

复合材料层合板挖补修复工艺研究

刘诗琪^{1,2} 杨涛^{1,2} 杜宇²

(1 天津市现代机电装备技术重点实验室, 天津 300387)

(2 天津工业大学机械工程学院, 天津 300387)

文 摘 针对不同挖补斜度的复合材料层合板使用韧性胶黏剂 Araldite® 2015, 对修补后的试件使用弯曲和拉伸性能进行评价。结果表明: 铺层方式为 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 层合板在弯曲载荷作用下修补后修补效率最高能达到119.6%, 拉伸载荷作用下修补效率最高能达到71.4%; 铺层方式为 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 层合板在弯曲载荷作用下修补后修补效率最高能达到82.1%。结果可为实际修补提供依据和指导。

关键词 复合材料, 挖补修补, 韧性胶黏剂

中图分类号: TB32

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2017.02.016

Repairing Technology of Laminated Composite Patch

LIU Shiqi^{1,2} YANG Tao^{1,2} DU Yu²

(1 Advanced Mechatronics Equipment Technology Tianjin Area Major Laboratory, Tianjin 300387)

(2 School of Mechanical Engineering, Tianjin Polytechnic University, Tianjin 300387)

Abstract Factors affecting the effect of repairing damage of composite materials are mainly layer angle, angle and adhesive patch. This paper aims at different patching slope of composite laminates using ductile adhesives Araldite® 2015. The repaired specimens using bending mechanical properties and tensile mechanical properties were evaluated. The results show that the overlay $[\pm 45^\circ]_{4s}$ laminates under bending load repair efficiency can reach the highest of 119.6%, under tensile load repair efficiency can reach the highest of 71.4%; layer $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ laminates under bending load repair efficiency can reach the highest of 82.1%. These results can provide the basis and guidance for the actual repair.

Key words Composite laminates, Strap repair, Ductile adhesive

0 引言

复合材料具有比强度和比模量高、可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀等许多优异性能^[1], 近年来已经越来越多的在民用和军用领域大量应用。伴随着越来越多的使用, 复合材料出现损伤的几率也大大增加。为了不影响后续的使用以及经济性方面的考虑, 复合材料的修补已成为一个受到广泛关注的问题。对于这些损伤, 在一些承力不大的部位, 可以忽略不予修补, 但是对于一些重要部位, 大面积更换部件又不经济划算^[2], 对原有复合材料构件进行修补便成为一种经济可行的方案。

修补大致分为机械连接修补和胶接修补。机械

连接修补因其需要在原结构上开孔而会引起不必要的应力集中, 较少地被应用于实际修补中。而胶接修补能够很大程度上减小应力集中, 结构增重小, 能最大程度保持气动外形抗腐蚀, 并且工艺流程简洁快速而越来越多的来代替机械连接修补^[3]。

胶接修补主要分为贴补法和挖补法^[4]。贴补法和挖补法的主要区别在于是否对原损伤孔进行重新打磨。贴补法是在原损伤部位上直接粘贴上与原材料相同的补片, 而挖补法则是在原损伤结构上进行打磨后补以相同材料的补片进行粘接修补。

胶接修补在工艺上应考虑纤维铺层、修补角度、胶黏剂选择等多个因素^[5]。国内外在胶接修补方面

收稿日期: 2016-12-11

基金项目: 国家自然科学基金(11372220)

