

关于补充 Langtry 的转捩模型经验修正的数值探讨*

张晓东¹, 高正红²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

(周哲玮推荐)

摘要: 近年来,基于 RANS 环境下引入预测转捩过程的模型越来越受到各国学者的关注. Langtry 于 2006 年提出了一种基于当地变量进行转捩判据的模型,但这个转捩模型有两个核心的经验关系式直到 2009 年才公开. 该文在对转捩模型机理进行分析理解的同时,通过对低速平板表面摩擦因数模拟试验的校核,提出了一套基于来流湍流度修正的经验关系式. 并针对高超声速转捩问题对转捩动量厚度开始修正进行了改进,最后通过对低速、跨音速翼型和高 Ma 双楔平板的计算,证明这一套经验关系式的可靠性与实用性.

关键词: 转捩经验关系式; T3 系列平板试验; S809 翼型; HS0213 翼型; 高超声速双楔平板

中图分类号: O39 **文献标志码:** A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2010.05.005

引言

随着飞行器性能要求的不断提高,精细化设计成为新一代飞行器设计的重要手段,为此,能否准确地预测空气动力特性是影响实现精细化设计的关键基础. 由于边界层转捩现象对流动的特性有着重要的影响,特别是对阻力的影响较大,能否准确地确定边界层转捩直接影响了气动力特性预测的准确性. 由于边界层转捩机理的复杂性,尽管随着 CFD 技术的发展, DNS (direct numerical simulation)、大涡模拟在数值模拟上显示了和实验数据不错的一致结果,但是应用到高 Reynolds 数真实外形还不太现实.

目前转捩预测最常用的方法是基于边界层稳定性理论提出的 $e-N$ 方法^[1],这种方法需要根据试验人为的给定一个 N 值,一旦振幅增长超过 N ,就认为转捩开始发生. 针对不同的问题,需要确定相应的 N 值,因此,该方法对转捩预测的准确性与 N 值关系密切;第二,利用 $e-N$ 方法时,需要对 T-S 波的振幅沿着流向进行积分,将该方法与 CFD 结合困难较大,它首先需要用 RANS (Reynolds averaged Navier-Stocks) 方程求出流场内的速度压力分布,然后用可靠的附面

* 收稿日期: 2010-01-31; 修订日期: 2010-04-01

作者简介: 张晓东(1984—),男,安徽阜阳人,博士生(联系人. E-mail: zxd.nwpu@gmail.com);
高正红(1960—),女,山东牟平人,教授,博士生导师(Tel: +86-29-88495971; E-mail: zgao@nwpu.edu.cn).

层求解程序确定边界层内的相关参数后,判断转捩位置后再返回到 RANS 方程求解环境下进行迭代求解,这不仅带来额外的计算时间,而且针对复杂问题很难实现准确地沿边界层进行积分计算;同时,它只能预测转捩的开始点并不能模拟转捩整个区域的发展过程。

近年来随着 CFD 技术的快速发展,通过低 Reynolds 数湍流模型和转捩经验关系,建立基于 RANS 环境模拟层流到湍流的转捩过程得到越来越多的关注. 2004 年 Langtry 和 Menter 等^[2-4]提出了一种耦合到 SST $k-\omega$ 湍流模型^[4]中的完全基于流场当地变量的 $\gamma-\overline{Re_{\theta_i}}$ 转捩模型. 该模型集合了转捩经验关系式和低 Reynolds 数湍流模型的优势,提供了一个能将转捩经验关系式进行当地化处理的框架,以适应现代 CFD 技术的要求. 但是,利用该模型需要构建两个核心的经验修正式,Langtry^[4]当时并没有公开其研究结果,直到 2009 年 12 月才公布了完整的经验修正式^[5]. 本文通过对 T3 系列平板附面层试验结果的数值模拟,分析了相关系数的影响因素,提出了另外一套基于来流湍流度的经验关系式. 近来国内外对高超速转捩的研究日益重视^[6-7],由于 Langtry^[5]提出模型中的转捩判据中仅仅是在低速不可压平板转捩试验上得到的,其适用范围并不能用到高超音速上. 为此本文根据高超音速风洞上的一些实验对模型的转捩判据进行一定的修正,使其应用范围延伸到高超音速转捩问题上. 为了测试提出经验修正式的实用性,本文分别对低速、跨音速翼型和高 Mach 数双楔平板进行了计算,并与试验进行了对比.

