

DFR 法在结构疲劳优化设计中的应用

陈滨琦, 曾建江*, 王一丁, 童明波

南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016

摘要: 提出了基于有限元分析的细节疲劳额定值(DFR)疲劳可靠性分析方法, 将有限元分析与疲劳分析进行关联, 编写基于有限元分析的 DFR 法分析软件(FEM-DFR), 对试验件进行疲劳寿命分析, 与试验对比吻合较好, 验证了方法的准确性。在此基础上, 针对疲劳优化周期长和效率低的问题, 开发了集成 Patran/Nastran、FEM-DFR 和 iSIGHT 的疲劳优化平台, 在此平台上完成了某型飞机作动筒支座细节的优化, 该平台数据传输流畅、操作效率高、优化质量好, 具有一定的工程应用价值。

关键词: 有限元分析; 疲劳可靠性; 疲劳优化; 细节疲劳额定值; 集成; 平台

中图分类号: V25; TH122 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2013)05-1122-07

基于疲劳寿命的结构优化方法是一种长寿命、高可靠性的结构设计方法, 克服了传统结构设计的固有缺点, 已经成为目前新产品设计的一个有效手段, 是航空、汽车等领域结构设计的发展方向。结构疲劳优化设计需要进行反复循环迭代, 工作量大, 不仅需要多次对疲劳寿命进行计算, 而且一个疲劳载荷谱对应多种载荷工况, 在进行疲劳分析之前, 还要进行多种载荷工况的有限元分析, 导致整个优化设计周期长、繁琐、效率低下。

应用响应面方法进行疲劳优化^[1-6], 避免了结构优化过程中出现的数值计算噪声问题, 减少了计算工作量, 提高了优化质量。基于参数化有限元分析的结构疲劳寿命优化方法^[4-7], 减少了重复操作, 提高了有限元分析的效率。但是有限元分析、疲劳分析以及优化分析之间相对独立, 仍存在不少重复操作。对于复杂结构进行疲劳优化设计, 实际需要考虑的因素多, 变量多, 优化目标多, 仅依靠参数化有限元分析和构建代理模型已无法

提高整体疲劳优化设计的效率。

本文提出了基于有限元分析的 DFR 疲劳可靠性分析方法, 将有限元分析与疲劳分析进行关联, 以提高分析效率, 经试验验证该算法有效、合理。在此基础上, 建立了结构疲劳优化平台, 将有限元分析、疲劳分析和优化分析耦合连接。最后, 在该优化平台上完成了某型飞机作动筒支座细节疲劳优化。

1 基于有限元的疲劳寿命计算

1.1 DFR 法

DFR 法是在总结结构细节疲劳特性的统计特性的基础上形成的一种以名义应力为参量的疲劳寿命分析方法, 是一种较好的工程实用方法^[8-13]。用 DFR 法进行疲劳可靠性分析的关键在于准确得到紧固件载荷分布, 找到危险铆钉或者螺栓位置、分析钉传载荷比、确定细节疲劳额定

收稿日期: 2012-06-19; 退修日期: 2012-07-12; 录用日期: 2012-08-21; 网络出版时间: 2012-09-18 17:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120918.1712.003.html

* 通讯作者. Tel.: 025-84891445 E-mail: zengjj@nuaa.edu.cn

引用格式: Chen B Q, Zeng J J, Wang Y D, et al. Application of DFR method to optimal fatigue design of structures. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1122-1128. 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. 航空学报, 2013, 34(5): 1122-1128.

