

耐久性分析的裂纹萌生方法研究

刘文琰 熊峻江

(北京航空航天大学 508 教研室, 北京, 100083)

A STUDY ON CRACK INITIATION METHOD FOR DURABILITY ANALYSIS

Liu Wen-ting, Xiong Jun-jiang

(Faculty 508 of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing, 100083)

摘要 本文以裂纹尺寸达到经济修理极限对应的结构细节条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线为基础, 将谱载下安全寿命的存活率与裂纹超越数概率率联系在一起, 建立各应力区的 $P(i, \tau)$ 随时间变化曲线, 进而评估指定时间的结构损伤度, 并预测经济寿命, 构成完整的耐久性裂纹萌生方法, 最后给出一个简单实例。

关键词 耐久性分析, 裂纹萌生, 经济寿命

Abstract In this paper, a crack initiation method for durability analysis is developed. The method connected the reliability of safe life under load spectrum with the crack exceedance probability on the basis of $P-S-N$ curves for structure members crack initiation, the condition is that the crack length reaches economic repairment limit. And the $P(i, \tau)-\tau$ curves of every stress region are established. Then the structure damage degree is evaluated and the structure economic life is predicted. Finally, a simple example is given.

Key words durability analysis, crack initiation, economic life

0 前 言

耐久性设计与分析技术是现代飞机的一种先进的设计与分析技术, 它适应现代飞机长寿命、高可靠性、低维修成本的综合要求, 具有广泛的应用前景。文献[1]以概率断裂力学方法(PFMA)为主体建立了完整的耐久性分析技术, 指出常规的疲劳分析方法(CFA)不能定量地确定全部细节的裂纹尺寸, 没有对作为时间函数的‘损伤度’提供定量的描述。因此, 现有的CFA不能作为以经济寿命为准则的耐久性分析方法。然而, 常规疲劳分析

1991年7月4日收到, 1991年10月10日收到修改稿

方法经过多年的发展和应用, 已有相当完整的理论和方法, 并有相当多的试验数据积累。如果能在其基础上予以发展, 使之能达到评估作为时间函数的损伤度并预测经济寿命的目的, 必然对耐久性分析技术的发展和运用起一定的推动作用。

本文从上述目的出发, 研究并建立了耐久性分析的裂纹萌生方法, 其基本思路是: 提出以裂纹达到经济修理极限 a_e 为寿命终止点的条件裂纹萌生寿命, 建立不同存活率 P 对应的条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线族。以每个应力区的各细节作为总体, 将谱载下由 Miner 理论确定的安全条件裂纹萌生寿命的存活率 P 与应力区的裂纹超越数概率 $P(i, \tau)$ 联系在一起, 从而得到各应力区的 $P(i, \tau)$ 随时间 τ 变化的函数 (或曲线)。以这些函数 (或曲线) 为基础即可评估指定时间的结构损伤度, 建立损伤度随时间变化的函数关系, 进而预测结构的经济寿命。

1 条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线

1.1 概念与表达式

定义结构细节萌生裂纹扩展到给定的经济修理极限 a_e 所经历的交变载荷循环数 (或时间) 为条件裂纹萌生寿命。以条件裂纹萌生寿命为寿命指标建立的不同存活率 P 对应的 $P-S-N$ 曲线族即为条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线族。在确定具有存活率的安全条件裂纹萌生寿命时仍然假定对数条件裂纹萌生寿命服从正态分布。

和常规 $P-S-N$ 曲线类似, 指定应力比和 a_e 下条件裂纹萌生寿命 $P-S-N$ 曲线亦可用幂函数式和三参数描述, 即有

$$S_{\max}^m N = E_p \quad (1)$$

$$S_{\max} = C_p (HA_p / N^{\alpha_p}) \quad (2)$$

用于谱线下安全条件裂纹萌生寿命计算的各应力比下 $P-S-N$ 曲线可以由一种应力比下的 $P-S-N$ 曲线和等寿命曲线 (如古德曼公式) 得到。

1.2 测定方法

条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线测试方法可参考常规 $P-S-N$ 曲线试验方法进行, 试验中必须采用结构细节模拟试件, 为能取得裂纹达到经济修理极限的寿命, 必须跟踪裂纹的发展, 然而许多细节的三维裂纹特征长度 a 很难从表面读到或读准, 因此, 通常需要在试验恒幅交变应力作用的若干时刻下降应力幅值, 循环一段时间, 以便在断口上勾划疲劳线, 试验后在断口上测量 (a, t) 或 (a, N) 数据, 再由 (a, N) 数据的插值 (如三点拉格朗日插值) 或拟合得到 a_e 对应的条件裂纹萌生寿命 N 值。这样就使得试验变得很复杂, 而且在长寿命区 (即低应力水平下) 无法应用上述卸载勾线方法。为了解决这些问题, 并尽量减少试验经费, 本文提出如下的条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线测定方法:

(1) 应用结构细节模拟试件测定以破坏寿命为指标的常规 $P-S-N$ 曲线, 或参考材料的 K_r 试件 (K_r 与结构细节相同) 的 $P-S-N$ 曲线, 取其形状参数 (幂函数式的 M_p 及三参数式的 α_p) 作为条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线的形状参数。

(2) 在中寿命区 1~2 种应力水平下用上述卸载勾线法做结构细节模拟试件的成组疲劳试验, 得到对应各存活率 p 的 N_p 值, 用以确定条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线的其它参

数。

采用幂函数式时最少只需作一种应力水平试验, 将其 (S_1, N_{P1}) 代入幂函数式可得到对应的 E_P 值, 即有

$$E_P = (S_1)^{M_P} N_{P1} \quad (3)$$

采用三参数式时, 则至少要做两种应力水平试验, 得到 (S_1, N_{P1}) 、 (S_2, N_{P2}) , 代入三参数式解出 C_P 和 A_P , 其表达式为

$$A_P = \frac{(S_1 - S_2)(N_{P1} N_{P2})^{\alpha_P}}{S_2 N_{P2}^{\alpha_P} - S_1 N_{P1}^{\alpha_P}} \quad (4)$$

$$C_P = \frac{S_1 S_2 (N_{P1} \cdot N_{P2})^{\alpha_P} - (S_1 N_{P1}^{\alpha_P})^2}{S_1 N_{P1}^{\alpha_P} (N_{P2}^{\alpha_P} - N_{P1}^{\alpha_P})} \quad (5)$$

式中 $(\lg N)_P = \overline{(\lg N)} + u_P a$; $N_P = 10^{[(\lg N) + u_P a]}$ 。

2 每个应力区的 $P(i, \tau) - \tau$ 曲线

2.1 应力区裂纹超越数概率与条件安全裂纹萌生寿命的关系

将每个应力区各细节在指定载荷谱作用下的条件裂纹萌生寿命视为随机变量总体, 若存活率为 P 的安全条件裂纹萌生寿命为 τ , 则意味着对应时间 τ 时, 应力区中一个细节裂纹未达到经济修理极限 a_e 的概率为 P 。而 τ 对应的裂纹超越数概率即为应力区中一个细节超过 a_e 的概率, 因此有

$$P(i, \tau) = 1 - P \quad (6)$$

2.2 给定 $P(i, \tau)$ 对应的 τ 值

给定 $P(i, \tau)$ 对应的 τ 值即为存活率 $P = 1 - P(i, \tau)$ 对应的安全条件裂纹萌生寿命, 它可由应力区 (i) 对应的应力谱和存活率为 P 的结构细节条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线按照 Miner 线性累积损伤理论算出, 即有

$$\tau = T / \sum_{j=1}^k \frac{n_j}{N_j} \quad (7)$$

式中: n_j 表示应力谱一个周期中第 j 级应力的循环数; N_j 表示在第 j 级恒幅应力作用下的裂纹萌生寿命; T 为应力谱一个周期代表的飞行小时数。

2.3 $P(i, \tau) - \tau$ 曲线

假定已知应力比 R^* 下的裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线用三参数式[公式(2)]表示。

若应力谱包含的各应力水平为 (S_j, R_j) , $(j=1, 2, \dots, k)$, 其寿命曲线采用如下直线形式表示

$$S_a = S_{-1} \left(1 - \frac{S_m}{\sigma_s} \right) \quad (8)$$

与应力水平 (S_j, R_j) 损伤当量的应力比为 R^* 的最大应力 S_j^* 值则可由(8)式导出如下

$$S_j^* = \sigma_s (1 - R_j) / [\sigma_s (1 - R^*) + 2 S_j R^* (1 - R_j)] \quad (9)$$

将 S_j^* 代入(2)式, 即可得

$$N_j = \left[\frac{A_p}{S_j^*/(C_p - 1)} \right]^{1/\alpha_p} \quad (10)$$

将(10)式代入(7)式, 得

$$\tau = T / \sum_{j=1}^k n_j \left[\frac{S_j^*/C_p - 1}{A_p} \right]^{1/\alpha_p} \quad (11)$$

式中 S_j^* 由(9)式给出; 而 $P = 1 - P(i, \tau)$ 。

显然, (11)式给出了 τ 值随 $P(i, \tau)$ 变化的函数关系。由若干给定的 $P(i, \tau)$ 及其代入(11)式算出的 τ 值即可给出 $P(i, \tau) - \tau$ 曲线 ($\tau - P(i, \tau)$ 曲线)。曲线的绘制可在计算机上, 对 $P(i, \tau)$ 取较小的步长而实现。

