

# 碳纤维复合材料开孔板拉伸失效机理研究

高国强<sup>1,2</sup>, 宁品宽<sup>3</sup>

(1. 南京工业职业技术大学机械工程学院, 江苏 南京 210023; 2. 江苏省工业感知及智能制造装备工程研究中心, 江苏 南京 210023; 3. 南京航空航天大学机电学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 碳纤维复合材料在航空工业装配过程中不可避免需要开孔来进行机械连接, 而构件的开孔会影响其力学性能。文章针对 T300 和 QY8911 型号的碳纤维复合材料开孔板在拉伸载荷下的失效行为, 开展实验与数值模拟相结合的研究。制备 3 种典型铺层方案的开孔板试件, 并进行拉伸实验, 从细观层面建立代表性体积单元 (RVE) 模型, 基于渐进均质化理论对复合材料宏观弹性性能进行跨尺度表征。同时, 基于扩展有限元法 (XFEM) 通过 UDMGINI 子程序耦合 LaRC05 失效准则, 建立考虑纤维断裂和滑移、基体开裂等多种失效模式的损伤模型, 实现裂纹扩展模拟。结果表明: 数值模型预测结果与实验结果相吻合, 不同铺层的复合材料开孔板的失效机制由纤维损伤主导向基体损伤主导转变, 裂纹路径与铺层方向密切相关。研究结果验证了所建立的扩展有限元模型在预测复合材料开孔板损伤行为中的有效性, 为复合材料结构设计 with 强度评估提供可靠手段。

**关键词:** 碳纤维复合材料; 开孔板; 扩展有限元; LaRC05 失效准则

中图分类号: TQ323.4; TQ327.9

文献标志码: A

文章编号: 1005-3360(2026)02-0179-06

DOI: 10.15925/j.cnki.issn1005-3360.2026.02.032

## Research on Tensile Failure Mechanism of Carbon Fiber Composite Open-hole Laminates

GAO Guoqiang<sup>1,2</sup>, NING Pinkuan<sup>3</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Industry Technology, Nanjing 210023, China; 2. Industrial Perception and Intelligent Manufacturing Equipment Engineering Research Center of Jiangsu Province, Nanjing 210023, China; 3. School of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Carbon fiber reinforced polymer composites inevitably require drilling for mechanical connections during assembly processes in the aviation industry, yet the presence of holes in structural components adversely affects their mechanical properties. The study investigated the failure behavior of T300 and QY8911 carbon fiber composite open-hole laminates under tensile loading through combined experimental and numerical approaches. Open-hole laminate specimens featuring three typical stacking sequences were fabricated and subjected to tensile testing. A representative volume element (RVE) model was established from the mesoscopic perspective, and the macroscopic elastic properties of composite were characterized across scales based on progressive homogenization theory. Concurrently, an extended finite element method (XFEM) model coupled with the LaRC05 failure criterion via the UDMGINI subroutine was developed to establish a damage model accounting for multiple failure modes including fiber fracture and slippage as well as matrix cracking, thereby enabling crack propagation simulation. The results indicated that the numerical predictions agreed well with experimental data. Dominant failure mechanism of composite open-hole laminates with different stacking sequences transitioned from fiber-dominated damage to matrix-dominated damage, and crack trajectories exhibited strong correlation with ply orientations. The findings validated the effectiveness of proposed extended finite element model in predicting damage behavior of open-hole CFRP laminates, providing a reliable methodology for composite structural design and strength assessment.

**Keywords:** Carbon fiber composite; Open-hole laminate; Extended finite element; LaRC05 failure criterion

收稿日期 Submitted date 2025-05-21; 修回日期 Revised date 2025-07-06; 录用日期 Accepted date 2025-08-20

基金项目: 2022 年度江苏省工业感知及智能制造装备工程研究中心开放基金项目 (ZK22-05-10); 南京工业职业技术大学 2022 年学校引进人才科研启动基金项目 (自然科学类 YK22-01-02)

联系人, 4955967529@qq.com

引用本文: 高国强, 宁品宽. 碳纤维复合材料开孔板拉伸失效机理研究[J]. 塑料科技, 2026, 54(2): 179-184.

Citation: GAO G Q, NING P K. Research on tensile failure mechanism of carbon fiber composite open-hole laminates[J]. Plastics Science and Technology, 2026, 54(2): 179-184.

