

基于电涡流位移传感器的钛合金叶片振动疲劳试验研究^{*}

张 龙¹, 邱荣凯¹, 刘春辉², 程 俊¹, 刘秉斌¹, 廖文林¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000;

2. 中国航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034)

摘 要: 为了研究钛合金叶片振动疲劳特性, 基于电磁振动测试平台和非接触式电涡流位移传感器, 开展了试验工装和试验程序设计。通过本文的传感器标定和振动应力标定方法研究, 发展了基于电涡流位移传感器的非接触测量式钛合金叶片振动疲劳试验手段, 进而完成了疲劳考核试验和裂纹扩展试验, 研究了裂纹长度和固有频率随疲劳循环数累积的变化规律。试验结果表明, 钛合金叶片具有较好的抗疲劳特性, 疲劳裂纹萌生寿命较长, 但裂纹扩展寿命较短。

关键词: 钛合金叶片; 振动疲劳; 标定方法; 振动应力; 裂纹扩展

中图分类号: V232 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 02-210013-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210013

Experimental Study on Vibration Fatigue of Titanium Blades Using Eddy Current Displacement Sensor

ZHANG Long¹, QIU Rong-kai¹, LIU Chun-hui², CHENG Jun¹, LIU Bing-bin¹, LIAO Wen-lin¹

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China)

Abstract: In order to investigate the vibration fatigue characteristics of titanium alloy blades, experimental apparatus and procedures were designed on the basis of electromagnetic vibration platform and non-contact eddy current displacement sensor. Through the research of sensor calibration and vibration stress calibration methods in this paper, the non-contact-measuring vibration fatigue test method of titanium alloy blades based on eddy current displacement sensor was developed. Then, the fatigue stress experiment and crack propagation experiment were accomplished, where the variation laws of crack length and natural frequency with respect to accumulated fatigue cycles was studied. Experimental results demonstrate that the titanium alloy blades possess good fatigue resistance with relatively long fatigue crack initiation life. However, their fatigue crack propagation life was relatively short.

Key words: Titanium blades; Vibration fatigue; Calibration method; Vibration stress; Crack propagation

^{*} 收稿日期: 2021-01-06; 修订日期: 2021-04-23。

基金项目: 国家自然科学基金 (51605476); 全军装备军内科研项目 (JK20202A040525)。

作者简介: 张 龙, 博士, 工程师, 研究领域为飞行器结构设计。

通讯作者: 邱荣凯, 硕士, 工程师, 研究领域为风洞结构设计。

引用格式: 张 龙, 邱荣凯, 刘春辉, 等. 基于电涡流位移传感器的钛合金叶片振动疲劳试验研究[J]. 推进技术, 2022, 43 (2): 210013. (ZHANG Long, QIU Rong-kai, LIU Chun-hui, et al. Experimental Study on Vibration Fatigue of Titanium Blades Using Eddy Current Displacement Sensor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43 (2): 210013.)

1 引言

叶片是航空发动机的关键核心零部件,其工作环境恶劣,受高压、高转速作用,极容易发生故障。叶片振动一直是发动机中较为严重的问题^[1-2]。据统计表明,振动引起的故障占发动机总故障的60%以上,而其中叶片振动故障占振动故障的70%以上^[3]。近年来,由于大推力、高增压比、高温和高涵道比发动机的出现,以及采用轻质合金钢,叶片做得薄而长,尤其是跨超声叶片^[4]气动载荷的增加,都使叶片振动现象更为严重。因此,开展试验研究叶片振动特性,对于指导结构设计,提高服役安全性具有重要意义。

叶片振动试验与常规材料试验相比,具有非标准化、载荷水平高、试验难度大等特点。试验加载技术方面,已经有大量学者成功地采用电磁振动台开展了叶片振动试验。采用其他加载技术的研究则相对较少,孙瑞杰等^[5]开展了涡轮叶片高低周复合疲劳试验技术研究,其中高周振动载荷通过电磁激振器进行加载。Rodríguez等^[6]也采用电磁激振器,开展了涡轮叶片的纯高周疲劳试验研究。林佐鸣等^[7]采用声学激励方式,利用高强度声波,激起转子叶片共振或颤振,研究了声激励对叶片振动的影响。蔡君伟^[8]采用旋转试验台模拟叶片在发动机中的工作状态,并利用气流激励,诱发叶片产生振动。