1 模型描述

由于湍流边界层厚度比层流的边界层厚度要大得多,很自然地想到用边界层厚度为特征参数作为判定转捩的标尺,而边界层动量厚度反映了动量的亏损,它与壁面摩擦力因数有直接的关系,因此,用动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ} 是关联剪切层特性最方便的参数. 当动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ} 超过转捩开始动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ_i} 时,就认为转捩开始. 转捩是跟来流湍流度、压力梯度等因素密切相关的,研究者根据大量的实验将它们之间的关系整理成函数关系式的形式,较为经典的是 Mayle^[8]和 Abu-Ghannam & Shaw^[9]的转捩关系式.

$\gamma-\overline{Re_{\theta_i}}$ 模型框架包括两个变量的标准输运方程:即间歇因子 γ 和当地转捩厚度开始 Reynolds 数 $\overline{Re_{\theta_i}}$ 方程, γ 方程用于定义流动处于湍流和层流的时间比例,以此来模拟转捩区域的流动发展过程^[10], $\overline{Re_{\theta_i}}$ 方程构成预测转捩起始位置的判据,它实现了对转捩厚度开始 Reynolds 数当地化的过程.

模型中一个重要核心是基于 Van Driest 等^[11]提出的涡量 Reynolds 数 $Re_v = \rho\gamma^2 S/\mu$ 当地化处理的概念,由于在边界层中涡量 Reynolds 数的增长是正比于动量厚度 Reynolds 数的,这样就不需要通过积分求得动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ} ,而仅仅需要流场中的当地变量(如密度、涡量、粘性系数等)就能联系起动量厚度 Reynolds 数,一旦下式的涡量厚度 Reynolds 数 Re_v 超过其临界值 Re_{θ_c} ,转捩就认为开始发生.

$$Re_{\theta} = \frac{Re_{v,\max}}{2.193}. \quad (1)$$

首先转捩动量厚度开始 Reynolds 数 Re_{θ_i} 是一个基于气动试验考虑来流湍流度和压力梯度的关系式 $Re_{\theta_i} = f(Tu, \lambda_{\theta})$:

$$\left\{ \begin{array}{l} Re_{\theta_t} = f(Tu, \lambda_\theta) = E(Tu)F(\lambda_\theta), \\ E(Tu) = \left[1 - 173.51 - 589.428Tu + \frac{0.2196}{Tu^2} \right], \quad Tu \leq 1.3, \\ E(Tu) = 331.50 [Tu - 0.5658]^{-0.671}, \quad Tu > 1.3, \\ F(\lambda_\theta) = 1 - [-12.986\lambda_\theta - 123.66\lambda_\theta^2 - 405.689\lambda_\theta^3] e^{[-Tu/1.5]^{1.5}}, \\ \lambda_\theta \leq 0, \\ F(\lambda_\theta) = 1 + 0.275 [1 - e^{[-35.0\lambda_\theta]}] e^{[-Tu/0.5]}, \quad \lambda_\theta > 0, \\ \lambda_\theta = (\theta^2/\nu)/(dU/ds). \end{array} \right. \quad (2)$$

这样得到的是全局的转换开始 Reynolds 数,事实上转换过程还受到上游边界层信息的影响,Langtry^[4]引入了一种流场当地判断转换的机制,这通过求解 $\overline{Re_{\theta_t}}$ 输运方程将来流的流动信息引入到边界层内来进行当地化处理:

$$\frac{\partial(\rho \overline{Re_{\theta_t}})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \overline{Re_{\theta_t}})}{\partial x_j} = P_{\theta_t} + \frac{\partial}{\partial t} \left[\sigma_{\theta_t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re_{\theta_t}}}{\partial x_j} \right]. \quad (3)$$

而用于控制转换开始及发展过程的间歇因子 γ 输运方程表述如下:

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]. \quad (4)$$

间歇因子 γ 方程的源项定义如下:

$$P_\gamma = F_{\text{length}} c_{\text{al}} \rho S [\gamma F_{\text{onset}}]^{0.5} (1 - c_{\text{el}} \gamma), \quad F_{\text{onset}} = \frac{Re_v}{2.193 \cdot Re_{\theta_c}}.$$

这里对上述定义的几种 Reynolds 数做简要的说明:转换开始动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ_t} 可认为是速度型最先开始偏离纯层流速度型的地方,从式(4)得到的当地转换开始动量厚度 Reynolds 数 $\overline{Re_{\theta_t}}$ 是对 Re_{θ_t} 进行当地化处理,而临界 Reynolds 数 Re_{θ_c} 是湍流最先开始增长的地方.Langtry^[4,5]在论文中提供 F_{length} 和 Re_{θ_c} 关系是另外一个 $\overline{Re_{\theta_t}}$ 标量方程的函数即 $F_{\text{length}} = f(\overline{Re_{\theta_t}})$, $Re_{\theta_c} = g(\overline{Re_{\theta_t}})$ 的函数,这两个式子将在后面的章节中给出,从上述源项的定义可以看出, F_{length} 用于控制间歇因子的增长,它的值越大转换区域的长度越短;而 Re_{θ_c} 是转换动量厚度 Reynolds 数的阈值,用来控制转换开始点的位置,它的值越大转换越晚发生,这两个参数是影响转换模型过程的重要参数.

为了让转换模型体现层流边界层分离后端动能很快增长的现象,Langtry^[4]同时设计了一套针对分离流转换允许间歇因子值超过 1 的机制:

$$\gamma_{\text{sep}} = \min \left(s_1 \max \left[0, \left(\frac{Re_v}{3.35 Re_{\theta_c}} \right) - 1 \right] F_{\text{reattach}}, 2 \right) F_{\theta_t}. \quad (5)$$

最后用求得的间隙因子来修正 SST 湍流模型中的湍动能方程,最终实现对有效粘性的修正来实现对转换过程的模拟^[12].

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j k}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu + \sigma_k \mu_t \frac{\partial k}{\partial x_j} \right), \\ \gamma_{\text{eff}} = \max(\gamma, \gamma_{\text{sep}}), \quad \tilde{P}_k = \gamma_{\text{eff}} P_k. \end{array} \right. \quad (6)$$

2 对转换开始位置及长度的修正

T3 系列平板试验是 ERCOFTAC (European research community on flow, turbulence and combustion) 机构于 90 年代做的转换标准试验,它经常用来作为预测转换模型优劣的标准。这个实验是用于测试在不同来流湍流度和压力梯度下的平板对转换的感受度情况,包括 T3B、T3A、T3AM 等,分别对应高湍流度的 Bypass 转换到低湍流度的自然转换。

试验对应状态的密度为 1.2 kg/m^3 ,粘性系数为 $1.8 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$ 。根据试验 T3 系列的边界条件如表 1 所示^[13]。

表 1 T3 系列平板实验的入口条件

例子	来流速度 $U_\infty / (\text{m/s})$	入口湍流度 $Tu_{\text{inlet}} / \%$	μ_t / μ
T3B	9.4	6.5	100
T3A	5.4	3.3	12.0
T3AM	19.8	0.874	8.72

为防止出现前缘分离的情况计算网格平板的前缘是通过一个半径为 0.75 mm 的四分之一圆过渡的,按 Langtry 建议保证沿壁面法向的网格 y^+ 值小于 1,膨胀率小于 1.2。计算网格采用 C 型结构,总共用了 5 万网格^[14]。

为了建立 F_{length} 和 Re_{θ_c} 两个定量表达式,2006 年日本学者 Misaka 等^[15]通过数值试验拟合出了一组定量关系,使用后对于 T3AM 低湍流度平板试验摩擦曲线拟合得并不好^[16],而在零压力梯度下的平板转换是跟来流湍流度密切相关的。基于这种思想,下面给出一套基于来流湍流度修正的经验关系式具体操作的步骤:

1) 将临界动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ_c} 和转换长度参数 F_{length} 当成常数来对待,在保证上述 3 个平板例子计算摩擦分布同实验一致的情况下分别独立确定它们对应的值;

2) 令临界动量厚度 Reynolds 数有如下形式:

$$Re_{\theta_c} = \frac{\overline{Re_{\theta_t}}}{\alpha Tu_{\text{inlet}}^2 + \beta Tu_{\text{inlet}} + \gamma}, \quad (7)$$

由于 F_{length} 出现在间歇因子方程产生项中,为了不产生负值,故限制了其最小范围:

$$F_{\text{length}} = \max\left(\frac{\ln \overline{Re_{\theta_t}}}{\xi Tu_{\text{inlet}}^2 + \psi Tu_{\text{inlet}} + \zeta}, 0.1\right); \quad (8)$$

3) 根据步骤 1 确定的值来拟合各个参数。

步骤 1) 是一个不断试凑的过程,一般来说 F_{length} 取 $0.1 \sim 100$ 之间,取比上限 100 大的值效果不大,但是 F_{length} 过小的话可能转换长度过长而可能判断不到转换过程,而 Re_{θ_c} 是用来判断转换开始位置,它直接控制间歇因子在边界层中最先增长的地方。对于 T3B,大致可以假设 $Re_{\theta_c} \approx \overline{Re_{\theta_t}}$,而对于湍流度较低的 T3AM, Re_{θ_c} 是要比 $\overline{Re_{\theta_t}}$ 延迟一些。按照上述步骤得出最终缺失的经验关系式为

$$Re_{\theta_c} = \frac{\overline{Re_{\theta_t}}}{0.0102 Tu_{\text{inlet}}^2 - 0.1251 Tu_{\text{inlet}} + 1.3317}, \quad (9)$$

$$F_{\text{length}} = \max\left(\frac{\ln \overline{Re_{\theta_t}}}{1.5064 Tu_{\text{inlet}}^2 - 14.9246 Tu_{\text{inlet}} + 33.5957}, 0.1\right). \quad (10)$$

根据上面补充的关系式对各平板进行数值模拟,从图 1 看出其结果和实验结果基本吻合;本文同时与 Langtry^[5]的结果和 Misaka 等^[15]的经验关系式进行比较,结果显示 T3B 和 T3A 的转捩位置和前两者得到一致的结果, T3AM 的结果优于 Misaka,而与 Langtry 得到近似的结果。

