



激光辐照下蜂窝夹芯复合材料结构传热及热烧蚀分析*

殷乾峰, 张永强, 张黎, 陈加政, 张家雷

(中国工程物理研究院 流体物理研究所, 四川 绵阳 621900)

摘 要: 结合蜂窝结构传热机制与复合材料烧蚀机制, 研究了蜂窝夹芯复合材料结构在激光辐照条件下的热响应。针对典型蜂窝单元, 建立了细观导热及烧蚀理论模型。基于有限元软件热分析模块和二次开发程序构建了蜂窝夹芯结构的高温传热数值模型, 考虑了热物性参数的非线性变化、树脂热解和纤维烧蚀过程。采用连续激光作为加载热源, 设计并开展了大气环境中蜂窝结构的热烧蚀实验, 获得了蜂窝结构的动态烧蚀特征。结果表明, 蜂窝夹芯复合材料结构在激光功率密度为 10^2 W/cm² 量级时具有良好的抗烧蚀能力, 数值模型能够较为准确地模拟激光加载蜂窝结构过程中的烧蚀温度和树脂、纤维的烧蚀情况, 并获得较为真实的烧蚀形貌。

关键词: 复合材料; 蜂窝; 激光; 烧蚀; 传热

中图分类号: TN246

文献标志码: A

doi: 10.11884/HPLPB202335.230044

Analysis of heat transfer and thermal ablation of honeycomb sandwich composite structure under laser irradiation

Yin Qianfeng, Zhang Yongqiang, Zhang Li, Chen Jiazheng, Zhang Jialei

(Institute of Fluid Physics, CAEP, Mianyang 621900, China)

Abstract: Combined with the heat transfer mechanism of honeycomb structure and the ablation mechanism of composites, the thermal response of honeycomb sandwich composite structure under laser irradiation was studied. For typical honeycomb cells, a theoretical microstructure model of thermal conduction and ablation is established. Based on the finite element software thermal analysis module and secondary development program, a high temperature heat transfer numerical model of honeycomb sandwich structure was constructed, taking into account the nonlinear changes of thermal physical parameters, resin pyrolysis and fiber ablation process. Using continuous laser as the loading heat source, the thermal ablation experiments of honeycomb structure in atmospheric environment were designed and carried out, and the dynamic ablation characteristics of honeycomb structure were obtained. The results show that the honeycomb sandwich composite structure has good ablation resistance when the laser power density is 10^2 W/cm²; The numerical model can accurately simulate the temperature field and the ablation of resin and fiber in the process of laser loading the honeycomb structure, and can obtain comparatively real ablation morphology.

Key words: composites, honeycomb, laser, ablation, heat transfer

先进复合材料因具有高比强度、高模量、多功能等优点, 在航空航天领域得到了广泛应用^[1]。蜂窝夹芯结构作为典型的夹芯结构之一, 具有重量轻、抗弯能力强、隔热性能好以及制备工艺简单等诸多优点^[2-4], 是结构热防护系统的重要组成部分, 面对复杂的使用环境和荷载条件, 其高温条件下的热响应评估具有重要意义。

近年来, 针对金属和复合材料蜂窝结构的传热特性, 许多学者在实验和数值仿真方面开展了相关研究工作。解维华等人^[5]建立了蜂窝夹芯板和纤维隔热毡有效热导率的数值预报模型, 给出了金属热防护系统各个部分的设计准则。梁伟等人^[6]建立了考虑夹芯的辐射、传导和对流传热形式的蜂窝面板的瞬态传热数值计算模型, 得出了镍基合金蜂窝板在高温下的防热特性。邢春鹏等人^[7]试验研究了金属蜂窝热防护结构在 900 °C 高温条件下力学性能的变化, 并分析了其在热力耦合作用下的温度场和应力场。景丽等人^[8]研究了金属蜂窝夹芯板在气动加热条件下的非稳态传热行为, 建立了蜂窝夹芯板的导热-辐射瞬态耦合传热数学物理模型及数值求解方法。张黎等人^[9]

* 收稿日期: 2023-03-05; 修订日期: 2023-05-28

联系方式: 殷乾峰, yqf435371386@163.com。

通信作者: 张家雷, zhangjialei21@126.com。

使用两相流模型和凝固/熔化模型模拟气流对烧蚀物的剥蚀,得到了金属蜂窝板的温度分布以及烧蚀形貌。

复合材料相比于金属夹芯结构具有较低的使用温度,其烧蚀特点和热物性参数的演变也有所差异。郑吉良等人^[10]基于 ANSYS 有限元软件模拟研究了玻璃钢蜂窝板的稳态和瞬态传热,建立了蜂窝板流体与固体耦合传热平面模型。邱志平等人^[11]提出了一种针对蜂窝夹层复合材料结构改进的计算方法,分析了材料特性的非线性对蜂窝夹层复合材料板热传导的影响。Wang 等人^[12]采用有限元方法建立了桁架夹芯复合材料层板的激光烧蚀数值模型,研究了其烧蚀演化过程和热解效应。彭国良等人^[13]考虑了材料烧蚀时参数变化,给出了激光烧蚀蜂窝夹芯复合材料的计算模型,并通过实验验证了模型的合理性。张家雷等人^[14]开展了真空和大气环境中二维编织铺层复合材料的烧蚀实验,获得了不同热流条件下的烧蚀特征,分析了材料烧蚀机制。

