

含分层损伤复合材料层板压缩分层疲劳扩展研究<sup>\*</sup>

## Progressive Delamination Growth in Composites Laminates Under Compressive Fatigue Load

中国空空导弹研究院 孙益军  
南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 林智育

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.09.077

**[摘要]** 采用基于 Mindlin 一阶剪切理论的连续壳单元,建立了预测含分层损伤复合材料层板在压缩疲劳载荷作用下的分层扩展 3D 模型,分析了含穿透分层复合材料层板在压缩疲劳载荷作用下的分层扩展行为。利用累积损伤理论,对层板内出现的各种典型损伤进行相应的刚度折减,并在循环加载过程中对材料性能进行强度弱化。利用虚裂纹闭合技术(VCCT)计算分层前缘处的能量释放率,结合混合断裂判据判断分层是否扩展,进而得到压缩疲劳载荷作用下分层扩展规律。计算模型通过大型商用有限元软件和自编程序实现。通过对数值仿真结果和试验结果进行比较,验证了模型的合理性和准确性。

**关键词:** 复合材料层合板 分层损伤 能量释放率 压缩疲劳 分层扩展

**[ABSTRACT]** Based on the Mindlin first order shear deformation theory, a 3D finite element model for simulating progressive delamination growth in composite laminates with delamination damage under fatigue load is performed. Based on damage cumulating theory, the strain-based failure criterion with corresponding stiffness degradation technology is adopted to the model during fatigue damage. The VCCT technology is used for modeling the region between two laminas. The initial and evolution of interlaminar damage is decided by mixed mode energy released rate failure criterion. And the interfacial damage near the interface crack tip and the development of delamination in the component are obtained. The total model is implemented by commercial finite element software with its user subroutine. A good agreement is obtained between numerical analysis and experimental results.

**Keywords:** Composites laminates Delamination Energy release rate Compression fatigue Damage growth

复合材料层合板因其较高的比强度、比刚度,已被广泛应用于航空航天领域。复合材料层板在制作和使用过程中经常会遭受到外部低能量物体的冲击,使其内部出现分层、纤维断裂、基体开裂等损伤,其中分层损伤是主要的损伤形式。分层将导致材料承载能力大幅下降,对压缩性能的影响尤为明显。含分层损伤复合材料层板结构,在压缩疲劳载荷作用下,随着载荷循环次数的增加,材料的损伤逐渐累积,材料的刚度和强度等性能会发生衰退,同时分层损伤会发生扩展,进一步降低结构的承载能力,严重影响结构的安全使用。因而,开展含分层损伤复合材料层合板疲劳分层扩展研究,分析分层损伤扩展机理,揭示分层损伤扩展规律,具有十分重要的理论意义和工程应用价值。

关于含预置分层复合材料层板疲劳问题,国内外从试验和理论方面都开展了一些研究。崔志华<sup>[1]</sup>从试验出发,研究了 DCB、ENF、MMB、TCTT 以及 TCTC 试样构形对 T300/914、CT300/M10 等材料体系在不同条件下的层间断裂特性和分层疲劳扩展规律,得到了各种条件下的分层扩展与刚度降低的直接关系和规律。Blanco<sup>[2]</sup>、Soutis<sup>[3]</sup>、Uda<sup>[4]</sup> 和 Pelegri 等<sup>[5]</sup>用界面元模型数值研究了疲劳载荷作用下树脂基复合材料 I 型、II 型以及 I/II 混合型的层间开裂试验过程和分层损伤扩展,而周储伟等<sup>[6]</sup>提出可以描述单调和交变载荷下层合复合材料混合型的分层损伤三维黏聚力界面损伤模型,得到了分层裂纹前沿界面局部损伤和结构疲劳分层的发展规律。而 Bolotin<sup>[7]</sup>、Freitas<sup>[8]</sup>、Hallett<sup>[9]</sup> 和朱炜焱等<sup>[10]</sup>利用界面元并结合损伤折减,研究了复合材料疲劳分层扩展行为。Wang 等<sup>[11]</sup>则利用虚裂纹闭合技术研究了压缩疲劳载荷下的分层扩展。上述研究工作主要针对分层疲劳扩展行为进行研究,对于疲劳分层损伤扩展机理和扩展规律的研究仍有待深入。

