

〈无损检测〉

编织复合材料低速冲击损伤超声热成像检测

李胤¹, 宋远佳¹, 江海军², 陈飞², 张凯²

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000;
2. 南京诺威尔光电系统有限公司, 江苏 南京 210014)

摘要: 编织复合材料低速冲击损伤主要为内部的分层损伤, 采用目视检测无法有效检测损伤, 损伤使得结构承载能力严重降低, 威胁编织复合材料构件的安全使用。本文使用超声红外热成像技术对编织复合材料低速冲击损伤进行无损检测研究, 使用 10J、20J、30J、40J、50J 的冲击能量制作了 5 个试件。对超声激励过程的温升曲线、空间温度曲线进行了详细分析; 对比不同冲击能量试件发现, 低速冲击下损伤主要是内部损伤, 冲击能量越大, 损伤区域越大, 且损伤具有延展性。采用曲线分类算法对损伤区域进行了定量识别, 发现编织复合材料损伤面积和冲击能量成线性关系。
关键词: 超声红外热成像; 编织复合材料; 低速冲击损伤; 无损检测
中图分类号: V45 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-8891(2023)08-0876-08

Low-velocity Impact Damage Detection of Woven Composites
Based on Ultrasonic Infrared Thermography

LI Yin¹, SONG Yuanjia¹, JIANG Haijun², CHEN Fei², ZHANG Kai²

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. Novelteq Ltd., Nanjing 210014, China)

Abstract: Low-velocity impact damage of woven composites is mainly caused by internal delamination damage, which cannot be effectively detected by visual inspection; this seriously reduces the structural load-bearing capacity and threatens the safe use of the compiled composite components. In this study, ultrasonic infrared thermography was used to perform nondestructive testing of the low-velocity impact damage of woven composites, and five specimens were produced using impact energies of 10, 20, 30, 40, and 50 J. The temperature increase and space temperature curves of the ultrasonic excitation process were analyzed. By comparing different impact energy specimens, it was found that the damage under low-speed impact was mainly internal, and the larger the impact energy, the larger the damage area. Moreover, the damage was ductile. The damage area was identified quantitatively using a curve classification algorithm. It was found that the damage area of woven composites and the impact energy were linearly correlated.
Key words: ultrasonic infrared thermography, woven composites, low-velocity impact damage, nondestructive testing

0 引言

编织复合材料是由碳纤维材料为增强体, 以环氧树脂为基质, 由不同方向纤维铺层叠加组成的新型复合材料, 其具有高比强度、高比刚度、耐腐蚀、耐老

化、耐热性的优点。编织复合材料由于制造成本低、生产效率高、机械性能突出、具有纤维互锁的网状结构^[1]。编织复合材料在制造和适用过程中会碳纤维复合材料实现轻量化的同时, 还能提供产品相当的安全性和可靠性, 已被广泛应用于航空航天、汽车、轮船、

收稿日期: 2022-04-19; 修订日期: 2022-04-26.
作者简介: 李胤(1990-), 男, 博士, 工程师, 主要从事结构检测与性能评估工作。E-mail: DIYLLLLY@163.com。
通信作者: 江海军(1988-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事红外无损检测技术研发工作。E-mail: navy63@163.com。
基金项目: 国家自然科学基金(52005495); 中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金(PJD20200223)。

运动器械等^[2-4]。NASA 喷气发动机风扇机匣、波音 787 飞机风扇机匣都采用的是编织复合材料。复合材料结构是由纤维铺层叠加而成, 在面临碰撞和冲击时, 纤维和纤维之间都是由基体传递载荷, 冲击容易造成材料基体开裂、分层、脱粘等缺陷, 编织层压板冲击损伤模式主要是层间分层, 不会出现纤维劈裂等损伤模式^[5]。在结构表面看不出来损伤缺陷, 目视检测也无法检测出缺陷信息, 但其内部可能因瞬时冲击能量的吸收, 产生了严重的损伤, 使得材料结构失效、材料性能降低, 对结构承载能力造成大幅度下降^[6-7]。因此, 有效及时检测编织复合材料内部损伤或缺陷情况, 对于保证复合材料结构件可靠性具有重要的意义。

超声红外热成像技术以超声作为热激励源, 激励过程中仅界面类缺陷或闭合裂纹发热, 正常区域不发热, 属于选择性激励方式, 更适用于不规则形状材料界面缺陷或闭合裂纹检测。因此目前超声红外热成像技术主要应用在对金属裂纹的检测^[8-11]。韩梦^[12]等采用超声红外热成像对铝金属的疲劳微裂纹进行检测, 微裂纹最小宽度为 20 μm; 习小文^[13]等采用超声红外热成像技术对航空发动机叶片裂纹进行检测, 最小检测裂纹宽度为 0.5 μm。G. Busse 等^[14]最早将超声红外锁相热成像检测技术引入到复合材料界面类缺陷检测。田干等^[15]采用超声红外热成像技术对航空复合材料进行数值仿真研究, 建立含裂纹缺陷复合材料的有限元模型; 金国锋、张炜等^[16-17]通过数值计算和试验研究了超声红外热成像技术对复合材料冲击损伤检测的适用性; 李胤等^[18]采用超声红外热像检测对复合材料层合板 24J 和 29J 冲击损伤进行检测研究, 并与超声 C 扫进行对比, 结果表明超声红外热像检测可检测出复合材料不同损伤形式, 并且比超声 C 扫检测速度快、检测精度高。

