

文章编号:1000-8055(2012)11-2569-08

高压涡轮转子间隙泄漏流动的非定常特征研究

王大磊, 朴 英, 陈美宁

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 利用数值方法求解三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程模拟某跨声速高压涡轮流场, 研究了某跨声速高压涡轮流场的非定常特征. 通过详细分析动静干涉对间隙泄漏流动的影响, 进一步明确了泄漏流周期性变化的规律和成因. 研究发现: 静子尾缘燕尾波的外侧分支外尾波是间隙内部流动结构变化的主要原因, 间隙泄漏流的周期性变化则受外尾波和尾迹的共同影响. 外尾波深入转子通道内部周期性经过间隙, 在间隙前缘附近产生很强的逆压梯度, 使间隙前部流动方向明显改变而产生大范围分离. 外尾波导致间隙泄漏流量明显增加并周期性震荡. 在静子尾迹和外尾波共同作用下, 泄漏流强度出现波动且涡的位置前后移动, 使泄漏流呈现明显的非定常性.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮; 间隙泄漏流; 非定常; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Study of unsteady tip leakage flow characteristic in high pressure turbine stage

WANG Da-lei, PIAO Ying, CHEN Mei-ning

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

Abstract: Three-dimensional time-dependent Reynolds averaged Navier-Stokes equations were solved to investigate the unsteady tip leakage flow in a transonic high pressure turbine stage. The changing rules of tip leakage flow as well as the reasons were indicated based on the study of the effect of stator trailing edge wake and shock waves. Results show that the outboard branch of the waves causes the periodic modification of the flow inside the tip clearance, while the stator trailing edge wake and wave make the leakage vortex changes together. The shock wave goes deep into the passage of the rotor and passes through the tip clearance periodically. When the shock wave passes the tip clearance, a strong adverse pressure gradient appears nearby the leading edge of the clearance. In addition due to the adverse pressure gradient, the separation bubble grows and a separation phenomenon appears at the forepart of the tip clearance. Meanwhile, the leakage flow mass increases and reverberates as the result of the shock wave. Because of the effect of both stator trailing edge wave and shock waves, the strength of the vortex attains to a momentary peak value, and the location of the leakage vortex moves front and back, and both of the phenomena indicate that the leakage flow is marked unsteady.

Key words: aero-engine; turbine; tip leakage flow; unsteady; numerical simulation

收稿日期: 2011-11-14

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.025.html>

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研究. E-mail: wangdl03@mails.tsinghua.edu.cn

朴英(1959—), 女, 吉林长春人, 教授, 博士生导师, 主要从事航空动力研究. E-mail: piaoying@tsinghua.edu.cn

转子叶尖间隙泄漏流动是航空燃气轮机中最具影响的流动之一. 在涡轮中间隙泄漏流动导致的损失尤为明显, 研究认为由叶尖间隙泄漏引起的损失已经占到了涡轮端区损失的一半以上^[1-3]. 对涡轮间隙流动机理展开研究并对其进行控制对提高涡轮效率和发动机的经济性有重要的意义.

20 世纪 50 年代以来, 国内外众多研究机构对涡轮转子叶尖间隙泄漏流动进行了广泛的研究^[2-12], 在泄漏流的流动形态、叶顶间隙涡的形成和发展规律、泄漏流动的影响因素等方面获得了一定的进展. 由于泄漏流动具有明显的非定常性, 为进一步加深对间隙泄漏流动的认识, 近 10 年以来国内外研究人员逐渐开始对涡轮间隙泄漏流动的非定常特征展开研究^[13-17]. Prasad 等^[13]通过对低速涡轮进行实验发现: 在低马赫数条件下大部分的流动是相对稳定的, 仅间隙区域表现出明显的非定常性; Hassanvand 等^[14]引入耗散函数对间隙泄漏流动的黏性耗散进行评估, 发现流动非定常性导致间隙区域的时均耗散函数与叶片区域差别明显; Phutthavong 等^[15]研究了间隙高度、转速、湍流强度及进口总温对间隙流动非定常性的影响; Sun 等^[16]利用 harmonic 方法研究间隙流动对非定常流场的影响, 发现在间隙附近由静子尾迹诱导产生的回流区域在叶片吸力面附近被一条明显的“作用线”分隔; Rahman 等^[17]利用数值模拟方法研究超声速涡轮间隙流动的非定常特征, 发现转静子干涉导致泄漏流动结构及导热系数产生周期性波动, 并会产生瞬时高传热现象.

