

复合材料胶铆混合修理的拉伸性能研究*

STUDY ON THE TENSILE PROPERTIES OF ADHESIVE-RIVET HYBRID REPAIR STRUCTURE OF COMPOSITE LAMINATES

刘礼平**¹ 王宇灿¹ 原志翔¹ 徐建新¹ 鲍蕊² 吴枫¹

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

(2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

LIU LiPing¹ WANG YuCan¹ YUAN ZhiXiang¹ XU JianXin¹ BAO Rui² WU Feng¹

(1. College of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

(2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

摘要 为研究不同修理方法以及不同损伤尺寸对复合材料层合板拉伸性能的影响,针对复合材料飞机蒙皮,设计了无损板、60 mm 与 30 mm 损伤孔径的胶接修理板和胶铆混合修理板五组试验件,并对这五组结构件进行静强度拉伸试验及失效机理分析。建立试验件的三维有限元仿真模型,分析无损板和四组修理件的破坏强度、破坏模式、应力分布、应力大小和危险部位。结果证明,胶铆混合修理可以改变复合材料修理结构件的应力分布,并有效降低危险部位的应力集中,改善结构的强度恢复率。

关键词 复合材料 胶铆混合修理 拉伸强度 有限元法 应力分布

中图分类号 V267

Abstract In order to study the influence of different repair methods and different damage sizes on the tensile properties of composite laminates, experimental investigation on static tensile strength was designed and carried out in this paper with five groups of test specimens, including no-damage specimens, adhesive repair specimens and adhesive-rivet hybrid repair specimens with 60mm and 30mm circular hole damage for composite aircraft skin. The three-dimensional finite element simulation models of the test specimens were established, to analyze the difference between the five groups of specimens in terms of failure strength, failure mode, stress values and distribution, and critical sites. The results show that the adhesive-rivet hybrid repair method is a better choice which changes the stress distribution of composite repaired parts, reduces the stress concentration effectively in the critical sites, and improves the strength recovery rate of the structure.

Key words Composite structures; Adhesive-rivet hybrid repair; Tensile strength; Finite element method; Stress distribution

Corresponding author: LIU LiPing, E-mail: liuliping_tj@163.com, Tel: +86-22-24092414, Fax: +86-22-24092414.

The project supported by the National Natural Science Foundation of China (No. 51405491, 51605331), and the Fundamental Research Funds for the Central Universities (No. 3122017028), and the Civil Aviation University of China Experimental Technology Innovation Fund (No. 2017SYCX02).

Manuscript received 20190111, in revised form 20190427.

引言

复合材料具有高比强度、高比刚度、材料铺层可操作性强和疲劳抵抗性好等优点,随着技术的发展,复合材料越来越普遍的应用在飞机结构中^{[1]318-327}。现在,波音 B787 的复合材料用量已达到机身结构总重量的 50%。然而,飞机在运行时意外刮伤、雷击、鸟撞、冰雹、

擦尾等损伤是不可避免的。为了确保飞机持续安全地飞行,必须修复损伤结构以恢复其原有的功能完整性和安全可靠。对复合材料机身维修技术进行更进一步的研究变得非常迫切,这对改善飞机结构的维护可靠性,减少飞行运营费用,保障飞行安全具有重大意义^[2-5]。

复合材料常用的修理方式有胶接修理、机械连接

* 20190111 收到初稿, 20190427 收到修改稿。国家自然科学基金项目 (51405491, 51605331), 中央高校基本科研业务费 (3122017028), 中国民航大学实验技术创新基金 (2017SYCX02) 资助。

** 刘礼平, 男, 1983 年生, 汉族, 中国民航大学讲师, 博士, 主要研究方向为复合材料结构修理。

修理和混合修理三种。机械连接修理可获得较大的连接强度,强度分散小,抗剥离程度大,但开孔须削弱构件截面,且引起应力集中,永久变形大^[6]。复合材料胶接修理增重较小,载荷分布均匀。但胶接修理也有不足之处,其承载能力和强度恢复率较低^[7]。

复合材料混合修理作为一种结合胶接修理和机械连接修理的修理方式,与复合材料混合连接有很多相似之处。混合连接其一方面可以克服胶接承载小和机械连接应力集中的弱点,又可以综合胶接修理应力较小和机械连接修理承载较大的优点^[8-9]。混合连接方法分为胶铆混合连接和胶螺混合连接。对于胶螺混合连接,已有很多文章进行了相关的试验研究和有限元分析。国外方面,Kelly G^[10]利用包含螺栓孔接触和非线性材料行为影响的三维有限元模型,对复合材料单搭接接头的载荷分布进行了预测。通过有限元参数研究,探讨了相关节点设计参数对螺栓传递荷载的影响,并用试验对有限元结果进行了验证,试验结果与有限元结果吻合较好。Barut A 等^[11]基于 Mindlin 和 Timoshenko 梁理论,针对复合材料层合板单搭接(螺栓/粘结)节点在平面和横向荷载作用下的应力分析,提出了一种半解析解方法。Kweon J H 等^[12]对铝-复合材料双搭接接头进行了测试,得到了胶接、螺栓紧固和胶螺混合连接三种接头的破坏载荷和破坏模式。国内方面,南京航空航天大学黄文俊、北京航空航天大学程小全、武鹏飞、李钟海等使用 Abaqus 进行了胶-螺混合连接接头的有限元模拟^[13]。程小全、汪源龙、张纪奎等^[14]346-352对平面编织复合材料胶螺(单排螺钉)混合连接结构拉伸性能进行了试验研究,分析了螺钉直径为 4 mm 和 6 mm 两种情况下连接结构的破坏形式。并在试验件的基础上建立了胶螺混合连接三维损伤扩展模型。研究发现:螺栓可以通过分担部分载荷而起着加强胶接连接的作用;螺钉直径越大,加强效果越明显。