第一作者简介: 刘诗琪, 1991年出生, 硕士研究生, 研究方向为复合材料成型技术与装备。E-mail: 972775799@qq.com

通信作者: 杨涛, 教授。E-mail: yangtao@tjpu.edu.cn

多采用有限元模拟的方式对胶接修补的各个因素进行分析,刘佳^[6]针对挖补修补工艺设计了不同挖补角度,附加层数固化成型方法等实验参数采用拉伸强度进行考察,得到最高强度能恢复到到未损伤母板的79.5%。刘遂^[7]对经穿透挖补修补后的平面编织混杂铺层层合板的拉伸性能进行了实验研究,初始损伤相同时,挖补斜度为1:30时的拉伸强度最高。张兴益^[8]在研究碳/环氧复合材料骨架桁条修补时提出修补斜度可以为1:10~1:30,静力破坏实验证明经多次重负加载后其承载强度仍然较高,且最终破坏载荷为180%。Campilho^[9]在对不同挖补角度的层合板进行拉伸实验时采用了韧性胶黏剂^[10]得到数据与进行有限元模拟的数据吻合度较高。

1 复合材料修补参数的设计和实验方案的确定

1.1 试件制备

试件采用SK化工(青岛)有限公司的TR50碳纤维预浸料制备,碳纤维的密度 1.77 g/cm^3 。复合材料层合板的铺层数为16,每层厚度为 0.0125 mm 。复合材料层合板的固化采用模具热压成型的方法,具体操作是铺层、压实、加热、冷却和固化。采用东莞宏正AM-200型全自动热压、冷却成型机上进行加热冷却固化成型,温度设定为 140°C 、2 h,压力设定为 100 kg/cm^2 。Araldite[®] 2015^[11]是一种双组分韧性胶黏剂,具有高剪切模量和高剥离强度,低收缩,固化时间短,使用时需要按照体积比1:1混合。试件制备主要考虑的因素有:

(1)为研究不同纤维铺层的层合板采用韧性胶黏剂粘接后的力学性能,选取 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 和 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 两种不同铺层方式的层合板;

(2)挖补斜度选取比较有区分度的四种斜度:1:10、1:15、1:20、1:25;

(3)由于复合材料树脂基体的性质以及考虑到韧性胶黏剂对纤维增强复合材料有很好的粘接性选择Araldite[®] 2015胶黏剂。

复合材料层合板在冷却完成后应按照标准测试试件的尺寸合理剪裁,并按照实验方案打磨出相对应的斜度,打磨完成后应采用丙酮清洁打磨表面,打磨好的斜面呈现出规则的铺层痕迹。Araldite[®] 2015需粘接时按照体积比1:1混合使用。图1为胶接示意图。

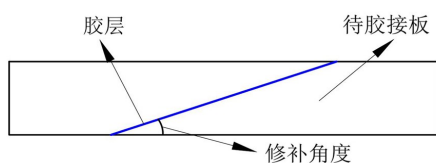


图1 修补试件的示意图

Fig. 1 Schematic map of repair specimen

1.2 试件形状和尺寸及测试条件

(1)拉伸试验,通过材料拉伸实验能够得到材料的抗拉强度、屈服强度和弹性模量等参数。对修补后的试件通过拉伸实验来对修复效果进行评价。试件尺寸按照GB3354—1982选取,采用单向拉伸方法测试修补试件的拉伸强度。拉伸试件的名义尺寸为 $230\text{ mm}\times 25\text{ mm}\times 2\text{ mm}(L\times b\times t)$,为保证试件在拉伸过程中端部不首先破坏,在试件两端分别粘贴规格为 $50\text{ mm}\times 25\text{ mm}\times 2\text{ mm}$ 的铝制加强片,加载速度为 2 mm/min 。

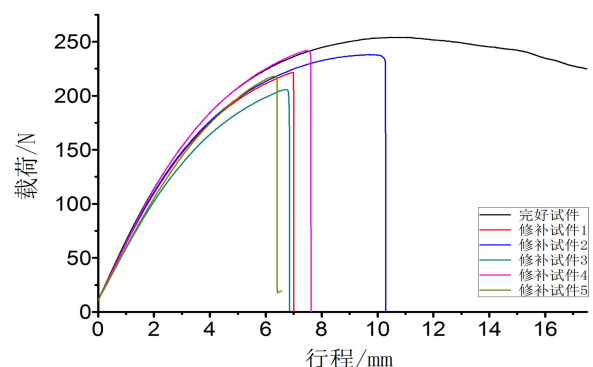
(2)弯曲试验,对修补后的试件通过弯曲实验来评价修复后的抗弯曲性能。试件尺寸按照GB3356—1982选取,采用简支梁三点加载测定层合板的弯曲强度。跨距 l 由跨厚比 $\frac{l}{t}$ 计算。 $\frac{l}{t}$ 的选择应确保试件在弯矩作用下破坏发生在最外层纤维,碳纤维复合材料跨厚比为 32 ± 1 。故弯曲实验试件的名义尺寸为 $100\text{ mm}\times 12.5\text{ mm}\times 2\text{ mm}(L\times b\times t)$ 。

