

文章编号: 1000-8055(2008)05-0895-09

上游尾迹与涡轮叶栅通道涡相互作用研究

蔡 蕾¹, 郑 贇¹, 邹正平¹, 刘火星¹, 李 维², 周 颖², 许如琦²

- (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
重点实验室, 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100083;
2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 采用三维粘性非定常数值模拟方法研究了上游尾迹与涡轮叶栅通道涡的相互作用, 对定常、非定常时均以及瞬时时流动机理进行了分析. 结果表明: 上游尾迹的非定常作用一方面增强了叶栅通道涡的径向涡, 使得流动损失增大; 另一方面能够一定程度上抑制通道涡中流向涡的发展, 对控制损失起到正面作用, 端区的综合非定常效应取决于两者之间的平衡. 在本文计算条件下, 上述两方面综合影响使得通道涡的非定常损失增大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 通道涡; 上游尾迹; 非定常相互作用; 涡轮叶栅

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Upstream wake-passage vortex interaction in turbine cascade

QI Lei¹, ZHENG Yun¹, ZOU Zheng-ping¹, LIU Huo-xing¹,
LI Wei², ZHOU Ying², XU Ru-qi²

- (1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center, National Key Laboratory on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The internal flow of turbomachinery is intrinsically unsteady, so investigating the unsteady interactions in turbine endwall region is meaningful for improving the performance of low aspect/high loading turbine. In this paper, the upstream wake-passage vortex interactions in turbine cascade were simulated by a 3-D unsteady viscous solver, and the flow mechanisms were analyzed. Numerical results indicate that periodic upstream wakes can enhance the radial vorticity of passage vortex, which increases losses. On the other hand, upstream wakes can suppress the streamwise vorticity development of passage vortex to some extent, which reduces losses. The combined unsteady effect in the endwall region depends on the balance of above two factors. At the calculation conditions of this paper, the unsteady losses finally increased.

Key words: aerospace propulsion system; passage vortex; upstream wake; unsteady interaction; turbine cascade

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

收稿日期: 2007-04-20; 修订日期: 2007-08-27

基金项目: 国家自然科学基金项目(50776003); 国防基础科研项目; 北京航空航天大学蓝天新星计划资助项目

作者简介: 蔡蕾(1981-), 女, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事叶轮机内部非定常流动机理研究.

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^[3]. 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级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.

目前,国内外学者对叶轮机内部三维非定常相互作用的研究有很多^[4-6]. 马宏伟等^[7]采用实验方法研究了涡轮叶栅端壁区的非定常流场,结果获得了涡轮叶栅端区各旋涡的发生、发展,以及旋涡与旋涡、旋涡与边界层的非定常相互作用图画,加深了对涡轮端区非定常流动的认识. 邹正平等^[8]通过数值模拟研究了单级轴流涡轮内部上游叶片排尾迹和位势作用对下游叶片表面负荷分布的影响,结果表明涡轮级环境中,上游叶片排的尾迹等对通道内部流动,叶片边界层流动损失的产生、发展和输运,以及下游叶片表面吸力面负荷分布产生明显的影响,需要在设计中加以考虑. Miller 等^[9]研究了高压涡轮级中导叶和动叶之间的非定常相互作用,结果显示与轮毂通道涡相关的低总压区变化幅度约 20%. 在跨声高压涡轮级下游非定常流动的研究中,Miller 等^[10]发现高压级和下游导叶之间具有复杂的三维相互作用,其中导叶尾迹和轮毂通道涡的二次流相互作用占主要地位. MIT 的 Borislav 等^[11]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,结果使得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%. 虽然尾迹对端区性能的影响已有不少研究,但由于端区流动的复杂性,尾迹与端区二次流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二次流的流动仍然有待于进一步研究.

本文的工作则主要集中于尾迹与端区二次流的非定常作用机制,通过在涡轮叶栅上游加小圆

柱来模拟尾迹,探讨上游尾迹对叶栅通道涡的非定常作用机制,并与定常来流情况进行了比较,得到了一些有意义的结论.

1 数值方法

1.1 算例

算例为 T106D-EIZ 低压涡轮平面叶栅,如图 1 所示. 其中叶片弦长 100 mm,进出口气流角(与额线的夹角)分别为 131.4°和 26.8°,叶片展弦比为 1.76,栅距与弦长之比为 1.05. 具体计算时将轮毂和机匣半径给的很大(叶中半径为叶片弦长的 300 倍),视为平面叶栅计算. 本文主要研究尾迹与旋涡的相互作用机理,因此暂且不考虑叶片出口尾迹的非对称性,在叶栅上游加小圆柱生成尾迹,今后的研究中需要考虑这一点. 圆心与叶片前缘的距离与弦长之比为 0.71,圆柱排的栅距为 35 mm,圆柱周向速度为 21.4 m/s. 计算模型中圆柱与叶栅通道数之比为 3:1. 具体参数参见文献^[12].

