

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20190822.001

含拼接铺层碳纤维增强树脂复合材料拉伸破坏机制

陈丁丁¹, 朱萌¹, 胡其高^{*2}, 王曼漪³, 王蕊¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073; 2. 国防科技大学 军事基础教育学院, 长沙 410073; 3. 63926 部队, 北京 100192)

摘 要: 对于尺寸较大或形状复杂的结构, 通常需要在纤维增强树脂 (FRP) 复合材料内部对铺层进行拼接处理。铺层拼接会在材料内部引起复杂的应力分布, 具有突出的安全隐患。以同一位置处出现不同层数铺层拼接的单向碳纤维增强树脂 (CFRP) 复合材料为研究对象, 重点分析了铺层拼接对材料拉伸力学性能的影响机制。通过拉伸实验, 测试了拼接对其力学强度的影响; 用相机记录了破坏过程, 并结合数字图像相关技术 (DIC) 对拼接位置附近的应变场进行了监测。利用有限元模型 (FEM) 模拟和分析结构的破坏机制, 采用 3D-Hashin 准则和渐进损伤模型对 CFRP 复合材料铺层进行模拟; 采用内聚力模型对胶层失效行为进行描述。实验结果表明, 拼接结构的引入大幅降低了材料的抗拉强度。FEM 模拟与实验测试结果吻合度高, 说明了模型的有效性。综合实验结果和模拟分析得到, 铺层拼接处产生应力集中, 造成被拼接的两部分分离并伴随拼接铺层和连续铺层的层间剪切破坏; 层间破坏发生后, 拉伸载荷完全由连续铺层承载。因此, 材料的最终承载能力由材料中连续铺层数决定。

关键词: 纤维增强树脂复合材料; 拼接铺层; 拉伸; 3D-Hashin; 内聚力

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2020)06-1312-09

Tensile failure mechanism of carbon fiber reinforced polymer composites with ply splice

CHEN Dingding¹, ZHU Meng¹, HU Qigao^{*2}, WANG Manyi³, WANG Rui¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. College of Military Basic Education, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
3. 63926 Troops of the PLA, Beijing 100192, China)

Abstract: When facing large scale and complex shapes situations, it is inevitable for fiber reinforced plastics (FRP) to splice two or more plies to meet the requirements. However, the complicated stress distribution within the splice structure may lead to serious safety problems. In this paper, the unidirectional carbon fiber reinforced polymer (CFRP) composite with splicing of different layers at the same location was taken as the research object. The effect mechanism of splicing on the tensile mechanical properties of CFRP composite was emphatically analyzed. The influence of ply splice on its mechanical strength was tested by tensile experiment. The damage process was recorded by camera, and the strain field near the splicing site was monitored by digital image correlation technology (DIC). The finite element model (FEM) was used to simulate and analyze the failure mechanism of the structure, and 3D-Hashin criterion and progressive damage model were used. The failure behavior of adhesive layer was described by cohesive zone model. The results show that the tensile strength of CFRP composite with the ply splice structure decreases obviously. The FEM simulation results agree well with the experimental results, which indicates the effectiveness of the model. According to the experimental results and simulation analysis, the stress concentration at the ply splice results in the separation of two splicing parts and the interlayer shear failure of splicing layer and continuous layer. After the interlaminar failure, the tensile load is completely carried by the continuous layer. Therefore,

收稿日期: 2019-06-20; 录用日期: 2019-08-13; 网络首发时间: 2019-08-22 10:31:46
网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190822.001>
基金项目: 国家自然科学基金 (51503223); 博士后科学基金 (2017M623378)
通信作者: 胡其高, 教授, 硕士生导师, 研究方向为地下工程与新材料设计 E-mail: 13308492472@189.cn
引用格式: 陈丁丁, 朱萌, 胡其高, 等. 含拼接铺层碳纤维增强树脂复合材料拉伸破坏机制 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1312-1320.
CHEN Dingding, ZHU Meng, HU Qigao, et al. Tensile failure mechanism of carbon fiber reinforced polymer composites with ply splice[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(6): 1312-1320(in Chinese).

the ultimate bearing capacity of CFRP composite is determined by the number of continuous layers in the material.

Keywords: fiber reinforced plastics; ply splice; tension; 3D-Hashin; cohesive zone model

碳纤维增强树脂 (CFRP) 复合材料作为先进复合材料的典型代表,已在航空航天等领域得到了广泛应用^[1]。然而,当复合材料结构的尺寸越来越大时,新的问题就会出现,如增强体材料长度不够或宽度不够就需要采取拼接结构以满足尺寸需求^[2];同样,当遇到复杂形状时,为了避免在铺层过程中出现的褶皱,也会对铺层进行剪裁、拼接。当出现铺层拼接时,拼接位置即引入了缺陷,从而对结构承力造成安全隐患。

李亮等^[3-4]、王建业等^[5]、王玲等^[6]、钟安彪等^[7]和王刚等^[8]对 CFRP 复合材料层合板拼接结构的性能进行了一系列的试验,主要采用试验的方法测试了存在拼接铺层材料的抗拉强度、整体和局部刚度、面内剪切强度,并进行了数值模拟工作,得到铺层交错拼接的长度越短局部应力集中程度越高、含铺层拼接层合板受拉的失效模式为层间剪切破坏和纤维断裂等结论。陈丁丁等^[9]测试了三种含拼接结构的单向 CFRP 复合材料层合板的拉伸性能,并利用有限元软件对不同拼接结构的拉伸过程进行模拟,分析拼接结构受拉过程中的受力特点。黄剑贤等^[10]对错位铺层拼接层合板进行了试验,测定了拉伸强度和刚度,观测了断口的破坏特征和表面铺层的应力分布,建立了包含基体损伤演化的有限元模型,研究了材料传力和破坏机制。李澄^[11]为对比拼接和搭接铺层对 CFRP 复合材料结构力学性能的影响,设计了 7 组不同的拼接和搭接铺层试件进行拉伸试验。试验中应变分布通过应变片测试获得。由于应变片的尺寸与“间断”结构的尺寸相当,而应变片仅能测出其覆盖面积范围内的平均应变,因此该方法具有一定的局限性。数字图像相关 (DIC) 测量技术是一种高精度、非接触的用于测量全场形貌、变形等的方法^[12],可以较好地解决这个问题。

