

基于表面粗糙度的超高负荷低压涡轮叶片附面层控制

孙爽^{1,2}, 雷志军², 卢新根², 李伟², 付宇¹, 董立辉¹
(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: 实验研究了表面粗糙度对 PACKD-A 低压涡轮叶型损失及附面层特性的影响. 实验分别在定常来流与非定常条件下进行, 非定常条件下的上游尾迹通过运动的圆棒来模拟. 粗糙叶片通过在光洁叶片表面切槽, 埋入砂纸制作成型. 叶型损失与吸力面载荷使用气动探针与壁面静压孔结合压差传感器来测量, 附面层流场使用热线探针来测量. 结果表明: 覆盖 5.2% 吸力面弦长(起始于 44.3% 吸力面弦长, 终止于 49.5% 吸力面弦长), 粗糙高度为 8.82 μm 的控制方案在非定常条件下效果最佳, 该方案可在整个考察雷诺数范围内($3 \times 10^4 \sim 12 \times 10^4$)降低叶型损失; 覆盖 19.5% 吸力面弦长(起始于 30% 吸力面弦长, 终止于 49.5% 吸力面弦长), 粗糙高度为 20.91 μm 的控制方案在定常条件下效果最佳, 该方案可在低雷诺数范围内(小于 8×10^4)降低叶型损失、扩大叶型正常工作雷诺数范围, 但在高雷诺数下(大于 8×10^4), 却带来了一定的额外损失.

关 键 词: 分离; 表面粗糙度; 上游尾迹; 自然转捩; 尾迹诱导转捩

中图分类号: V213 **文献标志码:** A

Boundary layer control of ultra-high-lift low pressure turbine blade with surface roughness

SUN Shuang^{1,2}, LEI Zhi-jun², LU Xin-gen²,
LI Wei², FU Yu¹, DONG Li-hui¹

(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 effects of surface roughness on the aerodynamic performance and boundary layer condition of low pressure turbine blade PACKD-A were investigated experimentally under steady state and unsteady state. The upstream wakes were simulated by the rotating bars, thus, an unsteady environment state was formed. To produce the roughness blades, the sandpaper was stuck into the slot, which was incised on the smooth blade. The profile loss and the loading of the suction side were measured by aerodynamic probes and static pressure holes associated with the pressure transducer. And the details of the boundary layer were measured with a single hotwire probe. Result shows that the roughness strips covering 5.2% suction surface length (starting at 44.3% suction surface length, stopping at 49.5% suction surface length) and with 8.82 μm roughness height have a better performance than

others in the unsteady state. The profile loss is reduced with this roughness strip with the whole tested Reynolds number ($3 \times 10^4 \sim 12 \times 10^4$). In addition, the roughness strips covering 19.5% suction surface length (starting at 30% suction surface length, stopping at 49.5% suction surface length) and with $20.91 \mu\text{m}$ roughness height reduce the profile loss and extended the operating margin of the turbine blade with low Reynolds number (less than 8×10^4) under steady state. However, some additional profile loss is produced with this type of roughness with high Reynolds number (more than 8×10^4).

Key words: separation; surface roughness; upstream wakes; nature transition; wake-induced transition

对于大涵道比发动机,低压涡轮占整台发动机质量的百分比约为 20%~30%^[1]. 涡轮叶片数量通常能够达到 2000 片,因此叶片的生产与维护占据了发动机生命周期中的大量成本^[2]. 增加叶型的载荷是减少叶片数量,降低发动机质量和维修成本的有效途径^[3]. 然而,高负载将会引起严重的分离问题. 另一方面,在大展弦比的低压涡轮中,由分离引起的吸力面损失达到二维叶型损失 60%之多^[4]. 因此,控制超高负荷低压涡轮吸力面分离成为了学术界与工程界研究的重点.

在低雷诺数下,上游尾迹对于抑制涡轮叶片吸力面的分离具有正面作用,该因素已在当前的叶型设计中予以考虑^[5]. 然而,Zhang 等^[6]认为,在低雷诺数或低尾迹通过频率条件下,尾迹对超高负荷叶型(Zweifel 数大于 1.2)的分离抑制效果有限. 因此有必要使用一些辅助方法强化上游尾迹对分离的抑制作用. Volino^[7]使用射流来弥补尾迹通过期间的分离控制薄弱区. Mack 等^[8]研究了脉冲射流对分离进行控制,并研究了射流位置与频率对吸力面分离泡的影响. Huang 等^[9]使用等离子体来控制分离. Lake 等^[10-11]则使用球涡和 V 型槽来抑制分离. Vera 等^[12]和 Zhang 等^[6]分别研究了表面粗糙度和拌线等控制方式. Martinstetter 等^[13]利用上游燕尾型湍流发生器对分离泡进行控制.

在上述方法中,定常旋涡射流和 V 型槽的设计思想是通过产生流向涡以增加附面层与主流的能量交换来抑制分离. 而非定常旋涡射流、球涡和表面粗糙度则是通过触发较早的转捩以增加附面层内部能量来控制分离. 对比这些方法,表面粗糙度控制方法具有结构简单、工程应用性强等特点,而其他几种方法或多或少的存在改变叶片结构、影响叶片强度,或需配备大量而复杂的附属设备等问题. 因此表面粗糙度控制方法当前被视为是一种极具应用前景的辅助分离控制手段.

对表面粗糙度的研究主要分为两类:一类是针对侵蚀、腐蚀、颗粒沉积等造成的表面粗糙的叶片^[14-17]. 此类研究通常具有工作雷诺数范围宽、叶片表面粗糙度与弦长之比大的特点. 另一类则是将表面粗糙度视为一种被动流动控制手段. Ramesh 等^[18]在定常与非定常条件下,研究了高负荷涡轮叶片吸力面的粗糙条带对叶型气动特性的影响. Vera 等^[12]以具有不同抛光特性的叶片为研究对象,实验发现经初步抛光的粗糙叶片较精抛光叶片的叶型损失更小. Lorenz 等^[19]研究了粗糙高度及表面粗糙度的偏斜度对附面层的发展影响. Montomoli 等^[20]的研究表明,雷诺数 Re 在 $2 \times 10^4 \sim 14 \times 10^4$ 范围内时,粗糙表面能够减少非定常条件下的叶型损失. Montis 等^[21]研究了粗糙高度对 T106C 叶型的影响,实验发现粗糙高度 R_a 与弦长 C 之比(R_a/C)为 29×10^{-5} 的表面粗糙度,在 $9 \times 10^4 < Re < 2 \times 10^5$ 范围内能够减少叶型损失;但当 $Re > 4 \times 10^5$ 时,表面粗糙度将使叶型损失急剧增加. 国内针对上游尾迹与下游叶片附面层相互作用的研究较为全面. 南京航空航天大学的胡骏团队^[22-23]主要采用在叶片表面埋设微型压力传感器的实验手段,使用频谱分析的方法研究了动叶尾迹对下游静叶分离的影响. 西北工业大学的乔渭阳团队^[24-25]主要以 CFD 手段研究了尾迹在叶栅通道中的输运特性、尾迹诱导卷起涡形成、尾迹诱导边界层转捩等物理机制及叶片排间的时序效应. 北京理工大学的杨策团队^[26-27]通过 CFD 手段研究了尾迹对离心叶轮压力场与速度场的影响及上游叶片尾迹与下游叶片势流相互作用的机理. 但国内有关表面粗糙度对附面层的作用的研究却较为有限.

