

冲击作用下斜接修补 CFRP 层间分层和胶层的损伤机制及参数分析

冯威, 徐绯*

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 首先, 针对斜接修补 CFRP 抗冲击性能差的问题, 分别使用基于接触的内聚力模型(SCZM)和基于单元的内聚力模型(ECZM)描述层间分层和斜接胶层破坏, 研究 CFRP 层板的冲击响应和两种失效的演化规律。然后, 分析了冲击能量、斜接角度和预拉伸作用对两种失效的影响。结果表明: 层间分层起始时间早于胶层破坏, 与冲击能量无关; 分层和胶层破坏面积随冲击能量增加而增大, 胶层破坏面积增加的更明显; 斜接角度主要影响胶层破坏, 对分层面积几乎无影响, 预拉伸作用对两种失效均具有负面作用。最后, 进一步讨论分层对胶层破坏的影响, 通过与只考虑胶层破坏的情况进行对比, 发现层间分层使胶层破坏的面积降低, 延缓了胶层的最终失效。

关键词: 斜接修补; 分层; 胶层破坏; 斜接角度; 预拉伸

中图分类号: TB330.1; V258 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2018)04-1024-08

Damage mechanism of laminates delamination and bondline for scarf repaired CFRP under impact and parameter study

FENG Wei, XU Fei*

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

Abstract: First, on account of the shortcoming of relative low ability of resistance to the impact load for scarf repaired CFRP, surface based cohesive model (SCZM) and element based cohesive zone model (ECZM) were used to simulate laminates delamination and bondline damage, respectively. The impact response of CFRP and the evolution of two failures were investigated. Then, the influences of the impact energy, scarf angle and pre-tension were studied. Results indicate that the laminates delamination initiates prior to the bondline damage, which is independent of the applied impact energy. The bondline damage area increases much obviously than the laminates delamination with the increasing of impact energy. The scarf angle will significantly influence the bondline damage, while has almost no effect on the laminates delamination area. The pre-tension has negative effect on these two failures. At last, the effect of laminates delamination on bondline damage was further discussed by comparing with the situation that only considered bondline damage. The laminates delamination will reduce the damage area of bondline and delay the catastrophic failure of bondline.

Keywords: scarf repair; delamination; bondline damage; scarf angle; pre-tension

考虑到复合材料在航空航天领域的广泛应用和其抗冲击性能差, 复合材料的修补变得日益重要^[1]。其中斜胶接修补可获得均匀的应力分布, 满足光滑表面的需求, 成为主要的修补手段之一^[2-3]。近年来国内外学者对斜接修补后复合材

料的强度恢复展开了大量研究^[4-7], 结合理论和数值分析了胶层应力分布, 并针对补片铺层角度、胶层厚度和斜接角度等参数进行优化, 以提高修补效率^[8-11]。

此外, 修补后的复合材料同样面临冲击问题,

收稿日期: 2017-04-05; 录用日期: 2017-06-23; 网络出版时间: 2017-06-28 15:19

网络出版地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170628.003>

基金项目: 民机预研基金(16Z0317); 中央高校基本科研业务费(G2017KY0003)

通讯作者: 徐绯, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料结构力学 E-mail: xufei@nwpu.edu.cn.

引用格式: 冯威, 徐绯. 冲击作用下斜接修补 CFRP 层间分层和胶层的损伤机制及参数分析[J]. 复合材料学报, 2018, 35(4): 1024-1031.
FENG Wei, XU Fei. Damage mechanism of laminates delamination and bondline for scarf repaired CFRP under impact and parameter study[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(4): 1024-1031 (in Chinese).

低能量冲击载荷对其损伤也较大^[12-13]。层间分层和胶层破坏会导致冲击后压缩承载能力(CAI)和冲击后拉伸承载能力(TAI)下降^[14]。然而相关方面的公开报道较为匮乏。Hoshi 等^[15]通过实验指出冲击损伤随斜接角度的增大而增大,从而导致剩余拉伸强度下降。LIU 等^[16]测量了不同能量和冲击位置冲击后斜接接头的压缩强度,发现压缩强度同样受损伤面积的影响。Kim^[17]对预拉伸作用下的斜接修补层合板进行冲击和冲后拉伸测试,结果表明,拉伸强度随着冲击损伤面积的增加而减小,并指出预拉伸对损伤存在影响。然而,由于层间分层和胶层破坏交错在一起,试验中通过无损检测得到的损伤面积是两者之和,难以将两种失效分开,得到各自演化过程和其相互作用关系。因此借助数值展开相关分析尤为重要。

