

# 离位增韧复合材料加筋板三点弯曲 试验研究与数值分析

王伟, 陈普会\*, 李念

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 为研究离位增韧对复合材料加筋板结构承载性能的影响, 首先, 分别对未离位增韧和离位增韧复合材料帽型长桁加筋板进行了三点弯曲试验, 比较<sup>了</sup>2种加筋板的初始分层载荷、极限载荷以及试验现象; 然后, 利用ABAQUS建立了三维渐进失效模型, 考虑长桁-蒙皮界面和复合材料层合板的失效, 对界面的分层机制和蒙皮的失效过程进行了分析。结果表明: 有限元结果与试验结果吻合较好, 离位增韧仅能略微提高界面的初始分层载荷, 但对极限载荷有较大提升; 在分层起始阶段I型拉伸模式占主要作用, 随着分层不断扩展, II型剪切模式占比持续增加, 而剪切模式的高韧性正是离位增韧界面具有良好性能的重要原因。所得结论表明离位增韧界面有良好的抗剥离性能, 且在剪切方向上的表现尤为突出。

**关键词:** 离位增韧; 加筋板; 三点弯曲试验; 粘接元; 虚拟裂纹闭合技术

**中图分类号:** TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)11-2500-10

树脂基复合材料由于其比刚度高、比强度高、可设计性强以及能整体成型等诸多优点, 在航空航天领域获得了广泛的应用<sup>[1]</sup>, 而其中最重要、用量最大的复合材料品种当属层合板形式的热固性树脂基复合材料。热固性树脂基体的本征脆性使层合板树脂基复合材料对厚度方向上的载荷极为敏感, 容易产生分层破坏(层间脱胶或开裂), 已成为层合板复合材料构件的致命缺陷<sup>[2-4]</sup>。因此, 如何改善层合板的抗分层性能、提高层间强度及抗冲击损伤能力成为近几十年来复合材料研究的焦点。

针对树脂基复合材料的分层问题, 国内外学者普遍采用的措施是对复合材料层合板进行韧化处理。中国学者益小苏针对热固性树脂提出了一种全新的改善复合材料层间韧性并提高冲击损伤容限的方法: 离位增韧法<sup>[5-7]</sup>。这种方法区别于传统的原位增韧<sup>[8-9]</sup>和层间增韧技术<sup>[10-12]</sup>, 只将增韧相(热塑性树脂)限制在最薄弱的层间, 仅对层间进行“选择性”地增韧, 即分别处理(离位处理)层内结构对面内力学性能和层间结构对抗损伤阻抗的贡献, 从而获得综合效能的最大化<sup>[13-14]</sup>, 在大

幅提高复合材料层间韧性的同时, 不改变其面内力学性能。

中外学者对离位增韧技术及其增韧机制均做了大量的试验研究, 但这些工作往往仅停留在离位增韧复合材料试件的制备和微观观察阶段, 所使用的试件也通常都是标准试件。此外, 离位增韧加筋板的界面性能研究也鲜有报道, 而加筋板结构正是航空航天领域应用最多、最典型的结构类型。随着离位增韧技术的逐步发展, 工程界亟需一种能够有效模拟离位增韧界面的方法。鉴于粘接元法<sup>[15]</sup>与虚拟裂纹闭合技术(Visual Crack Closure Technique, VCCT)<sup>[16]</sup>在模拟界面性能上的成功应用, 笔者使用这两种方法对离位增韧复合材料加筋板长桁-蒙皮界面进行研究, 并将数值分析结果与试验结果进行对比。

## 1 试验概述

### 1.1 试件

所有试件的尺寸相同, 均为单筋帽型加筋板结构, 外廓尺寸为 500 mm×200 mm, 加筋板蒙皮与

收稿日期: 2015-10-30; 录用日期: 2015-12-28; 网络出版时间: 2016-03-07 10:48

网络出版地址: [www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160307.1048.004.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160307.1048.004.html)

基金项目: 国家自然科学基金(11572152); 江苏高校优势学科建设工程

通讯作者: 陈普会, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料结构设计、结构稳定性和损伤容限。 E-mail: phchen@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 王伟, 陈普会, 李念. 离位增韧复合材料加筋板三点弯曲试验研究与数值分析[J]. 复合材料学报, 2016, 33(11): 2500-2509.  
WANG W, CHEN P H, LI N. Three-point bending test investigation and numerical analyses of composite stiffened panels with “ex-situ” toughen[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(11): 2500-2509 (in Chinese).

筋条共固化成型, 在试件中部的长桁-蒙皮界面含有矩形预制分层, 分层长度为 50.0 mm、深度为 20.8 mm, 三点弯曲试件如图 1 所示。

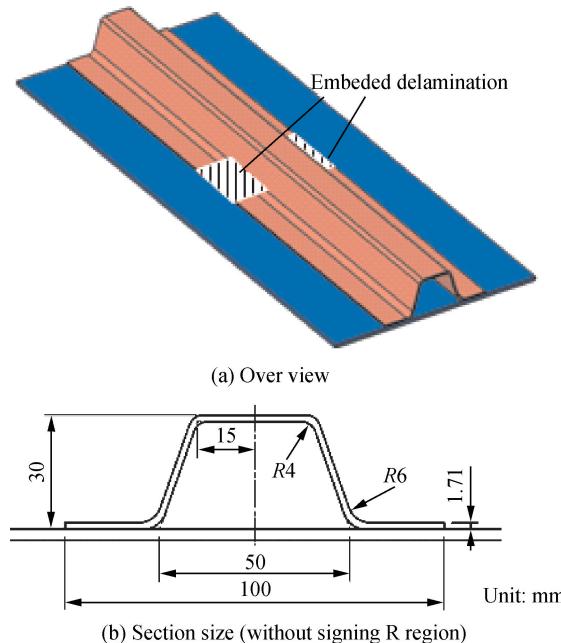


图 1 三点弯曲试件

Fig. 1 Three-point bending specimens

试件中, 长桁的铺层方式为 [45/0/-45/0/90/0/-45/0/45], 蒙皮的铺层方式为 [45/-45/0/45/-45/0/45/90/0]s, R 区为 0°单向带, R 区外层的铺层方式为 [45/-45], 单层厚度均为 0.19 mm。试件均为碳纤维增强环氧树脂基复合材料, 其中未离位增韧试件的材料体系为 IMS/CYCOM X850-35-12KIM±190 (IMS/X850), 离位增韧试件的材料体系为 T800H/5228E, 材料体系的性能参数如表 1 所示, 其泊松比  $\nu_{12} = \nu_{13} = 0.331$ ,  $\nu_{23} = 0.500$ 。

