

等离子体环量控制作用机理的数值仿真

李 林, 张登成[✉], 张艳华

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 为了研究等离子体射流环量控制对翼型气动特性的作用机理、影响规律和控制效费比,基于等效体积力耦合雷诺平均 N-S 方程的数值计算方法进行仿真,研究了不同后缘半径、单组激励器位置及双组激励器布置方式对翼型气动特性和流场特性的影响规律。结果显示中等后缘半径,两组激励器反向对称布置在上下翼面优化位置时,环量控制效费比有显著提升。研究表明中等后缘半径翼型的后缘流体离心力和压力梯度相对平衡,等离子体射流带动下翼面外流发生偏折,增升效果较好。优化后双组激励器作用形成了等离子体射流的串联,有效诱导脱体尾涡向下翼面移动,分离点下移,环量和升力增加明显。研究结果为后续实验研究提供了理论基础。

关键词 等离子体环量控制;翼型;后缘半径;双激励器

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.03.002

中图分类号 V211.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)03-0009-07

A Study of Numerical Simulation on Interaction Mechanism of Plasma Circulation Control

LI Lin, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to find out the interaction mechanism, influence law and the lift augmentation efficiency of the plasma circulation control on airfoil aerodynamic characteristics, the influence law of different trailing-edge radius, single actuator position and arrangement mode of double actuators on the airfoil aerodynamic characteristics and flow field characteristics is investigated, by adding the equivalent volume force to the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The result shows that the lift augmentation efficiency improves markedly by using the optimized medium trailing-edge radius model and applying two groups of plasma actuators reversely arranged on the upper and lower surface. The research shows that the profile with medium trailing-edge radius is comparatively good in lift enhancement effect because its centrifugal force and pressure gradient are balanced, and the plasma actuation jet drives the upper surface outflow deflected by guiding the couple of shed vortex moving to lower surface. The optimized double plasma actuators can make plasma actuation jets cascade, guide the couple of shed vortices moving to lower surface, and push the separation point down, thus causing the obvious behavior of profile's circulation and lift enhancement. The results provide a theoretical basis for subsequent experimental study.

收稿日期: 2016-11-17

基金项目: 国家自然科学基金(11402301);陕西省自然科学基金(2015JM1005)

作者简介: 李 林(1992—),男,河北衡水人,硕士生,主要从事等离子体流动控制研究. E-mail: 18091585911@163.com

通讯作者: 张登成(1969—),男,河北怀安人,副教授,博士,主要从事飞行器设计论证与作战使用研究. E-mail: dengcheng_zhang@sina.com

引用格式: 李林, 张登成, 张艳华. 等离子体环量控制作用机理的数值仿真[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(3): 9-15. LI Lin, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua. A Study of Numerical Simulation on Interaction Mechanism of Plasma Circulation Control[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2017, 18(3): 9-15.

Key words: plasma circulation control; airfoil; trailing edge radius; double actuators

环量控制技术^[1]是基于 Coanda 效应(附壁效应)的一种流动控制方式,通过对翼型后缘进行修形具有一定弧度,在翼型上表面后缘附近开孔形成切向射流,射流沿后缘曲面流动,产生具有附壁流动的 Coanda 效应,带动主流流线发生偏折,相当于增加了翼型弯度,进而增加环量和升力,起到了类似襟副翼等机械式增升系统的作用。理论和实验研究显示,应用环量控制技术可以有效提高升力,减少襟副翼等活动部件,改善飞行器的短距起降、机动、控制和隐身能力,提高飞行器的整体性能。由于传统吹气式环量控制技术产生的射流需要从发动机引气(降低发动机大约 5% 推力^[2]),或者单独布置气源系统,增加了结构重量和复杂程度,限制了其进一步工程应用,为解决这一问题,项目组结合近年来快速发展的表面介质阻挡放电(SDBD)等离子体流动控制技术,通过在翼型后缘施加等离子体气动激励,诱导空气加速产生射流,实现环量控制。等离子体环量控制不需要复杂的气源系统,结构简单,响应迅速,激励器适用于曲面布置,优势明显。

目前,国内外对 SDBD 等离子体流动控制的机理和应用开展了大量工作^[3-8],但对其应用于环量控制技术的研究较少。其中张攀峰等^[9]利用数值仿真方法,研究了单组等离子体激励器位置变化对升力特性的影响;Marions Kotsonis 等^[10]在钝后缘对称翼型上布置等离子体激励器,利用风洞实验分析了等离子体气动激励电压、频率和单组激励器布置位置变化对增升效果的影响,后缘表面形状变化对气动特性的影响没有涉及;冯立好等^[11]对尖后缘翼型进行等离子体激励实验,发现等离子体激励有效增加了机翼环量,但尖后缘翼型的控制效率明显低于钝后缘翼型。

