

NS-DBD 激励控制非细长三角翼前缘涡 仿真研究

赵光银¹, 梁 华¹, 牛中国^{1,2}, 王学德¹

(1. 空军工程大学 航空工程学院 航空等离子体动力学实验室, 西安 710038;

2. 中国航空工业集团有限公司 空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 通过在三角翼前缘施加纳秒脉冲介质阻挡放电(NS-DBD)激励唯象学模型,进行了 47° 后掠角钝前缘三角翼流动控制的仿真。分析了不同迎角下升力和阻力系数的变化、流场结构的变化、以及激励诱导旋涡的演化过程。研究表明:施加无量纲激励频率 $F^+ = 1.44$ 的NS-DBD激励后,可明显提高三角翼失速前后的升力系数;同时阻力系数也有所增加,变化趋势与实验结果一致。激励在前缘分离剪切层处诱导产生流向涡,改变了前缘剪切层结构,使其向内卷吸;激励后时均流场形成了明显的负压峰值,前缘涡附着线外移,吸力面回流区减小。

关 键 词: 等离子体; 前缘涡; 三角翼; 流动控制; 纳秒脉冲介质阻挡放电

中图分类号: V23

文献标志码: A

Numerical investigation on leading-edge vortex control for non-slender delta wing by nanosecond pulse dielectric barrier discharge actuation

ZHAO Guangyin¹, LIANG Hua¹, NIU Zhongguo^{1,2}, WANG Xuede¹

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

2. Aerodynamics Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Harbin 150001, China)

Abstract: Through applying phenomenological model of nanosecond pulse dielectric barrier discharge (NS-DBD) actuation to the leading edge of delta wing, the flow control simulation was conducted over a 47° blunt-edged delta wing. The variations of lift coefficients and drag coefficients at different attack angles, as well as the evolutions of flow structure and induced vortex, were analyzed. The results show that, if ignited at the reduced frequency of $F^+ = 1.44$, the actuation can obviously improve the lift coefficients before and after stall, and the drag coefficients also increased, and kept consistent with the experimental results. Chordwise vortex induced by every actuation could change the structure of the leading-edge

收稿日期:2018-02-01

基金项目:国家自然科学基金(11802341,11472306)

作者简介:赵光银(1985—),男,助理工程师,博士后,主要研究方向为等离子体流动控制与推进技术。

通讯作者:梁华(1982—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要研究方向为等离子体流动控制与推进技术。

引用格式:赵光银,梁华,牛中国,等. NS-DBD激励控制非细长三角翼前缘涡仿真研究[J]. 航空动力学报,2019,34(2):423-433.
ZHAO Guangyin, LIANG Hua, NIU Zhongguo, et al. Numerical investigation on leading-edge vortex control for non-slender delta wing by nanosecond pulse dielectric barrier discharge actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 423-433.

separated shear layer and cause it to curl inwards. There were obvious negative pressure peak values on the wing's upper surface for the time-averaged flow field with actuation. Also, the flow reattachment was promoted and the region of backflow was reduced under NS-DBD actuation.

Key words: plasma; leading-edge vortex; delta wing; flow control; nanosecond pulse dielectric barrier discharge (NS-DBD)

现代战斗机多采用大后掠且相对厚度较小的机翼,比如三角翼、鸭翼、边条翼。在较大迎角下三角翼前缘发生分离,卷起形成一对前缘涡,绕流发展为脱体涡流型。前缘涡可在翼面上诱导产生更大的负压吸力,即涡升力,涡升力随后掠角的增大而增大。根据后掠角的不同,一般分为细长三角翼(后掠角大于 65°)和非细长三角翼(后掠角小于 55°)。随后掠角的变化,三角翼空气动力特性有所不同,同时前缘形状、雷诺数、迎角不同,会引起三角翼涡的稳定性、破裂、自滚转等众多气动问题^[1-3]。细长、尖前缘三角翼的大迎角气动问题多与前缘涡的破裂有关;非细长三角翼的气动问题多与前缘涡的附着点有关。

通过流动控制手段有效控制分离流和旋涡,是未来高性能飞行器气动设计中一个关键技术问题,具有重大工程意义^[4]。推迟大迎角下三角翼前缘涡破裂或者增强前缘涡强度,可改善其稳定性和升力特性^[5]。传统流动控制手段有边条翼、鸭翼、前缘吹气、尾缘射流、前缘涡襟翼、尖顶襟翼,吹吸气等^[5-6]。

等离子体激励因其响应快,结构简单,频带宽,受到广泛关注和深入研究。放电原理不同,可产生不同形式的等离子体气动激励,比如用于流动分离控制的表面 DBD 激励^[7],用于激波控制的表面电弧放电激励^[8],基于弧光放电和火花放电原理产生的等离子体合成射流激励^[9],等等。文献^[10]就多种典型等离子体气动激励的特性和应用,综述了等离子体流动控制的研究进展。其中就流动分离控制而言,国内外对表面 DBD 的研究最为广泛和深入。根据驱动电压时间尺度和波形不同,可分为毫秒^[11]、微秒脉冲^[12]、纳秒脉冲^[13]、射频^[14]、多相^[15]等多种等离子体激励,不同激励用于流动控制的基本原理有所不同。普遍认为,毫秒等离子体激励体积力效应占主导^[16],微秒脉冲等离子体激励可触发体积力和热释放两种效应^[17],纳秒脉冲和射频放电等离子体激励快速加热效应占主导^[18]。

NS-DBD 激励的基本原理是:当施加在激励器电极两端的脉冲高压上升沿或下降沿的时间尺度在几纳秒到几十纳秒量级时,放电在等离子体层形成迅速能量沉积,导致近激励器处的空气被快速加热,时间不足 $1\mu\text{s}$,引起局部气体快速温升和压升,可对流场形成强脉冲扰动甚至是冲击波扰动,即等离子体冲击气动激励(如图 1 所示)^[19-21]。

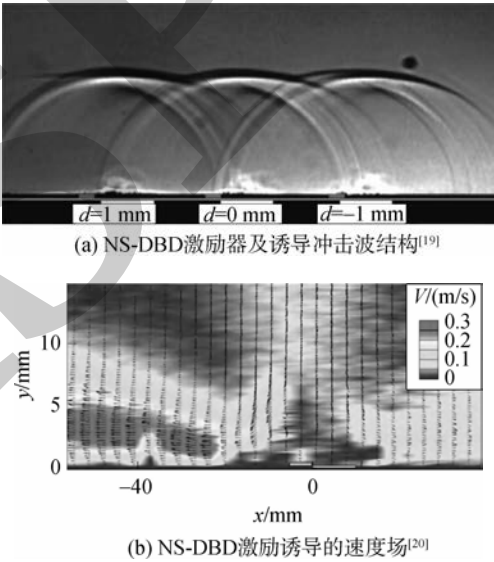


图 1 NS-DBD 激励及诱导流动示意图
Fig.1 Sketch map of the NS-DBD actuation and its induced flow