强度以并求出名义应力。工程上常用解析法进行连接件内力分析,能得到较准确的结果,但只能对简单、规则连接件进行计算,难以计算空间结构和对结构作整体分析,但是对结构作整体分析往往是很有必要的^[14]。采用有限元方法,则可以对绝大多数结构元件进行模型简化,通过对结构进行准确的模拟得到精确的载荷分布。

对于任意的连接件细节,可以从细节有限元分析结果中获得钉传载荷以及钉周围附近节点上的载荷在总体坐标系下 x 、 y 方向上的节点力。本文参考了连接件及周边平衡载荷系的等效方法^[15],在此基础上进行名义应力的求解。取出钉节点周围的单元形成一个闭合的区域 Ω ,如图 1 所示, P_{sx} 与 P_{sy} 为总体坐标系 x 、 y 方向上的钉传载荷, P_{dc} 为总体坐标系 xoy 下的钉载总和, P_{ix} 与 P_{iy} 为钉周围第 n 个节点所受的外载荷。在该区域内满足力平衡,将周围节点坐标及所载荷转化为以钉传载荷方向为 x 轴的局部坐标系上,如图 2 所示, $P_{px'}$ 与 $P_{py'}$ 为局部坐标系下 x' 、 y' 方向上的旁路载荷, A_1 、 A_2 和 B_1 、 B_2 为 x' 、 y' 方向上钉孔周围等效宽度。在局部坐标系 $x'o'y'$ 下继续满足力平衡条件。

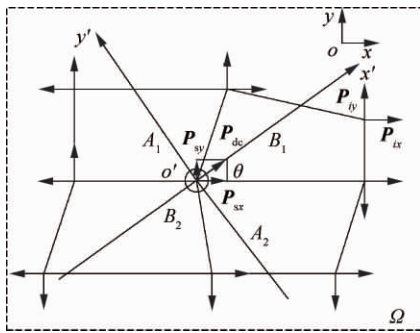


图 1 孔边周围节点力平衡

Fig. 1 Equilibrium forces in the region about the hole

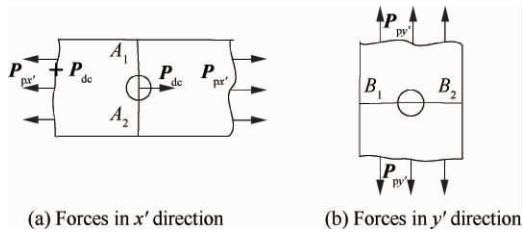


图 2 连接件在局部坐标系下的受力情况

Fig. 2 Loading conditions of fastener joint under local coordinate system

此时在局部坐标系下 x' 方向的参考名义应力为

$$\sigma_{xref} = \frac{P_{dc} + P_{px'}}{(A_1 + A_2 - d)t} \quad (1)$$

式中: d 为钉孔直径; t 为板厚。并且 x' 方向上的钉传载荷比为

$$\frac{R_1}{P} = \frac{P_{dc}}{P_{dc} + P_{px'}} \quad (2)$$

式中: R_1 为钉传载荷; P 为总载荷。

y' 方向的参考名义应力为

$$\sigma_{yref} = \frac{P_{py'}}{(B_1 + B_2 - d)t} \quad (3)$$

对于 $P_{py'} = 0$ 的情况,按照单轴情况确定 DFR 值;对于 $P_{py'} \neq 0$ 的情况,按照双轴拉压的疲劳分析方法进行 DFR 值的确定。

1.2 疲劳寿命分析流程

根据连接件及周边平衡载荷系的等效方法和 DFR 疲劳分析方法,编写了专门用于有限元分析后进行 DFR 法分析的疲劳寿命计算软件 FEM-DFR。主要计算流程如图 3 所示。

