

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.016

含边缘裂纹铝合金厚板的复合材料双面修补研究

贺 旺¹ 孙运刚¹ 杜永华¹ 古兴瑾²

(1. 国营芜湖机械厂, 芜湖, 241007; 2. 南京航空航天大学航空学院, 南京, 210016)

摘要: 采用表面打磨, 80 °C、接触压固化的方法, 利用碳纤维/双马复合材料预固化补片对边缘裂纹的铝合金厚板进行双面胶接修补, 测试修补前后的静态和疲劳性能, 并结合高低温老化和常温油浸试验考核其耐煤油性。结果表明: 修补后平均破坏载荷由 94.313 kN 增加到 143.593 kN, 提高了 52.25%; 疲劳寿命由 2 019 次循环增加到 34 698 次循环, 提高了 16.19 倍; 临界裂纹长度由 13.5 mm 增加为 27.5 mm; 裂纹扩展速率由 2.72 mm/1 000 循环降低为 0.59 mm/1 000 循环。在 300 次循环高低温油浸及 180 d 的常温油浸试验条件下, 燃油对试验件疲劳性能无影响, 同时修补试验件对煤油品质无明显影响。

关键词: 铝合金厚板; 复合材料; 破坏载荷; 疲劳寿命; 耐煤油性

中图分类号: V257 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)04-0547-06

Double-Side Bonded Composite Repairs of Edge-Cracked Thick Aluminum Alloy Plates

HE Wang¹, SUN Yungang¹, DU Yonghua¹, GU Xingjin²

(1. State Owned Wuhu Machinery Works, Wuhu, 241007, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Using the method of surface grinding, temperature of 80 °C, and contact pressure curing, double-side adhesive repair of edge-cracked thick aluminum alloy plates is conducted by carbon fiber / bismaleimides composite materials. Performance of static and fatigue before and after repair is tested, and its kerosene resistance is examined by aging of high and low temperatures and normal temperature oil immersion test. The results show that the average damage load after repair increases from 94.313 kN to 143.593 kN, an increase of 52.25%; the fatigue life increases from 2 019 cycles to 34 698 cycles, an increase of 16.19 times; the critical crack length increases from 13.5 mm to 27.5 mm; the crack growth rate reduces from 2.72 mm/1 000 cycles to 0.59 mm/1 000 cycles. Under the oil immersion 300 cycles of high and low temperatures and 180 d of normal temperature oil immersion tests, the fuel has no effect on the fatigue performance of the test piece, and the repaired test pieces have no significant effect on the kerosene quality.

Key words: thick aluminum alloy plate; composite material; damage load; fatigue life; kerosene resistance

随着国内飞机服役时间的增加, 其老龄化问题日趋严重, 主要体现在高强度铝合金结构的腐蚀和疲劳裂纹上, 其中疲劳裂纹沿着与外载荷的垂直方向发展, 破坏结构的传力路线, 是飞机结构完整性的最大威胁。一般采取在裂纹尖端钻止裂孔或去

除裂纹后, 使用铝、钢、钛等材料制造的金属加强件与裂纹结构件螺接或铆接的方法进行修补, 但该方法会使结构增重较多, 并且会引入新的损伤源, 恶化损伤区域的受力情况, 从而降低修复效果^[1-2]。

自 20 世纪 70 年代初期复合材料贴片首次用

收稿日期: 2019-01-23; 修订日期: 2019-03-12

通信作者: 古兴瑾, 博士, 讲师, E-mail: guxingjin@nuaa.edu.cn。

引用格式: 贺旺, 孙运刚, 杜永华, 等. 含边缘裂纹铝合金厚板的复合材料双面修补研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 547-552. HE Wang, SUN Yungang, DU Yonghua, et al. Double-Side Bonded Composite Repairs of Edge-Cracked Thick Aluminum Alloy Plates[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 547-552.

