

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.002

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

云新尧, 梁朝虎*, 宋伟科

(中国特种设备检测研究院, 北京 100029)

摘要: 为研究编织复合材料在静载及疲劳载荷下的分层特性及损伤演化模式, 对斜纹编织 CF3052/3238A 碳纤维/环氧树脂复合材料 II 型静开裂及疲劳开裂性能进行了测试。结果表明: 斜纹编织 CF3052/3238A 碳纤维/环氧树脂复合材料裂纹扩展行为受纬向纤维影响存在周期性局部受阻现象, 分层破坏模式除层间开裂外还存在纬向纤维脱粘; 斜纹编织 CF3052/3238A 碳纤维/环氧树脂复合材料裂纹扩展速率符合 Paris 公式, 不同加载控制模式下编织复合材料疲劳驱动力增长规律存在本质区别: 恒幅疲劳载荷下斜纹编织复合材料疲劳驱动力呈抛物线型单调增长; 而恒幅疲劳位移下复合材料疲劳驱动力随分层长度呈波峰型分布; 采用基于载荷控制模式和位移控制模式下的疲劳驱动力模型, 可对斜纹编织 CF3052/3238A 碳纤维/环氧树脂复合材料进行损伤演化表征, 其表征效果良好, 具有工程参考价值。

关键词: 复合材料; 编织; 疲劳; 分层; 表征; 损伤

中图分类号: TB330.1; V214.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2020)10-2452-11

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

YUN Xinyao, LIANG Chaohu*, SONG WeiKe

(China Special Equipment Inspection and Research Institute, Beijing 100029, China)

Abstract: This paper deals with the delamination behaviors and damage evolution modes of woven composites under quasi-static/cyclic loading. Mode II delamination propagation tests were conducted on twill woven CF3052/3238A carbon fiber/epoxy resin composites subjected to quasi-static/cyclic loading. Experimental results demonstrate that due to the latitudinal fiber bundles, a periodical retardation occurs during interlaminar delamination propagation accompanying with intralaminar debonding between latitudinal fiber bundles. Although the crack growth rate for mode II delamination of the twill woven CF3052/3238A carbon fiber/epoxy resin composites follows the Paris model, the variation law in fatigue driven force under load-control mode differs from that under displacement-control mode. That is, fatigue driven force changes parabolic monotonously under load-control mode, but wavily under displacement-control mode. Fatigue driven model is apt to characterize the damage evolution of the twill woven CF3052/3238A carbon fiber/epoxy resin composites under load-control and displacement-control modes. Good correlation is achieved between the proposed model and experimental results.

Keywords: composites; weaving; fatigue; delamination; characterization; damage

复合材料相比传统金属材料具有比强度高、成型工艺简单等优点, 因此在以复合材料缠绕气瓶为代表的特种设备承压容器中得到广泛应用。复合材料宏观力学性能表现为各向异性, 各方向强度也存在很大差别, 其中层间是复合材料较薄弱的位置。复合材料结构的工艺环

收稿日期: 2019-11-27; 录用日期: 2019-12-25; 网络首发时间: 2020-01-02 18:56:58

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.002>

基金项目: 国家“十三五”重点研发计划 NQI 专项 (2016YFF0203100; 2016YFF0203101)

通信作者: 梁朝虎, 博士, 正高级工程师, 研究方向为大型游乐设施的动力学仿真、结构分析、安全评价等 E-mail: liangchaohu@csei.org.cn

引用格式: 云新尧, 梁朝虎, 宋伟科. 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 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(10): 2452-2462.
YUN Xinyao, LIANG Chaohu, SONG WeiKe. Mode II delamination property and damage evolution characterization of twill woven carbon fiber/epoxy resin composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(10): 2452-2462(in Chinese).

节(初始加工缺陷)及复合材料结构的实际使用过程(疲劳、冲击)均可能造成复合材料层间的基体开裂,进而演化成层间裂纹。随着层间分层的进一步扩展,复合材料结构刚度和剩余强度均会显著降低,使结构的使用性能和寿命大打折扣,严重影响结构安全性能。复合材料结构的基本分层破坏模式分为 I 型(张开)、II 型(面内剪切)和 III 型(面外剪切)三种。对于复合材料承压容器,其结构反复经历充气-放气过程,在以弯曲应力主导的壳体区域易产生 II 型疲劳分层扩展,为指导特种设备复合材料承压容器的疲劳损伤容限设计,提高其使用安全性,有必要对复合材料的 II 型分层模式及演化机制进行研究。

大量研究^[1-4]集中于对单向及多向纤维排布层合板的 II 型层间疲劳性能研究。Yun 等^[5]对一种单向碳纤维和两种单向玻璃纤维层合板的 II 型断裂韧性和疲劳裂纹扩展性能进行了测定,结果表明载荷控制模式下单向纤维层合板分层扩展长度随加载循环次数呈指数单调增长,最后导致疲劳失稳开裂破坏。Bienias 等^[6]对单向碳纤维-金属纤维及单向玻璃纤维-金属纤维层合板的 II 型开裂性能进行了研究,结果表明疲劳门槛值主要由树脂性能决定,而裂纹扩展速率取决于纤维和树脂界面的附着力。Gong 等^[7]对多铺层角层合板 II 型疲劳分层演化模式进行了研究,发现裂纹扩展过程中裂纹存在层间迁移行为。少量学者^[8-9]对编织复合材料 II 型裂纹扩展模式进行了研究,如 Shindo 等^[10]对比了不同温度(室温、77 K 和 4 K)下玻璃纤维/树脂编织复合材料裂纹扩展速率和破坏机制的差异,结果表明,随着温度降低,裂纹扩展速率逐渐降低,而疲劳门槛值逐渐提高;编织复合材料层间裂纹在不同温度下均呈波浪形扩展路径。朱华东等^[11]试验研究了缝合密度和缝合线直径对缝合复合材料的 II 型分层性能的影响,结果表明,采用缝合线会轻微降低复合材料的初始分层韧性,但会提高分层扩展阻力,通过合理搭配缝合参数,可以得到最优的层间增韧效果。王雅娜等^[12]研究了 0°/45°多向铺层 I 型、II 型及 I/II 混合型复合材料的分层性能,发现其 II 型分层扩展为不稳定过程,初始分层伴随着加载非线性出现,随着混合比的提高,分层断裂韧性逐渐增大。

