

引文格式: 王静, 潘峥, 汪洪量, 等. 轮盘裂纹涡流检测可靠性的传递函数方法研究[J]. 航空制造技术, 2022, 65(23/24): 124–132.

WANG Jing, PAN Zheng, WANG Hongliang, et al. Study on reliability of eddy current detection of disc crack by transfer function method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(23/24): 124–132.

## 轮盘裂纹涡流检测可靠性的传递函数方法研究\*

王 静<sup>1</sup>, 潘 峥<sup>1</sup>, 汪洪量<sup>1</sup>, 蒋诗超<sup>1</sup>, 黄周洲<sup>2</sup>, 宋 凯<sup>2</sup>

(1. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241007;

2. 南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室, 南昌 330063)

**[摘要]** 可靠性分析是定量评估无损检测技术有效性的核心手段。以航空发动机轮盘为检测对象, 以涡流检测为试验方法, 针对电火花刻槽无法有效表征真实构件中疲劳裂纹的问题, 提出一种基于响应信号的传递函数方法。首先采用涡流检测方法定量获取平板试块的人工刻槽、疲劳裂纹缺陷及目标涡轮盘试块的人工刻槽缺陷信号, 然后建立航空发动机轮盘平板试样人工刻槽缺陷与疲劳裂纹缺陷涡流检测数据间的传递函数, 得出航空发动机轮盘疲劳裂纹涡流检测可靠性(Probability of detection, POD)曲线。研究结果表明, 利用经验方法建立的刻槽与疲劳裂纹之间的传递函数, 可在无法获得真实试样的情况下, 计算得出涡流检测有效检出的航空发动机轮盘疲劳裂纹缺陷为 1.88 mm×0.94 mm, 为航空发动机轮盘损伤容限设计及检修计划安排提供了依据, 对无损检测方法的应用可靠性研究具有重要指导意义。

**关键词:** 发动机轮盘; 涡流检测; 疲劳裂纹; 传递函数; 检测可靠性(POD)

### Study on Reliability of Eddy Current Detection of Disc Crack by Transfer Function Method

WANG Jing<sup>1</sup>, PAN Zheng<sup>1</sup>, WANG Hongliang<sup>1</sup>, JIANG Shichao<sup>1</sup>, HUANG Zhouzhou<sup>2</sup>, SONG Kai<sup>2</sup>

(1. State-Owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China;

2. Key Laboratory of Nondestructive Test of Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

**[ABSTRACT]** Reliability analysis is a key means to quantitatively evaluate the effectiveness of nondestructive test technology. In order to solve the problem that EDM grooves can not effectively characterize fatigue cracks in real components, a transfer function method based on response signal is proposed. Firstly, this paper adopts eddy current detection method to quantitatively obtain the signals of manual grooving defects and fatigue crack defects of the flat plate test block and the signals of manual grooving defects of the target turbine disk test block. Then, according to the curve signals, the transfer function between the eddy current detection data of manual grooving defects and fatigue crack defects of the aero-engine wheel plate sample is established. The probability of detection (POD) curve of aero-engine wheel fatigue crack is obtained. The results show that: Under the condition that the real sample could not be obtained, this paper established the transfer function between grooving and fatigue crack by empirical method, and calculated that the fatigue crack defect of aero-engine wheel that can be effectively detected by eddy current testing is 1.88 mm×0.94 mm, which provides a basis for the design of aero-engine wheel damage tolerance and maintenance planning. It has important guiding significance to the application reliability research of nondestructive testing methods.

**Keywords:** Engine wheel disk; Eddy current test; Fatigue crack; Transfer function; Probability of detection (POD)

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2022.23/24.124

\* 基金项目: 国家自然科学基金(51865033)。

涡轮盘是航空发动机的重要组成部分,其主要作用是固定和连接发动机叶片,传递转子转动带来的动力。在工作过程中,轮盘上的中心孔、螺栓及榫槽等位置极易出现因应力集中而发生局部过载,从而导致轮盘产生不可逆损伤而失效<sup>[1-2]</sup>。其中,疲劳失效是最主要、最严重的问题。据统计,国内80%以上空难因转动部件断裂失效导致,其中大多归因于低周疲劳断裂失效。如何在裂纹发展为临界状态将其可靠检出、有效地评估涡轮盘持久寿命及低周疲劳寿命,是目前国内外学者研究的一个重要课题<sup>[3-4]</sup>。魏桂生等<sup>[5]</sup>通过试验证明了针对涡轮盘榫齿处缺陷,涡流检测方法的灵敏度远高于电位法,且检测效率高。郭平等<sup>[6]</sup>采用自动涡流检测技术对航空发动机轮盘的各个部位进行检测,检测过程中不易受到提高及边缘效应的影响。涡流检测技术作为常用无损检测手段之一,由于其高便携性、高灵敏度、无污染及高效的特点,在飞机各部件的无损检测中被广泛应用<sup>[7]</sup>。

检测可靠性(Probability of detection, POD)是量化检测有效性的关键指标,传统做法是通过大量昂贵耗时的试验建立数据库,然后使用“hit/miss”或“ $a$  vs  $\hat{a}$ ”分析结果以确定POD。“hit/miss”型数据是根据检测结果判定不同缺陷检出还是未检出记录的数据,若检出缺陷则记录为1,未检出缺陷记录为0。而“ $a$  vs  $\hat{a}$ ”型数据是根据不同缺陷的检测记录不同信号大小数值的数据,同时具有3种阈值数据。(1)左阈值:基础噪声信号大小;(2)阈值:判定缺陷信号大小;(3)右阈值:饱和信号大小。这类信号数值大小与缺陷尺寸相关,在涡流检测中,一般来说同一类型缺陷尺寸越大,检测信号幅值越大。由于损伤容限(Damage tolerance, DT)的广泛应用,对于POD研究的需求也呈指数上涨<sup>[8-9]</sup>,基于经验来确定POD,在时间和成本上已无法满足现有需求。2004年7月,美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)联合联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)管理技术中心及美国国家航天局合作成立了模型辅助检出率(Model-Assisted Probability of Detection, MAPOD)计算研究小组<sup>[10-11]</sup>,结合数值模拟方法来计算实际工件中缺陷的曲线,解决了无损检测可靠性研究中试块加工难、成本高的问题。然而试验中真实构建的疲劳裂纹难以获取,在研究中常使用电火花加工(Electrical discharge machining, EDM)刻槽代替计算<sup>[12-13]</sup>,电火花加工刻槽<sup>[14]</sup>属人工刻槽的一种,具有无切削力、表面缺陷少等优点,在加工形状复杂的结构时有着不可或缺的作用。但此类缺陷生成的POD曲线难以有效代替真实构建中出现的裂纹缺陷,具有局限性,Demeyer等<sup>[15]</sup>提出通过传递函数<sup>[16]</sup>(Transfer Function, XFM)的方法来获取难以得到的裂

