

文章编号:1674-8190(2014)01-046-07

# 复合材料层板疲劳分层扩展研究

何凡,林智育

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室,南京 210016)

**摘要:** 为了分析复合材料层板疲劳分层扩展行为,基于 Abaqus 有限元分析平台,建立分层扩展复合材料层板有限元分析模型。选用基于能量释放率的分层扩展判据,结合剩余强度模型弱化材料性能,引入 VUMAT 用户子程序实现模型疲劳损伤失效的判断及材料刚度性能的折减,模拟含分层复合材料层板在疲劳压缩载荷作用下的分层扩展行为。结果表明:分层长度随着疲劳载荷地施加不断增大,但扩展速率逐渐减小,最终分层长度达到稳定值,与实验结果吻合良好。

**关键词:** 复合材料层板;疲劳分层扩展;能量释放率;剩余强度模型;VUMAT 子程序

**中图分类号:** TB332

**文献标识码:** A

## Study on Delamination Growth in Composite Laminate Under Fatigue Load

He fan, Lin Zhiyu

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A finite element model of composite laminates with delamination damage is established to analyze the fatigue delamination propagation behavior of composite laminates, and B-K standard based on the energy release rate as the criterion of delamination growth is taken. The residual strength model is adopted and VUMAT user subroutine is introduced to judge the failure of model and reduce the stiffness performance of material. Based on the Abaqus simulation analysis software, the delamination growth mechanism of composite laminates with initial delamination damage under fatigue compression load is simulated. The results indicate that with the fatigue load applying, the delamination length is increased and reached a stable value. Finally, with the delamination growth rate being reduced, a good agreement is obtained between FEA analysis and the experimental results.

**Key words:** composite laminates; fatigue delamination growth; energy release rate; residual strength model; VUMAT user subroutine

## 0 引言

复合材料具有比刚度大,比强度高,结构可设计性、抗疲劳性能好和易于整体化成形等优异性能,在航空航天等领域得到了广泛应用<sup>[1]</sup>。在各种

损伤破坏中,分层失效是复合材料层合结构最为主要的一种失效模式<sup>[2]</sup>,无论是单调静态还是循环疲劳载荷作用,分层的萌生和扩展都会显著降低复合材料结构的强度。复合材料层板在疲劳载荷作用下损伤累积,材料性能下降,最终趋于整体分层破坏<sup>[3]</sup>。

国内外已有众多学者对复合材料层板分层扩展进行了研究。S. Singh 等<sup>[4]</sup>对纤维/环氧树脂单向板和正交铺设层板开展 MMB 疲劳实验,定量分析了不同载荷模式比下的分层疲劳扩展行为。S. C. Pradhan 等<sup>[5]</sup>用 Abaqus 软件计算了含圆形预

收稿日期:2013-09-11; 修回日期:2013-10-21

基金项目:国家自然科学基金(11102082)

江苏高校优势学科建设工程资助

通信作者:林智育,linzhiyu@nuaa.edu.cn

置分层复合材料层板在压缩疲劳载荷作用下分层前缘的应变能释放率大小,并用超声 C 扫描仪确定实验中分层的扩展状态。于志成<sup>[6]</sup>对复合材料 II 型疲劳层间裂纹开展研究,提出了复合材料 II 型疲劳裂纹扩展值的实验方法,并实测了两种复合材料的疲劳裂纹扩展门槛值。陈春露<sup>[7]</sup>通过实验方法制备了含预埋分层缺陷的复合材料层板,研究了含不同尺寸、不同厚度位置预埋分层缺陷的层板在不同加载位移下的分层疲劳扩展行为。崔志华<sup>[8]</sup>从实验出发,研究了 DCB、ENF 和 MMB 等试样在不同条件下的层间断裂特性和分层疲劳扩展规律。

本文利用 Abaqus 仿真软件平台,基于虚拟裂纹闭合技术(Virtual Crack Closure Technique,简称 VCCT),采用基于应变能释放率的分层损伤准则,并考虑在疲劳过程中材料刚度、强度等性能的退化,建立含分层损伤的复合材料层板有限元模型;分别对含一维和二维分层损伤的复合材料层板在单向疲劳压缩载荷作用下的分层扩展行为进行有限元仿真分析,并将计算结果与实验值进行对比。

