

技术通讯

飞机起落架使用可靠性的统计

空军第一航空技术专科学校 郭汉堂 段有政

STATISTICAL ANALYSIS OF APPLICATIONAL

RELIABILITY FOR FIGHTER'S LANDING GEAR STRUCTURES

First Air Force Aeronautical Engineering College of Chinese PLA

Guo Hantang and Duan Youzheng

1. 检查周期内裂纹尺寸分布规律

令 $F_D(x)$ 为发现裂纹尺寸 x 的概率, $F_D^*(x) = 1 - F_D(x)$ 为漏检概率。现已推荐了 $F_D(x)$ 的各种函数形式^[1]。裂纹的检测概率选用Weibull函数型

$$F_D(x) = 1 - \exp[-(x/\alpha)^\beta] \quad (1)$$

式中: $\alpha = 0.87$, $\beta = 2.06$ 。

对起落架在使用间隔 $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \dots$ 对应的起落数 N_1, N_2, N_3, \dots 作预定的检查和维修, 如图1所示。

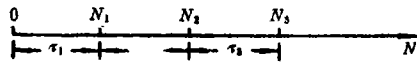


图1 使用间隔的定义

(1) 第一个检查周期 $[0, N_1]$

对裂纹扩展速率方程^[2] $da/dN = qa^b$ 积分, 得出通用函数 W 为

$$a(t_1) = W[a(t_2), t_2 - t_1] = [a^c(t_2) - cq(t_2 - t_1)]^{1/c} \quad (2)$$

$$t_1 < t_2, c = 1 - b > 0$$

式中: a 表示 N 起落数时的裂纹尺寸; b 、 q 的大小取决于载荷谱、结构形式、材料性质等。当 $t_1 = 0$, $t_2 = t$ 时

$$a(0) = [a^c(t) - cqt]^{1/c} = W[a(t), t] \quad (3)$$

于是, 在 $[0, N_1]$ 内任意时刻 t (起落数) 对应的裂纹尺寸 $a(t)$ 的分布密度可表示为

$$\int_{a(t)}^x (x) = \int_{a(0)}^{y(t)} [y(t)] \frac{dy(t)}{dx} \quad (4)$$

式中:

$$y(t) = (x^c - cqt)^{1/c}$$

$$\frac{dy(t)}{dx} = x^{c-1} (x^c - cqt)^{1/c-1}$$

检查周期终结时

$$\int_{a(N_1)}^x (x) = \int_{a(0)}^{y(\tau_1)} [y(\tau_1)] \frac{dy(\tau_1)}{dx} \quad (5)$$

起落架经过第一次外场检查和维修后, 假定所有的裂纹均得到修理, 并认为疲劳寿命已恢复到原正值。仅当考虑可能发生裂纹漏检时, 才得下一个检查周期开始时存在的初始裂纹尺寸的分布密度为

$$\int_{a(N_1)}^s(x) = \int_{a(N_1)}^e(x) F_D^*(x) \tag{6}$$

(2) 第二个检查周期 $[N_1, N_2]$ 在该周期内任意时刻 $\tau = N_1 + t$, 裂纹尺寸 $a(N_1 + t)$ 的分布密度由两项组成

$$\int_{a(N_1+t)}(x) = \int_{a(0)} [y(t)] \frac{dy(t)}{dx} + \int_{a(0)} [y(\tau_1 + t)] F_D^*[y(t)] \frac{dy(\tau_1 + t)}{dx} \tag{7}$$

第一项表示该周期内产生的裂纹分布, 第二项表示漏检裂纹分布。检查周期终结时

$$\int_{a(N_2)}^e(x) = \int_{a(0)} [y(\tau_2)] \frac{dy(\tau_2)}{dx} + \int_{a(0)} [y(\tau_1 + \tau_2)] F_D^*[y(\tau_2)] \frac{dy(\tau_1 + \tau_2)}{dx} \tag{8}$$

经过检查与修理, 并考虑到一条逐渐增长的裂纹在两次定检中都漏检的可能性极小, 故第三个检查周期开始时存在的初始裂纹尺寸分布密度为

$$\int_{a(N_2)}^s(x) = \int_{a(0)} [y(\tau_2)] \frac{dy(\tau_2)}{dx} F_D^*(x) \tag{9}$$

(3) 第 j 个检查周期 $[N_{j-1}, N_j]$

易知, 第 j 个检查周期终结时, 裂纹尺寸 $a(N_j)$ 的分布密度为

$$\int_{a(N_j)}^e(x) = \int_{a(0)} [y(\tau_j)] \frac{dy(\tau_j)}{dx} + \int_{a(0)} [y(\tau_{j-1} + \tau_j)] F_D^*[y(\tau_j)] \frac{dy(\tau_{j-1} + \tau_j)}{dx} \quad j = 1.2.3. \dots \tag{10}$$

