

复合材料泡沫夹层结构面板损伤缺陷贴补修补工艺研究

包 啸¹ 龚志红¹ 何 凯¹ 李建川¹ 崔益华²

(1.航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610000;2.南京航空航天大学,南京 211100)

摘 要 制备了复合材料泡沫夹层结构面板缺陷试样,并采用贴补法对缺陷试样进行了修补。通过采用 DG-3 胶将预先固化好的修补贴片与缺陷区域进行胶接,并采用热补仪将贴补修补后的区域进行加热固化,对贴补修补完成后的试样进行了无损检测、力学性能测试及微观结构分析。结果表明,采用贴补修补后,缺陷直径分别为 20mm、30mm 试样的拉伸断裂强度分别为 0.644MPa、0.641MPa,拉伸断裂强度恢复率分别为 98.6%、98.1%;弯曲强度分别达到 2.186MPa、2.017MPa,弯曲强度恢复率分别为 125.0%、114.9%。采用贴补修补法进行修补后,力学性能得到很好的恢复,胶接区域的胶粘剂、修补件与修补贴片间胶接情况良好。

关键词 复合材料,泡沫夹层结构,贴补修补,强度恢复率

Study on adding repair technology of panel flaw of composite foam sandwich structure

Bao Xiao¹ Gong Zhihong¹ He kai¹ Li Jianchuan¹ Cui Yihua²

(1.AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co.,Ltd.,Chengdu 610000;

2.Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,Nanjing 211100)

Abstract The panel flaw samples of composite foam sandwich were prepared, and the flaw samples were repaired by means of adding repair. The cured repair patch and flaw sample were glued by the DG-3 adhesive which were heated to curing by the hot bonder. Mechanical property, nondestructive testing and microstructure analysis of the repaired samples were carried out. The results showed that the tensile fracture strength of samples with defect diameters of 20mm and 30mm was 0.644MPa and 0.641MPa, and the recovery rate of tensile fracture strength was 98.6% and 98.1% respectively. The bending strength reached 2.186MPa and 2.017MPa, and the recovery rate of bending strength was 125.0% and 114.9%. The mechanical properties recovered well after the repair and the DG-3 adhesive of repair area achieved good adhesive condition.

Key words composite, foam sandwich structure, adding repair, recovery rate of strength

由于复合材料具有高比模量、高比强度、可设计性强、抗疲劳性能佳和耐腐蚀性能好等优点,广泛应用于航空航天领域^[1]。特别是复合材料夹层结构可以将面板的高模量和高强度与夹层材料的高刚度和低密度结合起来,能够更好发挥结构效能。其中复合材料蜂窝夹层结构已在航空航天领域得到广泛应用,但由于蜂窝芯的材料特性、开孔性和各向异性,使得其在存放过程中存在极易吸潮、在成型过程中极易受到侧压而坍塌以及机械加工困难等缺点^[2]。基于蜂窝芯的缺点,高性能的复合材料泡沫夹层结构(PMI 泡沫芯)在航空航天领域的应用已越来越广泛^[3],PMI 泡沫芯由于属各向同性材料,相较于

蜂窝芯,其机械加工简单、成型过程中不易受到压力变形,又由于其 100% 的闭孔率,使得其具有更低的吸湿率,故而在保证性能的基础上可以最大限度减小使用维护成本^[4-5]。

复合材料泡沫夹层结构在制造与使用过程中不可避免面临分层、脱粘和夹杂等缺陷,从而导致零件使用周期缩短甚至报废,进而大大增加了使用成本。因此,国内外对复合材料夹层结构的修补技术进行了大量的研究^[6-12],其主要集中在面板与芯子间脱粘的研究。但是有关夹层结构中面板产生缺陷后的修补技术研究相对较少。因此,有必要开发低成本、高效的复合材料夹层结构面板损伤的修补技术。本