为了研究等离子体环量控制不同参数对翼型气动特性的影响规律,提高环量控制的效费比,本文基于等离子体唯象学的数值计算方法^[12],模拟了翼型不同后缘半径和两组激励器不同布置方式对气动特性的影响规律,从附面层分离点位置变化、尾涡特性和升力特性等方面揭示了等离子体环量控制的作用机理,研究结果也为下一步的风洞实验和工程应用奠定了一定的理论基础。

1 数值计算方法

1.1 物理模型

设计表面介质阻挡放电等离子体环量控制结

构,在翼型上的布置形式见图 1。激励器诱导表面空气加速形成激励射流,向边界层注入动量(没有质量注入),在翼型钝后缘产生 Coanda 效应,带动主流流线偏折,并对后方分离涡产生影响。

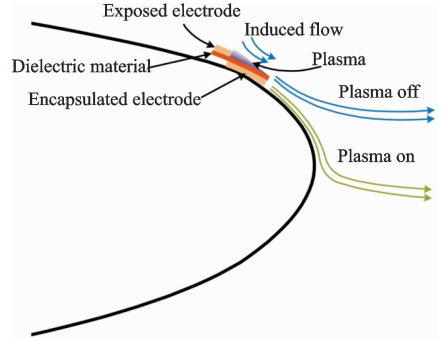


图 1 介质阻挡放电等离子体环量控制模型

Fig. 1 Model of DBD circulation control

选用 NCCR 1510-7067N 环量控制翼型,翼型及网格分布见图 2,计算域边界距翼型前缘 10 倍弦长,距后缘 15 倍弦长,计算网格在翼型前后缘和激励器产生射流附近进行局部加密,第 1 层网格距壁面 3×10^{-6} m。计算的翼型弦长 0.3 m,来流速度 $U_{\infty} = 10$ m/s,雷诺数 $Re = 2 \times 10^5$ 。

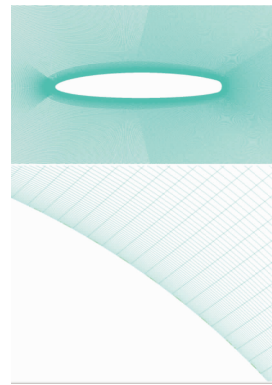


图 2 计算域及后缘附面层网格

Fig. 2 Compute grid and trailing-edge's boundary layer grid

1.2 唯象学计算模型

为了模拟等离子体气动激励对流体诱导加速的作用,参考 Suzen 等^[12]提出的体积力唯象学仿真方法,结合近年来国内对等离子体激励仿真参数的研究成果,建立等离子体气动激励体积力模型:

$$\begin{cases} \mathbf{F}_x = \rho_c(x, t) \mathbf{E} \sin \alpha \\ \mathbf{F}_y = -\rho_c(x, t) \mathbf{E} \cos \alpha \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{F}_x 和 \mathbf{F}_y 是单位时间 x 、 y 方向体积力,可由等离子体区域内的电场强度 \mathbf{E} 与电荷密度 ρ_c 求得;电场强度 \mathbf{E} 的分布可由电源电势梯度求出,为了模拟毫秒脉冲等离子体气动激励,取电源频率 $\omega = 2\ 000$ Hz,最大电势 $\varphi_{\max} = 10$ kV。

$$\begin{cases} \mathbf{E} = -\nabla\phi(t) \\ \phi(t) = \phi_{\max}\sin(2\pi\omega t) \end{cases} \quad (2)$$

等离子体区域电荷密度分布 ρ_c 由最大电荷密度 $\rho_{c\max}$ 及电荷分布函数 $G(x)$ 求得:

$$\begin{cases} \rho_c(x,t) = \rho_{c\max}G(x)\sin(2\pi\omega t) \\ \rho_{c\max} = n_e e \\ G(x) = e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \end{cases} \quad (3)$$

式中:基本电荷 $e=1.6022\times 10^{-19}$ C,最大电荷密度位置 μ 取正负电极交界位置。为了使等离子体体积力模型更加接近实际情况,参照实验数据^[15],最大电子数密度取 $n_e=1.03\times 10^{17}$ m^{-3} ,尺度参数 $\sigma=0.3$,为了贴合圆弧形后缘,将体积力源项作用范围限制在底边为圆弧形的近似三角形区域。

