

C/GFRP层板冲击损伤红外脉冲雷达热波成像检测技术研究



王飞¹, 史倩竹¹, 高明宇¹, 刘俊岩¹, 徐丽霞², 刘丽霞², 王扬¹, 陈明君¹, 岳洪浩¹

1. 哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001

2. 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094

摘要: 本文采用落锤式冲击试验机对碳纤维/玻璃纤维混杂增强复合材料(C/GFRP)样块开展不同冲击能量下的撞击试验, 进而制备了含有模拟低速冲击损伤检测试件, 研制了红外脉冲雷达热波成像检测系统, 并利用该系统对不同冲击能量损伤试件开展检测试验研究。采用多种特征提取算法(双路正交解调算法、互相关匹配滤波算法及主成分分析算法)对热辐射响应信号(热波信号)进行数据分析与特征提取, 实现了C/GFRP试件冲击损伤脱粘区域的有效识别, 得到了不同冲击能量与脉冲雷达热波特征的映射关系。针对C/GFRP平顶孔模拟脱黏缺陷开展红外脉冲雷达热波成像检测试验研究, 验证了红外脉冲雷达热波成像检测技术的探测能力。试验结果表明, 红外脉冲雷达热波成像检测技术可以实现对C/GFRP低速冲击损伤的有效检测。

关键词: C/GFRP; 冲击损伤; 红外成像; 脉冲雷达热波; 无损检测

中图分类号: TG115.28

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.02.011

复合材料是指结合两种或两种以上材料优异性能的一类材料, 其因较高的比强度与优异的可设计性在航空航天领域有着广泛应用^[1]。碳纤维增强复合材料(CFRP)与玻璃纤维增强复合材料(GFRP)分别采用碳纤维与玻璃纤维作为其增强相, 是目前最为常见的两种复合材料。CFRP复合材料模量高, 但价格也高; GFRP模量较低, 价格也相对较低。碳纤维/玻璃纤维混杂增强复合材料(C/GFRP)结合了两者的优势, 具有比强度高、比刚度高、韧性好以及价格低廉等优点^[2]。C/GFRP目前广泛用于风力发电叶片、直升机旋翼桨叶, 以及火箭发动机壳体等领域。

C/GFRP层板由于特殊的加工制造工艺与受使用环境等因素影响, 容易出现分层及冲击裂纹等缺陷, 这些缺陷严重影响材料或结构的整体使用性能与使用寿命^[3-5]。因此, 对C/GFRP层板开展有效的无损检测对于保障材料质量与结构件使用性能至关重要。目前针对C/GFRP分层及冲击损伤的无损检测方法主要包括目视检测、超声检测、红外视觉检测、射线检测等方法^[6], 其中基于主动热激励加载的红外热波成像检测方法由于具有非接触、直观、探测面积大等

优势, 尤其适用于C/GFRP层板分层/冲击损伤的高效大面积检测^[7]。

国内外学者围绕C/GFRP缺陷的红外热像检测方法开展了广泛而深入的理论与试验研究工作。火箭军工程大学赵志彬等^[8]首先制备了C/GFRP, 并采用红外热像仪对进行低速冲击的C/GFRP试件进行在线监测, 结果表明, 红外热成像检测方法非常适用于监测低速冲击下的C/GFRP损伤演变过程, 并能有效区分材料的损伤模式, 但是对于损伤区域检测信噪比较低。齐鲁工业大学龚金龙等^[9]采用增强型热波雷达成像检测方法检测C/GFRP脱黏缺陷, 结果表明, 该增强方法可以有效识别径深比为1.78的脱黏缺陷。意大利那不勒斯费德里克二世大学C. Meola等^[10]采用红外热波成像方法检测GFRP冲击损伤, 结果表明, 可以通过红外热波成像的方法获取材料的损伤阈值等信息。

目前, 针对红外热波成像检测技术的研究主要聚焦于热流产生方式、热流调制激励形式、特征提取算法、图像处理等方面。本文采用脉冲雷达热波成像检测技术针对C/GFRP的冲击损伤开展检测试验研究。

收稿日期: 2022-10-11; 退修日期: 2022-12-22; 录用日期: 2023-01-20

基金项目: 航空科学基金(2020Z057077001); 中国博士后创新人才支持计划(BX2021092); 黑龙江省自然科学基金(LH2022F026)

引用格式: Wang Fei, Shi Qianzhu, Gao Mingyu, et al. The impact damage detection of C/GFRP laminate using infrared Chirp-Pulsed radar thermography[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(02): 78-85. 王飞, 史倩竹, 高明宇, 等. C/GFRP层板冲击损伤红外脉冲雷达热波成像检测技术研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(02): 78-85.

