

Gamma-Theta 经验转捩模型在 DES 中的应用

乔磊^{1,2}, 白俊强¹, 华俊^{1,2}

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国航空工业集团公司 中国航空研究院, 北京 100012)

摘要: 与 RANS 湍流模型相比, DES 湍流模型的边界层外自由流部分存在 LES 区, 该区域的涡粘性会有所降低。为了研究了这一特征对 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型的影响, 以平板实验为算例, 选取基于 $k-\omega$ SST 湍流模型的 DES 模型和 DDES 模型, 检验 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型在 DES 模型和 DDES 模型中的表现。结果表明: DES 模型和 DDES 模型使转捩位置推迟, SST-DES 模型由于对网格过度敏感而没有触发转捩, SST-DDES 模型使转捩位置后移较少; DDES 模型比 DES 模型更适合 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型; 转捩经验关系需要进行修正后才能将 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 应用于 DDES 模型。

关键词: 转捩; 湍流模型; DES; DDES; 涡粘性

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

Application of Gamma-Theta Transition Model in DES

Qiao Lei¹, Bai Junqiang¹, Hua Jun^{1,2}

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

(2. Chinese Aeronautical Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China)

Abstract: Detached-Eddy Simulation(DES) methods have lower eddy viscosity than Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) method in its Large-Eddy Simulation(LES) zone outside the boundary layer, and will affect performance of $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ transition model. The behavior of $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ transition model implemented in DES and Delayed Detached-Eddy Simulation(DDES) model is investigated. The numerical test on flat plate shows that DDES method can delay the transition, and in DES method, transition is suppressed by the over-reduced eddy viscosity. It indicates that DDES method is more suitable for implementing of $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ transition model than DES method and recalibration of the transition model is required.

Key words: transition; turbulence model; DES; DDES; eddy viscosity

0 引言

随着对飞行器性能的要求越来越高,工程上对气动数据精度的要求也越来越高。边界层转捩对摩擦阻力、流动分离位置和跨声速激波位置等产生很大的影响,因此对边界层转捩位置的准确预测成为一个非常重要的工程问题。特别是在雷诺数不

太大的情况下,飞行器绕流的边界层大部分处于层流状态,此时转捩位置的准确判断对飞行器性能的预测显得十分必要。即使在雷诺数较大的情况下,由于层流减阻的诱人前景,对边界层转捩的准确预测也具有十分重要的应用价值。在实践中,无论是风洞试验还是数值计算,都缺乏准确给出边界层转捩位置的方法。在风洞试验方面,受制于风洞的尺寸和能源消耗,大型运输类飞机的实验雷诺数一般小于实际值,因而无法准确反映转捩位置。在数值计算方面,虽然湍流模型在工程上得到了广泛应用,但是能够应用于工程上的转捩模型仍非常少。

因此,开展考虑边界层转换的流场精确数值模拟技术的研究具有重要的意义。

在转换预测方面, F. R. Menter 等^[1]于 2004 年提出了基于当地关联的 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型,该模型并不试图模拟边界层内转换的物理过程,而是为把经验关联方法融入到现代分区并行 CFD 求解方法中提供一个有效途径。

为克服传统 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)方法在分离流模拟方面的不足,脱体涡模拟(Detached Eddy Simulation,简称 DES)方法得到了越来越广泛的应用,但 DES 模型与 RANS 模型同样不具有转换预测能力。而在中低雷诺数范围,层流转换对流场特征产生重要影响,因此将转换模型与 DES 模型相结合具有重要的意义。

本文通过 30P-30N 算例验证 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 模型求解的可靠性,并阐述 DES 方法的构造原理,在此基础上,论证转换模型与 DES 方法相耦合的优势和问题,通过数值模拟 T3A 和 Schubauer & Klebanoff 平板实验(简称 S&K 平板实验),研究 DES 模型造成的湍动能衰减对 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型性能的影响。选取的算例考虑不同的转换模式,其中 T3A 平板实验来流湍流度较高,其转换方式是 bypass 转换;S&K 平板实验来流湍流度较低,其转换方式是 T-S 波主导的自然转换。

