

扩展有限元方法与内聚力模型耦合下斜接修补复合材料的胶层损伤和缺陷

冯威, 徐绯*, 由昊, 李梦琳

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 将扩展有限元方法(XFEM)与内聚力模型(CZM)耦合用于斜接修补复合材料的胶层分析, 实现了对复合材料与修补胶层之间的脱粘以及胶层内部裂纹扩展现象的描述, 模拟得到的结构强度与试验结果吻合较好。对复合材料与胶层的界面缺陷和胶层内部缺陷展开分析, 讨论了缺陷长度和缺陷位置对结构强度的影响。结果表明: 在相同条件下, 结构具有界面缺陷比具有胶层内部缺陷更加危险; 结构强度受缺陷长度和与缺陷尖端相邻复合材料铺层角度的共同影响, 随着缺陷长度的增加而降低, 降低速率大于缺陷长度增长比例; 当缺陷位置不同时, 结构强度主要与缺陷对应位置的平均剪应力水平相关。最后, 通过参数分析讨论了界面剪切强度的影响。

关键词: 斜接修补; 扩展有限元方法(XFEM); 胶层缺陷; 缺陷长度; 缺陷位置

中图分类号: TB330.1; V258 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2018)05-1354-07

Adhesive damage and defect analysis of scarf-repaired composite by combining extended finite element method and cohesive zone model

FENG Wei, XU Fei*, YOU Hao, LI Menglin

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

Abstract: The extended finite element method(XFEM) and cohesive zone model(CZM) were combined to investigate the adhesive layer of scarf-repaired laminates, which could describe the debonding between composite and adhesive layer and the crack propagation in the adhesive at the same time. The numerical strength shows good agreement with test results. Both the interface defect and inner defect were taken into consideration, the influences of defect length and defect location were analyzed. The results indicate that the structure with inner defect is more dangerous than that with interface defect under the same condition. The structure strength which is influenced by both the defect length and the ply orientation near the defect tip decreases with the increased defect length. And the decrease rate is larger than the increase rate of defect length. When the defect location changes, the structure strength is mainly associated with the average shear stress level of adhesive layer at corresponding region. At last, parameter study was performed to investigate the influence of the interface shear strength.

Keywords: scarf repair; extended finite element method(XFEM); adhesive layer defect; defect length; defect location

复合材料在航空航天结构中的比重日益增加, 在制造及使用过程中易产生不同损伤, 修理问题成为了制约其进一步扩大应用的主要因素之一^[1-2]。深入开展修理方法和修理强度恢复研究迫在眉睫。

相比于传统的机械修理方法, 斜胶接修补可保持气动外形的光顺, 获得均匀的应力分布, 成为主要的修补手段之一^[3-4]。为了解斜接胶层的应力分布, 进行修理设计, 早期 Erdogan 等^[5]提出了平均

收稿日期: 2017-05-19; 录用日期: 2017-07-20; 网络出版时间: 2017-08-07 15:37

网络出版地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170807.001>

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分析 E-mail: xufei@nwpu.edu.cn.

引用格式: 冯威, 徐绯, 由昊, 等. 扩展有限元方法与内聚力模型耦合下斜接修补复合材料的胶层损伤和缺陷[J]. 复合材料学报, 2018, 35(5): 1354-1360.

FENG Wei, XU Fei, YOU Hao, et al. Adhesive damage and defect analysis of scarf-repaired composite by combining extended finite element method and cohesive zone model[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(5): 1354-1360 (in Chinese).

应力失效准则, 该方法对于各向同性材料能够得到较准确的胶层剪应力, 对于各向异性材料误差较大。Harman 等^[6]通过有限差分法求解胶层的微分控制方程, 在一定程度上反映胶层应力随复合材料铺层角度的变化。刘斌等^[7]引入复合材料刚度分布原则对 Harman 的方法进行了改进。理论方法对复合材料的修补提供一定的参考, 但在求解中假设胶层完好, 无法对存在缺陷的情况进行分析, 更无法反映胶层的损伤过程。