1 红外脉冲雷达热波成像检测技术

1.1 技术原理

红外脉冲雷达热波成像检测技术是将线性频率调制、高能脉冲激励及脉冲压缩/匹配滤波等多种技术相结合的一种主动式红外无损检测方法。该方法与锁相热波成像检测技术仅采用单一频率信号作为激励信号不同,脉冲雷达信号含有多个频率成分。同时,与脉冲热波成像的单一脉冲激励相比,脉冲雷达信号包含多个脉冲序列,可以实现更多的能量注入。脉冲雷达信号如图1所示。

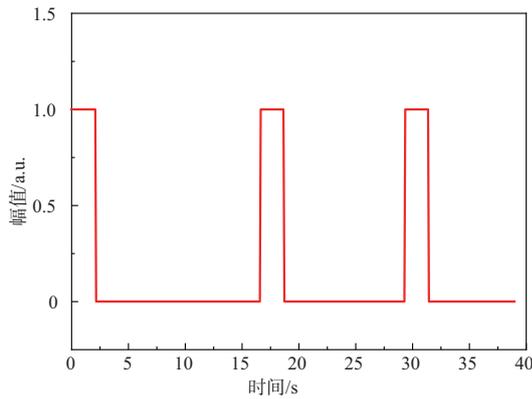


图1 脉冲雷达信号

Fig.1 Chirp-pulsed radar signal

当采用光强按线性频率调制信号(Chirp信号)规律变换的热流对试件进行主动式热加载时,通过将红外热像仪采集到的热波信号与连续线性调频雷达信号进行互相关匹配滤波运算,获取热波信号的峰值与延迟信息。由于线性频率调频雷达信号具有较大的时宽带宽积,通过匹配滤波运算可以达到增强信噪比的作用。因此,当采用连续线性调频雷达信号作为热加载信号时,可实现不同深度缺陷的一次性可靠检测。脉冲雷达信号是连续线性调频雷达信号与脉冲信号进行卷积运算得到的一种信号形式。脉冲雷达信号将两者相结合,既保证了信号具有较大的可压缩性,同时又保证有较多的能量注入,从激励信号源上保证了此方法具有高信噪比特性。红外雷达热波无损检测技术结合了雷达探测技术与红外热波成像检测技术的优势,通过对不同热流加载方式的选择,使得该技术对试件检测具有更好及更广泛的适用性。其中脉冲雷达信号 $PR(t)$ 可表达为

$$PR(t) = Q \otimes \sum_{n=0}^p \delta \left[t - \left(\frac{-\omega_1 + \sqrt{\omega_1^2 + 8kn\pi}}{2k} \right) \right] \quad (1)$$

$$k = \frac{|\omega_1 - \omega_2|}{T} \quad (2)$$

式中, Q 为热流功率密度, ω_1 为起始频率, ω_2 为终止频率, k

为频率变换速率, T 为扫描时间, p 为脉冲次数。

1.2 特征提取算法

双路正交解调算法(DOD)的构想来源于红外锁相热波成像检测技术。双路正交解调算法获取的相位信息对加热不均、外部环境扰动及表面发射率不均造成的影响不敏感,这也是该算法在锁相热波成像检测技术中得以广泛应用的主要缘由。双路正交解调算法应用于红外脉冲雷达信号特征提取,可显著提高抑制噪声能力。为获取双路正交解调特征幅值与相位,首先需要通过式(3)与式(4)获取热波信号的同相相关函数 R 与正交相关函数 Q

$$Q(t) = H(t - t_p) \otimes \sum_{n=0}^p \delta \left[t - \left(\frac{-\omega_1 + \sqrt{\omega_1^2 + 8kn\pi}}{2k} \right) \right] \quad (3)$$

$$R(t) = H(t - t_p) \otimes \sum_{n=0}^p \delta \left[t - \left(\frac{-\omega_1 + \sqrt{\omega_1^2 + 8kn\pi + 2k\pi}}{2k} \right) \right] \quad (4)$$

式中, $H(\cdot)$ 为Heaviside函数, t_p 为单个脉冲持续时间。

首先将通过红外热像仪采集到热图像序列,如图2所示,其中采集到的图像序列为三维矩阵,其 (i, j) 像素所对应的温度响应曲线为 $T(i, j, t)$ 。

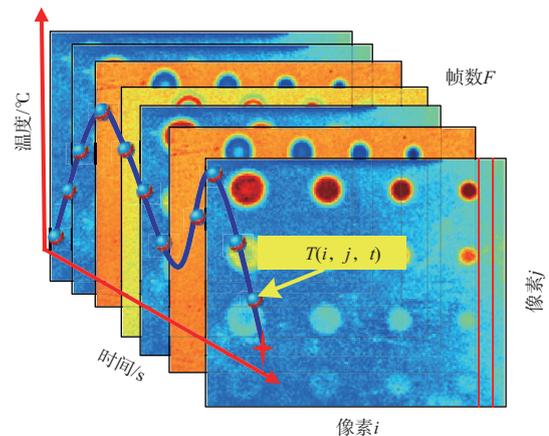


图2 热图像序列示意图

Fig.2 Schematic diagram of thermal image sequence

所有像素点的温度曲线与同向及正交信号作互相关运算,进而可以得到其互相关函数

$$(Q \times T)(\tau) \stackrel{\text{def}}{=} \int_{-\infty}^{+\infty} Q^*(t) T(t+\tau) dt \quad (5)$$

$$(R \times T)(\tau) \stackrel{\text{def}}{=} \int_{-\infty}^{+\infty} R^*(t) T(t+\tau) dt \quad (6)$$

但是实际获取的温度信号为离散数据,因此,在实际应用中需要应用互相关匹配滤波的离散形式,设温度信号采

样帧数为 N ,温度响应信号为 $T(i, j, n)$,其互相关函数为

$$R_0(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N Q(n) \cdot T(i, j, n) \quad (7)$$

$$R_{90}(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N R(n) \cdot T(i, j, n) \quad (8)$$