试验测试技术方面,何胜帅等^[9]和张露^[10]直接采用粘贴应变片的方式测量叶身应力。Rani等^[11]、寇海军^[12]则采用粘贴加速度传感器的方式进行叶片的振动模态数据采样。王维民等^[13-14]采用预埋光纤传感器的方式在线监测叶片振动情况。以上几种方法都属于接触式测量,对被测物体自身的振动特性会产生一定的影响,造成测量误差。另一方面,应变片连续工作至发生疲劳损坏的寿命次数一般不大于 10^7 次,对于疲劳寿命大于 10^7 次的叶片疲劳实验来说,无法作为长时间实时监测应力的手段^[15]。非接触式测量方法通过采用电涡流位移传感器^[8,16-17]或激光位移传感器^[15,18-20]等,监测叶尖的振幅,从而反推振动应力,将激光位移传感器用于了叶尖振幅的测量较早见于Elenevskii等的研究报道^[20]。此外,孙瑞杰等^[5]和张东明等^[21]则采用直尺和摄像放大系统监测叶尖振幅,但这种测量方法精度较低。

本研究基于电涡流位移传感器开展钛合金叶片的振动疲劳试验研究,相比于已有技术而言,进一步深入探讨传感器用于不同被测对象时的敏感系数标

定问题、不同级叶片的振幅-应力关系标定方法,从而开展了疲劳考核和裂纹扩展两部分试验,研究裂纹长度和固有频率随疲劳循环数累积的变化规律。

2 试验原理与方法

2.1 基本原理

2.1.1 电涡流位移传感器原理

电涡流位移传感器工作原理如图1所示,通过非接触方式获取被测物体距离,要求被测物体必须具有导电性。当传感器探头与被测物体距离为 d 时,传感器在被测物体内部激发产生电涡流,并输出电压信号 U 。电压信号 U 与等效距离 d 之间的数学关系由敏感系数 μ 表示,因此,可以通过采集电压信号 U 值,反推等效距离 d 值。其中,敏感系数 μ 值依赖于被测物体的材料性能(导电系数、密度等)和几何尺寸(厚薄、曲率等)。由此可见,对不同测试对象的敏感系数 μ 进行标定,是准确测量等效距离 d 的关键。

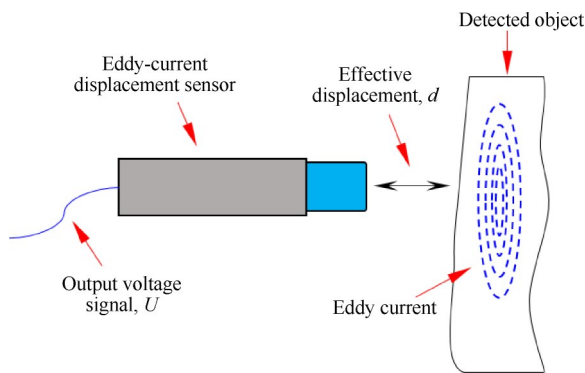


Fig. 1 Working principle of eddy current displacement sensor

2.1.2 叶片共振原理

当作用于叶片的激励力频率与叶片固有频率相等或接近时,叶片将产生剧烈振动。本研究利用电磁振动测试平台激发叶片产生一阶弯曲振动,以开展疲劳考核试验和裂纹扩展试验。对于本文研究的高周振动疲劳,叶片应力较低,材料处于线弹性范围内,叶身应力与振幅之间存在线性关系。因此,可以通过数值仿真或试验标定方法获取这一线性关系后,在振动疲劳试验中采用位移传感器监测振幅值,进而反推叶身应力。

2.2 试验件与考核条件

2.2.1 试验件介绍

本研究采用某型压气机第0级、第4级和第8级动叶片各2个开展疲劳考核试验,并采用1个预制裂纹的第4级动叶片,开展裂纹扩展试验。各级叶片材

料均为 TC11 钛合金,材料性能如表 1 所示。其中,疲劳考核试验主要测试叶片能否通过指定振动应力水平下的指定循环基数的高周疲劳考核,裂纹扩展试验主要目的为进一步摸清叶片的高周疲劳裂纹扩展特性,通过本试验研究为钛合金叶片寿命评估及完善设计提供依据。

Table 1 Material properties of TC11 titanium alloy (20°C)				
$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	E/GPa	μ	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$
4.48	133	0.33	1104	967

