

含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板 拉伸剩余强度预测

尹俊杰¹, 李曙林^{*1}, 姚学玲², 常飞¹, 张先航¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 西安交通大学 电力设备电气绝缘国家重点试验室, 西安 710049)

摘 要: 为了对含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板的剩余强度进行预测, 基于连续介质损伤力学法(CDM)和唯象分析法, 建立了表征复合材料雷击热-力耦合损伤的刚度矩阵渐进损伤退化模型。基于该模型, 通过 ABAQUS 有限元仿真软件, 建立了含雷击热-力耦合损伤的复合材料层压板结构三维模型。结合 UMAT 子程序, 完成了拉伸载荷下的剩余强度预测。结果表明: 通过与试验对比, 仿真结果与试验结果取得了良好的一致性。本文所建模型, 能够有效进行含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板结构拉伸剩余强度预测。

关键词: 雷击热-力耦合损伤; 复合材料层压板; 渐进损伤模型; 连续介质损伤力学; 唯象分析法; 拉伸剩余强度

中图分类号: TB330.1; V258 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2017)01-0083-08

Tensile residual strength prediction of composite laminate with lightning strike thermal-mechanical coupling damage

YIN Junjie¹, LI Shulin^{*1}, YAO Xueling², CHANG Fei¹, ZHANG Xianhang¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Airforce Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. The State Key Laboratory of Electrical Insulation and Power Equipment, Xi'an Jiao Tong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: For the sake of predicting residual strength of composite laminate with lightning strike thermal-mechanical coupling damage, stiffness matrix progressive damage degradation model was constructed to characterize composite lightning strike thermal-mechanical coupling damage based on continuum damage mechanics (CDM) method and phenomenological analysis method. A three dimensional model of composite laminate structure with lightning strike thermal-mechanical coupling damage was established based on progressive damage model and ABAQUS finite element simulation software. Combined with UMAT subroutine, residual strength prediction was accomplished under tensile load. The results show that excellent agreement between test data and numerical results is observed. The model constructed in this paper is capable to predict the tensile residual strength of composite laminate with lightning strike thermal-mechanical coupling damage.

Keywords: lightning strike thermal-mechanical coupling damage; composite laminate; progressive damage model; continuum damage mechanics; phenomenological analysis method; tensile residual strength

雷电是一种常见的自然现象, 据统计, 飞机每飞行 1 000~10 000 h 就会遭遇一次雷击, 对于长期飞行于雷暴活动频繁区域的飞机, 更是平均每年会遭遇一次雷击^[1-2]。近年来, 复合材料由于其自身良好的力学性能、质轻等特点, 在航空航天领域

得到了广泛的运用。与金属结构相比, 复合材料导电性较差, 约为铝合金的 1/1 000, 在雷击直接效应作用下更容易遭受损伤, 从而降低复合材料结构的强度和刚度。

飞机复合材料结构遭受雷电流的冲击破坏发生

收稿日期: 2016-01-04; 录用日期: 2016-03-15; 网络出版时间: 2016-03-28 15:29
网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160328.1529.008.html>

基金项目: 国家自然科学基金(51477132)

通讯作者: 李曙林, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机结构强度与使用可靠性 E-mail: l.s.lin2008@163.com

引用格式: 尹俊杰, 李曙林, 姚学玲, 等. 含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板拉伸剩余强度预测[J]. 复合材料学报, 2017, 34(1): 83-90.
YIN J J, LI S L, YAO X L, et al. Tensile residual strength prediction of composite laminate with lightning strike thermal-mechanical coupling damage[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(1): 83-90 (in Chinese).

在一个极短的时间内,在这过程中,雷电流对复合材料结构的损伤大致可以分为两类:(1)由于高温条件下树脂基热解和碳纤维升华而造成的烧蚀损伤;(2)在声冲击波以及电磁力作用下的力学损伤,文献[3]对雷电流下复合材料的损伤机制进行了定性描述。研究者已经对雷击烧蚀损伤开展了较多的试验与仿真研究^[4-8],但对雷击力学损伤的研究还比较少,Munoz R等^[9]基于ABAQUS/Explicit,采用蔡-吴准则对声冲击波及电磁力作用下的纤维、基体损伤量进行了计算。从目前的文献资料来看,研究者对含雷击损伤复合材料承载能力的研究不多。文献[6]采用试验的方法,研究了复合材料雷击后的拉伸和压缩承载能力;Kawakami和Feraboli^[10]则通过四点弯曲试验研究了经搭补修复的金属网防护复合材料层合板雷击后的弯曲强度;Wang等^[11]基于ANSYS有限元软件,采用单元删除的方式,计算了含雷击烧蚀损伤的复合材料拉伸承载能力,但仿真中并未考虑冲击力的影响。

研究含雷击损伤复合材料承载能力的难点在于如何表征雷击损伤。目前,在复合材力学损伤以及力学性能研究中运用较多的分析方法为渐进损伤分析法,其能够模拟材料从初始失效到最终破坏的整个过程,成为了当前复合材料强度研究的热点之一。分析方法大致可以分为断裂力学方法^[12]、连续介质损伤力学(CDM)法^[13]和唯象分析法^[14]。断裂力学方法主要是通过研究纤维间裂纹增生机制来预测复合材料层压板结构的剩余刚度和剩余强度;唯象分析法通过材料属性退化的方式实现对刚度矩阵的折减;连续介质损伤力学是通过引入损伤状态变量来建立损伤材料与完好材料之间的本构关系。考虑到雷击损伤包含雷击烧蚀损伤与冲击力损伤,本文提出采用连续介质损伤力学法和唯象分析法相结合的方式,建立含雷击损伤复合材料刚度矩阵渐进损伤退化模型,来对雷击热-力耦合损伤进行表征,并通过ABAQUS有限元软件以及UMAT子程序对含雷击热-力耦合损伤的复合材料拉伸剩余强度进行了预测,与文献中的试验结果进行了对比,取得了良好的一致性。

