

文章编号:1674-8190(2015)02-211-06

基于 AFAS 软件的机翼壁板耐久性分析及试验验证

樊优优, 常文魁

(中国飞机强度研究所 三室, 西安 710065)

摘要: 随着航空工业的发展,对机翼壁板耐久性分析的精确性及计算速度的要求日益提高,必须考虑从手工计算到程序计算的转变。飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)是为了满足飞机结构耐久性分析的工程实际使用要求而编制的。本文介绍采用该软件中包含的 DFR 方法计算程序对机翼壁板结构进行耐久性分析的过程,并进行试验验证,分析得到的机翼壁板结构具有 95%置信度、95%可靠度的可靠性寿命与试验统计结果非常相近,证明 AFAS 是一个可以进行耐久性分析的快速准确的计算工具。

关键词: 机翼壁板;耐久性分析;AFAS 软件;试验验证;DFR 法

中图分类号: V215.5⁺2

文献标识码: A

Wing Panel Durability Analysis Based on the AFAS Software and Experimental Verification

Fan Youyou, Chang Wenkui

(The Third Department, Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: With the development of aviation industry, the accuracy and calculation speed demand of the durability of the wing panel analysis is increasing day by day. The transition from manual calculation to the program calculation must be considered. The AFAS(Aircraft Fatigue Analysis System) software is developed for aircraft durability analysis of practical engineering application. In this paper the durability analysis process of wing panel structure by using DFR(Detail Fatigue Reting) calculating program based on AFAS is introduced. The result of the wing panel's(with 95% confidence, 95% reliability) reliability life by using the software analysis is quite similar with the test results. Results show that the software AFAS can be used as a fast and exact calculation tool for the panel design and analysis.

Key words: wing panel; durability analysis; AFAS software; experimental verification; DFR method

0 引言

机翼是飞机结构的重要组成部分之一,其主要作用是产生升力、储存燃油等,而机翼壁板作为机翼的重要组成部分,其耐久性及损伤容限性能对飞机的经济性和安全性有着重要的影响^[1-2]。中国民用航空局运输类飞机适航标准 CCAR25 部 § 571 条《结构的损伤容限和疲劳评定》中明确指出:选用合适的耐久性分析方法,并结合试验验证是保证机翼壁板结构长寿命、高可靠性、高经济性和保证飞机持

续飞行的重要手段^[3]。

目前常用的耐久性分析方法有两大类:一类是基于概率疲劳分析的名义应力应变法和局部应力应变法;另一类是基于概率断裂力学的当量原始疲劳质量法。概率疲劳分析方法包括:应力严重系数法、DFR 法、局部应力—应变法和当量名义应力法。上述方法经过多年的研究,相互取长补短、不断融合,找到了在小裂纹区内疲劳性能和寿命之间的关系,形成了以“结构细节原始疲劳质量”表示的小裂纹区内的 DFR 法。

飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)是为了满足飞机结构耐久性分析的工程实际使用要求而编制的。该软件系统经过十几年的工程应用与不断完善,现已在中国多个军民机型号研制和

收稿日期:2014-10-24; 修回日期:2015-01-30

通信作者:樊优优, yoyowork_2014@sina.com

改型改进过程中得到了广泛应用。

本文使用民用飞机结构耐久性分析中使用广泛的 DFR 法,结合试验数据,对 AFAS 软件的应用性及 DFR 分析方法的精确性进行验证。

1 DFR 法分析原理

1.1 DFR 法的基本假设和定义

DFR 法建立的基本假设如下:

- (1) 结构的疲劳寿命服从双参数威布尔分布。
- (2) S_m 为常数时,在 $n \times 10^3 \sim n \times 10^6$ 寿命区间的 $\lg S_a \sim \lg N$ 之间的关系为直线(如图 1 所示),其斜率为 B ,斜率参量为 S ,由试验结果可知, n 取 3.5 比较合理。

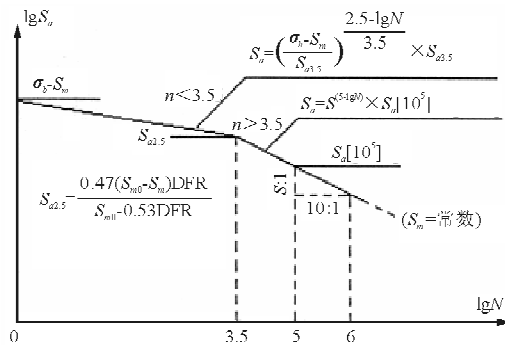


图 1 S-N 曲线示意图

Fig. 1 S-N curve

- (3) 在 $n \times 10^3 \sim n \times 10^6$ 寿命区间内,等寿命线为直线,且各等寿命线与横坐标轴(S_m 轴)交于同一点 S_{m0} ,如图 2 所示。

