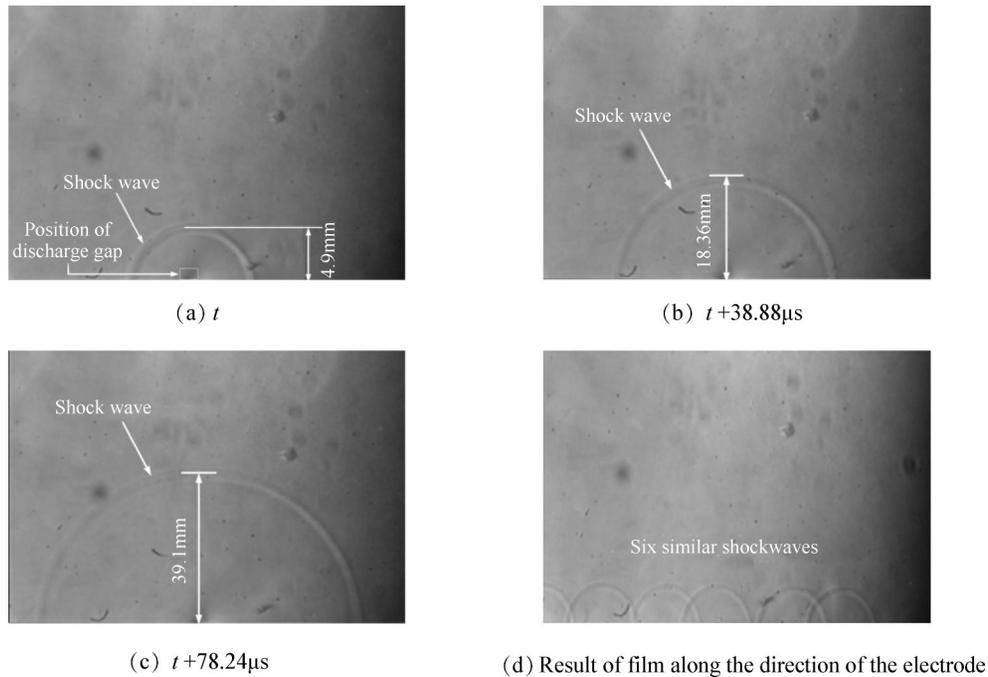


Fig. 5 Multichannel  $\mu\text{s-SAD}$  schlieren diagram

### 3.2 风洞测力实验

为探索多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  的流动分离控制效果,进行了激励前后小后掠三角翼风洞测力实验,分别研究了风速为  $u_\infty=30\text{m/s}$  和  $u_\infty=40\text{m/s}$  条件下,激励频率和激励电压对三角翼气动特性的改善效果和影响规律。气动特性的改善程度由气动力系数衡量,气动力系数是天平测得的气动力除以机翼面积所得的无量纲值。

#### 3.2.1 激励频率的影响

研究表明,非定常等离子体激励能提高流动控制能力,较定常激励而言,非定常等离子体激励不仅能减少能耗,而且可以通过与流场不稳定性因素、脱落涡频率耦合,极大地提高流动控制的效果与效率<sup>[6,22]</sup>。当无量纲激励频率  $F^*=f \times l / u_\infty=1$  时,非定常等离子体激励改善三角翼气动特性效果最好,对于非定常激励进行三角翼流动控制的研究普遍认为,最佳的激励频率与剪切层的不稳定有关,当  $F^*=1$  时,非定常激励对应的激励频率与流场固有的特征频率相耦合,产生类似“共振”的作用,最大程度地激发剪切层的不稳定性<sup>[23]</sup>,对流场产生最大的影响,从而产生最强的流动控制效果,此时能够完全抑制流动分离的阈值电压最小,控制效果最佳,这与其他前缘流动控制方式<sup>[24-25]</sup>取得的结果一致。经计算得  $30\text{m/s}$  风速条件下最佳激励频率为  $160\text{Hz}$ 。实验设置无量纲频率分别为  $0.3, 0.5, 0.8, 1, 2$ , 对应激励频率分别为  $40\text{Hz}, 80\text{Hz}, 120\text{Hz}, 160\text{Hz}, 320\text{Hz}$ , 研究不同激励频

