

文章编号: 1674-8190(2023)03-108-10

# CFRP层合板雷击烧蚀损伤模拟的电流加载方式分析

贾宝惠<sup>1</sup>, 刘旭宇<sup>2</sup>, 卢翔<sup>1</sup>, 单泽众<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院, 天津 300300)

(2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

**摘要:** 通过改进加载方式减小数值模拟与试验结果误差对于提高仿真准确性具有重要意义。本文探究复合材料层合板在不同形式雷击电流下的烧蚀损伤特性,改进电弧半径扩展公式,建立适用于雷击过程的电弧扩展半径数值模型;基于ABAQUS建立碳纤维增强塑料(CFRP)层合板有限元模型,分析不同电流加载方式下的烧蚀损伤情况。结果表明:建立的有限元模型能够模拟CFRP层合板雷击烧蚀损伤;扩展移动加载造成的损伤面积、损伤深度和损伤体积与试验结果对比误差均约为7%,仿真结果与试验结果具有良好的一致性,模拟复合材料雷击烧蚀损伤时应同时考虑电流扩展和移动的影响。

**关键词:** 复合材料;雷击;烧蚀损伤;有限元模型;电流加载方式

**中图分类号:** V214.8; TB332

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.11

## Analysis of current loading mode for lightning strike ablation damage simulation of CFRP laminates

JIA Baohui<sup>1</sup>, LIU Xuyu<sup>2</sup>, LU Xiang<sup>1</sup>, SHAN Zezhong<sup>2</sup>

(1. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

(2. School of Aerospace Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** It is of great significance to improve the simulation accuracy by improving the loading method to reduce the error between the numerical simulation and the test results. The ablation damage characteristics of composite laminates under different forms of lightning current are explored in this paper, the arc radius expansion formula is improved, and a numerical model of arc expansion radius suitable for lightning strike process is established. A finite element model of carbon-fiber reinforced plastics (CFRP) laminate is established based on ABAQUS, and the ablation damage under different current loading modes is analyzed. The results show that the established finite element model can simulate the lightning strike ablation damage of CFRP laminates. Compared with other loading modes, the damage area, damage depth and damage volume caused by extended moving loading are in good agreement with the test results. The effects of current expanding and movement should be taken into account while simulating lightning strike ablation damage of composite materials.

**Key words:** composite; lightning strike; ablation damage; finite element model; current loading mode

收稿日期: 2022-07-04; 修回日期: 2022-10-10

基金项目: 国家自然科学基金(U2033209); 天津市教委科研计划项目(2021KJ054)

通信作者: 刘旭宇, 984464605@qq.com

引用格式: 贾宝惠, 刘旭宇, 卢翔, 等. CFRP层合板雷击烧蚀损伤模拟的电流加载方式分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 108-117.

JIA Baohui, LIU Xuyu, LU Xiang, et al. Analysis of current loading mode for lightning strike ablation damage simulation of CFRP laminates[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 108-117. (in Chinese)

## 0 引言

碳纤维增强塑料(CFRP)由于其优异的力学性能而广泛应用于先进飞机结构。然而其电导率较低,在遭受雷击时,CFRP会产生大量焦耳热使局部温度大幅升高,从而导致严重的材料烧蚀损伤乃至结构破坏。中国民用航空规章CCAR25.581(雷电防护)明确要求:该组件的设计使闪击的后果减至最小;研究复合材料雷击损伤对于优化复合材料结构设计进而提高飞机安全性具有重要意义<sup>[1]</sup>。

目前主要采用试验和仿真的方法来研究复合材料雷击烧蚀损伤。在试验方面,Y. Hirano等<sup>[2]</sup>进行人工雷击试验研究了石墨/环氧树脂复合材料雷击后的损伤机制;时宇等<sup>[3]</sup>通过试验研究了含/不含紧固件CFRP损伤长度等雷击损伤特性;Wang F S等<sup>[4]</sup>基于实验和数值模拟预测了飞机复合材料层压板雷击烧蚀损伤后的材料性能并分析了材料的失效模式;姚学玲等<sup>[5]</sup>、Sun J等<sup>[6-7]</sup>通过仿真和试验研究了CFRP复合材料的损伤行为,并对损伤区域面积、损伤深度等损伤特性进行了定量分析。

在仿真方面,T. Ogasawara等<sup>[8]</sup>对CFRP采用单点电流加载方式进行热电耦合分析模拟雷击,阐明了雷击引起的损伤行为;G. Abdelal等<sup>[9]</sup>在T. Ogasawara的基础上将温度相关材料参数引入了热电耦合分析;Dong Q等<sup>[10-11]</sup>在热电耦合分析的基础上结合化学分解过程,求解了复合材料在模拟雷击作用下的温度分布;Wang F S等<sup>[12]</sup>建立了带有铜网和铝网保护的复合材料层合板有限元模型,得到了理想的金属防护层网格间距;S. L. J. Millen等<sup>[13]</sup>将离子体模型作为电流输入引入热电耦合有限元分析,预测了雷击后的复合材料损伤;卢翔等<sup>[14-15]</sup>通过热电耦合仿真分析了铝防护层及含紧固件的复合材料雷击烧蚀损伤。

S. I. Braginskii<sup>[16]</sup>提出了基于电流大小的电弧半径扩展模型,该模型可用于雷击过程;L. Chemartin等<sup>[17]</sup>通过观察高速摄像机记录的雷击试验期间的图像,注意到雷电弧通道半径会随着时间推移而扩大,同时电弧附着位置会随时间移动。目前热电仿真中多采用固定节点或固定半径的圆形区域电流加载方式<sup>[8-15]</sup>,没有考虑雷击电弧通道半径扩展和雷击附着点移动的影响,数值模拟采

