

DOI: 10.13382/j.jemi.B2104728

基于 Lamb 波能量和飞行时间的碳纤维复合材料 疲劳损伤成像*

王丹宏^{1,2} 叶波^{1,2} 段启明^{1,2} 韦春桃^{1,2} 石筱筱^{1,2}

(1. 昆明理工大学信息工程与自动化学院 昆明 650500; 2. 昆明理工大学云南省人工智能重点实验室 昆明 650500)

摘要: 碳纤维复合材料被广泛应用于航空航天等高新技术领域,其在服役过程中会产生疲劳损伤,埋下安全隐患,因此需要对其健康状况进行监测,利用损伤概率成像算法能够得到直观反映结构健康状况的图像,但传统的损伤概率成像算法在无损伤区域的损伤概率高,难以准确定位损伤,针对以上问题,提出基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法。将待测区域均匀划分成 N 个像素点,计算每条通道的 Lamb 波能量与飞行时间损伤因子,确定各通道损伤因子影响区域的概率值并叠加,得到每个像素点的损伤概率并成像。实验结果表明,与目前常用的基于能量损伤因子和互相关损伤因子的损伤概率成像算法进行对比,提出的方法能够直观地反映碳纤维复合材料缺陷情况,并且识别效果更优,成像误差显著减小,误差 *error* 分别降低了 4.420、2.117、2.055 和 4.732、2.380、2.647,能够更准确地识别缺陷,有效地保障碳纤维复合材料结构的安全应用。

关键词: 碳纤维复合材料; Lamb 波; 能量; 飞行时间; 损伤

中图分类号: V214.8; TP206+.1 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4020

Imaging of fatigue damage for carbon fiber reinforced polymer based on Lamb wave energy and time-of-flight

Wang Danhong^{1,2} Ye Bo^{1,2} Duan Qiming^{1,2} Wei Chuntao^{1,2} Shi Xiaoxiao^{1,2}

(1. Faculty of Information Engineering and Automation, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China;

2. Yunnan Key Laboratory of Artificial Intelligence, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China)

Abstract: Carbon fiber reinforced polymer is widely used in high-tech fields such as aerospace, fatigue damage will occur during service, it will bury potential safety hazards. Therefore, its health needs to be monitored, and damage probability imaging algorithms can be used to intuitively reflect structural health. However, the traditional damage probability imaging algorithms have a high damage probability in the non-damaged area and it is difficult to accurately locate the damage. In view of the above problems, a damage probability imaging algorithm based on Lamb wave energy and time of flight is proposed. The area measured is evenly divided into N pixels, calculate the Lamb wave energy and time of flight damage factor of each channel, determine and superimpose the probability value in the affected area of each channel damage factor, and obtain the damage probability of each pixel and image it. The experimental results show that compared with the frequently-used damage probability imaging algorithms based on energy damage factor and cross-correlation damage factor, the proposed method can intuitively reflect the defects of carbon fiber reinforced polymer, and the recognition effect is better, the imaging error is significantly reduced, the *error* is reduced by 4.420, 2.117, 2.055 and 4.732, 2.380, 2.647 respectively, which can identify defects more accurately and guarantee the safe application of carbon fiber reinforced polymer structure effectively.

Keywords: carbon fiber reinforced polymer; Lamb wave; energy; time of flight; damage

0 引言

碳纤维复合材料具有耐高温、高比模量、高比强度、结构稳定等优异性能,其结构具有可设计性,能够作为承力结构材料使用,被广泛应用于国防军工和航空航天等领域^[1-3]。碳纤维复合材料在长期服役过程中会产生疲劳损伤,随着服役时长的增加和载荷程度的加剧,疲劳损伤逐渐扩大,直至断裂,有造成严重的经济损失甚至人员伤亡的风险,因此,实时监测碳纤维复合材料结构的疲劳损伤状况至关重要^[4-5]。在碳纤维复合材料结构健康监测中,利用损伤成像的方法可直观得到碳纤维复合材料缺陷的位置和大小。

常见的损伤成像方法有稀疏重建成像方法^[6]、全聚焦成像方法^[7]、时间反转成像方法^[8]、损伤概率成像方法^[9]等。除损伤概率成像方法外,以上方法在对损伤进行成像时,大多需要提取精确的传播速度,但碳纤维复合材料具有各向异性的特点,在材料内部传播的 Lamb 波具有多模态的性质,这些特性会导致提取损伤波速信息的难度增加,降低成像质量,难以准确识别疲劳损伤区域。损伤概率成像算法通过比较有损伤信号和基准信号之间的差异,计算得到待测区域的损伤概率并成像进而实现对损伤的识别与定位,此算法对信号质量要求较低,不要求提取精确的传播速度,不受导波波速影响^[10],成像速度较快,具有较强的实用性和较好的发展前景^[11]。

