

含穿透损伤泡沫夹层结构的修补及拉伸性能

喻 辉 刘 峰 张 春 高鸿渐

(中国民用航空飞行学院, 广汉 618307)

文 摘 建立了复合材料泡沫夹层结构含穿透损伤挖补维修的三维有限元模型, 对其在单、双向拉伸载荷作用下进行了有限元分析, 根据各铺层的材料主方向的应力分布, 采用最大应力强度准则计算了挖补维修前后结构的单、双向拉伸强度。结果表明: 单向拉伸载荷状态下, 维修后结构强度恢复系数为 88.1%, 初始损伤为面内剪切失效; 双向拉伸载荷状态下, 维修后结构强度恢复系数为 97.6%, 初始损伤为纤维拉伸断裂。最佳表面额外贴补层数量为 1 至 2 层, 过多贴补层会导致局部应力集中, 使维修后结构强度下降。

关键词 挖补维修, 复合材料, 泡沫芯体, 夹层结构, 有限元分析

中图分类号: TB332

DOI: 10.3969/j.issn.1007-2330.2016.06.017

Repair and Tensile Properties Analysis of Foam Core Sandwich Panel With Penetrating Damage

YU Hui LIU Feng ZHANG Chun GAO Hongjian

(Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307)

Abstract The three-dimensional finite element model of foam core sandwich panel with penetrating defects is established. Finite element analysis is carried out on this model under the uniaxial and twin-axial tensile loading. According to the stress distributions of material principle direction of the scarf-patch repaired panel, the uniaxial and twin-axial tensile strength of the intact and scarf-patch repaired panels are calculated based on the strength criterion of maximum stress. It is shown that under the uniaxial tensile loading, the strength recovery coefficient of the repaired panel is 88.1%, and the initial damage mode is matrix shear failure. Under the twin-axial tensile loading, the strength recovery coefficient of the repaired panel is 97.6%, and the initial damage mode is the fracture of the reinforcing fiber. The optimum number of surface patch is one or two. More surface patches cause local stress concentration and thus strength reduction of the panel occurs.

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

0 引言

复合材料具有高比强度、高比模量、良好的抗疲劳性等优点, 已被广泛应用于航空航天领域^[1]。复合材料夹层结构通过充分利用各个组成部分的性能特点可达到更好的结构效能^[2]。复合材料蜂窝夹芯板在航空航天领域中得到了广泛应用, 但面板与芯材的粘接性能较弱导致结构抗剪、抗压、抗剥离、抗疲劳等性能较低^[3-4]。目前高性能的聚合物泡沫芯材(如 PMI 泡沫)应用越来越广泛, 泡沫与蜂窝相比机械加

工及生产更为简单, 闭孔的泡沫结构相比开孔的蜂窝结构具有更低的吸水率, 能减小维修成本^[5]。

由于外部飞行环境的不断变化以及各种不可预测的突发事件, 使得复合材料构件在运行过程中难免发生损伤, 因此复合材料构件的修理问题成为了当前制约复合材料构件在航空航天领域上进一步扩大应用范围的主要因素之一^[6]。挖补维修法因其有强度恢复率高、修理表面光滑等优点, 被广泛应用于复合材料夹层结构修理中^[7-9]。本文以 PMI 泡沫夹层复

收稿日期: 2015-12-21; 修回日期: 2016-07-12

基金项目: 中国民用航空飞行学院成果转化与创新基金(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(201510624033); 中国民用航空飞行学院研究生创新项目(X2015-13)

作者简介: 喻辉, 1991 年出生, 硕士研究生, 主要从事复合材料结构设计。E-mail: yh91eyz201209@163.com

合材料构件为原型,建立了完好结构及含穿透损伤挖补维修结构的有限元模型,给出了两种结构在拉伸载荷下的结构强度,分析了表面额外贴补片数量对结构强度的影响,提出了具有工程参考价值的结论。

