

文章编号:1674-8190(2013)04-481-07

# 翼型分离流动的等离子体控制数值分析方法研究

王美黎, 李栋

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 利用等离子体进行流动控制是当前的研究热点之一。本文研究通过数值方法模拟等离子体对流场作用的实现方法, 及利用数值模拟方法研究翼型大迎角分离流动的等离子体控制。利用 CFD 软件 Fluent 中的自定义函数接口, 通过 C 语言编程在软件中引入 DBD 等离子体激励模型外加体积力源项, 对 NACA0015 翼型大迎角下的等离子体控制进行数值模拟。验证 DBD 等离子体激励在抑制流动分离与增升减阻方面的作用。结果表明: 流动控制效果与 DBD 激励器布置位置有直接关系; 激励器的数量与激励强度均会影响流动控制作用。

**关键词:** 等离子体激励; 流动控制; 三角区模型; 用户自定义函数; 流动分离

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

## Numerical Research and Analysis of Plasma Control of Airfoil Separated Flow

Wang Meili, Li Dong

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The application of plasma actuators for flow control is one of the most popular researches nowadays. By using numerical simulation, two things are mainly studied in this paper: the method of simulating the effect of plasma actuators on flow fields; the plasma control of airfoil separated flow at large angles of attack. A simplified model for plasma actuators is presented using Fluent User Defined Function(UDF) and the source item of body force is introduced into N-S equations using C language to numerically simulate the plasma control of NACA0015 airfoil at large angles of attack. The results show that DBD plasma actuators can delay flow separation, increase the lift, and decrease the drag of the airfoil. Based on the analysis of numerical results, the location of plasma actuators will directly affect the flow control effect. Moreover, the number and strength of plasma actuators on flow separation is also discussed.

**Key words:** plasma actuator; flow control; simplified triangle model; UDF; flow separation

## 0 引言

流动控制是当今流体力学领域中的一个重要分支和研究方向,其目的是通过改善物体的受力状态或边界的特性,进而获得减小阻力、提高升力、拓宽稳定工作范围等作用。它的实现方法包括在壁面开槽、加肋、布置涡流发生器等被动控制方法

和通过激光、电子束、等离子体等来载入能量以达到抑制流动分离的主动控制方法。

流动控制通过抑制或消除大迎角下的流动分离,进而推迟失速,是流动控制中的重要研究课题。2003年, J. R. Roth 等<sup>[1]</sup>、J. R. Reece 等<sup>[2]</sup>将等离子体激励器用于翼型的流动分离控制,在低速情形下获得了比较好的流动控制效果; L. P. Marquittia 等<sup>[3-5]</sup>对等离子体激励器用于翼型大攻角分离流动及俯仰振荡翼型的流动分离控制做了实验研究,得到了很好的效果。在国内,空军工程大学率先展开相关方面的研究,孔宗祥<sup>[6]</sup>介绍了利用介质阻挡放电

收稿日期:2013-01-28; 修回日期:2013-06-30

通信作者:王美黎, wangml0910@mail.nwpu.edu.cn

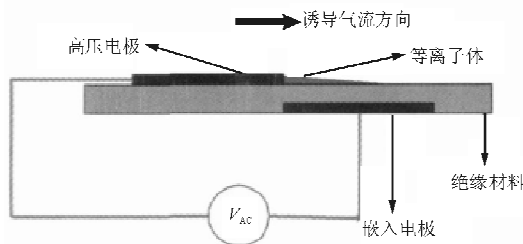
等离子体控制边界层减阻;李应红等<sup>[7-8]</sup>开展了数值模拟和实验研究,并于2006年与中国科学院工程热物理研究所合作开展了在机匣上布置等离子体激励器的压气机扩稳实验;刘万刚等<sup>[9]</sup>开展了等离子体发生器的研制以及实验和数值模拟研究。

早期利用等离子体进行流动控制的相关研究主要采用实验方法,实验研究对等离子体发生器等设备要求很高,实验的准备周期长、费用高,而且为揭示控制原理,对流场的精细测量要求极大地增加了实验难度。因此,如何利用数值模拟技术研究等离子体流动控制,成为该方向的研究重点之一。

