

文章编号: 1000-8055(2007)01-0073-06

使用 GAO-YONG 湍流方程组计算 翼型分离流

任 鑫, 李百合, 尹幸愉, 高 歌

(北京航空航天大学 能源与动力学院 航空热动力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 采用 SIMPLE 方法求解 GAO-YONG 不可压湍流方程组, 对不同来流迎角下的 NACA0012 翼型绕流结构进行了数值模拟, 给出了翼型绕流分离流结构随迎角的变化特征和翼型在分离绕流中的气动力参数. 与实验数据以及大涡模拟结果的比较表明, GAO-YONG 不可压湍流方程组能够对翼型绕流的分离点、分离涡形态、表面压力分布、升阻特性做出较好的预测, 能够模拟翼型大攻角分离流动, 计算结果优于 FLUENT 软件中的 $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型的计算结果.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 湍流; 翼型; 分离流; GAO-YONG 湍流方程组

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Calculation of airfoil flows using GAO-YONG turbulence equations

REN Xin, LI Bai-he, YIN Xing-yu, GAO Ge

(National Key Laboratory on Aero engines, School of Jet Propulsion
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The NACA0012 isolated airfoil at different angels of attack is numerically simulated with SIMPLE algorithm and GAO-YONG turbulence equations. The problem of checkerboard prediction of pressure was cured by evaluating the cell face velocities by the momentum interpolated principle. In order to improve the calculation precision, an orthogonal body fitted coordinate system was selected and a second-order HLAP discretization for the convective part was used. Separated flow structures over the isolated airfoil at different angles of attack and corresponding aerodynamic parameters are presented in details. By comparing with the experimental data and the results of the large-eddy simulation, it shows the GAO-YONG turbulence equations without using empirical coefficients and wall functions successfully simulate the separated flow pattern on the airfoil surface, and accurately predict the location of separation and the aerodynamic force coefficients. In addition, the results of GAO-YONG turbulence equations are better than that of $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ turbulence models in the software of FLUENT soft.

Key words: aerospace propulsion system; turbulence; airfoil; separated flow; GAO-YONG turbulence equations

收稿日期: 2005-11-9; 修订日期: 2006-2-26

作者简介: 任鑫(1979), 男, 辽宁大连人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事计算流体力学和湍流数值模拟研究.

绕翼型低速湍流流场的数值模拟在工程上有着重要意义. 例如: 1) 民航机起降阶段气动特性的研究中, 在战斗机低速大攻角下超机动气动特性的研究中, 都希望能较准确地模拟出翼型在失速攻角附近的分离流特性, 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^[1]; 2) 目前叶轮机内流数值模拟中, 单级风扇/压气机/涡轮模拟较准确, 多级风扇/压气机/涡轮模拟较差, 其中一个重要原因就是在叶轮机中, 叶片边界层的分离和转捩位置模拟的不准确^[2]. 所以翼型低速绕流的精确模拟对工程应用有着非常重要的意义.

目前国内外对翼型低速绕流的数值模拟已做了大量研究, 并且对解决实际工程问题起到了巨大作用, 但是所采用的湍流模型都存在着一系列的问题, 最突出的问题是模拟大攻角分离流误差极大. 首先, 对于简单的代数 BL、CS 模型, 由于其基于平衡湍流模式假定, 湍流应力仅依赖平均流的当地属性, 对分离流这种非平衡流动难于准确模拟; 其次, 两方程湍流模式采用零压力梯度的壁面函数也难于准确模拟分离点前后非零压力梯度及速度型; 最后, 大涡模拟技术也存在三方面问题: 第一, 计算量过大; 第二, 结果受格式精度影响大; 第三, 边界条件难于准确给出. 20 世纪 90 年代以来发展的一方程模型(SA)、二方程模型(MENTER SST)及非线性显式代数应力模型(EASM)等, 它们在一定程度上改进了计算分离流的能力. 然而对于大攻角情况下的翼型绕流问题, 现有的湍流模式仍难于准确模拟^[3]. 具体表现在: 第一, 大攻角下分离点位置的计算不准确, 对于相同的翼型不同湍流模式的结果相差巨大; 第二, 同一模型对同一翼型不同攻角下的模拟精度相差巨大.