近年来学者们使用损伤成像方法对复合材料损伤情况进行了研究并改进了损伤概率成像算法。2013 年孙虎等^[12]结合分形维数的思想,改进了损伤概率成像方法对碳纤维复合材料损伤成像效果。王强等^[13]将损伤概率思想与时间反转聚焦原理结合,提出了一种能够在不需要基准信号的情况下,得到待测区域损伤图像的损伤概率成像方法。2018 年,刘国强等^[11]利用损伤到激励-传感直达路径的相对距离与损伤因子的关系,改进了传统损伤概率算法的分布函数。以上研究分别在提高损伤因子灵敏度和改进分布函数等方面对损伤概率成像算法进行了改进,但成像结果中仍存在通过计算得到的无损区域的损伤概率较高的情况。

针对上述问题,将碳纤维复合材料在有损伤情况下传感器接收的实时监测信号和基准信号做相关变换,并与损伤散射信号和基准信号的飞行时间差的归一化结果的乘积作为损伤因子,提出一种基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法,采集传感器实时在线监测到的信号并提取特征进行成像,实现对碳纤维复合材料疲劳损伤的实时监测,提高损伤因子在损伤区域的灵敏度,减少结构健康区域的损伤概率较高的情况,使计算出

的损伤概率更符合实际损伤的分布情况,直观地对碳纤维复合材料结构中的疲劳损伤进行成像。利用美国斯坦福大学结构与复合材料实验室和美国航空航天局艾姆斯研究中心合作进行的 CFRP 疲劳老化实验数据集^[14]进行实验验证。

1 损伤概率成像的基本原理

损伤概率成像方法原理如下:通过比较有损伤信号和基准信号之间的差异,计算得到激励-传感通道的损伤因子,并将通道损伤因子影响区域的损伤概率值进行叠加并成像进而实现对损伤的识别与定位,损伤概率值越大的区域,越可能存在损伤^[15-16]。

损伤概率成像算法过程如下:将压电传感网络监测范围内的待测区域均匀地划分成 N 个像素点,计算各激励-传感通道对应的损伤因子,确定各通道损伤因子影响区域的损伤概率并以各像素点为单位叠加,得到每个像素点的损伤概率,再映射为像素值并成像。

一般认为,成像结果中损伤概率大的区域的位置和大小即为损伤存在的位置和大小,某区域的损伤概率越大,这片区域越可能存在损伤。若区域中有 M 条激励-传感通道,则每个像素点的损伤概率值如式(1)所示^[11]。

$$P(x, y) = \sum_{i=1}^M f_i \cdot W_i [R_i(x, y)] \quad (1)$$

式中: f_i 为损伤因子, $W_i [R_i(x, y)]$ 为权重分布函数,其表达式如式(2)所示。

$$W_i [R_i(x, y)] = \begin{cases} 1 - \frac{R_i(x, y)}{\alpha}, & R_i(x, y) < \alpha \\ 0, & R_i(x, y) \geq \alpha \end{cases} \quad (2)$$

式中: α 是控制椭圆分布影响区域的参数, $R_i(x, y)$ 为损伤区域像素点到激励-传感直达路径的相对距离,其表达式如式(3)所示。

$$R_i(x, y) = \frac{\sqrt{(x_{ai} - x)^2 + (y_{ai} - y)^2} + \sqrt{(x_{si} - x)^2 + (y_{si} - y)^2}}{\sqrt{(x_{ai} - x_{si})^2 + (y_{ai} - y_{si})^2}} - 1 \quad (3)$$

式中: $R_i(x, y)$ 表示的是图 1 中坐标为 (x, y) 的损伤区域像素点,到坐标为 (x_{ai}, y_{ai}) 的激励器 A 与坐标为 (x_{si}, y_{si}) 的传感器 B 的距离之和,并与激励器 A (x_{ai}, y_{ai}) 到传感器 B (x_{si}, y_{si}) 的直达路径距离做差,再与激励器 A (x_{ai}, y_{ai}) 到传感器 B (x_{si}, y_{si}) 的直达路径距离求比值。损伤概率成像相对距离示意图如图 1 所示。

目前,常见的损伤因子有能量损伤因子和互相关损伤因子。第 i 条通道对应的能量损伤因子的计算公式如式(4)所示。

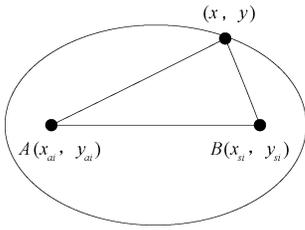


图1 损伤概率成像相对距离示意图

Fig.1 Schematic diagram of relative distance of damage probability imaging

$$f_{Ei} = \left[\frac{\int_{t_b}^{t_e} (d_i^2(t) + \hat{d}_i^2(t))}{\int_{t_b}^{t_e} (b_i^2(t) + \hat{b}_i^2(t))} \right]^{0.5} \quad (4)$$

式中： t_b 为开始积分的时刻； t_e 为结束积分的时刻； $b_i(t)$ 为第 i 条激励-传感通道的基准信号； $c_i(t)$ 为第 i 条激励-传感通道的实时监测信号； $d_i(t) = c_i(t) - b_i(t)$ 为第 i 条激励-传感通道包含待测结构损伤信息的信号； $\hat{d}_i(t)$ 为信号 $d_i(t)$ 的 Hilbert 变换； $\hat{b}_i(t)$ 为信号 $b_i(t)$ 的 Hilbert 变换。

