

飞机铝合金蒙皮裂纹复合材料修 补试验研究

Experimental Research on Aircraft Aluminum Alloy Skin Crack Repair With Composites

空军第一航空学院 代永朝 郑立胜



代永朝

教授,航空学会高级会员,主要从事航空装备维修的教学与研究工作。

飞机铝合金蒙皮裂纹是飞机在使用过程中最常见的损伤形式。传统的修理方法是在裂纹部位铆接一块与蒙皮材料相同的加强片,以恢复蒙皮裂纹部位的损失强度。由于现代飞机的铝合金蒙皮普遍较厚,形状复杂,且缺乏应有的内部施工空间,致使加强件的制作和铆接困难,甚至难以实施修理。复合材料胶接修补是指用高性能纤维增强复合材料^[1],如硼/环氧、玻璃/环氧或碳/环氧复合材料粘接于

用复合材料补强修理金属结构裂纹损伤时,修补设计非常关键,不同的修补设计会产生不同的修补效果。通常应在有限元计算或解析计算的基础上,合理选择补强材料、胶粘剂、铺层尺寸和铺层数量等参数。

金属结构裂纹表面,以达到抑制裂纹扩展和延长结构使用寿命的目的^[2]。飞机结构的复合材料修补设计和可行性评价开始于20世纪70年代初期。目前,国外已将该技术成功地应用于飞机金属结构的疲劳和腐蚀裂纹的修复,并建立了修补结构的有限元分析模型,以及修补参数的解析算法^[3]。本文是在对某型飞机的LY12cz铝合金蒙皮裂纹不对称胶接修补理论计算的基础上所进行的试验验证。

试件制作

试件分为铝合金裂纹板和玻璃/环氧胶接修补裂纹板2种。

1 铝合金裂纹板试件

选用某型飞机上使用的厚度为2 mm的LY12cz铝合金板

材制作裂纹板试件,试件尺寸见图1。用线切割机在试件中心切割出宽0.5 mm,长2a为20 mm的人工预制穿透裂纹。试件数量8块,编号为L01~L08。

2 复合材料修补试件

选取编号为L03~L08的6块试件制作修补件,用EW220玻璃纤维编织布制作补强板,采用DG-8修补胶制作湿铺层。根据有限元

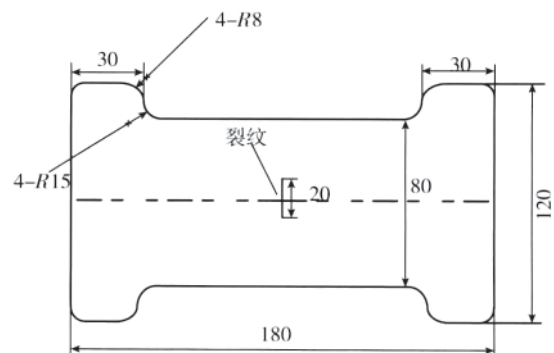


图1 铝合金裂纹板试件

计算结果设计铺层为矩形,共3层。第一层尺寸为40mm×20mm,第二层为60mm×40mm,第三层为80mm×60mm。将试件粘贴部位打磨清洗后,按照湿铺层的铺贴方法,将3个铺层由小到大对称地粘贴于试件一侧的裂纹部位,见图2。用

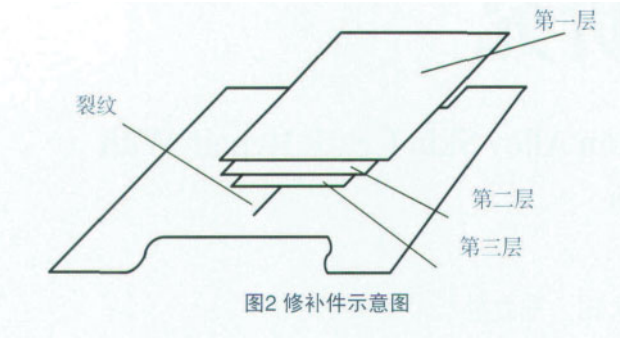


图2 修补件示意图

HCS9000B型热补仪进行加温加压固化,固化温度为60℃,固化时间4h。

试验方法

1 拉伸试验

静力试验在WAW-Y500万能试验机上进行,试验件为L01未修补件和L03~L05修补件,试件加载速率均为0.9mm/min。试件发生破坏时,记录破坏载荷及破坏形式。试验结果见表1。