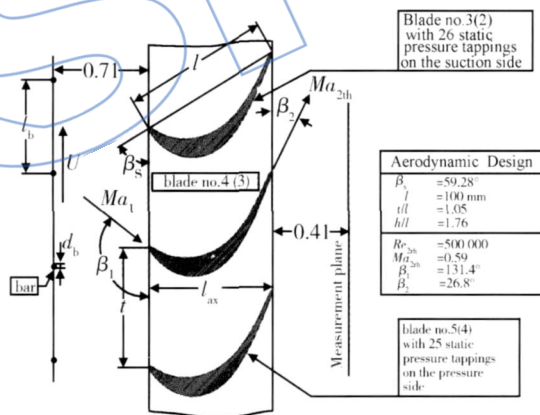


图1 T106D-EIZ 涡轮叶栅

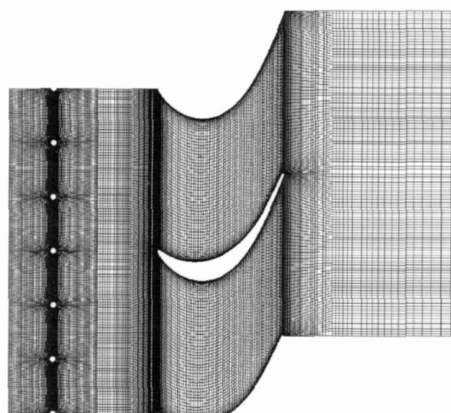
Fig. 1 T106D-EIZ turbine cascade

1.2 计算方法

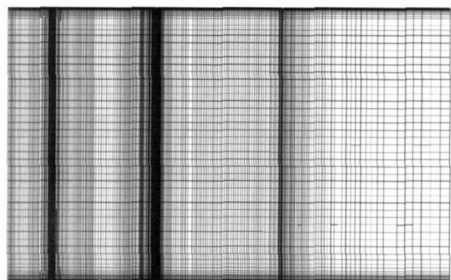
数值模拟采用了 Denton 程序,计算采用多级叶片排三维非定常方法. 二阶精度显式格式求解非定常雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为混合长度模型. 定常计算交界面处采用掺混面方法. 在非定常计算中采用了隐式双重时间步法以加速收敛.

1.3 网格设置

采用 H 型分块网格进行计算,如图 2. 网格总数为 1 245 400,其中圆柱和涡轮叶栅单通道流向、周向和展向网格数分别为:85 × 29 × 65, 181 × 65 × 65.



(a) S1 流面网格分布



(b) 子午流面网格分布

图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

1.4 计算参数设定

边界条件的给定参考文献[12]中的工作点 1, 为了不考虑边界层转捩的影响, 按照进出口速度三角形相似将出口雷诺数由 2×10^5 提高到 5×10^5 , 认为流动为湍流状态. 非定常计算一个周期设定 72 个物理时间步.

为了对比有尾迹和没有尾迹两种情况, 同时还进行了上游没有尾迹的定常计算. 网格选取非定常计算中涡轮叶栅的网格块, 圆柱和叶栅之间交界面的位置作为定常计算的进口边界. 边界条件的选取如下: 定常计算的进口总温、总压和气流角取非定常计算时间平均结果相应位置的总温、总压和气流角分布, 出口静压等于非定常计算的出口静压, 即定常计算和非定常计算的静压/总压相等.

2 计算结果及分析

通过数值计算获得了周期性尾迹作用下涡轮叶栅端区的非定常流动图. 下面将分别对定常、非定常时间平均以及非定常瞬时时刻计算结果进行分析.

2.1 叶栅上游尾迹分布

图 3 为距叶栅前缘 40 mm 位置 50 % 叶高的

非定常时间平均速度分布, 其中 V_{ref} 取进口主流速度, 可以看出尾迹中心区的最小速度约 $0.82V_{\text{ref}}$.

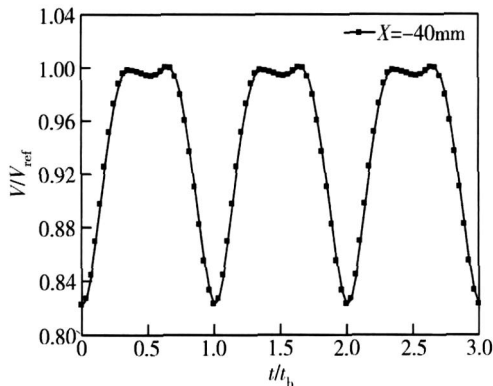


图 3 叶栅上游时间平均速度分布

Fig. 3 Time-averaged velocity distribution upstream of the cascade

2.2 定常和非定常时间平均结果对比

图 4~图 5 为叶栅出口(距尾缘约 0.15 轴周弦长,下同)熵函数和气流角的分布, 其中定常和非定常时均结果均进行了周向流量平均. 熵增的定义如下:

$$\Delta s = R \ln \left[\frac{p_{\text{ref}}}{p_t} \left(\frac{T_t}{T_{\text{ref}}} \right)^{\gamma-1} \right]$$

其中参考总压 p_{ref} 和总温 T_{ref} 取距叶栅前缘 40 mm 处总压的截面平均值(下同), 熵函数定义为 $e^{-\Delta s/R}$. 图中叶高进行了无量纲化, H 为真实叶片高度. 图 4 表明 0.05~0.25 叶高熵函数值较小, 同时图 5 中这一区域的气流角分布显示流动朝轮毂过转、朝叶中欠转, 说明此叶高范围存在二次流通道涡.