第 i 条通道对应的互相关损伤因子的计算公式如式(5)所示。

$$f_{Ci} = 1 - \rho_{bi,ci} = 1 - \frac{C_{bi,ci}}{\sigma_{bi}\sigma_{ci}} \quad (5)$$

式中： $\rho_{bi,ci}$ 是 $b_i(t)$ 和 $c_i(t)$ 的互相关系数； $C_{bi,ci}$ 是 $b_i(t)$ 和 $c_i(t)$ 的协方差； σ_{bi} 和 σ_{ci} 分别是 $b_i(t)$ 和 $c_i(t)$ 的标准偏差。

基于能量损伤因子和互相关损伤因子的损伤概率成像方法虽然能够实现对待测结构中损伤的定位,但其计算出的无损伤区域的损伤概率较高,算法对损伤定位准确度较差,对损伤大小的识别精度不高。

2 基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像方法

2.1 基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子

为了改善已有损伤概率成像算法普遍存在的计算出的无损伤区域的损伤概率较高的情况,提出一种基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法。典型的损伤概率成像算法有基于能量损伤因子的损伤概率成像算法和基于互相关损伤因子的损伤概率成像算法,前者与和疲劳损伤程度有一定关系的信号幅值(能量)有关,对疲劳损伤情况进行成像;后者与在线监测信号和基准信号的相位差有关,对疲劳损伤情况进行成像。本文提

出的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法,将与疲劳损伤程度有一定关系的包含损伤信息的 Lamb 波飞行时间与能量损伤因子结合构成损伤因子,将碳纤维复合材料在有损伤情况下传感器接收的实时监测信号和基准信号做相关变换,并与信号的飞行时间差的归一化结果的乘积作为损伤因子。随着碳纤维复合材料疲劳损伤的扩展,传感器实时采集到的包含损伤信息的 Lamb 波信号也发生变化,提取基准信号和包含损伤信息的 Lamb 波信号的飞行时间与能量损伤因子结合构成损伤因子,对碳纤维复合材料当下的损伤情况进行成像,实现对碳纤维复合材料疲劳损伤产生初期、扩展过程和扩展后期的损伤情况实时监测。

根据上述原理,提出第 i 条通道对应的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子的表达式如式(6)所示。

$$f_{ETi} = \left(\frac{t_{test} - t_{baseline}}{t_{baseline}} \right) \cdot \left| \frac{\int_{t_b}^{t_e} (d_i(t) + \hat{d}_i(t)) - \int_{t_b}^{t_e} (b_i(t) + \hat{b}_i(t))}{\int_{t_b}^{t_e} (b_i(t) + \hat{b}_i(t))} \right| \quad (6)$$

式中： $\int_{t_b}^{t_e} (d_i(t) + \hat{d}_i(t))$ 、 $\int_{t_b}^{t_e} (b_i(t) + \hat{b}_i(t))$ 与式(4)能量损伤因子中变量和参数的含义相同, t_{test} 是有损伤情况下 Lamb 波信号的飞行时间, $t_{baseline}$ 是基准情况下 Lamb 波信号的飞行时间。

2.2 基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像方法

方法流程如图 2 所示,方法步骤与损伤概率算法流程相似,不同于之处为图 2 中的第 2 个步骤:计算各激励-传感通道对应的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子。

此方法计算公式如式(7)所示。

$$P(x, y) = \sum_{i=1}^M f_{ETi} \cdot W_i [R_i(x, y)] \quad (7)$$

式中： f_{ETi} 是第 i 条激励-传感通道基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子, $W_i [R_i(x, y)]$ 为损伤概率分布函数,其表达式如式(2)所示。

3 实验及结果

3.1 碳纤维复合材料疲劳老化实验

美国斯坦福大学结构与复合材料实验室和美国航空航天局艾姆斯研究中心合作开展了 CFRP 疲劳老化实验。实验设备包含 MTS 疲劳试验机、Acellent 公司生产的数据采集系统 Scan Genie、SMART Layer[®] 传感器、导线、粘接剂。疲劳老化实验的试件为 3 块分别是 $[0_2/90_4]_s$ 、 $[0/90_2/45/-45/90]_s$ 、 $[90_2/45/-45]_2s$ 三种对称

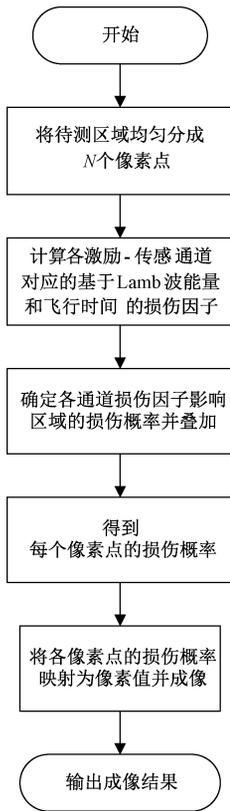


图 2 基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像方法流程
 Fig. 2 Flow chart of damage probability imaging method based on Lamb wave energy and time of flight