率对流动分离控制效果的影响。图7是在来流速度  $30\text{m/s}$ , 激励电压  $U_{p-p}=8\text{kV}$  条件下,不同激励频率对应的升力系数随迎角  $\alpha$  的变化曲线,对应的基于根弦的雷诺数  $Re=3.9 \times 10^5$ , 此时 12 路激励均成功持续放电,放电图像如图 6 所示。



Fig. 6 Successful discharge scene of 12 channels

由图 7 可见,多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  在不同频率下对实验模型均有增升作用,但提升程度不同。当  $u_\infty=30\text{m/s}$  时,多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  可使失速迎角增大,最大升力系数增加,特别是对于大迎角下的机翼升力系数提升作用明显。

在激励电压不变的情况下,激励频率改变,升力系数随之变化较大。迎角  $\alpha \leq 8^\circ$  时,由于机翼未出现流动分离,故施加激励前后的升力系数几乎没有变化,升力系数随迎角增大的关系几乎呈线性关系;当  $8^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$  时,升力系数随迎角增加的斜率逐渐减小,说明机翼吸力面已经出现了局部分离,且随迎角的

增大,分离区域逐渐扩大分离越严重。

施加多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励后,由图7可见,同迎角下,升力系数较未施加激励时增加明显,这说明激励产生的脉冲电弧加热空气在机翼前缘局部流场中产生温升和压力升,将能量集中在瞬间释放,提高激励强度,在流场中产生冲击波扰动,进而给附面层充能,提高诱导旋涡、促进附面层与主流掺混的能力,从而提高升力系数<sup>[20]</sup>;迎角超过失速迎角  $12^\circ$  后,多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  继续给附面层充能,此时阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  可改善三角翼上翼面旋涡结构,诱导分离剪切层周期性产生附体的分离涡,从而维持了上翼面大迎角时的涡升力,达到了大幅改善升力特性,甚至推迟失速的效果<sup>[26]</sup>;当迎角超过  $16^\circ$  后,升力系数大幅下降,但相同迎角下施加多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励后的升力系数仍优于基准状态,这说明此时的流动分离更加恶劣,多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励强度已不能够有效地控制吸力面附面层大面积分离,从而升力系数曲线骤降;迎角继续增大,升力系数依然保持大于基准状态的水平但已趋于平缓<sup>[27]</sup>。

继续分析发现三角翼大迎角状态下的气动特性改善明显,当激励频率为  $160\text{Hz}$  时,流动控制效果最佳,最大升力系数  $C_L$  由  $12^\circ$  的  $0.58236$  提高到  $16^\circ$  的  $0.74102$ , 提高  $27.2\%$ , 失速迎角推迟  $4^\circ$ , 此时  $F^+=1$ 。文献[26]中 SDBD 对相同三角翼产生的最佳控制效果为将最大升力系数提高  $18.6\%$  ( $u_\infty=30\text{m/s}$ ,  $U_{p-p}=11.5\text{kV}$ ), 可见与 SDBD 相比,阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  将表征最佳控制效果的最大升力系数提高比率提升了  $46.2\%$ , 况且此时阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励的控制范围还尚未扩展到三角翼的全部前缘,说明阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励控制流动分离的潜力巨大。其中迎角  $\alpha=16^\circ$  条件下不同激励频率对升力系数的影响见表2。

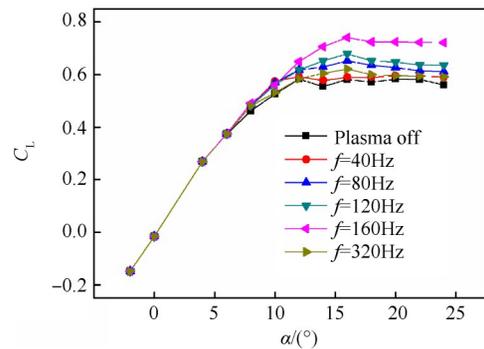
**Table 2 Variations of lift coefficients at different actuation frequencies ( $\alpha=16^\circ$ )**

