

来流湍流度对超高负荷低压涡轮附面层流动控制手段的影响

孙爽^{1,2}, 李伟², 雷志军², 卢新根², 付宇¹, 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: 实验研究了表面粗糙度耦合上游尾迹的流动控制技术, 分析了来流湍流度(FSTI)在流动控制过程中对叶片吸力面附面层分离、转捩特性的影响. 实验发现: 在速度峰值点至分离点之间布置粗糙高度与弦长之比为 1.05×10^{-4} 的粗糙条带可以在来流湍流度为 0.4% 与 2.2% 的低雷诺数范围内降低叶型损失. 在雷诺数为 85 000 的状态下, FSTI 影响了尾迹通过区、尾迹诱导转捩区及自然转捩区的附面层动量厚度, 造成了叶型损失的差异, 但 FSTI 对抑制区的影响较小.

关 键 词: 低压涡轮; 尾迹; 表面粗糙度; 分离; 转捩

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of freestream turbulence intensity on boundary layer flow control strategy of ultra-high-lift low pressure turbine

SUN Shuang^{1,2}, LI Wei², LEI Zhi-jun², LU Xin-gen²,
FU Yu¹, 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 flow control strategy combined upstream wakes and surface roughness on boundary layer development were investigated experimentally, and the effect of freestream turbulence intensity (FSTI) on the separations and transitions characteristic of the boundary layer in the flow control process was also studied. Result shows that the roughness strip with the ratio of roughness height and chord of 1.05×10^{-4} deposits between the velocity peak and separation onset can reduce the profile loss at freestream turbulence intensity of 0.4% and 2.2% in the low Reynolds number. At Reynolds number of 85 000, the boundary layer momentum thickness in wakes passing region, wakes-induced transition region and natural transition region is affected by the FSTI, thus, resulting in a difference of the profile loss at the two operating conditions. However, there is no variation of the calmed region at different FSTI.

收稿日期: 2016-01-19

基金项目: 国家自然科学基金(51306176); 天津市应用基础与前沿技术研究计划青年项目(14JCQNJC06800);

中央高校资助项目(3122015C006, ZXH2012H004); 中国民航大学科研启动资金(2015QD02S)

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.

通讯作者: 李伟(1984—), 男, 河北石家庄人, 副研究员, 博士, 主要从事航空发动机气动热力学研究. E-mail: okkimi@aliyun.com

Key words: low pressure turbine; wakes; surface roughness; separation; transition

符号说明

R_{av}	轴向速度比(RAV)	R_a	中心线平均粗糙度(CLA)
C	弦长	Re	雷诺数($Re = u_m C_x / \nu$)
C_x	轴向弦长	Re_θ	动量厚度雷诺数
T_u	来流湍流强度(FSTI)	S_0	吸力面弧长
f_r	折合频率	u	当地速度
f_{rod}	圆棒频率	Y	叶型损失
K-H	Kelvin-Helmholtz	ν	运动黏度
p_t	总压	Γ	间歇因子
p_s	静压		
下标			
ref	参考	out	出口
in	入口		

对于大涵道比涡扇发动机,大量研究显示减少低压涡轮叶片数量不会过多地牺牲叶型效率,但却可以降低发动机质量与耗油率^[1].相比于高压涡轮,低压涡轮叶片数量多,以 B737 飞机广泛使用的 CFM56-7 发动机为例,其低压涡轮共 4 级,包含 1052 片低压涡轮叶片,大量的叶片数量增加涡轮部件的制造与维护费用,通常情况下涡轮部件的制造与维护费用占到整台发动机生命周期所需花费的 40%^[2].因此减少叶片数量对于降低发动机在制造、使用、维护三方面的成本均起着重要的作用.随着叶片数量的减少,低压涡轮负荷不断升高,高负荷将会导致严重的分离问题.对大展弦比低压涡轮,二维叶型损失占比重较高,而由于分离引起的吸力面损失占二维叶型损失的 60%左右^[3].因此抑制吸力面的分离成为提高超高负荷低压涡轮气动性能的关键.

在低压涡轮部件的工作环境中,转、静叶片排之间的相对运动决定了其内部呈现固有的非定常特性. Addison 等^[4]提出了尾迹诱导附面层转捩模型,当上游尾迹与附面层接触,并不迅速触发转捩,随着尾迹向下游发展,尾迹内湍流度上升,湍动能大量扩散至附面层内,转捩过程才得以启动,可以看出尾迹特性直接影响了附面层的转捩过程. Halstead 等^[5]依据 Schubauer 与 Klebanoff^[6]提出的湍斑模型,将涡轮叶片表面的非定常流动过程在时间、空间上划分为尾迹诱导转捩区、抑制区及层流分离区. Hourmouziadis^[7]利用尾迹控制了下游叶片附面层的流动分离,并提出了“可控扩散”低压涡轮叶型设计思想.基于该设计理念,工

