

基于全试验设计方法的含裂纹铝合金板 复合材料修补参数优化

王跃, 穆志韬*, 李旭东

(海军航空工程学院 青岛校区, 青岛 266041)

摘要: 建立含穿透裂纹铝合金板复合材料单面胶接修补板条的三维有限元模型, 基于位移外推法对裂纹尖端的应力强度因子(SIF)进行求解。使用全试验设计的方法对不同修补参数下修补板条的单向拉伸试验进行仿真模拟, 利用二次方程描述并研究了补片长度、补片厚度及胶层弹性模量共同作用时对SIF的影响, 确定了以SIF为评价指标时对修补效果影响最大的修补参数, 优化了修补设计, 并应用优化修补参数进行单向静拉伸试验。结果表明, 当三类修补参数共同作用时, 补片长度对修补效果影响最大; 使用优化修补参数单面修补试件的破坏强度比未修补板的提高了12.1%, 恢复到完好板的90.5%。

关键词: 裂纹板; 复合材料胶接修补; 应力强度因子; 修补参数; 有限元分析

中图分类号: TB330.15 TG490

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2017)10-2232-08

Optimisation of composite repair parameters for cracked aluminum alloy plate with the design of experimental design method

WANG Yue, MU Zhitao*, LI Xudong

(Qingdao Branch of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: A three-dimensional finite element model of the adhesively bonding composite repair structure for cracked aluminum alloy plate was established, and the stress intensity factors around the crack tips were calculated based on the displacement extrapolation method. The run of different uniaxial tension test simulations based on experimental design methods allows us to analyze the effect of different repair parameters on stress intensity factor (SIF), such as the patch length, path thickness and adhesive elastic modulus. The most effective parameter and an optimization of repair operation were achieved by analyzing the SIF using quadratic equation. The finite element results were subjected to the uniaxial tension test. The results show that the patch length is the most effective parameter when the above three factors act at the same times, the failure strength of the repaired plate is increased by 12.1% compared with that of the unrepaired plate, restoring to 90.5% of that of unrepaired plate without cracks.

Keywords: cracked plate; adhesively bonding composite repair; stress intensity factor; repair parameters; finite element simulation

为延长含裂纹飞机结构的服役年限, 需要对损伤部位进行合理的修复或更换, 而复合材料修补作为一种有效且经济实用的修补方式, 备受研究者的青睐^[1-3]。理想的复合材料修补设计是在保证结构服役期间安全性的同时不断提高修补的效率, 由于

修补设计中修补参数较多, 针对不同情况下的损伤结构, 设计一种标准化的优化修补程序是不现实的^[4-5]。许多参数在复合材料修补设计中起着重要作用, 例如补片尺寸、补片形状、材料选择、补片边缘梯度、纤维铺层方向、固化温度以及受热区

收稿日期: 2016-11-04; 录用日期: 2017-01-11; 网络出版时间: 2017-01-19 13:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20170119.1347.002.html

基金项目: 总装十二五预研项目(4010901030201)

通讯作者: 穆志韬, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机结构腐蚀疲劳及可靠性 E-mail: mzt63@163.com

引用格式: 王跃, 穆志韬, 李旭东. 基于全试验设计方法的含裂纹铝合金板复合材料修补参数优化[J]. 复合材料学报, 2017, 34(10): 2232-2239.

WANG Y, MU Z T, LI X D. Optimisation of composite repair parameters for cracked aluminum alloys plate with the design of experimental design method[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(10): 2232-2239 (in Chinese).

域的尺寸等, 为了评估上述设计参数的重要性和影响力, 学者做了大量的研究。Heller 和 Kaye^[6]使用遗传算法优化了补片的形状。Bouiadra^[7]和 Gong^[8]通过数值方法分析了八边形、圆形和椭圆形补片, 以及补片厚度对修补效果的影响。相超等^[9]研究了补片参数对修补结构拉伸性能的影响, 发现补片参数对修补结构的破坏模式与损伤演化过程有显著的影响, 补片参数改变对修补结构极限强度的影响效果不同。苗学周^[10-11]、王跃全等^[12]通过改变单一补片参数进行了损伤复合材料层合板胶接修理的优化设计。

上述学者都是通过改变单一修补参数进行复合材料修补的优化设计, 而实际情况是多个参数共同作用, 显然上述做法不合适。因此本文考虑补片长度, 补片厚度及胶层弹性模量共同作用时对修补效果的影响, 进行复合材料修补优化问题的全局分析。通过建立修补板条的有限元模型和适合优化问题的试验设计方法进行有限元仿真试验, 利用二次方程拟合多修补参数与应力强度因子(SIF)的关系曲线, 得到了影响修补效果的最大因素, 确定修补参数的优化值, 并进行静拉伸验证试验。

1 试验方法

1.1 位移外推法

位移外推法是求解裂纹尖端应力强度因子的有效方法。裂纹尖端附近的节点如图 1 所示, 对于每个确定的距离裂纹尖端 r_i 处(其中 $r_i \rightarrow 0$), 裂纹后