研究采用制备复合材料泡沫夹层结构面板损伤缺陷试样,对缺陷试样进行贴补修补,并且对修补后的试样进行了无损检测、力学性能测试以及微观结构测试分析,从而为复合材料泡沫夹层结构面板损伤缺陷贴补修补技术提供依据,也有望为复合材料蜂窝夹层结构面板损伤缺陷贴补修补技术提供依据。

1 实验部分

1.1 材料与仪器

单向带预浸料(3234/T700 型,含胶量 36%),中航复材责任有限公司;胶膜(EA9696 型),德国 Henkel 公司;泡沫芯(PMI 泡沫芯,ROHACELL 71 WF 型),德国德固赛公司;胶粘剂(DG-3 型),中蓝晨光化工研究院有限公司;辅助材料(透气毡、真空袋等),美国 Airtech 公司。

热压罐(SCH-6×13m 型),德国肖茨公司;摆锤冲击试验机(CEAST 9050 型),美国 Instron 公司;热补仪(HCS9200 型),美国 Heatcon 公司;相控阵探伤仪(Omni Scan MX 型),美国 Olympus NDT 公司;微机控制电子万能试验机(5150 型),深圳新三思材料检测有限公司;金相显微镜(19JPC-V 型),上海光学仪器厂。

1.2 样品的制备

1.2.1 完好试样的制备

(1) 采用预浸料(3234/T700 型),按 $[45^\circ/-45^\circ]_{16}$ 的铺层顺序铺成长 1000mm、宽 700mm,约 4mm 厚的叠层,随后放置辅助材料并封装真空袋后,采用热压罐(SCH-6×13m 型,德国肖茨公司)在 0.3MPa 的压力以及 120℃ 固化 4h,固化完成的叠层作为夹芯结构上下面板。

(2) 在上下面板表面铺贴上 1 层胶膜(EA9696 型),将与上小面板同等大小的 PMI 泡沫芯(ROHACELL 71 WF 型)(泡沫夹芯厚约 18mm)置于上下面板之间,随后放置辅助材料并封装真空袋后,采用热压罐(SCH-6×13m 型、德国肖茨公司)在 0.3MPa 的压力以及 120℃ 条件下固化 4h,固化完成后,即制得复合材料泡沫夹芯结构件。取出后,按照表 1 尺寸分别制备拉伸测试试样以及弯曲测试试样。

表 1 夹层结构试样尺寸

试样	长/mm	宽/mm
拉伸测试	75	75
弯曲测试	100	75

1.2.2 缺陷试样的制备

采用摆锤冲击试验机(CEAST 9050 型,美国 Instron 公司)(冲击能量设定为 150J)对完好夹层试样的面板进行撞击,制作出面板损伤不同直径(20mm、30mm)的损伤试样,见图 1。

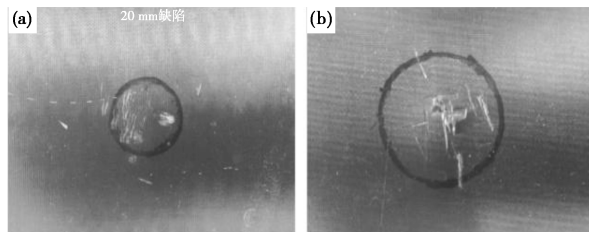


图 1 缺陷不同面板的损伤试样图
[缺陷直径:(a)20mm;(b)30mm]

1.2.3 修补贴片的制备

将制得的夹芯结构面板切割成边长为 50mm×50mm、60mm×60mm,制得 50mm×50mm×4mm、60mm×60mm×4mm 的正方形修补补片备用。

1.3 损伤缺陷试样的修补

(1) 根据目测情况,确定试样面板损伤范围;(2) 用锉刀和砂纸轻微打磨损伤区域的面板,用毛刷清除打磨面板产生的粉尘,再用蘸丙酮的清洁纱布擦拭待粘接补片区的表面;(3) 用毛刷在损伤区均匀涂抹胶粘剂(DG-3 型),将固化好的补片(36 层,50mm×50mm×4mm、60mm×60mm×4mm)铺放在涂胶损伤区;(4) 将修补完成的试样采用热补仪(HCS9200 型,美国 Heatcon 公司)固化,胶粘剂(DG-3 型)固化工艺参数:以 1.5℃/min 的升温速率,升高温度至 65℃,保温 4h,冷却至室温。

