

玻璃钢蜂窝夹层结构制品常见缺陷修补技术

蔡建丽^{1, 2}, 余欢¹, 王云英¹, 熊林冬³

(1 南昌航空大学, 南昌 330063 2 北京航空材料研究院先进复合材料国防重点实验室, 北京 100095;

3 洪都航空工业集团公司, 南昌 330024)

摘要: 主要研究 低压成型玻璃钢及其蜂窝夹层结构制品中常见缺陷 (板 芯脱胶, 蒙皮分层) 的修补技术。制备了 SC 13 基体 玻璃布 低压成型玻璃钢蜂窝夹层结构制品中常见的板 芯脱胶与蒙皮分层 2 种缺陷试样, 分别用树脂注射法和贴补法对缺陷进行修补, 对 3 种试样 (含缺陷试样、无缺陷试样和缺陷修补试样) 进行了检测, 测试了试样的弯曲强度, 分析了修补方法和所用材料的合理性、修补技术的可行性。研究结果证实, 采用铁锚 204 与无碱布 60 制备的胶膜贴补修补板 芯脱胶、采用 J 153 低粘度环氧树脂黏剂注射修补蒙皮分层均有效, 且修补工艺方法简单, 修补后剪切强度恢复率与 弯曲强度恢复率均较高, 达 80% 以上。

关键词: 玻璃钢; 蜂窝夹层结构; 缺陷; 贴补法修补; 强度恢复率

中图分类号: TQ327.1 文献标识码: A 文章编号: 1003- 0999(2011) 01- 0044- 04

1 引言

近年来蜂窝夹层结构件以其轻质、高强等一系列优点已在航空航天中得到了广泛应用, 然而此类结构件在制造和使用过程中易出现各类缺陷, 如蜂窝芯塌陷、板 芯脱胶、面板分层等, 如果继续使用, 缺陷范围将会不断扩大, 因此对其修补工艺技术的研究成为焦点^[1]。自 70 年代初国内外就有许多关于蜂窝夹层结构复合材料修补工艺技术研究与应用报道^[2~ 9]。最新资料表明, 航空先进复合材料的缺陷修补技术已由原来用于军用飞机的修复发展到民用飞机的修复。同时, 英国和法国开展了相应的研究工作^[9]。国外已形成了一个较完整的体系^[10]: 修补设备与工具已成套; 适用于不同环境条件下复合材料构件修补用树脂体系和胶黏剂已有商品出售; 各类复合材料结构修补的标准及手册已成文件。而国内虽有很多这方面的研究报道^[1~ 8], 但航空制造企业还没有系统的玻璃钢制品缺陷修补工艺文件, 因此开展此方面研究具有一定的应用价值。

模拟蜂窝夹层结构件在低压成型中可能存在的板 芯脱胶与蒙皮分层 2 种典型缺陷, 采用与实际产品相同的材料制备了 3 种试样 (含缺陷试样、无缺陷试样和缺陷修补试样), 并针对缺陷开展了树脂注射法、贴补法等修补技术研究。

2 实验

2.1 原料及设备

改性酚醛树脂: SC 13 天津合成材料工业研究所; 缩醛树脂: 铁锚 204 上海新光化工有限公司; 平纹无碱布 60 (厚度 0.06mm), 上海玻璃纤维厂; 平纹热强布 290 (厚度为 0.29mm), 沈阳玻璃纤维厂; 低粘度环氧树脂: J 153, 黑龙江省石油化学研究院; 蜂窝结构 (厚度为 20mm): NOMEX, 成都飞机工业 (集团) 公司提供。

热鼓风干燥箱: 101A 2 上海实验仪器厂有限公司; 万能制样机: HY W, 承德实验机有限责任公司; 台式电子拉力实验机: LDT 型, 承德实验机有限责任公司; 铣钻床: XZS 4025 安徽黄山台钻有限公司。

2.2 制备工艺

2.2.1 无缺陷试样的制备

以平纹热强布 290 为增强材料, SC 13 胶黏剂为基体进行蜂窝上下蒙皮的手糊成型, 在相对湿度 75%, 温度 18~ 35 条件下晾置 3 h 上下蒙皮需用的规格为 200mm², 数量各 5 层, 无缺陷蜂窝芯 1 块, 规格为 200mm², 按每个蒙皮需用 (140 ± 2) g 的耗胶量准备好所需的 SC 13 胶黏剂。

2.2.2 板 芯脱胶缺陷试样的制备

在平整的工作台上, 放一张光滑平整的厚度为

收稿日期: 2010 04 15

基金项目: 南昌航空大学研究生科技创新基金 (100150315010)

