2025 年 第 45 卷 航 空 材 料 学 报 2025, Vol. 45
第 4 期 第 133 – 143 页 JOURNAL OF AERONAUTICAL MATERIALS No.4 pp.133 – 143

引用格式: 张桂, 高东, 薛景辉, 等. 纤维金属层板在激光诱导冲击波作用下的界面损伤行为[J]. 航空材料学报, 2025, 45(4): 133-143.

ZHANG Gui, GAO Dong, XUE Jinghui, et al. Interface damage behavior of fiber metal laminates under laser-induced shock wave action[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(4): 133-143.

纤维金属层板在激光诱导冲击波作用下的界面损伤行为

张 桂, 高 东, 薛景辉, 周王凡*

(江苏大学 机械工程学院, 江苏 镇江 212013)

摘要: 激光冲击黏附力测试可以用来评价多界面材料的界面性能和深入了解激光诱导冲击波下的界面损伤机理。本工作研究激光诱导冲击波作用下钛基碳纤维/环氧复合层板(titanium-based carbon-fiber/epoxy laminates, Ti-CF FMLs)中金属和纤维复合材料胶接界面的损伤机理。结合冲击后的截面形貌分析和界面抗拉强度测试, 分析激光冲击参数对层板界面行为的影响。通过建立激光冲击层板的有限元仿真模型, 确定对胶接界面损伤最大的激光光斑作用位置, 并在此基础上研究试样约束方式对界面损伤的影响。结果表明: 随着激光功率密度从 1.2 GW/cm²增至 7.2 GW/cm², 2/1 Ti-CF FMLs 的界面抗拉强度由 2.92 MPa 降至 0.11 MPa, 3/2 Ti-CF FMLs 则由 0.138 MPa 降至 0.015 MPa; 对于 2/1 Ti-CF FMLs 最大界面损伤值始终出现在未冲击侧, 3/2 Ti-CF FMLs 最大界面损伤值逐渐上移至第三层。当激光光斑中心距层板边界 1.5 mm 时, 界面损伤达到峰值(0.75)。在试样背表面施加约束后, 损伤程度相对于未施加约束试样显著减小。通过对 Ti-CF FMLs 界面损伤过程的分析发现, 最大损伤的产生位置与反射卸载波和从正面向自由表面传播的入射卸载波的交会位置有关。

关键词: 激光冲击; Ti-CF FMLs; 有限元分析; 界面损伤; 冲击波传播

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000129

中图分类号: V257; TN249 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-5053(2025)04-0133-11

Interface damage behavior of fiber metal laminates under laser-induced shock wave action

ZHANG Gui, GAO Dong, XUE Jinghui, ZHOU Wangfan*

(School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, Jiangsu, China)

Abstract: The laser shock adhesion test serves as a reliable method for assessing the interface properties of multi-interface materials, with a profound understanding of the interface damage mechanism under laser shock. In this paper, the damage mechanism at the adhesive interface between metal and fiber composites within titanium-based carbon-fiber/epoxy laminates(Ti-CF FMLs) is investigated. The influence of laser shock parameters on interface damage of laminates is studied by analyzing the cross-section morphologies and measuring interface tensile strength. Additionally, a finite element simulation model is established to pinpoint the laser spot location causing maximal damage to the adhesive interface, and the impact of specimen constraint mode on interface damage is explored. The results show that as laser power density increases from 1.2 GW/cm^2 to 7.2 GW/cm^2, the interfacial tensile strength of 2/1 Ti-CF FMLs decreases from 2.92 MPa to 0.11 MPa, while for 3/2 Ti-CF FMLs, it decreases from 0.14 MPa to 0.015 MPa. For 2/1 Ti-CF FMLs, the peak interface damage consistently appears on the unimpacted side, whereas for 3/2 Ti-CF FMLs, it progressively shifts upwards to the third layer. When the laser spot's center is positioned 1.5 mm from the lamellar plate boundary, interface damage peaks at 0.75. Applying constraints to the specimen's back surface markedly reduces damage compared to unconstrained specimens. Analysis of the Ti-CF FMLs' interface damage process reveals that the site of maximal damage correlates with the intersection of the reflected and incident unloading waves propagating from the front towards the free surface.

Key words: laser shock; Ti-CF FMLs; finite element simulation; interface damage; propagation of shock wave

利用激光诱导冲击波在多界面材料中的传播特性，激光冲击可以用于评价多界面材料的界面性能[1-2]，这种方法被称为激光冲击黏附力测试（laser shock adhesion testing，LASAT）。其基本原理是利用特定参数的激光诱导冲击波，使界面产生分层损伤，通过建立激光参数与界面强度的关系，可以获得测试界面的强度。Kohei 等[3] 采用 LASAT 评估 Ni-P 涂层的黏附强度和耐久性。通过拉伸附着力实验和界面显微观察，证明 LASAT 是一种快速测定硬质涂层黏附耐久性的方法。Barradas 等[4] 对冷喷涂形成的 Cu-Cu 以及 Cu-Al 界面的微观结构进行研究，证明 LASAT 可用于同种金属和异种金属界面强度的测定。对于纤维复合材料，Gay 等[5] 利用激光冲击技术评估复合材料组件的黏结强度，研究发现通过分析试件自由表面的速度响应可以分辨黏结质量的不同。Ehrhart 等[6] 通过调整 CFRP 复合材料的纤维层数，研究样品在激光诱导冲击波作用下产生分层的原因。结果表明，复合材料在两种厚度上的响应是相似的，分层损伤主要是由激光冲击带来的轴向应力导致。

纤维金属复合层板（fiber metal laminates，FMLs）是由金属薄板和纤维复合材料交替铺层而成的混合结构。它兼具传统纤维增强复合材料和金属材料的优点：高比强度和比刚度、良好的疲劳性能以及高损伤容限等[7-8]。FMLs 由于独特的多界面结构，在冲击载荷作用下可以通过各组分不同的失效模式吸收大量的冲击能量，从而具有优异的抗冲击性能[9-10]。FMLs 良好的金属/纤维复合材料界面性能可保证负载有效地从金属层传递到纤维层[11]，有助于保持 FMLs 在冲击载荷作用下的结构完整性[12]。此外，提高 FMLs 的界面结合强度可以增强纤维桥接效应，减少低速冲击后分层面积，提高残余抗压强度[13]。

关于激光冲击对 FMLs 的影响有不少研究。Yang 等[14] 通过调节激光参数，研究了钛基碳纤维/环氧复合层板（titanium-based carbon-fiber/epoxy laminates，Ti-CF FMLs）在激光冲击过程中的分层行为。结果表明，激光冲击的直接影响是降低 Ti-CF FMLs 中的界面刚度。Korpos 等[15] 发现采用对称激光配置能够控制最大拉伸力产生的位置，进而分离 Ti-CF FMLs 中的 Ti 和 CFRP。

值得注意的是，目前有关纤维金属复合结构的激光冲击主要针对激光参数的影响，激光诱导冲击波的幅值与激光功率的大小以及光斑作用面积相关。此外，冲击波的传播过程也将影响界面损伤，本研究利用实验及仿真，进一步探究光斑作用位置以及约束方式对界面损伤的影响和激光冲击下 Ti-CF FMLs 的分层机理。

1 实验与仿真

1.1 样品的制备

研究所用 Ti-CF FMLs 材料是由 TA2 钛片和以环氧树脂为基体的碳纤维单向预浸料制成。选择 0.5 mm 厚 TA2 板材，其成分见表 1。增强层使用质量分数 62%、厚度为 0.12 mm 的单向碳纤维/环氧树脂预浸料，纤维铺层方向为 0°/90°/0°/90°。TA2 片材及预浸料尺寸为 200 mm× 200 mm。

表 1 TA2 钛合金化学成分（质量分数/%）
Table 1 Chemical compositions of TA2 titanium alloy (mass fraction/%)

Fe	C	N	H	O	Ti
≤0.3	≤0.08	≤0.03	≤0.015	≤0.25	Bal.

