

# 注胶法修复 5228A/CF3031 层压板力学性能研究

张万卿<sup>1</sup> 张广成<sup>1</sup> 李楠<sup>1</sup> 田卫<sup>2</sup> 张跃<sup>2</sup>

(1 西北工业大学理学院应用化学系,西安 710129)

(2 西安飞机工业(集团)有限责任公司,西安 710089)

**文 摘** 针对 5228A/CF3031 层压板生产过程中可能产生的缺陷,设计并制造了孔径超差、不圆孔、孔径分层、孔边打磨过分、边缘分层等 5 种常见缺陷,并采用注胶法对 5 种缺陷进行修复。采用 ASTM 标准对无缺陷试样、缺陷试样、修复试样的拉伸、压缩、弯曲、纵横剪切和层间剪切强度进行了测试,并对试样进行了光学显微镜观察。研究表明孔径超差对拉伸、压缩、弯曲强度影响较大,缺陷试样强度分别下降了 11.1%、13.8%、14.4%;孔边打磨过分对纵横剪切强度影响较大,缺陷试样纵横剪切强度下降了 25.6%;边缘分层对层间剪切强度影响较大,缺陷试样层间剪切强度下降了 27.3%。采用注胶法修复后,5 种缺陷试样的力学性能均有一定程度的提高。相比而言,修复后层压板抵抗拉伸、压缩、层间剪切等小形变破坏的效果显著;抵抗弯曲、纵横剪切等大形变破坏的效果不理想。

**关键词** 碳纤维,层压板,注胶法,修复,强度

## Mechanical Properties of 5228A/CF3031 Laminates Repaired by The Glue-Injection Method

Zhang Wanqing<sup>1</sup> Zhang Guangcheng<sup>1</sup> Li Nan<sup>1</sup> Tian Wei<sup>2</sup> Zhang Yue<sup>2</sup>

(1 Department of Applied Chemistry, School of Science, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129)

(2 AVIC Xi'an Aircraft Industry Company LTD, Xi'an 710089)

**Abstract** Based on damages probably caused by the process of production of 5228A/CF3031 laminates, 5 kinds of defective samples were designed and produced, including the exceeding standard aperture(ESA), the elliptical aperture(EA), the layering aperture(LA), the overly polishing aperture(OPA) and the layering fringe(LF), and glue-injection method was proposed for restoration. ASTM standard is used to test the strength of tensile, compression, inflexion, and longitudinal transverse and inter laminar shear of original, defective and repaired samples, and then optical microscope was used for the observation. The result indicated that ESA has more negative impact on the tensile strength, compression, inflexion of samples, and strength of these defective samples respectively decreased by 11.1%, 13.8%, 14.4%; OPA creates more harmful effects on the longitudinal transverse sheared strength, and strength of these defective samples decreased by 25.6%; inter laminar sheared strength is more vulnerable to the LF, and strength of these defective samples decreased by 27.3%. Additionally, the strength of all the five samples is improved to a certain degree due to the application of glue-injection method. The improvement of laminates resistance to small deformation (tensile, compression and inter laminar shear) for laminates is more significant than large deformation (inflexion and longitudinal transverse shear).

**Key words** Carbon fiber, Laminates, The glue-injection method, Repair, Strength

### 0 引言

自 20 世纪 60 年代以来,碳纤维复合材料层压板

因其优异的力学性能在航空航天领域的应用愈来愈广泛<sup>[1-2]</sup>。而缺陷和损伤在复合材料的制造和使用

收稿日期: 2013-03-18

作者简介: 张万卿,1989 年出生,硕士研究生,主要从事复合材料修补技术及其力学性能研究。E-mail: agai369@hotmail.com

过程中难以避免<sup>[3]</sup>,这些缺陷或损伤可能会严重影响飞行器的安全使用<sup>[4]</sup>。波音、空客等已经拥有较为成熟的复合材料修复技术,而我国对复合材料修复技术的研究尚不成熟,迫切需要掌握复合材料修复技术,以此来保证飞行器的安全使用。

本文结合 5228A/CF3031 层压板生产过程,人为制造了 5 种常见缺陷:即孔径超差、不圆孔、孔径分层、孔边打磨过分、边缘分层,并对其用双组份环氧树脂进行注胶法修复<sup>[5]</sup>,研究 5 种常见缺陷种类以及注胶法修复对 5228A/CF3031 层压板拉伸、压缩、弯曲、

