

基于小裂纹的 2024-T3 铝合金中心孔试样疲劳寿命预测

陈 勃, 刘建中, 胡本润

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 对 2024-T3 铝合金板材中心孔试样进行了疲劳裂纹扩展行为及寿命预测的理论和试验研究。采用疲劳条带与显微镜观测相结合的办法获得试样在块谱作用下孔边自然萌生裂纹扩展的 $a-N$ 数据, 并通过对断口的 SEM 观察获取试样的初始缺陷形状。利用基于裂纹闭合的小裂纹扩展分析程序 FASTRAN3.9 对试样 $a-N$ 数据进行反推, 建立了描述孔边裂纹细节原始疲劳质量的当量初始缺陷尺寸 (EIFS) 分布。以该分布为基础, 采用 FASTRAN3.9 对试样进行了恒幅载荷下试样的中值疲劳 $S-N$ 曲线的预测, 预测结果与试验验证结果吻合较好。

关键词: 小裂纹扩展理论; 中心孔试样; 疲劳寿命预测

中图分类号: V215

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2009)02-0097-04

2024 铝合金是航空工业应用最广泛的铝合金之一, 其薄板和厚板用于制造飞机重要的承力构件和结构件。而铆钉及螺栓等紧固孔是上述结构件中最典型的细节形式, 是易于产生应力集中并萌生疲劳裂纹的重要细节部位, 通常是整个结构件中的薄弱环节。因此对 2024 板材孔边裂纹进行疲劳破坏行为的试验研究及宏微观分析, 找出一种可靠、方便的疲劳裂纹扩展寿命预测方法, 对于保证结构的寿命和安全至关重要。

利用断裂力学方法进行材料的疲劳全寿命预测是一种可行的方法, 目前建立的模型也很多。其中基于裂纹闭合^[1,2]的小裂纹扩展分析方法已成功应用于多种航空材料的疲劳全寿命预测^[3-5]。由于该方法需要提供材料的夹杂或孔洞等初始缺陷尺寸数据, 给工程应用带来了不便。本文提出了采用试样的当量初始缺陷尺寸 (EIFS)^[6,7] 分布和小裂纹扩展分析相结合预测试样疲劳寿命的方法。只要有试样的裂纹扩展 $a-N$ 数据和初始缺陷的形貌, 就可利用小裂纹扩展分析程序 FASTRAN3.9 反推建立其 EIFS 分布并进行谱载荷下的疲劳寿命预测。

1 试验研究

1.1 试样形状及研究内容

2024-T3 铝合金板材的厚度为 2.0 mm, 其常规力

学性能见文献 [8]。为了模拟铆钉及螺栓等紧固孔细节, 采用中心孔试样, 试样形状和尺寸如图 1 所示。

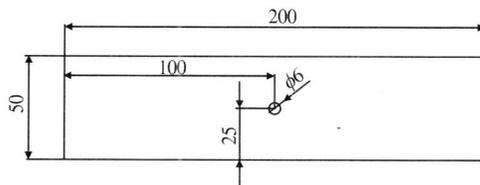


图 1 中心孔试样

Fig. 1 Center-hole specimen

为了获得试样的 EIFS 分布, 利用小裂纹扩展程序 FASTRAN 进行试样的疲劳全寿命预测和试验验证, 需要试样的裂纹扩展 $a-N$ 数据、初始缺陷形貌数据, 以及材料的 $da/dN-\Delta K_{eff}$ 基线数据, 为此开展了以下试验研究:

- 块谱作用下自然萌生裂纹的扩展试验;
- 恒幅谱下试样的疲劳试验;
- 材料的宽范围裂纹扩展速率测试;

