

文章编号: 1000-8055(2008)05-0777-07

等离子体气动激励抑制翼型失速分离的 仿真研究

梁 华, 李应红, 程邦勤, 马清源, 武 卫
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 通过求解表面放电的二维流体体力模型,建立了翼型等离子体流动控制的数学模型,得到等离子体气动激励诱导的体力和热量分布,与 Navier-Stokes 方程耦合求解.进行了低雷诺数条件下,等离子体气动激励抑制 NACA0009 翼型失速分离的数值仿真研究,研究了等离子体激励的强度、激励电极数目和激励位置对流动分离抑制和翼型升阻特性的影响.在雷诺数为 58 000、攻角为 24° 的情况下,施加等离子体激励后,升力系数由 0.744 9 增大到 1.240 4;阻力系数由 0.401 2 减小到 0.350 3.

关 键 词: 航空、航天推进系统;介质阻挡放电;等离子体气动激励;流动控制;翼型;失速分离
中图分类号: V232 **文献标识码:** A

Numerical simulation on airfoil stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation

LIANG Hua, LI Ying-hong, CHENG Bang-qin,
MA Qing-yuan, WU Wei
(The Engineering Institute,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The mathematical model of plasma flow control on airfoil was established by solving a two-dimensional fluid model of surface discharge. The body force induced by the plasma aerodynamic actuation was obtained. The momentum and thermal energy were added to the Navier-Stokes equation as source terms. Simulation investigation of plasma flow control on NACA0009 airfoil stall separation suppression was performed under low Reynolds number conditions. The influence of the intensity of the plasma aerodynamic actuation as well as the electrode number and position was investigated. The lift coefficient increased from 0.744 9 to 1.240 4 and the drag coefficient reduced from 0.401 2 to 0.350 3 after actuation in the case of $Re = 58\ 000$ at an angle of attack of 24° .

Key words: aerospace propulsion system; dielectric barrier discharge (DBD);
plasma aerodynamic actuation; flow control; airfoil; stall separation

低雷诺数翼型绕流在军用以及民用方面都有着重要的应用^[1],随着高空无人驾驶飞行器的不断发展,高空低雷诺数条件下高升阻比翼型、发动

机内部旋转部件高性能叶型的气动设计问题日益凸显,这些问题的解决,都依赖于对低雷诺数翼型附面层流动现象的深入研究和采取切实可行的流

收稿日期: 2007-11-29; 修订日期: 2008-03-01

基金项目: 国家“863”计划(2005AA753031);空军工程大学工程学院优秀博士论文创新基金(BC07001)

作者简介: 梁华(1982-),男,湖北荆州人,博士生,主要从事航空发动机稳定性与等离子体动力学的研究.

动控制方法.

目前已有多种流动控制手段用于翼型吸力面流动分离的控制,如合成射流^[2]、振荡射流^[3]和前缘缝翼^[4]等.这些流动控制手段结构比较复杂,还会引起振动和噪声.等离子体流动控制技术是一种新概念的主动流动控制技术,是空气动力学研究领域一项新兴的研究课题,其突出优点是作用频带宽、响应迅速、实现简单.美国、俄罗斯等国家的科研机构,对等离子体流动控制技术及其在抑制翼型失速分离等方面的应用开展了大量研究工作,并取得了很多成果^[5-6].国内空军工程大学等单位开展了等离子体流动控制的初步实验和仿真研究^[7-8].

大气压低温非平衡等离子体及其与附面层的相互作用,涉及等离子体物理学、空气动力学和电磁学等学科的交叉,其物理机制尚不明晰,所以之前国内外等离子体流动控制领域实验研究重于理论研究,现象报道多于机理分析.目前研究重点已经从刚开始时的单纯实验研究到现在的实验与仿真并重,开展了大量的建模仿真研究^[9-13],以揭示等离子体气动激励及其与附面层相互作用的物理机制,探索等离子体流动控制中的能量转化机制,优化等离子体气动激励器.

1 等离子体气动激励的物理模型

1.1 等离子体流动控制的基本原理

典型的介质阻挡放电等离子体气动激励器的布局形式如图1所示.将图1所示的等离子体气动激励器上下表面的电极与高压高频电源相连接,等离子体气动激励器表面附近的空气在强电场作用下被电离,等离子体中的离子在空间不均匀电场的作用下,向电场梯度方向定向运动,离子在定向运动的过程中与环境空气分子碰撞,发生动量交换,诱导激励器表面的空气发生定向运动.

