

文章编号:1674-8190(2015)01-059-05

# 民用飞机机身蒙皮修理的广布疲劳损伤 试验研究与有限元分析

隋立军,原磊,李骏,陈鹏

(中国航空工业集团公司 中航飞机研发中心,西安 710089)

**摘要:** 为了研究民用飞机机身蒙皮修理的广布疲劳损伤特性,设计试验件进行试验研究,并对其进行有限元分析。结果表明:机身蒙皮修理连接区的初始裂纹的萌生位置基本上是等概率随机产生的;在多裂纹的共同作用下,导致结构剩余强度降低,引起裂纹萌生的加速和竞争效应,最终导致连接区破坏;损伤容限分析得到的主裂纹扩展曲线与试验结果趋势吻合,但计算结果较小、趋于保守。

**关键词:** 机身蒙皮;修理;广布疲劳损伤;有限元;民用飞机

**中图分类号:** V215.5

**文献标识码:** A

## Experimental Study and Finite Element Analysis of Widespread Fatigue Damage(WFD) for Civil Aircraft Fuselage Skin Repair

Sui Lijun, Yuan Lei, Li Tao, Chen Peng

(Research and Development Center of AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Experimental study and finite element analysis are performed on designed specimen to research the widespread fatigue damage characteristics of fuselage skin repair for civil aircraft. Test and analysis results show that the initial location of crack at connecting region is basically randomly generated in equal probability. Residual strength of structure decreased originating from the combined effect of multiple-site crack. Connecting region failure finally occurred since the propagation and coalescence of main crack which acquired the competition advantage. The main crack propagation curves of damage tolerance analysis and experiments are of the same trend, but the crack propagation life in analysis is less than that in experiment.

**Key words:** fuselage skin; repair; widespread fatigue damage; finite element; civil aircraft

## 0 引言

随着民用飞机设计制造水平的进步及以可靠性为中心的维修(RCM)思想的深入应用,飞机的使用寿命越来越长<sup>[1]</sup>。但伴随使用年限的增加,广布疲劳损伤(Widespread Fatigue Damage,简称WFD)成为持续适航的严重威胁<sup>[2]</sup>。美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration,简称

FAA)在1988年Aloha飞机公司的B737空中解体事故后,颁布了相关适航规章及适航指令,强调对WFD易发部位的维护及检查要求<sup>[3]</sup>;并于2006年公布了《老龄飞机计划:广布疲劳损伤;条例修正案草案》,要求设计批准书持有人(DAH)对实施于飞机的修理、改装开展损伤容限评定以防止WFD发生<sup>[4]</sup>。

一般认为,当飞机机体结构多个细节部位的应力水平相差不大,容易在各细节同时出现多裂纹,形成广布疲劳损伤,其类型分为多部位损伤(MSD)和多元件损伤(MED)<sup>[5]</sup>两种。广布疲劳损

收稿日期:2014-11-22; 修回日期:2014-12-22

通信作者:隋立军,ljsui@163.com

伤与局部疲劳损伤相比,具有多发性、剩余强度裕度低、可检性差等特点,因此,传统的基于单裂纹或者多裂纹的局部疲劳损伤容限设计方法难以解决老龄飞机及老龄飞机的修理和改装可能带来的广布疲劳损伤问题。

20世纪80年代后期,国外开始了对含WFD结构的研究。目前国内外主要采用试验研究、有限元模拟和理论分析等手段,从裂纹形成、扩展及剩余强度等方面进行较为深入的研究,给出了一些重要判据和准则<sup>[6-8]</sup>,获得了初始裂纹萌生规律<sup>[9-11]</sup>、多裂纹的扩展连通规律<sup>[12-15]</sup>,提出了多种剩余强度模型<sup>[16-18]</sup>。

本文针对民用飞机机身蒙皮修理,进行广布疲劳损伤分析及试验研究,获取修理结构的疲劳部位及广布疲劳损伤开裂模式。根据获取的开裂模式开展损伤容限分析,并与试验获得的裂纹扩展曲线进行对比。

