基于表面热膜测试的低速风扇附面层流动研究 *

周仕佶[1,2,3]，周创鑫[1,2,3]，赵胜丰[1,2,3]，韩　戈[1,2,3]

（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. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049；
3. 中国科学院 轻型动力创新研究院，北京 100190）

摘　要：压气机转子叶片表面附面层分离/再附、转捩机制较为复杂，数值模拟方法受到了极大的限制，因此需要新的试验技术测量旋转状态下转子叶片表面附面层的发展状态。本文采用表面热膜测试技术对某风扇叶片表面附面层分离/再附、转捩等流动现象进行了试验研究，获得了旋转状态下风扇叶片表面的准壁面剪切应力。试验结果表明，在上游尾迹周期性扫掠的作用下，叶片表面附面层转捩、再附点提前，分离泡范围减小。表面热膜测试技术可较为准确地捕捉旋转叶片表面附面层的转捩、再附点，为旋转状态下转子表面附面层的流动测量提供了一种解决途径。

关键词：压气机；风扇；转子；表面热膜；低速；转捩；试验；附面层

中图分类号：V231.3　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1001-4055（2023）05-2203047-08

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 2203047

Flow in Boundary Layer of Low-Speed Fan Based on Hot Film

ZHOU Shi-ji[1,2,3]，ZHOU Chuang-xin[1,2,3]，ZHAO Sheng-feng[1,2,3]，HAN Ge[1,2,3]

（1. Key Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine，Institute of Engineering Thermophysics，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
2. School of Aeronautics and Astronautics，University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 100049，China；
3. Innovation Academy for Light-Duty Gas Turbine，Chinese Academy of Science，Beijing 100190，China）

Abstract：In the rotating state，the separation/re-attachment and transition mechanism of the surface boundary layer of the compressor rotor blade is complicated，and the numerical simulation method is greatly limited. To investigate the flow details in the fan blade channel under the rotating state，an experimental technique of measuring the rotating blade with the hot film was proposed to study the development process of the surface boundary layer of the fan blade. With the help of the hot film test technology，the quasi-wall shear stress on the surface of the fan blade in the rotating state is obtained. The experimental result shows that under the action of periodical sweep of the wake，the boundary layer transition and reattachment point advance，and the separation bubble range decreases. The hot film can accurately capture transition and re-attachment points of the surface boundary layer of rotating blades，which provides a solution for flow measurement of rotor surface boundary layer in the rotating state.

Key words：Compressors；Fan；Rotor；Hot film；Low speed；Transition；Experiment；Boundary layer

*　**收稿日期**：2022-03-13；**修订日期**：2022-06-08。
基金项目：国家科技重大专项（J2019-Ⅱ-0004-0024）；民用飞机科研专项（MJ-2018-D-27）。
作者简介：周仕佶，硕士生，研究领域为叶轮机械气动热力学。
通讯作者：赵胜丰，博士，正高级工程师，研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail：zhaoshengfeng@iet.cn
引用格式：周仕佶，周创鑫，赵胜丰，等. 基于表面热膜测试的低速风扇附面层流动研究[J]. 推进技术，2023，44(5)：2203047.（ZHOU Shi-ji，ZHOU Chuang-xin，ZHAO Sheng-feng，et al. Flow in Boundary Layer of Low-Speed Fan Based on Hot Film[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2023，44(5)：2203047.）

1 引 言

叶片表面附面层的分离/再附、转捩对压气机转子内部流动过程具有重要的影响,其流动状态的变化往往会引起转子叶片的失速、总压损失增加以及叶片颤振等现象,使得压气机的性能恶化。当发动机处于高空环境时,由于低雷诺数效应,其影响更为显著,因此,对压气机叶片表面附面层的详细研究对于现代压气机叶片的设计具有极其重要的意义。压气机叶片表面附面层分离/再附、转捩会受到雷诺数、来流湍流度、逆压梯度、叶片参数等多种因素的影响,这使得目前的转捩模型在使用的过程中会受到极大的限制,而使用大涡模拟或者直接数值模拟等数值计算方法则需要庞大的计算资源,这些因素都给数值计算预测叶片表面的分离流动带来了极大的困难。为了找到有效控制叶片表面附面层分离/再附和转捩的方法,必须通过试验准确捕捉其位置,因此探索压气机转子叶片表面附面层分离/再附及转捩的先进试验手段具有重要的研究价值。