程界在低损失叶型的设计过程中也取得了一定的成功. Brunner 等^[8]和 Teusch 等^[9]的研究指出,在低雷诺数(Re)下,吸力面分离泡较大,周期性尾迹扫掠可使涡轮和压气机叶型损失分别减少 34% 和 28%. Rolls-Royce 公司的 Haselbach 等^[10]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%. 国内针对上游尾迹与下游叶片附面层相互作用的研究也较为全面. 哈尔滨工业大学的颜培刚等^[11]在非定常条件下研究了弯掠动叶对压气机气动负荷的影响,研究发现弯掠动叶降低了端壁损失,同时降低了下游静叶气动参数的波动;在研究静叶片时序效应对压气机叶片气动负荷影响的过程中发现时序效应对静叶片气动负荷的影响高于动叶,时序效应能够提高压气机的性能与叶片寿命^[12]. 南京航空航天大学的葛宁^[13]基于自行开发的数值算法对涡轮与压气机内部的非定常流动展开研究,研究发现自行开发的算法能够不改变时间平均下的稳态性能参数,并可用于多级涡轮非定常流计算;在对压气机的研究中发现转子尾迹对静子的势流场几乎没有影响,而黏性的影响取决于叶片排之间的轴向距离^[14]. 西北工业大学的周莉等^[15-16]研究了非定常工况下叶片排的轴向间距对下游叶片气动性能的影响,研究发现轴向间距越小,动叶表面的压力脉动越强,存在一个最优的轴向间距使得气动损失最小.

应当说,目前将上游尾迹应用于改善下游叶片叶型损失已有明确的机理认识及应用性实例. 然而 Pratt & Whitney 公司在推出 PACK-B

(Zweifel 数的量符号记为 Z_w , $Z_w = 1.08$) 及 PACK-D ($Z_w = 1.36$) 叶型后, 为了进一步降低涡轮质量, 又相继推出更高负荷的 PACK-E ($Z_w = 1.54$) 及 PACK-F ($Z_w = 1.74$) 叶型^[17]. 面对不断提高了的负荷带来的严重分离问题, Volino^[18], Huang 等^[19], Lake 等^[20] 利用 VGJ (涡流发生器)、等离子体、壁面球涡等主、被动辅助手段耦合尾迹有效地控制了超高负荷叶型的附面层分离. 但辅助手段通常存在改变叶片结构或安装、加工复杂等问题. Mahallati 等^[21-22] 与 Zhang 等^[23-24] 则通过优化尾迹折合频率 (reduced frequency) 达到了抑制分离的目的. 但 Howell 及 Hodson^[25-26] 指出, 在真实涡轮部件中, 折合频率一般处于 0.5~1 的范围内. 对比这些方法, 表面粗糙度具有结构简单、工程应用性强等特点, 而其他主、被动方法或多或少的存在改变叶片结构、影响叶片强度, 或需配备复杂的附属设备等问题. 因此表面粗糙度在当前被视为是一种极具应用前景的辅助分离控制手段.

大量学者针对表面粗糙度对叶片流动特性的影响进行了研究. Abuaf 等^[27] 对 3 种不同表面光洁度处理的铸造翼型的传热性能和气动性能进行了量化研究. Montomoli 等^[28] 的研究表明, 在 $2 \times 10^4 < Re < 14 \times 10^4$ 范围内, 粗糙表面能够减少非定常条件下的叶型损失. Ramesh 等^[29] 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片气动特性的影响. Roberts 等^[30] 发现提高叶片表面粗糙度可以较早地触发转捩, 使分离附面层的再附位置向上游移动. Vera 等^[31] 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.

本文在 Ramesh 等所做研究的基础上, 分析了不同来流湍流度对表面粗糙度耦合上游尾迹流动控制手段的控制效果的影响, 这一研究着眼点在公开文献中鲜有报道. 期望通过分析耦合流动控制手段下叶片吸力面附面层的分离、转捩特性, 为设计表面粗糙度被动控制策略提供一些参考.

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三部分. 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 $0.6C_x$ (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.

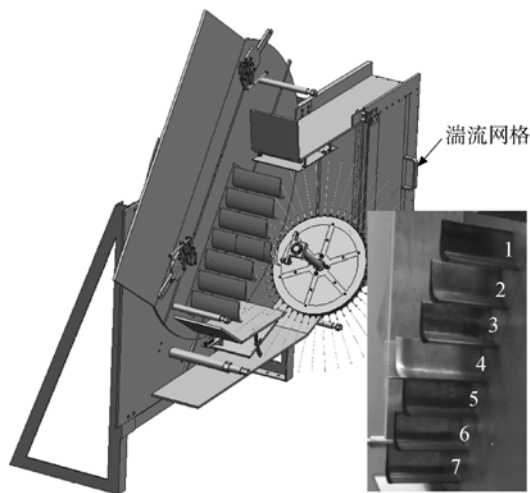


图 1 实验叶栅风洞

Fig. 1 Tested cascade wind tunnel

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 $Z_w = 1.36$ ^[17], 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从 33 000 至 150 000 (基于 C_x 及 u_{in}), 雷诺数通过改变来流速度进行调节. 来流湍流度 (FSTI) 为 0.4% 及 2.2%, FSTI 通过在叶栅前缘布置不同的湍流网格进行调节, 图 2 为实验使用的两种湍流网格, 其所处位置在图 1 中标出. 折合频率 ($f_r = C_x f_{rod} / u_{in}$) 为 1.52, 其中 f_{rod} 通过改变辐条转盘的旋转速度进行调节. 图 1 给出了为 PACKD-A 叶栅实物照片及叶片标号, 在 4 号叶片 50% 叶高吸力面表面布置了 36 个测压孔.

