

飞机结构多处损伤研究现状

李郑琦¹ 胡建军² 陈跃良²

(1 中国飞行试验研究院, 西安 710089;

2 海军航空工程学院青岛分院, 青岛 266041)

摘要: 多损伤是老龄飞机最主要的损伤形式, 在文中介绍了多损伤应力强度因子的计算方法和多裂纹连通准则, 飞机结构多损伤裂纹扩展模型和可靠性分析研究现状。

关键词: 飞机结构; 腐蚀环境; 有限元; 多处损伤; 可靠性

中图分类号: V225 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-3919(2011)03-0050-07

Research situation of multiple site damages aircraft structure

Li Zhengqi¹ Hu Jianjun² Chen Yueliang²

(1 Flight-test Research Institute of China, Xi'an 710089, China;

2 Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China)

Abstract: Multiple site damages (MSD) is the major aging damage forms of aircraft. It was introduced Calculation method of damage stress intensity factor and crack connected criteria for aircraft structure were introduced in this paper, and MSD crack propagation model and situation of its reliability analysis were also presented.

Key words: aircraft structure; corrosive environment; finite element; Multiple site damages(MSD); reliability

1 引言

随着飞机使用日历年限的延长, 机体结构件的腐蚀越来越严重, 如螺钉锈蚀、蒙皮变薄或发生鼓包、长桁或翼梁缘条发生剥蚀、紧固件及飞机结构上一些重要承力构件出现腐蚀疲劳裂纹等, 地处沿海地区的飞机这类问题更为突出^[1] (见表 1 和图 1)。同时飞机在长时间的疲劳、腐蚀作用下, 由于结构中存在众多的类似细节, 在同一结构件的相邻、相似的细节部位上很可能会同时形成大小相近的多条微小裂纹, 经过一段缓慢扩展之后会突然连通而引起一条大裂

收稿日期: 2011-02-10; 修回日期: 2011-05-10

作者简介: 李郑琦 (1964—), 男, 高工, 研究方向: 飞机结构可靠性、维修性、安全性分析; (710089) 西安阎良区 73 号信箱 6-1 分箱。

纹,从而严重降低了结构的剩余强度,而且其裂纹扩展速率要比单个裂纹快的多。这种被称作多处损伤(MSD)的开裂,对于老龄飞机结构是普遍存在的现象^[6,13-16]。对此,Swift^[2]和 Grandt^[3]认为腐蚀损伤和 MSD 是老龄飞机的最主要的损伤形式。

表 1 某型飞机的腐蚀状况统计表(数字为腐蚀部位数量)(单位: mm)

按腐蚀部位分布			按腐蚀材料统计			按腐蚀深度		
机翼	机身	尾翼	LY12CZ	30CrMnSiA	LC4	$H \leq 2.0$	$2.0 < H \leq 3.0$	$H > 3.0$
110	44	28	154	18	10	155	22	5

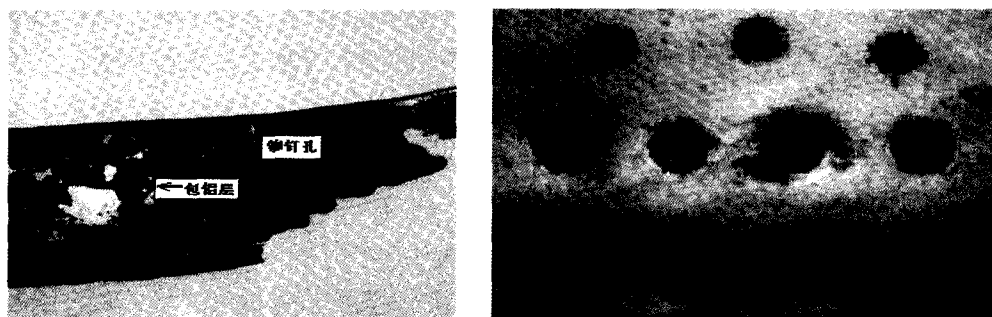


图 1 飞机结构腐蚀外貌

作为老龄飞机重要标志的 MSD,其危险性主要是裂纹之间会互相作用,裂纹扩展速率增加,剩余强度降低、临界裂纹尺寸减小、检测周期缩短,破损安全特性不复存在。许多飞机采取延寿措施进入超期服役,对含腐蚀损伤和 MSD 结构可靠性进行分析具有重要意义。