纵横剪切、层间剪切等常规力学性能的影响。

## 1 缺陷试样的制造及修复

### 1.1 孔径超差

层压板钻孔时,钻孔工具、刀具选用或使用不正确,造成所钻孔比实际孔大称为孔径超差。本实验在层压板上钻  $\Phi 2.7$  mm 的通孔作为无缺陷试样,钻  $\Phi 3.0$  mm 的作为缺陷试样。在孔的背面粘贴胶带,然后将  $\Phi 2.7$  mm 的销棒插入  $\Phi 3.0$  mm 孔内,注入修复树脂,固化后将销棒取出得到修复试样。孔径超差无缺陷、缺陷、修补后试样示意图如图 1 所示。

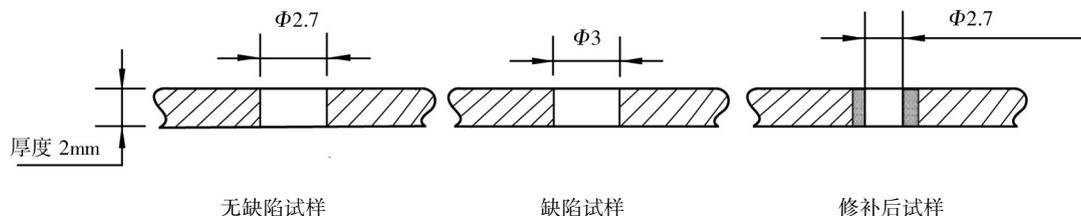


图 1 孔径超差

Fig. 1 Exceeding standard aperture (ESA)

### 1.2 不圆孔

层压板钻孔时,钻孔工具、刀具选用或使用不正确,造成所钻孔成椭圆形称为不圆孔。本实验在层压板上钻  $\Phi 2.7$  mm 的通孔作为无缺陷试样,钻椭圆孔作为缺陷试样,其中沿试样长度方向为椭圆形长轴

3.0 mm,沿试样宽度方向为短轴 2.7 mm。在孔的背面粘贴胶带,然后将  $\Phi 2.7$  mm 的销棒插入椭圆孔内,注入修复树脂,固化后将销棒取出得到修复试样。不圆孔无缺陷、缺陷、修补后试样示意图如图 2 所示。

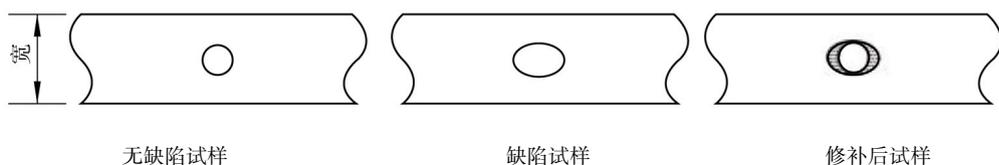


图 2 不圆孔

Fig. 2 Elliptical aperture (EA)

### 1.3 孔径分层

层压板钻孔时,刀具划伤孔壁造成分层称为孔径分层。本实验在层压板上钻  $\Phi 2.7$  mm 的通孔作为无缺陷试样,用钻头在孔壁上划洞作为缺陷试样。在孔

的背面粘贴胶带,然后将树脂注入缺陷孔,固化后重新钻  $\Phi 2.7$  mm 孔得到修复试样。孔径分层无缺陷、缺陷、修补后试样示意图如图 3 所示。

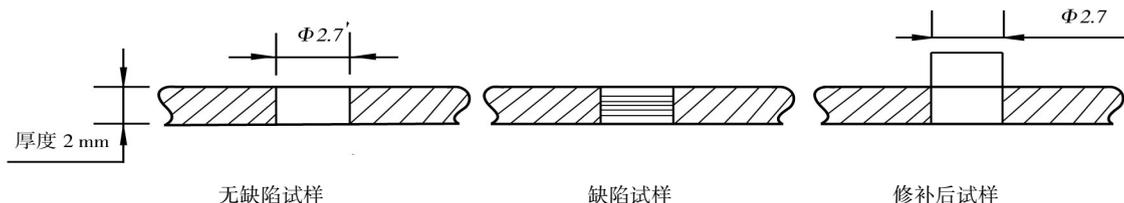


图 3 孔径分层

Fig. 3 Layering aperture (LA)

