

文章编号:1000-8055(2013)12-2698-05

不可压缩翼型绕流数值研究

邸亚超, 高歌, 董鹤, 徐晶磊, 唐杨杨, 许欢
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 使用标准 $k-\omega$ 模型及与色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型分别计算了 NACA0012 翼型和 NACA 4412 翼型的低速绕流问题. NACA 0012 翼型计算了其来流雷诺数为 2.88×10^6 , 攻角从 0° 到 15° 范围内的流动结构、翼型表面压力分布和升力、阻力特性; NACA 4412 翼型计算了临界雷诺数为 1.52×10^6 , 攻角为 13.87° 时的流动分离和翼型表面压力系数, 并与实验数据进行对比. 结果表明: 在同等条件下, 使用与色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型计算得到的 NACA 0012 翼型的升力和阻力系数比标准 $k-\omega$ 模型提高精度约 5%, NACA 4412 翼型的表面压力系数精度提高了约 3%, 进一步验证了其可信性, 可将其进一步应用到低速飞行器的气动计算中.

关键词: 不可压; 色散效应; 湍流; 翼型; 数值研究

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical investigation of incompressible turbulent flows past airfoils

DI Ya-chao, GAO Ge, DONG He, XU Jing-lei,
TANG Yang-yang, XU Huan

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The standard $k-\omega$ model and the $k-\omega$ model coupled with dispersion model were computed for turbulent flow over two airfoils, NACA 0012 and NACA 4412. The flow characteristics on the surface of the NACA 0012 airfoil were analyzed in detail under a typical Reynolds number of 2.88×10^6 and attack angle from 0° to 15° including pressure coefficient, lift coefficient and drag coefficient; the flow characteristics on the surface of the NACA 4412 airfoil were analyzed in detail under a typical Reynolds number of 1.52×10^6 and attack angle of 13.87° including the flow separation and pressure coefficient, and then compared with the experiment data. Under the same condition, the new model improved the accuracy of about 5% than the standard $k-\omega$ model when calculating the lift coefficient of NACA 0012, and improved the accuracy of about 3% than the standard $k-\omega$ model when calculating the pressure coefficient of NACA 4412. The results prove its credibility and value further more.

Key words: incompressible; dispersion effect; turbulence; airfoil;
numerical investigation

绕翼型湍流流场的数值模拟,尤其是对低速不可压绕流翼型流场的数值模拟,在工程上有着

重要意义^[1-3].例如,在民航机起降阶段气动特性的研究中,在飞机低速大攻角下超机动气动特性

收稿日期:2012-11-19

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.009.html>

作者简介:邸亚超(1990-),男,河北定州人,硕士生,主要从事低速气体动力学研究.

的研究中,都希望能通过数值求解 N-S 方程来较准确地模拟出失速攻角附近翼型上流动的分流特性,定量地给出分离点的准确位置和翼型上所受力的分布,从而为翼型和机翼的工程设计提供参考^[4].一百多年来,湍流研究学者提出了各种各样的湍流模型,湍流模型在工程湍流的数值计算中发挥着重要的作用.线性涡黏模型在工程湍流计算中得到了广泛的应用,但是对于存在逆压梯度、分离和旋转等效应的复杂湍流,其预测的结果精度并不能满足工程需求.作者曾对此做了深入地研究,认为其根本原因是忽略了湍流的色散效应^[5].2012 年,董鹤等系统阐述了湍流耗散与色散相互作用理论,并提出了带有色散项修正的雷诺应力封闭式,即湍流的色散构成模型^[6].本文将湍流色散模型与标准 $k-\omega$ 模型耦合,计算了低速不可压翼型绕流,结合实验数据、理论分析以及标准 $k-\omega$ 模型对比,结果表明:该模型在模拟低速不可压绕流翼型时比标准 $k-\omega$ 模型具有更好地准确性.

1 控制方程与数值方法

为了更好地对比计算结果,本文同时采用标准 $k-\omega$ 模型及与湍流色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型.