将等离子体气动激励的体积力引入到雷诺平均 N-S 方程的动量方程中,模拟对边界层的影响,得到二维粘性流体动力学模型:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = \mathbf{S} \quad (4)$$

$$\mathbf{U} = (\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad e)^T \quad (5)$$

$$\mathbf{E} = \begin{cases} \rho u \\ \rho u + p - \tau_{xx} \\ \rho v - \tau_{xy} \\ u(e+p) - \tau_{xx}u - \tau_{xy}v - k\partial_x T \end{cases} \quad (6)$$

$$\mathbf{F} = \begin{cases} \rho v \\ \rho v - \tau_{xy} \\ \rho v + p - \tau_{yy} \\ v(e+p) - \tau_{xy}u - \tau_{yy}v - k\partial_y T \end{cases} \quad (7)$$

$$\mathbf{S} = (0 \quad \mathbf{F}_x \quad \mathbf{F}_y \quad 0)^T \quad (8)$$

式中: τ 为粘性力; ρ 为流体密度; T 为温度; k 为传热系数; u 、 v 是 x 、 y 方向速度分量。

数值计算采用中心差分格式的有限体积法,选用在环量控制数值模拟中计算精度和收敛速度都有一定优势,并且能够较好预测和模拟分离点的 $k-\omega$ SST 湍流模型^[14],扩散项采用二阶差分格式,对流项采用二阶迎风格式。

2 计算模型验证

利用上述唯象学计算模型进行平板介质阻挡放电仿真模拟,并与 PIV 实验结果^[15] 进行对比(见图 3)。流场符合性较好,表明等离子体气动激励模型可以很好地反映实际激励效果。

为了验证环量控制数值计算方法的准确性,对未施加激励的原始翼型进行仿真计算,见图 4。结果表明,计算结果与实验结果^[16] 基本吻合,证明计

算采用的湍流模型、计算网格和数值计算方法的精度基本符合要求。

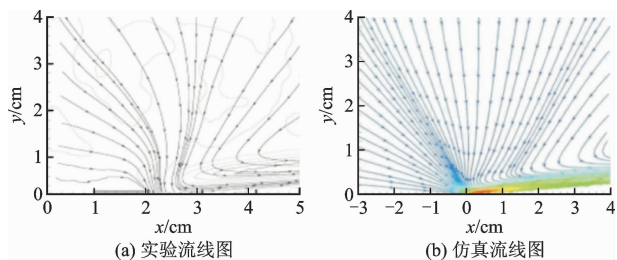


图 3 诱导速度场实验测量和仿真结果图

Fig. 3 Simulation and experimental results of the induced flow

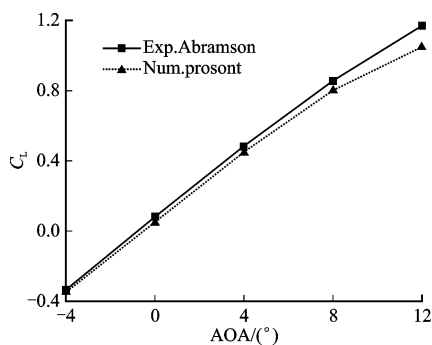


图 4 翼型升力系数仿真与实验结果对比

Fig. 4 Simulation and experimental results of airfoil's lift coefficient

3 计算结果与分析

3.1 后缘半径变化对气动特性的影响规律

翼型的 Coanda 效应是由于在翼型钝尾缘附近,流体的离心力与压力梯度平衡而产生附壁效应,后缘半径不同,离心力不同,尾缘流场的附壁作用和流场特性就会发生变化,所以后缘半径是影响等离子体环量控制效率的重要参数。基于此,设计 5 种不同后缘半径的翼型计算模型,见图 5,其中 R_3 后缘半径模型为初始翼型。

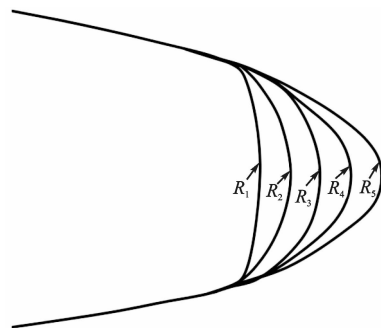


图 5 不同后缘半径模型

Fig. 5 Models of different trailing-edge radius

根据文献[9]中的最佳激励位置,设计并布置单组等离子体激励器,数值仿真得到不同后缘半径计算模型的升力系数随迎角的变化曲线,见图6。可以发现,后缘半径并不是越大越好,也不是越小越好,而是存在一个最佳值,可以看出中等后缘半径 R_2 的效果相对更好一些。

