

文章编号: 1001- 2486(2007) 03- 0016- 06

# 复合材料单面胶接修复含中心裂纹铝合金板的疲劳特性分析\*

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 ANSYS 有限元分析软件, 建立了复合材料单面胶接修复铝合金裂纹板的裂纹长度参数化的有限元模型, 分析了修复结构的裂纹尖端应力强度因子及其变化幅值的规律; 与试验测试结果相结合, 得到了描述修复结构疲劳特性的 Paris 公式材料常数; 碳纤维、玻璃纤维复合材料胶接修复铝合金裂纹板的材料常数  $C$ 、 $m$  分别为  $6.76 \times 10^{-10}$ 、2.27 和  $7.89 \times 10^{-10}$ 、2.33。

**关键词:** 复合材料补片; 铝合金板; 裂纹; 疲劳

**中图分类号:** TB332; V267 **文献标识码:** A

## Fatigue Behavior of the Center-cracked Aluminum Plates Bonded One-sidedly with Composite Patches

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

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

**Abstract:** In order to analyze the fatigue behavior of the center-cracked aluminum plates bonded one-sidedly with composite patches, a parametric program based on the ANSYS was developed. The stress intensity factor and its amplitude of the stress intensity factor of the bonded plates were calculated. The Paris equation, which can be expressed as  $\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$ , where,  $\frac{da}{dN}$  is the propagation rate of the crack and can be measured at specific fatigue cycles experimentally, is an amplitude of the stress intensity factor at the crack tip during a fatigue cycle, and can be obtained by FEM, was used. Results show that the Paris' parameters for the plate bonded one-sidedly with carbon fiber reinforced epoxy composite patches are  $C = 6.76 \times 10^{-10}$  and  $m = 2.27$ , respectively, while for glass fiber reinforced epoxy composite patches,  $C = 7.89 \times 10^{-10}$  and  $m = 2.33$ , respectively.

**Key words:** composite patches; aluminum alloy plate; crack; fatigue

复合材料胶接修复是指将已固化的、半固化的或者未固化的复合材料预浸料补片, 用胶接方法贴补到构件的损伤区, 进行局部补强, 以达到延长结构使用寿命的一种有效方法。与传统的机械修理方法相比, 复合材料胶接修复具有结构增重小、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<sup>[1-2]</sup>。国内外对复合材料补片胶接修理技术进行了深入的研究, 其研究成果广泛应用于飞机上损伤构件(包括金属和复合材料构件)的修理<sup>[3-9]</sup>。复合材料单面胶接修理是采用单面贴覆的方法进行修理, 多用于通道不畅的损伤构件的修理<sup>[1-2]</sup>。

使用过程中修复结构不仅要承受静态载荷, 同时还要承受交变载荷作用。复合材料修复铝合金裂纹板的一个重要目的是提高结构的抗疲劳寿命品质。对铝合金裂纹板复合材料修复结构进行疲劳性能分析和疲劳寿命预测是非常困难的, 主要原因是影响修复结构的裂纹扩展速率的因素太多, 不仅修复时的胶接质量、补片和裂纹板热膨胀形式不同导致的残余热应力等因素影响修复结构的疲劳性能, 同时湿热环境导致的胶层材料性能改变、胶层的非线性以及应力集中引起的脱粘也会影响修复结构的疲劳性能。复合材料补片胶接修复铝合金裂纹板的疲劳性能分析和疲劳寿命预测成为迫切需要解决的问题<sup>[10-13]</sup>。

\* 收稿日期: 2006- 11- 09

基金项目: 国家部委资助项目(51489040105KG0101)

作者简介: 杨孚标(1967-), 男, 讲师, 博士。

## 1 分析方法

Paris 公式表达简洁, 使用方便, 常用来描述疲劳裂纹扩展, 其表达式为<sup>[14]</sup>:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

