复合材料学报 Acta Materiae Compositae Sinica
第28卷 第3期 6月 2011年
Vol. 28 No. 3 June 2011

文章编号：1000-3851(2011)03-0197-06

复合材料层合板胶接贴补修理渐进损伤分析

王跃全，童明波*，朱书华
（南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室，南京 210016）

摘 要： 建立了复合材料层合板胶接贴补修理构型渐进损伤分析的三维有限元模型，其中层合板和胶层分别采用正交各向异性损伤和各向同性损伤的连续介质损伤力学模型，整个分析过程中同时考虑层合板和胶层的损伤形成和扩展以及它们之间的相互影响，单向压缩载荷作用下的层合板贴补修理构型的试验数据验证了该模型的有效性，采用该模型分析了不同的贴补修理参数对修补强度的影响。结果表明：当层合板补片较薄时，补片损伤是导致修补结构失效的主要原因；当补片较厚时，胶层失效是导致修补结构失效的主要原因，此时补片厚度增加并不能显著增大修补结构的极限强度。在复合材料贴补修理时需要对补片和胶层进行详细优化设计。

关键词： 连续介质损伤力学；有限元分析；修理；胶粘连接；强度；层合板

中图分类号： TB330.1；V214.8 **文献标志码：** A

Progressive damage analysis on adhesively bonding patch repair of composite laminates

WANG Yuequan，TONG Mingbo*，ZHU Shuhua
(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle，Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，Nanjing 210016，China)

Abstract： A 3D FEM was presented for the progressive damage analysis on the adhesively bonding patch repair of composite laminates. The constitutive model of laminates and adhesive were established with the orthotropic damage tensor and isotropic damage variable in the frame of continuum damage mechanism，respectively. The failure initiation，progression and their interactons of both laminates and adhesive were take into considerations during the whole analysis. The proposed model was validated by the existing experiments of the bonding patch repair of laminates under compression. The effects of repair parameters on the repair strength were also evaluated with the proposed model. The results show that the patch failure is the critical factor of the repaired laminates strength when the patch is thin，while the adhesive is the critical factor of the repaired laminates strength when the patch is thick enough. Under this condition，the laminates strength will not increase with the increase of the patch thickness. Therefore，the patch and adhesive should be designed carefully and optimized before an adhesively bonding patch repair on a damaged laminates.

Keywords： continuum damage mechanism (CDM)；finite element analysis (FEA)；repair；adhesively joint；strength；laminates

随着复合材料在飞机结构中的广泛应用，与之相应的修理与评估技术也成为复合材料技术研究的一个重要方向[1]。层合板是复合材料飞机结构中的典型形式之一，它的修理主要采用胶粘补片的方法，根据补片的相对位置可分为贴补修理和挖补修理。贴补修理技术具有操作简单、对原结构打磨少等优点。这种修理方法可以用于临时修理，恢复飞机最低飞行要求的结构强度，直到可以进行永久修理；也可以作为一些相对较薄的复合材料结构的永久修理方法。

复合材料贴补修理的研究主要集中在搭接贴补修理分析[2-3]。胶粘搭接构型的有限元分析通常将其简化为二维平面应变模型进行求解，而补片贴补修理的研究较少，试验手段[4]是主要的研究方法，理论分析模型的讨论较少。由于补片贴补修理不能按照搭接试件的分析方法建立平面应变有限元模型

收稿日期： 2010-06-07；**收修改稿日期：** 2010-09-14
基金项目： 国家自然科学基金(10872091)
通讯作者： 童明波，博士，教授，研究方向为飞机复合材料结构设计、损伤容限分析 E-mail：tongw@nuaa.edu.cn