本文建立了一种基于剩余强度、剩余刚度理论层合复合材料的层间疲劳损伤模型,运用 VCCT(虚裂纹闭合技术)计算裂纹尖端能量释放率,结合混合断裂判据

<sup>\*</sup> 国家自然科学基金项目(11102082)资助,江苏高校优势学科建设工程项目资助。

判断分层是否扩展,以此来模拟常幅疲劳压缩载荷作用下的三维层合复合材料分层损伤扩展行为。该模型能很好地模拟了含预置分层复合材料在压-压疲劳载荷作用下的分层扩展行为,与试验数据吻合较好。

### 1 分层扩展判据

分层扩展行为类似于断裂力学中的裂纹扩展行为,在很多文献中研究含分层损伤层合板的分层扩展行为均采用断裂力学中的方法,并且采用能量释放率这一断裂力学准则作为分层扩展准则。分层扩展是一个混合型断裂问题,必须要精确计算出能量释放率的3个分量:  $G_I$ 、 $G_{II}$ 和  $G_{III}$ ,而能量释放率各个分量的计算精度与分层前缘处局部应力应变分析精度密切相关,因此必须采用精细的三维有限元方法进行分析。为了解决不能准确计算层间应力所带来的问题,同时为了简化分析过程,本文采用分层损伤混合准则 B-K 准则作为疲劳分层扩展准则。

分层损伤混合准则即 B-K 准则表达式为

$$G_{\text{equivC}} \geq 1 \tag{1}$$

时,裂纹发生扩展,其中  $G_{\text{equivC}}$  为极限总能量释放率。

$$G_{\text{equivC}} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left( \frac{G_{II} + G_{III}}{G_{IC} + G_{IIC} + G_{III}} \right)^\eta$$

式中,  $G_{IC}$ 、 $G_{IIC}$ 、 $G_{III}$  分别为 I 型、II 型和 III 型能量释放率,  $\eta$  为幂因子。B-K 准则为半经验准则,因此  $\eta$  值的选取主要由试验数据拟合得到。

### 2 能量释放率计算方法

采用虚裂纹闭合技术来计算裂纹尖端每次分层时的能量释放率,如图 1 所示。

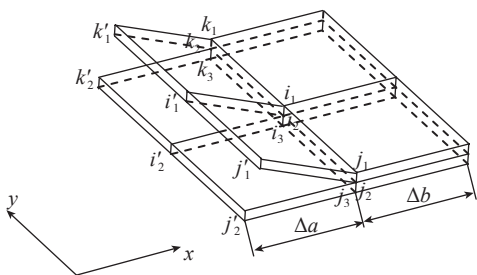


图1 分层前缘能量释放率计算示意图

Fig.1 Energy release rate at delamination front region

假设分层前缘位于  $i_1$ 、 $i_2$ 、 $i_3$  点所在的截面。由于虚裂纹闭合长度  $\Delta a$  非常小,故可以认为  $i'_1$ 、 $i'_2$  两点闭合后的内力与  $i_1$ 、 $i_2$  两点间的内力相同,从而分层前缘  $i_1$  节点处的虚裂纹闭合能量为

$$2U = N_x \Delta u + N_y \Delta v + N_z \Delta w + M_x \Delta \theta_x + M_y \Delta \theta_y$$

式中,  $\Delta u$ 、 $\Delta v$ 、 $\Delta w$ 、 $\Delta \theta_x$ 、 $\Delta \theta_y$  为  $i'_1$ 、 $i'_2$  两点间的位移差,

$N_x$ 、 $N_y$ 、 $N_z$ 、 $M_x$ 、 $M_y$  是  $i_1$ 、 $i_2$  两点之间的内力。于是,  $i_1$  点处的能量释放率可以写为

$$G = U/A \tag{2}$$

其中

$$A = \frac{1}{2} \overline{j'_1 k'_1} \times \overline{i'_1 i'_2}$$
 , 为虚裂纹闭合面积。

### 3 材料性能退化模型

#### 3.1 材料性能渐降模型

在疲劳载荷作用下,复合材料层合板的损伤是一个逐渐累积的过程,其材料性能表现为逐渐退化,直至不能承载,最终发生破坏。本文采用 Yao<sup>[12]</sup> 等人通过对纤维增强树脂基复合材料层合板在疲劳载荷作用下的损伤扩展规律的总结并提出的剩余强度模型,来对材料性能进行退化。

$$R(n) = R(0) - (R(0) - \sigma) \frac{\sin \beta x \cos(\beta - \alpha)}{\sin \beta \cos(\beta x - \alpha)} \tag{3}$$