## 1 分层扩展判据

对于复合材料层板混合型分层的起始和扩展过程,必须通过建立相应的破坏准则来判断。本文基于线弹性断裂力学方法研究复合材料的分层损伤,采用基于应变能释放率的破坏准则作为分层扩展的判据。选用分层损伤混合准则中的 B-K 准则作为分层扩展判据,其表达式为<sup>[9]</sup>

$$G_{\text{equiv}} = G_{\text{Ic}} + (G_{\text{IIc}} - G_{\text{Ic}}) \left( \frac{G_{\text{II}}}{G_{\text{I}} + G_{\text{II}}} \right)^\eta \quad (1)$$

式中: $G_{\text{Ic}}$ 、 $G_{\text{IIc}}$ 分别为 I 型、II 型临界应变能释放率,可由实验测得; $G_{\text{I}}$ 、 $G_{\text{II}}$ 分别为损伤过程中释放的 I 型、II 型能量; $\eta$ 为幂因子,通常由实验数据拟合得到,本文取  $\eta=1.45$ 。

## 2 应变能释放率的计算

应用 VCCT 来处理有限元的计算结果,计算应变能释放率  $G$ 。VCCT 最早是由 E. F. Rybicki 等<sup>[10]</sup>在 Irwind 的裂纹尖端能量分析理论的基础上提出,用来计算分层扩展的应变能释放率。该技术的基本假设和思想是裂纹扩展一个微量释放的

能量等于把该裂纹闭合到原始长度所做的功。以 I 型载荷形式为例,裂纹从  $i$  点扩展到  $j$  点所需的能量与  $j$  点处裂纹闭合所释放的能量相等,如图 1 所示。

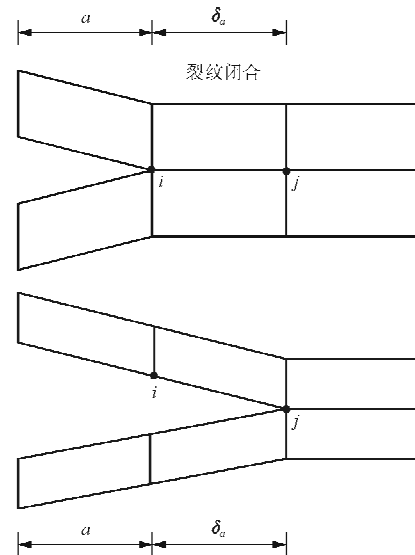


图 1 虚拟裂纹闭合原理

Fig. 1 Principle of virtual crack closure technique

裂纹扩展  $\delta_a$  释放的能量为

$$\Delta E = \frac{1}{2} (X_i \Delta u_i + Y_i \Delta v_i) \quad (2)$$

式中: $X_i$ 、 $Y_i$ 为裂纹尖端( $i$ 点)节点力; $\Delta u_i$ 、 $\Delta v_i$ 分别为  $i$ 点裂纹扩展前后  $x$  向位移和  $y$  向位移差。

应变能释放率为

$$G = \Delta E / \Delta A \quad (3)$$

式中: $\Delta A$ 为裂纹面积。

## 3 层板的疲劳损伤分析

### 3.1 疲劳剩余强度模型

复合材料层板在  $n$  次循环加载后的剩余强度  $R(n)$  与循环数  $n$  及疲劳载荷有关,随着疲劳载荷地施加,材料性能逐渐退化,最终失去承载能力而发生破坏。Yao 等<sup>[11]</sup>通过总结纤维增强树脂基复合材料层合板受到疲劳载荷作用下的损伤扩展规律,提出了一个能够很好地反映剩余强度变化与损伤关系的公式(式(4)),作为材料性能渐降模型。本文基于等寿命曲线的直线模型,将任意应力比的疲劳载荷转化成典型应力比的疲劳载荷。

$$R(n) = R(0) - [R(0) - \sigma] \left[ \frac{\sin \beta x \cos(\beta - \alpha)}{\sin \beta x \cos(\beta x - \alpha)} \right] \quad (4)$$

式中:  $x = n/N_f$ ,  $N_f$  为破坏循环数;  $\alpha, \beta$  为实验确定的参数, 推荐取  $\beta = 5\pi/6, \alpha = 0.5\beta$  [10];  $R(0)$  为静强度;  $\sigma$  为实时最大应力。

### 3.2 疲劳破坏失效准则

复合材料层板结构在加载过程中, 由于其刚度、强度性能的逐渐退化, 在结构的局部区域会产生面内损伤。选取三维 Hashin 失效准则 [12] 作为材料的损伤判据, 分别考虑纤维拉裂、纤维挤压、基体拉裂、基体挤压和纤维剪切等五种破坏模式。具体的表达式如下:

① 纤维拉裂

$$d_f = \left( \frac{\epsilon_{xx}}{\epsilon_{11}^T} \right)^2 \geq 1 \quad (\epsilon_{xx} \geq 0) \quad (5)$$

