

文章编号:1000-8055(2009)04-0843-08

尾迹与涡轮叶栅边界层的相互作用

张伟昊^{1,2}, 刘火星¹, 李 维³, 邹正平^{1,2}

- (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, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191 ;
3. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 通过实验和数值模拟的手段研究了尾迹与边界层的相互作用,其中上游叶排尾迹的模拟是通过在涡轮叶栅前设置周期性运动的圆柱实现的.研究表明,上游尾迹对涡轮叶栅边界层的发展有显著影响,在其作用下,吸力面边界层提前转捩,分离得到明显的抑制,利用尾迹与边界层相互作用的非定常效应可以明显提高低压涡轮叶栅气动负荷.

关 键 词: 尾迹; 边界层; 低压涡轮; 高负荷

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Wake-boundary layer interaction on low pressure turbine cascade blades

ZHANG Wei-hao^{1,2}, LIU Huo-xing¹, LI Wei³, ZOU Zheng-ping^{1,2}

- (1. National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Aeroengine Numerical Simulation Research Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Chinese Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The wake-boundary layer interaction had been investigated numerically and experimentally, and a periodicity moving bar wake had been used to imitate the upstream wake. The study shows that the wake has a significant influence on the boundary layer of cascade: the transition on suction surface has taken place in advance; the separation has been remarkably suppressed; the load of low-pressure turbine cascade has been increased obviously.

Key words: wake; boundary layer; low-pressure turbine; high lift

民用大涵道比涡扇发动机低压涡轮重量占整机重量的 1/5 到 1/3^[1],增加叶片的气动负荷对于减少低压涡轮叶片数目乃至减少级数、以及降低生产成本和提高部件可靠性等具有重要意义.对于大涵道比涡扇发动机低压涡轮,由于其展弦比较大,二次流损失所占比例较小,并且,低压涡轮叶尖一般带冠,叶尖泄漏损失也较小,因此叶型损失成为影响效率的主要因素^[2].

叶型损失产生于叶片表面的边界层,通常将尾缘损失也计入到叶型损失中.然而,在高负荷低压涡轮环境中,由于叶片表面的边界层大部分区域处于层流状态,在强逆压梯度的作用下,极易在吸力面的尾缘发生大面积分离,导致损失迅速增加和效率急剧下降.因此,要设计高效高负荷低压涡轮,就必须找到有效的控制分离的方法.文献[3]对低压涡轮内部复杂流动机理的

收稿日期:2008-04-28; 修订日期:2008-07-10

基金项目:国家自然科学基金(50776003)

作者简介:张伟昊(1985-),男,陕西华阴人,博士生,主要从事叶轮机内部非定常流动机理研究.

研究进行了评述,给出了适合低雷诺数条件下低压涡轮的气动设计方法,其研究显示,上游尾迹与下游边界层之间的相互作用能抑制吸力面边界层的分离,减小叶型损失,对高效高负荷低压涡轮设计有重要意义。

Hodson^[4-5]的研究发现,通过合理控制前排叶片的尾迹通过频率,利用尾迹对边界层的非定常作用可以有效地控制叶片表面边界层的分离。Curti^[6]以及 Haselbach 等人的研究显示,利用这种方法,可以比传统负荷减少 20 % 的叶片数目,而进一步发展的超高负荷叶型,又减少了 11 % 的叶片,大幅降低了涡轮重量。许多实验都证明,在高雷诺数条件下,叶片表面基本没有分离,尾迹的作用并不会带来很大好处,而在较低雷诺数下,尾迹的高湍流度以及非定常扰动可以诱导转捩,产生湍流区,后面跟随平静区 (Calmed region)^[7],由此抑止分离泡,减小损失。Pfeil 和 Herbst^[8]的研究表明,叶型的尾迹与具有同等阻力圆柱的尾迹有着同样的效果。当存在尾迹时,层流边界层内周期性地形成湍流斑,并像自然转捩所形成的湍流斑一样向下游传播。如果尾迹之间的间隔比较大,自然转捩还可以在两尾迹之间出现。叶建^[9]等发展了适合复杂几何边界条件的可压缩流动大涡模拟程序,对低雷诺数、逆压梯度环境中的层流分离泡转捩现象进行了数值模拟,认为尾迹诱导的流向涡结构是导致分离泡提前转捩的主要原因。

