

超高负荷低压涡轮非定常特性实验

孙爽^{1,2}, 雷志军², 卢新根², 李伟², 朱俊强²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;

2. 中国科学院 工程热物理研究所 燃气轮机实验室, 北京 100190)

摘 要: 针对某后加载超高负荷低压涡轮叶型的定常与非定常气动特性进行了实验研究. 结果表明: 由于上游尾迹的作用, 在低来流雷诺数与来流湍流度下, 尾迹诱导转捩叠加自然转捩可以抑制分离、降低叶型损失. 在一个尾迹通过周期, 由于尾迹诱导转捩的作用, 附面层分离周期性地放大、缩小. 同时在吸力面速度峰值点下游观测到了尾迹被割裂为两部分的现象, 形成了一个主尾迹与一个副尾迹. 副尾迹同样可以诱导转捩, 但强度较低, 对分离抑制效果有限.

关 键 词: 低压涡轮; 尾迹; 附面层; 分离; 转捩

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiment of an ultra-high-lift low pressure turbine performance at unsteady state

SUN Shuang^{1,2}, LEI Zhi-jun², LU Xin-gen²,

LI Wei², ZHU Jun-qiang²

(1. Department of Aviation Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The performance of an ultra-high-lift after loaded low pressure turbine (LPT) at steady and unsteady state has been investigated experimentally in the present paper. The experiment result show that both of the separation bubble and profile loss have been decreased by the wakes induced transition combined with the separation transition at low inlet Reynolds number and low inlet free stream turbulence intensity under the effect of upstream wakes. In one wake passing periodicity, the boundary layer separation is expanded and shrunken periodically due to the upstream wakes. It has also been seen that the wake is cut into 2 parts—a primary wake and a secondary wake, downstream the blade maximum camber. Even though the secondary wake can induce the transition, the suppression effect of separation is low due to the low wake intensity.

Key words: low pressure turbine; wakes; boundary layer; separation; transition

大涵道比涡扇发动机具有耗油率低、污染小、推力大等优势, 已成为当今民用飞机的首选动力, 对于该类型发动机, 其主要推力来自于风扇部件,

该部件由低压涡轮驱动, 这就造成了低压涡轮级数较多, 质量较大^[1], 据统计, 低压涡轮质量一般占整台发动机质量的 20%~30%^[2], 发动机质量

收稿日期: 2014-12-19

基金项目: 国家自然科学基金(51206163, 51306176); 国家国际科技合作专项对 R 项目(2013DFR61080); 中国民航大学科研启动资金(2014QD22X, 2014QD21X)

作者简介: 孙爽(1983—), 男, 天津人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机气动热力学研究.

如减轻 17%, 民用飞机的直接运行成本将下降 1%^[3]. 使用高负荷叶片设计可以减小低压涡轮叶片数量, 这是当前广泛使用的一种减小质量方式. 据统计, 涡扇发动机低压涡轮叶片数量处于 1000~3000 片这一量级, 使用高负荷叶片设计后, 叶片数量将减少 1/3 甚至更多, 因此该叶型设计还可降低发动机的制造、维护成本. 但随着低压涡轮叶片数量的减少, 叶片载荷大幅上升, 叶片吸力面中后部逆压力梯度将不断增加, 因此吸力面附面层易于分离; 同时在高空巡航状态, 环境空气密度较低, 涡轮部件始终处于低雷诺数状态, 这进一步加剧了吸力面附面层分离, 增加了叶型损失, 影响了涡轮效率.

转静叶排之间的相对运动决定了涡轮内部流动呈现固有的非定常性, 利用上游叶片脱落的尾迹控制叶型损失、提高单级负荷的设计方法已经被成功应用于低压涡轮叶片设计中. Hourmouzis^[4]通过提高级负荷, 有意使吸力面出现分离, 并使用上游尾迹消除该分离, 而达到利用尾迹在提高负荷的前提下而不造成效率下降的目的. Brunner 等人^[5]通过详细的实验研究发现在周期性非定常来流作用下, 低雷诺数工况时涡轮叶栅叶型损失降低 34%. Rolls-Royce 公司的 Schiffer^[6]应用该设计理念成功地将某民用发动机低压涡轮质量减轻了 38%. 尾迹扫掠影响低压涡轮叶片附面层发展的物理机制是这些设计成功的基石^[7-9]. 尾迹抑制分离的物理机理是对附面层施加一个扰动, 促进附面层的 Kelvin-Helmholtz (K-H) 不稳定性放大, 形成旁路转捩, 从而抑制分离. 但其前提条件是扰动施加点处的动量厚度足够大, Hodson 等人^[3,10-12]建议将该点放置在分离点附近, 在叶型设计时将分离点处的动量厚度雷诺数 (Re_θ) 控制在 250 左右, 以保证尾迹诱导转捩在分离位置附近发生. 这样既减小了分离, 又不过早地诱发转捩, 扩大湍流在叶片的覆盖面积而造成额外的损失. 国内学者也对上游尾迹对下游叶片的附面层影响进行了相关研究^[13].