目前,针对蜂窝结构传热机制的相关研究已大量开展,但对于复合材料蜂窝在高热流密度作用下的热响应研究还较少。本文建立了碳纤维增强树脂复合材料(CFRP)面板铝蜂窝夹芯结构的热烧蚀数值模型,考虑了CFRP面板中树脂热解、纤维烧蚀过程和热物性参数的非线性变化,重点关注了蜂窝夹芯复合材料结构在激光辐照作用下的温度分布及传热机制。采用激光作为高热流密度热源,设计并开展了大气环境中蜂窝夹芯复合材料结构的热烧蚀实验。

1 蜂窝结构热烧蚀理论模型

蜂窝夹芯复合材料结构是由上下两层复合材料面板和蜂窝芯子组成。复合材料面板较薄,主要承受外部热流和面内拉伸或压缩荷载。蜂窝芯子通过与面板粘接,提供较大的抗弯刚度和良好的隔热性能。在高热流密度作用下,蜂窝夹芯结构中CFRP面板会发生热烧蚀,并伴随着树脂热解、热解气体溢出和纤维烧蚀等过程,考虑复合材料热烧蚀作用的热传导方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \zeta_m \frac{\partial \rho_m}{\partial t} \quad (1)$$

式中: T 表示材料温度; t 表示时间; ζ_m 表示树脂热解热; ρ 、 c 和 k 分别代表材料的密度、比热容和热导率; 下标 m 代表树脂组分。

根据文献^[15],CFRP面板在热烧蚀过程中内部主要包含四种组分:纤维、树脂、热解气体和热解残碳,因此其热物性参数可采用四种组分的混合率求出,表达式为

$$\begin{cases} k_{//} = \sum_{i=f,m,ch,g} \varphi_i k_i \\ k_{\perp} = \left(\sum_{i=f,m,ch,g} \varphi_i / k_i \right)^{-1} \\ c = \sum_{i=f,m,ch,g} \varphi_i c_i \rho_i / \varphi_i \rho_i \\ \rho = \sum_{i=f,m,ch,g} \varphi_i \rho_i \end{cases} \quad (2)$$

式中: φ_i 为材料各组分体积分数,满足 $\sum_{i=f,m,ch,g} \varphi_i = 1$; 下标 \perp 和 $//$ 分别代表垂直于纤维方向和平行于纤维方向; 下标 f 、 m 、 ch 和 g 分别代表纤维、树脂、残碳和热解气体。

树脂在温度达到 300 °C 左右开始发生热解,其热解速率可以采用 Arrhenius 方程表示^[15]

$$R_m = A_m \rho_m \left(\frac{\rho_m(t) - \rho_m(t_1)}{\rho_m(t_0)} \right)^n \exp\left(-\frac{E_m}{RT}\right) \quad (3)$$

式中: R_m 为树脂反应速率; A_m 为指前因子; E_m 为树脂热解反应活化能; R 为气体常数; n 为反应级数; t_1 为反应结束时刻; t_0 为反应开始时刻。

根据CFRP面板中树脂热解速率计算材料内部各组分质量变化率,表达式为

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho_m}{\partial t} = -R_m \\ \frac{\partial \rho_g}{\partial t} = \xi_g R_m + \nabla \cdot (v_g \rho_g) \\ \frac{\partial \rho_{ch}}{\partial t} = \xi_{ch} R_m \end{cases} \quad (4)$$

式中： ζ_g 和 ζ_{ch} 分别表示树脂热解产生气体和残碳的质量占比； v_g 为气体溢出速度。

当 CFRP 面板温度进一步升高，材料中树脂完全分解，而碳纤维升华温度较高，因而材料进入稳定烧蚀阶段。根据空气中氧气含量的不同，碳纤维与残碳的氧化烧蚀速率也不同。根据文献 [16]，碳纤维和残碳的氧化速率可表示为

$$\dot{m} = 2\rho\varphi_{O_2} \sqrt{\frac{\sigma T_w}{2\pi m_{O_2}}} \beta_{O_2} \frac{M_C}{M_{O_2}} \quad (5)$$

式中： m 和 M 分别表示相应物质的质量和摩尔质量； φ_{O_2} 为氧气质量分数； β_{O_2} 为表面反应的可能性； T_w 代表环境温度。

蜂窝夹芯结构中，由上板面到下面板的传热机制可分为 2 种：(1) 蜂窝壁面传热和壁面内部辐射传热；(2) 芯子内部空气传热。芯子内空气传热与上下面板温差相关，在数值模型中，通过设置上下面之间的接触来实现内部空气传热。蜂窝壁面传热与蜂窝壁面单元的几何尺寸、材料热物性参数相关，考虑蜂窝芯子传热和辐射耦合换热过程的热传导方程为

