

钛合金板铆接修理复合材料机身蒙皮分析

刘礼平 戚春亮 王瑞峰 徐建新 周志强

(中国民航大学航空工程学院,天津 300300)

文 摘 波音 787 飞机的机身蒙皮采用全复合材料,对于复合材料机身蒙皮的修理,波音 787 结构维修手册给出了明确的修理方案,其中包括复合材料机身蒙皮的钛合金板铆接修理。然而,对维修方案背后的理论依据,即强度、刚度等力学特性要求没有叙述。基于此,本文对复合材料机身蒙皮的钛合金板铆接修理建立了两种维修的三维有限元模型,分析了这两种维修方案母板、补片和填平板的应力大小和应力分布特性。研究表明:复合材料机身蒙皮大的穿透型裂纹钛合金板铆接修理能够满足静强度要求,两种维修方案的钛合金补片破坏源发生在不同位置。

关键词 复合材料,机身蒙皮,损伤,修理

中图分类号:V267

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2017.02.007

Research on Composite Fuselage Skin Repair With Titanium Plates Riveting

LIU Liping QI Chunliang WANG Ruifeng XU Jianxin ZHOU Zhiqiang

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

Abstract Fuselage skin is all-composite in Boeing 787. Repair programs for composite fuselage skin are given in Boeing 787 structural repair manual, including composite fuselage skin repair with titanium plates riveting. However, the maintenance theory of these repair programs and repair procedures, strength, stiffness and other mechanical properties of these repair programs are not described. Based on this, two dimensional finite element models of composite fuselage skin repair with titanium plates riveting are established in this paper. Stress size and distribution of matrix, patch and fill flat are analyzed on these two repair programs. Studies have shown that repairing large composite fuselage skin penetration crack with titanium plates riveting can meet the static strength requirements. Destroy sources of titanium patches of these two repair programs will occur at different locations.

Key words Composite, Fuselage skin, Damage, Repair

0 引言

复合材料由于其比强度和比模量高,抗疲劳、减振和热稳定性好等特点,使其在航空航天领域应用广泛^[1-2]。目前小型商务飞机和直升机上的复合材料使用量已占到 70%~80%,大型民航客机占到 15%~50% 使用复合材料。国产大飞机 C919 达到 20% 的复合材料使用量;空客 A380 碳纤维复合材料的用量达到 32 t 左右,占飞机结构质量的 22%,加上其他各类复合材料,总用量达到 25% 左右;波音 787 占飞

机结构质量的 50% 使用复合材料^[3-7]。大型民航客机大量使用复合材料,必将使航空公司和航空维修企业由传统的主要对金属结构的维护与修理转到主要对复合材料的维护和修理。

复合材料的修理主要有胶接修理、胶铆混合修理和铆接修理。复合材料胶接修理研究较为成熟,也是工程上采用的主要修理方式。程起有等建立了单面胶接修理结构三维有限元模型,并试验验证此模型的正确性,分析了补片尺寸对胶接质量的影响^[8]。徐

收稿日期:2016-12-12

基金项目:国家自然科学基金(基金号 51405491);国家自然科学基金(基金号 51605331);中央高校基本科研业务费(3122017028)

第一作者简介:刘礼平,博士,讲师,主要研究方向:复合材料先进制造技术和修理技术。E-mail:liuliping_tj@163.com

建新等对复合材料加筋板阶梯式挖补修理结构建立了有限元仿真模型,并对补片半径,补片阶梯数,筋距对挖补修理结构稳定性的影响进行研究^[9]。Erdogan等针对胶接修理结构的应力分布和裂纹尖端的应力强度因子,采用复变函数法对其进行分析^[10]。J. Cho和C. T. Sun研究了复合材料胶接修理中的残余热应力^[11]。