## 1 机身蒙皮修理的广布疲劳损伤试验研究

### 1.1 试验件形式

本文选取民用飞机机身蒙皮裂纹的典型修理开展试验研究,具体修理方案为:蒙皮裂纹处的材料挖除,并在蒙皮外侧增加加强板,加强板与蒙皮、长桁铆接连接。

为了便于试验件的装夹和加载,将其简化为平板,尺寸为580 mm×320 mm。试验件共布置了2根长桁,长桁材料为2A12铝合金,间距为120 mm;长桁之间区域化铣加工,化铣区域最终厚度为1.0 mm;蒙皮材料为2024铝合金,厚度为1.6 mm;加强板材料为2A12铝合金,厚度为2.0 mm;铆钉为100冠头实心铆钉NAS1097AD5-L,直径为4.0 mm,材料为2117铝合金。

试验件两端设置了过渡段,并在蒙皮两侧增加2024材料夹块与30CrMnSiA材料夹具,使用20个 $\phi 10$ 螺栓配钻连接。试验件共三件,根据有限元分析得到的危险孔位在试验件上标出对应孔位(1#~7#),以便试验中观察。

### 1.2 试验设备及载荷谱

试验加载设备为8802液压伺服疲劳试验机,裂纹检测采用200倍视频显微镜,并通过标尺刻度测量裂纹长度。

试验载荷谱为飞-续-飞随机载荷谱,对其进行等损伤合并简化,如图1所示。载荷谱中的峰值为13 068 N,谷值为150 N,应力比 $R=0.011$ ,加载频率为5 Hz。

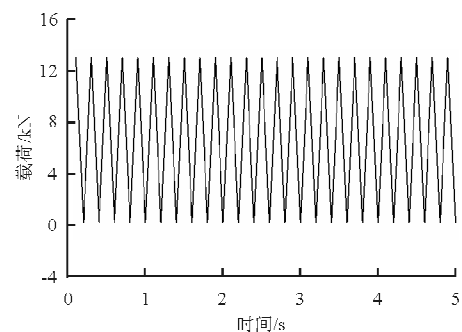


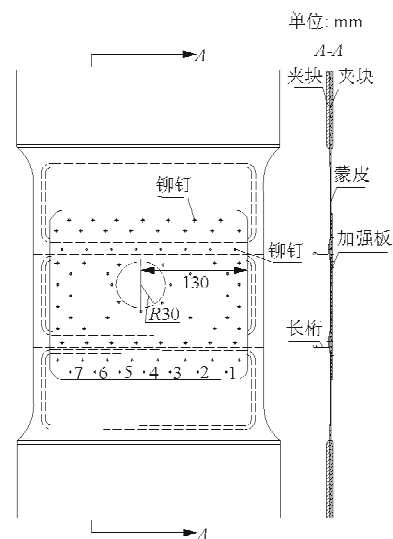
图1 试验载荷谱

Fig. 1 Experiment load spectrum

### 1.3 试验件裂纹情况

通过三件试验件的损伤容限试验,得到蒙皮裂纹试验件的典型开裂模式:从蒙皮外侧加强板最靠边的一排铆钉的某一铆钉孔边萌生裂纹向两侧扩展,不同铆钉孔边可同时产生裂纹并向两侧扩展(多部位损伤)。