1.2 裂纹扩展试验

将中心孔试样分为 A、B 两组, A 组试样进行块谱作用下自然萌生裂纹的扩展试验, 以获得裂纹扩展的 $a-N$ 数据, 用于反推建立试样的 EIFS 分布。

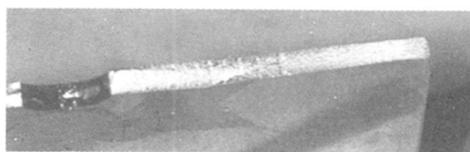


图 2 块谱作用下试样断口的典型疲劳条带

Fig. 2 Typical fatigue striations of the tested specimen

A1~A7 试样采用自编低-高-低程序块谱, 由于

收稿日期: 2008-06-20 修订日期: 2008-09-16

作者简介: 陈勃 (1977—), 男, 湖南常德人, 博士, 高级工程师, 主要从事金属材料的力学性能表征与测试、疲劳与断裂力学、飞机结构疲劳可靠性、耐久性 & 损伤容限性能研究, (E-mail) buaachb@sohu.com

2024-T3 板材塑性好,如图 2 所示,在块谱作用下形成了明显可判读的疲劳条带,实现对 $a-N$ 数据的自动记录和判读。裂纹扩展试验中,在试样前后安装显微镜观测裂纹扩展过程并记录裂纹较长阶段扩展的 $a-N$ 数据,利用该数据和获得的疲劳条带进行反推则可以获得试样尽可能小和准确的 $a-N$ 数据。由于断口的疲劳条带在小裂纹扩展区 ($< 0.7\text{mm}$) 不明显,无法通过该方法获取更小尺寸的 $a-N$ 数据。

1.3 疲劳试验

对 B 组试样进行 $\sigma_{\max} = 140\text{MPa}$ 和 100MPa 两级应力水平下的恒幅疲劳试验,应力比 $R = 0.06$ 每级应力水平 4 个试样。试验数据将用于和预测结果进行对比,验证预测方法的可行性。

对疲劳和裂纹扩展试样断口进行 SEM 观察,获取试样的初始缺陷形貌。

1.4 材料的宽范围裂纹扩展性能测试

采用 M(T) 试样进行了 $R = 0.5$ 和 0 下宽范围 ($10^{-7} \sim 10^{-2}\text{mm/cycle}$) 的裂纹扩展性能测试。采用 FASTRAN 程序对长裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 数据进行塑性诱导的闭合分析,以获得统一描述长、短裂纹扩展行为的 $da/dN-\Delta K_{\text{eff}}$ 基线数据^[1,2]。该基线是基于小裂纹扩展进行材料疲劳全寿命预测的基础数据。

2 试验结果和分析

2.1 初始缺陷形貌

A, B 组试样断口照片如图 3 所示,裂纹均从孔边萌生。通过显微镜观测以及对试样断口的 SEM 分析,没有发现明显的夹杂或孔洞等疲劳源。裂纹均萌生于缺口根部材料的包铝层,最初以单边角裂纹的形式沿长度 c 和深度 a 方向扩展,当裂纹扩展到一定长度后产生双边裂纹并断裂。