碳纤维复合材料因具有优异的承载能力、耐腐蚀性和抗冲击性等优点,被广泛应用于新一代高端航空设备的主要承载部件<sup>[1-3]</sup>。在装配过程中,需要对复合材料结构件进行钻孔,导致在孔壁周围出现复合材料基体和纤维断裂现象,而且孔周围位置容易产生应力集中的现象,影响结构的载荷分配,因此对这些开孔结构件力学性能开展评估对确定结构设计许用值发挥着关键作用<sup>[4-6]</sup>。另外,复合材料各向异性的属性导致本构关系更加复杂,而且损伤失效模式复杂多变,为复合材料的刚强度计算和复合材料结构设计带来了挑战。所以,有必要对复合材料开孔构件力学性能进行深入研究。

早期的研究主要基于断裂力学强度理论采用特征曲线法对复合材料开孔板的强度进行预测,这些近似方法能够较为准确地预测一些开孔板的强度<sup>[7]</sup>,但是不能有效发掘复合材料损伤模式和损伤机理。渐进损伤方法的提出对复合材料的强度预测和损伤路径扩展追踪的技术水平有很大的推动作用,渐进损伤与有限元结合不但能模拟复合材料从损伤起始到损伤扩展直至完全失效全过程,还能确定复合材料损伤模式,预测复合材料结构的极限强度。例如,CHANG等<sup>[8]</sup>采用Hashin准则建立二维渐进损伤模型,预测含孔复合材料板的基体开裂和纤维断裂。CAMANHO等<sup>[9]</sup>用三维渐进损伤模型预测含孔复合材料板压缩失效。渐进损伤方法仍处于不断发展中,而且正演化出众多的具体实现形式,例如与内聚力单元结合使用可以在预测基体和纤维损伤的同时预测复合材料层间损伤<sup>[10-12]</sup>。损伤判定准则从宏观模式发展到考虑损伤机理以及纤维和基体含量的微观和细观模式Puck准则<sup>[13-14]</sup>和LaRC05准则<sup>[15-16]</sup>。复合材料损伤失效模式多样,不同损伤失效模式处于不同尺度,例如基体裂纹的延伸在平面上可能达到毫米级,分层长度通常为几厘米,纤维和基体之间脱黏有时发生在微米级。因此,需要仔细的网格算法和不同的破坏标准来准确预测局部破坏行为,这给采用传统有限元法精确模拟仿真带来了巨大的挑战<sup>[17-18]</sup>。而扩展有限元法(XFEM)能够在不细化网格的情况下准确预测局部应力场,裂纹的萌生和扩展与有限元网格相互独立,不需要在裂纹尖端细化网格<sup>[19]</sup>。

为了准确预测复合材料开孔板的失效起始和裂纹扩展过程,本文以不同铺层顺序的含孔复合材料单向板为研究对象,对其进行纵向拉伸加载。采用考虑复合材料中复杂失效机理的LaRC05准则,并通过UDMGINI用户自定义失效判据子程序,植入XFEM中,进行裂纹扩展的仿真,预测复合材料渐进损伤行为。最后与相关实验进行对比分析,验证该数值模型的有效性。

## 1 实验部分

依据试验标准ASTM D5766/D5766M—11<sup>[20]</sup>设计复合材料开孔板的几何尺寸,图1为试件尺寸。该复合材料开孔板采用T300/QY8911型号碳纤维复合材料制成,该型号

复合材料由T300碳纤维和QY8911双马来酰亚胺树脂组成,单层厚度0.2 mm,共10层,分别采用 $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]_s$ 、 $[45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$ 和 $[90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ]_s$ 3种铺层方案,每种铺层方案的试件准备5个,每个试件的两端均采用等厚度的7075铝板防护,防止复合材料板被夹具压伤。另外,复合材料板和7075铝板之间的黏结采用航空级E-120HP双组分环氧树脂胶。图2为试件准备和实验现场。实验在室温环境(20~28℃)、相对湿度不超过50%环境中进行,施加拉伸载荷之前预热试验机5~15 min,将试验速度设置为2 mm/min,开始试验。持续加载并记录试验力值、横向位移,直至试样断裂停止实验,并根据ASTM D 5766/D 5766M—11判断试样断裂模式是否符合要求。

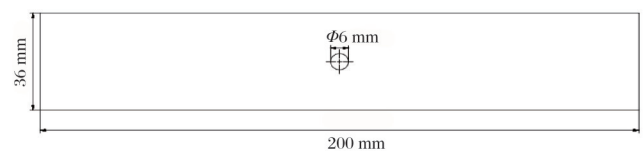
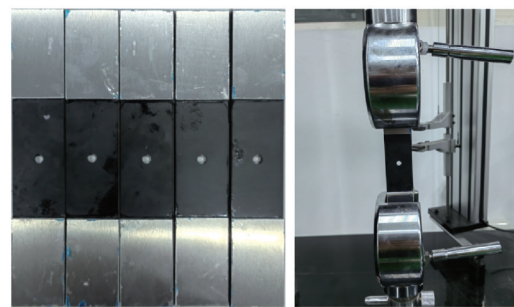


