

# 一种飞机结构快速修理新材料的研究

魏东, 韩斐, 刘成武

(空军第一航空学院, 信阳 464000)

**摘要:** 光固化复合材料修理补片是一种用于飞机结构快速修理的新材料。运用光敏树脂浸渍纤维增强材料制成了预浸料修理补片, 采用正交设计方法确定了制备补片的最佳工艺条件, 进而对补片的相关特性进行了分析与实验; 最终通过模拟某歼击机翼下蒙皮应力水平最高处的试验; 得出结论: 使用该材料对飞机结构进行修理所需设备少、结构增重小、修补强度高、通用性强, 可适用于多种材质、多种损伤模式下复杂结构的快速修理。

**关键词:** 光固化复合材料修理补片; 正交设计; 快速修理

**中图分类号:** TB487; TJ765.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3563(2011)23-0150-04

## Development of New Material for Fast Repair of Aircraft Structure

WEI Dong, HAN Fei, LIU Cheng-wu

(The First Aeronautic Institute of Air Force, Xinyang 464000, China)

**Abstract:** Light-cured complex material repair patch is a kind of new fast repair material for aircraft structure. A reinforcing material of light-sensitive resin impregnated fiber was used to make a flexible prepare repair patch. Orthogonal design was applied in determining the best technical condition to fabricate the patch, and the characteristic of the patch was analyzed. The experiment of aircraft under wing covering stress with the patch showed that the patch for aircraft structure repair has the features of fewer types of equipment needed, light structural weight, high repair strength, and strong universal property, which is suitable for complex structure fast repair with various material and multiple damage models.

**Key words:** light-cured complex material repair patch; orthogonal design; fast repair

飞机结构战伤快速抢修是迅速恢复飞机完好、保证装备数量优势的重要途径<sup>[1]</sup>。现代飞机设计先进、结构材料种类繁多, 传统修理手段工艺复杂, 对操作人员要求高, 修复时间长。笔者旨在研究一种能够适用多机种、不同结构材料、通用性强、方便快捷的战场快速抢修新材料——光固化复合材料预浸料修理补片, 该补片适用于多种材质、不同损伤形式、复杂结构件的快速抢修, 通用性强、操作方便快捷。修理补片由于存储期长, 可预先制备作为战时储备, 以减少对备件的依赖性。

### 1 光固化复合材料修理补片的技术特点

预浸料修理补片就是利用光敏胶固化速度快的特点, 以光敏胶作基体树脂, 用玻璃纤维作为增强材

料, 根据修复对象的需求, 在紫外光的辐照下迅速固化, 以达到对裂纹、孔洞、腐蚀、灼伤等损伤形式进行快速修复, 该方法的技术特点如下<sup>[2]</sup>。

1) 快速性。修理工艺简单, 操作方便, 从准备、实施修理到装备投入使用的时间短。

2) 可靠性。修理不使用螺钉或铆钉, 无需钻孔, 修理后不会形成新的应力集中源且承载面积大, 修理强度高。

3) 易成形。修理补片在固化前呈柔性, 粘贴时可根据需要任意改变其形状, 适用于各种复杂形状机件的损伤修理。

4) 可达性好。粘接修理所用工具少, 可在小工作空间内操作, 也适用于空间狭窄的机体内部损伤修理。

5) 自成体系。不需要或需要很少外部资源, 操

收稿日期: 2011-07-08

作者简介: 魏东(1964—), 男, 河南人, 硕士, 空军第一航空学院副教授, 主要从事飞机发动机维修工程的教学与研究。

作中使用的工具、设备少,便于野外抢修。

6) 通用性好。适用于金属和复合材料等材质的修理。

7) 增重少。修理补片属高分子有机材料,自身重量轻,又省去了螺钉、铆钉等金属连接件,因而,修理后重量增加少。

2 光固化复合材料修理补片的设计

光固化复合材料预浸料补片是由光敏胶做基体、以玻璃纤维做增强材料,由特定工艺复合而成<sup>[3-4]</sup>。在研究不同型号玻璃纤维材料和基体树脂界面的粘接对复合材料力学性能影响的基础上,运用复合材料结构设计理论,对复合材料补片强度和刚度的计算与分析,以及对铺层尺寸、铺层方式及补强等进行优化,为补片的设计与制备提供理论上的参考依据。采用拉丁方设计方法,对补片复合制备的压力、温度和保温时间等工艺因素进行了合理确定。补片结构以便于制备、贮存和使用为原则,采用层叠式结构,整个补片由 7~10 层材料组成,即中间 4~7 层玻璃纤维织片并由树脂充分浸渍,上下表面各敷一层保护膜,最上部敷一层滤光膜。滤光膜的作用是滤除紫外光,防止在补片尚未粘贴到位的情况下固化;待补片粘贴到位,并用手挤除贴合缝处的空气后,撕下滤光膜进行固化。