## 1.2 试验方法

三点弯曲试验在美国 MTS-370.25 型 25 t 试验机上进行。试件正反两面共布置 15 个应变片, 用于对加筋板关键位置的变形情况进行实时监测,

并分析界面的损伤扩展特征, 三点弯曲试验应变片分布如图 2 所示, 括号内编号表示贴在加筋板背面的应变片。

三点弯曲试验装置如图 3 所示。在三点弯曲试验中, 底座两侧凸台上各放置一根金属圆棒, 以模拟简支作用, 跨距为 405 mm。通过预加载调节加载端头和试件的位置, 使对称位置的应变片读数大致相等。正式试验时, 加载速率为 0.2 mm/min, 并在加载过程中记录响声和应变值。

## 1.3 试验结果与分析

为方便记录和校验, 将 IMS/X850 材料体系的试件编号为 3ps-01、3ps-02 和 3ps-03, T800H/5228E 材料体系的试件编号为 3ps-04、3ps-05 和 3ps-06。IMS/X850 和 T800H/5228E 材料体系三点弯曲试验的载荷-位移曲线如图 4 所示。

由于预制分层处正上方位置(3# 和 9# 应变片处)的应变对界面分层破坏极为敏感, 因此需要提取这 2 处的应变分析界面的失效过程。由于试件数目较多, 以 3ps-02 试件代表未离位增韧情况, 以 3ps-05 试件代表离位增韧情况, 3ps-02 和 3ps-05 试件的应变-位移曲线如图 5 所示。

从图 4 中可以看出, 随位移的增加, 试件的载荷几乎线性增加, 其中未离位增韧试件均在位移加载至 5 mm 左右时发出巨响并瞬间掉载, 图 5(a)中同一时刻的应变也发生瞬变, 表明此时长桁-蒙皮界面发生大面积脱粘, 面外承载能力大幅度降低; 离位增韧试件在位移加载至 6 mm 左右时大响一声(响度弱于未离位增韧试件掉载时的响声)并缓慢掉载, 且随着位移的增加, 载荷继续缓慢降低, 期间伴随着断断续续的剥离声, 图 5(b)中 9# 应变片的应变-位移曲线也有对应的响应, 同时在靠近长桁-蒙皮界面处的蒙皮表层出现大面积纤维拔出的现象, 3ps-05 试件界面附近蒙皮的表层损伤如图 6 所示。

从图 4 的载荷-位移曲线中无法直接得到长桁-

表 1 材料体系的性能参数

Table 1 Property parameters of material systems

Material system	Elastic modulus/GPs		Shear modulus/GPa		Tensile strength/MPa		Compressive strength/MPa		Shear strength/MPa		Critical energy release rate/(N·mm <sup>-1</sup> )	
	$E_{11}$	$E_{22} = E_{33}$	$G_{12} = G_{13}$	$G_{23}$	$S_{11}^T$	$S_{22}^T$	$S_{11}^C$	$S_{22}^C$	$S_{12}$	$S_{13}$	$G_{IC}$	$G_{IIC} = G_{IIIC}$
IMS/X850	165	8.58	4.57	2.86	3 071	88	1 747	271	143	103	0.314	1.081
T800H/5228E	161	9.60	4.57	3.20	2 818	65	1 545	332	164	103	0.369	2.220

Notes: Subscript 1, 2, 3 — Along fiber direction, perpendicular to fiber direction within a single layer and out-of-plane direction; Subscript IC, IIC, IIIC — Type I tensile mode, type II of shearing mode and type III of tearing mode.