以上研究内容多是针对 Zweife 系数为 1.0~1.2 的高负荷低压涡轮叶型^[13]. 但对于 Zweife 系数大于等于 1.2 的超高负荷低压涡轮叶型, 其叶型逆压力梯度的增加使得分离加剧, 加之上游尾迹的扫掠, 造成附面层流动更为复杂. 另外, 热线探针可以获取附面层(壁面以外)近壁流场的全部信息, 但其测试过程却存在着探针损毁的技术实施难点. 鉴于此, 本文采用自行设计的超高负荷低压涡轮叶型

和尾迹发生装置并使用热线测试手段, 探索尾迹在通道中输运过程及其与附面层的相互作用机理.

1 实验设置

1.1 实验设备

本实验研究的 IET-LPTA 是一种超高负荷低压涡轮叶型, 其 Zweife 系数为 1.4, 叶型由中国科学院工程热物理研究所进行设计, 叶型参数列于表 1.

表 1 IET-LPTA 叶栅参数
Table 1 Cascade detail IET-LPTA

参数	数值	参数	数值
弦长/mm	84.5	几何进气角/(°)	35
轴向弦长/mm	76.2	几何出气角/(°)	60
栅距/mm	84.2	安装角/(°)	26
叶高/mm	207	叶片数	7

本实验研究的雷诺数 (Re) 范围为 35 000~140 000, 该雷诺数基于叶栅进口气流速度与叶片轴向弦长 (x), 实验过程中, 雷诺数通过进口来流速度进行调节. 研究来流湍流度 (α) 为 2.2%, 上游尾迹的折合频率 (σ) 为 0.28. 图 1 为上游尾迹生成机构, 该机构由电动机驱动辐条圆盘转动, 形成与叶栅平行的旋转面. 本研究所使用的尾迹生成机构辐条距离叶栅额线为 $0.6 x$, 辐条直径为 2.34 mm, 尾迹的 σ 通过辐条转速进行调节.

1.2 测试方法

实验的测试分为两部分: ①叶栅时均气动特



图 1 尾迹生成机构

Fig. 1 Wakes generator

性测试;②附面层与尾迹的非定常特性测试.叶栅时均气动特性使用两个自制的三孔探针对进、出口截面进行测试.两探针同时使用是为了减小测试误差,两探针在速度与角度两方面的不确定度分别为 $\pm 0.3 \text{ m/s}$ 与 $\pm 0.2^\circ$.附面层与尾迹的非定常特性测试使用Dantec公司的55P15型附面层探针.探针长度为 1.25 mm ,热丝直径为 $5 \mu\text{m}$,热线探针采样频率为 20 kHz ,每点采样为 4 s .流向方向探测区域为 $47\% S_0 \sim 94\% S_0$ (S_0 为吸力面弧长),共测试20个点;沿壁面法向测试 $14\% h$ (h 为叶栅栅距,共测试30个点.

1.3 数据处理方法

锁相平均用于消除周期性变量在一个周期内的随机波动对测量结果的影响,对不同周期内的相同相位时刻的该变量进行算数平均,其定义如下:

$$\bar{(\quad)} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\quad) \quad (1)$$

式中 x 为任意周期性变量, N 为总周期个数,为一个周期内的某固定时间点.方均根(R_{ms})表示某变量围绕考察范围内的平均值的波动量,它的定义如下:

$$R_{\text{ms}}(\quad) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\quad(i) - \bar{(\quad)}]^2} \quad (2)$$

2 实验结果分析

2.1 时均气动性能

前人研究表明上游尾迹扫掠降低叶栅流动损失的3种方式为:第一,尾迹的高湍流特性促进附面层提前转捩,使得非定常流动转捩点提前,抑制分离泡尺寸;第二,尾迹诱导转捩,湍流区过后的抑制区内分离泡无法生长,使得分离损失进一步减小;第三,抑制区挤占了分离泡可能出现的时间与空间,使得尾迹间接接近定常流动状态区域的分离减小^[14].

为分析尾迹扫掠对叶栅气动性能的影响,图2给出了 $T_u=2.2\%$, $f_r=0.28$, $Re=70\,000$ 工况中定常与非定常状态下叶片吸力面载荷,其中压力系数定义如下:

$$C_p = \frac{p_{t,\text{in}} - p_s}{0.5 \rho U_{\text{ref}}^2} \quad (3)$$

其中 $p_{t,\text{in}}$ 为叶栅进口总压; p_s 为静压; U_{ref} 为参考速度,这里取为进口速度.图中流向位置 s 使用吸力面弧长 S_0 量纲归一化(s/S_0).在上游尾迹的作

用下,图中吸力面分离泡长度由定常状态下的 $19\% S_0$ 缩减至 $15\% S_0$,分离点向下游移动 $0.5\% S_0$,而再附点大幅前移.分离泡起始、终止位置通过壁面静压孔及热线探针对附面层的时均测量结果相结合得出.根据Houtermans等人^[15]对长、短分离泡的判断准则,图2中定常状态下的分离泡应当属于一种长分离泡,而在尾迹扫掠下,压力恢复点的压力系数小于上游“平台区”的压力系数,由此判断非定常状态下的分离泡转化为了短分离泡.另一方面,由于尾迹的作用使得吸力面的分离减小,因此吸力面压力梯度也发生了相应地变化,速度峰值大幅提高,叶片做功能力也相应提高.由此可见对于分离较大的工况,尾迹扫掠可提升了叶栅气动性能.