上述研究都是针对复合材料胶螺混合连接的研究,而不是对胶铆混合连接的研究。在复合材料胶铆混合连接方面,大部分是关于复合材料胶铆混合连接接头的数值研究和理论模型,对胶铆混合连接结构的实验研究较少。S Gomez 等^[15]提出了一种简单的力学模型,根据四个接头特征参数,采用键合图技术得到

模型方程,再现胶/铆混合接搭接连接的性能曲线。Liu J 和 Sawa T^[16]利用三维有限元模型,对外弯矩作用下单搭接胶铆混合接头的应力和强度进行了分析,并对被粘物的弹性模量和铆钉的预紧力进行了研究。Chowdhury N M 等^[17]采用有限元分析方法验证了机械、胶接和混合双搭接连接的静强度和疲劳强度。徐建新等^[18]在 MSC.Patran/Nastran 软件平台下,建成了关于复合材料层合板铆接、胶接及胶铆混合连接的有限元模型,通过计算得出不同连接方式模型的应力场及位移场。

与胶接修理、机械连接修理的研究相比,复合材料混合修理研究较少。王瑞峰^[19]以复合材料 T300/QY8911 层合板为模型,利用 Ansys 有限元软件研究受损层合板经过胶接修理与胶铆混合修理的力学性能,通过对比得出,一定条件下,将胶接修理与机械连接修理结合在一起可以达到更好的修理效果。

目前,关于复合材料胶铆混合修理的研究相对较少,还没有利用试验对胶铆混合修理结构拉伸静强度及其失效机理的分析。本文针对复合材料飞机蒙皮,通过科学实验与有限元仿真理论分析相结合,研究不同修理方式以及不同损伤尺寸对修理结构件拉伸性能的影响。在单向拉伸载荷下,对比分析了复合材料无损板、60 mm 和 30 mm 损伤孔径的胶接修理板和胶铆混合修理板的破坏载荷、破坏模式、应力分布、应力大小分配和危险部位。研究结果为复合材料飞机蒙皮修理提供理论基础和技术支持。

1 试验

1.1 试验件

在试验中设计了 5 组复合材料层合板试验件,每组 3 件,共 15 件,如表 1 所示。W1 组试验件是完整无损的复合材料层合板(以下简称“无损板”),编号分别为 1~3;H1 组试验件是损伤孔径为 60 mm 的复合材料胶铆混合修理板,编号为 4~6;H2 组试验件是损伤孔径为 30 mm 的复合材料胶铆混合修理板,试验件编号分别为 7~9;J1 组试验件是损伤孔径为 60 mm 的胶接修理板,试验件编号分别为 10~12;J2 组试验件是损伤孔径为 30 mm 的胶接修理板,试验件编号分别为 13~15。

表 1 试验件基本参数

Tab. 1 Basic parameters of test specimens

组号	试件编号	试验件类型	损伤孔径	补片长度
Group	Specimen	Specimen type	Damage hole/mm	Patch length/mm
W1	1~3	无损板 No-damage		
H1	4~6	胶铆混合修理板 Hybrid repair	60	187.5
H2	7~9	胶铆混合修理板 Hybrid repair	30	157.5
J1	10~12	胶接修理板 Adhesive repair	60	187.5
J2	13~15	胶接修理板 Adhesive repair	30	157.5

表中 W1 组试验件所用材料为 T700/BA9916, T700/BA9916 复合材料层合板树脂含量为 $(38 \pm 2)\%$, 固化后单层厚度为 (0.15 ± 0.01) mm; 试验件尺寸为 468 mm $\times$ 120 mm $\times$ 2.4 mm, 铺层顺序为 $[45/-45/0/90]_{2s}$, 单层厚度为 0.15 mm; 在层合板夹持端粘贴 4 块尺寸为 120 mm $\times$ 120 mm $\times$ 2 mm 的玻璃纤维加强片, 防止拉伸机夹具对试样造成损坏, 如图 1 所示。

