

腐蚀损伤结构复合材料修补构型优选试验研究

徐胜¹, 任三元², 鲁国富²

(1. 海军装备部 航订部, 北京 100841;

2. 中航工业特种飞行器研究所, 湖北 荆门 448035)

摘要: 设计了模拟含腐蚀损伤和机械损伤的铝合金结构复合材料修补试验件, 开展了各种修补构型预腐蚀的静拉伸试验。通过对比分析, 获得了腐蚀环境下最佳复合材料修补构型设计, 为严酷腐蚀环境与载荷环境下海军飞机金属结构腐蚀损伤和机械损伤的复合材料修补设计提供了指导。

关键词: 腐蚀损伤; 构型优选; 复合材料修补; 静拉伸

中图分类号: V216.3; V216.5 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2011)04-0104-05

Experimental Research of Shape Selection of Composite Patch for Corroded Structure

XU Sheng¹, REN San-yuan², LU Guo-fu²

(1. The Aviation Equipment Ordering Department of Navy Equipment Ministry, Beijing 100841, China;

2. Special Vehicle Research Institute of AVIC, Jingmen 448035, China)

Abstract: Specimen repaired by composite patch which simulate the aluminum alloy structure with the mechanism and corrosion damage were designed. Uniaxial static tension test of the corroded specimen repaired by varied of patches was carried out. The optimized patch shape for specimen which subjected to corrosion was acquired by comparison and analysis of result. The purpose was to provide guidance for composite repair design of metal structure of navy's airplane with the mechanism and corrosion damage in the atrocious service environment.

Key words: corrosion; shape selection; composite patch; static tension

海军飞机驻留在沿海机场, 在海洋上空服役飞行, 长期经受高温、高湿、高盐雾以及紫外线照射等严酷腐蚀环境与载荷环境的交互作用, 不可避免会发生腐蚀损伤、机械损伤及复合损伤^[1]。结构损伤降低了结构原有的设计静强度和疲劳品质, 给飞行

安全带来了重大隐患。为保证飞机结构完整性, 必须及时开展修补^[2-3]。

金属损伤结构修补包括机械修补与复合材料修补。复合材料修补, 其金属损伤结构因结构质量增加小、强度与寿命恢复效果好、易成形、不会形成新

收稿日期: 2011-04-04

作者简介: 徐胜(1969—), 男, 湖南益阳人, 工程师, 主要研究方向为装备腐蚀管理。

的应力集中、可设计性强、适合外场快速修补等特点,已成功地应用于军用和民用飞机金属损伤结构的修补^[2-3]。

复合材料修补性能好、质量小,修补设计同样存在性能与质量优化权衡的问题。由于复合材料修补设计分析方法尚不成熟,复合材料修补设计优化暂时只能采取试验对比的方法^[4-5]。考虑复合材料修补设计优化影响因素很多,文中仅对不同的复合材料修补构型开展腐蚀后的静拉伸强度对比试验,以确定最优复合材料修补构型。

1 试验件设计

1.1 损伤试验件设计

1) 选取飞机承力结构常用的2A12-T4铝合金材料为损伤试验件的基体材料^[6-7]。

2) 考虑实际损伤结构构型复杂多样,为方便加载与保证试验数据的可比性,试验中采用“狗骨形”试验件。

3) 为较好模拟机械损伤与腐蚀损伤,采用中心裂纹扩展试样;在预制裂纹中,以垂直载荷作用方向的孔边双侧穿透裂纹代表金属结构产生的机械损伤,以穿透的通孔代表腐蚀损伤,如图1所示。

4) 试样取样方向为纵向,纵向与主载荷方向一致。

5) 加工过程严格遵守GB/T 6398—2000中相关加工工艺的规定。

6) 试验件具体几何尺寸如下:总长度260.0 mm,厚度2.8 mm,工作段宽度60.0 mm,中心孔径1.0 mm,线切割裂纹长度20.0 mm,宽度0.12 mm。

1.2 复合材料修补试验件设计

1) 裂纹损伤修补常采用矩形、圆形或者椭圆形补片。根据损伤试验件外形与具体损伤形式(如图1所示),试验件选用矩形复合材料补片进行修补。

2) 以 $[-45^\circ / 0^\circ / 45^\circ / 90^\circ]$ 为1个层组,补片采用1个层组的整数倍的多层组铺层,厚度是0.6 mm的整数倍; 0° 铺层角的纤维方向与裂纹方向垂直,与主载荷方向平行。

