理论与实验研究

航空铝合金材料微动疲劳裂纹扩展寿命研究

杨茂胜,毕玉泉,任剑,王海东,姜文豪

(海军航空工程学院青岛校区,山东青岛 266041)

摘要:以断裂力学为基础,根据复合型裂纹断裂判据建立了LY12CZ铝合金材料微动疲劳裂纹扩展寿命预测模型,确定了模型中的参数,通过预测寿命与试验值的对比验证了该模型的正确、有效性。研究结果表明,微动疲劳裂纹形成阶段比较快,其寿命只占整个疲劳寿命的20%~25%,结构失效所消耗的时间主要 在裂纹扩展阶段。

关键词: 铝合金; 微动疲劳; 扩展寿命 中图分类号: V215.6; V263.5 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2012)05-0001-05

Study on Propagation Life of Fretting Fatigue Crack of Aerial Aluminum Alloy

YANG Mao-sheng, BI Yu-quan, REN Jian, WANG Hai-dong, JIANG Wen-hao (Qingdao Branch of Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041, China)

Abstract: A new model for predicting propagation life of fretting fatigue crack of aluminum alloy LY12CZ was established based on part mechanics and part criterion of composite crack. Parameters of the model were determined. The correctness and validity of the model were validated according to the contrast of experiment life and predicting life. The results showed that fretting fatigue crack formation is fast and its propagation life is only 20 to 25 percent of the total fatigue life, which means the failure life of structure is mainly in the propagation phase.

Key words: aluminum alloy; fretting fatigue; propagation life

铝合金因其质量小,强度好,具有优良的物理、 化学与加工性能¹¹⁻²¹,在航空工业中得到了广泛应 用¹³¹。对于铝合金而言,常规疲劳的裂纹形成寿命 长,扩展寿命只占整个疲劳寿命的20%左右;在微动 疲劳中,情况则相反,由于受到微动力的影响,疲劳 裂纹在循环的初始阶段就会形成,即形成寿命非常 短,扩展寿命占据了整个疲劳寿命的大部分^[4-5]。因此,研究微动疲劳寿命,裂纹扩展寿命的计算是一个 重要环节。

对于微动疲劳的研究,20世纪90年代以前主要 集中在其机理方面,之后关于寿命方面的研究才逐 渐丰富起来。Ruiz⁶⁶在对燕尾榫连接结构进行实验

收稿日期: 2012-04-02

基金项目: 国家自然科学基金(51075394)

作者简介:杨茂胜(1976—),男,博士研究生,工程师,主要研究方向为飞机结构日历寿命及微动疲劳寿命。

的基础上,提出了微动损伤综合参数的概念,以此来 确定微动疲劳裂纹产生的位置,并将寿命拟合为以 综合参数为自变量的预测公式; Christopher D. Lykins^[7]在对Ti-6Al-4V合金的微动疲劳寿命预测 中,提出用Manson-Coffin公式来估算材料的微动疲 劳寿命,该方法形象直观,但可实际操作难度比较 大; Harish Ganapathy^[8]建立了蒙皮/铆钉微动接触有 限元模型,计算了应力分布并预测了裂纹萌生寿命, 这种方法只适用于铆接结构,具有一定的局限性; Golden 等¹⁹提出采用断裂力学方法进行微动疲劳寿 命的预测,该方法认为应力奇异区或应力集中点可 能为裂纹萌生位置;何明鉴¹⁰⁰提出附加应力法,将微 动损伤作为一种应力附加在远场应力上,用这个总 应力建立微动疲劳S-N曲线。该模型简单易用,但 是获得S-N曲线需要大量的试验数据。以上研究所 涉及的参数比较多,计算难度较大,且大多是对结构 的形成寿命或总寿命进行估算,而对于微动疲劳中 占主导作用的裂纹扩展寿命研究较少,尤其是对航 空铝合金材料方面的研究更少。

