

文章编号: 1000-8055(2010)01-0058-09

上游尾迹与涡轮转子泄漏流相互作用数值模拟

邹正平¹, 綦 蕾¹, 李 维², 刘火星¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力科技重点实验室

航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 叶轮机内部流动本质上是周期性非定常的, 研究涡轮转子叶尖区域的非定常相互作用机理, 对提高小展弦比高负荷涡轮性能具有重要意义. 利用数值模拟方法研究了上游静子尾迹与涡轮转子叶尖泄漏流的非定常相互作用, 分析了定常结果、时间平均结果以及瞬时时刻结果的流动图画. 结果表明: 上游静子尾迹与涡轮转子尖区二次流的相互作用能明显影响泄漏涡和机匣通道涡的时空演化规律, 从而改变转子尖区的损失分布. 上游尾迹在转子通道中传播时, 诱导泄漏涡和通道涡区域出现周期性的扰动涡对, 扰动涡对沿着泄漏涡和通道涡的轨迹向下游运动, 使得转子尖区二次流结构呈现周期性变化.

关 键 词: 涡轮转子; 非定常相互作用; 上游尾迹; 叶尖泄漏涡; 机匣通道涡; 刮削涡

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulations of upstream wake-tip leakage vortex interactions in turbine rotor

ZOU Zheng-ping¹, QI Lei¹, LI Wei², LIU Huo-xing¹

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center,

National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The internal flow of turbomachinery is intrinsically unsteady, so the research on the unsteady interactions in the tip region of turbine rotor is key to improve the performance of low aspect/ high loading turbine. The upstream wake-tip leakage vortex interactions in a turbine rotor were simulated by a 3-D unsteady viscous solver. The flow diagrams of steady, time-averaged and transient results were analyzed. The results indicate that the unsteady interactions between the upstream wake and the rotor tip regions have changed the spatio-temporal evolution of the tip leakage vortex and the passage vortex, consequently leading to loss change. The tip leakage vortices and the passage vortices are separated into periodic perturbation counterrotating vortices. These counterrotating vortices move downstream along the tip leakage vortex path.

Key words: turbine rotor; unsteady interaction; upstream wake; tip leakage vortex; casing passage vortex; scraping vortex

收稿日期: 2008-12-15; **修订日期:** 2009-04-28

基金项目: 国家自然科学基金(50776003); 重点实验室基金(9140C4103080703)

作者简介: 邹正平(1971-), 男, 江西贵溪人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机气动力学等领域的研究.

随着涡轮气动负荷的不断提高,小展弦比涡轮叶片设计技术得到越来越多的应用^[1]。众所周知,端区损失与叶片展弦比成反比,对于小展弦比涡轮而言,端区损失为其气动损失的主要来源,占总损失的百分比甚至超过 60%~70%^[2]。如何在设计中有效组织涡轮内部流动,控制涡轮端区流动损失的产生成为小展弦比、高负荷涡轮设计中的关键。涡轮内部流动本质上是周期性非定常的,叶片排之间的相互作用将对涡轮叶片通道内的流动产生不可忽视的影响,如尾迹与二次流、位势作用与二次流、上游叶片二次流与泄漏流动、尾迹与泄漏流动、位势作用与泄漏流动等非定常相互作用。特别是在高负荷跨声速涡轮流动中,激波与二次流以及泄漏流动的非定常相互作用也是影响端区流动的重要部分。因此深入理解和掌握在非定常环境中小展弦比高负荷涡轮端区的复杂流动,分析端区的非定常效应对涡轮性能的影响,并在此基础上研究有效组织和控制方法,在设计中加以应用,将对叶轮机的发展具有深刻的意义。

鉴于叶尖间隙的存在对于涡轮性能的重要影响,目前国内外已有大量针对涡轮转子叶尖泄漏流动的研究,获得了叶尖泄漏流自身的详细流动图画^[3-5],并在此基础上提出了许多较为有效的设计方法以控制叶尖泄漏损失,如动叶带冠^[6]、叶尖造型^[7-8]、机匣冷却射流^[9]等。然而,有关涡轮转子叶尖区域的非定常相互作用机理,相关研究目前国内公开发表的文献较少,国外部分学者开始进行上游非定常条件下压气机叶尖泄漏流动的机理性研究。如美国麻省理工学院(MIT)的 Sirakov B T 等^[10]研究了压气机上游静子尾迹对下游转子叶尖间隙流动的非定常影响,结果表明静子尾迹使得转子尖区性能提高,其中叶尖损失系数减小约 40%,叶尖的堵塞度减小约 27%,转子通道静压升增大 5%。Ma R L 等^[11]通过采用旋涡发生器模拟了压气机导叶出口“项链涡”对转子叶尖泄漏涡的非定常作用,结果显示上游导叶出口“项链涡”对转子泄漏涡产生了周期性扰动,直接影响了泄漏涡的结构。Mailach R 等人^[12]通过实验研究了低速压气机内部非定常流场,实验结果显示静子尾迹的非定常作用改变了转子叶尖泄漏涡的传播规律,使得泄漏涡内部产生若干小的径向涡对,并沿着泄漏涡的轨迹向下游运动。然而,由于端区流动的复杂性,转子叶尖区域的非定常相互作用机制,尤其是涡轮转子叶尖区域的非定常相互作用机制,仍然不十分清楚,如何在非定常环境中控制