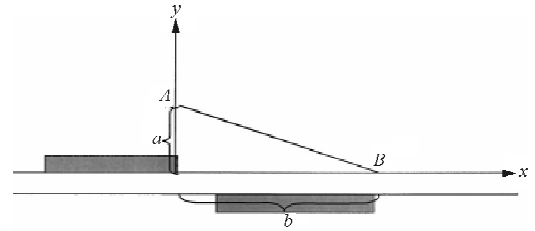
本文研究在通过CFD软件Fluent中引入模拟等离子体作用的体积力源项的方法,并通过算例验证方法的可行性,为深入开展等离子体流动控制提供有力的研究工具。采用数值模拟方法对二维翼型在等离子体作用下的大迎角流动进行研究。采用S-A湍流模型、二阶迎风格式和耦合-隐式求解器进行N-S方程数值求解,并对流动引入DBD等离子体激励器三角区模型,实现等离子体流动控制的数值模拟。针对翼型的大迎角流动,分析DBD等离子体激励器在抑制分离与增加升力方面的作用。

## 1 等离子体激励简化模型与流动控制方程

等离子体发生器简化装置如图1所示。该装置可以形成一个大气压下的均匀辉光放电等离子体,属于不对称的介质阻挡放电(DBD)等离子体发生器。针对这一简化模型,由于等离子体激励器在常温下放电形成非热等离子体,可以忽略等离子体的电场加热和等离子体对粘性系数的影响,而只考虑激励器的电场力。



(a) 基本装置



(b) 简化模型

图1 等离子体发生器基本装置及其简化模型

Fig. 1 Basic device and simplified model of plasma generator

采用W. Shyy等<sup>[10]</sup>所提出的体积力简化模型,可以得到引入DBD等离子体激励后的一个二维流动控制方程

$$\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial y} = \mathbf{D} \quad (1)$$

$\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{D}$ 的各表达式如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ u(e+p) - \tau_{xx}u - \tau_{xy}v - k\partial_x T \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u^2 + p - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \\ u(e+p) - \tau_{xy}u - \tau_{yy}v - k\partial_y T \end{bmatrix} \\ \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{\text{tave}x} \\ F_{\text{tave}y} \\ 0 \end{bmatrix} \end{array} \right.$$

式中: $\tau_{xy}$ 为剪应力; $F_{\text{tave}x}$ 和 $F_{\text{tave}y}$ 为模拟等离子体作用的体积力。

在无等离子体的区域内值为0。对于本文激励器所产生的电场,可近似将空间的电场分布线性化。电场强度随着到原点距离的增大而减小,这种变化的电场强度 $E$ 可以写为

$$|E| = E_0 - k_1 x - k_2 y \quad (2)$$

电场强度的分量

$$E_x = \frac{Ek_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}, E_y = \frac{Ek_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (3)$$

其中,常量  $k_1$ 、 $k_2$  可由电场强度的击穿值  $E_b$  得到

$$k_1 = \frac{E_0 - E_b}{b}, k_2 = \frac{E_0 - E_b}{a} \quad (4)$$

$E_0$  可以近似的表示为

$$E_0 = \frac{V}{d} \quad (5)$$

取  $E_0 = 6 \text{ kV}$ ,  $d = 0.5 \text{ mm}$ ,  $E_b = 3 \text{ kV/m}$ 。

发生等离子体放电的过程是一个极短的时间段  $\Delta t$ , 与流动的特征时间量级相比较,  $\Delta t$  的值很小, 特别是在我们所处理的频率范围内。因此, 体积力沿  $x$  和  $y$  方向的分量可以按下面公式计算:

$$f_x = E_x \rho_e e_e, f_y = E_y \rho_e e_e \quad (6)$$

作用于中性分子上的有效力可以写为

$$f_{\text{eff},x} = \alpha f_x \delta, f_{\text{eff},y} = \alpha f_y \delta \quad (7)$$

式中:碰撞效率因子  $\alpha = 1$ 。  $\delta$  用来对等离子体存在与否进行限制, 当  $E < E_\sigma$  时,  $\delta = 1$ ; 当  $E \geq E_\sigma$  时,  $\delta = 0$ 。

该体积力仅在  $\Delta t$  时间(等离子体形成过程)内起作用。如果放电频率较高, 可以将作用在流体上的力看作一个常值。因此, 可以对该力进行时间平均:

$$F_{\text{av},x} = \vartheta f_{\text{eff},x} \Delta t, F_{\text{av},y} = \vartheta f_{\text{eff},y} \Delta t \quad (8)$$

