

风力机叶片原生缺陷转捩的能量释放机理研究*

周 勃^{1,2}, 俞方艾¹, 张亚楠², 陈长征²

(1. 沈阳工业大学建筑与土木工程学院 沈阳 110870; 2. 辽宁省振动噪声控制技术工程研究中心 沈阳 110870)

摘要:针对风力机叶片原生缺陷演化为裂纹进而扩展导致断裂的问题,分析细观缺陷在外载荷作用下转捩为宏观裂纹的能量释放定量关系明晰裂纹萌生理。首先根据风力机叶片的载荷特点构造一个新的应力函数,基于正交异性复合材料基本公式求解原生缺陷层间开裂的应力强度因子、应力应变和位移分量,由此获得细观缺陷变形过程释放的塑性应变能;使用红外热像仪采集原生缺陷转捩过程的温度场并计算热能耗散量,基于不可逆热力学定律获得内储能随着疲劳周期的变化规律;最后,在万能试验机上对含有气泡和纤维断裂的叶片试件进行疲劳试验。结果表明,应用提出的应力函数的计算结果与试验结果误差较小,可作为细观缺陷变形时塑性应变能的计算依据。原生缺陷转捩为微小裂纹时,内储能的变化规律可作为判断缺陷类型和程度的依据。这项研究探索复合多层材料跨尺度的疲劳能量理论,有助于实现风电机组关键部件的全寿命周期监测。

关键词: 风力机叶片;原生缺陷;细观损伤;红外热像;不可逆热力学理论

中图分类号: TK83 TH165 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 470.20

Study on energy release mechanism of native defects transition for wind turbine blade

Zhou Bo^{1,2}, Yu Fangai¹, Zhang Ya'nan², Chen Changzheng²

(1. School of Architecture and Civil Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China;

2. Liaoning Engineering Center for Vibration and Noise Control, Shenyang 110870, China)

Abstract: In order to solve the problem of fracture caused by the failure of the native defects of wind turbine blades, the mechanism of crack initiation is defined by analyzing the quantitative relation of energy release during the transition from mesoscopic defects to macroscopic cracks under external loading. Firstly, a new stress function is constructed according to the load characteristics of wind turbine blade. Based on the basic formula of the orthotropic composite, the stress intensity factor, the stress strain and the displacement of the native defect are calculated, and the plastic strain energy of the mesoscopic defects can be obtained. Using the infrared thermal imager, the temperature field of transition process of native defects is collected and the thermal energy dissipation is calculated. Then, based on the irreversible thermodynamics, the variation law of the internal storage energy with the fatigue cycles is obtained. Finally, the blade specimen with bubble and fiber fracture is selected for the fatigue test. The results show that the error between the calculated displacement using the new stress function and the test value is smaller. This indicates that the proposed stress function can be applied to calculate the plastic strain energy for the mesoscopic defects. When the native defects are transitioned into a small crack, the change of the internal energy storage can be used as to determine the type and extent of the defects. The fatigue energy theory of multi-layer composites is explored in this study, which helps to realize the life cycle monitoring of key components of wind turbine.

Keywords: wind turbine; native defect; mesoscopic damage; infrared thermograph; irreversible thermodynamic theory

0 引言

叶片是风力发电机(以下简称风力机)获取风能的关键部件,随着风力机日趋大型化,叶片的日常维护(例如更换、修复、涂漆、清理等)因运输拆装不便导致维护成本和停机损失飙升,断裂叶片还可能撞击邻近风力机酿成重大恶性事故。常见的风力机叶片多为玻璃纤维增强复合材料(glass fiber reinforced plastic, GFRP),即环氧树脂等不饱和树脂渗入玻璃纤维制成的增强塑料^[1]。但是,风力机叶片在制作成型后本身就含有各种原生缺陷,常见的有气泡和纤维断裂,这些弥散分布的原生缺陷在应力作用下形成宏观微小裂纹,这一过程通常占整个疲劳寿命的绝大部分^[2]。在周期性荷载作用下,一些原生缺陷发生质变引起层间开裂,并从层内扩展至邻近层,最后导致材料的劣化和损伤^[3]。因此,研究风力机叶片内部细观缺陷转换为宏观裂纹的机理是正确理解损伤形成机制、识别损伤类型和预测损伤演变的前提和基础。

近年来,许多学者对各类材料的开裂机理从宏观、细观及微观尺度上进行了大量的探索。1)建立微缺陷的有限元模型,但过多的假设条件势必导致精度下降、误差增大^[4-5];2)提取信号特征来识别损伤的位置和程度,却难以解释微小裂纹形成的力学行为^[6-7];3)依靠实验方法解决这个难题,但测量材料断裂韧性等参量时强烈地依赖加载方式,有时付出代价巨大^[8-9]。而且,当宏观裂纹尚未形成之前,经典损伤理论难以如实地反映出原生缺陷在细观尺度下的变形行为特征^[10-11]。因此,用损伤变量描述材料内部损伤量、唯象地推导材料损伤本构方程或是采用能量释放率预测宏观裂纹的扩展路径,这些连续介质损伤力学的传统思路已不再适用^[12]。值得注意的是,复合材料与金属材料不同,细观缺陷之间存在相互作用,呈现出更复杂的损伤形成机制^[13-14]。因此,仅仅基于细观损伤力学分析风力机叶片原生缺陷转换为损伤的质变历程也是比较困难的。