涡轮转子叶尖泄漏流动仍然有待于进一步研究。

本文通过在涡轮转子上游加尾迹分布,来探讨上游静子尾迹与涡轮转子泄漏涡的非定常相互作用机制。详细描述了涡轮转子尖区的二次流结构以及尾迹的传播规律,从负荷分布、间隙内部流动和旋涡相互作用等方面着手,分析了上游尾迹对涡轮转子叶尖区域的非定常效应,得到了一些有意义的结论。

1 数值计算方法

1.1 算例

本文的研究对象选取某型高压涡轮级转子,将此涡轮级静子出口尾迹分布作为非定常计算时的进口边界条件。原始涡轮级静子和转子叶片数分别为 24 和 34,由于本文的研究重点在于分析流动机理,因此计算中将上游尾迹数调整为 34,这样计算模型上游尾迹与转子通道数之比为 1:1,上游尾迹数变化对涡轮转子性能的影响忽略不计。转子叶尖尖隙尺寸为 1.67%叶高(0.4 mm),沿流向均匀分布。

1.2 数值方法

采用商用软件 CFX 求解三维定常/非定常黏性雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,数值方法采用时间追赶的有限体积法,空间离散采用二阶迎风格式,时间离散应用二阶后差欧拉格式,采用多重网格技术加速收敛。湍流模型采用 shear stress transport (SST) 模型,这是因为 SST 湍流模型是两方程模型,它对边界层以及端区二次流动的模拟具有一定优越性。定常计算交界面处采用掺混面方法,非定常计算时交界面插值处理。非定常计算一个周期(即一个转子通道)设定 60 个物理时间步。

1.3 计算网格

非定常计算网格如图 1 所示,网格总数约 180 万,其中进口尾迹块(静止块)轴向、周向和展向网格数分别为 57×93×65,转子通道(旋转块)轴向、周向和展向网格数分别为 169×93×65。叶尖间隙网格为蝶型分布(如图 1 所示),展向网格数 21,在叶尖和机匣附近加密。壁面第一根网格线 y^+ 值均小于 2,满足湍流模型的要求。定常计算的网格取转子通道部分。

1.4 边界条件和进口尾迹分布

进口尾迹分布用总压亏损进行描述,由于研究目的主要是探索流动机理,本文中将尾迹设置

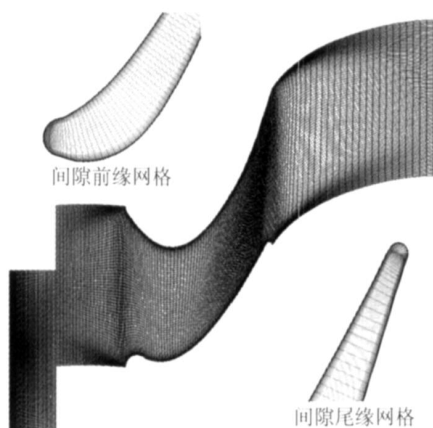


图1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

为沿径向均匀分布,尾迹沿叶高分布不均所引起的径向掺混在后阶段的分析中再进一步考虑.计算时尾迹分布选取了两种大小的总压亏损,分别为上游静子出口叶尖和叶中的尾迹分布,其中叶中的尾迹亏损程度大于叶尖,结果显示两种尾迹分布对流动产生了相同趋势的影响,其中亏损较大的叶中尾迹产生的效果更加明显,因此本文分析流动机理时主要采用了进口给叶中尾迹的计算结果.进口尾迹分布如图2所示.

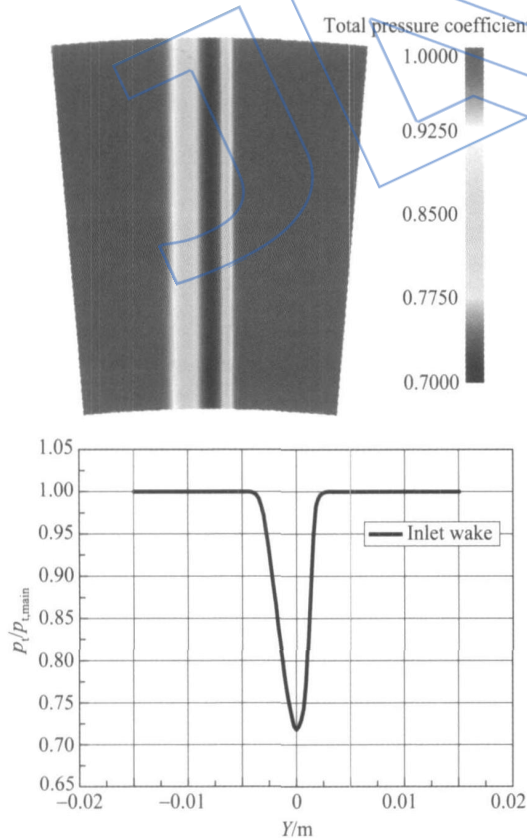


图2 进口尾迹分布

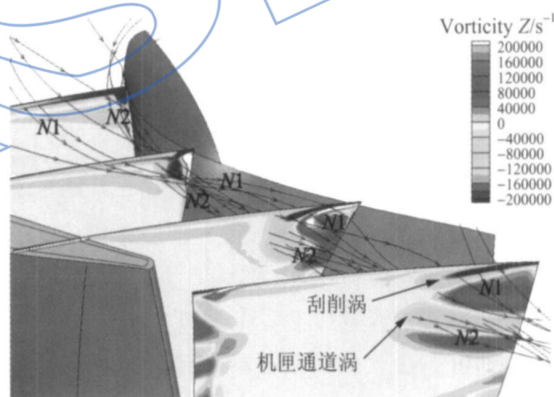
Fig. 2 Wake distribution at the inlet

无尾迹定常计算的边界条件通过如下方法得到:将非定常计算时间平均结果在交界面处的总温、总压和气流角进行周向平均,平均后的径向分布作为定常计算的进口条件.调整出口背压使得定常结果与非定常结果转子进出口膨胀比相同,这样定常和非定常计算具有相同的进口条件和进出口膨胀比,保证了定常和非定常计算涡轮转子的工作点相同.