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

式中： q_c 为有效辐射热量。

芯子内部辐射传热是以电磁波的形式进行热扩散。蜂窝单元是封闭空间，其内部辐射散热情况更加复杂，可分为上下面板辐射传热和上面板--内壁--下面板辐射传热两种模式。根据文献 [17]，蜂窝结构上下表面之间有效辐射热量 q_c 表达式为

$$q_c = \varepsilon^2 \sigma \left[\varphi_{1-2} (T_1^4 - T_2^4) + 4 \sum_{k=1}^s (\varphi_{(1-3)k} - \varphi_{(1-3)(k-1)}) (T_1^4 - T_{3k}^4) \right] \quad (7)$$

式中： σ 是 Stefan-Boltzmann 常数； ε 是材料辐射表面发射率； φ_{1-2} 和 $\varphi_{(1-3)k}$ 分别是参与辐射各表面间的辐射传递系数； T_1, T_2, T_{3k} 均为辐射表面温度，下标 1、2、3k 分别表示上面板、下面板和蜂窝壁面。由于蜂窝壁面温度不同，故将其分为 s 份，每份单独计算其辐射传递系数。

对于热源加载边界，其单元内输入热量 q_{in} 表达式为

$$q_{in} = \alpha I_{laser} - h_{conv} (T - T_w) - \sigma \varepsilon (T^4 - T_w^4) \quad (8)$$

式中：右侧第一项为激光输入等效热流密度；第二项为材料表面对流换热；第三项为表面热辐射； h_{conv} 为材料表面对流换热系数； T 和 T_w 分别为材料表面温度和环境温度； α 为材料表面对激光的吸收率； I_{laser} 为激光功率密度，光束功率分布一般服从高斯分布或超高斯分布，表达式为

$$I_{laser} = I_0 \exp \left[-2 \left(\frac{r}{r_0} \right)^{Ns} \right] \quad (9)$$

式中： I_0 为激光峰值功率密度； r 为半径； r_0 为光斑半径； Ns 为高斯阶数 ($Ns \geq 2$)。

2 激光烧蚀实验

试样为碳纤维增强树脂复合材料面板铝蜂窝夹层结构，如图 1 所示。芯子材料用 4.6 mm 厚铝蜂窝，蜂窝边长为 5 mm，壁面厚度为 0.05 mm。面板采用 4 层 M40J 碳纤维单向带，以 $[0^\circ/90^\circ]_s$ 方式铺层，厚度为 0.3 mm。铝蜂窝与面板采用结构胶 EC2216B/A 粘接，其失效温度为 200 °C，剥离强度为 20 MPa。蜂窝夹芯结构整体为正方形，边长为 55 mm，厚度 5.2 mm。

实验采用 1070 nm 光纤激光器作为加载热源，光斑尺寸为 12 mm，输出模式为连续波。激光输出平均功率密度为 500 W/cm²，辐照时间为 10 s，光斑内光强分布如图 2 所示。CFRP 面板在激光作用下烧蚀温度较高，因此采用高温红外热像仪来测量前表面温度。为了实现温度与时间准确的动

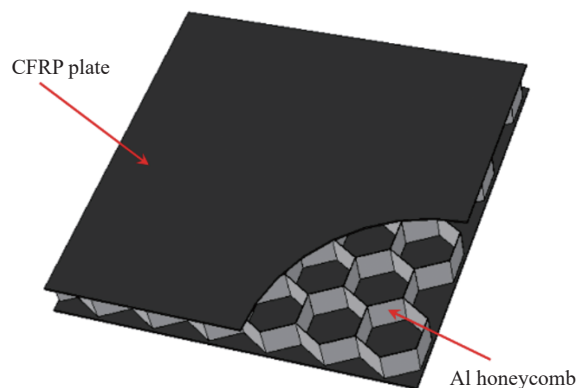


Fig. 1 Honeycomb sandwich composite structure

图 1 蜂窝夹芯复合材料结构

态变化过程,采用同步器将红外热像仪和激光器连接到同一接口,装置示意图如图3所示。复合材料的烧蚀特性与周围环境温度、压强、气流状态以及气体组分有密切关系。本文中试验环境为大气环境,环境温度为20℃,气流速度为0(静态空气),气体压强接近标准大气压,气体组分为空气。

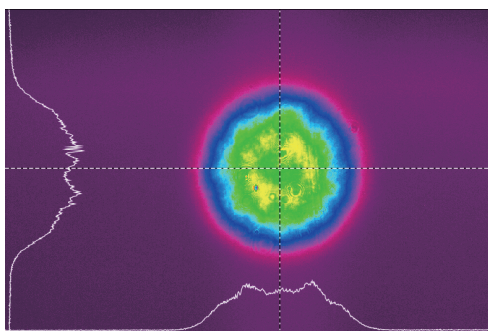


Fig. 2 Laser intensity distribution

图2 激光光强空间分布

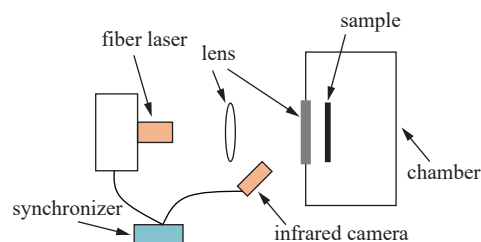


Fig. 3 Schematic diagram of experimental device

图3 实验装置示意图

采用红外热像仪测得蜂窝夹芯复合材料结构表面动态温度分布如图4所示。由于是在大气环境中进行激光辐照实验,树脂热解会伴随着燃烧并释放浓烟,这对红外测温结果的准确性有一定影响。在0~0.5 s时间段内,前表面温度迅速升高并达到了2000℃。之后,由于红外热像仪量程有限,实验结果中心区域内最高温度仅为2100℃,表现为中心区域温度基本不变。2.5~10 s内,光斑周围温度升高,热影响区域逐渐扩大。这一时间段内,中心超量程区域并没有明显扩大,说明表面进入稳定烧蚀阶段。