Condition	$C_L$	Increased by/%
Plasma off	0.58096	/
$f=40\text{Hz}$	0.5897	1.50
$f=80\text{Hz}$	0.65225	12.27
$f=120\text{Hz}$	0.67869	16.80
$f=160\text{Hz}$	0.74102	27.60
$f=320\text{Hz}$	0.62088	6.90

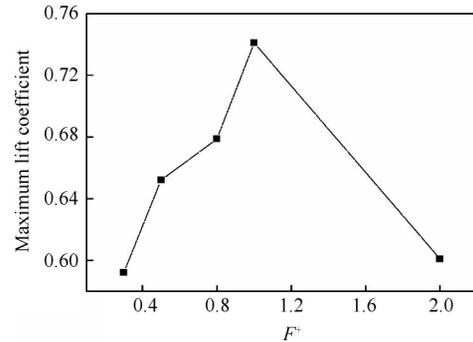
如图8,随着激励频率的增加,最大升力系数随之增加,但达到使  $F^+=1$  后,随激励频率增加,最大升力系数降低。结合图7发现,所有激励频率下的最大

升力系数较基准状态均有提高,  $40\text{Hz}$  时,最大升力系数虽然提高,但未推迟失速迎角;  $80\text{Hz}$ ,  $120\text{Hz}$  时将失速迎角推迟了  $4^\circ$ , 且分别将最大升力系数提高到  $0.65225$ ,  $0.67869$ ;  $160\text{Hz}$  时提高最多,达到了  $0.73102$ , 并同样将失速迎角推迟了  $4^\circ$ 。

分析不同频率条件下的流动分离控制效果,可得在其他实验条件相同时,存在与流场和风洞环境不稳定性因素耦合或多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励诱导产生的涡脱落频率相耦合的最佳激励频率,使控制效果最佳<sup>[6]</sup>。



**Fig. 7 Lift coefficient curve ( $u_\infty=30\text{m/s}$ ,  $U_{p-p}=8\text{kV}$ )**



**Fig. 8 Maximum lift coefficient at different dimensionless frequencies**

### 3.2.2 来流速度的影响

实验进一步在  $u_\infty=40\text{m/s}$  条件下进行,根据无量纲频率公式计算结果,将实验激励频率设置为  $53\text{Hz}$ ,  $106\text{Hz}$ ,  $160\text{Hz}$ ,  $213\text{Hz}$ , 对应  $F^+$  分别为  $0.3$ ,  $0.5$ ,  $0.8$ ,  $1$ 。激励峰值电压保持  $U_{p-p}=8\text{kV}$  不变,对应的基于根弦的雷诺数  $Re=4.6\times 10^5$ , 得到激励前后升力系数随迎角变化的曲线,如图9所示。

由图9可见,  $f=213\text{Hz}$  时流动控制效果最好,此时  $F^+=1$ , 最大升力系数由  $14^\circ$  的  $1.00357$  提高到  $18^\circ$  的  $1.15942$ , 提高  $15.5\%$ 。相比  $u_\infty=30\text{m/s}$  时,升力提高有所下降,流动控制效果有所减弱。然而文献[28]中  $40\text{m/s}$  来流下 SDBD 对三角翼产生的最佳控制效果为

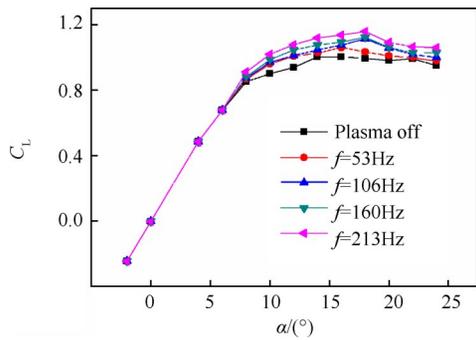


Fig. 9 Lift coefficient curve ( $u_{\infty}=40\text{m/s}$ ,  $U_{p-p}=8\text{kV}$ )

将最大升力系数提高 11%，可见更高的来流速度下阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  的控制效果依然优于 SDBD，可将最大升力系数提高比率提升 40.9%。

