复合材料泡沫夹层结构板-芯缺陷挖补修补工艺研究

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板-芯缺陷试样,并对板-芯缺陷试样进行挖补修补。通过使用雕刻机和手工打磨工具将缺陷区域打磨出 45°的楔形角,打磨完成后铺放 EA9696 胶膜和预浸料补片,利用热修补仪将挖补修补后的区域进行加热固化,并对挖补修补完成后的复合材料夹层结构试样进行了无损检测、力学性能测试以及微观结构分析。结果表明:挖补修补后的试样拉伸强度恢复率达到 90%以上,弯曲强度恢复率达到 87%以上,试样修补区域的胶膜、预浸料补片以及泡沫芯材间胶接质量良好。

关键词 复合材料,泡沫夹层结构,挖补修补,强度恢复率

Study on scarf repair technology of skin-core flaw of composite foam sandwich structure

Bao Xiao[1] Gong Zhihong[1] He Kai[1] Li Jianchuan[1] Cui Yihua[2]

(1.AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co.,Ltd.,Chengdu 610000;
2.Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,Nanjing 211100)

Abstract The skin-core flaw samples of composite foam sandwich were prepared, and the samples were repaired by means of scarf repair.Polished out wedge angle of 45 degrees with hand tools and engraving machine.The EA9696 adhesive film and prepreg patch were laid in the repair area.Mechanical property, nondestructive testing and microstructure analysis of the repaired samples were carried out.The results showed that, the recovery rate of repaired samples tensile strength was more than 90%, the recovery rate of bending strength was more than 87%.This was a good combination between film, prepreg patch and foam core material.

Key words composite, foam sandwich structure, scarf 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,已被广泛应用于航空航天领域[1],并从早先的简单层压零件发展为高度整体化的结构件,其中复合材料夹层结构件可将夹芯材料的高刚度、低密度与复合材料面板的高强度、高模量结合起来,能更好地发挥复合材料的结构效能。早先的复合材料夹层结构主要以蜂窝夹层结构为主,但由于蜂窝芯在加工过程中尺寸稳定性差,且极易受到加工环境的影响,使得生产成本大大增加,故而有必要开发可代替蜂窝芯材的夹芯材料[2-3]。近年,聚甲基丙烯酰亚胺(PMI)泡沫作为一种轻质、闭孔、高度交联的硬质泡沫塑料,具有低密度、高强度、高刚度、尺寸稳定性好和热变形温度高等优点,故而其可作为代替蜂窝芯材的夹芯材料,使用其制造的复合材料夹芯结构件已在航空航天领域得到广泛使用[4-6]。

复合材料泡沫夹层结构在制造与使用过程中不可避免的会面临分层、脱粘、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[7]。复合材料夹层结构的面板与芯材的胶接界面极大地影响最终制件的性能,因此国内外已对复合材料夹层结构板-芯缺陷的修补技术进行过相关研究,但研究主要集中于复合材料蜂窝夹层结构上[8-14]。随着复合材料泡沫夹层结构的大量使用,有必要对其板-芯缺陷的修补技术进行研究。本研究通过制备复合材料泡沫夹层结构板-芯缺陷试样,其后对缺陷试样进行了挖补修补,并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分析,有望为复合材料泡沫夹层结构板-芯缺陷的修补技术提供依据。

作者简介:包啸(1989-),男,硕士,工程师,主要从事碳纤维复合材料构件制造方面的研究。

1　实验部分

1.1　原料与设备

单向带预浸料 3234/T700,含胶量 36%,中航复材责任有限公司;EA9696 胶膜(紫色),德国 Henkel 公司;ROHACELL 71 WF 泡沫芯(PMI 泡沫),德国德固赛公司;辅助材料(透气毡、真空袋等),美国 Airtech 公司。

Omni Scan MX 型相控阵探伤仪(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　试样的制备

1.2.1　完好试样的制备

首先,按$[45°/-45°]_{16}$铺叠顺序,使用 3234/T700 预浸料铺叠成厚度为 4mm 的层压板,随后放置辅助材料并封装真空袋后送入热压罐在 3bar 的压力以及 120℃下固化 4h,固化完成的叠层切割成表 1 中所示的尺寸并作为完好夹芯结构试样的上、下面板。