Comer 等^[13]曾利用 DIC 技术测出了单搭接接头粘结区域的应变场,证实了 DIC 方法的可靠性。Kashfuddoja 等^[14]用 CFRP 复合材料层合板修补了另一块相同材料的受损伤的板,运用 DIC 技术分析了该结构在拉伸试验中的力学行为。张文东等^[15]对二维 DIC 法在准静态拉伸实验中的应用进行了研究,采用 Newton-Raphson 方法和逆匹配结合的算法,得到了分析值与应变片测量值相对误差约小于 10%,表明二维 DIC 算法具有较高的准确

性,能够用于实际工程测量。可借鉴上述研究中的 DIC 技术对拼接结构的应变分布进行测量。

在工程实际中,会尽量拉大每层拼接位置间的距离以减少拼接层耦合对复合材料结构的影响,此时单层拼接位置的特性就直接决定结构整体的力学特性。如果受实际条件的局限导致不同层拼接位置距离较近,必然会产生耦合作用,其根本仍取决于单个拼接位置的力学特性。因此,为深入准确理解含单个拼接结构 CFRP 复合材料的破坏机制,本文从最简单的拼接情况着手即考虑单个铺层拼接结构厚度的影响,通过在同一位置处对不同层数的铺层进行拼接的方式实现,并对其 CFRP 复合材料结构的拉伸性能展开研究,以掌握单个铺层拼接厚度对结构力学性能的影响规律,为后续研究多个拼接处在不同位置对结构强度的影响奠定基础,进而为合理设计拼接结构提供参考。研究中,利用 DIC 技术监测了拉伸全过程材料表面的应变场变化,并对含拼接铺层的 CFRP 复合材料结构在拉伸载荷作用下损伤的产生、扩展进行了数值分析。

1 实验材料与工艺

以含拼接铺层的 CFRP 复合材料的拉伸性能为研究对象。采用模压成型工艺制作 CFRP 复合材料。所用预浸料由威海汇兴复合材料有限公司提供,增强体为东丽公司生产的 T300 碳纤维,基体材料为 E901 环氧树脂,克重为 125 g/m²。研究对象如图 1 所示,实线代表纤维束,拼接位置放置在层合板中间位置。拼接处两侧的铺层均为单向碳纤维,且纤维方向垂直于拼接接口方向。设计了四种厚度不同的单拼接结构 CFRP 复合材料样品,通过在同一位置处对不同层数的铺层进行拼接的方式表征,研究单个拼接铺层厚度对 CFRP 复合材料力学性能的影响。如图 2 所示,共

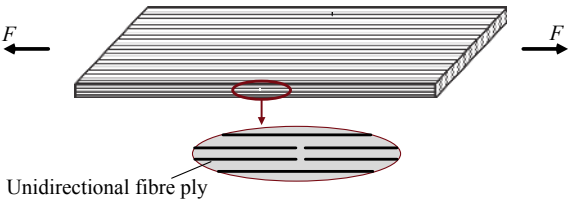


图 1 含拼接铺层碳纤维增强树脂 (CFRP) 复合材料示意图
Fig. 1 Schematic diagram of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) composite with ply splice

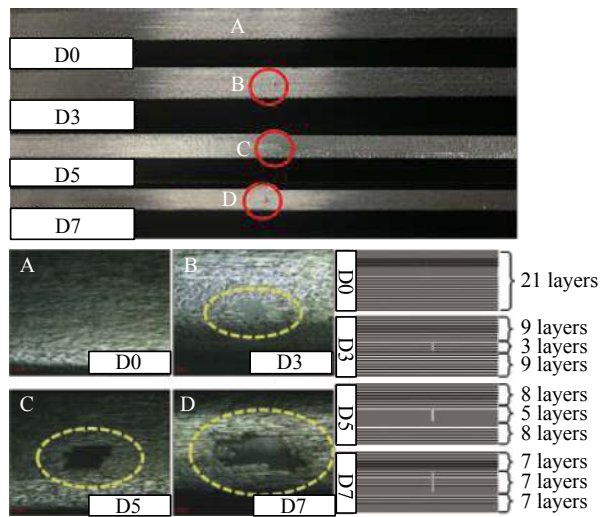


图2 CFRP 复合材料拼接位置断层局部放大照片及示意图
Fig. 2 Enlarged photos and schematic diagrams of ply splice structures for CFRP composite

采用 21 层单向碳纤维铺层。四种样品分别采用 0 层、3 层、5 层、7 层的拼接结构 (如图 2 所示), 接缝与纤维方向垂直, 成型后复合材料板厚度约为 2.5 mm。将无拼接、含 3 层拼接、含 5 层拼接、含 7 层拼接的 CFRP 复合材料层合板标记为 D0、D3、D5 及 D7。试验中所用到的材料性能见表 1。

表 1 T300/E901 CFRP 复合材料力学性能和强度参数
Table 1 Material properties and strength parameters of T300/E901 CFRP composites

Material	Mechanical parameters	Value
Epoxy resin E901	E/GPa	3.78
	ν	0.35
	E_1/GPa	127.34
	E_2/GPa	7.78
Unidirectional CFRP	E_3/GPa	7.78
	ν_{12}	0.27
	ν_{13}	0.27
	ν_{23}	0.42
	G_{12}/GPa	5.00
	G_{13}/GPa	5.00
	G_{23}/GPa	3.08
	X_t/MPa	2 114
	X_c/MPa	704
	Y_t/MPa	80
	Y_c/MPa	68
	$S_{12}=S_{13}/\text{MPa}$	80
	S_{23}/MPa	55

Notes: E —Young's modulus; ν —Poisson's ratio; G —Shear modulus; X , Y —Strength; Subscript 1, 2 and 3—Direction 1, 2 and 3; Subscript t—Tension; Subscript c—Compression.