1 理 论

1.1 复合材料本构方程

正交各向异性单层复合材料的本构方程为

$$\{\sigma\} = \mathbf{C}\{\epsilon\} \quad (1)$$

式中: $\{\sigma\} = [\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3 \ \tau_{23} \ \tau_{12} \ \tau_{13}]^T$, $\sigma_i (i = 1, 2, 3)$ 分别为 1、2、3 方向的正应力, τ_{12} 、 τ_{13} 、 τ_{23} 分别为 1-2、1-3、2-3 平面的剪应力; $\{\epsilon\} = [\epsilon_1 \ \epsilon_2 \ \epsilon_3 \ \gamma_{23} \ \gamma_{12} \ \gamma_{13}]^T$, $\epsilon_i (i = 1, 2, 3)$ 分别为 1、2、3 方向的正应变, γ_{12} 、 γ_{13} 、 γ_{23} 分别为 1-2、1-3、2-3 平面的剪应变。 $\mathbf{C}$ 为

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & & & \\ & C_{22} & C_{23} & & & \\ & & C_{33} & & & \\ & & & C_{44} & & \\ \text{sym} & & & & C_{55} & \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \text{式中: } C_{11} &= \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta}; C_{12} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_1 E_3 \Delta}; \\ C_{13} &= \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_1 E_2 \Delta}; C_{22} = \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta}; \\ C_{23} &= \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta}; C_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta}; C_{44} = G_{23}; \\ C_{55} &= G_{12}; C_{66} = G_{13}。 \end{aligned}$$

其中:

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3};$$

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2}; \frac{\nu_{13}}{E_1} = \frac{\nu_{31}}{E_3}; \frac{\nu_{23}}{E_2} = \frac{\nu_{32}}{E_3}; E_i (i = 1, 2, 3) \text{ 为弹性模量; } \nu_{ij} (i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3; i \neq j) \text{ 为泊松比; } G_{23}、G_{31}、G_{12} \text{ 为剪切模量。}$$

1.2 基于 CDM 的复合材料渐进损伤

1.2.1 损伤表征

定义材料坐标系: 1 为纤维方向, 2 为面内垂直于纤维的方向, 3 为面外法向。采用二阶对称张量 $\mathbf{D}$ 来定义材料损伤, 其特征值 $d_i (i = 1, 2, 3)$ 分别表示垂直于 3 个主方向有效承载面积的减小比例, 同时, 也可分别表示纤维、基体以及分层的损伤状态变量。损伤张量

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} d_1 & 0 & 0 \\ 0 & d_2 & 0 \\ 0 & 0 & d_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathbf{D}$ 的特征值必须在 0~1 之间, 若 $d_i = 0$ 表示第 i 材料主方向无损伤, $d_i = 1$ 表示第 i 方向完全失效^[15]。

当材料发生损伤后, 引入损伤因子张量 $\mathbf{M}(\mathbf{D})$, 可以得到有效应力 $\{\bar{\sigma}\} = \mathbf{M}(\mathbf{D})\{\sigma\}$ (其中: $\{\sigma\}$ 为表观应力):

$$\mathbf{M}(\mathbf{D}) = \text{diag} \left[\frac{1}{k_{11}} \ \frac{1}{k_{22}} \ \frac{1}{k_{33}} \ \frac{1}{k_{23}} \ \frac{1}{k_{12}} \ \frac{1}{k_{13}} \right] \quad (4)$$

其中: $k_{ij} = \sqrt{(1-d_i)(1-d_j)}$ ($i, j = 1, 2, 3$)

根据能量等效性假设, 可得到损伤材料的刚度矩阵:

$$\mathbf{C}^{d, f} = \mathbf{M}(\mathbf{D})^{-1} \mathbf{C}(\mathbf{M}(\mathbf{D})^T)^{-1} \quad (5)$$

1.2.2 初始失效准则

选择 Hashin 准则与 Yeh 分层失效准则相结合的方式来判断材料是否失效, 采用 F_1 、 F_2 和 F_3 分别描述纤维、基体和分层的失效准则。当复合材料层压板内部发生损伤时, 局部损伤区域的应力分布复杂, 变化剧烈, 而应变分布在损伤前后却比较连续、平滑, 因此, 基于应变的失效准则更适合复合材料的渐进损伤演化描述。本文在不考虑剪切非线性性的情况下, 三维 Hashin 准则与 Yeh 分层失效准则基于应变的损伤失效状态描述为^[16]

