

文章编号: 1672-8785(2017)12-0021-06

基于红外热像技术的缺陷复合材料 损伤演化研究

王琳琳^{1,2} 陈长征¹ 周 勃^{1,3}

(1. 沈阳工业大学机械工程学院, 辽宁 沈阳 110870 ;

2. 沈阳药科大学制药工程学院, 辽宁 沈阳 110016 ;

3. 沈阳工业大学建筑与土木工程学院, 辽宁 沈阳 110870)

摘 要: 对分层缺陷复合材料进行静拉伸实验, 采用红外热像仪监测了试件表面的温度变化, 研究了整个过程中试件温度变化的规律、损伤演化过程、热耗散与损伤过程的关系。结果表明, 试件表面的温度先线性下降, 后持续升高; 当试件温度下降到最低点时对应的应力值是试件屈服的极限值; 分层缺陷处最先出现热源点, 随着时间的变化, 热源范围越来越大; 有分层缺陷的复合材料的热耗散因子为 55%。红外热像技术能够监测缺陷复合材料的损伤, 有利于复合材料的工程应用研究。

关键词: 红外热像法; 分层缺陷; 复合材料; 损伤演化; 热耗散

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2017.12.005

Study of Damage Evolution of Composite Material with Defects by infrared Thermography

WANG Lin-lin^{1,2}, CHEN Chang-zheng¹, ZHOU Bo^{1,3}

(1. School of Mechanical Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China;

2. School of Pharmaceutical Engineering, Shenyang Pharmaceutical University, Shenyang

110016, China; 3. School of Architecture and Civil Engineering, Shenyang

University of Technology, Shenyang 110870, China)

Abstract: The static tensile test is carried out for the composite materials with delamination defects. The surface temperature variation of specimen is monitored by infrared thermography. The temperature variation of the specimen in the whole process, the damage evolution process and the relationship between heat dissipation and damage process are studied. The results show that the surface temperature of the specimen first decreases linearly and then increases continuously. When the temperature drops to the lowest point, the corresponding stress value is the yield limit of the specimen. The heat source point first occurs in the composite with delamination defects. As time goes on, the heat source area is becoming wider and wider. The thermal dissipation factor of the composite with delamination defects is 55%. The infrared thermography technology could monitor the damage of composite materials with defects. It is beneficial to the research on the engineering application of composite materials.

收稿日期: 2017-10-18

基金项目: 国家自然科学基金项目 (51575361; 51675350)

作者简介: 王琳琳 (1982-), 女, 辽宁葫芦岛人, 博士生, 工程师, 主要从事基于红外热像技术的复合材料损伤演化研究。E-mail: wll_2016@126.com

Key words: infrared thermography; delamination defect; composite material; damage evolution; heat dissipation

0 引言

玻璃纤维增强复合材料 (Glass Fiber Reinforced Polymer, GFRP) 和碳纤维增强复合材料 (Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP) 具有高比强度、高比刚度、耐腐蚀性的特点, 被广泛应用于航空航天、风电、汽车、建筑等领域^[1]。由于受制造和黏结工艺等随机因素的影响, 复合材料在生产过程中常常会出现气泡、纤维断裂、分层、脱粘等缺陷^[2]。分层缺陷是复合材料生产中最容易出现的缺陷, 它一般出现在复合材料内部的层与层之间, 很难用肉眼观测到^[3]。这些缺陷的存在不仅会影响复合材料的使用性能和寿命, 还会导致复合材料疲劳、断裂和失效。因此, 研究含有分层缺陷的复合材料的断裂损伤过程具有重大的工程意义。

具有快速直观、定位精准、热灵敏性高的红外热像技术是无损检测技术之一, 能够检测材料中缺陷的形状、位置和大小^[4,5], 同时该技术还能够监测材料在载荷作用下的温度变化。Harizi 等^[6]采用红外热像技术监测玻璃纤维复合材料在静载荷和阶段载荷作用下的表面温度变化, 通过实验发现红外热像技术能够监测材料损伤的演化过程。薛红前等^[7]用红外热像技术对高强度钢的超高周疲劳中损伤演化过程进行了研究, 发现材料内微裂纹处的温度急剧升高, 温度场的变化反映了材料受载荷作用下的损伤演化过程。张杰等^[8]用红外热像技术对 443 铁素体不锈钢在疲劳载荷下的温度变化规律及疲劳性能进行了研究, 发现温度变化经历了四个阶段。但是, 前人并没有采用红外热像技术针对含有分层缺陷的复合材料在受力载荷下的温度变化和损伤演化过程进行研究。