其中,  $x = n/N$  ( $N$  为疲劳寿命),  $\alpha$  与  $\beta$  为试验确定的参数。当试验数据缺省时,文献中推荐可以取值  $\beta = 2\pi/3$  以及  $\alpha = 0.5\beta$ 。

#### 3.2 材料性能突降模型

当损伤累积到一定程度,单元会发生相应的失效,通过对失效单元材料性能的突降来反映其失去相应的承载能力。当复合材料结构内产生损伤后,局部损伤区域的应力分布变化剧烈,而应变在损伤前后保持连续,变化比较平缓,因而采用基于应变形式的 Hashin 失效判据对单元损伤进行判断。其单层板失效准则包含基体开裂、基体挤裂、纤维断裂、纤维挤压、基纤剪切 5 种失效形式,具体表达式如下:

纤维断裂

$$d_f = \left( \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^T} \right)^2 \geq 1 \quad \varepsilon_{11} \geq 0 \tag{4}$$

纤维挤压

$$d_f = \left( \frac{-\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^C} \right)^2 \geq 1 \quad \varepsilon_{11} < 0 \tag{5}$$

基体开裂

$$d_m = \left( \frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{22}^T} \right)^2 + \left( \frac{\varepsilon_{12}}{\gamma_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad \varepsilon_{22} \geq 0 \tag{6}$$

基体挤裂

$$d_m = \left( \frac{E_{22} \varepsilon_{22}}{2G_{12} \gamma_{12}} \right)^2 + \left( \frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{22}^C} \right) \left( \left( \frac{E_{22} \varepsilon_{22}^C}{2G_{12} \gamma_{12}} \right)^2 - 1 \right) + \left( \frac{\varepsilon_{12}}{1\gamma_{12}} \right)^2 \geq 1 \tag{7}$$

$\varepsilon_{22} < 0$

基纤剪切

$$d_s = \left( \frac{-\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^C} \right)^2 + \left( \frac{\varepsilon_{12}}{\gamma_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad \varepsilon_{11} < 0 \tag{8}$$

式中,  $\varepsilon_{11}$ 、 $\varepsilon_{22}$  和  $\varepsilon_{12}$  分别为单向板纤维方向、垂直纤维方

向和面内剪切的应变;  $E_{11}$ 、 $E_{22}$  和  $G_{12}$  分别为单向板纤维方向、垂直纤维方向和面内剪切的模量;  $\varepsilon_{11}^T$ 、 $\varepsilon_{11}^C$  分别为单向板纤维方向上对应于拉伸、压缩强度的应变;  $\varepsilon_{22}^T$ 、 $\varepsilon_{22}^C$  分别是单向板横向对应于拉伸、压缩强度的应变;  $\gamma_{ij}$  ( $i \neq j$ ) 为单向板对应于剪切强度的剪切应变。

模型通过对损伤区域单元进行刚度折减来模拟材料性能的退化。根据不同的损伤形式,引入 Camanho<sup>[13]</sup> 三维材料性能退化方案,如下所示:

(1) 纤维拉伸: 将  $E_{11}$ 、 $G_{12}$  折减为原始值的 0.07 倍。

(2) 纤维挤压: 将  $E_{11}$ 、 $G_{12}$  折减为原始值的 0.14 倍

基体开裂: 将  $E_{22}$ 、 $G_{12}$  折减为原始值的 0.2 倍。

(3) 基体挤裂: 将  $E_{22}$ 、 $G_{12}$  折减为原始值的 0.4 倍。

(4) 基纤剪切: 将  $G_{12}$  折减为原始值的 0 倍。

分析过程中,如单元发生几种不同类型的失效时,则对单元进行重复折减退化。

#### 4 疲劳分层扩展分析流程

由于层板复合材料在疲劳载荷作用下应力随时间发生变化,如果对每一个疲劳循环以及任一疲劳载荷加载瞬间都进行应力分析和损伤判断,将花费大量时间。

因此,为了提高计算效率,并有效分析疲劳累积损伤,对本文中的含初始分层损伤复合材料层板压-压疲劳寿命模型引入如下假设:

(1) 层板在压-压疲劳载荷作用下的失效模式与静压缩载荷作用下相同。

(2) 损伤只与疲劳载荷的最大加载应力有关,损伤失效仅发生在最大疲劳应力作用时。

(3) 失效单元的材料性能退化遵从突降模型,使用突降模型退化后的材料性能不再遵循渐降模型。

计算流程图如图 2 所示。

#### 5 算例与分析

##### 5.1 算例 1

文献 [1] 中进行了含穿透型预置分层复合材料层板的疲劳分层扩展研究试验,层合板两端由试验机夹持,并且对试验段采取两端简支避免试样的整体屈曲,试验端层合板尺寸为  $60\text{mm} \times 10\text{mm}$ 。层板铺层次序为  $(0_2// \pm 45/0_2/90_2/90_2/0_2/ \pm 45/0_2)$ , 共计 16 层,单层厚度为  $0.125\text{mm}$ ,预置分层位置靠近表面的  $0_2/ \pm 45$  层间,用双斜杠“//”表示。疲劳试验采用  $R=10$  的压-压循环载荷,频率为  $5\text{Hz}$ ,最大载荷为压缩破坏载荷的 83%,加载方

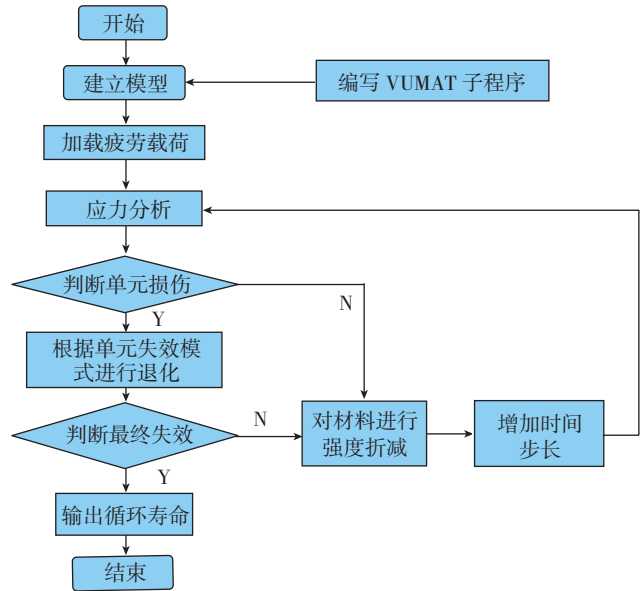


图2 疲劳分层扩展分析流程

Fig.2 Flow chart of fatigue delamination growth analysis

式为位移加载。材料为 HTA/6376,单层板具体材料参数如表 1 所示。

含预置分层复合材料层板的试件示意图如图 3 所示,试件长度为  $60\text{mm}$ ,宽为  $10\text{mm}$ ,预置分层长度为  $18\text{mm}$ ,试件一端为固支,另一端为疲劳压缩加载。本文有限元分析模拟采用大型商业软件 ABAQUS,所有层板均采用 3D 连续壳单元。同时为了加快模型收敛速度和计算效率,根据实际情况,在试件两端不会发生分层的界面节点用捆绑 tie 连接。混合断裂准则 B-K 中  $\eta$  取值为 1.75。

图 4 为在压-压疲劳载荷过程中,数值仿真得到的不同循环阶段模型典型的两种屈曲形态:(1) 仅位于上子板的分层区发生屈曲的局部屈曲模态:(2) 整体屈曲和局部屈曲并存,即混合屈曲模态。由于预制分层的存在,导致模型不发生整体屈曲。这与文献中描述所观察到的现象一致。

图 5 为模型在压缩疲劳载荷作用下的分层扩展与疲劳载荷循环的关系曲线,并与文献的试验数据进行了比较。从图中可以发现,在循环开始时,分层迅速扩展,分层起始扩展速率很高,随着分层的扩展,分层扩展速率很快降低至接近于零扩展速率,分层几乎不再继续扩展。

含预置分层复合材料层板在压缩疲劳载荷作用下的分层扩展是 I 型、II 型和 III 型的混合型扩展。图 6

表1 HTA/6376材料性能参数

$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$\nu_{12}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$X_T/\text{MPa}$	$X_C/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$	$Y_C/\text{MPa}$	$S/\text{MPa}$	$G_{IC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	$G_{IIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	$G_{IIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$
137.00	9.90	0.3	5.20	2090	1600	75		168	26	170	834	834