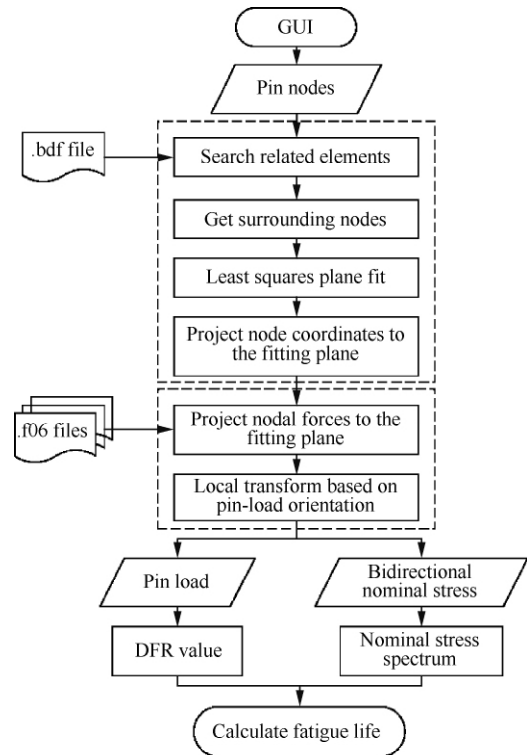


图 3 FEM-DFR 软件流程

Fig. 3 FEM-DFR software flow diagram

首先根据钉元节点搜索与钉元节点相关的单元,获取相关单元上的所有节点及对应的坐标位置。考虑到网格可能出现翘曲等因素,采用最小二乘法进行平面的拟合,再将所有节点投影到该平面上。

然后对输出文件进行载荷分析,查找所有节点在有限元分析中总体坐标系下的 x 、 y 向载荷,求取钉元节点所受的合力(即钉传载荷)以及合力与 x 向的夹角 θ 。将总体坐标系 xoy 旋转 θ ,建立钉传方向的局部坐标系 $x'o'y'$,并将每个节点的载荷转化到局部坐标系上。分别计算 x' 和 y' 向的名义应力以及钉传载荷。如此循环读取疲劳分析所对应的有限元工况下的输出文件,编制名义应力谱。

最后根据不同结构形式进行相应的疲劳可靠性分析,完成寿命计算。

1.3 试验验证

图4所示试验件由2个试片反向铆接,材料为7050-T7451,铆钉为HB6298×4,在表1所示常幅载荷谱下进行试验,表2为试验结果。对试验件进行有限元分析,在FEM-DFR软件中读入.bdf文件和.f06文件,求得各钉元节点处的DFR值以及相应的名义应力谱。在可靠度为95%,置信度为95%下,基于有限元分析的DFR疲劳可靠性分析结果为71 653,试验结果为81 028,两者吻合较好,表明提出的基于有限元分析的DFR算法合理,编制的FEM-DFR软件通用、有效。

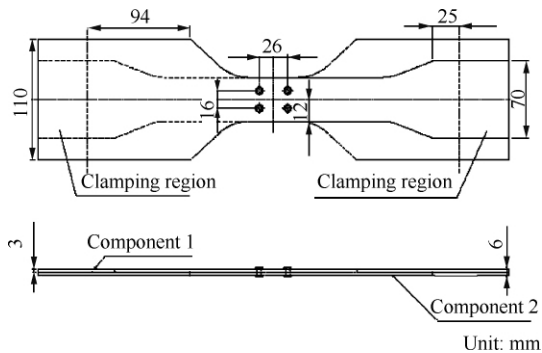


图4 常幅载荷下试验件

Fig. 4 Specimen under constant spectrum loading

表1 常幅载荷谱

Table 1 Constant spectrum loading

Level	S_{max}/MPa	S_{min}/MPa	N/Cycles
1	100	0	5 500
2	120	0	1 250
3	140	0	120

表2 试验结果

Table 2 Test results

Sample No.	Fatigue life/cycle	Sample No.	Fatigue life/cycle
1	212 970	5	288 540
2	123 660	6	206 100
3	185 490	7	295 410
4	233 580		

2 结构疲劳优化设计

2.1 优化平台

基于有限元分析的DFR法建立了结构疲劳优化平台(Structure Fatigue Optimization Platform, SFOP),集成Patran/Nastran、FEM-DFR和iSIGHT软件,三者相互耦合,参数自动传递。SFOP平台系统的数据流如图5所示。

