

等离子体激励改善高升力机翼气动特性的仿真

王耀东¹, 李 军¹, 梁 华^{1,2}, 肖良华¹, 魏 彪¹

(1. 空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 西安, 710038; 2. 西北工业大学航空学院, 西安, 710072)

摘要 为探索大迎角下介质阻挡放电(DBD)对高升力机翼的作用机理,采用体积力模型和 Eddy Viscosity Transport Equation 全湍流模型耦合进行 DBD 激励改善其气动特性的模拟仿真研究。在来流速度 45 m/s 条件下,对比实验数据与仿真模型,验证了仿真模型的正确性;并采用该模型分析了机翼弦向、展向的 2 组截面流线图。结果表明:DBD 激励位于机翼前缘能很好地提高高升力机翼大迎角气动特性,显著改善上翼面涡结构,促进分离流附体;可将机翼最大升力系数提高 11.1%,失速迎角推迟 2°,且随迎角增大,流动控制效果逐渐减弱直到消失。

关键词 等离子体;高升力机翼;流动分离;流动控制

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.001

中图分类号 V211 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)06-0001-07

A Simulation of Improving Aerodynamic Characteristics of High-Lift Wing by Plasma Excitation

WANG Yaodong¹, LI Jun¹, LIANG Hua^{1,2}, XIAO Lianghua¹, WEI Biao¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to explore the mechanism of dielectric barrier discharge at high angle of attack on the high-lift wing, the simulation of the aerodynamic characteristics of the high-lift wing with the coupling of the body force model and the Eddy Viscosity Transport Equation turbulence model is carried out. The simulation model is validated by comparing the experimental data with the simulation model at the flow velocity of 45 m/s. The model is used to analyze the streamlines of the chord-wise and span-wise sections of the wing. The results show that the DBD at the leading edge of the wing can obviously improve the aerodynamic characteristics of high-lift wing at high angle of attack, improve the vortex structure of the upper airfoil and control the separated flow. The maximum lift coefficient of the wing increases by 11.1% and the stall angle of attack is delayed 2°. And also, with the angle of attack increasing, the effect of flow control is gradually weakened until disappearing.

Key words: plasma; high-lift wing; flow separation; flow control

增升装置是飞机气动外形设计的一项重要内容,其气动特性的好坏直接影响飞机在起飞着陆阶

收稿日期: 2017-02-28

基金项目: 国家自然科学基金(61503302;51407197;51207169)

作者简介: 王耀东(1993—),男,天津人,硕士生,主要从事等离子体流动控制研究. E-mail:2450865644@qq.com

引用格式: 王耀东,李军,梁华,等. 等离子体激励改善高升力机翼气动特性的仿真[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 1-7. WANG Yaodong, LI Jun, LIANG Hua, et al. A Simulation of Improving Aerodynamic Characteristics of High-Lift Wing by Plasma Excitation[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 1-7.

段的气动特性^[1]。而飞机在起降阶段需要使飞行速度和滑跑距离尽可能小,这就要求增升装置可以使机翼产生足够大的升力系数。但迎角过大会使增升装置出现流动分离,从而影响其气动特性。因此,利用流动控制手段改善增升装置的流动分离就意义重大。目前已有多种比较成熟的流动控制手段,如吹吸气^[2-3]、合成射流^[4]、涡流发生器^[5-6]等。但这些手段都会在不同程度上改变机翼气动外形,影响气动特性。

等离子体流动控制技术作为一种全新高效的流动控制手段,其具有结构简单、响应迅速、无活动部件等优点,被誉为21世纪最具发展潜力的主动流动控制技术之一^[7]。其中介质阻挡放电(DBD)等离子体激励具有耗能少、质量轻、安装后不会改变翼型气动外形等优点^[8],逐渐成为国际等离子体流动控制领域研究主要采用的方法,比如抑制翼型流动分离^[9-10]、边界层控制^[11]、压气机扩稳^[12]、助燃增稳^[13-14]等。

