

挖补法修补复合材料层压板压缩性能

张万卿, 李洪春, 史 勇

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:为了研究中间夹杂、中间褶皱、冲击缺陷对复合材料层压板压缩性能的影响, 及通过挖补法修补 3 种缺陷后的效果, 采用在复合材料层压板上人为制造中间夹杂、中间褶皱、冲击缺陷的方法, 并采用挖补法分别对 3 种缺陷进行修补, 最后分别测试缺陷试样、修补后试样及无缺陷试样的压缩性能, 并用扫描电镜观察缺陷试样破坏后的微观形貌, 分析其破坏机理。试验表明: 冲击缺陷对试样压缩强度影响最大, 其次为中间褶皱缺陷, 对试样压缩强度影响最小的为中间夹杂缺陷。采用挖补法修补对中间夹杂及中间褶皱缺陷修补效果显著, 修补后压缩性能分别达到无缺陷试样压缩性能的 102.9% 和 110.1%; 挖补法修补对冲击缺陷修补效果不理想, 修补后压缩性能仅达到无缺陷试样压缩性能的 67.9%。

关键词: 复合材料; 层压板; 缺陷; 挖补法修补; 压缩性能

中图分类号: V252 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)04-0103-06

Research on compressive properties of composite laminates by patching repair

ZHANG Wanqing, LI Hongchun, SHI Yong

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The purpose is to study the influence of internal inclusion defect, middle fold defect and impact defect on the compressive properties of composite laminates, and the effect after repairing the three defects by the patching method. The method of artificially manufacturing internal inclusion defect, middle fold defect and impact defect on composite laminates, and repairing three defects by the patching method was applied. Finally, the compression properties of defective, repaired and non-defective samples were separately tested, and the micro-morphology of defective samples were observed by SEM to analyze their failure mechanism. The test shows that the impact defect has the largest impact on the compressive strength of the sample, followed by the internal inclusion defect, and the smallest impact on the compressive strength of the sample is the middle fold defect. The patching repair has significant effect for the middle fold defect and the internal inclusion defect, and the compression performance after patching repair reaches 102.9% and 110.1% of the compression performance of non-defective sample, respectively. However, the patching repair is not ideal for the impact defect, and the compression performance after patching repair is only 67.9% of the compression performance of non-defective sample.

收稿日期: 2019-12-06; 修回日期: 2020-01-20

基金项目: 陕西省重点研发计划项目(2018YBXM-G-2-3)

作者简介: 张万卿(1989—), 男, 硕士, 研究领域为橡塑密封设计

ching repair only reaches 67.9% of the compression performance of non-defective sample.

Keywords: composite; laminate; defect; patching repair; compression property

0 引言

碳纤维树脂基复合材料因具有比模量高、比强度高、耐高温、质轻等性能特点,近几十年来在航空航天系统迅速发展^[1-4]。因其上述的优点,碳纤维树脂基复合材料在航空、航天领域中的应用也被认为是衡量一个国家航空航天科技实力的重要标志^[5-8]。

随着我国飞机不断地更新换代,飞机材料的使用要求也越来越高,因此飞机中的很多部位以及零部件都用到复合材料^[9],然而在复合材料制件的制造和使用过程中会产生各种缺陷与损坏,影响复合材料的可靠性。国外复合材料的修补技术已经非常成熟,而我国在 20 世纪 80 年代中后期,才逐渐开始研究先进复合材料修补技术^[10-13]。成飞公司在 2000 年成功修补了雷达罩,就是采用了改性酚醛树脂玻璃钢蒙皮和双层 NOMEX 蜂窝夹层结构^[14]。哈飞公司也对复合材料修补在直九上的应用进行了系统的研究^[15]。但总体而言,我国在复合材料修补技术方面还尚不成熟,急需掌握这项技术,以提高飞行器的可靠性。

1 缺陷试样的制造及修复

复合材料层压板由 9 层预浸料铺叠而成,每层铺好后进行抽真空压实,最终成型。但在复合材料层压板生产过程中,会产生 3 种常见缺陷,即中间夹杂、冲击、中间褶皱。下面对这 3 种常见缺陷的设计及修补进行逐一描述。