复合材料力学性能实验在日本岛津(SHIMADZU)的AG-100KNE型万能试验机上进行,加载速度为 2 mm/min 。为保证实验数据的可靠性,每组实验均采用一个完好试件作为参照,5个胶接修补后试件作为试验件对比。最后用修补效率作为量化判定修补结果的参数,修补效率为所有试件在实验过程中强度的最大值的平均值与完好试件强度的最大值的比值,修补效率超过60%即可认为达到修补的目的^[12]。

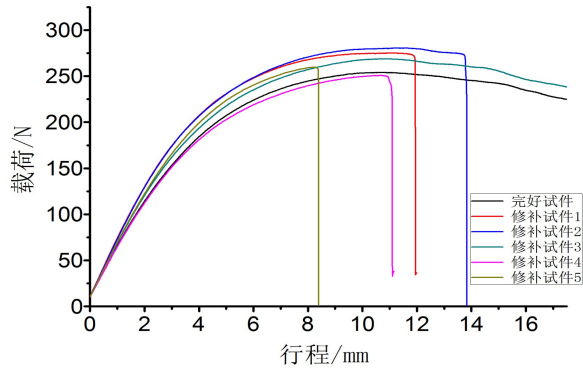
2 实验数据分析

2.1 对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层的的试件进行弯曲实验

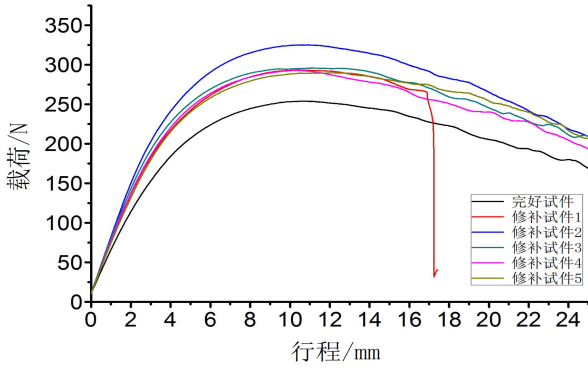
图2为不同斜度修补后复合材料试件和完好试件进行弯曲实验后得到的典型载荷-行程曲线。随着斜度的增大,修补试件的强度也随着增大,当斜度超过1:10时强度甚至可以超过完好试件的强度。并且在斜度为1:20和1:25时试件在弹性变形区域能达到强度的最大值后还能进入塑性变形区。