文献^[15]研究了全湍流 SST 模型和带有转捩修正的 SST 模型在三维增升装置数值模拟中的适用性,得到了全湍流 SST 模型更适用于飞机三维增升装置的数值模拟的结论。文献^[16]评估了多段翼型绕流计算中翼型后缘的几何处理、湍流模型选取等关键 CFD 要素对计算结果的影响,几何处理对主翼上方的空间流场影响不大,但对襟翼上方,特别是主翼尾迹区的流场结果影响明显。雷诺应力模型在预测到失速之前的迎角范围内对气动力系数的预测表现出一定优势;SST 模型在整个计算攻角范围内对气动力系数的预测都略优于 SA 模型。文献^[17]研究了二维和三维高升力外形空气动力数值模拟计算的雷诺平均 N-S(RANS)方程方法、计算结果、以及它们和实验数据的比较。得到了 RANS 方程方法在低于失速迎角范围内的计算结果是完全可信的;其最大升力系数的计算准确性不高,且与具体外形密切相关;对高升力构形的外形变化及雷诺数变化等对流场和气动特性的影响也难以正确预估的结论。以往对增升装置的数值模拟,主要研究湍流模型,计算方式及几何模型对湍流的影响,对增升装置的气动性能优化或对湍流模型优化,并未对等离子体激励抑制增生装置流动分离进行数值模拟。

1 高升力机翼模型

本文设计了图1所示的高升力机翼模型,该模型由前缘襟翼、主翼、中襟、后缘襟翼构成。本文采用该机翼的起降构型进行仿真。其前缘襟翼偏转

25°并与主翼无缝连接。中襟偏转 20°并与主翼无缝连接,后缘襟翼向后偏转 45°,但后缘襟翼与中襟之间有缝隙。图1(a)标注了各个襟翼片的尺寸,机翼后掠角为 37°。C 为根弦长。

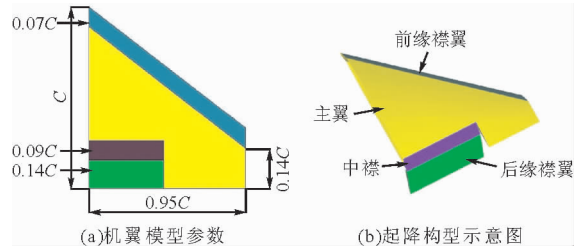


图1 高升力机翼模型

Fig. 1 High-lift wing model

2 体积力模型

Shyy 等^[18]根据实验观测并研究得到等离子体体积力源项唯象学模型,见图2。假设激励器对流体产生的实际有效击穿区域仅作用在 $\triangle AOB$ 中,电场力平行于直线 AB 并由裸露电极指向覆盖电极,O 点电场力最大,边缘 AB 的电场力最小(假设边缘 AB 的电场力可忽略不计),并且电场力在 $\triangle AOB$ 中呈线性分布,并假设 $\triangle AOB$ 内总的电场力 F_{p0} 的表达式为:

$$F_{p0} = \rho_e e E_0 f_0 \tau \quad (1)$$

式中: $\rho_e = 10^{11} / \text{cm}^3$ 为电荷的密度,并假设在 $\triangle AOB$ 内为常数; e 为元电荷; $f_0 = 100 \text{ Hz}$ 为电源的频率; $\tau = 5 \text{ ms}$ 是 1 个激励周期内等离子体的作用时间; E_0 为原点 O 处电场强度,且:

$$E_0 = \frac{U_0}{d} \quad (2)$$

式中: $U_0 = 10 \text{ kV}$ 为电极间所加的最大电压; $d = 0.2 \text{ mm}$ 为两电极之间的距离。

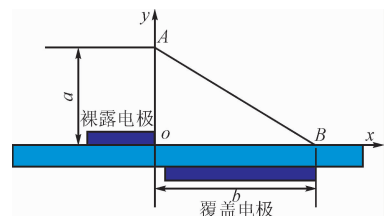


图2 唯象学模型示意图

Fig. 2 Phenomenological model

在 $\triangle AOB$ 内呈线性分布的电场力 F_{pl} 的表达式如下:

$$F_{pl} = F_{p0} - k_1 x - k_2 y \quad (3)$$

根据电场力的边界条件可知, $k_1 = F_{p0}/b$, $k_2 = F_{p0}/a$ 。可得电场力在 x、y 方向上的 2 个分力为:

$$F_{px} = \frac{F_{pl}k_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}, F_{py} = \frac{F_{pl}k_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (4)$$

Shyy 等将该模型用于等离子体激励诱导壁面射流的研究,得到了与实验数据基本相同的结果,Fu 等^[19]利用该模型进行了等离子体气动激励抑制 NACA0015 翼型分离流动的仿真,得到了与实验一致的结果,这些都证实了该模型的有效性。