各种材料在受到静拉伸、疲劳载荷作用下, 大部分的机械能会转化为热耗散, 宏观上表现为材料的表面温度升高。热耗散因子是指热耗散与机械能之比, 它的大小代表了热耗散转化

机械能的多少。热耗散因子越大, 则材料表面温度在载荷作用下升高越快, 材料的损伤也越大。

本文主要采用红外热像仪针对含有分层缺陷的复合材料在静拉伸作用下的表面温度进行监测, 研究试件的温度变化规律。通过红外热像图分析试件受载荷作用下的损伤演化过程, 通过监测的表面温度计算含有分层缺陷复合材料的热耗散因子。

1 理论原理

材料在外载荷作用下会发生不可逆的能量耗散过程, 即机械能转化为热耗散、储能等其他形式的能, 其中绝大部分转化为热耗散。宏观上表现为材料的表面温度升高^[9-11], 这种变化也能反映材料的损伤演化过程。材料在外载荷作用下发生变形, 需要经历弹性阶段、塑性阶段和断裂阶段三个阶段。在弹性范围内温度改变的效应为热弹性效应, 它基于热弹性理论结构应力的分析方法。Thomsin 最早提出热弹性效应, 即材料在弹性变化与温度变化之间的关系。在热弹性范围内, 温度变化方程为^[12]

$$\Delta T = -\alpha T \Delta \sigma_{ii} / \rho C \quad (1)$$

式中, ρ 为材料的密度; C 为材料的比热容; $\Delta T = T - T_0$; T 为材料的绝对温度; T_0 为材料的初始温度; α 为材料的线膨胀系数; $\Delta \sigma_{ii}$ 是材料的主应力变化。式中的负号表明, 弹性范围内材料受拉作用时, 温度下降; 受压作用时, 温度升高。

材料经过弹性变形阶段后, 将要经历塑性变形阶段, 此范围温度变化的效应为热塑性效应。根据材料的本构方程以及热力学第一定律、第二定律, 可推导出材料的温度场方程。因为叶片复合材料是各向异性材料, 则传热温度场方程为^[13]

$$k \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \dot{Q} + \rho \dot{r} = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

式中, k 为材料的热导率; r 为材料单位质量生成的热量; Q 为内热源:

$$\dot{Q} = \eta \sigma_{ij} \dot{\varepsilon}_{ij}^p \quad (3)$$

式中, ε_{ij}^p 为塑性应变张量分量; σ_{ij} 为应力张量分量; η 为热耗散因子, 即热耗散与塑性功的比值。热耗散因子越大, 则机械功转变的热耗散越多。

材料在损伤过程中, 热耗散是主要的能量耗散方式, 也是影响温度变化的主要原因。热耗散的大小能够反映出材料的损伤程度以及不可逆性的程度。一般金属材料的热耗散因子为 80%~100%^[14], 复合材料的热耗散因子一般为 50%~90%^[15,16]。

2 试验

2.1 材料制备

试件制造参考《GB/T 1447-2005 纤维增强塑料拉伸性能试验》。试件由无碱玻璃纤维布和环氧树脂制造而成, 铺设方式为 [45/0/-45/90]_{4s}。在试件制造过程中的第八层和第九层之间放入厚度为 0.3 mm、长为 20 mm、宽为 30 mm 的聚四氟乙烯薄膜, 利用聚四氟乙烯与树脂基体很难发生黏连的性质人为地预制分层缺陷^[17]。采用固化工艺在热压机上将材料热压固化, 然后再将其裁剪成试件。试件的几何形状及尺寸如图 1 所示。