式中:  $\vartheta$  (时间的倒数) 是应用电压的频率,  $\vartheta = 3 \text{ kHz}$ ;  $\Delta t = 67 \mu\text{s}$ 。

## 2 求解器中引入自定义函数

Fluent 作为 CFD 计算的主流软件之一, 具有很强的灵活性与适应性。除了本身所具有的求解模型外, 可以通过其中的用户自定义函数 (UDF) 命令动态连接到求解器上, 来增加新的求解方法与模型。

由上述的流动控制方程可知, 需通过对流动 N-S 方程的右端项添加等离子体体积力的项来引入激励作用, 这一外加源项可以通过软件所提供的预定义宏来实现。UDF 中包括定义边界条件、材料属性、输运方程源项等多项预定义宏。在此, 通过源项预定义宏 DEFINE\_SOURCE 来将激励作用链接到求解器上。其基本形式如下:

```
DEFINE_SOURCE(xmom_source,c,t,dS,eqn)
{
    real x[ND_ND];
```

```
    real source;
    C_CENTROID(x,c,t)
    source=
    dS[eqn]=
    return source;
}
```

软件中所有用户自定义函数通过 C 语言编写。在实际计算中, 先通过 Fluent 预定义函数 C\_CENTROID(x,c,t) 来扫描全场网格, 获取计算所需的网格坐标, 然后由公式(2)~公式(8)可以对应得到各网格点的体积力值, 在已定义宏中返回给 source, dS[eqn] 则为 source 的导数项。由此对流动控制方程中的动量方程添加源项, 以此实现等离子体三角区模型与流动控制的联合求解。

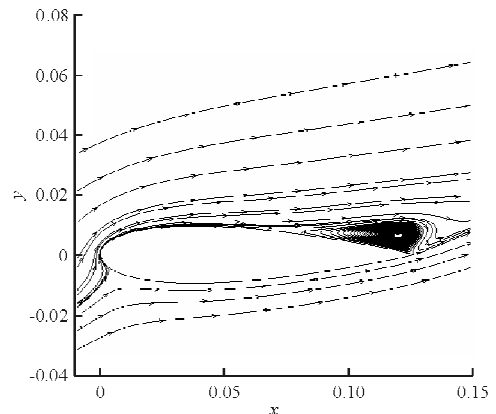
## 3 计算结果与分析

对 NACA0015 翼型进行等离子体主动控制, 主要目的是实现增大翼型升力和抑制流动分离。为了更好地达到这一效果, 尝试了多种流动控制方式。并采用 Fluent 中所提供的 S-A 湍流模型、二阶迎风格式和耦合一隐式求解器对翼型流动进行全湍流计算。

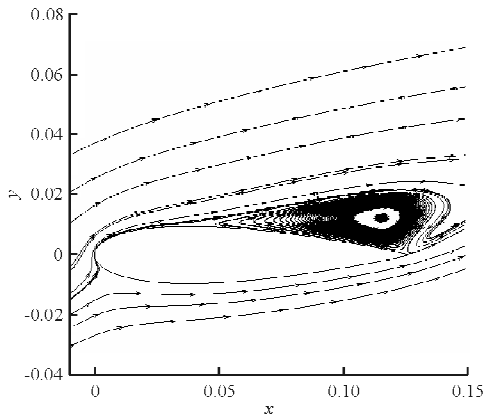
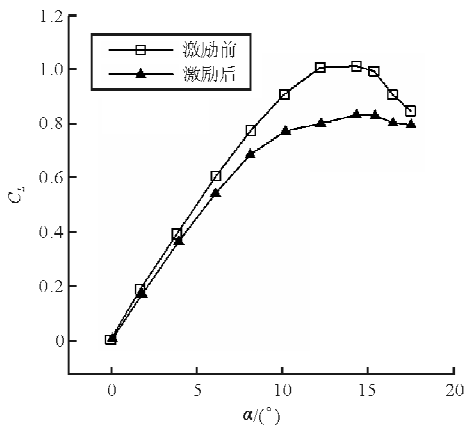
### 3.1 前缘激励

首先在翼型前缘  $0.05c \sim 0.10c$  位置处引入 DBD 等离子体激励器, 所使用的等离子体三角区模型大小为  $a = 3 \text{ mm}$ 、 $b = 6.75 \text{ mm}$ , 来流速度为  $21 \text{ m/s}$ , 雷诺数为  $Re = 180\,000$ 。