1.4 样品的测试

1.4.1 无损测试

采用相控阵探伤仪(Omni Scan MX 型,美国 Olympus NDT 公司)对完成固化的修补试样进行超声扫描检测,主要检查修补贴片层间以及修补贴片与试样之间的胶接状况。

1.4.2 力学性能测试

采用微机控制电子万能试验机(5150 型,深圳新三思材料检测有限公司)参照 ASTM C297M—04《夹层结构平面拉伸强度标准试验方法》和 ASTM C393—00《夹层结构三点弯曲强度标准试验方法》对试样进行拉伸强度和弯曲强度测试。

1.4.3 金相测试

采用金相显微镜(19JPC-V 型,上海光学仪器厂)对完成固化的修补试样进行断面扫描检测。主

要检查确定修补后修补贴片与试样的胶接界面情况。

2 结果与讨论

2.1 面板的贴补修补无损分析

缺陷直径不同面板的贴补修补无损测试图见图 2。从图 2(a)、图 2(b)可以看出,缺陷直径分别为 20mm、30mm 的面板经过贴补修补之后,均在 4mm 处有明显的分界线产生,这是由于补片厚度为 4mm,且补片与修补试样之间有已固化的胶粘剂(DG-3 型),声波在传播过程中遇到阻抗不同的胶粘剂-预浸料界面从而产生了明显的超声分界线,从而证明了胶粘剂(DG-3 型)将贴补补片与修补试样损伤面板较好粘接在一起了;在 4mm 以下(贴补补片以下)部位有明显的波峰起伏,表明补片以下具有明显的分层现象,这是因为修补试样面板损伤所致;而对缺陷直径大小不同的试样,贴补修补后试样的检测结果并无明显差别。

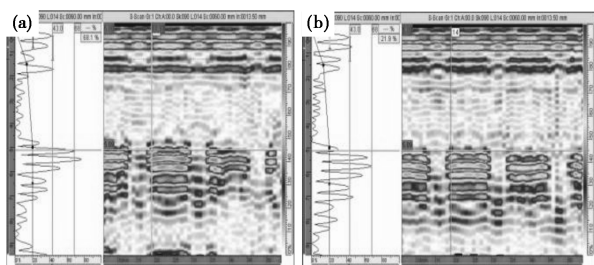


图 2 缺陷直径不同面板的贴补修补无损测试图
[缺陷直径:(a)20mm;(b)30mm]

2.2 力学性能分析

2.2.1 拉伸强度分析

修补前强度是指含有缺陷的试样强度,强度恢复率指修补后试样相对于完好试样的强度恢复。

不同面板的拉伸断裂强度和强度恢复率见表 2。从表 2 可知,有缺陷试样与完好试样的拉伸断裂强度相差不大,这主要是因为胶膜与泡沫芯的粘接强度大于泡沫芯自身的拉伸断裂强度所致;采用贴补修补后,缺陷直径分别为 20mm、30mm 试样的拉伸断裂强度分别为 0.644MPa、0.641MPa,拉

表 2 不同面板的拉伸强度和强度恢复率

试样	修补前拉伸断裂 强度/MPa	修补后拉伸断裂 强度/MPa	强度恢复率/ %
完好	0.653	0.653	100.0
缺陷直径 20mm	0.648	0.644	98.6
缺陷直径 30mm	0.645	0.641	98.1