2.2.2 考核条件

为提高试验精度,选取应力考核点应遵循以下两条原则:(1)考核点应远离应力梯度较大的区域,如叶身根部的应力梯度较大,微小的测点位置偏差,将导致较大的试验误差,不宜选为应力考核考核点;(2)考核点应选择的应力幅值较大测点,以减小测量相对误差。因此,本研究先开展各阶叶片振动特性的有限元计算分析,然后结合各阶叶片弯曲振动的应力分布情况进行试验条件设计,所选取的应力考核点在叶身上的位置如图 2 所示,其中 L 为考核点至叶根的高度距离, A 为考核点至叶片进气边距离。

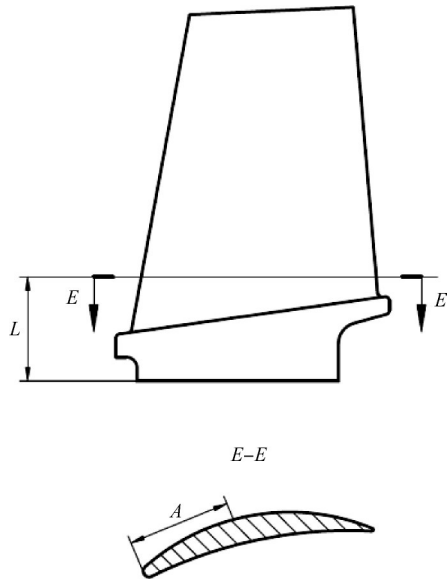


Fig. 2 Sketch of stress point location on the blade

本研究的试验参数设置如表 2 所示。其中编号 #1~#6 号叶片用于开展疲劳考核试验,编号 #7 号叶片用于开展裂纹扩展试验。表 2 中, L 和 A 为图 2 所示尺寸参数, f_0 为各级叶片的一阶弯曲固有频率有限元仿真计算值,可为试验中确定激振频率提供参考基准。依据航空行业标准 HB/Z 112-1986 第 1.27 条规定,对

于 S-N 曲线无水平段的材料,循环基数取 $10^7 \sim 10^8$,钛合金属于此类材料。因此,本研究疲劳考核试验循环基数取 1×10^8 。考核应力的选取以 0 级叶片为例,先在 360MPa 应力水平下开展叶片 #1 的循环考核试验。根据前文所述原因,所选取的应力考核点并非位于叶身根部,而是在叶身根部稍靠上、应力梯度较小的位置。根据数值模拟结果,叶身根部应力水平约为所选取应力考核点的 1.3 倍左右,即该局部最大应力可达 470MPa 以上,应力水平已经较高,以此开展试验并逐步提高应力水平。

Table 2 Experimental parameters							
Blade number	Blade stage	L/mm	A/mm	f_0/Hz	Cycle number	Stress /MPa	Initial crack
#1	0th	60	60	152	1×10^8	360	No
#2	0th	60	60	152	1×10^8	380	No
#3	4th	28	34	450	1×10^8	420	No
#4	4th	28	34	450	1×10^8	440	No
#5	8th	21	24	1062	1×10^8	420	No
#6	8th	21	24	1062	1×10^8	440	No
#7	4th	28	34	—	—	—	Yes

若该叶片未通过考核,即产生了宏观裂纹,则终止该级叶片试验;若该叶片通过考核,继续将考核应力提高 20MPa,采用叶片 #2 开展 380MPa 应力水平下的循环考核试验。叶片 #7 用于开展裂纹扩展试验,其初始裂纹位置和长度见试验结果与讨论部分。由于裂纹扩展会导致振动特性发生变化,因此,本试验中采用振幅作为基准,记录在恒定振幅下,裂纹长度随循环数的变化情况。

2.3 试验工装

本研究试验试验工装如图 3 所示,试验叶片由压紧螺栓、楔头夹具、垫块等固定在电磁振动测试平台 DC-4000-40 上。应变花粘贴在叶身应力考核点处,位移传感器通过支架固定并对准叶身上的振幅监测点。应变花和位移传感器均连接于信号采集器 INV3051 上,其中,应变花仅用于试验准备阶段,用于标定振幅-应力关系。试验开始后,应变花受高频、交变、大变形作用,极易失效或振动脱落^[13]。位移传感器用于试验全过程,所监测的振幅点叶身的位置如表 3 所示,表中 L 和 A 为图 2 所示尺寸参数。

2.4 试验程序

2.4.1 固持试验

首先,开展固持试验以确定拧紧力矩,试验程序如下:

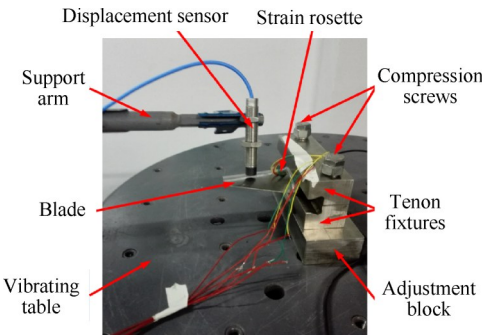


Fig. 3 Experimental set-up

Table 3 Location parameters of amplitude-monitored point

Blade stage	L/mm	A/mm
0th	100	100
4th	80	45
8th	60	30

- (1)连接固件并检查仪器状态,如图 3 所示;
- (2)采用初始力矩拧紧压紧螺栓,开展锤击模态试验测试固有频率;
- (3)进一步拧紧压紧螺栓,开展锤击模态试验测试固有频率;
- (4)如果当前频率测量值比上一步的测量值增幅小于 1%,结束试验,否则返回步骤(3)。

2.4.2 疲劳考核试验

固持试验中最后一次测试的拧紧力矩可作为后续试验的依据。采用不小于固持试验中确定的拧紧力矩,紧固工装后开展疲劳考核试验,试验程序如下:

- (1)使用 0.5g 激振力扫频,获得一阶弯曲固有频率;
- (2)根据步骤(1)确定的激振频率,分别使用 2.0g, 4.0g, …… 激振力开展振动测试,记录各通道振幅、应变数据;
- (3)根据步骤(2)应变花数据计算主应力,拟合振幅-应力关系,确定指定考核应力下的振幅;
- (4)按所标定振幅开展试验,若试件产生宏观裂纹(采用共振频率下降 1% 作为叶片产生宏观疲劳裂纹的标志)或试验循环数达到 1×10^8 次循环时,终止试验,更换下一个叶片。

2.4.3 裂纹扩展试验

试验程序如下:

- (1)开展锤击模态试验,测试该状态下叶片一阶弯曲固有频率;
- (2)逐步加大激振力,直至振幅达到设定值,保持振幅值恒定不变,120s 后暂停试验;

- (3)取下叶片,采用荧光渗透法^[22]检测当前状态的叶片裂纹长度;
- (4)返回步骤(1),重新获取叶片一阶弯曲固有频率值;
- (5)重复以上试验步骤,直至裂纹贯穿叶身,记录试验过程中叶片裂纹长度和固有频率值变化情况。

2.5 试验标定

2.5.1 位移传感器标定

由于电涡流位移传感器的灵敏度系数依赖于被测物体材料、形状等,因此,必须分别对各级叶片进行标定。标定过程如下:

- (1)将叶片竖直安装固定在水平台面上;
- (2)将位移传感器水平安装于伸缩杆上,且沿着振幅监测点处法向量与叶身垂直;
- (3)在 0.0mm ~ 5.0mm 内,通过调节伸缩杆逐步增大位移传感器探头与叶身距离,大约每隔 0.25mm 采样一次,即用游标卡尺测量和记录位移传感器探头与叶身距离,同时记录位移传感器电压信号;
- (4)根据采样数据,拟合得到灵敏度系数。

本研究中标定得到,但用于 0 级、4 级、8 级叶片时,传感器的灵敏度系数分别依次为 262.74mV/mm, 327.45mV/mm, 311.79mV/mm。

2.5.2 振动应力标定

在标定位移传感器灵敏度系数的基础上,再依次分别标定各级叶片的振幅-应力关系,试验流程在 2.4 小节中已给出。通过信号采集器 INV3051,可以得到不同激振力作用下各采样通道的振幅、应变数据,如图 4 所示为 0 级叶片在 12.0g 激振力作用下的振幅、应变采样数据,其中,通道 1 为振幅值,通道 2~4 依次为应变花 0°, 45° 与 90° 方向应变值。

根据通道 2~4 中各方向应变值采样结果,可换算得到 von Mises 应力值 σ_{von} ,其中应变花计算方法见参考文献[23]。各级叶片振幅与 σ_{von} 拟合关系如图 5 所示,根据拟合公式可以计算各级叶片指定应力水平对应的振幅值,为开展疲劳考核试验提供依据。