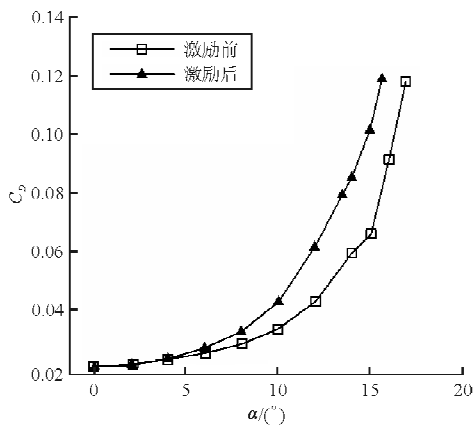
施加激励前后翼型的升阻曲线及流场情况对比, 如图 2 所示。



(a) 激励前流线图 ( $\alpha = 15^\circ$ )

(b) 激励后流线图( $\alpha=15^\circ$ )

(c) 激励前后升力曲线



(d) 激励前后阻力曲线

图2 激励前后流线图及升阻曲线

Fig. 2 Streamline and lift and drag curves with and without plasma

从图2(c)和图2(d)可以看出:当在距离翼型前缘 $5\%c$ 处加入等离子体激励器时,等离子体激励反而使升力下降,阻力有一定程度的增加,且对

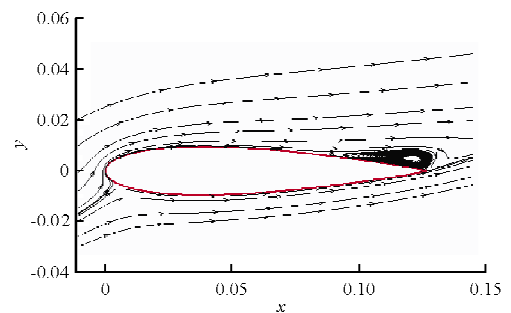
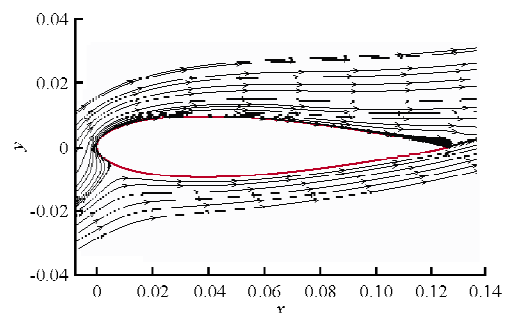
翼型的流动分离也并无抑制作用,观察迎角为 $15^\circ$ 时的流场可见。无等离子体激励情况下的流场,流动分离发生在翼型表面的 $0.62c$ 处,为后缘分离,如图2(a)所示。而在加入等离子体激励器后,流场中流动分离的区域增大了,且发生流动分离的位置也提前到了 $0.32c$ 左右,如图2(b)所示。

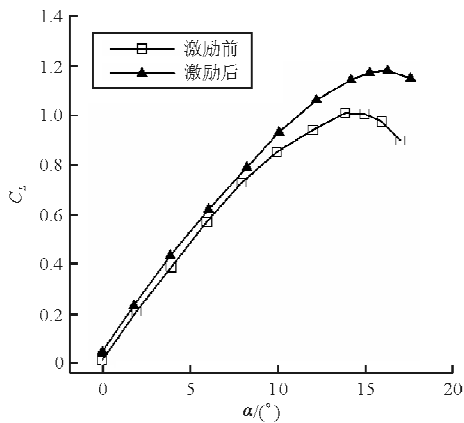
产生上述现象的原因,可能与等离子体激励器的安装位置有关,等离子体激励器安装在距离流动分离发生的位置较远处,它对分离区域的流体影响较弱,由其产生的物面射流无法为分离区的流体注入动量从而使分离推迟。还有可能当等离子体为 $y$ 方向所提供的体积力即注入的动量较大时,使翼型表面的流体沿 $y$ 向速度增大较多,而使速度矢量与物面不平行,反而促进了流动分离。

