

基于试验的飞机结构疲劳优化设计研究



李玉莲*,袁胜弢,吴永奎

哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150066

摘 要:针对飞机全尺寸疲劳试验中结构局部出现裂纹的问题,以美国联邦航空局(FAA)咨询通报AC 23-13A中提供的指导性方法为基础,基于全尺寸试验的1g应力测量结果,对有限元分析模型进行验证,并对飞机结构薄弱部位进行疲劳优化设计研究。研究表明,基于试验,通过优化框缘结构尺寸,降低结构的附加弯曲应力和应力集中系数,提高了结构疲劳寿命,对飞机结构设计以及疲劳评定有直接参考价值。

关键词:试验支持的分析;疲劳;附加弯曲应力;应力集中系数;优化设计

中图分类号:V215.5

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.004

全尺寸疲劳试验是最可靠的确定结构疲劳特性的方法。全尺寸试验可以采用完整的或接近完整的机体结构,在整个结构上施加飞行载荷、地面载荷和增压载荷,是为了验证飞机的疲劳和损伤容限特性的一项关键工作。而全尺寸疲劳试验的目的之一就是探明飞机结构中可能出现早期疲劳问题的薄弱部位,以便及时进行更改优化设计^[1]。

由于美国联邦航空局(FAA)在民用飞机适航审定方面处于世界领先地位,本文以FAA的咨询通报AC 23-13A中提供的指导性方法为基础^[2],结合某型号飞机全尺寸疲劳试验验证工作,基于疲劳试验的1g应力测量结果,对有限元分析模型进行一致性评估和验证,采用试验支持的分析方法对框缘出现裂纹的结构细节薄弱部位进行了疲劳优化设计研究,并对优化后的结构进行了疲劳评定。

1 某机型全尺寸疲劳试验

某型号通用飞机全尺寸疲劳试验是采用静定约束,如图1所示,施加飞-续-飞随机载荷谱的全机试验^[3,4]。在全尺寸疲劳试验的过程中,通过试验现场目视检测^[5],中机身18框部位出现疲劳裂纹。在国内外的民机研制中,机体结构全尺寸疲劳试验分散系数通常取2.5~3.0^[6],即“2.0+0.5”

(两倍目标寿命的耐久性试验,0.5倍目标寿命的损伤容限试验)。在耐久性试验阶段过早出现疲劳裂纹的薄弱结构部位,需要对全尺寸疲劳试验机进行修理,对后续的结构进行疲劳优化设计。修理(优化)结构在后续的全尺寸疲劳试验中,达不到2.5~3.0试验分散系数要求,而对于优化结构的疲劳评定成为型号疲劳试验验证中的重点工作。

根据美国联邦航空局的咨询通报AC 23-13A中提供的指导性方法,在结构的疲劳评定中,确定结构疲劳寿命可以采用全尺寸疲劳试验、元件试验,以及有试验支持的分析



图1 某通用飞机全尺寸疲劳试验

Fig. 1 Full-scale fatigue test of an aviation aircraft

收稿日期:2019-04-29; 退修日期:2019-05-10; 录用日期:2019-05-29

*通信作者. Tel.: 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com

引用格式: Li Yulian, Yuan Shengtao, Wu Yongkui. Research on optimization of airplane structure fatigue based on test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 25-31. 李玉莲,袁胜弢,吴永奎. 基于试验的飞机结构疲劳优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(06): 25-31.