在追求 DBD 激励高速流动控制效果的研究中,逐步认识到,非定常等离子体激励控制能力优于定常激励^[11];相比毫、微秒脉冲等离子体激励,NS-DBD 激励对流动分离的控制能力得到巨大提升^[21]。NS-DBD 激励已被验证在起飞着陆马赫数和雷诺数下能够推迟机翼失速^[22],在 $Ma = 0.74$ 下可有效抑制翼型绕流分离^[13],在高马赫数下有效控制脱体激波强度和位置^[23-24];在 $Ma = 0.5$ 下有效改善超临界翼型和后掠飞翼布局的气动特性^[25]。

NS-DBD 激励用于外流控制的研究多围绕附着涡流型的绕流分离抑制开展,用于脱体涡流型流动控制的研究不多,且其控制机理还不清楚。

鉴于 NS-DBD 激励在分离流控制中的突出能力,文献[26]在 47° 后掠钝前缘三角翼上进行了等离子体流动控制初步测力实验研究,获得了 NS-DBD 激励器位置、激励频率和激励电压的影响规律;文献[27]在试验风速 45 m/s 时,验证了 NS-DBD 激励对非细长三角翼的流动控制能力,最大升力系数增大 9.0%。

本文尝试以 NS-DBD 等离子体激励为控制方式,选取文献[26]中的三角翼为研究对象,通过数值仿真手段,分析 NS-DBD 激励对三角翼前缘涡的作用过程,揭示相应的流动控制机理。

1 计算模型及数值模拟方法

1.1 NS-DBD 激励唯象学模型

基于实验现象和结论,很多学者建立了唯象学模型^[13,28],本文采用的 NS-DBD 激励的唯象学模型在文献[29]中进行了详细的描述和验证。将 NS-DBD 激励以瞬间热源的形式耦合到流体控制方程。平板上表征 NS-DBD 激励的热源分布如图 2 所示。

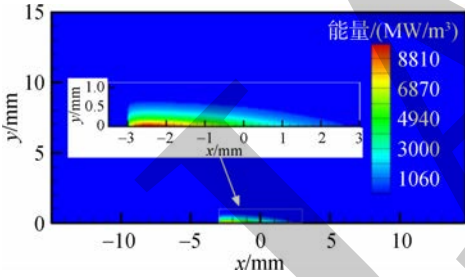


图 2 平板上表征 NS-DBD 激励的热源分布

Fig. 2 Heat source distribution of the NS-DBD actuation

根据文献[29],取激励器低压电极宽度为 8 mm,等离子体高度 1 mm,对应区域内(x 为 0~8 mm; y 为 0~1 mm)热源分布的表达式

$$Q = \frac{F(x) \cdot H(y)}{1.4088 \cdot 10^5} \cdot \frac{E_{\text{energy}} \cdot \eta}{\delta t} \quad (1)$$

式中 0.14088 m^2 是归一化参数, E_{energy} 为放电能量,本文取 2.2 mJ/cm ,对应激励电压为 24 kV; η 为放电能量转热率,本文取 50%; δt 为热量释放时间,本文取 $1 \mu\text{s}$ 。

$$H(y) = 18236y^7 - 72541y^6 + 115550y^5 - 93781y^4 + 40439y^3 - 7875.1y^2 - 266.92y + 336.34 \\ (0 \text{ mm} < y < 1 \text{ mm})$$

$$F(x) = 347.83x^7 - 2202.6x^6 + 5532.8x^5 - 6994.2x^4 + 4654.3x^3 - 1547.3x^2 + 227.08x + 6.28 \\ (0 \text{ mm} < x < 1.923 \text{ mm}) \\ F(x) = 9355.7x^3 - 63203x^2 + 142450x - 106630 \\ (1.923 \text{ mm} < x < 2.35 \text{ mm}) \\ F(x) = -0.37558x^4 + 12.734x^3 - 128.61x^2 + 392.46x + 141.67 \\ (2.35 \text{ mm} < x < 8 \text{ mm}) \quad (2)$$

1.2 流体控制方程

控制方程为三维非定常可压 Navier-Stokes 方程。研究认为 NS-DBD 激励诱导速度很低,可忽略其放电过程中的体积力效应。假设体积力源项为 0,惯性坐标系下耦合了代表热功率密度的能量源项的非定常可压 Navier-Stokes 方程如下:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\rho E_t)}{\partial t} + \frac{\partial[u_i(\rho E_t + p)]}{\partial x_i} = \\ \frac{\partial(\tau_{ij} u_j)}{\partial x_i} + \frac{\partial(k \partial T / \partial x_i)}{\partial x_i} + \rho Q \\ \tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \end{cases} \quad (3)$$

式中 E_t 为单位质量流体总能, Q 为能量方程源项, δ_{ij} 为单位张量(Kronecker delta), τ_{ij} 为黏性应力张量。假设气体为完全气体,传热系数由拟合式 $k = 0.00436 + 0.000074T$ 给出^[30],黏度由 Sutherland 定律计算^[31]。

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial(-\rho \overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} \quad (4)$$

对 Navier-Stokes 方程进行雷诺平均处理后,可得到式(4)。动量方程和能量方程里出现了非线性雷诺应力项 $-\rho \overline{u_i' u_j'}$,需要引入湍流模型使方程封闭。本文计算选取 SST $k-\omega$ 湍流模型,该模型在文献[32]中进行了详细的介绍。SST $k-\omega$ 模型考虑了低雷诺数和剪切流,同时加入了横向耗散导数项,在湍流黏度的定义中考虑了湍流剪切应力的输运过程,适于进行带逆压梯度的流动计算^[33]。

该湍流模型在三角翼绕流的仿真,在文献[33]中得到验证,不同的是本文采用的是可压流

体控制方程,文献求解的是不可压 Navier-Stokes 方程。本文在仿真之前对湍流模型、计算区域的选择、网格剖分方式进行了验证,如图 3(图中 C_p 为压力系数)。得到了与文献[33]较为一致结果,说明本文选取的湍流模型具有较好的模拟能力。