铺层结构的长为 25.4 cm, 宽为 15.24 cm 的狗骨形 Torayca T700 G 单向碳预浸料, 如图 4(b) 所示, 其一侧边缘有一个长为 19.3 mm, 宽为 5.08 mm 的用于诱导应力集中的缺口。在单向碳预浸料两端平行布置两组由 Acellent 公司生产的 SMART Layer® 传感器, 6 个传感器为一组, 1~6 号传感器用作激励器, 7~12 号传感器用作接收器。实验过程中, 1~6 号激励器轮流加载激励产生 Lamb 波信号, 7~12 号接收器接收碳纤维复合材料无损情况下的基准信号, 形成 $6 \times 6 = 36$ 条激励-传感通道, 每条通道都由激励器在 150、200、250、300、350、400、450 kHz, 7 个不同中心频率下激励, 采样频率为 1.2 MHz, 激励信号的平均输入电压为 50 V, 增益为 20 dB, 采样点数为 2 000。在频率为 5.0 Hz, 应力比为 0.14 的循环载荷控制回路下, 使用 MTS 疲劳试验机按照 ASTM 标准 D3039 和 D3479 对这 3 块单向碳预浸料进行拉伸疲劳试验, 随着拉伸疲劳试验的疲劳循环次数的增加, 碳纤维复合材料板产生疲劳损伤并不断扩展, 7~12 号传感器实时采集包含碳纤维复合材料损伤信息的 Lamb 波信号。由于碳纤维复合材料结构复杂, 在结构上呈现出层状形态, 其内部疲劳损伤情况无法通过外部观察得到, X 射线照相法能够揭示被测试件内部损伤信息,

因此将被测试件用染料渗透剂处理以增强 X 射线的吸收, 每隔一定的疲劳循环次数对其进行 X 射线照相, 以 X 射线照片作为疲劳损伤真实位置和大小参考。实际的实验场景如图 3 所示。

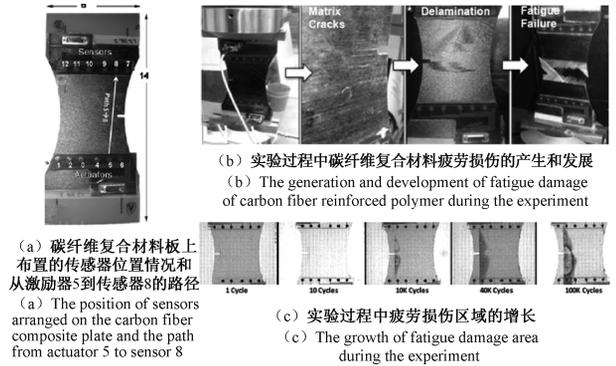


图 3 碳纤维复合材料疲劳老化实验实际的实验场景
 Fig. 3 Actual experimental scenario of fatigue aging experiment of carbon fiber reinforced polymer

疲劳老化实验对象的示意图和实物图如图 4 所示。

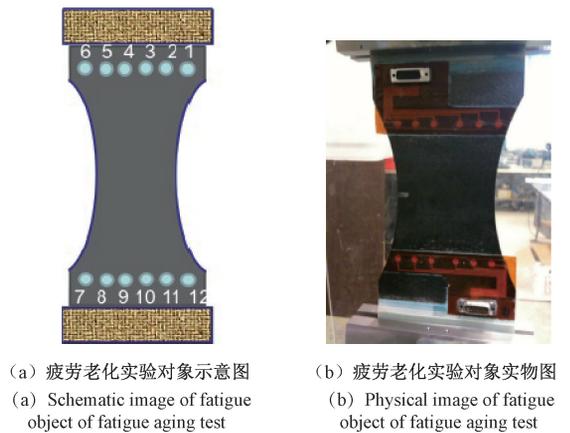


图 4 疲劳老化实验对象
 Fig. 4 Object of fatigue aging test

选取中心频率为 300 kHz, 输入电压为 50 V, 增益为 20 dB 时, 拉伸疲劳实验的疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力, 疲劳循环次数为 40 000、不加载荷但夹紧试样, 疲劳循环次数为 70 000、不加载荷但夹紧试样, 3 种工况下采集到的铺层方式为 $[0_2/90_4]_s$ 的碳纤维复合材料的相关数据和基线数据来开展碳纤维复合材料疲劳损伤成像实验。

3.2 碳纤维复合材料疲劳损伤成像实验

利用信号和基线信号的飞行时间与能量损伤因子结合构成本文提出的损伤因子, 对碳纤维复合材料的结构损伤情况成像。

基于上述情况下的数据信息, 以图 4(b) 中实物图的

左下角作为坐标原点,下底边方向作为 x 轴,左侧边方向作为 y 轴,建立直角坐标系。根据面积,将被测区域划分成 $600 \times 360 = 216\ 000$ 个像素点;分别计算在上述 3 种情况下铺层方式为 $[0_2/90_4]_s$ 的碳纤维复合材料板的 36 条激励-传感通道的能量损伤因子值、互相关损伤因子值和基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子值;计算每个像素点在 36 条通道损伤因子影响区域的损伤概率并叠加,求出每个像素点的损伤概率并映射成像素值成像。

以拉伸疲劳实验的疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力的情况为例,图 5、6、7 分别为此工况下,36 条激励-传感通道的能量损伤因子值、互相关损伤因子值和基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子值。