相对于胶接修理的研究,复合材料胶铆混合修理的研究较少,国内外学者主要针对胶铆混合连接技术的研究。刘礼平等针对复合材料机身蒙皮提出了一种胶铆混合修理方式,其补片采用阶梯凸台设计,对比胶接修理和胶铆混合修理结果表明,胶铆混合修理承载能力提高,胶层最大剥离应力大幅度下降^[12-13]。黄文俊、程小全等采用有限元方法建立胶螺混合连接接头的仿真模型^[14]。张明星等进行了胶螺混合连接接头的拉伸试验^[15]。徐建新等对复合材料层合板的铆接、胶接及胶铆混合连接建立了三维有限元仿真模型,对不同连接方式下的应力场及位移场进行分析,对比所得数据,获得胶铆混合连接的适用性^[16]。Kelly等对胶螺连接接头传力机制进行分析,得到螺栓和胶层的传载比例^[17]。Gomez创立胶铆混合接头的计算方法,采用阻尼弹簧模型,并进行实验验证^[18]。Barut等对复合材料胶螺单搭接头进行分析,分析过程中考虑了螺栓的预紧^[19]。Dhanasekar等采用有限元法研究螺栓松动对胶螺双搭接头的影响规律^[20]。Kweon等分析胶层材料对胶螺混合连接接头性能的影响^[21]。

铆接主要用于金属蒙皮的修理,复合材料铆接的研究主要集中在其连接特性,目前只在波音结构维修手册上见到相关叙述。谢永刚建立了复合材料多钉连接载荷分配有限元模型,对铺层及钉数对钉载分配的影响进行分析,并对多钉连接结构的载荷分配进行优化设计^[22]。赵美英采用有限元方法对单钉连接强度进行分析,对钉孔接触力的分布、孔边应力分布及单钉连接极限强度进行计算,建立复合材料铺层比例

对钉孔边缘应力分布的影响机制^[23]。本文建立了两种复合材料机身蒙皮钛合金板铆接修理有限元模型,分析两种修理方案的母板、补片、填平板的应力大小和应力分布特性,从而为制定复合材料蒙皮钛合金板铆接修理和维护方案提供理论支持。

1 复合材料修理有限元建模

1.1 母板有限元模型

母板采用20层T300/QY8911材料,单层厚度0.2 mm,母板几何尺寸为431.8 mm×431.8 mm×4 mm,损伤区几何形状为152.4 mm×120.65 mm的方形孔。补片几何形状为349.25 mm×311.15 mm的方形板,依据相关修理手册,补片厚度为2 mm的钛合金板。修理区几何形状如图1所示。

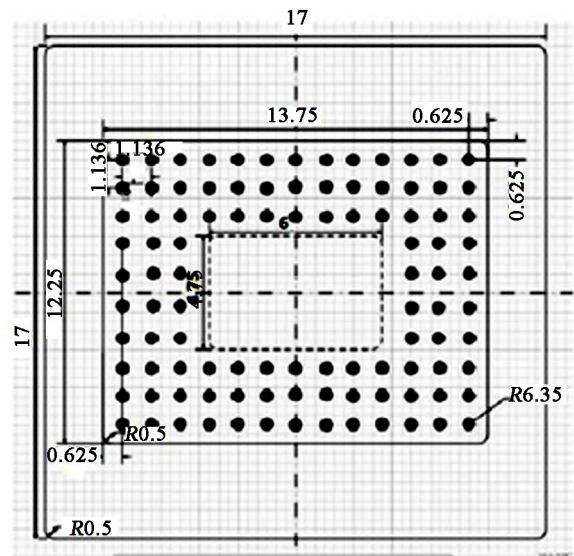


图1 修理区几何形

Fig.1 Geometry of repair area

层合板母板采用Solid 46来模拟复合材料层合板T300/QY8911,表1给出了它的力学性能参数。母板沿厚度方向铺层角为 $[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]$ s,在母板与补片之间定义接触,其中摩擦因数取0.2。

表1 T300/QY8911层合板力学性能参数^[17]