为各型能量释放率与分层长度的关系图。从图中可以看出,总能量释放率随着分层长度的扩展而减小。由于各型裂纹扩展速率随分层长度的增加而减小,但是速率并不一致,分层前缘处的张开变形引起的分层剥离过程直接影响到能量释放率 I 型分量,随着分层的疲劳扩展,这种剥离效应逐渐降低,导致应变能释放率 I 型分量逐渐减小;另一方面,分层前缘处的剪切变形决定 II 型能量释放率的大小,而分层前缘的剪切变形相比剥离变形而言,受到分层扩展的影响较小,因此,随着分层的疲劳扩展,能量释放率 II 型分量比 I 型分量变化要小的多, I

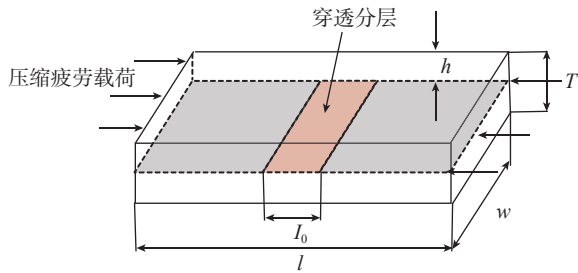
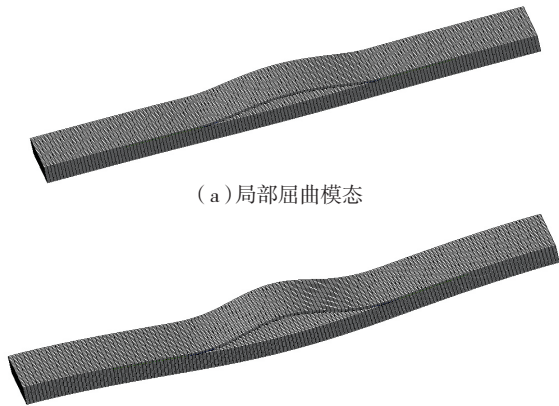


图3 含分层层板几何模型

Fig.3 Geometry model of composites laminates with delamination



(a) 局部屈曲模态

(b) 混合屈曲模态

图4 屈曲模态

Fig.4 Buckle mode

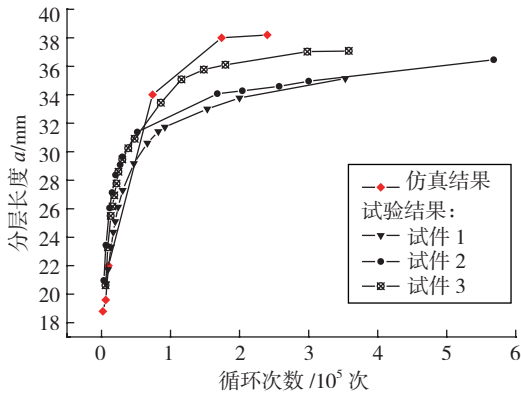


图5 分层长度随疲劳荷载循环次数变化曲线

Fig.5 Curve of delamination length change with load cycle numbers

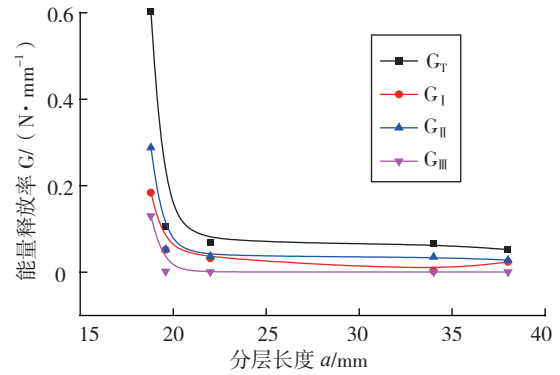


图6 能量释放率随分层长度变化曲线

Fig.6 Curve of energy release rate change with delamination length

型能量释放率比 II 型能量释放率递减速率要小。

图 7 给出了复合材料层合板分层疲劳扩展过程的数值模拟。图中黑影部分为分层裂纹区域,由于边缘效应,层板边缘的层间剪应力和正应力比中间区域的要大,分层首先在边缘萌生,并且沿边缘向中间区域扩展。数值模拟得到的规律与文献中试验观测到的现象一致。