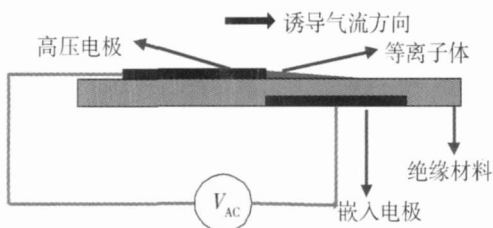


图1 一种典型的等离子体气动激励器布局形式

Fig.1 One typical plasma actuator layout form

等离子体流动控制用于增升减阻的基本原理是:通过向翼型吸力面附面层施加流向的等离子

体激励,加速附面层流动,延迟层流-紊流的转捩,使附面层尽量保持层流状态,可以减小机翼表面的摩擦阻力.利用等离子体激励加速机翼吸力面的附面层流动,使吸力面的负压更“负”;或利用等离子体激励抑制机翼的失速分离,增加机翼失速分离情况下的弯度和环量;或利用等离子体激励诱导旋涡流动,可以增大机翼升力.利用等离子体激励向机翼吸力面附面层注入能量,抑制机翼大攻角下的流动分离,推迟机翼失速分离的发生,增大机翼的临界失速攻角.可以综合利用等离子体激励减阻、增升和提高失速攻角的原理,增大飞机舵面的最大使用攻角,提高操纵效能.

1.2 等离子体体力模型

等离子体体力由电子、离子与中性气体分子的碰撞引起,在忽略中性气体的速度时:作用于中性气体的由电子、离子与中性气体分子碰撞引起的体力可以表达成

$$f_i = n_i m_i v_{im} u_i \quad (1)$$

$$f_e = n_e m_e v_{em} u_e \quad (2)$$

式中 n_i, n_e 为离子、电子数密度; m_i, m_e 为离子、电子质量; v_{im}, v_{em} 为离子-中性气体、电子-中性气体碰撞动量转换频率; u_i, u_e 为离子、电子的平均速度.

引入带电粒子迁移率的概念

$$\mu = e / (m_e v_{sm}) \quad (3)$$

有

$$f = j_i / \mu - j_e / \mu_e$$

式中 j_i, j_e 为离子、电子电流密度.

碰撞等离子体中的电流密度由迁移-扩散方程决定

$$\begin{cases} j_i = en_i \mu E - e D_i \nabla n_i \\ j_e = en_e \mu_e E + e D_e \nabla n_e \end{cases} \quad (4)$$

式中 E 为电场强度, $D_{i,e}$ 是离子的扩散系数,在 D_e 是电子的扩散系数.

联立方程(3)和(4),利用扩散系数的爱因斯坦关系,可以得到单位体积力

$$f = e(n_i - n_e) E - k T_i \nabla n_i - k T_e \nabla n_e \quad (5)$$

1.3 等离子体源项的仿真模型

消耗的总能量 E_t 转化为两个部分,热量和动量;动量又分为 X 方向的动量和 Y 方向的动量.对热量所占比重 P_T 和动量所占比重 P_M 有(6)式成立;对 X 方向的动量所占比重 P_{Mx} 和 Y 方向的动量所占比重 P_{My} 有(7)式成立.

$$P_T + P_M = 1 \quad (6)$$

$$P_{Mx} + P_{My} = 1 \quad (7)$$

采用有限体积法离散化计算区域,利用 1.2 中模型得到的体力场分布函数 F_c ,并进行归一化处理,得到单个的计算网格的坐标信息,根据坐标和归一化的体力分布函数,求出每个网格单元处的热量项和动量项,然后通过相关变换将热量和动量项转化成源项的形式,最后与 Navier-Stokes 方程耦合求解.

热量源项(单位(W/m^3))为

$$S_{th} = \frac{1}{V} F_c \cdot P_T \cdot E_t \tag{8}$$

对于动量源项,以 X 方向为例说明(Y 方向的类似).

在 Δt 的时间内加入的 X 方向动量为

$$\Delta W = F_c \cdot P_M \cdot P_{Mx} \cdot E_t \cdot \Delta t \tag{9}$$

设定流体初始速度为 V_1 ,末速度为 V_2 ,由能量守恒 $\frac{1}{2} m V_1^2 + \Delta W = \frac{1}{2} m V_2^2$, $m = \rho \cdot V$ 是网格内流体质量, ρ 是流体密度, V 是网格单元的体积.

