

# 复合材料胶接修理对含腐蚀损伤铝板力学性能的影响

王遵, 张移山, 薛军, 陈群志

(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

**摘要:** **目的** 研究复合材料胶接修理对含腐蚀损伤铝板静强度和疲劳寿命的影响。**方法** 设计加工模拟铝合金腐蚀损伤的试验件, 采用复合材料胶接修理技术对试验件进行修理, 通过有限元分析和试验验证的方法考核该修理技术对试验件力学性能的影响。**结果** 有限元计算结果表明, 复合材料胶接修理技术能够有效缓解试验件的应力集中情况。试验件修理后与修理前的对比静强度和疲劳试验结果表明, I型试验件的破坏载荷提升了45.9%, 疲劳寿命增加了9.3倍; II型试验件的破坏载荷提升了11.4%, 疲劳寿命增加了3.6倍。**结论** 复合材料胶接修理技术是一种高效的飞机铝合金结构腐蚀损伤修理方法。

**关键词:** 复合材料修理; 铝合金; 腐蚀; 静力; 疲劳; 有限元分析

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2014.06.010

**中图分类号:** V216; TG174 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2014)06-0059-06

## Effects of Composite Patching on the Mechanical Properties of the Corroded Aluminium Plates

WANG Zun, ZHANG Yi-shan, XUE Jun, CHEN Qun-zhi

(Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

**ABSTRACT: Objective** To study the effects of adhesively bonded composite patching on the static strength and fatigue life of corroded aluminum plates. **Methods** Specimens were designed and fabricated to simulate corroded aluminum plates. The specimens were repaired by adhesively bonded composite patches. The effects of composite patching on the mechanical properties of the specimens were studied by finite element analysis (FEA) method and mechanical test. **Results** The FEA results showed that the stress concentration in the repaired specimen was greatly reduced. The static and fatigue data indicated that there was a 45.9% increase in the fracture load of specimen type I, and that the fatigue life was multiplied 10.3 times after the composite repair. The fracture load of repaired specimen type II increased 11.4%, and the fatigue life was 4.6 times longer than that of the unrepaired specimen. **Conclusion** Adhesively bonded composite patching was

收稿日期: 2014-08-30; 修订日期: 2014-09-10

**Received:** 2014-08-30; **Revised:** 2014-09-10

**作者简介:** 王遵(1980—), 男, 山东人, 博士, 主要从事复合材料维修技术等方面的研究。

**Biography:** WANG Zun(1980—), Male, from Shandong, Ph. D., Research focus: composite repair technology.

**通讯作者:** 陈群志(1963—), 男, 湖南人, 博士/博士后, 高级工程师, 主要研究方向为飞机结构疲劳寿命、日历寿命及腐蚀防护等。

**Corresponding author:** CHEN Qun-zhi(1963—), Male, from Hunan, Ph. D./Postdoc, Senior engineer, Research focus: the fatigue life, calendar life and corrosion protection of aircraft structure.

proved to be an effective method to repair corroded aircraft aluminum structures.

**KEY WORDS:** composite repair; aluminum alloy; corrosion; static; fatigue; finite element analysis

飞机金属结构特别是铝合金结构在盐雾、水气、霉菌和工业废气等不利大气环境的侵袭下,容易发生腐蚀损伤<sup>[1-3]</sup>。飞机铝合金结构大多用作蒙皮和承力型材。蒙皮腐蚀一般表现为点蚀以及漆层脱落,型材腐蚀严重时会出现剥离腐蚀。在飞行载荷与腐蚀的协同作用下,结构损伤会快速扩展,给飞行安全带来严重隐患<sup>[4]</sup>。