从物理现象来讲,GFRP复合材料层间开裂过程涉及材料宏观与细观尺度下的损伤,缺陷在载荷作用下表面形状逐渐变化需要消耗弹性能和塑性能,在还没有发生真正质变的时候,这部分缺陷由于形变小因而需要的弹性能很低,因此本文仅探索塑性应变能与判定材料内部的损伤是否形成的关联。综上,本文构造了一个新的应力函数代表原生缺陷在损伤累积过程的塑性应变能,通过红外热像仪测量材料疲劳过程的热能耗散量,计算在不同循环次数下累积塑性应变能与热耗散能的差值即内储能,最后分析不同类型的原生缺陷在外载荷作用下,热耗散能和内储能的变化规律,从而揭示原生缺陷转换成宏观裂纹的能量释放机理。

1 正交各向异性复合层板的基本方程

GFRP复合材料一般可认为是连续介质弹性体,其弹性主方向 x 的应力-应变关系为:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon}, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{S}\boldsymbol{\sigma} \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 分别为应力阵列和应变阵列, \mathbf{K} 和 \mathbf{S} 为刚度和柔度系数阵列。考虑到风力机叶片是将玻璃纤维斜铺在基体中形成的复合层板,纤维铺设方向与 x 方向的夹角为 φ ,此时正应力会引起剪应变,剪应变又会引起线应变,因此在叶片内部出现交叉效应,此时可将风力机叶片视作正交各向异性体^[15]。

叶片内部的原生缺陷在漫长的演化过程中将在层间演变为宏观裂纹,在考虑平面应力且不计体积力的情况下,正应力和剪切力应满足平衡微分方程:

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} = 0, \quad \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

式中:当 $\sigma = 0$ 时为滑移型(I型)裂纹,当 $\tau = 0$ 为张开型(II型)裂纹,且平面应力满足应变协调方程:

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_y}{\partial x^2} = 2 \frac{\partial^2 \varepsilon_{xy}}{\partial x \partial y} \quad (3)$$

引入应力函数 $F(x, y)$,使得:

$$\sigma_x = \frac{\partial^2 F}{\partial y^2}, \quad \sigma_y = \frac{\partial^2 F}{\partial x^2}, \quad \tau_{xy} = \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} \quad (4)$$

将式(1)、(2)和(4)代入式(3)可得到正交各向异性复合层板平面应力基本方程为:

$$S_{22} \frac{\partial^4 F}{\partial x^4} + (2S_{12} + S_{66}) \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} + S_{11} \frac{\partial^4 F}{\partial y^4} = 0 \quad (5)$$

由式(5)可知,如果能够选取合适的应力函数,根据连续性条件和边界条件建立线性偏微分方程组就可以获得裂尖的应力强度因子、应力场和位移场。宏观I型裂纹载荷的应力函数 $F(x, y)$ 为^[15]:

$$F(x, y) = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 \operatorname{Re}[(A_{ij} + iB_{ij})f(Z_i)] \quad (6)$$

其中:

$$f(Z_i) = \frac{\tau}{(\lambda_j + 2)(\lambda_j + 1)}(Z_i - a)^{\lambda_j + 2} \quad (7)$$

式中: A_{ij} 、 B_{ij} 为待定实系数, $f(Z_i)$ 是复变函数, λ_j 为界面材料的应力奇异指数, τ 是剪切应力, a 是裂纹长度, Z_i 是复数。将式(6)、(7)代入式(4)得到应力表达式,根据式(1)得到应变表达式,将应力应变代入边界条件和连续性条件,得到有关 A_{ij} 、 B_{ij} 待定实系数的8元线性非齐次方程组,进而求出GFRP复合层板的应力强度因子 K_I 和 K_{II} 为

$$K_I = \frac{\sigma(\pi a)^{\frac{1}{2}-\mu} g_{12}(1 - \sin \mu_j \pi)}{2f_{12} \cos \mu_j \pi} \quad (8)$$

$$K_{II} = \frac{\tau(\pi a)^{\pm-\mu_j}}{2} \quad (9)$$

式中: μ_j 为基体和纤维的弹性常数 ($0 < |\mu_j| < 0.5$), g_{12}, f_{12} 为工程参数。从式(8)、(9)可以看出, I 型和 II 型裂纹尖端的应力强度因子分别含有正应力 σ 和剪切应力 τ , 说明按照滑移型裂纹或者张开型裂纹的应力函数、边界条件获得的疲劳裂纹扩展参量与风力机叶片的载荷特征、原生缺陷的边界条件都不符合, 上述方法计算的是复合材料宏观裂纹扩展的应力应变, 为了研究原生缺陷的层间开裂机理, 需要将计算思路拓展到细观尺度, 同时充分考虑载荷特征。

2 原生缺陷层间开裂的平面应力计算

本文根据风力机叶片的抗拉抗剪力行为 and 原生缺陷塑性变形过程的应力特点, 构造一个新的应力函数 $F(x, y)$ 来代表细观原生缺陷在疲劳损伤累积过程中的力学性能。

$$F(x, y) = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 \{ \text{Re}[(A_{ij}\sigma + iB_{ij}\tau)f(Z_i)] + I_m[(C_{ij}\sigma + iD_{ij}\tau)f(Z_i)] \} \quad (10)$$

