

文章编号:1000-8055(2012)01-0169-07

叶尖间隙高度对某高压涡轮级 损失分布的影响

王大磊, 朴 英

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 利用三维湍流数值模拟方法模拟某一级跨声速高压涡轮流场, 研究转子叶片叶尖间隙高度对涡轮性能及二次流动损失分布的影响. 研究表明: 转子叶尖间隙高度对涡轮性能影响明显. 随着间隙高度的增加涡轮效率明显降低, 但效率的降低速度与间隙高度并非简单线性关系, 间隙高度增加 1% 相对叶高, 涡轮性能最快下降 1.8%. 分析表明: 涡轮转子间隙高度变化主要影响转子叶栅通道上部流动并对通道内的损失分布产生影响. 其中损失最严重的区域为转子通道中部至叶片尾缘处; 尾缘后的损失则对间隙的高度最敏感, 随着间隙高度的增加, 叶片尾缘后损失明显增加.

关 键 词: 航空发动机; 高压涡轮级; 叶尖间隙; 流动损失; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of tip clearance size on flow losses of a transonic high pressure turbine stage

WANG Da-lei, PIAO Ying

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The influence of the tip clearance height of turbine rotor blades on the aerodynamic performance and secondary flow losses of an axial turbine stage were investigated by numerical simulation and different tip clearance heights were taken into account. Results show that the efficiency of the turbine stage would decrease markedly due to the increase of the tip clearance height. The efficiency would decrease 1.8% as the tip clearance height increased 1% of blade relative height. Analyses of the rotor flow field indicated that as the height of tip clearance increased, the distribution of flow losses changed in the upper passage of the rotor. The most losses were induced in the region between the middle of the rotor blade and the trailing edge, while secondary flow losses increased most behind the trailing edge. Mixing losses were the main factors which led to the efficiency decreased as the height of tip clearance increased.

Key words: aero-engine; high pressure turbine stage; tip clearance; flow loss; numerical simulation

涡轮是燃气涡轮发动机中最关键的部件之一, 其性能直接影响发动机的性能. 随着现代高性能涡轮的负荷不断提高, 涡轮的展弦比不断减小^[1], 使得端区损失成为涡轮气动损失的主要来

源. Gümmer V 等^[2]认为端区损失占总损失的比例超过 2/3. Rao N M 等^[3-4]认为由叶顶间隙引起的损失已经占到了端区损失的一半以上. 对涡轮间隙损失进行研究对提高现代航空发动机的经济

收稿日期: 2011-01-13; 修订日期: 2011-06-29

作者简介: 王大磊 (1986—), 男, 江苏泗洪人, 博士生, 主要从事航空发动机气动热力学研究.

性和可靠性有十分积极的意义.

国外很多研究机构在涡轮叶顶间隙领域的研究已经开展了 50 多年. Wiseman M W 等^[5]的研究表明高压涡轮叶顶间隙增加 0.025 4 毫米,发动机的耗油率将会增加大约 0.1%,排气温度将会增加 1℃. Bindon J P^[6]通过实验发现气流在叶片间隙内形成了分离泡,并认为由于叶片顶部压力面分离泡而产生的低能流体,在进入流道后和主流掺混的损失是造成间隙损失的主要原因. Yamamoto A 等^[7]在实验中发现叶顶间隙的增大会引起顶部区域损失的增加, XIAO Xinwen 和 Andrew A^[8-10]详细分析了涡轮转子叶顶间隙流动对轴流涡轮的影响. Papa M 等^[11]则研究了间隙结构和尺寸对涡轮性能的影响.

国内对于间隙流动的研究也十分广泛^[12-18],在泄漏流的流动结构、间隙损失的分布以及间隙大小对对转涡轮性能的影响方面进行了研究.

