

文章编号:1000-8055(2012)01-0176-07

尾迹扫掠下超高负荷低压涡轮叶片附面层特性

李 伟^{1,2}, 张 波^{1,2}, 周 敏³, 卢新根¹, 朱俊强¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100190;

3. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 利用表面热膜测量上游尾迹周期性扫掠下某超高负荷低压涡轮叶片吸力面附面层的非定常流动特性. 通过热膜测得的准壁面剪切力及其统计参数云图分析了尾迹与附面层的相互作用对分离、转捩及再附过程的影响. 实验结果表明: 对于低雷诺数 Re 超高负荷产生较大分离泡的情形, 尾迹扫掠对涡轮叶片附面层的发展具有显著影响, 能够有效地抑制附面层的流动分离.

关 键 词: 尾迹扫掠; 超高负荷; 低压涡轮; 转捩; 表面热膜

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Boundary layer behaviors on an ultra-high-lift low-pressure turbine profile under unsteady wakes

LI Wei^{1,2}, ZHANG Bo^{1,2}, ZHOU Min³,LU Xin-gen¹, ZHU Jun-qiang¹

(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Beijing Aviation Engineering Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: An experimental investigation on unsteady boundary layer behaviors of the suction surface of an ultra-high-lift low pressure turbine profile under periodically unsteady wakes was conducted with the help of surface-mounted hot film, and the influence of the wake-boundary layer interaction on the boundary layer separation, transition and reattachment was analyzed in detail with space-time(S-T) diagrams of quasi-wall shear stress and statistical parameters. The experimental results show that the wake has a significant influence on the boundary layer of turbine profile and the separation has been remarkably suppressed despite the larger separation bubble on the suction surface of ultra-high-lift profile at low Reynolds number.

Key words: unsteady wake; ultra-high-lift; low-pressure turbine; transition; surface-mounted hot-film

涡轮的效率对涡扇发动机的性能有着重要的影响, 尤其是低压涡轮, 其质量和成本分别占整台

发动机的 15% 和 20% 左右^[1]. 因此, 减少涡轮叶片数甚至涡轮级数已经成为了提高涡扇发动机推

收稿日期: 2011-03-09; 修订日期: 2011-07-14

基金项目: 国际科技合作项目(2010DFB70620); 国家自然科学基金(51176187)

作者简介: 李伟(1984—), 男, 河北石家庄人, 博士生, 主要从事叶轮机械内部流动控制研究.

质比的有效途径。然而,对高推质比的追求使得低压涡轮叶片的负荷越来越高,尤其在高空巡航状态下低压涡轮又面临低雷诺数 Re 的气动环境,高负荷涡轮叶片表面附面层增厚并极易分离,而附面层一旦分离,则可能造成大的气动损失,降低做功能力,导致涡轮的效率急剧下降。为了抑制附面层的流动分离,国内外学者开展诸多流动控制技术:主动控制如抽气和等离子体激励等,被动控制如开槽等。但这些传统的主、被动控制手段由于增加了发动机的质量和结构复杂性难于在工程上推广应用^[2]。而利用上游叶片排尾迹与下游叶片表面附面层相互作用的非定常效应来抑制叶片附面层分离的方法^[1]能够有效提高涡轮叶片的负荷,并且不会增加发动机的复杂性,易于工程实现,引起了国内外学者的普遍关注。Mahallati^[3-4]等人使用表面热膜测量了定常来流和尾迹扫掠下 PACKB 叶型附面层的分离转捩特性。ZHANG^[5]等人利用热线研究了上游尾迹与 T106C 叶型附面层分离泡的相互作用。数值模拟方面,Darius、张伟昊、叶剑等人^[6-8]分别采用 $k-k_L-\omega$ 转捩模型、Abu-Ghannam & Shaw (AGS) 转捩模型以及大涡模拟的方法研究了尾迹与涡轮叶栅附面层的相互作用,得到了较好的结果。