纹信号以建立POD曲线。利用传递函数法在节约时间和成本的同时为现场几何结构中疲劳裂纹POD评估提供了可靠依据<sup>[17]</sup>。Koshti<sup>[18]</sup>指出,在无法获得真实缺陷的情况下,需综合考虑人工刻槽和更为简单的几何样本中的真实缺陷的信号响应,通过传递函数以计算真实缺陷的 $a_{90/95}$ 。相对于传统的POD建模方法,XFM一定程度上可以减少所需样本数量<sup>[19]</sup>。Heebl等<sup>[20]</sup>通过量化研究EDM刻槽与疲劳裂纹之间响应信号的关系,有效减少构建POD曲线所需成本。Ali等<sup>[21]</sup>提出了基于信噪比(Signal to noise, SNR)的XFM方法,使用奥氏体不锈钢和低碳钢的经验数据对铝板超声波探伤的POD曲线进行预测,并与经验POD进行对比,验证了XFM方法的有效性。Ballisat<sup>[19]</sup>使用了45°角横波超声检查飞机高应力位置螺栓孔,基于信号噪声建立了EDM刻槽幅值响应与疲劳裂纹扩展的幅值响应之间的XFM,但该方法无法解决小裂纹检测,小裂纹响应受噪声信号影响会增大,使误判率变高。尽管有关学者和工程检测人员已经开展了相关的检测与研究,但多数为超声检测,存在操作不便、检测结果中信息不全以及对特殊结构处适应性不高等问题。

为可靠检出特殊结构中的微小裂纹,本文采用涡流检测方法获取检测数据,通过MAPOD中的XFM法针对航空发动机轮盘疲劳裂纹检测进行可靠性研究,设计加工航空发动机轮盘疲劳裂纹对比试样和航空发动机轮盘模拟试样,使用涡流检测定量获取不同尺寸缺陷,定义不同缺陷的尺寸为 $a$ ,得到的检测数据为 $\hat{a}$ ,构成 $a$  vs  $\hat{a}$ 数据库。从数据库中推导得出人工刻槽缺陷响应数据 $V_s$ 和疲劳裂纹响应数据 $V_m$ 间传递函数,再根据模拟试样人工刻槽响应数据 $V_s$ 量化分析真实航空发动机轮盘疲劳裂纹响应数据 $V_m$ 的涡流检测POD函数,为航空发动机轮盘的风险评估、损伤容限设计及检测工艺设计提供理论基础及技术支撑。

## 1 POD和XFM

POD可用于定量描述无损检测(Nondestructive testing, NDT)系统的检测能力,常用 $a_{90}$ 和 $a_{90/95}$ 分别表示90%POD和90%POD及95%置信度下可检测的最小裂纹尺寸。

### 1.1 $a$ vs $\hat{a}$ 回归模型POD

涡流检测数据是典型的“ $a$  vs  $\hat{a}$ ”型数据,其中, $a$ 为缺陷尺寸; $\hat{a}$ 为对应的涡流信号响应大小。首先分别绘制 $\hat{a}$  vs  $a$ 、 $\hat{a}$  vs  $\lg a$ 、 $\lg \hat{a}$  vs  $a$ 、 $\lg \hat{a}$  vs  $\lg a$  4种模型,量化分析拟合结果线性度选取最优模型。以 $\lg \hat{a}$  vs  $a$ 为例,令 $x=a$ , $y=\lg \hat{a}$ ,则拟合直线方程为

$$y = \beta_0 + \beta_1 x + \varepsilon \quad (1)$$

式中,  $\beta_0, \beta_1$  为常数;  $\varepsilon$  为误差。

另有

$$Z = \frac{[y - (\beta_0 + \beta_1 x)]}{\delta} \quad (2)$$

其中,  $Z$  服从标准正态分布, 即

$$\phi(Z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{z^2}{2}} \quad (3)$$

则其标准正态分布概率函数为

$$Q(Z) = \int_z^{\infty} \phi(\varphi) d\varphi \quad (4)$$

因此有

$$\begin{aligned} \text{POD}(a) &= \Pr(\hat{y} > y_{th}) = \Pr(\hat{\beta}_0 + \hat{\beta}_1 \lg y + \varepsilon > y_{th}) = \\ &= \Pr(\varepsilon > y_{th} - \hat{\beta}_0 - \hat{\beta}_1 \lg y) = \Pr\left(\frac{\varepsilon}{\hat{T}} > \frac{y_{th} - \hat{\beta}_0 - \hat{\beta}_1 \lg y}{\hat{T}}\right) = \\ &= \Pr\left(-\frac{\varepsilon}{\hat{T}} < \frac{\lg y - (y_{th} - \hat{\beta}_0) / \hat{\beta}_1}{\hat{T} / \hat{\beta}}\right) \end{aligned} \quad (5)$$

由  $\varepsilon \sim N(0, \tau_2)$  可知  $-\frac{\varepsilon}{\tau_2} \sim N(0, 1)$ 。由此可得

$$\text{POD}(x) = p(y > y_{th}) = Q[z] = Q\left[\frac{y_{th} - (\beta_0 + \beta_1 x)}{\delta}\right] \quad (6)$$

$$\text{POD}(x) = 1 - Q\left[\frac{[x - (y_{th} - \beta_0)] / \beta_1}{\delta / \beta_1}\right] \quad (7)$$

对 POD 函数进行标准正态化, 令

$$\mu = \frac{y_{th} - \beta_0}{\beta_1}, \sigma = \frac{\delta}{\beta_1} \quad (8)$$

POD 函数可简化为

$$\text{POD}(a) = 1 - Q\left[\frac{\lg a - \mu}{\sigma}\right] \quad (9)$$

## 1.2 XFM 原理

XFM 核心在于通过平板 EDM 刻槽响应信号  $V_s$ 、平板疲劳裂纹响应信号  $V_m$  获得 XFM, 试验采集获得真实构件的 EDM 刻槽信号  $V_s$ , 通过 XFM 定量获取真实构件的疲劳裂纹响应信号  $V_m$ , 最终得出 MAPOD 曲线。涡流检测 MAPOD 流程图如图 1 所示。