金属腐蚀损伤修理通常采用清除腐蚀产物后进行局部加强的方法。传统的螺接加强和铆接加强需要对待修部位打孔,孔边微裂纹可能会因局部应力集中而扩展为宏观裂纹,成为新的损伤源。复合材料胶接修理技术具有结构增重少、可靠性高、不引入新的损伤源、便于原位操作等突出优点,是一种具有广阔应用前景的飞机损伤构件修理新技术<sup>[5-6]</sup>。自20世纪70年代澳大利亚皇家空军成功采用高性能复合材料补片修理战机的疲劳裂纹和腐蚀损伤以来,该项新技术日益得到多国和各大航空公司的高度重视和推广应用<sup>[7-12]</sup>。文中旨在采用数值分析和试验验证相结合的方法,考核复合材料胶接修理对含典型腐蚀损伤的铝合金板力学性能的影响,从而为飞机铝合金结构腐蚀损伤修理提供新的技术手段。

### 1 试验

#### 1.1 腐蚀试验件的加工与修理

飞机铝合金结构腐蚀损伤的形貌及机理各异,以点蚀和剥离腐蚀为主。选取飞机结构常用的LY12CZ铝合金板材(厚3 mm)为对象,针对典型的点蚀和剥蚀腐蚀损伤形式,设计加工了I型和II型两种试验件各20件。其中,I型试验件(如图1a所示)模拟铝合金蒙皮发生点蚀后,在疲劳载荷作用下产生裂纹的情况;II型试验件(如图1b所示)模拟含剥蚀损伤铝合金板在完全清除腐蚀产物后的情形。由于铝合金结构的损伤状态对其力学性能特别是疲劳寿命分散性的影响很大,为保证同一组试验件腐蚀损伤的一致性,避免腐蚀损伤程度不一致造成的分散性,在I型试验件中心加工 $\phi 1$  mm通孔模

拟点蚀,用线切割制备20 mm长、0.2 mm宽的人工裂纹。在II型试验件中心部位模拟除腐后的打磨凹坑。凹坑简化为球冠,深2 mm。加工完成后,两种试验件均经过磷酸阳极化表面处理。

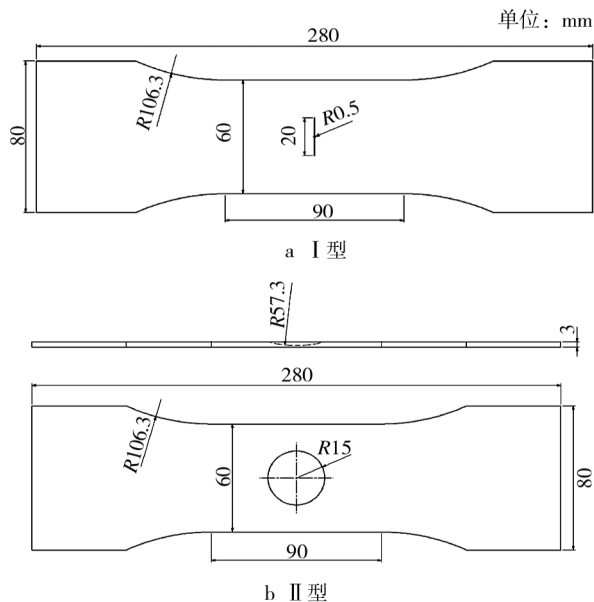


图1 铝合金试验件

Fig.1 Aluminum alloy specimen

II型试验件在胶接修理前需要对凹坑进行填补,填补材料为自研的铝合金损伤填补剂R-Al。填补后的试验件如图2所示。

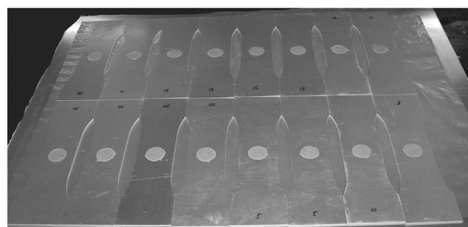


图2 填补凹坑后的II型试验件

Fig.2 Aluminum specimen type II after filling the grind-out

复合材料胶接修理使用的原材料主要包括补片和胶粘剂。补片预浸料采用碳纤维T-700/环氧树脂E-51体系,其固化后单向板的拉伸强度为1280 MPa,弹性模量为140 GPa。补片铺层方式为 $[0]_8$ , $0^\circ$ 方向为试验件长度方向,尺寸为70 mm $\times$ 60 mm $\times$ 1.2 mm。胶粘剂为黑龙江石油化学研究院生产的