其次,在上、下面板表面铺贴上一层 EA9696 胶膜,将与上、下面板同等大小的 PMI 泡沫夹芯(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送入热压罐在 3bar 的压力以及 120℃下固化 4h,固化完成后得到表 1 所示的完好力学强度测试试样。

1.2.2　缺陷试样的制备

首先,按$[45°/-45°]_{16}$铺叠顺序,使用 3234/T700 预浸料铺叠成厚度为 4mm 的层压板,随后放置辅助材料并封装真空袋后送入热压罐在 3bar 的压力以及 120℃下固化 4h,固化完成的叠层切割成表 1 中所示的尺寸并作为板-芯缺陷夹芯结构试样的上、下面板。

其次,裁剪一张与上面板大小相同的真空袋薄膜,在薄膜中心裁剪出直径为 20mm 和 30mm 的区域,在 20mm 和 30mm 的区域撒上石英砂(100 目),用手轻轻磨平后,清楚多余的砂子,取下薄膜,得到板-芯缺陷试样的上面板。

最后,在上、下面板表面铺贴上一层 EA9696 胶膜,将与上、下面板同等大小的 PMI 泡沫夹芯(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送入热压罐在 3bar 的压力以及 120℃下固化 4h,固化完成后得到表 1 所示的板-芯缺陷力学强度测试试样。

表 1　复合材料夹层结构试样尺寸

试样	长/mm	宽/mm
拉伸测试	75	75
弯曲测试	100	75

1.3　复合材料泡沫夹层结构板-芯缺陷试样的修补

①使用记号笔标记出板-芯缺陷试样的缺陷区域;②根据设计的斜面倾角 45°,使用雕刻机将标记内区域层层打磨,打磨区域逐渐变小,直至底部与缺陷大小相同,如图 1 所示;③将预备好的胶膜铺于斜面上,按照打磨的形状将预浸料(铺层与上面板铺层角度一致)裁剪好,采用搭接的方式由里向外一层层将补片铺在修补区,最后在外部铺放两层附加的[45°/-45°]修理铺层;④在补片区域放置隔离膜,并封装真空袋,使用热修补仪,按照材料固化参数对补片进行固化,如图 2 所示。

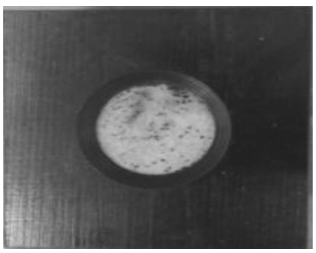

图 1　去除缺陷区域后的试样实物图

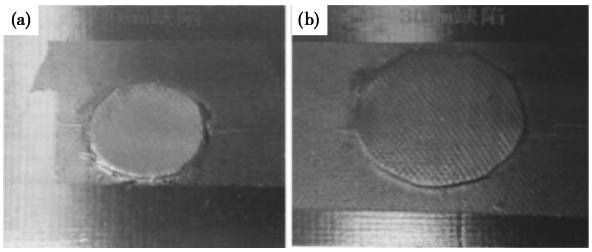

图 2　挖补修补固化后的不同大小缺陷的夹层结构件试样实物图
[(a)20nm;(b)30nm]