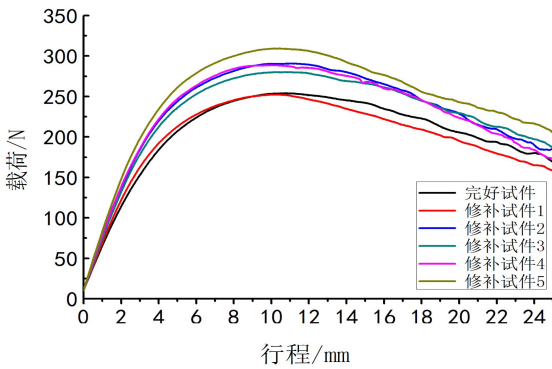
(a) 1:10



(b) 1:15



(c) 1:20



(d) 1:25

图2 弯曲载荷-行程曲线

Fig.2 Bending load-displacement curves

表1为修补效率计算结果。当斜度超过1:10时,修补效果均能超过完好试件,并且在斜度为1:20时修补效率达到最高值119.6%。

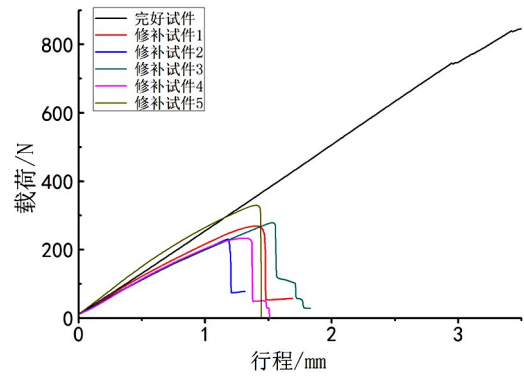
表1 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板修补后弯曲性能测试得到修补效率

Tab.1 Repair efficiency of $[\pm 45^\circ]_{4s}$ laminates after bending experiment

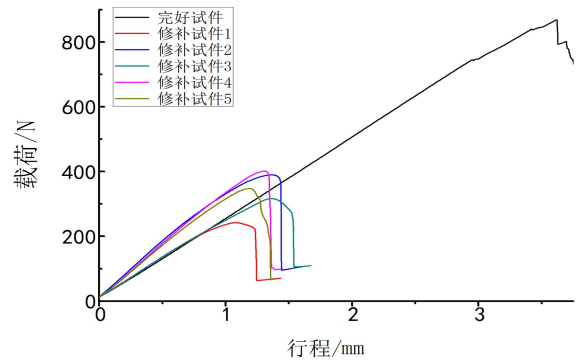
斜度	修补效率/%
1:10	86.9
1:15	104.3
1:20	119.6
1:25	113.0

2.2 对 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层的试件进行弯曲实验

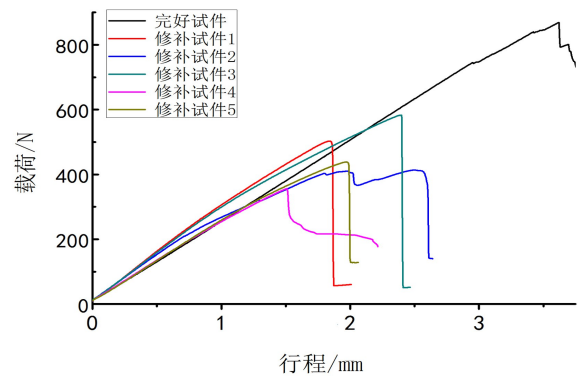
图3为不同斜度修补后复合材料试件和完好试件进行弯曲实验后得到的典型行程-载荷曲线。



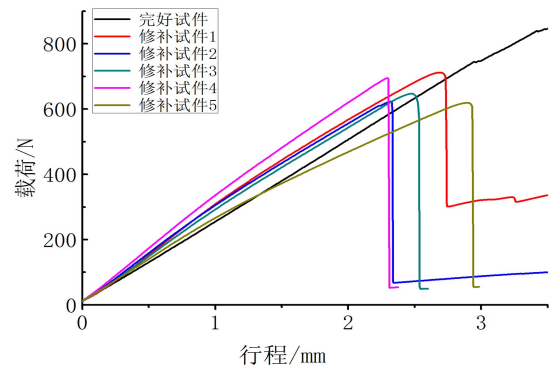
(a) 1:10



(b) 1:15



(c) 1:20



(d) 1:25

图3 弯曲载荷-行程曲线

Fig.3 Bending load-displacement curves

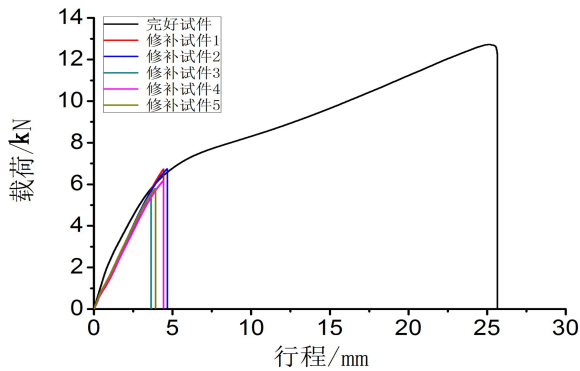
不同于 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件的行程-载荷曲线,

