

文章编号: 1000-8055(2008)08-1490-08

自由流湍流度对某低压涡轮级气动影响的数值研究

罗华玲, 乔渭阳, 许开富, 李 伟
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于 Langtry-Menter 转捩模型, 定常求解雷诺平均的三维粘性 N-S 方程组, 数值研究了不同雷诺数工况下, 自由流湍流度(FST)变化对某低压涡轮级流场及性能的影响, 揭示了 FST 对该低压涡轮级叶片吸力面表面流动及涡轮级效率雷诺数效应的影响规律; 并基于一种损失分离方法, 细分了 FST 对该低压涡轮级内部各损失分量, 如叶型损失、端壁边界层损失, 叶尖泄漏损失的影响。

关 键 词: 自由流湍流度; 雷诺数效应; 低压涡轮; 损失分离; 转捩模型
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerically investigate the effects of freestream turbulence on dynamics of a low-pressure turbine stage

LUO Hua ling, QIAO Wei yang, XU Kai fu, LI Wei

(College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on SST turbulence model coupled with Langtry-Menter transition model, a three-dimensional, viscous, steady CFD analysis was performed for investigating the effects of freestream turbulence on the dynamics of a LP turbine stage at different Reynolds numbers. From the CFD prediction results, the rules of freestream turbulence effects on the flow mechanics on blade suction surface, and on Reynolds number effects on this LP turbine stage efficiency were obtained. Also, based on a kind of loss separation method, freestream turbulence effects on the flow loss components, such as the profile loss, the endwall boundary loss, and the tip clearance loss inside this LP turbine stage were further distinguished.

Key words: freestream turbulence; Reynolds number effects; low-pressure turbine; loss separation; transition model

高空巡航状态下, 低压涡轮的工作雷诺数(Re)较低, 叶片吸力面边界层分离、转捩流动本质上决定着其气动性能。在对低压涡轮内部流场及性能的工程 CFD 计算中, 基于能够考虑边界层分离、转捩流动影响的转捩模型, 定常求解雷诺平均的三维粘性 N-S 方程组, 是当今的一种主流计算方法^[1]。在上述计算方法中, 来流自由流湍流度(FST)是一个非常重要的参数, 因为, 从物理意义上来说, FST 很大程度上影响着边界层转捩流动, 尤其在航空发动机内部真实工作环境中^[2]。通常情况下, 航空发动机燃烧室出口进入高压涡轮

的来流 FST 高达 10%~20%, 经过高压涡轮的整流作用, 进入低压涡轮的 FST 还会保持在 2%~7%^[3]; 此外, 由于固有的转静叶排干涉, 造成下游叶片受上游叶片尾迹切割的影响, 上游叶片尾迹会在下游叶片进口产生湍流度约为 10% 的周期性高湍流度来流^[4]。然而, 由于事先确切的了解算例低压涡轮进口真实的 FST 并非易事, 因而在采用转捩模型对低压涡轮内部流场及性能进行 CFD 计算时, 就会不可避免的遇到 FST 的选择问题。究竟 FST 变化对低压涡轮内部流场及性能存在着怎样的影响呢?

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2007-12-17

作者简介: 罗华玲(1983-), 男, 湖南邵东人, 博士生。主要从事低压涡轮内部流动机理及流动控制研究。

基于 Langtry-Menter 转捩模型^[5-6], 定常求解雷诺平均的三维粘性 N-S 方程组, 本文数值研究了 FST 对某低压涡轮级在不同雷诺数工况下的流场及性能的影响, 揭示了 FST 对该低压涡轮级叶片吸力面表面流动, 及其对该低压涡轮级效率雷诺数效应的影响规律; 并在此基础上, 基于一种损失分离方法, 进一步细分了 FST 对该低压涡轮级内部各流动损失分量, 如叶型损失, 端壁边界层损失, 叶尖泄漏损失的影响。

1 计算方法

1.1 湍流模型

计算中所采用的湍流模型为耦合了 Langtry-Menter 转捩模型的 SST 两方程湍流模型。Langtry-Menter 模型属于一种经验关联的转捩模型, 但严格基于局部变量, 能够适用于非结构化网格、全三维、并行计算, 已被成功耦合进商用 CFD 代码。该转捩模型基于两个输运方程, 一为间歇因子输运方程, 与 SST 湍流模型耦合以开启边界层转捩点之后的湍动能生成项, 触发当地转捩过程起始; 二为转捩起始动量厚度雷诺数输运方程, 用以捕捉边界层边缘的湍流度及压力梯度的非局部影响并将经验关联式中的非局部变量转换成局部变量, 之后与当地涡量雷诺数对比以确定流场中满足转捩起始准则要求的位置, 一旦流场中任何位置处的涡量雷诺数超出转捩起始雷诺数, 将激活间歇因子输运方程开启湍流生成项以触发转捩过程起始。该转捩模型考虑了来流湍流度、压力梯度对边界层转捩的影响, 关于其详细的理论描述及大量数值验证, 请参考文献[5-6]。

1.2 计算网格及边界条件

采用 H-O-H 结构化网格, 保证壁面网格 y^+ 为 1 左右。图 1 为算例低压涡轮级计算网格示意图, 网格节点总数约为 85 万。气体的分子粘性系数由 Sutherlands 求得, 定压比热定义为温度的函数。进口给定总压、总温、流动方向及来流 FST 及涡粘性比; 出口给定平均静压。采用周期性边界条件而只求解一个叶片排通道流体域, 动静叶排间采用混合平面法传递参数。

