

风扇叶片叶尖扭转特性试验研究^{*}

周笑阳, 张 龙, 薛秀生, 王 亮, 程 昊

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘 要: 为研究风扇叶片叶尖扭转特性, 基于叶尖定时技术, 建立一种发动机运行状态动态测量叶片叶尖弹性变形角的试验方法, 在压气机试车台对小涵道比双级风扇试验件一级转子叶片不同工况下叶尖扭转特性开展了试验研究。试验结果表明: 叶尖弹性变形角表现为随着转速升高而变大及随着特性线向失稳区移动而变大的特点, 在100%换算转速近喘点达到本次试验风扇稳定工作状态的最大值1.25°。可变进口导叶(VIGV)角度仅在喘振边界附近对叶尖弹性变形角影响较大。在90%转速、VIGV角度为-5°喘点处, 叶尖弹性变形角出现大幅振荡, 经估算, 1号叶片喘振前扭转振幅为0.18°, 喘点处扭转振幅为1.05°, 退喘后扭转振幅为0.11°, 通过弹性变形角测量叶片振动具有可行性。

关键词: 风扇叶片; 扭转特性; 弹性变形角; 叶尖定时; 扭转振动

中图分类号: V232 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 05-1154-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200027

Experimental Study on Torsional Characteristics of Fan Blade Tip

ZHOU Xiao-yang, ZHANG Long, XUE Xiu-sheng, WANG Liang, CHENG Hao

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the torsional characteristics of the fan blade tip, a new dynamic measuring method for blade tip elastic deformation angle of an operating engine based on blade tip timing technology is proposed. The first stage blade tip torsional characteristics of a low bypass ratio two-stage fan were investigated under different operating conditions during rig test of the compressor. The results show that the elastic deformation angle increases with rotational speed and increases while the compressor characteristic curves approaching unstable region. The maximum deformation angle of 1.25° was recorded near the surge point at 100% corrected speed. Variable inlet guide vanes (VIGV) angle has a significant impact on the elastic deformation angle only when operating near the surge line. Elastic deformation angle oscillated sharply at surge point at 90% corrected speed with VIGV angle at -5°. It is estimated that the torsional amplitude of blade1 were 0.18° (before surge), 1.05° (at surge point) and 0.11° (after surge). It is possible to measure blade vibration by monitoring elastic deformation angle.

Key words: Fan blade; Torsional characteristics; Elastic deformation angle; Blade tip timing; Torsional vibration

1 引 言

现代航空发动机风扇追求更高的压比、更高的

效率及更好的气动稳定性^[1-2], 促使风扇叶片具有高切线速度、大且薄、材料轻、甚至空心结构等特点, 这使得风扇叶片工作状态更易发生弹性变形。同时,

^{*} 收稿日期: 2020-01-14; 修订日期: 2020-02-27。

通讯作者: 周笑阳, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机试验测试技术。E-mail: dutzxy@163.com

引用格式: 周笑阳, 张 龙, 薛秀生, 等. 风扇叶片叶尖扭转特性试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 1154-1161.
(ZHOU Xiao-yang, ZHANG Long, XUE Xiu-sheng, et al. Experimental Study on Torsional Characteristics of Fan Blade Tip[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(5): 1154-1161.)

风扇叶片工作环境恶劣,承受着较大载荷,强度、振动和疲劳等问题突出^[3-4]。叶片在工作中如何达到设计要求,至关重要的环节是保证实际工作状态叶型和设计叶型相同^[5]。另外,必须掌握风扇叶片的振动特性,防止激振因素导致叶片共振而疲劳失效。目前对于叶片等发动机结构的设计,主要依赖“强度设计准则”^[6-8],通过计算获得叶片在工作状态下的最佳气动性能,再进行反推得到冷态叶形,也称叶片反扭设计^[9]。虽然通过计算可以对工作状态叶片的扭转特性进行预测,但其可靠性、准确性难以估计,需要通过试验验证、改进或优化。然而,在型号研制及设计改进中,缺乏工作状态叶型测量的试验手段和试验数据,因此需要开展不同工况下的风扇叶片扭转特性的试验研究。