目前对涡轮间隙泄漏流动已经有了初步认识, 但仍缺乏对流动结构及损失机理的深刻理解. 特别是在流动的非定常特征方面, 相关研究相当有限, 对泄漏流动的非定常特征知之甚少, 仍待加强工作. 本文以某一跨声速高压涡轮为研究对象, 通过数值模拟方法研究间隙泄漏流动的非定常特征, 详细分析静子尾迹及燕尾激波对泄漏流结构及泄漏涡强度和分布的影响, 对间隙泄漏流动的非定常特征及成因进行进一步探索.

1 计算对象及数值方法

1.1 计算对象

如图 1, 本文以某小涵道比涡扇发动机高压涡轮级为研究对象. 该级涡轮为高负荷跨声速高压涡轮, 转子展弦比为 1.8, 转速为 13 340 r/min.

涡轮的静子和转子叶片数分别为 42 和 90, 本文模拟时转静子交界面选用 Domain Scaling

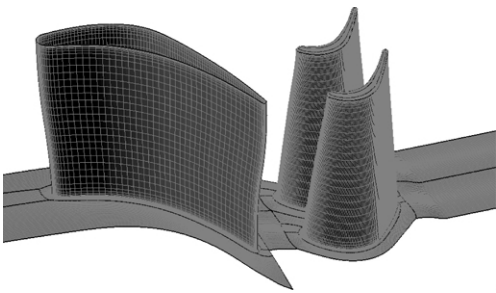


图 1 某高压涡轮级
Fig. 1 High pressure turbine stage

方法, Domain Scaling 方法要求静子通道和转子通道有相同的周期, 由于计算条件的限制, 根据 Domain Scaling 方法, 将静子和转子的叶片数约化为 44 和 88, 转静子的比例可以简化为 1 : 2, 为了保证叶片堵塞度一致, 将静子和转子叶片尺寸均按一定比例进行缩放. 选择一个静子叶栅通道和连个转子叶栅通道为计算对象, 如图 1 所示.

1.2 数值方法

利用商用软件 Numeca 模拟涡轮级地非定常流动. 计算采用多重网格方法, 网格层数为 3 层. 涡轮导叶的网格拓扑结构为“4HO”结构, 网格数约为 60 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: 261 × 81 × 21, 每个转子通道网格数约 126 万, 总计算网格数约为 315 万. 转子考虑叶尖间隙, 间隙高度为 2.0% 相对叶高, 间隙区域采用蝶形网格, 径向分布 29 层网格, 间隙区域网格数约为 18 万. 通道内壁面 Y+ 控制在 5 以内, 间隙内壁面 Y+ 最大值为 1.04, 均符合湍流模型要求.

转静子交界面处理方法选用滑移网格 Domain Scaling 方法. 当转子叶片转过一个静子栅距时视为一个周期, 每个计算周期内设定 88 个时间步. 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. 进出口压力条件以及转速按照该涡轮的设计工况给定.

采用 Euranus 求解器求解三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程. 湍流模型选用 Spalart-Allmaras 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 4 阶 Runge-Kutta 法. 以定常计算结果为初始条件, 如图 2 所示, 当所有计算参数出现 5 个以上的稳定周期时,

