

机身蒙皮孔边裂纹修理的损伤容限评定

云双*, 李骏

中航飞机股份有限公司研发中心, 陕西 西安, 710089

摘 要: 针对某型飞机机身蒙皮天线通过孔出现的裂纹, 给出了具体的修理方案, 结合结构几何特点和受载形式建立了修理结构的有限元细节模型, 利用损伤容限分析流程及方法, 进行了裂纹扩展分析和剩余强度分析, 给出了开裂部位的裂纹扩展寿命和检查周期。分析结果显示, 给定的修理方案满足损伤容限设计要求。该损伤容限分析流程及分析方法可以为此类结构修理的损伤容限评定提供参考。

关键词: 机身; 蒙皮; 结构修理; 损伤容限; 裂纹扩展寿命; 检查周期

中图分类号: V21 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 07-0021-05

为了满足飞机的功能性要求, 机身上需加装天线、传感器、气密连接器等设备。这必须在蒙皮上进行开孔, 且此类开孔结构在机身蒙皮中大量存在。蒙皮开孔会带来严重的应力集中, 若开孔孔边出现疲劳裂纹, 会对飞机的安全运行带来隐患。因此, 对蒙皮开孔进行合理的检查、修理和维护尤为重要。

针对此类蒙皮开孔结构的修理, 最新颁布的 CCAR 26 部^[1] 规定, 对影响飞机疲劳关键结构的改装及修理, 需要开展损伤容限评定。损伤容限设计思想是通过合理的选材、结构布局、细节设计和有效的检查和维修, 使疲劳裂纹在失稳扩展前被及时发现并修理, 使结构恢复到原有承载能力, 从而确保飞机结构的安全^[2]。

以某型飞机机身蒙皮天线通过孔及其加强部位为例, 探究损伤容限分析流程和方法, 开展结构修理的损伤容限评定, 确定该部位的裂纹扩展寿命及检查周期。

1 机身蒙皮天线通过孔结构

某型飞机机身蒙皮天线通过孔在交变载荷作用下引发疲劳裂纹, 根据修理手册中相关修理方案, 将蒙皮裂纹沿裂纹中心切除, 在切除区域加装镶片, 并在蒙皮外侧增加一层加强板。蒙皮与加强板开孔尺寸为 $350\text{mm} \times 394\text{mm}$, 蒙皮及加强板厚度为 1.6mm 。结构修理区壁板层次关系如图 1 所示。

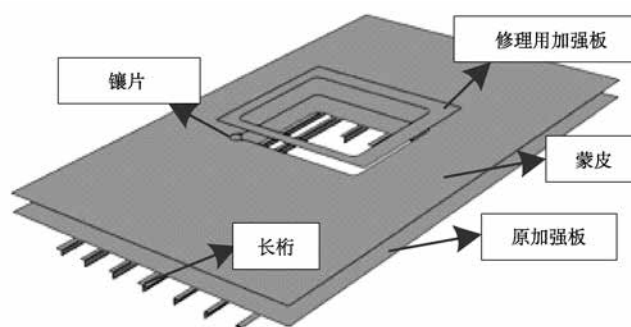


图 1 结构修理区壁板层次关系
Fig.1 Repair area hierarchy

2 损伤容限分析方法

对此类含开孔的薄壁结构进行损伤容限分析, 通过有限元分析确定结构在最严重载荷情况下最大应力点, 并结合结构几何特点和受载形式确定开裂模式, 进行裂纹扩展分析和剩余强度分析。损伤容限分析流程如图 2 所示。

2.1 应力强度因子计算方法

利用 ABAQUS 软件, 采用数值解法计算应力强度因子 K_I , 具体如下: 利用软件输出 J 积分, 利用式 (1) 所示 J 积分与应力强度因子之间的关系获得 K_I , 进而利用式 (2) 将 K_I 转化为无量纲应力强度因子 β , 获得当前裂纹长度下的 $\beta(a_i)$, 最后应用 $K_I = \beta(a_i)\sigma_i\sqrt{\pi a_i}$ 获得当前载荷下的应力强度因子。

收稿日期: 2016-06-19; 录用日期: 2016-06-28

* 通讯作者. Tel.: 18392392038 E-mail: pzx630@sina.com

引用格式: YUN Shuang, LI Tao. Damage tolerance assessment for crack repair of fuselage skinhole structure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (07): 21-25. 云双, 李骏. 机身蒙皮孔边裂纹修理的损伤容限评定 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (07): 21-25.

