

风力机叶片主梁初始损伤状态识别方法研究*

周勃¹, 张雪岩², 何赞泽³, 谷艳玲⁴, 孟强⁴

(1. 沈阳工业大学建筑与土木工程学院 沈阳, 110870)

(2. 沈阳工程学院新能源学院 沈阳, 110136)

(3. 湖南大学电气与信息工程学院 长沙, 410082)

(4. 沈阳工业大学机械工程学院 沈阳, 110870)

摘要 为了识别含褶皱缺陷的风力机叶片主梁初始损伤临界状态,在流变学理论的基础上建立了疲劳损伤萌生区域温度场与应力场的定量关系,在已知初始损伤尺寸的条件下推导了初始损伤温度跃变判据,在平面应力假设的条件下推导了损伤萌生的临界声发射幅值和累积声发射数的函数关系。为了验证红外热像(infrared thermography,简称IR)方法识别初始损伤状态的有效性,制作带褶皱的玻璃纤维增强复合(glass fiber reinforced plastic,简称GFRP)材料层合板试件进行疲劳拉伸实验,在不同的应力加载条件下同时采集试件的声发射(acoustic emission,简称AE)信号和IR图。实验结果表明:在损伤萌生时刻,温度判据和声发射累积计数判据的理论值与实测值误差均未超过10%,并对比显微照片和IR图像证明了初始损伤状态特点,说明AE和IR对于初始损伤状态识别具有一致性。该研究为识别GFRP材料初始损伤临界状态提供了一种新的测试方法,也为风力机叶片早期健康检测提供了阈值指标。

关键词 风力机叶片;初始损伤;状态识别;褶皱缺陷;红外热像;声发射

中图分类号 TH878;TK83

引言

风力机叶片主梁多为高强度抗疲劳的GFRP材料,但在服役期内维修和更换的频率非常高^[1]。以往研究忽略了叶片制造是成型和成质同时完成的过程,叶片成型后弥散分布的原生缺陷,在复杂服役条件下容易引起局部应力集中并逐步演化为初始损伤^[2]。初始损伤是一个重要的临界点,既是材料宏观性能劣化的起点,也是裂纹萌生的主因,从初始损伤形成到裂纹萌生是叶片全生命周期中最不确定的时段,识别初始损伤对风力机叶片状态监测、损伤预测、修复阈值和失效报警都具有重要的研究价值。

风力机叶片主梁为多组分复合材料,初始损伤机制呈现不确定性和复杂性,既难定性解释,也难定量识别^[3]。大部分损伤变量不便直接测量,初始损伤形式多样且随机性强,高速相机或灵敏传感器难以识别和捕捉初始损伤发生的临界时刻、形貌、位置和应力值,导致理论和实验研究存在较大误差^[4]。目前,初始损伤状态识别方法主要有:①基于剩余强

度或刚度的渐进损伤有限元模拟方法,因忽略损伤累积的物理性质,故难以解释模拟与实验结果不一致^[5];②数理统计方法缺乏理论基础,难以具有普适性,在开展结构健康监测实际工程时存在一定的偶然性^[6];③基于能量的断裂力学方法假设裂纹萌生、扩展表面是光滑连续的,将损伤萌生的能量释放率与某一临界阈值进行比较来定量识别初始损伤,但难以精确检测疲劳累积释能^[7-8]。

考虑到风力机叶片主梁普遍含有制造缺陷,无法满足连续性假设条件,流变学理论在断裂力学的基础上结合连续流变与不连续条件,采用温度场定义缺陷应力场,利用热波传播机理来量化初始损伤萌生的动态过程^[9]。IR是一种非接触、直观的无损检测技术,已广泛用于裂纹检测和智慧工厂实际工程中^[10]。AE可反映材料内部塑性变形、微观开裂、宏观扩展和断裂失效的能量释放现象,表征疲劳循环中不可逆的损伤累积特征^[11-12]。本研究制作了带褶皱缺陷的叶片主梁GFRP材料层合板试件,在不同的应力加载条件下进行疲劳拉伸实验来模拟真实

* 国家自然科学基金面上资助项目(52175105);辽宁省教育厅高等学校基本科研资助项目(JYTMS20231218);沈阳市科技资助项目(23-407-3-21)

收稿日期:2023-09-20;修回日期:2024-01-22

服役状态,同时采集AE信号和IR图,分析临界应力强度因子与温度场的函数关系,将温度跃变作为初始损伤的临界阈值,通过温度场来量化临界损伤状态的程 度,并与AE信号特征参量进行对比,证明IR方法可为复合材料疲劳损伤状态监测等研究提供定量识别损伤萌生的实验方法和理论阈值。

1 初始损伤温度跃变阈值

根据含缺陷体流变材料破坏理论,叶片主梁在服役载荷作用下,褶皱缺陷区域的纤维与基体之间的微观组织发生摩擦引起热能耗散。当褶皱缺陷演化为初始损伤的临近状态时,可用一个非线性、不可逆的平衡态来描述。褶皱缺陷形成初始损伤温度场与应力场的函数关系^[9]为

$$\frac{\Delta T(t)}{T(t)} = -\frac{\Delta\delta\Delta F}{\Delta d} \quad (1)$$

其中:负号表示系统的外功; T 和 δ 分别为缺陷位置的疲劳温度场和应力场; F 为材料的塑性变形; d 为耗散能量密度。

平面温度场函数为

$$T(x, y, t) = T_m(x, y, t) + T_d(x, y, t) \quad (2)$$

如式(2)所示,损伤起始前,能量耗散不断累积但变化不大,表现为材料表面温度不变。当外载荷作用下形成的温度场 T_m 和缺陷微观组织引起的扰动温度场 T_d 之和超过阈值时,缺陷局部会引发温度跃变,导致位移跃变,从而在损伤起始区域发生热-机耦合循环。因此,风力机叶片主梁褶皱缺陷区域由外载、塑性变形和热能耗散共同作用,热-机耦合循环引起的温度跃变是识别初始损伤状态的重要指标。