关于叶轮机内的转捩现象,Mayle^[10]以及 Walker 对前人的工作做了很好的总结,同时根据实验结果给出了一些在不同状态下预测转捩的经验公式。Costelow^[11]和 Walker 的最小长度理论对转捩区长度的计算具有较高的精度。Langtry^[12-13]和 Menter 发展了一种严格建立在局部变量基础上的基于经验关系式的转捩模型。Abur Ghannam 和 Shaw^[14]的方法对转捩开始点的预测是基于动量厚度雷诺数,当动量厚度雷诺数到达临界雷诺数时,认为转捩开始。该方法在工程上得到了广泛的应用。目前可用的转捩模型都是在某些特定的实验条件下得出的经验公式,并不一定能在任意条件下都得到满意的结果,但它们为工程中转捩过程的模拟提供了可用的手段。

杨琳^[15]等人将 Abur Ghannam 和 Shaw 的转捩模型 (AGS 模型) 引入到现有的湍流模型中,以考虑低雷诺数情况下叶片表面边界层的转捩

现象,其研究表明 AGS 转捩模型能够较准确的模拟边界层转捩的发生和发展过程,同时发现动量厚度的求解方法对 AGS 转捩模型的精度有较大影响,在存在压力梯度且边界层有曲率的情况下,转捩起始点的判断准则需要进一步修正。Eulitz 和 Engel^[16]采用 AGS 转捩模型成功地研究了尾迹对多级低压涡轮叶栅内部流动的影响,结果表明相邻的上游叶排和远上游叶排的尾迹对叶栅通道的流动同样具有显著的影响,同时指出在一定的来流湍流强度和压力梯度条件下,AGS 转捩模型对转捩区长度预测的精度有待进一步提高。Palma^[17]分别采用 AGS 转捩模型、指定转捩位置以及设定全流场为湍流的 3 种方法对某跨音速压气机叶栅进行了三维数值模拟,并将数值结果与试验结果进行了对比。其研究表明采用设定全流场为湍流的方法所得到的模拟结果与实验结果有较大差别,采用 AGS 转捩模型所得到的结果有明显改善。

为了研究尾迹与分离边界层相互作用的机理,研究尾迹对分离、转捩、平静区 (Calmed region)、湍流区等区域的影响,验证尾迹抑制分离减小分离损失的作用,更好的理解非定常作用机制,本文以圆柱尾迹模拟叶型尾迹,采用实验和数值模拟的方法,研究了尾迹与低压涡轮叶栅边界层的相互作用。

1 研究方法

1.1 数值模拟方法

研究叶型选自某发动机低压涡轮第一级动叶的叶中截面,叶栅稠度为 1.425,来流马赫数为 0.0615,基于进口速度和叶型弦长的雷诺数为 4.5×10^4 。数值模拟采用 NUMECA 商用软件,控制方程为雷诺平均 N-S 方程。采用空间中心差分格式,四步 Runge-Kutta 法时间推进,选取 Spalart-Allmaras 湍流模型和 AGS 转捩模型。

本文对无尾迹条件下的涡轮叶栅流动进行了定常数值模拟,对尾迹通过频率为 271 Hz 条件下的涡轮叶栅进行了非定常数值模拟,非定常模拟采用隐式双重时间步法。进口边界条件给定绝对总温、总压和气流角,出口给定平均静压。图 1 为定常和非定常计算的网格,本文划分网格时,对进口通道和叶栅通道分别进行处理。为保证计算结果的可比性,两套网格中叶栅通道的部分是完全相同的,采用 O-H 型网格。定常计算时进口通道为 H 型网格,非定常计算时圆柱计算域为 H-O-

H 型网格. 定常和非定常两套网格 S1 平面内的网格数分别为 1.8 万和 3.1 万, 叶片表面第一层网格处 y^+ 小于 5.