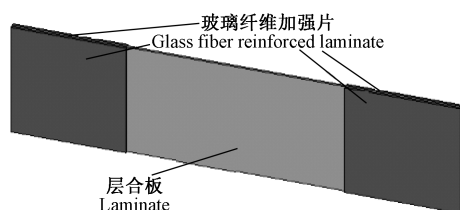


图 1 无损伤板示意图

Fig.1 Schematic of no-damage specimen

在无损伤板的中心加工直径 d 为 30 mm 或 60 mm 的损伤孔, 并用不同的修理方法进行修复, 形成胶接修理板以及胶铆混合修理板, 如图 2 所示, 部分试验件实物图如图 3 所示。在 J1 组和 J2 组胶接修理试验件中, 填充片、补片均通过一层胶膜与母板连接。填充片在母板中心损伤孔处, 形状为圆柱, 所用材料、铺层方向与母板一致。补片由与母板相同的材料制成, 铺层方式为 $[45/-45/0/90]_s$, 厚度为 1.2 mm。胶膜材料选用 J116B 胶黏剂, 厚度为 0.15 mm。H1 组和 H2 组胶

铆混合修理试验件是在胶接修理试验件的基础上打孔, 并用钛合金铆钉紧固连接; 铆钉直径为 5 mm, 铆钉间距为 22.5 mm。

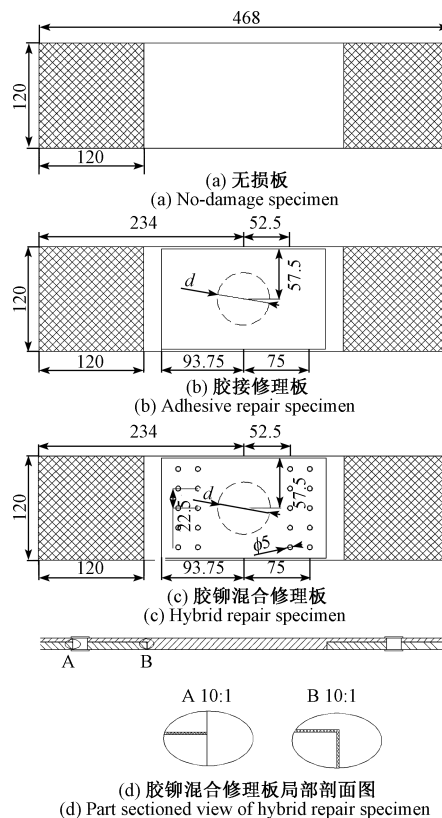


图 2 试验件尺寸示意图

Fig.2 Dimensions of test specimens

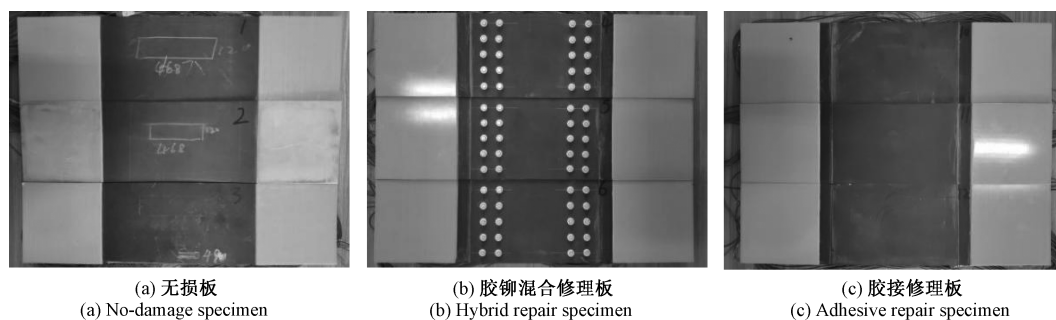


图 3 部分试验件实物图

Fig.3 Photos of some test specimens

1.2 试验条件

试验中所用拉伸机为天津大学结构与强度实验室 WAW-1000 微机控制电液伺服万能试验机, 用试验机卡具将试验件两端加强片夹持住, 下端卡具固定, 上端施加单向拉伸载荷进行测试, 如图 4 所示。试件测试温度为室温。试验机上端加载速度为 1.2 mm/min, 采用连续加载方式, 直至试验件失效。