基于连续损伤力学的内聚力模型(CZM)能够模拟损伤起始和扩展, 因此被大量学者用于修补结构中胶层的分析^[8-12], 通过一层内聚力单元代表胶层, 在一定程度上促进了对胶层破坏过程的认识。但是上述方法通常在假设复合与胶层界面完好、胶层的内聚破坏为主导形式的前提下。然而 Tzetzis 等^[13]、Goh 等^[14]和 Lin 等^[15]的试验结果表明, 对于斜接修补结构, 在拉伸载荷作用下, 会出现胶层和复合材料界面之间的脱胶和胶层的内部破坏, 形成沿胶层厚度方向的裂纹。仅通过一层内聚力单元无法对界面和胶层内部分别描述, 更无法得到胶层内部的裂纹扩展。此外, 受工艺或环境的影响, 会导致修补结构中存在缺陷, Goh 等^[14]和 Kumar 等^[16]通过试验指出修补强度会随着胶层与复合材料界面脱粘尺寸的增加而降低。实际结构中除了存在界面脱粘的缺陷外, 还会有胶层内部缺陷, 通过简单的一层内聚力单元同样无法分别对界面缺陷和胶层内部缺陷进行分析。

为了更好的模拟斜接修补复合材料层合板中胶层的破坏过程, 本文将扩展有限元方法(XFEM)与 CZM 耦合, 实现了对复合材料与修补胶层之间的脱粘及胶层内部裂纹扩展现象的描述。并利用该方法进一步对复合材料与胶层的界面缺陷和胶层内部缺陷展开讨论, 分析了不同缺陷长度和缺陷位置对结构强度的影响。最后对界面剪切强度进行了参数分析。

1 XFEM 方法与 CZM 模型

为了能够更好的模拟斜接胶层的损伤, 实现复合材料与修补胶层之间的脱粘及胶层内部裂纹扩展, 本文将胶层分割成两个部分, 如图 1 所示。

利用 XFEM 方法模拟胶层内部的裂纹扩展所选择区域如图 1 所示。Belytschko 等^[17]提出的 XFEM 能够模拟任意方向的裂纹扩展, 无需对网格

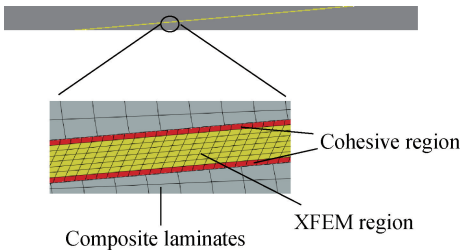


图 1 斜接修补复合材料板示意图

Fig. 1 Schematic of scarf-repaired composite laminates

进行重构。其核心是对单元的位移函数 u 进行增强, 公式如下^[18]:

$$u = u^{\text{FE}} + u^{\text{ENR}} \tag{1}$$

式中, u^{FE} 为常规的有限元位移, 表示为

$$u^{\text{FE}}(x) = \sum N_i(x) u_i \tag{2}$$

式中: $N_i(x)$ 为节点形状函数; u_i 为常规有限元节点自由度向量; u^{ENR} 对应增强部分的位移, 表示为

$$u^{\text{ENR}}(x) = \sum N_i(x) H(x) a_i \tag{3}$$

式中: a_i 为增强的节点自由度向量; $H(x)$ 是 Heaviside 阶跃函数, 在裂纹一侧 $H(x)$ 取 1, 另一侧取 -1。

Hansbo 等^[19-20]提出的虚拟节点法被用于 ABAQUS 中进行裂纹的扩展分析, 其原理如图 2 所示。当单元完好无裂纹经过时, 虚拟节点(对应图 2 中 $\tilde{n}_1 \sim \tilde{n}_4$)与其对应的真实节点(对应图 2 中 $n_1 \sim n_4$)约束在一起, 共同移动。当裂纹经过单元时, 该单元被切成两部分, 每一部分由真实节点和虚拟节点共同构成, 如图 2 中由节点 n_1 、 n_2 、 \tilde{n}_3 和 \tilde{n}_4 构成的部分。此时虚拟节点与其对应的真实节点分开, 能够分别移动, 从而实现了裂纹的扩展。

利用内聚力单元模拟所选区域如图 1 所示, 用于表示两侧复合材料与胶层之间的界面连接。利用平方应力准则进行损伤起始判断:

$$\left\{ \frac{\langle \tau_3 \rangle}{N} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_1}{S} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_2}{T} \right\}^2 = 1 \tag{4}$$

