**引用格式**：杨通，杨昌，包名，等. 含边缘分层缺陷的复合材料桨叶典型铺层的静力及疲劳性能实验[J]. 材料工程，2026，54(7)：298-306.
YANG Tong，YANG Chang，BAO Ming，et al. Experiments on static and fatigue properties of composite blade skins with initial edge delamination[J]. Journal of Materials Engineering，2026，54(7)：298-306.

# 含边缘分层缺陷的复合材料桨叶典型铺层的静力及疲劳性能实验

杨　通[1]，杨　昌[2]，包　名[2]，熊　欣[2]，熊峻江[1*]
（1 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100083；2 中国直升机设计研究所，江西 景德镇 333001）

**摘要**：为研究边缘分层缺陷对复合材料桨叶典型铺层静力性能和疲劳性能的影响，实验测定了光滑和含 2 种边缘分层缺陷的复合材料桨叶典型铺层的静力性能和疲劳性能，根据实验观测现象，分析和讨论了边缘分层缺陷对其静力性能和疲劳性能的影响，并通过SEM分析，研究了边缘分层缺陷对其静力性能和疲劳性能的影响机理。研究结果表明，含 4 mm 初始分层缺陷复合材料桨叶典型铺层的静强度、拉伸模量和疲劳极限分别下降了 0.4%、1.2% 和 0.6%，而含 6 mm 初始分层缺陷复合材料桨叶典型铺层的静强度、拉伸模量和疲劳极限却分别下降了 8.3%、1.8% 和 5.9%。由于初始边缘分层的存在加剧了分层扩展，导致界面分层现象更加严重，分层缺陷对复合材料桨叶典型铺层的静力性能和疲劳强度均产生不利影响，且复合材料桨叶典型铺层的静力性能和疲劳强度随分层缺陷尺寸快速下降。

**关键词**：分层缺陷；疲劳；寿命；SEM 分析
**doi**：10.11868/j.issn.1001-4381.2025.000043　**CSTR**：32421.14.j.issn.1001-4381.2025.000043
**中图分类号**：V258$^{+}$.5　**文献标识码**：A　**文章编号**：1001-4381(2026)07-0298-09

# Experiments on static and fatigue properties of composite blade skins with initial edge delamination

YANG Tong[1]，YANG Chang[2]，BAO Ming[2]，XIONG Xin[2]，XIONG Junjiang[1*]
（1 School of Transportation Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100083，China；
2 China Helicopter Research and Development Institute，Jingdezhen 333001，Jiangxi，China）

**Abstract**：In order to study the influence of edge delamination defects on the static and fatigue performance of the typical plies of composite blades，the static and fatigue performance of smooth and two kinds of typical composite delamination layers are determined，and the influence of edge delamination defects on static performance and fatigue performance is analysed through SEM analysis. The results show that the static strength，tensile modulus and fatigue limit strength of 4 mm initial lamination defect declined by 0.4%，1.2% and 0.6% respectively due to the existence of initial edge delamination. The static strength，tensile modulus and fatigue ultimate strength of 6 mm initial delamination defect declined by 8.3%，1.8% and 5.9% respectively due to the existence of initial edge delamination，the delamination phenomenon is more obvious. Consequently，delamination defects have adverse effects on the static properties and fatigue strength of the typical lamination of composite blades，and the static properties and fatigue strength decline sharply with the delamination defect size.

**Key words**：delamination defects；fatigue；life；SEM analysis

纤维增强树脂基复合材料(FRP)具有比强度高、比刚度高等优点[1-3]。这种特点使FRP在航空航天、风能、汽车等领域具有良好的应用前景[4-6]。目前为止，先进直升机桨叶基本采用复合材料设计，直-9等直升机均在桨叶蒙皮上使用了玻璃纤维复合材料、碳纤维复合材料或二者的混合铺层，以增强桨叶的力学

性能[7]。

复合材料层合板由于制造和使用过程中的各种原因，往往会出现不同类型的缺陷[8-9]。王雪明等[10]统计发现分层缺陷是复合材料成型过程中最容易产生的缺陷。目前的研究表明，含分层缺陷的复合工件由于复杂的应力环境导致裂纹在分层附近延伸扩展，对复合工件造成异常损伤[11]，因此研究分层缺陷对复合材料力学性能的影响具有重要意义。

大量学者通过实验研究了分层缺陷对力学性能的影响。籍永青等[12]对人工分层的试件进行了静拉伸实验，发现分层缺陷对复合材料层合板拉伸性能的影响较小。陈静等[13]发现分层缺陷能显著降低FRP层合板的压缩、剪切和弯曲强度，而且分层区域面积越大，FRP层合板压缩和弯曲强度越小，但是分层区域面积变化对拉伸强度影响较小。Short等[14]发现复合材料的压缩强度随着分层位置的加深和分层尺寸的增加而降低，对于弯曲板，当分层在靠近外侧时，压缩强度的下降最为明显。史耀辉等[15]发现分层缺陷深度对层合板的抗压、抗弯强度有直接影响，而对抗拉强度的影响十分有限。Mathew等[16]发现拉-压疲劳加载的拉伸段对应力集中的影响显著大于压缩段，且加载频率和应力比对拉应力集中的影响可以忽略不计。Lifshitz等[17]发现当初始分层缺陷靠近试样中心时对复合材料的压-压疲劳寿命影响不大，当初始分层缺陷靠近试样表面时试样的压-压疲劳寿命缩短。Reis等[18]通过静力和疲劳实验后发现初始分层缺陷降低了复合材料的拉伸强度，但分层缺陷的大小对其影响不大；初始分层缺陷对复合材料的拉伸疲劳强度影响不大，但对压缩疲劳强度有较大负面影响。Colombo等[19-21]研究了初始分层缺陷的玻璃纤维复合材料的拉-拉疲劳性能，结果表明，分层缺陷对材料的拉伸强度影响不大，但对材料的疲劳性能影响较大。Wan等[22]提出了考虑初始分层尺寸和应力比影响的疲劳剩余强度模型，对分层直径分别为0、4、6 mm的编织复合材料试件进行静力、恒幅疲劳实验，并将修正的剩余强度模型应用于初始分层直径为8 mm编织复合材料层合板在块谱疲劳载荷作用下的寿命预测，与实验结果吻合较好。