1.3 试验结果与讨论

将本次试验中无损伤板与不同损伤孔径试验件的载荷-时间历程分别作对比, 形成图 5。如图 5a 所示, 对于无损伤板和损伤直径为 60 mm 的两种修理板, 在匀

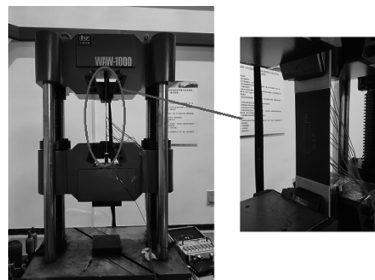


图 4 无损伤板夹装示意图

Fig.4 Schematic of no-damage specimen clamped by tensile testing machine

速拉伸载荷条件下,初始阶段所有试验件荷载缓慢上升,无损板与两种修理板荷载增加速度相近。当加载至 100 s~200 s 之间,荷载开始快速增加。此时至试

验件最终破坏,无损板与两种修理板的荷载-时间曲线均可近似为线性关系。

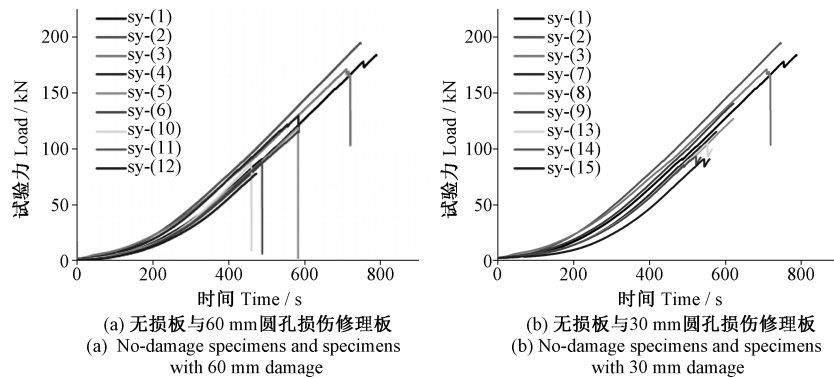


图 5 试验件荷载-时间曲线

Fig.5 Load-time curves measured from tensile tests

从图 5b 可以看出,30 mm 圆孔损伤修理板的荷载-时间曲线也呈现出与 60 mm 圆孔损伤修理板荷载-时间曲线相近的规律。

试验后各组试件的平均失效载荷如表 2 所示。将两种修理板与无损板对比可知,J1 组 J2 组胶接修理板,强度恢复率较低,分别为 51.77% 和 48.86%。对于 H1 组和 H2 组胶铆混合修理板,强度恢复率较高,铆钉加入后,修理板强度有显著提升,分别为 67.20% 和 69.72%。对于胶铆混合修理方式,在加载过程中,

铆钉分担了部分载荷^{[14] 346-352},由母板向补片的载荷传递效率增加。相比胶接修理方式,胶铆混合修理方式下补片承担更多载荷,修理件强度提高。

图 6 显示了无损板、胶接修理板与胶铆混合修理板关于失效扩展的局部视图。如图 6a 所示,无损板沿着垂直于加载方向的加强片边缘断裂;在单向拉伸载荷条件下,无损板整体受力均匀,但加强片在边缘处结构发生突变且加强片压紧无损板,使无损板在加强片内侧边缘位置产生应力集中,导致无损板在此处断裂。

表 2 各组试件平均失效载荷

Tab.2 Average failure loads of different groups of specimens

组号 Group	试验件类型 Specimen type	平均失效载荷 Average failure load/kN	强度恢复率 Strength recovery rate/%
W1	无损板 No-damage	181.116 7	100
H1	胶铆混合修理板-60 mm Hybrid repair-60 mm	121.717 5	67.20
H2	胶铆混合修理板-30 mm Hybrid repair-30 mm	126.27	69.72
J1	胶接修理板-60 mm Adhesive repair-60 mm	93.76	51.77
J2	胶接修理板-30 mm Adhesive repair-30 mm	88.49	48.86

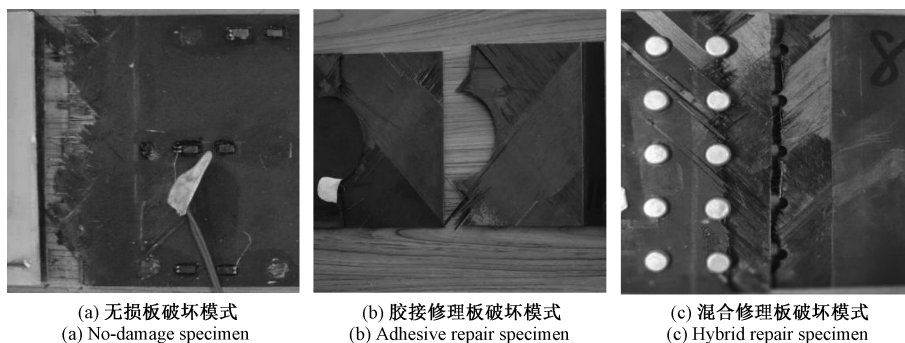


图 6 无损板与修理板的破坏模式示意图

Fig.6 Failure modes of no-damage specimen and repair specimens

如图 6b 所示,对于胶接修理板,其失效模式为:胶层脱落,母板断裂,补片没有明显损伤。胶层在剪切应力作用下首先发生脱落,胶层破坏失效后,修理结构仅由母板承载;母板的失效破坏始于损伤孔处,向修理板上下边缘扩展,最后从试件中部断裂,胶接结构的失效模式与文献[20]的失效模式 A 相同。

从图 6c 可知,对于胶铆混合修理板,胶层首先发生局部脱胶;随着载荷的增大,修理结构最外侧铆钉连接处的母板和补片共同承担主要载荷,最外侧铆钉孔处的母板逐渐发生损伤失效,沿垂直于加载的方向,向修理件上下边缘扩展,最后外侧钉孔的破坏区域连成

