

含通孔损伤复材壁板螺接修理 接头拉伸性能试验研究*

王 航¹, 李 想¹, 谢宗蕪¹, 张晓祺²

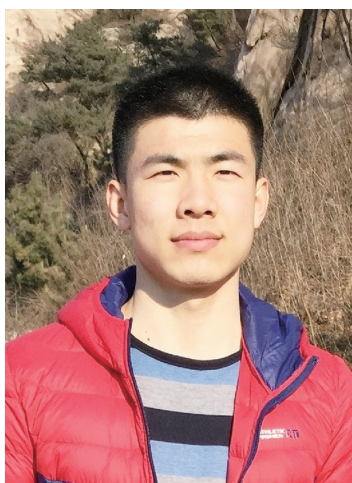
(1. 西北工业大学航天学院, 西安 710072;

2. 中国人民解放军 95858 部队, 沈阳 110035)

[摘要] 采用单向拉伸试验,测试了含通孔损伤的复合材料壁板和含通孔损伤的螺接修理接头壁板的单向拉伸强度,评估了含通孔损伤的复合材料壁板的螺接修理接头效果,研究了含通孔损伤对复合材料螺接修理接头的破坏载荷、破坏模式、应力分布的影响。试验结果表明:含通孔损伤的复合材料壁板及其修理板的典型破坏模式均为横向拉伸破坏;与无通孔板相比,含通孔损伤的螺接修理接头拉伸强度恢复率达到 44.2%;应变读数表明,补片能够较好地缓解母板损伤孔边缘的受载,从而有效提高结构拉伸强度。

关键词: 复合材料;螺接修理接头;破坏模式;失效强度;拉伸强度

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.20.056



王 航

硕士研究生,研究方向为飞行器
复合材料结构设计。

复合材料有很高的比强度和比模量,耐高温、耐疲劳,这使其在航空航天器结构中得到了广泛的应用。

* 基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (U1233202)。

在航空航天器服役的过程中,结构受冲击后的损伤部位需要进行快速维修,来满足使用要求。

复合材料的修理方式主要包括机械连接修理和胶接修理。而胶接修理又分为贴补修理和挖补修理,但其修理效果受环境影响显著,并不适合外场修理。相比胶接修理,机械连接修理操作简单,不易受环境影响。

复合材料含通孔板和修理板的强度和破坏模式是结构设计人员为保证结构安全性所关心的关键问题。黎增山等^[1]采用渐进损伤复合材料层合板开孔拉伸损伤模型,对拉伸过程中的损伤扩展、最终拉伸失效模式和破坏强度进行了失效预测。赵美英等^[2]运用有限元分析,对影响修补效率的补片铺层、厚度等多个因素进行了计算。张岐良等^[3]采用有限元方法,建立了单钉双剪接头模型,研究了钉孔配合、螺栓预紧力和接

触间摩擦对接头的强度等性能的影响。杜奎等^[4]针对含通孔复合材料层板机械连接修理模型,借助有限元分析软件,对影响通孔应力集中系数的参数进行了研究。聂恒昌等^[5]针对含圆形损伤孔的复合材料层合板,分析了不同机械修理方案对破坏模式、应力分布、钉载分配、破坏载荷等产生的影响。谭志勇等^[6]针对 C/C 复合材料热结构的开孔和连接问题,设计了典型复合材料圆轴的开孔连接结构并进行了试验验证。刘准等^[7]研究了温度和时间对树脂基体的动力学性能和开孔层板的力学性能的影响,借助微距拍摄和超声波 C 扫描,对损伤过程和破坏形貌进行了观测。葛建彪等^[8]针对复合材料中央翼后梁大开口布局,根据结构效率比较不同补强方法,并结合试验验证开口结构设计的正确性。Zhang 等^[9]提出在只有单向层

性质的情况下基于特征长度方法(基于PDA的CLM)的渐进损伤分析方法来预测复合多螺栓接头的失效。鲍宏琛等^[10]建立了一种在圆孔周围引入基于表面的内聚力接触来模拟层内纵向劈裂和分层特性的有限元三维模型,通过与试验结果的对比,证明了该方法的可行性。Dano等^[11]开发了一种考虑螺栓孔界面处的接触、渐进损伤、大变形理论和非线性剪切应力/应变关系的有限元模型,并用其预测,确定了失效标准和相关的退化规则对孔周围应变和轴承刚度的预测的影响。Yun等^[12]评估了一种用于提高多螺栓复合接头强度的新方法,通过试验和有限元分析计算螺栓之间的位移差异,试验证明当位移差异用于多螺栓接头的正间隙时与没有间隙的多螺栓接头相比,连接试样的破坏强度提高了13.1%~21.8%以上。