雷诺平均不可压缩 N-S 方程可表示为

$$\frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial t} + \langle u_j \rangle \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_j} = \\ - \frac{1}{\rho} \frac{\partial \langle p \rangle}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \langle u_i \rangle}{\partial x_j \partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \tag{2}$$

其中 \mathbf{u} 为流体速度, p 为压力, ρ 为密度, ν 为分子黏度.

模型方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + \langle u_j \rangle \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_j} - \\ \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma^* \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + \langle u_j \rangle \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \\ \frac{\sigma_1}{\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \sigma \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \tag{4}$$

模型常数见参考文献[7].

采用 Boussinesq 雷诺应力封闭式时

$$\tau_{ij} = 2\nu \langle S_{ij} \rangle - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \tag{5}$$

采用带有色散项修正的雷诺应力封闭式时

$$\tau_{ij} = 2\nu \langle S_{ij} \rangle - 2\gamma_k \frac{\partial \langle S_{ij} \rangle}{\partial x_k} - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \tag{6}$$

式(6)详细推导过程见文献[5].

ν 为湍流黏度

$$\nu = \frac{k}{\tilde{\omega}} \tag{7}$$

$$\tilde{\omega} = \max \left\{ \omega, C_{lim} \sqrt{\frac{2\mathbf{S}_{ij}\mathbf{S}_{ij}}{\beta^*}} \right\}, \quad C_{lim} = \frac{7}{8}$$

γ_k 为湍流的色散系数

$$\gamma_k = C_\gamma \frac{k}{\omega^3} \frac{\partial k}{\partial x_k} \tag{8}$$

其中 $C_\gamma=8.230$,其他模型常数见参考文献[7].

采用有限体积法对雷诺平均不可压缩 N-S 方程和湍流模型输运方程进行离散求解.无黏通量采用矢通量分裂 Roe 格式,单元界面左右两边的流动参数由 3 阶 MUSCL (monotonic up-stream-centered scheme for conservation laws) 插值公式构造,以保证计算精度和对强间断计算的稳定性.黏性通量采用中心差分格式.时间离散采用 Jameson 五步 Runge-Kutta 显式时间推进格式.

2 计算结果与分析

2.1 NACA 0012 翼型的数值模拟

NACA 0012 是最简单的对称低速模型,几十年来人们对它进行了大量的风洞实验^[8-10]和数值模拟^[11-12].本算例采用 Gregory 和 O'Reilly 的实验设置和实验数据,此实验是 1970 年在美国 NPL (National Physical Laboratory) 实验室 4.0 m × 2.7 m 的低速风洞^[8]中进行的.实验来流速度为 55 m/s,模型弦长为 0.76 m,雷诺数为 $Re=2.88 \times 10^6$,实验设备和细节可参考文献[8].Gregory 公布的实验数据仅三个不同攻角下吸力面的压力系数,升力和阻力系数的数据采用文献[10]提供的数据.

翼型的计算域和计算网格如图 1、图 2 所示,进口边界设在离翼型前缘 400 倍弦长处,出口边界为 500 倍弦长.网格采用与物面正交的 C 型网格.采用两套网格:897 × 257 和 225 × 65,进行网格无关性验证,本文采用 449 × 129 网格进行计算.

表 1 和表 2 是不同攻角下升力系数和阻力系数的实验结果和两个湍流模式计算结果.从表中可以看到,色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型比标准 $k-\omega$ 模型在升力系数上更接近实验结果,阻力系数与其相当.