2 MSD 国内外研究情况

2.1 国外研究情况

含 MSD 结构的安全评定问题,国外的研究工作起步于 20 世纪 80 年代后期,尤其是 1998 年 Aloha 空难事故的发生,老龄飞机的多裂纹损伤问题引起了国际航空界、适航当局、军方以及学术理论界的高度重视。在这之后不久,便举行了第一届老龄飞机问题国际学术研讨会,会议达成的共识是:随着老龄飞机的迅速增加,带来许多新的结构问题如多裂纹问题,已有的技术知识、适航规定及维护系统已无法有效地保证老龄飞机的服役安全。于是一个强有力的组织—适航保障工作组(AAWG)正式成立,迄今为止,AAGW 已开展了 11 个老龄机种的多裂纹安全性评估工作,许多航空公司及研究机构均自愿地加入了多裂纹敏感结构安全性的分析与评估活动中。美国波音公司在 MSD 的确定性研究及应用工作方面比较系统,目前已将一些典型结构的多裂纹损伤模式、应力强度因子构形系数 F 、内力重分配因子 C 汇编到设计手册中,可以直接采用。

含 MSD 结构建模方面的研究,大部分研究基于初始裂纹尺寸的假设,并没有考虑到多位置裂纹产生的复合影响和多位置裂纹的交互作用。此外,这些研究仅限于对 MSD 问题进行定性分析。随机分析考虑到结构和材料特性、工作环境、载荷、环境因素的变化,还有机械性能的退

化,用于寿命预测更全面合理。MSD结构的裂纹扩展和最终破坏与裂纹形成、扩展、屈服应力和断裂韧性等有关。而这些因素或多或少具有一定的分散性,应当用随机变量描述,在此基础上,利用概率分析方法建立破坏概率计算模型。含MSD结构腐蚀疲劳的可靠性分析是一个系统可靠性的问题,比单裂纹问题更复杂。法国空客公司的研究强调多裂纹的随机性:由于多裂纹损伤的随机性导致了含多裂纹结构的初始损伤分布、尺寸和临界损伤及扩展过程都是不确定的,因而检查间隔也是不确定的,相应的无损检测和维护计划也要作调整。

2.2 国内研究现状

国内研究工作起步较晚,相关文献较少。在“八五”计划后期,航空部门有关院校和研究机构作为对损伤容限发展动态的跟踪,零散地开展了一些研究工作。代表性的工作有:一些学者开展了连接接头多疲劳源、多裂纹扩展路线及多种破坏模式全寿命计算的初步理论研究。另外,一些学者还在改进波音手册中多裂纹扩展计算方法和软件开发上,在含多裂纹结构但不考虑裂纹相互影响的概率损伤容限理论分析方面,以及多裂纹加筋壁板剩余强度试验方面和结构多处损伤特性的研究上取得一些研究成果^[4]。在我国近几年完成的军/民机设计手册中^[5],通过借鉴国外的先进经验也引入了多裂纹的概念和内容。在“九五”航空预研课题中已将多裂纹问题的理论和应用研究列为飞机结构耐久性/损伤容限设计技术的主要方向。说明国内航空部门也日益重视对结构多裂纹这一新问题的研究。多处损伤的疲劳裂纹分析国内主要分为确定性方法和概率方法。

3 应力强度因子的数值计算

含裂纹结构的可靠性分析的首要任务是求解应力强度因子,应力强度因子反映了裂纹尖端附近应力场强度强弱程度。在工程实际中,由于结构的形状、边界、受力的复杂性以及裂纹形态的多样性,这使得解析法在数学上往往难以描述和求解。

有限元素法是一种非常广泛的求解应力强度因子的数值方法,它能够与其它的求应力强度因子的方法共同结合起来求解复杂几何边界条件或复杂载荷传递情况的应力强度因子解,在应力强度因子的计算上得到了广泛的应用。对涉及孔或其它应力集中的问题,要求用细分网格以准确模拟孔边界并恰当地确定孔周围或应力集中处的应力和应变梯度。有限元法主要有两种:直接法、间接法^[6]。

直接法利用裂纹尖端应力和位移场的一般弹性解的结果。对于I型裂纹,可求得裂纹尖端应力场,再用有限元素法计算裂纹尖端的应力,则应力强度因子确定为

$$K_I = \sigma_{ij} \frac{\sqrt{2\pi r}}{f_{ij}(\theta)} \quad (1)$$

式中, r 和 θ 是以裂尖为原点的极坐标, x 是沿裂纹的方向, y 是垂直于板平面的裂纹方向, z 垂直于板表面。 i 和 j 用来表示 x 和 y 的不同组合。

