

泡沫夹芯面板非穿透损伤挖补维修有限元分析

张春 刘峰 马佳 喻辉

(中国民用航空飞行学院, 广汉 618307)

文 摘 建立了 SR20 飞机含非穿透损伤复合材料泡沫夹芯结构壁板挖补维修的三维有限元模型。分析了有限元模型的收敛性,给出了合理的网格划分密度。对单向拉伸和双拉伸载荷下含非穿透损伤泡沫夹芯结构进行了应力分析,给出了完好结构和维修后结构面板各材料主方向应力分布。基于最大应力准则给出了完好结构和维修后结构的单向拉伸强度和双向拉伸强度。分析结果表明,维修后的结构在单向拉伸状态下,初始损伤为面内剪切失效,应力极值点位于母板上临近维修铺层边界处与 x 方向结构对称轴约成 30° 的位置;双向拉伸状态下,初始损伤为纤维拉伸断裂,应力极值点位于母板上维修铺层边界处与 x 方向结构对称轴约成 45° 的位置。在理想修复状态下,单向拉伸时的强度恢复系数为 85.8%,双向拉伸时强度恢复系数为 96.7%。维修区域材料不连续,导致应力集中,使结构维修后强度下降。维修后强度随表面贴补铺层数增加而降低,因为贴补铺层增大了局部刚度,使维修区域应力水平升高。

关键词 泡沫夹芯,复合材料,壁板,挖补,有限元

中图分类号:TB33

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.05.009

Scarf-Patch Repair Analysis of Foam Core Sandwich Panel With Non-Penetrating Damage

ZHANG Chun LIU Feng MA Jia YU Hui

(Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307)

Abstract The three-dimensional finite element model of foam core sandwich panel with non-penetrating damage of SR20 airplane is established. The convergence of the model is analyzed and the effective mesh density is given. Stress analysis of the sandwich panel with non-penetrating damage under uniaxial and twin-axial tensile loading is carried out. The material principle direction stresses distribution of the sandwich panel with no defects and repaired panel are given. The uniaxial and twin-axial tensile strengths of the intact and repaired panel are calculated based on the strength criterion of maximum stress. It is shown that under uniaxial tensile loading, the initial damage mode of the repaired panel is shear failure. The failure occurs on the motherboard which is beside the boundary of the repair area and about 30° to the x symmetry axis of the panel. Under twin-axial tensile loading, the initial damage mode of repaired panel is the fracture of the reinforce fiber. The failure occurs on the motherboard which is near the boundary of the repair area and is about 45° to the x symmetry axis of the panel. In the ideal repair status, the strength recovery coefficient of the repaired panel under uniaxial tensile loading is 85.8%, and 96.7% for the same repaired panel under twin-axial tensile loading. The strength of the repaired sandwich panel decreases due to the stress concentration caused by the material discontinuity of the repair area. The strength of the repaired sandwich panel decreases with the increase of the number of surface patches. This happens thanks to the increase of local stiffness caused by the additional surface patches.

Key words Foam core, Sandwich panel, Composite, Scarf-patch, Finite element, SR20 airplane

收稿日期:2015-08-28

基金项目:中国民用航空飞行学院成果转化与创新基金项目(CJ2013-02);民航局科技项目重大专项(MHRD201240);国家级大学生创新创业训练项目(201410624003);中国民用航空飞行学院研究生创新项目(X2013-17)

作者简介:张春,1986年出生,硕士研究生,主要从事复合材料结构设计。E-mail:zhouluzhongyuan@sina.com

0 引言

复合材料夹芯结构由两块薄而强的复合材料层合板面板,以及面板间密度小、尺寸较厚、承载能力相对较弱的芯体材料(蜂窝或泡沫)组成。该结构具有很高的比强度和比刚度,被广泛用于飞行器结构,尤其是飞机壁板结构^[1]。

传统的复合材料蜂窝夹芯结构虽然有较高的结构效能,但其制造和维修成本较高,而且对湿热敏感,易受损伤^[2]。而作为夹芯材料的闭孔泡沫同蜂窝相比,有以下优点:抗湿热阻力优于蜂窝夹芯,可采用低成本的 RFI/RTM/VARI 等易于整体成型的先进工艺,实现无紧固件连接和整体成型,减少零件数量,提高结构效率。

