

GFRP 复合材料叶片摆振运动表面位移与层间断裂韧性响应

董平, 孙文磊*, 樊军, 苏亚坤

(新疆大学 机械工程学院, 乌鲁木齐 830049)

摘 要: 风机 GFRP 复合材料叶片摆振运动时产生的层间滑动裂纹是叶片破坏的主要诱因之一, 应力强度因子 K 是层间断裂韧性的重要参量, 也是表面裂缝安全性评估的重要指标之一。本文在试验基础上提出了由 GFRP 复合材料叶片表面位移推导 K 值的新方法, 通过试验验证其理论正确性, 试验与仿真对比证明了通过叶片摆振运动表面位移来研究层间断裂韧性响应的方法是可行的, 为 GFRP 复合材料风机叶片的强度预测提供了新的思路和方法。

关键词: 复合材料; 风机叶片; 摆振; 断裂韧性; 应力强度因子

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2018)11-3088-09

Response of surface displacement and interlayer fracture toughness of GFRP composite blades shimmy

DONG Ping, SUN Wenlei*, FAN Jun, SU Yakun

(School of Mechanical Engineering, Xinjiang University, Urumqi 830049, China)

Abstract: It is one of the main causes of GFRP composite windturbine blades failure that the blade shimmy leads to the formation and growth of interlayer sliding cracks. The stress intensity factor K is an important parameter for the interlayer fracture toughness. It is also one of the important indicators for the safety assessment of surface cracks. On the basis of experiments, a new method for deriving K values from the displacement of the GFRP composite blade surface was proposed in this paper. The correctness of the theory was verified by experiments. It is proved by the comparison between experiment and simulation that it is feasible to study the interlaminar fracture toughness response through the surface displacement of the GFRP composite blades shimmy. This study provides a new idea and method for the strength prediction of GFRP composite windturbine blades.

Keywords: composites; wind turbine blade; blades shimmy; fracture toughness; stress intensity factor

近年来, 为了最大限度提高风力发电机的发电功率, 降低发电成本, 风机叶片尺寸显著增大且广泛使用复合材料。在风机零部件中, 叶片最易受损, 特别是大型风机柔性叶片。叶片复合材料性能优劣对风机整体性能影响显著。由于其工作环境自然条件恶劣, 叶片疲劳寿命问题一直是被关注的热点^[1]。随着叶片尺寸增大, 调桨或风速的变化等原因会形成低速冲击载荷, 引起叶片工作时摆振, 导

致叶片中段发生弯曲变形, 表面出现滑开型分层损伤, 缩短叶片寿命^[2]。风力机叶片的摆振可能导致叶片局部裂纹、叶片断裂。发生摆振时, 交变切向应力会使中上段叶片产生分层裂纹, 导致叶片撕开型断裂^[3], 使风机出现质心偏移和损坏。发展大型柔性叶片风力机亟待解决叶片的强度优化设计与预测问题。

在以往的理论研究中, 风机叶片气动弹性力学

收稿日期: 2018-03-29; 录用日期: 2018-06-28; 网络出版时间: 2018-07-18 14:53

网络出版地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180716.002>

基金项目: 国家自然科学基金(51565055; 51465055); 新疆大学博士创新项目(XJUBSCX-2012008)

通讯作者: 孙文磊, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为 CAD、CAE、CAM 工程及应用技术 E-mail: sunwenxj@163.com

引用格式: 董平, 孙文磊, 樊军, 等. GFRP 复合材料叶片摆振运动表面位移与层间断裂韧性响应[J]. 复合材料学报, 2018, 35(11): 3088-3096.

DONG Ping, SUN Wenlei, FAN Jun, et al. Response of surface displacement and interlayer fracture toughness of GFRP composite blades shimmy[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(11): 3088-3096 (in Chinese).

和结构动力学的研究广泛采用有限元法, 通过有限元分析模型、取向平均模型和层板理论等对叶片铺层结构、失效预测及弹性性能预测进行研究^[4-7]。此外, 国内外学者在宏-细观本构模型基础上研究了复合材料的力学行为, 相关研究对复合材料的宏观强度预报具有一定意义^[8-9]。风机叶片运动颤振方面则主要通过有限元法、半面元法、弹性铰链法、振动模态分析理论、Euler-Bernoulli 梁理论及挥舞-摆振耦合模型等展开研究^[10-13]。主要还是基于耦合运动方程组的模态分析法, 运用有限元分析或通过降阶进行数值积分求解。由于风力机桨叶是形状不对称的弹性结构, 用数值方法求解比较困难; 且降阶的数值计算很难达到需要的计算精度。二维方法虽然考虑叶片颤振运动, 但扩展到三维运动后理论推导过于繁琐, 不适合工程应用。迄今为止, 叶片摆振特性和非线性动力学行为仍采用动力学模型和计算多阶振型等模式。与此同时, 细观力学模型在尺寸上与宏观不在同一个量级, 无法进行等效替换, 三维振动无法按照某种模态函数解析式进行摆振运动的描述, 使分析无法实现。

也就是说, 基于等效均一化的宏-细观相结合理论, 需要将材料属性与强度均一化处理, 等效成几个宏观的材料常数与强度值, 通过试验数据去反推(或拟合)这些参数。因此, 需要从叶片运动出发, 研究微观破坏过程, 基于理论建立运动强度准则, 用以预报叶片失效破坏。

在风机叶片设计和强度预测时, 应力强度因子 K 是判断它的重要参量。以往的研究给出了有限裂纹下应力强度因子的计算办法^[14-15], 但并未考虑摆振运动产生的低速冲击载荷对层间应力强度因子的影响。

本文从研究叶片运动时表面位移与层间断裂韧性的响应关系入手, 为叶片在运动过程中的强度预测和故障预防方法提供了新思路, 并验证了可行性。首先搭建试验平台, 通过静态、动态冲击和叶