其中  $C$  和  $m$  为材料的试验常数。两边取自然对数, 得:

$$\ln\left(\frac{da}{dN}\right) = \ln C + m \ln(\Delta K) \quad (2)$$

如果通过分析或者试验测试分别得到修复结构的  $\ln\left(\frac{da}{dN}\right)$  和  $\ln(\Delta K)$ , 便可得到修复结构的等效材料常数  $C$  和  $m$ 。将 Paris 公式积分即可得到结构的疲劳寿命:

$$N = \int \frac{da}{C(\Delta K)^m} \quad (3)$$

疲劳过程中复合材料单面胶接铝合金裂纹板结构会出现铝合金板的裂纹扩展、复合材料失效、胶粘层破坏、补片-铝合金板之间界面脱粘等失效模式, 其中铝合金板裂纹扩展是主要的失效控制模式。如果将铝合金板的疲劳裂纹扩展长度  $\Delta a$  分为若干个较小的裂纹长度增量  $\Delta a_1, \dots, \Delta a_j, \Delta a_{j+1}, \dots, \Delta a_n$ , 则

$$\Delta a = \Delta a_1 + \Delta a_2 + \dots + \Delta a_j + \Delta a_{j+1} + \dots + \Delta a_n \quad (4)$$

$\Delta a_j = a_{j+1} - a_j$ , 如图 1 所示。疲劳裂纹从  $a_j$  增加到  $a_{j+1}$  时, 其  $\Delta K_j$  基本保持不变, 只与  $a_j$  相关, 因此该过程修复结构的 Paris 公式表达为:

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_j = C(\Delta K_j)^m \quad (5)$$

所经历的疲劳周次为:

$$\Delta N_j = \frac{\Delta a_j}{C[\Delta K_j(a_j)]^m} \quad (6)$$

修复结构经历的总的疲劳周次为:

$$N_{j+1} = N_j + \Delta N_j = N_j + \frac{\Delta a_j}{C[\Delta K_j(a_j)]^m} \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (7)$$

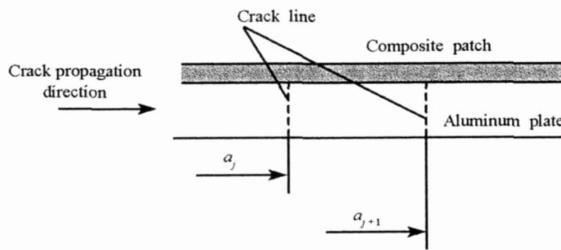


图 1 单面胶接修复结构的疲劳裂纹扩展

Fig. 1 The crack propagation of the plate one-sided bonded composite repair

由于修复结构的  $K$  值和  $\Delta K$  较难测试, 而其在一定疲劳周次下的裂纹长度和裂纹扩展速率  $\frac{da}{dN}$  容易测得, 因此只要利用有限元分析得到修复结构的  $\Delta K$ , 结合试验测得的  $\frac{da}{dN}$ , 便可得到其 Paris 公式中的等效材料常数  $C$  和  $m$ 。

## 2 结果与讨论

### 2.1 修复结构的应力强度因子与裂纹长度的关系

疲劳过程中,修复结构中铝合金母板的疲劳裂纹长度是不断变化的,因此需要建立裂纹长度变化与实际情况相对应的一系列3D有限元模型,从而模拟修补结构的疲劳裂纹扩展;分析时需设置控制条件,保证修复结构的应力强度因子小于其断裂韧性。

利用ANSYS分析软件提供的APDL语言建立了裂纹长度参数化的复合材料单面胶接修复含中心裂纹铝合金板的3D有限元模型。该分析模型由含裂纹的铝合金板、胶粘剂和复合材料三部分组成,其中铝合金板和胶粘剂层采用SOLID45模拟,复合材料补片采用层状SOLID46模拟,表1为分析时所用材料的基本性能。

表1 材料的基本性能  
Tab. 1 The mechanical properties of the materials

Property	Boron/Epoxy	Carbon/Epoxy	Glass/Epoxy	Adhesive	Aluminum
$E_1/\text{GPa}$	208.0	138.0	64.0		71.02
$E_2/\text{GPa}$	25.4	9.7	48.0		
$E_3/\text{GPa}$	25.4	9.7	48.0		
$\nu_{12}$	0.1677	0.3	0.33	0.32	0.32
$\nu_{13}$	0.1677	0.3	0.33		
$\nu_{23}$	0.035	0.02	0.018		
$G_{12}/\text{GPa}$	7.2	6.9	16.6		
$G_{23}/\text{GPa}$	7.2	6.9	16.6		
$G_{13}/\text{GPa}$	4.9	3.2	14.6		