式中: $A_{ij}, B_{ij}, C_{ij}, D_{ij}$ 为待定实系数, 与式(6)的区别是引入了未知平面应力分量 σ, τ 和新的实系数 C_{ij}, D_{ij} , 这是因为考虑了风力机叶片内部原生缺陷层间开裂时具有混合载荷特征。将式(10)代入式(4)中可得:

$$\begin{cases} \sigma_x = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 \text{Re}[(A_{ij}\sigma + iB_{ij}\tau)\mu_i^2 f(Z_i)] + I_m[(C_{ij}\sigma + iD_{ij}\tau)\mu_i^2 f(Z_i)] \\ \sigma_y = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 \text{Re}[(A_{ij}\sigma + iB_{ij}\tau)f(Z_i)] + I_m[(C_{ij}\sigma + iD_{ij}\tau)f(Z_i)] \\ \tau_{xy} = - \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 \text{Re}[(A_{ij}\sigma + iB_{ij}\tau)\mu_i f(Z_i)] + I_m[(C_{ij}\sigma + iD_{ij}\tau)\mu_i f(Z_i)] \end{cases} \quad (11)$$

将边界条件和连续性条件代入式(11), 可以得到关于 $A_{ij}, B_{ij}, C_{ij}, D_{ij}$ 实系数的 16 元非齐次方程组, 其有解的充要条件是系数矩阵和增广矩阵的秩相等, 但比较式(6)和(10)可知, 在方程组数量一定的情况下增加了两个未知量, 因此需要通过极限唯一定理来确定未知量, 从而可在细观尺度上满足连续性条件, 并避免应力奇异性问题 ($Z_i \rightarrow a$)。

$$\lim_{Z_i \rightarrow a} m(K) = \lim_{Z_i \rightarrow a} (K) \quad (12)$$

将应力应变式(11)代入边界条件和连续性条件, 进而求出复合层板原生缺陷变形的应力强度因子。

$$\begin{cases} K_I = \sum_{j=1}^2 \left[\frac{\sigma(\pi a)^{\pm-\mu_j}}{2} + \frac{\tau(\pi a)^{\pm-\mu_j} g_{12}(1 + \sin\mu_j\pi)}{2f_{12}\cos\mu_j\pi} \right] \\ K_{II} = \sum_{j=1}^2 \left[\frac{\sigma(\pi a)^{\pm-\mu_j} f_{12}\cos\mu_j\pi}{2g_{12}} + \frac{\tau(\pi a)^{\pm-\mu_j}}{2} \right] \end{cases} \quad (13)$$

与式(8)和(9)相比, 考虑风力机叶片的载荷特征引入新的应力函数后, 原生缺陷变形过程的应力强度因子具有混合型载荷特征, 与其他正交异性复合材料相比, 式(13)不仅与裂纹形状、材料的工程参数和弹性常数 μ_j 有关, 还与载荷有关, 并具有混合型裂纹扩展特征。

3 疲劳损伤的能量释放理论

风力机叶片原生缺陷在疲劳载荷累积作用下转换为宏观裂纹的过程是一个不可逆热力学过程, 伴随着弹性应变能、滞弹性耗能、塑性应变能、热能耗散、声发射等多种形式的能量耗散^[16]。由于细观缺陷的弹性效应远远小于塑性效应, 因此本文只研究塑性应变能和热能耗散能。在塑性变形过程中原生缺陷的面积不断地增大, 产生新表面的过程需要消耗能量, 则整个系统的能量释放率为^[17]:

$$G(a) = \frac{1}{E'} [K_I^2(a) + K_{II}^2(a)] \quad (14)$$

则原生缺陷塑性应变能为:

$$E(a) = \int_0^a G(a) da \quad (15)$$

式(15)代表了总系统中的机械总能, 很大一部分通过热能的形式耗散掉, 总热能耗散能 W_R 表现为材料表面温度升高的热能 W_T 和向周围环境耗散的热能 W_H 。

$$W_R = W_T + W_H = c\rho(T - T_0) + cph \int_0^n T(n) dn \quad (16)$$

式中: c 为材料的比热, ρ 为材料密度, T 为材料表面温度, T_0 为环境温度, h 为材料外表面与周围环境的换热系数。根据能量守恒定律可知, GFRP 材料在疲劳载荷作用下, 细观缺陷单位体积内的单个循环 i 内的总塑性应变能为:

$$E(a) = I(a) + W_R \quad (17)$$

式中: W_R 表示为第 i 个循环内产生温升的热能损失, $I(a)$ 内储能表示第 i 个循环内由位错等运动储存在材料内部的能量, 其大小与材料的疲劳损伤直接相关。由式(17)中的等量关系可知, 求解式(13)~(15)可得到原生缺陷变形过程所消耗的机械功, 通过红外热像试验获得叶片表面的温度场, 采用式(16)计算热能耗散量, 就能获得原生缺陷在外载荷作用下热能耗散与应力应变的变化规律, 从而揭示原生缺陷演变成微细裂纹的转换机理。