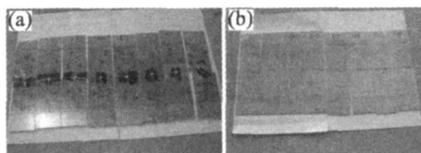


图 3 试样断口照片 (a) A 组; (b) B 组

Fig. 3 The tested specimens (a) group A; (b) group B

所有试样断口的裂纹扩展痕迹非常类似见图 4 裂纹沿厚度方向穿透后,裂纹面很快平直,以穿透裂纹的方式向前扩展,但裂纹前沿略呈半椭圆型。

2.2 试样的疲劳和裂纹扩展试验结果

利用显微镜观测和疲劳条带相结合获得的 A 组试样的裂纹扩展 $a-N$ 数据见图 5。B 组试样的疲

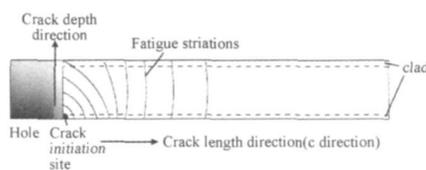


图 4 裂纹萌生及扩展示意图

Fig. 4 Sketch map of crack initiation and propagation

劳试验结果见表 1。

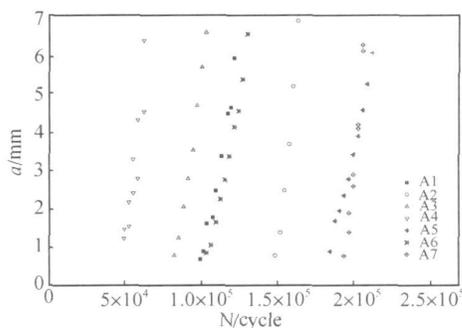


图 5 裂纹扩展的 $a-N$ 数据

Fig. 5 Crack growth $a-N$ data

表 1 疲劳试验结果

Table 1 Fatigue test results

Specimen	σ_{\max} / MPa	N / cycle	$\lg N$	$\overline{\lg N}$	N_{50} / cycle
B1	140	9.3×10^4	4.9685	4.9184	82877
B2		7.5×10^4	4.8751		
B3		8.9×10^4	4.9494		
B4		7.6×10^4	4.8808		
B5	100	2.7×10^5	5.4265	5.4904	309286
B6		2.9×10^5	5.4548		
B7		3.3×10^5	5.5119		
B8		3.7×10^5	5.5682		

2.3 材料的 $da/dN-\Delta K_{\text{eff}}$ 基线

采用 FASTRAN 3.9^[10] 对 $R = 0.5$ 和 $R = 0$ 两个应力比下宽范围长裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 数据进行塑性诱导的闭合分析(约束因子 α 取 1.73, I_{in} 在平面应变条件)^[14,15], 得到材料的 $da/dN-\Delta K_{\text{eff}}$ 基线,如图 6 所示。

从图 6 中可以看出,对 $R = 0.5$ 和 0 应力比的裂纹扩展数据进行闭合分析后,它们的 $da/dN-\Delta K_{\text{eff}}$ 数据基本重合,这也很好地说明利用裂纹闭合效应来解释不同应力比下裂纹扩展速率之间的差异是可行的。因为应力比越大,裂纹面的张开程度越大,裂纹闭合的影响程度越小。在相同 ΔK 情况下, $R = 0.5$ 的 ΔK_{eff} 大于 $R = 0$ 的 ΔK_{eff} , 因此在相同的 ΔK 下, $R = 0.5$ 的 da/dN 高于 $R = 0$ 的 da/dN , 当对它们进行闭合处理后,其 $da/dN-\Delta K_{\text{eff}}$ 数据应该统一。

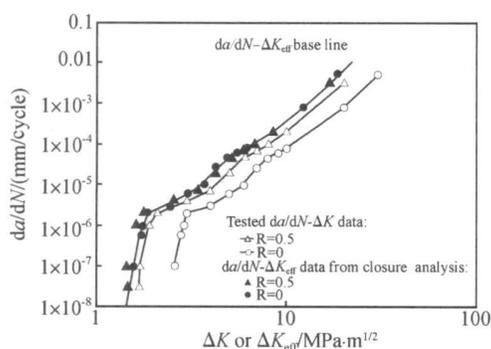


图 6 2024-T3 合金的 $da/dN-\Delta K_{eff}$ 数据

Fig. 6 $da/dN-\Delta K_{eff}$ baseline of 2024-T3 alby sheet

3 建立试样的 EIFS 分布

利用小裂纹扩展分析程序 FASTRAN 3.9 对 A1 ~ A7 试样的 $a-N$ 数据进行反推, 推导出在 $N = 0$ 时, 试样的当量初始缺陷尺寸。推导过程中裂纹形态取为单边 1/4 椭圆角裂纹, $a/c = 1.0$ 。角裂纹应力强度因子的计算采用赵-吴提出的三维维函数解 (3D-WFM)^[11, 12] 和 Newman-Raju 的 FEM 解^[13] 相结合的方法以提高小裂纹阶段 SIF 的计算精度。由于三维角裂纹的闭合分析相对困难, 主要依靠有限元方法, FASTRAN 程序在处理角裂纹等三维裂纹扩展的闭合分析时, 采用由中心穿透裂纹的闭合分析建立的裂纹张开应力拟合公式^[14, 15], 虽然会产生一定的误差, 但这在工程上是可以接受的。

