

# 碳纤维复合材料雷击损伤的瞬态红外热成像检测<sup>\*</sup>

李慧娟<sup>1</sup>, 刘雨生<sup>2</sup>

(1. 中国航空综合技术研究所, 北京 100028;  
2. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

**[摘要]** 通过雷电模拟,对复合材料层合板试样进行雷击损伤试验。基于热扩散原理,针对不同的雷击试验件,采用波形为长脉冲形式的瞬态热激励方式对雷击损伤进行红外热成像检测,并对不同时刻的检测结果进行分析、比较,对缺陷轮廓进行界定,对结果进行定量测量。检测结果表明,无论是否对碳纤维复合材料表面进行防护,瞬态红外热成像方法均能够有效检测出雷击后的内部分层损伤,可对损伤的严重程度进行有效区分,能够对缺陷尺寸、面积进行准确测量。

**关键词:** 复合材料; 雷击; 红外热成像; 无损检测

## Investigation of Transient Thermography Method for Testing Lightning Strike Damage of Carbon Fiber Composite

LI Huijuan<sup>1</sup>, LIU Yusheng<sup>2</sup>

(1. AVIC China Aero-Poly Technology Establishment, Beijing 100028, China;  
2. AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

**[ABSTRACT]** The lightning impulse test is carried out on carbon fiber composite laminated board for simulating thunderstroke damage. The transient thermography test method is implemented for detecting the damage defect of different sample, which is a new test method for using the long pulse as a thermal excitation resource. The results of different time is analysed, compared, the outline of the defect is draw, and the size is measured. The research achievement shows that the transient thermography method can detect the delamination defect inside the composite exactly. The transient thermography can differentiate the severity of damage and failure. The measurement result of size and area is correct.

**Keywords:** Composite material; Lightning strike; Transient thermography method; Non-destructive testing

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2017.22.087

现代高科技战争对军用飞机性能指标的要求不断提高,使得飞机传统材料已经渐渐显现出弊端。随着高性能复合材料研发与应用的逐渐扩展,多种新型复合材料的优异性能已得到验证与普遍认可,并在航空航天领域发挥起越来越重要的作用。由于复合材料具有比强度高、可设计性强,以及耐高温、耐腐蚀、抗疲劳等优良的性能,大批军用飞机零部件相继采用复合材料<sup>[1-2]</sup>。由于复合材料具有层间强度低的特性,一旦复合材料内部出现损伤,可能会影响其力学性能和结构安全性。因此,业内众多专家长期在研究损伤对复合材料性能的影响<sup>[3-7]</sup>。

飞机在飞行过程中,经常会遇到雷雨天气,不可避免地会受到雷电袭击,从而造成雷击损伤,雷击损伤主要有直接损伤与间接损伤两类。直接损伤包括金属表

面灼烧、熔化或变色以及复合材料表面灼烧、穿刺或脱层;间接损伤主要是对电子电器设备、电网或电网终端的损伤。在复合材料的众多损伤中,雷击损伤受到高度关注<sup>[8]</sup>,其严重时会影响到飞机的飞行安全,不少学者开展了针对复合材料雷击损伤的无损检测技术研究<sup>[9]</sup>。

本文针对碳纤维增强复合材料层压板试样开展雷击模拟试验,对受到雷击冲击形成损伤的试样进行检测,基于红外热辐射理论,采用具有一定脉冲宽度的长脉冲热源对试样表面进行热激励,利用主动式红外热成像检测方法检测复合材料内部受到雷击后的分层损伤。

## 1 瞬态红外热成像

### 1.1 主动红外热成像技术

主动式红外热成像无损检测技术是近年来发展较

<sup>\*</sup> 基金项目:国防科技工业技术基金项目(JSZL2016205C006)。

快的非接触式无损检测技术。针对被检物的材质、结构和损伤类型等设计不同的热激励源。被检测物内部由于损伤的存在导致损伤区域与无损伤区域对应的表面产生温差,利用红外辐射学、辐射测量学、材料学等知识研究热激励源与材料的作用,研究被检测物材料表面及表面下的物理特性以及边界条件影响热的传导规律,分析被检测物表面温度场分布与损伤之间的内在联系,通过被检测物表面温度场的分布情况来确定被检测物的内部信息<sup>[10-11]</sup>。