3 运用正交设计方法确定制备补片的最佳工艺条件

在补片的复合过程中,反应温度、压力、树脂含量、加压时间对其性能均有影响,是涉及多因素、多水平影响试验结果问题。用排列法或因素交换法进行试验,复杂繁琐且不易区别各因素影响试验结果的主次关系以及每个因素各水平影响试验结果的趋势。为取得最佳工艺,采用正交设计又称拉丁方设计(Latin Square Design)进行试验优化设计<sup>[5]</sup>,以较少的试验次数找到好的试验结果。

3.1 正交试验的因素与水平的选取

根据补片制备过程中各影响因素及水平条件,拟定了系统正交法试验  $L_9(3^4)$  正交表,见表 1。

3.2 正交试验及试验结果数据分析

按照正交试验的要求进行了一组试验,测试结果及数据分析见表 2。

表 1 正交试验的因素与水平表  
Tab.1 Orthogonal experimental factors and levels

因素	水平		
	1	2	3
树脂含量(A)/ %	35	45	55
温度(B)/℃	40	50	60
压力(C)/ MPa	0.1	0.2	0.3
加压时间(D)/ h	0.5	1	1.5

表 2 试验结果数据分析  
Tab.2 Experimental data analysis

试验号	树脂含量 A	温度 B	压力 C	加压时间 D	拉剪强度 /MPa
1	A <sub>1</sub>	B <sub>1</sub>	C <sub>1</sub>	D <sub>1</sub>	17.5
2	A <sub>1</sub>	B <sub>2</sub>	C <sub>2</sub>	D <sub>2</sub>	16.3
3	A <sub>1</sub>	B <sub>3</sub>	C <sub>3</sub>	D <sub>3</sub>	17.2
4	A <sub>2</sub>	B <sub>1</sub>	C <sub>2</sub>	D <sub>3</sub>	14.5
5	A <sub>2</sub>	B <sub>2</sub>	C <sub>3</sub>	D <sub>1</sub>	15.3
6	A <sub>2</sub>	B <sub>3</sub>	C <sub>1</sub>	D <sub>2</sub>	16.6
7	A <sub>3</sub>	B <sub>1</sub>	C <sub>3</sub>	D <sub>2</sub>	15.4
8	A <sub>3</sub>	B <sub>2</sub>	C <sub>1</sub>	D <sub>3</sub>	14.3
9	A <sub>3</sub>	B <sub>3</sub>	C <sub>2</sub>	D <sub>1</sub>	12.0
K <sub>1</sub>	51.0	47.4	48.4	44.8	
K <sub>2</sub>	46.4	45.9	45.8	48.3	
K <sub>3</sub>	41.7	43.3	47.9	46.0	
极差值 R	9.3	4.1	2.2	3.5	

由表 2 可知,各因素对反应影响次序为  $A>B>D>C$ ,即树脂含量对补片制备的影响最大,温度和加压时间次之,压力影响最小。极差越大,表示该因素水平变化使试验结果变化越大;在  $K_1, K_2, K_3$  数值中,哪个值大说明该水平可以使试验结果(剪切强度)高,因此,补片复合制备的最佳工艺组合为  $A_1, B_1, D_2, C_1$ ,即树脂质量分数为 35%,温度为 40℃,加压时间为 1 h,压力为 0.1 MPa。

为了验证上述最佳工艺组合的可靠性,按照上述最佳工艺条件进行了一组平行试验,测得剪切强度的平均值为 17.3 MPa,且数据波动小,因此,通过正交试验所确定的最佳工艺条件组合是可靠的。

4 光固化复合材料修理补片相关特性的分析与实验

4.1 应力-应变特性分析

为了进一步了解补片受温度的影响情况,对固化

胶膜进行了应力-应变测试,见图 1。通过对不同温度

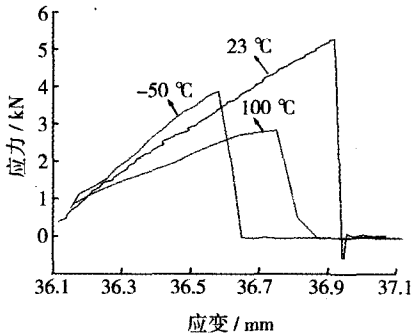


图 1 应力-应变曲线  
Fig. 1 Stress-strain curve

下应力-应变曲线的分析,可以看出在-50~100 °C 范围内,具有较高的剪切应变能,低温下刚而不脆,高温下韧而不弱,这样,既可保证较高的连接静强度,同时也具有一定的耐疲劳性。

