

一种基于约束因子的超载迟滞模型

张国勇, 顾绍景, 郭万林*, 于培师

南京航空航天大学 高新技术研究院, 江苏 南京 210016

摘要: 在常幅载荷中加入一个超载会明显影响后续一段时间裂纹扩展的速率。要准确预测结构在变幅载荷谱下的疲劳裂纹扩展寿命, 必须研究超载对裂纹扩展的影响。现有的变幅疲劳裂纹扩展模型大致可分为屈服区模型、经验的裂纹闭合模型和条带屈服模型。条带屈服模型预测较准确但需要数值迭代求解, 计算量大, 且程序复杂, 不利于工程应用; 屈服区模型比较简单, 但当前大部分屈服区模型中的相应参数需要通过多组试验确定, 缺乏明确的物理意义。本文把裂纹闭合和屈服区的概念相结合, 并考虑三维约束影响, 提出了一种基于约束因子的超载迟滞模型。在此模型中, 裂尖的三维约束状态显著影响超载塑性区, 从而显著影响裂纹的闭合和扩展速率。在常幅疲劳裂纹扩展速率已知的前提下, 本文模型只需根据某一超载比下的迟滞试验来确定材料的超载迟滞参数, 其他超载比的迟滞效应即可基于该参数进行预测。把该模型用于 2024-T3、2024-T351 和 6061-T6 等铝合金试件在单超载和多超载作用下疲劳裂纹扩展寿命的预测, 预测结果和试验值的相对误差小于 20%; 在高超载比时, 由于裂尖大范围屈服, 预测误差相对较大, 但仍小于 34%。对 2024-T351 的验证结果还表明, 本文模型能够有效预测超载迟滞的厚度效应。

关键词: 疲劳裂纹扩展; 约束因子; 超载; 迟滞模型; 裂纹闭合

中图分类号: V215.5; V215.6 **文献标识码:** A

在常幅载荷循环中出现一个高载会显著降低高载后很长循环中的裂纹扩展率, 这种现象称为超载迟滞效应。通常情况下, 工程结构承受的是变幅载荷。在变幅载荷作用下, 疲劳裂纹扩展可能会产生加速或者迟滞, 如果忽略载荷间的相互影响, 预测结果会有很大误差, 可能会达到 3~10 倍甚至更多^[1]。要准确预测疲劳裂纹扩展寿命, 必须研究载荷间的相互作用。拉伸超载会对后续扩展产生明显影响, 所以人们对它进行了广泛深入的研究。

在过去的几十年里, 各国学者提出了许多变幅载荷疲劳裂纹扩展模型, Harmain 把它们划分为 4 代^[2]。第 1 代模型为屈服区模型, 此类模型

认为超载形成大的超载塑性区, 当裂纹扩展突破超载塑性区, 迟滞效应消失。第 2 代模型是 CORPUS、ONERA 和 PREFFAS 等, 它们基于裂纹闭合^[3-4]的概念, 认为裂纹闭合导致了载荷间的相互作用, 但这些模型的张开应力仍然依靠经验假设求得。第 3 代模型是条带屈服模型, 这时裂纹张开应力不再是基于假设, 而是通过计算得到。Harmain^[2]认为第 4 代模型是把裂纹闭合的概念和屈服区模型相结合, 根据塑性区对裂纹闭合的影响来考虑变幅载荷谱下的迟滞效应。屈服区模型计算量小、使用简单, 但此类模型中的参数大多与超载比有关^[5], 需要做大量的试验来确定, 工作量巨大, 而且往往缺乏明确的物理意义。基于条

收稿日期: 2010-09-28; 退修日期: 2010-11-02; 录用日期: 2010-11-22; 网络出版时间: 2010-12-13 17:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101213.1758.016.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20101213.1758.016

基金项目: 国家自然科学基金(50805079); 航空科学基金(2008ZF52062)

* 通讯作者. Tel.: 025-84895827 E-mail: wlguo@nuaa.edu.cn

引用格式: 张国勇, 顾绍景, 郭万林, 等. 一种基于约束因子的超载迟滞模型[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 1032-1039. Zhang Guoyong, Gu Shaojing, Guo Wanlin, et al. An overload retardation model based on constraint factors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 1032-1039.

