

基于实测应变的飞机结构疲劳裂纹检测方法

郑星,王志国

(南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016)

摘 要:全机疲劳试验中,准确、高效地根据实测应变数据检测疲劳裂纹至关重要。提出基于分段线性回归的裂纹检测算法,通过建立回归模型并估计模型参数,实现对结构裂纹的准确检测。将其与传统方法的“阈值法”相结合,提高了算法效率,并在此基础上开发了全机疲劳试验数据分析系统,取得了良好的实际效果。

关键词:飞机;疲劳试验;应变;裂纹检测

中图分类号:V215.5 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)02-0236-05

Fatigue Crack Detection Method of Aircraft Structure Based on Measured Strain

ZHENG Xing, WANG Zhiguo

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the full-scale aircraft fatigue test, it is important to accurately and efficiently detect fatigue cracks based on the measured strain data. Therefore a crack detection algorithm based on piecewise linear regression was proposed. By establishing a regression model and estimating model parameters, accurate detection of structural cracks was achieved. By combining the improved detection algorithm with the traditional one so called “threshold method” detection efficiency was raised, and based on which, the full-scale aircraft fatigue test data analysis system was developed with good practical result.

Keywords: aircraft; fatigue test; strain; crack detect

0 引言

全机疲劳试验是飞机设计与制造过程中非常重要的试验。该试验通过在飞机关键结构上布设应变传感器,全程监测试验载荷作用下的结构应变响应历程,并通过应变的变化趋势判断传感器布设区域是否出现疑似疲劳裂纹,从而及时进行进一步检测。全机疲劳试验对于改进飞机结构、改进制造工艺、确定结构使用寿命和制定检查维修大纲等都具有重要意义^[1]。

试验中测得的应变数据具有周期长、测量通道多、数据量大的特点,过去主要通过半自动半人工的方式进行分析。这种方式的缺陷在于:工作量大、效率低;在裂纹萌生初期,结构的应变响应难以察觉。为此,安刚等^[2]等通过比较应变测量值与基准值之间的相对误差来进行裂纹检测。钟贵勇^[3]提出了阈值法和历程数据线性回归法。这些方法较好地实现了实测应变数据的高效分析,但准确性仍需改善。

本文提出了一种基于分段线性回归的裂纹检测算法(以下简称“分段线性回归法”),通过建立回归模型,能够确定疲劳裂纹萌生的时间,从而针对发生疲劳破坏后的实测应变数据进行分析,实现对裂纹的准确检测。同时,为了兼顾算法的效率,本文将其与传统的阈值法相结合,并在此基础上开发了全机疲劳试验数据分析系统。

1 裂纹检测的基本力学原理

在疲劳裂纹萌生前,飞机结构的应力、应变水平处于材料的弹性阶段,如图1所示。当结构受到相同载荷作用时,其响应应变理论上应保持不变。随着加载次数的增加,局部结构会产生疲劳裂纹。根据断裂力学可知,此时裂纹尖端会发生塑性变形,裂纹附近的应变不再保持不变。综上所述,在相同载荷作用下,裂纹萌生前结构应变的典型变化历程如图2所示(Δ 为相邻两次加载的时间间隔)。因此,可根据实测应变的变化情况对疲劳裂纹进行检测,如此便把复杂的力学问题简化为对应变变化趋势的分析^[4]。

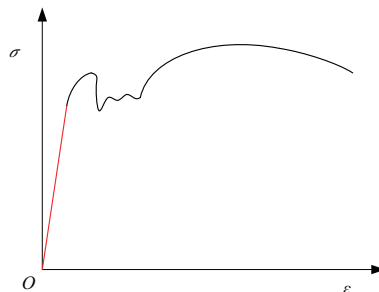


图1 典型金属材料的本构曲线

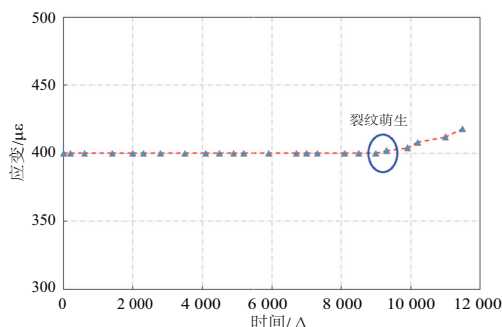


图2 裂纹萌生前结构应变的典型变化历程

2 阈值法

如图3所示,若考虑试验误差的影响,当飞机结构尚未产生疲劳裂纹时,应变测量值应当在某个范围内随机变化。若结构发生了疲劳破坏,应变测量值便会整体偏离原先的范围。因此,可根据实测应变是否处于某个阈值范围内来检测疲劳裂纹。当超出该范围的数据量占比大于某个上限比例时,便认为结构发生了疲劳破坏。