### 3.2.3 激励电压的影响

研究表明：对于不同的来流速度，要达到完全抑制流动分离，甚至推迟翼型/机翼失速迎角的流动控制效果，施加的非定常等离子体激励的电压存在一个最小的阈值，当激励电压等于或大于这个阈值时，流动分离可以被完全地抑制；当激励电压达到阈值后继续增大时，流动控制效果几乎不变<sup>[29]</sup>。所以找到不同来流速度下相应非定常等离子体激励电压的“瓶颈值”很有必要。不同的激励电压会影响到等离子体自身参数，其中等离子体脉冲放电能量与激励电压一一对应<sup>[28]</sup>，二者均可表征流动控制效果的影响因素，并可以通过其对应关系反映放电的稳定性和等离子体自身的能量特性。

本文首先在  $u_{\infty}=30\text{m/s}$  条件下，激励频率保持最佳激励频率  $f=160\text{Hz}$  不变，分别在激励电压峰-峰值为 5kV, 6kV, 7kV, 8kV, 9kV, 10kV (分别对应脉冲放电能量为 7mJ, 11mJ, 17mJ, 23mJ, 31mJ, 40mJ) 条件下开展了风洞测力实验，探究不同激励电压对多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  流动分离控制效果的影响。图 10 为在来流风速 30m/s, 激励频率  $f=160\text{Hz}$  条件下，不同激励电压对应的升力系数随迎角  $\alpha$  的变化曲线，对应的基于根弦的雷诺数  $Re=3.8\times 10^5$ 。  $U_{p-p}=5\text{kV}$  时仅有 6 路持续放电 (机翼左右各 3 路)，  $U_{p-p}=6\text{kV}$  时有 10 路持续放电 (机翼左右各 5 路)，  $U_{p-p}=7\text{kV}$ , 8kV, 9kV, 10kV 条件下 12 路均成功放电。可以看出保持激励频率不变，激励电压对升力系数影响很大，不同激励电压条件下，多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  激励对实验模型均有不同程度增升作用，但流动控制的效果有差别。  $U_{p-p}=5\text{kV}$  时虽只有 6 路持续放电，但当迎角到达  $8^\circ$  后，6 路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  能小幅提高该实验模型的升力系数并将其失速迎角由  $12^\circ$  推迟到  $14^\circ$ ；  $U_{p-p}=6\text{kV}$  时，到达该模型

失速迎角后，相比 6 路激励，10 路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  能更大幅度提高模型在各迎角状态下的升力系数，将失速迎角从基准状态的  $12^\circ$  推迟到  $16^\circ$ ；继续增大电压到  $U_{p-p}=7\text{kV}$ ，12 路  $\mu\text{s-SAD}$  可以进一步提高实验模型的升力特性，同样将失速迎角推迟了  $4^\circ$ ，可见施加的激励电压越大，多路阵列式  $\mu\text{s-SAD}$  的增升作用越显著；当激励电压达到  $U_{p-p}=8\text{kV}$  时，机翼出现流动分离后的各迎角状态下的升力系数较  $U_{p-p}=7\text{kV}$  时继续增大，其中最大升力系数达到了 0.74102，较基准状态下的最大升力系数提高了 27.6%，这表明在  $U_{p-p}=8\text{kV}$  激励下 12 路  $\mu\text{s-SAD}$  改善升力特性更为出色，但其没有将失速迎角推迟到更大的角度，在  $\alpha=16^\circ$  时升力系数出现了下降；继续加大激励电压到  $U_{p-p}=9\text{kV}$ , 10kV，观察图 10 可以发现  $U_{p-p}=9\text{kV}$ , 10kV 激励下的升力系数曲线与  $U_{p-p}=8\text{kV}$  激励下的升力曲线相差很小，在  $U_{p-p}=8\text{kV}$  的基础上继续增大电压没有取得更好的流动控制效果，这说明此时激励电压已大于阈值，再增大激励电压时，对流动控制效果的影响不大。其中迎角  $\alpha=16^\circ$  ( $u_{\infty}=30\text{m/s}$ ,  $f=160\text{Hz}$ ) 条件下不同激励电压对升力系数的影响见表 3。