片模拟摆振试验获取应变数据, 研究验证柔性叶片摆振运动对应力及应力强度因子的影响。之后利用坐标与位移的关系推导摆振运动中表面位移与准三维应力-应变响应关系, 基于各向异性弹性体界面断裂力学, 引入脆性断裂的周向应变因子, 对叶片层间滑动变形时的应力强度因子进行理论预测。最后通过各试验结果的比较验证该预测理论的可行性。

1 试验系统设计

1.1 实验方法

试验由三部分组成: (1) 静态三点弯曲试验。在静态加压条件下对预设裂纹的玻璃纤维增强树脂基(GFRP)复合材料层合板样片进行破坏性三点弯曲试验, 模拟并分析叶片低速无摆振运动时的应变、应力与应力强度因子的关系及变化趋势。(2) 动态冲击试验。在冲击试验机上用落锤冲击带有预设裂纹的 GFRP 层合板样片, 模拟并分析叶片中高速伴随摆振运动时, 不同加载速率下应变-应力的关系及变化趋势。(3) 叶片缩比模型摆振试验。利用振动台模拟叶片摆振运动, 分析叶片(带有预设裂纹)在实际摆振中应变、应力、位移与应力强度因子的关系。

1.2 试验材料

静态三点弯曲试验与动态冲击试验的 GFRP 层合板样片, 按照 GB/T1451—2005^[16] 标准, 其外形尺寸为 150 mm×15 mm×5 mm, 铺层为 $[\pm 45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}]_s$, 纤维体积分数为 60 vol%。共计定制 100 个样片, 分为 5 组, 均预设裂纹, 其中 4 组样片用于静态试验, 裂纹方向分别为 0° 、 45° 、 -45° 、 90° ; 1 组样片用于动态冲击试验, 裂纹方向为 90° 。用于摆振运动的风机叶片缩比模型长度为 2.5 m, 叶片主要由蒙皮和 GFRP 复合材料铺层固化而成。本文试验材料均来自南京玻璃纤维研究设计院。GFRP 层合板样片的力学性能参数及叶片的基本性能分别见表 1 和表 2。

1.3 试验系统设计

静态弯曲试验采用上海捷沪仪器仪表有限公司

表 1 玻璃纤维增强树脂基(GFRP)复合材料层合板的力学性能参数^[17]

Table 1 Mechanical property parameters of glass fiber reinforced polymer (GFRP) composite^[17]

Material	E/GPa		G/GPa		σ /MPa			$\nu_{12}=\nu_{13}$
	E_1	$E_2=E_3$	$G_{12}=G_{13}$	G_{23}	X_T/Y_n	X_C/Y_1	X_S	
GF	225	15	15	7	3350	2500	—	0.2
Epoxy	4.2	4.2	1.567	1.567	69	250	50	0.34

Notes: E —Elastic modulus; σ —Strength; ν —Poisson ratio; E_1, E_2, E_3 —Young's modulus of each phase in the direction of x, y and z , respectively; G_{12}, G_{13}, G_{23} —Shear modulus of each phase in xy, xz and yz , respectively; ν_{12}, ν_{13} —Poisson's ratio of each phase in xy and xz directions, respectively; Poisson's ratio in yz direction can be drawn from ν_{12} and ν_{13} .

表 2 GFRP 复合材料叶片的基本性能
Table 2 Basic properties of GFRP composite blade

Density/ (g·mL ⁻¹)	Tensile strength/MPa	Modulus in tension/ MPa	Yield point elongation/%	Bending strength/ MPa	Bending modulus/ MPa	ν
1140	88	3700	6	150	3560	0.5

的 CMT5205 型电子万能力学试验机。按照试验标准, 结合应变仪对 GFRP 层合板样片进行破坏性三点弯曲、剪切试验, 并按标准要求跟踪记录数据。设备与试验样片见图 1。

动态冲击试验在美国应斯特朗公司的 Instron Dynalup9250HV 型落锤冲击试验机上进行。根据能量守恒定律: $E = mgh = \frac{1}{2}mv^2$, 其中, E 为初始冲击能量(J), m 为冲头质量(kg), g 为重力加速度(9.8 m/s), h 为落锤高度(m), v 为初始冲击速度(m/s)。对立放样片分别进行 20 J 和 25 J 的能量冲击试验, 因此选用直径为 8 mm、质量为 5.607 kg 的钢制半球形撞击头。所有试验均在室温下进行。试验设备与样片见图 2。

摆振运动试验将叶片缩比模型的翼根固定在来自东莞市元耀电子科技有限公司的 YEV-100-1 型振动台上, 在叶片摆振方向高度为 2 m 和 2.2 m 的

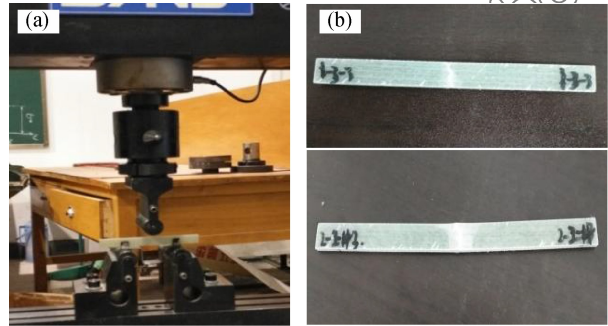


图 1 三点弯曲剪切试验设备和样片
Fig. 1 Equipment and samples for three point bending shear experiment