为了检验新修正式在航空计算的可靠性,本文选用低速 S809、高速 HS-NLF0213 二元翼型和超音速双楔平板作为检验模型。

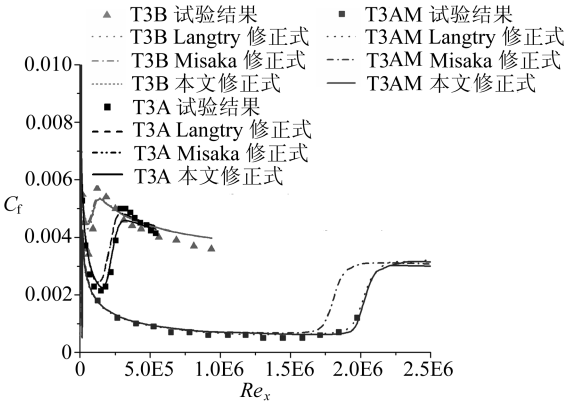


图 1 不同经验修正式的平板摩擦分布

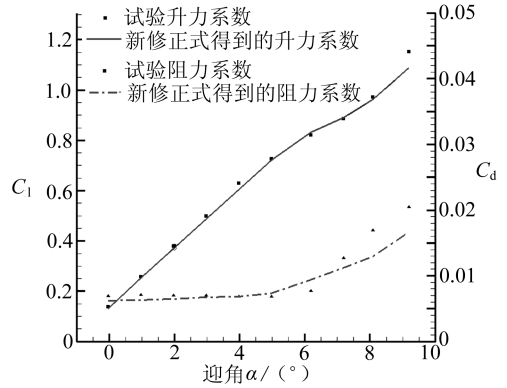


图 2 S809 的升阻力曲线

S809 翼型是低阻翼型,它在小迎角下存在着一个低阻区域,在位于翼型中部的层流分离泡破裂转捩点迅速前移后,阻力才开始急剧增加。计算 Mach 数 $Ma = 0.1$, $Re = 2.0 \times 10^6$, 风洞来流湍流度 $Tu = 0.25\%$, 图 2 给出的数值模拟结果和实验数据基本保持一致。升力与实验值基本吻合,同时也反映了 6° 分离泡破碎升力非线性变化的趋势。阻力在 4° 以下比试验值偏小,而在 6° 层流分离泡破碎之后阻力预测比试验值普遍偏低,阻力计算曲线显示了 5° 之前“阻力框”的存在。由于 S809 翼型的转捩类型是由于翼型中部出现层流分离泡导致的,图 3 给出了 0° 时应用转换模型预测出层流分离对翼型压力分布的影响,可以明显看出由于分离泡的存在使压力分布在翼型中心位置有个平台。

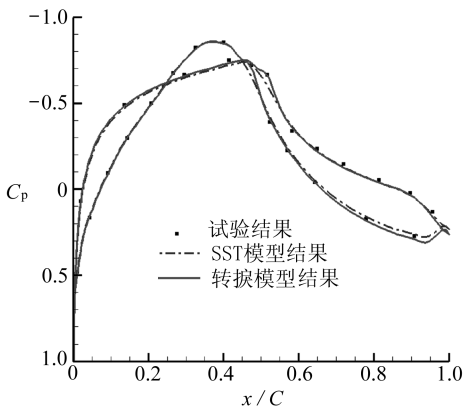


图 3 S809 随迎角变化的转捩位置 (x/c)

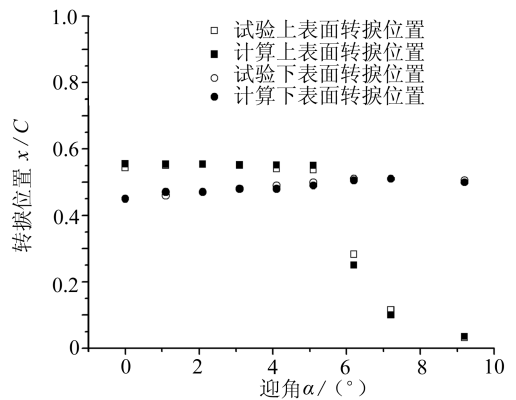


图 4 S809 随迎角变化的转捩位置 (x/c)

计算出的转捩开始位置是通过观察表面摩擦阻力因数开始增长的位置确定的,如图 4 所示,可以看出转捩模型完全能预测出转捩位置。

HSNLF0213 翼型是高速层流翼型,风洞试验 Mach 数为 0.697 ,设计 Reynolds 数为 4.0×10^6 ,为了模拟高速风洞的来流扰动,入口处的来流湍流度取 0.6% ,根据实验此翼型的转捩类

