

文章编号: 1674-8190(2022)04-091-10

# 复合材料单搭胶接接头静力与疲劳裂纹扩展研究

拓宏亮<sup>1</sup>, 吴涛<sup>2</sup>, 卢智先<sup>3</sup>, 马晓平<sup>4</sup>

(1. 长安大学 理学院, 西安 710064)

(2. 长安大学 建筑工程学院, 西安 710061)

(3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(4. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

**摘要:** 胶层裂纹是复合材料胶接接头的常见损伤形式之一, 严重影响复合材料结构的完整性。以胶接结构中常见的复合材料单搭胶接接头为研究对象, 建立其三维数值模型, 采用双线性内聚力本构关系表征静态裂纹扩展, 并将静态模型扩展至疲劳裂纹扩展模型; 结合静力与疲劳试验, 对单搭胶接接头的应力应变分布规律、裂纹扩展与破坏机理展开研究。结果表明: 单搭胶接接头在静力和疲劳载荷下, 由于偏心拉伸应变呈非线性变化, 搭接区域两端由于应力集中首先出现裂纹, 由两端向中央区域扩展并迅速贯穿整个搭接区域, 静力失效模式为内聚破坏, 疲劳断面为界面脱胶。

**关键词:** 复合材料; 单搭胶接接头; 裂纹扩展; 静态; 疲劳

中图分类号: V214.8; TB33

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.04.10

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Study on Static and Fatigue Cracks Propagation of Single-lap Bonded Composite Joints

TUO Hongliang<sup>1</sup>, WU Tao<sup>2</sup>, LU Zhixian<sup>3</sup>, MA Xiaoping<sup>4</sup>

(1. School of Science, Chang'an University, Xi'an 710064, China)

(2. School of Civil Engineering, Chang'an University, Xi'an 710061, China)

(3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(4. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The crack in adhesives is one of the common damage patterns in composite adhesive structures, which will affect the integrity of composite structures. In this paper, the single-lap bonded composite joints which are the common adhesive structures in aircraft are chosen as the study object. The three-dimensional numerical model is established with the bilinear cohesive constitutive relation characterizing the static crack propagation, and then the static model is extended to fatigue crack propagation model. The distribution of stress and strain, crack propagation and failure mechanism are studied by using the experiment and numerical methods. The results show that the strain of single-lap adhesive joints varies nonlinearly under static and fatigue loadings because of the eccentric tension. Due to the stress concentration, fatigue cracks appear on both ends of the lapped area firstly, and then extend to the central area until cover the whole lapped area. The static failure mode is cohesive failure, and the interface debonding failure is observed in fatigue fracture.

**Key words:** composites; single-lap bonded joints; crack propagation; static; fatigue

收稿日期: 2021-08-28; 修回日期: 2021-12-04

基金项目: 中央高校基本科研业务费(300102122102); 陕西省自然科学基金基础研究计划项目(2021JQ-216)

通信作者: 拓宏亮, 382639909@qq.com

引用格式: 拓宏亮, 吴涛, 卢智先, 等. 复合材料单搭胶接接头静力与疲劳裂纹扩展研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 91-100.

TUO Hongliang, WU Tao, LU Zhixian, et al. Study on static and fatigue cracks propagation of single-lap bonded composite joints [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 91-100. (in Chinese)

## 0 引言

复合材料由于具有高比刚度、高比强度及良好的可设计性等优点,在地面交通工具的轻量化工程和航空航天结构减重中发挥着重要作用。胶接是复合材料重要的连接形式之一,和机械连接相比,具有重量轻、减缓应力集中、保证完整的结构外形等显著优点<sup>[1-3]</sup>。复合材料单搭胶接接头由于其易加工装配、成本低且传载稳定,在飞机结构中有着广泛的应用。单搭胶接接头在服役期间将承受静力和疲劳载荷,由于偏心拉伸,极易产生胶层裂纹,给结构的安全服役带来隐患。因此,对飞机结构中常用的单搭胶接接头的裂纹扩展问题展开深入研究具有重要意义<sup>[4-5]</sup>。

静态裂纹扩展方面,关志东等<sup>[6]</sup>针对复合材料 I 型裂纹,构建了界面本构关系模型,采用显式求解算法求解该模型,具有较好的收敛性,并通过 DCB 试验验证了该模型;Xu W 等<sup>[7]</sup>采用双线性内聚力模型研究了胶接接头中胶层厚度对界面和结构整体强度的影响;刘伟先等<sup>[8-9]</sup>基于经典梁理论,采用双线性内聚力本构模型,对 DCB 和 ENF 裂纹扩展过程进行数值求解,研究界面参数对数值结果的影响,为界面参数选取提供理论和数值支持;梁祖典等<sup>[10]</sup>通过试验和数值方法研究复合材料单搭胶接接头的应力分布、承载能力及失效机理,揭示搭接长度和胶接厚度对承载能力的影响规律;王晓宏等<sup>[11]</sup>对复合材料单搭胶接接头的应力分布规律及承载能力影响因素进行了研究;那景新等<sup>[12]</sup>研究了单双搭接接头经高温老化后的强度、失效形式及老化机理;原文慧等<sup>[13]</sup>研究了碳纳米管对单搭胶接接头拉伸和弯曲力学性能的增强机理;胡春幸等<sup>[14]</sup>基于遗传算法对碳纤维增强树脂复合材料单搭胶接结构进行了多目标优化,以提高其结构性能;I. Floros 等<sup>[15]</sup>采用内聚力单元方法研究单搭胶接接头的裂纹扩展规律,分析了螺栓对胶层裂纹扩展的阻滞作用;L. D. C. Ramalho 等<sup>[16]</sup>基于临界纵向应变准则、径向点插值法及无网格法建立复合材料单搭胶接接头强度预测方法。