三件试验件的形式及其具体开裂模式演化如图2所示。



(a) 试验件形式

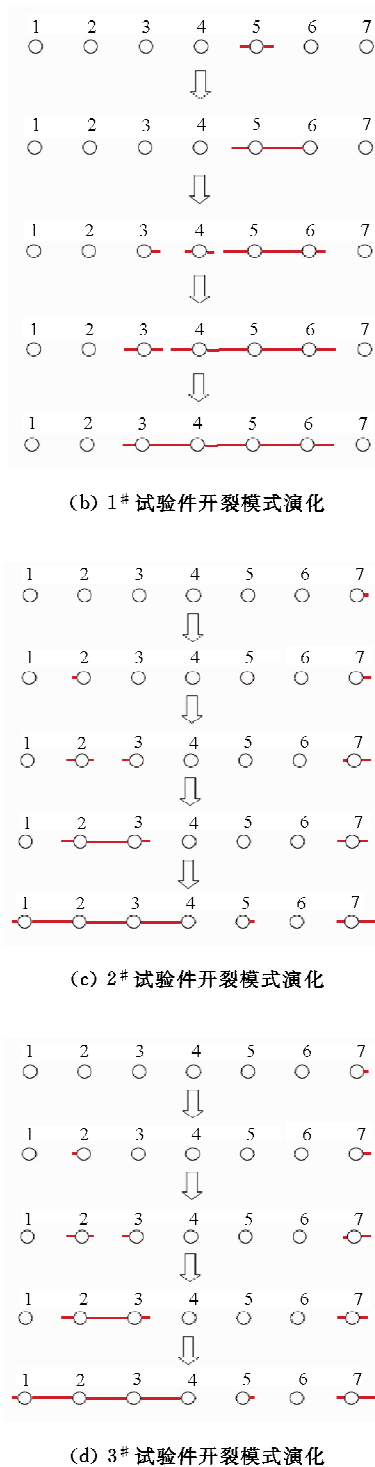


图 2 试验件形式及开裂模式演化

Fig. 2 Specimen form and evolution of cracking model

从图 2 可以看出:因各孔细节形似、应力水平相当,初始裂纹的萌生位置基本上是等概率随机产生的,裂纹在存在制造缺陷或材料缺陷的孔边萌生并扩展的过程中,其他各孔也在不断萌生新的裂纹;在多裂纹的共同作用下,导致结构剩余强度降

低,进而引起裂纹萌生的加速和竞争效应,竞争取得优势的多裂纹扩展连通形成主裂纹并迅速向外扩展,最终导致连接区破坏。

## 2 机身蒙皮修理的广布疲劳损伤有限元分析

### 2.1 有限元模型及疲劳应力分析

机身蒙皮修理的广布疲劳损伤有限元分析部位与试验件相同,为了准确地判断该典型修理的危险点,根据结构三维数模,采用 MSC. PATRAN 软件建立有限元模型。模型共 333 253 个节点,171 249 个 10 节点四面体单元,113 个梁单元,208 个 MPC 单元。模型中化铣蒙皮、长桁、加强板的连接均采用梁单元模拟。材料属性如表 1 所示<sup>[19-20]</sup>。

表 1 材料属性

Table 1 Material properties

材料名称	弹性模量/GPa	泊松比
2024 铝合金	72.4	0.33
2A12 铝合金	71.0	0.33
2117 铝合金	71.7	0.33

模型一端固支,一端施加疲劳载荷谱中的峰值载荷,载荷数值为 13 068 N。有限元分析得到的化铣蒙皮的应力云图如图 3 所示。危险孔位于化铣蒙皮与加强板连接端部孔,与试验中观察到的开裂孔位相符。

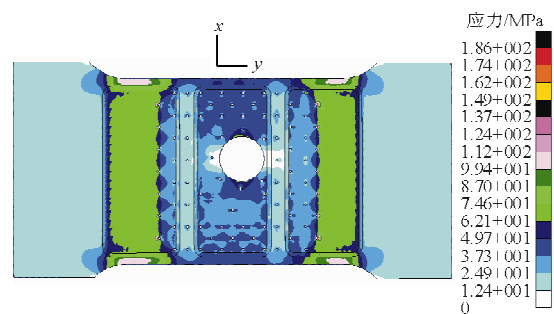


图 3 蒙皮应力云图

Fig. 3 Stress nephogram of skin

### 2.2 损伤容限分析

根据有限元计算结果,选取化铣蒙皮和加强板连接部位的端部连接孔为疲劳损伤危险点。由于裂纹所在截面上的各孔基本处于相同应力水平,各

孔出现疲劳裂纹的机率是均等的,首先是在有制造缺陷的某一孔边产生孔边角裂纹(主裂纹),其他孔边在主裂纹扩展过程中产生孔边角裂纹(副裂纹)。根据试验获得的开裂模式,假设首先从5#孔起裂,并考虑其他临近共线孔副裂纹的竞争影响,裂纹面受拉伸、钉载以及旁路载荷作用,如图4所示。



