

文章编号:1674-8190(2019)03-319-11

# 雷诺数变化对翼型边界层发展及失速特性的影响

张彦军,赵轲,张同鑫,陈利丽

(第一飞机设计研究院 总体气动设计研究所,西安 710089)

**摘要:**翼型失速及其边界层发展是飞行器设计中的基础科学问题,而雷诺数变化对其影响很大。针对后缘失速翼型,采用 Menter  $k-\omega$  SST 模型及耦合扰动放大因子输运方程的转捩模型,进行雷诺数变化对层流-湍流转捩边界层特性和失速特性的影响分析。结果表明:雷诺数增大时,对于转捩边界层,当地涡量雷诺数增大,转捩前移且分离泡减小,流动能量耗散减小,翼型整体表面剪切效应增强,动能更充沛,流动自持能力增强,压力分布可以维持较长距离的梯度抵抗分离能力增强;因此雷诺数增大使翼型失速迎角提高、升力系数增加。

**关键词:** 雷诺数;翼型失速;边界层;转捩;分离泡;湍流模型

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.03.004

## The Influence of Reynolds Number on Boundary Layer Development and Stall Characteristics of Airfoil

Zhang Yanjun, Zhao Ke, Zhang Tongxin, Chen Lili

(The General Configuration and Aerodynamics Design and Research Department,  
The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Airfoil stall and its boundary layer development are fundamental scientific issues in aircraft design. For the trailing edge stall airfoil, The transition model coupled the Menter  $k-\omega$  SST model with the disturbance amplification factor transport equation is used to analyze the influence of Reynolds number variation on the laminar-turbulent transition boundary layer characteristics and stall characteristics. The results show that when the Reynolds number increases, the local vorticity Reynolds number increases, the transition position moves forward and the separation bubble decreases, the flow energy dissipation decreases, and the overall surface shear effect of the airfoil increases. The kinetic energy is more abundant, the flow self-sustaining ability is enhanced, and the pressure distribution can maintain the gradient resistance of the longer distance to enhance the separation resistant ability. Therefore, the increase of the Reynolds number makes the increase of the airfoil stall angle and the lift coefficient.

**Key words:** Reynolds number; airfoil stall; boundary layer; transition; separation bubble; turbulence model

## 0 引言

在航空航天领域,失速问题对飞行器设计和使用造成恶劣影响,甚至导致机毁人亡。为了满足飞

行安全和改善起降性能,失速问题一直是气动设计师必须面对和解决的基础科学问题。探索飞行器的失速问题隐含的空气动力学机理是明确失速机制及建立控制措施的必由之路,但是复杂的部件干

收稿日期:2018-09-17; 修回日期:2018-11-10

通信作者:赵轲,zhaokecf@163.com

引用格式:张彦军,赵轲,张同鑫,等. 雷诺数变化对翼型边界层发展及失速特性的影响[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 319-329.

Zhang Yanjun, Zhao Ke, Zhang Tongxin, et al. The influence of reynolds number on boundary layer development and stall characteristics of airfoil[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 319-329.

扰和雷诺数变化增加了研究失速机理的难度。幸运的是,虽然难以给出飞行器失速问题精确的解析关系式,但组成这种强非线性现象的核心机制仍然是翼型的失速问题,因此研究翼型的失速问题是建立飞行器失速问题理论体系的基石。

从 20 世纪上半叶开始,学者们采用试验方法对翼型失速的表面气动力和边界层变化进行了诸多分析,E. N. Jacobs<sup>[1]</sup>第一次推测:升力线的拐点意味着翼型表面出现了分离现象,即提出失速问题;随后,E. N. Jacobs 等<sup>[2]</sup>第一次提出雷诺数与翼型分离之间存在关系,重点关注层流转捩现象对翼型前缘和后缘分离的影响;Lissaman<sup>[3]</sup>阐述低速翼型与雷诺数之间的影响作用,并分析雷诺数影响下分离泡的延伸与破裂是导致翼型失速的主要原因;V. O. Michael 等<sup>[4]</sup>基于 PIV 技术研究低雷诺数翼型分离泡的相关特性;Hu H 等<sup>[5]</sup>使用 PIV 检测 GA(W)-1 翼型流场和表面压力分布,分析层流分离泡与压力梯度的相互影响;H. Yamato 等<sup>[6]</sup>使用动态控制装置影响前缘分离泡破碎,从而抑制翼型分离。国内,Wang N 等<sup>[7]</sup>通过试验研究雷诺数对 RAE2822 翼型气动特性的影响;孙智伟等<sup>[8]</sup>在某 NF-3 和 NF-6 风洞中进行超临界翼型的设计和实验研究,给出超临界翼型在高、低速时的分离演化特性。

在数值模拟方面,A. C. Aranake 等<sup>[9]</sup>使用 SA 湍流模型耦合  $\gamma-Re_{\theta}$  转捩模型对 S827 和 S809 翼型分别进行失速特性数值模拟,相比于全湍流计算结果,无论是升力特性还是阻力特性均与试验结果更加接近,且考虑边界层转捩时计算所得气动力系数能够反应失速状态下的轻失速和深失速特性;Ke J 等<sup>[10]</sup>采用耦合转捩模型的 RANS 方法和混合方法对 A-Airfoil 及 NACA0012 翼型静态失速特性进行模拟,分析前缘层流分离泡及后缘分离发展,其结果与试验结果吻合良好。国内,冯涛等<sup>[11]</sup>针对典型气动负载涡轮叶片在不同雷诺数下边界层特性变化进行敏感性研究;靳允立等<sup>[12]</sup>采用不同湍流模型研究翼型失速及风速变化引起的雷诺数改变对翼型和风力机气动性能的影响;王强等<sup>[13]</sup>采用基于 SST 模型的  $\gamma-Re_{\theta}$  转捩模型研究 S809 翼型动态失速过程中分离泡的作用;袁尚科<sup>[14]</sup>通过理论分析、数值计算及外场实验相结合

的方法,分别对风力机常用翼型及叶片的静态失速、动态失速及三维旋转效应等进行研究。

综上所述,国内外诸多学者将翼型失速的研究对象重点集中于失速点的精确预测,对于失速时边界层的变化,层流转捩现象的影响作用和雷诺数对边界层演化的完整影响过程并未有过多涉足。