认为计算收敛。

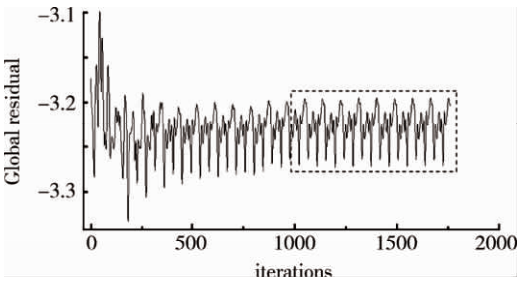


图 2 全局残差收敛历史

Fig. 2 Convergence history of global residual

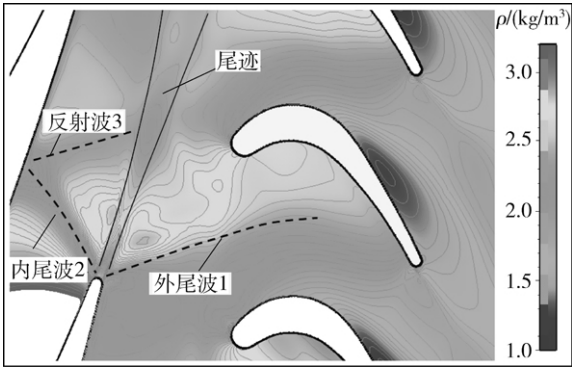


图 3 95%叶高截面密度分布云图

Fig. 3 Distribution of density at 95% span

1.3 结果验证

表 1 是涡轮性能的计算结果和实验值的对比情况,给出定常/非定常模拟获得的流量、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。从表 1 中可以看出,计算参数与实验值符合较好,说明计算结果可靠。

表 1 涡轮总参数对比

Table 1 Comparison of the turbine's parameters

	流量	效率	膨胀比	输出功
定常	0.9920	1.018	1.002	0.9863
非定常平均	0.9917	1.012	1.005	0.9731
实验值	1	1	1	1

尾波受到机匣及其附近流动的影响。

图 4 显示涡轮流道子午面及机匣附近流动情况。如图所示由于流道突扩,在转子叶片前缘前方靠近机匣位置产生一个明显的横向马蹄涡。受到马蹄涡及机匣附面层的影响,燕尾波和尾迹发生变化,对间隙泄漏流动的影响也相应变化。图 5 是间隙中部截面密度分布云图,从图 5 中可以看出在机匣附近静子尾迹基本被马蹄涡截断,因而其对机匣附近特别是间隙内部的流动影响较小;外尾波受马蹄涡影响较小,可以延伸至转子通道内部和间隙泄漏流发生作用,对间隙内部流动影响尤为明显。而间隙泄漏涡由于距离机匣及马蹄涡较远,受到燕尾波和尾迹的共同影响。

2 计算结果及分析

2.1 机匣附近的动静干涉情况

跨声速涡轮静子尾缘附近流动超声速,且由于在静子叶栅通道后流道突扩,在叶片尾缘后部产生 2 道显著的燕尾状激波,称为燕尾波。图 3 是 95%叶高截面密度 ρ 分布云图,从图中可以清晰分辨出静子尾缘后部的燕尾波。其中燕尾波的外侧分支称为外尾波,外尾波 1 深入转子流道内部;内侧分支称为内尾波,内尾波 2 与上一个叶片的吸力面发生作用并产生反射波 3。同时从图 3 中还可以看出静子尾迹也随流动延伸至转子通道内部。由于转静子叶片之间的相互运动,燕尾波及静子尾迹和转子通道中的流动相互干涉,导致在涡轮流道中产生明显的周期性非定常现象。

静子尾迹和燕尾波对转子间隙泄漏流动同样产生影响,导致间隙泄漏流动产生周期性变化。但是由于间隙泄漏流动发生在机匣附近,尾迹和燕

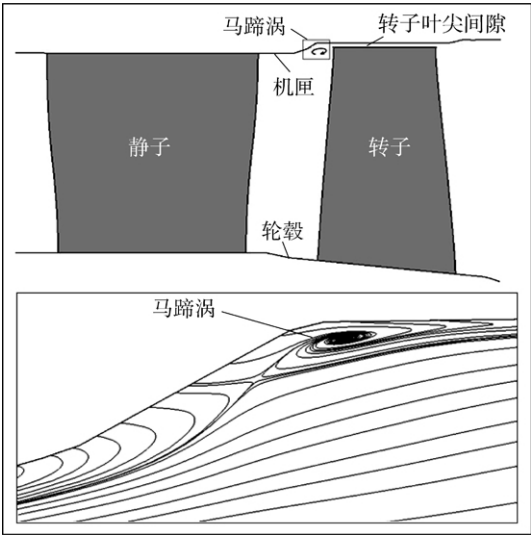


图 4 涡轮流道子午面及机匣附近马蹄涡示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the stage's meridian plan and horseshoe vortex