1 含穿透损伤的泡沫夹层结构

1.1 材料及性能参数

面板为 759/3233 复合材料层压板^[10],其单层厚度约为 0.11 mm。芯体采用 PMI 闭孔刚性泡沫。泡沫夹层结构各材料力学性能参数见表 1。

表 1 泡沫夹层结构各材料力学性能参数

Tab.1 Mechanical parameters of foam core sandwich panel

材料	E_{1r}/MPa	X_{1r}/MPa	X_{1c}/MPa	ν_{12}	G_{12}/MPa	S/MPa
面板	22400	403.4	385.5	0.16	3500	82.4
芯材	2.94	1.56	1.05	0.33	-	1.0

1.2 穿透损伤模式及维修方式

选取外表面 1.24 m×1.24 m,内表面 1 m×1 m,搭接宽度 0.1 m,厚 10 mm 的成封闭结构的复合材料泡沫夹层板作为研究对象,完好结构的两侧面板均为±45°两层,采用阶梯式挖补维修法^[11-12],损伤区直径参照文献[13],最大损伤尺寸为 60 mm,维修补片与母板搭接宽度 5 mm,补片的铺层参数与母板一致。表面贴补片最小直径 90 mm,其他表面贴补片直径按每 10 mm 递增,其损伤模式及维修方式见图 1。

2.1 有限元网格划分

将泡沫夹层结构分为三部分:复合材料母板、维修补片、泡沫芯体。根据有限元网格划分要求确定各部分网格单元类型如下:(1)母板:主区域选用“quad 4”单元,斜面棱边区域选用“tria 3”单元;(2)维修补片:均采用“quad 4”单元;(3)芯体:主区域采用“hex 8”单元,斜面棱角区域采用“tet 4”单元。有限元模型计算的收敛性受网格密度大小的影响,当单元宽度与板边长的比值 $W/L < 0.015$ 时,中心点位移最大值相对差值 $< 5\%$,此时有限元模型计算结果收敛^[14]。为提高计算效率和精度,泡沫夹层结构网格布局采用四周稀疏、中间区域逐渐加密的方式(图 2)。

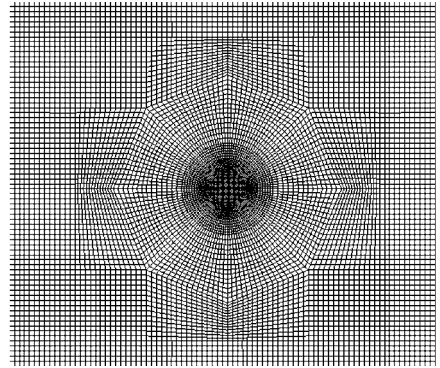
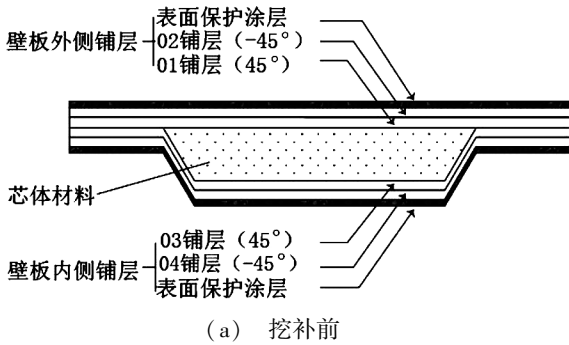


图 2 泡沫夹层结构有限元网格

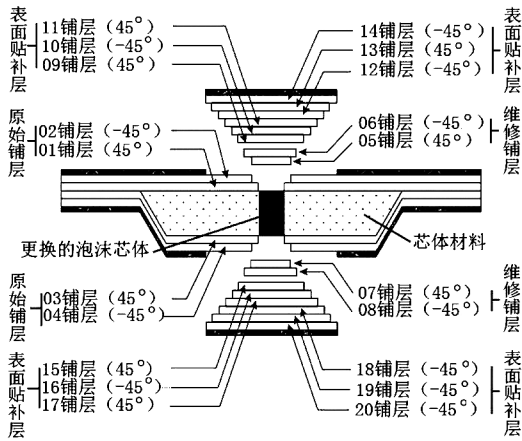
Fig.2 Finite element mesh of foam core sandwich panel

