

文章编号: 1000-6893(2004)02-0133-04

飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型

陈 勃¹, 鲍 蕊², 张建宇², 费斌军²

(1. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

(2. 北京航空航天大学 固体力学研究所, 北京 100083)

Combined Analysis Model on Aircraft Structural
Durability and Damage ToleranceCHEN Bo¹, BAO Rui², ZHANG Jian-yu², FEI Bin-jun²

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095)

(2. Solid Mechanics Research Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 以现有的耐久性分析模型和损伤容限分析模型为基础, 综合研究裂纹萌生和扩展的全过程, 建立了飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型, 并且通过一个具体的算例证明了模型的可行性。该模型兼顾了结构的寿命、安全以及检修一体化的要求, 可用于对飞机结构进行综合设计与分析。

关键词: 飞机结构; 耐久性; 损伤容限; 分析模型

中图分类号: V215.5; V215.6 **文献标识码:** A

Abstract: By studying the total process of crack initiation and crack growth, a new model of flight structural durability and damage tolerance analysis by synthesis is presented. It is based on the existing durability analysis method PFMA and the probability damage tolerance analysis model, so it can be used to analyze the flight structural performance of durability and damage tolerance at the same time. It is propitious to analysis and optimizing the design of flight structures. Finally, a calculation example is presented to validate the feasibility of this new model.

Key words: flight structure; durability; tolerance; analysis model

结构的耐久性分析是通过对裂纹萌生阶段进行研究来预测结构的经济寿命并确定结构的大修。损伤容限分析则主要是通过对裂纹扩展的研究来确定结构的检查间隔, 保证结构的安全。但飞机结构单独采用耐久性设计或者单独采用损伤容限设计都有可能影响结构的最优化设计。并且随着对军用飞机要求的不断提高, 飞机结构的设计思想必将朝着结构综合设计与分析方向发展。

目前常用的耐久性分析方法或者损伤容限分析方法都不能同时对结构进行寿命、安全以及检修一体化的综合分析, 显然已经不能满足结构优化设计的需要。因此本文在现有耐久性分析的概率断裂力学(PFMA)方法和概率损伤容限分析模型基础上, 综合研究裂纹的萌生和扩展的全过程, 建立飞机结构的耐久性/损伤容限综合分析模型。

1 裂纹扩展分析

耐久性和损伤容限分析都以裂纹扩展分析为基础。如图1所示, 以经济修理极限 a_e 为界, 将裂纹扩展的整个过程分为裂纹萌生阶段和裂纹扩展阶段, a_c 为临界裂纹尺寸。在耐久性分析的裂

纹萌生阶段, 裂纹扩展公式采用 Lin 和 Yang 提出的裂纹扩展模型^[1], 用图1中实线表示

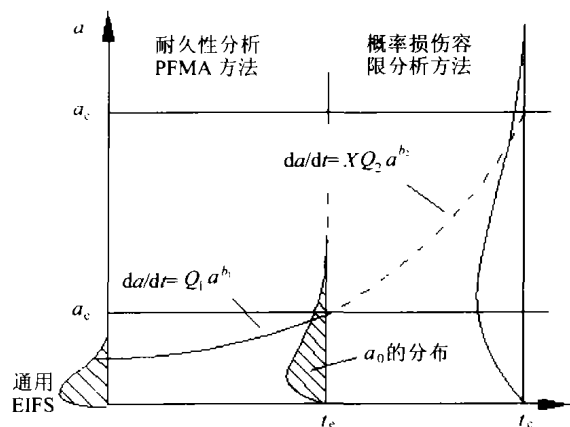


图1 综合分析模型示意图

Fig. 1 Sketch map of combined analysis model

$$da(t)/dt = Q_1 [a(t)]^{b_1} \quad a(t) < a_e \quad (1)$$

式中: Q_1 和 b_1 为与材料特性、载荷谱、细节类型等相关的参数, 由裂纹萌生阶段的 $a-t$ 数据集确定。

以往的研究表明: 裂纹扩展阶段和萌生阶段的裂纹扩展规律存在较大的差异。在裂纹扩展阶段由于裂纹扩展速率的随机性较大, 不能直接将

裂纹萌生阶段的扩展公式用到裂纹扩展阶段。因此在裂纹扩展阶段采用将公式(1)随机化得到的随机裂纹扩展模型^[2]

