

钻孔分层损伤对复合材料层合孔板压缩力学行为的影响

安泽君 曹东风 郑凯东 胡海晓 李书欣

Effect of drilling delamination on compressive mechanical behaviour of open-hole laminates

AN Zejun, CAO Dongfeng, ZHENG Kaidong, HU Haixiao, LI Shuxin

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210902.005>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

考虑时间和温度影响的复合材料开孔层板压缩失效分析

Time-temperature dependent failure analysis of open-hole composite laminates under compression loading

复合材料学报. 2017, 34(7): 1489–1495 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20161018.003>

连续石墨纤维增强铝基复合材料准静态拉伸损伤演化与断裂力学行为

Damage evolution and fracture behaviors of continuous graphite fiber reinforced aluminium matrix composites subjected to quasi-static tensile loading

复合材料学报. 2020, 37(4): 907–918 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190726.001>

分层对复合材料机械连接结构承载能力的影响

Bearing capacity of composite mechanical joint with hole delamination

复合材料学报. 2018, 35(1): 61–69 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170508.001>

斜纹编织碳纤维/环氧树脂复合材料II型分层性能及损伤演化表征

Mode II delamination property and damage evolution characterization of twill woven carbon fiber/epoxy resin composites

复合材料学报. 2020, 37(10): 2452–2462 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.002>

三维角联锁机织铝基复合材料面内拉伸力学行为与失效机制

Mechanical behavior and failure mechanism of the 3D angle interlocking woven reinforced aluminum matrix composites under in-plane tensile loading

复合材料学报. 2021, 38(9): 2997–3007 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20201116.007>

单螺栓修复对含冲击损伤碳纤维/环氧树脂复合材料层合板压缩承载能力的影响

Effect of single-bolt repair on compression capability of carbon/epoxy composite laminates containing impact damage

复合材料学报. 2020, 37(11): 2833–2843 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200121.004>



DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20210902.005

钻孔分层损伤对复合材料层合孔板 压缩力学行为的影响



分享本文

安泽君¹, 曹东风^{*1,2,4}, 郑凯东¹, 胡海晓^{*2,3,4}, 李书欣^{1,2,3,4}

(1. 武汉理工大学 材料复合材料新技术国家重点实验室, 武汉 430070; 2. 先进能源科学与技术广东省实验室佛山分中心 (佛山仙湖实验室), 佛山 528000; 3. 武汉理工大学 新材料力学理论与应用湖北省重点实验室, 武汉 430070;
4. 武汉理工大学 先进材料制作装备与技术研究院, 武汉 430070)

摘 要: 钻孔分层损伤对复合材料层合孔板的承载能力和失效模式有着显著的影响。通过实验和仿真相结合的方式, 开展单一预制分层缺陷下、双分层缺陷同侧耦合及双分层缺陷异侧耦合作用下复合材料层合孔板的压缩承载能力及失效模式的研究。通过预埋聚四氟乙烯薄膜, 制备了含单一圆形预制分层缺陷的碳纤维增强树脂复合材料开孔板试件, 采用浸没式超声 C 扫和数字图像 DIC 技术分别对复合材料层合板损伤和法向变形进行检测, 研究含不同尺寸预制分层开孔层合板在压缩载荷下的分层扩展及失效变形特征, 进而揭示分层缺陷大小对其承载能力的影响机制。构建基于内聚力单元方法的含孔复合材料层合板数值模型, 对比实验修正模型, 探索了单一预制分层缺陷下碳纤维增强树脂复合材料开孔板的损伤扩展机制, 并在此模型基础上开展双分层缺陷耦合作用下复合材料开孔板在压缩载荷作用下的屈曲变形、分层扩展和承载能力的数值预测和分析。实验结果表明: 含单一圆形预制分层缺陷的碳纤维增强环氧树脂复合材料开孔层合板试件呈现出初始受压、局部屈曲、整体屈曲后破坏的失效模式, 预制分层缺陷对复合材料孔板压缩力学性能有显著影响, 随着缺陷的增大压缩承载能力逐渐下降。双分层缺陷耦合作用数值分析表明: 双分层缺陷进一步降低了复合材料孔板压缩承载能力, 同侧非对称耦合分层缺陷结构的失效模式与单一缺陷结构基本一致, 而异侧非对称耦合分层缺陷结构出现了双裂纹扩展, 该裂纹扩展模式进一步削弱了孔板的压缩承载能力。

关键词: 复合材料; 钻孔分层; 压缩屈曲; 内聚力单元; 损伤演化

中图分类号: TB330.1

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2022)06-2974-13

Effect of drilling delamination on compressive mechanical behaviour of open-hole laminates

AN Zejun¹, CAO Dongfeng^{*1,2,4}, ZHENG Kaidong¹, HU Haixiao^{*2,3,4}, LI Shuxin^{1,2,3,4}

(1. State Key Laboratory of Materials Synthesis and Processing, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China;
2. Foshan Xianhu Laboratory of the Advanced Energy Science and Technology Guangdong Laboratory, Foshan 528000, China; 3. Hubei Key Laboratory of Theory and Application of Advanced Materials Mechanics, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 4. Institute of Advanced Materials and Manufacturing Technology, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China)

Abstract: The delamination damage has significant influence on the bearing capacity and failure mode of open-hole laminates. By combining experiment and simulation, the compression bearing capacity and failure mode of composite open-hole laminates with single prefabricated laminated defects, two laminated coupling defects on the

收稿日期: 2021-05-17; 修回日期: 2021-07-17; 录用日期: 2021-08-14; 网络首发时间: 2021-09-03 09:32:22

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210902.005>

基金项目: 先进能源科学与技术广东省实验室佛山分中心 (佛山仙湖实验室) 开放基金 (XHT2020-002); 中央高校基本科研业务费专项资金 (2020III066GX); 湖北省对外科技合作项目 (2013BHE008)

通信作者: 曹东风, 博士, 副研究员, 研究方向为先进复合材料计算力学 E-mail: cao_dongf@whut.edu.cn;
胡海晓, 博士, 副教授, 研究方向为复合材料材料-工艺-结构一体化应用 E-mail: yiming9008@126.com

引用格式: 安泽君, 曹东风, 郑凯东, 等. 钻孔分层损伤对复合材料层合孔板压缩力学行为的影响 [J]. 复合材料学报, 2022, 39(6): 2974-2986.

AN Zejun, CAO Dongfeng, ZHENG Kaidong, et al. Effect of drilling delamination on compressive mechanical behaviour of open-hole laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(6): 2974-2986(in Chinese).

same side and double laminated coupling defects on the different side were studied. Through the embedded polytetrafluoroethylene (PTFE) membrane, the open-hole laminate containing single prefabricated delamination defects was prepared. By means of immersion ultrasonic C scan and digital image DIC technique, the damage evolution and normal deformation were characterized and monitored. The delamination propagation behavior and failure deformation characteristics of laminates with various defect sizes under compression loading were studied, and the influence mechanism of the size of the delamination defects on the bearing capacity of the laminates was revealed. A numerical model of open-hole laminate was established based on the cohesion element method. The damage propagation mechanism of open-hole laminate with single prefabricated laminated defects was explored. Based on the optimized model, the numerical prediction and analysis of the buckling deformation, delamination expansion and bearing capacity of the open-hole laminate with two delaminated coupling defects were carried out. The experimental results show that the specimen with single delamination defect presents the initial compression, local buckling and overall buckling. The delamination size has significant impact on the compressive capability, which decreases with the increasing of delamination size. The numerical results of two delaminated defects show the second delaminated defect further reduces the compressive bearing capacity. The failure model of laminate with two coupling defects on the same sides is similar with that of laminates with single prefabricated defect; while, double-crack propagation occurs in the asymmetrical coupled laminated structure on the opposite side, which further weakens the compression bearing capacity of open-hole laminates.