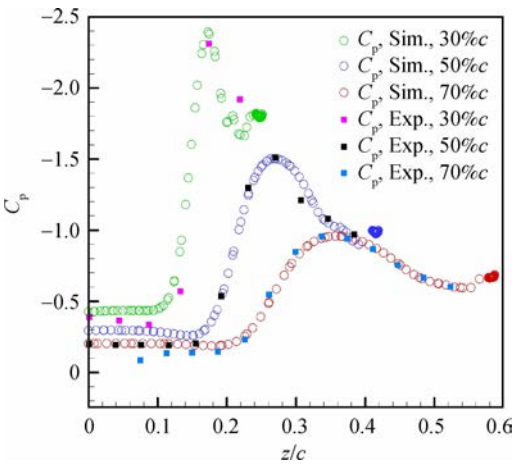


图 3 上翼面压力系数分布比较($\alpha=16^\circ$)
Fig. 3 Comparison of pressure coefficient distribution on the upper surface of the delta wing ($\alpha=16^\circ$)

1.3 几何外形及网格

由于文献[26]实验模型的外形较为复杂,鉴于主要是针对三角翼的等离子体流动控制仿真,这里对几何模型进行简化,不考虑机身,仅对单侧三角翼流场进行数值模拟。仿真中三角翼模型的设计参照文献[26]中 47° 后掠钝前缘三角翼,将其按比例缩小得到仿真用的三角翼模型:机翼前缘后掠角为 47° ,根弦长 $c=0.1\text{ m}$,模型厚度为 3.45 mm ,前缘截面轮廓为二次样条曲线。

计算区域和网格如图 4,将三角翼模型放入一个外部流场中,切过翼根的垂直面为设为对称面,翼梢外部延伸部分流场,模型表面为无滑移固壁边界条件。机翼的前端 3 倍翼根弦长的位置为外部流场的入口,机翼的后端 2 倍弦长处为压力出口,翼梢外部有 4.58 倍弦长的外部流场,计算区域上下边界距翼面均为 1.5 倍弦长。

由于在机翼前缘附近存在前缘涡、二次分离等复杂流动现象,且激励施加在前缘,为保证网格质量,对该区域的网格进行了加密,同时在模型近壁面附近对网格进行了加密。对计算区域采用分块方式划分网格,全部采用结构网格,网格数量约 960 万。

计算设定的自由来流速度为 $Ma=0.1$,基于翼根弦长的雷诺数 $Re=0.21\times 10^6$ 。对流项离散

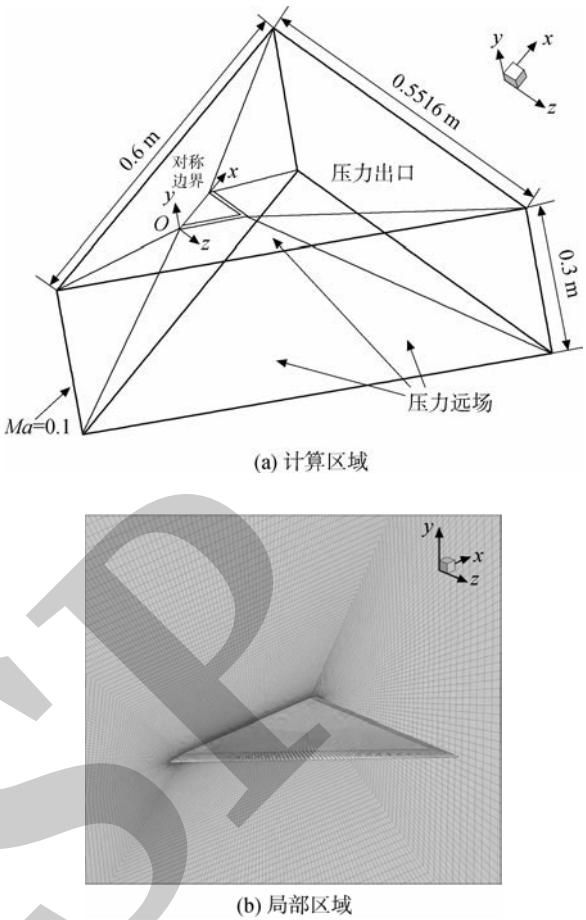


图 4 计算区域和网格
Fig. 4 Computing area and grid

格式采用二阶迎风格式,压力与速度耦合方式采用 SIMPLEC 算法。

1.4 激励器的设置

由于文献[29]中 NS-DBD 激励唯象学模型是在二维情况下建立的,加载到三角翼前缘需要进行坐标转换。这里激励器布置在最前缘,假设表征 NS-DBD 激励的热源沿激励器展向方向均匀分布。根据几何关系,建立一个新坐标系 $Ox'y'z'$,由坐标原点位于机翼顶点的坐标系 $Oxyz$ 绕 y 轴逆时针旋转 47° 得到, z' 轴沿机翼前缘, y' 轴与 $Oxyz$ 坐标系中的 y 轴重合,这样在 $x'y'$ 平面中看到的激励是一个准二维分布的,如图 5 所示。两坐标系下的坐标对应关系为

$$\begin{cases} x' = x\cos\theta - z\sin\theta \\ y' = y \\ z' = x\sin\theta + z\cos\theta \end{cases} \quad (5)$$

式中 θ 为 47° 。根据 $Ox'y'z'$ 坐标系,考虑激励器在机翼前缘型面的弯曲,取唯象学激励模型中激励器低压电极宽为 2.5 mm ,通过 Fluent 软件接口用户自定义函数(UDF)将 NS-DBD 激励唯象

学热源模型施加在三角翼前缘处,激励施加位置如图 5。

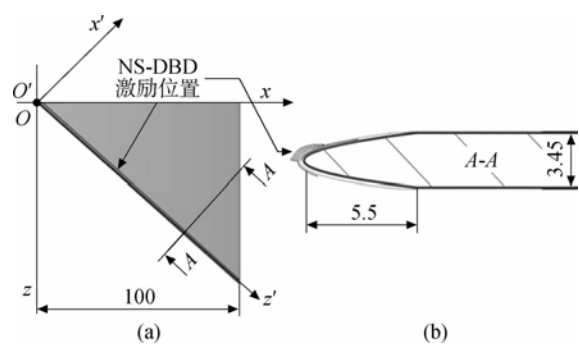


图 5 布置在三角翼前缘的 NS-DBD 激励(单位:mm)
Fig. 5 Actuation position at the leading edge of delta wing (unit:mm)

根据测力实验结果^[26-27],最佳的无量纲激励频率为 $F^+ = 1 \sim 2$,这里取激励频率 500 Hz,对应基于根弦的无量纲激励频率 $F^+ = 1.44$,脉冲热源持续时间为 $1 \mu\text{s}$,脉冲激励能量 1.1 mJ/cm ,根据文献^[29],取放电能量转热率 50%, 1.1 mJ/cm 对应的激励电压为 $U = 24 \text{ kV}$ 。采用变时间步长迭代计算以节省计算周期,最大步长控制在 $1 \mu\text{s}$ 以内,激励施加期间的时间步长为 50 ns 。

