

碳纤维复合材料层合板三点弯曲疲劳性能

许良¹, 肖景厚¹, 宋万万², 周松¹

(1. 沈阳航空航天大学机电工程学院, 沈阳 110136; 2. 沈阳飞机工业(集团)有限公司 53 厂, 沈阳 110034)

摘要:对 3 种不同厚度的 T700 碳纤维复合材料多向层合板在 2 种应力比及 3 种应力等级下进行三点弯曲试验, 对其三点弯曲静态与疲劳性能进行分析。采用不同方式对破坏后形貌进行观察。结果显示: 材料厚度的增加使试样弯曲强度与模量增加, 复合材料多向层合板的三点弯曲疲劳寿命与材料厚度成正比关系, 与试验应力比、应力等级成反比关系。试样最终的疲劳破坏程度与疲劳寿命有关, 疲劳循环数越多, 层合板在横向和纵向的破坏越剧烈。同时, 试样厚度越大, 分层现象越明显, 同时存在纤维拔出现象。

关键词:复合材料; 三点弯曲; 弯曲疲劳; 破坏形貌; 疲劳性能

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5497(2024)02-0400-10

DOI: 10.13229/j.cnki.jdxbgxb.20220337

Three-point bending fatigue properties of carbon fiber composite laminates

XU Liang¹, XIAO Jing-hou¹, SONG Wan-wan², ZHOU Song¹

(1. School of Mechatronics Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 2. Factory 53, Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110034, China)

Abstract: In this paper, three-point bending tests of T700 carbon fiber composite multi-directional laminates with different thicknesses are carried out under two stress ratios and three stress levels, and the static and fatigue properties of three-point bending are analyzed. The morphology after damage was observed in different ways. The results show that the increase of material thickness increases the flexural strength and modulus of the specimen, and the three-point bending fatigue life of composite multi-directional laminates is proportional to the material thickness, and inversely proportional to the test stress ratio and stress level. The final fatigue failure degree of the sample is related to the fatigue life, the higher the number of fatigue cycles, the more severe the damage in the transverse and longitudinal directions of the plywood. At the same time, the greater the thickness of the sample, the more obvious the delamination phenomenon, and the phenomenon of fiber pull out.

Key words: composite material; three point bending; bending fatigue; destroy the shape; fatigue performance

收稿日期: 2022-06-20.

基金项目: 国家自然科学基金项目(51775355).

作者简介: 许良(1965-), 男, 教授, 博士. 研究方向: 航空材料与结构强度. E-mail: sysyxu@163.com

通信作者: 周松(1987-), 男, 副教授, 博士. 研究方向: 航空材料与结构强度. E-mail: zhousong23@163.com

0 引言

复合材料因为具有高的比强度及比模量,良好的抗疲劳和耐腐蚀性能,广泛应用于航空航天领域。随着制造工艺的改进和设计理念的更新,复合材料表现出部分金属材料无法比拟的优点,在某些领域中,成为部分金属材料的替代品^[1]。在复合材料层合板服役过程中,由于应力和其他环境因素,会承受弯曲载荷的作用,疲劳是其主要形式之一^[2]。由于弯曲应力特点,层合板会承受拉伸、压缩和剪切载荷多重作用,这与单轴载荷有根本不同,同时,由于制造工艺的某些特定方面以及碳纤维复合材料刚度和强度的各向异性,与金属材料相比,复合材料的疲劳损伤累积过程和失效模式更为复杂^[3,4]。因此,研究复合材料多向层合板的弯曲疲劳特性非常重要。

国内外研究学者已经对复合材料疲劳性能从理论和实践方面进行了相关研究。Song等^[5]对T700复合材料层合板在高应力水平下的拉-拉性能进行研究,结果表明应力水平并没有与疲劳寿命表现出相关性,在疲劳破坏过程以分层破坏为主,且刚度退化曲线表现为三阶段特性;Qi等^[6]建立了基于刚度的复合材料疲劳损伤累积模型,解决了以前模型所具有的相关限制,通过实验数据对模型加以验证,结果表明,模型对于剩余疲劳循环的预测具有较高的准确性;D'Amore等^[7]对碳纤维增强复合材料在循环载荷下的残余强度进行了建模,通过相关实验数据验证了定律的可靠性和准确性,结果表明,疲劳寿命和剩余强度均与静强度的统计分布有关。Li等^[8]对三维机织复合材料在室温和低温下的弯曲疲劳性能进行分析,研究表明,在低温下复合材料的疲劳性能比室温下的更优异。

然而,关于三点弯曲下多向层合板的弯曲疲劳性能,以及疲劳载荷在不同应力比下和应力水平下对不同尺寸厚度的弯曲性能以及断口形貌影响的相关研究较少。因此,本文研究了碳纤维环氧树脂基复合材料层合板的三点弯曲性能,探讨不同尺寸厚度在静态三点弯曲的性能。研究了应力比、应力水平及尺寸厚度的变化对层合板弯曲疲劳性能的影响,观察不同条件破坏下的试样断口表面形貌,以讨论三点弯曲下复合材料层合板不同的破坏模式。

1 试验材料和方法

1.1 试验材料

试验中选取的材料为T700碳纤维/环氧树脂基复合材料,采用的复合材料层合板采用真空热压罐工艺。采用3种不同厚度的层合板,铺层方式如下:2 mm厚的试样按照 $[+45/0/-45/90/+45]_2$ 对预浸料进行铺层,2.4 mm厚的试样按照 $[+45/0/-45/90/+45/0]_2$ 进行铺层,7 mm厚度的试样按照 $[+45/0/-45/90/+45/0/-45]_3$ 进行铺层,3种层合板单层厚度为0.2 mm。

为保证每个疲劳试样的均匀性,制备了大尺寸碳纤维环氧基复合材料。然后,将制备好的复合材料切割成单个样品,每种厚度不同应力比下以及不同应力水平下的层合板试验件数量为3个。层合板尺寸如表1所示。

表1 三种层合板尺寸
Table 1 Three laminate sizes

试样	长/mm	宽/mm	厚/mm
2 mm厚度	84	12.5	2.0
2.4 mm厚度	84	12.5	2.4
7 mm厚度	270	15.0	7.0

1.2 试验过程

1.2.1 静态三点弯曲试验

准静态三点弯曲试验在INSTRON5982电子万能试验机进行。速度设定为1 mm/min。根据ASTM D7264/7264M-21标准,测试的跨距与厚度比为32:1。支撑座半径为5 mm,试验加载尺寸如图1所示。