3 试验结果与讨论

3.1 疲劳考核试验

第 1~6 号叶片的疲劳考核试验结果如表 4 所示,表中 f_{start} 与 f_{end} 分别表示试验前、后锤击模态试验测得的叶片固有频率值。试验条件见表 4,试验后叶片固有频率无明显下降(即减小 1% 以上),因此可判断所

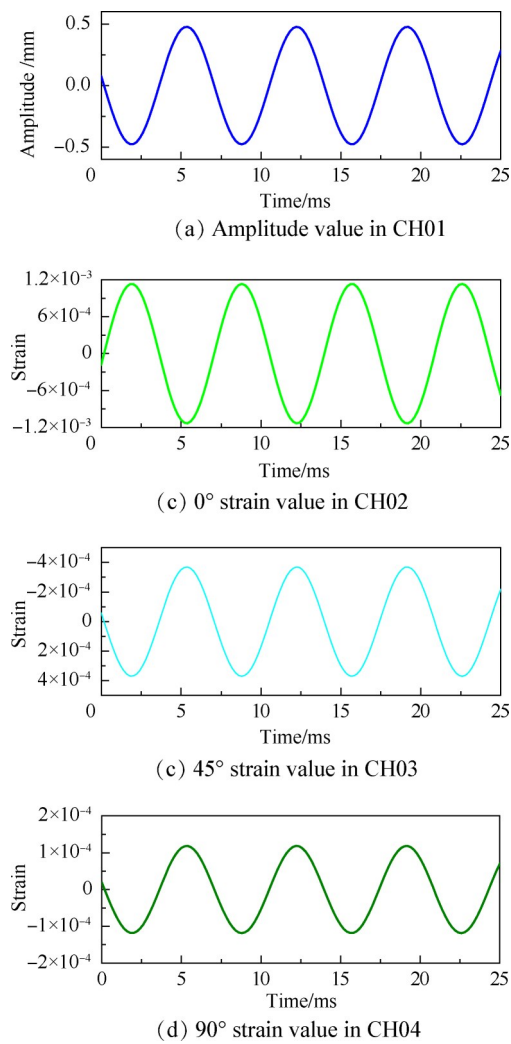


Fig. 4 Sampling data of each channel on the signal collector (stage 0th blade, exciting power 12.0g)

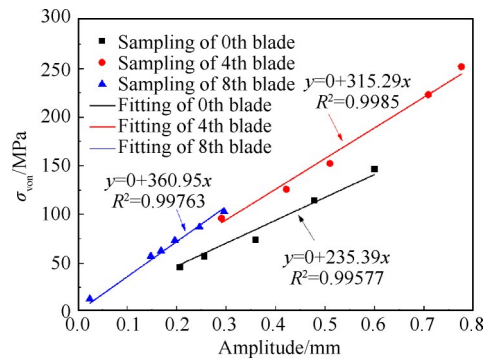


Fig. 5 Fitted relationship between amplitude and stress

有叶片无宏观裂纹萌生,所有叶片均通过了指定振动应力水平、指定循环基数的高周疲劳考核。

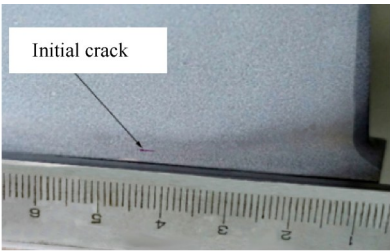
3.2 裂纹扩展试验

第 7 号叶片的预制裂纹荧光渗透检测结果如图 6 (a)所示,初始裂纹长度 2.50mm。随着疲劳循环数累积,裂纹逐渐扩展,荧光渗透检测结果如图 6(b)~6 (e)所示。同时,随着裂纹长度增加,锤击模态实验法

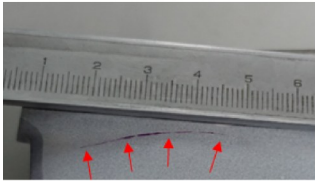
测得的叶片固有频率不断下降。表 5 给出了该叶片裂纹长度和固有频率测试试验结果,表中 f 表示每次锤击模态试验测得的固有频率。按照 2.4 小节中的试验程序,试验过程中共开展了 5 次锤击模态试验,获取了裂纹长度变化后叶片的一阶弯曲固有频率值,并相应调整试验激振力与激振频率,维持叶片振幅不变。