为提高片材层间黏结强度，首先用 320 目砂纸对试样进行打磨，然后用丙酮清洗并烘干。Ti-CF FMLs 的铺层方案为 2/1 和 3/2，如图 1 所示。使用高压灭菌系统制备 Ti-CF FMLs 材料，固化前将 TA2 板材和碳纤维/环氧预浸料交替放入装在真空袋内的热压磨具中。固化过程采用文献［16］中所述方案。在进行激光冲击实验前，对待加工表面和试样的侧面依次使用粒度为 800～1500 目砂纸进行打磨抛光以保证测量精度。2/1 Ti-CF FMLs 的 Cohesive 单元自上而下分别定义为 Upper layer 和 Lower layer，3/2 Ti-CF FMLs 的 Cohesive 单元自上而下分别定义为 Cohesive-1～Cohesive-4，如图 1 所示。

1.2 激光冲击实验

在实验中采用 0.1 mm 厚的铝箔作为吸收保护层，2.0 mm 厚的流动水作为约束层，激光冲击的详细参数如表 2 所示。激光冲击处理区域和激光扫描路径如图 2 所示，处理区域尺寸为 13.5 mm× 10 mm。采用 Zeiss 金相显微镜观察激光冲击后试样的截面形貌。

1.3 界面强度测试

用于界面强度测试的试样如图 3（a）、（b）所

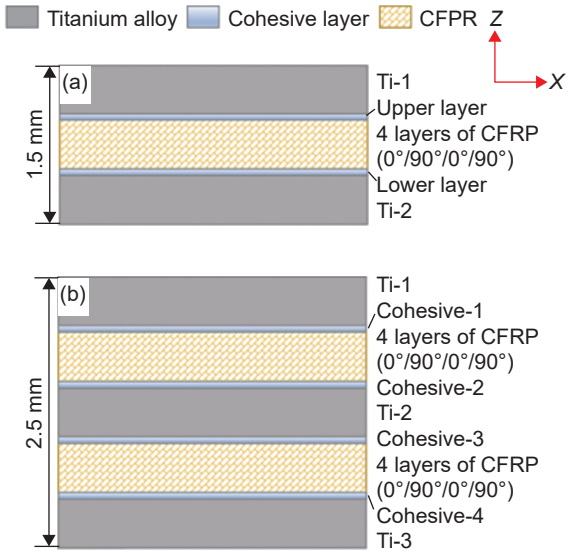


图 1　Ti-CF FMLs 铺层方案　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

Fig. 1　Lay-up scheme of Ti-CF FMLs (a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

表 2　激光冲击的详细参数

Table 2　Detailed parameters of laser shock

Laser parameter	Value
Wavelength/nm	1064
FWHM/ns	10
Spot diameter/mm	3
Overlapping rate/%	50
Laser power density/(GW·cm^{-2})	1.2, 4.2, 7.2

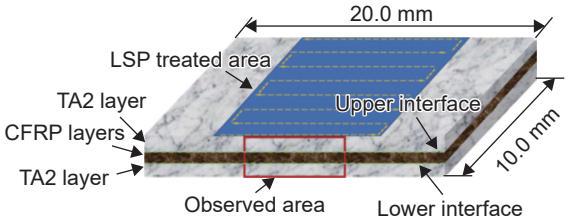


图 2　激光冲击处理区域和激光扫描路径

Fig. 2　Laser shock processing area and laser scanning path

示，激光冲击区域尺寸为 20.0 mm×10.0 mm。图 3(c)为拉伸夹具示意图，由套筒、圆柱销和连接轴构成。其中，套筒与连接轴采用 ϕ8 mm 的圆柱销连接，在套筒上设置对称弧形槽，保证试验机在固定时的偏转不会影响到 Ti-CF FMLs 的外侧金属层与连接轴表面的黏结效果。采用 DP 460 环氧结构胶黏结 Ti-CF FMLs 的外侧金属层与连接轴表面。将 DP 460 环氧结构胶均匀涂抹在试样外侧金属层后，与连接轴表面黏结，黏结后静置 24 h 以确保达到最大黏结效果。使用万能材料试验机测试 Ti-CF FMLs 在室温下的界面抗拉强度，位移速率为 0.05 mm/min。

1.4　有限元分析

采用 Abaqus 6.13 软件模拟 Ti-CF FMLs 在激光冲击作用下的动态响应，模型尺寸为 20 mm×10 mm。本次研究主要考虑由 2 层 TA2 层和 1 组 CFRP 层组成的 2/1 Ti-CF FMLs 以及由 3 层 TA2 层和 2 组 CFRP 层组成的 3/2 Ti-CF FMLs，其中 1 组 CFRP 层由 4 层 CFRP 预浸料堆叠而成，预设的堆叠方向为 0°/90°/0°/90°。在 TA2 和 CFRP 层之间插入 Cohesive 单元，以描述相邻层之间的界面。TA2 层和 CFRP 层采用八节点三维连续实体单元(C3D8R)，黏结层采用八节点内聚单元(COH3D8)。对图 4(a)黑色实线框定区域进行网格细化，X 和

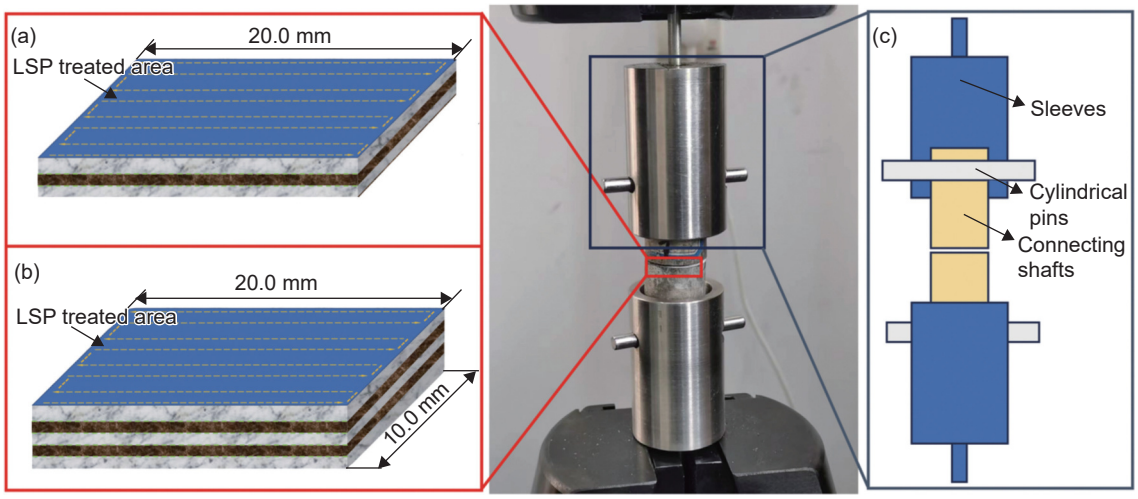


图 3　Ti-CF FMLs 的拉伸测试　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs; (c)夹具示意图