$[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层试件的行程-载荷曲线表明修补试件没有进入塑性变形区即失效。 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层层合板修补后弯曲性能测试得到修补效率见表 2。

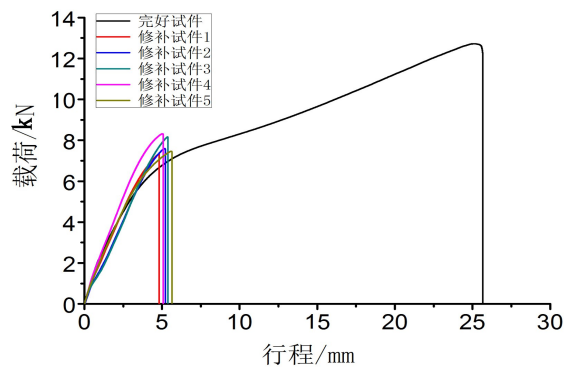
表 2 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层层合板修补后弯曲性能测试得到修补效率

Tab. 2 Repair efficiency of $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ laminates after bending experiment

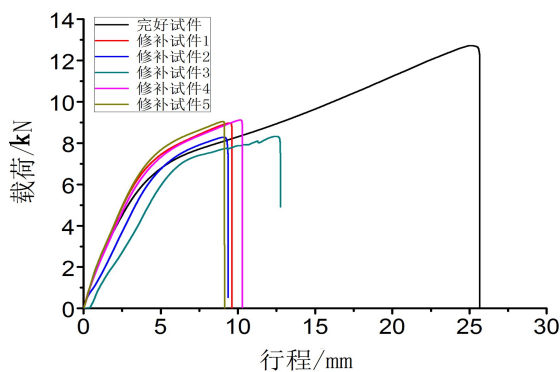
斜度	修补效率/%
1:10	31.4
1:15	42.5
1:20	61.2
1:25	82.1



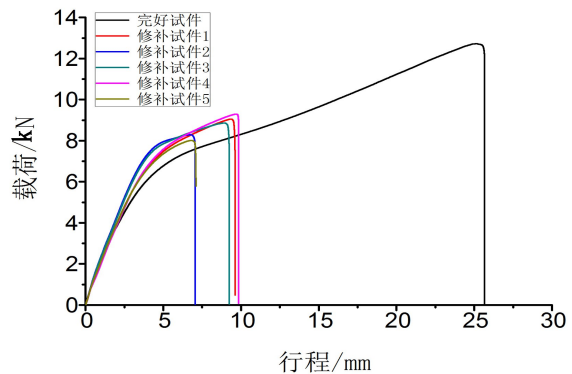
(a) 1:10



(b) 1:15



(c) 1:20



(d) 1:25

图 4 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试样拉伸载荷-行程曲线

Fig. 4 Tensile load-displacement curves of $[\pm 45^\circ]_{4s}$ aminates

表 3 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板修补后拉伸性能测试得到修补效率

Tab. 3 Repair efficiency of $[\pm 45^\circ]_{4s}$ aminates after tensile experiment

斜度	修补效率/%
1:10	51.4
1:15	63.1
1:20	71.4
1:25	71.3

随着斜度的增加,拉伸试件的最大极限载荷也增加,并且在与完好试件对比发现不管斜度多大,修补

随着斜度的增加,修补试件的强度有明显增加的趋势,且能在斜度 1:25 时达到最佳修补效果。其中,斜度为 1:20 和 1:25 时修补效率均超过 60%,在 1:25 时甚至能达到 82.1%,虽然修补效率只能达到 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件修补效率的最低水平,但仍认为达到修补目的。

2.3 对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层修补后试件进行拉伸实验.