用的恒定半径、固定位置电流加载方式不能准确代表雷击期间雷电弧的输入,导致数值模拟结果与试验结果对比误差较大。

为使数值模拟中电流加载更贴近真实试验情况进而减小误差,探究雷击过程中不同电流加载方式对复合材料烧蚀损伤的影响,本文改进电弧半径公式<sup>[16]</sup>,得到适用于雷击通道扩展的电弧扩展半径公式,基于改进的电弧扩展半径公式实现有限元中扩展电流加载方式;编写用户子程序DLOAD实现移动电流加载方式;建立恒定半径、扩展半径、移动加载、扩展移动加载四种不同加载方式的有限元模型,对比分析不同电流加载方式对雷击烧蚀损伤特性的影响;将仿真结果同文献<sup>[2]</sup>的试验结果进行对比,确定数值模拟同试验结果对比误差最小的电流加载方式。

## 1 数值模型的建立

### 1.1 雷击电流波形

雷击实验研究使用SAE-ARP-5412A标准<sup>[18]</sup>中描述的标准化雷击电流波形。数值模拟和实验中常使用A波形作为输入,A分量负责闪电等离子体通道的快速扩展,从而控制热损伤区域的范围。波形曲线主要三个输入参数 $I_{\text{peak}}$ 、 $T_1$ 和 $T_2$ 控制。 $I_{\text{peak}}$ 为初始雷击期间雷击电流的峰值, $T_1$ 为第一次达到波峰值的时间, $T_2$ 为达到波峰后第一次降到半峰值时间。波形曲线应满足时间间隔要求,选取的波形参数 $T_1=4 \times 10^{-6}$  s,  $T_2=2 \times 10^{-5}$  s。双指数波形表达式为

$$I(t) = 1.5I_{\text{peak}}(e^{-7.3 \times 10^4 t} + e^{-6.3 \times 10^5 t}) \quad (1)$$

在多步骤数值模拟仿真分析中,采用线性化电流波形代替双指数电流波形可以简化仿真程序,减少仿真计算时间。对式(1)线性化处理,得到峰值电流为20和40 kA的雷击电流A分量的线性化公式:

$$I_m(t) = \begin{cases} 5 \times 10^9 t & (t < t_m) \\ -6.25 \times 10^8 t + 2.25 \times 10^4 & (t \geq t_m) \end{cases} \quad (2)$$

$$I_s(t) = \begin{cases} 1 \times 10^{10} t & (t < t_m) \\ -1.25 \times 10^9 t + 4.5 \times 10^4 & (t \geq t_m) \end{cases} \quad (3)$$

双指数波形与线性化波形对比如图1所示,可以看出:两条波形变化趋势接近,相同时间内双指数波形电流产生的作用积分分别为5 500和22 000 A<sup>2</sup>·s,电荷量为0.42和0.85 C;线性化波形

电流产生的作用积分为  $5\ 108$  和  $20\ 233\ \text{A}^2 \cdot \text{s}$ , 电荷量为  $0.39$  和  $0.79\ \text{C}$ 。两种波形电流产生的作用积分和电荷量误差均约为  $7.5\%$ , 表明在相同时间内电流产生造成层合板烧蚀损伤的焦耳热相近, 可以在数值模拟中使用线性化波形代替双指数波形。

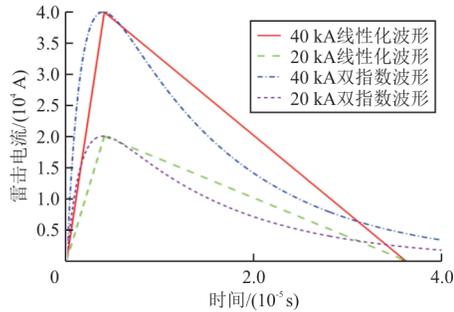


图 1 线性化波形与双指数波形对比图

Fig. 1 Comparison between linearized waveform and double exponential waveform

## 1.2 扩展半径电弧通道数值模型

雷击电弧大小取决于电流波形、压力、密度等, S. I. Braginskii<sup>[16]</sup>提出的电弧半径数值模型可用于雷击过程:

$$R(t) = \alpha \rho_0^{-\frac{1}{6}} [I(t)]^{\frac{1}{3}} t^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

式中:  $R(t)$  为雷击电弧通道半径, 该半径可随时间进行变化;  $\rho_0$  为空气密度;  $I(t)$  为瞬时电流;  $t$  为时间。V. Cooray 等<sup>[19]</sup>提出常数  $\alpha = 0.102$ , 并发现代入  $\alpha = 0.102$  得到的通道半径公式体现的半径变化规律比文献<sup>[16]</sup>提出的原始模型更符合实验结果。

电弧通道会在电流 A 分量的衰减部分持续膨胀, 而式(4)预测随着电流衰减, 通道半径会减小。原始的半径公式<sup>[16]</sup>无法表示在 A 波形电流衰减期间雷击通道半径的变化情况。为克服原始模型的这一缺陷, 对雷击半径变化公式进行改进, 当  $t > t_m$

时, 将式(4)中的  $I(t)$  替换为  $I_{\text{peak}}$ , 改进后的电弧半径扩展公式为

$$R(t) = \begin{cases} 0.097I(t)^{\frac{1}{3}}t^{\frac{1}{2}} & (t \leq t_m) \\ 0.097I_{\text{peak}}^{\frac{1}{3}}t^{\frac{1}{2}} & (t > t_m) \end{cases} \quad (5)$$

数值计算得到的电弧半径变化趋势如图 2 所示, 与试验结果<sup>[17]</sup>对比可以看出式(5)的变化趋势与实验结果具有良好的一致性, 确保了根据式(5)建立有限元仿真扩展半径电弧加载的有效性。