1 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型

$\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 两方程转换模型^[2]是一个框架体系,可以使经验转换关系式在基于结构网格或非结构网格的通用 CFD 求解器中发挥作用。它的数学形式为两个通用标量输运方程,这一形式与转换物理机理并没有直接联系。这两个标准输运方程分别控制间歇因子(即空间某点的流态是湍流的概率, $0 \leq \gamma \leq 1$)和当地转换动量厚度雷诺数 $\overline{Re}_{\theta t}$ 在流场中的分布。从基本原理来看,该转换模型将当地转换动量厚度雷诺数 $\overline{Re}_{\theta t}$ 通过经验公式与当地的涡粘性、应变率及压力梯度相关联,并与临界动量厚度雷诺数 $Re_{\theta c}$ 进行比较。当 $\overline{Re}_{\theta t}$ 超过临界值时,开启间歇因子 γ 的生成项。同时, γ 的增长速度由 F_{length} 控制, F_{length} 越小 γ 增长越快,则转换区长度越短。最终, γ 作用在湍流模型中湍动能方程的生成项和破坏项上,通过对流场中湍动能分布的操纵达

到模拟转换效果的目的。

经验关系式主要体现在 $Re_{\theta c}$ 、 F_{length} 以及 $\overline{Re}_{\theta t}$ 方程中的 $Re_{\theta c}$ 三个参数的确定中,其中给出 $Re_{\theta c}$ 的经验关系式^[2]与湍动能直接相关。Menter 的 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型中的经验关系式通过二维实验校准,可以预测 T-S 波、bypass 转换以及分离泡转换占主导的转换现象,但是不能反映横流不稳定因素的影响。即使对于复杂流动的转换现象, $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型在准三维条件下也能进行准确地预测。然而,在转换经验关系式的工作环境偏离标定环境(如自由流湍流度被改变)时,该转换模型的实际性能有待研究^[3-4]。

$\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型在 30P-30N 三段翼型转换预测中的表现十分具有代表性。30P-30N 三段翼型最初为美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心在高升力专题活动中采用的一个测试模型^[5]。在其物面周围有较大的压力梯度和自由流湍流度变化,因此成为转换模型一个非常具有挑战性的测试。30P-30N 三段翼型低速试验在 NASA 兰利研究中心的低湍流度风洞完成,转换位置由热膜法测量得到。该翼型缝翼和襟翼的偏角都为 30° ,来流马赫数为 0.2,基于弦长的实验雷诺数为 9×10^6 ,迎角为 8° 。计算得出的表面摩擦力系数分布如图 1 所示,转换位置与实验符合较好。

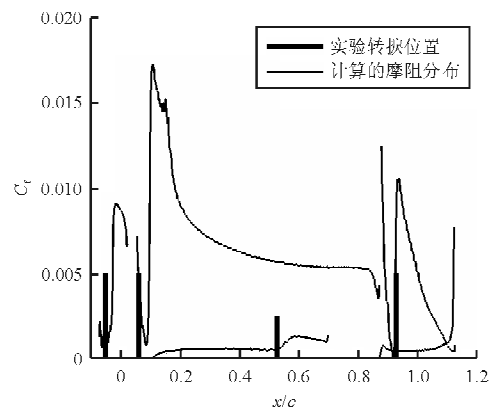


图 1 30P-30N 多段翼型表面摩擦系数和转换点

Fig. 1 Skin friction coefficient distribution and transition location of 30P-30N multi-element foil

2 SST-DDES 模型

SST-DDES^[6](Delayed Detached Eddy Simulation,延迟脱体涡模拟)是在由 M. L. Shur 等^[7]提

出的基于 $k-\omega$ SST(简称 SST)模型^[8]的 DES 方法(下文简称 SST-DES 方法)基础上加以改进得出的。SST 湍流模型中的湍流尺度参数 $l_{k-\omega}$ 定义为 $l_{k-\omega} = k^{1/2} / \beta_k \omega$, k 方程改写为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + u_i \frac{\partial(\rho k)}{\partial x_i} = P_k - \frac{\rho k^{3/2}}{l_{k-\omega}} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (1)$$

在 DES 方法中, $l_{k-\omega}$ 由 $\min(l_{k-\omega}, C_{DES} \Delta)$ 代替, 其中 Δ 为网格单元的特征尺度, 常数 C_{DES} 由下式混合算得

$$C_{DES} = F_1 C_{DES}^{k-\omega} + (1 - F_1) C_{DES}^{LES} \quad (2)$$

式中: $C_{DES}^{k-\omega} = 0.78$; $C_{DES}^{LES} = 0.61$ 。

在靠近物面的边界层中, 由于 ω 值相当大, 而湍流动能 k 的值有限, 此时 $l_{k-\omega}$ 远小于网格单元尺度, 模型处于雷诺平均工作模式。远离物面时, ω 值减小, 当 $l_{k-\omega}$ 超过 $C_{DES} \Delta$ 时, 模型切换到大涡模拟(Large-Eddy Simulation, 简称 LES)工作模式。从式(1)可以看出, 当湍流模型向 LES 模式过渡时, 湍动能的破坏项增大, 流场中的湍动能降低, 一旦 LES 区逼近或侵入边界层, 将影响转换模型的正常工作。