$$da(t)/dt = X(t)Q_2[a(t)]^{b_2} \quad a(t) > a_e \quad (2)$$

Q_2 和 b_2 由裂纹扩展阶段的 $a-t$ 数据集确定。为了得到偏安全的结果,通常将 $X(t)$ 视为与时间无关随机变量,用图1中虚线表示

$$da(t)/dt = XQ_2[a(t)]^{b_2} \quad a(t) > a_e \quad (3)$$

工程上将上述公式分为 $b = 1$ 和 $b > 1$ 两种情况讨论,这里只研究 $b = 1$ 的情况。

2 耐久性/损伤容限综合分析模型

如图1所示,耐久性/损伤容限综合分析模型由耐久性分析 PFMA 方法^[1] 和概率损伤容限分析方法^[3] 结合而成,它包含了裂纹萌生和扩展的全过程,因此它可以对结构进行耐久性和损伤容限综合分析。分析步骤如下:

① 确定综合分析的对象和范围并建立结构细节群的原始疲劳质量 IFQ^[3];

② 依据允许的损伤度的要求,采用 PFMA 方法对结构进行耐久性分析,并预测结构修理前的经济寿命 t_e 和总的经济寿命;

③ 依据 IFQ 和裂纹萌生阶段的扩展公式,求出 t_e 时刻裂纹尺寸分布,并将其作为损伤容限分析中初始裂纹 a_0 的分布;

④ 用初始裂纹尺寸为随机变量的概率损伤容限分析模型并采用多裂纹结构的概率损伤容限评定方法对结构进行损伤容限评定,确定结构的检查周期;

⑤ 对结构进行检修一体化的分析,给出合理的检修方案。

(1) 建立结构原始疲劳质量(IFQ)

结构细节的 IFQ 可用裂纹萌生时间(TTCI)和当量初始缺陷尺寸(EIFS)表示。通常用综合处理不同应力水平所得到的通用 EIFS 分布作为结构原始疲劳质量 IFQ 的定量描述。

TTCI 分布可采用三参数 Weibull 模型^[3],它由结构细节模拟试件的 $a-t$ 数据集确定。由 TTCI 分布并通过裂纹扩展公式(1)反推,可得该应力水平的 EIFS 分布。综合至少 3 种应力水平下 EIFS 分布,并通过参数优化就得到结构的通用 EIFS 分布函数(裂纹扩展参数 $b = 1$)

$$F_x(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(x_u/x)}{Q\beta}\right]^a\right\} \quad 0 < x \leq x_u \quad (4)$$

式中: Q, β 是与应力水平无关的参数; a 是通用 EIFS 分布的形状参数; x_u 是 EIFS 分布的上界。

(2) 耐久性分析

结构的耐久性分析采用概率断裂力学方法:首先对细节群进行应力区划分,建立各应力区的裂纹扩展控制曲线(SCGMC)^[3]

$$y_{1i}(t) = a_e \exp(-Q_i t) \quad (5)$$

式中: a_e 为结构的经济修理极限; Q_i 为应力区 i 的裂纹扩展参数。

如图2所示, t 时刻应力区 i 的裂纹超越概率 $p(i, t)$ 可由 $t = 0$ 时刻的当量初始缺陷尺寸 $y_{1i}(t)$ 对应的 EIFS 分布函数求得

