

雷诺数对涡轮叶尖流场影响的数值研究^{*}

李 伟¹, 乔渭阳¹, 许开富¹, 罗华铃¹, 王惠斌²

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072 2. 空军驻京丰地区军代表室, 北京 100074)

摘 要: 采用基于压力修正的三维计算流体力学程序, 结合雷诺应力湍流模型和剪切应力传输湍流模型加壁面函数的方法, 对某一轴流涡轮转子叶尖间隙流场进行了数值计算研究, 详细计算了不同涡轮叶尖间隙高度和来流湍流度条件下雷诺数对涡轮转子间隙流场的影响, 最后计算了转子效率。结果表明: 当泄漏流流经叶尖时因为叶尖剪切力做功有块总压增大区; 雷诺数带来的影响比湍流度和叶尖间隙高度带来的影响要大, 湍流度的变化对流场影响不大; 雷诺数对泄漏涡尺寸的影响不大, 但低雷诺数会引起流动分离, 带来损失, 当雷诺数在文中的范围内变化时, 效率下降近八个百分点。

关键词: 叶尖间隙高度⁺; 湍流度; 叶尖泄漏涡⁺; 雷诺数; 数值仿真

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 04-0388-06

Numerical simulation for effects of Reynolds numbers on tip leakage flows in turbine

LIW ei¹, QIAO Wei-yang¹, XU Kai-fu¹, LUO Hua-ling¹, WANG Hui-bin²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2. Air Regional Representative Office in Fengtai District Beijing 100074, China)

Abstract A pressure-correction based 3D Reynolds-averaged Navier-Stokes equations CFD code with Reynolds stress model or shear-stress transport model and wall function is used to simulate the effects of turbine parameters on the tip leakage flow and vortex in a turbine rotor. With different tip clearance heights and different turbulence intensities, the effects of Reynolds number on the tip leakage flow, especially on the efficiency, are sequentially simulated. The results show that when the tip leakage flow comes out from the suction side, the total pressure increases. Effects of Reynolds number are relatively severe compared to that of tip clearance height and main flow turbulence intensity, and effects of main flow turbulence intensity are almost negligible in flow field. Low Reynolds number results in flow separation, which increases the aerothermal loss, so the efficiency decreases obviously. When Reynolds number is within the ranges shown in the paper, the efficiency decreases nearly by eight percent.

Key words Tip clearance height⁺; Turbulence intensity; Tip leakage vortex⁺; Reynolds number; Numerical simulation

1 引 言

叶尖泄漏流是叶轮机械转子中最普遍和有影响的流动现象之一, 叶尖的压差引起从压力面到吸力面的泄漏流, 当泄漏流从吸力面流出时与通道主流相互作用在沿着叶片吸力面的角落处形成泄漏涡, 泄漏流和泄漏涡可以堵塞通道主流, 引起下游的不稳定性,

增大叶片换热的复杂性, 增加气动损失, 涡轮中三分之一以上的损失由叶尖间隙泄漏流引起。而降低损失、提高效率一直是主要动力装置涡轮部件必须解决的重要问题, 因此研究涡轮叶尖间隙流动结构^[1, 2]、揭示涡轮叶尖间隙流动损失机理^[3, 4]以及采用相应控制去减小间隙泄漏流动损失^[5, 6]等一直是涡轮叶尖间隙研究的主要课题。近年来, 高空无人作战飞机

* 收稿日期: 2006-10-09 修订日期: 2007-03-20

作者简介: 李 伟 (1981—), 男, 博士生, 研究领域为推进系统气动热力学。E-mail: weil98105199@ yahoo. com. cn

的兴起,促使了雷诺数对涡轮性能影响的研究^[7],尤其是对低雷诺数条件下涡轮流动损失的研究^[8],而关于雷诺数对涡轮叶尖泄漏流动的研究到现在为止开展的比较少。因此本文针对某一涡轮转子,分别对八个不同雷诺数下转子通道内部流场进行模拟,考虑了不同叶尖间隙高度和来流湍流度带来的影响,并结合通道内的总压和静压系数分布详细分析了泄漏流场,计算了雷诺数对转子效率的影响。