2 含拼接铺层 CFRP 复合材料板拉伸实验

参考标准 GB/T 3354-2014^[16], 对含拼接结构纤维方向的拉伸性能进行测试。样品尺寸如图 3 所示, 宽为 13 mm, 厚度为 2.5 mm, 长度为 250 mm, 使用玻璃纤维增强树脂 (GFRP) 复合材料做加强片。采用美特斯工业系统 (中国) 有限公司的微机控制电子万能试验机 CMT5105 对试样进行加载, 加载速率为 2 mm/min, 每组实验重复 5 次以上。

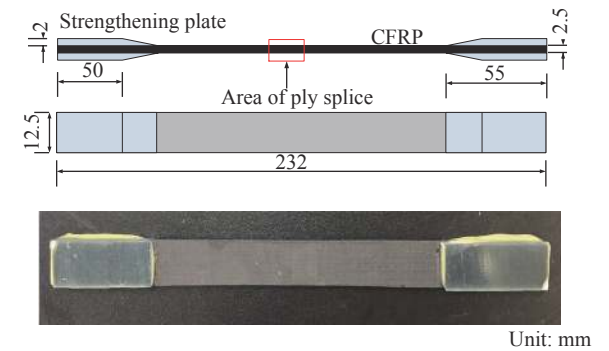


图 3 拉伸试样
Fig. 3 Tensile sample

为观察破坏过程, 在试样一侧拼接区域附近用黑白漆交替喷涂, DIC 测试所需散斑采用上述喷漆的方法制备^[17]; 另一侧整根喷满白漆以便观察拉伸过程中产生的裂纹, 配合相机记录整个拉伸过程。同时采用引伸计和 DIC 方法对拉伸过程中的应变进行测量, 实验装置如图 4 所示。

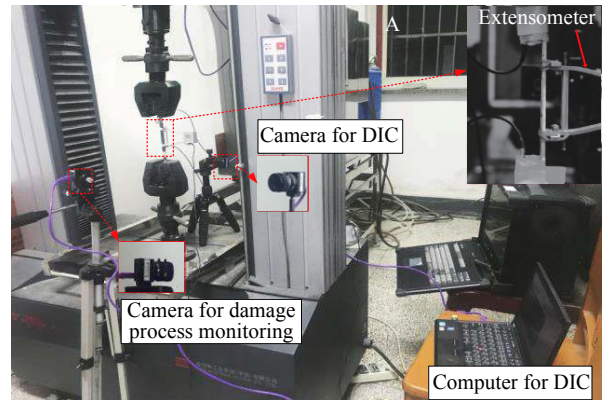


图 4 实验装置
Fig. 4 Experimental equipment

为方便比较, 参考 GB/T 3354-2014^[16] 中的拉伸强度对含拼接结构样品的强度进行定义:

$$\sigma = \frac{F_{\max}}{bh} \tag{1}$$

其中: σ 为拉伸强度; $F_{\max}$ 为最大荷载; b 为试样宽度; h 为试样厚度。

3 数值模拟方法

3.1 含拼接铺层 CFRP 复合材料板有限元 (FEM) 模型建立

含拼接铺层 CFRP 复合材料板 FEM 模型如图 5(a) 所示, 为有效模拟渐进损伤过程, 应用 ABAQUS 有限元分析软件采用显示动力学对该问题进行模拟。层合板铺层和拼接结构采用三维可变形实体 C3D8R 建模, 单层厚度为 0.11 mm。拼接结构中间接缝宽度为 0.2 mm, 填充树脂材料。复合材料层合板各单层之间和层合板与拼接结构接触面均引入了的界面单元 (Cohesive element), 详细结构如图 5(b) 所示。界面单元与实体单元以共节点的方式连接, Cohesive 单元力学性能参考树脂材料, 单元类型为 8 节点界面单元 COH3D8, 厚度为 0.001 mm。为避免分层损伤后邻近铺层间网格相互穿透, 在连续纤维层表面和铺层处纤维层表面用库仑摩擦模型定义了相邻层表面间的切向相互作用^[18-20], 设置摩擦系数为 0.2。材料参数如表 1 所示。

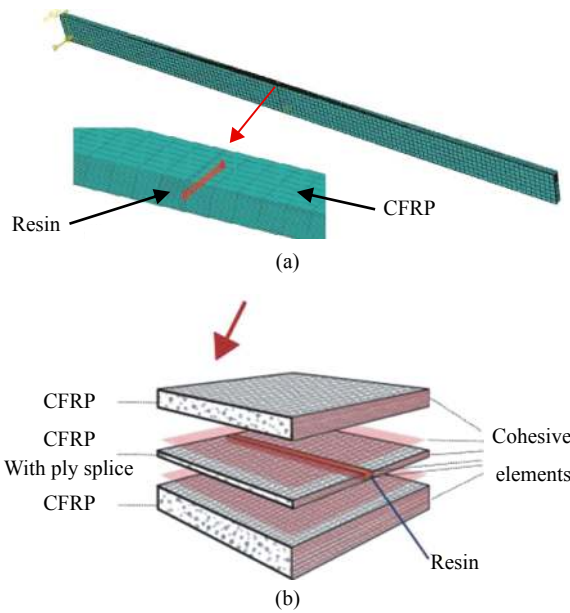


图 5 含拼接铺层 CFRP 复合材料板有限元 (FEM) 模型

Fig. 5 Finite element method (FEM) model of CFRP composites with ply splice (Macroscopic model diagram detail of spliced structural model)