以上研究着重研究了复合材料分层性能及破坏模式。另有学者对复合材料疲劳裂纹扩展模式

进行了表征研究,并提出了相关表征模型,其中用于表征分层扩展速率的经典模型包括 Paris 模型^[13]、Forman 模型^[14]、Elber 模型^[15]和 Walker 模型^[16]等,其中 Paris 模型公式形式最简便,所需拟合参数更少,因而在工程实际中得到了广泛的应用^[17-19]。Elber 模型和 Walker 模型考虑了应力比 R 对分层扩展速率行为的影响,适用于应力比不同的情况,Forman 模型中进一步引入断裂韧性 G_c ,考虑了试样厚度对分层扩展速率的影响。上述模型均只适用于描述分层的稳定扩展阶段,为了满足复合材料结构的全寿命损伤容限设计(例如直升机桨叶结构),另有学者^[20-22]建立了能够描述材料分层扩展 da/dN 全范围模型,模型待定参数一般包括疲劳门槛值 G_{th} 和静断裂韧性 G_c 或静扩展阻力 G_R ,需要通过试验获得。Jones 等^[23]比较了不同分层扩展表征模型的优劣,发现 Hartman-Schijve 模型^[24]针对复合材料 I 型、II 型和 I/II 混合疲劳分层的预测更合理,且避免出现形如 Paris 模型中过大的指数拟合项,从而控制了拟合误差。Dahlen 等^[25]根据 Elbert 模型,建立了谱载环境(含负应力比)与混合分层模式交互作用下复合材料疲劳分层损伤的半经验表征模型,需要分别预先通过试验测定材料的 I 型和 II 型静分层/疲劳分层性能,从而确定模型中的 9 个待定参数。该模型较好地描述了谱载下复合材料混合分层的分层扩展趋势,但拟合参数过多,实际应用较不便。为了保证设计可靠性,另有研究^[26-27]从概率角度出发,建立了复合材料分层损伤的表征模型。如 Argüelles 等^[28]根据 Weibull 概率分布模型,构造出疲劳载荷幅值恒定条件下的 $G_{max}-N_f$ 概率曲线,用于表征 I/II 型疲劳初始分层破坏循环数 N_f 与最大应变能释放率 G_{max} 的概率关系。现有的复合材料疲劳分层性能表征模型中,绝大多数从唯象角度出发建立满足工程需要的半经验参数公式,主要关注点为裂纹扩展速率和断裂能量释放率的表征,较少涉及复合材料裂纹扩展过程裂纹随载荷循环次数损伤演化规律的研究。复合材料疲劳裂纹扩展模型的表征一般沿用金属疲劳裂纹扩展表征模型,即七点递增多项式模型,然而有研究表明,对于复合材料分层扩展问题,采用多项式模型难以达到合理的预测精度^[3]。此外,多项式模型的局限性还体现在当疲劳分层进入失稳扩展阶段后,分层扩展速率应逐渐趋向于无穷大,而多

项式模型中分层扩展速率始终为有限值，因此并不能很好地表征复合材料由稳定扩展到失稳扩展的分层演化规律。

以往研究针对编织复合材料 II 型分层性能及损伤演化行为表征涉及较少，本文对斜纹编织碳纤维/环氧树脂复合材料在静载荷和疲劳载荷下的 II 型分层扩展性能和分层破坏模式进行了研究，并采用基于载荷控制模式和位移控制模式下的疲劳驱动力模型对斜纹编织碳纤维/环氧树脂复合材料进行损伤演化表征，得到了良好的表征效果。

1 实验方法与结果讨论

1.1 试样制备

如图 1 所示，试验研究对象为三点弯曲单端缺口 (Three-point bend end notched flexure, 3-ENF) 试样，其具有工艺简单、加载方便等优点。试样材料选择斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料，共 4 件。采用热压罐工艺对试件进行成型，主要加工流程为：(1) 剪裁预浸料；(2) 按照设计的铺层铺覆预浸料，并在铺层一端对称面预先铺放一层厚度小于 40 μm 的聚四氟乙烯薄膜，从而得到预制分层裂纹；(3) 进热压罐固化；(4) 对固化后的整块层合板进行无损检测以确保材料内部的完整性；(5) 将检测后的层合板按照设计的试件几何尺寸进行机械加工，最终得到所需试件。表 1 为试样的几何参数。

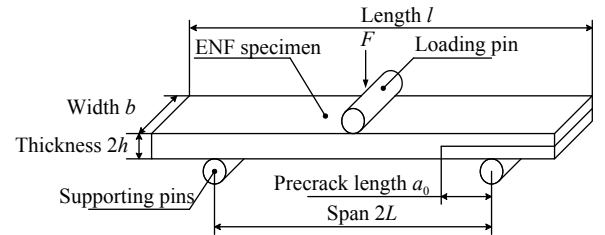


图 1 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料三点弯曲单端缺口 (3-ENF) 试样几何形状及夹具示意图
Fig. 1 Schematic of geometry shape and fixture of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite three-point bend end notched flexure(3-ENF) specimen

表 1 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样几何尺寸

Table 1 Geometry size of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen

Material type	Length/mm	Width/mm	Thickness/mm
Twill woven CF3052/3238A	140	25	4.0

1.2 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 II 型静分层性能

II 型静分层性能试验的试样装卡与加载装置示意图如图 2 所示。试样装卡采用三点弯曲夹具，两下圆柱支座间距离 2L 设置为 100 mm，试样一端初始分层长度 a 为 25 mm。上圆柱夹头恰位于试样半跨度 L 处，且与下圆柱支座平行，确保试样纵向加载左右对称。实验仪器型号选用 INSTRON-8801，试验环境温度为 (25±5)℃，相对湿度为 (50±5)%。上圆柱头下压加载速率选取 1 mm/min，试样在三点弯曲载荷下分层开裂期间由试验机传感器实时捕获并生成载荷-位移曲线。当载荷下降时，停止试验。为了避免预制分层裂纹尖端的富脂效应，试验前需要对试样进行人工 I 型预裂，具体方法为将薄刀片刀口沿试样宽度方向插入裂纹起始端，并将刀片慢慢向裂纹内部推入 (期间应始终保持刀刃与试样宽度方向平行)，使裂纹扩展 2~5 mm 左右。



图 2 试件装夹状态
Fig. 2 Specimen clamping state

图 3 分别为三点弯曲载荷下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料试样的静分层扩展载荷-位移曲线。可以看到，初始阶段载荷随着试样变形量的增加线性增大，该阶段没有明显的分层现象发生。随着载荷的进一步增大，试样载荷-位移曲线由线性段逐渐过渡至非线性段，期间伴随着细微的开裂声音，表明此时已经发生了亚临界分层扩展。载荷增大至峰值时，试样发生失稳分层扩展，裂纹尖端瞬间扩展至试样中部，并伴随着显著的开裂声音，载荷随即骤降，分层失稳扩展过程中释放了大量的剪切应变能。早先针对复合材料 4-ENF 试样断裂阻力的研究^[14, 29]发现试验载荷-位移曲线存在粘滞效应，即载荷随着分层扩展呈现锯齿状变化过程，有限元模拟表明是由于 4-ENF 试样分层面存在较大的摩擦，且会导

