

文章编号: 1671-0576(2024)01-0001-06

碳纤维增强复合材料准静态电弧损伤的电-热耦合分析

肖慈恩

(上海交通大学电气工程系电力传输与功率变换控制教育部重点实验室, 上海 200240)

摘要: 为有效预测碳纤维增强复合材料(carbon fibre reinforced polymer, CFRP)层压板的雷击电弧附着响应, 并探讨阳极试件材料对雷电电弧参数空间分布的影响, 基于商业有限元分析软件 ABAQUS, 分析了 CFRP 层压板雷电流注入后的热-电-结构耦合, 建立了 CFRP 层压板电弧附着损伤的三维有限元模型。模拟了复合材料层压板在雷电流作用下的冲击响应, 进行了复合材料层压板雷击附着机理和作用模式的分析, 并探讨了试件尺寸对电弧附着响应特性的影响。研究表明, 当 CFRP 试件的长宽比接近 1 时, CFRP 损伤区域往往集中在准静态电弧附着处, 与其他长宽比相比, 损伤面积较小, 但损伤深度较深。

关键词: 雷击损伤; 碳纤维增强复合材料; 有限元建模; 试件尺寸; 多场耦合

中图分类号: V258; TB332

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2024.01.001

Thermal-Electrical Coupling Analysis of Quasi-static Arc Damage in Carbon Fibre Reinforced Polymer

XIAO Ci'en

(Key Laboratory of Control of Power Transmission and Conversion, Ministry of Education, Department of Electrical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to effectively predict the lightning arc attachment response of carbon fibre reinforced polymer (CFRP) laminates and explore the influence of anode specimen material on the spatial distribution of lightning arc parameters, on the basis of the finite element analysis software ABAQUS, the thermal-electrical-structural coupling of lightning current injected into CFRP laminates was analyzed, and a three-dimensional finite element model of the arc attachment damage was established. The impact response of composite laminates under lightning current was simulated, the mechanism and mode of lightning strike attachment were analyzed, and the influence of specimen size on arc attachment

收稿日期: 2023-08-01

基金项目: 国家自然科学基金(51977129); 上海航天先进技术联合研究基金(USCAST2020-38)

作者简介: 肖慈恩(1996—), 女, 博士研究生, 主要从事雷电电弧的多场建模和仿真技术研究。

response characteristics was discussed. The results show that the damage regions tend to be centralized at the arc attachment when the aspect ratio of the CFRP specimen is close to 1, and the specimen shows smaller damage area but severer damage depth compared to other aspect ratios.

Key words: lightning strike damage; carbon fibre reinforced polymer; finite element modeling; specimen size; multi-field coupling

0 引言

碳纤维增强复合材料(carbon fibre reinforced polymer, CFRP)具有强度高、比重小、耐腐蚀性好、抗疲劳性能好等优点,近年来在飞机结构件中的使用比例一直在增加^[1]。但是与金属材料相比,复合材料的导电和导热性能较差。当飞机遭受雷击时,注入飞机复合材料表面的雷电流很难在短时间内泄放,易在复合材料表面积聚,产生巨大的焦耳热,造成树脂分解、层压板分层和纤维烧蚀等不可逆损伤^[2]。因此,近几十年来对 CFRP 雷击损伤的研究一直受到广泛的关注。

现阶段多采用模拟雷电流试验的方法研究直击雷电弧作用于复合材料后的损伤形态^[3],通过试验揭示 CFRP 对雷电弧的复杂损伤响应过程。其影响因素包括材料漆层、试样紧固件和多雷电流波形的连续叠加输入等^[4-7]。同时,也有许多学者采用基于有限元分析(FEA)的数值模拟分析方法开展相关研究,并与试验结果相比较,以验证有效性。可以发现,采用不同尺寸的试件,如 150 mm×100 mm×4 mm, 500 mm×250 mm×3 mm, 500 mm×500 mm×2 mm 等,试验与仿真中的试件损伤特性存在较大差异^[8-12]。试验或仿真中采用的试件尺寸对 CFRP 的雷击损伤响应影响还有待进一步研究。