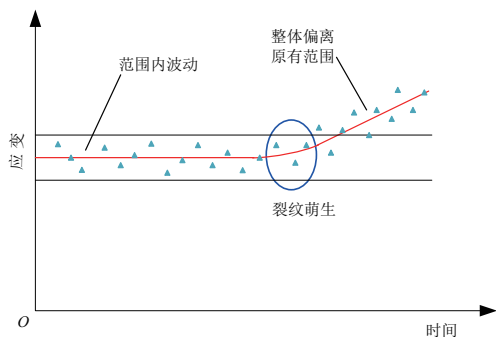


图3 阈值法原理示意图

2.1 阈值的确定

在试验初期,飞机结构尚未产生疲劳裂纹,实测应变能够反映结构的无损状态。因此,可取加载系统和测量系统稳定后第一个周期的数据,以此为基准确定阈值。

设基准数据个数为 n_0 , 基准数据分别为 $x_{01}, x_{02}, \dots$,

$$\gamma = \frac{z}{n} < \gamma_m = \begin{cases} p_0 + u_\alpha \sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}} & np_0 \geq 30 \\ p_0 + u_\alpha \sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}} + \frac{0.5}{n} & 5 \leq np_0 < 30 \\ \frac{1}{n} \cdot \min\{z_0 \mid \sum_{i=0}^{z_0} C_n^i p_0^i (1-p_0)^{n-i} > 1-\alpha, z_0 \in N, z_0 \leq n\} & np_0 < 5 \end{cases} \quad (6)$$

其中: γ 为异常数据的占比; γ_m 为上限比例; 显著性水平 α 一般可取 0.05 或 0.01; u_α 为标准正态分布的上侧分位数; $p_0 = 2 - 2\Phi(\xi)$; $\min A$ 表示集合 A 中的最小元素。

在结构尚未发生疲劳破坏时, $\gamma \geq \gamma_m$ 为小概率事件, 可认为其不会发生。因此, 可对异常数据占比 γ 进行统计, 若 $\gamma \geq \gamma_m$, 则认为结构发生了疲劳破坏。

x_{0n_0} 。实践表明, 可以近似认为基准数据相互独立且服从同一正态分布, 分布的均值 μ_0 和标准差 σ_0 的估计为

$$\begin{cases} \hat{\mu}_0 = \bar{x}_0 = \frac{1}{n_0} \sum_{i=1}^{n_0} x_{0i} \\ \hat{\sigma}_0 = s_0 = \sqrt{\frac{1}{n_0 - 1} \sum_{i=1}^{n_0} (x_{0i} - \bar{x}_0)^2} \end{cases} \quad (1)$$

其中 $\bar{x}_0$ 和 s_0 分别为样本均值和样本标准差, 它们反映了基准数据的统计特征。由此可以确定阈值的上限 x_+ 和下限 x_- 为

$$\begin{cases} x_+ = \hat{\mu}_0 + \xi \hat{\sigma}_0 \\ x_- = \hat{\mu}_0 - \xi \hat{\sigma}_0 \end{cases} \quad (2)$$

其中 ξ 为阈值系数, 一般取 1~2, 可酌情取值。若某个应变数据不在阈值范围 $[x_-, x_+]$ 内, 则认为该数据为异常数据。

2.2 异常数据统计与疲劳损伤判断

设待分析的应变测量数据为 $x_1, x_2, \dots, x_n$, 其个数为 n , 满足 $|x_i - \hat{\mu}_0| > \xi \hat{\sigma}_0$ 的 x_i 个数为 z 。若飞机结构尚未发生疲劳破坏, 则有以下假设成立: 1) $x_i \sim N(\mu, \sigma^2)$, 且相互独立; 2) μ_0 可由其估计值 $\hat{\mu}_0$ 近似代替, σ_0 可由其估计值 $\hat{\sigma}_0$ 近似代替; 3) $\mu = \mu_0$ 且 $\sigma \leq \sigma_0$ 。