本文采用了该模型进行高升力机翼起降构型等离子体流动控制仿真研究。体积力源项布置位置见图 3。

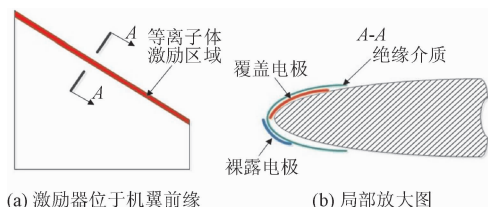


图 3 激励器位置示意图
Fig. 3 Position of the actuator

3 计算网格及边界条件

现将上述三维几何模型进行网格剖分,由于该三维模型结构比较复杂,所以采用非结构网格划分计算区域,网格总数为 10 254 128,图 4 为构型网格剖分示意图。由于在实验中,机翼模型在翼根处固定,因此仿真中将翼根截面作为边界,设定为光滑壁面。如图 5 所示,按 $y^+ < 1$ 准则对机翼表面附面层进行了适当加密,层数为 30。入口边界距机翼前缘 8 倍根弦长,设定入口边界来流速度 45 m/s 和总温 288 K 保持不变;出口边界距机翼后缘 12 倍根弦长,设定总压为一个大气压;沿翼展方向的远场边界距翼根 10 倍根弦长,设定为自由大气;机翼表面为无滑移壁面。采用 Eddy Viscosity Transport Equation 全湍流模型,利用高精度格式进行求解。

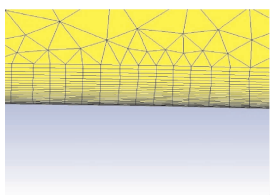
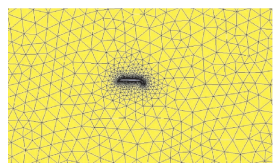


图 4 计算网格
图 5 网格局部放大
Fig. 4 Computational grid Fig. 5 Partial enlarged view

4 仿真结果分析

4.1 仿真模型正确性对比验证

图 6 为通过仿真与实验得到的机翼升、阻力系

数特性曲线。由图 6(a)可知,2 条升力系数曲线的总体趋势基本一致,在迎角 α 小于临界迎角的阶段,实验所得曲线和仿真所得曲线基本重合,所不同的是,实验验证该机翼的临界迎角为 22° ,最大升力系数为 1.443,而通过仿真模拟得其临界迎角为 21° ,其最大升力系数为 1.425。2 条曲线在临界迎角后斜率基本相同,但当迎角 α 大于 26° 后,仿真得到的升力系数基本不变,而实验得到的升力系数则继续减小。这是由于仿真的全湍流模型迎角增大到临界迎角后的气流转捩模拟不准确所造成的。如图 6(b),实验得到的阻力系数曲线呈现先升高后降低的趋势,并在迎角 α 为 24° 时达到最大,仿真结果表明,阻力系数总体上随迎角 α 的增大而不断增大,由于网格的影响和现有的湍流模型对剪切层的模拟都不精确,导致了仿真结果与实验结果比较误差较大。但经过实验数据和仿真模型结果比较,本文采用的仿真模型总体上是准确可靠的,可以定性解释气流绕三维机翼的流动。

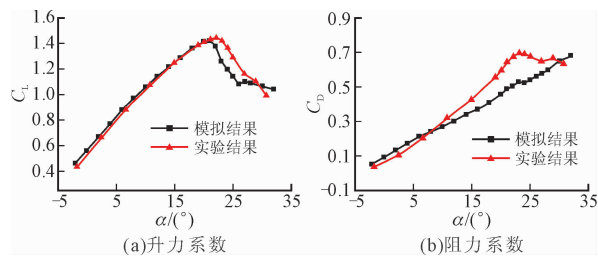


图 6 升、阻力系数对比图

Fig. 6 Lift and drag coefficient comparison chart

4.2 等离子体激励控制机翼流场分离结果分析

为观察三维机翼气流失速机理以及等离子体激励对流场的影响,根据模拟结果,并与将要进行的 PIV 测速实验进行比较,现选取 2 个平行于弦长的截面,如图 7 所示位置 1 和位置 2;2 个垂直于弦长的截面,如图 7 所示位置 3 和位置 4。选取迎角 α 分别为 16° 、 21° 和 26° ,计算其表面流场分布,分析激励前后流场变化规律。