对制备的平板 EDM 刻槽和疲劳裂纹试样进行涡流检测试验, 获取缺陷涡流响应, 并建立“ $a$  vs  $\hat{a}$ ”数据库。缺陷涡流检测数据模型函数为

$$\begin{aligned} V_s &= m_s x + b_s \\ V_m &= m_m x + b_m \\ V_S &= m_S x + b_S \\ V_M &= m_M x + b_M \end{aligned} \quad (10)$$

式中,  $V_s, V_m, V_S, V_M$  分别为模拟试样不同尺寸 EDM 槽缺陷、模拟试样不同尺寸疲劳裂纹缺陷、中心孔试样不

同尺寸 EDM 槽缺陷、中心孔试样不同尺寸疲劳裂纹缺陷涡流检测时的电压响应;  $m_s, m_m, m_S, m_M$  分别为 4 类缺陷信号响应模型的斜率;  $b_s, b_m, b_S, b_M$  分别为 4 类缺陷信号响应模型的截距;  $x$  为裂纹深度。令

$$m_T = \frac{m_M}{m_S}, b_T = b_S - b_M \quad (11)$$

式中,  $m_T$  为所得斜率转换值;  $b_T$  为所得截距转换值。

代入  $V_M$  函数中得

$$V_M = m_S m_T x + b_S - b_T \quad (12)$$

由上述推导可得

$$x = \frac{(V_S - b_S)}{m_S}, b_S = b_T + b_M$$

于是有

$$\begin{aligned} V_M &= m_S m_T x + b_S - b_T = m_S m_T \left(\frac{V_S - b_S}{m_S}\right) + b_S - b_T = m_S m_T \\ &\left(\frac{V_S - b_T - b_M}{m_S}\right) + b_T + b_M - b_T = m_T (V_S - b_T - b_M) + b_M \end{aligned} \quad (13)$$

$$\hat{\delta}_M^2 = \hat{\delta}_S^2 + \max(\hat{\delta}_S^2 - \hat{\delta}_S^2, 0) + \max(\hat{\delta}_M^2 - \hat{\delta}_S^2, 0) \quad (14)$$

式中,  $\hat{\delta}_s, \hat{\delta}_m, \hat{\delta}_M, \hat{\delta}_S$  为拟合直线方差。因此, 根据得到的模拟试块的电火花刻槽及疲劳裂纹的检测结果函数可以得到  $m_T, b_T$ 。

由式(13)可得传递函数为

$$V_S = \frac{V_M - b_M}{m_T} + b_T + b_M \quad (15)$$

再对中心孔试样的电火花缺陷试块进行检测, 将检测数据带入线性度最高的 POD 模型中, 即可计算出  $a_{90/95}$ 。

## 2 试验条件与样本制备

### 2.1 涡流检测 MAPOD 研究试验条件

为了综合输入参数中各因素的影响, POD 检测试验流程如图 2 所示。

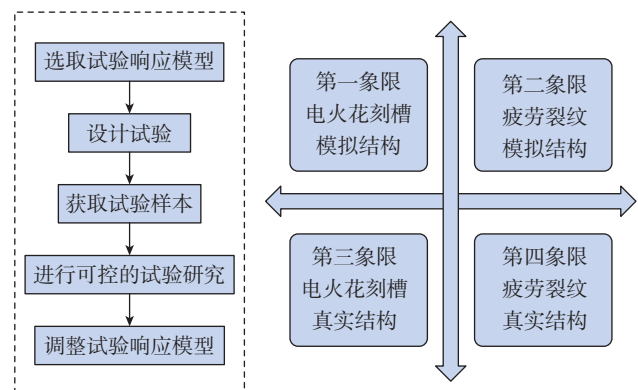


图 1 涡流检测 MAPOD 流程图

Fig.1 Flow chart of eddy current testing MAPOD

根据航空发动机轮盘的常用材料,选择材料性能相近的 TC4 材料制备轮盘缺陷试样。模拟件 EDM 刻槽缺陷试块如图 3 (a) 所示,在 100 mm × 100 mm × 3 mm 的 TC4 试块表面随机布置不同尺寸、不同数量、不同方向的缺陷,另备有部分无缺陷的试块。轮盘中心孔模拟试块同样采用 TC4 材料制备,在 50 mm × 15 mm × 5 mm 的试块边缘加工一个  $\Phi 8$  mm 的半圆孔模拟真实轮盘构件的中心孔区域,在圆弧侧边中心加工人工刻槽,试验所用真实结构 EDM 刻槽缺陷试块如图 3 (b) 所示,在圆弧边缘的正中心位置加工与 TC4 平板试块相同尺寸与数量的 EDM 刻槽。本文所制备 EDM 刻槽宽度均为 0.13 mm,其他具体尺寸如表 1 所示,涡流检测探头如图 3 (c) 所示。

## 2.2 疲劳裂纹试样制备

试验采用 PDT-PF300-10T 型电液伺服低频疲劳试验机进行试块制备。低频疲劳试验机如图 4 (a) 所示,试块夹持于试验机上,如图 4 (b) 所示。夹持时,利用激光水平仪保证试块与夹头平面垂直,调整液压强度,利用液压夹头将试块两端夹紧,避免加载过程中由于夹头脱力而中断试验。

使用正弦波加载获取不同长度疲劳裂纹。疲劳试验过程参考《GB/T 26076—2010 金属薄板(带)轴向力控制疲劳试验方法》<sup>[22]</sup> 进行。设置平均载荷为 24.75 kN,动态载荷为 20.25 kN,载荷上限为 45 kN,应力比  $r=0.1$ ,频率  $f=20$  Hz。使用低频疲劳机加载过程中存在抖动现象,无法目视确定缺陷长度,故此处使用涡流检测进行缺陷扩展测量。试验采用涡流检测仪和研制的涡流检测探头进行间断式检测。设置频率范围为 1~1.25 MHz,增益比为 5:1,前置增益 10 dB,驱动电压 5 V。定量获取涡流检测信号幅值与加载周次之间的线性关系,以此获取不同尺寸的缺陷,图 5 为部分疲劳裂纹涡流检测结果。待缺陷制备完成,使用金相砂纸对其进行表面处理,使用高倍放大镜确定裂纹长度,定量获取疲劳加载  $a_N$  曲线。图 6 为高倍放大镜下缺陷长度测量图(其中,图 6 (a) 蓝框部分为预刻槽,图 6 (b) 红框部分为去除预刻槽后制备所得疲劳裂纹)。定量获取的  $a_N$  曲线如图 7 所示,可知,疲劳裂纹生长至 1.2 mm 后,其扩展速度呈几何倍数增长,试样可靠性降低。