② 纤维挤压

$$d_f = \left( \frac{-\epsilon_{xx}}{\epsilon_{11}^C} \right)^2 \geq 1 \quad (\epsilon_{xx} < 0) \quad (6)$$

③ 基体拉裂

$$d_m = \left( \frac{\epsilon_{yy}}{\epsilon_{22}^T} \right)^2 + \left( \frac{\epsilon_{xy}}{\gamma_{12}^T} \right)^2 \geq 1 \quad (\epsilon_{yy} \geq 0) \quad (7)$$

④ 基体挤压

$$d_m = \left( \frac{E_{22}\epsilon_{yy}}{2G_{12}\gamma_{12}} \right)^2 + \left( \frac{\epsilon_{xy}}{\epsilon_{22}^C} \right)^2 \left[ \left( \frac{E_{22}\epsilon_{22}^C}{2G_{12}\gamma_{12}} \right)^2 - 1 \right] + \left( \frac{\epsilon_{xy}}{\gamma_{12}^C} \right)^2 \geq 1 \quad (\epsilon_{yy} < 0) \quad (8)$$

⑤ 纤维剪切

$$d_s = \left( \frac{-\epsilon_{xx}}{\epsilon_{11}^C} \right)^2 + \left( \frac{\epsilon_{xy}}{\gamma_{12}^T} \right)^2 \geq 1 \quad (\epsilon_{xx} < 0) \quad (9)$$

式中:  $\epsilon_{11}^T, \epsilon_{11}^C$  分别为单向板纤维方向对应于拉、压强度的应变强度;  $\epsilon_{22}^T, \epsilon_{22}^C$  分别为单向板横向对应于拉、压强度的应变强度;  $\gamma_{ij} (i \neq j)$  为单向板对应于剪切强度的剪切应变强度。

如果单元的各应变分量满足式(5)~式(9)任意一式, 就认为发生了对应的损伤破坏模式, 同一单元可以同时发生多种损伤模式。

### 3.3 材料性能突降准则

复合材料层板在疲劳载荷作用下, 当单元应力或应变达到失效阈值时, 该单元的材料性能将发生退化; 当同一单元发生多种破坏模式时, 对该单元

刚度进行重复退化。通过编写 VUMAT 用户子程序引入刚度折减系数的办法对损伤单元的材料性能进行退化, 采用 P. P. Camanho 等 [18] 在研究复合材料接头层合板时得出的材料参数退化模式, 如表 1 所示。

表 1 材料性能退化模式

Table 1 Degradation model of material properties

失效模式	性能退化方案
纤维拉裂	$E_{xx} = 0.07E_{xx}$
纤维挤压	$E_{xx} = 0.14E_{xx}$
基体拉裂	$E_{yy} = 0.2E_{yy}, G_{xy} = 0.2G_{xy}, G_{yz} = 0.2G_{yz}$
基体挤压	$E_{yy} = 0.4E_{yy}, G_{xy} = 0.4G_{xy}, G_{yz} = 0.4G_{yz}$
纤维剪切	$G_{xy} = \nu_{xy} = 0$

## 4 疲劳分层扩展分析流程

在疲劳载荷作用下, 复合材料层板的损伤是一个逐渐累积的过程。单元刚度不断折减、应力重分布, 材料性能不断退化, 分层逐渐扩展至整个结构, 最终导致层板完全破坏并失去承载能力。复合材料层板分层损伤扩展分析的计算流程图如图 2 所示。

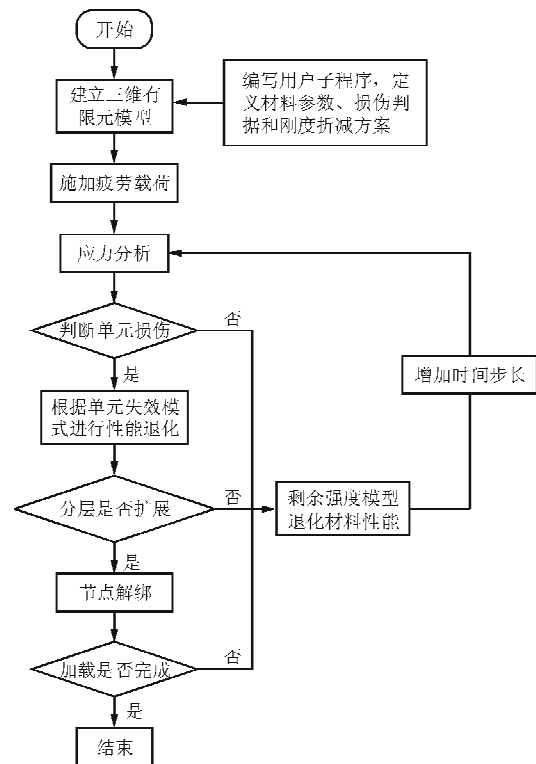


图 2 疲劳分层扩展分析的计算流程图  
Fig. 2 Calculation flowchart of fatigue delamination growth analysis