有限元分析时所涉及的结构尺寸根据试验试样确定。其中铝合金板尺寸为 $60\text{mm} \times 240\text{mm} \times 1.88\text{mm}$ ,中心预制疲劳裂纹,碳纤维、硼纤维和玻璃纤维增强环氧树脂复合材料补片的尺寸分别为 $60\text{mm} \times 80\text{mm} \times 1.32\text{mm}$ 、 $60\text{mm} \times 80\text{mm} \times 1.20\text{mm}$ 、 $60\text{mm} \times 80\text{mm} \times 1.12\text{mm}$ 。为了与疲劳试验条件相吻合,分析中假设疲劳过程为恒幅疲劳,  $\sigma_{\max} = 100\text{MPa}$ ,  $\sigma_{\min} = 10\text{MPa}$ 。结构中裂纹尖端的应力强度因子采用修正裂纹闭合方法计算<sup>[15-16]</sup>。疲劳过程中复合材料胶接修复结构在最大应力水平的最大应力强度因子 $K_{\max}$ 及其应力强度因子变化幅值 $\Delta K$ 与裂纹长度之间的关系分别如图2和图3所示。

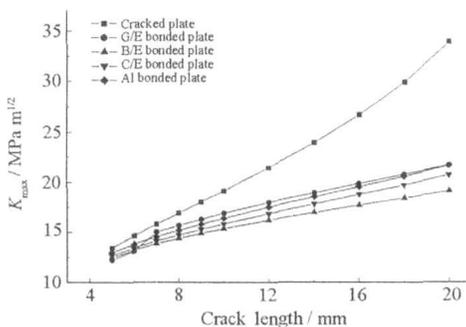


图2 铝合金裂纹板复合材料单面胶接修复前后的 $K_{\max}-a$ 曲线

Fig. 2 The  $K_{\max}-a$  curves of the center-cracked plates prior to and after one-sided bonded with composite patches

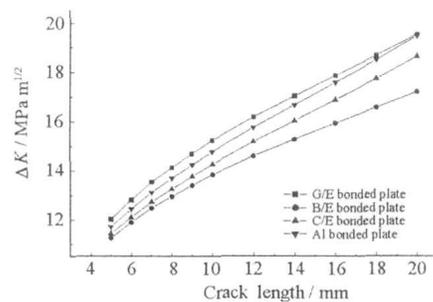


图3 铝合金裂纹板单面胶接修复后 $\Delta K-a$ 曲线

Fig. 3 The  $\Delta K-a$  curves of the center-cracked plates one-sided bonded with composite patches

从图2和图3可知,含中心裂纹铝合金板经过复合材料单面胶接修复后,其 $K_{\max}$ 大大降低,尤其是裂纹长度较大时。裂纹尖端应力强度因子降低引起含裂纹结构的承载能力的提高<sup>[14]</sup>,因此复合材料单面胶接修复能有效地恢复含裂纹铝合金板的承载能力。复合材料胶接修复后的铝合金裂纹板的 $\Delta K$ 也

大大降低, 而  $\Delta K$  为结构中疲劳裂纹扩展的驱动力<sup>[14]</sup>, 其值的降低使结构的疲劳裂纹扩展速率降低, 结构的抗疲劳性能提高, 即复合材料胶接修复能有效地提高含中心裂纹铝合金板的疲劳性能。

复合材料的胶接修复效果受补片材料种类影响。碳纤维或者碳纤维复合材料补片胶接修复后, 由于该补片在载荷主应力方向的弹性模量较大, 能够承担较多的载荷, 修复后铝合金裂纹板的裂纹尖端应力强度因子及其变化幅值降低的幅度较大, 因此该类高性能复合材料补片的胶接修复效果较好。

### 2.2 修复结构等效 Paris 材料常数的确定

利用 Paris 公式分析和预测修复结构抗疲劳性能的关键是其等效材料常数  $C$  和  $m$  的确定。本文采用理论分析和试验测试相结合的方法, 首先采用有限元方法分析得到恒幅疲劳载荷作用下一定裂纹长度的铝合金裂纹板复合材料补片单面胶接修复后应力强度因子变化幅值  $\Delta K$ , 然后试验测试该胶接修复结构的疲劳裂纹扩展速率  $\frac{da}{dN}$ , 建立两者之间的关系, 得到胶接修复结构的等效 Paris 常数。