Tab.1 Mechanical properties of T300 / QY8911 laminate

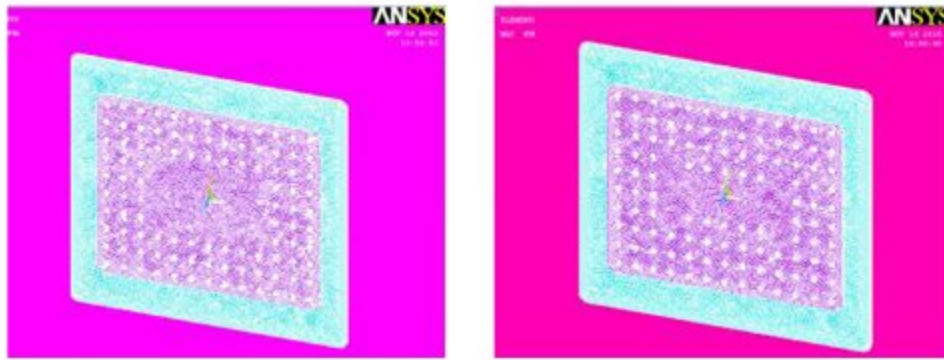
E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	E_{33}/GPa	G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	G_{13}/GPa	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}
135.0	8.8	8.8	4.47	3.2	4.47	0.33	0.48	0.33

1.2 损伤区修理有限元模型

采用铆钉实体模型,并定义接触来模拟铆钉,该建模方法能够很好地模拟铆钉与层合板钉孔之间的相互作用,摩擦因数取0.3。铆钉的实体模型选用标准沉头铆钉,钉身半径 $R=6.35$ mm,铆钉采用二次六

面体单元Solid 95。

复合材料母板损伤去除部分,分两种情况修理。第一种,损伤孔不填平;第二种,损伤孔用钛合金板填平;如图2所示。模型加载方式为母板四周固支,修理后结构内侧施加面均布载荷0.06 MPa。



(a) 损伤孔未填平修理结构 (b) 损伤孔钛合金板填平修理结构

图2 两种修理的三维有限元模型

Fig. 2 Finite element models for corresponding repair

2 复合材料修理效果对比与总结

应用 ANSYS 后处理模块,分别得到两种修理结构母板各层最大等效应力和应力云图分布特征、修理补片的等效应力云图和法向应力云图、以及填平修理结构的填平钛合金板等效应力云图。

由图3可以看出,损伤孔钛合金板填平修理与损伤孔不填平修理相比,钛合金板填平修理有效降低了母板的最大等效应力水平。图4为两种修理结构的应力云图分布特征,损伤孔的钛合金板填平修理没有影响各层的应力分布情况,并且总体上,90°铺层所受应力水平明显高于其他角度铺层。

图5中,损伤孔填平修理的补片等效应力水平低

于损伤孔未填平修理的情况。损伤孔未填平修理中,最大等效应力出现在铆钉孔处,损伤孔区域的补片应力水平要高于其他区域;因此,未填平修理的补片疲劳源将出现在最大应力钉孔处和损伤孔区域。损伤孔填平修理后,由于钛合金板的填平作用,补片在损伤孔区域边缘位置出现了应力集中现象;因此,损伤孔区域边缘位置的补片将是钛合金板填平修理的疲劳源。图6中,填平修理中的钛合金填平板最大等效应力出现在钉孔处,其应力水平远远低于自身修理结构钛合金补片的应力水平;因此,在填平修理中,钛合金填平板与钛合金补片相比,钛合金填平板的检修周期可以适当延长。