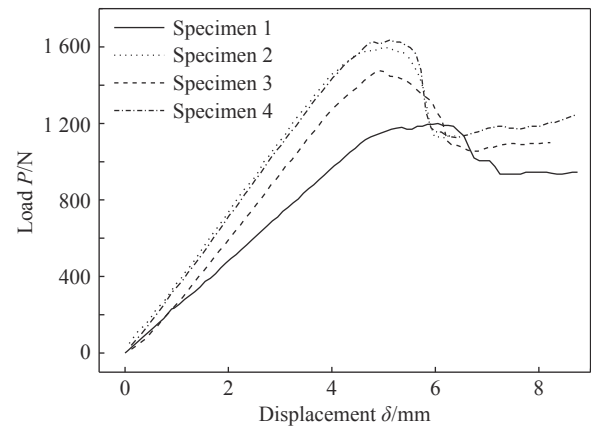


图3 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试件的 II 型静分层载荷-位移试验曲线

Fig. 3 Load-displacement curves of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimens under mode II quasi-static delamination load

致材料断裂阻力的测定值偏高^[30]；然而本试验中采用的 3-ENF 加载手段，未发现粘滞开裂行为的发生，说明在 3-ENF 加载条件下，分层面间的摩擦影响更小，因而能够得到更准确保守的断裂韧性结果。

表 2 为编织复合材料初始刚度 D_0 、分层破坏载荷 $P_{\max}$ 及对应的变异系数。图 4 为编织复合材料的典型分层扩展路径。可以看出，其在中性分层面呈波浪形向前扩展，与 Shindo 等^[10]发现一致。与单向纤维复合材料相比，编织复合材料沿试样纵向扩展单位长度时分层扩展面积更大，形成新的自由面所需要储存的应变能就越多，分层扩展阻力更大，可见编织复合材料有着显著的层间增韧效果。

表 2 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试件的 II 型静分层初始刚度及破坏载荷

Table 2 Initial stiffness and peak load of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimens under mode II quasi-static load

Parameter	Value
Average initial stiffness $D_0/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	327.09
Variation coefficient/%	18.14
Average peak load $P_{\max}/\text{N}$	1 476.25
Variation coefficient/%	13.30

1.3 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 II 型疲劳分层性能

图 5 为 II 型疲劳分层扩展试验系统及裂纹观测装置。可知，编织复合材料 II 型疲劳分层扩展

性能测定试验选用 3-ENF 试样，分别在恒幅疲劳载荷及恒幅疲劳位移控制下进行。试验加载频率 f 为 10 Hz。应力比 R 选取 0.1，每种试样在 5~6 组应力水平下进行试验测定，每组应力水平下测试 4~5 件试样。试样装卡方式和疲劳试验加载装置与 II 型静分层性能试验相同，根据不同材料试样初始柔度的差异，调整支座跨度使正弦加载波形满足动加载精度要求(动加载相对误差小于 $\pm 5\%$)，试样支座跨度为 100 mm。分层扩展观测设备选用 WZHD0850 型长焦光-电信号显微镜(见图 5)，层间裂纹每扩展 0.3 mm 左右，暂停加载，并在显微镜下对分层扩展长度进行测量和记录，同时记录疲劳循环载荷峰值 P 、对应的挠度值 δ 和当前的疲劳循环次数 N 。当有效分层长度 a 达到试样正中央加载头处时，停止试验。试验前预先对试样进行人工 I 预裂，方法与 II 型静分层性能测定试验中的预裂方法相同，预制裂纹长度在 2~5 mm 之间。为了跟踪分层裂纹尖端，试验前预先在试样左、右分层裂纹观测面均匀涂抹一层白色指示剂。

试验过程中最大疲劳载荷值 $P_{\max}$ 及对应的疲劳位移值 $\delta_{\max}$ 分别由下式确定：

$$P_{\max} = \sqrt{G_{II\max}/G_{IIc}}[P_c]_{\text{av}} = k[P_c]_{\text{av}} \tag{1}$$

$$\delta_{\max} = \sqrt{G_{II\max}/G_{IIc}}[\delta_c]_{\text{av}} = k[\delta_c]_{\text{av}} \tag{2}$$

式中： $[P_c]_{\text{av}}$ 为 II 型静分层开裂试验中所有试样峰值载荷的均值； $[\delta_c]_{\text{av}}$ 为 II 型静分层扩展试验中所有试样发生初始分层破坏的位移均值； k 为加载系数，范围介于 0~1 之间，可根据试验中具体的分层速率进行调整。

图 6 为恒幅疲劳载荷控制下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料的 II 型分层扩展 $a-N$ 曲线。可以看出，载荷幅值不变情况下，分层呈现出周期性的“加速-减速-加速”台阶型扩展过程。分层在疲劳加载起始阶段加速扩展，随后逐渐过渡至平台期，与此同时疲劳分层扩展速率越来越慢(图 6 中箭头标出了分层扩展速率放缓位置)，平台期结束后，分层又再次进入加速扩展阶段，如此反复。这意味着疲劳分层裂纹尖端在向前扩展过程中，裂纹扩展至纵向周期性排布的纬向纤维时，分层扩展阻力增大，导致分层扩展速率减小；由于载荷控制下疲劳驱动力随裂纹长度及载荷循环次数单调增大，疲劳驱动力仍能克服纬向纤维处扩展阻力继续使裂纹向前扩展，直至分层裂纹尖端越过纬向纤维区域，分层扩展阻

