

文章编号:1000-8055(2011)01-0115-07

基于表面热膜的超高负荷低压涡轮 叶栅附面层特性

李 伟^{1,2}, 朱俊强¹, 李 钢¹, 徐燕骥¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100190)

摘 要: 利用表面热膜测量了定常来流条件下某超高负荷后加载叶型吸力面附面层的分离流动, 并与壁面静压实验结果进行了对比. 结果表明, 热膜用于超高负荷低压涡轮叶型附面层流动测量可靠性较高; 热膜测得的准壁面剪切应力及相关统计参数能准确地判断附面层分离、再附着和转捩位置; 在低雷诺数条件下, 分离泡尺寸和转捩区长度随来流雷诺数的减小而增加.

关 键 词: 超高负荷; 低压涡轮; 分离泡; 转捩; 表面热膜

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental research on boundary layer behaviors of ultra-high-lift low-pressure turbine profile based on surface-mounted hot-film

LI Wei^{1,2}, ZHU Jun-qiang¹, LI Gang¹, XU Yan-ji¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

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

Abstract: A hot-film experimental investigation on steady boundary layer separation behaviors of the suction surface of an ultra-high-lift low-pressure turbine profile was described, which was compared with loading distribution. The experimental results indicate that the surface-mounted hot-film is a reliable indicator of the position of separation bubble and transition for the ultra-high-lift low-pressure turbine blade. In the event of lower Reynolds numbers, the size of separation bubble and transitional regime increases under declining Reynolds numbers.

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

高推质比是航空燃气涡轮发动机设计追求的最主要指标之一,第四代战机要求发动机的推质比达到 10 一级,而对于民用航空发动机,由于低压涡轮尺寸大、级数和叶片数较多,使得发动机几

乎 1/3 的质量都集中在低压涡轮上. 因此,要进一步提高航空发动机的推质比,设计高效的超高负荷低压涡轮叶型,进而减少低压涡轮级数和每级的叶片数,将是未来发展的必经之路. 高负荷低压

收稿日期:2009-11-27; 修订日期:2010-02-04

基金项目:国家自然科学基金(50676095,50776086)

作者简介:李伟(1984—),男,河北石家庄人,博士生,主要从事叶轮机械附面层流动特性研究.

涡轮叶型的气流转折角增大,叶片吸力面附面层极易出现分离,在适当条件下转捩后再附着于叶片表面,形成分离泡,严重增加了气动损失,改变了流线方向,尤其在两万米高空,空气密度降低约为海平面处的 $1/14$,雷诺数降低约一个数量级,分离区域的存在更是严重影响了航空发动机的高空性能。

目前减弱或消除低压涡轮叶片吸力面分离泡的手段主要有两种:一是改变叶型负荷分布,减弱叶片中后部的逆压梯度来抑制附面层的分离;二是借助上游叶排尾迹的周期性扫掠或改变表面粗糙度来激励附面层提前转捩,以及开槽吹气等控制方法来抑制分离泡^[1-2]。无论采用哪种途径来实现高负荷低压涡轮在低雷诺数状态下的稳定工作,都需要建立附面层分离和转捩的预测准则,而如何准确捕捉附面层分离和转捩的位置,进而将其与叶型几何和流场参数关联起来已成为一大难题。在流场分析方面,要实现 DNS(direct numerical simulation)及 LES(large eddy simulation)等数值模拟手段,由于计算量大还很难在工程中推广应用,而 CFX 软件中提供的 Lantry-Menter 转捩模型,已能较好地预测 Zweifeil 载荷系数为 1.08 的高负荷涡轮叶型 PACKB 在设计状态下的附面层分离和转捩过程^[3],Langtry 等^[4-5]也对 Lantry-Menter 模型进行了实验验证。杨琳等^[6]引入 Abu-Ghannam & Shaw(AGS)转捩模型进行附面层转捩的数值模拟得到了较好的结果,但在压力梯度变化较大情况下模拟稍有偏差。在流场测试方面,张伟昊等^[7]测量了尾迹扫掠条件下叶栅吸力面的静压分布及两点动态压力信号,传统的壁面静压测量方法可以大致判断附面层的分离和附着位置,但不能预测附面层的转捩过程。表面热膜作为附面层特性的有效测量方法在 PACKB 叶型分离转捩的定常和非定常实验研究中获得了成功的应用^[8-9]。ZHANG Xuefeng 和 Hodson^[10]利用 PIV(particle image velocimetry)和热线测量了上游尾迹扫掠条件下尾迹与附面层的相互作用以及附面层的转捩特性。