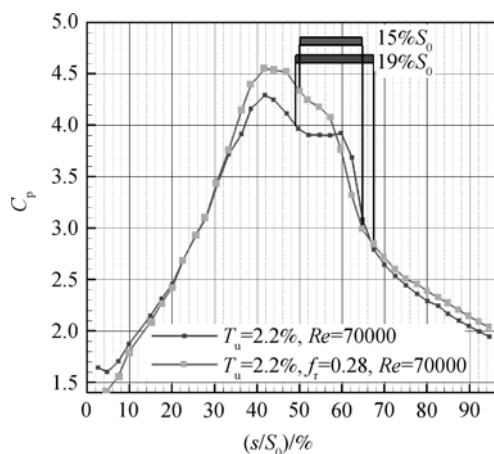


图2 非定常与定常状态下吸力面压力系数
Fig. 2 Suction surface pressure coefficient at the steady and unsteady states

图3是定常状态下吸力面速度型与间歇因子 Γ ,该速度使用进口速度进行量纲归一化,速度型的流向位置也在图中标出(图中横坐标 u 为当地速度).基于该流向位置图中还使用1,2,3分别标出了分离起始点、转捩起始点及分离再附点的流向示意位置.图中的间歇因子使用文献^[16]的方法计算,间歇因子图中同样标注了流向位置及3个附面层特征位置.

在图3(a)中附面层在 $47\% S_0$ 处处于层流状态,在 $51\% S_0$ 处出现了明显的分离,分离点处于 $47\% S_0 \sim 51\% S_0$ 之间.在 $55\% S_0$ 处分离厚度扩大,在 $60\% S_0$ 增大,再结合图3中定常状态下 $60\% S_0$ 处出现的载荷曲线“平台区”的端点,即压力恢复点,判断该位置可能出现了间歇性的转捩,壁面湍流造成分离的减弱.在图3(b)中附面层的间歇因子在 $47\% S_0 \sim 55\% S_0$ 范围内均为0,在

60% S_0 处贴近壁面的间歇因子增长至 0.3, 说明附面层出现了间歇性的湍流, 这一现象与图 3(a) 中预测的转捩起始点 2 一致. 继续向下游发展, 间歇因子逐渐提高, 在 70% S_0 处, 间歇因子升高至 1, 说明附面层流动进入全湍流状态, 分离泡完全消失, 附面层再附, 再附点 3 处于 70% S_0 或者更靠近上游的位置. 对比图 2 与图 3 中的定常载荷曲线, 发现结合壁面速度型、间歇因子对分离起始点、转捩起始点及分离再附点的预测与壁面载荷是一致的.

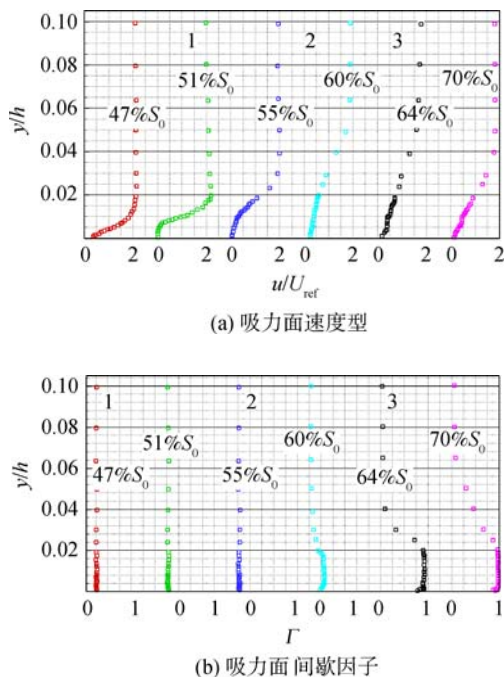


图3 定常状态下吸力面速度型与间歇因子
($T_u=2.2\%$, $Re=70000$)

Fig. 3 Suction surface time mean velocity profile and intermittency factor at steady state
($T_u=2.2\%$, $Re=70000$)

图 4 是非定常状态下吸力面时均速度型与间歇因子, 该时间平均去除了周期内的尾迹通过期的速度信号, 即去除了尾迹本身对附面层流场的干扰, 以便于更准确地分析尾迹对附面层的影响, 图中横、纵坐标及标注的意义与图 3 相同. 在图 4(a) 中附面层在 47% S_0 处于层流状态, 在 51% S_0 出现了分离, 分离起始点与定常状态相似, 处于 47% $S_0 \sim 51\%$ S_0 之间. 在 55% S_0 近壁速度开始迅速增长, 这是附面层发生转捩并出现再附的征兆^[17]. 对比图 3(a) 定常状态, 非定常状态下分离起始点的位置未发生变化, 转捩起始点与分离再附点的位置均向上游移动. 这是可能由于在定常

来流分离泡中部出现自然转捩的基础上, 在更靠近上游的位置出现了尾迹诱导转捩造成的, 两种类型转捩的累加效果造成分离泡尺度减小, 再附点提前.