本文使用 Menter SST 湍流模型和扰动放大因子输运模型对转捩翼型边界层进行数值模拟,分析雷诺数变化时边界层的发展,总结雷诺数变化对翼型失速的影响规律。

## 1 数值模拟方法

流场模拟采用 Navier-Stokes 方程组进行计算,其守恒积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$  为守恒向量; $S$  为控制体  $V$  所有表面  $S$  的集合; $\mathbf{F}$  为通过控制体的  $S$  面上的通量; $\mathbf{n}$  为  $S$  面的单位外法向矢量。无粘项、粘性项的空间离散方法分别为二阶迎风 Roe 格式及二阶中心差分方法。时间离散则采用近似因子分解方法。

Menter  $k-\omega$  SST 湍流模型<sup>[15]</sup>是一个两方程  $k-\omega$  涡粘性模型,在工程界广泛应用。SST 模型是一个耦合模型,在近壁面保持 Wilcox  $k-\omega$  模型<sup>[16]</sup>的特性,而在湍流边界层外及自由来流中保持 Launder-Sharma  $k-\epsilon$  模型<sup>[17]</sup>的特性。通过混合函数保留两个模型的优点并克服模型各自的不足。其方程形式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} &= \mu_t S^2 - \beta_k \rho k \omega + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} &= \alpha S^2 - \beta_\omega \rho k \omega^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega z}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (2)$$

涡粘性由下式计算得到

$$\mu_t = \min \left[ \frac{\rho k}{\omega}, \frac{a_1 \rho k}{\Omega F_2} \right] \quad (4)$$

公式中模型参数( $\alpha, \beta, \sigma, F_1, F_2$ )的数值及处理方法可以参考文献<sup>[15]</sup>。

在模拟层流—湍流转捩边界层时,采用 Coder 等<sup>[18]</sup>提出的扰动放大因子输运模型。该输运方程模型形式如式(5)所示。

$$\frac{\partial(\rho n)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i, n)}{\partial x_i} = \rho \Omega F_{crit} F_{growth} \frac{dn}{dR_{\delta 2}} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_n} \right) \frac{\partial n}{\partial x_i} \right] \quad (5)$$

式中的  $F_{crit}, F_{growth}, dn/dR_{\delta 2}$  均与边界层形状因子相关,关系式的具体表示可参考文献<sup>[18]</sup>。因此模型的核心点为使用层流边界层的当地压力梯度参数  $H_L$  计算非当地参数形状因子  $H_{12}$ ,后者常用于描述速度型的特征。当地压力梯度参数定义为

$$H_L = \frac{Sd}{U_e} \quad (6)$$

式中: $d$  为壁面法向距离; $S$  为当地剪切应变率; $U_e$  为边界层边缘速度。

由 Falkner-Skan 二维边界层相似性解可以得到不同压力梯度下  $H_L$  最大值与形状因子的函数关系,即

$$H_{12} = 13.976 6H_L^4 - 22.916 6H_L^3 + 13.722 7H_L^2 - 1.002 3H_L + 1.677 8 \quad (7)$$

从而实现在流场中形状因子  $H_{12}$  的求解,边界层中  $\max(H_{12})$  为精确值。

将扰动放大因子输运方程与 SST 模型耦合,其湍动能输运方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \mu_t S^2 - \beta_k \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] - P_{trans} \quad (8)$$

$$P_{trans} = F_1 c_{t5} \mu_t S \left( S - \frac{(\mu \chi)^2}{\rho \kappa^2 d^2 (\mu + \mu_t)} \right) f_{t2} \quad (9)$$

$$f_{t2} = [1 - \exp(2(n - N_{crit}))] \exp(c_{t4} \chi^2) \quad (10)$$

式中:模型参数  $F_1, c_{t4}, c_{t5}, \chi, N_{crit}$  等的设置与文献<sup>[19]</sup>一致。

## 2 翼型转捩边界层发展及失速影响分析

### 2.1 翼型和网格

使用 NLF(1)-0416 自然层流翼型绕流<sup>[20]</sup>研

究雷诺数的影响。该翼型有较长的层流区且具备高升力特性,为典型后缘失速翼型,一般应用于通用航空飞机翼型和风力机叶型等领域。对其进行转捩数值模拟,计算网格分布如图 1 所示,计算域半径为 100 倍弦长,翼型表面布置 481 个网格单元,法向布置 181 个网格单元,网格量约为 18 万。壁面法向第一层网格高度约为  $1.0 \times 10^{-6}$  m,使  $y^+$  小于 1。风洞试验雷诺数工况分别为  $2 \times 10^6, 4 \times 10^6, 9 \times 10^6$ 。风洞自由来流马赫数为 0.1,湍流度设置为 0.03%。

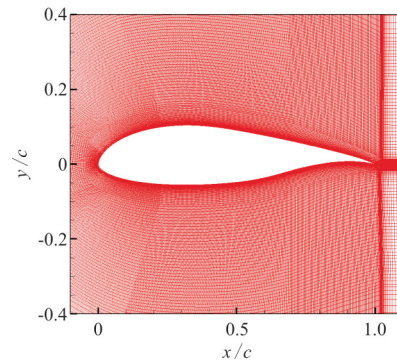
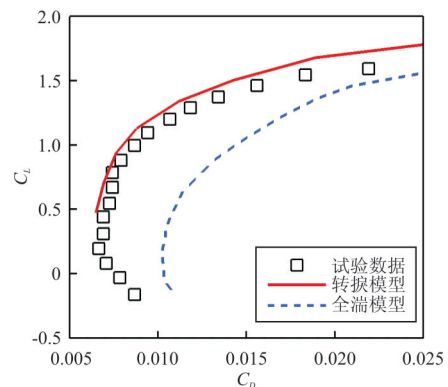