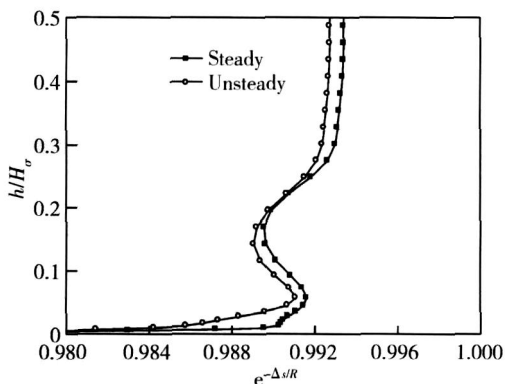


图 4 叶栅出口熵函数分布

Fig. 4 Entropy function distribution downstream of the cascade

熵函数分布表明, 上游尾迹作用后通道涡的

范围和核心位置基本不变,而通道涡的损失增大,其中最大损失处的熵函数数值由定常的 0.989 5 减小为非定常的 0.989。上游尾迹作用还使得叶中附近的损失增大,0.05 叶高以下端壁附近的损失也明显增大。气流角的分布表明,0.05~0.25 叶高区域流动欠转程度增大,但尾迹作用并没有增强端壁附近流动的过转,叶中附近受尾迹影响流动欠转程度明显增强。

图 6 和图 7 为叶栅出口截面熵函数和气流角分布。熵函数分布表明损失主要集中在三个区域:一是通道涡附近;二是叶栅尾迹区域;三是端壁附近,其中通道涡产生的损失最大。

熵函数分布表明,上游尾迹作用使得通道涡的损失增大,其中损失核心区的熵函数由定常的 0.935 减小为非定常的 0.93。上游尾迹还使得涡轮叶栅尾迹和轮毂附近边界层的损失都增大。气流角的分布表明,非定常结果通道涡和叶栅尾迹的流动欠转程度增大,但端壁附近的流动过转程度变化不明显,与图 6 的结果相符。

上述对叶栅出口熵函数和气流角的分析表

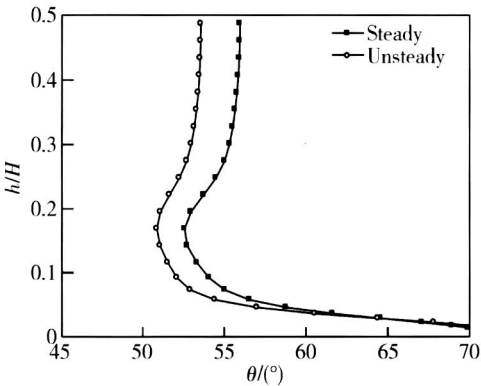


图 5 叶栅出口气流角分布

Fig. 5 Flow angle distribution downstream of the cascade

明,上游尾迹作用使得通道涡的损失增大,通道涡区域流动欠转程度增大。为了更深入的理解上游尾迹对通道涡的影响,对叶栅出口截面的涡量进行分析。这里引用了 Miller 等^[10]对涡量的定义,将旋涡矢量分为流向涡 ω_s 、法向涡 ω_n 和径向涡 ω_b ,其中正方向的规定如图 8 所示。下标 s 表示流向, n 表示垂直于叶片吸力面方向(法向), b 表示径向。