图4 开裂模式

Fig.4 Cracking model

裂纹扩展模型选取等损伤寿命模型<sup>[21]</sup>,分析需要的材料参数及应力强度因子引自文献<sup>[21]</sup>,初始裂纹长度为1.25 mm。根据CCAR25.571(b)条款规定,剩余强度载荷值为机身增压舱压差最大值(包括1g平飞时预期的外部气动压力)的1.15倍。经计算,剩余强度要求值为44.30 MPa。损伤容限载荷谱与试验载荷谱相同。

损伤容限分析得到的主裂纹扩展曲线与试验对比如图5所示。

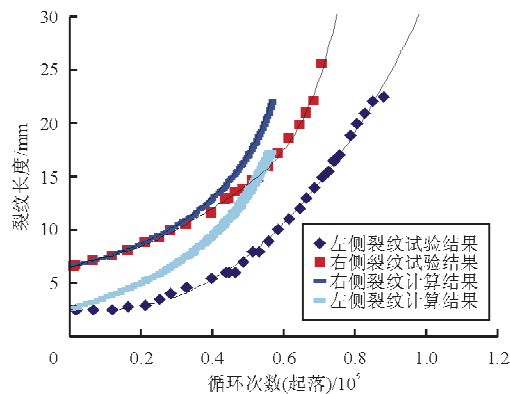


图5 主裂纹扩展计算曲线与试验对比

Fig.5 Comparison of main crack growth between calculation and experimental curve

从图5可以看出,计算得到的主裂纹扩展数据与试验结果趋势吻合,最终计算得出的裂纹扩展寿命小于试验结果,趋于保守。

### 3 结论

(1) 机身蒙皮修理试验件初始裂纹的萌生位置基本上是等概率随机产生的,裂纹在存在制造缺陷或材料缺陷的孔边萌生并扩展的过程中,其他各

孔也在不断萌生新的裂纹。

(2) 在多裂纹的共同作用下,导致结构剩余强度降低,引起裂纹萌生的加速和竞争效应,竞争取得优势的多裂纹扩展连通形成主裂纹并迅速向外扩展,最终导致连接区破坏。

(3) 损伤容限分析得到的主裂纹扩展曲线与试验结果趋势吻合,但最终计算得到的裂纹扩展寿命小于试验结果,趋于保守。

### 参考文献

- [1] 戚燕杰, 吕志刚, 刘马宝, 等. 寿命无极限: 飞机寿命管理新理念[J]. 中国民航大学学报, 2010, 28(2): 22-28.  
Qi Yanjie, Lü Zhigang, Liu Mabao, et al. Ultimate service life: new concept for aircraft life management[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2010, 28(2): 22-28. (in Chinese)
- [2] 王生楠, 郑晓玲. 运输类飞机防止广布疲劳损伤的新规章解读[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1758-1768.  
Wang Shengnan, Zheng Xiaoling. Study on proposed rules to preclude widespread fatigue damage for transport category aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1758-1768. (in Chinese)
- [3] FAA. AC120-73. Damage tolerance assessment of repair to pressurized fuselage[S]. USA: FAA, 2000.
- [4] FAA. FAA-2006-24281 Aging aircraft program: widespread fatigue damage; proposed rule[S]. USA: FAA, 2006.
- [5] 郑晓玲. 民用飞机金属结构耐久性与损伤容限设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2013.  
Zheng Xiaoling. Durability and damage tolerance design for metal structure of the civil aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013. (in Chinese)
- [6] Chen C, Wawrzynek P A, Ingraffea A R. Rack growth simulation and residual strength prediction in airplane fuselage[R]. CR-1999-209115, USA: NASA, 1999.
- [7] Chen C, Wawrzynek P A, Ingraffea A R. Residual strength prediction of airplane fuselages using crack-tip opening angle criterion[J]. AIAA Journal, 2002, 40(3): 566-575.
- [8] Schijve J. Multiple-site damage in aircraft fuselage structures[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Material & Structures, 1995, 18(3): 329-344.
- [9] Schmidt H J, Brandecker B S. Airbus A300 fuselage program for life extension and widespread fatigue damage evaluation. [EB/OL]. (2004) [2004-11-12]. <http://www.galaxyscientific.com/agingaircraft/pdfs/5b/5b3p.pdf>.
- [10] Proppe C. Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages [J]. Computational Mechanics, 2003, 30(4): 323-329.
- [11] Moukawsher E J, Grandt A F, Jr Neussl M A. Fatigue life of panels with multiple site damage[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 323-329.