带屈服的裂纹闭合模型虽然对疲劳裂纹扩展预测准确、适用性广,但计算量大、使用不便。尤其重要的是裂纹端部的实际三维应力约束会随载荷水平变化,这在已有模型中都尚未很好解决。

本文结合裂纹闭合模型和屈服区模型,并考虑裂纹端部的三维应力约束效应,提出了一种基于约束因子的超载迟滞模型。超载会形成大的超载塑性区,超载塑性区改变了裂尖的约束状态(影响了约束因子),从而影响裂纹的扩展。本文提出的超载迟滞模型在已知常幅疲劳裂纹扩展特性的前提下,只需根据某一超载比下的迟滞试验来确定相关参数,其他超载比的迟滞效应即可用该参数来进行预测。最后把该模型应用到了 2024-T3、2024-T351 和 6061-T6 等铝合金试件在单超载、多超载作用下疲劳裂纹扩展寿命的预测,预测结果与试验值非常吻合。本文工作对发展能准确预测一般谱载下疲劳裂纹扩展寿命的新一代预测方法有重要意义。

1 超载迟滞模型

疲劳裂纹扩展具有强烈的三维效应,然而早期的寿命预测模型均未计及厚度等三维因素的影响。Newman^[6]和 Guo^[7]等都在疲劳裂纹扩展分析中引入一个约束因子来进行疲劳裂纹寿命的预测。美国国家航空航天局(NASA)基于此发展起来的 FASTRAN 已经成为国际上最有影响的寿命分析软件。然而其中至关重要的约束因子只能根据经验给出。后来法国宇航院、澳大利亚和瑞士的国防研究部门提出的寿命分析模型和软件都考虑了厚度等三维效应,但都采用了纯经验的关系式^[8]。为了消除厚度等三维因素的影响,Chang^[9]和 Guo^[10]等在有限元计算和理论分析的基础上得到了三维约束因子表达式为

$$\alpha = g(r_{p0}/B) = \frac{1 + 0.208\ 803(r_{p0}/B)^{0.5} + 1.054\ 6(r_{p0}/B)}{1 - 2\nu + 0.208\ 803(r_{p0}/B)^{0.5} + 1.054\ 6(r_{p0}/B)} \quad (1)$$

式中: $r_{p0} = \frac{\pi}{8}(K/\sigma_{ys})^2$ 为裂纹前缘在平面应力状态下的塑性区尺寸, σ_{ys} 为材料的屈服应力, $K = FS\sqrt{\pi a}$ 为裂纹前缘应力强度因子, F 为边界修正因子, S 为名义应力, a 为裂纹长度; B 为试件厚

度; ν 为泊松比。

Newman 对中心裂纹拉伸试件在常幅载荷作用下的张开应力进行了计算,并拟合出了张开应力表达式^[11]为

$$\left. \begin{aligned} S_{op}/S_{max} &= A_0 + A_1R + A_2R^2 + A_3R^3 & R \geq 0 \\ S_{op}/S_{max} &= A_0 + A_1R & R < 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中:

$$\left\{ \begin{aligned} A_0 &= (0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2) \cdot \{\cos[\pi S_{max} F / (2\sigma_{ys})]\}^{1/\alpha} \\ A_1 &= (0.415 - 0.071\alpha) S_{max} F / \sigma_{ys} \\ A_2 &= 1 - A_0 - A_1 - A_3 \\ A_3 &= 2A_0 + A_1 - 1 \end{aligned} \right.$$

S_{op} 为张开应力; R 为应力比,且 $R = S_{min}/S_{max}$; S_{max} 为常幅载荷最大值; S_{min} 为常幅载荷最小值。

在线弹性断裂理论中,常用 $da/dN - \Delta K$ (da/dN 为疲劳裂纹扩展速率; ΔK 为应力强度因子幅值)来描述裂纹的扩展。由于裂尖不可避免地存在塑性区,塑性区的存在导致裂纹闭合效应。为了考虑裂纹闭合对疲劳裂纹扩展的影响,Elber 用有效应力强度因子幅值 ΔK_{eff} 代替 ΔK 来描述疲劳裂纹扩展^[3],小范围屈服状态下疲劳裂纹扩展速率为

$$\frac{da}{dN} = \begin{cases} f(\Delta K_{eff}) & \Delta K_{eff} > \Delta K_0 \\ 0 & \Delta K_{eff} \leq \Delta K_0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: ΔK_0 为疲劳裂纹扩展门槛值。

有效应力强度因子幅值可以表示为

$$\begin{aligned} \Delta K_{eff} &= K_{max} - K_{op} = \\ &= (1 - K_{op}/K_{max}) K_{max} = \\ &= (1 - S_{op}/S_{max}) FS_{max} \sqrt{\pi a} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: K_{max} 为最大应力强度因子; K_{op} 为张开应力强度因子。