在 CFRP 的设计阶段,数值模拟分析方法可为材料的制备提供前瞻性指导。此外,由于雷电模拟试验成本较高,且参数测量难度较大,因此数值模拟分析方法在雷击损伤预测方面得到了较广泛的应用。本文首先基于有限元建模方法计算雷电电弧作用期间 CFRP 的瞬态温度分布,并根据温度分布评估电弧损伤结果,分析典型试件尺寸

下 CFRP 的损伤区域分布和分层损伤特性,进而设计并分析不同长宽比的试件,以了解试件尺寸对数值模拟中电弧损伤特性的影响。

1 CFRP 准静态电弧附着响应模型

1.1 雷电流波形

国际自动机工程师学会雷电委员会制定的标准 SAE-ARP5412 规定了雷电直接效应试验的雷电流波形,包括首次回击电流分量(A 分量)、回击间连续电流分量(B 分量)、长持续时间连续电流分量(C 分量)、继后回击电流分量(D 分量)。不同雷电流分量的波形、幅值、作用积分、电荷量等参数均有不同。雷电直接效应试验雷电流波形如图 1 所示。

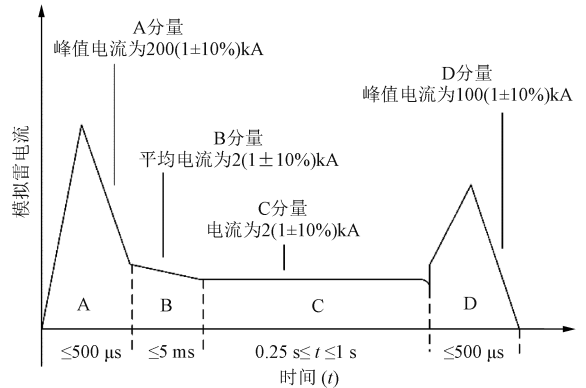


图 1 雷电直接效应试验雷电流波形

双指数模型是雷电流分析计算中使用最为广泛的模型,其雷电冲击电流

$$i(t) = \frac{I_{\text{peak}}}{\eta} (\exp(-\alpha t) - \exp(-\beta t)) \quad (1)$$

式中: I_{peak} 为雷电流峰值; η 为修正系数; α 为表征雷电流波尾衰减的参数; β 为表征雷电流波前上升速度的参数。

1.2 本构方程

雷电电弧与 CFRP 作用的过程是一个热-电-结构相互耦合的过程。但目前研究结果表明,对 CFRP 造成损伤的主要因素是雷电流焦耳热效应。雷击放电产生的巨大能量瞬间传导至复合材料表面,引起材料表面的高温热解、碳纤维的升华以及内部的相变膨胀^[13]。因此,本文基于商业有限元分析软件 ABAQUS 开展 CFRP 雷电准静态电弧损伤的热-电耦合分析,电磁场的分析采用麦克斯韦(Maxwell)方程组描述电流传输过程和电势分布特性,热场的分析采用焦耳定律和热传导方程描述电弧热的产生和传递过程。