叶片叶尖扭转问题一般用弹性变形角或反扭角来描述,国内外学者对该问题开展了一些研究和探索。Pesatori等^[10],Kallesøe等^[11]研究表明,弹性变形角预测不准确将带来发动机性能下降甚至失稳等问题。刘高联^[12-13]通过建立气动热弹性耦合非线性系统泛函的变分组,为使用有限元方法研究叶片反扭问题提供了理论基础。郑赞等^[14]采用流固双向耦合的数值模拟方法对跨声速风扇叶片气动弹性问题进行了研究,获得了叶尖前缘与尾缘的弹性变形量。在试验研究方面,Thorsten等^[15-16]利用激光多普勒传感器实现了对涡轮叶片工作状态形状和振动的测量。但该方法需要光束透过透明窗照射到叶片上,机匣上的透明窗会对发动机结构和性能造成难以估量的影响。苏军等^[17],迟庆新等^[18]建立了叶片扭转变形测量台,利用机械装置加载使叶片发生扭转变形,采用安装于叶片周向的若干千分表测量叶片位移进而计算求得叶片弹性变形角。然而该方法仅能用于实验室测量,无法有效预测实际工作叶片的扭转特性。叶尖定时技术作为一种新型非接触式叶片振动测量技术,在国外已经过广泛验证^[19-20],具有良好的应用前景,但未见该技术应用于叶片扭转变形的试验研究。

由以上研究分析可知,目前对于工作状态风扇叶片扭转特性研究尚缺乏有效的试验手段,因此,本文提出一种基于叶尖定时技术的发动机运行状态动态测量叶片叶尖弹性变形角的方法,在风扇试验件上开展了试验研究,获得了风扇不同工况下的叶尖扭转特性,为指导或修正风扇叶型,改进或优化计算方法,实现叶片健康监测等提供方法与数据参考。

2 试验方法

试验对象为小涵道比双级风扇试验件的一级转子叶片。试验件带有可变进口导叶(VIGV),设计转速为9200r/min,一级转子叶片数量为32片。

2.1 计算分析

为确保试验顺利进行并对试验中可能出现的扭转情况有所预判,首先采用有限元方法对叶片扭转特性进行计算分析。

单元类型采用20节点六面体单元以保证计算精度,将实体划分为18336个单元,89892个节点,如图1(a)所示。在模型上施加离心负荷以及温度载荷,在叶片的叶盆面和叶背面施加气动压力负荷,榫头工作面A设置法向位移约束,榫头前端面B设置轴向位移约束。施加负荷及边界条件的有限元模型如图1(b)所示。

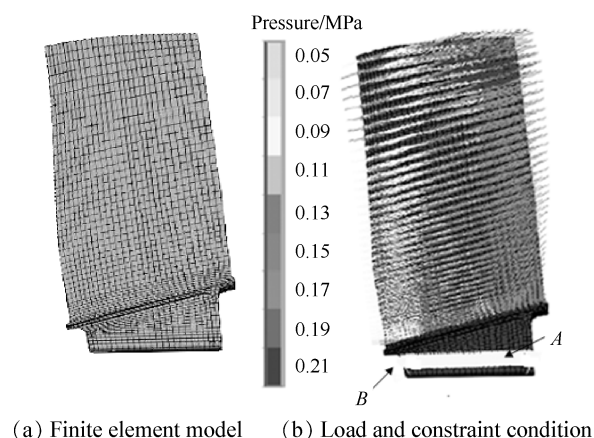


Fig. 1 Finite element model of the fan blade

采用有限元软件分析了不同工况下的叶片变形,图2是100%转速工作点状态的叶片静态变形,可见最大变形位置出现在叶尖前缘处。取叶尖处靠近前缘和靠近尾缘各一点,在不同发动机工况,获取这两点的位移变形结果并计算叶尖旋转角度,如表1所示。

在表1中,轴向沿顺气流方向为正,周向由右手螺旋定则确定即沿逆航向顺时针方向为正,径向沿径向伸长方向为正。由表1可知,叶片的前缘与尾缘变形在轴向及周向移动方向相反,呈现扭转特点;前缘与尾缘变形在径向移动方向相同且量值非常接近,呈现径向伸长特点。在计算叶尖旋转角度时,忽略了前缘与尾缘的径向变形差异,叶尖弹性变形角以从叶尖向下看俯视顺时针旋转为正。可见,工作状态叶片旋转方向为展开方向,数值与发动机状态密切相关。

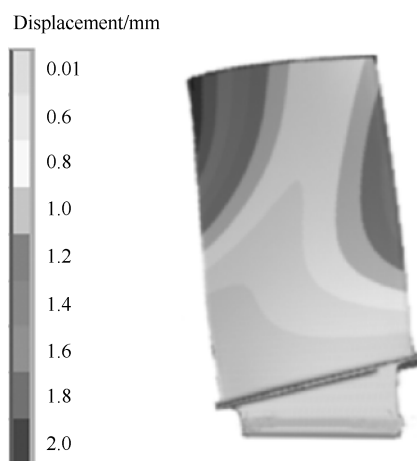


Fig. 2 Deformation of the blade

分别在不同转速求解叶片的动频曲线,并绘制坎贝尔图求解叶片的共振频率,如图3所示。图3中蓝线表示叶片动频随发动机转速变化的情况,图中通过坐标轴原点的红色射线表示与转速频率成倍数关系的激励,对于本研究对象,主要考虑机匣等因素引起的1~6倍激励和21片进口VIGV引起的21倍激励。图中动频曲线与激励射线的交点为发动机实际工作时,叶片可能出现的共振点。