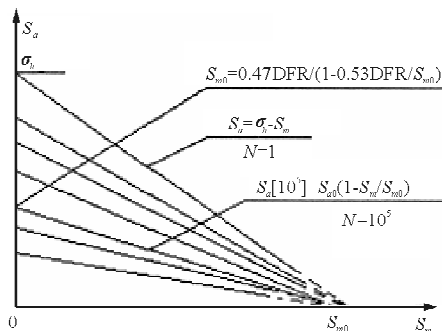


图 2 等寿命曲线示意图

Fig. 2 Equal-life curve

DFR 是“结构细节疲劳额定值”的英文缩写,其定义为结构能够承受 10^5 次循环(具有 95% 的置信度和 95% 的可靠度)才产生宏观疲劳裂纹时所对应的最大应力(循环比 $R=0.06$)。它是结构

实际疲劳品质的一种度量^[4-6]。

1.2 结构细节疲劳额定值 DFR 的确定

DFR 值是结构本身固有的疲劳性能特征值,与使用载荷无关,试验数据和使用经验数据是确定结构细节疲劳额定值的主要依据^[7-8]。一般认为,影响疲劳强度的因素主要有结构的受力形式、结构的几何形状、结构材料、细节加工状况、相同危险细节数等^[9-10]。在利用原有试验数据的分析方法确定结构细节的 DFR 值时,把上述影响因素作为相应的修正因子加以考虑,则可以对不同使用环境下的不同结构采用统一的分析方法来确定其 DFR 值。

主要的修正系数有:孔充填系数 A ;合金和表面处理系数 B ;埋头深度系数 C ;材料叠层系数 D ;螺栓夹紧系数 E ;表面粗糙度系数 F ;凸台有效系数 U ;铆接厚度修正系数 η ;构件疲劳额定值系数 R_C ;材料常数 K ;载荷传递系数 ψ 。

针对不同的结构型式,关于上述修正系数的具体确定方法详见文献^[5]。

1.3 分析过程

采用 DFR 分析方法的具体步骤如下:

- (1) 确定结构疲劳危险细节。可以通过有限元建模的方法对所分析的结构进行疲劳危险细节的确定,也可以通过经验分析进行确定。
- (2) 确定危险细节 DFR 值。根据危险细节的结构及受载形式通过查手册及计算的方法获得细节疲劳额定值 DFR。
- (3) 确定危险细节应力谱。
- (4) 计算危险细节的疲劳可靠性寿命。

2 典型机翼壁板结构的耐久性分析与软件功能描述

2.1 典型机翼壁板结构简介

某机翼壁板材料为 2024-T351。该机翼壁板由整体壁板(包括长桁和蒙皮)和肋组成。肋为半肋,机翼壁板长 3 个肋间距、宽 4 个长桁间距,其结构形式如图 3 所示,截面面积为 $5\ 873\ \text{mm}^2$ 。壁板与肋的连接铆钉为 NAS1097AD6-12,材料为铝合金,直径为 $4.76\ \text{mm}$ ($3/16\ \text{in}$)。

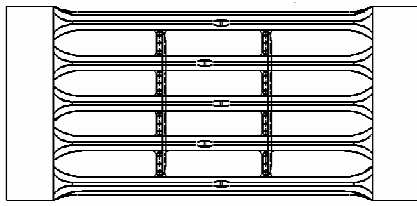


图 3 机翼壁板结构示意图

Fig. 3 Structure diagram of wing panel

2.2 壁板受力情况

壁板受常幅谱疲劳载荷,最大载荷为 750 kN,应力比为 0.06。受力方向与桁条方向平行,如图 4 所示。

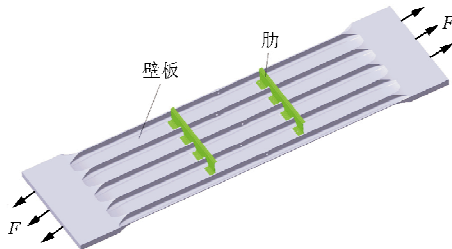


图 4 机翼壁板结构受力示意图

Fig. 4 Stress diagram of wing panel

2.3 疲劳危险细节确定

通过经验分析,该机翼壁板结构的疲劳危险细节为铆钉孔、串油孔、过渡段圆弧。有限元分析发现,相同应力水平下,铆钉孔应力集中远远大于串油孔和过渡段圆弧,故选取铆钉孔作为危险细节进行耐久性分析(下文所提危险细节即指铆钉孔),如图 5 所示。