图1 试件尺寸

Fig.1 Specimen dimensions



(a) 试件准备

(b) 实验现场

图2 试件准备和实验现场

Fig.2 Specimen preparation and experimental site

## 2 有限元部分

### 2.1 有限元建模

图3为网格划分。从图3可以看出,建立含中心孔的复合材料层合板有限元模型,网格划分采用C3D8R连续三维八节点缩减积分单元。为了捕捉初始损伤后的裂纹萌生并精确模拟裂纹扩展路径,将圆孔周围区域定义为裂纹富集区。在载荷边界条件定义中,先将板的一个端面设置为完全固定,在另一个端面上取中心点作为参考点,然后将参考点与端面进行运动耦合,并赋值与拉伸试验相同的位移。图4为模拟拉伸实验过程。

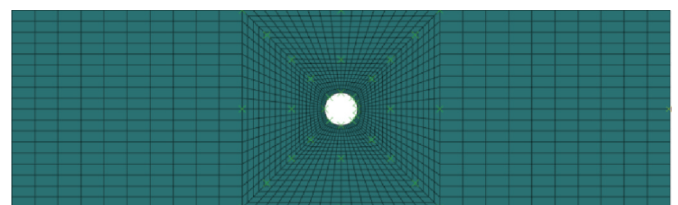


图3 网格划分

Fig.3 Mesh division

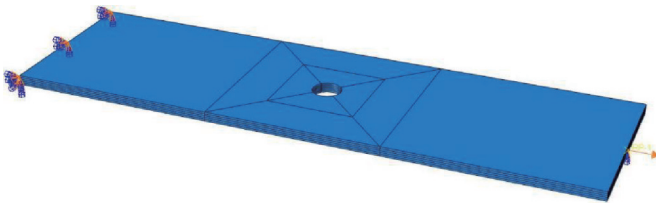


图4 模拟拉伸实验过程

Fig.4 Simulated stretching experiment process

## 2.2 材料参数

根据碳纤维复合材料微观结构特征,在Digimat环境下建立考虑纤维分布规律和体积分数的代表性体积单元(RVE),图5为复合材料微观模型。对其加载周期性边界条件,通过有限元分析微观尺度上局部应力应变情况,然

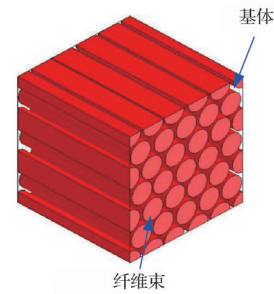


图5 复合材料微观模型

Fig.5 Mesoscale model of composites

表1 复合材料弹性性能参数

Tab.1 Elastic performance parameters of composites

试样	体积分数	纵向弹性模量( $E_{11}$ )/GPa	横向弹性模量( $E_{22}$ )/GPa	厚向弹性模量( $E_{33}$ )/GPa	面内剪切模量( $G_{12}$ )/GPa	纵向-厚度剪切模量( $G_{13}$ )/GPa	横向-厚度剪切模量( $G_{23}$ )/GPa	纵向-横向泊松比( $\nu_{12}$ )	纵向-厚度泊松比( $\nu_{13}$ )	横向-厚度泊松比( $\nu_{23}$ )
T300 碳纤维	0.6	230.00	12.000	12.000	9.85	9.85	4.62	0.170	0.17	0.30
QY8911 环氧树脂	0.4	3.44	—	—	1.24	—	—	0.389	—	—
复合材料	—	139.40	7.755	7.755	3.96	3.96	2.93	0.260	0.26	0.23

注:“—”表示无相关数据;“纵向”表示沿纤维方向;“横向”表示垂直纤维方向;“厚向”表示垂直铺层平面。

## 2.3 失效判定准则

LaRC05失效判定准则结合了微观力学机制与宏观应力分析,将复合材料失效分为纤维主导失效和基体/界面主导失效,并针对不同失效模式建立独立判据。基体损伤为:

$$\left(\frac{\tau_T}{S_T^{is} - \eta_T \sigma_N}\right)^2 + \left(\frac{\tau_L}{S_L^{is} - \eta_L \sigma_N}\right)^2 + \left(\frac{\langle \sigma_2^m \rangle_+}{Y_T^{is}}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