仿真分析方面，Bahrami等[23]研究了含初始分层复合材料层合板的断裂韧性，并与裂纹扩展实验结果进行了比较，所提出解析模型的计算结果与实验方法的结果吻合较好。刘畅等[24]基于数值分析发现小尺寸分层缺陷，无论其形状、位置和方向等如何变化，对剩余强度影响均不大。杜洪雨等[25]进行含圆形分层区的层压板非线性屈曲模拟后发现在压缩载荷作用下，分层区域首先发生混合屈曲，达到临界分层扩展载荷后，分层由内向外持续扩展，直至贯穿层压板。Ganjdoust等[26]基于逆有限元法开发一种新的损伤检测策略，无论从损伤位置还是形貌上，逆有限元法在材料分层缺陷检测方面显示出了高效性和准确性。Abdel-Monsef等[27]提出了一种基于多线性内聚力叠加的方法，并通过双悬臂梁弯曲实验对不同的材料进行了验证，数值预测结果与实验结果之间具有良好的相关性。Chen等[28]研究了含初始分层复合材料层合板非线性屈曲后响应，发现分层的平面位置对屈曲模式没有影响，但是对层合板的破坏载荷有很大影响，分层越靠近中心，抗压强度越低。Sivakumar等[29]对复合材料翼肋分层扩展进行了疲劳仿真研究，发现翼肋分层过程以Ⅲ型分层为主，并对不同厚度方向的分层模式进行了进一步的参数分析，观察到分层扩展的显著差异。Shramko等[30]提出了基于计算力学方法的无缺陷与含初始分层缺陷复合材料静强度和疲劳强度评估方法，并将具有分层缺陷试样的疲劳强度与无缺陷试样的疲劳强度进行了比较。

初始分层缺陷使复合材料的静强度和疲劳性能降低，并且受到分层缺陷位置、形状和尺寸的影响，现有研究多集中于初始中央分层缺陷对层合板疲劳性能的影响，很少报道初始边缘分层缺陷对平面编织复合材料疲劳性能的影响，且针对直升机复合材料桨叶典型混合铺层的报道更为鲜见，有待进一步研究。因此，本文首先开展含初始边缘分层缺陷的复合材料桨叶典型混合铺层静力性能实验和疲劳性能实验，并利用扫描电镜(SEM)对疲劳断口进行观测分析，研究不同尺寸初始边缘分层缺陷对复合材料桨叶典型铺层的静力破坏和疲劳破坏机理。

## 1　缺陷容限实验

### 1.1　实验材料和试样制备

为测定边缘分层缺陷对复合材料桨叶蒙皮典型铺层的静力性能和疲劳性能影响，选取桨叶典型铺层$[EW250F(0/90)/CF3052(45/-45)_3/CF3052(0/90)]_s$，制备实验件进行实验，实验件如图1所示，实验件数量和技术状态如表1所示。单层分层缺陷预制需要在层合板对称面预埋相应圆弧状的四氟乙烯圆形薄膜，预制单层分层缺陷(如图1(b)，(c)所示)，通过设置薄膜不同预埋深度大小(4 mm或6 mm)控制缺陷级数。薄膜形状如图2所示，阴影部分为预埋薄膜形状，其余尺寸如图中标记，图中$x$为4 mm或6 mm两级。

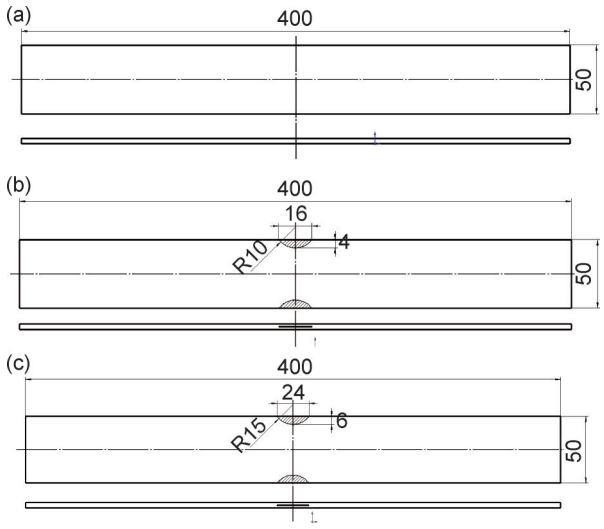



图1 实验件尺寸

(a)无缺陷试样;(b)4 mm分层试样;(c)6 mm分层试样

Fig.1 Specimen size

(a)smooth specimen;(b)specimen with 4 mm edge delamination;(c)specimen with 6 mm edge delamination

**表1 实验件分数**

Table 1 Specimen categories

| Specimen type | Specimen | Number of static specimens | Number of fatigue specimens |
|---|---|---|---|
| Smooth | Fig.1(a) | 3 | 20 |
| 4 mm edge delamination | Fig.1(b) | 3 | 20 |
| 6 mm edge delamination | Fig.1(c) | 3 | 20 |