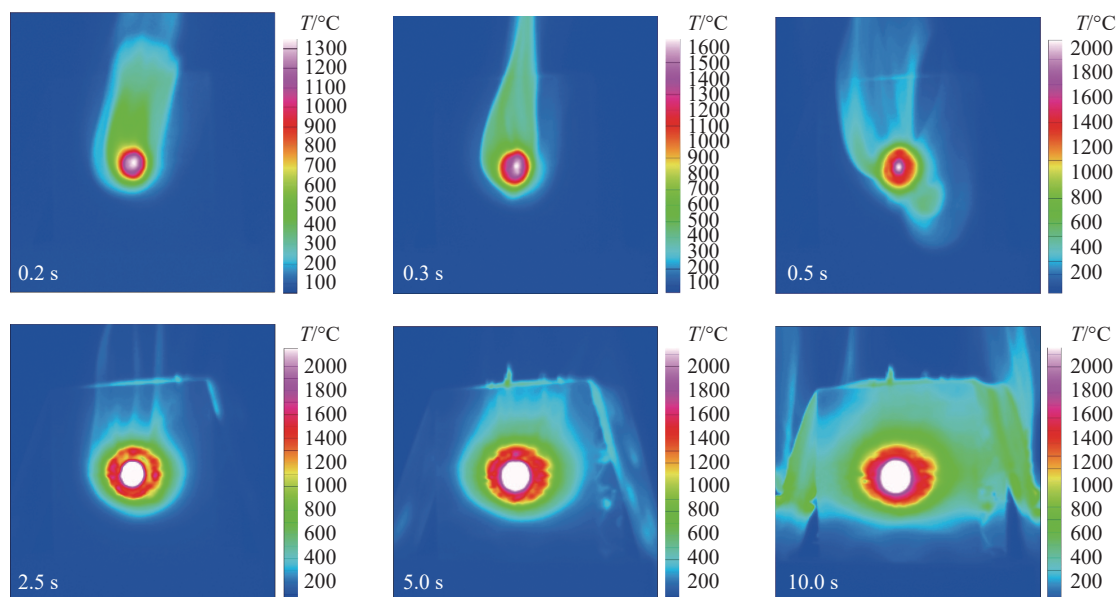


Fig. 4 Temperature field variation of the irradiated surface of honeycomb structure at different time

图4 不同时刻蜂窝结构辐照表面温度场变化

3 数值计算与对比分析

采用有限元软件热分析模块对蜂窝夹芯复合材料结构热响应进行数值仿真分析,建模示意图如图5所示。针对CFRP面板中树脂热解和纤维烧蚀等过程,采用二次开发程序设计复合材料各项异性传热特性,分析并实现材料热物性参数非线性变化。复合材料面板为多层碳纤维铺层结构,在模型设计中采用实体单元划分网格。面板共分为四层,每层按照实验样品铺层顺序设置不同方向,以模拟材料各项异性传热特性。铝蜂窝芯子同样采用实体单元划分网格,以模拟铝蜂窝壁面的热传导过程。

针对蜂窝夹芯结构内空气和壁面传热过程,分别采用设置上下面板传热系数、芯子与面板之间粘性接触的方式实现。针对辐射传热过程,设置面-面辐射接触,并根据芯子几何参数计算壁面之间辐射传递系数 ϕ 。针对蜂窝夹芯结构的边界条件,设置整体结构初始温度为20℃,上下面板外表面设置热辐射散热和对流散热边界条件,环