于修补损伤飞机金属件以来,该技术已被证明是一种优质、高效、低成本的结构修补方法^[3-4],具有结构增重小、抗疲劳性能和耐腐蚀性能好、修补时间短、成本低等优点。在美国、澳大利亚、法国和荷兰等国各种军、民用飞机上实施复合材料修复补强超过10 000例^[5]。20世纪90年代开始,国内也开展复合材料修复金属结构技术研究,已应用于飞机水平尾翼和机翼前梁等金属腐蚀故障的修补^[6-8],但修补实例较少,且基本没有针对主承力铝合金结构的疲劳裂纹的修补案例。

补片胶接修复技术研究的重点和难点一个是胶接修复结构的疲劳特性研究^[9],另一个是环境适应性问题。本文主要针对结构油箱区域的主承力铝合金结构的疲劳裂纹,设计10 mm厚的7B04高强度铝合金板材,采用预固化碳纤维/双马复合材料补片进行双面胶接修补。与单面胶接修补相比,双面胶接增大胶层接触面积,避免偏心拉伸带来的弯曲效应,大大增强了修补结构的极限强度,有效降低裂纹尖端的应力强度因子,提高修补结构的寿命,修复效果更明显^[10-13]。

国内开展铝合金厚板结构裂纹的复合材料修补研究相对较少,而结合环境适应性同步开展的更少。本文在对比修补与未修补试验件静态力学性能和疲劳性能的基础上,结合航空煤油环境下的高低老化油浸和常温油浸试验,综合分析评估胶接修补对铝合金厚板结构的修补效果,以及对航空煤油使用环境的污染影响,对工程实际中的铝合金厚板结构裂纹故障的修补具有较强的指导意义。

1 试验件制造

1.1 总体要求

试验件制造过程中,考虑飞机实际修补仅能单手操作的空间限制,修补工艺采用比较苛刻的80℃、接触压固化,并选择能适应固化工艺条件的结构胶。

铝合金的表面处理虽然以磷酸阳极化(PAA)处理效果最好^[14],但由于实际修理空间限制及化学

改性等方法会腐蚀周边结构等原因,试验件采用打磨方法进行表面处理。

1.2 试验件材料

基材板使用7B04 T7351高强度铝合金,厚度为10 mm,预制裂纹选取对疲劳寿命影响较大的边缘裂纹。通过机加方法预制3 mm×1 mm缺口后,加载拉-拉疲劳载荷($P_{max}=48.525$ kN, $R=0$, $F=8$ Hz,三角波)生成5 mm的裂纹。基材试样尺寸见图1。

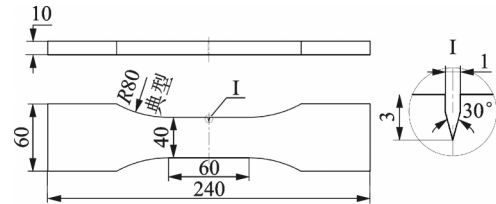


图1 基材试样尺寸

Fig.1 Size of substrate sample

复合材料补片使用热压罐成型法制造,材料为T300/QY8911双马树脂基碳纤维预浸料,铺层为 $[45/0/0/-45/0/0/90/0]_s$ 。在胶接面增加1层EW100A/QY8911玻璃纤维预浸料防止碳纤维与铝合金的电化学腐蚀。在补片的主应力方向制斜度为1:10的倒角,以减小剥离应力^[15]。复材补片尺寸见图2。

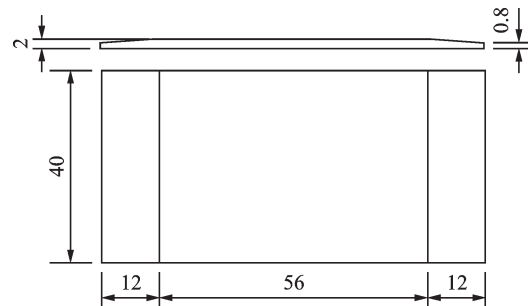


图2 复材补片尺寸

Fig.2 Size of composite material patch

结构胶由黑龙江石化院研制,为双组份环氧类糊状胶,可在接触压下、80℃的条件下固化。材料的基本性能见表1。

表1 铝合金板、复合材料补片、结构胶材料性能

Tab.1 Properties of aluminum alloy sheet, composite material patch, and structural adhesive material

