

主起落架外筒周向疲劳裂纹扩展计算方法研究

高金华

(中国民航学院, 天津, 300300)

李本旭 刘锐琛

(成都 394 信箱 2 分箱, 成都, 610041)

GROWTH CALCULATION OF CIRCULAR FATIGUE CRACK ON MAIN LANDING GEAR SHOCK ABSORBING CYLINDER

Gao Jinhua

(Civil Aviation Institute of China, Tianjin, 300300)

Li Benxu, Liu Ruichen

(Box 394 of Chengdu, Chengdu, 610041)

摘要 基于平板表面裂纹应力强度因子的表达式及圆筒穿透裂纹的鼓胀系数, 提出了支柱外筒周向表面裂纹的鼓胀系数及应力强度因子计算方法。还介绍了在工作环境中所用计算疲劳裂纹扩展公式。

关键词 起落架 圆柱体, 裂纹扩展

中图分类号 V214.4, O346.2

Abstract It was found in fatigue experiments to main landing gears that circular surface cracks occur on the shock absorbing cylinder of the struts and propagate rapidly. For estimating the propagation life of the cracks this paper presents calculating methods of a swell factor and stress intensity factor of circular surface cracks on the cylinder. These are based on formulas of stress intensity factors of surface cracks of plates and swell factors of through cracks of cylinders. This paper recommends calculating formulas of fatigue crack propagation in service environment and gives relevant parameters' values of 30CrMnSiNi2A.

Key words landing gear, cylinder, crack propagation

1 平板表面裂纹和圆筒周向穿透裂纹的应力强度因子

通常可把表面裂纹看成是半椭圆形状, 对于平板半椭圆表面裂纹应力强度因子有许多计算公式, 但考虑到主起落架实际受力情况, 现选用拉压和弯曲联合加载时的应力强度因子表达式 $K_{IP}^{[1]}$ 。

$$K_{IP} = M_I (\sigma_t + H\sigma_b) \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} \quad (1)$$

式中 M_I 为应力强度因子总

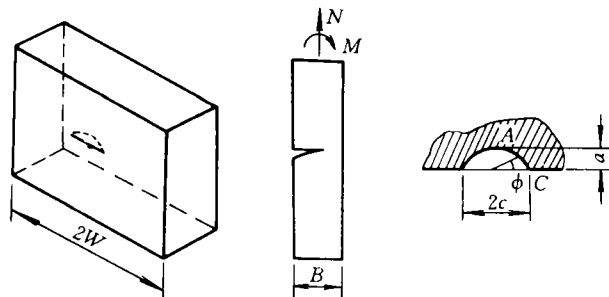


图1 平板表面裂纹示意图

1992年12月1日收到, 1993年4月1日收到修改稿

修正系数, $M_I = M^* g f_\varphi f_w$;

$$M^* = \left(1.13 - 0.09 \frac{a}{c}\right) - \left(0.54 - \frac{0.89}{0.2 + a/c}\right) \left(\frac{a}{B}\right)^2 + \left[0.5 - \frac{1}{0.65 + a/c} + 14 \left(1 - \frac{a}{c}\right)^{24}\right] \left(\frac{a}{B}\right)^4;$$

$$g = 1 + \left[0.1 + 0.35 \left(\frac{a}{B}\right)^2\right] (1 - \sin\varphi)^2; \quad f_\varphi = \left[\left(\frac{a}{c}\right)^2 \cos^2\varphi + \sin^2\varphi\right]^{1/4};$$

$$f_w = \left[\sec\left(\frac{\pi c}{2W} \sqrt{\frac{a}{B}}\right)\right]^{1/2}; \quad H = H_1 + (H_2 - H_1) \sin^p\varphi;$$

$$p = 0.2 + \frac{a}{c} + 0.6 \frac{a}{B}; \quad H_1 = 1 - 0.34 \frac{a}{B} - 0.11 \left(\frac{a}{c}\right) \left(\frac{a}{B}\right);$$

$$H_2 = 1 + G_1 \frac{a}{B} + G_2 \left(\frac{a}{B}\right)^2; \quad G_1 = -1.22 - 0.12 \frac{a}{c};$$

$$G_2 = 0.55 - 1.05 \left(\frac{a}{c}\right)^{3/4} + 0.47 \left(\frac{a}{c}\right)^{3/2}; \quad Q = 1 + 1.464 \left(\frac{a}{c}\right)^{1.65};$$