飞行器运行过程中,各种突发事件和环境因素都可能造成复合材料结构件的各种损伤,因而复合材料结构的维修问题日益突出^[3]。挖补修理技术能使修理后的结构保持良好的气动外形,是飞机蒙皮、壁板等复合材料夹芯结构的首选维修方式^[4]。目前,复合材料夹芯结构挖补修理研究大多集中于蜂窝夹芯结构修补领域^[5-8],对泡沫夹芯结构的挖补修理研究相对较少。

以西锐 SR20^[9]飞机的复合材料泡沫夹芯壁板^[9]作为研究对象,建立了含非穿透损伤泡沫夹芯壁板的有限元模型,分析了结构修理后的强度和表面贴补铺层的影响,给出了具有工程参考价值的结论。

1 SR20 飞机夹芯结构及载荷工况

参考西锐 SR20 飞机机身面板的尺寸,选取长 1 m,宽 1 m,厚 0.01 m 的正方形复合材料泡沫夹芯结构壁板进行建模,其结构样式如图 1 所示。非穿透损伤维修方式及铺层如图 2 所示。其外侧和内侧玻璃纤维层合板的铺层顺序依次为(45°/-45°)和(-45°/45°),单层厚度为 0.11 mm。

根据该机身壁板结构所处位置及受力特点,对其在单向拉伸和双向拉伸载荷作用的应力分布进行有限元分析,其结构尺寸及双向拉伸受载状况如图 3 所示。

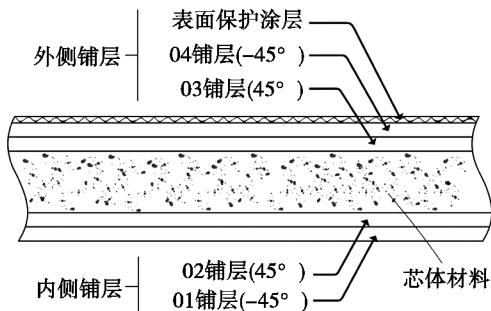


图 1 完好泡沫夹芯结构铺层

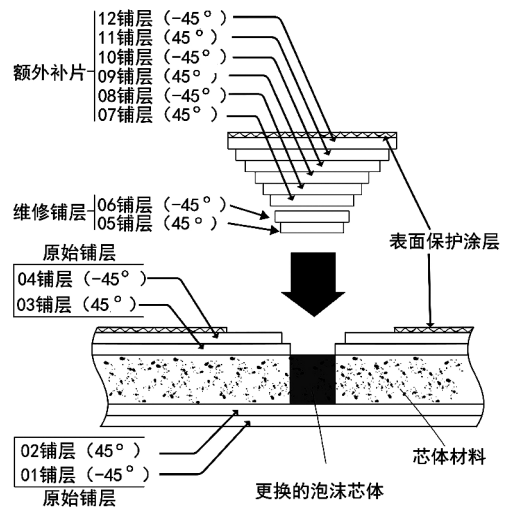


图 2 挖补维修铺层示意图

Fig. 2 Scarf-patch repair lay-up construction

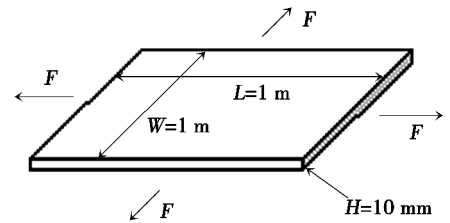


图 3 模型几何尺寸及外载荷

Fig. 3 Geometry and the external load of the model

2 有限元建模

2.1 材料物理属性

复合材料板材选取玻璃纤维平纹布/环氧树脂 759/3233^[10],固化后其单层厚度为 0.11 mm。芯体材料为 PMI 闭孔刚性泡沫。材料性能如表 1 所示。

表 1 玻璃纤维平纹布材料性能参数^[10]

Tab. 1 Material parameter of glass fiber plain weave fabric and PMI rigid closed cell foam

材料	$E1t/$ MPa	$X1t/$ MPa	$X1c/$ MPa	$V12$	$G12/$ MPa	$S/$ MPa
玻璃布/环氧树脂 759/3233	22400	403.4	385.8	0.16	3500	82.4
PMI 闭孔 刚性泡沫	75	1.56	1.05	0.33	-	1.0