$$\begin{aligned} \bar{\gamma}(\bar{x}) = & \frac{1}{\pi\sqrt{1-\bar{x}^2}} \left[-a_r \int_{-1}^1 \frac{\sqrt{1-\bar{y}^2}}{\bar{y}-\bar{x}} q(\bar{y}) d\bar{y} + \int_{-1}^1 \bar{\gamma}_0(\bar{y}) Q_r \left(\bar{y}, \frac{a_r}{a_0} \bar{x} \right) d\bar{y} \right] + \\ & \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq l}}^N \left\{ \int_{-1}^1 \bar{\gamma}_k(\bar{y}) \frac{1}{\pi} \left[\int_{-1}^1 \frac{\sqrt{1-\chi^2}}{\chi-\bar{x}} \operatorname{Re} \left(\frac{e^{i\theta_l}}{a_r y e^{i\theta_r} - a_l \chi e^{i\theta_l} + z_k - z_l} \right) d\chi \right] d\bar{y} \right\} \end{aligned} \quad (6)$$

其中

$Q_r =$

$$\frac{1}{\pi} \left[\int_{-1}^1 \frac{\sqrt{1-\chi^2}}{\chi-\bar{x}} \operatorname{Re} \left(\frac{e^{i\theta_l}}{a_r y e^{i\theta_r} - a_l \chi e^{i\theta_l} + z_k - z_l} \right) d\chi \right] \quad (7)$$

根据热力学理论,在疲劳载荷的作用下系统状态的变化会耗散能量,引入构造位移函数 $U(x, t)$ ^[9]

风力机叶片主梁为单向纤维布层合板,板厚远小于弦向宽度,且初始损伤变形极其微小,符合基尔霍夫-勒夫假设条件,可近似简化为无穷远处均匀平面应力作用下的无限中心损伤板。假设损伤发生在褶皱缺陷的中心区域且在 x 轴方向上,坐标原点为初始损伤的几何中心,初始损伤长度为 $2a_0$,沿初始损伤延伸方向左右两侧的缺陷集合平均直径分别为 $2a_{\text{left}}$ 和 $2a_{\text{right}}$ 。在缺陷演化过程中,除了在损伤起始区形成局部温度场外,还在初始损伤尖端左右两侧的微缺陷群周围形成温度场,其在 x 轴方向上的夹角分别为 θ_l 和 θ_r 。

扰动温度场 $T_d(x, y, t)$ 近似为谐波函数,材料表面定义为复平面。温度分布函数 $f(z)$ 表示为

$$T(x, y, t) = \operatorname{Re}[f(z, t)] \quad (3)$$

其中: $f(z, t)$ 的实部表示材料表面的温度场分布。

假设褶皱缺陷演化的温度跃变函数为 $\gamma(x)$,根据柯西积分定理,可用场的边界函数表示场中任意点的值^[9],即

$$f(z) = \frac{1}{\pi i} \int_{-a_k}^{a_k} \frac{\gamma(\xi)}{\xi - z_k} d\xi \quad (4)$$

其中: $z_k = e^{-i\theta_l}(z - z_k^0)$ 。

热流密度的表达式为

$$\begin{aligned} & \int_{-a_l}^{a_l} \frac{\gamma(\xi)}{\xi - x} d\xi + \\ & \sum_{\substack{k=0 \\ k \neq l}}^N \int_{-a_r}^{a_r} \gamma(\xi) \operatorname{Re} \left[\frac{e^{i\theta_l}}{\xi e^{i\theta_r} - x e^{i\theta_l}} \right] d\xi = \pi q_l(x, t) \end{aligned} \quad (5)$$

其中: $n = 0, 1, \dots, N$; $|x| < a_l$; l 为长度。

设置无量纲坐标 $\bar{x} = x/a_k$, $\bar{y} = \xi/a_k$,定义无量纲温度梯度 $\bar{\gamma} = d\gamma_l(\bar{x})/d\bar{x}$ 。根据式(4)和式(5)得到无量纲坐标下温度跃变与温度场的函数关系 $\bar{\gamma}(\bar{x})$ 为

$$U(x, t) = \frac{\mu}{2i(1-\phi)} \frac{\partial}{\partial x} (u + iv) + i \frac{\tau E}{2-\phi} \bar{\gamma}(x, t) \quad (8)$$

其中: u 和 v 为温度跳变引起的不同方向的位移; τ 为热膨胀系数; ϕ 为泊松比; E 为弹性模量。

当初始损伤尺寸为 $2a_0$ 时求解张开位移,此时温度跃变引起的位移跃变为 $\bar{U}(\bar{x})$,热应力强度因子

K_{\perp} 和 K_{\parallel} 的关系式为

$$K_{\perp}^{\pm} - iK_{\parallel}^{\pm} = \lim_{\bar{x} \rightarrow \pm 1} (1 - \bar{x}^2)^{1/2} \alpha_0^{1/2} \bar{U}(\bar{x}, t) \quad (9)$$

其中: +表示损伤右侧; -表示左侧。

将式(6~8)代入式(9),得到初始损伤临界时刻的温度跃变与临界应力强度因子 K_{Ic} 的关系为

$$\Delta T_c = \frac{2\sqrt{3}(1-\phi)K_{Ic}}{\sqrt{\pi}\tau E(1+\phi)a_0\sqrt{a_0}} \quad (10)$$

其中: K_{Ic} 为叶片主梁材料的固有特性,可通过实验得到。

参照单向纤维增强聚合物复合材料层间断裂韧性的标准实验方法ASTMD5528-13,测定 K_{Ic} 为

$$K_{Ic} = \delta_c \sqrt{\pi \alpha_0} \frac{1 - 0.5\zeta + 0.37\zeta^2 - 0.044\zeta^3}{\sqrt{1-\zeta}} \quad (11)$$