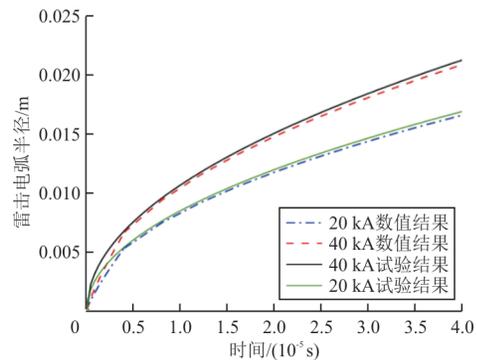


图 2 电弧半径扩展趋势

Fig. 2 Arc radius expansion trend under different peak currents

## 2 有限元模型

### 2.1 材料参数

使用商用软件 ABAQUS 建立复合材料层合板模型, 采用热电单元 DC3D8E 进行雷击烧蚀损伤分析, 建立的有限元模型参数与文献试验参数<sup>[2]</sup>保持一致, 选择的复合材料层合板材料为 IM600/133, 依据 ASTM D7137M-07 实验标准<sup>[20]</sup>, 层合板尺寸为  $150\ \text{mm} \times 100\ \text{mm}$ , 铺层方式为  $[45/0/-45/90]_{2s}$ , 单层厚度  $0.125\ \text{mm}$ , 共 16 层。IM600/133 温度相关材料属性如表 1 所示, 其中 \* 表示材料状态为气态。

表 1 IM600/133 温度相关热性能材料参数<sup>[21]</sup>

Table 1 Material parameters of IM600/133 temperature-dependent thermal properties<sup>[21]</sup>

温度/ $^{\circ}\text{C}$	比热/ [ $\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot ^{\circ}\text{C})^{-1}$ ]	密度/ [ $\text{kg} \cdot (\text{mm}^3)^{-1}$ ]	热导率/[ $\text{W} \cdot (\text{mm} \cdot \text{K})^{-1}$ ]			电导率/[ $(\Omega \cdot \text{mm})^{-1}$ ]		
			纤维方向	横向	厚度方向	纤维方向	横向	厚度方向
25	1 065	$1.52 \times 10^{-6}$	0.008 000	0.000 670	0.000 670	35.97	0.001 145	$1.79 \times 10^{-6}$
500	2 100	$1.52 \times 10^{-6}$	0.004 390	0.000 342	0.000 342	35.97	0.001 145	$1.79 \times 10^{-6}$
800	2 100	$1.10 \times 10^{-6}$	0.002 608	0.000 180	0.000 180	35.97	0.001 145	$1.79 \times 10^{-6}$
1 000	2 171	$1.10 \times 10^{-6}$	0.001 736	0.000 100	0.000 100	35.97	0.001 145	$1.79 \times 10^{-6}$
3 316	2 500	$1.11 \times 10^{-6}$	0.001 736	0.000 100	0.000 100	35.97	0.001 145	$1.79 \times 10^{-6}$
3 334*	5 875	$1.11 \times 10^{-9}$	0.001 736	0.000 100	0.000 100	35.97	2	$1 \times 10^6$
3 335*	5 875	$1.11 \times 10^{-9}$	0.000 500	0.000 500	0.000 500	0.20	0.2	$1 \times 10^6$
7 000*	5 875	$1.11 \times 10^{-9}$	0.001 015	0.001 015	0.001 015	1.50	1.5	$1 \times 10^6$

## 2.2 电流加载及边界条件设定

为探究不同电流加载方式对 CFRP 损伤的影响,建立以下四种电流加载方式:1) 5 mm 半径的圆形区域电流加载在层合板中心;2) 基于改进后的电弧半径扩展公式实现半径扩展加载;3) 通过编写用户子程序 DLOAD 实现往复移动电流加载;4) 电流在往复运动中半径不断扩展,建立扩展半径移动加载。四种加载方式如图 3 所示。有限元模型的边界条件与实验条件设置一致,边界条件设置为:环境温度 25 °C,上表面和四个侧表面热辐射系数为 0.9,下表面热绝缘;下表面和四个侧表面接地,电势为 0 V。

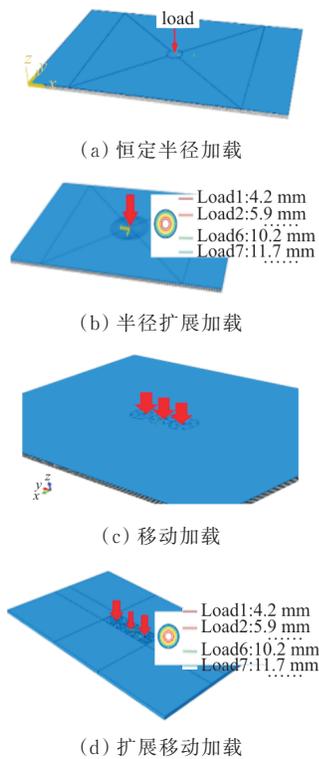


图 3 加载方式示意图

Fig. 3 Schematic diagram of loading method

有限元模型边界条件如图 4 所示。

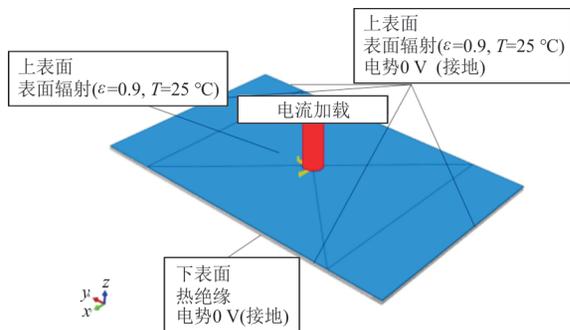


图 4 有限元模型边界条件

Fig. 4 Boundary conditions of finite element model

完整的热电耦合分析流程如图 5 所示。

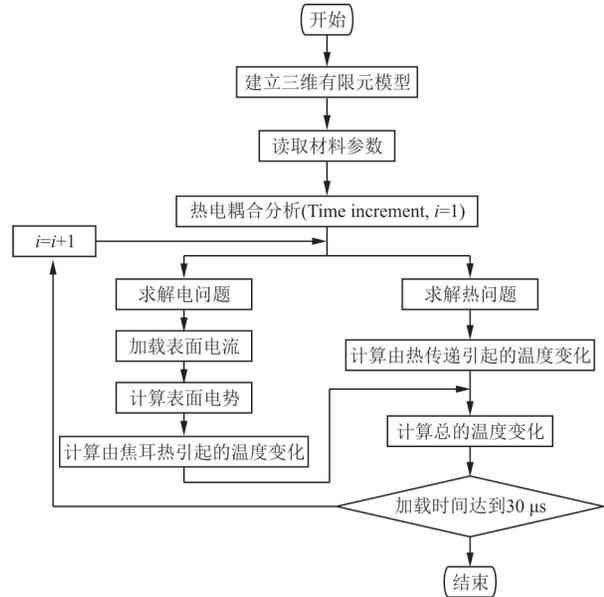
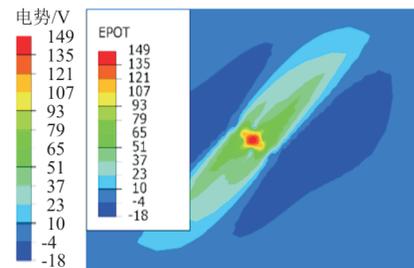