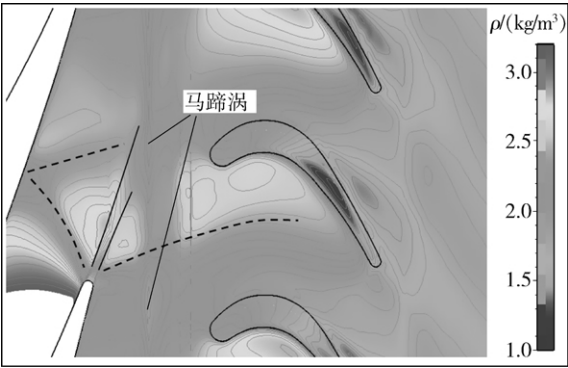


图 5 99%叶高截面密度分布云图

Fig. 5 Distribution of density at 99 % span

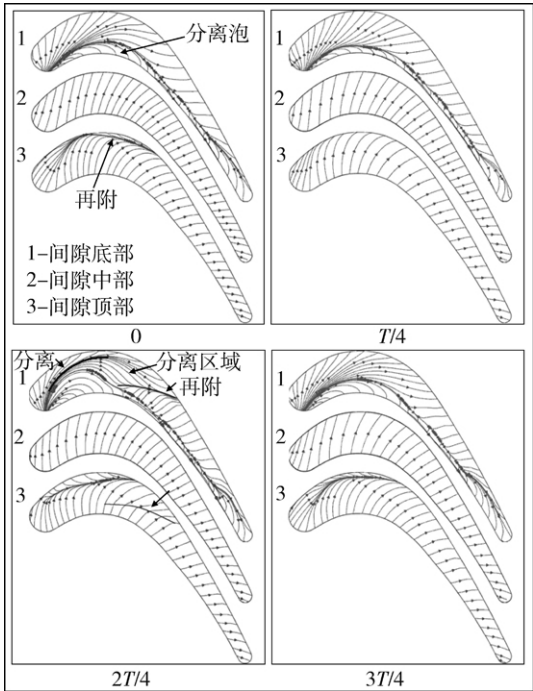


图 7 间隙底部中部以及顶部极限流线分布

Fig. 7 Distribution of limiting streamline at the bottom,in the middle and at top of the tip clearance

2.2 间隙内部流动的非定常性及其成因

在叶片顶部,动静干涉主要表现为外尾波和转子通道内流动的相互作用.由于转子和静子间的相互运动,外尾波延伸入转子通道内部并周期性通过间隙,导致间隙泄漏流动呈现明显的周期性,间隙内部流动受外尾波的影响尤为明显.

图 6 是不同时刻间隙中部截面静压 SP(static pressure,量符号记为 p_s) 分布云图,图 7 是不同时刻间隙底部、中部以及顶部的间隙流线分布图.从图 6 和图 7 可以看出静子尾缘外尾波对间隙内流动的影响及间隙内流动结构的周期性变化情况.如图 6 所示,在 0 时刻,外尾波远离间隙,对间隙附近流场影响较小.此时泄漏流在间隙两侧静压差的作用下流过间隙,间隙内部的泄漏流动结构如图 7 所示:间隙底部,在叶顶的滞止作用下靠近压力边一侧出现分离并形成分离泡.分离泡紧靠压力面并一直延伸至尾缘附近,分离泡分布

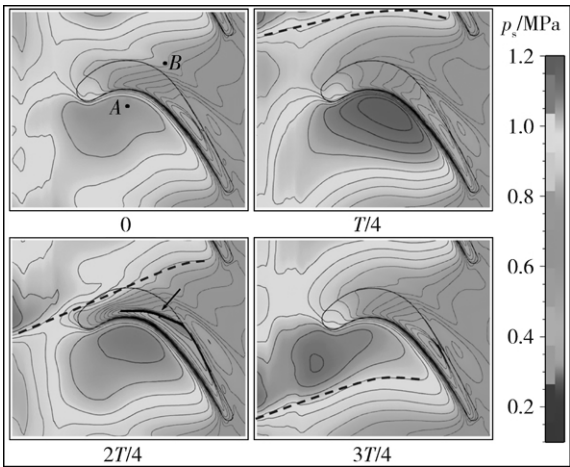


图 6 99%叶高截面静压分布云图

Fig. 6 Distribution of static pressure at 99 % span

影响范围很小,仅限于吸力面附近.在间隙中部,泄漏流体受叶顶及机匣影响较小可以顺畅地流经间隙.而在间隙顶部,受到机匣附面层的影响,泄漏流动方向在吸力面附近发生明显偏折,并和机匣附面层流动相撞,在吸力边附近形成一条明显的再附线.