虽然国内外对高压涡轮间隙流动以及损失机理进行了广泛的研究,但对间隙损失的原因及形式仍然没有统一的认识,仍需进一步研究. 本文以某一跨声速高压涡轮级为研究对象,系统分析了涡轮转子叶顶间隙高度对涡轮级性能以及损失分布的影响,并研究了损失产生原因及变化情况. 分析发现间隙高度不同时间隙损失来源有明显变化.

1 计算对象及数值方法

1.1 研究对象

如图 1,本文以某跨声速高速高压涡轮级为研究对象,根据间隙高度的从小到大,利用 CFD (computational fluid dynamics)方法模拟表 1 中给出的 20 种不同大小的转子叶尖间隙时的涡轮流场,分析间隙高度对涡轮级性能及内部流动损失分布的影响.

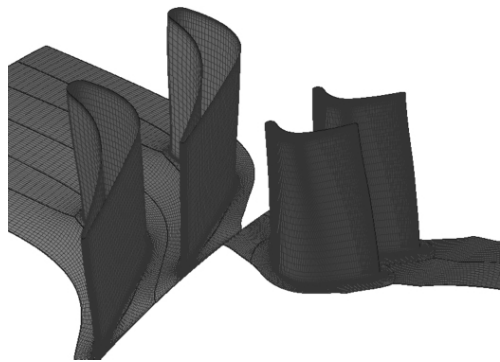


图 1 某高压涡轮级

Fig. 1 A high pressure turbine stage

表 1 给定的叶尖间隙相对高度

Table 1 Tip clearance heights of computational cases

计算 算例	间隙相对 叶高高度/%	计算 算例	间隙相对 叶高高度/%
case 1	0.1	case 11	1.6
case 2	0.2	case 12	1.8
case 3	0.3	case 13	2.0
case 4	0.4	case 14	2.4
case 5	0.5	case 15	2.8
case 6	0.6	case 16	3.2
case 7	0.8	case 17	3.6
case 8	1.0	case 18	4.0
case 9	1.2	case 19	5.0
case 10	1.4	case 20	6.0

1.2 计算网格以及数值方法

计算网格为多重网格,网格层数为 3 层. 如图 1 所示:涡轮导叶的网格拓扑结构为“4HO”结构,网格数约为 37 万;动叶的网格拓扑结构为“HOI”型结构,其中动叶周围 O 型网格的周向、径向和展向的网格数为 $217 \times 81 \times 29$,动叶网格数约为 88 万,总计算网格数约为 125 万. 动叶考虑叶顶间隙,间隙区域采用蝶形网格,径向分布 25 层网格,间隙区域网格数约为 18 万. 壁面处网格厚度设为 0.000 5 mm,壁面 Y^+ 控制在 10 以内.

计算时按照下面方法给定边界条件:在计算域入口边界给定总压、总温和进口气流角;出口边界则给定某一半径处的静压,其余出口压力按简单径向平衡方程计算得到;机匣设定为绝热、固壁、无滑移边界条件;叶片表面以及轮毂设为转动边界,机匣则设为静止边界. 每个算例给定的边界条件完全相同,进出口压力条件以及转速按照此涡轮级的设计工况给定.

采用商用软件 NUMECA 的 Euranus 求解器求解定常 Navier-Stokes(N-S)方程. 湍流模型为 Spalart-Allmaras(S-A)一方程模型,空间离散采用 Jameson 有限体积中心差分格式,时间推进采用显式四阶 Runge-Kutta 法. 计算时利用多重网格技术加速收敛.

1.3 计算结果验证

表 2 是计算结果与实验值的对比情况,给出不同间隙高度时,计算的流量、落压比、效率以及

功率等参数与实验值的比较结果,表中数据根据实验值进行归一化处理.

该涡轮在设计工况工作时,动叶叶尖间隙高

度在 1 mm 左右即约 2% 相对叶高,而从表 2 中可以看出,当间隙为 2% 相对叶高时,计算参数与实验值符合较好,说明计算结果可靠.