三种方式。在全尺寸疲劳试验中出现裂纹的部位,可以采用元件试验进行验证,但元件试验与全尺寸试验不同,元件试验省略了相邻结构的真实部分,这些相邻结构可以给试验元件传递局部应力。对于部分铆接结构,当铆钉存在载荷时,单一元件级试验较难模拟钉孔应力场,结构组件级大尺寸试验件费用较高、周期长。综合评估经济性与可靠性,针对某型号飞机机身18框框缘处的疲劳试验裂纹,采用有试验支持的分析方法对结构进行疲劳评定。

在某型号的通用飞机全尺寸疲劳试验中,试验进行到7-5953飞行循环时,机身18框内缘条发现两条裂纹,位置位于1-2长桁之间,左右对称,如图2所示。



图2 LS-98框缘裂纹

Fig. 2 Spar crack LS-98

机身18框的框缘主要承担外翼前梁的拉伸载荷,同时框缘与机身蒙皮铆接,传递机身的蒙皮的切应力,如图3所示。

2 试验支持的分析方法

对于使用有试验支持的分析进行疲劳评定,最普遍的分析方法是Miner线性累积损伤理论^[7]。申请人应该证实分析使用的内部载荷。为了证实内部载荷,申请人应该证实元件的整个应力场,包括载荷大小和方向,识别结构中所有的应力集中区域,确定与每个细节有关的应力集中系数的大小。对于更复杂的细节,包括接头与连接件,其应力集中系数可以由细节分析得到,分析方法包括经试验验证的有限元方法。

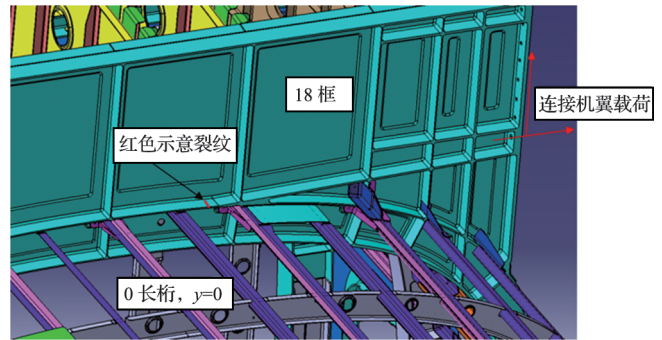


图3 裂纹位置结构示意图

Fig. 3 Crack location on structures

2.1 结构元件应力场

申请人证实元件的整个应力场、验证内部载荷的一个可接受方法是在机体静力试验项目中测量应变,测量的应变应该与静力试验或已证实的结构分析比较和关联。在18框的元件应力场确定中,主要采用全尺寸疲劳试验机的1g应变测量结果,分析计算疲劳裂纹复现验证模型。

2.2 疲劳寿命计算

疲劳寿命计算方法采用基于名义应力法的IQF方法,材料数据取自MIL-HDBK 5J,应力集中系数采用经验证的有限元分析以及取自Peterson manual^[8]:

$$N = 10^5 \left(\frac{IQF}{((1-R)/0.9)^q \cdot S_{max}} \right)^p \quad (1)$$

疲劳累积损伤计算方法采用Palmgren-Miner线性累积损伤理论:

$$\sum_{i=1}^L \frac{n_i}{N_i} = 1.0 \quad (2)$$

2.3 应力集中系数

采用有试验支持的分析进行结构的疲劳评定,节省验证时间以及经费,关键技术在于验证元件的应力场以及应力集中系数。

对于存在铆钉的装配结构,旁路应力与铆钉载荷对于应力集中系数影响较大,装配件中紧固件孔最大应力的定义说明了不同载荷分量引起的应力集中系数:

$$Kt_{global} = (1-\alpha) Kt_T + \alpha Kt_P + K \cdot Kt_B \quad (3)$$

式中: Kt_{global} 为总应力集中系数; $\alpha = F/(S_{cw})$ 为紧固件传递载荷比率; Kt_T 为旁路应力的应力集中系数; Kt_P 为紧固件挤压应力的应力集中系数; K 为弯曲应力(SB)相对于名义膜应力的比率 S ; Kt_B 为弯曲应力的应力集中系数。