1.4　性能测试

1.4.1　无损检测

使用相控阵探伤仪对完好试样以及完成修补的板-芯缺陷修补试样进行无损检测。主要检查修补补片及补片与泡沫芯之间的胶接情况。

1.4.2　力学性能测试

使用微机控制电子万能试验机,参照 ASTM C297《夹层结构平面拉伸强度标准试验方法》对试样进行拉伸强度测试,参照 ASTM C393《夹层结构

三点弯曲强度标准试验方法》对试样进行弯曲强度测试。

1.4.3 金相检测

使用金相显微镜对完成固化的修补试样进行了断面扫描检测。主要检查确定修补后修补区域与泡沫芯材的胶接界面情况。

2 结果与讨论

2.1 无损检测

图 3 为挖补修补完成后复合材料夹层结构无损示意图。

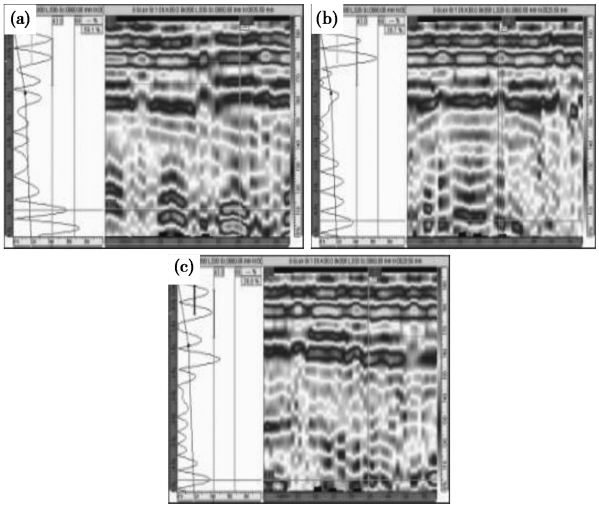

图 3 挖补修补完成后复合材料夹层结构无损示意图

[(a)完好试样;(b)20mm 缺陷修补;(c)30mm 缺陷修补]

由图 3(a)可见,完好的夹层结构试样的波形较为稳定,复合材料面板无分层现象,在 4mm 处产生了明显的分界线,这是由于复合材料面板与泡沫芯材之间有已经固化的胶膜,声波在传播过程中遇到阻抗不同的胶膜-泡沫芯界面而产生的,从而证明了 EA9696 胶膜将复合材料面板与泡沫芯材较好地粘接在了一起。图 3(b—c)的无损结果与图 3(a)无损结果基本一致,证明挖补修补后,补片本身的无损情况良好且补片通过 EA9696 胶膜与泡沫芯之间胶接情况良好,且对于不同缺陷大小的挖补修补试样,无损检测结果并无明显差异。

2.2 力学性能分析

2.2.1 拉伸强度分析

强度恢复率指修补后试样相对于完好试样的强度恢复,测试结果取 6 个板-芯缺陷挖补修补后的强度平均值,结果见表 2,泡沫夹层结构修补试样拉伸断口实物图见图 4。

表 2 板-芯缺陷试样修补后拉伸强度测试结果

试样		修补后强度/MPa	强度恢复率/%
完好		0.668	100.0
缺陷大小	20mm	0.641	95.9
	30mm	0.606	90.7

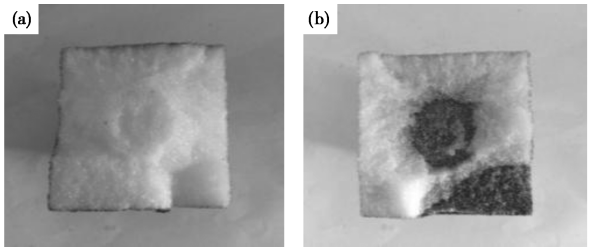

图 4 板-芯缺陷试样挖补修补后拉伸断口实物图

[(a)20nm;(b)30nm]

由表 2 可见,挖补修补后泡沫夹层结构的拉伸强度能恢复到 90% 以上,修补后拉伸强度损失较小,其中随着缺陷直径的扩大,修补后恢复强度逐渐下降。由图 4 可见,泡沫断裂失效首先发生在胶膜与泡沫的粘接区域,产生的裂纹逐渐在整个泡沫夹层生长,其中既有后期修补补片与泡沫的粘接处,也有初始制样胶膜与泡沫的粘接处,故而导致拉伸强度下降,这是由于挖补修补对修补试样原始完整性造成破坏引起的。并且随着试样缺陷区域的扩大,挖补修补的角度就越小,修补过程中试样被打磨掉的部分就越多,对修补试样的原始破坏就越大,这就是缺陷区域越大,拉伸强度恢复率越低的原因。

2.2.2 弯曲强度分析

板-芯缺陷试样修补后弯曲强度测试结果见表 3。由表 3 可见,挖补修补后夹层结构的弯曲强度可以恢复到 87% 以上,随着缺陷半径的增大,强度恢复百分比逐渐减小。这是因为复合材料夹层试样进行三点弯曲时,会受到正应力和剪切力,力的传递是面板-胶膜-泡沫芯,挖补的补片破坏了整个复合材料面板的纤维连续性,补片与母件胶接的位置会成为薄弱环节,使得整个板-芯修补试样的破坏首先在修补后的区域进行扩展,又由于挖补补片破坏了整个复合材料夹层试样的整体性,胶膜在传递剪切力的时候容易发生开裂失效,最终导致整个夹层试样容易发生破坏。由于缺陷半径越大,挖补区域越大,胶接长度也越长,这就导致了弯曲强度降低越明显。

