

复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析研究



啜明月,姚辽军,果立成,孙毅

哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要:疲劳分层是导致复合材料结构失效的主要原因,建立有效的数值仿真分析方法,实现对疲劳分层的准确预测,对复合材料结构设计分析具有重要意义。本文针对复合材料 I 型疲劳分层扩展问题,参考相关文献已有研究,将 Paris 分层扩展准则与内聚力模型相结合,建立了疲劳分层扩展内聚力本构关系;并通过 ABAQUS 材料用户子程序二次开发,建立了疲劳分层扩展数值仿真分析模型,实现了对不同应力比下分层扩展行为的有效预测。研究表明,疲劳分层扩展速率随应力比的升高而上升;数值仿真结果与试验结果吻合很好,验证了本文所建立的数值仿真分析模型的有效性。

关键词:复合材料; 疲劳; 分层扩展; 数值仿真

中图分类号: V258

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.008

先进复合材料以其优异的力学性能及在结构轻量化方面的巨大潜力,已经广泛应用于航空航天领域。大量的试验研究和理论分析表明^[1],分层扩展是导致复合材料结构失效的主要原因,也是制约复合材料有效应用的主要障碍。疲劳载荷作用下的分层扩展会引起结构强度/刚度下降,甚至会导致结构在服役过程中发生灾难性破坏。美国联邦航空局 (FAA) 于 2009 年将复合材料结构的适航认证标准由无分层扩展修改为缓慢的分层扩展^[2]。这一重大修改对于复合材料结构设计、分析和认证逐渐产生深远影响。因此,目前迫切需要建立有效的分析预测方法,实现对复合材料疲劳分层扩展行为的有效表征。

内聚力模型 (CZM) 广泛应用于复合材料分层扩展数值仿真研究当中^[3-4]。针对疲劳分层扩展问题,相关学者^[5-14]将断裂力学疲劳分层扩展准则与损伤力学内聚力模型相结合,提出了不同形式的疲劳分层扩展内聚力本构关系。

目前,基于内聚力模型的复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析方法主要可以划分为以下三种。

第一种方法是通过对疲劳分层扩展过程区域中的内聚力单元进行退化,从而实现对疲劳分层扩展行为的模拟仿

真;采用这种方法进行疲劳分层数值仿真分析时,需要确定疲劳分层扩展过程区域的尺寸大小。为此,不同研究者^[5-7]对复合材料分层扩展中内聚力区域长度进行了深入分析讨论,给出了确定内聚力区域尺寸的计算方法。A. Turon^[8]和 P. Naghipour^[9]通过理论推导,建立了表征内聚力区域疲劳损伤演化的损伤变量 d_t 与 Paris 准则之间的函数关系,实现了对不同断裂模式下复合材料疲劳分层扩展行为的分析预测。Y. V. Skvortsov 等^[10]提出了一种采用位移控制的疲劳损伤演化方程,实现了对复合材料 I 型疲劳分层扩展行为的有效分析。P. W. Harper 等^[11]在疲劳分层扩展仿真分析中认为,过程区域发生疲劳损伤演化的内聚力单元占整个过程区域的一半,进而通过理论推导,建立了疲劳损伤变量 d_t 与 Paris 准则之间的函数关系,实现了对复合材料疲劳分层扩展行为的有效模拟。

第二种方法是通过对裂纹尖端处的内聚力单元进行疲劳退化,认为裂纹尖端单元的疲劳损伤速率即为当前的疲劳裂纹扩展速率,从而实现对复合材料疲劳分层扩展行为的分析和预测。采用这种方法进行疲劳分层扩展仿真模拟时,除了需要对裂纹尖端进行准确追踪之外,还需要对内聚力单元退化所对应的应变能释放率 G 进行合理分析计算。

收稿日期: 2023-06-21; 退修日期: 2023-08-11; 录用日期: 2023-09-13

基金项目: 航空科学基金(20200009077001)

引用格式: Chuai Mingyue, Yao Liaojun, Guo Licheng, et al. Numerical investigation on fatigue delamination growth in composite laminates [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10): 58-65. 啜明月,姚辽军,果立成,等. 复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 58-65.

相关研究表明^[12-16]：应变能释放率 G 的合理分析计算对于数值仿真预测结果存在显著影响。B. Landry 等^[12]采用裂纹尖端单元和其相邻单元的应变能释放率的加权平均值对裂纹尖端处内聚力单元进行疲劳退化，实现了对变幅疲劳载荷条件下复合材料分层扩展行为的有效模拟。为了获得合理的应变能释放率 G ，实现对裂纹尖端处内聚力单元的疲劳退化，C. C. Tao 等^[13]假设应变能释放率在过程区域中呈抛物线形式分布，据此提出了一种分析计算应变能释放率的方法，实现了对复合材料疲劳分层损伤演化的有效分析和预测。L. F. Kawashita 等^[14]在研究中认为，应采用内聚力单元完全失效时对应的应变能释放率 G_{\max}^{fail} 对裂纹尖端单元进行疲劳退化。为了准确获得 G_{\max}^{fail} ，C. C. Tao 等^[15-16]通过控制裂纹尖端单元的疲劳损伤速率，采用单元未完全失效时对应的应变能释放率近似代替 G_{\max}^{fail} ，实现了对复合材料疲劳分层扩展行为的有效模拟。