4 疲劳试验

4.1 叶片试样和试验装置

本文所采用的叶片试件为玻璃纤维/环氧树脂复合材料层合板,玻璃纤维含量为 1.5 mg/m^3 ,纤维铺层角度为 $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ 。试件按固化工艺手工糊制并在热压机上热压固化后裁剪制成。依据 GB/T16779-2008 纤维增强塑料层合板疲劳性能试验方法,并参考了 GB/T6368-2000 金属材料疲劳裂纹扩展率试验方法,最后确定试件 A 的尺寸为 $200 \text{ mm} \times 50 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$ (单层厚度约为 0.5 mm ,共 20 层)。试件在制作时故意保留一定数量的气泡或者人为拉断玻璃纤维(见图 1),每个试件的缺陷类型和位置都进行标记。无缺陷标准试件(BZ)、第 2 层气泡试件(2B)、第 2 层断裂试件(2F)、第 6 层纤维断裂试件(6F),如图 2 所示。

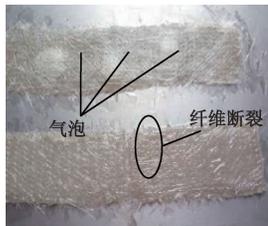


图 1 气泡和纤维断裂缺陷

Fig. 1 Bubble and fiber fracture defects



图 2 部分试件

Fig. 2 Some specimen

为防止加载过程试样滑脱夹具降低数据的可靠度,要求厂家在试件两端附加加强片。采用比试件弹性模量低的加强片材料,厚度 2 mm 。由于试件是整体粘结后再切割成单根试件的,因此加强片的宽度要满足所有加工试件数量与厚度。加强片在粘帖前先用砂纸打磨粘帖表面,再用丙酮清洗粘帖表面,最后用环氧胶粘剂粘帖,对试件粘帖部位加压超过 5 min ,直至粘帖牢固。加工试件时采用水冷却,加工后在适宜的条件下对试件及时进行干燥处理,并防止试件产生分层、刻痕和局部挤压等损伤。

图 3 所示为美国 MTS810 电液伺服万能材料试验机,最大动态载荷 250 kN ,最大静态载荷 333 kN 。采用

日本 NEC 红外热像仪 InfRecR300,工作波长 $8 \sim 12 \mu\text{m}$,温度分辨率 0.05°C (在 30°C 范围),空间分辨率 1.2 mrad ,帧频 60 Hz 。红外热像仪的适用温度为 $25 \pm 2^\circ\text{C}$,相对湿度 $50 \pm 10\%$ 。经测试,试验室环境温度均保持在 $23 \sim 25^\circ\text{C}$,相对湿度为 $45\% \sim 55\%$ 。采用日本 TML 的 BFLA-2 型复合材料应变计,利用聚酰亚胺基底和特殊的应变栅网格设计,对于 GFRP 材料具备良好应变测试性能。

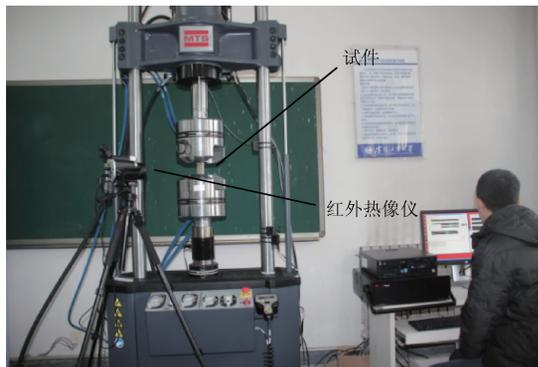


图 3 疲劳试验

Fig. 3 Fatigue test

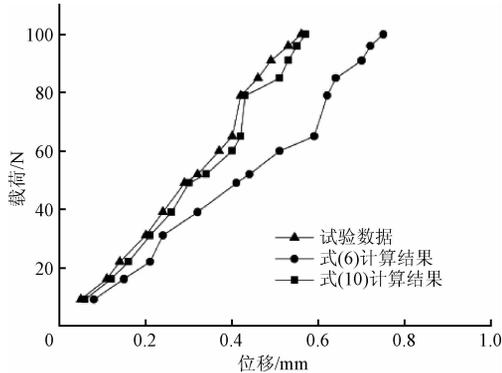
4.2 试验方法和步骤

如图 3 所示,将试件放在与红外热像仪镜头垂直的平面内,缺陷部位正对热像仪视场中心,焦距长度为 $F10 \text{ mm}$,视域为 $43^\circ \times 32^\circ$,依据试件的尺寸和视场焦距确定红外热像仪与试件的间距为 30 cm 。采集红外热像图序列的时间间隔设定为 3 s 。时间触发器控制红外热像仪的自动启停,确保当红外热像仪采集热像图时序数据时能够记录循环次数。红外热像仪监测加载过程中试件表面温度,同时采集试件周围环境的温度变化,采集到的试件表面温度 T 减去试件周围环境的温度 T_0 得到温升 ΔT 。