## 5 含一维分层损伤复合材料层板分层扩展分析

张璐等<sup>[14-15]</sup>通过实验方法研究了含一维分层复合材料层板在疲劳压缩载荷作用下的分层扩展行为。本文通过建立有限元模型进行仿真分析,并将计算结果与实验值进行对比。

### 5.1 复合材料层板有限元模型的建立

张璐等<sup>[14-15]</sup>的实验在疲劳实验机上进行,层板的几何模型如图 3 所示,上下均为自由边界。采用单向压缩位移载荷,大小为 0.3 mm。层板铺层顺序为[45/0/-45/0/45/90/-45/0/45/0/0/45/0/-45/90/45/0/-45/0/45]。长度  $L=100$  mm,宽度  $W=25$  mm,厚度  $T=2.4$  mm。尺寸为 15 mm 的一维穿透分层位于层板第 2 和第 3 单层之间。

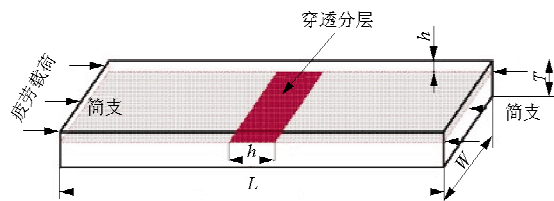


图 3 复合材料层板几何模型

Fig. 3 Geometry model of composite laminates

T700/TDE85 层板的材料性能参数如表 2 所示。

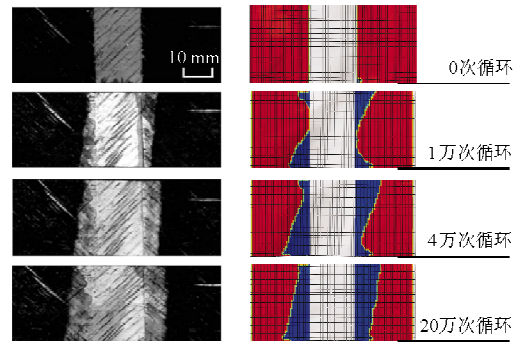
表 2 T700/TDE85 的材料性能参数

Table 2 Material property parameters of T700/TDE85

参数名称	数值	参数名称	数值
$E_{11}/\text{GPa}$	138	$X_c/\text{MPa}$	1 050
$E_{22}/\text{GPa}$	10.16	$Y_t/\text{MPa}$	24
$\nu_{12}$	0.28	$Y_c/\text{MPa}$	132
$G_{12}/\text{GPa}$	5.86	$S/\text{MPa}$	75
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$1.58 \times 10^3$	$G_{TC}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.092
$X_t/\text{MPa}$	2100	$G_{IC}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.269

### 5.2 实验结果与计算结果对比分析

含一维穿透分层复合材料层板在受到疲劳载荷作用下的分层扩展路径,如图 4 所示,实验分层图(图 4(a))引自文献<sup>[15]</sup>。



(a) 实验分层扩展图 (b) 有限元模拟扩展图

图 4 分层损伤扩展路径图

Fig. 4 Delamination damage propagation path

从图 4 可以看出,有限元模型的仿真分析计算结果与实验结果吻合较好。由于应力集中,随着疲劳载荷的施加,分层首先在边缘扩展,然后沿着边缘逐渐向中间扩展,最终达到一个稳定的扩展长度。实验和计算中,分层长度均定义为分层向左右两边分别扩展的最大长度之和,初始分层长度为 15 mm。在实验中,结合 C 扫描无损检测实时测量载荷循环加载时的分层扩展长度,并将有限元计算结果与实验值进行比较,如表 3 所示。

表 3 疲劳分层扩展长度

Table 3 Length of fatigue delamination growth

载荷循环次数 $N/(10^4 \text{ 次})$	疲劳分层长度/mm		误差/%
	实验值	有限元计算值	
0	15	15	0
1	22	21.5	-2.27
2	24	23.5	-2.08
3	26.5	25.5	-3.85
4	27.5	28	1.82
6	28.3	29	2.47
20	29.5	31.5	6.78