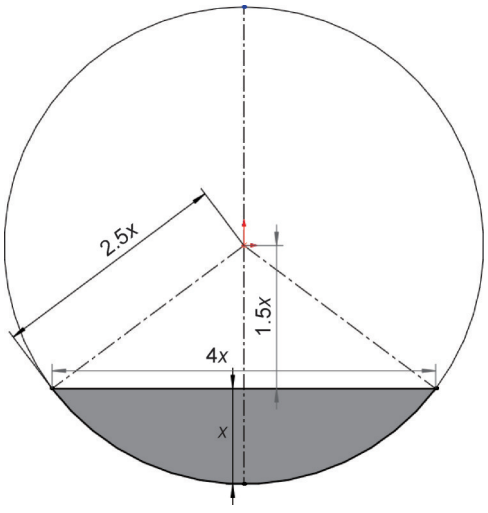



图2 薄膜预埋形状示意图

Fig.2 Film prefabricating diagram

## 1.2 静力实验

按照ASTM D3039/D3039M-17和ASTM D5766/D5766M-11标准实验方法,在QBS-100 kN疲劳试验机上进行静力实验。实验在室温((25±5)℃)干态环境下进行,采用准静态加载方式,拉伸加载速率为2 mm/min,使实验件在1~10 min内被破坏。实验前,在试样两端对称的合适的位置分别画线,方便上下左右对称夹持实验件;使试样与试验机上下夹头保持同轴,尽量减少试样轴向应力以外的其他应力。在拉伸实验中,将实验件对中并用液压夹头夹紧试样,装夹试样和电子引伸计,实验件安装如图3所示。开始实验,按照准静态加载,每增加0.2~1.0 kN记录1次载荷值和引伸计的变形值,并使试件在1~10 min内破坏;实验过程中做好载荷、位移和变形等实验数据相关记录,载荷-位移曲线如图4所示。选取1000~3000 με范围内的应力-应变数据进行线性拟合,将多个试样的拟合直线斜率平均值作为材料的弹性模量。最终的静力实验结果如表2,3所示。

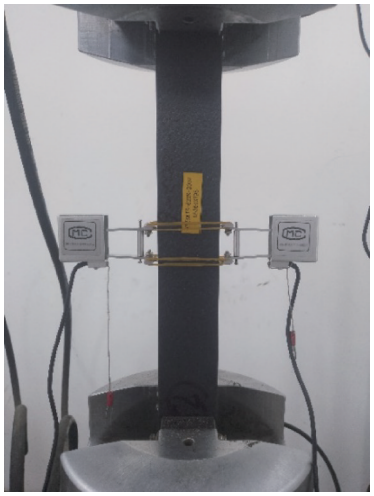


图3 拉伸实验件安装示意图

Fig.3 Installation diagram of tensile test

## 1.3 疲劳实验

按照ASTM D5766/D5766M-11和ASTM D3479/D3479M-19标准实验方法,在QBS-100 kN疲劳试验机上进行疲劳实验。疲劳实验温度为室温((25±5)℃),采用恒幅加载方式,载荷加载波形为正弦波,频率$f$为6~10 Hz,应力比$r$取0.0526。实验前,在试样两端对称的合适的位置分别画线,方便上下左右对称夹持实验件;使试样与试验机上下夹头保持同轴,尽量减少试样轴向应力以外的其他应力。疲劳实验过程中记录实验内容、实验载荷、加载频率、载荷波形等实验数据,每完成一定循环次数,检查并记录试样损伤状况,包括实验载荷、实验循环次数及失效模式;若试样在指定疲劳寿命下没有发生断裂,测量其剩余强度。

采用成组法测试$S$-$N$曲面剩余强度疲劳性能,每一个$S$-$N$曲面选取4个应力水平,对应寿命分别为

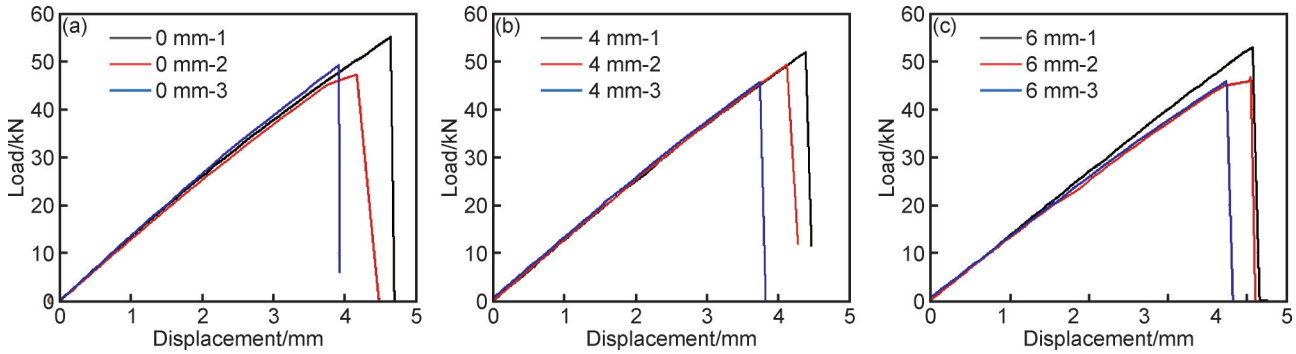



图 4　载荷-位移曲线

(a)无缺陷试样;(b)4 mm 分层试样;(c)6 mm 分层试样

Fig.4　Load-displacement curves

(a)smooth specimen;(b)specimen with 4 mm edge delamination;(c)specimen with 6 mm edge delamination