翼型大攻角绕流是一类复杂流动问题, 原因在于分离区内流线曲率非常之大, 流场变量改变迅速, 加之剪应力正应力的相互作用, 使流动呈现强各向异性. 湍流模型如果没有真实地反映流动的各向异性必然对翼型大攻角低速绕流束手无策. 较好地反映了湍流的物理实质, 考虑了湍流各向异性的 GAO-YONG 湍流方程组应该能够较为准确地模拟翼型大攻角分离流.

1 控制方程和计算方法

GAO-YONG 不可压湍流方程组详见文献

[4]. 该方程依靠理性分析推出, 可较为准确模拟统计平均流动及拟序结构流, 较好地反映了湍流的物理实质. 下面直接给出 GAO-YONG 不可压湍流方程组的平均流连续方程、动量方程、漂移流连续方程、动量方程以及机械能方程(平均量省去上标, 漂移量有波浪上标):

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\sigma_{ij} + \sigma_{ij}^T) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_i u_j) = - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i \tilde{u}_j + \tilde{p} \delta_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\sigma}_{ij} + \tilde{\sigma}_{ij}^T - \sigma_{ij} - \sigma_{ij}^T) \quad (4)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \frac{[(l_j \frac{\partial}{\partial x_j})^n u_i] \cdot \tilde{u}_i}{n!} = l_i (- \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i \tilde{u}_j + \tilde{p} \delta_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\sigma}_{ij} + \tilde{\sigma}_{ij}^T - \sigma_{ij} - \sigma_{ij}^T) - \frac{D u_i}{D t}) \quad (5)$$

σ_{ij} , $\tilde{\sigma}_{ij}$ 分别为平均流的层流应力和漂移流的层流应力:

$$\sigma_{ij} = 2\mu \varepsilon_{ij} - 2/3 \mu \varepsilon_{kk} \delta_{ij}, \quad \sigma_{ij}^T = 2\mu \varepsilon_{ij}^T - 2/3 \mu \varepsilon_{kk}^T \delta_{ij} \quad (6)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}), \quad \varepsilon_{ij}^T = \frac{1}{2}(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i}) \quad (7)$$

σ_{ij}^T , $\tilde{\sigma}_{ij}^T$ 分别为平均流湍流应力和漂移流湍流应力:

在正交各向异性坐标系(1-2)下,

$$\sigma_{ij}^{(1-2)} = 2\mu_{IJ} \varepsilon_{ij}^{(1-2)} - \frac{2}{3} \mu_{LL} \varepsilon_{kk}^{(1-2)} \delta_{ij} \quad (8)$$

$$\mu_{IJ} = |\xi_I| + |\xi_J|, \quad \xi_i = \rho_j \tilde{u}_i \quad (9)$$

其中 I, J, L 为伴随标, 不参与求和约定. 由(8), (9)式可以得到正交坐标系下的本构关系:

$$\sigma_{ij}^{(1-2)} = C_{IJ} \varepsilon_{ij}^{(1-2)} \quad (10)$$

这样有了正交坐标系下粘性系数矩阵 C 后, 我们便可通过坐标转换矩阵来求出 $X-Y$ 坐标系下的粘性系数矩阵 D , 进而得到 $X-Y$ 系下的本构关系:

$$\sigma_{ij} = D_{IJ} \varepsilon_{ij} \quad (11)$$

漂移流湍流应力只需以漂移变形率代替平均流变形率则可得到.

采用有限控制体积法对上式进行离散, 对

13° 攻角以下的附着流动,对流项离散格式采用三阶精度的 QUICK 格式离散,对 13° ~ 15° 攻角采用二阶精度的 HLAP 格式离散,15° 攻角以上采用指数格式计算,扩散项和源项采用中心差分格式离散;压力修正采用 SIMPLE 方法^[5],为避免使用非交错网格所引起的非物理压力波动,对有限体积界面上的速度采用了 RHIE-CHOW 动量插值.得到的五对角代数方程组采用 TDMA 方法交替迭代求解.为了解决尾迹区计算稳定性问题,对尾迹区采用整体求解方法,如图 1 所示,即 TDMA 方法对 A-B 求解,再 C-E 联立求解.取代通常 C-D、D-E 的分离求解.