2 计算结果及分析

本文计算的 Re (基于级进口速度和静子叶片中径轴线弦长) 状态分别为 26 473, 47 883, 96 735, 203 731; FST 状态分别为 2%, 5%, 7%, 10%。所计

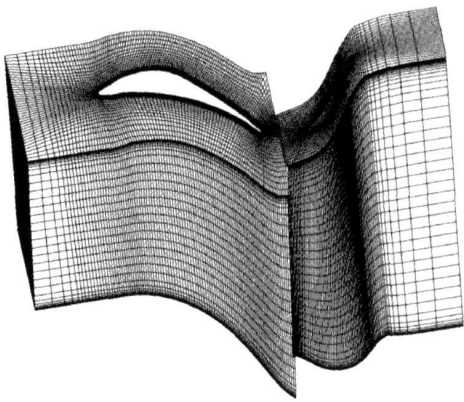


图 1 计算网格示意图
Fig.1 Sketch map of computational grids

算的 Re 及 FST 大致反映了低压涡轮的真实工况, 计算中保持涡轮的换算转速及落压比不变。

2.1 FST 对涡轮级效率雷诺数效应的影响

图 2 所示为各来流 FST 状态下该低压涡轮级效率(η)随 Re 的变化关系。具体的, $FST=2\%$ 状态下, 高、低 Re 工况之间的涡轮效率差为 4.58%; $FST=5\%$ 状态下对应为 4.14%; $FST=7\%$ 状态下对应为 4.14%; $FST=10\%$ 状态下对应为 4.21%, $FST=5\%, 7\%, 10\%$ 对应的高、低 Re 工况之间的涡轮效率差非常接近, 与 $FST=2\%$ 对应的效率差之间的差别不超过 0.5 个百分点。在各 Re 工况下, 高 FST 范围($FST=5\%, 7\%, 10\%$)内, 涡轮效率随 FST 的增大而降低, $FST=5\%$ 对应的效率较 $FST=10\%$ 所对应的最

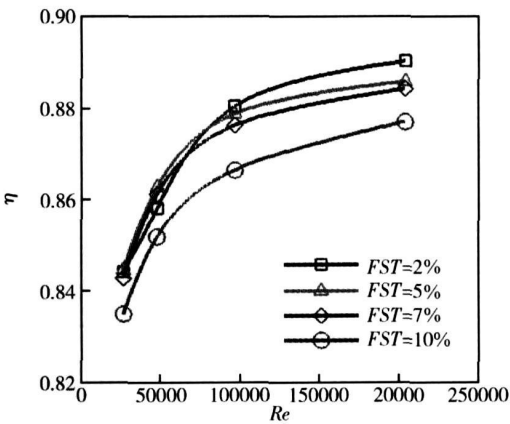


图 2 涡轮级效率的雷诺数效应
Fig.2 Reynolds number effects on turbine stage efficiency

小相差 0.9 个百分点, 最大相差 1.2 个百分点; 在低 Re 工况下, $FST=5\%, 7\%$ 对应的效率之间比较接近, 在高 Re 工况下, $FST=5\%$ 对应的效率略高于 $FST=7\%$ 对应的效率, 最大差别不超过

0.3 个百分点; 在低 Re 工况下, $FST=2\%$ 对应的效率略低于 $FST=5\%$, 7% 对应的效率, 最大差别不超过 0.5 个百分点; 在各 Re 工况下, $FST=2\%$ 对应的效率都要高于 $FST=10\%$ 对应的效率, 最小相差 0.6 个百分点, 最大相差 1.4 个百分点, 且高 Re 工况下的这种差别较低 Re 工况下所对应的要大。

从上述对图 2 的解读中, 可以理出以下一点规律: 在低 Re 工况下, FST 增大将可能提高涡轮级效率, 在高 Re 工况下, 涡轮级效率随来流自由流湍流度的增大而减小。上述规律是由 FST 增大所致影响的两面性决定的, 这其中主要是 FST 对于叶片吸力面表面流动影响的两面性。

2.2 FST 对叶片吸力面表面流动的影响

首先需要说明的是, 由于转静叶片各自对应的 FST 对吸力面表面流动的影响规律相类似, 同时, 各雷诺数工况下 FST 对吸力面表面流动的影响规律相类似。故本小节只对应静子叶片部分 $Re=96\ 735$ 时的计算结果进行分析讨论。图 3 所示为 $Re=96\ 735$ 时各 FST 状态下, 静子叶片吸力面表面摩擦力系数 (C_f) 分布, 这里 C_f 定义为 $\tau/(0.5\rho u_{inlet}^2)$, 其中 τ 为壁面剪切应力, $(0.5\rho u_{inlet}^2)$ 为进口动压头。图 3 中, C_f 小于 0 的值也用 0 来表示。