Table 3 Variations of lift coefficients at different actuation voltages ( $\alpha=16^\circ$ )

Condition	$C_L$	Increased by/%
Plasma off	0.58096	/
$U_{p-p}=5\text{kV}$	0.60213	3.64
$U_{p-p}=6\text{kV}$	0.65106	12.07
$U_{p-p}=7\text{kV}$	0.68726	18.30
$U_{p-p}=8\text{kV}$	0.74102	27.60
$U_{p-p}=9\text{kV}$	0.73365	26.28
$U_{p-p}=10\text{kV}$	0.73236	26.06

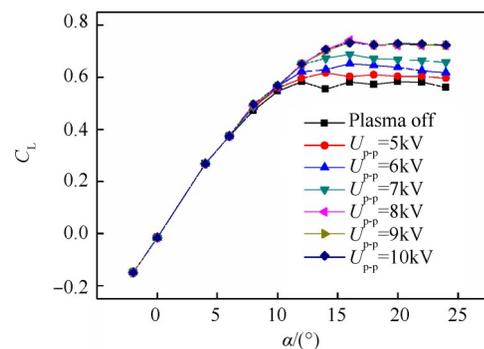


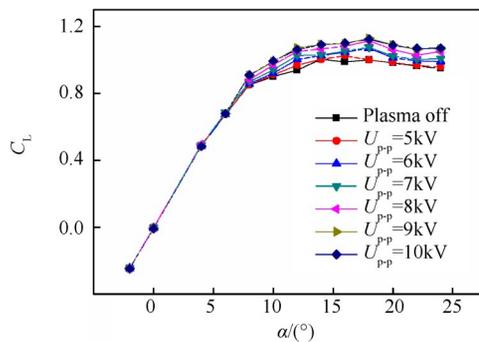
Fig. 10 Lift curve at different actuation voltages ( $u_{\infty}=30\text{m/s}$ ,  $f=160\text{Hz}$ )

继续在  $u_{\infty}=40\text{m/s}$  下进行实验，保持其它实验设置条件不变，在  $f=160\text{Hz}$  条件下改变激励电压，得到

不同激励电压对应的升力系数随迎角 $\alpha$ 的变化曲线,如图11所示。基准状态下,在 $\alpha=14^\circ$ 时升力系数出现下降,说明随着来流速度的增大,该实验模型未施加激励时的失速迎角由30m/s时的 $12^\circ$ 增大到 $14^\circ$ ,即来流速度越大,流动越不容易分离。由图11可得, $\alpha \geq 8^\circ$ 时,不同激励电压下的升力系数均得到提升且 $U_{p-p}=5\text{kV} \sim 9\text{kV}$ 范围内激励电压越大,升力系数提升量越大,流动控制效果越好。其中5kV条件下激励可将实验机翼失速迎角推迟到 $16^\circ$ , $U_{p-p}=7\text{kV}, 8\text{kV}, 9\text{kV}$ 条件下激励均可将失速迎角推迟至 $18^\circ$ ;在 $U_{p-p}=9\text{kV}$ 基础上继续增大电压至 $U_{p-p}=10\text{kV}$ ,发现得到的升力系数随迎角变化的曲线和 $U_{p-p}=9\text{kV}$ 激励条件下的曲线基本一致,说明 $U_{p-p}=9\text{kV}$ 时激励电压已达到阈值,故继续增大激励电压对流动控制效果几乎没有提升。其中较基准状态不同激励电压对最大升力系数的影响见表4。

**Table 4 Increase percentage of maximum lift coefficient at different actuation voltages ( $u_\infty=30\text{m/s}, f=160\text{Hz}$ )**

$U_{p-p}$	Increased by %
5kV ( $\alpha=16^\circ$ )	2.1
6kV ( $\alpha=18^\circ$ )	6.5
7kV ( $\alpha=18^\circ$ )	7.1
8kV ( $\alpha=18^\circ$ )	10.9
9kV ( $\alpha=18^\circ$ )	12.5
10kV ( $\alpha=18^\circ$ )	11.9