表 3　板-芯缺陷试样修补后弯曲强度测试结果

试样		修补后强度/MPa	强度恢复率/%
完好		1.753	100.0
缺陷大小	20mm	1.655	94.3
	30mm	1.537	87.6

2.3　微观结构分析

缺陷试样挖补修补胶接界面的金相图见图 5。由图可见,胶膜已渗透入泡沫芯材中,且没有明显的孔洞,代表挖补补片已与泡沫芯材形成了良好的胶接界面。另外,胶膜与预浸料间相互渗透,代表胶膜与预浸料的胶接界面紧密,胶膜与预浸料间的胶接状况良好。

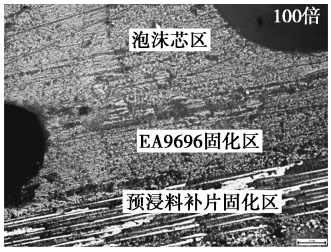

图 5　缺陷试样挖补修补胶接界面金相图

3　结论

(1)通过挖补修补对复合材料泡沫夹层结构板-芯缺陷试样进行修补,并对修补后的试样进行了无损检测分析以及微观结构分析,结果表明修补区域内 EA9696 胶膜、挖补补片与修补试样间胶接情况良好。

(2)针对缺陷大小为 20mm、30mm 复合材料夹层结构试样,采用挖补修补法对其进行修补后,拉伸强度恢复率达到 90%以上,弯曲强度恢复率达到 87%以上,测试结果表明力学性能得到了很好的恢复。

参考文献

[1] 陈祥宝,张宝艳,邢丽英.先进树脂基复合材料术发展及应用现状[J].中国材料进展,2009,28(6):2-12.

[2] 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.

[3] 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.

[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] Seibert H F. Applications for PMI foams in aerospace sandwich structures[J]. Reinforced Plastics, 2006, 50(1): 44-48.

[6] 胡培.航空航天泡沫夹层结构的设计[J].航空制造技术,2012(18):99-104.

[7] 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.

[8] 纪朝辉,刘阔,李娜,等.挖补修理对复合材料层合板拉伸性能的影响[J].中国民航大学学报,2013,31(3):50-53.

[9] 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.

[10] 陈绍杰.复合材料结构修理指南[M].北京:航空工业出版社,2001,5-8.

[11] 王莹.复合材料缺陷修补技术[J].粘接,2015(6):83-86.

[12] 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.

[13] 王云英,孟江燕,丁祖群,等.航空先进聚合物基复合材料的修补[J].航空维修与工程,2008(2):27-30.

[14] 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:2019-01-09

(上接第 163 页)

[18] 近藤精一,石川达熊,安部郁夫.吸附科学[M].北京:化学工业出版社,2006,255-264.

[19] Rambhad K S, Walke P V, Tidke D J. Solid desiccant dehumidification and regeneration methods-a review[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2016, 59: 73-83.

[20] 贾春霞.硅胶基复合干燥剂强化除湿机理及其应用研究[D].上海:上海交通大学,2006.

[21] Jia X, Lai S, Yang H. Chitosan combined with calcium chloride impacts fresh-cut honeydew melon by stabilising nanostructures of sodium-carbonate-soluble pectin[J]. Food Contr, 2015, (53): 195-205.

[22] Khaliq G, Mohamed M T M, Ali A, et al. Effect of gum arabic coating combined with calcium chloride on physico-chemical and qualitative properties of mango (Mangiferaindica L.) fruit during low temperature storage[J]. Sci Horticult, 2015, 190: 187-194.

[23] 段敏,李强,刘文,等.食品包装用吸湿剂的研究进展[J].食品安全质量检测学报,2018,9(18):4893-4899.

[24] 韩向阳,魏长智,张永瑞,等.壳聚糖/甘油复合膜的吸湿性及力学性能研究[J].广东化工,2016,43(13):18-19.

[25] 刘俊吉,周亚平,李兴林.物理化学[M].北京:高等教育处报社,2009,184.

[26] Li Y, Zhang D, Bai D, et al. Size effect of silica shell on gas uptake kinetics in dry water[J]. Langmuir, 2016, 32(29): 7365-7371.

收稿日期:2018-12-19