

碳纤维增强复合材料雷击损伤实验及电-热耦合仿真

付尚琛¹, 周颖慧¹, 石立华^{*1}, 司卿¹, 王栋², 徐吉峰²

(1. 解放军理工大学 电磁环境效应与电光工程国家重点实验室, 南京 210007;

2. 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘 要: 为了研究碳纤维增强复合材料(CFRP)在雷电流作用下的损伤规律,对 CFRP 进行了雷电流直接效应实验和电-热耦合效应仿真。首先,利用冲击电流发生装置进行了雷电流的直接效应实验,对比了不同电流峰值情况下 CFRP 的表面损伤情况,并通过 C 扫描观察了内部损伤。实验结果表明:CFRP 的损伤范围随电流峰值增大而显著增大,且内部损伤的范围远大于表面损伤的范围。之后,对试件进行了电-热耦合有限元分析,并利用叠加的温度场范围近似表示内部损伤的范围,与实验结果的对比说明了此方法的有效性。不同类型及不同作用积分的冲击电流作用下的电-热耦合分析结果表明,作用积分是影响损伤范围的重要因素。

关键词: 复合材料; 雷电流; 电-热耦合; 损伤; C 扫描

中图分类号: TB330.1

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2015)01-0250-10

复合材料具有优异的比刚度和比强度,且抗腐蚀性和抗疲劳性高,应用在飞机上可明显减轻质量,提高性能。以碳纤维增强复合材料(CFRP)为代表的先进复合材料在新一代大型民用客机机体结构上已成功应用到机翼、尾翼和机身等结构,用量也已达到机体结构质量的 50% 以上^[1]。随着复合材料在飞机上的应用越来越广泛,其抗雷击性能差的问题也变得日益突出。统计表明,飞机每飞行约 3 000 h 便会遭受一次雷击^[2],但复合材料在雷电流直接效应的作用下,会出现纤维断裂和分层等损伤,导致结构强度下降,甚至会对飞行安全造成威胁。虽然针对这个问题已建立了相应的防护系统^[3],但仍然无法完全避免雷电流的影响。因此,研究雷电流对复合材料的损伤效应,对于推进复合材料在飞机上的应用以及提高飞行安全具有十分重要的意义。

雷电流的直接效应对复合材料的影响是几种效应综合作用的结果,包括电介质击穿、热效应、洛伦兹力及声冲击等^[4]。这几种效应的耦合作用是一个相当复杂的过程,难以用数值仿真的方法完全模拟,而且雷电流峰值高、持续时间短、作用积分大,对实验条件和实验装置要求较高,因而国内外对复合材

料在雷电流直接效应下的损伤情况的研究相对较少。美国华盛顿大学的 Feraboli 和 Miller^[5]以及日本的 Hirano 等^[6]对雷电流直接效应进行了比较系统、全面的实验研究。Feraboli 和 Miller^[5]采用自制的雷电流模拟装置进行实验,记录了雷电流的作用过程,对比了 3 种不同等级的雷电流作用下 CFRP 的损伤情况,通过 C 扫描观察了金属紧固件对损伤的影响,利用高倍显微镜观察了沿厚度方向的损伤情况,并分析了试件受损后剩余强度和压缩模量随电流等级的变化规律。Hirano 等^[6]针对雷电流对 CFRP 的直接效应损伤进行了大量的实验研究,共应用了 3 种不同类型和 4 个等级的雷电流,测试的试件有 4 种不同厚度,共 40 块。首先对比了不同雷电流作用下试件的外部损伤,然后通过 C 扫描观察了其内部损伤,随后分析了试件厚度对损伤尺寸等的影响,最后分析了纤维损伤面积、分层面积和最大损伤厚度随电荷量、电流峰值及作用积分的变化规律。除上述研究外,国内外学者对复合材料在激光照射下产生的热效应损伤也进行了研究^[7-9]。在数值仿真方面,主要是模拟复合材料在雷电流作用下的电-热耦合效应。日本的 Ogasawara 等^[10]利

收稿日期: 2014-01-02; **录用日期:** 2014-04-08; **网络出版时间:** 2014-06-05 17:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/10.13801/j.cnki.fhclxb.20140605.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(51477183, 51407198)

通讯作者: 石立华, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为时域测量。 E-mail: shilhj@163.com

引用格式: 付尚琛, 周颖慧, 石立华, 等. 碳纤维增强复合材料雷击损伤实验及电-热耦合仿真[J]. 复合材料学报, 2015, 32(1): 250-259. Fu S C, Zhou Y H, Shi L H, et al. Experiment and electrical-thermal coupled simulation for lightning current damage of carbon fiber reinforced plastic[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(1): 250-259.

用有限元软件 ABAQUS 建立了 CFRP 的电-热耦合分析模型, 分析了雷电流热效应引起的温度变化, 研究了在雷电流作用下材料的损伤过程, 提出了用叠加的温度场范围来近似模拟损伤范围的方法, 并与文献[6]中相应的实验结果进行了对比。国内的丁宁等^[11]利用 ANSYS 的删除单元法对雷电流作用下的烧蚀问题也进行了相关研究, 分析了电流波形对烧蚀范围的影响, 对比了烧蚀宽度与作用积分的关系。

本文首先利用冲击电流发生装置进行了雷电流直接效应实验, 对不同峰值的冲击电流作用下 CFRP 的表面损伤情况进行了对比, 并通过 C 扫描观察了内部损伤情况, 分析了不同峰值的冲击电流作用后 CFRP 沿厚度方向的损伤情况。之后, 基于 ABAQUS 建立了试件的有限元模型, 并进行了电-热耦合分析。由于电-热耦合分析模拟的是雷电流在板中的焦耳热效应, 形成的损伤应为内部损伤, 因此选择利用叠加的温度场来近似表示损伤的范围。最后, 利用所建立的有限元模型研究了不同类型及不同作用积分的电流作用后所形成的损伤范围, 并分析了变化规律。

1 雷电流直接效应实验

1.1 实验设置

采用的复合材料为 CFRP, 尺寸按照 ASTM D7137M-07 标准^[12]进行切割, 长为 150 mm, 宽为 100 mm, 单层厚度为 0.191 mm, 铺层方向为 $[45/0/-45/90]_{2s}$ 。试件的 4 个侧面及底面用铜箔包裹, 与夹具连接后可保证侧面及底面接地良好。