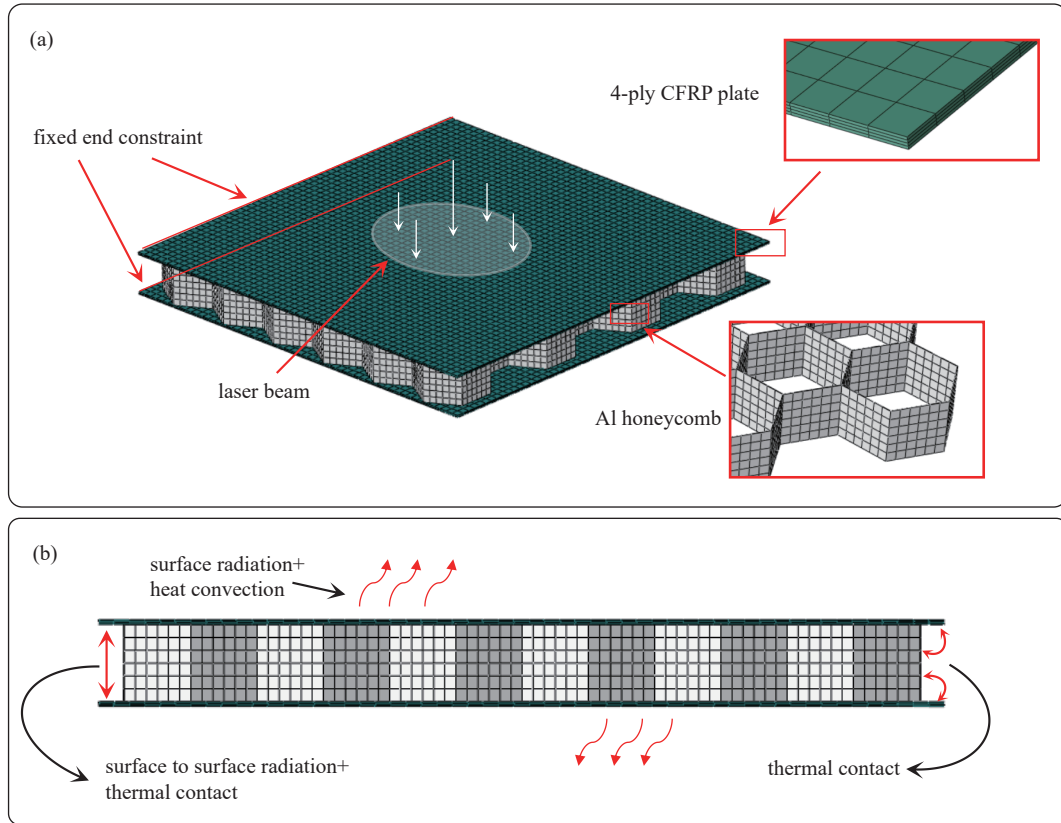


Fig. 5 Schematic diagram of numerical modeling of honeycomb sandwich composite structure

图 5 蜂窝夹芯复合材料结构数值建模示意图

境温度设置为 20 ℃, 为了与实验设计保持一致, 对蜂窝结构一侧边进行固定端约束。

CFRP 面板内碳纤维和树脂质量分数分别为 60% 和 40%, 各组分热物性参数采用文献 [17] 中结果, 如表 1 所示。CFRP 面板的表面发射率 ε 初始值取 0.92, 由于热烧蚀产生的残碳表面发射率较高, 因此计算过程中根据面板内残碳含量计算表面发射率, 待面板表面完全碳化, 其表面发射率 ε 增至最大值 0.98。大气环境中材料表面对流换热系数 h_{conv} 取 12.5 W/(m²·K), 环氧树脂热解热取 7.37 kJ/g^[18]。CFRP 面板对 1074 nm 激光的吸收率取 0.82, 光束功率分布采用四阶超高斯分布 ($N_s=4$)。

表 1 CFRP 各组分热物性参数

Table 1 Thermophysical parameters of CFRP components

parameter	value
thermal conductivity of fiber/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	30
density of fiber/(kg·m ⁻³)	1760
specific heat capacity of fiber/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	956
thermal conductivity of resin/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	0.5
density of resin/(kg·m ⁻³)	1200
specific heat capacity of resin/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	1690
thermal conductivity of char/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	5
density of char/(kg·m ⁻³)	1300
specific heat capacity of char/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	1589
thermal conductivity of gas (CO ₂)/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	0.025
density of gas (CO ₂)/(kg·m ⁻³)	1.997
heat capacity at constant pressure for gas (CO ₂)/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	720

对蜂窝夹芯复合材料结构在 0~10 s 内的传热及热烧蚀过程进行了数值计算, 图 6 给出了不同时刻蜂窝结构表面温度分布数值模拟结果。对比分析可以看出, 在 0~0.8 s 时间段内, 蜂窝结构前表面温度均迅速升高并达到