图 1 翼型绕流数值模拟网格分布

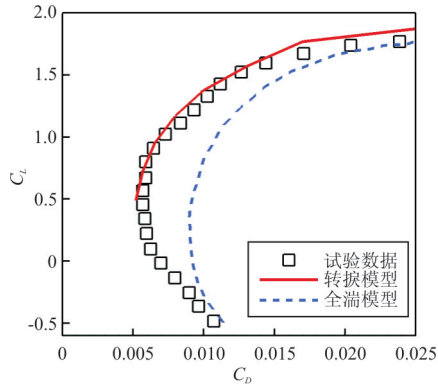
Fig. 1 The grid distribution of airfoil

### 2.2 数值模拟结果

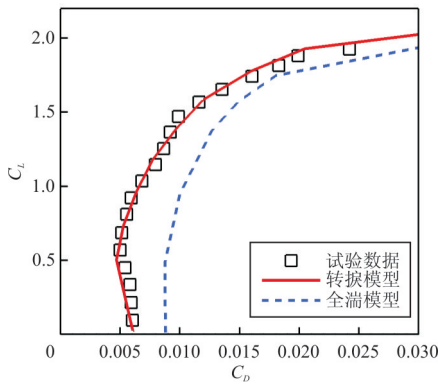
为了与试验状态保持一致,便于对比验证和分析,本文选择了与试验雷诺数相同的三个雷诺数进行数值模拟研究,鉴于雷诺数对失速特性的影响一直是一个复杂的问题,对于更大雷诺数,我们将在后续工作中开展研究。使用扰动放大因子输运模型对三个雷诺数下翼型绕流进行模拟,得到升力系数—阻力系数极曲线并与全湍数据和试验数据进行对比,结果如图 2 所示。



(a)  $Re=2 \times 10^6$



(b)  $Re=4 \times 10^6$



(c)  $Re=9 \times 10^6$

图 2 不同雷诺数下升阻极曲线与实验数据的对比  
Fig. 2 The comparison of lift-drag polar with the test data for different  $Re$

从图 2 可以看出:相比全湍模型的数值模拟结果,转捩模型的预测结果与试验数据更加贴合,与真实流动更加吻合。

雷诺数为  $4 \times 10^6$ ,  $0^\circ$ 迎角工况的翼型表面压力系数分布如图 3 所示。

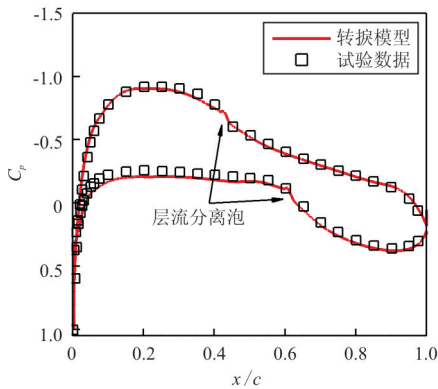


图 3  $Re=4.0 \times 10^6$ ,  $0^\circ$ 迎角翼型表面的压力系数分布  
Fig. 3 The  $C_p$  distribution of airfoil at  $0^\circ$  angle of attack and  $Re=4.0 \times 10^6$

从图 3 可以看出:在该工况下,翼型绕流转捩类型为层流分离泡转捩,且转捩模式对该分离再附着过程描述较好。模型对转捩过程的准确预测为分析边界层发展奠定基础。

### 2.3 雷诺数影响分析

三个雷诺数下翼型升力系数随迎角变化曲线如图 4 所示,可以看出:雷诺数对翼型的气动特性有较大的影响,当雷诺数增大时,翼型的失速迎角变大,同时最大升力系数增大。产生此现象的主要原因是雷诺数变化对翼型边界层转捩及发展有重要影响,因此通过对比不同雷诺数下的转捩过程及边界层发展情况,对雷诺数的影响规律进行分析。

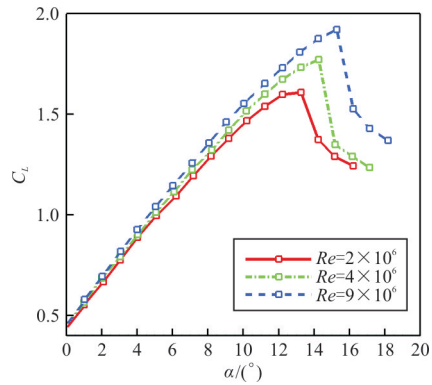


图 4 不同雷诺数下翼型升力系数随迎角变化曲线  
Fig. 4 The lift coefficient line of airfoil at different  $Re$

不同雷诺数下翼型上下表面的转捩位置随升力系数变化曲线如图 5 所示。

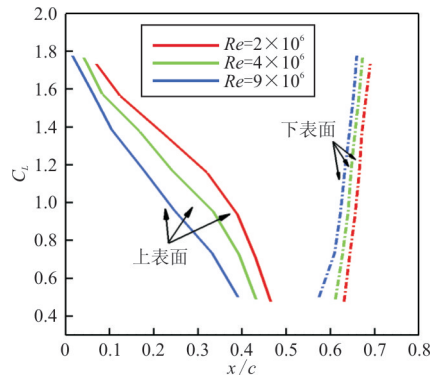


图 5 不同雷诺数翼型转捩位置随升力系数的变化  
Fig. 5 The transition position varied with the  $C_L$  of airfoil for different  $Re$

从图 5 可以看出:随着迎角增大,升力系数增大,翼型上表面的转捩位置逐渐前移,而下表面变



化趋势相反。相同升力系数下,当雷诺数增大时,上、下表面的转捩位置均逐渐前移。

对 0°迎角工况下翼型边界层参数随雷诺数的变化进行分析。0°迎角时翼型的表面压力分布图如图 6 所示,可以看出:雷诺数变化对压力系数的整体影响较小,其主要影响体现在压力系数突变位置的变化,即出现层流分离泡、发生转捩的位置。

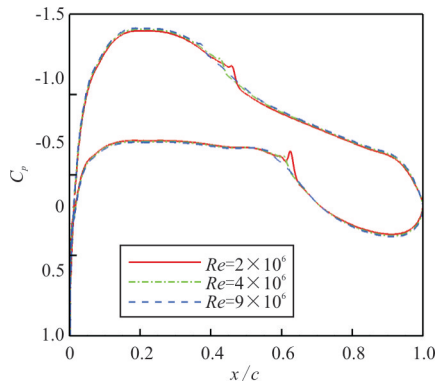
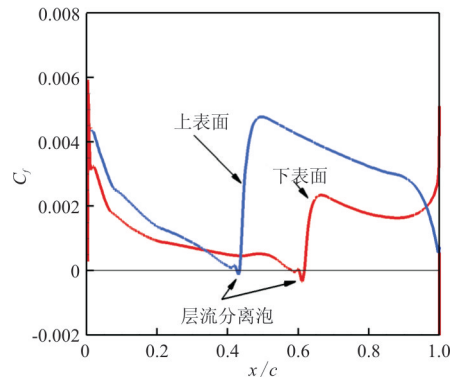