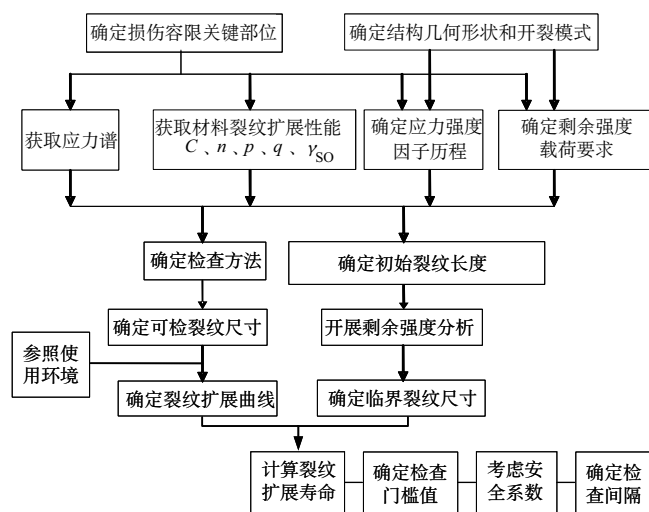


图2 损伤容限分析流程图

Fig.2 Damage tolerance analysis flow

$$\begin{cases} J_1 = \frac{K_I^2}{E} & (\text{平面应力}) \\ J_1 = \frac{K_I^2(1-\mu^2)}{E} & (\text{平面应变}) \end{cases} \quad (1)$$

$$\beta = \frac{K_I}{\sigma\sqrt{\pi a}} \quad (2)$$

式中: E 为弹性模量; μ 为泊松比; a_i 为当前裂纹长度, σ_i 为当前裂纹长度下的应力值。

2.2 剩余强度分析方法

一般情况下,很难获得完整的剩余强度曲线,此时剩余强度评估只需证明在规定的最大损伤范围内,结构满足剩余强度载荷要求,即获得在剩余强度载荷要求下的临界裂纹长度^[3]。剩余强度分析流程如图3所示。

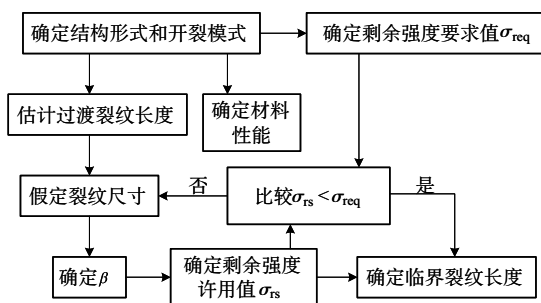


图3 剩余强度分析流程

Fig.3 Residual strength analysis flow

其中,开裂模式根据有限元分析结果确定,剩余强度要求值按 CCAR25.571 (b) 的规定^[4]确定,过渡裂纹长度满足式 (3) 所示的隐式方程^[3]:

$$a_y = \frac{1}{\eta^2 \pi} \left[\frac{K_c}{\beta(a_y) \cdot [\sigma]_n(a_y)} \right]^2 \quad (3)$$

式中: η 为过渡破坏形状因子, $\eta = \frac{\mu}{\mu+0.5}$; K_c 为平面应力断裂韧度; a_y 为过渡裂纹长度; $[\sigma]_n$ 为净截面开始屈服时的毛面积应力。

根据试验数据拟合结果,建议取 $\mu=0.63$, 则 $\mu=0.558$ ^[3]。注意 β 和 $[\sigma]_n$ 随裂纹长度 a 变化,所以 a_y 也将随 a 变化。