Sen等^[13]研究了距离孔直径比和板宽对孔直径比对螺栓接头的故障模式、承载强度及失效机理的变化影响。Wang等^[14]对复合材料层合板螺栓修理中旁路载荷对结构效率的影响进行了试验及计算分析。Friedrich等^[15]研究了复合材料连接接头中螺纹紧固件服役期间的紧固和预载松弛期间的摩擦行为,并对不同组合下接触中复合材料的摩擦系数进行了试验探究。Zhang^[16]采用边界元公式来分析复合材料机械螺栓接头和修理效果,并进行了数值预测和试验验证。Wei等^[17]利用ABAQUS软件开发了复合修复和疲劳损伤评估工具包,通过6种复合损伤和修复模块,分析了模型螺栓中的预紧力和接触力等影响螺栓修复的因素对其修理效果的影响。HER等^[18]针对复合材料层合板机械连接修理,采用Yamada失效准则与特征曲线法结合的方法对强度和失效模式进行了评估。Li等^[19]对复合铆接接头的拉伸响应和失效进行了试

验研究,发现复合失效模式可随着加载率的变化而变化。Johan等^[20]通过详细的有限元分析研究了二次弯曲对复合接头强度预测的影响,发现二次弯曲需要在准确的强度预测中加以考虑。Surachate等^[21]使用二维有限元建模来确定承受拉伸载荷的双搭接结构多紧固件的复合层合板中接触应力和载荷分布,并研究了弹性和刚性螺栓开孔的影响。李旭东等^[22]通过有限元和断裂力学的方法,研究了不同厚度补片对民机机身整体层合板损伤后双面铆接修补的影响。杨力等^[23]针对在横向弯曲载荷下的层合板开孔补强,研究了不同补强形式、补片半径和铺层之间的关系和联系。谢宗麒等^[24]针对规则分布的多排钉螺栓修理接头,通过引入开孔板刚度、等效螺栓刚度、接头刚度等参数对传统的弹簧质量模型进行修改,建立一种计算复合材料螺栓修理载荷传递的解析方法。万小鹏等^[25]针对含穿透性裂纹的损伤层压板,采用“两板”模型建立起机械连接修补结构有限元分析模型,分别计算补片大小、厚度、铺排方式以及连接件位置等修补参数对修补效果的影响。

目前,国内外的相关研究集中在复合材料机械连接结构的性能分析上,对复合材料含通孔壁板及含通孔的机械连接修理板的研究较少。本文为了研究含通孔损伤的复合材料螺栓修理接头壁板的拉伸性能,通过设计试验,对含典型穿透损伤孔的复合材料壁板及复合材料螺栓修理接头壁板的拉伸性能进行了研究,确定在拉伸载荷作用下的破坏模式、破坏过程和应力分布等,为合理评价和选择修理方式提供依据。

试验

1 试验件

针对含通孔损伤的复合材料壁板,试验设计了3组复合材料壁板试验件,每组各3件,共9件。

其中 C_1 组为不含通孔损伤的未修理板试验件(尺寸为600mm×300mm×4.2mm,以下简称“无通孔板”); O_1 组为含直径80mm圆形通孔损伤的未修理板试验件(以下简称“未修理板”); R_1 组为 O_1 组的钛合金补片单面螺栓修理接头壁板(以下简称“修理板”)。 O_1 、 R_1 组的尺寸示意图如图1所示。