对试块进行低频疲劳加载后定量提取缺陷长度信息,并利用低应力磨削的方式去除试块表面的预刻槽,

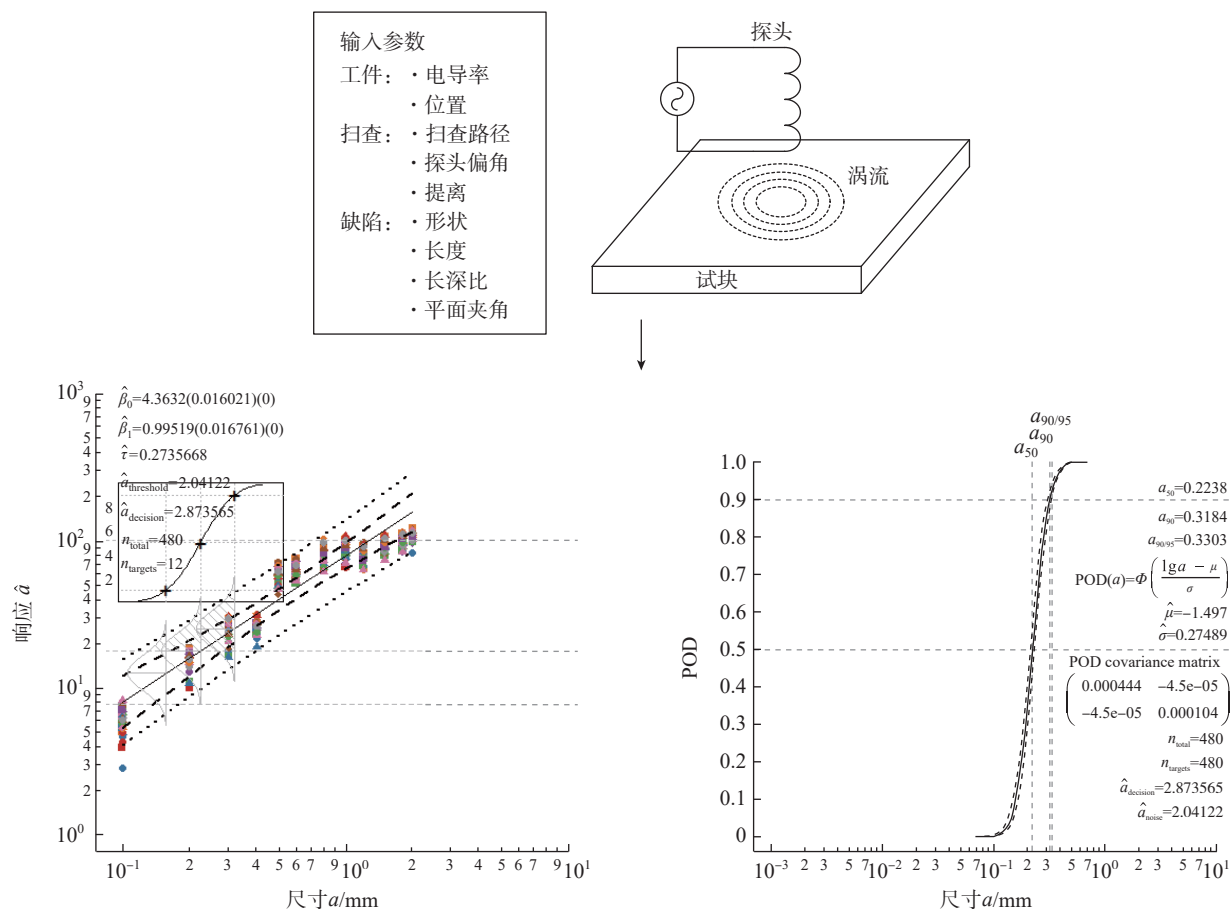
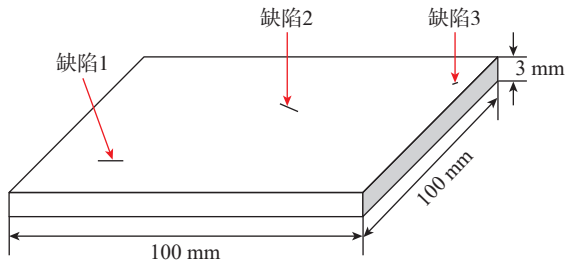
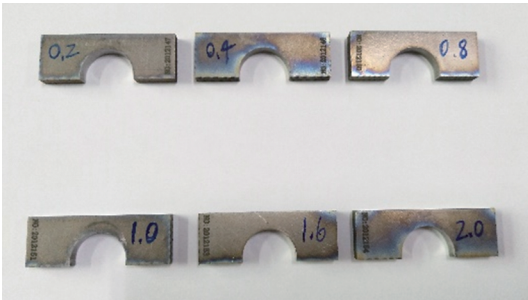


图 2 POD 试验流程

Fig.2 POD test process



(a) 模拟件人工刻槽缺陷试块



(b) 中心孔试样人工刻槽缺陷试块



(c) 涡流检测探头

图3 试验条件  
Fig.3 Test conditions

表1 EDM刻槽尺寸  
Table 1 Dimensions of EDM grooves mm

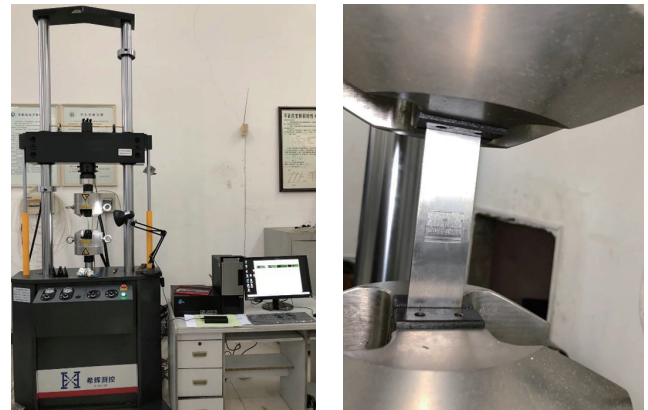
缺陷长度	缺陷深度
0.2	0.1
0.4	0.2
0.6	0.3
0.8	0.4
1.0	0.5
1.2	0.6
1.6	0.8
2.0	1.0
2.4	1.2
3.0	1.5

