

复合材料层压板构件边角分层缺陷修补方法研究

李 平 何 凯 张永建 龚志红 包 啸 彭 珂

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610000)

摘 要 针对复合材料构件边角区域分层问题,提出了对分层区域分次打磨切除并重新粘接补片的修补方案。制备了复合材料层压板边角分层缺陷试样,对试样进行了无损探伤、拉伸和弯曲实验、显微检测,并对实验件的无损探伤结果、力学性能和显微结构进行分析。结果表明:修补后的试样无损检测合格,试样拉伸强度恢复率较好,试样弯曲强度恢复率完好。此方法为复合材料构件执行外场修补提供了一种快速有效的修补方法。并已在实际生产和外场排故中完成了初步的工程应用。

关键词 复合材料,层压板,边角分层,切除,强度恢复

中图分类号 TB332

文献标识码 A

文章编号:1006-3536(2020)07-0261-04

DOI:10.19817/j.cnki.issn 1006-3536.2020.07.059

Study on repairing method of corner delamination flaw of composite laminate component

Li Ping He Kai Zhang Yongjian Gong Zhihong Bao Xiao Peng Ke

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial Co.,Ltd.,Chengdu 610000)

Abstract To solve the problem of corner delamination flaw of composite laminate components, proposed a repairing method that polished and cutted for several times, then re-bonding the patch. The sample of corner delamination flaw of composite laminate was prepared, the analysis of nondestructive testing, Mechanical properties, microscopic structure of the repaired sample were carried out. The result showed that, the nondestructive testing was qualified, tensile and the bending strength recovery rate of sample was better. In outfield troubleshooting, this method provided a quick and effective mean to repair composite components. And it had completed preliminary engineering application in actual production and outfield troubleshooting.

Key words composite, laminate, delamination flaw, cut, strength recovery

由于飞机复合材料结构件固化成型工艺技术不完备、装配过程中的碰撞、使用过程中飞机飞行产生的高频振动等原因,经常会导致飞机复合材料构件局部出现分层^[1-5]。飞机复合材料构件分层会导致复合材料构件在使用过程中出现应力集中的现象,影响其结构的力学性能,大大降低自身的可靠性、缩短使用寿命,影响飞机的安全性。为降低或消除复合材料构件局部分层对结构自身性能的影响,必须对其进行修补^[6-10]。复合材料结构分层不严重时常采用修补方法包括树脂注射、胶接贴补、胶接挖补等方法^[11-14],在具体修补操作时,可根据复合材料构件的缺陷类型和修补环境来选用最合适的修补方法进行修补^[15-20]。但当复合材料构件已经严重受损,多层间均已分层受损或纤维断裂而无法简单的使用注胶或增加补片方法达到修补目的时,则可考虑在不影响零件气动外形的条件下,打磨切除原分层区域,并

在此区域重新修补复合材料的方法恢复复合材料构件的使用性能。

本实验针对复合材料构件边角区域分层的修补方法进行了研究,提出了分次打磨切除分层区域并重新粘接补片的修补方案。制备了拉伸和弯曲试样件,分别对完好试样、分层试样和修补试样进行了无损探伤、拉伸和弯曲实验、显微检测,并对实验件的无损探伤结果、力学性能和显微结构进行分析。此方法为复合材料构件执行外场修补提供了一种快速有效的修补方法,且因修补过程中未使用工装,增加了外场修补的便利性。并已在实际生产和外场排除故障中完成了初步的工程应用。

1 实验部分

1.1 原材料与设备

ZT7H/QY9611 单向带预浸料,中航复材责任

有限公司;DG-3 胶黏剂,中蓝晨光化工研究院有限公司;辅助材料(真空袋等),美国 Airtech 公司;T300 级干碳布,日本东丽公司。

打磨枪(LBB36H033A 型),美国 ATLAS 公司;超声波 C 扫描检测设备(Nuscan 型),美国 GE 公司;微机控制电子万能试验机(5150 型),深圳新三思材料检测有限公司;高温金相显微镜,徕卡微系统有限公司。

1.2 试样的制备

1.2.1 完好试样的制备

将 ZT7H/QY9611 预浸料按 $[45/90/-45/0/-45/90/45/0/45/90/-45/0]_s$ 铺叠成长 200mm,宽 200mm,厚约 3mm 的层压板试块。将试块打袋送入热压罐中 200℃下抽真空,并施加 6.2Bar 压力固化 7h。取出后,按表 1 尺寸分别制备拉伸测试试样和弯曲测试试样各切割 3 件。