表 2 计算结果与实验值对比

Table 2 Comparison of results of calculates and experiment

	间隙高度/%	流量	效率/%	膨胀比	输出功率
计算结果	0	0.9945	+5.0	0.9970	1.026
	1.0	0.9920	+3.2	1.002	1.003
	2.0	0.9920	+1.8	1.002	0.9863
	4.0	0.9920	-0.4	0.9959	0.9571
	6.0	0.9920	-2.1	0.9878	0.9305
实验值		1		1	1

2 计算结果及分析

2.1 不同高度间隙对涡轮级总体性能的影响

首先分析间隙高度对涡轮效率的影响,图 2 是涡轮效率随间隙高度的变化情况.从图 2 中看出间隙高度对涡轮的效率影响十分明显,随着间隙高度的增加,涡轮效率显著降低,间隙高度增加 1% 相对叶高,效率最多可下降 1.8%.

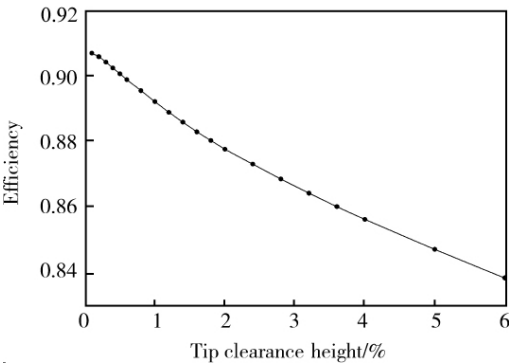


图 2 效率随间隙高度的变化情况

Fig. 2 Efficiency versus the height of tip clearance

分析涡轮效率随间隙高度的变化趋势,发现效率的降低速度随间隙高度的变化而变化.当间隙很小时(小于 0.5% 叶高),效率降低的速度随间隙高度增加而增加;当间隙高度增大之后(间隙高度大于 0.5% 小于 1.5% 叶高),效率降低的速度基本不变;而当间隙高度进一步增加之后(间隙高度大于 1.5% 叶高),效率降低的速度随间隙高度的增加而减小.从图 2 中可以看出,相比于间隙为 1% 相对叶高时,当间隙大于 1.8% 相对叶高之后效率降低速度已明显减慢.

图 3 是涡轮导叶和转子的相对总熵增随转子叶尖间隙高度的变化曲线,图中相对总熵增为流道的出口截面的熵与进口截面的熵的差值在相对化处理后的结果,其计算方法如公式(1)所示

$$\Delta S_{out_in} = \frac{\int_{out} S(\theta, r, z_{out}) drd\theta - \int_{in} S(\theta, r, z_{in}) drd\theta}{S_c} \tag{1}$$

其中 S 为熵, S_c 为选定的参考量,下标 in 和 out 分别表示进口截面和出口截面.

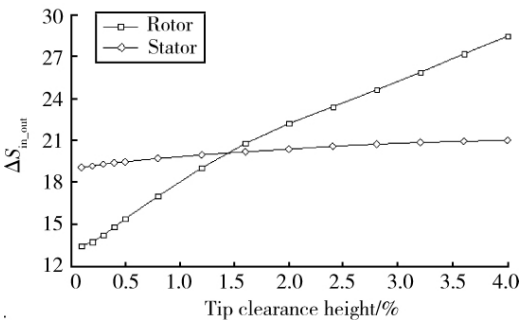


图 3 涡轮导叶和转子通道相对熵增随间隙高度变化情况

Fig. 3 Total entropy production versus the height of tip clearance in the passage of the turbine stator and rotor

从图 3 可以看出当转子间隙高度增加时,导叶通道内损失增加很小,转子间隙高度的变化主要影响转子的性能.下面主要分析转子流场中损失分布的变化情况.如图 4 所示,将涡轮转子流道分为五个区域:区域 I 为从转子流道进口至叶片前缘,区域 II 为从叶片前缘至叶片的 50% 弦长