纵观以上研究,其关注对象主要为全表面粗糙叶片,且对吸力面的分离、转捩过程缺乏系统性分析. 本文在前文所述第 2 类研究的基础上,在定

常与非定常条件下,细化表面粗糙度的布置位置并结合不同粗糙高,以期分析两者分别对附面层发展的影响及两因素在不同耦合配置下对分离的抑制效果.后加载叶型由于逆压区长度较短,因此二维分离损失严重,但相比于前加载叶型却具有端区分离小的优点^[28].如果借助表面粗糙度控制该叶型的二维分离,将有望设计出兼具主流与端区低分离特性的高效叶型.

1 实验设置

1.1 实验设备

实验依托低速叶栅风洞开展,该风洞具有上游尾迹生成装置.该装置包括交流电动机、轮盘及尾迹生成辐条 3 部分.变频器将控制计算机的转速信号传递给交流电动机,电动机带动装有尾迹生成辐条的旋转盘转动,该旋转盘盘面与叶栅额线平行,与叶栅前缘的轴向间距为 $0.6C_x$ (C_x 表示轴向弦长).轮盘的转速由光电转速传感器监测并反馈回控制计算机,从而形成一条控制闭环.图 1 为叶栅风洞结构图.

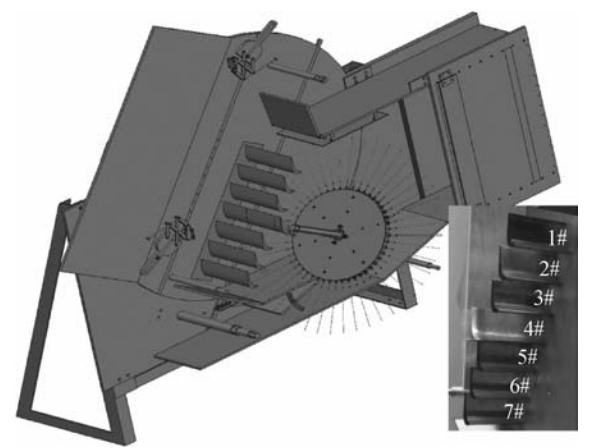


图 1 叶栅风洞结构图
Fig. 1 Cascade wind tunnel sketch

实验使用 PACKD-A 超高负荷后加载低压涡轮叶型为研究载体,该叶型 Zweifel 数为 $1.36^{[1]}$,共使用 7 片叶片组成实验叶栅,叶栅细节列于表 1.实验考察雷诺数范围为 $33\,000\sim 150\,000$ (基于 C_x 及来流速度 u_{in}),雷诺数通过改变来流速度进行调节.来流湍流度 (T_u) 为 2.2% ,折合频率 ($f_r=U_{in}\times f_{rod}/C_x$) 为 1.52 , f_{rod} 为尾迹生成器通过频率.在考察雷诺数范围内,半叶高处轴向速度比 (AVR) 处于 $0.94\sim 1.02$ 之间.在 4 号叶片半叶高吸力面表面布置了 36 个测压孔.图 1 给出了为

PACKD-A 叶栅实物照片,表 1 列出了叶栅细节.

表 1 叶栅细节
Table 1 Cascade detail

参数	数值
弦长 C /mm	84.2
轴向弦长 C_x /mm	76.2
栅距/mm	84.5
叶高/mm	210
几何进口角/(°)	35
几何出口角/(°)	60
叶片数	7
Zweifel 数	1.36
圆棒直径/mm	1.23
圆棒间距/mm	169
f_r	1.52
流量系数 ϕ	0.9

1.2 表面粗糙度

实验使用 3 种硅碳化物砂纸来实现 3 种表面粗糙度.砂纸表面粗糙度使用 Hommel 公司 T8000 表面粗糙度测试仪测量,测量结果如表 2 所示.

表 2 表面粗糙度
Table 2 Surface roughness

表面粗糙度 类型代号	$R_a/\mu\text{m}$	$(R_a/C)/10^{-4}$	不确定度/%
R1	20.91	2.49	6.5
R2	15.68	1.87	5.0
R3	8.82	1.05	1.5
光洁叶片	1.5	0.18	1.5

为了避免由于砂纸条厚度对吸力面附面层流动产生额外影响,实验中对叶片吸力面进行开槽处理.开槽深度为 0.7 mm ,在埋入测试砂纸与黏合用双面胶后还留有 $0.2\sim 0.3\text{ mm}$ 的填充物调节深度.粗糙叶片制作完成后,使用 WENZEL 公司 LH1210 三维坐标测量仪对型面进行检查.3 种开槽宽度(或称布置位置)分别为 $10\%L_{ss}\sim 49.5\%L_{ss}$ (简称 S1), $30\%L_{ss}\sim 49.5\%L_{ss}$ (简称 S2) 和 $43.3\%L_{ss}\sim 49.5\%L_{ss}$ (简称 S3),如图 2 所示,这里 L_{ss} 为吸力面弦长 (SSL) 的量符号.下文将介绍这 3 种开槽宽度的设计思想.

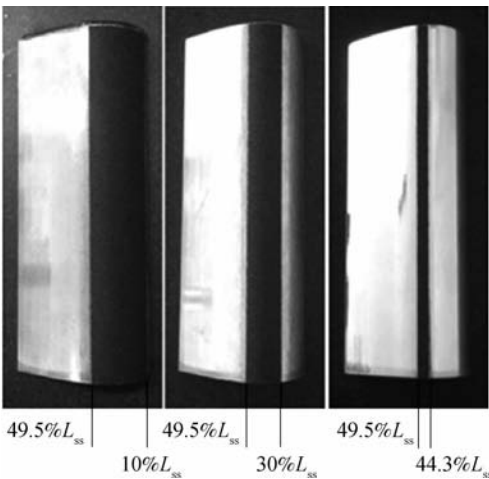


图 2 粗糙叶片
Fig. 2 Roughness blades

首先,Hodson 等^[1,6,29]利用尾迹控制分离的实质是尾迹所诱导的附面层转捩总是发生于分离流转捩的上游,而先于自然转捩使附面层进入湍流状,这就要求尾迹辅助控制手段应当布置于分离点上游.同时,处于分离区内的表面粗糙度对促进附面层转捩效果较小,但将增加湍流区内的摩擦损失与湍流耗散损失.因此 3 类槽道均终止于叶型分离起始点 $49.5\%L_{ss}$. S3 的布置位置起始于 $43.3\%L_{ss}$ (速度峰值点),该方案的设计思想是希望在不增加速度峰值点上游摩擦损失的前提下,加速转捩在分离点附近产生.其次,经数值模拟,在雷诺数 $Re=30\,000\sim120\,000$, $T_u=2.2\%$ 的定常条件下,布置位置 S2 结合表面粗糙度 R1 的组合可以在降低叶型损失的同时又起到延迟开式分离的作用.最后,为了扩充数据库,将布置位置 S2 的长度扩大一倍形成布置位置 S1.表 3 列出了