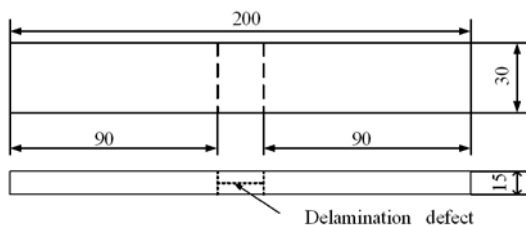


图 1 试件的形状、尺寸

2.2 试验设备

试验系统由 NEC R300 红外热像仪和 MTS 810 伺服液压试验机组成。R 300 红外热像仪的参数是, 工作波长为 8~14 μm , 温度分辨率 (Noise Equivalent Temperature Difference, NETD)

为 0.05 $^{\circ}\text{C}$ (30 $^{\circ}\text{C}$ 时), 精度高达 ± 1 $^{\circ}\text{C}$, 空间分辨率 (I.F.O.V) 为 1.21 mrad, 帧频频率范围为 8.5~60 Hz。MTS 810 伺服液压试验机的参数是, 主机载荷容量为 ± 250 kN, 载荷传感器的精度优于 0.5%, 频率范围为 0~30 Hz。

2.3 试验过程

做实验前, 先要确定材料的发射率。根据斯特藩—波尔兹曼定律可知, 任何物体单位表面发射的辐射功率为

$$M = \varepsilon \sigma T^4 \quad (4)$$

式中, ε 是物体的发射率; σ 为斯特藩—波尔兹曼常量; T 为温度。确定试件发射率的方法是, 将试件放在保温箱中 5 h, 取出后用红外热像仪测量试件表面的温度, 调整红外热像仪控制程序的试件发射率, 直到热像仪的测温结果与保温箱的设定值一致。试验测得试件的发射率为 0.95。

试验过程要求密闭恒温, 以防止其他因素影响试验。红外热像仪主要监测分层缺陷范围试件的温度, 调整时考虑试件的分层缺陷在红外热像仪的范围。将红外热像仪放在试件外侧, 使镜头与试件表面垂直; 在试验前调准后, 测量过程中不再调节, 保持统一的测量标准。经过调整, 红外热像仪离试件大概 30 cm。安装好的试验系统如图 2 所示。调整好试件和红外热像仪后, 进行拉伸断裂试验。试验采用位移控制方式以 0.5 mm/s 的速度进行。

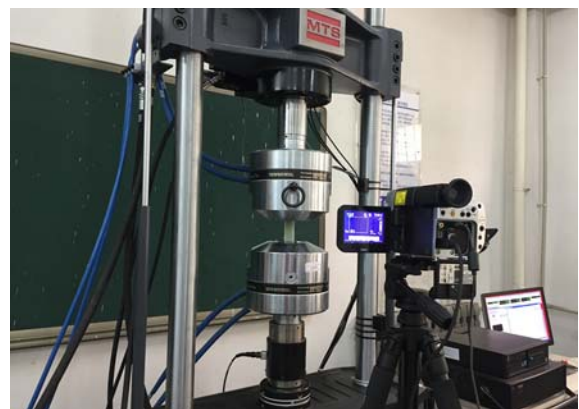


图 2 试验系统图

3 试验分析及结果

3.1 静拉伸损伤分析

实验结束后,采用红外热像仪自带的专用红外热像处理软件对实验过程中得到的红外热像图进行处理。选取试验过程中有明显变化的 25 s、75 s、100 s、140 s、240 s、390 s 时刻的红外热像图,如图 3 所示。由图 3(a)~3(b) 的红外热像图能够清晰直观地看出分层缺陷复合材料在整个实验过程中的温度变化趋势和热源分布情况,含有分层缺陷的复合材料在静拉伸过程中的损伤经过了这几个阶段:

第一阶段:试件从开始加载到加载 25 s 时,试件的红外热像图没有明显变化,但在这个过程中试件表面的温度下降。温度下降是由于试件发生了热弹性效应,经历了试件的弹性变形阶段。这时试件表面没有任何损伤。在弹性变形阶段中,试件处于拉伸初期,基体上的应力非常小,不足以引起基体的损伤。由于热弹性效应作用能迅速恢复,使得试件的表面温度从 25 s 时开始反弹,温度开始逐渐升高。