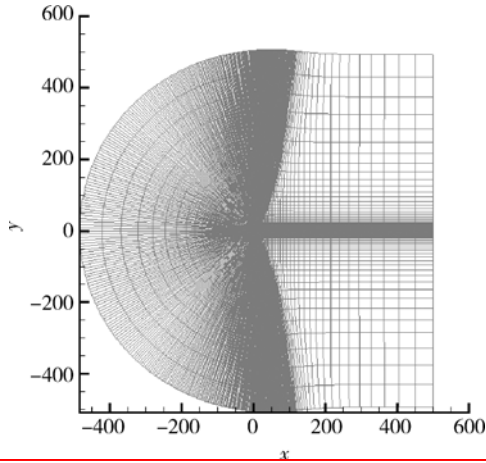


图 1 NACA 0012 流场计算网格

Fig. 1 Computational mesh of NACA 0012 flow field

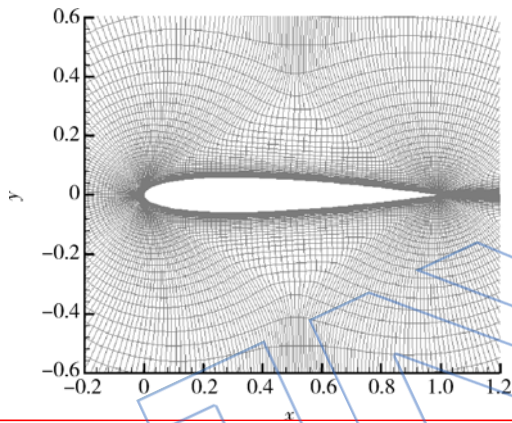


图 2 翼型表面 C 型网格 (NACA 0012)

Fig. 2 C mesh on the surface of airfoil (NACA 0012)

表 1 不同攻角下的升力系数

Table 1 Lift coefficients at different angles of incidence

	攻角/(°)			
	0	5	10	15
<i>k-ω</i> 模型	0.0005	0.538	1.04	1.4
本文模型	-0.00007	0.542	1.07	1.493
实验值	0	0.541	1.07	1.497

表 2 不同攻角下的阻力系数

Table 2 Drag coefficients at different angles of incidence

	攻角/(°)			
	0	5	10	15
<i>k-ω</i> 模型	0.009	0.011	0.016	0.03
本文模型	0.009	0.011	0.016	0.027
实验值	0.008	0.009	0.012	0.019

图 3、图 4 和图 5 分别是 0°, 10° 和 15° 攻角下吸力面和压力面压力系数分布 (图中 c 表示弦长).

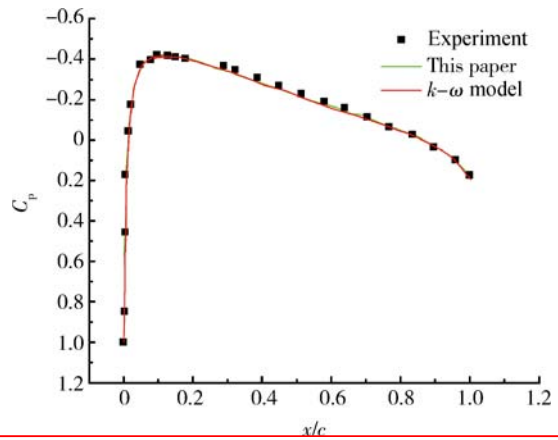


图 3 NACA 0012 翼型 0° 攻角下压力系数分布

Fig. 3 Surface pressure coefficients distribution of NACA 0012 at 0° angle of incidence

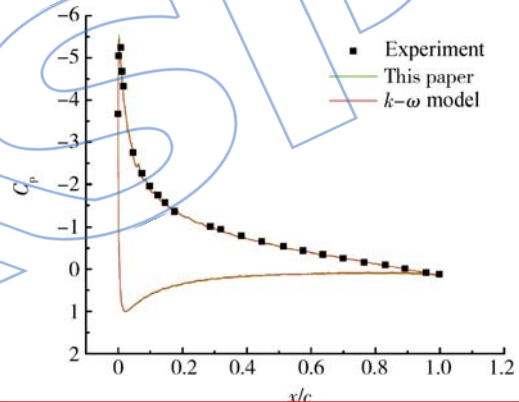


图 4 NACA 0012 翼型 10° 攻角下压力系数分布

Fig. 4 Surface pressure coefficients distribution of NACA 0012 at 10° angle of incidence