$$F_1^2 = \begin{cases} \left(\frac{\epsilon_{11}^f}{\epsilon_1^{f, T}} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}^f}{\gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}^f}{\gamma_{13}^f} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{11} > 0 \\ \left(\frac{\epsilon_{11}^f}{\epsilon_1^{f, C}} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{11} < 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$F_2^2 = \begin{cases} \left(\frac{\epsilon_{22}^f + \epsilon_{33}^f}{\epsilon_2^{f, T}} \right)^2 + \left(\frac{1}{\gamma_{23}^f} \right)^2 \left(\gamma_{23}^2 - \frac{E_2 E_3}{G_{23}^2} \epsilon_{22} \epsilon_{33} \right) + \left(\frac{\gamma_{12}^f}{\gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}^f}{\gamma_{13}^f} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{22} + \epsilon_{33} > 0 \\ \left(\frac{E_2 \epsilon_{22} + E_3 \epsilon_{33}}{2G_{12} \gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_2^{f, C}} \right) \left[\left(\frac{E_3 \epsilon_1^{f, C}}{2G_{12} \gamma_{12}^f} \right) - 1 \right] + \frac{1}{(\gamma_{23}^f)^2} \left(\gamma_{23}^2 - \frac{E_2 E_3}{G_{23}^2} \epsilon_{22} \epsilon_{33} \right) + \left(\frac{\gamma_{12}^f}{\gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}^f}{\gamma_{13}^f} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{22} + \epsilon_{33} < 0 \end{cases} \quad (7)$$

$$F_3^2 = \begin{cases} \left(\frac{\epsilon_{33}^f}{\epsilon_3^{f, T}} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}^f}{\gamma_{13}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}^f}{\gamma_{23}^f} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{33} > 0 \\ \left(\frac{\gamma_{13}^f}{\gamma_{13}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}^f}{\gamma_{23}^f} \right)^2 \geq 1 & \epsilon_{33} < 0 \end{cases} \quad (8)$$

式中: ϵ_{ii} ($i = 1, 2, 3$) 为材料主轴 i 方向的正应变; $\epsilon_1^{f, T}$ 或 $\epsilon_1^{f, C}$ ($i = 1, 2, 3$) 分别为材料主轴 i 方向的拉伸或压缩强度对应的正应变; γ_{12}^f , γ_{13}^f 和 γ_{23}^f 分别为 1-2、1-3、2-3 平面的剪强度对应的剪应变, 即

$$\begin{aligned} \epsilon_1^{f, T} &= \frac{X_T}{C_{11}}, \epsilon_1^{f, C} = \frac{X_C}{C_{11}}, \epsilon_2^{f, T} = \frac{Y_T}{C_{22}}, \epsilon_2^{f, C} = \frac{Y_C}{C_{22}}, \\ \epsilon_3^{f, T} &= \frac{Z_T}{C_{33}}, \epsilon_3^{f, C} = \frac{Z_C}{C_{33}}, \gamma_{12}^f = \frac{S_{12}}{C_{44}}, \gamma_{13}^f = \frac{S_{13}}{C_{55}}, \\ \gamma_{23}^f &= \frac{S_{23}}{C_{66}}. \end{aligned}$$

其中: X_j ($j = T, C$) 为 1 方向拉伸和压缩强度; Y_j ($j = T, C$) 为 2 方向拉伸和压缩强度; Z_j ($j =$

T, C) 为 3 方向拉伸和压缩强度; S_{12} 、 S_{13} 、 S_{23} 分别为 1-2、1-3、2-3 平面的剪强度。

1.2.3 损伤演化

当材料发生损伤时, 对损伤状态变量 d_i ($i = 1, 2, 3$) 按照指数型材料损伤演化准则对材料性能进行退化, 损伤状态变量计算公式为^[17]

$$d_i = 1 - \frac{\exp(C_{ii}(\epsilon_i^f)^2 L^C (1 - F_i)/G_i^C)}{F_i} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (9)$$

式中: L^C 为单元的特征长度, 该值的引入降低了损伤演化阶段网格的敏感性; G_i^C 分别为 3 个材料主方向的临界断裂能量耗散率。

1.3 复合材料雷击热-力耦合损伤表征

1.3.1 雷击烧蚀损伤材料属性退化模型

在雷击过程中, 雷击附着点及其周围区域在阻性加热的作用下, 温度迅速增加, 当温度大于树脂基体的热解温度时, 树脂基体开始热解。树脂基体热解度较低时, 复合材料的物理属性变化不大, 随着树脂基体的热解, 复合材料的材料属性逐渐下降, 当树脂基体完全热解时, 可认为复合材料的材料属性完全退化, 基本不承受载荷。这是由于树脂基体完全热解后, 热解区域的裸露碳纤维由于高温升华以及在复合材料内层树脂基体热解气体迅速膨胀爆炸作用下而断裂, 如图 1 所示。基于上述观点, 提出如下材料属性退化模型: 当温度低于树脂基体热解温度时, 材料属性不变; 当温度在树脂基体热解温度范围内时, 材料属性与树脂基体的热解度线性相关; 当温度高于树脂基体热解温度时, 材料属性完全退化。但为了提高仿真的收敛性, 假设此时材料属性为初始材料属性的 0.001 倍。

假设复合材料的初始材料属性为 K (只考虑弹性模量和剪切模量随热解度的变化), 树脂基的热解起始温度为 T_0 , 热解终止温度为 T_1 , 则在整个升温过程中, 复合材料的物理属性可表示为

