

复合材料加筋板大开口结构拉伸与修理性能

Tensile Performance and Repair Performance of Composites Stiffened Panel With Large Cutout

北京航空航天大学航空科学与工程学院 赵 闯 黎增山 康 军
北京航空材料研究院 丁 聪

[摘要] 复合材料加筋板大开口结构在承受轴向拉伸载荷时主要的应力集中部位是大开口的边缘处。根据试验过程中的观测和破坏模式的成像记录,结构损伤从这一点开始,沿横向偏加载方向扩展,直至完全拉断。使用商用有限元分析软件 ABAQUS 构建的有限元模型的计算结果显示孔边的应变在破坏发生前呈线性增加,在破坏发生的时刻急剧增大,与试验测得应变一致。为研究复合材料加筋板大开口结构的修理性能,建立了预置损伤板以及相应的 2 类修理方案(机械连接修理板、胶接修理板)的有限元模型。预制损伤是位于加筋板横向轴线上、孔边蒙皮开间中央位置的圆形小孔,以此模拟蒙皮穿透损伤。预置的损伤对加筋板的刚度影响不大,使其强度下降 0.16%。机械连接采用金属补片,修理后的加筋板强度比完好板提高 0.32%。胶接修理采用单面挖补修理,修理后的加筋板强度比完好板提高 0.31%。

关键词: 复合材料加筋板 开口 拉伸试验 有限元分析 机械连接修理 胶接修理

[ABSTRACT] Composite stiffened panel structure with large cutout under the axial tensile load, has a serious stress concentration at the edge of the cutout generally. According to the observing during the test and recording of failure mode after it, structural damage starts from this edge, expands along the transverse of panel intending loading direction a little, until structure completely fails. Using commercial finite element analysis software ABAQUS, finite element models are constructed and calculations show that strain at the edge of cutout increases linearly before destruction occurs. When the destruction occurs, the strain get a sharp increase, what is consistent with the experimental strain result. To study the performance of repaired composite stiffened panel with large cutout, three kinds of models are built, including panel with damage and the panels with corresponding types of repair program: bolted repair panel and bonded repair panel. Precast damage locats on the horizontal axis, near the cutout edge and

in skin bay, as a circular hole, in order to simulate the skin penetrating injury. Pre-damage of stiffened panel has little effect on stiffness, but stiffened panel's strength declines 0.16 percent. Panel repaired by bolt using metal patch, has a 0.32 percent increasing in intensity than intact plate. Bond repaired panel has a 0.31 percent increasing in intensity than intact plate.

Keywords: Composites stiffened panel Cutout Tensile test Finite element analysis Bolted repair Bonded repair

根据使用或维护要求,机身上必须设置各种开口,如起落架舱门、旅客舱门及各种设备检查口等。开口切断了复合材料纤维,破坏了应力和变形的连续性,进而产生应力集中,使复合材料结构强度大大降低。

对于复合材料开口问题,目前国内外已经开展了有效的工作。对复合材料开口非补强和开口补强层合板的研究^[1]证明了有限元方法的有效性,压缩载荷作用下复合材料板无孔、开孔、开孔补强后的稳定性问题的研究^[2]显示大开口结构的研究具有较大的工程价值。受轴压、外压以及轴压和外压的联合作用下大开口复合材料网格加筋锥壳^[3]也受到了关注。国内外关于复合材料加筋板大开口结构的其他研究^[4-6]对于这一问题也展开了一些讨论。

本文对于复合材料加筋板大开口结构进行了拉伸试验和有限元分析,并对其损伤后和修理后的结构性能进行了有限元分析。

1 研究对象

以某型飞机复合材料后机身前段装配口为研究对象。该装配口是位于前段上壁板的垂尾安装开口。该上壁板装配开口结构受到附近垂尾梁传递来的载荷复杂,属于设计中较为重要的开口区域。开口尺寸及形状由实际安装需要及其他结构协调关系决定。