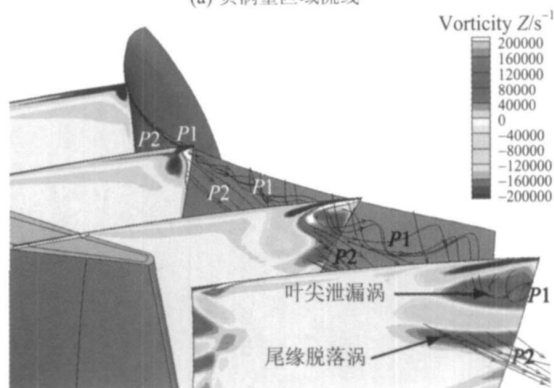
2 计算结果与分析

2.1 转子叶尖区域二次流结构

要分析上游尾迹与叶尖泄漏流的相互作用,首先必须了解转子叶尖区域的二次流结构.图3给出转子通道中沿流向4个截面轴向涡量云图.根据右手法则定义旋涡矢量方向,从下游往上游看逆时针方向旋转为正.图中同时给出了叶尖二次流区域流线分布,左图为流经负涡量区域的流线,右图为流经正涡量区域的流线,分别用“N1”,“N2”,“P1”和“P2”表示.从图中可以看出,涡量绝对值较大的区域主要集中在叶尖吸力面附近,



(a) 负涡量区域流线



(b) 正涡量区域流线

图3 转子通道中轴向涡量和二次流区域流线分布

Fig. 3 Axial vorticity and streamlines of the secondary flow region distributions in the rotor passage

其中有轴向涡量为负的刮削涡和机匣通道涡,以及轴向涡量为正的叶尖泄漏涡和通道涡诱导产生的尾缘脱落涡.另外,由于机匣与叶片的相对运动,端壁边界层附近的轴向涡量绝对值也较大.图 4 为转子叶片吸力面极限流线分布,图中也显示出叶尖泄漏涡、机匣通道涡和尾缘脱落涡交错分布,其中泄漏涡产生于叶片中间区域,通道涡则产生于转子进口处.

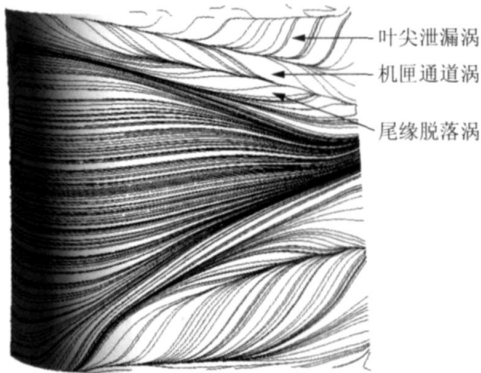


图 4 叶片吸力面极限流线分布
Fig. 4 Limiting streamlines distributions on the rotor suction surface

从上述分析得知,高负荷涡轮转子尖区二次流动十分复杂,不仅存在泄漏涡,还有刮削涡、通道涡以及通道涡诱导产生的尾缘脱落涡等,这些二次涡交错分布,它们都会影响叶尖泄漏流的发展,因此研究上游尾迹与泄漏流相互作用时,必须同时考虑其他二次流动的影响.

2.2 定常结果与非定常时均结果对比

本节通过对比分析无尾迹时定常结果与有尾迹时非定常时均结果的流动图画,了解上游尾迹对转子尖区二次流的非定常影响.图 5~图 8 分

别给出了转子出口(距尾缘约 20 %叶尖轴向弦长位置)熵增以及轴向、周向和径向涡量分布,图 5 (a) 为定常结果,图 5 (b) 为非定常时均结果,图 5 (c) 为 0.5~1.0 叶高周向平均值的分布,其中对涡量进行分析时取绝对值的周向平均结果.图 5 (a) 和 (b) 显示,非定常结果泄漏涡和刮削涡区域熵增明显小于定常结果,机匣通道涡和尾缘脱落涡区域的熵增比定常结果略小,但减小的程度小于泄漏涡和刮削涡,并且非定常结果通道涡的分布范围略为增大.图 5 (c) 的周向平均值分布表明,受上游尾迹非定常作用,转子出口 0.6~1.0 叶高区域熵增值减小,尤其在泄漏涡区域(0.8~1.0 叶高)减小的更加明显,在通道涡附近减小的程度较小.