疲劳裂纹扩展预测是以常幅疲劳裂纹扩展速率曲线 $da/dN - \Delta K$ 为基础的,但这种曲线是载荷、试样几何等的变量,不是材料客观的基准曲线^[12]。考虑裂纹闭合的有效应力强度因子能够统一各类金属结构材料在不同应力比、不同厚度下的扩展曲线,从而得到材料归一化的疲劳裂纹扩展基准曲线 $da/dN - \Delta K_{eff}$ 。

由式(1)可知,如果其他参数不变,塑性区增大使得 α 变小,由式(2)可知 α 的改变会影响张开应力比 S_{op}/S_{max} ,从而影响 ΔK_{eff} ,进而影响裂纹扩展速率 da/dN 。由式(1)~式(4)可以计算常幅载荷下疲劳裂纹的扩展。当有超载发生时,考虑在约束因子表达式中引入超载塑性区的影响,通过把修正后的约束因子代入式(2)来反映超载导致的张开应力的变化。发生超载时,裂纹长度为 a_{OL} ,裂尖塑性区尺寸为 r_{OL} 。施加当前载荷时,裂纹尖端存在的塑性区尺寸为 r_s (如图1所示),当前载荷形成的塑性区 r_p 在原塑性区中产生,当 $r_p \geq r_s$ 时,突破原有塑性区,此时不存在迟滞效应,约束因子采用常幅载荷时的方法进行计算;当 $r_p < r_s$ 时,当前塑性区在原塑性区内,原塑性区改变了裂尖的约束状态,对约束因子进行修正,可得到

$$\alpha' = \begin{cases} (r_{p0}/r_{s0})^m g(r_{s0}/B) & r_p < r_s \\ g(r_{p0}/B) & r_p \geq r_s \end{cases} \quad (5)$$

式中: $r_p = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{max}}{\alpha \sigma_{ys}} \right)^2$ 为裂纹前缘在三维应力状态下的平均塑性区尺寸; $r_s = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{OL}}{\alpha \sigma_{ys}} \right)^2 - \sum_{i=0}^n \Delta a_i$ 为三维应力状态下超载后经过 n 个载荷循环剩余的超载塑性区尺寸, $K_{OL} = FS_{OL} \sqrt{\pi a_{OL}}$ 为超载作用下的应力强度因子, Δa_i 为超载后第 i 个载荷循环的裂纹扩展量; $r_{s0} = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{OL}}{\sigma_{ys}} \right)^2 - \sum_{i=0}^n \Delta a_i$ 为平面应力状态下超载后经过 n 个载荷循环剩余的超载塑性区尺寸。

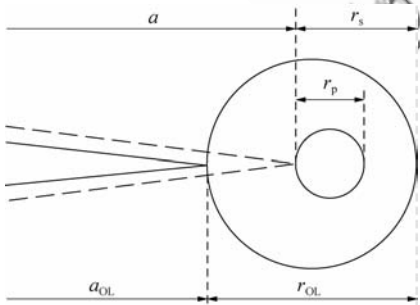


图1 模型塑性区尺寸定义

Fig. 1 Plastic zone size definition in model

2 试验验证

为了验证模型对单超载/多超载迟滞效应的预测效果,对3组不同材料、不同厚度的试件在不

同超载比的单超载及多超载载荷作用下疲劳裂纹的扩展进行了预测,预测结果与试验结果及其他模型的预测结果进行了对比。

首先定义超载比为

$$OLR = \frac{S_{OL}}{S_{max}} \quad (6)$$

式中: S_{OL} 为超载应力。

2.1 单超载迟滞效应的预测

Wu等^[13]对单超载迟滞效应进行了试验研究。试件取宽为105 mm、厚为6.35 mm的中心裂纹拉伸试件,材料为2024-T3。试验在1 000 kN的MTS电液伺服疲劳试验机上进行。裂纹在 $S_{max} = 100$ MPa、 $R = 0$ 的常幅载荷下从初始长度扩展到6 mm,这时加入一个200 MPa的超载应力,然后试验仍在原来的常幅载荷下进行。

要想对裂纹扩展进行预测,首先要知道材料的疲劳裂纹扩展率基准曲线。针对此种材料及试件尺寸,采用Newman在文献[14]中给出的裂纹扩展率基线,即

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^n \quad (7)$$

式中: $C = 3.9 \times 10^{-10}$; $n = 3.5$ 。

试验测定的裂纹长度随载荷循环次数的变化曲线如图2所示。由图2可知,加入拉伸超载,裂纹扩展速度明显变慢,即产生了迟滞效应。通过对比发现本模型的预测结果与FASTRAN的预测结果及试验结果非常接近;在裂纹扩展的后半段本文模型预测的循环数与FASTRAN预测结果均比试验值稍偏大,原因有待进一步分析。