图 5 热电耦合分析流程

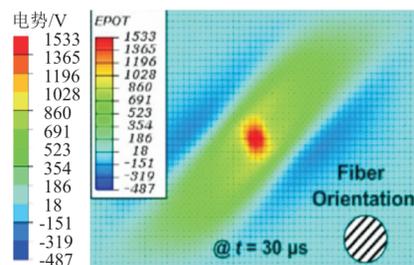
Fig. 5 Thermo-electric coupling analysis process

## 2.3 模型有效性验证

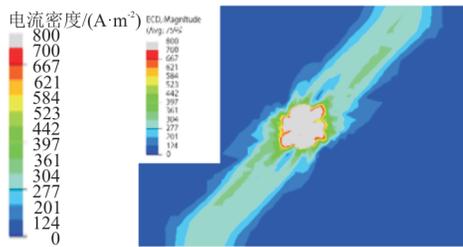
IM600/133 与 AS4/3506 具有相似的温度相关材料属性, J. Lee 等<sup>[22]</sup>对材料为 AS4/3506 的层合板进行了数值模拟。为验证有限元模型的有效性,将 5 mm 固定半径加载仿真结果与文献试验结果<sup>[2]</sup>和文献仿真结果<sup>[22]</sup>进行对比。文献<sup>[22]</sup>有限元模型与当前有限元模型得到的电势 (EPOT) 和电流密度 (ECD) 分布如图 6 所示。



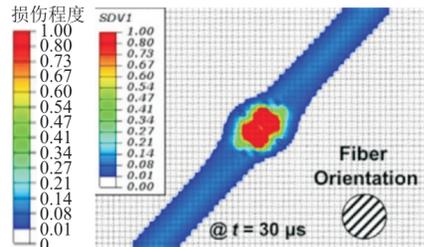
(a) 电势分布(本文)



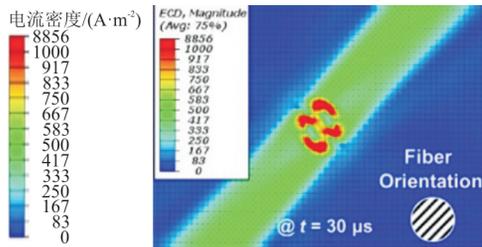
(b) 电势分布(文献[22])



(c) 电流密度分布(本文)



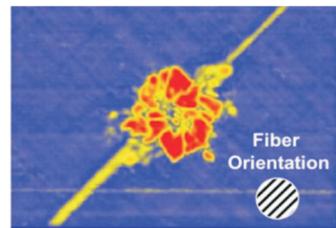
(b) 基体损伤<sup>[22]</sup>



(d) 电流密度分布(文献[22])



(c) 试验结果<sup>[2]</sup>



(d) 超声 C 扫描<sup>[2]</sup>

图 6 40 kA 峰值电流下电势和电流密度仿真结果对比  
Fig. 6 Comparison of EPOT and ECD simulation results at 40 kA peak current

从图 6 可以看出:两个有限元模型得到的 CFRP 表层电势和电流密度均沿表层纤维方向分布,由于文献[22]中有限元模型的电流加载区域和电流波形参数不同于当前有限元模型,文献[22]得到的电势与电流密度数值均大于当前有限元模型得到的数值结果。

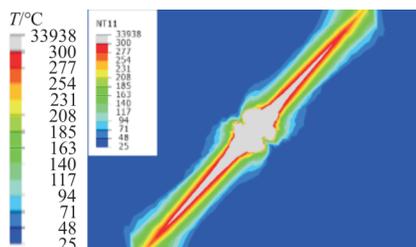
在高温下,CFRP 首先发生环氧树脂基体损伤,然后在更高的温度下发生碳纤维损伤。环氧树脂基体在 300~500 °C 的范围内发生热分解,当温度升高至 3 316 °C 时,碳纤维开始升华,在 3 367 °C 时完全升华,将仿真结果中 300 °C 以上区域视为烧蚀损伤区域。当前有限元模型与文献[22]有限元模型得到的 CFRP 表层烧蚀损伤区域分布如图 7 所示,并与文献[22]的实验结果进行对比。试验中复合材料表层雷击附着点位置出现严重的纤维断裂,附着点周围出现基体损伤,烧蚀损伤主要沿纤维方向扩张,当前有限元模型与文献[22]得到的损伤轮廓相近,损伤区域均沿表层纤维方向延伸,与实验得到的损伤区域分布保持一致。

图 7 40 kA 峰值电流下烧蚀损伤区域对比  
Fig. 7 Comparison of ablation damage area under 40 kA peak current

### 3 结果与分析

#### 3.1 不同加载方式对电势场分布影响分析

不同加载方式下复合材料表层电势分布如图 8 所示,可以看出:经历 30 μs 电流加载后,四种加载方式下的电势场均沿 45° 方向分布。在恒定半径加载、移动加载和扩展移动加载下,层合板表面电势最高处位于层合板中心;在扩展半径加载下,表面电势最高处位于初始加载位置两侧且表面电势高于其他三种加载方式。在扩展半径电流加载过程中,层合板中心区域始终存在电流加载,导致该区域温度极高,当温度超过 3 316 °C 时,中心区域碳纤维会产生碳灰烬,电导率迅速升高,电流被迅速导走,电势降低,电势最大位置位于层合板中心两侧而不是中心位置。扩展半径加载方式使电势在复合材料表面具有更大的面积,施加在复合材料表面电流总量大于恒定半径电流加载方式加载的表面电流总量,导致在不断扩展的电弧通道内形