SST-DES 方法是采用湍流尺度与网格尺度相比较而进行模型工作模式的切换, 导致计算结果容易受到计算网格的影响, 从而偏离所模拟的物理现象。Menter 等首先在两方程 DES 方法中发现, 在网格加密过程中, 特定状态的计算中产生一种网格诱导分离的现象, 这种分离并不是真实存在的, 而是一种非物理解。为了克服该缺点, M. L. Shur 等^[9]通过利用在 SST 模型中现有的直接指示附面层的参数(混合函数 F_1 、 F_2)重新定义了湍流特征尺度转换控制函数 F_{DES} , 从而避免了 DES 模型在边界层内过早地切换到 LES 模式, 改进了 DES 方法中的滤波尺度。SST-DDES 模型中的 F_{SST} 可以是 F_1 或 F_2 , 本文计算中使用 F_1 。控制函数 F_{DES} 的定义为

$$F_{DES} = \max[(1 - F_{SST}) l_{k-\omega} / C_{DES} \Delta, 1] \quad (3)$$

可将 SST-DDES 模型的 k 方程写成如下形式

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + u_i \frac{\partial(\rho k)}{\partial x_i} = P_k - \beta_k \rho k \omega F_{DES} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

在附面层外, $F_{SST} = 0$ 时, 算法为最初的 SST-DES。在附面层内 $F_{SST} = 1$, 模型进一步退化为原始 $k-\omega$ SST 湍流模型。

3 转换模型与 DES 模型的耦合

与 RANS 模型相比, DES 模型在分离流动和非定常流动模拟中的流场分辨率有所提高。同时, 由于分离位置与边界层的层流转换有很大关系, 而 DES 模型与 RANS 模型同样不具有转换预测能力, 该方法在中低雷诺数范围的表现仍有提高的空间。由于 DES 方法并不改变湍流模型方程的基本形式, $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型与 DES 模型的耦合的实现比较方便, 主要问题在于 DES 模型对湍动能的削弱会对转换模型中的经验关系式造成不利影响, 这一问题可以通过对边界层进行保护来加以缓解。DDES 模型由于对边界层的边沿有较清晰的指示(通过 F_{SST}), 并且在边界层内强制使用 RANS 模式, 避免了湍动能的过度亏损。因此, DDES 模型比 DES 模型更适合与 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型相耦合。

从网格角度来看, 在 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型的应用中, 为了抑制数值耗散, 得到较为准确的计算结果, 一般要求网格壁面 y^+ 不超过 1, 法向增长率保持在 1.1 左右, 并且在流向也具有足够的网格密度。由于网格相对较密, DES 模型过早进入 LES 状态的危险进一步增加。因此, DDES 方法与 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型的相容性会优于 DES 方法。

4 测试算例

4.1 T3A 平板

A. M. Savill^[10]于 20 世纪 90 年代早期完成了属于 ERCOFTAC(European Research Community on Flow, Turbulence and Combustion)的平板边界层转换 T3 系列实验, 分为有压力梯度和零压力梯度两种类型, 其中零压力梯度实验为 T3A-、T3A、T3B, 风洞来流的自由流湍流度为 1% 或更高, 属于 bypass 转换。

本文分别使用耦合 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型的 DES 模型和 DDES 模型模拟经典实验 T3A。入口速度 5.4 m/s, 实验雷诺数为 $3.6 \times 10^5 / m$, 来流湍流度为 3.3%, 计算时来流粘性比为 12.0。

计算网格及边界条件的设置^[11]如图 2 所示,进口选用无反射边界条件,平板采用无滑移边界条件,出口边界设为压力出口,上边界为对称面。平板没有厚度,长度为 1.5 m。入口边界位于平板前缘,用一段长度为 0.015 m 的对称边界和平板相连。压力出口边界直接和平板相连,计算时出口压强与入口相同。物面内布置了 373 个网格节点,沿法向第一层网格距离物面 1×10^{-5} m,保证计算时有 $y^+ \leq 1.0$,物面附近的法向增长率为 1.1。所有流动参考量均为进出口参数。为加快收敛,首先使用 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型计算流场,然后以此流场为初始条件进行耦合转换模型的 DES 和 DDES 非定常求解。时间步长为 8.8×10^{-5} s。

