

层压板胶接挖补修理应用研究

陈建*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:

随着先进复合材料在民用飞机上的大量应用,对复合材料结构件的修理技术研究显得尤为重要。胶接挖补修理是一种成熟的层压板永久性修理方法,其中胶接斜面挖补工艺简便,在民用飞机中应用广泛,可用于修理损伤范围小于15%零件表面积的分层、脱粘、多余孔等缺陷。工程上一般采用静强度计算方法对修理后零件的强度性能进行评估。在对复合材料层压板零件进行胶接斜面挖补修理及强度计算分析后,结果表明修理及其静强度评估方法的工程应用可行。

关键词: 层压板; 挖补修理; 强度

中图分类号: TB33

文献标识码: A

OSID:



0 引言

先进复合材料在飞机结构上的用量,已成为飞机先进性的标志之一。近十年来,复合材料在民用飞机上的应用达到了前所未有的水平,A380复合材料的用量为25%,波音787的复合材料用量更高达50%。复合材料的应用也从非承力结构发展到主承力结构,我国自主研制的大型客机已将复合材料应用于副翼、襟翼、尾翼、后机身压力框等大尺寸次承力结构。

复合材料的大量使用直接导致对修理技术的迫切要求^[1-3]。近年来,经过对国产民机复合材料制造偏离规律研究,发现常见的损伤主要有:分层、脱胶、芯层损伤、孔边损伤、纤维劈裂等,这些损伤会导致强度和使用寿命的降低。目前,国内常用的修理方法主要有:注胶修理^[3]、机械连接修理^[4-11]、胶接挖补修理^[12-17],但是对修理后零件的强度性能评估方法研究较少,工程应用较困难。以我国自主研制的民用飞机为例,复合材料修理技术及其强度分析方法还需大量试验验证,可工程化应用的标准修理方法较少。

1 胶接挖补修理方法介绍

胶接挖补修理是一种最有前景的永久性修理方法,可以使修理结构的强度恢复到完好结构的76%~81%^[18],其胶层剪力分布较为均匀,且能形成飞机气动光滑表面。挖补修理在结构上由母层、修理层和胶层三部分组成。由于斜面形挖补的工艺较为简单,所以在工程上应用广泛。依据经验,工程上规定可采用挖补修理的损伤面积不能超过零件表面积的15%。胶接挖补修理通过挖去损伤或缺陷的部位,留下一个具有锥度的孔,先对层合板进行干燥处理,然后再用复合材料补片通过胶结的方法将其修补完整,主要用于分层、脱粘、多余孔的修理,见图1。修理步骤如下:

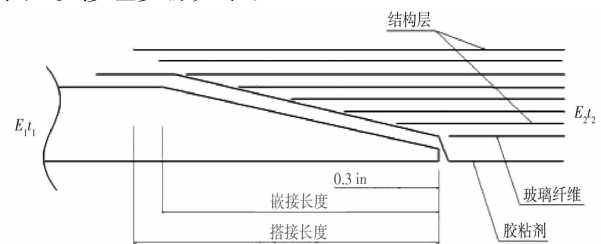


图1 层压板胶接斜面挖补修理

* 通信作者. E-mail: 13818288161@139.com

引用格式: 陈建. 层压板胶接挖补修理应用研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(3):60-63. CHEN J. Application Research on Scarf Patch Repair of the Laminate Plate[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(3):60-63 (in Chinese).

- 1) 超声或射线检测确定损伤区域;
- 2) 在零件上画模线并去除损伤区域的铺层;
- 3) 按模线继续去除铺层成锥形或者阶梯型;
- 4) 轻微打磨相邻已露出的防雷击金属网,如铜网(按需);
- 5) 对损伤区域进行目视、无损检测,确保损伤已覆盖;
- 6) 清理残留并用粗棉布蘸工业酒精清洗,放置风干;
- 7) 对修理区域进行胶接前表面处理;
- 8) 对修理区域进行铺层,至少各有一层90°和45°;
- 9) 装袋及固化;
- 10) 对修理区域进行目视及无损检测;
- 11) 完成最终表面处理。

2 强度分析方法

胶接修理的失效类型可以分为:母层失效、修理层失效和胶层失效^[19-23]。依据工程经验,一般认为评估胶接修理的静强度结果就可以满足工程需求。对于层压板挖补修理,典型工程评估方法如下:

1) 计算

$$\lambda^2 = \frac{G}{\eta} \left(\frac{1}{E_1 t_1} + \frac{1}{E_2 t_2} \right) \quad (1)$$

$$E^* = \frac{E_1 t_1}{E_2 t_2} \quad (2)$$

E^* 的设计经验值为0.8~0.1。

2) 计算

$$L^* = \left[\frac{(1 + E^*) \gamma_p}{(1 + E^*) \gamma_e \lambda^2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