一片,导致胶铆混合修理试验件从该排钉孔处断裂;胶铆混合修理结构的失效模式与文献[14]³⁴⁶⁻³⁵²中胶螺混合修理结构的失效模式相似。

2 有限元分析

2.1 有限元模型

基于五组试验件,利用有限元软件 Ansys/APDL 建立复合材料无损板以及两种修理板的三维有限元模型。有限元模型完全按照试验件的形状尺寸建立,不对加强片进行省略简化。复合材料单层板、胶层和铆钉的材料性能见表 3。

表 3 复合材料、胶层和铆钉的材料性能

Tab.3 Material properties of composites, adhesive layer and rivets

	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	E_{33}/GPa	μ_{12}	μ_{23}	μ_{13}	G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	G_{13}/GPa
T700/BA9916	121	8.7	8.7	0.3	0.45	0.3	4.16	3	4.16
	X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa	S_{23}/MPa	S_{13}/MPa	Z_T/MPa	Z_C/MPa
	2 395	1 209	62.5	207	134.6	97	134.6	62.5	207
J116B 胶黏剂	E/GPa	μ		G/GPa		T/MPa		S/MPa	
Adhesive layer	1	0.3		0.385		20		30	
钛合金铆钉	E/GPa	μ		G/GPa		T/MPa		S/MPa	
Titanium alloy	135	0.3		52		203		1 150	

对于网格划分,复合材料均采用 Solid185 单元类型,网格划分为六面体网格,采用扫略式划分网格,为保证计算精确度,在铆钉孔以及损伤孔处对网格进行细化。胶膜采用 Solid45 单元类型,由于胶膜厚度很薄,沿厚度方向划分 1 层,采用六面体网格划网。铆钉单元类型为 Solid95 单元,由于铆钉形状不规则,铆钉采用自由网格划分。试验件的网格划分如图 7 所示。铆钉与母板、铆钉与补片之间建立摩擦接触,设置接触对摩擦因数为 0.2。

表 3 中, E_{11} 、 E_{22} 、 E_{33} 为材料在 1、2、3 方向的弹性模量; G_{12} 、 G_{23} 、 G_{13} 为材料在 1-2、2-3、1-3 方向的剪切模量; μ_{12} 、 μ_{23} 、 μ_{13} 为材料在 1-2、2-3、1-3 方向的泊松比; X_T 、 X_C 为材料的纵向拉伸强度和纵向压缩强度; Y_T 、 Y_C 为材料的横向拉伸强度和横向压缩强度; Z_T 、 Z_C 为材料的法向拉伸强度和法向压缩强度; S_{12} 、 S_{23} 、 S_{13} 为材料在 1-2、2-3、1-3 方向的剪切强度。 E 为弹性模量; G 为剪切模量; μ 为泊松比; T 为剥离强度; S 为剪切强度。