端垂直位移 v_i 的数据在商业有限元软件中直接读取。对每一个 $r_i > 0$ 且 $r_i \rightarrow 0$, 都有一个应变值 ν_i 以及对应的 K_{Ii} :

$$K_{Ii} = \sqrt{2\pi} \frac{G}{1+k} \frac{2v_i}{\sqrt{r_i}} \quad (1)$$

式中: G 和 λ 分别为材料的剪切模量和泊松比; 平面应力状态下, $k = 3 - \lambda(1 + \lambda)$, 而平面应变状态下, $k = 3 - 4\lambda$ 。对裂纹附近的节点可以构造数据对 (r_i, K_{Ii}) , 然后利用最小二乘法来拟合数据点, 就可求得裂纹尖端处的应力强度因子。

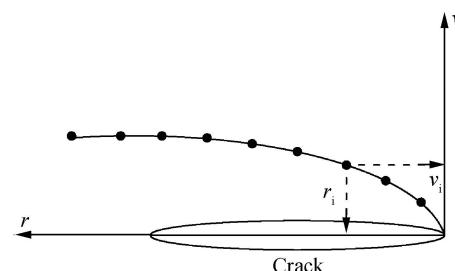


图 1 裂纹后的裂纹面变形

Fig. 1 Graph for deform of crack plane behind crack tip

以含穿透裂纹 LD2CS 铝合金矩形板为例, 说明上述求解应力强度因子数值方法的有效性和精确性。矩形板的尺寸为 78 mm(长 L_s) × 20 mm(宽 W_s) × 3 mm(厚 t_s), 利用线切割在板中心位置的两侧分别预制宽度为 0.2 mm、长度 $a=2$ mm 的穿透型边裂纹, 裂纹方向垂直于板的长度方向, LD2CS 铝合金的力学性能如表 1 所示。

表 1 LD2CS 铝合金板力学性能

Table 1 Mechanical properties of LD2CS aluminum-alloy plate

Yield strength/MPa	Ultimate strength/MPa	Elongation ratio/%	Elastic modulus/GPa	Poisson's ratio
320	360	6	58	0.33

铝合金材料的应力-应变曲线由试验测得, 如图 2 所示。利用商业有限元软件 Abaqus^[13-14]建立含穿透裂纹铝合金板条的三维有限元模型。使用适合弹塑性分析的 C3D20R 单元(20 节点六面体二次减缩积分单元)对金属板进行建模, 使用 Seam 型裂纹模拟穿透型裂纹损伤, 以获得裂纹周围的应力-应变场。布局全局种子大小为 3 mm, 金属基板的厚度方向设置 6 层, 裂纹尖端处进行网格细化, 设置网格密度为 0.1 mm。对模型施加 200 MPa 的远端应力, 应力方向垂直于裂纹, 利用位移外推法得到沿厚度方向的沿裂纹方向距裂纹尖端不同位移处的应力强度因子拟合曲线, 如图 3 所示。拟合曲线

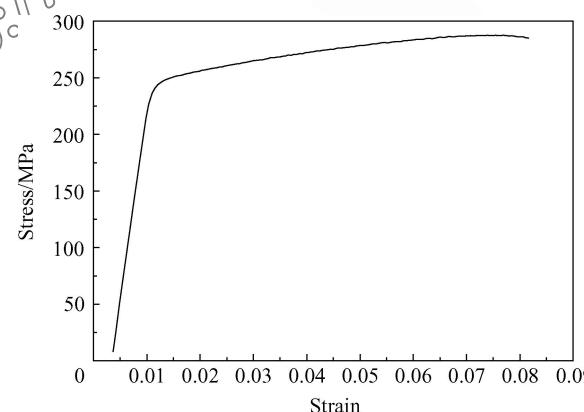


图 2 铝合金板应力-应变曲线

Fig. 2 Stress-strain curve of aluminum alloy plate

的方程为

$$K_I = 13.783 - 3.8956r \quad (2)$$

令式(2)中 $r = 0$, 可得裂纹尖端的应力强度因子值为 $13.783 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 。对有限元模型每层单元裂纹尖端处的应力强度因子进行求解, 发现沿铝合金板厚度方向应力强度因子值变化不大, 可以忽略。施加载荷后裂纹尖端的塑性区很小, 塑性区最大半径长度不到裂纹长度的 $1/10$, 属于小范围屈服现象。根据断裂力学可知, 当材料发生小范围屈服时, 可以应用线弹性断裂力学知识分析^[15], 因此通过查找应力强度因子手册可以得到含双边裂纹板应力强度因子求解的理论公式:

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \left[1.12 + 0.203 \frac{2a}{W_s} - 1.197 \left(\frac{2a}{W_s} \right)^2 + 1.930 \left(\frac{2a}{W_s} \right)^3 \right] \quad (3)$$

经理论公式求解得到裂纹尖端应力强度因子值为 $13.4388 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 与式(2)所得结果的误差为 2.5% , 说明建立有限元模型求取应力强度因子的方法是可靠有效的。

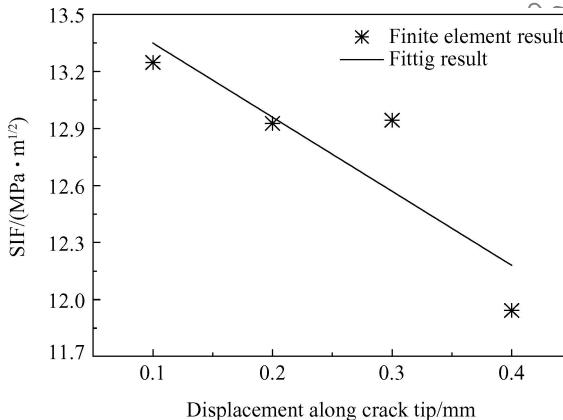


图 3 铝合金板沿裂纹方向距裂纹尖端不同位移处的应力强度因子(SIF)拟合曲线

Fig. 3 Fit curve of stress intensity factor(SIF) of different displacement along crack tip of aluminum alloy plate