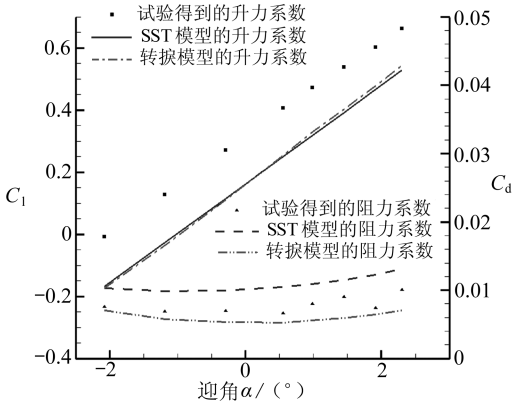


图5 HS0213 的升阻力曲线

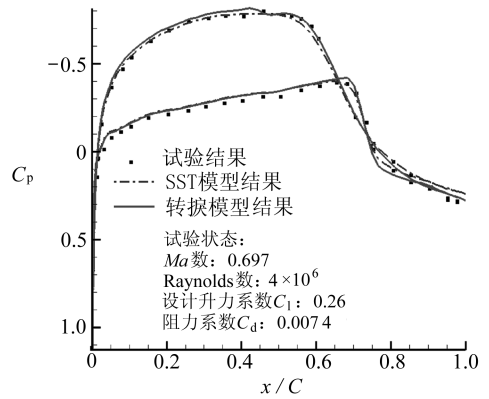


图6 在设计升力下绕翼型的压力分布

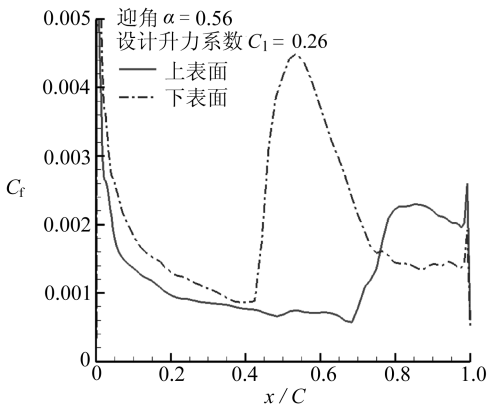


图7 迎角=0.56°下绕翼型的摩擦分布

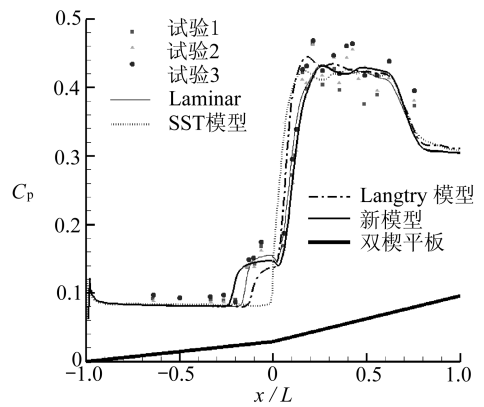


图8 绕尖头双楔平板的压力分布对比

型为自然转捩.从图5看出计算出的的升力系数和风洞始终差一个 Δ 量(-1°),计算结果表明SST模型和转捩模型的升力系数和实验存在明显偏差,但是,使用SST湍流模型阻力系数明显比实验结果大,而转捩模型计算出的阻力系数比实验值要偏小.由于没有更多对应迎角的风洞试验,对高速翼型的计算需要做进一步对比.图6给出在设计升力系数 $C_l = 0.26$ 下的一个压力分布.图7给出在设计升力系数下迎角 $=0.56^\circ$ 反映自然转捩发展过程的摩擦分布曲线.摩擦分布的极小值点认为是转捩开始位置,自然转捩和分离流转捩的区别是分离流转捩摩擦最小值小于0^[16].

在高超音速飞行器热防护设计的一个关键问题是准确预测转捩起始位置及其发展,在高超声速巡航条件下,飞行器的表面摩擦阻力和波阻是一个量级,成为总阻力的重要组成部分,延迟转捩可使燃料消耗大大降低.

由于转捩动量厚度 Reynolds 数关系式(2)是基于不可压平板实验得到的,很自然应用这个转捩模型到高超音速问题上是不合适的.在对尖锥高超音速转捩风洞试验中发现当 Ma 从1增加到12,其转捩动量厚度 Reynolds 数 Re_{θ_1} 从800增加到到3500,因此上式应用到本转捩模型将过早触发转捩判据.本文通过查阅一些高超音速风洞转捩试验^[17],在此给出一套新的基于当地 Ma 数修正的经验关系式:

$$\begin{cases} Re_{\theta_1} = f(Tu, \lambda_\theta, Ma) = E(Tu)F(\lambda_\theta)G(Ma), \\ G(Ma) = 0.00987Ma^3 - 0.14407Ma^2 + 0.75109Ma + 1, \end{cases} \quad (11)$$

$$Ma \in [0, 12],$$

由于引入新转捩关系式的缘故 $\overline{Re_{\theta_i}}$ 的边界条件也要做相应的调整,其值应该等于将 $Tu_{inlet}, Ma_{inlet}, \lambda_{\theta} = 0$ 代入式子(11)。为验证本转捩模型在高超声速下预测的精度,本文选取尖头双楔平板^[18-19]作为验证算例。计算模型的第1个坡度为 9° ,长度为180 mm,第2个坡度为 20.5° ,长度为255 mm,计算来流 Mach 数为8.1,来流湍流度为0.5%,密度为 0.0152 kg/m^3 , Reynolds 数为 3.76×10^6 ,来流温度为102 K,物面温度为300 K,当来流经过第2个斜坡的时候,逆压梯度较强,从而引起边界层分离诱导的转捩,算例选取 SST 全湍模型、转捩模型和改进后的转捩模型等进行比较。