主动式红外热成像无损检测技术最主要的激励方式为热激励,最早的热激励源为脉冲闪光灯热激励。脉冲闪光灯激励检测速度快,多适用于热传导系数较大的金属及部分非金属材料,而对于热传导系数较小或材料厚度较大的试件,闪光灯脉冲法由于能量较小等原因难以满足检测需求,因此产生了大功率持续加热的激励方法,即瞬态红外热成像检测方法。瞬态热成像方法又可称为长脉冲激励红外热成型检测方法,欧洲多家航空航天制造企业利用长脉冲激励红外热成像方法对飞机复合材料壁板、蜂窝夹层结构、火箭整流罩的碳化硅复合材料部分进行检测,能够有效检测出复合材料的内部缺陷<sup>[12-14]</sup>。

### 1.2 瞬态热激励方式

瞬态热激励方式采用有一定时间长度的矩形波进行热激励,其功率较大、能量高,能使热量被热传导系数较小的材料充分吸收并以热波的形式在试件内部传播,其热波形式如图1所示,检测示意图如图2所示。

### 1.3 数据分析方法

瞬态红外检测技术利用长脉冲热源在检测试样表面施加激励能量,从而打破被检测物所处的热平衡状



图1 瞬态热激励波形  
Fig.1 Transient wave

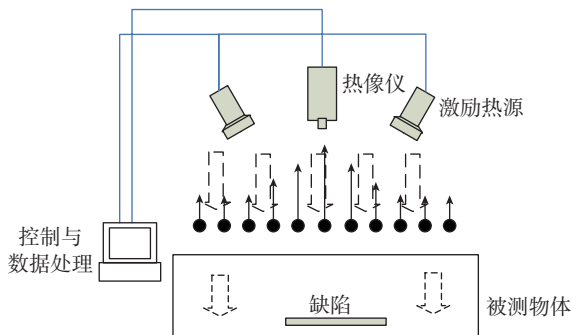


图2 检测示意图  
Fig.2 Diagram of thermography testing

态,使能量在被检测物内部传导,物体存在温度梯度时能量从高温区向低温区传导。当热波遇到物体内部缺陷或物体下边界时其传输形式发生改变,热波返回激励表面,在表面形成随时间变化的温度分布。试样内部存在缺陷时,缺陷区域与完好区域对应的表面温度场分布将产生热差异,检测结果显现为辐射亮度分布或变化方式的差异,即认为是疑似缺陷,通过分析辐射亮度差异研究被检测材料和结构内部缺陷的类型、深度等特性。

缺陷类型分析:采用红外热波成像检测方法进行检测时得到的检测原始图像为原始热图,若检测件内部存在缺陷,将会从某时刻开始一直影响热的传播,在热图中就会以不同于正常无缺陷处的灰度反映出来。缺陷热特性为热传导性比无缺陷区域差时,热波在材料内部传导至材料底部时热量减小,表面呈现的热量较无缺陷区域高,辐射亮度较高,图像中以白色显示,例如空气。反之,缺陷热特性为热传导性比无缺陷区域高时,表面辐射亮度较低,图像中以黑色显示,例如热传导较高的金属。对得到的原始热图可进行一阶微分计算,减少了噪声的影响,在一阶热图序列中,曲线的斜率发生正负变换,相应地在热图序列中看到图像的灰度发生翻转。因此,可通过分析原始热图或微分热图的灰度及变化对缺陷类型进行界定。