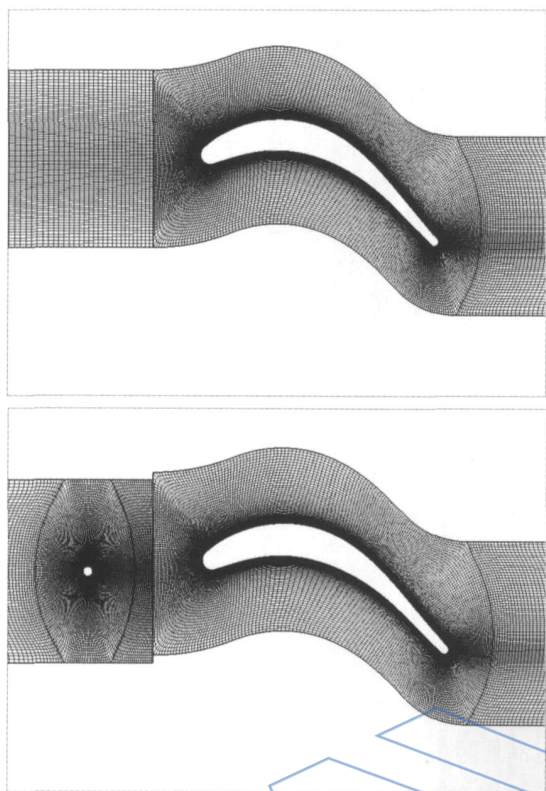


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

1.2 实验方法

实验在北航航空发动机气动热力重点实验室的平面叶栅风洞上进行. 实验装置如图 2 所示, 气流经过输气管道进入稳定段, 稳定段内设有一层栅格和多层网格, 用来获得良好的气流品质. 稳定段上部经圆变方转接段变成矩形截面, 矩形段再经维氏曲线段收缩进入平面叶栅试验段. 用于产生尾迹的圆柱固定于皮带轮上, 由电机带动, 周期性从栅前通过.

实验对来流温度 T_∞ 、来流总压 $p_{t\infty}$ 、栅前静压 p_∞ 等参数进行监测, 叶片表面压力 p 的测量是通过在叶片表面打孔引压力管的方式实现的, 静压孔的安排如图 3 中短线所示. 所有稳态表面压力分布测量都使用同一高精度传感器, 以保证数据的精度. 为了研究非定常尾迹与分离泡的相互作用, 在叶片吸力面表面埋设了两个 Kulite 动态压力传感器, 获得了叶片表面的动态压力信号, 图 3 中长线标出了动态压力测点的位置, 分别记为 $P1$ 和 $P2$. 实验边界条件与数值模拟条件保持

一致.

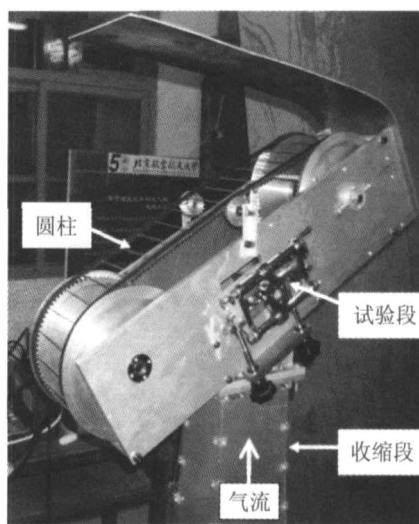


图 2 实验装置

Fig. 2 Experimental rig

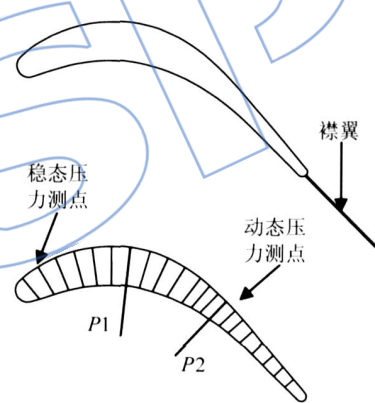


图 3 叶片吸力面压力传感器位置

Fig. 3 Cascade and the position of the sensor

本文参考剑桥大学 Howell 等人的方式^[18], 在所测叶片吸力面侧的相邻叶片尾缘安装一个襟翼, 通过调整襟翼的角度实现测量叶片吸力面负荷的改变, 逆时针方向调整襟翼可以增大测量叶片表面吸力面尾缘负荷, 顺时针方向调整可以减小吸力面尾缘负荷, 如图 3 所示.

实验测量了无尾迹作用和上游圆柱尾迹通过频率 f_0 为 271 Hz 时叶片吸力面的稳态压力分布, 以及测点 $P1$ 和 $P2$ 处的动态压力. 实验还在 $-10^\circ \sim 30^\circ$ 之间调整襟翼, 以研究负荷改变的影响, 其中襟翼沿叶栅中弧线切线方向时记为 0° , 逆时针转动角度为正, 顺时针转动为负.

