

文章编号: 1674-8190(2015)03-287-10

# 翼型几何模型对边界层转捩预测精度的影响

伍斯, 高正红

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 对飞行器表面的边界层转捩现象进行准确地预测, 是设计高性能层流翼型的关键。基于边界层数值模拟和现代 CFD 技术的特点, 选取与 SST  $k-\omega$  湍流模型相耦合的  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  转捩模型, 对不同类型的翼型边界层转捩进行预测。结果表明: 在转捩计算过程中出现的摩擦曲线震荡, 是由翼型表面计算网格不光滑所引起的; 提高翼型几何模型光滑程度能够在不同程度上提高翼型气动特性的计算精度, 并能得到更加准确的转捩预测结果。

**关键词:** 边界层转捩; 转捩预测; SST  $k-\omega$  湍流模型;  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  转捩模型

中图分类号: V221

文献标识码: A

## Influence of Airfoil Geometry Model on Boundary Layer Transition Prediction Accuracy

Wu Si, Gao Zhenghong

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

**Abstract:** The accurate prediction of boundary layer transition of aircraft is the key of getting laminar airfoil with high performance. Based on the characteristics of numerical simulation of boundary layer and CFD technology, the  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  transition model coupled with the SST  $k-\omega$  turbulence model is selected, to achieve the prediction of airfoil boundary layer transition of different types. The results show that the concussion of friction curves of the transition process is caused by no-smoothing computational grid of airfoil surface, and enhancing the grid equality can increase the computing accuracy of the aerodynamic characteristics of airfoil to some extent, and obtain more precise result of transition location.

**Key words:** boundary layer transition; prediction of transition; SST  $k-\omega$  turbulence model;  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  transition model

## 0 引言

边界层转捩对飞行器的表面摩擦阻力、流动的分离位置、跨音速条件下的激波位置以及高超音速条件下的气动热问题产生重要的影响<sup>[1]</sup>。然而, 缺乏对边界层转捩物理机理的认识, 使得对转捩问题的模拟进展缓慢, 成为制约 CFD 发展的瓶颈。

N-S(Navier-Stokes)方程能够很好地反映边界层转捩现象, 近年来 DNS(Direct Numerical Simulation)和 LES(Large Eddy Simulation)方法

在边界层转捩的研究中取得了许多令人满意的成果, 然而由于其计算量大, 难以在短时间内得到工程应用。在目前的工程应用中, 主要依靠经验或半经验方法来进行预测边界层转捩, 例如  $e^N$  方法<sup>[2]</sup>、经验关系式方法<sup>[3]</sup>和低雷诺数湍流模型方法<sup>[4]</sup>。

为了适应现代 CFD 计算, F. R. Menter 等<sup>[5-7]</sup>和 R. B. Langtry<sup>[8]</sup>提出了一种耦合 SST  $k-\omega$  湍流模型的完全基于流场当地变量的  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  转捩模型, 该模型集合了转捩经验关系式和低雷诺数湍流模型的优势, 并未反映某一特定转捩问题的物理机理, 而是提供一个能够将各种转捩经验关系式进行本地化处理的基础框架, 应用者可以针对不同类型的转捩问题植入不同的关系式。Shivaji Medida 等<sup>[9]</sup>研究了基于 S-A 湍流模型的  $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$  转捩模

型。国内也开展了关于边界层转换的相关研究,例如符松等<sup>[10]</sup>综述了湍流转换模式的研究进展,陈奕等<sup>[11]</sup>研究了 Gamma-Theta 转换模型在绕翼型流动问题中的应用。

本文利用耦合  $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$  转换模型的 RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) 方法,对低速及跨音速状态下二维翼型的边界层转换问题进行数值模拟。通过相关的数值计算验证  $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$  转换模型的预测能力。

## 1 转换模型

$\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$  转换模型将转换经验关系式和间歇因

$$Re_{\theta t} = \begin{cases} \left[ 1.173.51 - 589.428 Tu + \frac{0.2196}{Tu^2} \right] F(\lambda_{\theta}), Tu \leq 1.3 \\ 331.50 [Tu - 0.5658]^{-0.671} F(\lambda_{\theta}), Tu > 1.3 \end{cases} \quad (4)$$

$$F(\lambda_{\theta}) = \begin{cases} 1 + (12.986\lambda_{\theta} + 123.66\lambda_{\theta}^2 + 405.689\lambda_{\theta}^3) e^{-(Tu/1.5)^{1.5}}, \lambda_{\theta} \leq 0 \\ 1 + 0.275(1 - e^{-35\lambda_{\theta}}) e^{-Tu/0.5}, \lambda_{\theta} > 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$\lambda_{\theta} = \frac{\rho \theta^2}{\mu} \frac{dq}{ds} \quad (6)$$

式中:  $Tu$  为当地湍流度;  $\lambda_{\theta}$  为压力梯度参数;  $\theta$  为动量厚度;  $q$  为自由来流速率;  $s$  为流线弧长。

式(4)中边界层内的当地  $Re_{\theta t}$  完全由当地流动参数决定,这不符合实际情况,因此必须将边界层外的当地  $Re_{\theta t}$  输运到边界层内。用标准输运方程控制引入的变量  $\overline{Re_{\theta t}}$ , 使边界层以外的  $\overline{Re_{\theta t}}$  通过经验关系式  $Re_{\theta t}$  计算,边界层以内的  $\overline{Re_{\theta t}}$  通过输运方程从边界层以外联立计算。

$$\frac{\partial \rho \overline{Re_{\theta t}}}{\partial t} + \frac{\partial \rho \overline{Re_{\theta t} u_i}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re_{\theta t}}}{\partial x_i} \right] + P_{\theta t} \quad (7)$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t_{scale}} (Re_{\theta t} - \overline{Re_{\theta t}}) (1 - F_{\theta t}) \quad (8)$$

$$F_{\theta t} = \min \left\{ \max \left[ F_{wake} \cdot e^{-\left(\frac{x}{\delta}\right)^4}, 1 - \left( \frac{\gamma - 1/c_{e2}}{1.0 - 1/c_{e2}} \right)^2 \right], 1 \right\} \quad (9)$$