目前对冲击能量损伤研究大部分基于 1 个或 2 个冲击能量对复合材料损伤的研究, 为了解不同冲击能量对编织复合材料损伤及扩展情况, 采用 10J、20J、30J、40J、50J 冲击能量对不同编织复合材料进行冲击, 并对冲击过程中的冲击能量-时间曲线进行了记录, 采用超声红外热成像技术对不同冲击能量损伤试件进行检测与分析。

1 基本原理

1.1 超声热成像技术的检测原理

超声红外热成像技术是将超声波激励和红外热成像两者结合的新型无损检测方法, 属于主动式红外无损检测方法的一种。超声红外热成像技术的检测原理如图 1 所示, 是通过将高频超声波 (20~40 kHz)

耦合注入待测试件, 超声波经过界面耦合在试件中传播, 在超声波的作用下, 试件缺陷由于塑性变形、摩擦作用、粘弹性效应等产生热量, 使得裂纹、损伤区域温度升高, 在热传导作用下, 其裂纹或损伤位置对应的试件表面温度也相应的升高, 利用红外热像仪采集试件表面的红外热序列图像, 对红外序列图像进行处理便可得到其内部缺陷信息。相较于其他激励方式的红外热成像技术, 例如: 闪光灯激励、红外灯激励、激光激励等, 这些激励方式都属于面激励, 不论是缺陷区域还是无缺陷区域, 试件表面被整体加热, 表面吸收的能量通过热传导到试件内部, 遇到隔热性缺陷时, 热波反射回表面。超声红外热成像技术是对试件局部加热, 其仅对缺陷的区域进行加热, 无缺陷区域不进行加热, 属于选择性加热方式, 在超声激励下产生相对位移的缺陷区域温度都将升高, 相当于是体加热方式, 并且从缺陷区域通过热传导的方式传播到试件表面, 仅传播了单次的距离。

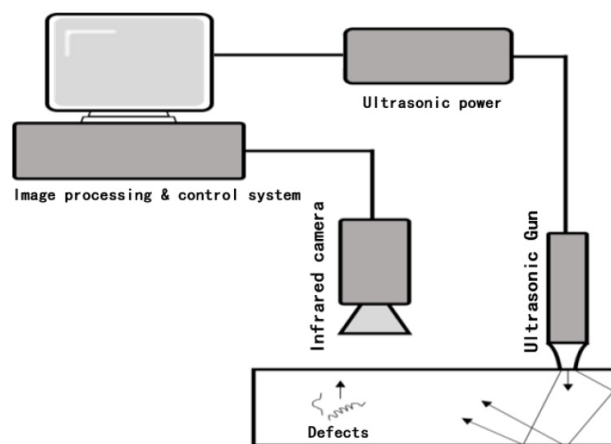


图1 超声红外热成像技术原理

Fig.1 Principle of ultrasonic infrared thermal imaging technology

1.2 超声热成像技术的检测原理

超声波在试件内界面缺陷处衰减产生热量, 缺陷处则成为热源。由此可知, 超声波激励产生的热流率 q 的传播满足热传导方程:

$$k_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + k_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + k_z \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + q = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

式(1)中: T 为温度, $^{\circ}\text{C}$; k_x 、 k_y 、 k_z 分别为在三个维度上的导热率, $\text{W}/(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C})$; ρ 为密度, kg/m^3 , c 为比热容, $\text{J}/(\text{kg}\cdot^{\circ}\text{C})$ 。

热传导方程(1)的初始条件为:

$$T(x, y, z, t) = T_0 \quad t = 0 \quad (2)$$

式(2)中: T_0 为环境温度, $^{\circ}\text{C}$ 。

热传导方程支配热传导及其扩散过程, 试件检测过程时间比较短, 表面温度变化比较小, 忽视试件表面对流和热辐射, 则:

$$\begin{cases} \frac{\partial T}{\partial t} - \alpha \nabla^2 = q(t) \\ T(0) = T_0 \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中: α 为热扩散率, m^2/s ; ∇^2 为拉普拉斯算子,

$$\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}$$

分别对上式进行关于空间 (x, y, z) 的傅里叶变换得到:

$$\begin{cases} \frac{dT^f}{dt} - \alpha \epsilon^2 T^f = q^f(\epsilon, t) \\ T^f(\epsilon, 0) = T_0^f \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中: q^f 为对生热率 q 作温度 T 的傅里叶变换; ϵ 为傅里叶变换过程中的中间变量, 没有特殊的物理含义; T^f 为对温度 T 的傅里叶变换。

常微分方程的解析解为:

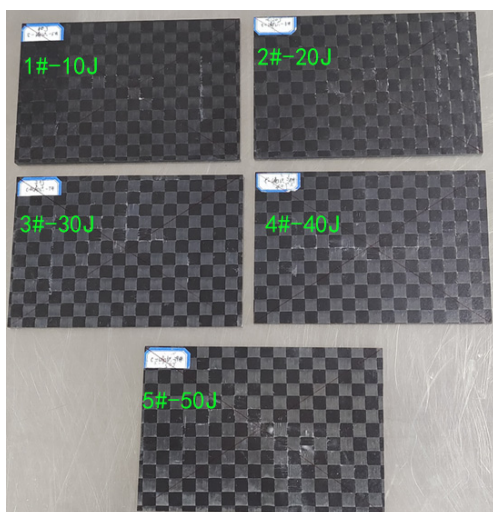
$$T^f(\epsilon, t) = T_0^f e^{-\alpha \epsilon^2 t} + \int_0^t q^f(\epsilon, \tau) e^{-\alpha \epsilon^2 (t-\tau)} d\tau \quad (5)$$

对 $T^f(\epsilon, t)$ 进行傅里叶反变换得到:

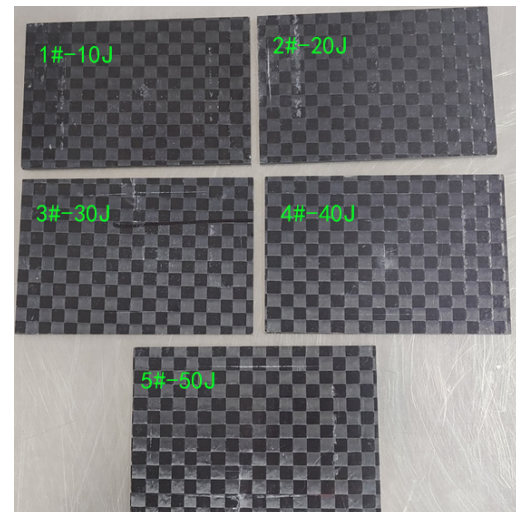
$$T(X, t) = T_0 \int_{R^3} K(X - \epsilon, t) d\epsilon + \int_0^t d\tau \int_{R^3} K(X - \epsilon, t - \tau) q^f(\epsilon, \tau) d\epsilon \quad (6)$$

式(6)为超声波在试件内界面缺陷热源公式, 式子表示, 热源公式是一个复杂函数表达式。

2 试验与结果分析



(a) 试件正面
(a) Front of specimen



(b) 试件背面
(b) Back of specimen

图3 冲击后试件光学图像

Fig.3 Optical image of the specimen after impact

2.1 碳纤维复合材料冲击损伤

试验用的碳纤维复合材料是 T700 编织复合材料层压板, 编织技术制造网格状堆叠而成, 铺层方式为一45/90/45/0, 经过浸渍固化直接形成复合材料结构, 试件共5件, 试件尺寸均为 $150\text{mm} \times 100\text{mm} \times 4\text{mm}$, 对5件试件进行冲击试验, 冲击能量分别是 10J、20J、30J、40J、50J, 冲击能量-时间曲线如图2所示, 冲击后试件光学图像如图3所示, 图3(a)为试件正面, 为冲击面, 图3(b)为试件背面, 光学图像上很难看到试件表面有损伤。

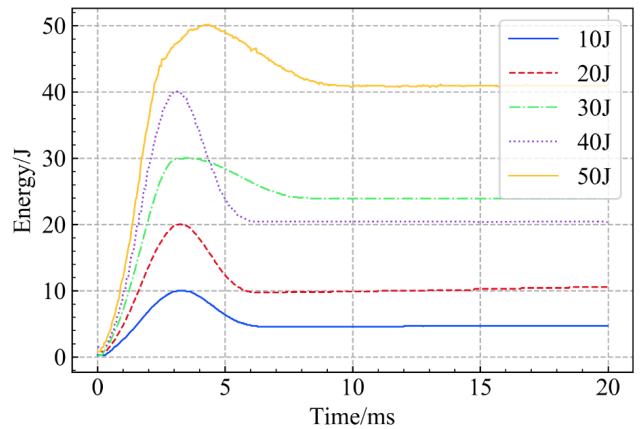


图2 冲击能量-时间曲线

Fig.2 Impact energy-time curves

2.2 超声热成像检测系统

超声红外热成像系统如图4所示, 系统主要包括超声激励电源、超声枪、红外热像仪、夹具、图像处理和控制系统。超声枪包括换能器、调幅器、工具杆,

最大功率为 1200 W, 激励频率为 20 kHz, 超声激励时间可设置为 0.2~20 s。通过超声激励电源箱控制器调节输出功率大小, 预紧力大小通过机械控制, 预紧力大小最大可设置 1000 N。红外热像仪型号为 FLIR A655sc, 属于非制冷型红外热像仪, 工作波段为 7.5~14 μm , 室温下等效噪声温差为 0.04 K, 图像分辨率为 640 pixel \times 480 pixel。

试验过程中超声枪不直接作用于试件表面, 试件固定在夹具上, 夹具固定在平台上, 超声枪顶在夹具上面, 在试验过程中, 需要确保超声波有效注入到夹具中, 夹具和试件要接触良好, 超声枪在 20 kHz 的激励下, 振幅约为几十微米, 如果超声枪与夹具之间接触不好, 则超声能量无法传递到夹具上, 因此设置超声枪与夹具的预紧力为 200 N, 预紧力是通过旋转预紧力手柄迫使预紧力系统单元向前移动, 内部弹簧受到挤压, 从而对超声枪头产生压力, 超声枪头压紧夹具。校正好红外热像仪, 超声激励时间为 1.5 s, 采集