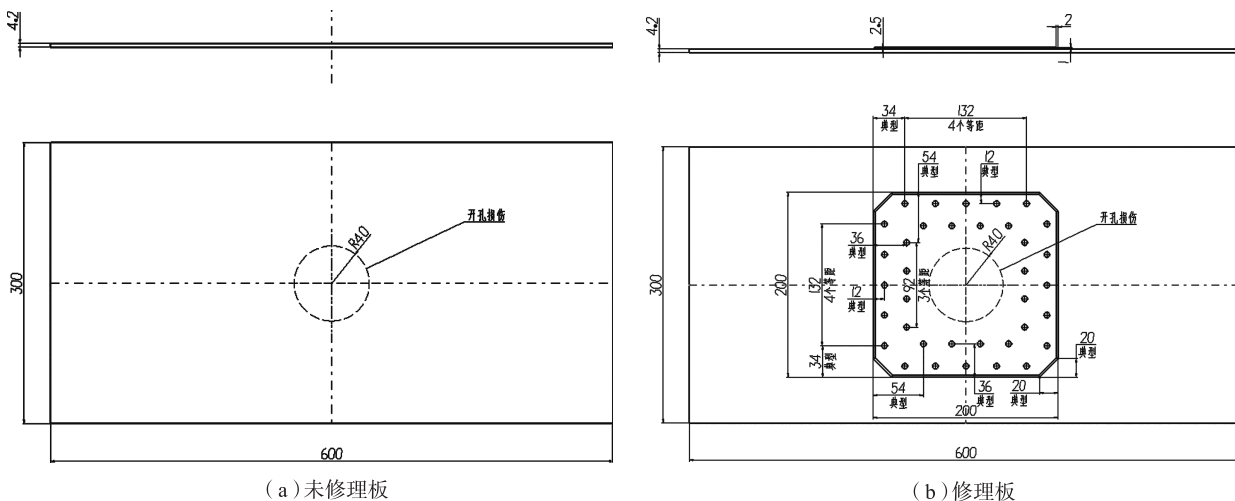
试验件母板材料制件材料体系为T300/QY8911,固化后单层厚度0.12mm,铺层顺序为[45/-45/0/-45/0/45/0/45/-45/90/45/0/-45/90/0];试验件补片材料采用钛合金TA15M,厚度为2.5mm;连接用紧固件牌号为MBF2313-07-250抽钉,直径5.75mm,材料为Ti6AL4V,双面剪切值最小26910N。

2 拉伸试验过程

试验中使用200t液压伺服静力试验机。由于试验件宽度较大,且修理结构的强度较大,为了防止局部夹坏和保证载荷沿宽度方向分布的均匀性,设计加工了图2所示的试验夹具。为监控试验过程中加载的对中性,在靠近试验件端部的两侧区域粘贴了应变片,同时在试验件的母板和补片上各粘贴了电阻应变片来测量试验件在加载过程中的应变分布情况,考察并分析试验件各部位的应变。

应变片和应变花分布位置如图3所示,应变片和应变花应两侧对称粘贴。上面板(对修理板来说,补片一侧为上面板)应变片和应变花正常编号,下面板对应位置的应变片和应变花编号累加100。其中001~005号与101~105号应变片正反相对,用于测量母板远场应变,对于未修理板,其余应变片和应变花用于测量损伤孔周围各部位应变。对于各修理板,上下面板的其余应变片和应变花用于分别测量补片和母板损伤孔周围各部位应变。

在试验温度为23℃,相对湿度为50%的环境下通过施加轴向拉伸



(a) 未修理板

(b) 修理板

图1 壁板试验件几何参数

Fig.1 Geometric parameters of specimens

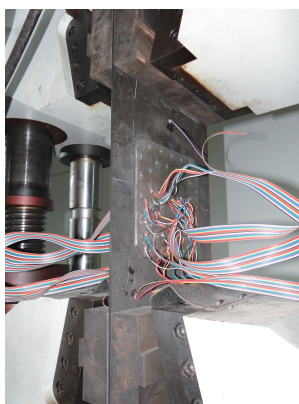


图2 复合材料螺接修理接头壁板拉伸试验装置

Fig.2 Setup of tensile test of a composite laminate

载荷,进行轴向拉伸试验,试验装置如图2所示。以位移控制方式控制加载,加载速度为2mm/min。加载过程中使用高速静态数字电子应变仪进行应变数据采集,试验完成后记录试件的破坏模式。

根据试验件的最大载荷计算修理结构的拉伸强度,即

$$\sigma_{ult}^R = \frac{P_{max}}{w \times t_p} \quad (1)$$

式中, w 为试验件的宽度, t_p 为试验件母板的名义厚度, σ_{ult}^R 为修理结构的拉伸强度, P_{max} 为试验件的最大载荷。

根据试验机的载荷数据计算试验过程中修理结构的远场应力,即:

$$\sigma = \frac{P}{w \times t_p} \quad (2)$$

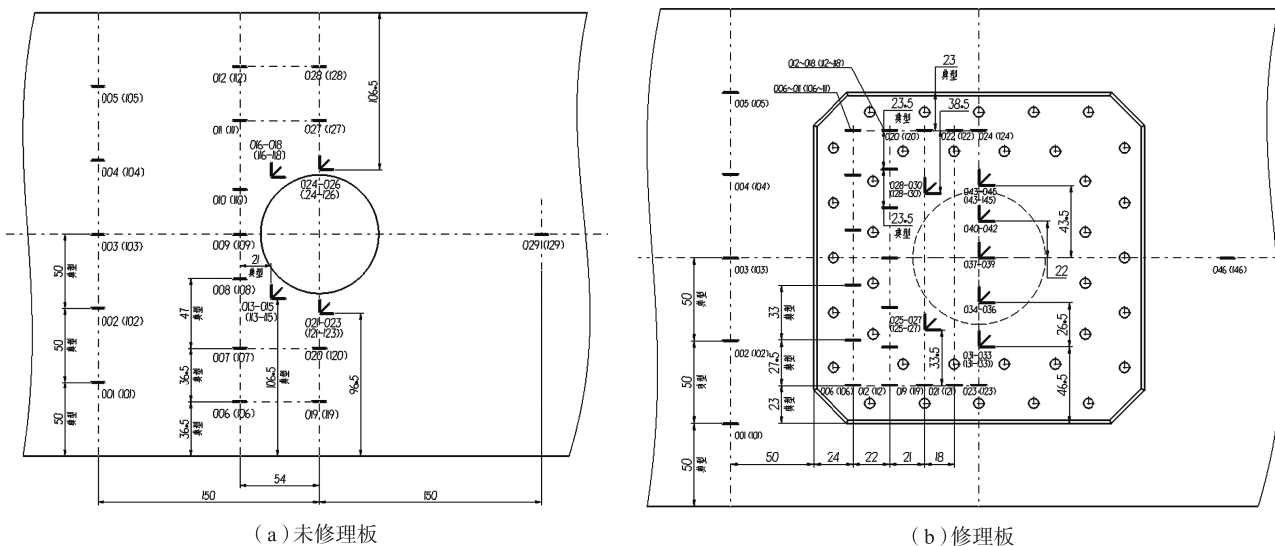
式中 σ 为修理结构的远场应力, P 为试验机所记录的载荷数据。

试验结果及讨论

1 破坏模式及拉伸强度

图4为试验测得的含通孔损伤壁板与螺接修理接头壁板的典型单个试验件的位移-载荷曲线。

试验件典型破坏模式为横向拉伸破坏,如图5所示。对于未修理板,



(a) 未修理板

(b) 修理板

图3 未修理板与修理板的试验贴片

Fig.3 Strain gauge locations on the tested composite laminates

其破坏模式为从通孔边近似与加载方向垂直的位置开始,沿横向向壁板上下边缘扩展并伴有部分纤维拔出和部分分层,最后壁板从中部断裂。对于含通孔修理板,其破坏模式为从横截面面积最小处的损伤孔边位置开始,沿近似与加载轴垂直并趋向于穿过钉孔的方向,向壁板上下边缘扩展,在靠近钉孔的位置出现

了部分纤维拔出和分层,最后壁板从中部断裂。

试验测得各组试验件的拉伸强度的平均值如表 1 所示。一般用强度恢复率定量描述损伤对母板结构性能的影响。从表 1 数据可见,对于含通孔修理接头,由于螺栓将部分结构载荷从母板传递到补片上,相比未修理板增加了有效承载面积,拉伸强度相比圆形孔损伤板提高了 43.5%,强度恢复率提高了 13.4%。由于含通孔修理板在修理时需要在母板上

打上很多钉孔,将钉孔周围的纤维(尤其是承受拉伸载荷的纤维)切断,且由于钉孔旁路载荷较大,钉孔周围容易产生应力集中,导致螺接修理接头壁板的断裂路径会趋向于穿过钉孔。

2 应力/应变分析

2.1 未修理板

未修理板的典型应力-应变曲线如图 6 所示,可见未修理板的左右对称性较好,所以仅通过上面板来分析。由应力-应变曲线可以看出,在试验件远场,001~005 号应变片应力

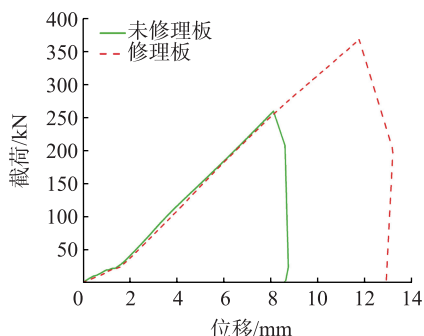
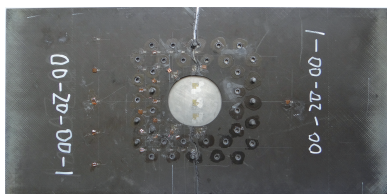


图4 壁板拉伸试验位移-载荷曲线
Fig. 4 Load/displacement data measured from tensile tests of different composite laminates