参考已有的蒙皮壁板研究方法^[7],为减少分析工作量,此处将机身开口结构简化为加筋平板大开口结构。

该加筋板大开口结构长为 1700mm、宽为 1400mm，开口为 $\phi 500$ mm 的圆孔，筋条尺寸及间距示意图如图 1（图中阴影部分为筋条）。长筋条长为 1700mm，短筋条长为 526.5mm。距加筋板上下两端 553mm 处用高 65mm 的铝合金框加强，框与蒙皮的连接法兰宽 45mm。

此开口结构在实际结构中主要受拉伸载荷，因此主要研究其在拉伸载荷作用下的破坏强度、刚度、破坏模式、应力分布规律及应力集中点。

该加筋板大开口结构采用变厚度蒙皮，开口周边 750mm \times 690mm 矩形范围内蒙皮为较厚的蒙皮，具体铺层为：

[45/-45/0/45/45/-45/-45/90/90/0/45/-45/0/0/45/90/90/-45/0/45/-45/90]_s。

其余区域蒙皮铺层为：[45/-45/0/45/-45/90/90/45/-45/0/45/-45/90/45/-45/90]_s。

筋条铺层示意图见图 2，具体铺层如下：

筋条区域 1 铺层：[45/-45/0/0/90/0]_s；

筋条区域 2 铺层：[45/-45/45/-45]_s。

蒙皮、筋条、胶接修理补片所用材料为 HTS-

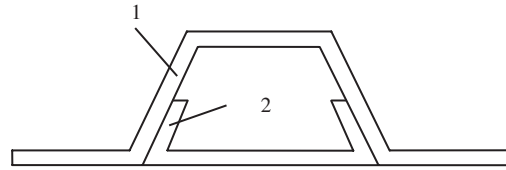


图 2 筋条的 2 种铺层
Fig.2 Two kinds of lay-up in stiffener

130/977-2，开口加强框使用铝合金材料，机械连接补片使用钛合金材料。

本文研究了不同损伤情况下的同一种加筋板开口结构，分别是不具有损伤的完整的加筋板大开口结构（以下简称“完好板”）、预置了损伤的加筋板大开口结构（以下简称“损伤板”）、对损伤进行了胶接修理和机械连接修理后的加筋板大开口结构（以下简称“胶接修理板”和“机械连接修理板”）。

2 完好板的拉伸性能

2.1 有限元分析

2.1.1 有限元模型

完好板有限元模型中的边界条件、材料属性与其他 3 种加筋板开口结构有限元模型的边界条件相同：Z 轴正向一端固定，另一端只保留加载方向（Z 轴负向）位移自由度。在加载端沿 Z 轴施加 -15mm 位移载荷。有限元模型中采用的复合材料属性如表 1 所示。

表 1 HTS-130/977-2 复合材料的基本性能

E_1/GPa	$E_2=E_3/\text{GPa}$	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}	$G_{12}=G_{13}/\text{GPa}$	G_{23}/GPa
121	8.8	0.33	0.33	4.47	3.2
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S/MPa	
1700	800	84.62	243.2	115	

模拟过程中，加筋板及修理补片网格采用 4 节点减缩积分壳单元 S4R；对于机械连接修理，使用 fastener 单元模拟螺栓连接。分析步为线性静态一般分析步，采用已经得到较多研究^[8-10]应用的 Hashin 准则判断筋条和蒙皮的破坏。