Fig. 3　Tensile test of Ti-CF FMLs　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs; (c)diagram of fixture

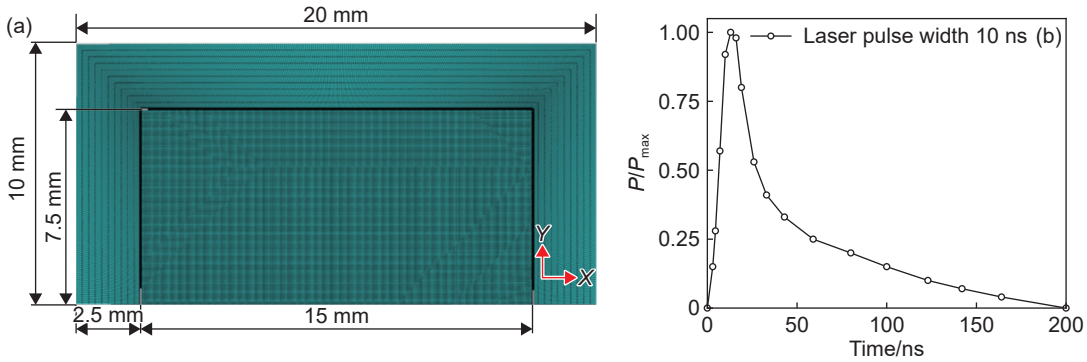


图 4 Ti-CF FMLs 的网格划分(a)和归一化的脉冲压力(b)

Fig. 4 Meshing of Ti-CF FMLs(a) and normalized pressure pulse(b)

Y 方向网格尺寸为 60 μm, *Z* 方向为 15～30 μm。

在模拟激光冲击引发的 TA2 钛合金高应变率变形动态响应过程中，选用 Johnson-Cook 本构模型。鉴于激光冲击是一个热隔绝过程，Johnson-Cook 方程中的热项在本研究中可以省略[17]。TA2 的弹性参数和 Johnson-Cook 模型参数与文献[18]中相同。由于实验中未观测到 CFRP 层受损，故将其简化为弹性材料模型，其具体的弹性性能参数参见表 3。基于牵引力-分离定律定义黏结单元力学特性，并利用二次标称应力准则判定黏结层的初始破坏点。针对混合模态问题，选择 Benzeggagh-Kenane(BK)准则量化凝聚区的能量耗散情况。此外，黏结单元的参数设置与文献[14]保持一致。

表 3 CFRP 的弹性性能

Table 3 Elastic properties of CFRP

Property	Value
Longitudinal modulus, E_1/GPa	125.90
Transverse modulus, E_2=E_3/GPa	11.30
Shear modulus, G_{12}=G_{13}/GPa	5.43
Shear modulus, G_{23}/GPa	3.98
Poisson's ratio, υ_{12}=υ_{13}	0.30
Poisson's ratio, υ_{23}	0.42

图 4(b)所示为激光诱导冲击波压力与时间的关系。激光诱发的激波峰值压力 P_{max}(单位 GPa)由式(1)和式(2)计算[19]：

$$P_{max} = 0.01\sqrt{\frac{\alpha}{2\alpha+3}\cdot Z\cdot I_0} \tag{1}$$

$$Z = 2/(1/Z_1 + 1/Z_2) \tag{2}$$

式中：$\alpha = 0.2$为相互作用效率；Z_1 和 Z_2 分别为材料和围压介质的冲击阻抗，$g\cdot cm^{-2}\cdot s^{-1}$；$I_0$为激光功率密度，$GW\cdot cm^{-2}$。压力脉冲的空间分布调整为准高斯函数：$P(x, y) = P\exp[-0.85(x^2+y^2)/R^2]$。式中：$x$，$y$为曲面坐标；$R$ 为光斑半径。

2 结果与讨论

2.1 界面分层与界面抗拉强度

图 5 为试件 2/1 与 3/2 Ti-CF FMLs 固化成型后的侧面图。金属与 CFRP 层之间的界面没有分层或裂缝，不同堆叠方向的 CFRP 层之间结合紧密。图 6 和图 7 分别为在不同激光功率密度下处理 2/1 和 3/2 Ti-CF FMLs 试样的整体侧面形貌。所有 2/1 Ti-CF FMLs 试样在激光冲击后上部界面均不存在分层现象。当激光功率密度为 4.2 GW/cm^2 和 7.2 GW/cm^2 时，试样下界面沿厚度方向出现分层。所有 3/2 Ti-CF FMLs 试样在激光冲击处理后 Cohesive-1、2、4 界面均不存在分层现象。仅当激光功率密度增加到 7.2 GW/cm^2 时，Cohesive-3 界面处部分区域会出现分层。

图 8 和图 9 分别为 Ti-CF FMLs 在不同激光功率密度下激光冲击处理后拉伸试样的断面形貌和界面抗拉强度，其中 2/1 Ti-CF FMLs 经历了 1 次激光冲击，3/2 Ti-CF FMLs 经历了 3 次激光冲击。所有拉伸试样的激光冲击侧(Ⅰ侧)均未出现剥离，剥离位置出现在无冲击侧(Ⅱ侧)。2/1 Ti-CF FMLs 试样，在激光功率密度为 1.2 GW/cm^2 时，界面抗拉强度为 2.92 MPa，随着激光功率密度逐渐提高，界面抗拉强度逐渐降低，当激光功率密度进一步提高至 7.2 GW/cm^2 时，抗拉强度减小至 0.11 MPa。而 3/2 Ti-CF FMLs 试样，当激光功率密度从 1.2 GW/cm^2 提高到 4.2 GW/cm^2 和 7.2 GW/cm^2 时，层板的界面抗拉强度由 0.138 MPa 下降至 0.029 MPa 和 0.015 MPa。因此，激光冲击后，Ti-CF FMLs 的界面抗拉强度下

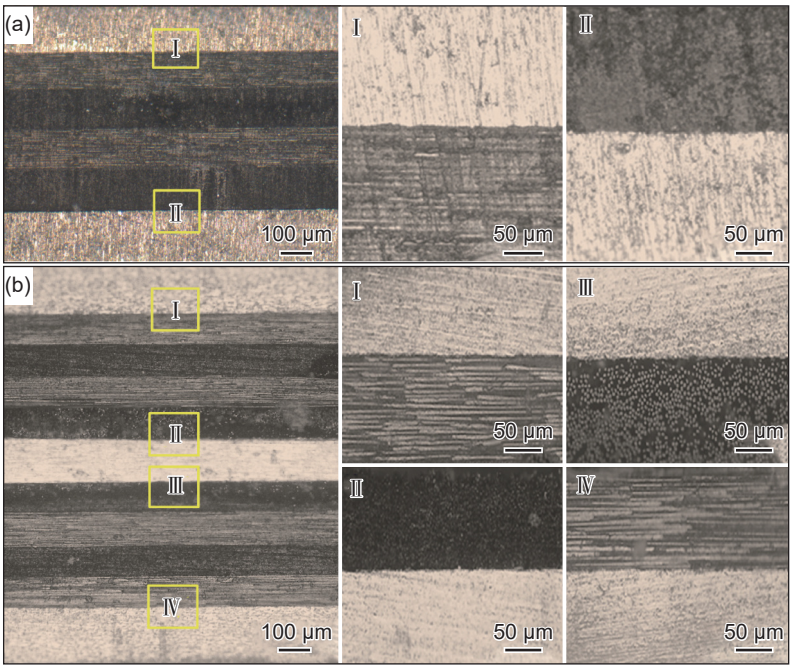


图 5　原试件侧面整体形貌　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

Fig. 5　Overall morphologies of side-faces of original specimens　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

