

文章编号:1674-8190(2017)04-416-07

# 典型机身框地板梁缘条裂纹修理损伤容限分析

毛森鑫<sup>1</sup>, 韩豹<sup>2</sup>, 沈亚强<sup>2</sup>

(1. 中航飞机股份有限公司 汉中飞机分公司, 汉中 723000)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 采用简单有效的方法对复杂的飞机结构进行损伤容限评定具有重要的意义, 提出一种简单有效的应力强度因子获取方法, 并结合损伤容限分析的一般流程, 分析某机身框地板梁缘条含裂纹修补结构的疲劳寿命及使用寿命期内结构的剩余强度。根据机身框地板梁结构受载特点建立简化的分析模型, 计算单位载荷时不同长度下裂纹尖端应力强度因子, 再由结构边界载荷与应力强度因子的关系确定无量纲应力强度因子; 根据损伤容限分析方法编制程序, 计算结构在飞行载荷谱下从初始裂纹扩展到临界长度的寿命及各裂纹长度下结构的剩余强度, 给出结构检查间隔。结果表明: 结构修补后的疲劳寿命及剩余强度均满足损伤容限设计要求。本文给出的损伤容限分析过程及方法可应用于工程中类似结构的损伤容限评定。

**关键词:** 损伤容限; 裂纹扩展寿命; 修理结构; 机身框; 剩余强度

中图分类号: V215.5<sup>+</sup>2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.008

## Damage Tolerance Analysis for Crack Repair of Fuselage Frame, Floor Beam, and Stringer

Mao Senxin<sup>1</sup>, Han Bao<sup>2</sup>, Shen Yaqiang<sup>2</sup>

(1. Hanzhong Branch, AVIC Aircraft Co., Ltd., Hanzhong 723000, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Finding a simple and effective method to evaluate the damage tolerance of complex structure is of important significance. A simple and effective method is put forward to obtain the stress intensity factor. Combined with damage tolerance analysis method, the fatigue life and the residual strength of the repaired structure with cracks in the flange of a frame floor of a frame are analyzed. A simplified analysis model is built according to the loading characteristics of fuselage floor beam structure, the stress intensity factor of crack tip under different crack length is calculated, and then the dimensionless stress intensity factor is determined by the relationship between structural boundary load and stress intensity factor. According to the damage tolerance analysis method program, the lifetime of the structure from the initial crack to the critical length and the residual strength of the structure under the length of each crack are calculated. The time interval of the check for structure is given. Result shows that the fatigue life and residual strength of repaired structures meet the design requirements of damage tolerance. The damage tolerance analysis procedure and method presented can be applied to evaluate the damage tolerance of similar structures in engineering.

**Key words:** damage tolerance; crack propagation life; structural repair; fuselage frame; residual strength

## 0 引言

目前,民用航空器设计形成了飞机结构的耐久

性/损伤容限的设计思想,该设计思想利用耐久性概念确定经济寿命、利用损伤容限设计概念保证飞行安全<sup>[1-2]</sup>。损伤容限设计承认结构中存在未被发现的初始缺陷,要求在重复载荷作用下,缺陷(裂纹)的增长应控制在一定范围内,在规定的检查间隔内,结构满足规定的剩余强度要求,以保证结构

在使用寿命期内不发生灾难性破坏<sup>[3]</sup>。根据CCAR 26部规定,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<sup>[4]</sup>。

