

飞行器钛合金紧固孔结构件耐久性研究

张有宏^{1,3}, 李 仲², 常新龙¹, 张世英¹, 吕国志³

(1. 第二炮兵工程学院, 陕西 西安 710025)

(2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

(3. 西北工业大学, 陕西 西安 710072)

摘 要: 对 TC4 钛合金紧固孔结构件进行了实验和理论研究。在结构细节原始疲劳质量模型基础上, 通过使用载荷谱下结构细节的裂纹扩展方程确定出给定时间下对应的裂纹尺寸分布情况, 通过选择合适的参考裂纹尺寸, 给出了紧固孔结构细节出现 5% 裂纹时的寿命, 并建议为飞行器结构的经济寿命, 从而为飞行器结构的经济修理提供指导和依据。

关键词: 钛合金; 紧固孔; 耐久性; 疲劳寿命; 当量初始裂纹尺寸

中图法分类号: TG146.2³

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2010)08-1451-03

TC4 钛合金具有密度小、比强度高、耐腐蚀和中低温性能好等诸多优点, 逐渐成为当代先进武器装备和发动机的主要结构材料之一。随着国内飞行器结构中钛合金用量的增加和钛合金结构件形状的日趋复杂, 开展钛合金结构的耐久性研究非常必要。耐久性指的是在规定的时间内, 结构抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、磨损和外来物损伤的能力^[1, 2]。耐久性设计的目标是确保武器装备在整个使用寿命期内功能最可靠和最经济的维修, 使武器系统经常处于良好的战备状态。通过对钛合金关键结构件进行耐久性分析, 可以对飞行器结构的经济修理进行指导, 使其经常处于良好的备用状态, 使服役中的钛合金结构接近或达到设计寿命要求。本研究以飞行器结构中 TC4 钛合金紧固孔结构的耐久性实验为基础, 对结构经济寿命进行了相关的分析和讨论, 从而为先进飞行器结构耐久性评估提供一定的理论指导。

1 实 验

选取的试验件材料为 TC4 钛合金, 其化学成分(ω , %)为: Al 4.09, Mn 1.66, Fe<0.10, Si<0.10, Zr<0.05, C 0.005, 余量为 Ti。钛合金的相关力学性能参数为: $\sigma_{0.2}$ =888 MPa, σ_b =933 MPa。钛合金材料从某飞行器后机身的锻件毛坯上截取, 试验件为 180 mm×40 mm×4 mm 的长方形平板, 中心通孔直径为 5.3 mm, 几何形状如图 1 所示。在加工试验件时, 采用了铰孔和钻孔两种加工工艺, 各加工 21 件。耐久性试验在 Instron 8801 试验机上进行, 试验载荷为常幅载荷, 载

荷谱包括疲劳载荷和标识载荷, 其中疲劳载荷选取 3 种载荷水平, 采用正弦波加载方式, 最大载荷分别为 39, 40.5, 42 kN, 应力比均为 0.06; 标识载荷的应力比为 0.7, 每块载荷谱中疲劳载荷循环 500 次, 加载频率均为 10 Hz, 每一种情况试验件数为 7 件。试验在实验室空气环境下进行, 试验结束后, 在扫描电镜上进行断口观测分析, 通过放大不同倍数测量出裂纹长度。部分断口照片如图 2 所示。裂纹扩展曲线如图 3 所示。

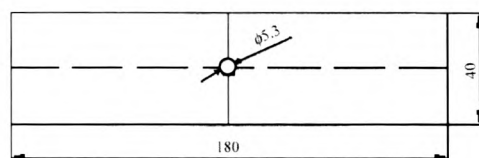


图 1 钛合金试样几何尺寸

Fig.1 Specimen size (thickness: 4 mm)



图 2 试样宏观断口

Fig.2 Macrographs of fracture surfaces

收稿日期: 2009-08-25

作者简介: 张有宏, 男, 1979 年生, 博士后, 讲师, 第二炮兵工程学院 203 室, 陕西 西安 710025, 电话: 029-85333449, E-mail: zyhnpu@hotmail.com

