

胶层脱粘对金属胶接修理后剩余强度的影响研究

杨梦粤 李 磊

(中国飞机强度研究所 陕西 西安 710065)

摘要: 本文主要研究了胶层脱粘对金属平板复合材料补片胶接修理后拉伸剩余强度的影响。首先根据补片下方剪应力分布解析公式,将胶接修理区域划分为脱粘安全区和脱粘影响区,然后进行了金属平板结构胶接修理的剩余强度试验以研究胶层脱粘的影响,并验证理论分析结果。结果表明:在脱粘安全区内,胶层自身不参与承载,胶层脱粘对金属平板结构的拉伸剩余强度没有影响;而在脱粘影响区内,出现的胶层脱粘会对金属平板结构的拉伸剩余强度产生影响。

关键词: 胶接修理; 胶层剪应力; 脱粘

中图分类号: V25

文献标识码: A

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2021.01.008

Effect of Debonding on Residual Strength of Repaired Metal

Yang Mengyue, Li Lei

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, Shaanxi, China)

Abstract: The effect of debonding on the tensile residual strength of metal plate bonded with composite patch is studied in the paper. Firstly, the debonding zone of the repaired plate is analyzed and the influence of bonding area on the bonding strength is analyzed. The results show that in the debonding safety zone, the adhesive layer itself does not participate in the bearing, and the debonding of the adhesive layer has no effect on the tensile residual strength of the metal plate structure. However, the debonding of the adhesive layer in the debonding influence zone will affect the tensile residual strength of the metal plate structure.

Keywords: bonding repair; adhesive shear stress; debonding

1 引言

使用复合材料补片进行胶接修理是飞机金属结构维修的一个重要发展趋势。飞机金属结构的胶接修理与传统的金属补片机械修理相比,具有快速高效、无腐蚀、对原结构无损伤等诸多优点^[1,2]。用复合材料胶接修理飞机金属结构的概念由澳大利亚于20世纪70年代首先提出^[3]。国外,尤其是美国和澳大利亚等国,在飞机金属结构胶接修理技术方面的研究已经发展到一个比较成熟的阶段,这种修理技术已应用于飞机非关键结构的维修上,并且经过了实际飞行考验。结果表明,采用复合材料补片对金属结构的修理能够满足飞机结构的使用要求。目前,国外正在开展将胶接修理技术应用于飞机主承力结构的修理和验证,扩大该技术的应用规模和范围^[4]。而国内则存在较大差距,需要开展系统的研究。

在进行胶接修理时,常发现补片下方存在一定区域的脱粘;此外,即使修理时无脱粘的结构,在使用一段时间后也可能出现胶层脱粘现象。脱粘的出现可能会对结构的剩余强度和疲劳寿命产生影响。脱粘出现位置的不同、尺寸的不同均会对结构的剩余强度和疲劳寿命产生不同的影响。为了研究脱粘对胶接修理后结构剩余强度的影响,本文进行了理论分析研究和试验验证。

2 理论分析研究

2.1 补片边沿附近的胶层应力分布

首先需要补片边沿附近的胶层剪应力分析。为方便分析,从简单二维情况开始考虑。取图1所示截面,其中有一个长 $2B$ 厚 t_R 的补片被胶接到厚 t_p 的长条上,分析胶层应力的传递。在本文后面的公式中,均使用字母 P 、 R 、 A 的下

标来区分母板、补片和胶层分别对应的物理参量。

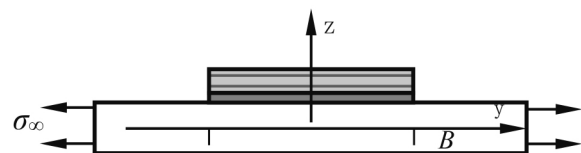


图1 补片横截面

文献给出了补片下方的剪应力分布公式:

$$\tau_A = -\frac{S\sigma_\infty t_p \beta}{(1+S) \cosh B\beta} \sinh \beta y \quad (1)$$