从表 3 可以看出,分层长度随着疲劳载荷的施加而不断增大,载荷施加到 60 000 次循环后,分层几乎不扩展;实验结果中分层长度最终稳定在 29.5 mm 不变,有限元计算中该值为 31.5 mm。

分层扩展长度随疲劳载荷施加的变化趋势如图 5 所示。

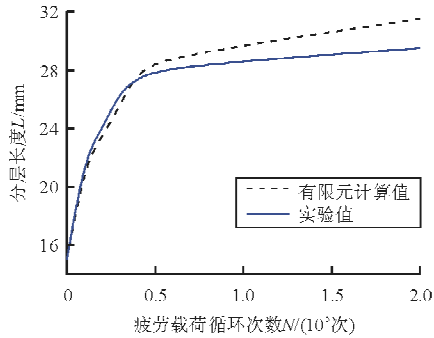


图 5 分层长度随载荷循环次数的变化

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

从图 5 可以看出,一维穿透分层扩展速率随着载荷循环次数的增加而不断下降,在分层扩展初期,分层扩展速率值下降速度较快,而在分层达到稳定阶段后,分层扩展速率值下降速度较为缓慢。

实验和有限元计算得到的分层扩展速率随疲劳载荷循环次数的变化情况如图 6 所示。

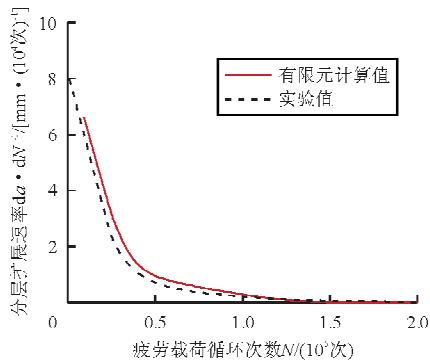


图 6 分层扩展速率随加载次数的变化

Fig. 6 Curve of delamination growth rate change with load cycle numbers

从图 6 可以看出,随着疲劳载荷循环次数的增加,分层长度与扩展速率在有限元模拟计算和实验中观察到的结果趋势相同;分层尺寸逐渐增加并且都在加载后期趋于稳定状态,而分层扩展速率在扩展初期就迅速减小,最终变为 0。因此,本文选用的有限元建模计算是有效的,可以作为疲劳实验研究的辅助分析方法,定性评价含分层损伤复合材料层板在受到疲劳载荷作用下的分层扩展行为。

## 6 含二维分层损伤复合材料层板分层扩展分析

### 6.1 复合材料层板有限元模型的建立

层板铺层顺序为 $[0/45/0/-45]_{4s}$ ,其完整几何模型如图 7 所示:正方形层板边长 $W = 100 \text{ mm}$ ,预置分层为圆形,圆心与层合板几何中心重合,直径 $D = 20 \text{ mm}$ ,层合板整体厚度 $H = 4.064 \text{ mm}$ ,分层位置 $h = 0.508 \text{ mm}$ ,单层板厚度为 $0.127 \text{ mm}$ ,预置分层位于第 4 和第 5 层之间。选用碳纤维环氧材料 AS4/3501-6,单层板的材料性能参数如表 4 所示。

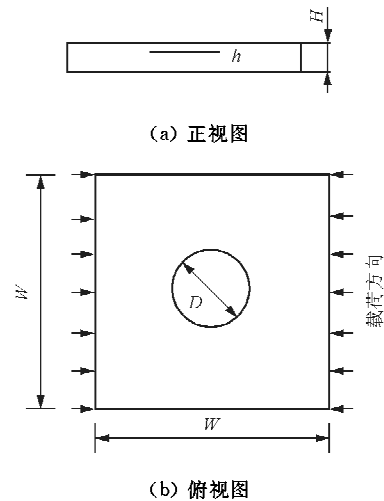


图 7 复合材料层板几何模型

Fig. 7 Geometry model of composite laminates

表 4 单层板的材料性能参数

Table 4 Material property parameters of single plate

参数名称	数值	参数名称	数值
$E_{11}/\text{GPa}$	142	$X_c/\text{MPa}$	1 440
$E_{22}/\text{GPa}$	10.3	$Y_t/\text{MPa}$	57
$\nu_{12}$	0.27	$Y_c/\text{MPa}$	228
$G_{12}/\text{GPa}$	7.2	$S/\text{MPa}$	71
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$1.6 \times 10^3$	$G_{TC}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.08
$X_t/\text{MPa}$	2 280	$G_{IIc}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	0.55