由图 3 可以明显看出, 叶片吸力面边界层分离流动重附着位置随 FST 的增大而前移, 分离区面积随 FST 的增大而减小, 表明 FST 增大对分离泡所起的抑制作用加强, 将减小分离所导致的流动损失, 这应该是低 Re 工况下 FST 增大将可能提高涡轮级效率的主要原因。上述现象应归因于 FST 对边界层转捩的影响, FST 的增大代表湍流脉动的增强, 促使了分离泡上方自由剪切层内转捩位置的提前, 加强了分离边界层与主流之间的掺混作用, 从而使得分离流动提前附着。但同时由图 3 还可以看出, 叶片吸力面前缘至分离位置之间局部区域内 C_f 随 FST 的增大而增大, 再加之转捩位置随 FST 的增大而提前, 将导致叶片表面边界层摩擦损失增大, 这应该是高 Re 工况下涡轮级效率随 FST 的增大而减小的主要原因之一。

图 4 所示为 $Re=96\ 735$ 时各 FST 状态下, 静子叶片吸力面表面极限流线分布。可以清晰看出 FST 的增大对于吸力面表面分离泡明显增强的抑制作用, 当 $FST=10\%$ 时, 叶片吸力面表面流动几乎为附着状态。

由于分离泡随 FST 增大而变小, 端区叶片吸

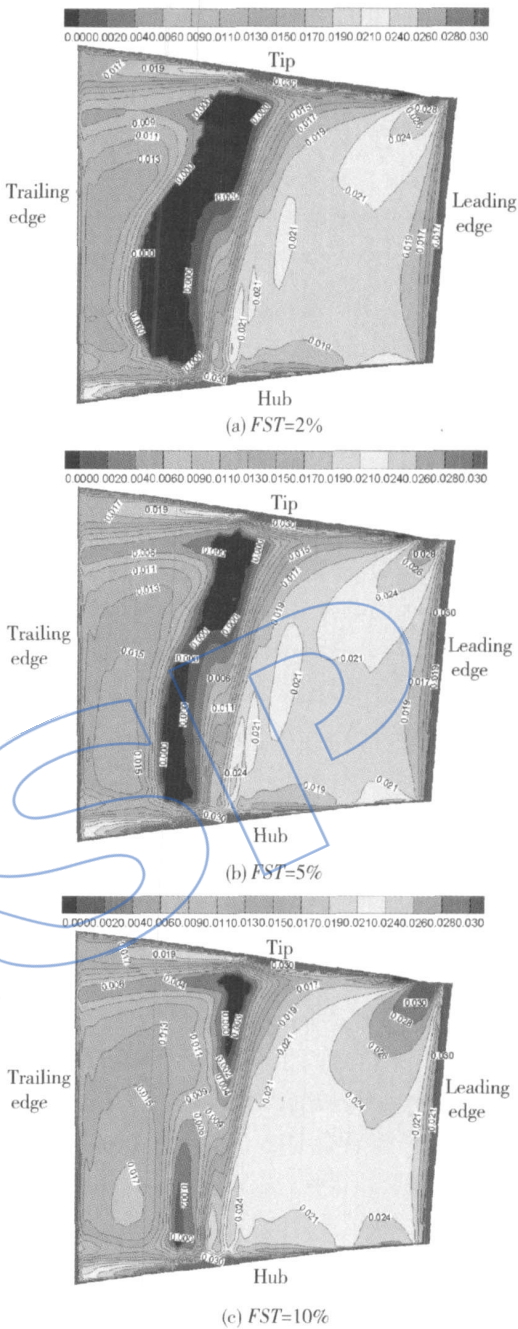


图 3 静子叶片吸力面表面摩擦力系数分布 ($Re=96\ 735$)
Fig. 3 Distributions of wall shear coefficient on the stator blade suction surface ($Re=96\ 735$)

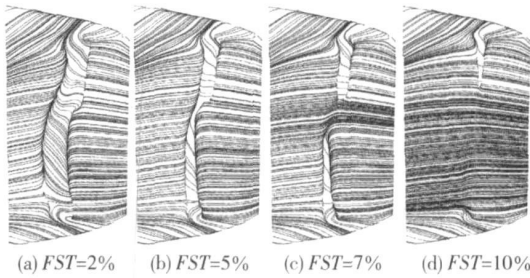


图 4 静子叶片吸力面表面极限流线分布 ($Re=96\ 735$)
Fig. 4 Distributions of limiting streamlines on the stator blade suction surface ($Re=96\ 735$)

力面表面分离泡与端壁二次流动之间的干涉作用也随之减弱, 图 5 中所示的 $Re=96\,735$ 时高、低 FST 状态下静叶排端壁区域三维流线(进口端壁边界层内释放)分布可以非常形象的反映上述现象。

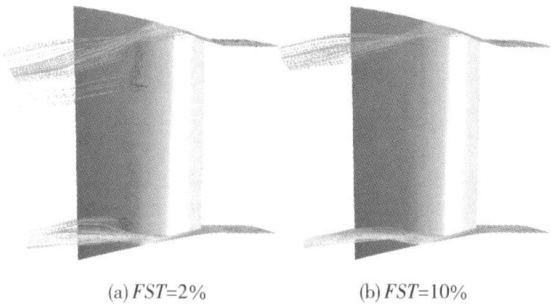


图 5 静叶排端壁区域三维流线分布($Re=96\,735$)

Fig. 5 Distributions of 3 D streamlines on endwall zone inside the stator blade row($Re=96\,735$)