2 数值方法和计算网格

通过求解直角坐标系下雷诺平均 N-S 方程来获得涡轮转子通道内部三维稳态粘性流场。数值离散格式采用有限体积法,空间离散采用二阶迎风格式,时间离散采用 5 步龙格-库塔法。在高雷诺数时,由于高转速下涡轮叶尖区域湍动能在不同方向上的分布各向异性,因此基于各向同性的湍流模型(如两方程模型)在机匣、泄漏涡和吸力面边界层附近区域不再适用,而雷诺应力湍流模型可以捕捉各项异性和旋转的影响,这样湍流模型在高雷诺数时采用雷诺应力湍流模型加壁面函数,而在低雷诺数时,雷诺应力湍流模型不再适用,这时采用剪应力传递 SST $k-\omega$ 湍流模型。另外,为了加速收敛,采用多重网格和残差光顺这两种技术。

数值模拟所采用的计算网格中,主流区和叶尖间隙区域分别采用二维 H 型网格和三角网格沿径向积叠而成,计算网格沿轴向取 150 个节点,周向取 60 个节点,径向取 100 个节点,其中小间隙条件下(1.0% 叶高)叶尖间隙区域占 20 个节点,叶尖间隙节点数随着叶尖间隙高度变化而变化,但保持叶尖间隙区域节点的物理尺度相等。进口边界到叶根前缘的距离为一倍叶根处轴向弦长,尾缘到出口边界距离为两倍叶根处轴向弦长。进口和出口边界条件分别采用压力进口和压力出口边界条件。

为了对程序进行验证,对 NASA 中心的一个单级轻负荷涡轮的总性能进行了计算^[9],并与实验结果作了比较,如图 1 所示。其中图 1(a)为涡轮进口换算流量,图 1(b)为涡轮效率,两者吻合较好。

3 结果和分析

采用的某型轴流涡轮转子,叶根轴向弦长 20 mm,叶高 60 mm,叶片数 100 叶片中径处绝对进气角(与轴向)为 50° ,出气角(与轴向)为 59° ,转速 11 kr/min,进口总温 1 000 K。结合以上数值方法,考虑

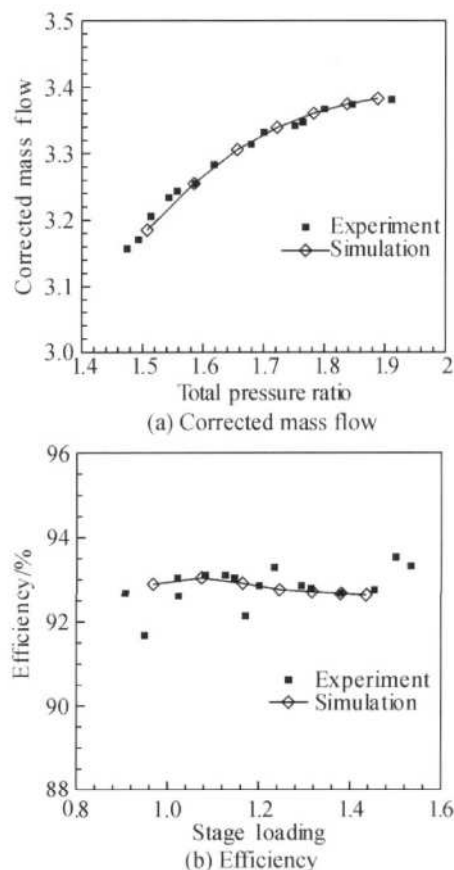


Fig 1 Comparison between experiment and simulation

叶尖间隙高度的变化,即大间隙(2.5% 叶高)和小间隙(1.0% 叶高),进口来流湍流度的变化,即大湍流度(10%)和小湍流度(5%),详细计算了雷诺数的变化对叶尖间隙泄漏流动的影响。