### 6.2 有限元模型边界条件及网格划分

层板上下边界均为自由边界,左右两边施加简支约束,在左边边界处施加位移载荷 $u = 0.42 \text{ mm}$ 。有限元网格模型如图 8 所示,采用 SC8R 壳单元离散,由于单元数目非常大,为了减小

计算量,对层板靠近左右两个边界的夹持段网格划得比较粗糙,上下层板的节点绑定(Tie)在一起,而对圆形分层附近的网格细化。基于 VCCT 将上下两层板除圆形分层和绑定的节点外,其他区域均采用 Bond 方法来虚设节点,以此模拟预置圆形分层。

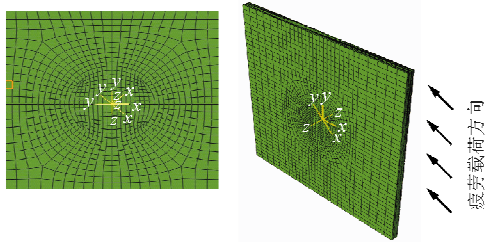


图 8 含分层损伤复合材料层板有限元网格模型  
Fig. 8 Finite element mesh model of composite laminates with delamination damage

### 6.3 计算结果分析

层板损伤扩展的形态随着疲劳载荷施加的变化如图 9 所示,预置圆形分层周围颜色发生变化的区域为已经释放的节点,在应力场中表现为应力集中,是分层向前扩展的主要前缘。

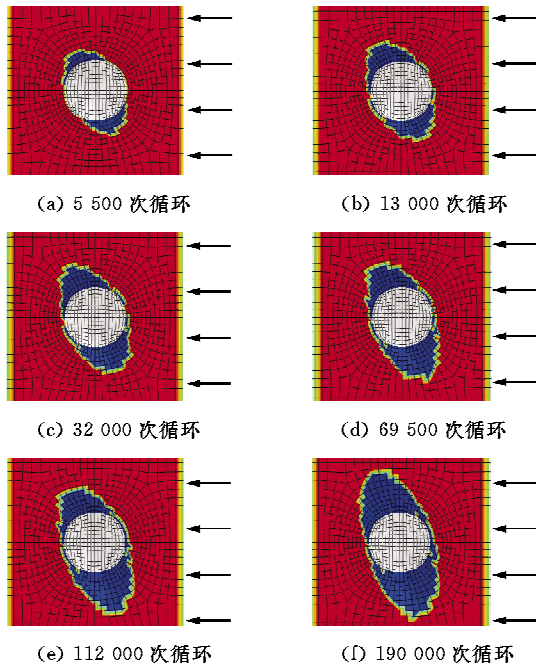


图 9 分层疲劳扩展路径数值模拟  
Fig. 9 Numerical simulation of fatigue delamination propagation path

从图 9 可以看出,经过疲劳载荷压缩破坏后,分层扩展的面积要大于预制分层的面积,分层扩展现象比较严重;在垂直于载荷方向,疲劳分层扩展

接近通透,分层形状表现为椭圆形,而且疲劳分层在扩展中,首先沿着垂直于载荷方向扩展,扩展速度较快,而沿着载荷方向扩展速度非常缓慢;在疲劳分层的中央,复合材料层板表现出相应的弧形形状,说明在整个扩展过程中,内部分层是按照相似的形状逐渐向前扩展的。S. C. Pradhan 等<sup>[5]</sup>通过实验方法也观察到了相同的扩展形态。

不同时期分层扩展的速率是不同的,模型的分层扩展长度与循环载荷次数之间的关系如图 10 所示。分层扩展长度定义为分层朝着垂直于载荷方向分别向上和向下扩展最大长度之和,初始分层长度(直径)为 20 mm。

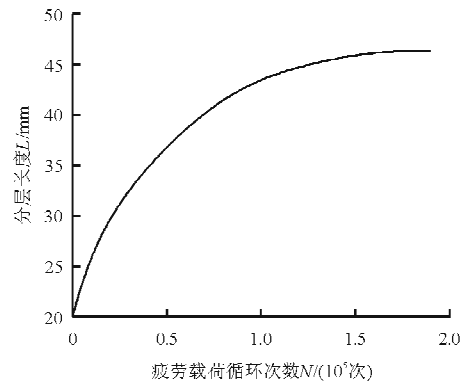


图 10 分层扩展长度随载荷循环次数的变化  
Fig. 10 Curve of delamination length change with load cycle numbers