既然端壁二次流动与端区叶片吸力面表面流动之间存在着干涉作用, 则可以认为, FST 对于静子叶片吸力面表面流动的影响可分为直接和间接影响, 直接影响即 FST 增大将增大吸力面表面附着流动区域的摩擦力系数和加强对分离泡的抑制作用, 间接影响即 FST 通过对端壁二次流动的影响间接作用于端区叶片吸力面表面流动. FST 变化对端壁二次流动又存在着怎样的直接影响? 由图 4 看, 这种直接影响似乎不明显, 但由图 6 仍可以定性的分辨出 FST 对于端壁二次流动所存在的某种直接影响. 图 6 所示为高、低 FST 状态下静子叶片前缘附近轮毂表面极限流线分布(背景显示为壁面剪切应力云图), 该图可以反映出 FST 对端壁二次流动起源的直接影响. 可以看出, 叶片前缘轮毂表面极限流线的鞍点位置随 FST 的增大而朝下游移动, 该区域三维分离区面积随 FST 的增大而减小, 即意味着鞍点两侧形成的两分支马蹄涡系初始强度随 FST 增大而减弱. 此外, 相对于低 FST , 高 FST 对应的强湍流脉动对端区二次涡系的耗散作用也将进一步削弱端区二次涡系的强度。

2.3 FST 对静子叶排内部流动损失的影响

图 7 所示为各 Re 工况下静叶排出口某流向截面处周向平均的总压损失系数(ξ)的展向分布. 这里, ξ 定义为 $(\overline{p_{t, inlet}} - p_{t, inlet}) / (0.5\rho u^2)_{outlet}$, 其中 $p_{t, outlet}$ 为出口该流向截面上当地总压; $\overline{p_{t, inlet}}$ 为进口平均总压; $(0.5\rho u^2)_{outlet}$ 为出口该流向截面平均

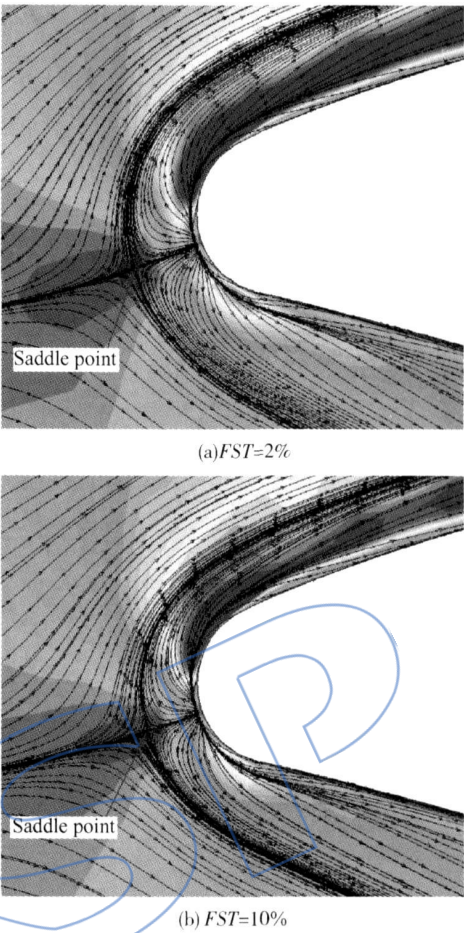


图 6 静子叶片前缘附近轮毂表面流线分布($Re=96\,735$)

Fig. 6 Distributions of limiting streamlines on the hub surface near the stator blade leading edge($Re=96\,735$)

动压头。

可以看出, 在不同的展向区域范围内, FST 对 ξ 的影响可能不同: 总体上各 Re 工况下, 在大的展向区域范围内(约 $0.2\sim 0.6$), ξ 随 FST 的增大而增大, 在小的展向区域范围内(约 $0.6\sim 0.8$) 高 FST 状态下的 ξ 相对较小(相对于 $FST=2\%$)。由于 FST 的增大一方面加强了对叶片吸力面表面分离泡的抑制作用从而减小了分离所导致的流动损失, 而另一方面增大了叶片表面附着流动区域的摩擦力系数从而导致了边界层摩擦损失的增大, 所以, 上述 FST 对各 Re 工况下 ξ 的展向分布的影响规律取决于各展向位置处叶片表面的流动状态. 当某一展向位置处叶片表面分离泡很小而不足以在本质上决定叶片性能时, FST 增大所导致的边界层摩擦损失的增大将居于主导地位, 从而该展向位置处 ξ 随 FST 增大而增大; 反之, 该展向位置处 ξ 随 FST 增大而减小。