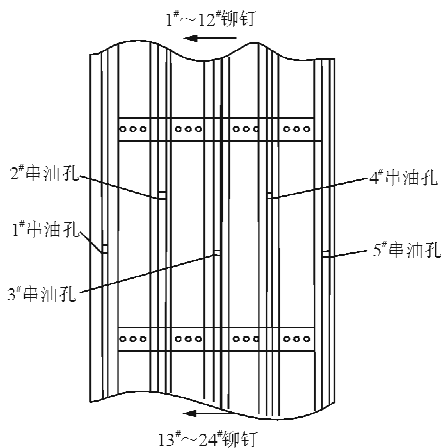


图 5 机翼壁板结构典型疲劳危险细节(铆钉孔与串油孔)分布示意图

Fig. 5 Fatigue risk details of wing panel (rivet hole and list of oil hole)

2.4 疲劳危险细节处 DFR 值确定

对于如图 5 所示的疲劳危险细节(铆钉孔),其 DFR 值可按照多排不传载紧固件结构细节疲劳分析模型来确定,计算公式为

$$DFR = DFR_{base} \cdot A \cdot B \cdot C \cdot D \cdot E \cdot U \cdot R_C \quad (1)$$

式中:DFR 为细节疲劳额定值(MPa); DFR_{base} 为 DFR 基本值,可通过查文献[5]或软件中的相应功能模块来获取;其他各个系数均可通过查文献[5]或软件中的相应功能模块来获取。

2.5 疲劳危险细节可靠性寿命分析

结构危险细节的疲劳可靠性寿命 $N_{95/95}$ 可以由式(2)~式(3)获得。

$$N_{95/95} = 10^{(5 - \log Z / \log S)} \quad (2)$$

$$Z = \frac{(1-R)[S_{m0} - 0.53(DFR)]S_{max}}{(DFR)[0.94S_{m0} - 0.47(1+R)S_{max}]} \quad (3)$$

式中: S_{max} 为最大应力(MPa); R 为应力比; S_{m0} 为 $N_{95/95} = 10^5$ 循环等寿命线与 S_m 轴的交点值(MPa); S 为 S-N 曲线的斜率参数。

结合飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)来说明具体分析过程:

进入软件主界面后,选择导入应力谱,如图 6 所示。壁板应力谱为等幅谱,最大值为 127.7 MPa,应力比为 0.06。

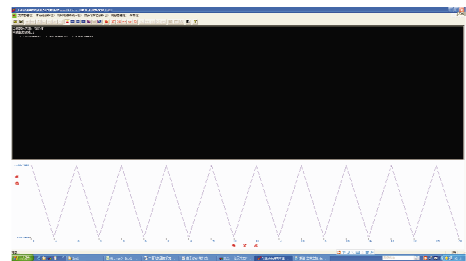


图 6 导入应力谱

Fig. 6 Import stress spectrum

选择 DFR 分析法,在如图 7 所示的界面内选择材料参数和结构参数。选择国外材料 2024-T351。若 DFR 值已知,可以直接输入,也可进入 DFR 值计算模块。



图 7 材料与结构参数设置

Fig. 7 Materials and structural parameter settings

进入 DFR 值计算模块, 首先选择典型结构细节的分类(如图 8 所示), 选择不承载紧固件结构细节。然后进入 DFR 值计算界面, 在该界面选择所需的各个参数: 孔充填系数 A 、合金和表面处理系数 B 、埋头深度系数 C 、材料叠层厚度系数 D 、螺栓夹紧系数 E 、凸台有效系数 U 、构件疲劳额定值系数 R_C 。各参数的选择如表 1 所示。

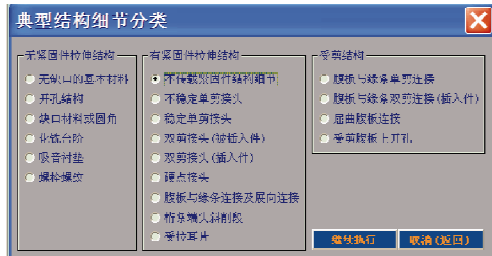


图 8 选择结构细节分类

Fig. 8 Choose classification of structure details

表 1 铆钉孔 DFR 值计算各参数取值

Table 1 Parameter value of rivet hole DFR calculation

名称	数值	名称	数值
A	0.95	E	1
B	1	U	1.14
C	1	R_C	1.17
D	0.974		

各个参数确定完毕, 在 DFR 值计算界面内点击“计算 DFR”按钮, 可得到当前结构细节处的 DFR 值。DFR 值计算结果为: $DFR_{\text{初始}} = 121 \text{ MPa}$, $DFR = 149.7 \text{ MPa}$ 。

