

基于细节有限元的机身窗周开口区疲劳强度分析

李宝珠*, 王慧梅, 何彧

中航飞机股份有限公司 研发中心, 陕西 西安 710089

摘要: 建立窗周开口区局部细节有限元模型, 将其嵌入全机总体有限元模型, 使用 Nastran 进行细节应力分析, 给出一种钉孔区名义应力确定方法, 获得疲劳分析所需的参考应力、钉载; 将全机总体有限元模型中窗框单元应力谱, 与局部细化后窗周开口区域疲劳薄弱部位应力分析结果相结合, 来确定各疲劳薄弱部位所需应力谱; 在此基础上, 使用细节疲劳额定值法进行裂纹萌生寿命分析, 确定疲劳最薄弱部位; 采用 Nasgro 方程对疲劳最薄弱部位进行裂纹扩展寿命分析。文中基于细节有限元模型确定分析部位应力谱的方法及形成的一套分析流程可以推广到其他开口类结构疲劳强度评估中。

关键词: 疲劳强度; 窗周开口; 裂纹萌生; 裂纹扩展; 细节疲劳额定值法

中图分类号: V215.5+2

文献标志码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 06-0020-06

飞机设计中, 为满足飞机各种功能需求, 需要设计多种开口, 例如: 电缆开口、燃油管开口、窗周开口、登机门、起落架舱门等。开口结构是疲劳薄弱部位, 其产生的裂纹会给飞机安全造成严重影响。詹福宇^[1]对某运输机机身大开口结构进行裂纹扩展寿命分析; 吴存利^[2]对含开口剪切腹板结构简化的有限元建模技术进行研究; 苏雁飞^[3]对运输类结构机身大开口结构加强方式理论研究, 得到运输类飞机机身大开口结构加强的原则和方法。但是目前对飞机开口区域特别是机身窗周开口区域的疲劳问题研究的公开资料相对较少。

飞机机身窗周开口区是典型的开口结构, 主要承受增压载荷产生的环向和纵向拉力, 以及惯性载荷产生的剪切力的作用。由于窗周开口区连接型式及受载较为复杂, 应力变化梯度较大, 疲劳性能需要在机身大部段试验中才能进行有效评估, 但试验周期较长、费用较高, 如不满足设计要求, 导致的更改或维修会付出较大代价。因此, 在设计过程中, 需要对窗周开口区的疲劳强度进行预计和评估。

在全机总体有限元模型中一般无窗周开口区细节特征, 无法准确获得疲劳薄弱部位应力及钉载分布, 也就无

法准确获取其应力谱, 应力谱的准确性直接关系到疲劳强度分析结果。这里采用将细节模型嵌入全机有限元模型的方法来获取分析部位的应力谱, 依此来分析结构的疲劳强度。

1 疲劳强度分析方法

1.1 裂纹萌生寿命分析方法

对民用飞机结构, 疲劳分析广泛采用细节疲劳额定值 (DFR) 方法。用 DFR 法进行裂纹萌生寿命分析的关键, 在于准确获得疲劳薄弱部位参考应力和钉载分布。对于机身蒙皮搭接、蒙皮对接等简单连接结构, 采用解析法可以较好确定应力及钉载分布情况; 而对于长桁对接接头、窗周开口区等复杂连接结构, 无法用解析法进行分析, 因此, 建立细节有限元模型来确定参考应力和钉载分布。

典型钉孔区域, 载荷传递示意图如图 1 所示, 图 1 中 P 为钉转载荷和旁路载荷之和, R_1 为钉转载荷, 名义应力为:

$$\sigma_n = \frac{P}{A} \quad (1)$$

式中: A 为板截面积。

收稿日期: 2016-04-21; 退修日期: 2016-05-06; 录用日期: 2016-05-16

* 通讯作者. Tel.: 029-86832492 E-mail: libaozhu_063@163.com

引用格式: LI Baozhu, WANG Huimei, HE Yu. Fatigue strength analysis of window cut-outs based on detail finite element code[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (06) : 20-25. 李宝珠, 王慧梅, 何彧. 基于细节有限元的机身窗周开口区疲劳强度分析 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (06) : 20-25.