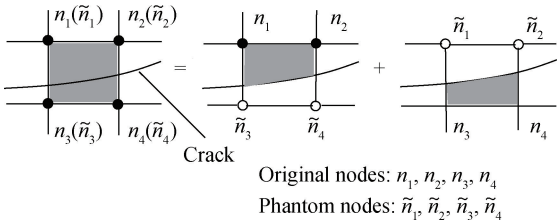


图 2 虚拟节点法

Fig. 2 Principle of the phantom node method

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。

对于损伤演化，采用混合型断裂能量释放率准则中的 B-K 法则：

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{shear}}{G_T} \right)^\eta = G_C$$

(5)

式中： G_{IC} 和 G_{IIC} 分别是 I、II 型断裂韧性； $G_{shear} = G_{II} + G_{III}$ ； $G_T = G_I + G_{shear}$ 。

2 方法验证

根据文献[14]的实验在 ABAQUS 中建立二维分析模拟，其中复合材料层合板长 135 mm，材料为 VTM264/T700，铺层为 $[45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{2S}$ ，每层厚度为 0.22 mm。斜接胶层材料为 VTA260 环氧树脂，斜接角度为 45° 。表 1 和表 2 分别为复合材料和胶层的材料参数。

表 1 VTM264/T700 的材料参数^[14]

Table 1 Material properties of VTM264/T700^[14]

E_1 / GPa	$E_2 = E_3$ / GPa	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}	$G_{12} = G_{13}$ / GPa	G_{23} / GPa
120	7.5	0.32	0.33	3.9	2.3

Notes: E —Elastic modulus; G —Shear modulus; ν —Poisson's ratio.

表 2 VTA260 的材料参数^[14]

Table 2 Material properties of VTA260^[14]

E /GPa	ν	σ_{ult} / MPa	τ_{ult} / MPa	G_{IC} / ($N \cdot mm^{-1}$)	G_{IIC} / ($N \cdot mm^{-1}$)
3	0.35	65.8	38	1.302	7.75

Notes: σ_{ult} —Normal strength; τ_{ult} —Shear strength; G_{IC} and G_{IIC} —Mode I and mode II fracture toughness.

首先通过无损模型分析斜接胶层的受力状态，图 3 为胶层的剪应力分布，纵坐标为胶层剪应力与平均剪应力比值。可以看出，胶层受力状态与相邻复合材料铺层角度相关，存在应力集中现象，与 0° 层连接处剪应力较大，在最外侧与 0° 连接处应力最大。

利用下式所示平均剪应力法对结构强度进行预估：

$$\tau_{ave} = \frac{1}{2} \sigma_{applied} \sin 2\alpha$$

(6)

式中： τ_{ave} 为胶层的平均剪应力； $\sigma_{applied}$ 为施加在结构上的拉伸应力； α 为斜接角度。当 τ_{ave} 等于胶的剪切强度时，对应的 $\sigma_{applied}$ 为结构强度。得到的强度为 438 MPa，远大于试验均值 365 MPa。因此对胶层开展损伤破坏分析非常有必要。

利用 XFEM 与 CZM 耦合的方法展开模拟分析。其中复合材料单元尺寸为 $0.15\text{ mm} \times 0.11\text{ mm}$ ，胶层单元尺寸为 $0.05\text{ mm} \times 0.025\text{ mm}$ ，通过绑定约束将层合板上的节点与胶层表面连接在一起。其中局部网格放大图同样可见图 1。

图 4 为拉伸作用下的载荷-位移曲线。曲线基本呈线性增长直至失去承载。图 5 为不同时刻胶层的破坏形式并与文献[14]中的最终裂纹示意图对比。在 A 点(最大载荷 54%)前，结构无损伤出现，计算收敛性较好，故图 4 中对应的离散点较稀疏；A 点后与最外侧 0° 铺层相连的胶层内部出现多条微裂纹，如图 5(a)所示，随后复合材料和胶层界面出现轻微损伤，如图 5(b)所示；然后胶层内部裂纹逐渐扩展同时损伤逐渐增大，A 点到 B 点过程为胶层内部裂纹扩展和界面损伤的主要阶段，两种破坏