表 1 叶栅参数

Table 1 Cascade parameters

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

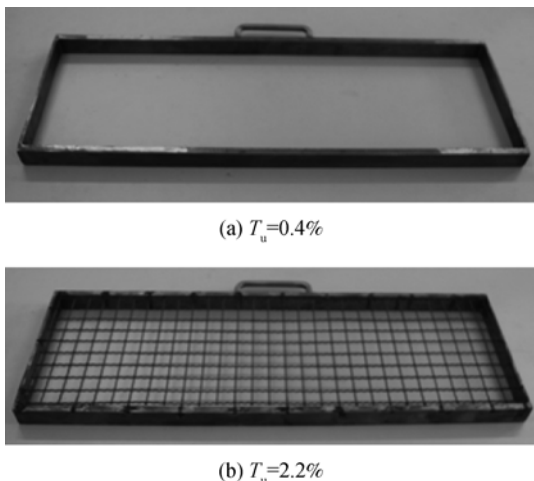


图 2 湍流网格

Fig. 2 Turbulent generator grid

1.2 表面粗糙度

实验通过在叶片吸力面布置砂纸条带实现表面粗糙度,砂纸表面粗糙度及光洁叶片表面粗糙度使用 Hommel 公司 T8000 表面粗糙度测试仪测量,测量结果如表 2 所示.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 0.2~0.3 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.

表 2 叶片表面粗糙度
Table 2 Blade surface roughness

参数	叶片类型	
	粗糙叶片	光洁叶片
$R_a/\mu\text{m}$	8.82	1.5
$(R_a/C)/10^{-4}$	1.05	0.18
不确定度/%	1.5	1.5

所开槽道展向长度为 100%叶高;流向长度为 5.2% S_0 ,起始于 44.3% S_0 (速度峰值点),终止于 49.5% S_0 (分离起始点).其设计思想如下:Lorenz 等^[32]将吸力面附面层损失分为层流损失、分离损失、分离前湍流损失与分离后再附区湍流损失.其中层流损失可以忽略,分离损失与分离后湍流损失为主要损失源,分离前湍流损失主要产生于速度峰值点与分离点之间.在速度峰值点下游布置粗糙条带会增加分离前湍流损失,但不会增加层流损失,如果将粗糙条带布置于峰值点上

游,层流损失与分离前湍流损失都将增加,因此粗糙条带的起始位置选择了速度峰值点.当附面层开始分离,黏性底层厚度迅速增加,在分离后布置粗糙条带,其对附面层的扰动作用将大幅下降,反而产生额外的摩擦损失,因此粗糙条带的终止位置选择了分离起始点.另一方面,Zhang 等^[33]在对拌线被动控制方式的研究过程中也指出,速度峰值点与分离起始点之间是放置拌线的最佳位置.

粗糙叶片实验过程中,为了节约成本与工时,只有 3 片光洁叶片(图 1 中的 3#,4#,5#叶片)被替换,以此保证主测试流道(4#叶片)及相邻流道的进口均匀性及出口周期性.

1.3 测试

实验使用气动探针与壁面静压孔结合压力传感器(PSI)测试时均气动性能;使用热线探针测试面层特性.

叶型损失使用 2 支三孔压力探针分别在叶栅的上游 1.2 C_x 位置和下游 0.5 C_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,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 ± 0.3 m/s 角度误差为 $\pm 0.3^\circ$.

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 μm ,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,采样频率为 20 kHz,采样时间为 4 s,热线探针的速度误差为 3%~5%.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 个法向采样点,以这 600 个测点捕捉附面层流场特性.对于光洁叶片,流向采样点起始于 47% S_0 ,终止于 94% S_0 的范围.对于粗糙叶片,流向采样点起始于粗糙条带下游 50.8% S_0 的位置,终止于 94% S_0 .流向采样点主要集中在 51% S_0 ~67% S_0 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

为了了解 PACKD-A 叶型的基本叶型特性,

实验首先测试了光洁叶片的载荷分布及时均附面层特性.图3给出了上游尾迹折合频率为1.52, $T_u=2.2\%$, $Re=85\,000$ 与 $Re=105\,000$ 工况下的载荷分布曲线及无黏工况下的载荷分布曲线,压力系数如下:

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

式中 $p_{t,in}$ 为进口总压, p_s 为当地静压.