基于连续损伤力学的内聚力模型(CZM)能够判断分层损伤起始和扩展,得到了广泛的应用^[18-20]。常用的基于单元的内聚力模型(ECZM)在两个铺层间增加一层界面单元描述分层,在一定程度上增加了模型规模。此外为了保证修补恢复率,斜接修补时角度通常较小,从而导致斜接界面附近存在小三角区域,无法使用内聚力单元。基于接触的内聚力模型(SCZM)^[21]无需布置界面单元,通过两个面的接触属性描述界面间的相互作用成为了可选的方法。本文首先对 SCZM 和 ECZM 进行了对比验证,然后建立斜接修补 CFRP 三维模型,分别使用 SCZM 和 ECZM 描述层间分层和斜接胶层破坏,考虑冲击能量、斜接角度和预拉伸对两种失效的影响。并通过与只考虑胶层破坏的情况进行对比,进一步讨论层间分层对胶层破坏的影响。

1 CZM 模型

SCZM 和 ECZM 均通过刚度退化来模拟损伤破坏,包括损伤起始和损伤演化两个阶段。损伤起始是指材料的刚度开始弱化,可通过最大应力准则、最大应变准则、二次名义应力或应变准则判断,本文在下面的分析中用平方应力准则:

$$\left\{ \frac{\langle \tau_3 \rangle}{N} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_1}{S} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_2}{T} \right\}^2 = 1 \tag{1}$$

式中: τ_3 、 τ_1 和 τ_2 分别为 I 型、II 型和 III 型的应力; N 、 S 和 T 分别为对应的界面强度。

损伤演化指材料出现损伤后,其后继力学性能的退变过程。对于混合型断裂破坏问题,损伤演化的函数控制一般有位移准则和能量释放率准则,本

文采用混合型断裂能量释放率准则中的幂法则(Power law):

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^c} \right\}^a + \left\{ \frac{G_s}{G_s^c} \right\}^a + \left\{ \frac{G_t}{G_t^c} \right\}^a = 1 \tag{2}$$

式中: G_n 、 G_s 和 G_t 分别为 I、II 和 III 型能量释放率; G_n^c 、 G_s^c 和 G_t^c 分别是对应的临界能量释放率。

损伤变量 D 可以通过不同的本构模型来计算,其中双线性模型具有较好的计算经济性和收敛性^[22],本文在后续的分析中使用双线性本构,对于图 1 所示混合型双线性模型^[23], D 通过下式表示:

$$D = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{\max} - \delta_m^o)}{\delta_m^{\max} (\delta_m^f - \delta_m^o)} \tag{3}$$

式中: $\delta_m^{\max}$ 是在载荷历程中节点的最大张开量; δ_m^o 和 δ_m^f 分别为损伤起始等效位移和最终破坏位移,表示为

$$\delta_m^o = \begin{cases} \delta_3^o \delta_1^o \sqrt{\frac{1+\beta^2}{(\delta_1^o)^2 + (\beta \delta_3^o)^2}} & \delta_3 > 0 \\ \delta_{\text{shear}}^o & \delta_3 \leq 0 \end{cases} \tag{4}$$
$$\delta_m^f = \begin{cases} \frac{2(1+\beta^2)}{K \delta_m^o} \left[\left(\frac{1}{G_{\text{IC}}} \right)^a + \left(\frac{1}{G_{\text{IIC}}} \right)^a \right]^{-1/a} & \delta_3 > 0 \\ \sqrt{(\delta_1^f)^2 + (\delta_2^f)^2} & \delta_3 \leq 0 \end{cases} \tag{5}$$

其中: δ_i^o 和 δ_i^f ($i=1, 2, 3$) 分别为单一型损伤的损伤起始位移和最终失效位移; δ_{shear}^o 为剪切型损伤起始位移; K 为界面刚度; β 为混合比。

本文分析中 ECZM 和 SCZM 采用相同的损伤起始和损伤演化准则。使用 ECZM 时,每个铺层使用一层实体单元进行划分,在两个铺层之间使用一层 Cohesive 单元模拟分层;使用 SCZM 时,每个铺层同样用一层实体单元表示,在两个铺层之间则通过定义接触来描述分层。