表面热膜测试技术是20世纪50年代由NACA发明的一种浸入式的测量手段,是测量表面剪切应力的比较理想的方法,根据Liepmann等[1]的研究报告,流动的气流与表面热膜的对流换热量与表面剪切应力具有一定的相关性,因此表面热膜经过标定后能够直接测量表面的剪切应力。1966年Bellhouse等[2]首次使用了单双通道的热膜作为表面剪切应力的测试手段并且用于捕捉附面层的转捩,相比于另外一种浸入式测量系统激光多普勒测速技术(Laser Doppler Velocimeter,LDV)而言,表面热膜的测试花费相对较少。Lee等[3]将表面热膜技术用于测量NACA 0012翼型上表面附面层由于翼型来流攻角变化而产生的非定常效应,其结果表明表面热膜能够很好地捕捉到翼型表面滞止点、分离点以及再附点的时空演化和非定常附面层的状态。Zhang[4]利用表面热膜对Packb叶型附面层发展进行试验研究,他认为由于热膜传感器的快速响应,热膜测量不仅可以提供叶片表面附面层发展的半定量信息,同时可以提供瞬时信息,这使得该技术适合于非定常研究,并能准确捕捉到叶片表面附面层的分离转捩。剑桥大学的研究人员[5-8]为了对压气机和涡轮附面层的分离转捩进行详细的研究,利用了热线风速仪、表面热膜、粒子图像测速技术(Particle Image Velocimeter,PIV)以及LDV等多种测试手段,这进一步地说明了表面热膜是研究叶片表面附面层分离转捩的重要测试手段。在国内,也有部分学者对使用表面热膜测量附面层转捩进行了探索。最早是王铁城等[9-11]较为详细地介绍了表面热膜测量壁面附面层状态的原理,并进一步使用表面热膜对机翼的附面层状态变化进行了试验研究,他认为表面热膜是测量壁面附面层发展的有利手段;中国科学院工程热物理研究所的雷志军等[12]和李伟等[13]利用表面热膜技术对压气机和涡轮叶栅的附面层转捩进行了试验,得出了表面热膜具有很好的测量叶片附面层发展过程的能力,并给出了一套处理表面热膜试验数据的方法。刘火星等[14]总结了表面热膜测量的不确定性因素,给出了具体的数据处理方法。

上述工作已经证明了表面热膜测试技术在测量壁面附面层发展的可靠性,但这些工作均是在静止的平板或者叶栅表面展开的,对于在转动部件使用表面热膜测量叶片表面附面层的发展过程未见详细报道。本文针对在转动部件上使用表面热膜测试技术进行了探索,并通过对原始信号及其统计量的分析得到了风扇叶片附面层发展过程,验证了在转动部件上使用该技术的可行性。

2 试验对象及装置

2.1 研究对象

本文所采用的研究对象为中国科学院工程热物理研究所自行设计的某风扇试验件,其结构如图1所示。其它主要设计和几何参数如表1所示。转动部件的表面热膜测试难点在于将旋转叶片信号不失真地通过热线风速仪进行采集、输出,如根据该风扇的设计转速进行试验,将具有较高的技术难度,因此在测试过程中恒定转子转速在1000r/min。采用低转速进行试验时,来流相对马赫数较低,表面热膜所受到的离心力较小,基于这两点,热膜的敷设难度相对减小。

2.2 低速风扇试验台

图2为低速风扇试验台的相关细节。试验台主要由两个部分组成,一部分为低速风扇试验件,另一部分为电机,二者由联轴器进行联结。电机由变频器进行调节变速,然后经由联轴器带动试验件轴旋转,轴则通过花键进行扭矩传递,从而带动风扇转子旋转。试验件进口为当地大气条件,排气背压为当地大气压。

2.3 表面热膜敷设

表面热膜敷设位置的选取则根据前期的数值模拟来确定,当叶片吸力面静压出现非连续变化时,标

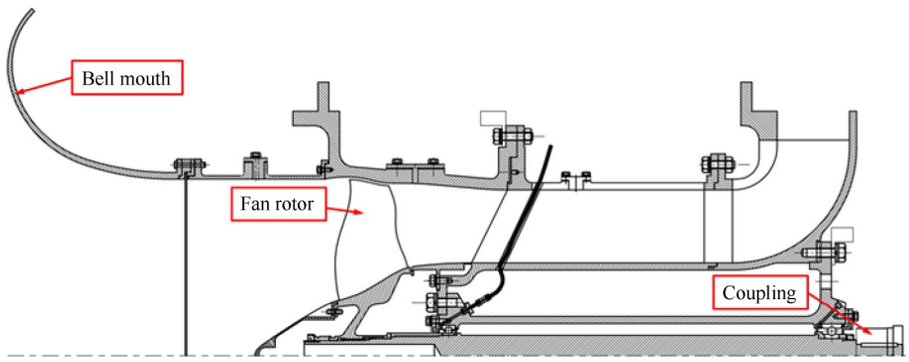


Fig. 1　Fan stage test piece

Table 1　Main aerodynamic and geometrical parameters of the fan stage

Parameter	Value
Inlet hub to tip ratio	0.32
Design efficiency	0.89
Design pressure ratio	1.02
Design speed/(r/min)	1000
Tip radius/mm	245.7