首先,根据结构疲劳设计的方法设计结构变量,选用iSIGHT中的各种不同的试验设计方法对变量的样本点进行设计。利用iSIGHT自身的计算功能计算质量,获取质量响应,使用接口1和2与需要进行仿真分析的模型进行关联。由于钉元的刚度矩阵与结构自身的情况相关,因此接口1首先根据样本点计算各种情况下钉元的刚度矩阵,再将钉元刚度矩阵传递给用于仿真准备的模型。接口2则直接将样本点传递给用于仿真准备的模型。参数化模型是用PCL语言建立的结构有限元模型,通过接口1和2参数的传递后形成仿真分析的模型。当模型准备好后,自动提交给Nastran进行计算。接口3是FEM-DFR软件中已经存在的接口,该接口的作用是根据Nastran的计算结果,求取对应的名义应力,建立相应的名义应力谱,然后用DFR法进行疲劳分析。当疲劳分析结束后,调用接口4,将疲劳寿命分析结果传递给iSIGHT,得到疲劳寿命响应。平台还考虑了静强度问题,接口5用于传递Nastran结果文件中von Mises应力值,使设计同时满足静强度和疲劳强度要求并且达到质量最优。取得各对应样本点的结构质量和疲劳寿命响应后,利用这些样本点和响应值建立以疲劳寿命和结构质量为目标响应面近似模型,近似模型通过回归分析和方差分析后如果不满足要求则重构响应面模型,若满足近似要求再以主要目标法来解决此多目标优化问题,在保证近似模型有效性的情况下选取适合的优化方法获得较好的寻优结果。

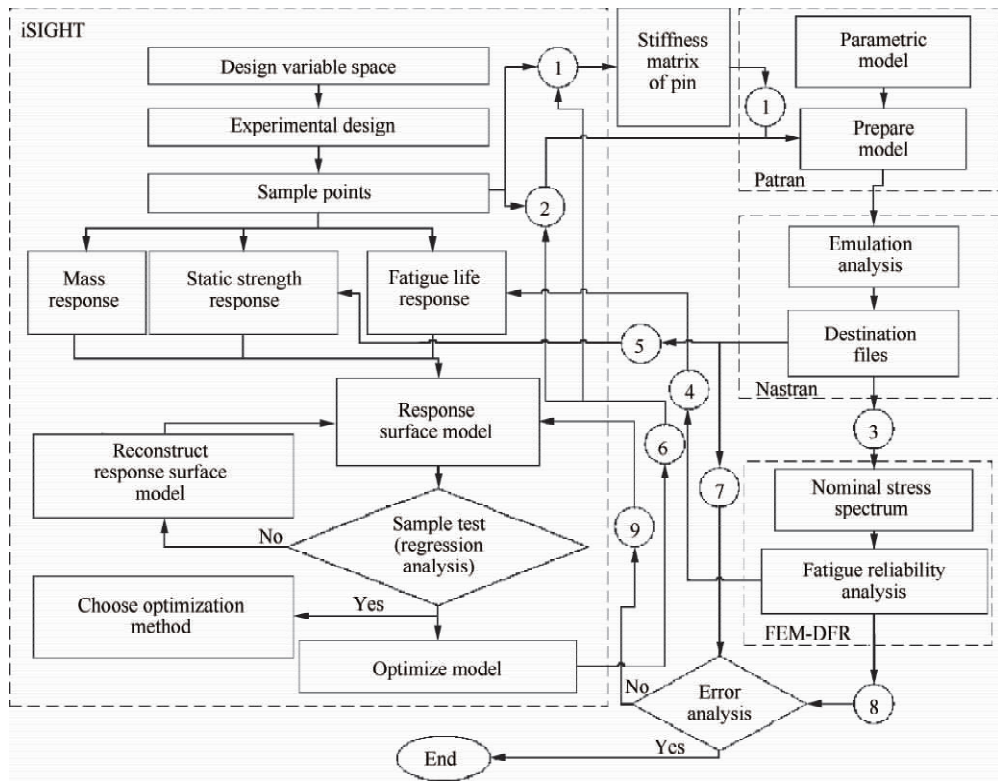


图 5 SFOP 平台数据流图

Fig 5 SFOP platform data flow diagram

模型优化后,接口 6 对优化结果进行处理,将优化变量值传递给接口 1 和 2,对优化后的变量值进行有限元分析和疲劳寿命分析。接口 7 和 8 传递有限元分析结果和疲劳寿命分析结果,对计算结果与优化结果进行误差分析。如果不满足设定的误差范围,则通过接口 9 将优化后的变量值和计算结果添加到样本点和响应中,重构响应面模型,再次优化。如果满足设定的误差范围,则优化结束。