损伤容限法分析裂纹扩展和剩余强度,是基于裂纹尖端应力强度因子、材料断裂韧性和裂纹扩展速率、使用载荷历程等基础数据而建立起来的一种分析方法。张海英等<sup>[5]</sup>对民机机身整体壁板损伤容限进行了分析,发现结构加筋形式及材料的断裂各向异性对裂纹转折产生很大影响,并通过试验进行了验证。贾亮等<sup>[6]</sup>针对工程中广泛存在的铆接搭接结构断裂问题,充分考虑搭接板裂纹通过铆钉后铆钉继续传力的特点,利用位移连续条件,提出裂尖应力强度因子有限元分析模型。徐力君等<sup>[7]</sup>将影响结构损伤容限特性的因素分为三部分进行计算,分别是加筋效应、鼓胀效应以及应力分布效应,最终得到对应的裂尖应力强度因子并且进行裂纹扩展分析及剩余强度计算。李玉莲等<sup>[3]</sup>用逐点释放假象想裂纹路径上的节点约束方式来模拟裂纹扩展,并通过虚拟裂纹闭合技术近似计算裂纹尖端的能量释放率 $G$ ,然后计算应力强度因子、剩余强度以及裂纹扩展寿命。吴敬涛等<sup>[8]</sup>提出一种以裂纹长度为参量的结构破坏危险性估计方法,分析了瞬时裂纹尺寸与临界裂纹尺寸的分布形式,建立瞬时裂纹尺寸与临界裂纹尺寸之间的干涉关系。N. Li等<sup>[9]</sup>等提出了一种机械有限元模型,该模型用于预测机翼相关组合板在冲击载荷作用下的极限压缩载荷和失效模式。Nabil M. Chowdhury等<sup>[10]</sup>对机械系紧、粘结和混合双搭接接头的静疲劳强度进行了有限元验证,能够准确地预测粘结、铆接和混合的接头强度。虽然损伤容限方法已经发展了数十年,但在工程中对飞机结构进行分析时受结构几何尺寸、材料性能、载荷工况等条件的限制,使得实际应用中受到较大的制约。由于飞机结构存在大量的曲面及复杂连接关系,受载形式及传力路径复杂,如何能够既简便又准确地获得应力强度因子曲线,是目前国内外损伤容限分析工作的一个“瓶颈”。

本文以典型机身框地板梁缘条裂纹修理后的结构为分析对象,研究结构载荷、边界条件的施加及载荷谱的提取;结合有限元方法,运用损伤容限分析方法及流程,计算分析修理之后结构的裂纹疲

劳扩展寿命以及结构的剩余强度,以期为飞机检修提供参考。

## 1 机身框地板梁缘条含裂结构介绍

飞机机身框地板梁缘条根部在交变气密载荷作用下引发疲劳裂纹,其裂纹分析区域的结构如图1所示。35框地板梁位置处地板梁缘条受环向气密载荷作用,沿地板梁缘条方向开裂,裂纹初始长度15 mm,裂纹局部细节如图2所示。对裂纹进行修理<sup>[3]</sup>,将出现裂纹的T型材根据裂纹选取合适位置截断,新制T型材与原T型材截面相同。在对接位置两侧,增加L加强板,修理结构如图3所示。

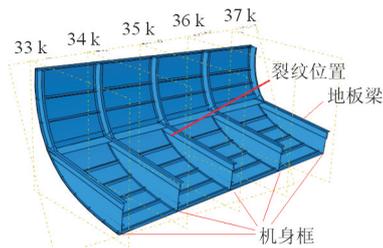


图1 裂纹分析区域的结构

Fig. 1 Structure of crack analysis zone

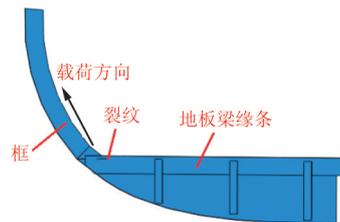


图2 机身地板梁缘条裂纹

Fig. 2 Crack in the edge of the fuselage floor beam

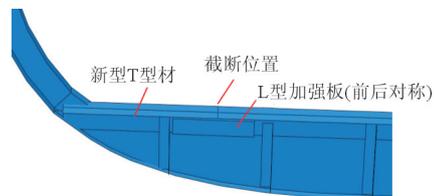


图3 结构修理示意图

Fig. 3 Diagram of the repaired structure

## 2 局部载荷提取

选取的分析区域为机身局部结构,而在整个机

身受气密载荷时,结构主要承受向外的张力,因此如何准确提取并分析部位的载荷及边界条件是结构强度分析的关键。以椭圆柱形筒受气密载荷为例,研究局部结构载荷及边界条件的提取。

椭圆柱筒内壁受气密压强为 10 MPa(如图 4 所示),建立有限元模型如图 5 所示,通过计算提取沿轴向一排单元的平均应力,各单元应力结果如表 1 所示。选取结构局部区域作应力分析,选取沿椭圆长轴和短轴为对称轴的四分之一椭圆区域。根据结构对称性,在局部模型边界施加位移边界条件,在面内施加压强载荷,其值大小仍为 10 MPa,载荷方向如图 2 所示。对截取的局部模型进行计算,得到与椭圆筒相应位置处单元的平均应力,如表 2 所示。