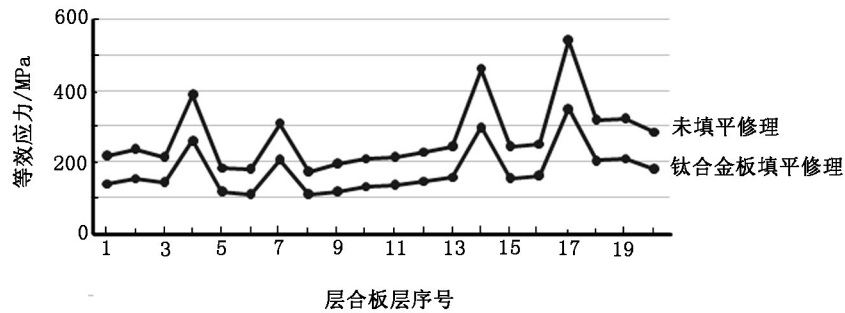
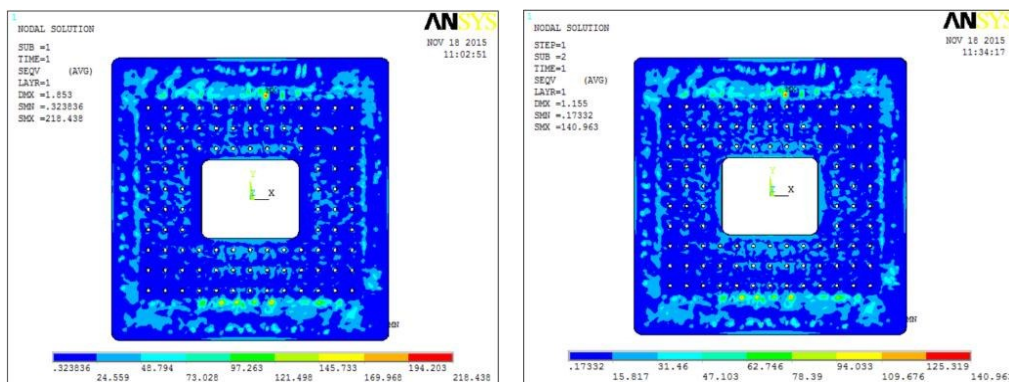