表 3 测试矩阵
Table 3 Test matrix

粗糙条带	布置位置	$R_a/\mu\text{m}$
S1-R1	$10\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	20.91
S1-R2	$10\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	15.68
S1-R3	$10\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	8.82
S2-R1	$30\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	20.91
S2-R2	$30\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	15.68
S2-R3	$30\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	8.82
S3-R1	$44.3\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	20.91
S3-R2	$44.3\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	15.68
S3-R3	$44.3\%L_{ss}\sim49.5\%L_{ss}$	8.82

3 种布置位置结合 3 种表面粗糙度形成的 9 种粗糙条带的细节.

另一方面,在保证实验准确性的前提下,为了节约成本,提高工作效率,在粗糙叶片进行实验时,只有 3 片光洁叶片(图 1 中的 3#,4#,5#叶片)被替换,以此在粗糙叶片叶栅实验中形成周期性.

1.3 测试

实验分为时均气动性能测试与附面层特性测试两部分,气动性能使用气动探针与壁面静压孔进行测试,附面层特性使用热线探针进行测试.

叶型损失使用 2 支三孔压力探针分别在叶栅的上游 $1.2C_x$ 位置和下游 $0.5C_x$ 位置同时测试,以减少探针拆装过程中的误差.三孔压力探针与壁面静压孔的压力信号传至压力传感器(PSI),传感器采样频率为 500 Hz,采样时间设置为 10 s,以此来获得叶型时均气动性能.三孔压力探针速度测试误差为 $\pm0.3\text{ m/s}$ 角度误差为 $\pm0.3^\circ$.附面层特性使用 Dantec 公司的 55P15 型附面层热线探针进行测量.探针直径为 $5\,\mu\text{m}$,长度为 1.25 mm,使用修订的 King's Law 进行标定.在每个测量位置,采样率为 20 kHz,采样时间为 4 s,热线探针的速度误差为 $3\%\sim5\%$.在 45% 叶高处,布置 20 个流向采样点,每个流向位置处从壁面向主流方向再布置 30 个法向点,以这 600 个测点捕捉附面层流场特性.对于光洁叶片,流向测量点起始于 $47\%L_{ss}$,终止于 $94\%L_{ss}$ 的范围.对于粗糙叶片,流向测量点起始于粗糙条带下游 $50.8\%L_{ss}$ 的位置,终止于 $94\%L_{ss}$.流向测点主要集中在 $51\%L_{ss}\sim67\%L_{ss}$ 范围内,附面层的分离与转捩过程主要集中于该区域.在实验过程中,为了尽可能捕捉附面层细节,探针将碰触叶片壁面,为防止热线探针的损坏,实验通过手动调节坐标架结合保护电路进行寻壁,在此过程中热线风速仪处于断电状态.

2 测试结果与讨论

2.1 PACKD-A 叶型的基准状态

2.1.1 压力分布

测试壁面压力分布是掌握叶型载荷的一个重要手段,本文所使用的压力分布系数的定义如下:

$$C_p = \frac{p_{t,in} - p_s}{\frac{1}{2}\rho u_{in}^2}$$

(1)

式中 $p_{t,in}$ 为进口总压, p_s 为当地静压.

压力分布系数通常使用出口动压进行无量纲

化,此处使用进口动压是由于在低雷诺数状态,吸力面分离较为严重,甚至出现开式分离态,造成出口速度并不稳定、波动较大,而进口速度受下游流动状态影响较小,所以此处更适于作无量纲参数.

图 3 给出了 $T_u=2.2\%$ 定常与非定常来流条件下的压力分布. 在定常条件下,当 Re 为 85 000 与 105 000 时,附面层分离大约出现在 $50\%L_{ss}$ 处,速度在吸力面 $42\%L_{ss}$ 处达到峰值. 两 Re 下,分离起始点保持不变,当 Re 从 105 000 降低至 85 000 时,分离再附点则向下游移动并形成较大的分离泡. 当 Re 降至 50 000 时,压力分布系数在尾缘附近没有下降,说明该工况下附面层的分离未再附. 在非定常条件下,上游尾迹会周期性抑制分离泡的生长. 这使速度峰值更高,也意味着涡轮叶片的做功能力有所提升. 特别是在 $Re=105\,000$ 时,相较于其他条件,其速度峰值将向下游移动至 $44\%L_{ss}$ 附近.

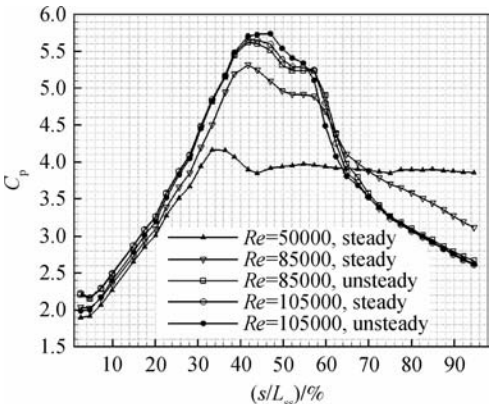


图 3 吸力面压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of suction side

2.1.2 叶型损失和落后角

图 4 为定常与非定常条件下,PACKD-A 叶型无量纲化的叶型损失 Y 和落后角 β' . 叶型损失系数定义如下:

$$Y = \frac{p_{t,in} - p_{t,out}}{\frac{1}{2}\rho u_{out}^2} \tag{2}$$

式中 $p_{t,out}$ 为出口总压, u_{out} 为出口速度.