在 CFRP 试件的三维有限元建模过程中,需将各单元结构的电热参数表征为矢量矩阵的形式。电流密度可以用欧姆定律表示为

$$\mathbf{J} = \sigma \mathbf{E} \quad (2)$$

式中: \mathbf{J} 为电流密度矢量矩阵; σ 为材料电导率; \mathbf{E} 为电场强度矢量矩阵。

同时在矢量矩阵计算过程中,采用 Maxwell 方程组中的电流连续性方程约束有限元模型中的电流密度分布,有

$$\nabla \cdot \mathbf{J} = 0 \quad (3)$$

式中: ∇ 为矢量微分(Nabla)算子。

CFRP 的磁场特性可根据安培环路定律的微分方程进行计算,表达式为

$$\nabla \times \mathbf{B} = \mu \mathbf{J} \quad (4)$$

式中: \mathbf{B} 为磁感应强度矢量矩阵; μ 为材料磁导率。

在 CFRP 中传导的雷电流能会以焦耳热

的形式转换为热能。根据焦耳定律,电流流经导体耗散的电功率,即为有限元模型中 CFRP 试件的焦耳热源 Q ,可表示为

$$Q = \mathbf{J} \cdot \mathbf{E} = (\sigma \mathbf{E}) \cdot \mathbf{E} \quad (5)$$

根据傅里叶(Fourier)热传导方程,温度场的控制方程可表示为

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + Q \quad (6)$$

式中: ρ 为材料密度; C_p 为恒压热容; T 为材料的热力学温度; k 为材料热导率。

1.3 材料参数

本研究中用于数值模拟的材料参数、试件几何形状和冲击试验条件与以往的试验基本一致。主要关注的材料参数是树脂性能和相应的温度范围。CFRP 中的树脂已被证明在 300 °C 至 800 °C 会发生分解,而碳纤维升华损伤通常发生在 3 000 °C 以上^[14]。因此,树脂的热性能和电性能参数,包括各向异性材料热导率 k 、各向异性材料电导率 σ 、恒压热容 C_p 、材料密度 ρ ,都将在碳纤维升华之前发生变化。

此外,CFRP 的升华温度为 3 316 °C,一旦节点温度超过阈值温度,树脂热解生成残碳,碳纤维升华为气体溢出,带走大量的热并使得电弧放电通道的电流载荷和热流载荷直接作用于下一铺层结构^[15]。因此一旦上层受损伤,材料将处于近似超导态。将热导率极小值和电导率极大值分别设置为 10^{-5} W/(m·K) 和 10^5 S/m,来模拟这一物理过程。CFRP 电热参数如表 1 所示。

表 1 CFRP 电热参数^[16]

温度/°C	热导率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)			电导率/(S·m ⁻¹)			恒压热容/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	密度/(kg·m ⁻³)
	平行纤维方向	垂直纤维方向	试件厚度方向	平行纤维方向	垂直纤维方向	试件厚度方向		
25	8.000	0.670	0.670	0.035 97	1.15×10^{-6}	3.88×10^{-9}	1 065	1 520
343	26.080	0.180	0.180	0.035 97	1.15×10^{-6}	3.88×10^{-9}	2 100	1 520
500	1.736	0.100	0.100	0.035 97	0.002	0.002	2 100	1 100
510	1.736	0.100	0.100	0.035 97	0.002	0.002	1 700	1 100
997	1.736	0.100	0.100	0.035 97	0.002	0.002	1 900	1 100
3 000	1.736	0.100	0.100	0.035 97	0.002	0.002	2 509	1 100
3 316	1.050	1.015	1.015	0.002 00	0.002	0.250	5 875	1 100
>3 316	10^{-5}	10^{-5}	10^{-5}	10^5	10^5	10^3	5 875	1 100

基于 ABAQUS 热-电耦合分析模块,对 CFRP 层压板进行热-电耦合分析,有限元模型的

单元类型为 DC3D8E。采用与文献[3]中一致的试验条件,定义施加应力的边界条件为:在 CFRP

试件上表面中心施加中心面区域均匀分布的雷电流冲击载荷,电流载荷选用与已有试验结果一致的波形参数,波前时间为 $4 \mu\text{s}$,波尾时间为 $20 \mu\text{s}$,冲击电流为 40 kA 。各向异性复合材料在雷电流烧蚀热源的作用下发生瞬时热传递,顶层和侧面采用热传递的第三类边界条件,即规定层压板与周围流体之间的热交换系数及周围流体的温度。底面绝热采用热传递第二类边界条件,规定边界上的热流密度为 0 W/m^2 ,考虑热辐射作用,热辐射率为 0.9 ,空气温度为 $25 \text{ }^\circ\text{C}$,两端的电势 E 为 0 V 。尺寸为 $150 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ 的 CFRP 层压板准静态电弧附着响应模型边界条件如图 2 所示。