3) 如果 L^* 值大于实际搭接长度 L , 则

$$P = \tau_p L \quad (4)$$

4) 如果 L^* 值小于实际搭接长度 L , 则计算

$$\Psi + (1 - \Psi) \ln(1 - \Psi) = \frac{(1 + E^*) \gamma_p}{(1 - E^*) (\lambda L)^2} \quad (5)$$

$$\frac{\tau_{ave}}{\tau_p} = E^* + \Psi(1 - E^*) \quad (6)$$

$$P = \frac{\tau_{ave}}{\tau_p} \tau_p L \quad (7)$$

符号定义如下:

λ —重叠长度的无量纲因子;

G —胶粘剂剪切模量;

η —胶接层厚度;

E_1 —母层弹性模量;

E_2 —修理层弹性模量;

t_1 —母层厚度;

t_2 —修理层厚度;

E^* —胶接延伸刚度比;

L^* —结合效率计算值;

γ_e —弹性粘结剪切应变;

γ_p —塑性粘结剪切应变;

p —塑性粘结剪切应力;

Ψ —胶粘剂塑性应力的重叠长度;

P —胶接强度。

3 案例分析

假定某复材零件经检测存在边缘分层,尺寸为40mm×12mm,具体位置见图2(a)。分层区域挖补及铺层见图2(c)。图2(c)中的具体铺层材料及方向见表1。去除层单层厚度0.2mm,铺层总厚度1.2mm,弹性模量 $E_1 = 3.90 \times 10^5$ MPa。修补层单层厚度0.2mm,铺层总厚度1.2mm,弹性模量 $E_2 = 4.55 \times 10^5$ MPa。假设修补层的固化温度为135℃,采用的胶粘剂性能参数见表2。修理后零件外观见图2(b)。

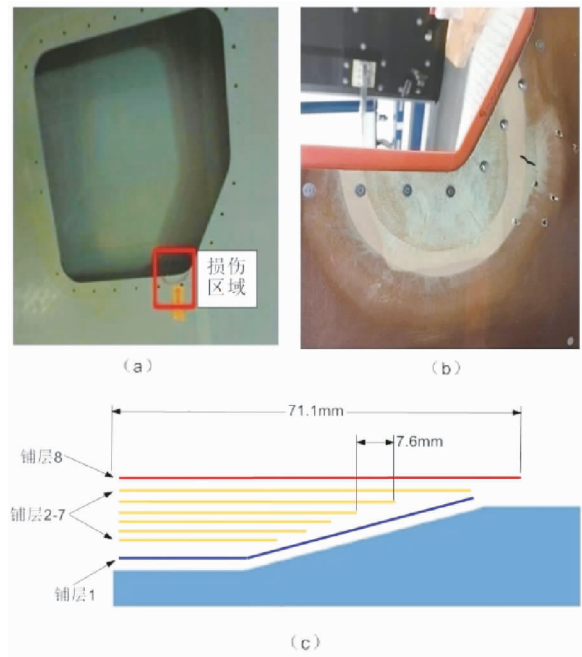


图2 层压板零件胶结挖补修理示意图

表1 修补层的铺层信息

| 序号 | 材料名称 | 方向 |
|----|------|-----|
| 1 | 胶膜 | N/A |
| 2 | 预浸料 | 90° |
| 3 | 预浸料 | 45° |
| 4 | 预浸料 | 90° |
| 5 | 预浸料 | 90° |
| 6 | 预浸料 | 45° |
| 7 | 预浸料 | 90° |
| 8 | 铜网 | N/A |

表 2 固化温度 135℃ 下的胶粘剂性能参数

| τ_p (MPa) | γ_e ($\mu\epsilon$) | γ_p ($\mu\epsilon$) | η | G (MPa) |
|----------------|------------------------------|------------------------------|--------|-----------|
| 15.52 | 0.0725 | 0.389 | 0.007 | 484 |

根据式 (1) ~ (3) 计算得: $L^* = 7.11\text{mm}$, L^* 小于搭接长度 L 。

根据式 (5) ~ (7), 计算得: $P = 686.7\text{N/mm}$ 。

经有限元建模分析, 得出脱粘缺陷区域最大应力 $P_{fem} = 49.59\text{N/mm}$, 取 1.5 安全系数, 则许用值 $[P] = 74.39\text{N/mm}$ 。

计算安全裕度:

$$MS = \frac{P}{[P]} - 1 = 8.23 > 0。$$

安全裕度远大于 1, 修理后满足静强度要求。

4 结论

层压板复合材料零件的胶接斜面挖补修理方法在我国民用飞机上已经应用, 但目前仅限于次承力结构。对主承力复合材料结构, 还需要通过试样级到原件级再到部件级的大量试验研究, 积累修理用的设计许用值, 验证评估计算方法, 逐步建立标准化的工程修理和强度评估方法, 这对推动复合材料在我国民机中的应用至关重要。

参考文献:

[1] 贺强, 杨文锋, 唐庆如. 复合材料挖补修理技术研究现状与发展趋势[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(04): 85-90.