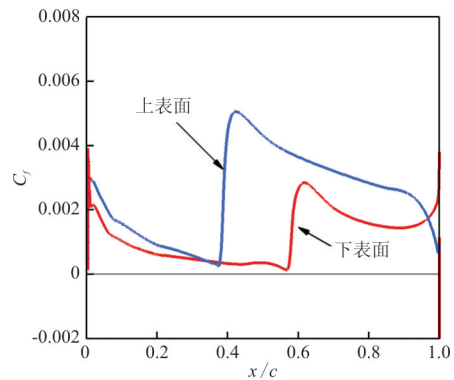
图 6 0°迎角时翼型表面压力系数分布对比

Fig. 6 The  $C_p$  distribution of airfoil at 0° angle of attack

不同雷诺数在 0°迎角时翼型的表面摩擦力系数分布如图 7 所示,可以看出:在雷诺数为  $2 \times 10^6$  和  $4 \times 10^6$  的工况下,翼型上下表面的摩擦力系数均出现负值,表面附面层中出现层流分离泡,并伴随转捩的发生;而雷诺数为  $9 \times 10^6$  时,翼型绕流发生层流到湍流的转捩过程,但是并没有层流分离泡出现。初步的结论与传统的研究结论一致,低雷诺数环境虽然转捩位置比较靠后,但是层流非常容易被逆压梯度诱导产生层流分离泡,触发转捩。该现象在高空长航时无人机表面比较常见,因为数万米高空空气中空气相对稀薄,雷诺数较小,容易产生层流分离泡。



(b)  $Re=4 \times 10^6$

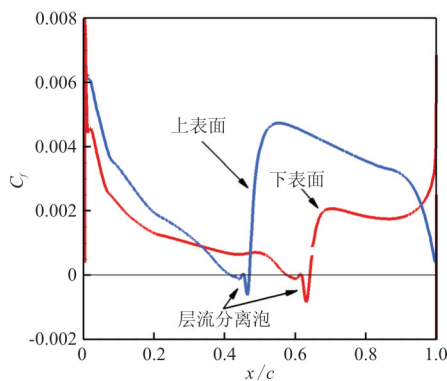


(c)  $Re=9 \times 10^6$

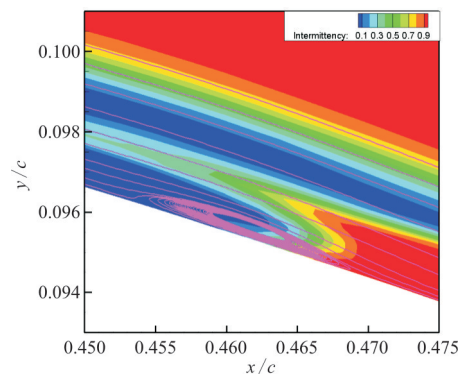
图 7 0°迎角翼型表面的摩擦系数分布

Fig. 7 The friction distribution of airfoil at 0° angle of attack

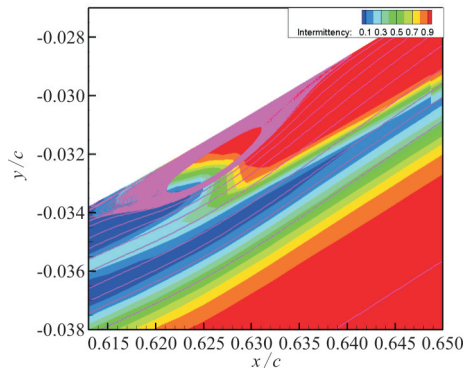
翼型上、下表面层流分离泡形态如图 8 所示,可以看出:当雷诺数增大时,翼型上下表面的层流分离泡均逐渐减小,在雷诺数为  $9 \times 10^6$  时,层流分离泡已经消失。



(a)  $Re=2 \times 10^6$

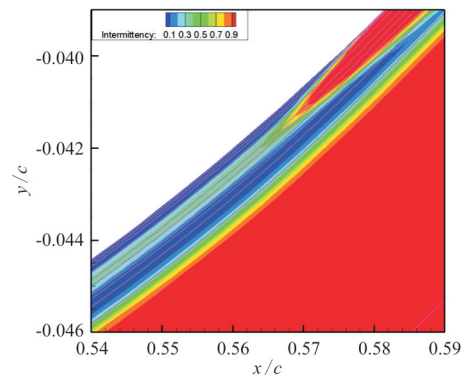


(a1) 上表面分离泡



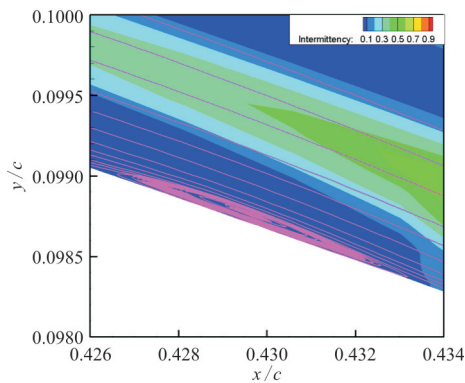
(a2) 下表面分离泡

(a)  $Re=2.0 \times 10^6$  在  $0^\circ$  迎角翼型上

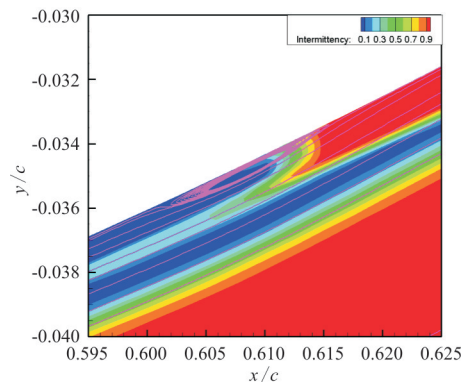


(c2) 下表面分离泡

(c)  $Re=9.0 \times 10^6$  在  $0^\circ$  迎角翼型上

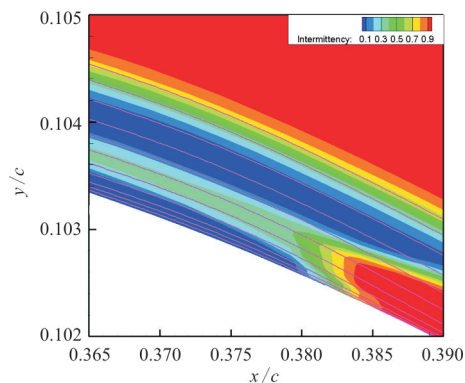


(b1) 上表面分离泡



(b2) 下表面分离泡

(b)  $Re=4.0 \times 10^6$  在  $0^\circ$  迎角翼型上



(c1) 上表面分离泡

图 8 翼型上、下表面转换处流线及间歇因子云图

Fig. 8 Streamline and intermittent factor contour of the upper and lower surfaces of the airfoil