频率为 50 Hz, 采集时间为 10 s。

2.3 检测结果分析

试验中共有 5 种不同冲击能量的试件, 选取 30 J 能量冲击能量的试件 3#进行分析, 图 5 所示为超声红外热成像系统检测试件 3#所示的红外序列热图, 从图 5 中可以看出, 超声激励前, 看不到任何热斑信息, 随着超声持续激励, 图像中热斑信息逐渐清晰, 0.08 s 时稍微可以看到零星散点, 到 0.5 s 时逐渐形成了较为清晰的热斑, 超声激励时间为 1.5 s, 红外序列中时间为 1.6 s 时热斑最为清晰, 在超声激励结束后, 冲击损伤区域不能持续发热, 仅能靠自身热传导把热斑区域的能量传递到低温区域, 逐渐达到温度平衡, 从红外序列图中表现为图像越来越模糊, 对比度越来越低, 到 8.66 s 时已不能分辨出热斑轮廓信息, 随着热传导的进行, 将不能检测到任何热斑信息, 所检测到的红外图像与 0.02 s 时图像一致。

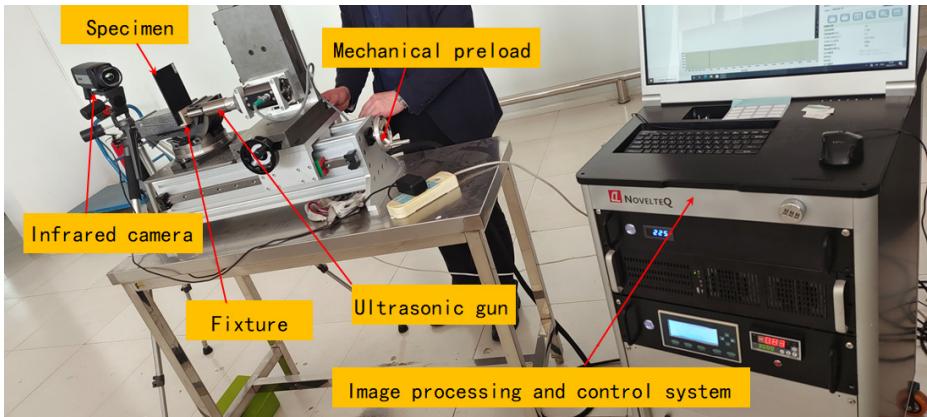


图 4 超声红外热成像系统

Fig.4 Ultrasonic infrared thermography system

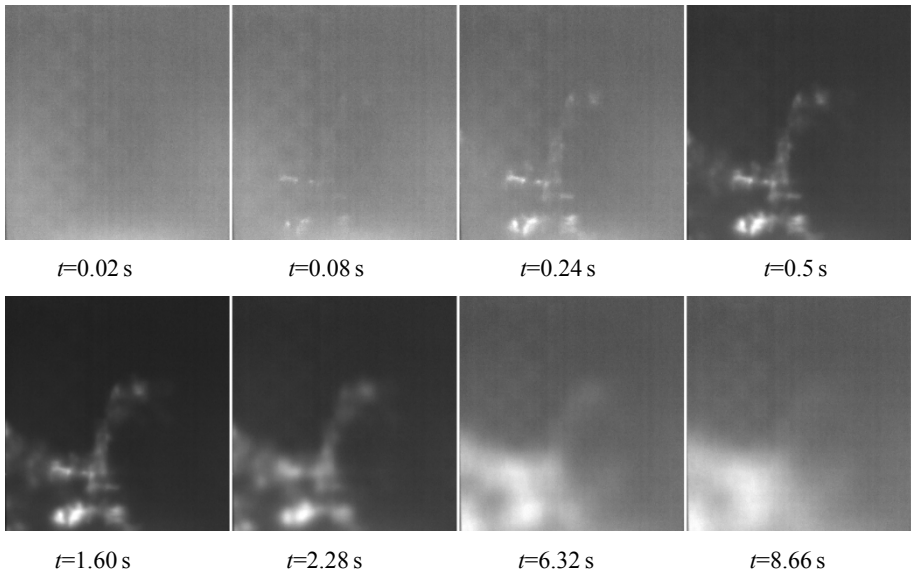


图 5 试件 3#红外序列热图

Fig. 5 Infrared sequence thermogram of specimen 3#

图6为不同位置处A点、B点、C点、D点、E点的温升变化曲线,由图6曲线可以看出,超声激励后,损伤区域温度迅速上升,且各点温度上升不尽相同,A点为试件3#的温升最高点,最高温升可达到 8°C ,B点和C点为其他区域温升点,这3个点温升曲线有一个特点,温升曲线都是呈现先上升再下降的过程,这3个点代表着试件内部有持续发热的热源,这些热源就是在超声激励下,损伤处由于摩擦生热等原因产生的热源。D点温升曲线只有温升的过程,没有下降的过程,从图像上看,C点位热斑区中间位置,D点处于C点上方,D点处于热斑区域的边缘,边缘位置损伤比较轻微,温升没有那么多高,但依然会在持续激励过程中温度不断上升,等热激励结束以后,随着热扩散的进行温度将下降,由于其处于热斑的边缘区域,热斑处的热量会由于热扩散向低温区域传播,C点和D点的温度由于热扩散会逐渐接近,因此导致D点温度下降曲线基本是平的。E点代表着无热斑区域,即无损伤区域,温升曲线基本是平坦的,E点对应位置的内部没有发热源,与上文分析一致。