1.2 铝合金板复合材料修补板的结构模型

修补板条模型由三部分构成: 金属基板、胶黏剂和复合材料补片。含穿透裂纹金属基板的几何尺寸和材料属性与 1.1 节中含穿透裂纹 LD2CS 铝合金板的几何参数一致。补片选用单向的 SW100A 玻璃纤维/环氧树脂进行正交铺层, 0° 铺层方向与轴力方向相同, 每层玻璃纤维的厚度为 0.25 mm , 其材料属性为: 弹性模量 $E_1 = 80 \text{ GPa}$ 、 $E_2 = E_3 =$

18.5 GPa 、剪切模量 $G_{12} = G_{13} = 8.8 \text{ GPa}$ 、 $G_{23} = 5.5 \text{ GPa}$ 、泊松比 $\gamma_{12} = \gamma_{13} = \gamma_{23} = 0.33$ 。对含双边裂纹金属板结构采用全宽度修补, 补片尺寸为 L (长度) $\times W$ (宽度 20 mm) $\times t$ (厚度)。修补结构仅受远场均匀拉伸载荷 $\sigma = 200 \text{ MPa}$, 方向如图 4 所示。

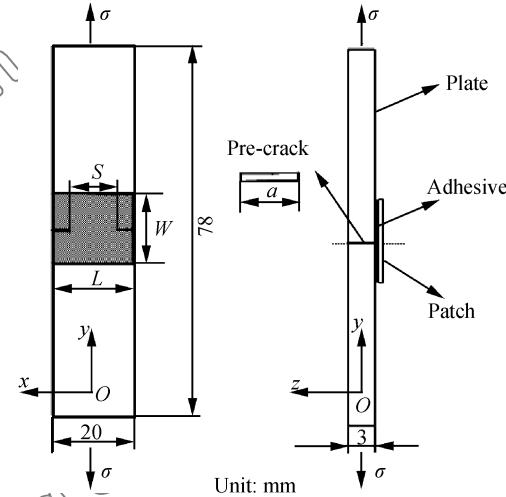


图 4 玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板的几何模型及全局坐标

Fig. 4 Geometry of repaired aluminum ally plate with glass fiber composite patch and global coordinates

金属基板的建模见 1.1 节; 胶层采用 C3D8R(8 节点六面体二次减缩积分单元)单壳仿真, 初始厚度为 0.1 mm ; 补片采用 SC8R(4 节点连续壳单元)模拟。布局全局种子大小为 3 mm , 设置补片、胶层和修补处的局部种子大小为 1 mm , 补片的厚度方向层数与实际层数一致, 金属基板的厚度方向设置 6 层。裂纹尖端处要进行网格细化, 设置网格密度为 0.1 mm 。使用绑定约束(Tie)将不同材料界面节点的自由度完全绑定, 模拟胶层与铝合金板、胶层与补片的协调变形关系。边界条件(Boundary)采用金属基板一端固定、一端施加载荷的方式。

分析时假定裂纹不扩展, 且胶层与补片未发生损伤破坏。修复板条施加轴力后, 由于补片及单面修补后附加弯矩的作用, 沿铝合金板厚度方向裂纹尖端应力强度因子是变化的, 随着厚度的增加, 应力强度因子线性增加^[16], 因此本文选取贴补补片一面的应力强度因子为研究目标。Rose 等^[16]研究单面修补板裂纹尖端应力强度因子, 得到了补片长度为裂纹长度 2.5 倍时修补面的应力强度因子经验公式为

$$K_\infty = Y\sigma_0 \sqrt{\pi\lambda} \quad (4)$$

式中: $\sigma_0 = \frac{\sigma E_{stS}}{(E_{stS} + E_{pt})}$; Y 为与裂纹有关的几何参数, 裂纹形式为中心裂纹时 $Y = 1$, 裂纹形式为边

裂纹时 $Y = 0.9$; $\pi\lambda = \sqrt{E_{stS}/\beta \left(1 + \frac{E_{stS}}{E_{pt}}\right)}$, $\beta = \left(\frac{t_A}{G_A} + \frac{t_S}{3G_S} + \frac{t}{3G_P}\right) / \left(\frac{t_A}{G_A} + \frac{3t_S}{8G_S} + \frac{3t}{8G_P}\right)$ 。其中, t 、 E_p 和 G_p 分别为补片厚度、拉伸方向的弹性模量和剪切模量; t_A 、 E 和 G_A 分别为胶层的厚度、弹性模量和剪切模量; t_S 、 E_S 和 G_S 分别为铝合金板的厚度、弹性模量和剪切模量。取补片的长度为 9 mm, 利用经验公式计算得到的应力强度因子与有限元得到的结果进行对比(见表 2), 可以发现两者的一致性较好, 说明建立的修复板条有限元模型是有效的。

表 2 不同补片厚度和胶层属性条件下玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板裂纹尖端处 SIF 有限元解与经验公式解的对比

Table 2 Comparison of SIF around crack tip of aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch between FE model and equation(4) for different patch thickness and elastic modulus of adhesive

Thickness t/mm	E/GPa	SIF/(MPa·m ^{1/2})		Error/ %
		By FE	By equation(4)	
0.3	1.5	10.981	11.128	1.3
1.5	1.5	9.310	9.550	2.5
3.0	1.5	8.770	8.840	5.1

Note: SIF—Stress intensity factor.