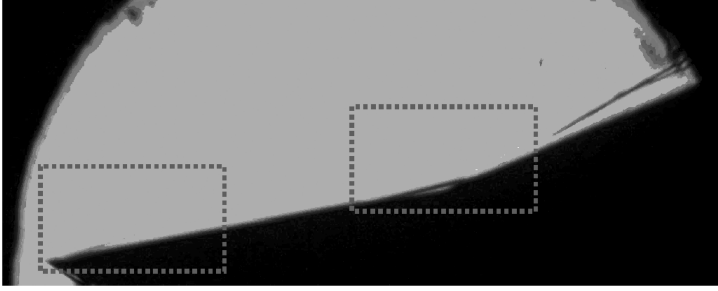


图9 实验纹影法得到的激波边界层与分离现象

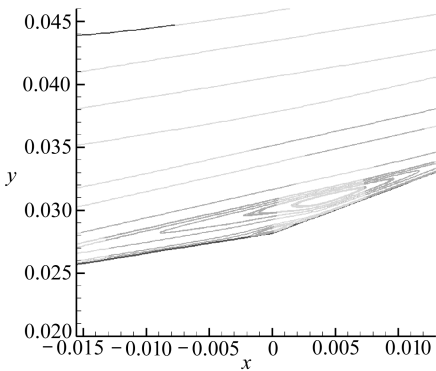


图10 在 Kink 处用转捩模型得到的分离现象

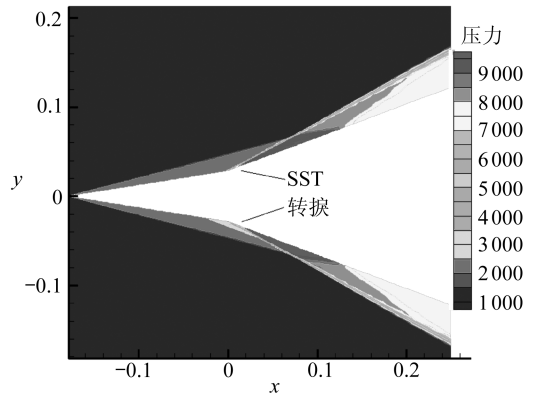


图11 两种数值计算显示的压力分布

从图8看出直接使用 Langtry 提出的转捩模型预测分离区域有些偏小,这是由于在不可压条件下的转捩阈值相对较小,层流附面层较早的发生了转捩导致分离区计算较小,而加上可压缩性修正后提高了高 Mach 数下的转捩阈值,转捩触发条件提高这将使得压力分布更加符合试验,试验在后半段的压力波动可能是由于模型受到来自侧向流动的影响。

而 SST 湍流模型是针对湍流附面层设计的模型,转捩在未达到第2个斜坡就已经完成,而湍流边界层能承受的逆压梯度要大的多,因此在转折处没有预测到分离也不出意料;而使用转捩模型就很好的预测了这种激波/附面层干扰而引起的分离现象(图9和图10),通过图11可看出试验模型在 Kink 处分离带来压力分布的变化。

4 结 论

综上所述,本文提供了一种基于来流湍流度出发补充 $\gamma - \overline{Re_{\theta_i}}$ 转捩模型两个经验修正式的切实方法。通过和 T3 系列平板试验数据进行比较,取得了不错的结果,并针对高超音速转捩对

原模型提出了一定的改进. 尽管这个模型没有过多考虑转捩过程的深入机理, 如高超音速转捩的不同模态, 而是依赖基于大量试验的工程关系式来模拟在较大范围的 Mach 区间内包含自然转捩、Bypass 转捩以及分离流转捩在内等各种类型的转捩, 但在转捩预测的里程碑上却是迈出了一大步, 相信这个转捩模型将在更多的领域中得到广泛的应用。