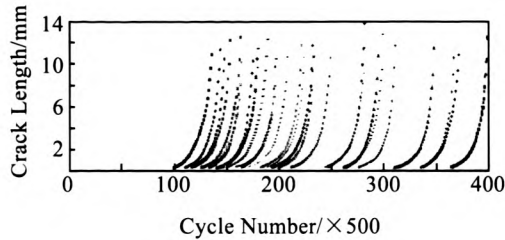


图 3 裂纹扩展曲线

Fig.3 Curves of crack growth

从图2和图3中可以看出, 裂纹以规则的半椭圆状沿着与主拉应力方向垂直的方向逐步扩展。由于试验件有效截面不断减小, 有效应力不断增加, 使得裂纹扩展速率逐渐加快, 当裂纹扩展到一定程度后, 发生突然的断裂。

2 结果与讨论

在耐久性分析中, 紧固孔细节的原始疲劳质量表征了紧固孔细节的原始制造状态, 原始疲劳质量信息是进行耐久性分析的基础。对于一组同样的细节, 其原始疲劳质量用当量初始裂纹尺寸(EIFS)分布来表示^[2, 3]。当量初始裂纹尺寸是一个假想的裂纹尺寸, 由可观察的断口金相结果反推确定, 它具有断裂力学的形式, 但并不服从像“短裂纹影响”那样的规律或限制, 它依赖于所用的断口金相数据、进行反推时所使用的断口金相裂纹尺寸范围以及选用的裂纹扩展速率模型^[4, 5]。

2.1 EIFS 的确定

对于本研究的紧固孔结构件, EIFS 分布可用 Weibull 相容分布来表征:

$$F_{a(0)}(x) = \exp\left\{-\left[\ln(x_u/x)/\phi\right]^\alpha\right\} \quad 0 < x \leq x_u$$

$$F_{a(0)}(x) = 1 \quad x > x_u \quad (1)$$

式中: x 表示 EIFS, x_u 为 EIFS 的上限, α, ϕ 为拟合参数。

选取较小裂纹尺寸范围内(0.3~1.25 mm)的断口金相照片上的裂纹数据, 利用裂纹扩展速率公式:

$$\frac{da(t)}{dt} = Q a(t) \quad (2)$$

式中: $a(t)$ 为 t 时刻的裂纹尺寸, Q 为裂纹扩展参数。

对式(2)进行积分, 可得到:

$$a(0) = \text{EIFS} = a(t) \exp(-Qt) \quad (3)$$

式中: $a(0)$ 为 $t=0$ 时的裂纹尺寸, 即当量初始裂纹尺寸。

下面对 EIFS 分布参数进行确定, 并对参数进行优化。EIFS 分布用 Weibull 相容分布表示, 其分布参

数可以利用最小二乘法拟合求得。在进行 EIFS 分布参数(α, ϕ 和 x_u)的估算时, 还需对这些参数进行优化。步骤如下: 首先在推荐的范围内(最大的 EIFS 值 $\leq x_u \leq 1.3$ mm)假定一个 EIFS 的上限值 x_u , 对于假定的 x_u , 计算出相应的 α 和 ϕ 值。用所得到的 α, ϕ 和 x_u 值计算 EIFS 数据集的总标准差 TSE

$$\text{TSE} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{j}{N_i+1} - \exp\left[-l_i \left[\frac{\ln(x_u/x)}{\phi} \right]^\alpha\right] \right\}^2}{\sum_{i=1}^M N_i}} \quad (4)$$

最后对不同的 x_u 值重复计算 α 和 ϕ , 并计算总标准差, 当对应的总标准差最小时就得到最优的 α, ϕ 和 x_u 值。

2.2 特征裂纹尺寸的确定

为了能够更加直观定量地表征细节原始疲劳质量的好坏, 本研究选用 EIFS 分布的特征裂纹尺寸作为描述紧固孔原始疲劳质量的参数。EIFS 分布的特征裂纹尺寸 $a(0)_{5/95}$ 是指在 95%置信水平下, 裂纹超越概率为 5%的裂纹尺寸, 也就是在 95%置信水平下, 95%可靠度时的裂纹尺寸。

求得 EIFS 分布概率后, 下面确定给定置信水平和给定裂纹超越概率的当量初始裂纹尺寸。步骤如下:

由式(1)可以导出:

$$x = x_u / \exp\left\{\phi \left[\ln 1/F_{a(0)}(x) \right]^{1/\alpha}\right\} \quad (5)$$

取 $F_{a(0)}(x)=95\%$, 即 5%的裂纹超越概率, ϕ 在 95%置信水平下时定义为 $\phi_{95\%}$, 则 95%置信水平, 5%超越概率的当量初始裂纹尺寸为:

$$a(0)_{5/95} = x_u / \exp\left\{\phi_{95\%} \left[\ln 1/0.95 \right]^{1/\alpha}\right\} \quad (6)$$