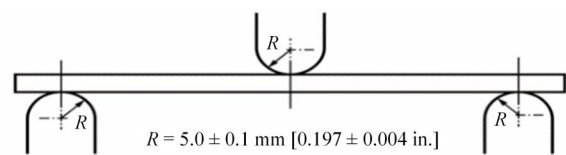


图1 静态三点弯曲试验示意图

Fig. 1 Schematic diagram of static three-point bending test

1.2.2 三点弯曲疲劳试验

三点弯曲疲劳试验在UTM9100电液伺服疲劳试验机上进行,根据GB/T—35465.5—2020进行试验,测试的跨距与厚度比为32:1。试验加载示意图如图2所示。试验前检查试验机的状态,判断试样是否完整后测量试样尺寸,然后调整弯曲夹具的跨距,使之符合实验要求。试验采用频率为3 Hz的正弦波形循环加载。频率的选择主要因素与试样的发热和导热系数有关,由于碳纤

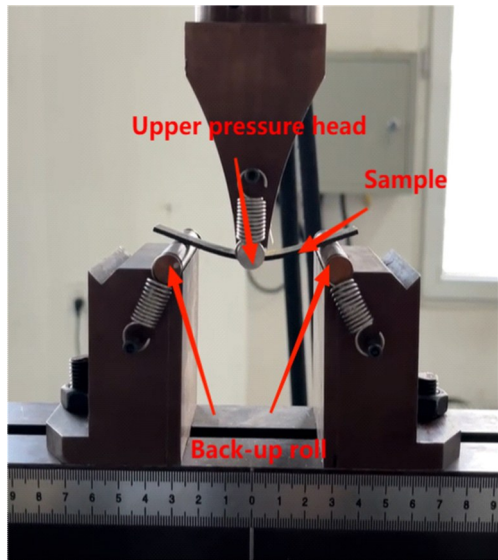


图2 三点弯曲疲劳试验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of three-point bending fatigue test

维比其他种类的纤维具有更高的导热系数,可以采用较高的频率进行试验^[9]。因此,本次试验选取频率为3 Hz可以忽略共振对试样带来的影响。本次疲劳试验选用2种应力比 R (即一个周期内的最小-最大应力比)分别在3种不同的应力水平(一个周期内施加的最大应力与复合材料试件的极限静态弯曲应力之比)来研究复合材料的疲劳性能。

2 试验结果与讨论

2.1 准静态弯曲试验

在复合材料静力弯曲过程中,加载的载荷位移曲线为线性函数,如图3所示,这一阶段碳纤维复合材料表现了与线弹性材料相似的特性,说明碳纤维在承受载荷方面起着主要作用^[10]。当力加载到一定程度后,曲线会产生一个轻微的波动,

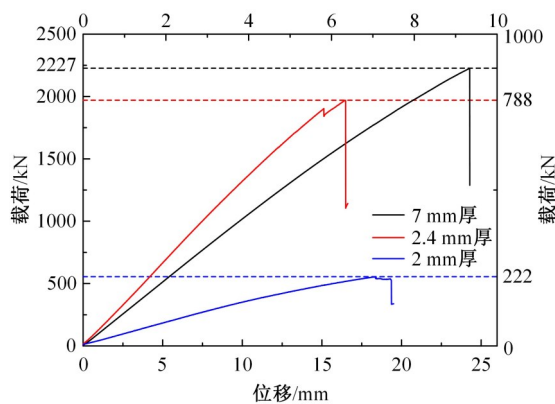


图3 静态弯曲试验过程曲线

Fig. 3 Static bending test process curve

这是由于板材内部已经存在部分纤维的局部断裂。当达到最大弯曲载荷时,曲线的振幅迅速减小,导致大量纤维断裂以及材料的严重损伤。

利用式(1)(2)对不同厚度的复合材料多层板进行计算得到极限弯曲应力(σ_{max})和弹性模量(E):

$$\sigma = \frac{3FL}{2bh^2} \quad (1)$$

$$E = \frac{\Delta FL^3}{4\Delta bh^2} \quad (2)$$

式中: F 为施加在试样中心部分的荷载; $\Delta F/\Delta b$ 为载荷-位移曲线的斜率; L 为两个支承座之间的距离; b 和 h 分别为试样的宽度和厚度。

通过弯曲试验可得出试样的最大破坏载荷 F ,将试验前量取的试样长度和厚度代入式(1)(2)得到极限弯曲应力和弹性模量,取3种厚度试样3次试验的计算均值。试验结果如图4所示,7 mm厚度、2.4 mm厚度、2 mm厚度试样其极限弯曲应力与弹性模量均值分别为955 MPa、55 GPa;967 MPa、42 GPa;452 MPa、22 GPa。极限弯曲应力的变异系数 C_v 为6.92%、3.23%、2.36%,弹性模量的变异系数 C_v 为3.08%、0.86%、2.94%。试验数据重复度高,进一步验证试验数据分散性小,因此可以取不同厚度层合板的平均极限弯曲应力作为三点弯曲疲劳试验的数据参考。由试验结果可以得出,在不改变复合材料层合板尺寸长度的情况下,适当增加层合板的厚度会显著地提升复合材料层合板的弯曲性能,且这种性能的提升所带来的误差较小。

2.2 弯曲疲劳试验结果

2.2.1 疲劳寿命

对3种厚度的复合材料层合板在不同应力比

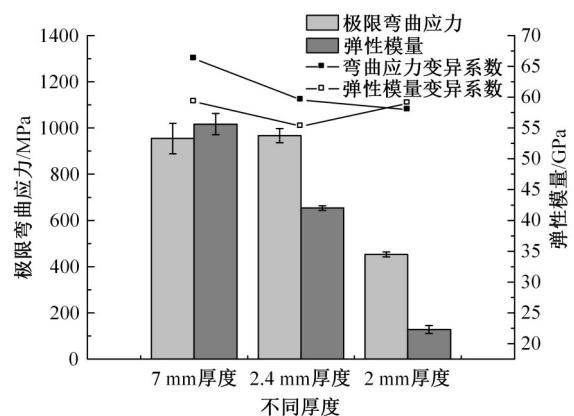


图4 静态弯曲试验结果

Fig. 4 Static bending test results

与应力等级下进行弯曲疲劳试验。不同厚度的层合板平均疲劳寿命试验结果如表 2 所示。其中, 2 mm 试样在应力比为 0.5 时, 90%~96%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 60.99%、61.85%、76.38%, 在应力比为 0.6 时, 94%~98%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 32.61%、69.86%、40.62%。2.4 mm 厚度试样在应力比为 0.06 时, 60%~65%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 36.33%、11.84%、12.69%, 在应力比为 0.1 时, 60%~68%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 61.36%、23.74%、32.13%。7 mm 试样在应力

