

文章编号:1674-8190(2014)01-025-08

纳秒等离子体激励控制翼型流动分离机理研究

郝琳召,张彬乾,陈真利
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:为研究纳秒介质阻挡放电(NSDBD)等离子体控制翼型流动分离的物理机理,采用已建立的 NSDBD 唯象学模型耦合非定常 Navier-Stokes 方程模拟纳秒等离子体对流场的作用。使用非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程(URANS)和大涡模拟(LES)两种求解方法,研究纳秒等离子体激励对 NACA0015 翼型流动分离控制。结果表明: NSDBD 等离子体激励促使边界层提前转换,转换对控制流动分离起重要作用; NSDBD 激励开始时在翼型前缘形成展向涡,展向涡促使分离剪切层失稳并最终进入尾迹,展向涡贴近壁面运动,将外区的高能气流带入近壁区,使上翼面流场结构发生变化,然后翼型前缘流动提前转换促使流动经过一个小层流分离泡后发生湍流再附,最终在上翼面形成稳定的附着流动。

关键词: 等离子体; 纳秒介质阻挡放电; 流动分离; 流动控制; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation on Mechanisms of Separation Control over an Airfoil Using Nanosecond Pulsed Plasma Actuator

Hao Linzhao, Zhang Binqian, Chen Zhenli

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

Abstract: To figure out the mechanisms of separation control over an airfoil using nanosecond pulsed plasma actuator, a constructed one-zone inhomogeneous phenomenological model of Nanosecond Dielectric Barrier Discharge(NSDBD) is coupled with the unsteady Navier-Stokes equations to simulate the effects of nanosecond plasma actuation on flowfield. The separation-control mechanisms over NACA0015 are investigated by using Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations(URANS) and Large-Eddy Simulation(LES). It is found that the transition from laminar to turbulence can be promoted by plasma actuation, and that flow transition acts as an important factor in the flow-separation control. At the beginning of the actuation, each actuation can produce a spanwise vortex around the separation point near the leading edge. The spanwise vortices make the separated free-shear layer unstable and shedding away, move downstream along the upper wall, and bring outer flow with high kinetic energy into the near wall region to change the flow structures over the airfoil. Then, the flow around the leading edge of the airfoil reattach after encountering a separation bubble because of the earlier transition. At last, the flow on the upper surface of the airfoil become fully attached.

Key words: plasma; nanosecond pulsed dielectric barrier discharge; flow separation; flow control; numerical simulation

0 引言

介质阻挡放电(Dielectric Barrier Discharge,

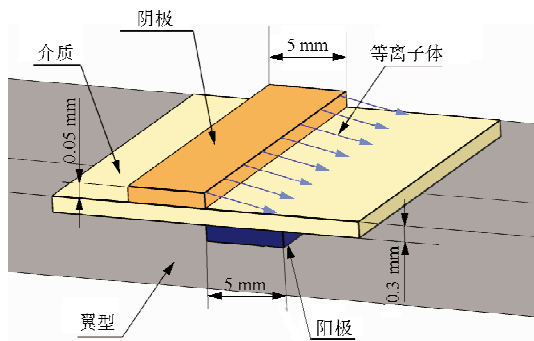
简称 DBD)等离子体流动控制技术是近年来热门的研究方向。传统的毫秒、微秒介质阻挡放电等离子体激励器具有尺寸小、重量轻、反应迅速、频带响应宽等优点。通过电场对局部附面层的气体加速作用向附面层注入动量,可以对来流速度较低的流动分离进行有效地控制。目前,试验中最高可控制来流马赫数为 0.4^[1]。可是,对于更高自由来流速度下

