

# $\gamma$ 转捩模型的分离修正及其应用研究

舒杰,仲冬冬,葛宁,杨荣菲

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**针对  $\gamma$  转捩模型不能准确预测开式分离流动的问题,将分离修正关系式应用于  $\gamma$  转捩模型,提高其对 T106D-EIZ 叶栅开式分离区内压力分布及流动损失的预测精度。以 GE-E<sup>3</sup> 五级低压涡轮为研究对象,数值分析了设计点工况下带分离修正的  $\gamma$  转捩模型与全湍流模型的区别。结果表明,带分离修正的  $\gamma$  转捩模型能较好捕捉多级低压涡轮中二次流诱导转捩、叶尖泄漏流诱导转捩及分离转捩等流动现象,可准确预测叶片吸力面出现的不同程度分离流动。

**关键词:**  $\gamma$  转捩模型;分离修正;低雷诺数;多级低压涡轮

**中图分类号:** V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2020)02-0121-05

## Separation Correction of $\gamma$ Transition Model and Its Application Study

SHU Jie, ZHONG Dongdong, GE Ning, YANG Rongfei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** It is hard to use the  $\gamma$  transition model proposed by Menter to accurately predict the open separation flow, so the separation correction model proposed by Langtry is applied to the  $\gamma$  transition model, thus improving the precision of predicting pressure distribution and separation loss in separated bubbles for T106D-EIZ cascade. Then GE-E<sup>3</sup> five stage low pressure turbine is taken as research object, the difference between the modified  $\gamma$  transition model and the full turbulence model at design point is numerically analyzed. The results show that the modified  $\gamma$  model can be used to capture the phenomenon of secondary flow induced transition, tip leakage induced transition and separation transition in multistage low pressure turbine, and accurately predict the different degrees of separation flow on blade surface.

**Keywords:**  $\gamma$  transition model; separation correction; low Reynolds number; multistage LPT

## 0 引言

随着航空发动机的不断发展,对作为功率输出的关键部件低压涡轮的要求越来越高,而在高空巡航时,低压涡轮部件工作雷诺数处于各旋转部件中最低状态。低雷诺数条件下边界层往往处于层流,从而增加了其在逆压力梯度作用下分离的可能性,导致发动机性能的恶化<sup>[1]</sup>。有研究表明,高空条件下,低压涡轮部件效率降低 1% 使得耗油率增加 0.9%<sup>[2]</sup>,而对于小型军用发动机巡航状态低压涡轮效率可能降低 7% (与地面起飞状态相比)<sup>[3]</sup>。因此,多级低压涡轮低雷诺数效应受到广泛关注,深入理解边界层的转捩过程是高负荷低压涡轮设计的关键之一<sup>[4]</sup>。

为了准确预测低压涡轮中的边界层转捩现象,工程上普遍采用转捩模型与湍流模型耦合模拟的方法。WALTERS 等<sup>[5]</sup>提出  $k_T-k_L-\omega$  转捩模型,将雷诺应力与层流湍动能及湍流湍动能关联;DARIUS 等<sup>[6]</sup>将该模型应用于三级低压涡轮流场分析,并与 SA 模型计算结果作对比,发现两种模型下叶片分离区的位置及尺寸存在显著区别。MENTER 等<sup>[7]</sup>在  $k-\omega$ SST 模型上增加  $\gamma-Re_\theta$  两个输运方程,用间歇因子  $\gamma$  模拟层流向湍流转捩过程

中边界层的间歇特性,具有完全本地化也不影响全湍流区的预测等特点;SHENG<sup>[8]</sup>将该转捩模型应用到 SA 模型上,同时提出 SA 模型上预测湍流度的方法;但  $\gamma-Re_\theta$  不具有伽利略不变性,对于运动壁面需要进行特殊处理,MENTER<sup>[9]</sup>等根据试验数据重新得到  $Re_{\theta,c}$  经验关系式,提出一方程  $\gamma$  转捩模型。模型适用于研究叶轮机械中转捩现象,形式较为简单;但在研究中发现,MENTER 原始的  $\gamma$  模型在预测叶型开式分离时与试验值存在较大偏差,且关于模型在多级低压涡轮中的应用研究十分有限。