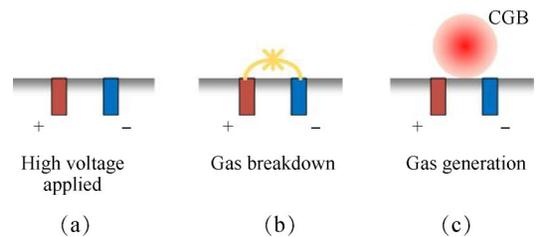


**Fig. 11 Lift curve at different actuation voltages ( $u_\infty=40\text{m/s}, f=160\text{Hz}$ )**

在 $u_\infty=30\text{m/s}$ 条件下的流动控制实验中,当激励电压达到 $U_{p-p}=8\text{kV}$ 时,流动控制效果达到最佳且已经达到阈值电压, $u_\infty=40\text{m/s}$ 条件下在 $U_{p-p}=9\text{kV}$ 时激励电压已达到阈值且改善升力特性最好,这说明随着来流速度的增大,多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 等离子体气动激励与之对应的阈值电压也随之增大。

基于放电测试、纹影测试以及测力实验现有的

现象和结果,对多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 的流动控制的物理机制分析与讨论如下:当机翼前缘高低压电极间电压达到空气的击穿电压时,空气就会被击穿并在电极间建立电弧。电弧加热局部空气将电能转换为热能<sup>[30]</sup>,从而产生热的控制气体团(CGB: Control Gas Bulb)<sup>[31]</sup>,多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 形成CGB过程如图12所示。CGB随主流向下游传播对流场结构产生扰动,每一次放电对应一个扰动,CGB造成的扰动使前缘剪切层失稳,诱导产生了复杂的涡系结构,促进了剪切层两侧的流体,也就是主流区与回流区能量和动量的交换与掺混;在两次激励中间,剪切层可能又会发展为分离流,加入下一次的扰动,维持这种剪切层的不稳定性,这样在微秒脉冲激励下周期性地剪切层运动便可以维持机翼上翼面大迎角下的涡升力。然而考虑到SAD的多路阵列式布局,这种扰动具有明显的三维特性,下一步将采用粒子图像测速(PIV)、高精度的数值模拟等方式,对激励前后的流场结构进行分辨,进一步验证多路阵列式SAD的流动控制机理。



**Fig. 12 Process diagram of array  $\mu\text{s-SAD}$  generating CGB**

## 4 结论

本文通过多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 的放电测试、纹影测试实验及其控制小后掠角三角翼流动分离实验得到以下结论:

(1) 探究发现,多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 激励具有和微秒脉冲SDBD激励相似的快速放热作用于周围流场的原理,激励产生的脉冲高频率电弧在快速温升中诱导产生冲击波。

(2) 在来流速度30m/s下验证了多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 激励控制流动分离的能力,不管是6路放电,还是12路放电,最大升力系数均能得到提升,激励强度足够时失速迎角亦会增大,当来流速度增大到40m/s时,多路阵列式 $\mu\text{s-SAD}$ 依然有能力控制流动分离,但同等激励条件下,流动控制效果较30m/s时有所减弱。

(3) 存在对应 $F^+=1$ 的最佳激励频率,最大升力系

数随着激励频率的增大而提高,但在到达最佳激励频率使 $F^+=1$ 的基础上继续加大激励频率,最大升力系数反而降低,控制效果相对减弱。30m/s来流风速下,160Hz为最佳激励频率,最大升力系数提高27.2%,失速迎角推迟 $4^\circ$ 。

(4)存在阈值电压,当激励电压达到或超过阈值时,流动控制效果达到最佳。激励电压在阈值的基础上继续增大,流动控制效果变化不大。30m/s来流风速下阈值电压约为8kV,随着来流风速增大到40m/s,阈值电压增大到9kV。

下一阶段将研究多路阵列式 $\mu\text{s}$ -SAD流动控制中不同激励强度、激励位置的影响,并采用PIV详细研究多路阵列式 $\mu\text{s}$ -SAD引起的局部流场的速度分布,以揭示多路阵列式 $\mu\text{s}$ -SAD进行三角翼前缘涡控制的机理。