3.1 小间隙小湍流度条件下雷诺数 Re 带来的影响

叶尖间隙高度取为 1.0% 叶高,基于通道出口气流速度和叶片高度来定义雷诺数,通过调整进口总压和出口静压保证通道出口马赫数相等,涡轮工作在亚临界状态,进口湍流度为 5%,保持其它条件不变,分别对雷诺数 Re 为 21 303, 42 933, 130 100, 217 210, 436 180, 840 970, 1 756 677 和 2 638 184 的流场进行了计算,分析了不同雷诺数时的流场结构,并详细计算了相关的通道属性。

(1) $Y-Z$ 平面流动描述及比较。 Y 方向为切向方向,从叶片中弧线开始且作为叶片栅距的百分比; Z 方向为径向方向,从轮毂开始且作为叶高的百分比。在 $Y-Z$ 平面内,对叶尖表面 90% 弦长处通道中的总压进行了比较,并对结果进行了分析,如图 2 所示。总压为相对总压,是当地总压 p_{local} 与通道进口处总压 p_{inlet} 之比。最小总压区域与泄漏涡及卷入的流体有关,最小总压处可视为泄漏涡所在。两者所产生泄漏涡的大小相当,但图 2(b)中的泄漏涡强度较大,这是

气体粘性的加强导致泄漏流与主流的作用减弱引起。泄漏流流出时由于叶尖表面剪切力对其做功总压不断增大,但由于图 2(a)中气体粘性较大,导致其耗散较大,故其泄漏流总压增加幅度较小。在低雷诺数时低压涡轮叶片边界层表面大部分区域处于层流状态,由于层流难以抗拒逆压梯度的作用,这样在吸力面后半部分和尾缘容易引起分离,出现回流,形成低能量区,图 2(a)算例在吸力面表面的总压比稍微远离压力面的总压要大,这层总压低的流体是上游分离后传递过来的低能量区,而图 2(b)由于其雷诺数较高,抵抗逆压梯度的能力较强,没有出现分离。另外图 2(a)中机匣附近附面层损失较大。

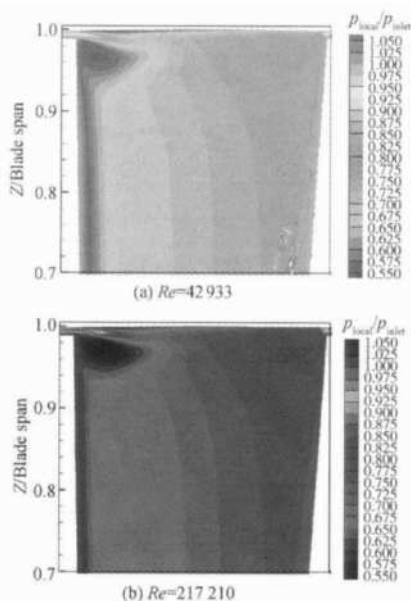


Fig 2 Total pressure in the Y-Z plane at
X = 90% axial chord

(2) 叶片间压力分布。图 3 为涡轮叶尖静压系数分布,静压系数 $C_p = (p_{local} - p_{inlet}) / Q_m$, 式中 $Q_m = 1/2 \rho U_m^2$, p_{inlet} 为进口截面流量平均静压, p_{local} 为当地静压, ρ 为密度, U_m 为叶片中径处速度。

在图中,从叶片前缘附近传递过来的低压区可看作为泄漏流的轨迹,两个雷诺数的变化对机匣处静压的影响不大,图 3(a)算例中的泄漏流所占的低压区稍微大一点。由于泄漏流与机匣之间存在相对运动,在靠近吸力面附近两者均有一个小的波谷,另外由于图 3(b)中气体粘性较小,其泄漏流与机匣相互作用比较明显,故其低压区的压力梯度比图 3(a)中的大,同样在靠近压力面两者都有一个波峰。另外可以看出一个泄漏流内核卷起的机理:通道内吸力面附近间隙区域的压力分布在切向上表现出很大的逆压梯度,因而泄漏流在流出吸力面时很快遇到阻碍,但这时泄