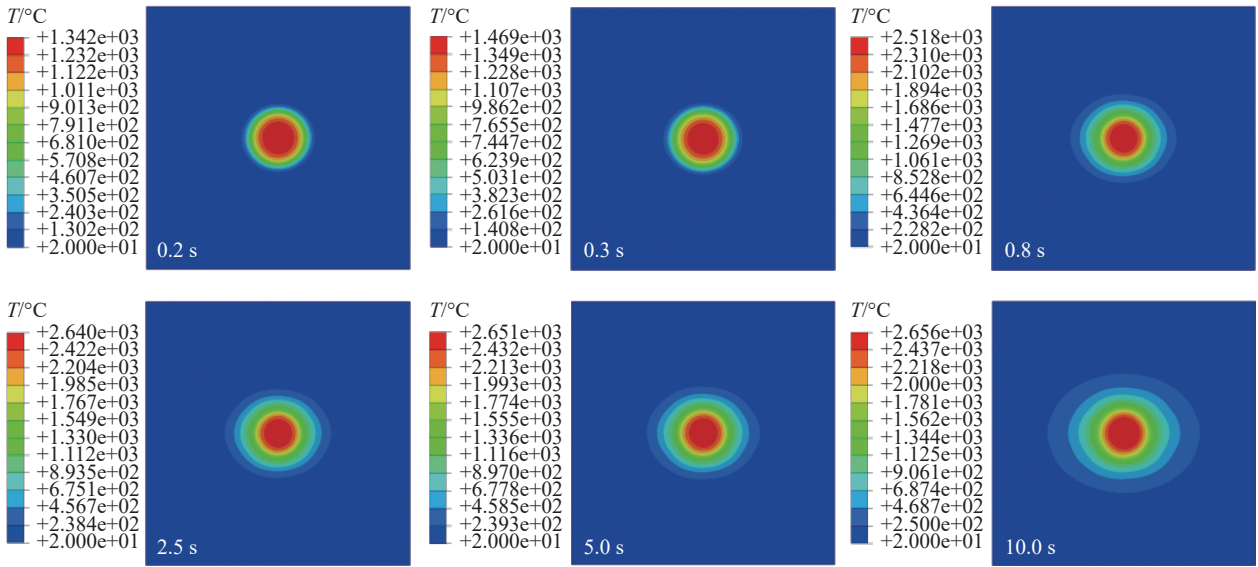


Fig. 6 Temperature field variation of irradiated surface of numerical simulation model at different time

图 6 不同时刻辐照表面数值模拟温度场变化

了 2000 °C 以上,这是由于 CFRP 面板沿厚度方向热导率较低,较高功率密度下热量在前表面积聚,导致温度陡升。随着温升至 2500 °C 左右,表面的热辐射散热占主导地位。同时,由于 CFRP 面板较薄,沿厚度方向树脂已完全热解,因此温度基本达到平衡。对比蜂窝结构稳定烧蚀阶段的温度分布和中心烧蚀区域变化,可以进一步验证仿真模型的准确性。

在材料达到稳定烧蚀阶段之前,对比辐照表面中心温度,如图 7 所示。在前 0.1 s 内,树脂温升速率最高,在 0.1~0.5 s 时间段内,随着沿厚度方向树脂热解加快,温升速率有所下降,与理论分析中树脂热解吸热相符。

图 8 给出了蜂窝夹芯复合材料结构烧蚀形貌对比结果。数值仿真结果中变量 w_f 表示单元中纤维质量分数,未烧蚀区域保持为 0.6。尽管烧蚀温度稳定在 2600 °C 左右,但纤维的氧化烧蚀速度仍然很低,烧蚀区域集中在光斑中心部位,说明纤维的耐烧蚀能力很强。沿着纤维方向,呈现椭圆形的裸露的碳纤维丝束,表示树脂已完全分解。从纤维含量云图的截面可以看出,已完全烧蚀的单元直接被“杀死”,激光作用于下一层单元,整体呈现上宽下窄的形状。

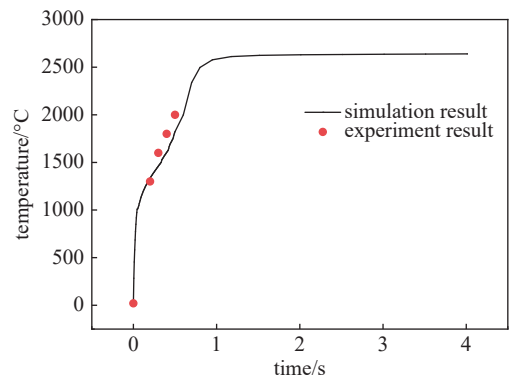


Fig. 7 Maximum temperature-time curves of honeycomb structure's irradiated surface

图 7 蜂窝结构辐照表面最高温度-时间曲线

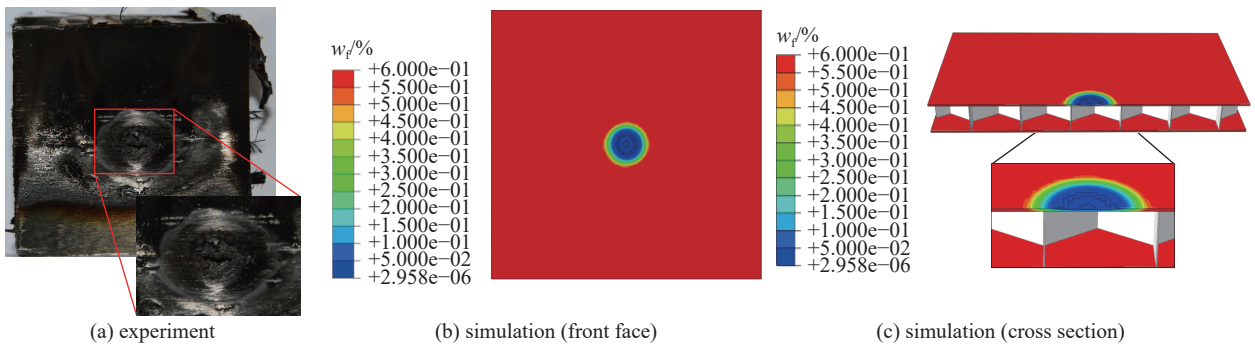


Fig. 8 Comparison of ablation morphologies

图 8 烧蚀形貌对比

CFRP 面板中树脂热解分布如图 9 所示,变量 w_m 表示单元中树脂质量分数,未分解区域保持为 0.4。树脂在 400~500 °C 之间热解反应迅速,在 800 °C 左右基本反应完成。由于前表面温升迅速,其表层树脂在 0.1 s 内即完成