第二阶段:试件通过弹性阶段后,继续受到施加的载荷作用。当试件被拉伸 100 s 时,试件的红外热像图迅速发生变化,分层缺陷中出现了温度明显高的热热点,并且这些点热源分散出现。这是因为复合材料是各向异性的,分散性比较大,导致点热源分布比较分散。同时发现有分层缺陷部位的温度明显高于没有分层缺陷部位的温度。这个阶段中试件的表面温度升高,是因为自这个阶段试件开始发生不可逆的塑性变形阶段,机械功转化为热耗散,使缺陷处的温度升高。热耗散持续累积增加,使热源范围随着载荷的增大而变大。虽然在塑性变形阶段,试件的表面特征没有大的变化,但这个阶段损伤的数量增大,试验过程中偶尔还会听到试件发出“吱吱”的响声,说明在这个阶段试件局部已经发生了严重损伤。根据复合材料的制备特点,在这个拉伸过程中试件局部已有树脂开裂、分层、界面脱粘等损伤现象。

第三阶段:试件经过了长时间的塑性变形阶段,继续受到施加的载荷作用。当试件被加载约 400 s 时,试件进入了断裂阶段。表面上还是没有出现任何变化,待载荷加载到一定范围的值时,试件迅速断裂。

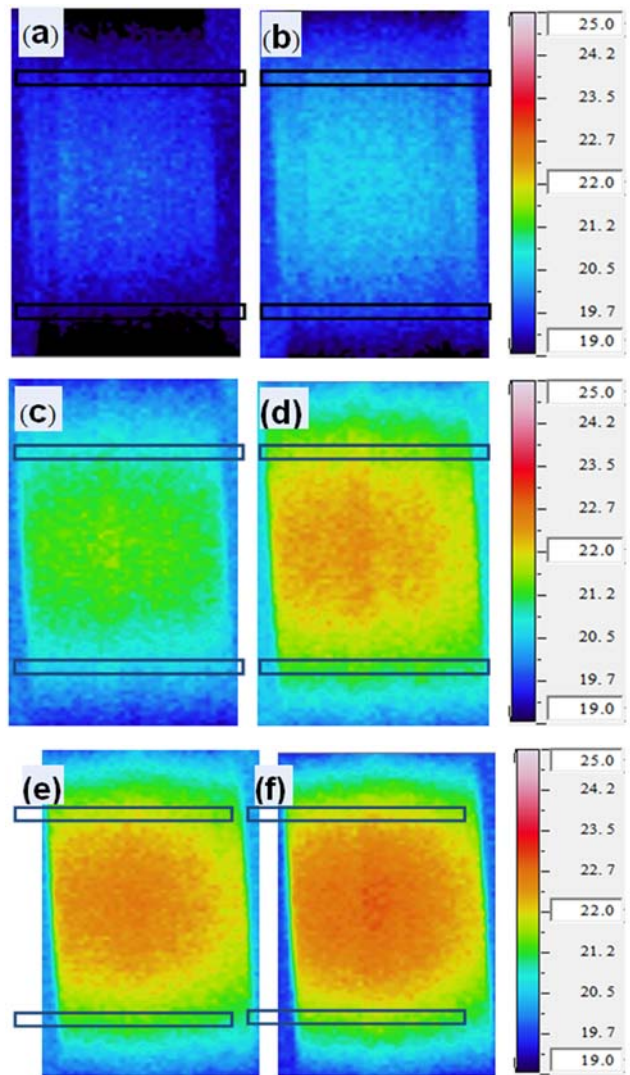


图 3 不同时刻的红外热像图 (a)25 s (b)75 s (c)100 s (d)145 s (e)240 s (f)390 s

红外热像温度记录方法不仅能从时间和空间方面对分层缺陷复合材料的损伤过程进行研究,还能分析试件的温度随时间的变化和应力随时间的变化,如图 4 所示。图 4 中,试件的温度随时间的变化过程是,表面温度先下降,直到最低点,温度大约降低 1 °C 左右;接着表面温度

开始上升, 呈非线性变化, 温度先迅速升高, 后缓慢升高。试件的温度升高是由于随着载荷的增加, 应力的集中会导致热源出现, 大部分机械能转化为热耗散, 宏观上表现为温度开始升高。试件的应力值随时间也呈非线性增加, 在试件温度达到最低点时, 试件的应力变化呈现转折点, 这时的应力值为复合材料的屈服值。通过红外热像技术的方法, 能够快速确定试件的屈服值。

