

过载对LY12铝板疲劳裂纹扩展速率的影响

顾明达 张诗捷 颜鸣皋*

摘 要

本文研究了LY12铝合金板材,在过载比为2.0时的几种典型加载条件下的疲劳裂纹扩展行为。重点考虑了压缩过载的影响,并对其中前、后各施加一次单个拉伸和前、后各施加一次先拉、后压的过载试验,用线性累积法和Wheeler模型算法作了估算和比较。估算的结果表明:Wheeler算法对塑性区尺寸是敏感的,可以调整 m 值来拟合试验,其中包括压缩过载,能得到较好的结果。从工程估算角度,它可以通过试件、构件和全尺寸的各种谱载的疲劳试验,积累 m 值的分布规律,看来是当前较好的估算方法之一。

一、引 言

考虑到飞机构件材料在服役中所经历的环境和受载历程的复杂性,为了较精确地估算寿命,除了研究环境因素外^[1,2],尚需研究疲劳裂纹扩展的迟滞效应以及载荷序列等影响。随着测试技术的改进及宏观与微观的结合,在复杂载荷条件下建立疲劳寿命估算的最佳模式是可能的。

为此,近年来许多研究者^[3~10]从不同的角度去研究影响迟滞效应的因素、迟滞效应的微观机制和物理模型来解释其迟滞效应,以提出在工程上估算谱载下的疲劳裂纹扩展寿命的有效方法。

通常认为2024铝合金在单拉过载比超过1.5时,就会产生迟滞效应,在2.4左右时,裂纹就不扩展了^[10]。但在实际谱载的载荷序列中,存在着一定数量的不规则压缩过载,如先拉后压或先压后拉等情况。为此,针对压缩过载对于迟滞效应的影响以及能否应用Wheeler

模型来估算带有压缩过载的迟滞效应等问题,通过LY12铝板在过载比为+2.0或-2.0时的几种典型加载,进行了试验和分析。

二、试验程序及结果

1. 试验条件

试验用料为LY12 (Al-4.4Cu-1.5Mg-0.6Mn)铝合金,热处理为淬火+自然时效状态。 $\sigma_b = 50.3$ 公斤/毫米², $\sigma_{rs} = 36$ 公斤/毫米², $\delta_{10} = 18.1\%$, $K_c = 314.0$ 公斤·毫米^{-3/2}。

试样为中心切口,其板厚 B 为4毫米,宽 W 为100毫米,长 L 为300毫米,线切割的初始裂纹长度 $2a_0$ 为30毫米。

应力强度因子范围 ΔK 均用下式计算^[11]:

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{BW} \sqrt{\pi a} \sqrt{\sec \frac{\pi a}{W}} \quad (1)$$

试验在Schenck PC-160M型液压伺服疲劳试验机上进行,过载前、后的等幅最大载荷 $P_{CA \max}$ 均为1600公斤,应力比 R 为0.1,试验频率 f 均为10赫芝,等幅及过载的波形均为