疲劳裂纹扩展方面,P. Harper<sup>[17]</sup>定义了与

Paris 公式相关的疲劳损伤演化率,对内聚力区域尺寸进行细致讨论,基于显式求解器实现对疲劳裂纹扩展的模拟,并对单搭接接头的裂纹扩展问题进行验证;张璐<sup>[18]</sup>对含裂纹缺陷复合材料层合板的屈曲及裂纹扩展进行研究,建立了简化的疲劳裂纹扩展模型;B. Landry 等<sup>[19]</sup>对变幅疲劳加载下 I 型疲劳裂纹扩展进行数值研究;H. Khoramishad 等<sup>[20]</sup>采用双线性牵引力-张开位移表征胶接接头的渐进损伤演化行为,结合基于应变的疲劳损伤模型模拟疲劳裂纹扩展过程;L. Yao 等<sup>[21]</sup>系统研究了纤维桥联作用对 I 型疲劳裂纹扩展的影响;C. Tao 等<sup>[22-23]</sup>采用扩展界面单元,改进裂纹尖端算法,利用局部单元节点信息和应变能释放率方法对 Paris 公式进行修正,从而有效降低了网格敏感度,并进行 DCB 和 4ENF 算例验证,结果表明模型具有较高的精度和较低的网格依赖性;郭霞等<sup>[24]</sup>研究了复合材料胶接结构的拉-拉疲劳特性,分析其刚度衰减特性和失效模式;曹双辉等<sup>[25]</sup>通过疲劳试验研究了复合材料阶梯式胶接结构的疲劳损伤与断口形貌。

目前,国内外对复合材料单搭胶接接头的静态和疲劳裂纹扩展的研究多聚焦于不同参数对承载能力及失效模式的影响,对裂纹扩展规律和失效机理的研究不够充分。因此,本文以单搭胶接接头为研究对象,针对其静态和疲劳裂纹扩展问题,进行静力和疲劳试验,采用双线性内聚力本构关系表征静态裂纹扩展,进一步结合断裂力学理论,发展疲劳裂纹扩展模型;通过试验和数值模拟,对复合材料单搭胶接接头的应变分布规律、裂纹扩展和失效机理展开研究。

## 1 胶层裂纹扩展模型

### 1.1 静态裂纹扩展模型

内聚力模型通过裂纹尖端的牵引力与相对位移关系表征裂纹起始与扩展两个过程,是研究复合材料胶接结构裂纹起始和扩展的有效方法之一。因此,本文采用牵引力-一位移双线性本构关

系模拟单搭胶接接头的静态裂纹扩展。

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{Bmatrix} \tau_3 \\ \tau_1 \\ \tau_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_3 \\ \delta_1 \\ \delta_2 \end{Bmatrix} = \mathbf{K}\boldsymbol{\delta} \quad (1)$$

式中:  $\boldsymbol{\tau}$  和  $\boldsymbol{\delta}$  分别为名义应力和张开位移;  $\mathbf{K}$  为刚度矩阵。

鉴于胶层裂纹一般都是混合型裂纹,故采用基于二次名义应力的损伤起始准则预测胶层裂纹的起始。

$$\left( \frac{\langle \tau_3 \rangle}{\sigma_n^0} \right)^2 + \left( \frac{\tau_1}{\sigma_s^0} \right)^2 + \left( \frac{\tau_2}{\sigma_t^0} \right)^2 = 1 \quad (2)$$

式中:  $\tau_i (i=1, 2, 3)$  为单一裂纹模式的应力分量;  $\sigma_n^0$ 、 $\sigma_s^0$  和  $\sigma_t^0$  分别为 I、II 和 III 型裂纹的强度;  $\langle \tau_3 \rangle$  为 Macaulay 算子, 表明法向压缩载荷对裂纹起始不产生贡献。

定义混合模式下的等效张开位移为

$$\delta_m = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \langle \delta_3 \rangle^2} = \sqrt{\delta_{\text{shear}}^2 + \langle \delta_3 \rangle^2} \quad (3)$$

则可根据二次名义应力准则计算起始的等效张开位移  $\delta_m^0$ 。

混合模式下的断裂韧性可通过 B-K 准则来表征。

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left( \frac{G_{\text{shear}}}{G_T} \right)^\eta = G_c \quad (4)$$

式中:  $G_{Ic}$  与  $G_{IIc}$  分别为 I、II 型临界能量释放率;  $G_{\text{shear}} = G_{II} + G_{III}$ ;  $G_T = G_I + G_{II} + G_{III}$ ;  $\eta$  为 B-K 准则中的参数, 可通过试验参数拟合求得。

完全失效后, 最终张开位移  $\delta_m^f$  可通过 B-K 准则求得。则混合型裂纹的损伤变量  $d$  可由  $\delta_m^0$ 、 $\delta_m^f$  以及最大等效张开位移  $\delta_m^{\text{max}}$  求得。

$$d = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{\text{max}} - \delta_m^0)}{\delta_m^{\text{max}} (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (0 \leq d \leq 1) \quad (5)$$

## 1.2 疲劳裂纹扩展模型

胶接结构在疲劳循环载荷下, 会产生疲劳裂纹, 并不断扩展, 严重降低结构的承载能力。复合材料单搭胶接接头的疲劳裂纹扩展可以通过改进的牵引力—张开位移本构模型来模拟。在疲劳裂纹扩展模型中, 除静态载荷导致的损伤  $d_s$  之外, 损

伤还包括疲劳载荷造成的损伤  $d_f$ 。  $d_s$  可通过 1.1 节的静态裂纹扩展模型计算, 疲劳损伤变量  $d_f$  则可由如下方法计算获得。

疲劳裂纹扩展中的损伤因子  $d$  随疲劳循环  $N$  的演化率可表示为  $\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{\partial d}{\partial A_d} \frac{\partial A_d}{\partial N}$ ,  $A_d$  为单元损伤区域面积。疲劳裂纹扩展中的耗散能量如图 1 所示, 可以看出: 单元损伤面积  $A_d$  和单元总面积  $A^e$  之比可表示为损伤演化过程中耗散能量  $G_d$  和临界能量释放率  $G_c$  之比。

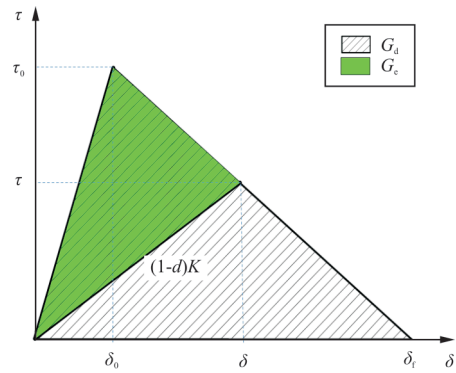


图1 疲劳裂纹扩展中的耗散能量

Fig. 1 The consumed energy in the process of fatigue crack propagation

$$\frac{A_d}{A^e} = \frac{G_d}{G_c} = \frac{d\delta_m^0}{\delta_m^f(1-d) + d\delta_m^0} \quad (6)$$