随着对航空发动机高推质比的不断追求,Zweifeil 载荷系数为 1 左右的高负荷低压涡轮叶型依然不能满足未来发展的需求,对于 Popovic 等^[11]提到的 Zweifeil 载荷系数高达 1.4 的超高负荷低压涡轮叶型,叶片吸力面会出现更大的逆压梯度和分离泡,使得吸力面的分离流动变得更为复杂,也对分离和转捩的测量提出了更高的要求。

而国内关于表面热膜测量超高负荷低压涡轮叶型附面层分离和转捩的研究比较匮乏,亟待实验研究给出相关结论。鉴于此,本文采用自行设计的一种超高负荷后加载低压涡轮叶型进行表面热膜和壁面静压测量实验,验证表面热膜在附面层流动分离、再附着和转捩测量中的可靠性,并探索定常来流条件下表面热膜判定附面层分离、再附着和转捩的准则,以求为今后超高负荷低压涡轮叶型附面层分离和转捩的预测提供可靠的依据。

1 实验装置与测试系统

1.1 低速叶栅实验台

如图 1 所示,在低速叶栅实验台上进行吹风实验,通过降低自由来流速度来模拟低雷诺数环境。

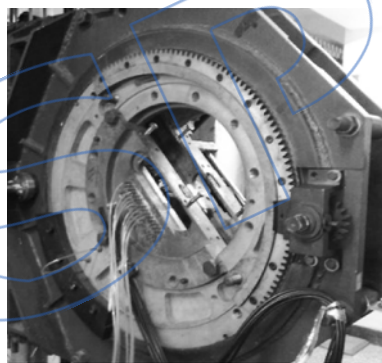


图 1 低速叶栅台测试段

Fig. 1 Low-speed cascade test section

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 100 mm ,轴向速度密流比为 1.03 。雷志军等人^[12]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。

1.2 后加载超高负荷低压涡轮叶型

实验采用自行设计的后加载超高负荷低压涡轮叶型 IET-LPTA(图 2),Zweifel 载荷系数为 1.36 ,展弦比为 2.13 ,此叶型的气流转折角为 95° ,与 PACKB 叶型相同。叶型的具体参数见表 1。PACKB 叶型的 Zweifel 载荷系数为 1.08 ,与国内目前普遍使用的高负荷低压涡轮叶型相当,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 Zweifel 载荷系数提高到了 1.36 ,对于同样的气流转折角,后加载提高负荷的方式必然意味着局部逆压梯度的上升,将导

致更大的分离,这正是超高负荷低压涡轮叶型设计不得不解决的主要问题。

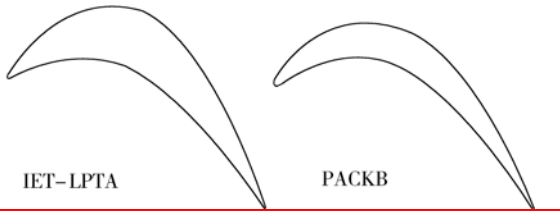


图 2 IET-LPTA 与 PACKB 叶型

Fig. 2 IET-LPTA and PACKB profile

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 B_x/mm	42.1	41.8
栅距 s/mm	46.8	37.0
叶高 h/mm	100.0	100
几何进气角 $\alpha_1/(\circ)$	55.0	55
几何出气角 $\alpha_2/(\circ)$	30.0	30
安装角 $\gamma/(\circ)$	64.0	64
Zweifel 载荷系数	1.36	1.08

