

复合材料单面修补铝合金裂纹板的疲劳破坏特性*

杨孚标, 肖加余, 江大志, 曾竟成

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 利用热压成型工艺、采用预固化的单向碳纤维/环氧复合材料补片对铝合金裂纹板进行了修补, 测试了裂纹板胶接修补前后的破坏强度、疲劳寿命及裂纹扩展情况, 观察了破坏后的断口形貌, 分析了复合材料补片的止裂机理。结果表明, 经过单向碳纤维/环氧复合材料补片胶接修补后, 其破坏强度和疲劳寿命均有显著的提高, 破坏强度提高了34.28%, 恢复到完好板的85.83%, 疲劳寿命提高2.06倍; 裂纹板的临界裂纹长度从17.86 mm增加到28.64 mm, 从而延长了裂纹缓慢扩展阶段, 延缓了裂纹快速扩展; 其断口形貌方式发生了明显的变化。

关键词: 复合材料补片; 疲劳寿命; 破坏强度

中图分类号: TG172

文献标识码: A

文章编号: 1007-9289(2006)05⁺-0210-05

Fatigue Failure Properties of Pre-cracked Aluminum Alloy Plates One-Side-Bonded With Composite Patches

YANG Fu-biao, XIAO Jia-yu, JIANG Da-zhi, ZENG Jing-cheng

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Fatigue cracked aluminum alloy plates were adhesively bonded with unidirectional carbon/epoxy composite patches by hot-press technology. The effectiveness of the repair scheme, including the tensile strength, the fatigue life and the crack progress during fatigue was investigated experimentally. The fractured faces of the plates were observed and the mechanism of the crack arrest of composite patch was discussed. It is showed that both the tensile strength and the fatigue life of the cracked plates increase significantly after bonded repair. The tensile strength of the bonded plates, which is 85.83% of the plates without flaw, is 34.28% higher than that of the cracked plates. The fatigue life of the bonded plates is 2.06 times relative to that of the cracked one. The critical crack length of plate increases from 17.86mm to 28.64mm before and after adhesively bonded repair with composite patch.

Key words: composite patch; fatigue life; tensile strength

0 引言

铝合金具有力学性能好、质量轻等优点, 已被广泛应用于各行业中, 尤其是对轻量化要求较高的航空航天领域。铝合金构件在服役过程中容易形成腐蚀、裂纹等损伤。为恢复损伤结构的整体性, 需要对损伤构件进行必要的处理, 如换件和修理等。复合材料补片胶接修理是一种先进的修理技术, 与传统的机械修理方法相比, 具有结构增重小、抗疲劳性能和耐腐蚀性能好、修理时间短、成本低

等优点, 是一种优质、高效、低成本的结构修理方法, 引起了广泛关注^[1-3]。

国外对复合材料补片胶接修理技术进行了较深入的研究, 并成功应用于飞机铝合金损伤构件的修理, 修理实例已超过10 000例, 修理部件主要为机翼上蒙皮、下蒙皮、机翼壁板、腹鳍蒙皮、起落架轮毂和舱门框等^[4,5]。我国也开展了复合材料胶接修复技术及其应用的研究, 并对飞机损伤的复合材料雷达罩和水平尾翼进行了修补^[6]。国外多采用了碳纤维/环氧复合材料补片修理铝合金损伤构件, 国内则一般采用高性能的碳纤维/环氧复合材料补片修理铝合金构件。

收稿日期: 2006-08-01

修回日期: 2006-09-10

基金项目: *武器装备预研基金资助项目(编号略)

作者简介: 杨孚标(1967-), 男(汉), 湖南澧县人, 讲师。

文中采用预固化的单向碳纤维/环氧复合材料补片，对含疲劳裂纹的 LY12CZ 航空铝合金板进行了胶接修补，测试和分析了铝合金板修补前后的静态力学性能和疲劳性能，并初步分析了复合材料补片的止裂机理。

1 实验部分

实验所用的铝合金板为 3 mm 厚 LY12CZ 铝合

金板，对其基本机械性能进行测试，结果如表 1。将 280 mm×80 mm 长方形 LY12CZ 铝合金板加工成哑铃形试样，其工作段尺寸为 100 mm×60 mm，用钻头在板中心钻一φ2 mm 的圆孔，并用钨丝切割出一条长为 10 mm，宽为 0.20 mm 的缺口，即在板上人工预制裂纹，然后在 PLG-100C 高频疲劳试验机上制备长度为 16.5 mm 的疲劳裂纹。试样形状和尺寸如图 1 所示。