Keywords: composite; drilling-induced delamination; compressive buckling; cohesive element; damage evolution

碳纤维增强树脂复合材料 (Carbon fiber reinforced plastic, CFRP) 拥有高比强度、高比模量及良好的可设计性能、耐疲劳性能、耐腐蚀性能等特性,目前在航空、航天和汽车等领域发挥着越来越重要的作用^[1-2]。

在航空复合材料结构中,开孔往往是不可避免的^[3-4],这些孔常用于螺栓连接,提供液压管道、动力和控制电缆铺设通道等^[5]。机械制孔过程常伴随着入口与出口处的剥离分层、撕裂、毛边及纤维抽出等肉眼可见或者不可见的初始损伤^[6-9],其中分层损伤就是一种十分常见的损伤类型,王雪明等^[10]曾对热压罐成型复合材料构件进行无损检测,结果表明复合材料制件在生产加工、装配和使用过程中产生的分层损伤占主要缺陷类型的50%以上。对于含有分层的复合材料层合板结构,在压缩载荷的作用下,由于分层破坏了层合结构的层间连续性,层合板极易出现局部屈曲,并且局部屈曲会提前诱发整体屈曲行为^[11];同时钻孔分层也极易导致分层尖端的应力集中,进而促使分层进一步扩展^[12]。开展钻孔分层对复合材料的承载能力、失效行为的研究,对开孔复合材料的安全性能评估及损伤容限确定具有重要的工程意义。

对于复合材料的分层研究而言,大多集中在钻头和加工条件对钻孔诱导分层的影响及加工或钻孔后复合材料板的力学行为。有关钻孔引起的分层损伤对层合板承载能力的影响,特别是对于开孔层合板在压缩载荷作用下屈曲行为的定量研

究极为有限。实验方面,张明辉等^[13]对碳纤维复合材料单向开孔层合板分层损伤进行了相关数值模拟研究,结果表明复合材料层合板开孔分层损伤随钻头直径和顶角的增大而增大。唐荆等^[14]对平面和弧面复合材料开孔层合板的压缩损伤过程进行了模拟研究。温泉等^[15]基于统计方法的相对指标法,提出了综合考虑毛刺、撕裂及分层损伤的CFRP制孔损伤综合评价新方法,建立了损伤因子数学模型。卓越等^[16]对开孔复合材料层合板的压缩加载过程进行研究,结果表明层合板孔边位置开裂集中,并且随着复合材料45°和90°铺层相邻位置的增多,层合板在压缩载荷作用下渐进损伤过程逐渐明显。同时45°和90°铺层的存在,缓解了应力集中,提升了复合材料结构的承载能力。Ojo等^[17]对不同钻孔工艺下复合材料的高周疲劳强度和疲劳寿命进行了研究。数值模拟方面,姜晓伟等^[18]采用粘聚区模型分析了铺层角度及缺陷位置对裂纹扩展的影响,其结果表明相较于含近表面分层的复合材料层合结构,含内部分层的刚度较大且临界屈曲载荷更大。

由于钻孔所引起的分层损伤难以量化,这给含钻孔损伤复合材料层合孔板的损伤容限的评估带来了挑战。为了更清晰了解分层位置、大小及形状对复合材料承载能力的影响,人工预埋分层是一种可供选择的途径。Nilsson等^[19]在复合材料层合板放置聚四氟乙烯(Polytetrafluoroethylene, PTFE)薄膜用于预制分层损伤。刘雅玲等^[20]研究

了含预制分层复合材料层合板的压缩失效行为。Rhead 等^[21]采用人工预埋分层的方式研究了复合材料主层板与亚层板的分层相互作用及其屈曲模态。上述研究表明人工埋置分层已成为定量评估含分层缺陷复合材料层合板力学性能和失效行为的有效工具。本文采用人工预埋分层方式定制钻孔分层,研究钻孔分层对 CF/EP 开孔层合板压缩力学行为的影响。

本文围绕两方面开展工作:(1)单一预制分层缺陷下碳纤维增强环氧树脂复合材料(CF/EP)开孔层合板的压缩屈曲及损伤演化行为;(2)双分层缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板的压缩承载能力和失效特征的数值评估。首先制备含单一预制分层(圆形,3种大小)缺陷的 CF/EP 开孔层合板试件,预制分层采用预埋 PTFE 薄膜方式进行。借助浸没式 C 扫设备表征损伤的扩展,采用数字散斑相关法(Digital image correlation, DIC)观测加载过程中的面法向变形特征。构建基于内聚力单元方法的含孔 CF/EP 层合板数值模型,对比实验修正模型,探索了单一预制分层缺陷下 CF/EP 开孔板的损伤扩展机制。接着,采用修正后模型开展非对称双分层缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板在压缩载荷作用下的屈曲变形、分层扩展和承载能力的数值预测和分析。

1 试样制备和测试

1.1 试样制备

复合材料层合板采用 CF/EP 预浸料(HRC1-30%-A12-U-150gsm-1000-1,江苏恒神股份有限公司),通过手工铺贴热压罐成型工艺制备。CF/EP 复合材料层合板固化工艺为:首先将热压罐内温度以 $2^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 的速率升至 80°C 保温 30 min,保温结束后再以原速率升温至 130°C 并保温 120 min,最后利用热压罐内部水循环系统将罐内温度以 $2^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 的速率缓慢降低至 50°C 以下。其中升温、保温阶段控制热压罐内压力为 0.3 MPa,固化工艺曲线如图 1 所示。

单层预浸料厚度 0.13 mm,共 20 层,试件铺层顺序为 $[45/-45/0/0/45/-45/0/0/0/90]_s$,铺设过程中,每铺设 4 层预浸料进行一次真空压缩操作,以避免预浸料层间残留气泡对层合板结构的影响。采用厚度 0.1 mm 的 PTFE 薄膜 (PTFE) 制作预制分层缺陷,模拟由于机械制孔等引起的初始分层损伤,单一预制分层铺设于第二、第三层预浸料之

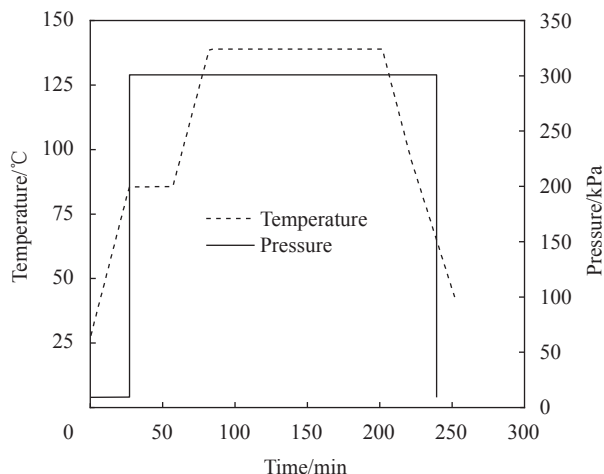
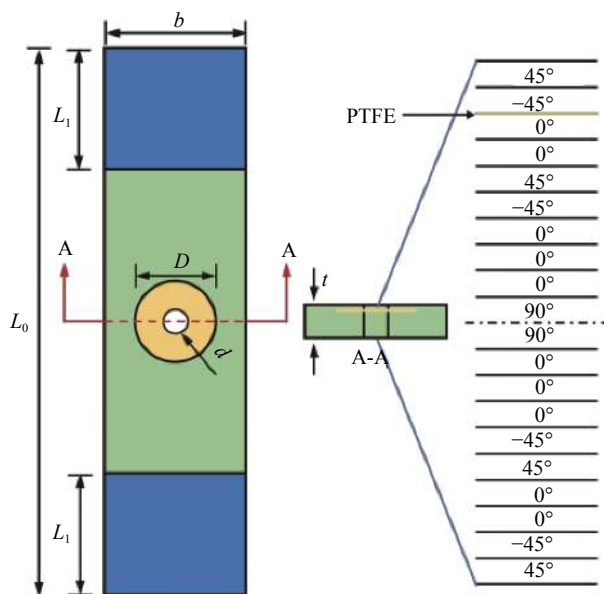


图 1 碳纤维增强环氧树脂 (CF/EP) 预浸料固化工艺

Fig. 1 Curing process of carbon fiber reinforced epoxy resin (CF/EP) prepreg

间,预制分层缺陷及开孔位置均位于试样几何中心,如图 2 所示。分层缺陷形状为圆形,单一分层研究了开孔直径为 6 mm,损伤区域直径分别为 10、15 和 20 mm 三种工况 (D-10、D-15 和 D-20 命名)。为了对比,也开展了无缺陷含孔复合材料板的研究,以 I-0 命名。CF/EP 开孔层合板详细尺寸如表 1 所示。

完整的手工铺贴-固化-检测-切割流程如图 3 所示。固化完成后,将制备完成的复合材料层合



L_0 —Total length of laminate; L_1 —Length of clamping end; b —Width of laminate; D —Diameter of prefabricated defect; d —Diameter of open-hole; t —Thickness of laminates; PTFE—Polytetrafluoroethylene

图 2 单一预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of CF/EP open-hole laminates with a single prefabricated lamination defect

表 1 CF/EP 开孔层合板详细尺寸
Table 1 Detailed dimensions of CF/EP open-hole laminates

Type	L_0 /mm	L_1 /mm	b /mm	D /mm	d /mm	t /mm
I-0	135	30	35	—	6	2.6
D-10	135	30	35	10	6	2.6
D-15	135	30	35	15	6	2.6
D-20	135	30	35	20	6	2.6

Notes: I—Defect-free porous composite plate; The number after the letter D is the diameter of the damaged area.