### 1.4 孔边打磨过分

制孔后,打磨去除孔边缘的毛刺,打磨过分会造成孔周围的纤维断裂称为孔边打磨过分。本实验在层压板上钻  $\Phi 2.7$  mm 的通孔作为无缺陷试样,在开

孔的边缘用打磨工具打磨,造成纤维束的断裂作为缺陷试样。在孔的背面粘贴胶带,然后将树脂注入缺陷孔,固化后重新钻  $\Phi 2.7$  mm 孔得到修复试样。孔边打磨过分无缺陷、缺陷、修补后试样示意图见图 4。

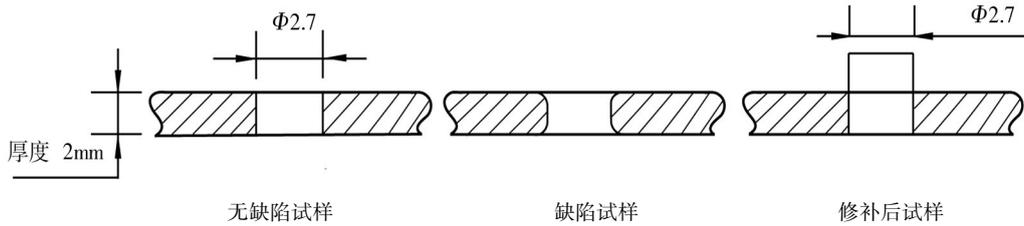


图4 孔边打磨过分

Fig.4 Overly polishing aperture(OPA)

### 1.5 边缘分层

刀具在洗切过程中会在边缘划伤材料造成缺陷。本实验在层压板侧面边缘的中间部位,用刀具切整个

侧面边缘 30% ~40% 的划痕作为缺陷试样。在划伤处用注射器把树脂注在损伤区域。然后固化得到修复试样。边缘分层无缺陷、缺陷、修补后试样见图 5。

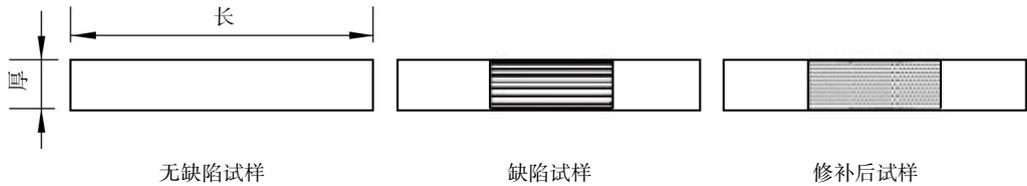


图5 边缘分层

Fig.5 Layering fringe(LF)

## 2 修复性能的评价方法

对本文设计的缺陷试样、无缺陷试样、修复试样按照 ASTM D3039 进行拉伸强度测试,按照 ASTM D695 进行压缩强度测试,按照 ASTM D790 进行弯曲强度测试,按照 ASTM D3518 进行纵横剪切强度测试,按照 ASTM D2344 进行层间剪切强度测试。所有试样均采用标准试件由 5 根试样计算强度的平均值。

本文将缺陷试样和修复试样的强度平均值对比无缺陷试样的强度平均值,计算出其所占无缺陷试样强度的百分比,以此来评价缺陷种类及注胶法修复对

试样力学性能的影响程度。当缺陷试样的强度值比无缺陷试样强度值下降在 10% 以内时,认为该缺陷影响不大。当修复试样的强度值达到无缺陷试样强度值的 90% 以上时,认为修复效果显著。

力学性能测试在深圳新三思 CMT5105/CMT7204 试验机进行,利用重庆奥特光学仪器有限公司 SMZ-T2 体视显微镜对试样缺陷区、破坏区等进行观察。

## 3 结果与分析

表 1 中的所有强度值数据均为 5 个数据算出的平均值,且每组 5 个数据的离散系数均小于 10%。

表 1 5228A/CF3031 层压板强度实验结果

Tab.1 Experimental results of the strength of carbon fiber/epoxy composite laminates