1.3 试验设计方法

文献[3-4]发现 SIF 可以作为修补参数的输出函数值。采用试验设计的方法对修补设计进行优化, 优化过程由二次方程描述:

$$y = a_0 + a_1 x_1 + a_2 x_2 + a_{11} x_1^2 + a_{22} x_2^2 + a_{12} x_1 x_2 \quad (5)$$

式中 y 为优化过程的输出, 本文中为金属板裂纹尖端的 SIF 值; x_i 为每个参数 u_i 规范化的标准值, 即满足 $x_i = (u_i - u_{ic})/\Delta u_i = u_i^*$, $u_{ic} = (u_{imax} + u_{imin})/2$; $\Delta u_i = (u_{imax} - u_{imin})/2$ 。优化的目标是通过选择修补设计的三个参数(补片长度 L 、补片厚度 t 以及胶层弹性模量 E), 使裂纹尖端的 SIF 值达到最小值。全试验设计方法是将所有参数值的不同水平进行一一组合的试验方法。本文中三类修补参数值分别有三个水平: 补片长度 L 为 4 mm、9 mm 和 14 mm; 补片厚度 t 为 0.5 mm、1.5 mm 和 3 mm; 胶层弹性模量 E 为 0.5 GPa、1.5 GPa 和 2.5 GPa。

这些水平值按随机升序选取, 考虑所有可能组合需进行 3^3 次有限元仿真试验, 有限元仿真试验结果如表 3 正交矩阵所示。

2 结果与讨论

2.1 不同修补参数对铝合金板 SIF 的影响

表 3 列出了修补参数(L 、 t 以及 E)所有可能组合条件下有限元模型计算得到的 SIF 值。利用 MATLAB 程序中的 regression 函数可以实现基于补片长度、补片厚度和胶层弹性模量为输入值、SIF 值为响应的三参数二次方程的曲线拟合和统计分析。

表 3 不同补片长度、厚度以及胶层弹性模量条件下玻璃钢/环氧树脂复合材料修补铝合金板有限元模型输出结果

Table 3 Results of FE models of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch for different patch length, thickness and elastic modulus of adhesive

Length L/mm	Thickness t/mm	E/GPa	SIF/(MPa·m ^{1/2})
4	0.5	0.5	14.34599
9	0.5	0.5	11.32312
14	0.5	0.5	10.78874
4	1.5	0.5	14.49461
9	1.5	0.5	10.98163
14	1.5	0.5	10.01403
4	3.0	0.5	14.51042
9	3.0	0.5	11.46225
14	3.0	0.5	10.7255
4	0.5	1.5	13.04325
9	0.5	1.5	9.666234
14	0.5	1.5	9.663072
4	1.5	1.5	13.32783
9	1.5	1.5	9.191934
14	1.5	1.5	8.723958
4	3.0	1.5	13.49542
9	3.0	1.5	9.77058
14	3.0	1.5	9.26466
4	0.5	2.5	12.7808
9	0.5	2.5	9.299442
14	0.5	2.5	9.362682
4	1.5	2.5	13.097
9	1.5	2.5	8.777712
14	1.5	2.5	8.777712
4	3.0	2.5	13.31518
9	3.0	2.5	9.413274
14	3.0	2.5	8.910516

设定置信水平 $\alpha = 0.05$, 利用 MATLAB 程序拟合试验设计方法数据得到的数学模型为
 $K_1 = 9.37 - 2.0198 L^* + 0.0330 t^* - 0.8288E^* - 0.1477 L^* t^* - 0.0266 L^* E^* - 0.0058 t^* E^* + 1.6038 L^{*2} + 0.3617 t^{*2} + 0.5604E^{*2}$ (6)

式中: L^* 、 t^* 和 E^* 分别为长度 L 、厚度 t 以及胶层弹性模量 E 规范化后的标准值, 用于修补参数标准化的公式为

$$L^* = \frac{L - (L_{\max} + L_{\min})/2}{(L_{\max} - L_{\min})/2} = \frac{L - 9}{5};$$

$$E^* = \frac{E - (E_{\max} + E_{\min})/2}{(E_{\max} - E_{\min})/2} = E - 1.5;$$

$$t^* = \frac{t - (t_{\max} + t_{\min})/2}{(t_{\max} - t_{\min})/2} = \frac{t - 1.75}{1.25}.$$

经标准化后, 补片长度、补片厚度和胶层弹性模量的变量值介于 $-1 \sim 1$ 之间。MATLAB 检验模型的统计量为: 相关系数 $R^2 = 0.9882$ 、 $F = 157.55$ 、 $p = 1.4 \times 10^{-14}$ 、 $S^2 = 0.0729$, 这些统计量都说明回归方程显著性高, 回归方程是成立的。

