

基于叶尖定时的航空发动机涡轮叶片振动测量

刘美茹^{1,2}, 滕光蓉², 肖 潇², 张震相², 乔百杰¹, 陈雪峰¹

(1. 西安交通大学 机械工程学院, 西安 710049;
2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 介绍了基于叶尖定时的非接触振动测试系统应用于涡轮转子叶片的技术瓶颈,突破高温传感器结构设计、安装以及冷却等技术难点,通过设置系统触发信号保持时间,解决 H 型涡轮转子叶片对叶尖定时信号的二次触发问题,并给出核心机状态下转速基准实现方法。将非接触振动测量技术成功应用在某型涡扇发动机高压涡轮转子叶片振动监测中,有效获取涡轮转子叶片共振时的振动频率和幅值,并与应变计测量叶根动应变结果进行比对。结果显示:基于叶尖定时的非接触振动测试系统和接触式动应力测试系统均可监测涡轮转子叶片振动,成功辨识转子叶片 8200 r/min 时的 12 阶激励阶次激发的一弯振动模态,两种分析方法识别共振频率相对误差在 4% 以内。

关 键 词: 叶尖定时; 非接触式测量; 固有频率; 涡轮转子叶片; 振动监测

中图分类号: V231.92; TH140.1 **文献标志码:** A

Vibration measurement of turbine rotor blades of aero-engine based on blade tip-timing

LIU Meiru^{1,2}, TENG Guangrong², XIAO Xiao²,
ZHANG Zhenxiang², QIAO Baijie¹, CHEN Xuefeng¹

(1. School of Mechanical Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The difficulty of vibration non-contact measurement of the turbine rotor blade based on tip-timing was introduced. Breakthrough progress was made on the structure design, the installation on the casing and the cooling strategy of high temperature optical tip-timing sensor. The timing signal of H profile of turbine blades was acquired by setting signal hold time of the system for avoiding the secondary trigger, and a method of determining the revolution speed for the blade tip-timing system was proposed for core-engine. Such a tip-timing system was successfully used in the vibration monitoring of the turbine blades of core

收稿日期: 2020-03-01

基金项目: 国家自然科学基金(51705397); 国家科技重大专项(2017-V-0009); 预研领域基金(61400040303); 航空动力基金(6141B090569)

作者简介: 刘美茹(1987—),女,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机振动测试技术。

通信作者: 乔百杰(1985—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要从事航空发动机叶片动应力重构技术。
E-mail:qiao1224@xjtu.edu.cn

引用格式: 刘美茹,滕光蓉,肖潇,等. 基于叶尖定时的航空发动机涡轮叶片振动测量[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1954-1963.
LIU Meiru, TENG Guangrong, XIAO Xiao, et al. Vibration measurement of turbine rotor blades of aero-engine based on blade tip-timing[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1954-1963.

engine. The tip magnitudes and natural frequencies of the blades were successfully determined by the tip-timing system, and compared with the dynamic strain results from the traditional strain gage. The comparison results demonstrated that the non-contact measurement based on tip-timing and the contract measurement based on strain gage can successfully identify the vibration of turbine blades. The 1st bending mode of the turbine blades at about 8200 r/min on was caused by engine order of 12. The relative error of the two methods in determining the 1st bending natural frequency of blades was less than 4%.

Key words: blade tip-timing; non-contact measurement; natural frequency; turbine rotor blade; vibration monitoring

随着航空发动机研制技术的进步和服役性能的提高,其“三高”(高温、高转速、高推质比)问题突显。涡轮前温度的不断提升,涡轮转子叶片的高负荷导致涡轮转子叶片疲劳断裂故障时有发生。与压气机/风扇转子叶片振动测量不同,涡轮转子叶片极端的服役环境对试验中各种状态参数的测量方法提出了更高的要求。当前,如何全周期测量涡轮转子叶片振动,深度提取叶片高周疲劳特性已经成为发动机结构可靠性中的“卡脖子”问题。突破传统的接触式高温应变测试技术,研究耐高温的涡轮转子叶片振动测量方法,已经成为航空发动机研制过程中需要迫切解决的问题。

传统的涡轮转子叶片振动测量是采用接触式应变计的方式,即采用高温喷涂的方式,将应变计安装在涡轮转子叶片上,实现叶片危险点动应力测试,是获取叶片动应力最直接的方法,具有测试技术相对成熟,测试精度较高等优点。然而,应变计方法受限于传输装置滑环引电器或者遥测系统的通道限制,使得应变计测试方法只能测试有限叶片的有限位置应变。此外,应变计及涂层、测试引线带来的附加质量会改变叶片的振动特性,安装滑引电器或者遥测等装置造成发动机改装困难且周期较长,且经历一次试验后,高温高转速恶劣环境导致应变计存活率较低,有效工作时间大多在10~20 h,故无法实现全周期、在线测量涡轮转子叶片振动特性。当前,旋转叶片非接触式振动测量技术即叶尖定时技术,已经成为现代航空发动机测试领域的重要发展方向,该方法只需在发动机测试转子对应机匣上开孔,通过安装在机匣上的几支叶尖定时传感器就可以测量整级所有转子叶片振动。该方法无需对叶片和转子结构进行任何处理,改装周期短,对流动道内的流动特性影响小,测量精度高。安装在机匣上的传感器如不超温,可以长期使用,能够实现全周期、在线监测叶片振动的目标,是一种比较理想的航空发动机整

机转子叶片在线监测手段^[1-3]。然而,叶尖定时传感器抗油污能力较差,真实发动机转速基准实现困难等问题导致该技术在國內应用成熟度不高,要想完全替代应变片测试方法,还有多项关键技术需要突破。