2 结果及分析

2.1 尾迹作用下的叶栅通道流场

图 4 给出了有/无尾迹状态下叶栅叶中截面

时均压力系数的实验测量值和数值模拟结果比较. 其中压力系数 C_p 的定义为 $C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2}$, p

为当地压力, p_∞ , ρ_∞ 和 v_∞ 分别为进口静压, 密度和速度.

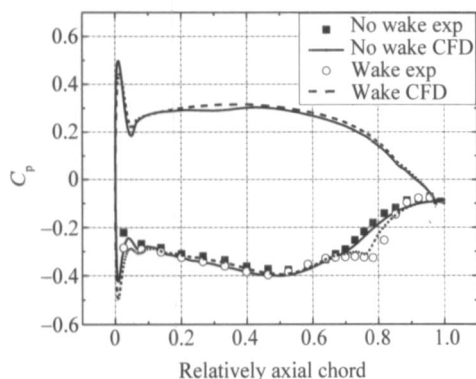


图4 叶栅表面 C_p 分布

Fig. 4 C_p distribution at mid-span

如图4所示,无尾迹作用时,在吸力面65%轴向弦长位置处出现明显的压力平台,说明在该处出现分离泡,而尾迹作用下,压力平台消失,叶栅吸力面无分离泡出现,说明尾迹有明显的抑制分离的作用.同时可以看出数值模拟结果与实验结果吻合很好,说明本文的数值方法能较好的模拟实际流动.

图5给出了由数值模拟结果得到的叶栅通道叶中截面 $1/60T$ 和 $31/60T$ 时刻的扰动速度 v 和扰动涡量 ω 的分布, T 为上游尾迹的通过周期, v 和 ω 的计算由下列两式给出

$$v = v - v_m = \tilde{u}i + vj \quad \omega = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial \tilde{u}}{\partial y}$$

其中 v 为当地瞬时速度, v_m 为当地时均速度, $\tilde{u}$ 和 v 为当地扰动速度的两个分量.

由于尾迹区内流动速度明显低于时均流速,所以扰动速度在尾迹区内与时均流动相反,形成明显的逆射流,并在尾迹两侧诱导出两个反向旋转的旋涡.图5清楚地给出了尾迹引起的逆射流及其诱导出的正负旋涡,分别以 P , N 标出,正负旋涡的分界线即是尾迹的中心线,图中以虚线标出.尾迹由压力面向吸力面运动,在压力面附近受拉变细、吸力面附近受压变粗,最终在叶栅吸力面形成堆积的输运过程在图中得到清晰的体现,同时可以看到尾迹在输运过程中的弯曲、拉伸和重定向等现象^[19].

由 $1/60T$ 时刻的涡量分布图可以看出,叶栅

前缘附近的吸力面边界层在某一尾迹(Wake 1)的影响下时,其上游尾迹(Wake 2)还未传播到该区域,加之此处尾迹刚刚进入叶栅通道,耗散还不明显,流动的脉动性较强,且一阶频率(即尾迹通过频率)的能量将是其主要成分;而尾迹在叶栅通道中弯曲、拉伸等变形现象说明尾迹与主流存在强烈的掺混作用,这将使流动的脉动能量不断耗散,同时,由 $31/60T$ 时刻的涡量分布图可知, Wake 1 拖在吸力面附近的负向诱导涡与 Wake 2 在主流中的正向诱导涡同时到达叶栅尾缘,这两个反向涡的相互作用将加速尾迹诱导涡的破裂和耗散,使得流动的一阶频率能量显著下降.上述结论可以通过观测 $P1$ 和 $P2$ 处的脉动量进行验证.

图6给出了尾迹通过频率 f_0 为 271 Hz 时测点 $P1$ 和测点 $P2$ 处的无量纲压力 p' 随时间的变化曲线和其幅频特性. p' 定义为

$$p' = \frac{p - \bar{p}}{\bar{p}}$$

其中 p 为当地瞬时压力, $\bar{p}$ 为当地时均压力.

频谱分析结果显示,脉动压力在尾迹通过频率及其倍频处具有明显的较大的幅值,这说明周期性通过的尾迹是使叶片表面压力产生脉动的主要原因.比较两个测点的测量结果,首先可以看到,测点 $P1$ 处的脉动量幅值要大于测点 $P2$ 的值,这正是尾迹在传播过程中的耗散作用所致;其次,在测点 $P1$ 处尾迹通过频率对应的幅值在其压力脉动中占非常大的比重,其2倍和3倍频占较小的比重,其他频率的影响很小,而 $P2$ 处的幅值分布较为复杂,尾迹通过频率所占比重减小,相对而言,其2倍、3倍等倍频处和其他频率处的幅值所占比重增大.这验证了由图5得到的结论.