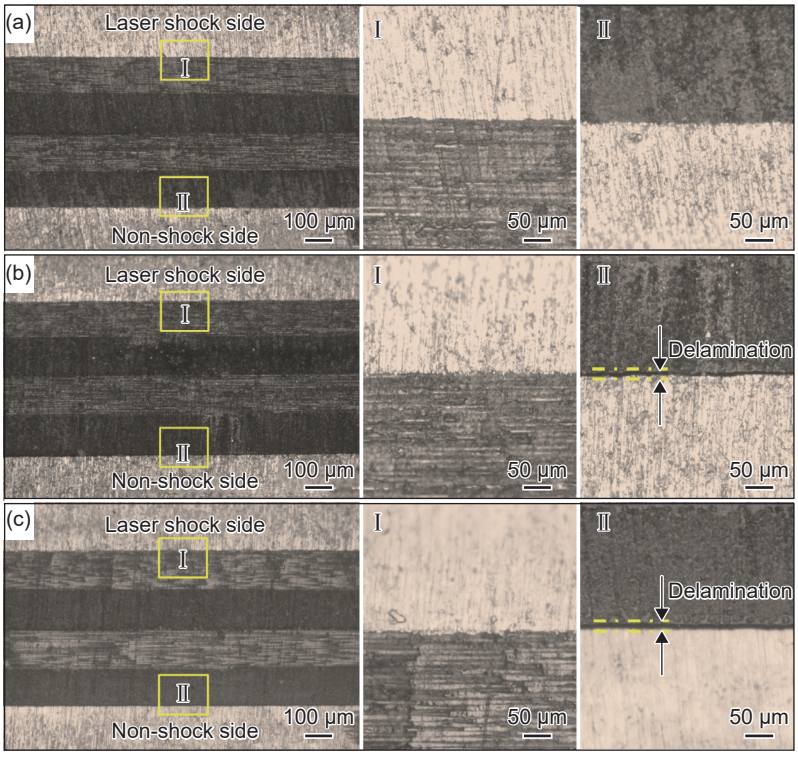


图 6　使用不同激光功率密度的激光冲击处理后 2/1 Ti-CF FMLs 的侧面形貌
(a)1.2 GW/cm^2; (b)4.2 GW/cm^2; (c)7.2 GW/cm^2

Fig. 6　Side-face morphologies of laser shocked 2/1 Ti-CF FMLs specimens using different laser power densities
(a)1.2 GW/cm^2; (b)4.2 GW/cm^2; (c)7.2 GW/cm^2

降, 且激光功率密度越大, 强度越低。

2.2　激光光斑作用位置和约束方式的影响

为了进一步理解激光冲击作用下 Ti-CF FMLs 的界面损伤行为, 使用有限元方法模拟激光诱导冲击波作用下层板的界面损伤规律。在 Abaqus 的内聚力模型中, 损伤变量(scalar stiffness degradation,

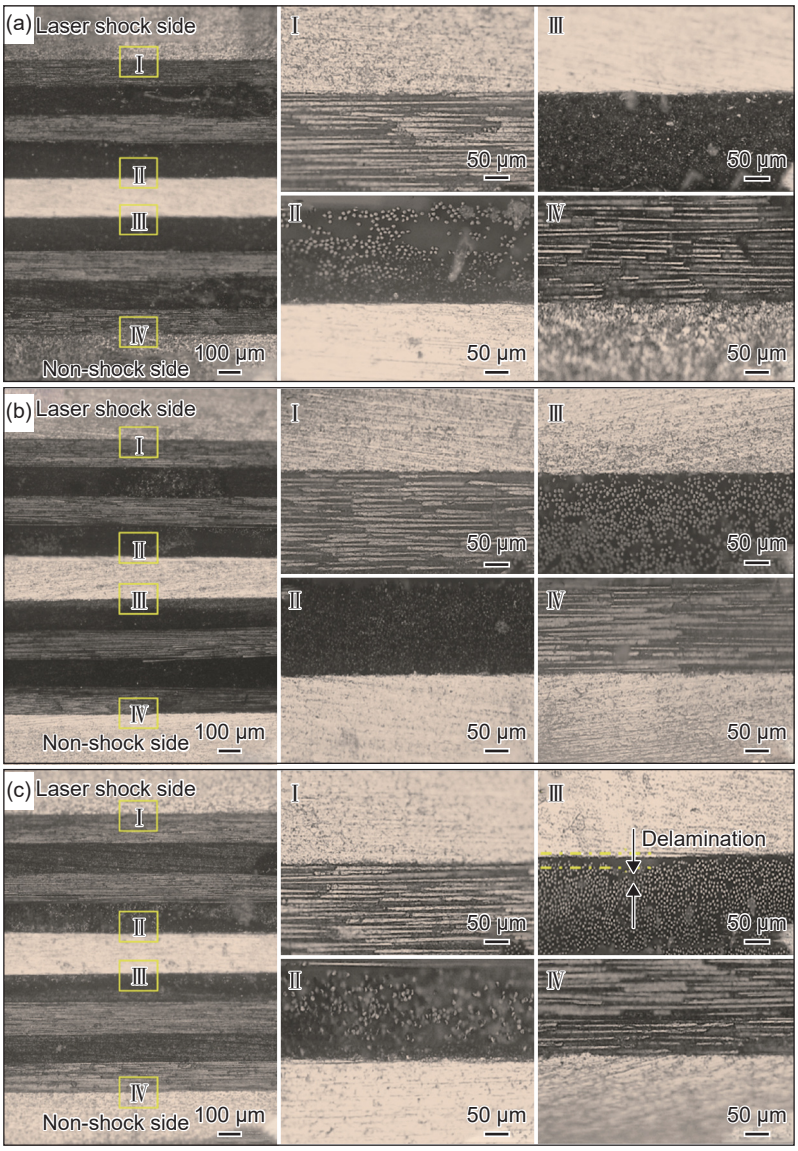


图 7 使用不同激光功率密度的激光冲击处理后 3/2 Ti-CF FMLs 的侧面形貌
(a)1.2 GW/cm^2; (b)4.2 GW/cm^2; (c)7.2 GW/cm^2

Fig. 7 Side-face morphologies of laser shocked 3/2 Ti-CF FMLs specimens using different laser power densities
(a)1.2 GW/cm^2; (b)4.2 GW/cm^2; (c)7.2 GW/cm^2

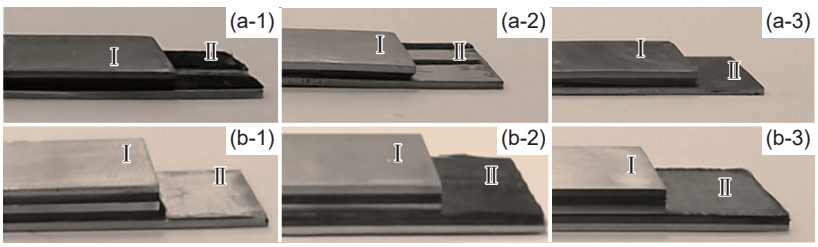


图 8 拉伸试样的断面形貌 (a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs; (1)1.2 GW/cm^2; (2)4.2 GW/cm^2; (3)7.2 GW/cm^2