第三种方法是以初始疲劳分层扩展 $G-N$ 曲线或 $S-N$ 曲线作为输入参数，将每个疲劳分层扩展视为在给定载荷水平下所对应的初始疲劳分层扩展，从而实现了对复合材料疲劳分层扩展行为的分析表征。M. Zhu^[17]和 C. G. Davila^[18]对复合材料疲劳分层扩展的研究工作是这类方法的典型代表。

值得注意的是，先前采用前两种方法对复合材料的疲劳分层扩展行为进行数值仿真分析时，研究人员多以 Paris 曲线作为输入参数，并通过 Paris 曲线进行仿真预测，从而验证所提模型的有效性。但是，这种以输入预测输入的模型验证思路，并不能充分确保所提疲劳分层扩展模型的有效性和可靠性。本文分析认为，在对 Paris 曲线准确预测的基础之上，还应该对其他相关变量在疲劳分层扩展过程中变化情况进行预测，进而从多个方面验证模型的有效性和可靠性。为此，本文以复合材料 I 型疲劳分层扩展试验为基础，参考文献^[11]中所提出的复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析模型的基本理论框架，结合 ABAQUS 材料用户子程序二次开发，建立了疲劳分层扩展数值仿真分析模型；并通过疲劳分层扩展长度 a 、最大疲劳载荷 P_{\max} 、最大应变能释放率 G_{\max} 随疲劳循环次数 N 的变化情况进行分析预测，从多个方面充分验证了所提复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析模型的有效性和可靠性。

1 疲劳分层扩展内聚力本构关系

双线性形式的内聚力分层扩展本构关系被广泛应用于复合材料静态分层扩展数值仿真分析研究当中^[1,3]，如式(1)

所示

$$\sigma = \begin{cases} K\delta & \delta \leq \delta_0 \\ \sigma_{\max}(1-d) & \delta_0 < \delta < \delta_f \\ 0 & \delta \geq \delta_f \end{cases} \quad (1)$$

式中， K 为内聚力单元初始刚度； δ_0 为单元发生初始损伤时对应的张开位移； δ_f 为单元完全失效时对应的张开位移； σ_{\max} 为单元强度； σ 为对应张开位移为 δ 时单元的应力； d 为强度损伤变量，其具体定义为

$$d = \frac{\delta - \delta_0}{\delta_f - \delta_0} \quad (2)$$

以传统的双线性内聚力分层扩展本构关系为基础，P. W. Harper^[11]结合 A. Turon^[8]在复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析中的基本思路，提出了新的疲劳分层扩展内聚力本构关系。在复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析中，认为内聚力单元总的损伤变量 d_{tot} 包括静态损伤变量 d_s 和疲劳损伤变量 d_f 两部分，如式(3)所示

$$d_{\text{tot}} = d_s + d_f \quad (3)$$

式中，静态损伤变量 d_s 可以根据式(2)直接确定；疲劳损伤变量 d_f 与疲劳载荷循环次数 N 相关

$$\frac{\partial d_f}{\partial N} = \frac{\partial d_f}{\partial L_D} \frac{\partial L_D}{\partial N} \quad (4)$$

式中， L_D 为内聚力单元中发生疲劳损伤的长度，该尺寸可以根据式(5)分析计算

$$L_D = \frac{d_f}{1 - d_s} L_{\text{el}} \quad (5)$$

式中， L_{el} 为内聚力单元的尺寸大小。

P. W. Harper^[11]在研究中认为，过程区域发生静态损伤的区域长度 L_{qs} 和发生疲劳损伤的区域长度 L_{fat} 相等，即发生疲劳损伤区域的尺寸占整个过程区域长度 L_{CZ} 的一半

$$L_{\text{fat}} = L_{\text{qs}} = 0.5L_{\text{CZ}} \quad (6)$$

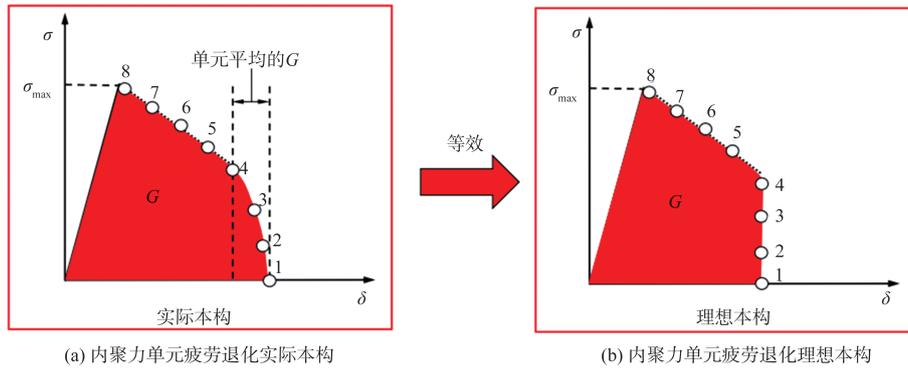
值得注意的是，分层前缘附近内聚力单元的疲劳损伤演化会导致其对应的张开位移略有增加，从而引起内聚力单元对应的应变能释放率 G 略有上升，如图 1(a)所示。为了提高计算效率和降低模型的复杂程度，研究人员多采用图 1(b)形式的本构关系对内聚力单元进行疲劳退化，即采用同一 G 值对发生疲劳损伤演化的内聚力单元进行退化。