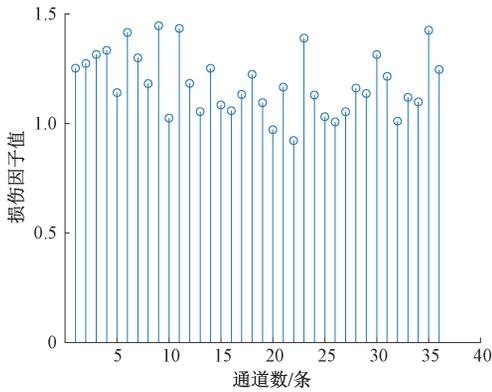


图 5 循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力时, 36 条通道的能量损伤因子 f_E 值

Fig. 5 At cycle = 10 000, load = 4 kips, the values energy damage factor f_E of the 36 channels

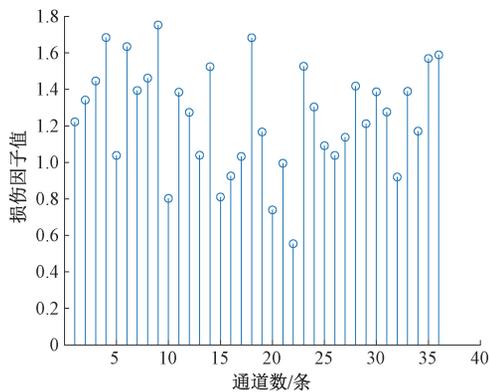


图 6 循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力时, 36 条通道的互相关损伤因子 f_C 值

Fig. 6 At cycle = 10 000, load = 4 kips, the values cross-correlation damage factor f_C of the 36 channels

从图 5、6、7 可以看出,36 条通道中多数通道的能量损伤因子值和互相关损伤因子值的大小较为相近,相比

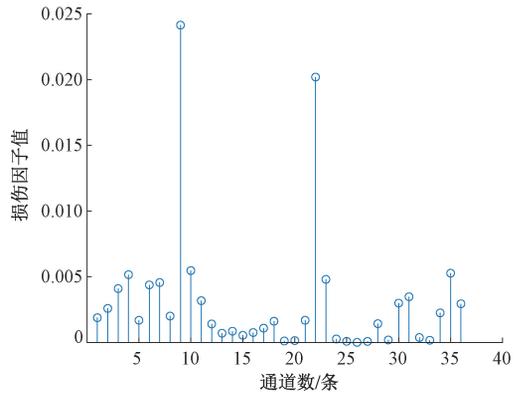


图 7 循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力时,36 条通道的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子 f_{ET} 值

Fig. 7 At cycle = 10 000, load = 4 kips, the values damage factor based on Lamb wave energy and time of flight f_{ET} of the 36 channels

这两种损伤因子,本文提出的损伤因子对损伤的灵敏度更高,能更好地区分有损伤区域和无损伤区域。

3.3 实验结果

图 8、9、10 分别为在拉伸疲劳实验疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力,疲劳循环次数为 40 000、不加载荷但夹紧试样,疲劳循环次数为 70 000、不加载荷但夹紧试样 3 种工况下,基于能量损伤因子、互相关损伤因子、Lamb 波能量和飞行时间损伤因子的损伤概率成像算法对实验选取的碳纤维复合材料成像的结果,损伤概率成像图中在两组传感器之间颜色越深的区域,计算得到的损伤概率值越大,越可能存在损伤。图 11 为上述 3 种工况下同一块碳纤维复合材料板的 X 射线照片,线条圈出区域为实际损伤所在位置。

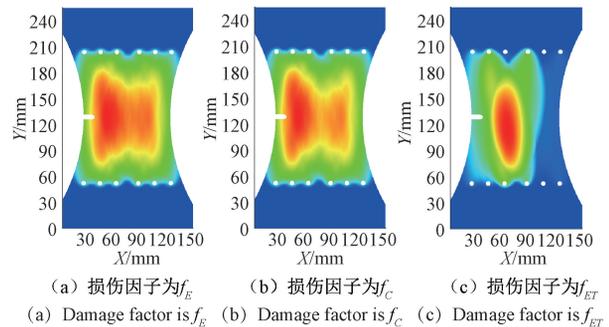


图 8 疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力时, 损伤概率算法成像结果

Fig. 8 When the number of fatigue cycles is 10 000, load is 4 kips, the imaging result of damage probability algorithm

由成像结果和 X 射线照片对比可以看出基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像方法有效地改善了无

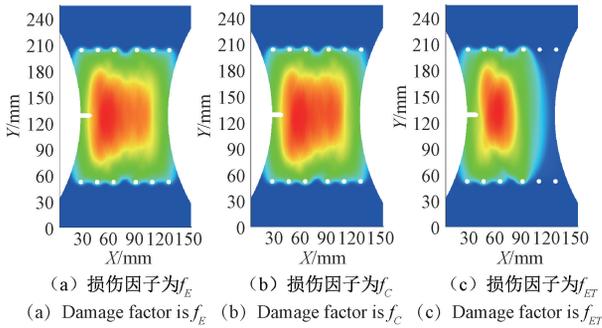


图 9 疲劳循环次数为 40 000、不加载荷但夹紧试样时，损伤概率算法成像结果

Fig. 9 When the number of fatigue cycles is 40 000, and the specimen is clamped without load, the imaging result of damage probability algorithm

