

文章编号: 1000-8055(2005)03-0355-06

边界层转捩的数值模拟

杨琳, 邹正平, 宁方飞, 陈懋章
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 在数值模拟中将Abu-Ghannam & Shaw (AGS)转捩模型引入到湍流模型中, 以考虑流动中的层流和转捩现象, 并在此基础上, 分别对低雷诺数情况下的平板和涡轮叶栅流动进行了模拟, 并与实验结果进行了比较, 表明加入转捩模型可以较好地描述边界层的转捩过程。同时, 结果还表明AGS转捩模型对压力梯度变化较大情况下的模拟稍有偏差。

关键词: 航空、航天推进系统; 边界层转捩; 平板; 涡轮; 数值模拟

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Simulation of Boundary Layer Transition

YANG Lin, ZOU Zheng-ping, NING Fang-fei, CHEN Mao-zhang

(National Key Laboratory of Aircraft Engine,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The Abu-Ghannam and Shaw (AGS) model was added to the turbulent model in order to simulate the process of laminar to turbulent transition. Flat plate and turbine cascade boundary layer was studied and compared to the experimental data. The results show that the transition process could be better simulated by the transition model, but the simulation shows little deviation from the test data under great change of pressure gradient.

Key words: aerospace propulsion system; boundary layer transition; flat plate; turbine; simulation

当飞行器处在高空条件下飞行时, 其动力装置将在较低的雷诺数环境下工作。对于叶轮机低压部件而言, 在低雷诺数工作条件下, 叶片表面的大部分区域流动为层流, 到叶片中弦或尾缘附近才转捩成为湍流。由于层流的抗分离能力较弱, 在逆压梯度的作用下, 叶片吸力面容易发生分离, 使得叶型损失急剧增加, 进而发动机的效率下降, 耗油率上升。美国“全球鹰”高空无人侦察机所用发动机AE3007H在高空巡航时效率下降几个百分点的主要原因之一就是低压涡轮叶片吸力面大面积的流动分离^[1]。要在低雷诺数条件下控制流

动分离或减小分离带来的损失, 并为设计提供新的思路, 就必须要对叶片表面边界层的发展, 包括层流分离、转捩等流动过程进行细致的研究。

目前工程上常用的数值模拟方法主要是求解雷诺平均的N-S方程(RANS), RANS方法已经成功地应用于大量的设计验算中, 并取得较好的效果。但是RANS预测流场的精度还难以令人十分满意, 其中最为主要的原因之一就是目前没有一个通用且预测能力良好的湍流模型可以精确地模拟叶轮机内部真实复杂的流动^[2]。由于对转捩及湍流机理认识的不足, 大多数湍流模型都是基

收稿日期: 2004-07-05; 修订日期: 2004-09-27

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50206001); 航空科学基金资助项目(03C51030); 国防基础科研项目(K1204060722)

作者简介: 杨琳(1978-), 男, 辽宁沈阳人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事叶轮机内部复杂流动研究

于经验维象的方法建立起来,难以对低雷诺数情况下叶轮机叶片表面边界层中转捩、分离等复杂现象进行准确的预估和模拟。因此数值模拟中湍流模型的改进显得十分必要,而其中任务之一即在湍流模型中考虑转捩的影响。

由于工程的需要,国外许多研究者基于大量的实验数据库和经验,提出了一些可以模拟转捩的模型,如Smith和Gamberoni的 e^N 模型^[3],Abu-Ghannam和Shaw的模型^[4],以及Mayle的转捩模拟模型^[5]等。虽然这些模型都是在某些特定的实验条件下得出的经验公式,并不能在任何条件下都得到满意的结果,但它们为工程中转捩过程的模拟提供了可用的手段。国内一些学者对这些模型也进行了相关的研究,如蒋洪德、徐星仲^[6,7],以及冯国泰和郭玉波^[8]等人。

本文的主要工作就是在数值模拟中,将Abu-Ghannam和Shaw的转捩模型(AGS模型)引入到现有的湍流模型中,以考虑低雷诺数情况下叶片表面边界层的转捩现象。通过对平板边界层和涡轮叶栅边界层发展过程的数值模拟,以及与实验结果的比较,对AGS转捩模型的预测能力进行了研究。