以上研究内容都是针对 Zweifel 数 (Z_w) 为 1.0~1.2 的高负荷低压涡轮叶型。随着航空发动机高推质比的不断发展,国外研究者已经开始进行 Z_w 高达 1.4 的超高负荷低压涡轮叶型研究^[9]。对于该类超高负荷低压涡轮叶片,其叶片吸力面会出现更大的局部逆压梯度和分离泡,加上上游尾迹的扫掠,使得吸力面的分离流动变得更加复杂,尾迹作用下超高负荷涡轮叶片附面层的非定常表现以及分离转捩机制如何变化等问题尚不清楚。另外,表面热膜能否适用于大尺度分离泡上方的附面层非定常分离流动特性的测量也需进一步的验证。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进行表面热膜测量实验,深入探索尾迹与附面层的相互作用机理。

1 实验装置与测量系统

1.1 实验装置

实验在中国科学院工程热物理研究所的低速叶栅实验台上进行,该实验台具体参数为:自由来流马赫数 < 0.35 ,栅前来流湍流度约为 1.5%,实验段入口宽度为 100 mm,轴向速度密流比为 1.03,

实验过程中通过降低自由来流速度来模拟低 Re 数环境。雷志军等人^[10]对此实验台的流场品质进行了验证,表明该实验台具有很好的进口流场均匀性,出口流场周期性和叶栅流动二维性,满足低速叶栅实验的要求。

Pfeil 和 Herbst^[11]的研究表明:气流扰流圆柱产生的远场尾迹与叶栅的远场尾迹有几乎相同的微细结构,据此,实验采用平行于叶栅的等间距圆柱扰动条平动来模拟周期性的尾迹扫掠,如图 1 所示。扰动条固定在两条平行的皮带上,皮带绕在 3 组带轮上,其中中间一组带轮由一台步进电机带动,从而带动扰动条运动。扰动条的间距 $S_b = 45$ mm,距离叶栅前缘的距离为 35.6% C_x ,扰动条直径根据叶栅尾迹的宽度确定,在叶栅下游 36.5% C_x 处尾迹的宽度约为 18% s (s 为栅距),据此确定扰动条直径 $\Phi_b = 1.2$ mm。在中间叶片的吸力面上敷设表面热膜,同时采用磁敏测速仪记录扰动条的运动周期,以实现所有热膜信号的同步采集。

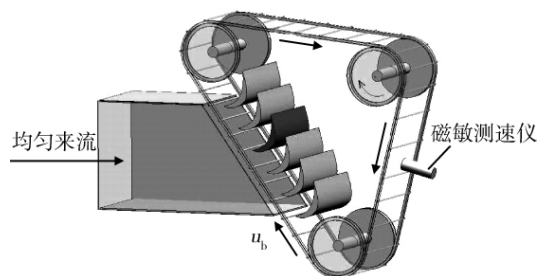


图 1 尾迹发生装置示意图

Fig. 1 Schematic of wake generator

1.2 超高负荷低压涡轮叶型

研究对象为自行设计的后加载超高负荷低压涡轮叶型,代号为 IET-LPTA,其负荷 $Z_w = 1.36$,展弦比为 2.13,此叶型的气流转折角为 95° ,几何进气角和几何出气角与 PACKB 叶型相同。图 2 对比了这两种涡轮叶片的型线分布。叶型的具体参数见表 1。



图 2 IET-LPTA 与 PACKB 叶型

Fig. 2 IET-LPTA and PACKB profiles

表 1 IET-LPTA 叶型与 PACKB 叶型参数
Table 1 Details of IET-LPTA and PACKB profile

叶型参数	IET-LPTA	PACKB
弦长 C/mm	46.8	46.5
轴向弦长 C_x/mm	42.1	41.8
栅距 s/mm	46.8	37.0
叶高 h/mm	100	100
几何进气角 $\alpha_1/(\circ)$	55	55
几何出气角 $\alpha_2/(\circ)$	30	30
安装角 $\gamma/(\circ)$	64	64
负荷 Z_w	1.36	1.08

相比于 PACKB 叶型, IET-LPTA 叶型在 PACKB 叶型的基础上采用后弯及降低稠度的形式将负荷提高到 $Z_w=1.36$. 后加载提高负荷的方式虽然能够有效地减小二次流损失, 但局部逆压梯度的上升将导致更大的分离^[12], 这正是超高负荷低压涡轮设计不得不解决的关键问题.