(a) 温度分布(5 mm)

成更大且分布更广的电势。在移动加载和扩展移动加载下,由于电流在层合板表面往复运动,高电势位置会随电流的移动而不断移动,电流的往复运动最后会移动到层合板中心,因此电势最大位置仍位于层合板中心位置。

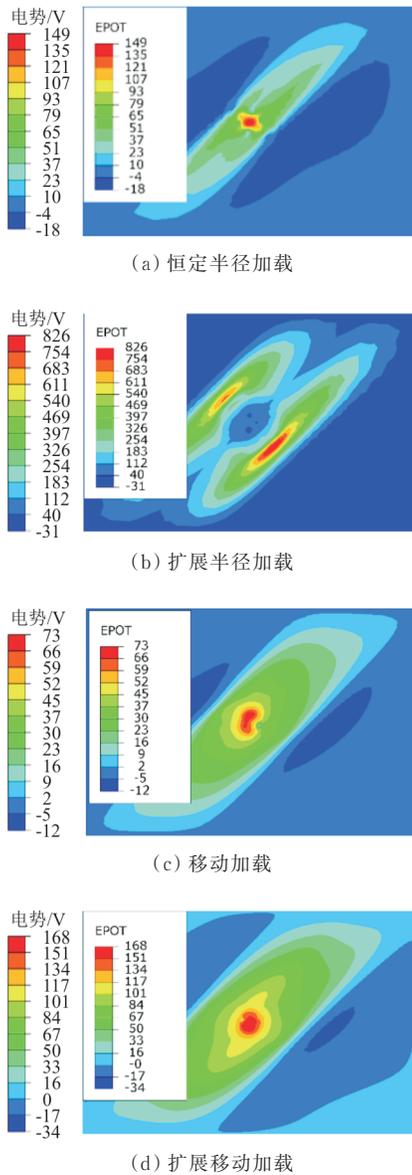


图 8 40 kA 峰值电流下不同加载方式表面电势分布

Fig. 8 Surface potential distribution of different loading methods at 40 kA peak current

四种加载方式下层合板表面的电势随时间变化趋势如图 9 所示,可以看出:雷击电流初始附着时刻,扩展移动加载造成的表面电势最高,恒定半径加载造成的电势最小;在扩展半径、移动加载、扩展移动加载下,表面电势在雷击初始附着时刻达到最高,而在恒定半径加载下,表面电势在雷击

电流附着一段时间后达到最高。经历 30  $\mu\text{s}$  雷击电流加载后,扩展半径加载造成的表面电势最大,移动加载造成的表面电势最小。对比不同峰值电流下,不同加载方式造成的表面电势可以发现:在相同加载方式下,增大峰值电流可以增大表面电势,表面电势大小和分布受峰值和加载方式双重影响。

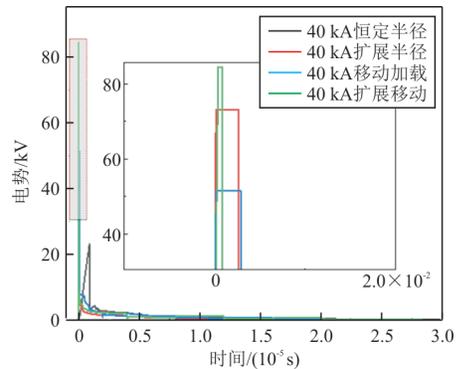
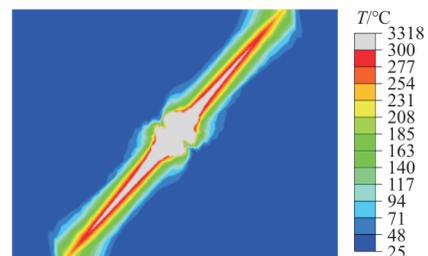


图 9 40 kA 峰值电流下电势随时间变化示意图

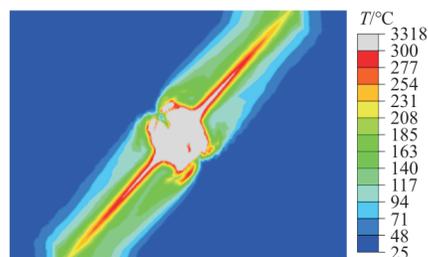
Fig. 9 Schematic diagram of potential change with time at 40 kA peak current

### 3.2 不同加载方式对损伤面积影响分析

施加 30  $\mu\text{s}$ 、40 kA 峰值电流,在不同加载方式下的温度场分布结果如图 10 所示,对比图 8 中的电势分布结果,可以看出:损伤面积扩展趋势与电势分布保持一致,四种加载方式造成的烧蚀损伤区域均沿 45° 方向分布;纤维方向电导率相比于其他方向较高,当雷击电弧附着在层合板中心时,电流会沿电导率最大的方向进行传导,导致损伤沿 45° 方向扩张。



(a) 恒定半径



(b) 扩展半径

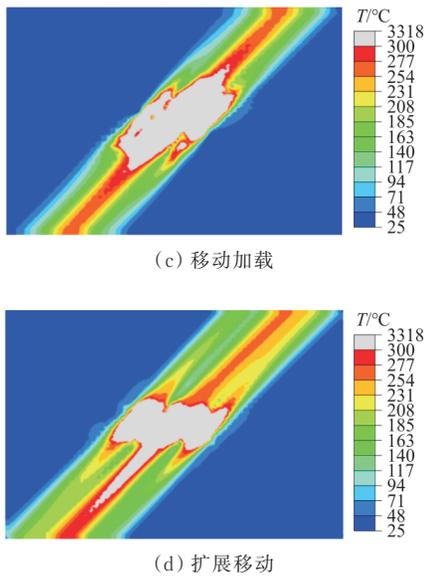


图 10 40 kA 峰值电流下烧蚀损伤分布  
Fig. 10 Ablative damage distribution at 40 kA peak current