2.1.2 有限元计算结果

计算结果显示完好板表面铺层材料应力集中位置为开口的边缘处、加筋板横轴线附近。

完好板在拉伸载荷下的破坏形式主要为纤维拉伸、基体拉伸、纤维基体剪切破坏。破坏位置如图 3，由开口边缘两侧的应力集中处开始，沿横向偏上的角度扩展至完全断裂。

2.2 拉伸试验

2.2.1 试验方法

由于其尺寸较大，且载荷吨位也比较大，因此设计

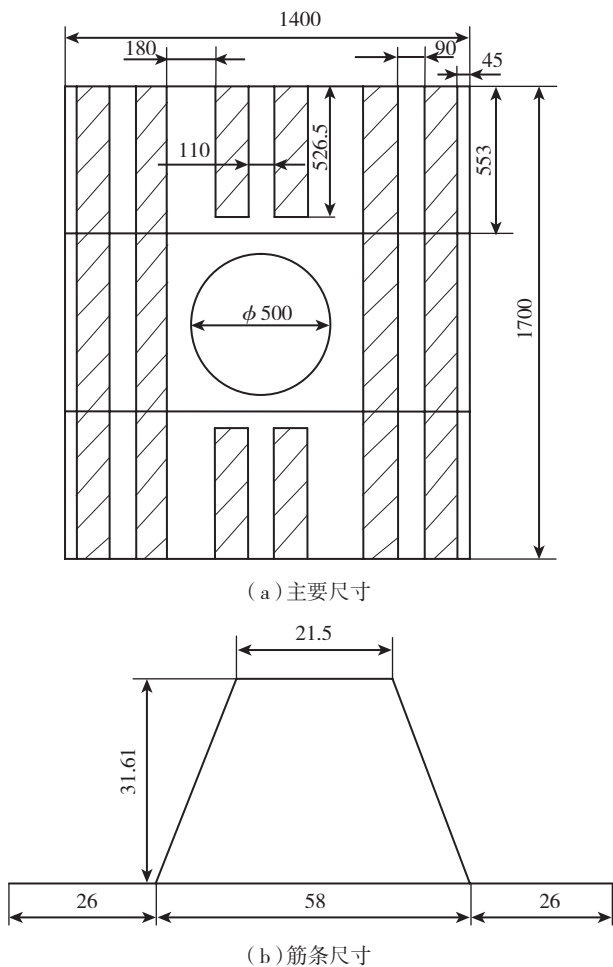


图 1 加筋板的相关尺寸

Fig.1 Dimensions of stiffened panel

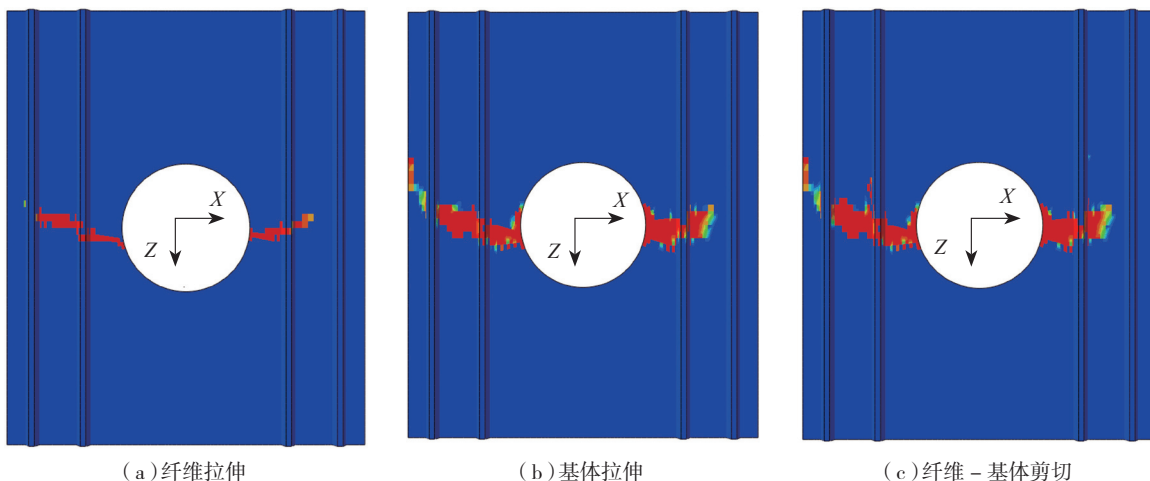


图3 数值方法预测的完好板损伤区域
Fig.3 Numerically predicted failure area of virgin panel

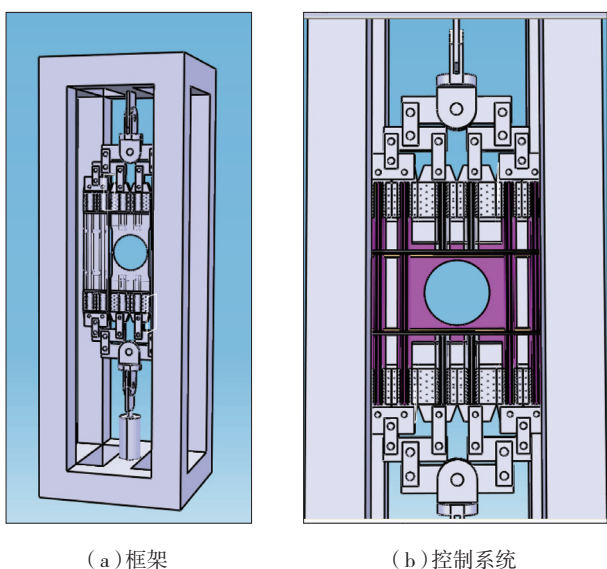


图4 拉伸试验工装
Fig.4 Fixture for tensile test