Fig. 2　Low-speed fan test rig

志着吸力面附面层发生分离，进一步吸力面静压出现突变则认为附面层发生再附。考虑到课题组后续计划在高速状态下使用该试验方法捕捉转子表面激波位置，因此在转子 70% 叶高处进行表面热膜的敷设。数值计算所得的风扇转子 70% 叶高的静压分布如图 3 所示，其中 c_p 为静压系数，定义见式(1)，式中 p 为当地静压，p_∞ 为风扇转子进口静压，p_0 为风扇转子进口相对总压；x/C 为相对弦长。

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{p_0 - p_\infty} \tag{1}$$

对于闭式分离泡，吸力面静压“平台”结束点即距前缘弦长 8% 的位置对应分离泡的最大厚度位置，之后吸力面静压发生突变，壁面静压逐渐恢复为连续性变化，即表明分离附面层再附，因此可以认为风扇转子的分离/再附、转捩基本分布在转子距前缘 15% 弦长以内。

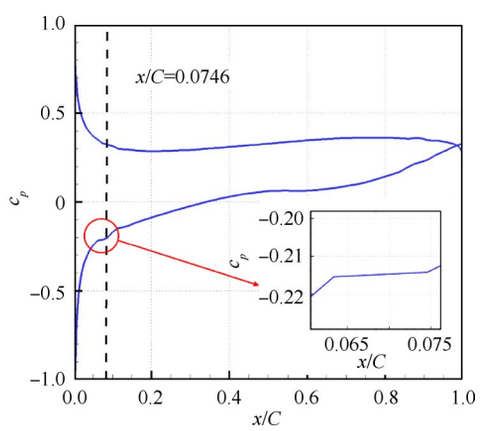


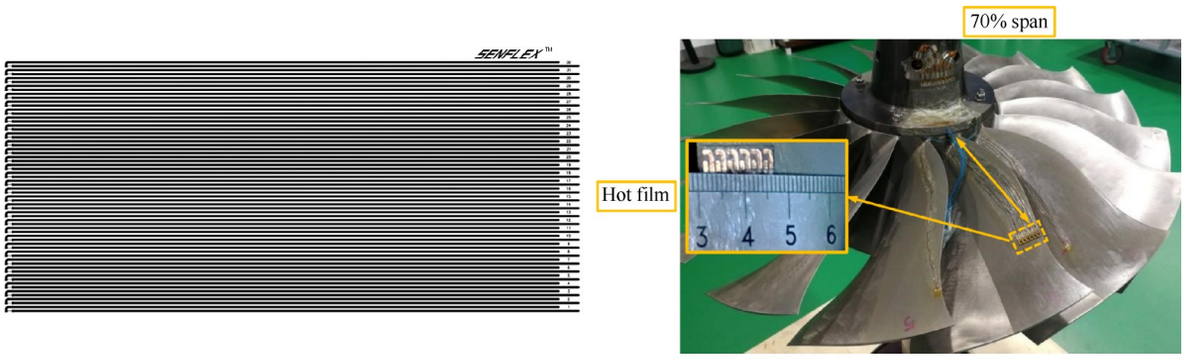
Fig. 3　Static pressure coefficient on the fan surface

本次试验选取了 TAO SYSTEMS 公司所生产的 SF9102 型 32 通道表面热膜如图 4(a)所示(通道间距离为 2.54mm)来进行敷设。敷设细节如图 4(b)所示，主要参数如表 2 所示。

2.4　试验测试技术方案

低速风扇试验台搭建完成后，需要进一步对试验台改进，使其能够适应转动部件下表面热膜测试信号的输出。图 5 为表面热膜的测试技术方案，从示意图来看，表面热膜由 0.2mm 导线接至转接座。转接座起到的作用是将表面热膜引出的导线进行固定，防止导线在气流脉动的作用下反复弯折出现信号传输不稳定的现象以及导线多次弯折出现断裂的情况。转接座由支板 2 进行支撑，转接座由一联轴器与滑环相连接，滑环引电器是一种为旋转体联通、输送能源与信号的电气部件。可用于任意要求无限制连续旋转时从固定结构到旋转结构传输电源和数据信号的电气系统中。