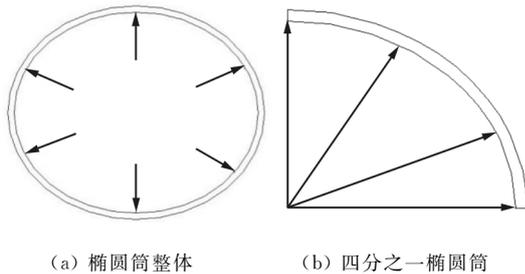


图 4 椭圆筒内壁受气密示意图

Fig. 4 Inner wall of elliptical cylinder under airtight load

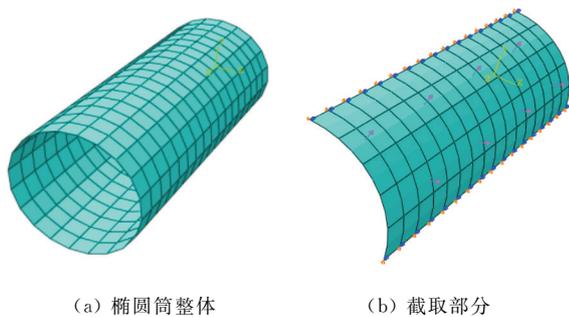


图 5 椭圆筒有限元模型

Fig. 5 Finite element model of elliptical cylinder

表 1 椭圆柱筒选取单元平均应力

Table 1 Average stress of specified elements

单元编号	平均应力/MPa	单元编号	平均应力/MPa
1	91.7	5	82.5
2	83.2	6	82.6
3	81.5	7	82.6
4	81.8	8	82.5

表 2 局部结构上对应单元平均应力

Table 2 Average stress of corresponding elements on local structure

单元编号	平均应力/MPa	单元编号	平均应力/MPa
1	92.4	5	81.6
2	84.2	6	81.4
3	92.3	7	81.5
4	80.8	8	83.2

从表 1~表 2 可以看出,计算误差在 5% 以内,因此根据对称性并在局部模型边界施加位移边界条件可用于对飞机局部结构载荷和边界的提取。

### 3 机身框地板梁缘条裂纹应力强度因子计算

本文利用 ABAQUS 软件,采用数值解法计算应力强度因子<sup>[11-16]</sup>,计算过程包括以下两步:

**步骤 1** 确定开裂模式,并利用  $J$  积分与应力强度因子之间的关系获得结构在参考载荷  $\sigma$  加载下的应力强度因子  $K_I$ ,进而将  $K_I$  化为无量纲应力强度因子  $\beta$ 。

$$\beta = \frac{K_I}{\sigma \sqrt{\pi a}} \quad (1)$$

式中: $\sigma$  为远离裂纹处的名义应力; $a$  为裂纹尺寸。

$J$  积分与应力强度因子  $K_I$  之间的关系如下:

$$J_I = \frac{K_I^2}{E} \quad (\text{平面应力}) \quad (2)$$

$$J_I = \frac{K_I^2(1-\mu^2)}{E} \quad (\text{平面应变}) \quad (3)$$

式中: $E$  为弹性模量; $\mu$  为泊松比。

**步骤 2** 由式(1)获得结构当前裂纹长度  $a$  的无量纲应力强度因子,表示为  $\beta(a)$ 。在进行结构寿命分析时,使用  $K_I = \beta(a_i) \sigma_i \sqrt{\pi a_i}$  获得当前应力谱对应峰谷值载荷下的应力强度因子。