美国机动车工程师学会(SAE)将影响飞机飞行的标准雷电流波形简化为 A、B、C、D 4 个分量^[13]。其中, 电流分量 A 为首次回击的雷电流波形, 峰值达到 200 kA, 持续时间不大于 500 μ s。在进行雷电流直接效应实验时, 主要考虑其影响。在实验室环境下进行雷电流直接效应实验时, 由于试件只是飞机结构的一小部分, 尺寸很小, 故只需采用与电流分量 A 相同类型的双指数波作为激励即可, 且电流峰值的选取要适当, 不需要达到 200 kA。采用的冲击电流实验装置主要由冲击发生主回路、电容器恒压充电装置、去耦网络箱、控制系统、波形采集和微机数据处理系统组成。冲击电流发生回路可产生上升时间为 8 μ s、半高宽为 20 μ s 的双指数波, 其冲击幅值范围为 10~200 kA, 发生回路通过切换不同的电

容器连接方式还可产生 5~100 kA 的 10/350 μ s 标准冲击电流波。冲击电流实验装置如图 1 所示。



图 1 冲击电流实验装置

Fig. 1 Impact current experiment apparatus

由于激励电流的冲击作用较大, 应保证试件完全固定, 因而制作了用于固定 CFRP 试件的夹具, 如图 2 所示。夹具除了从左右两侧将试件夹紧外, 还从上方将试件压紧, 防止因冲击过大而将试件打飞。同时, 在左右两侧各放置 1 根铜条, 铜条末端与接地线相连, 从而保证试件接地良好。夹具上方的滑动横杆上放置 1 个粗铜探针, 探针与试件的距离为 1 mm。探针通过固定在其上方的铜片与铜球相连。铜球间隙击穿产生的电流经铜片传导至铜探针, 之后注入到试件表面。由于探针与试件之间有 1 mm 的距离, 使得放电过程为电弧放电, 与雷电流直接效应的作用过程一致。



图 2 用于固定 CFRP 试件的夹具

Fig. 2 Clamps for fixing CFRP specimens

1.2 实验结果及分析

分别选择冲击电流峰值 $I=20、50、100$ kA 的 8/20 波形作为激励电流进行实验, 实验装置产生的冲击电流波形如图 3 所示。随着冲击电流峰值的升高, 实验中的现象越剧烈, 当冲击电流的峰值为 100 kA 时, 包裹在试件四周的铜箔几乎被完全打飞, 接地线晃动明显, 说明雷电流的直接效应非常强。图 4 为冲击电流峰值为 100 kA 时摄像机捕捉

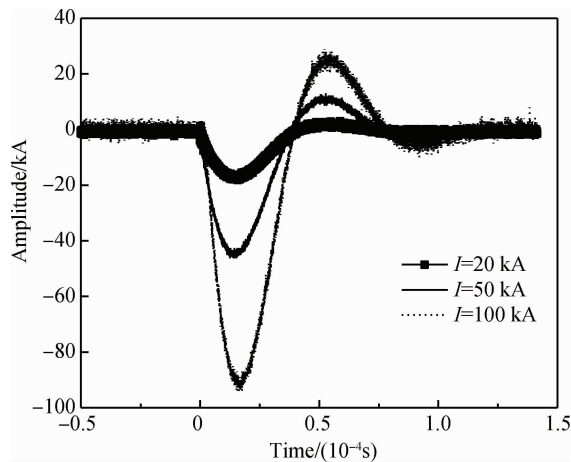


图3 实验装置产生的冲击电流波形

Fig. 3 Impact current waveform generated by experiment apparatus



图4 冲击电流峰值为 100 kA 时摄像机捕捉到的 CFRP 表面的照片

Fig. 4 Photograph on surface of CFRP extracted from video recording at impact current peak of 100 kA

到的 CFRP 表面的照片。

由于 CFRP 具有各向异性,电流注入到试件表面后,不是以同心圆的形式向外扩散,而是有明显的方向性。CFRP 沿纤维方向的电导率最大,故在纤维方向传播速度最快,而在垂直于纤维方向和厚度方向则由于电导率太小使得电流的传播受阻。同时,激励电流的冲击作用也会受纤维排布的影响而主要沿纤维方向扩展。所以,最后形成的损伤在每层都应是沿纤维方向呈带状分布,即使冲击电流的峰值很高,CFRP 各层所形成的损伤在垂直于纤维方向的宽度也不会很大。所采用的 CFRP 的表层纤维方向为 45°,故最后观察到的表层损伤应是沿 45°方向的带状损伤。

电流冲击后 CFRP 试件的表层损伤如图 5 所示。表层损伤主要是由电流的冲击作用造成的。可以看出,试件表层的损伤主要沿纤维方向扩展,且随着冲击电流峰值的升高,损伤的范围显著增大。在出现纤维断裂的区域附近可观察到烧蚀损伤。冲击电流峰值为 20 kA 时,可观察到表层纤维只有很小范围的断裂损伤,且断裂的纤维周围有明显的分层、翘起;冲击电流峰值为 50 kA 时,可观察到较大范围的纤维断裂、起层,甚至可观察到第 2 层纤维的断

裂情况;当冲击电流峰值达到 100 kA 时,纤维断裂、起层的范围更大,甚至沿纤维方向已扩展到板的边缘位置,而且可以清晰观察到厚度方向在第 2 层甚至第 3 层的纤维断裂情况。这主要是因为冲击电流峰值越大,其冲击能量也越大,因而损伤越严重。

将电流冲击后的 CFRP 试件进行超声 C 扫描,结果如图 6 所示,其中 AMP 表示平均质量百分比 (Average Mass Percentage)。

超声 C 扫描的结果显示了材料的内部损伤情况。图中的白色区域表示完全分层的区域。由图 5 和图 6 对比可见,内部损伤与表层损伤表现出一致的变化规律,即随着冲击电流峰值的增大,内部损伤的范围也越来越大。当冲击电流峰值为 100 kA 时,