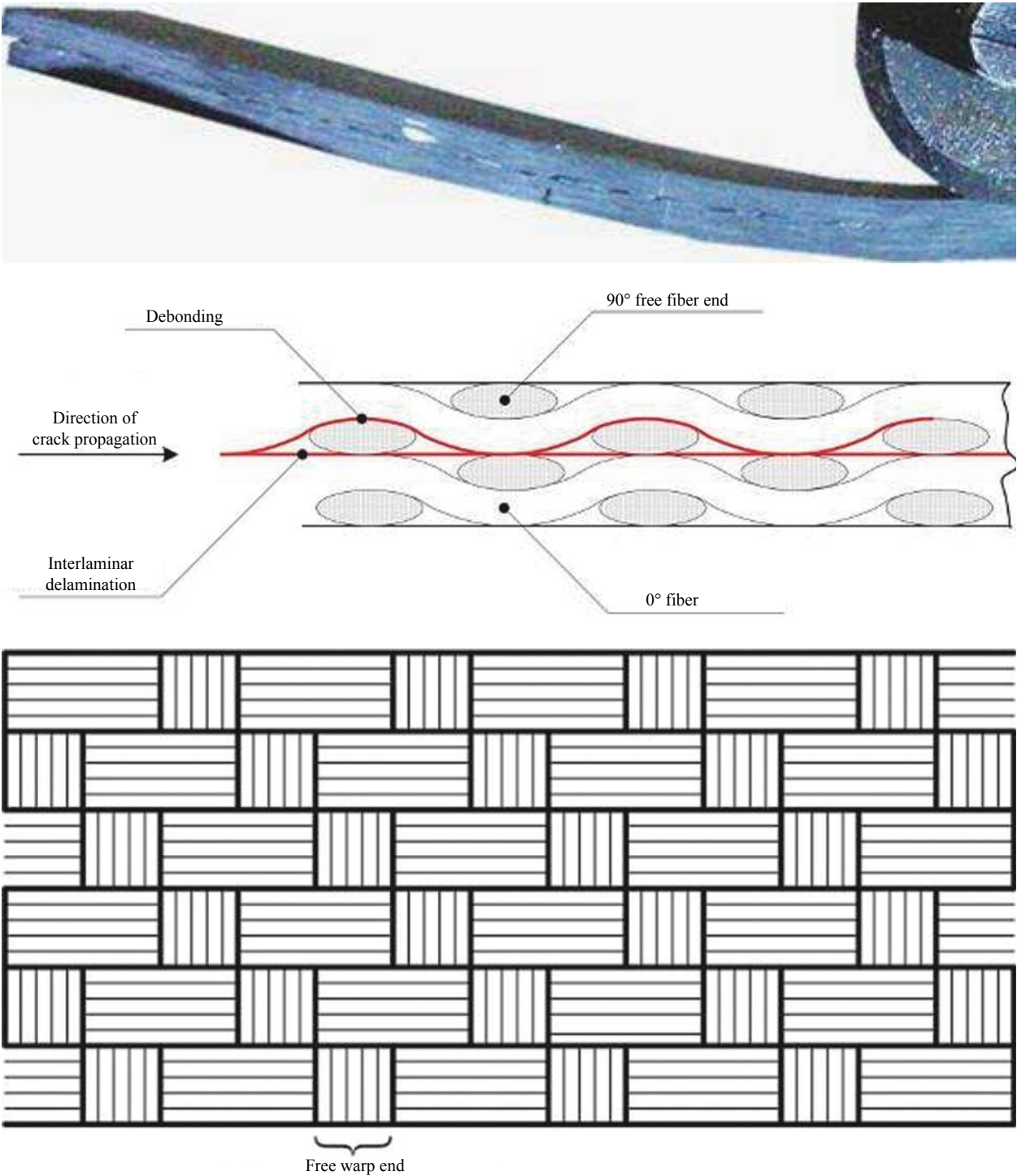


图 4 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试件层间分层扩展路径示意图

Fig. 4 Schematic diagram of delamination path of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composites 3-ENF specimen

力突然减小，分层又恢复加速扩展过程。

为了扩大分层扩展速率范围，避免分层长时间在较低的扩展速率区间内上、下浮动，试验过程中在分层进入平台期后提高了疲劳载荷幅值，加快 II 型疲劳分层扩展速率，使试样 II 型分层扩

展速率试验测定结果的有效区间扩大。

图 7 为恒幅疲劳位移控制下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料的 II 型分层扩展 $a-N$ 曲线。可以看出，疲劳位移幅值为 3.3 mm 时，试样发生了完全分层破坏，且分层扩展长度



图5 II 型疲劳分层扩展试验系统及裂纹观测装置

Fig. 5 Mode II cyclic delamination test system and crack observation device

达到了试样纵向中央区域；分层扩展全程呈加速-减速模式，并在归一化裂纹尺寸 $a/L \approx 0.7$ 时达到最大分层扩展速率(黑虚线标出)。疲劳位移幅值降低至 2.23 mm、1.62 mm 和 1.49 mm 时，试样未发生完全分层破坏即发生了止裂，对应的分层扩

展速率快速下降至 10^{-7} mm/cycles 以下，需要再次提高疲劳位移幅值，增加疲劳驱动力，使分层扩展继续。

图 8 为 3-ENF 编织复合材料试样在 II 型疲劳开裂载荷下的分层扩展面照片。从图 8(a) 可以清晰地看出复合材料分层裂纹前端在沿着铺层间交界面扩展的同时，还伴随着邻近纬向纤维束的横向剪切开裂及四周的基体开裂，由于纬向纤维沿着试样纵向周期性分布，因此，II 型分层扩展路径呈波浪形向前延伸。图 8(b) 为放大后斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样的分层面损伤照片。能够判断出在层间剪力作用下，纬向纤维束内部亦发生了撕裂现象，同时，伴随着纤维束间树脂的剪切失效。相对单向纤维复合材料，编织复合材料分层破坏过程中破坏模式更复杂，交界面分层、基体开裂及纤维束横向开裂释放了大量应变能，因此，分层阻力将更大。

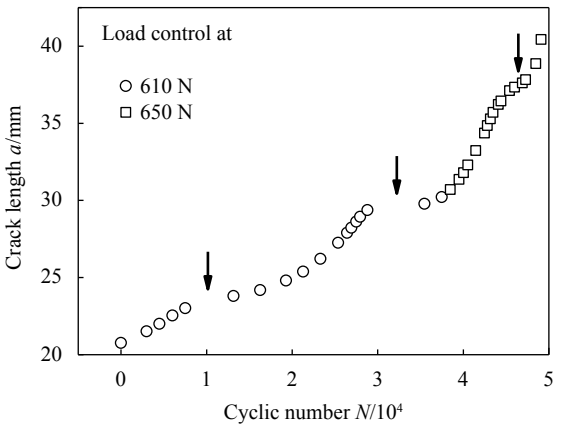
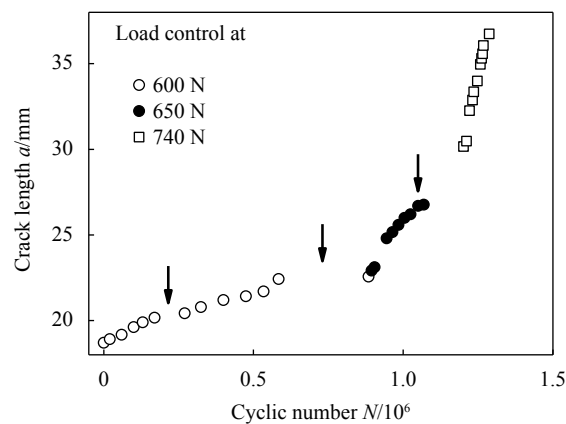


图6 恒幅疲劳载荷控制下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样 II 型疲劳分层扩展曲线

Fig. 6 Mode II cyclic delamination propagation curves of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composites 3-ENF specimen under load control