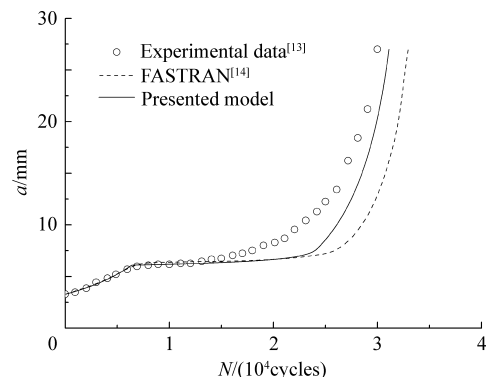


图2 单超载疲劳裂纹扩展曲线

Fig. 2 Fatigue crack propagation curves after a single overload

图 3 为单超载时张开应力的试验值、FAST-TRAN 预测结果及本文模型预测结果的对比。超载时,张开应力缓慢变大,直至达到最大值后,再缓慢变小,迟滞效应消失时张开应力恢复到常幅载荷时的水平。可以看到,本文模型预测值及 FASTRAN 预测值与试验值都比较接近,区别在于超载发生时本文模型预测的张开应力立刻达到最大值,这是因为本模型目前没有考虑超载导致的裂尖锐化的影响。

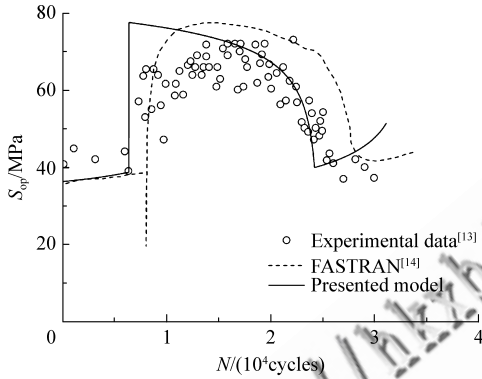


图 3 单超载张开应力曲线

Fig. 3 Crack open stress variation curves after a single overload

2.2 多超载迟滞效应的预测

McMaster 等^[15]开展了一系列的简单拉伸超载疲劳裂纹扩展试验,试件为中心裂纹拉伸试件,材料为 2024-T351,文献^[15]采用了长为 250 mm,宽为 100 mm,厚度分别为 3、6、14 mm 的 3 组试件,如图 4 所示。材料的力学参数如表 1 所示。

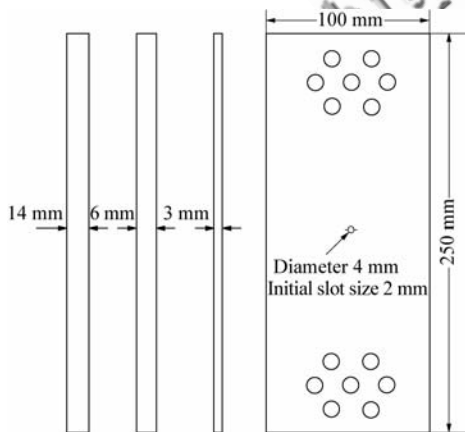


图 4 中心裂纹拉伸试件^[15]

Fig. 4 Central crack tension specimens^[15]

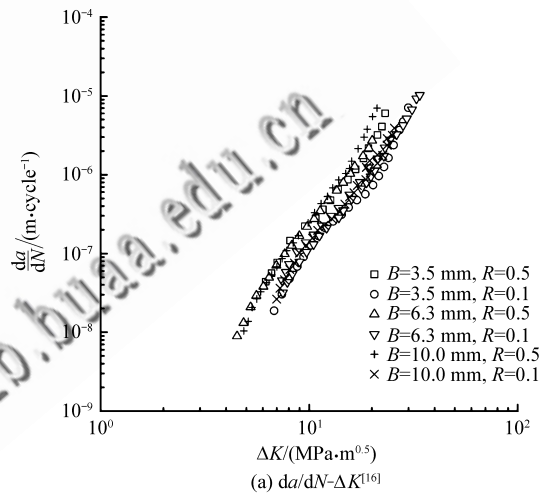
表 1 2024-T351 的力学参数^[15]

Table 1 Mechanical properties of 2024-T351^[15]