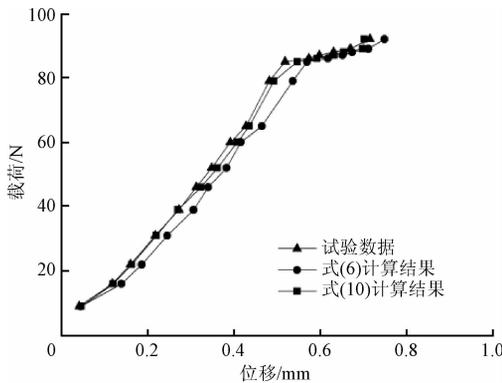
预加载是试验的重要环节,目的是使试件的支承约束部位和加载部位接触良好,进入正常工作状态,防止冲击载荷的发生。预加载过程先将试件施加压力至预加载值然后卸载至 0,预加载值一般取疲劳荷载下限值。由于复合材料的疲劳极限往往受载荷条件影响较大,课题组认为不能照搬金属材料的疲劳试验标准,而是进行大量工作测试试件的断裂参数。在预加载的过程中,记录应变片、位移计的数据,检查每级荷载下的数据是否与理论计算值相符,所有位移随着荷载的增加是否呈线性变化,当卸载为 0 时所有读数是否回到初始读数,位移计读数不能有过大波动。如果不满足要求,检查试验装置和测量仪器是否正确安装,然后重复预加载过程,直至满足要求为止。

试件的平均密度为 $\rho = 1870 \text{ kg/m}^3$,比热容为 $c = 1.060 \text{ J}/(\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})$,导热系数为 $\lambda = 0.527 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$,外表面与周围空气的对流换热系数为 $h = 9.54 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C})$ 。试

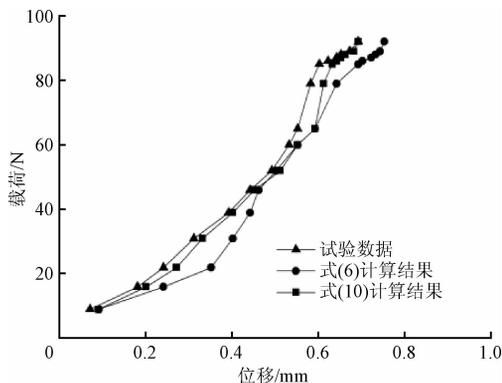
件的初始温度均匀且等于环境温度,即 $\Delta T=0^{\circ}\text{C}$ 。试验采用控制应力法,应力比 $R=0.1$,加载频率为 5 Hz。试验测得标准试件(BZ)的拉伸破坏强度为 865 ~ 895 MPa,拉伸模量 18.62 GPa,泊松比 0.3,拉伸强度 87.35 MPa,层间剪切模量 4.21 GPa,环氧树脂基体的拉伸强度 90 MPa,层间剪切模量 68 MPa。本文弹性常数 $\mu=0.5$,分别将式(10)和(6)应力函数的计算结果与试验得到的载荷-位移关系曲线比较,如图 4 所示。



(a) 2B试件的载荷-位移图
(a) Load vs. displacement plot of 2B specimen



(b) 2F试件的载荷-位移图
(b) Load vs. displacement plot of 2F specimen



(c) 6F试件的载荷-位移图
(c) Load vs. displacement plot of 6F specimen

图 4 不同试件载荷-位移的数值计算与试验结果比较
Fig. 4 Comparison of numerical computation and test results on load vs displacement of different specimen

由图 4 可知,含不同缺陷类型的试件的载荷-位移变化规律较为相近,虽然可以预判疲劳寿命,但仅凭静态疲劳试验是难以识别原生缺陷类型的,更无法确定细观缺陷转换点的循环次数。试件 2B、2F、6F 的数值计算结果与试验结果的误差如表 1 所示。

表 1 数值计算结果与试验结果误差比较
Table 1 Comparison of numerical computation and test results (%)

平均误差率	2B 试件	2F 试件	6F 试件
式(6)计算误差	39.1	9.9	15.6
式(10)计算误差	6.6	3.6	6.0

由表 1 可知,对于不同类型缺陷的试件,根据本文提出的式(10)应力函数计算出的载荷-位移均与试验结果吻合,而按式(6)应力函数计算出的载荷-位移曲线的平均误差明显,随着循环次数的增长,缺陷逐渐衍变为真实裂纹后才逐渐缩小误差,说明式(6)的应力函数与细观缺陷塑性变形的特征不相符合。因此,本文所提出应力函数可以保证原生缺陷塑性应变能计算的精度。

从图 4 的载荷-位移曲线也说明了不同类型试件的变形程度。按照式(10)数值计算结果,在载荷为 85 N 条件下,2B 试件的位移最大值为 0.51 mm,而 2F 和 6F 试件的最大位移值分别为 0.55、0.63 mm,代入式(13)~(15)求出复合层板原生缺陷在载荷为 85 N 时的应力强度因子和能量释放率。