式中,像素 (i, j) 位置的温度响应信号由双路正交解调算法获取的幅值与相位定义为

$$Am(i, j) = \sqrt{[R_0(\tau)]^2 + [R_{90}(\tau)]^2} \quad (9)$$

$$Ph(i, j) = \arctan [R_{90}(\tau)/R_0(\tau)] \quad (10)$$

2 材料与方法

2.1 C/GFRP 混杂增强复合材料试件制备

采用 INSTRON 公司的 CEAST 9350 型落锤冲击试验系统对碳纤维/玻璃纤维混杂增强复合材料(C/GFRP)试件开展不同冲击能量下的撞击试验,该试验系统如图3所示。其中冲击头直径为16mm,该设备的冲击速度范围为0.77~24m/s,可实现对试件的高速冲击,冲击能量范围为0.59~1800J。模拟低速冲击损伤试件光学图片如图4所示。所采用的C/GFRP试件为玻璃纤维与碳纤维逐层交错铺放,铺放角度为 0° 与 90° ,单层碳纤维厚度为0.12mm,单层玻璃纤维厚度为0.13mm,板材总厚度为4.50mm。如图4所示,由左至右试件分别编号为#ES1、#ES4、#ES5、#ES7及#ES9,其冲击能量依次为5.49J、11J、13J、18J以及25J,以上试件后续将用于分析不同冲击能量对热波特征的影响。

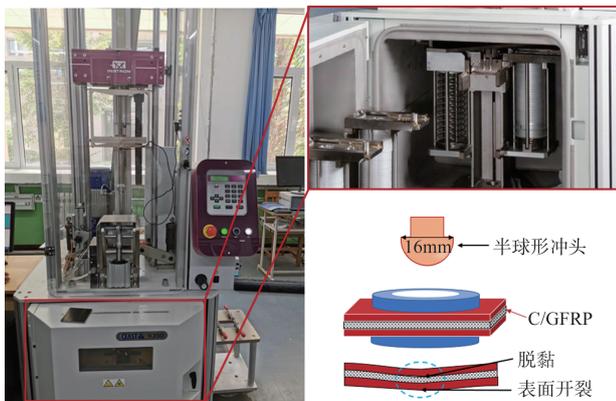


图3 CEAST 9350型落锤冲击试验系统

Fig.3 Drop tower impact systems of CEAST 9350

图5是#ES9试件受冲击后板材两面的状况。由图5可以看出,经25J能量冲击以后,在冲击位置出现等效直径为7mm的凹陷,同时出现向周围扩展的裂纹。在板材冲击反面出现明显的裂纹开裂现象,最长的裂纹达到14mm,同时后面出现大面积凸起现象,进而怀疑内部可能存在较大面

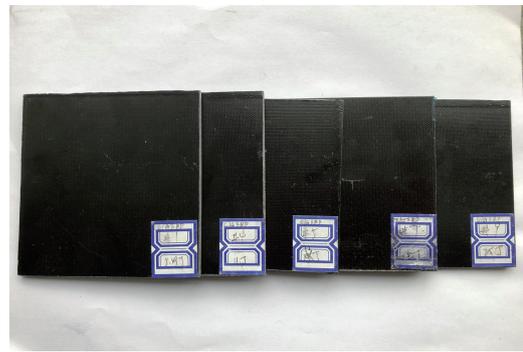


图4 模拟低速冲击损伤试件

Fig.4 Simulated low-speed impact damage sample

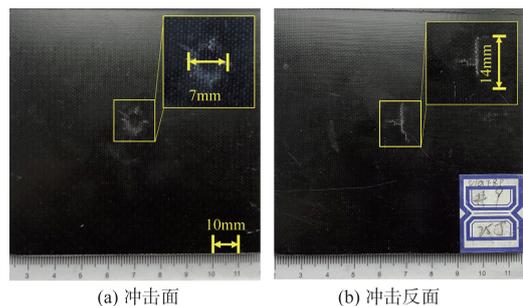


图5 #ES9试件低速冲击后板材两侧光学照片

Fig.5 Images of both sides of the plate after the low-speed impact of #ES9 specimen

积脱黏。后续将采用红外脉冲雷达热波成像检测方法对以上试件开展检测研究。

为了较好地研究脉冲雷达热波成像检测技术对于C/GFRP材料脱黏缺陷的检测能力,制备平顶孔模拟脱黏缺陷试件#ES2,试件及模拟缺陷尺寸如图6所示,制备具有不同径深比的模拟脱黏缺陷平顶孔共计12个。