2 计算结果及分析

首先进行基准流场计算,在此基础上选择三个典型迎角状态施加激励的进行仿真。激励前后三角翼升力系数(C_l)、阻力系数(C_d)随迎角(α)变化曲线如图 6 所示,可以看出失速攻角约 20° 。由于实验模型有机身和垂尾等装置,这里简化模型的仿真结果没有与实验数据比较。

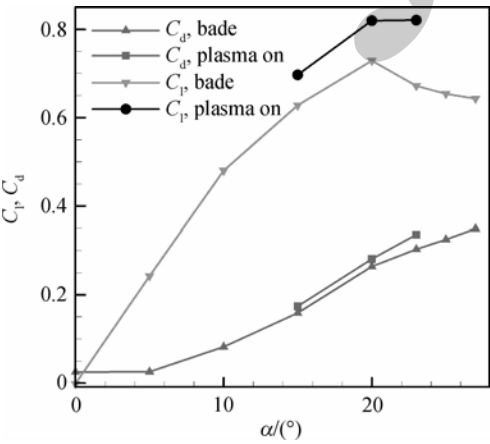


图 6 激励前后不同迎角下升力系数 C_l 、阻力系数 C_d
Fig. 6 Lift coefficients and drag coefficients before and after actuation at different attack angles

2.1 基准流场分析

在相对较小迎角下,三角翼前缘分离剪切层卷起形成前缘涡结构,与本文类似的三角翼在迎角 $\alpha = 5^\circ$ 时前缘涡结构已经形成^[34]。在图 6 中,迎角 $\alpha = 10^\circ \sim 20^\circ$ 之间的升力系数随迎角非线性增大,说明前缘非线性涡升力的作用在逐渐加强。

图 7 为不同迎角下的上翼面流场结构和压力分布。在 $\alpha = 15^\circ$ 时,可明显分辨出上翼面的前缘涡附着线和二次分离线,上翼面附着线距翼根相对较远;整体上,上翼面流场发展较好,仅在尾缘翼尖处存在小区域的回流。

随着迎角的增大,附着线逐渐向翼根处移动,前缘涡结构逐渐增大,涡量也增大,涡升力更强,对应了图 6 中随迎角而非线性增大的升力。在 $\alpha = 20^\circ$ 时,机翼前部附着线已移至很靠近翼根处,上翼面中后部的外侧已经出现了较大区域的回流,如图 7(b2),这意味着即将失速。 $\alpha = 23^\circ$ 时,翼面上已经看不到明显的附着线,整个机翼上部出现大面积的回流区,翼面压力云图 7(c2)中也

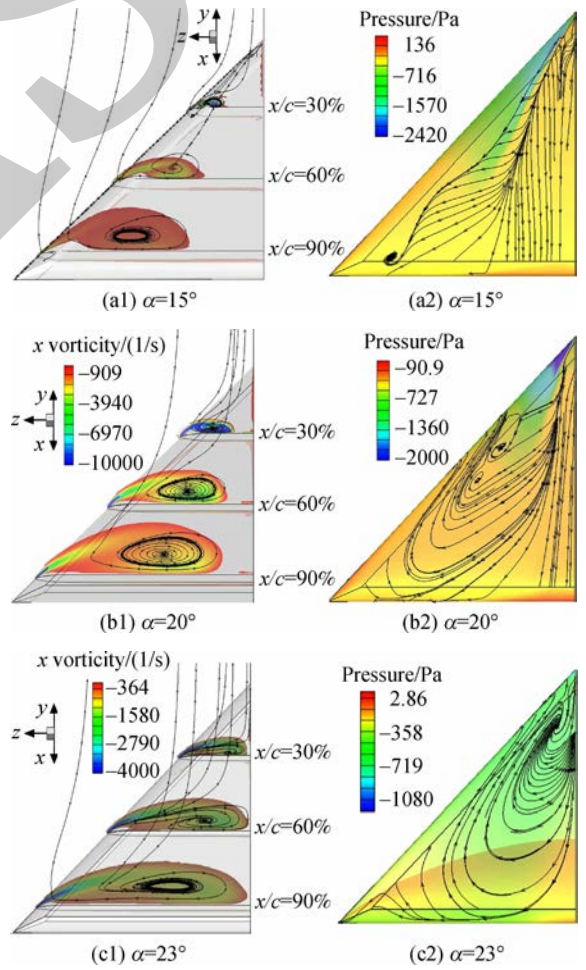


图 7 不同迎角下的基准流场
Fig. 7 Baseline flow structure at different attack angles

没有明显的负压峰值区,对应于升力系数曲线上,已是深度失速状态。

2.2 激励后时均流场分析

固定激励频率 $f=500\text{ Hz}$,选取典型大迎角 $\alpha=15^\circ, 20^\circ, 23^\circ$ 为绕流控制状态。在基准流场计算稳定后施加激励,在机翼前缘施加 NS-DBD 激励唯象学模型,经过多次脉冲激励,受控流场趋于稳定。如图 8 所示, $t=0.526\text{ s}$ 之前是基准曲线,在施加 7 次激励后 ($t=0.538\text{ s}$),升、阻力系数达到动态稳定,意味着激励后的流场稳定。不同迎角下施加激励稳定后的升、阻力系数如图 6,可看出 NS-DBD 激励均可起到提高升力的效果,同时阻力系数也提高了,变化趋势与实验测力结果一致(见文献[26])。由于计算资源限制,没有进行更多迎角和激励频率下的绕流控制仿真。所研究迎角下激励后升阻力系数具体变化量见表 1。

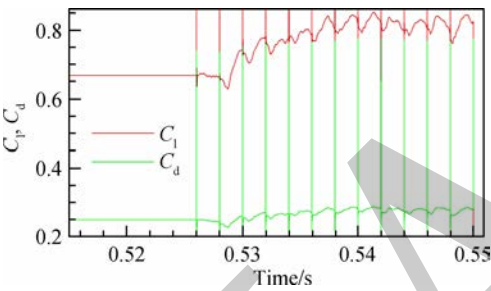
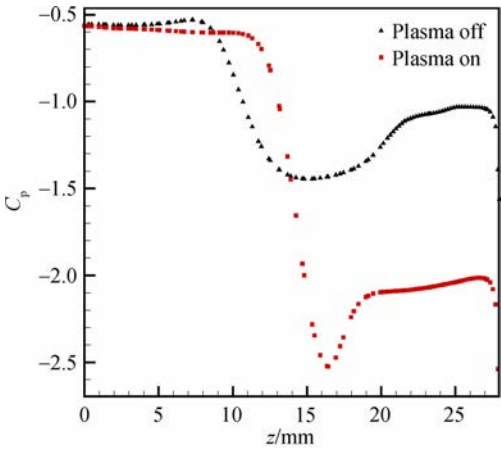