由上可得

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 + \frac{2\Delta W}{m}}$$

故流体所受的力为

$$F = ma = m \frac{V_2 - V_1}{\Delta t}$$

X 方向动量源项(单位(W/m^3))为

$$S_x = \frac{F}{V} \tag{10}$$

代入 $\Delta W, V_2, m$ 可得

$$S_x = \frac{\rho}{\Delta t} \cdot \left\{ \left[\frac{1}{\rho \cdot F_c} \cdot (V_1^2 + 2(F_c \cdot P_M \cdot P_{Mx} \cdot E_t) \cdot \Delta t)^{\frac{1}{2}} - V_1 \right] \right\} \tag{11}$$

同样可得 Y 方向动量源项(单位(W/m^3))为

$$S_y = \frac{\rho}{\Delta t} \cdot \left\{ \left[\frac{1}{\rho \cdot F_c} \cdot (V_1^2 + 2(F_c \cdot P_M \cdot P_{My} \cdot E_t) \cdot \Delta t)^{\frac{1}{2}} - V_1 \right] \right\} \tag{12}$$

1.4 热量和动量源项与流场的耦合求解

将热量源项加入能量守恒方程则有

$$\frac{\partial(\rho t)}{\partial t} + \text{div}(\rho u t) = \text{div}\left(\frac{k}{c_p} \text{grad } T\right) + S_{th} \tag{13}$$

式中 c_p 为比热容, T 为温度, k 为传热系数.

将动量源项加入动量方程, X 方向的动量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = \text{div}(\mu \text{grad } u) + \frac{\partial p}{\partial x} + S_x \tag{14}$$

Y 方向的动量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = \text{div}(\mu \text{grad } v) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_y \tag{15}$$

求解带源项的动量、能量和质量守恒方程即可得出等离子体气动激励对附面层特性的影响.

2 计算结果和分析

采用 CFD 软件求解 Navier-Stokes 方程,通过 C++ 编程实现对热量项和动量项的处理.仿真所采用的是 NACA0009 翼型,弦长 0.202 m.电极厚度忽略不计,采用结构化网格划分计算区域,长 5.454 m,宽 4.848 m.选用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,边界条件进口设为速度进口、出口为压力出口、翼型表面为无滑移壁面,进口距翼型前缘 2.222 m,出口距翼型前缘 3.232 m.计算网格的局部图见图 2.

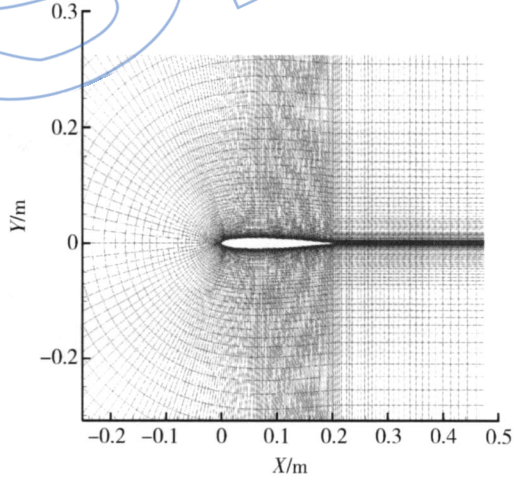


图 2 计算区域网格(局部图)

Fig. 2 Grid geometry of the computation (Close-up)

图 3~图 5 为等离子体气动激励器敷设在 5%弦长处,输入功率为 $10 \text{ W}/\text{m}$,热能消耗占 94%;动能占 6%,其中 X 方向比例为 90%, Y 方向比例为 10%时,仿真得到的等离子体气动激励的 X, Y 方向的动量项和热量项分布图.