其中:

$$\sigma_N = \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2} + \frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2} \cos 2\alpha + \tau_{23} \sin 2\alpha \quad (2)$$

$$\tau_T = -\frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2} \sin 2\alpha + \tau_{23} \cos 2\alpha \quad (3)$$

$$\tau_L = \tau_{31} \sin \alpha + \tau_{12} \cos \alpha \quad (4)$$

纤维拉伸损伤为:

$$\frac{\langle \sigma_{11} \rangle_+}{X_T} \geq 1 (\sigma_{11} \geq 0) \quad (5)$$

纤维屈曲损伤为:

$$\left(\frac{\tau_{23}^m}{S_T^{is} - \eta_T \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^m}{S_L^{is} - \eta_L \sigma_2^m}\right)^2 + \left(\frac{\langle \sigma_2^m \rangle_+}{Y_T^{is}}\right)^2 > 1 (\sigma_{11} < 0) \quad (6)$$

其中:

$$\sigma_2^m = \sigma_{22} \cos^2 \psi + \sigma_{33} \sin^2 \psi + 2\tau_{23} \sin \psi \cos \psi \quad (7)$$

$$\tau_{12}^m = \tau_{12} \cos \psi + \tau_{13} \sin \psi \quad (8)$$

$$\tau_{23}^m = -\sigma_{22} \sin \psi \cos \psi + \sigma_{33} \sin \psi \cos \psi + (\cos^2 \psi - \sin^2 \psi) \tau_{23} \quad (9)$$

$$\tau_{13}^m = \tau_{13} \cos \psi - \tau_{12} \sin \psi \quad (10)$$

$$\sigma_2^m = \sigma_{11} \sin^2 \varphi + \sigma_2^m \cos^2 \varphi - 2 \sin \varphi \cos \varphi \tau_{12}^m \quad (11)$$

后基于渐进均质化理论实现对复合材料宏观弹性性能表征。表1为复合材料弹性性能参数。

$$\tau_{12}^m = -\sigma_{11} \sin \varphi \cos \varphi + \sigma_2^m \sin \varphi \cos \varphi + (\cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi) \tau_{12}^m \quad (12)$$

$$\tau_{23}^m = \tau_{23}^m \cos \varphi - \tau_{31}^m \sin \varphi \quad (13)$$

式(1)~式(13)中: $\tau_T$ 为材料横向(T-N平面)的剪切应力,MPa; $\tau_L$ 为材料纵向(T-L平面)的剪切应力,MPa; $\sigma_N$ 为基体损伤面的法向正应力,MPa; $S_T^{is}$ 为材料2-3平面的就位剪切强度,2 $S_T$ ,MPa; $S_L^{is}$ 为基体在断裂面上沿纵向断裂的强度, $\sqrt{2} S_L$ ,MPa; $Y_T^{is}$ 为基体就位拉伸强度, $1.12 \sqrt{2} Y_T$ ,MPa; $\eta_T$ 、 $\eta_L$ 为横向、纵向剪切的应力修正系数; $\sigma_{11}$ 为沿纤维方向应力,MPa; $\sigma_{22}$ 为垂直于纤维方向应力,MPa; $\sigma_{33}$ 为沿法方向应力,MPa; $\tau_{23}$ 为纵向剪切应力,MPa; $\tau_{31}$ 、 $\tau_{13}$ 为纵向剪切应力,MPa; $\tau_{12}$ 为平面剪切应力,MPa; $\alpha$ 为基体断裂面的角度,(°); $\varphi$ 为纤维屈曲角度,(°); $\psi$ 为纤维扭结带的角度,(°); $\tau_{23}^m$ 为经纤维错位角 $\varphi$ 变换后的坐标系中,2-3平面内的剪切应力,MPa; $\tau_{12}^m$ 为经纤维错位角 $\varphi$ 变换后的坐标系中,1-2平面内的剪切应力,MPa; $\sigma_2^m$ 为经纤维错位角 $\varphi$ 变换后的坐标系中,2方向的应力,MPa; $\sigma_2^m$ 为绕1方向旋转 $\psi$ 角度后,对应坐标系中2方向的正应力,MPa; $\tau_{12}^m$ 为绕1方向旋转 $\psi$ 角度后,对应坐标系中1-2平面内的剪切应力,MPa; $\tau_{13}^m$ 为绕1方向旋转 $\psi$ 角度后,对应坐标系中1-3平面内的剪切应力,MPa; $\tau_{23}^m$ 为绕1方向旋转 $\psi$ 角度后,对应坐标系中2-3平面内的剪切应力,MPa; $\sigma_{11}$ 为材料1方向原始正应力,MPa。