缺陷种类		拉伸强度		压缩强度		弯曲强度		纵横剪切强度		层间剪切强度	
		/MPa	/%	/MPa	/%	/MPa	/%	/MPa	/%	/MPa	/%
孔径超差	无	388.37	100	348.54	100	657.61	100	113.00	100	61.45	100
	有	345.41	88.9	300.34	86.2	563.08	85.6	108.05	95.6	55.95	91.0
	修复	376.97	97.1	316.31	90.8	576.12	87.6	110.02	97.4	57.7	93.9
不圆孔	无	388.37	100	348.54	100	657.61	100	113.00	100	61.45	100
	有	386.58	99.5	340.14	97.6	612.01	93.1	112.71	99.7	60.18	97.9
	修复	379.40	97.7	345.32	99.1	618.04	94.0	112.35	99.4	59.34	96.6
孔径分层	无	388.37	100	348.54	100	657.61	100	113.00	100	61.45	100
	有	370.30	95.3	327.86	94.1	627.46	95.4	111.27	98.5	60.72	98.8
	修复	387.69	99.8	378.22	108.5	636.43	96.8	112.56	99.6	61.39	99.9
孔边打磨过分	无	388.37	100	348.54	100	657.61	100	113.00	100	61.45	100
	有	386.83	99.6	335.41	96.2	642.29	97.6	84.02	74.4	58.64	95.4
	修复	385.49	99.3	357.94	102.6	647.7	98.5	88.64	78.4	59.81	97.3
边缘分层	无	605.63	100	428.80	100	714.30	100	114.11	100	98.76	100
	有	590.27	97.5	405.31	94.6	716.88	100.4	107.91	94.6	71.75	72.7
	修复	601.95	99.4	442.42	103.2	736.47	103.1	108.33	94.9	99.00	100.2

### 3.1 缺陷种类和修复对试样拉伸强度的影响

由表 1 可知,孔径超差缺陷对试样的拉伸性能影响最大(强度下降了 11.1%),其他缺陷对试样拉伸性能影响较小(强度下降均未超过 10%)。这是因为含孔的缺陷试样拉伸破坏都是横穿孔的脆性破坏,边缘分层也是在试样中间断裂的脆性破坏。而孔径超差导致孔变大,相当于试样在孔周围的宽度减小,所以拉伸强度下降;不圆孔由于短轴与无缺陷试样的直径大小相同,试样在孔周围的宽度不变,所以拉伸强度无明显变化;孔径分层、孔边打磨过分、边缘分层缺陷对试样的拉伸性能均影响不大。如图 6 所示,可以看出拉伸破坏主要以纤维自基体拔出为主,反映出材料本身基体和界面粘结较弱。

由表 1 可知,采用注胶法修复对孔径超差缺陷试样的拉伸性能提升最明显(修复试样强度达到无缺陷试样强度的 97.1%)。由图 7 可以看出,修复处试样的断裂方式主要为截然齐断,并且断裂处有修复树脂的包裹,说明注胶法所注的树脂增加了树脂与纤维的界面强度。

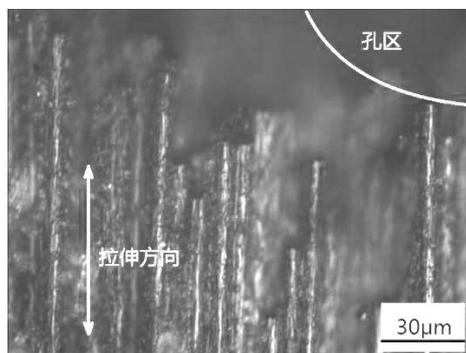


图 6 孔径超差缺陷试样拉伸破坏 OM 照片  
Fig. 6 An OM photo of tensile failure of defective samples of ESA

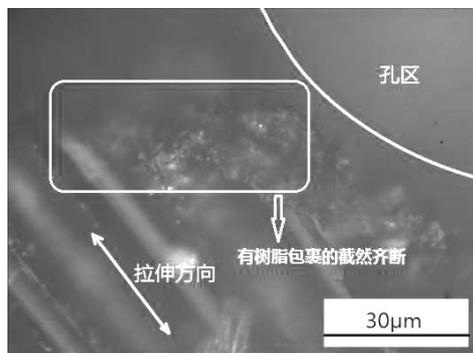


图 7 孔径超差修复试样拉伸破坏 OM 照片  
Fig. 7 An OM photo of tensile failure of repaired samples of ESA

### 3.2 缺陷种类和修复对试样压缩性能的影响

由表 1 可知,孔径超差缺陷对试样的压缩性能影响最大(强度下降了 13.8%),其余缺陷对试样压缩宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 6 期