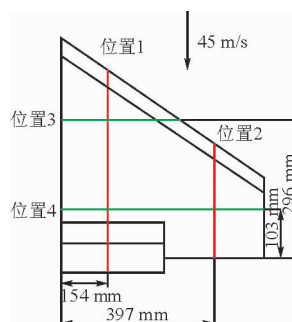


图 7 选取截面位置示意图

Fig. 7 Cross-section position of wing

图8、9、10为位置1、2在迎角 α 为 16° 、 21° 和 26° 时激励前后的速度场分布图,横纵坐标表示机翼截面在远场中的位置。

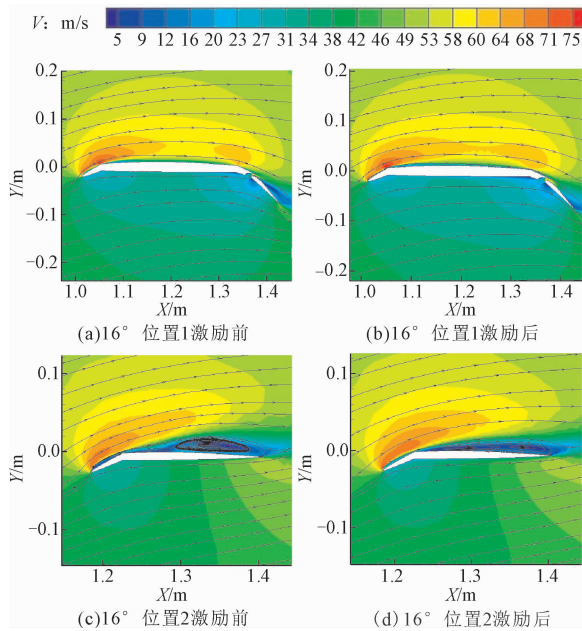


图8 迎角为 16° 位置1、2激励前后对比图

Fig. 8 The flow field comparison of position 1 and 2 at 16° of attack angle

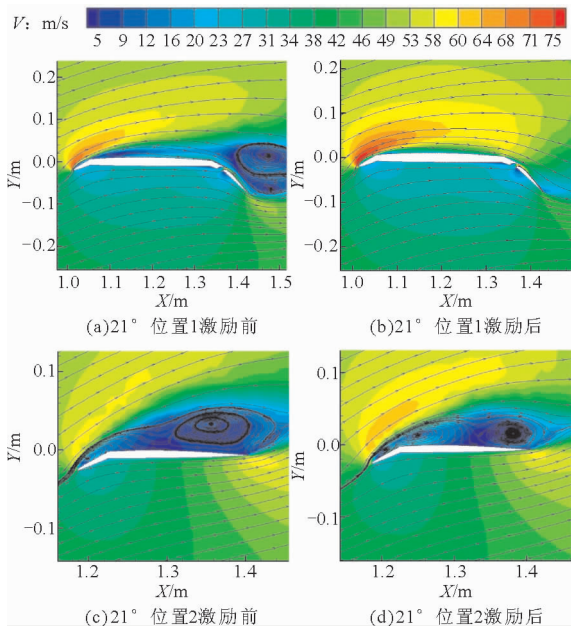


图9 迎角为 21° 位置1、2激励前后对比图

Fig. 9 The flow field comparison of position 1 and 2 at 21° of attack angle

对比图8(a)、(c),在起飞着陆阶段飞机同时放下前缘襟翼和后缘的襟翼时,后掠翼的翼尖较翼根先分离。随迎角逐渐增加,对比图8(a)、(c)、图9(a)、(c)、图10(a)、(c),流动分离从翼尖逐渐扩展到翼根。如图10(a)、(c)所示,在大迎角时在机翼上

表面产生巨大的分离涡,流场大面积分离,导致整个机翼失速。施加等离子体激励后,对比图8(a)、(b)和图8(c)、(d),在迎角为 16° 的位置1,激励并未起作用,流场基本没有发生变化,但在翼尖部分的位置2,施加等离子体对基准流场产生扰动,分离涡结构相对激励前发生了较为明显的变化,涡核位置后移,涡核更加集中,控制效果明显。对比图9(a)、(b)和图9(c)、(d),在迎角为 21° 的位置1,施加激励抑制了机翼表面的流动分离,使机翼表面的流线完全附体,而对于翼尖部分的位置2,激励也使分离涡的涡核后移并更加集中。对比图10(a)、(b)和图10(c)、(d),在迎角为 26° 的大迎角,施加等离子体激励并未使分离流场产生明显的改善,这是由于机翼表面流动分离严重,激励强度已不满足要求。