1.3 测量系统及数据处理方法

由于具有对流场扰动小、频响高和同步性好等特点, 实验采用 Senflex 公司的 SF006 型表面热膜(图 3). 热膜的过热比设为 1.25, 频响为 120 kHz. 实验关注的湍流波动信号的物理频率 <10 kHz, 因此 SF006 型表面热膜完全满足捕捉湍流波动信号的要求. 表面热膜在叶片上的分布如图 4 所示. SF006 型热膜共有 32 通道, 从叶片前缘敷设到叶片尾缘, 其中通道 1~15, 29~32 之间间隔 2.5 mm, 通道 15~29 之间间隔 1.5 mm. 在叶片中后部加密是为了在分离区采集到更高分辨率的流场信息. 为了减少各通道之间的热辐射影响,

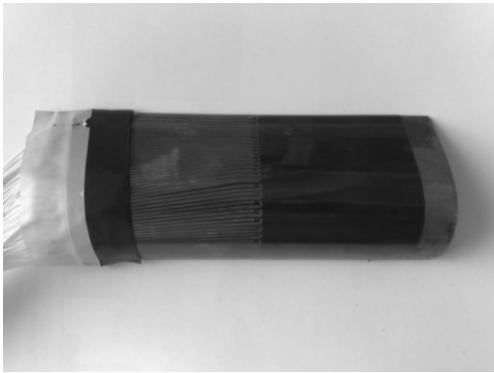


图 3 表面热膜

Fig. 3 Surface-mounted hot-film array

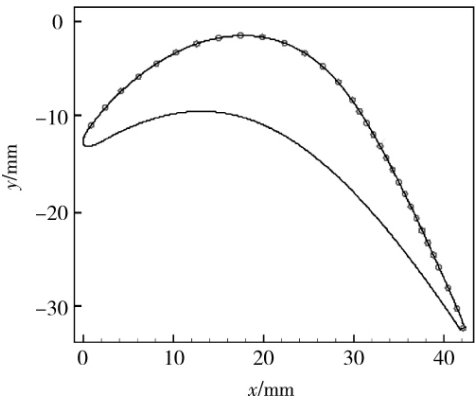


图 4 热膜测点分布

Fig. 4 Distribution of hot-film sensors

将 32 路热膜信号按等间距原则分成 4 组采集, 每组采集 8 个通道.

表面热膜各路传感器通过 IFA300 恒温型热线风速仪加热, 并保持温度恒定. 热膜单元桥路电压 E 随当地流场特性而变化, 具体数据处理采用如下关系式^[3]:

$$\tau = \left(\frac{E^2 - E_0^2}{E_0^2} \right)^3 \propto \tau_w \tag{1}$$

这里, τ 为准壁面剪切应力, 是热膜直接测得的物理量, 它与壁面剪切应力 τ_w 成一定比例关系. E_0 等于流体流速为零时电桥的输出电压.

由于尾迹周期性的扫掠, 附面层流动会发生周期性的变化. 准壁面剪切力 τ 为时间的函数, 记为 $\tau(t)$. 为了捕捉尾迹扫掠下附面层流动的非定常表现, 采用锁相平均的方法处理实验数据, 将 3 个尾迹扫掠周期作为一个采样周期, 采集 256 个周期作锁相平均, 采样频率为 50 kHz, 误差为 $\pm 1\%$, 具体处理公式^[4]如下:

$$\bar{\tau}(t) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \tau_n(t) \tag{2}$$

$$\bar{\tau}(t)_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N [\tau_n(t) - \bar{\tau}(t)]^2} \tag{3}$$

$$\bar{\tau}(t)_{\text{skew}} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \left[\frac{\tau_n(t) - \bar{\tau}(t)}{\bar{\tau}(t)_{\text{rms}}} \right]^3 \tag{4}$$

其中, $\bar{\tau}(t)$ 为准壁面剪切应力的平均值, N 为采样次数. $\bar{\tau}(t)_{\text{rms}}$ 为准壁面剪切力均方根, 表征 $\bar{\tau}(t)$ 的波动程度, 反映附面层流动的湍流度大小. $\bar{\tau}(t)_{\text{skew}}$ 为准壁面剪切力偏斜度, 用来描述采样信号偏离关于平均值对称波动的程度, 通过统计参数偏斜度可以捕捉附面层流动转捩.