* 参加本工作的还有郭洪全、胡元凯等同志,并对欧阳杰等同志的支持表示感谢。——作者

正弦波，试验过程及各类过载载荷 P_{OL} 均用 SPC 16/40 计算机控制，裂纹长度用 30 倍读数显微镜观察。

2. 试验结果

图 1、2 及表 1 列出了几种典型的加载条件和试验结果。

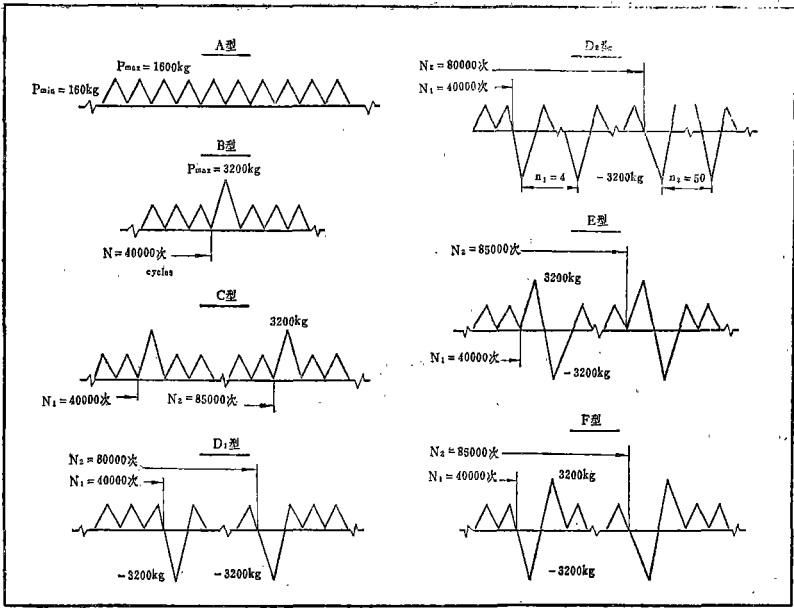


图 1 几种典型的加载形式

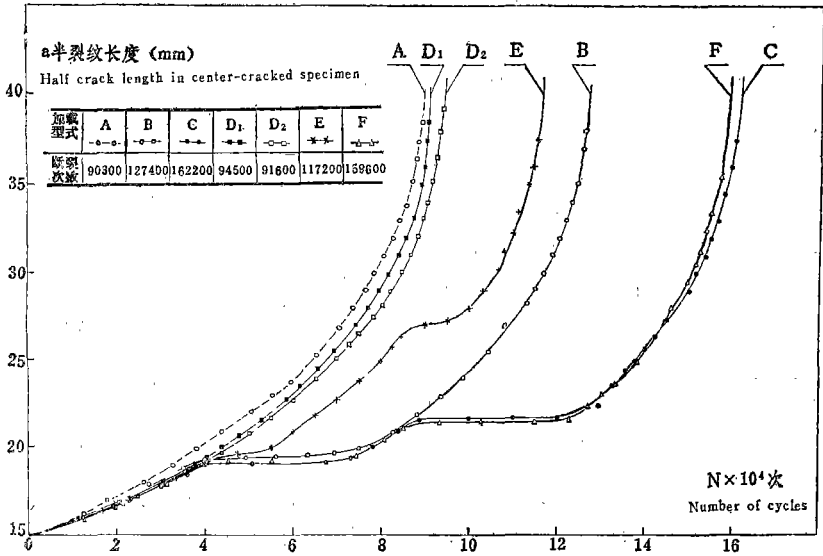


图 2 几种加载形式的 a - N 曲线

表1 试验的加载形式和结果

编号	加载形式	P_{OL} 公斤	$\frac{P_{OL}}{P_{eA}}$	备 注
A	等幅	—	1.0	试验结果用Forman式拟合 ^[11] , 常数 $C=0.2826086 \times 10^{-4}$, $n=2.12165$
B	在等幅上施加一次拉伸过载	3200	2.0	过载后发现裂纹扩展迟滞循环数 N_D 约为32,000次
C	在等幅上前、后各施加一次拉伸过载	3200	2.0	$N_{D1} \approx 32,000$ 次 (ΔK_1 约31公斤·毫米 ^{-3/2}) $N_{D2} \approx 36,000$ 次 (ΔK_2 约33公斤·毫米 ^{-3/2})
D ₁	在等幅上前、后各施加一次压缩过载	-3200	-2.0	试验表明: D型试验与A型试验的疲劳裂纹扩展寿命无多大差异
D ₂	在等幅上第一次施加的压缩过载数为4次, 第二次施加的压缩过载数为50次	-3200	-2.0	
E	在等幅上前、后各施加一次先拉后压过载	$\frac{3200}{-3200}$	$\frac{+2.0}{-2.0}$	先拉后压减轻了拉伸迟滞效应, 但没有全部消除, N_D 约降为8000~10000次, 第二次的先拉后压见到了裂纹迟滞延后效应
F	在等幅上前、后各施加一次先压后拉过载	$\frac{-3200}{3200}$	$\frac{-2.0}{+2.0}$	F型的试验与C型的趋势基本一致