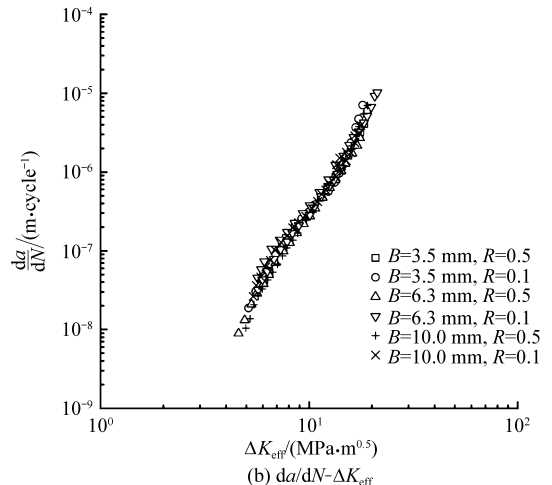
Orientation	Elastic modulus/ GPa	0.1% yield stress/ MPa	0.2% yield stress/ MPa	Ultimate tensile strength/ MPa
L-T	72	365	373	466

试验在 250 kN 的 DARTEC 液压伺服疲劳试验机上进行,首先以 $S_{max} = 54.535$ MPa、 $R = 0.1$ 的常幅载荷对裂纹进行预裂,当 $2a/W = 0.2$ ($2a$ 为裂纹全长; W 为试件宽度) 时疲劳试验开始,裂纹在 $S_{max} = 54.535$ MPa、 $R = 0.1$ 的常幅载荷下扩展,当 $2a/W = 0.4, 0.5, 0.6$ 时施加 OLR = 1.75 (即 $S_{OL} = 95.436$ MPa) 的单超载,超载后试验仍在原来的常幅载荷下进行。常幅加载频率为 10 Hz,超载部分加载频率为 0.05 Hz。

图 5(a) 为文献^[16]给出的 2024-T351 铝合



(a) $da/dN-\Delta K$ ^[16]



(b) $da/dN-\Delta K_{eff}$

图 5 2024-T351 疲劳裂纹扩展数据

Fig. 5 Fatigue crack propagation data in 2024-T351

金板材厚度分别为 3.5、6.3、10.0 mm, $R=0.1$, 0.5 时的 $da/dN-\Delta K$ 试验数据, 经式(1)~式(4)处理得到图 5(b) 所示的疲劳裂纹扩展速率基准曲线 $da/dN-\Delta K_{eff}$, $da/dN-\Delta K_{eff}$ 为材料客观的疲劳裂纹扩展基准曲线, 此曲线将用于后面的疲劳裂纹扩展的预测。为了方便使用, 通过拟合 $da/dN-\Delta K_{eff}$ 得到

$$\frac{da}{dN} = 6.257 \times 10^{-11} (\Delta K_{eff})^{4.075} \quad (8)$$

图 6 给出了 3 种厚度的试件在 3 次超载作用下疲劳裂纹的扩展曲线。图中的虚线为 McMaster & Smith 结合条带屈服模型和变约束因子的方法^[15]预测的曲线。式(5)中的指数 m 由 $B=3$ mm 的试件在第 1 个超载作用下的迟滞试验数据确定, $m=1.17$, 此值将用于此组试件后续超载迟滞及另外两组试件的超载迟滞效应的预测。通过对比可以发现, 本文预测结果比文献^[15]预测效果更好。其中 $B=3$ mm 和 $B=14$ mm 时的预测结果与试验数据吻合较好, $B=$

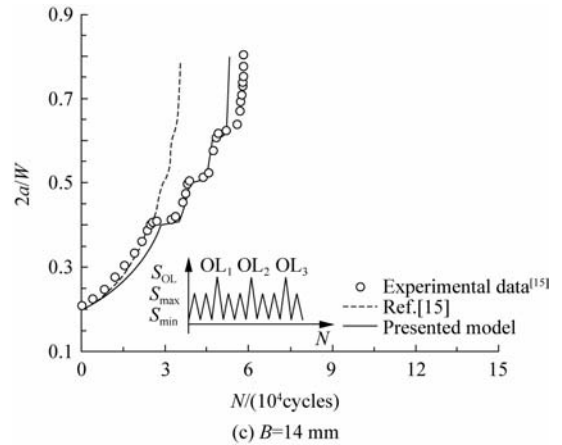


图 6 3 种厚度的试件在 3 次超载作用下疲劳裂纹的扩展

Fig. 6 Fatigue crack growth of three specimens under three overloads

6 mm 时的预测结果与试验值偏差稍大, 这可能是由疲劳裂纹扩展试验的分散性导致的, 并且文献^[15]对此组试验的预测结果偏差也比其他两组的偏差大, 这与本文的预测结果相似。尽管此时的预测结果与试验值偏差较大, 但相对误差仍不超过 29%, 考虑到材料的分散性等不确定因素, 本文的预测结果是可以接受的。

值得注意的是, 本模型还能准确预测超载迟滞的厚度效应: 在相同的载荷水平及超载下, 厚度 $B=3$ mm 时超载导致的迟滞较严重, 而随着厚度的增加, 相同超载导致的迟滞减小。