运用 ABAQUS 软件建立有限元模型,其模型及加载方式如图 6 所示。

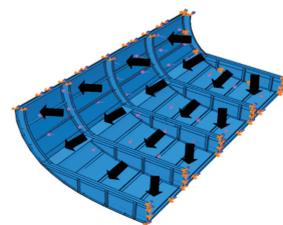


图 6 局部结构分析模型及加载

Fig. 6 Finite element model and its loading method of local structure

其中,沿环向的边界根据对称性原理,对其施加位移边界条件,沿航向方向限制其转角,并在蒙皮、长桁及框上施加由内向外的单位压强载荷<sup>[17]</sup>。

裂纹开裂模式的对象为 T 型材,其材料为 LY12-CZ,超载截止比取  $\gamma_{so}=2.5$ 。对应的裂纹扩展性能如表 3 所示。

表 3 材料 LY12-CZ 的裂纹扩展性能数据表  
Table 3 Performance data of crack growth of LY12-CZ

材料取向	$C/(\text{MPa}\cdot\text{m})$	$n$	$m$	$q$	$K_{IC}/(\text{MPa}\cdot\sqrt{\text{mm}})$	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\sigma_b/\text{MPa}$	$E/\text{GPa}$
T-L	$6.41\times 10^{-12}$	3.9	0.6	0.1	1 253	290	442	72.5

对于 I 型和 II 型复合断裂的二维裂纹扩展问题,标准化的应力强度因子如下<sup>[8]</sup>:

$$K_I^n = \frac{K_I}{K_I + |K_{II}|} \quad (4)$$

$$K_{II}^n = \frac{K_{II}}{K_I + |K_{II}|} \quad (5)$$

Richard 判据定义的裂纹扩展角为

$$\theta_0 = \pm \left[ 155.5^\circ \times \frac{K_{II}}{K_I + |K_{II}|} - 83.4^\circ \times \left( \frac{K_{II}}{K_I + |K_{II}|} \right)^2 \right] \quad (6)$$

$\theta_0$  的正负由 II 型的应力强度因子决定,即  $K_{II} > 0$  时,  $\theta_0 < 0$ ; 当  $K_{II}/K_I < 5\%$  时不考虑裂纹转折。

在实际计算中,由 Richard 判据可以准确判断出裂纹扩展的方向,结合给定的扩展增量  $\Delta a$ ,即可预测裂纹扩展下一位置。对于修理后结构的开裂模式,裂纹从 35 框地板缘条与框连接处应力最大的铆钉孔边萌生,初始裂纹从 1.25 mm 开始计算,逐步增加裂纹长度,直到裂纹达到临界长度为止,得出各长度下裂纹应力强度因子。预测的裂纹扩展轨迹如图 7 所示。

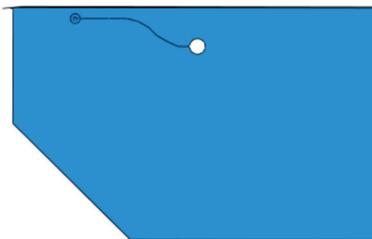


图 7 预测的裂纹扩展轨迹

Fig. 7 Predicted crack propagation trajectories

## 4 应力谱的生成

选择全机有限元模型计算结果中对应的编谱频次数据,以及其他相关的编谱信息,通过编制应

力谱形成程序编制该局部结构分析模型的应力谱<sup>[18]</sup>。载荷谱选取裂纹附近的框缘上环向应力载荷(如图 2 所示),其中包含的最大应力的局部应力谱曲线图(如图 8 所示,  $N$  为循环数),最大应力值为 19.8 MPa,每个谱块 400 000 个峰值,代表 1 000 个起落。

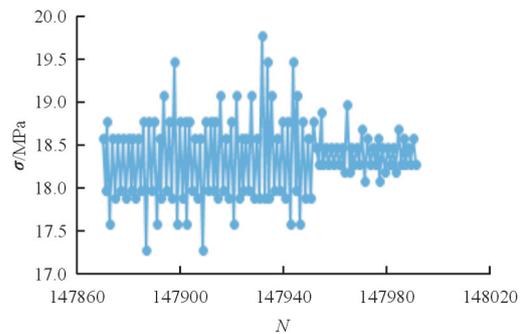


图 8 局部结构的应力谱

Fig. 8 The stress spectrum of the local structure

## 5 剩余强度及剩余寿命计算

剩余强度是指带裂纹结构的静强度,即含裂纹结构在某一给定裂纹长度时,结构仍能承受的载荷(或应力)值,或者在规定的剩余强度要求值  $\sigma_{req}$  作用下带裂纹结构的临界裂纹长度  $a_c$  值。剩余强度分析流程图如图 9 所示。