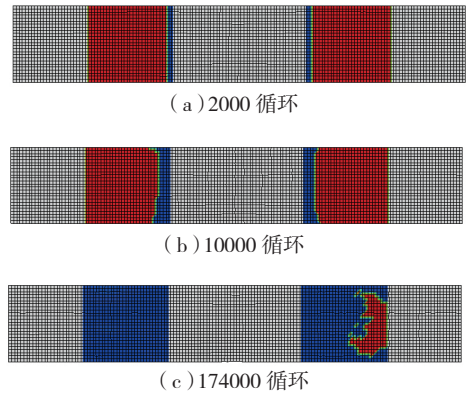


图7 分层疲劳扩展路径数值模拟

Fig.7 Numerical simulation of fatigue delamination growth path

## 5.2 算例 2

试验参数来源于文献 [11], 试验件形状如图 3 所示, 其中尺寸  $L=100\text{mm}$ ,  $W=25\text{mm}$ ,  $T=2.4\text{mm}$ , 预制分层长度  $l_0$  分别为 15mm、20mm、25mm。层板铺层顺序为, 共计 20 层。建模思路与算例 1 相同, T700/TDE85 材料参数如表 2。B-K 准则中  $\eta$  取值为 1.45。

首先, 取预制分层长度  $l_0 = 20\text{mm}$ , 预制分层深度为  $h = 0.24\text{mm}$ , 即文献 [11] 中  $h/T=2/20$ 。加载方式为位移载荷, 模型中最大位移载荷  $\delta_{\max} = 0.3\text{mm}$ 。模拟结果如图 8 所示。从图中可以看出, 裂纹扩展速率随分层长度的增加而递减, 且递减速率迅速减小, 与试验数据吻合较好。

图 9 给出了不同峰值加载条件下疲劳分层扩展速率随分层长度之间的关系曲线。最大位移载荷  $\delta_{\max}$  分

表2 T700/TDE85材料性能参数

$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$\nu_{12}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$X_T/\text{MPa}$	$X_C/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$	$Y_C/\text{MPa}$	$S/\text{MPa}$	$G_{IC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	$G_{IIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	$G_{IIIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$
138.00	10.16	0.28	5.86	2100	1050	24	132	75	92	269	269

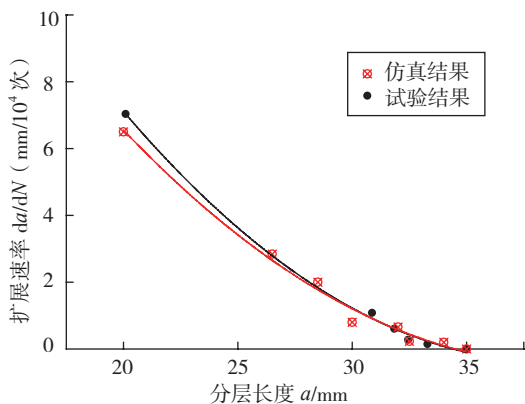


图8 裂纹扩展速率随分层长度变化曲线

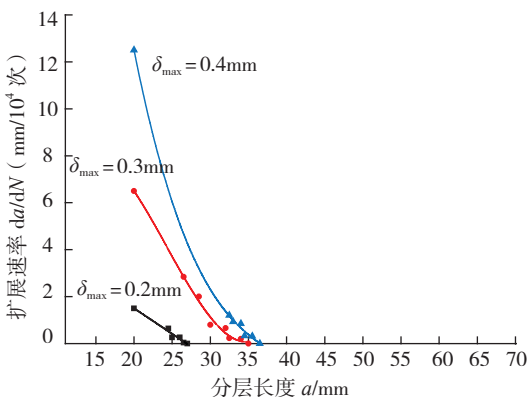
Fig.8 Curve of  $da/dN$  change with delamination length

图9 不同峰值载荷作用下疲劳扩展速率与随分层长度的变化曲线

Fig.9 Curves of  $da/dN$  change with delamination length under different compressive fatigue load

别为 0.2mm、0.3mm 及 0.4mm。图中显示,在同一分层长度条件下,峰值载荷越大,分层扩展速率越快。各峰值载荷条件下分层扩展速率随分层长度增加迅速减小。图中,当  $\delta_{\max}$  依次为 0.2mm、0.3mm、0.4mm 时,分层疲劳扩展长度依次为 26.5mm、35mm、36.5mm。

图 10 则给出了不同峰值加载条件下分层扩展长度与疲劳循环数之间的关系曲线。从图中可以看出,分层长度在起始阶段扩展比较迅速,随后扩展速度逐渐减小直至不再扩展。计算结果趋势与文献 [11] 中试验观察现象非常一致。

图 11 为不同初始分层长度下分层疲劳扩展速率与分层长度的关系图,模型压缩位移载荷幅值均为  $\delta_{\max} = 0.3\text{mm}$ ,分层位置均为  $h/T=2/20$ 。从图中可以看出,在裂纹起始阶段,初始分层长度越短,扩展速率越大;随着分层扩展的进行,扩展速率均大幅下降;图中,当初