根据概率论与数理统计理论^[5], 若假设 1)、2) 成立, 则

$$\frac{x_i - \hat{\mu}_0}{\hat{\sigma}_0} \sim N\left(\frac{\mu - \hat{\mu}_0}{\hat{\sigma}_0}, \frac{\sigma^2}{\hat{\sigma}_0^2}\right) \text{ 且 } \frac{x_i - \hat{\mu}_0}{\hat{\sigma}_0} \text{ 相互独立} \quad (3)$$

由此可得 $z \sim B(p, n)$, 其中

$$p = 1 - \Phi\left(\xi \frac{\sigma_0}{\sigma} - \frac{\mu - \mu_0}{\sigma}\right) + \Phi\left(-\xi \frac{\sigma_0}{\sigma} - \frac{\mu - \mu_0}{\sigma}\right) \quad (4)$$

其中 $\Phi(x)$ 为标准正态分布的分布函数。

若假设 3) 成立, 则

$$p = 1 - \Phi\left(\xi \frac{\sigma_0}{\sigma}\right) + \Phi\left(-\xi \frac{\sigma_0}{\sigma}\right) \leq 1 - \Phi(\xi) + \Phi(-\xi) = 2 - 2\Phi(\xi) \quad (5)$$

综上, z 近似服从参数 $p \leq 2 - 2\Phi(\xi)$ 的二项分布。因此, 在显著性水平 α 下, 可得

3 分段线性回归法

阈值法计算简单、效率高, 分析结果也比较准确, 非常适合应用于大量实测应变数据的分析。但是, 由于阈值法是根据应变数据统计特征的变化来间接检测疲劳裂纹的, 因此若存在任何其他因素, 改变了数据统计特征, 阈值法

都可能将其误判为结构疲劳破坏。

为了解决该问题,本文提出了分段线性回归法。该方法通过构造合适的回归模型 $x_i = f(t_i, \boldsymbol{\theta}) + \varepsilon_i$, 从而根据参数估计值 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 判断飞机结构的疲劳状态。

3.1 回归模型设计及其参数估计

根据图2所示结构应变的典型变化历程,本文设计了如下回归模型:

$$x_i = f(t_i, \boldsymbol{\theta}) + \varepsilon_i = \beta_0 + \frac{\beta_1}{\theta} \ln[e^{\theta(t_i - t_0)} + 1] + \varepsilon_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (7)$$

其中: t_i 为时间; x_i 为 t_i 时的实测应变; $\boldsymbol{\theta} = [\beta_0 \ \beta_1 \ t_0]^T$ 为待估计的未知参数向量; β_0 为结构破坏前的应变; β_1 为结构破坏后的应变变化率; t_0 为结构破坏的时间; ε_i 为随机误差项; $\theta > 0$, 为一任意大的正实数; n 为应变数据的个数。

考虑到数据采样间隔不等,本文通过最小化残差 ε_i 的加权平方和

$$S(\boldsymbol{\theta}) = \mathbf{F}^T \mathbf{A} \mathbf{F} \quad (8)$$

来对 $\boldsymbol{\theta}$ 进行估计。其中

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln[e^{\theta(t_1 - t_0)} + 1] \\ x_2 - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln[e^{\theta(t_2 - t_0)} + 1] \\ \vdots \\ x_n - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln[e^{\theta(t_n - t_0)} + 1] \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} t_2 - t_1 & & & & \\ & \frac{1}{2}(t_3 - t_1) & & & \\ & & \frac{1}{2}(t_4 - t_2) & & \\ & & & \vdots & \\ & & & & \frac{1}{2}(t_n - t_{n-2}) \\ & & & & & t_n - t_{n-1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

3.2 L-M 算法求解非线性最小二乘优化问题

对式(8)的最小化属于非线性最小二乘优化问题,因此可采用 L-M 算法对 $\boldsymbol{\theta}$ 进行估计^[6]。具体的算法流程如下:

- 1) 初始化阻尼系数 $\lambda > 0$, 增长因子 $\nu > 1$, 误差允许值 $\tau > 0$, 计算权重矩阵 $\mathbf{A}$, 并给定 $\boldsymbol{\theta}$ 的初值 $\boldsymbol{\theta}_0$, 置 $k=0$;
- 2) 计算 $\mathbf{F}(\boldsymbol{\theta}_k)$, $\mathbf{J}_k$, $\mathbf{S}(\boldsymbol{\theta}_k)$;
- 3) 若 $\|\nabla S(\boldsymbol{\theta})|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k}\| = \|2\mathbf{J}_k^T \mathbf{A} \mathbf{F}(\boldsymbol{\theta}_k)\| < \tau$, 则输出 $\boldsymbol{\theta}_k$, 算法结束; 否则转 4);
- 4) 计算 $\boldsymbol{\theta}_{k+1} = \boldsymbol{\theta}_k - (\mathbf{J}_k^T \mathbf{A} \mathbf{J}_k + \lambda \mathbf{I})^{-1} \mathbf{J}_k^T \mathbf{A} \mathbf{F}(\boldsymbol{\theta}_k)$, 并计算 $\mathbf{S}(\boldsymbol{\theta}_{k+1})$;
- 5) 若 $S(\boldsymbol{\theta}_{k+1}) < S(\boldsymbol{\theta}_k)$, 则令 $\lambda = \lambda/\nu$, 更新 $\boldsymbol{\theta}_{k+1}$, 令 $k=k+1$, 转 2); 否则令 $\lambda = \lambda \cdot \nu$, 转 4)。

其中: λ 、 ν 、 τ 皆为算法参数, 可酌情取值; $\mathbf{I}$ 为单位矩阵;

$\mathbf{J}_k$ 为 $\mathbf{F}$ 的雅可比矩阵 $\mathbf{J}$ 在 $\boldsymbol{\theta}_k$ 处的取值。考虑到 $\boldsymbol{\theta}$ 可任意大, 因此有

$$\begin{cases} \mathbf{J}_k = \begin{bmatrix} \frac{d\varepsilon_1}{d\boldsymbol{\theta}}|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} & \frac{d\varepsilon_2}{d\boldsymbol{\theta}}|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} & \cdots & \frac{d\varepsilon_n}{d\boldsymbol{\theta}}|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{F}(\boldsymbol{\theta}_k) = [\varepsilon_1|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} \ \varepsilon_2|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} \ \cdots \ \varepsilon_n|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k}]^T \end{cases} \quad (11)$$

其中:

$$\frac{d\varepsilon_i}{d\boldsymbol{\theta}}|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} \approx \begin{cases} [-1 \ t_{0,k} - t_i \ \beta_{1,k}]^T, & t_{0,k} < t_i \\ [-1 \ 0 \ \frac{\beta_{1,k}}{2}]^T, & t_{0,k} = t_i \\ [-1 \ 0 \ 0]^T, & t_{0,k} > t_i \end{cases} \quad (12)$$

$$\varepsilon_i|_{\boldsymbol{\theta}=\boldsymbol{\theta}_k} \approx \begin{cases} x_i - \beta_{0,k} - \beta_{1,k}(t_i - t_{0,k}), & t_{0,k} < t_i \\ x_i - \beta_{0,k}, & t_{0,k} \geq t_i \end{cases} \quad (13)$$

3.3 根据回归参数估计值进行疲劳损伤判断

当飞机结构发生疲劳破坏时, 结构所载荷越大, 其响应应变的变化率也越大。基于这种考虑, 定义应变的相对变化率 ω 为 $\omega = \hat{\beta}_1/\hat{\beta}_0$ 。可将回归过程中得到的相对变化率 ω 同某个预设值 $\omega_m > 0$ 进行比较, 若 $|\omega| > \omega_m$, 则认为结构发生了疲劳破坏。

4 示例与分析

图4为 JSZ41-0003 号测量通道测得的 70604 号载荷工况下的应变数据及其分析结果示意图, 表1为阈值法的详细分析结果, 表2为分段线性回归法的详细分析结果。由图表可知, 两种方法都判定结构发生了疲劳破坏。经过进一步检测, 在应变传感器布设区域确实发现了疲劳裂纹。由此可见, 当飞机结构发生疲劳破坏时, 两种方法都能够准确进行判别。