2.2 网格划分与边界条件

复合材料泡沫夹芯机身壁板结构维修有限元模型中包含复合材料母板铺层、泡沫芯体、维修铺层,它们的单元类型如下:(1)复合材料母板及维修铺层:四节点四边形单元(quad4),过渡区域采用三节点三角形单元(tria3);(2)泡沫芯体:八节点六面体单元(hex8),过渡区域选取六节点五面体单元(wedge6)。

单向拉伸载荷作用下的约束条件如图 4(a)所示,左边界上边缘中点约束三个线自由度,左边界约束 x 方向线自由度,右边界施加 x 方向法向总拉力

F_1 , 形成单向拉伸加载状态; 双向拉伸载荷作用下的约束条件如图 4(b) 所示, 左下角边缘顶端约束三个线自由度, 左边界约束 x 方向自由度, 下边界约束 y 方向自由度, 上边界和右边界分别施加 x 方向正向和 y 方向正向总拉力 F_2 , 形成双向拉伸加载状态。

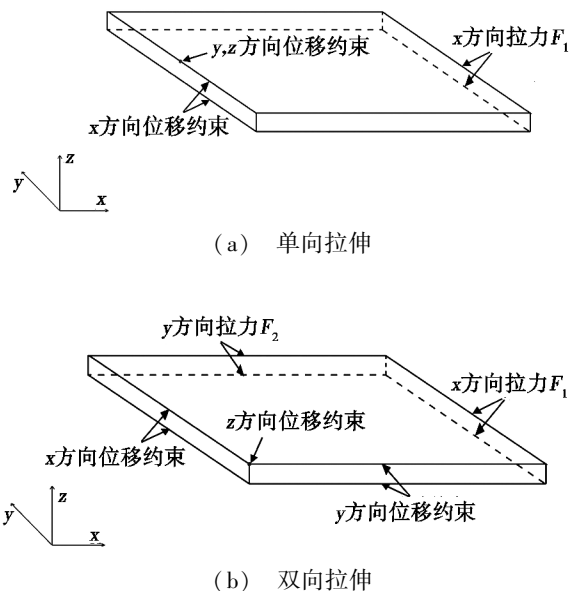


图 4 单向及双向拉伸载荷下有限元模型的约束
Fig. 4 Constraint of the finite element model under uniaxial and twin-axial tensile loading

2.3 有限元模型收敛性分析

为确保有限元模型计算结果可靠, 对有限元模型进行收敛性分析。有限元模型的收敛性主要受网格密度和网格形状的影响。当有限元网格为规则网格时(保证网格各项指标均满足有限元分析软件标准, 如长宽比、扭曲度、翘曲度、纵横比、雅克比等), 有限元模型的收敛性主要与分析模型的密度有关^[11]。

首先分析网格密度对计算收敛性的影响。选取与维修模型具有相同几何尺寸和铺层顺序的完好泡沫夹芯结构, 按照如图 5(相对节点间距为 $L/25$ 划分的网格) 所示方式划分有限元网格, 研究壁板在法向均布压力作用下, 其中心点位移随长度 L 方向的节点数变化的规律。