材料	拉伸强度/MPa	弹性模量/GPa			剪切模量/GPa		
		E_1	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}
铝合金板	540	72	—	—	—	—	—
复合材料补片	—	126	10.7	10.7	4.47	4.47	4.47
结构胶	55.9	2.29	—	—	—	—	—

1.3 试验件制造

将铝合金基材板和复合材料补片用丙酮进行

脱脂后,铝合金胶接表面用80#砂纸打磨,复合材料补片贴膜面使用300#砂纸打磨。用干燥压缩空

气吹掉打磨面的粉尘,丙酮进行清洗后干燥。在复合材料补片的贴膜面刷涂结构胶,采用接触压双面胶接到铝合金基材上,在烘箱内进行加热,升、降温速率控制在 $2\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$,升温至 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,保温 3 h 。完成制造的修补试验件见图 3。

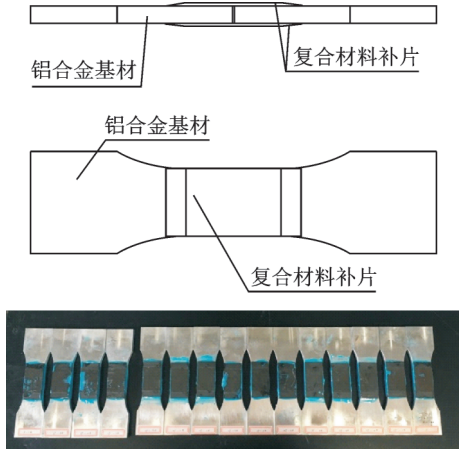


图 3 复合材料胶接修补试验件

Fig.3 Bonding repair test pieces of composite materials

2 实 验

2.1 油浸试验

完成修补后的试验件不做防护,直接完全浸泡在 RP-3 航空燃油中。由于航空煤油闪点为 $38\text{ }^{\circ}\text{C}$,因此采用特殊耐温耐压容器盛装试验件。使用 DTY-60150-WA 型高低温湿热箱进行试验,高低温老化试验温度范围为 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在高温和低温端分别保持 30 min 。单次循环约 2 h ,温度循环曲线如图 4 所示,高低温湿热箱如图 5 所示,共开展 300 次循环,每间隔 100 次循环随机取 5 件试验件开展拉伸疲劳试验,同时取至少 120 ml 油液测试油液实际胶质、固体颗粒污染物、水分离指数、热安定性;常温油浸试验浸泡 180 d ,每 90 d 随机取 5 件试验件开展疲劳试验,同时取油液测试油液污染情况。

2.2 静态力学性能试验

使用 600 kN 控制电液伺服万能试验机开展常温下的静力试验,拉伸速率按 $2\text{ mm}/\text{min}$ 控制,对

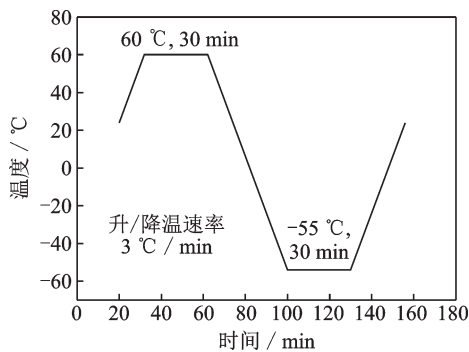


图 4 温度-时间循环曲线

Fig.4 Temperature-time cycle curve



图 5 高低温湿热箱

Fig.5 Wet heat box of high and low temperatures

比修补前后的破坏载荷。

2.3 拉-拉疲劳试验

用 MTS 疲劳试验机,实验设备见图 6。按试验件预制裂纹相同的载荷谱 ($P_{\text{max}}=48.525\text{ kN}$, $R=0$, $F=8\text{ Hz}$,三角波),对预制裂纹后未修补试验件以及修补后的油浸试验件开展拉-拉疲劳试验,分析修补前后的疲劳性能及燃油对修补效果的影响。

