1999 年 10 月 北京航空航天大学学报 October 1999
第25卷 第5期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 25 No. 5

预腐蚀条件下多裂纹结构的概率损伤容限评定[1)]

张建宇 赵丽滨 费斌军
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 为了对恶劣停放环境下的飞机结构进行可靠性分析,利用 Wei-Landes 线性假设建立预腐蚀条件下的单裂纹扩展随机模型,结合含多裂纹结构的裂纹扩展随机模型,建立了预腐蚀条件下含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法. 运用于结构的可靠性评定,给出了寿命-可靠度曲线. 通过对不同飞行使用强度下的可靠度曲线的比较,得出了飞行使用强度与预腐蚀对裂纹扩展寿命的影响关系.

关键词 腐蚀断裂; 结构可靠性; 结构寿命; 预腐蚀; 多裂纹结构; 损伤容限
分类号 O 346.1; V 215.7

在概率损伤容限日益被飞机结构设计者接受的今天,含多裂纹结构概率损伤容限评定方法的研究获得了较大的进展[1,2]. 飞机在地面停放时环境对结构的腐蚀(预腐蚀)不断降低结构的抗疲劳断裂品质,在很多情况下这一影响是必须加以考虑的[3~7],因而对在预腐蚀条件下含多裂纹结构进行概率损伤容限评定是结构抗疲劳断裂研究的一个新课题. 本文试图利用已有的多裂纹扩展随机模型结合 Wei-Landes 线性假设理论[3]建立预腐蚀条件下含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法,并讨论预腐蚀对结构可靠性的影响.

1 预腐蚀条件下受谱载荷作用的单裂纹随机扩展模型

根据文献[3]中介绍的 Wei-Landes 线性假设理论,预腐蚀条件下单裂纹扩展速率可以用叠加单个环境侵蚀和循环加载作用引起的裂纹扩展进行预测. 其公式为

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_{\mathrm{T}} = \frac{1}{f}(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{E}} + (\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_{\mathrm{F}} \quad (1)$$

式中 $(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_{\mathrm{T}}$ 表示总的循环裂纹扩展速率; $(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{E}}$ 表示环境因素引起的裂纹扩展速率; $(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_{\mathrm{F}}$ 表示疲劳载荷引起的循环裂纹扩展速率; f 表示加载频率.

为了将以上的线性假设理论用于谱载荷情况,现对式(1)进行如下变换:

式(1)等号两边同乘以加载频率 f,令 $\mathrm{d}t = (1/f)\mathrm{d}N$,其中 t 为载荷谱的当量飞行时间,t 为日历飞行时间;利用飞行使用强度 S,可以得到 t 和 t 的确定关系: $t = S \times t'$,所以 $\mathrm{d}t' = \mathrm{d}t/S$,将时间统一为当量飞行时间,则式(1)化为

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{T}} = (\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{E}} + (\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{F}} \quad (2)$$

式(2)中疲劳载荷引起的循环裂纹扩展速率 $(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{F}}$ 采用谱载荷下的裂纹随机扩展速率公式[2]:

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{F}} = Z_{\mathrm{F}} C_{\mathrm{F}} \sigma_{\max}^{\gamma} a \quad (3)$$

式中 C_{F} 是单纯载荷作用下的裂纹扩展系数; Z_{F} 是单纯载荷作用下控制扩展的随机变量; $\sigma_{\max}$ 是载荷谱中的最大应力代表载荷谱的应力水平; γ 是裂纹扩展指数. 在预腐蚀情况下,式(2)中环境因素引起的裂纹扩展速率与结构工作的应力水平有关,可以采用与式(3)裂纹扩展指数相同而裂纹扩展系数与裂纹扩展分散性不同的如下方程表示:

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{E}} = Z_{\mathrm{E}} C_{\mathrm{E}} \sigma_{\max}^{\gamma} a \quad (4)$$

因此式(2)化为

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_{\mathrm{T}} = (Z_{\mathrm{E}} C_{\mathrm{E}} + Z_{\mathrm{F}} C_{\mathrm{F}}) \sigma_{\max}^{\gamma} a \quad (5)$$

式中 Z_{E} 和 Z_{F} 可以取为中值为 1 的随机变量,一般取对数正态随机变量; $\sigma_{\max}$ 为谱载荷的应力水平; γ 为裂纹扩展指数; a 为裂纹长度; C_{F} 为裂纹仅受谱载荷时的裂纹扩展系数; C_{E} 为在一定飞行使用强度下预腐蚀环境引起的裂纹扩展系数.