在非定常来流条件下,需将上游尾迹生成装置产生的阻力损失减去,其计算方法参考文献[28]. 将定常条件下 $Re=81\,500$, $T_u=2.2\%$ 光洁叶片的叶型损失作为参考叶型损失系数 Y_{ref} , 该点在图中使用虚线标出,其他状态的叶型损失均使用 Y_{ref} 进行归一化处理. 在定常条件下 $Re=50\,000$ 时,由于附面层分离未再附,造成该雷诺数

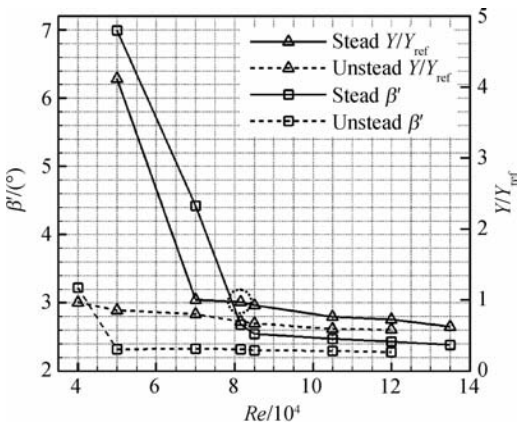


图 4 叶型损失与落后角

Fig. 4 Blade profile loss and deviation angle

下叶型损失是 $Re=70\,000$ 时的近 4 倍. 然而由于上游尾迹的作用,即使来流雷诺数降低至 40 000, 附面层分离依然再附. 在考察雷诺数范围内,定常与非定常来流条件下的叶型损失及落后角均随雷诺数的上升而单调下降. 同时由于上游尾迹的作用,非定常来流条件的叶型损失及落后角均低于定常来流工况,但其差值却随雷诺数的上升而逐渐减小. 由此可以看出,在考察雷诺数范围内,分离损失是叶型损失的主要来源,但随着雷诺数的上升,叶型损失逐渐减小,尾迹抑制分离的正面效应也随之减小.

2.2 表面粗糙度对叶型损失的影响

粗糙高度和表面粗糙度作用范围是影响控制效果的两个重要因素. 本实验选择了 3 种表面粗糙高度结合 3 种布置位置,共 9 种方案进行测试. 实验中选择的粗糙高度范围为 $8.8\sim20.9\,\mu\text{m}$. 表 4 列出了有关涡轮叶片表面粗糙度的相关研究工

表 4 涡轮叶片表面粗糙度的相关实验研究
Table 4 Relative works about turbine blades surface roughness

参考文献	$R_a/\mu\text{m}$	C/mm	$(R_a/C)/10^{-4}$	$Re/10^4$
Abuaf, et al. [15]	0.8~2.3	96	0.08~0.24	68~230
Lorenz, et al. [19]	4.5~19.4	65.23	0.68~3	5~25
Montis, et al. [21]	7.1~29	100	0.71~2.9	5~70
Montomoli, et al. [20]	1~5	27	0.37~1.85	3~14.5
Present study	8.8~20.9	84.3	1.05~2.5	3.5~13.5

作,在这些工作中,粗糙高度与弦长之比(R_a/C)多集中于 $0.1\times 10^{-4}\sim 3\times 10^{-4}$,考察雷诺数的范围却差异较大,但 R_a/C 与考察雷诺数范围通常成反比关系,这主要是由基于粗糙高度的 y^+ ^[30] 与附面层过渡区(buffer region)之间的关系确定的。

图 5 给出了定常来流条件下粗糙条带对叶型损失的影响,同样选择图 4 中的 Y_{ref} 对其他叶型损失进行归一化处理,图中 10 条叶型损失曲线的起点为该叶片的失速点(开式分离点)。在 $Re<75\,000$ 时,具有较大作用面积,较高粗糙高度的条带 S1-R1 与 S2-R1 可以有效地降低叶型损失,而另外 7 种粗糙条带也不同程度的降低了叶型损失。但随着雷诺数的升高,S1-R1 与 S2-R1 的叶型损失开始增加,这一叶型损失变化的转折点通常意味着叶型损失的主导因素由分离损失转变为湍流耗散与摩擦损失,在损失曲线转折点之后表面粗糙度将对叶型损失起到负面作用。在图 5 所列的 9 种粗糙条带中,除 S3-R2 与 S3-R3,其余 7 种的损失曲线均存在转折点。另一方面,这些转折点还存在随着粗糙高度与作用面积的减小向雷诺数增大方向移动的特点。S1-R1 与 S2-R1 的转折点分别出现在 $Re=75\,000$ 与 $81\,000$ 两个位置,这造成两者在高雷诺数工况下叶型损失较大,但这两种粗糙条带也将叶型开式分离出现雷诺数降低至 $60\,000$,大大提高了叶型的正常工作雷诺数范围。以 S3 为布置方式的 3 种条带对叶型损失影响较小。综合考量降低叶型损失与提高叶型正常工作雷诺数范围两方面的效果,在 $T_u=2.2\%$, $Re=60\,000\sim 150\,000$ 的范围内,S2-R1 是 9 种粗糙条

带中表现最优的一个。

图 6 给出了非定常来流条件下粗糙条带对叶型损失的影响,将 $Re=40\,000$, $T_u=2.2\%$, $f_r=1.52$,光洁叶片的叶型损失作为 Y_{ref} ,使用 Y_{ref} 对其他叶型损失进行归一化处理。在图 6 中,布置位置为 S3 的粗糙叶片的损失曲线与光洁叶片十分相似。当 $Re<85\,000$ 时,以 S3 为布置位置的 3 种粗糙叶片使叶型损失减小了近 10% 。随着雷诺数的增加,源自粗糙条带的正面效果逐渐减小,在 $Re=116\,000$ 时,3 条损失曲线出现转折点,湍流耗散与摩擦损失开始主导叶型损失。然而在考察雷诺数范围内,S3-R3 粗糙条带均减小了叶型损失。布置位置为 S2 的 3 种粗糙叶片的损失曲线转折点出现在 $Re=80\,000$ 附近,当雷诺数低于该值,粗糙条带使叶型损失大幅降低。对于布置位置为 S1 的 3 种粗糙叶片,损失曲线的转折点则移动到了 $Re=65\,000$ 附近。