在图 4(b) 中附面层的间歇因子在 47% $S_0 \sim 51\%$ S_0 范围内均为 0, 在 55% S_0 处贴近壁面的间歇因子增长至 0.35, 该位置出现的湍流可能是由于尾迹诱导转捩造成的. 在 60% S_0 , 间歇因子迅速提高至 0.8, 这可能是尾迹诱导转捩与自然转捩累加效果造成的, 在 64% S_0 继续升高, 在 70% S_0 , 间歇因子达到 1.0, 附面层进入全湍流状态. 对比图 4 与图 2 中的非定常载荷曲线, 两者对分离起始点、转捩起始点及分离再附点的预测是一致的.

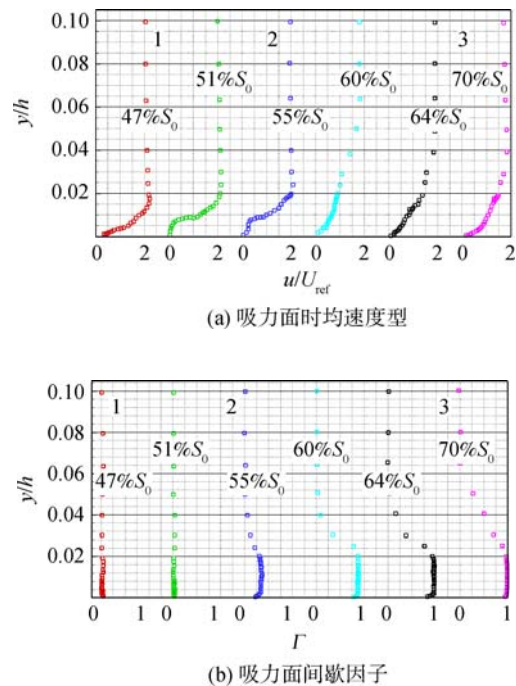


图4 非定常状态下吸力面时均速度型与间歇因子
($T_u=2.2\%$, $Re=70000$, $f_r=0.28$)

Fig. 4 Suction surface time mean velocity profile and intermittency factor at unsteady state
($T_u=2.2\%$, $Re=70000$, $f_r=0.28$)

图 5 给出了 $T_u=2.2\%$, 不同 Re 下, 定常与非定常状态下 ($f_r=0.28$) 一个栅距通道内的时均叶片质量平均落后角及叶型损失系数. 定常工况下 $T_u=2.2\%$, $Re=50000$ 叶片吸力面出现开式分离, 即分离泡非再附的情况, 因此叶型损失系数及落后角都较大, 随着 Re 上升落后角与叶型损失系数均大幅下降.

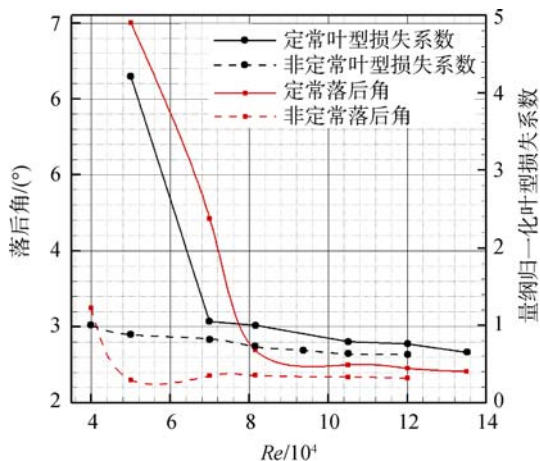


图5 非定常与定常状态下时均叶片质量平均落后角与叶型损失系数 ($T_u=2.2\%$)

Fig. 5 Mass flow averaged time mean deviation angle and profile loss at steady and unsteady states ($T_u=2.2\%$)

2.2 尾迹与附面层非定常特性

在尾迹作用下, 涡轮叶型气动性能相比定常工况有了明显地提升, 因此了解其产生正面效果的作用机理有助于在涡轮设计过程中更好地对上游尾迹加以利用, 本节将分析上游尾迹在叶栅通道内的输运发展过程。

图6是Stieger等人^[11-12]使用LDA(laser

doppler anemometry)观测到的两个相邻时间点尾迹的运动过程, 使用的叶型是T106C, 该叶型是一套后加载超高超负荷(Zweife为1.2)涡轮叶型. 图中TKE为叶栅通道内的湍动能(单位: m^2/s^2), 在图6(a)中尾迹被输运至吸力面, 中心湍动能增加, 但尾迹中心并未与附面层相互作用而此时X区域的尾迹尾部已与附面层接触, 尾迹中心直到图6(b)阶段时才在Y区域与附面层相互作用, 这种尾迹尾部先于尾迹中心碰触附面层的现象通常发生在中、后加载的叶型, 它将提前诱发转捩, 扩大湍流湿面积. 本文使用的IET-LP-TA属于后加载叶型, 其尾迹在流道中的形态与T106C相似, 但由于加载位置更靠下游, 因此尾迹的运动规律会略有不同, 在下文将会详细评述。

图7与图8给出了 $Re=70\,000$, $T_u=2.2\%$, $r_r=0.28$ 工况下一个尾迹扫掠周期内锁相平均

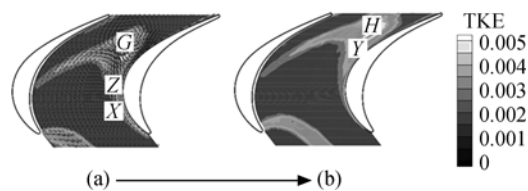


图6 尾迹运动过程^[11]