板进行超声 C 扫检测如图 3(d) 所示，切割完毕后再次对试件进行超声 C 扫如图 3(c) 所示，用以确定切割没有引入额外损伤。

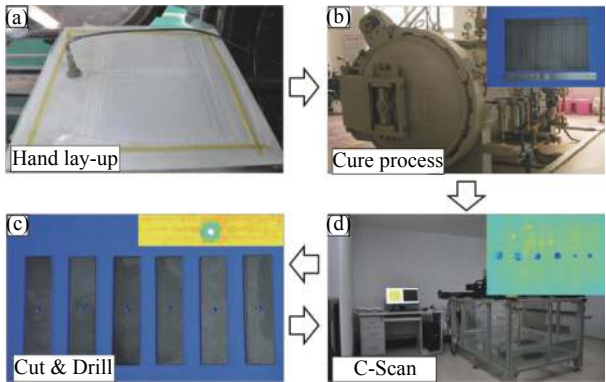


图 3 含单一预制分层缺陷 CFRP 开孔层合板制备流程
Fig. 3 Fabrication process of CFRP open-hole laminates with a single prefabricated lamination defect

1.2 性能测试与表征

首先完成单向层合板基本性能的测试。其中弹性模量、泊松比和极限强度通过试验测试获得，测试标准分别是 ASTM D3039^[22]、ASTM D6641^[23]和 ASTM D3518^[24]。测试得到的基本材料参数如表 2 所示，该参数也将用于后期的数值分析和预测。

使用 MTS 液压伺服万能试验机采用压缩位移加载形式分别对无缺陷试件、含预制分层缺陷试件进行压缩测试，实验夹具选用 0~7.2 mm 夹持用夹具，试样两端 30 mm 均为夹持长度，中间 75 mm 为有效实验长度，试样放置过程中保持上下夹具与试样位于同一竖直轴线上，以避免实验压缩加载起始阶段产生的偏轴压缩行为。实验过程中记录 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲位移-载荷曲线及试样屈曲和分层扩展形式及分层扩展的路径。控制器、测试仪器及加载方式实物图如图 4 所示。

采用位移加载模式对 CF/EP 开孔层合板试件进行压缩屈曲实验 (加载速率 0.05 mm/min)，通过目视观察和 DIC 结果大致将开孔层合板的压缩失效过程分为如下三个阶段：(1) 初始加载阶段：对

表 2 CF/EP 预浸料材料属性及参数
Table 2 Material properties and parameters of CF/EP prepreg

Parameter	Value
E_{11} /MPa	144 700
E_{22} /MPa	9 650
E_{33} /MPa	9 650
G_{12} /MPa	5 800
G_{13} /MPa	5 800
G_{23} /MPa	4 800
ν_{12}	0.3
ν_{13}	0.3
ν_{23}	0.45

Notes: E —Elastic modulus; ν —Poisson's ratio; G —Shear modulus; 1—Direction of fiber; 2—Direction of matrix; 3—Thickness direction of layer; X_t —Longitudinal tensile strength; X_c —Longitudinal compressive strength; Y_t —Transverse tensile strength; Y_c —Transverse compressive strength; S —In-plane shear strength.



图 4 实验加载装置
Fig. 4 Experimental loading device

试件进行初始加载，随载荷增加预制分层损伤区域较薄子层向外凸起产生局部屈曲行为，停止加载并对试件进行 C 扫描检测，观察记录试件中预制圆形分层区域的分层扩展行为；(2) 局部屈曲阶段：将进行过加载的试件进行压缩加载，试件局部屈曲逐步加重，待试件整体向层合板一侧产生

弯曲呈现“C”形整体屈曲时停止加载，再次对试件进行 C 扫描检测，观察记录预制分层区域的分层扩展行为并与前一次 C 扫描结果进行比较，分析预制分层区域的分层扩展路径与扩展形式；(3) 整体屈曲阶段：将进行过加载的试件再次进行加载直至破坏，最终得到试件的压缩位移-载荷曲线。上述各阶段压缩加载过程，尽可能保证夹持长度等实验条件相同。

同时采用 Correlated Solutions 公司生产的数字图像 DIC 设备 (Vic-3D，图像采集频率为 2 Hz) 实时跟踪法向位移。

2 仿真模型

2.1 含分层缺陷 CF/EP 开孔层合板数值模型

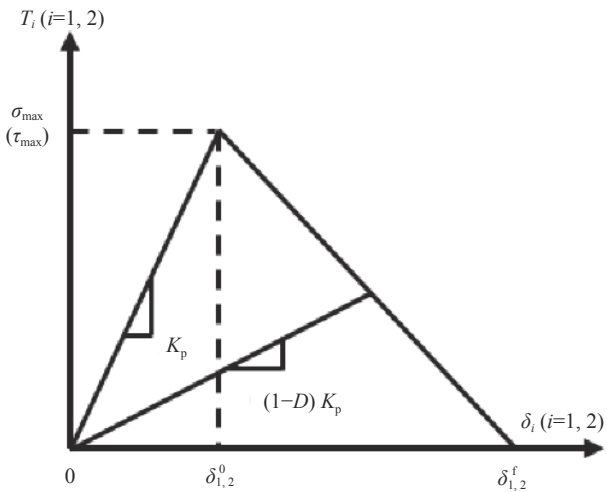
选用 ANSYS/LS-DYNA 模块进行数值分析，按图 2 分别构建含单一分层缺陷及耦合分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板模型 (135 mm×35 mm×2.6 mm)，并定义各层材料属性及铺层顺序。模型采用 3D-SOLID 实体单元进行网格划分，以重节点方式设置预制分层缺陷，同时定义自动接触模型。采用零厚度双线性内聚力单元模拟 CF/EP 层合板结构的分层损伤 [25-29] 二次名义应力准则定义层间损伤起始，B-K 准则定义分层损伤演化。

在不影响计算精度的条件下，为节约计算资源，由夹持端至试件几何中心 (平行于加载方向) 网格划分尺寸逐渐减小、网格分布加密 [30-31]。为准确模拟层间内聚力单元的损伤起始和损伤演化行为，在试件 35 mm×35 mm 中心区域内控制网格尺寸在 0.4~0.8 mm 之间。CF/EP 开孔层合板有限元模型如图 5 所示。

2.2 含分层缺陷 CF/EP 开孔层合板损伤失效模型

采用双线性内聚力模型模拟复合材料的分层损伤行为，如图 6 所示。可知：(1) 当 $\delta < \delta_{1,2}^0$ 时，材料处于正常受载的线弹性状态，层间界面未出现损伤；(2) 当 $\delta_{1,2}^0 < \delta < \delta_{1,2}^f$ 时，出现层间损伤行

为，单元刚度降低；(3) 当 $\delta > \delta_{1,2}^f$ 时，内聚力单元失去承载能力，复合材料层合板产生分层损伤行为 [32]。



T_i —Traction force of laminates during type i fracture; K_p —Penalty stiffness; δ_i —Displacement response under type i traction; δ_i^0 —Crack opening displacement corresponding to the maximum stress; σ_{max} —Maximum normal stress value; τ_{max} —Maximum tangential stress

图 6 双线性内聚力单元损伤模型示意图

Fig. 6 Diagram of bilinear cohesive damage model

混合模式下，数学表达式如下：

$$\begin{cases} T_i = K_p \delta_i & \delta_i^{\max} \leq \delta_i^0 \\ T_i = (1 - d_i) K_p \delta_i & \delta_i^0 \leq \delta_i^{\max} \\ T_i = 0 & \delta_i^{\max} \geq \delta_i^0 \end{cases} \quad (1)$$

式中： d_i 即为损伤变量； T_i 表示复合材料在发生 I 型断裂时的牵引力； δ_i 表示相应力下产生的位移，且该响应不可逆转； K_p 表示罚刚度。

采用二次名义应力准则定义层间损伤起始，当名义应力比值的二次耦合函数的数值达到 1 时，假定损伤开始，该准则表达式为

$$\left(\frac{\sigma_s}{T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_s}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_n}{S}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