1.3 测量系统

由于涡轮叶片弯角很大,探针不易布置,且一般的接触测量和非接触测量都很难准确同步地监测整个附面层的流动变化,而表面热膜敷设于叶片表面,通过测量近壁面流体与热膜单元的对流换热热量来确定附面层的流动特性。热膜单元的厚度只有 $50\text{ }\mu\text{m}$,对场扰动极小;热膜的另一个优势是它具有高频响、同步性好的特点,可以同步采集从叶片前缘至尾缘的 32 路信号,有利于捕捉附面层内的非定常信息。实验中采用 Senflex 公司生产的 SF006 型表面热膜(图 3),SF006 型热膜共有 32 路通道,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 ,在叶片中后部进行了加密是为了更有利于在转捩区采集更高分辨率的流场信息。热膜测点在叶片吸力面上的分布如图 4 所示。热膜的过热比设为 1.25,频响为 120 kHz ,完全满足捕捉湍流波动信号的要求。为了减少各通道之间的热辐射影响,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。



图 3 表面热膜

Fig. 3 Surface-mounted hot-film array

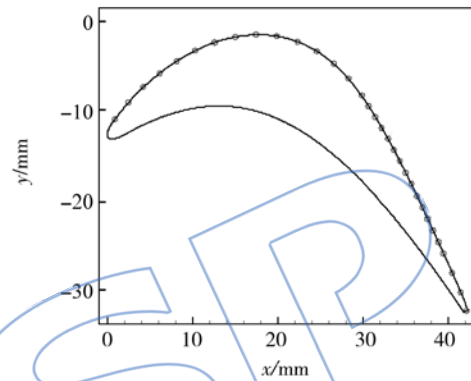


图 4 热膜测点分布

Fig. 4 Distribution of hot-film sensors

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^[8]:

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

式中 τ 为准壁面剪切应力,它与壁面剪切应力成一定比例关系, E_0 等于流体流速为零时电桥的输出电压。

准壁面剪切应力的平均值定义为

$$\tau_{\text{mean}} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \tau_n \quad (2)$$

其中 N 为采集次数。

准壁面剪切应力的均方根值定义为

$$\tau_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (\tau_n - \tau_{\text{mean}})^2} \quad (3)$$

均方根值 τ_{rms} 表征 τ 的波动程度。

准壁面剪切应力的偏斜度定义为

$$\tau_{\text{skew}} = \frac{1}{N\tau_{\text{rms}}^3} \sum_{n=1}^N (\tau_n - \tau_{\text{mean}})^3 \quad (4)$$

准壁面剪切应力的偏斜度 τ_{skew} 用来描述采样信号

偏离关于平均值对称波动的程度。

热线风速仪同时用来测量自由来流速度和湍流度,通过对比壁面剪切应力及上述统计量的相对大小来判断附面层的流动特性。

2 实验结果及分析

不同尺寸的航空发动机低压涡轮基于叶片弦长和通流速度的雷诺数范围^[13]约为40 000~100 000。基于高空巡航状态下涡轮的气动环境,本文采用表面热膜测量该叶型在设计攻角下4种不同雷诺数(50 000, 75 000, 100 000, 150 000)的吸力面流动状态。

2.1 吸力面附面层分离与再附着位置的判定

在表面热膜实验之前,首先完成了吸力面的负荷测量实验。在叶片吸力面开设32个静压孔,采集了不同雷诺数下的吸力面壁面静压,由此计算的压升系数 C_p 如图5所示。图中 $C_p = (p_{0,in} - p_s) / (p_{0,in} - p_{s,in})$,其中 p_s 为当地静压, $p_{0,in}$ 为入口总压, $p_{s,in}$ 为入口静压。 φ_{fsti} 表示自由来流湍流强度,横坐标表示无量纲轴向距离,0为叶片前缘,1表示尾缘, x 为距离叶片前缘的距离, B_x 为叶片轴向弦长。壁面静压实验很好地捕捉到了分

离点和再附点,在较低雷诺数($Re=50\ 000$)情况下,分离泡为长分离泡,附面层分离后 C_p 曲线保持水平;在其他三种雷诺数工况下,出现壁面静压的非连续性变化,标志着短分离泡的形成,静压突变结束的位置视为附面层的再附着点。