表面热膜的测量需要热线风速仪进行供电加热，使得表面热膜恒定在高于流场温度的某个温度



(a) SF9102 multi-channel surface hot film　　(b) Surface hot film

Fig. 4　Hot film laying on the fan rotor surface

Table 2　Main parameters of hot film

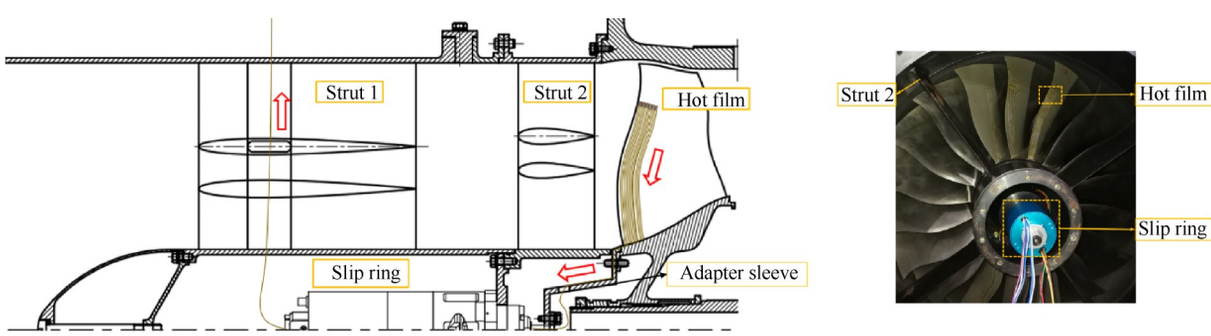
Parameter	Value
Number of channels	6
Distance between channels/mm	2.54
Distance from the leading edge/mm	1.5
Span/%	70

值，当热膜测量单元与气流发生对流换热，会改变测点处表面热膜的电阻，其记为 R_f，由惠斯通电桥输入到放大器的电压值会发生变化，随后放大器会反馈一个输出电流到顶部电桥，输出电流大小反比于测点电阻的变化，由此改变桥路电流，直到电桥重新达到平衡（平衡时，放大器输入电流为 0）。电桥桥顶电压 E_{top} 通过偏置、放大和滤波后得到电桥输出瞬态电压 E_{out}，其电路如图 6 所示，对应的计算方法见式（2）。

$$E_{out}=\left(E_{top}-E_{offset}\right)G=\left[\left(1+\frac{R_2}{R_f}\right)E-E_{offset}\right] \tag{2}$$

式中 E_{offset} 为偏置电压，G 为环路增益，E 为表面热膜端电压，R_f 为热膜电阻，R_2 为桥路电阻。

恒温型热线风速仪电路的频响取决于热膜的过热比和环路增益，过热比定义为工作温度下表面热膜测量单元电阻值与参考温度下电阻值之比。增加过热比可以提高表面热膜的物理频响，同时也会提升测量单元的温度，使得表面热膜易于氧化，使用寿命大大缩短；而过热比过小意味着测量单元与气流的温差较小，导致表面热膜对壁面气流速度的变化不敏感，物理频响降低。因此，试验前需要根据测量的频率范围设定恰当的过热比。本文试验中使用的



(a) Diagram of the test　　(b) Physical map

Fig. 5　Test technical scheme

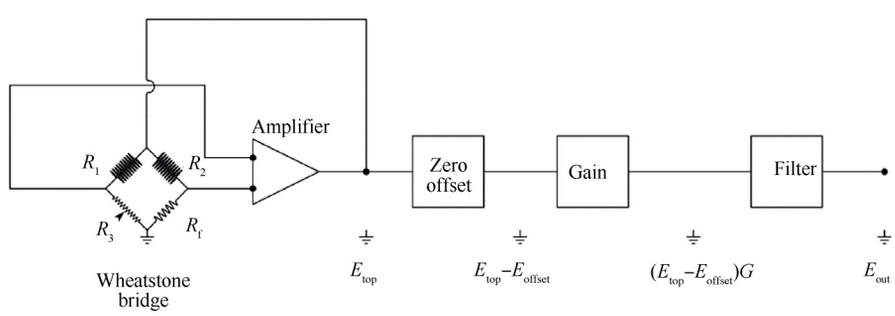


Fig. 6　Basic circuit diagram of thermostatic hot wire anemometer

表面热膜用来测量叶片表面附面层的特性，试验设定热膜的过热比为1.25，表面热膜可以达到的物理频响为120 kHz。

3　试验数据处理方法

由于壁面附近的速度分布与加热传感器产生的热边界层温度分布相似，因此流体的传热速率与壁面剪应力的关系如式(3)所示[2]，即

$$\tau_w = k\left(\frac{E^2 - A^2}{\Delta T}\right)^3 \tag{3}$$

式中k为常数，ΔT是流体和加热传感器之间的温差，E为电桥的瞬时输出电压，A则代表基底的热损失。常数k和A可以通过表面热膜的标定来获得，但通常情况下，表面热膜的标定较为困难，其基底的散热损失会受到多种因素的影响，因此试验中使用的表面热膜通常不进行标定，仅通过半定量的试验数据对壁面附面层的状态进行分析。其中A作为基底的热损失可以用表面气流速度为0时的电桥电压E_0近似替代，同时认为温差可以用E_0^2代替，因此，壁面剪切力如式(4)所示[15]，即