而对于铆接结构,铆钉钉传载荷无法测量,需要合理布置应变片,避开钉孔附近区域,通过计算分析来确定铆钉钉

转载荷。

2.4 分析计算结果与测量应变的一致性评估

全尺寸疲劳试验应变测量的主要目的是尽早发现结构疲劳裂纹可能出现的区域^[9],裂纹周围应力场主要通过应变片的粘贴和测量,结合有限元计算分析来确定。有限元分析模型如图4所示。18框的应力场确定采用全尺寸疲劳试验机的贴片测量方式,在裂纹所在区域的两侧进行应变片粘贴测量,如图5所示。通过应变片的布置,测量元件的整个应力场,确定主应力的方向。同时构建有限元细节模型对18框的应力场进行对比分析。疲劳试验测量与分析的应力结果对比见表1,通过疲劳试验的应变片测量,确定有限元分析结果适当保守可靠。

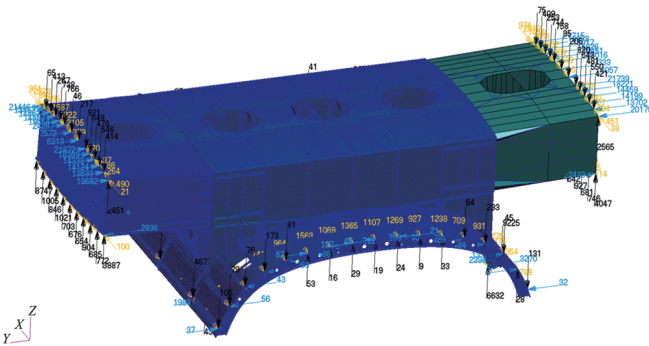


图4 有限元分析模型
Fig.4 FEM model

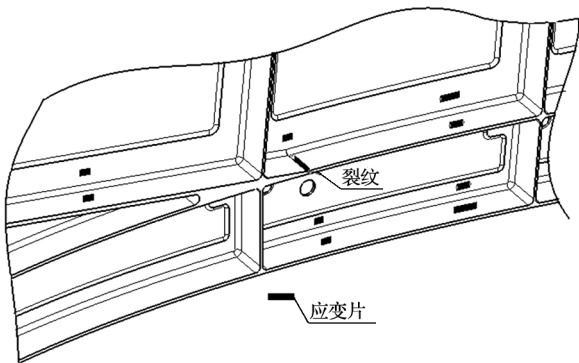


图5 贴片位置
Fig.5 The strain gauge locations

对于高应力梯度的区域以及应变片粘贴困难区域,需要在周围结构粘贴应变片,元件周围应力场确定以后,通过有限元还原分析,对复杂结构划分六面体网格,从而确定裂纹区域周围的应力场。

疲劳试验测量结果与分析应力一致性评估是对大量离散数据施行归类统计、曲线拟合、平面区域投影(等值线图

或云图)、逐点比较、极值点跟踪等数学方法^[10]。针对18框裂纹区域的逐点比较法对分析模型验证结果见表1,对比结果选取1g载荷情况进行逐点对比分析,测量与计算结果符合性良好。

表1 应力对比
Table 1 Stress comparison

应变片 序号	测量应变/ με	1g 应力(测量)/ MPa	1g 计算应力/ MPa
1	307	21.8	25.0
2	358	25.4	25.5
3	352	25.0	29.5
4	576	40.9	44.5
5	586	41.6	46.0
6	523	37.1	42.5
7	567	40.3	42.5
8	283	20.1	24.0
9	318	22.6	27.0
10	343	24.4	27.7
11	404	28.7	28.5
12	395	28.1	30.0
13	613	43.5	43.6
14	621	44.1	45.4
15	566	40.2	41.8
16	606	43.0	46.5
17	336	23.9	26.3
18	378	26.8	27.5

统计评估是将大量的试验测量数据、分析计算数据用概率统计的方法来处理。统计评估就是在统计技术基础上建立计算结果和测量结果之间的关系。令试验测量值为 X ,对应计算值为 Y ,则二者存在一种线性关系,对其离散值采用线性回归处理得:

$$Y = KX + \Delta\varepsilon$$
 (4)

其中一致性系数为:

$$K = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}$$
 (5)

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i, \bar{Y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y_i$$

式中: n 为评估点的个数。

$\Delta\varepsilon$ 的均方根误差为:

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [(Y_i - \bar{Y}) - K(X_i - \bar{X})]^2}{(n - 2)}}$$
 (6)

试验值与计算值之间相关系数为:

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}} \quad (7)$$

概率统计曲线:

$$Y = KX \pm 2\Delta\epsilon \quad (8)$$

式(4)对随机误差 $\Delta\epsilon$ 做了假定,假定这些误差相互独立,具有零均值的正态分布,因此要进行假设检验。如果随机误差呈现出所假定的趋势,说明利用线性回归建立的关系是合理的。测量结果与计算结果的相关性分析对比如图6所示。

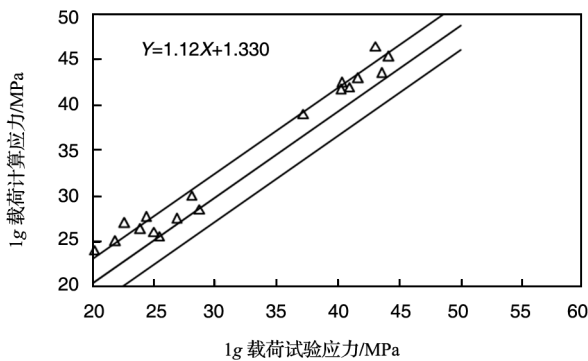


图6 统计评估结果对比图

Fig. 6 Statistic assessment result comparison

一致性系数 K 、均方根误差 S 和相关系数 r 是模型评估中关键的三个特征参数。一致性系数 K 描述计算结果与试验结果的总的偏差;均方根误差 S 的大小反映了由分析计算值和试验测量值组成的点向直线聚集程度,计算结果见表2,计算与试验结果符合性较好。

表2 一致性评估结果

Table 2 Result of consistency evaluation

一致性系数 K	方差	相关系数	测量最大值/MPa
1.12	1.33	0.988	44.10

通过逐点比较法和统计评估的结果表明:计算有限元模型合理可靠,经过一致性评估后,试验结果能够支持计算分析结果。有限元模型可以用于结构的疲劳优化设计,根据试验支持的分析来对结构进行疲劳评定。

3 18框疲劳裂纹原因分析

框缘与蒙皮连接结构如图7所示。18框缘条承受轴向拉载荷时,框缘缘条的传力线存在转折,同时框缘的截面为

变截面,结构的受力分析如图8所示,存在附加弯曲应力,有限元的计算结果如图9所示,局部应力较高。裂纹区域蒙皮存在豁口,第一个连接铆钉位于变截面处,两个结构细节对于此处的应力集中有较大影响,当多个应力集中的结构细节布置不恰当且靠近时,应力集中会叠加而引起复合应力集中。零件的这种部位易疲劳开裂。