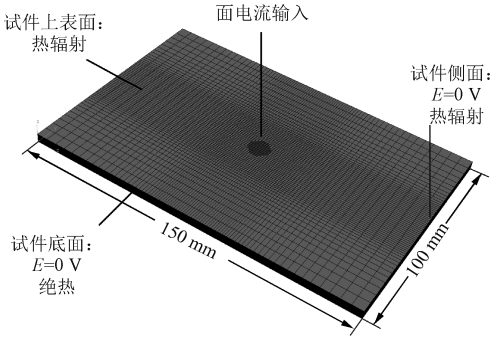


图 2 CFRP 层压板准静态电弧附着响应模型边界条件

2 模型验证

CFRP 层压板电弧损伤模型的温度等值线仿真结果如图 3 所示。损伤深度为 11 层,损伤区域可分为两类,即形成深度热损伤的中心区域和沿表面纤维方向(45°)的延伸区域。第二层铺层为 0° 方向,因此中心区域损伤主要沿 0° 方向扩展,长度为 28.8 mm 。

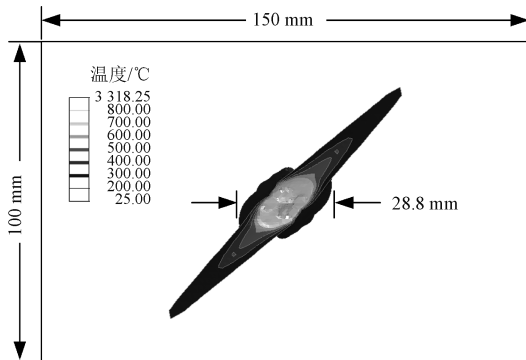


图 3 CFRP 层压板电弧损伤模型温度等值线仿真结果

文献[3]中相同电流波形下的试件表面电弧损伤试验结果如图 4 所示,其中损伤较严重的中心区域跨度为 32.5 mm 。与试验结果相比,模型计算相对误差为 11.38% ,验证了模型的有效性。

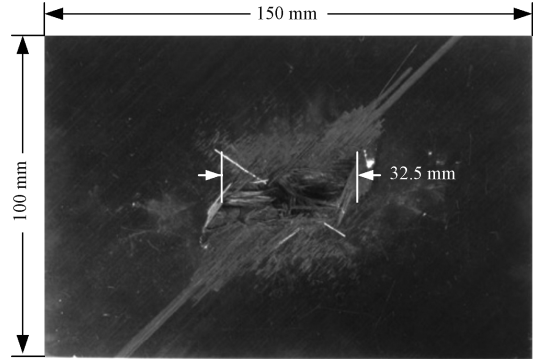


图 4 文献[3]的试件表面电弧损伤试验结果

仿真计算得到的试件表面电弧附着损伤形貌与相同电流波形下的试件试验结果呈现出相似的损伤形态。而试验的试件实际损伤面积显著大于模型计算的损伤面积。这表明复合材料的雷击损伤不仅由碳纤维和树脂材料的阻性发热造成,而且电弧附着点热传导和电弧磁流体产生的声波冲击效应等因素也会加剧损伤。因此为了改善研究方法,提高预测的准确性,在后续的研究中应考虑实际的试件受力特性。