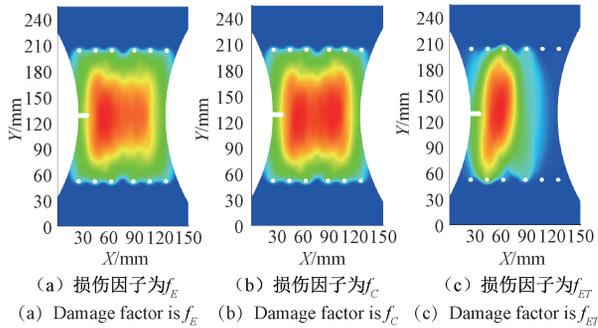


图 10 疲劳循环次数为 70 000、不加载荷但夹紧试样时，损伤概率算法成像结果

Fig. 10 When the number of fatigue cycles is 70 000, and the specimen is clamped without load, the imaging result of damage probability algorithm

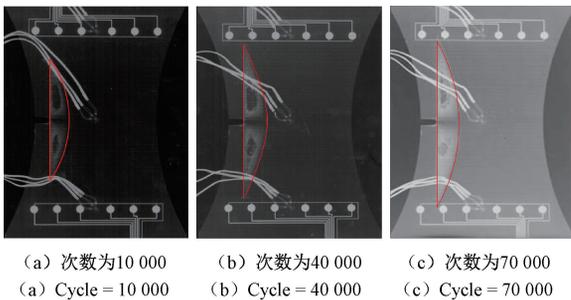


图 11 碳纤维复合材料 X 射线照片

Fig. 11 X-ray pictures of carbon fiber reinforced polymer

损伤区域的损伤概率较高的情况，对损伤大小和损伤位置的识别更准确。

为了更直观地对比基于能量损伤因子、互相关损伤因子、Lamb 波能量和飞行时间损伤因子的损伤概率成像算法对碳纤维复合材料疲劳损伤的成像效果，采用阈值

滤波处理方法分别对图 8、9、10 的成像结果中损伤概率较小的区域进行阈值滤波处理，取成像图中 RGB 值为 (255, 255, 0) 的损伤概率值为阈值，将损伤概率小于阈值的所有像素点的损伤概率值置为 0，大于或等于阈值的所有像素点的损伤概率值保持不变。阈值化处理后的成像结果如图 12、13、14 所示，线条圈出区域为成像损伤所在位置。

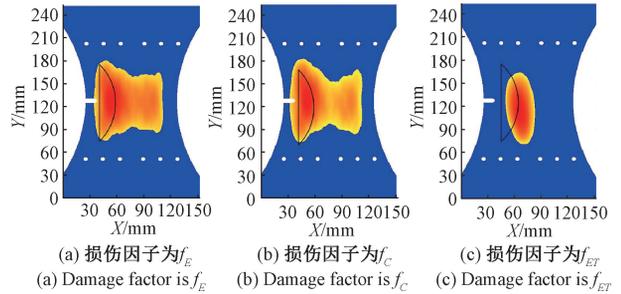


图 12 疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力时，阈值化处理后的成像结果

Fig. 12 When the number of fatigue cycles is 10 000, load is 4 kips, the imaging result after thresholding

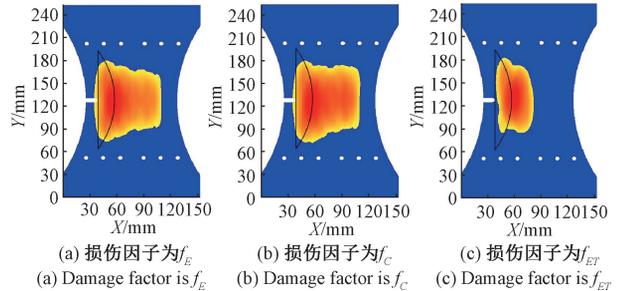


图 13 疲劳循环次数为 40 000、不加载荷但夹紧试样时，阈值化处理后的成像结果

Fig. 13 When the number of fatigue cycles is 40 000, and the specimen is clamped without load, the imaging result after thresholding

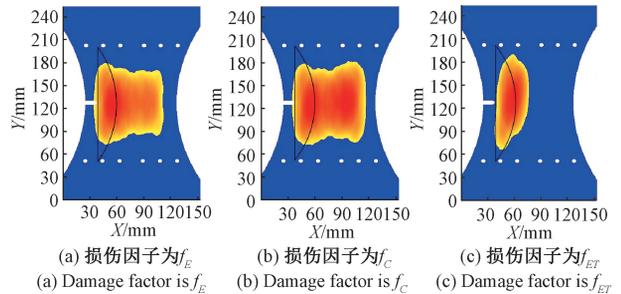


图 14 疲劳循环次数为 70 000、不加载荷但夹紧试样时，阈值化处理后的成像结果

Fig. 14 When the number of fatigue cycles is 70 000, and the specimen is clamped without load, the imaging result after thresholding