实验测试的修复结构在  $\sigma_{max} = 100\text{MPa}$ ,  $\sigma_{min} = 10\text{MPa}$  恒幅疲劳条件下的裂纹扩展速率  $\frac{da}{dN}$  与其相应的  $\Delta K$  之间的关系如图 4 和图 5 所示, 胶接修复结构的等效材料常数如表 2 所示。

从上述结果可以看出, 含中心裂纹铝合金板经过复合材料单面胶接修复后, 其疲劳裂纹扩展速率大大降低, 因此结构的抗疲劳性能提高, 且碳纤维复合材料补片的胶接修复效果优于玻璃纤维复合材料补片胶接修复效果。

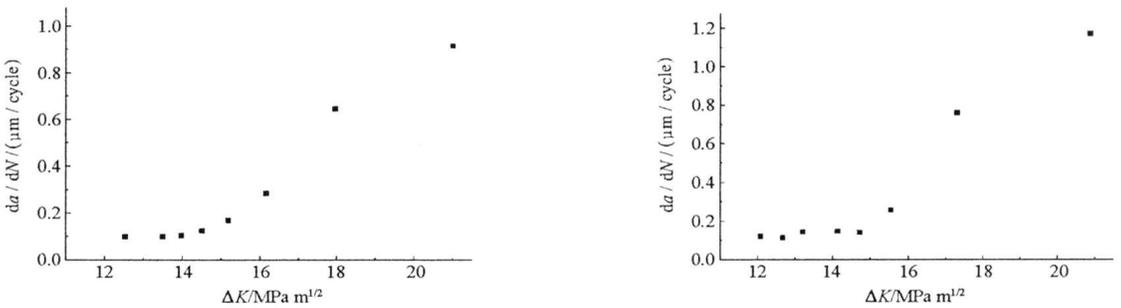


图 4 复合材料补片单面胶接修复后的  $\frac{da}{dN} - \Delta K$

Fig. 4 The  $\frac{da}{dN} - \Delta K$  curves of the plates one-sided bonded with composite patches

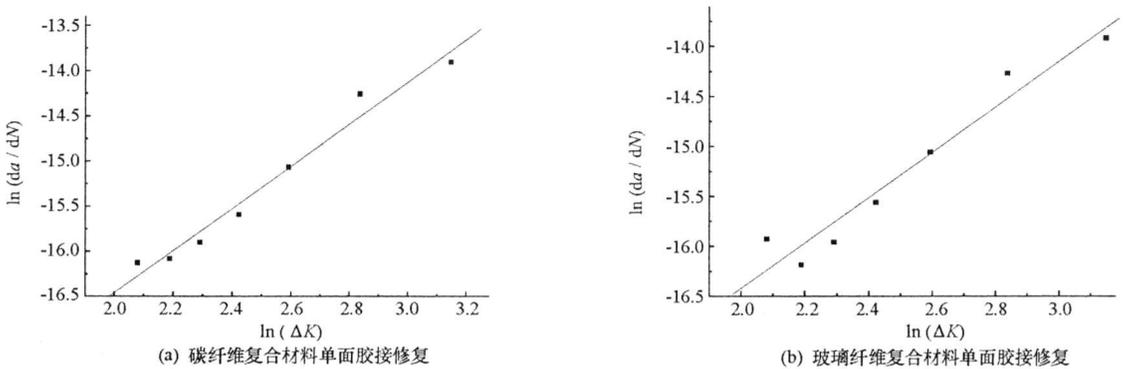


图 5 复合材料补片单面胶接修复后的  $\ln(\frac{da}{dN}) - \ln(\Delta K)$  曲线

Fig. 5 The  $\ln(\frac{da}{dN}) - \ln(\Delta K)$  curves of the plates one-sided bonded with composite patches

表2 中心裂纹铝合金板复合材料补片胶接修复前后的Paris材料常数

Tab. 2 The coefficient by Paris law of the cracked prior to and after bonded repair with composite patches

Type of reinforcement	Size of reinforcement	Coefficient $C$	Exponent $m$
Cracked plate	Unreinforcement	$3.51 \times 10^{-9}$	1.66
C/E composite patch	60mm × 80mm × 1.32mm	$6.76 \times 10^{-10}$	2.27
G/E composite patch	60mm × 80mm × 1.12mm	$7.89 \times 10^{-10}$	2.33