式中 S 表示刚度比, β 为剪应力传递系数, S 和 β 分别见式(2)和式(3)。

$$S = \frac{(1-v_p^2) E_R t_R}{(1-v_R^2) E_p t_p} \quad (2)$$

$$\beta^2 = \frac{G_A}{t_A} \left(\frac{1-v_p^2}{E_p t_p} + \frac{1-v_R^2}{E_R t_R} \right) \quad (3)$$

2.2 裂纹附近的胶层应力

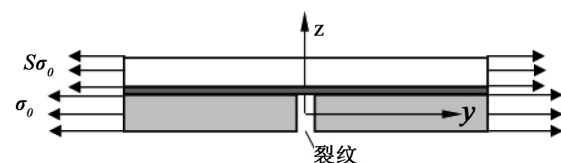


图2 补片横截面(裂纹附近)

[收稿日期] 2020-10-21

[作者简介] 杨梦粤(1986-),女,工程师,研究方向为材料力学性能测试与表征技术。

考虑图 2 所示的裂纹横截面,胶层的剪应力 τ_A 可以表示为下式:

$$\tau_A(y) = \frac{\sigma_z \beta l_p}{(1+S) \cosh B\beta} e^{-\beta y} \quad (4)$$

式中的 S, β 与公式 (1) 完全相同。

2.3 胶层剪应力分布公式

将上文考虑的二维平面应变情况结合在一起,则补片下方的剪应力分布函数可表示为:

$$\tau_A(y) = \begin{cases} -\frac{S\sigma_z l_p \beta}{(1+S) \cosh B\beta} \sinh \beta y & (B-b \leq |y| \leq B) \\ \frac{\sigma_z \beta l_p}{(1+S) \cosh B\beta} e^{-\beta y} & (0 < |y| < b) \end{cases} \quad (5)$$

式中 b 表示剪应力传递的长度。如果认为胶层的剪应力由最大值衰减为原来的 0.5% 时胶层完成了母板与补片之间的载荷传递,则可由下式确定胶层参与承载的长度 b :

$$\tau_{x\max} e^{-\beta b} = 0.5\% \tau_{x\max} \quad (6)$$

可解得 $b = -\ln 0.005 / \beta = 5.3 / \beta$ 。

2.4 脱粘分析

将式 (5) 绘制成曲线,如图 3 所示。由图可以清楚地看出,胶层的剪应力从补片端头 ($y = \pm B$) 开始呈现指数形式的衰减,在裂纹附近也是如此。由于补片与母板之间的载荷传递是通过胶层的剪应力完成的,事实上胶接修理时载荷的传递仅出现在补片边沿附近长度为 b 的范围内和裂纹附近长度为 b 的范围内。

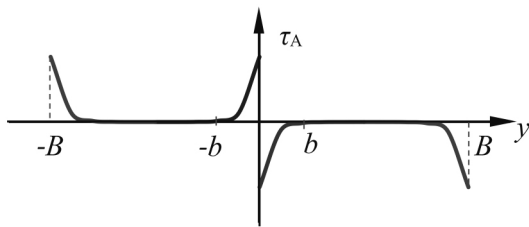


图 3 胶层剪应力分布曲线

图 4 所示为用有限元绘制的矩形补片的胶层剪应力云图。由图可见,前面的理论解析分析结果和有限元分析结果是一致的,即母板与补片之间的应力传递(体现为胶层的剪应力)仅仅发生在补片边沿和裂纹附近,在其余区域母板与补片之间并不存在应力传递。