1 数值方法

计算程序基于求解二维定常雷诺平均的N-S方程,采用空间离散的有限体积法、时间离散的隐式离散方法,对流通量采用AUSMD/V格式,离散的线化方程组采用GMRES算法求解。湍流模型为改进的Spalart-Allmaras一方程模型。具体的计算程序和方法参见文献[9,10]。

通过AGS转捩模型对湍流粘性进行如下修正以考虑转捩过程:

$$\mu_{\text{eff}} = \mu_{\text{lam}} + \gamma \mu_{\text{turb}} \quad (1)$$

其中: γ 为间歇因子。

$$\begin{aligned} \gamma &= 0 && \text{在层流区内} \\ \gamma &= 1 - \exp(-5\eta) && \text{在转捩区内} \\ \gamma &= 1 && \text{在湍流区内} \end{aligned} \quad (2)$$

而 η 为一无量纲的长度参数:

$$\eta = \frac{X - X_S}{X_E - X_S} \quad (3)$$

其中: X, X_S, X_E 分别为转捩区内某处、转捩开始点、转捩结束点距前缘的弧长。

对转捩开始点的预测是应用动量厚度雷诺数,当动量厚度雷诺数到达临界雷诺数时,认为转捩开始。临界雷诺数的定义为:

$$Re_{\text{crit}} = 163 + \exp\left\{F(\lambda_{\theta}) - \frac{F(\lambda_{\theta})}{6.91}\right\} \quad (4)$$

其中:

$$F(\lambda_{\theta}) = 6.91 + 12.75\lambda_{\theta} + 63.64(\lambda_{\theta})^2 \quad (\lambda_{\theta} < 0) \quad (5)$$

$$F(\lambda_{\theta}) = 6.91 + 2.48\lambda_{\theta} - 12.27(\lambda_{\theta})^2 \quad (\lambda_{\theta} > 0) \quad (6)$$

λ_{θ} 为Thwaites压力梯度参数,定义如下:

$$\lambda_{\theta} = \left(\frac{\theta^2}{\nu}\right) \left(\frac{dU_{\infty}}{dx}\right) \quad (7)$$

式中: $\tau\%$ 为湍流度。

而转捩长度雷诺数为:

$$R_L = 16.8(R_{XS})^{0.8} \quad (8)$$

其中:

$$R_{XS} = \frac{X_S U_{\infty}}{\nu} \quad (9)$$

式中: R_{XS} 为转捩开始的长度雷诺数。

关于边界层动量厚度的计算方法,本文通过大量的数值实验以及和国外学者交流,最终确定采用基于Baldwin-Lomax模型的BL函数方法,数值实验也证实了该方法是一种较好的方法。具体如下:

根据BL函数的公式:

$$f(y) = y |\omega| (1 - e^{-(y^+/A^+)}) \quad (10)$$

其中: $A^+ = 26$, ω 为涡量, y 为到壁面的距离。

该方法是在壁面的法向方向上得到 $f(y)$ 的分布,其中 $f(y)$ 的最大值为 f_{max} ,并在该处向离开壁面的方向寻找 $f(y) = f_{\text{max}}/2$ 的位置,此处的 y 为 y_{half} ,则认为,边界层的边缘:

$$\delta = 1.2y_{\text{half}} \quad (11)$$

然后通过沿法向积分得到边界层的动量厚度:

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (12)$$

2 计算结果

2.1 二维平板的计算分析

二维平板计算取了展向61个网格点,流向有101个网格点。为捕捉边界层的速度分布,在壁面附近网格进行了加密,距壁面第一根网格线的 y^+ 为0.5左右,在 $y^+ = 10$ 以内有10条网格线。同时,流向的网格也较密,以较好地确定转捩开始和结束点的位置。计算中基于板长的雷诺数为 1.8×10^6 。