由上图可见:产生的动量和热量主要集中在气动激励器附近位置,离气动激励器越近,动量项和热量项就越大. X 方向的动量项为正,诱导气流在 X 方向速度分量向右; Y 方向的动量项为

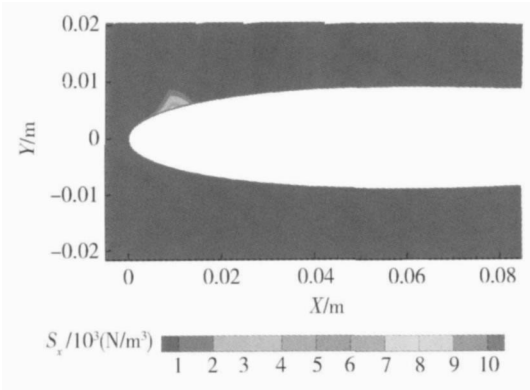


图 3 翼型表面 x 方向动量项分布图

Fig. 3 X -Momentum Source density profile on the airfoil

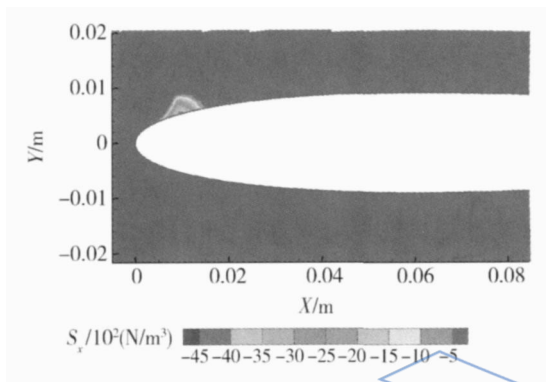


图 4 翼型表面 y 方向动量项分布图

Fig. 4 Y -Momentum Source density profile on the airfoil

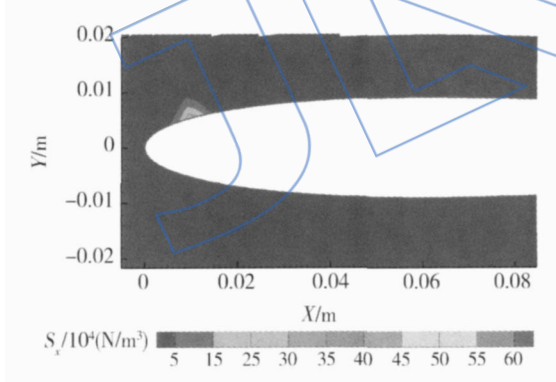


图 5 翼型表面热量项分布图

Fig. 5 Thermal source density profile on the airfoil

负,诱导气流在 Y 方向速度分量向下,与实验测量的结果一致.

2.1 攻角的变化对流动控制效果的影响

图 6 为在雷诺数为 58 000 (对应来流速度为 4.3 m/s)、攻角为 24° 时,实验得到的翼型绕流的烟线图,图 7 和图 8 为仿真得到的施加等离子体气动激励前后翼型绕流流线图. 由实验的烟线图和仿真得到的流线图均可见:未施加等离子体气动激励时,翼型上表面由于逆压梯度产生了大尺度的流动分离和漩涡现象,导致翼型升力的下降

和阻力的增加,施加等离子体气动激励后,通过向附面层内注入新的能量,增加附面层内的流动速度,减小了逆压梯度和低能气流堆积,有效阻止了因逆压梯度增大而形成附面层分离及由表面摩擦或逆压梯度造成的附面层厚度增长,达到了推迟和减缓附面层分离、消除漩涡的控制效果,从而实现增升减阻.

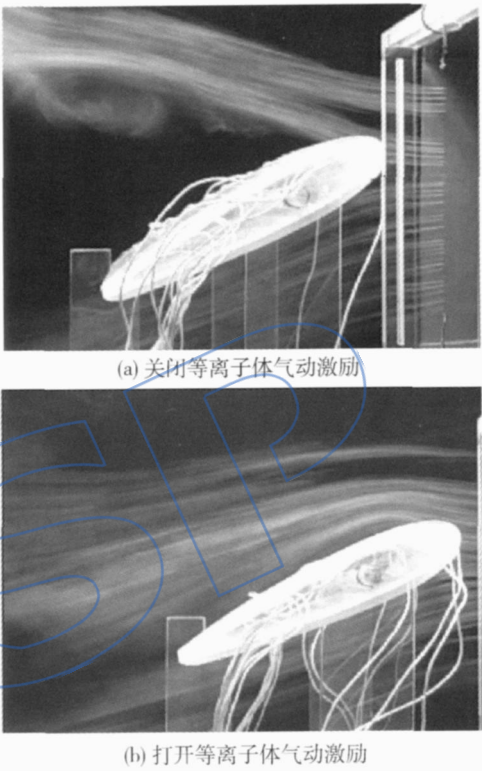


图 6 攻角为 24° 时施加激励前后的翼型绕流烟迹

Fig. 6 Smoke visualization of flow around airfoil at an angle of attack of 24° for $Re = 58\,000$ before and after actuation