2.2 约束与载荷分布

根据该泡沫夹层结构的受力特点,确定在拉伸载荷作用下有限元模型的边界条件。单向拉伸载荷下,外侧壁板左边界中间节点约束 x, y, z 方向平动自由度,其余节点约束 x, z 方向平动自由度;右边界两端节点约束 z 方向平动自由度;同时外侧壁板右边界施加 x 方向均布总拉力 F_1 构成单向拉伸载荷。双向拉伸载荷下,外侧壁板左边界约束 x, z 两个方向平动自由度;外侧壁板下边界约束 y, z 两个方向平动自由度。同时外侧壁板上边界施加 y 方向均布总拉力 F_2 ,外侧壁板右边界施加 x 方向均布总拉力 F_2 使其构成双向拉伸载荷状态,其边界条件见图 3。



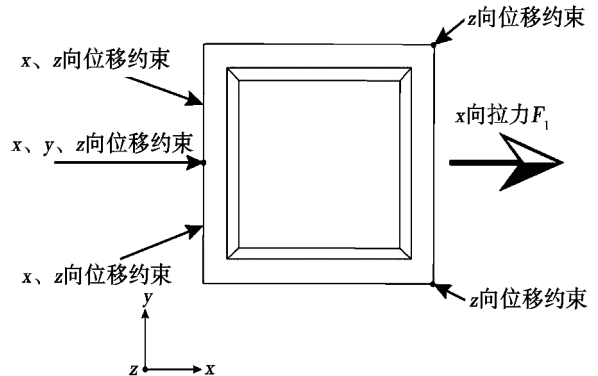
(a) 挖补前



(b) 挖补后

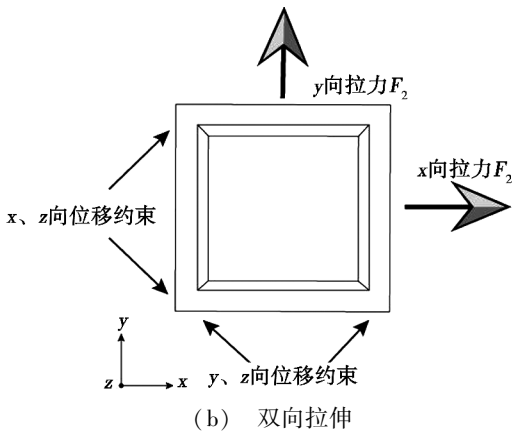
图 1 穿透损伤模式及维修方式

Fig.1 Penetrating damage mode and repaired lay-up



(a) 单向拉伸

2 有限元建模



(b) 双向拉伸

图3 拉伸载荷下有限元模型边界条件

Fig.3 Boundary conditions of the finite element model under tensile loading

3 结构应力与强度分析

假设补片搭接区域处于理想状态即无层间效应,在单向和双向拉伸载荷状态下分别对完好结构、穿透损伤挖补维修结构进行有限元分析。由于面板部分承担了复合材料夹层结构的绝大部分面内载荷,因此复合材料面板的强度决定了复合材料夹层结构的强度,运用最大应力强度准则对面板结构进行强度分析,安全因数取 2.0^[15]。

3.1 穿透损伤挖补维修结构强度分析

建立好穿透损伤的有限元模型后,采用双面贴补法分别在壁板外侧和内侧的维修区域贴补维修铺层 05、06 层和 07、08 层,形成挖补维修结构有限元模型,并进行有限元计算。图 4 为单、双向拉伸状态下穿透损伤挖补维修后结构第 02 铺层正应力及剪应力云图。