图1为边界层动量厚度雷诺数的发展,图2为

形状因子分布,图3是壁面摩擦阻力系数沿流向的分布。其中的实验值为A bu-Ghannam 和Shaw 所得到的结果^[4],实线为引入转捩模型的计算结果,虚线是没有转捩模型而单纯用SA 湍流模型计算所得到的结果。

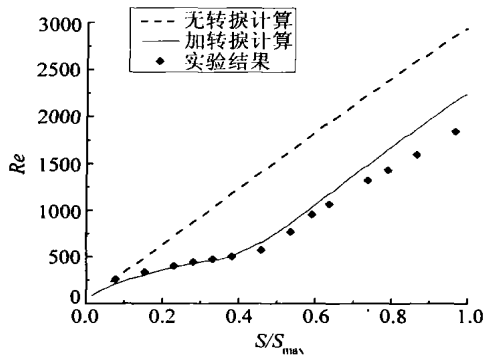


图1 边界层动量厚度雷诺数的发展
Fig 1 Momentum thickness Reynolds number

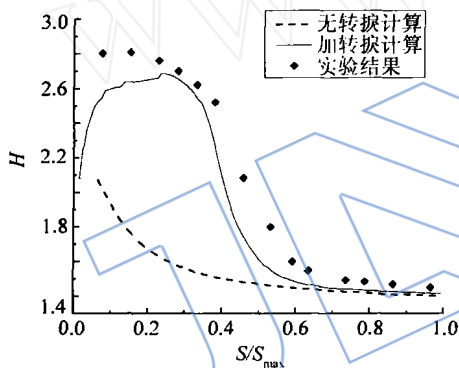


图2 形状因子的分布
Fig 2 Distribution of shape factor

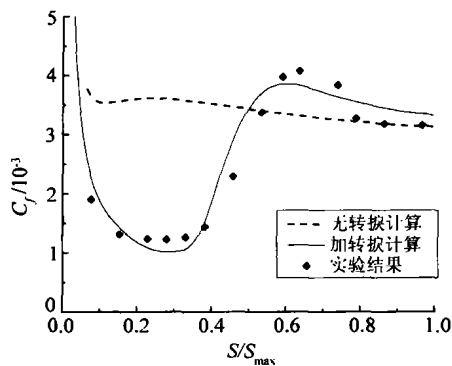


图3 壁面摩擦阻力系数沿流向分布
Fig 3 Distribution of skin-friction coefficient

从这几幅图中可以看出,AGS 转捩模型比较准确的捕捉到了转捩的开始和发展过程,得到的

边界层参数与实验值吻合较好。图中也可以看出:对于零压力梯度平板边界层的模拟,AGS 模型稍早的估计了转捩的起始和结束位置。

2 2 涡轮叶栅的计算结果

为了验证该方法在叶轮机内部流场数值模拟中的适用性,本文对2个不同的涡轮叶栅进行了模拟,并与实验结果进行了比较。实验所用涡轮叶栅见图4。其中涡轮叶栅A 是V K IB rite 涡轮叶栅,有关实验结果请参见文献^[11]。

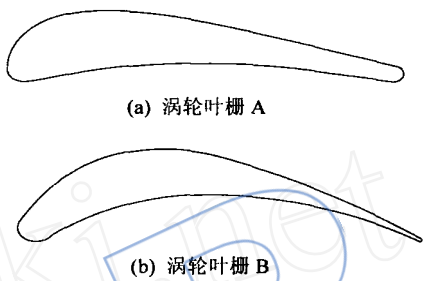


图4 计算的2个涡轮叶栅叶型
Fig 4 Two turbine cascade for calculation

2 2 1 涡轮叶栅A 的计算结果

涡轮叶栅A 的计算网格如图5所示。网格为H 型,网格数为172×72,在叶片表面有90个网格点,也在近叶片壁面处进行了加密,第一根网格线的 $y^+ < 1_0$ 。



图5 二维涡轮叶栅A 的计算域和网格
Fig 5 Grid of turbine A

对涡轮叶栅A 分别计算了两种不同的工作条件。一种条件下基于出口速度的弦长雷诺数为 6×10^5 , 另一种条件下雷诺数为 1.5×10^6 。

图7和图8分别给出了低雷诺数条件下,叶片吸力面的形状因子和壁面摩擦系数沿叶片表面的分布。可以看出,AGS 转捩模型捕捉到了转捩的发展过程。与平板边界层模拟结果类似,AGS 模型也稍早的估计了转捩的开始位置。