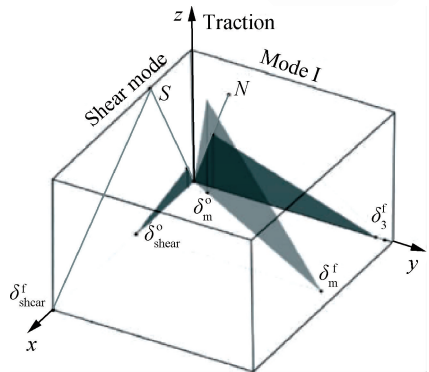


图 1 混合型损伤本构关系
Fig. 1 Mix-mode cohesive law

2 SCZM 和 ECZM 的对比验证

分别使用 SCZM 和 ECZM 方法对长 200 mm、宽 100 mm 的 T300/913 复合材料层板进行冲击分层损伤模拟，并与文献[17]的试验结果进行对比，以验证 SCZM 模拟分层损伤的准确性。试样两端有 30 mm 被夹持固定，冲击位置为板中心，能量为 8 J，冲头直径为 12 mm。层合板铺层为 $[45/90/-45/0]_{2s}$ ，每层厚 0.2 mm， $E_1=96\text{ GPa}$ ， $E_2=E_3=6.4\text{ GPa}$ ， $G_{12}=G_{13}=4\text{ GPa}$ ， $G_{23}=2.1\text{ GPa}$ ， $\nu_{12}=\nu_{13}=0.45$ ， $\nu_{23}=0.2$ ， $\beta=1.5\times10^{-9}\text{ mg/mm}^3$ 。层间参数见表 1。

图 2 为两种方法得到的冲击载荷-时间曲线，并与文献[17]中的响应进行对比。可以看出，利用 ECZM 和 SCZM 方法得到层合板冲击响应趋势一致，并且与试验的冲击响应吻合较好。

表 2 进一步将两种方法得到的最大载荷、挠度及分层面积与文献[17]的结果进行对比。表明，利用 ECZM 和 SCZM 方法得到的最大载荷、

表 1 T300/913 的层间参数^[24]

Material properties	T300/913
$K_I/(N\cdot mm^{-3})$	1 600 000
$K_{II}=K_{III}/(N\cdot mm^{-3})$	1 600 000
$\sigma_{ult,1}/MPa$	60
$\tau_{ult,2}=\tau_{ult,3}/MPa$	60
$G_{IC}/(N\cdot mm^{-1})$	0.258
$G_{IIIC}=G_{IIIIC}/(N\cdot mm^{-1})$	1.08

Notes: K_I ， K_{II} ， K_{III} —Interface stiffness; $\sigma_{ult,1}$ —Normal strength; $\tau_{ult,2}$ ， $\tau_{ult,3}$ —Shear strength; G_{IC} —Normal fracture toughness; G_{IIIC} ， G_{IIIIC} —Shear fracture toughness.

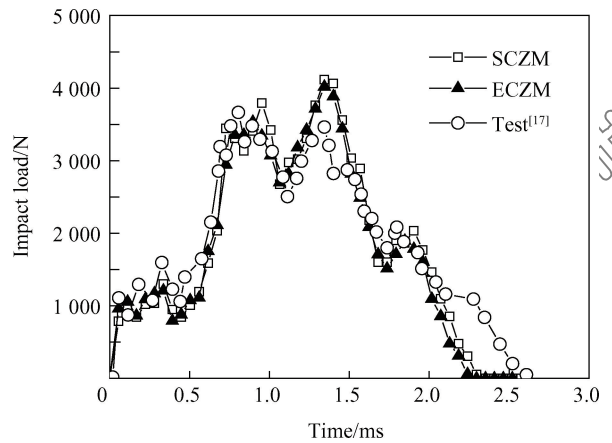


图 2 模拟和试验得到的 T300/913 复合材料层板的冲击载荷-位移曲线

Fig. 2 Load-time histories of T300/913 composite laminates by simulation and test

表 2 相同能量下复合材料层合板模拟与文献[17]冲击试验的结果对比

Table 2 Comparison of impact results between simulation and test^[17] under the same energy on composite laminates

Comparison items	ECZM	SCZM	Experimental results ^[17]
Peak load/N	4 051	4 116	3 700
Max deflection/mm	5.00	4.96	4.88
Delamination area/mm ²	223	198	180—200

挠度及分层面积均与文献[17]中试验结果吻合较好，验证了 SCZM 方法的有效性。此外使用 SCZM 时单元总数只为 ECZM 的一半，计算效率得以提高。

3 斜接修补模型

如图 3 所示，斜接修补 CFRP 冲击模型： $L=200\text{ mm}$ ， $W=100\text{ mm}$ ， $H=3.2\text{ mm}$ ， $h=0.38\text{ mm}$ ， $\alpha=5^\circ$ ，灰色区域为夹持部分， $b=30\text{ mm}$ 。其中层合板的材料和铺层与第 2 节一致，斜接胶层为 FM300，其材料参数见表 3。

层合板每个铺层使用一层实体单元表示，除靠近胶层附近有部分 C3D6R 单元外，其余均使用 C3D8R 单元，斜接胶层使用 COH3D8 单元模拟。使用 Tie 约束将层合板上的节点与胶层表面连接在一起。冲击位置下侧网格加密，图 4 为斜接模型加密部分的网格细节放大图。