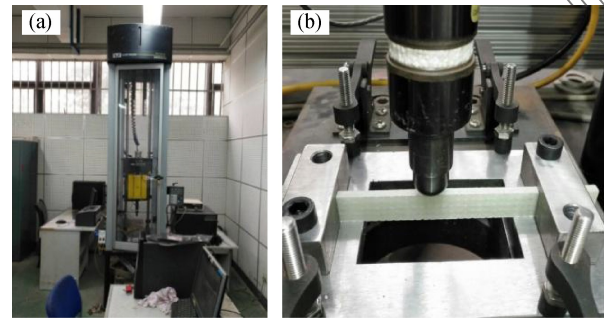


图 2 动态冲击试验设备和样片
Fig. 2 Equipment and samples for dynamic impact experiment

天然裂纹处分别布置应变传感器, 使用苏州西博三维科技有限公司的数字散斑应变测量分析系统(XTDIC)测量该处在摆振模态时的位移和应变。使用北京东方振动和噪声技术研究所的 DASP V10 数据采集系统采集 30 min 数据, 采样频率设置为 51.2 Hz。数据采集结束后到 DASP MAS 模态分析软件中进行模态分析(如图 3 所示)。

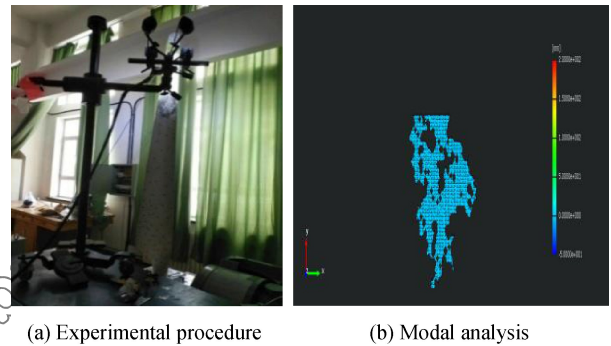


图 3 叶片摆振运动试验
Fig. 3 Blade shimmy experiment

1.4 试验的基础理论

静态和动态冲击时应力和应变的获取:

设置压缩速度为 2.5 mm/s, 进行试样弯曲试验。直到试验仪器停止。抗弯强度 σ_b 计算如下:

$$\sigma_b = 3pl/2bh^2 \tag{1}$$

式中: σ_b —GFRP 层合板的弯曲强度(MPa); p —GFRP 层合板破坏载荷(N); l —跨距(mm); h —厚度(mm); b —宽度(mm)。

材料流变应力 σ 与塑性应变 ϵ_p 间的关系可用 Ludwick 公式表示, 即

$$\sigma = \sigma_s + K\epsilon_p^n \tag{2}$$

式中: σ_s —屈服强度(MPa); K —强度系数; n —应变硬化系数。

叶片摆振运动时应力与应变的获取:

总位移 $u = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} \tag{3}$

总应变 $\epsilon = \sqrt{\epsilon_x^2 + \epsilon_y^2 + \left(\frac{\epsilon_{xy}}{\cos 45^\circ}\right)^2} \tag{4}$

摆振产生的 II 型裂缝的应变能释放率 G_{II} 和应力强度因子 K_{II} 的关系为^[18]

$$G_{II} = \frac{K_{II}^2}{E_1 \sqrt{2}} \left[\left(\frac{E_1}{E_2} \right)^{\frac{1}{2}} + \frac{E_1}{2G_{12}} - \nu_{12} \right]^{1/2} \quad (5)$$

式中: E_1 为 1 方向的拉伸模量; E_2 为 2 方向的拉伸模量; G_{12} 为剪切模量; ν_{12} 为泊松比。

2 试验结果及分析

2.1 试验结果

本部分试验旨在对不同加载速率及不同能量冲击下的应力-应变与应力强度因子的响应关系进行定性分析。

图 4 为 GFRP 试样立放静压时的载荷-时间和应力-时间关系。可知, 在静压或低速载荷状态下, 带预设裂纹的样片在断裂前其应力随时间呈线性变化。加载过程包含两个阶段: 第一个阶段, 载荷呈线性变化直至达到最大, 此时应力-应变呈线性关系, 预设裂纹没有发生变化; 第二个阶段, 断裂发生前载荷呈非线性快速减小趋势, 此时应力-应变呈非线性关系, 原有裂纹生长并有新的裂纹产生。