由于影响热膜测量的因素较多, 因此热膜不可以进行标定, 但通过比对准壁面剪切力值的相对大小可以判断附面层的流动特征. 为此, 对准壁

面剪切力平均值及统计参数采用两种方法进行数据处理:一种是以所有热膜测点测得的最大值和最小值为参考进行归一化,称为数据处理方法 1,归一化参数记为 $\bar{\tau}, \bar{\tau}_{rms}, \bar{\tau}_{skew}$; 另一种是以每个热膜测点在 3 个尾迹扫掠周期内的最大值和最小值为参考,分别对每个通道进行归一化,称为数据处理方法 2,归一化参数记为 $\langle \bar{\tau} \rangle, \langle \bar{\tau} \rangle_{rms}, \langle \bar{\tau} \rangle_{skew}$. 数据处理方法 1 便于比较叶片吸力面不同位置信号的相对大小,以便确定分离泡的大小和位置;数据处理方法 2 突出了附面层随尾迹扫掠的周期性变化。

2 实验结果及分析

针对超高负荷低压涡轮叶栅 IET-LPTA,在基于自由来流速度和叶片轴向弦长的雷诺数 $Re=10^5$ 的典型工况下,对叶片附面层特性进行了详细的测量. 尾迹的扫掠频率通过无量纲参数 $f = \frac{C_x/u_x}{S_b/u_b}$ 来衡量,其中 u_x 为自由来流的轴向速度, u_b 为扰动条的运动速度. 实验中取 $f=0.08$,研究在较低扫掠频率下,尾迹与附面层作用的完整过程以及尾迹之间分离泡的恢复过程. 低压涡轮进口的来流湍流度一般在 1%~5% 之间,本文选取较低来流湍流度的工况进行实验研究,实验前用热线测得栅前来流湍流度约为 1.5%.

2.1 尾迹扫掠下附面层流动分离与再附过程

热膜测得的物理量为准壁面剪切应力,基于热膜的定常实验^[13]已经探明:通过比较准壁面剪切应力的相对大小,即速度梯度的大小,可以判断附面层流动加速、减速、分离和再附的流动状态. 图 5(a)给出了数据处理方法 1 得到的准壁面剪切力平均值三维时空云图,这里 S/S_0 为无量纲吸力面弧长, t/T 为无量纲尾迹扫掠周期, $\bar{\tau}$ 为无量纲准壁面剪切应力平均值. 从叶片前缘到 $S/S_0=0.23$ 的位置,在顺压力梯度的作用下,附面层持续加速,使得准壁面剪切应力平均值 $\bar{\tau}$ 持续上升,直到达到峰值. 剪切力峰值之后 ($0.23 < S/S_0 < 0.38$) 在局部逆压力梯度的作用下,附面层的速度梯度下降,导致 $\bar{\tau}$ 下降,同时附面层的厚度增加.

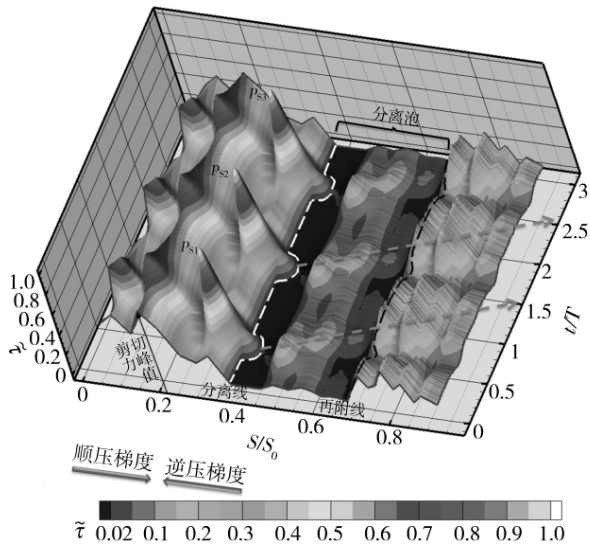
根据分离和再附的判定准则,分离位置准壁面剪切力为 0,再附位置准壁面剪切力上升,图 5(a)给出了分离点和再附点随时间的变化曲线. 图中深色的区域,准壁面剪切力值接近 0,为热膜捕捉到的分离泡. 虚线箭头所示方向为尾迹的大致运动方向. 可以看出对于 IET-LPTA 叶型,在低