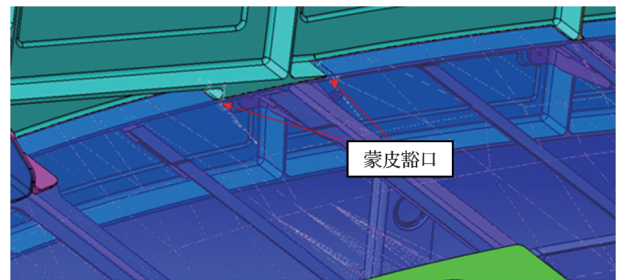


图7 框缘与蒙皮连接结构

Fig. 7 Spar and skin joint structure

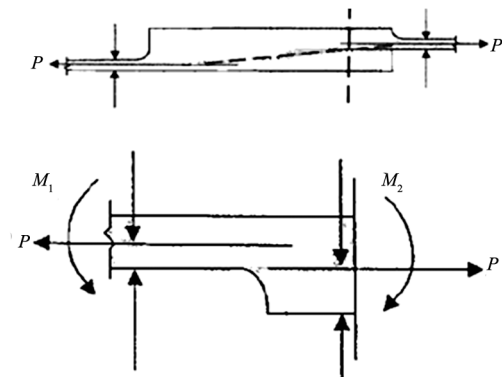


图8 框缘附加弯曲应力分析

Fig.8 Frame spar secondary bending stress analysis

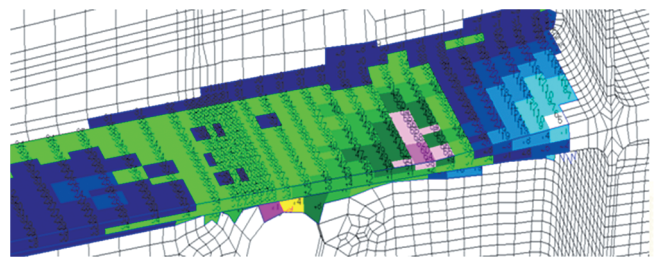


图9 框缘次弯曲应力有限元计算结果

Fig.9 Spa secondary bending stress analysis result

分析计算结果表明,缘条局部弯曲应力的增加使得局部连接区域的疲劳累积损伤较高。考虑分散系数以后,计算寿命为16575飞行起落。对于全尺寸疲劳试验,取完试验分散系数后,试验寿命为17261飞行起落,经过校验的有

有限元模型能够复现裂纹的产生,且计算模型以及计算方法保守可靠。

4 结构优化设计研究及疲劳评定

对以上的18框结构疲劳部位进行疲劳优化设计研究中,主要考虑:避免两个结构细节(蒙皮豁口处搭接第一个铆钉、框缘变截面)过近,同时采用结构形式与原结构类似,降低结构弯曲应力,提高结构的疲劳寿命。以图10中的截面过度区长度 L 为设计变量,分析计算裂纹产生区的1g应力,随着过度区 L 增大,结构1g最大表面应力明显降低,变化趋势如图11所示。

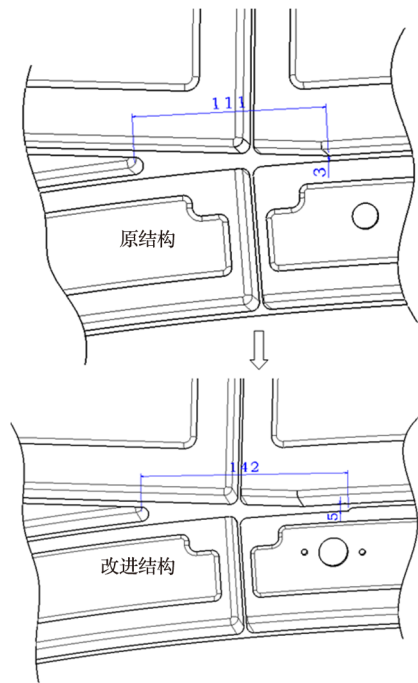


图10 改进设计对比图
Fig. 10 The improved design

结合结构的疲劳寿命设计目标,最终选择优化截面过渡区长度,由原来的106.8mm延长为142mm,截面厚度逐渐减小到结构最小厚度3mm。优化后的结构弯曲应力明显降低。同时,优化后的结构,结构疲劳细节距离合理,增大变截面的位置与蒙皮开口区的距离,使得应力集中系数降低,应力水平显著降低。优化前后缘条的1g载荷情况应力云图如图12所示,缘条毛面积参考应力降低为30.2MPa,应力集中系数由以前结构的6.5降低为现在的3.2,结构的疲劳细节得到很大的改善。