本文首先在 MENTER 提出的  $\gamma$  转捩模型基础上添加分离修正模型,并在 T106D-EIZ 叶栅低雷诺数工况下进行数值验证;然后,将带分离修正的  $\gamma$  模型应用于 GE-E<sup>3</sup> 五级低压涡轮,与未加转捩的 SST 模型计算结果对比分析;最后,研究了低雷诺数工况下 GE-E<sup>3</sup> LPT 流动损失特性,为低雷诺数下多级涡轮设计提供参考和借鉴。

## 1 数值方法

### 1.1 $\gamma$ 转捩模型及分离修正

本文的数值模拟采用课题组自主开发的 CFD 软件

**基金项目:** 国家自然科学基金(51406082);中央高校基本科研业务费(NZ2016103)

**第一作者简介:** 舒杰(1994—),男,硕士研究生,研究方向为航空发动机涡轮 CFD 仿真分析。

NUAA-Turbo 中的 RANS 模块<sup>[10]</sup>,采用有限体积法,其中无粘对流量采用 Roe 分裂法,粘性扩散项为二阶中心差分格式;湍流模型为  $k-\omega$ SST 模型,转捩模型为  $\gamma$  模型。 $k-\omega$ SST 模型<sup>[11]</sup>建立了湍流流体的湍动能  $k$  和耗散率  $\omega$  输运方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} &= P_k - D_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \omega)}{\partial x_j} &= \frac{\Gamma}{v_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ 2(1-F_1) \frac{\rho \sigma \omega_2}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (1)$$

式中  $P_k$  和  $D_k$  为湍动能的生成项及耗散项。

SST 模型不能预测层流流动是由于  $P_k$  和  $D_k$  无法判别边界层流动状态。 $\gamma$  转捩模型的基本思想是建立间歇因子  $\gamma$  输运方程并作用于  $P_k$  和  $D_k$  ( $\gamma=0$ :层流; $\gamma=1$ :湍流),以实现对流层及转捩过程的数值模拟。

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

式中: $\gamma$  输运方程的生成项  $P_\gamma = F_{\text{length}} \rho S \gamma [1-\gamma]$ ;耗散项  $E_\gamma = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}} (c_{e2} \gamma - 1)$ 。MENTER 提出了  $Re_{\theta c}$  与当地湍流速度  $Tu_L$  和压力梯度  $\lambda_\theta$  的经验关系式(3),避免建立  $Re_{\theta c}$  的输运方程:

$$Re_{\theta c}(Tu_L, \lambda_{\theta L}) = C_{Tu1} + C_{Tu2} \exp[-C_{Tu3} Tu_L F_{PG}(\lambda_{\theta L})] \quad (3)$$

式中  $C_{Tu1}$ 、 $C_{Tu2}$ 、 $C_{Tu3}$  为经验系数。

由于 SST 湍流模型低估了分离点及再附点处湍动能(TKE)生成速率<sup>[12]</sup>,而  $\gamma$  转捩模型耦合到 SST 模型后使得层流分离点及分离区内湍动能被进一步限制,导致其预测的层流分离泡过长甚至难以完成转捩再附。为此,本文根据 LANGTRY 在  $\gamma-Re_\theta$  模型上提出的分离修正经验关系<sup>[7]</sup>(式 4),将其应用于  $\gamma$  模型:

$$\gamma_{\text{sep}} = \min \left( s_1 \max \left[ 0, \frac{Re_\theta}{3.235 \cdot Re_{\theta c}} - 1 \right] F_{\text{reattach}}, 2.0 \right) F_{\theta r} \quad (4)$$

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

其中  $F_{\theta r}$  为混合函数,其值在边界层内为 1,主流区为 0。

$\gamma$  模型对 SST 模型方程中  $P_k$  和  $D_k$  进行耦合处理,式(5)给出带分离修正  $\gamma$  模型耦合后输运方程( $\omega$  输运方程与式(1)相同),以下简称 SST- $\gamma_{\text{sep}}$  模型。

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} &= P_k - D_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ P_k^* &= \gamma_{\text{eff}} P_k, D_k^* = \min(\max(\gamma_{\text{eff}}, 0.1), 1.0) D_k \end{aligned} \quad (5)$$