其中: δ_c 为加载应力水平; $\zeta = 2\alpha_0/W$; W 为材料宽度。

式(10)中,复合材料力学参数与褶皱缺陷的几何特征直接相关,层间断裂韧性和温升阈值与初始损伤尺寸有关,因此需测量 $2a_0$ 的平均值。可以看出,当 δ_c 一定时,材料的性质决定了初始强度,计算 ΔT_c 可识别初始损伤临界状态。

2 初始损伤状态下的AE参数

压电式AE传感器采集的电压信号 V_e 为

$$V_e = V_0 e^{-\alpha t} \sin(\omega t) \quad (12)$$

其中: V_0 为电压幅值; ω 为AE信号的角频率。

当经过时间 t 后,电压峰值衰减至电压阈值 V_{th} 以下,则该段时间的AE为

$$\eta = \omega t^*/2\pi \quad (13)$$

根据采集要求, t^* 必须比晶振周期长。因此,阈值设置范围 $V_0 e^{-\alpha t^*} \leq V_{th} \leq V_0$ 。取阈值 $V_{th} = V_0 e^{-\alpha t^*}$, α 为衰减系数,得到AE计数 η 为

$$\eta = \frac{\omega}{2\alpha\pi} \ln \frac{V_0}{V_{th}} \quad (14)$$

由式(14)可知,当 V_0 升高,则单个采样周期内的AE累积计数 η 以对数形式相应增多,而 V_0 取决于缺陷演化过程中释放的应变能 $G = K^2/E$ 。

AE信号的幅值 A_m 与应力强度因子 K 的关系^[13]为

$$A_m = 20 \log \left(\frac{g_a \frac{K}{1-r_a} \sqrt{\frac{B}{E}} \Delta a_0}{V_{ref}} \right) \quad (15)$$

其中: g_a 为AE传导比例系数; r_a 为应力比; W 为材料宽度; Δa_0 为塑性变形增量; V_{ref} 为参考电压。

式(15)能够直观地识别初始损伤临界状态。但是,AE信号幅值受 g_a 和 r_a 的影响,疲劳损伤能量释放率与强度并不成线性关系。因此,AE信号幅值并不适合作为初始损伤的判定标准,需找到更确定的AE信号特征参量。

假设初始损伤为张开模式I,认为试件是承受无穷远处应力 δ_c 作用的无限大平面,加载视为平面应力状态。当材料出现小范围屈服时,塑性区体积很小,不会影响力场分布,有效损伤比实际缺陷区域大,其有效区域长度为 $c = a_0 + R_D$,其中, R_D 为塑性区长度。在 $x=c$ 处引起的应力强度因子 $K_I = \delta \sqrt{\pi c}$,损伤边界区域为弹性边界,在端点处的应力是有限的,奇异值为0,则

$$K_I = K_{coh} = \delta \sqrt{\pi c} = \delta_y (\pi c)^2 (2/\pi) \arccos(a/c) \quad (16)$$

其中: δ_y 为屈服应力。

塑性区中引入初始损伤变量 β 与局部应变 ϵ , δ_y 和弹性模量 E 的关系为

$$\beta = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{\epsilon E}{\delta_y} \right) \quad (17)$$

式(16)中, δ_y 根据损伤累积采用加权函数 $h(x)$ 进行修正,设 $\delta'_y = h(x)\delta_y e^{\beta}$ 并代入式(17),得到损伤萌生条件为

$$\delta \sqrt{\pi c} = 2 \sqrt{\frac{c}{\pi}} \int_a^c \frac{h(x)\delta_y e^{\beta}}{\sqrt{c^2 - x^2}} dx \quad (18)$$

加权函数 $h(x)$ 为

$$h(x) = \left(\frac{x-a}{R_D} \right)^{1/6} \quad (19)$$

由于初始损伤为小范围屈服条件,故应变 ϵ 与裂尖距离 $x' = x - a$ 以及塑性区长度 R_D 之间存在函数关系

$$\epsilon = \frac{\delta_y R_D^2}{E(x-a)^{1/2}} \quad (20)$$

根据式(17)~(20),令 $x = c - \lambda R_D$,可得

$$\frac{\pi \delta}{2 \delta_y} = \sqrt{\frac{R_D}{2c}} \int_0^1 (1-\lambda)^{-(1/12)} \lambda^{-(1/2)} \left(1 - \frac{R_D}{2c} \lambda\right)^{-(1/2)} d\lambda \quad (21)$$

求解式(21)得到 R_D 。AE活动与塑性区变形尺寸和应力强度因子有关,在小范围屈服条件下,假设屈服应变和最终拉伸强度应变之间的塑性区体积增长率与声发射计数成正比,当达到局部屈服时,将

式(21)的解代入塑性区体积中,得到AE累积计数 η 与应力强度因子 K_I 之间的关系为

$$\eta = a_\eta K_I^4 \quad (22)$$

其中: a_η 为校正系数,与应变率、温度、材料厚度和微观结构有关; K_I 与试件的损伤尺寸、褶皱几何特征及载荷有关;材料类型、应力状态、温度环境和加载条件是影响 η 的关键因素。