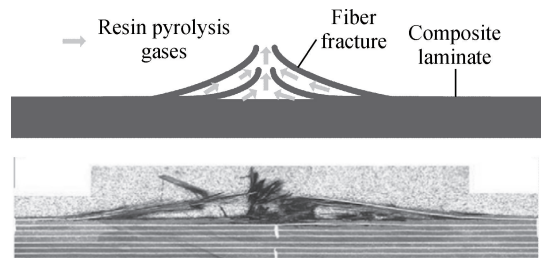


图 1 热解气体作用下的断裂碳纤维^[7]

Fig. 1 Fractured carbon fiber under epoxy pyrolysis gases^[7]

$$K = \begin{cases} K & T < T_0 \\ (1 - \alpha(T))K & T_0 < T < T_1 \\ 0.001K & T > T_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中： $\alpha(T)$ 为树脂基热解度，为温度 T 的函数，根据热解动力学方程，其可表示为^[18]

$$\frac{d\alpha}{dT} = \frac{A}{\beta} (1 - \alpha)^n \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \quad (11)$$

式中： A 为指前因子； E_a 为活化能； R 为气体常数 ($R = 8.314 \text{ J}(\text{mol} \cdot \text{K})^{-1}$)； n 为反应级数； β 为热解升温速率。

通过分离变量法对式(11)进行积分，可以得到热解度大小与温度的关系式为^[19]

$$\alpha = 1 - \exp\left\{\frac{1}{1-n} \times \ln\left[1 - (1-n) \int_{T_0}^T \frac{A}{\beta} \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) dT\right]\right\} \quad (12)$$

1.3.2 雷击烧蚀损伤表征

雷击烧蚀损伤的存在，会引起复合材料刚度退化，假设退化后的刚度矩阵为 $\mathbf{C}^{\text{d},s}$ ，则根据复合材料刚度矩阵计算公式，结合复合材料由于热解引起的材料属性退化模型，可得到烧蚀损伤作用下复合材料的刚度矩阵：

$$\mathbf{C}^{\text{d},s} = \begin{cases} \mathbf{C} & T < T_0 \\ (1 - \alpha(T))\mathbf{C} & T_0 < T < T_1 \\ 0.001\mathbf{C} & T > T_1 \end{cases} \quad (13)$$

1.3.3 雷击热-力耦合损伤表征

由引言可知，雷电流作用下，复合材料会同时存在烧蚀损伤与力学损伤，因此，雷击后复合材料的刚度矩阵退化由两部分组成。1.2 节给出了力学损伤下复合材料刚度退化模型，结合式(13)，可得到雷击耦合损伤作用下复合材料的刚度退化方案。

$$\mathbf{C}^{\text{d}} = \begin{cases} \mathbf{M}(\mathbf{D})^{-1}\mathbf{C}(\mathbf{M}(\mathbf{D})^{\text{T}})^{-1} & T < T_0 \\ (1 - \alpha(T))\mathbf{M}(\mathbf{D})^{-1}\mathbf{C}(\mathbf{M}(\mathbf{D})^{\text{T}})^{-1} & T_0 < T < T_1 \\ 0.001\mathbf{M}(\mathbf{D})^{-1}\mathbf{C}(\mathbf{M}(\mathbf{D})^{\text{T}})^{-1} & T > T_1 \end{cases} \quad (14)$$

因此，含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板结构的本构方程可表示为

$$\{\sigma\} = \mathbf{C}^{\text{d}}\{\varepsilon\} \quad (15)$$

2 有限元模型

有限元分析分为三步：第一，基于 ABAQUS 的热-电耦合分析，计算雷电流作用下复合材料瞬态温度场分布，结合树脂基的热解特性，模拟雷击烧蚀损伤；第二，基于 ABAQUS/Explicit，结合 VUMAT 子程序计算电磁力及声冲击波作用下复合材料的力学损伤；第三，基于 ABAQUS/Standard，结合 UMAT 子程序对含雷击热-力耦合损伤复合材料层压板结构进行剩余强度预测。在该步分析中，将第一步计算得到的温度场作为初始温度场，将第二步的计算结果作为初始状态，共同对雷击热-力耦合损伤进行模拟。

2.1 分析模型

为了验证本文所建模型的正确性，仿真计算以文献[6]中的试验为基础。碳纤维/环氧树脂基复合材料牌号为 HTA/7714A，复合材料层压板的尺寸为 $304.80 \text{ mm} \times 38.10 \text{ mm} \times 2.88 \text{ mm}$ ，铺层共计 16 层，铺层方向为 $[-45/0_2/-45/0_3/90]_s$ ，每一层的厚度为 0.18 mm 。在 ABAQUS 中建立有限元模型，考虑到需进行热电耦合分析，对复合材料承压板中央进行网格细化，采用 3D 单元，单元总数为 43 200。复合材料物理属性以及工程材料参数分别如表 1 和表 2 所示。

表 1 复合材料物理属性^[20]
Table 1 Physical properties of composites^[20]

Temperature/℃	Density/ (kg·mm ⁻³)	Specific heat/ (J(kg·℃) ⁻¹)	Thermal conductivity/(W(mm·℃) ⁻¹)		Electrical conductivity/(Ω·mm) ⁻¹		
			Longitudinal	Transverse	Longitudinal	Transverse	In depth
25	1.52×10 ⁻⁶	1 065	0.008 000	0.000 670	35.97	0.001 145	3.876×10 ⁻⁶
343	1.52×10 ⁻⁶	2 100	0.026 080	0.000 180	35.97	0.001 145	3.876×10 ⁻⁶
500	1.10×10 ⁻⁶	2 100	0.001 736	0.000 100	35.97	2	2
510	1.10×10 ⁻⁶	1 700	0.001 736	0.000 100	35.97	2	2
1 000	1.10×10 ⁻⁶	1 900	0.001 736	0.000 100	35.97	2	2
3 316	1.10×10 ⁻⁶	2 509	0.001 736	0.000 100	35.97	2	2
>3 316	1.10×10 ⁻⁶	5 875	0.001 050	0.001 015	0.20	0.2	1.0×10 ³