在数值仿真分析中，认为总的疲劳裂纹扩展速率为发生疲劳损伤内聚力单元对应的损伤速率之和^[11]

$$\frac{\partial a}{\partial N} = \sum_{e \in L_{\text{fat}}} \frac{\partial L_D}{\partial N} = \frac{L_{\text{fat}}}{L_{\text{el}}} \frac{\partial L_D}{\partial N} \quad (7)$$

式中， $\partial L_D / \partial N$ 为发生疲劳损伤的内聚力单元对应的损伤速率， $L_{\text{fat}} / L_{\text{el}}$ 为发生疲劳损伤内聚力单元的数量。

由式(4)、式(5)和式(7)可得疲劳损伤变量演化速率与疲



(a) 内聚力单元疲劳退化实际本构

(b) 内聚力单元疲劳退化理想本构

图1 疲劳分层扩展内聚力本构^[11]Fig.1 Cohesive zone constitutive model for fatigue delamination^[11]

劳裂纹扩展速率之间的函数关系为

$$\frac{\partial d_f}{\partial N} = \frac{1 - d_s}{L_{fat}} \frac{\partial a}{\partial N} \quad (8)$$

裂纹扩展速率可以通过开展疲劳分层扩展试验,根据Paris曲线获得。本文研究中所采用的Paris准则的具体形式为

$$\frac{\partial a}{\partial N} = C(\Delta G)^n \quad (9)$$

式中, C 和 n 为曲线拟合参数; ΔG 定义为^[19]

$$\Delta G = \left(\sqrt{G_{max}} - \sqrt{G_{min}} \right)^2 \quad (10)$$

式中, G_{max} 和 G_{min} 分别为疲劳分层扩展过程中对应的最大/最小应变能释放率。

引入应力比 R ,式(10)可以写为

$$\Delta G = G_{max}(1 - R)^2 \quad (11)$$

在数值仿真分析中,每个内聚力单元对应的应变能释放率可以根据内聚力本构关系积分得到

$$G_{el,max} = \int_0^{\delta_{max}} \sigma(\delta) d\delta \quad (12)$$

为了提高数值仿真分析模型的计算效率,本文采用循环跳跃策略(cycle jump strategy)^[8]对疲劳损伤变量 d_f 进行更新。在 $N+\Delta N$ 个疲劳循环之后,疲劳损伤变量的更新算法为

$$d_{f,new} = d_{f,old} + \frac{\partial d_f}{\partial N} \Delta N \quad (13)$$

式中, $d_{f,old}$ 代表第 N 个疲劳循环对应的疲劳损伤变量; $d_{f,new}$ 代表第 $N+\Delta N$ 个疲劳循环对应的疲劳损伤变量。

2 复合材料 I 型疲劳分层扩展试验及数值仿真分析

2.1 疲劳分层扩展试验

参考 ASTM D5528 复合材料分层扩展试验标准,本文

设计、加工、制造了单向铺层双悬臂梁 DCB 分层扩展试验件;并在应力比 $R=0.1$ 和 0.5 条件下开展 I 型疲劳分层扩展试验,进而验证以上疲劳分层扩展本构关系的有效性和可靠性。

本文研究所选用的 DCB 分层扩展试验件采用 32 层碳纤维增强环氧树脂基复合材料预浸料 M30SC/DT120 手工铺贴而成,通过在中面层中插入 Teflon 薄膜以产生预制分层扩展 a_0 ,复合材料基本材料属性见表 1;DCB 分层扩展试验件的几何形式如图 2 所示,尺寸信息见表 2。

表 1 M30SC/DT120 及界面属性

Table 1 Mechanical properties of M30SC/DT120 and interface layer

材料属性	数值
E_{11}/GPa	155
E_{22}/GPa	7.8
G_{12}/GPa	5.5
ν_{12}	0.27
$G_{IC}/(\text{J/m}^2)$	291.2
σ_f/MPa	24
$K_f/(\text{N/mm}^3)$	10^4

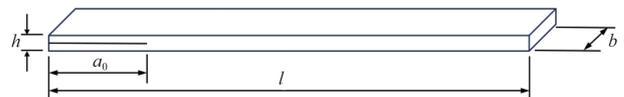


图2 DCB 试验件几何形式

Fig.2 DCB specimen geometry

复合材料 I 型疲劳分层扩展试验均在 10kN 的 MTS 液压伺服疲劳试验机上完成;疲劳试验采用位移加载模式进行控制,加载频率 5Hz。试验过程中,通过高分辨率的工业相机对分层扩展试验件侧边进行间隔拍照,从而对整个疲劳试验过程中的分层扩展长度进行监测。该试验测试系统如图 3 所示。