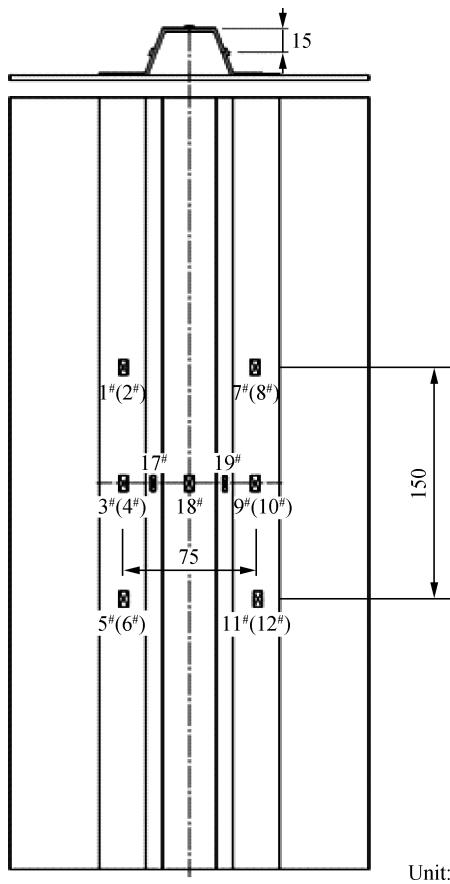


图 2 三点弯曲试验应变片分布

Fig. 2 Distribution of strain gauges in three-point bending tests

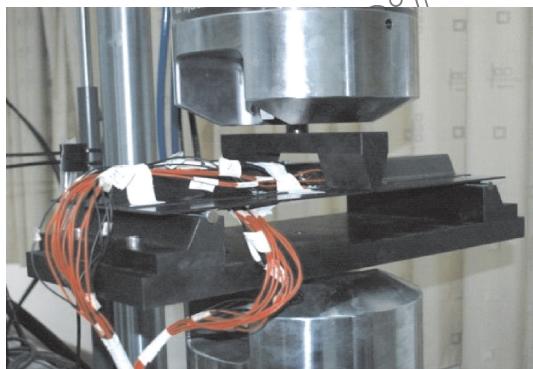
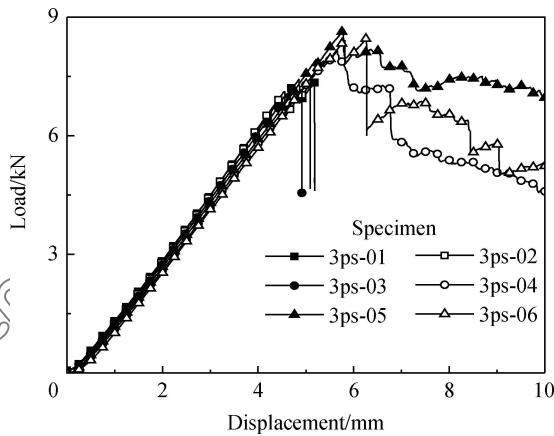
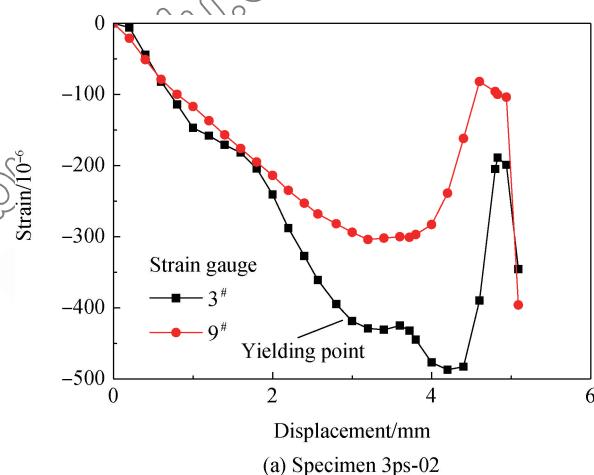


图 3 三点弯曲试验装置

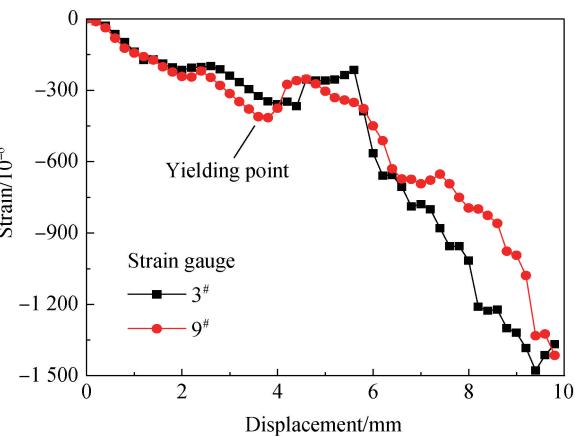
Fig. 3 Three-point bending test equipment

蒙皮界面的初始分层载荷,但是当界面开始分层时传力路径发生改变,会影响界面附近的应变,因此找到3#和9#应变片应变-位移曲线的拐点(较早达到的拐点位移)结合图4中对应试件的载荷-位移曲线就能读取该试件界面的初始分层载荷。未离位增韧和离位增韧试件的三点弯曲试验结果如表2所示。

试验结束后,测量得出未离位增韧试件界面分

图 4 IMS/X850 和 T800H/5228E 材料体系  
三点弯曲试验的载荷-位移曲线Fig. 4 Load-displacement curves of three-point bending tests for  
IMS/X850 and T800H/5228E material systems

(a) Specimen 3ps-02



(b) Specimen 3ps-05

图 5 3ps-02 和 3ps-05 试件的应变-位移曲线

Fig. 5 Strain-displacement curves of specimens 3ps-02 and 3ps-05

层长度约为 100 mm,而离位增韧试件界面分层长度约为 300 mm。

表 2 未离位增韧和离位增韧试件的三点弯曲试验结果

Table 2 Three-point bending test results for specimens without “ex-situ” toughen and with “ex-situ” toughen

Type	Specimen	Initial debonding load/N	Failure load/N
Without “ex-situ” toughen	3ps-01	4 682	7 413
	3ps-02	4 666	7 289
	3ps-03	4 740	7 173
	Mean	4 696	7 292
With “ex-situ” toughen	3ps-04	5 188	8 151
	3ps-05	4 990	8 660
	3ps-06	4 764	8 470
	Mean	4 980	8 427

#### 1.4 离位增韧机制

在离位增韧技术的共固化过程中, 层间的热塑性树脂向邻近的层内扩散, 从而形成“机械”的咬合作用, 在分层过程中产生“犁地”效应, 引发大量纤维的拔出和断裂<sup>[13]</sup> (如图 6 所示), 同时导致周围的树脂基体塑性变形, 这无疑会吸收大量分层扩展的能量, 从而提高界面的分层阻抗<sup>[17]</sup>。因此, 在宏观上离位增韧试件的界面临界能量释放率  $G_{Ic}$  (0.369 N/mm) 和  $G_{IIc}$  (2.220 N/mm) 均明显高于未离位增韧试件的 (分别为 0.314 N/mm 和 1.081 N/mm)。

由于咬合作用的存在, 界面强度得到提高, 因此离位增韧试件的初始分层载荷略高于未离位增韧试件的。分层扩展后, 由于离位增韧试件界面韧性较高, 分层阻抗较大, 与未离位增韧试件相比有更长的稳定扩展阶段, 因而较大幅度地提高了极限承载能力。同时, 界面的高韧性使得试件即使达到了极限载荷, 界面分层仍然扩展得比较缓慢, 试件的承载能力逐渐降低, 并伴随着断断续续的界面剥离。