表 1 层压板试样尺寸

试样	长/mm	宽/mm	厚/mm
拉伸试样	150	36	3
弯曲试样	100	36	3

1.2.2 缺陷试样的制备

使用铁锤敲击完好的拉伸试样与弯曲试样边角区域,敲击直至试样表面出现明显破损,敲击区域如图 1 所示。

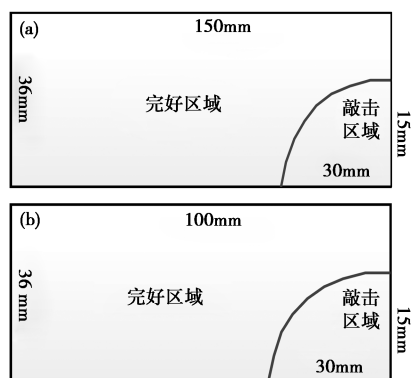


图 1 缺陷试样示意图

[(a)拉伸试样;(b)弯曲试样]

1.3 缺陷试样的修补

针对复合材料构件局部边角分层现象的修补方案示意图如图 2 所示。

具体操作流程如下:

(1)使用超声探测仪确定试样的分层区域大小,并使用铅笔标记分层区域。

(2)使用打磨工具打磨去除分层区域,分层区域

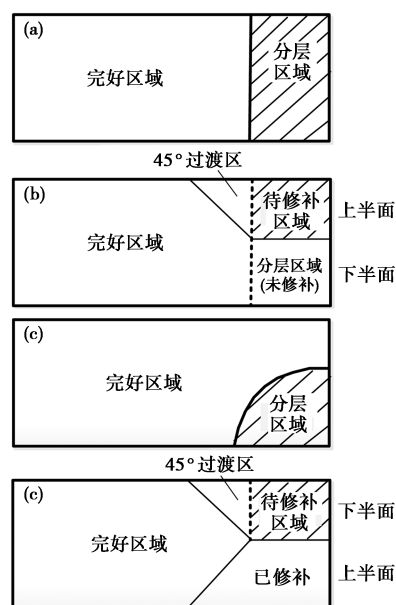


图 2 试样修补方案示意图

[(a)试样侧视图;(b)试样俯视图;(c)上半面修补;

(d)下半面修补]

分两次打磨,首次打磨厚度约为 1.5mm,打磨时,在脱粘区与非脱粘区制作 45°的粘接过渡区。

(3)清除面板上产生的粉尘,使用丙酮清洗打磨区域,并晾干。

(4)使用浸润 DG-3 的碳布在打磨区域逐层铺叠,完成与非脱粘区域的搭接。

(5)铺叠完成后需在铺叠区域放置一层可剥层,并使用真空袋打袋。固化修补参数为抽真空压力小于 0.85Bar,以 2℃/min 的升温速率升温至 60℃,恒温 4h。

(6)固化完成后,修切打磨区域外形,打磨复合材料构件修补区域至平滑。

(7)翻转试样,以刚刚固化的预浸料为基板,重复(2)~(6)步骤的修补操作,完成对复合材料构件局部边角下半部分的修补。

1.4 层压板修补试样检测及测试

1.4.1 无损检测

通过超声波 C 扫描检测设备对固化后的修补试样进行检测,主要检测补片层间及补片与试样未分层搭接区域粘接情况。

1.4.2 力学性能测试

采用微机控制电子万能试验机,参照 ASTM D 3039《聚合物基复合材料层压板拉伸性能标准试验方法》和 ASTM D 790《非增强型和增强型塑料及电绝缘材料弯曲性能标准试验方法》对试样进行拉伸和弯曲测试。

1.4.3 金相检测

使用高温金相显微镜对完成固化的修补试样进行了断面扫描检测,主要检查确定修补后修补贴片与试样的胶接界面情况。

2 结果与讨论

2.1 无损检测分析

本实验采用无损检测设备(超声波 C 扫描检测)对复合材料完好试样、缺陷试样和修补后的试样进行 C 型探伤扫描,图 3 为层压板完好试样、缺陷试样和修补后试样无损检测的对比图。

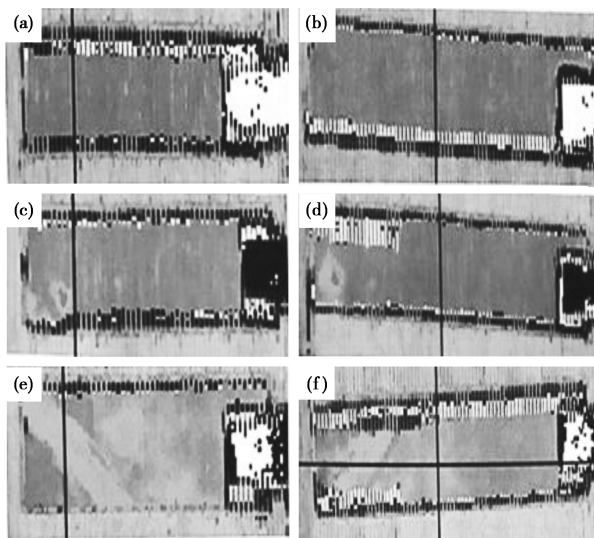


图 3 层压板完好试样、缺陷试样和修补试样无损检测图

[(a) 层压板完好弯曲试样; (b) 层压板完好拉伸试样;