表1 LY12CZ铝合金板的基本性能

Table 1 The mechanical properties of LY12CZ plate

Tensile strength σ_b / MPa	Yield strength $\sigma_{0.2}$ / MPa	Elastic modulus / GPa	Fracture strain ε_b / %
431.56	373.63	62.85	20.80

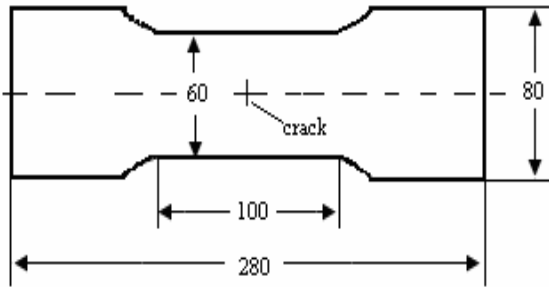


图1 LY12CZ 铝合金试样

Fig.1 The schematic drawing of cracked aluminum coupon

采用热压成型工艺，利用自行制备的预固化的单向碳纤维/环氧复合材料补片对裂纹板进行单面修补，补片尺寸为 80 mm×60 mm×1.32 mm，修补时补片的纤维方向垂直裂纹。单向碳纤维/环氧复合材料补片的基本性能如表 2。修补用胶粘剂为黑龙江石油化学研究院提供的双组份聚氨酯改性的环氧胶粘剂，修补固化制度如图 2 所示，胶粘剂的基本性能如表 3。

按照国家标准 GB1447-83 测试试样的静态性能。试样的静态性能测试在微机控制的 WDW-100 万能试验机上进行，逐步增加载荷，加载速率为 2 mm/min，直至试件断裂为止，用引伸仪测试裂纹中心开孔张开位移。

按照国家标准 GB3075-82 测试试样的疲劳性能。试样的疲劳性能测试在 PLG-100C 高频疲劳试验机上进行，正弦波加载，最大应力水平 σ_{MAX} =100

MPa，载荷比 R =0.1。

裂纹中心开孔张开位移和裂纹长度的测试示意图如图 3。

表2 碳纤维/环氧复合材料补片的基本性能

Table 2 The properties of composite patch

Tensile strength σ_1 / MPa	Elastic modulus E_1 / GPa	Shear modulus G_{12} / GPa	Passion's ratio ν_{12}
1224.56	108.10	3.7	0.33

表3 聚氨酯改性的环氧胶粘剂的基本性能

Table 3 The properties of PU modified epoxy adhesive

Tensile strength / MPa	Lap-shear strength / MPa	Elastic modulus / MPa
65.54	10.96	72.79