收稿日期:2013-03-23; 修回日期:2013-05-29

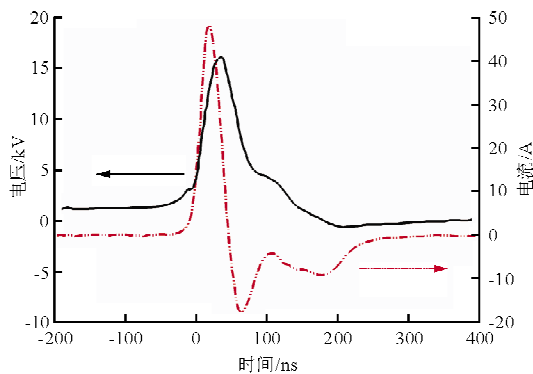
通信作者:郝琳召, npuzhao@163.com

的分离流动,毫秒、微秒介质阻挡放电激励器难以进行有效控制。纳秒介质阻挡放电(Nanosecond pulsed Surface Dielectric Barrier Discharge,简称NSDBD)是2005年D. F. Opaits等^[2]提出的一种新型等离子流动控制方法。这种激励器不仅具有传统DBD激励器的优点,同时还克服了微秒、毫秒DBD激励器作用范围小的缺点,通过快速对局部流场加热形成的热冲击作用,可以在马赫数0.05~0.85、雷诺数 $1 \times 10^4 \sim 2 \times 10^6$ 范围内对翼型流动分离进行有效控制^[3]。近年研究表明,NSDBD能有效控制低速、高速、高雷诺数边界层分离^[3-7],实现超音速激波控制^[8],减弱尾迹气动噪声^[4],以及发动机点火与火焰稳定控制^[9-11]等,具有广阔的应用前景。

当前的NSDBD研究主要集中在两个方面:一是放电特性研究,以试验为主,数值模拟次之;二是流动控制应用研究,也以试验为主,由于缺乏有效的NSDBD模型,数值模拟很少。激励器参数如图1所示。



(a) DBD 激励器示意图



(b) 电压波形

图1 激励器参数

Fig. 1 Parameters of the NSDBD actuator

NSDBD激励器结构示意图如图1(a)所示,在高压脉冲条件下,其电压波形如图1(b)所示,阴极与阳极之间气体在强电场作用下发生离解,形成等离子体,等离子体中包含带电粒子和中性粒子,带电粒子在电场中受电场力作用,形成定向运动,宏观上表现为动量传递;由于带电粒子与中性粒子之间的动能差异,带电粒子与中性粒子碰撞过程会形成动能传递,宏观上表现为气体内能的变化。

在机翼大迎角流动分离控制研究方面,俄罗斯的D. V. Roupasov等^[3]、美国的J. Little等^[5]、国内空军工程大学李应红等^[7]进行了大量的研究。在控制机理方面,通过试验研究,对比NSDBD与ACDBD(Alternating Current Dielectric Barrier Discharge)的试验结果,使用PIV方法对流场进行分析,总结了NSDBD控制机理,在脉冲放电过程中,能量以热能的形式注入流体中,从而产生热扰动,扰动发展与原始流场发生相互作用^[3-7]。根据试验结果推测出的NSDBD作用机理表现在两个方面:一是扰动促使层流向湍流的转捩,二是扰动顺流向发展形成展向涡对流场的控制。试验中使用流动显示技术,发现展向涡的存在,但其与分离相互作用的具体过程和机理尚不清楚。

针对NSDBD流动控制的控制特点和研究难点,本文采用数值模拟方法研究NSDBD激励流动控制问题。使用建立的NSDBD单区非均匀唯象学模型^[12]耦合非定常雷诺平均的Navier-Stokes(URANS)方程和大涡模拟(LES)两种求解方法,研究NSDBD控制翼型大迎角流动分离控制机理。

1 数值方法

分别采用URANS和LES方法描述流场。通过求解NSDBD单区非均匀唯象学模型^[12],将其结果作为动量和能量源项耦合到动量和能量方程中来模拟放电对流动的影响,而流场对等离子体激励的影响忽略^[13-15]。

非定常流体的质量、动量、能量方程为

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i u_j}) + S_M$$

(2)

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_j H) = \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\mu c_p / Pr \frac{\partial T}{\partial x_j} - \overline{\rho u_j h''} + \tau_{ij} \tilde{u}_j - \frac{1}{2} \overline{\rho u_j u_i u_i''} \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} [\tilde{u}_i (\tau_{ij} - \overline{\rho u_i u_j''})] + S_E \end{aligned} \quad (3)$$

式中: ρ 为流体密度; u_i 、 u_i'' 和 \tilde{u}_i 分别为 i 向的绝对速度、脉动速度和时均速度; p 为压力; T 为温度; τ_{ij} 为切应力; h 为焓; E 为总能; H 为总焓; μ 为动粘性系数; Pr 为普朗特数; $\bar{\rho}$ 表示对 ρ 求 Reynolds 平均; \tilde{u}_i 表示对 u_i 求 Favre 平均; u_i'' 表示 u_i 的脉动量; S_M 为动量源项, 由于 NSDBD 中动量贡献很小, 该唯象模型中忽略其贡献, 取 $S_M = 0$; $S_E = E_{\tau_{\text{ex}}}(x, y) / \tau_R$ 为能量源项即功率密度, 方程中表征单位时间外界向单位体积气体注入的能量, 正是通过该项将 NSDBD 激励影响带入控制方程, 其中 $E_{\tau_{\text{ex}}}(x, y)$ 是使用唯象学模型^[12]得出的空间能量密度; τ_R 为放电时间。