σ_t 为拉伸引起的应力; $\sigma_t = N / 2WB$; σ_b 为弯曲引起的应力, $\sigma_b = 3M / WB^2$, B 为板厚, $2W$ 为板宽。公式(1)适用于: $0 < a/c < 1$, $c/W < 0.5$ 。

对于表面裂纹, 在受拉伸时, 裂纹深度 a 对导致断裂起主导作用; 而受弯曲时, 裂纹长度 $2c$ 对导致断裂起主导作用。而最深点 A 和裂纹尖端 C 点的应力强度因子分别为

$$K_{IPA} = M^* \left[\sec\left(\frac{\pi c}{2W} \sqrt{\frac{a}{B}}\right)\right]^{1/2} (\sigma_t + H_2 \sigma_b) \sqrt{\frac{\pi a}{a}} \quad (2)$$

$$K_{IPC} = M^* \left\{1 + \left[0.1 + 0.35 \left(\frac{a}{B}\right)^2\right]\right\} \left[\sec\left(\frac{\pi c}{2W} \sqrt{\frac{a}{B}}\right)\right]^{1/2} (\sigma_t + H_1 \sigma_b) \sqrt{\frac{\pi a^2/c}{a}} \quad (3)$$

圆筒出现裂纹时, 计算其应力强度因子若以平板裂纹为基础, 则要考虑曲率的影响。且裂纹表面为不受力的自由表面, 在内压和外载作用下, 裂纹所在部位会发生鼓胀, 使裂纹前缘应力强度因子值增大。对此, Folias 提出了鼓胀系数 M_s 。对圆筒周向穿透裂纹^[2]

$$M_s = 1 + \frac{\pi \lambda^2}{64} - 0.0467 \left(\frac{\lambda}{2}\right)^3 + 0.000197 \left(\frac{\lambda}{2}\right)^7 \quad (4)$$

$$\lambda = [12(1 - \mu^2)]^{1/4} c / \sqrt{BR} \quad (5)$$

式(4)适用范围为 $0 < \lambda < 4$, μ 为泊松比; c 为穿透裂纹半长; R 为圆筒中面半径; B 为圆筒厚度。

当圆筒受轴向均匀拉伸作用时, 周向穿透裂纹的应力强度因子 $K_I = M_s \sigma \sqrt{\pi c}$ 。

2 圆筒表面裂纹应力强度因子的计算

当圆筒受拉伸与弯曲联合作用, 裂纹又是周向表面裂纹时, 尚无现成公式可供使用。但可以肯定, 随着裂纹深度 a 的增加, 鼓胀系数也应增加, 即 λ 也应与 a 有关。当考虑到裂纹前缘 A 点的塑性区 r_y 时, 一旦 $a + r_y = B$, 即认为裂纹穿透。同时, 也应以 R_s 代替(5)式中的 R , 令

$$R_s = R + \frac{1}{2} [B - (a + r_y)] \quad (6)$$

于是(5)式可改写为

$$\lambda_s = [12(1 - \mu^2)^{1/4} c / \sqrt{B^2 R_s / (a + r_y)}] \quad (7)$$

显然, 当 $c=0$ 时, 此时应有 $a+r_y=0$, 则 $\lambda_s=0$; 而 $a+r_y=B$ 时

$$\lambda_s = \lambda \frac{[12(1 - \mu^2)]^{1/4} c}{\sqrt{BR}}$$

这里 $r_y = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K_{IA}}{\sigma_s} \right)^2$ 。以 λ_s 取代 λ , 用(4)式计算 M_s 。于是, 可得到在拉压和弯曲联合作用时, 圆筒周向表面裂纹应力强度因子表达式

$$K_I = M_s K_{IP} \quad (8)$$

当作用于圆筒的弯矩为 M , 轴向力为 N 时

$$\sigma_b = \frac{M}{\frac{\pi}{64}(D^4 - d^4)} \frac{D}{2}; \quad \sigma_t = \frac{N}{\frac{\pi}{4}(D^2 - d^2)}$$