$P_{\theta t}$  使边界层以外的  $\overline{Re_{\theta t}}$  与  $Re_{\theta t}$  相等,因此构造  $Re_{\theta t} - \overline{Re_{\theta t}}$  项;混合函数  $F_{\theta t}$  用于关闭  $P_{\theta t}$ ,从而使  $\overline{Re_{\theta t}}$  从边界层以外计算,其基本原则为边界层以外  $F_{\theta t} = 0$ ,边界层以内  $F_{\theta t} = 1$ ;  $F_{wake}$  使  $F_{\theta t}$  在尾迹区不起作用。

子相结合,通过转换动量厚度雷诺数经验关系式控制边界层内间歇因子分布,利用间歇因子控制湍流<sup>[12-13]</sup>。

$\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$  两方程转换模型的目的是求解间歇因子  $\gamma$  (空间中任意一点流态为湍流的概率,因此  $0 \leq \gamma \leq 1$ ),无量纲守恒形式的  $\gamma$  输运方程为

$$\frac{\partial \rho \gamma}{\partial t} + \frac{\partial \rho \gamma u_i}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\gamma}} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} \right] + P_{\gamma} - E_{\gamma} \quad (1)$$

$$P_{\gamma} = c_{a1} \rho S F_{length} F_{onset}^{0.5} \gamma^{0.5} (1 - c_{a1} \gamma) \quad (2)$$

$$E_{\gamma} = c_{a2} \rho \Omega F_{turb} \gamma (c_{a2} \gamma - 1) \quad (3)$$

本文采用 R. B. Langtry 提出的经验关系式:

为了模拟分离诱导转换,对间歇因子进行以下修正:

$$\gamma_{eff} = \max(\gamma, \gamma_{sep}) \quad (10)$$

$$\gamma_{sep} = 2F_{\theta t} \min \left[ 1.0, F_{reattach} \max \left( 0, \frac{Re_v}{3.235 Re_{\theta t}} - 1.0 \right) \right] \quad (11)$$

$$F_{reattach} = e^{-(R_{\tau}/20)^3} \quad (12)$$

式中:经验关系式  $F_{reattach}$ 、 $Re_{\theta t}$  采用 R. B. Langtry 提出的表达式。

间歇因子为湍流概率,而湍动能方程能在一定程度上统一控制层流脉动和湍流脉动的生成与耗散,因此转换模型采用间歇因子控制 SST  $k-\omega$  模型湍动能方程的生成项和耗散项。

$$P_{k,eff} = \gamma_{eff} \cdot P_k \quad (13)$$

$$D_{k,eff} = \min \left[ \max(\gamma_{eff}, 0.1), 1 \right] D_k \quad (14)$$

式中:  $P_k$  和  $D_k$  为原始湍动能方程生成项和耗散项。

## 2 数值方法

本文在有限体积的结构网格可压缩 RANS 方程的基础上,耦合求解  $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$  方程,对流项采用 ROE 的通量差分格式,粘性通量采用二阶中心格式,湍流模型方程和转换方程对流项采用二阶迎风

格式。时间推进采用隐式近似因式分解法。对于远场边界条件采用法线方向的黎曼(Riemann)不变量,以实现远场无反射的边界条件;壁面边界条件为无滑移条件,即  $u=v=w=0$ 。物面的法向压力梯度  $\partial p/\partial n=0$ ,本文假定  $\partial T/\partial n=0$ ,其中  $n$  为物面的外法线方向。

### 3 计算结果与分析

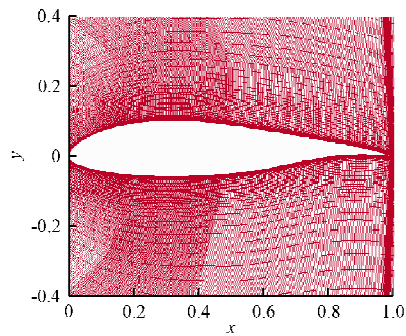
#### 3.1 NLF0416

NLF0416 翼型试验<sup>[14]</sup>是由 D. M. Somers 在 NASA Langley 中心 LTPT 风洞中完成的,其试验结果被广泛应用于转捩数值模拟方法的验证,风洞试验中的转捩位置是通过测量边界层内噪声强度来确定流动的湍流以及层流状态。

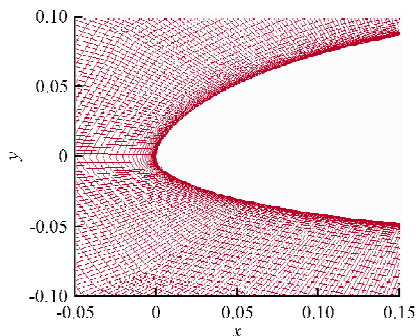
##### (1) 计算状态与翼型网格

数值计算状态:  $Ma=0.1, Re=2.0 \times 10^6$ , 自由来流湍流度为 0.2%, 湍流粘性比为 10,  $\alpha$  为  $-5^\circ \sim 11^\circ$ 。

计算网格翼型上、下表面各分布 317 个网格点,法向 121 个点,尾迹区 85 个点,总网格数大约为 100 000,如图 1 所示。壁面网格第一层距离为  $1 \times 10^{-5}$ ,远场边界距离为 20 倍的翼型弦长。