(a) 未修理板



(b) 修理板

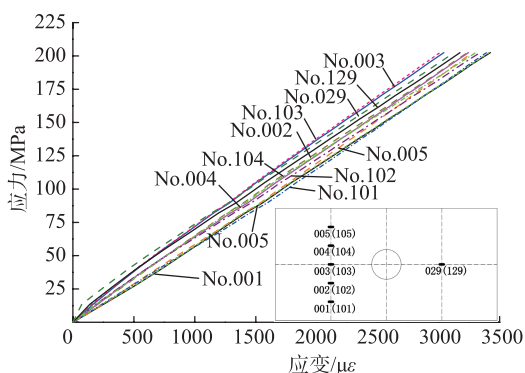
图5 未修理板与修理板的典型破坏模式

Fig. 5 Typical failure modes of damaged laminates and repaired laminates

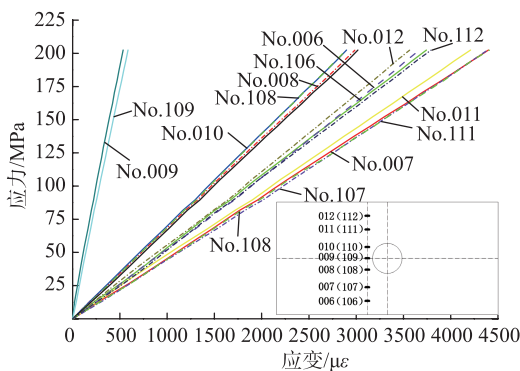
表1 各组试验件平均拉伸强度及恢复率

Table 1 Average tensile strength and recovery rate of test pieces

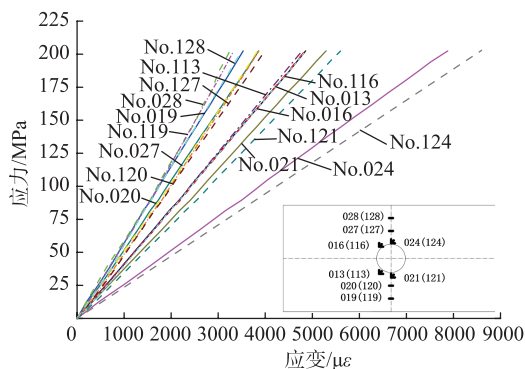
组编号	试验件类型	拉伸强度 / MPa	强度恢复率 / %
C ₁	无通孔板	667.5	100
O ₁	未修理板	205.7	30.8
R ₁	修理板	295.2	44.2



(a) No.001~No.005, No.029 和 No.101~No.105, No.129



(b) No.006~No.012 和 No.106~No.112



(c) No.013~No.028 和 No.113~No.128

图6 未修理板试验应力-应变曲线

Fig. 6 Stress-strain curves of composite laminate with open-hole

/应变关系均保持为直线,应力随着应变增加而增加,上下基本对称,靠近中轴线处稍大,说明在远场传载路线依然沿加载中轴线以及载荷沿宽度方向分布的均匀性还不够好。029号与003号曲线基本相同,说明试验沿横向对称度较好。观察009~012号和109~112号应变片应力-应变曲线可以看出,上下面的数值基本相同,同一载荷下,从板中线到板上下

边缘的应变水平先增加后减小,最接近通孔的009号应变片变化最小,应变水平大约是上下其他应变片的1/7,007和012号应变片的应力水平比远场应力水平稍大,说明壁板受载已经开始向中轴线和上边缘之间的中部集中,同时减小了通孔纵向边缘的应变水平。

同时观察013~028号应变片应力-应变曲线,013和016号曲线基

本吻合,024号应变比其他应变片大得多,说明受载后的应变在靠近损伤孔边缘至板边缘逐渐减小,024号应变片所在位置的未修理板变形最大。

2.2 修理板

含通孔修理板的典型应力-应变曲线如图7所示。观察含通孔修理板的应力-应变曲线可以看出,在试验件远场,001~005号和101~105号应变片应力-应变曲线在试验前