K_c 可通过式 (4) 获得, $[\sigma]_n$ 可通过式 (5) 获得:

$$\frac{K_c}{K_{IC}} = 1 + \frac{2\mu}{1-2\mu} \exp \left[-6G^{0.2} H^{1.5} \times \left| 1 - \frac{1}{37G^{0.4} H} \right|^{1.5G^{1.8}} \right] \quad (4)$$

$$[\sigma]_n = \sigma_{0.2} A_n / A_g \quad (\text{拉伸}) \quad (5)$$

式中: $G = \frac{E_s}{E}$; $H = \frac{B}{B_c}$, $B_c = 3G^{0.5} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{0.2}} \right)^2$; B 为当前材料的厚度, E_s 为钢的弹性模量, E 为当前材料的弹性模量, K_{IC} 为平面应变断裂韧度; $\sigma_{0.2}$ 为材料拉伸屈服应力; A_n 和 A_g 分别为含裂纹截面的净面积和毛面积。

过渡裂纹长度确定后,剩余强度许用值 $[\sigma]_{ys}$ 可通过式 (6) 确定。

$$\frac{[\sigma]_{ys} \cdot \beta}{[\sigma]_n} = \begin{cases} 1 - (1-\eta) \left(\frac{a}{a_y} \right)^\mu & (a \leq a_y) \\ \eta \left(\frac{a}{a_y} \right)^{-0.5} & (a > a_y) \end{cases} \quad (6)$$

2.3 裂纹扩展分析方法

工程上常用的也是比较成熟的裂纹扩展模型有:(1) 线性裂纹扩展模型 (Walker 公式); (2) Willenborg/Chang 模型; (3) 等损伤寿命模型^[3]。其中, Walker 公式不考虑载荷相互作用; Willenborg/Chang 模型考虑超载迟滞,通过缩小塑性区描述压载加速;等损伤寿命模型考虑超载迟滞,以不同 γ_{SR} 使压载加速。经过大量试验表明,等损伤寿命模型的预测结果与实验值吻合最好^[3],文中采用等损伤寿命模型进行裂纹扩展分析,计算公式为:

$$\frac{da}{dN} = C(\Omega \cdot Z \cdot K_{max})^n \quad (7)$$

式中: $\Omega = (\gamma_{SR} - \gamma) / (\gamma_{SR} - 1)$ 为迟滞系数; $\gamma = K_{pco} / K_{max}$ 为超载应力比,它的上限称为超载截止比,当 $R=0$ 时的超载截止比以 γ_{SO} 表示,并作为材料常数,用等幅单超载实验测定。对于航空金属材料,包括高强度钢、钛合金和铝合金,超载截止比 γ_{SO} 在 2.5~3.0 之间。任意 R 比下的超载截止比以 γ_{SR} 表示,由式 (8) 获得:

$$\begin{cases} \gamma_{SR} = \gamma_{so} \sqrt{\frac{4-k}{4-k(1-R_{co})^2}} \\ k = \frac{4(\gamma_{so}^2 - 1)}{4\gamma_{so}^2 - 1} \end{cases} \quad (8)$$

式中： R_{co} 为峰控应力强度因子与谷控应力强度因子之比。

3 裂纹修理的细节应力分析

有限元建模采用 ABAQUS 软件,蒙皮、长桁及加强板结构采用三维实体单元、铆钉采用 connector 单元。加强板材料为 2024-T3 铝合金,长桁材料为 LY12-CZ 铝合金。材料参数如表 1 所示。分析部位约束和加载方式如图 4 所示,图中 x 向为平行于长桁方向, y 向为平行于框缘平面方向,并约束 O_{xy} 平面位移为 0。取全机有限元模型中机身增压舱载荷的最严重工况即气密工况载荷施加到细节模型边界上,整体有限元模型如图 5 所示,计算得到的最大主云图如图 6 所示,该部位最大主应力位于原加强板开孔半圆弧倒角边上,应力值为 141.2MPa。

表 1 材料的力学性能
Table 1 Mechanical performance of involved material

材料	部位	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	σ_b/MPa	E/GPa
2024-T3	蒙皮、加强板	290	442	72.5
LY12-CZ	长桁	322	443	68