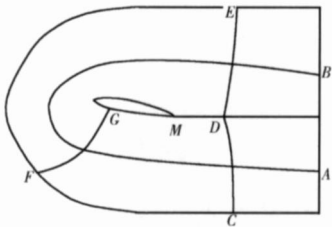


图 1 计算区域
Fig. 1 Physical plane

计算边界条件处理为:物面采用无滑移条件;远场边界条件,文献[6]指出当外边界离开翼面为 3 倍弦长时,外流对翼型绕流的计算结果影响不大.本文外边界离开翼面为 10 倍弦长,故给定自由流边界条件.出口诸物理量流向导数为零.

采用椭圆型方程网格生成方法生成物面边界处正交的 C 型网格.网格无关性验证,采用了两套网格分别是 128×30 和 168×40 网格,并且向物面加密,保证在弦长为 1 m 时使第一条网格线距翼型表面距离在粗网计算时为 1 mm、细网计算时为 0.25 mm.

2 计算结果

采用两套网格计算了 NACA0012 翼型在 $Re = 2.8 \times 10^6$, 来流攻角从 6° 到 25° 的平均速度、压力场和分离流结构,结果相差不大,在此仅给出细网格下的计算结果.计算表明,当迎角小于 13° 时,翼型绕流为附着流,这与前人的实验和数值研究结果是一致的;当迎角大于 13° 时,在翼型背风面尾缘附近出现明显的分离涡结构.如图 2, 15° 攻角速度矢分布,翼型尾部出现明显的分离涡;以后随迎角的继续增大,分离点逐渐向翼型前缘推进,分离区不断增大,并且分离泡内出现了一对旋转方向不同的旋涡,其中下游为逆时针涡,上游为顺

时针涡,如图 3; 20° 攻角速度矢图清晰再现了这对涡结构.与此同时,同文献[7] 大涡模拟结果比较了翼型表面升力系数、升阻特性.图 4; 是 10° 攻角下翼型表面升力系数与大涡模拟结果的比较,两者计算的结果相近,不同之处仅在 GAO -

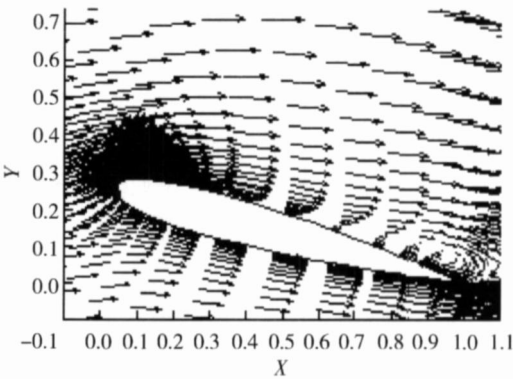


图 2 攻角速度矢
Fig2 Velocity vectors at incidence

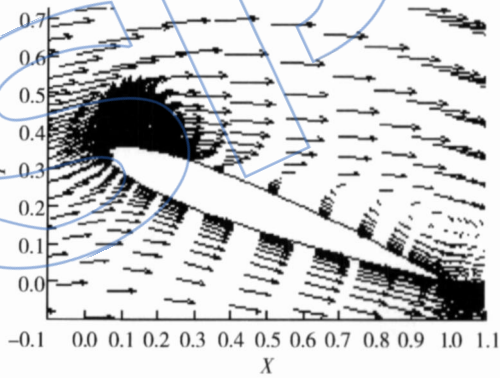


图 3 攻角速度矢
Fig3 Velocity vectors at incidence

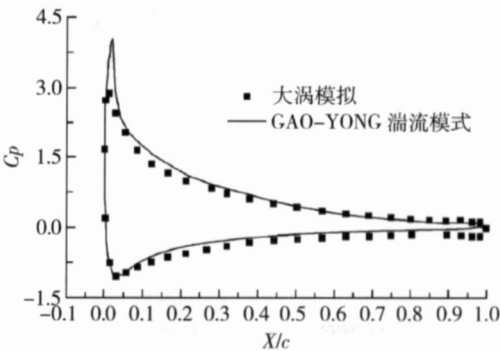


图 4 攻角表面压力系数
Fig4 Surface pressure distribution
at incidence

YONG 湍流方程组模拟的吸力峰值要明显高于大涡模拟的结果.而计算 6° 攻角(文中未给出结果)时发现采用高阶格式计算翼型前缘的吸力峰值与实验结果相同,且比采用低阶格式的结果高.