## 1.2 算例验证

算例验证模型选用高负荷低压涡轮转子叶栅 T106D-EIZ。T106D-EIZ 叶栅是在 T106A 叶型不变的基础上,增加叶栅栅距后获得(由 79.9 mm 增加到 105 mm)。STADTMÜLLER 等人<sup>[13]</sup>在此叶栅上开展了不同雷诺数工况下详细的试验测量。图 1 为 T106D-EIZ 叶型示意图。

为验证 SST- $\gamma_{\text{sep}}$  模型预测层流开式分离流动的精度,选取文献[13]中的低雷诺数试验工况 R6M4 作为计算条件,如表 1 所示。

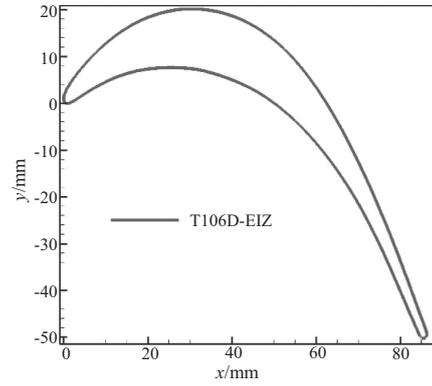


图 1 T106D-EIZ 叶型图

表 1 R6M4 低雷诺工况下进出口边界条件

工况条件	R6M4
出口雷诺数	60 154
出口等熵马赫数	0.402
进口总压/kPa	77.7
进口气流角/(°)	41.7
进口湍流度/%	≈ 2.5

图 2、图 3 分别为有无分离修正模型下 T106D-EIZ 叶栅表面等熵马赫数曲线、距叶栅出口 40 mm 处损失系数栅向分布与试验结果对比。图 2 中横坐标表示无量纲的轴向位置( $C_x$  表示叶栅轴向弦长),图 3 横坐标表示测点沿栅距方向坐标。式(6)为损失系数  $\omega_i$  的定义式,式中  $P_{t_{\text{inlet}}}$  为进口总压, $p_s$  为测量位置静压, $p_b$  为出口静压。可以看出,相较于原始 SST- $\gamma$  模型而言,带分离修正的 SST- $\gamma_{\text{sep}}$  模型可以更好地模拟开式分离流动现象,预测的分离泡内压力分布及分离损失与试验结果吻合度更高。

$$\omega_i = \frac{P_{t_{\text{inlet}}} - p_s}{P_{t_{\text{inlet}}} - p_b} \quad (6)$$

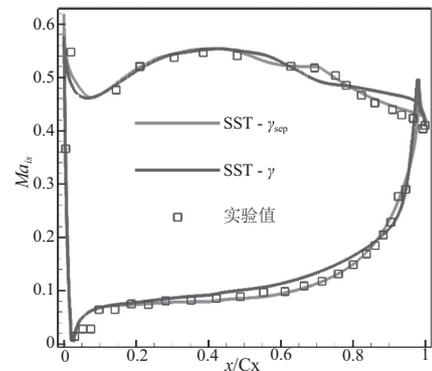


图 2 T106D-EIZ 叶栅表面等熵马赫数对比曲线

## 2 结果与讨论

### 2.1 研究对象及网格

GE-E<sup>3</sup> 五级低压涡轮(low pressure turbine, LPT)是在 NASA 主持实施高效节能发动机(energy efficient engine, E<sup>3</sup>)研究背景下的技术成果,具备典型的高性能多级低压

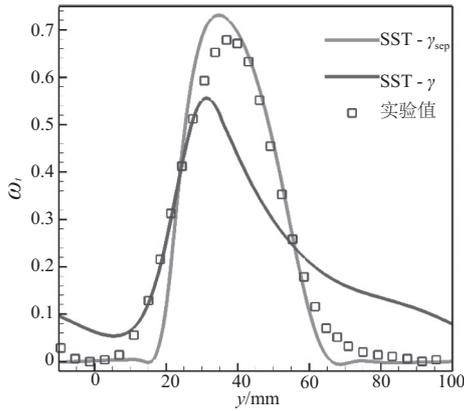


图3 T106D-EIZ 叶栅出口 40 mm 处损失系数  $\omega_l$

涡轮流动特征。GE-E<sup>3</sup> LPT 设计点为最大爬升状态(约 11 km 高空),物理转速为 3511 r/min,部件等熵效率试验值为 0.915,膨胀比为 4.21,折合流量为 4.08<sup>[14]</sup>。