反推过程如图 7 所示, 首先假设不同的初始缺陷值, 然后分别计算出裂纹扩展 $a-N$ 曲线并将其与试样的 $a-N$ 数据进行比较, 以获得试样的当量初始缺陷值。

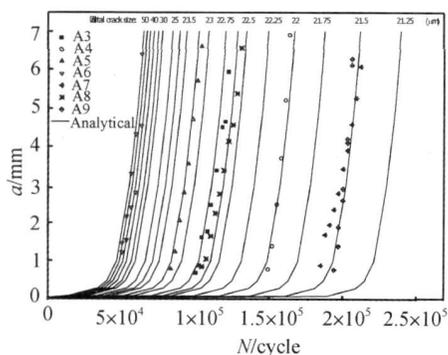


图 7 EIFS 分布的建立

Fig. 7 Construction of EIFS distribution of the tested specimens

Fawaz 考虑到很多裂纹扩展模型不能考虑长短裂纹扩展行为的差异, 在文献 [7] 中指出, 将计算曲线与试验获得的最小 $a-N$ 数据, 而不是整条曲线进

行对比, 将会减少错误的产生。本文在推导过程中也采用了该方法。小裂纹扩展程序考虑了长、短裂纹扩展行为的差异, 利用整条曲线或是最小 $a-N$ 数据进行反推, 结果差异不大, 图 7 也说明了这一点。反推得到试样的当量初始缺陷尺寸见表 2。

表 2 A 组试样的当量初始缺陷尺寸

Table 2 EIFS value of the specimens

Specimen	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7
EIFS value/ μm	22.7	21.9	23.2	40.5	21.6	22.6	21.4

令初始缺陷服从双参数 Weibull 分布, 计算得到 A 组试样的 EIFS 分布函数和概率密度函数:

$$F_{a_0}(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{28.686}\right)^{2.79}\right] \quad (2)$$

$$f_{a_0}(x) = \frac{2.79}{28.686} \left(\frac{x}{28.686}\right)^{1.79} \cdot \exp\left[-\left(\frac{x}{28.686}\right)^{2.79}\right] \quad (3)$$

4 疲劳全寿命预测

EIFS 分布理论上与载荷谱及应力水平无关, 只依赖于试样的材料和加工过程。A、B 两组试样虽然载荷谱不同, 但采用了相同的材料和加工工艺, 可以认为具有相同的 EIFS 分布^[7]。

利用式 (3) 求出 B 组试样的中值初始缺陷值。然后利用 FASTRAN 3.9 计算出 $\sigma_{max} = 140\text{MPa}$ 和 100MPa $R = 0.06$ 两级应力水平下 B 组试样的疲劳全寿命并绘制中值疲劳 $S-N$ 曲线 (令初始缺陷为单边 1/4 椭圆角裂纹, $a/c = 1.0$)。如图 8 所示, 预测结果与试验结果吻合较好, 尤其在低应力区。

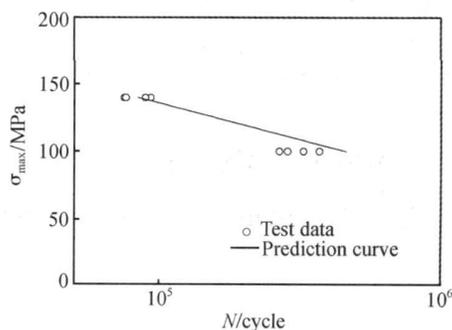


图 8 试样的疲劳 $S-N$ 曲线对比

Fig. 8 Comparison of test data and predicted $S-N$ curve

由于采用 EIFS 分布和小裂纹扩展计算相结合的疲劳寿命预测方法, 只要得到了试样的 EIFS 分布、初始缺陷形状以及材料的 $da/dN-\Delta K_{eff}$ 基线数

