

文章编号: 10008055(2008)07212606

涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟

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

摘 要: 结合基于压力修正的雷诺应力湍流模型加壁面函数的三维计算流体力学程序, 对某一轴流涡轮转子采用叶尖间隙射流主动控制对泄漏流场的影响进行了数值模拟. 结果表明: 在涡轮叶尖表面选择合适射流孔位置进行射流可以提高涡轮转子效率, 其中大间隙下通过射流孔组合射流可以提高涡轮效率 0.35%, 小间隙下可以提高 0.3%; 在射流孔区域靠近叶片表面处流场结构中鞍点数和结点数相等, 满足奇点总数规律.

关 键 词: 主动控制; 叶尖间隙高度; 射流; 叶尖泄漏涡

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine

LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, LUO Hualing, SUN Dawei

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

Abstract: A 3D Reynolds-averaged Navier-Stokes equations computational fluid dynamics (CFD) code, together with pressure-correction based Reynolds stress model and wall function was used to simulate the effects of tip clearance injection active control on the tip leakage flow in a turbine rotor. The results show that the injection can have a beneficial effect on turbine rotor efficiency by selecting properly the injection hole location. The efficiency can increase nearly by 0.35 percent with the jet of combined injection hole in loose tip clearance, so does the efficiency by 0.3 percent in tight tip clearance. The number of saddle is equal to that of node in the region of injection hole in tip platform, which satisfies the singularity point total number.

Key words: active control; tip clearance height; injection; tip leakage vortex

涡轮中 1/3 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, 因此研究采用相应控制措施去减小间隙泄漏流动损失近年来是涡轮叶尖间隙研究的主要课题^[125]. 通常从能量的角度可将流动控制措施分为两种: 主动控制(有能量输入)与被动控制(无能量输入)^[6]. 文献[122]为主动控制在涡轮叶尖间隙泄漏流中的应用, 即在轴流涡轮转子实验台上开展的涡轮叶尖表面开孔射

流实验研究, 并考虑了射流孔位置和射流流量对泄漏流动带来的影响; 文献[3]在涡轮叶尖表面嵌入等离子体控制器以期对叶尖泄漏流施加一种电磁力以期达到减小泄漏损失的目的; 文献[45]为减小叶尖间隙泄漏流动对涡轮叶尖表面采用被动控制处理方法进行的数值仿真研究, 即对叶尖表面沿压力面或吸力面加一肋条. 另外从传热角度考虑在涡轮叶尖附近采用冷气射流具有冷却涡轮的作用^[728]. 在涡轮叶尖表面开孔射流对泄漏流动

进行主动控制方面, 据目前掌握资料, 只有文献 [122] 所在美国宾利希利亚州立大学开展了相关的实验研究, 很少有数值模拟方面的工作, 因此本文结合某一涡轮转子, 在考虑比热变化的情况下, 从气动角度分别对 5 个不同的叶尖表面射流孔位置下转子通道内部流场进行模拟, 并结合通道内的流线和速度矢量分布详细分析了泄漏流场, 最后计算了叶尖射流对转子效率的影响。

1 数值方法和计算网格

通过求解直角坐标系下雷诺平均 N2S 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2库塔法。文献 [9] 表明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, 这样湍流模型采用雷诺应力湍流模型加壁面函数。另外, 为了加速收敛, 采用残差光顺技术。

数值模拟只考虑一个叶片通道, 射流孔分别位于 50%, 60%, 70%, 80% 和 90% 轴向弦长位置, 文献[1] 研究表明靠近压力面进行射流效果较好, 故射流孔开在靠近压力面处, 另外为模拟射流孔边界层的影响, 在射流处拉出一个小管, 其中 45b 气流角, 45b 偏角。在所采用的计算网格中, 主流区域采用结构化六面体网格, 轴向、周向和径向的网格节点数分别为: 130, 60 和 90; 射流区域和叶尖间隙区域采用非结构化六面体网格。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。由于燃气在高温条件下比热容变化比较大, 文中采用变比热容计算, 粘性系数用 sutherland 公式计算。

另外, 由于手头没有涡轮叶尖间隙流场的实验数据, 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^[10]进行了计算, 并与实验结果作了比较, 吻合较好, 具体见文献 [11]。