处,区域Ⅲ为叶片 50%弦长至叶片尾缘,区域Ⅳ为叶片尾缘至叶片尾缘后 100%弦长,区域Ⅴ为叶片尾缘后 100%弦长至出口.图 4 是不同区域上的总熵增随转子叶尖间隙高度的变化曲线.发现Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ区域的总熵增较大,而Ⅰ,Ⅴ区域的总熵增很小并且基本不随间隙高度变化而变化,说明损失主要发生在Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ区域,即从叶片前缘至叶片尾缘后 100%弦长处.其中损失最大的区域为区域Ⅲ即 50%弦长至尾缘处.

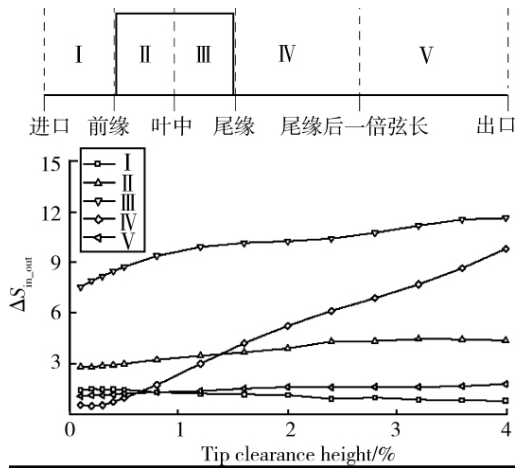


图 4 涡轮转子中不同区域相对熵增随间隙高度变化情况

Fig. 4 Total entropy production versus the height of tip clearance at different regions of the turbine rotor

2.2 间隙高度对损失分布的影响

下面分析Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ区域的损失分布随间隙高度的变化情况.

首先分析间隙高度变化对区域Ⅱ中损失分布的影响.从图 4 中可以看出区域Ⅱ中产生的损失相对较小,只占总损失的 15%左右.图 5 是不同间隙高度情况下区域Ⅱ的子午面平均熵增随叶高的分布情况.其中区域内平均熵增按照公式(2)计算

$$\Delta S_{avg}(r) = \frac{\int_{\theta_{in}} S(r, \theta, z_{out}) d\theta}{\Delta \theta_{in}} - \frac{\int_{\theta_{out}} S(r, \theta, z_{in}) d\theta}{\Delta \theta_{out}} \quad (2)$$

其中 S 为熵, $\Delta S_{avg}(r)$ 为区域内子午面平均熵增,是区域出口处熵的周向平均值与进口处熵的周向平均值之差.

分析图 5,发现在约 5%~10%叶高以及约 75%~98%叶高处有两个明显的高熵增区域.说明这两个区域损失明显.随着间隙高度的变化,通

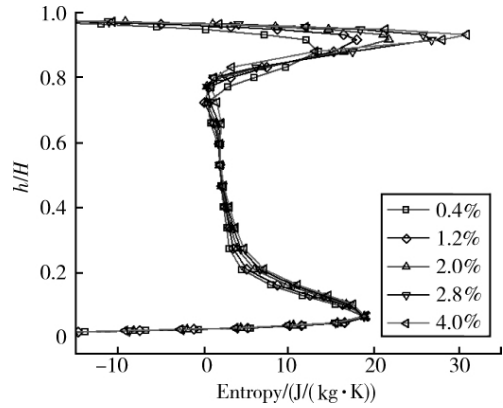


图 5 不同间隙高度时区域Ⅱ内子午面平均熵增沿叶高分布情况

Fig. 5 Distribution of average entropy versus the blade height at region II with different tip clearance heights

道下部的熵增分布发生明显变化,而通道下部的熵增分布基本不变,说明间隙高度的变化主要影响通道上部流动结构和损失分布,对通道下部影响不大.