数学模型(6)和有限元模型计算得到的铝合金板 SIF 值如图 5 所示。可以看出, 有限元模型和数学模型计算得到的 SIF 值一致性较好, 因此可以使用数学模型(6)来预测不同修补参数下的 SIF 值。

图 6 使用柱状图描述了不同的修补参数共同作用时对铝合金板 SIF 的影响。忽略修补参数系数的正负, 只考虑其比重对裂纹前端 SIF 的影响, 三类修补参数影响力排序依次是: 补片长度 > 胶层模量 > 补片厚度。对于这样的结果可能的解释是复合材料补片是通过长度来吸收应力。不同修补参数之间的作用对 SIF 的影响不同, L 与 t^* 之间的作用对 SIF 影响最大, 其次是 L 与 E^* , 对 SIF 影响最小的是 t 与 E 。

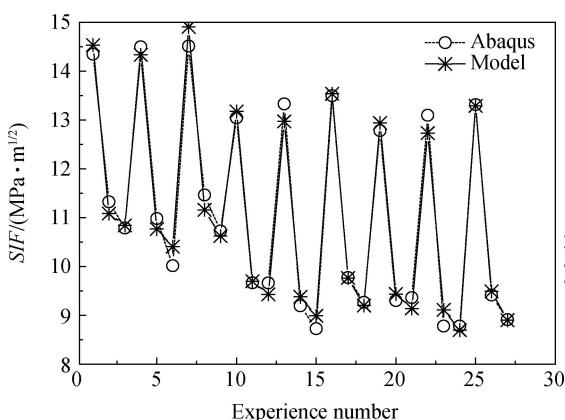


图 5 不同补片厚度、长度以及胶层弹性模量条件下 Abaqus 模型与数学模型计算玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板裂纹尖端处 SIF 值的对比

Fig. 5 Comparison of SIF around crack tip of aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch between FE model and the mathematical model for different patch length, thickness and elastic modulus of adhesive

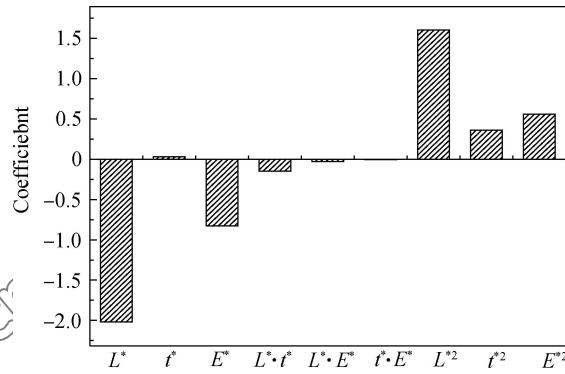


图 6 不同补片长度、厚度以及胶层弹性模量对玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板裂纹尖端 SIF 的影响

Fig. 6 Effects of different patch length, thickness and elastic modulus of adhesive on SIF around crack tip of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch

为更形象地描述各修补参数对 SIF 的影响, 绘制单个选定修补参数下数学模型的计算结果, 如图 7 所示。可以看出, 对 SIF 影响最大的依然是补片长度, 这与前面的分析结果是一致的。图 7(a)表示了 SIF 随补片长度变化的曲线图。可以看出, 补片长度的增长导致了裂纹尖端 SIF 的减小, 提高了修补效果。然而经复合材料补片修补后的铝合金板, 在含穿透裂纹铝合金板条和胶层界面、胶层和补片界面产生了剪切应力。这些应力会加剧胶层的脱粘, 导致修补耐久性的下降, 而且在单面修补时还存在结构中性轴的转移, 受力后产生附加弯矩^[17-18]。由于补片长度的增加同时意味着胶层剪应力和附加弯矩的增加, 因此补片长度要进行优化。

金属基板裂纹尖端 SIF 随补片厚度变化的曲线如图 7(b)所示, 补片厚度的改变对 SIF 有一定的影响。随着补片厚度的增加, SIF 呈先减小后增大的趋势, 存在一个最优厚度使 SIF 取得最小值。补片厚度的增加也会使结构中性轴转移, 使附加弯矩增大, 对修补效果不利, 因此补片厚度也需要进行优化^[19-20]。

图 7(c)为铝合金板 SIF 随胶层弹性模量变化的曲线图。SIF 的最大值出现在胶层弹性模量较小时, 随着胶层弹性模量的增加, 裂纹尖端的 SIF 不断减小。值得注意的是, 当胶层弹性模量超过 2.0 GPa 后, SIF 趋于稳定, 不再受胶层弹性模量的影响。因此, 当裂纹尖端的 SIF 保持为常数后, 继续增加胶层弹性模量对修补效果影响不大。