表2为复合材料强度参数<sup>[21]</sup>。

## 2.4 损伤扩展

在扩展有限元模型中将裂纹尖端的断裂过程区简化

为具有牵引-分离本构关系的“内聚力界面”，通过内聚力单元的力学响应描述裂纹的萌生和扩展(能量释放达到断裂能)。内聚力单元的损伤演化由有效相对位移和临界断裂能( $G_C$ )控制,  $G_C$ 采用 Benzegagh-Kenane 法则计算, 综合考虑I型、II型和III型断裂能( $G_{IC}$ 、 $G_{IIC}$ 、 $G_{IIIC}$ )的耦合效应为:

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIC} + G_{IIIC} - G_{IC}) \left( \frac{G_{IIC} + G_{IIIC}}{G_{IIIC}} \right)^\eta, \eta=1 \quad (14)$$

式(14)中:  $G_{IC}$ 、 $G_{IIC}$ 、 $G_{IIIC}$  分别为I型、II型和III型断裂形式下的断裂能, 分别为0.25、0.5、0.5 J/m<sup>2</sup>;  $\eta$  为断裂模式组合形式相关的系数。

本文通过 UDMGINI 用户自定义失效判据子程序将 LaRC05 失效判定准则以及上述材料属性参数植入扩展有限元(XFEM)模型中, 并结合 ABAQUS 内置的内聚力模型定义损伤起始后的刚度退化规律, 从而实现裂纹扩展的模拟, 最终协同实现复合材料裂纹出现-断裂全流程模拟。

### 3 结果与讨论

#### 3.1 力-位移曲线

图6为复合材料开孔板拉伸载荷下的力-位移曲线。

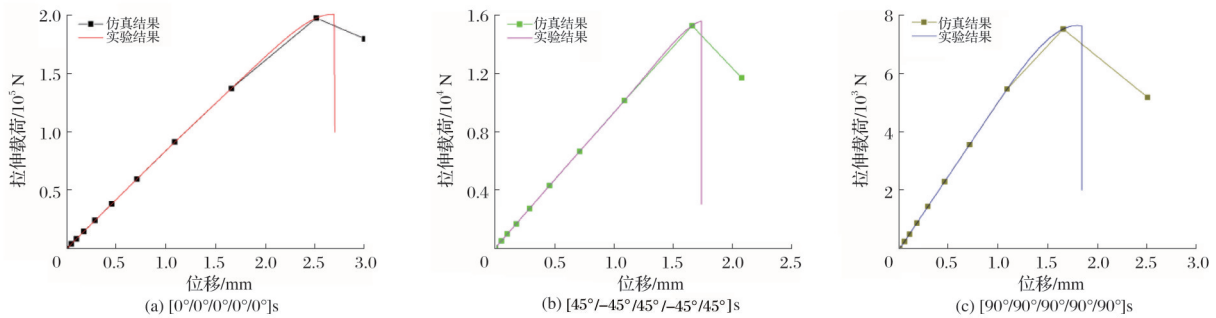


图6 复合材料开孔板拉伸载荷下的力-位移曲线

Fig.6 Force-displacement curves of composite open-hole laminate under tensile load