4.3 红外热像试验结果与分析

试件 2B、2F、6F 的红外热像时间序列如图 5 ~ 7 所示。

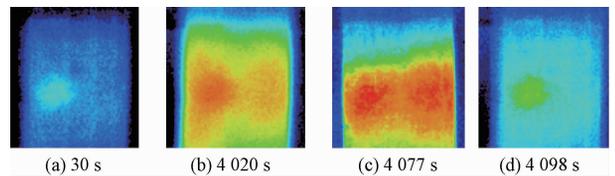


图 5 2B 试件红外热像时间序列
Fig. 5 Infrared thermograph of specimen 2B

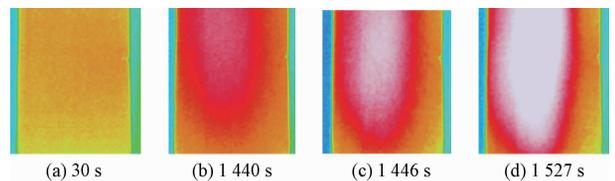


图 6 2F 试件红外热像时间序列
Fig. 6 Infrared thermograph of specimen 2F

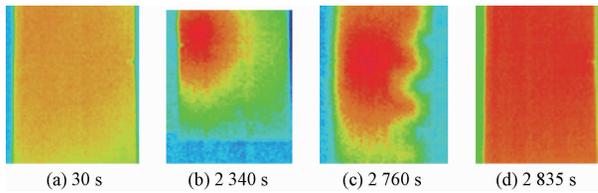


图7 6F试件红外热像时间序列

Fig. 7 Infrared thermograph of specimen 6F

如图5(a)所示,30 s时刻2B试件的温度分布比较均匀,长时间没有明显的温升现象。直到第67 min突然出现明显温升,经历了57 s后达到最大温升 3.0°C ,两个气泡缺陷的形状也清楚地显现,如图5(b)、(c)所示。之后又经历了21 s,缺陷区域聚集的热量开始向非缺陷区域扩散,其中一个气泡缺陷的轮廓逐渐模糊,最大温升下降为 0.6°C ,热能耗散趋于平缓,如图5(d)所示。比较图5与6,气泡缺陷试件表面温度分布不均匀,气泡缺陷轮廓清晰可见,这是由于气泡内的空气阻止了热传递,使得温升速度慢,温升幅值较小。当出现应力集中后,一个气泡缺陷损毁后空气排出,热能开始均匀传递到周围区域,此时缺陷的轮廓形状就消失了,缺陷的塑性变形开始进入稳定期。

比起气泡缺陷试件,纤维断裂试件的红外热像图的温升速率更快、分布范围更广,且温升幅值更大,如图6、7所示。这是因为断裂的纤维失去桥联作用,使得摩擦更加剧烈,导致热能耗散量更大,表现为温升更大。伴随着界面层其他纤维相互缠扰、滑移、隆起,降低了层内的剪切强度,使得缺陷组织形变区域更为宽广,因此温升不再集中。如图6(b)开始出现温度升高,经过6 s达到明显的温度高,再经过81 s达到了最高温度如图6(c)、(d)所示,说明纤维断裂缺陷的热能耗散比气泡缺陷更快。

比较图6(b)和图7(b)发现,2F、6F试件明显温升想象分别出现在24、39 min后,2F试件比6F试件更早出现了明显的温升现象,说明浅层缺陷的热耗散传播得更快。同时,由于更深层的纤维断裂缺陷导致扩展路径分叉更多,使得摩擦点的位置很随机,表现为红外热像图中的温升区域更不规则。经过6 min,温升达到最大幅值 4.8°C ,如图7(c)所示,而图6(c)最大温升幅值为 3.7°C ,说明纤维断裂缺陷越深,当纤维和基体产生分离后减弱了力的传递,更易于沿纤维方向引发断裂,热能耗散量更高。经过75 s后,如图7(d)所示,由于摩擦释放热能的传递过程越来越稳定,微观缺陷形成稳定的高能态,表面温度趋于均匀。

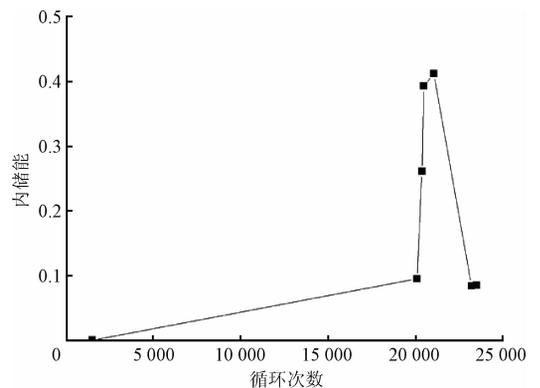
由图5~7可知,红外热像时间序列反映了疲劳过程微观组织摩擦产生热耗散能的规律,微观缺陷的塑性变形、集中、扩散等不同阶段均能够从红外热像图中监测

到。以上试验结果也表明,红外热像可作为缺陷类型、位置及断裂前兆的判据,但仍需要根据能量理论确定微观缺陷演变为宏观裂纹的转折点,就是宏观损伤形成的质变时刻,从而从力学行为和表象两个角度明晰裂纹形成机理的实质。

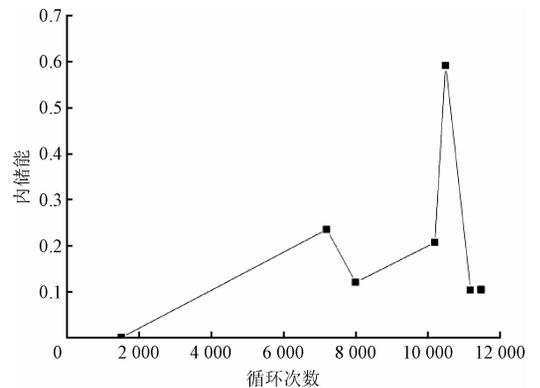
4.4 内储能计算结果与分析

如前所述,在85 N载荷条件下可计算出不同类型试件的应力强度因子和能量释放率,当同时采集红外热像图、载荷参数、循环次数时,2B、2F和6F试件所对应的温升分别是 0.5°C 、 0.3°C 、 0.2°C ,由式(16)可以计算原生缺陷塑性变形过程中的总能量。