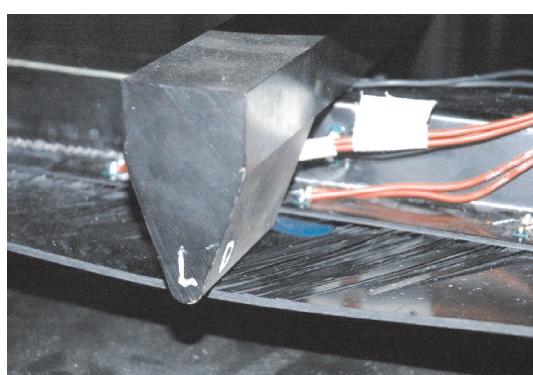


图 6 3ps-05 试件界面附近蒙皮的表层损伤

Fig. 6 Outer layer damage of skin beside interface of specimen 3ps-05

声, 载荷-位移曲线上表现为一系列不是很陡峭的折线; 而未离位增韧试件在位移加载至某点时, 界面突然大面积分层, 瞬间掉载并发出一声巨响, 载荷-位移曲线在对应时刻急速下滑。

## 2 数值分析

### 2.1 有限元模型

在针对离位增韧界面进行三点弯曲试验研究的基础上, 结合有限元方法进行失效机制分析。利用有限元软件 ABAQUS 建立复合材料帽型长桁加筋壁板的三点弯曲有限元模型。蒙皮和长桁均采用 SC8R 连续壳单元, 在厚度方向上只需划分 1 个网格即可达到相当高的精度。R 区单向带采用 C3D8R 实体单元。网格在模型的中段(即界面分层扩展区域)局部划细以提高精度。虽然在三点弯曲试验中采用线型压头加载, 但实际加载过程中蒙皮受到筋条的约束作用, 使中部蒙皮面外位移始终比蒙皮边缘的小, 压头与蒙皮之间的实际接触情况如图 7 所示, 可见二者之间其实只是局部接触。

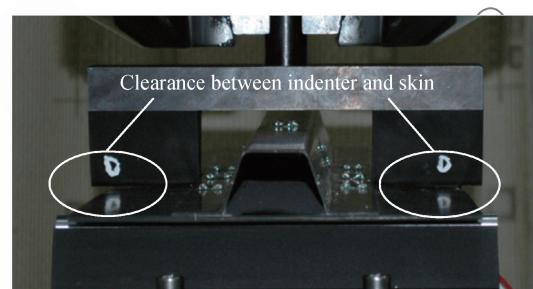


图 7 压头与蒙皮之间的实际接触情况

Fig. 7 Actual contact situation between indenter and skin

若采用线加载模拟, 则与实际情况偏差较大。因此采用点加载, 施加位移约束  $U_y = -10$  mm,  $U_x = U_z = 0$ 。模型两端为模拟圆棒的简支作用, 施加位移约束  $U_y = 0$ 。三点弯曲试件有限元模型及边界条件如图 8 所示。

### 2.2 失效模型

采用二维 Hashin 准则, 考虑纤维和基体的拉伸/压缩失效, 并使用能量释放率控制材料刚度的衰减。

在长桁与蒙皮间引入一层粘接元模拟界面。粘接元模型是基于被连接弹性体之间牵引力-位移关系的连续损伤机制建立的。双线性本征模型在工程界应用最为广泛, 其数学表达形式为

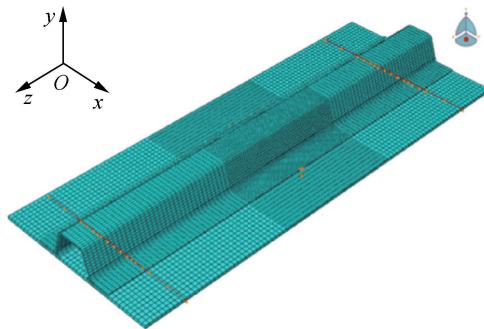


图 8 三点弯曲试件有限元模型及边界条件

Fig. 8 Finite element model and boundary conditions of three-point bending specimens

$$\begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $t_n$  为界面承受的法向正应力;  $t_s$  和  $t_t$  为界面承受的 2 个切向剪应力;  $K_{nn}$ 、 $K_{ss}$  和  $K_{tt}$  分别为对应方向的刚度系数, 依照文献[18]中的取值方法, 给定  $K_{nn} = K_{ss} = K_{tt} = 10^6 \text{ N/mm}^3$ ;  $\delta_n$ 、 $\delta_s$  和  $\delta_t$  分别为界面对应的相对位移。

损伤起始采用二次应力判据:

$$\left( \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right)^2 + \left( \frac{t_s}{t_s^0} \right)^2 + \left( \frac{t_t}{t_t^0} \right)^2 = 1 \quad (2)$$

式中:

$$\langle t_n \rangle = \begin{cases} t_n & t_n > 0 \\ 0 & t_n \leq 0 \end{cases}$$

其中:  $t_n^0$ 、 $t_s^0$  和  $t_t^0$  分别为对应方向的强度参数, 大约为复合材料基体拉伸强度的 60%、50% 和 50%<sup>[19]</sup>, 对于离位增韧试件, 应该选取层间插入的热塑性树脂基体进行折减计算。

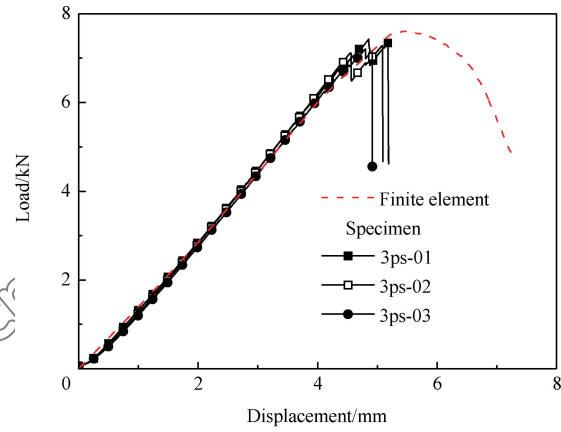
粘接元模型的损伤演化采用 Benzeggagh-Kenane (B-K) 准则:

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIc} - G_{IC}) \left( \frac{G_S}{G_T} \right)^\eta \quad (3)$$

