

# 高功率连续激光辐照 CFRP 层合板热力破坏 效应多尺度分析模型

赵伟娜<sup>1,2</sup>, 黄亿辉<sup>3</sup>, 宋宏伟<sup>1,2</sup>, 黄晨光<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190;

<sup>2</sup>中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049;

<sup>3</sup>中国科学院宁波工业技术研究院先进制造技术研究所, 浙江 宁波 315201

**摘要** 建立了能够反映高功率连续激光辐照碳纤维增强复合材料(CFRP)层合板时材料发生烧蚀、热解与层间开裂等热力损伤效应的多尺度分析模型。从细观尺度分别建立了纤维和基体的热解动力学方程,通过热重分析获得热解动力学参数,进而得到 CFRP 层合板宏观的热物与力学性能参数。通过内聚力模型建立了激光辐照引起层间开裂的分析模型,提出并建立了热解和层间开裂效应阻碍能量传递的热阻模型。将多尺度模型获得的热力学性能参数与热力耦合数值模型相结合,模拟了高功率连续激光引起的烧蚀、热解及层间开裂行为,模拟结果与实验结果吻合较好。

**关键词** 激光光学; 复合材料; 多尺度模型; 碳纤维增强复合材料; 热解; 烧蚀; 层间开裂

中图分类号 TJ0

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201744.0602003

## Multi-Scale Analysis Model of Thermal-Mechanical Damage Effect in High-Power Continuous-Wave Laser Irradiation of CFRP Laminates

Zhao Weina<sup>1,2</sup>, Huang Yihui<sup>3</sup>, Song Hongwei<sup>1,2</sup>, Huang Chenguang<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>2</sup>School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

<sup>3</sup>Institute of Advanced Manufacturing Technology, Ningbo Institute of Industrial Technology,  
Chinese Academy of Sciences, Ningbo, Zhejiang 315201, China

**Abstract** A multi-scale analysis model which can reflect thermal-mechanical damage effects, such as ablation, pyrolysis and delamination within layers in the high-power continuous-wave laser irradiation of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) laminates is built. The pyrolysis kinetic equations of fibers and matrices are derived from the meso-scale analysis, and the pyrolysis kinetic parameters are obtained from the thermo-gravimetric analysis, thereafter the macroscopic thermal-physical and mechanical property parameters of CFRP laminates are obtained. Based on the cohesive model, an analysis model is built to describe the laser induced delamination behavior within layers. Meanwhile, a thermal-resistance model is also proposed and built to describe the attenuation of thermal energy due to pyrolysis and delamination within layers. By combining the thermal-mechanical property parameters obtained from the multi-scale model with the thermal-mechanical numerical model, the ablation, pyrolysis and delamination within layers of CFRP laminates irradiated by high-power continuous-wave lasers can be simulated. The numerical results show good agreement with the experimental data.

**Key words** laser optics; composites; multi-scale model; carbon fiber reinforced polymer; pyrolysis; ablation; delamination within layers

**OCIS codes** 140.3390; 160.4890; 160.5470

收稿日期: 2017-01-16; 收到修改稿日期: 2017-02-18

基金项目: 国家自然科学基金(91016025,11332011,11472276)、国防科工局基础科研重点项目(JCKY2016130B009)

作者简介: 赵伟娜(1991—),女,博士研究生,主要从事激光破坏效应方面的研究。E-mail: zhaoweina@imech.ac.cn

导师简介: 宋宏伟(1973—),男,博士,研究员,博士生导师,主要从事轻质多孔材料与结构力学、热结构分析与轻量化设计、激光的热力效应等方面的研究。E-mail: songhw@imech.ac.cn(通信联系人)

# 1 引 言

高温环境下碳纤维增强复合材料(CFRP)会经历复杂的物理化学过程,如基体的软化、熔融、热解、汽化,热解残碳的生成、发展和氧化,碳纤维的氧化、升华,热膨胀或热收缩引起的纤维/基体界面脱粘、基体裂纹扩展和层间开裂等<sup>[1-5]</sup>。同时,CFRP的热物性能和力学性能不仅与温度相关,还与温升历程相关<sup>[6-7]</sup>。高功率密度激光辐照下的CFRP损伤与破坏行为几乎包含上述所有的复杂过程或现象。一方面,高热流载荷引起的热效应使得CFRP发生快速的热解、氧化反应和相变行为;另一方面,激光辐照下CFRP基体的碳化、分解造成材料强度降低,复合材料的热膨胀或热收缩效应以及热解气体的热膨胀等行为容易诱发复合材料层合板层间裂纹扩展并导致层间开裂;此外,层间开裂会阻滞激光能量进一步沿层间传递,而热解区域由于存在孔隙相也会形成热阻效应。到目前为止,能够全面反映上述激光辐照CFRP的热烧蚀、热传递和热力损伤过程的分析模型还比较少见。

本文首先建立包含热解效应的细观热-力学分析模型,由此得到复合材料层合板的宏观热物性能和力学性能。通过对CFRP层合板进行热重分析(TGA),考虑不同环境(氧化环境、氮气环境)、不同升温速率等因素,得到不同条件下CFRP层合板的热解动力学参数。在此基础上,引入层间热阻的概念,建立能够反映高功率连续激光辐照CFRP层合板时材料发生烧蚀、热解与层间开裂等热力损伤效应的多尺度分析模型。将细观热-力学分析模型引入热力耦合数值分析模型,实现对高功率连续激光辐照CFRP层合板的热解、烧蚀、传热和层间开裂行为的数值模拟。