针对以上分析中存在的不足,根据复合型裂纹 断裂判据,采用断裂力学的方法,建立了LY12CZ铝 合金材料微动疲劳裂纹扩展寿命预测模型,并验证 了其合理性。

1 微动疲劳裂纹扩展寿命计算

1.1 裂纹扩展门槛值准则

微动疲劳情况下,疲劳裂纹形成后,其在材料中 的扩展可分为两个阶段。第一阶段是在与拉应力成 一定倾角的最大剪应力的方向扩展,在这一阶段内 裂纹扩展速率和深度都非常小,因此在这个阶段消 耗掉的疲劳寿命也相对比较低;其后转为第二阶段, 裂纹沿着最大拉应力平面进行扩展,其扩展速率与 深度都比第一阶段大得多,疲劳寿命也主要在这一 阶段内消耗,这也是重点研究的一个阶段。

 1)长裂纹扩展门槛值准则。长裂纹扩展门槛 值准则是通过有效应力强度因子ΔK_{eff}与材料抗扩 展性能参数的对比建立起来的,即当ΔK_{eff}值小于某 一界限值ΔK^{1C}th时,裂纹基本上不扩展,该界限值 ΔK^{1C}th称为长裂纹扩展门槛值。长裂纹扩展门槛值 准则可表示为:

$$\Delta K_{\rm eff} \ge \Delta K^{\rm LC}_{\rm th} \tag{1}$$

式中的有效应力强度因子 ΔK_{eff} 可用 Walker 公 式表示如下:

$$\Delta K_{\rm eff} = \Delta K (1-R)^{m-1} \tag{2}$$

式中:*R*为应力比;*m*为材料常数,其值通常在0到1之间,对于LY12CZ铝合金材料,*m*=0.61^[11]。

Cindie Giummarra¹¹²通过对疲劳裂纹扩展实验数据的拟合发现,对于铝合金而言,长裂纹扩展门槛值 $\Delta K^{L_{h}}$ 与循环应力比*R*之间存在如下的关系:

$$\Delta K^{\rm LC}_{\rm th} = 2.67 - 1.87R$$
 (3)

2)短裂纹扩展门槛值准则。在某些情况下,当 有效应力强度因子ΔK_{eff}小于长裂纹扩展门槛值 ΔK^{LC}_{th}时,裂纹也会扩展,为了解释这种情况, Kitagawa用图1描述了光滑试件的断裂力学行为^[13]。





图1中,倾斜直线代表长裂纹门槛应力值σ^{ιc}^μ, 水平直线代表传统光滑试件的疲劳极限σ_e,在水平 直线或者倾斜直线以上的部分,则属于不稳定区域, 裂纹会在此扩展;而在水平直线和倾斜直线以下的 区域属于稳定区域,该处不会有裂纹的扩展。两直 线的交点所对应的裂纹深度值 ^μ为短裂纹参数,即 长裂纹和短裂纹的分界值,其大小可表示为:

$$l_0 = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K^{\rm eff}}{Y\sigma_e} \right)^2 \tag{4}$$

式中:Y是裂纹形状参数;有效长裂纹扩展门槛 值 K^{eff} 和疲劳极限值 σ 。分别为:

$$K^{\rm eff}_{\rm th} = \frac{2.67 - 1.87R}{1 - R}$$
(5)

$$\sigma_e = \sigma_0 \sqrt{\frac{1}{1 - R^2}} \tag{6}$$

式中: σ_0 为材料常数,表示应力比R=0时的疲劳极限值。

从图1及图2可以看出,当尺寸小于 l_0 的裂纹在 应力强度因子小于长裂纹扩展门槛值 $\Delta K^{L_{th}}$ 时,该裂 纹也可能扩展,Nicholas T等人通过研究建立了如下 的短裂纹扩展门槛值准则^[14]:

$$\Delta K^{\rm SC}_{\rm th} = \Delta K^{\rm LC}_{\rm th} \sqrt{\frac{l}{l+l_0}} \tag{7}$$

也可以用门槛应力值表示为:

$$\sigma^{\rm SC}_{\rm th} = \frac{K^{\rm eff}_{\rm th}}{Y \sqrt{\pi (l+l_0)}} \tag{8}$$

1.2 计算模型

结合以上长、短裂纹扩展门槛值准则,以及应力 强度因子的有关计算¹¹⁵,建立了微动疲劳裂纹扩展 寿命计算模型,如图3所示。

模型中先输入初始裂纹长度1,由FRANC2D计



图 2 短裂纹对 $\Delta K_{\rm th}$ 的影响 Fig. 2 Short crack effect on $\Delta K_{\rm th}$