40 kA 峰值电流下不同电流加载方式造成的损伤面积随着时间的变化趋势如图 11 所示。

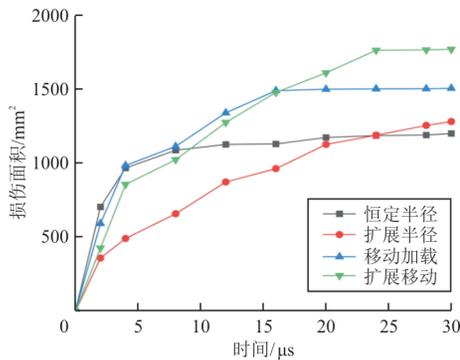


图 11 40 kA 峰值电流下损伤面积随时间变化  
Fig. 11 Variation trend of damage area with time under 40 kA peak current

从图 11 可以看出：在雷击电流初始附着时刻，恒定半径加载造成的损伤面积扩展最快，扩展半径造成的损伤扩展速度最慢；加载一段时间后，在恒定半径、移动加载及扩展移动加载下，损伤面积开始出现近乎无增长的时刻分别为 8、16 和 24 μs；在恒定半径加载下，当层合板受到极短的雷击作用后损伤面积就开始呈现近乎无增长的状态，因此在相同峰值雷击电流作用下该种加载方式造成的损伤面积最小。由于电弧半径扩展过程中电流不断加载，扩展半径加载下的损伤半径持续增长，因此扩展半径加载造成的损伤面积会大于恒定半径加载。经历 30 μs 雷击电流后，扩展移动加载造

成的损伤面积最大。相对于恒定半径电流加载，扩展半径加载下雷电流造成的高电势区域随半径扩展而增大进而造成更大的损伤面积。移动电流加载过程中加载位置随时间变化进行往复运动，30 μs 内电弧总移动距离大于 30 μs 内电弧扩展半径，高电势位置作用区域大于扩展半径电流加载区域，造成了更大的损伤面积。扩展移动加载耦合了半径扩展和电流移动双重作用，因此造成的损伤面积最大。

不同峰值电流下(20、40、60 kA)不同加载方式造成的损伤面积数值模拟结果如图 12 所示。

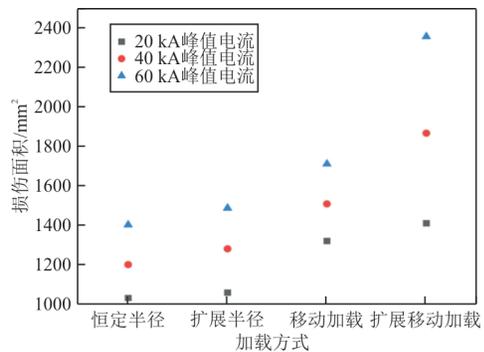


图 12 不同峰值电流下数值模拟损伤面积对比  
Fig. 12 Comparison of damage area in numerical simulation under different peak current

从图 12 可以看出：增大峰值电流会导致损伤面积增加，当峰值电流量增大相同值时，扩展移动加载损伤面积的增长量最大。40 kA 峰值电流下损伤面积数值模拟结果与实验结果<sup>[2]</sup>如图 13 所示，可以看出：得到的试验材料样本厚度为 2 mm 时，损伤面积约为 1 900 mm<sup>2</sup>，四种加载方式造成的损伤面积误差分别为 -36.7%、-32.5%、-20.7%、-6.90%，扩展移动加载下的数值模拟结果与实验相比误差最小。

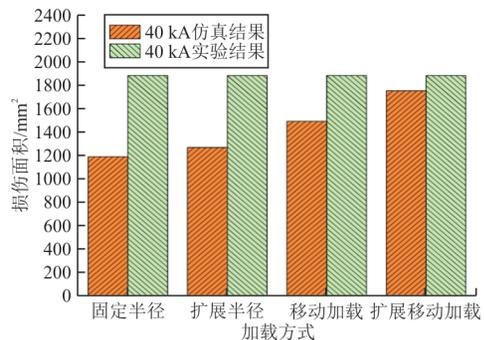


图 13 40 kA 峰值电流下不同加载方式造成的损伤面积  
Fig. 13 Damage area under different loading modes of 40 kA peak current

### 3.3 不同加载方式对损伤深度影响分析

40 kA 峰值电流下四种加载方式对 CFRP 层合板前 10 层造成的损伤面积对比如图 14 所示。

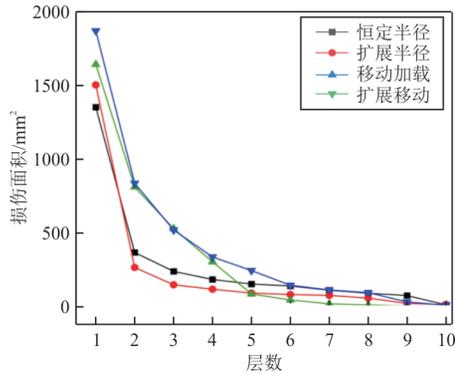


图 14 40 kA 峰值电流不同加载方式下损伤面积随铺层变化  
Fig. 14 Variation trend of damage area with layers under different loading modes of 40 kA peak current

从图 14 可以看出:大面积烧蚀损伤主要出现在前 5 层,不同加载方式下各层损伤面积随层数变化的趋势不同。

不同峰值电流下(20、40、60 kA)不同加载方式造成的损伤深度数值模拟结果对比如图 15 所示。

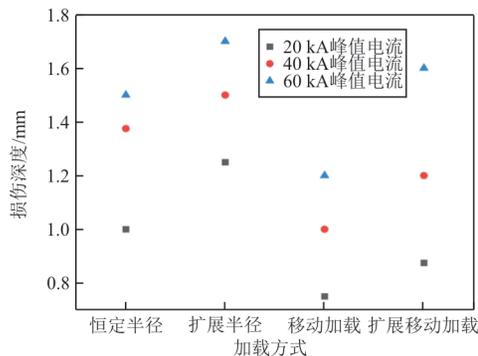


图 15 不同峰值电流下数值模拟损伤深度对比  
Fig. 15 Comparison of damage depth in numerical simulation under different peak current