表 2 复合材料工程材料参数^[9]

Table 2 Engineering material parameters of composites^[9]

Parameter	E_1 / GPa	E_2 / GPa	E_3 / GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} / GPa	G_{13} / GPa	G_{23} / GPa	X_T / GPa	X_C / GPa
Value	137	8.2	8.2	0.3	0.3	0.45	4.36	4.36	3	1 708	1 251
Parameter	Y_T / MPa	Y_C / MPa	Z_T / MPa	Z_C / MPa	S_{12} / MPa	S_{13} / MPa	S_{23} / MPa	G_1^C / (N·mm ⁻¹)	G_2^C / (N·mm ⁻¹)	G_3^C / (N·mm ⁻¹)	
Value	34	192	34	192	128	128	96	20	1	1	

2.2 雷击烧蚀损伤分析模型

通过 ABAQUS 热-电耦合分析模块, 对复合材料层压板进行热电耦合分析, 单元类型为 DC3D8E。为了与试验条件一致, 现施加边界条件: 在层合板上表面中心施加集中雷电流冲击载荷。各项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, 即规定层合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/m², 考虑热辐射作用, 热辐射率为 0.9, 空气温度为 25 ℃, 两端的电势为 0 V。

为了与文献[6]中的试验结果进行对比, 施加的雷电流载荷时的波形如图 2 所示。

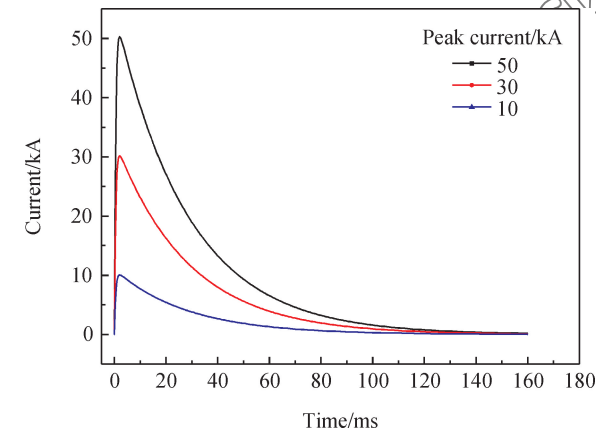


图 2 雷电流波形
Fig. 2 Lightning current waveforms

2.3 雷击力学损伤分析模型

由文献[3, 9]可知, 当强度为 $I(t)$, 通道半径为 R_c 的雷电流注入无限大复合材料层压板结构时, 作用于层压板结构上电磁力大小 ($p(r, t)$) 可根据 Maxwell 等式计算得到, 其表达式为

$$p(r, t) = \begin{cases} \frac{\mu_0 I^2(t)}{4\pi^2 R_c^2} & r < R_c \\ \frac{\mu_0 I^2(t)}{4\pi^2 r^2} & r > R_c \end{cases} \quad (16)$$

式中: r 为作用点距离雷击附着点的距离; $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7}$ N/A 为真空磁导率; t 为时间。在本文的计算中, R_c 取 5 mm^[9]。

对于声冲击波 $p_{\text{acoustic}}(r, t)$ 的计算, 并没有一个明确的表达式, 根据文献[9]可知, 当峰值电流为 200 kA 时, 声冲击波的大小可达到 10 MPa, 声冲击波分布如图 3 所示, 图中: 声冲击波作用半径 R_a 取 12.5 mm。在进行计算时, 假设声冲击波的大小与峰值电流的大小呈正比, 且作用范围不变。

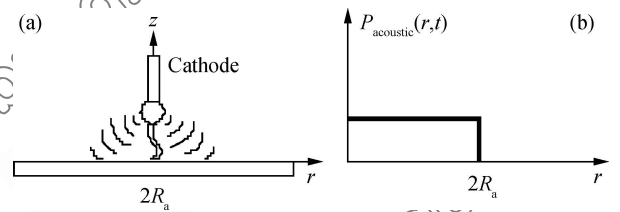


图 3 声冲击波分布
Fig. 3 Acoustic pressure distribution

通过 ABAQUS/Explicit, 计算复合材料在雷击冲击力作用下的损伤, 单元类型为 C3D8R。对模型两端进行固支, 在雷击附着点及其周边区域按照式(16)及图 3 施加电磁力及声冲击波, 结合 VUMAT 子程序, 计算电磁力及声冲击波作用下纤维、基体及分层的损伤量。

2.4 拉伸剩余强度分析模型

通过 ABAQUS/Standard, 计算含雷击损伤复合材料拉伸剩余强度, 单元类型为 C3D8R。边界条件为一端固定, 另一端施加一个位移载荷 P 。将热电耦合分析得到的瞬态温度场作为初始温度场, 并将式(10)材料属性退化模型写入 UMAT 子程序, 通过温度, 以确定不同单元的材料属性, 达到刚度矩阵退化的目的, 对烧蚀损伤进行模拟; 同时, 导入冲击力作用下的损伤量作为该模型初始状态, 由于损伤量的存在, 刚度矩阵退化, 以模拟冲击力损伤。结合 UMAT 子程序, 进行拉伸剩余强度预测。