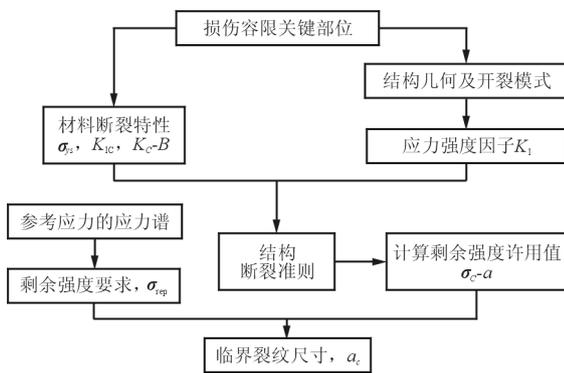


图 9 剩余强度分析流程图

Fig. 9 Flow chart of residual strength analysis process

随机应力谱下的裂纹扩展寿命,是应力强度因子、材料裂纹扩展性能及裂纹初始值和临界值的函数,它也与裂纹扩展模式密切相关。其分析框图如图 10 所示。

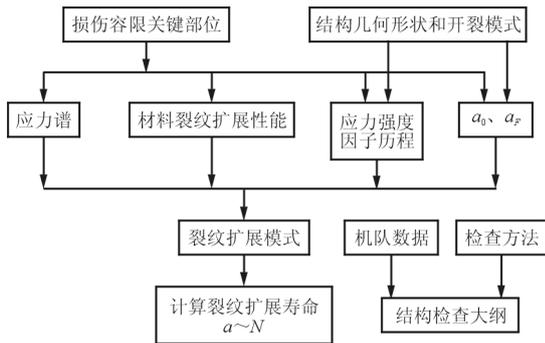


图 10 裂纹扩展寿命累积分析框图

Fig. 10 Diagram of crack propagation life

一般结构中,含有裂纹的原件主要有线弹性断裂和过渡断裂两种模式。两种模式的分界点对应的裂纹长度定义为过渡裂纹长度。

净截面开始屈服时,按照截面毛面积计算应力,计算公式如下:

$$[\sigma]_n = \begin{cases} \sigma_{ys} A_n / A_g & \text{拉伸} \\ \sigma_{ys} W_n / W_g & \text{弯曲} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $A_n$  和  $A_g$  分别为裂纹所在截面的净面积和毛面积,所谓净面积是指从毛面积中扣除掉裂纹、孔和缺口所占面积后得到的有效面积; $W_n$  和  $W_g$  分别为净面积和毛面积上的抗弯截面模量。对于弯曲载荷, $[\sigma]_n$  为参考应力,等于弯矩  $M$  在毛面积上引起的最大应力;有钉载作用时, $[\sigma]_n$  为毛面积上的名义均布应力。

过渡裂纹长度计算公式为

$$a_y = \frac{1}{\eta^2 \pi} \left( \beta_J \cdot [\sigma]_n \right)^2 \quad (8)$$

式中: $\eta = \frac{\mu}{\mu + 0.5}$ ,为过渡破坏形状因子,根据试验数据拟合结果,建议取  $\mu = 0.63$ ,则  $\eta = 0.558$ 。 $\beta_J$  和  $[\sigma]_n$  随裂纹长度  $a$  变化,故  $a_y$  也将随  $a$  变化。

剩余强度许用值  $[\sigma]_{rs}$  (断裂许用毛面积应力) 的确定为

$$\frac{[\sigma]_{rs} \cdot \beta_C}{[\sigma]_n} = \begin{cases} 1 - (1 - \eta) \left( \frac{a}{a_y} \right)^\mu & (a \leq a_y) \\ \eta \left( \frac{a}{a_y} \right)^{-0.5} & (a > a_y) \end{cases} \quad (9)$$