2 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料疲劳分层扩展模型表征

根据 Yun 等^[5] 提出的恒幅载荷控制下疲劳驱动力和裂纹损伤演化表征模型，可推导得到恒幅位移控制模式下的疲劳驱动力和裂纹损伤演化表征模型(详见附录)。通过简单最小二乘法回归，可以拟合得到斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料在恒幅疲劳载荷及恒幅疲劳位移下典型的 II 型分层扩展曲线。图 9、图 10 及表 3 分别为典型编织复合材料试样的分层扩展拟合曲线及拟合模型。可以看出，试验值与拟合结果之间符合较好，相关系数 R^2 均大于 0.95。

图 11 为恒幅载荷/位移控制条件下斜纹编织复合材料的 II 型疲劳分层驱动力增长曲线。可以看出，恒幅载荷控制条件下(图 11(a))，疲劳分层驱动力随着分层扩展不断增大，呈抛物线型上升，与附录中式 (3) 描述的恒幅疲劳载荷下 II 型扩展驱动力模型一致；而位移控制条件下(图 11(b)) 疲劳分层驱动力随着分层扩展呈抛物线型先增大后减小，并在归一化裂纹尺寸 $a/L \approx 0.7$ 时达到峰值，与附录中式 (5) 推导得到的恒幅位移载荷下 II 型分层扩展驱动力模型一致。

图 12 为编织复合材料 II 型分层扩展速率拟合曲线。可以看出，不同加载模式对分层扩展速率

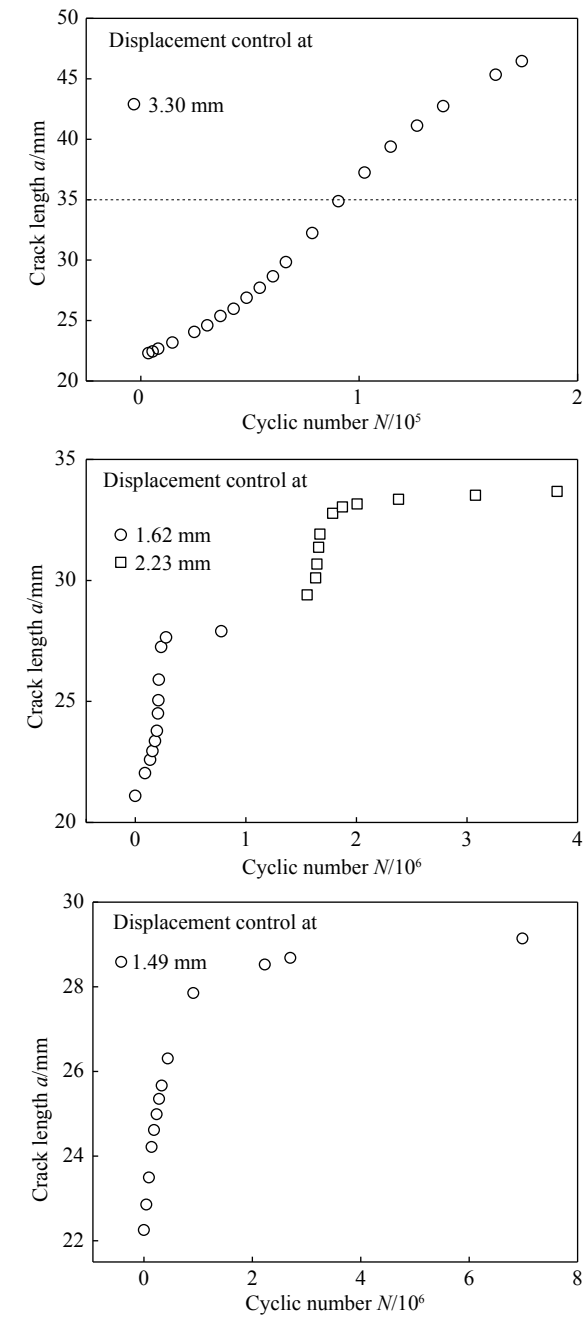
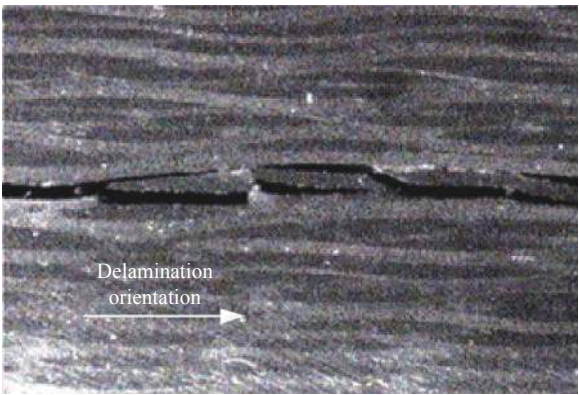


图7 恒幅疲劳位移控制下斜纹编织CF3052碳纤维/3238A环氧树脂复合材料3-ENF试样的Ⅱ型疲劳分层扩展曲线

Fig. 7 Mode II cyclic delamination propagation curves of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimens under displacement control

测定结果的影响不大，疲劳载荷控制模式(黑实心点表示)和疲劳位移控制模式(空心点表示)下，分层扩展速率试验测定数据点的重叠性很好，进一步采用Paris模型进行拟合，可以得到如表4所示的编织复合材料Ⅱ型疲劳分层扩展速率模型及对应的疲劳门槛值。



(a) Delamination path (observation side)



(b) Delamination path (interlaminar)

图8 斜纹编织CF3052碳纤维/3238A环氧树脂复合材料试样Ⅱ型疲劳分层扩展路径

Fig. 8 Delamination propagation path of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimens under mode II cyclic load

3 结论

针对斜纹编织CF3052碳纤维/3238A环氧树脂复合材料的Ⅱ型分层性能及损伤演化模式进行了研究。

(1) 由于纬向纤维束的阻碍作用，编织复合材料Ⅱ型层间裂纹扩展曲线呈现出周期性台阶现象，其分层破坏模式除层间开裂外还存在纬向纤维脱粘。

(2) 虽然编织复合材料在疲劳分层扩展过程中存在周期性减缓，但其分层扩展速率仍符合Paris模型。

(3) 恒幅疲劳载荷控制下编织复合材料Ⅱ型分层驱动力随裂纹长度呈抛物线型单调增长，Ⅱ型分层扩展模型同样呈指数单调增加；恒幅疲劳位移控制下编织复合材料Ⅱ型分层驱动力随分层长度先增大后降低，并在归一化裂纹尺寸 $a/L \approx 0.7$ 时取得极值，其Ⅱ型分层扩展模型遵循多项式形式，且多项式阶数不低于3。