#### 3.2 [0°/0°/0°/0°/0°]s 开孔板失效机理分析

图7为0°铺层的复合材料开孔板损伤模式。

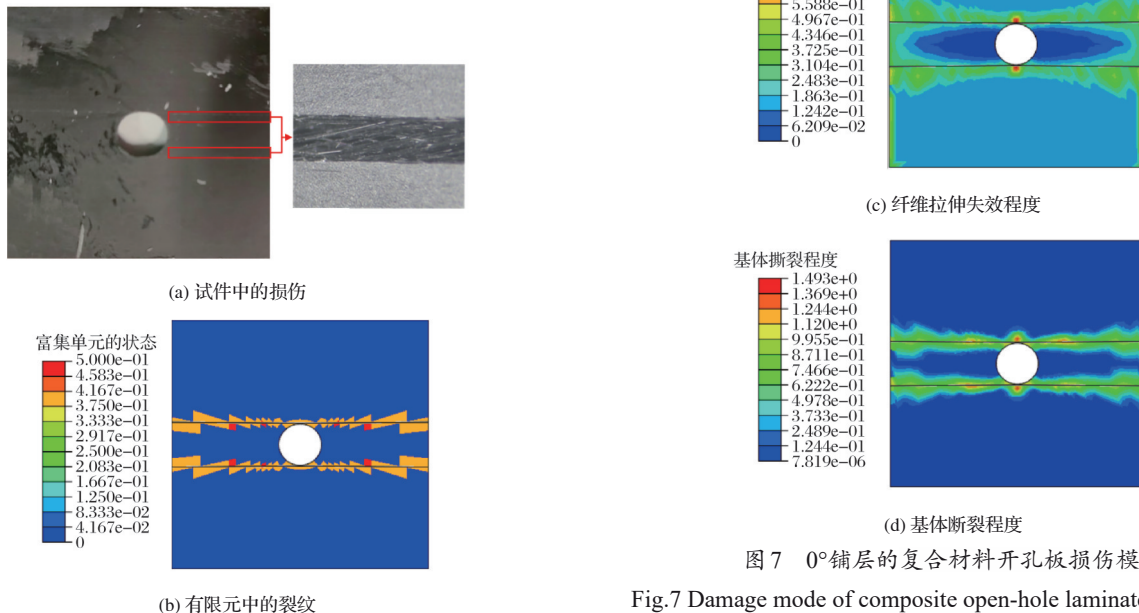


图7 0°铺层的复合材料开孔板损伤模式

Fig.7 Damage mode of composite open-hole laminate with 0° plies

从图6可以看出,由实验和有限元仿真得到复合材料开孔板的拉伸刚度和极限载荷基本保持一致,说明本文建立的扩展有限元模型能准确预测复合材料开孔板的刚强度。另外, [0°/0°/0°/0°/0°]s 铺层的复合材料开孔板的极限拉伸载荷最大,这种铺层方案下主要由复合材料的纤维束承受拉力; [45°/-45°/45°/-45°/45°]s 铺层的次之, [90°/90°/90°/90°/90°]s 能承受的极限拉伸载荷最小,这种铺层方案下主要由复合材料的基体承受拉力。

表2 复合材料强度参数  
Tab.2 Strength parameters of composite 单位:MPa

参数	数值
纵向抗拉强度( $X_T$ )	2 500
纵向抗压强度( $X_C$ )	1 400
横向抗拉强度( $Y_T$ )	75
横向抗压强度( $Y_C$ )	250
法向抗拉强度( $Z_T$ )	75
面内剪切强度( $S_{12}$ )	90
面外剪切强度( $S_{13}$ )	40
面外剪切强度( $S_{23}$ )	40

从图7可以看出,对于只有0°铺层的复合材料开孔板拉伸,在孔的上下边缘出现微小裂纹,此时基体开裂对板的承载能力影响很小。随着载荷的增加,失效区域从孔边沿板长度方向向外扩展,最终出现完全断裂失去承载能力。裂纹的产生主要有复合材料的纤维拉断和基体开裂,0°层纤维承受主要拉应力,复合材料的基体与纤维的力学性能差异导致纤维和基体应变差异,在基体与纤维界面发生脱黏,形成沿纤维轴向的初始裂纹。