据,就可以很方便地对中心孔试样进行中值疲劳寿命预测以及 $p-S-N$ 曲线的预测,并且预测过程不依赖于载荷谱。

5 结论

(1) 2024-T3 铝合金薄板中心孔试样,裂纹均萌生于缺口根部材料的包铝层,以角裂纹的形式扩展,裂纹沿厚度方向穿透后,裂纹面很快平直,前缘略呈抛物型。

(2) 显微镜观测和疲劳条带相结合的办法能够实现块谱作用下 2024-T3 铝合金薄板孔边自然萌生裂纹扩展 $a-N$ 数据的记录。

(3) 小裂纹扩展理论能够考虑裂纹闭合的影响和长短裂纹扩展行为的差异,由长裂纹或小裂纹阶段 $a-N$ 数据反推建立试样的 EIFS 分布差异不大。

(4) 以试样的 EIFS 分布为基础,利用小裂纹扩展理论及分析程序可实现对 2024-T3 铝合金薄板中心孔试样的疲劳 $S-N$ 曲线及 $p-S-N$ 曲线预测,中值 $S-N$ 曲线预测结果与试验结果吻合较好,预测方法不依赖于载荷谱。

参考文献:

[1] WU X R, NEWMAN J C, ZHAO W, *et al*. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminum alloys Part I: Experimental and fracture mechanics analysis[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 1998 (21): 1289-1306

[2] NEWMAN J C, WU X R, SWAN M H, *et al*. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminum alloys Part II: crack closure and fatigue analyses[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 2000(23): 59-72

[3] NEWMAN J C, HILLIP E P, SWAN M H. Fatigue-life prediction methodology using small crack theory[J]. *Int J Fatigue* 1999(21): 109-119

[4] NEWMAN J C. Fatigue-life prediction methodology using a crack-closure model[J]. *Int Journal of Engineering Material and Technology* 1995(117): 433-439

[5] LU J Z, WU X R. Crack growth behavior and fatigue life prediction based on worst-case near-threshold data of large crack for 9310 steel[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 2002 25(5): 467-480

[6] MANNING S D, YANG J N. USAF Durability Design Handbook[R], AD/A 206286, 1989.

[7] FAWAZ S A. Equivalent initial flaw size testing and analysis of transport aircraft skin splices[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 2003(26): 279-290

[8] 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

[9] 吴学仁, 刘建中. 基于小裂纹扩展理论的航空材料疲劳全寿命预测[J]. *航空学报*, 2006, 27(2): 219-226

[10] NEWMAN J C. FASTRAN II: A Fatigue Crack Growth Structural Analysis Program[R]. NASA TM-104159, 1992

[11] WU X R, CARLSSON A J. Weight Functions and Stress Intensity Factor Solutions[M]. Oxford: Pergamon Press, 1991

[12] ZHAO W, WU X R. Stress intensity factors for corner cracks at a semi-circular notch under stress gradients[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 1990, 13(4), 347-360

[13] 仇仲翼. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1993

[14] SOLANKI K, DAN W QICZ S R, NEWMAN J C. Finite element analysis of plasticity-induced fatigue crack closure: an overview[J]. *Engng Fract Mech* 2003 (71): 149-171

[15] MCCLUNG R C. Finite element analysis of specimen geometry effects on fatigue crack closure[J]. *Fatigue Fracture Engng Mater Struct* 1994, 17(8): 861-872

Fatigue Life Prediction for Center-Hole Specimen of 2024-T3 Aluminum Alloy Sheet Based on Small Crack Method

CHEN Bo LU Jian-zhong HU Ben-run

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract Experimental and analytical studies were made on fatigue behavior and life prediction for center-hole specimen of 2024-T3 aluminum alloy sheet. The crack growth $a-N$ data, which naturally initiated from notches under block spectrum, were achieved by the methods of fatigue striations and microscope observation. SEM observation was also made to get the initial flaw shape. A small crack methodology based on the plasticity-induced crack-closure concept and the corresponding analysis program FASTRAN 3.9 was used to deduce the equivalent initial flaw size (EIFS) distribution from the test $a-N$ data. Based on EIFS distribution and FASTRAN 3.9 program, the medium $S-N$ curve was predicted and the result agreed well with the experimental data.

Key words small crack theory; center-hole specimens; fatigue life prediction