三、寿命估算

估算工作主要是对C型(前、后各施加一次拉伸过载)及E型(前、后各施加一次拉伸过载紧跟压缩过载)试验, 按照线性累积法和Wheeler模型算法进行了估算和比较。

1. 线性累积方法

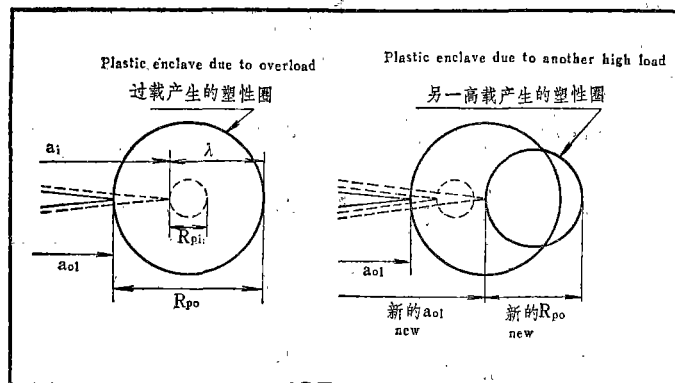
计算公式如(2):

$$a_r = a_0 + \sum_{i=1}^r f(\Delta K)_i \quad (2)$$

式中 a_r 表示在第 r 次循环时所对应的裂纹长度(毫米), a_0 表示起始裂纹长度(毫米)。

2. Wheeler模型的算法

Wheeler 算法^[4]的实质是相对线性累积法, C型及E型的情况均用(3)式计算^[12]:



(a) 过载后的情况

(b) 第二个过载后的情况

图3 Wheeler模型

$$a_r = a_o + \sum_{i=1}^r (C_p)_i \left[\frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \right]_i \quad (3)$$

式中常数 C、n、K_c 均用 A 型的值,

(C_p)_i 表示在循环 i 时的迟滞参数, 见图 3 (该图为 Wheeler 模型的示意图)。

$$(C_p)_i = \left(\frac{R_{pi}}{a_{oL} + R_{po} - a_i} \right)^m \quad (4)$$

m 为迟滞指数。

在估算 (4) 式时, 对塑性区尺寸 R_p 考虑

了两种情况:

平面应力下, 不考虑应力松弛时取

$$R_p = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (5)$$

平面应力下, 考虑了应力松弛, 则取

$$R_p = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (6)$$

图 4 示出了 Wheeler 算法 (3) 式中, 用不同的 R_p (5) 式和 (6) 式对 C 型及 E 型的 a-N 曲线用迟滞指数 m 值拟合的情况。