参考文献:

- [1] Van Ingen J L. A Suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the Boundary Layer Transition Region[D]. Technical Report VTH-74, Netheland; Delft University of Technology, 1956:8-26.
- [2] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, *et al.* A correlation based transition model using local variables part 1: model formulation[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, **128**(3): 413-422.
- [3] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, *et al.* A correlation based transition model using local variables part 2: test cases and industrial applications [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, **128**(3): 423-434.
- [4] Langtry R B. A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Codes[D]. PhD Thesis. Stuttgart, Germany; University Stuttgart, 2006.
- [5] Langtry R B, Florian R menter. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. *AIAA Journal*, 2009, **47**(12):2894-2906.
- [6] 王亮, 符松. 一种适用于超音速边界层的湍流转捩模式[J]. *力学学报*, 2009, **41**(2):162-168.
- [7] 许丁, 马晖扬. 高超声速边界层工程转捩模式研究[J]. *中国科学院研究生院学报*, 2009, **26**(1): 43-49.
- [8] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, **113**(4): 509-537.
- [9] 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**(5): 213-228.
- [10] Dhawan D, Narasimha R. Some properties of boundary layer flow during transition from laminar to turbulent motion[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1958, **3**(4): 418-436.
- [11] Van Driest E R, Blumer C B. Boundary layer transition: freestream turbulence and pressure gradient effects[J]. *AIAA Journal*, 1963, **1**(6): 1303-1306.
- [12] Wilcox D C. *Turbulence Modeling for CFD*[M]. Canada: DCW Industries, 1993.
- [13] Savill A M. Some Recent Progress in the Turbulence Modeling of Bypass Transition[C]//So R M C, Speziale C G, Launder B E Eds. *Near Wall Turbulent Flows*. Amsterdam; Elsevier Science, 1993: 829-848.
- [14] 张晓东, 高正红. Langtry 转捩模型在航空气动力计算上的研究[C]//第十四届全国计算流体力学会议论文集(上). 贵阳: 第十四届全国计算流体力学会议编委会, 2009:118-124.
- [15] Misaka T, Obavashi S. Application of Local Correlation-Based Transition Model to Flow Around Wings[R]. AIAA Paper 2006-918, 2006.
- [16] 陈奕. 航空气动力计算中的转捩预测方法研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2008.
- [17] Reshotko E. Is Re_{θ}/M_e a Meaningful Transition Criterion? [R]. AIAA Paper 2007-943, 2007.
- [18] Neuenhahn T, Olivier H. Influence of the Wall Temperature and the Entropy Layer Effects on Double Wedge Shock Boundary Layer Interactions[R]. AIAA Paper 2006-8136, 2006.

- [19] Reinartz B U, Ballmann J. Numerical Investigation of Wall Temperature and Entropy Layer Effects on Double Wedge Shock /Boundary Layer Interactions[R]. AIAA Paper 2006-8137, 2006.

Numerical Discuss to Complete Empirical Correlation in Langtry's Transition Model

ZHANG Xiao-dong¹, GAO Zheng-hong²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University,
Xi' An 710072, P. R. China;

2. National Key Wing Tunnel Laboratory, Northwestern Polytechnical University,
Xi' An 710072, P. R. China)

Abstract: Recently, introducing a transition predicting model into RANS environment was paid more and more attention to. Langtry proposed a correlation-based transition model in 2006, which was built strictly on local variables. However, two core correlations had not been published by the originator of the model until 2009. The mechanism of this transition model was analyzed and discussed, after a series of numerical validations in skin friction coefficient of flat plate boundary layers, a new correlation based on freestream turbulence intensity was developed, and the empirical correlation of transition onset momentum thickness Reynold number aiming at the hypersonic transition was improved. Finally, low-speed/transonic airfoil and a hypersonic double wedge flat are tested to prove the reliability and practicability of this correlation.

Key words: transition empirical correlation; T3 series flat experiment; S809 airfoil; HS0213 airfoil; hypersonic double wedge flat