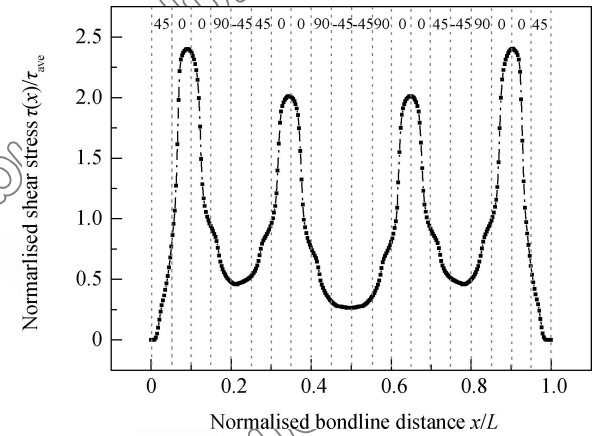


图 3 斜接修补复合材料沿胶层的剪切应力分布
Fig. 3 Shear stress distribution along the adhesive layer for scarf-repaired composite

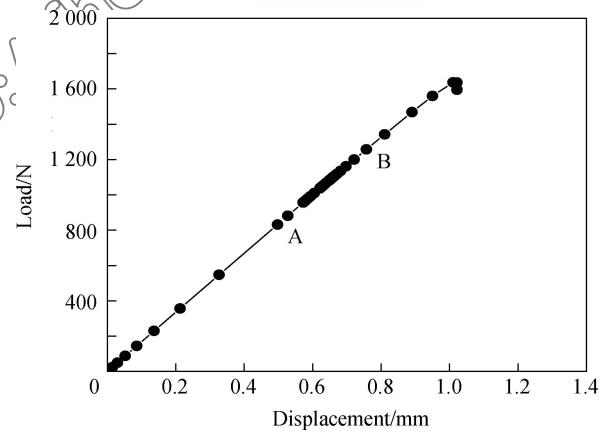


图 4 拉伸载荷下斜接修补 VTM264/T700 复合材料层板的
载荷-位移曲线
Fig. 4 Load-displacement curve of scarf-repaired VTM264/T700 composite laminates under tension

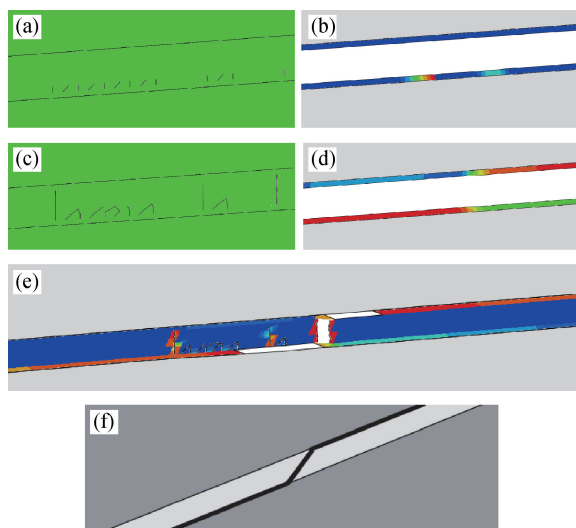


图 5 不同时刻胶层的破坏形式并与文献[14]中的最终裂纹示意图对比

Fig. 5 Damage form of adhesive at different time and comparison with final crack schematic in Ref.[14]

耦合作用, 计算迭代缓慢, 因此图中离散点密集; 到达 B 点(最大载荷 73%)时, 形成贯穿胶层内部的裂纹, 如图 5(c)所示, 界面损伤也加剧, 如图 5(d)所示, 损伤系数(即刚度折减系数 S_d)增大到约 0.6。B 点以后, 内部裂纹继续扩大, 界面损伤系数迅速增大, 载荷很快增加至破坏, 图 5(e)为最终破坏形式, 在最外侧与 0° 连接处出现界面脱粘并形成沿胶层厚度方向的裂纹, 与参考文献[14]给出的最终裂纹示意图一致, 如图 5(f)所示。模拟所得强度为 371 MPa, 与试验结果吻合很好。从上述分析可以看出, 将 XFEM 与 CZM 耦合用于模拟胶层能够很好的表现胶层与复合材料界面间的脱胶和胶层内部的裂纹, 为胶层的分析提供了新的思路。