图 4 为不同斜度修补后复合材料试件和完好试件进行拉伸实验后得到的位移-载荷数据图。 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板修补后拉伸性能测试得到修补效率见表 3。

试件都能在进入塑性变形区之前达到最大强度,当斜度超过 1:15 时甚至能产生微小塑性变形后失效。当斜度为 1:15 时修补效率为 65.1%,即能达到修补目的,并且当斜度为 1:20 和 1:25 时,虽然斜度有所增加,但是修补试件的极限强度并没有增加,从修补效率上看,1:20 的斜度就可以满足修补要求。

3 破坏形貌

3.1 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件进行弯曲实验后的破坏形貌

图 5 为 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件弯曲实验后的典型试件的破坏形貌。分析表明,修补斜度 1:10 和 1:15 的试件容易从胶层处断开,且容易引起靠近胶层附近的

纤维的撕裂。而修补斜度达到 1:20 时试件弯曲实验后仅仅在胶层处开裂,不会完全从胶层处断开,但是开裂处会引起周围层合板的分层损伤。修补斜度为 1:25 时试件在达到最大强度后完全进入塑性变形区,失效形式仅表现为表层纤维损伤。修补斜度越大,胶层越不容易断开。

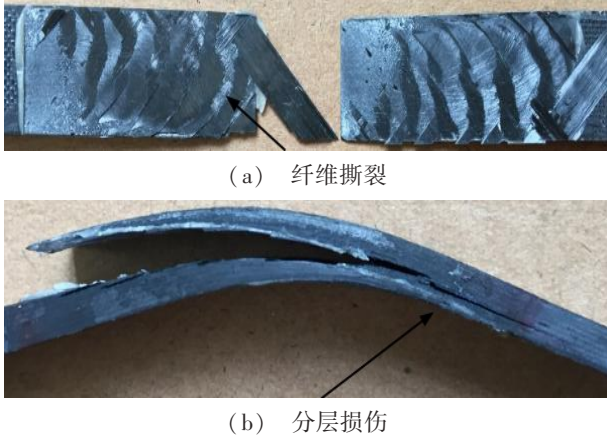


图 5 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件弯曲实验后的破坏形貌
Fig. 5 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ layer composite laminates bending damage profiles

3.2 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层试件进行弯曲实验后的破坏形貌

图 6 为对 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层的试件进行弯曲实验后的典型试件的破坏形貌。对 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层的试件进行弯曲实验后的断裂形貌进行分析,修补斜度在 1:10 和 1:15 时试件容易在胶层处断开,且垂直于试件长度方向即纤维 0° 方向容易发生纤维的撕裂。而当斜度为 1:20 和 1:25 时试件不会从胶层处完全断开,胶层处除了会出现纤维撕裂外还会明显出现分层的情况。

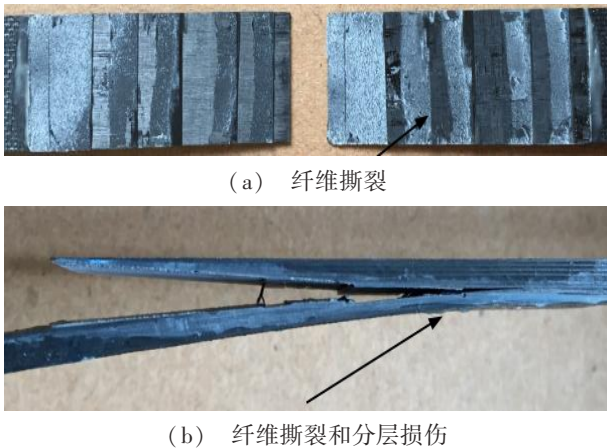


图 6 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层试件弯曲实验后的破坏形貌
Fig. 6 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ layer composite laminates bending damage profiles