比为 0.06 时, 82%~94%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 16.04%、37.94%、42.69%, 90%~98%UTS 对应的疲劳寿命 C_V 分别为 24.34%、46.31%、69.27%。金属材料会随着应力等级的增加而疲劳寿命的分散性变小, 即疲劳寿命数据的分散性与应力水平成反比的关系^[11,12]。本次研究的不同条件下试验的层合板疲劳寿命结果见图 5 所示, 对于不同厚度的层合板在相同应力比下, 随着应力等级的增加, 复合材料层合板的相异性曲线没有表现出与金属材料相同的规律。

表 2 不同厚度试样疲劳寿命均值

Table 2 Mean fatigue life of specimens with different thicknesses

2 mm 厚度试样			2 mm 加厚试样			7 mm 试样		
应力比	应力等级	平均寿命	应力比	应力等级	平均寿命	应力比	应力等级	平均寿命
0.5	96% UTS	10 646	0.06	65% UTS	17 517	0.06	94% UTS	27 834
	92% UTS	14 179		63% UTS	12 749		88% UTS	34 242
	90% UTS	146 042		60% UTS	201 901		82% UTS	143 660
0.6	98% UTS	2033	0.1	68% UTS	1806	0.1	98% UTS	8942
	96% UTS	30 455		65% UTS	14 770		94% UTS	37 931
	94% UTS	240 386		60% UTS	32 319		90% UTS	69 078

在不同厚度层合板的不同应力比下, 可以明显地观察到, 随着应力水平的减小, 疲劳寿命的误差变大, 这是因为在低的应力水平下, 复合材料层合板拥有更高的加载循环次数。而文献[13]证明环氧基 CFRP 在加载 7000 次以上的疲劳循环的热产生是不均匀的, 同时, 相关研究表明^[14], CFRP 的温度上升会随着加载次数的增加而变得更快, 造成更严重的损伤, 这是因为局部热增加了聚合物分子链的流动性, 减少了纤维与基体之间的应力传递。因此, 对于低应力水平下的层合板内部会产生不可控的热。研究认为^[15], 45°层比 0°取向的层在弯曲疲劳过程中会经历更多的剪切, 本次采用的是多向层合板, 存在更多的 45°铺层, 所以试验过程中会进行更多分子链的变化, 产生更多的热, 热量逐渐随着时间的推移而积累, 这种不可控的热因素的影响会导致复合材料层合板在不同时间段失效破坏。同时, 在材料生产制造中材料会产生缺陷, 比如: 基体在制造时孔洞、固化引起的缺陷、纤维的波状或卷曲, 这种缺陷是不均匀分布在层合板内的, 这种由材料内部引发的不可控因素也是造成层合板疲劳寿命产生误差的原因之一。

2.2.2 疲劳 S-N 曲线

疲劳寿命 S-N 曲线表达方式有多种, 有指数函数、幂函数和三参数形式, 其中指数函数为常用形式之一表达式为:

$$e^{ms} N = C \quad (3)$$

式中: N 为疲劳寿命; m 、 C 为材料常数。

对式(3)两边取对数, 则得到:

$$S = A + \lg N \quad (4)$$

式中: $A = \lg C/m \lg e$, $B = 1/m \lg e$ 。

根据式(4)通过 origin 软件绘制出 S-N 曲线如图 6 所示。观察不同厚度及不同应力比下的曲线可知, 同一厚度的试样中, 随着应力水平的减小, 试样的疲劳寿命明显增加, 这种增长趋势在 3 种不同厚度的试样表现为先慢后快的规律, 这是由于在高的应力水平下, 复合材料内部的损伤累积速度变快, 当接近其疲劳极限后, 纤维断裂, 最终导致疲劳寿命降低^[16]。

当经过长期的疲劳裂纹累计后, 层合板迅速接近其疲劳极限, 导致纤维断裂, 这种效应的特点是, 在等应力幅度下, 应力比越高, 破坏裂纹增长率越高, 导致了层合板的快速失效。疲劳寿命会随着应力比的增加而减小。相关研究也同样印证了本文提出的结果^[17,18]。