**表 2　典型铺层边缘分层缺陷室温拉伸强度**

Table 2　Tensile strength of typical layup with edge delamination at room temperature

| Specimen types | Tensile strength | | | Decline ratio/% |
|---|---|---|---|---|
| | Test value/MPa | Mean value/MPa | Standard deviation/% | |
| Smooth | 313.85 | 291.65 | 6.6 | |
| | 281.67 | | | |
| | 279.43 | | | |
| 4 mm delamination | 305.98 | 290.63 | 6.1 | 0.4 |
| | 271.19 | | | |
| | 294.72 | | | |
| 6 mm delamination | 290.91 | 267.60 | 7.6 | 8.3 |
| | 258.62 | | | |
| | 253.26 | | | |

**表 3　典型铺层边缘分层缺陷室温拉伸模量**

Table 3　Tensile modulus of typical layup with edge delamination at room temperature

| Specimen type | Tensile modulus | | | Decline ratio/% |
|---|---|---|---|---|
| | Test value/GPa | Mean value/GPa | Standard deviation/% | |
| Smooth | 24.38 | 23.90 | 2.8 | |
| | 24.18 | | | |
| | 23.14 | | | |
| 4 mm delamination | 23.86 | 23.61 | 1.2 | 1.2 |
| | 23.32 | | | |
| | 23.65 | | | |
| 6 mm delamination | 23.98 | 23.47 | 1.9 | 1.8 |
| | 23.27 | | | |
| | 23.16 | | | |

$10^4$、$10^5$、$2\times10^5$、$10^6$,每个应力点至少完成有效实验件 5 件。1 个疲劳 $S$-$N$ 曲面的实验件数为 20 件,疲劳极限定义为 $10^6$。按照试样的静强度极限 $\sigma_b$ 和试样的净面积,估算试样的疲劳破坏载荷。为确定疲劳载荷,首先采用 80% 静强度对应的应力进行低周疲劳实验,根据实验结果逐级降低疲劳载荷,疲劳寿命接近 $10^4$、$10^5$、$2\times10^5$、$10^6$ 的 4 个载荷即为疲劳载荷。根据复合材料剩余强度模型[31],若试样在指定疲劳寿命下没有发生断裂,测量其剩余强度。

疲劳载荷作用下,复合材料的剩余强度随着疲劳循环次数的增加而下降,当剩余强度下降至与疲劳应力相等时,试样发生失效破坏。这种退化反映了复合材料的损伤程度,因此,常采用剩余强度模型定量表征复合材料的疲劳损伤累积过程,指定应力比 $r_0$ 下的剩余强度模型可表示为[31]

$$N=C(S-S_0)^p[(R_0-R(n))]^q \tag{1}$$

式中:$N$ 为疲劳加载循环次数;$S$ 为最大疲劳应力;$R(n)$ 为剩余强度;$S_0$ 为拟合疲劳极限;$R_0$ 为初始剩余强度;$C$、$p$ 和 $q$ 为材料常数。

根据含边缘分层缺陷疲劳实验数据结果,利用式(1)对数据点进行拟合,可以获得剩余强度曲面和疲劳性能曲线。疲劳实验结果、拟合得到的剩余强度曲面如表 4 和图 5 所示。

**表 4　含边缘分层缺陷疲劳剩余强度曲面**

Table 4　Fatigue residual strength surface of typical layup with edge delamination

| Specimen type | $S$-$N$-$R$ curved surface |
|---|---|
| Smooth | $N=1.312\times10^{19}(S-133.3)^{-6.96}(291.6-R)^{-0.12}$ |
| 4 mm delamination | $N=4.601\times10^{56}(S-0)^{-22.33}(290.6-R)^{-0.45}$ |
| 6 mm delamination | $N=7.826\times10^{22}(S-0)^{-8.75}(280.5-R)^{-1.59}$ |

## 2　结果分析与讨论

### 2.1　静力性能

根据表 2,3 中的静强度数据,得到典型铺层试样的拉伸静强度和模量缺陷下降比例曲线,如图 6 所示。

从图 6 可以看出：(1)随着分层缺陷尺寸增大，强度和模量降低，说明边缘分层缺陷对复合材料桨叶典型铺层的拉伸强度和拉伸模量有不利影响；(2)随着分层缺陷尺寸增大，拉伸强度下降曲线逐渐变陡，说明边缘分层对拉伸强度的不利影响随着分层尺寸的增大而增大；(3)拉伸模量随着边缘分层缺陷尺寸增大而下降愈加明显，说明边缘分层对拉伸模量的不利影响随着分层尺寸增大而增大。