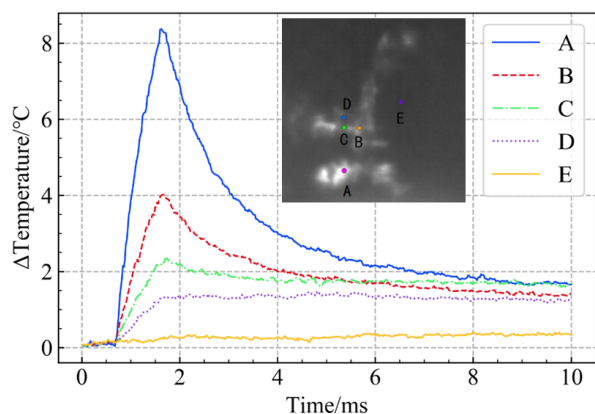


图6 试件3#不同点温升曲线

Fig.6 Temperature rise curves at different points of specimen 3#

为了更形象描述不同帧之间空间温度变化曲线,分别取图5所示前6个时间点的对应图像的空间温度变化曲线,直线所对应的位置为图7所示红色空间直线对应的位置,左边是起始点,对应的距离为0,右边对应的距离为141.5 mm。曲线横坐标为距离,纵坐标为温度,环境温度约为 22°C , $t=0.02\text{ s}$ 对应的空间曲线是超声激励之前的空间温度曲线,温度基本相同,没有太明显变化, $t=0.08\text{ s}$ 红外图像上可以看到零星散点,红色空间直线正好位于散点上,在空间温度曲线上正好可以看到损伤处对应位置处有凸起,随着超声激励的加载,损伤区域空间温度曲线温度逐渐升高,并且其对应的宽度稍微有所增加,但温度升高的点仅限于损伤区域,非损伤区域对应的曲线基本是不变的,重叠在一起;损伤区域 $t=0.24\text{ s}$ 对应的空间

温度曲线就比 $t=0.08\text{ s}$ 对应的空间温度曲线要高,同样的损伤区域 $t=0.50\text{ s}$ 对应的空间温度曲线比 $t=0.24\text{ s}$ 对应的空间温度曲线高,到超声激励结束时间附近 $t=1.6\text{ s}$,空间温度曲线升高最高值,图7对应的最高曲线。超声激励结束后,损伤区域不再主动发热,内部热源消失,温度开始下降,空间温度曲线也随之下降, $t=2.28\text{ s}$ 损伤区域对应的曲线的值就比 $t=1.6\text{ s}$ 对应曲线值有所下降。图像中红色箭头指示的空间距离约60 mm 时间为 $t=0.50\text{ s}$ 和 $t=1.60\text{ s}$ 损伤区域的边缘点,温度比其旁边两个尖峰都要低,当超声激励结束以后,随着热扩散的进行, $t=2.28\text{ s}$ 对应的温度反而要比 $t=1.60\text{ s}$ 对应的温度要高,此时该区域对应的2个尖峰也变成了一个大而平滑的尖峰曲线,在红外序列图像中就表现为图像变模糊,与图5所示图像相对应。

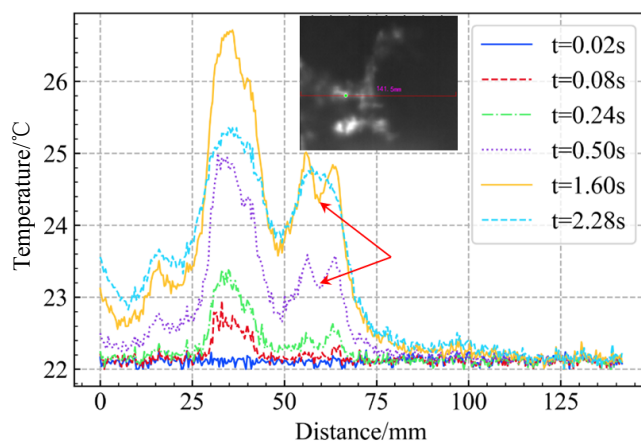


图7 试件3#空间温度曲线

Fig.7 Space temperature curves of specimen 3#

2.4 不同冲击能量试件结果与分析

图8为不同冲击能量冲击试件的检测图像,从光学图像上都看不到表面的损伤信息;从检测图上看,冲击能量为10 J的1#试件检测图上有3个小的热斑区域,冲击能量为20 J的2#试件看出热斑区域连成了一个整体,冲击能量为30 J的3#试件可以看到热斑已延展开,冲击能量为40 J的4#试件检测图上看形成的热斑延展开一条长的缝,冲击能量为50 J的5#试件检测热图上热斑几乎贯穿对角线,并且还有额外2条分支。试件是二维编织技术制作的二维编织复合材料,编织使得纤维之间连成了有机的整体,使得二维编织复合材料展现出了较强的整体性。在冲击能量的作用下,外表面几乎看不出损伤信息,当编织复合材料受到小的外部冲击后,不足以破坏有机的整体,损伤区域仅限于冲击点周围;当编织复合材料受到大的外部冲击后,其内部将会产生大的面积分层,损伤展现出延展性。