漏流不和逆压梯度作抗争,而朝着负的展向方向转向,进而发展为泄漏流的卷起,这个机理在泄漏流的形成中起到一定作用。

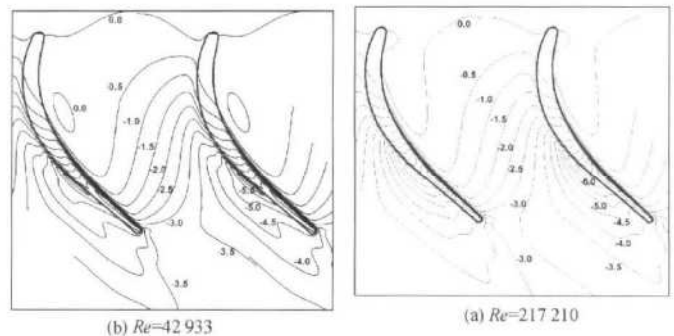


Fig 3 Static pressure coefficient contours at the casing

(3) 通道平均总体属性。定义总压损失系数 $\xi = (p_{inlet} - p_{local}) / Q_m$, 式中 p_{inlet} 为进口相对总压, p_{local} 为当地相对总压, Q_m 为叶片中径处的动压头,定义如前所述。

分别考虑 60%, 70%, 80%, 90% 和 110% 弦长处 Y-Z 截面 ξ 的分布情况,如图 4 所示。可以看出,在靠近机匣处流动变化剧烈,这是叶尖泄漏流和端壁附面层带来的影响。在通道内由于泄漏损失、叶形损失和二次流损失等的影响,在靠近叶片中径处总压损失系数沿着轴向逐渐增大,从图中还可以看出两者泄漏流的径向影响区域从 60% 弦长到 110% 弦长变化很小,说明由于高速旋转和较大的叶尖泄漏流速的影响,叶尖泄漏流至少在 60% 弦长处以后沿着轴向向下发展时尺寸变化不大。图 4 中虚线为雷诺数较低时的 ξ 分布,在低雷诺数时由于气体粘性作用增强,粘性损失增加,且在吸力面后半部分和尾缘处出现分离,这样相对高雷诺数条件下通道内的损失增大,且沿着轴向相同间距间的损失增大;当雷诺数增加时,气体粘性损失减小,叶片表面分离逐渐减少,损失降低。另外由于通道涡、分离流、二次流等的影响,靠近

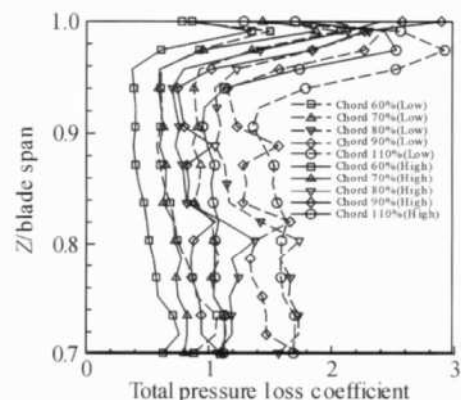


Fig 4 Total pressure loss coefficient
contours in the passage

轮毂时损失增大。

3.2 大间隙小湍流条件下雷诺数 Re 带来的影响

叶尖间隙高度取为 2.5% 叶高, 进口湍流度为 5%, 保持其它条件不变, 分别对雷诺数 Re 为 21 372, 43 179, 131 035, 219 307, 440 105, 848 734, 1 774 231 和 2 663 544 的流场进行了计算, 分析了不同雷诺数时的流场结构, 并详细计算了相关的通道属性。