(c) 缺陷弯曲试样; (d) 缺陷拉伸试样; (e) 修补后弯曲试样;

(f) 修补后拉伸试样]

由图 3(a)一(b)可见,完好试样超声波 C 扫描结果图整体较稳定,没有大的颜色变化,说明层压板试样层与层之间结合较好,没有分层现象。

由图 3(c)一(d)可见,试样在边缘区域受到冲击损伤后,只是在表面或静表面有局部损伤,破坏了声能的传递,但是受损区域周边胶层仍然相对完好,DB 值衰减值不大,故试样无损检测只有局部区域颜色为红色。超声波扫描对比板见图 4。由图 4 可知,由黄色至蓝色 DB 值衰减逐渐增大,蓝色时试样为分层。

由图 3(e)一(f)可见,使用碳纤维织物和 DG-3 胶对受损试样进行修补。由于碳纤维织物本身结构疏松,内部可能裹挟着气泡,且 DG-3 胶在使用前未进行脱泡处理,故 DG-3 胶内也裹挟了少许气泡。造成修补试样固化后孔隙率较高,从而修补区域超声波 C 扫描图呈现红色。对比颜色比色板可知,试

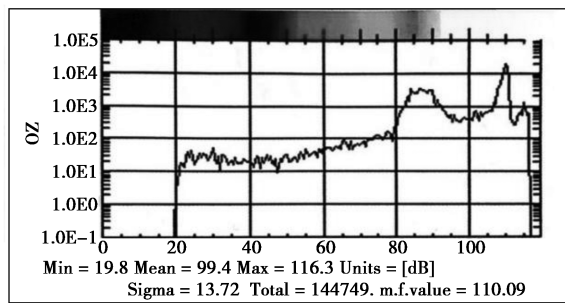


图 4 超声波 C 扫描对比板图

样虽然孔隙率较高,但是未达到分层,修补后的试样无损检测合格。

另外,图 3 中试样超声波 C 扫描图中周边均为白色,这是因为试样在进行无损检测时水花溅到试样周边,声能无法在此处传递,故而呈现白色。试样右侧为无损检测时夹持区域。

2.2 力学性能分析

2.2.1 拉伸强度

表 2 为复合材料层压板试样拉伸强度的检测数据。从表 2 可见,含有缺陷的试样与完好试样的拉伸强度相差较大,主要原因是试样在拉伸过程中,传递载荷和承载的主要是碳纤维增强体,而当层压板静表受到损伤时,静表处的碳纤维也不同程度地出现损伤或者断裂,因而造成拉伸强度下降。当试样修补后,其拉伸强度无明显改善,修补后的强度恢复率只有 62.6%,主要是因为试样边角受损区域已经整体被打磨切除,修补层主要以搭接的方式固化在原试样上,原始层与修补层无法形成纤维连续体,降

表 2 层压板试样修补后拉伸强度测试结果

试样	修补前强度/MPa	修补后强度/MPa	强度恢复率/%
完好	528.6	528.6	100.0
缺陷试样	465.1	331.1	62.6

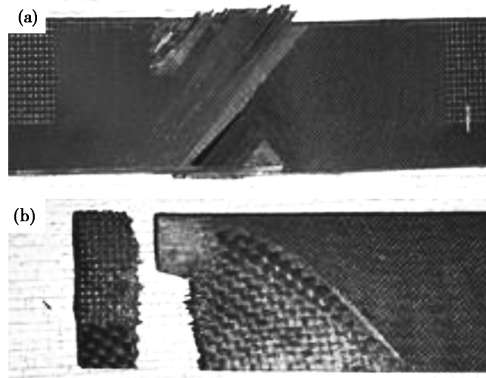


图 5 层压板试样拉伸断裂对比图

[(a) 完好试样拉伸断裂图; (b) 修补试样拉伸断裂图]

低了拉伸强度。此修补方案对复合材料构件拉伸强度的恢复率不高,但此方案已满足非承受拉伸力构件和外形修复的工程需求。拉伸破坏形式见图 5。由图可见,修补试样拉伸断裂主要为修补层之间断裂和修补层与基体之间拉脱同时存在。