(a) 翼型表面网格



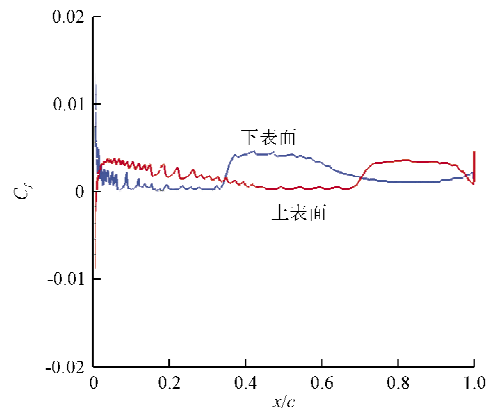
(b) 翼型前缘网格

图 1 NLF0416 翼型表面及前缘网格

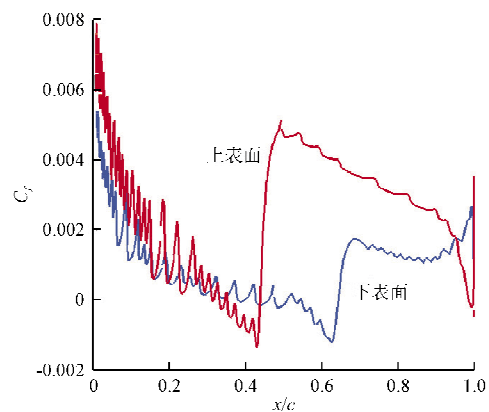
Fig. 1 Surface and leading edge mesh of airfoil NLF0416

##### (2) 摩阻分布

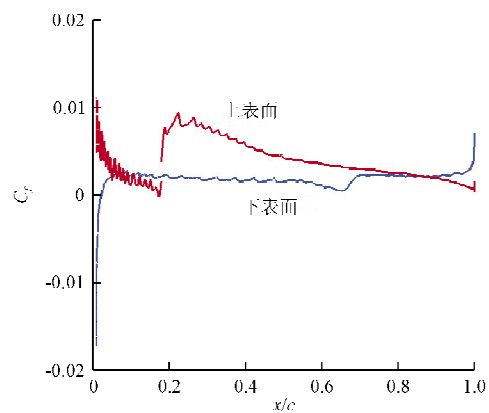
在 62 个几何点描述翼型表面外形的情况下,使用耦合 Gamma-Theta 转捩模型的雷诺平均 N-S 方程,计算得到不同  $\alpha$  时层流翼型 NLF0416 的上、下表面摩阻分布,如图 2 所示。



(a)  $\alpha = -5^\circ$



(b)  $\alpha = 1^\circ$



(c)  $\alpha = 9^\circ$

图 2 NLF0416 翼型上下表面摩阻分布(62 个几何点)

Fig. 2 Friction of upper and under surface airfoil NLF0416(62 geometric points)

从图 2 可以看出:从翼型前缘到上、下表面转捩点之前的区域,翼型表面摩阻曲线出现大量剧烈的震荡,这可能对转捩点位置的判断产生影响, $\alpha=1^\circ$ 时翼型表面摩阻曲线震荡最为剧烈,因此选取 $\alpha=1^\circ$ 来判断其转捩预测能力。下面将对产生这种现象的原因进行分析研究。

针对 NLF0416 翼型模型,在上述 62 个几何点描述翼型表面外形的基础上,再分别取 200 和 300 个几何点两种情况,分析翼型模型加密前后的表面计算网格,并进一步探究其对转捩判断的影响。翼型模型加密只改变了翼型模型的几何点数量,而翼型网格拓扑结构和网格数量并没有改变。

NLF0416 翼型模型加密前(即用 62 个几何点描述翼型外形时)的翼型前缘表面局部网格,如图 3 所示。

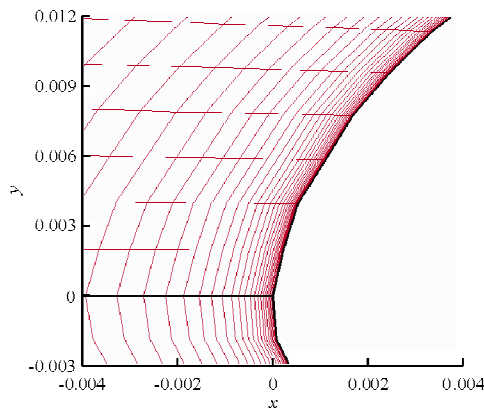


图 3 翼型模型加密前的前缘表面局部网格

Fig. 3 The leading edge airfoil mesh before encryption

从图 3 可以看出:由于翼型模型几何点过少,翼型表面不是一条光滑的曲线,存在明显的拐点。而翼型表面的计算网格贴合在这样的模型上,导致即使是用网格数量 100 000 的密网格,在翼型表面依然呈现为数个网格贴合在折线上。翼型模型的表面质量过低,造成了在边界层转捩的数值模拟过程中 Gamma-Theta 转捩模型失效。

NLF0416 翼型模型加密前后的局部网格表面,如图 4 所示。与翼型模型加密前(62 个几何点)相比,加密后的翼型网格表面为一条光滑的曲线,这样的模型能够较为准确地描述翼型表面的真实情况,从而保证了 Gamma-Theta 转捩模型能够进行正确的转捩预测。