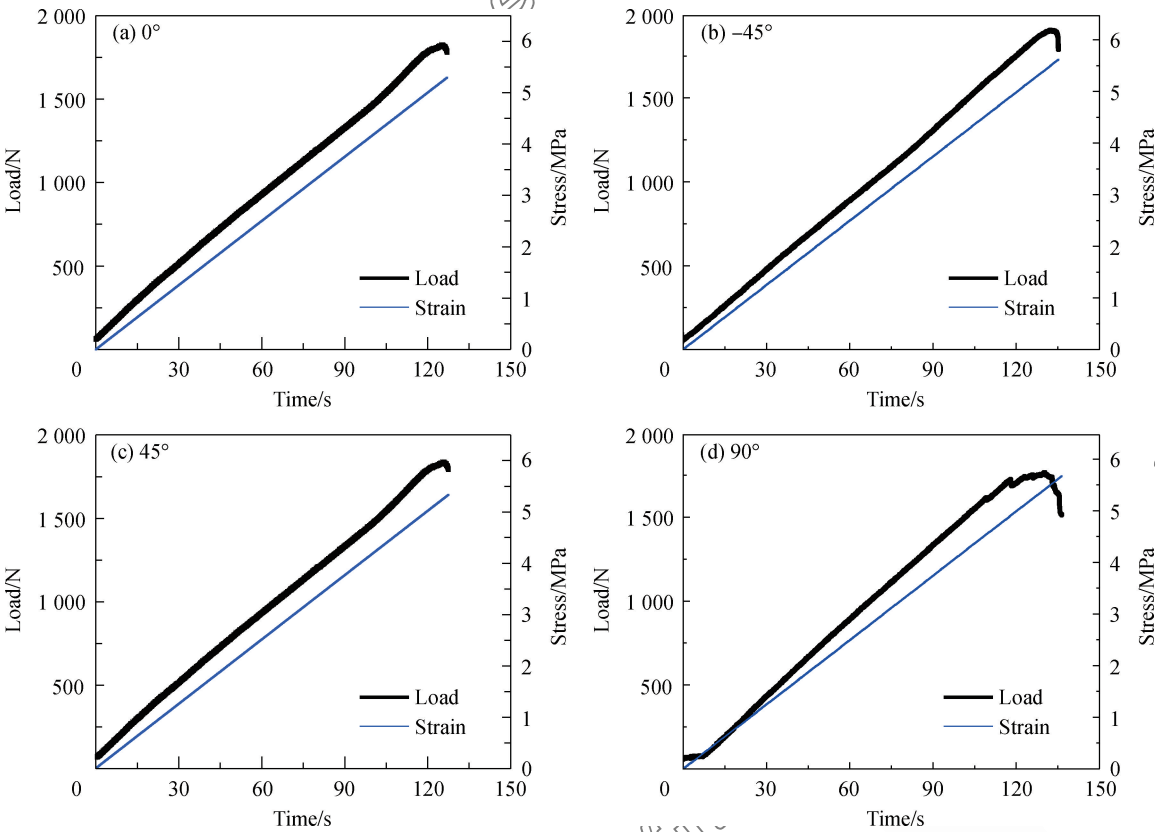


图 4 GFRP 样片立放静压时的载荷-时间与应变-时间关系

Fig. 4 Load-time and strain-time relationship in the static pressure experiment (Erect GFRP samples with precracks)

图 5 是带有预设裂纹的 GFRP 试样立放, 经 25 J 能量动态冲击后的外观图片。从动态冲击试验结果中可获得不同能量冲击下的载荷-时间关系与载荷-位移关系如图 6 所示, 以及不同冲击能量对应力响应与应力-应变关系的影响如图 7 所示。由此可以看出, 当加载速度达到中高速时, 能量的高速释放会明显影响应力-应变的关系, 同时裂纹有明显增长。

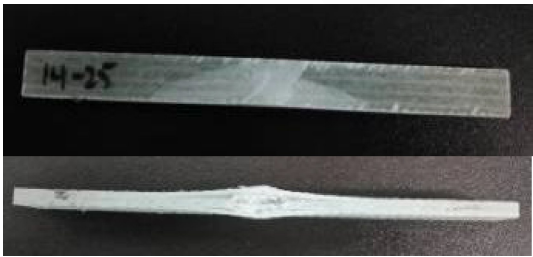


图 5 GFRP 样片 25 J 动态冲击后的外观照片

Fig. 5 Appearance photos of GFRP sample after 25 J dynamic impact

图 8(a)~8(c)分别为叶片摆振运动时, 不同位置的坐标-应变、应力-应变和位移-应力强度因子关系的仿真与实测结果。由图 8(a)可知, 在叶片摆振运动时, 应变随位移增大而增大, 同时应力也随之

呈增大趋势, 但由于叶片形状不对称, 在一个摆振

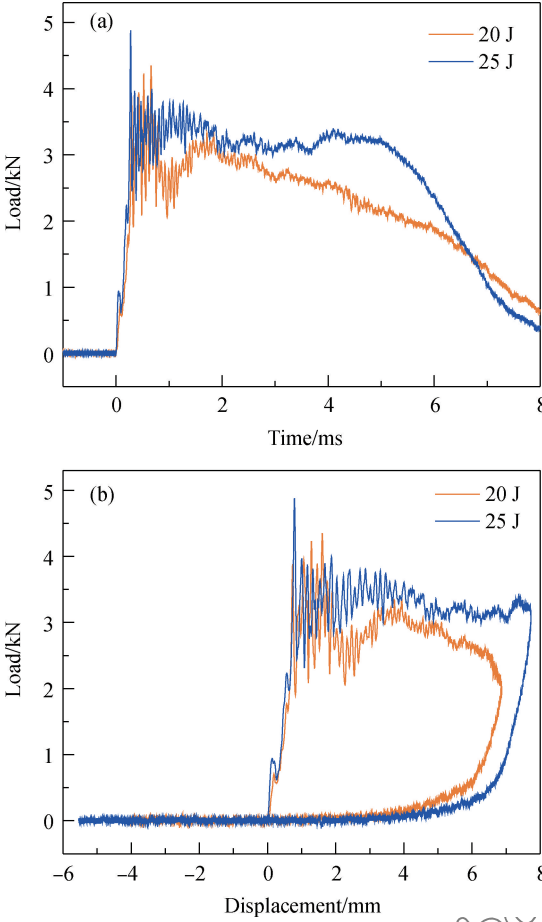


图 6 GFRP 样片在 20 J 和 25 J 动态冲击下载荷-时间(a)与
载荷-位移(b)的关系
Fig. 6 Relationship between load-time(a) and load-displacement(b)
of GFRP sample under the load of 20 J and 25 J

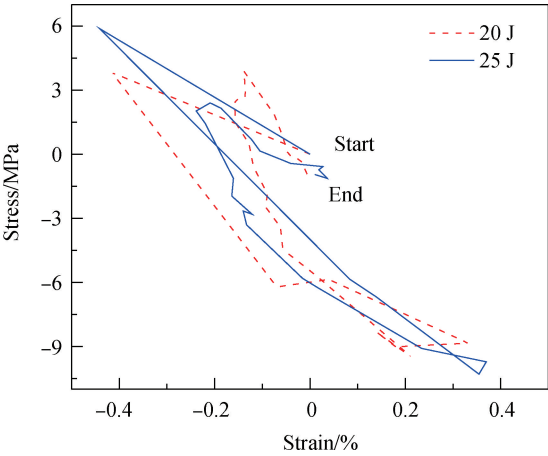


图 7 冲击能量对 GFRP 样片应力响应及
应力-应变关系的影响
Fig. 7 Effect of impact energy on stress response and
stress-strain relationship of GFRP samples