DFR 值确定完毕后, 进行具有 95% 可靠度、

95% 置信度的结构疲劳危险细节的疲劳寿命分析, 得到疲劳寿命计算结果如图 9 所示。危险部位 $N_{95/95}$ 寿命计算过程中的各参数取值及计算结果如表 2 所示。

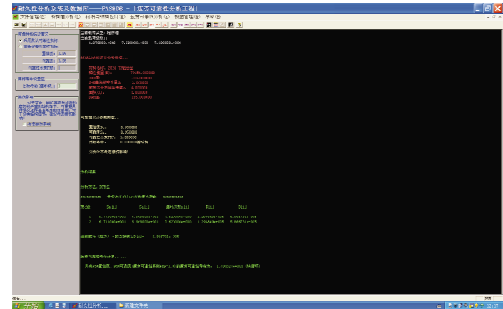


图 9 计算结果

Fig. 9 Calculation result

表 2 危险部位 $N_{95/95}$ 寿命计算各参数取值及计算结果

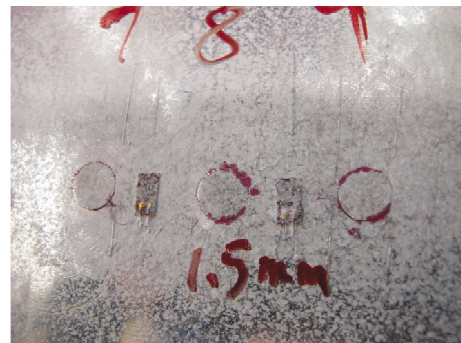
Table 2 Parameter value of dangerous positions $N_{95/95}$ calculation and results

名称	数值	名称	数值
R	0.06	Z	0.922
S_{m0}/MPa	310	S	2
DFR/MPa	149.7	$N_{95/95}$ (循环块)	199 738
S_{msx}/MPa	127.7		

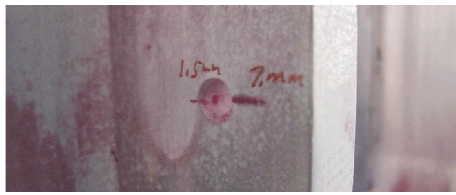
3 试验验证及对比分析

3.1 疲劳试验

进行该机翼壁板的疲劳试验, 试验件共六件, 产生疲劳裂纹的位置为铆钉孔和串油孔, 如图 10 所示, 其中串油孔产生的裂纹与试验件加工精度有较大关系。



(a) 铆钉孔边裂纹



(b) 串油孔边裂纹

图 10 产生疲劳裂纹的位置

Fig. 10 Position of fatigue crack

该机翼壁板疲劳试验疲劳寿命统计结果及具体开裂位置如表 3 所示。

表 3 机翼壁板疲劳试验疲劳寿命结果统计

Table 3 Data statistics of wing panel fatigue test

试验件 编号	发现裂纹时 的循环数	裂纹产生位置	
		铆钉孔边	串油孔边
1	240 465	8# 铆钉孔	2#、5# 串油孔
2	276 790	—	3# 串油孔
3	180 772	19# 铆钉孔	—
4	172 956	6# 铆钉孔	—
5	222 721	1# 铆钉孔	—
6	370 022	3# 铆钉孔	—

3.2 试验结果分析

假定疲劳寿命服从双参数威布尔分布,具有 95%置信度、95%可靠度的寿命 $N_{95/95}$ 计算方法为

$$N_{95/95} = \hat{\beta} / (S_T S_C S_R) \quad (4)$$

式中: $N_{95/95}$ 为具有 95%置信度、95%可靠度的寿命; $\hat{\beta}$ 为特征寿命点估计值; S_T 为试件系数; S_C 为置信系数; S_R 为可靠性系数。各个参数均可通过查文献[5]得到其取值。

由试验结果统计得到的结构细节具有 95%置信度、95%可靠度的疲劳可靠性寿命 $N_{95/95}$ 及各计算参数取值如表 4 所示。

表 4 由试验结果统计得到的 $N_{95/95}$ 寿命及各计算参数取值

Table 4 $N_{95/95}$ and calculation parameter selection

名称	数值	名称	数值
α	4	S_T	1.3
n	6	S_C	0.5
r	5	S_R	2.1
$\hat{\beta}$	283 684.1	$N_{95/95}$ (循环块)	207 827