2.2 两类修补参数同时作用对铝合金板 SIF 的影响

考虑两类修补参数的共同作用, 保持第三类修

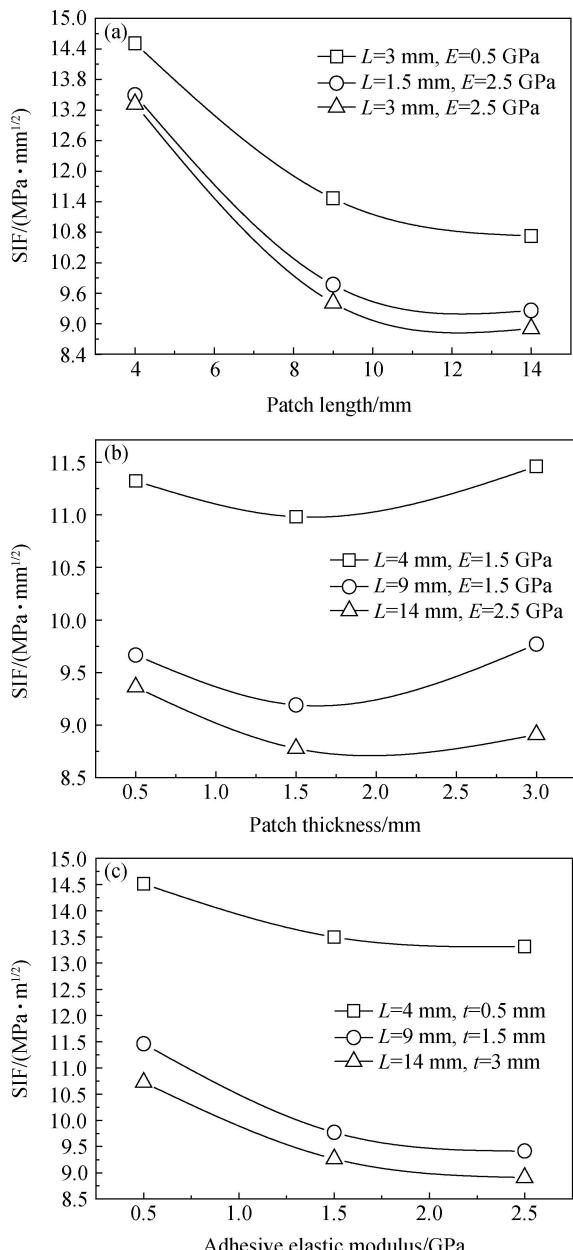


图 7 修补参数单变量变化时对玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板裂纹尖端 SIF 的影响

Fig. 7 Effect of different repair parameters on SIF around crack tip of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch when single acts

补参数为常数。图 8 为两类修补参数共同作用下的铝合金板 SIF 等高线图。在图 8(a)中, 取补片长度为三个长度水平的平均值, 即 $L=9$ mm, 此时 SIF 随补片厚度和胶层弹性模量变化而变化; 而在图 8(b)中, 取补片厚度为三个厚度水平的平均值, 即 $t=1.75$ mm, 此时 SIF 随补片长度和胶层弹性模量变化而变化; 同理, 在图 8(c)中, 取胶层弹性模量为三个水平的平均值, 即 $E=1.5$ GPa, 此时 SIF 随

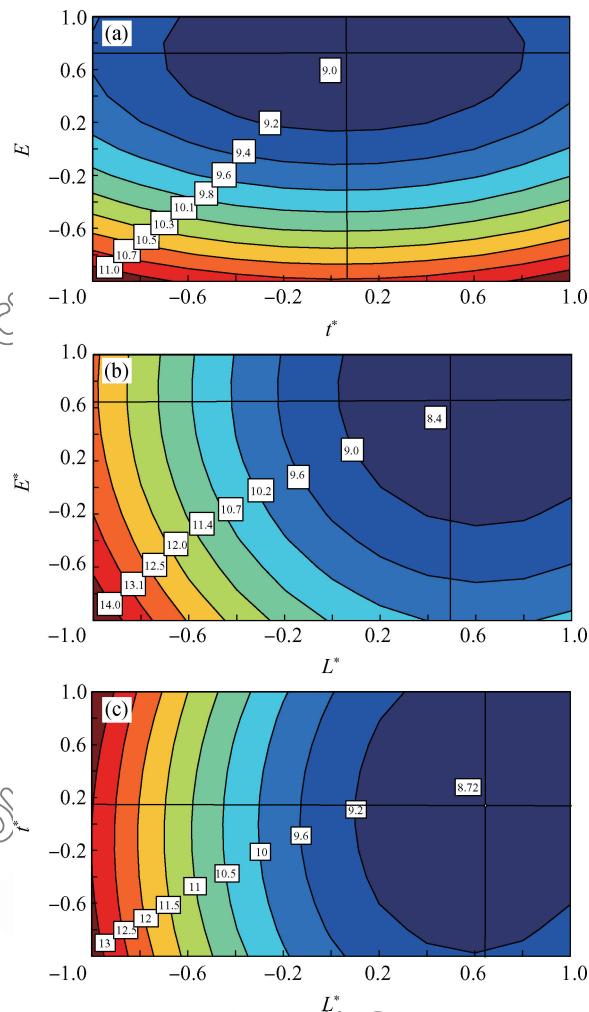


图 8 玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板裂纹尖端 SIF 值等高线图

Fig. 8 Contour plots of the SIF around crack tip of repaired aluminum alloy plate with glass fiber composite patch

补片长度和补片厚度变化而变化。不同于单参数的情况, 在每一个子图中 SIF 都有一个优化值, 将不同图中的 SIF 最小值列于表 4。

表 4 玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板修补参数优化结果

Table 4 Optimal repair parameters of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch

L /mm	Patch thickness t /mm	Elastic modulus E /GPa	SIF/ (MPa·m ^{1/2})
1	9	1.8145	9.06
2	12.15	1.500	8.42
3	12.18	1.469	8.72

Notes: L and t denote the patch length and thickness, respectively; E denotes the adhesive elastic modulus.