$$\tau_w \propto \left(\frac{E^2 - E_0^2}{E_0^2}\right)^3 = \tau \tag{4}$$

上式中的τ代表准壁面剪切应力，它能表示壁面剪切应力的相对大小，通过表面热膜测量得到的准壁面剪切应力的变化可以分析判断叶片表面附面层所处的状态。当叶片表面附面层处于层流状态时，所测得的原始信号会相对平滑。而叶片附面层发生转捩时，表面热膜的原始信号波动幅度增加，进一步的叶片表面附面层完全进入湍流状态时，原始信号的脉动幅度又有所降低[16]。仅通过原始信号判断叶片表面附面层的状态会受到测量误差的影响，其精度较差，因此需要采用τ的动态变化特征以及统计参数进行进一步的分析，通常包括平均值、均方根和偏斜度[4]。

对于定常的表面热膜测量数据，准壁面剪切应力的平均值τ_{mean}，均方根值τ_{RMS}以及偏斜度τ_{skew}由式(5)，(6)和(7)定义。其中N为采集次数，均方根值表征准壁面剪切应力的波动程度，偏斜度则用来描述原始信号偏离关于平均值对称波动的程度。

$$\tau_{mean} = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\tau_n \tag{5}$$

$$\tau_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\left(\tau_n - \tau_{mean}\right)^2} \tag{6}$$

$$\tau_{skew} = \frac{1}{N\tau_{RMS}^3}\sum_{n=1}^{N}\left(\tau_n - \tau_{mean}\right)^3 \tag{7}$$

定常的试验结果可以很好地分析出叶片表面附面层的状态变化，而无法反映由于上游尾迹周期性扫掠所带来的叶片表面附面层的周期性变化，因此需要对表面热膜所测得的试验数据进行非定常的处理。将准壁面剪切应力τ转换为时间的函数，记为$\tau(t)$，采用锁相平均的方法处理试验数据，用3个尾迹扫掠周期作为一个采样周期，采集256个周期进行锁相平均，采样频率为100kHz，与处理定常数据的统计方法一致，使用其平均值、均方根值以及偏斜度作为统计量，具体如式(8)，(9)，(10)所示[4]，即

$$\tilde{\tau}(t) = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\tau_n(t) \tag{8}$$

$$\tilde{\tau}(t)_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\left[\tau_n(t) - \tilde{\tau}(t)\right]^2} \tag{9}$$

$$\tilde{\tau}(t)_{skew} = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\left[\frac{\tau_n(t) - \tilde{\tau}(t)}{\tilde{\tau}(t)_{RMS}}\right]^3 \tag{10}$$

为了对比上游尾迹对叶片表面附面层流动的影响，进一步对准壁面剪切应力的统计参数进行无量纲变化，本文使用所有表面热膜测点所测得的最大值和最小值为标准进行归一化处理，归一化后的参数记为$\tilde{\tau}$，$\tilde{\tau}_{RMS}$和$\tilde{\tau}_{Skew}$。

4　试验结果及分析

试验测试所得的原始信号如图7所示，根据Anderson等[17]在使用表面热膜测试机翼表面附面层状态时总结出的附面层转捩过程中表面热膜原始信号的典型分布规律分析知：通道1的原始信号中出现凸尖峰，代表在此处叶片吸力面的附面层已经开始转捩；通道2中凸尖峰的信号频率降低，信号的整体脉动水平增加，代表此时附面层的转捩进入峰值；通道3，4，5，6的脉动较为均匀且脉动幅值相比于前两个通道的逐级减小，初步判断叶片表面的附面层进入了湍流状态。

由于原始信号会受到测量误差的干扰，依靠原始信号对叶片表面附面层状态的判定结果仅供初步的参考，因此对原始信号进行进一步的统计量的计算以得到定常的试验结果，如图7所示。普朗特二维定常附面层分离判据指出：当附面层发生分离时，其垂直于壁面方向的速度梯度为零，因此可以认为壁面剪切力为零的点为附面层的分离点。由于本次试验中叶片表面附面层过早地发生分离，因此并未测到分离点，而附面层再附后变为湍流附面层，流体与壁面