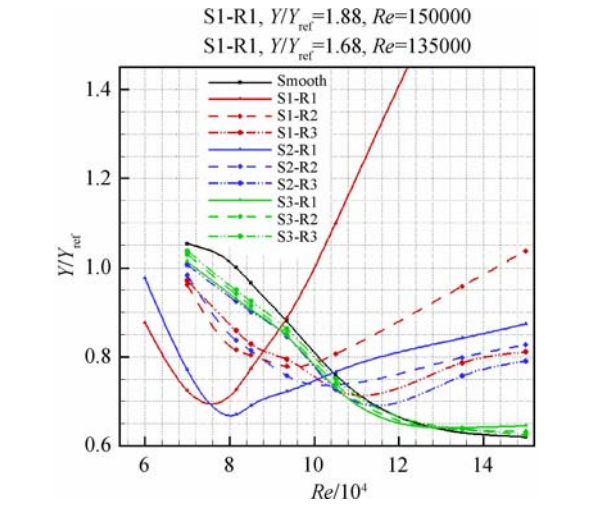


图 5 定常来流条件下叶型损失

Fig. 5 Blade profile loss at steady states

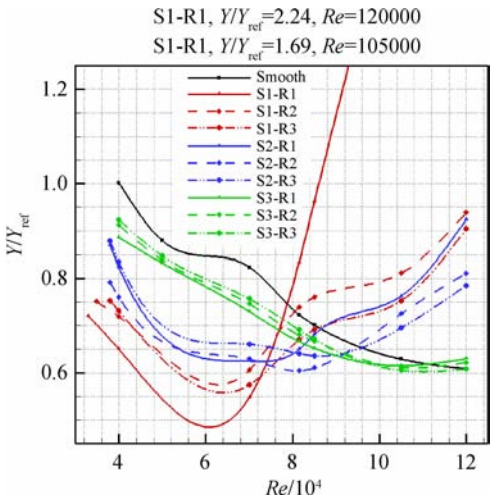


图 6 非定常来流条件下的叶型损失

Fig. 6 Blade profile loss at unsteady states

与图 5 定常来流工况对比,损失曲线的转折点均向雷诺数减小的方向移动,转折点主要由分离损失与湍流耗散损失的竞争机制决定。在尾迹作用下,光洁叶片的失速点从 $Re=70\,000$ 移动至 $Re=40\,000$,而粗糙叶片的正常工作雷诺数范围也相应扩大。但在上游尾迹的作用下,粗糙条带的作用空间被明显挤压,例如 S1-R1 与光洁叶片失速点间的间距 ΔRe 由定常来流工况的 $10\,000$ (图 5)缩小至非定常来流工况的 $7\,000$ (图 6)。另一方面,与拌线、凸台、凹槽等不同,表面粗糙度并不会迅速提高附面层内的不稳定性而是需要一定作用面积的积累。以定常来流条件下的 S2 布置方式为

例,其作用范围从 $30\%L_{ss}$ 至 $49.5\%L_{ss}$,超越速度峰值点($43.3\%L_{ss}$) $13.3\%L_{ss}$,这虽然在加速区内造成了额外的损失,却提高了附面层的不稳定性,使自然转捩在更加上游的位置触发,从而抑制了附面层的分离.在非定常来流条件下,分离相比于定常来流工况大幅减弱.延伸至上游加速区内的粗糙条带(S1 与 S2)造成的额外损失被明显放大,并导致了高雷诺数下产生了较大叶型损失.综合考量非定常来流条件下的 9 种粗糙条带的作用效果,以降低叶型损失与提高叶型正常工作雷诺数范围为指标,S3-R3 表现最优.

2.3 附面层特性

表面粗糙度是通过改变附面层的流动发展来改变低雷诺数下的叶型损失,在对比各种表面粗糙度控制方案的优劣时有必要定量地分析附面层的流动状态,以此来完善对控制方案的评估.本节对比了光洁叶片与定常及非定常来流条件下性能最优的粗糙叶片 S2-R1,S3-R3 的附面层特性.

图 7 给出了定常来流条件下 $Re=85\,000$, $T_u=2.2\%$ 时光洁叶片与 S2-R1 近叶片表面速度云图.横坐标 s 为吸力面流向位置,使用吸力面弦长无量纲化;纵坐标 y 为距吸力面的法向距离;使用进口速度作为 U_{ref} ,对当地速度 u 进行无量纲化.图 7(b)还标出了粗糙条带尾缘的位置.在图 7(a)中,可以观测到分离起始于 $50\%L_{ss}$ 附近,并不断向下游发展、增厚,在 $57\%L_{ss}$ 附近达到最大厚度.分离最大厚度位置通常对应着转捩起始点,由于转捩的触发,分离低动能区开始从主流获取能量,因此分离泡厚度开始减小,在 $65\%L_{ss}$ 附近分离的附面层实现了再附着.在图 7(a)分离最大厚度位置的上方还出现了局部速度峰值,这是由于分离区对流动区域的堵塞造成局部压力梯度的变化造成的.敷设 S2-R1 粗糙条带后,出现在 $50\%L_{ss} \sim 65\%L_{ss}$ 间的分离泡彻底消失(图 7(b)).由于分离的消失及相应压力梯度的改变,高速区也向上游发生移动.在图 7(b)中粗糙条带尾缘的下游 $51\%L_{ss}$ 附近,出现了低速区域,这可能是由于粗糙条带的摩擦阻力造成的附面层流体动能衰减引起的,但这并非是一种分离,该假设将在后文进行予以证实.

图 8 分别给出了图 7 所述两工况下的动量厚度(θ)与形状因子(H_{12}),两参数由热线所测的附面层流场积分得出.对于光洁叶片,在 $50\%L_{ss} \sim 65\%L_{ss}$ 范围内,其 $H_{12}>3.5$,根据边界层理论^[31],

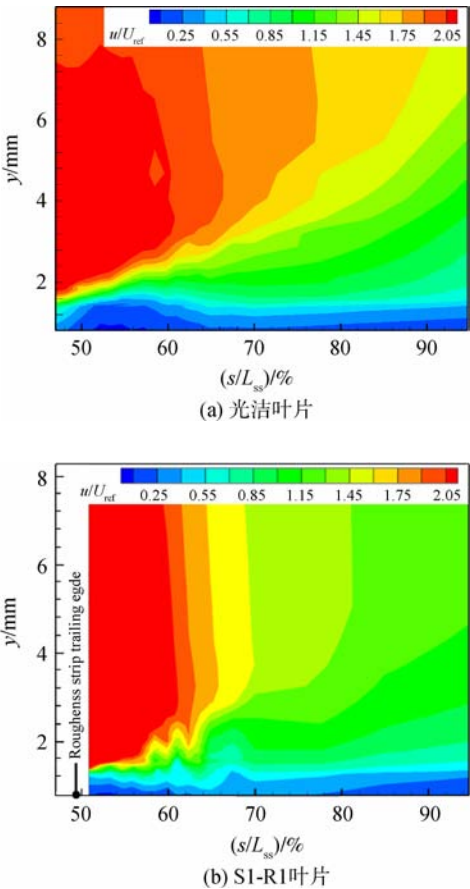


图 7 速度云图

Fig. 7 Velocity contours

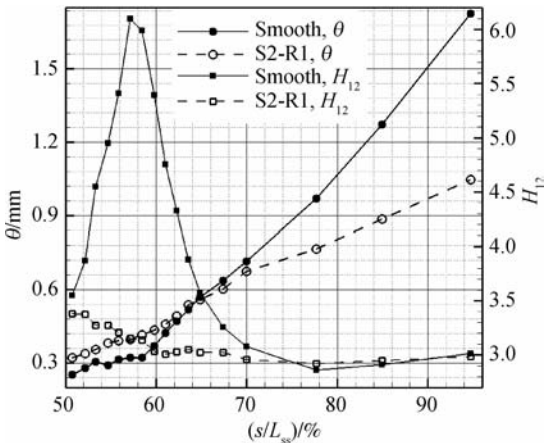


图 8 光洁叶片与 S2-R1 的动量厚度与形状因子

Fig. 8 Momentum thickness and shape factor of smooth blades and S2-R1

在涡轮叶片表面,当 $H_{12}>3.5$ 时附面层通常会发生分离.因此,在图 8 中根据 H_{12} 对分离区的判断与图 7(a)中观测结果是一致的.在 $50\%L_{ss} \sim 94\%L_{ss}$ 范围内,由于附面层不断增厚,光洁叶片动量厚度也单调上升.在 $58\%L_{ss}$ 附近,动量厚度