$$p(i, t) = 1 - F_x[y_{1i}(t)] \quad (6)$$

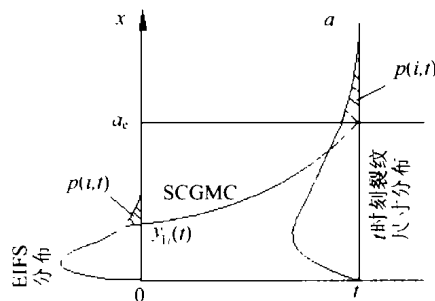


图2 裂纹扩展控制曲线

Fig.2 Control curve of crack growth

若该应力区包含的细节数为 N_i ,则 t 时刻该应力区的裂纹超越数 $N(i, t)$ 服从参数为 N_i 和 $p(i, t)$ 的二项式分布,其均值和方差分别为

$$\bar{N}(i, t) = N_i p(i, t) \quad (7)$$

$$\sigma_N(i, t) = \{N_i p(i, t)[1 - p(i, t)]\}^{1/2} \quad (8)$$

当每个应力区的细节数 > 30 时, $N(i, t)$ 近似地服从正态分布^[4]。若结构细节群包含 m 个应力区,每个应力区包含的细节数足够多,则 t 时刻结构细节群的裂纹超越数 $L(t)$ 也是一个正态变量,其均值和方差分别为

$$\bar{L}(t) = \sum_{i=1}^m \bar{N}(i, t) \quad (9)$$

$$\sigma_L(t) = \left[\sum_{i=1}^m \sigma_N^2(i, t)\right]^{1/2} \quad (10)$$

若指定可靠度 R ,其对应的裂纹超越数为

$$L_R(t) = \bar{L}(t) + u_R \sigma_L(t) \quad (11)$$

由上式可建立结构的损伤度曲线:指定可靠度 R 下的裂纹超越数 L 随使用时间 t 的变化曲线,依据许用的裂纹超越数和可靠度可求出结构修理前的寿命 t_e 。结构总的经济寿命为修理前的寿命和各次修理后的寿命的总和。修理后的寿命可通过重新计算应力分布,采用上面同样的方法求得。

由 EIFS 分布(公式(4))和裂纹扩展公式(1)

可求出 t 时刻裂纹应力区 i 的裂纹尺寸分布,如图 2。

$$F_{a(t)} = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(x_u/a) + Q_i t}{Q\beta} \right]^2 \right\} \quad (12)$$

最高应力区 t_e 时刻裂纹尺寸的分布将作为以下损伤容限分析中初始裂纹 a_0 的分布。

(3) 损伤容限分析

每条裂纹的扩展对结构的安全都有影响,特别是最高应力区裂纹的影响最大。首先研究单条裂纹对结构可靠度的影响。

一条初始长度为 a_0 的裂纹,由于扩展的随机性,使用时间 t 后裂纹长度分布的概率密度函数为 $f(a | t, a_0)$, $f_{a_c}(a_c)$ 为临界裂纹长度 a_c 的概率密度函数,则给定寿命 t 时裂纹由 a_0 扩展到断裂的概率可由下式表示

$$p = \int_{a_0}^{\infty} f(a | t, a_0) \left[\int_0^a f_{a_c}(a_c) da_c \right] da \quad (13)$$

初始裂纹长度 a_0 不能为一个定值,应为一个随机变量,若其概率密度函数为 $f_{a_0}(a_0)$,则 t 时刻裂纹扩展到临界裂纹的概率为

$$p = \int_0^{\infty} f_{a_0}(a_0) \left\{ \int_{a_0}^{\infty} f(a | t, a_0) \cdot \left[\int_0^a f_{a_c}(a_c) da_c \right] da \right\} da_0 \quad (14)$$