### 3.3 [45°/-45°/45°/-45°/45°]s 失效机理分析

图8为±45°铺层的复合材料开孔板损伤模式。

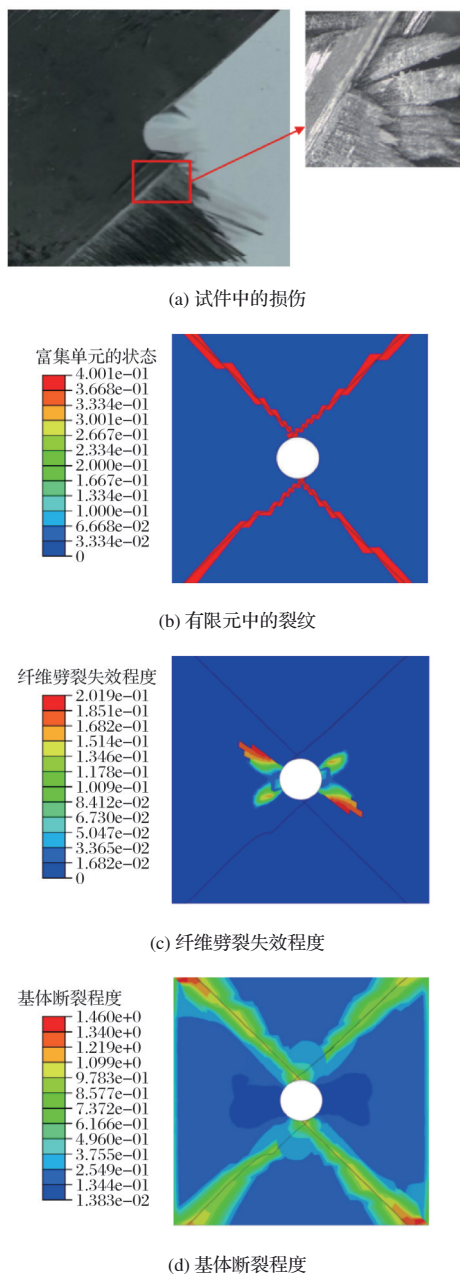


图8 ±45°铺层的复合材料开孔板损伤模式

Fig.8 Damage mode of composite open-hole laminate with ±45° plies

从图8可以看出,含有±45°铺层的复合材料开孔板在受拉伸载荷作用下,同样在孔的边缘首先出现裂纹,裂纹

沿±45°纤维方向扩展,形成X形损伤区。当X形损伤区延伸至自由边时,相邻铺层因变形不协调引发分层,随着分层损伤的扩展,复合材料开孔板承载力缓慢下降,直至完全失效。最终,失效断面呈明显刷状纤维拔出。失效由基体开裂触发,逐渐引发纤维剪切断裂。

### 3.4 [90°/90°/90°/90°/90°]s 失效机理分析

图9为90°铺层的复合材料开孔板损伤模式。从图9可以看出,对于90°铺层方案的复合材料开孔板,在受到拉伸载荷时,在孔上下两端出现裂纹,然后裂纹沿纤维方向平整贯穿断裂,断裂面沿孔上下方向对称。从9a可以看出,开孔板断裂面不仅出现基体的开裂损伤,也出现纤维簇拔出和纤维断裂现象。在有限元分析结果中出现纤维滑移和纤维拉断的损伤模式,与实验结果吻合。

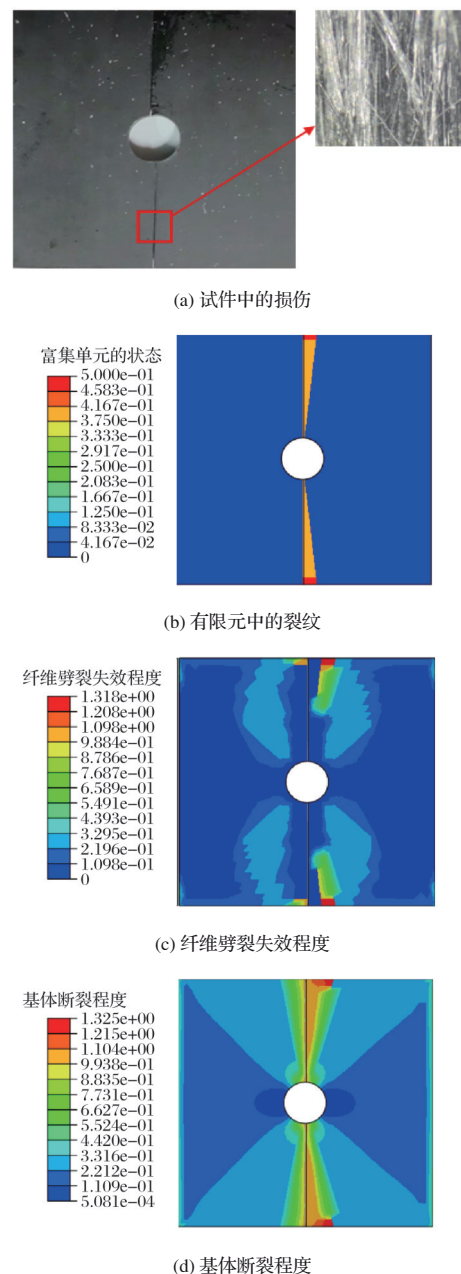


图9 90°铺层的复合材料开孔板损伤模式

Fig.9 Damage mode of composite open-hole laminate with 90° plies

#### 4 结论

本文针对不同铺层方案下的碳纤维复合材料开孔板在拉伸载荷下的失效机理开展实验与数值模拟研究。对 $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]_s$ 、 $[45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$ 、 $[90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ]_s$  3种典型铺层碳纤维复合材料开孔板进行拉伸实验,从力-位移曲线响应和复合材料断裂模式方面对比,发现实验结果与有限元模拟高度一致。从微观尺度上建立代表性体积单元,对复合材料宏观弹性性能进行跨尺度表征,并基于扩展有限元法(XFEM)的三维损伤模型引入LaRC05失效准则,通过UDMGINI子程序结合内聚力模型实现复杂失效模式的判定与裂纹扩展的追踪。模型成功捕捉了不同铺层下的主要失效机制: $0^\circ$ 铺层以纤维断裂主导,裂纹沿轴向扩展; $\pm 45^\circ$ 铺层形成X形剪切损伤并引发分层; $90^\circ$ 铺层则表现为复合材料的基体开裂与纤维簇拔出协同失效。研究表明,铺层顺序显著影响开孔板的极限承载能力与失效路径,合理设计铺层可有效抑制应力集中与裂纹扩展。所建立的XFEM-LaRC05-内聚力耦合模型具备较强的工程适用性,为复合材料开孔结构的强度评估与优化设计提供了可靠工具。