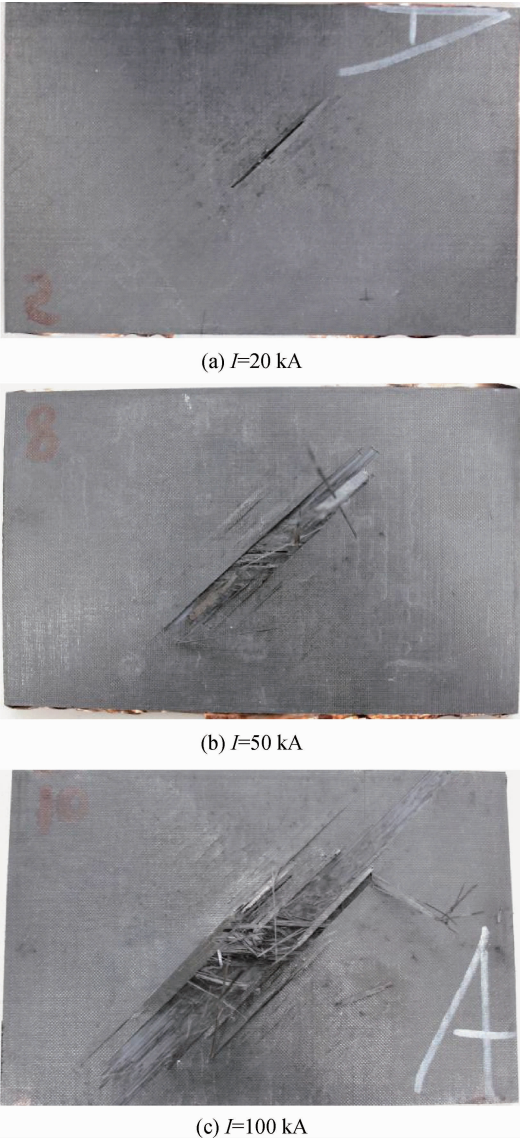


图5 电流冲击后 CFRP 试件的表层损伤

Fig. 5 External damages of CFRP specimens after current impact

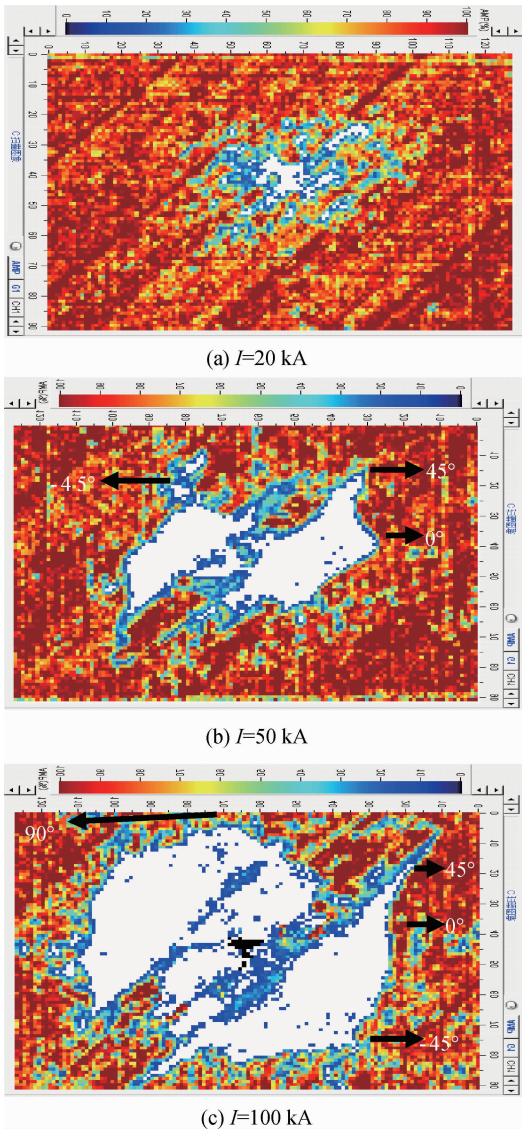


图 6 电流冲击后 CFRP 试件的超声 C 扫描结果
Fig. 6 Ultrasonic C-scan results of CFRP specimens after current impact

内部损伤相当严重,几乎占据了整块板。但与图 5 中的表层损伤相比,相同冲击电流峰值情况下的内部损伤范围明显大于表层损伤的范围,这主要是由于 C 扫描观察到的结果包括了由于热效应等而在材料内部产生的树脂汽化及分层等损伤。C 扫描的结果表明,仅以表面损伤来判定雷电流直接效应的损伤是不全面的。

由于 CFRP 在纤维方向的热导率和电导率最大,因而在材料内部各层形成的损伤也主要沿纤维方向扩展。由图 6(a)的结果看,白色区域主要沿 2 个方向扩展,除了表层的 45°方向外,还有 0°方向,表明峰值为 20 kA 的冲击电流对材料产生的损伤主要集中在最上面 2 层;当冲击电流峰值为 50 kA

时,则可观察到沿 3 个方向的损伤,如图 6(b)所示;当冲击电流峰值增大到 100 kA 时,沿厚度方向的传播距离更大,因而由图 6(c)的结果可观察到沿 4 个方向的损伤。同时,从图 6 中还可以看出,除表层损伤外,内部各层由于受到上层纤维排列方向的影响,产生的损伤方向与本层实际的纤维排列方向会有一定差别。

2 电-热耦合有限元建模

2.1 模型建立

ABAQUS property 中的 Create composite layup 是专门用于建立复合材料层合板的选项,通过设置纤维方向及层数等信息,可以方便地建立所需的复合材料层合板模型。但基于此方法建立的模型无法应用电-热耦合分析单元,故无法进行电-热耦合分析。

CFRP 每层的纤维排列方向都不同,而且沿纤维方向有较高的电导率和热导率,其余方向则较小。在对 CFRP 进行电-热耦合效应研究时,希望能获得材料每层的电场及温度场的分布情况,因此纤维排列的影响不可忽略,故不可将 CFRP 等效为简单的各向同性结构进行建模。基于此,考虑在材料的各层建立局部坐标系来表示纤维方向。具体建模过程如下:首先,按试件长、宽和总厚度建立三维模型,然后在厚度方向上按单层厚度进行拆分,之后在拆分开的各层上建立局部坐标系,建立的局部坐标系的 x 轴表示纤维的方向,其余 2 个方向分别为面内垂直于纤维方向和沿厚度方向,CFRP 单层建模示意图如图 7 所示。