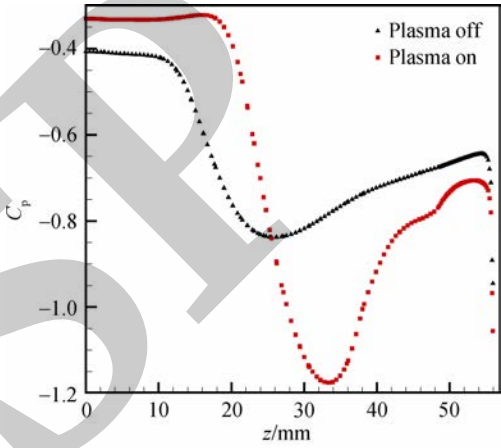
图 8 迎角 $\alpha=20^\circ$ 时激励前后升阻力系数
(激励电压为 $U=24\text{ kV}$,激励频率 $f=500\text{ Hz}$)
Fig. 8 Lift and drag coefficient before and after excitation
at attack angle of 20° ($U=24\text{ kV}$, $f=500\text{ Hz}$)

表 1 激励后升阻力系数提高量		
Table 1 Increase of the lift and drag coefficient after excitation		
$\alpha/(^\circ)$	$C_l/\%$	$C_d/\%$
15	10.47	5.86
20	12.28	5.20
23	22.34	10.80

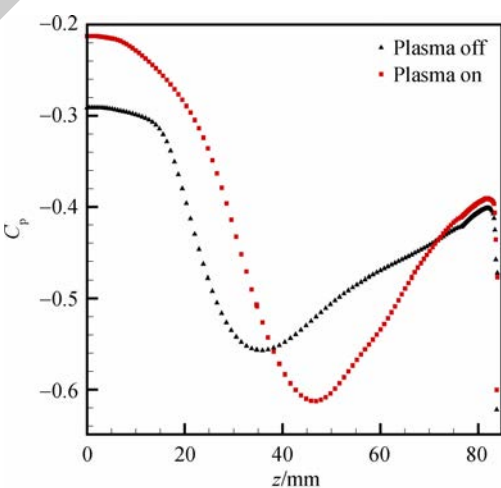
图 9 和图 10 分别为 $\alpha=20^\circ, 23^\circ$ 时三角翼不同弦向截面处的上翼面时均压力系数。相比激励之前较为平坦的翼面压力分布,激励之后机翼前部负值变化最为明显(如 30% 截面处),在 60% 截面处依然变化很明显,尾缘处的负压峰值变化已经不太明显(如 90% 截面),这说明激励起作用主要是靠机翼前缘靠近前缘顶点处流场改变。这一仿真结果与文献[35]中 47° 后掠三角翼的测压



(a) 30%弦长



(b) 60%弦长



(c) 90%弦长

图 9 $\alpha=20^\circ$ 时不同弦向截面时均压力系数
(激励电压为 $U=24\text{ kV}$,激励频率 $f=500\text{ Hz}$)
Fig. 9 Average pressure coefficient at different chord
sections at attack angle of 20°
($U=24\text{ kV}$, $f=500\text{ Hz}$)

结果一致。
在 $\alpha=20^\circ$ 时,激励前各截面可以看到有明显的负压峰值,前缘涡升力效应还很明显,对应了该

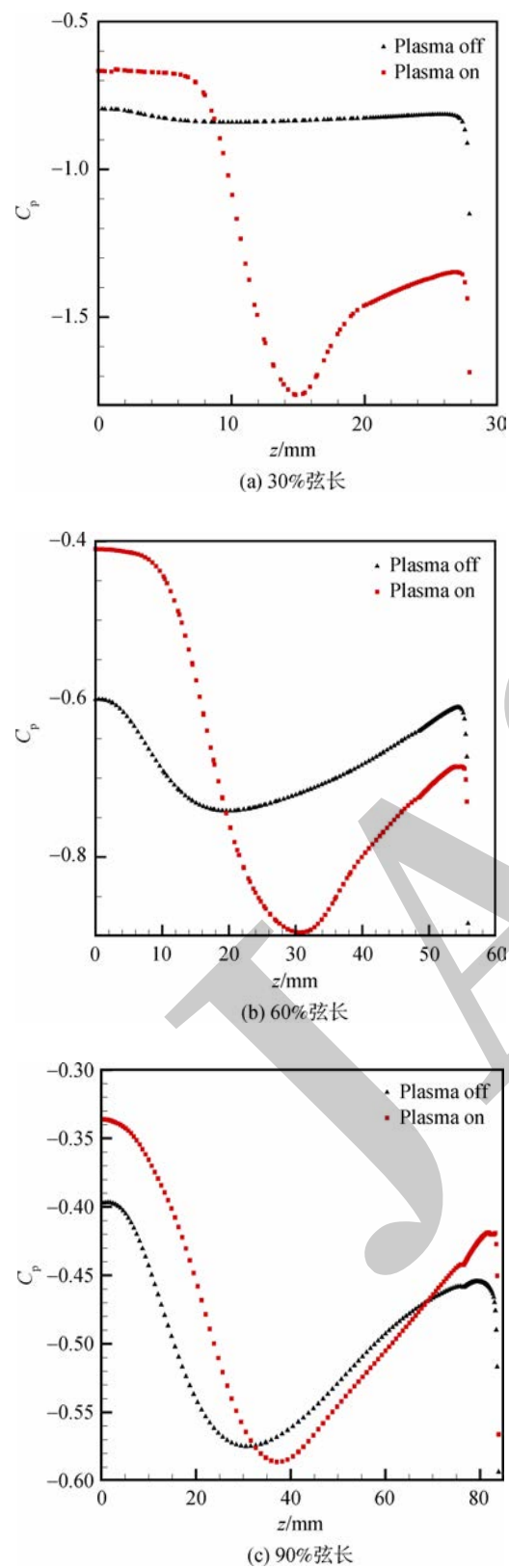


图 10 $\alpha=23^\circ$ 时不同弦向截面上翼面时均压力系数
(激励电压为 $U=24\text{ kV}$, 激励频率 $f=500\text{ Hz}$)

Fig. 10 Average pressure coefficient at different chord sections at attack angle of 23°
($U=24\text{ kV}$, $f=500\text{ Hz}$)

迎角还没有失速。施加激励后可以明显增大其负压增值,且负压峰值对应的位置也向机翼外侧偏移,说明激励后涡核位置向机翼外侧偏移。

在 $\alpha=23^\circ$ 时,在激励之前机翼前部翼面压力分布较为平坦,没有明显的负压峰值,如图 10,这对应了基准流场处于失速状态;激励之后其变化规律与 $\alpha=20^\circ$ 类似。变化最明显的地方是机翼上翼面的前中部,尾缘附近的翼面压力的变化相对较小,说明激励起作用主要是对机翼前部前缘涡的流场起到控制作用。

