

y^+ 值对翼型气动参数计算精度的影响研究

于冲¹, 王旭², 董福安¹, 陈鹏²

(1. 空军工程大学理学院, 陕西西安, 710051; 2. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 基于 RAE 2822 翼型, 为了研究粘性底层无量纲参数 y^+ 对翼型气动参数计算精度的影响, 采用 ANSYS ICEM 剖分的计算域网格和三维 N-S 控制方程的有限体积分散格式, 选取 SST 湍流模型, 在不同的 y^+ 值下借助 ANSYS CFX 模块数值计算了该翼型的气动参数, 分析了相对误差, 绘制了压力系数分布云图。结果表明: 过大的 y^+ 值导致误差增大; 在 y^+ 的理论值 11.63 附近, 计算精度变化较小; 较小的 y^+ 可使精度进一步提高, 但过小的 y^+ 并不能得到过高的计算精度。 y^+ 值对翼型边界不同区域的计算精度影响有所不同, 翼型气动参数数值计算时推荐 y^+ 取 2-4。

关键词 粘性底层; 数值计算; 误差分析; 压力系数分布

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.03.006

中图分类号 V211.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)03-0025-05

湍流流动是一种高度非线性的复杂运动, 大量的试验表明, 对于有固体壁面的湍流流动, 在紧贴壁面的区域存在一层较薄的粘性底层, 该层中流动几乎是层流^[1], 因此产生了主流为湍流而壁面存在粘性底层的仿真问题。结构网格划分过疏难以捕捉粘性底层流场数据, 而过密又会引起网格数量的急剧增加, 导致仿真计算时间增加, 效率降低。文献[2]研究了翼型 RAE 2822 在不同网格单元数以及不同湍流模型下的计算精度问题, 文献[3]指出翼型 RAE 2822 气动参数计算时, 壁面第一层网格距离选取弦长的 3×10^{-6} 倍, 以满足粘性底层的需求, 但并未给出第一层网格距离对粘性底层模拟的影响程度。本文基于 RAE 2822 翼型, 通过设置翼型壁面第一层网格的距离, 研究了粘性底层无量纲参数 y^+ 对翼型气动参数计算精度的影响, 总结了其变化趋势, 推荐了翼型数值计算时 y^+ 值的选取范围。

1 近壁区流动特点

沿壁面法线的不同距离上, 依次向外存在粘性底层、过渡层和对数律层, 三者构成了近壁区的流动。粘性底层中粘性力起主导作用, 湍流切应力可忽略; 过渡层二者作用相当; 对数律层粘性力影响不明显, 而湍流切应力占主导地位^[4]。近壁区的粘性底层区域通常用距离无量纲参数 y^+ 衡量:

$$y^+ = \frac{\Delta y \rho}{\mu} \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (1)$$

式中: Δy 为第一层网格到壁面的距离, 见图 1; ρ 为气体密度; μ 为粘性系数; τ_w 为壁面切应力。 y^+ 对粘性底层分界区域的影响^[4] 见图 2, 忽略过渡层后, 文献[5]推荐 $y^+ = 11.63$ 作为粘性底层和对数律层的分界点。

2 建立模型

2.1 计算模型与网格剖分

* 收稿日期: 2012-01-09

作者简介: 于冲(1984-), 男, 辽宁大连人, 硕士, 主要从事计算流体力学研究. E-mail: yuchong808@sina.com

选取跨音速翼型 RAE 2822 作为计算模型,模型展长为弦长的 1%。该翼型的试验工况为马赫数 $Ma = 0.73$,迎角 $\alpha = 3.19^\circ$,基于翼型弦长 c 的雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$ [6]。根据流体力学的相似准则,计算模型中 $c = 1.0479 \text{ m}$,参考重心取在 $0.25c$ 处,确保数值计算与实验数据具有可比性。见图 3,计算网格采用 C-H 型的分块结构网格,第一层网格距离为 Δy ,网格以 1.2 延伸比由壁面边界向外生长,数量约为 9×10^4 。网格划分时,翼型几何拓扑相对简单,近壁区网格正交性良好,网格质量较高,有利于结果收敛和精度的提高。

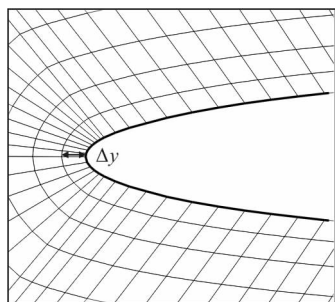
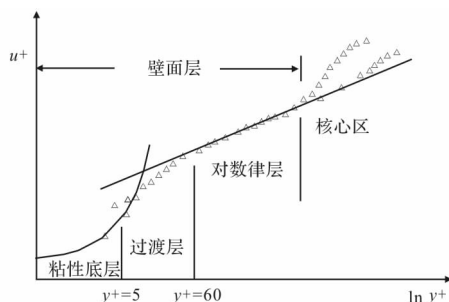
图 1 Δy 示意图Fig. 1 The sketch map of Δy 