算应力强度因子范围 ΔK ,结合应力比R分别计算有 效应力强度因子范围 ΔK ,结合应力比R分别计算有 效应力强度因子范围 ΔK ,信,有效应力强度因子门槛 值 K^{eff} ,疲劳极限 σ 。以及长、短裂纹分界值 l_0 ;再根 据长、短裂纹扩展门槛值准则,确定按照长裂纹扩展 行为还是按短裂纹扩展行为来分析计算,从而获得 应力强度因子-裂纹长度关系曲线,并建立起应力强 度因子影响系数 β_2^{eff} 与裂纹长度的对应关系。为了



图 3 裂纹扩展寿命计算模型 Fig. 3 Flow chart of crack growth life calculation model

(9)

考虑应力比对疲劳寿命的影响,裂纹扩展速率公式 皆采用Wallker公式,具体表示为:

 $F=\mathrm{d}l/\mathrm{d}N=C\cdot\Delta K_{\mathrm{eff}}{}^m$

式中:C,m为材料常数,由试验拟合得到。

因为有效应力强度因子无法写成裂纹长度的表达式,因此无法用积分公式直接求得寿命,但可以按定积分的定义,通过选择微小增量 Δl ,然后逐步计算 ΔN 。具体的计算由 AFGROW 软件来实现,最终得到的寿命计算公式如下:

$$N=0.5\sum_{i=1}^{k} \Delta l [F^{-1}(\Delta K_{\text{eff},i+1})+F^{-1}(\Delta K_{\text{eff},i})] \quad (10)$$

式中: Δl 的大小在2~5 μ m之间,因为在 Δl =2 μ m和 Δl =5 μ m时计算出的裂纹扩展寿命是比较 接近的,文中选择 Δl =5 μ m^[15]。

1.3 参数确定

将试验所选用的应力比*R*=0.06¹¹⁵代入相应各式 中可求得以下参数值。

1) 长裂纹扩展门槛值 ΔK^{LC}_{th} :

$$\Delta K^{\text{LC}}_{\text{th}} = 2.67 - 1.87R = 2.56 \text{ MPa} \cdot \sqrt{m}$$
 (11)

2) 长、短裂纹分界值 *l*₀。将 *R*=0.06, σ₀=119
MPa代入式(5)和式(6),可求得 *K*^{eff} h=2.72 MPa, σ_e=
130.22 MPa,再将它们代入式(4)可求得:

$$\Sigma = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K^{\text{eff}}_{\text{th}}}{Y\sigma_{\text{e}}} \right)^2 = 41 \ \mu\text{m} \tag{12}$$

3) 材料常数 *C*,*m*。由试验得到的LY12CZ 铝合 金材料裂纹扩展速率-应力强度因子对应关系如图4 所示^[15],从图中拟合得到的裂纹扩展速率公式的表 达式为:

$lg(dl/dN) = -8.2257 + 2.6863 lg(\Delta K_{eff})$	(13)
经变换可得:	

 $dl/dN=5.9456 \times 10^{-7} (\Delta K_{\rm eff})^{2.686}$ (14)

于是有 C=5.9456×10⁻⁹, m=2.686。

2 结果分析

将试验中循环次数为100000所对应的裂纹长 度38.2μm作为初始裂纹长度,另外将裂纹扩展常 数*C*,*m*,应力值,应力比等所需参数输入AFGROW, 便可求得LY12CZ铝合金微动疲劳扩展寿命与裂纹 长度的对应关系曲线,如图5所示。从图5中可知,



图4 裂纹扩展速率 $-\Delta K_{\text{eff}}$ 曲线 Fig. 4 Crack growth rate as a function of ΔK_{eff}

预测的微动疲劳扩展寿命值为72200,比试验值 97037偏小,相对误差为-25.6%。误差形成的原因 可能是Walker公式中的材料常数是通过试验数据拟 合得到的,而试验中由于测量精度和人为因素的影 响,使得拟合结果与真实结果之间存在一定的偏差。