2.5 损伤区域识别

衡量超声红外热成像技术对编织复合材料检测能力关键是对损伤区域进行提取, 采用双阈值分割, 对图 5 中时间为 $t=0.50\text{ s}$ 、 $t=1.60\text{ s}$ 、 $t=2.28\text{ s}$ 图像进行分割, 分割效果如图 9 所示, 无法达到理想的分割

效果。底部区域是超声激励中夹具位置, 夹具在超声激励作用下温度升高, 通过热传导会把试件底部的温度升高, 采用双阈值分割方法无法把该区域剔除, 对比 3 张图分割效果可以看出, 选用不同时间的图像, 分割的结果不尽相同。

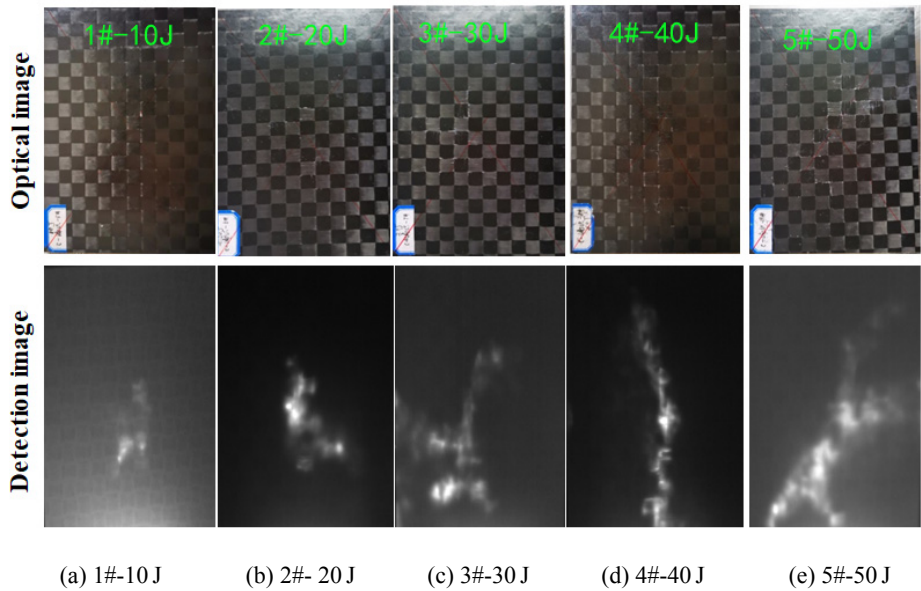


图 8 不同冲击能量试件检测图像
Fig.8 Images of test specimens with different impact energies

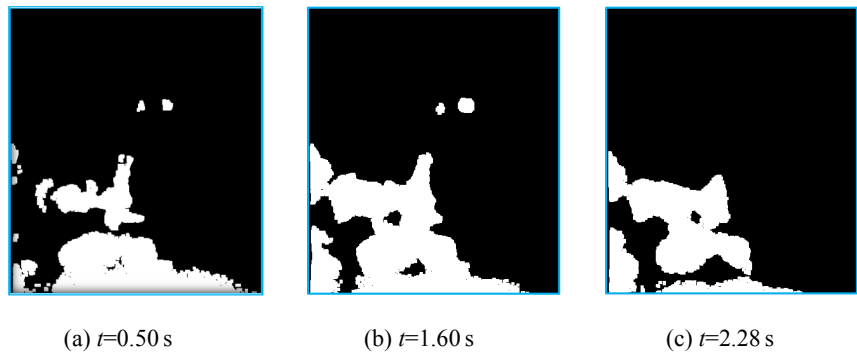


图 9 试件 3#双阈值分割效果
Fig.9 Effect of double threshold segmentation on specimen 3#

由于红外序列图中单帧图像由于热传导一直在发生变化, 采用单帧图像分割算法会由于选取的帧不同而导致分割区域的差异, 为了准确提取损伤区域, 本文采用曲线分类算法, 利用每一个像素点的温升曲线进行分类, 定义损伤区域强弱程度, 温升曲线有上升沿和下降沿的点为热斑中心区域, 该区域损伤比较严重, 图 6 所示对应的 A、B、C 三个点, 该像素点置红色; 温升曲线有上升沿但无下降沿的点为损伤比较轻微, 图 6 所示对应的 D 点, 该像素点置绿色; 温升曲线基本不变化的为无损伤区域, 图 6 所示的 E 点, 该像素点置黑色。不同冲击能量试件分割效果如图 10

所示。对比于双阈值分割, 采用曲线分类算法分割效果比较好, 且图像中有两种颜色表示, 红色区域基本对应于检测图像中的亮热斑区域。

表 1 为不同冲击能量试件损伤面积统计, 从表格中可以看出, 冲击能量越大, 损伤面积越大, 但是试件 4#损伤面积反而比试件 3#损伤面积小。注意到在冲击试验中, 图 2 所示冲击能量-时间曲线, 试件 4#峰值冲击能量是 40 J, 正常冲击结束处的能量是 30 J 左右, 但冲击结束处的能量只有 20 J, 反而低于试件 3#冲击结束处的能量 24 J, 所以造成这种对应关系不匹配的情况。