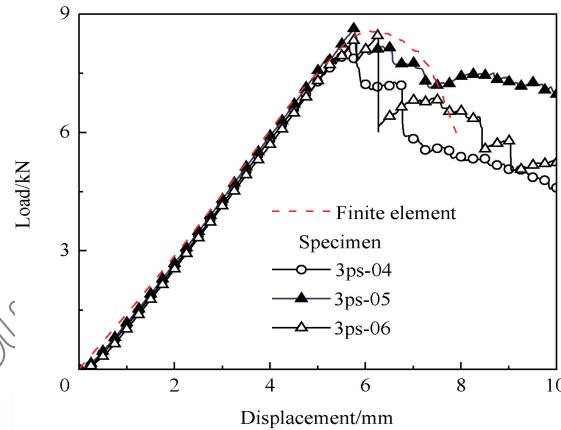
式中:  $G_C$  为临界应变能释放率;  $G_S$  为剪切应变能释放率,  $G_S = G_{II} + G_{III}$ ;  $G_T$  为总应变能释放率,  $G_T = G_I + G_{II} + G_{III}$ ;  $\eta$  为拟合系数,  $\eta$  取 2。当  $G_T/G_C = 1$  时, 界面分层扩展。

## 2.3 有限元结果与分析

图 9 为未离位增韧和离位增韧试件的有限元及试验载荷-位移曲线, 图 10 为 3ps-02 和 3ps-05 试件的有限元及试验应变-位移曲线。可见, 有限元结果与试验结果吻合良好, 说明提出的模拟方法是



(a) Without "ex-situ" toughen



(b) With "ex-situ" toughen

图 9 未离位增韧和离位增韧试件的有限元试验载荷-位移曲线

Fig. 9 Finite element and test load-displacement curves of specimens without "ex-situ" toughen and with "ex-situ" toughen

合理有效的。

界面一旦出现初始分层, 蒙皮通过界面传递到长桁下缘条的力就会骤减, 此处应变会发生突变。有限元应变-位移曲线的突变位置与试验曲线中的突变位置一致, 分别对应 2 种材料体系界面的初始分层载荷: 未离位增韧时为 4.56 kN, 离位增韧时为 5.12 kN。

未离位增韧和离位增韧有限元模型在不同分层状态下的载荷情况如图 11 所示, 图 11(a) 和图 11(d) 为初始分层状态, 图 11(b) 和图 11(e) 为宽度方向完全分层状态, 图 11(c) 和图 11(f) 为极限承载状态。可以看出, 离位增韧模型的初始分层载荷 (5.12 kN) 高于未离位增韧模型的 (4.56 kN), 并且当分层达到相同位置时, 离位增韧模型的载荷均比未离位增韧模型的高; 在分层穿透宽度方向后不久, 试件即达到极限承载载荷, 并且极限承载状态的分层形状及大小几乎一致。由此可以推测, 离位增韧

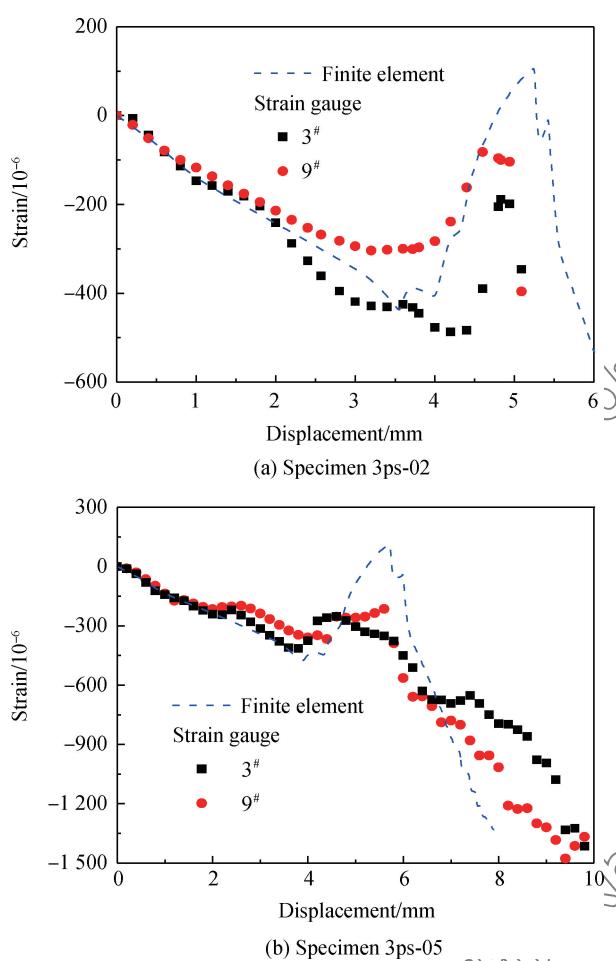


图 10 3ps-02 和 3ps-05 试件的有限元及试验应变-位移曲线

Fig. 10 Finite element and test strain-displacement curves of specimens 3ps-02 and 3ps-05

试件界面的高韧性使分层存在更大的阻抗, 延缓了分层达到极限承载位置的进程, 使界面分层存在更长的稳定扩展时间, 从而提高了试件的极限载荷。此外, 可以类推得出在相同载荷下, 离位增韧试件的分层面积比未离位增韧试件的小、分层状态更滞后的结论。未离位增韧和离位增韧试件三点弯曲有限元与试验结果如表 3 所示。

#### 2.4 失效机制

通过试验和有限元分析可以发现, 离位增韧试件的初始分层载荷与未离位增韧试件相比只是稍有提高, 但其极限承载能力和达到极限载荷之后的保载能力却有较大改善。为进一步分析造成这种现象的原因, 借助 VCCT 计算界面分层起始及分层扩展阶段的能量释放率。与粘接元法一样, VCCT 也采用 B-K 准则控制界面分层的扩展, 拟合系数取 2。

在长桁蒙皮界面的一系列典型位置计算了 3 个方向的能量释放率, 对分层起始和扩展机制展开研究。界面的典型位置如图 12 所示, 包括预制分层宽度方向的 A-A' 边界、界面宽度方向的 B-B' 边界和分层长度方向的 C-C' 边界。