图 2 粘性底层区域

Fig. 2 The area of viscous sublayer

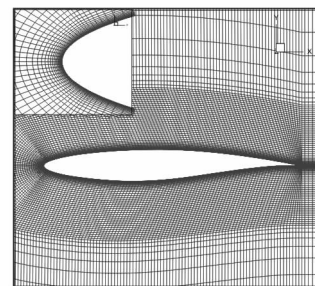


图 3 模型与局部网格

Fig. 3 Model and the local grids

2.2 控制方程与离散

数值模拟的控制方程采用三维 N-S 方程,在笛卡儿坐标系中 (x_1, x_2, x_3) ,定义速度分量 (u_1, u_2, u_3) ,采用求和约定惯例,无热源的三维 N-S 方程守恒形式为:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{f}_{vi}}{\partial x_i} \quad (2)$$

式中: \mathbf{w} 为状态矢量; \mathbf{f} 为无黏(对流)通矢量项; \mathbf{f}_v 为黏性(耗散)通矢量项,各项具体表达式如下:

$$\mathbf{w} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{f}_i = \begin{Bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \\ \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \\ \rho u_i u_3 + p \delta_{i3} \\ \rho u_i H \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{f}_{vi} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \delta_{j1} \\ \tau_{ij} \delta_{j2} \\ \tau_{ij} \delta_{j3} \\ u_j \tau_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix}$$

式中: ρ, E, H, p, T 分别为密度,总能,总焓,压强,温度; μ, λ 和 k 分别为第一、第二粘性系数和热传导系数; δ_{ij} 为克罗尼柯尔符号; γ 为比热比; $\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$ 为黏性应力张量。

考虑不同模型对气动参数的模拟差异 [7],采用 SST 湍流模型,并采用有限体积法将控制方程离散,对流项选用二阶迎风差分格式 [8]。翼型边界物面为无滑移壁面条件,远场为自由流条件,两侧设置对称边界条件,计算残差收敛精度为 10^{-5} 。

3 计算结果与分析

在翼型拓扑划分和网格数量不变的情况下,通过设置不同的第一层网格距离 Δy ,在机体坐标系和不同的 y^+ 值下,基于 ANSYS CFX 计算流体模块计算 RAE 2822 翼型的升力系数 C_L ,阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_m ,数值计算结果和试验结果 [6] 由表 1 给出。

表1 RAE 2822 数值计算和试验数据

Tab.1 The data of numerical computation and experiment for RAE 2822

$\Delta y (\times 10^{-6})$	$\max y^+$	C_L	C_D	C_m
		0.803 (Exp)	0.016 8 (Exp)	-0.099 (Exp)
1	0.416 65	0.821 74	0.018 37	-0.089 85
2	0.877 03	0.818 76	0.018 10	-0.088 99
4	1.778 02	0.815 71	0.018 21	-0.088 60
6	2.655 99	0.816 15	0.018 24	-0.088 72
8	3.506 94	0.816 79	0.018 27	-0.088 78
10	4.339 20	0.816 63	0.018 36	-0.089 00
15	6.276 46	0.817 21	0.018 35	-0.089 01
20	7.950 88	0.815 68	0.018 35	-0.088 84
25	9.459 14	0.813 19	0.018 36	-0.088 60
30	10.923 90	0.820 11	0.018 28	-0.089 22
40	13.867 20	0.817 96	0.018 27	-0.088 99
50	16.679 30	0.817 96	0.018 26	-0.088 97
60	19.367 20	0.818 52	0.018 26	-0.089 02
75	23.240 20	0.815 68	0.018 33	-0.088 43
80	24.560 30	0.819 80	0.018 28	-0.089 14
90	27.077 60	0.820 56	0.018 29	-0.089 21
100	29.664 60	0.817 79	0.018 40	-0.088 62
200	56.889 30	0.828 64	0.018 62	-0.086 91
300	83.668 50	0.834 20	0.018 63	-0.086 01
400	107.379 00	0.838 91	0.018 80	-0.085 84
500	130.044 00	0.843 48	0.018 86	-0.084 87
580	145.257 00	0.847 26	0.018 87	-0.084 62
700	170.958 00	0.842 57	0.019 03	-0.084 49
800	191.853 00	0.846 27	0.019 14	-0.084 44
900	212.879 00	0.849 57	0.019 17	-0.084 23
1 000	219.566 00	0.865 41	0.019 32	-0.083 98