## 2 多尺度热-力学模型

### 2.1 CFRP层合板多尺度热解模型

所用材料为CFRP层合板CCF300/BA9916,铺层方式为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ ,其中下角标“2”是指按照 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]$ 的铺层方式依次重复两次铺层,下角标“S”是指对称,即按照 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_2$ 的铺层方式再进行对称铺层。因此,本文研究的层合板是一种对称层合板。单层厚度为0.125 mm,试样尺寸为50 mm×50 mm×2 mm。针对这种层合板建立了高温条件下从细观到宏观的多尺度分析模型,如图1所示。高温环境下,层合板的热力行为可由4个层级表征:第一层级为高温环境下纤维和基体的细观热解组分构成的不规则胞元;第二层级为由基体包裹的纤维束胞元;第三层级为单向复合材料铺层(或者单层板);

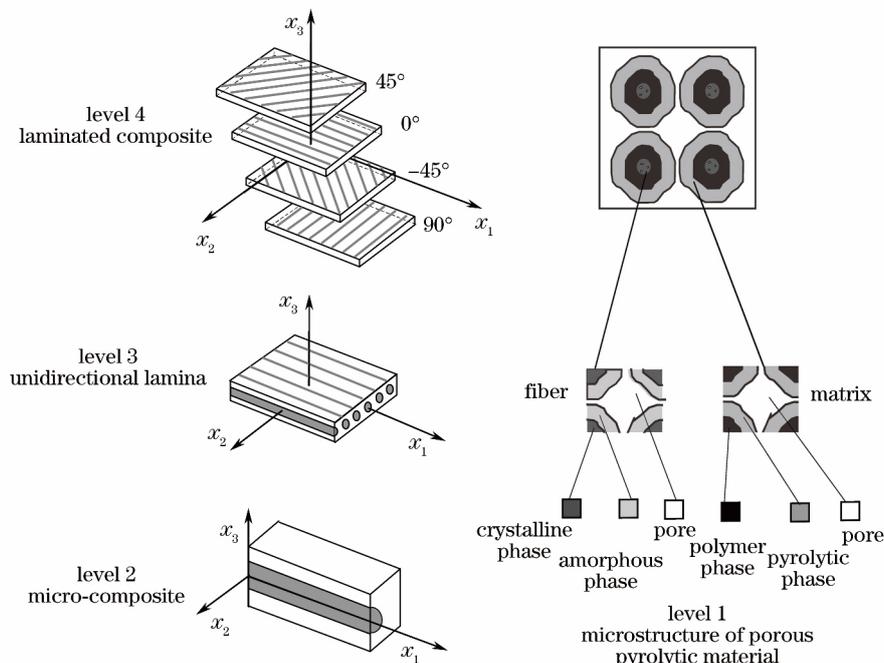


图1 高温下CFRP层合板的多尺度模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of multi-scale model of CFRP laminates under high temperature

第四层级为复合材料层合板。

主要从第一层级建立纤维和基体的热解动力学方程,得到纤维和基体在不同温度、不同温升速率下的热解动力学参数,进而依据多尺度模型得到单向复合材料的热物性能和力学特性,为激光辐照 CFRP 层合板热力损伤效应的数值模拟提供基础性数据。

### 2.2 细观热解动力学参数

由高温下 CFRP 层合板多尺度模型中的第一层级模型可以看出,在高温条件下,碳纤维和树脂基体发生热解。细观尺度下,初始的树脂基体热解后,基体由树脂聚合物相、热解碳相、孔隙相组成;初始的碳纤维相热解后,碳纤维由无定形碳纤维相、结晶碳纤维相、孔隙相组成。可以通过映射关系将不规则分布的细观热解组分与规则分布的细观模型关联起来,以此描述热解过程中各组分的含量变化。

假定热解过程中复合材料的总体积近似保持不变,高温下 CFRP 的质量变化可以用密度的变化代替,从而可以用体积分数表征升温过程中组分相的含量<sup>[7]</sup>:

$$\rho = \bar{\rho}_f \varphi_f + \bar{\rho}_m \varphi_m, \quad (1)$$

$$\bar{\rho}_f = \rho_f \varphi_f, \quad (2)$$

$$\bar{\rho}_m = \rho_b \varphi_b + \rho_p \varphi_p, \quad (3)$$

$$\varphi_p = \frac{\rho_b}{\rho_p} (1 - \varphi_b) (1 - \Gamma), \quad (4)$$

$$\varphi_a = \frac{\varphi_f - \varphi_f^0 (1 - \Gamma_f)}{\Gamma_f}, \quad (5)$$

$$\varphi_a + \varphi_f = \varphi_f, \quad (6)$$

式中  $\rho$  为材料的总体密度,  $\varphi_i$  为不同相的体积分数,  $\rho_i$  为不同相的密度 ( $i = f, b, p, a, l, g, m$ ), 下标  $f$  代表纤维,  $b$  代表树脂聚合物,  $p$  代表热解碳,  $g$  代表孔隙,  $a$  代表无定形碳纤维,  $l$  代表结晶碳纤维,  $m$  代表基体, 上方横线代表平均值。  $\Gamma$  和  $\Gamma_f$  分别为基体和纤维热解方程的气化常数。