进行分析，其形式决定了它必须采用三维有限元模型进行分析。Soutis C 等[4-5]较早地建立复合材料贴补修理构型的三维有限元模型，该模型根据层合板的对称性建立了 1/8 板的有限元模型，但因为层合板中存在±45°方向的铺层，所以有限元模型并不相对于层合板厚度方向的两个正交平面对称。孟凡颢等[6]也建立了复合材料胶接贴补修理的三维有限元分析模型，用于讨论主要修补参数对修补强度的影响。Tong L Y 和 Sun X N[7-8]等采用有限元方法对复合材料补片修理中的补片形状优化、非线性应力分析和压缩载荷作用下的强度预测进行了分析。Liu X 等[9]采用渐进损伤分析方法分析了复合材料补片贴补修理构型，其中复合材料层合板采用Tsai-Wu失效准则，胶层采用最大剪应力失效准则。

本文作者在连续介质损伤力学的基础上，建立了复合材料层合板胶接贴补修理渐进损伤分析的三维有限元模型，其中层合板采用正交各向异性损伤描述，采用 HASHIN 准则预测损伤起始；胶层采用各向同性损伤描述，并且采用 Ye 分层准则预测损伤起始。文中采用单向压缩载荷作用下的胶接贴补修理层合板试验数据验证分析模型的有效性，并分析了胶接贴补修理的部分参数对修补强度的影响。

1　研究对象

层合板胶接贴补修理的一般步骤是先将原结构的损伤区域进行清理，通常打磨成一圆孔，并清洁表面，然后在原结构的两侧或单侧铺放胶层和补片，最后将胶层和补片共同固化到原结构上，进行检查，完成修理。双面胶接贴补的修理结构可以简化为图 1 所示的形状。

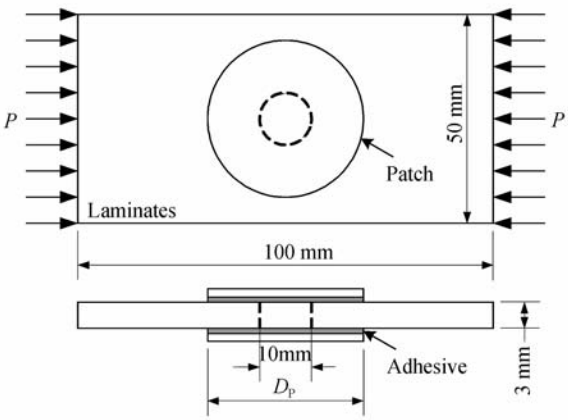

图 1　胶接贴补修理层合板示意图

Fig. 1　Adhesively bonding patch repaired laminates

2　有限元模型

2.1　层合板本构模型

定义单层复合材料的坐标系与材料主方向一致：1 为纤维方向，2 为面内横向，3 为面外法向。定义二阶对称损伤张量 $\boldsymbol{D}$，其特征值 d_i 表示垂直于 i(i=1，2，3)方向有效承载面积的减小比例，其值在 0～1 之间，0 表示 i 方向无损伤，1 表示 i 方向完全失效。因此，单层复合材料的本构方程表示为

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{C}:\boldsymbol{\varepsilon} \tag{1}$$

其中：$\boldsymbol{\sigma}$、$\boldsymbol{\varepsilon}$ 和 $\boldsymbol{C}$ 分别为材料积分点应力张量、应变张量和正交各向异性材料的刚度矩阵。

当材料发生损伤后，引入由损伤张量 $\boldsymbol{D}$ 的特征值表示的损伤矩阵 $\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D})$，则有效应力 $\bar{\boldsymbol{\sigma}}$[10]为

$$\bar{\boldsymbol{\sigma}}=\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D}):\boldsymbol{\sigma} \tag{2}$$

其中：

$$\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D})=\mathrm{diag}[\omega_{11}\quad \omega_{22}\quad \omega_{33}\quad \omega_{12}\quad \omega_{13}\quad \omega_{23}]$$

$$\omega_{ij}=1/\sqrt{(1-d_i)(1-d_j)} \qquad (i,\ j=1,\ 2,\ 3)$$

根据能量等效性假设可得到含损伤材料刚度矩阵与损伤矩阵之间的关系：

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D})^{-1}:\boldsymbol{C}:\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D})^{\mathrm{T},-1} \tag{3}$$

