

高载作用下的疲劳裂纹闭合与残余应力作用

李亚智¹, 耿伟杰¹, 束一秀¹, 王启²

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2. 中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

摘 要:工程结构经常受到变幅载荷的作用, 施加的高载对结构中的疲劳裂纹扩展有明显影响, 了解高载作用机理对于随机载荷谱下的裂纹扩展预测十分重要。基于塑性诱导裂纹闭合原理, 运用弹塑性有限元法模拟疲劳裂纹扩展。阐述了所采用的裂纹扩展模拟方法及确定裂纹张开和闭合应力的原理, 计算获得等 K 基本载荷循环下的裂纹闭合特性和残余应力分布规律。重点分析在基本循环中插入单个拉伸超载、单个压缩超载和单个拉伸超载后紧跟单个压缩超载等情况下裂纹的张开、闭合应力及残余应力分布随裂纹扩展的变化规律。结果表明, 超载在裂尖前方和裂纹尾迹区引起的压缩残余应力是导致裂纹闭合应力水平升高和裂纹扩展迟滞的重要原因。裂纹闭合效应在拉伸超载后瞬时减弱, 但随着裂纹扩展快速上升至超过正常水平; 单纯的压缩超载对裂纹闭合的削弱可以忽略不计, 但紧跟在拉伸超载之后的压缩超载将导致裂纹闭合效应减弱, 削弱拉伸超载下的裂纹扩展迟滞效应。

关 键 词:疲劳裂纹扩展, 有限元方法, 计算机模拟, 超载迟滞, 裂纹闭合, 塑性变形, 残余应力

中图分类号: O346.2

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2014)04-0529-07

工程构件在实际使用过程当中, 经常受到变幅载荷的作用, 研究其中的高载对构件疲劳裂纹扩展的影响, 对结构设计和安全性评定具有重要意义。高载影响的主要表现形式是拉伸超载对疲劳裂纹扩展的迟滞效应以及负超载和这种迟滞效应的抵消作用。近年来对高载效应的研究手段包括试验观察^[1-7]、裂纹扩展模型研究^[8-9]和数值模拟分析^[10-12]。

裂纹闭合现象最早由 Elber^[13]发现, 是影响疲劳裂纹扩展重要因素, 备受关注和研究, 而塑性诱导闭合 (plasticity induced fatigue crack closure, PICC) 是裂纹闭合的重要机理之一, 也为疲劳裂纹扩展中的超载迟滞现象提供了一种诠释。Bichler 和 Pippan^[4]通过对冷轧合金钢试件进行单次拉伸超载疲劳试验认定, 塑性诱导裂纹闭合的变化导致了裂纹扩展速率变化, 拉伸超载导致的裂尖塑性区钝化是导致超载后若干个循环内裂纹闭合水平增强的原因。数值模拟已经成为 PICC 研究的重要手段^[14-16]。Ishihara 等^[11]就用有限元法分析了不同应力比下单次拉伸超载的影响, 指出超载影响的区域

内, 塑性闭合水平上升, 有效应力强度因子下降, 从而使得裂纹扩展速率降低。但其模拟的裂纹扩展长度较短, 且材料为线性强化, 较为简化。

本文基于 PICC 原理, 运用弹塑性有限元法模拟疲劳裂纹扩展, 在裂纹扩展过程中施加不同的超载载荷, 考察裂纹张开、闭合应力及残余应力随裂纹扩展的变化, 用来讨论超载对疲劳裂纹扩展的影响。

1 计算模型

模型为 $M(T)$ 试件, 几何尺寸: $160 \times 80 \times 3$ ($L \times W \times t$, 单位: mm), 中心裂纹的裂尖应力强度因子 K 的公式为

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (1)$$

式中: $\beta = \sqrt{\sec \frac{\pi a}{W}}$ 。其初始裂纹长度 $2a_0 = 8$ mm。

根据对称性考虑板的 $1/4$, 坐标原点位于板的中心, 裂纹扩展路径与 x 轴重合, 加载方向与 y 轴平行。采用 Abaqus 软件的 CPS4R 平面应力四结点减缩积分

收稿日期: 2013-10-28

作者简介: 李亚智 (1962—), 西北工业大学教授、博士, 主要从事断裂力学、复合材料力学、飞机结构完整性的研究。

单元,划分变密度网格。从裂尖初始位置到计算终止裂尖位置的 x 轴范围并且沿 y 方向一定高度的区域内单元尺寸最小、网格最密且分布均匀,最小单元边长为 0.02 mm,长宽比为 1:1。网格划分如图 1 所示。