公开资料显示,美国普惠公司(2002年)在阿诺德工程发展中心(AEDC)J1试车台开展XTC67/1核心机试验时,利用第4代NSMS(non-intrusive stress measurement system)取代应变计以监测压气机叶片的动应力^[4]。英国罗-罗公司和EMTD公司已经将叶尖定时技术形成成熟的商业产品,并通过大量的试验探索叶尖定时非接触式测量技术在叶片振动测试中的应用,其500余次台架、试车以及实验室振动试验结果表明,罗-罗公司研发的叶尖定时系统与应变计具有很好的一致性^[5]。德国MTU(Motoren-und Turbinen-Union Friedrichshafen GmbH)研究人员(2005年)基于自主研发的BSSM(berührungsslose schaufel schwingungs messung)叶尖定时系统,在颤振工况下通过监测一扭模态振动的最大动应力,实现了高周疲劳裂纹识别并实现了高阶模态振动导致的高周裂纹监测与分析^[6]。

基于叶尖定时(blade tip-timing, BTT)的非接触振动测试系统已经成功应用于我国压气机/风扇/模拟转子叶片振动测试,取得了较好的效果。中国航空发动机集团有限公司四川燃气涡轮研究院先后将该技术应用于型号发动机整机/压气机/风扇试验件的冷端转子叶片振动测试中,获取了转子叶片振动特性,排除了发动机压气机转子叶片裂纹故障^[7-10]。天津大学段发阶教授团队提出了多种叶尖定时技术的叶片同步和异步振动分析方法,并研制了基于叶尖定时的非接触振动测试硬件系统^[11-14]。北京化工大学王维民教授团队在涡轮机叶片同步振动参数辨识方法方面开展诸多研究,进行了大量的叶片建模仿真计算并进

行了试验验证^[15-17]。国防科技大学的杨拥民教授团队将叶尖定时技术应用于裂纹叶片振动特性研究中,针对不同位置不同深度裂纹的进行仿真和试验分析^[18]。然而,国内各大研究所和高校尚鲜开展叶尖定时技术应用在涡轮转子叶片振动测试的相关研究。

叶尖定时技术应用于发动机涡轮转子叶片振动测试存在以下几个问题:

1) 大型涡扇发动机涡轮部位的工作温度高达 1200 ℃,普遍采用的无冷却光纤式叶尖定时传感器工作范围不超过 650 ℃,如何克服叶尖定时传感器在发动机运转过程中的冷却问题,进行传感器冷却方案设计和实施,是叶片定时脉冲信号成功获取的关键。

2) 与冷端风扇/压气机叶片不同,大型涡扇发动机涡轮转子叶片叶尖端面形状大都为 H 型,型面具有凹槽,产生独特“双峰”现象,会对传感器的输出信号产生影响,如何消除凹槽对传感器输出信号的影响是获取叶片定时信息的另一关键问题。

3) 大型涡扇发动机结构复杂,如何在发动机或者核心机状态下,实现高压转子的一转一个脉冲的转速基准测量,是进行叶端定时测量测量的前提。

4) 涡轮转子叶片短而厚,叶尖振幅相对压气机/风扇转子叶片相对较小,从叶尖定时信号中准确提取叶片关键振动信息相对较为困难。

本文通过研究基于叶尖定时的涡轮转子叶片振动非接触式测量基本原理和数据分析方法,设计具有特定结构形式的涡轮转子叶片光纤传感器、研究传感器冷却路径实现方法、开展 H 型叶片叶尖定时信号获取方法研究,研究核心机状态下的转速基准测量方法,将非接触振动测试系统应用在某型号涡扇发动机核心机涡轮转子叶片振动测试中,并与应变计测量结果进行对比分析,验证非接触振动测试系统应用于涡轮转子叶片振动测试的可行性,为非接触振动测试系统应用于发动机高温高转速下的涡轮转子叶片振动特性获取和全周期振动监测提供强有力的数据支撑。

1 转子叶片振动非接触式测量原理

1.1 基本工作原理

基于叶尖定时的非接触转子叶片振动测量系统基本原理见图 1,叶尖定时传感器沿周向安装在旋转叶片对应机匣上,利用传感器感受旋转叶

片通过时所产生的脉冲信号。如果叶片不发生振动,根据每个叶片在转子上的周向位置和转子的旋转速度可以精确计算出叶片到达传感器的时间。而实际工作中,叶片由于振动导致端部相对于转动方向将会向前或向后偏移,使得到达传感器的实际时间与假设叶片不振动时到达传感器的时间不相等,即脉冲到达时间发生改变,从而产生一个时间差 Δt (如图 1 所示,1 号叶片的时间差为 Δt_1 ,2 号叶片的时间差为 Δt_2 ,3 号叶片的时间差为 Δt_3 ,4 号叶片的时间差为 Δt_4 ,依次类推),对该时间差信号序列 $\{\Delta t\}$ 进行分析处理,即可得到叶片振动位移的信息,进一步可计算出叶片振动的振幅和频率。同时,借助转速基准同步信号,可以对每一片旋转叶片的振动进行分析^[19-22]。

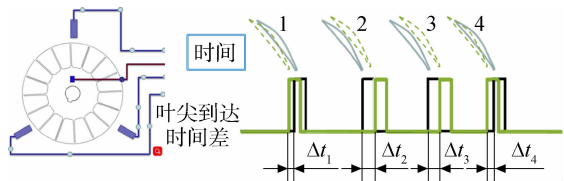


图 1 非接触振动测量系统工作原理
Fig. 1 Principle of non-contact vibration measurement system

基于叶尖定时的非接触振动测量系统实现转子叶片应力测试的基本流程如图 2 所示。通过叶尖定时技术实现叶尖位移测试,提取转子叶片关键振动参数如振动频率、幅值和相位等。借助转子叶片有限元获得转子叶片关键点动应变/应力,进而对叶片高周疲劳寿命预测与健康监测^[23-24]。