则  $\frac{\partial d}{\partial A_d}$  可从式(6)两侧同时对  $A_d$  进行求导

而得。

$$\frac{\partial d}{\partial A_d} = \frac{1}{A^e} \frac{[\delta_m^f(1-d) + d\delta_m^0]^2}{\delta_m^0 \delta_m^f} \quad (7)$$

疲劳循环加载下, 裂纹前缘的损伤区域面积不断扩展, 损伤区域面积  $A_d$  的增加等于该区域内各内聚力单元损伤面积  $A_d^e$  增加之和:

$$\frac{\partial A}{\partial N} = \sum_{e \in A_d} \frac{\partial A_d^e}{\partial N} = \frac{A_{CZ}}{A^e} \frac{\partial A_d}{\partial N} \quad (8)$$

式中:  $A_{CZ}$  为损伤的面积;  $\frac{A_{CZ}}{A^e}$  为该区域的单元数量。

公式(8)的具体假设及详细推导可参考文献[26]。

重新整理公式(8), 可得

$$\frac{\partial A_d}{\partial N} = \frac{A^e}{A_{cz}} \frac{\partial A}{\partial N} \quad (9)$$

将式(7)和式(9)代入  $\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{\partial d}{\partial A_d} \frac{\partial A_d}{\partial N}$ , 可得

$$\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{1}{A_{cz}} \frac{[\delta_m^f(1-d) + d\delta_m^0]^2}{\delta_m^0 \delta_m^f} \frac{\partial A}{\partial N} \quad (10)$$

式中:  $\frac{\partial A}{\partial N}$  为疲劳裂纹扩展速率, 可以根据断裂力

学中的 Paris 公式(式(11))计算获得。

$$\frac{\partial A}{\partial N} = C \left( \frac{\Delta G}{G_c} \right)^{m^*} \quad (G_{th} < G_{max} < G_c) \quad (11)$$

式中:  $\Delta G$  和  $G_{max}$  可通过内聚力本构模型(如图 2 所示)计算获得;  $G_c$  为混合型裂纹的临界能量释放率;  $C$  和  $m^*$  为 Paris 公式中的材料参数, 其中  $m^*$  是为了区分混合型裂纹(mixed mode)中的缩写  $m$ 。

$$\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{1}{A_{cz}} \frac{[\delta_m^f(1-d) + d\delta_m^0]^2}{\delta_m^0 \delta_m^f} C \left\{ \frac{\tau_m^0}{2} \left[ \delta_m^f - \frac{(\delta_m^f - \delta_m^{max})^2}{\delta_m^f - \delta_m^0} \right] \frac{(1-R^2)}{G_c} \right\}^{m^*} \quad (G_{th} < G_{max} < G_c) \quad (13)$$

基于式(13)求得  $\frac{\partial d}{\partial N}$  的值, 进一步根据计算效率确定疲劳循环增量  $\Delta N$ , 则新的疲劳损伤变量可根据式(14)计算获得。

$$d_{f,new} = d_{f,old} + \frac{\partial d}{\partial N} \Delta N \quad (14)$$

## 2 单搭胶接接头静态裂纹扩展

对复合材料单搭胶接接头进行静力拉伸试验, 结合有限元数值计算, 研究其静力变形规律、损伤演化和失效机理。

单搭胶接接头静力试验件示意图如图 3 所示, 为了减少试验件的分散性, 选取三件试验件, 层合板材料为 T300/CYOM989, 预浸料单层名义厚度为 0.25 mm, 试验件铺层为  $[-45/0/45/0/-45/0/90]_s$ , 胶层采用的材料为 locotte 胶膜, 其名义厚度为 0.12 mm。为了减小加载偏心对试验的影响, 避免夹持端在加载过程中产生损伤, 在夹持端采用加强片, 其材料为 T300/CYOM989, 加强区域长度为 50 mm。静力拉伸试验在 INSTRON 8872 多功能试验机上完成, 横梁控制方式为位移加载, 拉伸速率为 1 mm/min。

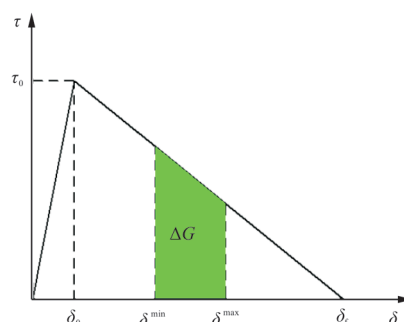


图 2 能量释放率变化幅值

Fig. 2 Variation of the energy release rate

引入参数  $R^2 = \frac{G_{min}}{G_{max}}$ , 则  $\Delta G$  可表示为

$$\Delta G = \frac{\tau_m^0}{2} \left[ \delta_m^f - \frac{(\delta_m^f - \delta_m^{max})^2}{\delta_m^f - \delta_m^0} \right] (1-R^2) \quad (12)$$

根据上述推导, 可确定  $\frac{\partial d}{\partial N}$  的表达式为

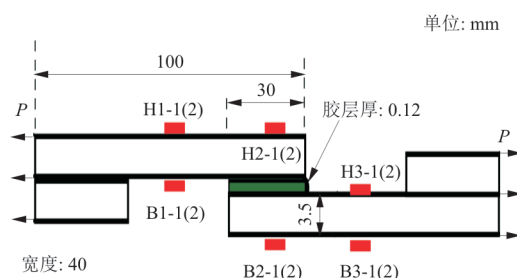


图 3 单搭胶接接头几何形状和应变片布置

Fig. 3 The geometry and strain locations of single-lap bonded joint

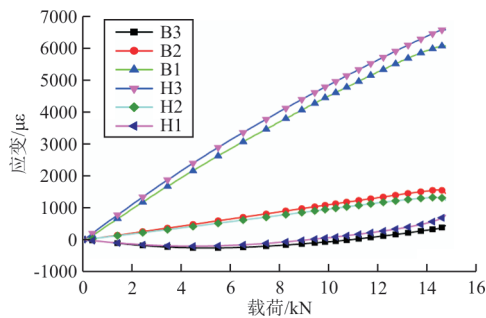
为了测量试验件加载过程中不同区域的应变分布情况, 在试验件上布置多枚应变片(如图 3 所示), 其中, 正反面应变片对称粘贴, 沿宽度方向均匀粘贴两枚, B1/B3(H1/H3)行位于凹槽的中央位置, B2(H2)行位于搭接位置的中央位置。