图 6~图 8 为转子出口三个方向涡量分布.对比图 6~图 8 中的图 (a) 和 (b) 可以看出,上游尾迹对泄漏涡和刮削涡中的涡量分布影响较大,对机匣通道涡和尾缘脱落涡中的涡量分布影响相对较小.非定常时均结果泄漏涡和刮削涡中轴向涡量、周向涡量和径向涡量均明显减小,意味着泄漏涡和刮削涡强度减弱.机匣通道涡和尾缘脱落涡中的涡量变化不明显.另外,图 (c) 中的涡量绝对值周向平均值分布也显示,泄漏涡和刮削涡分布区域(0.8~1.0 叶高)三个方向的涡量减小的十分明显,而通道涡和尾缘脱落涡区域(0.6~0.8 叶高)涡量绝对值变化不大.

值得注意的是,虽然泄漏涡与通道涡的分布范围相当,但是泄漏涡比通道涡具有大得多的径向涡量(如图 8 (a) 或 (b) 所示),这是因为叶尖泄漏涡最重要的特征在于相对速度亏损(如图 9 所示,图中根据轴向涡量分布用白色实线和虚线分别给出通道涡和泄漏涡的外围轮廓)和相应的相

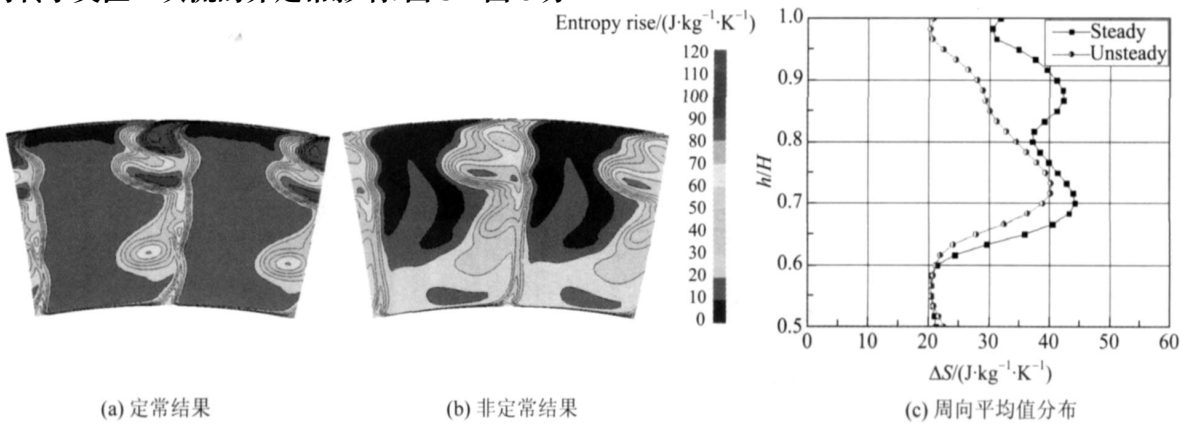


图 5 转子出口熵增分布
Fig. 5 Entropy rise distributions downstream of the rotor

对总压亏损,因此导致泄漏涡中存在很大的径向涡量.泄漏涡的这一特点类似于尾迹,它会引起对主流的堵塞效应.

图 10 给出了转子出口效率的径向分布,可以看到上游尾迹作用后,泄漏涡和刮削涡区域

(0.8~1.0 叶高)效率明显增大,通道涡及其诱导涡区域(0.6~0.8 叶高)效率略为增大,但明显小于泄漏涡和刮削涡区域,这与图 5 中熵增的变化一致,进一步表明上游尾迹的非定常作用对转子尖区性能的影响是有利的.