2.2 优化实例

2.2.1 问题描述

以某型飞机作动筒支座细节为优化对象,采用主要目标法将结构细节质量、von Mises 应力和疲劳寿命的多目标问题转化为单目标问题,以质量最轻为目标,von Mises 应力和疲劳寿命为约束。作动筒支座细节的实体模型和有限元模型分别如图 6(a)和 6(b)所示,水平腹板、垂直腹板、加强板、缘条和作动筒支座均简化为壳元,螺栓和铆钉简化为弹簧元,边界条件及载荷取自前机身分析结果,对前机身相应节点的位移进行插值建立位移场,再施加到细节模型的节点上。

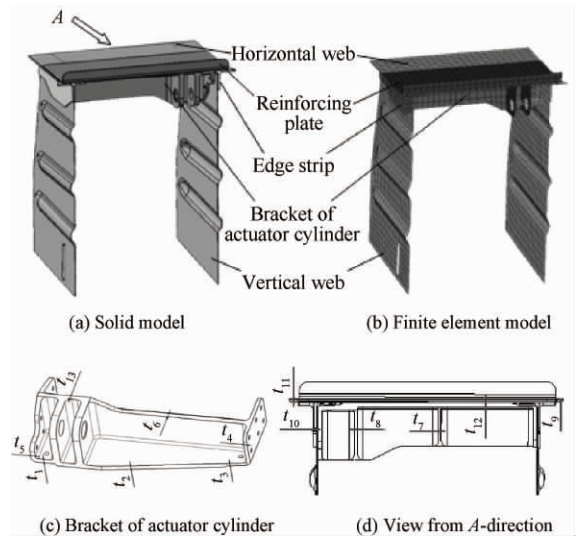


图 6 作动筒支座细节模型

Fig 6 Detailed models for bracket of actuator cylinder

优化目标:作动筒支座细节的质量最轻。约束条件: von Mises 应力 ≤ 285 MPa; 寿命 $N \geq 20$ 万次起落。优化变量: 支座底部厚度 $4.5 \text{ mm} \leq t_1 \leq 6.5 \text{ mm}$, $4.5 \text{ mm} \leq t_2 \leq 6.5 \text{ mm}$, $2 \text{ mm} \leq t_3 \leq 3.6 \text{ mm}$; 支座左侧厚度 $2 \text{ mm} \leq t_4 \leq 4 \text{ mm}$; 支座

右侧厚度 $4 \text{ mm} \leq t_5 \leq 5.5 \text{ mm}$; 支座中间厚度 $5 \text{ mm} \leq t_{13} \leq 8 \text{ mm}$, $4 \text{ mm} \leq t_6 \leq 6.5 \text{ mm}$; 三角板厚度 $1.5 \text{ mm} \leq t_7 \leq 3 \text{ mm}$, $1.5 \text{ mm} \leq t_8 \leq 3 \text{ mm}$; 左缘条厚度 $1.5 \text{ mm} \leq t_9 \leq 2.4 \text{ mm}$; 右缘条厚度 $2.5 \text{ mm} \leq t_{10} \leq 4 \text{ mm}$, $2 \text{ mm} \leq t_{11} \leq 3.5 \text{ mm}$; 加强板厚度 $0.5 \text{ mm} \leq t_{12} \leq 1.5 \text{ mm}$; 优化变量 $t_1 \sim t_{13}$ 如图 6(c) 和 6(d) 所示。