采用单通道定常计算,网格由 Autogrid5 生成,主流区为 HOH 型网格,GE-E<sup>3</sup> LPT 转子间隙为 0.254 mm,网格为 HO 型,保证第一层网格  $y^+ < 1$ ,如图 4 所示。定常计算时转静交界面采用掺混面法,周向边界为周期性条件假设,固壁无滑移,进口总压  $P^* = 255$  kPa,总温  $T^* = 1111.9$  K,湍流度为 1%,轴向进气,出口背压  $p_b = 55$  kPa。

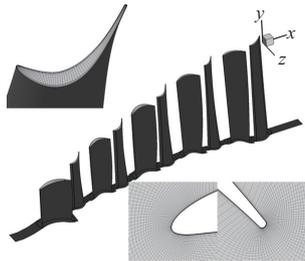


图4 GE-E<sup>3</sup> 五级低压涡轮叶型及局部网格示意图

## 2.2 研究方案及总性能分析

本文主要探讨 SST- $\gamma_{sep}$  模型对多级低压涡轮高空流场模拟能力,并给出未加转模的 SST 模型计算结果作为对比分析。表 2 给出有无  $\gamma_{sep}$  转模模型下 GE-E<sup>3</sup> LPT 总性能参数,落压比和折合流量基本保持一致;但在设计点, SST- $\gamma_{sep}$  计算得到的等熵效率比 SST 模型高出约 2.9%,与试验效率更为接近(偏高 0.3%)。

表 2 3 种模型下 GE-E<sup>3</sup> LPT 性能参数表

参数名称	模型名称		
	SST	SST- $\gamma_{sep}$	设计值
落压比	4.27	4.27	4.21
折合流量	4.04	4.08	4.08
等熵效率	0.889	0.918	0.915
进口雷诺数	$2.8 \times 10^5$	$2.8 \times 10^5$	—

图 5 给出了 2 种计算模型下 GE-E<sup>3</sup> LPT 各级落压比、等熵效率分布曲线,各级落压比分布与设计值均较为吻合,表明边界层转模过程对多级低压涡轮落压比影响相

对较小;但 SST- $\gamma_{sep}$  模型下的各级等熵效率均高于 SST 模型(约 0.8%~2%)。

图 6 给出了 2 种计算模型下 GE-E<sup>3</sup> LPT 第 1 级至第 5 级等熵效率沿径向分布,横坐标为等熵效率,纵坐标为无量纲径向高度。可以看出,在叶中区域 SST- $\gamma_{sep}$  计算结果比 SST 模型高 4%~5%,端区两者相差较小。由于 GE-E<sup>3</sup> LPT 不同级效率沿径向分布具有一定相似性,因此仅选择第 1 级和第 5 级通道内流场进行分析。