拉伸过程中未出现明显的断裂声音, 直到单搭胶接接头发生脆性断裂为止, 试验结果统计如表 1 所示, 可以看出: 三件试验件的破坏载荷分别为 16.07、14.63 和 14.74 kN, 分散性较小, 三个试验件的应变分布规律较为相似, 选取 S-1 作为典型件进行详细分析。

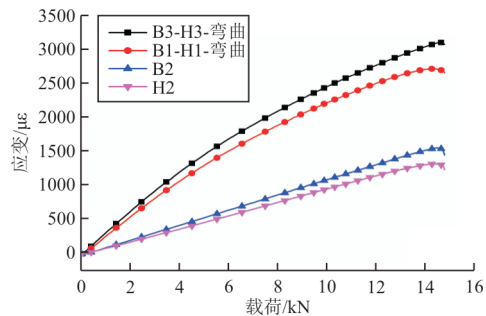
表 1 单搭胶接接头静拉伸试验结果  
Table 1 The static tensile results for single-lap bonded joints

试件号	失效载荷/kN	平均值/kN	标准差	变异系数/%
S-1	16.07			
S-2	14.63	15.15	0.80	5.29
S-3	14.74			

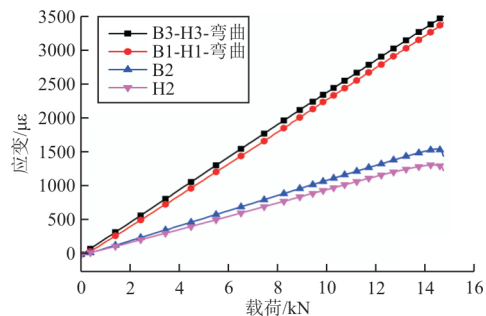
应变测量采用 DH3816 测试系统,同时采集载荷信号和应变信号,获得应变-载荷分布曲线,如图 4 所示。



(a) 各应变片分布



(b) 弯曲应变分布



(c) 拉伸应变分布

图 4 单搭接试验件应变分布情况

Fig. 4 The strain distribution of single-lap joint

从图 4 可以看出:应变-载荷曲线具有一定的非线性,对于单搭胶接接头,应变水平较高,最大应变约为  $7\ 000\ \mu\epsilon$ ,应变非线性的主要原因是单搭胶接处于偏心拉伸,应变片所在位置发生拉伸和弯

曲组合变形。第一行和第三行的应变片的弯曲应变曲线如图 4(b)所示,第一行和第三行的应变片的拉伸应变曲线如图 4(c)所示,拉伸应变保持良好的线性。

复合材料单搭胶接接头的拉伸断口如图 5 所示,可以看出:断面处的胶层光滑均匀,主要失效形式为胶层的内聚破坏。

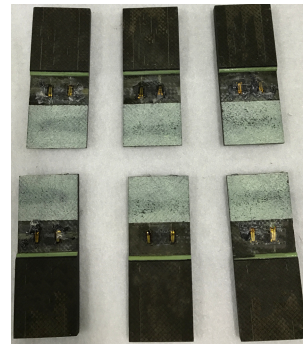


图 5 静态拉伸失效断口

Fig. 5 The static failure patterns

采用商用软件 ABAQUS 的显式模块建立复合材料单搭胶接接头的数值模型,复合材料搭接板采用三维连续壳 S8R 单元模拟,各单层沿搭接板厚度方向划分一个单元,采用 COH3D8 单元模拟胶层的静态力学行为,取名义厚度  $0.12\ \text{mm}$ ,根据试验机夹持端刚性夹持的实际情况,在模型一侧施加固支约束边界条件,另一端施加等位移加载,支反力即为施加在试验件的载荷。为了准确获取胶层损伤起始、演化和失效过程,首先进行网格敏感度分析,研究单元尺寸对预测精度的影响,其中宽度方向的单元尺寸对结果影响较小,选取为  $2\ \text{mm}$ ,长度方向上分别采用  $2.0$ 、 $1.0$ 、 $0.6$  和  $0.4\ \text{mm}$  的网格进行验证,结果表明,当达到  $0.4\ \text{mm}$  之后,预测精度趋向于稳定值,因此本文在长度方向上采用  $0.4\ \text{mm}$  的网格。复合材料搭接板与胶膜的力学性能分别如表 2~表 3 所示。

表 2 T300/CYCOM970 复合材料基本力学性能

Table 2 The mechanical properties of T300/CYCOM970 composites

参数	数值	参数	数值
$E_1/\text{GPa}$	66.5	$G_{23}/\text{GPa}$	4.18
$E_2/\text{GPa}$	66.5	$\nu_{12}$	0.07
$E_3/\text{GPa}$	8.62	$\nu_{13}$	0.07
$G_{12}/\text{GPa}$	4.7	$\nu_{23}$	0.07
$G_{13}/\text{GPa}$	4.7		

表 3 胶膜静态基本力学性能参数  
Table 3 The static mechanical property of adhesive

参数	数值	参数	数值
$E/\text{GPa}$	2.50	$G_{IIc}/(\text{kJ}\cdot\text{m}^{-2})$	1.85
$\nu$	0.36	$G_{IIIc}/(\text{kJ}\cdot\text{m}^{-2})$	1.85
$G_{Ic}/(\text{kJ}\cdot\text{m}^{-2})$	0.92		

有限元计算得到单搭胶接接头的载荷—位移曲线如图 6 所示,可以看出:有限元计算结果与试验结果吻合较好,表明本文建立的数值模型能够较为精确地模拟试验件的线弹性行为和损伤演化行为,破坏载荷的误差仅为 6.5%。