改性环氧胶粘剂。修理方式为全宽度单面修理,修理工艺为真空辅助加压固化,补片与胶粘剂共固化制度为 80 °C×60 min+100 °C×120 min 阶梯升温固化。采用复合材料胶接技术修理了 I 型和 II 型试验件各 10 件,如图 3 所示。



图 3 采用真空袋压法进行复合材料修理

Fig. 3 Composite repair procedure using the vacuum bagging method

### 1.2 力学性能测试

使用 MTS 公司 810 型材料试验机分别对未修理和修理后的 I 型和 II 型试验件进行静力拉伸和拉-拉疲劳试验,每组试验件均为 5 件。静力拉伸试验参照 HB 5143—1996 进行,轴向拉伸速率设定为 1 kN/s,试件断裂为试验终止判据。疲劳试验参照 HB 5287—1996 进行,轴向加载,最大应力为 140 MPa,应力比为 0.1,加载波形为正弦波,频率为 10 Hz。在对 I 型试验件进行疲劳试验时,除记录疲劳寿命外,还采用染色法实时测量了疲劳裂纹的扩展长度。

## 2 有限元分析

有限元法已被充分证明是一种分析复合材料胶接修理结构应力分布的有效手段<sup>[13—15]</sup>。文中采用通用有限元软件 Abaqus 重点分析了复合材料修理前后 I 型试验件裂纹尖端的应力强度因子,以及 II 型试验件应力场的变化。为保证计算精度,两种试验件均采用三维建模。相关材料的力学性能见表 1。

表 1 相关材料力学性能

Table 1 Mechanical properties of the related materials

性能	拉伸模量/GPa		剪切模量/GPa		泊松比	
	$E_1$	$E_2, E_3$	$G_{12}, G_{13}$	$G_{23}$	$\nu_{12}, \nu_{13}$	$\nu_{23}$
补片[0] <sub>s</sub>	140	9	5.2	3.4	0.3	0.45
LY12CZ	72	/	/	/	0.33	/
胶粘剂	2.62	/	/	/	0.33	/
填补剂	4.36	/	/	/	0.33	/

### 2.1 I 型试验件

建立修理前 I 型试验件的实体模型,采用 C3D8 六面体单元进行网格划分,并对裂纹尖端网格进行细化。考虑到裂纹尖端应力场的奇异性,将裂纹尖端单元的节点偏移 1/4。修理后 I 型试验件中铝合金板、胶层和复合材料补片均采用 C3D8 六面体单元,接触面铝合金/胶层和胶层/复合材料之间用“Tie”命令约束,如图 4 所示。分别对修理前、后的试验件两端施加轴向拉伸载荷 10 kN(名义应力为 55.6 MPa),计算试验件裂纹尖端的应力强度因子。

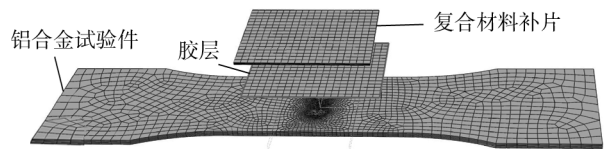


图 4 修理后 I 型试验件的网格划分

Fig. 4 Element meshing of repaired specimen type I

### 2.2 II 型试验件

建立修理前 II 型试验件的实体模型,采用 C3D8 六面体单元进行网格划分,并细化凹坑部位的网格。修理后 II 型试验件中铝合金试验件、胶层和复合材料补片采用 C3D8 六面体单元,填补剂采用 C3D6 楔形单元,各接触面之间用“Tie”命令约束,如图 5 所示。分别对修理前、后的试验件两端施加轴向拉伸载荷 10 kN(名义应力 55.6 MPa),计算试验件的应力分布情况。