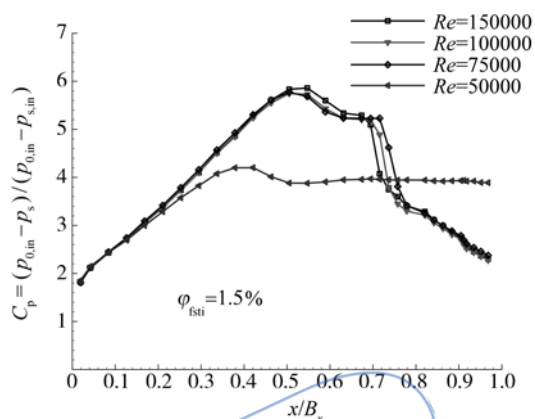


图5 IET-LPTA 叶片吸力面静压系数分布
Fig. 5 Static pressure coefficient distributions on the suction surface of IET-LPTA

图6给出了较低雷诺数($Re=50\ 000$)和较高雷诺数($Re=150\ 000$)两种典型工况下的表面热

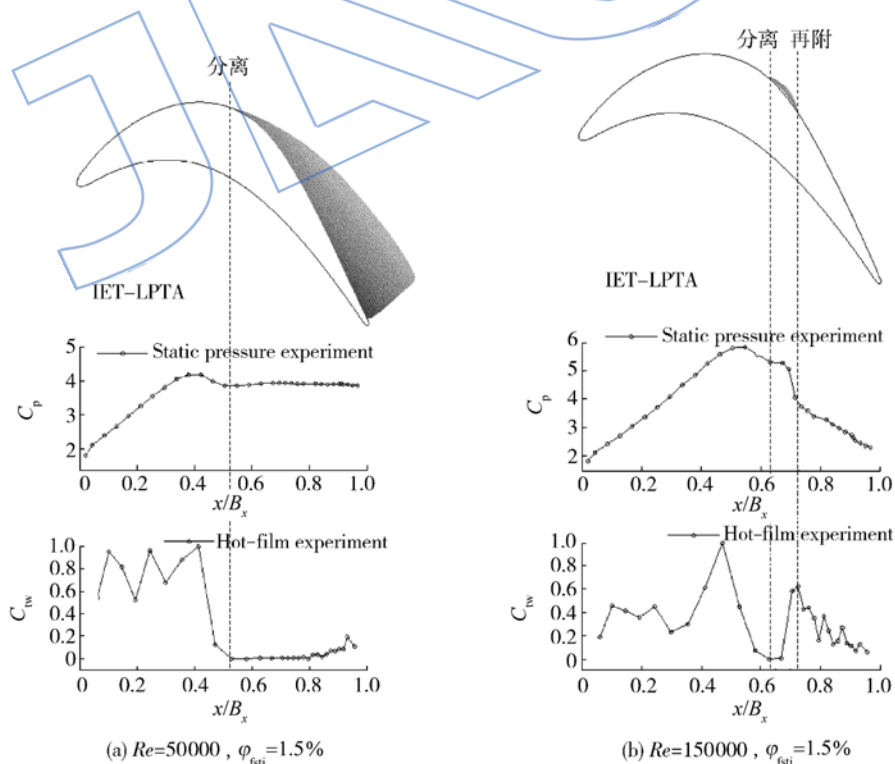


图6 壁面静压实验与热膜实验结果之间的比较
Fig. 6 Comparison of static pressure and hot-film experiment results

膜实验和壁面静压实验结果对比. 其中 $C_{\tau w}$ 为表面热膜数据给出的无量纲准壁面剪切应力, $C_{\tau w} = (\tau_{\text{mean}} - \tau_{\text{min}}) / (\tau_{\text{max}} - \tau_{\text{min}})$, τ_{mean} 为该路热膜测点准壁面剪切应力的平均值, τ_{max} , τ_{min} 为所有热膜测点得到的 τ_{mean} 中的最大值和最小值. 根据普朗特二维定常附面层分离判据, 附面层分离处垂直于壁面方向的速度梯度为零, 因此壁面剪切力为零的点判定为分离点; 附面层分离后, 在分离泡内形成低速流团, 气流与壁面的对流换热下降, 剪切力接近 0; 附面层再附着后变为湍流附面层, 流体与壁面的对流换热加强, 剪切力曲线上扬并出现峰值, 此处判定为附面层再附点, 如图 6(b) 所示, 而对于低雷诺数下附面层分离不再附的情形, 准壁面剪切力一直处于较低的水平, 如图 6(a) 所示. 据此, 可以借助表面热膜通过测量准壁面剪切应力来判定吸力面附面层的分离点和再附着点.