3 结构损伤度与经济寿命预测

3.1 给定 τ 下的结构损伤度评估

结构细节群包含 m 个应力区, 首先必须确定每个应力区的 $P(i, \tau)$, 它可依据(11)式求出。但是直接由(11)式求解 $P(i, \tau)$ 十分困难, 因此, 给定 τ 下的 $P(i, \tau)$ 可以由绘制的 $P(i, \tau) - \tau$ 曲线查出, 或在(11)式由给定 $P(i, \tau)$ 求解对应 τ 的过程中取短步长, 由循环计算及插值计算, 算出 $P(i, \tau)$ 值。

有了 $P(i, \tau)$, 即可参照文献[1]、文献[2]确定各应力区的裂纹超越数和结构的裂纹超越数, 进而确定损伤度平均值(平均裂纹超越百分数) DD 和可靠度为 $R (R > 50\%)$ 对应的损伤度上界(裂纹超越百分数) $(DD)_R$ 。损伤度通常可表示为 DD 与 $(DD)_R$ 随时间 τ 的变化曲线。

3.2 经济寿命预测

给定损伤度要求(裂纹超越百分数与可靠度)对应的经济寿命可以由损伤度曲线查出, 亦可在由给定不同 τ 值计算损伤度的循环计算中取短步长并给定精度要求而得到。

4 一个简单实例

某油箱承受振动疲劳谱, 结构细节为点焊元件。由点焊元件拉-拉疲劳试验确定了几种不同存活率 $P = 50\%、95\%、99\%、99.9\%$ 对应的 $P-S-N$ 曲线的三参数式的 α_p 值为 0.7469、1.520、1.442、1.360。

用点焊元件进行振动疲劳试验, 两种应力水平下 $a_i = 1 \text{ mm}$ 对应的条件裂纹萌生寿命数据为: $S_1 = 53.8 \text{ MPa}$, $N_1 = 1.00821 \times 10^6、594353、705017、604409、659074、929085$; $S_2 = 44 \text{ MPa}$, $N_2 = 800009、890032、980078、1.00092 \times 10^6、1.3987 \times 10^6$ 。(N 的单位为一次循环)。

结构细节分为 3 个应力区, 各应力区的应力谱如表 1 所示。一个周期代表 100 h, 3 个应力区的细节数分别为 30, 20, 20。

将前述耐久性分析的裂纹萌生方法的运算编制成 FORTRAN 程序, 经计算, 绘制的第 1 应力区 $P(i, \tau) - \tau$ 曲线如图 1 所示。计算所得的几个指定 τ 所对应的损伤度为: $\tau =$

13000h、15000h、18000h、20000h、25000h分别对应的 $DD=0.24\%$ 、 0.86% 、 2.74% 、 4.33% 、 8.65% 和 $(DD)_R=3.25\%$ 、 6.60% 、 12.87% 、 16.97% 、 26.10% 。

裂纹超越百分数为5%，可靠度为95%，对应的经济寿命为14045 h。

表 1

应力区号 i	1		2		3		1、2、3	
	S_j	S_j	S_j	S_j	R_j	n_j		
1	40 MPa	39 MPa	38 MPa	0.1	300			
2	45 MPa	43 MPa	40 MPa	0.1	100			
3	50 MPa	47 MPa	43 MPa	0.1	40			

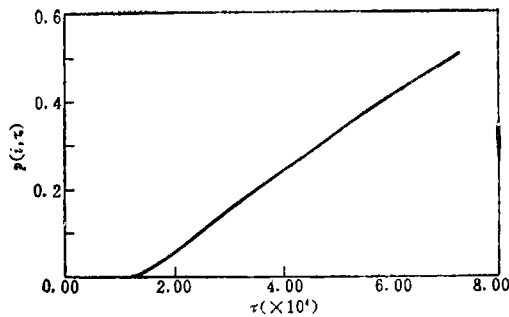


图 1

5 结 论

(1) 本文建立的耐久性分析裂纹萌生方法引入条件裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线概念, 把用 Miner 理论计算的安全条件裂纹萌生寿命与结构细节各应力区的 $P(i, \tau)$ 联系在一起, 从而将常规疲劳分析方法应用于耐久性分析, 可以得到损伤度随时间的变化关系并预测结构经济寿命, 为耐久性分析发展了一种有效的方法。

(2) 实例验证了本文建立的耐久性分析裂纹萌生方法的可行性。

(3) 本方法与耐久性分析概率断裂力学方法 (PFMA) 的一致性与差别尚待通过实例进行比较分析。

参 考 文 献

- 1 Manning S D, Yang J N, 郑旻仲译. 美国空军耐久性设计手册, <AFDD>系统工程出版, 西安, 1987
- 2 航空航天部科学技术研究院编著, 近代飞机耐久性设计技术, <AFDD>系统工程制版, 成都, 1990; 291~293