- 1996, 33(5): 1003-1013.
- [12] 王森, 刘马宝, 王国力, 等. 广布损伤的试验研究与有限元分析[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1578-1583.  
Wang Sen, Liu Mabao, Wang Guoli, et al. Test research and finite element analysis on multiple site damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1578-1583. (in Chinese)
- [13] 费斌军, 童明波, 刘文廷. 含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法[J]. 航空学报, 1995, 16(2): 137-142.  
Fei Binjun, Tong Mingbo, Liu Wenting. Probability damage tolerance evaluation method for multi-cracked structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(2): 137-142. (in Chinese)
- [14] 张建宇, 费斌军, 赵丽滨. 疲劳多裂纹扩展随机模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(4): 396-399.  
Zhang Jianyu, Fei Binjun, Zhao Libin. Random model of fatigue multi-crack propagation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(4): 396-399. (in Chinese)
- [15] 廖敏, 孙秦, 徐晓飞. 含多裂纹连接结构损伤容限试验研究[J]. 航空学报, 1998, 19(1): 103-106.  
Liao Min, Sun Qin, Xu Xiaofei. Experimental investigation for damage tolerance of fastener joint in presence of multiple-site damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(1): 103-106. (in Chinese)
- [16] Smith B L, Saville P A, Mouak A, et al. Strength of 2024-T3 aluminum panels with multiple-site damage[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(2): 325-331.
- [17] Tan P W, Bigelow C A, Hughes W J. Widespread fatigue damage assessment approach[EB/OL]. (2004) [2004-11-22]. <http://aar400.tc.faa.gov/programs/aging/aircraft/structural/nato2001.pdf>.
- [18] Swift T. Damage tolerance capability[J]. International Journal of Fatigue, 1994, 16(1): 75-94.
- [19] U. S. Department of Transportation, MIL-HDBK-5 Metallic material properties development and standardization (MMPDS) [S]. USA: Department of Transportation, 2008.
- [20] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 第 1 卷[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.  
Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structure metals; Vol. 1 [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [21] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册: 下册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.  
Zheng Xiaoling. Durability and damage tolerance design for civil aircraft structure; Vol. 2 [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)

#### 作者简介:

隋立军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:结构疲劳损伤容限设计、强度适航验证技术。

原磊(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机适航验证技术、民用飞机安全性分析。

李骏(1990—),男,助理工程师。主要研究方向:结构疲劳损伤容限设计。

陈鹏(1985—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:结构疲劳损伤容限设计。

(编辑:马文静)

(上接第 58 页)

- [12] ASTM E561-10. Standard test method for K-R curve determination[S]. USA: American Society for Testing and Materials, 2011.
- [13] Yablonskii I S. Fracture toughness of sheet materials under static loading[J]. Strength of Materials, 1980, 12(11): 1373-1379.
- [14] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 第 2 卷——损伤容限[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.  
Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structure metals; Vol 2—damage tolerance[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [15] 李亚智, 郑晏仲. 含裂纹结构剩余强度的一种估算方法[J]. 机械强度, 2003, 25(1): 71-75.  
Li Yazhi, Zheng Yanzhong. Methodology for residual strength evaluation of cracked structures[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 71-75. (in Chinese)

#### 作者简介:

樊振兴(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构疲劳断裂及可靠性分析。

李亚智(1962—),男,教授,博导。主要研究方向:结构疲劳与断裂、复合材料结构力学。

王亚星(1991—),女,硕士研究生。主要研究方向:结构疲劳断裂及可靠性分析。

姜薇(1987—),女,博士研究生。主要研究方向:结构疲劳断裂及可靠性分析。

(编辑:马文静)