因此，含损伤的单层复合材料的本构方程可表示为

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}:\boldsymbol{\varepsilon} \tag{4}$$

层合板失效模式分为纤维失效、基体失效和分层失效。损伤起始准则采用三维 HASHIN 准则[11]，损伤变量定义与文献[11]相同。

2.2　胶层本构模型

胶层采用含各向同性损伤的连续介质损伤力学模型进行描述，因此可以采用损伤变量 $\boldsymbol{d}$ 表示损伤刚度矩阵，其初始无损伤刚度矩阵 $\boldsymbol{C}$ 可以根据材料的弹性模量和泊松比确定，损伤胶层的刚度矩阵可表示为[10]

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}=(1-\boldsymbol{d})\boldsymbol{C} \tag{5}$$

胶层损伤起始准则采用 Ye 准则[12]，如下式：

$$\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{33}}{T}\right)^2+\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{13}}{S}\right)^2+\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{23}}{S}\right)^2\geqslant 1 \qquad (\boldsymbol{\sigma}_{33}>0) \tag{6}$$

$$\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{13}}{S}\right)^2+\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{23}}{S}\right)^2\geqslant 1 \qquad (\boldsymbol{\sigma}_{33}<0) \tag{7}$$

其中：下标为坐标轴方向，坐标轴 1 和 2 为胶层面内相互垂直的方向，坐标轴 3 为胶层厚度方向；T 为胶接剥离强度，S 为胶层剪切强度。本文中采用常数形式的损伤变量，取 $\boldsymbol{d}$=0.99。

3 模型验证

采用所建立的有限元模型分析层合板胶接贴补修理试件[4]。层合板厚度为 3 mm。层合板和补片均为 T800/924C，铺层顺序均为$[\pm45/0/90]_{3S}$，补片采用相同的铺层顺序。胶层材料为 Araldite 2011[4]。

3.1 修补强度分析

图 2 给出了采用不同厚度补片的层合板贴补修理试件在单向压缩载荷作用下的载荷-位移曲线。在整个加载过程中，复合材料层合板和补片的各铺层以及胶层均出现了不同程度的损伤，且损伤程度不断扩大导致试件最终失效。

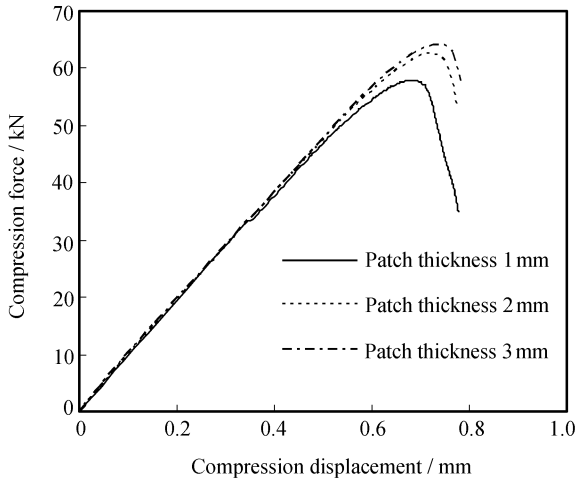

图 2 不同厚度补片的修补板载荷-位移曲线

Fig. 2 Force-displacement curves of laminates repaired with different thickness patches

根据图 2 中载荷-位移曲线的峰值载荷可以确定修补试件的极限强度。图 3 给出了极限强度的计算值与试验值的分布，可以明显看出，计算值在试验值的分布范围内，证明本文的分析模型可以较好的预测层合板胶接贴补修理的压缩强度。