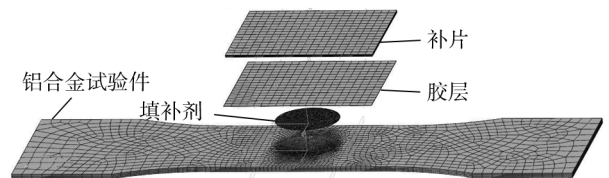


图 5 修理后 II 型试验件的网格划分

Fig. 5 Element meshing of repaired specimen type II

## 3 结果与分析

分别对有限元分析和力学试验结果进行分析,考核复合材料胶接修理对铝合金试验件力学性能的影响。

### 3.1 有限元计算结果

#### 3.1.1 I型试验件

重点考核修理前后 I 型试验件裂纹尖端应力强度因子的变化。

1) 修理前:从图 6a 可以看出,在轴向拉伸载荷作用下,试验件近裂纹尖端区域出现应力集中,其他部位的应力分布较为均匀。裂纹尖端应力强度因子计算值为 10.74 MPa/m<sup>1/2</sup>。由文献[16]可得裂纹尖端应力强度因子解析解为 10.49 MPa/m<sup>1/2</sup>。二者相对误差为 2.4%,说明有限元法计算应力强度因子具有较高的准确度和精度。

2) 修理后:从图 6b 可以看出,复合材料胶接修理不但明显缓解了近裂纹尖端区域的应力集中情况,还优化了铝板的应力场分布。修理后铝板裂纹尖端胶接面处的应力强度因子由 10.74 MPa/m<sup>1/2</sup>降至 3.80 MPa/m<sup>1/2</sup>,降幅为 64.6%,体现出复合材料修理的显著效果。

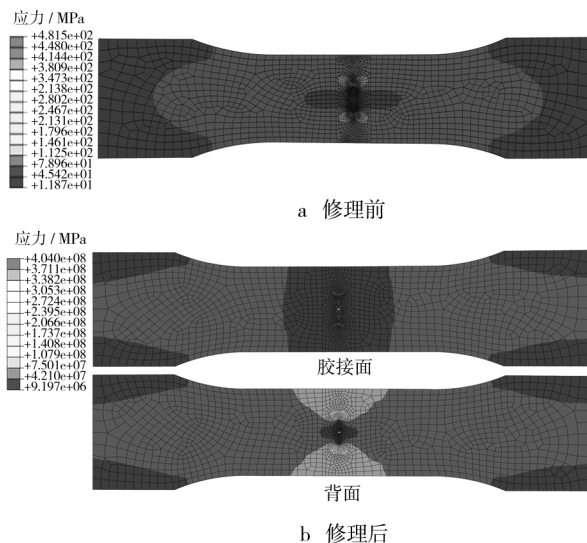


图 6 轴向拉伸载荷下 I 型试验件铝板的应力场分布  
Fig.6 Stress distribution of aluminum plate in specimen type I under axial tensile load

#### 3.1.2 II型试验件

重点考核修理前后 II 型试验件应力场的变化。

1) 修理前:从图 7a 可以看出,试验件应力集中在腐蚀凹坑的中心部位,最大 Mises 应力为 129.8 MPa。

2) 修理后:铝合金试验件腐蚀坑部位的最大 Mises 应力为 83.0 MPa,较修理前下降了 36.1%,说明复合材料修理可有效缓解腐蚀坑部位的应力集中,如图 7b 所示。