在 $T/4$ 时刻,外尾波 1 运动至间隙吸力面外侧,对间隙附近的压力分布产生明显影响.如图 6 所示,在外尾波的作用下,间隙内部及吸力边一侧的高压区向叶片前缘方向运动,使得间隙内部及吸力面附近的静压降低;而压力面附近的静压则明显升高,间隙两侧压差增加,使得泄漏流更加顺利通过间隙.如图 7 所示,间隙底部分离泡分布范围减小,间隙顶部再附线被推出间隙,表明此时由于外尾波的影响,泄漏流动更加顺畅更多泄漏流通过间隙.总体而言此时间隙内流动结构略有变化,但变化幅度较小.

在 $2T/4$ 时刻外尾波进入间隙区域,对间隙内部流场影响非常显著.如图 6 所示,由于外尾波由间隙吸力面向压力面方向运动,运动方向和间隙泄漏流运动方向相反,迫使间隙内泄漏流动方向改变,流动结构变化明显.如图 7 所示:在间隙底部,在外尾波的影响下间隙前部吸力面附近出

现很强的逆压梯度,导致在间隙前缘附近分离泡分布范围明显增加.同时在强逆压梯度的驱动下,间隙前部吸力面附近的流体流动方向发生转折,变为从吸力面向压力面流动,导致外尾波和分离泡之间产生一个范围相当大的分离区域.分离区域的流动和泄漏流动在约 30%~50% 叶高附近相遇并从吸力面流出间隙.2 种流动相遇形成一条明显的再附线,再附线所在的位置为静压梯度极值形成的鞍线,如图 6 中箭头所示.间隙中部受外尾波的影响较小,流动结构未发生改变.在间隙顶部,可以看出在外尾波的作用下再附线向压力面一侧移动,顶部回流区域增加.同时还可以发现在间隙内部静压梯度极值形成的鞍线处,顶部的流动方向发生明显偏转.

当外尾波通过间隙以后,间隙内部流动结构变回原状,如图 7 中所示 3*T*/4 时刻,此时间隙内流动结构与 0 时刻基本一致.

从上文分析中可以看出,外尾波对间隙内部尤其是叶顶和机匣附近的流动影响显著,特别是而当外尾波通过间隙时,在间隙前缘附近产生强的逆压梯度,使得间隙前部分离泡范围明显增加,并导致在外尾波和分离泡之间的流动产生分离.同时间隙顶部的流动也受到明显影响,不仅回流区域增加,且泄漏流动的方向发生明显改变.当外尾波远离间隙之后,间隙内的流动逐渐变回原状直至下一外尾波靠近.

静子尾缘外尾波影响间隙附近的静压力分布和间隙内流动结构的同时,对间隙泄漏流量也有明显的影响.图 8 是间隙两侧 2 点 *A* 和 *B* 的静压和两点压差的周期性变化规律,其中 *A* 和 *B* 点位置如图 6 所示.图 9 是间隙泄漏流量的周期性变化情况,其中间隙泄漏流量为通过间隙中部曲面的流量,具体计算方法如下

$$G=\int_S\rho\cdot v\cdot dS$$

其中 *v* 为泄漏流体通过截面时的速度, *S* 为截面法线方向.

对比图 6、图 8 和图 9,可以看出外尾波使泄漏流量产生剧烈的波动.

当在 0 时刻,间隙流动受外尾波的影响较小,此时间隙两侧压差较小泄漏流量较小;在 0 至 32*T*/88 时刻,随着外尾波向间隙方向运动,导致间隙吸力面静压降低,压力面静压升高,两侧压差明显升高泄漏流量迅速增加,至 32*T*/88 时泄漏流量较 0 时增加了约 18%.在 32*T*/88 至 59*T*/88

时外尾波经过间隙,阻碍间隙泄漏流动并导致间隙两侧压差减小,泄漏流量迅速减小.在 59*T*/88 时外尾波离开间隙之后,间隙泄漏流量与 0 时刻相当.当外尾波继续远离间隙时,对间隙两侧压差影响较小,压差略有变化但变化幅度很小,间隙泄漏流量也变化不大.同时从图 9 中可以看出,当外尾波的影响远离间隙后,间隙泄漏流量最小,并和定常计算获得的流量相当,表明由于外尾波通过间隙,导致间隙泄漏流量明显增加.