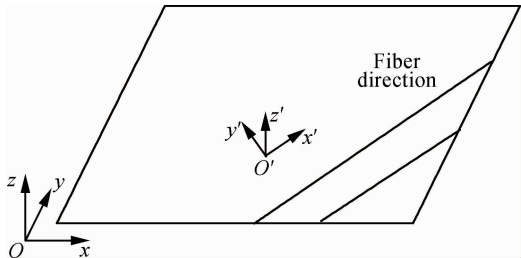


图 7 CFRP 单层建模示意图

Fig. 7 Modeling schematic for single layer of CFRP

2.2 仿真参数设置

CFRP 的密度和比热不受纤维排布的影响,分别为 $1\,520\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ 和 $1\,069\text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}$, 25 °C 时材料的热导率和电导率如表 1 所示。可以看出,CFRP 沿纤维方向的热导率和电导率远高于其他方向上

的,使得雷电流注入到试件表面后主要沿纤维方向进行传导。而由于树脂的导电性差,使得电流沿厚度方向传导受阻。但是,雷电流的热效应会使得纤维的温度逐渐升高,随着温度的升高,树脂开始熔化,当温度达到 600 ℃ 后,树脂完全熔化,沿厚度方向的电导率将变大。随着温度的进一步升高,树脂开始汽化,使得沿厚度方向的电导率继续升高。文献[14-15]的研究表明,碳纤维的升华温度约为 3 000 ℃,碳纤维升华后会使得纤维断裂,电流沿纤维方向的传播中断,其热效应也随即终止,材料的整体温度将不再上升,故认为 3 000 ℃ 为雷电流作用过程中所能达到的最高温度。温度从 600 ℃ 升高到 3 000 ℃ 过程中沿厚度方向的电导率的变化规律仍有待进一步研究,本文参照文献[10]的设置,认为其从 $7.94 \times 10^{-4} (\Omega \cdot \text{m})^{-1}$ 线性变化到 $100 (\Omega \cdot \text{m})^{-1}$ 。仿真中最高温度的限制可通过设置材料参数中潜热的值来实现。

表 1 25 ℃ 时材料的热导率和电导率

Table 1 Thermal conductivity and electrical conductivity of materials at 25 ℃

Direction	Thermal conductivity/ (W · m ⁻¹ · K ⁻¹)	Electrical conductivity/ (Ω · m) ⁻¹
Longitudinal	11.8	29 300
Transverse	0.609	0.778
Thickness	0.609	0.000 794

载荷类型选择为加在上表面中心节点处的集中电流,幅值为采集到的电流幅值。选用的单元类型为三维电-热耦合单元 DC3D8E。由于雷电流加载在上表面的中心节点处,故划分网格时采用从中间到两边网格尺寸逐渐增大的方式,最终的网格数量为 9 600 个。鉴于雷电流作用时间较短,属于微秒量级,将电-热耦合分析步的初始步长设为 0.01 μs,最小步长为 1.0×10^{-4} μs,最大步长为 1 μs。整个仿真过程的时间长度与所加载的激励电流的时长相等。设置与实验一致的电边界条件,即 4 个侧面和底面上的电势为零。一般认为产生的热量通过材料的上表面和侧面自由热辐射,而下表面无热辐射,故设置上表面和侧面为热辐射的边界条件,辐射率为 0.9。最终建立的 CFRP 电-热耦合分析有限元模型如图 8 所示。

2.3 仿真有效性验证

电-热耦合分析研究的是雷电流在材料中的热效应,主要观察材料内部温度的变化情况,因此考虑利用形成的温度场范围来近似模拟损伤的范围。

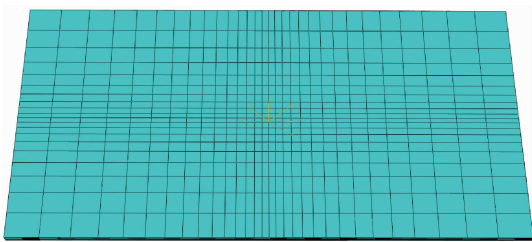


图 8 CFRP 电-热耦合分析有限元模型
Fig. 8 Finite element model of CFRP for electrical-thermal coupled analysis

CFRP 的表层损伤主要是由冲击作用造成的,故热效应形成的损伤应为材料内部损伤。由于 CFRP 的树脂在温度高于 300 ℃ 时开始熔化,使得材料出现分层,所以认为仿真结果中温度高于 300 ℃ 的范围即为损伤温度范围。

对加载实验中采集到的电流波形进行电-热耦合分析,获得不同峰值的冲击电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线,如图 9 所示。可以看出,当冲击电流峰值为 20、50、100 kA 时,厚度方向上温度高于 300 ℃ 的层数分别为 3、3、4 层。但是观察曲线可以看出,冲击电流峰值为 20 kA 时,第 3 层上的温度只略高于 300 ℃,故其形成的温度场范围很小,会完全被第 2 层的温度场覆盖,故仍认为冲击电流峰值为 20 kA 时损伤的层数为 2 层。通过厚度方向上的温度曲线判定的损伤层数与 C 扫描结果中相同峰值的冲击电流作用下所观察到的内部损伤的层数一致,证明了仿真方法的有效性。

按图 9 所示,提取峰值为 50 kA 的冲击电流作用后 CFRP 前 3 层的温度场分布,如图 10 所示。由

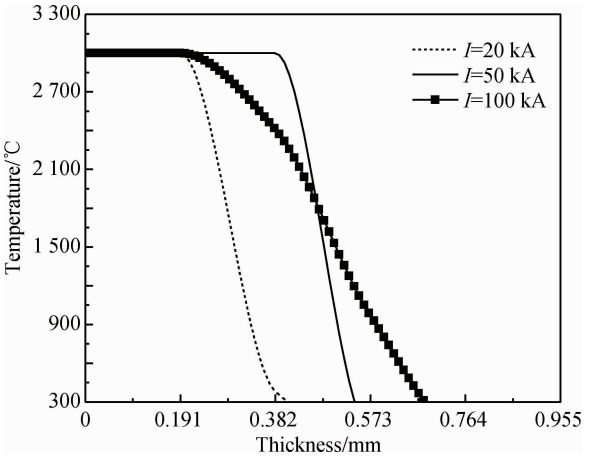


图 9 不同峰值的冲击电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线
Fig. 9 Temperature change curves along thickness direction of CFRP after current impact with different peak intensities