并焊接了一个框架用于拉伸试验。框架的试验空间尺寸和承载能力满足试验要求。具体实现方法如图4所示。

为保证拉伸载荷均匀施加在加载端,先将试验件宽度方向分成6个区域,各区域以厚铝板胶接补强(其中帽型加筋梯形突起部位不补强),补强深度为距上下边缘处300mm;之后每个区域两面各用一块钢板与试验件以螺接的方式固定;使用多级杠杆系统将载荷施加到加载端。试验件共2件,几何尺寸、材料、加载方式相同。

2.2.2 试验结果

试验件破坏形式:试验件开口横截面全部拉断,破坏横截面不完全水平,稍有角度,如图5所示,与图3所示有限元模型预测的破坏结果吻合较好。



(a) 1号试件照片



(b) 2号试件照片

图5 破坏后的试验件照片
Fig.5 Photos of stiffened panels after tensile test

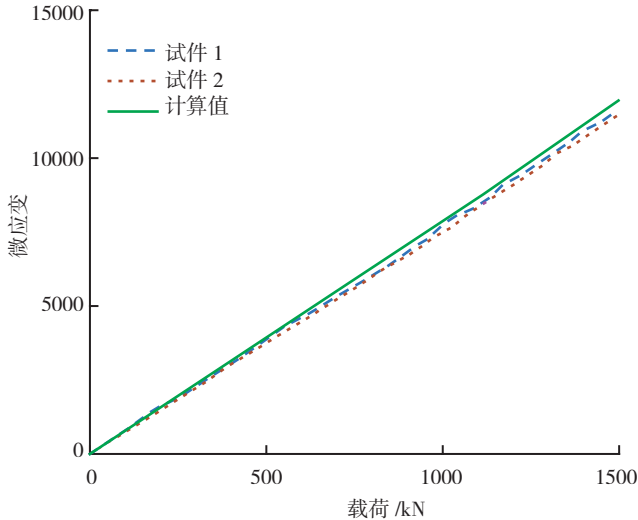
试验测得2号试验件破坏载荷与有限元计算结果对比见表2,计算误差为15.04%。误差可能是由计算模型中边界条件与实际相比过于理想、实际加载载荷不是理想均匀拉伸造成的,今后的研究可重点考察试验加载均匀性。