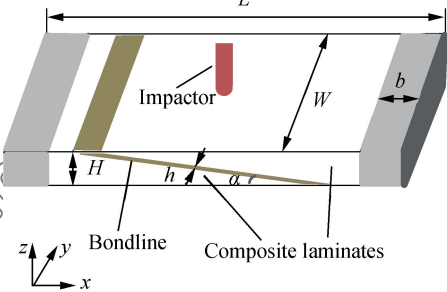


图 3 斜接修补 CFRP 模型示意图

Fig. 3 Sketch of scarf repaired CFRP model

表 3 FM 300 的材料参数^[25]

Table 3 Material properties of FM 300 adhesive^[25]

Material properties	Value
E/MPa	2 400
G/MPa	900
$\sigma_{ult,1}/MPa$	52.1
$\tau_{ult,2}=\tau_{ult,3}/MPa$	30.1
$G_{IC}/(N\cdot mm^{-1})$	1.3
$G_{IIIC}=G_{IIIIC}/(N\cdot mm^{-1})$	3.2

Notes: E —Elastic modulus; G —Shear modulus.

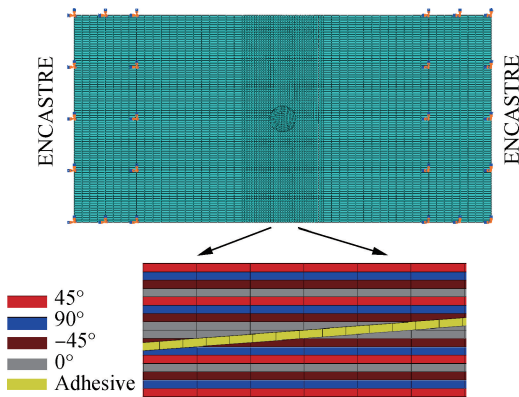


图 4 斜接模型的网格细节放大图

Fig. 4 FEM mesh of partial enlarged drawing for scarf model

使用 SCZM 和 ECZM 分别模拟分层和胶层破坏, 使用 Abaqus/Explicit 求解。首先, 在结构中心位置分别进行三种低能量 (8 J、10 J 和 12 J) 冲击; 然后在 10 J 作用下讨论斜接角度的影响, 考虑到结构常受到耦合载荷作用, 故进一步分析预拉伸作用的影响。

4 结果与讨论

4.1 斜接 CFRP 层板的冲击响应

图 5 为 8 J 时斜接 CFRP 层板的载荷-时间曲线。可以看出, 斜接修理后层合板的载荷-时间曲线与图 2 中完好层合板的变化规律一致: 冲击过程中在 0.93 ms 和 1.42 ms 附近存在两个峰值, 受胶层破坏的影响, 第二个峰值比完好层合板的值偏低。图 5 还表明层间分层起始时间早于胶层破坏。

冲击过程中, 层间很快出现分层, 在 0.1 ms, 冲击位置下侧 45° 和 90° 之间出现局部分层, 如图 6(a) 所示; 随着作用时间增大, 分层向下和两侧扩

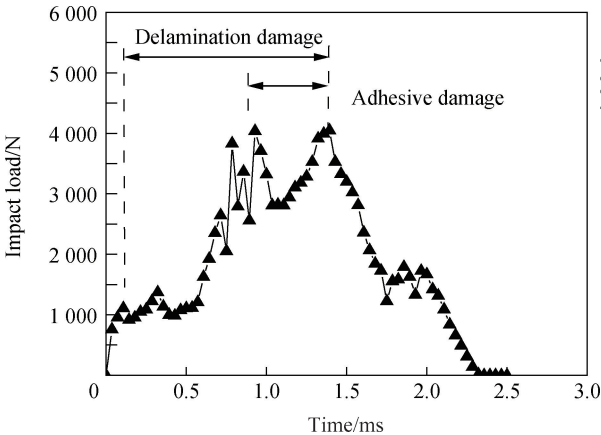


图 5 8 J 作用时斜接修补 CFRP 的载荷-时间曲线

Fig. 5 Load-time history of scarf repaired CFRP at 8 J

展, 到达 0.6 ms 以前, 分层面积增加缓慢, 如图 6(b) 所示, 此时分层区域集中在上侧层合板内; 0.6 ms 后, 分层面积迅速扩大, 0.93 ms 时上下层合板每个层间都出现了分层, 如图 6(c) 所示; 0.93 ms 后分层面积基本不再增加, 在 1.42 ms 达到第二个载荷峰值以后, 分层区域彻底停止扩展。

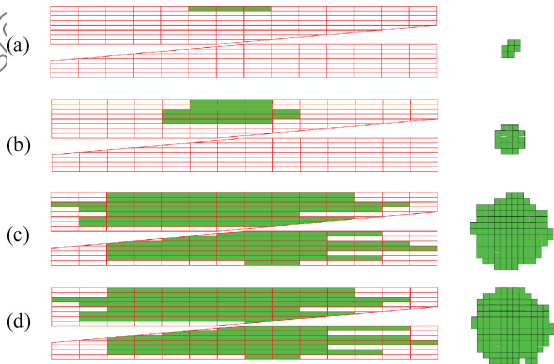


图 6 不同时刻 CFRP 层板分层区域的侧视图和正视图:

(a) 0.1 ms; (b) 0.6 ms; (c) 0.93 ms; (d) 1.42 ms

Fig. 6 Side and front view of delamination areas of CFRP

laminates at different times; (a) 0.1 ms; (b) 0.6 ms;

(c) 0.93 ms; (d) 1.42 ms

图 7 为不同时刻胶层破坏的区域。对于斜接胶层, 在 0.93 ms 才出现胶层破坏, 冲击位置下方左侧局部单元被删除; 在 1.25 ms 以前, 胶层破坏区域增长缓慢; 1.25~1.42 ms 之间, 胶层破坏区域迅速增大, 第二个载荷峰值后胶层破坏区域同样停止扩展。

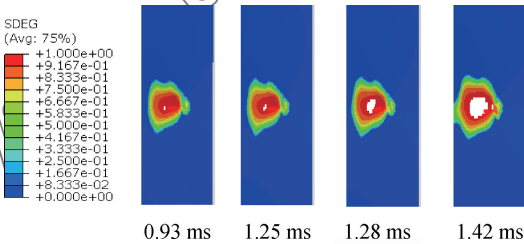


图 7 不同时刻胶层的破坏区域

Fig. 7 Adhesive damage areas at different times

在 10 J 和 12 J 作用下, 层间分层和胶层破坏与 8 J 时具有相同的演化规律, 这是由于分层和胶层破坏主要受剪切影响, 复合材料层间的 II 型断裂韧性比斜接胶层的小, 使分层提前发生。

4.2 冲击能量对 CFRP 两种失效的影响

图 8 为不同能量下 CFRP 层板的冲击响应曲线。三种冲击能量下结构响应规律一致, 随着冲击能量的增大, 冲击载荷峰值增大, 达到载荷峰值的

时刻也逐渐提前。

随着冲击能量的增加,分层区域沿宽度和长度方向扩展,胶层破坏区域则向宽度方向和胶接界面底端扩展。图 9 为最终分层和胶层破坏面积(即被删除单元的面积)随冲击能量的变化关系图。结果表明,分层面积和胶层破坏面积随着能量的增加而增大。当能量从 8 J 增大到 12 J 时,分层面积增加了 73%(171 mm² 至 295 mm²),而胶层破坏面积受能量的影响更加明显,增加了约 35 倍(34 mm² 至 1 207 mm²)。

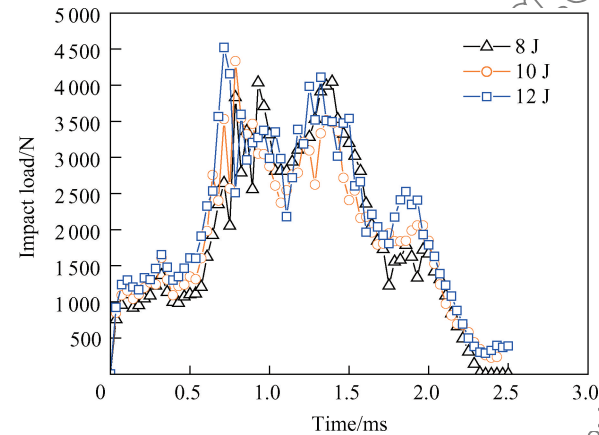


图 8 不同冲击能量下 CFRP 层板的载荷-时间曲线
Fig. 8 Load-time histories of CFRP laminates at different impact energies

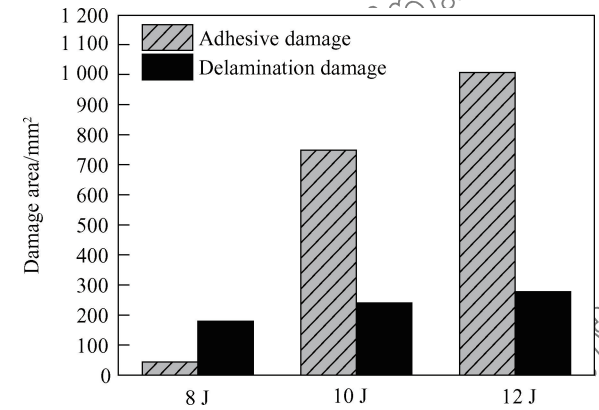


图 9 不同冲击能量下 CFRP 层板的破坏面积
Fig. 9 Damage areas at different impact energies of CFRP laminates

4.3 斜接角度对 CFRP 两种失效的影响

图 10 为不同斜接角度下 CFRP 层板的冲击响应曲线。斜接角度为 3° 时载荷峰值最大。随着斜接角度的增加,冲击响应曲线明显下降,结构冲击承载能力逐渐减弱,7° 时最大载荷仅约为 3° 时