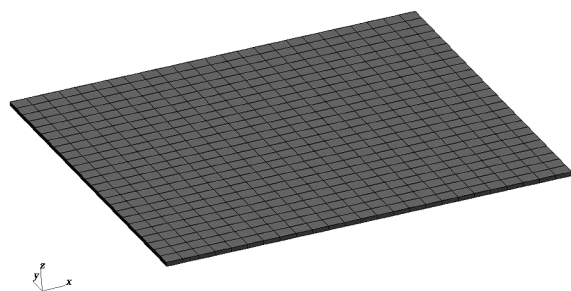


图 5 收敛性分析典型模型网格

Fig. 5 Typical mesh of the convergence analysis

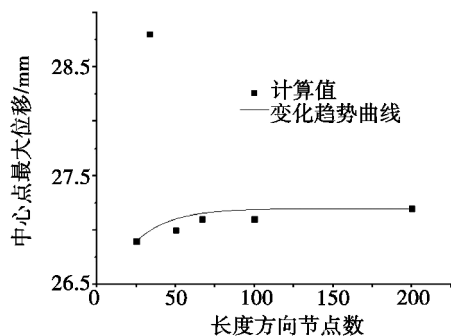


图 6 中心点最大位移收敛趋势

Fig. 6 Convergence curve of maximum center displacement

当中心点最大位移的相对变化量小于 5% 时, 认为计算已收敛, 此时的节点间距为该有限元模型的合理节点间距。图 6 给出了收敛性分析曲线, 当节点间距小于 $L/66.7$ 时, 中心点位移最大值相对差值为 0.37%, 小于 5%, 因此认为 $L/66.7$ 是合理的节点间距。采用同样的方式对含有非穿透损伤的泡沫夹芯结构进行有限元收敛性分析, 有限元网格采用边缘稀疏, 中部维修区域加密的方式进行划分, 如图 7 所示, 图中最大节点间距为 $L/25$ 。

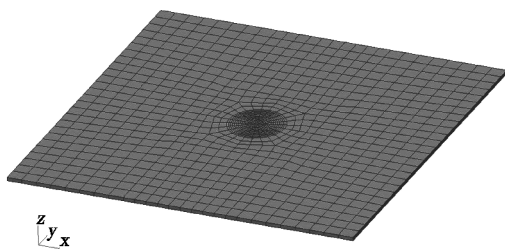


图 7 维修模型收敛性分析典型有限元网格

Fig. 7 Typical mesh of the convergence analysis of repaired panel

分析表明当最大节点间距取 $L/66.7$ 、 $L/100$ 时, 法向均布压力作用下中心点最大位移均为 27.1 mm, 即采用 $L/66.7$ 作为最大节点间距时计算是收敛的, 可以采用该参数作为后续计算的节点间距。

3 有限元应力与强度分析

对完好的复合材料泡沫夹芯结构和含非穿透损伤的维修后结构在单向拉伸和双向拉伸载荷作用下的应力和强度进行分析, 并假设搭接区域无层间失效。以最大应力强度准则对面板结构进行强度分析, 给出损伤部位及失效形式; 采用 Von mises 应力^[12] 分析泡沫芯体强度。航空复合材料结构件一般取安全系数为 2.0^[13]。因此本次研究中认为, 当应力达到材料破坏应力的 1/2 时, 此时的载荷为结构的强度。

3.1 完好结构分析

有限元计算结果表明, 完好结构的复合材料面板各铺层的应力分布相似。单向拉伸载荷作用下, 初始损伤为面板剪切失效, 对应的极限载荷为 36.655

kN;双向拉伸载荷作用下,初始损伤为纤维受拉断裂,极限载荷 88.465 kN。图 8 给出了完好结构受单向拉伸载荷时第 04 铺层 1 方向正应力和 1,2 方向剪切应力云图。图 9 给出了双向拉伸载荷作用下第 04 铺层 1 方向正应力和 1,2 方向剪切应力云图。

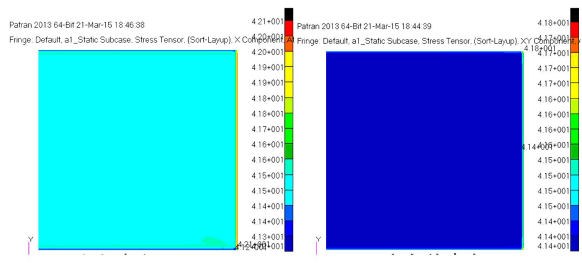


图 8 单向拉伸第 04 层正应力及剪应力云图
Fig.8 The σ_1 and τ_{12} of the NO.04 lay-up under uniaxial tensile loading of intact panel

点位于母板上维修铺层边界处与 x 方向结构对称轴成约 $+15^\circ$ 位置,1,2 方向剪应力极值位于母板上临近维修铺层边界处与结构对称轴约成 30° 的位置。双向拉伸作用下,1 方向正应力极值点位于母板上维修铺层边界处与结构对称轴约成 45° 的位置,1,2 方向剪应力极值位于母板上维修铺层边界处与结构对称轴成 90° 的位置。以上各应力极值点均出现在边界上,这说明边界上铺层的突变是造成应力极值出现的原因。泡沫芯体修补后应力变化不明显。