缺陷深度分析:以包含不同深度、不同大小已知平底孔缺陷的检测结果为例,检测深度随时间的变化关系可以在热图序列中看出,热图中缺陷深度不同,其在不同时刻显现。图3所示为5类缺陷,其埋深依次为0.5mm、1.0mm、1.5mm、2.5mm及3.5mm,显现时间依次延长。可见,随着检测时间的延长所能检测的缺陷深度逐渐增加,因此可通过分析缺陷显现的时间对缺陷深度进行确定。

## 2 试样及雷击试验

试样为复合材料层压板。试样1雷击试验尺寸为700mm×700mm×1mm,试样2雷击试验尺寸为300mm×300mm×1mm。材料为T300碳纤维,铺层为

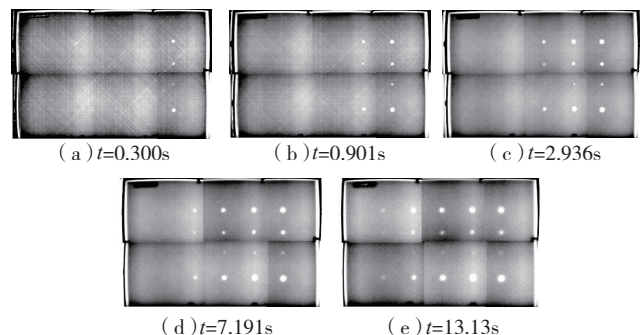


图3 不同埋深平底孔缺陷检测结果  
Fig.3 Test result of different depth of flat-bottom hole

$[45^\circ / -45^\circ / 0^\circ / 90^\circ]_s$ , 采用热压罐成型工艺将碳纤维预浸料与铝网共固化而成, 铝网表面涂防护漆层。

按照 SAE ARP5412-2005 《飞机雷电环境及相关试验波形》进行雷电的直接效应试验。对两块试样按标准规定要求施加不同的电流组合, 以模拟不同雷击区域的放电过程, 用来确定雷击对层合板的损伤程度。施加不同组合的电流分量后将会对试样表面及内部产生一定的影响, 形成可见或内部损伤。

用于试验有的 4 个电流分量  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $D$ , 分别模拟自然雷击放电过程的不同电流特性。分量  $A$  峰值为初始高峰电流, 分量  $B$  为中间电流, 分量  $C$  为持续电流, 分量  $D$  为重复放电电流, 各分量的具体参数根据 SAE ARP5412-2005 确定。

试样 1 电流按  $A \rightarrow B \rightarrow C$  施加。雷击试验后, 试样施加电流表面出现损坏, 背面区域无变化, 雷击试验后的试样 1 如图 4 所示。试样 1 雷击区域正面可观察到一圆形表面灼烧及中心区域的线状损伤, 试样背面表面完整, 没有可直接观察的缺陷与损伤。正面可目视观测的灼烧区域为近椭圆形, 其长轴约 67.5mm、短轴约 42mm, 中心区域线状损伤长约 15mm、宽约 6mm。

试样 2 电流按  $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D$  施加。雷击试验后试样施加电流表面损伤严重, 背面区域出现可见损伤, 雷击试验后的试样 2 如图 5 所示。试样 2 雷击区域正面可观察到较大面积破损, 雷击区域背面可观测到较小的圆形损伤。正面可目视观测的破损为类似圆形, 直径约为 70mm, 背面能观测到的损伤为近似椭圆形, 长边约 42mm、短边约 35mm。