3 缺陷分析

受工艺、环境及外载荷的影响会产生胶层与复合材料界面脱粘及胶层内部存在初始裂纹两种典型缺陷, 如图 6 所示。

文献[14]通过在斜接边缘预埋聚四氟乙烯分析界面缺陷的影响, 为了进一步验证本文方法, 对文献中相应的试样进行强度预测, 并不考虑胶层内部裂纹, 只使用内聚力单元进行模拟的对比, 不同缺陷长度下模拟与试验对比结果如图 7 所示。可以看出: (1)不考虑胶层内部裂纹, 只使用内聚力单元进行模拟得到的强度均比试验值偏高, 在缺陷尺寸

较小时与试验大致吻合, 但随着缺陷尺寸的增加, 两者误差越大, 在 6 mm 时模拟强度比试验均值约大 31%, 这对结构性能的评估极其不利; (2)将 XFEM 与 CZM 耦合考虑胶层内部裂纹扩展, 更符合实际胶层的破坏形式, 模拟得到的强度与试验值吻合较好。

为了深入分析两种缺陷的影响, 在图 8 所示边缘区域对不同缺陷长度(3 mm、6 mm 和 9 mm)进行模拟, 然后利用 6 mm 的情况讨论缺陷位置对强度的影响, 选取图 8 所示三个不同位置进行分析。

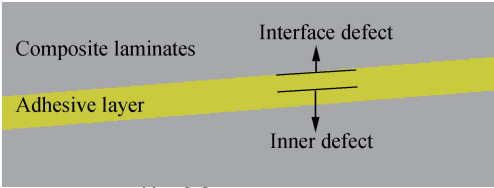


图 6 修补复合材料层合板界面缺陷和内部缺陷的示意图
Fig. 6 Schematic of interface defect and inner defect of scarf-repaired composite laminates

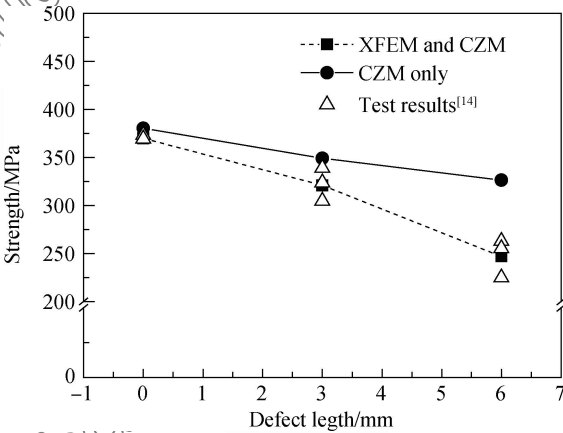


图 7 文献[14]中修补复合材料试样不同缺陷长度下强度的模拟与试验结果对比

Fig. 7 Comparison between numerical and experimental strength of scarf-repaired composite laminates in Ref. [14] at different defect lengths

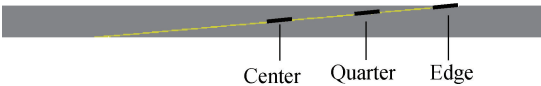


图 8 缺陷位于复合材料层合板三种不同位置的示意图

Fig. 8 Schematic of the defect at three different locations in composite laminates

3.1 缺陷尺寸对斜接修补 VTM264/T700 的影响

图 9 为不同缺陷长度下斜接修补 VTM264/T700 复合材料结构强度对比。结果表明, 无论是

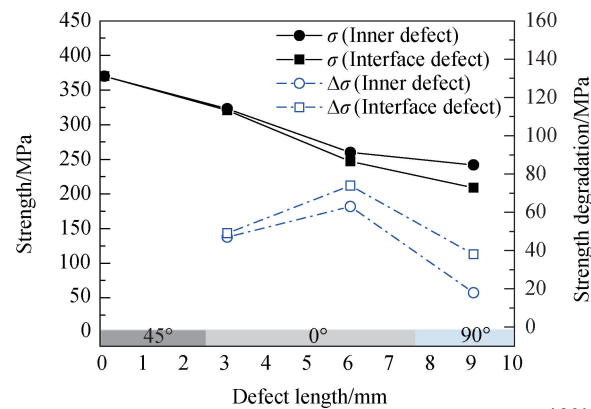


图9 缺陷尺寸对斜接修补 VTM264/T700 复合材料结构强度的影响
Fig. 9 Influences of defect length on the strength of scarf-repaired VTM264/T700 composite