根据 Arrhenius 方程,结合(1)~(6)式,可以得到高温条件下纤维和基体的热解动力学方程为<sup>[1,7-8]</sup>

$$\frac{\partial \varphi_b}{\partial t} = -J \varphi_b^n \exp\left(-\frac{E_A}{RT}\right), \quad (7)$$

$$\frac{\partial \varphi_f}{\partial t} = -J_f [\varphi_f - \varphi_f^0 (1 - \Gamma_f)]^n \exp\left(-\frac{E_{Af}}{RT}\right), \quad (8)$$

$$\varphi_f + \varphi_b + \varphi_p + \varphi_g = 1, \quad (9)$$

式中  $E_A$  和  $E_{Af}$  分别为基体和纤维的热解活化能,  $J$  和  $J_f$  分别为基体和纤维的指数前因子,  $t$  为时间,  $R$  为气体常数,  $T$  为温度,  $n$  为反应级数。

通过 TGA,利用多步分解模型<sup>[8]</sup>可以获得不同环境下的热解动力学参数。图 2 所示为不同环境和升温速率下复合材料的失重行为。可以发现,随着升温速率的升高,在同一温度下复合材料的失重呈下降的趋势,这主要是由于当升温速率较低时,复合材料的热解比较充分。

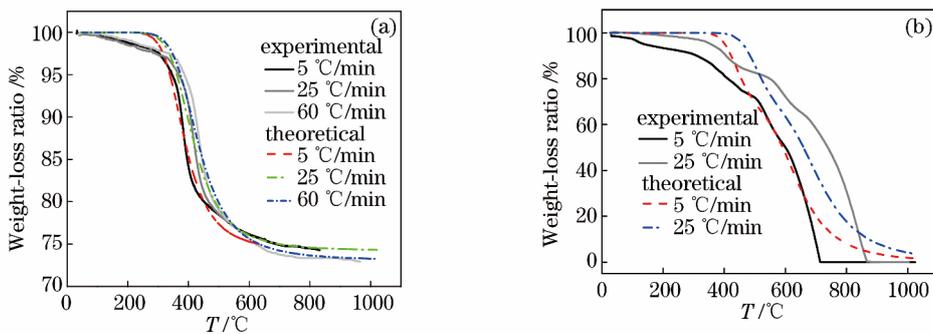


图 2 不同环境下 CFRP 层合板的 TGA 曲线。(a)氮气环境;(b)氧化环境

ig. 2 TGA curves of CFRP laminates under different environments. (a) Nitrogen environment; (b) oxidization environment

通过 Arrhenius 方程对热重曲线进行拟合,可以获得热解动力学参数。热解动力学方程中纤维和基体的反应级数均取为  $n=3$ ,其他参数见表 1。

表 1 热解动力学参数

Table 1 Pyrolysis kinetic parameters

Environment	Fiber			Matrix		
	$E_A/(10^2 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	$J/(10^6 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}\cdot\text{s}^{-1})$	$\Gamma$	$E_{Af}/(10^2 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	$J_f/(10^6 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}\cdot\text{s}^{-1})$	$\Gamma_f$
Oxidation environment	1.5	3.2	1	1.73	6.0	1
Nitrogen environment	2.0	3.0	0.05	1.02	4.3	0.7

基于 TGA 所得的热解动力学参数,可以得到不同组分相的失重规律。图 3 所示为氮气环境中升温速率为  $5 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$  条件下各组分的变化曲线,其中  $m_0$  为材料初始总质量, $m$  为受热后材料的总质量, $m_i$  ( $i=f, b, p$ ) 表示各组分的质量。可以发现复合材料的失重主要是由基体热解引起的,纤维的质量基本没有损失,表明纤维具有良好的耐高温性能。这主要是由于氮气环境下不存在氧化反应,碳纤维只能以相变的形式损失质量;而基体的热解温度较低,约  $300 \text{ }^\circ\text{C}$  就开始发生热解。

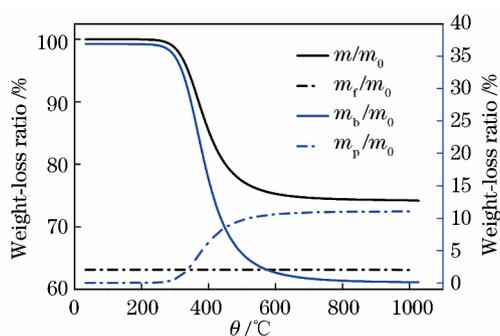


图 3 氮气环境下降温速率为  $5 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$  时不同相含量的变化曲线

Fig. 3 Phase content versus temperature at heating rate of  $5 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$  under nitrogen environment

### 2.3 热物性能

根据高温下 CFRP 层合板的层级模型进行分析,可以发现每一高层级均由其下一级的周期性低层胞元形成。细观尺度下的基体相和纤维相形成基体包裹的纤维束胞元,周期性的基体-纤维束胞元构成了单层复合材料。因此,高温下单层复合材料的宏观比热容和导热系数<sup>[1]</sup>可以由基体和纤维热解相的热解量表征,即

$$c = \left( \sum_i \rho_i c_i \varphi_i \right) \left( \sum_i \rho_i \varphi_i \right)^{-1}, i = f, b, p, a, l, g, \quad (10)$$

$$\lambda_\alpha = \frac{\lambda_\alpha^0}{\varphi_b^0} \left( \frac{T}{T_0} \right)^{1/2} (\varphi_b + n_\lambda \varphi_p), \quad (11)$$