对比不同雷诺数下翼型上表面边界层的边界层动量损失厚度  $\delta_2$ 、形状因子  $H_{12}$ 、涡量雷诺数  $Re_v$  等参数分布,如图 9~图 11 所示。

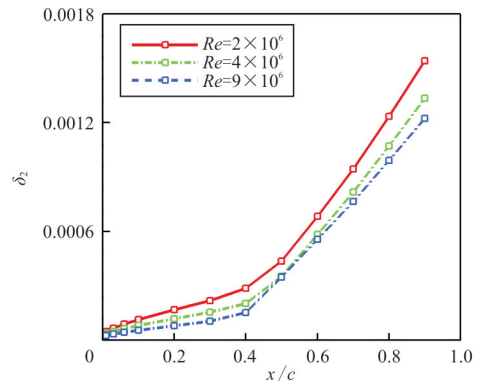


图 9  $0^\circ$  迎角上表面边界层动量损失厚度分布

Fig. 9 The boundary-layer momentum thickness on the upper surface of airfoil at  $0^\circ$  angle of attack

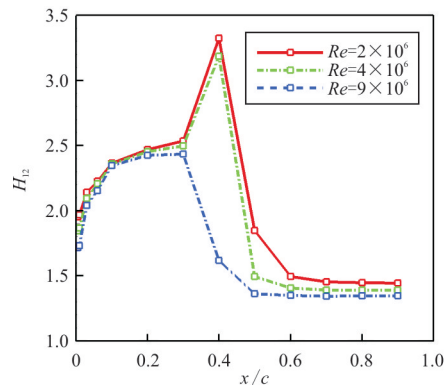


图 10  $0^\circ$  迎角翼型上表面边界层形状因子分布

Fig. 10 The shape factor distribution on the upper surface of airfoil at  $0^\circ$  angle of attack

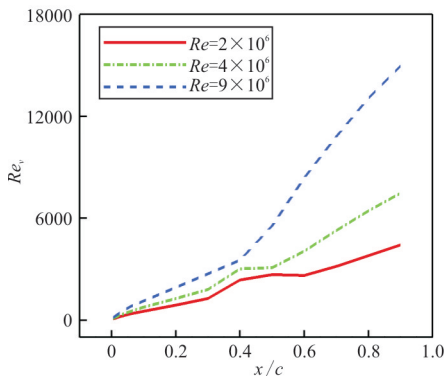


图 11 翼型上表面边界层涡量雷诺数分布

Fig. 11 Boundary layer vorticity Reynolds number distribution on the upper surface of airfoil

从图 9 可以看出:当雷诺数减小时,动量损失厚度增大,这是由于雷诺数减小使流动粘性作用相对增强,有利于边界层的发展。

边界层形状因子的定义为

$$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2} \quad (11)$$

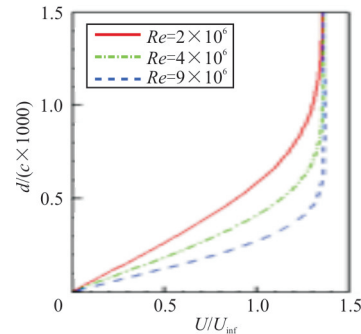
式中: $\delta_1$  为边界层位移厚度。

从图 10 可以看出:当层流边界层通过转捩点变为湍流边界层,边界层厚度会突然增厚。湍流边界层由于流速分布更趋均匀化而使边界层位移厚度减小,同时由于阻力增加而使边界层动量损失厚度增大,于是边界层形状因子在转捩后将减小。翼型上表面在三个雷诺数下的转捩位置均在 40% 弦长附近,因此上表面边界层形状因子在 40% 弦长处出现峰值,而且由于雷诺数为  $2 \times 10^6$  和  $4 \times 10^6$  时翼型出现层流分离泡,所以这两个雷诺数对应的形状因子峰值更高;而雷诺数为  $9 \times 10^6$  时边界层未出现分离泡,且转捩位置前移,40% 弦长处流动已基本发展为湍流,对应的形状因子值较低。在转捩发生后,形状因子的发展情况与前文的分析对应:三组形状因子均迅速下降,雷诺数越大,最终边界层形状因子的值越小。

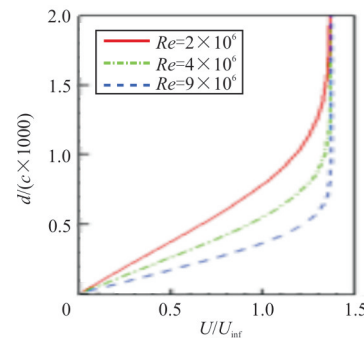
从图 11 可以看出:相同弦长站位处,雷诺数越大,边界层中的涡量雷诺数越高。因为涡量雷诺数与常用转捩判定参数动量厚度雷诺数几乎是正比关系,因此可以作为边界层发展的标志性参数进行分析。边界层转捩触发位置随雷诺数升高而向前缘移动,在转捩后,涡量雷诺数迅速增大,使边界层

保持在湍流状态。

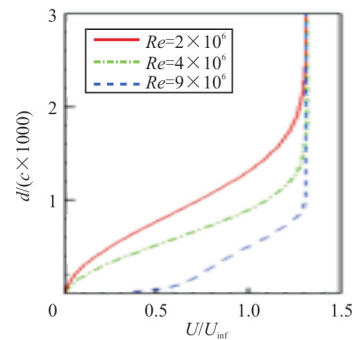
$0^\circ$  迎角时翼型上表面不同站位流向速度型分布对比如图 12 所示。