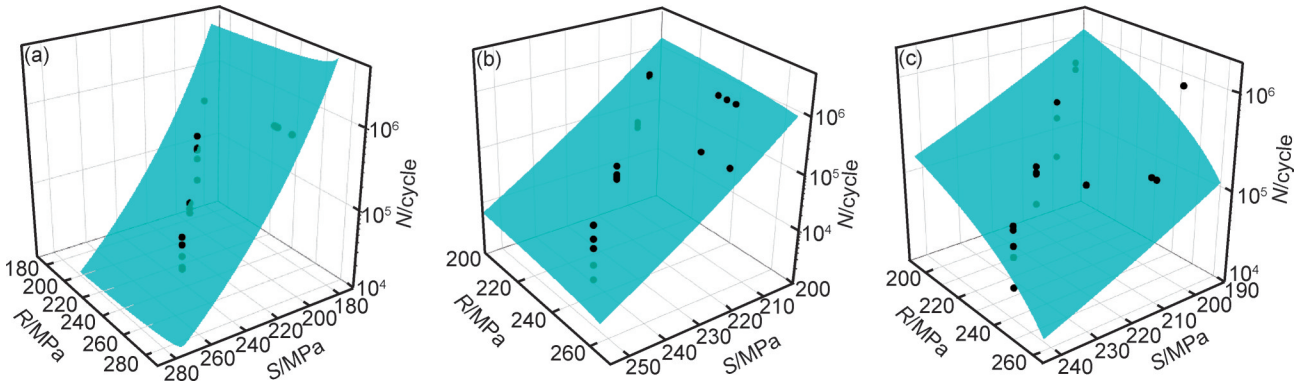



图 5 典型铺层拉-拉疲劳剩余强度曲面

(a)无缺陷试样；(b)4 mm 分层试样；(c)6 mm 分层试样

Fig.5 Tensile fatigue residual strength surface diagram of typical layup

(a)smooth specimen; (b)specimen with edge 4 mm delamination; (c)specimen with 6 mm edge delamination

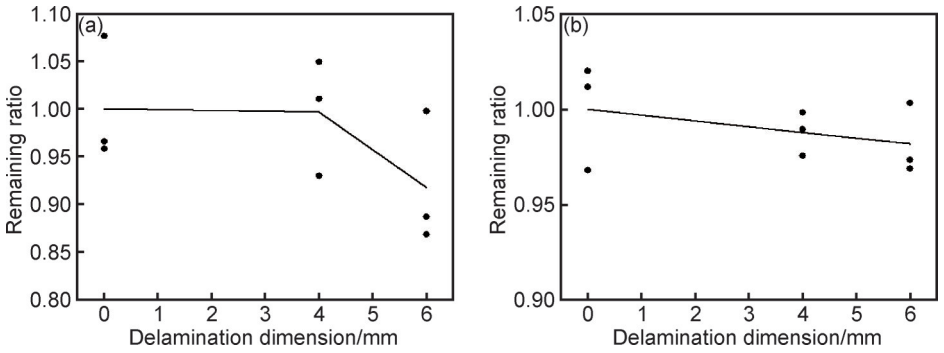



图 6 边缘分层缺陷试样拉伸强度(a)和拉伸模量(b)下降曲线

Fig.6 Tensile strength(a) and tensile modulus(b) decline curves of edge delamination defect specimens

## 2.2 疲劳性能

为了进一步量化初始边缘分层缺陷对复合材料拉-拉疲劳性能的影响，定义条件疲劳极限为疲劳剩余强度曲面中试样对应于循环次数 $N=10^6$ 时的疲劳强度。根据式(1)和图 5 中的疲劳性能实验数据，得到典型铺层边缘分层疲劳极限强度下降百分比(如表 5 所示)。

根据拉-拉疲劳实验数据，得到典型铺层试样的疲劳极限强度缺陷下降比例曲线，如图 7 所示。从表 4，5 和图 7 中可以看出：(1)随着边缘分层尺寸增大，疲劳极限强度降低，说明边缘分层缺陷对复合材料桨叶典型铺层的疲劳强度有不利影响；(2) 随着边缘分层尺寸增大，拉伸强度下降曲线逐渐变陡，说明边缘分层

**表 5 典型铺层边缘分层缺陷室温疲劳性能**

Table 5 Fatigue performance of typical layup with edge delamination at room temperature

| Specimen types | Fatigue limit/MPa | Decline ratio/% |
|---|---|---|
| Smooth | 204.31 | |
| 4 mm delamination | 203.01 | 0.6 |
| 6 mm delamination | 192.32 | 5.9 |

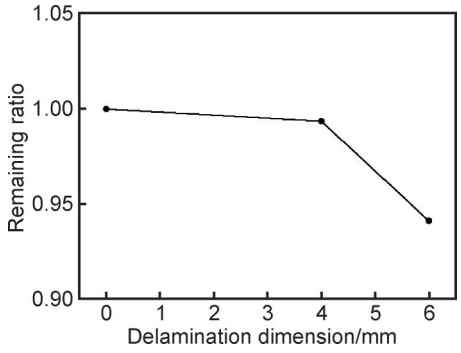



图 7 边缘分层缺陷试样拉-拉条件疲劳极限强度下降曲线

Fig.7 Decline curve of tensile fatigue limit for specimens with edge delamination defect

对疲劳极限强度的不利影响随着分层尺寸的增大而增大;(3)初始边缘分层缺陷使得复合材料层合板的拉伸疲劳寿命降低,初始边缘分层缺陷尺寸越大,对疲劳性能产生的影响越大。这是由于界面分层是试样疲劳失效的主要模式,而初始边缘分层加剧了分层扩展,导致界面分层现象更加严重,从而导致疲劳寿命降低。整体来看,初始边缘分层缺陷使得层合板疲劳性能下降,且分层尺寸越大疲劳极限强度下降越大。此现象与文献[30]中所研究含结构孔边区初始分层层合板的静强度和疲劳强度下降趋势相吻合。

## 3　SEM 分析

为了探究含初始边缘分层缺陷平面编织复合材料的疲劳损伤机理和失效模式,利用 JSM-6010LA 型扫描电子显微镜对平面编织复合材料[EW250F(0/90)/CF3052(45/−45)$_3$/CF3052(0/90)]$_s$无缺陷和含边缘分层典型疲劳试样进行损伤观察和断口分析,如图8所示,图9为典型铺层无缺陷和含边缘分层缺陷疲劳试样断口形貌。