于 CFRP 沿纤维方向的电导率远大于垂直方向和厚度方向上的电导率,使得电流在板中主要沿纤维方向传播,因而在其热效应作用下每层形成的温度场也主要沿纤维方向扩展。图 10(a)表层的温度场主要沿 45°方向,而在垂直于纤维方向扩展很小。图 10(b)为第 2 层的温度场,虽然其纤维排列沿 0°方向,但由于受上层纤维方向的影响,使得形成的温度场并不完全沿 0°方向,而是介于 0°和 45°之间,且由于复合材料沿厚度方向的电导率过小,使得传播到第 2 层的电流较小,故第 2 层上的温度场沿纤维方向的长度明显小于第 1 层上的,但由于 2 层纤维的共同作用使得第 2 层上垂直于纤维方向的宽度大于第 1 层上的。第 3 层的情况与第 2 层的类似,形成的温度场的方向介于 0°和 -45°之间,且由于传导到第 3 层的电流更小,故其形成的温度场范围更小。

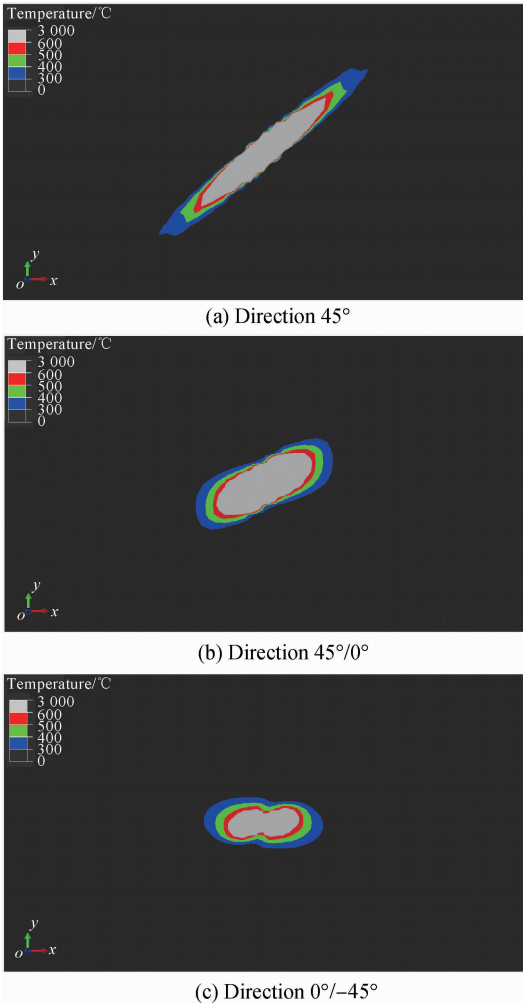


图 10 峰值为 50 kA 的冲击电流作用后 CFRP 前 3 层的温度场分布

Fig. 10 Temperature field distributions of first 3 layers of CFRP after current impact with peak intensity of 50 kA

提取不同峰值的冲击电流作用后 CFRP 所形成的内部温度场,如图 11 所示。由于实验中的表层损伤主要是由冲击造成,而电-热耦合分析得到的表层损伤则是由热效应导致,故在进行对比分析时,应不包括表层的损伤情况。同时,激励电流作用结束后,应伴随有热传导的过程,但热传导过程是降温过程,且纤维断裂等会使得温度的传导受阻,因而对损伤范围的判定影响较小。基于以上 2 点,并对比实验结果,认为图 11 中虚线框内的范围为最终形成的内部损伤范围。

近似计算了实验与电-热耦合仿真得到的 CFRP 内部损伤面积的对比,如表 2 所示。可以看

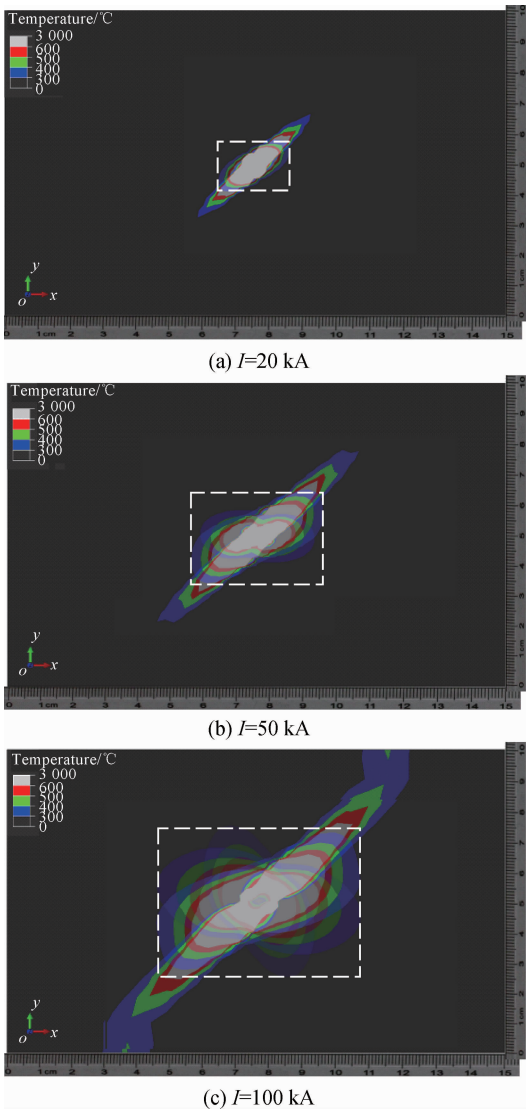


图 11 不同峰值的冲击电流作用后 CFRP 所形成的内部温度场

Fig. 11 Internal temperature fields of CFRP after current impact with different peak intensities