2.2.2 优化分析

由于本文的变量数和约束条件相对较多, 采用拉丁方试验设计方法能更好地研究更多不同点的组合。拉丁方试验设计方法给出的 130 个样本点, 在 SFOP 平台上完成接口 1~5 的数据传递, 构建了二次响应面模型。对二次响应面模型进行检验得到的二次响应面多项式对样本点拟合较好。通过接口 6 将优化结果传递给接口 1 和 2, 进行静力分析和疲劳分析, 将分析结果通过接口 7 和 8 传递进行拟合值与计算值的误差分析, 误差大于 5%, 因此增加该样本点及其响应重新构造响应面。经过增加 3 组样本点, 进行 5 次响应面重构得到最终的响应面模型。表 3 为最终优化结果的拟合值与计算值的误差分析, 可知 von Mises 应力与疲劳寿命均满足误差要求, 最终优化效果较好。

表 3 优化结果误差分析(已圆整)

Table 3 Error analysis for optimization results(after rounding)

Method	Structural mass/g	von Mises/MPa	Fatigue life/cycle
Fitted value	1 275	284	236 300
Calculated value	1 275	289	241 500
Error/%	0	1.73	2.15

模型的初始值与优化结果对比如表 4 所示, von Mises 应力维持在原有的水平下, 作动筒支座细节质量减少了 20.17%。由于板厚的变化导致钉传载荷比变化。DFR 值的降低和局部应力的增加使疲劳寿命有所降低, 但该寿命仍然满足结构设计要求。

作动筒支座细节疲劳优化过程数据量较大, 涉及 134 个疲劳工况、6 700 个有限元工况, 优化过程中数据传输流畅, 优化结果满足要求, 表明该平台稳定、操作效率高、优化质量好。

表 4 优化前后计算值对比(已圆整)

Table 4 Comparison of computation values before and after optimization(after rounding)

Model parameter	Initial value	Optimization value
t_1/mm	6	6.5
t_2/mm	6	4.5
t_3/mm	3.6	3.6
t_4/mm	4	2
t_5/mm	5	5
t_6/mm	6	4
t_7/mm	3	1.5
t_8/mm	3	1.5
t_9/mm	2.4	1.5
t_{10}/mm	3.5	2.5
t_{11}/mm	3	2
t_{12}/mm	1.5	0.5
t_{13}/mm	6	6.9
Structural mass/g	1 597	1 275
von Mises/MPa	287	289
Fatigue life/cycle	610 300	241 500

3 结论

1) 在参考连接件及周边平衡载荷系的等效方法的基础上, 进行名义应力的求解, 建立了从有限元分析到 DFR 法分析的一套方法, 开发了 FEM-DFR 软件, 数值分析结果与试验结果吻合较好。

2) 建立了结构疲劳优化平台, 在该平台上完成了某型飞机作动筒支座细节的疲劳优化, 优化结果较好, 提高了结构疲劳优化效率。

参 考 文 献

- [1] Venter G, Haftka R T, Chirehdast M. Response surface approximations for fatigue life prediction. AIAA-1997-1331, 1997.
- [2] Shim H J, Kim J K. Consideration of fatigue life optimization of pulley in power-steering system. Materials Science and Engineering: A, 2008, 483-484: 452-455.
- [3] Tang Y C, Zhou X H, Chen J. Preform tool shape optimization and redesign based on neural network response surface methodology. Finite Elements in Analysis and Design, 2008, 44(8): 462-471.