2.2 尾迹对边界层发展的影响

图7为数值模拟得到的非定常条件下半叶高截面叶栅吸力面附近无量纲涡量 ω^* 的时空分布,其中 ω^* 的定义为

$$\omega^* = \frac{\omega - \omega_m}{\omega_{\max} - \omega_{\min}}$$

式中 ω_m 为当地时均值, $\omega_{\max}$ 和 $\omega_{\min}$ 分别为当地最大值和最小值.图中 ω 的值取自距叶栅表面约 0.05 倍弦长的位置^[20], s 为距叶栅前缘弧长, S 为叶栅吸力面弧长, t 为时间, T 为尾迹周期.图7中可明显看到扰动涡量成条带状正负相间分布,由前一节的讨论可知,圆柱尾迹的中心线基本就是 ω 正负值的分割线,由此可确定叶栅附近边界层外尾迹中心线的位置,在图中以黑线 A 标出.

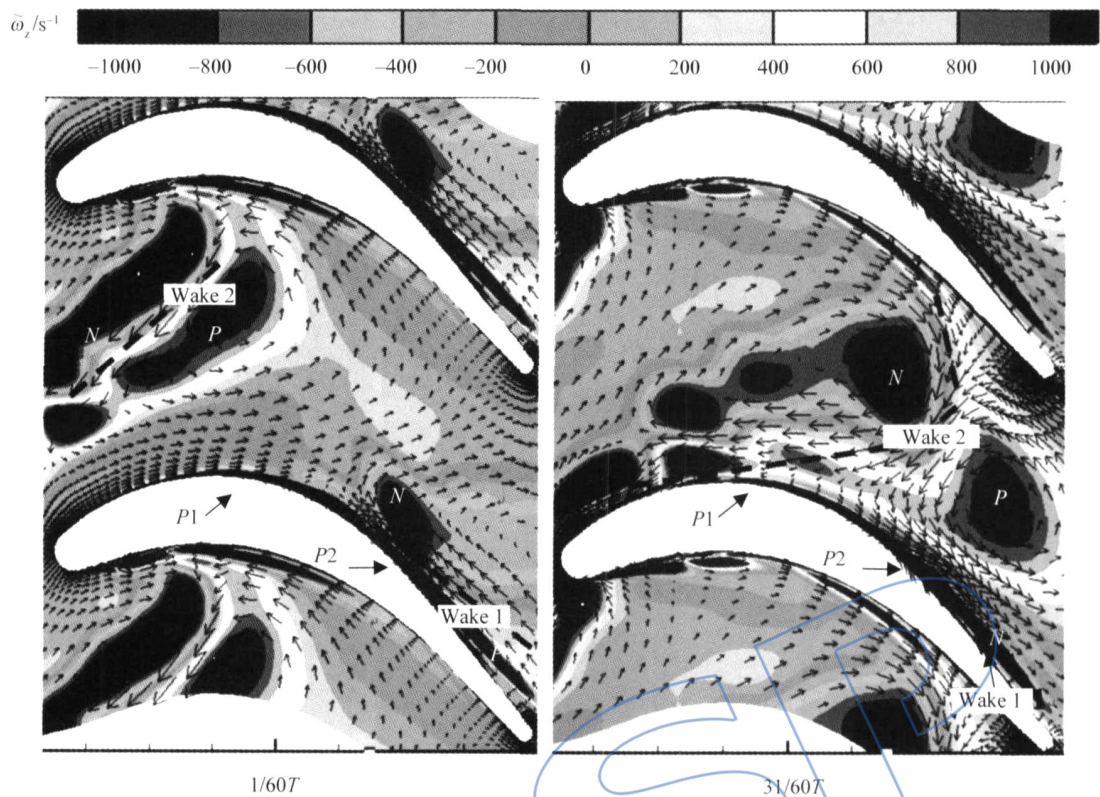


图 5 扰动速度及扰动涡量分布
Fig. 5 v' and ω' distribution at mid-span

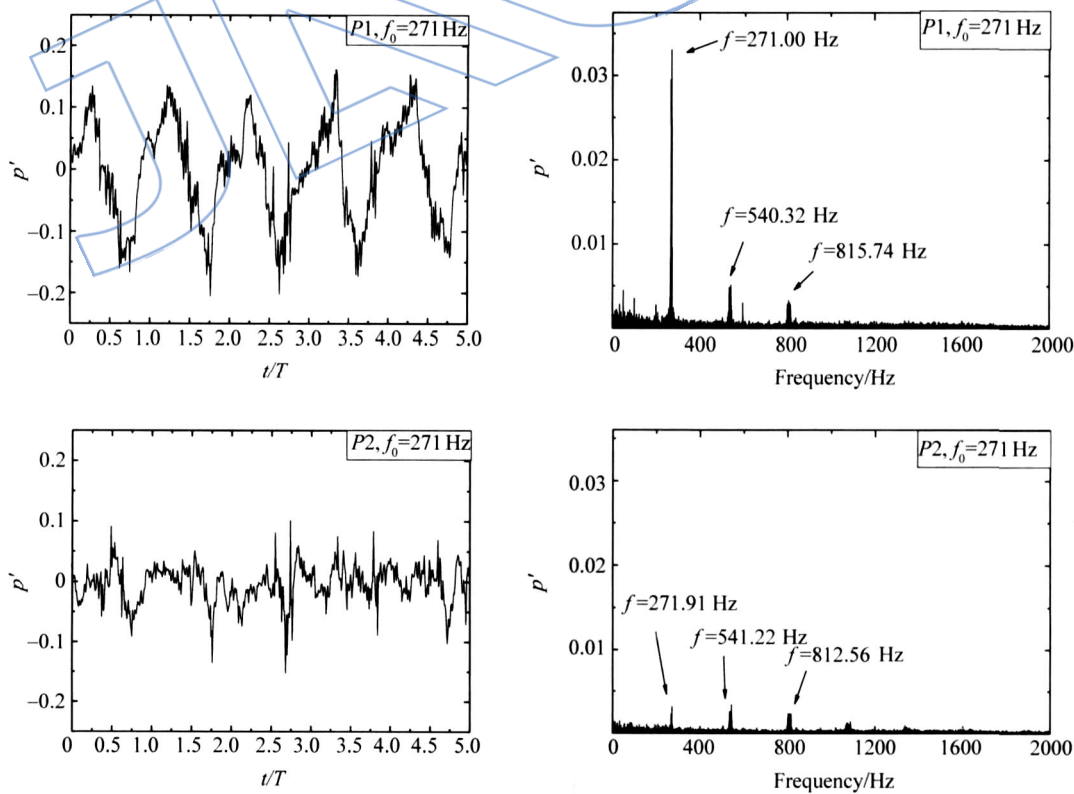