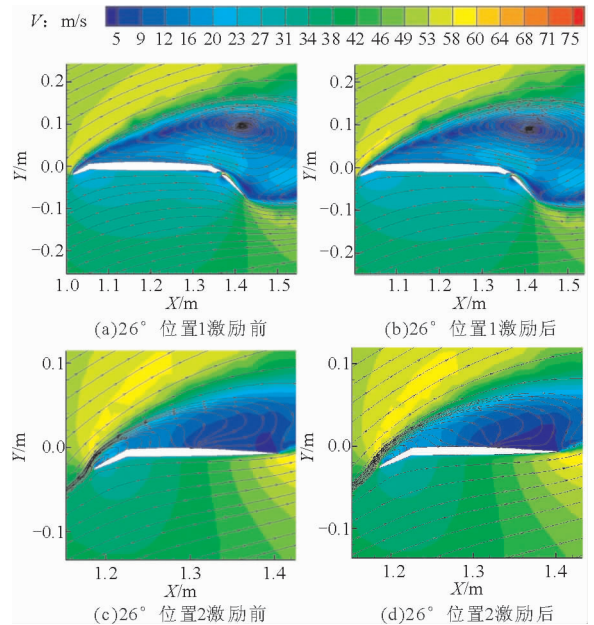


图10 迎角为 26° 位置1、2激励前后对比图

Fig. 10 The flow field comparison of position 1 and 2 at 26° of attack angle

图11、12、13为位置3、4在迎角 α 为 16° 、 21° 和 26° 时激励前后的速度场分布图,横纵坐标表示机翼截面在远场中的位置。对比图11(a)、12(a)、13(a)或11(c)、12(c)、13(c),随迎角增大,脱体涡涡核由翼尖向翼根移动,且迎角在 26° 时完全破裂,对比图6(a)发现,机翼失速的过程就是脱体涡移动并破裂的过程。施加等离子体激励后,通过图11(a)和(b)以及(c)和(d)的对比发现,脱体涡涡核向翼尖方向移动,并且涡核更加集中;图12(a)和(b)、(c)和(d)对比也能得到相同的结论;迎角增大到 26° 时完全分离,等离子体激励改善机翼表面流动效果微弱。

由图14可知,在迎角为 16° 时,等离子体的施加对于机翼总体的流场影响不是很大,在一定程度上抑

制了襟翼上气流的分离。在迎角为 21° 时,等离子体的施加不仅有效抑制了机翼上表面气流的分离,而且消除了襟翼上对涡的产生。在迎角为 26° 时,施加的等离子体并未使分离流场产生明显的改善。