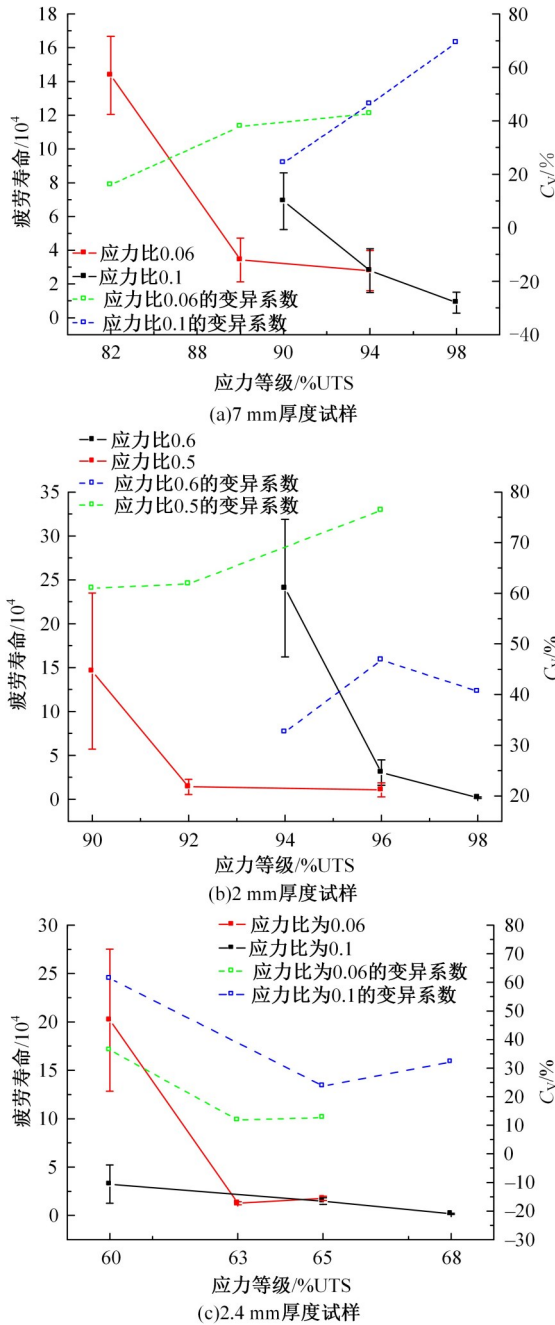


图5 弯曲疲劳试验结果

Fig. 5 Bending fatigue test results

对于不同厚度(即不同铺层的复合材料层合板)的试样,在经历相同的疲劳载荷作用后,试样越厚,疲劳强度越高,这是因为在较厚试样中具有更多的±45°方向的铺层。研究表明,±45°铺层的层合板中释放的粘塑性能量比例要比0°、90°铺层的层合板要高很多,由此在疲劳过程中±45°层的碳纤维复合材料基体与纤维之间会产生更大的剪切变形。所以,试样的厚度与疲劳强度成正比关系,但这种关系是建立于厚试样具有更多的±45°的基

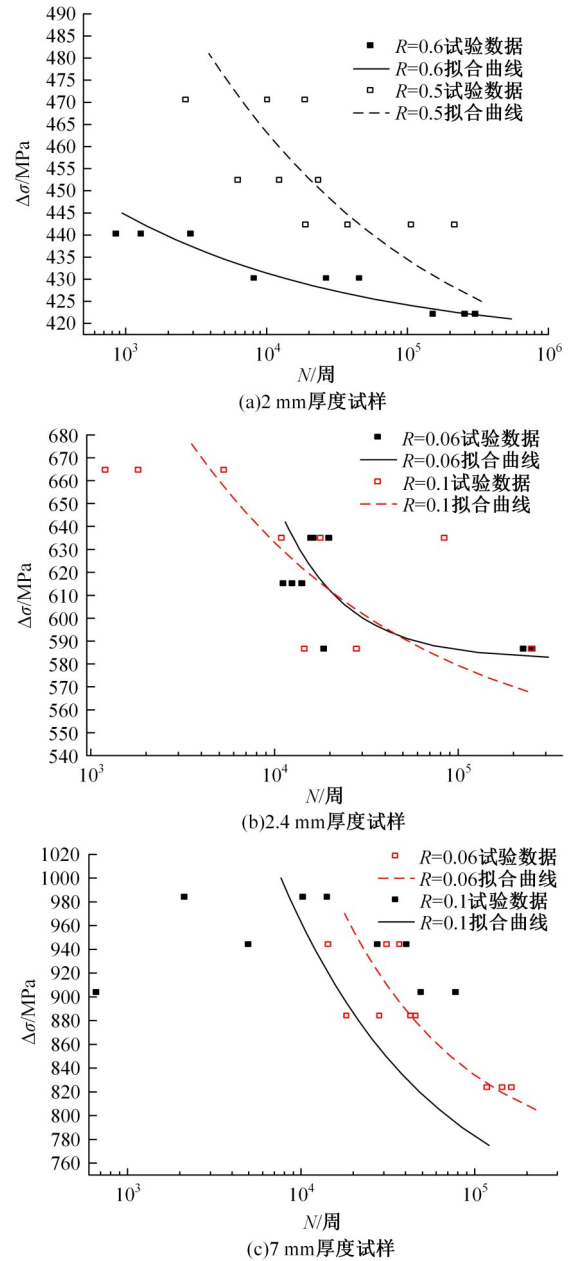


图6 疲劳S-N曲线

Fig. 6 Fatigue S-N curve

础之上的。同时,对比图6(b)(c)发现,7 mm厚度试样的S-N曲线斜率更大,即在相同的疲劳周期内,疲劳强度变化更快,这是因为7 mm厚度中具有更多的±45°铺层,会产生更大的剪切变形,通过材料内部的分子摩擦转化为热能,从而将更多的动能转化为热能,加剧了复合材料层合板的疲劳强度的下降速度。

3 弯曲疲劳破坏模式

3.1 层合板表面破坏形貌分析

对不同厚度试样在不同应力比下的试件进行

体式显微镜的观察,观察的平面为层合板破坏表面,破坏形貌如图 7 所示。结果表明,复合材料层合板弯曲疲劳在平行于纤维面的破坏模式主要有纤维与界面的脱粘、纤维分裂、基体开裂、纤维断裂、灾难性损伤(伴随纤维或基体在某一部位的缺失)五种破坏模式。分析不同厚度试样在应力比下最终破坏试样的疲劳寿命,疲劳寿命越小,沿试验件横向的破坏大多以纤维-基体两者间的分裂为主,疲劳寿命越大,试验件内部发生的最终破坏越剧烈,伴有纤维的断裂发生,甚至发生灾难性损伤。

相关文献表明^[19],发生这种现象的原因是当

循环加载时,微损伤会从纤维基体界面上的薄弱点开始,而由于基体在疲劳循环产生的热影响的作用下使得纤维-基体界面性能减弱,这种减弱程度随疲劳数的上升而增加,所以在疲劳载荷会使得纤维-基体界面产生破坏,随后破坏裂纹会出现在界面上的缺陷包括孔洞和弱结合点上。观察图 7 可知,弯曲疲劳的最终破坏形式与应力比也有关系,在相同厚度的材料下,应力比越小,更容易发生更剧烈的破坏。这是因为应力比会对疲劳寿命产生影响,即由前面得出,应力比越小疲劳寿命越大,从而对层合板最终的破坏表面形貌造成影响。而裂纹在沿纤维平行方向上扩展的最终破