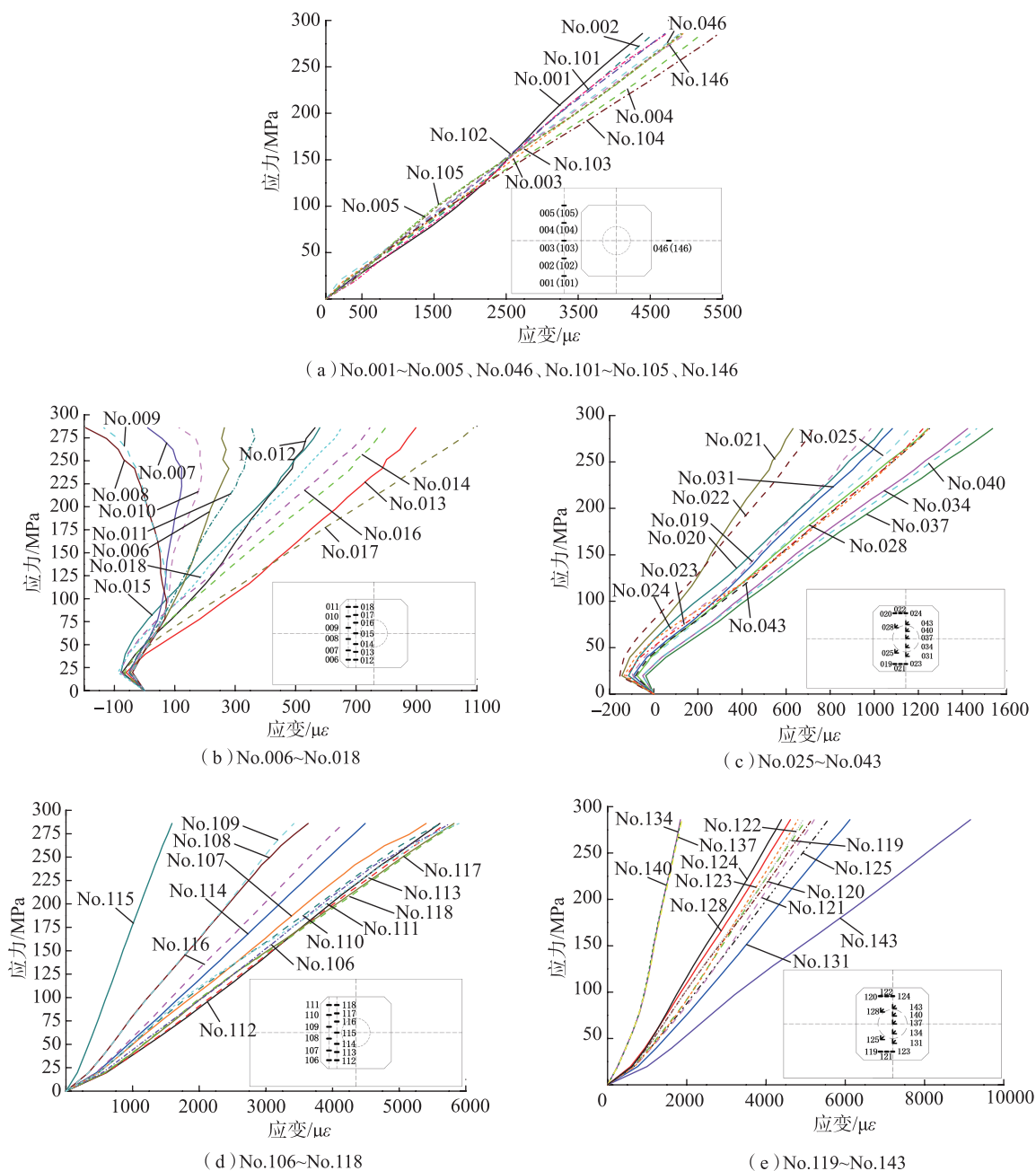


图7 修理板试验应力-应变曲线

Fig.7 Stress-strain curves of bolted repair of composite laminate with open-hole

期均保持为直线,说明载荷沿宽度方向分布较均匀,003号与046号应力-应变曲线基本相同,说明应力沿横向基本对称。补片上的应变片的应力-应变曲线在试验初期斜率存在明显变化,这是由于补片修理后开始承载,但加载中线为母板中线,出现了偏心拉伸,所以在补片和母板上产生了弯曲变形,并使应变片应变成为负值并不断减小,随着应力增加,拉伸载荷相比弯矩的影响逐渐增大,应变开始增加并变为正值。可以观察到006~011号应力-应变曲线在壁板应力水平约为85MPa时,各应变出现分离,上下应变呈对称分布,越靠近边缘应力越大,同时008号和009号开始减小,其他4个应变仍然继续增大,在大约250MPa时才开始减小。对比106~111号应力-应变曲线,说明补片边缘靠近中轴线的区域由于通孔应力集中的作用在前期承载后承载逐渐减小,同时在通孔破坏传载路线的情况下,补片边角及对应的母板区域载荷逐渐增加。在试验后期补片应变的减小说明此区域的母板开始成为主承载体。