Re 的工况下,分离泡的长度几乎占整个吸力面弧长 S_0 的 1/3,分离泡的尺寸较大. 在尾迹的扫掠作用下分离线、再附线和分离泡大小都出现了周期性的波动. 在尾迹作用时刻,准壁面剪切力升高,在剪切力峰值之后的逆压力梯度段又出现了 3 个剪切力峰值 p_{s1}, p_{s2}, p_{s3} ,且分离位置由 $S/S_0=38\%$ 推迟到 $S/S_0=43\%$,分离点后移约 5% S_0 . 在吸力面下游 $S/S_0 \approx 0.67$ 附近,附面层再附,尾迹作用时刻再附点前移约 3% S_0 ,分离泡长度约减小 24%. 尾迹作用过后,准壁面剪切力下降,分离泡恢复. 也就是说,尾迹扫掠在一定程度上有抑制分离、减小分离泡尺度的作用.

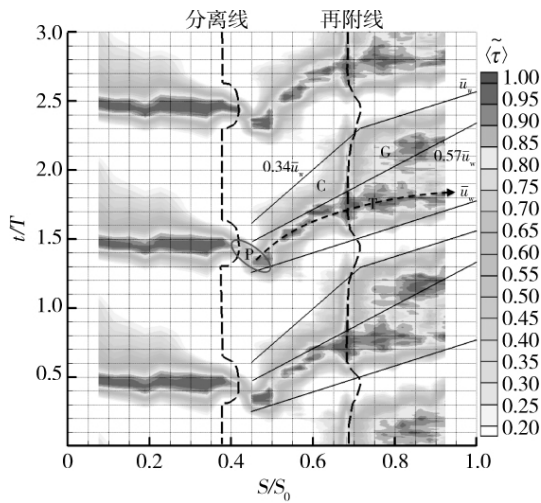
为了突出剪切力随尾迹扫掠的波动状态,将准壁面剪切力随时间做归一化处理,得到图 5(b). 图中清晰地反映了尾迹中心的运动轨迹(虚线所示)和尾迹作用时空范围. 附面层分离前,尾迹宽度较窄,尾迹斜率很小,尾迹的输运速度很高.

附面层分离后,尾迹轨迹中断(图 5(b)P 区域所示),并且发生相移,尾迹斜率增大,尾迹的输运速度降低. 这是由于分离剪切层的动量和流速较低,使得尾迹发生弯曲和重定向. 随后由于尾迹的强扰动作用激励了尾迹诱导转捩,分离剪切层不断从主流获取能量,附面层动量增加,使得尾迹中心的输运速度提高,尾迹轨迹发生弯曲,直至分离流再附. 在此过程中,尾迹作用的时空范围呈楔状扩大. 尾迹中心的平均输运速度记为 $\bar{u}_w$,尾迹中心扫掠形成湍流条带(图 5(b)中 T 区所示),此区域剪切力值上升最多. 湍流条带尾缘的输运速度为 $0.57\bar{u}_w$,低于尾迹中心平均速度,使得湍流条带时空范围扩大. 湍流条带之后是三角型的 calmed region(图 5(b)中 C 区所示)和尾迹诱导湍流区(图 5(b)中 G 区所示). 由于 calmed region 尾缘的输运速度为 $0.34\bar{u}_w$ 低于湍流条带尾缘的输运速度,因此尾迹的作用范围呈楔状进一步扩大. 对比图 5(a)和图 5(b)发现,随着尾迹的周期性扫掠,图 5(a)中分离泡内准壁面剪切力值局部上升,深色区域缩小,这说明尾迹扫掠形成的湍流条带区、尾迹诱导湍流区和 calmed region 有抑制分离、减小分离泡厚度的作用.