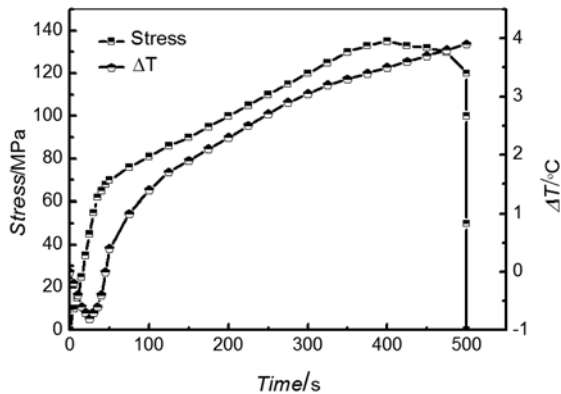


图 4 试件的应力与温度随时间的变化

图 3 中, 上、下两个长方形代表分层缺陷范围的边界。可以发现, 在整个静拉伸试验过程中, 两个范围的温度变化趋势是一致的。有缺陷和无缺陷的范围随时间变化的曲线如图 5 所示。结合图 5 和图 3, 可以看出, 有分层缺陷范围和无分层缺陷范围的温度随时间变化的趋势相同, 但是分层缺陷范围的温度要高于无缺陷范围的温度, 这是由于缺陷会使应力集中。如果材料中存在缺陷, 可以使用红外热像技术查找缺陷的位置, 缺陷处的温度要高于其他位置的温度。

试件断裂后的结构如图 6 所示。试件从中间部位断裂, 整个拉伸断裂过程中, 宏观上试件分层缺陷不扩大, 从这可以看出复合材料具有很高的损伤容限。试件在断裂前无明显征兆, 主要是因为复合材料中纤维是主要承载力, 且铺层角度为 $\pm 45^\circ$, 这样会阻止纤维与基体界面裂纹的扩展。

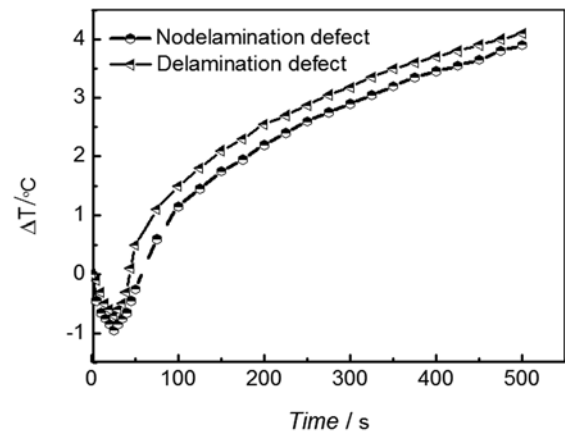


图 5 试件中有分层缺陷与无缺陷处的温度变化



图 6 试件断裂图

3.2 热耗散因子的计算

热耗散因子是热耗散速率与塑性功率的比值。热耗散因子越大, 则塑性功转变的热耗散越大, 材料的损伤程度就越大。计算复合材料在塑性变形中的热耗散因子时需要的材料性能参数(见表 1)。

表 1 复合材料的性能参数

$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$c/(\text{kJ}/\text{kg}\cdot\text{k})$	$k/(\text{W}/\text{m}\cdot\text{k})$
2160	1.378	0.76

经实验测得应力、应变、温度实验值后, 再通过式 (2) 进行计算, 求得热耗散因子为 55%, 说明有 55% 塑性功转变为了热耗散。

4 结论

采用红外热像技术对分层缺陷复合材料进行了温度变化监测, 得到的结果有:

(1) 含有分层缺陷的复合材料受到静载荷作用时, 试件的表面温度变化经过弹性阶段、塑性阶段、断裂阶段三个阶段。在弹性阶段时受到热弹性作用, 试件表面的温度降低。随着载荷的增

加, 试件经历塑性阶段和断裂阶段, 表面温度逐步升高。

(2) 红外热像技术能够从监测的红外热像图上分析分层复合材料在载荷作用下的损伤演化过程。在有缺陷的范围先出现热源点, 随着载荷的增大, 热源点的范围越来越大; 待荷载增加一定程度时, 热源点的范围不再扩大。这是因为有缺陷的地方存在高应力, 导致试件表面的温度升高。