曲线出现转折点,在该点下游,增长率上升.这是由于附面层发展至该位置时,分离厚度达到最大,对流动的堵塞效应也达到最大,因而造成动量厚度迅速增加.对于 S2-R1 粗糙叶片,表面粗糙度可能触发了附面层的旁路转捩,使得附面层内的分离彻底消失,因此在 $50\%L_{ss} \sim 65\%L_{ss}$ 范围内, H_{12} 始终小于 3.5. 在 $50\%L_{ss}$ 附近出现的较高的 H_{12} 则对应图 7(b)中的低速区,由于未达到 $H_{12} = 3.5$ 的分离标准,因此证明了前文对该区域为低速区而非分离区假设的正确性.同样由于粗糙条带形成低速区对流动的堵塞作用,在 $65\%L_{ss}$ 的上游, S2-R1 的动量厚度均大于光洁叶片,但由于分离严重,光洁叶片的动量厚度急剧上升,在叶型的尾缘达到 S2-R1 的 1.5 倍,带入 Curtis 给出的吸力面损失经验公式^[3]

$$\xi = \frac{2\theta}{b\cos\beta} \tag{3}$$

其中 b 为栅距, β 为出口气流角,结合两工况下的出口气流角,可以得到吸力面损失之比约为 1.41,这与图 5 中 $Re=81500$ 时叶型损失之比为 1.5 基本一致,也从侧面说明吸力面损失主导了叶型损失.

定常工况分析后,下文将对 $T_u=2.2\%$, $f_r=1.52$ 时非定常来流条件下控制效果最优的 S3-R3 与光洁叶片的附面层进行对比.图 9 与图 10 分别给出了非定常流条件下光洁叶片与 S3-R3 的 H_{12} 与 θ 的空间-时间(S-T)云图.时间 t 使用尾迹通过周期 t^* 进行无量纲化,流向位置使用吸力面弧长进行无量化,图中还标出了尾迹前缘 L,尾迹尾缘 T(或者尾迹诱导转捩区前缘),尾迹诱导转捩区尾缘(或者抑制区前缘)B 及抑制区尾缘 C.各曲线斜率由湍斑传播模型^[30]确定.

在图 9(a)中,尾迹前缘 L 与尾缘 T 以相同速度向下游传播,速度与主流速度一致,而抑制区的前缘 B 与尾缘 C 的传播速度则分别对应 50% 和 30% 的主流速度. T 与 B 所夹区域为尾迹诱导转捩区, B 与 C 所夹区域为抑制区.在图 9(a)中,通过 H_{12} 可以观察到分离泡尺寸周期性地变化与掠过尾迹之间的关系.在图中可以观测到 3 个高 H_{12} 区域($H_{12} > 3.5$),它们意味着该区域内附面层出现了强烈的分离.3 个周期内的高 H_{12} 区在时间方向并未出现间断,说明分离从未消失,这是由 PACKD-A 叶型加速区后的强逆压梯度造成的.当尾迹(L-T)通过分离区时,尾迹负射流与不稳定的附面层将会相互作用,附面层内的 Kelvin-

Helmholtz(K-H)不稳定性被放大并最终产生卷起涡.在 $75\%L_{ss}$ 至尾缘的区域内有 3 片低 H_{12} 区域,这是由抑制区(B-C)的通过造成的.

图 9(b)为 S3-R3 叶片吸力面表面的形状因子 S-T 云图,图中还标出了粗糙条带的相对位置.对比图 9(a),高 H_{12} ($H_{12} > 3.5$) 区域明显减小,说明在粗糙条带的作用下,分离有所减弱,但分离起始位置依然起始于 $50\%L_{ss}$ 附近,分离的终止位置则向上游大幅移动.另一方面,在图 9(b)中 3 个周期内的高 H_{12} 区出现了间断,说明上游粗糙条带使得吸力面的分离周期性地消失,这与图 9(a)中出现的连续分离是不同的.同时,分离消失的间歇期刚好是尾迹的通过期,此时附面层较为稳定,因此即使在尾迹扰动的作用下,附面层也不易形成卷起涡.

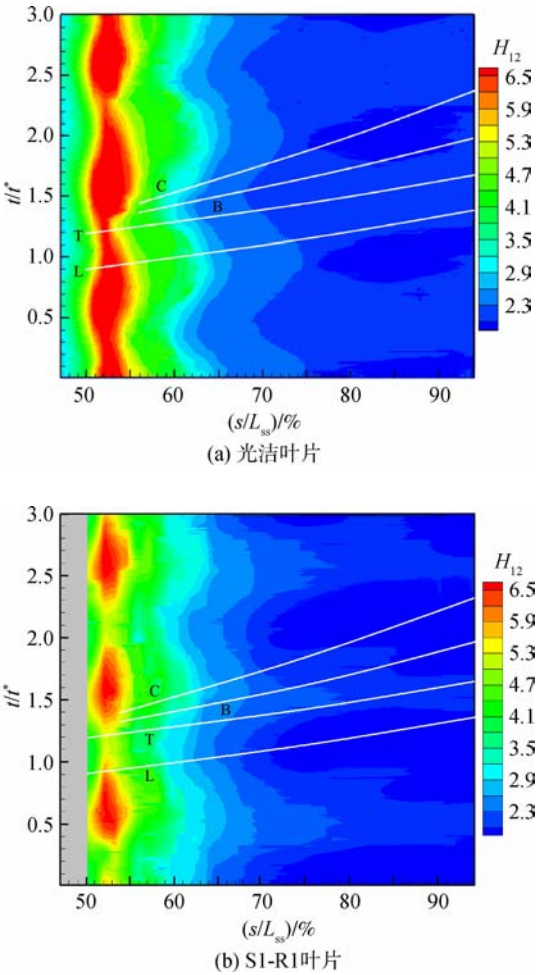


图 9 吸力侧非定常附面层锁相平均形状因子云图
($Re=85000$)
Fig. 9 Ensemble-averaged shape factor contours of unsteady boundary layer on suction side
($Re=85000$)

在图 10 中,叶片的尾缘同样出现了随尾迹通过而产生的高动量厚度区,图中的 L,T,B,C 由图 9 复制而来.除了这 4 条标志线外,图 10(a)中还使用 A 与 A'标出了两个由上游发展而来形如“瘡”状的高动量厚度区.在图 10(a)中 L-T 之间的条形“瘡”A,其发展速度大约是主流速度的 70%(由斜率判断),该“瘡”代表的高 θ 很可能是由上游分离的附面层与通过的尾迹相互作用所形成的卷起涡引起的.在 T-B 之间的条形“瘡”A'代表的高 θ 则可能是由尾迹过后产生的尾迹诱导转捩造成.在尾缘处 B-C 之间的区域, θ 较小,这应当得益于抑制区的作用.