2.3 多超载比迟滞效应的预测

Kumar^[17] 对 6061-T6 铝合金在 $OLR=1.44, 1.67, 1.88, 2.06$ 时的超载迟滞行为进行了试验研究。文献^[17]采用了单边拉伸试件, 几何尺寸长为 180 mm, 宽为 50 mm, 厚为 3 mm, 如图 7 所示。材料力学参数如表 2 所示。

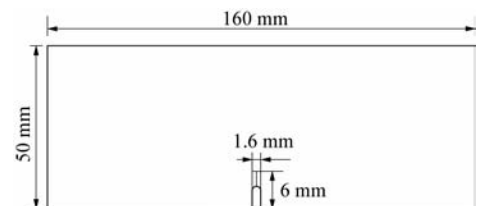


图 7 单边缺口试件^[17]

Fig. 7 Single edge notched specimen^[17]

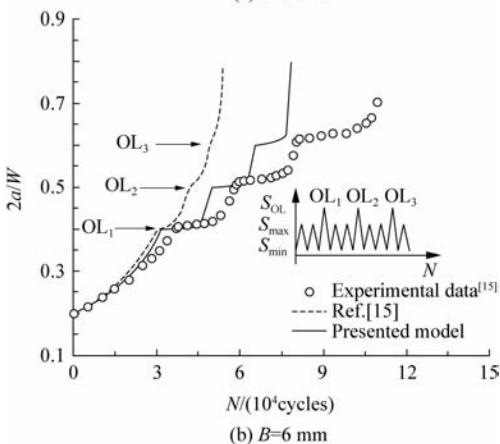
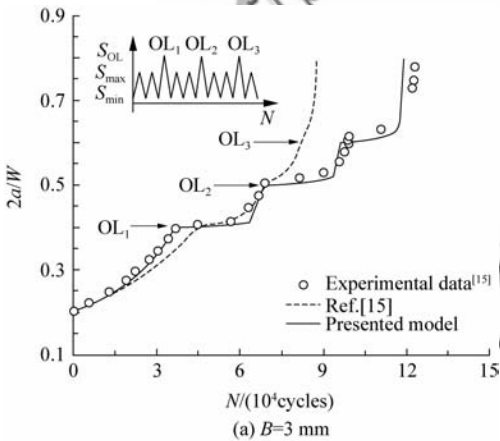


表 2 6061-T6 的力学参数^[17]

Table 2 Mechanical properties of 6061-T6^[17]

Yield stress/ MPa	Ultimate tensile strength/ MPa	Elastic modulus/ GPa	Elongation/ %	Poisson's ratio
276	310	68.9	10.5	0.3

裂纹在 $S_{max} = 78.4$ MPa, $R=0$ 载荷循环下进行预裂,当裂纹长度 $a=6$ mm 时,仍采用预裂时采用的常幅载荷开始疲劳试验,当 $a=7.5$ mm 时加入一个超载比分别为 1.44、1.67、1.88、2.06 的超载应力。

图 8(a) 为 6061-T6 疲劳裂纹扩展率曲线 $da/dN-\Delta K$ 曲线^[18],通过式(1)~式(4)处理后得到曲线 $da/dN-\Delta K_{eff}$,如图 8(b)所示。对于 $da/dN > 2 \times 10^{-9}$ m/cycle 部分,两曲线很好地重合到了一起,而本试验所用到的部分位于这个范围之内,下面的预测将基于此基准曲线。

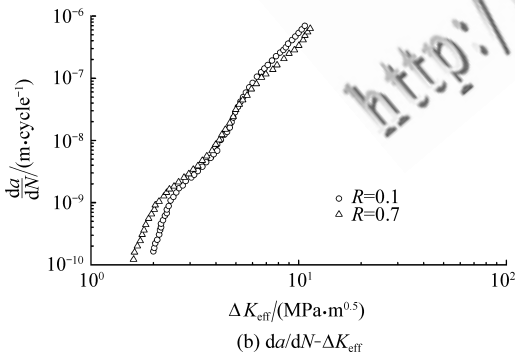
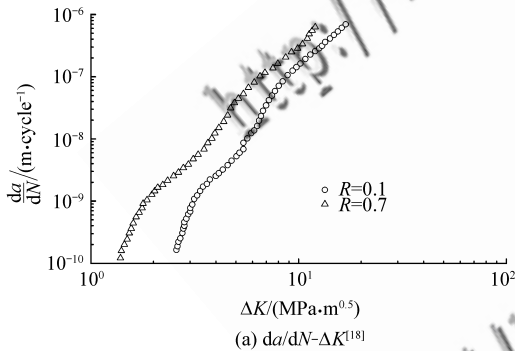