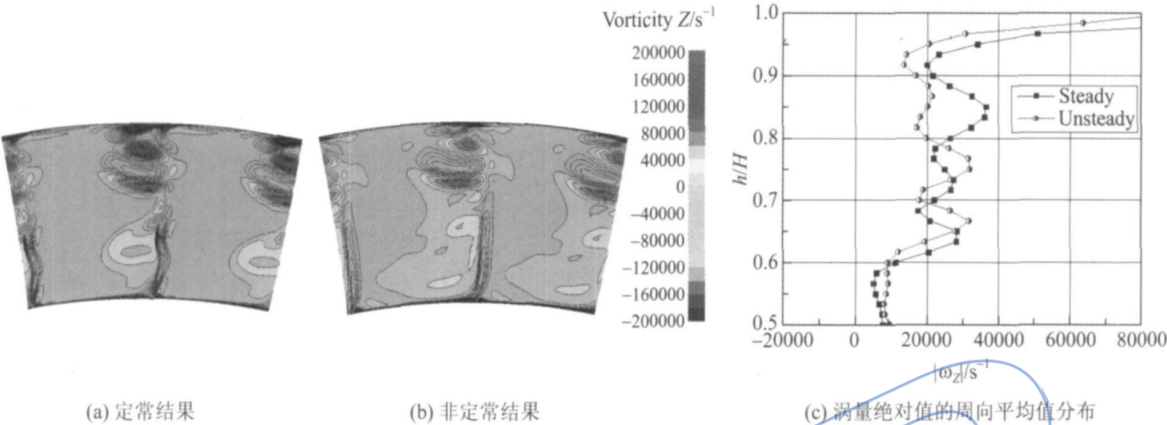


图 6 转子出口轴向涡量分布

Fig. 6 Axial vorticity distributions downstream of the rotor

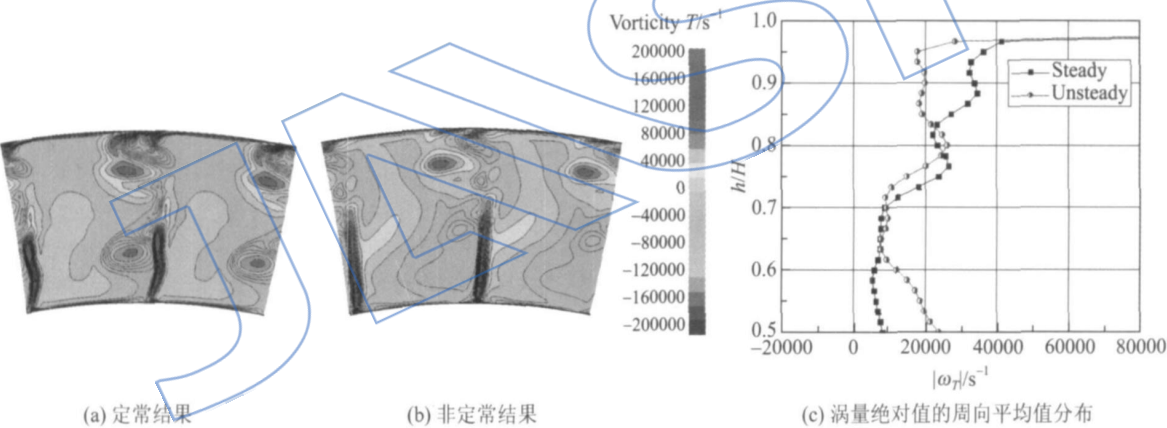


图 7 转子出口周向涡量分布

Fig. 7 Tangential vorticity distributions downstream of the rotor

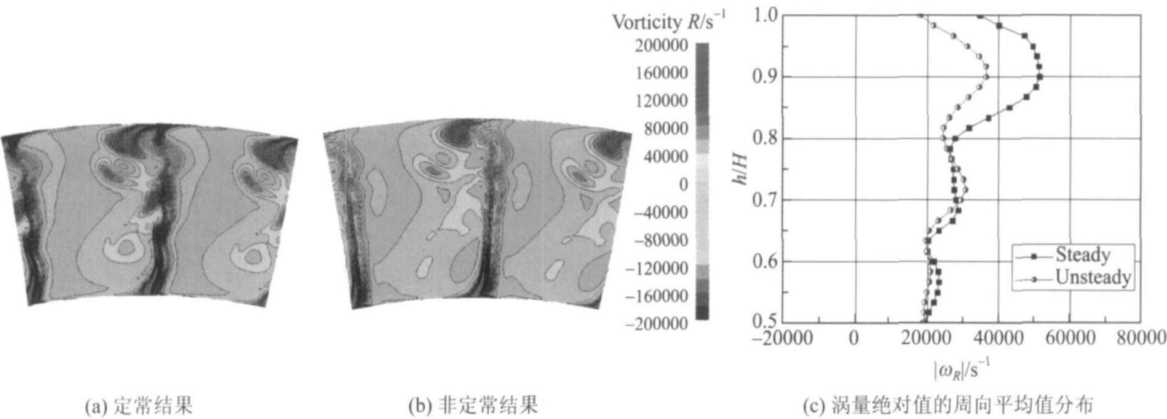


图 8 转子出口径向涡量分布

Fig. 8 Radial vorticity distributions downstream of the rotor

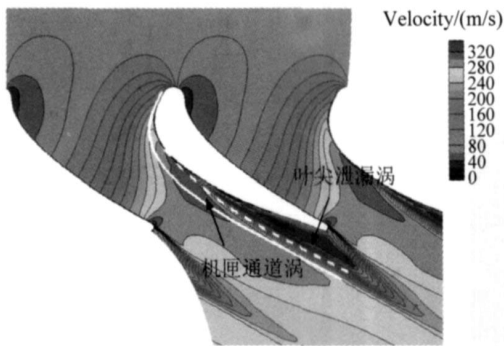


图 9 90%叶高相对速度分布
Fig. 9 Relative velocity distributions at 90% rotor blade span

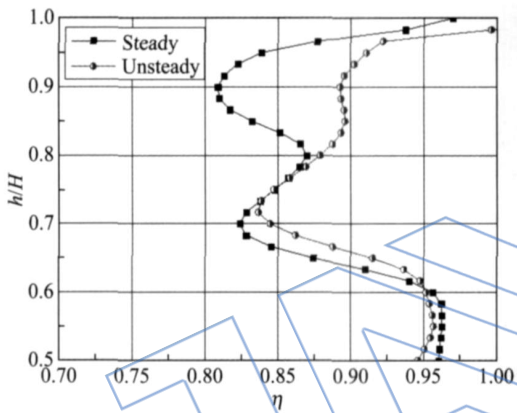


图 10 转子出口效率分布
Fig. 10 Radial efficiency distributions downstream of the rotor

2.3 影响尖区二次流动的因素

关于上游尾迹影响转子尖区二次流动的原因,作者主要从三个方面进行分析:一是负荷分布变化;二是叶尖间隙内部流动变化;三是尾迹与泄漏涡之间的旋涡相互作用.由于叶片尖部吸、压力面的压差是产生泄漏流的根本原因,因此尾迹引起的负荷分布变化会直接影响泄漏涡的生成.另一方面,本算例中叶尖间隙尺寸与叶片厚度的比值很小,因此间隙内部的边界层厚度相对较大,因此间隙内部流动对泄漏流的影响不可忽略.第三,上游尾迹具有较强的速度亏速,因而尾迹中有较强的径向涡量,它在转子通道中传播时与各种二次涡的非定常相互作用是影响尖区流动最重要的因素,下文也进行了分析.