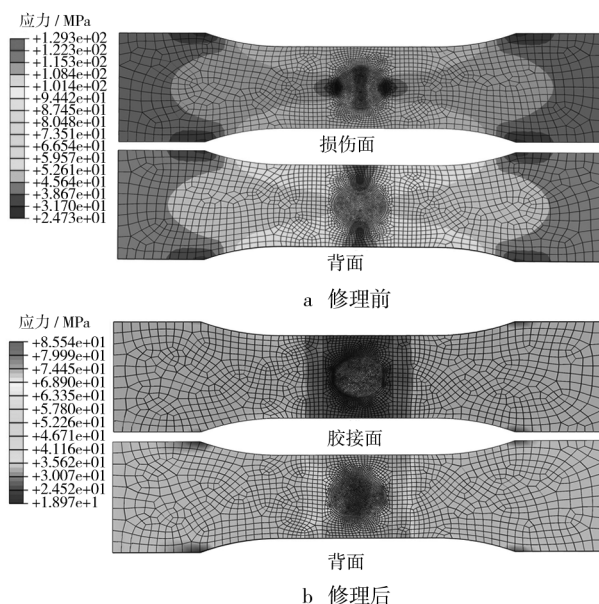


图 7 轴向拉伸载荷下 II 型试验件铝板的应力场分布  
Fig.7 Stress distribution of aluminum plate in specimen type II under axial tensile load

### 3.2 力学试验结果

#### 3.2.1 I型试验件

1) 静力试验。I 型试验件静力试验结果见表 2。修理后试验件的平均破坏载荷为 61.7 kN,较修理前的 42.3 kN 提升了 45.9%。这充分说明该修理技术具有较高的修理效能。

表 2 I 型试验件静力试验结果

Table 2 Static properties of specimen type I

试验件状态	破坏载荷/kN	名义破坏应力/MPa	平均破坏载荷/kN	平均名义破坏应力/MPa	离散系数/%
未修理(5 件)	42.2,41.6,42.3,43.0,42.6	234,231,235,239,237	42.3	235	1.2
修理后(5 件)	60.2,62.5,63.3,60.8,61.5	334,347,352,338,342	61.7	343	2.0

从图 8 可以看出,修理前、后试验件的拉伸模量在加载初期较为接近。当载荷超过 33 kN 后,修理前试验件的拉伸模量明显衰减,修理后试验件的拉伸模量在发生破坏前变化较小。

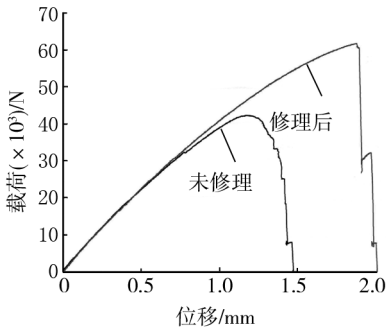


图 8 轴向拉伸载荷下 I 型试验件载荷-位移曲线

Fig. 8 Relationship between load and displacement of specimen type I under axial tensile load

2) 疲劳试验。I 型试验件裂纹长度与疲劳周次之间的关系如图 9 所示。未修理的试验件很快发生断裂,平均疲劳寿命为 983 次。修理后的试验件在 8 000 次之后疲劳裂纹快速扩展,平均疲劳寿命为 10 115 次,较修理前提升了 9.3 倍,见表 3。

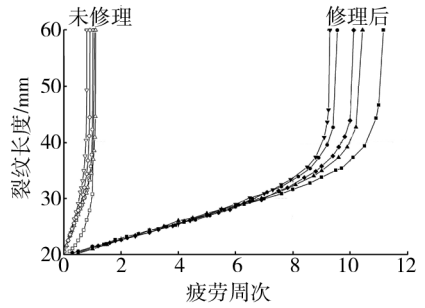


图 9 I 型试验件裂纹长度-疲劳周次曲线

Fig. 9 Relationship between crack length and fatigue cycle of specimen type I

表 3 I 型试验件疲劳试验结果

Table 3 Fatigue properties of specimen type I

试验件状态	疲劳寿命/次	平均疲劳寿命/次	标准偏差/次	离散系数/%
未修理(5 件)	802, 1 015, 1 107, 911, 1 078	983	126	12.8
修理后(5 件)	9 555, 10 436, 9 293, 10 125, 11 166	10 115	741	7.3