式中  $c_i$  为热解后各组分相的比热容; $\lambda_\alpha^0$  为室温  $T_0$  下  $\alpha$  方向的导热系数, $n_\lambda$  为实验值, $\varphi_b^0$  为基体的初始体积分数。

氮气环境中不同温升速率下比热容和横向导热系数随温度的变化分别如图 4、5 所示。从图 4 可以看到,在  $300 \text{ }^\circ\text{C}$  左右比热容迅速减小,在该阶段,层合板的基体开始急剧热解。直到约  $600 \text{ }^\circ\text{C}$  时,密度达到稳定状态,基体的热解已基本完成。密度的变化直接反映热解过程中不同相的含量变化,如图 3 所示。当升温速率较低时,复合材料能更完全地热解。由图 5 可以发现,在温度比较低的阶段,热解尚未发生,复合材料的导热性能随着温度的升高而提高;达到热解温度后,基体开始热解,随着热解过程的加剧,孔隙率提高,导致复合材料的导热性能降低,横向导热系数逐渐减小;最后当热解完成时,随着温度的升高,热解碳使复合材料的导热性能略有提高,横向导热系数不再显著变化。

### 2.4 力学性能

在高温下,复合材料的力学性能取决于温度  $T$  和加热时间  $t$ 。根据高温下 CFRP 层合板的层级模型进行分析,高温下单层板的弹性特性同样可以由基体和纤维热解相的热解量表征:

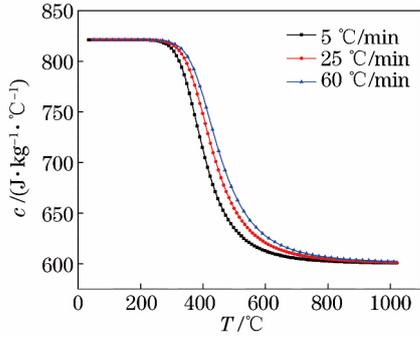


图 4 氮气环境中不同升温速率下比热容随温度的变化

Fig. 4 Specific heat capacity versus temperature at different heating rates under nitrogen environment

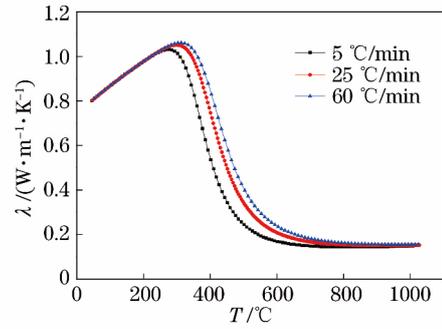


图 5 氮气环境中不同升温速率下横向导热系数随温度的变化

Fig. 5 Thermal conductivity in transverse direction versus temperature at different heating rates under nitrogen environment

$$\begin{cases} E_1 = E_f a_1 \phi_f \\ E_2 = E_b a_2 \\ G_{12} \approx \frac{E_2}{2(1 + \nu_{21})} \\ \nu_{21} = 0.3 \end{cases}, \quad (12)$$

式中  $E_1$ 、 $E_2$  分别为纵向(纤维方向)和横向(垂直于纤维方向)的弹性模量,  $E_f$  和  $E_b$  分别为纤维和基体的弹性模量,  $G_{12}$  为面内剪切模量, 假定泊松比  $\nu_{21}$  基本不随温度变化。无量纲函数  $a_1$  和  $a_2$  与纤维、基体的热解相关, 分别描述了高温下复合材料纵向和横向弹性性能的变化。

图 6 所示为不同升温速率下单向复合材料纵向和横向模量比值的变化。可以看出, 升温速率越快, 弹性模量比值的下降速率越慢; 随着温度的升高, 弹性模量比值显著减小, 热解完全后模量比值不再显著变化。

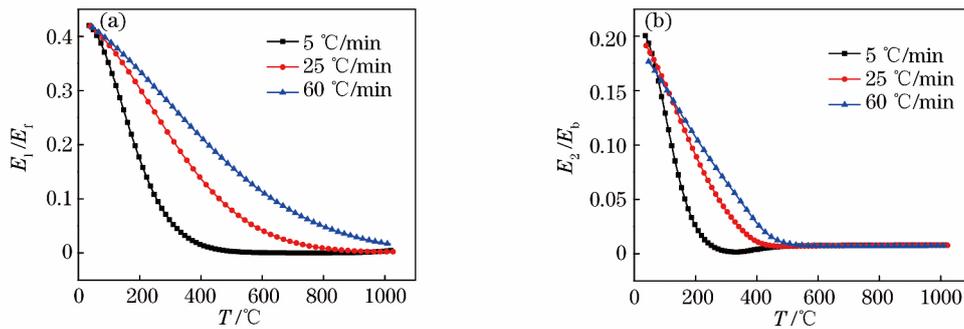


图 6 不同升温速率下弹性模量比值随温度的变化规律。(a)纵向弹性模量比值;(b)横向弹性模量比值

Fig. 6 Elastic-modulus ratio versus temperature at different heating rates.