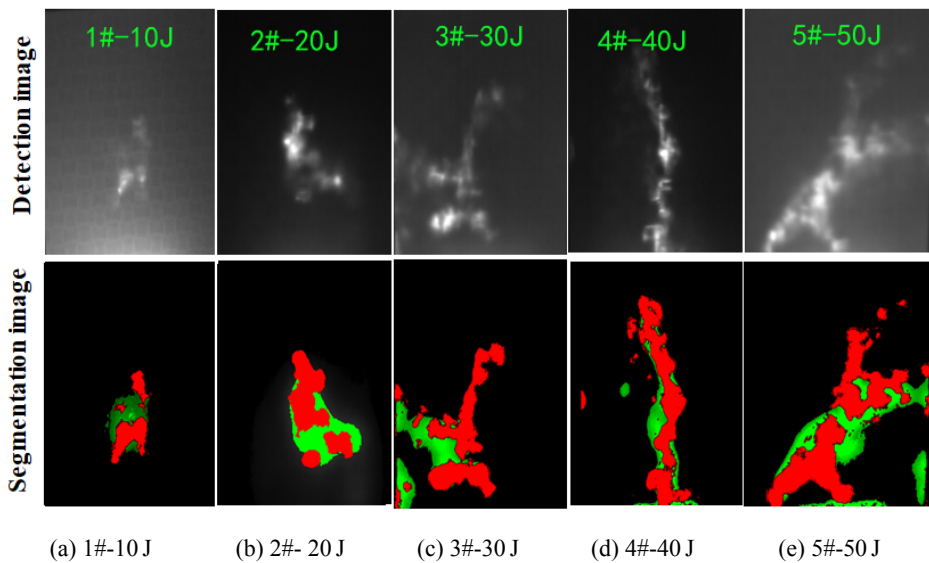


图 10 不同冲击能量试件分割效果

Fig.10 Effect of splitting specimens with different impact energies

表 1 不同冲击能量试件损伤面积

Table 1 Damage area of specimens with different impact energy		
Specimen	Red area/mm ²	Total area/mm ²
1#-10J	630	926
2#-20J	1475	2525
3#-30J	2909	3929
4#-40J	2896	3383
5#-50J	4517	6291

由于试件 4#冲击结束处能量偏低,因此把其他 4 个试件的冲击能量和损伤面积作为损伤面积关系图,如图 11 所示,可以发现损伤面积和冲击能量成线性关系,与碳纤维层合板冲击损伤面积和冲击能量关系曲线相同^[19]。

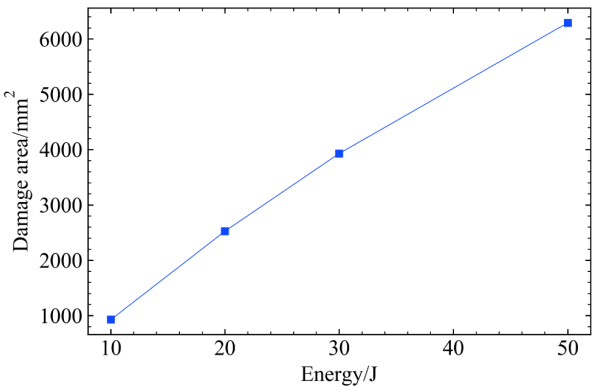


图 11 编织复合材料损伤面积与冲击能量的关系

Fig.11 Damage area of braided composite versus impact energy

3 结论

编织复合材料冲击损伤主要涉及复合材料的分

层损伤,这些损伤无法采用目视检测,且损伤会使得结构承载能力严重降低,从而威胁复合材料构件的安全使用。制作了编织复合材料层压板试件共 5 件,并对不同冲击能量下冲击损伤开展了超声红外热成像技术研究。超声激励试件时,冲击损伤区域由于摩擦等因素产生热量,相当于内部有热源的存在;无损伤区域不生热,使用红外热像仪采集红外图像序列便可实现对损伤区域检测,本文以试件 3#为例对超声激励过程的温升曲线、空间温度曲线进行了详细的分析。并对 10~50J 冲击能量试件进行了对比分析,最后采用曲线分类算法对损伤区域进行了定量识别,发现编织复合材料损伤面积和冲击能量成线性关系。后续的工作是采用其他技术手段(如超声 C 扫描无损检测技术)确认试件损伤区域面积,以及对损伤区域的评估,将对损伤定量化及曲线分类算法得到更进一步提高。

参考文献:

[1] SONG S J, Waas A M, Shahwan K W, et al. Compression response of 2D braided textile composites: single cell and multiple cell micromechanics based strength predictions[J]. *Journal of Composite Materials*, 2008, 42(3): 2461-2482.

[2] SONG S J, Waas A M, Shahwan K W, et al. Effects of matrix microcracking on the response of 2D braided textile composites subjected to compression loads[J]. *Journal of Composite Materials*, 2010, 44(2): 221-240.