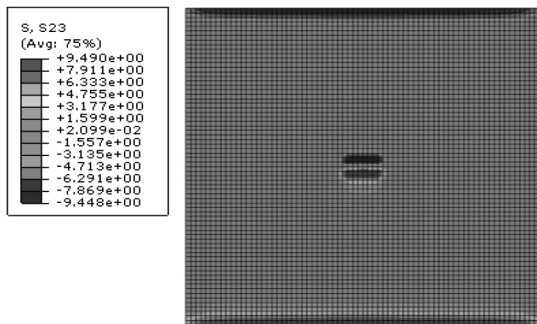
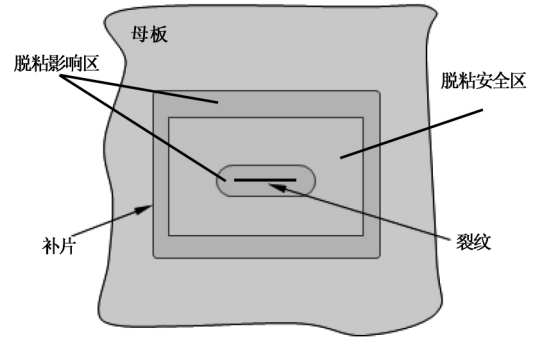


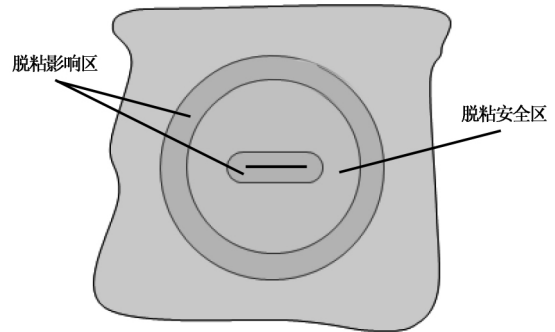
图 4 补片下方的胶层剪应力云图

由于在除了补片边沿附近和裂纹附近区域,胶层并不承受任何应力,即这些区域的胶层本身并不承载,因此在这些区域内,胶层出现一定的脱粘也应该不会影响修理后结构的剩余强度。在裂纹附近和补片边沿附近,由于母板与补片之间的应力传递全部靠胶层承担,这些区域如果出现脱粘,必

然影响母板、补片的应力分布,影响裂纹的应力强度因子。因此,补片边沿附近和裂纹附近的脱粘可能会影响到胶接修理的效率和结构修理后的剩余强度。据此,可以将补片进行分区,如图 5 所示:将补片边沿附近和裂纹附近称之为脱粘影响区,在这些区域出现脱粘会影响结构的性能和剩余强度;将其余区域称之为脱粘安全区,在这些区域出现脱粘不会对结构的剩余强度产生大的影响。以下将进行试验以验证该理论分析结果。



(a) 矩形补片



(b) 圆形补片

图 5 补片胶层的脱粘影响区和脱粘安全区

3 试验验证与分析

制备如图 6 所示的试验件。母板材料为 LY12-cz, 尺寸为 280mm × 70mm × 1.85mm, 中央有 10mm 穿透裂纹。采用 CCF300/5228A 复合材料补片对损伤进行胶接修理。补片尺寸为 70mm × 70mm × 2.00mm, 铺层为 [45/0/-45/90]_{2s}。补片和金属平板之间的胶层为 J47 中温结构胶。

使用超声(如图 7 所示)和红外两种方法对 6 件试验件的胶接区域进行胶层脱粘检测。图 8 给出了红外检测结果(图中标记为脱粘的区域也是超声所检测的结果,表明两种检测方法具有较好的一致性):1 号和 2 号试验件不存在胶层脱粘;3 号和 4 号试验件的脱粘位置位于前面所说的脱粘安全区域内,但脱粘位置和脱粘程度均不相同;5 号和 6 号试验件的脱粘位置离补片边沿很近,位于脱粘影响区内,但两者的脱粘位置和脱粘程度也不相同。

对 6 件修理后的试验件施加拉伸载荷,测试其拉伸剩余强度。图 9 所示为试验状态照片和试验件破坏模式照片,图 10 给出了试验结果。

试验结果显示:3、4 号试验件在脱粘安全区存在脱粘,相对于没有脱粘的 1、2 号试验件,3、4 号试验件的剩余强度几乎没有变化;5、6 号试验件在脱粘影响区存在脱粘,相对于没有脱粘的 1、2 号试验件,5、6 号试验件的剩余强度均有一定