间接法是利用含裂纹结构的应力强度因子(K)、弹性能量(U)、应变能释放率(G)和柔度(C)之间的关系,通过确定这些参数,间接地求出应力强度因子与这些参数的关系可用下列各式表示

$$K^2 = G\bar{E} = \frac{\partial U}{\partial a} \frac{\bar{E}}{B} = \frac{P^2}{2B} \frac{\partial C}{\partial a} \bar{E} \quad (2)$$

式中, B 为板厚; 当裂纹尖端处于平面应力状态时, \bar{E} 等于材料的弹性模量 E ; 当裂纹尖端处于平面应变时, \bar{E} 等于 $E/(1-\gamma^2)$; P 为作用的外载荷。

对于复杂系统, 则将其分为几个简单系统的组合, 分别计算应力强度因子再进行加法或乘法的组合, 这就是组合法的基本思路。

4 多裂纹连通失效准则

MSD 结构的裂纹扩展评定和剩余强度评定中的一个重点也是一个难点就是裂纹之间连通准则的建立。尤其是在剩余强度分析中, 多裂纹间的连通准则更是至关重要, 它直接影响 MSD 结构的剩余强度计算。为了确定 MSD 结构的剩余强度, 许多的研究者对多裂纹间的连通准则进行了大量的研究, 先后提出了多种连通计算公式, 它们大致可以分为四类^[6]

- 1) 线弹性断裂参量: 应力强度因子 (K) 和应变能释放率 (G);
- 2) 裂尖张开角 (CTOA);
- 3) 塑性区连接准则;
- 4) 弹塑性断裂参量: J-积分和 T_e^* 积分。

5 多裂纹扩展随机模型

一般环境下, 疲劳多裂纹扩展随机方程可以表示为^[7]

$$\frac{da_i}{dt} = X_{0i} \alpha_i S_{\max i}^{\gamma_i} F_i^{\gamma_i}(a_i, \dots, a_n) a_i^{b_i} \quad (3)$$

$$i = 1, \dots, n$$

式中, a_i 为第 i 条裂纹长度; n 为需要考虑的总的裂纹数量; $F_i(a_i, \dots, a_n)$ 为裂纹相互影响系数, 表示各条裂纹扩展对第 i 条裂纹的影响; α_i 为第 i 条裂纹的裂纹扩展系数; γ_i 为第 i 条裂纹的裂纹扩展指数; $S_{\max i}$ 为第 i 条裂纹所处的应力水平; X_{0i} 为控制第 i 条裂纹扩展的随机变量。

根据单裂纹的修正方法, 可得腐蚀环境下的疲劳多裂纹扩展随机方程^[8]

$$\left(\frac{da_i}{dt}\right) = X_{ei} \beta_i \alpha_i S_{\max i}^{\gamma_i} F_i^{\gamma_i}(a_i, \dots, a_n) a_i^{b_i} \quad (4)$$

$$i = 1, \dots, n$$

式中, $X_{ei} = X_{\text{cori}} X_{0i}$, β_i 是空中飞行的腐蚀影响系数。

与一般环境下的疲劳多裂纹扩展随机方程式相比, 式 (4) 中增加了空中飞行的腐蚀影响系数, 同时用随机变量 X_{ei} 代替了 X_{0i} , 因此, 一般环境下疲劳多裂纹结构概率损伤容限分析的方法^[9-10]都可以应用于腐蚀环境下疲劳多裂纹结构的概率损伤容限分析。

6 多裂纹结构可靠性分析

6.1 完全积分可靠性模型^[9]

结构的可靠度就是控制裂纹扩展的多维随机变量落在等寿命曲面(线)与坐标面(轴)围起的范围内的概率,即多维随机变量的概率密度函数在等寿命曲面(线)与坐标面(轴)围起的范围内的积分。应用裂纹扩展随机模型得到概率空间内的同时开裂曲线和等寿命曲面(线),含多裂纹结构在寿命 T 时的可靠度为

$$R_f = \int \dots \int_{\Omega} f(Z_1, Z_2, \dots, Z_n) dZ_1 dZ_2 \dots dZ_n \quad (5)$$

式中, $f(Z_1, Z_2, \dots, Z_n)$ 为 Z_1, Z_2, \dots, Z_n 的联合概率密度函数, Ω 为概率空间中寿命为 T 的等寿命曲面(线)与坐标面(轴)所围的区域。