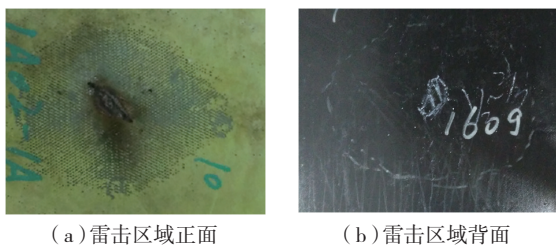


图4 试样1图片

Fig.4 Photo of sample 1

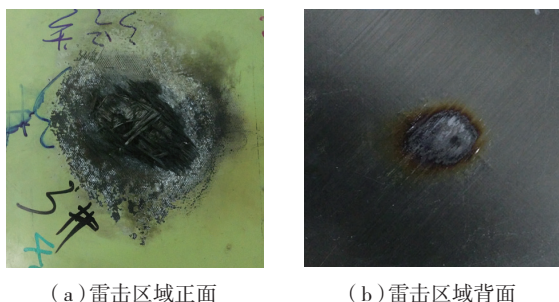


图5 试样2图片

Fig.5 Photo of sample 2

### 3 检测试验

#### 3.1 试验设备

试验选用德国 AT 公司生产的 IRNDT 红外热成像检测系统, 该系统由热像仪、热激励装置、数据处理系统组成。热激励装置对试样表面进行热加载, 热像仪采集加载过程及降温过程中的表面热辐射量变化, 数据处理系统对采集到的热辐射量数据进行分析计算, 可以得到表面的热辐射量差异, 从而实现对雷击后试样内部损伤的检测。设备组成如图 6 所示。

#### 3.2 试验过程

为保证待检试样整体在检测视野范围内, 根据试样尺寸择适当的检测距离。

由于碳纤维复合材料热扩散系数较小、厚度较薄, 试验采用卤素灯热激励方式进行热加载, 热加载类型为长脉冲持续加载, 根据待检材料类型选择加载能量与加载时间, 利用红外热像仪对试样表面进行热辐射量采集。具体试验参数如表 1 所示。

对试样进行热激励加载后, 利用热像仪采集加载过程中与加载结束后试件表面的温度场变化状况, 对采集到的数据序列进行处理, 选择能够反映内部损伤的热图, 并对图像进行分析, 得到内部损伤显示。

#### 3.3 试验结果

对试样 1 进行检测时, 选择正面为红外检测面, 利用瞬态红外热成像方法进行检测, 并对检测结果数据进行一阶微分计算, 检测得到不同时刻一阶微分显示图像, 如图 7 所示。

图 7 为不同时刻损伤的一阶微分显示结果, 损伤区域以黑色显示, 说明在原始热图中辐射亮度较高的区



图6 试验设备

Fig.6 Test equipment

表1 检测试验参数

热像仪	采集频率/Hz	加载能量/kJ	加载时间/s	采集时间/s	加载距离/m
SC7000	60	12	5	30	0.5

域,对应缺陷的热传导性能较差,为空气隙类缺陷。激励加载后,试样中间区域先是出现一个较为明显的椭圆形损伤显示(图7(a));随着时间延长,中间的“十”字形损伤逐渐显现(图7(b)),损伤外延范围也开始出现;随着时间继续增加,中间的“十”字形损伤依然存在(图7(c)),而外延损伤区域的对比度逐渐降低。边缘为向外延伸的大面积损伤显示,其形状轮廓基本保持一致,但对比度较小。

随着时间增加,所检测到的损伤深度逐渐增加,中间椭圆形损伤为雷击试验的接触点,其最先显现。该位置损伤距离上表面最近,且损伤最为严重,中间“十”字形区域损伤较为严重,周围的外延损伤随着深度的增加程度逐渐减小。

对已知长度进行标定后对损伤区域的尺寸进行测量(图8),整体损伤区域的长边测量值为84.14mm,短边测量值为74.38mm。将检测结果尺寸与目视可见尺寸进行比较,发现检测出的损伤面积大于目视可见损伤面积,说明在试件表面以下存在内部损伤。