上述分析表明,尾迹的扫掠对分离泡的大小、厚度以及再附区域都产生了周期性的影响,而这种影响与尾迹的强扰动作用及附面层转捩过程密不可分. 为此,本文对热膜测得的剪切力数据进行统计分析,探索尾迹抑制附面层分离的更深层原因.



(a) 数据处理方法1



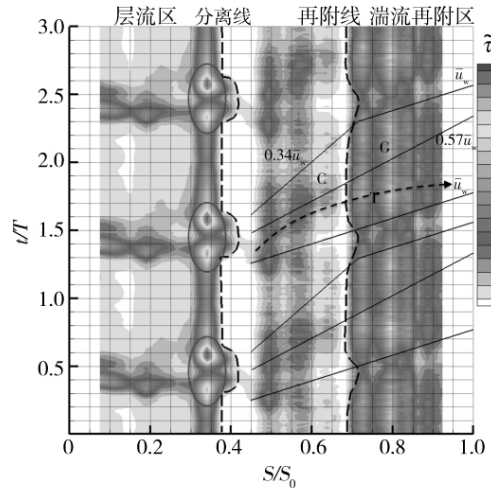
(b) 数据处理方法2

图 5 无量纲壁面剪切力时空云图

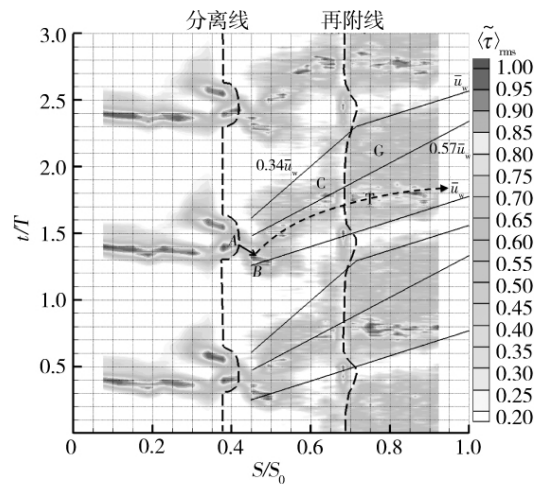
Fig. 5 S-T diagrams of non-dimensional quasi-wall shear stress

2.2 尾迹与附面层的相互作用及尾迹诱导转捩

尾迹对附面层的强扰动作用通过湍流度的相对大小来衡量. 图 6(a) 给出了统计参数均方根云图, 均方根表征附面层流动湍流度的大小; 图 6(b) 将统计参数 $\bar{\tau}_{rms}$ 随时间做归一化处理, 它反映尾迹扫掠造成湍流度的相对变化程度. 从图 6(a) 中可以看出, 从叶片前缘到 $S/S_0 < 0.38$ 的区域, 尾迹之间的均方根 $\bar{\tau}_{rms}$ 很低, 接近 0, 此区域为层流区. 在吸力面峰值 $S/S_0 = 0.23$ 之前为顺压力梯度, 附面层流动加速, 附面层厚度较薄, 虽然受到尾迹的强烈扰动, 但扰动并不被放大, 只是局部湍流度增加; 吸力面峰值之后为逆压力梯度, 附面层流动减速, 动量降低, 附面层厚度增加, 附面层