3 实验方法

3.1 试件制备

大型风力机叶片主梁板铺层厚度从几毫米到几十毫米不等,其径向与板厚特征尺寸比远大于10,符合层合板理论适用条件,可忽略表面形状、沿板厚的法向挠度、垂直于板面方向应力的变化。试件根据1.5 MW风力机叶片主梁材料制作,采用单向玻璃纤维布E-Glass(EGFW430)及环氧树脂Swan-cor2511+1A/BS;固化剂采用苯二甲胺;增塑剂采用邻苯二甲酸二丁脂,按《GB/T 16779 纤维增强塑料层压板拉伸疲劳实验方法》制备。制作环境温度为 $25\text{ }^\circ\text{C}\pm 5\text{ }^\circ\text{C}$,湿度为 $50\%\sim 65\%$,在标准大气压下通过手工铺层、真空灌注成型,固化温度为 $50\text{ }^\circ\text{C}$,保持3 h后加热至 $80\text{ }^\circ\text{C}$,保持8 h后真空压力保持在0.1 MPa。常温环境下静置48 h后,将其切割成 $50\text{ mm}\times 250\text{ mm}\times 10\text{ mm}$ 的试件,切割面进行抛光处理,试件两侧边缘平行度公差小于0.25 mm。

为了准确模拟主梁褶皱缺陷局部的几何形状:
①清洗钢化玻璃板模具并铺放粘帖4层玻璃纤维布,放置直径为3 mm的铜棒,在铜棒上放置16层纤维布;
②通过真空泵注入环氧树脂;
③用脱模剂卸掉铜棒,再用数控注塑机将树脂注入铜棒的预留区域。褶皱缺陷的几何形状如图1所示。加载前在试件两端附加弹性模量较低、厚度为2 mm的加强筋,并在缺陷表面涂上黑色涂层,以提高热反射率,涂覆面积约为 $100\text{ mm}\times 50\text{ mm}$ 。图2为含有褶皱缺陷试件的结构示意图。

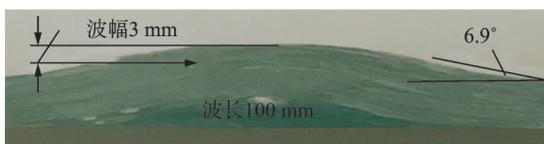


图1 褶皱缺陷的几何形状

Fig.1 Profile of wrinkle defect

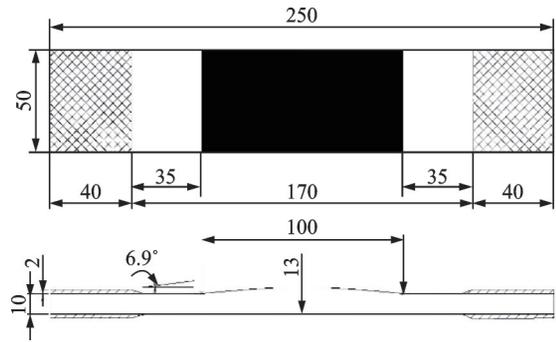
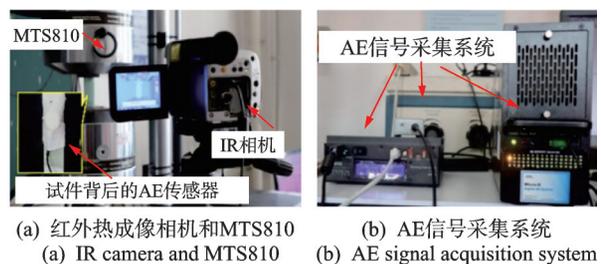


图2 含有褶皱缺陷试件的结构示意图(单位:mm)

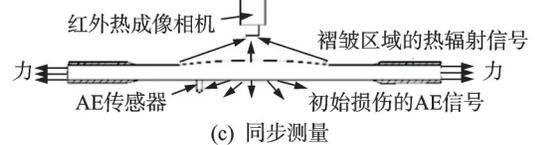
Fig.2 Structure schematics of specimen with wrinkle defect (unit:mm)

3.2 实验装置

实验装置如图3所示,采用MTS810伺服液压实验机,FLIR A6650红外热像仪,美国物理声学公司SNAA89声发射传感器。红外热像仪的热灵敏度为 $20\text{ mK}(30\text{ }^\circ\text{C})$,满足初始损伤温度跃变($0.09\text{ }^\circ\text{C}\sim 0.5\text{ }^\circ\text{C}$)精度要求,测温范围为 $-40\text{ }^\circ\text{C}\sim 150\text{ }^\circ\text{C}$,像素分辨率为 $640(\text{H})\times 512(\text{V})$,采样频率为10 Hz。试件与实验机夹具齐平,保持红外热像镜头与试件平面间距为30 cm。选取相邻5张热像图序列中褶皱缺陷温度场的所有像素点,采用多项式拟合方法提取各点温度曲线的一阶线性项作为平滑温度。AE传感器的响应范围为 $100\text{ kHz}\sim 900\text{ kHz}$,最大灵敏度频率为450 kHz,PCI-2采集系统的采样频率为40 MHz。



(a) 红外热成像相机和MTS810 (a) IR camera and MTS810
(b) AE信号采集系统 (b) AE signal acquisition system



(c) 同步测量 (c) Synchronizing measurement

图3 实验装置

Fig.3 Experimental setup

为保证红外热像仪与AE传感器同步采集信号,自制软件可自动计算塑性变形的能量耗散密度、最大温升和热扩散系数等参量。当达到同步信号时,将温度和AE信号数据保存到计算机中,每次实验后要重新校准时间,避免采集IR和AE信号

时延。静拉伸强度实验采用位移控制,加载速度为 1 mm/min。拉伸疲劳实验中主机载荷容量为 ±100 kN,疲劳过程加载频率为 10 Hz,应力比 $R=0.1$,加载方式为正弦波应力控制加载。正式加载前需要预加载调整夹具的夹紧力,以确保在加载过程中不会对试件造成附加损伤。

按照 GB/T 3354-2014 标准对褶皱缺陷试件进行测试,平均极限拉伸载荷 $\delta_U=1\ 032$ MPa。相同材料在相同载荷条件下的疲劳极限 $\delta_c=50\%\delta_U$,但考虑褶皱缺陷会削弱材料局部力学性能,且基体与玻璃纤维的强度存在显著差异,设 $\delta_c=200$ MPa。