为进一步分析方便,用 C_{EF} 表示预腐蚀环境引起的裂纹扩展系数与谱载荷下裂纹扩展系数的

收稿日期: 1998-04-16 第一作者 男 24 岁 博士生 100083 北京
1) 国家自然科学基金(59475042)资助项目

相对大小 C_E/C_F,式(5)可化为

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}t)_T = (Z_E C_{EF} + Z_F) C_F \sigma_{max}^{\gamma} a \qquad (6)$$

式(6)就是预腐蚀环境下受谱载荷作用的单裂纹随机扩展方程.

2　预腐蚀条件下多裂纹随机扩展模型

一般多裂纹扩展随机方程[2]为

$$\mathrm{d}a_i/\mathrm{d}t = Z_i C_i \sigma_{imax}^{\gamma_i} F_i^{\gamma_i}(a_1, \cdots, a_n) a_i$$
$$i = 1, \cdots, n \qquad (7)$$

其中　n 为需要考虑的总的裂纹数量; $F_i(a_1, \cdots, a_n)$ 为相互影响系数,表示各条裂纹扩展对第 i 条裂纹的影响; C_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; σ_{imax} 为第 i 条裂纹的应力水平; Z_i 为控制第 i 条裂纹扩展的随机变量,通常假设为对数正态随机变量[8],各个随机变量之间是相互独立的.

对预腐蚀环境下相互干扰的多裂纹扩展问题中的每条裂纹的扩展方程为(6)式,考虑各条裂纹扩展时表示各条裂纹扩展对第 i 条裂纹影响的影响系数 $F_i(a_1, \cdots, a_n)$,多裂纹扩展方程为

$$\frac{\mathrm{d}a_i}{\mathrm{d}t} = (Z_E C_{EF} + Z_F)_i C_{Fi} \cdot \sigma_{imax}^{\gamma_i} F_i^{\gamma_i}(a_1, \cdots, a_n) a_i$$
$$i = 1, \cdots, n \qquad (8)$$

其中　n 为需要考虑的总的裂纹数量; C_{Fi} 为第 i 条裂纹仅受载荷作用时的裂纹扩展系数; γ_i 为第 i 条裂纹的裂纹扩展指数; σ_{imax} 为第 i 条裂纹的应力水平; $(Z_E C_{EF} + Z_F)_i$ 表示预腐蚀环境的影响和裂纹扩展的分散性. 采用 Z_i 代替式(8)中的系数 $(Z_E C_{EF} + Z_F)_i$,用 C_i 代替 C_{Fi} 表示第 i 条裂纹仅受载荷作用时的裂纹扩展系数,则式(8)化为与式(7)相同的形式.

在多裂纹相互干扰情况下,方程组(7)是非线性微分方程组,如果直接用数值方法求解,那么在以后的分析中必然会遇到多重积分的问题. 为了避免这一不利情况的出现,采用文献[2]中的处理方法,可以得到概率寿命曲面及同时开裂曲线和等寿命曲面(线). 其具体意义为:同时开裂曲线上的各点表示当控制裂纹扩展的随机变量取得该点的坐标值时各条裂纹同时达到各自的临界长度;等寿命曲面(线)为一簇曲面(线),当控制裂纹扩展的随机变量取得一个等寿命曲面(线)上的各点的坐标值时,结构裂纹扩展寿命相同.

相互独立的多裂纹扩展问题实际上是相互干扰多裂纹扩展问题的特例,同时又是单裂纹扩展问题的推广. 令裂纹扩展随机微分方程(7)中的裂纹扩展相互影响系数 $F_i(a_1, \cdots, a_n) \equiv 1$,上述模型退化为相互独立的多裂纹扩展模型.

3　预腐蚀条件下含多裂纹结构可靠性分析

可靠性分析是概率损伤容限评定的关键步骤,它通过建立合适的概率模型来计算结构在某使用寿命时的可靠度或破坏概率. 结构安全可靠性分析模型是概率损伤容限分析模型的重要组成部分. 结合前面所建立的多裂纹扩展的随机模型,建立了预腐蚀条件下含多裂纹结构的结构安全可靠性分析模型.

对于二维问题(结构中只有 2 条需要考虑的裂纹),可以采用在裂纹扩展等寿命曲线围起的范围内对二维随机变量的概率密度函数积分得到结构的可靠度. 而对于三维以上(结构中存在 3 条以上需要考虑的裂纹)的问题由于工作量的限制,只能采用简化的方法对结构的可靠度进行评估. 由于式(7)与一般多裂纹扩展随机方程形式上是相同的,因此在对结构的可靠性分析时各种分析方法所采用的方程在形式上也是相同的. 具体分析方法及所用到的方程可参考文献[9]. 但是应当注意到式(7)中的 Z_i 实际上代表 $(Z_E C_{EF} + Z_F)_i$ 是 2 个对数正态随机变量的和(对数正态随机变量之和不再是对数正态随机变量),并非中值为 1 的对数正态随机变量,这与一般多裂纹扩展随机方程是不同的,因而在对结构进行可靠性分析时也应注意这一区别.