由图3可见,在发动机主要停留转速,6倍激励可能引起的叶片2阶模态共振,此时对应的发动机转速约8000r/min。

2.2 试验设备

风扇叶片叶尖扭转特性试验在沈阳发动机研究所压气机试车台(见图4)进行。压气机试车台主要由动力系统、变速系统、进气装置、工作段、排气装

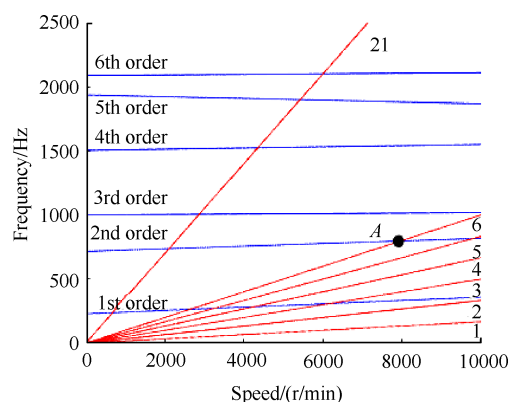


Fig. 3 Campbell diagram of the blade

置、测试系统等组成。试验根据HB 7115-94要求,遵守相似准则,沿等转速线进行,按试验时大气温度及需要试验的换算转速计算出风扇的物理转速,通过调节排气处节气门开度,达到改变试验状态的目的。工作段进出口安装温度、压力及流量测量装置,传动轴系安装转速测量装置,温度测量精度为 $\pm 1\text{K}$,压力及流量测量精度为0.1%FS,转速测量精度为 $\pm 1\text{r/min}$ 。

如图5所示,两只用于获取叶尖定时信号的电容式传感器分别安装于风扇机匣轴向正对叶尖前缘和叶尖尾缘的位置,两测点轴向距离为53mm,两测点周向夹角为两传感器中心所在发动机轴向垂直截面与叶片前、尾缘交点处构造角之差为 9.3° ,换言之,当叶片未发生扭转形变时,两传感器将检测到相同的叶尖定时时间序列。

叶尖定时测试系统包括电容式传感器、信号转换模块、采集系统等组成(见图6),探头耐温优于 500°C ,频响范围0~100kHz,分辨率100ns,以上参数

Table 1 Results of elastic deformation angles in different conditions

Condition	Position	Axial direction/ mm	Circumferential direction/mm	Radial direction/ mm	Elastic deformation angle /($^\circ$)
80% working point	Leading edge	-1.58	1.03	0.34	0.92
	Trailing edge	0.13	-0.18	0.29	
80% approaching surge point	Leading edge	-1.61	1.04	0.35	1.07
	Trailing edge	0.15	-0.20	0.30	
90% working point	Leading edge	-1.69	1.13	0.38	1.10
	Trailing edge	0.11	-0.17	0.31	
90% approaching surge point	Leading edge	-1.84	1.22	0.39	1.22
	Trailing edge	0.17	-0.22	0.33	
100% working point	Leading edge	-1.77	0.97	0.47	1.25
	Trailing edge	0.28	-0.50	0.52	
100% approaching surge point	Leading edge	-2.10	1.63	0.55	1.43
	Trailing edge	0.26	-0.34	0.47	