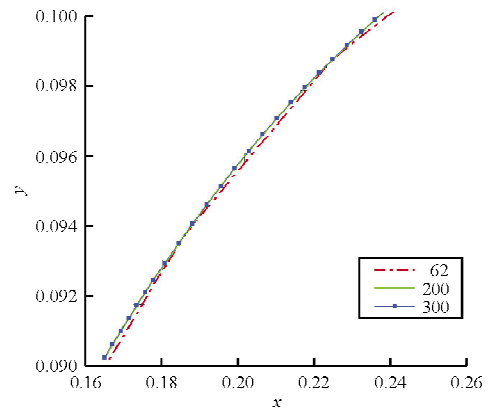
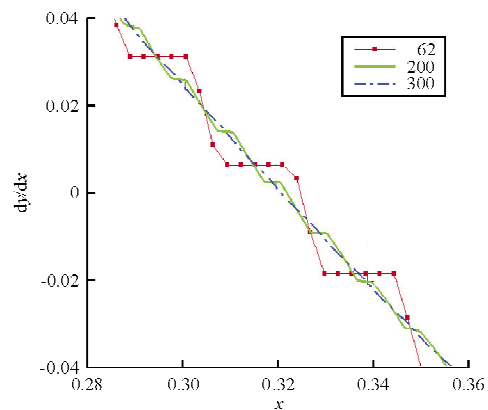


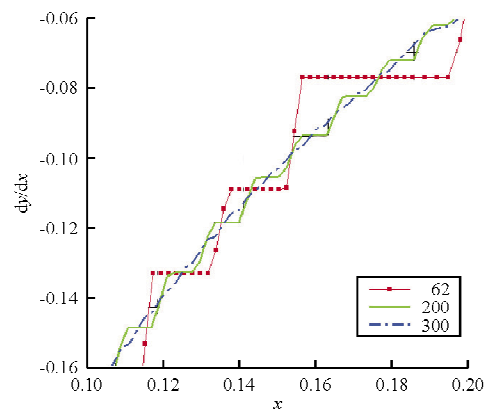
图 4 翼型模型加密前后的网格表面

Fig. 4 The surface airfoil mesh for different model

NLF0416 翼型模型加密前后其上、下表面计算网格的斜率变化情况,如图 5 所示。图中横坐标为翼型在  $x$  方向的相对位置,纵坐标为  $y$  对  $x$  的一阶导数。



(a) 翼型网格上表面斜率



(b) 翼型网格下表面斜率

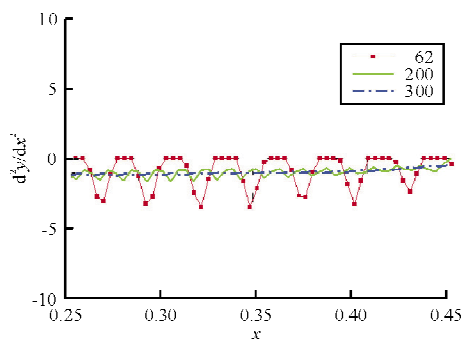
图 5 翼型模型加密前后的网格表面斜率曲线

Fig. 5 The slope curve of surface airfoil mesh for different model

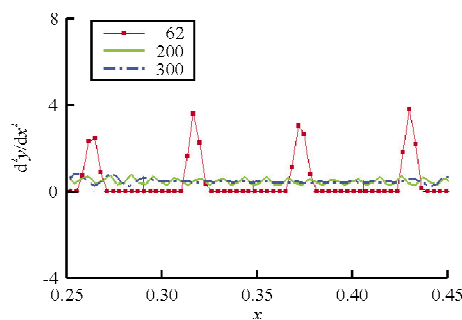


从图 5 可以看出:翼型加密前的表面网格斜率呈现明显的台阶状,这是由于模型表面质量过低使得表面网格贴合在翼型表面,而每一段上的网格具有相同的斜率;在 300 个几何点时网格表面斜率为一条较为光滑的连续曲线,因此通过翼型模型加密能够显著地提高翼型模型的表面网格质量。

NLF0416 翼型模型加密前后其上、下表面计算网格斜率的变化率,如图 6 所示。图中横坐标为翼型在  $x$  方向的相对位置,纵坐标为  $y$  对  $x$  的二阶导数。



(a) 翼型网格上表面斜率变化率



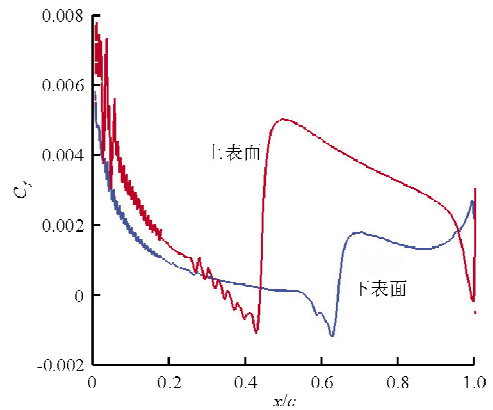
(b) 翼型网格下表面斜率变化率

图 6 翼型模型加密前后的网格表面斜率变化率

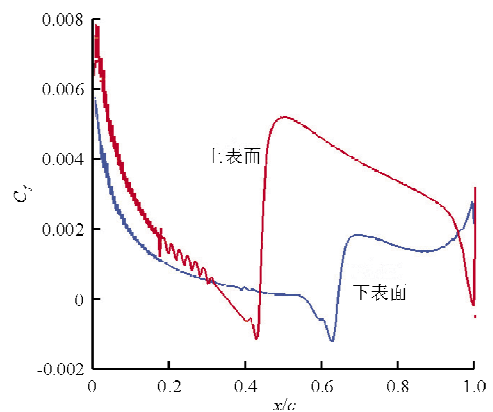
Fig. 6 The change rate of slope curve of surface airfoil mesh for different model

从图 6 可以看出:翼型加密前的表面网格斜率变化率呈现大量明显的阶跃;通过翼型模型几何外形的加密能够有效地改善其表面网格光滑程度。阶跃处就是表面斜率不连续处,即翼型表面网格拐点出现的位置,而其幅值表示表面网格的不光滑程度。正是由于这种不连续,导致边界层转捩数值模拟时表面摩擦曲线出现大量震荡,同时能够间接得到震荡发生的位置及程度。

NLF0416 翼型模型表面分别取 200 和 300 个几何点描述外形时,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到  $\alpha=1^\circ$  情况下的翼型上、下表面摩擦分布,如图 7 所示。