性能影响不大(强度下降均未超过 10%)。这是因为孔径超差导致孔变大,相当于试样在孔周围的宽度减小,所以压缩强度下降;不圆孔由于短轴与无缺陷试样的直径大小相同,试样在孔周围的宽度不变,所以压缩强度无明显变化。据文献所知,压缩的破坏机理分为 3 个阶段:(1)在有缺陷的高应变区发生纤维的微屈曲,并出现分层;(2)随着载荷的增加,分层损伤沿横向迅速扩展,直至整个宽度;(3)当载荷达到临界值时层压板突然发生破坏<sup>[6]</sup>。而孔径分层和边缘分层缺陷试样由于已经存在压缩破坏时的分层,所以相比孔边打磨过分缺陷而言,更容易出现破坏。如图 8 所示,缺陷试样出现分层、纤维自基体拔出破坏,说明缺陷试样的基体和界面强度较弱。

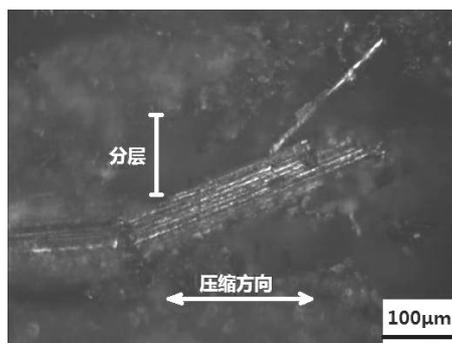


图 8 孔径超差缺陷试样压缩破坏 OM 照片  
Fig. 8 OM photos of compression failure of defective samples of ESA

采用注胶法修复对孔径超差、孔径分层、孔边打磨过分、边缘分层缺陷试样的压缩性能均有提升。如图 9 所示,经过注胶法修复缺陷试样后,试样破坏时的分层明显减小,纤维也呈截然齐断式破坏。说明沿着压缩的方向,注胶法所注的树脂不仅相当于增加了试样基体的强度,树脂与试板结合的地方还有一定的界面力存在,该界面力能有效地防止试样在缺陷处出现分层,进而提高其压缩强度。由于不圆孔的修复是修复长轴的方向,短轴的方向由于尺寸与无缺陷试样大小一致,并未得到修复,而破坏是沿着短轴的方向,所以修复对不圆孔缺陷压缩性能没有提升。

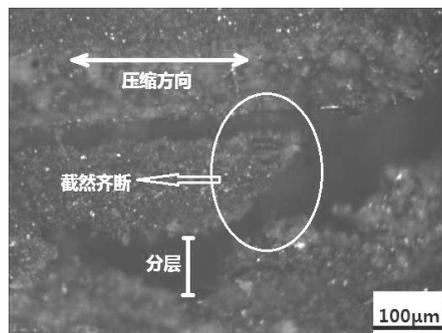


图 9 孔径超差修复试样压缩破坏 OM 照片  
Fig. 9 OM photos of compression failure of repaired samples of ESA

### 3.3 缺陷种类和修复对试样弯曲性能的影响

由表 1 可知,孔径超差缺陷对试样的弯曲性能影响最大(强度下降 14.4%)。其余缺陷对试样弯曲性能影响不大(强度下降均未超过 10%)。这是因为孔径超差导致孔变大,相当于试样在孔周围的宽度减小,所以弯曲强度下降。如图 10 所示,缺陷试样的弯曲破坏主要是混合型破坏,既有纤维拔出也有截然齐断。

采用注胶法对 5 种缺陷试样修复后,试样弯曲性能提升很小。由图 11 可以看出,在碳纤维还没有完全弯曲破坏的时候,修复树脂已经发生了破坏。这是因为试样在弯曲破坏前要经过一个形变较大的屈曲过程,而修复树脂的形变能力较差,导致试样在还没最终破坏前,修复树脂已经发生了破坏。由此可以看出用注胶法修复的试样抵抗弯曲大形变破坏的能力不强。

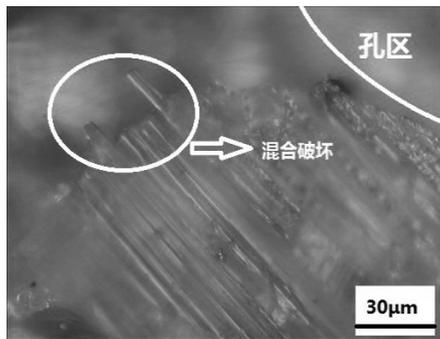


图 10 孔径超差缺陷试样弯曲破坏 OM 照片  
Fig. 10 An OM photo of inflexion failure of defective samples of ESA