3.2 失效准则及损伤演化

利用渐进损伤模型和内聚力模型分别对复合材料层内和层间失效进行描述^[21-23]。结合 3D

Hashin^[24-26] 失效准则对层合板进行渐进失效分析, 将单向复合材料层板的损伤分为纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩四种层内损伤形式: 纤维拉伸破坏 ($\varepsilon_{11} \geq 1$):

$$F_f^t = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{xy}} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{S_{xz}} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

纤维压缩破坏 ($\varepsilon_{11} < 1$):

$$F_f^c = \frac{|\varepsilon_{11}|}{X_C} \geq 1 \quad (3)$$

基体拉伸破坏 ($\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} \geq 1$):

$$F_m^t = \left(\frac{\varepsilon_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{xy}} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

基体压缩破坏 ($\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} < 1$):

$$F_m^c = \left(\frac{\varepsilon_{22}}{2S_{xy}} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{xy}} \right)^2 - 1 \right] \frac{\varepsilon_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{xy}} \right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

式中: 1 为纤维方向; 2 为面内垂直于纤维的方向; 3 为铺层厚度的方向; X_T 、 X_C 、 Y_T 和 Y_C 分别表示层合板在 1 方向和 2 方向的拉伸和压缩强度; S_{xy} 、 S_{xz} 表示面内和面外剪切强度; ε_{ij} 为材料主坐标系下的应力张量分量。

编写 ABAQUS/VUMAT 子程序对单元的失效进行相应的刚度折减, 本文在渐进失效模型中采用线性退化模式。依据 Hillerborg 断裂能准则^[26], 为避免单元失效行为对单元尺度的依赖, 引入单元特征长度 l , 在材料子程序中通过 VUMAT 内嵌函数 charLength 近似求解特征长度^[27]。在材料损伤起始以前, 材料行为按照应力-应变曲线响应, 损伤起始以后, 材料行为按照应力-位移曲线响应, 将裂纹扩展单位面积所需要的能量 G_C 作为特定的材料参数, 在拉伸断裂中的关系式如下:

$$\varepsilon_{f,i}^t = \frac{2G_{i,C}^t}{\sigma_i^t l} \quad (6)$$

式中: $\varepsilon_{f,i}^t$ 为拉伸断裂单元失效应变; $G_{i,C}^t$ 为应变能释放率临界值。

通过式 (6) 可以得出每个单元拉伸模式下的失效应变, 其他失效模式类似。针对纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸及基体压缩四种失效模式, 损伤状态变量分别定义如下:

$$d_{11}^t(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{f,1}^t}{\varepsilon_{f,1}^t - \varepsilon_{0,1}^t} \left(1 - \frac{\varepsilon_{0,1}^t}{\varepsilon_{11}} \right) \quad (7)$$

$$d_{11}^c(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{f,1}^c}{\varepsilon_{f,1}^c - \varepsilon_{0,1}^c} \left(1 - \frac{\varepsilon_{0,1}^c}{\varepsilon_{11}} \right) \tag{8}$$

$$d_{22}^t(\varepsilon_{22}) = \frac{\varepsilon_{f,2}^t}{\varepsilon_{f,2}^t - \varepsilon_{0,2}^t} \left(1 - \frac{\varepsilon_{0,2}^t}{\varepsilon_{22}} \right) \tag{9}$$

$$d_{22}^c(\varepsilon_{22}) = \frac{\varepsilon_{f,2}^c}{\varepsilon_{f,2}^c - \varepsilon_{0,2}^c} \left(1 - \frac{\varepsilon_{0,2}^c}{\varepsilon_{22}} \right) \tag{10}$$

对于拉伸模式，当 $d_{ii}(\varepsilon_{ii})=1$ 时，材料在 i 方向彻底失效。对于压缩模式，由于物质不会消失，即纤维断裂后单元仍有部分残余承载能力，因此需要在材料子程序中控制压缩损伤状态变量取值介于 0~1 之间。文献 [27] 采用非连续性参数退化，本文纤维压缩系数取值 0.83，基体压缩系数为 0.75。

对于层间损伤，利用内聚力模型来模拟层间界面性能并描述其失效。内聚力单元可以对界面胶结进行细致的模拟，包含胶结材料的属性，直接控制接触界面单元。通过平方应力准则进行层间损伤起始判断如下：

$$\left\{ \frac{\tau_1}{N} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_2}{S} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_3}{T} \right\}^2 = 1 \tag{11}$$

式中： τ_i 分别为 I 型、II 型和 III 型的应力； N 、 S 和 T 为对应的界面强度。

损伤演化准则控制的是层间损伤起始后 Cohesive 界面单元刚度的退化方式和退化速率。接触点的法向分离和切向分离位移的相对比例决定了模式类型。本文采用混合型断裂能量释放率准则中的幂法则 (Power law)：

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}} \right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^\alpha + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}} \right)^\alpha = 1 \tag{12}$$

式中： G_I 、 G_{II} 和 G_{III} 分别为 I、II 和 III 型能量释放率； G_{IC} 、 G_{IIC} 和 G_{IIIC} 分别是对应的临界能量释放率。当满足式 (12) 时，Cohesive 界面单元完全破坏，上下界面分离，层间完全失效。