4　随机变量相关性的讨论

由于各条裂纹的扩展是相互干扰的,因此 2 节模型中控制裂纹扩展的随机变量有可能不是相互独立的. 由于材料加工、工作环境、停放环境等内外各方面条件的一致性,含相互干扰多裂纹结构中控制各条裂纹的扩展的随机变量之间如果存在相关性,应该是正相关的,即各条裂纹的扩展速率倾向于同时加快或放慢,下面就这种情况讨论用此模型计算的可靠度与考虑相关性时计算的可靠度之间的关系.

用文献[9]中的模型计算的可靠度的表达式为式(9).

$$R = \int_0^{Z_{1T}} f(Z_1)\,\mathrm{d}Z_1 \cdots \int_0^{Z_{nT}} f(Z_n)\,\mathrm{d}Z_n = \prod_{i=1}^{n} F_{Z_{iT}}(Z_i) \tag{9}$$

如果用 $R_i = F_{Z_{iT}}(Z_i)$ 表示结构第 i 条裂纹所处部位的安全可靠度,则式(9)可转化为

$$R = \prod_{i=1}^{n} R_i$$

考虑随机变量正相关的极限情况,控制各条裂纹扩展的随机变量是完全相关的,此时结构可靠度的表达式为

$$R = \min\{F_{Z_{1T}}(Z_1), \cdots, F_{Z_{nT}}(Z_n)\} = \min\{R_1, \cdots, R_n\} \tag{10}$$

显然这是在各部位可靠度一定的情况下,结构可靠度所能达到的最大值.

如果认为控制裂纹扩展的随机变量是一般正相关的,计算可靠度的表达式为式(11).这时算得的可靠度介于以上2种情况之间.

$$R = \int\cdots\int_{\Omega} f(Z_1, \cdots, Z_n)\,\mathrm{d}Z_1 \cdots \mathrm{d}Z_n \tag{11}$$

式中 $f(Z_1, \cdots, Z_n)$ 为随机变量 $Z_1, \cdots, Z_n$ 的联合概率密度;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.

通过以上的分析可知,用2节中的模型计算所得的可靠度偏于安全,因此在含相互干扰多裂纹扩展分析中假设随机变量不相关在工程意义上是可行的.

5 算 例

如图1所示的蒙皮与桁条的结构,桁条上存在一条长度为 a_{ht} 的裂纹,蒙皮上存在2条长度分别为 a_{m1} 和 a_{m2} 的裂纹.结构的参数与经过转化裂纹扩展参数如表1所示.

根据预腐蚀环境下裂纹萌生试验的数据,可以估计出随飞行使用强度裂纹预腐蚀环境对裂纹扩展的影响系数 C_{EF} 及预腐蚀环境对裂纹扩展影响的随机变量的数字特征,但由于真实外场环境比试验条件复杂得多,预腐蚀环境对裂纹扩展影响的分散性要大[5],因此采用对数方差偏大的随机变量表征预腐蚀环境影响分散性.表2中列出了根据试验数据可以得到在不同飞行使用强度下预腐蚀环境下的影响系数 C_{EF},并取 Z_E 的对数标准差为0.2.

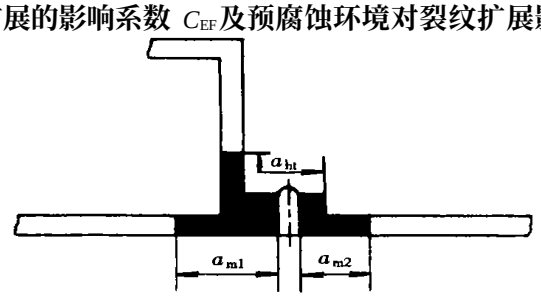


图1 桁条和蒙皮上同时存在疲劳裂纹的示意图

表1 蒙皮与桁条结构裂纹扩展参数与结构参数

参数	桁条裂纹	蒙皮裂纹1	蒙皮裂纹2
特征宽度/mm	119	178	178
a_0/mm	25	40	36
a_c/mm	89	89	89
C_F	$2.2141e^{-13}$	$1.5409e^{-13}$	$1.5409e^{-13}$
γ	3.7	3.7	3.7
σ_{max}/MPa	113.5	113.5	113.5
Z 的对数均值	0	0	0
Z 的对数标准差	0.1	0.1	0.1

表2 预腐蚀环境的影响参数

$S/(h \cdot a^{-1})$	C_{EF}	$S/(h \cdot a^{-1})$	C_{EF}
80	0.92	500	0.15
200	0.38	5000	0.01

应用文献[9]中所给出的修正简化串联可靠性模型,计算预腐蚀环境下该结构的结构安全可靠度曲线,同时计算单纯疲劳载荷作用下的结构安全可靠度曲线.计算结果见图2.