2.3.1 负荷分布

图 11 为 90%和 95%叶高叶片表面静压分

布,图中显示在叶片吸力面处,90%叶高 0.8 轴向弦长位置以及 95%叶高 0.6 轴向弦长位置附近静压值明显减小,根据旋涡中的参数分布特点可知,这是由于叶尖泄漏涡的存在导致叶片的局部压力减小,负荷增大.对比定常和非定常时均结果可以看出,上游尾迹作用对叶片尖部负荷分布的影响很小,由此说明,上游尾迹对动叶负荷分布的影响并不是造成尖区二次流强度改变的主要原因.

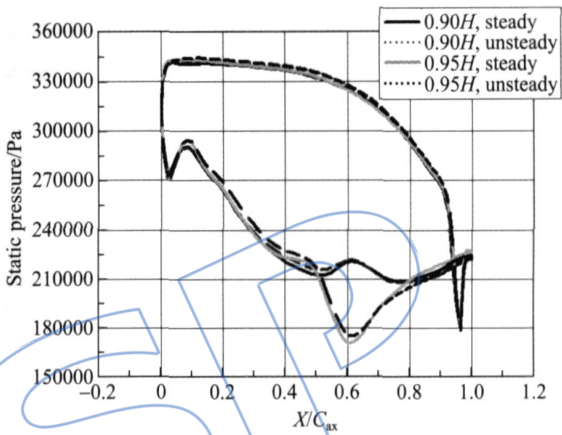


图 11 90%,95%叶高叶片表面静压分布
Fig. 11 Static pressure distributions at 90% and 95% rotor blade span

2.3.2 间隙内部流动

图 12 给出了转子 0.6 叶尖轴向弦长位置间隙内部相对速度矢量、轴向涡量和熵增的分布,其中左图为定常结果,右图为非定常时均结果.通道中其他截面的间隙流动与图 12 有类似的结论,由于篇幅所限,文中只给出了一个通道截面的结果.

图 12(a) 为相对速度矢量分布,其中速度大小为三维速度矢量在截面上的投影.图中显示,在此截面泄漏涡已经产生,叶尖分离泡十分明显,几乎达到 50%叶片周向长度,另外在间隙中间还存在一个狭长的、很薄的二次涡(如图中所示二次涡)它是由机匣和叶尖附近流体的相对运动引起的,旋转方向与叶尖分离泡相反.图 12(b) 为轴向涡量的分布,可以看出泄漏涡和叶尖分离泡中具有明显的正轴向涡量,而图中所示的二次涡区域,以及泄漏涡正上方出现的刮削涡中则有较大的负轴向涡量.结合图 12(c) 可以看出,泄漏涡引起的熵增最大,其次是叶尖分离泡和刮削涡区域.对比定常结果和非定常结果可以看出,上游尾迹作用