4 结果与分析

4.1 CFRP 复合材料拉伸实验结果

图 6 为含不同拼接层数的 CFRP 试样沿纤维方向的拉伸强度。可以看出，材料的拼接层数越多，其强度越低。不含拼接层的 CFRP 强度高达 2.1 GPa，当拼接层数为 7 层时，其强度降为 1.4 GPa，仅为原来的 66.7%。

从图 6 还可以看出，结构的强度随拼接层数增加强度不断降低的规律近似呈线性关系。对强度和拼接层数的关系采用线性拟合，可得强度

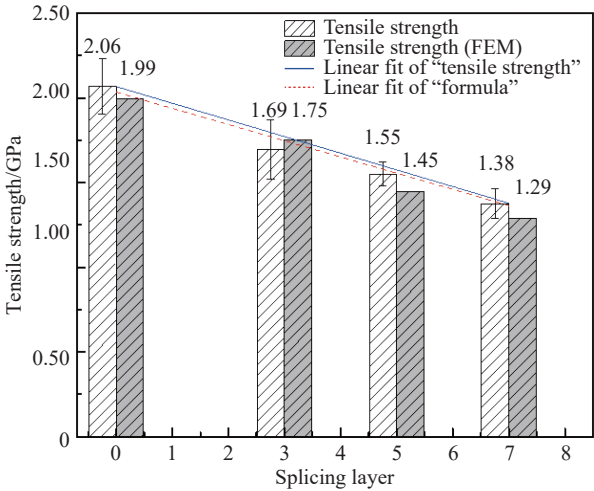


图 6 含拼接铺层 CFRP 复合材料结构强度随断层层数的变化关系

Fig. 6 Strength varies with the number of splice of CFRP composite structures

(MPa) 与拼接层数的关系为

$$\sigma_{Dm} = 2\,034.26 - 95.7485m \tag{13}$$

其中， m 为断层数。

图 7 是四种结构 CFRP 的典型的载荷-变形曲线。可知，D3、D5 和 D7 发生初始破坏的载荷 (A、B 和 C 点) 逐渐降低，加载中间会出现一个明显的波动，随后又以近似线性方式上升直至最高点。从拉伸过程中的荷载-位移曲线及其破坏过程可以看出，三种结构破坏过程类似，都经历了初始破坏、裂纹扩展和完全破坏三个过程，初始破坏均发生在铺层拼接处，然后随着荷载的加大，裂纹不断扩展，最终发生完全破坏。图 8 以 D5 为例说明样品破坏过程。随拉伸形变的增加，材料受力

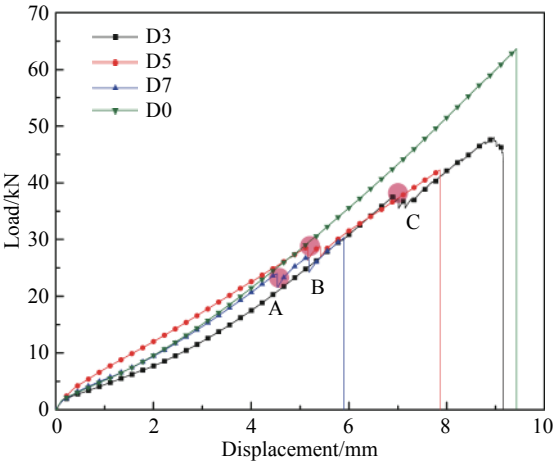


图 7 不同断层 CFRP 复合材料试样实验荷载-位移曲线

Fig. 7 Load-displacement curves of CFRP composite structures with different ply splices

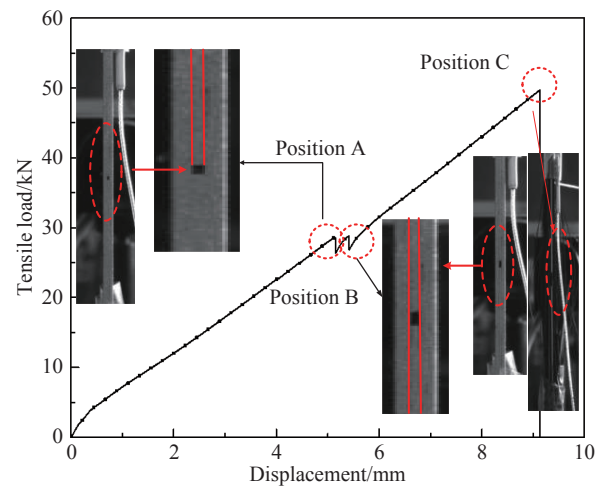


图8 CFRP 复合材料 D5 试样载荷-变形曲线和破坏过程

Fig. 8 Load-displacement curves and failure process of CFRP composites specimen D5

不断提高，到达一定程度时，拼接处纤维束端部与树脂基体发生拉伸破坏，产生肉眼可视的空洞并在空洞上方发生连续铺层与拼接铺层间的层间破坏(A位置)；随着载荷进一步提高，空洞下方也出现类似的层间破坏(B位置)。为使图像更清晰，对分层裂纹用红线进行了强调。当载荷达到材料强度时，材料发生最终破坏(C位置)。

4.2 CFRP 复合材料有限元结果分析与讨论

数值模拟获得的损伤过程与实验结果类似。在前文拉伸实验结果中图6将含不同拼接层数的CFRP 试样拉伸强度的数值模拟结果与实验结果进行了比对，其强度吻合较好。表2和表3为初

表2 含拼接铺层 CFRP 复合材料分层起始载荷 FEM 模拟值与实验均值对比

Table 2 Comparison of initial damage loads of experiment and FEM for CFRP composites with ply splice			
	Initial damage load for experiment/N	Initial damage load for FEM/N	Error/%
D3	38 936.94	43 473.7	11.6
D5	30 243.57	32 568.5	7.6
D7	26 098.17	25 489.1	6.4