从图 15 可以看出:在相同加载方式下,增大峰值电流可以显著增加损伤深度;在相同峰值电流下,扩展半径加载造成的损伤深度大于其他三种加载方式,移动加载造成的损伤深度最小;在移动电流加载下,电弧在每个位置的滞留时间很短,极短时间内电流生成的焦耳热主要集中在层合板的表面几层,不足以将热量传递到更向下的铺层,因此移动电流加载方式造成的深度损伤最小;扩展半径电流加载过程中,层合板中心始终存在大电

流,大电流伴随着大量焦耳热的产生,中心处温度超过碳纤维升华温度,碳纤维形成碳灰,碳灰的电导率要远高于复合材料,导致大电流可以传导到下一铺层,最终导致损伤深度的增加。扩展移动加载结合了半径扩展过程和电弧移动过程,因此该种加载方式造成的损伤深度介于二者之间。

40 kA 峰值电流下的损伤深度数值模拟结果和实验结果<sup>[2]</sup>如图 16 所示。

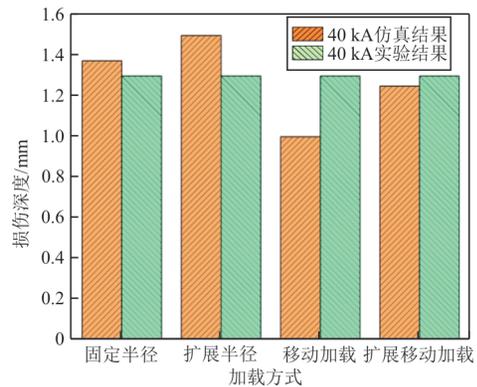


图 16 40 kA 峰值电流下不同加载方式下的损伤深度  
Fig. 16 Damage depth under different loading modes of 40 kA peak current

从图 16 可以看出:实验得到材料样本厚度为 2 mm 时,损伤深度约为 1.3 mm。四种加载方式造成损伤深度与实验结果的误差分别为 5.70%、15.30%、-23.00%、-7.70%。其中采用恒定半径电流加载得到的损伤深度与实验结果最为接近,但损伤面积相差较大。对比四种加载方式造成的损伤面积和损伤深度误差,扩展移动加载损伤面积误差最小,损伤深度误差较小,是四种加载方式中与实际最相符的加载方式。

### 3.4 不同加载方式对损伤体积影响分析

不同峰值电流下不同加载方式造成的损伤体积数值模拟结果如图 17 所示,可以看出:在相同峰值雷击电流作用下,移动加载造成的大面积损伤主要集中在复合材料的表面几层且造成的损伤深度较小,因此移动加载造成的损伤体积小于其他三种加载方式。在峰值 20 kA 雷击电流作用下,由于扩展加载比其他加载方式造成了更大的损伤深度,因此造成的损伤体积更大。增大峰值电流会造成损伤深度的加深,增大雷击电流至 40、60 kA,在高峰值电流作用下,扩展移动加载造成了更大

的损伤面积和较大的损伤深度,因此造成的损伤体积更大。

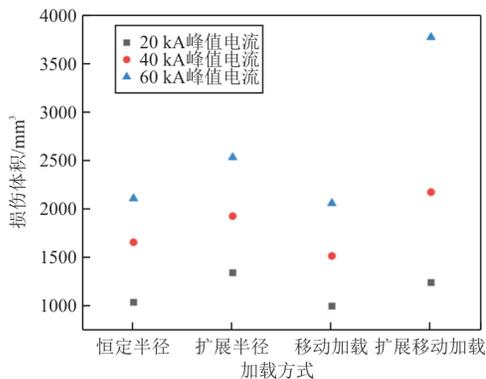


图 17 不同峰值电流下数值模拟损伤体积对比  
Fig. 17 Comparison of damage volume in numerical simulation under different peak current

40 kA 峰值电流下的损伤体积数值模拟结果和实验结果<sup>[2]</sup>如图 18 所示,可以看出:实验得到的材料样本厚度为 2 mm 时,损伤体积约为 2 500 mm<sup>3</sup>;四种加载方式造成损伤体积与实验结果误差分别为 -33.9%、-23.2%、-39.6%、-13.2%。由于数值模拟中仅考虑了雷击的电热烧蚀损伤,因此四种加载方式造成的损伤体积数值模拟结果均小于实验结果,其中采用扩展移动电流加载得到的损伤体积仿真结果与实验结果最为接近。综合四种加载方式造成的损伤面积、损伤深度和损伤体积误差,扩展移动加载下的损伤面积误差最小,损伤深度误差较小,损伤体积误差最小,因此扩展移动加载是四种加载方式中最优的加载方式。为使数值模拟结果更贴合试验结果,应同时考虑电弧半径扩展和移动的影响。

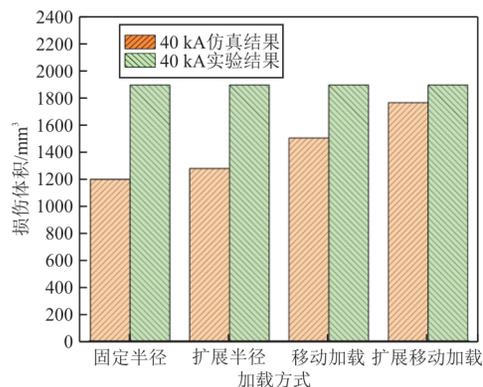


图 18 40 kA 峰值电流下不同加载方式下的损伤体积  
Fig. 18 Damage volume under different loading modes of 40 kA peak current

## 4 结 论

1) 本文改进了文献[16]提出的电弧半径扩展公式,建立了适用于雷击电弧通道半径扩展的理论模型,该模型得到的电弧扩展趋势对比实验得到的电弧扩展趋势具有良好的一致性。