2 结果和分析

计算采用的某型轴流涡轮转子, 叶根轴向弦长 20 mm, 叶高 40 mm, 叶片数 90, 叶片中径处绝

对进气角(与轴向)为 50b, 出气角(与轴向)为 59b, 转速 17 000 r/min, 进口总压 1. 013 25 @ 10⁷ Pa, 总温 1 300 K。结合以上数值方法, 考虑射流位置的变化, 即射流孔分别位于 50%, 60%, 70%, 80% 和 90% 轴向弦长, 对叶尖间隙泄露流场拓扑结构进行了分析, 并计算了射流的变化对涡轮转子效率的影响。

2. 1 射流主动控制机理研究

如图 1(a), 采用第 3 孔射流, 射流从叶尖表面流出时对通过叶尖间隙压力面区域的泄漏流起到一个阻碍作用, 见图 1(a) 中 A 处, 使得通过叶尖压力面处的泄漏流量减少, 相当于有更多的燃气推动涡轮做功, 这样涡轮效率增大。在叶尖表面射流区域, 由于射流使得叶尖表面射流区域附近静压增大, 如图 1(b) 所示, 从而从叶尖射流所对应的吸力面区域流出的泄漏流速度减小, 对应图 1(a) 中 B 处, 这时泄漏流与通道主流相互作用的程度减弱, 产生较弱的泄露涡。文中转子在高转速条件下工作, 涡轮的旋转对叶尖泄漏流起到一种抑制的作用, 且只有靠近叶尖表面的泄漏流与通道主流作用才卷起形成叶尖泄漏涡, 因而在高转速条件下叶尖间隙泄漏涡的大小即使对叶尖间隙高度的变化也不敏感, 而文中射流孔开在叶尖表面靠近压力面区域并向压力面方向射流, 叶尖吸力面附近泄漏流动对射流不敏感, 这样叶尖射流对涡轮叶尖泄漏涡影响不大。损失由熵增引起, 当射流从叶尖表面流出时, 叶尖表面射流区域熵增减小, 见图 1(c), 这时损失下降。这些都是正面的影响, 但同时射流与泄漏流相互作用, 产生掺混损失, 减小效率。若射流带来的正面影响大于负面影响, 则说明射流是成功的, 反之失败。

2. 2 射流位置变化带来的影响

考虑到叶尖间隙高度的影响, 即叶尖间隙高度 t 分别为 1. 0% H 和 2. 0% H, 其中 H 为叶片高度。涡轮工作在临界状态, 进口湍流度为 5%, 射流孔射流流量 m_j 与通道进口流量 m_i 之比为 0. 12%。保持其它条件不变, 分别对 5 个不同射流位置(即 50%, 60%, 70%, 80% 和 90% 轴向弦长 C_a) 的流场进行了计算, 详细分析比较了第 2 孔(60% C_a, 即 Jet2) 和第 4 孔射流(80% C_a, 即 Jet4) 时的流场结构, 并计算了考虑射流影响的转子效率。

2. 2. 1 第 2 孔射流时流场结构分析

图 2 为在叶尖间隙区域所截的与叶尖表面平

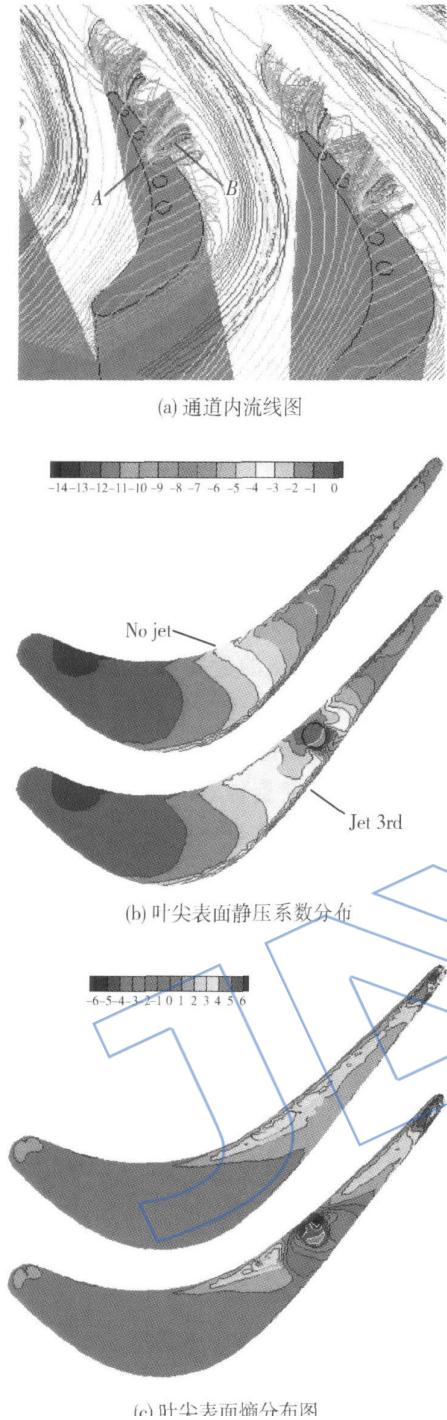
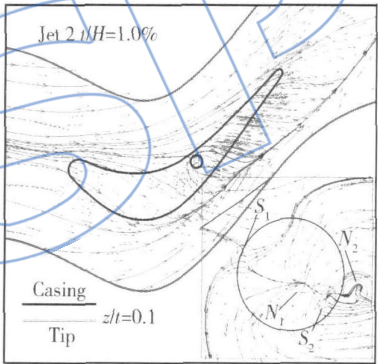