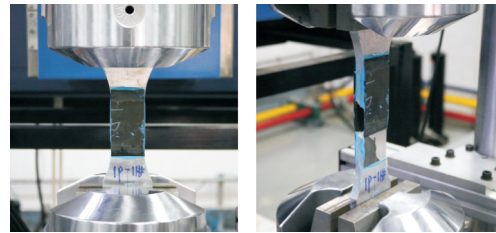


图 6 疲劳试验

Fig.6 Fatigue test

3 结果与分析

3.1 静态力学试验

共进行了两组,分别对应修补和未修补试验件,每组 5 件。由表 2 试验数据可以看出,铝合金试验件边缘裂纹损伤时,其承载能力大大降低,平均破坏载荷为 94.313 kN ,抗拉强度为 294.7 MPa ,为完好板强度的 54.57% ;用复合材料补片双面胶接修补后,平均破坏载荷为 143.593 kN ,抗拉强度为 448.7 MPa ,提高了 52.25% ,恢复到完好板强度的 83.1% 。表明修补后,复合材料补片通过胶层的剪切作用承担了部分载荷,提高了修补试验件的破坏强度。

3.2 疲劳试验

未修补试验件共进行了 11 件。修补后的试验件结合高低温老化及油浸试验开展,共进行了 7 组疲劳试验,每组 5 件,总计 35 件。其中 300 次高低温循环试验件由于第一次取样的油液被污染,重复开展了一次。试验件数据见表 3。

表 2 静强度试验数据

Tab.2 Data of static strength test

序号	试验件编号	最大破坏载荷/N	平均值/N	破坏模式	备注
1	B-J-001	94 033		裂纹处断裂	未修补
2	B-J-002	93 141		裂纹处断裂	未修补
3	B-J-003	93 434	94 313	裂纹处断裂	未修补
4	B-J-004	92 581		裂纹处断裂	未修补
5	B-J-005	93 874		裂纹处断裂	未修补
6	B-Y-001	143 767.4		试样断裂且脱胶	修补
7	B-Y-002	143 084.1		试样断裂且脱胶	修补
8	B-Y-003	172 875.1	143 593	试样断裂且脱胶	修补
9	B-Y-004	123 085.6		试样断裂且脱胶	修补
10	B-Y-005	135 153.0		试样断裂且脱胶	修补

表 3 不同组试验平均值的比较

Tab.3 Comparison of experiment average values of different groups

试验组	平均断裂循环数	平均临界裂纹长度 (含 3 mm 缺口)	5 mm 后裂纹扩展速率 (mm/1 000 循环)	类型	备注
A	38 458			0 次循环	
B	40 303	27.5	0.59	100 次循环	第二批修补试验件
C	39 916			200 次循环	
D	38 932			300 次循环第一次	
E	27 512			300 次循环第二次	
F	30 415	27.5	0.59	90 d 常温油浸	第一批修补试验件
G	27 352			180 d 常温油浸	
H	2 019	13.5	2.72	未修补	

使用体视显微镜对修补和未修补试验件的铝合金试样的断口进行观察,断口形貌如图 7 所示。断口均可分为 4 个区域,分别为线切割区、预制疲劳区、疲劳试验断口区、瞬断区,其中疲劳区较为平坦光亮,瞬断区较为灰暗和粗糙。使用体视显微镜对区域长度进行测量,获得临界裂纹长度数据。

使用场发射扫描电子显微镜对修补试验件试样断口进行微观观察,低倍下可见疲劳源区为线切割形成的线源特征,见图 8(a);观察预制疲劳区和疲劳试验区的疲劳形貌基本一致,高倍下均可见明显的疲劳条带特征,见图 8(b)和(c)。