式中： T 表示名义法向分层拉伸强度； S 表示名义剪切强度； σ_n 表示层间界面处的法向拉伸应力； τ_s 和 τ_n 表示层间界面处的剪切应力。

采用混合模式下的 B-K 失效准则定义层间损伤的演化，该准则表达式为

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{IIC}}{G_{IC} + G_{IIC}} \right)^\eta \quad (3)$$

式中： G_C 为混合模式下的材料的断裂韧性； η 为幂参数，通过拟合实验收集到的数据曲线获，对于 CF/EP 复合材料而言， η 一般情况下取值在 1~2 之间。试件层间界面分层扩展完全时刻，试件整体失效临界位移为

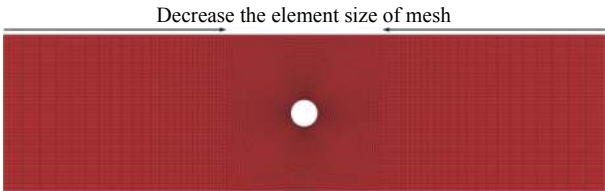


图 5 含圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板有限元模型

Fig. 5 Finite element model of CF/EP open-hole laminates with circular prefabricated delamination defects

$$\delta_C = \begin{cases} \frac{2}{\delta_0 k_p} [G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \zeta^\eta] & (\delta_I > 0) \\ \delta_{C,II} & (\delta_I \leq 0) \end{cases} \quad (4)$$

式中： $\zeta = \beta^2 / (1 + \beta^2)$ ，其中 β 为混合率， ζ 取值在0~1之间。

2.3 CF/EP 复合材料本构模型

数值分析采用 LS-DYNA 的 MAT54 号本构关系，MAT54 本构关系采用了 Chang/Chang 复合材料失效准则^[33-34]，可以对纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸及基体压缩 4 种失效模式进行刻画，具体的表达式如下：

纤维拉伸失效 ($e_f^2 \geq 0$):

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 - 1 \quad (5)$$

纤维压缩失效 ($e_c^2 \geq 0$):

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 - 1 \quad (6)$$

基体拉伸失效 ($e_m^2 \geq 0$):

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 - 1 \quad (7)$$

基体压缩失效 ($e_d^2 \geq 0$):

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 - 1 \quad (8)$$

式中：1为纤维方向；2为垂直纤维方向； X_t 、 X_c 分别表示纤维方向拉伸强度、压缩强度； Y_t 、 Y_c 分别表示垂直纤维方向拉伸强度、压缩强度； S_c 表示面内剪切强度。

3 结果与讨论

3.1 单一预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板的实验和数值分析结果

3.1.1 实验结果

考虑单一圆形预制分层缺陷下 CF/EP 开孔层合板的压缩屈曲行为。图 7 为含单一圆形预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板的压缩极限载荷。可知：(1) 工况 I-0 所对应的无缺陷 CF/EP 开孔层合板极限承载能力为 19.05 kN；(2) 在预制分层缺陷形状相同的条件下，含单一预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板的极限压缩承载能力随预制分层缺陷尺寸 (面积) 的增加而降低。工况 D-10、D-15 和 D-20 所对应的含单一预制圆形分层缺陷 CF/EP 开孔层合板极限压缩承载能力分别为 17.41 kN、17.13 kN 和 15.20 kN，相较于无缺陷 CF/EP 开孔层合板试件分别下降了 8.63%、10.1% 和 20.2%。

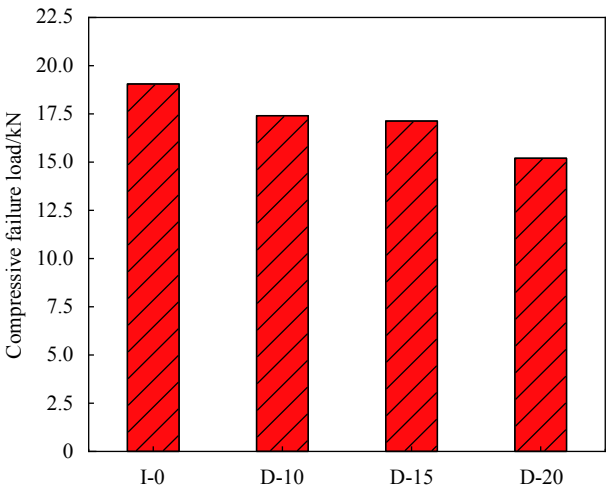


图 7 单一圆形预制分层缺陷下的 CF/EP 开孔层合板压缩承载能力
Fig. 7 Compressive failure load of CF/EP open-hole laminates with single circular precast delamination defect

在预制分层缺陷形状相同的条件下，含单一预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板在 3 种不同尺寸预制分层缺陷下的压缩屈曲行为及破坏模式基本相同，仅在临界屈曲载荷及极限承载能力上有所不同，因此以工况 D-20 对应的含单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板的位移-载荷曲线及压缩屈曲过程为例，对含预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲行为及失效模式进行分析。图 8 为含单一圆形预制分层 (工况 D-20) 缺陷的 CF/EP 开孔层合板的压缩位移-载荷曲线，其中横坐标表示为试件加载端位移，纵坐标表示试件所承受载荷。可知：(1) 初始阶段含单一圆形预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板随位移增加，所受载荷值基本呈线性增加；(2) 从初始加载阶段位移-载荷曲线斜率来看，单一圆形预制分层缺陷的存在对 CF/EP 开孔层合板试件刚度影响较小；(3) 相较于无缺陷试件，含分层缺陷试件的整体屈曲载荷及极限承载能力有明显降低；

图 8 压缩位移-载荷曲线可以大致分为初始加载、局部屈曲和整体屈曲后失效 3 个阶段。图 9 为工况 D-20 对应含单一圆形预制分层的 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲过程，图 9(a)、图 9(b) 和图 9(c) 分别对应于图 8 位移-载荷曲线 3 个阶段的起始点 P1、P2 和 P3 时刻，图 9(d) 对应 P4 时刻。起始状态 P1 点载荷为 0，如图 9(a) 所示。初始加载阶段内随着位移增加，试件所受载荷呈线性增大，处于正常受载阶段，无明显屈曲及分层扩展行为；P2 点为临界局部屈曲载荷，当载荷达到 P2 点时，

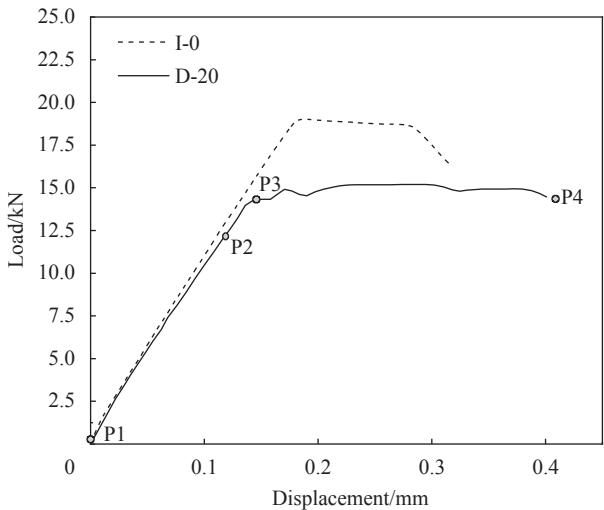


图 8 含单一圆形预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板
压缩位移-载荷曲线 (工况 D-20)

Fig. 8 Compression displacement-load curves of CF/EP open-hole laminates with single circular prefabricated laminated defects (Condition D-20)

试件产生局部失稳，发生局部屈曲变形。局部屈曲阶段内位移-载荷曲线斜率有所减小，试件较薄子层合孔板向外凸起产生局部屈曲，预制分层周围区域开始产生分层，且分层主要沿与载荷垂直方向即沿着试样的宽度方向扩展，如图 9(b) 所示。由图中的 C 扫描结果可以发现，在预制圆形分层的上下区域分别产生了凸起，表明该处在原分层基础上产生了分层扩展现象，这一结果印证了实验过程中观察到的分层扩展现象；P3 点为试件的整体屈曲载荷，载荷达到 P3 点时，试件产生整体屈曲行为。整体屈曲阶段内，曲线逐渐趋向水平，随着位移增加，试件较薄子层合板屈曲现象加重，较厚主层合板在载荷作用下也发生了屈曲，较薄子层合板与较厚主层合板开始沿同一方向发生整