图 6 测点 $P1$ 和 $P2$ 处动态压力波动及幅频特性

Fig. 6 Fluctuations and magnitude-frequency characteristics of surface pressure at $P1$ and $P2$

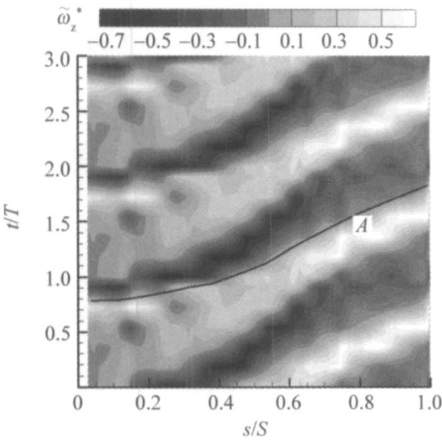


图 7 ω^* 时空分布图
Fig. 7 S-T plot of ω^*

图 8 为叶栅半叶高截面吸力面侧 C_p^* 的数值模拟结果,其中 C_p^* 的定义为

$$C_p^* = \frac{p - p_m}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

式中 p_m 为当地压力时均值, ρ_∞ 和 V_∞ 的定义同前,分别为进口密度和速度.由图 8 可以看出,尾迹在叶栅表面引起明显的正负压力脉动,这是因为逆射流的扰动使其中心线下游流体加速膨胀,上游流体减速扩压.这种尾迹诱导结构在壁面稍微落后于边界层外尾迹的传播,其压力降低的程度在叶栅后半段增强.