伸断裂强度恢复率分别为 98.6%、98.1%,与完好试样的拉伸断裂强度恢复率相差很小,而且缺陷半径对贴补修补后试样的拉伸强度恢复率影响极小。

缺陷直径不同面板贴补修补后的拉伸断口图见图 3。从图 3(a)、图 3(b)可以看出,贴补修补后拉伸试样的断裂发生在泡沫芯中间,断口不在胶膜与泡沫芯的胶接界面上,也不在贴补补片与修补试样的胶接界面上,故而拉伸强度恢复高,对贴补修补后试样的拉伸强度恢复影响极小。

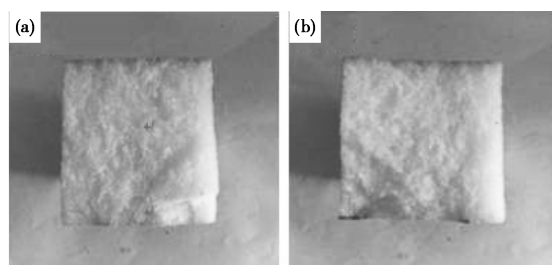


图 3 缺陷直径不同面板贴补修补后的拉伸断口图
[缺陷直径:(a)20mm;(b)30mm]

2.2.2 弯曲强度分析

不同面板的弯曲强度见表 3。从表 3 可知,在缺陷试样修补前,随着试样缺陷半径的增大,缺陷试样的弯曲强度逐渐降低,缺陷直径为 20mm 试样的弯曲强度为 1.632MPa,缺陷直径为 30mm 试样的弯曲强度为 1.560MPa,这是因为面板的缺陷破坏了整个试样在弯曲过程中的受力平衡,整个试样的破坏首先在缺陷区域进行扩展,随着弯曲载荷的增大,面板的缺陷开始沿着 90°方向扩展,最终导致整个夹芯试样发生破坏,故而缺陷的半径越大,弯曲强度降低越明显;采用贴补修补后缺陷直径为 20mm 试样的弯曲强度达到 2.186MPa,弯曲强度恢复率为 125%,缺陷直径为 30mm 试样的弯曲强度达到 2.017MPa,弯曲强度恢复率为 114.9%,均比完好试样的弯曲强度(1.754MPa),弯曲强度恢复率(100.0%)有所提高,这是因为缺陷试样经过贴补修补后加厚了面板,使得面板不易弯曲,失效载荷增大,故而弯曲强度和弯曲强度恢复率得到提高。

表 3 不同面板的弯曲强度

试样	修补前弯曲 强度/MPa	修补后弯曲 强度/MPa	强度恢复率/ %
完好	1.754	1.754	100.0
缺陷直径 20mm	1.632	2.186	125.0
缺陷直径 30mm	1.560	2.017	114.9

2.3 微观结构分析

采用贴补修补后,缺陷试样贴补修补的胶界面金相图见图 4。从图可以看出,胶粘剂(DG-3 型)固化后内部有小的孔洞,这是由于胶粘剂(DG-3 型)黏度较大导致树脂在固化过程中树脂分布不均所致;从图还可以看出,胶粘剂与母片和补片的树脂层均略有相互渗透,表示粘接效果良好,从胶粘剂(DG-3 型)固化后的边界看来,胶粘剂将补片与母件进行了很好的胶接。



图 4 缺陷试样贴补修补的胶界面金相图

3 结论

(1)采用贴补修补对复合材料泡沫夹层结构面板损伤试样进行了修补,对修补后的试样进行无损检测分析和微观结构分析,结果显示修补区域内胶粘剂、修补贴片与修补试样间胶接情况良好。

(2)采用贴补修补后,缺陷直径分别为 20mm、30mm 试样的拉伸断裂强度分别为 0.644MPa、0.641MPa,拉伸断裂强度恢复率分别为 98.6%、98.1%;弯曲强度分别达到 2.186MPa、2.017MPa,弯曲强度恢复率分别为 125.0%、114.9%。采用贴补修补法进行修补后,可获得很好的力学性能恢复。