3.1 相对误差分析

据表1,升力系数和阻力系数的数值结果略高于试验值,而俯仰力矩系数低于试验值。相对翼型的试验数据,数值结果的相对误差随 y^+ 的变化曲线见图4。图4(a)中,升力系数的相对误差较小,约2%,而阻力系数和俯仰力矩系数的误差较大,其中阻力系数比升力小一个数量级,在计算流体力学领域也一直是难题^[9]。4 < y^+ < 30 时升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数的相对误差略有变化,增幅微小;而 $y^+ < 4$ 时,随 y^+ 的减小,阻力系数的相对误差呈先下降后升高的趋势,升力系数和俯仰力矩系数变化相对不大。但是,过小的 y^+ 并不能得到更加满意的精度,相反升阻力系数误差有所增大,这可能是过小的第一层网格距离导致近壁区六面体网格长宽比过大所致。图4(b)中,过大的 y^+ 值忽略了粘性底层的影响,气动参数的相对误差显著增大。

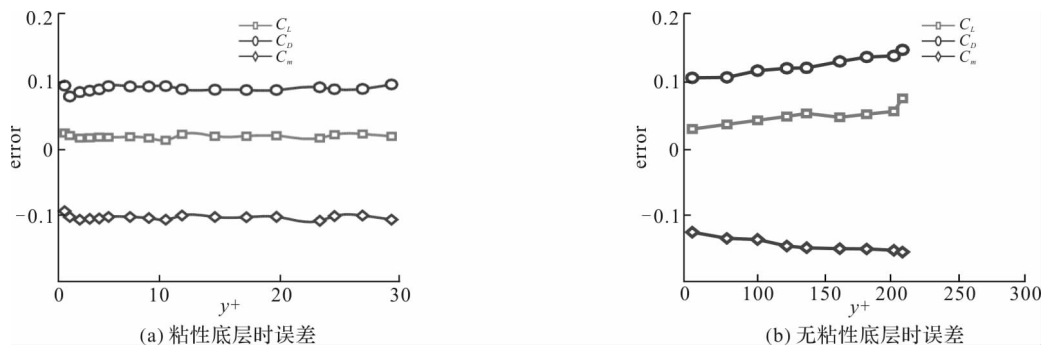


图4 相对误差分析

Fig.4 The analysis of relative error

3.2 压力系数分析

壁面处的压力分布一般用压力系数 $C_p = \frac{p - p_{\text{pref}}}{0.5\rho v^2}$ 度量,式中: p_{pref} 为远前方的参考压力; v 为来流速度。 C_p 为负值时代表吸力,正值时则代表压力。翼型 RAE 2822 在 $y^+ = 1.778$ 时的压力系数分布见图 5,翼型下表面压力的最大值位于前端的下缘;上表面大部分为吸力,约在 $0.5c$ 处产生很小的转捩区,尾迹区因气流分离压力系数为正。

壁面处的压力系数分布与试验值对比见图 6,对压力区,不同的 y^+ 值均能得出稳定的压力系数,精度相差不大且与试验值吻合较好;而对于吸力区, y^+ 值对压力系数的影响较为显著。翼型上表面低压区,随 y^+ 减小,数值仿真精度先减小后增大;而转捩区, $y^+ \approx 30$ 时得到相对较好的仿真精度,且随 y^+ 减小精度有所下降,这主要与转捩区的复杂流态有关。可见, y^+ 值对不同区域压力系数的数值仿真精度有所不同,过小的 y^+ 同样不能得到过高的计算精度。结合图 4,在推荐值 $y^+ < 11.63$ 范围,翼型数值计算可取 $y^+ = 2 - 4$ 。

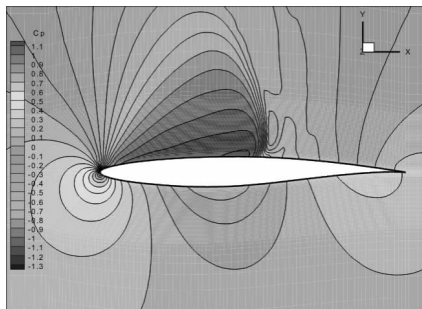


图 5 $y^+ = 1.778$ 时压力系数分布云图
Fig. 5 The contour of pressure coefficient distributing when $y^+ = 1.778$