出,随着冲击电流峰值的增大,仿真结果与实验结果表现出一致的变化规律,且仿真得到的损伤面积都约为相同峰值情况下实验结果的 44%。由于实际的内部损伤是热效应和洛伦兹力等效应综合作用的

结果,而电-热耦合仿真模拟的只是热效应的影响,因而得到的面积较小。仿真结果与实验结果的对比说明可以利用叠加的温度场范围来近似表示内部损伤的范围。

表 2 实验与电-热耦合仿真得到的 CFRP 内部损伤面积的对比

Peak intensity/kA	Damage area/cm ²		Difference/cm ²	Ratio (simulation/experiment)/%
	Experiment	Simulation		
20	9	4	5	44
50	27	12	15	44
100	67.5	30	37.5	44

3 电-热耦合分析

3.1 不同类型激励电流的对比

雷电流测试中的激励电流波形(双指数波形)通常通过波头时间 t_1 和半峰值时间 t_2 来定义^[16],如图 12 所示。图中的百分数为相应位置处的电流幅值与电流峰值的百分比。

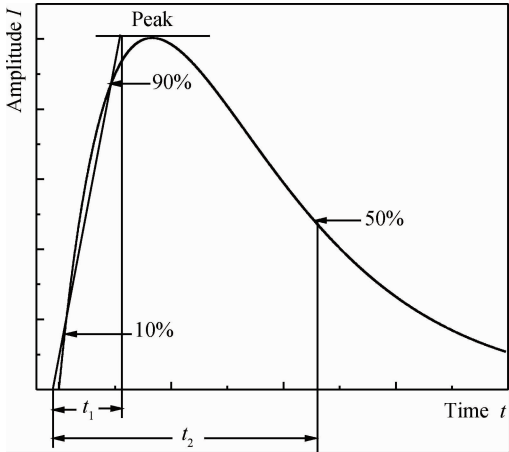


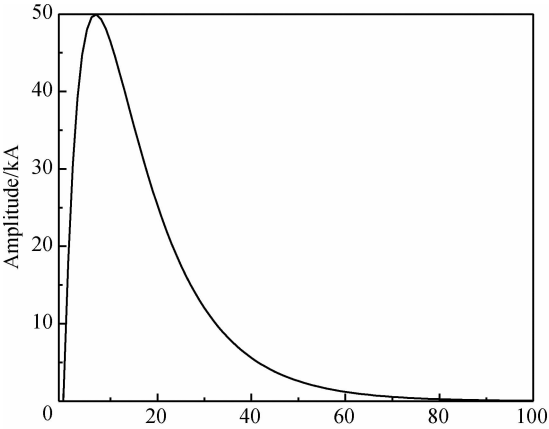
图 12 激励电流波形(双指数波形)定义
Fig. 12 Definition of excitation current waveform (double exponential waveform)

选取 t_1/t_2 分别为 8/20 和 10/350 的 2 种典型激励波形,如图 13 所示。对其进行仿真,激励电流的峰值均为 50 kA。

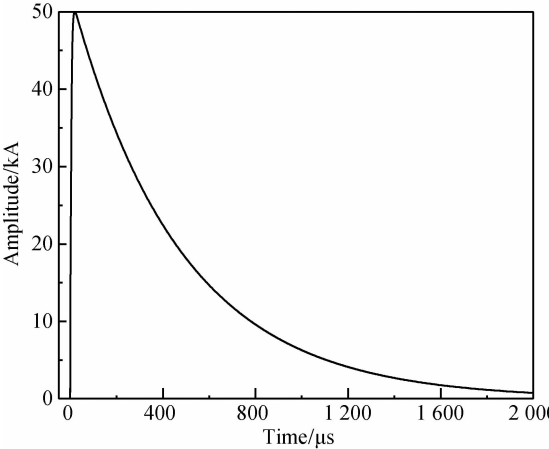
不同类型的电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线如图 14 所示。可以看出,激励电流峰值均为 50 kA 时,8/20 波形对厚度方向的影响最大达到第 4 层,而 10/350 波形则达到第 5 层,接近第 6 层。这主要是因为 10/350 波形的持续时间长,热效应的作用时间也长,使得温度沿厚度方向的传播

距离也大。

按照 2.3 节中的方法进行损伤范围的对比,8/20 波形选取前 4 层的温度场进行叠加,而 10/350 波形则选取前 5 层进行叠加,不同类型的电流作用



(a) $t_1/t_2=8/20$



(b) $t_1/t_2=10/350$

图 13 t_1/t_2 分别为 8/20 和 10/350 的 2 种典型激励波形

Fig. 13 Two kinds of typical excitation waveforms with t_1/t_2 of 8/20 and 10/350, respectively

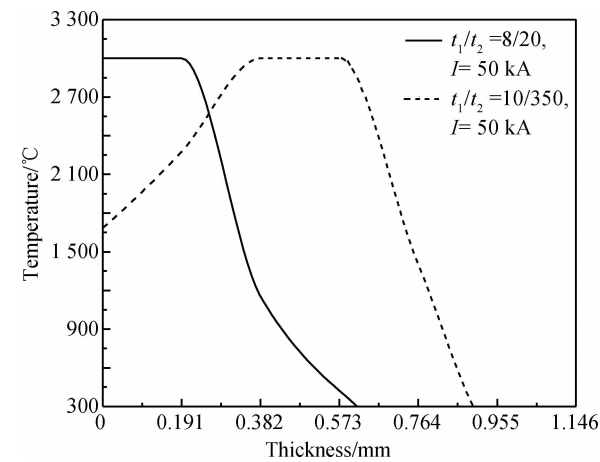


图 14 不同类型的电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线

Fig. 14 Temperature change curves along thickness direction of CFRP after current impact with different types

后 CFRP 所形成的内部温度场如图 15 所示。可以看出,8/20 波形产生的损伤范围有限,主要集中在中间位置,而 10/350 波形产生的损伤范围远大于 8/20 波形产生的损伤范围,在第 4 层、第 5 层的损伤甚至已扩散到板的边缘。2 种激励情况下的对比说明:当峰值相同、类型不同的电流作用于 CFRP 时,持续时间长的电流产生的损伤范围大,对厚度方