由于在前面模型中假设控制各条裂纹扩展的随机变量相互独立,因此含多裂纹结构在寿命 T 时的可靠度可以表示为

$$R_f = \int \dots \int_{\Omega} f(Z_1) f(Z_2) \dots f(Z_n) dZ_1 dZ_2 \dots dZ_n \quad (6)$$

式中, $f(z_i)$ ($i=1, \dots, n$) 为随机变量 Z_i 的概率密度函数; Ω 的意义同上。

上式所表示的可靠度为多裂纹结构扩展随机模型下可靠性分析所得的真实可靠度,如果随机变量 Z_i ($i=1, \dots, n$) 的概率密度函数不能表示为在 Ω 上可以直接积分的形式,那么就需要用数值积分方法。用数值积分方法计算含 3 条以上裂纹结构的可靠度工作量太大,需要发展简化的可靠性分析模型

6.2 简化串联可靠性模型^[11]

含多裂纹结构由于裂纹之间的相互影响,使得含多裂纹结构断裂失效过程比较复杂。考虑其中的某一条裂纹的应力强度因子超过平面应变断裂韧度 K_C 而引起结构失效的情况,对于裂纹 i , 取功能函数为

$$Z_i = K_C - K_{eq_i} \quad (7)$$

式中, K_{eq_i} 为裂纹 i 的等效 I 型应力强度因子。

当 $Z_i > 0$ 时, 结构处于安全状态, $Z_i \leq 0$ 时, 结构处于失效状态。

假设整个结构含有 n 条裂纹, 由于任意一条裂纹失稳都会引起结构失效, 因此, 含多裂纹结构可看作一个由这 n 条裂纹组成的串联系统, 则结构的失效概率为

$$\begin{aligned} R_f &= R_f(Z_1 \leq 0 \cup Z_2 \leq 0 \cup \dots \cup Z_n \leq 0) \\ &= \int_{Z_1 \leq 0} \int_{Z_2 \leq 0} \dots \int_{Z_n \leq 0} f(Z_1, Z_2, \dots, Z_n) dZ_1 dZ_2 \dots dZ_n \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $f(Z_1, Z_2, \dots, Z_n)$ 为 Z_1, Z_2, \dots, Z_n 的联合概率密度函数。

当 $n \geq 3$ 时, 由于(8)式含有多重积分形式, 再加上联合概率密度函数 $f(Z_1, Z_2, \dots, Z_n)$ 通常难以求得, 而且随着裂纹数的增加, 使得使用(8)式计算结构失效概率基本上无法实现, 因此需要采用近似计算方法。由 Ditlevsen 界限法, 含多裂纹结构失效概率界限为

$$R_{f1} + \max \left\{ \sum_{i=2}^n \left[R_{fi} - \sum_{j=1}^{i-1} R_f(Z_i \leq 0 \cup Z_j \leq 0) \right], 0 \right\} \leq R_f \leq \sum_{i=1}^n R_{fi} - \sum_{i=2, j < i}^n \max R_f(Z_i \leq 0 \cup Z_j \leq 0) \quad (9)$$

当所有随机变量都是正态分布且相关系数 $\rho_{ij} \geq 0$ 时, 有

$$\max[q_i, q_j] \leq R_f(Z_i \leq 0 \cap Z_j \leq 0) \leq q_i + q_j \quad (10)$$

式中, $q_i = \Phi(-\beta_i) \Phi\left(-\frac{\beta_j - \rho_{ij}\beta_i}{\sqrt{1-\rho_{ij}^2}}\right)$, $q_j = \Phi(-\beta_j) \Phi\left(-\frac{\beta_i - \rho_{ij}\beta_j}{\sqrt{1-\rho_{ij}^2}}\right)$, β 可通过一次二阶矩法求出;

ρ_{ij} 为 Z_i 和 Z_j 之间的相关系数, 设各随机变量之间相互独立, 并记为 $X = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ 有

$$\rho_{ij} = \frac{\text{Cov}(z_i, z_j)}{\sigma_{z_i} \sigma_{z_j}} = \frac{\text{Var}(K_c) + \text{Cov}(K_{eq_i}, K_{eq_j})}{\sqrt{(\text{Var}(K_c) + \text{Var}(K_{eq_i}))(\text{Var}(K_c) + \text{Var}(K_{eq_j}))}} \quad (11)$$

$$\text{Var}(K_{eq}) = \text{Var}(U') M^T A + U' M^T \text{Var}(A) \quad (12)$$

$$\text{Var}(A) = \sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial A}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial x_j} \right)^2 \text{Var}(x_j) \quad (13)$$

$$\text{Cov}(K_{eq_i}, K_{eq_j}) = \sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial K_{eq_i}}{\partial x_j} \frac{\partial K_{eq_j}}{\partial x_j} \right)^2 \text{Var}(x_j) \quad (14)$$