平行测试了碳纤维复合材料补片单面修复含中心裂纹铝合金板不同疲劳周次下的裂纹长度,并与Paris预测结果进行了比较,如图6所示。从图6可知,有限元分析结果和实验测试结果基本相符。

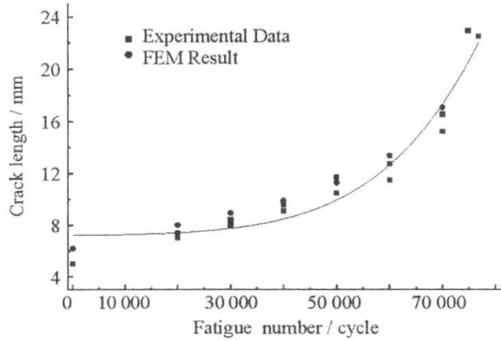


图6 有限元分析结果与试验测试结果的比较

Fig. 6 The finite element analysis result and the experimental data

### 2.3 修复结构疲劳裂纹扩展纹线的改变

采用有限元方法计算了复合材料补片单面胶接修复前后铝合金裂纹板裂纹尖端应力强度因子在铝合金板厚度方向上的变化情况,如图7所示,图中厚度采用归一化的厚度比表示,即采用分析点距离复合材料补片的距离  $l$  与铝合金板厚度  $h_c$  的比值  $l/h_c$  来表示,如图8。

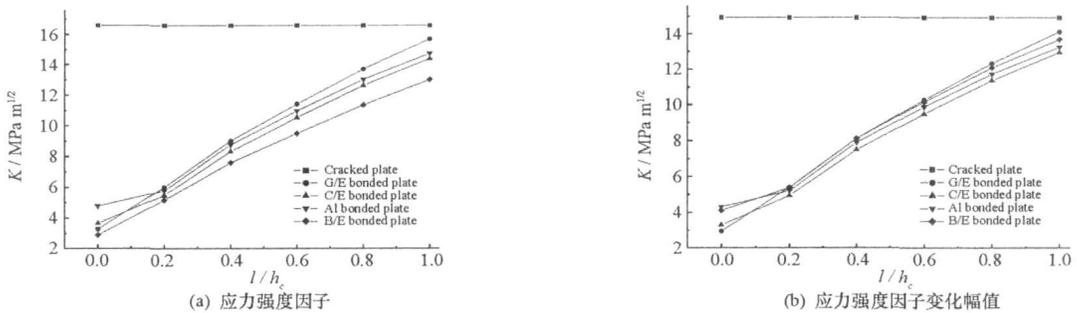


图7 应力强度因子及其变化幅值在厚度方向上的分布

Fig. 7 The SIF and its change of the bonded plates one-sided bonded with composite patches along the thickness

从图7可以明显地看出,含中心裂纹铝合金板的裂尖应力强度因子  $K$  值在其厚度方向上基本保持不变,裂纹板上下表面裂纹尖端应力场接近平面应力状态,其  $K$  值偏小;而板中面裂纹尖端应力场接近平面应变状态,其  $K$  值偏大,但变化幅度不大。复合材料补片单面胶接修复后铝合金裂纹板的  $K$  值沿厚度方向从修复面到未修复面逐渐增大,且基本上保持线性关系。在靠近修复面处,  $K$  值出现较大的扰动,可能的原因是在裂纹尖端靠近胶粘剂与铝合金板的界面上,形成了较复杂的裂纹前沿形状,使得此处的裂纹尖端应力场变化更为复杂。

裂纹尖端应力强度因子变化幅值  $\Delta K$  是裂纹扩展的原动力,即  $\Delta K$  值越大,裂纹越容易扩展,其疲劳扩展速率越大<sup>[14]</sup>。从铝合金裂纹板复合材料单面修复后结构的  $\Delta K$  在厚度方向的变化情况来看,复合材料单面修复后,铝合金裂纹板厚度方向上各裂纹面的裂纹尖端应力强度因子变化幅值发生变化,胶接修复明显降低  $\Delta K$ ,从而降低其裂纹扩展速率,致使裂纹在铝合金板厚度方向上的扩展速率不同,导