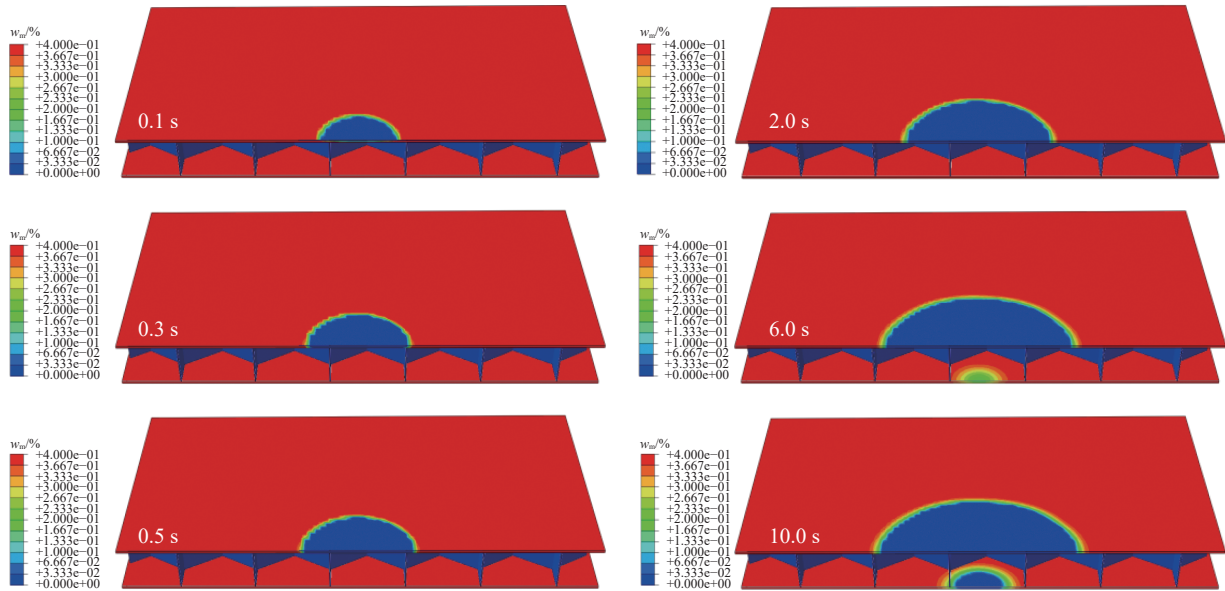


Fig. 9 Variation of resin pyrolysis region in honeycomb structure at different time

图 9 不同时刻蜂窝结构中树脂热解区域变化

热解,但热解区域仅限于光斑范围内。随着辐照时间增长,热解区域逐渐扩散。6 s左右,蜂窝下面板树脂开始热解,这是前后表面的辐射传热导致的。10 s时,下面板中心区域树脂已完全热解。

图 10 给出了蜂窝结构前后面板外表面温度随时间变化曲线,外表面为面板的非芯子接触面。在 0~0.8 s 时间内,前表面温度迅速升高,升温阶段表现出明显的温升速率不一致。这是由于树脂的热分解为吸热反应,部分激光能量用于材料化学反应。在这一时间范围内,后表面温度有小幅度增长,这主要是由芯子壁面传热引起。进入稳定烧蚀阶段,上面板温度升高至 2500 °C 左右,此时上下面板间辐射传热占主导地位,后表面升温幅度明显增大,最后温升至 600 °C 左右。

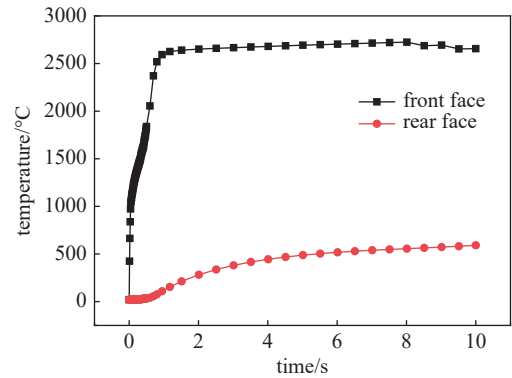


Fig. 10 Maximum temperature-time curve of front and rear panel outer surface of honeycomb structure

图 10 蜂窝结构前后面板外表面最高温度-时间曲线

通过数值计算可以得出,蜂窝夹芯复合材料结构在激光功率密度 500 W/cm² 时具有良好的耐烧蚀特性。相比于金属失效,树脂的热解失效温度更低,但热解后形成的残碳层能够吸收大量热量,阻挡热流直接作用于结构内部,起到了良好的隔热效果。值得注意的是,当蜂窝结构内温差高达 2000 °C 以上时,辐射传热在蜂窝结构传热中占据主导地位,其引起的材料温升也高达数百摄氏度。

4 结 论

本文将复合材料热烧蚀微观模型嵌入到典型蜂窝传热分析中,建立了激光辐照作用下蜂窝夹芯复合材料结构的热烧蚀模型,实现了结构非线性传热,给出了蜂窝结构瞬态温度场、烧蚀形貌和热影响区域。实验表明,蜂窝夹芯复合材料结构在激光功率密度 500 W/cm² 时具有良好的耐烧蚀能力,数值计算表明在稳态烧蚀条件下,前后面板温差大于 2000 °C,辐射传热在蜂窝结构传热中占据主导地位。对比分析得出,本文数值模拟计算结果与实验结果比较吻合,能够真实反映蜂窝夹芯复合材料结构在激光辐照作用下的温度变化和热烧蚀特征,进而为其在高温环境下的热响应评估和功能设计提供参考。