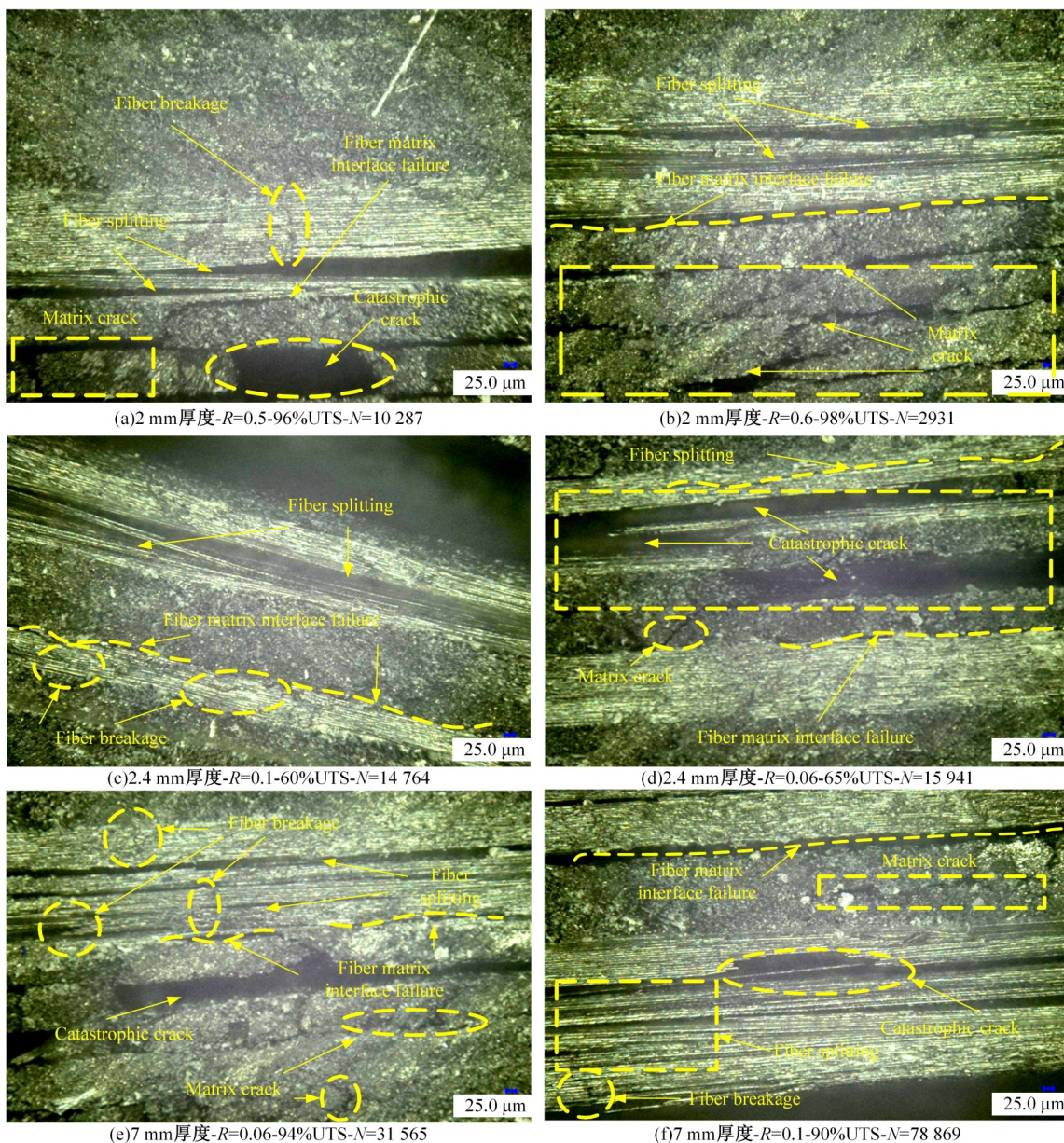


图 7 层合板表面破坏形貌

Fig. 7 Destruction morphology of laminate surface

坏形式在厚度上没有明显差异性。

3.2 层合板侧面破坏形貌分析

在光学显微镜下观察的是多向层合板的侧面,如图 8 所示,其破坏模式主要有纤维的断裂,纤维-基体界面的脱粘、纤维的屈曲和分层、基体的开裂。从图 8(a)(c)(e)观察到,在较高应力比下,其纤维的断裂都为小部分断裂,且断裂周边没有出现大量的纤维碎片,纤维基体间的裂纹强度较小。与之相反的是,在低应力比下,如图 8(b)(d)(f),可以发现更容易发生的是纤维与基体之

间的界面脱粘,这是由于在较多的疲劳循环下,复合材料内部会产生更多的热量,这种热量同时会对基体造成软化,大大降低了基体与纤维之间的应力传递的均匀性,减小了纤维与基体之间的附着力。同时,在断口处,纤维与基体间的破坏较高应力比下的破坏更严重,甚至存在大量纤维与基体缺失的状况,这是由于纤维在断裂之前就储存了大量能量,这些能量在基体破裂的同时释放出来,加剧了复合材料层合板破坏的产生。同时观察到,厚度显著影响分层破坏的数量,在相对厚度