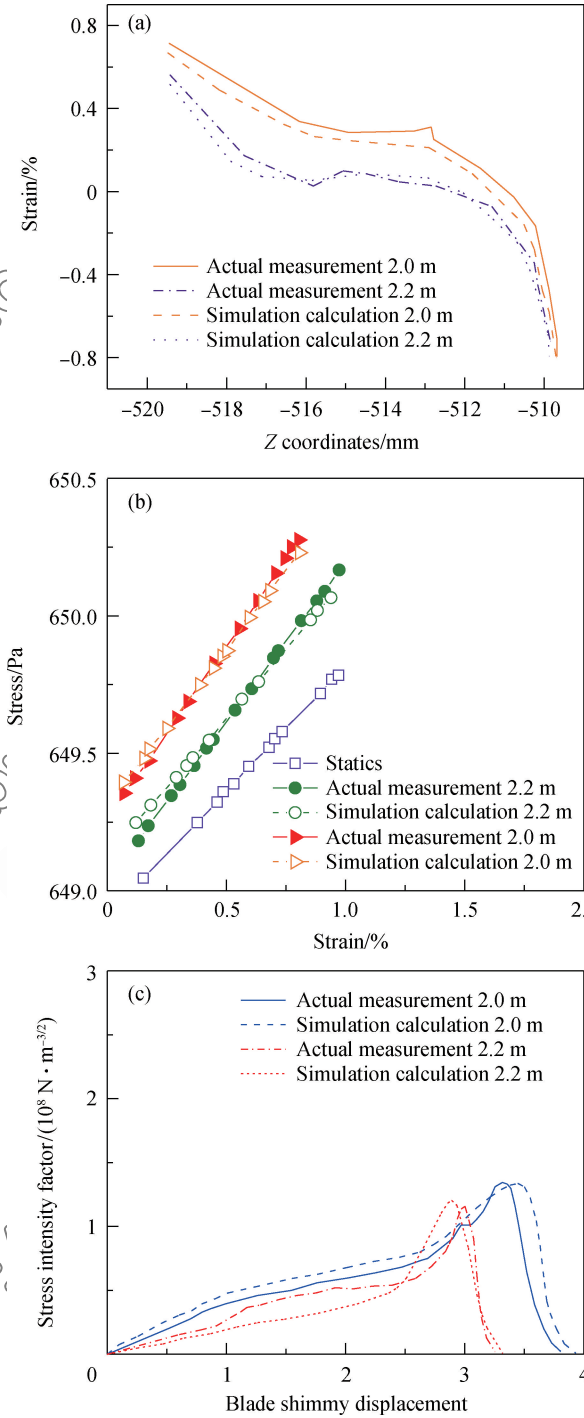


图 8 GFRP 复合材料风机叶片摆振运动仿真与实测结果对比
Fig. 8 Comparison between simulation and measured results of
the GFRP composite blades shimmy motion

以看出,随着加载速度的增加,应力-应变关系有所变化,加载速度越大,断裂风险越大;应力强度因子与位移、应变有关,最大应变不在叶尖处。

2.2 结果分析

GFRP 复合材料的渐进损伤包含三个阶段:弹

周期内其应变曲线不对称。由图 8(b)和图 8(c)可

性阶段、弹塑性阶段和塑性阶段。从静态弯曲剪切与动态冲击试验的结果比较可发现,运动产生的变形对应力-应变关系有明显影响。从动态冲击试验与叶片模型摆振试验的结果可以看出,在叶片发生摆振时,叶片表面位移与加载速率相关,加载速率影响应力-应变关系。这意味着,加载速率会对应力强度因子 K 产生影响,与层间裂纹的产生及扩展都有一定关系。应力强度因子是风机叶片表面分层裂纹扩展的重要指标。通过本文试验方法,可由应力-应变获得在不同加载速率下的 K 值及其变化趋势。但显然在叶片的实际运行中此类试验方法并不适用。

因此,本文基于试验结论提出一种由叶片表面位移获得层间应力-应变关系,进而计算应力强度因子的新方法,此方法可用于运行中叶片强度预测的研究。

3 叶片摆振时表面位移与层间断裂韧性的响应关系

3.1 叶片摆振运动受力分析

图 9 为有摆振运动的风机叶片坐标系,此时叶片受到转矩、离心力、摆振弯矩的影响,坐标系参照右手法则。

带预扭角的风机叶片位移方程采用降维方法,投影至三个方向,由此可得

$$\begin{aligned} U_Y(X, Y, Z) &= u_1(Y, Z) + \frac{1}{2} A_2 X^2 - A_4 XZ \\ U_Z(X, Y, Z) &= u_2(Y, Z) - A_4 XY \\ U_X(X, Y, Z) &= u_3(Y, Z) - A_2 XY + A_1 X \end{aligned} \quad (6)$$

式中: A_1 为叶片轴向拉伸率; A_2 为摆振弯曲曲率; A_4 为轴向扭速率。

设定风机叶片单片长度为 1,在 X 方向(轴向)单位长度的预扭角为 β ,则在叶片任意切面处预扭角为 β_X ,与没有预扭角时的坐标关系为

$$\begin{bmatrix} Y \\ Z \\ X \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\beta_X & \sin\beta_X & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} Y_0 \\ Z_0 \\ X_0 \end{pmatrix} \quad (7)$$

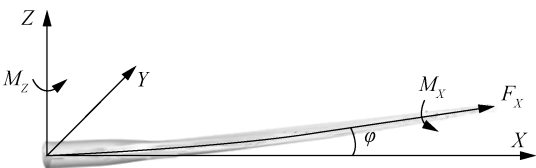


图 9 有摆振运动的风机叶片坐标系

Fig. 9 Blade coordinate system (when blades shimmy motion)