故相对于大涡模拟偏低的吸力峰值, GAO - YONG 湍流方程组计算的结果更合理. 图 5 是 20° 攻角表面压力系数的比较, GAO - YONG 湍流方程组同样给出了较高的吸力峰值. 总体而言, 无论是低攻角还是大攻角, GAO - YONG 湍流方程组模拟的表面压系数与大涡模拟的结果吻合地很好. 图 6 是 GAO - YONG 湍流方程组计算所得升力系数同实验值和大涡模拟结果的比较, 在 13° 前升力随攻角的增加而增大, 13° 是 NA CA 0012 翼型的失速攻角, 过了 13° 升力急剧下

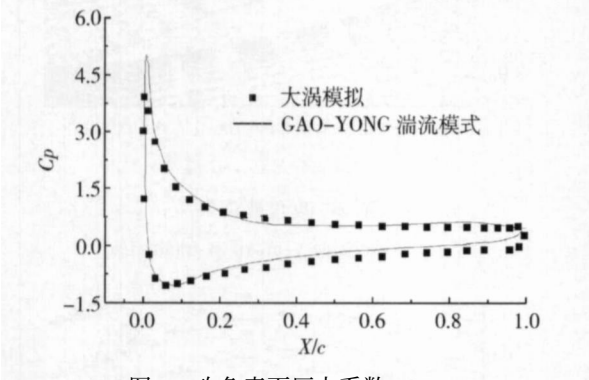


图 5 攻角表面压力系数

Fig5 Surface pressure distribution at incidence

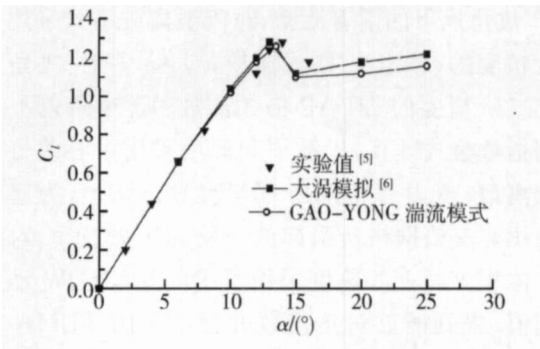


图 6 升力系数随攻角变化曲线

Fig6 Lift Coefficient Curve

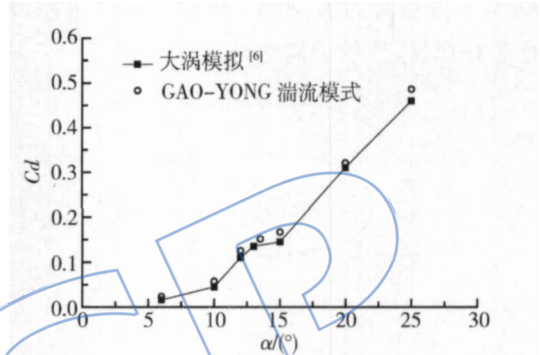
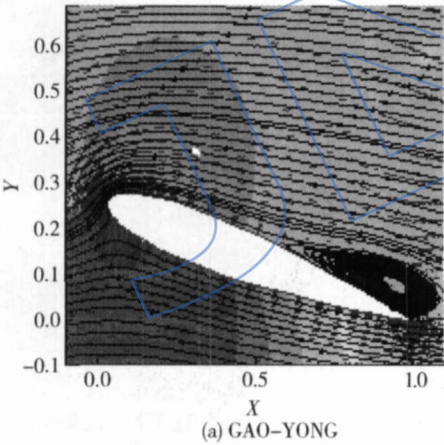
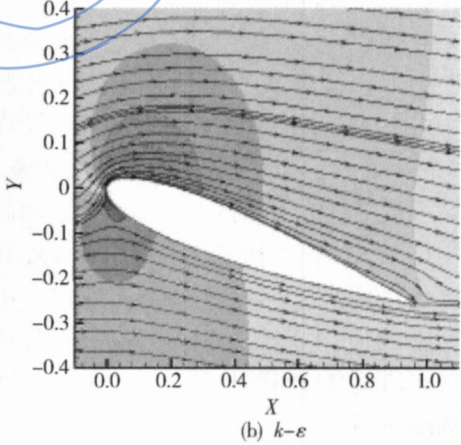