### 3.2.2 II 型试验件

1) 静力试验。II 型试验件静力试验结果见表 4。修理前试验件的平均破坏载荷为 55.2 kN,修理后试验件的平均破坏载荷为 61.6 kN,较修理前提升了 11.4%。

轴向拉伸载荷下 II 型试验件载荷-位移曲线如图 10 所示,可以看出,试验件拉伸模量的变化规律

同 I 型试验件相似。当载荷超过 40 kN 后,修理前试验件的拉伸模量衰减较快,修理后试验件的拉伸模量在 50 kN 前变化较小。

2) 疲劳试验。由表 5 可知,修理后 II 型试验件的平均疲劳寿命为 379 189 次,是修理前平均疲劳寿命 83 337 次的 4.6 倍。

表 4 II 型试验件静力试验结果

Table 4 Static properties of specimen type II

试验件状态	破坏载荷/kN	名义破坏应力/MPa	平均破坏载荷/kN	平均名义破坏应力/MPa	离散系数/%
未修理(5 件)	56.2, 55.1, 54.4, 55.2, 55.7	312, 306, 302, 307, 309	55.2	307	1.3
修理后(5 件)	61.6, 61.7, 61.2, 61.4, 62.1	342, 343, 340, 341, 345	61.6	342	0.5

表 5 II 型试验件疲劳试验结果

Table 5 Fatigue properties of specimen type II

试验件状态	疲劳寿命/次	平均疲劳寿命/次	标准偏差/次	离散系数/%
未修理(5 件)	86 777, 93 012, 75 821, 77 856, 8 3219	83 337	6 928	8.3
修理后(5 件)	339 760, 38 153, 357 654, 401 785, 415 212	379 189	30 952	8.2

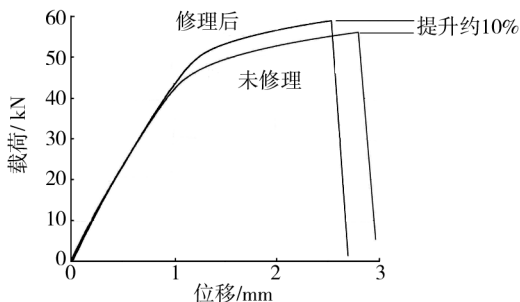


图 10 轴向拉伸载荷下 II 型试验件载荷-位移曲线

Fig. 10 Relationship between load and displacement of specimen type II under axial tensile load

### 4 结论

针对飞机铝合金结构腐蚀损伤,提出了采用复合材料补片胶接技术进行修理的技术方案,设计加工了 2 种铝合金典型腐蚀损伤试验件并实施了修理,采用有限元计算和试验验证相结合的方法对复合材料胶接修理技术的有效性进行了考核验证,主要结论如下所述。

1) 有限元计算结果表明,复合材料胶接修理技术能够有效缓解腐蚀试验件的应力集中情况,优化应力场分布。修理后 I 型试验件胶接面处裂纹尖端应力强度因子由  $10.74 \text{ MPa}/\text{m}^{1/2}$  降至  $3.80 \text{ MPa}/\text{m}^{1/2}$ , 降幅为 64.6%; II 型试验件腐蚀凹坑部位存在应力集中,修理前最大应力为 129.8 MPa,修理后为 83.0 MPa,下降了 36.1%。

2) 力学试验数据验证了有限元计算结果,修理后 I 型试验件的破坏载荷由修理前的 42.3 kN 增至 61.7 kN,提升了 45.9%,疲劳寿命由修理前的 983 次增至 10 115 次,提升了 9.3 倍;修理后 II 型试验件的破坏载荷由修理前的 55.2 kN 增至 61.6 kN,提升了 11.4%,疲劳寿命由修理前的 83 337 次增至 379 189 次,提升了 3.6 倍。

综上所述,复合材料胶接修理技术是一种高效的铝合金腐蚀损伤修理方法,采用该技术对腐蚀损伤结构实施修理后,能够显著提高结构的静强度和疲劳寿命,在飞机铝合金结构腐蚀损伤修理领域具有广阔应用前景。

### 参考文献:

[1] 王彬,苏艳. 铝合金大气腐蚀行为及其防腐措施研究

进展[J]. 装备环境工程,2012,9(2):64—68.