对比无缺陷试样的断口形貌,可以看出无缺陷试样与边缘分层试样的疲劳损伤机理相似,疲劳断口纤维和树脂均已崩散,且崩散程度从试样中心到表面逐渐增大,即越靠近表面,预浸料外翘愈明显,这是由于玻璃纤维和碳纤维存在性能差异,在断口处的玻璃纤维-碳纤维界面都发生了明显分层现象(如图9所示)。此现象与文献[12-22]中所研究的单一种类纤维铺层层合板的失效形貌明显不同。只是边缘分层试样疲劳损伤和疲劳断口主要集中在试样中间初始缺陷附近。

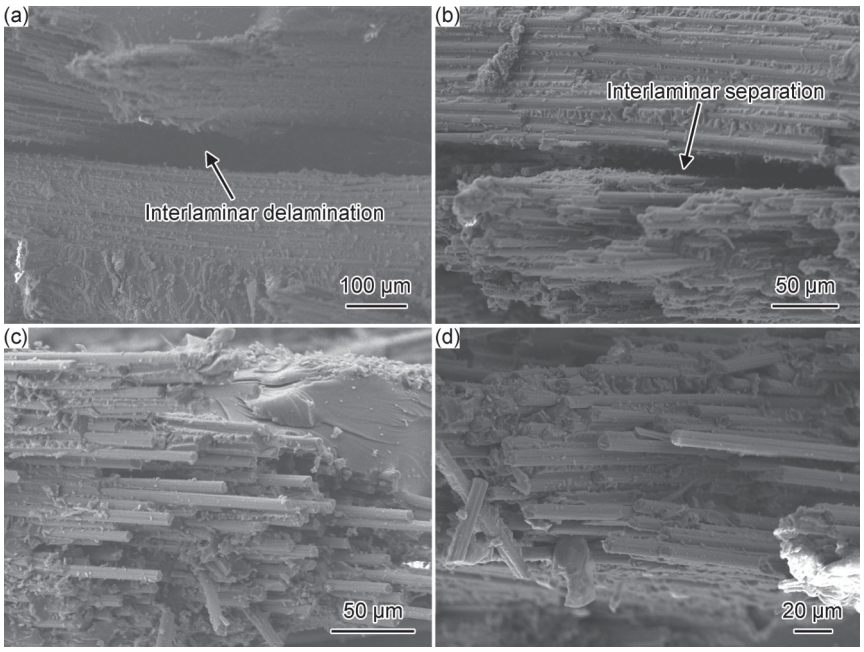



图8　疲劳试样SEM照片

(a)无缺陷试样;(b)含初始边缘分层试样;(c)无缺陷试样放大图;(d)含初始边缘分层试样放大图

Fig.8　SEM images of fatigue specimens

(a)smooth specimens;(b)specimens with edge delamination defect;(c)enlarged view of smooth specimens;(d)enlarged view of specimens with edge delamination defect

在应力比为0.0526的拉-拉疲劳载荷作用下,边缘初始分层处先产生基体短裂纹,随着加载循环次数增加,基体裂纹沿着纤维束方向向内扩展,且数量逐渐增多,尺寸逐渐增大,同时分层开始迅速扩展;裂纹密度达到饱和后,它们相互联结,并进一步发展成为界面脱粘和局部分层(如图8(a),(b)所示),然后分层继续扩展,阻碍纤维束之间和层间的有效传力,层合板内部出现大量裂纹、分层、基体开裂和纤维断裂等损伤造成的位移,同时纤维与基体间脱粘加剧了应力集中效应;最后,由于纤维无法承受外载,发生大量纤维断裂与纤维拔出,试样最终发生疲劳断裂(如图8(c),(d)所示)。Alderliesten[32]和 Aidi 等[33]分别研究了含中心开孔缺陷碳纤维层合板和玻璃纤维层合板在疲劳载荷下的失效模式,其疲劳实验中的初始裂纹萌生和层间分层过程与本实验类似。到达一定的循环次数后,由于玻璃纤维与碳纤维性能差异和纤维层合板

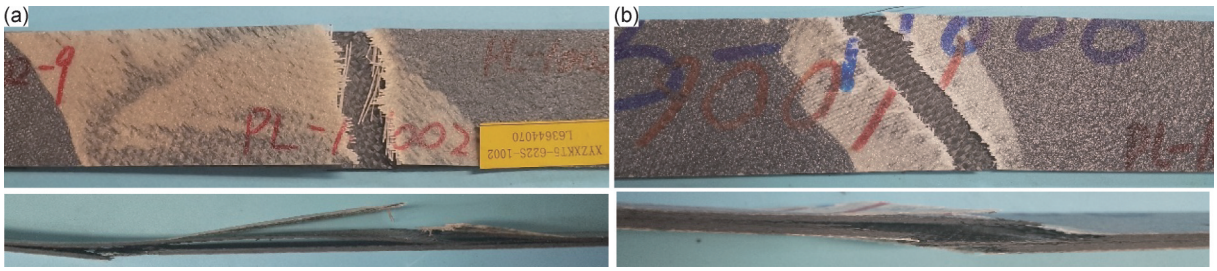



图9 疲劳试样失效模式

(a)无缺陷试样;(b)含初始边缘分层试样;

Fig.9 Failure modes of fatigue specimens

(a)smooth specimens;(b) specimens with edge delamination defect

多层多股特性产生的层间应力导致层间发生分层,即最外层的玻璃纤维与内层的碳纤维最先分层,随着疲劳载荷不断深入传递,使得表层的纤维和树脂较内层发生更严重的变形,试样发生疲劳失效时,断裂的纤维和内层之间没有粘接力,因此,断裂处纤维长短不一,层间断裂位置呈阶梯状,断口呈膨胀外翘。