3.3 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件进行拉伸实验后的破坏形貌

图 7 为对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层的试件进行拉伸实验后的典型试件的破坏形貌。对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层的试件进行拉伸实验后的断裂形貌进行分析,随着修补斜度的增大,胶层断裂处发生纤维撕裂的部位越来越多。当斜度为 1:10 时失效形式仅表现为胶层处断裂并无明显纤维撕裂情况。当斜度达到 1:15 时,除了胶层处断开以外还伴随有明显的纤维撕裂的情况,且撕裂现象通常出现在胶层边缘处。当斜度为 1:25 时,整个胶层都出现较为明显的纤维撕裂的现象。

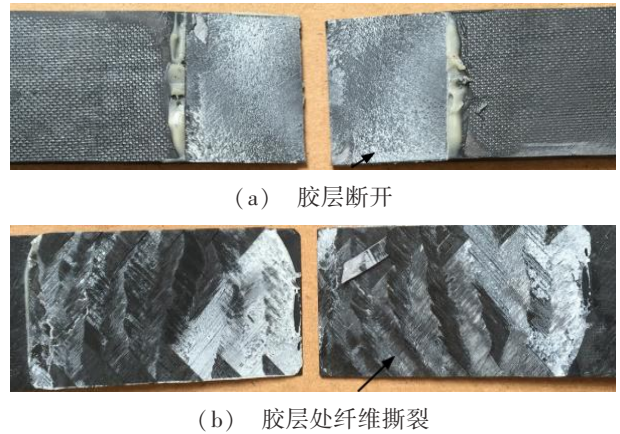


图 7 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件拉伸实验后的破坏形貌
Fig. 7 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ layer composite laminates tensile damage profiles

4 结论

(1) 通过对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件修补后进行弯曲实验证明,采用 Araldite® 2015 韧性胶黏剂对试件进行胶接修补,随着斜度的增大试件能达到的极限强度也随着增大,并且修补效率最高达到 119.6%,当斜度超过 1:15 时,修补后试件能达到的极限强度甚至超过了完好试件。对 $[0^\circ/90^\circ]_{4s}$ 铺层的试件,随着斜度的增大试件的极限载荷也随着增大,但是只有当斜度达到 1:20 时,修补效率达到 61.2%,才能满足修补目的。

(2) 通过对不同铺层试件的弯曲实验后的破坏典型形貌上看,都是随着斜度的增大,胶层处越来越不容易开裂。当斜度较小时,胶层处断开后容易出现纤维的撕裂。而当斜度逐渐增大时,试件在达到弹性变形区极限载荷时,不仅表现为纤维撕裂,而且在胶层处有分层现象。

(3) 通过对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层试件修补后进行拉伸实验证明,当斜度达到 1:15 时修补效率就能达到 63.1%,随着斜度的增加,修补效率也随着增加,但是当斜度从 1:20 增加到 1:25 时,修补效率的增加不明显,且斜度越大,试件失效后胶层处出现纤维撕裂的部位越大。

(4) 通过对以上数据及破坏形貌分析表明,采用

Araldite® 2015 韧性胶黏剂能够很好的达到修补的目的,在实际工况中,选择合适的挖补斜度不仅能够较少的去除原有材料,还能达到理想的修补目的。

参考文献

[1] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报,2008(1):1-10.
[2] 孔娇月,晏冬秀,孙凯. 复合材料胶接修理工艺过程及其影响因素[J]. 航空制造技术,2013(Z2):114-117.
[3] 孙雨辰,季佳佳,冯蕴雯. 航空复合材料结构修理方法[J]. 航空制造技术,2015(20):96-100.
[4] 高宇剑,程小全. 先进复合材料挖补修理技术的研究进展[J]. 航空制造技术,2011(20):97-99.
[5] GUNNION A J, HERSZBERG I. Parametric study of scarf joints in composite structures[J]. Composite Structures, 2006, 75(1 - 4):364-376.
[6] 刘佳,陈萍,邱太文,等. 复合材料层压板挖补修理后的拉伸性能研究[A]. 中国机械工程学会、中国航空学会、广东省科学技术协会. 第三届民用飞机先进制造技术及装备论坛论文汇编[C]. 中国机械工程学会、中国航空学会、广东

省科学技术协会,2011:4.