3.2 叶片表面位移方程

叶片表面剖面受 6 个力素,如图 10 所示。实际上在风机转动过程中,实际出现的离心力作用在叶片根部,在叶片未出现位移的情况下,叶片的中上部的应力-应变值非常小,在摆振运动出现的情况下,叶片主要受摆振弯矩和扭角产生的应力-应变。带预扭角叶片在 X 、 Y 、 Z 方向的位移关系由式(7)给出,根据文献[19]中风机叶片的层间结构模型,则任意切面的表面、中面位移写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} U_Y^0 \\ U_Z^0 \\ U_X^0 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_Y \\ U_Z \\ U_X \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} r^\phi \\ 0 \\ X\gamma_5 + Y\gamma_6 - \bar{\omega}_X^\phi \end{pmatrix} \quad (8)$$

此时叶片表面上任意一点的位移通过下式表示:

$$\begin{aligned} \bar{U}_Y^0 &= U_Y^0 + n\varphi_Y \\ \bar{U}_Z^0 &= U_Z^0 \\ \bar{U}_X^0 &= U_X^0 + n\varphi_Z \end{aligned} \quad (9)$$

式中: α 为叶片截面 Y 方向切线与水平方向的夹角; φ_Y 为法线在 Y 方向的转角,等于 ϕ ; φ_Z 为法线在 Z 方向的转角,等于 0 ; γ_5 、 γ_6 分别为绕 Z 、 X 面外剪切转角; $\bar{\omega} = \int_0 r ds$ 为截面积; ϕ 为沿 Y 方向的扭转角。

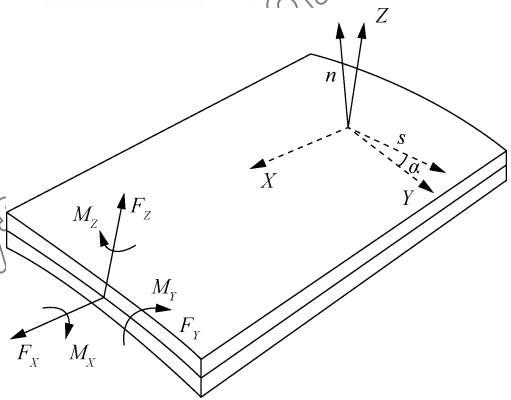


图 10 蒙皮受力及力矩

Fig. 10 Skins forces and moments

3.3 叶片层间中面平面受力分析

叶片任何截面的中面出现滑开型位移、应变和应力分别由 U_i^0 、 ϵ_{ij} 、 σ_{ij} 表示,对于叶片中段的摆振运动(平面),建立应变-位移关系和应力-应变关系的平衡方程表示如下:

$$\sigma_{i\beta, \beta} = 0 (i = 1 \sim 2, \beta = 1) \text{ (无体力)} \quad (10a)$$

$\epsilon_{XY} = (U_{X,Y}^0 + U_{Y,X}^0)/2$ (10b)

$\sigma_{ij} = C_{ijkm}\epsilon_{km}, C_{ijkm} = C_{jikm} = C_{kmi j}$ (10c)

$\sum_{j,k,m=1}^2 C_{ijkm} \frac{\partial U_k^0}{\partial x_j \partial x_m} = 0$ (11)

式中, C_{ijkm} 是四阶刚度张量, 式(10a)~式(10b)中逗号指坐标变量对应的偏微分。

根据式(10b)、式(10c)及式(11), 通过应用平衡方程式(10a)即可推导出:

$\sum_{k=1}^2 [C_{i1k1}^* + P_a(C_{i1k1}^* + k) + P_a^2 C_{i2k2}^*] A_{ka}^* = 0$ (12)

$B_{ij}^* = \sum_{k=1}^2 (C_{i2k1}^* + P_j C_{i2k2}^*) A_{kj}^*$ (13)

且 $A_{ij}^* = -B_{ij}^* P_j$ (14)

式(13)、式(14)中 j 不能累加, 矩阵 A^* 和 B^* 不唯一, A^* 乘以任何一个常数都满足式(12)。

令 $R = \begin{pmatrix} \cos\beta_x & \sin\beta_x & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \alpha & 0 & 1 \end{pmatrix}$, $\Omega = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ (15)

通过坐标变换可得

$C_{ijkm}^* = \Omega_{ip} \Omega_{jq} \Omega_{kr} \Omega_{ms} C_{pqrs}$
 $A^* = RAB^* = RBA^* = RA$
 $M^{*-1} = iA^*(B^*)^{-1} = iRAB^{-1}R$ (16)

式中, A 、 B 、 A 为没有预扭时式(12)~(14)的解。

3.4 叶片应力强度因子求解

风机叶片可以看成无限各向异性或均质双材料, 当摆振运动时, 在 (X, Z) 平面内存在线力或出现层间错位时, 引入应力强度因子折减系数的计算方法^[20-22]来考虑纤维对增强的影响, 即可把各向同性体复合型(张开与滑动)脆性断裂的周向应变因子准则, 推广应用于双向复合材料断裂分析。

这里对周向应变因子准则设置了三个条件, 并在试验中获得验证: (1) 叶片层间裂缝从其端点沿 45° 开始扩展, 径向无裂纹; (2) 最大拉伸的周向应变因子出现在 θ_{45} , 并沿其方向发展, 其它所有方向 θ 具有一致性; (3) 加上切向载荷, (应力强度因子 K_{II}) 按比例增长时, 沿着 θ_{45} 方向的周向应变因子必然达到其临界值, 使层间裂缝扩展^[23]。

根据上述条件, 可推导出风机叶片表面出现分层裂纹时, 应力强度因子的计算如下:

$K = \frac{1}{E}(\sigma_\theta - \nu\sigma_\gamma)$
 $= \frac{1}{E}\sin^2\beta \left[(3 - 5\nu)\cos\frac{\theta}{2} + (1 + \nu)\cos\frac{3\theta}{2} \right] -$
 $\alpha\sin\beta\cos\beta \left[(3 - 5\nu)\sin\frac{\theta}{2} + 3(1 + \nu)\cos\frac{3\theta}{2} \right]$ (17)