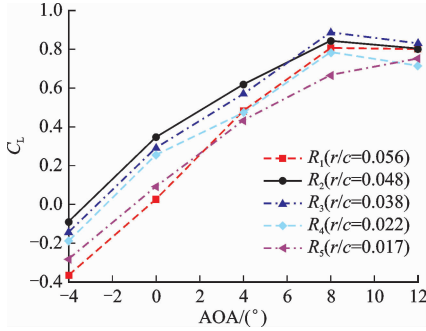


图6 不同后缘半径升力系数曲线

Fig. 6 Lift coefficient of different trailing-edge radius

为了更好地研究后缘半径的影响特性,图7给出了不同后缘半径有无激励器情况尾缘附近的流线图,左侧的 plasma off 为激励器关闭状态,右侧 plasma on 为激励器开启状态。可以发现左侧激励器关闭状态下,圆形后缘导致尾部都产生了一组对称旋涡,右侧激励器开启状态下,后缘流体都不同程度上发生了偏斜,分离点后移,对称的旋涡不再对称,涡的大小和位置都发生了变化。图7(a)后缘半径相对较大,后缘曲率变化明显,离心力较大,后缘压力梯度不足以使外流作附壁流动,上翼面外流分离没有被延迟,绕流流线偏折不大,尾缘后方脱体涡的位置和大小几乎没有改变,弯度效应不明显,增升效果较弱。图7(c)、(d)、(e)后缘半径相对较小,离心力较小,但等离子体射流向上翼面附面层注入的动量有限,不足以使上翼面流体附壁流动至下翼面,只能将上翼面分离点向后推移,并将后缘旋涡挤压至后缘下侧,但旋涡影响范围依然较大,整体流线弯度变化较小,增升效果也不太明显。而在图7(b)中,中等后缘半径 R_2 使得离心力和压力梯度相对平衡,等离子体射流的附体性较好,并且能够很好的带动上翼面外流发生偏折,产生较为明显的 Coanda 效应,并挤压后缘脱体涡至下翼面,使得下翼面外流提前分离,明显增加了翼型的气动弯度,翼型环量和升力增加较多。

为评估不同后缘半径模型环量控制效率,引入环量控制动量系数 $C_{\mu} = 2M/\rho U_{\infty} l$ 和效费比 $\Delta C_L/C_{\mu}$, M 为静止条件下激励射流动量, ρ 为空气密度, $l=3\text{ mm}$ 为近似三角形等离子体区域弧形底边长。通过计算得到不同后缘半径模型效费比表

1。 R_2 模型的环量控制效费比最高为97.69,相对于初始翼型 R_3 ,环量控制效费比提高21.11%。

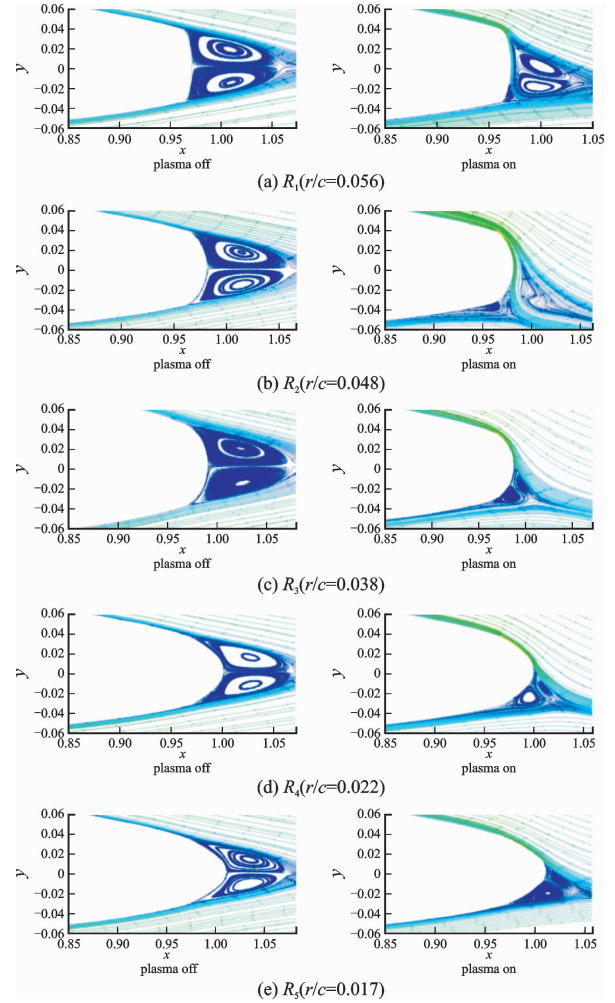


图7 不同后缘半径流场图($\alpha=0^\circ$)