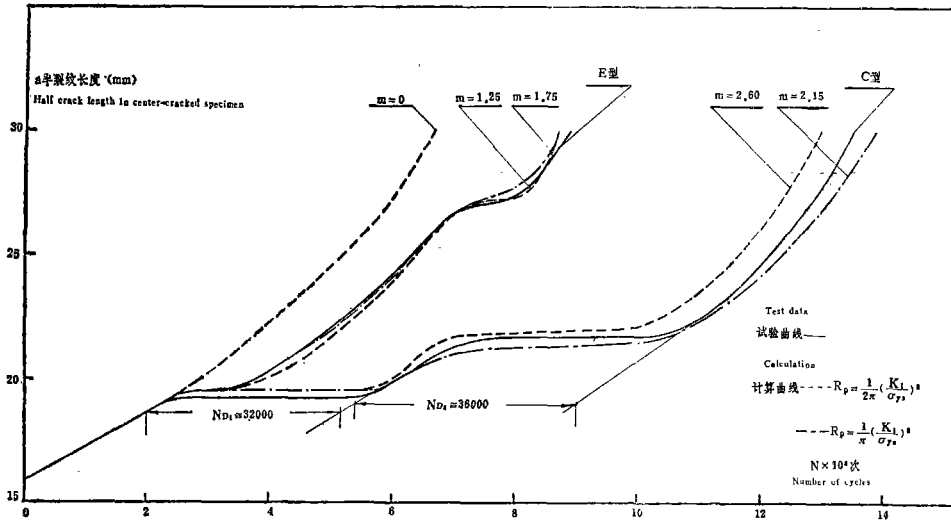


图 4 Wheeler 算法的 m 值与 C 型、E 型试验的拟合

表 2 两种算法的比较

加载 型式	$a_r = a_o + \sum_{i=1}^r f(\Delta K)_i$			$a_r = a_o + \sum_{i=1}^r (C_p)_i f(\Delta K)_i$				** N_r (实验) 次
	m	N_r (计算) 次	误差 % *	R_p	m	N_r (计算) 次	误差 %	
C 型	0	6600	-51.3	$\frac{1}{2\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2$	2.60	13050	-3.7	13550
	0	6600	-51.3	$\frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2$	2.15	13900	+2.7	
E 型	0	—	—	$\frac{1}{2\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2$	1.75	8800	+1.1	8900
	0	—	—	$\frac{1}{\pi} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2$	1.25	8800	+1.1	

* 误差 % = $\left(\frac{N_{r计} - N_{r实}}{N_{r实}} \right) \%$

** $N_r = N_2 - N_1$, N_2 为 $2a_2 = 60$ 毫米时的循环数, N_1 为 $2a_1 = 32$ 毫米时的循环数,

表 2 给出了用线性累积法 (2) 式 (即 $m=0$) 和 Wheeler 算法 (3) 式的比较。

四、结果讨论

1. 压缩过载对于 LY12 铝合金的影响

从图 2 的试验中可以看出: 所施加的压缩过载 D 型与等幅试验 A 型的寿命基本一致; 在前、后各施加一次拉伸过载紧跟压缩过载试验的 E 型与前、后各施加一次拉伸过载试验的 C 型相比较, 则 E 型的拉伸过载的迟滞效应约减小到 $\frac{1}{2}$, 其疲劳寿命减小了 $\frac{1}{4}$; 若 E 型与施加一次拉伸过载试验的 B 型相比较, 其疲劳断裂循环数减小到 $\frac{9}{10}$; 若 E 型与 D 型、A 型相比较, 其迟滞效应并没有完全消除, 仍提高寿命约 30%; 若前、后各施加一次压缩过载紧跟拉伸过载试验的 F 型与 C 型相比较, 其迟滞效应几乎一致。

R. I. Stephens^[13] 认为在奥氏体锰钢中迟滞效应实际上能由于受到与拉伸过载等量的压缩过载而消除的结果, 这与现有 LY12 铝合金试验结果不一致, 但是我们的试验与 AFFDL-TR-74-129^[14] 报告论证及与 T. M. Hsu 等^[15] 有关铝合金的结论类似。

因此, 我们认为压缩过载型的影响, 需在实际谱载中加以具体分析和验证, 并且可以利用 Wheeler 算法来调整 m 值加以解决。

2. Wheeler 模型与线性累积法的应用

用 Wheeler 模型来计算拉、压过载时, 我们的算法与单拉相同, 计算塑性区尺寸所使用的 K_{max} 均选用了拉伸部分的峰值。关于两种塑性区尺寸 (5) 式和 (6) 式, 其 m 值是不

同的, 如图 4 中 C 型的 m 值分别为 2.60 和 2.15, 而 E 型的 m 值分别为 1.75 及 1.25。因为考虑了应力松弛效应后, 其塑性区增大, 相应使得弹塑性边界位置变远, 于是当时的塑性区要超过弹塑性边界所需循环次数也增多, 故裂纹迟滞的时间延长。在此, 说明 Wheeler 算法对塑性区尺寸是敏感的, 因而实际测定塑性区尺寸的工作是有意义的。

按现有试验, 从图 4 及表 2 中可以看出, 不论是 (5) 式还是 (6) 式用试凑 m 值的方法, 均能与试验结果拟合。在美国对于 F-4 飞机的损伤容限评价中^[16] 应用了 Wheeler 模型, 说明在工程估算中有它的实用性。