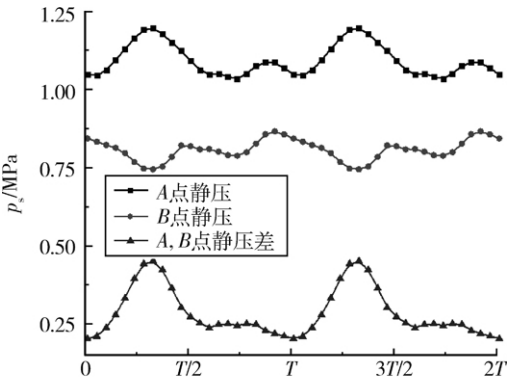


图 8 *A, B* 点静压及压差周期性变化情况
Fig. 8 Variation of static pressure on *A* and *B* in periods

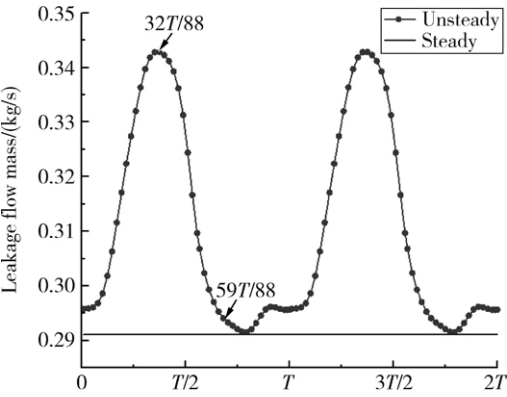


图 9 泄漏流量周期性变化情况
Fig. 9 Variation of tip leakage flow mass in periods

从上文分析中可以看出外尾波主要通过影响间隙两侧压差来影响间隙泄漏流量,在靠近间隙时导致压差增加,泄漏流量明显上升;在通过间隙时导致压差减小,流量迅速下降;离开间隙以后压差变化幅度较小对间隙泄漏流量影响也很小.在外尾波的影响下间隙泄漏流量表现出明显的周期

性震荡,振幅约为均值的 17%.

2.3 间隙泄漏损失及泄漏涡的周期性变化情况

间隙内部流动受到动静干涉影响出现明显非定常特征的同时,间隙泄漏涡也会受到动静干涉的影响.由于距离机匣及马蹄涡较远,泄漏涡受到燕尾波和尾迹的共同影响,由于泄漏涡是泄漏损失的主要来源,使得泄漏损失变化更加复杂.

图 10 中 90% 叶高以上区域平均总压损失系数 CPT(total pressure loss coefficient,量符号记为 C_{pt}) 周期性变化情况,反应了间隙泄漏损失的周期性变化规律.从图 10 中可以看出泄漏损失波动剧烈,并在一个周期之内出现 2 个高瞬时损失,表明燕尾波和尾迹和间隙泄漏流尤其泄漏涡之间的作用相当复杂.图 11 是 97% 叶高截面总压损失系数分布云图,图中选择的 4 个时刻:8T/88,28T/88,49T/88 和 81T/88 分别对应图 10 中的波峰和波谷位置,图 11 中箭头指示为尾迹所在位置.

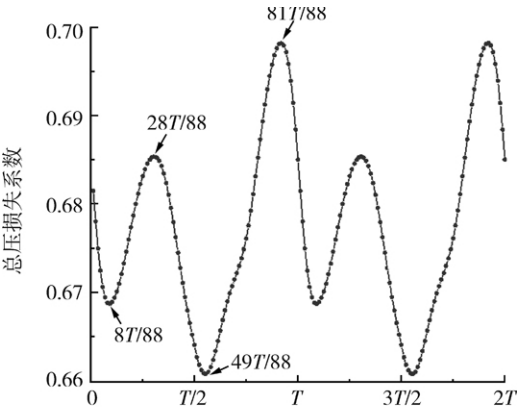


图 10 尾缘处 90% 叶高以上区域平均总压损失系数变化情况

Fig. 10 Variation of the average CPT over 90% span at the trailing edge in periods