Fig. 7 Flow field chart of different trailing-edge radius ($\alpha=0^\circ$)

表1 不同模型效费比($\alpha=0^\circ$)

Tab. 1 Lift augmentation efficiency of different models ($\alpha=0^\circ$)

模型编号	r/c	$\Delta C_L/C_{\mu}$
R_1	0.056	39.3
R_2	0.048	97.69
R_3	0.038	80.66
R_4	0.022	77.75
R_5	0.017	45.65

通过上述分析,可知后缘半径过小或过大都不利于 Coanda 效应的产生,环量控制效率较低,而中等后缘半径模型激励效果较好,在后续的实验研究和工程应用中要予以考虑。

3.2 激励器布置方式对气动特性的影响规律

翼型附面层的分离与来流迎角有密切的关系,随着迎角的增加,分离点逐渐前移,分离区域增大,利用等离子体激励射流,可以向附面层分离区注入

动量, 延迟附面层分离, 可见等离子体激励器的位置对于延迟分离的效果是非常重要的。

首先设计和布置单组激励器, 位置见图 8, 分布在翼型尾缘不同区域。数值仿真得到不同单激励位置翼型升力系数变化曲线图 9, 可以看出在 A、E 两点施加激励时, 增升效果较好。

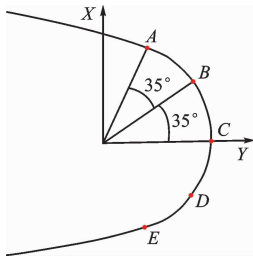


图 8 不同激励器位置示意图

Fig. 8 Distribution of different actuation position

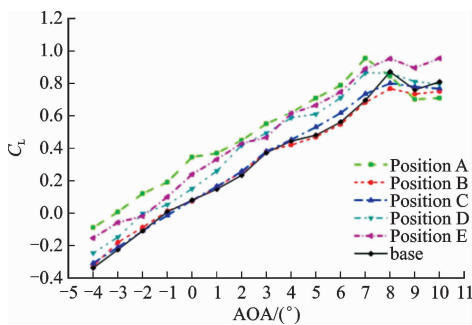


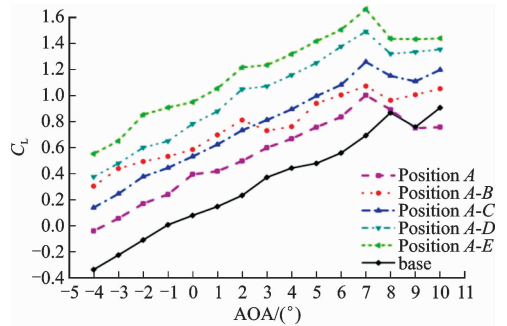
图 9 单组激励不同位置升力系数曲线

Fig. 9 Lift coefficient of different single-actuator position

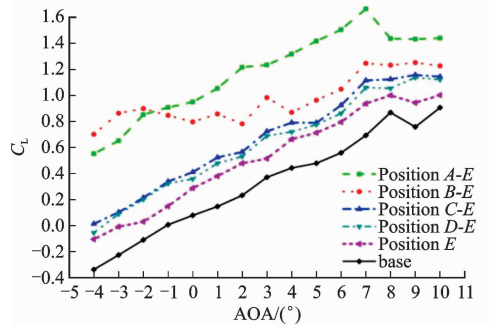
为了进一步增加升力, 探究两股激励射流位置对环量控制效果的作用机理和影响规律, 选用后缘半径优化后的 R_2 翼型, 将两组等离子体激励器串联, 射流方向一致, 5 个激励位置分别基于 A 点和 E 点进行两两组合, 数值计算得到不同组合方式的升力系数变化曲线图 10。