式中, $\phi_{95\%}$ 可以利用下式计算:

$$\phi_{95\%} = \phi \left[1/2n \chi_{95\%}^2(2n) \right]^{-1/\alpha} \quad (7)$$

式中: n 为试件数; $\chi_{95\%}^2(2n)$ 为具有 $2n$ 个自由度的 95%的 Chi 平方分布。

2.3 裂纹概率寿命估算

在工程小裂纹范围内, 裂纹扩展模型取式(2)。若经济修理极限小于参考裂纹尺寸 a_0 时, 裂纹超越数概率为:

$$P(\tau) = P[a(\tau) > a_c] = \sum_{i=1}^m N_i P(i, \tau) / \sum_{i=1}^m N_i \quad (8)$$

式中: N_i 为第 i 个应力区细节总数, a 为 τ 时刻的裂纹尺寸, a_c 为经济修理极限尺寸, m 为应力区数, $P(i, \tau)$ 为第 i 个应力区的裂纹超越数概率。 $P(i, \tau)$ 可由下式给出:

$$P(i, \tau) = P[a(\tau) > a_c] = 1 - F_{a(0)}[y(a_0, \tau)] \quad (9)$$

而 $y(\alpha_e, \tau) = \alpha_e \exp(-Q_i \tau)$

参考裂纹尺寸 a_0 确定后, 由式(8)求出出现 5% 的裂纹的寿命 τ , 定义为结构的经济寿命。

在 95% 的置信度时, 取当量初始裂纹尺寸为 0.125 mm, 结构细节出现 5% 裂纹的寿命情况为: 第 I 组绞孔的寿命为 14848 循环数, 而第 II 组钻孔的寿命为 9820 循环数。由此分析结果可知, 两组的寿命都大于 5000 循环的设计目标寿命, 表明两种制孔工艺的钛合金锻件紧固孔细节的当量初始缺陷尺寸满足耐久性的原始疲劳质量控制要求, 材料和制造工艺能实现结构原来的设计目标寿命。对两组的寿命循环数进行对比可以看出, 第 I 组绞孔工艺比第 II 组钻孔工艺的原始疲劳质量要好。另外从工艺角度来说, 绞孔表面比钻孔表面更为光滑, 绞孔的表面状况系数为 1.0, 而钻孔的表面状况系数为 1.1, 绞孔的表面状况系数更小, 所以其原始疲劳质量要更好。

3 结 论

绞孔和钻孔两种加工工艺条件下结构细节出现 5% 裂纹的寿命都大于 5000 循环的设计目标寿命。

参考文献 References

- [1] Huo Bo(霍 波), Liu Wenting(刘文琰). *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics* (北京航空航天大学学报)[J], 1995, 21(1): 90
- [2] Makeev A, Nikishkov Y, Armanios E. *Int J Fatigue*[J], 2007, 29(1): 141
- [3] Pedro M, Paulo F, Paulo M. *Theor Appl Fract Mech*[J], 2005, 43(1): 89
- [4] Fadag H A, Mall S, Jain V K. *Eng Fract Mech*[J], 2008, 75(3): 1384
- [5] Cross R, Makeev A, Armanios E. *Int J Fatigue*[J], 2007, 29(4): 1510

Durability of Fastener Hole Structure Parts of Titanium Alloy for Modern Aircrafts

Zhang Youhong^{1,3}, Li Zhong², Chang Xinlong¹, Zhang Shiyong¹ Lü Guozhi³

(1. The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

(2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(3. Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The TC4 alloy fastener hole structure parts were researched experimentally and theoretically. Based on the mathematical model of structure detail initial fatigue quality, the corresponding crack size distribution in certain time was determined by the crack growth equation of structure detail under loading spectra. By selecting appropriate referred crack size, the life of fastener hole structure detail in which 5% crack happened was provided and the resulted life was suggested as the economical life of aircraft structure. All the work is helpful to the economic repair of the modern aircraft structure.

Key words: titanium alloy; fastener hole; durability; fatigue life; equivalent initial flaw size

Corresponding author: Zhang Youhong, Postdoctor, Lecturer, The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, P. R. China, Tel: 0086-29-85333449, E-mail: zyhnpu@hotmail.com