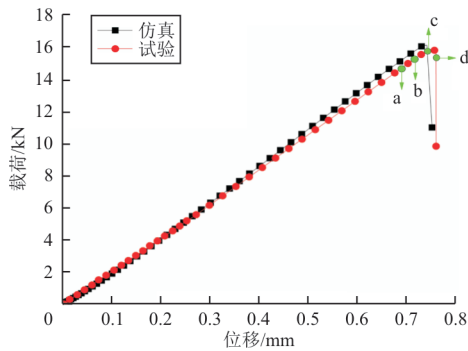
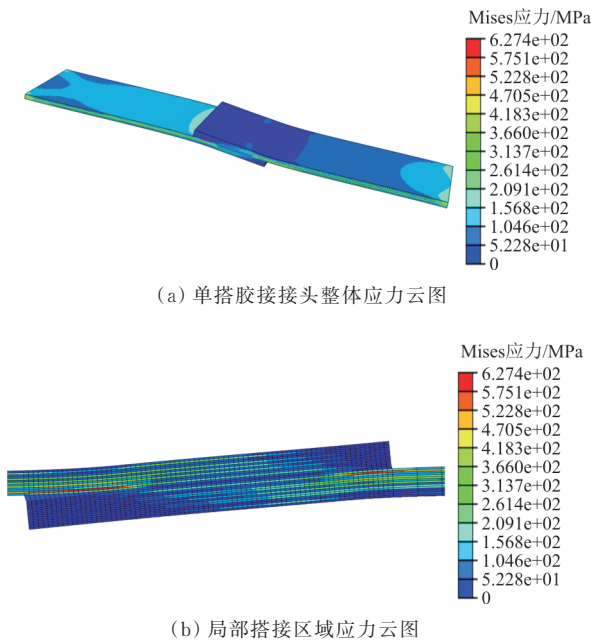


图 6 试验和数值计算载荷—位移曲线对比

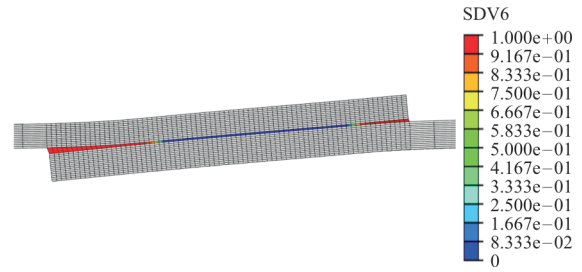
Fig. 6 Comparison between experiment and simulations about load-displacement curve

模型在最大载荷处的 Mises 应力云图如图 7 所示,选取局部搭接区域进行观察,为了更清楚地显示变形趋势,将图中的变形放大 8 倍。



(a) 单搭胶接接头整体应力云图

(b) 局部搭接区域应力云图



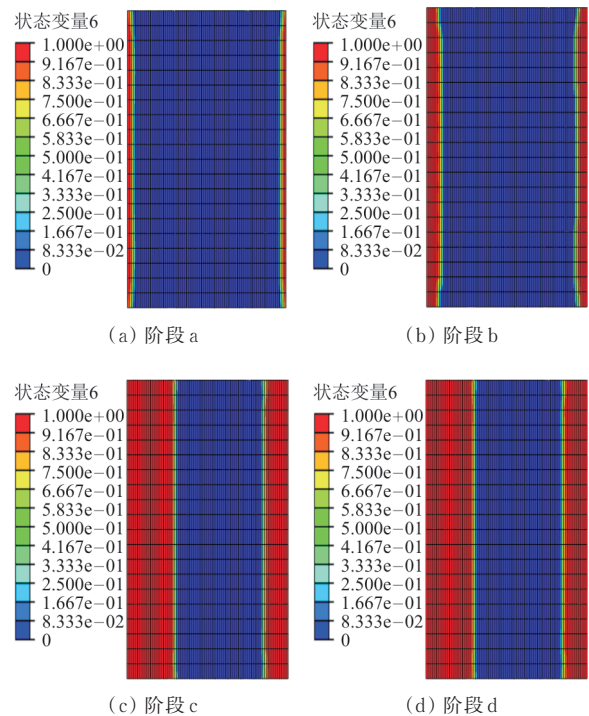
(c) 局部搭接区域的分层损伤

图 7 单搭胶接接头的应力及胶层裂纹

Fig. 7 The stress and adhesive cracks of single-lap area

从图 7 可以看出:搭接区域两端的应力水平较高,是拉伸载荷和弯曲载荷共同导致的;单搭胶接两端较高的应力导致静态裂纹的起始,当裂纹向中央区域扩展时,裂纹尖端应力水平高,不断驱使裂纹继续扩展。

搭接区域静态损伤变量  $d$  (状态变量 6) 的扩展过程如图 8 所示,各子图分别对应着载荷—位移曲线(图 6)中的 a、b、c 和 d 四阶段的裂纹扩展状态。



(a) 阶段 a

(b) 阶段 b

(c) 阶段 c

(d) 阶段 d

图 8 静态裂纹扩展

Fig. 8 The static crack propagation

从图 8 可以看出:单搭胶接接头的静态裂纹由搭接区域两端起始,由两端不断向中央区域扩展,并快速覆盖搭接胶接区域,直至单搭胶接接头

底失去承载能力。

### 3 单搭胶接接头疲劳裂纹扩展

对复合材料单搭胶接接头进行疲劳试验,结合疲劳数值模型,研究其疲劳损伤扩展和失效机理。

疲劳试验件的材料体系、尺寸与单搭接接头静态拉伸试验件相同。根据静态拉伸试验结果,可得静态拉伸破坏载荷为 15.15 kN,根据静力失效载荷选取两级应力水平(65% 和 50%),进行单搭胶接接头的拉-拉疲劳试验,疲劳试验机为 IN-STRON8872,加载形式为等幅正弦波,应力比为 0.1,频率为 5 Hz,试验件彻底破坏时停止试验。