(a) 200 个几何点



(b) 300 个几何点

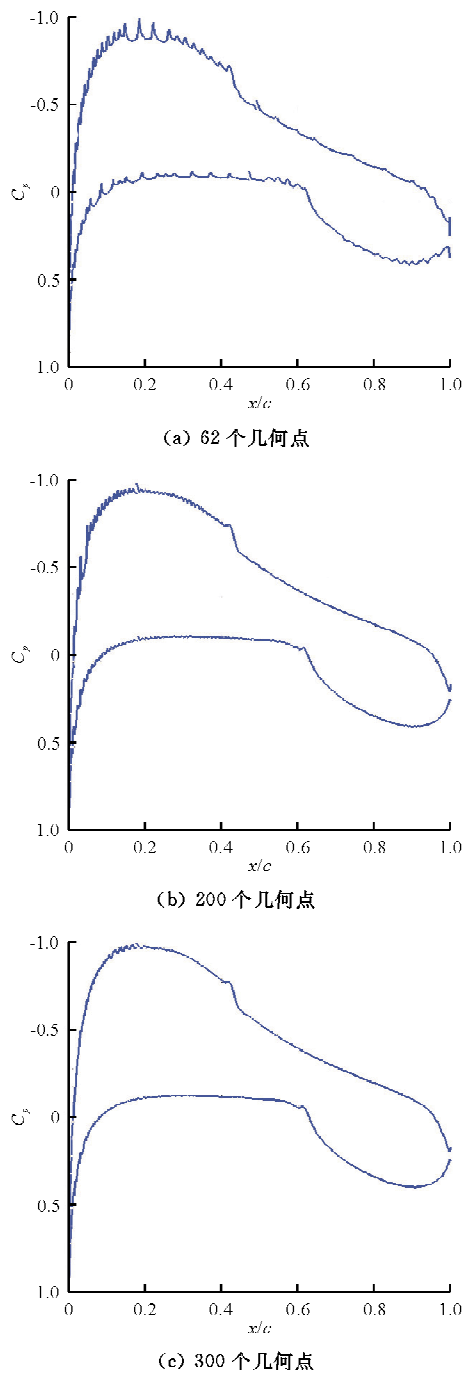
图 7 NLF0416 翼型上下表面摩擦分布( $\alpha=1^\circ$ )

Fig. 7 The friction of upper and under surface airfoil NLF0416( $\alpha=1^\circ$ )

从图 7(a)可以看出:在翼型上表面转捩点之前的区域内( $x/c$  为  $0.3 \sim 0.4$ ),摩擦曲线存在震荡。从图 7(b)可以看出:在翼型前缘以及上、下表面转捩点之前的区域内,摩擦曲线较为光滑,未出现大量剧烈的震荡,因此认为这时边界层转捩预测的数值模拟结果基本符合要求。

(3) 转捩位置与气动特性

NLF0416 翼型模型表面取 62、200 和 300 个几何点描述外形时,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到  $\alpha=1^\circ$  时的表面压力分布,如图 8 所示。

图 8 NLF0416 翼型表面压力分布( $\alpha=1^\circ$ )Fig. 8 The pressure of surface airfoil NLF0416( $\alpha=1^\circ$ )

从图 8 可以看出:300 个几何点描述翼型几何外形时,能够得到较为光滑准确的表面压力分布。表明 Gamma-Theta 转换模型对翼型模型的表面性质比较敏感,需要表面质量较高的计算网格来进行数值模拟。

分别取 62 和 300 个几何点描述翼型表面外形,使用 Gamma-Theta 转换模型预测得到的转换

点位置与实验测得的翼型上、下表面转换点位置的比较,如图 9 所示。图中空心方块为实验中转换点位置的层流边界,实心方块为实验测得转换点位置的湍流边界,则在相同的升力系数下,实验测得的转换位置处在两者之间。