作者简介: 蔡建丽 (1987), 女, 硕士研究生, 主要从事聚合物基复合材料的研究。

20mm的钢板作为均压板,把平纹无碱布 60 作为脱模布放在钢板上。用热强布 290 与 SC 13 进行蜂窝下蒙皮的手糊成型。成型上蒙皮时,贫胶部位对齐地铺放第 1、2 层贫胶预浸布(贫胶预浸布的制备见 2.2.3 节),其他 3 层为含胶量均匀的预浸布。再把平纹无碱布 60 作为脱模布铺放在上蒙皮上,用钢板压住。2 块钢条夹住钢板并用 4 个 G 形夹夹紧,放入烘箱,在 125℃ 下保温 10min 后,均匀施力旋紧所有 G 形夹,再以 2~3℃/min 升至 170℃ 并恒温 2h,冷却后脱模修理毛边。上下蒙皮和无缺陷蜂窝芯的规格、数量同无缺陷试样的制备。

2.2.3 蒙皮分层缺陷试样的制备

蒙皮分层的缺陷制备主要制备贫胶的预浸布,即在玻璃布中间留有 10mm 的部位不涂胶。5 层玻璃布中,第一层和第五层均匀涂胶,中间 3 层留 10mm 范围不涂胶,蒙皮铺叠成型时对齐未涂胶部位,其他制备工艺均与板芯脱胶缺陷相同。

2.3 检测与测试

2.3.1 缺陷的检测

采用目测、木制榔头敲击试样件等方法检测。目视试样件,初步估测缺陷区域。用木制榔头敲击试样件,听到清脆声为无缺陷部位,低沉声则为含缺陷部位。以首次确定含缺陷处为中心,向周围做相同操作,确定缺陷范围。

2.3.2 性能测试及强度计算

试样规格为 100×60mm,按 GB/T 1456-2005 进行夹层结构弯曲性能测试。

按下式计算强度:

$$\sigma_c = \frac{P}{2b(h - t_f)}$$

$$\sigma_f = \frac{Pl}{4bt_f(h - t_f)}$$

式中, σ_c 为蜂窝芯剪切应力, MPa; P 为载荷, N; b 为试样宽度, mm; h 为试样厚度, mm; t_f 为试样面板厚度, mm; σ_f 为蜂窝芯面板的拉、压应力, MPa; l 为试样跨距, mm。

2.4 缺陷试样的修补

2.4.1 板芯脱胶缺陷的修补

在板芯脱胶区域钻 4 个 2mm 的孔(孔径稍大于针头 1mm,孔深 1mm),然后按甲:乙 = 4:1(重量比)的比例准确称量 J 153 环氧胶液的甲乙组份,充分搅匀。用注射器将配制好的胶注射到孔格内,用

脱模布盖好修补区。把试样放入烘箱中,在 60℃ 条件下固化 2h 或 80℃ 条件下固化 1h,升温速率为 2~5℃/min。试样也可在室温固化,24h 后达到足够强度,5~7d 后达到最佳固化状态^[11]。

2.4.2 蒙皮分层缺陷的修补

铣钻床将缺陷区域制成阶梯状,锥面(阶梯)打磨铺层边缘,丙酮清洗、干燥修补区域。分别以缺陷中点为中心,以 14mm、13mm、12mm、11mm、10mm 为边长从外层至内层挖去相应大小蒙皮。将边长分别为 10mm、11mm、12mm、13mm、14mm 的正方形铺层均匀递增铺贴,加压,固化。试样的固化采用 2.2.1 节的固化工艺参数进行。

2.4.3 修补后的试样

图 1 与图 2 分别为注射修补板芯脱胶缺陷及贴补修补蒙皮分层缺陷后试样图片。

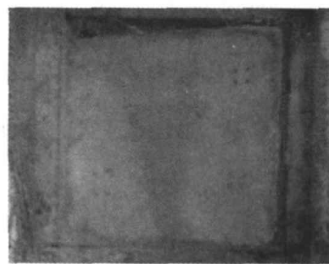


图 1 注射修补试样

Fig. 1 The sample of injective repaired

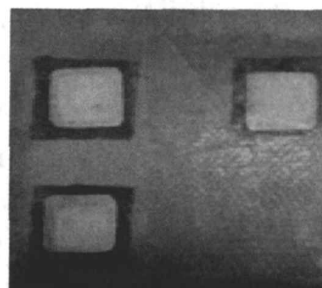


图 2 贴补修补试样

Fig. 2 The sample of bonded-patch repaired

3 分析与讨论

3.1 蒙皮预浸料树脂基体的选择

树脂基体合适与否直接影响蒙皮的成型与缺陷的制备。对比分析市场上各类树脂的性能与工艺条件,同时考虑成本,选用溶剂型高温固化的改性酚醛 SC 13,其凝胶点在 125℃ 左右,固化温度为 (170±5)℃,这样在固化温度下树脂流动性很小,固化后的树脂有较高的力学性能与耐热性。