3.3 AE 信号采集方法

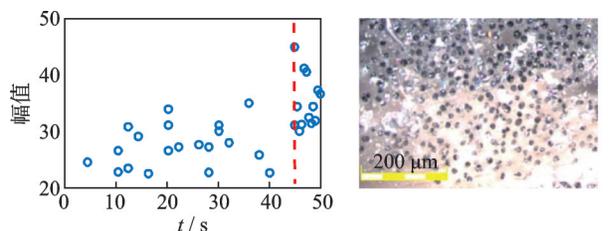
表 1 为 GFRP 层合板不同损伤模式的 AE 信号幅值。当 AE 信号幅值大于 40 dB 时达到初始损伤状态,此时加载系统自动停止,取下试件在电子显微镜下观察褶皱缺陷损伤区域的尺寸。

表 1 GFRP 层合板不同损伤模式的 AE 信号幅值

Tab.1 AE amplitude of GFRP laminate damage model

损伤模式	AE 信号幅值范围/dB
基体开裂	40~60
层间分层	60~80
界面脱胶	50~70
纤维断裂	80~100

复合材料疲劳损伤出现得非常早,结构刚度下降、应力重新分布和损伤累积并不明显,给早期损伤识别带来了困难。图 4 为 AE 信号幅值和初始损伤的微观图片。如图 4(a)所示,在 $\delta_c=200$ MPa、 $r_a=0.1$ 时,AE 信号幅值低于 40 dB,直到 45 s 高幅值损伤开始萌生。图 4(b)为 AE 信号幅值临界时刻的初始损伤微观照片。可见,GFRP 材料在拉伸载荷的作用下,早期损伤分布散乱,基体和纤维界面间出现了基体裂纹,有少量的纤维断裂。通过多组实验取最大初始损伤尺寸 $2a_0$ 的平均值,代入式(10)~(11)求解温度跃变阈值 ΔT_{IR} 。



(a) AE 信号幅值时间序列 (a) AE amplitude (b) 初始损伤微观照片 (b) Initial damage morphology

图 4 AE 信号幅值和初始损伤的微观图片

Fig.4 AE amplitude and initial damage morphology

按照上述方法,在 200 MPa、500 MPa 和 1 000 MPa 载荷下,测量每组 10 个、共 30 个试件的 a_0 ,不同载荷水平下的温度跃变阈值 ΔT_{IR} 如表 2 所示。例如,当 $\delta_c=200$ MPa,测得 $a_0=1.2$ mm, $W=50$ mm, $\varphi=0.3$, $E=71$ GPa,热膨胀系数 $\tau=4.643 \times 10^{-3}$ mm/mK,则 $\Delta T_{IR}=0.098$ °C。

表 2 不同载荷水平下的温度跃变阈值

Tab.2 Temperature jump threshold on different loads

δ_c /MPa	温度跃变阈值 ΔT_{IR} /°C
200	0.098
500	0.236
1 000	0.472

根据表 1 及显微观察结果判定损伤萌生,记录损伤萌生时刻的 K_I 与 AE 累积计数值,10 组试件重复实验,通过曲线拟合方法求得所有试件的 a_0 值,并进行标准差计算,选取最小标准差作为式(22)的校正系数。分别测量每组 10 个、共 30 个试件的平均初始损伤经验阈值和拟合系数。表 3 为不同载荷水平下 AE 信号拟合系数和计数阈值。为避免因加载条件和试件差异对计算结果的影响,用实验中应力场和声发射总计数的定量关系进行标定。例如,当 $\delta_c=1\ 000$ MPa,实验测得损伤萌生时刻的损伤尺寸为 0.18 mm,代入式(22),得到 AE 累积计数的阈值为 180,拟合后的校正系数为 1.267×10^{-7} 。

表 3 不同载荷水平下 AE 信号拟合系数和计数阈值

Tab.3 AE fitting coefficient and threshold on different loads

δ_c /MPa	校正系数	AE 累积计数阈值
200	2.02×10^{-5}	46
500	9.46×10^{-7}	84
1 000	1.267×10^{-7}	180

3.4 实验步骤

叶片主梁 GFRP 材料的初始损伤模式会受到疲劳加载方式的影响,为此将不同载荷条件下初始损伤时刻的温度判据与 AE 累积计数判据互为验证。将 90 个试件平均分为 3 份,再将每份 30 个试件平分为 3 组,同一加载条件在常温常压下采用 MTS810 液压电磁伺服疲劳试验机测试,并记录应力和位移数据。通过红外热像仪和 AE 传感器同步监测试件红外热像灰度图和 AE 信号。实验步骤如下:

- 1) 第 1 组取 10 个试件,以最大应力 $\delta_{max}=200$ MPa 进行加载,发出同步采集指令,红外热像仪和声发射采集系统同时记录数据;

2) 红外热像仪监测并记录褶皱区域的表面温度,当温升达到临界温度跃变 $0.094\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,停止加载,当前时刻记录为损伤萌生时刻 t_{IR} ;

3) 同时记录 t_{IR} 时刻的 AE 信号累积计数,对第 1 组 10 个试件重复实验,并取平均损伤萌生时刻 $\overline{t_{\text{IR}}}$;

4) 第 2 组 10 个试件以相同的实验条件加载,当 AE 累积计数值达到阈值时,停止加载,记录当前时刻为损伤萌生时刻 t_{AE} ,红外热像仪记录 ΔT_{AE} ;

5) 分别计算 t_{IR} 、 t_{AE} 对应的相对偏差 E_t , AE 信号累积计数 η_{AE} 和 η_{IR} 对应的相对偏差 E_{AE} , 临界温度跃变 ΔT_{IR} 和 ΔT_{AE} 对应的相对偏差 E_{IR} ;