1.1 中间夹杂的设计与修补

预浸料在铺层过程中,需要在表面铺覆一层隔离膜,而隔离膜去除时可能会留有碎屑,如不注意就会夹杂在铺层中间造成缺陷。

试验中对于缺陷的设计的方法为:在 4~5 层预浸料的中间铺 $\phi 30$ mm 的聚四氟乙烯薄膜。

中间夹杂的层压板采用挖补法进行修补,其具体步骤如下:

1) 确定缺陷区域的大小(试样缺陷为 $\phi 30$ mm),在面板上以环绕半径至少 12.7 mm 的范围内标记形状;

2) 在整个修补区域的上方放置一层透明膜(尼龙薄膜或聚酯薄膜)。在透明膜上标记每层铺层边缘的外形线,描画轮廓并标出每种材料及其方向;

3) 去除表面铺层以暴露并除去夹杂缺陷,可用胶带保护返修区域周围。共需去除 4 层,每一层取出的铺层边缘(半径)至少增加 12.7 mm,形成阶梯状;

4) 用 150#或更细的砂纸打磨修补区域,用丙酮将抹布或软刷子湿润并擦抹或洗刷表面,多余的丙酮用干的、洁净的棉布彻底擦拭;

5) 重新铺贴胶膜,替换层,最终过铺层(替换层与过铺层纤维角度与原先保持一致)。每层铺层边缘比去除的铺层边缘大 12.7 mm。最终过铺层尺寸比上次替换的预浸料层略大,角度与最后一层铺层一致。胶膜应比最终铺层边缘略大。最后固化。中间夹杂无缺陷、缺陷、修补后试样示意图如图 1 所示。

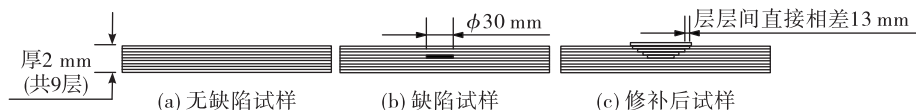


图 1 中间夹杂无缺陷、缺陷、修补示意图

Fig. 1 Schematic diagram of non-defective sample, defective sample, repaired sample of internal inclusion defect

1.2 冲击缺陷的设计与修补

层压板生产制造过程中,如操作不注意,会使生产工装掉落在制件上,制件受冲击后,容易产生

损伤,而且大部分损伤均难以用肉眼察觉,但其内部往往产生纤维断裂、分层等缺陷^[16],这些内部损伤将使层压板的力学性能严重退化,强度可削弱

35%~40%,甚至会直接导致事故的发生。因而在试板上采用重5 kg、端头为 $\phi 2.7$ mm的冲头,按照4.45 J/mm的能量对试板的中心位置进行冲击获得缺陷试样。

冲击缺陷和中间夹杂缺陷区域的大小可以均设为 $\phi 30$ mm,因而就挖补法而言,两种缺陷的修补方法相似,不同之处在于冲击缺陷试样修补时,应先用打磨器将缺陷打磨掉,随后在缺陷处双面各挖四层,即需要进行双面修补。冲击无缺陷、缺陷、修补后试样示意图如图2所示。

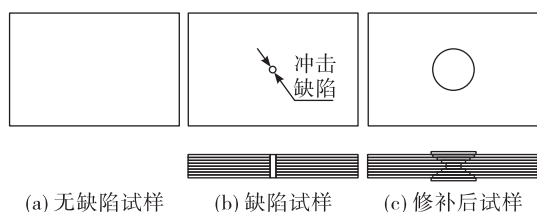


图2 冲击无缺陷、缺陷、修补示意图

Fig. 2 Schematic diagram of non-defective sample, defective sample, repaired sample of impact defect

1.3 中间褶皱的设计与修补

预浸料在铺层过程中,如果预浸料未铺平,随后进行抽真空压实,可能会造成铺层褶皱,随后再铺覆预浸料,从而造成中间褶皱缺陷。对于中间褶皱缺陷的设计方案为:将第五层预浸料沿宽度方向在中间折出宽15 mm、长100 mm的褶皱。