2. 检查周期内的破坏概率

(1) 临界裂纹尺寸 a_c 服从正态分布, 其分布密度为

$$\int_{a_c}(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{a_c}} \exp\left[-\frac{(x - \mu_{a_c})^2}{2\sigma_{a_c}^2}\right] \tag{11}$$

a_c 的分布参数可由正态分布函数的除法和平方运算法则求得。也可根据外场实际使用情况进行统计确定。根据实际统计数据^[3], 可得 $\mu_{a_c} = 2, \sigma_{a_c} = 0.5$ 。

(2) 破坏概率的计算 在任意检查周期内, 已将裂纹尺寸和临界裂纹尺寸的分布密度分别用 $f_a(x)$ 和 $f_{a_c}(x)$ 表示, 如图2所示。图中阴影部分表示干涉分布区, 它代表着构件的破坏概率^[4]。任意检查周期内的破坏概率, 用 P_j 表示, 且考虑到 $f_{a_c}(x)$ 服从正态分布。因此第 j 周期内的破坏概率

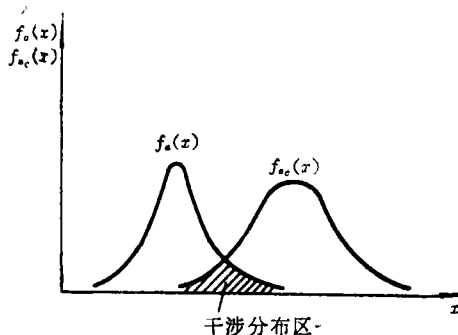


图 2 裂纹分布-临界裂纹分布的干涉

$$P_j = \int_0^{\infty} f_{\sigma(N_{j-1}+t)}(x) \Phi\left(\frac{x-\mu_{\sigma}}{\sigma_{\sigma}}\right) dx \quad (12)$$

在实际计算过程中,考虑到裂纹深度在达到0.3mm以前,结构几乎不会破坏,故积分下限取0.3;而积分上限也并非是无穷大,它是根据每次裂纹尺寸分布约束条件的限制而定的。由于结构在任意两个检查周期内破坏的事件之间是互不相容的。因此,任意检查周期内的累积破坏概率为

$$SP_i = \sum_{j=1}^i P_j \quad (13)$$

3. 数值计算结果及分析

用某型歼击机前起落架作为计算实例。除前面已知参数外,再给出对数疲劳寿命的分布参数 $\sigma=0.148$ 、 $\mu=2.818$ (对应的几何平均寿命为658起落数)^[5]。分两种情况计算,图3表示按等检查周期计算获得的结构破坏概率。如所预料,结构的累积破坏概率随检查周期序号的增大而增加,故等检查周期很难保证飞机起落架结构既安全又经济。图4表示按等破坏概率原则检查和修理起落架的结果。在 $N_1=350$ 、 $N_2=600$ 、 $N_3=940$ 时,分别完成了检查和维修。由图可见,在每次检查和维修后,破坏概率都有一次突然的下降。这说明

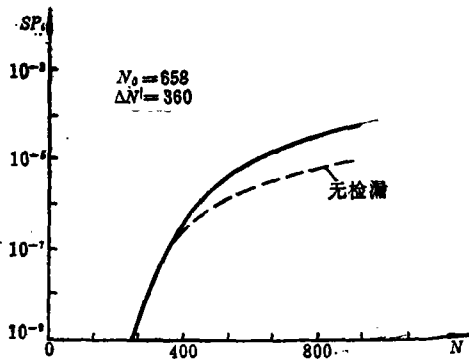


图3 检查周期与破坏概率的关系曲线

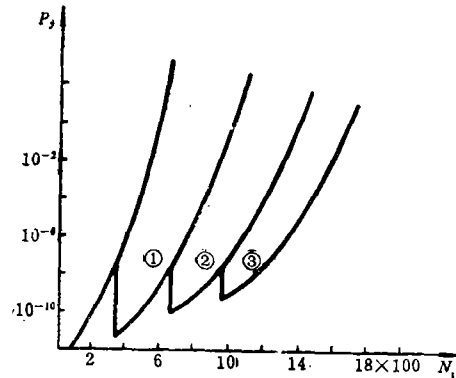


图4 等破坏概率与检查周期的关系曲线
① 第一次修理; ② 第二次修理; ③ 第三次修理

了起落架经过检查和修理后,虽不能提高它的固有可靠性,但却提高了使用可靠性和安全性。可见维修工序和行为直接影响到破坏概率的大小,随着检查周期序号的增大,即便经过修理,累积破坏概率也会达到不能接受的程度。计算结果表明,可为确定外场飞机起落架结构的检查周期提供理论依据。

参 考 文 献

- 1 诸德培,林富甲.飞机结构可靠性分析的若干问题.航空学报,1988,9:(1)41~49
- 2 Yang J N. Statistical Estimation of Economic Life for Aircraft Structures. J. Aircraft, 1980
- 3 空军第一研究所,某型机前起落架(旋转臂—轮叉)裂纹故障调查报告.空军第一研究所科研报告,1979
- 4 [美]KC卡帕,LR兰伯森著,张智铁译.工程设计中的可靠性.机械工业出版社
- 5 汪玲,易珊华.某型机前起落架主要构件使用可靠性分析.空军工程学院学报,1983,(5)