关于 Elber^[3]、Willenborg^[5] 等模型也可与 Wheeler 模型作进一步的比较。

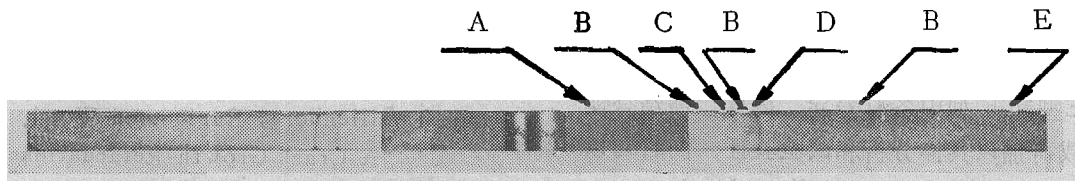
按照载荷大小, 沿用恒幅下的常数 C 和 n , 来累加裂纹长度的线性累积算法的 (2) 式, 因为它没有计及过载所引起的迟滞效应, 也没有考虑到谱载荷中加载序列的影响, 所以给出的估算比较保守, 如表 2 中以 C 型 (前、后各施加一次拉伸过载) 为例, 它估算的寿命约比实测寿命低一半之多, 而 Wheeler 模型计及了过载的迟滞效应, 其估算寿命与实测寿命的误差不大于 $\pm 5\%$ 。

3. 试样断口的初步分析

各型试样的宏观断口以 F 型为例, 如图 5 所示。

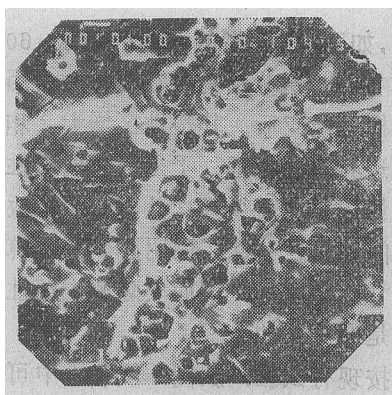
试样的扫描断口以 C 型及 E 型为例, 如图 6 所示。

在图 6-a, 6-b 中的左侧均可看到疲劳条带线, 而与裂纹扩展方向相垂直的中间区即



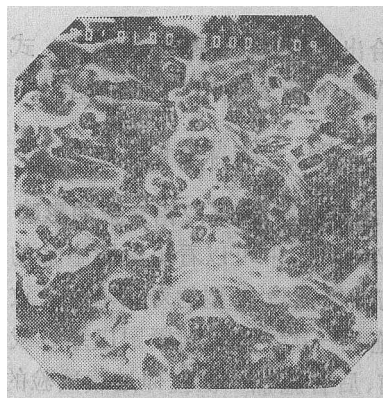
A—线切割区; B—疲劳裂纹扩展区; C—施加第一次先压, 后拉所形成的塑性边界;
D—施加第二次先压后拉的塑性边界; E—瞬时断裂区。

图 5 F 型的宏观断口



a 扩展方向

a—C型所施加的第二次拉伸过载边界区；



b 扩展方向

b—E型所施加的第一次先拉、后压的边界区。

图 6 C型及E型的扫描断口 ×360

为超载所形成的塑性边界，在其右侧均有明显的韧窝区，似乎C型的塑性边界区要比E型的塑性边界区更明显些，相对也更集中，同时韧窝也密集一些。

D型断口与A型断口类似，而B型、F型断口则与C型类似。

关于迟滞的机制与断口的分析另有专门文献发表。

此外，Jacoby等文献中^[9,10,7,8,17]着重强调了裂纹尖端区的裂纹测量技术、裂纹尖端塑性区尺寸的测定、裂纹表面的残余应力的测定、裂纹闭合行为的观察和机制的研究及材料的循环硬化、软化性能的研究，并深入研究环境、频率及实际载荷谱下的寿命估算等工作，促使宏观性能与微观特征的结合，进而利用迟滞行为提高材料的抗裂纹扩展的能力，从而建立有较好物理模型的工程寿命估算法。

五、结 语

1. 压缩超载对LY12铝合金的影响，在D型、E型和F型中各有差异。因此，需结合实际谱载荷加以具体分析和试验验证，同时可以利用Wheeler算法来调整 m 值加以解决。