## 6 计算过程

对结构进行应力分析及应力强度因子计算,得出的结果应力云图如图 11 所示。

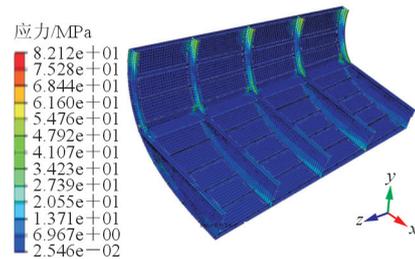


图 11 结构 mises 应力云图

Fig. 11 Mises stress map of structure

从图 11 提取如图 12 所示的一排单元应力值并求取平均值  $\sigma$ ,根据式(1)计算无量纲应力强度因子  $\beta$ 。

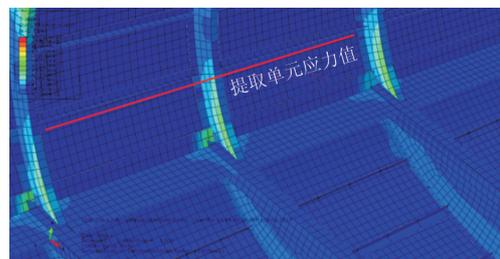


图 12 参考应力提取的单元选择

Fig. 12 Specified elements for reference stress extraction

按照剩余寿命及剩余强度计算流程编制损伤容限分析软件,对结构进行分析<sup>[15-16]</sup>。软件界面如图 13 所示,设置板厚为 2 mm,裂纹所在截面毛面积为 600 mm<sup>2</sup>。