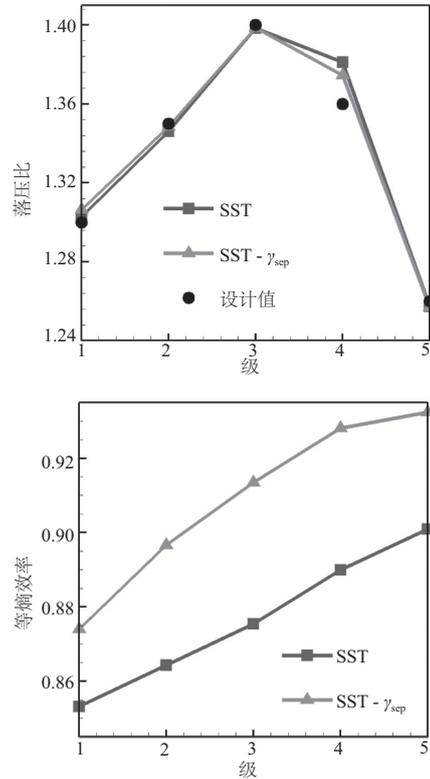


图5 GE-E<sup>3</sup> LPT 各级落压比及等熵效率分布曲线

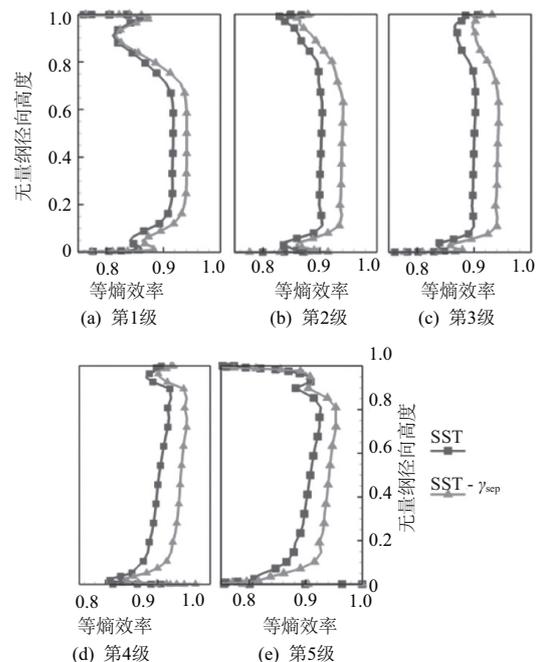


图6 GE-E<sup>3</sup> LPT 各级等熵效率沿径向分布曲线

### 2.3 流场分析

图 7 为 GE-E<sup>3</sup> LPT 导叶近壁区湍动能及端区二次流流线图。对于吸力面流动而言,图 7(a)中 SST- $\gamma_{sep}$  模型预测的边界层大部分为层流状态,在喉道后逆压力梯度影响下出现转捩,湍动能随之增加;在通道涡的作用下诱导端区边界层转捩提前。图 7(b)中 SST 模型全湍流假设使得吸力面近壁区湍动能均处于较高范围。对于压力面流动而言,由于其边界层处于顺压力梯度,且二次流对压力面影响较小,SST- $\gamma_{sep}$  模型下压力面始终保持层流状态(图 7(c)),近壁区湍动能明显小于 SST 模型计算结果(图 7(d))。

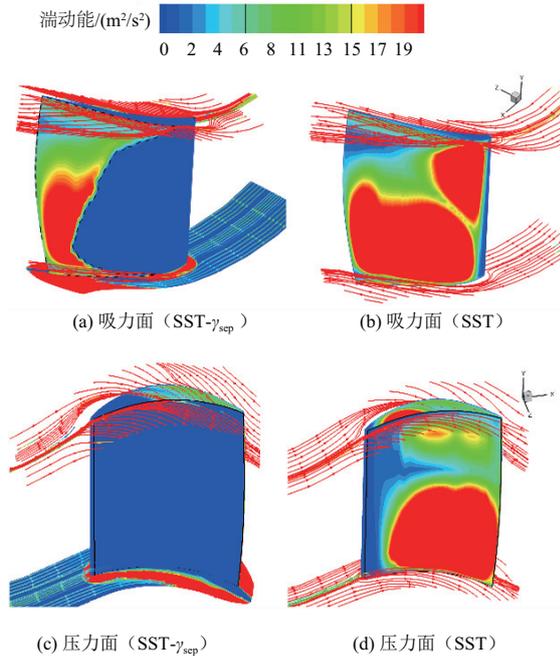


图 7 GE-E<sup>3</sup>LPT 导叶近壁区湍动能及端区三维流线

图 8 为导叶叶中截面壁面摩擦因数  $C_f$  曲线,SST 模型预测的壁面剪切应力均显著高于 SST- $\gamma_{sep}$  模型结果;SST- $\gamma_{sep}$  在导叶吸力面约 75% $C_x$  处  $C_f$  迅速增加,对应于边界层转捩过程;而在压力面边界层壁面摩擦因数仅约为 SST 模型的一半。由此可知,SST- $\gamma_{sep}$  能很好地捕捉边界层转捩过程,预测的叶型摩擦损失更接近实际情况。