界面缺陷还是胶层内部缺陷，随着缺陷长度的增加，结构的有效承载面积减小，导致结构强度逐渐降低。

对于本研究利用的 VTA260 胶连接的层合板 (VTM264/T700)，其强度降低的比例大于有效承载面积减小的比例。以胶层内部缺陷为例，缺陷长 3 mm 时，有效承载面积减小约 6%，而强度则降低约 13%。图 9 还表明，在 0~6 mm 强度下降梯度较大，6~9 mm 之间有所减缓。例如对于界面缺陷，从 3 mm 增加到 6 mm 时，强度下降了 74 MPa，而从 6 mm 增加到 9 mm 时只下降了 38 MPa。这与缺陷尖端相邻铺层角度有关，3 mm 和 6 mm 时缺陷尖端处在 0°铺层附近，对结构拉伸承载能力影响较大；9 mm 时缺陷尖端处在 90°铺层附近，由于 90°附近胶层应力水平较低，因此对结构强度影响较小。

此外，对比两种缺陷发现，当缺陷为内部缺陷时，强度比界面缺陷时偏高，界面缺陷的存在更加危险。表 3 为两种缺陷下胶层损伤过程的对比。

对于内部缺陷，在 40% 载荷时胶层内部出现裂纹，早于界面产生损伤 (50% 载荷)，当载荷增加到 90%，胶层内部裂纹停止扩展，此时界面最大损伤系数为 0.97。而对于界面缺陷，胶层内部形成裂纹与界面产生损伤时刻几乎一致，约在 18% 载荷附近，当载荷增加到 38%，胶层内部裂纹停止扩展，此时界面最大损伤系数为 0.84，随着载荷的增加，界面损伤程度和区域增大导致承载下降。

对比表 3 所示两种情况下胶层裂纹的扩展形式

可以看出，当缺陷为内部缺陷时，胶层内部裂纹扩展的范围比界面缺陷的情况大，在扩展过程中能够消耗更多的能量，因此强度偏高；当裂纹经过原本应力水平较低的区域 (如 90°铺层附近时)，使该区域应力增加，参与更多的耗能和承载，此时裂纹扩展范围的影响更加明显。

表 3 当缺陷长度为 3 mm 时两种不同缺陷的胶层损伤过程对比
Table 3 Comparison of damage propagation of adhesive layer with two different defects when the defect length is 3 mm

Inner defect	Interface defect
<div>Defect tip</div> <div>Initial crack</div> <div>40% load</div> <div>$S_d=0.17$</div> <div>50% load</div> <div>Defect tip</div> <div>Finally crack propagation region</div> <div>90% load</div> <div>$S_d=0.97$</div> <div>90% load</div>	<div>Defect tip</div> <div>Initial crack</div> <div>19% load</div> <div>$S_d=0.25$</div> <div>18% load</div> <div>Defect tip</div> <div>Finally crack propagation region</div> <div>38% load</div> <div>$S_d=0.84$</div> <div>38% load</div>

3.2 缺陷位置对斜接修补 VTM264/T700 结构强度的影响

图 10 为缺陷在三个不同位置时的强度对比。在相同位置，缺陷为内部缺陷时，强度同样比界面缺陷时偏高，原因与 3.1 节中一致，故不再赘述。同时可以看出，位置对强度的影响明显，无论是界面缺陷还是胶层内部缺陷，在斜接区域中心位置强度最高，在边缘处强度最低。

结合图 3 胶层完好时的剪应力分布可以看出，在中心位置胶层的平均应力水平最低，故该区域存在缺陷时对结构的承载影响最小，对应的强度也越大，在边缘区域位置胶层的平均剪应力水平较高，该区域存在缺陷时对结构的承载影响较大，对应的强度也越低，说明结构的强度主要受该位置无缺陷时剪应力水平的影响。