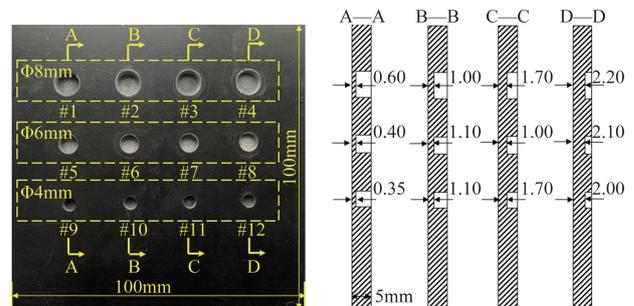


图6 #ES2光学图片及尺寸

Fig.6 The optical image and size of #ES2

2.2 红外脉冲雷达热波成像检测系统

红外脉冲雷达热波成像检测系统工作原理如下:计算机软件系统产生脉冲雷达调制信号,该信号通过数据采集卡函数输出功能输出脉冲雷达模拟信号。输出的模拟信号

分为完全相同的两路信号:一路用于同步触发红外热像仪采集图像,另一路控制激光器电源,这样可以保证采集的热波信号与参考信号具有相位一致性与同步性。红外热像仪采集到的热波图像序列传输到计算机进行后续的数据处理与热波特征提取。脉冲雷达热波成像检测系统示意图如图7所示。其中脉冲雷达热波成像检测系统由以下几部分组成:高性能制冷型焦平面红外热像仪(FLIR, 6520SC, 响应波长为 $3.6\sim 5.2\mu\text{m}$, 像元尺寸为 $640\text{pixel}\times 512\text{pixel}$, 全窗口最大采样频率为 147Hz), 808nm 半导体激光器(Jenotik, JOLD-45-CPXF-1L, 峰值功率为 45W , 最高调制频率为 5kHz), 数据采集卡(NI, 6259USB, 具有4通道模拟输出, 输出采样率为 833Ks/s)。其中为了实现激光能较为均匀的照射试验样件, 准直镜(F810SMA-780, 焦距为 36.01mm)以及工程漫射体(ED1-S20-MD, 投射波长范围为 $380\sim 1100\text{nm}$)通过套筒与激光光纤相连。

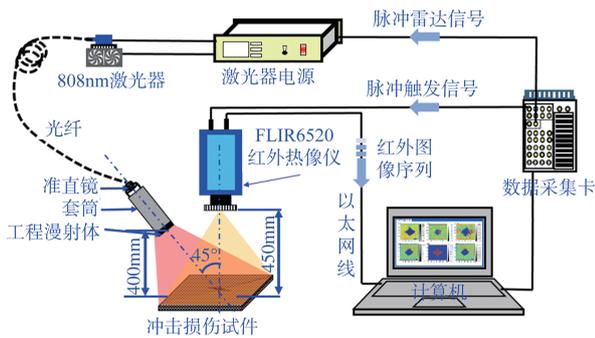


图7 脉冲雷达热波成像检测系统示意图

Fig.7 Schematic diagram of chirp-pulsed radar thermography

图8给出的为本文开展试验所用到的红外脉冲雷达热波成像检测系统。在本文开展检测试验过程中,采用的激光调制参数为:初始频率为 0.05Hz , 终止频率为 0.10Hz , 扫描时间为 20s , 激励脉冲宽度为 3s , 激光功率密度为 $3600\text{W}/\text{m}^2$ 。

3 试验结果与讨论

红外热像仪可以采集到脉冲雷达热流作用于冲击试验件表面诱发的热图像序列。图9给出的数据为基于 10s 时热图像中#ES9冲击损伤C1与正常位置C2的热辐射响应信号及脉冲雷达激励信号。由图9可以看出,由于激光器采用单侧 45° 照射试件,进而造成表面加热不均现象,该现象影响冲击点位置的有效识别。冲击作用试件后造成局部纤维分层或脱黏现象,导致热阻增大,进而导致冲击位置的辐射响应信号高于未冲击位置的辐射响应信号。仅依靠热图

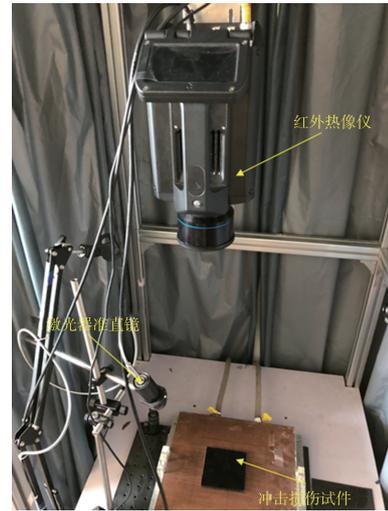


图8 红外脉冲雷达热波成像检测系统

Fig.8 Infrared chirp-pulsed radar thermography detection system

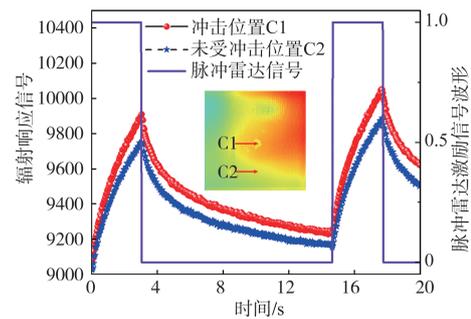


图9 冲击损伤C1与正常位置C2处辐射响应信号

Fig.9 Thermal radiation signal at impact damage location C1 and normal location C2