使用图像处理软件测量出图 11 中 X 射线照片反映出的在 3 种不同工况下碳纤维复合材料的实际损伤面积;根据阈值化处理后的成像结果,使用 MATLAB 软件求出在 3 种工况下,3 种损伤概率成像算法得到的损伤面积。以实际损伤面积与成像损伤面积的差值 *Difference* 和差值与实际损伤面积的比值 *error* 作为评价指标,在 3 种工况下,碳纤维复合材料的实际损伤面积与 3 种损伤概率成像算法求出的成像损伤面积及其 *Difference*、*error* 值如表 1、2、3 所示,*Difference* 和 *error* 的计算公式如式(8)、(9)所示。

$$Difference = S_{test} - S_{real} \quad (8)$$

$$error = \frac{S_{test} - S_{real}}{S_{real}} \quad (9)$$

其中, S_{test} 为使用损伤概率成像算法求出的碳纤维复合材料损伤面积, S_{real} 为碳纤维复合材料 X 射线照片中的实际损伤面积。

表 1 损伤因子为能量损伤因子 f_E 时
成像损伤面积与实际损伤面积差值分析

Table 1 Analysis of the difference between the imaging damage area and the actual damage area when the damage factor is energy damage factor f_E

能量损伤因子 f_E 循环次数	实际损伤面积 $S_{real}/(\text{cm}^2)$	成像损伤面积 $S_{test}/(\text{cm}^2)$	<i>Difference</i> / (cm^2)	<i>error</i>
10 000	8.24	61.132 5	52.892 5	6.419
40 000	13.77	63.048 3	49.278 3	3.579
70 000	15.82	67.544 7	51.724 7	3.270

表 2 损伤因子为互相关损伤因子 f_C 时
成像损伤面积与实际损伤面积差值分析

Table 2 Analysis of the difference between the imaging damage area and the actual damage area when the damage factor is cross-correlation damage factor f_C

互相关损伤因子 f_C 循环次数	实际损伤面积 $S_{real}/(\text{cm}^2)$	成像损伤面积 $S_{test}/(\text{cm}^2)$	<i>Difference</i> / (cm^2)	<i>error</i>
10 000	8.24	63.706 0	55.466 0	6.731
40 000	13.77	66.679 1	52.909 1	3.842
70 000	15.82	76.921 0	61.101 0	3.862

表 1~3 表明,在碳纤维复合材料疲劳老化实验的疲劳循环次数为 10 000、加载 4 kips 的力,疲劳循环次数为 40 000、不加载荷但夹紧试样,疲劳循环次数为 70 000、不加载荷但夹紧试样,3 种工况下,本文提出的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法对比基于能量损伤因子和互相关损伤因子的损伤概率成像算法,误差 *error* 分别降低了 4.420、2.117、2.055 和 4.732、2.380、

2.647,能更为准确地识别碳纤维复合材料结构中疲劳损伤的位置和大小。

表 3 损伤因子为基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤因子 f_{ET} 时成像损伤面积与实际损伤面积差值分析

Table 3 Analysis of the difference between the imaging damage area and the actual damage area when the damage factor is damage factor based on Lamb wave energy and time of flight f_{ET}

基于 Lamb 波能量 和飞行时间的损伤 因子 f_{ET} 循环次数	实际损伤面积 $S_{real}/(\text{cm}^2)$	成像损伤面积 $S_{test}/(\text{cm}^2)$	<i>Difference</i> / (cm^2)	<i>error</i>
10 000	8.24	24.713 2	16.473 2	1.999
40 000	13.77	33.899 6	20.129 6	1.462
70 000	15.82	35.046 5	19.226 5	1.215

4 结 论

本文提出了一种基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法,用基于能量损伤因子、互相关损伤因子、Lamb 波能量和飞行时间损伤因子的损伤概率成像方法对碳纤维复合材料损伤情况进行成像研究,得到如下结论。

1) 对比利用 3 种损伤概率成像算法对碳纤维复合材料疲劳损伤进行成像实验的结果,相比于上述两种典型的损伤概率成像算法,本文提出的损伤概率成像算法能够更好地实时反映缺陷、达到对碳纤维复合材料损伤进行实时在线准确成像的目的,计算出的损伤概率更符合实际损伤的分布情况,减少结构健康区域的损伤概率较高的情况,提高了损伤概率成像算法对碳纤维复合材料损伤定位的精度,能够有效解决损伤概率成像算法对碳纤维复合材料疲劳损伤成像时无损伤区域的损伤概率高、难以准确定位损伤的问题,可以得到较为准确的疲劳损伤大小和位置信息,提高了对碳纤维复合材料疲劳损伤的识别与定位的准确性。

2) 提出的基于 Lamb 波能量和飞行时间的损伤概率成像算法能够有效地对碳纤维复合材料损伤情况进行成像,更准确地识别了碳纤维复合材料结构中疲劳损伤的位置和大小,能够为在实际工程应用中实现碳纤维复合材料疲劳损伤的实时在线准确识别和定位提供有价值的参考,有助于预防工业生产安全事故的发生。此算法在工程中具有实际可行性。