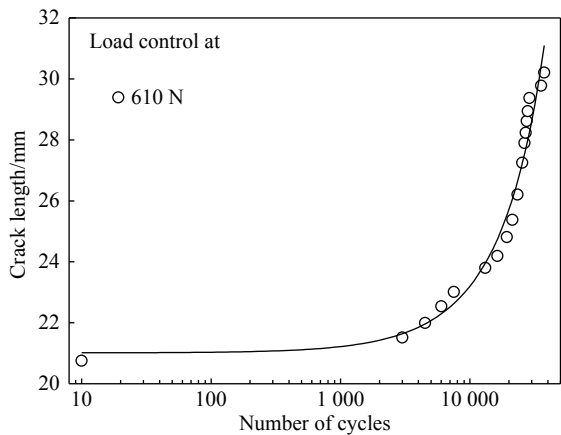


图9 疲劳载荷控制下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样的 II 型疲劳分层扩展拟合曲线

Fig. 9 Mode II cyclic delamination propagation fitted curves of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimens under load control

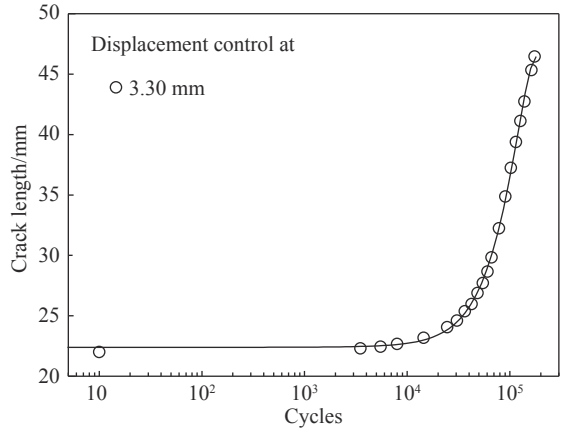


图10 疲劳位移控制下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样的 II 型疲劳分层扩展拟合曲线

Fig. 10 Mode II cyclic delamination propagation fitted curves of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen under displacement control

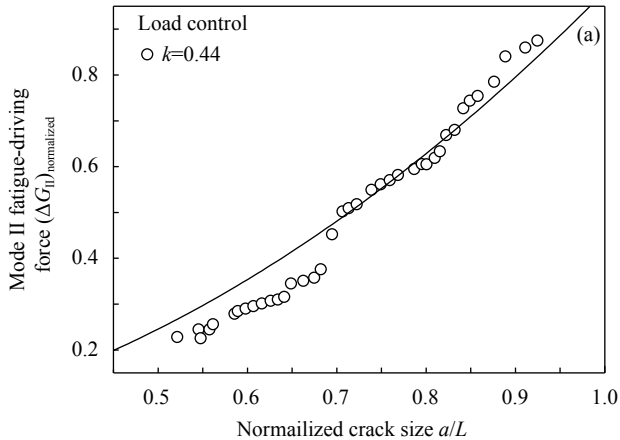


表 3 典型斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样 II 型分层演化模型

Table 3 Typical mode II delamination evolution model of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen

Loading condition	Delamination evolution model	R ²
Load control at 610 N	$a = 1.1 \times 10^9 (161686 - N)^{-1.86}$	0.96
Displacement control at 3.30 mm	$a = 22.39 + 1.41 \times 10^{-5} N + 2.02 \times 10^{-9} N^2 - 7.53 \times 10^{-15} N^3$	0.99

Notes: a —Crack size; N —Cycle number of cyclic loading; R^2 — Correlation coefficient.

(4) 模型的试验数据表征结果表明，本文建立的分层损伤演化模型适用于编织复合材料，具有工程参考价值。

附录

根据 Yun 等^[5]提出的疲劳驱动力模型，恒幅载荷控制模式下 II 型层间疲劳驱动力如下式：

$$\Delta G_{II, \text{normalized}} = \left(\frac{a}{L}\right)^2 \left(\frac{L}{a_c}\right)^2 \left(\frac{P_{\max}}{P_c}\right)^2 \tag{3}$$

其中： a 为裂纹尺寸； a_c 为裂纹发生失稳扩展临界尺寸； L 为 1/2 试样跨度； P_c 为静分层破坏载荷； $P_{\max}$ 为疲劳载荷峰值。

对于 3-ENF 试样，其疲劳载荷与疲劳位移之间存在如下关系：

$$\frac{\delta_{\max}}{\delta_c} = \frac{P_{\max}}{P_c} \left(\frac{2L^3 + 3a^3}{2L^3 + 3a_c^3} \right) \tag{4}$$

其中： δ_c 为静分层破坏位移； $\delta_{\max}$ 为疲劳位移峰值。

将式 (4) 代入式 (3)，可得恒幅疲劳位移下 II 型分层扩展的驱动力 $\Delta G_{II, \text{normalized}}$ ：

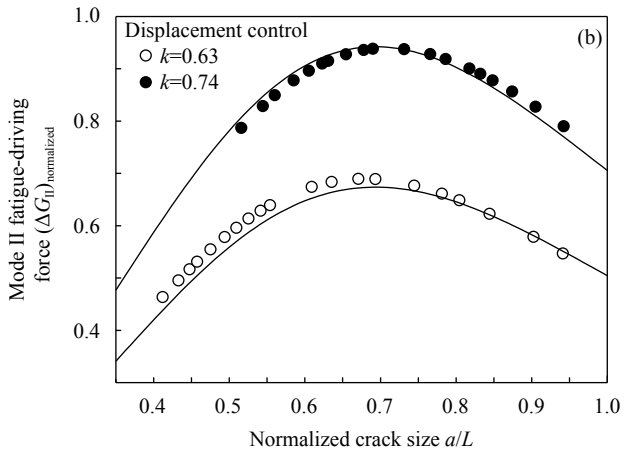


图 11 载荷控制 (a) 和位移控制 (b) 下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样 II 型分层驱动力增长曲线

Fig. 11 Mode II fatigue-driving force of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen under load control (a) and displacement control (b)

$$\Delta G_{II,normalized} = \left(\frac{a}{L}\right)^2 \left(\frac{L}{a_c}\right)^2 \left[\frac{2+3\left(\frac{a_c}{L}\right)^3}{2+3\left(\frac{a}{L}\right)^3} \right]^2 \left(\frac{\delta_{max}}{\delta_c}\right)^2 \tag{5}$$

图 13 为根据式 (3)、式 (5) 得到的恒幅疲劳载荷及恒幅疲劳位移下 II 型分层扩展驱动力的增长曲线。可以看出，恒幅疲劳载荷控制条件下，分层驱动力随着分层扩展呈抛物线形式单调增大，因此疲劳分层扩展速率也将随着疲劳循环次数越来越大。随着载荷的逐渐减小，分层扩展驱动力增长速率减缓，当 P_{max}/P_c 降至足够小时，分层驱动力 $\Delta G_{II,normalized} < 1$ ，意味着在整个扩展过程中分层将始终保持稳定扩展，不发生失稳分层破坏。相反，恒幅疲劳位移控制模式下分层驱动力