像序列进行缺陷识别,存在效率低及识别准确度差等问题,因此,需要借助信号的时/频域特征处理方法对辐射响应信号进行快速提取以实现冲击损伤位置的高效识别。

本文采用双路正交解调算法、互相关匹配滤波算法以及主成分分析算法对热图像序列辐射响应信号(热波信号)进行特征提取,其中互相关匹配滤波算法及主成分分析为通用方法,故本文不做过多赘述^[1]。图10是#ES9试件不同特征提取算法下试件冲击面的特征图像。由图10可以看出,表征能量属性的DOD幅值图、相关峰值图、第一主成分以及第二主成分都受激光加热不均影响较为严重,影响损伤特征的有效提取,而DOD相位图以及相关延迟图则可以较好地避免加热不均现象。冲击位置特征表现出圆环现象,这是由于冲击位置受到外部撞击后冲击点处纤维铺层被挤压,而其周围位置由于水平剪切力作用造成局部滑移,进而导致层与层之间出现脱黏现象,导致特征出现圆环现象。

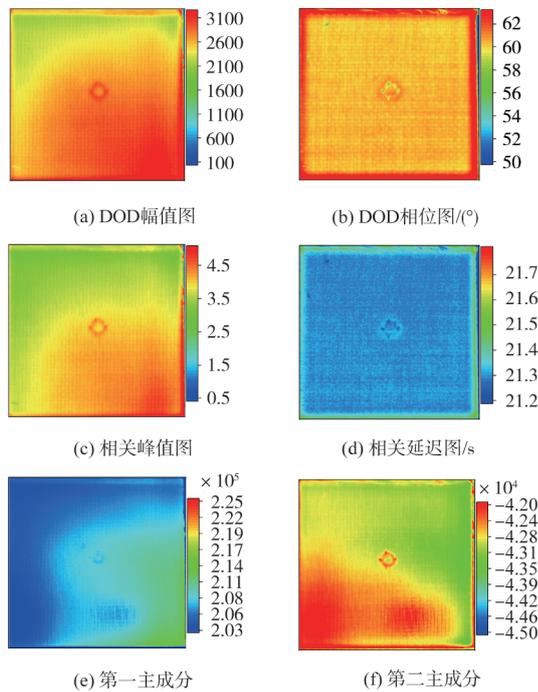


图 10 #ES9 冲击面特征检测结果

Fig.10 The characteristic detection results of #ES9 impact surface

图 11 是#ES9 试件冲击反面的特征检测结果。由图 11 可以看出, DOD 相位特征比相关延迟具有更好的细节检测能力, 可以较为清晰地看到材料的纤维编织。在 25J 的冲击能量下, 对于 5mm 厚的 C/GFRP 材料而言, 可以造成整个层板的贯穿式破坏。冲击反面出现以裂纹延伸范围为直径的圆形脱黏, 相较于冲击面而言, 出现了脱黏区域扩大的现象。

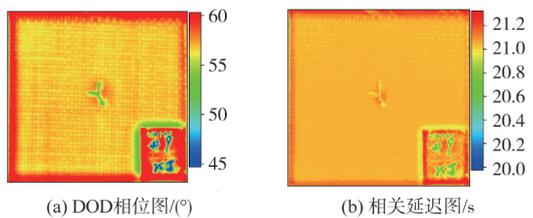


图 11 #ES9 冲击反面特征检测结果

Fig.11 The characteristic results of #ES9 impact back surface

为研究红外脉冲雷达热波成像检测技术对不同冲击能量下损伤的检测效果, 采用红外脉冲雷达热波成像检测系统对#ES1、#ES4、#ES5 以及#ES7 开展检测试验研究。图 12 是#ES7 以及#ES5 试件冲击面及其反面的 DOD 相位特征图像。由特征图像可以看出, 随着冲击能量的降低, 损伤作用面积逐渐减小, 当冲击能量为 13J 时, 由#ES5 结果可以看出, 冲击点位置出现微小变化, 对其反面未产生任何影响。

为了更好地对不同冲击能量下 DOD 相位特征进行横

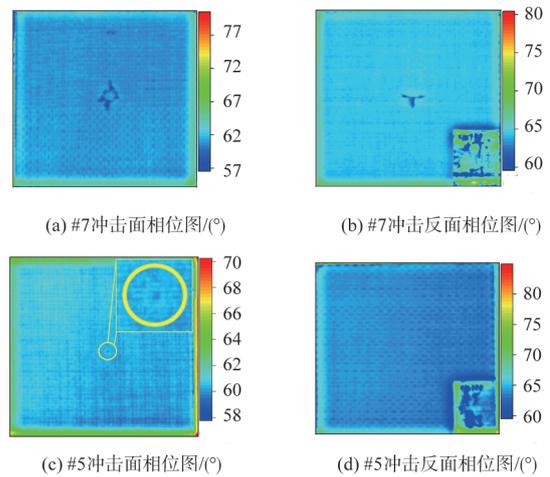


图 12 不同冲击能量下的 DOD 相位特征检测结果
Fig.12 DOD phase map in different impact damage

向对比, 对 DOD 相位特征图像进行归一化处理。图 13 是不同冲击能量下冲击损伤位置与无损伤区域归一化 DOD 相位差值的变化趋势。由图 13 可以看出, 随着冲击能量的降低, 损伤位置与非损伤位置的归一化 DOD 相位差也降低, 对于给定的 C/GFRP 而言, 当冲击能量小于 11J 时, 冲击对材料的影响可忽略。