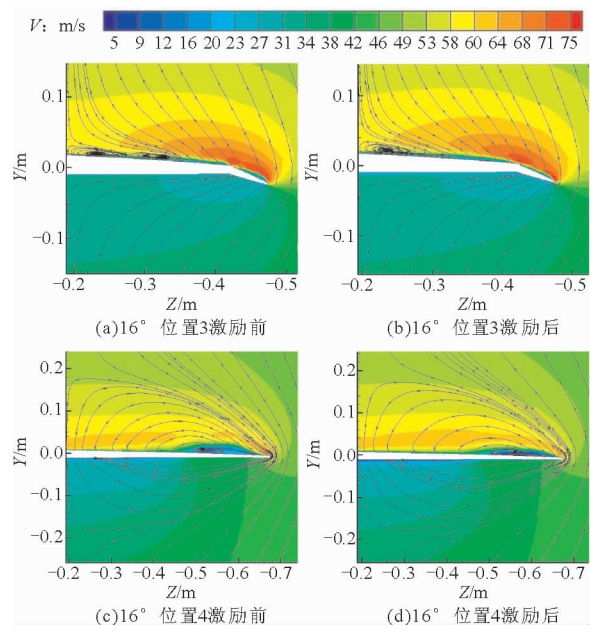


图 11 迎角为 16° 位置 3、4 激励前后对比图

Fig. 11 The flow field comparison of position 3 and 4 at 16° of attack angle

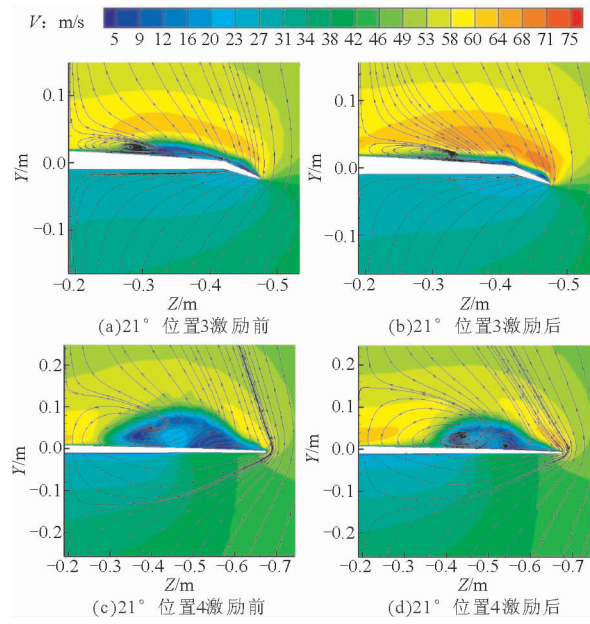


图 12 迎角为 21° 位置 3、4 激励前后对比图

Fig. 12 The flow field comparison of position 3 and 4 at 21° of attack angle

图 15、16 为迎角 21° 时,位置 1 与 2 截面的压力系数分布。图 15 可知,施加等离子体激励,促进了前缘附面层流体加速,提高了抵抗逆压梯度能力,抑制了前缘流动分离的发生,产生更为明显的吸力峰,有效改善了机翼气动性能。结合图 9(a)、(b)和 15 可

知,由于等离子体激励作用,消除了机翼后缘对涡的产生,使机翼后缘气流贴体流动,在主翼后缘和襟翼前缘也产生较小的吸力峰,这些吸力峰的产生导致了机翼升力系数增大,有效改善机翼气动性能。从图 9 (c)、(d)可知,迎角 21° 时,翼尖已经完全分离,而激励的产生,减小了流动分离面积,抑制了分离涡的继续扩大,从而得到了图 16 的压力系数分布,并且机翼升力的提高主要依赖机翼前部流场变化。