3 2 树脂注射法修补技术及所用材料

航空工业标准 HB5011 1994^[12] 规定板 芯脱胶区域小于 50 50mm 时允许修补, 其设计容限是每平方米的面积上不得多于 5 处缺陷。而本实验所制成的缺陷区域较小为 10mm, 且只有一处脱胶, 属于修补范围。对板 芯脱胶采用树脂注射法修补较合适。

注射所用树脂的基本性能需满足^[13]: 环氧树脂为基体以获得较好粘接性能和综合性能; % 粘度要小, 具有较好流动性以注满蜂窝芯及缺陷部分; & 操作性强, 满足使用条件要求。

J 153 室温固化后满足以上要求, 其性能指标见表 1。

表 1 所选修补用胶黏剂的主要性能指标

Table 1 The main performance of the adhesives for repairing				
Adhesive	σ_c /MPa			τ /(Pa s)
	- 55	Room temperature	80 200	Room temperature
204	()	15	() 6	()
J 153	() 18	() 20	() 12	() 0.8~ 1

3 3 贴补修补技术及所用材料

对于蜂窝蒙皮分层缺陷, 可用抽钉铆接修补法或贴补法修补, 需要根据具体的使用要求来决定。不要求恢复结构气动外形, 且贴补法具有以下的特点: 操作简单, 对修补操作者的技术要求不是很高; % 修补周期短, 适用于快速修补和外场修补; & 对于许多不易拆卸或只有一面可贴补结构只能用单面贴补修补。

为保证补片与待修补试样的粘接质量, 以防止再出现蒙皮分层或板 芯脱胶等现象, 修补时要在靠近蜂窝面铺放胶膜, 以保证粘接的质量, 且补片材料的性能要与原材料的性能相同。铁锚 - 204 胶液与无碱布 - 60 制备的胶膜满足以上要求, 所以选用来贴补修补蒙皮分层。铁锚 - 204 胶液的性能指标见表 1。

3 4 测试结果及分析

表 2 所示为 3 种试样的弯曲强度和剪切强度测试结果。

表 2 试样的弯曲强度

Table 2 The bending strengths of three sample

缺陷及试样类型	P /kN	σ_c /	σ_f /	σ_c	σ_f
		MPa	MPa	恢复率 /%	恢复率 /%
板 芯 脱胶	含缺陷试样	0.69	1.12	9.35	()
	无缺陷试样	1.10	1.83	13.26	()
	缺陷修补试样	1.03	1.63	11.03	89.07 83.18
蒙皮 分层	含缺陷试样	1.19	1.68	11.94	()
	无缺陷试样	1.46	1.99	13.70	()
	缺陷修补试样	1.73	2.38	16.45	119.60 120.07

对比各试样 (含缺陷试样、无缺陷试样、缺陷修补试样) 的破坏载荷 P、芯子剪切强度 σ_c 、面板弯曲强度 σ_f 。可知, 缺陷的存在使得夹层结构的性能强度明显降低, 说明了修补的必要性。同时, 针对各缺陷进行不同方法的修补后, 试样的剪切强度恢复率与弯曲强度恢复率均在 80% 以上 (强度恢复率% = 缺陷修补试样强度 / 无缺陷试样强度 \times 100%), 说明了修补方法的可行性。

其中, 采用树脂注射修补板 芯脱胶缺陷后夹层结构的强度得到了恢复, 其剪切强度及蒙皮强度恢复率平均值分别达到 89.07% 和 83.18%。其原因可能是应用树脂注射法修补时, 含脱胶缺陷的蜂窝芯被胶液注满, 相当于实心结构, 则使得蜂窝的整体密度提高, 能承受的外界压力也随之相应增大, 这样所得芯子剪切强度 σ_c 及面板弯曲强度 σ_f 均较高。