由表 4 可以看出, 不同的两参数之间作用是不

同的，主要体现在三种情况下取得最优值的各修补参数值不同。若只能改变两类修补参数值时，此表可以作为优化原则。

2.3 三类修补参数设计优化

考虑三类修补参数共同作用的情况，以 SIF 为修补指标进行修补参数的设计。通过前面的分析可知，此类问题转化为目标函数为三参数二次方程，求解使目标函数取得最小值的多参数优化问题。利用式(6)，借助 MATLAB 中的 fminunc 函数可以实现三参数的优化问题，取 L^* 、 t^* 和 E^* 的初始值分别为 -1。当 $L^* = 0.642$ 、 $t^* = 0.133$ 、 $E^* = 0.755$ 时(即长度 $L = 12.2$ 、 $t = 1.91$ 、 $E = 2.25$)，SIF 取得最小值为 $8.38 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^{1/2}$ 。

3 静拉伸试验验证

为了验证上述分析的有效性，采用优化的修补参数对含穿透裂纹铝合金板进行胶接修理，并进行静拉伸试验。采用的修补参数为：补片长度 $L = 12.2 \text{ mm}$ 、补片厚度 $t = 1.9 \text{ mm}$ 和胶层弹性模量 $E = 2.2 \text{ GPa}$ 。制备的修复试验件如图 9 所示。在 MTS810-500 kN 试验机上进行轴向拉伸试验。本试验采用位移加载方法，速度 3 mm/min ，加载最大位移为 15 mm ，使用卡尺固定试验件的位置。

试验件共计 9 件，每组各 3 件。完好试验件的平均失效载荷为 21.3 kN ，未修复含裂纹试验件的平均失效载荷为 17.1 kN ，单面修复含裂纹试验件的平均失效载荷为 19.1 kN 。从各组中选出一个失效载荷接近平均值的试验件，并绘制该试件的载荷-位移曲线，如图 10 所示。

记铝合金板的截面面积为 A ，假设结构失效时载荷为 F ，则定义结构的破坏强度：

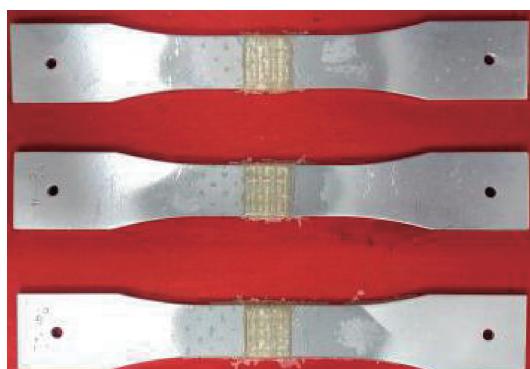


图 9 玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板试验件

Fig. 9 Specimen of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch

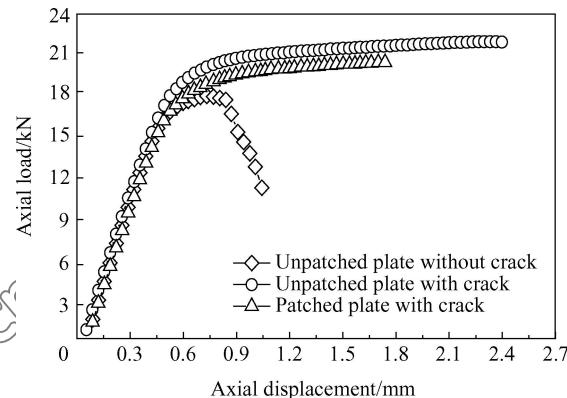


图 10 玻璃纤维/环氧树脂复合材料修补铝合金板试验件
载荷-位移曲线

Fig. 10 Load-displacement curves for specimen of repaired aluminum alloy plate with glass fiber/epoxy composite patch

$$\sigma_b = \frac{F}{A} \quad (7)$$

经计算求得完好试验件的破坏强度为 355 MPa ，未修复含裂纹试验件的破坏强度为 280 MPa ，经修补后的破坏强度为 320 MPa 。修补试验件的破坏强度比未修复含裂纹试验件提高了 12.1% ，恢复到完好试验件破坏强度的 90.5% 。由此可以看出，采用本文得到的修补参数获得了较好的修理效果。

4 结 论

本文以含穿透裂纹 LD20S 铝合金板玻璃纤维/环氧树脂复合材料胶接修复板条为例，考虑修补参数(补片长度 L 、补片厚度 t 以及胶层弹性模量 E)之间的作用，建立三维非线性有限元模型，利用试验设计方法和二次方程定量分析修补参数对应力强度因子(SIF)的影响，根据分析结果，制备试验件，并进行单向静拉伸试验，得到了以下结论：

- (1) 由于多个修补参数的共同作用，不同修补参数对修补效果影响不同，补片长度对修补效果影响最大；
- (2) 利用描述应力 SIF 与补片长度、补片厚度和胶层弹性模量之间的二次方程，求解三参数条件下的最优解，进行修补参数的设计；
- (3) 使用优化修补参数单面修复含裂纹试验件的破坏强度比未修复含裂纹试验件的提高了 12.1% ，恢复到完好试验件的 90.5% 。