可见,无论是否对碳纤维复合材料表面进行防护,是否改变雷击试验模式与参数,均会对试样产生损伤,利用瞬态红外热成像方法能够有效对损伤进行检测。

对试样2进行检测时,选择背面为红外检测面。在不同时刻的显示结果,如图9所示。

图5所示的试样2背面外观图中仅能观测到一个近椭圆形小空洞,而在图9所示的检测结果中红线所包围的区域为内部损伤区域,其长边长度约为102.53mm,短

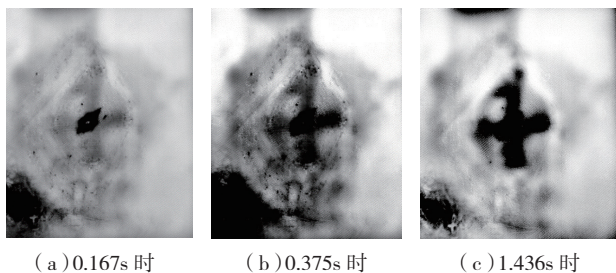


图7 试样1检测结果  
Fig.7 Test result of sample 1

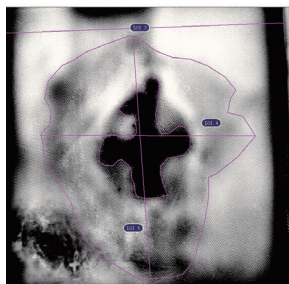
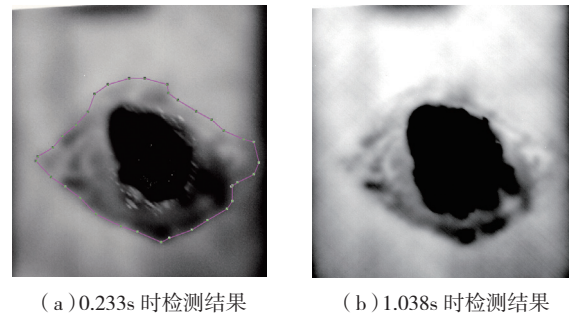


图8 试样1定量测量结果  
Fig.8 Measure result of sample 1



(a) 0.233s 时检测结果 (b) 1.038s 时检测结果

图9 试样2检测结果图  
Fig.9 Test result of sample 2

边长度约为88.06mm,中心区域有一颜色较深的近圆形损伤显示,可以看出内部损伤的面积远大于目视可见的损伤尺寸,且中心区域的损伤程度较边缘区域更为严重。

#### 4 结论

本文采用瞬态红外热成像方法对经雷击直接效应试验的碳纤维复合材料层压板进行了无损检测试验,研究结果表明:

- (1) 瞬态红外热成像方法能够实现对雷击后碳纤维层压结构内部脱粘损伤的有效检测。
- (2) 通过对检测结果时间序列进行分析,不同时刻点损伤显示存在差异,表明不同深度内损伤程度存在差异。
- (3) 在不同时刻损伤区域中,中心位置的损伤程度最为严重,损伤的形状与面积在不同深度有所不同。向外延伸的损伤,其损伤程度较小,且面积不会随着深度的不同而发生明显改变。

#### 参考文献

[1] 徐勇超,董恩生. 军用飞机复合材料构件损伤的检测技术[J]. 中国计量学院学报, 2009, 20(1): 31-36.  
XU Yongchao, DONG Ensheng. The detection technology for damages of composite components on military aircraft[J]. Journal of China Jiliang University, 2009, 20(1): 31-36.

[2] 张丽华, 范玉青. 复合材料在飞机上的应用评述[J]. 航空制造技术, 2006(3): 64-66.  
ZHANG Lihua, FAN Yuqing. The application of composite materials in aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(3): 64-66.

[3] 陈新波, 孙金立, 袁英民, 等. 在役航空器上复合材料的综合检测与评价[J]. 无损检测, 2013, 35(7): 50-53.  
CHEN Xinbo, SUN Jinli, YUAN Yingmin, et al. Integrated testing and evaluation of composite material for in-service aircraft[J]. Nondestructive Testing, 2013, 35(7): 50-53.

[4] 徐丽, 张幸红. 航空航天复合材料无损检测研究现状[J]. 材料导报, 2005(8): 79-82, 95.  
XU Li, ZHANG Xinghong. Aerospace composite nondestructive testing research status[J]. Materials Review, 2005(8): 79-82, 95.

[5] 姚中博, 张玉波, 王海斗, 等. 红外热成像技术在零件无损

(下转第95页)