3.2 损伤扩展路径分析

本文作者以 1 mm 厚度补片试件的计算结果为例说明层合板、胶层和补片的失效扩展过程，层合板和补片按纤维失效、基体失效和分层失效三种模式给出，如图 4 所示。图中黑色代表单元完全失效，对应的损伤变量为 1，而白色代表单元无损伤发生，对应的损伤变量为 0，损伤变量值介于 0 和 1 之间的单元，采用灰色表示，颜色越深，损伤程度越大。由于篇幅限制，图 4(a)和 4(b)仅给出了胶层附近的±45°方向铺层的各失效模式的损伤扩展过程。计算结果表明，层合板中相同方向铺层的损伤分布相似，但是靠近胶层的铺层损伤面积相对较大，这主要是由于补片通过胶层施加载荷作用的影响。

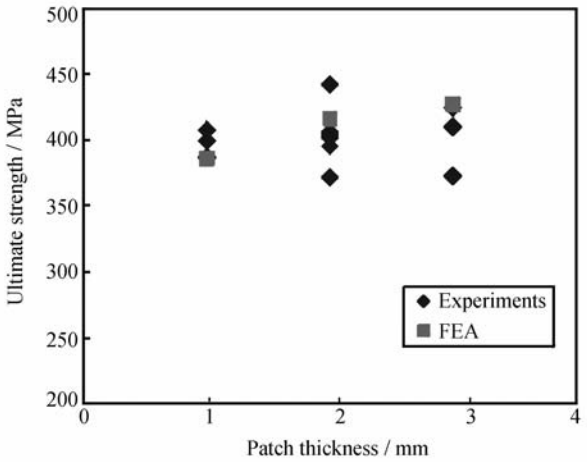

图 3 修补板极限强度的分析值与试验值比较

Fig. 3 Comparison of ultimate strength of repaired laminates between FEA and experiments

层合板纤维失效主要集中在±45°铺层上，而 90°铺层几乎没有发生纤维失效模式。纤维失效在孔周的垂直于载荷方向的平面 *yoz* 处发生，逐渐沿着该平面向板边缘扩展。在加载的后段，纤维失效开始在垂直于载荷方向的平面板的边缘发生，然后向圆孔的方向发展，最后与由孔周开始扩展的损伤相遇，损伤面积也逐渐向两侧不断扩大。0°方向铺层的纤维失效主要集中在 *yoz* 平面很窄的范围内，只有在最后阶段较大失效面积出现在板的侧边缘。

层合板基体失效面积比纤维失效面积大很多。其中，90°方向铺层的基体失效模式的损伤单元面积最大，但是损伤程度严重的单元面积并不是最大。±45°方向铺层中含严重损伤单元的面积最大，由孔周向板的侧边缘不断扩展。0°方向铺层几乎没有发生基体失效。

层合板的分层损伤模式的失效单元也主要集中在±45°方向铺层的 *yoz* 平面附近的孔周，大面积损伤发生在加载的后半段，主要是因为单元发生基体失效后，单元刚度的退化造成厚度方向应力变化，进而产生厚度方向的分层失效。在 0°方向的铺层上，几乎没有分层失效的单元，而 90°方向的铺层上出现少量的分层失效。