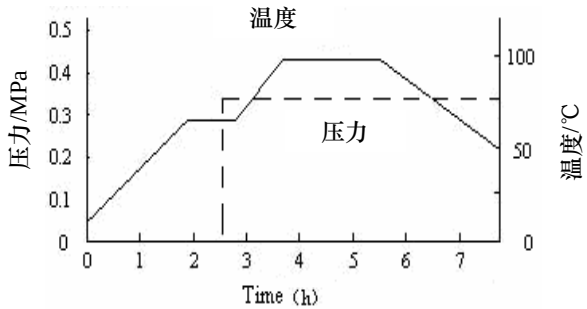


图2 裂纹板的复合材料修补固化制度

Fig.2 The curing process of the cracked plate bonded with composite patch

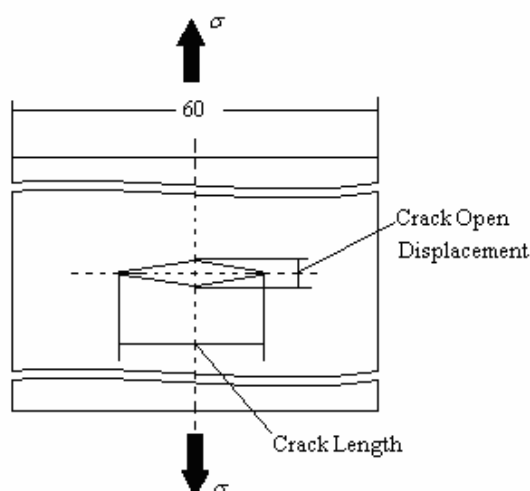


图3 裂纹长度和裂纹中心张开位移的测试

Fig.3 Measuring of the crack length and crack open displacement

2 结果与分析

2.1 静态力学性能

将测试试件安装到 WDW100 万能试验机上, 逐渐加载, 加载速率为 2 mm/min, 直至试件发生断裂为止, 同时记录破坏载荷和裂纹中心张开位移。裂纹板胶接修补前后的破坏强度如表 4 所示。从表 4 可以看出, 当铝合金板中心存在裂纹损伤时, 板的承载能力大大降低。当铝合金板宽度为 60 mm 时, 中心存在长度为 16.5 mm 的裂纹, 板的拉伸强度只有完好板的 63.92 %。采用单向碳纤维/环氧复合材料补片单面胶接修补后, 结构重量增加了 1.26 %, 但其拉伸强度却提高了 34.28 %, 恢复到完好板的 85.83 %, 即复合材料补片胶接修补能有效地提高中心裂纹损伤铝合金板的承载能力, 提高其拉伸强度。

图 4 为单向复合材料补片单面胶接修补前后铝合金裂纹板的裂纹中心张开位移与板的应力水平之间的关系。从图可以看出, 裂纹扩展存在两个阶段, 在低应力水平下, 裂纹中心张开位移随载荷的增大而线性缓慢增大, 即裂纹缓慢扩展; 当应力达到一定程度, 即处于高应力水平时, 板的承载能力不增加, 而裂纹中心张开位移迅速增加, 即产生裂纹快速扩展, 从而导致整个板的失效。从图可知, 裂纹板和复合材料补片单面胶接修补的裂纹板都存在一个临界裂纹中心张开位移, 当板的张开位移大于该临界值时, 裂纹迅速扩展, 导致裂纹板失效。

表4 裂纹板修复前后的拉伸强度

The tensile strength of cracked plates before and after being repaired

	Cracked plate before being repaired	Cracked plate after being repaired
Tensile strength/MPa	275.85	370.41
Ratio to the tensile strength of non-flaw plate / %	63.92	85.83

复合材料修补能有效恢复裂纹板的承载能力, 其主要原因在于复合材料补片的止裂作用^[7,8]。碳纤维/复合材料补片具有较高的强度和弹性模量, 胶接在裂纹板上的复合材料补片能通过胶粘剂的剪切传递作用而有效地承担部分载荷, 从而部分恢复裂纹板的载荷传递路线, 有效地降低裂纹尖端的应力集中因子, 延缓和阻止了裂纹的扩展, 提高了裂纹板修补后的破坏强度。

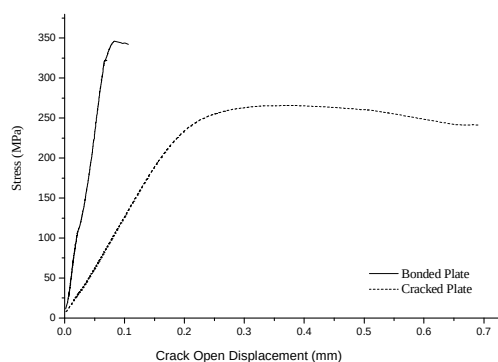


图4 裂纹板修复前后的裂纹中心张开位移

Fig.4 The crack open displacement of plates before and after being repaired (a) Cracked plate bonded with composite patch (b) cracked plate

2.2 疲劳性能分析

将预制裂纹的铝合金板和单向碳纤维/环氧复合材料补片单面胶接修补的铝合金板 (其中预制长度为 16.5mm 的疲劳裂纹) 在 PLG-100C 疲劳试验机上进行实验, 定期测量一定疲劳周次下的铝合金板的裂纹长度, 结果如图 5 所示。测试条件为: 最大应力水平为 $\sigma_{\text{MAX}}=100$ MPa, 载荷比 $R=0.1$, 正弦波加载。