表2 加筋板完好板破坏载荷

试验值 /kN		平均值 /kN	计算值 /kN	误差
1号	2号			
1480.4	1450.8	1465.6	1686.0	15.04%

试验中使用电测法测得了加筋板中部横轴线上开口两侧边缘应变,应变片编号分别为 $M1$ 、 $M2$ 。

测得载荷-应变曲线与计算所得载荷-应变曲线对比如图 6 所示,在试验件破坏之前,应变呈线性增加。计算结果与试验结果较为吻合。

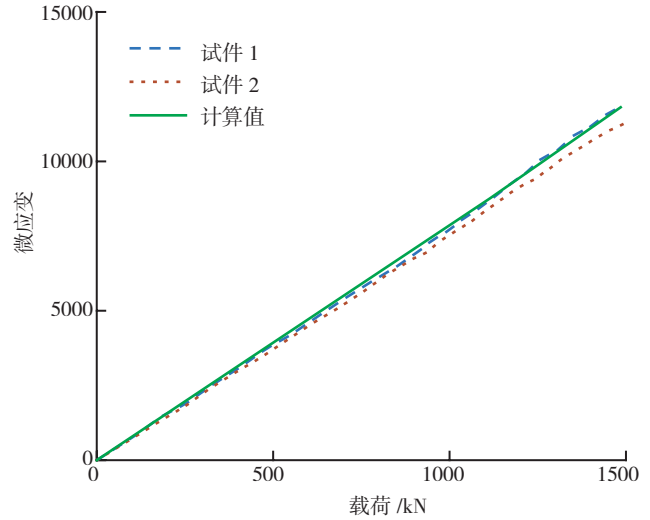


(a) 应变片 $M1$ 的载荷-应变曲线

3.1 穿透损伤板

损伤板的应力集中位置主要分布于大开口边缘和损伤孔边缘。损伤孔边缘处的应力集中程度低于大开口边缘处,整个结构的最大应力出现在大开口的边缘。

损伤板的破坏形式与完好板类似,破坏发生于大开



(b) 应变片 $M2$ 的载荷-应变曲线

图6 载荷-应变曲线试验结果与计算结果

Fig.6 Experimental and calculating result of load-strain curve

3 损伤板与修理板的拉伸性能有限元分析

上述有限元分析方法得到的计算结果与试验结果较为吻合,因此采用相同的分析方法,研究预制损伤板、修理板的拉伸性能,为复合材料加筋板大开口结构的修理提供参考。

考虑到大开口结构中,开口两侧的筋条与蒙皮是载荷传递的主要路径,因此将损伤设置在开口区一旁筋条间的蒙皮开间中央处,形式为 $\phi 16\text{mm}$ 圆形孔。

口的边缘两侧,没有预制损伤的一侧扩展方向与完好板类似,有损伤的一侧则扩展至损伤处,如图 7 所示。

3.2 穿透损伤机械连接修理板

机械连接修理板的应力集中位置基本上分布于开口的边缘处以及补片的螺栓连接处。补片的应力集中程度高于开口边缘处,蒙皮修理区的应力集中程度低于大开口边缘处。整个结构的最大应力出现在补片螺栓连接处,但并未达到补片的破坏应力。