体屈曲行为，试样整体呈现出“C”形屈曲模式，同时预制分层周围区域的分层扩展现象加重，分层现象沿与载荷垂直(试件宽度)方向和与载荷平行(试件长度)方向同时扩展，如图 9(c) 所示。通过图中的 C 扫描结果可以发现，在预制圆形分层的左右两部分有代表着分层扩展的凸起产生，在其上下两侧也有不规则的凸起现象，这一结果印证了二次加载过程中沿载荷方向的分层扩展行为；P4 点为试件极限压缩载荷。此时试件整体屈曲后失去承载能力，载荷不随位移的增加而增大，试件最终破坏。其破坏形式表现为沿着同一个方向的“C”型屈曲破坏，产生明显的纤维断裂及层间分层扩展现象，如图 9(d) 所示。

图 10 为工况 D-20 对应的单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲过程面法向位移云图，其分别与图 9 中各图相对应，进一步验证了实验过程中观察到的试件屈曲行为。由图 10 可知，初始加载阶段并未有明显的面法向位移见图 10(a)；随着载荷的增加，圆孔(预制分层)区域较薄子层向外凸起产生局部屈曲行为见图 10(b)；随后载荷的进一步增加导致试件由局部屈曲状态逐渐过渡呈现整体屈曲现象见图 10(c)；最终试件在压缩载荷作用下失效见图 10(d)。图 11 为压缩屈曲实验过程中 CF/EP 开孔层合板变形示意图。

图 12 为无缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲过程。对比含单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲结果可知：(1) 无预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板受压即呈现出“C”形整体屈曲模式，在压缩载荷作用下试样无局部屈曲行为；(2) 无预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板试件发生分层的临界载荷与整体破坏的临界载荷接近，试

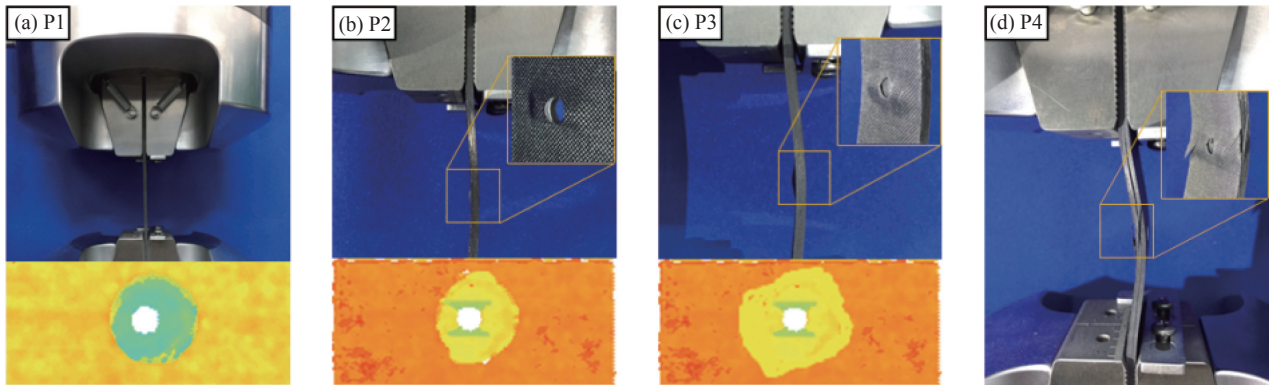


图 9 单一圆形预制分层缺陷下 CF/EP 开孔层合板的压缩屈曲过程 (工况 D-20)

Fig. 9 Compression and buckling process of CF/EP open-hole laminates with single circular prefabricated lamination defects (Condition D-20)

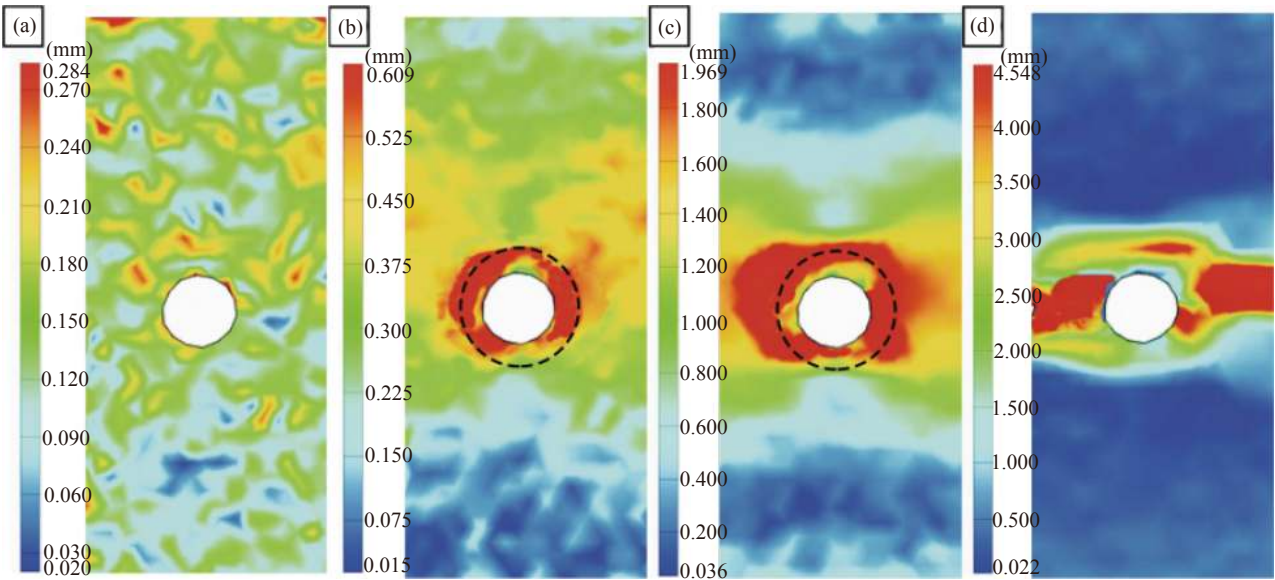


图 10 单一圆形预制分层缺陷下 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲过程面法向位移云图 (工况 D-20)

Fig. 10 Normal displacement cloud image of effective strain maps compression and buckling process of CF/EP open-hole laminates with single circular prefabricated (Condition D-20)

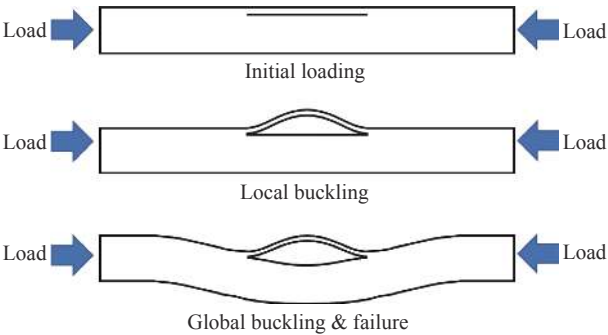


图 11 单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲过程变形示意图

Fig. 11 Deformation diagram of single circular prefabricated laminated CF/EP open-hole laminates during compression and buckling

件在发生分层后随即产生层间扩展行为；(3)由 B 扫描结果可知，在分层屈曲变形过程中，分层扩展的层间位置在载荷作用下产生改变。在单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲实验前中期过程中，仅在含有预埋分层的层间发生分层及扩展，后期在其他层间位置亦发生明显的分层扩展现象。

3.1.2 数值分析

图 13 为有限元分析 (FEA) 数值模拟 (D-20-FEA) 及实验所得 (D-20) 单一圆形预制分层缺陷下的 CF/EP 开孔层合板压缩位移-载荷曲线。可以看出，D-20-FEA 所得到的失效载荷 (15.25 kN) 相较于 D-20 实验所得压缩失效载荷 (15.20 kN) 高 0.33%，D-20 和 D-20-FEA 结果吻合较好。从初始加载阶

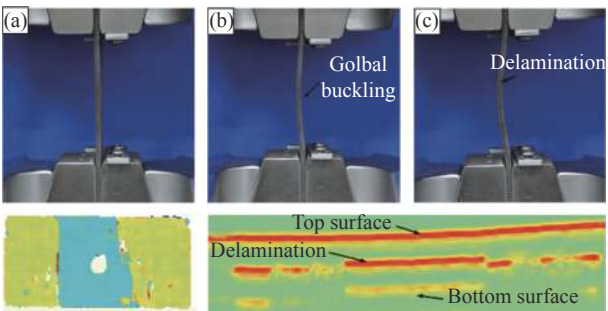


图 12 无缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩加载过程 (工况 I-0)