雷诺应力湍流模型(RSM)是通过直接求解雷诺应力来模拟湍流, 适用于强流线弯曲效应流动和各向异性的自由剪切流动, 使用该模型计算的分离流动具有较强的非定常特征。因而, 考虑本文计算出现的自由剪切层、自由剪切层失稳以及复杂的漩涡流动模拟问题及计算量大小, 选取 RSM 湍流模型。

LES 方法对流动分离模拟更准确, 使用该方法时, 亚格子模型的选择十分重要, 本文使用 WALE 亚格子模型。该模型最主要的特点是可以模拟层流向湍流的转换过程, 同时, 还修正了涡粘模型中的壁面渐进 $y+3$ 偏差。因而, 它与动态 Smagorinsky-Lilly 模型具有相同的优点, 同时也不需要二次滤波。

URANS 方法模拟二维流场, 在流向对网格密度的要求不高, 因此计算量相对较小, 由于其使用流场假设全湍流, 不能模拟转换问题。LES 方法需要模拟三维流场, 除对壁面法线方向的网格密度要求较高外, 对流向和展向的网格密度要求也较高, 导致计算量很大。计算中使用的 WALE 模型能较准确提供亚格子尺度流场对可解尺度流场的耗散, 可以较好地模拟层流剪切层的转换问题, 是模拟施加激励后绕翼型前缘边界层变化的有效

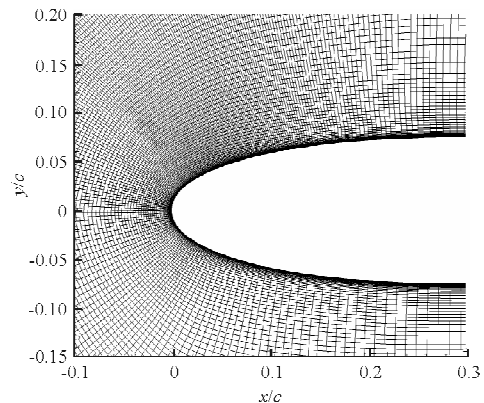
工具。

本文采用有限体积法求解 URANS 和 LES, NSDBD 激励以能量源项方式与 Navier-Stokes 方程耦合。求解采用基于压力-速度的耦合式算法, 空间离散采用二阶精度中心格式。非定常计算采用二阶隐式后向欧拉格式、变物理时间步长方法。

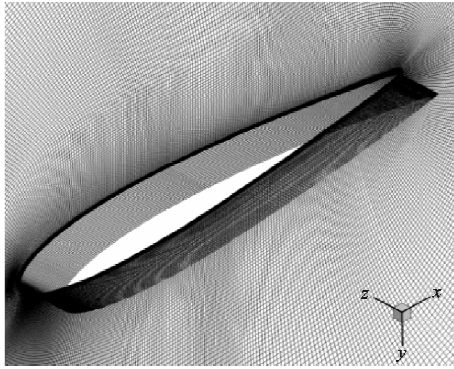
2 分离模拟条件

分别采用 URANS 方法和 LES 方法对 NACA0015 翼型进行计算分析。翼型参考弦长 $c = 0.1 \text{ m}$, 基于弦长的雷诺数 $Re_c = 1.0 \times 10^5$, 马赫数 $Ma = 0.044$ 。对应来流条件: $T_\infty = 288.15 \text{ K}$, $\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$, $p_\infty = 101325 \text{ Pa}$, $\mu_\infty = 1.78938 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s/m}^2$, $U_\infty = 15 \text{ m/s}$ 。