向的影响也越大。

3.2 作用积分的影响

作用积分 $\int i^2 dt$ 表征了系统吸收或存储的能量,是衡量破坏程度的关键因子^[13]。峰值为 50 kA 的 10/350 波形的作用积分约为 $6.32 \times 10^5 \text{ A}^2 \cdot \text{s}$,与其作用积分相同的 8/20 波形的峰值则约为 211.5 kA,利用此波形作为激励电流进行仿真,相同作用积分的电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线如图 16 所示。可以看出,作用积分相同时,8/20 波形在厚度方向的损伤到达了第 7 层,大于 10/350 波形的情况。这主要是因为作用积分相同时,峰值高的电流在厚度方向形成的电势差更大,更利于电流在厚度方向的传播,因而热效应也越明显。

选取前 7 层的温度场进行叠加,峰值为 211.5 kA 的 8/20 波形作用后 CFRP 所形成的内部温度场如图 17 所示。可以看出,损伤的范围较大,且第 4 层及第 5 层的损伤已扩展到板边缘。与图 15(b)的结果相比,温度场在每层的扩展及整体范围完全一致,说明作用积分相同的波形作用后形成的损伤范围一致。

选取不同峰值的 8/20 和 10/350 波形进行仿真,分别计算其作用积分及最后叠加的温度场的面积,激励电流的作用积分对 CFRP 内部损伤面积的影响如表 3 所示。可以看出,随着作用积分的增大,损伤面积也随之增大。CFRP 内部损伤面积随激励电流作用积分的变化关系如图 18 所示。可以看出,随着作用积分的增大,损伤面积先是近似呈线性增大,之后趋于不变。

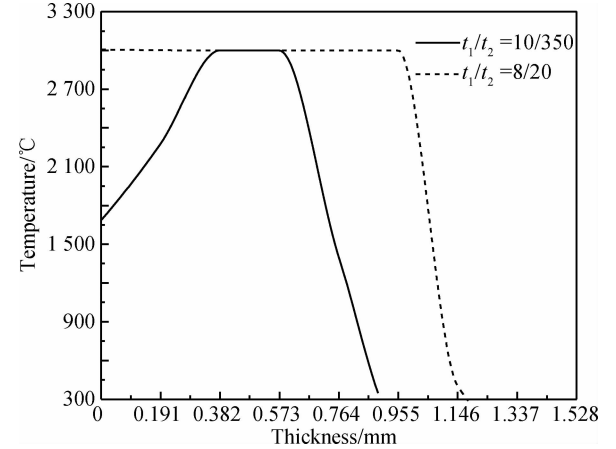


图 16 相同作用积分的电流作用后 CFRP 沿厚度方向的温度变化曲线

Fig. 16 Temperature change curves along thickness direction of CFRP after current impact with same action integral

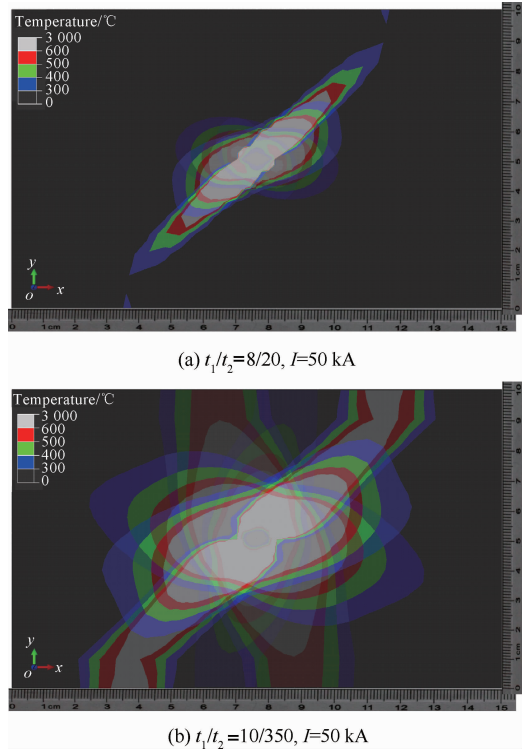


图 15 不同类型的电流作用后 CFRP 所形成的内部温度场

Fig. 15 Internal temperature fields of CFRP after current impact with different types

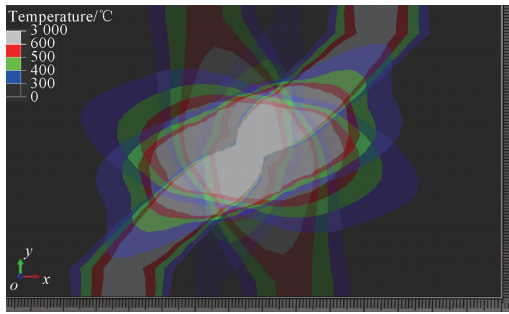


图 17 峰值为 211.5 kA 的 8/20 波形作用后 CFRP 所形成的内部温度场

Fig. 17 Internal temperature fields of CFRP after current impact with 8/20 waveform at peak intensity of 211.5 kA

表 3 激励电流的作用积分对 CFRP 内部损伤面积的影响
Table 3 Effects of action integral of excitation currents on CFRP internal damage area

Type	Peak value/kA	Action integral/ (A ² · s)	Damage area/ cm ²
8/20	10	1.41×10 ³	2.21
	20	5.66×10 ³	2.66
	30	1.27×10 ⁴	8.64
	40	2.26×10 ⁴	10.08
	50	3.54×10 ⁴	20.28
10/350	10	2.53×10 ⁴	15.40
	20	1.01×10 ⁵	21.60
	30	2.28×10 ⁵	22.14