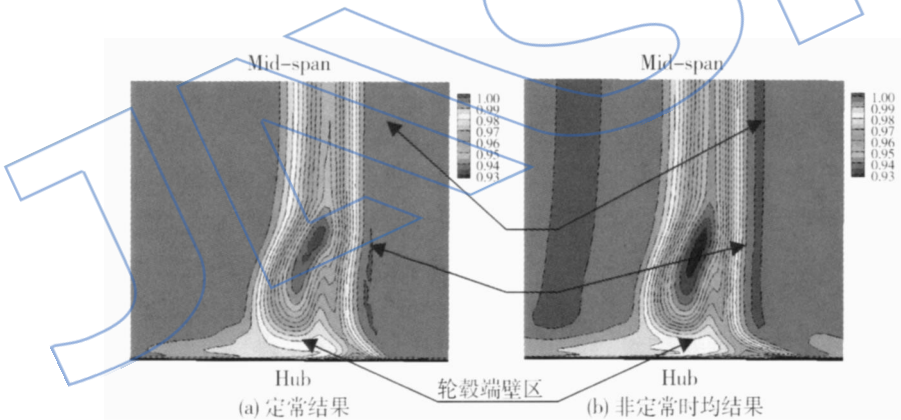


图 6 叶栅出口熵函数分布

Fig. 6 Entropy function distribution downstream of the cascade

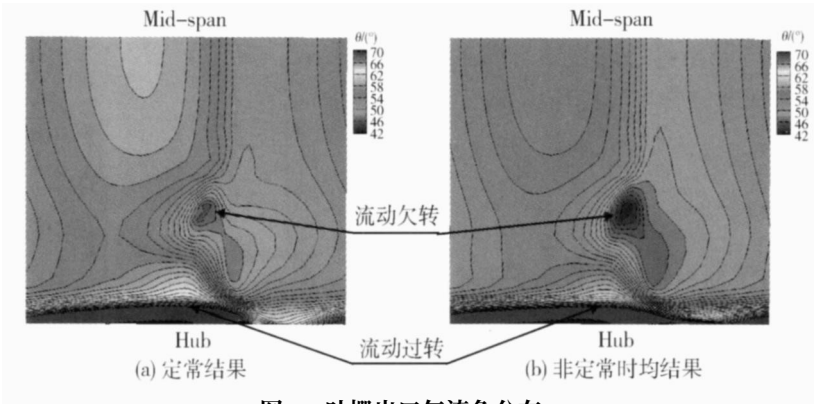


图 7 叶栅出口气流角分布

Fig. 7 Flow angle distribution downstream of the cascade

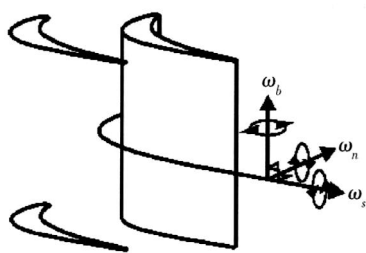


图 8 涡量的定义

Fig. 8 Definition of vorticity

图 9 给出了叶栅出口截面三个方向涡量的分布,其中左列为定常结果,右列为非定常时均结果.图 9(a)中流向涡的分布表明,通道涡具有正的流向涡,通道涡右侧有负的流向涡,它是由通道涡诱导的反向旋转流动引起的.另外端壁以上占周向很大范围也有正的涡量存在,这是由沿周向的端壁边界层产生的.

对比流向涡的定常和非定常结果可以看出,上游尾迹作用使得通道涡附近流向涡的大小和范围略为减小,这说明上游尾迹的周期性作用,并没有增大流向的涡量,而是抑制了流向涡的发展.图 9 (b)显示通道涡中具有一定的法向涡,这是因为旋涡中心区域速度小,周围区域速度大,因此必然存在法向的剪切,但是与流向涡相比法向涡较弱.可以看出尾迹作用使得法向涡增强.图 9(c)为径向涡的分布,可以看出尾迹中以径向涡为主,通道涡周围的径向涡正负值间隔分布.上游尾迹作用使得通道涡和叶栅尾迹区域的径向涡均增大.

综上所述,上游尾迹作用使得通道涡中法向涡和径向涡增强,它能够一定程度上抑制通道涡中流向涡的发展,对损失的产生起到抑制作用.上述两方面综合作用导致通道涡的损失增大,对前面熵函数和气流角的分析说明了这一点.