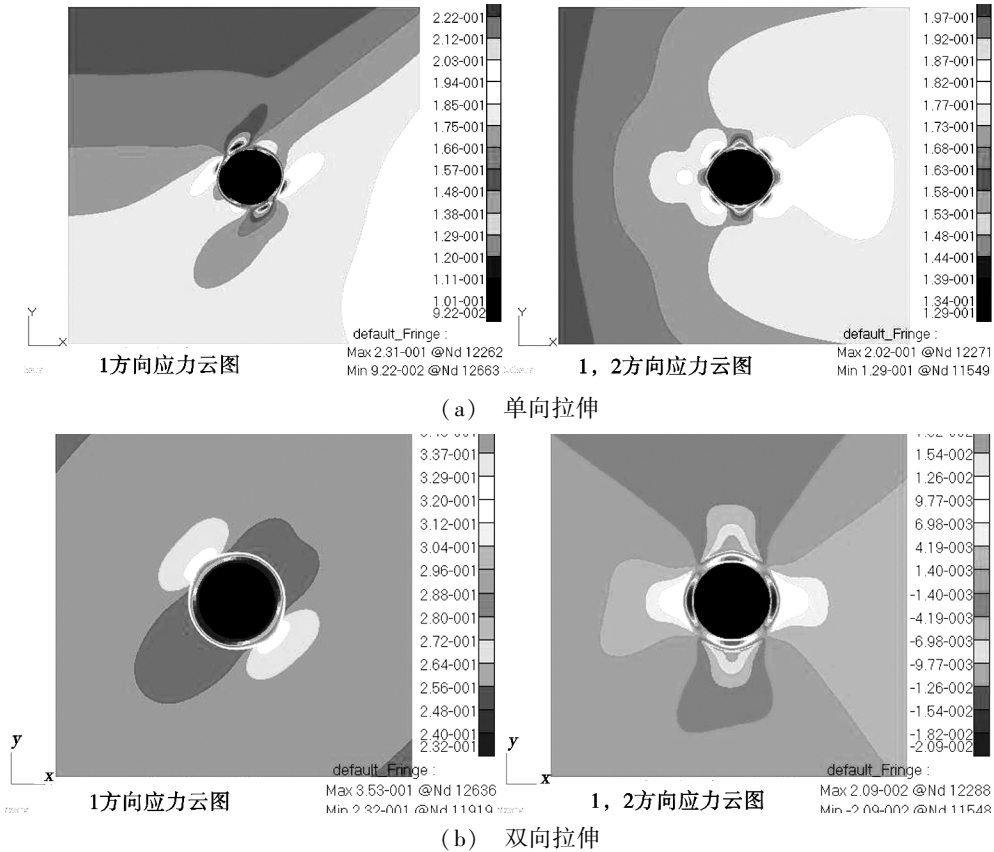


图4 拉伸载荷下维修板 02 层正应力及剪应力云图

Fig.4 The σ_1 and τ_{12} of the repaired panel under tensile loading of NO.02 lay-up

由图可知,维修后结构在单向拉伸状态下母板上挖补维修区域边界处应力水平处于最大值;双向拉伸状态下,最大正应力区位于母板上挖补维修区域边界处与 x 轴约成 45°位置,最大剪应力区位于母板上挖补维修区域边界处与 x 轴成 90°位置。

计算结果表明,单向拉伸载荷作用下,复合材料泡沫夹层板挖补前后的极限载荷分别为 23.146 和 20.396 kN,二者初始损伤均位于第 02 铺层,损伤模式同为面板剪切失效。与完好结构相比,单向拉伸载荷下穿透

损伤挖补维修后结构强度恢复系数为 88.1%。

双向拉伸载荷作用下,复合材料泡沫夹层板挖补前后的极限载荷分别 54.959 和 53.649 kN,二者初始损伤均位于第 02 铺层,损伤模式同为纤维受拉断裂。与完好结构相比,双向拉伸载荷下穿透损伤挖补维修后结构强度恢复系数为 97.6%。

由此可见拉伸载荷作用下,采用挖补维修双面贴补法可以恢复穿透损伤泡沫夹层结构绝大部分的承载能力。

3.2 表面额外贴补量对结构强度的影响

实际维修过程中在维修补片贴补结束后,常在其表面额外贴补一定数量的与维修补片具有相同材质、相同铺层方式的表面补片,以防止维修搭接区域产生层间失效并为后期打磨提供补偿铺层。图5为维修后结构强度随表面额外贴补片数量变化曲线。

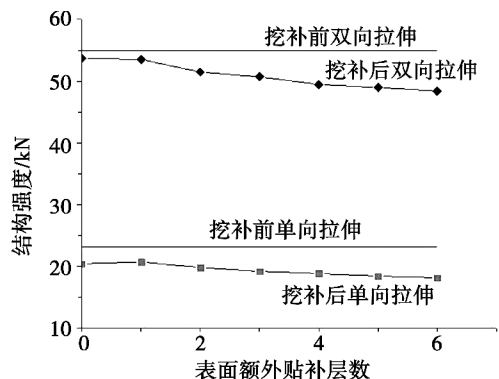


图5 表面额外贴补片数量对结构强度影响曲线

Fig.5 Effect curve of the structure strength with the increase of surface patch number