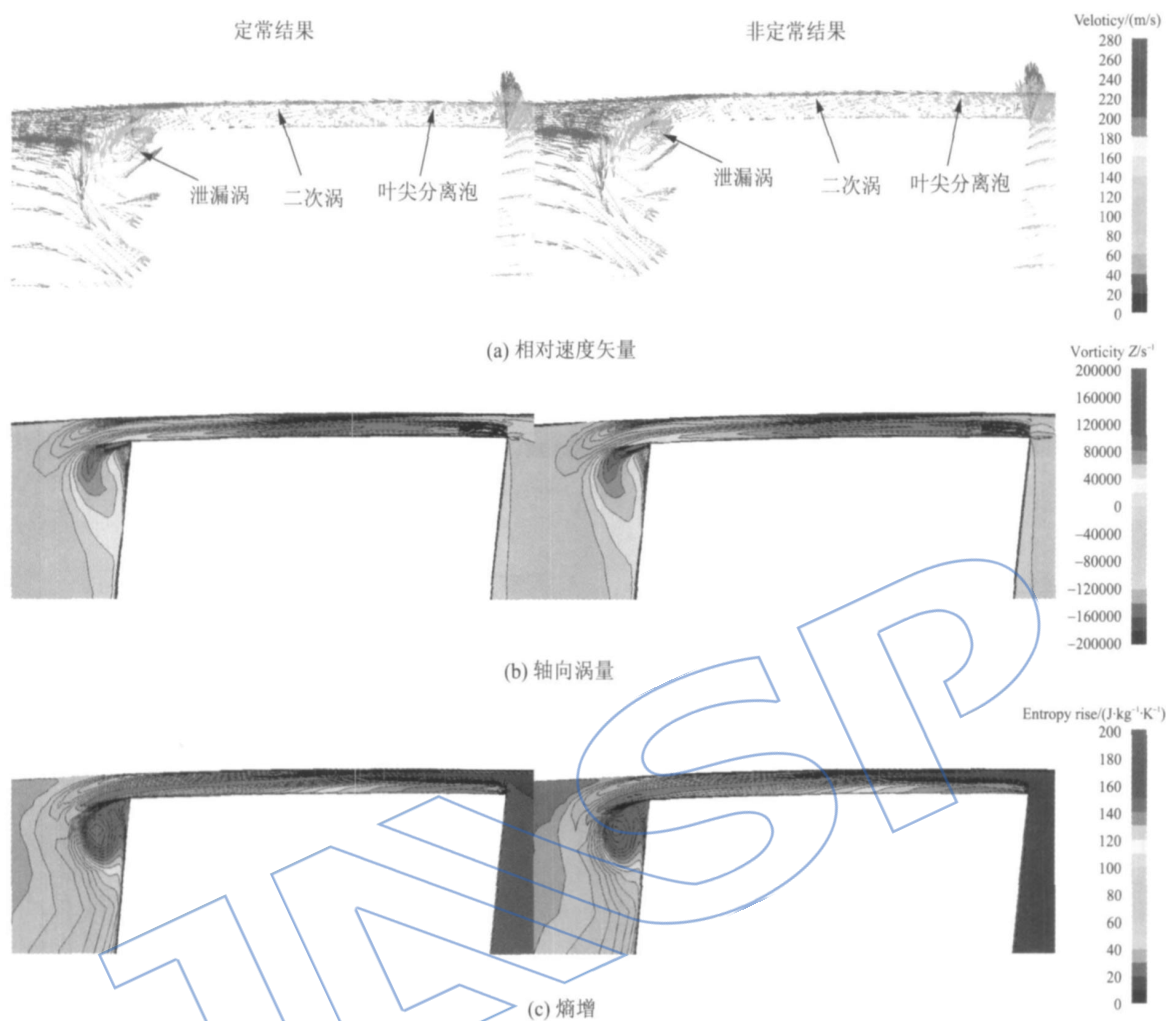


图 12 定常和非定常时均结果叶尖间隙内部流动

Fig. 12 Flow field in the rotor tip clearance of steady and time-averaged results

没有改变间隙内部的二次流结构,从图 12(a)和 12(b)的结果来看,非定常结果的间隙中轴向涡量和熵增最大值比定常结果小,但是相差很少,由此说明,上游尾迹上游尾迹使得间隙内部的轴向涡量略有减小.这会一定程度上减小对间隙出口泄漏涡的贡献,但是这一影响相对较小,作者认为也不是造成尖区二次流强度改变的主要原因.

2.3.3 旋涡相互作用

图 13 为一个周期 4 个时刻 90% 叶高扰动速度矢量和扰动涡量径向分量分布.从图中可以看出上游尾迹的“逆射流”现象以及尾迹中的径向涡量分布,尾迹运动到转子通道中间时出现了一对旋转方向相反的扰动涡.值得注意的是,上游尾迹的非定常效应使得泄漏涡和机匣通道涡在 S_1 流

面出现了周期性的扰动涡对,这些扰动涡对沿着泄漏涡和机匣通道涡的发展轨迹向下游运动,扰动涡对具有强烈的三维特性,它不但引起尖区二次流中径向涡量的周期性变化,同时也引起周向和轴向涡量的周期性变化,最终引起尖区二次流中的损失周期性变化.

综上所述,上游尾迹对转子尖区二次流的非定常效应是十分明显的,它与叶尖泄漏涡和机匣通道涡相互作用,使得泄漏涡和通道涡内部出现周期性变化,从时均结果来看,上游尾迹与尖区二次流的相互作用导致泄漏涡明显减弱.分析表明尾迹与二次流的直接相互作用是导致这一变化的最主要原因,而由于转子尖区流动的复杂性,导致这一变化的物理机制还有待于进一步深入研究.