式中: E —弹性性能常数; ν —泊松比; σ —应力; β — σ 与纤维方向夹角; θ —裂纹的方向。

4 试验验证与结果

4.1 叶片摆振试验准确性验证

根据弯曲试样外部纤维应变与挠度的关系式:

$\epsilon = \frac{6fh}{L^2}$ (18)

式中: f —弯曲挠度; h —厚度; L —弯曲跨距。

可计算出静压立放样片的表面应变, 将其与施加相同载荷时测得的叶片表面应变进行对比如表 3 所示。

表 3 相同静载荷下 GFRP 样片与叶片模型的应变值
Table 3 Strain values of the GFRP sample and the blade model under the same static load

Load/N	Strain/%		Load/N	Strain/%	
	Sample	Blade model		Sample	Blade model
67.5	0.0168	0.0180	492.5	0.4380	0.6168
	0.0192	0.0204		0.6144	0.5628
	0.0252	0.0246		0.5400	0.5412
	0.0264	0.0276		0.5424	0.5388
	0.0300	0.0288		0.5196	0.5220
	0.0288	0.0300		0.5184	0.5172
	0.0324	0.0312		0.4752	0.4392
	Average value	0.0255		Average value	0.5211
Variance		0.000028	Variance		0.00265

可见, 在相同载荷下, 两个试验的应变数据较吻合, 载荷越小数据吻合性越好, 且试验结果方差在 0.5% 以内, 数据稳定性较好。因此, 在叶片摆振试验中测得的叶片表面应变数据可用于层间应力强度因子的计算。

4.2 叶片应力强度因子计算方法的正确性验证

由于复合材料在线弹性阶段的变形能与外力所做的功相等, 取动态冲击试验与摆振试验中叶片一点处发生相同变形时的叶片表面应变值, 代入式(17)计算出结果, 与由对应的动态冲击能量根据式(5)计算出的结果进行对比, 结果见表 4。

表 4 同条件下由式(5)与式(17)算得的 GFRP 复合材料叶片应力强度因子 K 值

Table 4 Stress intensity factor K value calculated by formula (5) and formula (17) for GFRP composite blade under same conditions

	Point 1		Point 2	
	Formula (5)	Formula (17)	Formula (5)	Formula (17)
$K/$ ($10^6 \text{ N}\cdot\text{m}^{-3/2}$)	86	82	123	119
		85		121
		83		121
		85		124
		87		118
		83		122
		86		118
Average value/ ($10^6 \text{ N}\cdot\text{m}^{-3/2}$)	—	84	—	120
Variance	—	2.5	—	4.2

可知, 用本文提出的方法计算应力强度因子的结果与由经典能量释放率法计算的结果较吻合。

为进一步验证该方法的正确性, 将叶片摆振试验中 2.0 m 与 2.2 m 处的位移轨迹数据导入 Matlab 软件进行仿真计算。从图 8(a)~8(c)仿真与实测对比结果来看, 两者吻合较好。为进一步探讨本文理论的广泛适用性, 将动态冲击试验的应力-应变响应关系与数值模拟结果进行对比, 两者在趋势上具有一致性(如图 11 所示)。说明本文提出的通过叶片摆振运动表面位移来研究层间断裂韧性响应的方法是可行的。

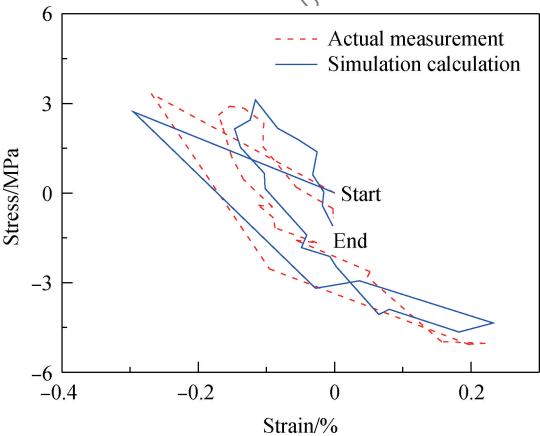


图 11 GFRP 样片动态冲击应力响应仿真与实测结果对比

Fig. 11 Dynamic impact stress response of simulation and measurement of GFRP sample

5 结 论

(1) 加载速率对 GFRP 复合材料风机叶片层间断裂韧性有一定影响。在不同加载速率下, 叶片的

表面位移及由位移引起的叶片层间滑动响应结果不同。

(2) 加载速率变化导致的 GFRP 复合材料叶片位移与局部变形是层间裂纹生成和扩展的主要因素。在相同位移状态下, 加载速率越高应力越大。

(3) 应力强度因子是判断裂纹扩展的重要参量。本文提出根据层间变形传递规律, 由 GFRP 复合材料叶片表面位移场获得层间应变场, 并由此获得应力强度因子 K 值的变化曲线, 初步探讨了叶片摆振运动中表面位移与层间断裂韧性的响应关系。通过与缩比叶片摆振试验的对比, 本文建立的模型与实测结果之间在位移-应变-应力强度因子的变化趋势上保持了一致性。

参考文献:

[1] 赵荣国, 罗希延, 任璐璐, 等. 航空发动机涡轮盘用 GH4133B 合金疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 机械工程学报, 2011, 47(18): 55-65.
ZHAO R G, LUO X Y, REN L L, et al. Research on fatigue crack propagation behavior of GH4133B superalloy used in turbine disk of aero-engine[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(18): 55-65 (in Chinese).

[2] WOOLSTON D S, RUNYAN H L, ANDREWS R E. An investigation of effects of certain types of structural nonlinearities on wing and control surface flutter[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 2003, 24(1): 57-63.

[3] CHEN G, CURZ J B. Genetic algorithm for task allocation in UAV cooperative control[G]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

[4] 秦志文, 徐宇, 杨科, 等. 风力机叶片 FRP 铺层结构强度与失效预测[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(4): 591-594.
QIN Z W, XU Y, YANG K, et al. Structural strength and failure prediction on FRP laminate of wind turbine blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(4): 591-594 (in Chinese).