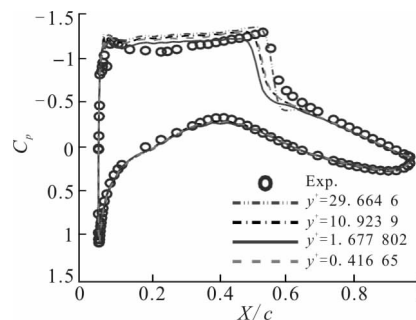


图 6 RAE 2822 翼型计算与试验压力系数对比
Fig. 6 The C_p contrast of computation and experiment for RAE 2822

4 结论

针对 RAE 2822 翼型的同一拓扑网格,通过数值计算验证不同 y^+ 值对翼型气动参数精度的影响,得到的主要结论如下:

1) y^+ 值对翼型气动参数的数值计算有所影响。过大的 y^+ 值导致误差较大;在推荐值 $y^+ = 11.63$ 附近,计算精度变化较小;较小的 y^+ 可使精度进一步提高,但过小的 y^+ 并不能得到过高的计算精度。

2) y^+ 值对翼型边界不同区域的计算精度影响有所不同。

3) 翼型气动参数数值仿真计算时推荐 $y^+ = 2 - 4$ 。

y^+ 值的选取,关系到气动计算网格剖分的数量和粘性底层的捕捉情况,其对精度的影响可进一步为飞行器部(附)件设计的气动计算提供借鉴意义。

参考文献(References):

- [1] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,2006.
CHEN Maozhang. Fundamentals of viscous fluid dynamics [M]. Beijing: Higher education press, 2006. (in Chinese)
- [2] 张一帆,张小莉. RAE 2822 翼型跨音速流动 CFD 计算的可信度分析[J]. 航空计算技术,2009,39(4):68-70.
ZHANG Yifan, ZHANG Xiaoli. Credibility analysis of RAE 2822 airfoil transonic flow computation[J]. Aeronautical computing technique, 2009,39(4):68-70. (in Chinese)
- [3] 刘文法. 变前掠翼布局气动设计及流动机理研究[D]. 西安:空军工程大学,2010.
LIU Wenfa. The investigation of aerodynamic design and flow mechanism for variable forward-swept wing [D]. Xi'an: Air force engineering university, 2010. (in Chinese)
- [4] 张师帅. 计算流体动力学及其应用——CFD 软件原理与应用[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2011.
ZHANG Shishuai. Computational fluid dynamics and application: the theory and application of CFD software [M]. Wuhan: Huazhong university of science and technology press, 2011. (in Chinese)

- [5] Versteeg H K, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method[M]. New York: Wiley press, 1995.
- [6] Cook P H, McDonald M A, Firmin M C. Aerofoil RAE 2822: pressure distributions, and boundary layer and wake measurements, experimental data base for computer program assessment[R]. AGARD report 138, 1979.
- [7] 郑秋亚,左大海,刘三阳. 三种湍流模型在跨声速绕流中的计算精度分析[J]. 弹箭与制导学报,2011,31(5):152-154. ZHENG Qiuya, ZUO Dahai, LIU Sanyang. Computation accuracy analysis of three turbulence models in transonic flow[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2011,31(5):152-154. (in Chinese)
- [8] 李人宪. 有限体积法基础[M]. 北京:国防工业出版社,2008. LI Renxian. Fundamentals of finite volume method [M]. Beijing: National defense industry press,2008. (in Chinese)
- [9] 郑秋亚,刘三阳,周天孝. DLR-F6翼身组合体跨声速阻力计算[J]. 西安交通大学学报,2010,44(9):115-121. ZHENG Qiuya, LIU Sanyang, ZHOU Tianxiao. Transonic drag computation around DLR-F6 wing body configurations[J]. Journal of Xi'an jiaotong university, 2010,44(9):115-121. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

The Study of Effect of y^+ on Precision of Pneumatic Parameters of Foil

YU Chong¹, WANG Xu², DONG FU-an¹, CHEN Peng²

(1. School of Science, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on foil RAE 2822, in order to research the effect of y^+ of non-dimensional quantity parameters on computing precision of pneumatic parameters of foil, the computational grids created by ANSYS ICEM and the disperse format of N-S control equations with the method of finite volume method are employed, SST turbulence model is selected, pneumatic parameters of foil are numerically simulated. The relative error is analyzed, and the contour of pressure coefficient is drawn recurring to ANSYS CFX module under different y^+ . The results show that too large y^+ leads to the increase of error, the computing precision is less change nearby the theoretic value 11.63 of y^+ and lesser y^+ may make the precision further improved, but higher precision couldn't be with too small y^+ . The impacts of y^+ on the computing precision are various in different regions of foil boundary, and y^+ selected between 2 to 4 is recommended when pneumatic parameters of foil are simulated.

Key words: viscous sublayer; numerical calculation; analysis of error; pressure coefficient distribution