Fig. 6 Wakes movement process^[11]

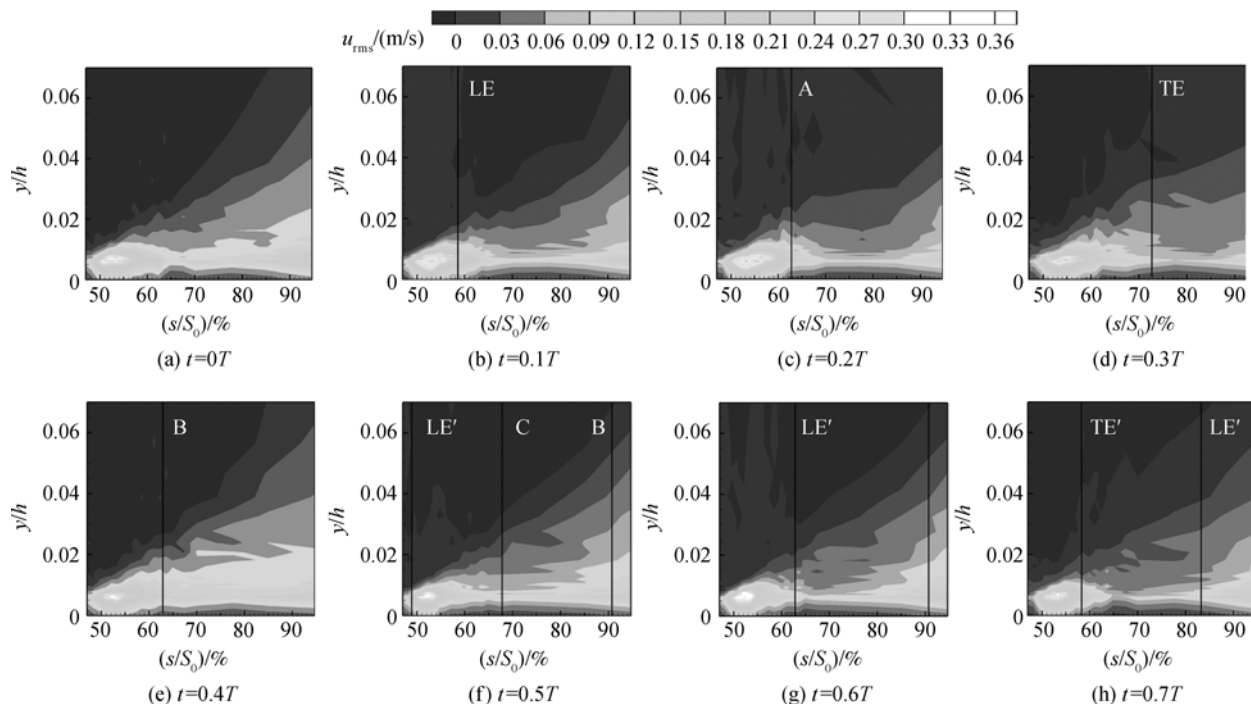


图7 一个尾迹扫掠周期内锁相平均速度扰动云图 ($Re=70\,000$, $T_u=2.2\%$, $f_r=0.28$)

Fig. 7 Ensemble-averaged velocity root mean square of unsteady boundary layer in 1 wake passing cycle ($Re=70\,000$, $T_u=2.2\%$, $f_r=0.28$)