(a) Longitudinal-elastic-modulus ratio; (b) transverse-elastic-modulus ratio

### 3 CFRP 层合板热力损伤模型

#### 3.1 热损伤

高功率连续激光辐照 CFRP 会发生一系列复杂的物理、化学过程, 包括热解、烧蚀和氧化等热损伤行为<sup>[9]</sup>。热解发生在材料内部, 而烧蚀与氧化则主要发生在材料边界上。烧蚀边界上的热源项主要包含激光输入能量、热对流、热辐射、热解耗能、氧化热能、相变热能等, 如图 7 所示, 其中  $q_{\text{laser}}$  表示激光输入热流能量,  $\beta$  为吸收系数,  $q_{\text{rad}}$  表示材料表面向外界的辐射热流能量,  $q_{\text{conv}}$  表示材料表面与外界的对流换热能量,  $q_{\text{oxi}}$  表示热解碳与碳纤维发生氧化释放的热流能量,  $q_{\text{pyr}}$  表示基体热解耗散的热流能量,  $q_{\text{phas}}$  表示热解碳、碳纤维等发生相变耗散的热流能量。

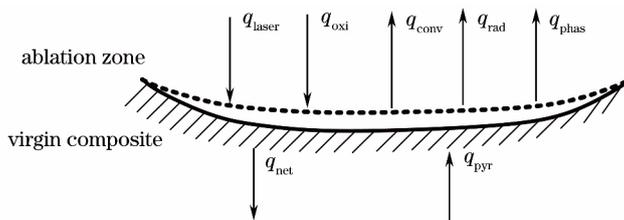


图 7 CFRP 层合板激光烧蚀换热边界条件

Fig. 7 Heat transfer boundary conditions of CFRP laminates under laser ablation

连续激光辐照下 CFRP 表面的热流边界条件可以表示为

$$q_{net} = \beta q_{laser} - q_{rad} - q_{conv} + q_{oxi} - q_{pyr} - q_{phas} \quad (13)$$

热解会在材料内部形成孔隙,引起的能量耗散可以用体热源项  $q_{pyr}$  描述。此处热解能量耗散包括热解反应吸热能量和热解气流流动能量两部分,总的能量耗散<sup>[3,9-10]</sup>可表示为

$$q_{pyr} = QV \frac{\partial \rho}{\partial t} - V (\varphi_g \rho_g \mathbf{v}_g) \cdot \nabla h_g \quad (14)$$

$$h_g = \int_{T_0}^T \rho_g c_g dT = \rho_g c_g (T - T_0) \quad (15)$$

式中  $Q$  表示材料的单位质量的热分解热流能量,  $V$  为材料的体积,  $\rho_g$  为热解气体的密度,  $\mathbf{v}_g$  为气体流速矢量,  $h_g$  为气体热焓,  $c_g$  为热解气体定压比热容。(14)式中的第一项表征热解吸热过程的能量耗散,第二项表征热解气体流动引起的能量耗散。由于第一层级模型假定热解材料体积不变,故热解部分的材料质量变化可以用密度变化表征。

氧化方程可以简化为



因此,氧化热可以用反应前后产物的焓值<sup>[11]</sup>表示,即

$$q_{oxi} = C_{CO} \Delta H_{CO} - C_C \Delta H_C - C_{O_2} \Delta H_{O_2} \quad (17)$$

式中  $C_i$  为组元的浓度,可以由化学平衡常数获得;  $\Delta H_i$  为组元的焓值。

复合材料表面由于相变而产生能量耗散,可通过相变潜热表征。在数值计算中,相变潜热可以通过定义材料的比热随温度的变化来实现,这种方法称为显热容法<sup>[12]</sup>。假设材料升华过程中温度会有微小的变化,即温度从  $T_s$  变化到  $T_s$ ,则材料吸收的热量为

$$q_{phas} = \sum m_i \int_{T_s}^{T_s} c_i dT \quad (18)$$

式中  $c_i$  为发生相变阶段各组元折算的比热容,  $m_i$  为相应的组元质量变化。本文主要考虑热解碳的相变能量耗散。

### 3.2 层间开裂

实验研究发现,高功率连续激光辐照 CFRP 层合板时,基体热解产生的气体压力和升温引起的热应力会引起层合板的层间开裂。层间开裂形成的层间热阻不仅会阻碍激光能量向内部传导,还会导致已损伤的铺层发生进一步损伤。

采用内聚力模型描述层间裂纹扩展行为。内聚力模型是断裂力学中广泛应用的一种计算模型,能够比较准确地对材料的断裂行为进行描述。在内聚力模型中,层间应力为层间位移的函数,两者的函数关系称为张力-位移法则。常见的张力-位移关系法则有双线性、梯形、多项式和指数型四种,其中双线性张力-位移法则最初由 Mi 等<sup>[13]</sup>提出,由于其具有简单有效的特点,被广泛应用于有限元计算中。双线性内聚力模型的张力-位移关系如图 8 所示,可描述为

$$F_n = \begin{cases} \frac{\sigma_{max}}{\delta_n^0} \delta, & \delta \leq \delta_n^0 \\ \sigma_{max} \frac{\delta_n^f - \delta}{\delta_n^f - \delta_n^0}, & \delta_n^0 < \delta \leq \delta_n^f \\ 0, & \delta_n^f < \delta \end{cases} \quad (19)$$

$$F_t = \begin{cases} \frac{\tau_{\max}}{\delta_t^0} \delta, & \delta \leq \delta_t^0 \\ \tau_{\max} \frac{\delta_t^f - \delta}{\delta_t^f - \delta_t^0}, & \delta_t^0 < \delta \leq \delta_t^f \\ 0, & \delta_t^f < \delta \end{cases} \quad (20)$$