URANS 计算网格采用 O 型拓扑, 远场大小为 20 倍弦长, 网格分辨率为: 周向 \times 法向 = 429×206 , 壁面法向第一层网格无量纲高度 $y^+ = 0.7$, 法向网格间距向外以 1.1 倍速度增长。考虑到模拟 NSDBD 控制 NACA0015 翼型流动分离, 翼型前缘附近为 NSDBD 激励区, 在翼型前缘上表面附近进行局部网格加密, 以消除 NSDBD 激励前后网格对计算结果的影响, 翼型前缘网格的局部放大如图 2(a)。LES 计算网格如图 2(b) 所示, 网格采用 O 型拓扑, 远场大小为 15 倍弦长, 展向为 0.1 倍弦长, 网格分辨率为: 周向 \times 法向 \times 展向 = $577 \times 217 \times 26$, 壁面法向第一层网格无量纲高度 $y^+ = 0.7$, 向外以 1.1 倍速度增长, 展向无量纲网格宽度为 21。网格在翼型前缘上表面附近进行适当的加密。



(a) 翼型前缘网格局部放大图



(b) LES 计算网格

图 2 NACA0015 计算网格

Fig. 2 Computational grids of NACA0015

3 结果分析

分别对施加 NSDBD 激励前后的流场进行分析,为便于分析,使用无量纲频率 $F^+ = fc/U_\infty$,其中 f 为物理频率。

3.1 施加控制前

URANS 方法给出的翼型升力系数随迎角变化曲线如图 3 所示,图中同时给出了 Rethmel 在雷诺数 $Re = 2.5 \times 10^5$ 下该翼型基准流动的试验结果^[6]。

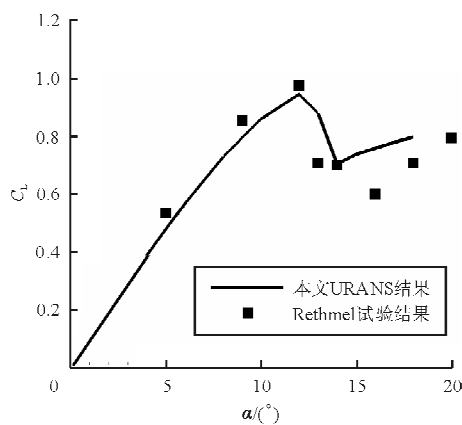
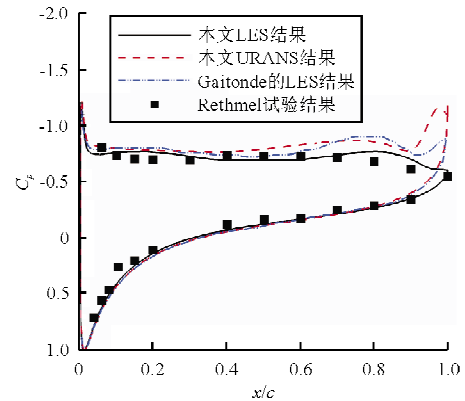


图 3 计算升力系数与试验对比

Fig. 3 Comparison of results between computational and experimental lift coefficients

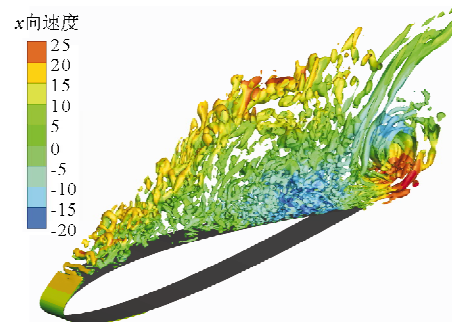
从图 3 可以看出,URANS 方法算出的翼型升力与 Rethmel 实验结果^[6]在翼型失速前偏差较小,失速后偏差稍大。

同时使用 LES 方法模拟迎角 $\alpha = 15^\circ$ 的流动,不同计算方法与试验给出的翼面压力分布的比较如图 4 所示。

图 4 翼型表面压力分布比较($\alpha = 15^\circ$)Fig. 4 Comparisons of surface pressure distribution of the airfoil($\alpha = 15^\circ$)

从图 4 可以看出,三种计算方法给出的翼型下表面压力和流动分离点位置都与试验吻合较好,而上翼面压力偏差较大。三种计算结果的差异主要表现在对上翼面后缘流动的模拟,由于后缘上下表面存在压差,翼型后缘形成逆时针方向旋转旋涡,在上表面后缘诱导负压,不同方法对旋涡强度计算存在差异,导致翼型上表面结果的差异。与试验结果相比,URANS 方法和 Gaitonde 的 LES 方法^[16]计算的翼型后缘负压都偏高,尤其是 URANS 方法,而本文 LES 方法给出的结果与试验偏差最小。该迎角下,上翼面流动完全分离,流动具有强非定常特性,URANS 方法和 LES 方法给出了相同的尾涡脱落频率,无量纲化频率为 0.62。