图 8 6061-T6 疲劳裂纹扩展数据

Fig. 8 Fatigue crack propagation data in 6061-T6

裂纹长度随载荷循环次数的变化如图 9 所示。可见当加入超载时,疲劳裂纹扩展明显减速,即发生了迟滞,超载比越大,迟滞越严重。预测时,首先由一个超载比的试验数据对 m 进行校

准,对其他超载比的预测均采用此校准值。本文采用 $OLR=1.88$ 的试验数据对 m 进行校准,得到 $m=0.40$ 。通过对比发现,采用此校准值对 $OLR=1.44, 1.67$ 进行预测,预测结果与试验值较为吻合,而对 $OLR=2.06$ 的迟滞效应预测结果偏保守,这是由于 OLR 较大时裂尖屈服严重,已不属于小范围屈服,此时用 $r_{p0} = \pi(K_{OL}/\sigma_{ys})^2/8$ 来计算塑性区尺寸和约束因子存在较大误差。虽然此时疲劳裂纹扩展寿命预测值与试验值偏差相对较大,但误差仍小于 34%。

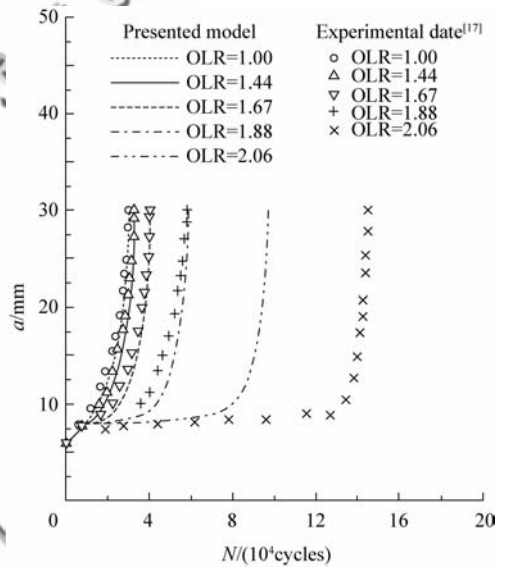


图 9 几种不同超载比时的迟滞效应

Fig. 9 Retardation effects under several overload ratios

3 结论

(1) 所提出的模型能够准确预测 2024-T3、2024-T351 和 6061-T6 等铝合金由单超载、多超载导致的迟滞效应以及超载迟滞的厚度效应,对不同超载情况、不同厚度试件的疲劳裂纹扩展寿命的预测与试验结果吻合得很好。

(2) 预测不同超载比导致的迟滞效应只需通过一组单超载迟滞试验来确定指数 m ,该指数可以用来预测其他超载比时的迟滞效应。

(3) 模型不需要数值迭代求解,计算量非常小,使用方便。

(4) 模型对超载后张开应力缓慢上升不能准确预测,是因为没有考虑超载导致的裂尖钝化的

影响;在超载比较大时,预测值与试验值偏差较大,主要是因为超载较大时由 $r_{p0} = \pi(K_{OL}/\sigma_{ys})^2/8$ 求得的塑性区尺寸与实际塑性区尺寸偏差较大,进一步引入大范围屈服时的面内约束影响可能是需要的。