Table 4 Fatigue experiment results

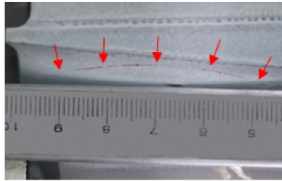
Blade number	Blade stage	$f_{\text{start}}/\text{Hz}$	f_{end}/Hz	Relative variation/%	Passed or not
#1	0th	153.7	154.9	+0.78	Passed
#2	0th	146.3	146.2	-0.07	Passed
#3	4th	452.4	452.4	+0.00	Passed
#4	4th	439.9	442.4	+0.57	Passed
#5	8th	1049.9	1049.9	+0.00	Passed
#6	8th	1064.9	1064.9	+0.00	Passed



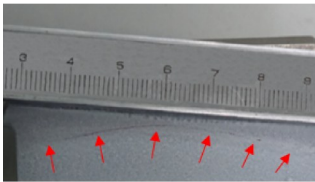
(a) $N=0$



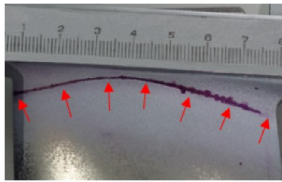
(b) $N=51600$



(c) $N=99600$



(d) $N=136800$



(e) $N=161600$

Fig. 6 Detected crack by dye penetration method

Table 5 Crack propagation experiment results of blade #7

Sequence number	Accumulated cycles, N	Crack length, L_c/mm	Natural frequency, f/Hz
1	0	2.50	445.00
2	51600	31.26	428.56
3	99600	42.62	339.56
4	136800	57.48	259.83
5	161600	72.32	108.52

图7给出了裂纹长度与固有频率随疲劳循环数的变化情况。通过采样数据可以看出,裂纹长度随累积循环数增加而接近线性增加,因此采用直线方程拟合两者之间的关系,得到经验公式如式(1)所示,式中 N 表示累积循环数, L_c 为裂纹长度,拟合相关系数为0.9779,拟合效果较好。通过式(1)可知,在本试验共振状态下,钛合金叶片的裂纹扩展速率为 $4.2298\text{mm}\times 10^{-4}/\text{cycle}$,裂纹扩展速率较高,将迅速导致叶片断裂。

$$L_c = 2.5 + 4.2298 \times 10^{-4} N \quad (1)$$

由于叶片固有频率与其弯曲刚度的平方根线性正相关^[24],同时,根据材料力学知识可知,悬臂梁弯曲刚度与其截面特征尺寸的4次方线性正相关。根据以上关系进行近似推导,可得叶片固有频率与其截面特征尺寸的平方线性正相关。而裂纹长度扩展导致叶片有效截面的特征尺寸较小,因此,可近似认为叶片固有频率与裂纹长度的平方线性负相关。故采用二次方程拟合固有频率与疲劳循环数两者的关系,得到经验公式如式(2)所示,式中 N 表示累积循环数, f 为固有频率,拟合相关系数为0.9681,拟合效果较好。

$$f = 445.0 - 1.173 \times 10^{-8} N \quad (2)$$

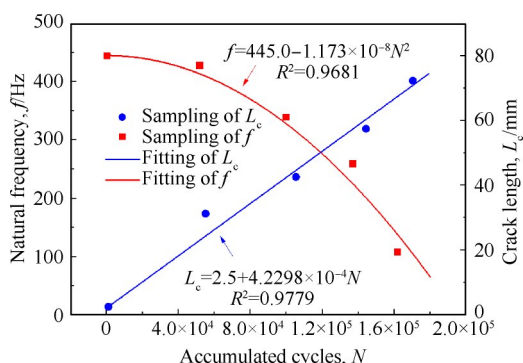


Fig. 7 Variation of crack length and natural frequency

通过本研究的疲劳考核试验与裂纹扩展试验结果讨论可知,钛合金叶片具有较好的抗疲劳特性,疲劳裂纹萌生寿命较长,顺利地通过了指定振动应力水平、指定循环基数的高周疲劳考核。但裂纹扩展寿命较短,在本文研究的共振状态下,将迅速导致叶片断裂。因此在钛合金叶片服役过程中,应及时进行叶片裂纹萌生检测,以提高服役安全性。另一方面,通常来说外部激振源的频率值为某一定值,带裂纹叶片裂纹长度扩展、固有频率降低后,其固有频率值将远离激振源频率值,从而共振效应下降、振动应力降低、裂纹扩展速率下降。因此,叶片在真实工作