图 7 阻力系数随攻角变化曲线

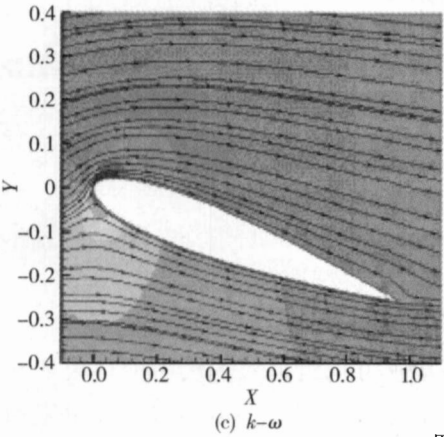
Fig7 Drag Coefficient Curve



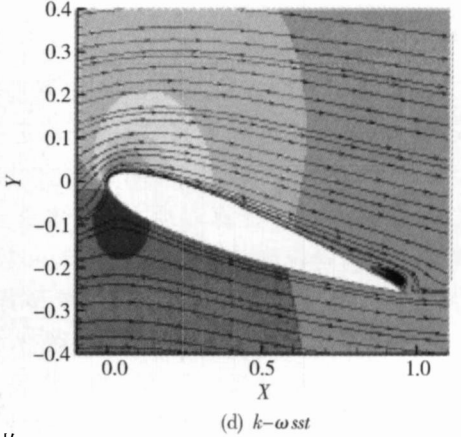
(a) GAO-YONG



(b) k-ε



(c) k-ω



(d) k-ω sst

图 8 攻角分离流结构

Fig8 Streamline contours at incidence

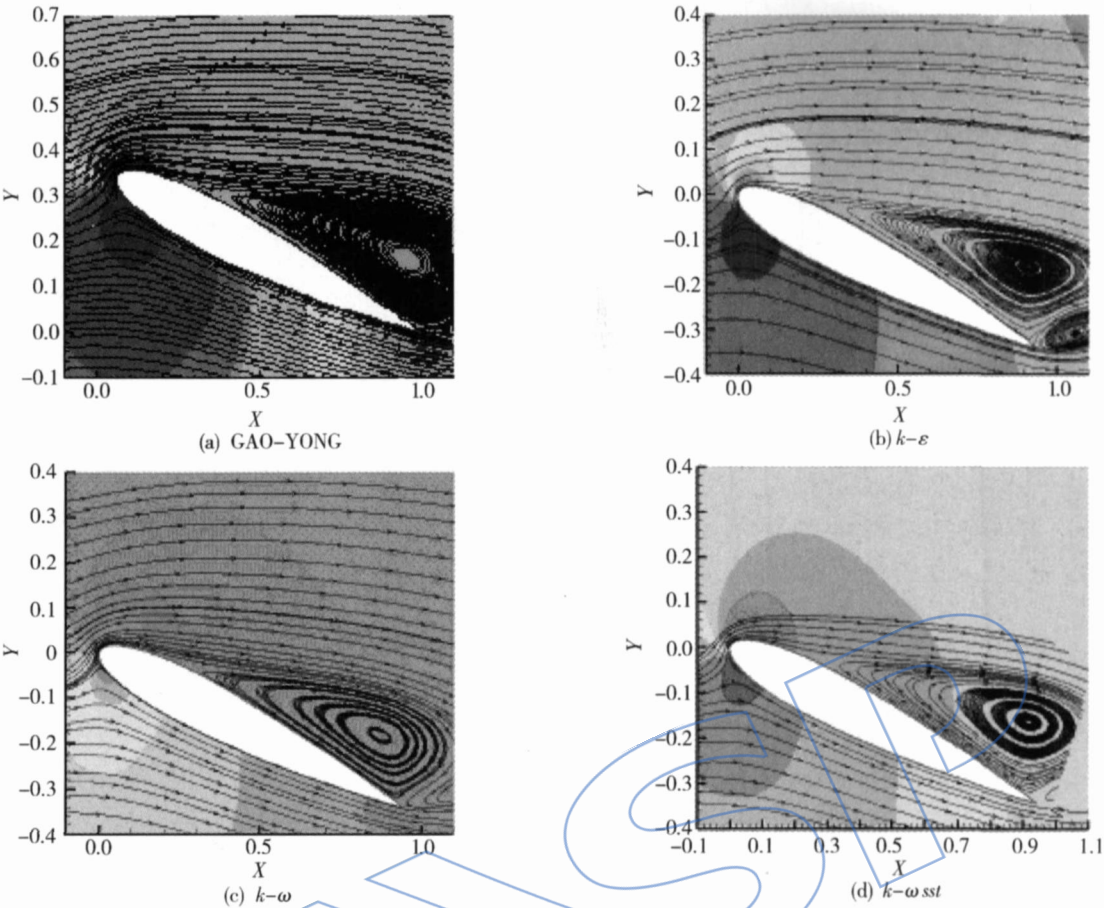


图 9 攻角分离流结构

Fig9 Streamline contours at incidence

3 结 论

降,在 15°之后又缓慢上升.在 13°之前计算的结果与实验值一致,而在 15°之后计算结果低于实验值,这主要是因为严重分离情况下为了稳定计算,对流项离散采用了精度较低的指数格式,而采用指数格式预测的吸力峰低于实验值,使升力系数遭到一定影响.图 7 是 GAO-YONG 湍流方程组计算所得阻力系数同大涡模拟结果的比较.在接近失速攻角下阻力系数突然猛增,而后阻力系数缓慢增大,GAO-YONG 湍流方程组计算的结果略高于大涡模拟的计算值.

此外,GAO-YONG 湍流方程组与 FLUENT 软件中的 $k-\epsilon$ 模型、标准 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型比较了大攻角分离流的拓扑结构.图 8、图 9 分别是这四种湍流模式对 15°、20°攻角分离流涡模拟的比较.15°攻角时,GAO-YONG 湍流方程组模拟出了明显的尾部分离涡,预测的分离点位置为 0.625 倍弦长,与实验值^[8] 0.64 倍弦长很接近,而 $k-\epsilon$ 没有模拟到分离流,标准 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模拟的分离区过小.20°攻角时, $k-\epsilon$ 模型、标准 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型都从前缘直接发生分离,只有 GAO-YONG 湍流方程组模拟出了合理的前缘附着流.

(1) GAO-YONG 湍流方程组成功地模拟了 NACA0012 翼型在不同攻角下的升阻特性,准确捕捉到失速攻角;并且与大涡模拟结果比较了 10°和 20°的表面压力系数分布,结果吻合很好,更加证实了 GAO-YONG 湍流方程组对翼型大攻角绕流这一复杂流动问题的解决能力.

(2) GAO-YONG 湍流方程组与 FLUENT 软件中的 $k-\epsilon$ 模型、标准 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型比较了 15°、20°攻角分离流的拓扑结构.15°攻角时,GAO-YONG 湍流方程组模拟出了明显的尾部分离涡,预测的分离点位置与实验值很接近,而 $k-\epsilon$ 没有模拟到分离流,标准 $k-\omega$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型模拟的分离区过小.20°攻角时, $k-\epsilon$ 、 $k-\omega_{sst}$ 模型都从前缘直接发生分离,只有 GAO-YONG 湍流方程组模拟出了合理的前缘附着流.比较说明 GAO-YONG 湍流方程组在预测翼型大攻角分离流问题上要优于通常的两方程湍流模型.