由红外热像图测量的温度场可计算疲劳过程的不可逆热耗散(所有的计算点按照缺陷标记中心点处的温度、位移、应力计算),根据式(17)计算的内储能随循环次数的变化曲线。由于确定转折点循环次数仅与内储能的变化趋势有关,因此将塑性应变能和热耗散能归一化,两者相减后不受到具体数值的影响,就可得到内储能随循环次数的变化趋势,如图8所示。



(a) 2B试件的归一化内储能-循环次数曲线
(a) Normalized internal Curve of storage energy vs cycles of specimen 2B



(b) 2F试件的归一化内储能-循环次数曲线
(b) Normalized internal Curve of storage energy vs cycles of specimen 2F

图8 不同试件的归一化内储能-循环次数曲线

Fig. 8 Normalized internal Curve of storage energy vs. cycles of different specimen

试件在疲劳加载过程中,缺陷组织发生演变的塑性变形能逐渐升高,内储能和热耗散也随之变化,当能量的积聚足够后宏观裂纹形成,随即进入到稳定扩展过程,塑性应变能快速释放,但热能耗散也导致试件表面温度急剧上升,因此内储能将不再明显变化。由图8(a)可知,2B试件在循环次数20 100、20 385、20 490时,内储能发生了急剧的变化,与红外热像图5(b)~(d)的温升现象是一一对应的,此时虽然热耗散能迅速增大,但是气泡缺陷由于变形更为剧烈使得塑性应变能释放得更快更高,因此在积累了约70 min后内储能达到最大值0.412,此时可以获得气泡缺陷转换为宏观微小裂纹的循环次数约为21 060次。由图8(b)可知,2F试件在循环次数7 200次、8 000次出现了能量下降,分别与图6(b)和(d)对应,然后在10 200次缓慢增长,并在10 500次达到峰值,总共经历了约35 min,内储能急速下降经过2 min后不再变化,因此可以确定纤维断裂缺陷转换为宏观微小裂纹的循环次数约为10 500次。该方法可以定量判定试件内部缺陷是否达到了宏观尺度,即宏观裂纹开始形成的关键时刻。

4.5 微观形貌观察

在同样的试验条件下多次重复上述试验,如图9(a)所示,在21 060次数时采用电子显微镜观察试件的微观形貌。气泡缺陷中逐渐形成许多孔洞并沿着一个方向连续生长,长度约为0.6 mm,已初步具有宏观裂纹的形貌特征,说明由图8(a)得到的原生缺陷转换点循环次数是正确的。表1中,2B试件比2F、6F的计算误差相对大一些,是因为气泡缺陷分布范围不集中,由于气泡空化、破裂、排泄等一系列干扰,在损伤平面上出现多个最大应力方向,使得气泡缺陷的塑性变形累积区表面积变化较大、边界更不规则,因此在同样的载荷条件下位移更大,如图4(a)所示,载荷-位移曲线的斜率比纤维断裂缺陷的更小些,说明气泡缺陷的演变过程更为复杂(表1也证明了气泡试件的计算误差较大)。

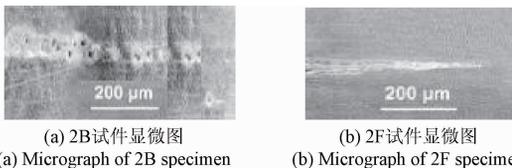


图9 不同试件在21 060循环次数的显微照片
Fig. 9 Micrograph of different specimen in 21 060 cycles

比较图9(a)和(b),2F试件所萌生的裂纹很细很长、边界光滑,并没有出现明显的纤维交叉和缠绕,这是因为纤维以剪切形式破坏后,层间摩擦加剧释放更多的热能耗散能,但同时材料内部结构发生了不可逆的变化,积累塑性区域的表面形貌变化也非常剧烈,因此材料内部

累积的能量直到纤维的交叉、缠绕消失后萌生了新的裂纹才会达到最大峰值,这与图8(b)出现的内储能先减后增的趋势是一致的。

5 结 论

本文构造了一个新的应力函数,基于正交各向异性材料基本方程和协调方程求解细观缺陷的应力强度因子、应力、应变和位移。与试验结果比较后表明,新的应力函数能够正确反映风力机叶片材料的力学特点以及塑性变形区表面的形貌特点。

通过红外热像发现,由于气泡内的空气阻热效应,纤维断裂缺陷比气泡缺陷的表面温升速率更快、分布范围更广,且温升幅值更大,而且缺陷越深热能耗散越大。

基于不可逆热力学能量理论分析细观缺陷的转换问题,尽管塑性变形驱动力还无法明晰,但当试件尺寸、缺陷分布、加载历程等条件变化时,其载荷-位移曲线、表面温度分布都势必变化,仍可依据内储能随循环次数的变化规律来判定细观缺陷演变为宏观损伤的质变时刻。