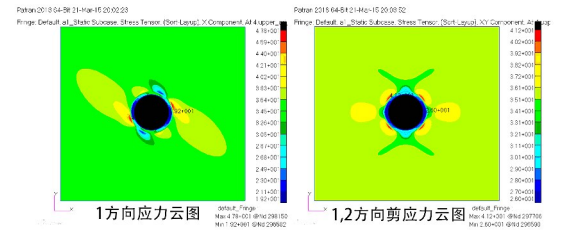


图 10 维修后单拉 04 铺层正应力及剪应力云图
Fig.10 The σ_1 and τ_{12} of the NO.04 lay-up under uniaxial tensile loading of repaired panel

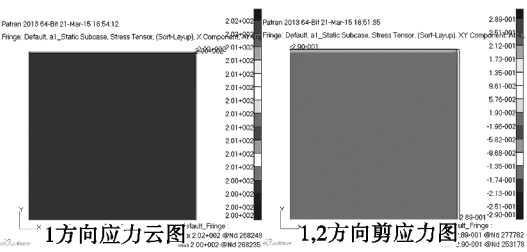


图 9 双向拉伸第 04 层正应力及剪应力云图
Fig.9 The σ_1 and τ_{12} of the NO.04 lay-up under twin-axial tensile loading of intact panel

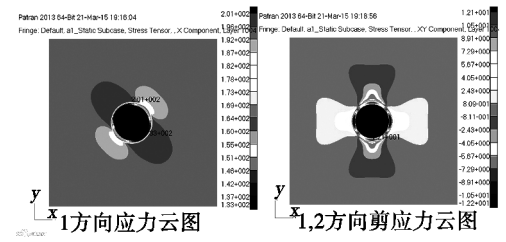


图 11 维修后双拉 04 铺层正应力及剪应力云图
Fig.11 The σ_1 and τ_{12} of the NO.04 lay-up under twin-axial tensile loading of repaired panel

由应力云图可以看出,若不考虑模型四周由于约束及载荷作用所造成的应力集中,在复合材料面板的中部区域,应力分布较均匀。并且由于约束及载荷的对称性,每层的 1,2 方向应力对称分布。泡沫芯体的应力始终远小于材料强度极限,因此复合材料泡沫夹芯结构的强度主要取决于面板的强度。

3.2 非穿透损伤挖补后强度分析

挖补维修后在维修区表层贴补了第 05,06 两个表面铺层(图 2)。分析结果表明,维修后的结构在单向拉伸载荷作用下,初始损伤发生于第 04 铺层,失效模式为剪切破坏,对应极限载荷为 31.45 kN;双向拉伸载荷作用下,初始损伤发生于 04 铺层,失效模式为纤维断裂,极限载荷为 85.532 kN。与完好夹芯壁板结构相比,单向拉伸时损伤结构维修后强度恢复系数为 85.8%,双向拉伸时强度恢复系数为 96.7%。

图 10 给出了维修后结构在单向拉伸载荷下第 04 铺层 1 方向正应力和 1,2 方向剪切应力云图。图 11 给出了维修后结构在双向拉伸载荷下第 04 铺层 1 方向正应力和 1,2 方向剪切应力云图。

由图可知,单向拉伸作用下,1 方向正应力极值

3.3 表面贴补铺层对维修后强度的影响

根据维修手册的推荐,在挖补维修过程中,在对母板原有铺层进行修复之后,往往还要使用一定的表面贴补铺层。图 12 给出了挖补结构强度随表面贴补铺层数的变化曲线。

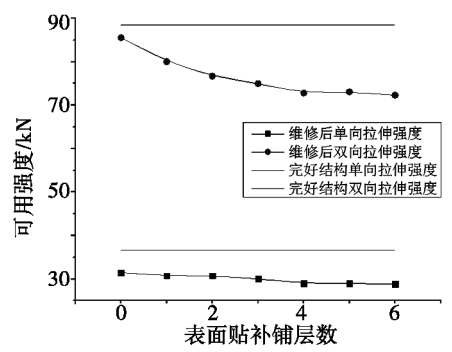


图 12 维修后强度随表面贴补片数目变化曲线
Fig.12 Trench curve of the repaired panel with the increase of surface patch number