经复合材料补片胶接修补后,疲劳寿命大幅增加,由 2 019 次循环增加到 34 698 次循环,提高了

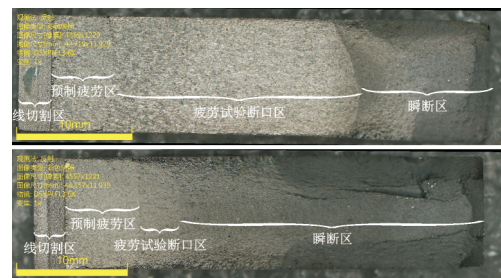
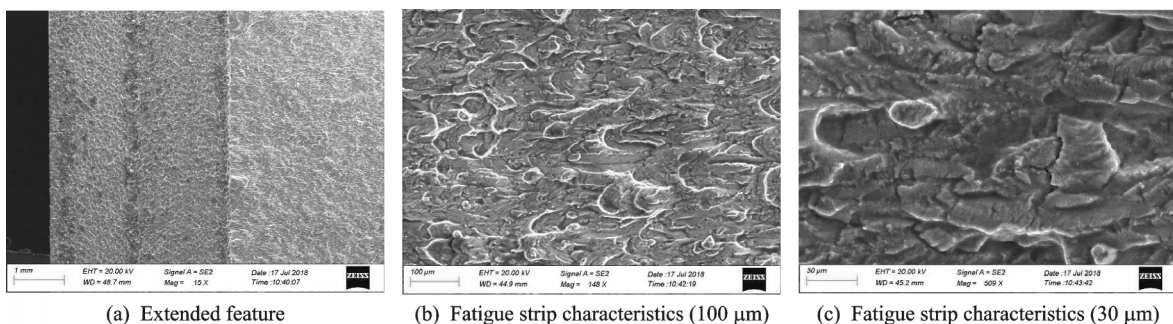


图 7 断口体视观察

Fig.7 Fracture stereoscopic observation

16.19 倍。其中第一批试验件疲劳寿命相对较低,为第二批修补试验件的 74%,如图 9 所示。分析原因,主要是第一批试验件制造过程中,在复合材料



(a) Extended feature

(b) Fatigue strip characteristics (100 μm)

(c) Fatigue strip characteristics (30 μm)

图 8 断口微观形貌

Fig.8 Fracture microscopic morphology

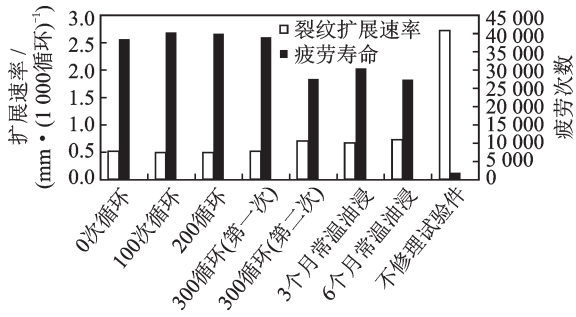


图9 平均疲劳寿命及裂纹扩展速率对比

Fig.9 Comparison of average fatigue life and crack growth rate

补片和铝合金粘接面均刷涂了结构胶,胶层厚度较厚,影响了修理效果,但其平均寿命仍达到未修补试验件的 14.1 倍。300 次循环高低温油浸及 180 d

常温油浸对修理试验件的疲劳寿命无影响。

修补后,胶接补片能通过胶粘剂的剪切作用承担结构的部分载荷,恢复其载荷传递路线,减小裂纹尖端的应力集中因子,降低裂纹扩展速率^[16-17]。未修补裂纹板的临界裂纹长度为 13.5 mm,修补后增加为 27.5 mm。裂纹扩展速率由 2.72 mm/1 000 循环降低为 0.59 mm/1 000 循环,为修补前的 21.7%。

3.3 燃油污染度试验

分别在 100、200、300 个高低温循环,以及常温 90 d 和 180 d 油浸试验时,对燃油取样,测试其关键性能指标,测试结果见表 4。结果表明,各项关键性能指标较初始状态均未发生明显变化,轻微的数值浮动也在指标要求的范围之内,修补试验件对航空煤油品质无明显影响。

表 4 试验件浸泡前后油液污染度测试结果

Tab.4 Test results of oil contamination before and after immersion of test pieces

温度循环次数	0#	1#	2#	3#	90 d	180 d	指标要求
	0	100	200	300			
固体污染度/级(NAS 1683)	6	8	6	6	6	6	≤8
实际胶质/(mg·(100 ml) ⁻¹)	2	2	2	<1	3	<1	≤7
水分离指数	99	97	98	99	86	85	≥85
热安定性,260 ℃,2.5 h	压力降/kPa	0.1	0.2	0	0	0	≤3.3
	管壁评级/级	0	0	0	0	0	≤3