2. 两种估算法表明，Wheeler算法较线性累积算法为好，该模型虽没有考虑压缩部分，

但从工程估算角度，它可以通过试件、构件和全尺寸的各种谱载的疲劳试验以累积 m 值的分布规律，看来是当前较好的工程估算方法之一。

为了获得有较好物理模型的工程寿命估算方法，尚需要进行深入的试验研究。

参 考 文 献

- [1] 颜鸣皋，“金属疲劳裂纹扩展规律及其微观机制”，航空材料1978年№5~6，
- [2] 顾明达、张诗捷，“40CrMnSiMoVA钢疲劳裂纹增长特性”，航空材料1979年№4。
- [3] Wolf, Elber, “The Significance of Fatigue Crack Closure”, ASTM-STP 486, 1970.
- [4] Wheeler, O. E., “Spectrum Loading and Crack Growth”, Trans. ASME, Journal of Basic Engineering, Vol. 94, Series D, №1, March 1972.
- [5] Willenborg, Engle and Wood, “A Crack Growth Retardation Model Using an Effective Concept”, AFFDL-TM, FMB71.1 Jan, 1971.

- [6] Rice, R. C., Stephens, R. I., "Overload Effect on Subcritical Crack Growth in Austenitic Manganese Steel", ASTM-STP536, 1975.
- [7] Schijve, J., "Four Lectures on Fatigue Crack Growth", E.F.M., Vol. 11, No. 1, 1979.
- [8] Schijve, J., "The Effect of Prestrain on Fatigue Crack Growth and Closure" E.F.M., 1976, Vol. 8, No. 4.
- [9] Jacoby, G.H., Nowack, H. and Lipzig, "Experimental Results and a Hypothesis for Fatigue Crack Propagation under Variable-Amplitude Loading", ASTM STP 595, 1976.
- [10] Bathias, C., Vancon, M., "Mechanisms of Overload Effect on Fatigue Crack Propagation in Aluminium Alloys", E.F.M., Vol. 10, No. 2, 1978.
- [11] "裂纹扩展速率实验数据处理与寿命

估计", 北大数学力学系、航空材料研究所, 1975.

- [12] "机翼梁框断裂控制研究", 西工大内部资料, 1977. 2.
- [13] Stephens, R. I., Mcburney, G. W. and Oliphant, L. J., "Fatigue Crack Growth with Negative R-Ratio Following Tensile Overloads", Int. J. Frac. Mech., 1975.
- [14] AFFDL-TR-74-129 Vol. 1- Results and Discussion "Crack Growth Analysis for Arbitrary Spectrum Loading".
- [15] Hsu, T. M., Lassiter, W., "Effects of Compressive Overloads on Fatigue Crack Growth", AIAA Paper No. 74-365.
- [16] AIAA Paper No. 76-904.
- [17] Knott, J. F., Pickard, A. C., "Effects of Overloads on Fatigue Crack Propagation, Aluminium Alloys", Metal Science, Aug./Sep., 1977.

×

×

×

×

×

×

(上接第20页)

参 考 资 料

- [1] 《涡喷式发动机一级涡轮盘榫槽底部裂纹扩展速度、临界裂纹长度及裂纹扩展的统计分布规律的计算》，空军十九厂、长沙工学院, 1976. 6.
- [2] 《断裂力学讲义》，北京钢铁学院, 1977.
- [3] 《30Cr2MoV 钢在蠕变条件下裂纹扩展性能实验研究的初步情况》，西安热工仪表所, 1976. 6.
- [4] 《裂纹扩展速率实验数据处理与寿命

- [5] K. Hill and R. S. Smith, The Laboratory Crack Propagation Characteristics of a 12% Chromium Martensitic Steel. Part I—Preliminary Data on effects of Frequency and Temperature, NGTE Note, NT757.
- [6] D. A. Jablonski J. V. Carisella and R. M. Pelloux, Met. Trans. Vol. 8A, No. 12, December, 1977.
- [7] L. A. James, Met. Trans., Vol. 8A, April, 1975.
- [8] J. R. Haigh Eng. Frac. Mech., Vol. 7, 1975.