3) 复合材料补片使用1500型碳纤维预浸布,

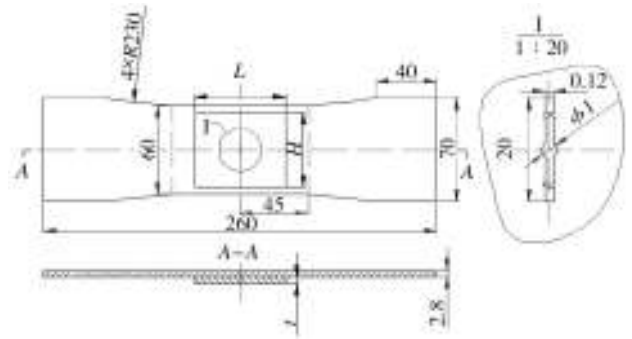


图1 损伤试验件

Fig. 1 The damaged specimen

纤维的体积分数为62%;胶粘剂为J-150结构修补胶。

4) 为获得优异的粘接效果,修补前先用丙酮清洗试验件铝合金基体部分;然后采用磷酸阳极化工艺实施表面预处理;在阳极化处理后24 h内完成胶接修补。

5) 复合材料补片要求成型、与铝合金胶接完好,无脱粘、明显的孔隙和其它缺陷,修补件如图2所示。



图2 复合材料修补铝合金试验件

Fig. 2 Aluminum alloy specimen repaired by composite

2 修补构型优选试验

2.1 试验方案

首先开展修补件的预腐蚀试验,再对各种修补构型的预腐蚀试验件开展静拉伸试验,以拉伸强度值高低优选出最佳复合材料修补构型。根据损伤形式,以单面、60 mm × 60 mm × 1.2 mm为参考修补构型,选取双面修补、变厚度、变长度、变宽度4类修补构型开展对比试验,试验方案及试验件修补设计见表1。

2.2 预腐蚀试验

1) 预腐蚀试验使用的环境谱是以某型海军飞

表1 修补构型优选试验方案

Table 1 Selection test scheme of repair configuration

构型种类编号	单/双面	[铺层角]层组数/(°)	补片尺寸(长/mm × 宽/mm × 高/mm)	备注
ZL1	单面	[0/45/-45/90] ₂	60 × 60 × 1.2	参考修补构型
ZL2	双面	[0/45/-45/90]	60 × 60 × 0.6	1层组/面
ZL3	单面	[0/45/-45/90] ₃	60 × 60 × 1.8	变厚度
ZL4	单面	[0/45/-45/90] ₂	40 × 60 × 1.2	减少长度
ZL5	单面	[0/45/-45/90] ₂	30 × 60 × 1.2	减少长度
ZL6	单面	[0/45/-45/90] ₂	20 × 60 × 1.2	减少长度
ZL7	单面	[0/45/-45/90] ₂	60 × 50 × 1.2	减少宽度
ZL8	单面	[0/45/-45/90] ₂	60 × 40 × 1.2	减少宽度
ZL9	单面	[0/45/-45/90] ₂	60 × 30 × 1.2	减少宽度

机涂层加速试验环境谱为基础,考虑影响复合材料腐蚀的主要环境因素剪裁而成,该谱包括湿热、紫外照射、酸性盐雾3个环境块,如图3所示。



图3 加速环境试验谱

Fig. 3 Accelerated environmental test spectrum

2) 试验用的湿热暴露、酸性盐雾试验设备分别采用意大利ACS公司生产的H1200C温湿交变试验箱和DCTC1200P盐雾腐蚀试验箱,紫外线照射试验设备采用国产UR2600紫外线老化试验箱,如图4所示^[8]。