情况下的裂纹扩展寿命将比本试验研究的裂纹扩展寿命更长。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)通过本文的传感器标定和振动应力标定方法,成功地将电涡流位移传感器应用于钛合金叶片的振动疲劳试验。

(2)试验研究表明,钛合金叶片具有较好的抗疲劳特性,疲劳裂纹萌生寿命较长,但裂纹扩展寿命较短。因此在钛合金叶片服役过程中,应及时进行叶片裂纹萌生检测,以提高服役安全性。

致 谢:感谢国家自然科学基金、全军装备军内科研项目的资助。

参考文献

- [1] 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):1597-1604. (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): 1597-1604.)
- [2] Walls D P, Delaneville R E, Cunningham S E. Damage Tolerance Based Life Prediction in Gas Turbine Engine Blades under Vibratory High Cycle Fatigue[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1997, 119: 143-146.
- [3] 宋兆泓.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.
- [4] 厉海涛,杨建道,周代伟.超音速透平叶栅造型设计及分析[J].发电设备,2014,28(4):231-236.
- [5] 孙瑞杰,闫晓军,聂景旭.基于复合疲劳试验的涡轮叶片振动应力反推法[J].航空动力学报,2012,27(2):289-294.
- [6] Rodríguez J A, Castro L, Tejeda A L, et al. Fatigue of Steam Turbine Blades at Resonance Conditions[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2019, 104: 39-46.
- [7] 林左鸣,李克安,杨胜群.航空发动机压气机转子叶片声激振试验研究[J].动力学与控制学报,2010,8(1):12-18.
- [8] 蔡君伟.旋转失谐叶片一轮盘结构振动的非接触测量与分析[D].锦州:辽宁工业大学,2017.
- [9] 何胜帅,陈立伟,强笑辉,等.航空发动机叶片高应力振动疲劳试验技术研究[J].装备环境工程,2013,10(4):41-46.
- [10] 张露.高压压气机转子叶片振动特性及疲劳性能分析[D].北京:中国科学院大学,2019.

- [11] Rani S, Agrawal A K, Rastogi V. Vibration Analysis for Detecting Failure Mode and Crack Location in First Stage Gas Turbine Blade[J]. *Journal of Mechanical Science & Technology*, 2019, 33(1): 1-10.
- [12] 寇海军. 民航发动机高压压气机叶片多工况振动特性及疲劳研究[D]. 天津: 天津大学, 2017.
- [13] 王维民, 张旭龙, 陈 康, 等. 大型轴流压气机叶片无键相振动监测与故障预警方法[J]. 振动与冲击, 2019, 38(23): 54-61.
- [14] 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.
- [15] 姚春斌, 李 杰, 张部声. 放大工装在整体叶轮叶片振动疲劳试验中的应用[J]. 环境技术, 2018, 36(3): 11-16.
- [16] 董 妍. 某航空发动机涡轮叶片的振动特性试验及分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
- [17] 唐 铃, 尚柏林, 高星伟, 等. 某型发动机风扇叶片振动应力监控方法[J]. 噪声与振动控制, 2016, 36(4): 206-216.
- [18] 杭 超, 燕 群. 基于振动台基础激励的叶片工作模态分析[J]. 实验力学, 2019, 34(6): 1045-1052.
- [19] 张部声, 祝济之, 史 剑, 等. 某型钛铝合金航空发动机叶片高温高周振动疲劳实验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1169-1175.
- [20] Elenevskii D S, Bekbulatov R S, Badanin A P, et al. System for Monitoring Turbine and Compressor Blade Vibration Tests Using a Laser Beam[J]. *Strength of Materials*, 1979, 11(1): 96-98.
- [21] 张东明, 柳恩杰. 航空发动机涡轮叶片高温振动疲劳试验的新方法[J]. 航空发动机, 2005(1): 18-21.
- [22] Qu Zhen, Zhang Long, Yan Lin, et al. Experimental Crack Propagation and Fracture Failure Analysis of the Titanium Alloy Blade Subjected to High Cycle Fatigue [C]. *Hohhot: AIP Conference Proceedings*, 2019: 1-10.
- [23] 郑大素, 江允正, 杨 淳. 用优化方法确定直角应变花贴片最佳位置[J]. 振动、测试与诊断, 1997, 17(4): 53-56.
- [24] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988.

(编辑:梅 瑛)