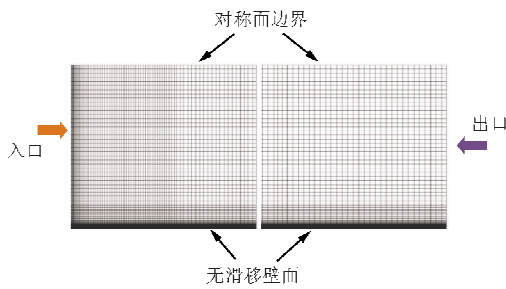


图 2 计算网格及边界条件类型

Fig. 2 Mesh for computing and types of boundary condition

计算得出的 T3A 平板算例的摩擦阻力系数分布,如图 3 所示。

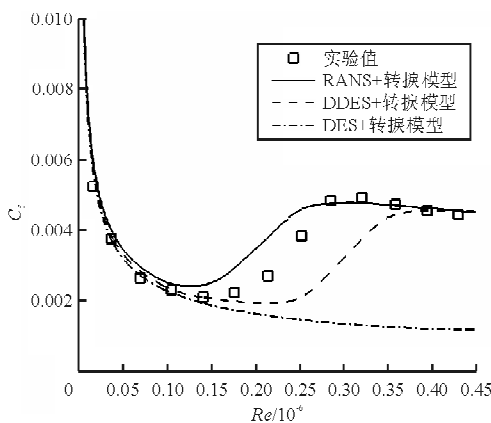


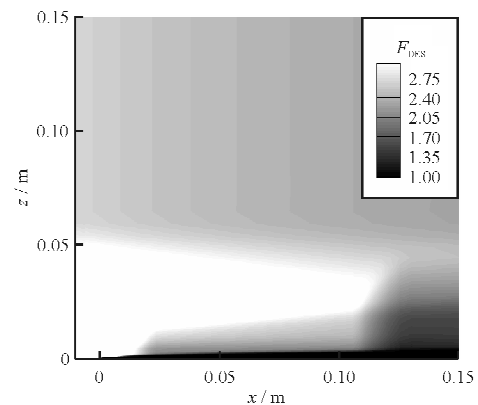
图 3 预测的 T3A 平板物面摩擦分布与实验值的对比

Fig. 3 Comparison of predicted and Experiment skin friction distribution of T3A plate

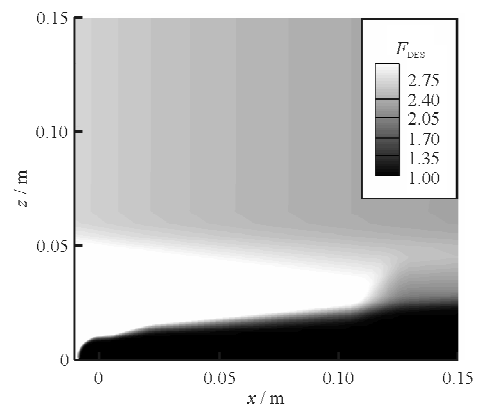
从图 3 可以看出:与实验结果相比,基于 RANS 方法的 $\gamma - \overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型预测的转捩点位置有所提前;而耦合转换模型的 DES 方法没有在计

算区域内捕捉到转捩现象,但与 RANS 方法和实验相比,耦合转换模型的 DDES 方法在较靠后的位置捕捉到了转捩现象。

分别用耦合转换模型的 DES 模型和 DDES 模型计算出的 F_{DES} 云图如图 4 所示。



(a) 与 DES 耦合的转换模型



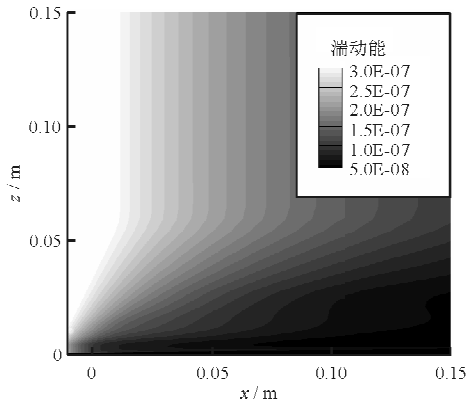
(b) 与 DDES 耦合的转换模型

图 4 DES 和 DDES 方法计算得到的 F_{DES} 云图

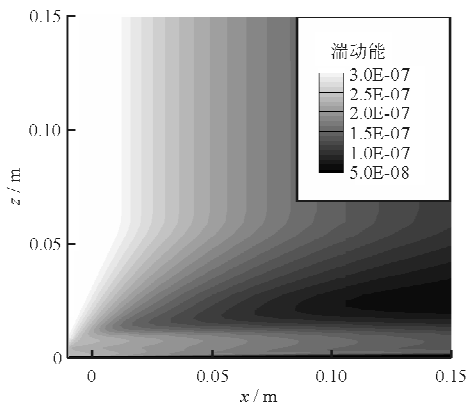
Fig. 4 Predicted F_{DES} contour by DES and DDES methods