[2] 徐维, 刘斌, 李文英, 谢伟. 复合材料修理技术研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(08): 105-112.

[3] FAWCETT A J, OAKES G D. Boeing composite air-

frame damagetolerance and service experience. Chicago: Composite Damage Toleranceand Maintenance Workshop, 2006.

[4] HEUNG-JOON P. Effects of stacking sequences and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates. Composite Structures, 2001, 53(2): 213-221.

[5] 蔡闻峰, 薛小平. 先进复合材料结构飞机机械连接技术现状及发展方向. 航空精密制造技术, 2010(02): 22-24.

[6] BARUT A, HANAUSKA J, MADENCI E, et al. Analy-sismethod for bonded patch repair of a skin with a cut-out. CompositeStructures, 2002, 55(3): 277-294.

[7] 聂恒昌, 谭日明, 郭霞, 关志东. 复合材料层压板机械连接修理拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 318-327.

[8] 张阿盈, 许洪明, 陈昊. 复合材料层压板铆接修补剩余强度评估[J]. 机械强度, 2016, 38(1): 105-109.

[9] 贺旺, 曹强, 孙涛. 飞机复合材料修理工艺研究的思路探讨[J]. 工程, 2016(04): 57-59.

[10] 赵美英, 万小朋, 刘浩. 复合材料螺栓修补参数优化. 航空学报. 2001, 22(5): 458-460.

[11] 徐建新, 于学民, 陈文俊, 李顶河. 胶铆混合连接复合材料层合板结构的弹性分析[J]. 中国民航大学学报, 2013(6): 49-54.

[12] ENGELS H, BECKERW. Closed-form analysis for externalpatch repairs of laminates [J]. Composite Structures, 2002, 56(3): 259-268.

[13] CAMPOHO R D. Tensile behavior of three-dimensional-carbon-epoxy adhesively-bonded single and double-scarf repairs. Adhesion and Adhesives, 2009(6): 678-686.

[14] WANG C H, GUNNION A J. Optimum shapes of scarf repairs[J]. Composite Part A, 2009, 40(9): 1407-1418.

[15] 蔡静, 席国芬, 关志东, 刘遂. 层板贴补修理后的拉伸性能研究[J]. 2013 年首届中国航空科学技术大会论文集, 2013: 1-8.

[16] 王伦. 复合材料层合板胶接挖补工艺与性能分析[D]. 南京航空航天大学, 2012.

[17] 李兆远. 复合材料层合板挖补修理强度分析[D]. 南京航空航天大学, 2009.

[18] 郝建滨, 李旭东, 穆志韬. 复合材料修理参数对胶接层剪切应力影响规律的研究[J]. 机械科学与技术, 2016, 03: 484-488.

[19] 相超. 贴补复合材料层合板的静强度与稳定性研究[D]. 南京航空航天大学, 2014.

- [20] NABOULSI S., Mall S. Modeling of cracked metallic structure with bonded composite path using three layer technique [J]. Composite Structures. 1996, 35 (2): 295-308.
- [21] DAVIS M. J., Bond D. A. The Importance of Failure Mode Identification in Adhesive Bonded Aircraft Structures and Repairs [J]. Paper presented at: The 12nd International Conference on Composite Materials. Paris, France, July, 1999.
- [22] DAVIS M. J., Bond D. A. Principles and Practices of Adhesive Bonded Structural Joints and Repairs [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives. 1999, 19 (2-3): 91-105.
- [23] DAVIS M. J., Tomblin J. Best Practice in Adhesive Bonded Structures and Repairs. DOT/FAA/AR-TN06/07. Washington, DC, United States: Federal Aviation Administration, 2007.

作者简介

陈 建 男, 硕士, 高级工程师, 中国商飞结构强度工程MRB(MRB, Material Review Board 器材评审委员会)。主要研究方向: 飞机结构强度。E-mail: 13818288161@139.com

Application Research on Scarf Patch Repair of the Laminate Plate

CHEN Jian *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: With the extensive application of advanced composite materials on civil aircraft, it is particularly important to study the repair technology of composite structures. The bonding scarf patch repair of laminate plate is a kind of mature repair method. Among them, the bonding inclined surface scarf patch repair method is simple and widely used in civil aircraft. It can be used to repair defects such as delamination, debonding and superfluous holes of parts with damage range less than 15%. Static strength calculation method is generally used in engineering to evaluate the strength performance of repaired parts. The repair and strength calculation of composite laminate part have been carried out and the results show that the repair and static strength evaluation method is feasible in engineering application.

Keywords: laminate plate; scarf patch repair; strength

* Corresponding author. E-mail: 13818288161@139.com