式中  $F_n$  和  $F_t$  分别为法向的应力值和切向的应力值;  $\sigma_{\max}$  和  $\tau_{\max}$  分别为法向和切向的最大应力值, 此时对应界面处裂纹张开的最大位移分别为  $\delta_n^0$  和  $\delta_t^0$ 。当界面应力达到最大值时, 随着开裂位移的增加应力开始下降。位移继续增加至最大位移  $\delta_n^f$  和  $\delta_t^f$  时, 应力下降为零, 层间完全开裂。

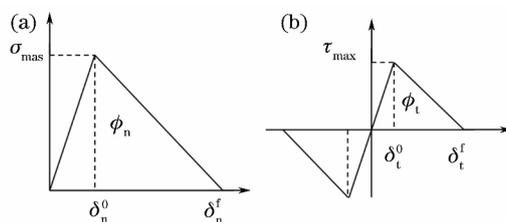


图 8 双线性内聚力模型的张力-位移关系

Fig. 8 Relation between tension and displacement within bilinear cohesive model

### 3.3 层间热阻

层间开裂会阻碍激光能量在厚度方向上的传导, 形成层间热阻, 影响传热行为。热解区的热解焦炭会附着在层间裂纹中间, 一部分激光能量仍然可以传导过去, 因此层间热阻非无限大; 而未热解区的层间开裂导致层间完全脱开, 激光能量无法传导, 因此层间热阻为无限大。对于热解区, 层间开裂之后, 假设层间热解产物的导热系数为  $\lambda_m$ , 层间裂纹距离为  $\delta_n^b$  ( $\delta_n^b = \delta - \delta_n^f$ ), 相当于在层间引入导热系数为  $\lambda_m$ 、长度为  $\delta_n^b$  的热桥, 那么层间热阻可以表示为  $R = \delta_n^b / \lambda_m$ 。总的来说, 层间热阻可表示为

$$R = \begin{cases} 0, & \delta_n^b = 0 & (\text{perfect condition}) \\ +\infty, & \rho/\rho_0 = 1, \delta_n^b > 0 & (\text{delamination within layers}), \\ \delta_n^b / \lambda_m, & \rho/\rho_0 < 1, \delta_n^b > 0 & (\text{state of pyrolysis}) \end{cases} \quad (21)$$

式中  $\rho/\rho_0$  表征的是胞元的热解状态。层间热阻是层间裂纹距离  $\delta_n^b$  和层间热解产物导热系数  $\lambda_m$  的函数, 同时层间裂纹距离也与热解状态有关。

## 4 高功率连续激光辐照 CFRP 的数值模拟

碳纤维的热力学性能参数与温度相关, 而环氧树脂的热力学性能参数不仅与温度有关, 还和热分解状态相关, 因此激光辐照过程中, 材料的热力学性能参数会随温度和时间发生非线性变化。由于热解状态与温升历程有关, 必须将表征材料热力学性能参数随温度和热解状态变化的细观模型嵌入到数值模型中求解, 才能完整地描述由温升和热解引起的材料非线性。

为了准确地模拟连续激光辐照 CFRP 的破坏行为, 数值计算时将多尺度分析模型耦合到热-力方程中进行求解。激光辐照过程中, 温升历程是未知的, 而且受材料热力学性能变化影响。为了解决激光辐照过程中的材料非线性问题, 在数值求解过程中利用显式迭代的方法将细观理论与宏观热力求解进行耦合<sup>[14-15]</sup>。在每一个小的时间步内, 求解材料的热力行为, 获取材料的温升历程, 然后利用细观理论实时更新局部的材料热力性能, 接着进入下一步求解, 直至计算完成。针对入射连续激光功率密度为  $630 \text{ W/cm}^2$  的工况进行了数值模拟, 计算中考虑了热辐射和热对流, 激光表面吸收率取 0.9, 相关材料参数和计算参数参照表 2 和文献<sup>[6, 11]</sup>。

表 2 CFRP 层合板相关参数

Table 2 Related parameters of CFRP laminates

$\rho_f / (10^3 \text{ kg/m}^3)$	$\rho_b / (10^3 \text{ kg/m}^3)$	$\rho_p / (10^3 \text{ kg/m}^3)$	$\varphi_f$	$\varphi_m$	$m_\tau / m_0$
1.775	1.312	2	0.6	0.4	0.76