(a) 数据处理方法1



(b) 数据处理方法2

图 6 无量纲壁面剪切力均方根时空云图

Fig. 6 S-T diagrams of non-dimensional quasi-wall shear stress rms

变得不稳定, 在附面层分离之前 S/S_0 在 0.3 ~ 0.4 之间, 尾迹扰动被放大, 湍流度明显上升. 图 6(a) 中椭圆圈住的部分为热膜捕捉到的尾迹负射流产生的反旋对涡, 这与 Hodson^[14] 描述的现象是吻合的. 对比图 6(a) 和图 5(a) 发现, 反旋对涡出现的位置和尾迹作用区剪切力峰值位置重合, 说明反旋对涡的存在加速了附面层低能流体与主流的掺混, 使得变厚的低能附面层极易受到扰动的影响并从主流汲取大量能量, 从而推迟了附面层的流动分离. 附面层分离后, 尾迹运动轨迹从 A 到 B 发生相移, 如图 6(b) 所示, 相移是由于附面层发生分离, 尾迹中心输运速度突然降低, 反旋对涡发生转向所致. 由于尾迹中心的高湍流度特征, 尾迹扫掠形成的湍流条带区(T 区)及尾迹诱导转捩产生的再附湍流区(G 区)湍流度都明显上升,

湍流度上升和湍流区时空面积的扩大可能带来更大的黏性耗散,成为尾迹扫掠的一个弊端。

尾迹的强烈扰动不但使湍流度上升,还会激励附面层流动转捩。附面层的转捩过程通过统计参数偏斜度进行判断^[13],偏斜度表征标志转捩过程起始和结束的剪切力正向、负向尖峰信号出现的比率,偏斜度不为 0 的区域判定为转捩区。图 7 为数据处理方法 1 得到的准壁面剪切力偏斜度时空云图,从图中可以看出,转捩过程主要集中在 $S/S_0=0.35\sim 0.7$ 的范围内。在层流区 ($S/S_0<0.38$),附面层较薄,尾迹扰动不易被放大,并不发生转捩过程, $\bar{\tau}_{skew}\approx 0$;附面层分离之后受尾迹扰动的影响,附面层变得极不稳定,在尾迹扫掠过后产生大量湍斑,发生强烈的转捩过程;在 $S/S_0=0.67$ 附近, $\bar{\tau}_{skew}<0$ 标志转捩过程接近尾声,之后 $\bar{\tau}_{skew}\approx 0$,转捩结束,附面层流动过渡为湍流并且再附。从图 7 中可以发现,在尾迹和尾迹之间的 N 区域,转捩过程结束滞后于尾迹诱导转捩,可能发生转捩流动再附,使得再附位置滞后,这说明尾迹扫掠能够激励转捩提前完成,使得再附位置前移,具有减小分离泡的作用。

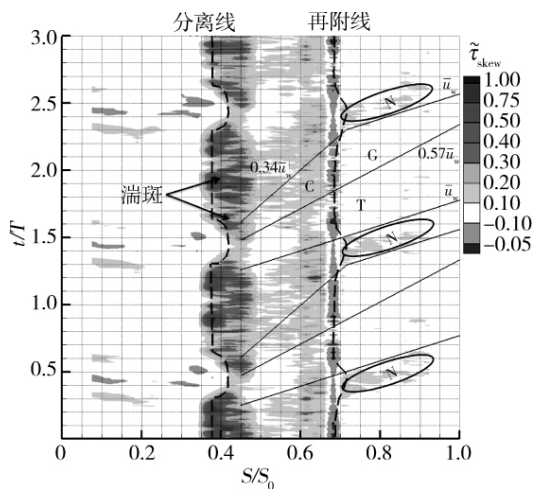


图 7 无量纲准壁面剪切力偏斜度时空云图

Fig. 7 S-T diagrams of non-dimensional quasi-wall shear stress skew

综合上述分析,对于低 Re 下,后加载超高负荷低压涡轮叶栅产生较大分离的情形,尾迹的周期性扫掠可以有效地抑制附面层的分离:一方面,尾迹的高湍流度特性推迟了附面层的分离;另一方面,尾迹激励转捩过程提前完成使得再附位置前移,分离泡尺寸减小近 $1/4$ 。然而尾迹扰动同样会导致湍流时空区域扩大、湍流度上升,有可能带来较大的黏性耗散。