[7] 刘遂,关志东,郭霞,等. 混杂铺层层板穿透挖补修理后拉伸性能[J]. 复合材料学报,2013(1):223-229.
[8] 张兴益,杨鸿昌,杨俊. 碳/环氧树脂复合材料缺陷修补工艺研究[J]. 航天制造技术,2005(6):18-21.
[9] PINTO A M G, CAMPILHO R D S G, MOURA M F S F D, et al. Numerical evaluation of three-dimensional scarf repairs in carbon-epoxy structures[J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2010, 30(5):329-337.
[10] CAMPILHO R D S G, MOURA M F S F D, PINTO A M G, et al. Modelling the tensile fracture behaviour of CFRP scarf repairs[J]. Aviation Week & Space Technology, 2009, 40(2):149-157.
[11] LI, JIANFENG, ET AL. Experimental study of adhesively bonded CFRP joints subjected to tensile loads[J]. International Journal of Adhesion & Adhesives,2015,57:95-104.
[12] 郭霞,关志东,刘遂,等. 层压板双面挖补修理的拉伸性能研究及参数分析[J]. 复合材料学报,2012(1):176-182.

(上接第 59 页)

3 结论

- (1)通过正交试验确定了影响薄壁管件壁厚的因素大小顺序,挤胶装置间隙对壁厚影响最大,其次是胶液温度,再次是纤维缠绕张力。
- (2)通过进一步优化试验确定了高模量碳纤维复合材料薄壁管件缠绕参数,挤胶装置间隙为 0.1 ~ 0.12 mm,胶液温度为 $(40 \pm 2)^\circ\text{C}$,纤维缠绕张力为 $(10 \pm 2)\text{N}$ 。
- (3)当加压带缠绕张力为 40N 时,管件孔隙率较小,且综合力学性能最好。

参考文献

[1] JANG T S, et al. Development of multi-functional composite structures with embedded electronics for space application[J]. Acta Astronautica, 2011,68: 240-252.
[2] EMMANUEL A, et al. Influence of structure on radiation shielding effectiveness of graphite fiber reinforced polyethylene composite[J]. Advances in Space Research,2015(56): 1288-1296.
[3] 章令晖,等. 航天复合材料技术述评[J]. 高科技纤维

与应用,2015,40(3):22-28

[4] 沃西源,等. 卫星结构先进复合材料应用发展[J]. 航天返回与遥感,2002,23(3):52-56
[5] BALUCH A H, et al. Hypervelocity impact on carbon/epoxy composites in low Earth orbit environment[J]. Composite Structure, 2013,96: 554-560.
[6] 顾铁卓,等. 复合材料热压成型过程的树脂压力测试系统[J]. 复合材料学报,2007,24(2):23-27.
[7] ROBINSON M J, et al. Vacuum assisted resin transfer molding simulation for thick laminate structures[C]. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, Illinois: The American institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2008: 2008-2033.
[8] 马立,等. RFI 工艺成型碳 NCF/环氧 5228A 复合材料研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2008(1):21-24.
[9] 杨海涛,等. 国产高模量碳纤维缠绕成形参数控制方法[J]. 安徽工业大学学报(自然科学版),2014,31(1):63-67
[10] 史耀耀,等. 复合材料带缠绕成型工艺参数耦合机制及优化[J]. 复合材料学报,2015,32(3):831-839.