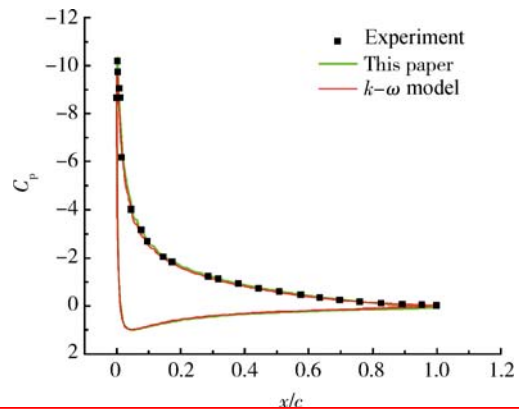


图 5 NACA 0012 翼型 15° 攻角下压力系数分布

Fig. 5 Surface pressure coefficients distribution of NACA 0012 at 15° angle of incidence

可以看出,两个湍流模式结果基本相同,且都和实验结果基本吻合,而且 15°攻角时,与色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型比标准 $k-\omega$ 模型更接近实验结果.

理论和计算表明:当攻角小于 13°时,翼型绕流为附着流;当攻角大于 13°时,在翼型背风面尾缘附近出现明显的分离涡结构^[13].

从图 6 和图 7 可以看出攻角为 10°时,翼型表面为附着流,未出现分离涡结构;攻角为 15°时,翼型尾缘出现明显的分离涡结构.

风洞中进行的实验^[14]. 来流雷诺数为 1.52×10^6 , 马赫数为 0.09,模型弦长为 $c=1\text{m}$,实验测量了翼型压力面和吸力面的压力系数. 这一算例也被 Stanford 国际湍流会议规定为标准算例^[15].

计算域与计算网格如图 8、图 9 所示. 进口边界设在离翼型前缘 100 倍弦长处,出口边界为 200 倍弦长. 网格采用与物面正交的 C 型网格. 采用压力远场进口边界条件. 用两套网格: 897×257 和 449×129 , 进行网格无关性验证, 本文采用 449×129 网格进行计算.