表3 含拼接铺层 CFRP 复合材料极限载荷 EMF 模拟值与实验均值对比

Table 3 Comparison of ultimate loads of experiment and FEM for CFRP composites with ply splice			
	Ultimate load for experiment/N	Ultimate load for FEM/N	Error/%
D0	63 731.48	62 850.3	1.7
D3	47 655.43	55 253.5	16.1
D5	41 354.25	45 521.9	10.1
D7	40 472.96	40 627.3	0.3

始破坏载荷(即分层起始载荷)和极限荷载模拟值与实验均值，误差不超过 20%。图9为D5 试样在即将出现初始破坏时通过 DIC 和数值模拟得到的应变场。两种方法得到的应变场分布相似。DIC 测得的拉伸应变、剪切应变最大值分别为 0.0193 和 0.0065；数值模拟得到的结果分别为 0.0113 和 0.0055。最大误差为 17.9%。数值模拟结果和实验结果在损伤过程、初始破坏载荷、强度和应变场等方面吻合较好，说明了所建 FEM 模型的有效性。

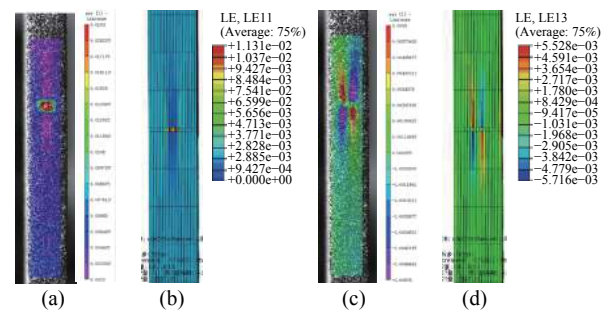


图9 CFRP 复合材料 D5 试样数字图像相关 (DIC) 及数值模拟纵向应变、剪切应变云图

Fig. 9 Image of tensile strain and shear strain of digital image correlation (DIC) technology and FEM of the CFRP composite specimen D5 ((a) Tensile strain e_{yy} of DIC; (b) Tensile strain e_{yy} of FEM; (c) Shear strain e_{xy} of DIC; (d) Shear strain e_{xy} of FEM)

利用建立的模型分析含拼接结构 CFRP 复合材料板受到拉伸载荷作用时的破坏机制。图10为D5 试样的拉伸过程三个时间点的损伤演化状态和应力云图：I. 拉伸初期($F_t=6\,240\text{ N}$)；II. 拼接处逐渐出现损伤($F_t=19\,475\text{ N}$)；III. 拼接位置破坏，发生分层($F_t=33\,234\text{ N}$)。图10(a)为 Cohesive 单元(即界面)刚度退化率 (Scalar stiffness degradation, SDEG) 分布云图。SDEG 达到 1 时，说明界面完全损伤，分层出现。图10(b)为 CFRP 复合材料纤维方向拉伸损伤状态 (DmgFiberT, SDV1) 云图。SDV1 大于 0 时，说明材料存在沿纤维方向的拉伸损伤。图10(c)和图10(d)分别为整个结构的拉伸和剪切应力云图。可以看出，由于拼接属于铺层头对头连接，连接强度很差，因此在加载初期载荷较小时，在拼接处就发生了严重的损伤(图10(I))。由于铺层拼接的作用，材料中拼接位置的连续铺层和拼接铺层层间附近出现了较大的剪切应力，导致层间发生严重损伤(图10(II))。随着载荷的进一步提高，损伤不断积累，最终出现分层现象；同时，被拼接的上下两部分被完全分开(图10(III))。