本文仅讨论了人工制造缺陷的演化机制,随着缺陷类型更加多样,分布更加复杂,实际风电机组叶片的初期损伤机理将是下一步的研究目标。

参考文献

- [1] MARIN J C, BARROSO A, PARIS F, et al. Study of damage and repair of blades of a 300kW wind turbine[J]. Energy, 2008, 33(7): 1068-1083.
- [2] 张娜, 龙春光, 何宏燕, 等. 碳纳米纤维纸-玻纤/环氧复合材料对风力发电叶片的影响[J]. 复合材料学报, 2013, 30(1): 90-95.
ZHANG N, LONG CH G, HE H Y, et al. Effect of carbon nano-fiber paper- glass fiber/epoxy composite used for wind turbine blade[J]. Journal of Composite Materials, 2013, 30(1): 90-95.
- [3] 王利, 毛春春, 叶金生, 等. 基于微缺陷成核序列的岩石微裂纹生长和损伤演化模型[J]. 工程力学, 2013, 30(8): 278-286.
WANG L, MAO Y CH, YE J SH, et al. Models for micro-cracks extension and damage evolution based on number series of microdefects nucleation[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(8): 278-286.
- [4] 赵丽军, 黄宝宗, 袁惠群. 层间短纤维增韧复合材料层板横向裂纹扩展的试验研究[J]. 机械强度, 2010, 32(4): 646-650.
ZHAO L J, HUANG B Z, YUAN H Q. Test study on transverse matrix crack growth of composite laminates with interlaminar short fibers[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(4): 646-650.

- [5] AL-SHUDEIFAT M A. On the finite element modeling of the asymmetric cracked rotor[J]. Journal of Sound and Vibration,2013,332(11):2795-2807.
- [6] 陈长征,赵新光,周勃,等. 风电机组叶片裂纹故障特征提取方法[J]. 中国电机工程学报,2013,33(2):112-117.
CHEN CH ZH,ZHAO X G,ZHOU B, et al. Study on extracting crack fault feature of wind turbine blades [J]. Journal of Electrical Engineering,2013,33(2):112-117.
- [7] 周勃,张士伟,陈长征,等. 风力机叶片多裂纹扩展声发射信号的特征识别[J]. 仪器仪表学报,2015,36(1):110-117.
ZHOU B,ZHANG SH W,CHEN CH ZH, et al. Feature identification of acoustic emission signals of multiple propagating crack on wind turbine blade[J]. Journal of Scientific Instrument,2015,36(1):110-117.
- [8] 门平,董世运,康学良,等. 材料早期损伤的非线性超声诊断[J]. 仪器仪表学报,2017,38(5):1101-1118.
MEN P,DONG SH Y,KANG X L, et al. Material early damage with nonlinear ultrasound[J]. Journal of Scientific Instrument,2017,38(5):1101-1118.
- [9] 何建军,陈荐,孙清民,等. 加载速率对汽轮机转子钢低周疲劳损伤的影响[J]. 中国电机工程学报,2011,31(2):62-66.
HE J J,CHEN J,SUN Q M, et al. Effect of loading rate on low-cycle fatigue damage of turbine rotor steel [J]. Journal of Electrical Engineering,2011,31(2):62-66.
- [10] LOUJAINÉ M,DAVID M,DIRK V. Stochastic identification of composite material properties from limited experimental databases, part I: Experimental database construction[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2012,27(1):471-483.
- [11] MEHREZ L,DOOSTAN A, MOENS D, et al. Stochastic identification of composite material properties from limited experimental databases, Part II: Uncertainty modelling[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2012,27(1):484-498.
- [12] 李成,铁瑛,郑艳萍. 复合型裂纹系统能量变化的仿真分析及同 I 型裂纹系统能量的比较[J]. 机械工程学报,2010,46(10):54-58.
LI CH, TIE Y,ZHENG Y P. Simulation analysis of system energy change of mixed mode crack and system energy comparison with mode I crack[J]. Journal of Mechanical Engineering,2010,46(10):54-58.
- [13] AMENEH M, AMIN G, HAMID R, et. al. Multiple-crack damage detection in multi-step beams by a novel local flexibility-based damage index[J]. Journal of Sound and Vibration,2013,332(2):294-305.
- [14] 李胤,田干,杨正伟,等. 复合材料低速冲击损伤超声红外热波检测能力评估[J]. 仪器仪表学报,2016,37(5):1124-1130.
LI Y,TIAN G,YANG ZH W, et al. Detection capability evaluation of low velocity impact damage in composites using ultrasonic infrared thermography[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2016,37(5):1124-1130.
- [15] 张少实,庄茁. 复合材料与粘弹性力学[M]. 北京:机械工业出版社,2012.
ZHANG SH SH,ZHUANG ZH. Composite materials and viscoelastic mechanics [M]. Beijing: Machinery Industry Press,2012.
- [16] FAN J L, GUO X L, WU C W. A new application of the infrared thermography for fatigue evaluation and damage assessment [J]. International Journal of Fatigue,2012,44(11):1-7.
- [17] WAGENER D, RANC N, BATHIAS C, et al. Fatigue crack initiation detection by an infrared thermography method [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures 2009,33(1):12-21.

作者简介



周勃,分别在1998年和2003年于沈阳建筑大学获得学士学位和硕士学位,2008年于沈阳工业大学获得博士学位,现为沈阳工业大学教授、博士生导师,主要研究方向为振动噪声控制、状态监测与故障诊断。

E-mail:liguodapple@sina.com

Zhou Bo received her B. Sc. and M. Sc. degrees both from Shenyang Jianzhu University in 1998 and 2003, respectively, and Ph. D. degree from Shenyang Jianzhu University in 2008. Now she is a professor and Ph. D. supervisor in Shenyang University of Technology. Her main research interests include vibration and noise control, condition monitoring and fault diagnosis.