贴补法修补蒙皮分层缺陷后蜂窝芯剪切强度恢复率及蒙皮强度恢复率平均值分别达到 119.60% 和 120.07%, 修补后的强度大于无缺陷试样的强度。这可能是由于采用了玻璃布替代蜂窝芯, 玻璃布的强度高于蜂窝芯, 受力时前者所能承受的破坏载荷大于后者。同时, 在蜂窝夹层结构承受剪应力时, 剪应力由蜂窝壁承受。而蜂窝芯是薄壁结构, 常会产生单格壁剪切失稳, 随外界压力的增大, 单格壁达到剪切极限强度, 蜂窝芯失去承载能力而破坏。而对于厚的面板夹层结构而言, 结构在承受外界压力而剪切变形时, 蜂窝壁失稳后, 面板也参与承受剪切力^[14], 因此, 贴补法修补蒙皮分层, 使得面板厚度增加, 其相应的强度亦较高。

4 结 论

缺陷在设计容限修补范围内,采用铁锚 204与无碱布 60制备的胶膜贴补修补板芯脱胶采用 J 153低粘度环氧胶黏剂注射修补蒙皮分层缺陷均有效,并且各修补工艺方法简单、修补技术可行,修补后试样的剪切强度与弯曲强度恢复率达 80% 以上。

参考文献

- [1] 孙红卫, 颜鸿斌, 傅盛鸿等. 蜂窝夹层结构的灌注修补工艺研究 [J]. 宇航材料工艺, 2001 (1): 37-39.
- [2] 郭玉明, 孙红卫, 颜鸿斌等. 铝蜂窝夹层结构的修补技术研究 [C]. 玻璃钢学会第十四届全国玻璃钢/复合材料学术年会议论文集, 2001. 143-149.
- [3] 邹国发, 龙国荣, 万建平. 树脂基复合材料蜂窝夹层结构修补技术研究 [J]. 玻璃钢/复合材料, 2005, (6): 42-44.
- [4] 丁祖群. 双层蜂窝结构雷达罩缺陷修补技术 [J]. 成飞科技, 2002 (3): 11-15.
- [5] 代永朝, 郑立胜. 飞机复合材料夹芯结构的粘接修补技术 [J]. 粘接, 2000, (1): 43-45.
- [6] 蒋翌军, 刘卫平, 翟全胜. 复合材料结构挖补工艺研究 [J]. 材料工程, 1997 (2): 42-45.
- [7] 陈新萍, 冷卫红. 复材板芯缺陷的修补研究 [J]. 复合材料配套技术, 2000: 135-137.
- [8] 王必宁. 复合材料胶接金属裂纹板的计算与实验研究 [D]. 西安: 西北工业大学硕士论文, 2001.
- [9] Haibin Ning, Gregg M. Janowski, Uday K. Vaidya, George Human. Thermoplastic sandwich structure design and manufacturing for the body panel of mass transit vehicle [J]. Composite Structures, 2007, (80): 82-71.
- [10] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [11] 付刚, 匡弘, 于昕等. J 153室温固化低粘度灌注结构胶粘剂 [J]. 中国胶粘剂, 1999, 8(2): 24-26.
- [12] HB 5011-1994 低压成型玻璃纤维增强塑料航空制件.
- [13] 徐建新. 复合材料胶接修理损伤金属结构的研究现状 [J]. 力学进展, 2000, 30(3): 415.
- [14] 赵景丽. 蜂窝夹层结构复合材料性能研究 [D]. 西安: 西北工业大学硕士论文, 2002.

THE REPAIRING TECHNOLOGY TO THE DEFECTS OF GFRP HONEYCOMB SANDWICH STRUCTURAL PARTS

CAI Jian li^{1,2}, YU Huan¹, WANG Yun ying¹, XIONG Lin dong³

(1 Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China

2 National Key Laboratory of Advanced Composites, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China

3 Hongdu Aeronautic Industrial Group, Nanchang 330024, China)

Abstract The repairing technologies to the defects (skin core debond, skin delamination) of GFRP honeycomb sandwich structural parts which were formed in low pressure were studied. These defects were made of glass fabric reinforced SC 13 matrix; they were repaired respectively by injecting resin and bonded patch repair. Three types of samples were inspected (the defect, the defect free and the repaired one). The bending strengths were measured, the reasonableness of the repairing methods and the utilized materials, the feasibility of the repairing technologies were analyzed. The result shows that the bonded patch repairs with the usage of the film which is made of 204 adhesive and non alkali fabric 60 to the skin delamination and the injection of J 153 adhesive with low viscosity to the skin core debond are effective. The repairing methods are very easy, the strength could recover to 80% of the defect free one after repaired.

Key words GFRP, honeycomb sandwich structure, defect, bonded patch repair, strength recovery percent