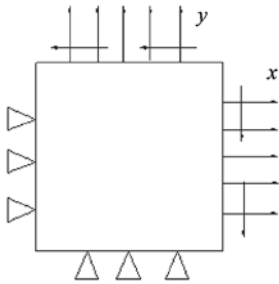


图 4 细节模型约束及加载方式图
Fig.4 Restrict and load on detail model

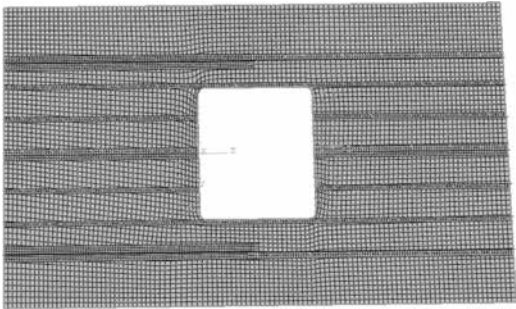


图 5 细节有限元模型
Fig.5 The detail finite element model

选取开裂模式为蒙皮裂纹修理处对应的原加强板倒角处,初始裂纹方向垂直于最大应力点的圆弧向外单向开裂,分析部位尺寸及开裂形式如图 7 所示。

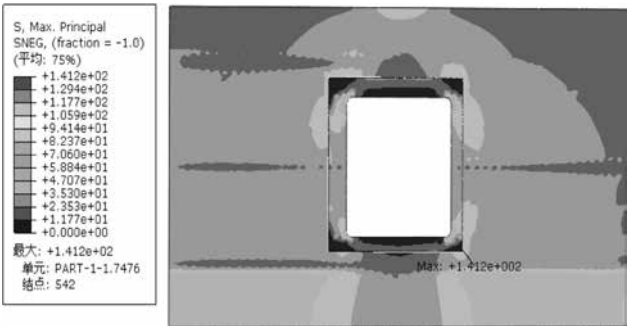


图 6 分析部位最大主应力云图
Fig.6 Nephogram of max principal stress

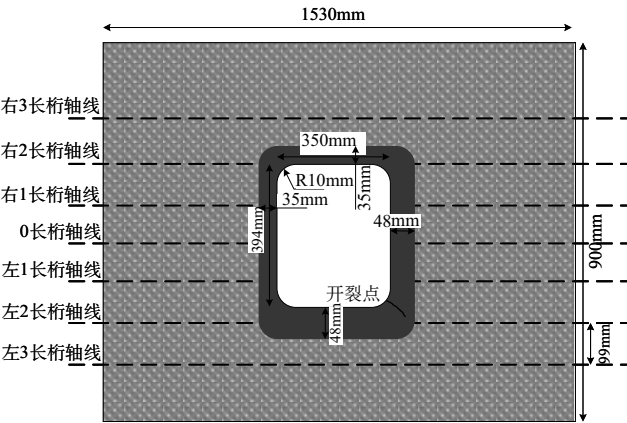


图 7 开裂模式
Fig.7 Crack origination mode

4 裂纹修理的损伤容限分析

依据损伤容限分析方法,分析用应力谱取自该型飞机损伤容限分析载荷谱,应力峰值为 29.7MPa。涉及到的材料参数如表 2 所示。

表 2 2024-T3 的裂纹扩展参数表
Table 2 Crack growth parameters of 2024-T3

材料取向	C	n	m	q	$K_{IC}/\text{MPa} \sqrt{m}$
L-T	5.49e-12	3.9	0.6	0.1	35.2

初始裂纹取为 1.27mm^[2],工程可检裂纹取为 10mm。根据 CCAR25.571 条款^[4] 规定,得到的剩余强度要求值为 44.55MPa,临界裂纹长度为 260.73mm,该部位开裂后无量纲应力强度因子曲线如图 8 所示,裂纹扩展曲线如图 9 所示,剩余强度曲线如图 10 所示。该分析部位为关键受力结