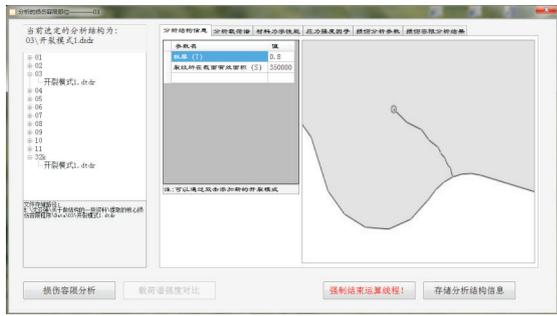


图 13 损伤容限分析软件界面

Fig. 13 Interface of damage tolerance software

在软件中输入应力谱数据,再输入材料力学性能数据(如表 3 所示)、初始裂纹和临界裂纹的长度,最后载入应力强度因子数据。

软件中提供几种计算损伤容限模型,在界面中选择即可。最后通过损伤容限分析计算,得出其计算结果。

### 7 计算结果

计算得出裂纹尖端应力强度因子随裂纹长度的变化,如图 14 所示。根据式(1)计算无量纲应力强度因子,如图 15 所示。

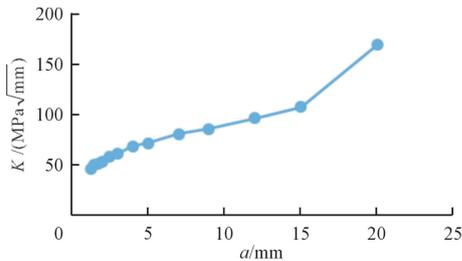


图 14 裂纹应力强度因子—裂纹长度

Fig. 14 Stress intensity factor changed with crack length

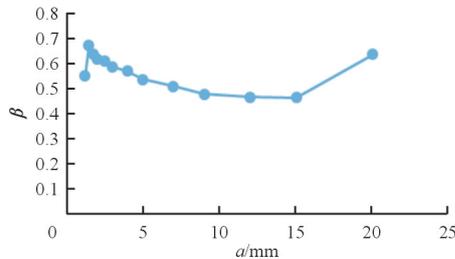


图 15 裂纹无量纲应力强度因子—裂纹长度

Fig. 15 Non-dimensional stress intensity factor changed with crack length

运用损伤容限软件分析含裂纹结构的裂纹扩展寿命及剩余强度,结果如图 16~图 17 所示, $N$  为飞行起落或飞行小时数。

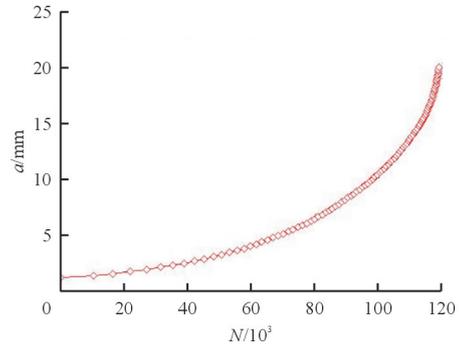


图 16 裂纹扩展曲线

Fig. 16 Crack growth curve

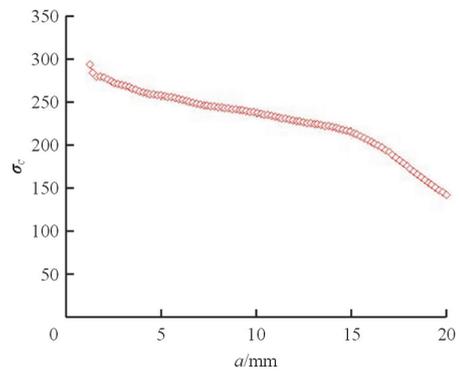


图 17 裂纹长度—剩余强度

Fig. 17 Residual strength changed with crack length

从图 17 可以看出:当裂纹从初始裂纹 1.25 mm 扩展到 20 mm 时,结构裂纹扩展寿命为  $3.5 \times 10^5$  飞行起落,取分散系数为 2,则裂纹扩展寿命为  $1.7 \times 10^5$  飞行起落,对应的剩余强度由断裂力学确定为 143.08 MPa。

结构可检裂纹为 10 mm,因此裂纹扩展的检查间隔从裂纹扩展至 10 mm 开始,到最终临界裂纹,裂纹可检寿命  $(3.5 \times 10^5 - 2.8 \times 10^5) = 7.0 \times 10^4$  飞行起落,取分散系数 2,则该开裂模式下的检查间隔为  $7.0 \times 10^4 / 2 = 3.5 \times 10^4$  飞行起落。

结构在给定的剩余强度要求下,损伤容限评定结果如表 4 所示。

表4 损伤容限评定结果

Table 4 Results of damage tolerance evaluation

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	剩余强度/MPa	裂纹扩展寿命/飞行起落	首次检查期/飞行起落	裂纹可检寿命/飞行起落
29.7	1.25	10	20	143.08	$3.5 \times 10^4$	$1.7 \times 10^5$	$3.5 \times 10^4$

## 8 结 论

(1) 采用结构对称原理对机身结构进行简化,在开展主要受气密载荷结构的损伤容限分析过程中,可简单准确地获取结构裂纹应力强度因子。该方法可应于用大型复杂的飞机结构中。

(2) 使用加强板搭接对典型机身裂纹进行修理,是一种既简单又有效的方式,修理后结构裂纹的寿命和剩余强度能满足损伤容限要求。

(3) 通过建立局部精细化有限元模型,并从全机有限元计算结果中提取载荷条件进行损伤容限分析,既能减小分析计算量,又能满足精度要求。

### 参考文献

- [1] 闫楚良, 刘克格. 飞机结构经济寿命可靠性设计与评定[J]. 振动测试与诊断, 2012, 32(3): 355-363.  
Yan Chuliang, Liu Kege. Reliability design and economic life assessment of aircraft structures[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(3): 355-363. (in Chinese)
- [2] 刘晓丽, 王瀛. 疲劳敏感结构修理损伤容限评估途径[J]. 航空维修与工程, 2016(1): 58-60.  
Liu Xiaoli, Wang Ying. Discussion about methods of perform damage tolerance evaluation to the repair on FCBS[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2016(1): 58-60. (in Chinese)
- [3] 李玉莲, 尚晓冬, 刘娜. 基于损伤容限设计思想的中央翼整体加筋壁板设计研究[C]. 北京: 中国航空学会, 2013.  
Li Yulian, Shang Xiaodong, Liu Na. Design based on damage tolerance for center wing integrally stiffened panel[C]. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [4] 中国民用航空局. 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.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR-26, China civil aircraft regulation part 26: Continuous airworthiness and safety improvements for transport category airplanes [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [5] 张海英, 刘秀丽, 董登科. 民机机身整体壁板损伤容限分析及试验验证[C]. 哈尔滨: 中国力学学会, 2011.  
Zhang Haiying, Liu Xiuli, Dong Dengke. Damage tolerance analysis and validation testing of integral fuselage panel[C]. Harbin: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2011.
- [6] 贾亮, 黄其青, 殷之平. 含裂铆接搭接板应力强度因子分析方法[J]. 机械强度, 2004, 26(4): 439-442.  
Jia Liang, Huang Qiqing, Yin Zhiping. Analysis method for stress intensity factors of lapped plate jointed with rivets [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(4): 439-442. (in Chinese)
- [7] 徐力君, 王东方, 刘旭. 民用飞机蒙皮加筋壁板损伤容限分析方法探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(2): 34-36.  
Xu Lijun, Wang Dongfang, Liu Xu. Analysis of damage tolerance for civil aircraft stiffened skin panel[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2015(2): 34-36. (in Chinese)
- [8] 吴敬涛, 王生楠. 含裂纹损伤容限结构危险性评估技术[J]. 机械设计与制造, 2010(1): 109-110.  
Wu Jingtao, Wang Shengnan. Risk assessment technology on damage tolerance structure with cracks[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010(1): 109-110. (in Chinese)
- [9] Li N, Chen P H. Prediction of compression-after-edge-impact(CAED) behaviour in composite panel stiffened with I-shaped stiffeners [J]. Composites Part B, 2017(1): 402-419.
- [10] Nabil M Chowdhury, John Wang, Wing Kong Chiu, et al. Experimental and finite element studies of thin bonded and hybrid carbon fibre double lap joints used in aircraft structures[J]. Composites Part B, 2016(4): 233-242.
- [11] 周昊, 殷之平, 刘嘉鹏, 等. 典型飞机蒙皮破损结构损伤容限研究[J]. 飞机设计, 2016(2): 30-33.  
Zhou Hao, Yin Zhiping, Liu Jiaopeng, et al. The damage tolerance research of typical damaged structure of aircraft skin[J]. Aircraft Design, 2016(2): 30-33. (in Chinese)
- [12] 郑晓玲. 民用飞机金属结构耐久性与损伤容限设计(第二卷)[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2013.  
Zheng Xiaoling. Structure durability and damage tolerance design manual of civil aircraft (Vol. 2) [M]. Shanghai: Shanghai JiaoTong University Press, 2013. (in Chinese)
- [13] 殷之平. 结构疲劳与断裂[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.  
Yin Zhiping. Structure fatigue and fracture[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012. (in Chinese)