图 9 为第 1 级转子近壁区湍动能分布及极限流线,可以看出,对于吸力面而言,随着叶片展弦比增加和扩张角

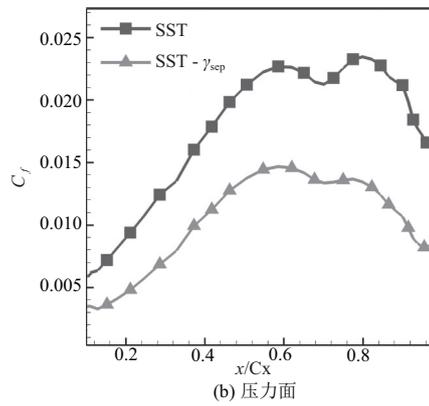
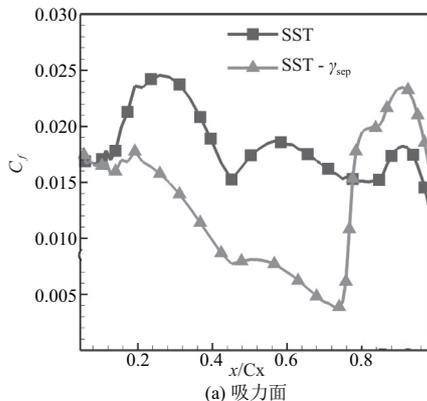


图 8 导叶叶中截面壁面摩擦因数  $C_f$  分布曲线

减小,端区二次流影响有所减小,叶尖区域泄漏流也会促进吸力面边界层转捩;对于转子的压力面而言,由于前半部分存在逆压力梯度,SST- $\gamma_{sep}$  模型出现小分离泡并诱导边界层转捩,而 SST 模型未出现分离泡。图 10 给出第 1 级转子叶尖间隙内三维流线,流线通过湍动能着色,流体由转子压力面穿过叶尖间隙时湍动能迅速增大,从而诱导吸力面叶尖附近边界层完成转捩。

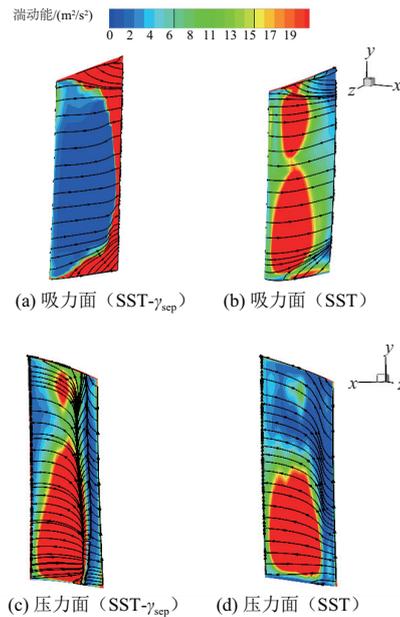


图 9 第 1 级转子近壁区湍动能及极限流线

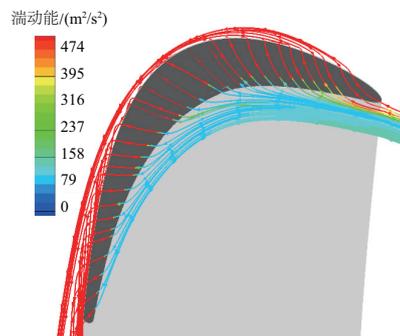


图 10 第 1 级转子叶尖间隙内三维流线

图 11 为第 5 级转子近壁区湍动能云图及表面极限流线,由于最后一级叶片展弦比大,极限流线表现出典型的二维特征。对于吸力面而言,随着雷诺数的降低(相比导叶进口),在吸力面喉道后逆压力梯度作用下, $SST-\gamma_{sep}$  模型下吸力面边界层出现很小的分离泡,转捩再附后湍动能迅速增加,而 SST 模型下吸力面未出现分离流动。对于压力面而言,未出现流动分离,但 SST 模型预测的湍动能仍高于  $SST-\gamma_{sep}$  模型结果。