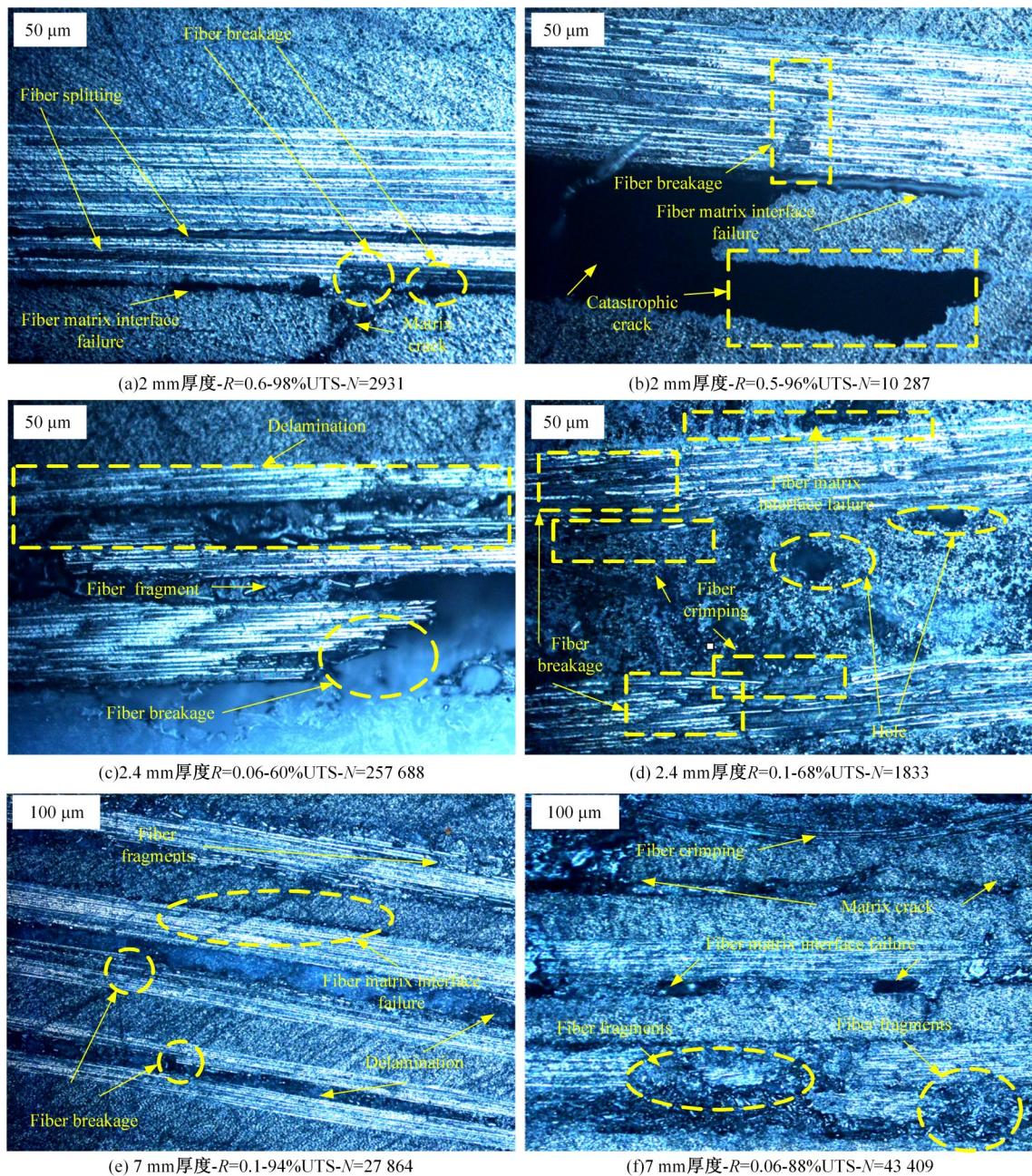


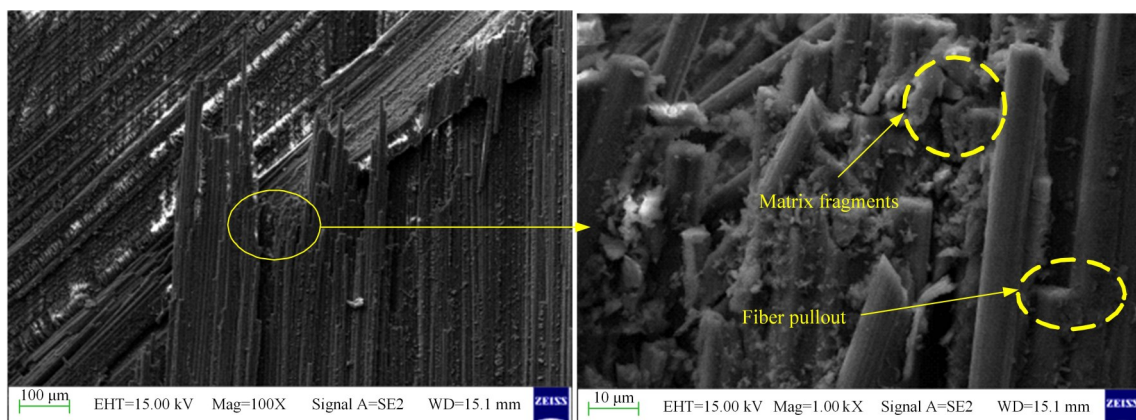
图 8 层合板侧偏破坏形貌分析

Fig. 8 Morphology analysis of side deflection failure of laminates

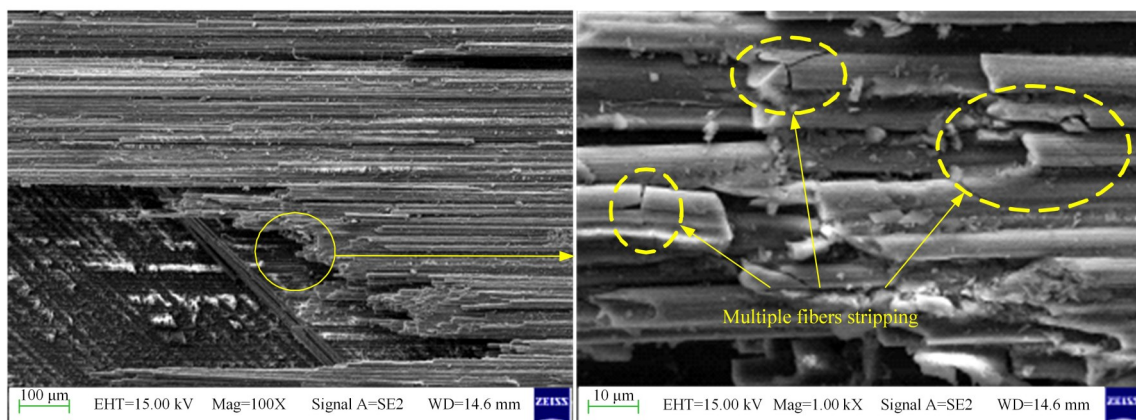
较小的情况下,式样发生的破坏不仅会发生分层,同时会有裂纹沿层合板纵向的延伸,如图 8(b)(d)所示,这是由于对于厚度较大层合板,其开裂是由不稳定的横向裂纹扩展控制的,而不是由裂纹沿纵向穿透引导的^[20]。同时,Alam 等^[21]证实复合材料的疲劳裂纹增长与裂纹尖端 SERR(应变能释放率)有关,当 SERR 接近其层间断裂韧性时,分层迅速扩展,因此,会在本文试验中产生应力比越小分层破坏发生越剧烈这一现象。