在图3中横坐标 s 表示吸力面流向位置,使用吸力面弧长 S_0 无量纲化,当 $Re=85\,000$ 及 $105\,000$ 时,分离点固定,均出现在 $50\% S_0$ 附近.在分离点下游, $Re=85\,000$ 的载荷曲线出现了“平台区”,说明附面层在该区域处于明显的分离状态.在 $58\% S_0$ 附近,平台区结束, C_p 开始下降,该位置处的曲线转折点对应压力恢复点,即转捩起始位置.随着流动的发展,附面层在 $66\% S_0$ 附近再附.对比低雷诺数状态, $Re=105\,000$ 的载荷曲线没有出现明显“平台区”,且再附位置 ($62\% S_0$ 附近) 更加靠近上游.这说明在高雷诺数下,附面层的分离减弱,分离泡的尺度减小.另一方面,在高雷诺数状态,叶片表面速度峰值点的出现位置较低雷诺数状态更加靠近下游,与无黏状态的速度峰值点 ($44.3\% S_0$) 更加接近.

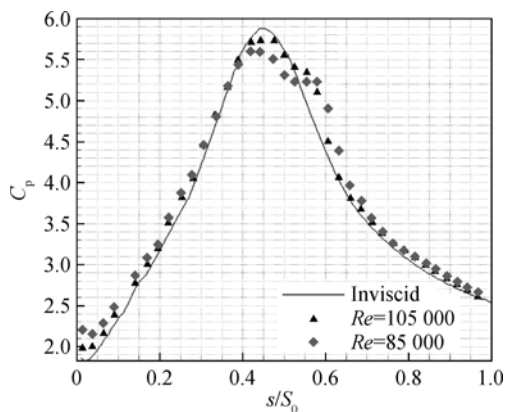


图3 吸力面压力分布

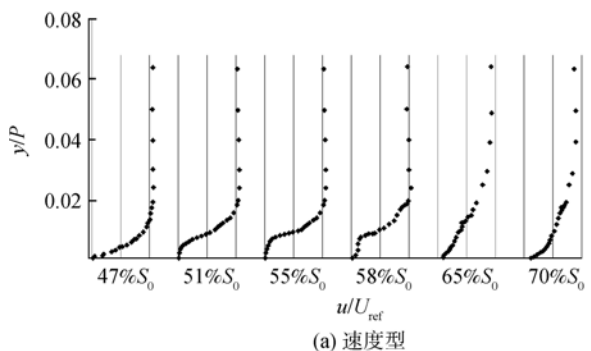
Fig. 3 Suction side pressure distribution

图4给出了 $f_r=1.52$, $T_u=2.2\%$, $Re=85\,000$ 时吸力面时均速度型与间歇因子,时均速度 u 使用进口速度 U_{ref} 进行无量纲化,间歇因子 Γ 使用了文献[34]的方法计算,图中 y 为距叶片壁面法向距离,使用栅距 P 无量纲化.

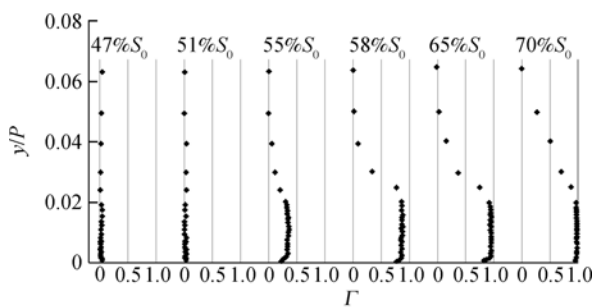
在图4(a)中附面层在 $47\% S_0$ 处速度型饱满,处于层流状态,在 $51\% S_0$ 处出现了明显的分离,分离点处于 $47\% S_0 \sim 51\% S_0$ 之间.在 $55\% S_0$

处分离厚度扩大,在 $58\% S_0$ 处,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^[18].再结合图3中定常状态下 $58\% S_0$ 附近出现的载荷曲线“平台区”的端点,判断该位置应当出现了间歇性的转捩,近壁面湍流流动使分离减弱.

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 $58\% S_0$,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相互叠加造成的.在 $65\% S_0$ 处,附面层内间歇因子趋近于1,附面层流动基本进入全湍流状态,这与载荷分布曲线(图3)的预测结果一致.在 $70\% S_0$,附面层内间歇因子全部为1,附面层进入全湍流状态.对比图4与图3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.



(a) 速度型



(b) 间歇因子

图4 附面层速度型与间歇因子 ($Re=85\,000$, $T_u=2.2\%$)

Fig. 4 Velocity profile and intermittency of boundary layer ($Re=85\,000$, $T_u=2.2\%$)

2.2 来流湍流度对流动控制手段的影响

本节分析了来流湍流度对表面粗糙度耦合上游尾迹的附面层流动控制方法的影响.图5是 $f_r=1.52$, $T_u=2.2\%$, 0.4% 粗糙叶片与光洁叶片的叶型损失曲线.测试雷诺数范围为 $40\,000 \sim 120\,000$,叶型损失使用 $Re=40\,000$, $T_u=2.2\%$

时,光洁叶片的叶型损失进行无量纲化.叶型损失定义如下:

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

式中 $p_{t,out}$ 为出口总压, u_{out} 为出口速度.