参考文献:

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 12. (Du Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 12)
- [2] Arao Y, Koyanagi J, Utsunomiya S, et al. Analysis of thermal deformation on a honeycomb sandwich CFRP mirror[J]. Mechanics of Advanced Materials and

- Structures*, 2010, 17(5): 328-334.
- [3] 吴楠, 郝旭峰, 史耀辉, 等. 高精度碳纤维增强树脂复合材料夹层天线面板热变形影响参数仿真与实验[J]. 复合材料学报, 2020, 37(7): 1619-1628. (Wu Nan, Hao Xufeng, Shi Yaohui, et al. Simulation and experiment on thermal deformation influence parameters of high accuracy carbon fiber reinforced plastic sandwiched antenna panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(7): 1619-1628)
- [4] Wei Xingyu, Xiong Jian, Wang Jie, et al. New advances in fiber-reinforced composite honeycomb materials[J]. *Science China Technological Sciences*, 2020, 63(8): 1348-1370.
- [5] 解维华, 张博明, 杜善义. 重复使用飞行器金属热防护系统的有限元分析与设计[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 650-656. (Xie Weihua, Zhang Boming, Du Shanyi. Analysis and design of metallic thermal protection systems for reusable launch vehicle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 650-656)
- [6] 梁伟, 张立春, 吴大方, 等. 金属蜂窝夹芯板瞬态热性能的计算与试验分析[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 672-677. (Liang Wei, Zhang Lichun, Wu Dafang, et al. Computation and analysis of transient thermal performance of metal honeycomb sandwich panels[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(4): 672-677)
- [7] 邢春鹏. 金属蜂窝夹芯结构性能研究与多层隔热结构优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008. (Xing Chunpeng. Research on properties of metallic honeycomb structure and optimization of multilayer insulations[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008)
- [8] 景丽, 王广飞, 唐绍锋, 等. 金属蜂窝夹芯板辐射导热耦合问题[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(5): 827-831. (Jing Li, Wang Guangfei, Tang Shaofeng, et al. Radiation and conduction coupling problems of honeycomb sandwich panel[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2010, 42(5): 827-831)
- [9] 张黎, 张永强, 贺佳, 等. 高速气流作用下能量加载金属蜂窝板数值模拟[J]. 强激光与粒子束, 2017, 29: 071005. (Zhang Li, Zhang Yongqiang, He Jia, et al. Numerical simulation of metallic honeycomb plates with energy addition in high velocity flow[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2017, 29: 071005)
- [10] 郑吉良, 孙勇. 单层与多层蜂窝芯玻璃钢蜂窝板的热性能模拟[J]. 复合材料学报, 2014, 31(2): 505-511. (Zheng Jiliang, Sun Yong. Simulation of thermal performance for single layer and multilayer of the FRP honeycomb panel[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(2): 505-511)
- [11] 邱志平, 林强. 蜂窝夹层复合材料结构非线性传热分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(5): 147-154. (Qiu Zhiping, Lin Qiang. Nonlinear heat transfer of honeycomb sandwich composite material structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2005, 22(5): 147-154)
- [12] Wang Jiangtao, Yuan Wu, Liu Yuwen, et al. High-power laser resistance of filled sandwich panel with truss cores: ablation mechanisms and numerical simulation[J]. *Composite Structures*, 2018, 203: 574-584.
- [13] 彭国良, 杜太焦, 张相华, 等. 蜂窝夹芯复合材料激光烧蚀效应的数值模拟[J]. 现代应用物理, 2014, 5(2): 140-145. (Peng Guoliang, Du Taijiao, Zhang Xianghua, et al. Numerical simulation of ablation of honeycomb sandwich composite materials by laser beam[J]. *Modern Applied Physics*, 2014, 5(2): 140-145)
- [14] 张家雷, 王伟平, 刘仓理. 激光辐照下二维编织碳纤维/环氧树脂复合材料的烧蚀特征[J]. 复合材料学报, 2017, 34(3): 494-500. (Zhang Jialei, Wang Weiping, Liu Cangli. Ablation characteristics of 2D braided carbon fiber/epoxy composites under laser irradiation[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(3): 494-500)
- [15] Chippendale R D, Golosnoy I O, Lewin P L. Numerical modelling of thermal decomposition processes and associated damage in carbon fibre composites[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2014, 47: 385301.
- [16] Meng Songhe, Zhou Yinjia, Xie Weihua, et al. Multiphysics coupled fluid/thermal/ablation simulation of carbon/carbon composites[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(5): 930-935.
- [17] Nan Pengyu, Shen Zhonghua, Han Bing, et al. The influences of laminated structure on the ablation characteristics of carbon fiber composites under CW laser irradiation[J]. *Optics & Laser Technology*, 2019, 116: 224-231.
- [18] 赵伟娜. 复杂热-力载荷下CFRP层合板的失效行为及破坏机理研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2018. (Zhao Weina. Failure behavior and failure mechanism of CFRP laminates under complex thermal mechanical loads[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2018)