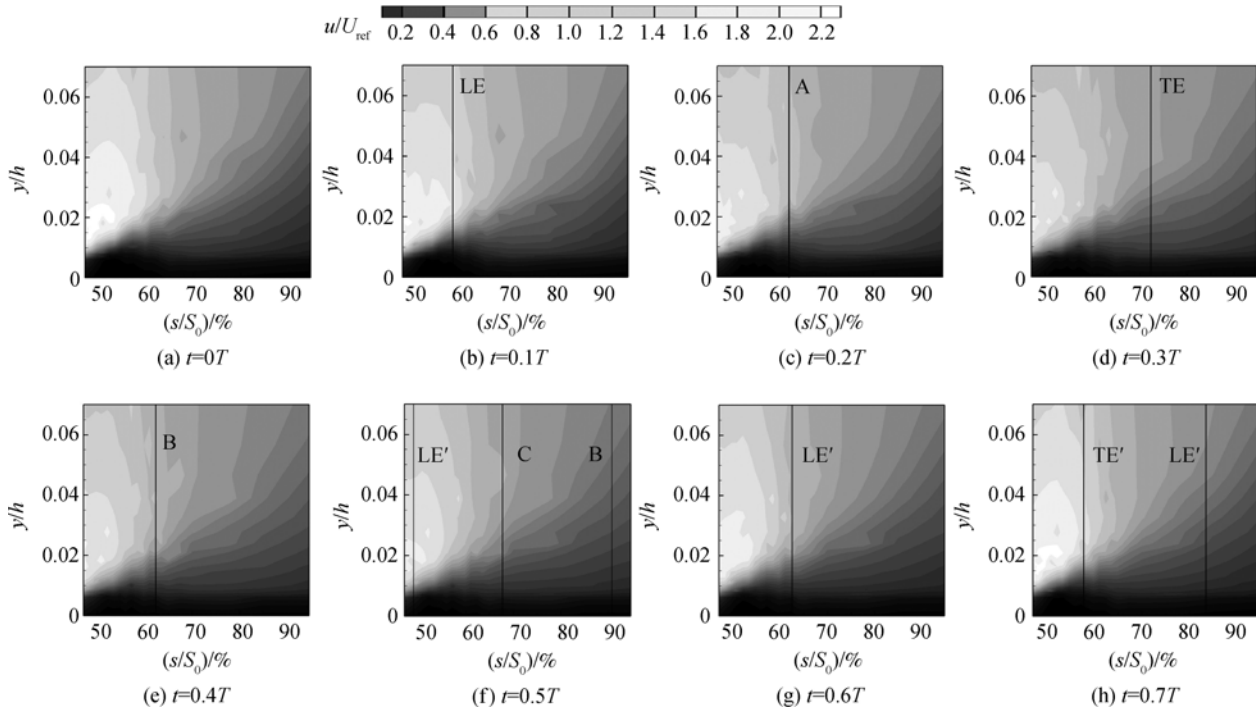


图8 一个尾迹扫掠周期内锁相平均速度云图($\gamma = 70000$, $u = 2.2\%$, $r = 0.28$)

Fig. 8 Ensemble-averaged velocity of unsteady boundary layer in 1 wake passing cycle

($\gamma = 70000$, $u = 2.2\%$, $r = 0.28$)

速度扰动云图及锁相平均速度云图(图中 u_{rms} 为速度的方均根). 图中共选择了 120 组(每组 3 个周期)尾迹信号进行锁相平均, 图中还标出了尾迹前缘 LE, 尾迹中心 A, 尾迹尾缘(或者尾迹诱导转捩前缘) TE, 尾迹诱导转捩尾缘(或者抑制区前缘) B, 抑制区尾缘 C, 尾迹尾部前缘 LE', 尾迹尾部尾缘 TE'. 其中尾迹前缘与尾缘通过速度扰动云图(图 7)的高扰动区的出现与结束进行判断, 尾迹中心为前、尾缘的几何中心位置. 抑制区尾缘的运动速度为 $0.3U_{out}^{[14]}$ (其中 U_{out} 为出口速度), 其位置根据该速度确定. 尾迹尾部前、尾缘的位置根据速度扰动云图(图 7)的局部高扰动区的出现与结束进行判断. 吸力面表面的分离情况可通过图 8 中的附面层低速区来判断.

结合图 7 与图 8, 在 $t=0T$ 时刻, 观测区域处于两尾迹之间, 附面层流动与定常状态相似, 分离泡处于自由生长期, 体积较大. 在 $t=0.1T$ (T 为一个尾迹扫掠周期) 时刻, 尾迹前缘运动至 $58.5\% S_0$, 也就是分离泡的中部, 分离泡上部的高速区加大. 此时尾迹对于分离没有抑制作用, 分离泡体积处于整个周期内的最大状态. 高速区的变化源于变化的分离泡造成的附面层附近流道内的压力梯度的变化. 同时, 分离泡上部的速度扰动也在该时刻达到最大, 即分离流转捩强度达到最高,

这是由于分离泡体积的增长带来的强不稳定性造成的.

在 $t=0.2T$ 时刻, 尾迹中心到达分离泡尾缘, 此时尾迹负射流与分离泡充分接触, 并将在尾迹前缘至尾迹中心间诱导卷起涡. 同时, 尾迹中心的正压力又抑制了分离泡内的不稳定性, 因此分离泡体积未发生太大变化. 在 $t=0.3T$ 时刻, 尾迹继续向下游运动, 尾迹尾缘到达 $73\% S_0$, 附面层分离区完全处在 TE~B 之间的尾迹诱导转捩区内, 在尾迹诱导转捩的作用下, 分离泡开始减小, 分离泡上部的速度脉动减弱, 即分离流转捩减弱, 分离泡上部的高速区明显减小. 在 $t=0.4T$ 时刻, 抑制区前缘运动至 $63\% S_0$ 处, 此时分离泡处在 B~C 之间的抑制区内, 分离泡体积进一步缩小, 并达到整个尾迹周期内的最低水平, 分离泡上部的速度扰动及高速区继续缩小. 在 $t=0.5T$ 时刻, 在观测区 $59\% S_0$ 的位置出现了第二次高速度扰动, 在图中用 LE' 标识了它的位置, 这一高速度扰动区在 $t=0.6T$ 时刻依旧存在并一直持续至 $t=0.7T$ 时刻, 扰动区的尾缘用 TE' 标识. 这种现象在公开文献中鲜有报道, 这可能是由于尾迹发展至图 6(a) 阶段, 在尾迹中心与尾迹尾部的 Z 区域出现了断裂现象, 即尾迹中心与尾迹尾部分别形成了独立的气流团, 这可能是由于 IET-LPTA