对比准壁面剪切应力曲线和壁面升压系数曲线的变化可以看出, 对于较低雷诺数下出现全分离状态和较高雷诺数下出现分离泡的情形, 表面热膜捕捉到的分离位置和再附位置与壁面静压实验结果吻合得很好, 这说明表面热膜通过准壁面剪切应力判定附面层分离和再附着位置的准则, 仍然适用于超高负荷的低压涡轮叶型附面层特性的测量, 即便对于全分离不再附着的情形, 表面热膜判定吸力面附面层分离依然有很好的可重复性和可靠性.

表 2 对比了不同雷诺数下分离泡的位置和类型, 可以看出随着雷诺数的降低, 分离泡尺寸迅速增加, 分离泡由短泡变为长泡. 那么是什么因素引起附面层分离特性的变化呢? 为了找到引起吸力面附面层变化的深层次原因, 本文测量了附面层的转捩区域, 进一步研究超高负荷低压涡轮叶型吸力面附面层分离流动的特性.

表 2 不同雷诺数下的分离区域和分离泡类型

Table 2 Position and types of separation bubble at different Reynolds numbers

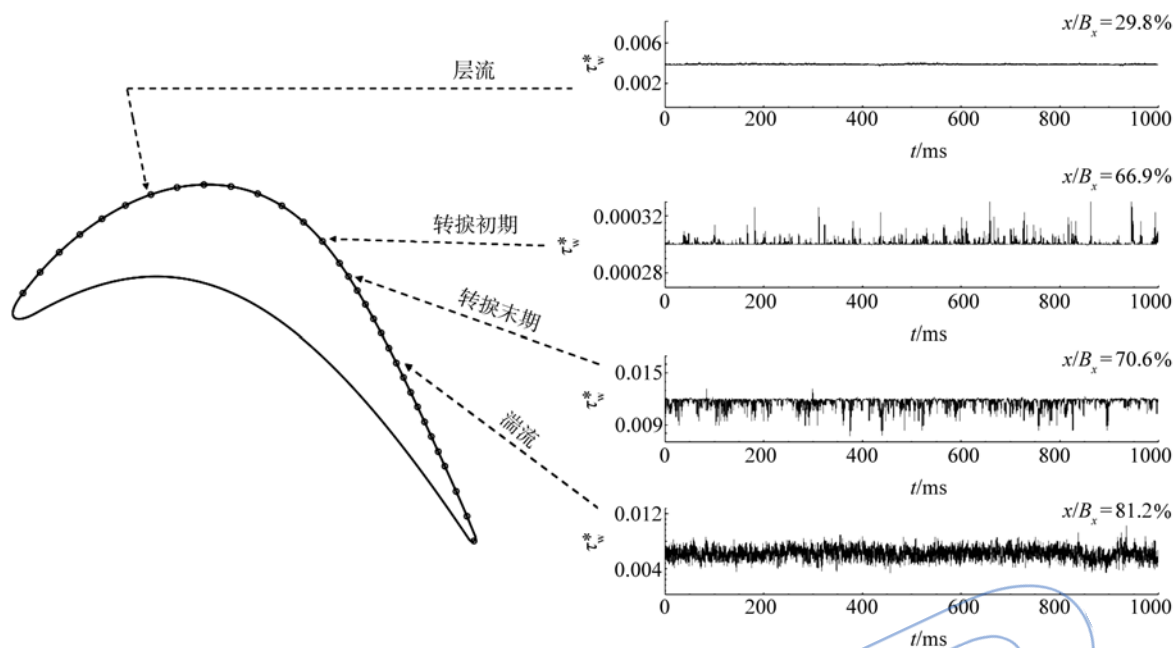
雷诺数 Re	分离点 $(x/B_x)/\%$	再附点 $(x/B_x)/\%$	分离泡长度 $(l_b/B_x)/\%$	分离泡类型
50 000	52.9	未再附	>47.1	长分离泡
75 000	58.1	77.9	19.8	短分离泡
100 000	58.1	76.1	18	短分离泡
150 000	62.8	72.5	9.7	短分离泡