由图 10 可以看出, 在 A-E 位置同时施加激励时, 可以获得最佳的增升效果。为了分析其作用机理, 选取有代表性的 3 种布置方式, 其绕流流场及翼型压力系数分布分别见图 11、12。

由激励器不同布置方式的绕流流线可知, 在上翼面后缘布置 A-B 激励器时, 对上翼面后缘流线起到加速作用, 吸力增加, 但由于强度较弱, Coanda 效应不明显, 导致对下翼面流线的减速作用不明显。同样在下翼面 D-E 布置激励器时, 也是只针对下翼面流线作用明显, 两种布置方式不能将上下表面的流线连接起来, 总体效果较差。采用激励作用效果较好的 A-E 方式, 前缘驻点和后缘分离点全部下移, 相当于增加了翼型弯度, 环量增加, 升力增大。



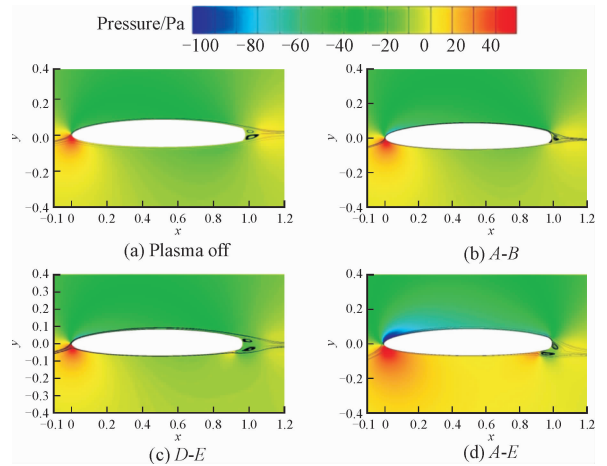
(a) A-X 布置



(b) X-E 布置

图 10 2 组激励不同布置方式升力系数曲线

Fig. 10 Lift coefficient of different arrangement mode of double-actuator



(a) Plasma off

(b) A-B

(c) D-E

(d) A-E

图 11 激励器不同布置方式翼型绕流场图

Fig. 11 Profile flow of different arrangement mode of actuators

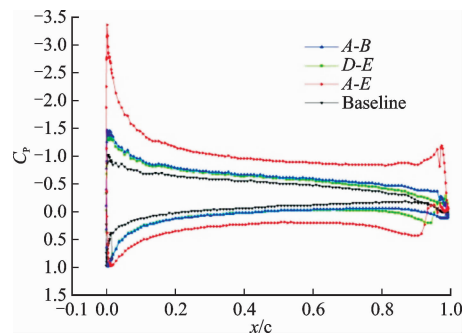


图 12 激励器不同布置方式翼型压力系数分布

Fig. 12 Pressure coefficient contrast of different arrangement mode of actuators

图 13 是激励器不同布置方式时的涡量分布图, 可以发现, 来流在翼型中部发生层流分离^[18], 翼型后段附面层由层流转捩为湍流, 上翼面附面层内为负涡量, 下翼面为正涡量, 并在钝后缘后方相互诱导、卷吸形成一对反向对称分离尾涡, 这对旋涡相互诱导和干扰, 周期性向下游脱落, 形成卡门涡街。施加等离子体激励后, 诱导气流向附面层注入动量, 诱导后缘尾涡位置向下翼面移动, 造成整体绕流流线发生偏折, 起到增加环量和升力的作用。图 13(b) 采用 A-B 组合方式在上翼面连续布置两组激励器, 可以对气流进行接力式诱导加速, 增加了诱导速度和激励强度, 诱导气流沿曲面向下翼面流动, 但是诱导气流强度仍不足以带动主流发生 Coanda 效应, 而是将后缘一对分离涡分隔成两对, 诱导气流中的正涡量与上翼面附面层内的负涡量相互诱导, 形成诱导气流上方的一对脱体涡, 这对涡使主流流线发生分离, 导致上翼面流线没有明显偏折, 增升效果较差。图 13(c) 采用 D-E 组合方式, 在下翼面连续布置两组与来流反向的激励器, 其产生的两股反向诱导气流将下侧涡向下翼面前方引导, 导致下翼面主流发生提前分离, 增加了下翼面压力和整体环量, 但由于上侧涡距离下侧诱导气流位置较远, 导致没能使后缘这对脱体涡共同向下翼面移动, 流线偏折效果仍不明显, 而且在实际应用中, 两组激励器距离过近也会相互干扰, 形成反向诱导气流, 减弱增升效果。图 13(d) 采用 A-E 组合方式, 在上下翼面反向对称布置 2 组激励器, 上翼面 A 点激励器诱导气流虽然只带动主流发生小角度的偏折, 但将尾涡中的上侧涡向下挤压诱导, 同时配合下翼面 E 点激励器, 共同将尾涡向下翼面前方诱导, 翼型上下翼面绕流流线都发生较大弯折, 翼型气动弯度增加, 从而获得较好的增升效果。