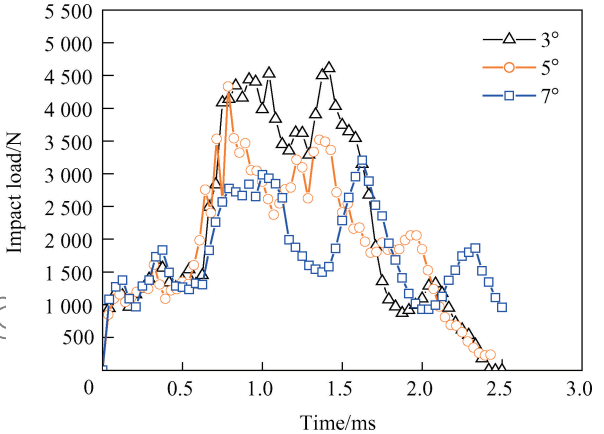


图 10 不同斜接角度下 CFRP 层板的载荷-时间曲线
Fig. 10 Load-time histories at different scarf angles of CFRP laminates

的 70%。

图 11 为冲击损伤与斜接角度的关系图。可以看出,胶层破坏面积随着斜接角度的增大明显增大,但角度对分层面积影响不明显。斜接角度为 3° 时,冲击损伤只有层间分层,而在 5° 以后,冲击损伤则变为胶层破坏主导。当斜接角度变为 7° 后,胶层破坏面积增大到 1 145 mm²。

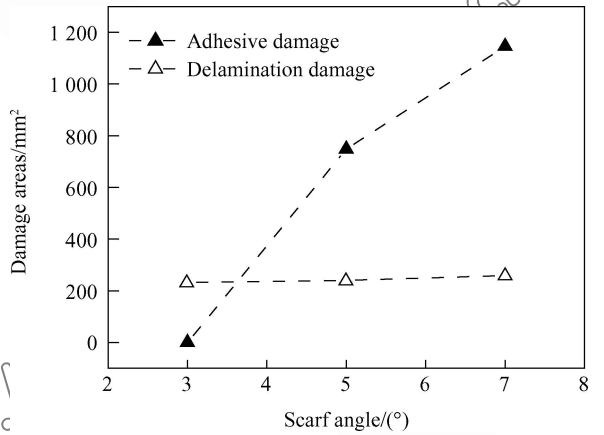


图 11 斜接角度对 CFRP 层板冲击损伤面积的影响
Fig. 11 Influences of scarf angle on impact damage areas of CFRP laminates

4.4 预拉伸作用对 CFRP 两种失效的影响

考虑到实际结构常受到耦合载荷作用,在承受面内载荷的同时受到面外冲击,故在 10 J 能量下对斜接 CFRP 施加不同预拉伸应变 (0×10^{-6} 、 $1\,500 \times 10^{-6}$ 和 $3\,000 \times 10^{-6}$),研究预拉伸作用对冲击损伤的影响。图 12 为不同角度下预应变对 CFRP 层板分层和胶层破坏面积的影响。可以看出,斜接角度越小,预拉伸对分层和胶层破坏的影