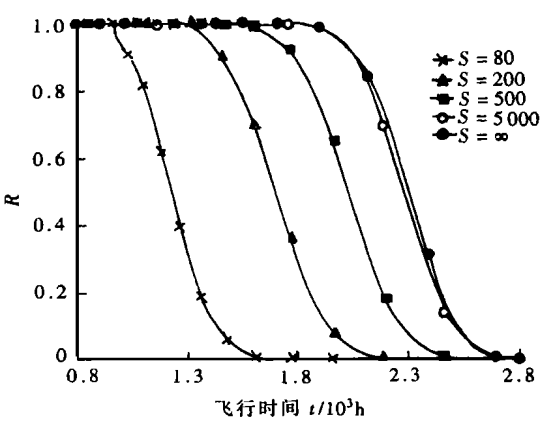


图2 不同飞行使用强度下含3条裂纹的蒙皮与桁条结构的安全可靠度曲线

通过对比可以看出在较低飞行使用强度下,预腐蚀条件对结构可靠度有着明显的影响;在进行结构概率损伤容限分析时应考虑预腐蚀的影响.随着飞行使用强度的增加,预腐蚀对结构可靠度曲线的影响逐渐减小,当飞行使用强度增加到无穷大时,可靠度曲线为疲劳载荷作用下的可靠

度曲线.

6 结束语

本文将腐蚀裂纹扩展的 Wei-Landes 线性假设应用于含多裂纹结构概率损伤容限评定,考虑了地面停放环境对结构寿命的影响,建立了预腐蚀条件下含多裂纹结构概率损伤容限评定方法. 通过文中的讨论和算例可以得出以下结论:

1) 恶劣外场停放条件(高温、高盐)、预腐蚀环境对裂纹扩展的影响是不能忽略的,随着使用时间的延长,结构的可靠度较单纯疲劳载荷有明显的下降.

2) 通过将单纯疲劳载荷作用与不同的预腐蚀效应相叠加可以得到在不同飞行使用强度下的结构可靠度曲线,用于不同飞行使用强度下结构概率损伤容限分析,飞行使用强度越低,预腐蚀的影响越显著.

3) 采用本文所建立的随机模型,可以较好地解决预腐蚀条件下含相互干扰多裂纹结构的概率损伤容限分析,但是由于这种模型建立在疲劳载荷与腐蚀作用线形叠加模型的基础上,因此当腐蚀与疲劳载荷的交互作用不能忽略时这种模型不再适用.

参 考 文 献

1 费斌军,童明波,刘文 5. 含多裂纹结构的概率损伤容限评定方法. 航空学报,1995,16(2):137～142

2 张建宇. 含多裂纹结构的概率损伤容限分析方法研究:[学位论文]. 北京:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系,1997

3 Gordon D E, Kirschner S B, Manning S D, *et al*. Development of fatigue and crack propagation design and analysis methodology in a corrosive environment for typical mechanically fastened joints. NADC-83216-60,1984

4 蒋祖国,金　石,刘文宾,等. 飞机结构腐蚀疲劳. 北京: 航空工业出版社, 1992. 90～101

5 王得贵. 预腐蚀条件下耐久性分析的裂纹萌生方法:[学位论文]. 北京:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系,1997

6 王　荣, 路民旭, 郑修麟. 腐蚀疲劳裂纹扩展与寿命估算. 航空学报,1993,14(3): A188～A192

7 姜建华, 樊蔚勋, 黄维扬. 一种反映腐蚀疲劳裂纹增长的 da/dN-(ΔK_f)数学模型. 航空学报,1995,16(2):188～192

8 Provan J W. Probabilistic fracture mechanics and reliability. Boston: Martinns Nijhoff Publishers, 1987

9 张建宇,费斌军,赵丽滨. 含多裂纹结构的可靠性分析方法. 北京航空航天大学学报,1999,25(2):188～191

Probability Damage Tolerance Evaluation Method for Multi-Cracked Structure under Pre-corrosion

Zhang Jianyu　Zhao Libin　Fei Binjun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract　For analyzing the aircraft structural reliability under bad parking conditions, probability damage tolerance evaluation method is established. This method is used to analyze the reliability of multi-crack structure considering the influence of pre-corrosion. This method comprehensively surveys the existed single-crack propagation random model under pre-corrosion conditions using Wei-Landes linear theory and the crack propagation random model with multi-crack structure. Finally, the life-reliability curves are given in an illustrative example using the method as indicated above. Comparing the reliability curves of different SUS(Service Usage Severity), the influence of pre-corrosion and SUS to crack propagation life can be obtained.

Key words　corrosion fracture; structural reliability; structural life-time; pre-corrosion; multi-crack structure; damage tolerance