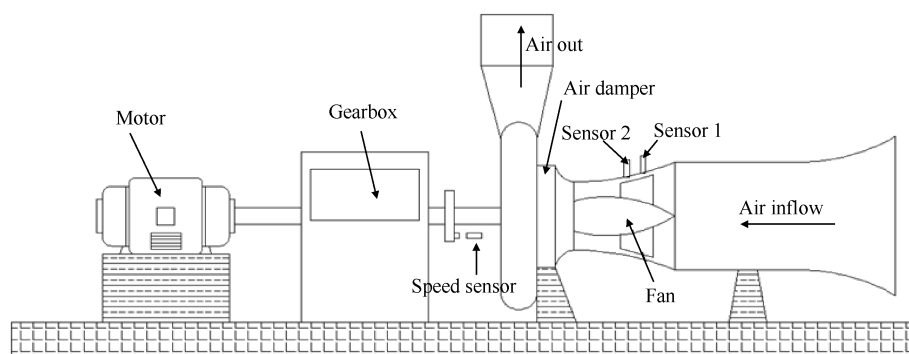


Fig. 4 Sketch of the compressor test rig

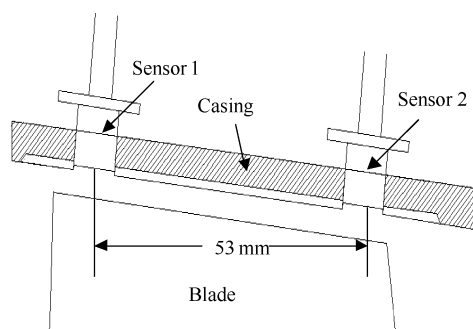


Fig. 5 Sensors installed in the engine

均满足既定试验要求。

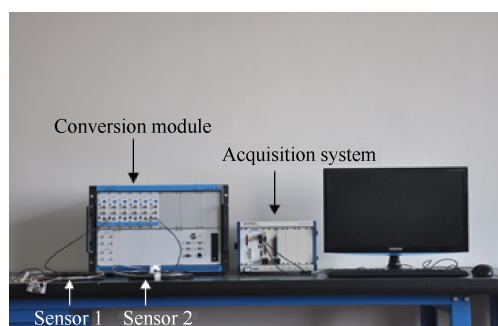


Fig. 6 Blade tip timing system

2.3 测量方法

为测量风扇叶片的弹性变形角,建立测量模型如图7所示。图7中,将叶尖简化为一条直线,当叶片未发生变形时, A 点为经过传感器1中心与发动机轴向垂直的截面(简称截面1)与叶尖的交点, B 点为经过传感器2中心与发动机轴向垂直的截面(简称截面2)与叶尖的交点。工作状态叶尖发生扭转变形,假设扭转中心为 B 点,此时截面1与叶尖前缘交点为点 F 。通过前文计算可知,工作状态叶尖前缘、尾缘径向变形差异很小,例如在100%转速工作点,叶尖前缘径向变形为0.47mm,尾缘径向变形为0.52mm,差异仅0.05mm。因此,忽略叶尖前缘与尾缘径向变形差异带来的计算误差,用 BF 代表工作状态叶尖,则

$\angle ABF$ 即为叶片叶尖弹性变形角。分析可知,叶尖扭转中心位置改变时不影响弹性变形角的大小。

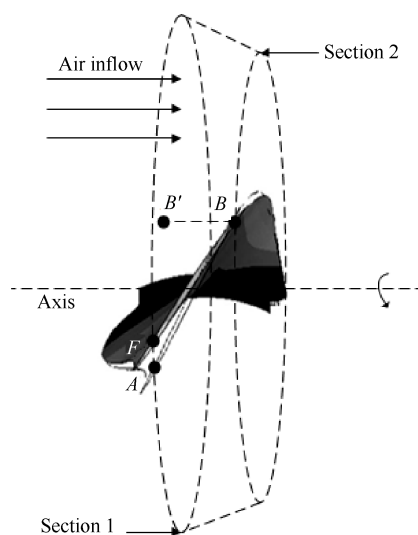


Fig. 7 Model of the elastic deformation angle

为方便表述,作以下定义:

- (1) t_1 : 传感器1测得的叶尖到达时间/s;
- (2) t_2 : 传感器2测得的叶尖到达时间/s;
- (3) n : 物理转速/(r/min);
- (4) l_1 : 截面1的叶尖半径/mm;
- (5) l_2 : 截面2的叶尖半径/mm;
- (6) d : 两传感器间的轴向距离/mm;
- (7) θ : 两传感器间的周向夹角/(°)。

图7中,截面2上的 B 点在截面1上的投影点为 B' , BB' 的长度为轴向距离 d 。

在截面1中(见图8), OA 及 OF 为叶尖半径 l_1 , OB' 为叶尖半径 l_2 , O 为发动机轴心, $\angle AOB'$ 为两传感器间的周向夹角 θ ,令 $\angle AOF$ 为 β , β 可由下式求得,单位为(°)。

$$\beta = (t_1 - t_2) \times \frac{n}{60} \times 360 \quad (1)$$

通过空间几何关系,求得弹性变形角 $\angle ABF$ 为

$$\angle ABF = \arccos\left(\frac{AB^2 + BF^2 - AF^2}{2AB \times BF}\right) = \arccos\frac{l_1^2 + l_2^2 - l_1 l_2 \cos(\theta - \beta) - l_1 l_2 \cos\theta + d^2 - l_1^2(1 - \cos\beta)}{\sqrt{l_1^2 + l_2^2 - 2l_1 l_2 \cos\theta + d^2} \sqrt{l_1^2 + l_2^2 - 2l_1 l_2 \cos(\theta - \beta) + d^2}} \quad (2)$$