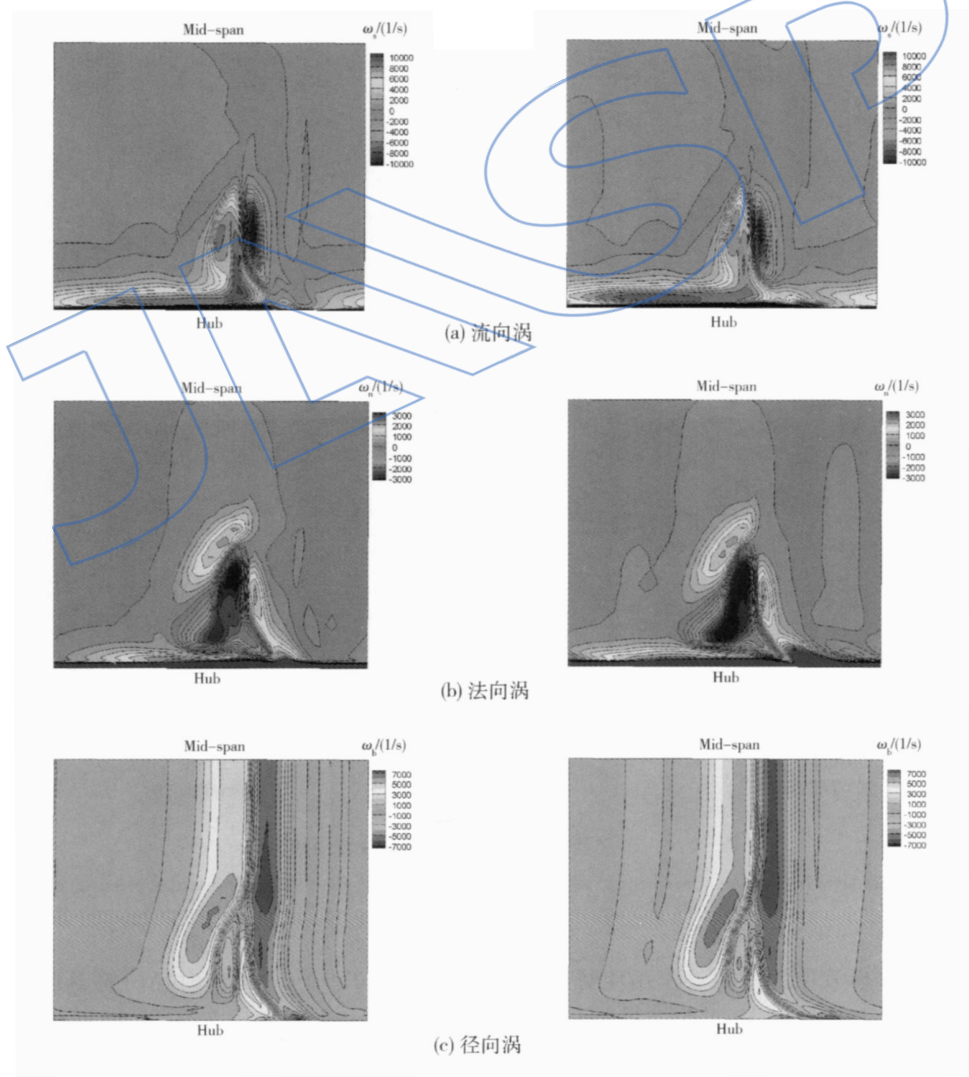


图 9 叶栅出口涡量分布

Fig. 9 Vorticity distribution downstream of the cascade

2.3 非定常瞬时时刻结果

图 10 为一个周期不同时刻叶栅出口熵函数的周向平均值分布,其中周期时间 T 表示叶栅经过上游一个圆柱通道的时间(下同). 可以看出不同时刻叶栅出口的熵函数值不同,并且通道涡和尾迹区域的变化趋势相同,当 $t/T = 0.25$ 时叶栅出口损失最大,当 $t/T = 0.75$ 时叶栅出口损失最小.

为了更详细的了解叶栅出口截面的流动变化,图 11 中给出了不同时刻叶栅出口截面熵函数分布. 图中显示不同时刻叶栅出口的熵函数分布不同,其中叶栅尾迹和通道涡的损失最大出现在

$t/T = 0.25$ 时刻,损失最小出现在 $t/T = 0.75$ 时刻.