吸力面的大曲率后加载的几何外形造成的,下文将尾迹尾部简称为副尾迹。

在 $t=0.5T$ 时刻,被切断的副尾迹前缘来到了分离点,由于该高速气流团的作用,分离泡上部的高速区扩大。同时,B~C之间的抑制区运动至分离泡下游,分离泡开始长大。在 $t=0.6T$ 时刻,副尾迹前缘到达 $63\% S_0$,副尾迹的湍流度促使分离泡上方的高速区增大并使速度扰动区扰动增强。虽然副尾迹在尺度上小于尾迹中心,但其通过前后对附面层的影响效果与尾迹中心是相似的。在 $t=0.7T$ 时刻,副尾迹尾缘达到分离泡中部,在副尾迹的作用下诱导了附面层再次转捩,使得分离泡略微缩小。由于副尾迹的尺度与强度均较小,因此在 $t=0.7T$ 至下次尾迹中心到来的这一时间段并未出现明显的抑制区,在整个流场发展至下一周期 $\varphi=0$ 状态这一时间段内,流场接近于准稳态,只有分离泡不断的恢复,在整个尾迹通过周期内,分离泡只是周期性的长大或缩小,但从未完全消失。

图9是不同流向位置在3个尾迹扫掠周期内的锁相平均速度扰动。图中时间横坐标使用一个尾迹扫掠周期进行量纲归一化。图中标出了尾迹中心P、副尾迹P'、附面层边界曲线。图中各个流向位置均可观察到尾迹中心及副尾迹,且两者在

$13\% S_0$ 内没有出现任何黏连,说明尾迹在图6的Z区域确实已经完全割裂。而在图6中(T106C后加载叶型),尾迹与附面层相互作用的过程中并未出现割裂现象,认为两种叶型的吸力面曲率及加载位置的不同造成了尾迹的差异化表现。

图9中,在 $48.2\% S_0$ 处附面层内的高速扰动是由尾迹中心造成的,高速扰动区由低速扰动区相连。在 $50.7\% S_0$ 处,尾迹到达分离点,尾迹中心与分离泡相互作用,附面层内速度扰动上升。在 $54.6\% S_0$ 处尾迹与分离泡充分接触,形成卷起涡,并开始诱导转捩,弱扰动区基本消失。在 $58.4\% S_0$ 处,高速扰动区缩小,这是由于尾迹与分离泡相互作用,形成了卷起涡,卷起涡加强了附面层与主流的能量交换,使得 $58.4\% S_0$ 处聚集在附面层内的扰动能量扩散至距壁面更远的主流区。从 63.5% 转捩结束至 94.7% ,速度扰动区随附面层的加厚而变厚,尾迹中心造成的速度扰动的强度减小。同时,在尾迹中心至副尾迹之前,附面层厚度总是处于较低的水平,这是由于尾迹过后的抑制区减小了附面层的分离造成的。随着流场向下游发展,尾迹高速扰动区的范围逐渐扩大,但尾迹中心的速度扰动却在逐渐下降,这是由于尾迹中心与附面层对流掺混随着流向越来越充分所形成的。