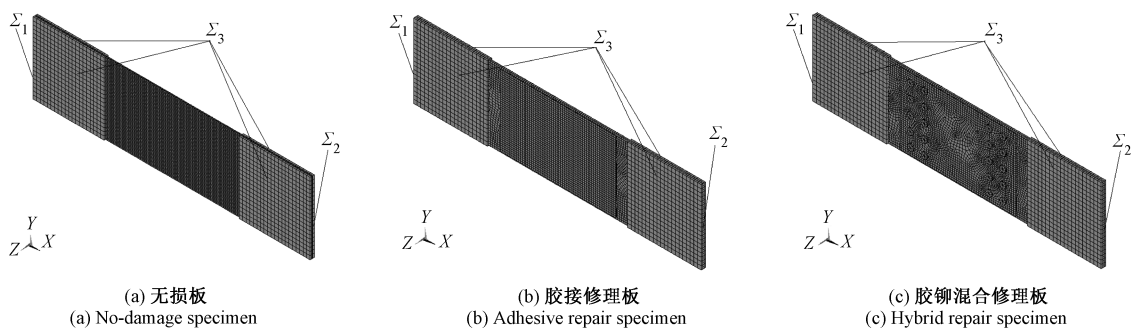


图 7 有限元模型网格图

Fig.7 Mesh of specimen finite element model

根据试验件的实际加载情况来确定有限元模型的边界条件,具体实现方法是约束试件端面 Σ_1 的全部自由度,模拟实际中的固支情况

$$U_X|_{\Sigma_1} = U_Y|_{\Sigma_1} = U_Z|_{\Sigma_1} = 0 \quad (1)$$

$$R_X|_{\Sigma_1} = R_Y|_{\Sigma_1} = R_Z|_{\Sigma_1} = 0 \quad (2)$$

约束端面 Σ_2 的位移自由度 U_Y 、 U_Z 和旋转自由度

R_X 、 R_Y 、 R_Z ,并在该侧端面上施加轴向位移载荷 U_X ,以实现轴向拉伸加载

$$U_X|_{\Sigma_2} = 1 \text{ mm} \quad (3)$$

$$U_Y|_{\Sigma_2} = U_Z|_{\Sigma_2} = 0 \quad (4)$$

$$R_X|_{\Sigma_2} = R_Y|_{\Sigma_2} = R_Z|_{\Sigma_2} = 0 \quad (5)$$

在加强片的四周施加一定的压力模拟夹具

$$P|_{\Sigma_3} = p \quad (6)$$

2.2 应力分析

复合材料结构件的危险点一般为应力集中严重的位置,损伤破坏从危险点开始发生^{[1]318-327}。为研究损伤孔和不同修理方式对层合板应力分布的影响以及修理板可能出现的危险点,对比复合材料铺层在拉伸载荷达到一定值时的 σ_x 应力云图(以 0° 铺层为例)以及胶层的 von Mises 应力云图,分别考察无损板、胶接修理板、胶铆混合修理板的应力分布情况。无损板、损伤孔径为 60 mm 的胶接修理板和胶铆混合修理板在规范加载条件下的数值研究结果如图 8、图 9 和图 10 所示。

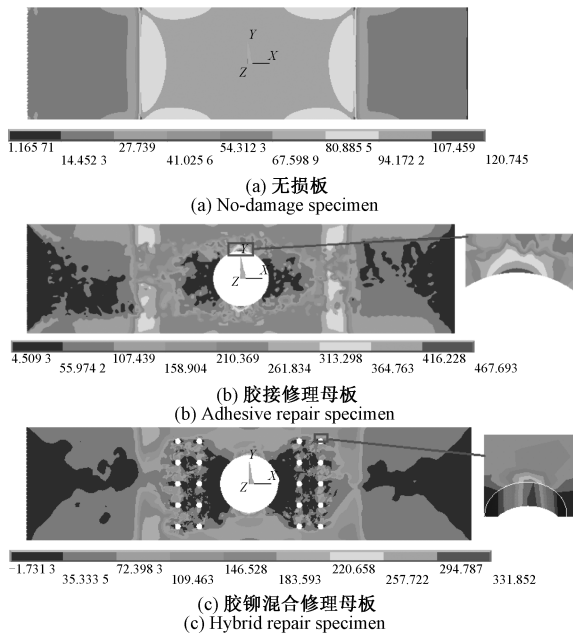


图 8 母板 0° 铺层的 σ_x 应力云图

Fig.8 σ_x Stress distribution of 0° ply of motherboard

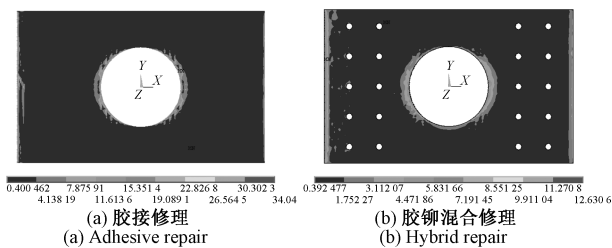


图 9 胶层的 von Mises 应力分布

Fig.9 von Mises stress distribution of adhesive layer

无论胶铆混合修理和胶接修理结构的补片、胶层、铆钉的强度高低如何、破坏与否,两种修理结构的最终破坏形式和破坏部位为母板的拉断;补片、胶层、铆钉不同的强度大小、是否破坏会影响母板各铺层实际的应力大小,从而影响两种结构最终的强度大小。因此,可以用无损板铺层应力、胶铆混合修理和胶接修理的母板铺层应力大小来判断它们的强度高低。由图 8 可

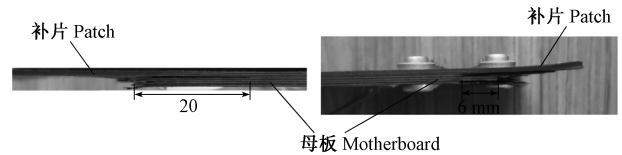


图 10 试验件破坏侧视图

Fig.10 Side view of test specimen failure

知,无损板、胶铆混合修理和胶接修理的母板应力值依次增大,这与实验结果无损板、胶铆混合修理和胶接修理强度值依次降低吻合。

由图 8a 可知,无损板在垂直于载荷方向的加强片内侧边缘有应力集中,应力最大值出现在此处;在加强片之间的区域,应力分布较为均匀,没有出现应力集中。试验件在垂直于载荷方向的加强片内侧边缘位置断裂,正是因为此处的应力集中。

由图 8b 可知,对于胶接修理母板,母板在加强片内侧边缘位置也有应力集中,但该处应力最大值不是整个母板应力峰值出现的位置;胶接修理母板应力峰值出现在垂直于载荷方向的损伤孔对称轴处。损伤开孔处的应力集中,使得试验件母板从损伤孔中部断裂。

由图 8c 可知,与胶接修理母板相比,混合修理母板损伤孔处的应力峰值减小,说明铆钉加入使该处应力集中现象得到减缓。对于胶铆混合修理母板,在铆钉孔处也有应力集中,且混合修理母板在最外排铆钉孔的应力集中比损伤孔处严重。铆钉开孔处的应力集中,使试验件母板从最外排铆钉处断裂。