与光洁叶片不同,由于粗糙条带的作用,图 10(b)中只在 T-B 之间出现了条形“瘡”A', L-T 之间的条形“瘡”A 则消失了. T-B 间高动量厚度

区 A'的形成原因与光洁叶片类似,都是由于尾迹诱导转捩造成的. L-T 之间并未形成光洁叶片的高动量厚度区 A,其原因是由于在上游尾迹通过 $50\%L_{ss} \sim 65\%L_{ss}$ 期间,附面层处于层流流动状态,流动较为稳定,因此尾迹负射流效应并未诱导产生卷起涡. 另外,在流向方向, S3-R3 尾缘处的高动量厚度区较光洁叶片更小,但在时间方向高动量厚度区的持续时间更长.

尾迹诱导转捩,自然转捩和分离泡都会影响附面层的发展并产生不同的尾缘动量厚度. 前文 Curtis 给出的损失经验公式显示尾缘动量厚度与吸力面损失线性相关,而在尾迹的作用下,附面层流动具有强烈的非定常特性,因此对比不同时刻叶片尾缘处的 θ 可以更清晰地分析出粗糙条带对吸力面损失作用的细节. 图 11 为一个尾迹通过周期内,光洁叶片与 S3-R3 叶片在 $94\%L_{ss}$ 处 θ 的对比. 图中的 L,T,B,C,A,A'由图 10 复制而来,其中在光洁与粗糙叶片尾迹诱导转捩区出现的 A'位置基本相同,因此使用同一字母 A'标出.

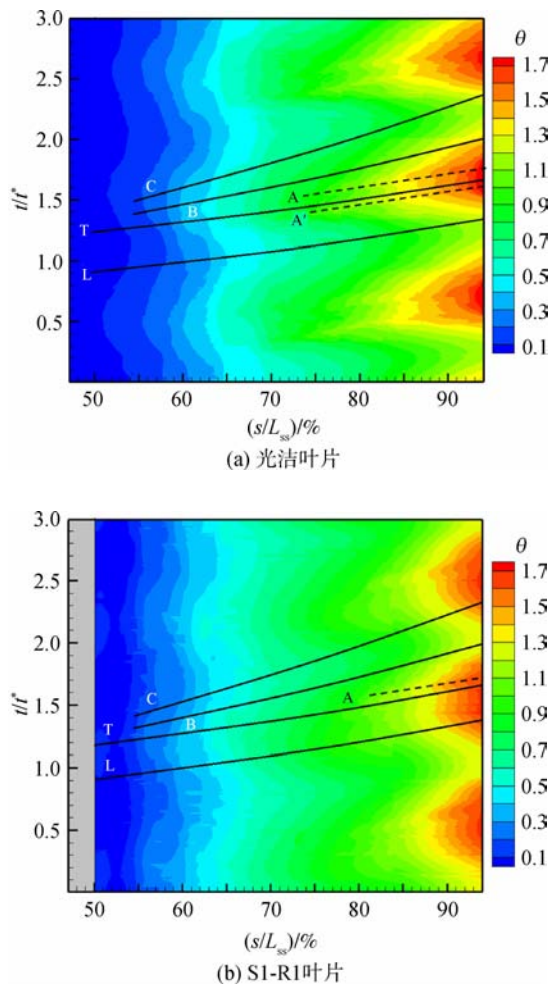


图 10 吸力侧非定常附面层锁相平均动量厚度云图 ($Re=85000$)

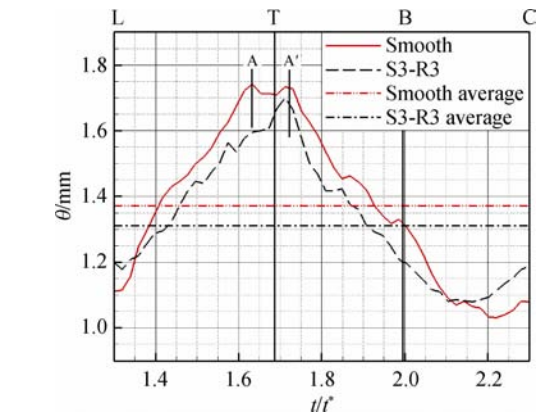


图 11 一个尾迹周期内吸力侧叶片尾缘锁相平均动量厚度 ($Re=85000, s=94\%L_{ss}$)

Fig. 11 Ensemble-averaged momentum thickness at blade trailing edge on suction side in one wake cycle ($Re=85000, s=94\%L_{ss}$)

在图 11 中, S3-R3 叶片尾缘处的 θ 在 T-B 尾迹诱导转捩区内始终小于光洁叶片,在 L-T 尾迹通过区的大部分时间里也小于光洁叶片,因此在这两区间内,粗糙条带均减小了吸力面损失. L-T 间的低 θ 主要得益于卷起涡的消失, T-B 间的低 θ 则是由于粗糙条带耦合上游尾迹加速了尾迹诱导转捩的提前出现,进而增强了对分离的抑制效果造成的. 然而在 B-C 抑制区内,当 $t^*=2.1 \sim 2.3$ 时, S3-R3 叶片尾缘处的 θ 要高于光洁叶片,这是由于在两尾迹通过期间,表面粗糙度加速了自然

Fig. 10 Ensemble-averaged momentum thickness contours of unsteady boundary layer on suction side ($Re=85000$)

转换,从而扩大了湍流湿面积,产生了额外的湍流耗散损失所致。在表面粗糙度的作用下,动量厚度曲线相比光洁叶片变得更加平坦,叶片尾缘处的平均 θ 由 1.17 mm 降低至 1.11 mm,吸力面损失有所下降。

3 结 论

本文实验研究了 PACKD-A 后加载叶型及以该叶型为基础的 9 种粗糙叶片的定常与非定常特性。实验发现壁面表面粗糙度作用范围与粗糙高度两方面因素对叶型损失及附面层发展均存在较大的影响,且在定常与非定常工况下,最佳的表面粗糙度控制方案差异较大。

S2-R1 粗糙叶片在定常条件下可以兼顾叶型损失及正常工作雷诺数范围两方面叶型特性,在低雷诺数下,可将失速雷诺数推迟至 60 000,但在高雷诺数下,表面粗糙度诱发的自然转换出现过早,使得叶型损失相比光洁叶片有所增加。在非定常条件下,尾迹的作用使吸力面分离有所减弱,光洁叶片叶型损失大幅下降,叶型失速雷诺数从定常来流条件下的 70 000 降低至 40 000。在此条件下,S3-R3 粗糙叶片不能延迟叶型的失速雷诺数,但在考察雷诺数范围内,S3-R3 的叶型损失始终低于光洁叶片。这得益于 S3-R3 粗糙条带对尾迹与分离泡作用产生的卷起涡的抑制及对尾迹诱导转换的强化作用,但在尾迹通过期间的抑制区内,由 S3-R3 诱导而较早出现的自然转换则带来了额外的湍流耗散损失。

参考文献:

[1] 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(6):419-454.