2.2 吸力面附面层转捩过程的判定

表面热膜判断附面层转捩的方法有两种: 一是通过表面热膜原始信号判断, 当热膜信号出现明显的正向尖峰信号时, 为转捩区的起始位置, 出现负向尖峰信号表明转捩过程接近尾声, 尖峰信号消失的位置为转捩结束发展为全湍流的位置; 二是通过准壁面剪切应力的偏斜度 τ_{skew} 来判断, 对于层流区和湍流区, τ_{skew} 接近 0, 且较为平缓; 转捩区内 τ_{skew} 出现明显的波动.

以 $Re=150\,000$ 为例, 图 7 给出 1 s 内吸力面四个位置表面热膜测得的准壁面剪切应力随时间的波动. 图 7 的纵坐标 τ_w^* 表示准壁面剪切应力的无量纲值. 准壁面剪切应力与对流换热量成一定比例, 而对流换热与附面层流态有关. 对于层流附面层, 流动较为稳定, 换热量也稳定, 因此层流区测得的热膜原始信号波动较小, 如图 7 中 $x/B_x=29.8\%$ 处信号变化特征所示. 随着附面层流动的发展, 流动变得不稳定, 当湍斑形成并掠过表面热

膜测点时, 换热量会瞬间加强, 热膜信号出现正尖峰, 它表示层流信号中猝发的湍斑信号, 如图 7 中 $x/B_x=66.9\%$ 处信号变化特征所示. 转捩区是层流和湍流交替出现的不稳定区域, 用间歇因子来衡量转捩完成的程度, 间歇因子表征湍流流态出现的概率. 当间歇因子接近 1 时, 即转捩即将结束时, 流动以湍流为主, 并会间歇性地出现层流流态, 由于湍流的换热量大于层流, 因此当偶发层流流态时, 热膜的换热量会瞬时下降, 出现负向尖峰信号, 如图 7 中 $x/B_x=70.6\%$ 处信号变化特征所示. 随后负向尖峰信号消失, 信号表现出高频特征, 表明流动具有高湍动特性, 已经发展为全湍流, 如图 7 中 $x/B_x=81.2\%$ 处信号变化特征所示. 由上述分析不难发现, 表面热膜实际上是通过测量湍流出现的概率来衡量转捩的完成程度, 因此它是从转捩的定义入手, 属于对转捩的直接测量, 不受压力梯度等工况变化的影响, 所以表面热膜得到的转捩数据对于超高负荷、存在大分离泡的低压涡轮叶片来说, 依然有较高的可信度.

图7 表面热膜原始信号($Re=150\,000$, $\varphi_{sti}=1.5\%$)Fig. 7 Time histories of hot-film signals at $Re=150\,000$, $\varphi_{sti}=1.5\%$

为了在数学上定量描述附面层转捩过程,引入了偏斜度的概念,它表征信号关于剪切应力平均值对称波动偏斜的程度.图8给出了 $Re=50\,000$ 和 $Re=150\,000$ 工况下的准壁面剪切应力的偏斜度曲线.对于层流区,信号波动较小,没有出现偏斜, $\tau_{skew} \approx 0$;当转捩起始出现正尖峰信号时, $\tau_{skew} > 0$,转捩接近尾声出现负尖峰信号时, $\tau_{skew} < 0$;流动发展为全湍流后,热膜信号关于平均值对称波动, τ_{skew} 接近0.从准壁面剪切应力的偏斜度曲线图可以看出,表面热膜捕捉吸力面附面层转捩区的起始及终止位置具有很高的分辨率.