图5中 Y_{ref} 表示参考叶型损失,4条叶型损失曲线的左侧端点是对应来流湍流度下的失速雷诺数,失速雷诺数使用文献[35]提供的方法进行判断.当 $T_u=0.4\%$ 时,表面粗糙度将失速雷诺数由光洁叶片的55000降低至了50000;当 $T_u=2.2\%$ 时,表面粗糙度并未降低叶型的失速雷诺数,粗糙与光洁叶片的失速雷诺数均为40000.在 $T_u=2.2\%$ 及 $T_u=0.4\%$ 时的整个雷诺数测试范围内,粗糙叶片的叶型损失均低于光洁叶片,在 $Re>70000$ 时,两种叶片的叶型损失差逐渐减小,这是由于雷诺数的提高降低了分离损失,造成粗糙度抑制分离的作用下降所致.当 $T_u=2.2\%$, $Re=120000$ 时,粗糙叶片的叶型损失曲线呈现随雷诺数的增加而上升的趋势,这同样是由于高雷诺数下的分离减弱使得表面粗糙度被动控制手段的负面效果凸显造成的.除该点外,4条叶型损失曲线随雷诺数的提高均呈下降的趋势.下文将分别对 $T_u=2.2\%$ 及 $T_u=0.4\%$ 时,粗糙叶片的附面层特性进行分析.

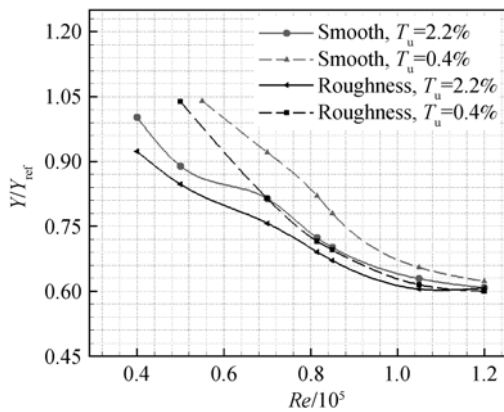


图5 光滑叶片与粗糙叶面的叶型损失

Fig. 5 Profile loss for the smooth blade and roughness blade

2.2.1 高来流湍流度工况

图6给出了 $f_t=1.52$, $T_u=2.2\%$, $Re=85000$ 状态下粗糙叶片附面层动量厚度时间-空间(S-T)云图.云图通过锁相平均后的热线探针附面层测试结果积分计算得出.图中分别使用红色实线及红色虚线标出了间歇因子为0.05及1.0

的等值线,以此来显示转捩起始与结束的动态时间-空间变化过程.图6纵坐标为时间 t ,使用尾迹通过周期 t^* 进行无量纲化,图中还标出了尾迹前缘线 L,尾迹尾缘线 T,尾迹诱导转捩区尾缘线 B,抑制区尾缘线 C 及自然转捩区前缘线 N,各曲线斜率由湍斑传播模型^[6]确定.曲线 L, T, B, C, N 所夹区域依次代表尾迹通过区、尾迹诱导转捩区、抑制区及自然转捩区.图6云图所示为3个尾迹通过周期内的附面层动量厚度(θ),以动量厚度为研究参考指标是基于损失与动量厚度的线性相关性^[3].在叶片尾缘处出现的3个高动量厚度区与3个尾迹通过周期相对应,而 T-B 与 L-T 所夹区域是尾缘高动量厚度的主要来源. L-T 间的高动量厚度是由于高湍流度尾迹向附面层逐渐扩散所致, T-B 间的高动量厚度是由于尾迹通过附面层分离区后,诱导形成了以 K-H 不稳定性主导的旁路转捩造成的,在 T-B 间出现“脊”状的高动量厚度区(使用虚线矩形框标出)应当与之相关.在图6中,使用黑色的垂向虚线标出了尾迹诱导转捩与自然转捩的起始位置与结束位置.

尾迹诱导转捩起始于 $53\% S_0$,终止于 $59\% S_0$,转捩长度为 $6\% S_0$,自然转捩起始于 $56\% S_0$,终止于 $63\% S_0$,转捩长度为 $7\% S_0$.在一个尾迹通过周期 ($0.94t^* \sim 1.94t^*$) 转捩主要出现在 $53\% S_0 \sim 63\% S_0$ 范围内,尾迹诱导转捩的起始位置最靠近上游,转捩长度最短.随着时间的发展,附面层内的转捩类型由尾迹诱导转捩逐渐转变为自然转捩,转捩长度也逐渐增加.在 $1.71t^*$ 附近(使用黑色虚线 N 标出,该线与线 L 平行)附面层转捩完全由自然转捩主导,转捩的起始与终止位置趋于稳定.由于自然转捩的作用,抑制区在线 C 与线 N 的交汇处终结,在 N-L 的自然转捩区内附面层动量厚度开始升高.