2) 在恒定半径加载、扩展半径加载、移动加载和扩展移动加载方式下,扩展移动加载造成的损伤面积和损伤体积数值模拟结果与实验结果的误差最小,损伤深度数值模拟结果与实验结果的误差较小;通过对比数值模拟结果与实验结果误差,得出扩展移动加载为相对最优的加载方式。

3) 采用有限元模型模拟复合材料雷击烧蚀损伤时应同时考虑电流扩展和移动的影响。

## 参 考 文 献

- [1] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2016. CAAC. Airworthiness standards of transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: CAAC, 2016. (in Chinese)
- [2] HIRANO Y, KATSUMATA S, IWAHORI Y, et al. Artificial lightning testing on graphite/epoxy composite laminate [J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2010, 41(10): 1461-1470.
- [3] 时宇, 杜斌, 李乐颖, 等. 含紧固件碳纤维复合材料雷击损伤电热耦合仿真分析与实验研究 [J]. 航空材料学报, 2020, 40(6): 80-89. SHI Yu, DU Bin, LI Leying, et al. Simulation analysis and experimental study of lightning strike damage to carbon fiber composites with fasteners [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2020, 40(6): 80-89. (in Chinese)
- [4] WANG F S, YU X S, JIA S Q, et al. Experimental and numerical study on residual strength of aircraft carbon/epoxy composite after lightning strike [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75: 304-314.
- [5] 姚学玲, 郭灿阳, 孙晋茹, 等. 碳纤维复合材料在雷电流作用下的损伤仿真与试验 [J]. 高电压技术, 2017(5): 1400-1408. YAO Xueling, GUO Canyang, SUN Jinru, et al. Damage simulation and experiment of carbon fiber composites under lightning current [J]. High Voltage Technology, 2017(5): 1400-1408. (in Chinese)
- [6] SUN J, LI Y, TIAN X, et al. Experimental and numerical analysis of damage mechanisms for carbon fiber-reinforced polymer composites subjected to lightning strikes [J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 118: 104894.
- [7] LI Y, SUN J, LI S, et al. Experimental study of the damage behaviour of laminated CFRP composites subjected to

- impulse lightning current[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2022, 53(6): 109949.
- [8] 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 & Manufacturing*, 2010, 41(8): 973-981.
- [9] ABDELAL G, MURPHY A. Nonlinear numerical modeling of lightning strike effect on composite panels with temperature dependent material properties[J]. *Composite Structures*, 2014, 109(1): 268-278.
- [10] DONG Q, GUO Y, SUN X, et al. Coupled electrical-thermal-pyrolytic analysis of carbon fiber/epoxy composites subjected to lightning strike[J]. *Polymer*, 2015, 56: 385-394.
- [11] DONG Q, WAN G, PING L, et al. Coupled thermal-mechanical damage model of laminated carbon fiber/resin composite subjected to lightning strike[J]. *Composite Structures*, 2018, 206: 185-193.
- [12] WANG F S, ZHANG Y, MA X T, et al. Lightning ablation suppression of aircraft carbon/epoxy composite laminates by metal mesh[J]. *Journal of Materials Science & Technology*, 2019, 35(11): 2693-2704.
- [13] MILLEN S L J, MURPHY A, ABDELAL G, et al. Sequential finite element modelling of lightning arc plasma and composite specimen thermal-electric damage[J]. *Computers & Structures*, 2019, 222: 48-62.
- [14] 卢翔, 赵淼, 单泽众. 不同喷铝参数对复合材料雷击防护性能模拟[J]. *航空材料学报*, 2020, 40(2): 79-88.  
LU Xiang, ZHAO Miao, SHAN Zezhong. Simulation of lightning protection performance of composites with different aluminum spraying parameters[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2020, 40(2): 79-88. (in Chinese)
- [15] 单泽众, 罗名俊, 卢翔, 等. 基于电热耦合模型分析含紧固件复合材料层合板雷击烧蚀损伤[J]. *航空材料学报*, 2020, 40(6): 71-79.  
SHAN Zezhong, LUO Mingjun, LU Xiang, et al. Analysis of lightning ablation damage of composite laminates with fasteners based on electrothermal coupling model[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2020, 40(6): 71-79. (in Chinese)
- [16] BRAGINSKII S I. Theory of the development of a spark channel[J]. *Soviet Physics JETP*, 1958, 34: 1068-1074.
- [17] CHEMARTIN L, LALANDE P, PEYROU B, et al. Direct effects of lightning on aircraft structure: analysis of the thermal, electrical and mechanical constraints [J]. *Aerospace Lab*, 2012(5): 1-15.
- [18] SAE. Aircraft lightning environment and related test waveforms: SAE-ARP-5412A[S]. US: SAE, 2005.
- [19] COORAY V, RAHMAN M. On the relationship between the discharge current, energy dissipation and the NOx production in spark discharges [C] // *International Conference on Lightning and Static Electricity*. Seattle, USA: IEEE, 2005: 1-8.
- [20] American Society for Testing and Materials. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates: ASTM D7137M-07[S]. West Conshohocken: American Society for Testing and Materials, 2007: 1-6.
- [21] FOSTER P, ABDELAL G, MURPHY A. Understanding how arc attachment behaviour influences the prediction of composite specimen thermal loading during an artificial lightning strike test[J]. *Composite Structures*, 2018, 192: 671-683.
- [22] LEE J, LACY JR T E, PITTMAN JR C U, et al. Thermal response of carbon fiber epoxy laminates with metallic and nonmetallic protection layers to simulated lightning currents [J]. *Polymer Composites*, 2018, 39(s4): E2149-E2166.

#### 作者简介:

贾宝惠(1971—),女,硕士,教授。主要研究方向:维修工程分析与持续适航技术。

刘旭宇(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:复合材料雷击损伤多物理场仿真建模分析。

卢翔(1969—),男,博士,教授。主要研究方向:民用飞机结构维修工程分析。

单泽众(1994—),男,硕士,助理实验师。主要研究方向:复合材料雷击损伤及防护。

(编辑:丛艳娟)