针对中间褶皱的层压板,其修补方法与中间夹杂缺陷层压板相似,唯一不同之处在于缺陷区域大小的确定(试样缺陷为15 mm \times 100 mm),具体的修补步骤不做赘述。中间褶皱无缺陷、缺陷、修补后示意图如图3所示。

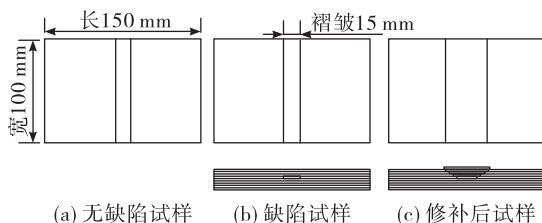


图3 层压板中间褶皱无缺陷、缺陷、修补示意图

Fig. 3 Schematic diagram of non-defective sample, defective sample, repaired sample of middle fold defect

2 挖补法修补层压板的力学性能测试方法

层压板含有中间夹杂、中间褶皱和冲击缺陷缺陷时,使用挖补法进行修补,为了评价其性能,本文对3种缺陷试样及修补后试样进行压缩性能测试。

本文根据ASTM D 7137标准在室温下进行测试压缩,试验件夹具由底座、底座滑动板、角板、侧板、顶板以及顶部滑动板组成。将试件以及夹具安装在SANS CMT5105试验机后,首先进行压缩预加载,为保证所有的加载面互相接触,对试样/夹具组合首先施加450 N的压缩力,而后把压缩载荷降低到150 N,对所有的仪器预调零和平衡。其试验过程如图4所示。

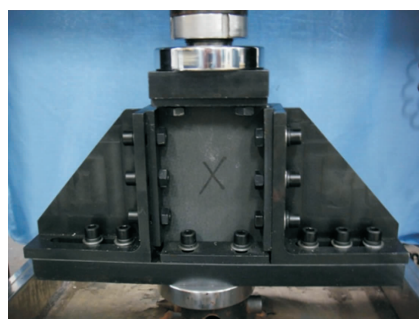


图4 压缩试验装置

Fig. 4 Compression test device

试验过程采用的试验速度为1.25 mm/min。进行极限压缩剩余强度的计算。

压缩剩余强度

$$F^{CAI} = P_{\max} / A \quad (1)$$

其中

$$A = hw$$

式中: F^{CAI} 为极限压缩强度,MPa; P_{\max} 为破坏前的最大力,N; A 为横截面,mm²。

3 挖补法修补层压板测试结果与分析

本文对中间夹杂、中间褶皱和冲击缺陷进行挖补法修补,并且对缺陷试样、无缺陷试样、修补试样按照ASTM D 7137进行压缩强度测试。所有试样均采用标准试验件,由5根试样计算强度的平均值^[17]。

将缺陷试样和修补试样的强度平均值对比无缺陷试样强度的平均值,计算出其所占无缺陷试样平均值的百分比,以此来对比不同缺陷及采用挖补法修补对试样压缩性能的影响。压缩性能测试结果如表 1 所示、不同缺陷种类及修补对试样压缩性能影响如图 5 所示。

表 1 压缩试验结果

Tab. 1 Results of compression test

缺陷种类		压缩	压缩强度	占无缺陷试样
		强度/ MPa	数据离散率 Cv%	强度百分比/ %
中间夹杂	无	153.58	9.65	100.0
	有	152.27	9.87	99.1
	修补	158.01	8.79	102.9
中间褶皱	无	149.33	8.46	100.0
	有	134.87	9.31	90.3
	修补	164.48	8.47	110.1
冲击缺陷	无	155.23	9.90	100.0
	有	92.05	9.87	59.3
	修补	105.40	9.42	67.9