Fig. 8 Cross-sectional morphologies of tensile specimens (a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs;
(1)1.2 GW/cm^2; (2)4.2 GW/cm^2; (3)7.2 GW/cm^2

SDEG)描述了黏性构件刚度相对于其初始状态的退化历程, 这一变量反映了黏结层界面损伤的发展情况。若 SDEG 值大于零, 则表明黏结单元已发生刚度损失; 当 SDEG 达到 1 时, 意味着黏结单元的刚度完全丧失, 此时该单元会从模型的整体刚度矩阵中移除, 标志着层板分层现象的出现。

图 10 为仿真模拟下不同激光能量密度处理后黏结层的损伤分布(激光光斑中心距离层板边缘

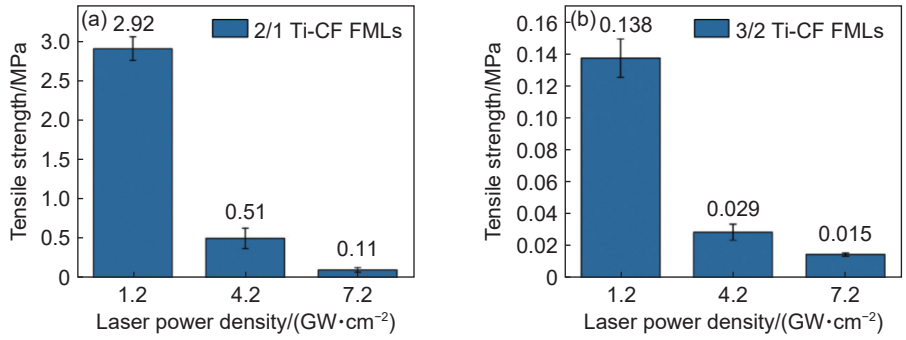


图 9　界面抗拉强度　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

Fig. 9　Interface tensile strength　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs

1.5 mm)。与实验对比发现，激光冲击处理后试样的分层位置与仿真模拟下最大黏结层损伤位置一致，并且不同激光能量处理后试样残余界面抗拉强度的降低趋势与仿真模拟下界面损伤程度的发展趋势一致，验证了模型的准确性。

2.2.1　激光光斑位置的影响

图 11 为模拟的激光冲击位置，激光光斑中心距离层板下侧边界分别为 0、1.5、5 mm(激光功率密度 7.2 GW/cm^2，光斑直径 3 mm，脉宽 10 ns)。图 12 为 Ti-CF FMLs 在不同激光冲击位置下各黏结层的刚度损伤情况。对于 2/1 Ti-CF FMLs 而言，当光斑中心距离层板下侧边界为 1.5 mm 时，上、下黏结层最大刚度损伤分别为 0.62、0.75。对于 3/2 Ti-CF FMLs 而言，当激光光斑中心距离层板下侧边界 0 mm 和 5 mm 时，最大刚度损伤均出现在 Cohesive-3 层，分别为 0.34 和 0.27；当激光光斑

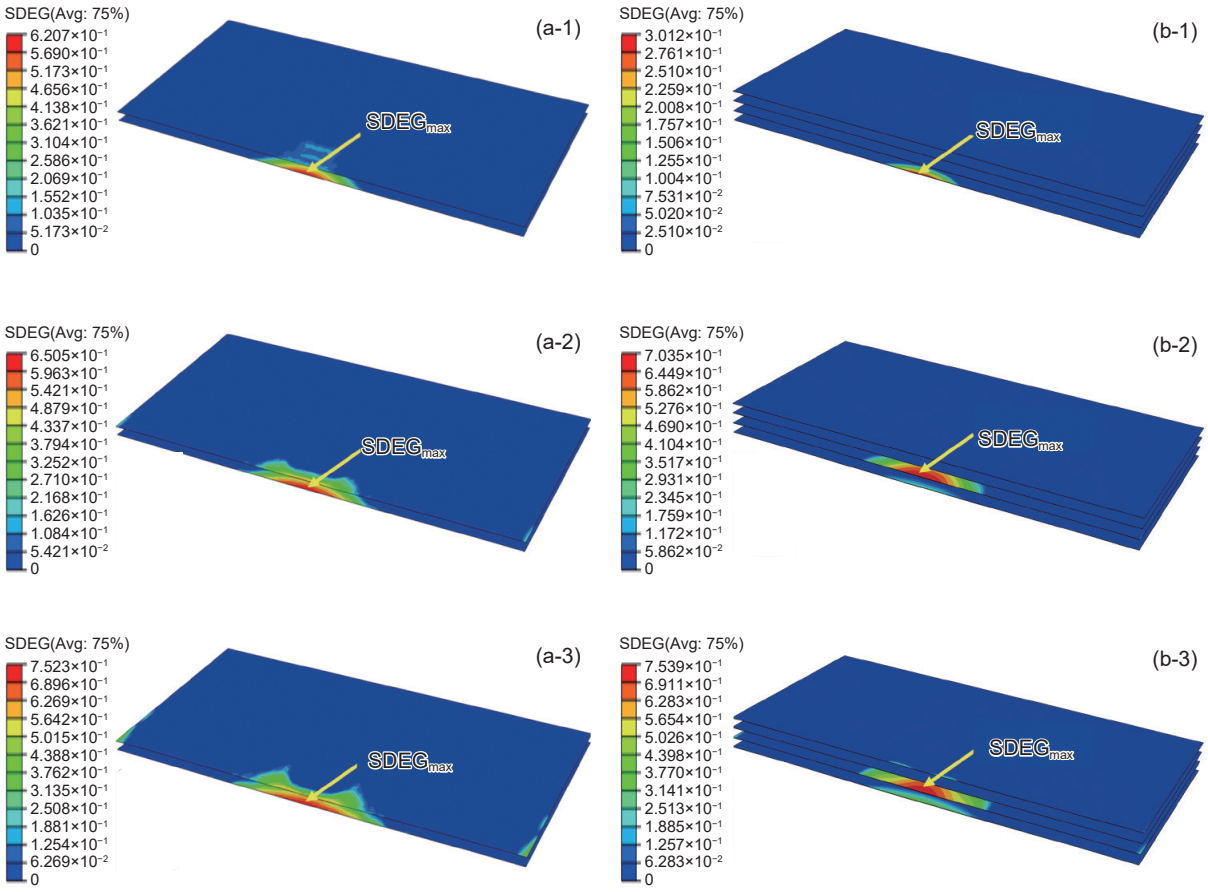


图 10　不同激光能量密度下单点激光冲击后黏结层的损伤分布　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs; (1)1.2 GW/cm^2; (2)4.2 GW/cm^2; (3)7.2 GW/cm^2

Fig. 10　SDEG of adhesive layers after single-point laser shock under different laser power densities　(a)2/1 Ti-CF FMLs; (b)3/2 Ti-CF FMLs; (1)1.2 GW/cm^2; (2)4.2 GW/cm^2; (3)7.2 GW/cm^2