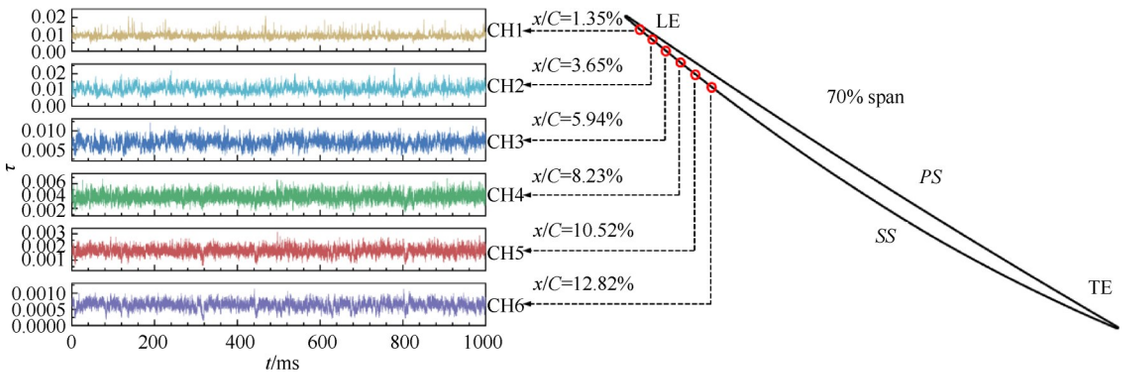


Fig. 7　Original signal of surface hot film

对流换热增强，壁面剪切力达到峰值，判定此点为附面层再附点，因此认为通道 2 所处的位置为再附点。

根据 Anderson 等[17]的研究，表面热膜判断附面层转捩的方法如下：当附面层处于层流状态时其原始信号的脉动均匀，且幅值应该小于当附面层处于湍流状态时，即应该比通道 6 所测得的准壁面剪切应力还要小。因此可以推断，由于通道 1 所处的弦长靠后并未捕捉到叶片附面层处于层流状态时的信号，通道 1 所显示的原始信号以及其平均值均证明在叶片 1.35% 弦长处，叶片吸力面附面层已经开始发生转捩。进一步引入准壁面剪切应力的偏斜度 τ_{skew} 来判断，当附面层处于层流阶段和湍流阶段，τ_{skew} 应接近于 0，且发展趋势较为平缓，而在转捩区 τ_{skew} 会出现明显的波动。从图 8 可以看出通道 1 和通道 2 所测得的 $\tau_{skew} > 0$，认为此时表面热膜信号出现正尖峰信号，叶片表面附面层已经开始转捩。从通道 3 所测得的 τ_{skew} 已经趋于稳定接近 0，可以认为通道 3 为转捩结束点，此后叶片表面附面层已经进入湍流状态。从准壁面剪切应力的偏斜度曲线图可以看出，转动部件上的表面热膜捕捉叶片表面附面层的状态变化具有较高的分辨率。

表面热膜不仅可以较好地捕捉到附面层的转捩过程，同时由于其具有对流场扰动小、频响高和同步性好等优点，表面热膜可以捕捉到尾迹扫掠下附面层的非定常效应[13]。图 9 给出了准壁面剪切应力平均值的时空图，t/T 为无量纲尾迹扫掠周期，$\tilde{\tau}$ 为无量纲准壁面剪切应力平均值。根据分离和再附的判定准则，当附面层再附时准壁面剪切应力处于峰值，图 9(a)给出了不同通道测得的准壁面剪切应力平均值随时间的变化趋势，可以看出通道 2 处其准壁面剪切应力达到峰值，同时通道 1，2 和 3 中都出现了准壁面剪切应力的峰值，该现象的出现是由于上游支板尾迹的强扰动作用激励了尾迹诱导转捩，尾迹的输运