图 11 给出了 $\alpha=20^\circ, 23^\circ$ 时激励后的壁面极限流线和压力分布云图,与图 7 对应迎角下的基准流场相比,激励后的附着线得到了不同程度的外移;回流区域也有不同程度的减小。同时表明 NS-DBD 激励对非细长三角翼大迎角绕流的非对称性也会有一定控制效果,因为前缘涡附着线向机翼外侧移动,机翼两侧前缘涡之间的距离增大,可避免前缘涡对之间相互交织、干扰引起的不稳定性和流动非对称性。

$\alpha=23^\circ$ 时激励后的流场,相比于图 7(c2) 基准

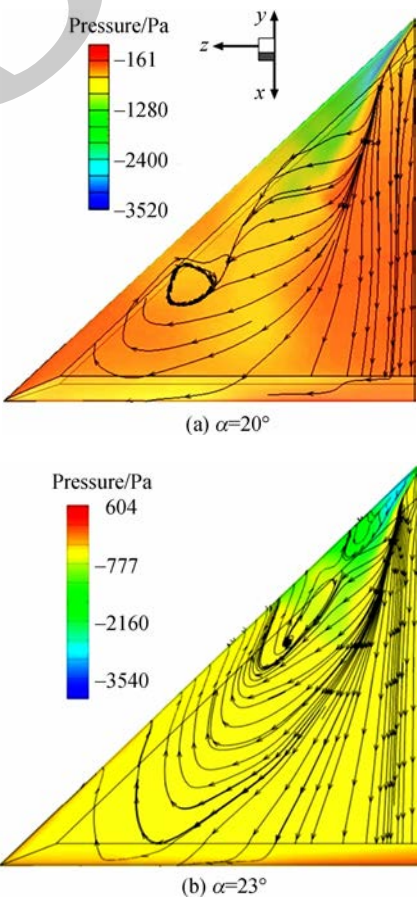


图 11 激励后时均流场

Fig. 11 Time-averaged flow field after excitation

流场,在机翼前部也出现了明显的负压峰值区域。通过比较,图 11(b)中 $\alpha=23^\circ$ 时受控流场类似于未失速状态下 20° 时基准流场(图 7(b2)),说明激励可将三角翼失速迎角至少推迟到 23° 。

2.3 控制机理分析

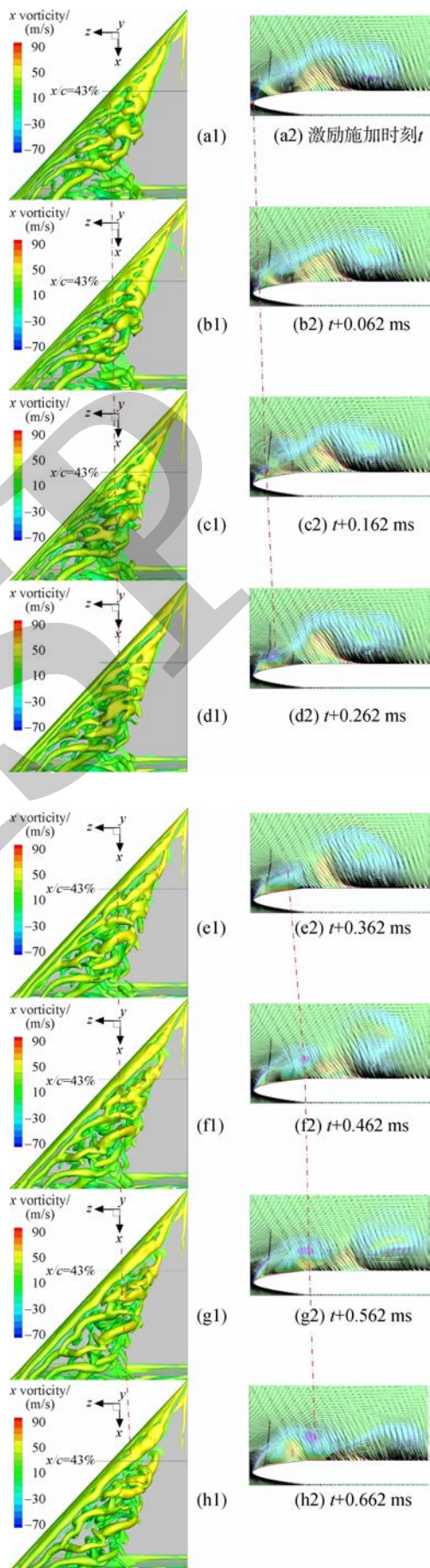
在施加 NS-DBD 激励后,前缘形成瞬间的压力升和温度升,之后诱导冲击波向远处快速传播,而在激励区附近对前缘分离剪切层形成强烈的扰动。为揭示 NS-DBD 激励进行三角翼前缘涡控制机理,对 $\alpha=20^\circ$ 时施加激励之后诱导的流场扰动进行跟踪分析;选取图 8 中最后一个激励周期为分析对象,图 12 给出了激励后不同时刻诱导流向涡的产生和演化。这里所说的流向涡主要是因为选取的是垂直于根弦的法向截面(图 12 右列图为位于 $x/c=43\%$ 的模型法向截面)。图 12 左列图为 Q 准则给出的模型上翼面涡结构,结合右图对应时刻的截面流场,NS-DBD 激励诱导涡结构仍是前缘分离涡形式,这里称之为二次前缘涡。

NS-DBD 激励在前缘剪切层处诱导产生流向涡结构,将原来分离剪切层切断,随后诱导涡在发展过程中逐渐融入到之前的前缘分离涡。诱导流向涡的发展在机翼前后部都较为明显,相比之下机翼前半部流向涡发展较快。诱导的流向涡将剪切层内卷,一方面改变了之前分离剪切层的分离角度,另一方面附体的诱导涡使得附着线远离翼根。由于每次激励诱导流向涡结构,流向涡结构随时间的演化引起升力系数的变化,这也是仿真中升力系数动态稳定后,随激励频率小幅振动的原因(见图 8),且小幅波动的频率与激励频率一致。

由于每次激励诱导一个流向涡结构,因此激励频率影响诱导流向涡结构的数量,进而对剪切层产生不同的影响。合适频率的激励可周期性地诱导产生流向涡,维持了三角翼大迎角的升力。

同时,通过图 12 左侧序列图可以看出,NS-DBD 激励对机翼后部分的前缘涡也是有明显影响的,相比机翼前部,其对机翼后部分影响范围相对较小,且后部距尾缘较近,压差效应明显,分离不易控制;图 9 和图 10 中 90% 截面处的压力分布也说明了这一点。