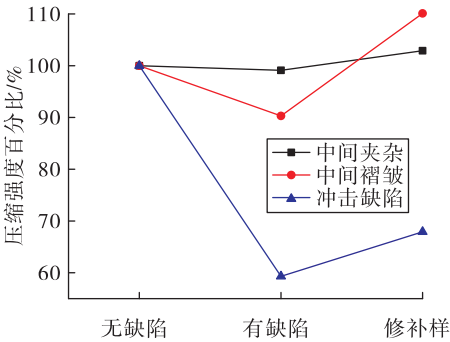


图 5 不同缺陷种类及修补对试样压缩性能影响

Fig. 5 Effect of different defects and repair on the compressive properties of sample

由图 5 可知,中间夹杂缺陷试样的压缩强度低于无缺陷试样,这是因为如图 6 所示,中间夹杂中聚四氟乙烯的存在使预浸料产生了分层(分层处的微观结构见图 7),在试样受到压缩时,试样分层处两侧的弯曲变形比未分层试样更大,导致缺陷试样更容易破坏。由图 8 也可看出,无缺陷试样受到压缩时,断裂面较为平整,因为其弯曲变形较小。而中间夹杂缺陷试样受到压缩时,断裂面较为不规则,且断裂在中心分层处,因为其弯曲变形较大。

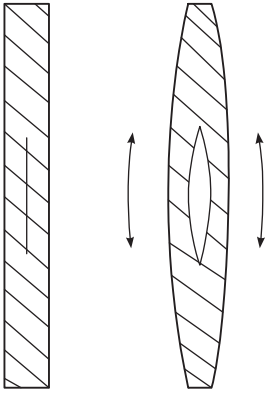


图 6 中间夹杂压缩受力示意图

Fig. 6 Schematic diagram of compression force for internal inclusion defect

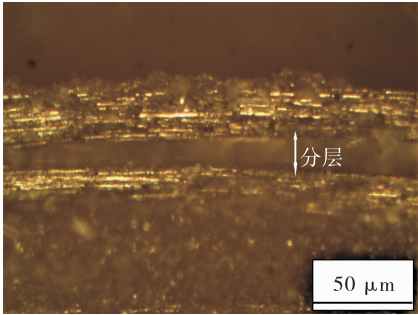
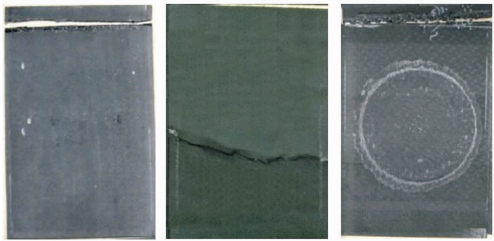


图 7 中间夹杂缺陷试样微观形貌

Fig. 7 Microstructure of internal inclusion defect



(a) 无缺陷试样 (b) 缺陷试样 (c) 修补后试样

图 8 中间夹杂无缺陷、缺陷、修补后试样压缩破坏模式

Fig. 8 Compression failure mode of non-defective sample, defective sample, repaired sample for internal inclusion defect

中间夹杂缺陷试样修补后,其压缩强度与缺陷试样相比显著提高,这是因为只有基体与纤维充分结合,试样整体才能更好地承受压缩载荷,所以压缩强度与基体及界面的性质关系较大。而去掉分层部分,使得纤维与基体的界面结合力得到明显改善,而且阶梯修补过程使得原缺陷处厚度增加,覆

盖在修补片表面的过铺层使得受损处相比无缺陷试样变厚,从而提高了复合材料的压缩强度。由图8可知,修补后的试样受压缩后,断裂面较为整齐,这是因为修补后去除了分层,试样在受压时,弯曲变形较小。

由图5可知,中间褶皱缺陷试样的压缩强度低于无缺陷试样,而由图9所示中间褶皱使预浸料在层铺的过程中无法完全贴合,在褶皱边缘黏结处产生缝隙,相当于预浸料产生了分层,且褶皱处壁厚增加,受到压缩力时,褶皱边缘的分层处形成薄弱点,造成应力集中,导致缺陷试样的压缩强度下降^[18]。如图10所示,中间褶皱缺陷试样沿褶皱边缘应力集中处断裂。