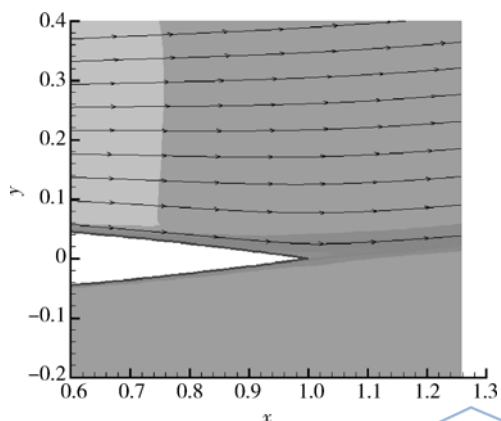


图 6 10°攻角时翼型尾缘处流线图

Fig. 6 Streamlines on the trailing edge at 10° angle of incidence

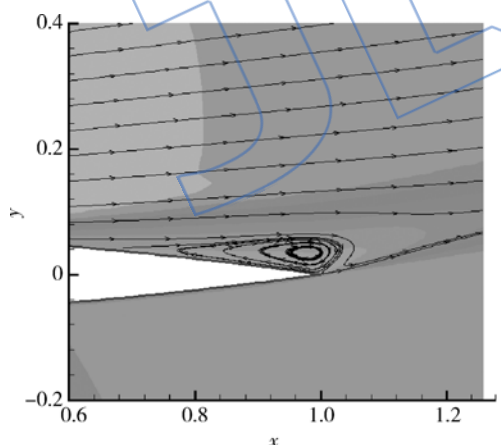


图 7 15°攻角时翼型尾缘处流线图

Fig. 7 Streamlines on the trailing edge at 15° angle of incidence

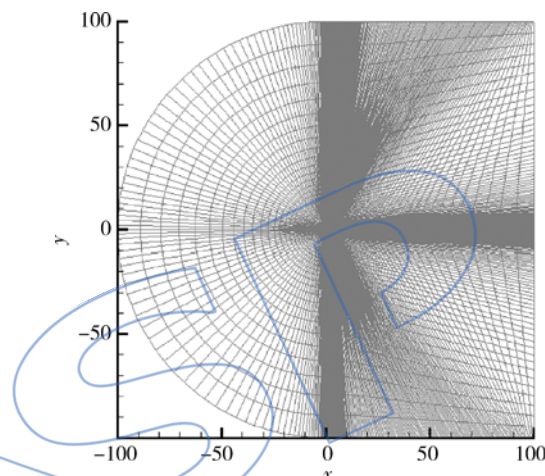


图 8 NACA 4412 流场计算网格

Fig. 8 Computational mesh of NACA 4412 flow field

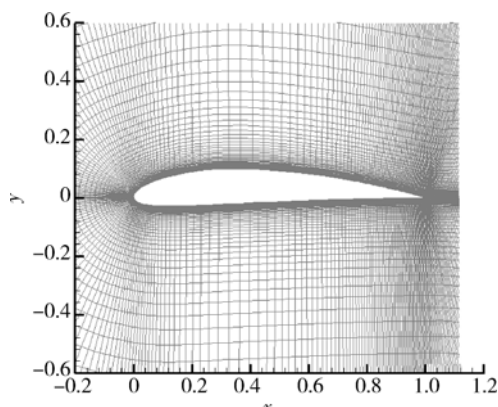


图 9 翼型表面 C 型网格 (NACA 4412)

Fig. 9 C mesh on the surface of airfoil (NACA 4412)

2.2 NACA 4412 翼型的数值模拟

算例计算的是攻角为 13.87°, 处于最大升力状态下的 NACA 4412 翼型绕流问题. 数据来源于 Coles 和 Wadcock 于 1979 年在美国 GALCIT (Guggenheim Aeronautics Laboratory at the California Institute of Technology) 的 3.1m 直径的亚声速

图 10 为翼型尾缘处的稳定分离涡结构, 图 11 为翼型表面的压力系数, 可以明显看出与色散模型相耦合的 $k-\omega$ 模型要比标准 $k-\omega$ 模型的计算结果更接近于实验值.

综上所述, 本文使用湍流色散模型与标准 $k-\omega$ 模型相耦合, 分别计算了 NACA 0012 和 NACA 4412 低速绕流问题, 并与实验数据进行对比, 验

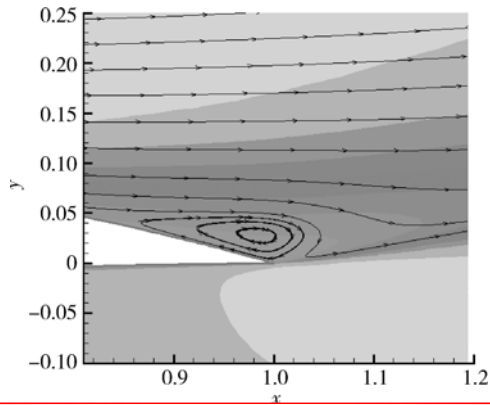


图10 翼型尾缘分离涡结构

Fig. 10 Separation vortex on the trailing edge

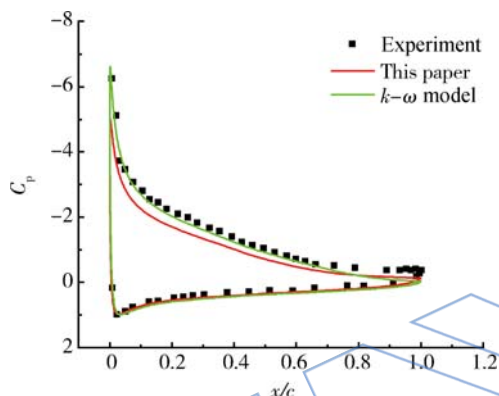


图11 NACA 4412翼型表面压力系数分布

Fig. 11 Surface pressure distribution of NACA 4412 airfoil

证了模型的可信性,展现了其优越性,证明了添加色散效应可有效改善计算结果.因此,可以认为该模型具有很大的发展潜力和工程应用价值.