从图 11 中可以看出在 8T/88 时刻,尾迹和外尾波都远离间隙,对间隙泄漏流影响很小,此时间隙泄漏涡强度较小,泄漏损失也较小与图 10 中的波谷位置相对应.随着转子转动,尾迹进入转子叶栅通道,并和转子通道内流动掺混,如图中 28T/88 时刻所示,尾迹发展至叶栅通道的中后部并和泄漏涡掺混,导致损失增加;同时由 2.2 节中分析知,由于此时外尾波逐渐向间隙靠近导致泄漏流量增加,泄漏涡强度增加,使得泄漏损失明显增加,与图 10 中的波峰位置相对应.随时间发展尾迹逐渐流出转子通道,外尾波也通过并远离间

隙,此时间隙泄漏流量下降,间隙泄漏涡强度减弱损失减小,如图 10 所示,在 49T/88 时刻,泄漏损失达到极小值.

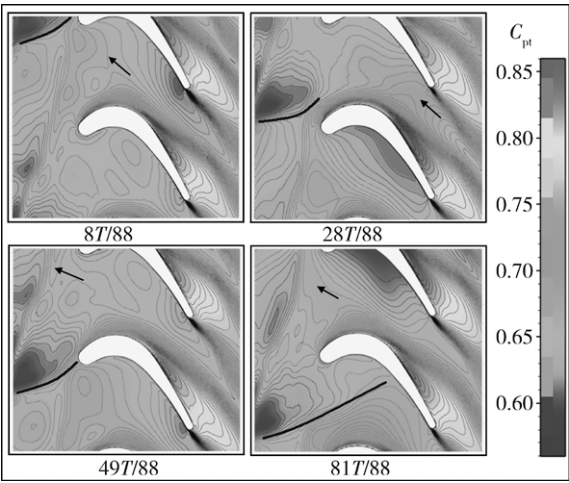


图 11 97% 叶高截面总压损失系数分布云图
Fig. 11 Distribution of CPT at 97% span

从图 11 中还可以看出在 8T/88 时刻,尾迹和外尾波都远离间隙,对间隙泄漏流影响很小,此时间隙泄漏涡强度较小,泄漏损失也较小与图 10 中的波谷位置相对应.随着转子转动,尾迹进入转子叶栅通道,并和转子通道内流动掺混,如图中 28T/88 时刻所示,尾迹发展至叶栅通道的中后部并和泄漏涡掺混,导致损失增加;同时由 2.2 节中分析知,由于此时外尾波逐渐向间隙靠近导致泄漏流量增加,泄漏涡强度增加,使得泄漏损失明显增加与图 10 中的波峰位置相对应.随时间发展尾迹逐渐流出转子通道,外尾波也通过并远离间隙,此时间隙泄漏流量下降,间隙泄漏涡强度减弱损失减小,如图 10 所示,在 49T/88 时刻,泄漏损失达到极小值.

49T/88 之后外尾波继续远离间隙,但如图 12 所示.此时,另一道外尾波逐渐向上一个转子间隙靠近,导致上一个转子压力面附近压力迅速上升,两间隙之间的叶栅通道内压力梯度增强,压迫泄漏涡向叶片尾缘方向运动,导致尾缘附近损失增加,在 81T/88 时刻形成图 10 中所示的波峰.需要说明的是:虽然图 10 显示此时尾缘附近泄漏损失最高,但这一现象是由于泄漏涡向尾缘方向运动导致的.仔细观察图 11 可以发现,从整体上来说此时泄漏损失并未大幅增加,远小于 28T/88 时刻.因此,随着外尾波进入上一叶片间隙导致吸力面附近压力梯度下降之后,泄漏涡向