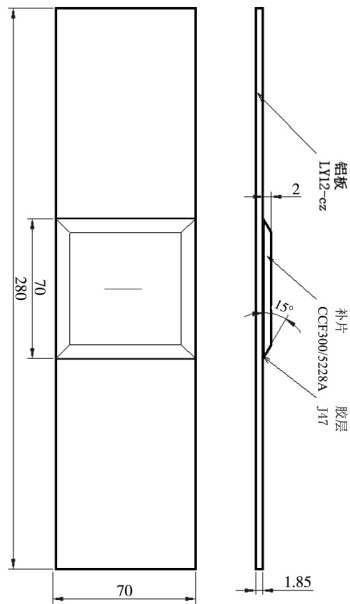
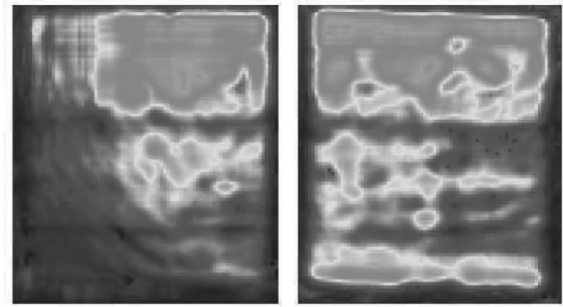
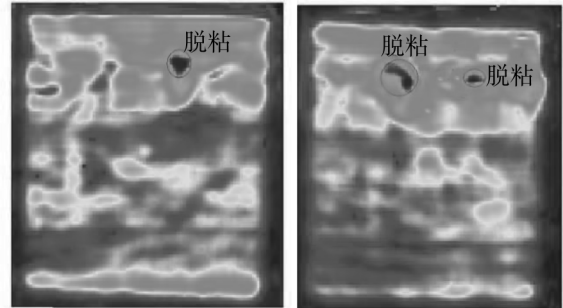