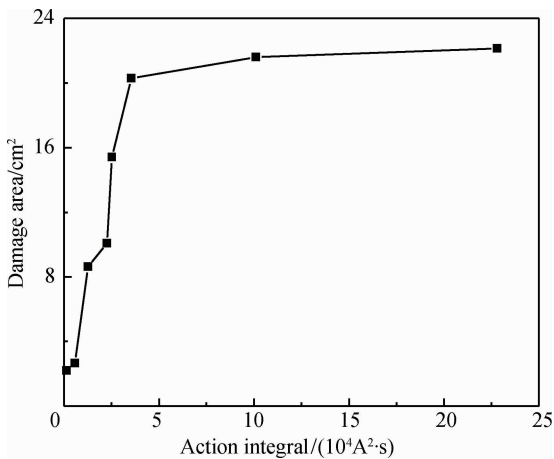


图 18 CFRP 内部损伤面积随激励电流作用积分的变化关系
Fig. 18 Variation relationship of CFRP internal damage area with action integral of excitation currents

4 结 论

(1) 雷电流直接效应实验的结果表明,当相同类型的电流作用于碳纤维增强复合材料(CFRP)

时,形成的表面损伤和内部损伤的范围都随冲击电流峰值的增大而增大,且相同峰值情况下的内部损伤远大于表层损伤。

(2) 电-热耦合分析与实验结果的对比表明,用叠加的温度场范围可近似表示内部损伤的范围。

(3) 类型不同、峰值相同的激励电流的电-热耦合分析结果表明,持续时间长的电流对 CFRP 所产生的损伤范围越大,对 CFRP 厚度方向上的影响也越大。

(4) 作用积分相同、类型不同的激励电流的电-热耦合分析结果表明,峰值大的激励电流对 CFRP 厚度方向的损伤影响也大,但两者形成的损伤范围相同。

(5) 不同作用积分的激励电流的电-热耦合分析结果表明,CFRP 损伤面积随作用积分的变化规律为开始时增长较快,之后趋于不变。

参考文献:

[1] Yang N B, Liang W. Introduction to composite structural design for lager aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009: 11-16 (in Chinese).
杨乃宾, 梁伟. 大飞机复合材料结构设计导论[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 11-16.

[2] Uman M A, Rakov V A. The interaction of lightning with airborne vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(1): 61-81.

[3] Rupke E. AGATE-WP 3. 1-031027-043 Lightning direct effect handbook[S]. Pittsfield: Lightning Technologies Inc, 2002.

[4] Society of Automotive Engineers. SAE-ARP5416 Aircraft lightning test methods [S]. Warrendale, Pennsylvania, USA: Society of Automotive Engineers International, 2005.

[5] Feraboli P, Miller M. Damage resistance and tolerance of carbon/epoxy composite coupons subjected to simulated lightning strike [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, 40(6-7): 954-967.

[6] Hirano Y, Katsumata S, Iwahori Y, et al. Artificial lightning testing on graphite/epoxy composite laminate[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2010, 41 (10): 1461-1470.

[7] Rodden W S, Kudesia S S, Hand D P, et al. A comprehensive study of the long pulse Nd: YAG laser drilling of multi-layer carbon fiber composites[J]. Optics Communications, 2002, 210(3-6): 319-328.

[8] Hirogaki T, Aoyama E, Lnoue H, et al. Laser drilling of blind via holes in aramid and glass/epoxy composites for multi-layer printed wiring boards[J]. Composites, 2001, 32

(7): 1963-1968.

[9] Chen B, Wan H, Mu J Y, et al. Ablative mechanism of carbon/epoxy composite irradiated by repetition frequency laser [J]. High Power Laser and Particle Beams, 2008, 20(4): 547-552 (in Chinese).

陈博, 万红, 穆景阳, 等. 重频激光作用下碳纤维/环氧树脂复合材料热损伤规律[J]. 强激光与粒子束, 2008, 20(4): 547-552.

[10] Ogasawara T, Hirano Y, Yoshimura A. Coupled thermal - electrical analysis for carbon fiber/epoxy composites exposed to simulated lightning current[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2010, 41(8): 973-981.

[11] Ding N, Zhao B, Liu Z Q, et al. Simulation of ablation damage of composite laminates subjected to lightning strike[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 301-308 (in Chinese).

丁宁, 赵彬, 刘志强, 等. 复合材料层合板雷击烧蚀损伤模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 301-308.

[12] American Society for Testing and Materials International.

ASTM D7137M-07 Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates[S]. West Conshohocken, USA: ASTM International, 2007.

[13] Society of Automotive Engineers. SAE-ARP5412 Aircraft lightning environment and related test waveforms[S]. Warrendale, Pennsylvania, USA: Society of Automotive Engineers International, 2005.

[14] Griffisetal C A, Masumra R A, Chang C I, et al. Thermal response of graphite epoxy composite subjected to rapid heating[J]. Journal of Composite Materials, 1981, 15(5): 427-442.

[15] Potts R L. Application of integral methods to ablation charring erosion, a review[J]. Journal of Spacecraft Rockets, 1995, 32(2): 200-209.

[16] International Electro Technical Commission. IEC-60060-1 High voltage test techniques[S]. Geneva, Switzerland: International Electro Technical Commission, 2010.

Experiment and electrical-thermal coupled simulation for lightning current damage of carbon fiber reinforced plastic

FU Shangchen¹, ZHOU Yinghui¹, SHI Lihua^{*1}, SI Qing¹, WANG Dong², XU Jifeng²

- (1. National Key Laboratory on Electromagnetic Environmental Effects and Electro-Optical Engineering, Chinese People’s Liberation Army University of Science and Technology, Nanjing 210007, China;
2. Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of Commercial Aircraft Corporation of China, Beijing 102211, China)

Abstract: In order to study the damage law of carbon fiber reinforcement plastic (CFRP) caused by lightning current, direct effect experiment of lightning current and electrical-thermal coupled effect simulation for CFRP were carried out. At first, direct effect experiment of lightning current was implemented with the impulse current experiment apparatus. External damages subjected to currents with different peak-values were compared together, and internal damages were observed with C-scan. Experiment results show that damage range increases obviously with the increasing peak value of current, and the range of internal damage is much larger than that of the external damage. Then, electrical-thermal coupled finite element analysis of specimen was carried out, and the superimposed temperature field was approximately chosen to represent the range of internal damage. The comparison with the experiment results shows the effectiveness of this method. The results of thermal-electrical coupled analysis under impact currents with different types and action integrals show that the range of damage is greatly influenced by action integral.

Keywords: composites; lightning current; electrical-thermal coupled; damage; C-scan