从图 5 可以看出, 在疲劳载荷作用下, 板的裂纹扩展经过了缓慢扩展和快速扩展两个阶段。在疲

劳周次较小时，板的裂纹长度随疲劳周次的增加而缓慢增大，裂纹处于缓慢扩展阶段；当疲劳周次达到一定水平后，即板的裂纹长度达到一定值后，裂纹进入快速扩展阶段，在此阶段裂纹快速扩展，最后导致整个板的断裂。即铝合金板存在一个临界裂纹长度，当板的裂纹长度大于该临界值时，裂纹迅速扩展，导致结构失效。

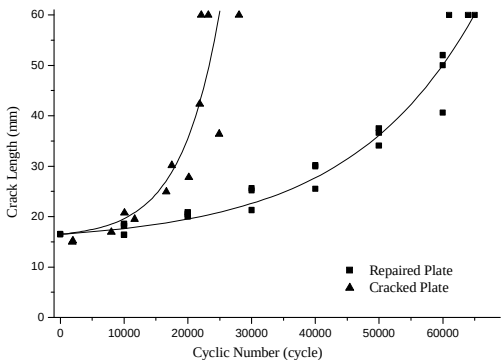


图5 裂纹板的裂纹长度与疲劳周次
Fig.5 The crack length of plates after different fatigue number

将铝合金裂纹板和单向碳纤维/环氧树脂复合材料单面胶接修补的裂纹板的疲劳特性进行对比，结果如表 5。裂纹板经过复合材料补片胶接修补后，其裂纹扩展速率大大降低，临界裂纹长度明显增加。在最大应力水平为 $\sigma_{\text{MAX}}=100\text{ MPa}$ 、载荷比 $R=0.1$ 和正弦波加载等实验条件下，裂纹板的临界裂纹长度为 17.86 mm ，经过复合材料单面胶接修补后，其临界裂纹长为 28.64 mm ，即铝合金裂纹板经过复合材料补片胶接修补后，胶接的补片能够提高裂纹板的临界裂纹长度，从而延长裂纹缓慢扩展阶段，延缓裂纹扩展进入快速扩展阶段，相应地修补结构的疲劳寿命也有较大的提高。人工预制裂纹长度为 10 mm 的铝合金板，经过 20000 周次的疲劳，产生长度为 16.5 mm 的疲劳裂纹，如不进行修补时，其剩余疲劳寿命为 22106 次；若采用复合材料修补，其疲劳寿命为 67737 次，增加了 46631 次，提高了 2.06 倍，大大延长了结构的疲劳寿命。因此复合材料胶接修理能有效地延缓和阻止裂纹板的裂纹的扩展，延长结构的疲劳寿命。

表5 铝合金裂纹板修复前后的疲劳特性
Table 5 The fatigue properties of cracked aluminum plates after and before being repaired

	Fatigue life / cycle	Critical crack length / mm
cracked plate	22106	17.86
cracked plate bonded with composite Patch	64737	28.64

2.2 破坏断口形貌分析

铝合金裂纹板虽然经过了复合材料补片的胶接修补，但其裂纹是真实存在的，它总是结构的薄弱环节，不论是静态载荷和疲劳载荷作用，破坏均发生在裂纹处。但由于复合材料补片的存在，其破坏断口形貌发生较大的改变。图 6 为裂纹板和修补板在静态载荷作用下破坏断口的照片及破坏断面的示意图。人工预制疲劳裂纹的纹线呈圆弧形，其上、下表面的裂纹长度最小且基本相等，即板上、下表面的裂纹扩展速率基本相等，小于板中心的裂纹扩展速率。裂纹板在静态载荷作用下断口纹线呈三角形，并且在上、下表面发生明显的颈缩变形所示。裂纹板经过复合材料补片单面胶接修补后，由于复合材料补片的存在，大大降低了胶接面裂纹尖端的应力集中程度，使其应力沿板的厚度方向分布不均匀，因此裂纹的扩展也呈现出不对称的趋势，从而造成裂纹板没有补片的一面裂纹率先扩展且扩展速度较快，而修补一面的裂纹后扩展且扩展速度较慢，宏观上表现为其断口的裂纹线呈斜线形^[8-10]，如图 7 所示。

3 结 论

- (1) 裂纹板经过复合材料补片胶接修补后，其破坏强度和疲劳寿命均有显著的提高，拉伸强度提高了 34.28% ，恢复到完好板的 85.83% ，疲劳寿命提高了 2.06 倍。
- (2) 胶接的复合材料补片使裂纹板临界裂纹长度从 17.86 mm 增加到 28.64 mm ，有效地延长裂纹缓慢扩展阶段，延缓其扩展进入裂纹快速扩展阶段。
- (3) 胶接的复合材料补片使裂纹板的失效断口形貌发生变化，疲劳时裂纹线由圆弧形变为斜线形。