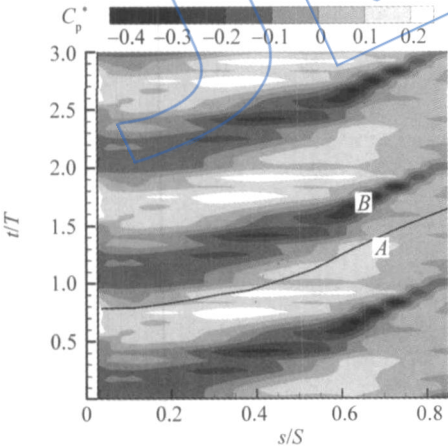


图 8 C_p^* 时空分布图
Fig. 8 S-T plot of C_p^*

图 9 为叶栅半叶高截面吸力面侧无量纲壁面剪切应力 τ_w^* 的时空分布,其定义为

$$\tau_w^* = \frac{\tau_w - \tau_{wmin}}{\tau_{wmax} - \tau_{wmin}}$$

式中 τ_{wmax} 和 τ_{wmin} 分别为当地壁面剪切应力的最大值和最小值.

为描述方便,本文引入 Cumpsty 等^[21]对不

同流动状态的定义,“Old turbulence”指由尾迹及其诱导结构引起的湍流,而“New turbulence”指在未受尾迹影响的区域流动转捩而产生的湍流.图 9 对上述状态都做了标记.可见,Old turbulence 产生于靠近叶栅前缘的位置,在向下游传播过程中其影响区域逐渐增大,与尾迹引起的正负压力脉动区域基本一致.图 9 中显示,在 Old turbulence 区域靠前的部分中,剪切应力随其向下游的传播经历了明显的变化,在 $s/S < 0.55$ 区域其值较大,而在 $s/S > 0.55$ 的区域其值较小.对比图 8 可知,剪切应力减小的区域与负压力脉动值增大的区域一致,在图中以 B 标出,这与文献[20]的结果类似. New turbulence 存在于图 9 中 c - d 线的下游,尾迹及其诱导结构并不能影响到此区域.该区域较大的壁面剪切应力将带来明显的摩擦损失.湍流之后紧跟的是寂静区.寂静区内具有接近于湍流的速度型,从而抵挡分离的能力较强,同时又具有较小的剪切应力,能够减小壁面摩擦损失.平静区之后的流动处于层流状态.

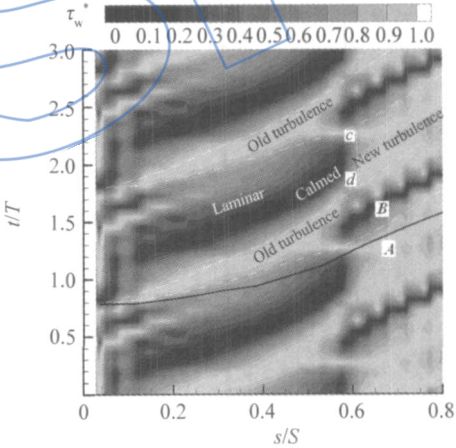
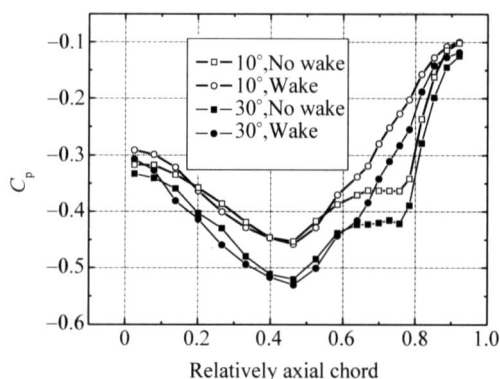


图 9 τ_w^* 时空分布图
Fig. 9 S-T plot of τ_w^*

2.3 增大负荷时尾迹对边界层分离的抑制作用

图 10 给出了襟翼置于 30° 和 10° 时叶栅吸力面无量纲压力系数的实验时均结果,与图 4 所示的无襟翼的情况相比叶栅吸力面的负荷明显增加.如图 10 所示,无尾迹时叶栅吸力面的分离泡出现位置提前,襟翼为 30° 的状态下,在 60 %轴向弦长处开始出现分离泡,并且尺寸有所增大;在尾迹作用下,叶栅吸力面分离泡均能完全消失.可见,在上游尾迹的作用下,涡轮叶栅吸力面边界层能抵抗更大的逆压梯度而不出现分离,从而达到增大负荷降低损失的目的,这对大负荷低压涡轮的气动设计有重要意义.