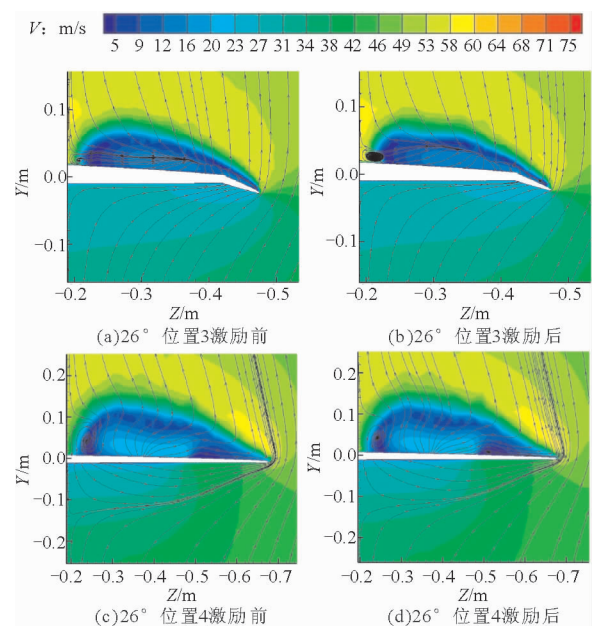


图 13 迎角为 26° 位置 3、4 激励前后对比图

Fig. 13 The flow field comparison of position 3 and 4 at 26° of attack angle

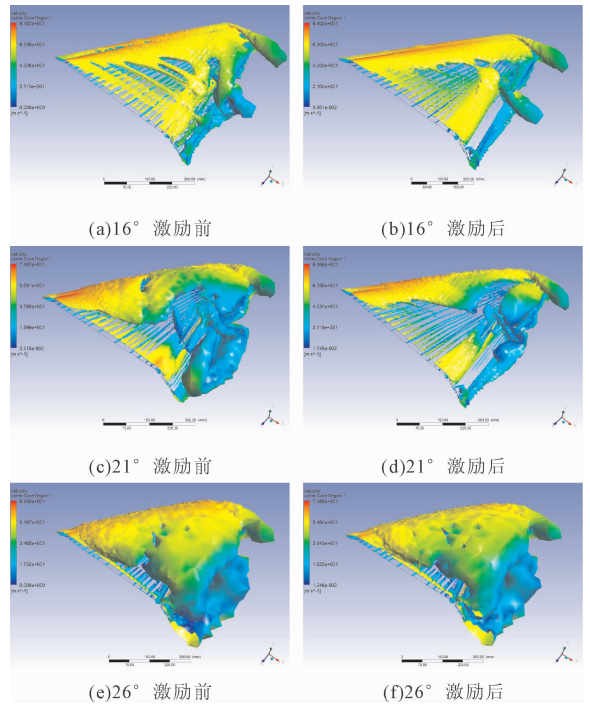


图 14 机翼表面涡量图

Fig. 14 Surface vorticity of wing

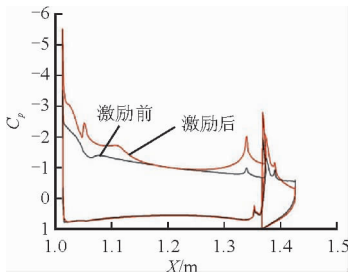


图 15 激励前后位置 1 压力系数

Fig. 15 The difference of pressure coefficient in position 1

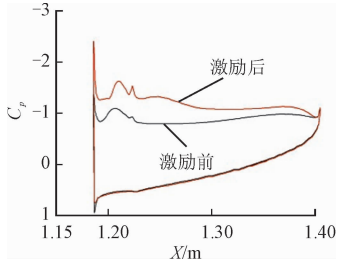


图 16 激励前后位置 2 压力系数

Fig. 16 The difference of pressure coefficient in position 2

如图 17 所示,为施加激励前后通过仿真模拟得到的机翼升力特性曲线图,在迎角小于 12° 时,等离子体激励基本对流场不起作用,在迎角大于 12° 且小于临界迎角的部分,由于激励对机翼附面层产生一定的加速的作用,增强了附面层抵抗逆压梯度的能力,从而抑制了流动分离的发展,最大升力系数提高了 11.1%,失速迎角推迟 2° 。但当机翼迎角大于 26° 时,由于激励强度不够,不足以继续抑制机翼的分离,所以激励前后的升力系数基本一致。该结果与流场图结果一致。

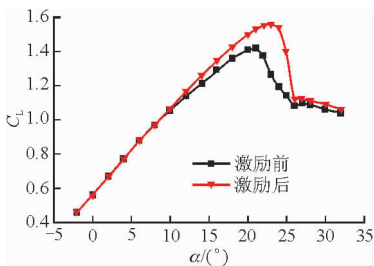


图 17 激励前后升力系数特性图

Fig. 17 Characteristics curve of lift coefficient comparison chart

5 结论

1)通过仿真结果和实验结果的比,可发现两者的总体气动特性一致,仿真模型真实可靠,可以用来解释等离子体对流场产生的作用;

2)等离子体激励可明显改善在上翼面涡结构,

使上翼面涡线向翼尖移动,并且旋涡涡核更加密集;

3)大迎角下,等离子体激励可有效改善机翼气动性能;

4)机翼升力的提高主要依赖等离子体激励对机翼前部流场的改善;

5)DBD 等离子体激励可有效改善三角翼的气动特性,在来流速度为 45 m/s 时,机翼的最大升力系数提高了 11.1%,且临界迎角推迟 2° 。

参考文献(References):