图5为 JSZ30-0009 号测量通道测得的 8017 号载荷工况下的应变数据及其分析结果示意图。对于该组实测应变数据, 阈值法判定结构发生了疲劳破坏, 而分段线性回归法则不然。经过进一步检测, 在应变传感器布设区域并未发现疲劳裂纹, 阈值法产生了误判。这是因为该组应变数据的均值存在较大波动, 阈值法误将这类统计特征变化当作结构疲劳破坏, 而分段线性回归法则不存在这类问题。因此, 分段线性回归法在裂纹检测的准确性方面更有优势。

由于分段线性回归法的计算过程相对复杂, 其效率低于阈值法。表3为两种方法的计算用时表。可见, 分段线性回归法的计算用时高于阈值法, 因此不适合直接应用于大量实测应变数据的分析计算中。为了兼顾分析算法的准确性和效率, 在进行数据分析时, 先采用阈值法初步判断。若阈值法判定结构发生破坏, 为了排除误判的可能性, 再采用分段线性回归法做进一步判断。若两种方法都判定结构产生破坏, 便认为结构确实存在疲劳裂纹。

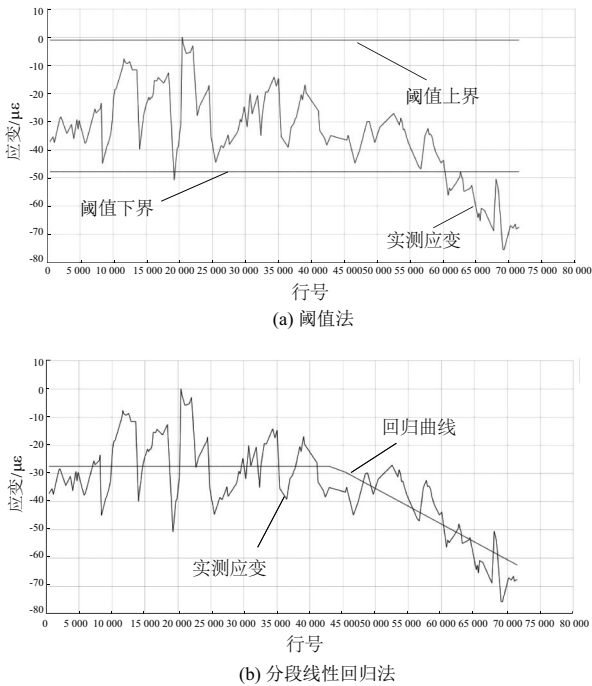


图4 JSZ41-0003_70604 实测应变数据及分析结果

表1 JSZ41-0003_70604 实测应变数据的阈值法分析结果

预设参数		分析结果		
ξ	α	$\gamma_m/\%$	$\gamma/\%$	是否产生裂纹
2	0.05	7.6	19.2	是

表2 JSZ41-0003_70604 实测应变数据的分段线性回归法分析结果

预设参数	分析结果				
ω_m	$\hat{\beta}_0$	$\hat{\beta}_1$	$\hat{t}_0$	$ \omega $	是否产生裂纹
1×10^{-5}	-26.50	-1.221×10^{-3}	41 944	4.597×10^{-5}	是