Fig. 12 Compression loading process of CF/EP open-hole laminates without defects (Condition I-0)

段位移-载荷曲线斜率来看，D-20 的材料刚度略高于 D-20-FEA 结果，但总体上升趋势一致，原因可能是由于层合板成型及试样的切割等过程导致加工完成后的试件与理想情况下相比，存在一些其他未知缺陷，且 D-20-FEA 模型按照既定的几何尺寸建模，因此产生数值计算刚度与 D-20 实验相比存在一定误差。

图 14 为不同工况下数值模拟及实验所得到的 CF/EP 开孔层合板压缩失效载荷。可知：(1)对于工况 I-0 对应的无缺陷 CF/EP 开孔层合板而言，数值模拟结果略高于实验结果 (高 3.44%)；(2)含单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板在 D-10 工况下实验所得失效载荷高于数值模拟结果 9.77%。在 D-15 工况下实验所得失效载荷高于数值模拟结果 9.81%。在 D-20 工况下实验所得失效载荷低于

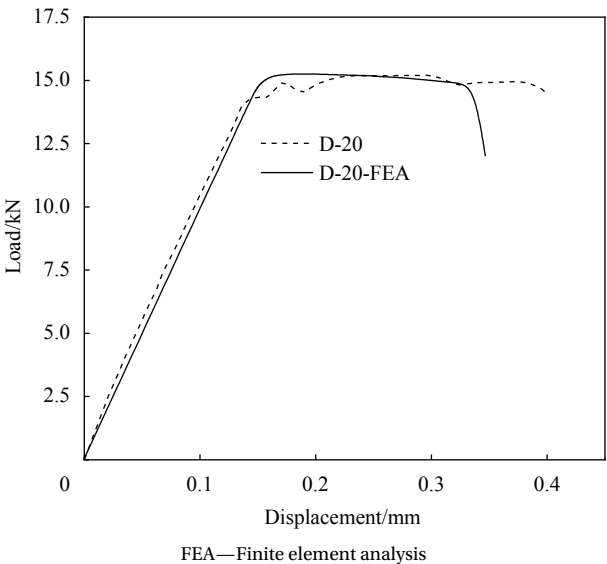


图 13 单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲位移-载荷曲线

Fig. 13 Compression buckling displacement-load curves of single circular prefabricated laminated CF/EP open-hole laminates

数值模拟结果 0.33%。

图 15 为工况 D-20 对应的含单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲的数值模拟结果。图 15 与图 9 中各图相互对应。图 15 中圆孔

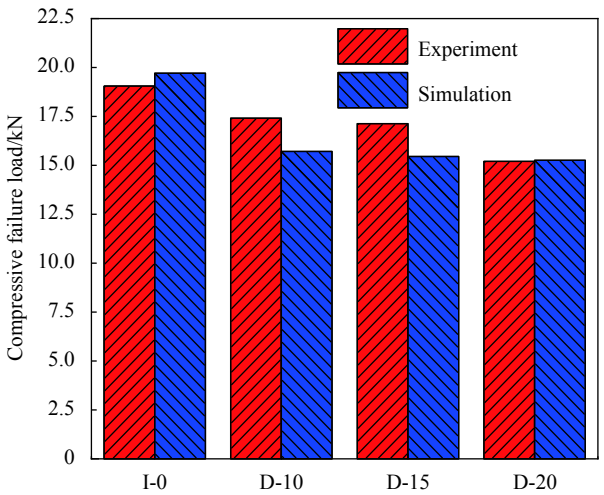


图 14 不同工况下 CF/EP 开孔层合板实验及数值模拟组的压缩失效载荷

Fig. 14 Compression failure loads of CF/EP experimental and numerical simulation groups under different conditions

与锯齿状边界间为已失效内聚力单元。从模拟结果来看，在压缩载荷的作用下首先在试件中心开孔宽度方向上产生应力集中效果，在载荷的进一步作用下，较薄子层合板产生局部屈曲导致内聚力单元边界(预制分层缺陷周围)处出现应力集中，随着载荷的增加分层开始沿试件宽度方向扩展，

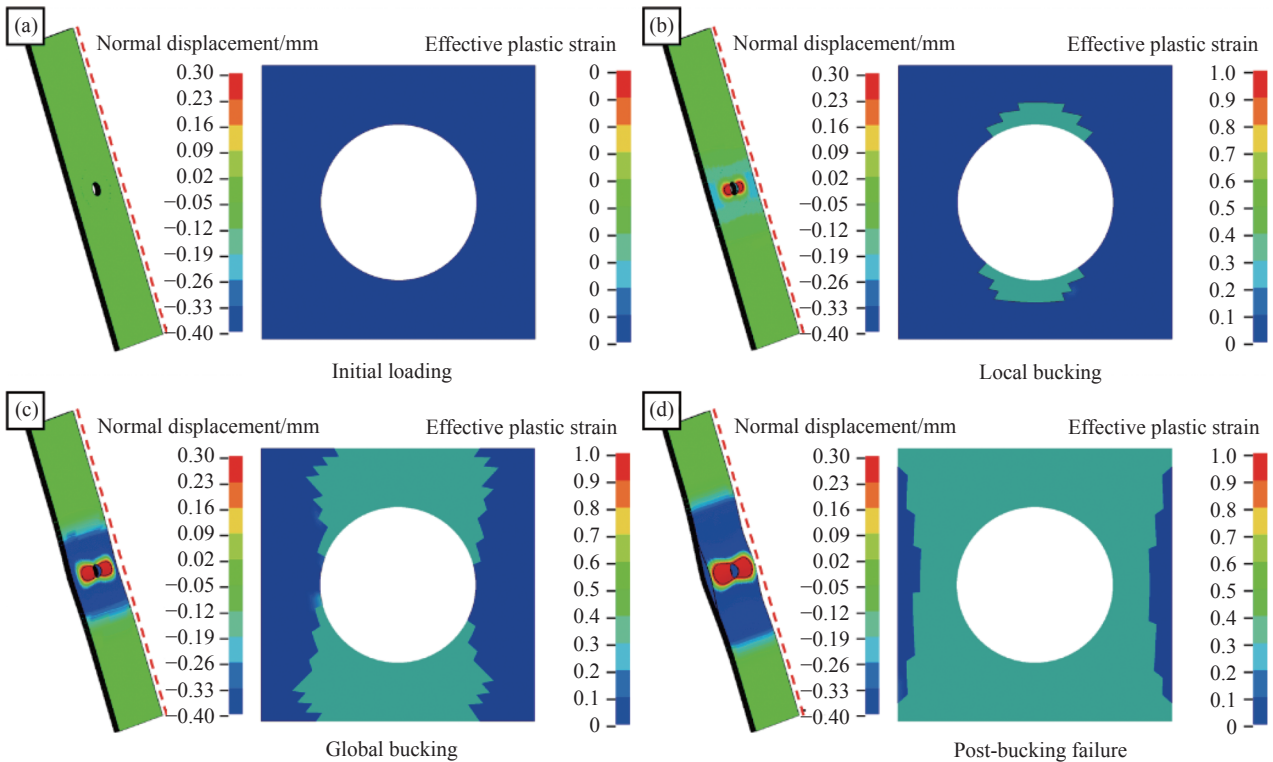


图 15 含单一圆形预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲数值模拟结果 (工况 D-20)

Fig. 15 Numerical simulation results of compression buckling of CF/EP open-hole laminates with single circular prefabricated laminated defects (Condition D-20)

内聚力单元沿宽度方向逐渐失效，之后载荷继续增加，分层开始沿试件长度方向扩展，内聚力单元失效开始向试件长度方向扩展。

由于本数值模型中仅考虑了CF/EP开孔层合板分层损伤在预制分层处的扩展行为，并未充分考虑分层损伤在其他层间的扩展行为，故图中过程仅给出了单一预制分层缺陷在第二、第三层间的分层扩展行为，并未显示如图9(d)所示的压缩破坏现象。综合上述结果来看，本实验数值模型在分层损伤扩展方面与实验结果吻合较好，能够对含单一预制分层缺陷CF/EP开孔层合板的分层扩展路径做出较准确预测。