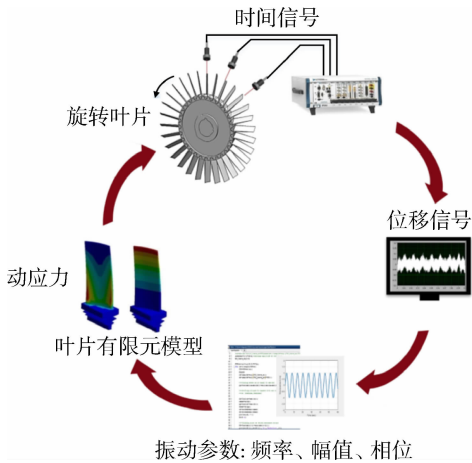


图 2 叶尖定时原理实现叶片应力测试的基本流程
Fig. 2 Basic procedure of blade tip-timing system for achieving blade stress

1.2 叶尖定时传感器

为了满足旋转叶片不同工作环境,叶尖定时传感器主要有电涡流式、电容式以及光纤式^[11]。

电涡流传感器的基本原理是转子叶片经过电涡流探头前端时,传感器内部的磁场会产生电涡流效应,产生脉冲信号。电容式传感器的基本原理是感应传感器内部芯级与转子叶片叶尖到达时作用形成脉冲信号,从而计算叶片到达时刻。光纤式叶尖定时传感器是将激光投射到叶尖和轮缘,通过感受叶尖和轮缘反射回来的光强信号变化来获取叶片的到达时刻。非接触振动测试中多采用光纤式叶尖定时传感器,典型涡轮端光纤式传感器如图 3 所示,该传感器由发射端、接收端、冷却管以及热电偶组成。

3 种传感器主要参数对比如表 1 所示。电涡流传感器受叶片材料的影响较大,对叶尖端面厚度有一定要求,其输出信号随着叶尖形状、安装状态和环境温度等变化,精度较低,无法使用在1000℃以上的高温状态。电容传感器动态性能好、功率小、测试叶尖间隙效果较好,冷却状态下,测试环境可达1400℃,但应用在叶尖振幅测试上,测试精度较低。与电涡流、电容等叶尖定时传感器相比,光纤传感器测试精度最高,冷却条件下,最高可耐温1200℃,满足本次试验要求。

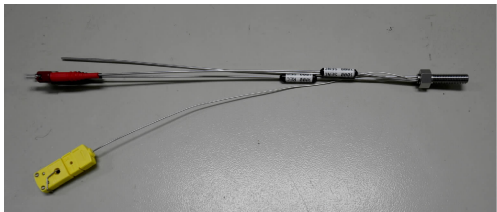


图 3 涡轮端光纤式传感器实图
Fig. 3 Photo of optical sensor for turbine

表 1 常用叶尖定时传感器参数比照
Table 1 Parameter comparison of several blade tip-timing sensors

BTT 传感器	最大测试距离/mm	响应时间/ μ s	最大分析频率/kHz	耐温/ $^{\circ}$ C
光纤式	10	0.01	100 000	冷却 1200
电涡流式	15	10	100	冷却 800
电容型式	2	3	333	冷却 1400

2 涡轮转子叶片振动测试方案

2.1 试验用涡轮端光纤式传感器设计

根据某涡扇发动机核心机涡轮部位叶尖定时传感器安装条件,设计本次试验专用耐高温光纤传感器,传感器探头尺寸如图 4 所示。本次试验用涡轮端传感器总长为 1.8 m,分为头部、连接中部和尾部。传感器头部安装在涡轮转子叶片对应机匣上,头部内嵌热电偶,实时监测传感器工作环境温度。传感器发射、接收光纤以及冷却管在连接中部位置引出,最后传感器尾部接头与设备冷却系统的冷却管接头连接,传感器具体结构见实物图如图 5 和图 6 所示。

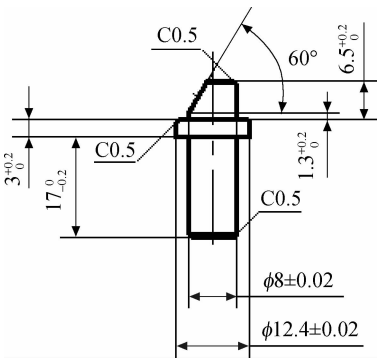


图 4 传感器头部尺寸(单位:mm)
Fig. 4 Head size of sensor (unit:mm)

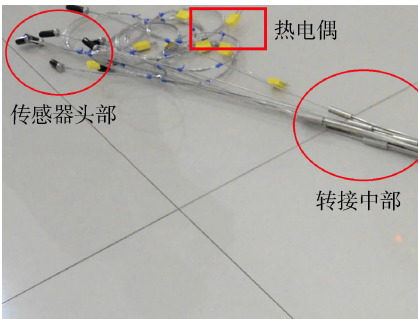


图 5 涡轮端光纤传感器头部和连接中部实图
Fig. 5 Head and middle parts of optical sensor for turbine

2.2 涡轮端传感器冷却方案设计

无冷却条件下,叶尖定时传感器用的蓝宝石光纤最高耐温为 650℃。如果将之应用于工作温度 900~1200℃涡轮叶片的振动非接触测量中,需要对其进行冷却、降温处理。