012~018号应力-应变曲线的应变在弯折点后就出现了明显的分离,但分离趋势不大,同时上下应变基本呈对称分布,沿横向先增大后减小。019~024号应力-应变曲线说明沿纵向应力先减小后增加,对比119~124号应力-应变曲线,说明补片较好地减小了母板的受载,提高了结构强度,同时通孔处的受载在向上下边缘扩展时在横向中线上相比两侧逐渐增加。025~043号应力-应变曲线说明在通孔对应的补片上的区域应力水平基本相同,而且比通孔边缘对应的补片区域应力水平高,对比125~143号应力-应变曲线,说明在通孔对应的补片上的区域承受了较大弯矩,同时可以观察到母板上受载最严重的区域仍为通孔横向边缘。综合分析019~043号应力-应变曲线,

补片正面靠近横向中轴线的区域应变差别不大,说明补片较好地减小了通孔处的受载,提高了结构强度。

结论

本文对含通孔损伤的复合材料壁板及其螺接修理接头壁板的拉伸性能进行了试验研究。根据试验测试结果,得出以下结论:

(1)含通孔损伤壁板和螺接修理接头壁板的破坏模式均为从横截面最小处的通孔边缘开始的横向拉伸破坏。

(2)与无损伤板相比,含通孔损伤的壁板的拉伸强度降低到30.8%左右。

(3)经过螺接修理的含通孔损伤的复合材料壁板的拉伸强度比未修理前提高约44%。机械连接修理补片能够较好地缓解母板在通孔边缘处的受载情况,从而提升壁板拉伸强度。

参考文献

[1] 黎增山,关志东,何为,等.复合材料层板开孔拉伸损伤分析[J].复合材料学报,2012,29(1):169-175.

LI Zengshan, GUAN Zhidong, HE Wei, et al. Damage analysis of open-hole tension laminates[J]. Acta Materialia Composites Sinica, 2012, 29(1): 169-175.

[2] 赵美英,万小鹏,刘浩.复合材料螺接修补参数优化[J].航空学报,2001,22(5):458-460.

ZHAO Meiyang, WAN Xiaopeng, LIU Hao. Optimization of composite patch bolted repairing parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 458-460.

[3] 张岐良,曹增强.复合材料螺接性能的影响因素研究[J].航空学报,2012,33(4):755-762.

ZHANG Qiliang, CAO Zengqiang. Study on factors influencing the performance of composite bolted connections[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 755-762.

[4] 杜奎,黎增山,何为,等.机械连接修理对通孔应力集中系数影响研究[C]//第十四届中国科协年会第11分会场:低成本、

高性能复合材料发展论坛论文集.北京:中国科学技术协会,2012:22-27.

DU Kui, LI Zengshan, HE Wei, et al. The influence of mechanical connection repair for circle hole stress concentration coefficient[C]// Proceedings of the 11th Session: Forum on Development of Low Cost, High Performance Composite Materials. Beijing: China Association of Science and Technology, 2012: 22-27.

[5] 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 performance of mechanically fastened repairs of composite laminates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 318-327.

[6] 谭志勇,董威利,占续军.C/C复合材料开孔强度研究及典型连接应用[J].宇航总体技术,2017,1(3):39-43.

TAN Zhiyong, DONG Weili, ZHAN Xujun. Strength research of C/C composite material with opening hole and application of typical connection[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(3): 39-43.

[7] 刘准,关志东,黎增山,等.考虑时间和温度影响的复合材料开孔层板压缩失效分析[J].复合材料学报,2017,34(7):1489-1495.

LIU Zhun, GUAN Zhidong, LI Zengshan, et al. Time-temperature dependent failure analysis of open-hole composite laminates under compression loading[J]. Acta Materialia Compositae Sinica, 2017, 34(7): 1489-1495.

[8] 葛建彪,刘婷.中央翼复合材料后梁大开口补强设计与分析[J].民用飞机设计与研究,2016(2):28-31.

GE Jianbiao, LIU Ting. Strengthen design and analysis on large opening of center wing composite rear spar[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2016(2): 28-31.

[9] ZHANG J Y, LIU F R, ZHAO L B, et al. A progressive damage analysis based characteristic length method for multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2014, 108: 915-923.

[10] 鲍宏琛,刘广彦.准各向同性纤维增强复合材料层合板的开孔拉伸破坏模拟[J].复合材料学报,2016,33(5):1026-1032.

BAO Hongchen, LIU Guangyan. Simulation on damage in quasi-isotropic

fiber-reinforced composite laminates under open-hole tension[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(5): 1026–1032.

[11] DANO M L, KAMAL E, GENDRON G. Analysis of bolted joints in composite laminates: strains and bearing stiffness predictions[J]. *Composite Structures*, 2007, 79(4): 562–570.