3 结果与讨论

3.1 雷击损伤分析结果

3.1.1 雷击烧蚀损伤分析结果

复合材料环氧树脂的热解动力学参数分别为： $n=3.5$, $A=5.0\times10^{13}\text{ min}^{-1}$, $E_a=180\text{ kJ}(\text{mol}\cdot\text{K})^{-1}$ ^[7]。根据式(12)可得到不同升温速率下的热解度与温度的变化曲线，如图4所示。可以看出，树脂基的热解温度范围约为250~700℃。当树脂基体发生热解，则表示复合材料结构出现烧蚀损伤，因此，雷击烧蚀损伤可用热电耦合分析得到的瞬态温度场中大于250℃的温度轮廓曲线表示。

图5为复合材料雷击烧蚀损伤形貌试验与仿真结果。可以看出，仿真所得损伤分布与试验损伤分布基本一致(仿真中第二层为45°，而试验件第一层为-45°，因此，对比时需将仿真损伤顺时针旋转90°)。表3为不同峰值电流复合材料雷击烧

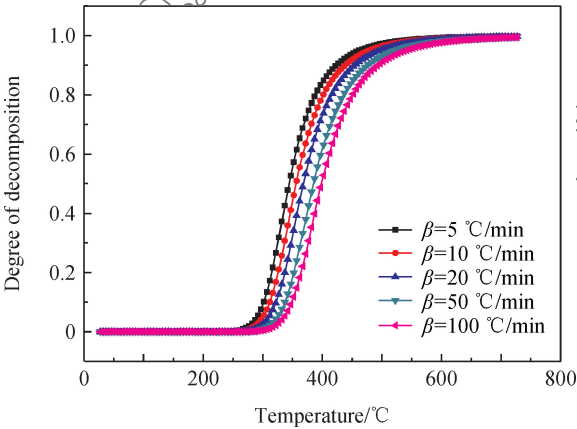


图4 不同升温速率下环氧树脂热解度曲线

Fig. 4 Pyrolysis degree curves of epoxy under different temperature rising rate

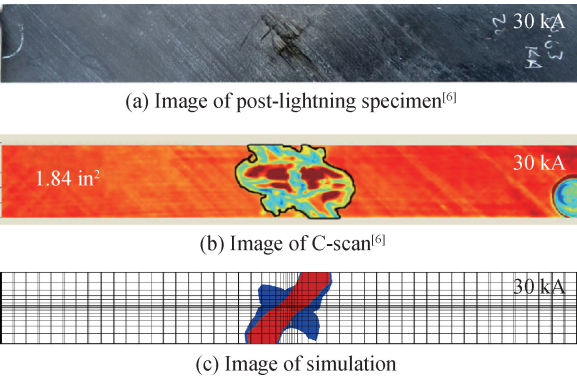


图5 雷击烧蚀损伤形貌试验^[6]与仿真结果

Fig. 5 Test and simulation results of lightning strike ablation damage appearance of composite

蚀损伤面积试验与仿真结果对比。可以看出，仿真所得损伤面积与试验结果基本一致，误差均在10%以内。

表3 不同峰值电流复合材料雷击烧蚀损伤面积试验结果^[6]与仿真结果对比

Table 3 Comparison between lightning strike ablation damage area test results^[6] and simulation results of composites under different peak currents

Peak current/kA	Test results ^[6] /mm ²	Simulation results/mm ²	$E_{\text{error}}/\%$
10	658	618	6.08
30	1 187	1 102	7.16
50	1 567	1 505	3.96

3.1.2 雷击力学损伤分析结果

表4为不同峰值电流下冲击力引起的复合材料层压板力学损伤量。可知，在试验给定支持状态下，随着雷电流峰值电流的增加，复合材料对应的损伤量也逐渐增加，当峰值电流小于50 kA时，复合材料层压板在电磁力和声冲击波作用下，损伤量为0；当峰值电流大于50 kA时，基体首先出现损伤，随着峰值电流的增加，开始逐渐出现纤维损伤与层间损伤。

图6为复合材料层压板A-A截面冲击力损伤分布图。可知，纤维损伤和基体损伤主要分布在复合材料层压板结构的背面，根据复合材料的变形形式，纤维和基体的损伤主要是拉伸损伤，基体损伤区域大于纤维损伤区域；而分层损伤主要分布在复合材料层压板结构的正面，为压缩损伤，损伤区域较小。由此可见，在冲击载荷作用下，虽然复合材料层压板结构没有出现可视损伤，但刚度已经退化，会对复合材料层压板结构的承载能力产生影响，因此，在计算雷击后复合材料层压板结构的承

表4 不同峰值电流下冲击力引起的复合材料层压板力学损伤量

Table 4 Composite laminate mechanical damage degree due to impact under different peak currents

Peak current/kA	Mechanical damage degree		
	Fiber	Matrix	Delamination
10	0	0	0
30	0	0	0
50	0	0	0
75	0	0.41	0
100	0	0.60	0
150	0.10	0.79	0.05
200	0.67	0.87	0.28