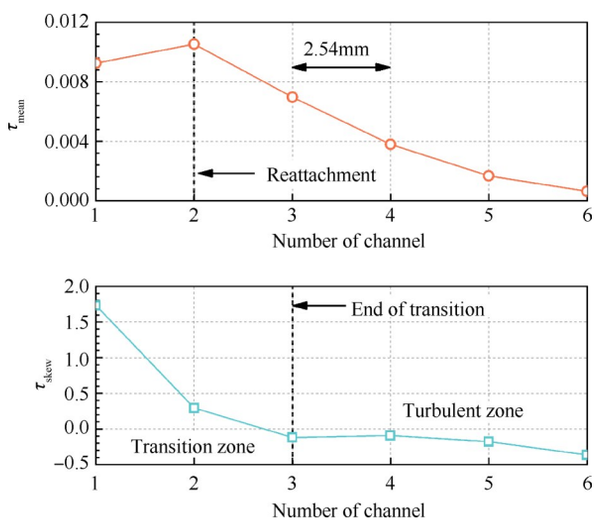
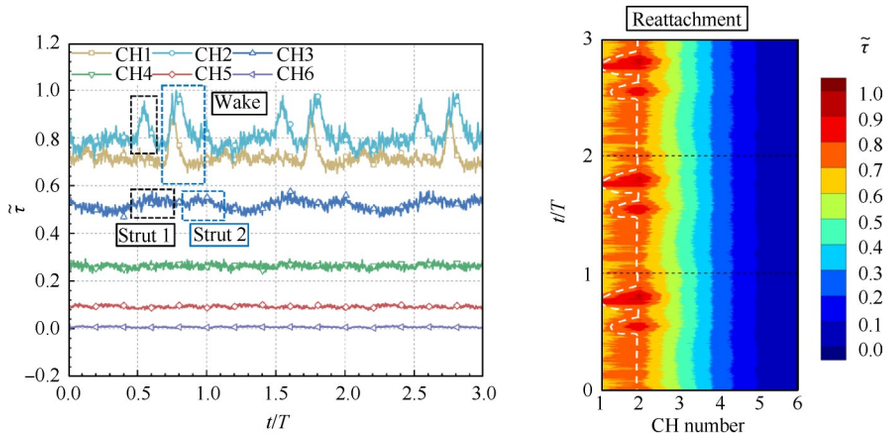


Fig. 8　Distribution of shear stress and skewness on the hot film

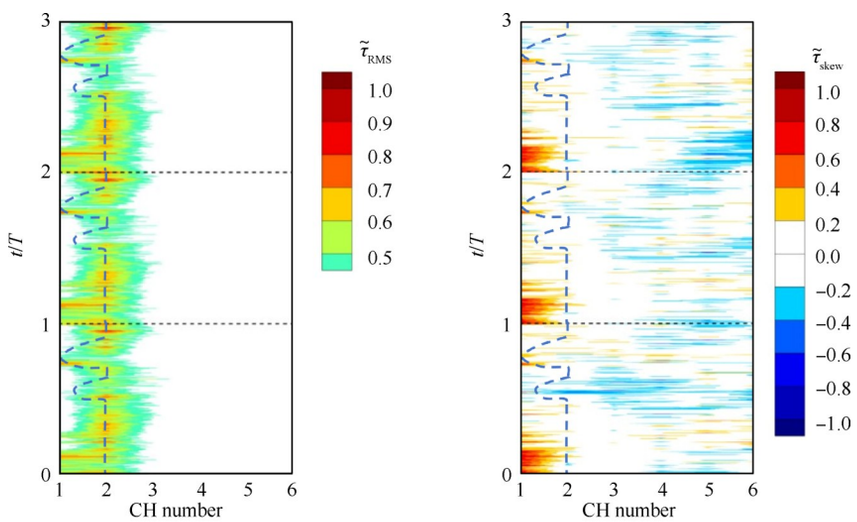
作用使得分离附面层从主流获取能量，使得表面热膜所测得的准壁面剪切应力出现峰值，并且随着尾迹的发展，其作用范围进一步扩大，但尾迹的扰动能力下降。通道 4，5 和 6 中基本无法发现由于尾迹作用导致的准壁面剪切应力的突增。为了突出剪切力随尾迹扫掠的波动状态，将准壁面剪切力随时间做归一化处理，得到图 9(b)，图中清晰地反映尾迹作用时空范围。根据准壁面剪切应力的峰值点画出再附线，可以明显地发现尾迹的作用使得附面层再附提前，减小了分离泡的大小。

尾迹的扫掠对附面层的再附区域产生了周期性的影响，产生这种影响的原因在于尾迹对能量的输运作用使得附面层的转捩过程发生了变化，因此对准壁面剪切应力的数据进行统计分析，做出表面热膜准壁面剪切应力均方根及偏斜度时空云图。图 10(a)为均方根云图，均方根表征附面层流动湍流度的相对变化程度，由于尾迹中心的湍流度较高，尾迹扫掠的轨迹区以及未受到尾迹影响的附面层再附区的湍流度



(a) Average value of quasi-wall shear stress　　(b) Quasi-wall shear stress contour