Fig. 5 Relation between predicted fretting fatigue life and crack length

该模型计算所得微动疲劳寿命预测值与初始裂 纹长度的关系曲线如图6所示,从图中可以得知:不 考虑应力强度因子影响系数时的预测值远比考虑应 力强度因子影响系数时的预测值大,且随着初始裂纹 长度的增加,预测值逐渐降低,与试验值的误差逐渐 减小,如在初始裂纹长度为12 μm时,不考虑应力强 度因子影响系数时的疲劳寿命预测值为320 200,而 考虑应力强度因子影响系数时的预测值为207 800, 相对误差为54.1%;在初始裂纹长度为134 μm时, 不考虑应力强度因子影响系数时的疲劳寿命预测值 为222 400,考虑应力强度因子影响系数时的预测值 为183 000,相对误差为21.5%。这说明应力强度因 子影响系数在裂纹长度比较小时其影响较大,而随 着裂纹长度的增加,其影响越来越小,与试验结果 比较吻合。在考虑应力强度因子影响系数时,初始 裂纹长度为12 µm时所对应的寿命预测值比试验 值大,而初始裂纹长度为38 µm和134 µm时的预 测值比试验值小。整体来说,这3个预测值与试验 值都比较接近,尤其是在初始裂纹长度为12 µm 时,其预测值为207 800,试验值为197 037,相对误 差仅为5.4%,预测结果与试验结果较为一致,说明 建立的考虑应力强度因子影响系数时的寿命预测 模型比较真实地反映了微动疲劳裂纹扩展历程,其 预测精度较高。



图 6 微动疲劳寿命与初始裂纹长度的关系 Fig. 6 Relation between predicted fretting fatigue life and original crack length

3 结论

采用断裂力学的方法建立了LY12CZ铝合金材 料微动疲劳裂纹扩展寿命预测模型,运用该模型将 计算的寿命值与试验值进行比较,结果比较吻合,证 明了所建模型及算法的有效性。同时通过对计算结 果的分析发现,对于受微动影响的铝合金结构来讲, 裂纹形成阶段比较快,其寿命只占整个疲劳寿命的 20%~25%,结构失效所消耗的时间主要在裂纹扩展 阶段。

参考文献:

[1] 秦文峰,龙江,刘峰,等.飞机结构铝合金直接化学镀

Ni-P合金研究[J]. 表面技术,2009,38(5):84-86.

- [2] 李军. 铝及铝合金的电镀工艺综述[J]. 表面技术, 2000, 29(4): 3-5, 51.
- [3] 杨茂胜,张涛,陈跃良,等.考虑微动影响的塔接结构疲劳寿命研究[J].装备环境工程,2011,8(6):48—53.
- [4] 杨茂胜,毕玉泉. 微动接触应力影响因素研究[J]. 装备环 境工程,2012,9(1):5-9.
- [5] JACOB M S D, ARORA Prithvi Raj, SALEEM M, et al. Fretting Fatigue Crack Initiation: An Experimental and Theoretical Study[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29 (3):1328–1338.
- [6] RUIZ C, BODDINGTON P H B, CHEN C. An Investigation of Fatigue and Fretting in a Dovetail Joint[J]. Experimental Mechanics, 1998, 24(4):208-217.
- [7] LYKINS Christopher D, SHANKAR Mall, JAIN Vinod. An Evaluation of Parameters for Predicting Fretting Fatigue Crack Initiation[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(2):703-716.
- [8] GANAPATHY Harish, FARRIS T N. Modeling of Skin/Rivet Contact: Application to Fretting Fatigue, AIAA—97–1340
 [R]. 1997.
- [9] GOLDEN P J, CALCATERRA J R. A Fracture Mechanics Life Prediction Methodology Applied to Dovetail Fretting[J]. Tribology International, 2006, 39(1):1—9.
- [10] 何明鉴,张德志.确定微动疲劳寿命的附加应力法[J]. 航 空发动机,2003,29(3):27--29.
- [11] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京:航空 工业出版社,1996:256-257.
- [12] GIUMMARRA Cindie. Fretting Fatigue of 2XXX Series Aerospace Aluminum Alloys[D]. New York; Rensselaer Polytechnic Institute, 2003.
- [13] FADAG Hassan A. An Investigation of the Propagation Behavior of Fretting Fatigue Cracks in Ti-6Al-4V[D]. Dayton: University of Dayton, 2005.
- [14] NICHOLAS T, HUSTON A, JOHN R, et al. A Fracture Mechanics Methodology Assessment for Fretting Fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(2):1369—1077.
- [15] 杨茂胜. 微动对 LY12CZ 铝合金疲劳性能的影响[D]. 烟台:海军航空工程学院,2011.