传感器的冷却,通常采用水冷或气冷。由于发动机涡轮转子对应机匣较薄且轴向尺寸较短,

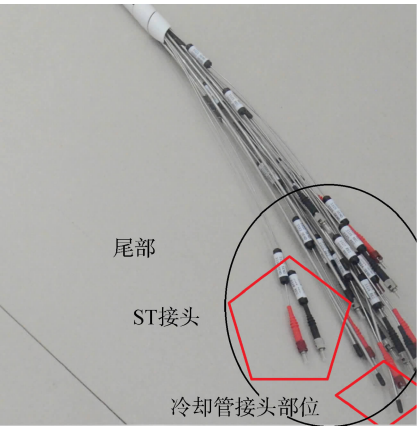


图 6 涡轮端光纤传感器尾部实图
Fig. 6 Tail part of optical sensor for turbine

不易进行水冷设计,加之采用水冷的方式极易泄露,导致危险事故。因此,本试验耐高温叶尖定时传感器采用气冷的方式,以下两种方法同时进行:一是外部气冷,即通过外部气源提供常温气体,对传感器进行冷却。气源额定压力为 2.3 MPa,大于发动机最大工况时涡轮位置气流的总压,所以气体能够通过冷却管冷却传感器头部直接喷入发动机流道内。二是将传感器固定位置设计在发动机压气机出口引入的二股流中,二股流最大工况下的温度为 450 ℃,能够对传感器进一步冷却。具体如图 7 所示,从图中可以看出,传感器头部置于二股流中,传感器冷却管通过焊接球头和螺母与设备引出的带螺杆的管子连接,通过球头挤压固定,实现传感器的外部冷却。

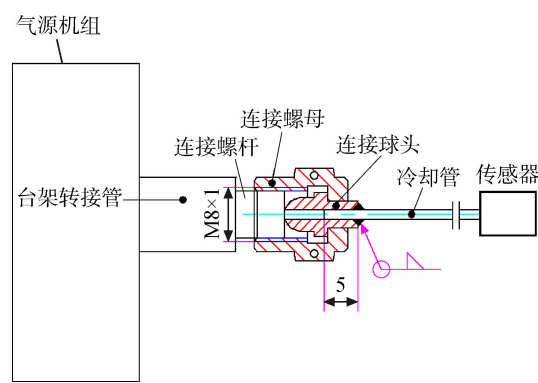


图 7 传感器冷却系统示意图(单位:mm)
Fig. 7 Schematic diagram of cooling system for the sensor (unit:mm)

2.3 H 型叶片信号获取方法

当前,先进的涡扇发动机高压涡轮转子结构大多采用榫连接结构,转子叶片多为 H 型异型结构,叶片叶尖中部具有凹槽,如图 8 所示。根据叶

尖定时测量原理,叶片叶尖中部具有凹槽可能会对光纤传感器的输出波形有影响,即传感器打在凹槽时,输出电压将会降低,有可能导致一片叶片到达时,系统同时触发两次,产生独特“双峰”现象(如图 9),从而无法正常计算叶片振动。

实际核心机盘车时,叶尖定时脉冲信号状态如图 9 所示。从图中可以看出,H 型叶片凹槽确实对光纤传感器的输出电压产生影响。传感器打在叶尖时,输出电压为系统满量程电压为 7.5 V,打在凹槽位置时,输出电压仅为 0.5 V 左右。此时,虽然将触发电压设置范围为 0.5~1.5 V,可以实现一个叶片到达时触发一次。但随着转速升高,叶尖间隙变化等原因可能导致传感器的输出电压产生大幅值变化,此时触发电压范围太小,对叶尖定时获取影响较大,极易导致高转速下传感器无法获取叶尖定时信号。核心机转速为 11 751 r/min 时,叶尖定时信号如图 10 所示,传感器打在叶尖时,输

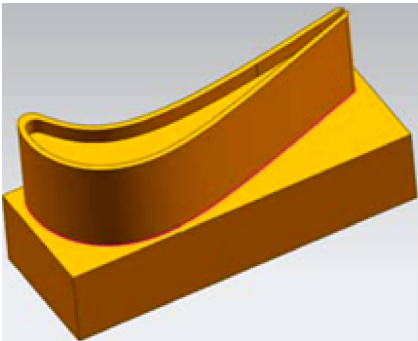


图 8 涡轮端 H 型叶片示意图
Fig. 8 Schematic diagram of H profile of turbine blades

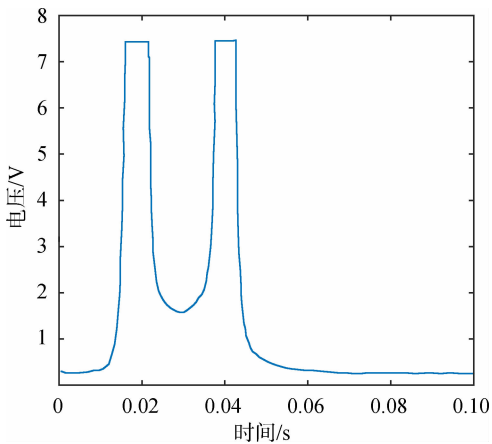


图 9 盘车状态时叶尖定时脉冲信号
Fig. 9 Blade tip-timing voltage pulse signal at manual operation

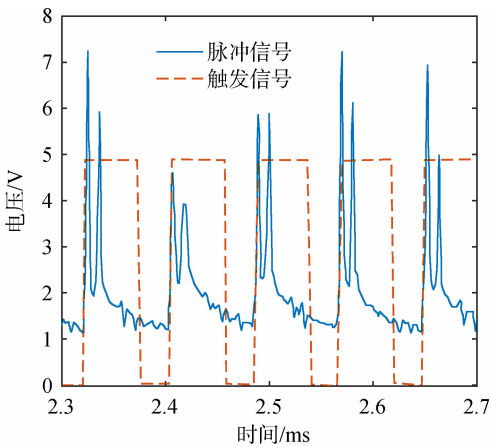


图 10 转速为 11751 r/min 时的叶尖定时脉冲信号
Fig. 10 Blade tip-timing pluse signal at the rotating speed of 11751 r/min

出电压最小为 4.5 V,打在凹槽位置时,输出电压为 2.0 V 左右,打在轮缘位置时,输出电压为 1.5 V 左右,且伴有辐射干扰。此时,基本无法通过设置合理的触发电压实现一个叶片到达时系统触发一次。