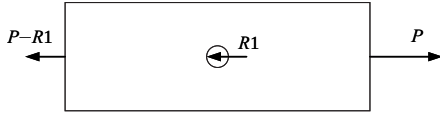


图1 载荷传递示意图

Fig.1 Diagram of load transfer

在典型连接件结构细节有限元模型中,可以获得疲劳薄弱部位的钉载 $R1$ 及钉孔周围单元最大主应力,如图2所示。结合典型钉孔区参考应力确定方法及单元网格尺寸(单元尺寸为钉间距的一半),选取钉孔一侧4个单元(见图2中编号1-4的单元)最大主应力的平均值作为疲劳分析所需的参考应力 σ_n 。

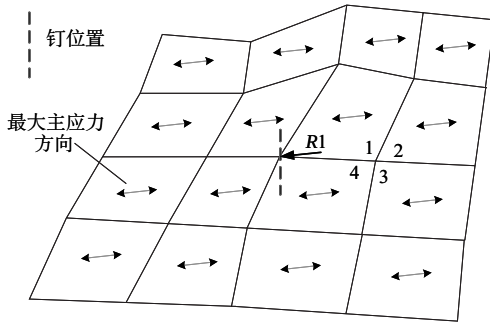


图2 典型连接件结构细节有限元模型示意图

Fig.2 Diagram of detailed finite element model of typical joint structure

钉转载荷比为:

$$\frac{R1}{P} = \frac{R1}{\sigma_n \times t \times S} \quad (2)$$

式中: σ_n 为疲劳薄弱部位参考应力; t 为分析部位厚度; S 为钉间距。

1.2 裂纹扩展寿命分析方法

Nasgro 方程是 NASA 认可的裂纹扩展分析的控制方程:

$$\begin{cases} \frac{da}{dN} = G \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \left(\frac{1-\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p \\ K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \end{cases} \quad (3)$$

式中: N 为循环次数; a 为裂纹长度; f 为修正系数; R 为应力比; ΔK 为应力强度因子变程; ΔK_{th} 为裂纹扩展门槛值; K_c 为断裂韧性; β 为几何系数; σ 为远场工作应力; G, n, p, q 为材料常数。

1.3 应力谱确定方法

为便于方法描述,假设裂纹萌生寿命和裂纹扩展寿命

分析部位位于图3(a)右上区域,对应图3(b)右上区域。

裂纹萌生寿命分析和裂纹扩展寿命分析中,分析部位应力谱确定方法基本相同。首先,从总体有限元模型中提取与该分析部位处于同一区域的窗框单元所有工况下应力,组成一个起落飞行的应力谱,进行雨流计数,获得窗框单元地-空-地峰值应力、地-空-地损伤比 λ 、应力比 R ,将窗框单元地-空-地峰值应力对应的载荷状态定义为参考工况,作为细节模型分析工况。其次,对于裂纹萌生寿命分析,从细节有限元模型中提取分析部位最大主应力;而对于裂纹扩展寿命分析,提取裂纹扩展路径上最大主应力分布。然后,将最大主应力与窗框单元地-空-地峰值应力相比,得到应力分布系数。最后,窗框单元应力谱与应力分布系数相结合,即可确定分析部位应力谱。

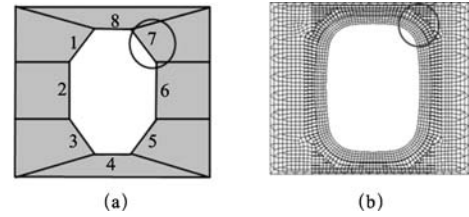


图3 窗周结构有限元模型示意图

Fig.3 Diagram of finite element model of window cut-outs

2 算例结构介绍

飞机机身结构中包含多个窗周开口结构,窗周开口区由窗框及其周围蒙皮组成(见图4)。其中,蒙皮材料为2524-T3,窗框材料为7050-T7451,蒙皮与窗周之间采用高锁螺栓连接。蒙皮厚度为2mm,窗框截面为“T”型,窗框厚度为3.5mm。