尾迹诱导转捩起始于 $\Gamma=0.05$ 等值线靠近上游的切点处,由于表面粗糙度的作用,尾迹诱导转捩的起始位置出现在了尾迹通过区(L-T)内,而随尾迹诱导转捩同时出现的抑制区(B-C)也提前发生.另一方面,表面粗糙度提高了附面层内的不稳定性,使处于尾迹通过期之间的准稳态过程的自然转捩也提前发生,且持续时间较长(N-L 间宽度较宽).在叶片尾缘处,抑制区内的动量厚度较低,随着时间的发展进入自然转捩区后,动量厚度迅速提升,且与下一个尾迹通过区的高动量厚度区相连.

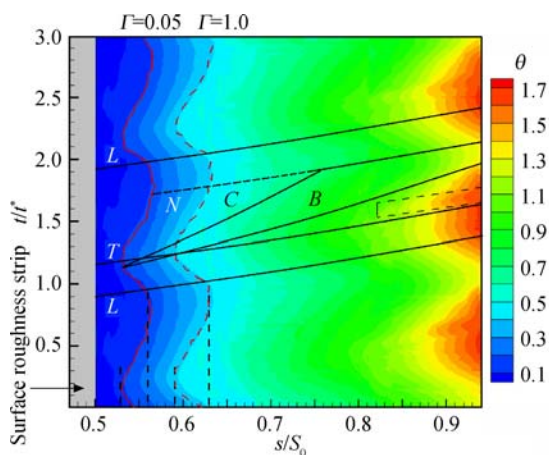


图6 粗糙叶片吸力面非定常附面层锁相平均动量厚度
S-T图($Re=85000$, $T_u=2.2\%$)

Fig. 6 S-T diagram of ensemble-averaged unsteady
boundary layer momentum thickness on the
suction side of roughness blade
($Re=85000$, $T_u=2.2\%$)

2.2.2 低来流湍流度工况

更换进口湍流网格,实现 $T_u=0.4\%$ 的低来流条件,图7给出了 $f_r=1.52$, $T_u=0.4\%$, $Re=85000$ 状态下粗糙叶片附面层动量厚度时间-空间云图,图中各条曲线的意义与图6相同.在图7中,随着 T_u 的降低,等值线 $\Gamma=0.05$ 在切点处的形状变得更加“尖锐”,同时,尾迹诱导转捩的起始位置也移动到了 $\Gamma=0.05$ 等值线与尾迹尾缘线T的交点处.与 $T_u=2.2\%$ 相比(图6),其流向位置同为 $53\% S_0$,时间点为 $1.18t^*$,落后于高来流湍流度工况 $0.08t^*$.这是由于附面层 Re_θ 达到250附近时尾迹才可以诱导附面层出现旁路转捩^[24-25], $T_u=2.2\%$ 来流工况的附面层动量厚度较高,再结合表面粗糙度的作用,使附面层 Re_θ 更易于满足尾迹诱导转捩出现的条件.在尾迹扫掠附面层的过程中,尾迹内部湍流度向附面层扩散,附面层 Re_θ 不断提高,由于高 T_u 与粗糙条带的作用降低了诱导转捩触发的门槛,因此出现了图6中尾迹诱导转捩点进入尾迹通过区的现象.当 T_u 降低,附面层 Re_θ 降低,附面层需要更长的尾迹作用时间,其 Re_θ 才能够增长到250,因此出现了诱导转捩落后于高 T_u 工况 $0.08t^*$ 的现象.

在图7中的尾缘处,依然出现了3个高动量厚度区与3个尾迹通过周期相对应,其主要来源与高 T_u 工况相似,同样为T-B及L-T所夹区域.在L-T区间内尾缘处的动量厚度高于 $T_u=2.2\%$ 工况,这是由于低 T_u 工况附面层分离损失更加

严重造成的.另一方面,在T-B区间生成的“脊”(虚线矩形框)相比于图6更加靠近上游且强度更高,这是由于随着 T_u 的下降,尾迹能够触发诱导转捩的作用时间相应缩短,诱导转捩在较短的时间内完成,造成图7中T-B范围内尾缘处的动量厚度高于图6相应位置处的动量厚度.由于较强的诱导转捩及对分离较弱的抑制作用使得 $T_u=0.4\%$ 时T-B及L-T尾缘处的动量厚度高于 $T_u=2.2\%$ 工况.在图7中,自然转捩出现的流向位置为 $57\% S_0$,落后于 $T_u=2.2\%$ 工况 $1\% S_0$,同时持续时间大幅降低(N-L间距减小),造成N-L间尾缘处的动量厚度也较高 T_u 工况有所降低.在两种 T_u 下,其抑制区并未出现较大差异.