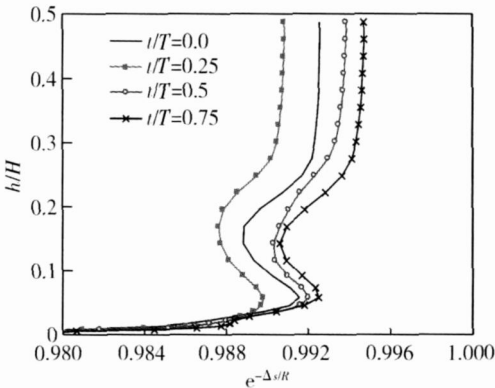


图 10 叶栅出口熵函数分布

Fig. 10 Entropy function distribution downstream of the cascade

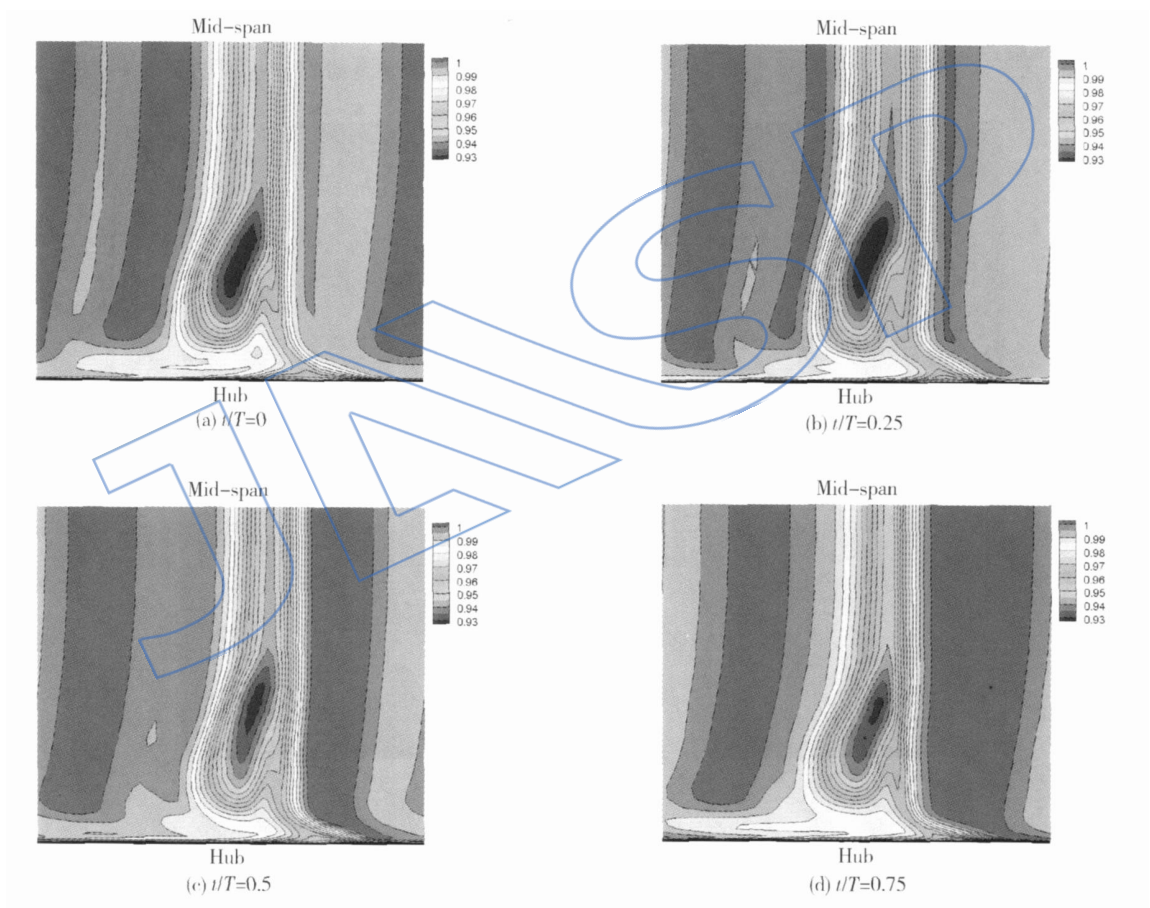


图 11 一个尾迹通过周期内叶栅出口熵函数分布

Fig. 11 Entropy function distribution downstream of the cascade during one wake passing period

对熵函数的分析表明上游尾迹作用使得叶栅尾迹和通道涡内的损失产生周期性变化,而上游尾迹中主要含有径向涡,因此下面主要分析径向涡的非定常变化. 图 12 给出了径向涡在不同时刻的分布. 图中径向涡的非定常变化比较明显:当 $t/T = 0.25$ 时刻叶栅尾迹和通道涡中的径向涡最

强,当 $t/T = 0.75$ 时刻时径向涡最弱,另外 $t/T = 0.0$ 时刻径向涡比 $t/T = 0.5$ 时刻要略强一些. 这一变化规律与图 11 中熵函数的变化规律相同,即径向涡最强时,叶栅尾迹和通道涡内的损失也最大;径向涡最弱时,叶栅尾迹和通道涡内的损失也最小,这一规律在叶栅尾迹中更加明显.