3.2 双分层缺陷耦合CF/EP开孔层合板的数值结果

利用上文已有数值模型，在ANSYS/LS-DYNA中构建含耦合双分层缺陷的CF/EP开孔层合板模型，研究了损伤区域直径为20 mm，预制双分层缺陷位于对称面同侧及异侧(分别以D-20-FEA-T和D-20-FEA-Y命名)两种工况下CF/EP开孔层合板的压缩屈曲行为，如图16所示，从层合板上表面到下表面，以人工分层缺陷为界限，依次命名为子板1、子板2和子板3。模型除预制分层缺陷位置和数量有所不同外，网格划分、铺层顺序和约束方式等其他条件均与已有模型保持一致。

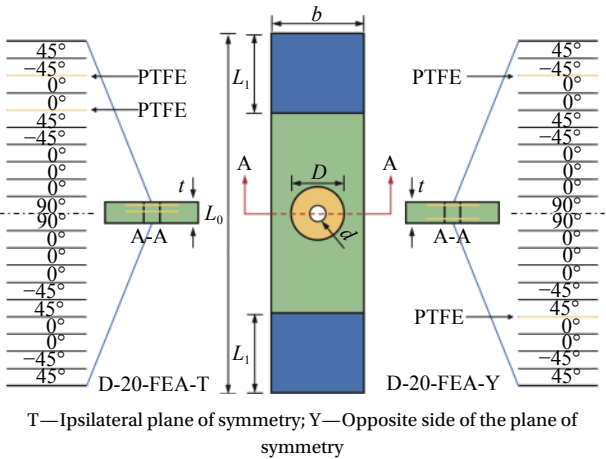


图 16 耦合双分层缺陷CF/EP开孔层合板模型示意图

Fig. 16 Schematic diagram model of CF/EP open-hole laminates with coupling delamination double defects

3.2.1 同侧双缺陷的数值结果

表3为D-20-FEA-T对应的中性面同侧双缺陷耦合作用下CF/EP开孔层合板的压缩屈曲数值模拟结果。可以看出，其压缩屈曲模式与单一预制分层缺陷CF/EP的(图15)基本相同，在压缩载荷作用下，子板1首先产生局部屈曲现象，损伤的分层扩展在子板1和子板2之间产生。且随着载荷增加，子板2与子板3间不存在损伤的分层扩展，两者同时向同方向产生屈曲行为。图17为中

表 3 双缺陷耦合作用下CF/EP开孔层合板压缩屈曲数值模拟结果(D-20-FEA-T)

Table 3 Numerical simulation results of compression buckling of CF/EP open-hole laminates under the coupling action of double defects (D-20-FEA-T)				
State	1	2	3	4
Sublaminates 1				
Sublaminates 2				

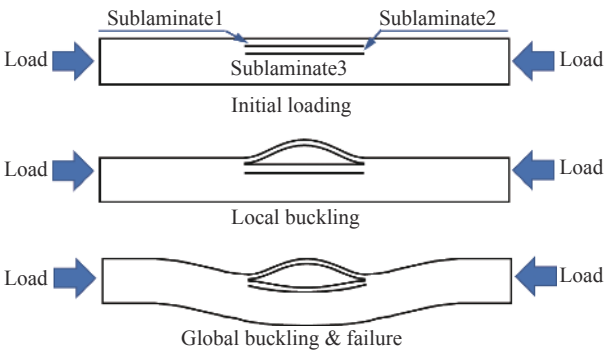


图 17 双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板变形示意图 (D-20-FEA-T)
Fig. 17 Deformation diagram of CF/EP open-hole laminates under the coupling action of double defects (D-20-FEA-T)

性面同侧双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板压

缩屈曲变形示意图。

3.2.2 异侧双缺陷的数值结果

表 4 为 D-20-FEA-Y 对应的中性面异侧双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板的压缩屈曲数值模拟结果。可以看出,随着载荷的增加,靠近中性面一侧的层合板(子板 3)领先于远离中性面一侧的层合板(子板 1)产生明显局部屈曲和沿宽度方向的分层扩展现象(表 4State 2);在载荷达到复合材料层合板整体屈曲载荷后,试件向子板 3 方向呈现整体“C”型屈曲模式。图 18 为中性面异侧双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲变形示意图。

表 4 双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲数值模拟结果 (D-20-FEA-Y)

State	1	2	3	4	5
Sublaminates 1					
Sublaminates 3					

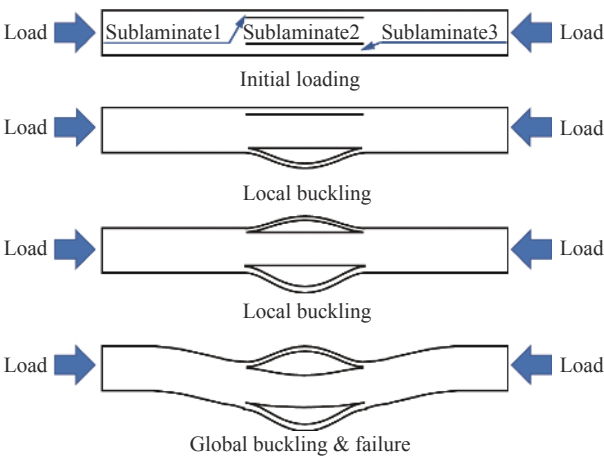


图 18 双缺陷耦合作用下 CF/EP 开孔层合板变形示意图 (D-20-FEA-Y)
Fig. 18 Deformation diagram of CF/EP open-hole laminates under the coupling action of double defects (D-20-FEA-Y)

3.3 含缺陷 CF/EP 开孔层合板压缩屈曲结果对比

图 19 分别给出了无缺陷、单一缺陷及双缺陷耦合作用下的 CF/EP 开孔层合板的极限承载能力。可知:(1)分层缺陷的存在显著降低了 CF/EP 开孔层合板的压缩承载能力;(2)耦合双分层缺陷 CF/EP 开孔层合板承载能力低于单一分层缺陷下 CF/EP 开孔层合板的承载能力;(3)耦合双分层缺陷位于中性面异侧的 CF/EP 开孔层合板承载能力低于耦合双分层缺陷位于中性面同侧的承载能力。其原因可能是异侧双缺陷耦合作用下的 CF/EP 开孔层合板在载荷作用下两个预制分层缺陷处均产生了损伤的分层扩展(如表 4 所示),而同侧双缺陷耦合作用下的 CF/EP 开孔层合板仅在远离中性面的预制分层缺陷处产生层间的分层扩展(如表 3

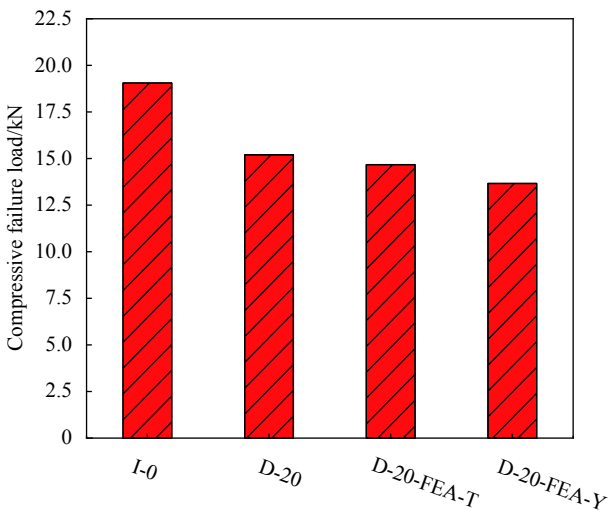


图 19 CF/EP 开孔层合板的极限压缩载荷

Fig. 19 Ultimate compression load of CF/EP open-hole laminates

所示)。

4 结论

针对碳纤维增强环氧树脂复合材料 (CF/EP) 开孔层合板在机械制孔等引起的初始分层损伤问题, 采用人工预埋分层方式, 从实验和数值模拟两个角度分析了其压缩屈曲及分层损伤演化行为。

(1) 分层缺陷的存在明显降低了 CF/EP 开孔层合板试件的压缩承载能力, 在压缩载荷作用下, 含单一圆形预制分层缺陷的 CF/EP 开孔层合板试件呈现出初始受压、局部屈曲、整体屈曲后破坏的失效过程, 并且分层损伤首先沿试件宽度方向扩展, 贯穿试样宽度方向后沿试样长度方向扩展直至破坏, 失去承载能力。

(2) 单一圆形预制分层缺陷的大小对 CF/EP 压缩承载能力有明显的影响, 缺陷越大, 复合材料孔板的压缩承载能力越低。

(3) 所构建的基于内聚力单元的含钻孔缺陷复合材料开孔层合板数值模型可以有效捕捉关键的局部屈曲、分层扩展及整体屈曲失效模式。所预测的压缩极限载荷和实验基本一致。

(4) 中性面同侧双分层缺陷耦合作用下的 CF/EP 开孔层合板其失效模式与单一预制分层缺陷 CF/EP 开孔层合板基本类似。而中性面异侧双分层缺陷耦合作用下的开孔层合板其失效模式与单一预制分层缺陷开孔层合板相比存在显著差异。其屈曲模式为: 离中性面较近的子板首先产生局部屈曲, 随后离中性面较远子板中性面另一侧子板出现局部屈曲行为, 在载荷进一步作用下, 试

件产生整体屈曲直至压缩失效。

参考文献:

[1] FREITAS M D, CARVALHO R D. Residual strength of a damaged laminated CFRP under compressive fatigue stresses[J]. Composites Science & Technology, 2006, 66(3-4): 373-378.