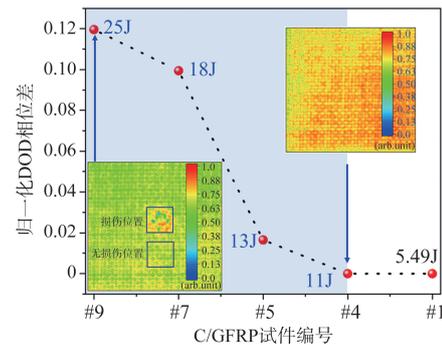


图 13 不同冲击能量下损伤归一化 DOD 相位特征
Fig.13 The defect area DOD phase in different impact damage

图 14 是#ES2 试件辐射特征分布云图及缺陷位置辐射响应曲线。由图 14 可以看出, 辐射信号分布云图对缺陷的识别效果较差, 受加热不均现象影响严重。选取#2 及#3 缺陷中心位置 A 和 B 绘制辐射响应信号时域曲线, 其中 C 点为无缺陷位置。随着缺陷深度加大, 辐射响应信号降低, 这是由于 C/GFRP 相较于空气具有更高的导热性能, 平底孔缺陷深度越小, 则更多能力会集聚在材料表层, 进而导致其辐射响应信号幅值较高。同时由辐射响应信号曲线可以看出, 在冷却状态下, 缺陷与无缺陷位置具有更大的特征差异。

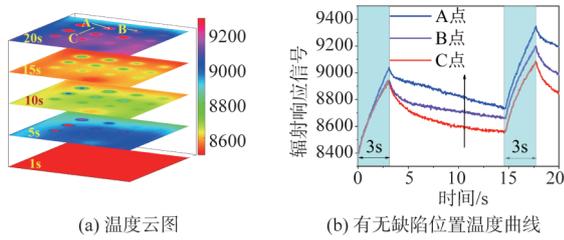


图 14 #ES2 试件辐射特征分布云图及缺陷位置辐射响应曲线

Fig.14 Radiation characteristic distribution map of specimen #ES2 and radiation response curve in defect and non-defect area

图 15 是#ES2 特征检测结果,由检测结果可以看出, DOD 相位以及主成分分析结果可以识别所有平顶孔模拟缺陷, DOD 幅值图、相关峰值图以及相关延迟图无法对较深的缺陷进行识别。为了更好地表征缺陷的识别效果,采用缺陷截线方式来分析缺陷识别结果。

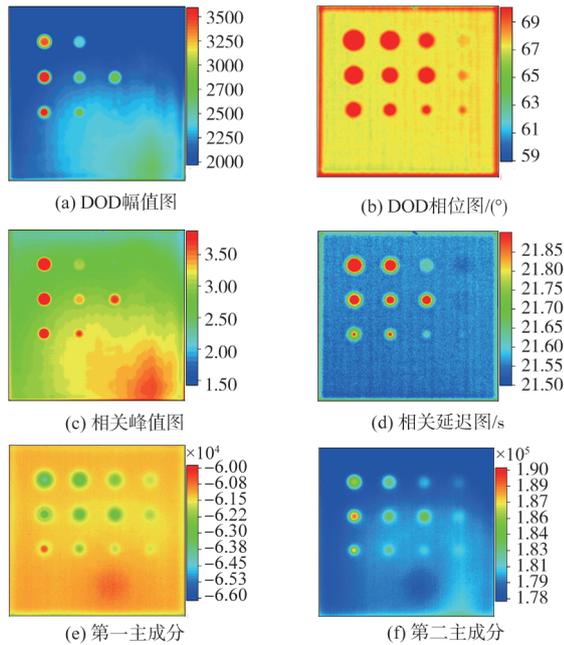


图 15 #ES2 特征检测结果

Fig.15 The characteristic detection results of #ES2

图 16 是#ES2 试件截线位置 DOD 相位特征(见图 15 (b))轮廓。由图 16 可知,在缺陷直径 $\geq 4\text{mm}$ 时,缺陷深度对特征检测结果影响权重大于缺陷直径。当缺陷深度 $\geq 2\text{mm}$ 时, DOD 相位特征差异小于 2° 。其中#9 平底孔的 DOD 相位特征出现异常波动现象,这是由于#9 平底孔缺陷深度小(0.35mm),热流横向扩散效果无法忽略,热波干涉现象明

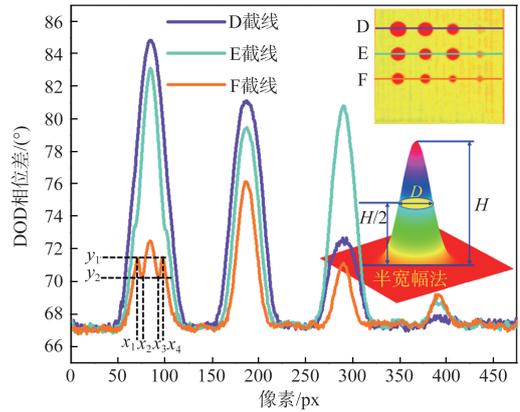


图 16 #ES2 试件截线位置 DOD 相位特征轮廓

Fig. 16 DOD phase contours in #ES2 cut-line positions

显,进而诱导相位轮廓波动异常。

基于特征轮廓曲线数据可以根据半宽幅法测量缺陷等效直径,其中图 16 中给出了半宽幅法的示意图,即取轮廓峰值与最低值的均值位置作为其测量直径。其中在测量过程中像素分辨率为 $0.20\text{mm}/\text{pixel}$,对于#9 而言,需要对其轮廓数据 $f(x, y)$ 进行修正,其修正后曲线方程 $F(x, y)$ 如下