通过分析通道上部高熵区域随间隙高度的变化规律发现:随着间隙高度的增加,高熵区域的熵增明显增加,区域向机匣方向移动且径向分布的范围减小.图 6 是不同间隙高度时叶片 50%弦长处流道截面上的熵分布图.从图 6 中看出上通道涡和泄漏涡是导致图 5 中高熵区域产生的主要原因.对比不同间隙高度时的熵分布,可以看出随着间隙高度的增加,泄漏流逐渐增强,泄漏涡生成并发展壮大,并且随着泄漏流量的增加,上通道涡被逐渐推离壁面向机匣方向移动,与图 5 中的高熵区域的变化相对应.

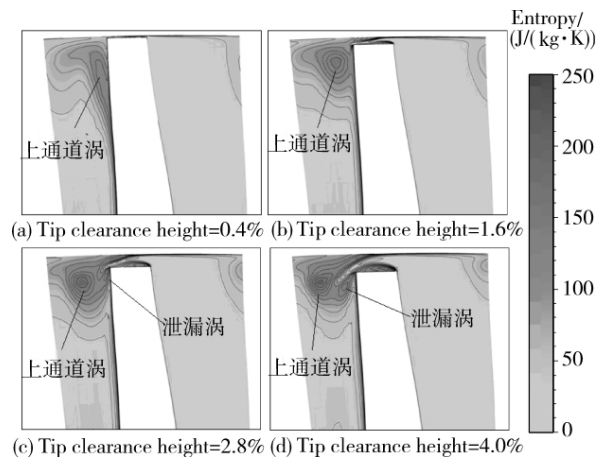


图 6 不同间隙高度时 50%弦长处熵分布

Fig. 6 Distribution of entropy at 50% chord length with different tip clearance heights

从损失角度考虑,一方面泄漏流中低能流体流量增加以及泄漏涡生成和发展都会导致损失的增加;另一方面,上通道涡被推离叶片表面导致上通道涡和叶片附面层之间的相互影响导致的损失减小.这两方面综合作用导致随着间隙高度的增加,区域Ⅱ的损失缓慢增加.

图 4 显示区域Ⅲ中的损失最明显,约占总损失的一半左右.观察区域Ⅲ中损失随间隙高度的变化规律,发现当间隙小于 1.2% 相对叶高时,相对熵增随间隙的增长速度较快,但是随着间隙高度的增加,区域Ⅲ中总熵增的增加速度越来越慢,当间隙高度大于 1.2% 相对叶高之后,区域Ⅲ内的总熵增随间隙高度的变化速度基本不变.

图 7 为不同间隙高度时区域Ⅲ内子午面平均熵增沿叶高的分布情况.间隙高度变化只对 50% 叶高以上的熵增分布产生影响,随着间隙高度的增加,通道上部的高损失区域内的熵增明显增加.这种现象表明随着间隙高度的增加,区域Ⅲ内通道上部流动结构发生明显变化.分析不同间隙高度时熵增随叶高分布的变化情况,发现随着间隙高度的增加高熵区域内熵增增加,高熵区域的径向分布范围缩小并向机匣方向移动.

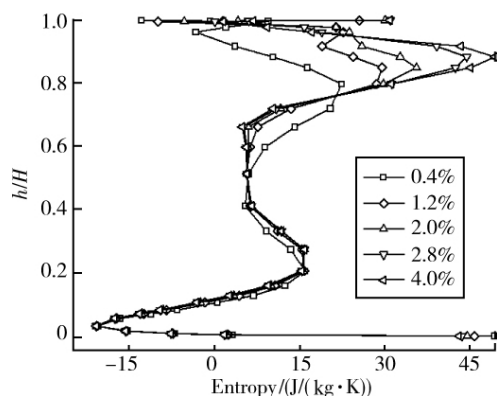


图 7 不同间隙高度时区域Ⅲ内子午面平均熵增沿叶高分布情况

Fig. 7 Distribution of average entropy versus the blade height at region III with different tip clearance heights

观察 95% 叶高以上的熵增随间隙变化情况发现间隙很小时 95% 叶高至机匣区域熵增迅速增加但是间隙高度大于 1.2% 相对叶高之后熵增增加速度明显变慢.这和图 4 中曲线Ⅲ的变化规律相对应.