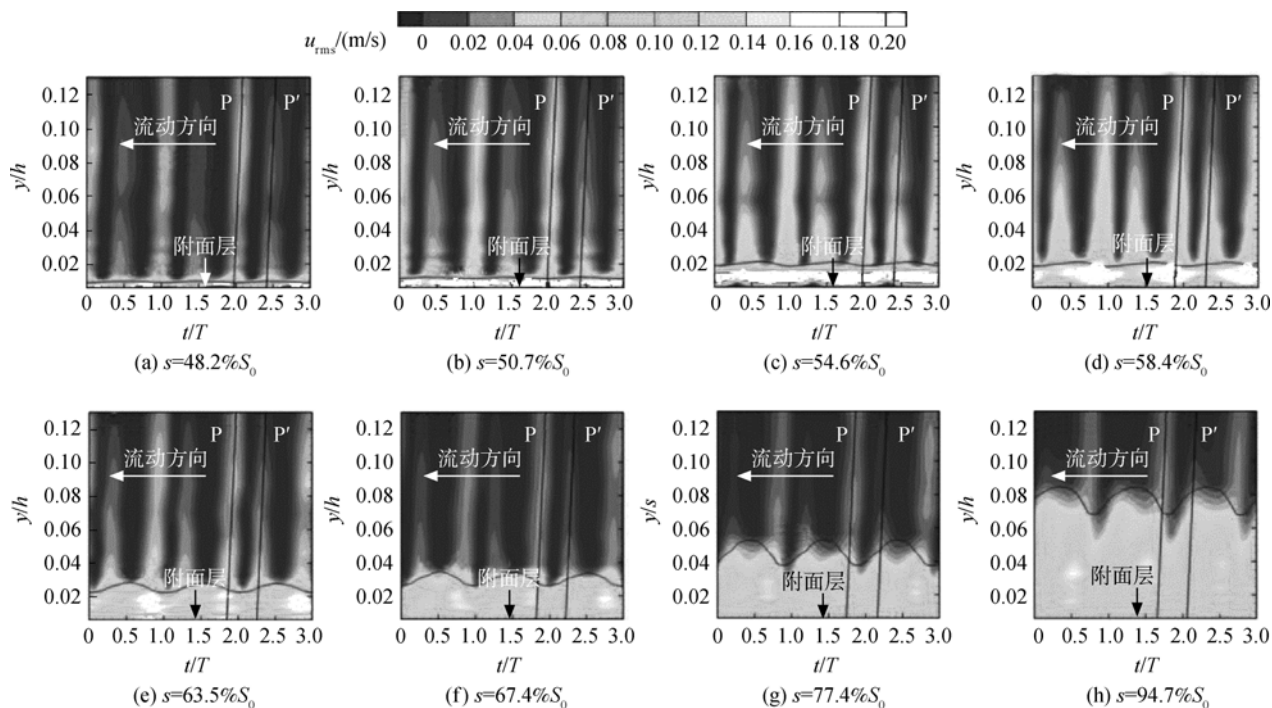


图9 3个尾迹扫掠周期内不同流向位置处锁相平均速度扰动云图($Re=70000$, $T_u=2.2\%$, $f_r=0.28$)

Fig. 9 Ensemble-averaged velocity root mean square of unsteady boundary layer in 3 wakes passing cycles ($Re=70000$, $T_u=2.2\%$, $f_r=0.28$)

3 结 论

本实验研究了 IET-LPTA 超高负荷低压涡轮叶型定常与非定常工作状态下的气动性能. 在实验研究的 Re 范围内 ($Re < 140\,000$), 尾迹可以诱导附面层转捩, 该转捩位置处于自然转捩上游, 而在尾迹之间出现的自然转捩依然发生, 两种类型转捩的叠加效果抑制了分离、降低了叶型损失.

观察 $Re = 70\,000$, $T_u = 2.2\%$, $f_r = 0.28$ 工况下吸力面附面层的流动区域发现: 在一个尾迹扫掠周期, 附面层分离周期性地长大、缩小, 造成了通道内附面层附近流道内的压力梯度的变化, 从而影响了分离泡上部靠近主流的高速区周期性变化. 另外, 由于叶片吸力面大曲率与后加载的几何特性, 尾迹在叶片速度峰值点下游被割裂成两部分. 被割裂的副尾迹同样具有诱导附面层转捩的功能, 但其尺度与强度均小于主尾迹.

参考文献:

- [1] Howell R J. Wake separation bubble interactions in low reynolds number turbomachinery [D]. Cambridge: Cambridge University, 1999.
- [2] Vázquez R, Cadrecha D, Torre D. High stage loading low pressure turbines; a new proposal for an efficiency chart [R]. ASME Paper 2003-GT-38374, 2003.
- [3] Hodson H P, Howell R J. The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aero engines [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(2005): 419-514.
- [4] Hourmouziadis J. Aerodynamic design of low pressure turbines [R]. AGARD Lecture Series 167, 1989.
- [5] Brunner S, Fottner L, Schiffer H P. Comparison of two highly loaded low pressure turbine cascades under the influence of wake-induced transition [R]. ASME Paper GT-2000-268, 2000.
- [6] Schiffer H F. The application of ultra high lift blade in the BR715 LP turbine [J]. Journal of Turbomach, 2002, 124(1): 45-51.
- [7] Cumpsty N, Dong Y. Compressor blade boundary layers in the presence of wakes [R]. ASME Paper 95-GT-443, 1995.
- [8] Halstead D E, Wisler D C. Boundary layer development in axial compressor and turbines; Part 1 of 4-composite picture [J]. Journal of Turbomach, 1997, 119(2): 114-127.
- [9] Halstead D E, Wisler D C. Boundary layer development in axial compressor and turbines; Part 3 of 4-LP turbines [J]. Journal of Turbomach, 1997, 119(2): 225-237.
- [10] ZHANG Xuefeng, Vera M. Separation and transition control on an aft-loaded ultra-high-lift LP turbine blade at low reynolds numbers; low-speed investigation [J]. Journal of Turbomach, 2005, 128(3): 517-527.
- [11] Stieger R D. The effects of wakes on separating boundary layers in low pressure turbines [D]. Cambridge: Cambridge University, 2002.
- [12] Stieger R, Hodson H P. The transition mechanism of highly loaded LP turbine blades [R]. ASME Paper GT-2003-38304, 2003.
- [13] 葛蕾, 潘尚能, 李维, 等. $1+1/2$ 对转涡轮非定常流动数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1826-1835.
- [14] QI Lei, PAN Shangneng, LI Wei, et al. Numerical simulation of unsteady flow in a vaneless counter-rotating turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1826-1835. (in Chinese)
- [15] ZHANG Xuefeng. Separation and transition control on ultra-high-lift low pressure turbine blades in unsteady flow [D]. Cambridge: Cambridge University, 2005.
- [16] Houtermans R, Coton T. Aerodynamic performance of a very high lift LP turbine blade with emphasis on separation prediction [J]. Journal of Turbomach, 2004, 126(3): 406-413.
- [17] Gostelow J P. Response of a laminar separation bubble to an impinging wake [R]. ASME Paper GT2003-38972, 2003.
- [18] Volino R J. Separated flow transition under simulated low pressure turbine airfoil conditions; Part 1 mean flow and turbulence statistics [J]. Journal of Turbomach, 2002, 124(4): 645-55.