3 结论

文献[5]提出的湍流色散模型不是根据某种特定流动状态建立,而是从物理实际出发,深刻揭示并描述了广泛存在于湍流运动中的色散现象,所以在模拟湍流流场时可以给出更加精确的结果,而且这种显著地改善效果,原则上在其与任意湍流模型耦合时都可以实现.本文将其与标准 $k-\omega$ 模型耦合,计算了低速翼型绕流,结合实验数据、理论分析以及与其他模型对比压力系数、升力系数和阻力系数的分布,可以看出该模型可以给出比标准 $k-\omega$ 模型更加精确的结果,特别是在计算 NACA 0012 翼型升力系数和 NACA 4412 压力系数时,该模型具有很显著的优越性,而这两者在工程应用中往往是比较重要的参数,从而验证了模型的工程应用价值.

参考文献:

- [1] Guilmineau E, Piquet J, Queutey P. Two-dimensional turbulent viscous flow simulation past airfoils at fixed incidence[J]. Computers and Fluids, 1997, 26(2): 135-162.
- [2] Lien F S, Leschziner M A. Modeling 2D separation from a high lift airfoil with a non-linear eddy-viscosity model and second-moment closure[J]. Aeronautical Journal, 1995, 99(984): 125-144.
- [3] Davidson L, Rizzi A. Navier-Stokes computation of airfoil in stall using algebraic Reynolds-stress model[R]. AIAA 92-0195, 1992.
- [4] 钱炜祺, 蔡金狮. 绕翼型低速湍流的数值模拟[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 261-264.
QIAN Weiqi, CAI Jinshi. Numerical simulation of turbulent flow past airfoil at low Mach number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 261-264. (in Chinese)
- [5] 高歌. 湍流的耗散及弥散相互作用理论[J]. 中国科学: A辑, 1985(5): 457-465.
- [6] 董鹤, 高歌, 邸亚超. 不可压缩湍流的色散模型[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 90-95.
DONG He, GAO Ge, DI Yachao. Dispersion model for incompressible turbulent flows [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 90-95. (in Chinese)
- [7] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. California: DCW Industries, 2006.
- [8] Gregory N, O'Reilly C L. Low-speed aerodynamics of MACA0012 airfoil section, including the effects of upper-surface roughness simulation hoar frost [R]. National Physical Laboratory, NPL Aero Report 1308, 1970.
- [9] McCroskey W J. A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil [R]. NASA Technical Memorandum 100019, 1987.
- [10] Ladson C L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamics characteristic of the NACA 0012 airfoil section[R]. NASA-TM-4074, 1988.
- [11] Eleni D C. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil[J]. Journal of Mechanical Engineering Research, 2012, 4(3): 100-111.
- [12] Hong-Sik I M, Zhan G. Delayed detached eddy simulation of a stall flow over NACA0012 airfoil using high order schemes[R]. AIAA-2011-1297, 2011.
- [13] 任鑫, 李百合, 尹幸愉, 等. 使用 GAO-YONG 湍流方程组计算翼型分离流[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 73-78.
REN Xin, LI Baihe, YIN Xingyu, et al. Calculation of airfoil flows using GAO-YONG turbulence equations [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 73-78. (in Chinese)
- [14] Coles D, Wadcock A J. Flying-hot-wire study of flow past an NACA 4412 airfoil at maximum lift[J]. AIAA Journal, 1979, 17(4): 321-329.
- [15] 江立军. 对湍流模化的反思考与模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
JIANG Lijun. Reconsideration on turbulence modeling and numerical study [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)