为了解决上述问题,研究叶尖定时信号辨识保持时间 t_{hold} 、叶尖凹槽保持时间 t_r 、相邻叶片到达时刻 t_{b-b} 之间的关系,使其满足 $t_r < t_{hold} < t_{b-b}$,即叶尖定时信号辨识保持时间大于叶尖凹槽保持时间,小于相邻叶片到达时间,以保证不漏掉叶片的情况下,每个叶片到达系统只触发一次,原理见图 11 所示。

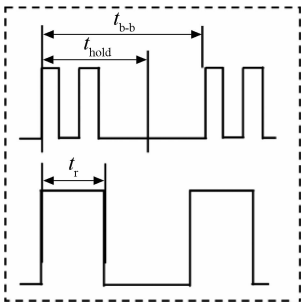


图 11 叶尖定时信号辨识保持时间设置原理
Fig. 11 Setting principle of hold time of blade tip-timing signal

2.4 转速基准实现方法

基于叶尖定时的非接触叶片振动测量系统是利用安装机匣上的传感器测试所有叶片旋转脉冲信号并转化成到达时间,借助转速同步传感器进行叶片振动测试。转速同步信号(once-per-revolution, OPR)即一转一个脉冲的转速同步基准,是叶片振动与分析的重要环节,若转速同步传感

器失效,整个系统将无法工作。转速基准获取通常有两种方法,一种是利用磁电式转速传感器,在转轴上开键槽的方式实现;另一种是利用光纤传感器通过感应转轴上材料反光强度的变化来获取转速基准。由于核心机本身结构复杂,光纤传感器安装较为困难,引线过程中传感器极易损坏。本试验采用在转轴末端设计并安装一个声轮(圆环),用于与转轴连接。转子旋转过程中,通过磁电式传感器感声轮上的凹槽与其他位置到达时输出电压的不同来实现转速获取。

2.5 应变粘贴位置

为了对比分析叶片振动情况,试验过程中,在涡轮叶片上喷涂高温应变计的方式对叶片动应力进行测试,采用滑环引电器传输转动信号。本次的贴片区域贴片位置为叶根相应部位,位置示意如图 12 所示。

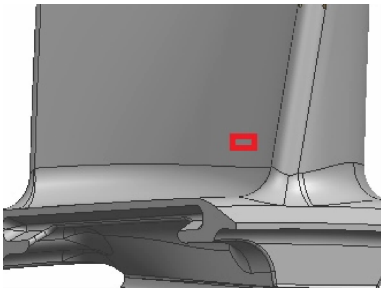


图 12 应变计粘贴位置
Fig. 12 Paste position of the strain gage

3 试验结果分析与讨论

试验过程中,核心机先开车到慢车转速(7800 r/min),然后,以 25 (r/min)/s 的加速度直接上升至最高转速 13 200 r/min,停留 3 min 之后降速停车。试验过程中,利用基于叶尖定时的非接触振动测试系统测试涡轮转子叶片振动,非接触光纤传感器信号较好。利用 OROS SASU 公司动态测试系统测试涡轮转子叶片动应力,共计 12 片叶片应变计信号正常。

3.1 叶尖定时测试结果

试验过程中,基于叶尖定时的非接触振动测试系统监测所有叶片在 8 100 r/min 左右发生共振。图 13 和图 14 分别为单自由度(single degree of freedom, SDOF)和周向傅里叶算法(circumferential Fourier fit, CFF)分析第 20 号叶片振动结果。两种方法具体原理可参考^[10]。所有叶片共振幅值、共振转速和共振频率结果如图 15。从

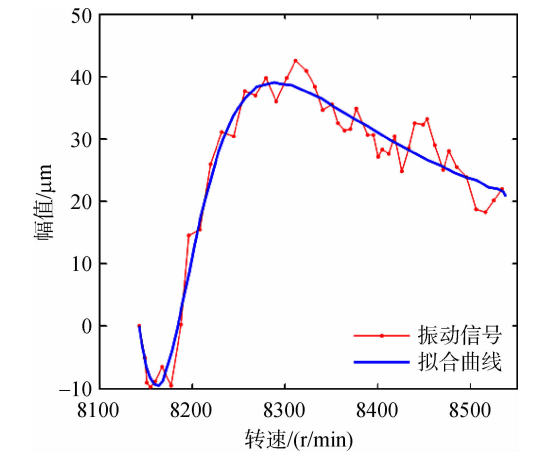


图 13 单自由度算法计算的 20 号叶片振动结果
Fig. 13 Vibration result of blade 20 using SDOF algorithm

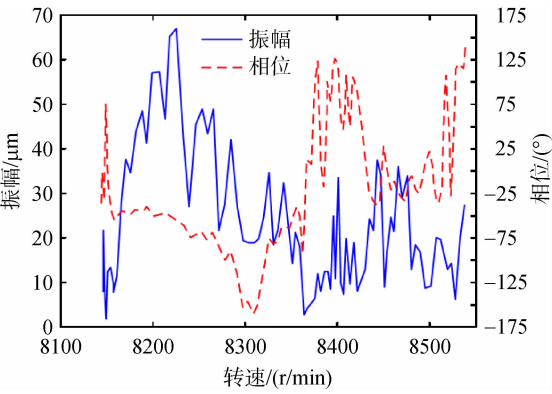


图 14 周向傅里叶算法计算的 20 号叶片振动结果
Fig. 14 Vibration result of blade 20 using CFF algorithm