结构改进设计以后,毛面积参考应力显著降低,应力集

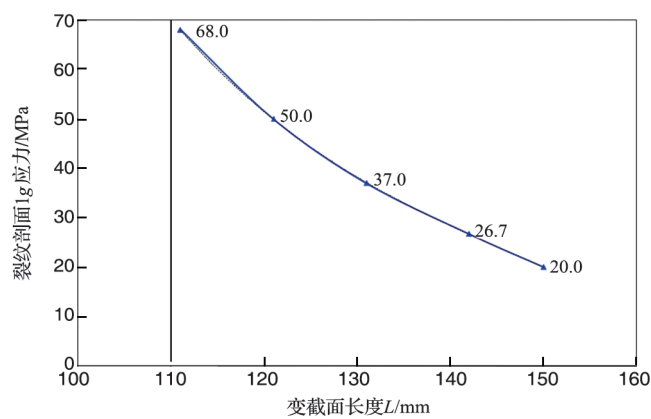


图11 截面过度区长度对局部应力的影响
Fig.11 The effect of length of spar to the local stress

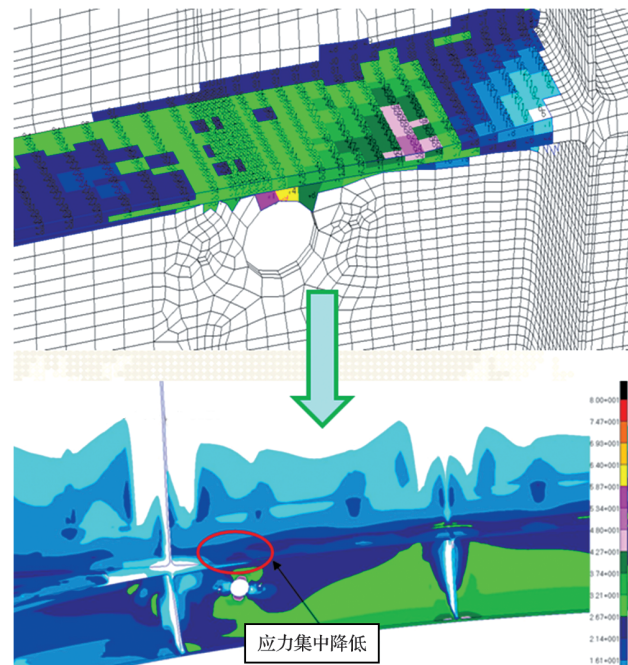


图12 优化后的应力对比图
Fig. 12 Stress comparison after optimize design

中系数显著降低,原结构与优化后的结构对比分析结构见表2。结构细节优化设计后疲劳寿命明显提高,疲劳寿命比原构提高了2.8倍。

表2 疲劳计算结果
Table 2 Result of fatigue analysis

内容	原结构	优化结构	增量/%
1g钉传载荷/N	382	301	-21.20
1g名义应力/MPa	52.64	32.01	-39.21
应力集中系数	6.50	3.95	-39.23
疲劳寿命	16575 飞行循环	63522 飞行循环	283.24

根据美国联邦航空局(FAA)的咨询通报AC 23-13A中提供的指导性方法,试验支持的分析方法进行疲劳验证是可接受的,然而,分析使用的数据必须来自相似结构的疲劳试验或根据实际结构与试验结构的不同做了修正。

根据逐点比较法和统计评估对有限元进行了一致性评估,评估结果表明,通过应变测量结果标定的有限元模型能够为18框结构的裂纹区域提供精细化的应力场,能够复现裂纹的产生。基于全尺寸试验应变测量获得的数据对有限元模型标定后,根据有限元结果,18框局部修理区域疲劳最严重部位位于连接铆钉孔,根据AFS-120-73-2的规定^[11],通过分析确定寿命的分散系数为7~8。采用有试验支持的分析方法,保守考虑分散系数后,优化后结构的疲劳寿命为63522飞行起落。

基于试验标定后的有限元模型进行的疲劳计算结果保守可靠,局部结构经过疲劳优化设计以后,结构的疲劳寿命比原结构提高了2.8倍。

5 结论

本文针对飞机在全尺寸疲劳试验中出现裂纹的局部结构,基于飞机全尺寸试验应力测量结果,验证了有限元分析模型的正确性,优化结构细节,大幅提高了飞机薄弱部位的疲劳寿命。得出以下主要结论:

(1) 基于试验进行结构疲劳优化设计,关键要证实结构元件的应力场,包括应力的方向和大小,对于应力场方向明确、易于测量裂纹周围应力的场区域,试验支持的分析结果更加可靠。