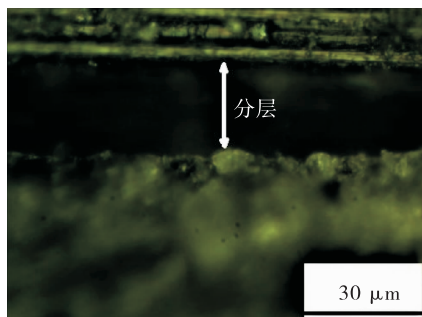


图9 中间褶皱缺陷试样微观形貌

Fig. 9 Microstructure of middle fold defect



(a) 无缺陷试样 (b) 缺陷试样 (c) 修补后试样

图10 中间褶皱无缺陷、缺陷、修补后试样压缩破坏模式

Fig. 10 Compression failure mode of non-defective sample, defective sample, repaired sample for middle fold defect

中间褶皱缺陷试样修补后,其压缩强度与缺陷试样相比显著提高,这是因为与中间夹杂缺陷修补后原理相同,中间褶皱缺陷修补后,去除了褶皱缺陷造成的分层,使得纤维与基体的界面结合力得到明显改善,而且阶梯修补过程使得原缺陷处厚度增

加,覆盖在修补片表面的过铺层使得受损处相比无缺陷试样变厚,从而提高了复合材料的压缩强度。如图10所示,修补后的试样受压缩后,断裂面较为整齐,修补效果良好。

由图5可知,冲击缺陷试样的压缩强度明显低于无缺陷试样,且冲击缺陷试样的压缩强度性能下降率明显高于中间夹杂和中间褶皱缺陷。这主要是由于复合材料层压板的压缩强度受纤维断裂损伤的影响较大,如图11所示,本文的试验件取自冲击试验结束后的试件,导致材料引入更多裂纹、分层缺陷,在缺陷试样受到压缩应力时,在这些缺陷处会造成应力集中,从而明显降低了试样的压缩强度^[19]。通过图12可以看出,冲击缺陷试样受到压缩时,试样的破坏起始于试样的冲击点位置,沿垂直于载荷的方向扩展破坏。试样受压载荷达到一定水平时,层压板的前后表面铺层纤维发生断裂,紧接着整个层压板发生最终破坏,且断裂面成不规则的发散状。

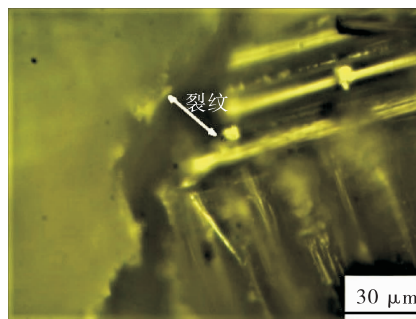
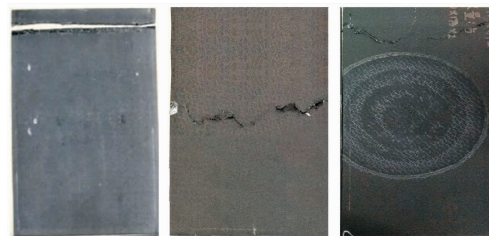


图11 冲击缺陷试样微观形貌

Fig. 11 Microstructure of impact defect



(a) 无缺陷试样 (b) 缺陷试样 (c) 修补后试样

图12 冲击缺陷无缺陷、缺陷、修补后试样压缩破坏模式

Fig. 12 Compression failure mode of non-defective sample, defective sample, repaired sample for impact defect

冲击缺陷修补试样的压缩强度相比缺陷试样

有所提高,这主要是因为冲击载荷作用下,在与冲头接触的区域纤维出现断裂损伤,通过挖补法修补将断裂纤维区域去除,新的纤维铺层与基体的界面强度得到改善。由图 12 可以看出,冲击后修补试样受到压缩力时,断裂面呈不规则的发散状破坏,这是因为冲击点附近发生了分层扩展^[20],使得纤维与基体的结合强度下降,修补过程又无法将这些微受损区域完全进行修补,破坏时会沿着分层扩展的方向逐渐发散。因此修补后,试样的强度无法恢复到冲击损伤前的压缩强度。