将式(2)简化表述为式(3)形式

$$\angle ABF = f(t_1, t_2, n, l_1, l_2, d, \theta) \quad (3)$$

可见,弹性变形角只与上述7个参数有关,试验时,通过实时测量的发动机试验参数 t_1, t_2, n 和事先获取的发动机结构参数 l_1, l_2, d, θ 按照公式(3)即可完成叶片弹性变形角的计算。根据JJF 1059.1标准对本试验模型和试验对象进行了评定,结果表明测量精度优于 0.01° 。

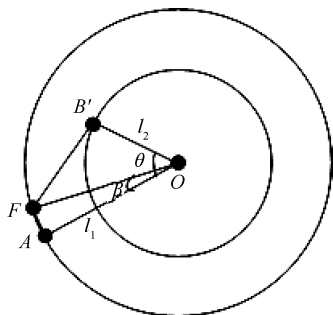


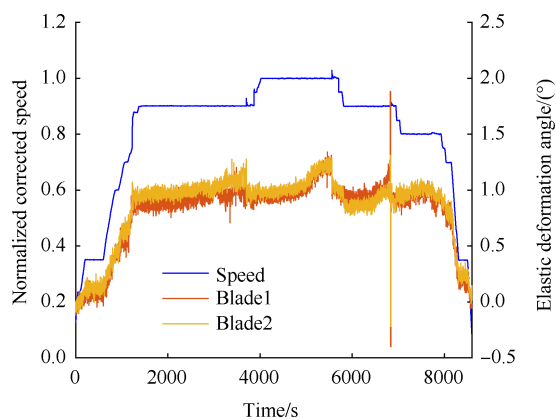
Fig. 8 Section 1

本文方法与基于叶尖定时的叶片振动测量方法^[21]相比有如下优势:非接触式叶片振动测量将多只传感器布置在待测转子的同一个轴向位置,多个周向位置通过叶尖定时法获得叶尖变形量,但无法获知变形来源于叶片弯曲还是扭转。本文方法将尖定时传感器布置于待测转子的两个轴向位置,仅需7个常规参数就可实现测点处叶尖弹性变形角的测量,可以实现叶片扭转特性的研究,同时具有较高精度和可靠性。通过轴向和周向增加测点的方法还可以实现叶片多阶扭转和叶片扭转振型的测量。

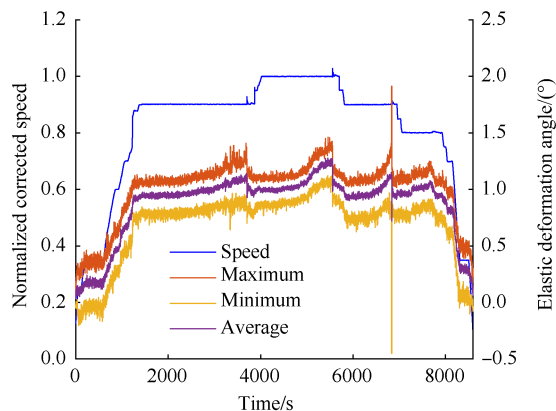
3 试验结果与分析

采用上述试验设备和测量方法研究风扇试验件的叶片叶尖扭转特性。试验沿等转速线进行,用 α 表示VIGV角度,依次录取了相对换算转速90%($\alpha=5^\circ$),100%($\alpha=0^\circ$),90%($\alpha=-5^\circ$)及80%($\alpha=0^\circ$)堵塞点至失稳点性能。将通过转速信号键相后系统采集到的前两片叶片称为1号叶片和2号叶片,图9(a)给出了转速及1号、2号叶片弹性变形角随风扇运行时间的变化曲线。图9(b)给出了转速及最大、最小和平均弹性变形角随风扇运行时间的变化曲线。图9中,

根据相似理论,相对换算转速为换算(至标准大气状态)转速与设计转速的比值;最大、最小和平均弹性变形角为转子每旋转一周,所有32个叶片叶尖弹性变形角的最大、最小和平均值。



(a) Blade1 and blade2



(b) Maximum/minimum and average

Fig. 9 Elastic deformation angle varies with time

由图9可知,在各风扇等转速工作线的失稳点处的转速曲线均出现尖峰,其原因是失稳瞬间风扇丧失工作能力,动力系统负载瞬间减小,造成“飞转”现象,为保证发动机安全,失稳后立即打开排气节气门,使风扇重回稳定工作区。由图9(a)可知,不同叶片的叶尖弹性变形角存在差异,对风扇叶片进行安全监测时,不同叶片变形不同,处于危险的状态也就不相同,因此更应关注单个叶片的弹性变形角。由图9(b)可知,用弹性变形角的最值和平均值变化曲线可以简要表征所有叶片叶尖弹性变形角的变化趋势和分布情况,在叶片数量较多不便于观察时,也可以将最值作为安全监测的重要参数。发动机过渡状