单搭胶接试验件的破坏断口如图 9 所示,可以看出:与静拉伸断裂光滑均匀的断口相比,存在较为明显的差异,疲劳断面胶层不光滑且不均匀,发生界面破坏。

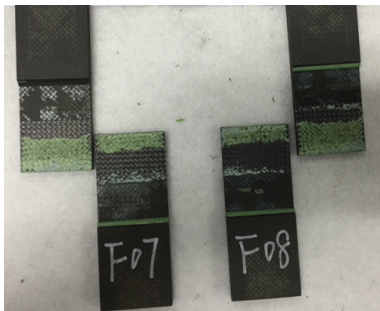


图 9 单搭接试验件疲劳断口  
Fig. 9 The fatigue fracture of single-lap bonded joint

基于 1.2 节建立的疲劳裂纹扩展模型,采用

ABAQUS 显式模块建立单搭胶接接头的疲劳裂纹扩展模型,两块搭接板分别采用三维连续壳单元,沿着厚度方向每层布置一个单元,胶层则采用 COH3D8 单元,胶层名义厚度为 0.12 mm,网格尺寸和静态裂纹扩展模型相同,即宽度方向的单元尺寸为 2 mm,长度方向上尺寸为 0.4 mm,一端施加固支约束边界条件,另一端施加疲劳载荷。胶层的疲劳参数如表 4 所示。为了兼顾疲劳寿命预测精度和计算效率,本文采用如下疲劳循环增量策略:在  $10^3$  疲劳循环次数以内,疲劳循环增量设置为 50;在  $10^3 \sim 10^4$  疲劳循环次数内,疲劳循环增量选取为 500;在  $10^4 \sim 10^6$  疲劳循环次数内,疲劳循环增量选取为  $5 \times 10^3$ 。

表 4 疲劳裂纹扩展参数<sup>[27]</sup>  
Table 4 The parameters of fatigue crack propagation<sup>[27]</sup>

参数	数值	参数	数值
$C_I / (\text{毫米} \cdot \text{循环次数}^{-1})$	0.061 6	$m_{50\%}$	6.41
$C_{II} / (\text{毫米} \cdot \text{循环次数}^{-1})$	2.99	$m_m$	4.94
$C_{50\%} / (\text{毫米} \cdot \text{循环次数}^{-1})$	4.23	$\eta$	2.73
$C_m / (\text{毫米} \cdot \text{循环次数}^{-1})$	458 087	$C_{Ith} / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	0.060
$m_I$	5.4	$C_{IIth} / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	0.1
$m_{II}$	4.5	$C_{50\%th} / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	0.066

复合材料单搭胶接接头疲劳试验结果和数值结果对比如表 5 所示,可以看出:两级应力水平下,疲劳试验和数值计算的误差保持在 10% 以内,表明本文建立的复合材料疲劳裂纹扩展模型和预测方法能够较为准确地预测单搭胶接接头的疲劳寿命。

表 5 两级应力水平下疲劳试验和数值结果对比  
Table 5 Comparison between fatigue experiments and simulations

编号	应力水平	试验结果				数值模拟结果		误差 /%
		循环次数	对循环次数取对数	平均值	变异系数/%	循环次数	对循环次数取对数	
F-1	65%	21 040	4.32	4.41	4.7	60 000	4.78	8.40
F-2		18 042	4.26					
F-3		44 002	4.64					
F-4	50%	180 320	5.26	5.37	2.2	210 000	5.32	0.93
F-5		313 243	5.50					
F-6		231 298	5.36					