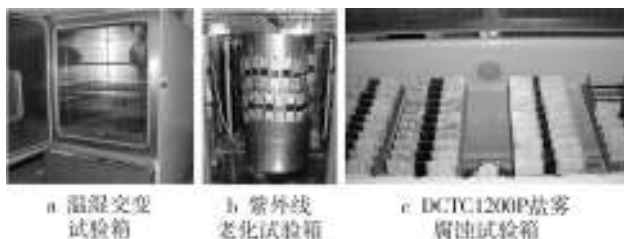


图4 加速环境试验设备

Fig. 4 Accelerated environmental test equipments

3) 复合材料修补铝合金试验件经过湿热暴露、紫外线照射和酸性盐雾试验后,先用碱性肥皂水清洗,然后用蒸馏水冲洗,最后在40℃试验箱里烘干。

2.3 拉伸试验

1) 试验件预腐蚀后的拉伸试验按GB 1447—84和GB 228—87进行。

2) 试验的轴向拉伸速率为2 mm/min,试验件断裂时停止试验。

3) 试验设备为MTS810-50T型液压电伺服试验机,如图5所示。



图5 MTS810-50T力学性能测试系统

Fig. 5 MTS810-50T mechanical property test system

3 结果及分析

预腐蚀修补试验件的平均静拉伸强度见表2。

变长度、变宽度的预腐蚀修补试验件的静拉伸强度变化规律如图6—7所示。

经过预腐蚀不同修补构型的复合材料修补试验件的静强度变化规律及其原因如下。

1) 双面修补试验件相对单面修补试验件的抗拉强度提高了12.3%。双面修补后结构对称,且刚度突变小,修补结构的抗拉强度恢复率高;双面修补受

表2 试验件的静拉伸强度

Table 2 Static tensile strength of the specimen

构型种类编号	静拉伸强度/kN	强度比/%	增加量/%
ZL1	60.05	100.0	0
ZL2	67.46	112.3	12.3
ZL3	57.70	96.1	-3.9
ZL4	53.38	88.9	-11.1
ZL5	54.33	90.5	-9.5
ZL6	52.87	88.0	-12
ZL7	58.13	96.8	-3.2
ZL8	54.03	90.0	-10
ZL9	50.68	84.4	-15.6

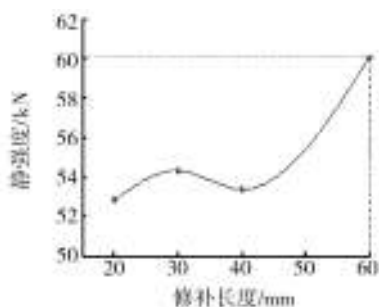


图6 静强度-修补长度曲线

Fig. 6 The curve of static strength vs patch length

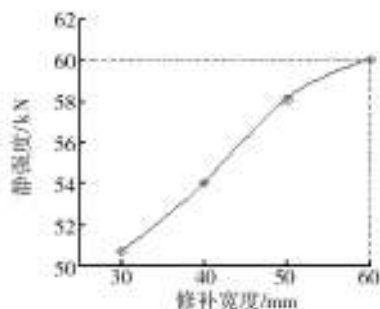


图7 静强度-修补宽度曲线

Fig. 7 The curve of static strength vs patch width

到修补可达性及保持飞机原有性能(如气动性能)要求等限制。

2) 补片为3层组的单面修补试验件相对2层组的参考构型试验件的抗拉强度下降了3.9%。主要原因在于铺层层数增多,补片刚度增大,导致试验件修补处刚度突变更明显。因此,3层组补片的试验件抗拉强度比2层组补片(参考构型)的试验件低。

3) 补片长度从60 mm降至40 mm时,修补试验件的抗拉强度大幅下降,降幅达到11.1%;补片长度

从40 mm降至20 mm时,修补试验件抗拉强度降幅不大,但抗拉强度处于较低水平。随着补片长度减小,胶接面处的剪应力和基体裂纹尖端应力增大,故抗拉强度降低。

4) 补片宽度从60 mm降至50 mm时,修补试验件的抗拉强度下降量不大,只有3.2%;但从50 mm降至40 mm时,修补试验件的抗拉强度下降比较大,达6.8%;从40 mm降至30 mm时,修补试验件的抗拉强度仍有5.6%的下降量。随着补片宽度减小,补片承载的有效截面积就越小,刚度突变或应力集中最为明显的补片边缘距离裂纹尖端就越近;由补片宽度减小引起刚度突变以及裂纹尖端应力场共同作用,导致试验件的抗拉强度逐渐降低。

5) 补片长度变化至30 mm时,抗拉强度下降了9.5%;补片宽度降至30 mm时,下降量为15.6%,宽度变化对修补件强度影响更大。由于补片宽度减小,使得补片宽度更靠近裂纹尖端,刚度突变和应力集中更明显,故补片宽度变化对抗拉强度的影响较补片长度变化更大。

6) 试验优选结果表明,双面修补静强度值最高,参考构型次之,3层组单面修补最差。

对比相关试验研究结果证明,本试验结果是可信的^[9-10]。

4 结论

模拟腐蚀损伤和机械损伤的铝合金复合材料修补预腐蚀试验件的静拉伸强度试验结果及分析如下。

1) 以静强度值的高低作为判断依据,预腐蚀复合材料修补件采用双面修补构型为最优,但考虑到可达性和性能要求,单面2层组的参考修补构型为最优方案。

2) 复合材料补片厚度(铺层组数)、长度、宽度对强度均有较大影响,厚度和长度并非越大越好,应在一个合适范围;宽度越大,修补试验件抗拉强度越大,在补片尺寸允许的情况下,应使补片的宽度约等于损伤试验件宽度或损伤宽度的2.5倍以上。