图8所示为疲劳试块的制备流程。表面预刻槽取出后利用酸蚀处理缺陷区域,再在高倍放大镜下测量去除预刻槽后的裂纹长度,修正裂纹长度信息。

### 3 轮盘涡流检测可靠性试验研究

#### 3.1 轮盘缺陷涡流检测试验

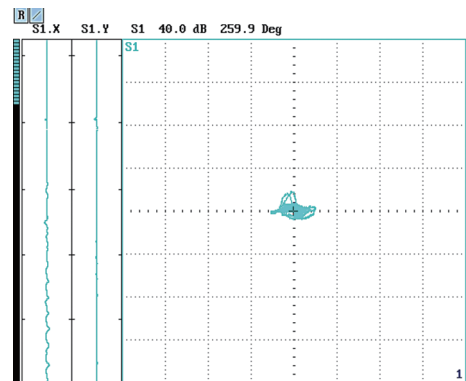
在各象限的试样检测过程中,试验人员标注缺陷位



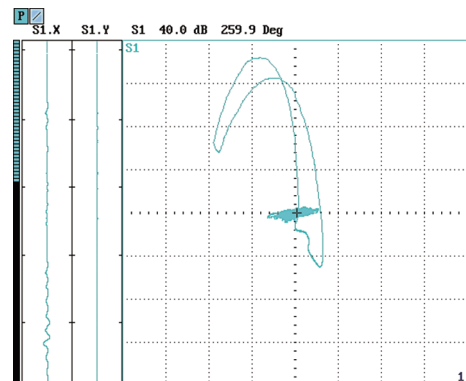
(a) 低频疲劳试验机 (b) 试块夹持

图4 低频疲劳机加载

Fig.4 Loading of low frequency fatigue machine



(a) 噪声信号



(b) 缺陷信号

图5 疲劳裂纹涡流检测结果

Fig.5 Eddy current testing results of fatigue crack

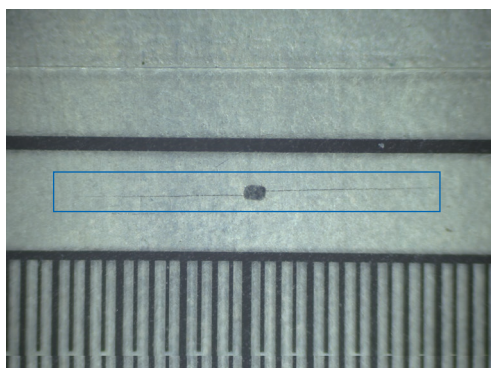
置、编号,记录信号大小并保存对应的缺陷扫查阻抗图像,每组检测试件中都包含 30% 无缺陷试块。记录人员记录试验时间、试验人员,统计检测数据,试验人员与记录人员为不同的人员。同时模拟考虑完整的检测体系,试验过程采用 3 台同样的检测仪器、3 个同样型号的探头和 5 名具有相同经验的检测人员。图 9 (a) 及 (b) 为模拟试样 EDM 刻槽及模拟试样疲劳裂纹检测数据散点图,其中数据模型分别为  $\hat{a}$  vs  $a$ 、 $\hat{a}$  vs  $\lg a$ 、 $\lg \hat{a}$  vs  $a$ 、 $\lg \hat{a}$  vs  $\lg a$ ,横坐标为缺陷长度,纵坐标为缺陷响应幅值。

依据图 9 (a) 的模拟试样检测结果散点图得知,选取  $\hat{a}$  vs  $\lg a$  模型为检测结果的拟合模型。计算所得的拟合直线如图 9 (c) 和 (d) 所示。图 9 (c) 中  $b_1 \sim b_5$  和图 9 (d) 中  $b_1 \sim b_9$  分别表示不同组别人员扫查结果。其中模拟试样电火花刻槽检测数据拟合直线为  $\hat{a}_{EDM1} = 892.93 + 532.23 \lg a$ ,模拟试样疲劳裂纹检测数据拟合直线为  $\hat{a}_{crack1} = 411.13 + 488.25 \lg a$ 。

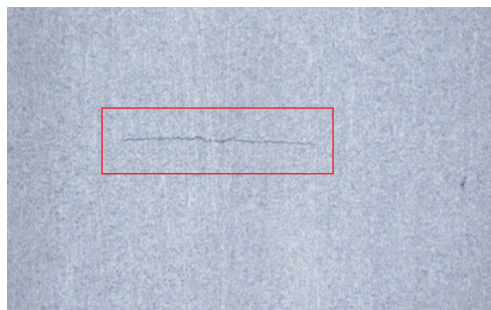
### 3.2 传递函数研究

依据本文数据处理流程对涡流检测数据进行处理,根据所得到模拟试块的电火花刻槽及疲劳裂纹的检测结果函数可以得出

$$m_T = \frac{m_M}{m_S} = 1.09$$



(a) 未去除预刻槽疲劳裂纹效果图



(b) 去除预刻槽后疲劳裂纹效果图

图 6 缺陷长度测量

Fig.6 Defect length measurement

$$b_T = b_S - b_M = -481.8 \quad (16)$$

所得传递函数为

$$V_S = \frac{V_M - b_M}{1.09} - 481.8 + b_M \quad (17)$$

再对中心孔试样的电火花缺陷试块进行检测,中心孔试样检测结果散点图如图 10 (a) 所示,可知,该检测结果最佳模型为  $\hat{a}$  vs  $\lg a$  模型。依据“ $a$  vs  $\hat{a}$ ”型数据,设定左阈值 14、阈值 50、右阈值 1000,最终获得的拟合直线如图 10 (b) 所示。

由图 10 (b) 可知,中心孔试样 EDM 缺陷检测结果拟合直线函数为  $\hat{a}_{EDM2} = 419.66 + 256.23 \lg a$ 。结合上述所得斜率转换值  $m_T$  及截距转换值  $b_T$  可得,中心孔试样疲劳裂纹缺陷检测结果拟合直线函数为  $\hat{a}_{crack2} = -62.14 + 235.07 \lg a$ 。最终代入 POD 计算,所得航空发动机轮盘疲劳裂纹涡流检测可靠性  $POS(a) = \phi\left(\frac{\lg a + 1.25}{0.927}\right)$ ,其 POD 曲线如图 11 所示。可得,针对