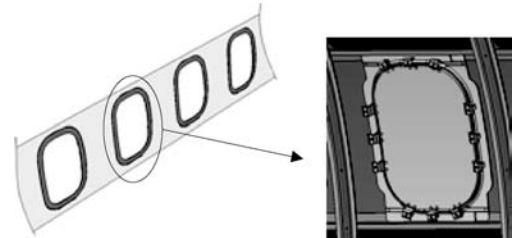


图4 窗周结构示意图

Fig.4 Diagram of window cut-outs

3 疲劳强度分析

疲劳强度分析包括裂纹萌生寿命分析和裂纹扩展寿命分析两部分,前者确定结构疲劳最薄弱部位,后者给出结构检查周期。

3.1 裂纹萌生寿命分析

(1) 分析流程

窗周开口区采用 DFR 法进行裂纹萌生寿命分析,分析流程见图 5。

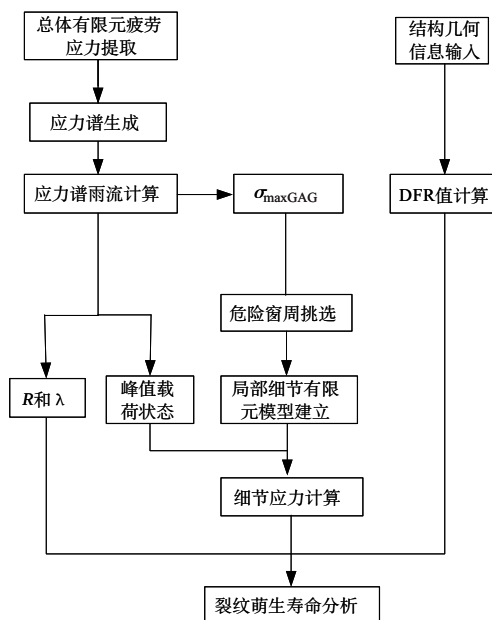


图 5 裂纹萌生寿命分析流程

Fig.5 The process of crack formation life analysis

(2) 危险窗周结构部位的确定

根据总体有限元模型应力分析结果及结构受载特点,窗周开口区疲劳薄弱部位为:蒙皮紧固件孔(DDP1),蒙皮开口(DDP2),窗框紧固件孔(DDP3)和窗框开口(DDP4),如图 6 所示。

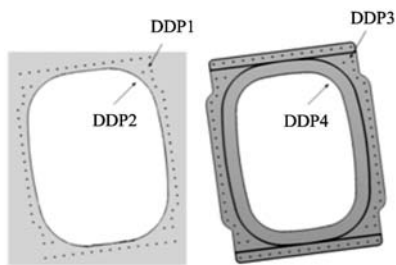


图 6 疲劳薄弱部位示意图

Fig.6 Diagram of fatigue weak sites

通过比较机身窗周开口区中所有窗框单元地-空-地峰值应力值,得出靠近翼身连接区域窗周开口结构的右上区域窗框单元地-空-地峰值应力最大,为疲劳最薄弱部位。

(3) 细节模型建立及应力分析

建立疲劳最薄弱部位所在窗周开口结构细节模型,应用 Bush 单元模拟窗周紧固件以获取紧固件载荷,将玻璃上

承受的总气密载荷等效施加在窗框与玻璃接触面上。将细化后窗周开口结构嵌入全机总体有限元模型(见图 7)。

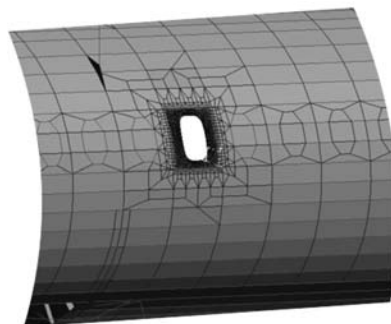


图 7 细化后全机有限元模型示意图

Fig.7 Diagram of the total aircraft refined finite element model

在参考工况下,对细节有限元模型进行分析。窗周开口区最大主应力云图,如图 8 所示。

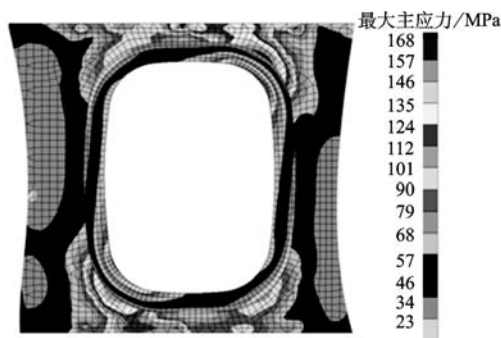


图 8 最大主应力云图

Fig.8 Nephogram of max principal stress

对于 DDP1,DDP3,采用 1.1 介绍的方法,选取紧固件一侧 4 个单元最大主应力平均作为参考应力;对于 DDP2,DDP4,选取靠近开口区域单元的最大主应力最大值为参考应力,如图 9 所示。各疲劳薄弱部位参考应力及钉载如表 1 所示。