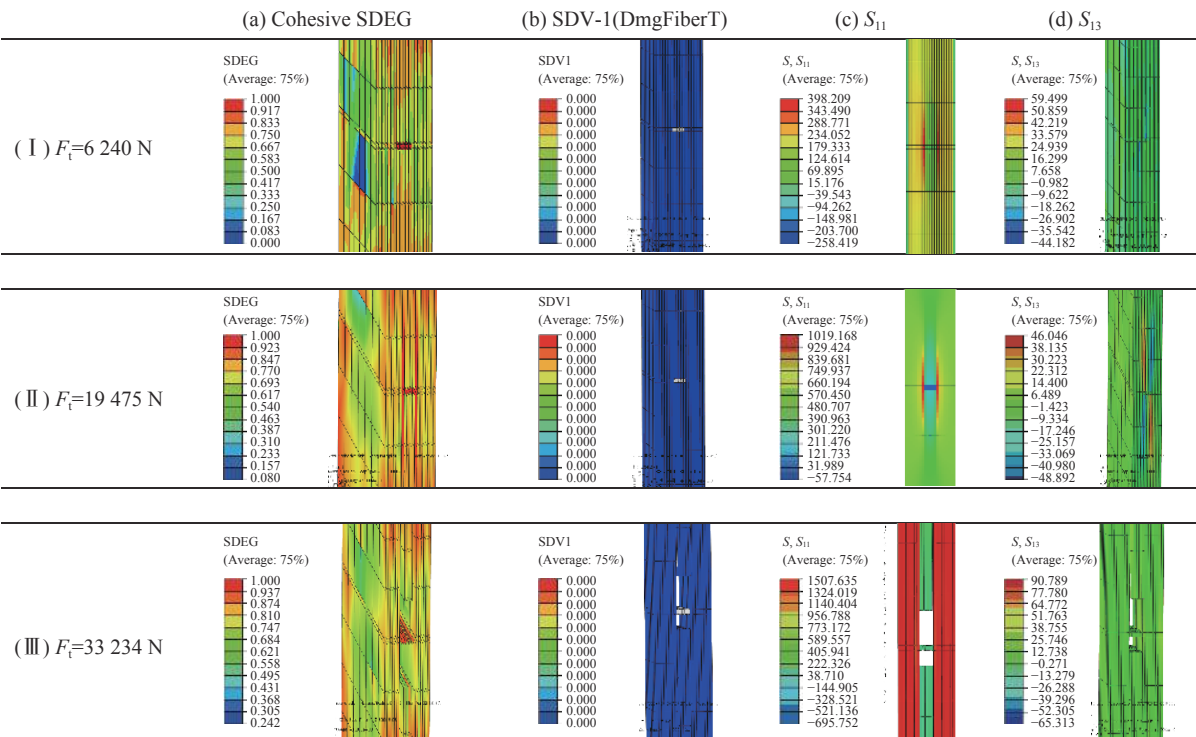


图 10 CFRP 复合材料 D5 试样界面单元、纤维单元损伤演化及拉伸、剪切应力云图

Fig. 10 Damage evolution, tensile stress and shear stress images of cohesive elements and CFRP composite elements of the CFRP composites specimen D5
(a) SDEG of cohesive elements; (b) SDEG of CFRP elements; (c) Tensile stress S_{11} ; (d) Shear stress S_{13}

这就是实验中观察到的空洞和层间裂纹。此时，拉伸载荷已完全由两边的连续铺层承载。考察此时连续铺层的损伤状况，可以发现连续铺层未发生任何损伤(图 10 仅给出了纤维方向拉伸损伤的情况)。因此，该结构的极限承载能力就等于连续铺层的总承载能力，其强度可用下式表示：

$$\sigma = \sigma_{\max} \times \frac{n-m}{n} \tag{14}$$

其中： σ 为拼接结构的拉伸强度； $\sigma_{\max}$ 为单向板的拉伸强度； n 为总层数； m 为断层数。在本实验中 n 取 21， $\sigma_{\max}$ 取 2 067.06 MPa，结果与式 (13) 相吻合 (如图 6 所示)。

5 结论

通过实验和数值模拟，对含不同厚度的单个铺层拼接的单向碳纤维增强树脂 (CFRP) 复合材料的拉伸性能进行了研究。

(1) 对含铺层拼接的单向 CFRP 复合材料进行了测试，其拉伸强度由于铺层拼接的作用大大降低，最终极限载荷由连续铺层层数决定。

(2) 对含拼接铺层 CFRP 复合材料的拉伸破坏过程进行数值模拟，分析显示，拼接铺层产生的

应力集中导致拼接铺层与连续铺层间发生层间剪切破坏，而几乎不会导致连续铺层发生任何损伤。剪切破坏产生后，载荷完全由连续铺层承担。由于连续铺层状态未受拼接影响，因此结构承载力等于连续铺层的总承载能力。

(3) 对不同厚度下的单铺层拼接结构 CFRP 复合材料的拉伸破坏过程进行分析得到，单拼接结构越厚时，拼接位置的损伤起始荷载越小，导致最终强度也较低。因此，对于需要进行拼接处理的结构，适宜采用薄铺层进行制备。

参考文献：

[1] 罗益鋒, 罗晰旻. 现代飞机用特种纤维及其复合材料的最新进展[J]. 纺织导报, 2018(S1): 63-69.
LUO Yifeng, LUO Ximin. Latest development of specialty fibers and its composites for modern aircraft[J]. China Textile Leader, 2018(S1): 63-69(in Chinese).
[2] CASADEI P, GALATI N, PARRETTI R. Strength-ening of a bridge using two FRP technologies[C]. In: ACI (American Concrete Institute) Fall 2003 Convention, Boston, MA(US); 2003.
[3] 李亮, 贾普荣, 矫桂琼, 等. 含铺层拼接层合板的力学性能[J].