初始分层时, 未离位增韧试件 A-A' 边界和 B-B' 边界分层尖端处的应变能释放率分别如图 13(a) 和图 13(b) 所示, 离位增韧试件 A-A' 边界和 B-B' 边界分层尖端处的应变能释放率分别如图 14(a) 和图 14(b) 所示; C-C' 边界分层时, 剪切应变能释放

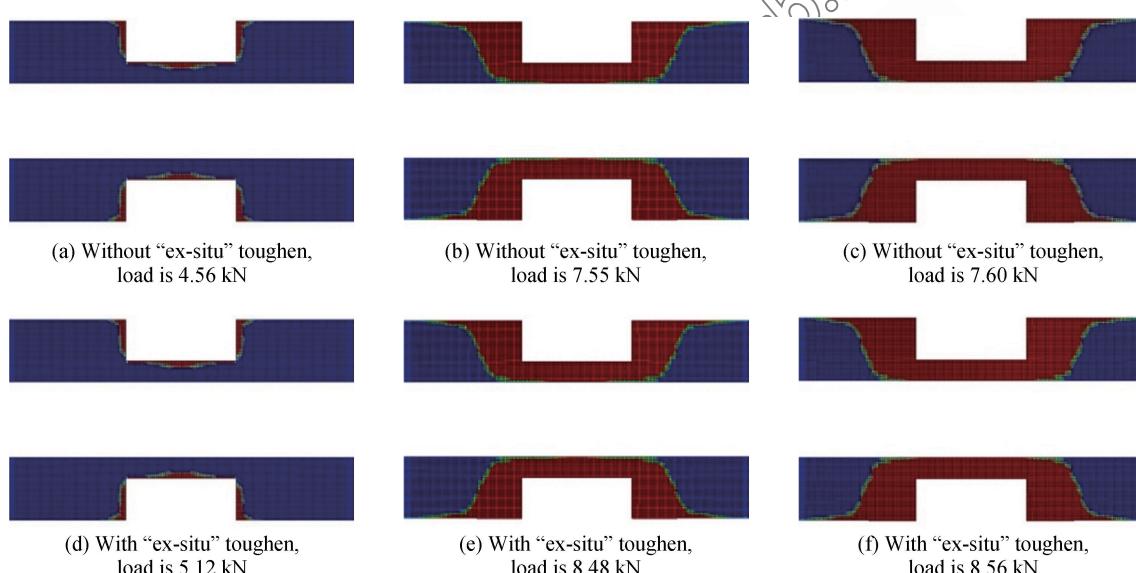


图 11 未离位增韧和离位增韧有限元模型在不同分层状态下的载荷情况

Fig. 11 Load situations of finite element models without "ex-situ" toughen and with "ex-situ" toughen under different delamination states

表 3 未离位增韧和离位增韧试件三点弯曲有限元与试验结果

Table 3 Three-point bending finite element and test results of specimens without “ex-situ” toughen and with “ex-situ” toughen

Type	Initial failure			Final load		
	Finite element result/kN	Test result/kN	Error/%	Finite element result/kN	Test result/kN	Error/%
Without “ex-situ” toughen	4.56	4.70	-3.0	7.60	7.29	4.2
With “ex-situ” toughen	5.12	4.98	2.8	8.56	8.43	1.5

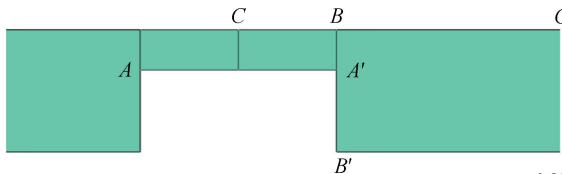
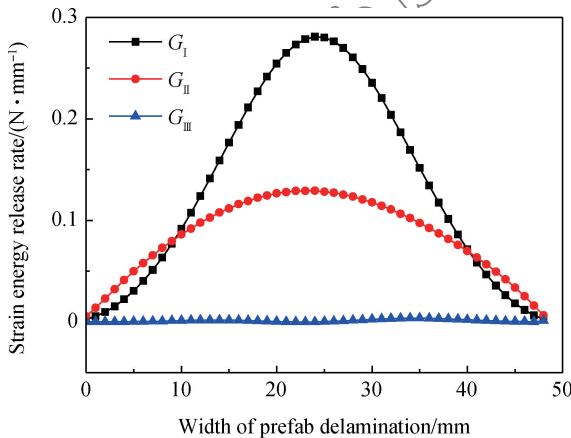
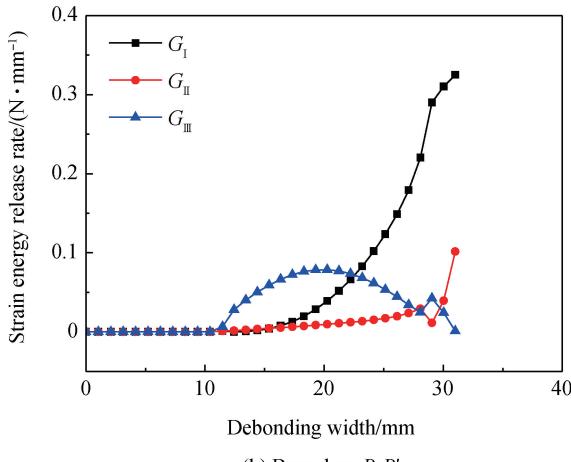


图 12 界面的典型位置

Fig. 12 Typical locations of interface



(a) Boundary A-A'



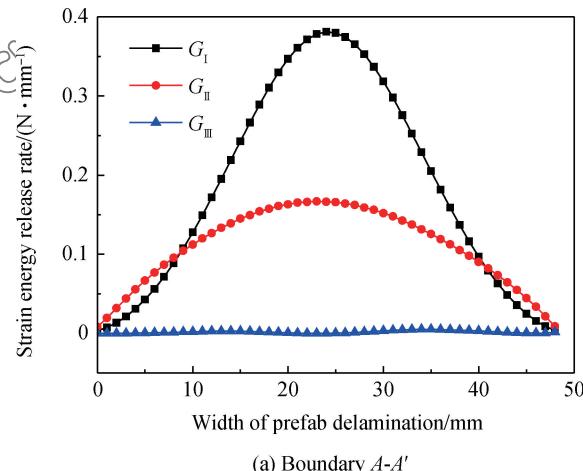
(b) Boundary B-B'