由图可知,随着表面额外贴补片数量的增加维修后泡沫夹层结构强度在单向及双向拉伸载荷下均逐渐降低。主要原因是结构局部刚度随着表面贴补片数量增加而逐渐增大,最终导致应力集中使得结构强度下降。其最佳表面额外贴补片数量为1至2层,具体情况视维修要求不同而变化。

3.3 单向与双向拉伸载荷下结构强度对比分析

由前面分析数据可知,完好泡沫夹层结构和挖补维修后泡沫夹层结构双向拉伸载荷下结构强度分别是单向拉伸载荷下结构强度的2.37倍和2.63倍。这是由于面板材料的抗拉压性能远优越与抗剪切性能造成的,面板上玻璃纤维平纹布的铺层角度为 $\pm 45^\circ$,单向拉伸时材料主方向与作用力方向成 45° 夹角,面板受剪切,玻璃纤维材料抗拉性能未能充分发挥,结构强度取决于面板的剪切强度。双向拉伸时面板玻璃纤维抗拉性能充分发挥,结构强度得到明显提高。因此无论是完好结构还是维修后结构,双向拉伸载荷下的结构强度明显高于单向拉伸载荷下的结构强度。

4 结论

(1)含穿透损伤的复合材料泡沫夹层结构在采用挖补维修法维修后,在单向与双向拉伸载荷作用下结构强度依次恢复到完好结构的88.1%和97.6%,与实验数据吻合。

(2)含穿透损伤的泡沫夹层复合材料挖补维修结构,在单向与双向拉伸载荷作用下初始损伤均位于O2铺层,损伤模式依次为面板剪切失效和纤维拉伸断裂。

(3)表面额外贴补片数量的增加会导致局部刚度增大,引起应力集中,使得维修后结构强度逐渐降低。最佳表面贴补片数量为1至2层,具体情况视维修要求不同而变化。

(4)由于玻璃纤维复合材料的各向异性特性,使得泡沫夹层复合材料结构在双向拉伸下的结构强度远大于单向拉伸下的结构强度。

(5)维修后结构应力水平最高的区域位于维修补片和母板的搭接区,这些区域容易出现二次损伤,是后期检查的重点。

参考文献

- [1] 祝琨,毛阳,郭垠昊.航空复合材料的损伤与维修[J].中国科技信息,2010(14):131-131,163.
- [2] 胡培.航空航天泡沫夹层结构的设计[J].航空制造技术,2012(18):99-104.
- [3] FERAS H D, KUNIGAL N S. Experimental and analytical modeling of scarf repaired composite panels[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2014, 21(3): 207-212.
- [4] 王跃全.飞机复合材料结构修理设计渐进损伤分析[D].南京:南京航空航天大学,2010.
- [5] HERMANN F S. Applications for PMI foams in aerospace sandwich structures[J]. Reinforced Plastics, 2006, 50(1): 44-48.
- [6] 李剑锋,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实验研究[J].航空学报,2013, 34(8): 1884-1891.
- [7] 贺强,杨文锋,唐庆如.复合材料挖补修理技术研究现状与发展趋势[J].玻璃钢复合材料,2015(4):85-90.
- [8] 赵锐霞,尹亮,潘玲英.PMI泡沫夹层结构在航天航空工业的应用[J].宇航材料工艺,2011,41(2):13-16.
- [9] 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.
- [10] (美)CMH-17协调委员会 著.复合材料手册[M].汪国海,沈真 译.上海:上海交通大学出版社,2013.
- [11] GONG X J, CHENG P C. Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures[J]. Composite Structures, 2015, 123: 292-300.
- [12] BREITZMAN T D, LARVE E V, COOK B M, et al. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading[J]. Applied Science Manufacturing, 2009, 40(12): 1921-1930.
- [13] 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.
- [14] 张春,刘峰,马佳,等.SR20飞机泡沫夹芯复合材料壁板非穿透损伤挖补维修研究[J].宇航材料工艺,2015, 45(10): 44-48.
- [15] 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.