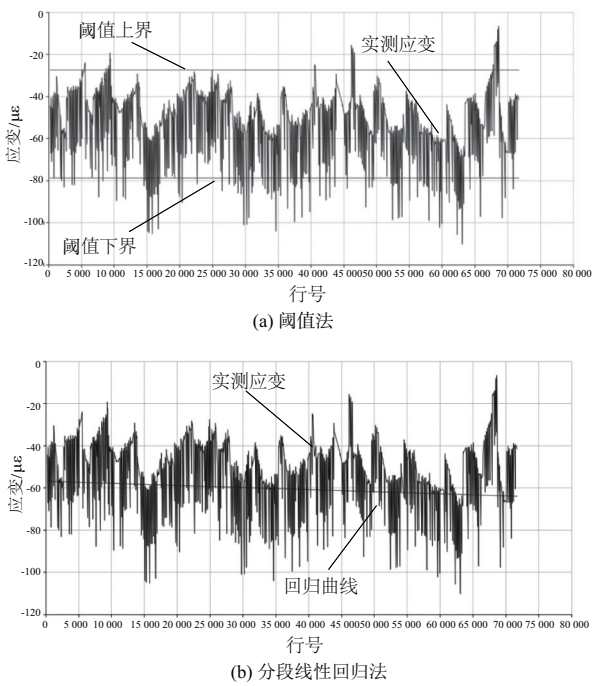


图5 JSZ30-0009_8017 实测应变数据及分析结果

表3 两种方法计算用时表 单位: μs

方法	数据个数					
	100	200	300	400	500	600
阈值法	3	7	11	16	19	22
分段线性回归法	3 765	4 362	6 121	8 344	9 756	11 830

5 全机疲劳试验数据分析系统的实现

为了兼顾系统的准确性和效率,本文将阈值法与分段线性回归法相结合,设计了如图6所示的裂纹检测算法。

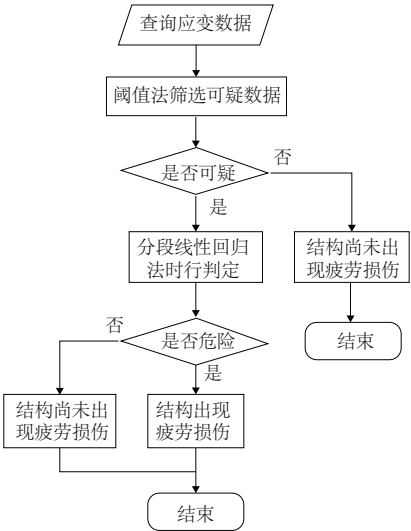


图6 裂纹检测算法流程图

在此基础上,本文开发了全机疲劳试验数据分析系统。系统在结构上可分为数据层、逻辑层和交互层。其中,数据层负责对系统内的所有数据进行管理,并为逻辑层提供服务;逻辑层负责按照系统的功能需求实现对数据层数据的操作,并为交互层提供服务;交互层负责接收用户的需求,并将逻辑层的处理结果反馈给用户,实现用户与系统的人机交互^[7]。系统的主要功能包括:1)工程项目管理;2)试验数据管理;3)试验数据查询;4)试验数据分析计算;5)日志和故障管理。图7为系统总体结构。

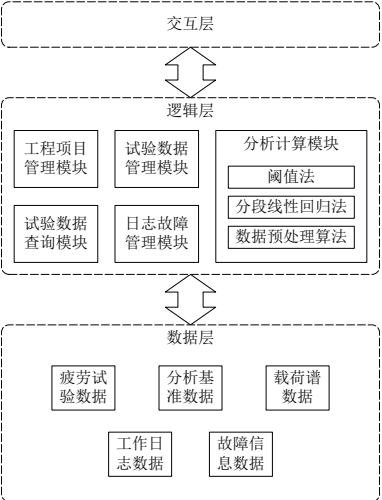


图7 软件系统总体结构

6 结语

本文提出了一种基于分段线性回归的裂纹检测算法,通过建立回归模型并对模型参数进行估计,实现了对飞机结构疲劳裂纹的准确检测。通过实例分析,该方法的准确性得到了验证。同时,针对大量的实测应变数据,为了兼顾算法的效率,本文将分段线性回归法与阈值法相结合,并在此基础上开发了全机疲劳试验数据分析系统,取得了良好的实际效果。

参考文献:

- [1] 冀美珊,代月松,刘璐. 飞机静力/疲劳试验技术分析[J]. 科技创新与应用,2019(6):149-150.
- [2] 安刚,王晓鑫,杜振华. 应变测量数据在全尺寸飞机结构疲劳试验裂纹检测中的应用[J]. 强度与环境,2012,39(2):

14-19.