$\Delta G_{II,normalized}$ 随着分层扩展长度先增大后减小，并在归一化裂纹尺寸 $a/L \approx 0.7$ 时达到最大值。裂纹长度相同时分层驱动力曲线将随着疲劳位移幅值的降低而整体向下平移并向慢速扩展区逼近。由此可以看出，位移控制模式能够有效控制 II 型疲劳分层扩展应变能释放率的增长，并控制分层扩展速率在一定范围内。

II 型层间疲劳裂纹演化模型如下式^[6]：
 $a = C_2(N_f - N)^{m_2}$ (6)

其中：

$$m_2 = \frac{1}{1 - 2m_1} \tag{7}$$

$$C_2 = \left\{ C_1(2m_1 - 1) \left[\frac{9P_{max}^2(1 - R^2)}{2E_1W^2h^3} \right]^{m_1} \right\}^{\frac{1}{1-2m_1}} \tag{8}$$

$$N_f = \frac{a_0^{1-2m_1}}{C_1(2m_1 - 1) \left[\frac{2E_1W^2h^3}{9P_{max}^2(1 - R^2)} \right]^{m_1}} \tag{9}$$

式中： a_0 为初始裂纹尺寸； h 为试样 1/2 厚度； W 为试样宽度； m_1 、 m_2 、 C_1 、 C_2 为材料常数； E_1 为材料拉伸方向弹性模量； R 为疲劳应力比； N_f 代表

表 4 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样的 II 型分层扩展速率 Paris 模型
Table 4 Mode II Paris model of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen

Model	Threshold
$da/dN = 1.58 \times 10^{-11} (\Delta G)^{2.26}$	$\Delta G_{II,th} = 133.16 \text{ J/mm}^{-2}$

Notes: ΔG_{II} —Mode II strain energy release rate per cycle; $\Delta G_{II,th}$ —Mode II delamination fatigue threshold at delamination rate of $10^{-6} \text{ mm} \cdot \text{cycle}^{-1}$.

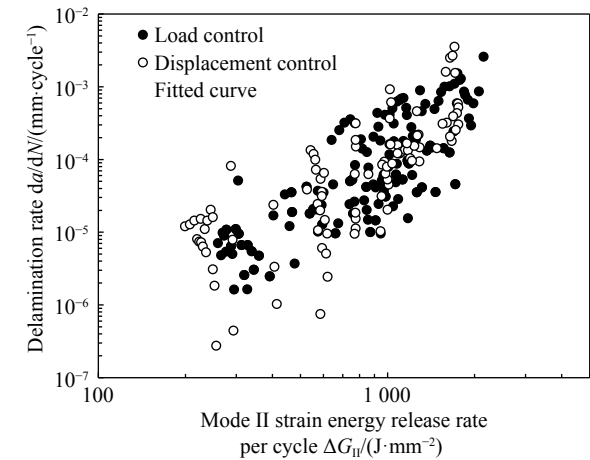


图 12 斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样的 II 型疲劳分层扩展速率拟合曲线
Fig. 12 Fitted mode II cyclic delamination rate curve of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen

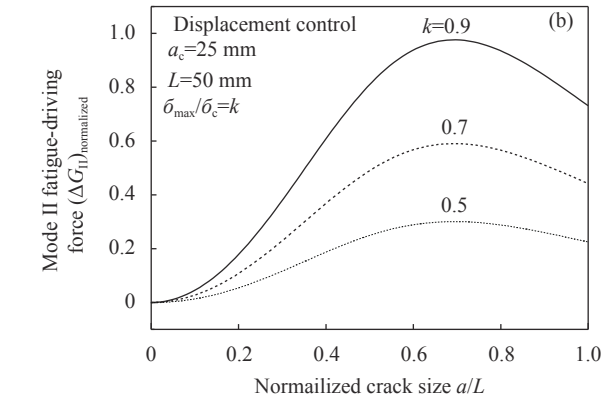
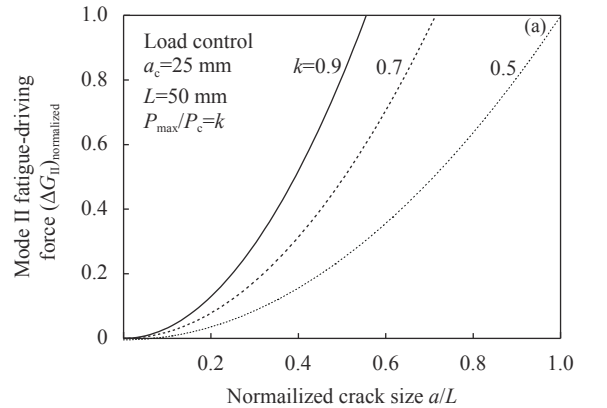


图 13 载荷控制 (a) 和位移控制 (b) 下斜纹编织 CF3052 碳纤维/3238A 环氧树脂复合材料 3-ENF 试样 II 型疲劳分层驱动力的增长曲线
Fig. 13 Mode II fatigue-driving force of twill woven CF3052 carbon fiber/3238A epoxy resin composite 3-ENF specimen under load control (a) and displacement control (b)

恒幅疲劳载荷控制条件下复合材料试样发生完全 II 型分层失效(即 $a/L=1.0$) 对应的载荷循环次数。从式 (4) 可以看出, $N=0$ 时, $a=a_0$, 对应试样的初始分层长度; 当 N 趋近于 N_f 时, a 趋近于无穷, 反映的物理意义是试样接近分层破坏时, 将发生失稳分层扩展。

根据欧拉梁理论(忽略剪应力), 可得到 3-ENF 试样柔度与有效分层裂纹长度之间的关系式:

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{2L^3 + 3a^3}{E_1Wh^3} \tag{10}$$

将式 (3) 和式 (10) 代入式 (6), 消掉 $\delta_{\max}$ 项并在等式两端求不定积分得:

$$N = K(\delta_{\max}) \int_{a_0}^a \left(\frac{2L^3 + 3a^3}{a} \right)^{2m_1} da \tag{11}$$

其中,

$$K(\delta_{\max}) = \frac{1}{c_1} \left[\frac{2}{9(1-R^2)E_1h^3} \right]^{m_1} \delta_{\max}^{-2m_1} \tag{12}$$

式 (11) 被积分项数学形式较复杂, 不易直接积分得出, 可在 a_0 处对其进行幂级数展开, 进而得到近似的积分解:

$$N(a) = A_0 + A_1(a-a_0) + A_2(a-a_0)^2 + A_3(a-a_0)^3 + R_n(a) \tag{13}$$

其中: A_0 至 A_n 是与 $\delta_{\max}$ 有关的常数项; $R_n(a)$ 是 $N(a)$ 的高阶小量。可以看出, 恒幅疲劳位移下 3-ENF 试样分层扩展遵循多项式形式, 而根据图 13 可知, 分层扩展速率将先增大后减小, 因此 $N(a)$ 的阶数最低不能少于 3 阶, 对恒幅疲劳位移下 3-ENF 试样分层扩展曲线可采用不少于 3 阶的多项式进行拟合。

参考文献:

[1] BRUNNER A J, STELZER S, PINTER G, et al. Mode II fatigue delamination resistance of advanced fiber-reinforced polymer-matrix laminates: Towards the development of a standardized test procedure[J]. *International Journal of Fatigue*, 2013, 50: 57-62.