图6 试验件尺寸和材料



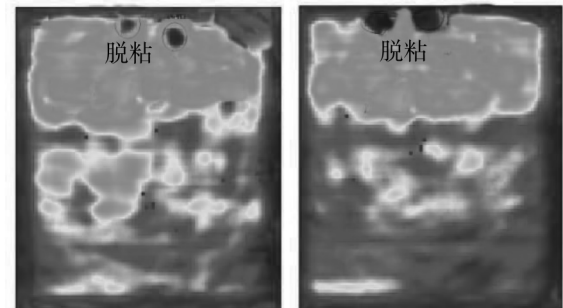
(a) 1号试验件

(b) 2号试验件



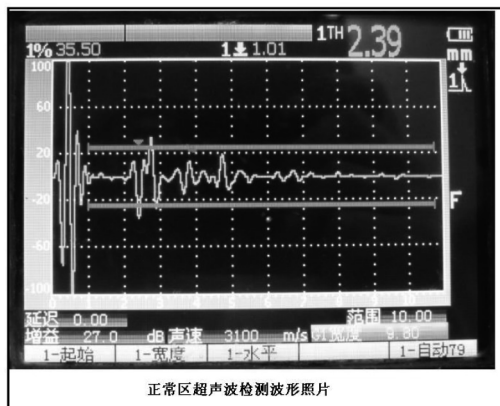
(c) 3号试验件

(d) 4号试验件



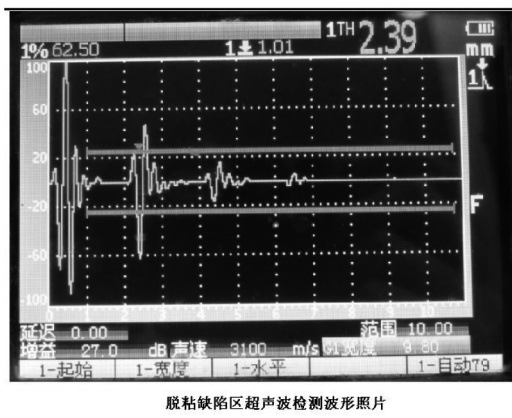
(e) 5号试验件

(f) 6号试验件



正常区超声波检测波形照片

(a) 正常区超声波检测波形照片



脱粘缺陷区超声波检测波形照片

(b) 脱粘缺陷区超声波检测波形照片

图7 胶层脱粘的超声检测

程度的降低。试验结果与前面的理论分析是一致的: 脱粘安全区域内由于胶层本身不承载, 因此该区域内出现的胶层脱粘对结构的剩余强度几乎没有影响; 脱粘影响区内由于胶层

图8 胶层脱粘红外检测结果

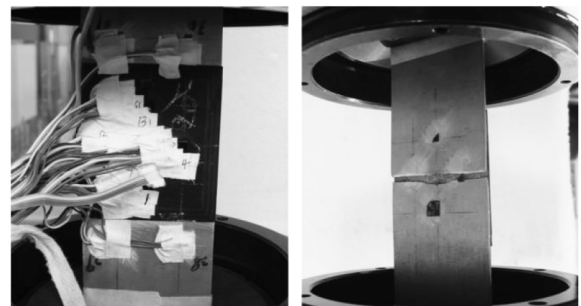


图9 试验状态照片和试验件破坏模式照片

参与承载, 因此该区域内出现的胶层脱粘会对结构的剩余强度产生影响。

4 结论

经过前面的理论分析和试验验证, 本文得出以下结论:

- (1) 胶层的剪应力从补片边缘和母板裂纹处开始呈现指数形式的衰减。

(下转第 50 页)

表3 设计参数最优值

设计变量	最优值
最小重量/kg	56.9
面板高度 h_f /mm	10.0
芯子高度 h_c /mm	41.5
芯格边长 l /mm	3.72
芯格壁厚 δ /mm	0.0621

5 结论

蜂窝夹芯板的建模分析及优化设计是航空器构件设计过程中提高分析效率、提升设计质量、降低结构重量、减少生产成本的关键环节。本文以蜂窝夹芯板为研究对象,针对其建模周期长、优化效率低的问题,开发了蜂窝结构参数化仿真模块,配合含有遗传算法、罚函数法等算法的优化设计模块,可以有效提高工程人员对蜂窝承载件的分析计算效率,对于蜂窝夹芯板的设计具有一定的价值。

参考文献

[1] Yang X, Sun Y, Yang J, et al. Out-of-plane crashworthiness analysis of bio-inspired aluminum honeycomb patterned with horseshoe mesostructure [J]. Thin-Walled Struct, 2018, 125: 1-11.
 [2] Dharmasena KP, Wadley HNG, Xue Z, et al. Mechanical response of metallic honeycomb sandwich panel structures to high-intensity dynamic loading [J]. Int J Impact Eng, 2008, 35: 1063-74.

[3] Xie Zonghong, Zhao Wei, Wang Xinnian, et al. Low-velocity impact behaviour of titanium honeycomb sandwich structures [J]. Sandw Struct Mater, 2017, 20: 1009-27.
 [4] Shahdin A, Mezeix L, Bouvet C, et al. Fabrication and mechanical testing of glass fiber entangled sandwich beams: a comparison with honeycomb and foam sandwich beams [J]. Compos Struct, 2009, 90: 404-12.
 [5] Rodriguez-Ramirez JDD, Castanie B, Bouvet C. Experimental and numerical analysis of the shear nonlinear behaviour of Nomex honeycomb core: application to insert sizing [J]. Compos Struct, 2018, 193: 121-39.
 [6] 冯仁杰, 于九明. 蜂窝夹芯复合板及其在汽车工业中的应用 [J]. 汽车工艺与材料, 2003(8): 30-32.
 [7] 刘培生. 多孔材料引论 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
 [8] 王玉璞, 吴荣煌. 蜂窝材料及孔格结构技术的发展 [J]. 航空材料学报, 2000(20): 172-177.
 [9] Asprone D, Auricchio F, Menna C, et al. Statistical finite element analysis of the buckling behavior of honeycomb structure [J]. Compos Struct, 2013, 105: 240-55.
 [10] Jang WY, Kyriakides S. On the buckling and crushing of expanded honeycomb [J]. Int J Mech Sci, 2015, 91: 81-90.
 [11] Abbadi A, Azari Z, Belouettar S, et al. Modelling the fatigue behaviour of composites honeycomb materials (aluminium/aramide fibre core) using four-point bending tests [J]. Int J Fatigue, 2010, 32: 1739-47.
 [12] Crici G, Perrella M, Cali C. Honeycomb failure processes under in-plane loading [J]. Compos Part B, 2013, 45: 1079-1090.