在雷电流作用 $30 \mu\text{s}$ 时,CFRP 层压板的分层温度分布(前 6 层)如图 5 所示。

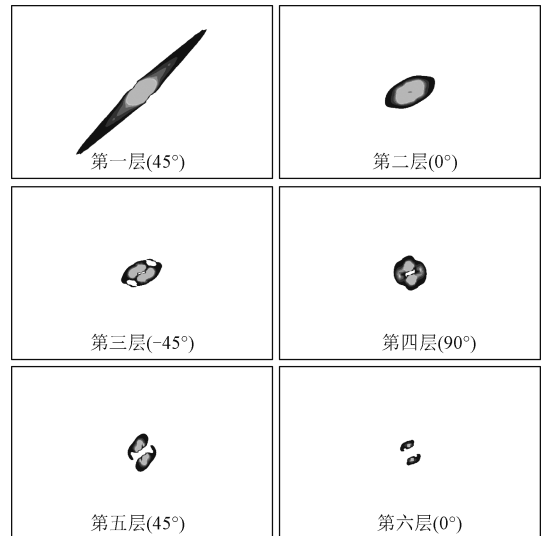


图 5 CFRP 层压板分层温度分布

由图 5 可知,层压板表层温度分布的形态沿 45°方向呈纺锤形延伸,内层温度均沿表面纤维方向分布,受上层影响较小。仿真结果与 DONG 等^[15]的研究结论具有良好的一致性。

3 试件尺寸对电弧损伤的影响

在模型中选取阳极材料试件 A~试件 E 进行计算。试件长×宽分别为 150 mm×50 mm, 150 mm×100 mm, 150 mm×150 mm, 100 mm×150 mm 和 50 mm×150 mm, 相应的试件长宽比分别为 3:1, 3:2, 1:1, 2:3 和 1:3。以 500 °C 作为树脂分解、试件出现不可逆损伤的温度起始判据,以 300 °C 作为表层水分蒸发、试件出现轻微损伤的温度判据^[17]。不同尺寸阳极材料试件的温度分布如图 6 所示。各试件沿 45°方向,即沿第一层纤维铺层方向的损伤最为严重,但各试件间损伤区域的大小和形状仍存在较大差异。当试件的单边长度从 150 mm 变为 50 mm 时(如 C→B→A,或 C→D→E),高温损伤区域显著扩大,试件 A 和试件 E 沿 45°方向的损伤甚至可以达到试件边缘,从而导致试件表面出现横向贯穿性烧蚀损伤形貌。

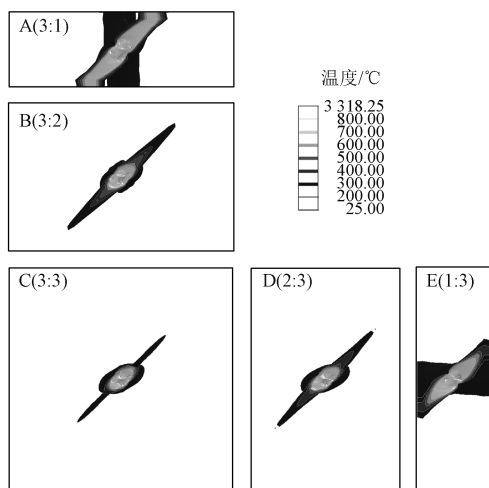


图 6 不同尺寸阳极材料试件的温度分布

对于长×宽为 150 mm×50 mm 和 50 mm×150 mm 的试件,试件 A 的损伤区域略大于试件 B 的损伤区域,其中部分损伤区域分别沿 90°和 0°方向。这种现象是由试件内部铺层方向的差异引起的。一旦该层的纤维方向垂直于试件的长边,

如试件 A、试件 B 的第四层和试件 D、试件 E 的第二层,中心区域和长边之间的接地阻抗将达到最小值,在这一方向上将更易发生电流沿纤维铺层方向传入地的现象。因此,试件的长宽比对雷电冲击的电弧损伤形貌产生显著的影响,尤其是对长宽比较大的试件。对于方形试件,电弧传递的能量相对集中,这导致电弧附着区域主要集中在中心节点附近,CFRP 的损伤面积最小,损伤深度最深。