图 1 叶尖表面附近流线、静压系数和熵分布图
Fig. 1 Particle traces, static pressure coefficient coutours and entropy coutours

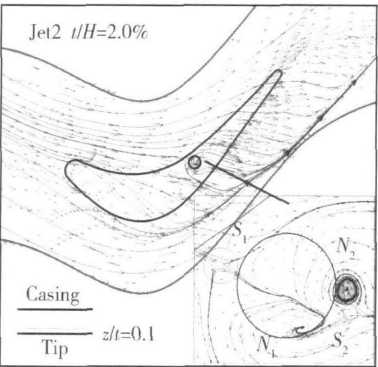
行的等叶高平面处流线和速度矢量分布. 所截平面到叶尖表面的距离 z 与叶尖间隙高度 t 的比值 z/t 为 0.1, 其中图 2(a) 为 $t=1.0\%H$ 条件下 z/t 分别为 0.1 时的截面流线图, 图 2(b) 为 $t=2.0\%H$ 条件下 z/t 为 0.1 时的三个截面流线图.

从图 2 可以看出: 所截截面的高度对流线和速度矢量分布影响较大, 截面在同一高度流线和

速度矢量分布大致相同, 不同截面高度相差较大. 当射流时, 流线从射流孔流出, 形成结点 N_1 , 并与其上游的泄露流方向大致相反, 起到阻碍作用, 如同圆柱绕流, 在射流柱前方形成逆压梯度, 这时在射流柱前方会形成一个滞止点, 射流阻碍泄露流动, 在射流和泄露流的交界处形成鞍点 S_1 . 射流流体流出时形成一个流柱, 两旁泄露流绕着流柱流动, 由于泄露流和射流在交界处由于剪切应力、湍流脉动和粘性的影响而带来损失, 泄露流在射流孔下游靠近叶尖表面处形成一个低压区, 且靠近射流孔上游处的流体最先与泄露流相互作用以致改变其方向在往下游流动的过程中, 由于射流流体静压较大, 这时对射流孔下游靠近叶尖表面处的流体有个向下的挤压作用, 致使形成了一个小漩涡, 如图 2(a) 中结点 N_2 所示, N_2 的旋转对结点 N_1 在射流孔尾缘流出的流体起到阻碍作用, 形成鞍点 S_2 .



(a) 第 2 孔射流, $t/H=1.0\%$, $z/t=0.1$



(b) 第 2 孔射流, $t/H=2.0\%$, $z/t=0.1$

图 2 第 2 孔射流时与叶尖表面平行平面的泄露流模式
Fig. 2 Leakage flow patterns in planes parallel to the tip surface with jet 2

比较图 2(a) 和图 2(b), 从速度矢量分布可以在整个叶片上看出泄露流动在叶片前缘处就开始了, 叶尖间隙泄露流和通道主流相互作用在吸力

面出口处卷起形成泄漏涡, 从图中流线或速度矢量的分布可以清晰地看到泄漏涡的边界, 且小间隙的泄漏涡边界线相对大间隙泄漏涡边界线稍微靠近叶片吸力面, 说明较大的叶尖间隙产生较大的泄漏涡, 但差别不大. 射流只局部地改变了射流孔附近的流场分布, 周围流场变化不大. 射流孔附近的流线分布显示鞍点和结点一一对应的特征, 即鞍点数和结点数相等, 有两个结点和两个鞍点的特征, 若不考虑周围流场的拓扑结构, 则射流孔附近的流场满足奇点总数规律. 小间隙的结点 N_1 位置靠射流孔中心, 流线从中心向四周射出; 而大间隙时结点 N_1 靠近射流孔尾缘, 而且流线都是绕着结点 N_1 流出, 这说明大的叶尖间隙产生较大的泄漏流, 这时泄漏流与射流的作用加剧, 因此下游结点 N_2 的影响范围也增大.