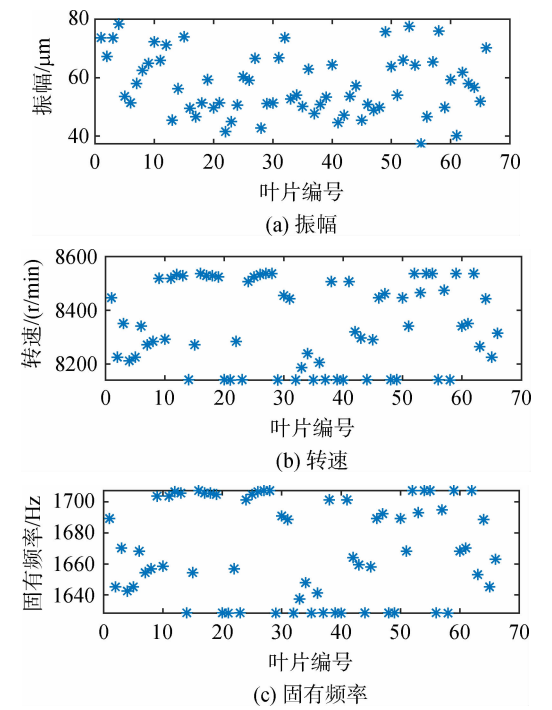


图 15 整级涡轮转子叶片振动信息
Fig. 15 Vibration information of all turbine blades

图中可以看出,所有叶片在 8 141.4~8 526.5 r/min均发生共振,对应的共振频率在 1 628.28~1 703.3 Hz 之间,共振幅值最大为 78.4×10^{-6} m,发生在 4 号叶片。

3.2 应变计测试结果

试验过程中,安装应变计的 12 片叶片叶根动应力结果显示,当转速在 8 200 r/min 时,12 片叶片均发生共振现象。第 8 号叶片阶次谱分析结果如图 16、图 17 所示,从图中可以看出,第 8 号叶片在转速为 8 217 r/min 时,发生共振现象,激励阶次为 12,共振频率为 1 643.4 Hz,应变幅值为 69.2×10^{-6} m,所有 12 片叶片的共振结果如表 2 和表 3 所示。

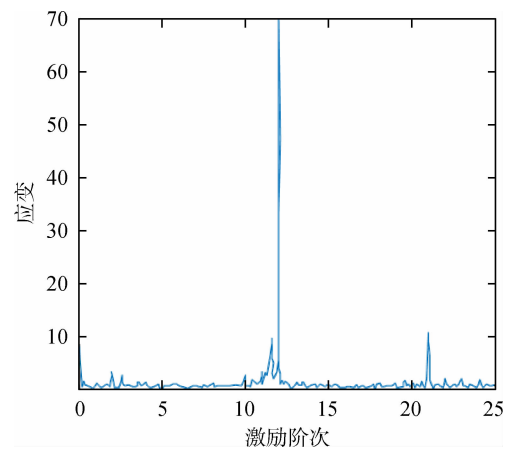


图 16 8 号叶片阶次谱
Fig. 16 Order spectrum analysis of blade 8

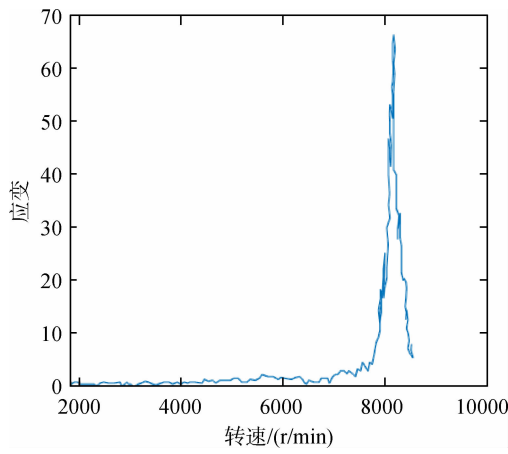


图 17 8 号叶片应变随转速变化(12 阶)
Fig. 17 Strain amplitude of blade 8 with respect to the rotating speed (engine order 12)

表 2 非接触振动测试系统与应变计测量固有频率结果

Table 2 Result of identified natural frequencies using non-contact vibration test and strain gage measurement

叶片编号	f_1/Hz	f_2/Hz	$R_{e1}/\%$
5	1645.20	1692.1	0.28
8	1656.90	1643.4	0.80
12	1706.58	1718.6	0.70
14	1628.46	1694.1	3.88
27	1707.30	1666.1	2.47
34	1647.90	1625.4	1.38
49	1628.46	1625.2	1.96
51	1668.24	1668.3	0.04
62	1707.30	1719.9	0.77
64	1688.58	1720.2	1.80
65	1645.20	1625.0	1.20
66	1663.02	1629.9	2.00

表 3 非接触振动测试系统振幅与应变计测量结果

Table 3 Result of amplitude of non-contact vibration test system with that of strain gage measurement

叶片编号	$A_i/\mu\text{m}$	$E_i/10^{-6}$	A_i/E_i	$R_{e2}/\%$
5	53.6	42.80	1.25	10.2
8	62.5	69.20	0.90	20.5
12	71.2	67.95	1.04	7.7
14	56.2	40.60	1.38	21.8
27	66.6	69.19	0.96	15.3
34	54.0	56.50	0.95	15.8
49	75.7	79.35	0.95	16.0
51	54.0	42.58	1.26	11.6
62	61.8	42.60	1.45	27.7
64	56.7	36.90	1.53	35.2
65	51.9	62.71	0.82	27.1
66	70.2	64.45	1.08	4.1
$\bar{\varphi}$	1.13			

3.3 数据对比分析与讨论

对比上述基于叶尖定时的非接触振动测试系统所测叶尖频率和幅值与 OROS 动态测试系统测量叶根动应力的频率和幅值,结果如下。

利用式(1)对非接触振动测试与应变计测试

的频率结果进行误差分析,所得频率误差结果如表 2 所示。式(1)中,非接触振动测试系统所得叶片固有频率为 f_1 ,应变计测量所得叶片固有频率结果为 f_2 , R_{e1} 为两套系统频率结果的相对误差。从表中可以看出,非接触振动测试频率结果与应变计测试频率结果相对误差最大为 3.88%。

$$R_{e1} = \frac{|(f_1 - f_2)|}{f_2}$$

(1)