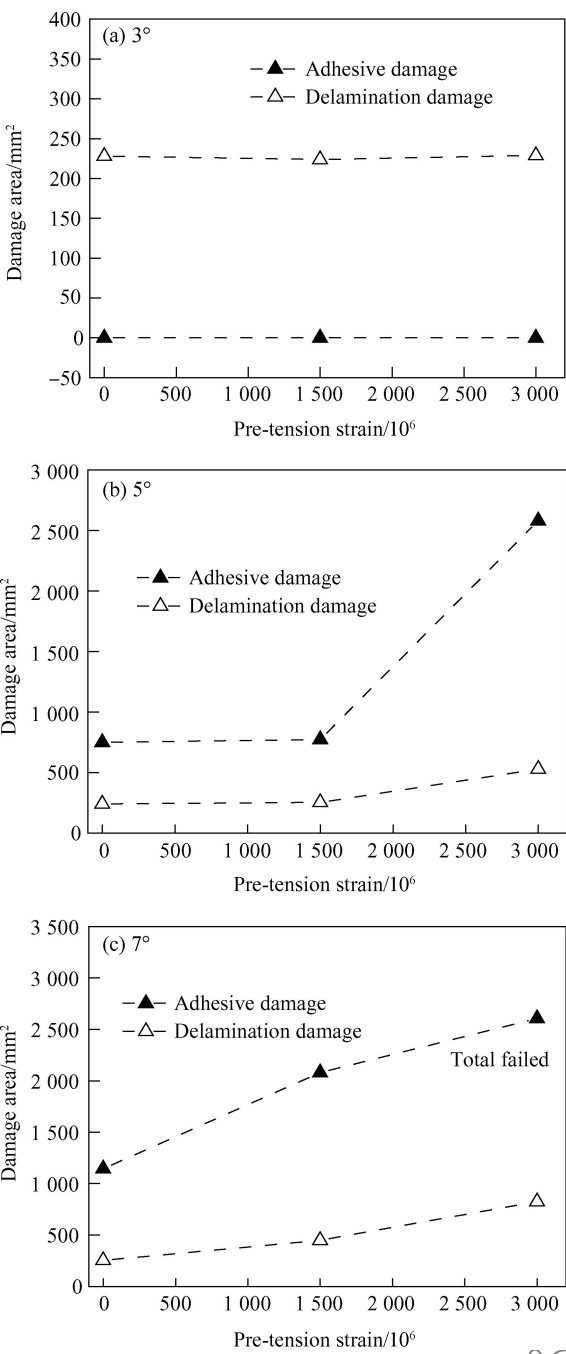


图 12 不同角度下预应变对 CFRP 层板分层和胶层破坏面积的影响

Fig. 12 Influences of pre-tension on the delamination and adhesive damage areas of CFRP laminates at different angles

响越小。当斜接角度为 3°时,随着预应变的增加,分层和胶层破坏面积基本保持不变;当斜接角度为 5°时,预应变达到 $1\,500\times 10^{-6}$ 后,两种破坏明显增大;当斜接角度为 7°时,分层和胶层破坏面积随着预应变的增大基本呈线性增加;此外,对于层间分层而言,预拉伸对胶层破坏的影响更加明显。

4.5 层间分层与胶层破坏的相互作用

从 4.1 节内容分析可知,分层区域分布在胶层的上下两侧,且层间分层起始时间早于胶层破坏。为了进一步讨论分层对胶层破坏的影响,将考虑层间分层时的胶层破坏面积与不考虑分层只考虑胶层损伤时的破坏面积进行对比,其中冲击能量均为 10 J。表 4 是不同斜接角度时两种情况的胶层破坏面积对比。表 5 是斜接角度为 5°时不同预拉伸应变下的破坏面积对比。

从表 4 可以看出,斜接角度为 3°时,两种情况均无胶层破坏,角度为 5°或 7°时,层间分层均使胶层破坏面积降低,分别下降了约 30.3%和 30.8%。表 5 同样显示了相同的规律,在不同预拉伸应变下,考虑层间分层后胶层破坏面积同样降低。在 0 时和 $1\,500\times 10^{-6}$ 时分别降低了约 30.3%和 32.1%;在 $3\,000\times 10^{-6}$ 下,不考虑分层的情况下,胶层彻底破坏,全部单元被删除(约 $3\,670\text{ mm}^2$),而考虑分层作用的影响时,胶层还未彻底删除,破坏面积为 $2\,580\text{ mm}^2$ 。表 4 和表 5 的结果说明,层间分层使胶层的破坏面积减小,延缓了胶层的最终失效。这主要是由于层间分层起始远早于胶层破坏,分层过程中造成能量耗散从而减缓了胶层的破坏。

表 4 不同斜接角度下 CFRP 层板的胶层破坏面积对比

Table 4 Comparison of adhesive damage areas of CFRP laminates at different scarf angles

Scarf angle	Adhesive damage area/ mm^2	
	With delamination	Without delamination
3°	0	0
5°	748	975
7°	143	1 498

表 5 斜接角度为 5°时不同预应变下 CFRP 层板的胶层破坏面积对比

Table 5 Comparison of damage areas of CFRP laminates for different pre-strain values at 5°

Pre-strain	Adhesive damage area/ mm^2	
	With delamination	Without delamination
0	748	975
1 500	772	1 020
3 000	2 580	Failed

5 结 论

(1) 冲击作用下斜接修补 CFRP 的层间分层起始时间早于胶层破坏,与冲击能量无关;分层区域集中在冲击位置下侧,与胶层破坏区域交错在一

起,上下层合板每个层间都出现了分层。

(2) 分层和胶层破坏面积随冲击能量增大而变大,胶层破坏面积增加的更明显。

(3) 斜接角度主要影响胶层破坏,对分层面积几乎无影响,斜接角度越大,胶层破坏越严重。

(4) 预拉伸作用对两种失效均具有负面作用,斜接角度越大,该影响越明显;随着预拉伸应变的增加,分层面积和胶层破坏面积均增大,且胶层破坏面积增加的更显著。

(5) 由于层间分层起始早于胶层破坏,分层过程中造成能量耗散能够减小胶层的破坏面积,延缓了胶层的最终失效。

参考文献:

- [1] KATNAM K B, SILVA L F M D, YOUNG T M. Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 61: 26-42.
- [2] HARMAN A B, WANG C H. Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure[J]. *Composite Structures*, 2006, 75(1-4): 132-144.
- [3] WHITTINGHAM B, BAKER A A, HARMAN A, et al. Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2009, 40(9): 1419-1432.
- [4] CHENG X, BAI G Y, HU R, et al. Study of tensile failure mechanisms in scarf repaired CFRP laminates[J]. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2013, 41(1): 177-185.
- [5] LIU B, XU F, FENG W, et al. Experiment and design methods of composite scarf repair for primary-load bearing structures[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2016, 88: 27-38.
- [6] 关志东, 刘遂, 郭霞, 等. 含半穿透损伤层合板挖补修理后的拉伸性能[J]. *复合材料学报*, 2013, 30(2): 144-151.
GUAN Z D, LIU S, GUO X, et al. Tensile behavior of scarfing repaired laminates with half-depth damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(2): 144-151 (in Chinese).
- [7] HAYES-GRISS J M, GUNNION A J, KHATIBI A A. Damage tolerance investigation of high-performance scarf joints with bondline flaws under various environmental, geometrical and support conditions[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2016, 84: 246-255.
- [8] 刘斌, 徐绯, 季哲, 等. 改进的复合材料斜接结构胶层应力半解析法[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2): 526-533.
LIU B, XU F, JI Z, et al. Modified semi-analytical method for adhesive stress of scarf joints in composite structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 526-533 (in Chinese).
- [9] BREITZMAN T D, IARVE E V, COOK B M, et al. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2009, 40(12): 1921-1930.
- [10] WANG C H, GUNNION A J. Optimum shapes of scarf repairs[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2009, 40(9): 1407-1418.
- [11] YOO J S, TRUONG V H, PARK M Y, et al. Parametric study on static and fatigue strength recovery of scarf-patch-repaired composite laminates [J]. *Composite Structures*, 2016, 140: 417-432.
- [12] 刘斌, 徐绯, 菊池正纪, 等. 斜胶接 CFRP 的冲击损伤容限研究[J]. *固体火箭技术*, 2015, 38(6): 870-876.
LIU B, XU F, KIKUCHI M. Study on impact damage tolerance of scarf bonded CFRP[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(6): 870-876 (in Chinese).
- [13] KIM M K, ELDER D J, WANG C H, et al. Interaction of laminate damage and adhesive disbonding in composite scarf joints subjected to combined in-plane loading and impact[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(3): 945-953.
- [14] TAKAHASHI N, TAKEDA S I, IWAHORI Y, et al. Evaluation of the impact damages of scarf-repaired composites[J]. *Journal of the Society of Materials Science Japan*, 2007, 56(56): 414-419.
- [15] HOSHI H, NAKANO K, IWAHORI Y. Study on repair of CFRP laminates for aircraft structures[C]. *Proc 16th Int Conf on composite Mat (ICCM-16)*, Kyoto, 2007: 1-7.
- [16] LIU S, CHENG X, XU Y, et al. Study on impact performances of scarf-repaired carbon fiber reinforced polymer laminates[J]. *Journal of Reinforced Plastics & Composites*, 2015, 34: 60-71.
- [17] KIM M K. Impact resistance of composite scarf joints under load[D]. Melbourne: RMIT University, 2010.
- [18] 王裕龙, 许希武, 毛春见. 缝合复合材料层板低速冲击损伤数值模拟[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(3): 715-724.
WANG Y L, XU X W, MAO C J. Numerical simulation of damage in fiber reinforced composite laminates under high velocity impact[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014,

31(3): 715-724 (in Chinese).

[19] REINOSO J, PAGGI M, BLÁZQUEZ A. A nonlinear finite thickness cohesive interface element for modeling delamination in fibre-reinforced composite laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 109: 116-128.

[20] 姚辽军, 赵美英, 万小鹏. 基于 CDM-CZM 的复合材料补片补强参数分析[J]. *航空学报*, 2012, 33(4): 666-671.

YANG L J, ZHAO M Y, WANG X P. Parameter analysis of composite laminates with patched reinforcement based on CDM-CZM[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(4): 666-671.

[21] ZHANG J, ZHANG X. Simulating low-velocity impact induced delamination in composites by a quasi-static load model with surface-based cohesive contact[J]. *Composite Structures*, 2015, 125: 51-57.

[22] ALFANO G. On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models[J]. *Composites Science & Technology*, 2006, 66(6): 723-730.

[23] CAMANHO P P, DÁVILA C G. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials: NASA/TM-2002-211737[R]. Washington: NASA, 2002.

[24] PINHO S T. Modelling failure of laminated composites using physically-based failure models[D]. London: Imperial College London, 2005.

[25] STUART D, DONALD K, ALAN B. Composite materials for aircraft structures, second edition[J]. 2004, 43(495): 213-223.