### 3.2 后缘激励

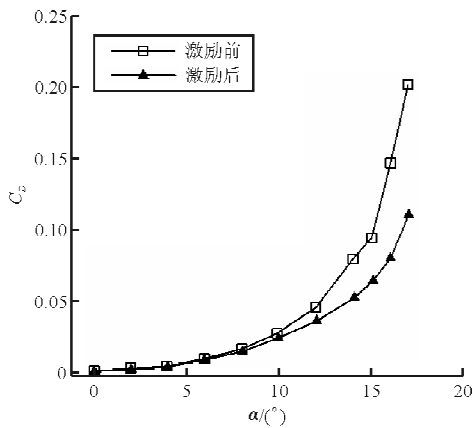
基于激励器的安装位置不妥导致加剧分离的情况,考虑将激励器向后缘移动。通过观察发现流动分离位置大概位于 $0.62c$ 处,现将等离子体激励器安装在 $55\%c\sim 60\%c$ 处。

施加激励前后翼型的升阻曲线及流线分布如图3所示。

(a) 激励前流线图( $\alpha=15^\circ$ )(b) 激励后流线图( $\alpha=15^\circ$ )



(c) 激励前后升力曲线



(d) 激励前后阻力曲线

图 3 激励前后流线图及升阻曲线

Fig. 3 Streamline and lift and drag curves with and without plasma

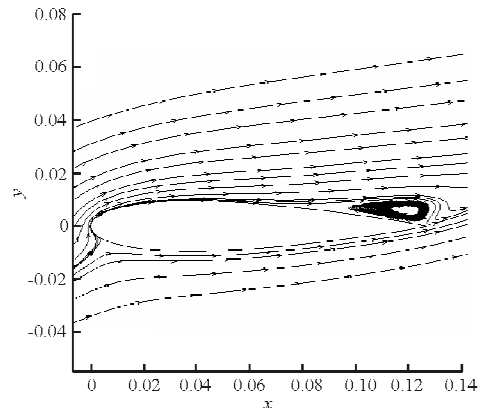
从图 3(c)和图 3(d)可以看出,由于等离子体激励器的作用,升力已经有了一定的增加,阻力也减小了,翼型的失速迎角增大,即翼型表面的流动分离得到抑制。上述结论也可由图 3(a)和图 3(b)所画的迎角为 15°时绕翼型的流线图得出。在 50% $c\sim$ 55% $c$  处加入等离子体激励器后,翼型表面的流动分离区域减小了,且发生流动分离的位置向翼型后缘发生了移动。表明当在流动分离发生的位置加入等离子体激励器时,激励器所产生的物面射流能够有效地为绕流流体注入动量,增大流体的速度,从而达到增大升力、抑制流动分离的作用。

### 3.3 双激励控制

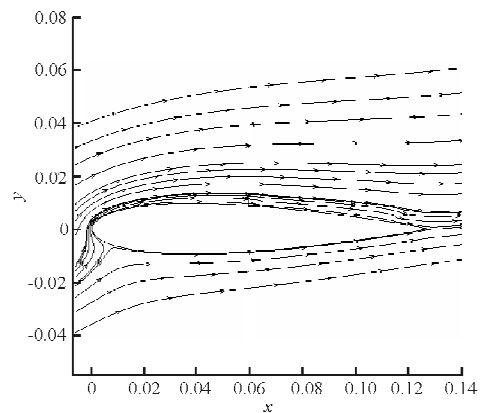
激励器能够对绕翼型的流动实现主动控制,但在 50% $c\sim$ 55% $c$  处引入等离子体模型后,在翼型

的后缘处仍然存在一个范围比较小的流动分离区域。为了能完全消除翼型表面的流动分离,可以试试使用双激励器控制,即在 50% $c\sim$ 55% $c$  处以及后缘 90% $c\sim$ 95% $c$  处同时安装等离子体激励器,通过增加激励器的数量来增强等离子体的作用效果。