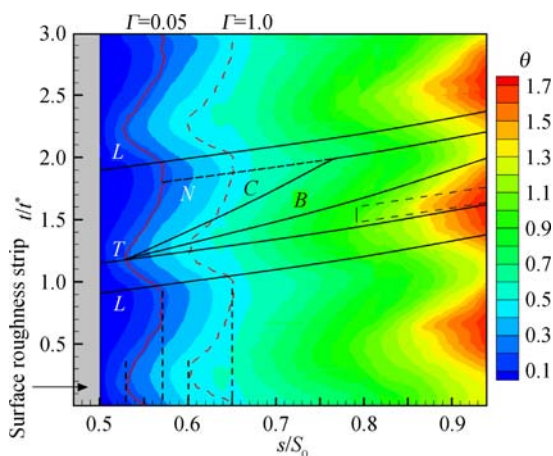


图7 粗糙叶片吸力面非定常附面层锁相平均动量厚度
S-T图($Re=85000$, $T_u=0.4\%$)

Fig. 7 S-T diagram of ensemble-averaged unsteady
boundary layer momentum thickness on the
suction of roughness blade
($Re=85000$, $T_u=0.4\%$)

与 $T_u=2.2\%$ 工况相比,低 T_u 下的表面粗糙度耦合上游尾迹降低了自然转捩区的损失,但增加了尾迹通过区及尾迹诱导转捩区的损失.最终无量纲叶型损失从0.671增加到了0.695(图5).

通过分析附面层动量厚度的时间-空间演化过程可以发现叶片表面在不同的时间与空间下会发生尾迹诱导转捩及自然转捩.表3给出了 $f_r=1.52$, $Re=85000$, $T_u=2.2\%$, 0.4% 时粗糙叶片两种类型转捩的细节.在表3中,除了 $T_u=0.4\%$ 时的尾迹诱导转捩位置没有变化外,随着 T_u 的降低,两类转捩的转捩长度均减小了 $1\% S_0$ 而转捩起始位置则延迟了 $1\% S_0$.尾迹诱导转捩的起始位置未随 T_u 变化而移动的原因应当是由于在

表面粗糙度的作用下,附面层内部湍流度及动量厚度迅速提高,尾迹中心湍流度与附面层内湍流度之差减小,这增加了尾迹中心湍流度向附面层

扩散的难度,因此处于粗糙条带下游的附面层对 T_u 的敏感度下降,造成诱导转捩的起始位置在 $T_u=0.4\%$ 及 $T_u=2.2\%$ 工况下均处于 $53\%S_0$ 。

表3 S3-R3 附面层转捩位置和长度 ($Re=85\,000$, $T_u=2.2\%$ 和 $T_u=0.4\%$)

Table 3 Boundary layer transition locations and length on S3-R3 ($Re=85\,000$, $T_u=2.2\%$ and $T_u=0.4\%$)

$T_u/\%$	尾迹诱导转捩			自然转捩		
	起始位置	结束位置	持续长度	起始位置	结束位置	持续长度
2.2	$53\%S_0$	$59\%S_0$	$6\%S_0$	$56\%S_0$	$63\%S_0$	$7\%S_0$
0.4	$53\%S_0$	$60\%S_0$	$7\%S_0$	$57\%S_0$	$65\%S_0$	$8\%S_0$

3 结 论

本文实验研究了 $T_u=2.2\%$ 及 $T_u=0.4\%$ 工况下 PACKD-A 叶型的光洁叶片与局部粗糙叶片的气动特性,并分析了 T_u 对粗糙叶片附面层流动特性的影响及作用机理。在分离点上游使用流向宽度为 $5.2\%S_0$,粗糙高度与弦长之比为 1.05×10^{-4} 的粗糙条带在 $f_r=1.52$, $T_u=2.2\%$, $Re=40\,000\sim 120\,000$ 及 $T_u=0.4\%$, $Re=55\,000\sim 120\,000$ 的范围内均可降低叶型损失。

在 $Re=85\,000$, $f_r=1.52$ 时,与 $T_u=2.2\%$ 工况相比, $T_u=0.4\%$ 时的表面粗糙度耦合上游尾迹降低了自然转捩区的损失,但增加了尾迹通过区及尾迹诱导转捩区的损失。当 $T_u=2.2\%$,在表面粗糙度与高 T_u 的联合作用下,尾迹诱导转捩更易于触发,出现了尾迹诱导转捩点进入尾迹通过区的现象。降低 T_u ,附面层动量厚度随之下降,这使得 $Re=85\,000$ 时的尾迹诱导转捩强度更高,从而带来了较大的诱导转捩损失。另一方面,在高 T_u 下,附面层内部湍流度及动量厚度迅速提高,尾迹中心湍流度与附面层内湍流度之差减小,这增加了尾迹中心湍流度向附面层扩散的难度,因此处于粗糙条带下游的附面层对 T_u 的敏感度下降,造成诱导转捩的起始位置在 $T_u=0.4\%$ 及 $T_u=2.2\%$ 工况下均处于 $53\%S_0$ 。

参考文献:

- [1] Schobeiri M, Öztürk B. Experimental study of the effect of periodic unsteady wake flow on boundary layer development, separation, and reattachment along the surface of a low pressure turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 663-676.
- [2] 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, 2012, 134(3): 031009. 1-031009. 11.