图10 增大负荷条件下吸力面 C_p 分布Fig. 10 C_p distribution at mid-span of high lift

3 结 论

本文采用数值模拟结合实验的方法研究了非定常尾迹与吸力面边界层的相互作用,主要结论如下:

1) 上游尾迹对涡轮叶栅吸力面边界层的分离有明显的抑制作用. 边界层在尾迹诱导下提前转捩,产生湍流和寂静区,抑制了边界层的分离,减小了叶型损失.

2) 叶栅吸力面前缘附近的脉动能量较强,且通过频率处能量占较大比重,由于尾迹诱导涡在传播过程中的破裂和耗散,在尾缘附近脉动能量减小,高阶频率脉动所占比重大. 相邻尾迹在尾缘附近的相互影响对诱导涡的破裂和耗散有一定作用.

3) 在低压涡轮设计中,将上游叶排尾迹对下游流场的非定常影响考虑在内是必要的,合理利用尾迹与边界层的相互作用对增大叶栅负荷、降低气动损失有重要意义.

参考文献:

[1] Hodson H P. Blade row interactions in low pressure turbines[M]//Blade Row Interference Effects in Axial Turbomachinery Stages. VKI Lecture Series 1998-02, Rhode Saint Genèse Belgium: Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1998.

[2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 621-656.

[3] 邹正平,叶建,刘火星,等. 低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[J]. 力学进展, 2007, 37(4): 551-562.

ZOU Zhengping, YE Jian, LIU Huoxing, et al. Research progress on low pressure turbine internal flows and related aerodynamic design[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(4): 551-562. (in Chinese)

[4] Hodson H P, Howell R J. Bladerow interaction, transition,

and high-lift aerofoils in low-pressure turbines[J]. Annu. rev. Fluid Mech, 2005, 37: 71-98.

[5] Hodson H P, Howell R J. The role of transition in high lift low pressure turbines for aero engines[J]. Progress in Aerospace Science, 2005, 41(6): 419-454.

[6] Curtis E M, Hodson H P, Banieghbal M R, et al. Development of blade profiles for low pressure turbine applications[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 531-538.

[7] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressors and turbines - Part 1 of 4: Composite picture[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 114-127.

[8] Pfeil H, Herbst R, Schröder T. Investigation of the laminar-turbulent transition of boundary layers disturbed by wakes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105: 130-137.

[9] 叶建,邹正平. 低雷诺数下周期性尾迹/层流分离泡相互作用的大涡模拟[J]. 工程热物理论, 2007, 28(2): 215-218.

YE Jian, ZOU Zhengping. Large-eddy simulation of periodic wake/laminar separation bubble interaction under low Reynolds number conditions[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(2): 215-218. (in Chinese)

[10] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 509-536.

[11] Gostelow J P, Walker G J. Similarity behavior in transitional boundary layers over a range of adverse pressure gradients and turbulence levels[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 617-624.

[12] Menter F R, Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables - Part I: Model formulation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.

[13] Langtry R B, Menter F R. A correlation-based transition model using local variables - Part II: Test cases and industrial applications[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 423-434.

[14] Abu-Ghannam B J, Shaw R. Natural transition of boundary layers - The effects of turbulence, pressure gradient, and flow history[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1980, 22: 213-228.

[15] 杨琳,邹正平,宁方飞,等. 边界层转捩的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 355-360.

YANG Lin, ZOU Zhengping, NING Fangfei, et al. Simulation of boundary layer transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 355-360. (in Chinese)

[16] Eulitz F, Engel K. Numerical investigation of wake interaction in a low pressure turbine[R]. Seattle: 33rd AIAA/ASME/SAE/ASME Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-1997-3027, 1997.

[17] Palma P D. Numerical simulation of the compressible tran-

- sitional flow in a transonic compressor[R]. Orlando, Florida: 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2003-4137, 2003.
- [18] Howell R J, Ramesh O N, Hodson H P, et al. High lift and aft-loaded profiles for low-pressure turbines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 181-188.
- [19] Wu Xiaohua, Durbin P A. Evidence of longitudinal vortices evolved from distorted wakes in a turbine passage [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001, 446: 199-228.
- [20] Wheeler A P S, Miller R J, Hodson H P. The effect of wake induced structures on compressor boundary-layers [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 705-712.
- [21] Cumpsty N A, Dong Y, Li Y S. Compressor blade boundary layers in the presence of wakes[R]. ASME 95-GT-443, 1995.

JALSP