如图 6 所示, 转捩发生的位置是在 47% 弧长处, 而从图 9 和图 10 的计算得到的马赫数和压力

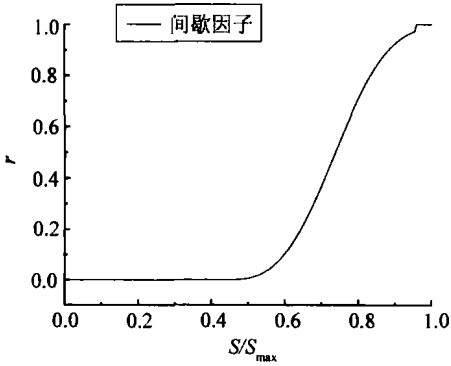


图 6 间歇因子分布

Fig 6 Distribution of intermency

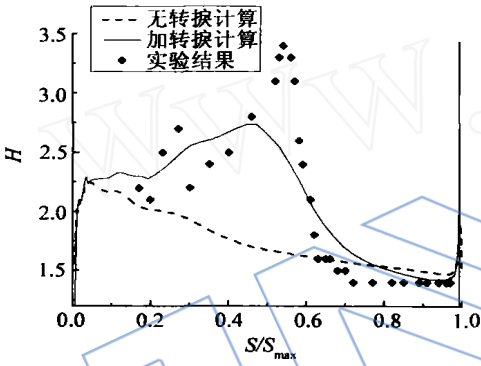


图 7 涡轮A 低雷诺数下形状因子分布

Fig 7 Shape factor of turbine A at low Re

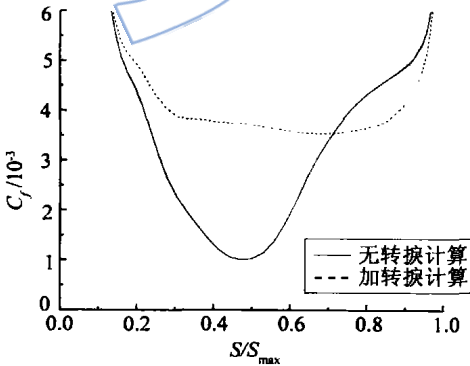


图 8 涡轮A 低雷诺数下壁面摩擦系数分布

Fig 8 Skin-friction of turbine A

等值线图中看出, 正是在叶片表面速度达到最大并开始减速的地方, 也是开始处在逆压梯度作用下的位置, 即叶背表面的低压区附近。这是由于顺压梯度对扰动有抑制的作用, 相对与零压和逆压梯度条件下, 推迟了转捩的发生。

图 11 到图 12 给出了高雷诺数条件下的计算结果。计算的结果与实验值吻合的比较好, 只是对转捩开始位置的预测稍有推迟。转捩发生在前缘 35% 弧长处, 比在低雷诺数条件下的位置更靠前了。