WANG Bin, SU Yan. Research Progress in Atmospheric Corrosion Behavior and Anticorrosion Measures of Aluminum Alloy [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012,9(2):64—68.

[2] 谭晓明,金平,蔡增杰,等. 腐蚀损伤对典型铝合金结构疲劳寿命的影响研究[J]. 装备环境工程,2013,10(6):9—13.

TAN Xiao-ming, JIN Ping, CAI Zeng-jie, et al. Relationship between the Corrosion Influencing Factor of Fatigue Life and the Corrosion Damage Size of Aircraft Airframe Critical Structure [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013,10(6):9—13.

[3] 叶彬,朱做涛,穆志韬. 铝合金材料腐蚀形貌及裂纹扩展分析[J]. 装备环境工程,2011,8(4):54—58.

YE Bin, ZHU Zuo-tao, MU Zhi-tao. Corrosion Morphology and Crack Growth Analysis of Aluminum Alloy Material [J]. Equipment Environmental Engineering, 2011,8(4):54—58.

[4] 李旭东,穆志韬,刘志国,等. 预腐蚀铝合金材料裂纹萌生寿命评估[J]. 装备环境工程,2012,9(5):24—28.

LI Xu-dong, MU Zhi-tao, LIU Zhi-guo, et al. Evaluation of Fatigue Initial Life for Aluminum Alloy with Pre-corrosion [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012,9(5):24—28.

[5] BAKER A. Bonded Composite Repair of Fatigue-cracked Primary Aircraft Structure [J]. Composite Structures, 1999,47:431—443.

[6] WANG Q Y, PIDAPARTI R M. Static Characteristics and Fatigue Behavior of Composite-repaired Aluminum Plates [J]. Composite Structures, 2002,56:151—155.

[7] 徐胜,任三元,鲁国富. 腐蚀损伤结构复合材料修补模型优选试验研究[J]. 装备环境工程,2011,8(4):104—108.

XU Sheng, REN San-yuan, LU Guo-fu. Experimental Research of Shape Selection of Composite Patch for Corroded Structure [J]. Equipment Environmental Engineering, 2011,8(4):104—108.

[8] MALL S, CONLEY D S. Modeling and Validation of Composite Patch Repair to Cracked Thick and Thin Metallic Panels [J]. Composites: Part A, 2009,40:1331—1339.

[9] OKAFOR A C, SINGH N, ENEMUOH U E, et al. Design, Analysis and Performance of Adhesively Bonded Composite Patch Repair of Cracked Aluminum Aircraft Panels [J]. Composite Structures, 2005,71:258—270.

tigue [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2002, 77: 253—261.

- [12] MURTY A S R, GUPTA U C, KRISHNA A R. A New Approach to Fatigue Strength Distribution for Fatigue Reliability Evaluation [J]. Int J Fatigue, 1995, 17(2): 91—100.
- [13] KARADENIZ H. Uncertainty Modeling in the Fatigue Reliability Calculation of Offshore Structures [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2001, 74: 323—335.
- [14] XIE L Y. Equivalent Life Distribution and Fatigue Failure

Probability Prediction [J]. Int J Pressure Vessels and Piping, 1999, 76: 267—273.

- [15] 杨晓华, 金平, 姚卫星. 用考虑置信区间长度影响的最小二乘法拟合  $S-N$  曲线 [J]. 中国工程科学, 2004, 6(4): 41—43.
- YANG Xiao-hua, JIN Ping, YAO Wei-xing. The  $S-N$  Curve Fitted by the Least Square Method Considering the Effect of Length of the Confidence Interval [J]. Engineering Science, 2004, 6(4): 41—43.