参考文献:

[1] 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.

[2] Deton J D. The calculation of three dimensional viscous flow through multistage turbomachines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 18-26.

[3] 肖志祥, 李凤蔚, 鄂秦. 湍流模型在复杂流场数值模拟中的应用[J]. 计算物理, 2003, 20(4): 335-340.
XIAO Zhixiang, LI Fengwei, QIN E. Applications of turbulence models in simulation of complex flows[J]. Chinese Journal of Computation Physics, 2003, 20(4): 335-340.

[4] GAO Ge, Yong Yan. Partial average based equations of incompressible turbulent flow[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2004, 39: 1407-1419.

[5] 陶文铨. 计算传热学的近代进展[M], 北京: 科学出版社, 2000.

[6] 陈红全, 黄明恪. 外边界位置对数值计算翼型绕流的影响[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(3): 366-369.
CHEN Hongquan, HUANG Mingke. The effect of the location of far field boundary on the flow past an Airfoil[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2000, 18(3): 366-369.

[7] 刘沛清, 邓学莹. 绕翼型分离流结构的数值研究[J]. 航空学报, 1997, 18(4): 385-389.
LIU Peiqing, DENG Xueying. Numerical study of separation flows over an isolated airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(4): 385-389.

[8] Mittal S, Saxena P. Hysteresis in flow past a NACA0012 airfoil[J]. Computer Method in Applied Mechanics and Engineering, 2002, 191: 2179-2189.