机械连接修理板的破坏形式与完好板类似,起始于

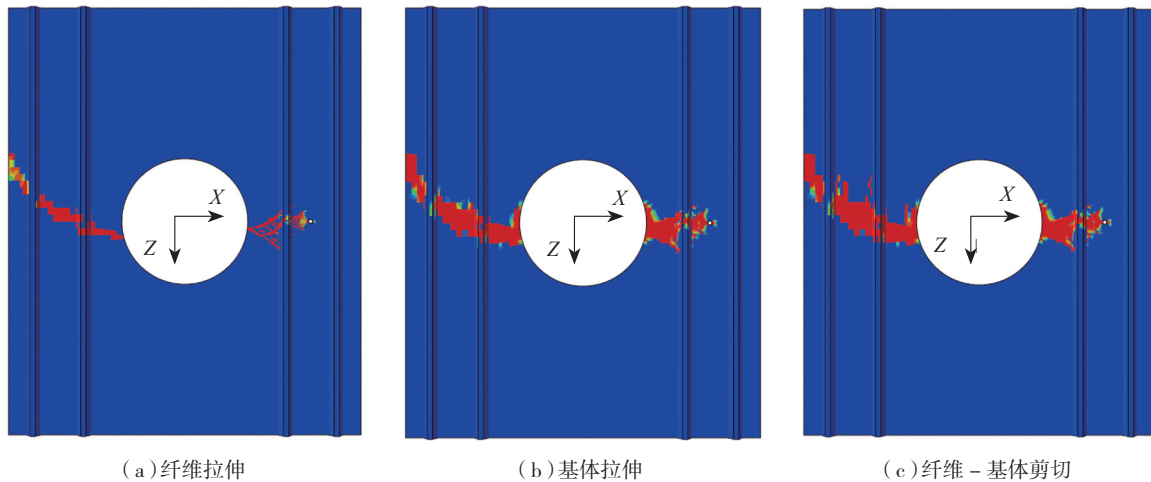


图7 数值方法预测的预制损伤板损伤区域

Fig.7 Numerically predicted failure area of stiffened panel with preset damage

开口边缘处,沿中央横向偏上的角度向两侧扩展,如图8所示。

3.3 穿透损伤胶接挖补修理板

胶接修理板的应力集中位置基本上分布于开口边缘处。修理区应力集中程度低于开口边缘处。

胶接修理板的损伤如图9,形式与完好板类似,位置也基本相同。

4 4 种类型加筋板破坏载荷与刚度对比

计算结果中,与完好板相比:损伤板破坏载荷略有下降;两种修理板破坏载荷均略高于完好板,较好地恢复了加筋板的强度,具体数值见表3。

4种形式的加筋板计算所得载荷-位移曲线如图10,其刚度相差不大。

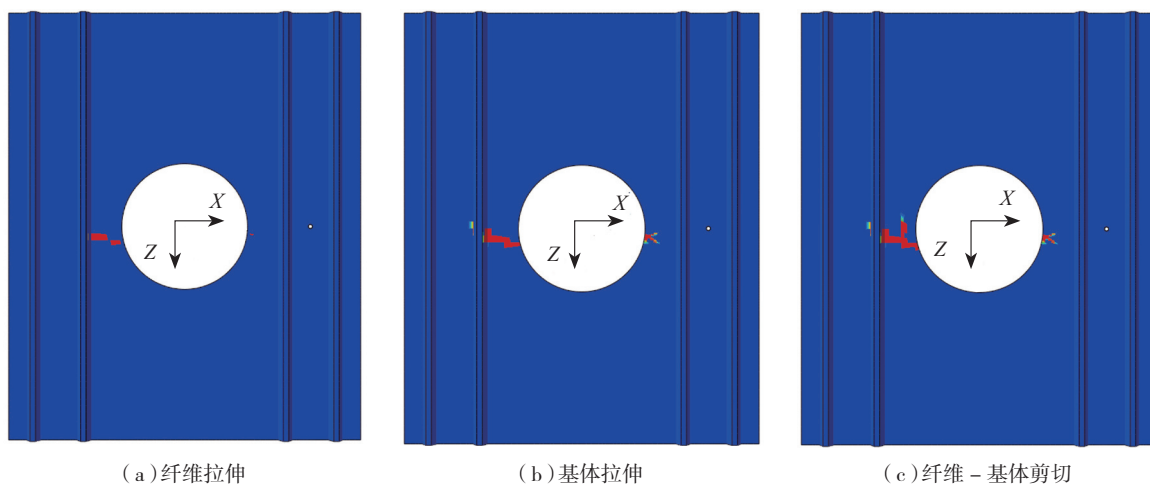


图8 数值方法预测的机械连接修理板损伤区域

Fig.8 Numerically predicted failure area of bolted repaired stiffened panel

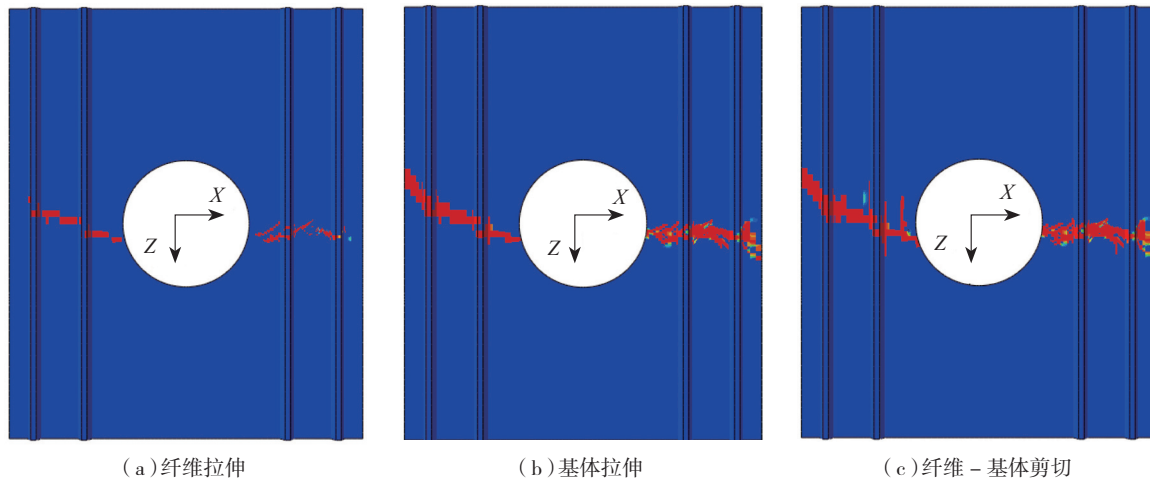


图9 数值方法预测的胶接修理板损伤区域