图 8 是不同间隙高度时,约 98% 弦长处流道横截面的熵分布图,可以看出当间隙较小时(小于

1.6% 相对叶高),随着间隙高度的增加,间隙泄漏涡强度和影响范围迅速增加,但是当间隙高度大于 1.6% 相对叶高之后,泄漏涡分布范围基本不随间隙高度发生明显变化.当间隙高度增加到一定高度之后,泄漏流流量虽然随着间隙高度增加而增加,但是增加的泄漏流流速较高,不易被卷入泄漏涡,泄漏涡的增长速度减慢.

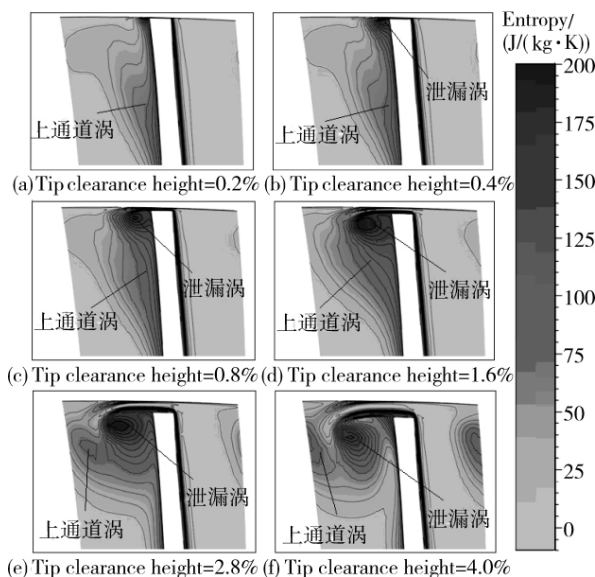


图 8 不同间隙高度时 98% 弦长处熵分布

Fig. 8 Distribution of entropy at 98% chord length with different tip clearance heights

分析图 8 中间隙高度变化时区域Ⅲ内损失分布的变化情况.当间隙高度很小时,泄漏流量很少,间隙泄漏涡的影响范围很小;上通道涡位于泄漏涡下方靠近叶片吸力面处,并和吸力面附面层相互影响造成明显的损失.随着间隙高度的增加,泄漏流量增加,泄漏涡影响范围增加;上通道涡被泄漏流推离叶片吸力面并向机匣方向移动,如图 8(d),图 8(e) 中所示情形.随着间隙高度进一步增加,泄漏流量进一步增加,在泄漏流的带动下泄漏涡也逐渐远离吸力面,如图 8(f) 所示情形.

从损失的角度分析,一方面泄漏涡的增强导致损失增加;另一方面上通道涡和泄漏涡逐渐远离叶片吸力面则减小了涡和附面层相互影响导致的损失.这两方面因素共同作用导致了如图 4 所示的区域Ⅲ中的损失随间隙高度的变化情况.

最后分析区域Ⅳ中的损失随间隙高度的变化情况.从图 4 中看出,当间隙很小时区域Ⅳ内的损失基本不随间隙变化而变化,但当间隙高度大于 0.4% 相对叶高之后,随着间隙的增加区域Ⅳ内的

相对熵增迅速增加。在叶片后部, 掺混损失是损失的主要来源, 通道涡、泄漏涡、泄漏流及尾迹的相互掺混是区域Ⅳ中损失产生的主要原因。

图 9 是不同叶高时尾缘后部约 100% 弦长处流道横截面熵分布图。将图 9 和图 8 对比分析发现: 间隙高度较小时, 间隙泄漏涡在上通道涡上方, 在区域Ⅳ内上通道涡和泄漏涡分别和尾迹掺混; 而当间隙增加以后, 上通道涡和间隙涡的逐渐运动至同一水平位置, 在区域Ⅳ内, 上通道涡和泄漏涡与尾迹共同掺混形成高损失区。