单个尾涡脱落周期的流场结果如图 5 所示。



(a) 1/4 周期

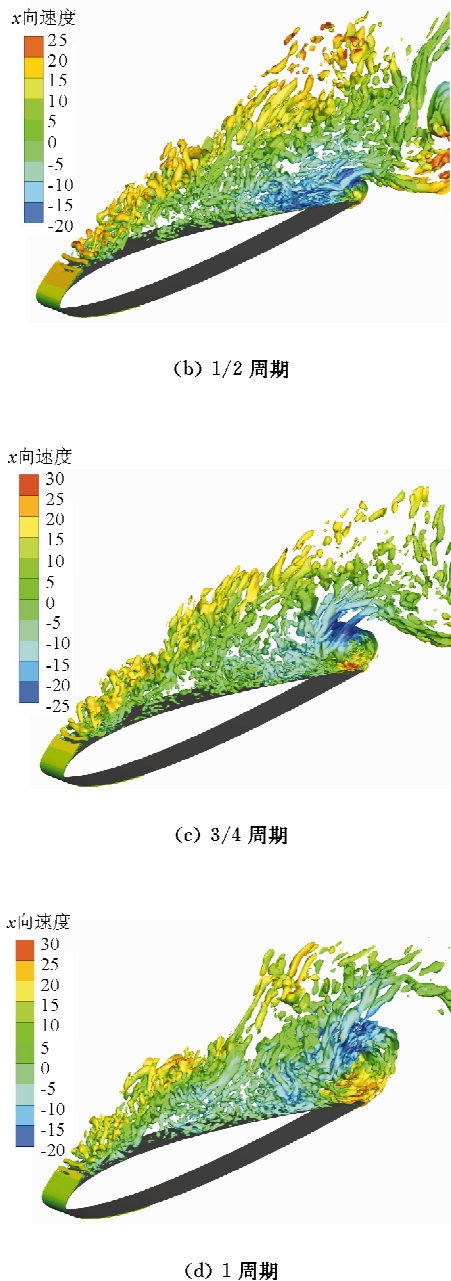


图 5 单个振荡周期绕翼型流场变化

Fig. 5 Flow field in one oscillation period

从图 5 可以看出:流动分离发生在翼型非常靠近前缘的位置,分离为层流分离,翼型前缘有类似 TS 波的二维结构,向后,分离剪切层逐渐发展为复杂的三维结构,剪切层发生转捩;不同时刻流场变化比较明显,翼型后缘上表面都存在较强的尾涡。

通过 URANS 方法和 LES 方法对 NACA0015 翼型大迎角分离流动的模拟,认为两种方法都能够

准确把握翼型下表面压力分布和流动分离位置,但是对于上翼面流动、尾涡强度的计算,两种方法差异较大,LES 方法与实验结果吻合较好。

3.2 施加控制后

NSDBD 等离子体激励条件:选用图 1 中所示激励器,电压峰值 $U_{\text{peak}} = 13.4 \text{ kV}$,激励脉宽 100 ns ,激励频率 $F^+ = 2$,激励器位于上翼面前缘 5% 区域。

选取 12° 、 14° 、 15° 、 17° 四个迎角,使用 URANS 方法对 NSDBD 激励控制 NACA0015 翼型大迎角流动分离进行模拟。激励前后翼型的升力、阻力曲线对比如图 6 所示。

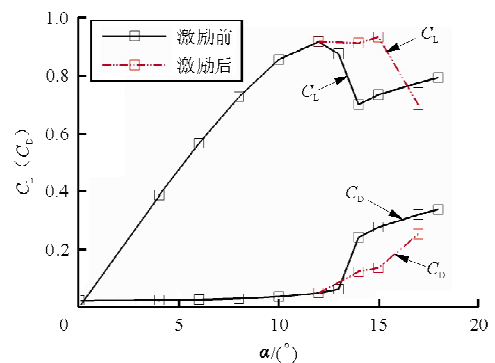


图 6 激励前后的升力、阻力曲线

Fig. 6 Comparisons of lift and drag coefficients with and without plasma actuation

从图 6 可以看出:迎角 $\alpha = 12^\circ$ 时,激励前后翼型升力和阻力保持不变,激励无效果;迎角 $\alpha = 14^\circ$ 时,激励后翼型升力增加约 30%,阻力减小 50%,有控制效果;迎角 $\alpha = 15^\circ$ 时,激励后翼型升力增加约 27%,阻力减小 51%;迎角 $\alpha = 17^\circ$ 时,翼型升力减小,阻力减小,激励失效。NSDBD 激励对翼型失速后流动分离有一定的控制效果,改善了翼型大迎角失速特性。