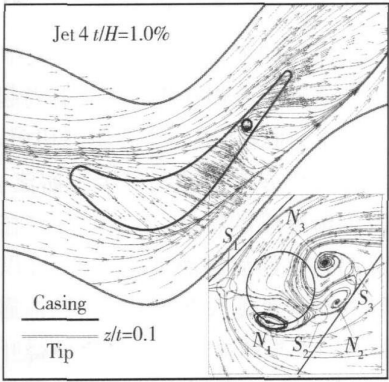
2.2.2 第 4 孔射流时流场结构分析

图 3 为在叶尖间隙区域所截的与叶尖表面平行的等叶高平面处流线和速度矢量分布. 所截平面到叶尖表面的距离 z 与叶尖间隙高度 t 的比值 z/t 为 0.1, 其中图 3(a) 为 $t=1.0\% H$ 条件下 z/t 分别为 0.1 时的截面流线图, 图 3(b) 为 $t=2.0\% H$ 条件下 z/t 为 0.1 时的三个截面流线图.

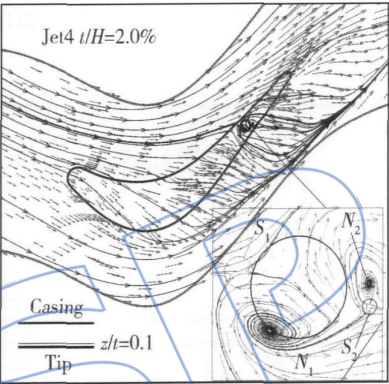
比较图 3(a) 和图 3(b), 可以看出在射流孔附近流场结构差别较大. 图 3(b) 和图 2(b) 结构相似, 各有两个结点和两个鞍点, 而图 3(a) 中有三个结点和三个鞍点, 这是由于第 4 孔面积比第 2 孔面积小, 而射流流量相同, 这样射流速度要大, 故与泄漏流相互作用增强. 而小间隙相对大间隙而言, 由于机匣和叶尖表面距离较近, 机匣附面层的影响使得间隙区域流动更为复杂, 当小间隙条件下第四孔射流时射流孔下游形成亏损更大的低压区, 低压区内卷起形成两个小涡, 如图 3(a) 中结点 N_2 和 N_3 . 图 3(b) 中由于泄漏流动较强, 抵抗由于射流孔下游叶尖表面处产生低压区的能力也强, 故其后产生一个鞍点和一个结点, 即 N_2 和 S_2 , 同时也可看出在射流区域附近出现的鞍点数和结点数相同.

2.2.3 叶尖间隙区域垂直轴向平面的流线分布

图 4 为间隙附近径向位置流线的分布, 轴向位置取在射流孔圆心且平行射流管轴线. 图 4(a) 和图 4(b) 分别对应第 2 孔和第 4 孔射流时叶尖间隙流线分布, 其中上半图和下半图分别为 $t=2.0\% H$ 和 $t=1.0\% H$. 图 4(a) 中在射流孔上游和下游均有个涡 V_1 和 V_2 , 如同气膜冷却中冷气



(a) 第 4 孔射流, $t/H=1.0\%$, $z/t=0.1$



(b) 第 4 孔射流, $t/H=2.0\%$, $z/t=0.1$

图 3 第 4 孔射流时与叶尖表面平行平面的泄露流模式

Fig 3 Leakage flow patterns in planes parallel to the tip surface with jet 4

入射形成的涡对. 射流时射流流体对上游泄漏流动起到阻碍作用, 射流上游泄漏流边界层内流动的速度梯度变成压力梯度, 在压差作用下在射流前面形成一个涡 V_2 , 和射流流体一起对叶尖泄漏流形成阻挡, 这也可从压力面流向吸力面的流线在经过压力面时向机匣方向偏移看出, 相当于减小了叶尖间隙高度. 在射流孔下游形成的涡 V_1 如上分析. 在靠近机匣处, 由于机匣的相对运动流动流向叶片吸力面, 这和泄露涡(用 TV 表示)的方向相反, 两者相互作用在靠近机匣机匣处形成刮擦涡 V_3 , 文献[9]也实验测量观察到了刮擦涡. 射流对泄漏涡的大小影响不大. 另外在机匣叶尖压力面上方处有反向流(用 RL 表示), 这时泄漏流在机匣粘性的作用下从吸力面流向了压力面, 形成反向流, 说明机匣对泄漏流起到阻碍作用.