表2 DCB 试验件信息

Table 2 The information of DCB specimens

试验件编号	Spe-1	Spe-2	Spe-3	Spe-4
应力比	0.1	0.1	0.5	0.5
铺层方式	[0 ₁₆ /0 ₁₆]			
l/mm	200	200	200	200
b/mm	24.7	24.7	24.7	24.7
h/mm	5	5	5	5
a ₀ /mm	43.7	44.1	43.8	44.5
δ _{max} /mm	2.46	2.43	2.28	2.41

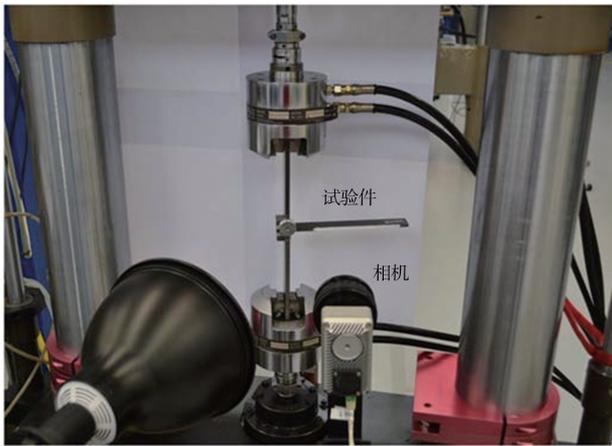


图3 疲劳分层扩展试验测试系统

Fig.3 Fatigue delamination propagation test system

2.2 疲劳分层扩展试验结果分析

本文采用 ASTM D5528 试验标准中修正的柔度法对复合材料分层扩展过程中的应变能释放率 G 进行分析计算

$$G = \frac{3P^2 C^{2/3}}{2A_1 b h} \quad (14)$$

式中, P 为张开位移为 δ 时对应的疲劳载荷; C 为柔度 δ/P ; b 为试验件宽度; h 为试验件厚度; A_1 为曲线拟合系数, 其具体定义如图 4 所示, a 为裂纹扩展长度。

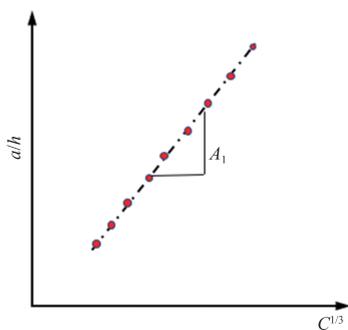


图4 参数 A_1 的定义

Fig.4 Definition of the parameter A_1

本文采用式(9)形式的 Paris 准则对疲劳分层扩展试验结果进行分析, 不同应力比下各试验件的 Paris 曲线拟合结果如图 5 所示。可以看出, 不同应力比下的疲劳分层扩展试验结果显著不同, 对应的 Paris 曲线差异明显; 同时, 随着应力比的升高, 复合材料的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 显著上升。相同应力比下的疲劳分层扩展试验结果吻合度很高, 对应的 Paris 曲线基本相同。

2.3 疲劳分层扩展数值仿真分析模拟

本文以内聚力单元为基础, 结合 ABAQUS 材料用户子程序二次开发, 将疲劳分层扩展损伤演化方程(式(8))内嵌入内聚力单元中对复合材料 I 型疲劳分层扩展行为进行预测。算法流程如图 6 所示。

疲劳分层扩展数值仿真分析模型如图 7 所示。通过在分层扩展路径上布置内聚力单元对疲劳分层扩展进行模拟。具体数值仿真分析中, 采用相关文献中采用的包络载荷法^[10-11, 13-17]对疲劳加载过程进行模拟。

不同应力比下的复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析结果如图 8~图 11 所示。可以看出, 采用本文所建立的疲劳分层扩展数值仿真分析模型能够对不同应力比下的分层扩展全过程进行有效预测。特别需要指出的是, 采用本文所建立的模型不仅可以对不同应力比 R 下的 Paris 曲线进行复现, 而且可以对疲劳分层扩展长度 a 、最大应变能释放率 G_{max} 和最大疲劳载荷 P_{max} 随疲劳循环次数 N 的变化情况进行准确预测, 预测结果和试验结果均吻合很好。从而充分地验证了本文所建立的复合材料疲劳分层扩展数值仿真模型的有效性和可靠性。

3 结论

本文参考文献[11]中提出的疲劳分层扩展本构模型的基本理论框架, 结合 ABAQUS 材料用户子程序 VUMAT 二次开发, 建立了复合材料疲劳分层扩展数值仿真分析模型, 对不同应力比下的复合材料 I 型疲劳分层扩展行为进行了数值仿真研究。

采用本文所建立的疲劳分层扩展数值仿真模型不仅能够对不同应力比下复合材料疲劳分层扩展 Paris 曲线进行准确预测, 而且能够对裂纹扩展长度 a 、最大应变能释放率 G_{max} 和最大疲劳载荷 P_{max} 随疲劳循环次数 N 的变化情况进行有效分析, 数值仿真结果和试验结果吻合很好, 具有很高的预测精度, 充分验证了本文所建立的疲劳分层扩展数值仿真模型的有效性和可靠性; 为复合材料结构设计分析提供了分析方法和模型保证。