为了研究纳秒等离子体控制流动分离的物理机理,使用 LES 方法模拟迎角 $\alpha = 15^\circ$ 时 NSDBD 控制翼型流动分离。激励后本文 LES、Rethmel 试验^[6]以及 Gaitonde 的 LES 结果^[16]如图 7 所示。两种计算结果在翼型下表面和上表面后段吻合较好,与试验结果略有偏差,在翼型前缘位置与试验结果偏差较大,Gaitonde 结果^[16]给出了较高的翼

型前缘负压峰值和较短的前缘分离泡,约 $6\%c$,本文 LES 方法给出的前缘负压峰值稍低,前缘分离泡较长,约 $10\%c$,而试验中没有前缘分离泡。

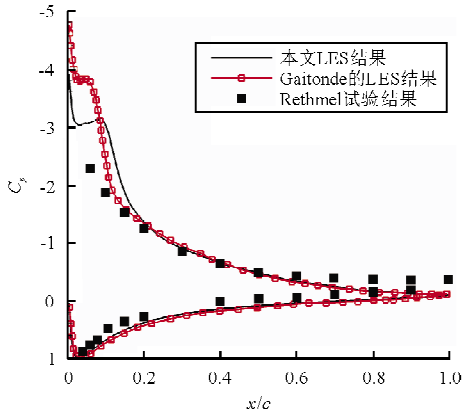
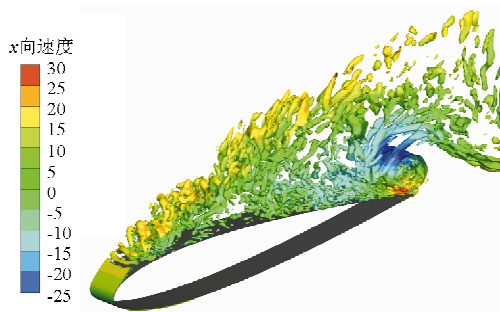
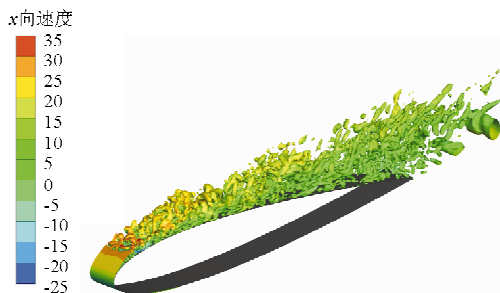


图 7 施加激励 LES 计算结果与试验结果的压力分布对比
Fig. 7 Comparisons of pressure distribution between LES and experimental results with plasma actuation

使用 Q 准则给出的激励控制前后 LES 方法计算的流场相干结构,如图 8 所示。激励后翼型前缘附近是比较复杂的三维流动,流动转换位置比较靠前,控制后上翼面基本全为附着流。



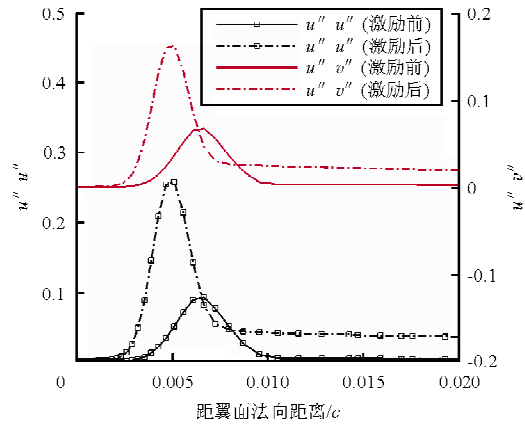
(a) 激励前



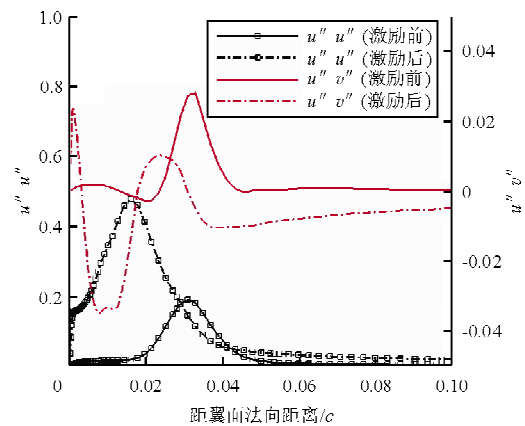
(b) 激励后

图 8 激励前后 LES 计算结果
Fig. 8 Flow field without and with plasma actuation using LES method