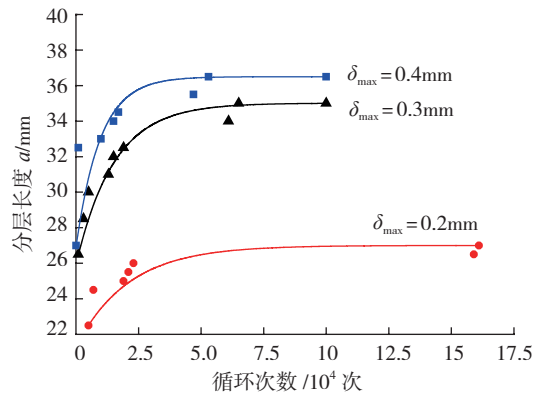


图10 不同峰值载荷作用下分层扩展长度随疲劳循环数的变化曲线

Fig.10 Curves of delamination length change with load cycle numbers under different compressive fatigue load

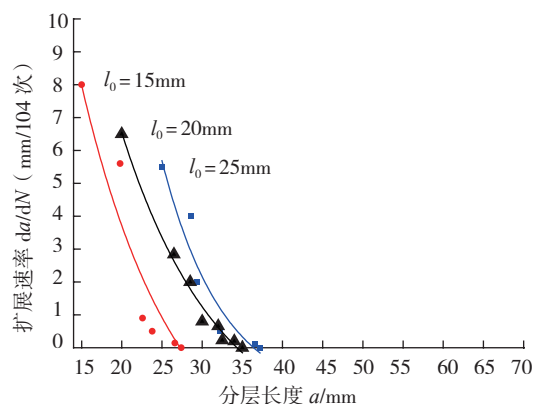


图11 不同初始分层长度下分层扩展速率随分层长度的变化曲线

Fig.11 Curves of  $da/dN$  change with delamination length under different initial delamination length

始分层长度  $l_0$  依次为 15mm、20mm、25mm 时,最终分层疲劳扩展长度依次为 27.4mm、35mm、37.2mm,与文献中数值相比,基本相差不大。

## 6 结论

(1) 建立的三维 VCCT 疲劳分层损伤扩展模型,可以描述常幅载荷下层合复合材料预置分层的混合型扩展,以及损伤演化规律。

(2) 用该模型对含预制分层层合复合材料疲劳分层扩展进行了模拟,结果表明,随着分层扩展,分层扩展处各型能量释放率逐步降低。加载初期层合板边界开始发生分层扩展,随着循环数的增加,分层向内部扩展,并且分层扩展速率先快后慢至不再扩展。

(下转第 86 页)

于分析模具传压效率和压力分布具有重要指导意义。

### 3 小结

针对热压罐成型工艺过程压力测试问题,建立了预浸料铺层内纤维和树脂承压、预浸料叠层表面承压等在线测试方法,通过标定曲线以及验证试验论证了测试系统的有效性以及适用性。预浸料叠层与模具之间的压力监测可用于揭示模具传压效率,指导模具设计,而铺层内纤维与树脂承压测试信息则从本质上揭示铺层内压力分配规律,指导缺陷控制和工艺优化,提高制件成型质量。

### 参考文献

[1] Cable D. Imbedded fiber optic pressure and temperature sensors enable cure monitoring of pultruded composite materials//Conference on Effective Manufacturing Methods of Pultrusion. Mnahatten Beach:Society of Manufacturing Engineers, 1990:1-10.

[2] Smith G D. Modelling and experimental issues in the processing of composite laminates [D]. Vancouver, B.C. Canada: The University of British Columbia, 1992.

[3] Lynch K, Hubert P, Poursartip A. Use of a simple, inexpensive pressure sensor to measure hydrostatic resin pressure during processing of composite laminates.Polymer Composites, 1999, 20(4):581-593.

[4] 扎姆阿茹娜,张佐光,王科,等.复合材料热压成型过程用光纤压力测试技术.复合材料学报,2004,21(1):45-50.

[5] 王科,张佐光,扎姆阿如娜,等.光纤微弯压力测试系统实时监测复合材料热压成型过程.复合材料学报,2005,22(2):67-50.

[6] 汪赫男,张佐光,顾轶卓,等.环氧复合材料层板热压成型孔隙缺陷影响因素.复合材料学报,2007,24(5):55-60.