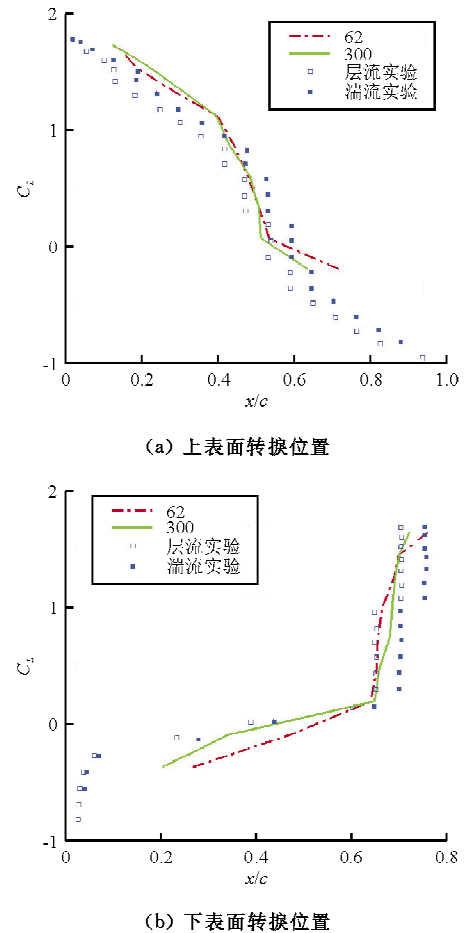


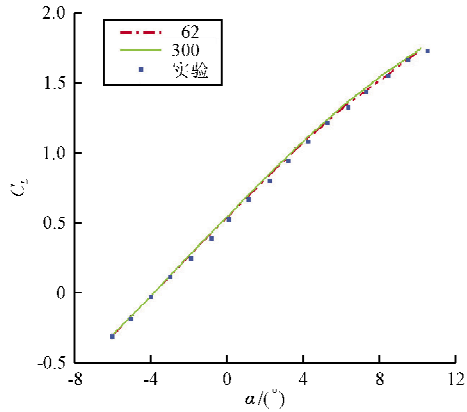
图 9 NLF0416 翼型上下表面转换位置

Fig. 9 The transition of upper and under surface airfoil NLF0416

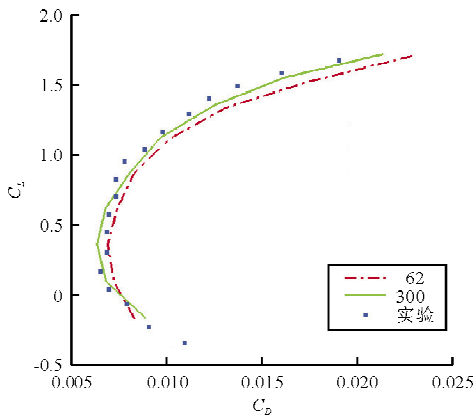
从图 9(a)可以看出:上表面转换点位置随着升力系数增大逐渐向翼型前缘移动,中间通过一段相对稳定的区域。从图 9(b)可以看出:下表面转换点随着攻角(与升力系数的变化趋势一致)增大向后缘移动,在初始阶段转换位置变化梯度较大,但随着升力系数的增大(即攻角的进一步增大),转换点位置变化不大。从图 9 可以看出:转换数值模拟计算结果与实验结果大致吻合,相对于翼型模型加密前而言,翼型模型加密后模拟所得的转换点位置能够较为准确地反应真实情况。因此,用 300 个几何点来描述翼型模型的几何表面外形时,得到的

翼型表面网格质量能够满足边界层转捩计算要求,得到相对光滑准确的翼型表面摩阻曲线,从而能够进行较为精确的边界层转捩预测。

NLF0416 翼型模型加密前后,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到的升阻特性以及与实验值的比较结果,如图 10 所示。



(a) 升力与攻角关系



(b) 升力与阻力关系

图 10 NLF0416 翼型升阻曲线

Fig. 10 The lift and drag curve of surface airfoil NLF0416

从图 10(a)可以看出:翼型模型加密前后的升力系数曲线几乎重合,且都非常接近实验值。从图 10(b)可以看出:翼型模型加密前后所得到的阻力系数与实验值大致吻合,而翼型模型加密后的模拟结果更加接近实验值,翼型的升阻特性对模型表面质量提高所带来的影响不敏感。

### 3.2 NLR7301

NLR7301 翼型试验<sup>[15]</sup>是在 NLR 风洞完成的,其中风洞试验  $Ma$  为  $0.3 \sim 0.85$ ,试验结果被广泛应用于转捩数值模拟方法的验证。

#### (1) 计算状态与翼型网格

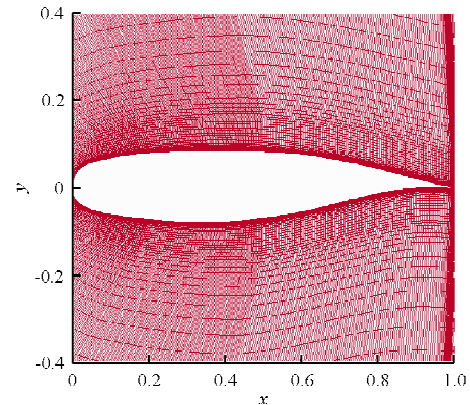
数值模拟计算状态: $Ma$  为  $0.300 \sim 0.747$ ,  $Re \approx 2.0 \times 10^6$ ,风洞试验条件与攻角取值变化如表 1 所示,自由来流湍流度为  $1\% \sim 3\%$ ,湍流粘性比为 10。

表 1 NLR7301 翼型试验条件

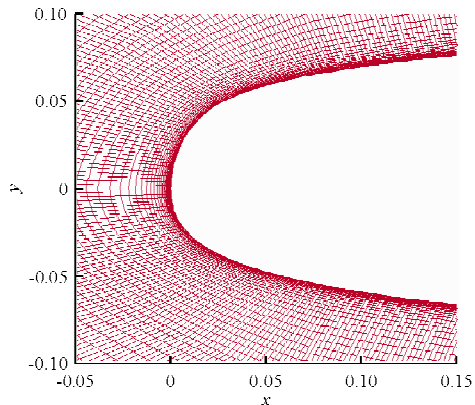
Table 1 The test condition of airfoil NLR7301

$Ma$	$Re$	$\alpha$
0.300	1 200 000	0.396 6
0.500	1 700 000	0.390 9
0.600	1 900 000	0.383 2
0.700	2 100 000	0.388 0
0.747	2 200 000	0.215 2

计算网格翼型上、下表面各分布 317 个点,法向 121 个点,尾迹区 85 个点,总网格数大约为 100 000,如图 11 所示。壁面网格第一层距离为  $1 \times 10^{-5}$ ,远场边界距离为 20 倍的翼型弦长。