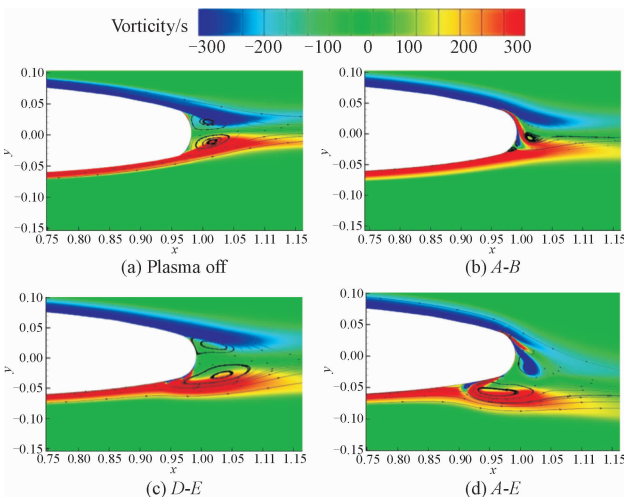


图 13 激励器不同布置方式涡量分布图

Fig. 13 Vorticity distribution diagram of different arrangement mode of actuators

选取 4° 迎角, 对 2 组激励器组合方式的环量控制效费比 $\Delta C_L/C_\mu$ 进行比较分析, 结果见表 2。由表 2 可以看出, 单组激励时, A、E 点增升效果较好; 2 组激励时, A-E 组合布置效果最好, 而同为对称布置的 B-D 组合方式效果较差。在小迎角时环量控制效费比最大可达 150.13, 相比只在 A 点施加等离子体激励时的效果有显著提高, 相对于文献[9]中的最高效费比 134.86 提高了 11.3%。

表 2 不同布置方式效费比 ($\alpha=4^\circ$)

Tab. 2 Lift augmentation efficiency of different arrangement mode ($\alpha=4^\circ$)

Position	$\Delta C_L/C_\mu$	Position	$\Delta C_L/C_\mu$	Position	$\Delta C_L/C_\mu$
A	97.69	B	11.15	C-D	29.84
A-B	61.85	B-C	15.09	C-E	67.67
A-C	87.85	B-D	47.49	D	83.84
A-D	129.08	B-E	83.00	D-E	53.90
A-E	150.13	C	24.99	E	95.53

4 结论

本文针对表面介质阻挡放电等离子体环量控制技术进行了数值仿真和流场分析, 利用等离子体气动激励唯象学数值仿真模型, 探究了翼型后缘半径和激励器不同布置方式对环量控制效率的影响, 并通过流场分析研究了产生不同增升效果的原因。结果表明:

1) 小迎角情况下, 通过改变翼型后缘半径和激励器布置方式可以有效提高环量控制效率。优化后的后缘半径翼型相对于原始翼型的环量控制效费比提高 21.11%; 施加 2 组激励器并采用最佳布置方式时, 环量控制效费比可提高至 150.13, 效率高于传统射流环量控制和单组等离子体激励环量控制。

2) 对于不同后缘半径翼型, 后缘流体所受压力梯度和离心力的大小关系不同, 导致后缘流线和脱体涡位置不同, 从而产生了不同的增升效果。使用增升效果较好的 R_2 翼型时, 离心力和压力梯度相对平衡, 射流的附体性较好, 并且能够很好的带动外流发生 Coanda 效应, 使整体绕流流线发生较大程度偏折。

3) 施加 2 组等离子体激励器时, 当 2 股激励射流对称布置在上下翼面适当位置时, 可以形成等离子体射流的串联, 共同将后缘脱体涡控制、诱导至下翼面, 此时表面射流的作用发挥最为明显, 使整体翼型绕流流线尤其是上翼面流线发生明显偏折, 增加翼型气动弯度, 从而增加翼型环量和升力。

参考文献(References):