胶层的损伤失效扩展过程如图 4(c)所示，可以发现胶层失效最先发生在环形内外边缘的载荷方向上，然后逐渐向内部扩展，一直到胶层大面积失效。

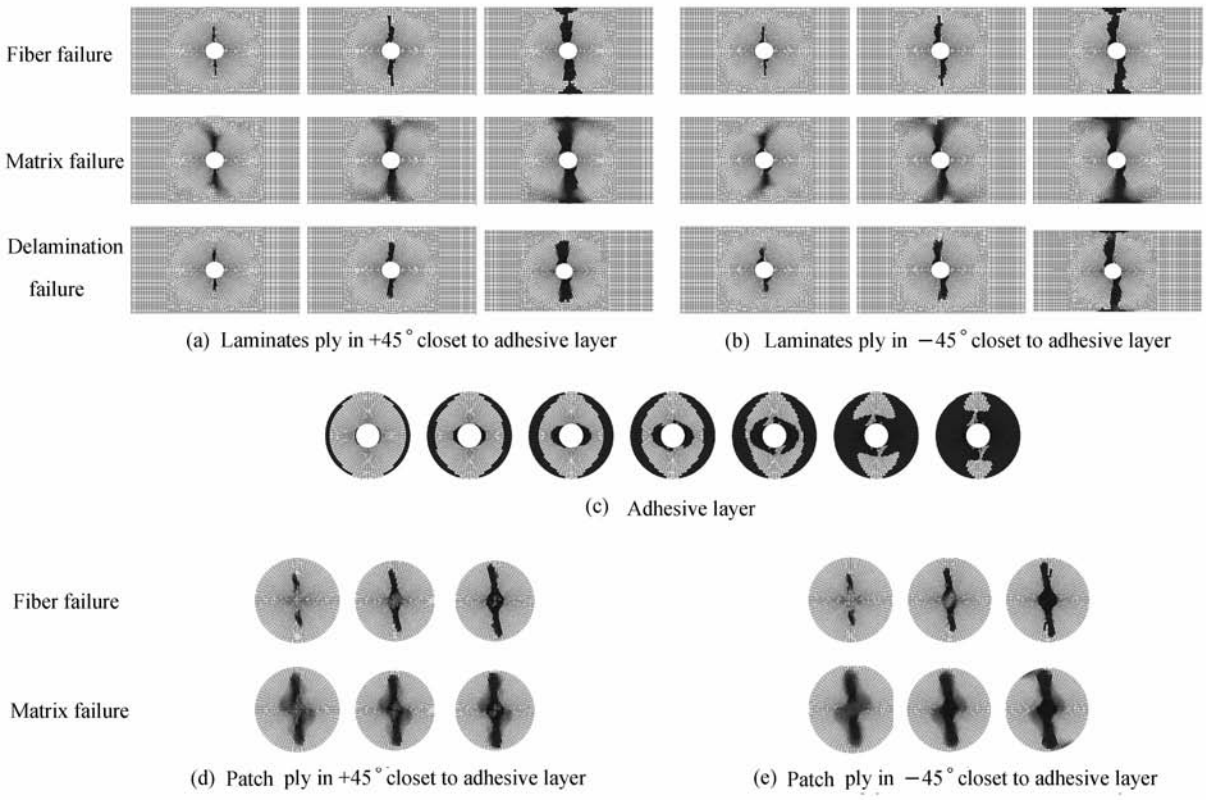

图 4　层合板、胶层和补片的失效过程

Fig. 4　Laminates, adhesive layer and patch failure processes

由图 4(d)和 4(e)可以看出，补片中纤维失效模式主要发生在±45°方向和 0°方向的铺层中，并且损伤集中在垂直于载荷方向的平面内的孔周附近，逐渐向远离内孔周方向扩展。补片的 90°方向铺层中没有发生纤维失效模式。补片的基体失效模式主要发生在 90°方向的铺层中，并且损伤也是集中在垂直于载荷方向的平面内的孔周附近，逐渐向远离内孔周方向扩展。±45°方向铺层中损伤严重的单元最多；0°方向铺层中基体失效严重损伤单元最少；虽然 90°方向铺层中的基体损伤面积最大，但是严重损伤单元的面积居中。

4　参数分析

4.1　补片大小和厚度对复合材料补片修补板最大载荷的影响

图 5 给出了不同大小和厚度的复合材料补片修补板的最大载荷。可以看出，胶接贴补修理强度随着补片直径增大而增大。对于 1 mm 的补片胶接贴补修理，其修补强度随补片直径增大而增加的幅度越来越小。这是因为补片直径较小时，复合材料修