参考文献：

[1] 苏维国, 穆志韬, 郝建滨, 等. 金属裂纹板复合材料修补结构

- 的超奇异积分方程方法[J]. 工程力学, 2014, 31(11): 31-38.
- SU Weiguo, MU Zhitao, HAO Jianbin, et al. Method of hypersingular integral equation applied to a cracked metallic structure repaired with adhesive bonding composite patch[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(11): 31-38 (in Chinese).
- [2] 穆志韬, 郝建滨, 高雪霞, 等. 含中心裂纹铝合金厚板复合材料补片胶接结构应力强度因子有限元分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015, 7: 50-53.
- MU Zhitao, HAO Jianbin, GAO Xuexia, et al. Stress intensity factor analysis of center-cracked metallic plate bonded with composite patches based on the finite element method [J]. FRP/CM, 2015, 7: 50-53 (in Chinese).
- [3] ANOSHKIN A N, ZUIKO V Y, TASHKINOV M A, et al. Repair of damage in aircraft composite sound-absorbing panels[J]. Composite Structures, 2015, 120: 153-166.
- [4] FEKIH S M, ALBEDAH A, BENYAHIA F, et al. Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures[J]. Material and Design, 2012, 41: 171-176.
- [5] YALA A A, MEGUENI A. Optimisation of composite patches repairs with the design of experiments method[J]. Material and Design, 2009, 30: 200-205.
- [6] HELLER M, KAYE R. Shape optimisation for bonded repairs[M]. Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure, 2002, 269-315.
- [7] BOUIADJRA B B, BOUANANI M F, ALBEDAH A, et al. Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures[J]. Materials and Design, 2011, 32: 3161-3166.
- [8] GONG Xiaojing, CHENG Pengcheng, AIVAZZADEH Shahram, et al. Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures[J]. Composite Structures, 2015, 123: 292-300.
- [9] 相超, 周丽, 宋恩鹏, 等. 拉伸载荷下贴补复合材料层合板的渐进损伤分析[J]. 工程力学, 2014, 31(10): 234-241.
- XIANG Chao, ZHOU Li, SONG Enpeng, et al. Progressive damage analysis of bonding patch-repaired composite laminates under tension loading [J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(10): 234-241 (in Chinese).
- [10] 苗学周, 李成. 补片形状和尺寸对复合材料胶接修补的影响[J]. 机械工程学报, 2014, 50(20): 63-69.
- MIAO Xuezhou, LI Cheng. Influence of patch shape and size on adhesively bonded composite repair[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(20): 63-69 (in Chinese).
- [11] 苗学周. 基于渐进损伤理论的复合材料贴片修朴结构参数分析[D]. 郑州: 郑州大学, 2015.
- MIAO Xuezhou. The parametric analysis for adhesively bonding patch repaired composite structure based on progressive damage theory[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2015 (in Chinese).
- [12] 王跃全, 童明波, 朱书华. 复合材料层合板阶梯形挖补胶接修理渐进损伤分析[J]. 复合材料学报, 2011, 28(3): 197-202.
- WANG Yuequan, TONG Mingbo, ZHU Shuhua. Progressive damage analysis on composite laminates stepped-patch adhesively bonding repair[J]. Acta Matrriae Compositae Sinica, 2011, 28(3): 197-202 (in Chinese).
- [13] ABAQUS/CAE Ver 6.9 User's manual [M]. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, Inc, 2007.
- [14] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006: 151-169.
- SHI Yiping, ZHOU Yurong. ABAQUS analysis and examples[M]. Beijing: China Machine Press, 2006: 151-169 (in Chinese).
- [15] 李庆芬. 断裂力学及其工程应用[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2008: 41-42.
- LI Qingfen. Fracture mechanics and engineering applications [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2008: 41-42 (in Chinese).
- [16] ALBEDAH A, BOUIADJRA B B, OUDDAD W, et al. Elastic plastic analysis of bonded composite repair in cracked aircraft[J]. Reinforced Plastics & Composites, 2011, 30(1): 66-72.
- [17] OUDDAD W, BOUIADJRA B B, BELHOUARI M, et al. Analysis of plastic zone size of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures[J]. Computational Materials Science, 2009, 46(4): 950-954.
- [18] 李绍春, 熊峻江. 复合材料胶接修补件力学性能的实验和数值模拟[J]. 材料工程, 2011, 11: 11-16.
- LI Shaochun, XIONG Junjiang. Experimental investigation and numerical on mechanical properties of notched metallic panels repaired with bonded composite patch[J]. Journal of Material Engineering, 2011, 11: 11-16 (in Chinese).
- [19] 吕胜利, 程起有. 损伤复合材料层板胶接修理的优化设计[J]. 机械强度, 2007, 29(4): 598-600.
- LV Shengli, CHENG Qiyou. Optimization design of adhesive bonding repair of damaged composite laminates[J]. Journal of Mechanical Strength, 2007, 29(4): 598-600 (in Chinese).
- [20] BENYAHIA F, ALBEDAH A. Analysis of the adhesive damage for different patch shapes and size in bonded composite repair of aircraft structures[J]. Materials and Design, 2014, 54: 18-24.
- [21] KASHFUDDOJA M. Design of optimum patch shape and size for boned repair on damaged carbon fiber reinforced polymer[J]. Materials and Design, 2014, 54(2): 174-183.