[2] Praisner T J,Grover E A,Knezevici D C,et al. Toward the expansion of low-pressure-turbine airfoil design space[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135 (6): 061007. 1-061007. 8.

[3] Bons J P,Pluim J,Gompertz K,et al. The application of flow control to an aft-loaded low pressure turbine cascade with unsteady wakes [J]. Journal of Turbomachinery, 2011,134(3):031009. 1-031009. 11.

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

[5] Hourmouziadis J. Aerodynamic design of low pressure turbines[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development,AGARD No. 167,1989.

[6] Zhang X F ,Vera M ,Hodson H P,et al. Separation and

transition control on an aft-loaded ultra-high-lift LP turbine blade at low Reynolds numbers; low-speed investigation [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 128 (3): 517-527.

[7] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. Journal of Turbomachinery,2003,125(4):765-777.

[8] Mack M,Niehui R. Boundary layer control on a low pressure turbine blade by means of pulsed blowing[R]. ASME Paper GT2012-69029,2012.

[9] Huang J,Corke T C,Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades [J]. AIAA Journal,2006,44(1):51-57.

[10] Lake J P,King P I,Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA 99-0242,1999.

[11] Lake J P ,King P I, Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-grooves [R]. AIAA-2000-0738,2000.

[12] Vera M,Zhang X F,Hodson H,et al. Separation and transition control on an aft-loaded ultra-high-lift LP turbine blade at low Reynolds numbers; high-speed validation[J]. Journal of Turbomachinery,2006,129(2):340-347.

[13] Martinstetter M,Niehuis R. Passive boundary layer control on a highly loaded low pressure turbine cascade[R]. ASME Paper GT2010-22739,2010.

[14] Boynton J L,Tabibzadeh R,Hudson S T. Investigation of rotor blade roughness effects on turbine performance[J]. Journal of Turbomachinery,1993,115(3):614-620.

[15] Abuaf N,Bunker R S, Lee C P. Effects of surface roughness on heat transfer and aerodynamic performance of turbine airfoils[J]. Journal of Turbomachinery,1998,120(3): 522-529.

[16] Zhang Q,Goodro M,Ligrani P M,et al. Influence of surface roughness on the aerodynamic losses of a turbine vane [J]. Journal of Fluids Engineering, 2005, 128 (3): 568-578.

[17] Bons J P. A review of surface roughness effects in gas turbine [J]. Journal of Turbomachinery , 2010, 132 (2): 021004. 1-021004. 16.

[18] Ramesh O N,Hodson H P,Harvey N W. Separation control in ultra high lift airfoils by unsteadiness and surface roughness[R]. Bangalore, India; 15th International Symposium on Airbreathing Engines,2001.

[19] Lorenz M,Schulz A,Bauer H J. Experimental study of surface roughness effects on a turbine airfoil in a linear cascade;Part II aerodynamic losses[J]. Journal of Turbomachinery,2011,134(4):041007. 1-041007. 10.

[20] Montomoli F,Hodson H,Haselbach F. Effect of roughness and unsteadiness on the performance of a new low pressure turbine blade at low Reynolds numbers[J]. Journal of Turbomachinery,2010,132(3):031018. 1-031018. 9.

[21] Montis M,Niehuis R,Fiala A. Aerodynamic measurements

on a low pressure turbine cascade with different levels of distributed roughness[R]. ASME Paper GT2011-45015, 2011.

[22] 王英锋,胡骏,罗标能,等.上游叶片尾迹对转子叶片非定常表面压力频谱特性影响的研究[J].航空动力学报,2006,21(4):693-699.

WANG Yingfeng,HU Jun,LUO Biaoneng,et al. Effects of the up-stream blade wakes on the spectrum of rotor blade unsteady surface pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(4):693-699. (in Chinese)

[23] WANG Zhiqiang,HU Jun,WANG Yingfeng,et al. Effects of up-stream rotor on the aerodynamic force on down-stream stator blades. [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2006,27(2):94-101.

[24] 罗华玲,乔渭阳.低压涡轮叶型边界层相互作用的数值模拟[J].推进技术,2009,30(1):95-100.

LUO Hualing,QIAO Weiyang. Numerical simulation for interaction between wake and boundary layer on a low-pressure turbine profile[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(1):95-100. (in Chinese)

[25] 乔渭阳,赵磊,罗华玲,等.低雷诺数涡轮叶片边界层转捩及分离特性测量[J].推进技术,2012,33(6):859-865.

QIAO Weiyang,ZHAO Lei,LUO Hualing,et al. Measurement of the transition and separation for turbine blade boundary layer with low-Reynolds number[J]. Journal of Propulsion Technology,2012,33(6):859-865. (in Chinese)

nese)

[26] 张士明,杨策,胡良军,等.离心压气机内部非定常流场的数值模拟[J].工程热物理学报,2007,28(6):942-944.

ZHANG Shiming,YANG Ce,HU Liangjun,et al. Numerical simulation of unsteady flow in centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2007,28(6):942-944. (in Chinese)

[27] 刘尹红,杨策,赵奔,等.轴径流组合压气机中动叶尾迹与势流叠加特性的数值研究[J].航空动力学报,2013,28(5):1037-1046.

LIU Yin hong,YANG Ce,ZHAO Ben,et al. Numerical investigation on superimposed effect of wake/potential interaction in axial-radial combined compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(5):1037-1046. (in Chinese)

[28] Volino R J,Separated flow transition under simulated low-pressure turbine airfoil conditions:Part 2 turbulence spectra [J]. Journal of Turbomachinery,2002,124(4):645-655.

[29] Mahallati A,Sjolander S A. Aerodynamics of a low-pressure turbine airfoil at low Reynolds numbers; Part II blade-wake interaction[J]. Journal of Turbomachinery,2012,135(1):011011. 1-011011. 10.

[30] Schlichting H, Gersten K. Boundary layer theory[M]. 8th Edition. Berlin; Springer-Verlag Berlin Heidelberg,2000.

[31] Howell R J. Wake-separation bubble interactions in low Reynolds number turbomachinery[D]. Cambridge: Cambridge University,1999.

(编辑:王碧琚)