其中, $\frac{\partial K_{eq_i}}{\partial x_j}$ 和 $\frac{\partial K_{eq_j}}{\partial x_j}$ 通过下式计算, $\text{Var}(U')$ 可通过随机有限元求得。

$$\frac{\partial K_{eq}}{\partial x_i} = \frac{\partial U'}{\partial x_i} M^T A + U' M^T \frac{\partial A}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial x_i} \quad (15)$$

6.3 修正简化串联可靠性模型^[12]

应用建立的简化串联可靠性模型的一个前提条件是各条裂纹的扩展特性相差不大, 而当结构中存在一条扩展特性明显优于其他裂纹扩展特性的裂纹时, 用同时开裂曲线计算中、长寿命区的可靠度将会明显低于真实可靠度。因此, 需要对简化串联可靠性模型进行如下修正, 不再采用同时开裂曲线计算结构的可靠度, 而代之以假设控制安全裂纹扩展的随机变量以一个固定高可靠度的值 (比如与 $R=0.99999$ 相对应的 Z 值) 控制裂纹扩展而且不发生破坏, 而其他裂纹同时破坏的曲线计算结构的可靠度。其他计算方法与简化串联模型相同。

7 结束语

多损伤是老龄飞机最主要的损伤形式, 本文对多损伤应力强度因子的计算方法和多裂纹连

通准则以及多裂纹扩展随机模型进行了分析,在此基础上建立了多损伤飞机结构可靠性分析的理论模型,较好的解决了当前飞机因超龄服役造成的腐蚀多损伤问题,为合理制定飞机年度飞行计划,充分发挥老龄飞机的使用功效、保障飞行安全提供分析基础。

事实上,随着使用时间的不断增长,结构性能处于不断的退化过程中,如何处理好退化对结构可靠性的影响问题,有待深入研究。

参考文献

- [1] 孙明礼,金平.从XX飞机定寿谈腐蚀对疲劳寿命的影响[C].青岛:中国航空学会失效分析分会,飞机结构腐蚀疲劳学术研讨会论文集,1995:137-139.
- [2] Swift T. Damage tolerance capability[C]. Specialists conference on fatigue of aircraft materials: Delft University of Technology, 1992: 351-387.
- [3] Grandt A. Analysis of aging aircraft scenarios and models for fracture mechanics research[C]. Notes of open lectures presented at the USAF aircraft structural integrity conference, San Antonio 2000.
- [4] 倪惠玲.多处损伤特性的研究[J].航空学报,1996,17(3):302-309.
- [5] 中国航空科学研究院,编著.军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册(第三册)一损伤容限设计[M].1994.
- [6] 郁大照.腐蚀和多处损伤(MSD)对飞机结构完整性的影响研究[D].海军航空工程学院博士学位论文,2007.
- [7] 张建宇,费斌军,赵丽滨.疲劳多裂纹扩展随机模型[J].北京航空航天大学学报,2000,26(4):396-399.
- [8] 邱丹,王生楠.多裂纹结构可靠性研究方法[J].科学技术与工程,2008,8(4):1120-1123.
- [9] 张建宇,费斌军,赵丽滨.含多裂纹结构的可靠性分析方法[J].北京航空航天大学学报,1999,25(2):188-191.
- [10] 刘文琰,郑旻仲,费斌军,等.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.
- [11] 李峰.不确定参数下结构疲劳断裂可靠性若干问题研究[D].吉林大学博士学位论文,2008.
- [12] 胡元太,赵兴华.沿抛物线分布的各向异性曲线裂纹问题[J].应用数学和力学,1995,16(2):107-115.
- [13] 陈跃良,张勇.军用飞机结构日历寿命相关问题的思考[J].航空工程进展,2010(4):311-316.
- [14] 张丹峰,陈跃良.海洋环境下飞机结构疲劳性能退化规律研究[J].强度与环境,2009,36(5):39-42.
- [15] 陈跃良.腐蚀对军用飞机结构剩余强度的影响[D].西北工业大学,2005.
- [16] 陈跃良,等.海军飞机结构腐蚀控制及强度评估[M].北京:国防工业出版社,2009.

(编辑 庞勤)