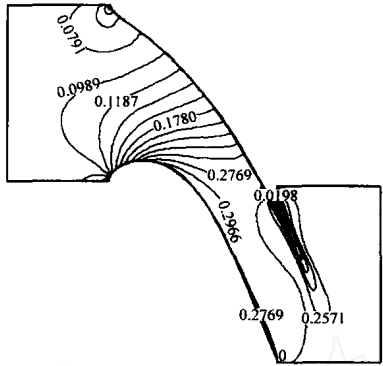


图 9 涡轮A 低雷诺数下通道内马赫数等值线图

Fig 9 Mach number of turbine A

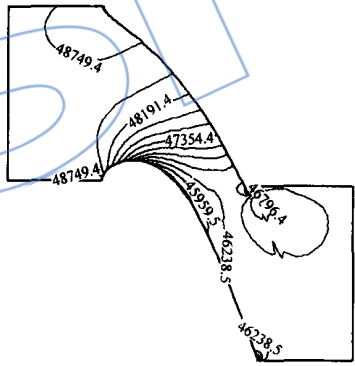


图 10 涡轮A 低雷诺数下通道内压力等值线图

Fig 10 Pressure contour of turbine A at low Re

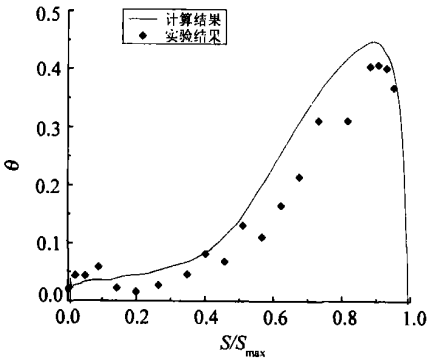


图 11 涡轮A 高雷诺数下动量厚度分布

Fig 11 Momentum thickness of turbine A at high Re

2 2 2 涡轮叶栅B 的计算结果

叶栅B 的网格数目与A 一样。计算的基于出口速度的弦长雷诺数为 5.6×10^5 , 计算域和网格如图13。计算结果如图14~ 图16。

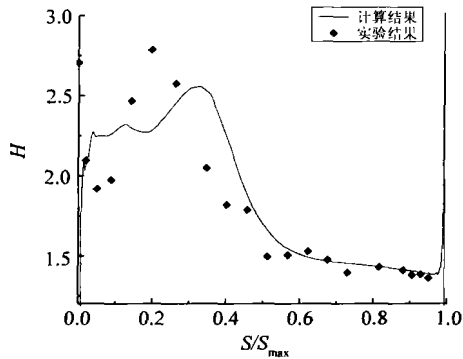


图 12 涡轮A 高雷诺数下形状因子分布
Fig 12 Shape factor of turbine A

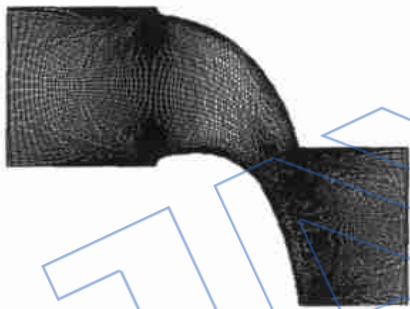


图 13 涡轮叶栅B 的计算域和网格
Fig 13 Grid for turbine B

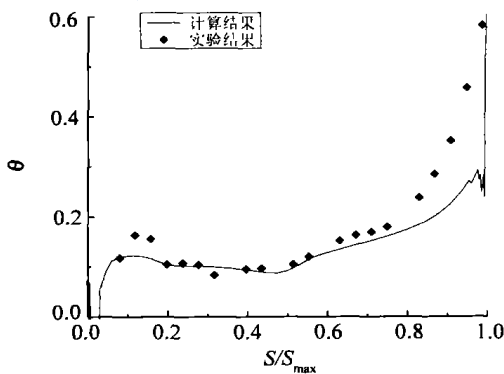


图 14 涡轮B 动量厚度分布
Fig 14 Momentum thickness distribution
of turbine B

由图16 可以看出涡轮B 属后加载叶型, 吸力面压力从前缘迅速下降后, 上升的比较缓慢, 因此

这部分的逆压梯度不是很强烈, 并不会促使转捩很快发生。计算的结果也表明, 转捩发生在距前缘76%

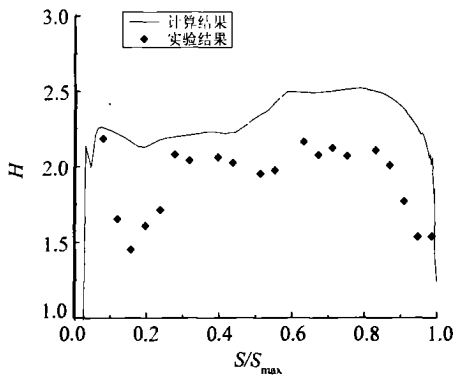


图 15 涡轮B 形状因子分布
Fig 15 Shape factor of turbine B

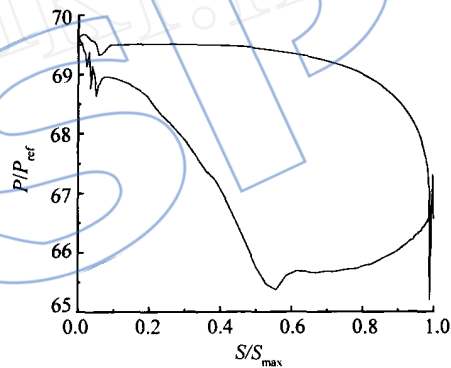


图 16 涡轮B 叶片表面压力分布
Fig 16 Pressure distribution of turbine B

弧长处。计算的结果和实验值还是比较吻合的, 形状因子预测的值稍有偏高。

3 结 论

本文将AGS 转捩模型引入到湍流模型中, 以考虑低雷诺数条件下流动的层流和转捩过程, 并用二维雷诺平均的数值模拟方法对平板边界层和涡轮叶栅边界层的发展进行了预测, 与实验结果比较, 得到了比较好的结果。本文主要得出一些结论:

- (1) AGS 转捩模型能够较准确的预测转捩的发生和发展过程, 以反映低雷诺数条件下边界层的发展过程。
- (2) 关于动量厚度的求解方法对AGS 的精度有很大影响, 本文采用的方法较好地给出了动量厚度。但在有曲率以及三维流动情形下如何精确求解还有待进一步研究。

(3) 计算中还表明: 存在压力梯度且边界层有曲率的情况下, 转捩起始点的判断准则需要进一步修正。

参考文献

- [1] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of Separation Losses on a Turbine Blade With Low Reynolds Number [R] AIAA 99-0242
- [2] Bradshaw P. Turbulence Modeling with Application to Turbomachinery [J] *Progress in Aerospace Science*, 1996, 32(6): 575~624
- [3] Smith AMO, Gamberoni N. Transition, Pressure Gradient and Stability Theory [R] Report ES 26388, Douglas Aircraft Co., El Segundo, California, 1956