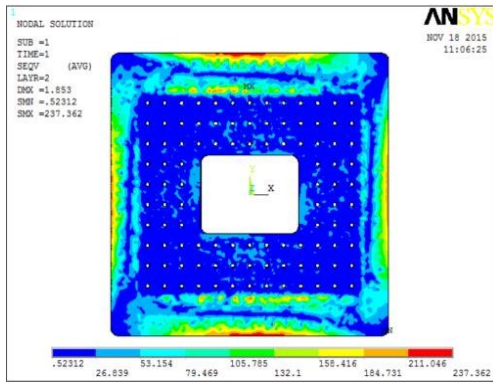
图3 两种修理结构母板各层最大等效应力

Fig. 3 Maximum equivalent stress on each layer of laminate for repair structures

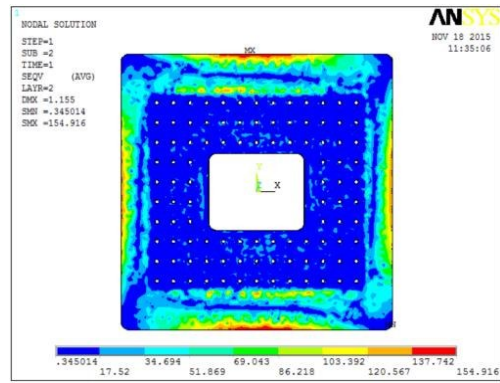


(a) 未填平修理0°层

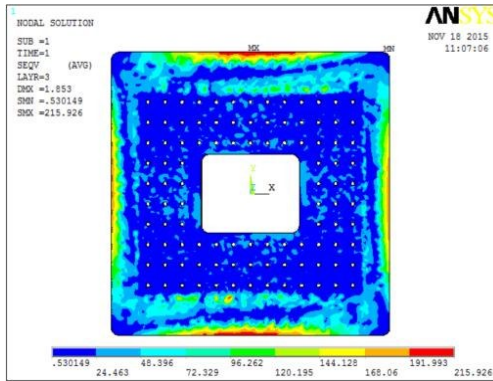
(b) 填平修理0°层



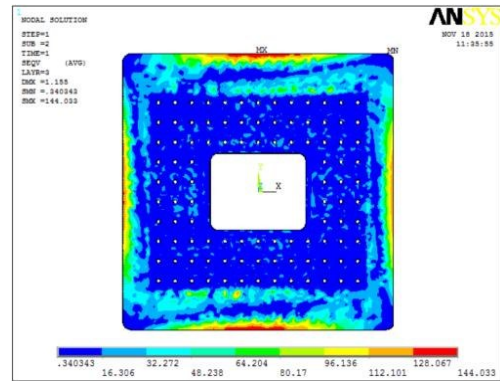
(c) 未填平修理-45°层



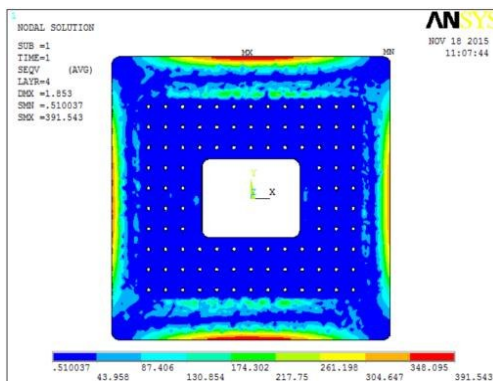
(d) 填平修理-45°层



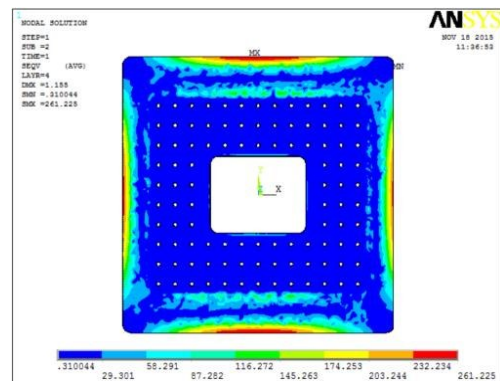
(e) 未填平修理 45°层



(f) 填平修理 45°层



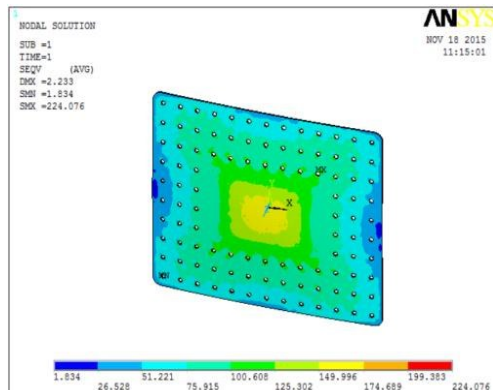
(g) 未填平修理 90°层



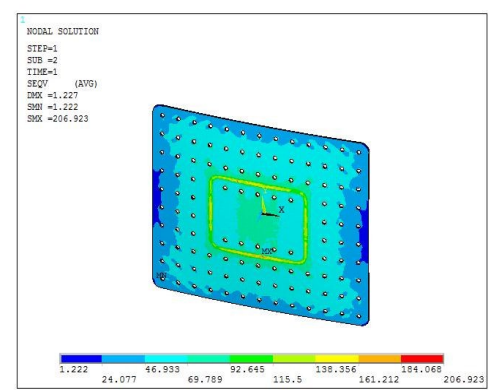
(h) 填平修理 90°层

图 4 两种修理结构母板应力云图分布特征

Fig. 4 Distribution characteristics of laminate stress for repair structures



(a) 未填平修理补片



(b) 填平修理补片

图 5 两种修理结构的补片等效应力云图

Fig. 5 Equivalent stress of patch for repair structures

综合图3~图6可知,复合材料机身蒙皮钛合金板铆接修理的两种方案都能满足各自母板、补片、填平板的静强度要求,并且填平修理的方案优于不填平修理方案。

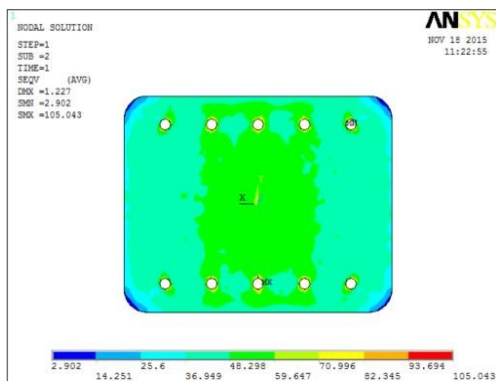


图6 损伤区钛合金填平板等效应力云图

Fig.6 Equivalent stress of Ti alloy filled plate in damaged area

3 结论

针对复合材料机身蒙皮钛合金板铆接修理,应用有限元软件研究了两种复合材料钛合金板铆接修理方案对修理效果的影响。研究结果表明:

(1) 采用钛合金板铆接修理,复合材料机身蒙皮损伤孔不填平修理和损伤孔填平修理都能满足静强度要求。

(2) 复合材料机身蒙皮损伤孔钛合金板填平修理效果优于损伤孔不填平修理,两种修理方案的母板90°铺层所受应力水平高于其他角度铺层。

(3) 未填平修理的补片疲劳源将出现在最大应力钉孔处和损伤孔区域。

(4) 损伤孔填平修理的补片疲劳源将出现在损伤孔区域边缘位置,钛合金填平板的应力水平远远低于自身修理结构钛合金补片的应力水平。

参考文献

[1] 苏小萍. 碳纤维复合材料的应用现状[J]. 高科技纤维与应用,2004,29(5):34-38.
 [2] 范玉青. 超大型复合材料机体部件应用技术的新进展[J]. 航空学报,2009,30(3):534-543.
 [3] 顾超英. 碳纤维复合材料在航空航天领域的开发与应用[J]. 化工文摘,2009(1):17-18.
 [4] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007(1):1-12.
 [5] 范玉青. 波音787复材机身段的制造技术[J]. 航空制造技术,2011(15):26-29.
 [6] 林德春,潘鼎,高健,等. 碳纤维复合材料在航空航天领域的应用[J]. 玻璃钢,2007(1):18-28.