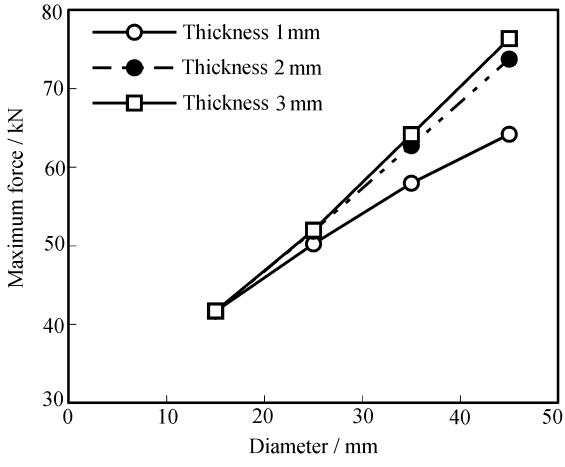

图 5　复合材料补片大小及厚度对修补板最大载荷的影响

Fig. 5　Effect of composite patch size and thickness on the maximum force of repaired laminates

补板的主要失效模式为胶层失效，而补片失效程度非常小；而当补片直径较大时，补片强度成为主要的环节。由厚度为 2 mm 和 3 mm 的补片修理构型的计算结果可以看出，两条曲线非常接近，这是因

为它们的最终失效均是由胶层失效造成的，所以胶层强度决定修补板能够承受的最大载荷。

从图 5 可以看出补片厚度对复合材料层合板的修补强度影响较小。当补片直径为 15 mm 和 25 mm 时，补片厚度对修理试件的极限强度几乎没有影响。而当补片直径为 35 mm 和 45 mm 时，补片厚度的增大可以增加贴补修理试件的极限强度。这主要是由补片和胶层两者的强度决定的，随着补片面积的不断增大，胶层连接面积越大，当胶层的总体强度超过补片强度时，补片失效就会成为修补试件的关键因素，对于补片直径较小的试件，胶层失效是修补试件的关键因素。当补片强度成为决定修补试件强度的关键因素时，补片厚度的增加就可以增大层合板修补板的极限强度。

4.2 胶层厚度和损伤尺寸对修补板最大载荷的影响

图 6(a)是胶层厚度对修补板最大载荷的影响。可以看出，胶层越厚，补片贴补修理试件的极限强度越小。当胶层厚度达到 0.5 mm 时，采用 1 mm 厚和 2 mm 厚的补片贴补修理试件的最大载荷十分接近。当厚度达到 0.5 mm 时，修补试件的最终破坏形式是胶层失效，此时补片厚度对修补试件的极限强度没有影响。相反，当胶层厚度较薄时，胶接强度较大，修补试件的主要破坏形式包括胶层失效和复合材料失效，补片厚度对修补试件的极限强度有较大的影响。