3) 下一步工作重点是利用本文中成像实验得到的图像对碳纤维复合材料损伤进行分类,进一步推动对碳纤维复合材料结构健康监测的全面发展。

参考文献

- [1] 张慧, 刘玉振, 于露, 等. 复合板缺陷的空耦 Lamb 波扫描仿真与成像研究 [J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(1):150-157.
ZHANG H, LIU Y ZH, YU L, et al. Simulation and imaging of air-coupled Lamb wave scanning for defects detection of composite plates [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(1):150-157.
- [2] 李鹤, 张超, 季宏丽, 等. 基于导波检测的带曲率复合材料板损伤识别技术研究 [J]. 国外电子测量技术, 2019, 38(5):75-80.
LI H, ZHANG CH, JI H L, et al. Damage identification technology of composite plate with curvature based on guided wave detection [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2019, 38(5):75-80.
- [3] 蒋飞, 邱雷. 基于压电导波的结构冲击监测软件设计与实现 [J]. 国外电子测量技术, 2020, 39(4):82-88.
JIANG F, QIU L. Design and implementation of piezoelectric structural impact monitoring software [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2020, 39(4):82-88.
- [4] 杜善义. 先进复合材料与航空航天 [J]. 复合材料学报, 2007, 24(1):1-12.
DU SH Y. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1):1-12.
- [5] 冯勇明, 杨建元, 陈卫东, 等. 基于概率成像的复合材料结构健康监测系统 [J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(3):253-257.
FENG Y M, YANG J Y, CHEN W D, et al. Structural health monitoring system for composite material based on probabilistic damage imaging [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2013, 27(3):253-257.
- [6] 方红, 章权兵, 韦穗. 基于非常稀疏随机投影的图像重建方法 [J]. 计算机工程与应用, 2007, 43(22):25-27.
FANG H, ZHANG Q B, WEI S. Method of image reconstruction based on very sparse random projection [J]. Computer Engineering and Applications, 2007, 43(22):25-27.
- [7] 周雷, 徐桂东. 基于超声逆散射模型的损伤定量成像研究 [J]. 电子测量技术, 2019, 42(19):1-5.
ZHOU L, XU G D. Research on quantitative imaging of damage based on ultrasonic inverse scattering model [J]. Electronic Measurement Technology, 2019, 42(19):1-5.
- [8] CAI J, SHI L H, YUAN SH F, et al. High spatial resolution imaging for structural health monitoring based on virtual time reversal [J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(5):055018.
- [9] WANG D, YE L, LU Y, et al. Probability of the presence of damage estimated from an active sensor network in a composite panel of multiple stiffeners [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(13):2054-2063.
- [10] 胡宸, 邬冠华, 罗文斌, 等. 噪声环境下空耦超声 Lamb 波铝板扫查成像定量研究 [J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35(5):120-127.
HU CH, WU G H, LUO W B, et al. Study on damage imaging of aluminum plate by air-coupled ultrasonic lamb wave [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2021, 35(5):120-127.
- [11] 刘国强, 肖迎春, 张华, 等. 复合材料加筋壁板损伤识别的概率成像方法 [J]. 复合材料学报, 2018, 35(2):311-319.
LIU G Q, XIAO Y CH, ZHANG H, et al. Probability-based diagnostic imaging for damage identification of stiffened composite panel [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(2):311-319.
- [12] 孙虎, 周丽. 基于分形维数的复合材料结构损伤成像 [J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(2):401-407.
SUN H, ZHOU L. Damage imaging for composite structures based on fractal dimension [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(2):401-407.
- [13] 王强, 严夏君, 陈小惠, 等. 无基准 Lamb 波时间反转损伤概率成像监测方法 [J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(7):1588-1594.
WANG Q, YAN X J, CHEN X H, et al. Baseline free Lamb wave damage probability imaging monitoring method based on time reversal theory [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(7):1588-1594.
- [14] SAXEBA A, GOEBEL K, LARROSA C, et al. CFRP composites dataset [R]. Moffett Field: NASA Ames Research Center, 2008.
- [15] ZHAO X L, GAO H D, ZHANG G F, et al. Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring [J]. Smart Materials and Structures, 2007, 16(4):1208-1217.
- [16] 郭方宇, 袁慎芳, 鲍岫. 基于导波的飞机结构腐蚀损伤监测研究 [J]. 航空制造技术, 2018, 61(7):70-76.
GUO F Y, YUAN SH F, BAO Q. Research on corrosion

damage monitoring of aircraft structure based on guided wave [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2018, 61(7): 70-76.

作者简介



王丹宏, 2018 年于沈阳农业大学获得学士学位, 现为昆明理工大学硕士研究生, 主要研究方向为结构健康监测。

E-mail: 1070934107@ qq. com

Wang Danhong received her B. Sc. degree from Shenyang Agricultural University

in 2018. Now she is a M. Sc. candidate at Kunming University of Science and Technology. Her main research interest includes

structural health monitoring.



叶波(通信作者), 2009 年于浙江大学获得博士学位, 现为昆明理工大学教授, 主要研究方向为工程结构无损检测与评估、结构健康监测、机器学习与智能算法。

E-mail: yeripple@ hotmail. com

Ye Bo received his Ph. D. degree from Zhejiang University in 2009. Now he is a professor at Kunming University of Science and Technology. His main research interests include non-destructive testing and evaluation on engineering structures, structural health monitoring, machine learning and intelligent algorithms.