6) 第 3 组 10 个试件分别在 $\overline{t_{\text{IR}}}/3$ 和 $\overline{t_{\text{IR}}}/2$ 时刻停止加载,取下样件进行表面形貌观察,对比同时刻的显微图片和对应的红外热图,验证损伤萌生的临界状态温度特征;

7) 分别将加载调整至 500 MPa 和 1 000 MPa,重复上述步骤,记录 IR 温度场和 AE 累积计数以及不同载荷条件下步骤 5 的临界状态数据。

4 实验结果与分析

$\delta_c=200\text{ MPa}$ 时的实验结果如图 5 所示。当 AE 累积计数值达到阈值对应时刻 $t_{\text{AE}}=44.9\text{ s}$, 红外热像仪采集临界温度跃变时刻为 $t_{\text{IR}}=46.3\text{ s}$, 初始损伤状态的临界时刻相对偏差为 $E_t=3.0\%$ 。在图 5(a) 中, IR 图的温度跃变为 $0.0986\text{ }^{\circ}\text{C}$, 而 AE 累积计数值达到阈值 46 次对应时刻的红外热像温度跃变为 $0.087\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温度的相对偏差为 $E_{\text{IR}}=8\%$ 。图 5(b) 中, $\eta_{\text{IR}}=50, \eta_{\text{AE}}=46$, 相对偏差 $E_{\text{AE}}=8.7\%$ 。AE 累积计数随时间变化缓慢,到临界初始损伤后骤然上升。由于缺陷的存在加深了局部应力集中程度,也降低了材料整体的强度,因此即使在低应力水平下还是会在 40 s 后出现初始损伤。

表 4 为 $\delta_c=200\text{ MPa}$ 时 IR 法与 AE 法实验结果对比。

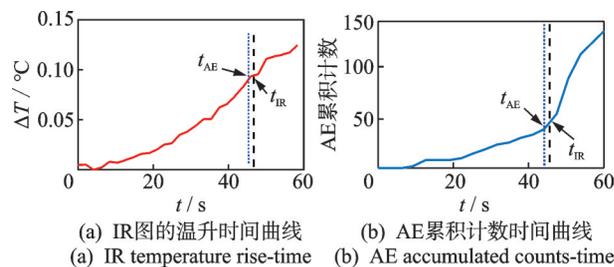


图 5 实验结果 ($\delta_c=200\text{ MPa}$)
Fig.5 Test results ($\delta_c=200\text{ MPa}$)

表 4 IR 法与 AE 法实验结果对比 ($\delta_c=200\text{ MPa}$)

Tab.4 Comparison of IR and AE test results ($\delta_c=200\text{ MPa}$)

试件序号	t_{IR}	t_{AE}	$E_t/\%$	η_{IR}	η_{AE}	$E_{\text{AE}}/\%$	$\Delta T_{\text{IR}}/\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\Delta T_{\text{AE}}/\text{ }^{\circ}\text{C}$	$E_{\text{IR}}/\%$
1	46.3	44.9	3.0	50	46	8.7	0.098	8.748	7.8
2	47.5	43.3	9.7	49	46	6.5	0.098	8.846	6.6
3	47.6	44.0	8.2	50	46	8.7	0.098	8.813	7.0
4	48.3	44.3	9.0	50	46	8.7	0.098	8.659	8.9
5	45.9	50.0	8.2	50	46	8.7	0.098	8.659	8.9
6	52.0	48.0	8.3	49	46	6.5	0.098	8.612	9.5
7	44.8	48.7	8.0	50	46	8.7	0.098	8.813	7.0
8	49.3	45.4	8.6	50	46	8.7	0.098	8.581	9.9
9	47.8	44.3	7.9	50	46	8.7	0.098	8.821	6.9
10	43.4	47.5	8.6	49	46	6.5	0.098	8.797	7.2

同样, $\delta_c=500\text{ MPa}$ 时, IR 图的温升时间曲线和 AE 累积计数时间曲线的实验结果如图 6 所示。图 6(a) 中, IR 图在较高应力水平下温度均匀上升, 没有明显变化, 温度值难以识别初始损伤状态, 这是因为塑性变形过程的能量耗散不仅有热传导还有熵产, 温度场与应力场无直观的函数关系。图 6(b) 中, AE 累积计数在加载开始时缓慢增加, 直到达到计数 90 次以上时出现明显转折, 比 IR 图更容易明确初始损伤的临界状态, 原因是声发射与微裂纹的能量释放和塑性变形均成正比, 能反映初始损伤状态。

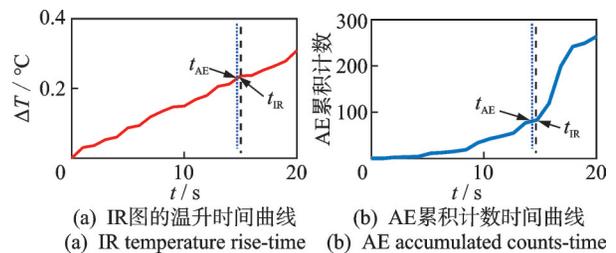


图 6 实验结果 ($\delta_c=500\text{ MPa}$)
Fig.6 Test results ($\delta_c=500\text{ MPa}$)

如图 6 所示, 根据式 (10)、(22) 的计算结果, 当平均温度升到 $0.236\text{ }^{\circ}\text{C}$, 或声发射累积计数值达到 84 次时达到初始损伤状态, 对应时刻分别为 $t_{\text{AE}}=13.9\text{ s}, t_{\text{IR}}=14.7\text{ s}$ 。图 6(a) 中, t_{AE} 和 t_{IR} 时刻的 $\Delta T_{\text{IR}}=0.236, \Delta T_{\text{AE}}=0.221\text{ }^{\circ}\text{C}$, 相对偏差为 $E_{\text{IR}}=6.5\%$ 。图 6(b) 中 $\eta_{\text{IR}}=90, \eta_{\text{AE}}=84$, 相对偏差为 $E_{\text{AE}}=7.1\%$ 。在相同加载条件下的 IR 和 AE 检测结果如表 5 所示。