(a) 翼型表面网格



(b) 翼型前缘网格

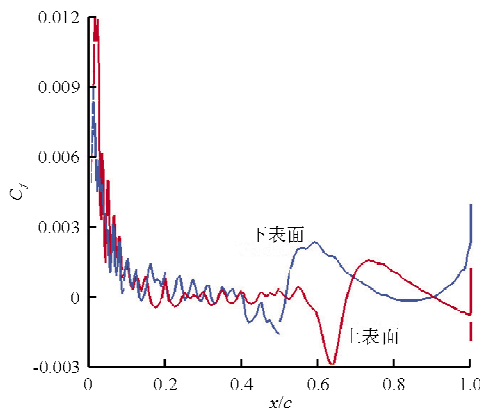
图 11 NLR7301 翼型表面及前缘网格

Fig. 11 The surface and leading edge airfoil NLR7301 mesh

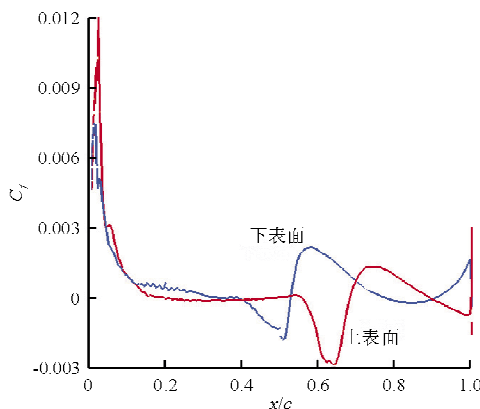
## (2) 摩阻分布

由 3.1 节可知,将翼型模型加密到 300 个几何点来描述翼型的表面外形时,得到的翼型表面网格质量能够满足转捩计算要求,从而得到准确的边界层转捩预测结果。针对 NLR7301 翼型,在分别取 79 和 300 个几何点描述翼型表面外形的情况下,分析在跨音速条件下翼型几何模型加密对翼型边界层转捩计算结果的影响。

翼型 NLR7301 模型加密前后,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到的  $Ma = 0.747$  时上、下表面摩阻分布,如图 12 所示。



(a) 79 个几何点



(b) 300 个几何点

图 12 NLR7301 翼型上下表面摩阻分布

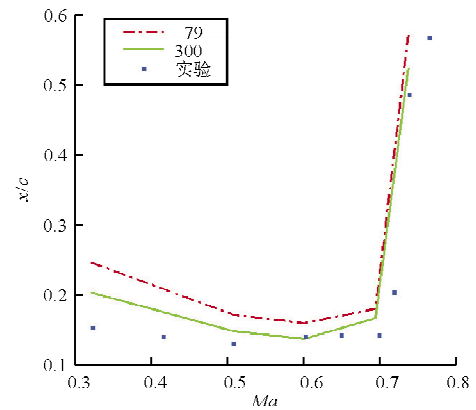
Fig. 12 The friction of upper and under surface airfoil NLR7301

从图 12(a) 中的摩阻曲线在转捩点之前的震荡相比,在图 12(b) 中的摩阻曲线变得光滑,转捩点位置清晰可见。表明对于翼型 NLR7301 的跨音速问题,可以通过翼型模型的几何点加密来有效

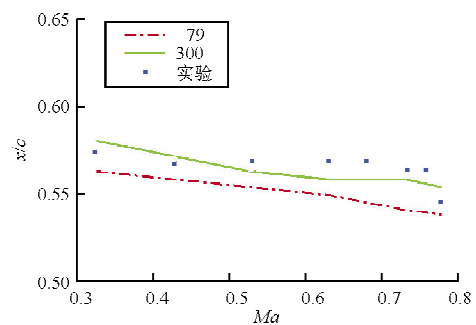
地消除翼型表面摩阻曲线所出现的震荡。

## (3) 转捩位置与气动特性

NLR7301 翼型模型加密前后,使用 Gamma-Theta 转捩模型预测的翼型上、下表面转捩点位置随  $Ma$  变化的关系以及与实验值的比较,如图 13 所示。



(a) 上表面转捩位置



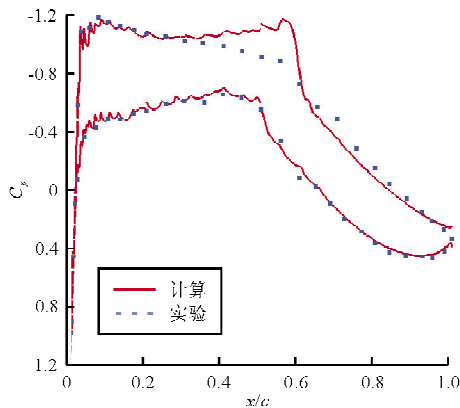
(b) 下表面转捩位置

图 13 NLR7301 翼型上下表面转捩位置随  $Ma$  的变化

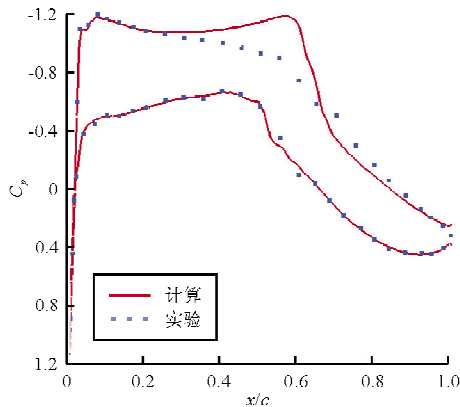
Fig. 13 The change of the transition of upper and under surface airfoil NLR7301 with  $Ma$

从图 13 可以看出:翼型模型加密前后的数值模拟结果均比较符合实验值;对于上下表面的转捩位置来说,该方法能够正确地预测转捩点的变化趋势,而翼型模型加密后模拟所得的转捩点位置更加符合实验结果。因此,通过对翼型的几何模型加密,可以得到更加光滑准确的翼型表面摩阻曲线,从而能够进行更加精确的边界层转捩预测。

NLR7301 翼型模型加密前后,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到的表面压力分布与实验值的比较,如图 14 所示。