- [3] 钟贵勇. 基于实测应变的飞机结构损伤自动监测[C]//探索创新 交流——第六届中国航空学会青年科技论坛论文集,沈阳:2014:710-715.
- [4] 潘绍振,钟贵勇,刘小冬. 全机疲劳试验中结构损伤的预判方法[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集,北京:2017:74-78.
- [5] 盛骤,谢式千,潘承毅. 概率论与数理统计[M]. 4版. 北京:高等教育出版社,2008:59-312.
- [6] 王炳萱. LM 优化算法和神经网络预测控制在非线性系统中的研究[D]. 太原:太原理工大学,2016.
- [7] 刘利军,强建波,彭金龙. 横剪生产线控制及信息管理系统设计与实现[J]. 机械制造与自动化,2019,48(4):142-144,155.

收稿日期:2020-02-10

(上接第 232 页)

的疵病边缘不够完整,本文算法对每个疵病局部窗口选取最佳分割阈值,能很好地实现疵病边缘的精确提取。

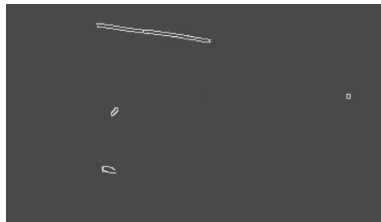


图 11 Canny 边缘检测结果

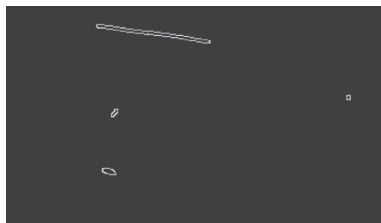


图 12 局部窗口阈值的 Canny 边缘检测结果

4 结语

本文针对树脂镜片表面疵病缺陷检测中的效率和分割准确性的问题进行了研究。设计了一种改进的快速 Hough 圆检测方法获取镜片图像感兴趣区域,选择混合滤波消除脉冲噪声和高斯噪声。同时提出基于局部窗口阈值的改进 Canny 边缘检测算法,对预处理后的疵病图像划分局部窗口,在局部窗口内选择最佳阈值以完成边缘的精确提取,获得的疵病边界清晰准确。本文在镜片视觉检测算法的效率和准确性两方面进行了优化,满足镜片疵病自动化检测的需求。

参考文献:

- [1] 张翠芳,林眉德,王惠平. 镜片表面瑕疵自动化检测趋势展望[J]. 中国眼镜科技杂志,2015(9):133-134.
- [2] LI L, LIU D, CAO P, et al. Automated discrimination between digs and dust particles on optical surfaces with dark-field scattering microscopy[J]. Applied Optics, 2014, 53(23):5131-5140.
- [3] 张家伟. 光学表面疵病检测系统及图像处理技术研究[D]. 南京:南京理工大学,2016.
- [4] LIU J, MIAO E L, SUI Y X, et al. Phase only pupil filter design using zernike polynomials[J]. Journal of the Optical Society of Korea, 2016, 20(1):101-106.
- [5] 姚红兵,马桂殿,沈宝国,等. 基于图像处理技术的树脂镜片瑕疵分类特征研究[J]. 光电子激光, 2014, 25(2):330-335.
- [6] 姚红兵,李良湾,平洁,等. 基于数字图像处理技术的树脂眼镜镜片缺陷检测研究[J]. 应用光学,2013,34(3):442-446.
- [7] 张庆海. 基于 HALCON 的光学镜片瑕疵分析系统的开发[J]. 南京工业职业技术学院学报,2015,15(2):11-14.
- [8] 王武,叶明,陆永华. 基于机器视觉的手机壳表面划痕缺陷检测[J]. 机械制造与自动化,2019,48(1):160-163,189.
- [9] 戴名奎,徐德衍. 光学元件的疵病检验与研究现状[J]. 光学仪器,1996,18(3):33-36.
- [10] XU L, OJA E, KULTANEN P. A new curve detection method: randomized hough transform (RHT)[J]. Pattern Recognition Letters, 1990, 11(5):331-338.
- [11] 方先成. 两种新型高斯-椒盐混合噪声去噪方法[D]. 长春:吉林大学,2013.
- [12] MCILHAGGA W. The canny edge detector revisited[J]. International Journal of Computer Vision, 2011, 91(3):251-261.
- [13] 段军,张博. 改进的 Canny 算子边缘检测算法研究[J]. 软件导刊,2018,17(10):68-71.

收稿日期:2020-03-03