由于三维流场仿真计算对计算平台、网格数量、时间步长等要求较高,加上对 NS-DBD 激励的微观捕捉,对计算要求更高,本文仿真是对 NS-DBD 激励用于三角翼流动控制仿真的初步探索。由于计算资源的限制,仅进行了一个频率下的仿



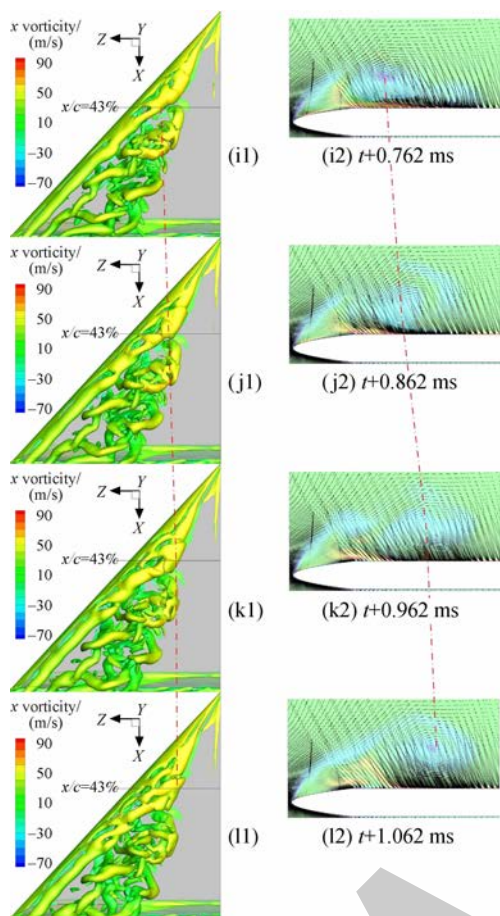


图12 激励施加后诱导流向涡

($\alpha = 20^\circ$, 右列为 $x/c = 43\%$ 处 yz 平面)

Fig. 12 Evolution of induced chordwise vortex after the excitation ($\alpha = 20^\circ$, $x/c = 43\%$)

真。通过对 NS-DBD 激励在分离剪切层处产生扰动的跟踪捕捉, 认为其对剪切层的扰动与二维翼型绕流控制有类似之处。每次激励可在前缘分离剪切层处诱导产生旋涡结构, 激发剪切层 K-H 不稳定性, 使得扰动在向下游传播的过程中放大。这里施加的 NS-DBD 激励脉冲能量为 1.1 mJ/cm , 从图 12 中 $x/c = 43\%$ 法向截面可知, 其诱导的是附体二次涡, 逐步取代之前的前缘分离涡。如果将 NS-DBD 激励脉冲能量降低, 虽也可诱导前缘流向涡, 因其强度不足, 诱导流向涡沿分离剪切层运动而不能取代前缘分离涡, 因此激励强度也是一个重要参数。

3 结 论

本文进行了 NS-DBD 激励控制 47° 后掠钝前缘三角翼绕流的仿真, 从数值角度验证了 NS-DBD 激励可提高钝前缘三角翼升力特性; 分析了不同迎角下升阻力系数的变化、流场结构的变化、

以及激励诱导旋涡的演化。分析了三角翼前缘涡控制机理。主要结论如下:

1) 研究了基准流动特性, 随着迎角的增大, 前缘分离涡的附着线逐渐向翼根移动, 前缘涡的尺寸和强度也逐渐增大; 回流区首先出现在尾部外侧翼尖处, 随迎角增大回流区增大且向上游发展; 迎角增大到一定程度, 附着线移至翼根, 此时三角翼临近失速。

2) 施加 NS-DBD 激励后, 在失速前、临界迎角下、过失速下均可取得较好的控制效果, 升阻力系数均有所增加, 变化趋势与实验结果一致; 激励后引发升阻力的小幅振动, 与脉冲激励频率一致; 在流场结构上, 激励后前缘涡的附着线向机翼外端移动, 上翼面回流区明显减小, 不同截面负压峰值也得到明显改善; 尤其在过失速迎角下, 激励使得翼面平坦的静压分布出现了明显的负压峰值。

3) 对激励后扰动的传播进行跟踪, 发现每次 NS-DBD 激励在前缘剪切层处诱导产生流向涡, 流向涡改变了前缘剪切层的结构, 使其内卷。相对机翼后部, 诱导涡结构在机翼前部的发展更明显。

本文数值仿真中计算的时间尺度小、计算网格多、计算量较大, 目前的仿真还需要进一步系统深入研究。下一步将针对具体的气动问题(涡破裂、非对称等), 开展不同激励频率下和不同雷诺数下的数值模拟, 以深化对流动控制机理的认识。

参考文献:

- [1] GRESHAM N T, WANG Z, GURSUL I. Vortex dynamics of free-to-roll slender and nonslender delta wings[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 292-302.
- [2] MENG Xuanshi, QIAO Zhide, GAO Chao, et al. Effect of dorsal fin on symmetry of vortices over slender delta wing [J]. AIAA Journal, 2016, 54(8): 2277-2284.
- [3] WANG Jinjun, WANG Zhang. Experimental investigations on leading-edge vortex structures for flow over non-slender delta wings [J]. Chinese Physics Letters, 2008, 7(25): 2550-2553.
- [4] 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.
- [5] GURSUL I, WANG Z, VARDAKI E. Review of flow control mechanisms of leading-edge vortices [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7): 246-270.
- [6] MITCHELL A M, DÉLÉRY J. Research into vortex breakdown control [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37: 385-418.
- [7] 张鑫, 黄勇, 王勋年, 等. 超临界机翼介质阻挡放电等离子体流动控制[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1733-1742.