其中圆筒外径 $D=2R+B$; 内径 $d=2R-B$ 。

在计算 K_{IP} 时, f_w 的表达式中可令 $2W=2\pi R$ 。

对于某型飞机主起外筒, $R=54\text{mm}$, $B=8\text{mm}$, $\mu=0.3$ 。当裂纹长 $2c=80\text{mm}$ 并穿透时, 仍有 $\lambda=3.5 < 4$, 因此上述公式有效。

3 裂纹扩展寿命的计算

裂纹扩展速率的计算可采用 Paris 公式

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n \quad (9)$$

同时计算两个方向裂纹的扩展。

在起落架实际工作环境中, 多存在腐蚀性物质, 且应力比是变化的。因此用文献[3]所推荐的公式更为合理, 对于 A 点和 C 点的裂纹扩展分别为

$$\frac{da}{dN} = 10^{-4} \left(\frac{K_{\max A} Z}{M_T} \right)^p \quad (10)$$

$$\frac{dc}{dN} = 10^{-4} \left(\frac{K_{\max C} Z}{M_T} \right)^p \quad (11)$$

式中, $K_{\max A}$ 和 $K_{\max C}$ 分别为 A 点和 C 点的应力强度因子最大值, 单位为 $\text{N}/\text{mm}^{3/2}$ 。 da/dN 与 dc/dN 的单位为 mm/C 。

$$Z = \begin{cases} (1-R)^q & (0 \leq R < 1) \\ 1-uR & (R < 0) \\ 1.1 & (R \leq -1, u=0.1) \end{cases} \quad (12)$$

q 和 u 分别为考虑正应力比和负应力比影响的材料特性参数; p 为裂纹扩展速率曲线在双对数坐标中的斜率; $M_T = M_B m_c m_f m_r$, 其中 M_B 为标准实验室空气环境下, 应力比为零, 频率接近 1Hz 时, 材料的裂纹扩展额定值; m_c 、 m_f 和 m_r 分别为考虑非标准环境、频率和应力比的修正参数。

对于某型飞机主起支柱外筒所用材料 30CrMnSiNi2A 可取 $M_B=700$, $m_e=1.0$, $m_f=0.76$, $m_r=1.0$, $p=2.7$, $q=0.8$, $u=0.1$ 。

da/dN 和 dc/dN 必须同时交替计算, 并分别累加, 便可求得圆筒表面裂纹在两个方向的扩展量和循环次数。以上计算应满足 $K_{\max A} < K_{IC}$, $K_{\max C} < K_{IC}$ 。

计算可采用文献[4]中的 DTD-9 程序, 该程序考虑了高载迟滞效应的影响。对某型飞机主起支柱外筒的疲劳裂纹扩展做了初步估算, 所得结果与试验相近, 但尚需进一步改进疲劳加载的计算模型。

本文曾得到北京航空航天大学刘文珽教授帮助, 在此表示感谢。

参 考 文 献

- 1 崔振源. 表面裂纹理论及其应用. 西安: 西北工业大学出版社, 1987: 37-46
- 2 王自强. 平板与圆筒表面裂纹的断裂分析. 北京: 航空科技(79009), 1979: 5
- 3 陈一坚总编. 飞机结构耐久性及损伤容限手册, 第三册, 飞机结构的损伤容限设计. 北京: 航空航天工业部科学技术研究院, 1989: 10-13
- 4 李克唐主编. 飞机结构损伤容限设计指南. 北京: 航空工业部科学技术委员会, 1985: 590-599