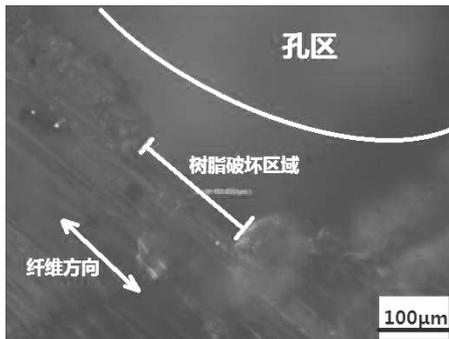


图 11 孔径超差修复试样弯曲未破坏 OM 照片  
Fig. 11 An OM photo of inflexion failure of repaired samples of ESA

### 3.4 缺陷种类和修复对试样纵横剪切性能的影响

由表 1 可知,孔边打磨过分缺陷对试样的纵横剪切性能影响最大(强度下降了 25.6%),其余缺陷对试样纵横剪切性能影响不大(强度下降均未超过 10%)。这是因为纵横剪切主要有 3 种破坏形式:基体自身的剪切破坏;基体的剪切破坏并伴有基体的脱

粘破坏;基体与纤维界面的脱粘破坏<sup>[7]</sup>。而打磨过分不仅会导致纤维的破坏,还会使基体变得脆弱,更易发生基体的脱粘破坏。如图 12 所示,缺陷试样的纵横剪切破坏形式主要表现为纤维的拔出。

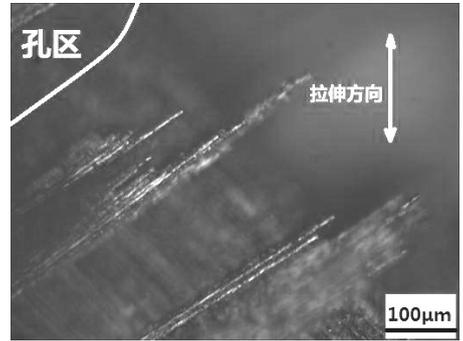


图 12 打磨过分缺陷试样纵横剪切破坏 OM 照片  
Fig. 12 OM photos of defective samples of OPA after longitudinal transverse shear test without failure

采用注胶法对 5 种缺陷试样修复后,试样纵横剪切性能提升很小。如图 13 所示,修复试样在还未发生破坏时,修复树脂已经出现裂纹。

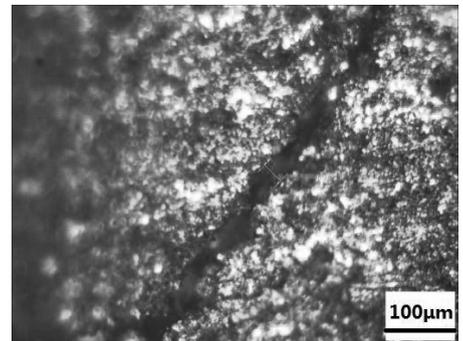


图 13 打磨过分修复试样纵横剪切未破坏 OM 照片  
Fig. 13 OM photos of repaired samples of OPA after longitudinal transverse shear test with failure

这是因为,纵横剪切过程形变较大,而修复树脂的形变能力较差,导致试样在还没最终破坏前,修复树脂已经发生了破坏。由此可以看出用注胶法修复的试样抵抗纵横剪切大形变破坏的能力不强。

### 3.5 缺陷种类和修复对试样层间剪切性能的影响

由表 1 可知,边缘分层缺陷对试样的层间剪切性能影响最大(强度下降了 27.3%),其余缺陷对试样层间剪切性能影响不大(强度下降均未超过 10%)。这是因为层间剪切测试的是层与层之间界面力的大小<sup>[8]</sup>,而边缘分层缺陷导致了分层的发生,因此降低了层与层之间界面力的强度,进而影响了试样层间剪切性能。如图 14 所示,缺陷试样层间剪切破坏后分层较大,说明其层间的界面力较弱。

采用注胶法修复对边缘分层缺陷试样的层间剪切性能影响不大。宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 6 期