4.2 引发剂质量分数对透光率的影响

由于引发剂主要起引发聚合的作用,其含量过大不仅会影响强度的提高,对补片的透光率也有较大影响。通过对不同比例下补片的透光率进行测试,结果表明,在 3%~4%时,出现峰值,超过 6%,透光率急剧下降。并综合考虑到对强度和固化厚度的影响,确定了引发剂在组分中的合适比例,引发剂质量分数对透光率的影响情况见图 2。

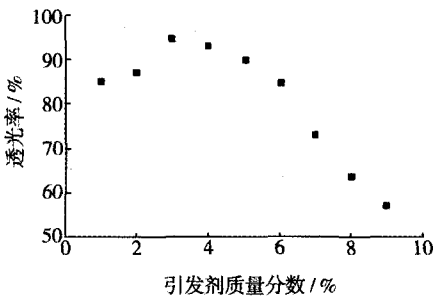


图 2 引发剂质量分数对透光率的影响  
Fig. 2 Effect of initiator content to transparency

4.3 铝合金板表面处理对粘接效果的影响

金属表面的处理方式对胶粘剂的粘接效果影响很大<sup>[6]</sup>。金属件在胶接前,其加工的表面不可避免地会被油脂沾污,所有这些金属表面污染物,在胶接前均应用化学溶剂或其它方法清洗干净,不同表面处理方法对拉剪强度有较大的影响,见表 3。

表 3 不同表面处理方法对强度的影响

Tab.3 Effect of different surface treatment methods to strength

方法	机械打磨	偶联剂处理	处理液	时间/min	强度/MPa
1	220#			5~8	16.3~16.9
2	220#	2% KH-560		10	17.3
3	220#	2% KH-570		10	17.6
4	220#	5% KH-560		10	16.5
5	220#	5% KH-570		10	16.7
6	220#	2% KH-570	FPL-RT	15	18.6

5 修复效果评价

为检验补片的修复效果,进行了与铝合金构件粘接的静力和疲劳试验,由测试结果可以看出,补片性能达到了规定指标,可以满足飞机结构快速抢修的要求。

5.1 修补时间

在 500 W 紫外灯照射下,8~10 min 完全固化。

5.2 静力测试

1)按 GB 7124-86 的技术要求,测试了补片与 LY-12 铝合金板的剪切强度。常温下为 16.76~18.49 MPa;-50 °C 下为 10.63~12.76 MPa;100 °C 下为 10.5 MPa。

2)对含有孔洞的铝合金板进行修复前后的静强度对比试验。

将含有孔洞(孔洞直径分别为:2,5,8,12 mm 等)的铝合金板采用光固化复合材料粘接修补,可以恢复到原强度的 80%以上。

5.3 疲劳试验

5.3.1 等幅高频疲劳试验

对中心穿透裂纹(2a=20 mm)铝合金板进行铝合金铆接、复合材料补片胶接后的疲劳试验<sup>[7-8]</sup>,对比检验修复效果,试验结果见表 4。

表 4 等幅高频疲劳对比试验结果

Tab.4 Experimental results of equal-amplitude high-frequency load spectrum

	裂纹扩展时的 疲劳寿命	构件失效时的 疲劳寿命	寿命延长率 /%
未修补试件	19 300	28 300	
铆接修补试件	34 600	45 800	61.83
光固化修补试件	50 500	62 000	119.08
试验条件	1. 平均载荷为 12 kN; 2. 载荷副值为 10 kN; 3. 试验频率为 121.5 Hz		

### 5.3.2 随机载荷谱下的疲劳试验

该试验是采用某歼击机机翼疲劳载荷谱,选择该机翼下壁板蒙皮上应力水平最高部位的应变值来确定本次实验所用的应力谱,以评定修补对实际结构中疲劳裂纹扩展速率和寿命的影响,见表5—6。

表5 未修补试样的疲劳裂纹扩展数据( $\Delta a$ , mm)

Tab.5 Fatigue crack propagation data of the unrepaired samples( $\Delta a$ , mm)