图 9 是两种修理方式下胶层的 von Mises 应力云图。如图 9 所示,胶接修理方式下胶层的应力主要集中于胶层的左右两侧边缘和损伤孔处,且损伤孔处的应力集中最严重。与胶接修理的胶层相比,混合修理方式下胶层损伤孔处的应力值大幅下降。

图 10 是两种修理方式下试验件胶层脱胶破坏的侧视图。由图 10 可知,胶接修理试验件从损伤孔处开始脱胶,胶层脱胶区长度达到 20 mm。混合修理方式下试验件胶层脱层从铆钉孔处发生,胶层脱胶区长度 6 mm。对比图 10 中两种修理方式的脱胶区,胶接修理方式下胶层失效的程度远远大于混合修理胶层的失效程度。

综合图 9 和图 10 可知,胶接修理结构的拉伸载荷通过胶层传递给补片,胶层的应力值大;拉伸过程中,胶层脱胶严重,整体承载能力低。胶铆混合修理结构的拉伸载荷分别由铆钉和胶层传递给补片,铆钉的加入,大幅度降低胶层的应力;拉伸过程中,胶层脱胶程度降低,整体承载能力增强。

图 11 是两种修理方式下补片的 σ_x 应力分布。如图 11a 所示,胶接修理方式下补片的应力主要集中于

损伤孔边缘对应的位置。若补片发生损伤则从损伤孔边缘对应的位置开始;然而,在出现损伤前,补片先发生脱胶,不再承载,因此母板从中部断裂时,补片完好。

如图 11b 所示,对于混合修理补片,铆钉加入后,铆钉孔处有较大的应力集中。与图 8c 母板应力相比,胶铆混合修理补片的应力略低于母板的应力。由于试验件修理区两侧的不对称性,拉伸过程中修理件母板会产生附加弯矩,使得母板钉孔处拉应力越来越大大于补片钉孔处拉应力。加之,在第一排铆钉外侧部分补片发生脱胶前,补片第一排铆钉钉孔处的拉伸应力由胶层传递的剪切载荷和铆钉传递的剪切载荷共同产生;第一排铆钉外侧部分补片先发生局部脱胶后,补片的拉伸应力只由铆钉传递的剪切载荷产生;由图 10b 可知,在母板拉断过程中,在第一排铆钉外侧部分的补片会发生局部脱胶,胶层传递的剪切载荷减小,导致补片在第一排铆钉钉孔处承担的拉伸应力进一步降低。最终造成胶铆混合修理结构件拉断时母板断裂,而补片不断裂。

综合图 8~图 11 可知,相比于胶接修理板中母板、胶层和补片的应力,铆钉加入后,胶铆混合修理板中母板、胶层的应力减少,补片的应力增大。这说明在混合修理结构中,铆钉将母板的一部分载荷传递给补片,补片承担载荷增多,母板所承担的载荷减少;因此,胶铆混合修理件的失效强度比胶接修理板的失效强度高,进一步说明图 8 有限元分析结果和表 2 实验结果的合理性。

30 mm 圆孔损伤胶接修理和胶铆混合修理的应力分布、应力大小,以及其与拉伸强度、破坏模式之间的关系,和 60 mm 圆孔损伤胶接修理和胶铆混合修理相同,在此不再进行描述。

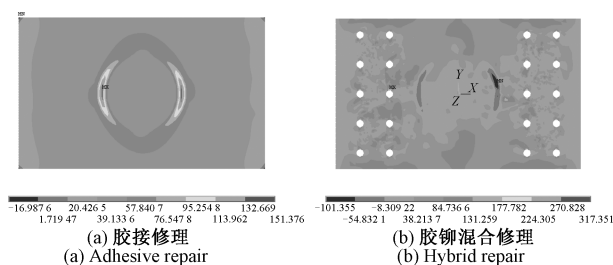


图 11 补片的 σ_x 应力云图

Fig.11 σ_x Stress distribution of 0° ply of patch

3 结论

本文采用试验及有限元方法对无损板以及带损伤孔的胶接修理板、混合修理板进行了研究,分析了无损板、胶接修理板及混合修理板的破坏强度、破坏模式、应力分布、应力大小和危险点,得到:

1) 由实验结果可知,与无损板拉伸强度相比,胶铆混合修理结构件比胶接修理结构件有更高的强度恢复率。

2) 试验结果证明,不同损伤孔直径对两种修理方式的修理效果影响不大。

3) 对于胶接修理板,胶层首先发生脱落失效,胶层失效后,结构仅由母板承载;母板在损伤孔处开始失效破坏,沿垂直于加载的近似方向,向修理板上下边缘扩展,最后从中部断裂。

4) 对于胶铆混合修理板,胶层首先发生局部脱胶;随着载荷的增大,修理结构最外侧铆钉连接处的母板和补片共同承担主要载荷,最外侧铆钉孔处的母板逐渐发生损伤失效,最后外侧钉孔的破坏区域连成一片,导致修理板从该排钉孔处断裂。