3.3 试验结果与机翼壁板结构耐久性分析结果的对比

对于本文所选用的机翼壁板结构,疲劳试验结果与飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)计算结果的对比如表 5 所示。

表 5 疲劳试验结果与耐久性分析软件计算结果对比

Table 5 Comparison of the results between

fatigue test and software calculation

对比项目	数值	对比项目	数值
试验统计结果 $N_{95/95}$ (循环块)	207 827	误差 (循环块)	8.089
耐久性软件分析结果 $N_{95/95}$ (循环块)	199 738	误差百分比/%	3.890

从表 5 可以看出,耐久性软件分析结果小于试验统计结果,误差为 3.89%,分析结果偏保守。

4 结论

(1) 采用飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)得到的机翼壁板结构具有 95%置信度、95%可靠度的可靠性分析寿命与试验统计结果非常相近,误差结果在工程使用可接受的范围内。

(2) 飞机结构耐久性分析软件系统(AFAS)在进行结构细节 DFR 值计算时可大大减少各修正参数曲线查找时引入的误差,分析计算结果具有唯一性。

(3) AFAS 软件系统通过本文算例及实际工程算例的考核验证,具有广泛的推广价值,可为飞机结构设计与分析人员提供一个实用的工程工具。

参考文献

- [1] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008:51-56.
Tao Meizhen. Modern aircraft structure design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008: 51-56. (in Chinese)
- [2] 王云. 航空航天概论[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
Wang Yun. Generality of aeronautics & astronautics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空局. CCAR-25 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25 Trans-

- portation aircraft airworthiness standards[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [4] 刘永寿, 袁修开, 刘军, 等. 结构细节疲劳额定值 DFR 及其试验方法的研究[J]. 实验技术与管理, 2008, 25(1): 27-29.
Liu Yongshou, Yuan Xiukai, Liu Jun, et al. Research on structure detail fatigue rating DFR and testing method[J]. Experimental Technology and Management, 2008, 25(1): 27-29. (in Chinese)
- [5] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册: 上册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
Editorial board of *civil aircraft structure durability and damage tolerance design manual*. Civil aircraft structure durability and damage tolerance design manual; Vol. 1[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [6] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳、损伤容限、耐久性设计手册: 第一册[M]. 北京: 中国航空研究院, 1994.
Chinese Aeronautical Establishment. Military aircraft fatigue, damage tolerance, durability design manual; Vol. 1 [M]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 1994. (in Chinese)
- [7] 董彦民, 刘文斌, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2357-2364.
Dong Yanmin, Liu Wenting, Yang Chao. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2357-2364. (in Chinese)
- [8] 董彦民, 贺小帆, 刘文斌. 基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 1524-1528.
Dong Yanmin, He Xiaofan, Liu Wenting. Conversion relation of detail fatigue rating based on different fatigue life distribution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 1524-1528. (in Chinese)
- [9] 黄啸, 刘建中, 马少俊, 等. 细节疲劳额定强度计算参量取值敏感性研究[J]. 航空学报, 2012, 33(5): 863-870.
Huang Xiao, Liu Jianzhong, Ma Shaojun, et al. Sensitivity analysis of the parameters in detail fatigue rating equation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 863-870. (in Chinese)
- [10] 陈滨琦, 曾建江, 王一丁, 等. DFR 法在结构疲劳优化设计中的应用[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1122-1128.
Chen Binqi, Zeng Jianjiang, Wang Yiding, et al. Application of DFR method to optimal fatigue design of structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1122-1128. (in Chinese)

作者简介:

樊优优(1984-),女,工程师。主要研究方向:金属材料疲劳与断裂、结构耐久性与损伤容限设计。

常文魁(1981-),男,高级工程师。主要研究方向:金属材料疲劳与断裂、结构耐久性与损伤容限设计、可靠性工程。

(编辑:马文静)



(上接第 210 页)

- Natural Science Edition, 2015, 16(1): 1-5. (in Chinese)
- [13] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
Gao Zhentong. Applied statistics in fatigue[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986. (in Chinese)
- [14] 中国飞机强度研究所. 军用飞机结构耐久性/损伤容限分析和设计指南: 第一册[M]. 西安: 中国飞机强度研究所, 2005.
Aircraft Strength Research Institute of China. Military aircraft structure durability/failure tolerance analysis and design manual; Vol. 1[M]. Xi'an: Aircraft Strength Research

Institute of China, 2005. (in Chinese)

作者简介:

何宇廷(1966-),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞机结构强度、可靠性与安全性。

高潮(1986-),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构强度、可靠性与安全性。

(编辑:赵毓梅)