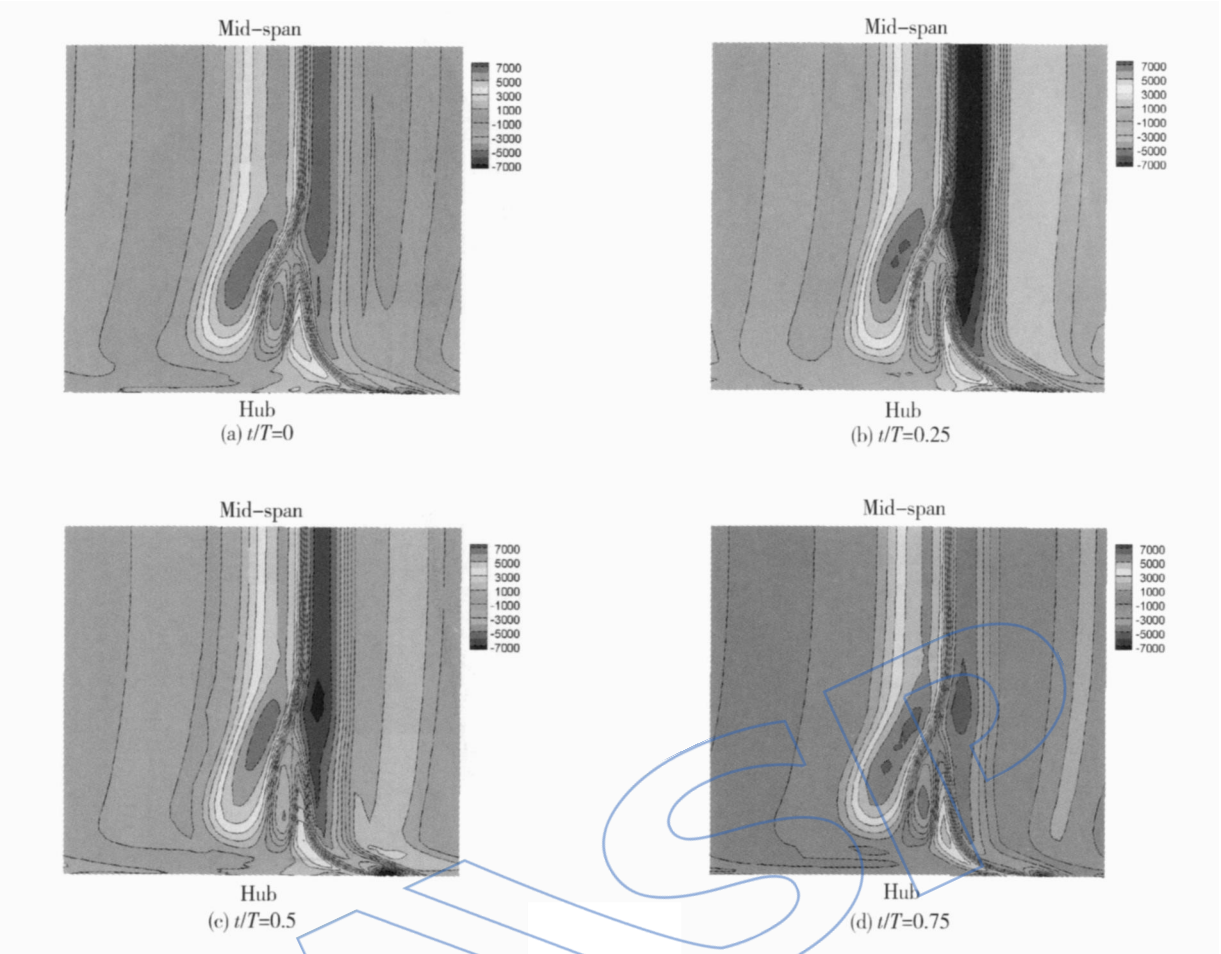


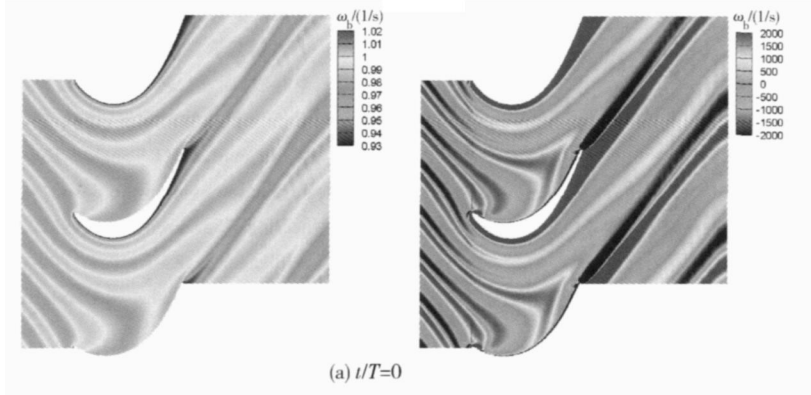
图 12 一个尾迹通过周期内叶栅出口径向涡分布

Fig. 12 Radial vorticity distribution downstream of the cascade during one wake passing period

为了进一步说明径向涡对损失的影响,图 13 给出了不同时刻 50 %叶高的熵函数和径向涡分布.图中显示叶中高损失区域主要集中在叶栅边界层、叶栅尾迹以及上游圆柱产生的尾迹区.熵函数的分布表明不同时刻叶栅尾迹区的损失也发生变化,其中叶栅下游距尾缘 15 %轴向弦长位置在 $t/T=0.25$ 时刻叶栅尾迹的损失最大, $t/T=0.75$ 时刻损失最小.对应径向涡的分布表明,在 $t/T=0.25$ 时刻叶栅尾迹中的正涡量和负涡量值最大,在 $t/T=0.75$ 时刻叶栅尾迹中的正涡量和负涡量值最小.这是因为进入叶栅通道的上游尾迹受

到通道内压力梯度的影响,尾迹内的正涡量分支和负涡量分支交替性作用在叶栅边界层和尾迹上,先是负涡量分支进入叶栅边界层和尾迹,随后再是正涡量分支,当相同方向(同为正或同为负)涡量的圆柱尾迹分支进入叶栅尾迹时,尾迹中的损失增大;当相反方向涡量的圆柱尾迹分支进入叶栅尾迹时,尾迹中的损失减小.15 %叶高处通道涡的熵函数变化也有上述规律,因此不再赘述.