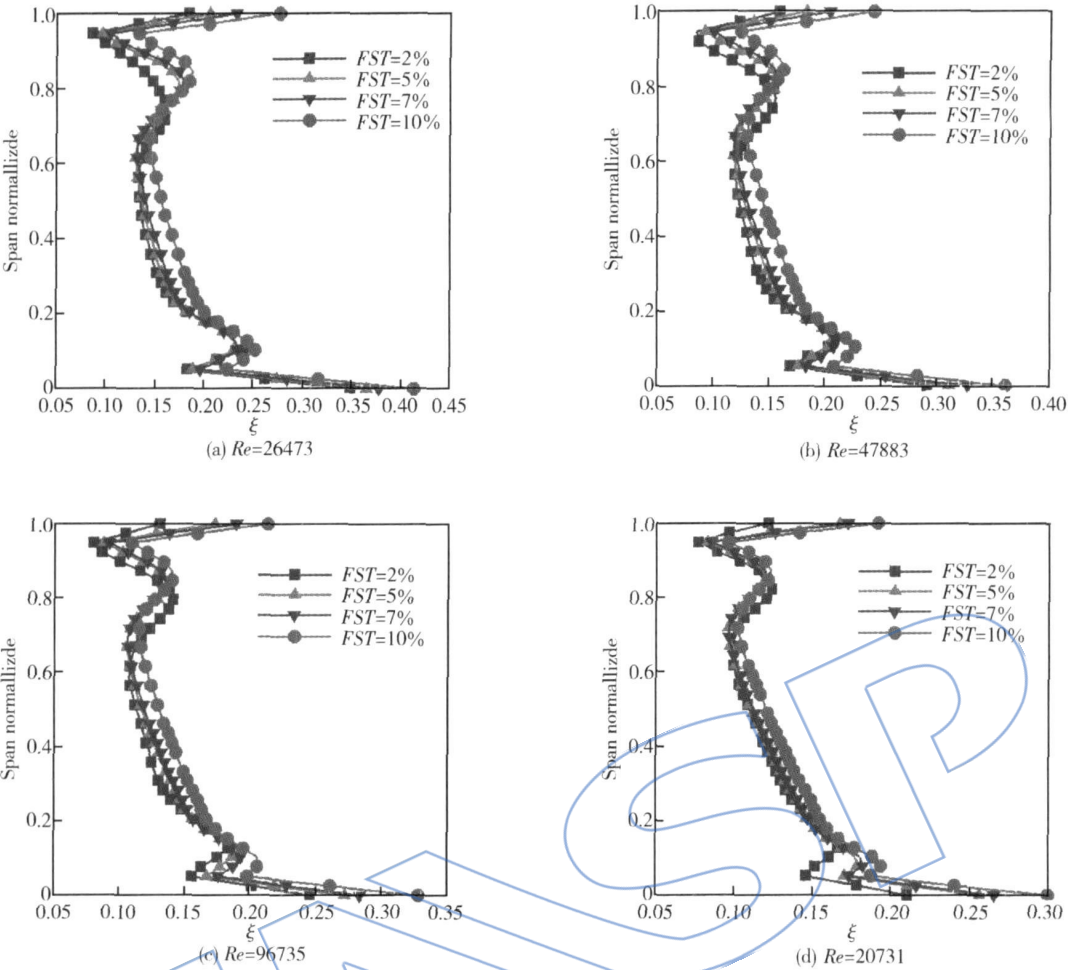


图 7 静叶排出口截面周向平均的总压损失系数的展向分布

Fig. 7 Span wise distributions of the circumferential average total pressure loss coefficient at the stator outlet

图 8 所示为各 Re 工况下, 静叶排出口损失增量百分数 ($\Delta\xi$ 相对于 $FST=2\%$) 随 FST 的变化关系. 可以看出, 静叶排出口总的损失随 FST 的增大而增大, 增大的趋势随 Re 的增大而趋于缓慢.

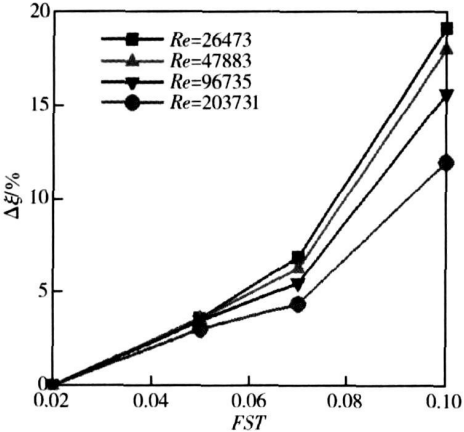


图 8 静叶排出口损失增量百分数随 FST 的变化关系
Fig. 8 Increment percent of flow loss vs. FST at the stator outlet

要分辨 FST 对各损失分量的影响须基于某种损失分离思想以将各损失分量从总损失中分离出来. 本文认为, 静叶排内部流动损失分为叶型损失和端壁边界层损失两类. 其中, 叶型损失包括边界层摩擦损失、分离损失、激波/边界层干涉损失、尾迹损失、尾迹掺混损失等; 端壁边界层损失包括端壁边界层摩擦损失、端壁二次流动损失, 端区二次流动与叶片表面流动干涉损失, 皆源于端壁边界层. 在计算中, 将静叶排端壁设置成有滑移壁面边界就可以除去端壁边界层, 从而移除端壁边界层损失的源头, 达到将其从总损失中分离出来的目的. 在上述计算中, 本文以静叶排为主要研究对象, 重新分配了转、静叶排各自计算域的网格节点数, 所划分的静叶排计算域网格节点数约为 75 万.

图 9 所示为 $Re=96\,735$ 时静叶排出口各损失分量增量百分数 ($\Delta\phi$ 相对于 $FST=2\%$) 随 FST 的变化关系. 其中 ξ 代表总损失, σ 代表端壁边界层损失, λ 代表叶型损失. 可以看出, 该状态

下 λ 随 FST 增大而增大, 而 σ 随 FST 增大稍稍减小, 几乎不变, $FST = 10\%$ 时, λ 的相对增大量约为 13%. 可见, 该状态下叶型损失随 FST 增大而增大导致了静叶排出口总损失也随之增大, FST 对于叶型损失的影响居于绝对主导地位.