of a supercharger as boosting & turbo-expansion device in sequential multi-stage systems[J]. Energy Conversion and Management, 2017, 136(3): 127-141.

- [10] Carlucci A P, Ficarella A, Laforgia D, et al. Multiobjective optimization of the breathing system of an aircraft two stroke supercharged diesel engine[J]. Energy Procedia, 2015, 82(5): 31-37.
- [11] Mahendra P, Olsen M G. Unsteady velocity field measurements at the outlet of an automotive supercharger using particle image velocimetry(PIV)[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2009, 33(3): 405-423.

#### 作者简介:

潘钟键(1983—),男,博士,工程师。主要研究方向:航空活塞发动机性能模拟。

邹湘伏(1975—),男,博士,讲师。主要研究方向:轻型航空器气动分析。

周志东(1989—)男,工程师。主要研究方向:航空活塞发动机性能分析。

(编辑:马文静)

#### (上接第 422 页)

- [14] 刘亚龙. 新支线飞机机翼下壁板损伤容限方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.

Liu Yalong. Study on the damage tolerance methodology for the wing panel of new regional jet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

- [15] 吴中怀. 基于 Abaqus 的薄壁板裂纹扩展仿真研究[D]. 长沙:中南大学,2013.

Wu Zhonghui. Simulation study of crack propagation in the panel based on Abaqus[D]. Changsha: Central South University, 2013. (in Chinese)

- [16] 秦远珍. 系列飞机疲劳载荷谱编制数据选取[C]. 井冈山:中国机械工程学会,中国力学学会,中国航空学会等,2008.

Qin Yuanzhen. The data selection of fatigue load spectrum preparation for series of planes[C]. Jinggangshan: Chinese Mechanical Engineering Society, Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, Chinese Society of Aeronautics and astronautics, et al, 2008. (in Chinese)

- [17] 马相明,孙霞,于华,等. 载荷谱数据分析软件设计与应用

[J]. 机械工程师,2015(8):28-30.

Ma Xiangming, Sun Xia, Yu Hua, et al. Design and application of load spectrum data analysis software[J]. Mechanical Engineer, 2015(8): 28-30. (in Chinese)

- [18] 邵伯兴,郭俊. 应力谱软件编制及其在数据分析中的应用[J]. 现代交通技术,2011,8(3):48-50.

Shao Boxing, Guo Jun. Stress spectrum software and its application in data analyses[J]. Modern Transportation Technology, 2011, 8(3): 48-50. (in Chinese)

#### 作者简介:

毛森鑫(1985—),男,工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳与断裂。

韩豹(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空工程。

沈亚强(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空工程。

(编辑:赵毓梅)