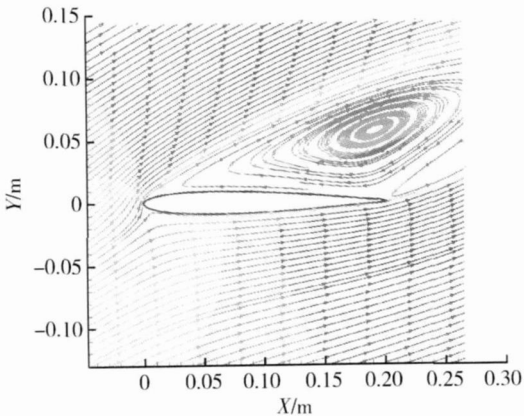


图 7 攻角为 24° 、仿真得到未施加气动激励时的流线图

Fig. 7 Computational streamlines of flow around airfoil at an angle of attack of 24° for $Re = 58\,000$ before actuation

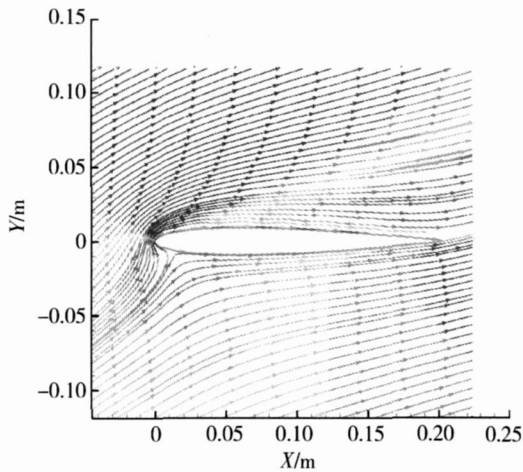


图 8 攻角 24°、仿真得到施加气动激励后的流线图
Fig. 8 Computational streamlines of flow around airfoil at an angle of attack of 24 for $Re = 58\,000$ after actuation

图 9 和图 10 是雷诺数为 58 000 和 82 000 时(对应 V_∞ 分别为 4.3 m/s、6 m/s)、输入功率为 10 W/m,热能消耗占 94%;动能占 6%,其中 X 方向比例为 90%, Y 方向比例为 10%;激励电极组数为 5,分别位于 5%、20%、35%、50%、65%弦长处时,翼型升力系数、阻力系数随攻角变化图。

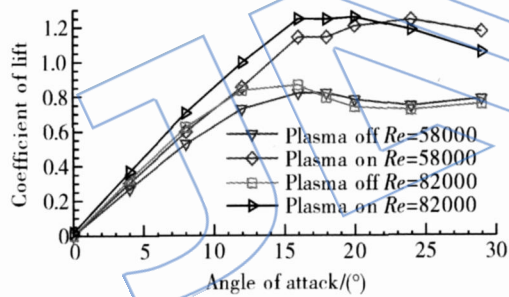


图 9 施加等离子体气动激励前后升力系数 C_l 的变化
Fig. 9 Angle of attack vs lift coefficient before and after actuation

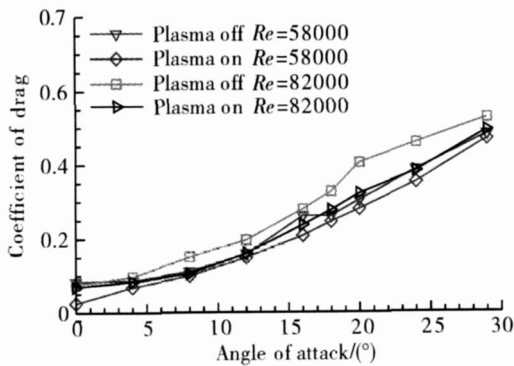


图 10 施加等离子体气动激励前后阻力系数 C_d 的变化
Fig. 10 Angle of attack vs drag coefficient before and after actuation