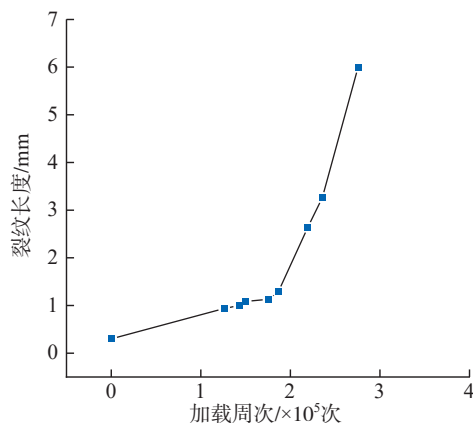


图 7 低频疲劳加载  $a_N$  曲线

Fig.7  $a_N$  curve of low-frequency fatigue loading

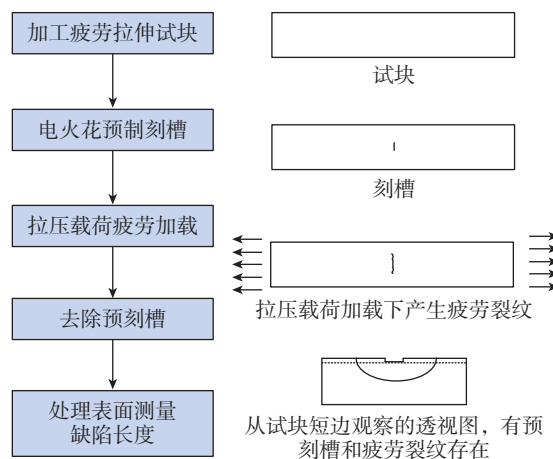


图 8 疲劳试块制备流程及示意图

Fig.8 Process and schematic diagram of fatigue test block preparation

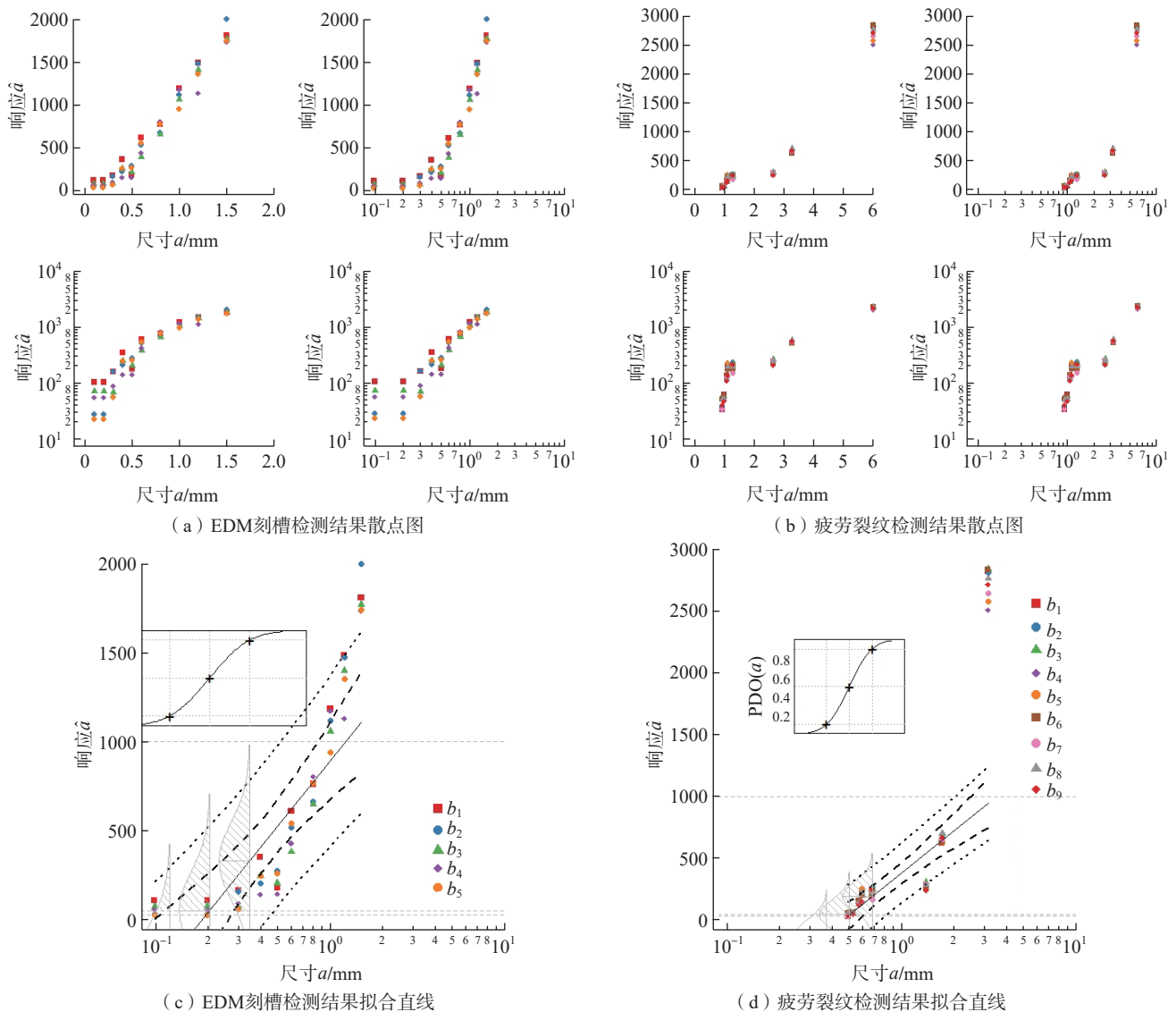


图9 模拟结构检测数据

Fig.9 Simulated structure detection data

航空发动机轮盘疲劳裂纹缺陷,所研制的涡流检测探头 90% 概率能检出的缺陷尺寸  $a_{90}=0.94$  mm,即缺陷长度为 1.88 mm。所形成的 MAPOD 试验程序可为后续其他缺陷的检测可靠性提供参考,替换高成本试样的制备,节省大量经费,生成的 POD 曲线可为工程实际中无损检测的可靠性提供依据。

#### 4 结论

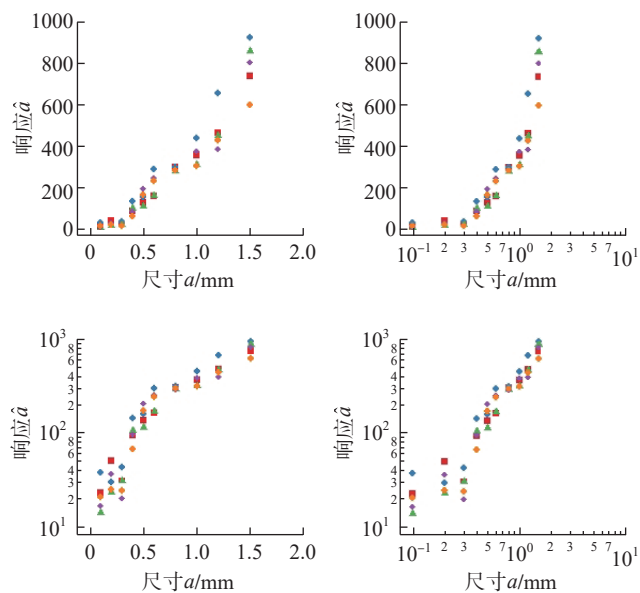
(1) 提出一种基于 EDM 信号定量获取涡轮盘疲劳裂纹信号的 XFM 方法,并将其应用到航空发动机涡轮盘疲劳裂纹涡流检测分析中。该方法利用定义的斜率和截距值以及 EDM 信号响应的线性近似,建立疲劳裂纹对相同缺陷长度 EDM 的电压响应关系,以定量获取轮盘涡流检测 POD。