结合图 4(a), 在图 4(b) 中可以看出小间隙时叶尖表面前半部的泄露流卷起形成泄露涡, 而后半部却不能卷起形成泄露涡. 这是由于小间隙时叶尖泄露流在吸力面前缘到叶尖表面中部附近卷起形成一个小的泄露涡, 形成泄露涡涡核, 但由于

叶尖前缘处泄露流动卷起的泄露涡量小,其旋起裹入周围流体的能力差,这样从叶尖中部到尾缘泄露流和通道主流相互作用而没有卷起在上游泄露涡的周围,而是形成一个自由剪切面,在通道主流作用下改变方向向叶尖处吸力面流去,这时流线展现出渐近线的特征.而大间隙时在叶尖表面前部卷起形成的泄露涡强度较大,可以将叶尖表面后部的泄露流裹入到其周围形成泄露涡的一部分.图 4(b) 下半图显示通过射流使得叶尖间隙涡消失了,图 4(b) 中射流在叶尖区域形成一个涡 V_4 , 分析见图 4(a). 另外也可看出由于机匣的影响在叶尖区域机匣处有个反向回流, 如图中 RL 所示.

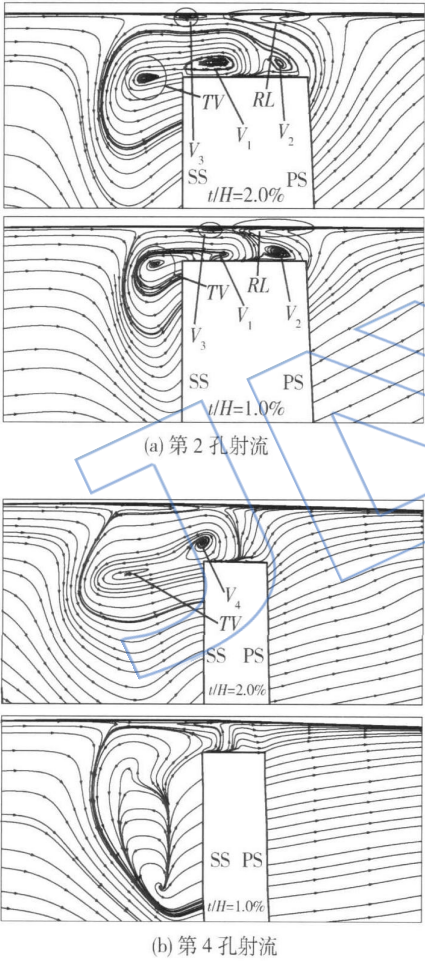


图 4 叶尖间隙区域垂直轴向平面的流线分布
Fig. 4 Leakage flow patterns in the tip gap space inside cross stream planes

2.3 射流对涡轮效率的影响

参考文献[12]在回顾冷却涡轮效率定义的基础上,为克服现有冷却涡轮定义的缺陷,提出冷气掺混后涡轮进口总压和总温的计算方法,具

体见文献[12]中公式(12)和(18),然后计算涡轮效率.

假定射流后的涡轮效率与没射流的涡轮效率之间的差即为射流对涡轮效率的影响,如图 5 所示,横坐标为射流孔中心所处的叶片轴向弦长位置,纵坐标为涡轮效率变化的百分数.从图可以看出泄露流对射流孔位置很敏感.小叶尖间隙时,第 1 孔、第 2 孔和第 5 孔射流会使得涡轮效率增加,其中第 5 孔略增加一点.大叶尖间隙时,第 1 孔、第 2 孔和第 3 孔射流时涡轮效率增加.这说明虽然射流可以减小泄露流,这是正面作用;但同时射流与泄露流相互作用会带来掺混损失,带来负面影响,若正面作用大于负面影响,则射流有效果,反之则没效果.另外为了进一步提高涡轮效率,特对涡轮效率有提高的单个射流孔组合起来进行射流,可以得出大间隙条件下第 1 孔、第 2 孔和第 3 孔组合射流使得涡轮效率提高 0.35%;小间隙条件下第 1 孔、第 2 孔和第 5 孔组合射流使得涡轮效率提高 0.21%,而单独第 1 孔射流可使效率提高近 0.3%,这可能是多个射流孔之间相互干扰增大掺混损失引起.