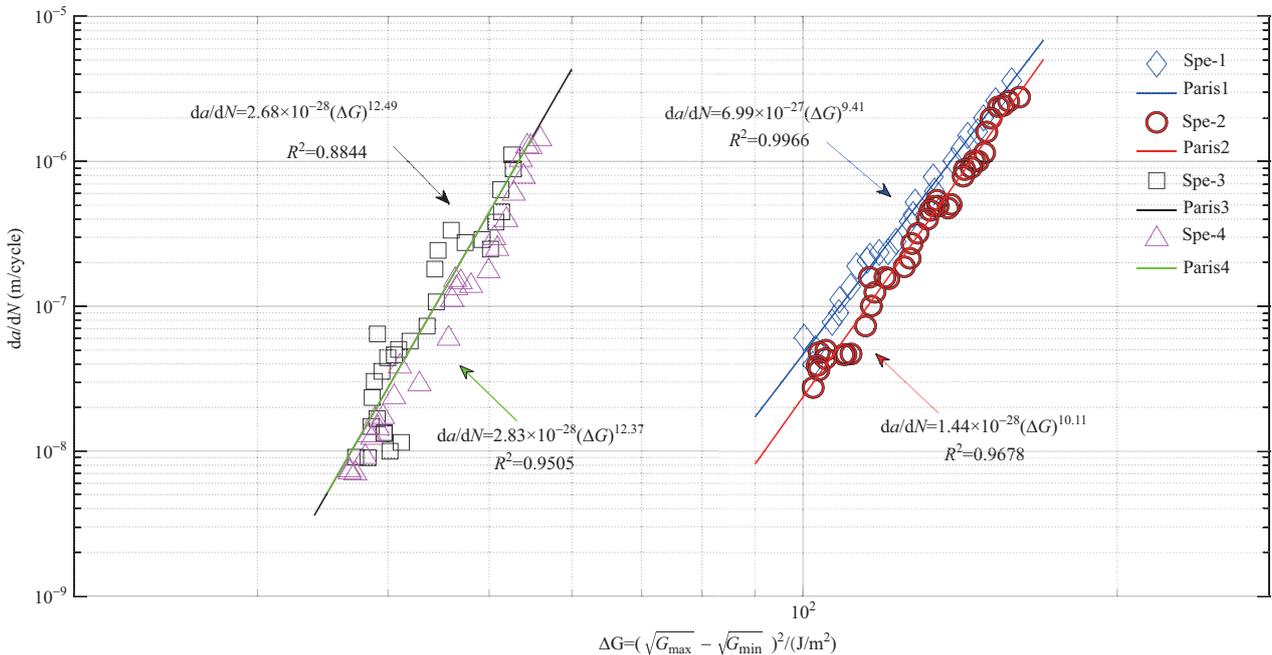


图5 疲劳分层扩展试验结果分析
Fig.5 Fatigue delamination data analysis

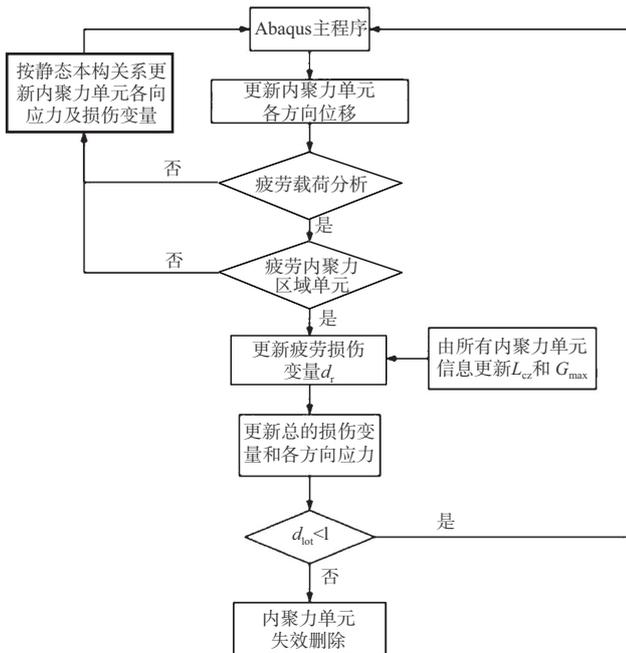


图6 VUMAT子程序流程
Fig.6 VUMAT subroutine flowchart

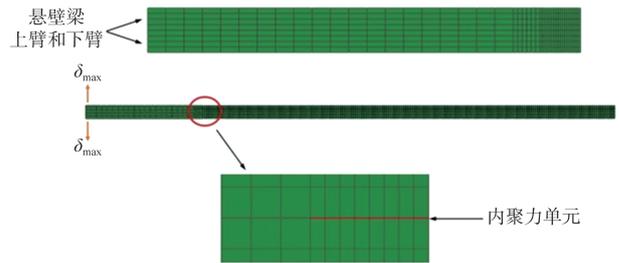


图7 DCB疲劳分层扩展有限元模型
Fig.7 DCB finite element model of fatigue delamination

参考文献

[1] 赵丽滨,龚愉,张建宇. 纤维增强复合材料层合板分层扩展行为研究进展[J]. 航空学报, 2019,40(1):171-199.
Zhao Libin, Gong Yu, Zhang Jianyu. A survey on delamination