- [4] Abu-Ghannam B J, Shaw R. Natural Transition of Boundary Layers-The Effect of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History [J] *Journal of Mechanical Engineering and Science*, 1980, 22(5): 213~228
- [5] Mayle R E. The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines [J] *ASME Journal of Turbomachinery*, 1991, 113: 509~537
- [6] 蒋洪德, 仲永兴, 凌君韬, 等. 叶栅边界层转捩的实验研究与一个新的综合经验准则[J]. *工程热物理学报*, 1996, 17(4): 433~436
- JIANG Hongde, ZHONG Yongxing, LING Junyang. Experimental Research on Transition Phenomenon of a Compressor Cascade and a New Empirical Criterion for Transition Modeling [J] *Journal of Engineering Thermophysics*, 1996, 17(4): 433~436
- [7] 徐星仲. 转捩流动的数值方法研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 1996
- XU Xingzhong. Numerical Investigation into Transitional Flow [D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences Institute of Engineering Thermophysics, 1996
- [8] 郭玉波. 叶轮机内粘性流场的转捩流动数值模拟方法的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2001
- GUO Yubo. Study of Numerical Simulation Method of Transition to Viscous Flow in Turbomachinery [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2001
- [9] 宁方飞, 徐力平. 二维定常湍流计算中的GMRES算法[J]. *力学学报*, 2001, 33(4): 442~451
- NING Fangfei, XU Liping. Application of GMRES Algorithm in the Predictions of Two-Dimensional Turbulent Steady Flow [J] *ACTA Mechanica Sinica*, 2001, 33(4): 442~451
- [10] Ning F, Xu L. Numerical Investigation of Transonic Compressor Rotor Flow Using an Implicit 3D Flow Solver with One-Equation Spalart-Allmaras Turbulence Model [R] ASME 2001-GT-0359
- [11] Ubaldi M, Zunino P, Campora U, Ghiglione A. Detailed Velocity and Turbulence Measurements of Profile Boundary Layer in a Large Scale Turbine Cascade [R] ASME 96-GT-42