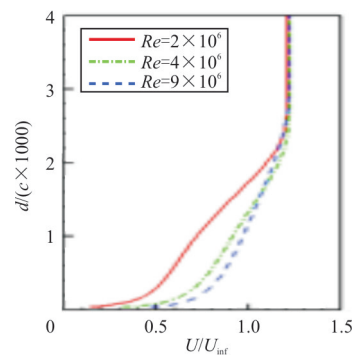
(a) 0.2c



(b) 0.3c



(c) 0.4c



(d) 0.5c

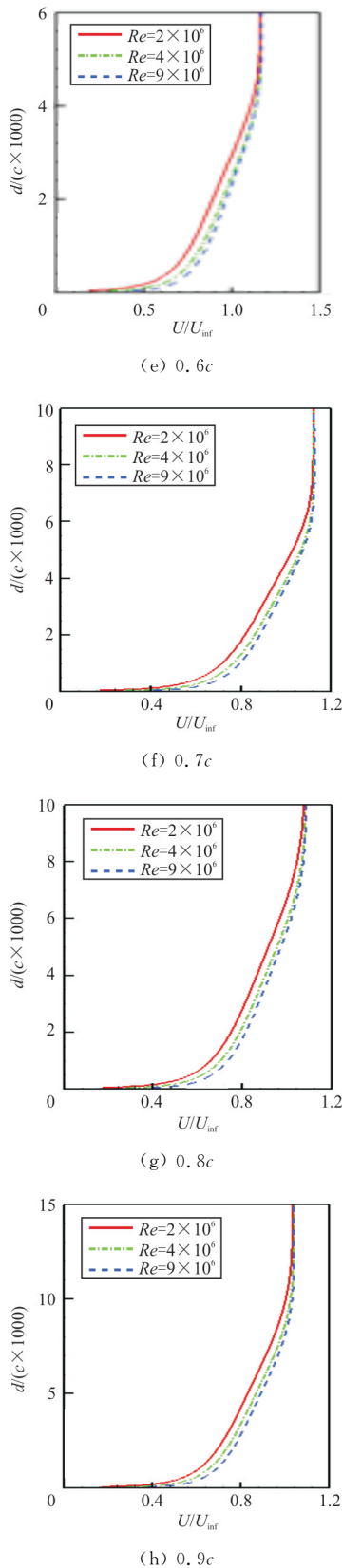


图 12  $0^\circ$ 迎角翼型上表面不同站位速度型分布

Fig. 12 The velocity distribution of different stations on the upper surface of airfoil at  $0^\circ$  angle of attack

从图 12 可以看出,在翼型前缘,转捩前较高雷诺数对应边界层的速度型更加均匀、饱满,边界层更薄。在 40%弦长处,由于翼型边界层在较低雷诺数时出现层流分离泡,速度型分布在壁面附近呈凹曲线,速度型出现拐点。转捩后,三个雷诺数对应的速度型更加相近,高雷诺数的速度型分布更加饱满。

为了分析雷诺数对失速迎角附近边界层发展的影响,取  $12^\circ$ 迎角工况下翼型边界层进行观察。 $12^\circ$ 迎角时翼型的表面摩擦力系数分布如图 13 所示,随雷诺数增高翼型转捩点前移,转捩处层流分离泡逐渐缩小消失,仅雷诺数为  $2 \times 10^6$  时存在比较明显的层流分离泡。

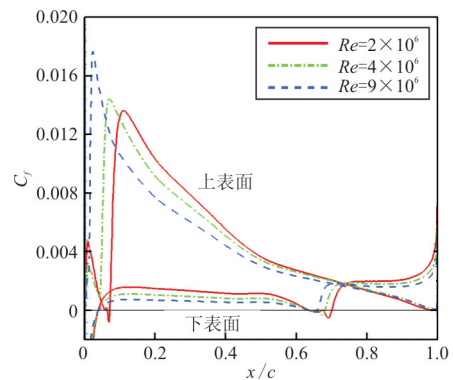


图 13  $12^\circ$ 迎角翼型表面摩擦力系数分布

Fig. 13 The friction distribution of airfoil at  $12^\circ$  angle of attack

$12^\circ$ 迎角时翼型上表面不同站位流向速度型分布对比如图 14 所示。由于雷诺数为  $2 \times 10^6$  时在约 7%弦长处产生层流分离泡,其对应的速度分布出现明显的拐折。雷诺数为  $9 \times 10^6$  时的速度型更早趋于均匀,因其转捩点更加靠近前缘。转捩后,随雷诺数的增高,流速分布变得更加均匀而壁面附近流速梯度增大。

翼型上表面边界层内各站位处的湍动能分布如图 15 所示。从翼型表面摩擦力系数分布可知,三个雷诺数下翼型上表面均已在 10%弦长前完成转捩,因此下图中的结果均为转捩后边界层湍动能的分布。