growth behavior in fiber reinforced composite laminates[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1):171-199. (in Chinese)
[2] 林建鸿,王彬文. 飞机疲劳失效适航规章演变历程回顾[J]. 航空科学技术,2022,33(3):39-51.
Lin Jianhong, Wang Binwen. Evolution history of airworthiness regulations for aircraft structural fatigue designs[J]. Aeronautical Science & Technology,2022,33(3):39-51. (in Chinese)
[3] 李西宁,王悦舜,周新房. 复合材料层合板分层损伤数值模拟方法研究现状[J]. 复合材料学报, 2021, 38(4):1076-1086.
Li Xining, Wang Yueshun, Zhou Xinfang. Status of numerical simulation methods for delamination damage of composite laminates[J]. Acta Meteriae Composite Sinica, 2021, 38(4):

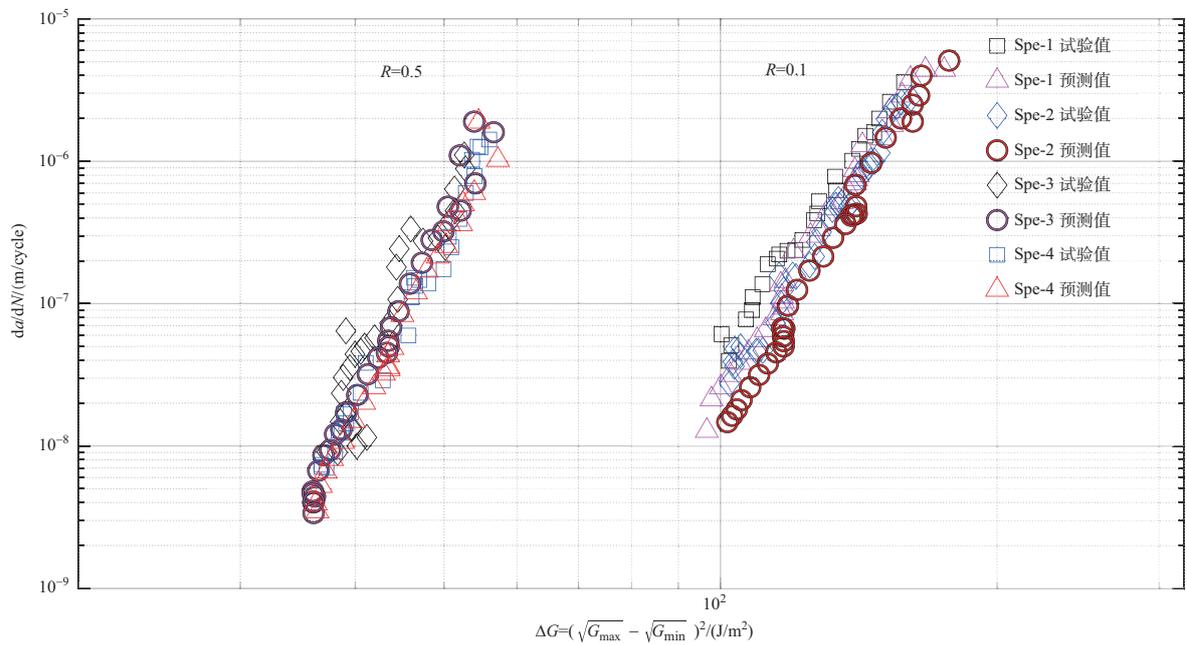


图8 Paris曲线模拟结果

Fig.8 Paris curve simulation results

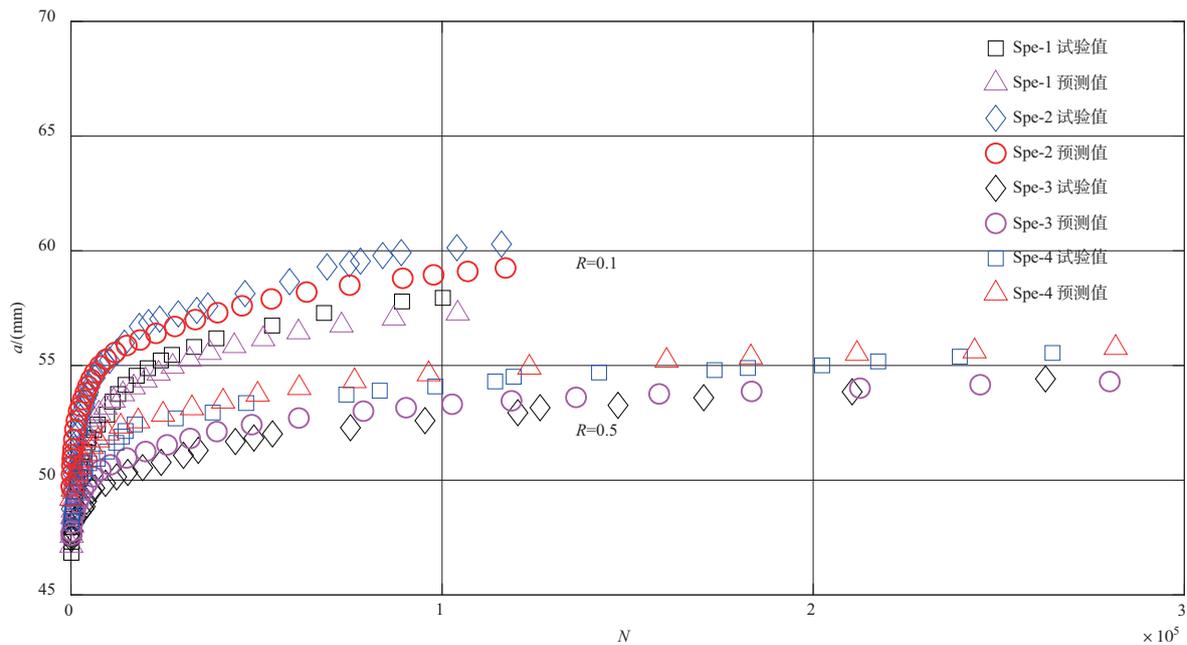


图9 裂纹扩展长度随疲劳循环次数的变化

Fig.9 Fatigue crack length with fatigue cycles

1076-1086. (in Chinese)

[4] 徐建新,宋依良,郭巧荣.一种考虑脆性断裂的三线性内聚力模型[J].航空科学技术,2023,34(3): 97-103.

Xu Jianxin, Song Yiliang, Guo Qiaorong. A trilinear cohesive model considering brittle fracture[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023,34(3):97-103. (in Chinese)

[5] Soto A, González E V, Maimí P, et al. Cohesive zone length of orthotropic materials undergoing delamination[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2016,159: 174-188.

[6] Esmaili A, Taheri-Behrooz F. Effect of cohesive zone length on the delamination growth of the composite laminates under cyclic loading[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 237:

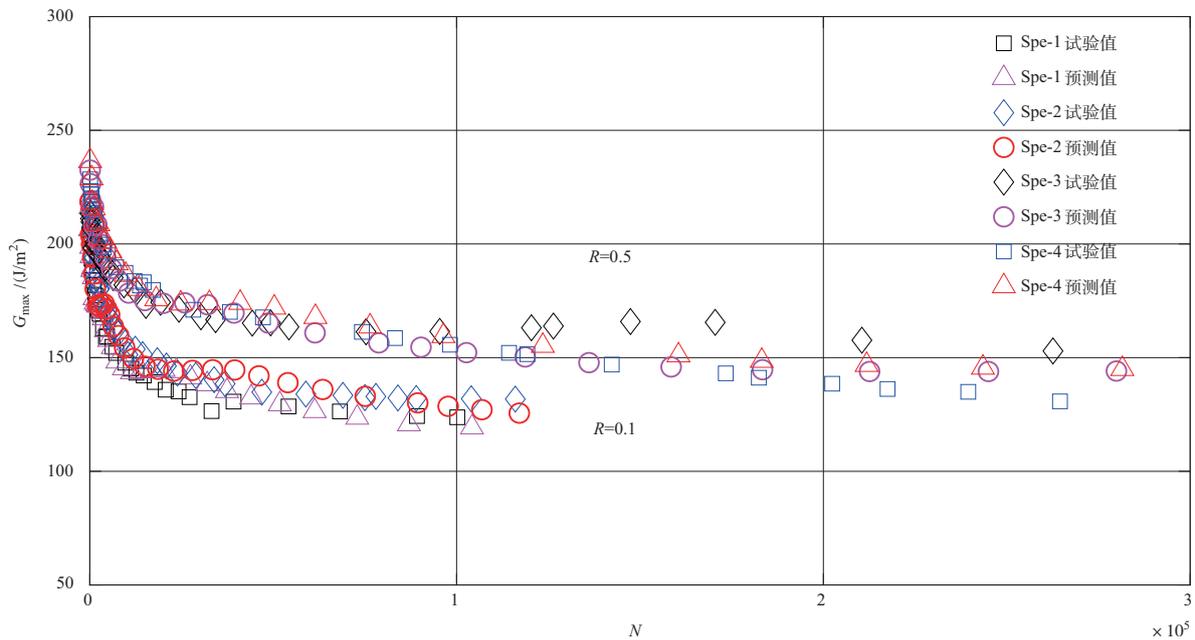


图 10 最大应变能释放率 G_{\max} 随疲劳循环次数的变化

Fig.10 The decrease of G_{\max} with fatigue cycles

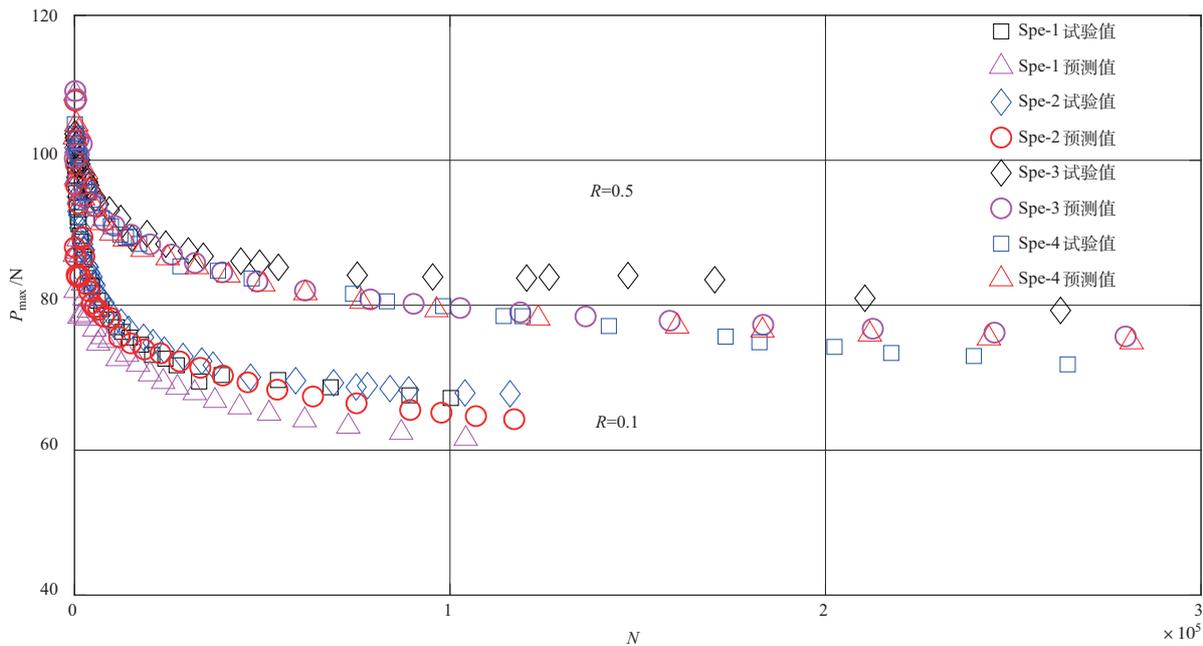


图 11 最大疲劳载荷 P_{\max} 随疲劳循环次数的变化

Fig.11 The decrease of P_{\max} with fatigue cycles

107246.

- [7] Harper P W, Hallett S R. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75: 4774-4792.
- [8] Turon A, Costa J, Camanho P P, et al. Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue[J].

Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(11): 2270-2282.

- [9] Naghipour P, Bartsch M, Voggenreiter H. Simulation and experimental validation of mixed mode delamination in multidirectional CF/PEEK laminates under fatigue loading[J]. International Journal of Solids and Structures, 2011, 48(6):

- 1070-1081.
- [10] Skvortsov Y V, Chernyakin S A, Glushkov S V, et al. Simulation of fatigue delamination growth in composite laminates under mode I loading[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2016, 40(15-16): 7216-7224.
- [11] Harper P W, Hallett S R. A fatigue degradation law for cohesive interface elements: Development and application to composite materials[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(11): 1774-1787.
- [12] Landry B, LaPlante G. Modeling delamination growth in composites under fatigue loadings of varying amplitudes[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43(2): 533-541.
- [13] Tao C C, Qiu J H, Yao W X, et al. A novel method for fatigue delamination simulation in composite laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2016, 128: 104-115.
- [14] Kawashita L F, Hallett S R. A crack tip tracking algorithm for cohesive interface element analysis of fatigue delamination propagation in composite materials[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2012, 49(21): 2898-2913.
- [15] Tao C C, Mukhopadhyay S, Zhang B, et al. An improved delamination fatigue cohesive interface model for complex three-dimensional multi-interface cases[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, 107: 633-646.