根据模态分析基本理论可知,叶片在发生一弯振型振动时,叶尖振幅与应变成一定比例关系^[24]。利用式(2)~式(4)对非接触振动测试共振时的叶片振幅与应变计测试的叶片应变幅值结果之比进行误差分析,所得结果如表 3 和图 18 所示。式(2)~式(4)中 i 表示叶片编号 1~5,非接触振动测试系统所得叶片振幅为 A_i ,应变计测量所得叶片应变峰值结果为 E_i , A_i 与 E_i 的比值为 φ_i ,12 个叶片 φ_i 的平均值为 $\bar{\varphi}$, R_{e2} 为叶片振幅与应变峰值比值的相对误差。从表中可以看出,非接触振动测试系统所测叶尖振幅与叶根动应力之比的误差最大为 35.2%,发生在 64 号叶片。

$$\varphi_i = \frac{A_i}{E_i}$$

(2)

$$\bar{\varphi} = \frac{\sum \varphi_i}{12}$$

(3)

$$R_{e2} = \frac{|\bar{\varphi} \varphi_i|}{\varphi_i}$$

(4)

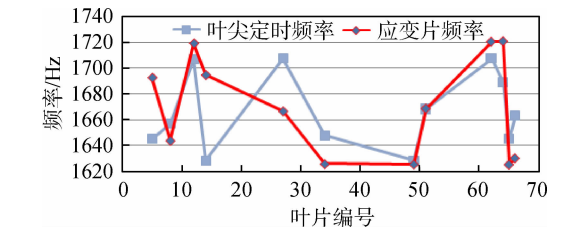


图 18 非接触振动测试与应变计测量频率结果对比图

Fig. 18 Contrast diagram of frequency result of non-contact vibration test with that of strain gage measurement

分析振幅误差较大原因有以下 3 点:

- 1) 由于非接触振动测试系统用光纤传感器在试验过程中存在 2 支信号状态差,仅剩 3 支传感器分析叶片共振情况,从周向傅里叶算法的分析原理中可知,3 支叶尖定时传感器分析出来的叶尖振幅结果精度相对较差。
- 2) 从图 19 和表 3 中结果可以看出,共振时,不同叶片动应变幅值结果略有差异,导致振幅与应变幅值之比误差较大。主要原因为叶片本身错

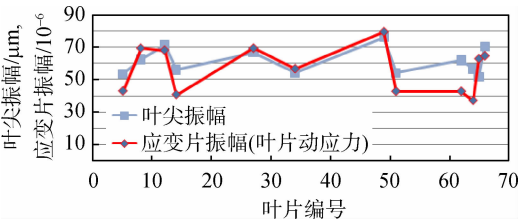


图 19 非接触振动测试与应变计测量振幅结果对比图

Fig. 19 Contrast diagram of amplitude result of non-contact vibration test with that of strain gage measurement

频设计、安装以及应变计粘贴位置偏差导致的应变幅值差异。

3) 涡轮叶片本身结构相对短而厚,叶片本身的振动幅值较小,则基于叶尖定时原理的非接触振动测试系统所能监测的叶片振动相对较小,也间接导致振幅与应变之比的误差相对较大。

4 结 论

1) 本文利用带有冷却设计的光纤传感器,通过借助台架冷却气设计实现传感器的冷却,为核心机工作状态下涡轮转子叶片叶尖定时信号获取奠定基础。

2) 本文通过在发动机转轴末端位置进行声轮安装,并利用磁电式转速传感器进行测量,实现基于叶尖定时的非接触振动测试系统的转速基准获取,为叶尖振动分析和叶片定位奠定基础。本方法结构改动简单、易实现,可广泛应用于核心机的压气机和涡轮转子叶片的基于叶尖定时的非接触振动测试过程中。

3) 针对大型发动机涡轮转子叶片 H 型结构脉冲信号难以触发的难题,可以通过设置信号保持时间对叶片到达时刻的触发时刻进行处理,准确获取叶片振动信号,为异型叶端端面的转子叶片非接触测试提供了技术参考。

4) 基于叶尖定时的非接触振动测试系统可实现核心机状态下的涡轮转子叶片实时振动测试。通过与接触式应变计测试结果的比对,用于涡轮转子叶片实时振动测试时,基于叶尖定时的非接触振动测试系统在叶片共振时,可达到较高的频率测试精度。表明非接触振动测试系统将在涡轮转子叶片裂纹监测和分析中发挥重要作用。

参考文献:

[1] 彭建,刘兵.压气机转子叶片动频动应力测试技术和应用研究[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):10-13.

PENG Jian, LIU Bing. Application research on vibration frequency and stress instrumentation of compressor rotor blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16 (1): 10-13. (in Chinese)

[2] 王奉明,朱俊强,徐纲.基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术[J].航空动力学报,2018,33(10): 2343-2350.

WANG Fengming, ZHU Junqiang, Xu Gang. Test method for the combined high and low cycle fatigues of turbine blade based on the whole engine operation[J]. Journal of Aerospace Power, 2018 33(10): 2343-2350. (in Chinese)

[3] 方志强.涡轮机叶片振动非接触检测原理及应用技术研究[D].天津:天津大学,2007.

FANG Zhiqiang. The research of non-contact measurement technique of rotating blade vibration[D]. Tianjin: Tianjin University, 2007. (in Chinese)

[4] STANDARD M. Engine structural integrity program (ENSIP) in MIL-STD-1783[R]. Washington DC: Department of U. S. Defense, 2002.

[5] JOUSSELIN O. Development of blade tiptiming techniques in turbo machinery[D]. Manchester, UK: the University of Manchester, 2013.

[6] ZIELINSKI M, ZILLER G. Noncontact crack detection on compressor rotor blades to prevent further damage after HCF-Failure[R]. Granada, Spain; The Symposium of Evaluation, Control and Prevention of High Cycle Fatigue in Gas Turbine Engines for Land, Sea and Air Vehicles, 2005.

[7] 钟志才,滕光蓉,陈香,等.风扇转子叶片的非接触振动测量[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):44-47.