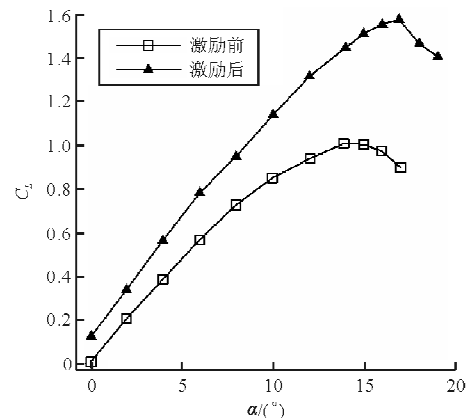
施加激励前后翼型的升阻曲线及流线分布如图 4 所示。



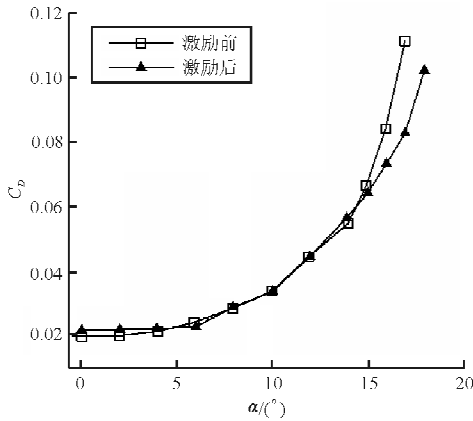
(a) 激励前流线图 (α=15°)



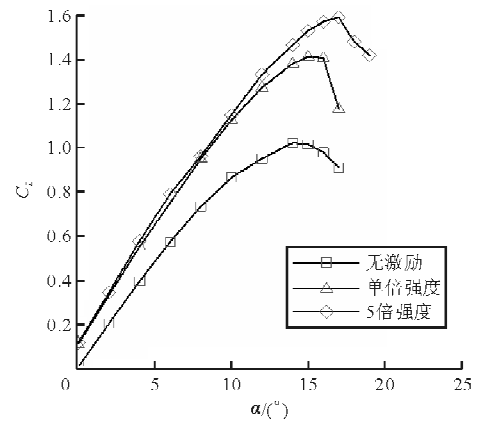
(b) 激励后流线图 (α=15°)



(c) 激励前后升力曲线



(d) 激励前后阻力曲线



(a) 升力曲线

图4 激励前后流线图及升阻曲线

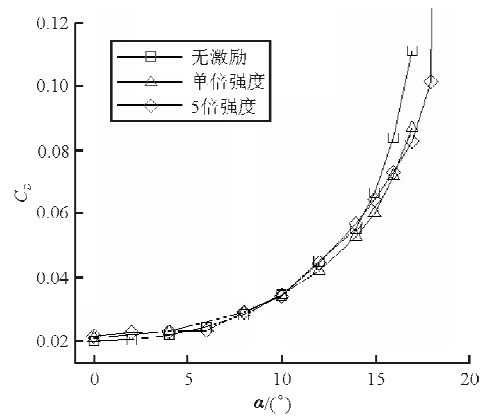
Fig. 4 Streamline and lift and drag curves with and without plasma

从图4可以看出:在引入等离子体发生器三角区模型后,翼型的升力系数显著增大,尤其在失速迎角附近,升力系数有较大的增加;对于阻力系数,在失速迎角附近,由于等离子体的作用使得阻力系数有一定程度的减小,主要是因为失速时,翼型的阻力主要来源于流动分离,而等离子体可以通过抑制流动分离来减小阻力;在引入等离子体后,翼型的失速迎角也随之增大,翼型表面的流动分离被推迟。

从图4(a)和图4(b)中迎角为 $15^\circ$ 时流线图可以看出,在引入等离子体模型后,在翼型尾部的湍流消失了,流动分离得到了有效地抑制。这表明等离子体能够促进流动的完全附着,尤其在原来发生失速对应的迎角下,对流动分离的抑制效果显著。

### 3.4 激励强度

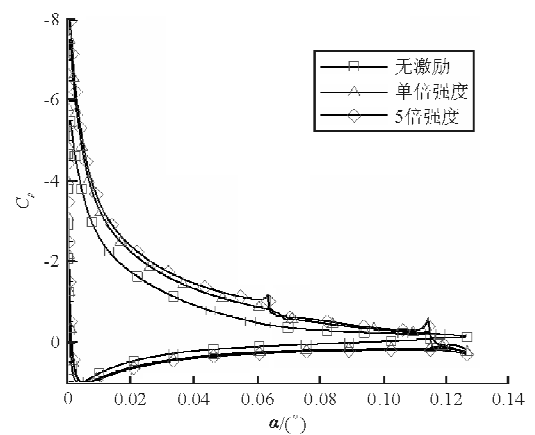
通过改变模型中电场的电荷密度来改变激励强度,使双激励控制方式中电荷密度分为 $10^{17} \text{ C/m}^3$ (单倍强度)和 $5 \times 10^{17} \text{ C/m}^3$ (5倍强度)。分别计算两种不同激励强度下的升阻系数,并将其与无等离子体激励时的情况相对比,升力曲线与阻力曲线如图5所示。迎角为 $15^\circ$ 条件下翼型表面的压强系数分布图如图6所示。