由图可见在不同雷诺数下,施加等离子体气动激励后,升力系数都出现了不同程度的增大,在攻角小于 12° 时,升力系数增大较小,因为此时翼型绕流附面层还没有出现分离或分离区域很小,所以等离子体气动激励对翼型升力系数改变较小,但随着攻角的增大,超过临界失速攻角后,翼型绕流附面层开始出现分离和旋涡,导致升力系数降低,施加等离子体气动激励以后,由于较好的抑制了翼型绕流附面层的分离和消除旋涡,所以升力系数的增大较明显。雷诺数为 58 000,攻角为 24° 时,升力系数在未施加等离子体气动激励前是 0.744 9,施加等离子体气动激励以后,升力系数增大到 1.240 4,增大了 66.53%;阻力系数由 0.401 2 减小到 0.350 3,减小了 14.3%。对比分析还可见,随着来流雷诺数的增大,流动分离更难被抑制,翼型升力和阻力特性的改善效果减弱,等离子体气动激励的作用效果减弱。

2.2 激励强度变化对控制效果的影响

图 11 为雷诺数为 58 000,激励电极组数为 5,分别位于 5%、20%、35%、50%、65%弦长处,输入功率变化时,等离子体气动激励的对翼型升阻特性的影响图。由图可见,随着等离子体气动激励强度的增加,翼型的升力系数增大,阻力系数减小,等离子体气动激励的流动控制效果增强。攻角为 20° 时,施加等离子体气动激励后升力系数由 5 W 时的 1.156 1 和 10 W 时的 1.206 2 增大到 15 W 时的 1.382 1;阻力系数由 5 W 时的 0.319 4 和 10 W 时的 0.279 4 减小到 15 W 时的 0.231 7。

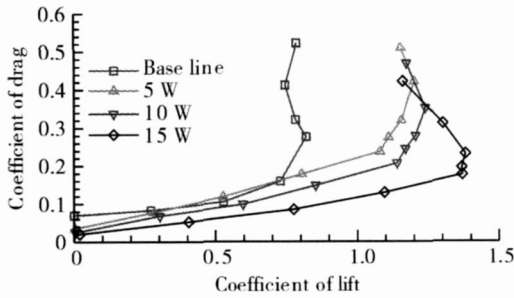


图 11 翼型升阻特性随激励强度变化的关系图
Fig. 11 Influence of the intensity of plasma aerodynamic actuation on C_l vs C_d of the airfoil

2.3 激励位置变化对控制效果的影响

图 12 是雷诺数为 58 000、功率为 10 W/m 时,在不同的弦长位置施加等离子体气动激励后,翼型升阻特性的变化图。对比施加一组、二组和五组激励电极的曲线可得:随着激励电极数目的增

加等离子体气动激励的控制效果变好,翼型的升阻比增大;对比激励位置在5%弦长和50%弦长处曲线可得,等离子体气动激励位置在翼型前缘时,升力系数增加较大;激励位置在翼型后缘时,阻力系数的减少较大.这是因为低雷诺数下,NA-CA0009翼型具有较好的前缘分离特性,在分离点附近施加等离子体气动激励,可以较好的抑制流动分离,使翼型吸力面的静压降低,增大升力;在翼型后缘施加等离子体气动激励,可以较好的消除尾迹区的旋涡,减小尾迹区的总压损失,从而减小阻力.

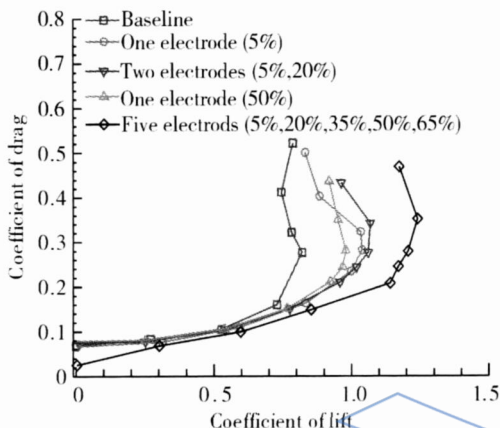


图12 翼型升阻特性随激励位置变化关系图

Fig. 12 Influence of the position of plasma aerodynamic actuation on C_l vs C_d of the airfoil