注:0#样品为过滤后的洁净 RP-3 航空煤油;1#~3#分别对应于经历高低温循环 100、200、300 次后的样品。

3.4 粘接失效模式分析

粘接破坏主要有 4 种模式:界面破坏、内聚破坏、混合破坏和材料破坏。界面破坏是由于胶粘剂和被粘材料之间结合力极弱,粘接接头破坏时,从界面脱粘,此时胶粘剂和被粘材料的内聚强度均高于界面结合强度。内聚破坏是由于胶粘剂内聚强度低于界面结合强度和被粘材料的内聚强度造成的。

从修补试验件静态试验的脱胶情况来看,均沿第 1 层玻璃纤维和结构胶层之间的界面扩展,这个破坏过程涉及玻璃纤维与树脂的分离及纤维之间的树脂断裂,修补试验件断裂形貌如图 10 所示。表明:在静态加载条件下,能充分发挥结构胶的剪切力学性能;疲劳试验件的脱胶沿着铝合金板与结构胶层之间的界面扩展,为界面脱粘,修补疲劳试验件如图 11 所示,此时结构胶和被粘材料的内聚强度均高于界面结合强度^[18]。在疲劳载荷条件下,铝合金采用打磨的表面处理方法,不能完全发挥出结构胶性能。

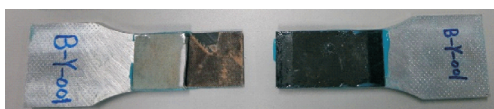


图 10 修补试验件静态试验

Fig.10 Static test of repairing test piece

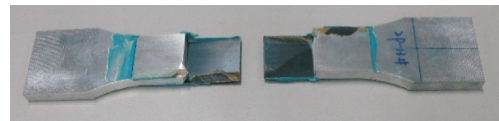


图 11 修理试验件疲劳试验

Fig.11 Fatigue test of repairing test piece

4 结 论

通过静态力学及疲劳试验,验证了铝合金厚板结构边缘裂纹的复合材料胶接修补效果,并考核了其耐航空煤油性,得出以下结论:

(1) 复合材料补片胶接修补提高了破坏强度。平均破坏载荷由 94.313 kN 增加到 143.593 kN,提高了 52.25%。

(2) 复合材料补片胶接修补能有效提高疲劳寿命,增加临界裂纹长度,降低裂纹扩展速率。疲劳寿命由 2 019 次循环增加到 34 698 次循环,提高了 16.19 倍。临界裂纹长度由 13.5 mm 增加为 27.5 mm。裂纹扩展速率由 2.72 mm/1 000 循环降低为 0.59 mm/1 000 循环,为修补前的 21.7%。

(3) 针对修补使用的环氧类结构胶及复合材料,在 300 次循环高低温油浸及 180 d 常温油浸试

验条件下,油液对试验件的疲劳性能无影响,同时结构胶等对航空煤油品质无明显影响。

(4)静态力学试验件脱胶沿着第1层玻璃纤维和结构胶层之间的界面扩展,而疲劳试验件的脱胶沿着铝合金与结构胶层之间的界面扩展,为界面脱粘。表明在疲劳载荷条件下,铝合金采用打磨的表面处理方法,不能完全发挥出结构胶性能。在施工条件允许的情况下,可以通过优化表面处理工艺,进一步提高胶接修补效果。

参考文献:

- [1] OUDAD W, BOUIADJRA B B, BELHOUARI M, et al. Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures[J]. *Computational Materials Science*, 2009, 46(4): 950-954.
- [2] ROSE L R F. A cracked plate repaired by bonded reinforcements[J]. *International Journal of Fracture*, 1982, 18(2): 135-144.
- [3] BAKER A A, JONES R. Bonded repair of aircraft structure[M]. Netherlands: Springer, 1988: 1-17.
- [4] 陈绍杰. 复合材料结构修补指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 34-44.
CHEN Shaojie. Composite materials' structure repair guide[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 34-44.
- [5] KUMAR A M, HAKEEM S A. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet[J]. *Composite Structures*, 2000, 49(3): 285-292.
- [6] 陈绍杰. 用复合材料技术修补金属飞机结构[J]. *飞机设计*, 1996(1): 7-9.
CHEN Shaojie. Repairing metal aircraft structures with composite technology[J]. *Aircraft Design*, 1996(1): 7-9.
- [7] 刘元海. 某型飞机金属结构腐蚀损伤复合材料高效原位补强修补[J]. *航空维修与工程*, 2014(1): 58-59.
LIU Yuanhai. Composite in-situ repair technique for corrosion damaged structures of a seaplane[J]. *Aviation Maintenance and Engineering*, 2014(1): 58-59.
- [8] 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.
ZHANG Yanmin, CHANG Qing, ZHANG Fuyou. Application of advanced composite in the repairing of the main load-bearing structure of the aircraft[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2004(7): 89-90.
- [9] 杨孚标. 复合材料修复含中心裂纹铝合金板的静态与疲劳特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
YANG Fubiao. The static characteristics and fatigue properties of the center-cracked aluminum plates bonded with composite patches[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.
- [10] 李小刚, 赵美英, 万小朋. 复合材料胶接修补参数优化研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2010(1): 28-31.
LI Xiaogang, ZHAO Meiyang, WAN Xiaopeng. Optimization of composite patch bonding repairing parameters[J]. *FRP/Composite*, 2010(1): 28-31.
- [11] 赵立涛, 王志瑾. 复合材料胶接修补金属裂纹板的应力强度因子研究[J]. *飞机设计*, 2011, 31(2): 67-70.
ZHAO Litao, WANG Zhijin. The study of stress intensity factor of cracked metallic structure repaired with adhesive bonding composite patch[J]. *Aircraft Design*, 2011, 31(2): 67-70.
- [12] 张珂, 杨晓华, 周凯, 等. 复合材料补片参数对修理后金属结构疲劳性能的影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 369-373.
ZHANG Ding, YANG Xiaohua, ZHOU Kai, et al. Effects of patch parameters on fatigue performance of metallic structure repaired with adhesively bonded composite patch[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 42(3): 369-373.
- [13] 穆志韬, 郝建滨, 高雪霞, 等. 含中心裂纹铝合金厚板复合材料补片胶接结构应力强度因子有限元分析[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2015(7): 50-53.
MU Zhitao, HAO Jianbin, GAO Xuexia, et al. Stress intensity factor analysis of center-cracked metallic plate bonded with composite patches based on the finite element method[J]. *FRP/Composite*, 2015(7): 50-53.
- [14] 陈明安, 张新明, 蒋志军, 等. 铝及铝合金表面处理后的表面特征和粘接特性[J]. *化学与粘合*, 2001(6): 262-264, 267.
CHEN Ming'an, ZHANG Xinming, JIANG Zhijun, et al. Surface features and adhesion properties of surface pretreated aluminum and its alloys[J]. *Chemistry and Bonding*, 2001(6): 262-264, 267.
- [15] 牛春匀, 程小全, 张纪奎. 实用飞机复合材料结构设计与制造: 飞机复合材料结构设计与制造[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010: 282-283.
NIU Chunyun, CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui. Practical aircraft composite structure design and manufacturing: Aircraft composite structure design and manufacturing[M]. Aviation Industry Press, 2010: 282-283.
- [16] WANG Q Y, PIDAPARTI R M. Static characteristics and fatigue behavior of composite repaired aluminum plate[J]. *Composite Structures*, 2002(56): 151-155.
- [17] LEE J J, SEO D C. Fatigue crack growth behavior of cracked aluminium plate repaired with composite patch[J]. *Composite Structures*, 2002(57): 320-330.
- [18] 赵福君, 王超. 高性能胶黏剂[M]. 北京: 化学工业出版社, 2006: 7-8.
ZHAO Fujun, WANG Chao. High performance adhesive[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006: 7-8.