随着边缘分层直径增大,试样边缘的分层损伤逐渐增多,说明初始分层缺陷引起的层间界面应力集中引起了更多边缘分层损伤;另外,初始分层缺陷使试样边缘中间两铺层之间成为分层损伤扩展的优先路径,基体裂纹萌生于试样的外轮廓边缘缺陷处并沿着纤维束方向向内扩展,初始分层缺陷的存在使得裂纹更加容易相互联结,发展成界面分层,从而导致疲劳寿命下降(如图8(a),(b)所示)。在拉伸疲劳载荷作用下,分层为主导损伤模式,阻碍了层与层之间的有效传力,导致大量纤维断裂与纤维拔出,试样发生最终破坏,能观察到失效试样最中间两层之间存在较大分层损伤(如图9(a),(b)所示)。Colombo等[20-21]研究了含初始分层缺陷的玻璃纤维层合板,其初始分层缺陷附近断口分层样貌与图9(b)中内层碳纤维初始分层缺陷附近相似。

## 4 结论

(1)与光滑复合材料桨叶蒙皮典型混合铺层相比,含4 mm初始分层缺陷复合材料桨叶蒙皮典型混合铺层的静强度、拉伸模量和疲劳极限分别下降了0.4%、1.2%和0.6%,而含6mm初始分层缺陷复合材料桨叶蒙皮典型混合铺层的静强度、拉伸模量和疲劳极限分别下降了8.3%、1.8%和5.9%。由此可见,静力和疲劳性能随初始边缘分层缺陷尺寸的增大而越来越明显下降。

(2)相比于无缺陷试样,初始边缘分层缺陷引起层间界面应力集中,使试样边缘中间两铺层之间成为分层损伤扩展的优先路径,基体裂纹更加容易相互联结发展成界面分层,从而导致疲劳寿命下降,且这一现象随初始边缘分层缺陷尺寸的增大愈发明显。

(3)在拉伸疲劳载荷作用下,分层为主导损伤模式,阻碍了层与层之间的有效传力,导致大量纤维断裂与纤维拔出,试样发生最终破坏,其中失效试样最中间两层之间存在较大分层损伤。主要原因是混合铺层的玻璃纤维层和碳纤维层性能差异,在断口处的玻璃纤维-碳纤维界面都发生了明显分层现象,疲劳断口纤维和树脂均已崩散,且崩散程度从试样中心到表面逐渐增大,即越靠近表面,预浸料外翘愈明显。

### 参考文献

[1] 苏飞,欧阳晨恺,李枫,等.碳纤维增强树脂复合材料齿槽加工中分层缺陷的形成机制[J].复合材料学报,2021,38(12):4042-4051.
SU F, OUYANG C K, LI F, et al. Formation mechanism of the slotting delamination of carbon fiber reinforced plastics [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(12): 4042-4051.

[2] 卢康逸.碳纤维树脂基复合材料纵向压缩强度提高的多层次实现机制研究[D].北京:北京化工大学,2021.
LU K Y. Multilevel enhancement in longitudinal compressive strength of carbon fiber reinforced resin composites [D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2021.

[3] 许良,涂宜鸣,崔浩,等.T800碳纤维复合材料低速冲击渐进损伤仿真与实验研究[J].大连理工大学学报,2021,61(6):608-614.
XU L, TU Y M, CUI H, et al. Simulation and experimental research on progressive damage of T800 carbon fiber composites under low velocity impact[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2021, 61(6): 608-614.

[4] 郑欣,刘荣海,初德胜,等.高导热环氧树脂及碳纤维增强复合材料的制备与性能研究[J].当代化工研究,2022(24):73-75.
ZHENG X, LIU R H, CHU D S, et al. Preparation and properties study of high thermal conductive epoxy resin and its carbon fiber reinforced composites [J]. Modern Chemical Research, 2022 (24): 73-75.

[5] 杨玲玉,董顺,洪长青.新型低密度树脂裂解碳改性碳纤维复合材

料的制备与性能研究[J].空天防御,2022,5(4):1-9.
YANG L Y,DONG S,HONG C Q.Fabrication and properties of a novel low-density resin pyrolysis carbon modified carbon fiber composite[J].Air&Space Defense,2022,5(4):1-9.

[6] 张亚萍,石磊,郭小凤,等.界面结合方式对氧化石墨烯-碳纤维/环氧树脂复合材料性能的影响[J].上海大学学报(自然科学版),2020,26(6):927-936.
ZHANG Y P,SHI L,GUO X F,et al.Effects of different interfaces on mechanical properties of graphene oxide-carbon fibre/epoxy resin composites[J].Journal of Shanghai University (Natural Science Edition),2020,26(6):927-936.

[7] 孟雷,程小全,胡仁伟,等.直升机旋翼复合材料桨叶结构设计与选材分析[J].高科技纤维与应用,2014,39(2):16-23.
MENG L,CHENG X Q,HU R W,et al.Material selection in helicopter composite rotor blade structure design[J].Hi-Tech Fiber & Application,2014,39(2):16-23.

[8] BUTLER S,GURVICH M,GHOSHAL A,et al.Effect of embedded sensors on interlaminar damage in composite structures[J].Journal of Intelligent Material Systems and Structures,2011,22(16):1857-1868.

[9] 刘佳,潘利剑,岳广全,等.面内纤维褶皱对碳纤维复合材料拉伸力学性能的影响[J].上海纺织科技,2021,49(10):5-8.
LIU J,PAN L J,YUE G Q,et al.Influence of in-plane fiber fold on tensile mechanical properties of carbon composites[J].Shanghai Textile Science & Technology,2021,49(10):5-8.

[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 X M,XIE F Y,LI M,et al.Effect rules of complex structure on manufacturing defects for composites in autoclave molding[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(4):757-762.