在 $\delta_c=1\text{ 000 MPa}$ 时, IR 图的温升时间曲线和 AE 累积计数时间曲线的实验结果如图 7 所示。可见: 在高应力水平下, 温度跃升由快变慢, 在 0.5 s 时刻出现明显变化, 易误判为初始损伤状态; AE 累积计数在加载开始时缓慢增加, 直到计数 190 次时出现明显转折。

表 5 检测结果 ($\delta_c = 500$ MPa)

Tab.5 Comparison of IR and AE test results ($\delta_c = 500$ MPa)

试件 序号	t_{IR}	t_{AE}	$E_i/$ %	η_{IR}	η_{AE}	$E_{AE}/$ %	$\Delta T_{IR}/$ °C	$\Delta T_{AE}/$ °C	$E_{IR}/$ %
1	14.7	13.9	5.8	90	84	7.1	0.236	0.221	6.8
2	14.3	13.5	5.9	92	84	9.5	0.236	0.222	6.3
3	14.0	13.4	4.5	91	84	8.3	0.236	0.218	8.3
4	15.1	14.1	7.1	90	84	7.1	0.236	0.220	7.3
5	14.9	14.1	5.4	90	84	7.1	0.236	0.217	8.8
6	15.2	13.9	8.9	89	84	6.0	0.236	0.218	8.3
7	14.7	13.4	9.8	91	84	8.3	0.236	0.220	7.3
8	14.6	13.7	6.2	89	84	6.0	0.236	0.221	6.8
9	15.0	14.1	6.0	90	84	7.1	0.236	0.222	6.3
10	14.9	13.9	6.7	92	84	9.5	0.236	0.219	7.8

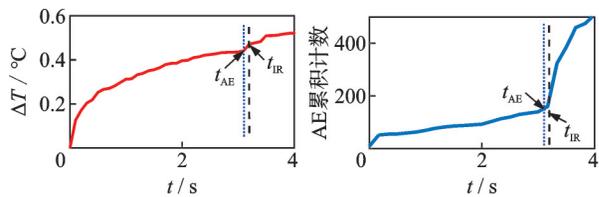


图 7 实验结果 ($\delta_c = 1000$ MPa)

Fig.7 Test results ($\delta_c = 1000$ MPa)

当温度跃变达到 $0.472\text{ }^\circ\text{C}$,或声发射累积计数值达到 180 次时,认为缺陷演化为初始损伤状态。以试件 1 为例,对应时刻分别为 $t_{AE} = 3.1\text{ s}$, $t_{IR} = 3.4\text{ s}$ 。在图 8(a)中, t_{AE} 和 t_{IR} 时刻 $\Delta T_{IR} = 0.472$, $\Delta T_{AE} = 0.433\text{ }^\circ\text{C}$, 相对偏差 $E_{IR} = 9.0\%$ 。在图 8(b)中, t_{AE} 和 t_{IR} 时刻 $\eta_{IR} = 197$, $\eta_{AE} = 180$, 相对偏差为 $E_{AE} = 9.4\%$ 。 $\delta_c = 1000$ MPa 时, IR 法与 AE 法相对偏差如表 6 所示。

表 6 IR 法与 AE 法相对偏差 ($\delta_c = 1000$ MPa)

Tab.6 Relative deviation of IR and AE test results ($\delta_c = 1000$ MPa)

试件 序号	t_{IR}	t_{AE}	$E_i/$ %	η_{IR}	η_{AE}	$E_{AE}/$ %	$\Delta T_{IR}/$ °C	$\Delta T_{AE}/$ °C	$E_{IR}/$ %
1	3.4	3.1	9.7	197	180	9.4	0.472	0.433	9.0
2	3.5	3.2	9.4	191	180	6.1	0.472	0.443	6.5
3	3.0	2.8	7.1	197	180	9.4	0.472	0.441	7.0
4	3.2	3.0	6.7	195	180	8.3	0.472	0.434	8.8
5	3.5	3.2	9.4	196	180	8.9	0.472	0.433	8.9
6	3.6	3.4	5.9	193	180	7.2	0.472	0.431	9.5
7	3.4	3.1	9.7	194	180	7.8	0.472	0.441	7.0
8	3.2	3.0	6.7	195	180	8.3	0.472	0.429	9.9
9	3.7	3.5	5.7	194	180	7.8	0.472	0.442	6.9
10	3.1	2.9	6.9	192	180	6.7	0.472	0.441	7.1

对比表 4~6 可知,试件在不同加载条件下,基于 IR 的初始损伤检测结果与 AE 的偏差均小于 10%。在 1000 MPa 加载条件下进行疲劳实验。图 8 为试件的红外热像图。如图 8(a) 所示,在加载开始时,整个缺陷区域已经出现了应力集中,在 2.2 s 时,图 8(b) 中褶皱部位的应力集中更为明显,在 3.3 s 时,如图 8(c) 所示,应力高度集中在褶皱区域中心附近。

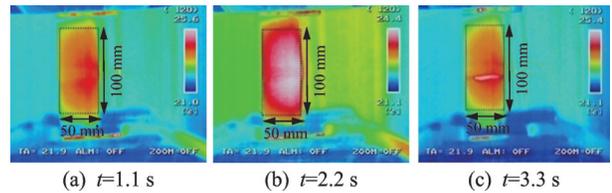


图 8 试件的红外热像图

Fig.8 Infrared thermography of specimens

由表 6 所示,损伤萌生平均时间为 3.3 s,分别在时刻 $t_{IR}/3$ 和 $t_{IR}/2$ 停止加载,在 1.1 s 和 2.2 s 时刻取下试件,观察损伤区域的微观形貌。试件的微观图片如图 9 所示。