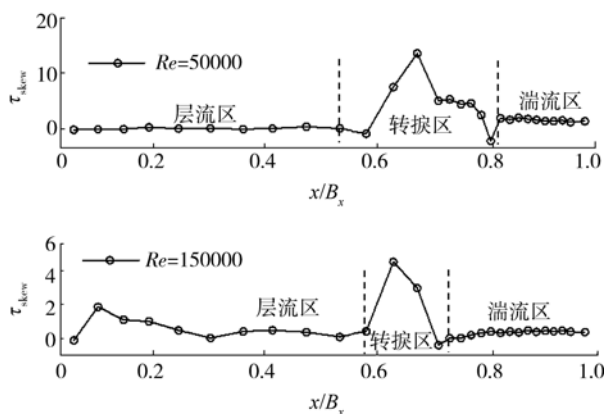


图8 准壁面剪切应力的偏斜度曲线判断转捩

Fig. 8 Indication of transition regime by τ_{skew} plots

从图8中不难发现,雷诺数对转捩区域的影响较大,表3给出了热膜测出的转捩区随雷诺数的变化结果.从中可以看出,对于IET-LPTA叶型,随着雷诺数的降低,转捩区域有增大的趋势,由此导致附面层发展为全湍流的位置滞后,分离泡尺寸增大,尤其在低雷诺数($Re=50\,000$)情况下,转捩区域几乎占整个吸力面长度的1/3,出现了长分离泡.因此,对于超高负荷低压涡轮叶型,转捩区域的变化对附面层分离和再附着过程有很大影响,转捩预测的准确与否,直接关系到附面层分离流动的预测精度.而传统的壁面静压测试并不能准确给出附面层转捩的位置.为了建立超高负荷低压涡轮叶型的分离及转捩机制,建立适用

表3 不同雷诺数下的分离和转捩区域

Table 3 Separation and transition regime at different Reynolds numbers

雷诺数 Re	转捩起始 (x/B_x)/%	转捩结束 (x/B_x)/%	转捩区长度 (L_t/B_x)/%
50 000	52.9	81.2	28.3
75 000	52.9	81.2	28.3
100 000	52.9	79.6	26.7
150 000	58.1	72.5	14.4

的转捩模型,就必须采用能够准确捕捉吸力面附面层转捩特性的实验手段.由于转捩区的流动具有很强的非定常性,对吸力面附面层转捩的测量需要借助高频响、同步性好的动态测量手段,表面热膜则是能够满足上述转捩测量要求的测试工具,能为研发适用于超高负荷低压涡轮叶型在低雷诺数下的转捩模型提供可靠的依据.

3 结 论

综上所述,针对超高负荷低压涡轮叶片吸力面附面层流动特性的表面热膜测量及分析能得出以下结论:

1) 表面热膜作为一种频响高、同步性好的测量工具,能够满足超高负荷低压涡轮叶片吸力面附面层分离、再附着和转捩过程的高可靠性测量要求.

2) 对于超高负荷的低压涡轮叶栅,表面热膜测量的准壁面剪切应力可以准确判定吸力面附面层分离和再附着位置;表面热膜原始信号和偏斜度曲线可以准确判断转捩过程的起始及终止位置.

3) 在定常来流条件下,IET-LPTA 涡轮叶栅吸力面附面层流动出现层流分离、转捩和湍流再附的现象(较低雷诺数下不再附);分离泡尺寸和转捩区长度随来流雷诺数的减小而增加.

参考文献:

- [1] Satta F, Simoni D, Ubaldi M, et al. Boundary layer development on a high-lift LP turbine profile under passing-wakes conditions[R]. ASME Paper GT2009-59889, 2009.
- [2] ZHANG Xuefeng, 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, 2006, 128(3): 517-527.
- [3] 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. Large eddy simulation of separated flow transition on a high-loaded low pressure turbine profile[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 95-100. (in Chinese)
- [4] Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes [D]. Stuttgart, Germany: Stuttgart University, 2006.
- [5] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables; Part II—Test cases and industrial applications [R]. ASME Paper GT2004-53454, 2004.
- [6] 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)
- [7] 张伟昊, 刘火星, 李维, 等. 尾迹与涡轮叶栅边界层的相互作用[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] Mahallati A. Aerodynamics of a low-pressure turbine airfoil under steady and periodically unsteady conditions[D]. Newfoundland, Canada: Carleton University, 2003.
- [9] 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.
- [10] 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).
- [11] 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.
- [12] 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实验研究[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)
- [13] Mayle R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engine[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 509-537.