[12] YUN J H, CHOI J H, KWEON J H. A study on the strength improvement of the multi-bolted joint[J]. *Composite Structures*, 2014, 108: 409–416.

[13] SEN F, PAKDIL M, SAYMAN O, et al. Experimental failure analysis of mechanically fastened joints with clearance in composite laminates under preload[J]. *Materials & Design*, 2008, 29(6): 1159–1169.

[14] WANG C H, GUNNION A J, ORIFICI A C, et al. Effect of load-bypass on structural efficiencies of bonded and bolted repairs[C]//Proceedings of the 17th International Conference on Composite Materials. Edinburgh, 2009.

[15] FRIEDRICH C, HUBBERTZ H. Friction behavior and preload relaxation of fastening systems with composite structures[J]. *Composite Structures*, 2014, 110: 335–341.

[16] ZHANG J M. Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs[J]. *Engineering Analysis with Boundary*

Elements, 2001, 25(6): 431–441.

[17] WEI Z, LUA J, LIU P, et al. Composite damage assessment and repair evaluation toolkit for aerospace structures[C]//Proceedings of 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. AIAA, 2010.

[18] HER S C, SHIE D L. The failure analysis of bolted repair on composite laminate[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 1998, 35(15): 1679–1693.

[19] LI Q M, MINES R A W, BIRCH R S. Static and dynamic behaviour of composite riveted joints in tension[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2001, 43(7): 1591–1610.

[20] JOHAN E, JOAKIM S. Effect of secondary bending on strength prediction of composite, single shear lap joints[J]. *Composites Science and Technology*, 2005, 65(6): 953–965.

[21] SURACHATE C, ALVIN P B. Effect of pitch distance, row spacing, end distance and bolt diameter on multi-fastened composite joints[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 1996, 27(2): 105–110.

[22] 李旭东, 关志东. 整体壁板损伤容限特性与修理技术研究[J]. *中国民航大学学报*, 2008, 26(5): 36–38.

LI Xudong, GUAN Zhidong. Investigation of fuselage integral panel repair technology[J].

Journal of Civil Aviation University of China, 2008, 26(5): 36–38.

[23] 杨力, 马斌, 王康, 等. 横向载荷下复合材料层合板插层补强设计[J]. *舰船科学技术*, 2018, 40(9): 31–40.

YANG Li, MA Bin, WANG Kang, et al. Reinforcement design of composite laminated plates in transverse load[J]. *Ship Science and Technology*, 2018, 40(9): 31–40.

[24] 谢宗蕻, 李想, 杨淋雅, 等. 基于弹簧质量模型的复合材料螺栓修理载荷传递计算方法[J]. *航空学报*, 2016, 37(12): 3742–3751.

XIE Zonghong, LI Xiang, YANG Linya, et al. A calculation method for load transfer in bolted repair of composite laminates based on spring-mass model[J]. *Acta Astronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(12): 3742–3751.

[25] 万小朋, 杨晓宁, 赵美英. 补片参数对含穿透性裂纹层压板修补强度的影响研究[J]. *机械强度*, 2003, 25(5): 580–582.

WAN Xiaopeng, YANG Xiaoning, ZHAO Meiying. Repair parameters effect on the strength of repaired laminate with penetrated crack[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2003, 25(5): 580–582.

通讯作者: 谢宗蕻, 博士、教授、博士生导师, 研究方向为飞行器结构与复合材料, E-mail: xzhae@nwpu.edu.cn.

Tests on Tensile Strength of Bolted-Repaired Composite Joints

WANG Hang¹, LI Xiang¹, XIE Zonghong¹, ZHANG Xiaohui²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The People's Liberation Army, 95858 Troop, Shenyang 110035, China)

[ABSTRACT] Uniaxial tensile test was used to test the unidirectional tensile strength of the composite plate with penetrating hole damage and the bolted-repaired joints plate containing the penetrating hole damage, and the bolted-repaired composite plate with the damage of the penetrating hole was evaluated. The effect of repair was analyzed, and the failure load, failure mode, and stress distribution of the bolted-repaired composite plate structure containing the damage of the penetrating hole were analyzed. The test results show that: The typical failure modes of the composite plate with penetrating hole damage and the bolted-repaired composite plate with penetrating hole damage are transverse tensile failures; compared with non penetrating hole damage plate, the recovery rate of tensile strength of the repair plate with penetrating hole damage reaches 44.2%; the strain readings indicate that the patch can be relieve the load at the edge of the damage hole of the plate, thereby increasing the tensile strength of the structure effectively.

Keywords: Composite; Bolted-repaired joint; Failure mode; Failure strength; Tensile strength

(责编 逸飞)