[3] Tabiei A, YI Weitao. Comparative study of predictive methods for woven fabric composite elastic properties[J]. *Composites Structures*, 2002, 58: 149-164.

[4] MORIBIDINI M. The detectability of cracks using sonic IR[J]. *Journal of*

- Applied Physics*, 2009, **105**(9): 093530.
- [5] 陶永强, 矫桂琼, 王波, 等. 二维编织陶瓷基复合材料应力-应变行为[J]. *力学与实践*, 2009, **31**(3): 39-44.
TAO Y Q, JIAO G Q, WANG B, et al. Stress-strain behavior in 2D weave ceramic matrix composite[J]. *Mechanics in Engineering*, 2009, **31**(3): 39-44.
- [6] 董慧民, 安学锋, 益小苏, 等. 纤维增强聚合物基复合材料低速冲击研究进展[J]. *材料工程*, 2015, **43**(5): 89-100.
DONG Huimin, AN Xuefeng, YI Xiaosu, et al. Progress in research on low velocity impact properties of fibre reinforced polymer matrix composites[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2015, **43**(5): 89-100.
- [7] Tsai K H, HWAN C L, CHEN W L, et al. A parallelogram spring model for predicting the effective elastic properties of 2D braided composites[J]. *Composite Structures*, 2008, **83**: 273-283
- [8] MORIBIDINI M. A calibration procedure for sonic infrared nondestructive evaluation[J]. *Journal of Applied Physics*, 2009, **106**(2): 1-9.
- [9] RENSHAW J, HOLLAND S D, THOMPSON R B, et al. Vibration-induced tribological damage to fracture surfaces via vibro thermography[J]. *International Journal of Fatigue*, 2011, **33**(7): 849-857.
- [10] 冯辅周, 张超省, 闵庆旭, 等. 超声红外热像技术中金属平板裂纹的生热特性[J]. *红外与激光工程*, 2015, **44**(5): 1456-1461.
FENG F Z, ZHANG C S, MIN Q X, et al. Heating characteristics of metal plate crack in sonic IR imaging[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, **44**(5): 1456-1461.
- [11] 秦雷, 刘俊岩, 龚金龙, 等. 超声红外锁相热像技术检测金属板材表面裂纹[J]. *红外与激光工程*, 2013, **42**(5): 1123-1130.
QIN L, LIU J Y, GONG J L, et al. Testing surface crack defects of sheet metal with ultrasonic lock-in thermography[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, **42**(5): 1123-1130.
- [12] 韩梦, 尹嘉雯, 黄军科, 等. 铝合金板疲劳微裂纹超声红外成像检测的数值及实验研究[J]. *应用声学*, 2022, **41**(5): 727-734.
HAN M, YIN J W, HUANG J K, et al. A comprehensive numerical and experimental study on detecting fatigue microcrack in aluminum alloy plate by vibro-thermography[J]. *Applied Acoustics*, 2022, **41**(5): 727-734.
- [13] 习小文, 苏清风, 袁雅妮, 等. 超声红外热成像技术在航空发动机叶片裂纹的对比研究[J]. *红外技术*, 2021, **43**(2): 186-191.
XI X W, SU Q F, YUAN Y N, et al. Comparative study of using ultrasonic infrared thermography for detecting aeroengine blade cracks[J]. *Infrared Technology*, 2021, **43**(2): 186-191.
- [14] Rantala J, WU D, Busse G. Amplitude-modulated lock-in vibro-thermography for NDE of polymers and composites[J]. *Research in Nondestructive Evaluation*, 1996, **21**(7): 215-228.
- [15] 田干, 张炜, 金国锋, 等. 超声红外热波检测多模式激励的数值仿真[J]. *江苏大学学报*, 2014, **35**(2): 171-175.
TIAN G, ZHANG W, JIN G F, et al. Numerical simulation of multi-mode excitation of ultrasonic infrared thermal wave detection[J]. *Journal of Jiangsu University*, 2014, **35**(2): 171-175.
- [16] 金国锋, 张炜, 杨正伟, 等. 界面贴合型缺陷的超声红外热波检测与识别[J]. *四川大学学报: 工程科学版*, 2013, **45**(2): 167-175.
JIN G F, ZHANG W, YANG Z W, et al. Application of ultrasonic infrared thermal wave technique in detection and recognition of interface kissing damage[J]. *Journal of Sichuan University: Engineering Science Edition*, 2013, **45**(2): 167-175.
- [17] 张炜, 罗文源, 王冬冬, 等. 基于超声热波技术的复合材料冲击损伤检测研究[J]. *固体火箭技术*, 2013, **36**(6): 836-841.
ZHANG W, LUO W Y, WANG D D, et al. Impact damage detection of composites based on ultrasonic thermography technique[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, **36**(6): 836-841.
- [18] 李胤, 杨正伟, 张炜, 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, YANG Z W, ZHANG 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.
- [19] 李晓霞, 伍耐明, 段玉霞, 等. 碳纤维层合板低速冲击后的红外热波检测分析[J]. *复合材料学报*, 2010, **27**(6): 88-93.
LI X X, WU N M, DUAN Y X, et al. Infrared thermal wave imaging for carbon fiber laminated boards after low velocity impact[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, **27**(6): 88-93.