(b) 阻力曲线

图5 不同激励强度升阻曲线图

Fig. 5 Lift and drag curves with different strength of plasma actuators

图6 不同激励强度压力系数分布( $\alpha=15^\circ$ )Fig. 6 Pressure coefficient distribution with different strength of plasma actuators( $\alpha=15^\circ$ )

从图5可以看出:随着激励强度的增大,翼型

的升力系数增大,阻力系数减小,失速迎角也同时增大。表明等离子体激励器的强度对升阻系数有重要影响,强度越大,它对流动分离的抑制作用越明显,增升、减阻效果越好。

从图6可以看出,激励器强度越大,翼型上下表面的压力差越大,升力越大。但鉴于实际应用条件的限制,无法无限增大激励强度,在实际应用中,应该合适地选取等离子体激励器的强度大小及其安装位置,或增大激励器数量使其更好地发挥作用。

## 4 结 论

(1) 在流动分离区引入等离子体作用后,升力系数明显增大,最大升力系数由1.024增大至1.195,大约增大了16.7%,且失速迎角也由 $15^\circ$ 增大到约 $16^\circ$ ,但此时在翼型尾部存在小范围的流动分离。

(2) 同时在翼型 $0.5c$ 和 $0.9c$ 处安装等离子体激励器时,升力系数有非常显著地增大,最大升力系数由1.024增大到1.597,大约增大了56%,且失速迎角由 $15^\circ$ 增大到 $16^\circ$ ,流动分离完全消失。

(3) 激励强度越大,升力系数增幅越大,流动控制的效果越好。从无激励到单倍强度激励,最大升力系数增大了38.38%,而从单倍强度激励到5倍强度激励,最大升力系数增大了12.7%,激励强度与升力系数增加并非线性关系。考虑到增大电荷密度从而增大激励强度所需的成本,实际采用等离子体控制时应该根据实际需要适当地选择激励强度。

### 参考文献

- [1] Roth J R, Hojung Sin, Taja ChandraM ohanM adhan, et al. Flow re-attachment and acceleration by paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic (EHD) effects[R]. AIAA-2003-531, 2003.
- [2] Reece 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, 1998.
- [3] Marqutia L P, Thomas C C. Plasma actuators for separation control on stationary and oscillating airfoils[D]. PhD thesis Aerospace and Mechanical Engineering Department, University of Notre Dame, Indiana, April, 2004.

- [4] Marqutia L P, Thomas C C. Separation control using plasma actuators-dynamic stall control on an oscillating airfoil [R]. AIAA-2004-2517, 2004.
- [5] Thomas C C, Marqutia L P. Overview of plasma flow control: concepts optimization and applications [R]. AIAA-2005-563, 2005.
- [6] 孔宗祥. 等离子体减阻技术的研究进展[J]. 力学进展, 2003, 33(1): 87-95.  
Kong Zongxiang. Progress in plasma assisted drag reduction technology[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(1): 87-95. (in Chinese)
- [7] 李应红, 吴云, 宋慧敏, 等. 大气压等离子体流动控制实验[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2006, 7(3): 1-3.  
Li Yinghong, Wu Yun, Song Huimin, et al. Preliminary experimental investigation of atmosphere plasma flow control technology[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(3): 1-3. (in Chinese)
- [8] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J]. 空气动力学报, 2008, 26(3): 372-377.  
Li Yinghong, Wu Yun, Zhang Pu, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377. (in Chinese)
- [9] 刘万刚, 李一滨. 应用等离子体实现主动流动控制的实验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(6): 110-111.  
Liu Wangang, Li Yibin. Experimental study of using plasma to induce flow in the quiet air[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(6): 110-111. (in Chinese)
- [10] Shyy W, Jayaraman B, Andersson A. Modeling of glow discharge-includes fluid dynamics[J]. Journal of Applied Physics, 2002, 9(11): 6434-6443.

### 作者简介:

王美黎(1988—),女,硕士研究生。主要研究方向:后台阶流动的大涡数值模拟、翼型分离流动的等离子体主动控制。

李 栋(1970—),男,教授,博导。主要研究方向:理论与流体力学、飞行器设计空气动力学、实验流体力学及空气动力学测量控制。

(编辑:赵毓梅)