3 结 论

本文以后加载超高负荷低压涡轮叶片为研究对象,借助具有对流场扰动小、频响高和同步性好等优势的表面热膜测量技术,针对低 Re 、较低来流湍流度和较低尾迹扫掠频率的气动环境,分析了尾迹扫掠下吸力面附面层的非定常特性和分离转捩机制,得出以下主要结论:

1) 对于超高负荷低压涡轮吸力面存在大尺度分离泡的情形,表面热膜依然能够较好地捕捉到分离剪切层的转捩过程和尾迹作用下附面层流动的非定常效应,具有较高的实用性和可靠性。

2) 对于 $Z_w=1.36$ 的超高负荷低压涡轮叶栅,上游尾迹的周期性扫掠可以诱发转捩过程提前完成,有效地抑制附面层的分离,无量纲扫掠频率 $f=0.08$ 时,分离泡尺寸减小近 $1/4$;尾迹的高湍流度扰动导致湍流时空区域扩大以及再附区湍流度上升,可能带来较大的黏性耗散。

参考文献:

- [1] Hodson H P, Howell R J. The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aeroengines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 419-454.
- [2] Kenneth W, Van T, Stephen T, et al. The challenges of high altitude gas turbine engine cycles[R]. ASME Paper GT2010-23490, 2010.
- [3] Mahallati A, Brian R, McAuliffe, et al. Aero dynamics of a low-pressure turbine airfoil at low-Reynolds number Part 1: steady flow measurements[R]. ASME Paper GT2007-27347, 2007.
- [4] Mahallati A, Steen A, Sjolander. Aero dynamics of a low-pressure turbine airfoil at low-Reynolds number Part 2: blade-wake interaction[R]. ASME Paper GT2007-27348, 2007.
- [5] ZHANG Xuefeng, Howard H P. Effects of Reynolds number and freestream turbulence intensity on the unsteady boundary layer development on an ultra-high-lift low pressure turbine airfoil[J]. ASME, Journal of Turbomachinery, 2010, 132(1): 011016(10 pages).
- [6] Darius D, Sanders, Chase A, et al. A CFD and experimental investigation of unsteady wake effects on a highly loaded low pressure turbine blade at low Reynolds number[R]. ASME Paper GT2010-22977, 2010.
- [7] 张伟昊, 刘火星, 李维, 等. 尾迹与涡轮叶栅附面层的相互作用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 844-850. ZHANG Weihao, LIU Huoxing, LI Wei, et al. Wake-boundary layer interaction on low pressure turbine cascade blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 844-850. (in Chinese)
- [8] 叶建, 邹正平. 低雷诺数下周期性尾迹/层流分离泡相互作用

- 用的大涡模拟[J]. 工程热物理学报, 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)
- [9] Popovic I, ZHU Junqiang, Dai W, et al. Aerodynamics of a family of three highly loaded low-Pressure turbine airfoils; measured effects of Reynolds number and turbulence intensity in steady flow[R]. ASME Paper GT2006-91271, 2006.
- [10] 雷志军, 朱俊强, 王明杰. 低速压气机叶栅吸力面附面层分离的试验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(11): 1839-1843.
- LEI Zhijun, ZHU Junqiang, WANG Mingjie. Experimental investigation on the suction surface boundary layer separation of a low-speed compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(11): 1839-1843. (in Chinese)
- [11] Pfeil H, Herbst R. Transition procedure of instationary boundary layers[R]. ASME Paper 79-GT-128, 1979.
- [12] Funazaki K I, Shiba T. Effects of blade loading distribution on aerodynamic performance of ultra-high lift LP turbine airfoils under the influences of wake passing and freestream turbulence[R]. ASME Paper GT2010-22134, 2010.
- [13] 李伟, 朱俊强, 李钢, 等. 基于表面热膜的超高负荷低压涡轮叶栅附面层特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 115-121.
- LI Wei, ZHU Junqiang, LI Gang. Experimental research for boundary layer behaviors on an ultra-high-lift low-pressure turbine profile based on surface hot-film[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 115-121. (in Chinese)
- [14] Hodson H P, Dawes W N. On the interpretation of measured profile losses in unsteady wake-turbine blade interaction studies[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 276-284.