Fig.9 Numerically predicted failure area of bonded repaired stiffened panel

表3 各类加筋板破坏载荷计算值

类型	破坏载荷 /kN	强度恢复率
完好板	1503.51	—
损伤板	1501.06	-0.16%
机械连接修理板	1508.36	+0.32%
胶接挖补修理板	1508.16	+0.31%

5 结论

根据加筋板大开口结构拉伸试验与有限元分析,得出结论如下:

(1) 复合材料加筋板大开口结构在承受拉伸载荷时,主要的应力集中区是开口的边缘处,损伤由此点开始,并沿横截面面积最小处横向扩展,朝加载端略倾斜;

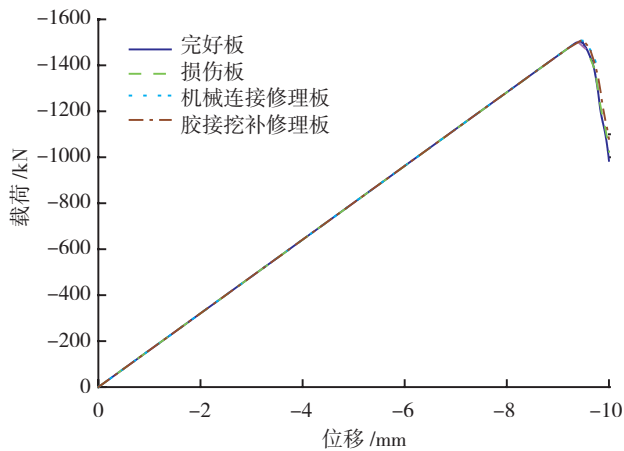


图 10 4种形式的加筋板载荷-位移曲线计算结果
Fig.10 Calculating result of load-displacement curve of four kinds of stiffened panel

(2) 有限元方法强度计算结果与试验结果之间的误差为 15.04%，计算值较大，可能是由于实际加载并不是理想均匀的，今后的研究可关注试验加载均匀性；

(3) 对损伤板的有限元模拟显示，本结构中预制的损伤对于加筋板的刚度影响不大，使其强度下降 0.16%，破坏没有从损伤处开始，与完好板类似是从大开口边缘处开始的；