[2] TAFRESHI A, OSWALD T. Global buckling behaviour and local damage propagation in composite plates with embedded delaminations[J]. International Journal of Pressure Vessels & Piping, 2003, 80(1): 9-20.

[3] AUERSCH L, SCHMID G. A torque and thrust prediction model for drilling of composite materials[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2005, 36(1): 83-93.

[4] KHASHABA U A, EL-SONBATY I A, SELMY A I, et al. Machinability analysis in drilling woven GFR/epoxy composites: Part I-Effect of machining parameters[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2010, 41(3): 391-400.

[5] DUAN Q F, LI S X, SONG P H, et al. Effect of drilling-induced delamination on buckling behavior of open hole composite laminate specimens under compressive loading[J]. Strength of Materials, 2019, 51: 624-632.

[6] HAN P K, WHITEHEAD R S, KAUTZ E F. Damage tolerance certification methodology for composite structures[C]. Eighth DOD(NASA)FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, Part 2. NASA. Langley Research Center, 1990.

[7] MCGOWAN D M, AMBUR D R. Structural response of composite sandwich panels impacted with and without compression loading[J]. Journal of Aircraft, 1971, 36(3): 596-602.

[8] KARIMI N Z, HEIDARY H, FOTOUHI M, et al. Experimental analysis of GFRP laminates subjected to compression after drilling[J]. Composite Structures, 2017, 169: 144-152.

[9] OLSSON R. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2001, 32(9): 1207-1215.

[10] 王雪明, 谢富原, 李敏, 等. 热压罐成型复合材料复杂结构对制造缺陷的影响规律[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 757-762.

WANG Xueming, XIE Fuyuan, LI Min, et al. Effect of complex structure on manufacturing defects of composite materials formed by auto-claves[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 757-762(in Chinese).

[11] KATERELOS D G, PAIPETIS A, KOSTOPOULOS V. A simple model for the prediction of the fatigue delamination growth of impacted composite panels[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2004, 27(10): 911-922.

[12] ISMAIL S O, OJO S O, DHAKAL H N. Thermo-mechanical modelling of FRP cross-ply composite laminates drilling: Delamination damage analysis[J]. Composites Part B: En-

- gineering, 2017, 108: 45-52.
- [13] 张明辉, 周储伟, 鲁浩. 碳纤维复合材料单向板钻孔分层损伤的数值模拟[J]. 机械工程材料, 2019, 43(9): 73-77.
ZHANG Minghui, ZHOU Chuwei, LU Hao. Numerical simulation of delamination damage of carbon fiber composite plate in borehole[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2019, 43(9): 73-77(in Chinese).
 - [14] 唐荆, 陈啸, 杨科. 碳纤维复合材料开孔层合板压缩损伤预测和模型比较[J]. 玻璃钢/复合材料, 2019(10): 33-39.
TANG Jing, CHEN Xiao, YANG Ke. Compression damage prediction and model comparison of carbon fiber composite open-hole laminates[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(10): 33-39(in Chinese).
 - [15] 温泉, 郭东明, 高航, 等. 碳纤维/环氧树脂复合材料制孔损伤综合评价方法[J]. 复合材料学报, 2016, 33(2): 265-272.
WEN quan, GUO Dongming, GAO Hang, et al. Comprehensive evaluation method for hole damage of carbon fiber/epoxy resin composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(2): 265-272(in Chinese).
 - [16] 卓越, 关志东, 周睿, 等. 复合材料开孔层板压缩渐进损伤试验[J]. 复合材料学报, 2015, 32(6): 1762-1768.
ZHUO Yue, GUAN Zhidong, ZHOU Rui, et al. Experimental study on progressive damage of composite laminates by compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(6): 1762-1768(in Chinese).
 - [17] OJO S O, ISMAIL S O, PAGGI M, et al. A new analytical critical thrust force model for delamination analysis of laminated composites during drilling operation[J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 124: 207-217.
 - [18] 姜晓伟, 朱书华, 李国弘, 等. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展研究[J]. 航空计算技术, 2014, 44(5): 73-76.
JIANG Xiaowei, ZHU Shuhua, LI Guohong, et al. Research on layered extension of composite laminates with layered defects[J]. Aeronautical Computing Technology, 2014, 44(5): 73-76(in Chinese).
 - [19] NILSSON K F, ASP L E, ALPMAN J E, et al. Delamination buckling and growth for delaminations at different depths in a slender composite panel[J]. International Journal of Solids & Structures, 2001, 38(17): 3039-3071.
 - [20] 刘雅玲, 王康康, 赵丽滨. 含预制分层复合材料层合板的压缩失效行为研究[C]//北京力学学会第二十三届学术年会会议论文集. 北京: 北京力学学会, 2017: 2.
LIU Yaling, WANG Kangkang, ZHAO Libin. Study on compression failure behavior of laminated plates containing precast laminated composites[C]//Proceedings of the 23rd Annual Conference of Beijing Society of Mechanics. Beijing: Beijing Society of Mechanics, 2017: 2(in Chinese).
 - [21] RHEAD A T, BUTLER R, HUNT G W. Compressive strength of composite laminates with delamination-induced interaction of panel and sublaminar buckling modes[J]. Composite Structures, 2017, 171: 326-334.
 - [22] ASTM. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials: ASTM D3039/D3039M—17[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2017.
 - [23] ASTM. Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials using a combined loading compression (CLC) test fixture: ASTM D6641/D6641M—16[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2016.
 - [24] ASTM. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate: ASTM D3518/D3518M—18[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2018.
 - [25] ELICES M, GUINEA G V, GÓMEZ J, et al. The cohesive zone model: advantages, limitations and challenges[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2002, 69(2): 137-163.
 - [26] WANG R G, ZHANG L, ZHANG J, et al. Numerical analysis of delamination buckling and growth in slender laminated composite using cohesive element method[J]. Computational Materials Science, 2010, 50(1): 20-31.
 - [27] LIU P F, GU Z P, PENG X Q, et al. Finite element analysis of the influence of cohesive law parameters on the multiple delamination behaviors of composites under compression[J]. Composite Structures, 2015, 131: 975-986.
 - [28] TURON A, CAMANHO P P, COSTA J, et al. Accurate simulation of delamination growth under mixed-mode loading using cohesive elements: Definition of interlaminar strengths and elastic stiffness[J]. Composite Structures, 2010, 92(8): 1857-1864.
 - [29] MOURA M F S F, GONÇALVES J P M, MARQUES A T, et al. Prediction of compressive strength of carbon-epoxy laminates containing delamination by using a mixed-mode damage model[J]. Composite Structures, 2000, 50(2): 151-157.
 - [30] LAKSHMINARAYANA H V, BOUKHILI R, GAUVIN R. Impact response of laminated composite plates: Prediction and verification[J]. Composite Structures, 1994, 28(1): 61-72.
 - [31] HÜHNE C, ZERBST A K, KUHLMANN G, et al. Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models[J]. Composite Structures, 2010, 92(2): 189-200.
 - [32] 张延林, 李秋阳. 碳布增强木质层合板的有限元渐进损伤分析[J]. 沈阳工业大学学报, 2017, 39(1): 22-27.
ZHANG Yanlin, LI Qiuyang. Finite element progressive damage analysis of carbon fabric reinforced wood laminates[J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2017, 39(1): 22-27(in Chinese).
 - [33] LSTC. Keyword User's Manual, Volume II[M]. Livermore: Version 11 R11.0. 0, 2018.
 - [34] HOU J P, PETRINIC N, RUIZ C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Composites Science & Technology, 2000, 60(2): 273-281.