前缘方向运动,尾缘附近损失明显降低直至 $8T/88$ 时刻。

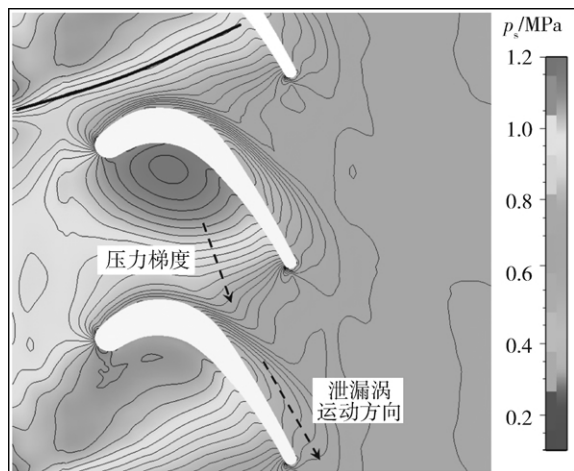


图 12 压力梯度对泄漏涡的影响

Fig. 12 Effect of pressure grads to the leakage vortex's movement

通过本节中的分析发现,静子尾迹和外尾波共同作用导致泄漏涡和间隙泄漏损失产生明显的周期性变化:当外尾波靠近间隙时,使泄漏流量增加泄漏涡增强,同时静子尾迹经过叶栅通道中后部并和泄漏涡掺混,泄漏损失进一步增加;当外尾波和尾迹远离间隙时对间隙泄漏强度影响较小,泄漏损失变化不大,但是外尾波的运动导致叶栅通道中压力梯度变化,迫使泄漏涡位置发生前后移动,呈现明显的非定常性。

3 结 论

利用数值模拟方法研究了跨声速高压涡轮流场中间隙泄漏流动的非定常特征,通过分析静子尾迹及燕尾波对间隙内流动结构、泄漏涡及泄漏损失的影响,进一步探讨间隙泄漏流的周期性变化规律及其成因,并获得如下结论:

1) 静子尾迹和燕尾波是导致转子叶尖间隙泄漏流动非定常变化的主要因素。在机匣附近由于静子尾迹被机匣附面层及前缘马蹄涡削弱,因此燕尾波是间隙内部流动结构周期性变化的主要原因;而间隙泄漏涡由于距离机匣及马蹄涡较远,其非定常性受到燕尾波和尾迹的共同影响。

2) 外尾波深入转子通道内部并周期性掠过间隙,导致间隙内部流动结构发生周期性变化。当外尾波通过间隙时,在间隙前缘附近产生强逆压梯度,使得间隙前部分离泡范围增加,并导致在外尾波和分离泡之间出现大范围流动分离现象。

3) 在外尾波的影响下间隙泄漏流量明显增加并出现周期性震荡。外尾波主要通过影响间隙两侧压差来影响间隙泄漏流量:靠近间隙时导致压差明显增加,泄漏流量迅速上升;在通过间隙时压差减小,流量迅速下降;离开间隙后对压差影响较小,间隙泄漏流量变化很小。

4) 静子尾迹和外尾波共同作用导致泄漏涡和泄漏损失产生明显的周期性变化:外尾波靠近间隙时导致泄漏涡增强,并和尾迹发生掺混导致瞬时泄漏损失明显增加;外尾波远离间隙时导致叶栅通道中压力梯度变化,迫使泄漏涡位置发生前后移动,使泄漏流动呈现明显的非定常性。

参考文献:

- [1] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows[R]. ASME Paper GT-2005-68699, 2005.
- [2] 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 Paper GT-2004-53256, 2004.
- [3] 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 Paper GT-2004-53258, 2004.
- [4] Moore J, Tilton J S. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 18-26.
- [5] Bindon J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 257-263.
- [6] 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.
- [7] XIAO Xinwen, McCarter A A. Tip clearance effects in a turbine rotor: Part I pressure field and loss[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 296-304.
- [8] McCarter A A, XIAO Xinwen. Tip clearance effects in a turbine rotor flow: Part II velocity field and physics[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 305-313.
- [9] XIAO Xinwen. Investigation of tip clearance flow physics in axial flow turbine rotors[D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2000.
- [10] 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)
- [11] 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)

[12] 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)

[13] Prasad A, Wagner J. Unsteady effects in turbine tip clearance flows[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 621-627.

[14] Hassanvand M, WANG Songtao, FENG Guotai, et al. Unsteady simulation and investigation of tip leakage flow based on dissipation function [R]. ASME Paper GT-2004-54283.

[15] Phutthavong P, Hassan I. Unsteady numerical investigation of blade tip leakage; Part 2 time-dependent parametric study[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2008, 22(3): 474-484.

[16] SUN Hao, LI Jun, FENG Zhenping. Effects of tip clearance on unsteady flow characteristics in an axial turbine stage[R]. ASME Paper GT-2009-59828.

[17] Rahman M H, Kim S I, Hassan I, et al. Unsteady tip leakage flow characteristics and heat transfer on turbine blade tip and case[R]. ASME Paper GT-2010-22104, 2010.