- [16] Tao C C, Zhang C, Ji H L, et al. On the energy release rate extraction and mixed mode behavior of fatigue cohesive model [J]. *Composite Structures*, 2020, 239: 112038.
- [17] Zhu M, Gorbatikh L, Lomov S V. An incremental-onset model for fatigue delamination propagation in composite laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 2020, 200: 108394.
- [18] Davila C G. From S-N to the Paris law with a new mixed-mode cohesive fatigue model for delamination in composites [J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2020, 106: 102499.
- [19] 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, 71:230-238.

Numerical Investigation on Fatigue Delamination Growth in Composite Laminates

Chuai Mingyue, Yao Liaojun, Guo Licheng, Sun Yi

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: Fatigue delamination growth is one of the most important reasons for the failure of composite structures. It is therefore necessary to have reliable numerical methods to accurately determine fatigue delamination behavior. To this aim, a fatigue delamination constitutive, based on the Paris law and the cohesive zone formulation, has been proposed to represent mode I crack growth in composite laminates at different stress ratios. This constitutive was subsequently implemented in ABAQUS via programming user subroutine VUMAT to determine fatigue delamination behavior. The results clearly demonstrated that fatigue delamination growth can be accurately represented via this proposed model. The numerical simulation results agree well with the experimental data, demonstrating the accuracy and validity of the proposed model.

Key Words: composite laminates; fatigue; delamination; numerical simulation

Received: 2023-06-21; Revised: 2023-08-11; Accepted: 2023-09-13

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20200009077001)