复合材料单搭胶接接头在不同疲劳加载阶段的 Mises 应力云图和疲劳裂纹(状态变量 9)如图 10 所示,选取局部搭接区域进行观察,为了更清楚地

显示变形趋势,将图中的变形放大 8 倍。可以看出:搭接区域存在应力集中,应力水平较高,为拉伸载荷和弯曲载荷联合作用。

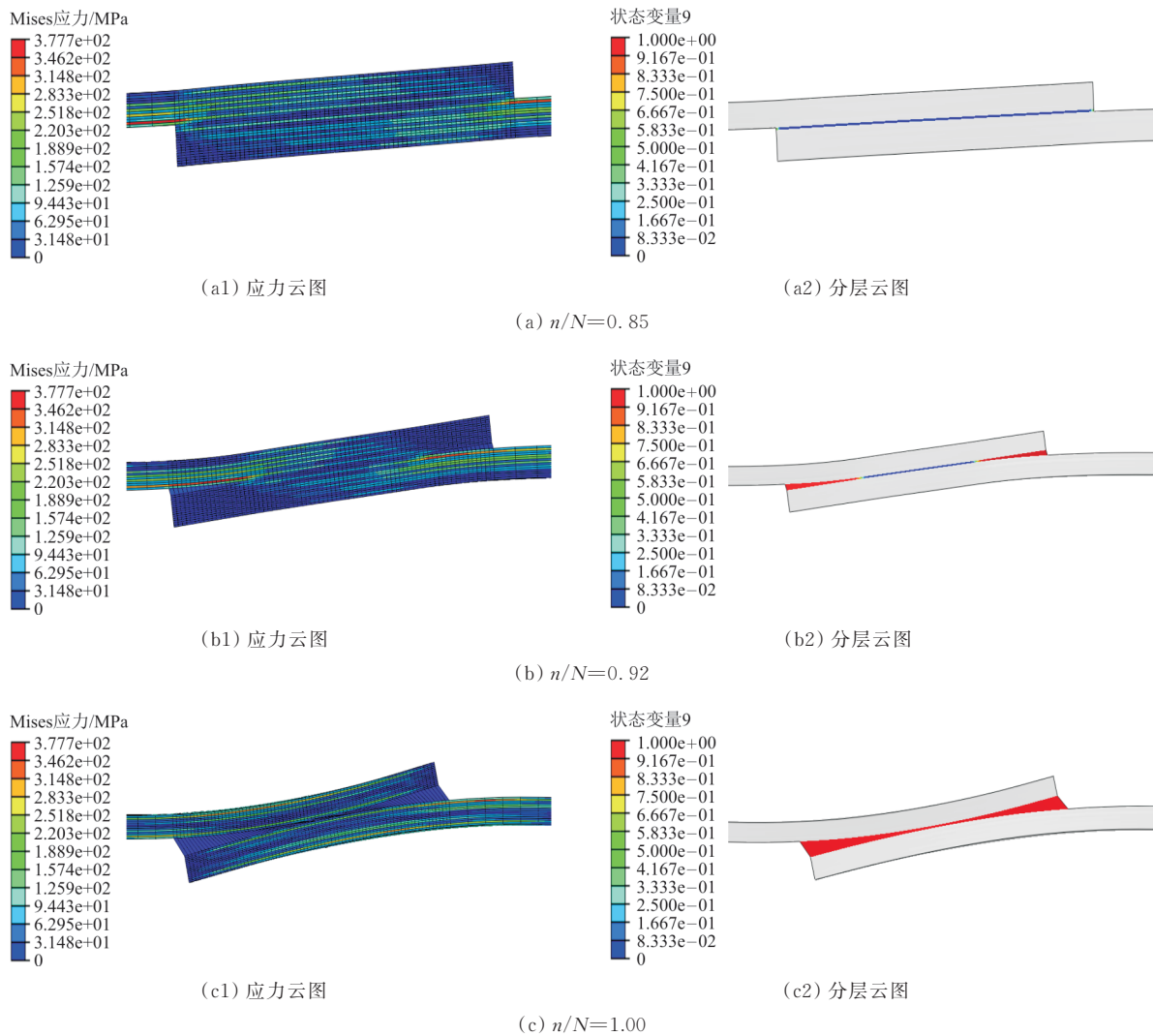


图 10 搭接区域的应力云图和疲劳裂纹

Fig. 10 The stress diagram and fatigue cracks of single-lap area

单搭接胶接头疲劳裂纹扩展过程如图 11 所示。

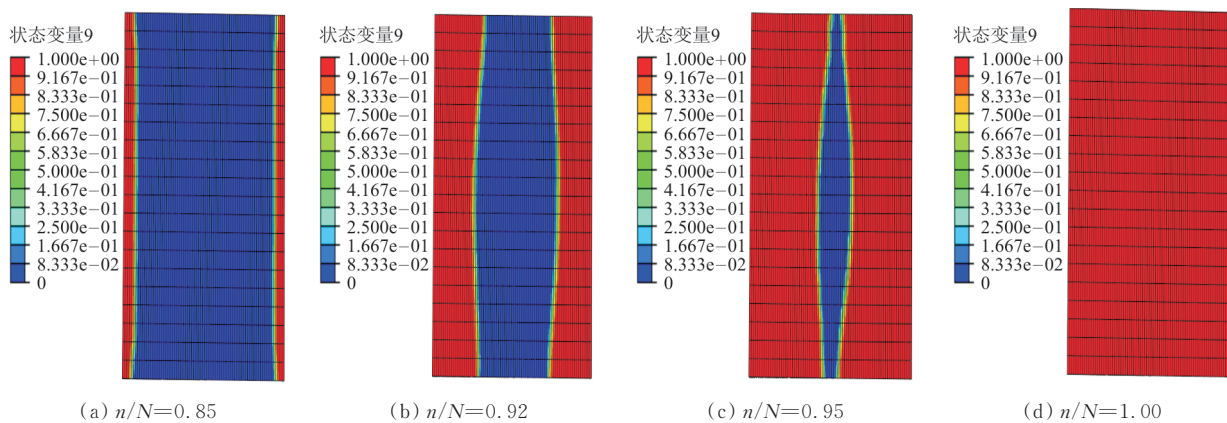


图 11 单搭接胶接头疲劳裂纹扩展

Fig. 11 The fatigue crack propagation of single-lap bonded joint



从图11可以看出:当 $n/N=0.85$ 时,两端连接区域产生疲劳裂纹,随着疲劳载荷继续加载,疲劳裂纹从两端区域向中央逐渐扩展,裂纹尖端的应力水平较高,疲劳裂纹迅速贯穿整个搭接区域,试验件发生疲劳破坏。

## 4 结 论

(1) 单搭胶接接头在静力拉伸载荷下,由于偏心拉伸应变呈非线性变化,搭接区域胶层两端应力存在明显的集中现象,显著高于中央区域,失效模式为内聚破坏,断面光滑均匀。

(2) 疲劳载荷作用下,单搭胶接接头疲劳断面胶层不光滑且不均匀,发生界面破坏,两级应力水平下试验和数值仿真误差保持在10%以内,表明本文建立的复合材料疲劳裂纹扩展模型和寿命预测方法能够较为准确地预测单搭胶接接头的疲劳寿命。