结构相应的可靠度为: $R_i = 1 - p$ 。

当结构含有多条裂纹时,必须采用多裂纹结构的损伤容限评定方法。若只考虑最高应力水平 N_i 个细节的影响,由于每个细节应力水平都一样,这时可采用串联模型来确定结构的可靠度:

$$R = R_i^{N_i} \quad (15)$$

通过上面的方法建立结构可靠度随时间的变化曲线。根据结构可靠度的要求,求出结构最大使用时间 t ,根据此时间并综合其它因素的影响,可确定结构的检查间隔。

由式(14)可知:要对结构进行损伤容限分析,必须知道初始裂纹 a_0 的分布 $f_{a_0}(a_0)$,临界裂纹 a_c 的分布 $f_{a_c}(a_c)$ 和裂纹扩展时间 t 后的分布 $f(a | t, a_0)$ 。

修理前经济寿命 t_e 时刻对应的最大应力区裂纹分布情况最为严重,可取它作为初始裂纹 a_0 的分布。它可由上面的耐久性分析得到

$$F_{a_0} = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(x_u/a) + Q_{\max} t_e}{Q\beta} \right]^2 \right\} \quad (16)$$

初始长度为 a_0 的裂纹,扩展时间 t 后的分布可通过下面的方法求得。首先,裂纹扩展公式采用

随机裂纹扩展公式(3),令 $b = 1$,对式(3)积分,可得

$$\ln(a/a_0) = QXt \quad (17)$$

随机因子 X 的对数可认为服从参数 $(0, \sigma_x^2)$ 的正态分布,对上式进行变换,可得裂纹扩展时间 t 后分布的概率密度函数 $f(a | t, a_0)$

$$f_a(a | a_0, t) = \frac{\exp \left\{ - \frac{1}{2} \left[\frac{\ln(\ln(a/a_0)) - \ln(tQ)}{\sigma_x} \right]^2 \right\}}{\sqrt{2\pi\sigma_x} a \ln(a/a_0)} \quad (18)$$

对于临界裂纹 a_c 的分布则可通过断裂韧性 K_{IC} 的分布、裂纹的形态和结构的应力水平求得。

3 现有飞机结构分析举例

采用耐久性/损伤容限综合分析模型对某型号机翼主梁进行分析。

(1) 结构性能要求及应力区的划分 机翼主梁的安全特性决定了机翼乃至全机的安全。因此翼梁是该机最重要的耐久性/损伤容限关键件。该机寿命和检修要求为:首翻期 1200 飞行小时,第 1 次大修 2200 飞行小时,寿命终止 3000 飞行小时。

主梁采用变截面工字梁,关键件的细节为根部下突缘直径为 6mm 的螺栓孔,相邻两孔的中心距离为 25mm。其模拟试件结构材料性能参数见表 1。

表 1 模拟试件结构材料性能参数^[6]

Table 1 Material parameters of simulative structure^[6]

结构及模拟	厚度	宽度	σ_2	$K_{IC,p}$
试件材料	/mm	/mm	/MPa	/(MPa·mm ^{1/2})
30CrMnSiNi2A	3	20	1193	2500

结构应力区划分见表 2,应力水平为 625.5MPa。

表 2 结构应力区的划分

Table 2 Stress area of structure

应力区	1	2	3	4	5	6
σ_{\max}	625.5	607.5	474.3	465.5	430.0	395.9
细节数	200	200	200	200	400	400

结构损伤度的要求为:许用裂纹超越数为 $[L] = 1$,可靠度 $R = 0.95$ 。损伤容限分析中结构可靠度的要求为 $p > 99.9\%$ 。

采用此模型还必须有谱载荷下至少 3 种应力水平结构模拟试件裂纹萌生和扩展的 $a-t$ 数据集。3 种应力水平分别为 625.89MPa,

585.51MPa 和 524.94MPa, 每种应力水平做 7 个模拟试件, 结构的载荷谱和模拟试件的 $a-t$ 数据集略。(以上的数据来自文献[7])