此外,通过在 Matlab 中设计程序统计不同尺寸试件 RGB 值的像素,来识别电弧附着损伤区域,得到不同尺寸试件的损伤响应如表 2 所示。雷电冲击电流会对长宽比大的试件造成更显著的损伤,尤其是长宽比为 3:1 的试件。对于正方形试件,损伤区域主要集中在中心节点附近,因此 CFRP 的损伤面积最小,而损伤深度最深。

表 2 不同尺寸试件电弧附着损伤响应参数

试件	长×宽×厚/ (mm×mm×mm)	损伤面积/(10 ⁻⁶ m ²)		损伤深度/ mm
		可恢复 中度损伤	不可逆 重度损伤	
A	150×50×40	1 523.93	655.11	0.63
B	150×100×40	779.24	168.25	1.13
C	150×150×40	506.06	128.61	1.38
D	100×150×40	703.56	155.59	1.25
E	50×150×40	1 337.94	364.38	0.50

4 结论

本文基于有限元建模方法开展了 CFRP 雷电电弧损伤响应的热-电耦合分析,设计了不同长宽比的 CFRP 试件,以探索数值模拟中试件尺寸对损伤结果预测的可能影响。

计算结果表明,建模中配置的 CFRP 试件尺寸对雷电电弧损伤响应有显著影响,当试件长宽比接近 1 时,CFRP 的损伤面积减小、损伤深度增加。CFRP 的损伤过程主要由层压板的显著正交各向异性特性决定。在后续建模工作中,应重点关注层压板的尺寸效应及其相关正交各向异性的参数指标。

参考文献

- [1] BOSSAK M, KACZKOWSKI J. Global/local

- analysis of composite light aircraft crash landing [J]. *Computers and Structures*, 2003, 81(8): 503-514.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] DHANYA T M, YERRAMALLI C S. Lightning strike effect on carbon fiber reinforced composites-effect of copper mesh protection [J]. *Materials Today Communications*, 2018, 16: 124-134.
- [5] DE JUAN S, GORDO E, JIMÉNEZ-MORALES A, et al. Response of electroless copper coated CFRP laminates to emulated lightning strikes[J]. *Composites: Part A Applied Science and Manufacturing*, 2021, 140: 106184.
- [6] MILLEN S, MURPHY A, ABDELAL G, et al. Understanding the impact of standardized SAE waveform parameter variation on artificial lightning plasma, specimen loading, and composite material damage [J]. *SAE International Journal of Aerospace*, 2020, 13(1): 0002.
- [7] KARCH C, ARTEIRO A, CAMANHO P P. Modelling mechanical lightning loads in carbon fibre-reinforced polymers[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2019, 162: 217-243.
- [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 and Manufacturing*, 2010, 41(8): 973-981.
- [9] 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.
- [10] MILLEN S L J, ASHWORTH S, FARRELL C, et al. Understanding and representing heating and heating rate effects on composite material properties for lightning strike direct effect simulations[J]. *Composites: Part B Engineering*, 2022, 228: 109438.
- [11] MA X, WANG F, CHEN H, et al. Thermal damage analysis of aircraft composite laminate suffered from lightning swept stroke and arc propagation[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(4): 1242-1251.
- [12] WANG F S, JI Y Y, YU X S, et al. Ablation damage assessment of aircraft carbon fiber/epoxy composite and its protection structures suffered from lightning strike[J]. *Composite Structures*, 2016, 145: 226-241.
- [13] 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, 43(5): 1400-1408.
- [14] 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.
- [15] DONG Q, WAN G, GUO Y, et al. Damage analysis of carbon fiber composites exposed to combined lightning current components D and C [J]. *Composites Science and Technology*, 2019, 179: 1-9.
- [16] MILLEN S L J, MURPHY A, ABDELAL G, et al. Specimen representation on the prediction of artificial test lightning plasma, resulting specimen loading and subsequent composite material damage [J]. *Composite Structures*, 2020, 231: 111545.
- [17] 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 and Structures*, 2019, 222: 48-62.