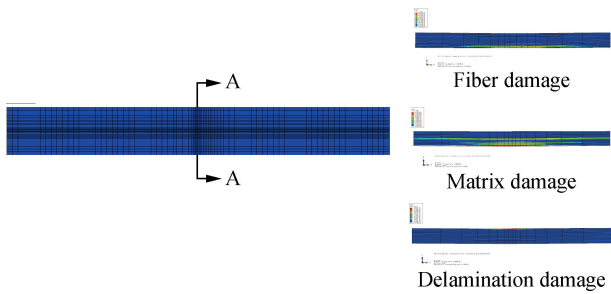


图 6 复合材料层压板 A-A 截面冲击力损伤分布图
(峰值电流为 200 kA)

Fig. 6 Impact damage distribution in section A-A of composite laminate (peak current is 200 kA)

载能力, 仅考虑烧蚀损伤是不够的, 必须同时考虑力学损伤对承载能力的影响。

3.2 拉伸强度预测结果

表 5 为不同峰值电流下复合材料层压板拉伸剩余强度及位移仿真结果。图 7 为不同峰值电流下复合材料层压板拉伸载荷-位移曲线。由图 7 和表 5 可知, 随着峰值电流的增加, 复合材料层压板结构的剩余强度逐渐下降, 并且破坏时的破坏位移也逐渐减小。由 3.1.1 节可知, 随着峰值电流的增加, 雷击烧蚀损伤面积逐渐增加, 雷击后刚度退化区域变大, 因此, 拉伸承载能力下降; 由 3.1.2 节可知, 当峰值电流小于 50 kA 时, 电磁力及声冲击波未对复合材料层压板产生损伤, 所以此时承载能力的下降全部是由烧蚀损伤引起。

为了验证本文仿真结果的正确性, 表 6 给出了试验与仿真的对比结果。可以看出, 试验结果与仿真结果除 10 kA 结果外其余误差均在 5% 以内, 在试验中, 10 kA 作用后试件拉伸强度平均值比完好件平均值大, 这可用试验具有分散性来进行解释。因此, 通过与试验结果对比可知, 本文所建模型能较好地预测含雷击损伤复合材料的拉伸剩余强度。

表 5 不同峰值电流下复合材料层压板拉伸剩余强度及位移仿真结果

Table 5 Simulation results of composite laminate tensile residual strength and displacement under different peak currents

Peak current/kA	Residual strength/kN	Failure displacement/mm	Descend percentage of load carrying capacity/%
0	123.0	3.76	—
10	117.0	3.61	4.87
30	100.0	3.10	18.70
50	93.4	2.98	24.06

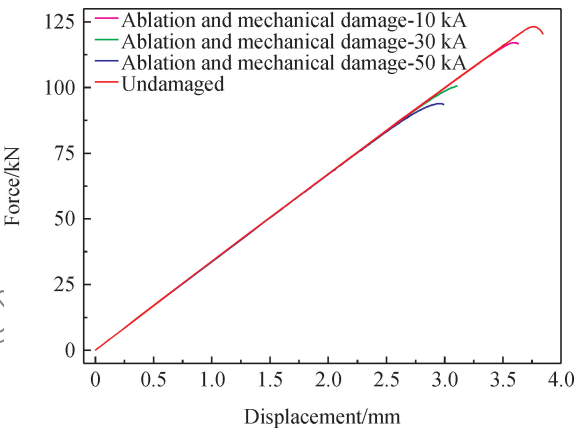


图 7 不同峰值电流下复合材料层压板拉伸载荷-位移曲线
Fig. 7 Tensile load-displacement curves of composite laminate under different peak currents

表 6 复合材料层压板拉伸剩余强度试验^[6]与仿真结果对比
Table 6 Composite laminate residual strength compared between test results^[6] and simulation results under different peak current

Peak current/kA	Test results/kN	Simulation results/kN	$E_{\text{error}}/\%$
	126	123.0	2.38
10	127	117.0	7.87
30	104	100.0	3.84
50	98	93.4	4.69

由于峰值电流小于 50 kA 时, 电磁力及声冲击波对复合材料层压板结构未产生力学损伤。为了研究力学损伤对复合材料层压板结构拉伸剩余强度的影响程度, 本文还计算了峰值电流为 100 kA 时, 烧蚀损伤单独作用下以及耦合损伤作用下复合材料层压板结构的拉伸剩余强度。图 8 为烧蚀损伤以及

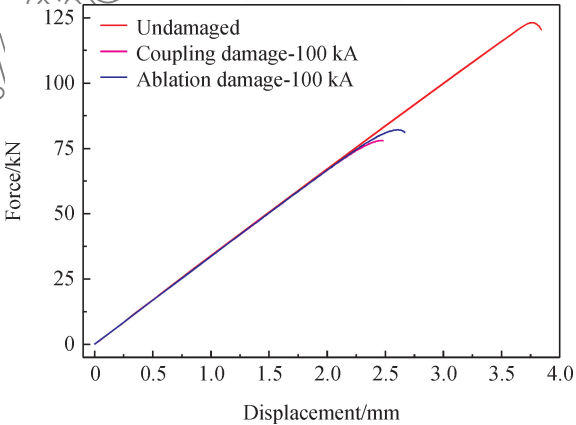


图 8 烧蚀损伤以及耦合损伤下复合材料层压板拉伸载荷-位移曲线

Fig. 8 Laminate tensile load-displacement curves under ablation damage and coupling damage