(3) 试件的热耗散因子能通过红外热像监测的温度计算出来, 这有利于研究材料损伤程度的变化, 为工程上研究含有分层缺陷的复合材料提供设计参数。

(4) 采用红外热像仪监测试件表面的温度时, 还能测定试件的屈服极限, 这有利于快速确定试件的性能参数, 为工程上提供简便方法。

(5) 含有分层缺陷的复合材料在静载荷作用下存在纤维断裂、分层、脱粘等损伤, 并且试件有很大的损伤容限。利用红外热像法能够检测复合材料的损伤方式。

参考文献

- [1] 张阿樱, 张东兴, 李地红, 等. 碳纤维/环氧树脂层压板疲劳性能研究进展 [J]. *玻璃钢/复合材料*, 2010, **37**(6): 70-74.
- [2] Cantwell W J, Morton J. Significance of Damage and Defects and Their Detection in Composite Materials [J]. *Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, 2007, **27**(1): 29-42.
- [3] 魏莹莹, 安庆龙, 蔡晓江, 等. 碳纤维复合材料超声扫描分层检测及评价方法 [J]. *航空学报*, 2016, **37**(11): 3512-3519.
- [4] 孙国栋, 吴云峰, 叶玉堂, 等. 涡轮叶片红外热波无损检测技术研究 [J]. *红外*, 2009, **30**(6): 39-43.
- [5] Meola C, Boccardi S, Carlomagno G M, et al. Non-destructive Evaluation of Carbon Fibre Reinforced Composites with Infrared Thermography and Ultrasonics [J]. *Composite Structures*, 2015, **134**: 845-853.
- [6] Harizi W, Chaki S, Bourse G, et al. Mechanical Damage Assessment of Glass Fiber-Reinforced Polymer Composites Using Passive Infrared Thermography [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, **59**: 74-79.
- [7] 薛红前, 杨斌堂, Bathias C. 高频载荷下高强钢的超高周疲劳及热耗散研究 [J]. *材料工程*, 2009, **30**(3): 49-53.
- [8] 张杰, 闫志峰, 王文先, 等. 拉-拉循环载荷下 443 铁素体不锈钢产热规律及疲劳性能预测 [J]. *材料工程*, 2015, **43**(2): 79-84.
- [9] Lang R W, Manson J A. Crack Tip Heating in Short-fibre Composites under Fatigue Loading Conditions [J]. *Journal of Materials Science*, 1987, **22**(10): 3576-3580.
- [10] 童小燕, 姚磊江, 吕胜利. 疲劳能量方法研究回顾 [J]. *机械强度*, 2004, **26**(Z1): 216-221.
- [11] Menghetti G, Ricotta M. Evaluating the Heat Energy Dissipated in a Small Volume Surrounding the Tip of a Fatigue Crack [J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, **92**: 605-615.
- [12] Thomson W. On the Dynamical Theory of Heat [J]. *Philosophical Magazine*, 2008, **27**(4): 424-434.
- [13] 王为清, 杨立, 范春利, 等. 金属材料低周疲劳生热的有限元数值模拟 [J]. *机械工程学报*, 2013, **49**(4): 64-69.
- [14] Ranc N, Palin-Luc T, Paris P C. Thermal Effect of Plastic Dissipation at the Crack Tip on the Stress Intensity Factor under Cyclic Loading [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2011, **78**(6): 961-972.
- [15] Arruda E M, Boyce M C, Jayachandran R. Effects of Strain Rate, Temperature and Thermomechanical Coupling on the Finite Strain Deformation of Glassy Polymers [J]. *Mechanics of Materials*, 1995, **19**(2): 193-212.
- [16] Rittel D. On the Conversion of Plastic Work to Heat during High Strain Rate Deformation of Glassy Polymers [J]. *Mechanics of Materials*, 1999, **31**(2): 131-139.
- [17] Colombo C, Vergani L. Influence of Delamination on Fatigue Properties of a Fibreglass Composite [J]. *Composite Structures*, 2014, **107**(1): 325-333.