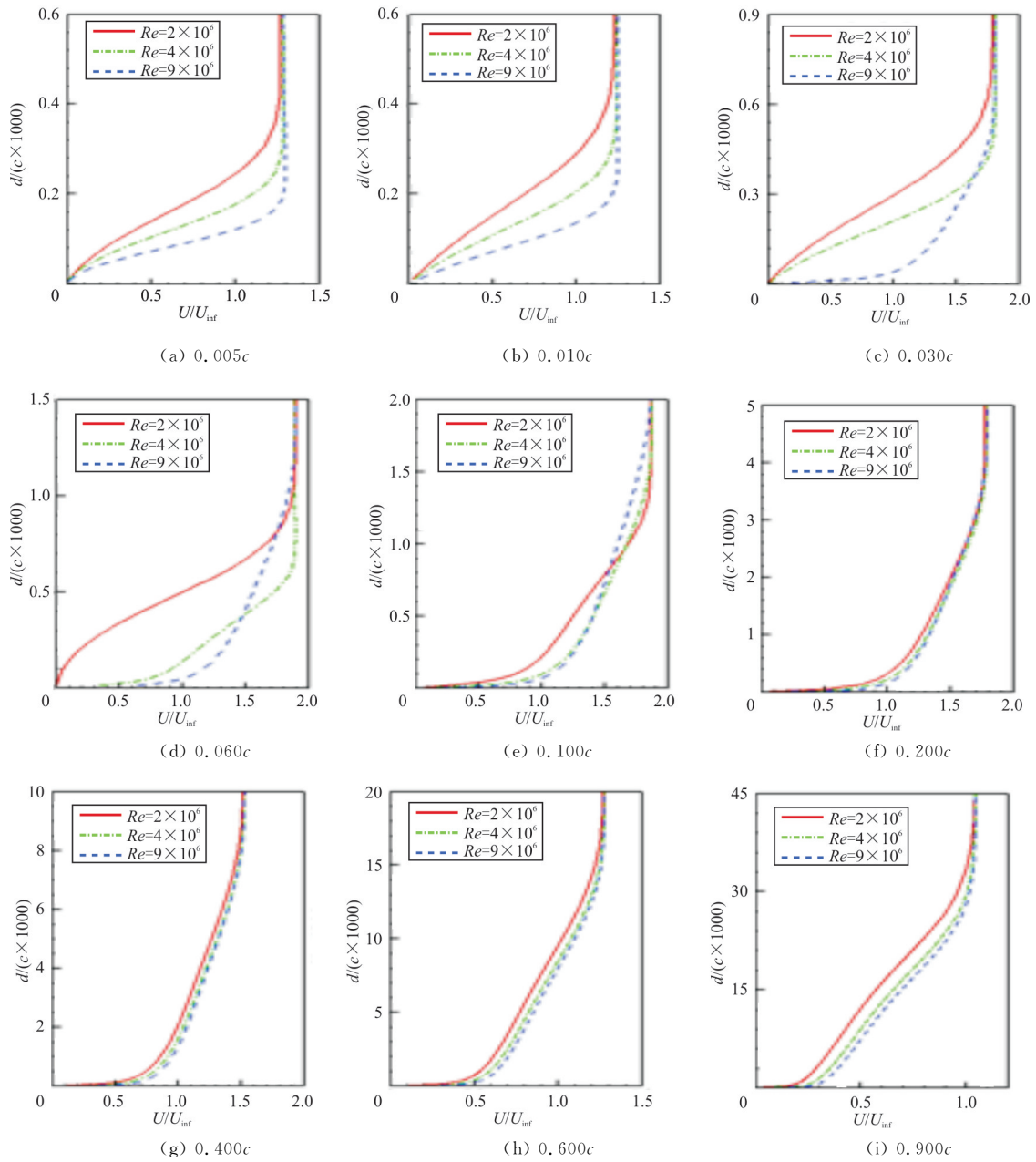
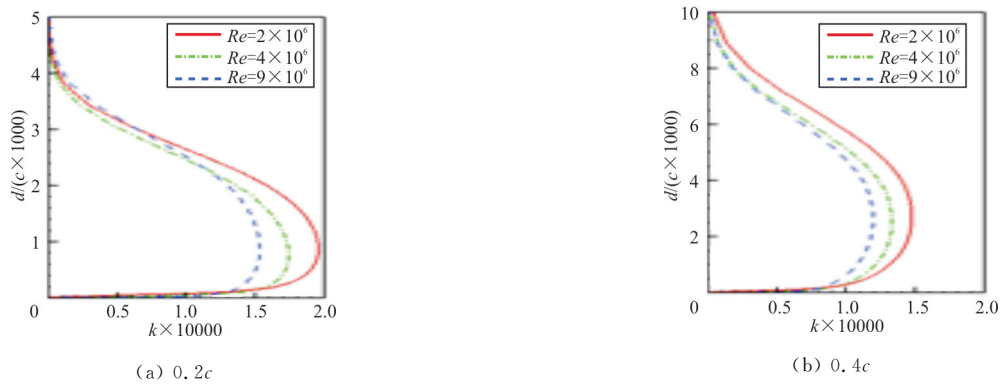
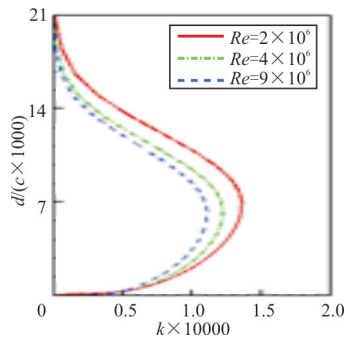


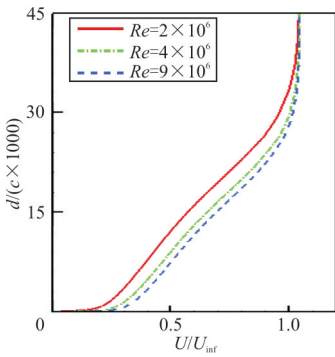
图 14 12°迎角翼型上表面不同站位速度型分布

Fig. 14 The velocity distribution of different stations on the upper surface of airfoil at 12° angle of attack





(c) 0.6c

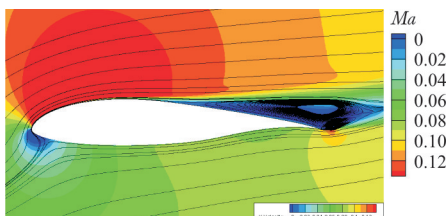


(d) 0.9c

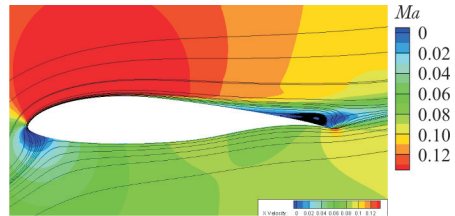
图 15 12°迎角翼型上表面不同站位湍动能分布  
Fig. 15 Turbulent kinetic distribution of different stations on the upper surface of airfoil at 12° angle of attack

从图 15 可以看出: 转捩后相同站位低雷诺数对应的湍动能峰值更高。这是由于翼型前缘发生转捩, 在较低雷诺数时伴随有层流分离泡形成, 这一过程使边界层流动的脉动特性得到加强, 其对应的湍动能、涡粘性增大。但是层流分离泡会消耗边界层的动能, 使流动自持能力即抗分离能力减弱, 从而产生分离。当雷诺数增高, 分离泡减小甚至消失, 流动能量消耗减小, 动能更充沛, 压力分布可以维持较长距离的梯度, 后缘分离滞后发生, 从而增大翼型升力系数及失速迎角。

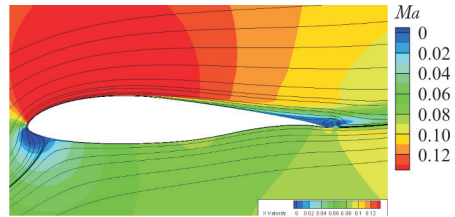
最后对比相同迎角不同雷诺数下翼型流场的后缘分离情况, 结果如图 16~图 17 所示。