耦合损伤下复合材料层压板拉伸载荷-位移曲线。

表 7 为烧蚀损伤以及耦合损伤下复合材料层压板拉伸剩余强度及位移仿真结果。可知,耦合损伤作用下的拉伸剩余强度比烧蚀损伤单独作用下的拉伸剩余强度下降了 4.87%,而相比与完好件,承载能力下降超过 30%。由此可知,雷击烧蚀损伤与力学损伤均会对复合材料层压板结构拉伸剩余强度产生影响,但烧蚀损伤起主导作用。

表 7 烧蚀损伤以及耦合损伤下层压板拉伸
剩余强度及位移仿真结果

Table 7 Simulation results of laminate tensile residual
strength and displacement under ablation damage
and coupling damage

Damage model	Residual strength/ kN	Failure displacement/ mm	Descend percentage of load carrying capacity/%
Undamaged	123.2	3.76	—
Ablation damage	82.1	2.60	33.3
Coupling damage	81.4	2.48	36.6

4 结 论

(1) 基于连续损伤力学法和唯象分析法,建立了含雷击损伤复合材料刚度矩阵渐进损伤退化模型,来对雷击损伤的进行表征。通过 ABAQUS 有限元软件以及 UMAT 子程序对含雷击损伤的复合材料的拉伸剩余强度进行了预测,与文献中试验结果对比,误差在 5%以内,表明所建立模型正确可靠。

(2) 雷击烧蚀损伤与力学损伤均会对复合材料层压板结构拉伸剩余强度产生影响,其中,烧蚀损伤起主导作用,对于本文所建立有限元模型,当峰值电流为 100 kA 时,烧蚀损伤单独作用下的剩余强度较耦合损伤高 4.87%。

参考文献:

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

[2] GAGNE M, THERRIAULT D. Lighting strike protection of composites[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 64 (1): 1-16.

[3] CHEMARTIN L, LALANDE P, ELIASSET P Q. Direct effects of lightning on aircraft structure: Analysis of the thermal, electrical and mechanical constraints[J]. Journal Aerospace Lab, 2012(5): 1-15.

[4] HIRANO Y, KATSUMATA S, IWAHORI Y. Artificial lighting on graphite/epoxy composite laminate[J]. Composite; Part A, 2010, 41(10): 1461-1470.

[5] FERABOLI P, KAWAKAMI H. Damage of carbon/epoxy

composite plates subjected to mechanical impact and simulated lightning[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 999-1012.

[6] FERABOLI P, MILLER M. Damage resistance and tolerance of carbon/epoxy composite coupons subjected to simulated lightning strike[J]. Composite Part A, 2009, 40 (6-7): 954-967.

[7] OGASAWARA T, HIRANO Y, YOSHIMURA A. Coupled thermal-electrical analysis for carbon fiber/epoxy composites exposed to simulated lightning current[J]. Composite Part A, 2010, 41(8): 973-981.

[8] DONG Q, GUO Y L, SUN X C. Coupled electrical-thermal-pyrolytic analysis of carbon fiber/epoxy composites subjected to lightning strike[J]. Polymer, 2015, 56 (1): 385-394.

[9] MUNOZ R, DELGADO S, GONZALEZ C. Modeling lightning impact thermo-mechanical damage on composite materials[J]. Applied Composite Materials, 2014, 21 (1): 149-164.

[10] KAWAKAMI H, FERABOLI P. Lightning strike damage resistance and tolerance of scarf-repaired mesh-protected carbon fiber composites[J]. Composites; Part A, 2011, 42(9): 1247-1262.

[11] WANG F S, DENG N, LIU Z Q. Ablation damage characteristic and residual strength prediction of carbon fiber/epoxy composite suffered from lightning strike [J]. Composite Structures, 2014, 117(2): 222-233.

[12] COSTA J, TURON A, TRIAS D. A progressive damage model for unidirectional fiber-reinforced composites based on fiber fragmentation. Part II: Stiffness reduction in environment sensitive fibers under fatigue[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(14): 2269-2275.

[13] LIU P F, ZHENG J Y. Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics[J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 485 (1-2): 711-717.

[14] TSERPES K I, LABEAS G, PARANIKOS P. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2002, 33 (7): 521-529.

[15] WANG Y, TONG M, ZHU S. Three dimensional continuum damage mechanics model of progressive failure analysis in fiber-reinforced composite laminates[C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structure Dynamics, and Materials Conference. California; Palm Springs, 2009: 1-8.

[16] HUANG C H, LEE Y J. Experiments and simulation of the static contact crush of composite laminated plates[J]. Composite Structures, 2003, 61(3): 265-270.

[17] MAIMI P, CAMANHO P P, MAYUGO J A. A continuum damage model for composite laminates: Part II-Computational implementation and validation[J]. Mechanics of Materials, 2007, 39(10): 909-919.

[18] BAI Y, KELLER T, VALLEE T. Modeling of thermo-physical properties and thermal responses for FRP composites in fire[C]. Asia-Pacific Conference on FRP in Structures. APFIS, 2007: 645-650.

[19] LEE J H, KIM K S, KIM H. Determination of kinetic parameters during the thermal decomposition of epoxy/carbon fiber composite material[J]. Korean Journal of Chemical Engineering, 2013, 30(4): 955-962.

[20] 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.