(2) 在金属试块上制备 EDM 刻槽(第三象限样本)比制备疲劳裂纹(第二和第四象限样本)成本低、可行性高,因此 XFM 方法可有效降低 POD 获取成本,在无法获得真实试样的情况下,推算出对应航空发动机轮盘疲劳裂纹 POD 曲线。

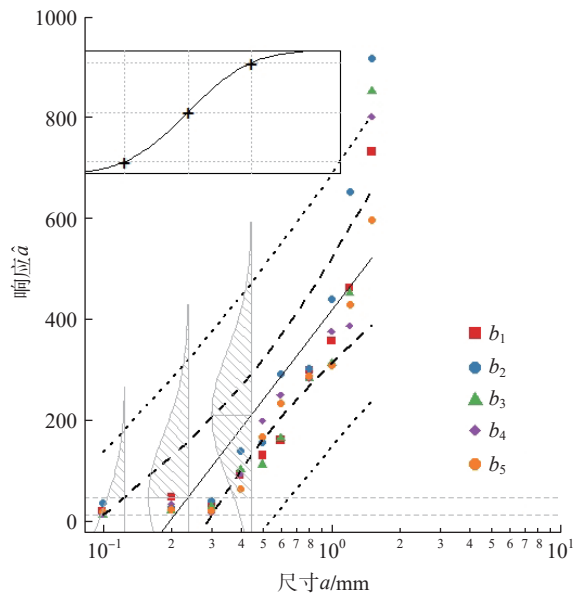
(3) 研究表明,对于 5 mm 厚 TC4 钛合金板材,当其表面出现 2 mm 及其以上长度的疲劳裂纹后,缺陷扩展速度呈指数上升,材料安全系数急剧降低。同时,针对航空发动机轮盘中心孔处疲劳裂纹研制的涡流检测探头,其 1.88 mm 疲劳裂纹的可靠检出概率为 90%。

#### 参考文献

[1] 毕苏艺,孙有朝,李龙彪,等.航空发动机轮盘概率风险评估方法[J].南京航空航天大学学报,2017,49(3):389-395.



(a) 中心孔试样检测结果散点图



(b) 中心孔试样检测结果拟合直线

图 10 中心孔试样检测结果

Fig.10 Test results of center hole samples

BI Suyi, SUN Youchao, LI Longbiao, et al. Probabilistic risk assessment method of aeroengine disk[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 389–395.

[2] 徐凌志, 吕文林. 粉末冶金涡轮盘裂纹扩展失效概率分析[J]. 机械科学与技术, 2000, 19(2): 210–212.

XU Lingzhi, LÜ Wenlin. Crack growth failure probability of PM turbine disk[J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(2): 210–212.

[3] 蔡全卓. 典型航空发动机轮盘破裂失效研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.

CAI Quanzhuo. Research on burst failure of typical aeroengine disk[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.

[4] 吕志强. 航空发动机轮盘低周疲劳寿命预测方法研究[D].

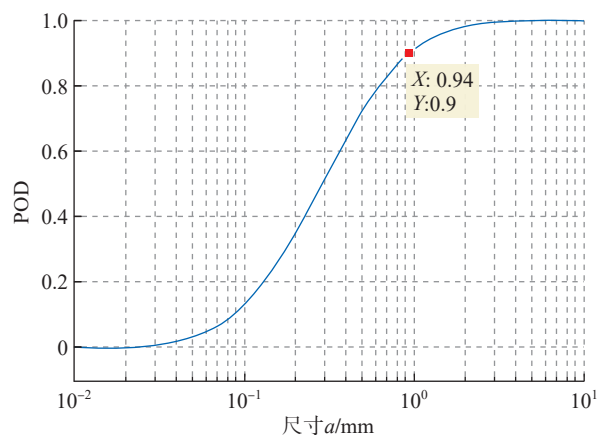


图 11 中心孔试样疲劳裂纹涡流检测 POD 曲线

Fig.11 POD curve of fatigue crack detection for central hole samples by eddy current

成都: 电子科技大学, 2016.

LÜ Zhiqiang. Research on low cycle fatigue life prediction methodology of aero-engine disc[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016.

[5] 魏桂生, 齐共金. 飞机发动机涡轮盘榫齿裂纹的探伤[J]. 无损检测, 2009, 31(6): 497–498, 507.

WEI Guisheng, QI Gongjin. Crack detection on dovetail gear of certain type airplane engine turbine disk[J]. Nondestructive Testing, 2009, 31(6): 497–498, 507.

[6] 郭平, 陈念蓉, 黄庆德. 自动涡流检测技术在民航发动机维修检测中的应用[J]. 自动化与信息工程, 2020, 41(2): 44–48.

GUO Ping, CHEN Nianrong, HUANG Qingde. Application of automatic eddy current testing technology in civil aero engine maintenance[J]. Automation & Information Engineering, 2020, 41(2): 44–48.

[7] 乔海燕, 任学冬, 史亦韦, 等. GH4169 高温合金涡轮盘表面径轴向裂纹的渗透检测可行性[J]. 航空材料学报, 2016, 36(6): 92–96.

QIAO Haiyan, REN Xuedong, SHI Yiwei, et al. Feasibility of penetrant testing on surface axial-radial cracks of GH4169 super alloy turbine disk[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(6): 92–96.

[8] 冯振宇, 李振兴. 基于可靠性的裂纹检出概率曲线测定方法[J]. 无损检测, 2010, 32(4): 249–252.

FENG Zhenyu, LI Zhenxing. The reliability-based method to estimate POD of crack[J]. Nondestructive Testing, 2010, 32(4): 249–252.

[9] ALDRIN J C, KNOPP J S, LINDGREN E A, et al. Model-assisted probability of detection evaluation for eddy current inspection of fastener sites[J]. AIP Conference Proceedings, 2009, 1096(1): 1784–1791.

[10] DENG Y M, LIU X, YANG G. Model based POD techniques for enhancing reliability of steam generator tube inspection[C]//2011 IEEE Conference on Prognostics and Health Management. Montreal: IEEE, 2011.