(a)  $Re=2 \times 10^6$

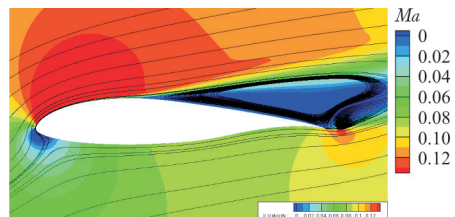


(b)  $Re=4 \times 10^6$

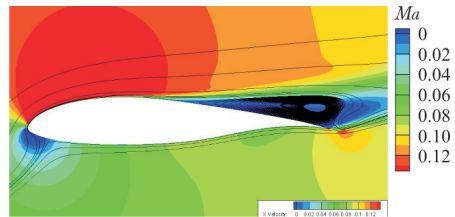


(c)  $Re=9 \times 10^6$

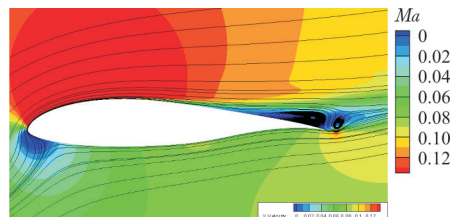
图 16 14°迎角翼型流场流线图  
Fig. 16 Flow field and streamline of airfoil at 14° angle of attack



(a)  $Re=2 \times 10^6$



(b)  $Re=4 \times 10^6$



(c)  $Re=9 \times 10^6$

图 17 16°迎角翼型流场流线图  
Fig. 17 Flow field and streamline of airfoil at 16° angle of attack

从图 16~图 17 可以看出: 在相同迎角下, 随着雷诺数增大, 流动稳定性增强, 抵抗逆压梯度干扰的能力提高, 流动分离趋势减弱。后缘分离逐渐减小, 这与本节中对边界层发展及其参数变化趋势

的观察结果相一致。

### 3 结 论

(1) 对于层流—湍流转捩翼型边界层,雷诺数增大,使流动粘性作用相对减弱,会增大边界层当地无量纲雷诺数,从而使翼型转捩位置前移,减小层流分离泡尺寸。

(2) 分离泡减小使边界层能量损耗减小,同时转捩位置前移使湍流区增长,这些使得流动动能更加充沛,流动稳定性得到加强,抵抗逆压梯度干扰的能力增强,流动分离趋势减弱。

(3) 当雷诺数增大时,翼型后缘分离将延迟,失速迎角及最大升力系数提高。

#### 参考文献

- [1] Jacobs E N. The aerodynamic characteristics of eight very thick airfoils from tests in the variable density wind tunnel [R]. NACA-TR-391, US: NACA, 1931.
- [2] Jacobs E N, Sherman A. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number[R]. NACA-TR-58, US: NACA, 1937.
- [3] Lissaman. Low reynolds number airfoils[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1983, 15: 223-239.
- [4] Michael V O, Brian R M, Ernest S H. Comparison of laminar separation bubble measurements on a low Reynolds number airfoil in three facilities[C]//35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Toronto: AIAA, 2005: 5149-5155.
- [5] Hu H, Yang Z. An experimental study of the laminar flow separation on a low-Reynolds-number airfoil[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(5): 589-603.
- [6] Yamato H, Asai S, Sunada Y, et al. Experiments on a dynamic bubble burst control plate for airfoil stall suppression[C]//2018 Flow Control Conference. Atlanta: AIAA, 2018: 3685-3694.
- [7] Wang N, Gao C. Variable Reynolds number experimental study on aerodynamic characteristic of supercritical airfoil RAE2822 [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 420: 42-46.
- [8] 孙智伟, 白俊强, 高正红, 等. 现代超临界翼型设计及风洞试验[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 804-818.  
Sun Zhiwei, Bai Junqiang, Gao Zhenghong, et al. Design and wind tunnel test investigation of the modern supercritical airfoil [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 804-818. (in Chinese)
- [9] Aranake A C, Lakshminarayan V K, Duraisamy K. Assessment of transition model and CFD methodology for wind turbine flows[C]//42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. New Orleans: AIAA, 2012: 2720-2728.
- [10] Ke J, Edwards J R. Numerical simulations of turbulent flow over airfoils near and during static stall[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(5): 1960-1978.
- [11] 冯涛, 程洪贵, 杨琳, 等. 边界层特性对雷诺数变化的敏感性分析[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 328-334.  
Feng Tao, Cheng Honggui, Yang Lin, et al. Receptivity of boundary layer to Reynolds number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 328-334. (in Chinese)
- [12] 靳允立, 胡骏. 翼型失速及雷诺数变化对风力机气动性能影响的数值研究[J]. 太阳能学报, 2009, 30(9): 1280-1285.  
Jin Yunli, Hu Jun. Numerical research of the influence of airfoil stall and Reynolds number change on wind turbine aerodynamic performance[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2009, 30(9): 1280-1285. (in Chinese)
- [13] 王强, 赵宁, 王同光. 考虑转捩的风力机翼型动态失速数值模拟[J]. 太阳能学报, 2012, 33(1): 113-119.  
Wang Qiang, Zhao Ning, Wang Tongguang. Numerical simulation of wind turbine airfoil dynamic stall with transition modeling[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2012, 33(1): 113-119. (in Chinese)
- [14] 袁尚科. 风力机失速特性研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2016.  
Yuan Shangke. Study on stall of wind turbine[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2016. (in Chinese)
- [15] Menter F R. Two equation eddy viscosity turbulence model for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [16] Wilcox D C. Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models[J]. AIAA Journal, 1988, 26(11): 1299-1310.
- [17] Launder B E, Sharma B I. Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disk [J]. Letters in Heat and Mass Transfer, 1974, 1(1): 131-138.
- [18] Coder J G, Maughmer M D. Computational fluid dynamics compatible transition modeling using an amplification factor transport equation[J]. AIAA Journal, 2014, 52(11): 2506-2512.
- [19] Coder J G, Maughmer M D. Application of the amplification factor transport transition model to the shear stress transport model[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee: AIAA, 2015: 588-596.
- [20] Somers D M. Design and experimental results for a natural laminar flow airfoil for general aviation applications[R]. NASA-TP-1861, US: 1981.

#### 作者简介:

张彦军(1980—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动设计、计算流体力学。

赵轲(1985—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动设计、计算流体力学。

张同鑫(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

陈利丽(1985—),女,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

(编辑:丛艳娟)