载荷循环数		1# 试样					2# 试样				
循环块数	加载次数	前		后		平均值	前		后		平均值
		左	右	左	右	值	左	右	左	右	值
1	9 373	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	18 746	0	0	0	0	0	1.0	1.2	1.2	1.2	1.2
3	28 119	1.5	0	0	0	0.4	2.0	1.8	2.0	2.0	2.0
4	37 492	2.5	3.0	0	3.0	2.1	2.5	2.4	2.5	3.0	2.6
5	46 865	4.0	4.0	4.0	5.0	4.2	3.5	4.0	3.8	4.8	4.0
6	56 238	6.0	5.0	5.0	6.0	5.5	4.8	5.0	4.0	5.5	4.8
7	65 611	7.5	7.0	7.0	8.0	7.4	6.0	6.5	5.5	7.0	6.2
8	74 984	9.0	8.5	8.5	9.0	8.8	8.0	8.9	7.5	9.1	8.4
8.8	82 794	16.0	15.0	16.0	16.0	15.8					
9	84 357						10.5	11.5	10.0	12.5	11.1
9.25	86 700	19.0	18.5	18.5	20.0	19.0					
9.9	92 933			破坏							
10	93 730						15.0	17.0	14.8	17.5	16.1
10.6	99 572								破坏		

表6 修补后试样的疲劳裂纹扩展数据( $\Delta a$ , mm)

Tab.6 Fatigue crack propagation data of the repaired samples( $\Delta a$ , mm)

载荷循环数		4# 试样			5# 试样		
循环块数	加载次数	前面		平均值	前面		平均值
		左	右		左	右	
3	28 119	0	0	0	0	0	0
4	37 492	1.2	2.0	1.6	0.5	0	0.2
5	46 865	2.5	2.5	2.5	1.1	1.0	1.0
6	56 238	2.5	2.6	2.5	1.5	2.0	1.8
7	65 611	3.0	3.1	3.0	2.5	3.0	2.8
8	74 984	3.2	4.0	3.6	3.0	4.0	3.5
9	84 357	4.2	4.5	4.3	3.5	5.0	4.2
10	92 730	5.0	5.0	5.0	5.0	5.5	5.2
11	103 103	6.5	6.0	6.2	5.5	6.0	5.8
12	112 476	8.0	7.0	7.5	6.5	6.2	6.4
13	121 849	8.5	7.7	8.0	7.8	7.5	7.7
14	131 222	9.0	8.0	8.5	8.5	8.0	8.2
15	140 595	10.5	10.0	10.2	11.0	10.0	10.5
16	149 968	11.0	10.5	10.8	12.0	10.5	11.2
17	159 341	12.5	12.0	12.2	13.0	12.0	12.5
18	168 714	14.5	14.0	14.2	15.0	15.0	15.0
19	178 087	16.0	16.0	16.0	17.0	17.0	17.0
20	187 460	19.0	18.5	18.8	20.5	20.5	20.5
20.6	193 453	破坏(补片上端脱胶)					
21	196 858	破坏(补片在中央断开)					

### 5.4 结论与分析

通过模拟某歼击机机翼下蒙皮应力水平最高处的试验研究可以得到以下结论。

1) 光固化复合材料补片的修理方法可以明显地延缓疲劳裂纹的起始扩展,未修补试样的起始扩展于大约0.3倍寿命时,而修补试样则起始于大约0.6倍使用寿命时。

2) 通过修理可以增加试样的疲劳寿命,未修理试样的疲劳寿命约为1.7倍使用寿命,经过修理后可延长到3.5倍使用寿命,即疲劳寿命增加了1倍。

3) 该修补方法大大降低了裂纹扩展速率,承受使用期限内的疲劳载荷而不发生胶接破坏。

### 参考文献:

- [1] 张建华. 飞机结构战伤抢修[M]. 北京:国防工业出版社, 2007.
- [2] 王德海,江枫. 紫外光固化材料理论与应用[M]. 北京:科学出版社,2001.
- [3] 许松,魏东,刘成武. 光固化复合材料在飞机结构抢修中的应用研究[J]. 航空维修与工程,2006(2):35—36.
- [4] 欧阳国恩. 复合材料实验指导书[M]. 武汉:武汉工业大学出版社,1997.
- [5] 袁玮. 正交试验设计法研究弹药密封包装内部温度变化规律[J]. 包装工程,2007,28(2):50—51.
- [6] 傅和青,张心亚,许馨予,等. 一种BOPP膜胶粘剂的研究[J]. 包装工程,2004,25(4):173—174.
- [7] 刘成武,魏东,李秋艳. 铝合金蒙皮光固化胶接修补疲劳性能实验研究[J]. 装备环境工程,2010,7(4):29—31.
- [8] 张伟,卢芳云,杨凯,等. 飞机结构损伤光固化复合材料疲劳寿命研究[J]. 试验技术与试验机,2006(2):45—46.