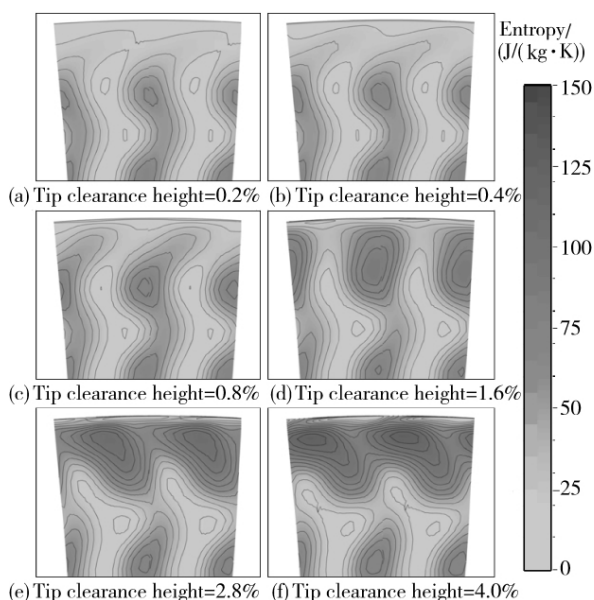


图 9 不同间隙高度时尾缘后 100% 弦长处熵分布

Fig. 9 Distribution of entropy at 100% chord length behind of the trailing edge

由于当间隙高度很小(小于 0.4% 相对叶高)时, 泄漏涡的强度和尺度很小, 泄漏涡和尾迹掺混时损失主要来源于尾迹中的低能流体, 此时区域Ⅳ中的损失随间隙高度变化幅度很小, 如图 4 所示。随着间隙高度增加, 泄漏流量迅速增加, 泄漏涡尺度和强度增加, 和尾迹掺混导致的损失迅速增加。当间隙进一步增加以后, 虽然此时泄漏涡强度和尺度的增加速度减慢, 但是由于泄漏涡和上通道涡远离壁面, 涡中低能流体流量增加, 同时泄漏涡和上通道涡逐渐运动至相同水平位置, 并且随着间隙高度增加, 间隙泄漏流量增加通道上部横向流动增强, 导致尾缘后掺混损失随间隙高度增加迅速增加。尾缘后的掺混损失是间隙高度增加时涡轮流场内损失增加的主要原因。

综合以上分析得出, 间隙高度变化导致转子叶栅通道内的流动产生变化并影响通道内损失分

布: 在叶片区域, 在泄漏涡产生并发展壮大导致损失增加的同时, 上通道涡和泄漏涡与吸力面相继远离吸力面与附面层相互作用产生的损失减小, 这两种因素的共同作用决定了叶片区域损失随着不同间隙高度的变化情况; 在叶片尾缘以后, 由于泄漏流量增加, 泄漏涡增强以及泄漏涡和上通道涡远离吸力面, 使得涡内包含的低能流体增多, 且与尾迹掺混更加剧烈, 使得尾缘后掺混损失随间隙高度增加而迅速增加。

3 结 论

利用三维 CFD 方法对某一级跨声速高压涡轮流场进行模拟, 通过给定不同的转子叶尖间隙高度, 研究间隙高度对涡轮性能及二次流损失分布的影响。针对本文研究的某高压涡轮级得到以下结论:

1) 转子叶尖间隙高度增加导致涡轮效率降低。效率的降低速度随间隙高度的变化而变化, 间隙较小时, 效率下降速度稳定; 而间隙较大时, 随间隙高度的增加, 涡轮效率降低速度减慢。