态和失稳状态弹性变形角变化量较大,过渡状态转速的突增突降伴随着弹性变形角的大幅变化,失稳状态弹性变形角出现不同程度的波动,因此更需重点关注。

为了研究叶尖弹性变形角与风扇性能特性的关系,在录取风扇性能的同时记录弹性变形角。在图 10 给出了压比-流量特性与平均弹性变形角-流量特性。

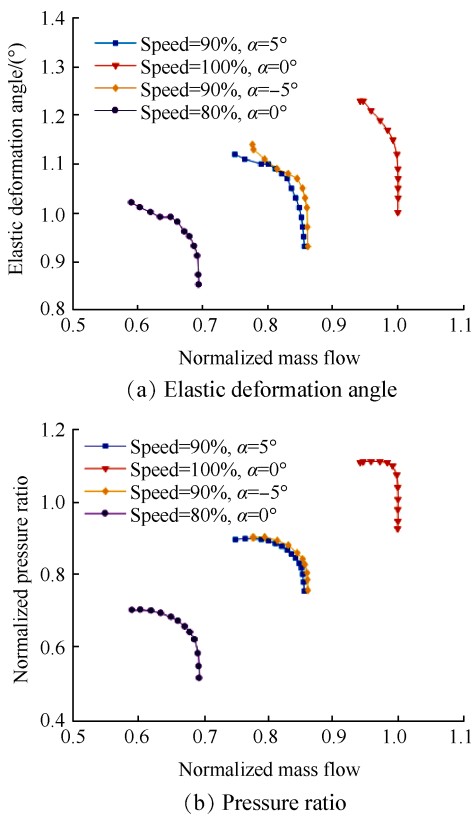


Fig. 10 Experimental performance of the fan

由图 10 可知,叶尖弹性变形角表现为随着转速升高而变大及随着特性线向失稳区移动而变大的特点。在 100% 转速近喘点获得了本次试验稳态叶尖弹性变形角的最大值 1.25°。通过对 90% ($\alpha=-5^\circ$) 与 90% ($\alpha=5^\circ$) 特性线的对比分析可知,VIGV 角度仅在喘振边界附近对叶尖弹性变形角影响较大。随着风扇工作状态的提升,弹性变形角-流量曲线更加陡峭,弹性变形角对流量的变化更加敏感。100% 转速弹性变形角-流量曲线显得比较光滑,这可能是由于录取风扇性能的同时记录瞬态弹性变形角,而弹性变形角存在波动,由于 100% 转速弹性变形角变化量较大,使得波动造成的影响不是很明显,因此比较光滑。

表 2 给出了典型状态叶尖弹性变形角的测量结果和计算结果对比分析,其中测量结果包括 32 个叶

片的最值和平均值,相对误差是以测量平均值为参考的计算结果相对误差。

Table 2 Comparisons of elastic deformation angles in different conditions

Condition	Measured value/(°)	Calculated value/(°)	Relative error/%
80% working	0.90(0.77~1.08)	0.92	2.2
80% surge	1.03(0.88~1.27)	1.07	4.8
90% working($\alpha=5^\circ$)	0.98(0.83~1.15)	1.10	12.2
90% working($\alpha=-5^\circ$)	0.98(0.78~1.12)		12.2
90% surge($\alpha=5^\circ$)	1.14(0.88~1.26)	1.22	7.0
90% surge($\alpha=-5^\circ$)	1.17(0.95~1.32)		4.3
100% working	1.08(0.90~1.27)	1.25	15.7
100% surge	1.25(0.98~1.41)	1.43	14.4

进行有限元分析时,分析的是单个叶片,而试验则是对于全部叶片,在进行对比分析时,首先要判断计算结果是否落在试验极值区间内,若不在,则有必要对计算结果进行修正;若在区间内,则需要进一步分析相对误差较大的原因,视情对计算模型进行优化。由表 2 可知,只有 100% 近喘点的计算结果不在试验极值区间内;100% 工作点的计算结果在试验极值区间内,但相对测量平均值的误差较大,达 15.7%。对模型修正或优化的方向主要包括考虑叶片形貌差异对叶片变形的影响,在喘点附近需考虑 VIGV 角度对叶片变形的影响,考虑流固耦合对叶片变形的影响等。

基于叶尖定时原理的叶尖振幅测量作为一种新型非接触式叶片振动测量方法,与传统的叶片振动应力测量方法相比具有独特优势,近年来越来越受到国内外学者及工程技术人员广泛关注^[21]。然而,叶片振动是非常复杂的多自由度系统,存在多种耦合因素,非接触式叶片振动测量面临叶片振动模态难以准确辨识等困难^[22]。对于叶尖扭转特性的试验研究可能为解决目前非接触式叶片振动测量存在的问题提供支持。