- [1] 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.
- [2] TIMO K, VLAD C, RALF R, et al. Active Flow Separation Control on a High-Lift Wing-Body Configuration Part 1: Baseline Flow and Constant Blowing [R]. AIAA-2011-3168.
- [3] 焦予秦, 陆岩. 多段翼型吹气流动分离控制研究 [J]. 应用力学学报, 2015, 32(2): 215-220.
JIAO Y Q, LU Y. Research on Flow Separation Control on Multi-Element Airfoil Using Air-Blowing [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2015, 32(2): 215-220. (in Chinese)
- [4] SANG H K, CHONGAM K, Separation Control on NACA23012 Using Synthetic Jet [R]. AIAA-2006-2853.
- [5] LIN J C. Control of Turbulent Boundary-Layer Separation Using Micro-Vortex Generators [R]. AIAA-1999-3404.
- [6] 褚胡冰, 陈迎春, 张彬乾, 等. 增升装置微型涡流发生器数值模拟方法研究 [J]. 航空学报, 2012, 33(1): 11-21.
CHU H B, CHEN Y C, ZHANG B Q, et al. Investigation of Numerical Simulation Technique for Micro Vortex Generators Applied to High Lift System [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(1): 11-21. (in Chinese)
- [7] 邵涛, 章程, 王瑞雪, 等. 大气压脉冲气体放电与等离子体应用 [J]. 高电压技术, 2016, 42(3): 685-705.
SHAO T, ZHANG C, WANG R X, et al. Atmospheric-pressure Pulsed Gas Discharge and Pulsed Plasma Application [J]. High Voltage Engineering, 2016, 42(3): 685-705. (in Chinese)
- [8] 杨波, 孙敏, 白敏茹. 介质阻挡放电等离子体抑制翼型流动分离的实验研究 [J]. 高电压技术, 2014, 40(1): 212-218.
YANG B, SUN M, BAI M D. Experimental Investi-

- gation of Airfoil Flow Separation Control by Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator [J]. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(1): 212-218. (in Chinese)
- [9] PATEL P M, NG T T, CORKE T C. Plasma Actuators for Hingeless Aerodynamic Control of an Unmanned Air Vehicle [R]. AIAA-2006-3495.
- [10] 王美黎, 李栋. 翼型分离流动的等离子体控制数值分析方法研究 [J]. *航空工程进展*, 2013, 4(4): 481-488.
WANG M L, LI D. Numerical Research and Analysis of Plasma Control of Airfoil Separated Flow [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(4): 481-488. (in Chinese)
- [11] ROTH J R, SHERMAN D M, WILKINSON S P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma [R]. AIAA-1998-0328.
- [12] 张文强, 李继超, 李钢, 等. 跨声轴流压气机等离子体控制实验 [J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1719-1725.
ZHANG W Q, LI J C, LI G, et al. Experiments of Plasma Flow Control in a Transonic Axial Compressor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1719-1725. (in Chinese)
- [13] 杨凌元, 李钢, 赵丽娜, 等. 等离子体助燃旋流扩散火焰的光谱分析 [J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(2): 396-400.
YANG L Y, LI G, ZHAO L N, et al. Emission Spectroscopy of Combustion Flame Pulsed by Dielectric Barrier Discharge [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(2): 396-400. (in Chinese)
- [14] 邵涛, 严萍. 大气压气体放电及其等离子体应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2015.
SHAO T, YAN P. *Atmospheric Gas Discharges and its Plasma Applications* [M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
- [15] 张斌, 詹浩, 朱军. 飞机增升装置的数值模拟研究 [J]. *航空工程进展*, 2011, 2(1): 61-66.
ZHANG B, ZHAN H, ZHU J. Numerical Simulation of Airplane High Lift Device [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(1): 61-66. (in Chinese)
- [16] 李立, 麻蓉, 梁益华. NLR-7301 高升力翼型绕流评估计算 [J]. *航空计算技术*, 2014, 44(3): 12-15.
LI L, MA R, LIANG Y H. CFD Validation for High-Lift Flow over NLR-7301 Airfoil [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, 44(3): 12-15. (in Chinese)
- [17] 朱自强, 陈迎春, 吴宗成, 等. 高升力系统外形的数值模拟计算 [J]. *航空学报*, 2005, 26(3): 257-273.
ZHU Z Q, CHEN Y C, WU Z C, et al. Numerical Simulation of High Lift System Configuration [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(3): 257-273. (in Chinese)
- [18] SHYY W, JAYARAMAN B, ANDERSSON A. Modeling of Glow Discharge Induced Fluid Dynamics [J]. *Journal of Applied Physics*, 2002, 92(11): 6434-6443.
- [19] FU X, LI Y, LI B, et al. Drag Force Reduction on an Airfoil via Glow Discharge Plasma-based Control [J]. *European Physical Journal*, 2009, 171(1): 195-204.

(编辑: 姚树峰)