$$\begin{cases} F(x, y) = f(x, y) & x \leq x_1 \\ F(x, y) = f[x, 2y_1 - y] & x_1 < x \leq x_2 \\ F(x, y) = f(x, y) + 2(y_1 - y_2) & x_2 < x \leq x_3 \\ F(x, y) = f[x, 2y_1 - y] & x_3 < x \leq x_4 \\ F(x, y) = f(x, y) & x > x_4 \end{cases} \quad (11)$$

测量结果见表 1。由表 1 可以看出,对于直径小或深度大的缺陷,测量误差均较大,最大测量误差缺陷为#8(直径 $(D) = 6\text{mm}$,深度 $(H) = 2.10\text{mm}$),对于#6($D = 6\text{mm}$, $H = 1.10\text{mm}$)、#7($D = 6\text{mm}$, $H = 1.00\text{mm}$)以及#11($D = 4\text{mm}$, $H =$

表 1 基于半宽幅法获取的平底孔直径检测结果

Table 1 The equivalent diameter detection results of flat bottom holes based on half width method

序号	测量尺寸/mm	测量偏差/mm	相对偏差/%
#1	7.60	-0.40	5.00
#2	7.40	-0.60	7.50
#3	7.60	-0.40	5.00
#4	7.00	-1.00	12.50
#5	5.20	-0.80	13.33
#6	6.00	0	0
#7	6.00	0	0
#8	5.00	-1.00	16.67
#9	3.80	-0.20	5.00
#10	4.40	0.40	10.00
#11	4.00	0	0
#12	3.60	-0.04	10.00

1.70mm)可以实现无偏差测量。对于给定缺陷尺寸范围,多数孔的测量误差为5%。

为研究不同特征提取算法对缺陷特征的提取能力,针对#ES2试件热波特征开展多维度特征检测信噪比研究。其中信噪比(SNR)定义如下

$$\text{SNR} = \frac{|\langle R_D \rangle - \langle R_N \rangle|}{\sigma_N} \quad (12)$$

式中, $\langle R_D \rangle$ 为缺陷区域DOD特征均值, $\langle R_N \rangle$ 为无缺陷区域DOD相位特征均值, σ_N 为无缺陷位置DOD相位特征标准差。其中缺陷位置与无缺陷位置定义如图13所示。

图17给出的为不同冲击损伤位置处脉冲雷达信号多尺度特征检测信噪比对比分析结果。由图17可以看出,DOD相位特征对于C/GFRP脱黏缺陷具有较好识别效果,在给定的缺陷直径及深度范围内,可以识别深度 $\geq 1.70\text{mm}$,径深比(D/H) ≥ 2.35 的脱黏缺陷。DOD幅值特征也优于互相关匹配滤波及主成分分析结果。

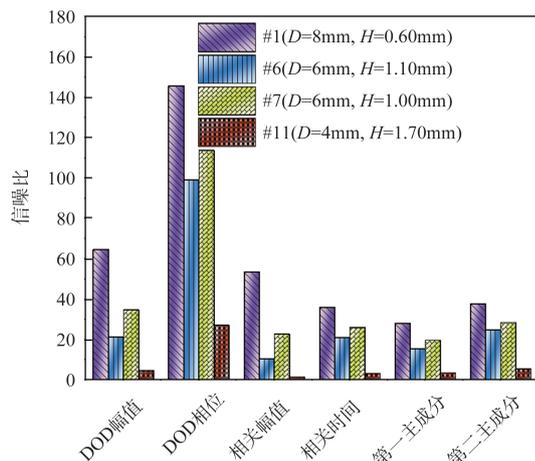


图17 脉冲雷达信号多尺度特征缺陷检测SNR分析

Fig.17 The defect detection SNR analysis based on multi-dimensional characteristics of chirp-pulsed radar signal

4 结论

本文重点介绍了红外脉冲雷达热波成像检测技术及双路正交解调特征提取算法原理。采用落锤式冲击试验机对碳纤维/玻璃纤维混杂增强复合材料(C/GFRP)开展了不同能量下的低速冲击试验,进而制备冲击损伤试件。采用红外脉冲雷达热波成像检测系统对不同冲击能量下的损伤试件开展了检测试验研究。利用多种时/频域分析算法对热图像序列特征进行提取,实现了C/GFRP试件冲击损伤脱黏区域的有效识别,并分析了不同冲击能量与脉冲雷达热

波DOD相位特征的内在联系。结果表明,随着冲击能量的降低,损伤与非损伤位置归一化DOD相位差也降低。针对C/GFRP平顶孔模拟脱黏缺陷开展检测研究,结果表明,DOD相位特征对于C/GFRP脱黏缺陷具有较好识别效果,在给定的缺陷直径及深度范围内,可以识别深度 $\geq 1.70\text{mm}$ 、径深比(D/H) ≥ 2.35 的脱黏缺陷。DOD幅值特征也优于互相关匹配滤波及主成分分析结果。