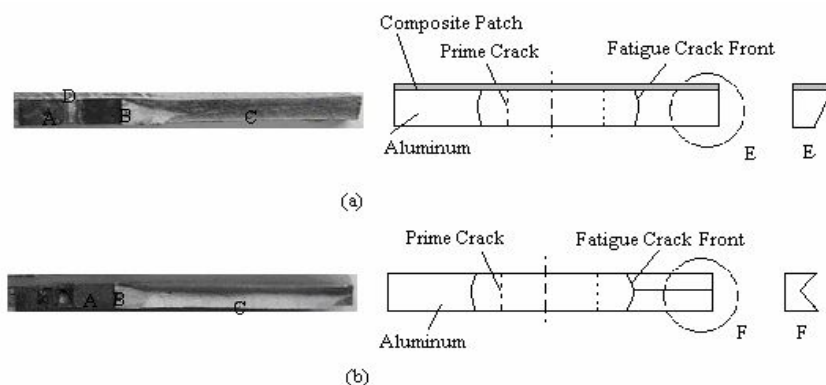


图6 静态载荷作用下的裂纹板的断口照片

Fig. 6 The photos of the fractured aluminum plates surface after static tension (a) plate bonded with composite patch (b) cracked plate (A: prime crack face B: fatigue crack face C: fracture face D: face bonded with patch E,F: side-face view)

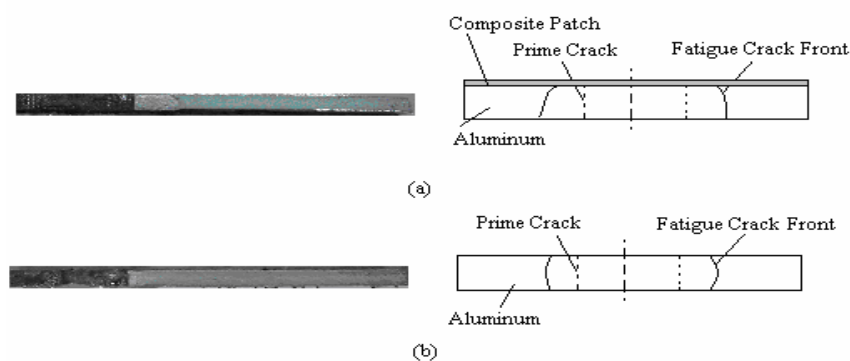


图7 铝合金板的疲劳断口裂纹线

Fig. 7 The photos of the fractured aluminum plates surface after fatigue (a) plate bonded with composite patch (b) cracked plate

参考文献:

- [1] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001:22-23.
- [2] Baker A A. Bonded Repair of Aircraft Structure [M]. Martinus Nijhoff Publishers, 1988:152-157.
- [3] 陈绍杰. 用复合材料技术修理金属飞机结构 [J]. 航空制造工程, 1996 (9): 33-34.
- [4] Baker A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure [J]. Composites Structure, 1999(47):431-443.
- [5] 徐建新. 复合材料补片胶接修理技术的研究进展 [J]. 航空学报, 1999(4):381-383.
- [6] 陈绍杰. 飞机复合材料结构修理—世纪之交复合材料的现状与发展 [C]. 湖南长沙: 湖南科技出版社, 1998: 42-47.
- [7] Wang Q Y, Pidaparti R M. Static characteristics and fatigue behavior of composite repaired aluminum Plates [J]. Composite Structures, 2002 (56): 151-155.
- [8] Seo D C, Lee J J. Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch [J]. Composite Structures, 2002 (57): 323—330 .
- [9] Denney J J, Mall S. Characterization of disbond effects on fatigue crack growth behavior in aluminum plate with bonded composite patch [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997(57): 507-525.
- [10] Schubbe J J, Mall S. Investigation of a cracked thick aluminum panel repaired with a bonded composite patch [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999(63): 305-323.

作者地址: 湖南长沙 国防科技大学 410073
航天与材料工程学院

Tel: (0731) 4576315 E-mail: fubiao_yang@sohu.com