致疲劳裂纹扩展纹线发生较大的改变, 如图 9 所示, 裂纹扩展纹线从直线变化为一条曲线。

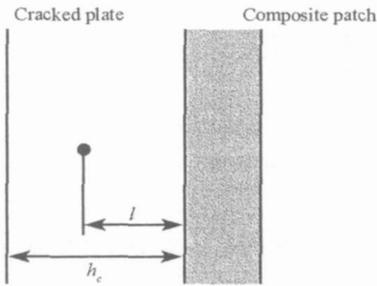


图 8 复合材料单面胶接修复结构断面示意图

Fig. 8 The cross section of the cracked plate one-sided bonded with composite patches

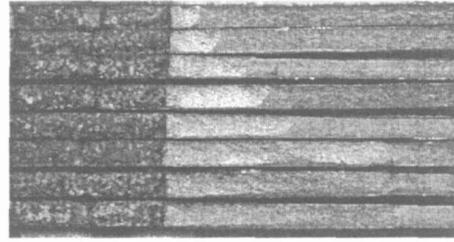


图 9 复合材料单面胶接修复结构的疲劳裂纹照片

Fig. 9 The photo of the fracture line of the plates one-sided bonded with composite patches after fatigue

### 3 结论

(1) 建立了复合材料补片单面胶接修复铝合金裂纹板的裂纹长度参数化的有限元模型, 分析了修复结构的裂纹尖端应力强度因子及其变化幅值的规律。与试验测试结果相结合, 得到了描述修复结构疲劳特性的等效的 Paris 公式材料常数。碳纤维、玻璃纤维复合材料胶接修复铝合金裂纹板的材料常数  $C$ 、 $m$  分别为  $6.76 \times 10^{-10}$ 、2.27 和  $7.89 \times 10^{-10}$ 、2.33。

(2) 复合材料单面胶接修复导致铝合金裂纹板的裂纹尖端应力强度因子和应力强度因子的变化幅值降低, 提高了铝合金板的静态承载能力和抗疲劳性能。

(3) 单面胶接复合材料补片引起铝合金裂纹板的裂纹尖端应力强度因子变化幅值在铝合金板厚度方向发生变化, 从而导致其厚度方向上的裂纹扩展速率不同, 其裂纹扩展纹线发生变化。

### 参考文献:

- [1] Baker A A. Bonded Repair of Aircraft Structure[M]. Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, Netherlands, 1988.
- [2] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] Michael L O. Carbon Composite Repairs of Helicopter Metallic Primary Structure[J]. Composite Structures, 1993, 25: 557- 565.
- [4] Baker A. Bonded Composite Repair of Fatigue-cracked Primary Aircraft Structure[J]. Composite Structures, 1999, 47: 431- 443.
- [5] 王清远, 袁祥明, 李成中. 损伤金属结构件复合材料粘贴修复[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003(6): 41- 44.
- [6] 张延民, 常青, 张付友. 先进复合材料在飞机主承力件修理中的应用[J]. 航空制造技术, 2004(7): 89- 90.
- [7] 陈绍杰. 用复合材料技术修理金属飞机结构的修理纪实[J]. 航空工程与维修, 2000(1): 21- 22.
- [8] 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.
- [9] 徐建新, 刘艳红, 周焯, 等. 损伤金属结构的复合材料胶接修复试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2001(1): 96- 99.
- [10] Wang Q Y, Pidaparti R M. Static Characteristics and Fatigue Behavior of Composite Repaired Aluminum Plates[J]. Composite Structures, 2002(56): 151- 155.
- [11] Seo D C, Lee J J. Fatigue Crack Growth Behavior of Cracked Aluminum Plate Repaired with Composite Patch[J]. Composite Structure, 2002, 57: 323- 330.
- [12] 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.
- [13] Schubbe 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, 5: 507- 525.
- [14] 傅祥炯. 结构疲劳与断裂[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
- [15] Chau W T. Bonded Repair of a Center-cracked Panel with Composite Patches[D]. Hong Kong: The Hong Kong University of Science and Technology, 2000.
- [16] 杨孚标, 肖加余, 曾竟成, 等. 双向受载裂纹板的碳纤维复合材料补片的胶接修复分析[J]. 国防科技大学学报, 2005(6): 21- 25.