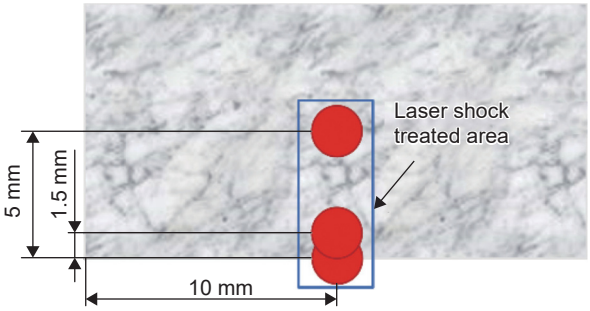


图 11 激光冲击位置示意图

Fig. 11 Schematic diagram of laser shock position

中心距离层板下侧边界 1.5 mm 时，最大刚度损伤达到了 0.75，仍然出现在 Cohesive-3 层。当光斑边缘与层板边缘相切时，两种材料黏结层产生最大刚度损伤。

2.2.2 约束方式

将 Ti-CF FMLs 固定在 Ti 金属垫块（40 mm×30 mm×40 mm）上，安放位置如图 13 所示，Ti-CF FMLs 置于垫块中心。图 14 是在 Ti-CF FMLs 下方施加约束后界面刚度损伤分布（激光能量密度为 7.2 GW/cm^2，光斑直径 3 mm，单金属层厚度 0.5 mm，单层纤维层厚度 0.12 mm）。添加垫块后，2/1 Ti-CF FMLs 试样下黏结层的刚度损伤逐渐降低至 0，最大刚度损伤出现在上黏结层；3/2 Ti-CF FMLs 试样 Cohesive-3 与 Cohesive-4 层不发生损伤。

2.3 讨论

FMLs 的多界面结构导致激光诱导冲击波在其中的传播更复杂，应力波在界面处会发生反射与透射[20]。图 15 为应力波在不同介质交界处垂直入射图。假设介质 1 与介质 2 的交界面为 *A*-*A*，则当应力波垂直入射 *A*-*A* 面时，会产生垂直反射与透射。图 15 中：ρ_1、ρ_2分别为介质 1、介质 2 的密度；c_1、c_2分别为介质 1、介质 2 的纵波波速；ρ_1c_1、ρ_2c_2分别为介质 1、介质 2 的波阻抗；σ_i、σ_r、σ_t分别为入、反、透射波应力。根据应力波在不同介质中的传播准则[21]：

$$\sigma_r = \left(\frac{\rho_2c_2-\rho_1c_1}{\rho_2c_2+\rho_1c_1}\right)\sigma_i \tag{3}$$

$$\sigma_t = \left(\frac{2\rho_2c_2}{\rho_2c_2+\rho_1c_1}\right)\sigma_i \tag{4}$$

可知，当入射压缩波从 TA2 层进入 CFRP 层时，由于 CFRP 的波阻抗小于 TA2，在金属层中会反射为卸载波，在纤维层中会透射为压缩波。而当压缩波从 CFRP 层进入 TA2 层时，会在界面处反射为压缩波，透射为压缩波。

图 16 绘制了激光冲击过程中 2/1 Ti-CF FMLs 的应力演化图，结合应力波的传播规律，对应力波在 2/1 Ti-CF FMLs 的传播过程进行分析。当冲击波开始作用于层板时，诱导产生压缩波 a_0，当 a_0 传

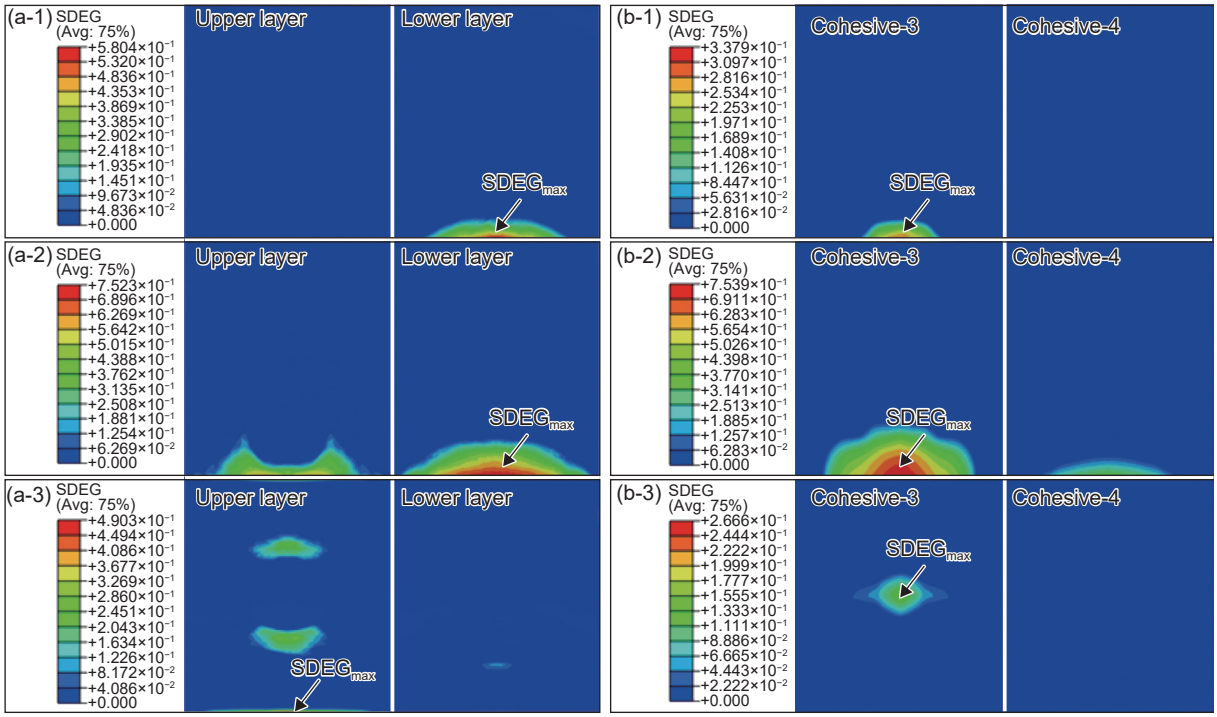


图 12 不同激光冲击位置下黏结层的损伤 （a）2/1 Ti-CF FMLs；（b）3/2 Ti-CF FMLs；（1）0 mm；（2）1.5 mm；（3）5 mm

Fig. 12 Damage of the adhesive layers after single-point laser shock at different positions （a）2/1 Ti-CF FMLs; （b）3/2 Ti-CF FMLs; （1）0 mm; （2）1.5 mm; （3）5 mm

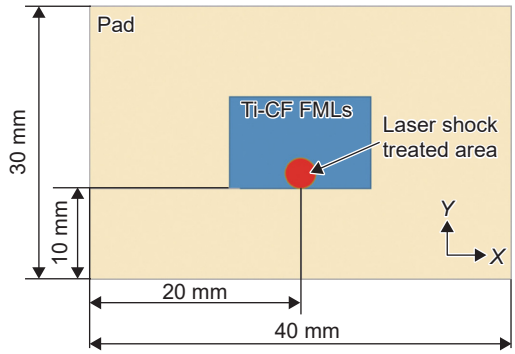


图 13　金属垫块的安装位置

Fig. 13　Installation position of metal pad

播至 Ti-1 与 CFRP 交界处时，在金属层中反射为卸载波，在纤维层中透射为压缩波 a_1；由于等离子体压力脉冲结束时，层板前表面被卸载，在层板前表面产生一个卸载波，该卸载波与从层板交界处反射而来的卸载波产生叠加效果形成卸载波 b_0；纤维层中压缩波 a_1 的波前到达 CFRP 与 Ti-2 的交界后，压缩波 a_1 反射为压缩波 a_3，透射为压缩波 a_2。当 a_2 的传播至层板的自由表面，反射为卸载波，并与从层板表面传过来的卸载波相遇，两个卸载波相遇位置拉应力幅值达到最大[22]。当应力值大于层板的刚度损伤阈值时，层板将发生刚度损伤。波在材料中传播时，由于各种因素的影响，如能量耗散、材料的阻尼特性以及波的传播距离，其能量会衰减，对层板的作用会逐渐减弱。