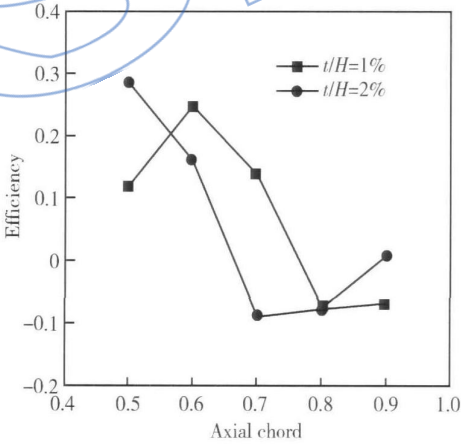


图 5 不同间隙高度和射流轴向位置下效率的变化量
Fig. 5 Comparison of efficiency with tip clearance and injection hole

3 结 论

1) 在高转速下涡轮叶尖射流可以减少叶尖间隙泄露流量;可以使得从射流后面吸力面区域流出的泄露流速度减小,从而泄露流与通道主流相互作用的程度减弱,产生较弱的泄露涡;可以减小小叶尖间隙区域内损失,这些都是正面作用,但同时射流与泄露流之间会产生掺混损失,带来负面影响,这时须比较正面作用和负面影响才能决定

射流对涡轮效率的影响.

2) 涡轮叶尖间隙泄露流动对射流孔位置很敏感, 在涡轮叶尖表面选择合适射流孔位置进行射流可以减小叶尖间隙泄露流动带来的损失, 提高涡轮转子效率. 大间隙下通过射流孔组合射流可以提高涡轮效率 0.35%, 小间隙下涡轮效率可以提高 0.3%.

3) 在叶尖间隙区域射流主动控制时, 由于射流和泄露流动的相互作用, 在射流孔区域靠近叶片表面处流场结构中显示鞍点和结点一一对应的特征, 即鞍点数和结点数相等, 若不考虑周围流场的拓扑结构, 则射流孔附近的流场满足奇点总数规律.

4) 小间隙时叶尖表面前半部的泄露流卷起形成泄露涡, 而后半部却不能卷起形成泄露涡, 大间隙时叶尖表面的泄露流几乎都卷起形成泄露涡. 这是由于小间隙时叶尖泄露流在叶尖表面前部吸力面前缘到叶尖表面中部附近卷起形成一个小的泄露涡, 形成泄露涡涡核, 但其涡量小, 其旋起裹入周围流体的能力差, 这样在叶尖表面后半部的泄露流和通道主流相互作用而没有卷起在上游泄露涡的周围, 而是形成一个自由剪切面. 而大间隙时在叶尖表面前部卷起形成的泄露涡强度较大, 可以将叶尖表面后部的泄露流裹入到其周围形成泄露涡的一部分.

参考文献:

[1] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench. Part1: Effect of injection mass flow rate[R]. ASME GT2004 53256.

[2] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench. Part 1: Leakage flow sensitivity to injection location[R]. ASME GT2004 53258.

[3] Morris S C, Corke T C, VanNess D, et al. Tip clearance control using plasma actuators[R]. AIAA 2002 782.

[4] Kavurmacioglu L, Dey D, Camci C. Aerodynamic character of partial squealer tip arrangements in an axial flow turbine[R]. IGTI/ ASME TURBO EXPO 2002.

[5] Yang H, Chen Hamnching, Han Jechin. Flow and heat transfer prediction on turbine rotor with various tip configurations[R]. AIAA 2002 573.

[6] Gadde H M. Flow control: The future[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38, 3; 402-418.

[7] Christophel J R, Thole K A, Cunha F J. Coolant the tip of a turbine blade using pressure side holes- Part 1: Adiabatic effectiveness measurements [R]. ASME GT2004 53251.

[8] Christophel J R, Thole K A, Cunha F J. Coolant the tip of a turbine blade using pressure side holes - Part 2: Heat transfer measurements[R]. ASME GT2004 53254.

[9] McCarter A A, Xiao Xinwen, Lakshminarayana B. Tip clearance effects in a turbine rotor. Part 0 : Velocity field and flow physics[R]. ASME 2000 GT20477.

[10] Smith D J L, Johnston I H. Investigations on an experimental single stage turbine of conservative design[R]. Reports and Memoranda No. 3541. 1967.

[11] 李伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 雷诺数对涡轮叶尖流场影响的数值研究[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 382-393.

LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation of tip leakage flows for different Reynolds numbers in turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28 (4): 382-393. (in Chinese)

[12] Young J B, Horlock J H. Defining the efficiency of a cooled turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128; 658-667.