F_{DES} 是切换 RANS 和 LES 模式的控制函数,当 F_{DES} 接近 1 时,湍流模型处于 RANS 模式;当 F_{DES} 逐渐增大时,湍流模型向大涡模拟(LES)工作模式过渡,流场中被模化的脉动减少,湍动能降低。相对于耦合转捩模式的 DES 模型,耦合转捩模式的 DDES 模型具有更广阔的 RANS 区域。这反映了受到网格尺度的影响,使用耦合转捩模式的 DES 模型进行数值模拟时,LES 区域侵入边界层较深,导致当地的湍动能降低(图 4(a)),而耦合转捩模式的 DDES 模型则很好地抑制了“灰色区域”的产生。

根据文献[2]给出的经验关系式, 转捩动量厚度雷诺数 Re_{θ} 是关于边界层外自由流湍流速度 Tu 、流向压力梯度参数 λ_{θ} 等的函数, 并且较小的湍流度和正压力梯度对应较大的 Re_{θ} 。使用 DES 和 DDES 方法计算得到的湍动能, 如图 5 所示。使用耦合转捩模型的 DES 模型进行数值模拟时, “灰色区域”的湍动能非正常地减小(图 5(a)), 使得 Re_{θ} 增大, 推迟了转捩的发生。严重时, 甚至使转捩不能被触发。通过滤波尺度进行改进, 耦合转捩模型的 DDES 方法抑制了 LES 区对边界层的侵蚀, 能够较好地预测转捩现象。



(a) 与 DES 耦合的转捩模型



(b) 与 DDES 耦合的转捩模型

图 5 DES 和 DDES 方法计算得到的湍动能(无量纲化)云图
Fig. 5 Contour of turbulent energy kinetic (non-dimensionalized) predicted by DES and DDES methods

4.2 S&K 平板实验

航空飞行器中最常见的转捩现象是低湍流度下的自然转捩。S&K 平板实验在历史上首次对 T-S 波进行了成功地观察和测量, 在低噪音风洞中

将湍流度降至 1% 以下, 使得边界层内 T-S 波经历了完整的发展阶段。S&K 平板实验是无压力梯度的平板边界层转捩实验, 其来流湍流度为 0.3%, 粘性比为 1。计算中来流速度设置为 50.1 m/s, 雷诺数为 $3.34 \times 10^6/m$ 。

计算得出的 T3A 平板算例的摩擦阻力系数分布如图 6 所示。DES 和 DDES 方法对转捩模型在自然转捩中的影响与在 bypass 转捩中相类似。与实验结果相比, 基于 RANS 方法的 $\gamma - Re_{\theta}$ 转捩模型预测的转捩起始点位置略有提前。而耦合转捩模型的 DES 方法没有在计算区域内捕捉到明显的转捩现象, 但与 RANS 方法和实验相比, 耦合转捩模型的 DDES 方法在比实验值靠后的位置捕捉到了转捩现象。