(4) 对修理板的有限元模拟显示，机械连接修理和胶接修理后加筋板强度各有 0.32% 和 0.31% 的提升，刚度基本不变，破坏模式与完好板类似。

参考文献

- [1] 姜云鹏,张庆茂,王毅. 复合材料层合板开口翻边补强试验和数值研究. 复合材料学报,2005,22(5):190-196.
- [2] 霍世慧,王富生,岳珠峰. 压缩载荷作用下复合材料开孔补强稳定性分析. 应用力学学报,2009,26(3):580-583.
- [3] 林再文,梁岩. 大开口复合材料网格加筋锥壳的稳定性分析. 纤维复合材料,2000(2):16-17.
- [4] Eivind S. Elastic buckling and post buckling of eccentrically stiffened plates. Int J Solids Structures, 1989,25(7):751-768.
- [5] Jaunky N, Knight N F, Ambur D R. Formulation of an improved smeared theory for buckling analysis of grid-stiffened composite panels. Composite Part B, 1996,27B(5):519-526.
- [6] 孙为民,童明波,董登科,等. 加筋壁板轴压载荷下后屈曲稳定性实验研究. 实验力学,2008,23(4):333-338.
- [7] 程小全,译. 实用飞机结构工程设计. 北京:航空工业出版社,2008.
- [8] 李航,矫桂琼,赵龙,等. 含切口复合材料加筋板的压缩剩余强度研究. 工程力学,2011(8):133-137,176.
- [9] 孙立,许希武,徐焜. 含脱粘损伤的复合材料加筋板压缩破坏渐进损伤数值分析. 材料科学与工程学报,2009(5):740-744.
- [10] 刘从玉,许希武,陈康. 考虑脱粘的复合材料加筋板屈曲后屈曲及承载能力数值分析. 复合材料学报,2010(6):158-166.

(责编 亦雅)

(上接第 124 页)

表5 C形梁实测夹角数据

位置/mm	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	
实测	α	95.3°	95.4°	95.3°	95.4°	95.6°	95.3°	95.5°
	β	94.4°	95.3°	95.3°	95.3°	95.5°	95.5°	95.5°

注：一侧端部处的 β 角在脱模机械加工后出现较为严重的损毁现象，因此可暂时排除在有效点外。

为 96.5°。模具设计完毕后，在该模具上进行铺贴并固化。表 5 中所示为 C 形梁回弹实测夹角数据。

表 5 中大部分位置所测得夹角在 95.5° 左右，除一侧端部处的 β 角外，其余角度实测与设计值偏差在 0.2% 以内。由此可见，针对 C 形梁回弹角研究的修正系数能够较为准确地依据预测结果反映真实回弹情况。

4 结论

在仿真预测中，C 形梁缩比件随着结构厚度的增加，预测回弹角有下降的趋势，但由于回弹角相差不大，在实测过程中无法反映出该差别。

根据缩比件变形预测与试验验证得出的变形预测结果修正公式，可以准确反映大尺寸实际结构的回弹情况。

参考文献

- [1] 谭华,晏石林. 热固性树脂基复合材料固化过程的三维数值模拟. 复合材料学报,2004(06):167-172.
- [2] 寇哲君,龙国荣,万建平,等. 复合材料固化过程中温度及应变场分布的解析解. 宇航材料工艺,2006(S1):126-130.
- [3] 贾丽杰. 树脂基复合材料结构固化变形的研究进展. 航空制造技术,2011(15):102-105.
- [4] Jain L K, Hou M, Ye L, et al. In study of the aileron rib manufactured from advanced thermoplastic composite. Composite Part A, 1998,29A(8):973-979.
- [5] White S R, Hahn H T. Cure cycle optimization for the reduction of processing-induced residual stresses in composite materials. Composite Materials, 1993,27(14):1352-1378.
- [6] 党嘉立. 复合材料角型材结构固化变形研究. 宇航材料工艺,1993,5:10-12.
- [7] Sarrazin H. Effects of processing temperature and layup on springback. Journal of Composite Materials, 1995,29(10):1278-1294.
- [8] Cowley K C. The measurement and prediction of residual stresses in carbon-fibre/polymer composites. Composite Science and Technology, 1997,57(11):1445-1455.
- [9] Yan D X. Technical intercourse between SAMC and Coast Composites Inc. China: 2011.
- [10] GFG Inc. Technical proposal for co-bonding mould chain tools. Italy: 2011.

(责编 日午)