3.3 SEM 观察疲劳破坏微观形貌

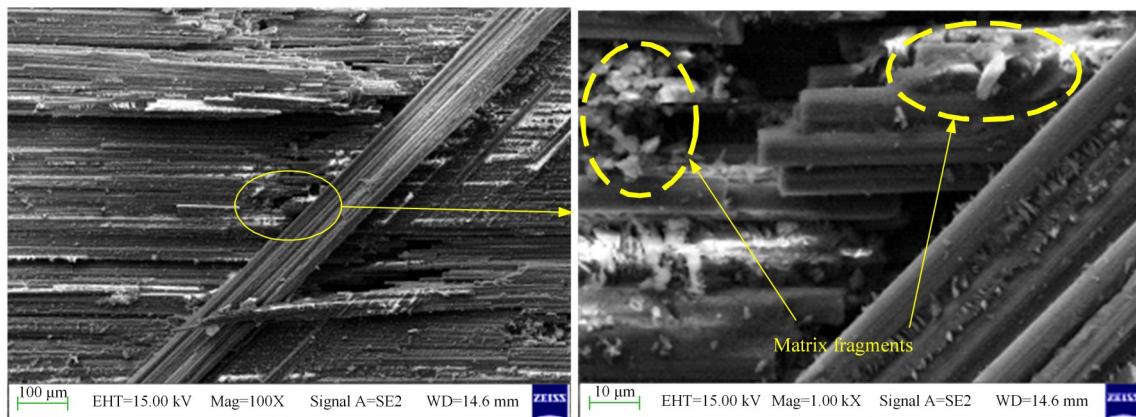
如图 9 所示,在 SEM 扫描电镜的观察下,可以观察到疲劳寿命越大的试样所有的断裂部位均有大量基体及少量纤维碎片产生,这是由于基体是材料中最薄弱的部分,同时,由于纤维断裂瞬间大量积累的能量释放,在部分纤维基体上出现了裂纹。在 7 mm 厚度试样中,试样断裂部位更剧烈,同一层内的纤维形成不规则锯齿状断裂,纤维在不同位置拔出,在 2 mm 厚度与 2.4 mm 厚度试样中,断口断裂处两侧纤维没有明显缺失,但同样



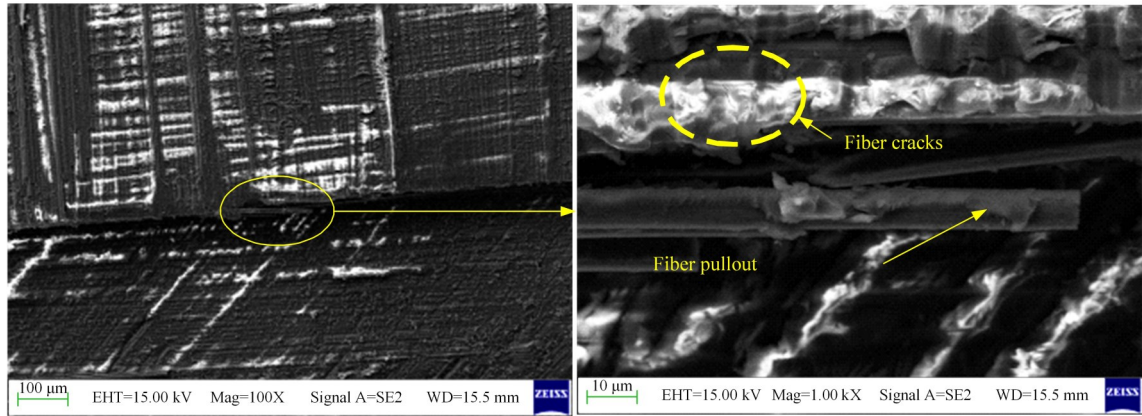
(a)7mm厚度- $R=0.06-94\%$ UTS- $N=14534$



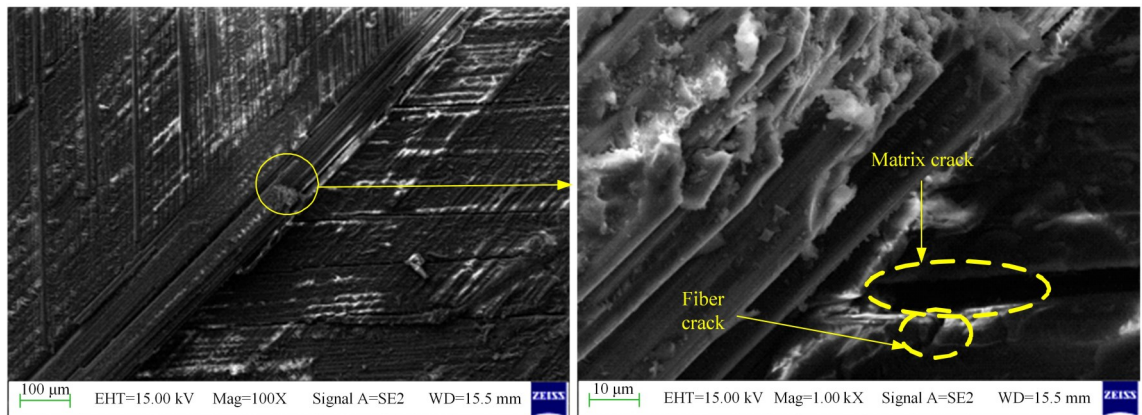
(b)7mm厚度 $R=0.1-94\%$ UTS- $N=27864$



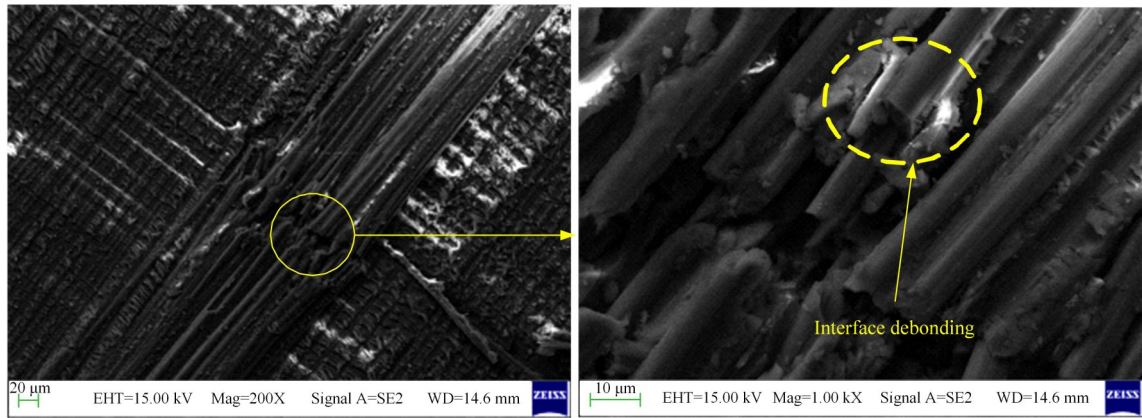
(c)2.4mm厚度- $R=0.06-65\%$ UTS- $N=16550$