(3) 复合材料单搭胶接接头在静力和疲劳加载下,搭接区域两端由于应力集中首先出现裂纹,之后由两端向中央区域扩展,直至裂纹快速覆盖胶接区域。

### 参 考 文 献

- [1] 穆志韬,牛勇,李旭东,等. 复合环境下金属损伤复合材料胶接修复结构疲劳寿命试验研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(12): 18-22.  
MU Zhitao, NIU Yong, LI Xudong, et al. Experimental research on fatigue life of bonded composite repairs to damaged metallic structure under compound environment[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2015(12): 18-22. (in Chinese)
- [2] 曹跃杰,魏凌峰,张铭豪,等. 薄层复合材料螺栓连接结构渐进失效机理研究[J]. 航空学报, 2020, 42(6): 424667.  
CAO Yuejie, WEI Lingfeng, ZHANG Minghao, et al. Experimental study on progressive failure mechanism of thin-laminate bolted joints[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 42(6): 424667. (in Chinese)
- [3] 邹鹏,倪迎鸽,毕雪,等. 胶螺混合连接在复合材料结构中的研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 1-12.  
ZOU Peng, NI Yingge, BI Xue, et al. Research development on bonded-bolted hybrid joint in composite structure[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(1): 1-12. (in Chinese)
- [4] BRUNNER A J, STELZER S, PINTER G, et al. Cyclic fatigue delamination of carbon fiber-reinforced polymer-matrix composites: data analysis and design considerations[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 83: 293-299.
- [5] PANETTIERI E, FANTERIA D, DANZI F. Delaminations growth in compression after impact test simulations: influence of cohesive elements parameters on numerical results[J]. *Composite Structures*, 2016, 137: 140-147.
- [6] 关志东,刘德博,李星,等. 基于界面单元的复合材料层间损伤分析方法[J]. 复合材料学报, 2012, 29(2): 130-134.  
GUAN Zhidong, LIU Debo, LI Xing, et al. Composite interlaminar damage analysis based on cohesive element[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(2): 130-134. (in Chinese)
- [7] XU W, WEI Y. Influence of adhesive thickness on local interface fracture and overall strength of metallic adhesive bonding structures[J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2013, 40: 158-167.
- [8] 刘伟先,周光明,王新峰. 复合材料ENF试件裂纹扩展理论分析[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 187-194.  
LIU Weixian, ZHOU Guangming, WANG Xinfeng. Theoretical analysis of crack propagation in composite ENF specimens[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(1): 187-194. (in Chinese)
- [9] 刘伟先,周光明,王新峰,等. 复合材料DCB试件裂纹扩展理论分析[J]. 复合材料学报, 2014, 31(1): 207-212.  
LIU Weixian, ZHOU Guangming, WANG Xinfeng, et al. Theoretical analysis of crack propagation in composite DCB specimens[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(1): 207-212. (in Chinese)
- [10] 梁祖典,燕瑛,张涛涛,等. 复合材料单搭胶接接头试验研究与数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(12): 1786-1792.  
LIANG Zudian, YAN Ying, ZHANG Taotao, et al. Experimental investigation and numerical simulation of composite laminate adhesively bonded single-lap joints[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(12): 1786-1792. (in Chinese)
- [11] 王晓宏,刘长喜,毕凤阳,等. 层压板单搭胶接结构损伤失效行为表征分析[J]. 天津科技大学学报, 2021, 36(3): 39-45.  
WANG Xiaohong, LIU Changxi, BI Fengyang, et al. Characterization and analysis of the damage and failure behavior of the single lap bond laminates structure[J]. *Journal of Tianjin University of Science & Technology*, 2021, 36(3): 39-45. (in Chinese)
- [12] 那景新,陈宏利,谭伟,等. 单双搭胶接接头经高温老化后的

- 失效对比[J]. 吉林大学学报(工学版), 2021, 51(4): 1-9.
- NA Jingxin, CHEN Hongli, TAN Wei, et al. Failure comparison of single and double lap joints after high temperature aging[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2021, 51(4): 1-9. (in Chinese)
- [13] 原文慧, 杨涛, 杨冠侠, 等. 碳纳米管增强层合板胶接接头力学性能[J]. 固体火箭技术, 2019, 42(6): 692-698.
- YUAN Wenhui, YANG Tao, YANG Guanxia, et al. Mechanical properties of carbon nanotubes reinforced laminates adhesively bonded joints[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2019, 42(6): 692-698. (in Chinese)
- [14] 胡春幸, 侯玉亮, 铁瑛, 等. 基于遗传算法的碳纤维增强树脂复合材料层合板单搭胶接结构的多目标优化[J]. 复合材料学报, 2021, 38(6): 1847-1858.
- HU Chunxing, HOU Yuliang, TIE Ying, et al. Multi-objective optimization of adhesively bonded single-lap joints of carbon fiber reinforced polymer laminates based on genetic algorithm [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(6): 1847-1858. (in Chinese)
- [15] FLOROS I, TSERPES K. Numerical simulation of quasi-static and fatigue debonding growth in adhesively bonded composite joints containing bolts as crack stoppers[J]. The Journal of Adhesion, 2021, 97(7): 611-633.
- [16] RAMALHO L D C, SÁNCHEZ-ARCE I J, CAMPILHO R D S G, et al. Strength prediction of composite single lap joints using the radial point interpolation method [J]. Composite Structures, 2021, 259: 113228.
- [17] HARPER P. Fatigue of composite truss structures [D]. Bristol, England: University of Bristol, 2008.
- [18] 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, 2012.
- ZHANG Lu. Numerical analysis and experimental study on propagation behavior of laminated composite plates with embedded delamination [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [19] 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.
- [20] KHORAMISHAD H, CROCOMBE A D, KATNAM K B, et al. Predicting fatigue damage in adhesively bonded joints using a cohesive zone model[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(7): 1146-1158.
- [21] YAO L, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. The effect of fibre bridging on the Paris relation for mode I fatigue delamination growth in composites [J]. Composite Structures, 2016, 140: 125-135.
- [22] TAO 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.
- [23] TAO C, QIU J, YAO W, et al. A novel method for fatigue delamination simulation in composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 2016, 128: 104-115.
- [24] 郭霞, 迟海, 贺俊智, 等. 纤维增强复合材料胶接结构疲劳特性试验研究[J]. 实验力学, 2019, 34(6): 1077-1084.
- GUO Xia, CHI Hai, HE Junzhi, et al. Experimental study on fatigue characteristics of adhesively bonded fiber reinforced composite structures [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2019, 34(6): 1077-1084. (in Chinese)
- [25] 曹双辉, 高弄玥, 刘斌. 飞机复合材料阶梯式胶接结构的疲劳损伤与寿命[J]. 复合材料科学与工程, 2020(2): 81-84.
- CAO Shuanghui, GAO Nongyue, LIU Bin. Fatigue damage propagation and life of the multi-steps bonding structure of aircraft composites [J]. Composite Science and Engineering, 2020(2): 81-84. (in Chinese)
- [26] 拓宏亮, 卢智先, 马晓平, 等. 基于内聚力行为的复合材料 L 型胶接接头分层扩展研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(2): 309-316.
- TUO Hongliang, LU Zhixian, MA Xiaoping, et al. Study on delamination damage evolution of composite L-shaped adhesive joint based on cohesive behavior [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(2): 309-316. (in Chinese)
- [27] ASP L E, SJÖGREN A, GREENHALGH E S. Delamination growth and thresholds in a carbon/epoxy composite under fatigue loading [J]. Journal of Composites Technology and Research, 2001, 23(2): 55-68.

#### 作者简介:

拓宏亮(1989—),男,博士,讲师。主要研究方向:复合材料结构设计、损伤分析及疲劳寿命预测等。

吴涛(1976—),男,博士,教授。主要研究方向:钢筋混凝土结构基本理论、工程结构抗震性能。

卢智先(1959—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:复合材料结构设计、损伤及强度分析、先进测试方法等。

马晓平(1961—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器结构和总体设计。

(编辑:马文静)