#### 参考文献

- [1] XU S J, ZHOU S H, XIAO B, Y et al. Ballistic performance of thin CFRP laminates under complex in-plane preload[J]. Thin-Walled Structures, 2024, 199: 111829.
- [2] XU G H, ZHANG K F, CHENG H, et al. An experimental study on mechanical behavior and failure mechanism of sleeved fasteners and conventional bolt for composite interference-fit joints[J]. Thin-Walled Structures, 2022, 170: 108537.
- [3] GUO F Y, XIAO Q D, XIAO S H, et al. Assembly technology for aeronautical CFRP structures under the collaborative constraints of geometric shape, physical performance and service stability[J]. Composite Structures, 2023, 318: 117071.
- [4] ZHANG D, ZHOU J, WANG J Z, et al. A comparative study on failure mechanisms of open-hole and filled-hole composite laminates: Experiment and numerical simulation[J]. Thin-Walled Structures, 2024, 198: 111730.
- [5] LIU Z L, YAN L L, WU Z, et al. Progressive damage analysis and experiments of open-hole composite laminates subjected to compression loads[J]. Engineering Failure Analysis, 2023, 151: 107379.
- [6] IYER V S, NGUYEN M H, D'MELLO R J, et al. Progressive failure analysis of laminates with an open hole subjected to compressive loading (OHC) using the enhanced semi-discrete modeling framework [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2024, 193: 105902.
- [7] WADDOUPS M E, EISENMANN J R, KAMINSKI B E. Macroscopic fracture mechanics of advanced composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5(4): 446-454.
- [8] CHANG F, CHANG K. A progressive damage model for laminated composites[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(9): 834-855.
- [9] CAMANHO P P, ERÇİN G H, CATALANOTTI G, et al. A finite fracture mechanics model for the prediction of the open-hole strength of composite laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2012, 43(8): 1219-1225.
- [10] CAO Y J, ZHI J, ZUO D Q, et al. Mesoscale modelling of progressive damage and failure in single-lap and double-lap thin-ply laminated composite bolted joints[J]. Composite Structures, 2023, 316: 117046.
- [11] AOKI R, HIGUCHI R, YOKOZEKI T, et al. Effects of ply thickness and 0-layer ratio on failure mechanism of open-hole and filled-hole tensile tests of thin-ply composite laminates[J]. Composite Structures, 2022, 280: 114926.
- [12] DIVSE V, MARLA D, JOSHI S S. Progressive damage analysis in an open hole compression of FRP laminates including fiber kinking and pre-existing damage[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2023, 169: 107523.
- [13] ZOUGGAR K, GUERRAICHE D, RABOUH M, et al. Numerical damage assessment in T700/epoxy composite laminate under low and high velocity impacts using a modified hashin-puck criterion[J]. Composite Structures, 2025, 372: 119578.
- [14] KUMAR P K A V, FLEISCHHACKER R, DEAN A, et al. Revisiting multi-phase field model for FRCs using Puck theory[J]. Composite Structures, 2025, 372: 119549.
- [15] SHABANI P, LI L, LALIBERTE J, et al. Enhanced LaRC05 failure criteria for investigating low-velocity impact on fiber-reinforced composites: An experimental and computational study[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 155: 109554.
- [16] WANG X D, GUAN Z D, DU S Y, et al. An accurate and easy to implement method for predicting matrix crack and plasticity of composites with an efficient search algorithm for LaRC05 criterion[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2020, 131: 105808.
- [17] XU W Y, SHU K, FAN D Q, et al. Self-sensing enhancement in smart ultra-high performance concrete composites via multi-scale carbon black: Insights from micro to macro characteristics[J]. Composites Part B: Engineering, 2025, 304: 112645.
- [18] NGUYEN M N, VO D, VUONG C D, et al. Multi-scale concurrent topology optimization of lattice structures with single type of composite micro-structure subjected to design-dependent self-weight loads[J]. Computers & Structures, 2025, 313: 107755.
- [19] BENYETTOU M, MADANI K, DJEBBAR S C, et al. Analysis of load-displacement curves of an adhesive-reinforced composite patch repaired plate using the combination of XFEM and CZM techniques[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2025, 136: 103885.
- [20] American Society of Testing Materials. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates: ASTM D5961/D5961M-13[S]. ASTM International, 2013.
- [21] XIAO Y, ISHIKAWA T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: Experimental investigation) [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7): 1022-1031.