(d)2.4 mm厚度-R=0.1-65%UTS-N=18 013



(e)2 mm厚度-R=0.5-96%UTS-N=2700



(f)2 mm厚度-R=0.6-98%UTS-N=1864

图 9 层合板疲劳破坏的 SEM 观察

Fig. 9 SEM observation of laminate fatigue failure

存在部分纤维剥离现象,这是由于纤维的断裂导致剪切应力集中在靠近断裂纤维的尖端界面处,因此会导致界面失效,这种应力集中会随着疲劳数的增加而随之加剧,因此相对厚度越大,纤维断裂拔出现象越明显。在相同厚度的试样中,应力比的改变对试样微观形貌的影响不大,主要受循环数影响。

4 结 论

(1)复合材料多向层合板在静力弯曲中表现了与线弹性材料相似的特性,说明碳纤维在承受载荷方面起着主要作用。同时,在不改变复合材料层合板尺寸长度的情况下,适当增加层合板的厚度会显著地提升复合材料层合板的弯曲性能。

(2)复合材料多向层合板的三点弯曲疲劳寿

命与材料厚度成正比关系,与试验应力比、应力等级成反比关系。并且,层合板的相异性曲线没有表现出与金属材料相同的规律。随着应力水平的减小,复合材料层合板的疲劳寿命的误差变大。

(3)试样最终的疲劳破坏程度与疲劳寿命有关,疲劳循环数越多层合板在横向和纵向的破坏越剧烈。同时,试样厚度越大,分层现象越明显,同时存在纤维拔出现象。

参考文献:

- [1] 王育虔,刘展,杜金强. 高应力水平下 T700/MTM46 复合材料层合板拉-拉疲劳性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2019(4):31-36.
Wang Yu-qian, Liu Zhan, Du Jin-qiang. Study on the tension-tension fatigue properties of T700/Mtm46 composite laminates under high stress level[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(4): 31-36.
- [2] Mouritz A P, Gellert E, Burchill P, et al. Review of advanced composite structures for naval ships and submarines[J]. Composite Structures, 2001, 53(1): 21-42.
- [3] Dvorak G J. Composite materials: inelastic behavior, damage, fatigue and fracture[J]. International Journal of Solids and Structures, 2000, 37(1/2): 155-170.
- [4] Belísio A S, Freire Júnior R C S. Comparative study between the PNL method and a MN in modelling fatigue of composite materials[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2013, 36(5): 392-400.
- [5] Song W, Fan W, Liu T, et al. Flexural fatigue properties and failure propagation of 3D stitched composites under 3-point bending loading[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 153: 106507.
- [6] Qi H Y, Wen W D, Sun L W. Fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(12): 1200-1203.
- [7] D'Amore A, Giorgio M, Grassia L. Modeling the residual strength of carbon fiber reinforced composites subjected to cyclic loading[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 78: 31-37.
- [8] Li D, Dang M, Jiang L. Fatigue behavior and failure mechanisms of 3D angle-interlock woven composite at room and cryogenic temperatures under bending[J]. Composites Communications, 2021, 23: 100559.
- [9] Meng M Z, Le H R, Grove S, et al. Moisture effects on the bending fatigue of laminated composites[J]. Composite Structures, 2016, 154: 49-60.
- [10] 叶辉,李清原,闫康康. 变刚度复合材料层合板的力学性能[J]. 吉林大学学报:工学版, 2020, 50(3): 920-928.
Ye Hui, Li Qing-yuan, Yan Kang-kang. Mechanical properties of variable-stiffness carbon fiber composite laminates[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2020, 50(3): 920-928.
- [11] Klesnil M, Lukác P. Fatigue of Metallic Materials[M]. Amsterdam: Elsevier, 1992.
- [12] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002.
- [13] Yee A F. Modifying Matrix Materials for Tougher Composites[M]. West Conshohocken: ASTM International, 1987.
- [14] Talreja R. Fatigue of composite materials: damage mechanisms and fatigue-life diagrams[J]. Mathematical and Physical Sciences, 1981, 378: 461-475.
- [15] Barron V, Buggy M, McKenna N H. Frequency effects on the fatigue behaviour on carbon fiber reinforced polymer laminates[J]. Journal of Materials Science, 2001, 36(7): 1755-1761.
- [16] Kawai M, Takeuchi H, Taketa I, et al. Effects of temperature and stress ratio on fatigue life of injection molded short carbon fiber-reinforced polyamide composite[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2017, 98: 9-24.
- [17] Zhang W, Zhou Z, Zheng P, et al. The fatigue damage mesomodel for fiber-reinforced polymer composite lamina[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2014, 33(19): 1783-1793.
- [18] Kawai M, Yang K, Oh S. Effect of alternating R-ratios loading on fatigue life of woven fabric carbon/epoxy laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2015, 49(27): 3387-3405.
- [19] Mouritz A P. Structural properties of z-pinned carbon-epoxy T-joints in hot-wet environment[J]. Journal of Composite Materials, 2014, 48(23): 2905-2914.
- [20] 王蔓,李泽成,白瑞祥. 复合材料格栅加筋板的分层扩展特性[J]. 吉林大学学报:工学版, 2007, 37(1): 229-233.
Wang Man, Li Ze-cheng, Bai Rui-xiang. Delamination growth characteristics for composite grid stiffened plates[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2007, 37(1): 229-233.
- [21] Alam P, Mamalis D, Robert C, et al. The fatigue of carbon fibre reinforced plastics—a review[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 166: 555-579.