在本试验中,通过对试验过程叶尖弹性变形角的监测发现,在喘振边界附近出现明显的弹性变形角波动,预示可能存在显著的扭转振动现象。以 1 号叶片为例,图 11(a)中给出了 90% ($\alpha=-5^\circ$),1 号叶片叶尖弹性变形角的变化曲线。图 11(b)给出了喘振前某时刻所有叶片弹性变形角棒状图,图 11(c)给出了喘振某时刻所有叶片弹性变形角棒状图,图 11(d)给出了退喘后某时刻所有叶片弹性变形角棒状图。

由图 11(a)可见,喘振前与退喘后 1 号叶片的叶

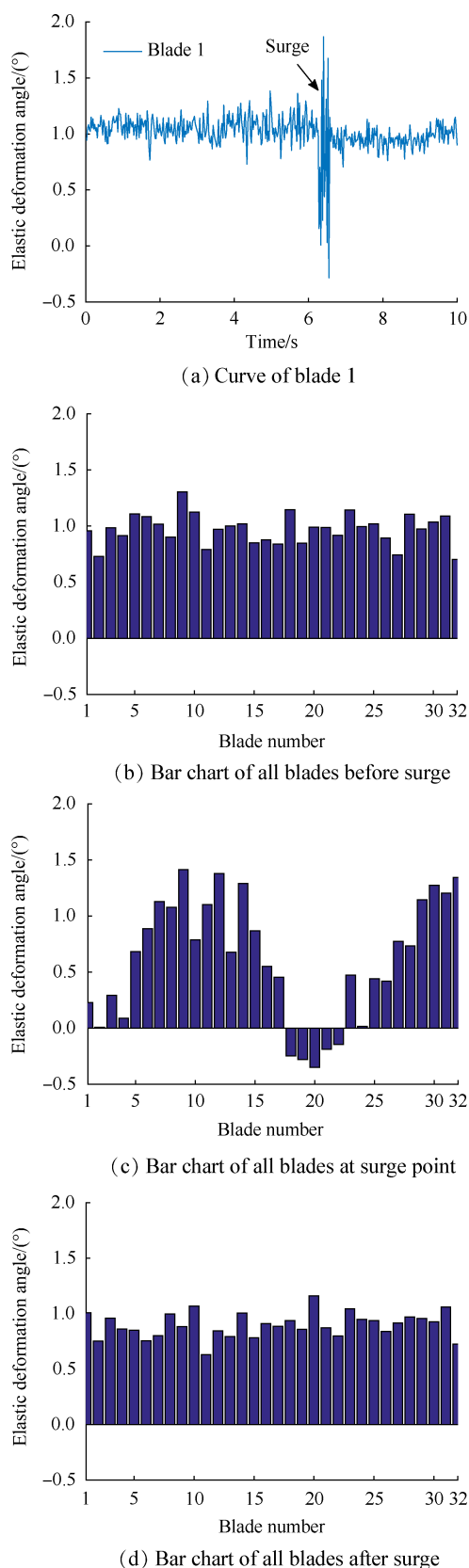


Fig. 11 Characteristics of the torsional vibration

尖弹性变形角振荡较小而喘点处1号叶片的叶尖弹性变形角振荡较大。用弹性变形角变化曲线峰-峰值的一半来估算叶片该时间段内的扭转振幅,则1号

叶片喘振前扭转振动振幅为 0.18° ,喘点处扭转振动振幅为 1.05° ,退喘后扭转振动振幅为 0.11° 。从图11(b),图11(c)和图11(d)可知,整级叶片叶尖弹性变形角在喘点出现大幅振荡,整级叶片弹性变形角棒状图可用于辅助分析叶片扭转振动情况。通过前文计算可知,在8000r/min可能出现叶片2阶模态共振,该转速与试验转速较接近,因此可能是由于共振导致了叶尖弹性变形角的大幅振荡。

将叶尖弹性变形角作为叶片振动的特征并作为安全监测的参数具有可行性。具体为,根据叶片的极限强度,通过有限元计算或者试验方法获取该强度对应的叶尖弹性变形角在不同发动机状态的稳态和瞬态限制值。在发动机试验时,密切监视叶尖弹性变形角的变化,如果超限,则意味着叶片有失效风险,应立即采取措施。

4 结论

本文建立了一种在发动机运行状态动态测量叶尖弹性变形角的方法和装置,在压气机试车台对双级风扇试验件一级叶片不同工况下的扭转特性进行了试验研究,主要结论如下:

(1)本文建立的试验测量方法,不仅可以稳定、安全、快速测量不同工况风扇叶片叶尖弹性变形角,还可同时对叶片扭转振动情况进行监测,为工作状态风扇叶片叶尖扭转特性研究提供了有效试验手段。