构,取可靠性系数为 2,检查方法为详细目视检查 (DET),相关分析结果如表 3 所示。

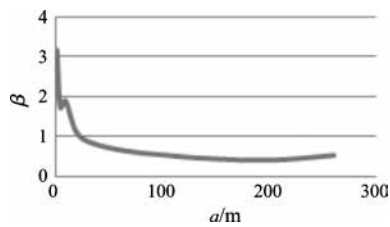


图 8 无量纲应力强度因子曲线
Fig.8 Dimensionless stress intensity factor curve

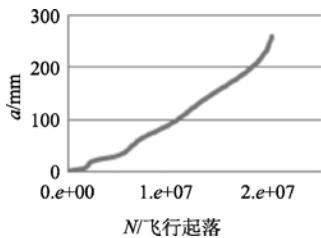


图 9 裂纹扩展曲线
Fig.9 Crack growth curve

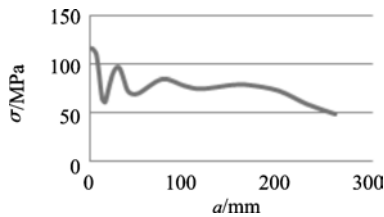


图 10 剩余强度曲线
Fig.10 Residual strength curve

表 3 损伤容限分析结果
Table 3 Damage tolerance analysis results

剩余强度 要求值 /MPa	初始裂纹 尺寸 /mm	可检裂纹 尺寸 /mm	临界裂纹尺寸 /mm
44.55	1.27	10	260.73
剩余强度值 /MPa	裂纹扩展寿命 / 飞行起落	首次检查期 / 飞行起落	检查间隔 / 飞行起落
48.71	2.1×10^7	1.05×10^7	1.5×10^6

当裂纹从初始长度扩展到临界长度时,裂纹扩展寿命为 2.1×10^7 飞行起落,当裂纹从可检扩展到临界长度时的裂纹扩展寿命为 1.8×10^7 飞行起落。可以看出,该部位的首次检查期及检查间隔均较长,可按原结构维修大纲要求进行检查。

另外,从图 10 可以看出,剩余强度呈波段式衰减,这是由于裂纹扩展过程中长桁结构起到一定的止裂作用,然而修

理用加强板的止裂作用却不明显,这是由于给出的修理方案虽然满足修理要求,但不是最优解。

5 结论

以某型飞机机身蒙皮天线通过孔修理结构为例,通过损伤容限分析,得到了修理部位的裂纹扩展寿命、首次检查期和检查间隔。虽然分析结果表明该结构修理后损伤容限特性满足设计要求,裂纹扩展寿命较长,但是该修理方案并不是最优,后续还需分析加强板的形状及尺寸对结果的影响,进而寻求重量和损伤容限双重要求下的最优解。 **AST**

参考文献

[1] CCAR-26,中国民用航空规章第 26 部:运输类飞机的持续适航和安全改进规定 [S]. 北京:中国民用航空局,2011.
CCAR-26, China civil aircraft regulation part 26: Continuous airworthiness and safety improvements for transport category airplanes [S]. Beijing: China Civil Aircraft Administration, 2011. (in Chinese)

[2] 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 structures of the civil aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2013. (in Chinese)

[3] 郑晓玲. 民用飞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. Structure durability and damage tolerance design manual of civil aircraft (vol.2) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)

[4] CCAR-25-R3, 中国民用航空规章第 252 部:运输类飞机适航标准 [S]. 北京:中国民用航空局,2001.
CCAR-25-R3, China civil aircraft regulation part 252: Airworthiness standards of transport category airplanes[S]. Beijing: China Civil Aircraft Administration,2001. (in Chinese)

作者简介

云双(1987—)女,工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳性能。

Tel: 18392392038 E-mail: pzx630@sina.com

Damage Tolerance Assessment for Crack Repair of Fuselage Skinhole Structure

YUN Shuang*, LI Tao

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

Abstract: Regarding to the crack emerged on the antenna hole structure of a aircraft fuselage skin, a certain repair plan was given. A detailed finite element model for the repaired structure was found on the basis of the geometry and load characteristics, and the crack growth analysis and the residual strength analysis were completed using the damage tolerance analysis flow and method, and the crack growth life and inspection periods were given. The results showed that the repair plan met the requirements of damage tolerance design. The damage tolerance analysis flow and method can provide reference for the kind of repaired structures.

Key Words: fuselage; skin; structure repair; damage tolerance analysis; crack growth life; inspection period

Received: 2016-06-19; **Accepted:** 2016-06-28

***Corresponding author. Tel. :** 18392392038 **E-mail:** pzx630@sina.com