2) 间隙高度变化时, 间隙泄漏损失来源发生变化。间隙较小时, 间隙泄漏涡是导致泄漏损失的主要原因; 当间隙高度增加时, 随着泄漏流量得迅速增加, 间隙泄漏流与主流掺混导致的掺混损失逐渐增加成为间隙泄漏损失的主要来源之一。

3) 尾缘后部损失对间隙高度敏感。随间隙高度增加, 泄漏流量增加横向流动加剧; 泄漏涡强度增加并远离吸力面涡内包含的低能流体增加, 尾缘后掺混损失迅速增加, 是导致泄漏损失随间隙高度增加的主要原因。

参考文献:

- [1] 刘宝杰, 邹正平. 叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势[J]. 航空学报, 2002, 23(5): 394-404.
LIU Baojie, ZOU Zhengping. Present status and future development of CFD in turbomachinery[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404. (in Chinese)
- [2] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows[R]. ASME GT 2005-68699, 2005.
- [3] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench Part 1: effect of injection mass flow rate[R]. ASME GT 2004-53256, 2004.
- [4] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench Part 2: leakage flow sensitivity to injection location[R]. ASME GT 2004-53258, 2004.

- [5] Wiseman M W, Guo T H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines[C]//Proceedings of the American Control Conference, Arlington, VA: Institute of Electrical and Electronic Engineers, 2001: 3706-3707.
- [6] Bindon J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 257-263.
- [7] Yamamoto A. Endwall flow/loss mechanisms in a linear turbine cascade with blade tip clearance[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 246-275.
- [8] XIAO Xinwen, Andrew A. Tip clearance effects in a turbine rotor Part I: pressure field and loss[R]. ASME GT2001, 2001.
- [9] Andrew A, XIAO Xinwen. Tip clearance effects in a turbine rotor flow Part II: velocity field and physics[R]. ASME GT2001, 2001.
- [10] XIAO Xinwen. Investigation of tip clearance flow physics in axial flow turbine rotors[D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2000.
- [11] Papa M, Goldstein R, Gori F. Effects of tip geometry and tip clearance on the mass/heat transfer from a large-scale gas turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 91-96.
- [12] 祁明旭, 丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的表现形式及其对透平性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(3): 244-246.
QI Mingxu, FENG Zhenping. Representation formation of tip clearance flow and influence on turbine performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(3): 244-246. (in Chinese)
- [13] 祁明旭, 丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的端壁二次流结构研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(5): 445-449.
QI Mingxu, FENG Zhenping. Study on tip clearance flow of turbine blade-endwall secondary flow structure [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(5): 445-449. (in Chinese)
- [14] 许开福, 乔渭阳. 涡轮叶尖间隙流动的数值模拟[J]. 热能动力工程, 2009, 24(4): 432-436.
XU kaifu, QIAO Weiyang. Numerical simulation of turbine blade tip leakage flows [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(4): 432-436. (in Chinese)
- [15] ZHAO Qingjun, QIAO Jiafei. Influence of tip clearance size on flow characteristics of a vaneless counter rotating turbine[R]. AIAA 2009-4836, 2009.
- [16] 牛茂升, 藏述升. 间隙高度对涡轮叶顶间隙流动的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(6): 935-939.
NIU Maosheng, ZANG Shusheng. Effect of tip clearance height on tip clearance flow in turbine rotors [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(6): 935-939. (in Chinese)
- [17] 黄忠湖, 王月奇. 叶尖间隙对跨音涡轮性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(4): 333-390.
HUANG Zhonghu, WANG Yueqi. An experiment study of tip clearance effects on the performance of an axial transonic turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(4): 333-390. (in Chinese)
- [18] 赵旺东, 周禹彬. 叶尖间隙对涡轮气动性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 19-22.
ZHAO Wangdong, ZHOU Yubin. Effects of turbine tip clearance on gas turbine performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 19-22. (in Chinese)