2 等幅高频疲劳试验

该试验为加速试验,试验设备为PLG100型高频疲劳试验机,试验件为L02未修补件和L06~L08修补件,试验条件为:

- (1) 平均载荷:12kN;
- (2) 载荷幅值:10kN;
- (3) 试验频率:120.5Hz;
- (4) 环境温度:21℃;
- (5) 相对湿度:96%。

试件发生疲劳破坏时,记录疲劳破坏寿命及破坏形式。试验结果见表2。

试验结果与分析

1 拉伸试验结果分析

拉伸试验表明,4块试件全部在预制贯穿裂纹截面断裂。经过复合材料补强的3块试件的破坏过程均为金属板断裂在先,裂开后仍能承载,直至补强板拉脱。可见,在载荷达到胶层剪切强度前,补强板确实参加受力;从金属板的断口形貌分析,在裂纹截面的金属板厚度方向,其拉伸应力不是均匀分布,而是呈线性分布,靠近补强板的部位拉伸应力最小。从表1可以看出,

表1 拉伸试验结果

试件号	试件情况	破坏载荷/kN	破坏载荷均值/kN
L01	未经修复	34.38	—
L03	粘贴补强件	62.32	62.49
L04	粘贴补强件	62.96	
L05	粘贴补强件	62.18	

表2 等幅高频疲劳试验结果

试件号	疲劳寿命	
	裂纹扩展时的疲劳寿命/次	试件失效时的疲劳寿命/次
L02	20440	29640
L06	52500	63600
L07	52510	63675
L08	52508	63650

修补后的试件比未修补试件的破坏载荷提高了81.8%。与无裂纹试件比较,强度恢复率为95.3% (无裂纹试件平均破坏载荷为65.6kN)。试验表明,用EW220玻璃纤维补强修理铝合金裂纹可显著抑制裂纹的扩展。

2 等幅高频疲劳试验分析

在疲劳寿命试验过程中,试件的疲劳破坏均发生在裂纹处。并且,经过补强的试件在失效时均出现不同程度的层间剥离现象,这说明,选用的胶粘剂具有较好的剪切强度和抗疲劳性能。从表2可以看出,3块补强件在裂纹扩展时的疲劳寿命均值为52506次,试件失效时的疲劳寿命均值为63642次,分别比未修补试件提高了157%和115%。通过试验数据可以看出:试件通过修补后的疲劳寿命得到了较为明显的提高。

结论

(1) 用3层EW220玻璃纤维编织布,采用阶梯型粘贴修补2mm厚的铝合金蒙皮裂纹,其静强度恢复率可以达到95%以上,完全满足修理要求。

(2) 用玻璃纤维补强修理铝合金蒙皮裂纹可以明显延缓疲劳裂纹的起始扩展,延长蒙皮的疲劳寿命。

(3) 用复合材料补强修理金属结构裂纹损伤时,修补设计非常关键,不同的修补设计会产生不同的修补效果。通常应在有限元计算或解析计算的基础上,合理选择补强材料、胶粘剂、铺层尺寸和铺层数量等参数。

参考文献

[1] 童谷生, 孙良新. 飞机结构损伤的复合材料胶接修补技术研究进展. 宇航材料工艺, 2002 (5):20-24.

[2] Baker A A C R J, Davis M J. Repair of mirage iii aircraft using BFRP crack patching technology. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 1984, 2(1):1-16.

[3] Wang C H, Rose L F R, Callinan R. Analysis of out-of-plane bending in one-side repair. Int. J. of Solids and Structures, 1998, 35: 1653-1675. (责编 小城)