(2) 结构的耐久性和损伤容限分析 首先由 3 种应力水平下结构模拟试件的 $a-t$ 数据集计算结构的原始疲劳质量, 其通用 EIFS 分布的三参数威布尔模型为

$$F_x(x) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(1.1999/x)}{8.921} \right]^{6.4267} \right\} \quad (19)$$

取经济修理极限 $a_e = 0.8\text{mm}$, 采用综合分析模型进行耐久性分析, 得到裂纹超越数 L 随时间变化曲线如图 3。

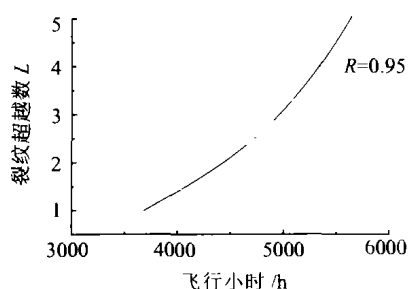


图3 损伤度变化曲线

Fig.3 Damage degree relationship of flight hour

对于给定的损伤度要求: 许用裂纹超越数 $[L] = 1$, 置信度 $R = 0.95$, 求出结构的经济寿命 t_e 为 3685 飞行小时, 并得到 t_e 时刻最大应力区裂纹尺寸的分布为

$$F_{a(t)} = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln(1.1999/a) + 0.001134t}{8.921} \right]^{6.4267} \right\} \quad (20)$$

将此分布作为损伤容限分析中初始裂纹的分布, 对结构进行损伤容限分析, 得结构的可靠度变化曲线如图 4。对于给定可靠度的要求 $p > 99.9\%$, 可求出结构的裂纹扩展周期为 2103 飞行

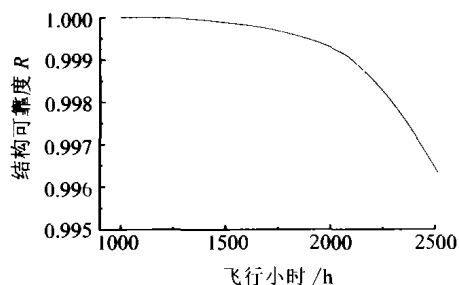


图4 可靠度变化曲线

Fig.4 Reliability degree relationship of flight hour

小时。可以看出, 此机翼主梁完全符合整机寿命和检修的要求, 并且有一定的富余。在结构的整个使用期内可以不用修理, 但必须进行至少一次裂纹检查。

参 考 文 献

- [1] Manning S D, Yang J N. USAF durability design hand-book [R]. ADA 206286, 1989.
- [2] Yang J N, Donath R C. Statistical fatigue crack propagation in fastener holes under spectrum loading[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(12): 1028 - 1032.
- [3] 刘文斑, 郑旻仲, 费斌军. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999.
(Liu W L, Zheng M Z, Fei B J. Probability fracture mechanics and probability damage tolerance / durability[M]. Beijing: BUAA Press, 1999.)
- [4] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
(Gao Z T. Fatigue applied statistics[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1986.)
- [5] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
(Wu X R. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals [M]. Beijing: China Aviation Industry Press, 1996.)
- [6] 傅祥炯. 结构疲劳与断裂[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
(Fu X J. Structure fatigue and fracture[M]. Xi'an: North-western Polytechnical University Press, 1995.)
- [7] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册(第四册): 耐久性设计[M]. 北京: 中国航空研究院, 1994. 253 - 263.
(China Aviation Academy. Handbook of fatigue·damage tolerance·durability design for aircrafts (Vol.4): durability design [M]. Beijing: China Aviation Academy, 1994. 253 - 263.)

作者简介:



陈 勃(1977-) 男, 湖南省常德市人, 北京航空航天大学固体力学研究所博士毕业, 目前在北京航空材料研究院从事博士后研究。主要从事飞机结构疲劳可靠性、耐久性及损伤容限性能的研究。E-mail: buaachb@sohu.com

(责任编辑: 李铁柏)