[11] NIE Y Z,PARAB N D,CHU J M,et al.Dynamic crack propagation from a circular defect in a unidirectional carbon fiber reinforced plastic composite[J].Journal of Composite Materials,2018,52(25):3539-3547.

[12] 籍永青,徐颖,游彦宇.含分层复合材料层合板拉伸剩余强度研究[J].机械制造与自动化,2021,50(2):51-54.
JI Y Q,XU Y,YOU Y Y.Research on residual tensile strength of composite laminates with initial delamination[J].Machine Building & Automation,2021,50(2):51-54.

[13] 陈静,莫莉花,房怡,等.分层缺陷对CFRP层合板力学性能的影响[J].工程塑料应用,2024,52(4):122-127.
CHEN J,MO L H,FANG Y,et al.Effect of delamination defects on mechanical properties of CFRP laminates[J].Engineering Plastics Application,2024,52(4):122-127.

[14] SHORT G J,GUILD F J,PAVIER M J.Delaminations in flat and curved composite laminates subjected to compressive load[J].Composite Structures,2002,58(2):249-258.

[15] 史耀辉,庄纯,王树宏,等.分层缺陷深度对复合材料层合板力学性能的影响[J].理化检验-物理分册,2023,59(1):16-18.
SHI Y H,ZHUANG C,WANG S H,et al.Effect of delamination defects depth on mechanical properties of composite laminates[J].Physical Testing and Chemical Analysis (Part A (Physical Testing)),2023,59(1):16-18.

[16] MATHEW E,ATTUKUR NANDAGOPAL R,JOSHI S C,et al.Tension-compression fatigue induced stress concentrations in woven composite laminate[J].Journal of Composites Science,2021,5(11):297.

[17] LIFSHITZ J M,GILDIN D.Failure of delaminated carbon/epoxy composite beams under cyclic compression[J].Composite Structures,1997,39(3/4):289-296.

[18] REIS P N B,FERREIRA J A M,ANTUNES F V,et al.Effect of interlayer delamination on mechanical behavior of carbon/epoxy laminates[J].Journal of Composite Materials,2009,43(22):2609-2621.

[19] COLOMBO C,LIBONATI F,VERGANI L.Fatigue damage in GFRP[J].International Journal of Structural Integrity,2012,3(4):424-440.

[20] COLOMBO C,VERGANI L.Influence of delamination on fatigue properties of a fibreglass composite[J].Composite Structures,2014,107:325-333.

[21] COLOMBO C,BHUJANGRAO T,LIBONATI F,et al.Effect of delamination on the fatigue life of GFRP:a thermographic and numerical study[J].Composite Structures,2019,218:152-161.

[22] WAN A S,XIONG J J,XU Y G.Fatigue life prediction of woven composite laminates with initial delamination[J].Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures,2020,43(9):2130-2146.

[23] BAHRAMI M,MALAKOUTI M,FARROKHABADI A.Anticipating the induced delamination formation in composite laminates subjected to bending loads[J].Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures,2021,44(11):3108-3120.

[24] 刘畅,王康康,赵洁.含分层损伤碳纤维复合材料剩余强度等效评估原则[J].飞机设计,2019,39(3):27-32.
LIU C,WANG K K,ZHAO J.Discussion on the equivalence evaluation of residual strength in CFRP delamination damage[J].Aircraft Design,2019,39(3):27-32.

[25] 杜洪雨,奚晓波,孟力华,等.含分层损伤的复合材料层压板后屈曲及低周疲劳分层扩展有限元模拟研究[J].玻璃钢/复合材料,2018(6):39-43.
DU H Y,XI X B,MENG L H,et al.Finite element analysis of post-buckled delamination of composite laminate with preliminary debond subjected to static and fatigue loads[J].Fiber Reinforced Plastics/Composites,2018(6):39-43.

[26] GANJDOUST F,KEFAL A,TESSLER A.A novel delamination damage detection strategy based on inverse finite element method for structural health monitoring of composite structures[J].Mechanical Systems and Signal Processing,2023,192:110202.

[27] ABDEL-MONSEF S,TIJS B H A H,RENART J,et al.Accurate simulation of delamination under mixed-mode loading using a multilinear cohesive law[J].Engineering Fracture Mechanics,2023,284:109233.

[28] CHEN S X,ZHU S H.Effects of planimetric position of delamination on compressive failure of composite laminates[J].E3S Web

of Conferences, 2022, 360: 01085.
[29] SIVAKUMAR V, GAUTHAM BARATHWAJ P, SANTOSH KUMAR M, et al. Delamination propagation study on aircraft composite rib subjected to fatigue loading[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2020, 20(4): 1351-1363.
[30] SHRAMKO K K, KONONOV N O, LUTOSHKINA A E, et al. Computational estimate of the initial damage effect on the fatigue strength of composite materials[J]. Journal of Composites Science, 2023, 7(10): 438.
[31] XIONG J J, SHENOI R A. Two new practical models for estimating reliability-based fatigue strength of composites[J]. Journal of Composite Materials, 2004, 38(14): 1187-1209.
[32] ALDERLIESTEN R C. Critical review on the assessment of fatigue and fracture in composite materials and structures[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 35: 370-379.
[33] AIDI B, PHILEN M K, CASE S W. Progressive damage assessment of centrally notched composite specimens in fatigue[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 74: 47-59.

**收稿日期**: 2025-01-21; **录用日期**: 2025-03-13

**通讯作者**: 熊峻江(1966—), 男, 教授, 博士, 研究方向为飞机结构适航性, 联系地址: 北京市昌平区沙河高教园区南三街9号北京航空航天大学交通科学与工程学院(102206), E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn

(本文责编: 解　宏)