- 航空制造技术, 2009(S1): 126-128.
- LI Liang, JIA Purong, JIAO Guiqiong, et al. Mechanical property of laminate with ply splice[J]. *Aeronautica Manufacturin Technology*, 2009(S1): 126-128(in Chinese).
- [4] 李亮, 贾普荣, 矫桂琼. 单向拼接复合材料层合板的抗拉强度研究[J]. *机械强度*, 2013, 170(6): 795-798.
- LI Liang, JIA Purong, JIAO Guiqiong. Tensile strength of unidirectional laminate with ply-splicing[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2013, 170(6): 795-798(in Chinese).
- [5] 王建业, 贾普荣, 矫桂琼, 等. 含铺层拼接层合板的等效刚度估算[J]. *科学技术与工程*, 2010(3): 822-825.
- WANG Jianye, JIA Purong, JIAO Guiqiong, et al. Equivalent rigidity estimation of the laminate with ply splice[J]. *Science Technology and Engineering*, 2010(3): 822-825(in Chinese).
- [6] 王玲, 贾普荣, 王文贵, 等. 含铺层拼接层合板面内剪切强度[J]. *材料科学与工程*, 2010, 28(3): 341-344.
- WANG Ling, JIA Purong, WANG Wengui, et al. In-plane shear strength of laminate with spliced plies[J]. *Journal of Materials Science and Engineering*, 2010, 28(3): 341-344(in Chinese).
- [7] 钟安彪, 岳珠峰, 耿小亮, 等. 错位铺层拼接层合板力学性能分析与模拟方法探索[J]. *固体力学学报*, 2015(s1): 111-116.
- ZHONG Anbiao, YUE Zhufeng, GENG Xiaoliang, et al. The mechanical performance analysis and simulation method exploration of spliced ply with misalignment seams[J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2015(s1): 111-116(in Chinese).
- [8] 王刚, 贾普荣, 黄涛, 等. 含切口复合材料层合板拉伸应变集中与失效分析[J]. *材料工程*, 2018, 46(2): 134-141.
- WANG Gang, JIA Purong, HUANG Tao, et al. Strain concentration and failure analysis of notched composite laminates under tensile loading[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2018, 46(2): 134-141(in Chinese).
- [9] 陈丁丁, 王曼漪, 新川和夫, 等. 纤维增强树脂基复合材料拼接结构拉伸性能[J]. *复合材料学报*, 2017(11): 95-100.
- CHEN Dingding, WANG Manyi, ARAKAWA Kazuo, et al. Tensile properties of FRP ply splice structures[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017(11): 95-100(in Chinese).
- [10] 黄剑贤, 耿小亮, 张永久. 错位铺层拼接层合板承载机制的试验与模拟研究[J]. *应用力学学报*, 2013(5): 787-791.
- HUANG Jianxian, GENG Xiaoliang, ZHANG Yongjiu. Experimental and numerical research for mechanical properties of ply splice laminates[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2013(5): 787-791(in Chinese).
- [11] 李澄. 拼接与搭接铺层对复合材料性能影响研究[J]. *山东工业技术*, 2019(1): 14-16.
- LI Cheng. Study on the effects of splicing and lapping on the properties of composite materials[J]. *Shandong Industrial Technology*, 2019(1): 14-16(in Chinese).
- [12] 张顺庆, 高晨家, 张龙. 数字图像相关技术在应力应变测量中的发展与最新应用[J]. *影像科学与光化学*, 2017, 35(2): 193-198.
- ZHANG Shunqing, GAO Chenjia, ZHANG Long. The development and latest applications of digital image correlation in stress and strain measurement[J]. *Imaging Science and Photochemistry*, 2017, 35(2): 193-198(in Chinese).
- [13] COMER A J, KATNAM K B, STANLEY W F. Characterising the behavior of composite single lap bonded joints using digital image correlation[J]. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2013, 40(40): 215-223.
- [14] KASHFUDDOJA M, RAMJI M. Whole-field strain analysis and damage assessment of adhesively bonded patch repair of CFRP laminates using 3D-DIC and FEA[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2013, 53(5): 46-61.
- [15] 张文东, 樊俊铃, 陈莉, 等. 二维数字图像相关法在准静态拉伸实验中的应用[J]. *应用力学学报*, 2018, 35(5): 138-144, 267.
- ZHANG Wendong, FAN Junling, CHEN Li, et al. Study on the application of two-dimensional digital image correlation method in quasistatic tension test[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2018, 35(5): 138-144, 267(in Chinese).
- [16] 全国纤维增强塑料标准化技术委员会. 定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法: GB/T 3354—2014 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2015.
- Standardization Administration of the People's Republic of China. Test method for tensile properties of orientation fiber reinforced polymer matrix composite materials: GB/T 3354 —2014[S]. Beijing: China Standards Press, 2015(in Chinese).
- [17] 王曼漪, 胡其高, 陈丁丁, 等. DIC方法位移与应变测试结果可靠性实验研究[C]//2017第26届全国结构工程学术会议论文集(第Ⅲ册), 2017: 628-633.
- WANG Manyi, HU Qigao, CHEN Dingding, et al. Experimental research of reliability of DIC method in the displacement and strain tests[C]//The 26th Session of the National Construction Engineering Academic Conference Proceedings, The First Ⅲ Copies, 2017: 628-633(in Chinese).
- [18] SUNG N, SUH N. Effect of fiber orientation on friction and wear of fiber reinforced polymeric composites[J]. *Wear*, 1979, 53(1): 129-141.
- [19] SCHON J. Coefficient of friction of composite delamination surfaces[J]. *Wear*, 2000, 237(1): 77-89.
- [20] BING Q, SUN C T. Effect of compressive transverse normal stress on mode II fracture toughness in polymeric composites[J]. *International Journal of Fracture*, 2007,

145(2):89-97.

[21]

陈建霖, 励争, 储鹏程. 大开口复合材料层合板强度破坏研究[J]. [力学学报](#), 2016, 48(6): 1326-1333.

CEHEN Jianlin, LI Zheng, CHU Pengcheng. Strength analysis of fiber reinforced composite laminates with big cut-outs[J]. [Chinses Journal of Theoretical and Applied Mechanics](#), 2016, 48(6): 1326-1333(in Chinese).

[22]

王刚, 贾普荣, 黄涛, 等. 含切口复合材料层合板拉伸应变集中与失效分析[J]. [材料工程](#), 2018, 2(46): 134-141.

WANG Gang, JIA Purong, HUANG Tao, et al. Strain concentration and failure analysis of notched composite laminates under tensile loading[J]. [Journal of Materials Engineering](#), 2018, 2(46): 134-141(in Chinese).

[23]

冯威, 徐绯, 袁佳雷. 双斜接修补复合材料层合版的拉伸行为及影响因素[J]. [复合材料学报](#), 2019, 36(6): 1421-1427.

FENG Wei, XU Fei, YUAN Jialei. Investigation on tensile behavior and effect factor analysis of double scarf-repaired composite laminates[J]. [Acta Materiae Compositae Sinica](#), 2019, 36(6): 1421-1427(in Chinese).

[24]

HASHIN Z, ROTE M A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. [Journal of Composite Materials](#), 1973, 7(4): 448-464.

[25]

HASHIN Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. [Journal of Applied Mechanics](#), 1981, 48(4): 846.

[26]

CHANG F K, CHANG K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. [Journal of Composite Materials](#), 1987, 21(9): 834-855.

[27]

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