(1) $Y-Z$ 平面流动描述及比较。相关参数定义同上, 在 $Y-Z$ 平面 90% 弦长处的总压如下图所示。两者所产生泄漏涡的面积和强度相当。叶尖泄漏流切向速度相对转子切向速度较小, 这时叶片带动叶尖附

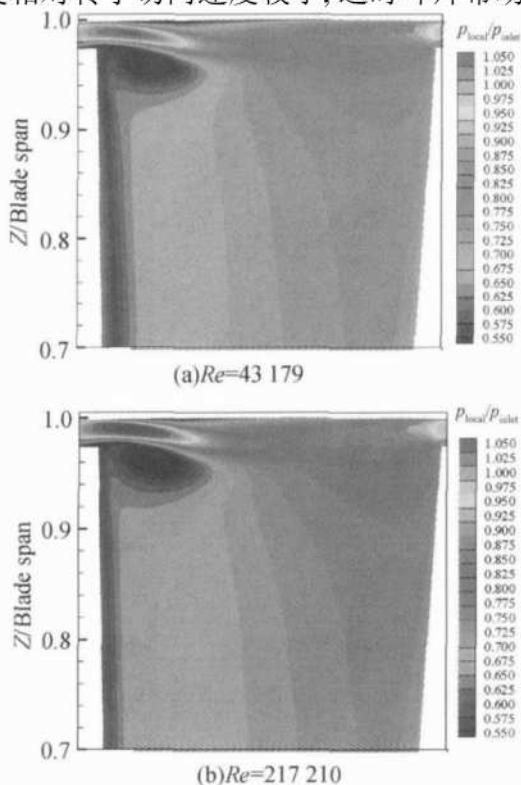


Fig 5 Total pressure in the $Y-Z$ plane
at $X = 90\%$ axial chord

近泄漏流流动, 叶尖表面剪切力对其不断做功使得总压不断增大, 但由于图 5(a) 中气体粘性较大, 导致其耗散较大, 故其总压增加幅度较小。在低雷诺数时吸力面后半部分和尾缘容易引起分离, 出现回流, 形成低能量区, 由于靠近吸力面处的压力梯度比压力面的小, 其附面层厚度较大, 相应的损失也大。并不是所有的泄漏流都卷起成泄漏涡, 只是靠近叶尖的泄漏流和通道主流相遇后才卷起成泄漏涡, 这和文献 [3 4] 中在平面叶栅上进行模拟的相似, 而且由于涡轮转子的高速旋转, 故大间隙产生的泄漏涡的面积比小间隙产生的略大点。泄漏涡的强度比小间隙产生泄漏涡的强度大, 这是因为增大叶间间隙距离会加强叶尖间

隙泄漏流动和泄漏流出口面积, 引起叶片吸力面处口泄漏速度和泄漏流量增大, 泄漏流和主流的相互作用增强, 从而损失增大, 因此大间隙条件下泄漏涡的强度大。

(2) 叶片间压力分布。图中雷诺数的变化对机匣处静压的影响不大, 两者泄漏涡所占的低压区面积相当, 在靠近吸力面附近两者均有一个小的波谷, 这是由于泄漏流与机匣的相对运动引起, 另外图 6(b) 中低压区的压力梯度比图 6(a) 中的稍微大点, 这可能是由于图 6(a) 中气体粘性较小引起。从图 6 也可以看出一个泄漏涡内核卷起的机理。另外和图 3 相比, 由于较大间隙产生较大的泄漏涡, 图 6 中低压区所占的面积大, 同时由于间隙较小时叶尖对机匣处的影响较大, 故图 6 中低压区的强度低, 这也可以从图 6 中叶尖表面上方机匣处分布比较光滑的压力和图 3 中分布很不规则的压力看出。