参考文献

- [1] 陈祥宝,张宝艳,邢丽英.先进树脂基复合材料技术发展及应用现状[J].中国材料进展,2009,28(6):2-12.
- [2] 毕红艳,段友社,谢凯文.共固化成型蜂窝夹层结构缺陷分析及工艺改进[J].航空制造技术,2014(15):105-109.
- [3] 赵秀芬,纪双英,史湘宁.PMI 泡沫发展现状及其在直升机上的应用[J].宇航材料工艺,2018,48(1):5-9.
- [4] 高丽红,杨利.某型飞机用 PMI 泡沫夹层复合材料的设计[J].航空工程进展,2010,1(4):374-378.
- [5] 赵锐霞,尹亮,潘玲英.PMI 泡沫夹层结构在航天航空工业的应用[J].宇航材料工艺,2011,41(2):13-16.
- [6] Das M, Madenci E, Ambur D R. Three-dimensional nonlinear analyses of scarf repair in composite laminates and sandwich panels[J]. Journal of Mechanics of Materials & Structures, 2008,3(9):1641-1658.
- [7] Campilho R D S G, De Moura M F S F, Domingues J J M S. Stress and failure analyses of scarf repaired CFRP laminates using a cohesive damage model[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2007,21(9):855-870.
- [8] 陈绍杰.复合材料结构修理指南[M].北京:航空工业出版社,2001,12-98.
- [9] GV Valente L L, Manso I S, Münchow E A, et al. Repair bond strength of resin composite with experimental primers-effect of formulation variables[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2017,31(7):806-815.
- [10] 杨龙英.修补固化方式对树脂基复合材料修补性能的影响研究[J].塑料工业,2015,43(9):83-86.
- [11] Liu S, Cheng X, Xu Y, et al. Study on impact performances of scarf-repaired carbon fiber reinforced polymer laminates[J]. Journal of Reinforced Plastics & Composites, 2014,34(1):60-67.
- [12] 梁重云,曾竟成.复合材料补片胶接修补研究进展[J].宇航材料工艺,2002,32(4):7-11.

收稿日期:2018-06-14

修稿日期:2019-07-30

福建物构所中远红外非线性光学晶体材料研究获系列进展

中科院福建物构所结构化学国家重点实验室朱起龙课题组在中科院海西研究院百人计划、国家青年千人计划和林华副研究员主持的国家自然科学基金面上项目和海西研究院“春苗”人才专项等项目资助下,在 MFIR-NLO 晶体材料设计与合成研究方面取得了系列进展。1)利用孤对电子诱导策略,成功实现从中心($\text{La}_2\text{CuInS}_5$)到非心($\text{La}_2\text{CuSbS}_5$)的晶体结构转变。测试结果表明,化合物 $\text{La}_2\text{CuSbS}_5$ 属于 I-型相位匹配,且具有适中的粉末倍频响应($\text{SHG}=0.5' \text{ AgGaS}_2$)和高的激光损伤阈值($\text{LIDT}=1.6' \text{ AgGaS}_2$)。此外,理论计算的分析结果表

明该化合物的倍频效应主要来自于由 $[\text{SbS}_4]$ 四面体所构筑的独特的“跷跷板式” $(\text{SbS}_4)_n$ 链。2)采用中温固相反反应,利用 SnCl_2 作为助熔剂成功制备了一例混金属的 MFIR-NLO 晶体材料 $\text{Sn}_2\text{Ga}_2\text{S}_5$ 。性能测试表明该材料具有很好的光学性能,基本满足优异 MFIR-NLO 晶体材料的要求,包括有利于晶体生长的低熔点($\text{MP}=958\text{K}$),宽的相位匹配区间($>725\text{nm}$),大的单晶透过范围($0.57\sim 13.8\mu\text{m}$),强的非线性系数($\text{SHG}=2.5' \text{ AgGaS}_2$),以及高的激光损伤阈值($\text{LIDT}=6.6' \text{ AgGaS}_2$)。

(新型)