3) 复合材料修补构型设计可在已有的试验研究、材料性能数据基础上采用有限元分析方法进行优化设计^[11],通过计算与迭代确定补片最优的三维

修补构型尺寸。

参考文献:

[1] 褚林塘,吴有金,孙玉祥,等. 海军飞机结构腐蚀控制设计指南[M]. 北京:航空工业出版社,2005:1—33.

[2] 陈绍杰. 复合材料结构修补指南[M]. 北京:航空工业出版社,2001:5—8.

[3] 罗文琳,许陆文,许鹿麟. 金属结构损伤复合材料微波修复的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,12(6):736—740.

[4] 孙洪涛. 损伤金属板复合材料胶接修补的热-力分析与试验研究[D]. 西安:西北工业大学,1998:2—10.

[5] 王向明,林锋,梁晶红,等. 复合材料补片胶接金属机体结构损伤修补方法设计研究[J]. 飞机设计,1996,6(3):

40—44.

[6] 任三元. 金属结构损伤件复合材料修补设计技术方法[R]. 荆门:中国特种飞行器研究所,2006.

[7] 任三元. 典型结构修理件腐蚀环境试验要求[R]. 荆门:中国特种飞行器研究所,2008.

[8] 任三元. 典型结构修理件腐蚀环境试验总结分析报告[R]. 荆门:中国特种飞行器研究所,2009.

[9] 徐建新,刘艳红,周焯,等. 损伤金属结构的复合材料胶接修补实验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2001,11(1):96—99.

[10] 孙洪涛,刘元镛,彭俊. 复合材料胶接修补问题的试验研究和分析[J]. 实验力学,1999,14(4):132—136.

[11] 王遵. 复合材料单面补强含裂纹铝合金薄板的残余热应力及其影响研究[D]. 长沙:国防科技大学,2007:2—10.

(上接第 89 页)

空气充填这部分气囊来支撑气囊的外形,再通过对此气囊进气口的设计,吸入外部环境中的空气充填其余部分。由于没有机械结构的部分,因而不会大幅度增加气囊结构的质量;而且由于大部分充填气囊的空气来自于外部环境,这样就可以大大减少了对压缩气体的需求,从而达到减小气源系统质量的目的。这种气囊的设计能够大大减小着陆缓冲的负荷,并且通过结构的设计来简化整个缓冲系统。气囊结构设计的要求较高,而且对材料也有一定限制,在可操作性上还需要进一步的验证。

3 结语

精确空投将是我国、我军装备物资快速精确保障的主要方式,着陆气囊作为着陆缓冲可采用的一种重要方式也将会得到更加长足的发展。目前对气囊着陆缓冲技术的研究还比较分散,采取的控制方法各有特色,未形成体系。因此,对于该领域的进一步研究方向是系统化、体系化,并融合多学科、多领域控制技术和方法,达到简化结构、降低成本、提高

缓冲效率的目的^[8]。

参考文献:

[1] 方康寿. 无人机回收气囊减震性能的有限元研究[D]. 杭州:浙江大学,2008.

[2] 肖军,章玮玮. 靶机回收减震气囊参数设计[J]. 四川兵工学报,2009,30(10):19—21.

[3] BEN Tutt, CHARLES Sandy, JAMES Corliss. Status of the Development of an Airbag Landing System for the Orion Crew Module[R]. AIAA, 2009:2009—2923.

[4] LAUREN S, RICHARD B. Second Generation Airbag Landing System for the Orion Crew Module[R]. AIAA, 2009:2009—2989.

[5] 戈嗣诚,陈斐. 缓冲特性可控的智能气囊装置实验研究[J]. 振动工程学报,2004,17(4):376—380.

[6] 齐明思,于丽娜. 基于 ANSYS 的冲压式快速空投硬式气囊应力分析[J]. 包装工程,2010,31(15):69—72.

[7] 邵志建,刘志扩. 新型自充气气囊研究[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41:84—88.

[8] 文桂林,乐永祥. 双气室缓冲气囊多学科设计优化[J]. 湖南大学学报(自然科学版),2010,31(7):29—31.