**致 谢:**感谢国家自然科学基金的资助;感谢空军工程大学航空工程学院等离子体动力学重点实验室魏彪博士、化为卓博士、苏志博士、唐孟潇博士以及张圣武硕士在论文构思、撰写与修改中给予的帮助!

## 参考文献

- [ 1 ] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma[R]. *AIAA* 98-0328.
- [ 2 ] 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.
- [ 3 ] 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): 74-84.
- [ 4 ] 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. (CHENG Lin, SUN Shu, TAN Huijun, et al. Experimental Study on Characteristics of Plasma Synthetic Actuator with Normal Slot[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 1937-1942.)
- [ 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 ] 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.
- [ 7 ] Sidorenko A A, Budovskiy A D, Maslov A A, et al. Plasma Control of Vortex Flow on a Delta Wing at High Angles of Attack[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(8): 1585-1596.
- [ 8 ] Li Jiang, Yang Lei-Lei, Wang Bin, et al. Airflow Control by DBD Actuator over an MDA Airfoil[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2014, 42(10): 2820-2821.
- [ 9 ] Schatzman D M, Thomas F O. Turbulent Boundary-Layer Separation Control with Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(8): 1620-1634.
- [ 10 ] 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.
- [ 11 ] 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.
- [ 12 ] Roupasov D V, Nikipelov A 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.
- [ 13 ] Tang, Mengxiao, Wu Yun, Wang Hongyu, et al. Effects of Capacitance on a Plasma Synthetic Jet Actuator with a Conical Cavity[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2018, 276: 284-295.
- [ 14 ] Leonov S B, Yarantsev D A. Near-Surface Electrical Discharge in Supersonic Airflow: Properties and Flow Control[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1168-1181.
- [ 15 ] 甘 甜. 脉冲电弧放电等离子体激励器控制激波/附面层干扰不稳定性实验研究[D]. 西安:空军工程大学, 2018.
- [ 16 ] 唐孟潇. 高频阵列式脉冲电弧等离子体激励控制压缩斜坡激波/附面层干扰研究[D]. 西安:空军工程大学, 2018.
- [ 17 ] Zhang Zhibo, Wu Yun, Sun Zhengzhong, et al. Experimental Research on Multichannel Discharge Circuit and Multi-Electrode Plasma Synthetic Jet Actuator[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2017, 50(16).
- [ 18 ] Zhang Zhibo, Wu Yun, Jia Min, et al. The Multichannel Discharge Plasma Synthetic Jet Actuator[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2017, 253: 112-117.
- [ 19 ] 张志波. 多路放电等离子体合成射流激励器及其控制激波/附面层干扰的研究[D]. 西安:空军工程大学, 2017.
- [ 20 ] 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.
- [ 21 ] Tang, Mengxiao, Wu Yun, Wang Hongyu, et al. Characterization of Transverse Plasma Jet and its Effects on Ramp Induced Separation[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 99: 584-594.
- [ 22 ] 张攀峰, 刘爱兵, 王晋军. 非正常等离子激励器诱导平板边界层的流动结构[J]. *中国科学:技术科学*,

- 2011, 41(4): 482-492.
- [23] Gursul I, Wang Z, Vardaki E. Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43: 246-270.
- [24] Margalit S, Greenblatt D, Seifert A, et al. Delta Wing Stall and Roll Control Using Segmented Piezoelectric Fluidic Actuators [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(3): 698-709.
- [25] Greenblatt D, Kastantin Y, Nayeri C N, et al. Delta-Wing Flow Control Using Dielectric Barrier Discharge Actuators [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(6): 1554-1560.
- [26] 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试验[J]. *航空学报*, 2015, 36(7): 2125-2132.
- [27] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004: 116-132.
- [28] 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.
- [29] 梁 华. 翼型等离子体流动控制研究[D]. 西安:空军工程大学, 2008.
- [30] Leonov S, Bityurin V, Savischenko N, et al. Influence of Surface Electrical Discharge on Friction of Plate in Subsonic and Transonic Airflow [R]. *AIAA 2001-0640*.
- [31] Gan T, Wu Y, Sun Z Z, et al. Shock Wave Boundary Layer Interaction Controlled by Surface Arc Plasma Actuators [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(5).

(编辑:朱立影)