图 17 绘制了 3/2 Ti-CF FMLs 在激光冲击过程中的应力演化图。当冲击波作用于层板时，诱导压缩波 a_0，当 a_0 传播至 Cohesive-1 界面处时，在 Ti-1 中反射为卸载波，在纤维层中透射为压缩波 a_1；由于压力脉冲结束时，层板前表面被卸载，在层板前表面产生一个卸载波，该卸载波与从 Cohesive-1 界面反射出来的卸载波产生叠加效果形成卸载波 b_0。CFRP-1 层中压缩波 a_1 的波前到达 Cohesive-2 界面后，a_1 反射、透射为压缩波。Ti-2 层的压缩波继续向自由表面传播，Ti-2 层整体受到压应力作用，一段时间后，由于随之而来的卸载波作用，压应力幅值开始降低；然后，Ti-2 层的压缩波在 Cohesive-3 界面处透射为压缩波在 CFRP-2 层继续沿 Z 轴正方向传播，反射卸载波在 Ti-2 层沿 Z 轴负方向传播；当 CFRP-2 层中的压缩波到达 Cohesive-4 界面时，在 CFRP-2 层中反射为压缩波沿 Z 轴负方向传播，在 Ti-3 层中透射为压缩波 a_2 向自由表面传播；压缩波 a_2 传播至层板自由表面后反射为卸载波，该卸载波沿着 Z 轴负方向传播经过 Cohesive-4 界面时，透射为卸载波。该卸载波与从层板表面传播过来的卸载波交汇产生最大拉应力。当拉应力大于刚度损伤阈值时，Cohesive-3 出现损伤。在 Ti-CF FMLs 背表面施加约束后，应力波在传播过程中会迅速衰减，拉应力的幅值减小产生的位置逐渐靠近上黏结层，此时应力波在层板中的传播时间增加，能量被耗散，峰值应力降低。因此，通过在 Ti-CF FMLs 下方安装垫块的方法可以更有效地防止黏结层的损伤。

3　结论

（1）激光功率密度越大，复合层板越容易产生界面损伤，同时随着功率密度的提高，层间抗拉强

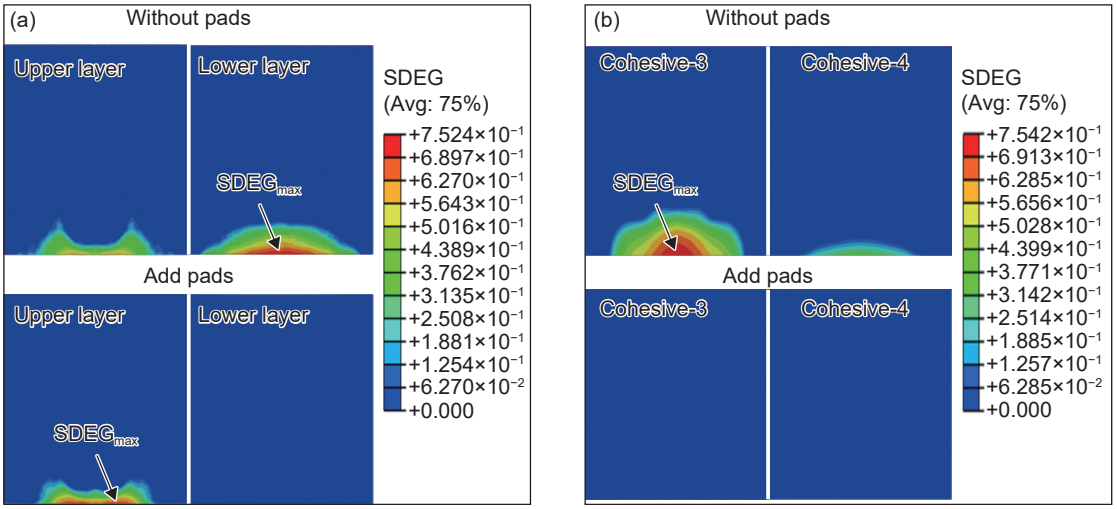


图 14　金属垫块对 Ti-CF FMLs 单点激光冲击后刚度损伤分布的影响　（a）2/1 Ti-CF FMLs；（b）3/2 Ti-CF FMLs

Fig. 14　Effect of metal pad on stiffness damage distribution of Ti-CF FMLs after single-point laser shock (a) 2/1 Ti-CF FMLs; (b) 3/2 Ti-CF FMLs