[7] 徐骥威,李敏,顾轶卓,等.热固性树脂中孔隙形成条件的定量测试方法与影响因素.复合材料学报,2008,25(2):52-56.

[8] 常文,张佐光,顾轶卓,等.热压成型环氧复合材料层板孔隙缺陷可控性//中国航空学会,中国工程院机械与运载工程学部.大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会,深圳:2007,2187-2192.

[9] 顾轶卓,张佐光,李敏.复合材料热压成型过程的树脂压力测试系统.复合材料学报,2007,24(2):23-27.

[10] 张佐光,顾轶卓,李敏,等.一种适用于复合材料的热压成型过程的树脂压力采集系统:中国,200610078827.X[P].2006-10-25.

[11] 孙凯,李敏,顾轶卓,等.热压罐零吸胶工艺树脂压力在线测试及其变化规律.复合材料学报,2010,27(4):94-99.

[12] Xin C B, Gu Y Z, Li M, et al. Online monitoring and analysis of resin pressure inside composite laminate during zero-bleeding autoclave process.Polymer Composites, 2011, 32(2):314-323.

[13] Xin C B, Li M, Gu Y Z, et al. Study on the resin flow and fiber compaction of tapered composite laminates during autoclave processing. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2011, 30(16):1399-1411.

[14] Xin C B, Gu Y Z, Li M, et al. Experimental and numerical study on the effect of rubber mold configuration on the compaction of composite angle laminates during autoclave processing. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2011, 42(10):1353-1360.

[15] 李艳霞.先进复合材料热压流动/压缩行为数值模拟与工艺质量分析[D].北京:北京航空航天大学,2008.

[16] Wang X M, Xie F y, Li M, et al. Influence of tool assembly schemes and integral molding technologies on compaction of T-stiffened skins in autoclave process. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2009, 17(5):273-280.

[17] 刘小龙,顾轶卓,李敏,等.复合材料热压罐工艺中基于Flexiforce传感器的压力测试系统.复合材料学报,2013,30(5):67-73.

(责编 谷雨)

(上接第81页)

(3)模型预测的损伤萌生和最终失效对应的载荷次数、分层损伤位置、分层损伤扩展规律均与文献中试验数据吻合。

### 参考文献

[1] 崔志华.复合材料层压板的疲劳特性.北京:航空工业出版社,1996.

[2] Blanco N, Gamstedt EK, Asp LE, et al. Mixed-mode delamination growth in carbon-fibre composite laminates under cyclic loading. International Journal of Solids and Structures, 2004, 41(15):4219-4235.

[3] Soutis C, Fleck NA and Smith PA. Compression fatigue behavior of notched carbon fiber-epoxy laminates. International Journal of Fatigue, 1991, 13(4):303-312.

[4] Uda N, Ono K and Kunoo K. Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage. Composites Science and Technology, 2009, 69(14):1949-1957.

[5] Pelegri AA and Kedlaya DN. On the energy release rate of fatigued composites subjected to compressive overloads. Journal of Engineering Materials and Technology, 2000, 122(4):443-449.

[6] 喻澹鉴,周储伟.复合材料疲劳分层的界面单元模型.复合材料学报,2009,26(6):167-172.

[7] Bolotin VV. Delaminations in composite structures: its origin, buckling, growth and stability. Composites Part B (Engineering), 1996, 27B(2):129-145.

[8] Freitas MD and Carvalho RD. Residual strength of a damaged laminated CFRP under compressive fatigue stresses. Composites Science and Technology, 2006, 66(3-4):373-378.

[9] Michael May, Stephen R. Hallett. A combined model for initiation and propagation of damage under fatigue loading for cohesive interface elements. Composites: Part A, 2010, 41(12):1787-1796.

[10] 朱炜焱,许希武.复合材料层合板低速冲击损伤的有限元模拟.复合材料学报,2010,27(6):200-207.

[11] Zhang L, Wang R G. Delamination growth behavior in carbon fiber reinforced plastic angle ply laminates under compressive fatigue loads. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2012, 31(4):259-267.

[12] YAO W X, Himmel N. A new cumulative fatigue damage model for fibre-reinforced plastics. Composites Science and Technology, 2000, 60(1):59-64.

[13] Camanho PP, Matthews F L. Progressive damage model for mechanically fastened joints in composites. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24):2248-2280.

(责编 玲犀)