### 4.1 层间开裂

图 9 对比给出了连续激光辐照 CFRP 层合板层间开裂行为的数值模拟结果和实验结果,激光辐照时间为 3 s,可知数值模拟结果能较好地模拟激光辐照引起的层间开裂行为。图 10 给出了激光辐照 1 s 和 3 s 时刻光斑中心处厚度方向上的层间裂纹距离  $\delta_n^d$  分布,没有发生层间开裂则令层间裂纹距离为零( $\delta_n^d=0$ )。可以看出在 1 s 时刻,只在激光辐照面附近几层出现层间开裂,3 s 时刻第 8 层已经出现层间开裂。虽然裂纹很小,但是由于此处没有发生热分解,层间开裂导致层与层之间完全脱开,热阻为无限大。

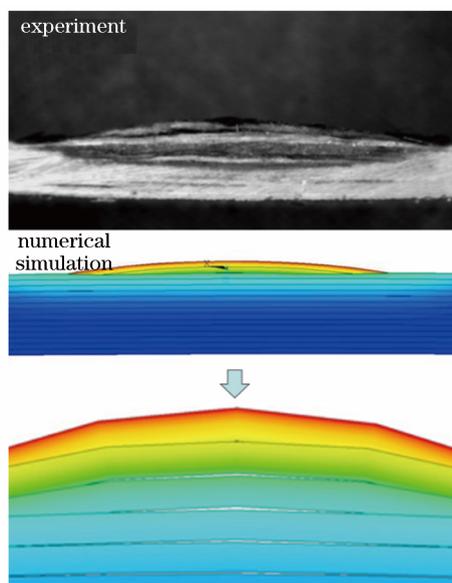


图 9 激光辐照下 CFRP 层合板的层间开裂

Fig. 9 Delamination of CFRP laminates within layers under laser irradiation

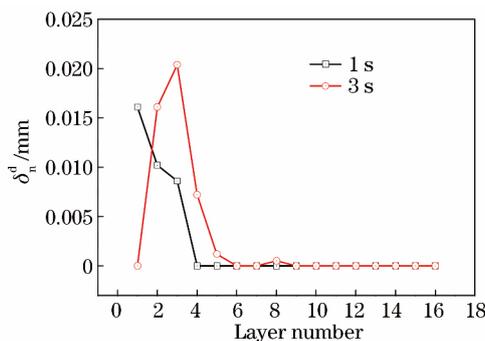


图 10 不同时刻光斑中心处各铺层上的层间裂纹距离分布

Fig. 10 Interlayer cracking distance distribution at each layer in spot center at different time

### 4.2 热解行为

图 11 给出了不同时刻光斑中心处各铺层的热解程度分布,可知 1 s 时刻 1~3 层已经完全热解,3 s 时刻 1~7 层已经完全热解。激光停止辐照之后,8~16 层之间温度虽然不会立即下降,但是由于其本身温度低于热解温度(300 °C),因此热解反应无法发生。1~7 层温度快速下降,虽然其温度高于热解温度,但是由于其热解已经完全( $\varphi_b \approx 0$ ),因此热解也不会进行。因此,3~20 s 各层都没有继续发生热解,这个阶段厚度方向上的热解程度分布和 3 s 时刻的重合。基体的热解程度在第 8 层出现突降,分析认为可能是由于此处出现层间开裂。

图 12 给出了不同时刻光斑中心处厚度上的密度分布,可以看出 1 s 时刻 1~3 层密度下降了约 25%,3 s 时刻 1~7 层密度都下降了约 25%。密度下降是因为热分解气流流出,不同时刻各铺层光斑中心处的密度分布与热解程度分布趋势相同。密度下降只发展到第 8 层,也是因为 8 层处发生了层间开裂。

图 13 给出了背表面中心温度计算和实验结果的对比,两者吻合较好。图 14 给出了不同时刻光斑中心

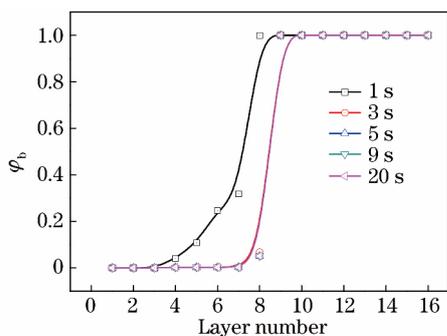


图 11 不同时刻光斑中心处各铺层上的基体热解程度分布

Fig. 11 Pyrolysis degree distribution of matrix at each layer in spot center at different time