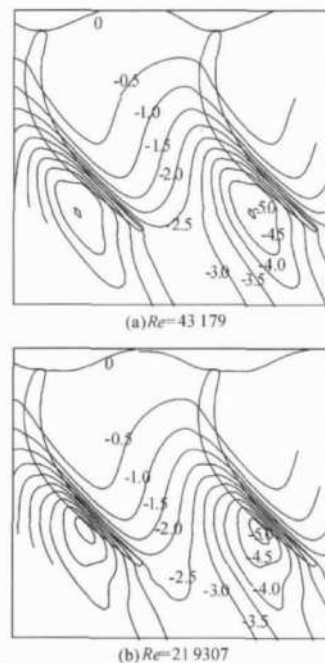


Fig 6 Static pressure coefficient contours at the casing

(3) 通道平均总体属性。分别考虑 60%, 70%, 80%, 90% 和 110% 弦长处 $Y-Z$ 截面总压损失系数 ξ 如图 7 所示, 虚线为雷诺数较低时 ξ 分布。在低雷诺数时由于气体粘性作用增强, 粘性损失增加, 且容易出现分离, 这样通道内的损失增大, 且沿着轴向相同间距间的损失增大; 当雷诺数增加时, 气体粘性损失减小, 分离减少, 损失降低。由于较大间隙时泄漏流量足够大以至于可将泄漏涡与机匣附面层隔开, 减弱了两者之间的相互作用, 故图 7 中的端壁损失相比图 4 中的要小。

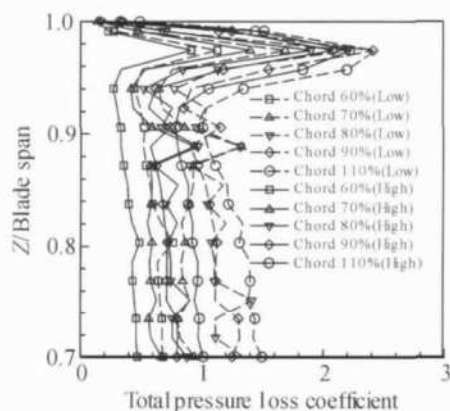


Fig 7 Total pressure loss coefficient contours in the passage

3.3 小间隙大湍流度条件下雷诺数 Re 带来的影响

叶尖间隙高度取为 1.0% 叶高, 进口湍流度为 10%, 保持其它条件不变, 分别对雷诺数 Re 为 21 226, 42 869, 129 871, 217 166, 436 089, 844 525, 1 764 808 和 2 649 745 的流场进行了计算, 分析了不同雷诺数时的流场结构, 并详细计算了相关的通道属性。

(1) $Y-Z$ 平面流动描述及比较。相关参数定义同上, 在 $Y-Z$ 平面 90% 弦长处的总压如下图所示。两者所产生泄漏涡的面积相当, 但图 8(b) 中泄漏涡的强度较大, 泄漏流流出时总压增大, 在低雷诺数时在叶片吸力面后半部分出现分离, 原因分析同以上。相对小间隙小湍流度条件, 图 8 中泄漏涡的面积和强度略大, 其中图 8(a) 仍出现分离, 图 2 中泄漏流总压增加幅度较大。湍流度增大, 一方面加快层流向湍流的