2.2.2 弯曲强度

表 3 列出了复合材料层压板试样弯曲强度的测试数据。从表 3 可见,试样在修补前其三点弯曲强度较低。主要原因为修补前试样存在多处分层情况,分层缺陷一定程度上破坏了层压板试样在弯曲过程中的受力平衡,层板在分层区域发生扩展,随着弯曲载荷的增大,分层开始沿着垂直载荷 90° 方向扩展,而在平行载荷方向不变动,当压力达到一定水平时,层板的前后表面纤维开始断裂,最终层板试样发生破坏,分层缺陷的存在降低了分层扩展所需的压力。修补后试样的弯曲强度有了明显地提高,主要原因是修补后的试样已经去除了原分层区域,新修补区域依靠 DG-3 胶粘接在完好试样上,其搭接强度可以抵抗一定程度的弯曲力。且修补后的试样厚度略有增加,故修补后试样的弯曲强度有所提高,弯曲强度恢复率达到 102.59%。弯曲破坏形式见图 6。由图可见,完好试样与修补试样的断裂位置相同,表明修补后的试样承力情况与完好试样类似。

表 3 层压板修补后弯曲强度测试结果

试样	修补前强度/MPa	修补后强度/MPa	强度恢复率/%
完好	803.01	803.01	100.00
缺陷试样	756.22	823.81	102.59

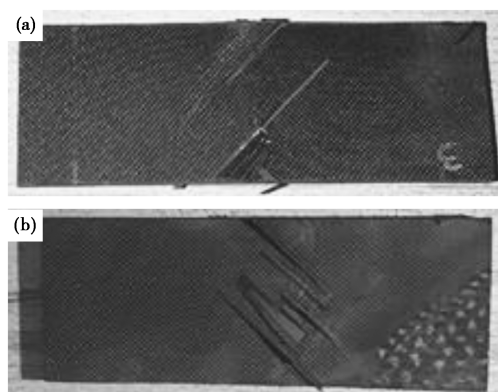


图 6 层压板试样弯曲断裂对比图

[(a)完好试样弯曲断裂图;(b)修补试样弯曲断裂图]

2.3 微观结构分析

采用贴补修补后,补片与修补件搭接处及补片之间的胶接界面见图 7。由图可见,DG-3 胶粘剂固化后内部有小的孔洞,此结果与实验件的无损检测

结果一致。另外,胶粘剂与母片和补片的树脂层均略有相互渗透,表示粘接效果良好,从 DG-3 胶粘剂固化后的边界看来,胶粘剂将补片与母件及补片之间进行了很好的胶接。

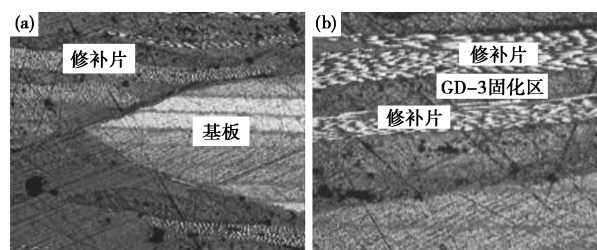


图 7 缺陷试样修补胶接界面金相图

[(a)修补片与基板搭接图;(b)修补片层间图]

3 结论

(1)使用打磨切除分层区域并重新铺叠补片方法对试样进行修补。修补后试样进行无损检测和微观结构分析,检测结果显示,修补区域粘接完好。

(2)修补后的缺陷试样可恢复相对较好的力学性能,其中,拉伸强度恢复率达到 62.6%,弯曲强度恢复率达到 102.59%。

(3)对于局部边角受损严重的不承受拉力的复合材料层压板零件,可采用本实验提出的双面打磨切除受损部分,并重新铺叠补片的方法对其进行修复。为外场修补提供了一种快速的复合材料构件修补方法。

参考文献

- [1] Armstrong K B, Bevan L G, Cole W. Care and repair of advanced composites [M]. UK: Society of Automotive Engineers, 2005, 27-29.
- [2] 程小全. 复合材料层合板与蜂窝夹芯板低速冲击后压缩性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1998.
- [3] 龚志红, 包啸, 李建川, 等. 中温固化复合材料层压板分层缺陷注射修补工艺研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(6): 85-88.
- [4] 魏建义. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. 橡塑技术与装备, 2015(24): 146-148.
- [5] 苏建, 田鹏飞. 中温固化复合材料层压板分层缺陷挖补修补工艺研究[J]. 纤维复合材料, 2017(3): 3-7.
- [6] Liu S, Cheng X, Xu Y, et al. Study on impact performance of scarf-repaired carbon fiber carbon fiber reinforced polymer laminates[J]. Journal of Reinforced Plastics & Composites, 2014, 34(1): 60-71.
- [7] 喻梅, 许希武. 复合材料挖补修理结构的压缩强度分析[J]. 中国矿业大学学报, 2008, 37(5): 709-714.

(下转第 270 页)