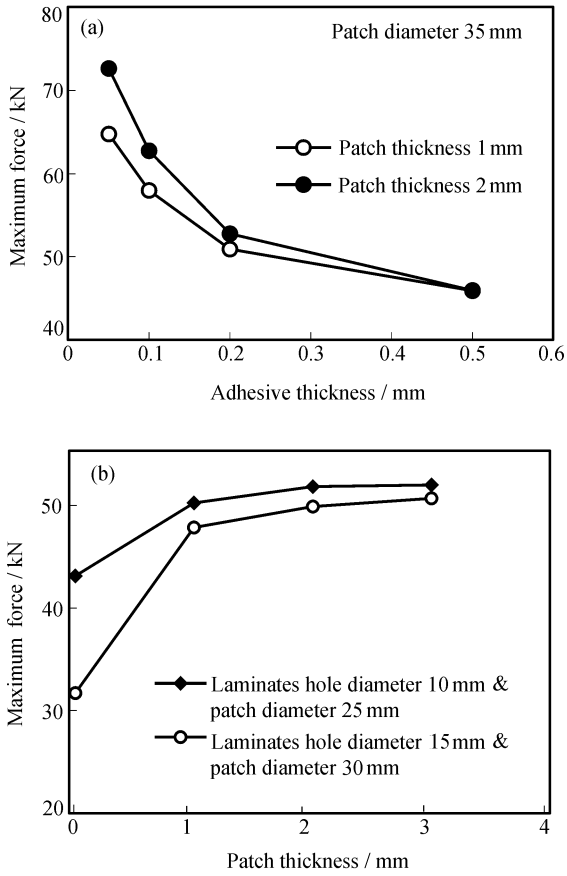

图 6 胶层厚度(a)和层合板损伤尺寸(b)对修补板最大载荷的影响

Fig. 6 Effect of adhesive layer thickness (a) and laminate damage size (b) on the maximum force of repaired laminates

图 6(b)为损伤尺寸对修补板最大载荷的影响，其中补片厚度为 0 mm 的情况为无修补的含圆孔层合板试件。可以看出，当胶接宽度相同时，圆孔直径越小的层合板修补试件的最大载荷越大，补片厚度对修补强度影响很小。相同胶接宽度的情况下，补片对含圆孔直径较大的层合板试件强度恢复程度较大。

5 结 论

(1) 建立了复合材料层合板胶接贴补修理渐进损伤分析的三维有限元模型。通过试验数据验证了该模型对极限强度预测的有效性，并且可以计算得到层合板、胶层和补片的损伤起始、扩展和最终失效的损伤模式和失效位置。

(2) 补片尺寸较小时，由于胶接面积较小，胶层破坏是修补结构失效的主因，所以胶层强度决定修补板强度。随着补片尺寸的增大，补片破坏成为修补结构失效的主因，此时修补板的强度由补片强度决定。

(3) 在相同尺寸补片的情况下，随着补片厚度的增加，补片强度逐渐增大，主要的失效位置由补片破坏转移到胶层破坏。

(4)胶层厚度增加，胶粘连接强度减小。

(5)相同的补片搭接宽度，损伤面积越大的层合板修补强度越低。

参考文献：

[1] 杜善义，关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考 [J]. 复合材料学报，2008，25(1)：1-10.
Du Shanyi, Guan Zhidong. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10.

[2] Ahn S H, Springer G S. Repair of composite laminates I: Test results [J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(11): 1036-1074.

[3] Charalambides M N, Hardouin R, Kinloch A J, et al. Adhesively bonded repairs to fibre-composite materials I: Experimental [J]. Composites Part A, 1998, 29A: 1371-1381.

[4] Soutis C, Duan D M, Goutas P. Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches [J]. Composite Structures, 1999, 45(4): 289-301.

[5] Hu F Z, Soutis C. Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression [J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(7): 1103-1114.

[6] 孟凡颢，陈绍杰，童小燕. 层压板修理设计中的参数选择问题 [J]. 复合材料学报，2001，18(4)：123-127.
Meng Fanhao, Chen Shaojie, Tong Xiaoyan. Selection of the design parameters in laminate repair [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2001, 18(4): 123-127.

[7] Tong L Y, Sun X N. Shape optimization of bonded patch to cylindrical shell structures [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2003, 58(5): 793-820.

[8] Tong L Y, Sun X N. Nonlinear stress analysis for bonded repair to curved thin-walled structures [J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2003, 23(5): 349-364.

[9] Liu X, Wang G. Progressive failure analysis of bonded composite repairs [J]. Composite Structures, 2007, 81(3): 331-340.

[10] 王　军. 损伤力学的理论与应用 [M]. 北京：科学出版社，1997：90-102.

[11] 王跃全，童明波，朱书华. 基于 CDM 的复合材料层合板三维非线性渐进损伤分析 [J]. 南京航空航天大学学报，2009，41(6)：709-714.
Wang Yuequan, Tong Mingbo, Zhu Shuhua. Three dimensional nonlinear progressive damage analysis on composite laminates based on continuum damage mechanics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(6): 709-714.

[12] Ye L. Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 1988, 33(4): 257-277.