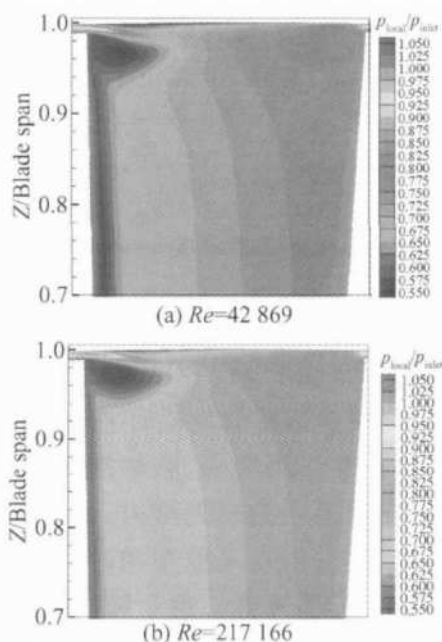


Fig 8 Total pressure in the $Y-Z$ plane at $x = 90\%$ axial chord

转捩, 从而减小分离带来的损失, 虽然增大湍流度可以提前转捩, 防止层流分离, 但由于文中雷诺数很低, 分离现象很严重, 故增大湍流度没有抑制住分离。另外湍流度增大, 泄漏流和主流之间的影响加大, 故图 8 中泄漏涡的面积和强度增大, 掺混程度增强, 脉动耗散增大, 流场变得较均匀, 故图 2 中泄漏流总压增加幅度较大。

(2) 叶片间压力分布。从图中可以看出两者泄漏涡所占的低压区面积相当, 在靠近吸力面附近两者均有一个小的波谷, 图 8(b) 中低压区的压力梯度比图 9(a) 中的稍微大点, 分析见图 6 和图 3 相比, 湍流度的变化对机匣附近叶片间压力的变化不大。

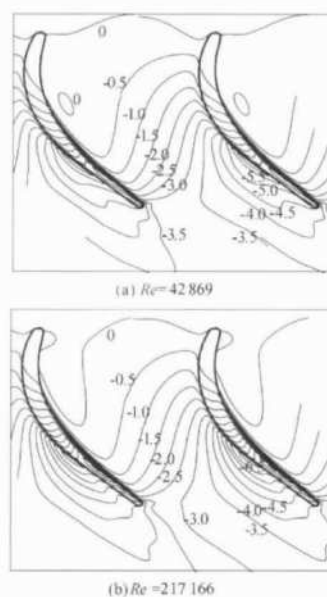


Fig 9 Static pressure coefficient contours at the casing

(3) 通道平均总体属性。 $Y-Z$ 截面总压损失系数 ξ 分布如图 10 所示, 虚线为雷诺数较低时 ξ 分布。在低雷诺数时通道内的损失增大, 且沿着轴向相同间距的损失增大; 当雷诺数增加时分离减少, 损失降低, 分析同图 7. 和小湍流度相比, ξ 分布基本差不

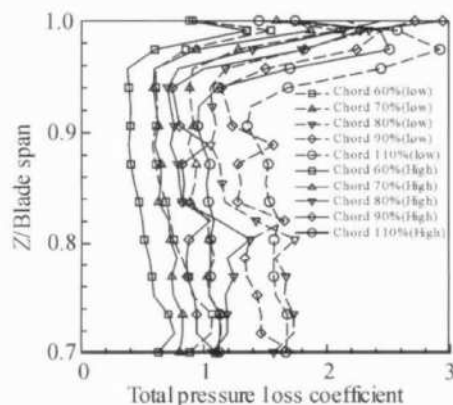


Fig 10 Total pressure loss coefficient contours in the passage

多,说明湍流度的变化带来的影响不大。

3.3 雷诺数 Re 对涡轮转子效率的影响

图 11 为涡轮转子效率的下降量(相对于小湍流度小间隙条件下雷诺数 2 638 184 时的效率)随雷诺数 Re 的变化关系。从图可以看出:雷诺数对涡轮转子效率的影响比叶尖间隙高度变化和进口来流湍流度的影响要大,湍流度对涡轮效率影响很小。当雷诺数减小时,气流粘性增强,所产生的粘性损失增加,另外在低雷诺数时由于吸力面存在逆压梯度,在叶片表面出现分离,损失加剧,这时效率下降很大,所以雷诺数在文中的范围内变化时,效率下降近八个百分点。湍流度增大,一方面加快层流向湍流的转捩,从而减小分离带来的损失,另一方面使得叶型损失增大,虽然增大湍流度可以提前转捩,防止层流分离,但当雷诺数很低时,分离现象很严重,故增大湍流度没有抑制住分离,叶型损失的影响较分离损失的要大,故涡轮效率下降。叶尖间隙高度增大引起叶片吸力面出口泄漏速度增大,从而泄漏流量增大。而由于泄漏流量没有推动转子做功而流出,这相对于通道内做有用功的气体减少,从而效率降低,图中叶尖间隙高度增大 1.5% 叶高,涡轮效率下降 1.5% 左右。