(上接第 58 页)

- [47] 赵海军, 郭泉, 金平. 加速预腐蚀与疲劳试验估算飞机结构日历寿命的新方法 [J]. 腐蚀科学与防护技术, 2007, 19(3): 229—232.
- ZHAO Hai-jun, GUO Quan, JIN Ping. A New Estimation Method of Calendar Life for Aircraft Structures Using an Accelerated Precorrosion and Fatigue Test [J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2007, 19(3): 229—232.
- [48] 许风和, 李晓骏, 陈新文. 复合材料老化寿命预测技术中大气环境当量的确定 [J]. 复合材料学报, 2001, 18(2): 93—96.
- XU Feng-he, LI Xiao-jun, CHEN Xin-wen. The Determination of Atmospheric Environment Equivalence in Life-Prediction Technology of Composites Aging [J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2001, 18(2): 93—96.
- [49] 刘海燕, 李喜明, 王红斌. 航空有机玻璃加速老化试验技术研究 [J]. 装备环境工程, 2011, 8(6): 83—87.

LIU Hai-yan, LI Xi-ming, WANG Hong-bin. Research on Accelerated Weathering Test Technique of Perspex [J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(6): 83—87.

- [50] 贺小帆, 刘文斑, 向锦武. 基于  $C-T$  曲线的加速腐蚀因子分析 [J]. 机械强度, 2006, 28(6): 888—892.
- HE Xiao-fan, LIU Wen-ting, XIANG Jin-wu. Reliability Analysis of Acceleration Corrosion Factor for Fatigue Critical Components Based in The  $C-T$  Curve [J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(6): 888—892.
- [51] 贺小帆, 刘文斑. 疲劳关键件加速腐蚀因子可靠性分析 [J]. 航空学报, 2005, 26(3): 316—319.
- HE Xiao-fan, LIU Wen-ting. Reliability Analysis of Accelerated Corrosion Factor for Fatigue Critical Components [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 316—319.

(上接第 64 页)

- [10] OKAFOR A C, BHOGAPURAPU H. Design and Analysis of Adhesively Bonded Thick Composite Patch Repair of Corrosion Grind-out and Cracks on 2024 T3 Clad Aluminum Aging Aircraft Structures [J]. Composite Structures, 2006, 76: 138—150.
- [11] JONES R. A Scientific Evaluation of the Approximate 2D Theories for Composite Repairs to Cracked Metallic Components [J]. Composite Structures, 2009, 87: 151—160.
- [12] WEN S W, XIAO J Y, WANG Y R. Accelerated Ageing Behaviors of Aluminum Plate with Composite Patches under Salt Fog Effect [J]. Composites: Part B, 2013, 44: 266—273.
- [13] 张珂, 杨晓华, 匡林. 复合材料补片胶接修补剥蚀金属结构技术研究 [J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 204—207.
- ZHANG Ding, YANG Xiao-hua, KUANG Lin. Study of

Composite Patch Glued Joint Repair Technology for Exfoliation Corrosion of Metallic Structure [J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 204—207.

- [14] SABELKIN V, MALL S, HANSEN M A, et al. Investigation into Cracked Aluminum Plate Repaired with Bonded Composite Patch [J]. Composite Structures, 2007, 79: 55—66.
- [15] XIONG J J, SHENOI R A. Integrated Experimental Screening of Bonded Composites Patch Repair Schemes to Notched Aluminum-alloy Panels Based on Static and Fatigue Strength Concepts [J]. Composite Structures, 2008, 83: 266—272.
- [16] 中国航空研究院. 应力强度因子手册 [M]. 北京: 科学出版社, 1981.
- China Aviation Academy. Handbook of Stress Intensity Factors [M]. Beijing: Science Press, 1981.