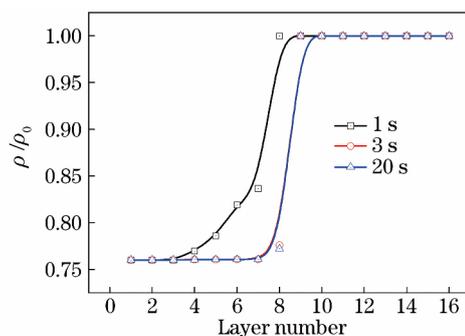


图 12 不同时刻光斑中心处各铺层的密度分布

Fig. 12 Density distribution at each layer in spot center at different time

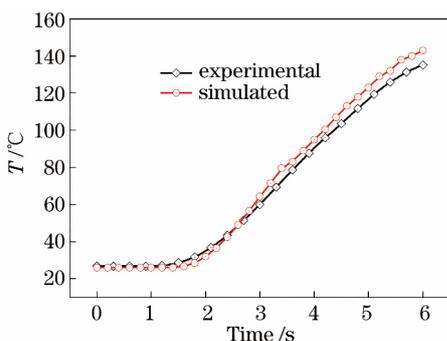


图 13 背表面中心温度随时间的变化

Fig. 13 Temperature at back surface center versus time

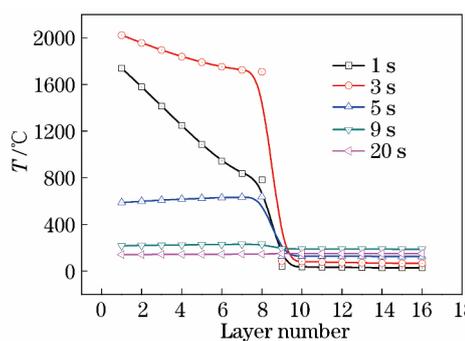


图 14 不同时刻光斑中心处各铺层的温度分布

Fig. 14 Temperature distribution at each layer in spot center at different time

点在厚度上的温度分布,可以看出,温度在第 8 层出现突降,可能是由于此处出现层间开裂。辐照 1 s 后光斑中心的温度达到了 1700 °C 左右,3 s 时刻激光停止辐照时温度达到了约 2000 °C,但还是低于碳纤维的升华点(超过 3000 °C),因此不会发生升华相变。激光停止辐照后背表面的温度仍在上升,辐照面的温度迅速下降,试件温度分布趋于均匀化。

## 5 结 论

主要针对激光辐照 CFRP 层合板的热力损伤效应开展了理论研究。将层间开裂模型、热阻模型和描述热分解引起材料非线性效应的细观模型嵌入到热-力耦合分析中,建立了能够较为完整描述碳纤维/环氧树脂复合材料层合板在连续激光辐照下损伤行为的多尺度分析模型。数值计算获得的热力损伤形貌、温度历程与实验结果吻合较好。这一方面验证了数值模型的可靠性,另一方面也揭示了热解和层间开裂对激光辐照 CFRP 层合板热力响应的显著影响。

## 参 考 文 献

- [1] Dimitrienko Y. Thermomechanical behaviour of composite materials and structures under high temperatures; 1. Materials[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1997, 28(5): 453-461.
- [2] Dimitrienko Y. Thermomechanical behaviour of composite materials and structures under high temperatures; 2. Structures[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1997, 28(5): 463-471.
- [3] Gibson A G, Wu Y S, Evans J T, *et al.* Laminate theory analysis of composites under load in fire[J]. J Compos Mater, 2006, 40(7): 639-658.
- [4] Sorathia U, Lyon R, Gann R, *et al.* Materials and fire threat[J]. Fire Technol, 1996, 32(3): 8-15.
- [5] Zhang J, Rowland J. Damage modeling of carbon-fiber reinforced polymer composite pin-joints at extreme temperatures [J]. Compos Struct, 2012, 94(8): 2314-2325.

- [6] Dimitrienko Y. Modelling of the mechanical properties of composite materials at high temperatures; 2. Properties of unidirectional composites[J]. *Appl Compos Mater*, 1997, 4(4): 239-261.
- [7] Dimitrienko Y. Modelling of the mechanical properties of composite materials at high temperatures; 1. Matrix and fibers[J]. *Appl Compos Mater*, 1997, 4(4): 219-237.
- [8] Chen Minsun, Jiang Houman, Liu Zejin. Determination of thermal decomposition kinetic parameters of glass-fiber/epoxy composite[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2010, 22(9): 1969-1972.  
陈敏孙, 江厚满, 刘泽金. 玻璃纤维/环氧树脂复合材料热分解动力学参数的确定[J]. *强激光与粒子束*, 2010, 22(9): 1969-1972.
- [9] Song Hongwei, Huang Chenguang. Progress in thermal-mechanical effects induced by laser[J]. *Advances in Mechanics*, 2016, 46(1): 435-477.  
宋宏伟, 黄晨光. 激光辐照诱导的热与力学效应[J]. *力学进展*, 2016, 46(1): 435-477.
- [10] Gibson A G, Wright P N H, Wu Y S, *et al.* The integrity of polymer composites during and after fire[J]. *J Compos Mater*, 2004, 38(15): 1283-1307.
- [11] Chippendale R D, Golosnoy I O, Lewin P L. Numerical modelling of thermal decomposition processes and associated damage in carbon fibre composites[J]. *J Phys D: Appl Phys*, 2014, 47(38): 385301.
- [12] Pelletier D, Borggaard J, Hetú J F. A continuous sensitivity equation method for conduction and phase change problems [C]. *Proceedings of the 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2000: 0881.
- [13] Mi Y, Crisfield M A, Davies G A O, *et al.* Progressive delamination using interface elements[J]. *J Compos Mater*, 1998, 32(14): 1246-1272.
- [14] Zhang Longxia, Zhu Xiaobing, Li Fengyu, *et al.* Laser-induced thermal damage influenced by surface defects of materials[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(9): 0914001.  
张龙霞, 朱晓冰, 李风雨, 等. 材料表面缺陷对激光热损伤的影响[J]. *光学学报*, 2016, 36(9): 0914001.
- [15] Ou Changjin, Qin Caibao, Jiang Xianfeng, *et al.* The energy distribution of non-vertical laser cutting[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2017, 54(4): 041407.  
欧长劲, 秦才宝, 姜献峰, 等. 非垂直激光切割能量分布研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2017, 54(4): 041407.