- [4] Xue C J, Tan W, Xu F J, et al. Structural fatigue life optimization method based on response surface model. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2011, 35(6): 843-846. (in Chinese)
薛彩军, 谭伟, 徐奋进, 等. 基于响应面模型的结构疲劳寿命优化方法. *南京理工大学学报*, 2011, 35(6): 843-846.
- [5] Zhang C C, Yao W X. Anti-fatigue optimal design based on response surface model. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2007, 39(1): 37-40. (in Chinese)
张成成, 姚卫星. 基于响应面的结构抗疲劳优化设计方法. *南京航空航天大学学报*, 2007, 39(1): 37-40.
- [6] Liu G L, Shen H J, Ren L. Response surface model applicable to the fatigue optimal design of structures. *Mechanical Engineering & Automation*, 2009, 10(5): 61-63. (in Chinese)
刘根林, 沈海军, 任亮. 响应面模型在结构疲劳优化设计中的应用. *机械工程与自动化*, 2009, 10(5): 61-63.
- [7] Mrzyglod M, Zielinski A P. Parametric structural optimization with respect to the multiaxial high-cycle fatigue criterion. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2007, 33(2): 161-171.
- [8] Liu Y S, Liu J, Shao X J, et al. Effect of roughness on fatigue life of open holes. *Key Engineering Materials*, 2007, 348-349: 757-760.
- [9] Goranson U G. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(93): 3-21.
- [10] Mohaghegh M. Evolution of structures design philosophy and criteria. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(4): 814-831.
- [11] Liu Y S, Yuan X K, Liu J, et al. Research on structure detail fatigue rating DFR and testing method. *Experimental Technology and Management*, 2008, 25(1): 27-29. (in Chinese)
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. *实验技术与管理*, 2008, 25(1): 27-29.
- [12] Dong Y M, Liu W T, Yang C. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12): 2357-2364. (in Chinese)
董彦民, 刘文斑, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法. *航空学报*, 2010, 31(12): 2357-2364.
- [13] Huang X, Liu J Z, Ma S J, et al. Sensitivity analysis of the parameters in detail fatigue rating equation. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(5): 863-870. (in Chinese)
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. *航空学报*, 2012, 33(5): 863-870.
- [14] Yuan H S, Xu Z N. Analysis of internal force for joints by PATRAN/NASTRAN software. *Civil Aircraft Design & Research*, 2003(2): 15-18. (in Chinese)
袁华生, 徐仲年. 使用 PATRAN/NASTRAN 软件进行连接件内力分析. *民用飞机设计与研究*, 2003(2): 15-18.
- [15] Zhang C C, Yao W X, Ye B. Equivalent stress severity factor approach for fatigue of multi-fastener plate. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(2): 271-275. (in Chinese)
张成成, 姚卫星, 叶彬. 连接件疲劳寿命分析的等效 SSF 法. *航空学报*, 2009, 30(2): 271-275.

作者简介:

陈滨琦 女, 博士研究生. 主要研究方向: 飞机结构设计与强度分析。

Tel: 025-84892791

E-mail: binqi.chen@hotmail.com

曾建江 男, 博士, 副教授, 硕士生导师. 主要研究方向: 飞机结构设计与强度分析。

Tel: 025-84891445

E-mail: zengjj@nuaa.edu.cn

王一丁 男, 博士研究生. 主要研究方向: 飞机总体设计。

Tel: 025-84892791

E-mail: wyding@yahoo.cn

童明波 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 飞机结构设计与强度分析。

Tel: 025-84896031

E-mail: tongw@nuaa.edu.cn

Application of DFR Method to Optimal Fatigue Design of Structures

CHEN Binqi, ZENG Jianjiang^{*}, WANG Yiding, TONG Mingbo

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: A new method to analyze fatigue reliability based on detail fatigue rating (DFR) is presented which integrates finite element analysis and fatigue analysis. Fatigue reliability calculating software (FEM-DFR) is written with the help of finite element analysis. The agreement between the simulation results calculated by FEM-DFR and the experimental data proves the effectiveness of the method. On this basis, a general platform which integrates Patran/Nastran, FEM-DFR and iSIGHT is developed to overcome the shortcomings of long time-consumption and low efficiency of structure fatigue optimization. A detailed bracket of an actuator cylinder is optimized on the platform. The results show that the platform is stable, data transmission is smooth, operational efficiency is high, and the optimized quality is good.

Key words: finite element analysis; fatigue reliability; fatigue optimization; detail fatigue rating(DFR); integration; platform