[11] SHEARER J, HEEBL J, BRAUSCH J, et al. Progress in developing transfer functions for surface scanning eddy current inspections[J]. AIP Conference Proceedings, 2009, 1096(1): 1870–1877.

[12] ALI L, KHAN S, BASHMAL S, et al. Fatigue crack monitoring of T-type joints in steel offshore oil and gas jacket platform[J]. Sensors (Basel, Switzerland), 2021, 21(9): 3294.

[13] ALDRIN J C, SABBAGH H A, MURPHY R K, et al. Demonstration of model-assisted probability of detection evaluation methodology for eddy current nondestructive evaluation[J]. AIP Conference Proceedings, 2012, 1430(1): 1733–1740.

[14] 刘宇, 刘国鹏, 曲嘉伟, 等. 电火花加工中热爆炸力对材料抛出过程影响的仿真研究[J]. 机电工程技术, 2022, 51(8): 6–9, 117.

LIU Yu, LIU Guopeng, QU Jiawei, et al. Simulation study on the influence of thermal explosion force on material ejection process in EDM[J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2022, 51(8): 6–9, 117.

[15] DEMEYER S, JENSON F, DOMINGUEZ N, et al. Transfer function approach based on simulation results for the determination of pod curves[J]. AIP Conference Proceedings, 2012, 1430(1): 1757–1764.

[16] MEYER R M, CRAWFORD S L, LAREAU J P, et al. Review of literature for model assisted probability of detection[R]. Office of Scientific and Technical Information (OSTI), 2014.

[17] MUKHERJEE S, ROSELL A, UDPA L, et al. Differential geometry based model for eddy current inspection of U-bend sections in steam generator tubes[J]. AIP Conference Proceedings, 2017, 1806(1): 110023.

[18] KOSHTI A M. Assessment of flaw detectability using transfer function[C]//Nondestructive Characterization and Monitoring of Advanced Materials, Aerospace, Civil Infrastructure, and Transportation XV. SPIE, 2021, 11592: 153–166.

[19] BALLISAT A. A general approach to model assisted qualification of non-destructive inspections[D]. Bristol: University of Bristol, 2019.

[20] HEEBL J, LINDGREN E, MELSON R. Progress in development of a transfer function for an-gle beam ultrasonic inspections[J]. AIP Conference Proceedings, 2010, 1211(1): 1887–1894.

[21] ALI M S S A, KUMAR A, RAJAGOPAL P. Signal noise based transfer function approach for reliability estimation of ultrasonic inspection[J]. Ultrasonics, 2019, 96: 276–283.

[22] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 金属薄板(带)轴向力控制疲劳试验方法: GB/T 26076—2010[S]. 北京: 中国标准出版社, 2011.

General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Metal sheets and strips-axial-force-controlled fatigue testing method: GB/T 26076—2010[S]. Beijing: China Standards Press, 2011.

通讯作者: 宋凯, 教授, 博士, 研究方向为电磁无损检测新技术及仪器。

(责编 阳光)

(上接第 115 页)

[20] 文立伟, 余坤, 宦华松. 缝合复合材料 T 型接头拉伸载荷下的有限元数值模拟[J]. 航空学报, 2021, 42(2): 224231.

WEN Liwei, YU Kun, HUAN Huasong. Finite element numerical simulation of stitched composite T-joint under tensile load[J]. Acta

Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 224231.

[21] BIGAUD J, ABOURA Z, MARTINS A T, et al. Analysis of the mechanical behavior of composite T-joints reinforced by one side stitching[J]. Composite Structures, 2018, 184: 249–255.

[22] 陈光伟, 陈利, 李嘉禄, 等. 三维多向编织复合材料 T 型梁抗弯应力分析[J]. 纺织学报, 2009, 30(8): 54–58.

CHEN Guangwei, CHEN Li, LI Jialu, et al. Study on flexural stress of T beam of 3-D multidirectional braided composites[J]. Journal of Textile Research, 2009, 30(8): 54–58.

[23] 张中伟, 严静. 三维编织复合材料 T 型梁弯曲疲劳性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(4): 42–45, 36.

ZHANG Zhongwei, YAN Jing. Bending fatigue behavior of 3D braided composite T-beam[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(4): 42–45, 36.

[24] 刘军, 刘奎, 宁博, 等. 三维编织复合材料 T 型梁的低温场弯曲性能[J]. 纺织学报, 2019, 40(12): 57–62.

LIU Jun, LIU Kui, NING Bo, et al. Bending properties of three-dimensional braided composite T-beam at low temperature[J]. Journal of Textile Research, 2019, 40(12): 57–62.

[25] 王欢, 李嘉禄, 樊威. 纤维体积分数对三维编织复合材料 T 型梁模态性能的影响[J]. 材料工程, 2015, 43(9): 80–86.

WANG Huan, LI Jialu, FAN Wei. Effect of fiber volume fraction on modal properties of three-dimension braided composite T-beams[J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(9): 80–86.

[26] ZHANG W, GU B H, SUN B Z. Transverse impact behaviors of 3D braided composites T-beam at elevated temperatures[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 50(28): 3961–3971.

[27] OUYANG Y W, WANG H L, GU B H, et al. Experimental study on the bending fatigue behaviors of 3D five directional braided T-shaped composites[J]. The Journal of the Textile Institute, 2018, 109(5): 603–613.

[28] OUYANG Y W, SUN B Z, GU B H. Finite element analyses on bending fatigue of three-dimesional five-directional braided composite T-beam with mixed unit-cell model[J]. Journal of Composite Materials, 2018, 52(9): 1139–1154.

[29] FU Y T, GAO X H, YAO X F. Mesoscopic simulation on curing deformation and residual stresses of 3D braided composites[J]. Composite Structures, 2020, 246: 112387.

[30] FU Y T, YAO X F, GAO X H. Micro-mesoscopic prediction of void defect in 3D braided composites[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2021, 147: 106450.

[31] GAO X H, YUAN L, FU Y T, et al. Prediction of mechanical properties on 3D braided composites with void defects[J]. Composites Part B: Engineering, 2020, 197: 108164.

[32] GONG L H, GAO X H, YANG H, et al. Design on the driveshaft of 3D 4-directional carbon fiber braided composites[J]. Composite Structures, 2018, 203: 466–473.

[33] CAMINERO M A, LOPEZ-PEDROSA M, PINNA C, et al. Damage assessment of composite structures using digital image correlation[J]. Applied Composite Materials, 2014, 21(1): 91–106.

通讯作者: 李泽江, 高级工程师, 硕士, 研究方向为复合材料结构设计。

(责编 阳光)