从图 10 可以看出,疲劳分层扩展长度随载荷循环次数的增加呈增大趋势,起始时扩展速率很快,逐渐地增大趋势放缓,最终分层长度趋于一个定值不变。

由线弹性断裂力学可知,影响层板分层扩展的一个重要的参数是分层前缘的应变能释放率,分层过程中疲劳载荷施加 150 000 次循环后, I 型和 II 型应变能释放率沿着分层前缘的分布如图 11 所示。

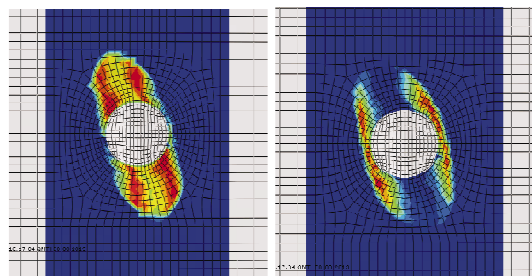


图 11 应变能释放率分布  
Fig. 11 Distribution of strain energy release rate

疲劳载荷循环次数为 150 000 次时,分层前缘的 I 型和 II 型应变能释放率的大小如图 12 所示,与图 11 应变能释放率分布一致。

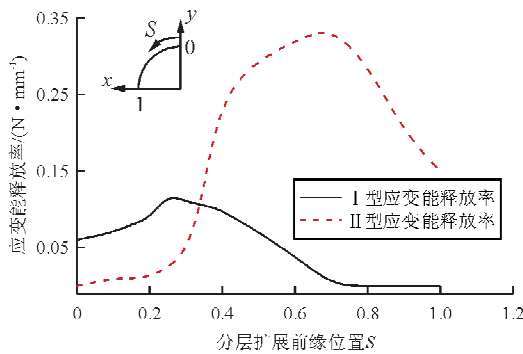


图 12 分层前缘的应变能释放率

Fig. 12 Strain energy release rate in the front of delamination growth

从图 11 和图 12 可以看出,沿着分层扩展方向主要是 I 型应变能释放率起着主导作用;当分层前缘节点处的各型应变能释放率达到扩展条件时,此节点自动解绑(debond),分层首先在沿  $y$  轴  $0$  度方向附近扩展,在下一步的平衡位置,临近节点的能量释放率就会增加,直到达到下一个临界断裂韧性,分层继续扩展。

## 7 结 论

(1) 利用 VCCT 计算的应变能释放率可以作为疲劳分层扩展判据,准确地模拟复合材料层板在受到疲劳载荷作用时的分层扩展行为。

(2) 含一维分层的复合材料层板经过疲劳载荷压缩破坏后,分层首先沿着边缘发生扩展,然后逐步向中间扩展,分层长度随着疲劳载荷地施加而不断增大,最终达到稳定值。

(3) 含二维分层的复合材料层板经过疲劳载荷压缩破坏后,分层扩展首先向着垂直于载荷的方向快速扩展,整个扩展过程中,内部分层是按照相似的弧形形状逐渐向前扩展的。

(4) 两种分层模式的分层扩展速率都随载荷循环次数增大而迅速减小,最终趋近于 0,分层扩展长度达到稳定值,此时继续施加循环载荷,分层将不会继续扩展。

### 参考文献

[1] 沈军, 谢怀勤. 航空用复合材料的研究与应用进展[J]. 玻

璃钢/复合材料, 2006(5): 48-54.

Shen Jun, Xie Huaiqin. Recent progress in study and application of composite materials for aeronautical engineering [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2006(5): 48-54. (in Chinese)

- [2] Tay T E. Characterization and analysis of delamination fracture in composite; an overview of developments from 1990 to 2001 [J]. Applied Mechanics Reviews, 2003, 56(1): 1-32.
- [3] 张阿樱, 张东兴, 李地红, 等. 碳纤维/环氧树脂层压板疲劳性能研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(6): 70-74. Zhang Aying, Zhang Dongxing, Li Dihong, et al. Advances of study on fatigue properties of carbon fiber reinforced epoxy laminates [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2010(6): 70-74. (in Chinese)
- [4] Singh S, Greenhalgh E. Delamination growth in epoxy-matrix composites under cyclic loading; implications for design and certification[C]. 8th European Conference on Composite Materials(ECCM-8), Naples, Italy, 1998.
- [5] Pradhan S C, Tay T E. Three-dimensional finite element modelling of delamination growth in notched composite laminates under compression loading[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1998, 60(2): 157-171.
- [6] 于志成. 复合材料疲劳 II 型层间裂纹扩展门槛值试验方法研究[J]. 固体力学学报, 2002, 23(4): 380-386. Yu Zhicheng. The investigation on test method for threshold of mode II fatigue delamination in composite laminates [J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2002, 23(4): 380-386. (in Chinese)
- [7] 陈春露. 含分层缺陷层合板分层疲劳性能的试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学材料科学与工程学院, 2011. Chen Chunlu. Study on fatigue delamination of laminated composites with pre-crack[D]. Harbin: School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [8] 崔志华. 复合材料层压板的疲劳特性[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996. Cui Zhihua. Fatigue properties of composite laminate[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [9] 陈春露, 刘文博, 张璐, 等. 复合材料层合板分层疲劳性能研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2012(1): 83-86. Chen Chunlu, Liu Wenbo, Zhang Lu, et al. Advances of study on fatigue delamination of laminated composites [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2012(1): 83-86. (in Chinese)
- [10] Rybicki E F, Kanninen M F. A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1977, 9(4): 931-938.
- [11] Yao W X, Himmel N. A new cumulative fatigue damage model for fiber-reinforced plastics[J]. Composites Science

- nautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 842-846. (in Chinese)
- [5] Moreira P M G P, Castro de P M S T. Fractographic analysis of fatigue crack growth in lightweight integral stiffened panels[J]. International Journal of Structural Integrity, 2010, 1(3): 233-258.
- [6] 马野, 许希武, 宁晋建. 整体加筋壁板裂纹扩展轨迹模拟及控制分析[J]. 固体力学学报, 2009, 30(3): 251-258.  
Ma Ye, Xu Xiwu, Ning Jinjian. An analysis of crack growth simulation and crack arrest in integrally stiffened panel[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2009, 30(3): 251-258. (in Chinese)
- [7] 王生楠, 张妮娜, 秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(4): 472-477.  
Wang Shengnan, Zhang Nina, Qin Jianbo. Exploring engineering significance of turning of longitudinal crack in integral airframe structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(4): 472-477. (in Chinese)
- [8] Pettit R G, Newman J C, Domack M S. Crack turning damage tolerance approach for integrally stiffened structure [C]. 19th ICAF Symposium, Edinburgh, 1997.
- [9] Isaksson P, Ståhle P. Mode II crack paths under compression in brittle solids—a theory and experimental comparison [J]. International Journal of Solids and Structures, 2002, 39(8): 2281-2297.
- [10] Isaksson P, Ståhle P. A directional crack path criterion for crack growth in ductile materials subjected to shear and compressive loading under plane strain conditions[J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40(13/14): 3523-3536.
- [11] 翟新康, 黄其青, 殷之平, 等. 飞机整体翼梁结构断裂特性分析研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(4): 71-74.  
Zhai Xinkang, Huang Qiqing, Yin Zhiping, et al. Frature properties analysis of wing beam integrated structure[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(4): 71-74. (in Chinese)
- [12] 司晓磊. 整体加筋翼梁结构破损安全性能研究[D]. 西安: 西北工业大学航空学院, 2009.  
Si Xiaolei. Study on the fail-safe performance of integral stiffened wing spar structure[D]. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)
- [13] 王自强, 陈少华. 高等断裂力学[M]. 北京: 科学出版社, 2009.  
Wang Ziqiang, Chen Shaohua. Higher fracture mechanics [M]. Beijing: Science Press, 2009. (in Chinese)
- [14] 崔振源, 苏斌. 复合型断裂准则[M]. 西安: 陕西科学技术出版社, 1991.  
Cui Zhenyuan, Su Bin. Compound fracture criterion[M]. Xi'an: Shaanxi Science and Technology Press, 1991. (in Chinese)

#### 作者简介:

张博平(1958—),男,副教授。主要研究方向:复合材料及结构应力分析、断裂和实验力学。

郭小华(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构疲劳断裂与可靠性分析。

史仁义(1962—),男,研究员。主要研究方向:飞行器结构设计。

崔卫军(1971—),男,研究员。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)

(上接第52页)

- and Technology, 2000, 60(1): 59-64.
- [12] Hashin Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1981, 47(4): 329-334.
- [13] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composites laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [14] Lu Zhang, Rongguo Wang, Chunlu Chen, et al. Delamination growth behavior in carbon fiber reinforced plastic angle ply laminates under compressive fatigue loads[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2012, 31(4): 259-267.
- [15] 张璐. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展行为与数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 2012.  
Zhang Lu. Numerical analysis and experimental study on propagation behavior of laminated composite plates with embedded delamination[D]. Harbin: Institute of Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)

#### 作者简介:

何凡(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:含分层损伤复合材料层合板疲劳分层扩展。

林智育(1980—),男,博士,副教授。主要研究方向:复合材料结构损伤容限/耐久性等。

(编辑:马文静)