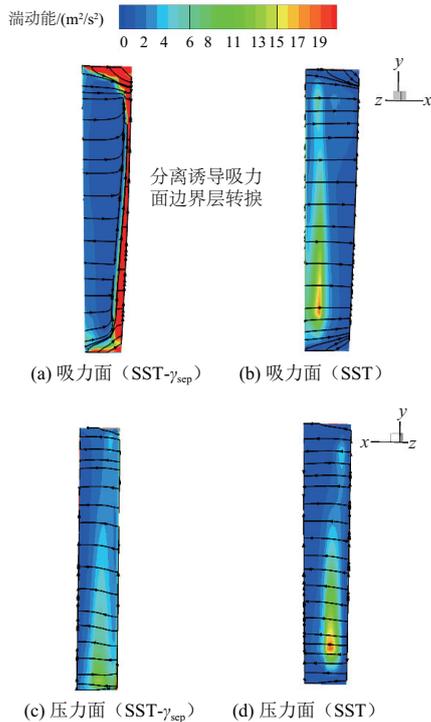


图 11 第 5 级转子近壁区湍动能及极限流线

总的来说, $SST-\gamma_{sep}$  模型下  $GE-E^3$  LPT 叶片吸力面边界层大部分为层流,喉道后在逆压力梯度作用下转捩为湍流;压力面前段逆压力梯度促使湍动能增加,局部分离并转捩,随着后几级工作雷诺数降低,压力面边界层将为全层流状态。因此, $SST-\gamma_{sep}$  模型叶型损失均要低于 SST 模型计算结果,使得其预测  $GE-E^3$  LPT 的等熵效率与试验值更为接近。

### 3 结语

为更准确预测多级低压涡轮中的分离转捩流动,本文在  $\gamma$  模型基础上添加分离修正模型,并在 T106D 低压涡轮叶栅上验证了此分离修正方法提高转捩分离流动预测精度,将其应用于  $GE-E^3$  LPT 性能及流场数值模拟分析,主要结论如下:

1) 带分离修正的  $\gamma$  模型能够较好地模拟 T106D-EIZ 叶栅分离泡内压力分布及流动损失,提高对边界层分离的预测精度;

2) 对于  $GE-E^3$  LPT 而言, $SST-\gamma_{sep}$  模型能捕捉到多级低压涡轮中二次流诱导转捩、叶尖泄漏流诱导转捩、分离转捩等流动现象;

3) 在高空巡航点工况下, $SST-\gamma_{sep}$  模型预测设计点等熵效率比 SST 模型更接近试验值,而 SST 模型假设边界层为全湍流导致叶型摩擦损失急剧增加,低压涡轮整体等熵效率偏低约 2.9%。

### 参考文献:

- [1] MAYLE R E. The 1991 IGTI scholar lecture: the role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4):509-536.
- [2] Vázquez R, CADRECHA D. High stage loading low pressure turbines; a new proposal for an efficiency chart [R]. [S.I.]: ASME, 2003.
- [3] VOLINO, R.J., Hultgren, L. S. Measurements in separated and transitional boundary layers under low-pressure turbine airfoil conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123:189-197.
- [4] 邹正平,叶健. 低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[J]. 力学进展,2007,37(4):551-562.
- [5] WALTERS D.K., LEYLEK J.H. A new model for boundary layer transition using a single point rans approach [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126:193-202.
- [6] DARIUS D.S, WALTER F.O. Turbulence model comparisons for mixing plane simulations of a multistage low pressure turbine operating at low reynolds numbers[C]. AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit,2009.
- [7] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI. S. R., et al. A correlation-based transition model using local variables-part I: model formulation [J]. Journal of Turbomachinery,2006,128(3):413-422.
- [8] SHENG Chunhua. Advances in transitional flow: applications to helicopter rotors [M]. USA: SpringBriefs in Applied Sciences and Technology,2017.
- [9] MENTER F R, SMIRNOV P E, LIU Tao, et al. A one-equation local correlation-based transition model [J]. Flow Turbulence and Combustion, 2015,95(4):583-619.
- [10] 葛宁. 涡轮非定常流数值计算方法研究[J]. 航空动力学报, 2009,24(5):1066-1070.
- [11] MENTER F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [12] AUPOIX B., Arnal D. Transition and turbulence modeling[R]. [S.I.]: Journal Aerospace Lab,2011.
- [13] STADTMÜLLER P., FOTTNER L. Test case: investigation of wake-induced transition on the LP turbine cascade T106D-EIZ [R]. [S.I.]: ASME, 2001.
- [14] CHERRY D.G., GAY C.H. Energy Efficiency engine low pressure turbine test hardware detailed design report [R]. [S.I.]: NASA, 1990.

收稿日期:2018-12-25