Fig. 9　Distribution of shear stress on the hot film



(a) Root mean square　　(b) Skewness

Fig. 10　Contour of root mean square and skewness of shear stress on the hot film

都明显上升，湍流度的上升和湍流区时空面积的扩大可能带来更大的粘性耗散，这是尾迹扫掠所带来的弊端。而当附面层完全发展为湍流时，其湍流度下降。

尾迹的扫掠作用不但对壁面附面层的湍流度产生影响，还会影响到附面层的转捩过程。附面层的转捩过程通过准壁面剪切应力的统计参数偏斜度来进行判断，偏斜度表征准壁面剪切力偏离关于其平均值对称波动的程度。偏斜度为正代表准壁面剪切应力的信号出现正尖峰，认为此时附面层出现转捩，而偏斜度出现负数则认为附面层转捩结束。图 10(b)为偏斜度云图，从图中可以看出，当没有尾迹扫掠时，在通道 1 和 2 之间，偏斜度云图出现较强的正值，说明此时附面层正在发生转捩，通过再附线后出现负值代表转捩结束，附面层的状态发展为湍流。而在尾迹扫掠的时间段内，偏斜度出现的正值明显下降，并在尾迹的作用区域内偏斜度出现负值，此时可以认为，附面层在 1 通道甚至更靠近叶片前缘的位置就已经完成了转捩。因此由于尾迹对于能量的输运作用，使得附面层从主流中吸收了能量，增加了附面层的动量，从而激励了附面层的转捩提前完成，进一步影响到附面层的再附位置，具有减小叶片表面分离泡大小的作用。

5　结　论

本文对表面热膜应用于测量风扇表面附面层分离/再附、转捩的测量方法进行了深入研究，并利用该测量方法对某风扇表面的附面层分离/再附、转捩进行了试验研究，通过对表面热膜测量的准壁面剪切应力进行分析，得到如下结论：

(1)对试验数据采取定常的数据分析手段，可以较为准确地判断叶片表面分离泡的大小以及附面层

的转捩过程。

(2)对试验数据采取非定常的数据分析手段,可以明显地发现尾迹周期性扫掠对叶片表面附面层的影响规律,所处理的数据具有良好的周期性。上游周期性尾迹扫掠会将主流能量输运到叶片表面附面层中,诱导附面层转捩过程提前,并且能促进分离流再附,能够有效地抑制叶片表面分离泡的大小。

致 谢:感谢国家科技重大专项及民用飞机科研专项的资助。

参考文献

[1] Liepmann H W, Skinner G T. Shearing-Stress Measurements by Use of a Heated Element[R]. *NACA-TN-3268*, 1954.

[2] Bellhouse B J, Schultz D L. Determination of Mean and Dynamic Skin Friction, Separation and Transition in Low-Speed Flow with a Thin-Film Heated Element[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1966, 24(2): 379-400.

[3] Lee T, Basu S. Measurement of Unsteady Boundary Layer Developed on an Oscillating Airfoil Using Multiple Hot-Film Sensors[J]. *Experiments in Fluids*, 1998, 25(2): 108-117.

[4] Zhang X F. Hot-Film Measurements of the Steady and Unsteady Boundary Layer Development on a Low-Pressure Turbine Airfoil[D]. *Ottawa*: *Carleton University*, 2002.

[5] Howell R J. Wake-Separation Bubble Interactions in Low Reynolds Number Turbomachinery [D]. *Cambridge*: *University of Cambridge*, 1999.

[6] Howell R J, Ramesh O N, Hodson H P, et al. High Lift and Aft-Loaded Profiles for Low-Pressure Turbines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(2): 181-188.

[7] Ottavy X, Vilmin S, Hodson H, et al. The Effects of Wake-Passing Unsteadiness over a Highly-Loaded Compressor-Like Flat Plate[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 13-23.

[8] Stieger R D. The Effect of Wakes on Separating Boundary Layers in Low Pressure Turbines[D]. *Cambridge*: *University of Cambridge*, 2002.

[9] 张佩林, 王铁城, 吴志成. 热膜法测量壁面剪切应力的原理和B-1型热膜的初步实验[J]. 南京航空航天大学学报, 1982, 27(2): 95-104.

[10] 王铁城. 表面热膜在空气动力学实验中的应用[J]. 空气动力学学报, 1984, 3(1): 77-84.

[11] 王铁城. 应用表面热膜测定NACA0012翼型边界层转捩区位置的实验研究[J]. 航空学报, 1984, 5(4): 401-405.

[12] 雷志军, 王明杰, 朱俊强. 低速压气机叶栅附面层分离的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(11): 1839-1843.

[13] 李 伟, 张 波, 周 敏. 尾迹扫掠下超高负荷低压涡轮叶片附面层特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 176-182.

[14] 杨龙君, 刘火星. 表面热膜测试技术在边界层测量中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(*S*1): 11-16.

[15] Hodson H P. Boundary-Layer Transition and Separation near the Leading Edge of a High-Speed Turbine Blade [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107(1): 127-134.

[16] 李 伟. 上游尾迹扫掠下超高负荷低压涡轮附面层特性研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2012.

[17] Anderson B T, Meyer Jr R R, Chiles H R. Techniques Used in the F-14 Variable-Sweep Transition Flight Experiment[J]. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(10): 622-629.

(编辑:白 鹭)