ZHONG Zhicai, TENG Guangrong, CHEN Xiang, et al. Non-contact vibration measuring system used for fan rotor blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24 (4): 44-47. (in Chinese)

[8] 钟志才,范志强,李光辉,等.叶尖定时振动测量系统及其在某模拟试验件上的应用[J].燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 42-45.

ZHONG Zhicai, FAN Zhiqiang, LI Guanghui, et al. Blade tip-timing vibration system and application to simulation rotary sample[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 42-45. (in Chinese)

[9] 刘美茹,朱靖,滕光蓉,等.非接触振动测试系统在航空发动机转子叶片振动测试中的应用[J].燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(2): 45-48.

LIU Meiru, ZHU Jing, TENG Guangrong, et al. The application of non-contact vibration measurement system on the rotor blade vibration measurement of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015, 28(2): 45-48. (in Chinese)

[10] 刘美茹,朱靖,梁恩波,等.叶尖定时的航空发动机压气机叶片振动测量[J].航空动力学报,2019,34(9):1895-1904.

LIU Meiru, ZHU Jing, LIANG Enbo, et al. Vibration measurement on compressor rotor blades of aero-engine

based on tip-timing[J]. Journal of Aerospace Power,2019, 34(9):1895-1904. (in Chinese)

[11] 欧阳涛. 基于叶尖定时的旋转叶片振动检测及参数辨识技术[D]. 天津:天津大学,2011.

OUYANG Tao. Rotating blade vibration detection and parameters identification technique using blade tip-timing [D]. Tianjin:Tianjin University,2011. (in Chinese)

[12] 张玉贵,. 气轮机叶片振动的非接触式在线监测关键技术研究[D]. 天津:天津大学,2008.

ZHANG Yugui. Key technology research on non-contact online monitoring for fume turbine blade vibration[D]. Tianjin:Tianjin University,2008. (in Chinese)

[13] 冯军楠,段发阶,叶德超,等. 一种耐高温光纤式叶尖定时传感器及验证装置[J]. 纳米技术与精密工程,2016,14 (3):167-172.

FENG Junnan,DUAN Fajie, YE Dechao, et al. An optical fiber tip-timing sensor with high temperature resistant capacity and testing device[J]. Nanotechnology and Precision Engineering,2016,14(3):167-172. (in Chinese)

[14] 欧阳涛,郭文力,段发阶,等. 基于叶尖定时的旋转叶片同步振动辨识新方法[J]. 振动与冲击,2011,30(8):249-252,257.

OUYANG Tao, GUO Wenli, DUAN Fajie, et al. New method for identifying rotating blades synchronous vibration based on tip-timing [J]. Journal of Vibration and Shock,2011,30(8):249-252,257. (in Chinese)

[15] 屈维,王维民,陈立芳. 裂纹参数对汽轮机叶片振动特性影响研究[J]. 北京化工大学学报(自然科学版),2016,43 (1):78-85.

QU Wei,WANG Weimin,CHEN Lifang. The influence of crack parameters on the vibration characteristics of steam turbine blades[J]. Journal of Beijing University of Chemical Technology (Natural Science),2016,43(1):78-85. (in Chinese)

[16] 王维民,任三群,陈立芳,等. 涡轮机叶片同步振动参数辨识方法研究(建模仿真)[J]. 振动与冲击,2017,36(17):120-126.

WANG Weimin,REN Sanqun,CHEN Lifang, et al. Synchronous vibration parametric identification method for blades of a turbine[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017,36(17):120-126. (in Chinese)

[17] 王维民,任三群,陈立芳,等. 涡轮机叶片同步振动参数辨识方法研究(实验研究)[J]. 振动与冲击,2017,36(17):127-133.

WANG Weimin,REN Sanqun,CHEN Lifang, et al. Tests for synchronous vibration parametric identification method of a turbine's blades[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017,36(17):127-133. (in Chinese)

[18] CHEN Z,YANG Y,XIE Y,et al. Non-contact crack detection of high-speed blades based on principal component analysis and Euclidian angles using optical-fiber sensors[J]. Sensors and Actuators:A Physical,2013,201(1):66-72.

[19] RIGOSI G,BATTIATO G,BERRUTI T M. Synchronous vibration parameters identification by tip timing measurements[J]. Mechanics Research Communications,2017,79 (1):7-14.

[20] 欧阳涛,段发阶,李孟麟,等. 旋转叶片异步振动全相位FFT 辨识方法[J]. 振动工程学报,2011,24(3):268-273.

OUYANG Tao,DUAN Fajie,LI Menglin, et al. A method for identifying rotating blade asynchronous vibration by all-phase FFT[J]. Journal of Vibration Engineering,2011, 24(3):268-273. (in Chinese)

[21] LIN J, HU Z, CHEN Z, et al. Sparse reconstruction of blade tip-timing signals for multi-mode blade vibration monitoring[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016,81:250-258.

[22] DIAMOND D H,HEYNS P S. A novel method for the design of proximity sensor configuration for rotor blade tip timing[J]. Journal of Vibration and Acoustics,2018,140 (6):8061003.1-8061003.8.

[23] 胡伟,王德友,杜少辉,等. 非接触式数字光纤叶片测振系统研究及应用[J]. 航空发动机,2010,36(1):37-41.

HU Wei,WANG Deyou, DU Shaohui, et al. Investigation and application of non-contact digital optical fiber rotor blade vibration measurement system [J]. Aeroengine, 2010,36(1):37-41. (in Chinese)

[24] 敖春燕,乔百杰,刘美茹,等. 基于非接触式测量的旋转叶片动应变重构方法[J]. 航空动力学报,2020,35(3):569-580.

AO Chunyan, QIAO Baijie, LIU Meiru, et al. Dynamic strain reconstructing method of rotating blades based on no-contact measurement[J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35(3):569-580. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)