(a) 79 个几何点



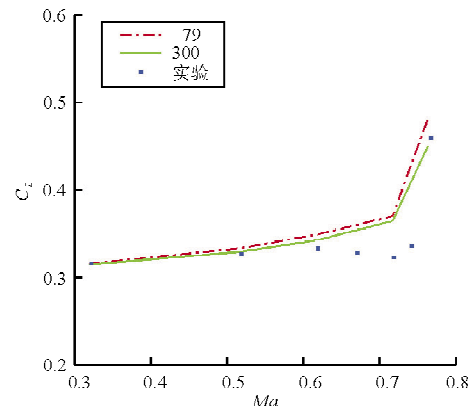
(b) 300 个几何点

图 14 NLR7301 翼型表面压力分布

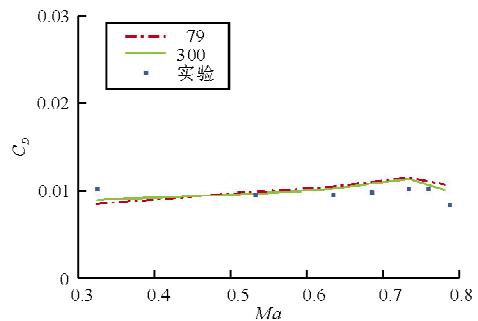
Fig. 14 The pressure of surface airfoil NLR7301

与图 14(a)中相比,图 14(b)中的压力分布在翼型上、下表面的光顺程度大大提高,表明翼型模型表面质量过低导致了压力分布的震荡;Gamma-Theta 转捩模型计算得到的压力分布与实验值基本吻合。

NLR7301 翼型模型加密前后,使用 Gamma-Theta 转捩模型计算得到的升阻特性,以及与实验值的比较结果,如图 15 所示。从图 15(a)可以看出:在亚音速情况下,翼型模型加密前后的升力系数曲线非常接近,两种情况下都较为接近实验值;而在跨音速情况下( $Ma > 0.7$ 的条件下),翼型模型加密后的结果能够模拟真实情况。从图 15(b)可以看出:翼型模型加密前后所得到的阻力系数都与实验值相吻合,而翼型模型加密后的模拟精度略有提高,表明 NLR7301 翼型的升阻特性对模型加密所带来的影响不敏感。



(a) 升力与  $Ma$  关系曲线



(b) 阻力与  $Ma$  关系曲线

图 15 NLR7301 翼型升阻关系曲线

Fig. 15 The lift and drag curve of surface airfoil NLR7301

## 4 结 论

(1) 翼型模型表面质量过低,导致翼型表面网格不光顺,从而使得摩擦阻曲线产生震荡。翼型模型加密实际上是使翼型表面网格光顺,使得翼型表面斜率连续,从而有效消除了摩擦阻曲线的震荡。翼型模型表面需要达到一定的光顺程度(例如文中翼型模型取 300 个几何点来描述翼型),这时得到的翼型表面网格质量能够满足边界层转捩计算要求,可以得到较为光滑准确的翼型表面摩擦阻曲线,从而能够进行较为精确的边界层转捩预测。

(2) 翼型模型加密能够改善其表面压力分布。翼型的阻力特性对翼型模型表面加密所带来的影响不敏感,而对于升力特性,加密模型在亚音速情况下所带来的改变也不大;在  $Ma > 0.7$  时的跨音速状态,提高模型表面光顺程度能带来较为明显的影响。

(3) Gamma-Theta 转捩模型能够正确的预测

绕翼型边界层转捩。在低速情况下, Gamma-Theta 转捩模型的数值模拟对边界层转捩的升力特性影响不大, 而对于阻力特性则具有较大意义。在跨音速情况下, Gamma-Theta 转捩模型进行数值模拟所得到的翼型升阻特性都有一定提高。

### 参考文献

- [1] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002; 72-75.  
Chen Maozhang. Fundamentals of viscous fluid dynamics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2002; 72-75. (in Chinese)
- [2] Drela M, Giles M B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low reynolds number airfoils[J]. AIAA Journal, 1987, 25; 1347-1355.
- [3] Abu-Ghannam B J, Shaw R. Natural transition of boundary layers-the effects of turbulence, pressure gradient, and flow history[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1980, 22; 213-228.
- [4] Warren E S, Hassan H A. A transition closure model for predicting transition onset[J]. AIAA-1997-5502, 1997.
- [5] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation based transition model using local variables [R]. ASME 2004-GT-53452, 2004.
- [6] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. A correlation based transition model using local variables [R]. ASME 2004-GT-53434, 2004.
- [7] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8); 1598-1605.
- [8] Langtry R B. A Correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[EB/OL]/http://elib.uni-stuttgart.de/opus/volltexte/2006/2801/pdf/Kap01\_05\_1.pdf.
- [9] Shivaji Medida, James D Baeder. Application of the correlation based  $\gamma\theta$  transition model to the Spalart-Allmaras turbulence model[R]. AIAA-2011-3979, 2011.
- [10] 符松, 王亮. 湍流转捩模式研究进展[J]. 力学进展, 2007, 37(3); 409-416.  
Fu Song, Wang Liang. Progress in turbulence transition modeling[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(3); 409-416. (in Chinese)
- [11] 陈奕, 高正红. Gamma-Theta 转捩模型在绕翼型流动问题中的应用[J]. 空气动力学报, 2009, 27(4); 411-418.  
Chen Yi, Gao Zhenghong. Application of Gamma-Theta transition model to flows around airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(4); 411-418. (in Chinese)
- [12] Sederberg T W, Parry S R. Freeform deformation of solid geometric models[J]. Computer Graphics, 1986, 22(4); 151-160.
- [13] Ernesto Benini. Laminar to turbulent boundary layer transition investigation on a supercritical airfoil using the  $\gamma\theta$  transitional model[C]. AIAA-2010-4289, 2010.
- [14] Somers D M. Design and experimental results for a natural laminar flow airfoil for general aviation applications [R]. NASA TP-1861, 1981.
- [15] 陈奕. 航空气动计算中的转捩预测方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.  
Chen Yi. Aero transition in the calculation of the forecast method research[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)

### 作者简介:

伍斯(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:流体力学。

高正红(1960—),女,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行力学和气动隐身一体化设计。

(编辑:赵毓梅)