图 13 未离位增韧试件分层尖端处的应变能释放率

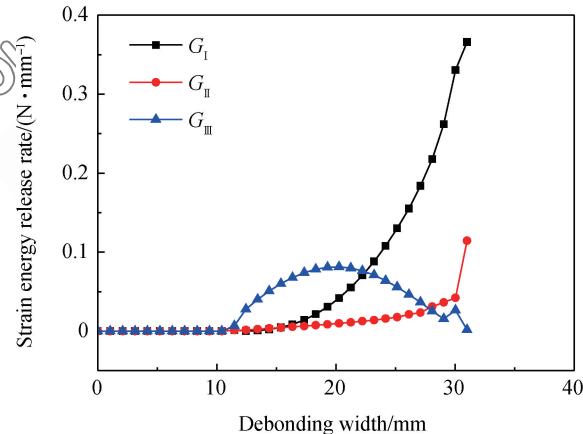
Fig. 13 Strain energy release rates at tops of delamination for specimens without “ex-situ” toughen

率占总应变能释放率比例与分层长度的关系如图 15 所示。

由图 14 和图 15 可知, 2 种材料体系在同一边



(a) Boundary A-A'



(b) Boundary B-B'

图 14 离位增韧试件分层尖端处的应变能释放率

Fig. 14 Strain energy release rates at tops of delamination for specimens with “ex-situ” toughen

界上能量释放率的分布规律是一致的。在 A-A' 边界上,  $G_1$  和  $G_2$  均在中部达到峰值, 由此可知界面先在中部分层失效, 且 I 型能量释放率较高, 主要由拉伸引起分层; 在 B-B' 边界上,  $G_1$  和  $G_2$  均在筋条自由端一侧 (B' 位置) 达到峰值, 界面在此处失效, I 型能量释放率较高, 主要由拉伸引起分层。比较不同材料体系对的应能量释放率峰值可以发现, 离位增韧试件略高于未离位增韧试件的, 这也是其初始分层载荷略高的原因。

由图 15 可知, 在分层扩展的起始阶段,  $G_S/G_T$

较低;随着分层的不断扩展,  $G_s/G_t$  逐渐增加, 并在达到极限载荷时接近 0.5 且继续增大。因此, 分层起始主要是受 I 型拉伸模式的影响, 随着分层的扩展, II 型剪切模式的影响逐步增大, 并最终成为分层扩展的主导因素。

由式(3)得出材料界面的临界应变能释放率, 临界应变能释放率与剪切应变能释放率占总应变能释放率比例的关系如图 16 所示。分析可知, 在  $G_s/G_t$  较低时, 分层所需的  $G_c$  相差不大, 因此离位增韧试件起始分层载荷仅稍有提升; 在  $G_s/G_t$  较高时, 离位增韧试件的  $G_c$  要比未离位增韧试件的大得多, 产生了更大的分层阻抗, 因此其极限载荷有

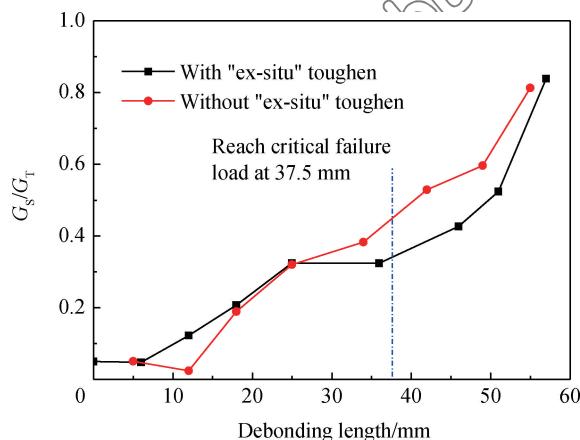


图 15 剪切应变能释放率占总应变能释放率比例与分层长度的关系

Fig. 15 Relationships between proportion of shear strain energy release rate to total strain energy release rate and debonding length

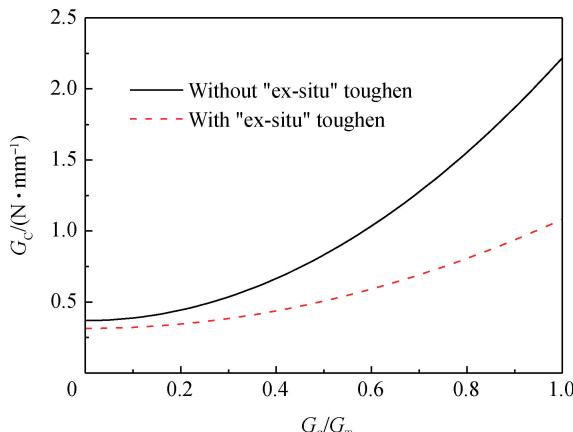


图 16 临界应变能释放率与剪切应变能释放率占总应变能释放率比例的关系

Fig. 16 Relationships between critical strain energy release rate and proportion of shear strain energy release rate to total strain energy release rate

较大提升, 并且在达到极限载荷之后载荷不会瞬间降低, 从而表现出良好的保载能力。可以考虑到, 在工程应用中, 使界面间剪切模式失效占主导作用有利于发挥出离位增韧界面的高韧性, 尤其是 2、3 方向的高韧性。

### 3 结 论

(1) 采用粘接元模型和虚拟裂纹闭合技术都能较好地模拟离位增韧界面的分层失效过程, 有限元结果与试验结果吻合较好, 证明了方法的有效性。

(2) 在三点弯曲试验中, 离位增韧试件初始分层载荷略高, 由于其界面的高韧性, 分层有更长的稳定扩展段, 延缓了分层达到极限载荷分层位置的进程, 极限载荷提升较高, 并且在掉载之后表现出良好的保载能力。