提取图 3 中三个位置对应的平均剪应力水平, 得到强度与其关系, 如图 11 所示。发现无论是界面缺陷还是内部缺陷, 结构强度与对应区域平均剪应力平方的倒数呈正比关系, 该规律对结构强度的预估具有一定的参考价值。

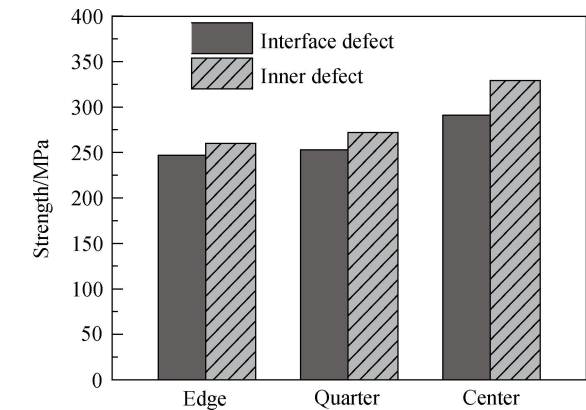


图 10 缺陷在三种不同位置时 VTM264/T700 复合材料结构强度的对比

Fig. 10 Comparison of structure strength at three different locations of VTM264/T700 composite

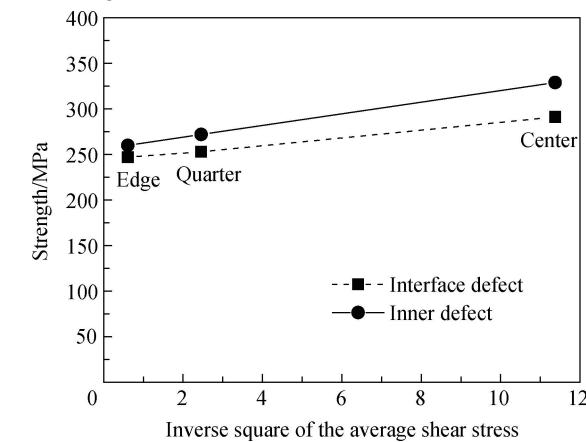


图 11 缺陷长度为 6 mm 时 VTM264/T700 复合材料强度与缺陷所在区域平均剪应力水平的关系

Fig. 11 Relationship between the strength and average shear stress level of defect region in VTM264/T700 composite with the defect length of 6 mm

4 参数分析

在上述分析中, 界面内聚力单元的材料参数与胶层内部区域一致, 考虑到界面处受复合材料和胶层共同影响, 其性能可能会发生变化, 故以边缘缺陷长度为 3 mm 的情况为例, 改变界面剪切强度进行参数分析。图 12 为结构承载与界面剪切强度的关系。结果表明两种缺陷情况下结构承载均随着剪

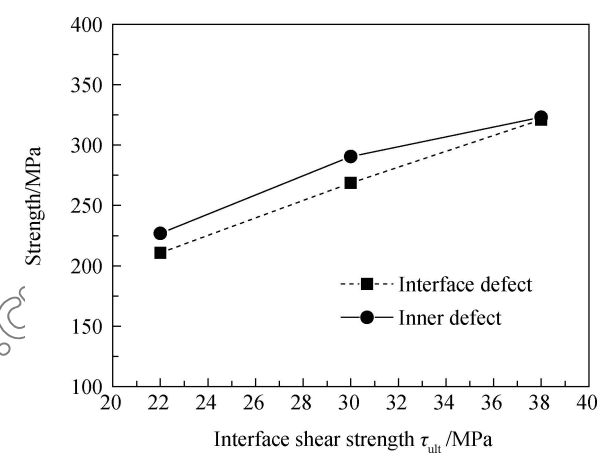


图 12 边缘缺陷长度为 3 mm 时 VTM264/T700 复合材料结构强度与界面剪切强度的关系

Fig. 12 Relationship between structure strength and the interface shear strength for 3 mm-defect located at edge region of VTM264/T700 composite