NSDBD 翼型大迎角分离流动控制的 LES 数值模拟结果显示,NSDBD 激励促使翼型前缘流动发生转捩。为了分析激励前后流动的转捩情况,LES 计算的激励前后翼型前缘附近两个位置壁面法向的雷诺应力比较如图 9 所示。激励后,翼型前缘雷诺应力增加,转捩提前。



(a) 翼型前缘 $4\%c$ 位置

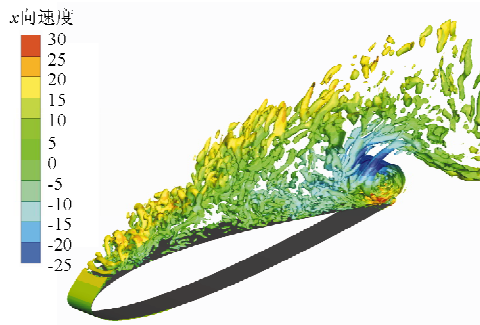


(b) 翼型前缘 $11\%c$ 位置

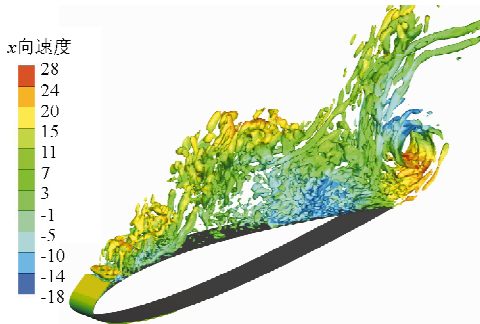
图 9 激励前后上翼面前缘两个位置壁面法相雷诺应力比较
Fig. 9 Comparisons of the Reynolds stresses around the leading edge of the airfoil between the results without and with plasma actuation

为了研究激励控制后流动的发展,激励后不同时刻的流场如图 10 所示。从图 10(a)可以看出: $t^* = 0.0$ 时刻,流动在翼型前缘位置发生分离,分离最前端为层流分离,图中显示分离剪切层中类似 T-S 波的二维相干结构,剪切层流动向下游发展的过程中发生转捩,转变为复杂的三维湍流相干结构;后缘卷起较大的尾涡。从图 10(b)可以看出:

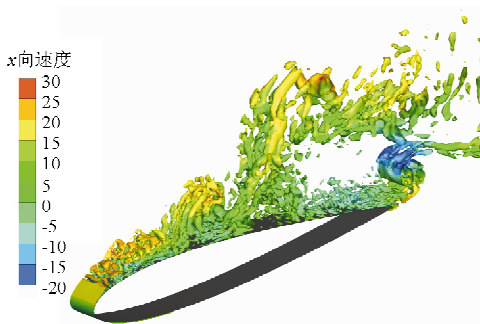
激励后,前缘流动受到较大的扰动,激励破坏了前缘较规则的二维结构,形成复杂的三维湍流结构,激励在翼型前缘形成展向涡,切断了分离剪切层,已经激励过两次;存在两个比较明显的集中涡,展向涡贴近壁面运动,并将外区的高能气流带入近壁区,改变了上翼面流场结构。从图 10(c)~10(d)可以看出:被破坏的分离剪切层在流场对流作用下,向下游运动,随着激励次数的增多,逐渐进入了翼型尾迹。从图 10(e)~10(f)可以看出:流动逐渐趋于一种稳定的状态,上翼面前缘形成一个较稳定的层流分离泡,流动经过分离泡发生转捩,湍流再附,之后流动全为附着流动;再对流动进行激励,已经很难在流场看到像开始激励时形成的较大展向涡。



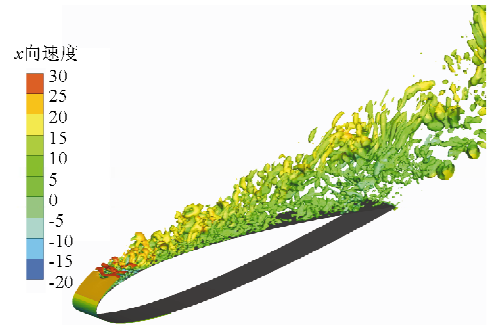
(a) $t^* = 0.0$



(b) $t^* = 0.75$



(c) $t^* = 1.65$



(d) $t^* = 3.0$



(e) $t^* = 5.1$



(f) $t^* = 7.8$

图 10 激励后的流场的发展过程(无量纲时间 $t^* = tU/c$)
Fig. 10 Flow field development with plasma actuation
(non-dimensional time $t^* = tU/c$)