切性能有显著提升,这是因为注胶法修复缺陷试样后,不仅分层消失,基体强度增加,而且增加了层与层之间的界面力,进而提升了试样层间剪切强度。如图15所示,修复试样层间剪切破坏后,分层明显减小,说明其层间界面力较强。

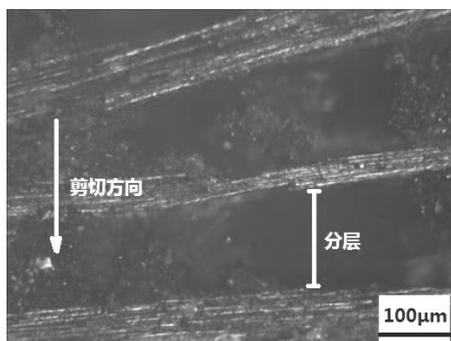


图14 边缘分层缺陷试样层间剪切破坏 OM 照片

Fig.14 An OM photo of defective samples of LF after interlaminar shear test without failure

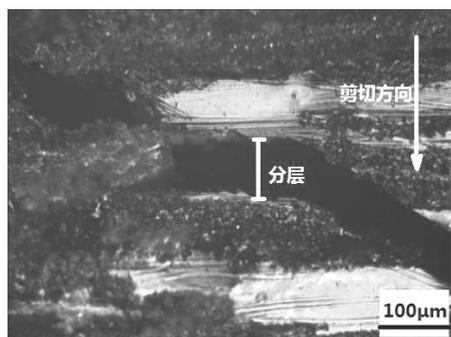


图15 边缘分层修复试样层间剪切破坏 OM 照片

Fig.15 An OM photo of repaired samples of LF after interlaminar shear test with failure

#### 4 结论

(1) 孔径超差对 5228A/CF3031 层压板纵横剪切、层间剪切强度影响不明显,缺陷试样强度下降均未超过 10%。对拉伸、压缩、弯曲强度影响较大,缺陷试样强度分别下降了 11.1%、13.8%、14.4%。

(2) 不圆孔、孔径分层对 5228A/CF3031 层压板的拉伸、压缩、弯曲、纵横剪切、层间剪切强度影响均不明显,缺陷试样强度下降均未超过 10%。

(3) 孔边打磨过分对 5228A/CF3031 层压板的拉

伸、压缩、弯曲和层间剪切强度影响不明显,缺陷试样强度下降未超过 10%,对纵横剪切强度影响较大,缺陷使纵横剪切强度下降了 25.6%。

(4) 边缘分层缺陷对 5228A/CF3031 层压板的拉伸、压缩、弯曲、纵横剪切等强度影响不大,缺陷试样强度下降均未超过 10%,对层间剪切性能影响最大,缺陷使层间剪切强度下降了 27.3%。

(5) 采用注胶法修复后,5 种缺陷试样的力学性能均有一定程度的提高。相比而言,修复对层压板抵抗拉伸、压缩、层间剪切等小形变破坏的效果显著,抵抗弯曲、纵横剪切等大形变破坏的效果不显著。

#### 参考文献

- [1] 陈先有,崔晶. 航空复合材料结构修复技术与应用[J]. 新技术新工艺,2007(6):74-76
- [2] 孟江燕,王云英,向东东,等. 湿热环境对 T700/5429 弯曲和面内压缩强度的影响[J]. 宇航材料工艺,2012,42(5):30-33
- [3] Chiu W K,Zhou Z,Wang J,et al. Battle damage repair of a helicopter composite main rotor blade[J]. Composites,2012,43(2):739-753
- [4] Wang J,Stankiewicz M,Zhou Z, et al. Battle damage repair of a helicopter composite frame-to-skin junction-A sole external repair approach [J]. Composite Structures,2010,92(4):936-949
- [5] 陈邵杰. 复合材料结构修理指南[M]. 航空工业出版社,2001:42
- [6] Suemasu H, Takahashi H, Ishikawa T. On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load [J]. Composites Science and Technology,2006,66(5):634-641
- [7] 李龙,张茂林,王俊勃. 单向芳纶/PP 复合材料平面纵横剪切性能的分析研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2003(7):3-5
- [8] U. S. Department of transportation, federal aviation administration[R]. Test Methods for Composites a Status Report: Volume III shear Test Methods. Report No. DOT/FAA/CT-93/17, III, FAA Technical Center, Atlantic City, 1993

(编辑 任涛)