4 结 论

1) 冲击缺陷对试样压缩强度影响最大,缺陷试样压缩性能占无缺陷试样压缩性能的 59.3%;其次为中间褶皱缺陷,缺陷试样压缩性能占无缺陷试样压缩性能的 90.3%;对试样压缩强度影响最小的为中间夹杂缺陷,缺陷试样压缩性能占无缺陷试样压缩性能的 99.1%。

2) 采用挖补法修补对中间夹杂及中间褶皱缺陷修补效果显著,修补后压缩性能分别达到无缺陷试样压缩性能的 102.9% 和 110.1%;对冲击缺陷修补效果不理想,因为冲击缺陷会造成裂纹扩展,而修补过程又无法将这些微受损区域完全进行修补,因此修补后压缩性能仅达到无缺陷试样压缩性能的 67.9%。

参考文献:

- [1] YI X S, DU S Y, ZHANG L T. Chinese material engineering ceremony (10): composite engineering [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006.
- [2] 高禹, 李洋洋, 王柏臣, 等. 先进树脂基复合材料在航空发动机上的应用及研究进展 [J]. 航空制造技术, 2016(21): 16-21.
- [3] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展 [J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
- LIU C G, QIU J L, CHEN M L. Research progress of composites nozzle extension for liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 1-8.
- [4] 张万卿, 李洪春, 马海瑞. 碳纤维增强聚四氟乙烯材料微观结构 [J]. 火箭推进, 2019, 45(2): 74-78.
- ZHANG W Q, LI H C, MA H R. Microstructure of carbon fiber-reinforced PTFE [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(2): 74-78.
- [5] 李芝华. 碳纤维复合材料及其应用 [J]. 工程塑料应用, 1998, 26(3): 12-14.
- [6] 张凤翻. 航空结构复合材料对碳纤维的需求 [J]. 材料导报, 2000, 14(11): 5-7.
- [7] 肖艳. 复合材料的发展历程及其应用 [J]. 建筑, 2009(24): 59-60.
- [8] 黎小平, 张小平, 王红伟. 碳纤维的发展及其应用现状 [J]. 高科技纤维与应用, 2005, 30(5): 24-30.
- [9] 文颖慧. 纤维增强复合材料在航空工业中的运用 [J]. 科学中国人, 2015(17): 44.
- [10] 殷跃洪, 张江科, 习小斌, 等. 通用飞机复合材料修补技术的研究 [J]. 科学技术创新, 2019(21): 33-34.
- [11] 蔺美杰. 复合材料叶片修补技术研究 [D]. 武汉: 武汉理工大学, 2011.
- [12] 毕向军, 卢山, 段恒范, 等. 一种碳纤维复合材料修补用环氧胶的性能研究 [J]. 化学与黏合, 2018, 40(3): 216-218.
- [13] 黄晓艳, 刘波. 先进树脂基复合材料在巡航导弹与战机上的应用 [J]. 飞航导弹, 2011(8): 87-92.
- [14] 许占显, 孙占华. 飞机复合材料结构的修补与无损评估 [J]. 航空制造技术, 2003(12): 59-61.
- [15] 陈域广, 张巍. 直升机复合材料胶接修补方法研究 [J]. 纤维复合材料, 2002, 19(3): 22-24.
- [16] 曹莹, 吴林志, 张博明. 碳纤维复合材料界面性能研究 [J]. 复合材料学报, 2000, 17(2): 89-93.
- [17] 田琳娜. 碳纤维增强热塑性树脂基复合材料的成型工艺及力学性能研究 [D]. 长春: 长春工业大学, 2012.
- [18] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 含分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料层合板压缩失效模式 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2416-2421.
- [19] 林智育, 许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度 [J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 140-146.
- [20] 翟青霞, 黄英, 苗璐, 等. 树脂基复合吸波材料在航空、航天中的应用 [J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(6): 72-76.