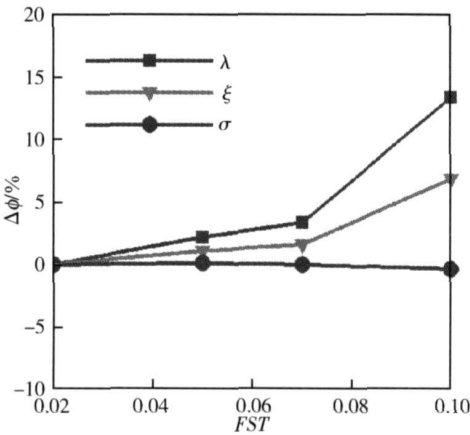


图 9 静叶排出口各损失分量增量百分数随 FST 的变化关系 ($Re = 96\ 735$)

Fig. 9 Increment percent of each flow loss component vs. FST at the stator outlet ($Re = 96\ 735$)

图 10 所示为 $Re = 96\ 735$ 时静叶排出口周向平均的各损失分量的展向分布. 其中图 10(a) 对应叶型损失, 图 10(b) 对应端壁边界层损失. 可以看出, 几乎在各个展向位置上, $FST = 10\%$ 状态下的 λ 均大于 $FST = 2\%, 5\%, 7\%$ 状态下的 λ , 约在 0.6~0.85 展向区域内, $FST = 5\%, 7\%$ 状态下的 λ 小于 $FST = 2\%$ 状态下的 λ ; 还可以看出, 总体上, 展向位置由低到高, 对应 λ 由大到小变化, 对照图 3, 可以发现高展向位置区域对应的叶片表面分离起始位置相对靠前; $FST = 2\%$ 状态下的端壁边界层损失分布的展向区域范围相对较大, 各 FST 之间端壁边界层损失展向分布的差别主要集中在上端壁区域.

2.4 FST 对转子叶排内部流动损失的影响

图 11 所示为各 Re 工况下转子出口某截面周向平均的相对总压损失系数 (ζ) 的展向分布. 这里 ζ 定义为 $\overline{p_{t, \text{inlet}} - p_{t, \text{inlet}}} / (0.5 \rho u^2)_{\text{outlet}}$, 其中“ $\overline{}$ ”代表相对坐标系.

气流经静子进入转子后, 相对于转子叶片, 转子叶排雷诺数较进口雷诺数进一步降低. 从而, 由图 11 可以看出在较大的展向区域范围内, FST 的增大将可能减小流动损失. 如 $Re = 26\ 473$ 时, 在约 0.2~0.85 的展向区域范围内, $FST = 2\%$ 状态下对应的 ζ 均大于其它 FST 状态下对应的 ζ ,

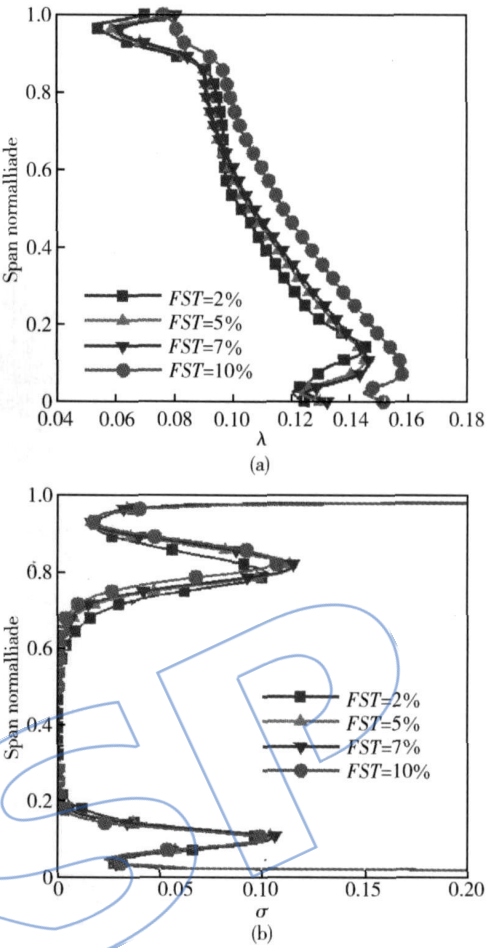


图 10 静叶排出口截面周向平均的各损失分量的展向分布 ($Re = 96\ 735$)

Fig. 10 Span wise distributions of each circumferential average loss component at the stator outlet ($Re = 96\ 735$)

这种趋势在 $Re = 47\ 883$ 时表现得最明显, 范围扩大到约 0.15~0.9 的展向区域, 且高低 FST 状态之间 ζ 定量上的差别较 $Re = 26\ 473$ 时明显增大, 可以认为, 当 Re 低到一定的程度如 $Re = 26\ 473$ 时, FST 增大对分离起的抑制作用所能带来的叶片性能收益变得相对较弱(相对于 $Re = 47\ 883$). 似乎存在一个临界 Re 如 $Re = 47\ 883$, 临界 Re 之后, 随着 Re 的进一步提高, FST 增大对分离起的抑制作用加强所能带来的叶片性能收益渐渐减小, 而所导致的叶片表面边界层摩擦损失增大并在决定叶片性能方面逐渐占据主导地位, 如 $Re = 96\ 735$ 时, 各展向位置 $FST = 2\%$ 状态下的 ζ 与 $FST = 10\%$ 状态下的 ζ 比较接近, 大于 $FST = 5\%, 7\%$ 状态下的 ζ ; $Re = 203\ 731$ 时, 在大的展向区域范围内, $FST = 2\%$ 状态下的 ζ 与 $FST = 5\%, 7\%$ 状态下的 ζ 比较接近, 比 $FST = 10\%$ 状态下对应的 ζ 要小.