[2] LANDRY B, LAPLANTE G, LEBLANC L R. Environmental effects on mode II fatigue delamination growth in an aerospace grade carbon/epoxy composite[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2012, 43(3): 475-485.

[3] STELZER S, PINTER G, BRUNNER A J. Comparison of quasi-static and cyclic fatigue delamination resistance of carbon fiber reinforced polymer-matrix laminates under different mode loading[J]. *Procedia Materials Science*, 2014, 3:

1087-1092.

[4] NAKAI Y, HIWA C. Effects of loading frequency and environment on delamination fatigue crack growth of CFRP[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(2): 161-170.

[5] YUN X, XIONG J, SHENOI R A. Fatigue-driven model for mode II interlaminar delamination propagation of fibre/epoxy-reinforced composite laminates under three-point end-notched flexure[J]. *Journal of Composite Materials*, 2014, 49(22): 2779-2787.

[6] BIENIAS J, DADEJ K. Fatigue delamination growth of carbon and glass reinforced fiber metal laminates in fracture mode II[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 130: 105267.1-105267.11.

[7] GONG Y, ZHANG B, SUPRATIK M, et al. Experimental study on delamination migration in multidirectional laminates under mode II static and fatigue loading, with comparison to mode I[J]. *Composite Structures*, 2018, 201(1): 683-698.

[8] GILL A F, ROBINSON P, PINHO S. Effect of variation in fibre volume fraction on modes I and II delamination behaviour of 5HS woven composites manufactured by RTM[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(14): 2368-2375.

[9] SHIN S, JANG J. Fractographical analysis on the mode II delamination in woven carbon fiber reinforced epoxy composites[J]. *Journal of Materials Science*, 1999, 34(21): 5299-5306.

[10] SHINDO Y, TAKEDA T, NARITA F, et al. Delamination growth mechanisms in woven glass fiber reinforced polymer composites under mode II fatigue loading at cryogenic temperatures[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(11): 1904-1911.

[11] 朱华东, 矫桂琼, 杨宝宁. 缝合复合材料 II 型层间断裂特性研究[J]. *复合材料学报*, 2001, 18(2): 85-89.

ZHU Huadong, JIAO Guiqiong, YANG Baoning. Investigation into the effect of stitching in CFRP on Mode II delamination toughness[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2001, 18(2): 85-89(in Chinese).

[12] 王雅娜, 陈新文, 龚愉. 复合材料 0°/45° 层间界面 I 型、II 型和 I / II 混合型分层实验研究[J]. *航空材料学报*, 2018, 38(6): 83-88.

WANG Yana, CHEN Xinwen, GONG Yu. Experimental study on delamination of composite laminates with 0°/45° interface under mode I, mode II and mixed-mode I/II loading[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2018, 38(6): 83-88(in Chinese).

[13] PARIS P C, ERDOGAN F. A critical analysis of crack propagation laws[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1963, 85(4): 528-533.

- [14] FORMAN R G, KEARNEY V E, ENGLE R M. Numerical analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1967, 89(3): 459-463.
- [15] ELBER W. The significance of fatigue crack closure[J]. *ASTM Special Technical Publication*, 1971, 486: 230-243.
- [16] WALKER K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[M]// *Effects of Environment and Complex Load History on Fatigue Life*. Philadelphia: ASTM, 1970: 1-14.
- [17] YAO L, ALDERLIESTEN R C, ZHAO M, et al. Discussion on the use of the strain energy release rate for fatigue delamination characterization[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2014, 66: 65-72.
- [18] RANS C, ALDERLIESTEN R, BENEDICTUS R. Misinterpreting the results: How similitude can improve our understanding of fatigue delamination growth[J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 71(2): 230-238.
- [19] YAO L, ALDERLIESTEN R C, JONES R, et al. Delamination fatigue growth in polymer-matrix fibre composites: A methodology for determining the design and lifing allowable[J]. *Composite Structures*, 2018, 196: 8-20.
- [20] NEWMAN J J C. A crack opening stress equation for fatigue crack growth[J]. *International Journal of Fracture*, 1984, 24(4): R131-R135.
- [21] SHIVAKUMAR K, CHEN H, ABALI F, et al. A total fatigue life model for mode I delaminated composite laminates[J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(1): 33-42.
- [22] 王永康, 吴永瑞. 一个适用性广泛的疲劳裂纹扩展速率表达式[J]. *航空学报*, 1987, 8(4): 191-197.
WANG Yonglian, WU Yongrui. A universally applicable fatigue-crack-growth-rate description[J]. *Journal of Aeronautics*, 1987, 8(4): 191-197(in Chinese).
- [23] JONES R, STELZER S, BRUNNER A J. Mode I, II and Mixed Mode I/II delamination growth in composites[J]. *Composite Structures*, 2014, 110: 317-324.
- [24] HARTMAN A, SCHIJVE J. The effects of environment and load frequency on the crack propagation law for macro fatigue crack growth in aluminium alloys[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1970, 1(4): 615-631.
- [25] DAHLEN C, SPRINGER G S. Delamination growth in composites under cyclic loads[J]. *Journal of Composite Materials*, 1994, 28(8): 732-781.
- [26] HILTON H H, YI S, DANYLUK M J. Probabilistic analysis of delamination onset in linear anisotropic elastic and viscoelastic composite columns[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 1997, 56(3): 237-248.
- [27] FIGIEL Ł, KAMIŃSKI M. Numerical probabilistic approach to sensitivity analysis in a fatigue delamination problem of a two layer composite[J]. *Applied Mathematics and Computation*, 2009, 209(1): 75-90.
- [28] ARGÜELLES A, CORONADO P, CANTELI A F, et al. Using a statistical model for the analysis of the influence of the type of matrix carbon-epoxy composites on the fatigue delamination under modes I and II of fracture[J]. *International Journal of Fatigue*, 2013, 56: 54-59.
- [29] KAGEYAMA K, KIMPARA I, SUZUKI T, et al. Effects of test conditions on mode II interlaminar fracture toughness of four-point ENF specimens[J]. *Energy*, 1999, 2(2): 362-370.
- [30] SUN X, DAVIDSON B D. Numerical evaluation of the effects of friction and geometric nonlinearities on the energy release rate in three- and four-point bend end-notched flexure tests[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2006, 73(10): 1343-1361.