切强度参数的降低而降低。剪切强度参数降低对界面缺陷的情况影响更大, 当剪切强度下降 21% 时, 界面缺陷和胶层内部缺陷的结构强度分别下降了 16% 和 10%。这是由于对于界面缺陷的情况, 缺陷尖端处在胶层内部与界面连接处, 当界面剪切强度降低时, 越容易出现界面脱粘, 难以形成胶层内部裂纹扩展; 而对于胶层内部缺陷, 由于缺陷尖端处于胶层内部, 应力水平较大, 在受载过程中仍然会形成裂纹扩展, 能够消耗更多的能量。

5 结 论

(1) 将扩展有限元方法 (XFEM) 与内聚力模型 (CZM) 耦合对斜接修补复合材料的胶层进行模拟, 能够很好的模拟界面脱胶和胶层内部裂纹, 胶层在最外侧与 0° 层连接处出现脱粘并形成沿胶层厚度方向的裂纹, 导致结构失去承载, 模拟预测强度与试验吻合较好, 为修补胶层的分析提供了新的思路。

(2) 在相同的条件下, 如缺陷长度相同或缺陷位置相同时, 存在界面缺陷比存在胶层内部缺陷更加危险。

(3) 对于本文研究的斜接修补层合板 (复合材料为 VTM264/T700, 胶层为 VTA260 合板), 其结构强度随着缺陷长度的增加而降低, 降低速率大于缺陷长度增长比例; 结构强度受缺陷长度和与缺陷尖端相邻复合材料铺层角度的共同影响, 在 90° 层附近降低梯度有所减缓。

(4) 缺陷位置不同时, 无论是界面缺陷还是胶层内部缺陷, 结构强度主要受胶层完好时所对应位置剪应力水平的影响, 结构强度与该区域平均剪应力平方的倒数呈正相关关系。

(5) 结构承载随着剪切强度参数的降低而降低, 剪切强度参数降低对界面缺陷的情况影响更大。

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] BUDHE S, BANEJA M D, BARROS S D, et al. An updated review of adhesively bonded joints in composite materials[J]. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2017, 72: 30-42.
- [3] 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(10): 60-71.
- [4] YOO T 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.
- [5] ERDOGAN F, RATWANI M. Stress distribution in bonded joints[J]. *Journal of Composite Materials*, 1971, 5(3): 378-393.
- [6] 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.
- [7] 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).
- [8] FERNÁNDEZ-CAÑADAS L M, IVÁÑEZ I, SÁNCHEZ SAEZ S. Influence of the cohesive law shape on the composite adhesively-bonded patch repair behaviour [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 91: 414-421.
- [9] PINTO A M G, CAMPILHO R D S G, MOURA M F S F D, et al. Numerical evaluation of three-dimensional scarf repairs in carbon-epoxy structures[J]. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2010, 30(5): 329-337.
- [10] RAMANTANI D A, CAMPILHO R D S G, MOURA M F S F D, et al. Stress and failure analysis of repaired sandwich composite beams using a cohesive damage model[J]. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2010, 12(3): 369-390.
- [11] RIDHA M, TAN V B C, TAY T E. Traction-separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(4): 1239-1245.
- [12] 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).
- [13] TZETZIS D, HOGG P J. Experimental and finite element analysis on the performance of vacuum-assisted resin infused single scarf repairs[J]. *Materials & Design*, 2008, 29(2): 436-449.
- [14] GOH J Y, GEORGIADES S, ORIFICI A C, et al. Effects of bondline flaws on the damage tolerance of composite scarf joints[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2013, 55: 110-119.
- [15] ZHU 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.
- [16] KUMAR R L V, BHAT M R, MURTHY G R L. Evaluation of kissing bond in composite adhesive lap joints using digital image correlation: Preliminary studies[J]. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2013, 42(4): 60-68.
- [17] BELYTSCHKO T, BLACK T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1999, 45(5): 601-620.
- [18] ZAREENZADEH H, KABIR M Z, DEYLAMI A. Crack growth and debonding analysis of an aluminum pipe repaired by composite patch under fatigue loading[J]. *Thin-Walled Structures*, 2017, 112: 140-148.
- [19] HANSBO A, HANSBO P. An unfitted finite element method, based on Nitsche's method, for elliptic interface problems[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2002, 191(47-48): 5537-5552.
- [20] HANSBO A, HANSBO P. A finite element method for the simulation of strong and weak discontinuities in solid mechanics[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2004, 193(33-35): 3523-3540.