- [1] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术研究 [J]. 航空学报, 2016, 37(2): 411-428.
ZHU Z Q, WU Z C. Study of the Circulation Control Technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 411-428. (in Chinese)
- [2] YAROS A F, SEXSTONE M G, HUEBNER L D, et al. Synergistic Airframe-propulsion Interactions and Integration [R]. NASA TM-1998-207644.
- [3] 孟宣市, 杨泽人, 陈琦, 等. 低雷诺数下层流分离的等离子体控制 [J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2112-2122.
MENG X S, YANG Z R, CHENG Q, et al. Laminar Separation Control at Low Reynolds Numbers Using Plasma Actuation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2112-2122. (in Chinese)
- [4] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展 [J]. 高电压技术, 2014, 40(7): 2024-2038.
WU Y, LI Y H. Progress in Research of Plasma-Assisted Flow Control, Ignition and Combustion [J]. High Voltage Engineering, 2014, 40(7): 2024-2038. (in Chinese)
- [5] 杜海, 史志伟, 倪芳原, 等. 基于等离子体激励的飞翼飞行器气动力矩控制 [J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2038-2046.
DU H, SHI Z W, NI F Y, et al. Aerodynamic Moment Control of Flying Wing Vehicle Using Plasma Actuators [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2038-2046. (in Chinese)
- [6] CORKE T C, POST M L, ORLOV D M. Single-Dielectric Darrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization, and Applications [J]. Propul Power, 2008;24(5): 935-945.
- [7] ZHAO X H, LI Y H, WU Y, et al. Numerical Investigation of Flow Separation Control on a Highly Loaded Compressor Cascade by Plasma Aerodynamic Actuation [J]. Chin J Aeronaut, 2012, 25(3): 349-360.
- [8] WANG J J, CHOI K S, FENG L H. Recent Developments in DBD Plasma Flow Control [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 62: 52-78.
- [9] ZHANG P F, YAN B, LIU A B, et al. Numerical Simulation on Plasma Circulation Control Airfoil [J]. AIAA Journal, 2010, 48(10): 2213-2226.
- [10] MARIONS K, ROBIN P, LEO V. Experiment Study on Airfoil Circulation Control Using Plasma Actuators [C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013:3164.
- [11] 冯立好, 王晋军, Choi Kwing-So, 等. 离子体环量控制翼型增升的实验研究 [J]. 力学学报, 2013, 45(6): 815-821.
FENG L H, WANG J J, CHOI K S, et al. Experimental Investigation on Lift Increment of a Plasma Circulation Control Airfoil [J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 45(6): 815-821. (in Chinese)
- [12] SUZEN Y B, HUANG P G, JACOB J D. Numerical Simulations of Plasma Based Flow Control Applications [R]. AIAA 2005: 4633.
- [13] PATERSON E G, BAKER W J, KUNZ R F, et al. RANS and Detached-Eddy Simulation of the NCCR Airfoil, Computer Architecture [C]// Proceedings. 31st Annual International Symposium, 2004: 112-122.
- [14] 宋彦萍, 杨晓光, 李亚超, 等. 环量控制翼型中柯恩达效应的数值模拟 [J]. 工程热物理学报, 2010, 31(9): 1475-1480.
SONG Y P, YANG X G, LI Y C, et al. Numerical Simulation of Coanda Effect in Circulation Control [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(9): 1475-1480. (in Chinese)
- [15] 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 H, LI Y H, WU Y, et al. Numerical Simulation of Plasma Aerodynamic Actuation [J]. High Voltage Engineering, 2009, 35(5): 1071-1076. (in Chinese)
- [16] ABRAMSON J. Two-Dimensional Subsonic Wind Tunnel Evaluation of Two Related Cambered 15-Percent-Thick Circulation Control Airfoils [R]. ADA 055140, 1978.
- [17] 张攀峰, 刘爱兵, 王晋军. 基于唯象模型的等离子体激励诱导流场数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(1): 52-56.
ZHANG P F, LIU A B, WANG J J. Numerical Simulation on Flow Induced by Plasma Actuator Based on Phenomenological Model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(1): 52-56. (in Chinese)
- [18] 白鹏, 李锋, 詹慧玲, 等. 翼型低 Re 数小攻角非线性非定常层流分离现象研究 [J]. 中国科学: 物理学、力学、天文学, 2015, 45: 024703.
BAI P, LI F, ZHAN H L, et al. Study about the Non-linear and Unsteady Laminar Separation Phenomena around the Airfoil at Low Reynolds Number with Low Incidence [J]. Sci Sin-Phys Mech Astron, 2015, 45: 024703. (in Chinese)