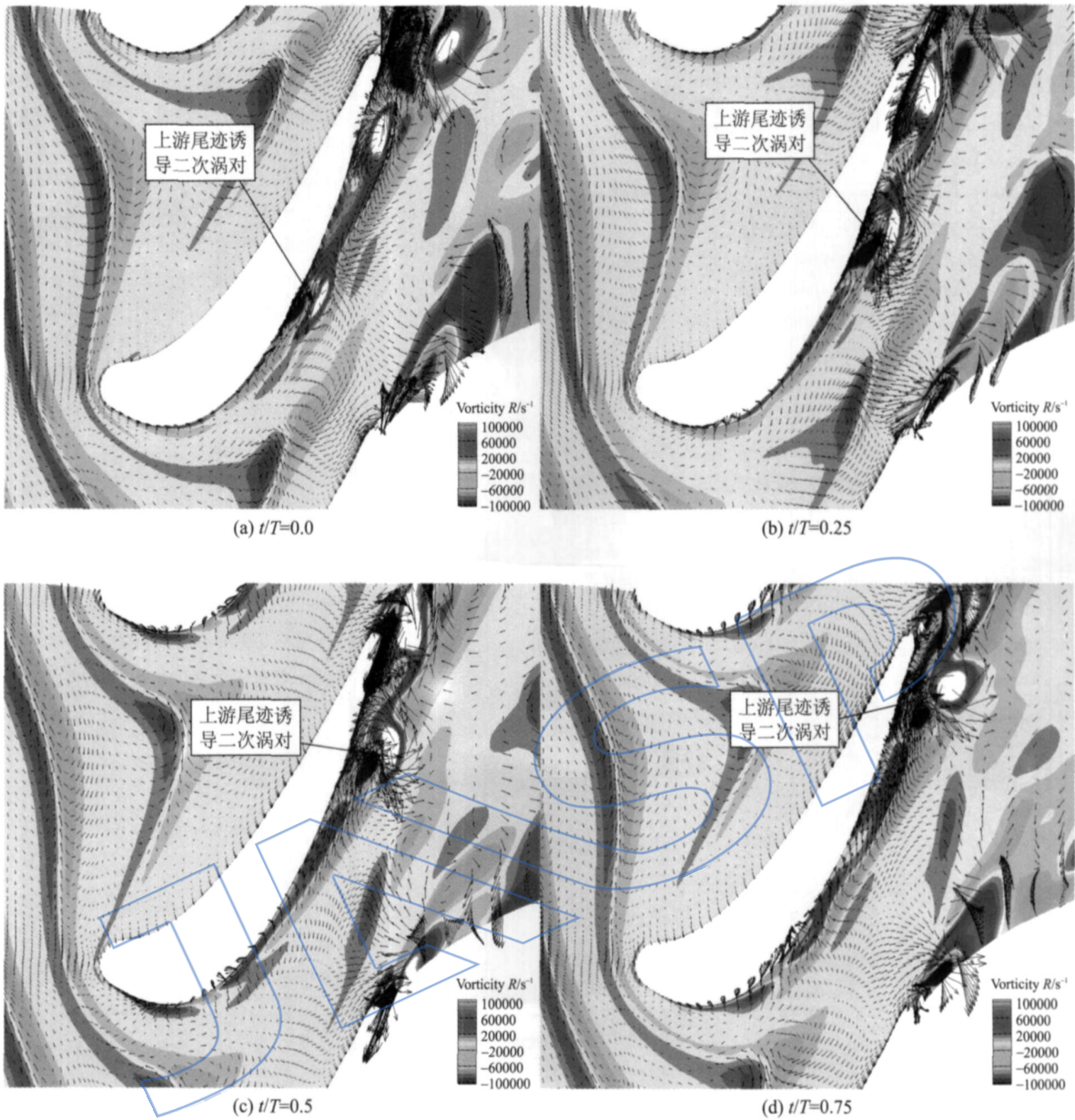


图 13 90 %叶高扰动速度矢量和扰动涡量径向分量分布

Fig. 13 Perturbation velocity vectors and vorticity contours distributions at 90 % rotor blade span

3 结 论

通过对上游尾迹与涡轮转子尖区相互作用的非定常数值模拟以及对结果流动图画的分析,得到如下结论:

- 1) 高负荷涡轮转子尖区二次流结构十分复杂,主要包括泄漏涡、刮削涡、机匣通道涡以及通道涡诱导产生的尾缘脱落涡等.其中泄漏涡与通道涡存在明显的差别,即泄漏涡类似于尾迹,它具有更大的速度亏速和径向涡量,对主流的堵塞效应更加明显.
- 2) 上游尾迹的非定常效应能明显改变涡轮

转子尖区二次涡强度.在本算例中,受上游尾迹的影响,叶尖泄漏涡和机匣通道涡等强度有所减小,原因主要在于上游尾迹与泄漏涡等二次涡之间的旋涡相互作用.另一方面,上游尾迹使得转子间隙内部的涡量略有减小,从而对间隙出口泄漏涡的贡献也略有减小,然而影响的程度还有待于进一步深入研究.

- 3) 上游尾迹的非定常作用明显改变了涡轮转子尖区二次流结构.当尾迹在转子通道中运动时,诱导泄漏涡区域出现了周期性的扰动涡对,它们沿着泄漏涡和通道涡的轨迹向下游周期性运动.

参考文献:

- [1] Pullan G, Denton J, Curtis E. Improving the performance of a turbine with low aspect ratio stators by aft-loading [R]. ASME Paper 2005- GT-68548.
- [2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachinery [R]. ASME Paper 93- GT-435.
- [3] 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 Paper GT2000-0514.
- [4] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines, with emphasis on flow physics: Part II - Effect of tip outer casing relative motion [R]. ASME Paper GT2000-0516.
- [5] Palafox P, Oldfield M L G, La Graff J E, et al. PIV maps of tip leakage and secondary flow fields on a low speed turbine blade cascade with moving endwall [R]. ASME Paper GT2005-68189.
- [6] Wallis A M, Denton J D, Demargne A A J. The control of shroud leakage flows to reduce aerodynamic losses in a low aspect ratio, shrouded axial flow turbine [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 334-341.
- [7] Schabowski Z, Hodson H P. The reduction of over tip leakage loss in unshrouded axial turbines using winglets and squealers [R]. ASME Paper 2007- GT-27623.
- [8] Kusterer K, Moritz N, Bohn D, et al. Reduction of tip clearance losses in an axial turbine by shaped design of the blade tip region [R]. ASME Paper 2007- GT-27303.
- [9] Behr T, Kalfas A I, Abhari R S. Control of rotor tip leakage through cooling air injection from the casing in a high-work turbine: experimental investigation [R]. ASME Paper GT2007-27269.
- [10] Sirakov B T, Tan C S. Effect of unsteady stator wake-rotor double-leakage tip clearance flow interaction on time-average compressor performance [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 465-474.
- [11] Ma R L, Nilanjan S, William J D. Unsteady behavior of a tip leakage vortex produced by simulated stator/ rotor interaction [R]. AIAA Paper 2000-2217.
- [12] Mailach R, Lehmann I, Vogeler K. Periodical unsteady flow within a rotor blade row of an axial compressor: Part II - Wake-tip clearance vortex interaction [R]. ASME Paper GT2007-27211.