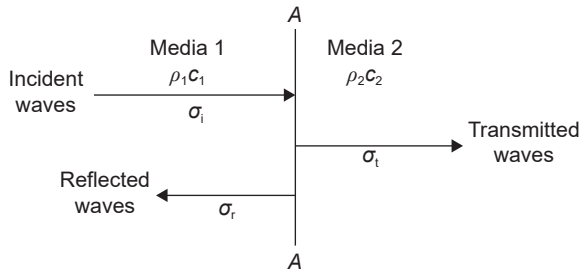


图 15 应力波传播示意图

Fig. 15 Schematic diagram of stress wave propagation

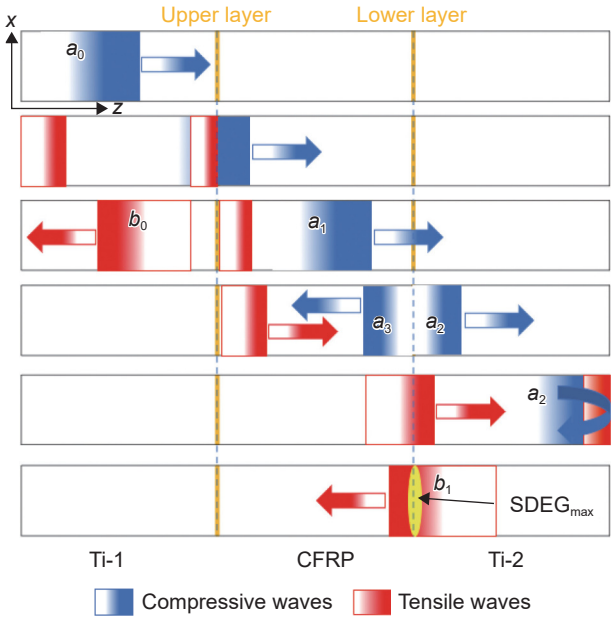


图 16 激光冲击过程中 2/1 Ti-CF FMLs 的应力演化

Fig. 16 Stress evolution in 2/1 Ti-CF FMLs during laser shock

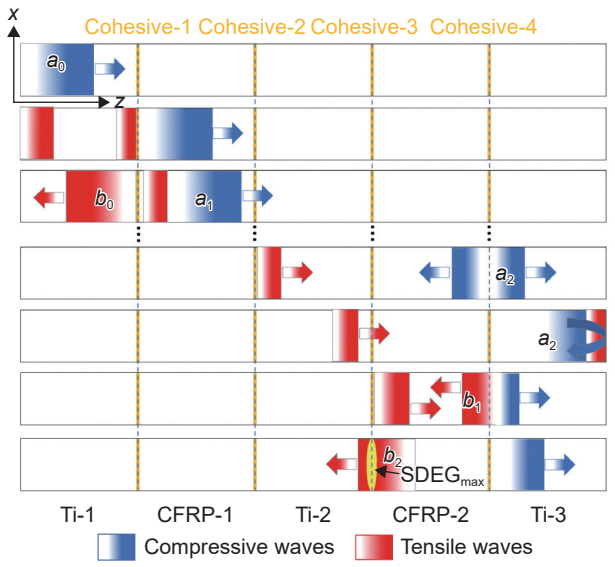


图 17 激光冲击过程中 3/2 Ti-CF FMLs 的应力演化

Fig. 17 Stress evolution in 3/2 Ti-CF FMLs during laser shock

度显著降低。

(2)激光冲击位置的改变会影响界面损伤的大小和产生位置,对于 2/1 Ti-CF FMLs 和 3/2 Ti-CF FMLs,在激光光斑中心距离层板(*Y* 轴正向)下侧边界 1.5 mm 时,层板的刚度损伤最大。

(3)随着激光功率密度增大,Ti-CF FMLs 的界面损伤程度也在不断提高,对于 2/1 Ti-CF FMLs,最大界面损伤的位置始终出现在下黏结层,对于 3/2 Ti-CF FMLs,最大界面损伤位置始终出现在 Cohesive-3 层。当对 Ti-CF FMLs 背表面施加约束后,层板的界面损伤显著减小,同时最大损伤位置逐渐上移。

(4)Ti-CF FMLs 的界面损伤主要是由拉伸应力导致的,拉伸应力的产生与层板内部卸载波的传播有关。当反射卸载波的幅值最大点与从正面向自由表面传播的卸载波波尾相遇时,在该位置层板的拉伸应力达到最大,从而导致最大界面损伤。

参考文献:

[1] BERTHE L, ARRIGONI M, BOUSTIE M, et al. State-of-the-art laser adhesion test (LASAT)[J]. Nondestructive Testing and Evaluation, 2011, 26(3/4): 303-317.

[2] BERTHE L, ARRIGONI M, BOUSTIE M, et al. Quantitative evaluation of adhesion quality of surface coating by using pulse laser-induced ultrasonic waves[J]. Surface and Coatings Technology, 2016, 286: 231-238.

[3] KOHEI K, YOSHIKATSU K, SHUTO T, et al. Evaluation of adhesion durability of Ni-P coating using repeated laser shock adhesion test[J]. Surface and Coatings Technology, 2020, 396: 125953.

[4] BARRADAS S, MOLINS R, ARRIGONI M, et al. Application of laser shock adhesion testing to the study of the interlamellar strength and coating-substrate adhesion in cold-sprayed copper coating of aluminum[J]. Surface and Coatings Technology, 2005, 197(1): 18-27.

[5] GAY E, BERTHE L, BOUSITE M, et al. Study of the response of CFRP composite laminates to a laser-induced shock[J]. Composites Part B, 2014, 64: 108-115.

[6] EHRHART B, ECAULT R, TOUCHARD F, et al. Development of a laser shock adhesion test for the assessment of weak adhesive bonded CFRP structures[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2014, 52: 57-65.

[7] 汪伟, 赵宗, 江峰峰, 等. 纤维金属层板的开发和应用现状[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(1): 118-126.
WANG W, ZHAO Z, JIANG F F, et al. Development and application of fiber metal laminates[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2022(1): 118-126.

[8] 吴素君, 解晓伟, 晋会锦, 等. 纤维金属层板力学性能的研究现状[J]. 复合材料学报, 2018, 35(4): 733-747.
WU S J, XIE X W, JIN H J, et al. Mechanical properties of fibre metal laminates: a review[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(4): 733-747.

[9] 陈勇, 庞宝君, 郑伟, 等. 纤维金属层板低速冲击试验和数值仿真[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 733-740.
CHEN Y, PANG B J, ZHEN W, et al. Test and numerical simulation on low velocity impact performance of fiber metal laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 733-740.

[10] CARRILLO J G, GONZALEZ-CANCHE N G, FLORES-JOHNSON E A, et al. Low velocity impact response of fibre metal laminates based on aramid fibre reinforced polypropylene[J]. Composite Structures, 2019, 220: 708-716.

[11] MILLE J L, PROGAR D J, JOHNSON W S, et al. Preliminary evaluation of hybrid titanium composite laminates[J]. The Journal of Adhesion, 1995, 54(1/4): 223-240.

[12] LI X, ZHANG X, YANG J, et al. Mechanical behaviors of Ti/CFRP/Ti laminates with different surface treatments of titanium sheets[J]. Composite Structures, 2017, 163: 21-31.

[13] 赵国庆. 纤维金属层板界面结合状态及其残余应力控制[D]. 长沙: 中南大学, 2022.
ZHAO G Q. Interfacial bonding state and residual stress control of fiber metal laminates[D]. Changsha: Central South University, 2022.

[14] YANG Y, ZHOU W F, TONG Z P, et al. Delamination in titanium-based carbon-fibre/epoxy laminates under laser shock peening[J]. Optics and Laser Technology, 2021, 143: 107282.

[15] KORMPOS P, UNALDI S, BERTHE L, et al. A laser shock-based disassembly process for adhesively bonded Ti/CFRP parts[J]. Processes, 2023, 11(2): 11020506.

[16] SUN J, DALIRI A, LU G X, et al. Tensile failure of fibre-metal laminates made of titanium and carbon-fibre/epoxy laminates[J]. Materials & Design, 2019, 183: 108139.

[17] YAO J, DING R C, LI K L, et al. Study on the impact behavior of arch micro-strut (ARCH) lattice structure by selective laser melting(SLM) [J]. Rapid Prototyping Journal, 2022, 28(8): 1541-1557.

[18] ZHOU W F, REN X D, YANG Y, et al. Finite element analysis of laser shock peening induced near-surface deformation in engineering metals[J]. Optics & Laser Technology, 2019, 119: 105608.

[19] FABBRO R, FOURNIER J, BALLARD P, et al. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry [J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(2): 775-784.

[20] PARGA-LANDA B, VLEGELS A, HERNANDEZ-OLIVARES B, et al. Analytical simulation of stress wave propagation in composite materials[J]. Composite Structures, 1999, 45: 125-129.

[21] 孙宁新, 雷明锋, 张运良, 等. 软弱夹层对爆炸应力波传播过程的影响研究[J]. 振动与冲击, 2020, 39(16): 112-119.
SUN N X, LEI M F, ZHANG Y N, et al. A study on the influence of weak interlayer on the propagation process of explosion stress wave[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(16): 112-119.

[22] WU H B, ZHU S G, DAI C, et al. Evolution of propagation and failure by laser-induced shock waves within bonding interface of metal material[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2024, 126: 141-153.

收稿日期: 2024-08-15; 录用日期: 2024-12-17
基金项目: 国家自然科学基金(52105448)
通讯作者: 周王凡(1990—), 男, 博士, 讲师, 研究方向为激光加工技术、纤维增强复合材料, 联系地址: 江苏省镇江市学府路 301 号江苏大学机械工程学院(212013), E-mail: kinskindom@163.com

(本文责编: 王俊丽)