- ZHANG Xin, HUANG Yong, WANG Xunnian, et al. Flow control on a supercritical wing using dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(6): 1733-1742. (in Chinese)
- [8] WANG J, LI Y H, XING F. Investigation on oblique shock wave control by arc discharge plasma in supersonic airflow[J]. *Journal of Applied Physics*, 2009, 106(7): 073307. 1-073307. 7.
- [9] 杨瑞, 罗振兵, 夏智勋, 等. 高超声速导弹等离子体合成射流控制数值研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(6): 1722-1732.
- YANG Rui, LUO Zhenbing, XIA Zhixun, et al. Numerical study of plasma synthetic jet control on hypersonic missile[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(6): 1722-1732. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 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, 30(6): 1429-1435.
- LI Yinghong, LIANG Hua, MA Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 30(6): 1429-1435. (in Chinese)
- [12] 周朋辉, 田希晖, 车学科, 等. 不同压力下微秒脉冲表面介质阻挡放电流场实验[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(12): 2691-2697.
- ZHOU Penghui, TIAN Xihui, CHE Xueke, et al. Experiment of airflow induced by microsecond pulse surface dielectric barrier discharge under pressure influences[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(12): 2691-2697. (in Chinese)
- [13] ROUPASSOV 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.
- [14] DEDRICK J, IM S R, CAPPELLI M A, et al. Surface discharge plasma actuator driven by a pulsed 13.56 MHz-5 kHz voltage waveform[J]. *Journal of Physics D(Applied Physics)*, 2013, 46(46): 405201.
- [15] 梁华, 李应红, 宋慧敏, 等. 多相等离子体气动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)
- [16] 梁华, 李应红, 吴云, 等. 等离子体气动激励的数值仿真[J]. *高电压技术*, 2009, 35(5): 1071-1076.
- LIANG Hua, LI Yinghong, WU Yun, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation[J]. *High Voltage Engineering*, 2009, 35(5): 1071-1076. (in Chinese)
- [17] 车学科, 聂万胜, 周朋辉, 等. 亚微秒脉冲表面介质阻挡放电等离子体诱导连续漩涡的研究[J]. *物理学报*, 2013, 62(2): 279-288.
- CHE Xueke, NIE Wansheng, ZHOU Penghui, et al. Study on continuous vortices induced by sub-microsecond pulsed surface dielectric barrier discharge plasma[J]. *Acta Physica Sinica*, 2013, 62(2): 279-288. (in Chinese)
- [18] 宋慧敏, 吴韦韦, 崔巍, 等. 射频放电等离子体气动激励特性的实验研究[J]. *高电压技术*, 2014, 40(7): 2044-2048.
- SONG Huimin, WU Weiwei, CUI Wei, et al. Experimental investigation on the characteristics of RF discharge plasma aerodynamic actuation[J]. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(7): 2044-2048. (in Chinese)
- [19] 赵光银, 梁华, 李应红, 等. 表面介质阻挡纳秒脉冲放电能量特性和诱导流动特性研究[J]. *中国科学技术科学*, 2015, 45(11): 1195-1206.
- ZHAO Guangyin, LIANG Hua, LI Yinghong, et al. Study of electrical characterization and induced flow by nanosecond pulsed dielectric barrier discharge actuator[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2015, 45(11): 1195-1206. (in Chinese)
- [20] 李结, 李华星, 王健磊, 等. 纳秒脉冲等离子体对静止大气的激励特性[J]. *西北工业大学学报*, 2014, 32(2): 176-180.
- LI Jie, LI Huaxing, WANG Jianlei, et al. Characteristics comparison between AC-and NS-DBD plasma actuators in quiescent air[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(2): 176-180. (in Chinese)
- [21] 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.
- LI Yinghong, WU Yun, LIANG Hua, et al. The mechanism of plasma shock flow control for enhancing flow separation control capability[J]. *Chinese Science Bulletin (Chinese Ver)*, 2010, 55(31): 3060-3068. (in Chinese)
- [22] RETHMEL C, LITTLE J, TAKASHIMA K, et al. Flow separation control over an airfoil with nanosecond pulse driven DBD plasma actuators[R]. *AIAA-2011-487*, 2011.
- [23] 倪芳原, 史志伟, 杜海. 纳秒脉冲等离子体激励器用于圆柱高速流动控制的数值模拟[J]. *航空学报*, 2014, 34(3): 657-665.
- NI Fangyuan, SHI Zhiwei, DU Hai. Numerical simulation of nanosecond pulsed plasma actuator for cylindrical high-speed flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 34(3): 657-665. (in Chinese)
- [24] NISHIHARA M, TAKASHIMA K, RICH J W, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge[J]. *Physics of Fluids*, 2011, 23(6): 066101. 1-066101. 11.
- [25] WU Yun, LI Yinghong, LIANG Hua, et al. Nanosecond pulsed discharge plasma actuation: characteristics and flow control performance[R]. *AIAA-2014-2118*, 2014.

[26] 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. HUA Weizhuo, LI Yinghong, NIU Zhongguo, et al. Experiment on low-speed delta wing using nanosecond pulse plasma actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (10): 2331-2339. (in Chinese)

[27] 于金革,牛中国,梁华,等. 等离子体用于三角翼模型流动控制试验研究[J]. 空气动力学学报,2017,35(2):305-309. YU Jinge, NIU Zhongguo, LIANG Hua, et al. Experimental investigation on delta wing flow control by plasma[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 305-309. (in Chinese)

[28] 周思引,车学科,聂万胜. 纳秒脉冲介质阻挡放电等离子体对超声速燃烧室中凹腔性能的影响[J]. 高电压技术, 2014, 40(10): 3032-3037. ZHOU Siyin, CHE Xueke, NIE Wansheng. Influence of nanosecond pulse dielectric barrier discharge plasma on the cavity performance in scramjet combustor[J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(10): 3032-3037. (in Chinese)

[29] 赵光银,李应红,梁华,等. 纳秒脉冲表面介质阻挡等离子体激励唯象学仿真[J]. 物理学报,2015,64(1):015101. 1-015101. 11. ZHAO Guangyin, LI Yinghong, LIANG Hua, et al. Phenomenological modeling of nanosecond pulsed surface dielectric barrier discharge plasma actuation for flow control [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(1): 015101. 1-015101. 11. (in Chinese)

[30] 李钢,聂超群,朱俊强,等. 介质阻挡放电等离子体热效应对流场影响的研究[J]. 科技导报,2008,26(2):51-55. LI Gang, NIE Chaoqun, ZHU Junqiang, et al. Thermal effect of dielectric barrier discharge plasma on flow field [J]. Science and Technology Review, 2008, 26(2): 51-55. (in Chinese)

[31] 化为卓,梁华,赵光银,等. 温升效应对介质阻挡放电诱导速度和涡量的影响[J]. 高电压技术,2014,40(10):3038-3045. HUA Weizhuo, LIANG Hua, ZHAO Guangyin, et al. Effect of temperature rise on velocity and vorticity induced by dielectric barrier discharge[J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(10): 3038-3045. (in Chinese)

[32] ANSYS Inc. ANSYS FLUENT 14. 0 user's guide[R]. Pittsburgh, PA; ANSYS Inc, 2011.

[33] 刘杰,刘沛清,同指江. 中等后掠角三角翼前缘双涡结构的形成机理数值研究[J]. 空气动力学报,2012,30(6):767-771. LIU Jie, LIU Peiqing, YAN Zhijiang. Numerical investigations of formation mechanism about a dual leading-edge vortex structure of a delta wing with medium leading-edge sweep angle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 767-771. (in Chinese)

[34] GURSUL I, GORDNIER R, VISBAL M. Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(7): 515-557.

[35] ZHAO Guangyin, LI Yinghong, LIANG Hua, et al. Control of vortex on a non-slender delta wing by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(1): 1864. 1-1864. 9.

(编辑:叶 青)