[5] 梁仕飞, 矫桂琼, 王波. 三维机织 C/C-SiC 复合材料弹性性能预测[J]. 复合材料学报, 2011, 28(1): 138-142.
LIANG S F, JIAO G Q, WANG B. Prediction of elastic properties of three dimensional woven C/C-SiC composite[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(1): 138-142 (in Chinese).

[6] 汪海滨, 张卫红, 杨军刚, 等. 考虑孔隙和微裂纹缺陷的 C/C-SiC 编织复合材料等效模量计算[J]. 复合材料学报, 2008, 25(3): 182-189.
WANG H B, ZHANG W H, YANG J G, et al. Numerical

- computing of effective modulus of woven C/C-SiC composites including porosities and micro-cracks [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(3): 182-189 (in Chinese).
- [7] WU J F, SHEPHAR M S. A material model for the finite element analysis of metal matrix composites[J]. *Composites Science & Technology*, 1989, 35(4): 347-366.
- [8] 雷友锋. 纤维增强金属基复合材料宏-细观统一本构模型及应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- LEI Y F. A unified macro- and micro-mechanics constitutive model and its applications for fiber reinforced metal matrix composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002 (in Chinese).
- [9] 赵琳, 张博明. 基于单胞解析模型的单向复合材料强度预报方法[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(5): 86-92.
- ZHAO L, ZHANG B M. Method for strength prediction of unidirectional composites based on unit cell analytic model [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(5): 86-92 (in Chinese).
- [10] US S, TOLUN S. Structural design and analysis of wind turbine rotor blades using laminated sandwich composites[C]// *Biennial Conference on Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environments*. Houston: American Society of Civil Engineers, 2004: 492-498.
- [11] 李德源, 叶枝全, 包能胜, 等. 风力机旋转风轮振动模态分析[J]. *太阳能学报*, 2004, 25(1): 72-77.
- LI D Y, YE Z Q, BAO N S, et al. Vibration modal analysis of the rotating rotor of horizontal axis wind turbine[J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2004, 25(1): 72-77 (in Chinese).
- [12] 韩新月, 申新贺, 陈严, 等. 科氏力对水平轴风力机叶片的影响[J]. *能源工程*, 2008(3): 8-11.
- HAN X Y, SHEN X H, CHEN Y, et al. The influence of Coriolis force on the horizontal axis wind turbine blade[J]. *Energy Engineering*, 2008(3): 8-11 (in Chinese).
- [13] LARSEN J W, IWANGIEWCZ R, NIELSEN S R K. Non-linear stochastic stability analysis of wind turbine wings by Monte Carlo simulations[J]. *Probabilistic Engineering Mechanics*, 2007, 22(2): 181-193.
- [14] 马存旺, 张呈林, 刘勇, 等. 复合材料桨叶蒙皮层间裂纹的应力强度因子求解方法研究[J]. *机械强度*, 2009, 31(2): 282-286.
- MA C W, ZHANG C L, LIU Y, et al. Solution of stress intensity factor for interface cracks of composite blades skins [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2009, 31(2): 282-286 (in Chinese).
- [15] 贾旭, 胡绪腾, 宋迎东. 基于三维有限元解的紧凑拉伸试样应力强度因子计算公式[J]. *机械工程材料*, 2015, 39(12): 30-34+110.
- JIA X, HU X T, SONG Y D. Calculation formula for stress intensity factors of CT specimens based on three dimensional finite element solutions[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2015, 39(12): 30-34+110 (in Chinese).
- [16] 中国国家标准化管理委员会. 纤维增强塑料筒支梁式冲击韧性试验方法: GB/T 1451—2005[S]. 北京: 中国标准出版社, 2005.
- Standardization Administration of the People's Republic of China. Fiber-reinforced plastics composites: Determination of charpy impact properties: GB/T 1451—2005 [S]. Beijing: China Standards Press, 2005 (in Chinese).
- [17] 孙耀宁, 王艳飞, 朱子剑. 基于 UMAT 的风机叶片复合材料横向微观尺度力学响应分析[J]. *可再生能源*, 2015, 33(9): 1362-1367.
- SUN Y N, WANG Y F, ZHU Z J. Microscale analysis of wind turbine blades composites of the transverse mechanical response based UMAT [J]. *Renewable Energy Resources*, 2015, 33(9): 1362-1367 (in Chinese).
- [18] 李玉龙, 刘会芳. 加载速率对层间断裂韧性的影响[J]. *航空学报*, 2015, 36(8): 2620-2650.
- LI Y L, LIU H F. The loading rate effect on the interlaminar fracture toughness [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2015, 36(8): 2620-2650 (in Chinese).
- [19] PAWAR P M, GANGULI R. Simulation of composite helicopter rotor-system matrix cracking, debonding/delamination and fiber breakage[C]// *61th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Grapevine: The American Helicopter Society International Inc., 2005: 2206-2220.
- [20] CHOI S T, SHIN H, KARMME Y Y. On the unified approach to anisotropic and isotropic elasticity for singularity, interface and crack in dissimilar media[J]. *International Journal of Solids & Structures*, 2003, 40(6): 1411-1431.
- [21] BEOM H G, ATLURI S N. Near-tip fields and intensity factors for interfacial cracks in dissimilar anisotropic piezoelectric media[J]. *International Journal of Fracture*, 1996, 75(2): 163-183.
- [22] CHOW W T, BEOM H G, ATLURI S N. Calculation of stress intensity factors for an interfacial crack between dissimilar anisotropic media, using a hybrid element method and the mutual integral[J]. *Computational Mechanics*, 1995, 15(6): 546-557.
- [23] SILVA L F M, GONÇALVES J P M, OLIVEIRA F M F, et al. Multiple-site damage in riveted lap-joints: Experimental simulation and finite element prediction [J]. *International Journal of Fatigue*, 2000, 22(4): 319-338.