综上所述,翼型大迎角流动分离在经过 NSD-BD 激励后,分离流动再附过程中起主要作用的两个因素是展向涡和转捩;展向涡起到破坏初始流场作用,而最后形成稳定附着流动依靠转捩。

4 结 论

(1) 使用数值模拟方法模拟了 NSDBD 激励控制翼型大迎角流动分离。通过对控制后流动发展过程进行分析,发现 NSDBD 激励促使流动发生

转换,转换对控制流动分离起着重要作用。

(2) NSDBD 激励开始时会在翼型前缘形成展向涡,展向涡破坏初始流场的流场结构,促使上翼面流场结构发生变化,而翼型前缘转换提前使前缘流动经过一个小层流分离泡后发生湍流再附,形成了稳定的再附流场,之后,再对流动进行激励,已经难以在流场看到像开始激励时形成的较大展向涡。

参考文献

- [1] Kelley C L, Bowles P, Cooney J, et al. High Mach number leading edge flow separation control using AC DBD plasma actuators[R]. AIAA-2012-0906, 2012.
- [2] Opaitis D F, Roupasov D V, Starikovskaia S M, et al. Plasma control of boundary layer using low-temperature nonequilibrium plasma of gas discharge[R]. AIAA-2005-1180, 2005.
- [3] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulse periodic discharge[R]. AIAA-2008-1367, 2008.
- [4] Roupasov 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.
- [5] Little J, Takashima K, Nishihara M, et al. Separation control with nanosecond-pulse-driven dielectric barrier discharge plasma actuators[J]. AIAA Journal, 2012, 50(2): 350-365.
- [6] Rethmel C. Airfoil leading edge flow separation control using nanosecond pulse DBD plasma actuators[D]. USA; Department of Mechanical Engineering, The Ohio State University, 2011.
- [7] 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, Lianghua, et al. The mechanism of plasma shock flow control for enhancing flow separation control capability[J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(31): 3060-3068. (in Chinese)
- [8] Nishihara M, Takashima K, Rich J W, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface DBD[R]. AIAA-2011-1144, 2011.
- [9] Pancheshnyi S, Lacoste D A, Bourdon A, et al. Ignition of propane-air mixtures by a sequence of nanosecond pulses[R]. AIAA-2006-3769, 2006.
- [10] Galley D, Pilla G, Lacoste D, et al. Plasma-enhanced combustion of a lean premixed air-propane turbulent flame using a nanosecond repetitively pulsed plasma[R]. AIAA-2005-1193, 2005.
- [11] Mintoussov E I, Pancheshnyi S V, Starikovskii A Y. Propane-air flame control by nonequilibrium low-temperature pulsed nanosecond barrier discharge[R]. AIAA-2004-1013, 2004.
- [12] Chen Z L, Hao L Z, Zhang B Q. A model for nanosecond pulsed dielectric barrier discharge (NSDBD) actuator and its investigation on the mechanisms of separation control over an airfoil[J]. Scientia Sinica Technologica, 2013, 56(5): 1055-1065.
- [13] Takashima K, Yin Z Y, Adamovich I V. Measurements and Kinetic modeling analysis of energy coupling in nanosecond pulse dielectric barrier discharges[R]. AIAA-2012-3093, 2012.
- [14] Unfer T, Boeuf J P. Modelling of a nanosecond surface discharge actuator[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2009, 42(19).
- [15] Gaitonde D V, McCrink M II. A semi-empirical model of a nanosecond pulsed plasma actuator for flow control simulations with LES[R]. AIAA-2012-0184, 2012.
- [16] Gaitonde D V. Analysis of plasma-based flow control mechanisms through large-eddy simulations [J/OL]. (2012-12-27)[2013-03-23]. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2012.09.004>.

作者简介:

郝琳召(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:流动控制。

张彬乾(1952—),男,教授,博导。主要研究方向:气动布局设计、流动控制。

陈真利(1981—),男,讲师。主要研究方向:湍流模拟、气动布局设计。

(编辑:赵毓梅)