(2) 对有限元计算结果与试验结果的一致性进行评估,证明有限元计算模型分析结果可靠保守,经过试验校验的有限元模型才能用于结构疲劳优化设计以及结构的疲劳评定。

(3) 存在载荷方向转折以及蒙皮搭接的结构是飞机进行疲劳设计的重要结构件之一,附加弯曲应力计算是工程计算的关注重点。结构剖面疲劳优化方法,尤其是降低附加弯曲引起的应力集中叠加计算方法在飞机结构工程设计中具有参考价值。

AST

参考文献

- [1] 斯而健. 民用飞机结构的全尺寸疲劳试验[J]. 民用飞机设计与研究, 2012,104(2): 47-52.
- Si Erjian. Full-Scale fatigue test of commercial air plane structure[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012, 104(2):

47-52. (in Chinese)

- [2] AC 23-13A Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal[R]. Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes, 2005.
- [3] Schmidt N J. Nielsen T h. Development of load spectra for airbus A330/A340 full scale fatigue tests [R]. NASA Langley Research Center,1994.
- [4] Swift T, Wang D Y. Damage tolerant design analysis methods and test verification of fuselage structure[C]// Air Force Conference on Fatigue and Fracture, 1969.
- [5] Liu Quanliang, Wang Zheng, Zhang Jianfeng. Overview of some advanced technique application on full scale fatigue test for MA600 aircraft structure [C]// 2013 Aviation Conference, 2013.
- [6] 张联营. 大型运输机体结构全尺寸疲劳试验分散系数探讨[J]. 航空科学技术, 2014, 25(09):11-14.
- Zhang Lianying. The research on scale factor of heavy transport aircraft full scale fatigue test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014,25(09):11-14.(in Chinese)
- [7] Miner M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of Applied Mechanics: Transactions of the ASME, 1945, 12(3): 159-164.
- [8] Peterson R E. Stress concentration factors[M]. 2nd Edition. John Wiley and Sons, New York, 1997.
- [9] 孙侠生. 飞机结构强度新技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2017.
- Sun Xiasheng. Airplane structure strength new technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [10] 段世慧, 郝凤琴, 黄嘉璜. 结构试验与分析一致性评估技术[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 47-50.
- Duan Shihui, Hao Fengqin, Huang Jiahua. Consistency evaluation of the structure test and analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 47-50. (in Chinese)
- [11] FAA. Fatigue evaluation of wing and associated structure on small airplanes, AFS-120-73-2[R]. FAA, 1973.

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

李玉莲(1980—)女,学士,高级工程师。主要研究方向: 飞机金属结构疲劳及损伤容限。

Tel: 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com

袁胜弢(1970—)男,硕士,研究员,高级工程师。主要研究方向:飞机载荷。

Tel: 0451-86583224

E-mail: yuanstoo@163.com

吴永奎(1982—)男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构设计与维修方法。

Tel: 0451-86583231

E-mail: wuyongkui@163.com

Research on Optimization of Airplane Structure Fatigue Based on Test

Li Yulian*, Yuan Shengtao, Wu Yongkui

Harbin Hafei Aviation Industry Co., Ltd., Harbin 150066, China

Abstract: To deal with the problem that local structure appeared crack in full scale fatigue test, researched relevant fatigue airworthiness documents AC23-13A published by FAA, based on full-scale fatigue tests measured 1g stress, and validated the reliability of the finite element model, an optimization of airplane structure was carried out. The results show that based on test result, by optimizing size of spar cap and reducing the secondary bending stress and the stress concentration factor, the structure fatigue life is improved. This method provides some guidance for general airplane design technologies for fatigue evaluation of optimized aircraft structure.

Key Words: analysis supported by test; fatigue, secondary bending stress; stress concentration factor; structure optimization

Received: 2019-04-29; Revised: 2019-05-10; Accepted: 2019-05-29

*Corresponding author. Tel. : 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com