参 考 文 献

- [1] Fatemi A, Yang L. Cumulative fatigue damage and life prediction theories: a survey of the state of the art for homogeneous materials[J]. *International Journal of Fatigue*, 1998, 20(1): 9-34.
- [2] Harmain G. A model for predicting the retardation effect following a single overload[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2010, 53(1): 80-88.
- [3] Elber W. Fatigue crack closure under cyclic tension[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1970, 2(1): 37-44.
- [4] Elber W. The significance of fatigue crack closure[C]// American Society for Testing and Materials. *Damage Tolerance in Aircraft Structures*. Hampton: ASTM International, 1971: 230-242.
- [5] Taheri F, Trask D, Pegg N. Experimental and analytical investigation of fatigue characteristics of 350WT steel under constant and variable amplitude loadings[J]. *Marine Structures*, 2003, 16(1): 69-91.
- [6] Newman J C, Jr. A crack-closure model for predicting fatigue crack growth under aircraft spectrum loading[J]. *ASTM Special Technical Publication*, 1981(748): 53-84.
- [7] Guo W, Wang C, Rose F. The influence of cross-sectional thickness on fatigue crack growth[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1999, 22(5): 437-444.
- [8] 郭万林,张田忠. 飞机载荷谱下裂纹扩展的三维约束效应[J]. *航空学报*, 2000, 21(4): 294-298.
Guo Wanlin, Zhang Tianzhong. Effect of three-dimensional constraint on crack growth under aircraft spectrum loading [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(4): 294-298. (in Chinese)
- [9] Chang T, Guo W. A model for the through-thickness fatigue crack closure[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999, 64(1): 59-65.
- [10] Guo W. Three-dimensional analyses of plastic constraint factor for through-thickness cracked bodies[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999, 62(4-5): 383-407.
- [11] Newman J C, Jr. A crack opening stress equation for fatigue crack growth[J]. *International Journal of Fracture*, 1984, 24(4): 131-135.
- [12] 郭万林. 复杂环境下的三维疲劳断裂[J]. *航空学报*, 2002, 23(3): 215-220.
Guo Wanlin. Three-dimensional fatigue fracture in complex environments[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(3): 215-220. (in Chinese)
- [13] Wu Y S, Schijve J. Fatigue crack closure measurements on 2024-T3 sheet specimens[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1995, 18(9): 917-921.
- [14] Newman J C, Jr. Prediction of crack growth under variable-amplitude loading in thin-sheet 2024-T3 aluminum alloys[R]. NASA 2004110410, 1997.
- [15] McMaster F, Smith D. Predictions of fatigue crack growth in aluminium alloy 2024-T351 using constraint factors[J]. *International Journal of Fatigue*, 2001, 23(S1): S93-S101.
- [16] 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: 185-203.
Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals[M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 1996: 185-203. (in Chinese)
- [17] Kumar R. Prediction of delay cycles due to instant of single overload cycles[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1992, 42(3): 563-571.
- [18] Donald K, Paris P C. An evaluation of ΔK_{eff} estimation procedures on 6061-T6 and 2024-T3 aluminum alloys[J]. *International Journal of Fatigue*, 1999, 21(S1): S47-S57.

作者简介:

张国勇(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构损伤监测。

Tel: 025-84895827

E-mail: zhanggy@nuaa.edu.cn

顾绍景(1986—) 男,硕士研究生。主要研究方向:结构完整性评定。

E-mail: gushaojing888@163.com

郭万林(1960—) 男,博士,“长江学者”特聘教授,博士生导师。主要研究方向:纳机电和纳智能系统、全寿命安全保障、微智能测控及其在空天飞行器中的应用。

Tel: 025-84895827

E-mail: wlguo@nuaa.edu.cn

于培师(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:断裂、疲劳、损伤与寿命评估。

E-mail: psyu@nuaa.edu.cn

An Overload Retardation Model Based on Constraint Factors

ZHANG Guoyong, GU Shaojing, GUO Wanlin* , YU Peishi

Academy of Frontier Sciences, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Application of a single overload to a constant amplitude loading will significantly affect subsequent crack propagation rate. Therefore, it is necessary to evaluate the influence of overloads on crack growth rates for the fatigue life prediction of structures subject to variable amplitude loadings. The existing fatigue crack growth models for structures subject to variable amplitude loadings can be classified into three categories: the plastic zone based models, the empirical crack closure models and the strip yield models. Of these, the strip yield models can make precise predictions for the overloading effect, but they are too complicated for engineering applications. The plastic zone based models are simple, but they generally include empirical parameters which often lack clear physical significance and have to be determined by a lot of experiments. By combining the advantages of the plastic zone based models and the strip yield models, the three-dimensional constraints near the crack tip are introduced and a new overload retardation model is developed. In this model, the plastic zone induced by the overload is affected by the three-dimensional constraints, and it leads to significant influence on the crack closure and growth rate. On condition that the crack growth rate at constant amplitude loading is obtained, the overload retardation factor of this model can be determined by a retardation test under any overload ratio. The retardation effects of other overload ratios can be predicted by the obtained factor. With the aid of the factor and the sound basis of exact prediction of the crack propagation under constant amplitude loading by the constraint theory, the developed model is proved to be efficient on aluminium alloys such as 2024-T3, 2024-T351, and 6061-T6. In most cases, its life prediction errors are within 20% compared with the results of the crack propagation tests with overloads. The errors are still less than 34% even in large-scale yielding situations. Moreover, from the verification of 2024-T351, the new model is shown to be effective for predicting the thickness effect on overloading retardation.

Key words: fatigue crack propagation; constraint factor; overload; retardation model; crack closure

Received: 2010-09-28; **Revised:** 2010-11-02; **Accepted:** 2010-11-22; **Published online:** 2010-12-13 17:58

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101213.1758.016.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20101213.1758.016

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (50805079); Aeronautical Science Foundation of China (2008ZF52062)

* **Corresponding author.** Tel.: 025-84895827 E-mail: wlguo@nuaa.edu.cn