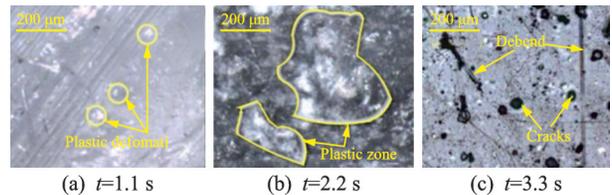


图 9 试件的微观图片

Fig.9 Micrographs of specimens

图 9(a) 中,试件表面呈现随机分布的“白点”,还未形成塑性变形区。图 9(b) 中,在 2.2 s 时出现了明显的塑性区。图 9(c) 中,在 3.3 s 时出现了基体裂纹、基体孔洞、基纤界面脱胶以及少量的纤维断裂和分层,说明温度跃变达 $0.472\text{ }^\circ\text{C}$ 时已处于初始损伤状态。比较图 9(c) 与图 4(b) 发现:在 1000 MPa 高应力作用下,初始损伤分布更为密集,更早地出现塑性区,初始损伤模式不仅包括基体裂纹、纤维断裂和基纤脱粘等层内损伤,还有分层损伤,这些损伤形式交织在一起不易识别;在 200 MPa 低应力下,试件出现基体裂纹和少量纤维失效,但无贯通的基体裂纹且能量释放率低,因此损伤难以累积。

5 结 论

1) 基于流变力学推导的温度跃变阈值与材料参量、载荷水平和缺陷形貌有关,采用 IR 法检测温度跃变阈值,能够同时建立风力机叶片主梁铺层设

计、制造缺陷和服役载荷与初始损伤累积的关联,该方法可用于风力机叶片的早期损伤识别和评估。

2) 在小范围屈服条件下,假设屈服应变和拉伸强度应变之间的塑性区体积增长率与AE计数成正比,推导了局部屈服时AE累积计数与应力强度因子的关系,AE累积计数反映塑性变形的能量释放水平。

3) 根据褶皱缺陷演化为初始损伤状态的温度场分布函数,求解了不同应力条件下损伤萌生时刻的温度跃变,比较了IR图像和AE信号初始损伤的临界时刻、AE信号累积计数、临界温度跃变的相对偏差,平均偏差均小于10%,验证了IR检测风力机叶片主梁初始损伤方法的准确性。

4) 观察微观图片发现:在低应力作用下褶皱缺陷基体裂纹无贯通,有少量纤维失效,能量释放率较低;在高应力作用下损伤形式复杂,能量耗散呈剧烈上升态势,温度跃变明显升高,AE累积计数值随着应力水平的增大而升高,说明叶片主梁初始损伤状态与应力水平紧密相关。

参 考 文 献

- [1] 陈雪峰,郭艳婕,许才彬,等. 风电装备故障诊断与健康监测研究综述[J]. 中国机械工程, 2020, 31(2): 175-189.
CHEN Xuefeng, GUO Yanjie, XU Caibin, et al. Review of fault diagnosis and health monitoring for wind power equipment [J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31(2): 175-189. (in Chinese)
- [2] 周勃,俞方艾,张亚楠,等. 风力机叶片原生缺陷转捩的能量释放机理研究[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(12): 3053-3060.
ZHOU Bo, YU Fang'ai, ZHANG Ya'nan, et al. Study on energy release mechanism of native defects transition for wind turbine blade [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(12): 3053-3060. (in Chinese)
- [3] 陶翀. 复合材料层合板损伤检测及其剩余力学性能预测[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [4] MAY M, HALLETT S R. An advanced model for initiation and propagation of damage under fatigue loading, part I: model formulation [J]. Composite Structures, 2011, 93(9): 2340-2349.
- [5] BONORA N, TESTA G, RUGGIERO A, et al. Continuum damage mechanics modeling incorporating stress triaxiality effect on ductile damage initiation [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2020, 43(8): 1-8.
- [6] MENDLER A, DÖHLER M, VENTURA C E. A reliability-based approach to determine the minimum detectable damage for statistical damage detection [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 154: 107561.
- [7] VSHIVKOV A, IZIUMOVA A. Approximation of heat dissipation-crack rate curve for fatigue crack in stainless steel [J]. Journal of Physics Conference Series, 2021, 1945(1): 012063.
- [8] NADERI M, KAHIRDEH A, KHONSARI M M. Dissipated thermal energy and damage evolution of glass/epoxy using infrared thermography and acoustic emission [J]. Composites Part B: Engineering, 2012, 43(3): 1613-1620.
- [9] YUAN L W. Constitutive equation with ordered parameters for viscoelastic material containing defects [J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 1997, 17: 320-330.
- [10] BERTHEL B, CHRYSOCHOOS A, WATTRISSE B. Infrared image processing for the calorimetric analysis of fatigue phenomena [J]. Experimental Mechanics, 2008, 48(1): 79-90.
- [11] DEKYS V, KOPAS P, SAPIETA M, et al. A detection of deformation mechanisms using infrared thermography and acoustic Emission [J]. Applied Mechanics & Materials, 2014, 474: 315-320.
- [12] AMMAR I B, MAHI A E, KARRA C, et al. Fatigue behavior and damage analysis by the acoustic emission technique of cross-ply laminates under tensile loading [J]. Multidiscipline Modeling in Materials and Structures, 2017, 13(2): 150-164.
- [13] XU J, WANG W X, HAN Q H, et al. Damage pattern recognition and damage evolution analysis of unidirectional CFRP tendons under tensile loading using acoustic emission technology [J]. Composite Structures, 2020, 238: 111948.



第一作者简介:周勃,女,1976年9月生,博士、教授、博士生导师。主要研究方向为可再生能源装备状态监测与智能运维。曾发表《风力机叶片原生缺陷转捩的能量释放机理研究》(《仪器仪表学报》2017年第38卷第12期)等论文。
E-mail: liguodapple@sina.com