AST

参考文献

- [1] 黄文俊,何志平,程小全.直升机复合材料应用现状与发展[J].高科技纤维与应用,2016,41(5):7-14.
Huang Wenjun, He Zhiping, Cheng Xiaoquan. Development and application analysis of high modulus glass fiber for helicopter blade[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2016, 41(5): 7-14. (in Chinese)
- [2] 王献忠,左营营,陈哲,等.碳玻混杂纤维层合板的声振特性试验研究[J].中国造船,2020,61(2):125-135.
Wang Xianzhong, Zuo Yingying, Chen Zhe, et al. Experimental study on vibration and acoustic response of hybrid carbon-glass laminate plates[J]. Shipbuilding of China, 2020, 61(2): 125-135. (in Chinese)
- [3] 龚金龙. CFRP层板缺陷与铺层方向的红外热波雷达成像检测技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
Gong Jinlong. Research on the technology of CFRP laminate defect and fiber orientation detection using infrared thermal wave radar imaging[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [4] 范杰,司伟森,巴翔.基于改进聚类的机体损伤识别方法研究[J].航空科学技术,2022,33(5):32-36.
Fan Jie, Si Weisen, Ba Xiang. Research on airframe damage identification method based on improved clustering[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(5):32-36. (in Chinese)
- [5] 张笑宇,徐绯,张玉林,等.复合材料蜂窝夹芯板冰雹冲击及多次冲击数值研究[J].航空科学技术,2021,32(12):74-83.
Zhang Xiaoyu, Xu Fei, Zhang Yulin, et al. Numerical study on single and repeated impact of hail on composite honeycomb sandwich panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12):74-83. (in Chinese)
- [6] 董方旭,凡丽梅,赵付宝,等.空气耦合超声检测技术在复合材料检测中的应用[J].无损探伤,2022,46(1):10-13.

- Dong Fangxu, Fan Limei, Zhao Fubao, et al. Application of air-coupled ultrasonic testing technology in composite testing[J]. *Non-destructive Testing Technology*, 2022, 46(1):10-13.(in Chinese)
- [7] 王飞,岳卓言,刘俊岩,等.碳环氧蒙皮铝蜂窝夹心结构缺陷红外热波成像检测研究[J].*航天制造技术*,2022(3):6-11.
Wang Fei, Yue Zhuoyan, Liu Junyan, et al. Research on defects detection of carbon/epoxy skinned aluminum honeycomb sandwich structure using infrared thermal-wave imaging[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2022(3): 6-11. (in Chinese)
- [8] 赵志彬,杨正伟,李胤,等.低速冲击下碳/玻混杂复合材料红外辐射特征[J].*北京航空航天大学学报*,2021,49(1):177-186.
Zhao Zhibin, Yang Zhengwei, Li Yin, et al. Infrared radiation characteristics of carbon/glass hybrid composites under low-velocity impact[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021,49(1):177-186.(in Chinese)
- [9] Jinlong G, Junyan L. Reliability assessment for time-slice enhanced bidirectional thermal wave radar thermography of hybrid C/GFRP defects[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2021, 17(9): 6094-6103.
- [10] Meda C, Carlomagno G M. Impact damage in GFRP: New insights with infrared thermography[J]. *Composites part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, 41(12): 1839-1847.
- [11] Fei W, Yonghui W, Junyan L, et al. The feature recognition of CFRP subsurface defects using low-energy chirp-pulsed radar thermography[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2020, 16(8): 5160-5168.

The Impact Damage Detection of C/GFRP Laminate Using Infrared Chirp-Pulsed Radar Thermography

Wang Fei¹, Shi Qianzhu¹, Gao Mingyu¹, Liu Junyan¹, Xu Lixia², Liu Lixia², Wang Yang¹, Chen Mingjun¹, Yue Honghao¹

1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

2. Beijing Satellite Manufacturing Co., Ltd., Beijing 100094, China

Abstract: In this paper, an impact testing machine is employed to conduct impact tests on carbon fiber/glass fiber hybrid reinforced composite (C/GFRP) samples under different impact energies, and then test samples containing simulated low-speed impact damage are prepared. An infrared chirp-pulsed radar thermography system is built and used to detect the damaged specimens under different impact capacities. A variety of feature extraction algorithms (Dual orthogonal demodulation (DOD), Cross correlation matched filtering algorithm (CC), and principal component analysis (PCA)) are proposed to efficiently extract the thermal image sequence characteristics, and the impact damage and debonding area of the C/GFRP specimens can be effectively identified. The chirp-pulsed radar thermography is carried out for the simulated debonding defect of the C/GFRP flat bottom holes (FBHs), and the detection capability of the chirp-pulsed radar thermography is investigated and clarified. The experimental results demonstrate that infrared chirp-pulsed radar thermography can effectively detect the impact damage and debonding defects of C/GFRP.

Key Words: C/GFRP; impact damage; infrared thermography; chirp-pulsed radar thermal-wave; nondestructive testing

Received: 2022-10-11; **Revised:** 2022-12-22; **Accepted:** 2023-01-20

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2020Z057077001);China National Postdoctoral Program for Innovative Talents (BX2021092);Heilongjiang Natural Science Foundation (LH2022F026)