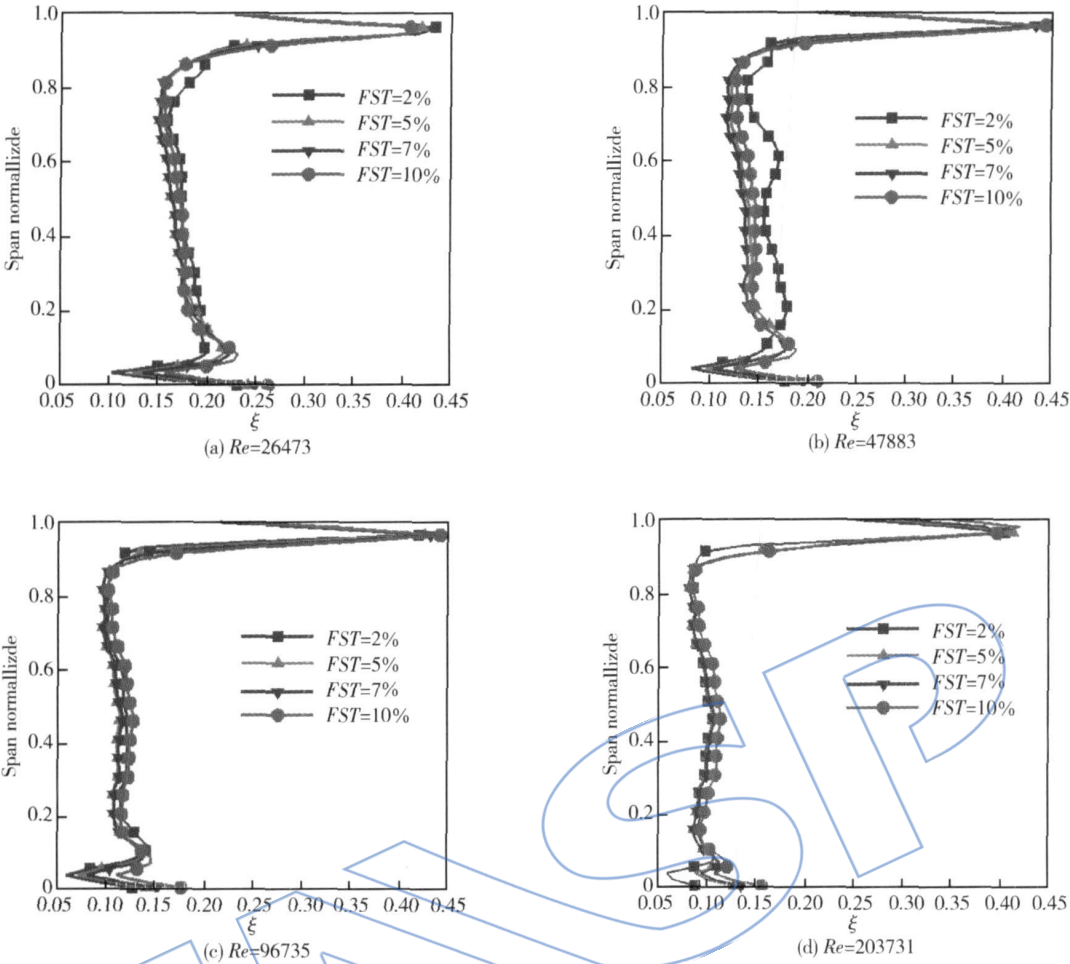


图 11 转子叶排出口截面周向平均的相对总压损失系数的展向分布

Fig. 11 Spar wise distributions of the circumferential average relative total pressure loss coefficient at the rotor outlet

图 12 所示为各 Re 工况下, 转子叶排出口损失增量百分数($\Delta \zeta$ 相对于 $FST = 2\%$) 随 FST 的变化关系. 可以看出, $Re = 47\ 883$ 时相对于 $FST = 2\%$, 高 FST 状态下的损失系数较小; $Re = 26\ 478$ 时, 损失系数随 FST 增大呈先减小后增大的趋势, $FST = 2\%$ 与 $FST = 10\%$ 状态下的损失系数相当. $Re = 96\ 735$ 之后, 损失系数随 FST 的增大而增大.

由于存在叶尖间隙, 转子叶排内部流动更加复杂. 前面已了解了 FST 对于静子叶排叶型损失及端壁边界层损失的影响, 以下将讨论 FST 对于转子叶排内部叶尖泄漏损失的影响. 分别对转子有间隙和无间隙状态进行计算以大致地将叶尖泄漏损失从总损失中分离出来, 计算中以转子为主要研究对象, 划分转子叶排计算域网格节点数约 75 万.

图 13 所示为 $Re = 96\ 735$ 时转子叶排出口各损失分量增量百分数($\Delta \phi$ 相对于 $FST = 2\%$) 随 FST 的变化关系. 其中 ζ 代表总损失, λ 代表叶尖泄漏损

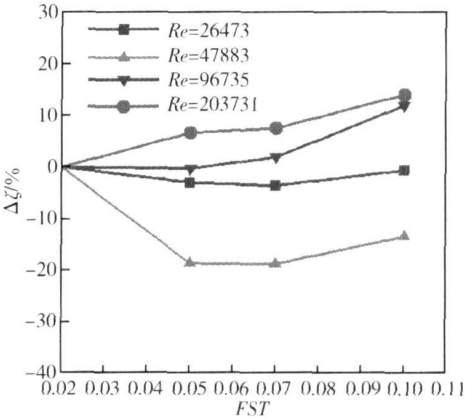


图 12 转子叶排出口损失增量百分数随 FST 的变化关系

Fig. 12 Increment percent of flow loss vs.