(上接第26页)

[2] 杨维红. 聚丙烯发展近况 [J]. 石油化工, 2001, 30(4): 319-324.
 [3] 汪杰, 刘海, 文胜, 等. 无机粒子填充 PP/POE 共混物的制备及其性能研究 [J]. 中国塑料, 2017, 31(05): 42-45.
 [4] 郭扬, 姜言刚, 乔楠林, 等. 二元乙丙橡胶在聚丙烯共混改性中的应用 [J]. 弹性体, 2019, 29(06): 51-56.
 [5] 邓博夫, 黄强, 王崇浩, 等. 聚丙烯/有机硅热塑性弹性体共混物的性能及微观结构 [J]. 有机硅材料, 2016, 30(01): 11-15.

[6] 邹寅将, 生瑜, 朱德钦. 无机刚性粒子增韧聚丙烯的影响因素 [J]. 应用化学, 2013, 30(03): 245-251.
 [7] 刘志芳, 刘新红, 黄亚磊, 等. 铝粉表面包覆改性的研究进展 [J]. 材料导报, 2017, 31(11): 73-77.
 [8] 刘豹, 董庆国, 马正先. 改性非金属矿物粉体对聚丙烯力学性能影响 [J]. 有色矿冶, 2006(S1): 66-68.

(上接第29页)

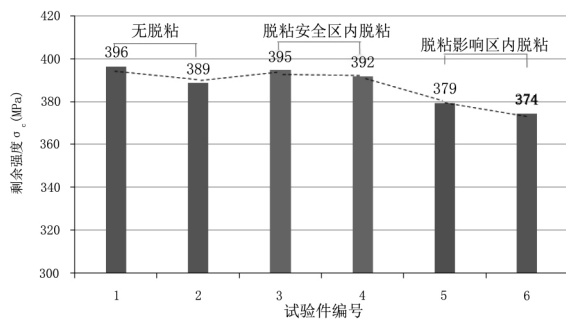


图10 试验结果柱状图

(2) 胶接修理时载荷的传递实际上仅出现在补片边沿附近和裂纹附近范围内,除补片边沿附近和裂纹附近外,胶层

的其余区域自身并不承载。

(3) 可以将补片进行分区: 将补片边沿附近和裂纹附近称之为脱粘影响区,在这些区域出现脱粘会影响结构的性能和拉伸剩余强度;将其余区域称之为脱粘安全区,在这些区域出现脱粘并不会对结构的拉伸剩余强度产生大的影响。

参考文献

[1] Baker AA, Jones. Banded Repair of Aircraft structures [M]. Martinus Nijhoff, 1988: 13-45.
 [2] 梁重云, 曾竟成, 肖加余, 等. 复合材料补片胶接修补研究进展 [J]. 宇航材料工艺, 2002, 32(4): 7-12.
 [3] 徐建新. 损伤金属结构的复合材料修理技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 1996: 41-58.
 [4] Baker. A. A, Rose, Jones. Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure [M]. Elsevier Science Ltd, 2003.

《工程与试验》欢迎投稿

投稿邮箱: bianjibu@ccss.com.cn 或 etbianjibu@163.com

联系人: 王暖春 联系电话: 0431-85117100