综合图 11~图 13 的分析可以得到如下结论:上游尾迹的周期性作用使得叶栅尾迹和通道涡内径向涡发生周期性变化,当具有相同方向的



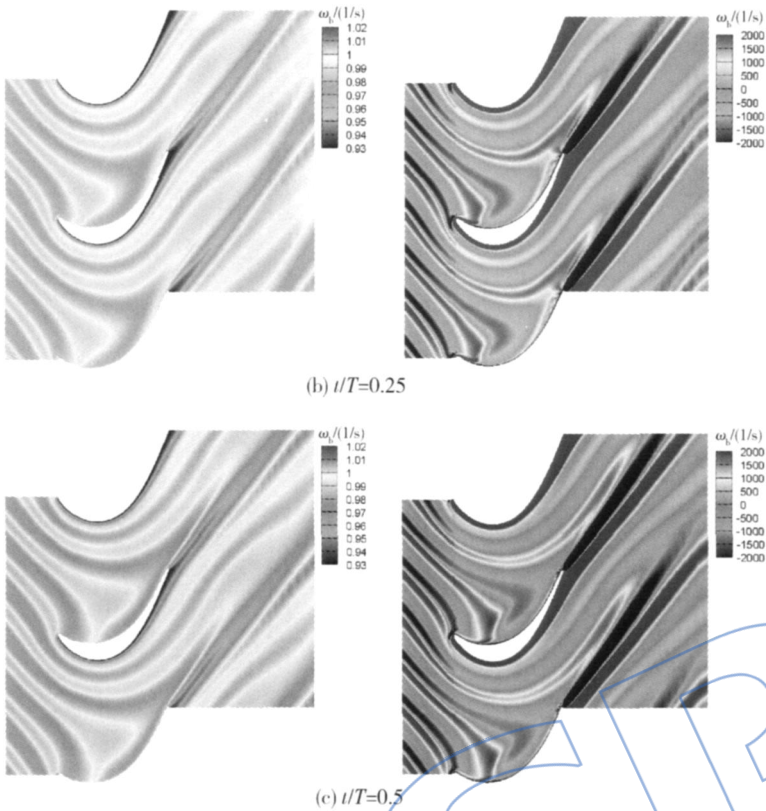


图 13 一个尾迹通过周期内叶中熵函数(左)和径向涡(右)分布

Fig. 13 Entropy function and radial vorticity distribution at mid-span during one wake passing period

径向涡上游尾迹经过时,叶栅尾迹和通道涡内的径向涡增强,流动损失增大;反之当相反方向的径向涡上游尾迹经过时,叶栅尾迹和通道涡内的径向涡减弱,流动损失减小,叶栅尾迹中这一规律更加明显.

3 结 论

本文通过在涡轮叶栅上游加小圆柱,模拟了上游尾迹与涡轮叶栅通道涡的相互作用,通过对定常、非定时均以及瞬时时刻流动机理的分析,得到了如下结论:

- 1) 上游尾迹作用使得叶栅尾迹和通道涡中的法向涡和径向涡增强,它使得损失增大;同时上游尾迹在一定程度上抑制了叶栅通道涡中流向涡的发展,能够起到抑制损失的作用,端区的综合非定常效应取决于两者之间的平衡.在本文计算条件下,上述两方面因素共同作用使得叶栅通道内的非定常损失增大;
- 2) 上游尾迹作用引起叶栅尾迹和通道涡内径向涡发生周期性变化,当具有相同方向的径向涡上游尾迹经过时,叶栅尾迹和通道涡内的径向涡增强,流动损失增大;反之当相反方向的径向涡上游尾迹经过时,叶栅尾迹和通道涡内的径向涡减

弱,流动损失减小,这一规律在叶栅尾迹中表现的更加明显;

3) 本文对尾迹与通道涡相互作用的研究表明,上游尾迹对通道涡的影响有不利的一面,同时也有有利的一面,如何在涡轮设计中扬长避短需要进一步的探索研究.

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 2005- GT-68548.

[2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachinery [R]. ASME 93- GT-435.

[3] 石靖. 高负荷高效率高温涡轮的研究与发展问题 [C] // 中国航空学会 21 世纪航空动力发展研讨会论文集. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 2000 :117-121.

[4] 季路成, 周盛. 转/ 静干扰效应纳入设计体系的途径探索 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20 (5) :580-583.

Ji Lucheng, ZHOU Sheng. Exploration of the rotor-stator interaction applying to design system [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20 (5) :580-583.

[5] Schlienger J, Kalfas A I, Abhari R S. Vortex-wake-blade interaction in a shrouded axial turbine [R]. ASME 2004- GT-53915.

[6] Graham P. Secondary flows and loss caused by blade row interaction in a turbine stage [R]. ASME 2004- GT-53743.

[7] 马宏伟,蒋浩康,马艳红,等. 涡轮叶栅端壁区非定常流场显示[J]. 工程热物理学报,2000,21(2):170-173.
MA Hongwei,JIANG Haokang,MA Yanhong, et al. The unsteady flow visualization in turbine cascade endwall region[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000,21(2):170-173.

[8] 邹正平,叶建,张永新,等,非定常流动对叶片表面负荷分布影响的数值模拟研究[J],燃气涡轮试验与研究,2006,19(1):21-26.
ZOU Zhengping, YE Jian, ZHANG Yongxin,et al. Numerical simulation of unsteady flow effects on turbine blade loading distributions [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006,19(1):21-26.

[9] Miller R J, Moss R W, Ainsworth R W, et al. Time-resolved vane-rotor interaction in a high-pressure turbine stage[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003,125(1):1-13.

[10] Miller R J, Moss R W, Ainsworth R W, et al. The development of turbine exit flow in a swan-necked inter-stage diffuser[R]. ASME 2003- GT-38174.

[11] Borislav T, Sirakov, Choon S T. Effect of upstream unsteady flow conditions on rotor tip leakage flow [R]. ASME 2002- GT-30358.

[12] Cardamone P, Stadtmüller P, Fottner L. Numerical investigation of the wake-boundary layer interaction on a highly loaded LP turbine cascade blade[R]. ASME 2002- GT-30367.

JAS SP