图 12 表明随着表面贴补铺层数的增加,维修后

结构的强度逐步下降,主要原因是维修区域铺层增加后,局部刚度增大导致了应力集中。实际维修操作中,使用表面贴补铺层的主要原因是为了防止维修搭接区域层间剪切失效,并为维修后的打磨工序提供补偿铺层。

3.4 单向与双向加载的强度比较分析

由前述分析可见,同样的泡沫夹芯结构在双向拉伸时的强度远大于单向拉伸时的强度,完好结构双向拉伸强度是单向拉伸强度的2.5倍;维修后的结构双向拉伸强度是单向拉伸强度的2.72倍。这是复合材料各向异性造成的,承担绝大部分载荷的玻纤面板的铺层为 $(45^\circ/-45^\circ)$,在 x 方向单向拉伸作用下,力的方向与纤维方向成 45° 度夹角,导致1,2方向产生了剪切破坏,而增强纤维并未充分发挥承载能力,此时结构强度取决于复合材料面板的剪切强度;在 x,y 方向双向拉伸载荷下,外载荷正好使 $\pm 45^\circ$ 方向的纤维受拉伸,充分发挥增强纤维的承载能力,此时结构强度取决于纤维的强度。因此该结构的双向拉伸强度远大于单向拉伸强度。

4 结论

根据本文的分析计算结果,得到以下几点主要结论。

(1)与完好夹芯壁板结构相比,单向拉伸时损伤结构维修后强度恢复系数为85.8%,双向拉伸时强度恢复系数为96.7%。

(2)单向拉伸载荷下,初始损伤位于复合材料面板上维修区域外侧与 x 方向结构对称轴约成 30° 的位置,损伤模式为面内剪切失效;双向拉伸载荷下,初始损伤位于复合材料面板上维修区域外侧,与 x 方向结构对称轴约 45° 的位置,损伤模式为纤维断裂失效。

(3)表面贴补铺层数的增加会使维修后结构的强度逐步下降,主要原因是维修区域铺层增加后,局部刚度增大导致了应力集中。在实际维修操作中,不

宜过多使用表面贴补铺层。

(4)修补后结构应力环境最恶劣的区域为补片周围与母板胶接的区域,结构的再次破坏也由此开始。应力极值点出现在母板上与最外层维修铺层相接触的边界上。

参考文献

- [1] 高丽红,杨利.某型飞机用PMI泡沫夹层复合材料的设计[J].航空工程进展,2010(4):374-378
- [2] 郑锡涛,孙秦,李野,等.全厚度缝合复合材料泡沫芯夹层结构力学性能研究与损伤容限评定[J].复合材料学报,2006,23(6):29-36
- [3] 喻梅,许希武.复合材料挖补修理结构的压缩强度分析[J].中国矿业大学学报,2008,37(5):709-714
- [4] 李兆远.复合材料层合板挖补修理强度分析[D].南京航空航天大学,2008
- [5] 周银华,赵美英,王瑜,等.含穿透损伤复合材料蜂窝夹芯修补结构强度分析[J].西北工业大学学报,2011,29(4):536-541
- [6] 汪海,陈秀华,郭杏林,等.复合材料蜂窝夹芯结构修理后强度研究[J].航空学报,2001,22(3):270-273
- [7] 刘遂,关志东,郭霞,等.复合材料蜂窝夹芯板挖补修理后的侧压性能[J].科技导报,2013,31(7):28-32
- [8] 李剑峰,燕瑛,廖宝华,等.复合材料蜂窝夹芯结构单面贴补弯曲性能的分析模型与试验研究[J].航空学报,2013,34(8):1884-1891
- [9] Cirrus Design Corporation. SR20 AMM Revision B5:51-10[M]. USA,2010.06.15
- [10] 中国航空研究院.复合材料结构设计手册[M].北京:航空工业出版社,2001
- [11] 张俊.有限元网格划分和收敛性(一)[J].CAD/CAM与制造业信,2010(4):99-103
- [12] 苟文选.材料力学[M].西安:西北工业大学出版社,2000:570
- [13] 杨乃宾,章怡宁.复合材料飞机结构设计[M].北京:航空工业出版社,2002

(编辑 吴坚)