FST at the rotor outlet

失, $\alpha + \lambda$ 代表叶型损失与端壁边界层损失之和.

可以看出, 叶尖泄漏损失 λ 随 FST 的增大而增大, $FST = 10\%$ 状态下 λ 相对增大 17%. 同时, 无间隙时的损失(叶型损失与端壁边界层损失之

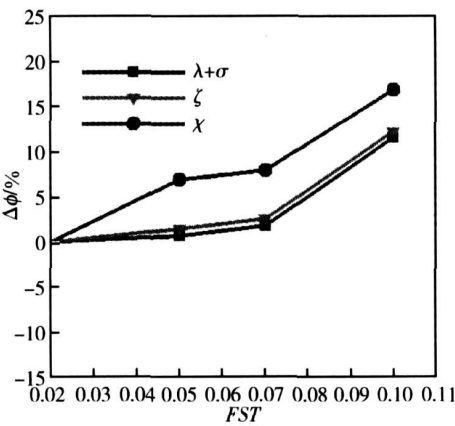


图 13 转子叶排出口各损失分量增量百分数随 FST 的变化关系($Re=96735$)

Fig. 13 Increment percent of each flow loss component vs. FST at the rotor blade row outlet($Re=96735$)

和)也随 FST 的增大而增大. 图 14 所示为 $Re=96735$ 时, 各 FST 状态下转子出口截面无量纲相对总压(基于转子叶排进口平均相对总压)的空间分布之间的对比. 可以定性的看出, 叶尖区域高损失区域面积随 FST 的增大而增大, 某种程度上验证了本文所采用的损失分离方法的合理性.

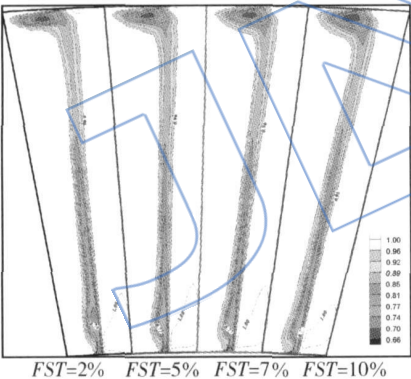


图 14 各 FST 状态下转子叶排出口截面无量纲相对总压分布($Re=96735$)

Fig. 14 Distributions of the normalized relative total pressure in each FST case at the rotor outlet($Re=96735$)

3 结 论

- 1) 在低雷诺数工况下, FST 增大将可能提高涡轮效率, 在高雷诺数工况下, 涡轮效率随 FST 的增大而减小.
- 2) FST 增大将加强对叶片吸力面分离泡所起的抑制作用, 从而减小叶片吸力面分离区面积及流动分离所导致的损失.
- 3) FST 增大对叶型损失的影响由叶型表面

流动状况决定, 当叶型表面分离流动在本质上决定叶型损失时, FST 增大对分离泡抑制作用的加强将减小叶型损失, 反之, FST 增大所导致的叶片表面边界层摩擦损失的增大将加剧叶型损失.

4) 由于 FST 对叶型损失的影响存在着两面性, 低压涡轮设计应充分考虑航空发动机内部真实的高湍流度环境, 尽可能利用 FST 对于分离泡的抑制作用以挖掘叶片载荷提升的潜能.

5) 采用了一种损失分离方法分别对 $Re=96735$ 工况下算例低压涡轮级静子叶排内部及转子叶排内部各流动损失分量进行了分离. 结果表明, FST 变化对静子叶排内部端壁边界层损失影响甚微, FST 增大导致了转子叶排内部叶尖泄漏损失增大.

6) 所采用的损失分离方法能够帮助低压涡轮设计者们有效的定位低压涡轮内部各损失分量的影响区域, 定性的判断各损失分量随 Re , FST 等参数的变化规律, 定量上还有待验证.

参考文献:

[1] 罗华玲, 乔渭阳, 许开富. 基于转捩模型的涡轮流场及性能数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(6): 778-783.

LUO Hualing, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Calculating reynolds number effects on the dynamic performance of turbine based on transition model[J]. Journal of North western Polytechnical University, 2007, 25(6): 778-783. (in Chinese)

[2] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines [R]. ASME Paper No. GT-1991-261, 1991.

[3] Matsunuma T, Abe H. Influence of turbulence intensity on annular turbine stator aerodynamics at low reynolds number[R]. ASME Paper No. GT-1999-151, 1999.

[4] Stieger R D, Hodson H P. The unsteady development of a turbulent wake through a downstream low pressure turbine blade passage [R]. ASME Paper No. GT-2004-53061, 2004.

[5] Langtry R B, Menter F R. A correlation based transition model using local variables Part II- Test cases and industry applications [R]. ASME Paper No. GT-2004-53454, 2004.

[6] Menter F R, Langtry R B. A correlation based transition model using local variables Part I- Model formulation[R]. ASME Paper No. GT-2004-53452, 2004.