(3) 分层最先发生在预制分层的中部和筋条自由边与蒙皮交界处, 随着载荷的增大, 分层向两边扩展。在初始分层时, 拉伸模式失效占主导, 随着分层的不断扩展, 剪切模式失效占比不断增大。

(4) 离位增韧界面有良好的抗剥离性能, 在剪切方向上的表现尤为突出, 因此在工程应用中可以通过优化设计使界面主要受剪切模式影响, 从而提高界面性能。

### 参 考 文 献:

- [1] 陈祥宝. 聚合物基复合材料手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004: 8-9.
- [2] CHEN X B. Manual of polymer matrix composite[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2004: 8-9 (in Chinese).
- [3] 杨乃震, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 9-10.
- [4] YANG N B, ZHANG Y N. Aircraft structure design of composite materials [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 9-10 (in Chinese).
- [5] WANG S S. Edge delamination in angle-ply composite laminates[J]. AIAA Journal, 1984, 22(3): 256-264.
- [6] YAP W H, SCOTT M L, THOMSON R S, et al. The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures[J]. Composite Structures, 2002, 57 (1): 425-435.
- [7] YI X S, AN X F, TANG B M, et al. Ex-situ formation periodic interlayer structure to improve significantly the impact damage resistance of carbon laminates[J]. Advanced Engineering Materials, 2003, 5(10): 729-732.
- [8] 益小苏, 安学峰, 唐邦铭. 一种提高层状复合材料韧性的方法: 01100981.0[P]. 2001-03-26.

- YI X S, AN X F, TANG B M. A method to increase the toughness of laminated composites: 01100981.0[P]. 2001-03-26 (in Chinese).
- [7] 唐邦铭, 益小苏. 一种通用的“离位”成形的增韧相制备技术及其高韧性复合材料: ZL200310102017.0[P]. 2008-06-25. TANG B M, YI X S. A general method for manufacturing of toughening agents and high-toughness composites ex-situ toughened: ZL200310102017.0 [P]. 2008-06-25 (in Chinese).
- [8] JOHNSON W S, MANGALGIRI P D. Influence of resin on interlaminar mixed mode fracture: NASATM87571 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1985.
- [9] BASCOM W D, BITNER R J, MOULTON R J, et al. The interlaminar fracture of organic matrix woven reinforced composites[J]. Composites, 1980, 11(1): 9-18.
- [10] 李敏, 张佐光, 仲伟虹, 等. 聚酰亚胺树脂研究与应用进展[J]. 复合材料学报, 2000, 17(4): 48. LI M, ZHANG Z G, ZHONG W H, et al. Study and application development of polyimides[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2000, 17(4): 48 (in Chinese).
- [11] RUTH H P. Interpenetrating polymer network approach to tough and microcracking resistant high temperature polymer, Part I: LaRC-RP40[J]. SAMPE Journal, 1998, 24(1): 25-32.
- [12] RUTH H P. Interpenetrating polymer network approach to tough and microcracking resistant high temperature polymer, Part II: LaRC-RP71[J]. Polymer Engineering and Science, 1991, 31(1): 28-33.
- [13] 益小苏, 杜善义, 张立同. 复合材料手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2009: 10-11. YI X S, DU S Y, ZHANG L T. Manual of composites[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2009: 10-11 (in Chinese).
- [14] 刘志真, 郭恩玉, 邢军, 等. “离位”增韧技术在碳纤维/RTM 聚酰亚胺复合材料中的应用[J]. 复合材料学报, 2010, 27(6): 1-8.
- LIU Z Z, GUO E Y, XIN J, et al. Application of carbon fiber/RTMable polyimide composites by ex-situ toughness method[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(6): 1-8 (in Chinese).
- [15] 常园园, 许希武, 郭树祥. 压缩载荷下复合材料整体加筋板渐进损伤非线性数值分析[J]. 复合材料学报, 2011, 28(4): 202-211.
- CHANG Y Y, XU X W, GUO S X. Nonlinear progressive damage analysis of integral stiffened composite panels under compressive load [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(4): 202-211 (in Chinese).
- [16] BERTOLINI J, CASTANIÉ B, BARRAU J J, et al. An experimental and numerical study on omega stringer debonding [J]. Composite Structures, 2008, 86(1): 233-242.
- [17] 张鹏, 刘刚, 胡晓兰, 等. 结构化增韧层增韧 RTM 复合材料性能[J]. 复合材料学报, 2012, 29(4): 1-9.
- ZHANG P, LIU G, HU X L, et al. Properties of toughened RTM composites by structural toughening layer[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(4): 1-9 (in Chinese).
- [18] CAMANHO P P, DAVILA C G, DE MOURA M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials [J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(16): 1415-1438.
- [19] 叶强. 层合复合材料的粘聚区模型及其应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- YE Q. Research on cohesive zone model of laminated composites and its applications[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

## Three-point bending test investigation and numerical analyses of composite stiffened panels with “ex-situ” toughen

WANG Wei, CHEN Puhui\*, LI Nian

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

**Abstract:** In order to investigate the effects of “ex-situ” toughened on the structural bearing capacities of composite stiffened panels, three point bending tests were conducted on composite omega stiffened panels without “ex-situ” toughen and with “ex-situ” toughen firstly, and the initial debonding load, critical failure load and the phenomenon of tests for the two kinds of stiffened panels were compared. Then, three-dimensional progressive failure model was established using ABAQUS, and the mechanisms of interface delamination and the failure process of the skins were analyzed considering the failure of stringer-skin interface and laminated composite plates. The results show that the finite element results coincides well with the test results, “ex-situ” toughen can only improve the initial debonding load of the interface slightly, but has relatively obvious improvement on critical failure load. At the beginning stage of delamination, the type I tensile mode plays a major role. With the delamination expanding continuously, the proportion of type II shear mode increases constantly, while the high toughness of shear mode is the significant cause for the outstanding performances of “ex-situ” toughened interface. The conclusions obtained show that “ex-situ” toughened interface has favorable delaminating resistance, and the behaviour on shear direction is particularly outstanding.

**Keywords:** “ex-situ” toughen; stiffened panels; three-point bending test; cohesive element; visual crack closure technique