[7] 冯军. 复合材料技术在当代飞机结构上的应用[J]. 航空制造技术,2009(22):40-42.

[8] 程起有,姚磊江,童小燕,等. 补片尺寸对复合材料胶接修理性能的影响[J]. 飞机设计,2004(3):31-33.

[9] 徐建新,曹小梅,李顶河. 复合材料加筋板的阶梯式挖补修理稳定性分析[J]. 中国民航大学学报,2011,29(4):1-3.

[10] ERDOGAN F, ARIN K. A sandwich plate with a part-through and a debonding crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1972.

[11] CHO J, SUN C T. Multi-step bonding cycles for lowering thermal residual stress in composite patch repairs[J]. AIAA, 2002.

[12] 刘礼平,等. 一种复合材料机身蒙皮的胶铆混合修理结构[P]. 中国,201420038548.0.2014-01-21.

[13] 刘礼平,王瑞峰,王武豪,等. 复合材料胶铆混合修理应力特性分析[J]. 航空维修与工程,2015(7):79-82.

[14] 黄文俊,程小全,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.

[15] 张明星. T800碳纤维复合材料混合连接层合板钉载分布及有限元计算[J]. 玻璃钢/复合材料,2011(5):62-66.

[16] 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(6):49-54.

[17] KELLY G. Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints[J]. Composite Structures, 2005, 69(1):35-43.

[18] GOMEZ S, ONORO J, et al. A simple mechanical model of a structures hybrid adhesive/riveted single lap joint[J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2007, 27(4):263-267.

[19] 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.

[20] DING K, DHANASEKAR M. Flexural behavior of bonded-bolted butt joints due to bolt looseness[J]. Advances in Engineering Software, 2007, 38(8/9):598-606.

[21] KWEON J H, JUNG J W. Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding[J]. Composite Structures, 2006, 75(1/2/3/4):192-198.

[22] 谢永刚. 复合材料机械连接性能研究及接头设计[D]. 哈尔滨工程大学,2013.

[23] 赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究[D]. 西北工业大学,2006.