- [3] Curtis E M, Hodson H P, Baniaghbal M R, et al. Development of blade profiles for low-pressure turbine applications [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 531-538.
- [4] Addison J S, Hodson H P. Modelling of unsteady transitional boundary layers [J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3): 580-589.
- [5] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressor and turbines: Part 3 of 4 LP turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 225-237.
- [6] Schubauer G B, Klebanoff P S. Contributions on the mechanics of boundary layer transition [R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA-TR-1289, 1955.
- [7] Hourmouziadis J. Aerodynamic design of low pressure turbines [R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-LS-167, 1989.
- [8] Brunner S, Fottner L. Comparison of two highly loaded low pressure turbine cascades under the influence of wake-induced transition [R]. ASME Paper GT-2000-268, 2000.
- [9] Teusch R, Brunner S, Fottner L, et al. The influence of multimode transition initiated by periodic wakes on the profile loss of a linear compressor cascade [R]. ASME Paper GT-2000-271, 2000.
- [10] Haselbach F, Schiffer H P, Horsman M, et al. The application of ultra high lift blade in the BR715 LP turbine [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1): 45-51.
- [11] 颜培刚, 李绍斌, 陈浮, 等. 静叶片时序效应对压气机叶片非定常气动负荷的影响 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 117-124.
- YAN Peigang, LI Shaobin, CHEN Fu, et al. Effects of stator clocking on unsteady aerodynamic loads of a compressor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 117-124. (in Chinese)
- [12] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 弯掠动叶对跨声压气机非定常气动负荷的影响 [J]. 工程热物理, 2008, 29(12): 2033-2036.
- MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Effect of curved rotor on unsteady aerodynamic loading in a tran-

- sonic compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(12): 2033-2036. (in Chinese)
- [13] 葛宁. 涡轮非定常流数值计算方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1066-1070.
- GE Ning. Evaluation of a numerical calculation method for unsteady flow in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1066-1070. (in Chinese)
- [14] 葛宁. 轴流压气机转-静二维非定常薄层 N-S 数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 36-39.
- GE Ning. Unsteady two-dimensional thin-layer Navier-Stokes solutions for rotor-stator in an axial flow compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 36-39. (in Chinese)
- [15] 周莉, 蔡元虎. 不同轴向间距下涡轮级内非定常流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 629-635.
- ZHOU Li, CAI Yuanhu. Numerical investigation on the unsteady flowfield of the turbine stage under different axial gaps[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 629-635. (in Chinese)
- [16] 周莉, 张鑫, 蔡元虎. 轴向间距对涡轮损失影响的非定常数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1595-1601.
- ZHOU Li, ZHANG Xin, CAI Yuanhu. Unsteady numerical investigation of the influence of axial gap on the turbine loss[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1595-1601. (in Chinese)
- [17] Praisner T J, Grover E A, Knezevic 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.
- [18] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[R]. ASME Paper 2003-GT-38729, 2003.
- [19] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades [R]. AIAA-2003-1027, 2003.
- [20] 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.
- [21] Mahallati A. Aerodynamics of a low-pressure turbine airfoil under steady and periodically unsteady conditions[D]. Ottawa, Canada: Carleton University, 2003.
- [22] Mahallati A, Sjolander S A. Aerodynamics of a low-pressure turbine airfoil at low-Reynolds numbers; Part 2 blade-wake interaction[R]. ASME Paper GT-2007-27348, 2007.
- [23] 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[R]. ASME Paper GT-2005-68892, 2005.
- [24] Zhang X F. Separation and transition control on ultra-high-lift low pressure turbine blades in unsteady flow[D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 2005.
- [25] Howell R J. Wake-separation bubble interactions in low Reynolds number turbomachinery [D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 1999.
- [26] 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.
- [27] 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.
- [28] 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.
- [29] 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 Air Breathing Engines, 2001.
- [30] Roberts S K, Yaras M I. Effects of surface-roughness geometry on separation-bubble transition[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(2): 349-356.
- [31] Vera M, Zhang X F, Hodson H. 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.
- [32] 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.
- [33] Zhang X F, Hodson H P. The combined effects of surface trips and unsteady wakes on the boundary layer development of an ultra-high-lift LP turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3): 479-488.
- [34] Gostelow J P. Response of a laminar separation bubble to an impinging wake[R]. ASME Paper GT2003-38972, 2003.
- [35] Popovic I, Zhu J, 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.

(编辑:王碧琚)