5) 由有限元仿真得到的应力分布与应力大小,可以解释无损板、胶接修理结构件和胶铆混合修理结构件的破坏强度和破坏部位。

参考文献 (References)

- [1] 聂恒昌, 谭日明, 郭霞, 等. 复合材料层合板机械连接修理拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 318-327.
NIE HengChang, TAN RiMing, GUO Xia, et al. Tensile performances of mechanically fastened repairs of composite laminates [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 318-327 (In Chinese).
- [2] 黄志超, 冯佳, 张永超. 复合板料摆碾铆接、胶接和混合连接性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(4): 54-59.
HUANG ZhiChao, FENG Jia, ZHANG YongChao. Connection property of joining composite sheets with rolling riveting, bonding and hybrid joints [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2017(4): 54-59 (In Chinese).
- [3] 陈雅薇. 复合材料钉载连接与制孔过程的损伤研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 1-2.
CHEN YaWei. Study on damages in bolted joint and drilling process of composite [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 1-2 (In Chinese).
- [4] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 66-74.
CHEN ShaoJie. Repair guide for composite structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 66-74 (In Chinese).
- [5] Duong C N, Wang C H. Composite repair-theory and design [M]. Amsterdam: Elsevier, 2007: 4-5.
- [6] 彭新未. 复合材料层合板胶接修理强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016: 5.
PENG XinWei. Research on adhesive repair strength of composite laminated plates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016: 5 (In Chinese).
- [7] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 39-44.
CHEN ShaoJie. Repair guide for composite structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 39-44 (In Chinese).

- [8] 赵馨怡,黄盛楠,冯 鹏,等.复合材料胶栓混合连接机理的试验研究[J].工程力学,2015,32(增刊1):314-321.
ZHAO XinYi, HUANG ShengNan, FENG Peng, et al. Experimental study on the mechanism of composite adhesive-bolt hybrid connection [J]. Engineering Mechanics, 2015, 32 (suppl 1) : 314-321 (In Chinese).
- [9] 李桂洋,李健芳,张娅婷,等.国产 MT700 碳纤维复合材料螺栓连接强度实验研究[J].玻璃钢/复合材料,2016(10):75-79.
LI GuiYang, LI JianFang, ZHANG YaTing, et al. Experimental study on bolt joint strength of domestic MT700 carbon fiber composites [J]. FRP/Composites, 2016(10):75-79 (In Chinese).
- [10] Kelly G. Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints[J]. Composite Structures, 2005, 69(1):35-43.
- [11] Barut A, Madenci E. Analysis of bolted-bonded composite single-lap joints under combined in-plane and transverse loading [J]. Composite Structures, 2009, 88(4):579-594.
- [12] Kweon J H, Jung J W, Kim T H, et al. Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding[J]. Composite Structures, 2006, 75(1-4):192-198.
- [13] 黄文俊,程小全,武鹏飞,等.复合材料混合连接结构拉伸性能与影响因素分析[J].北京航空航天大学学报,2013,39(10):1408-1413.
HUANG WenJun, CHENG XiaoQuan, WU PengFei, et al. Analysis on tensile properties and influence factors of composite hybrid joints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10):1408-1413 (In Chinese).
- [14] 程小全,汪源龙,张纪奎,等.平面编织复合材料胶螺混合连接接头拉伸性能分析[J].固体力学学报,2011,32(4):346-352.
CHENG XiaoQuan, WANG YuanLong, ZHANG JiKui, et al. Analysis of tensile properties of laminated composite joints [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2011, 32 (4) : 346-352 (In Chinese).
- [15] S Gómez, Oro J, J Pecharromán. A simple mechanical model of a structural hybrid adhesive/riveted single lap joint[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2007, 27(4):263-267.
- [16] Liu J, Sawa T. Stress analysis and strength evaluation of single-lap band adhesive joints subjected to external bending moments [J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 1999, 13 (6) : 729-749.
- [17] Chowdhury N M, Wang J, Chiu W K, et al. Experimental and finite element studies of thin bonded and hybrid carbon fibre double lap joints used in aircraft structures[J]. Composites Part B, 2016(85):233-242.
- [18] 徐建新,于学民,陈文俊,等.胶铆混合连接复合材料层合板结构的弹性分析[J].中国民航大学学报,2013,31(6):49-54.
XU JianXin, YU XueMin, CHEN WenJun, et al. Elastic analysis of composite laminated structure with adhesive-rivet hybrid joining [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2013, 31 (6) : 49-54 (In Chinese).
- [19] 王瑞峰.复合材料胶铆混合连接与胶接修理的力学性能对比研究[D].天津:中国民航大学,2016:49-50.
WANG RuiFeng. A comparative study of mechanical property of bonded repair and adhesive-rivet hybrid repair of composite laminate [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016: 49-50 (In Chinese).
- [20] Liu X, Wang G. Progressive failure analysis of bonded composite repairs[J]. Composite Structures, 2007, 81(3):331-340.