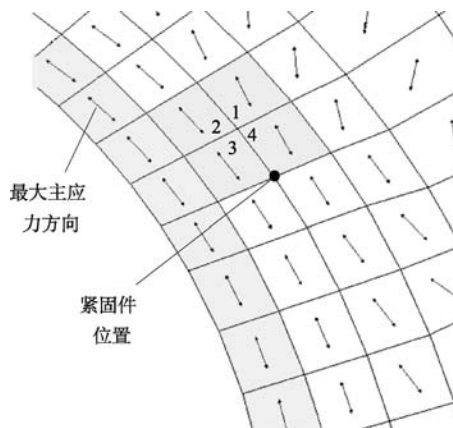


图 9 参考应力选取示意图

Fig.9 Diagram of choosing the normal stress

表 1 疲劳薄弱部位应力及钉载

Table 1 The normal stress and rivet load of fatigue weak sites

疲劳薄弱部位	应力 /MPa	钉载 /N	钉载比
DDP1	124	701	0.11
DDP2	141	-	-
DDP3	30	701	0.27
DDP4	107	-	-

(4) 裂纹萌生寿命分析结果

DDP1 和 DDP3 采用稳定单剪接头的 DFR 分析方法, DDP2 和 DDP4 采用缺口结构的 DFR 分析方法^[4]。裂纹萌生寿命分析结果见表 2。可以得出, DDP1 裂纹萌生寿命最短, 为机身窗周开口区疲劳最薄弱点。

表 2 裂纹萌生寿命 (次起落, 99% 可靠度, 95% 置信度)

Table 2 The crack formation life (FC, reliability is 99%, credibility is 95%)

薄弱部位	裂纹萌生寿命
DDP1	5.4×10^4
DDP2	2.4×10^6
DDP3	1.2×10^5
DDP4	1.2×10^5

3.2 裂纹扩展寿命分析

(1) 分析流程

采用 Nasgro 方程对窗周开口区域进行裂纹扩展寿命分析, 分析流程如图 10 所示。

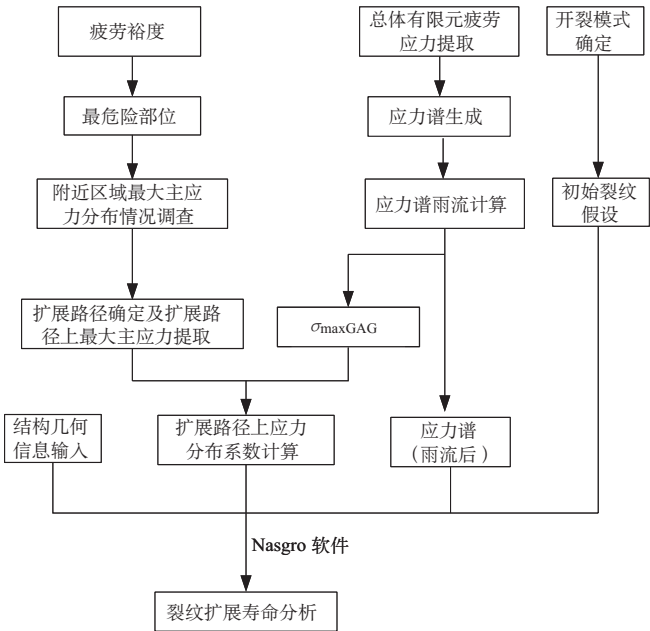


图 10 裂纹扩展寿命分析流程

Fig.10 The process of crack growth life analysis

(2) 分析部位及裂纹扩展阶段

根据裂纹萌生寿命分析结果, DDP1 (蒙皮角部钉孔处) 为疲劳最薄弱点, 因此, 假定裂纹在蒙皮角部钉孔处起裂, 该裂纹在窗周蒙皮角部钉孔处起裂后, 沿与最大主应力方向垂直的方向扩展, 裂纹扩展路径如图 11 所示。

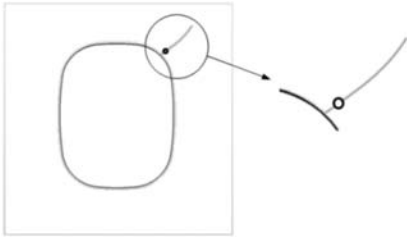


图 11 裂纹扩展路径

Fig.11 The path of the crack growth

裂纹扩展过程见图 12, 具体如下:

1a 阶段: 裂纹初始形式为角裂纹, 初始角裂纹 $a=c=1.25\text{mm}$, 裂纹扩展直到外边界。

1b 阶段: 考虑孔的另一侧存在 $a=c=0.125\text{mm}$ 的材料缺陷, 在主裂纹扩展的同时向内侧持续扩展。

2 阶段: 主裂纹与次裂纹贯通形成新的穿透裂纹, 裂纹持续扩展直到长桁位置, 初始裂纹长度 $c=$ 孔边距 + 孔直径 + 孔在 1b 阶段扩展长度。

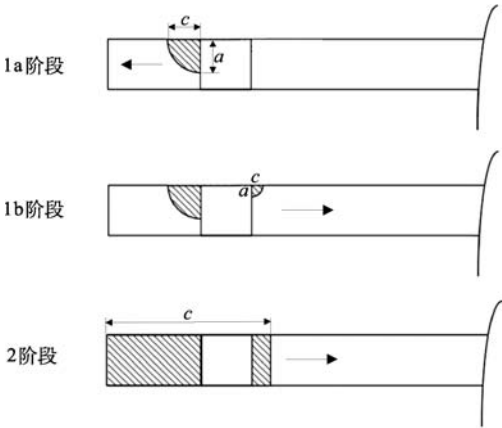


图 12 裂纹扩展阶段

Fig.12 The phase of the crack growth

(3) 应力谱及限制应力确定

采用 1.3 中介绍的应力谱确定方法, 确定分析部位应力谱。应力分布系数如图 13 所示, 横坐标中 X 为裂纹扩展路径上任意一点与窗周开口区角部的距离 (见图 14), W 为板宽取 600mm; 纵坐标中, 为 σ/σ_0 。细节有限元模型中裂纹扩展路径上最大主应力值与总体有限元模型中相同区域窗框单元地 - 空 - 地峰值比值。

从全机有限元模型应力分析结果中,提取限制载荷下窗框单元应力。

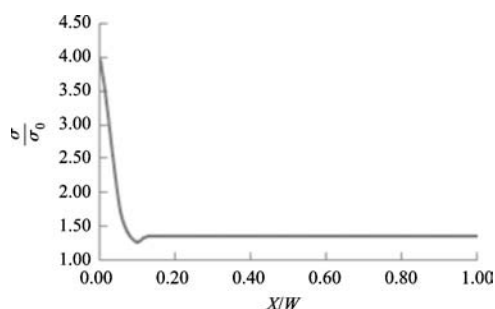


图 13 应力分布系数曲线

Fig.13 The curve of the stress distribution factor

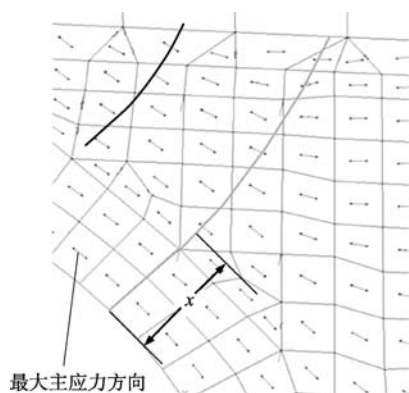


图 14 最大主应力分布

Fig.14 The distribution of max principal stress

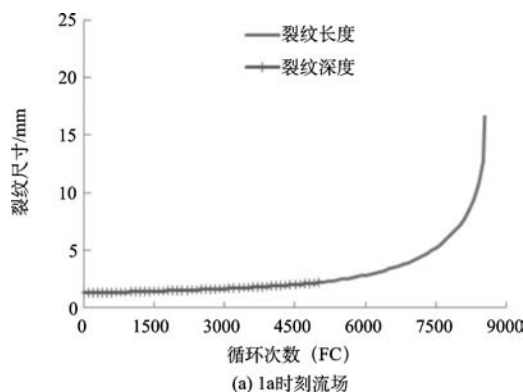
(4) 分析结果

分析部位相关几何尺寸信息、初始裂纹信息、应力谱及限制应力信息,输入 Nasgro 软件,采用 1.2 中裂纹扩展方程进行裂纹扩展寿命分析,其中 2524-T3 材料参数值如表 3 所示。分析可得:1a 阶段裂纹扩展曲线见图 15 (a),2 阶段裂纹扩展曲线见图 15 (b)。