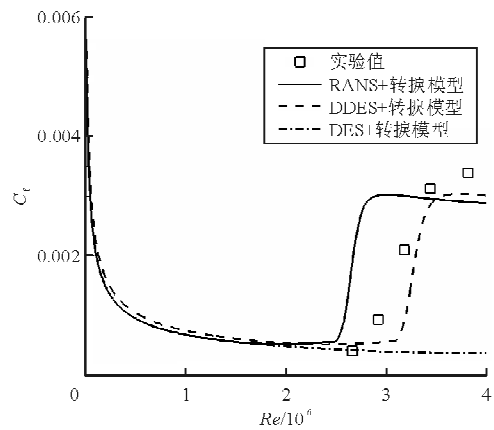
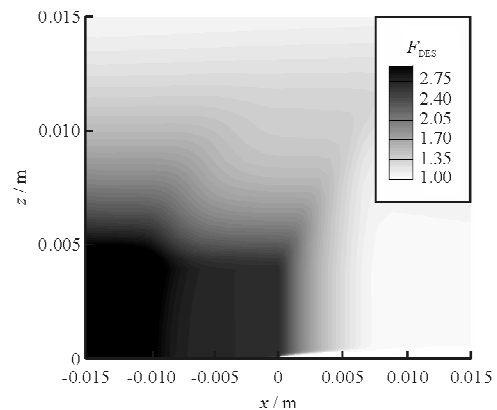
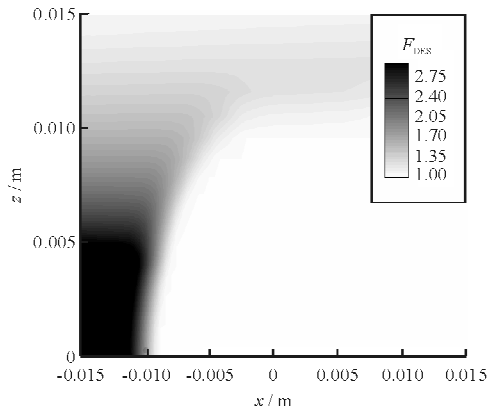


图 6 预测的 S&K 平板物面摩阻分布与实验值的对比
Fig. 6 Comparison of predicted and Experiment skin friction distribution of S&K plate

耦合了转捩模型的 DES 和 DDES 方法在 S&K 平板计算中得到的 F_{DES} 云图如图 7 所示。



(a) 与 DES 耦合的转捩模型



(b) 与 DDES 耦合的转换模型

图 7 两种方法计算得到的 F_{DES} 云图Fig. 7 Predicted F_{DES} contour by DES and DDES methods

从图 7 可以看出,对于低湍流度流动,DDES 方法很好地阻止了 LES 区对边界层的入侵,从而为经验转换模型提供一个更符合其标定条件的工作环境。

5 结 论

(1) $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型是基于经验关系式的转换模型,通过流场湍流度和压力梯度来判定转换的位置,通过控制湍动能或者涡粘性的生成来模拟转换的效应。因此,基础湍流模型与转换模型中的经验关系式需要匹配,基础湍流模型的性质对转换模型的表现产生重要影响。

(2) 基于 $k-\omega$ SST 的 DES 方法与 DDES 方法的根本区别在于对附面层范围的感受。DES 方法在 RANS 与 LES 模式之间切换时严重依赖当地网格尺度,同时,由于转换模型的准确求解需要密度较高的网格,二者就会产生矛盾。DDES 方法中有边界层指示器,在边界层范围内强制在 RANS 模式工作,对边界层有所保护,更适合与转换模型相耦合。

(3) T3A 和 S&K 平板的数值实验表明,虽然 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型在 DDES 方法中依然能够触发转换,但给出的转换位置与实验和 RANS 方法相比都明显靠后,表明用于 DDES 方法的 $\gamma - \overline{Re}_{\theta}$ 转换模型需要重新校准经验公式。

参考文献

- [1] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation based transition model using local variables part 1-model formulation[J]. ASME 2004-GT-53452, 2004.
- [2] Langtry R B, Menter F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes [J]. AIAA Journal, 2009, 47 (12): 2894-2906.
- [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] Van Driest E R, Blumer C B. Boundary layer transition, freestream turbulence and pressure gradient effects [J]. AIAA Journal, 1963, 1(6): 1303-1306.
- [5] Anld Bertelrud. Transition documentation on a three-element high-lift configuration at high reynolds numbers-analysis[R]. NASA CR-2002-211438, 2002.
- [6] Schmidt S, Thiele F. Detached eddy simulation of flow around a-airfoil [J]. Flow Turbulence and Combustion, 2003, 71(1-4): 261-278.
- [7] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [8] Menter F R. Improved two-equation turbulence models for aerodynamic flows [R]. NASA Technical Memorandum 103975, 1992.
- [9] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [10] Savill A M. Some recent progress in the turbulence modeling of bypass transition[C]//Near-Wall Turbulent Flows. The Netherlands: Elsevier, 1993: 829.
- [11] Ovchinnikov V. Inflow conditions for numerical simulations of bypass transition[R]. AIAA-2004-0591, 2004.

作者简介:

乔磊(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学、飞行器设计空气动力学。

白俊强(1971—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体及气动设计、计算流体力学。

华俊(1955—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器气动设计、机翼防冰系统数值模拟、计算流体力学与控制系统的耦合。

(编辑:赵毓梅)