2.4 讨论

在不同的雷诺数条件下,翼型的流动分离特性会发生变化,已开展的大量实验研究表明:随着雷诺数的增大,流动分离能够被有效抑制的难度进一步增大.而提高等离子体气动激励的作用范围和控制能力有两种技术途径:一是增大等离子体的诱导速度,二是通过控制等离子体气动激励的频率,产生高频的强脉冲扰动,改变附面层的结构形态.对于增大等离子体气动激励诱导空气流动速度,受激励器绝缘材料抗击穿性能的制约,等离子体气动激励诱导气流速度提高空间有限.对于产生高频的强脉冲扰动,纳秒脉冲等离子体气动激励具有很大的技术优势,通过在纳秒尺度的时间内将能量释放,向流体施加短时强压力、温度扰动,诱导出等离子体冲击波,等离子体冲击波与流场附面层耦合,可以大幅改变流场的结构形态,达到很好的流动控制效果,国外的风洞实验已经验证纳秒脉冲等离子体气动激励在100 m/s的速度下,仍然有较好的流动控制效果,但是其内在机制还并不清楚.为此,需要对纳秒脉冲等离子体气

动激励的强度、频率等对流动控制效果的影响进行重点研究,以揭示等离子体冲击波-流场的耦合作用机制,提高等离子体气动激励控制附面层的能力.这也是进一步的实验和仿真研究的内容.

3 结论

1) 本文通过将等离子体气动激励产生的动量和热量作为源项与流体方程组耦合求解,建立的等离子体气动激励控制翼型绕流附面层的数值仿真模型是可行的.

2) 仿真结果表明在低雷诺数、大攻角条件下,等离子体气动激励可以有效地抑制翼型绕流附面层的流动分离, $Re = 58\,000$, 攻角为24°时,将升力系数提高了66.53%,阻力系数降低了14.3%.

3) 等离子体气动激励的强度增大、激励电极数增加,流动控制效果提高;激励位置在翼型前缘时,以升力系数增加为主;激励位置在翼型后缘时,以阻力系数的减少为主.

4) 随着来流雷诺数的增大,流动分离更难被抑制,等离子体气动激励的作用效果减弱.

参考文献:

- [1] Muti Lin J C, Pauley L L. Low-Reynolds-number separation on an airfoil [J]. AIAA J, 1996, 34(8): 1570-1577.
- [2] Gilarranz J L, Rediniotis O K. Compact high-power synthetic jet actuators for flow separation control [R]. AIAA 2001-0737, 2001.
- [3] 唐进, 李宇红, 霍福鹏. 振荡射流改善翼型气动性能的实验研究 [J]. 工程热物理学报, 2004, 25(5): 765-768. TANG Jin, LI Yuhong, HUO Fupeng. Experimental investigation on flow separation control by oscillating excitation on an airfoil [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(5): 765-768.
- [4] Jenkins L N, Khorrami M R, Choudhari M. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: Part I. PIV measurements [R]. AIAA 2004-2801, 2004.
- [5] Post M L, Corke T C. Separation control using plasmas actuators - stationary and oscillating airfoils [R]. AIAA 2004-0841, 2004.
- [6] Roupasov D, Zavialov I, Starikovskii A, et al. Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge [R]. AIAA 2006-0373.
- [7] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 大气压等离子体流动控制初步实验研究 [J]. 空军工程大学学报, 2006, 7(1): 4-6. LI Yinghong, WU Yun, ZHANG Pu, et al. Preliminary experimental investigation of plasma flow control technology [J]. Journal of Air Force Engineering University,

2006, 7(1): 4-6.

[8] 宋慧敏, 李应红, 魏沅亭, 等. 等离子体电流体动力激励器的 PSpice 仿真[J]. 高电压技术, 2006, 32(3): 72-74. SONG Huimin, LI Yinghong, WEI Fengting, et al. The PSpice simulation of plasma electrohydrodynamic actuator. [J]. High Voltage Engineering, 2006, 32(3): 72-74.

[9] Bouef J P, Pitchford L C. Electrohydrodynamic force and aerodynamic flow acceleration in surface dielectric barrier discharge [J]. Journal of Applied Physics, 2005, 97 (103307): 1-10.

[10] Timothy R K. Macroscopic computational model of dielectric barrier discharge plasma actuators [D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2006.

[11] Poggie J. Computational studies of high-speed flow control with weakly-ionized plasma[R]. AIAA 2005-0784.

[12] Jayaraman B, Cho Y C. Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator[R]. AIAA 2007-4531.

[13] Orlov D M, Corke T C. Electric circuit model for aerodynamic plasma actuator[R]. AIAA 2006-1206.

JASR