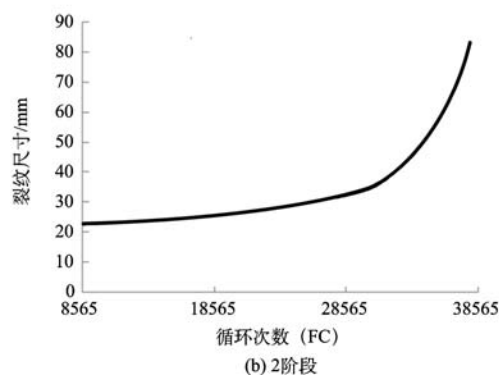
表 3 2524-T3 材料参数值
Table 3 2524-T3 material parameters

G	n	p	q
8.28×10^{-11}	2.2	0.5	2

该部位检查方法采用详细目视检查,可检裂纹长度为 25.4mm,从图 15 中可以看出,从初始裂纹扩展到可检裂纹,寿命为 16232 次起落,从初始裂纹到临界裂纹(扩展到长桁位置,裂纹尺寸为 84mm),寿命为 38217 次起落。检查门槛值分散系数和重复检查间隔分散系数都取 2,可得检查门槛值为 19108 次起落,重复检查间隔为 10992 次起落。



(a) 1a时刻流场



(b) 2阶段

图 15 裂纹扩展寿命曲线

Fig.15 The curve of the crack growth life

4 结论

通过对文中算例疲劳强度分析,形成了窗周开口区结构疲劳强度分析流程:

(1) 建立窗周局部细节模型,将此细节模型嵌入全机总体有限元模型进行细节应力分析,给出窗周开口结构钉孔区参考应力确定方法。

(2) 给出了窗周开口区分析部位应力谱确定方法。将细节模型应力分析结果,与总体有限元模型中窗框应力谱相结合,来确定分析部位的应力谱。

(3) 窗周开口区角部应力变化梯度较大,在裂纹扩展分析中,引入应力分布系数来对裂纹扩展路径上最大主应力分布进行描述。

基于细节有限元模型确定应力谱的方法理论上会更符合实际情况,该方法可以为其他开口类结构疲劳强度评估提供参考,具有较强工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] 詹福宇,杨伟,王生楠,等. 基于 ABAQUS 二次开发的机身开口损伤容限分析 [J]. 机械强度, 2014, 36 (1): 116-120.

- ZHAN Fuyu, YANG Wei, WANG Shengnan, et al. Damage tolerance analysis for fuselage opening based on ABAQUS secondary development[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36 (1): 116-120. (in Chinese)
- [2] 吴存利, 段世慧, 孙侠生, 等. 一种简易使用的开口剪切腹板有限元建模方法 [J]. 机械强度, 2011, 33 (4): 613-617.
- WU Cunli, DUAN Shihui, SUN Xiasheng, et al. New concise finite element method of shearing plate with cutout[J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33 (4): 613-617. (in Chinese)
- [3] 苏雁飞, 谭申刚, 薛应举, 等. 运输类结构机身大开口结构加强方式理论研究 [J]. 力学与实践, 2013, 35 (6): 59-64.
- SU Yanfei, TAN Shengang, XUE Yingju, et al. The strengthening of aero-transport with large opening [J]. Mechanics in Engineering, 2013, 35 (6): 59-64. (in Chinese)
- 作者简介**
李宝珠 (1983—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 疲劳强度。
Tel: 029-86832492
E-mail: libaozhu_063@163.com

Fatigue Strength Analysis of Window Cut-outs Based on Detail Finite Element Code

LI Baozhu*, WANG Huimei, HE Yu

R&D Center, AVIC Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China

Abstract: The detail finite element model of window cut-outs was built and embedded into the total aircraft finite element model, and the principle of choosing the normal stress was proposed, then stress and rivet load to be used for fatigue analysis were obtained in aid of Nastran software. Additionally, in order to get the spectrum of fatigue weak sites, the spectrum of window frame in total aircraft finite element model and the detail stress of fatigue weak sites were combined. Base on this, DFR method was used to carry out the analysis of crack formation, and the weakest site was found. Then Nasgro equation was adopted to carry out the analysis of crack growth. The method and process of getting the spectrum of fatigue weak sites can provide the theoretical instruction for fatigue strength assessment of a similar structure.

Key Words: fatigue strength; window cut-out; crack formation; crack growth; DFR

Received: 2016-04-21; Revised: 2016-05-06; Accepted: 2016-05-16

*Corresponding author. Tel.: 029-86832492 E-mail: libaozhu_063@163.com