(2)叶尖弹性变形角表现为随着转速升高而变大及随着特性线向失稳区移动而变大的特点,VIGV角度仅在喘振边界附近对叶尖弹性变形角影响较大。以测量结果为参考,100%近喘点的计算结果不在测量结果的极值区间内,有必要对该状态的计算模型进行优化。

(3)在本文研究对象和工况条件下,显著的扭转振动在喘振边界附近出现,在90%转速、VIGV角度为 -5° 喘点处,叶尖弹性变形角大幅振荡,1号叶片喘振前扭转振幅为 0.18° ,喘点处扭转振幅为 1.05° ,退喘后扭转振幅为 0.11° 。将叶尖弹性变形角作为叶片振动的特征并作为安全监测的参数具有可行性。

叶尖定时信号属于欠采样信号,求解更多的叶片振动参数需要周向布置更多的测点,今后将进一步开展该方面的研究工作。

参考文献

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和今后工作的建议[J].

- 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-5.
- [2] 梁春华. 高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 48-52.
- [3] 徐鹤山. 发动机叶片工程应用分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
- [4] 宋兆泓, 陈光, 张景武, 等. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [5] 杨慧, 沈真, 郑赞. 叶片反扭对跨声速大涵道比风扇性能的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 100-105.
- [6] Chapman J W, Lavelle T M, Litt J S. Practical Techniques for Modeling Gas Turbine Engine Performance [C]. Salt Lake City: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [7] 吕文林, 陈俊粤, 田德义. 航空涡喷, 涡扇发动机结构设计准则[R]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 2000.
- [8] 刘继兴, 张大义, 郑华强, 等. 不同推力级高涵道比涡扇发动机结构与力学特性定量评估[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 1078-1084. (LIU Ji-xing, ZHANG Da-yi, ZHENG Hua-qiang, et al. Quantitative Evaluation for Structure and Mechanical Characteristics of Different Thrust High Bypass Ratio Turbo Fan Engines [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 1078-1084.)
- [9] 郑赞, 王彪, 杨慧, 等. 跨声速风扇叶片反扭影响因素研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(5): 7-11.
- [10] Pesatori E, Dossena V, D'Ippolito G. Stagger Angle and Pitch Chord Ratio Effects on Secondary Flows Downstream of a Turbine Cascade at Several Off-Design Conditions [R]. ASME GT-2004-54083.
- [11] Kallesøe B S, Hansen M H. Some Effects of Large Blade Deflections on Aeroelastic Stability [R]. AIAA 2009-839.
- [12] LIU Gao-lian. A New Generation of Inverse Shape Design Problem in Aerodynamics and Aerothermoelasticity: Concepts, Theory and Methods [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2000, 72(4): 334-344.
- [13] LIU Gao-lian. The Generalized Untwist Problem of Rotating Blades: a Coupled Aeroelastic Formulation [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1995, 12(2): 109-117.
- [14] 郑赞, 王彪, 杨慧. 跨声速风扇叶片的静态气动弹性问题[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2475-2482.
- [15] Thorsten P, Lars B, Jürgen C. Laser Doppler Profile Sensor with Sub-Micrometre Position Resolution for Velocity and Absolute Radius Measurements of Rotating Objects [J]. Measurement Science & Technology, 2005, 16: 627-641.
- [16] Thorsten P, Lars B, Jürgen C. Turbo Machine Tip Clearance and Vibration Measurements Using a Fibre Optic Laser Doppler Position Sensor [J]. Measurement Science & Technology, 2006, 17: 1693-1705.
- [17] 苏军, 安中彦, 于云飞, 等. 发动机叶片扭转和弯曲变形同步测量新方法[J]. 实验力学, 2017, 32(2): 279-285.
- [18] 迟庆新, 董自超, 佟文伟, 等. 航空发动机涡轮叶片扭转蠕变试验技术[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2016, 33(5): 33-37.
- [19] Beauseroy P, Lengelle R. Nonintrusive Turbomachine Blade Vibration Measurement System [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21: 1717-1738.
- [20] Joung K K, Kang S C, Paeng K S, et al. Analysis of Vibration of the Turbine Blades Using Non Intrusive Stress Measurement System [R]. ASME 2006-88239.
- [21] 边杰, 侯明, 刘超, 等. 离心叶轮高速旋转叶片振动测量与特性分析[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1598-1604. (BIAN Jie, HOU Ming, LIU Chao, et al. Vibration Measurement and Characteristics Analysis of High Speed Rotating Blades of a Centrifugal Impeller [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1598-1604.)
- [22] 李海洪, 岳林, 王德友, 等. 基于叶尖定时的叶片耦合振动参数辨识与仿真[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 60-63.

(编辑: 张贺)