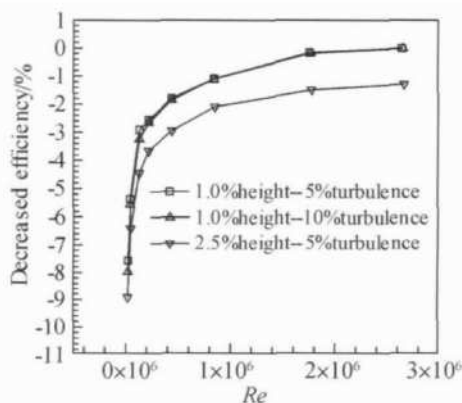


Fig 11 Decreased efficiency

4 结 论

(1) 在涡轮设计中雷诺数对涡轮效率的影响较大,但对泄漏涡尺寸的影响不大。当雷诺数在文中的范围内变化时,效率下降近八个百分点。低雷诺数时气流粘性影响加大,而且叶片表面的边界层处于层流状态,极易在叶背的后半段和尾缘引起分离,加剧气流损失,效率下降。但低雷诺数会引起流动分离,带来损失。

(2) 当泄漏流流经叶尖时,其中间有块总压增大区。由于转子高速旋转,转子的切向速度比泄漏流的

速度大,叶尖表面剪切力对泄漏流做功,引起其总压增加。

(3) 雷诺数对涡轮转子效率的影响比叶尖间隙高度和湍流度的影响要大。湍流度对涡轮效率影响很小。在低雷诺数时增大湍流度涡轮效率稍微下降,高雷诺数时效率基本不变。当保持雷诺数和湍流度基本不变时,叶尖间隙高度增大 1.5% 叶高,涡轮效率下降 1.5% 左右。

(4) 在低雷诺数时涡轮效率下降很大,要采取相关措施去降低低雷诺数对涡轮效率的影响。在低雷诺数时在叶片表面存在逆压梯度,引起分离,在通道内形成低能量区,再加上气流粘性的影响,这样涡轮效率下降幅度很大。

参考文献:

- [1] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines with emphasis on flow physics. Part I: effect of tip clearance height [R]. ASME 2000-GT-0514.
- [2] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines with emphasis on flow physics. Part II: effect of outer casing relative motion [R]. ASME 2000-GT-0516.
- [3] Xiao X, Inven M, Carter A A, Lakshminarayana B. Tip clearance effects in a turbine rotor. Part IV: pressure field and loss [R]. ASME 2000-GT-0476.
- [4] Xinwen X, iao Andrew A M, Carter, Lakshminarayana B. Tip clearance effects in a turbine rotor. Part III: Velocity field and flow physics [R]. ASME 2000-GT-0477.
- [5] Lattime S B, Steinetz B M, Robbie M G, et al. Test rig for evaluating active turbine blade tip clearance control concepts [R]. NACA /CP 2004-212963.
- [6] Melcher K J. Controls considerations for turbine active clearance control [R]. NACA /CP 2004-212963.
- [7] Shama O. Impact of Reynolds number on LP turbine performance [R]. NASA /CP 1998-206958.
- [8] Domey D J, Lake J P, King P I et al. Experimental and numerical investigation of losses in low-pressure turbine blade rows [R]. AIAA 2000-0737.
- [9] Smith D J L, Johnston I H. Investigations on an experimental single-stage turbine of conservative design [R]. Reports and Memoranda No 3451, 1967.

(编辑: 郭振伶)