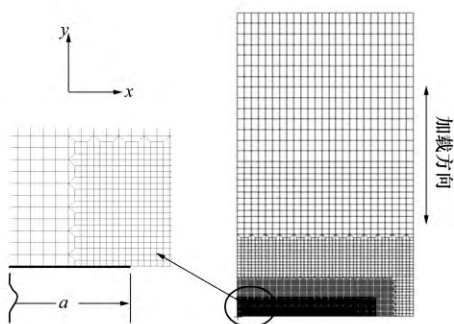


图1 中心裂纹矩形板四分之一模型有限元网格

边界条件为 y 轴上的结点 x 方向位移 $u = 0$ 。沿 x 轴定义一条刚性线,并将刚性线与预定计算裂纹长度范围内的裂纹面分别规定为主、从接触面,从面结点的初始状态是和主面粘结(bond)在一起。对 x 轴上其他结点则直接规定其 y 向位移 $y = 0$ 。计算中,通过裂尖处结点的依次脱粘(disbond)来模拟裂纹扩展。矩形板的两端受到平行于 y 轴的均布循环载荷作用,在四分之一模型中为上端受到均布循环载荷。

材料拉伸曲线来自实测的 2024-T351 铝合金单轴拉伸数据^[17],见图 2。

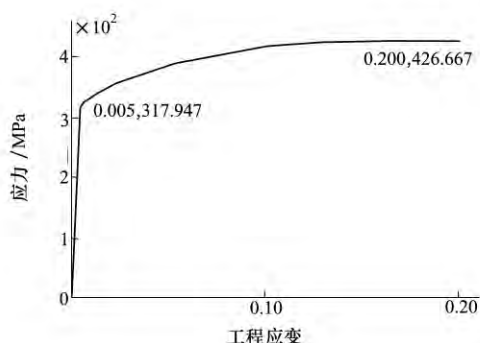


图2 2024-T351 铝合金单轴拉伸曲线

弹性模量 $E = 73\,774$ MPa,泊松比 $\nu = 0.33$,屈服强度 $\sigma_s = 318$ MPa,强度极限为 426.7 MPa。用非线性随动强化模型^[18]来表示材料的循环应力应变特性。

本课题组的前期计算研究^[15-16]表明,在等幅循环载荷作用下,由于裂尖塑性随着裂纹长度增加而增加,疲劳裂纹张开应力 σ_{op} 和闭合应力 σ_{cl} 水平也随之不断提高。而在等 K (最大应力强度因子 K_{max} 保持不变)循环载荷下,裂尖塑性稳定,裂纹张开应力 σ_{op} 和闭合应力 σ_{cl} 的相对值(σ_{op}/σ_{max} 和 σ_{cl}/σ_{max})或裂纹张开、闭合应力强度因子(K_{op} 和 K_{cl})保持不变。为了进行超载效应分析,本文将施加的载荷分成基本循环和超载循环,其中基本循环为等 K 循环,以便于分析超载的作用。通过编写 Abaqus 输入文件控制裂纹扩展。每两个基本循环构成一个块循环(block),每一个块循环中释放一个和刚性线粘连的结点,以模拟裂纹的扩展。每个块循环共包含 7 个分析步,其中第 1 个循环的卸载阶段分成第 2 和第 3 分析步,在第 3 分析步确定 σ_{cl} ;第 2 个循环的加载阶段分成第 4 和第 5 分析步,在第 4 分析步确定 σ_{op} ;结点释放在第 2 个循环的最大载荷之后的第 6 分析步进行。在 $a = 9$ mm 处,2 个基本块循环之间加入超载循环,每个超载循环用 2 个分析步完成。图 3 为包含超载及其前后 2 个块循环的加载片段,反映了分析步和载荷的关系,其中 σ_{max} 和 σ_{min} 分别表示当前基本循环应力的最大值和最小值,在等 K 加载中 σ_{max} 随裂纹长度变化; σ_{ol} 表示拉伸超载(overload)应力, σ_{ul} 表示压缩超载(underload)应力,定义拉伸超载比 $\gamma_{ol} = \sigma_{ol}/\sigma_{max}$,压缩超载比 $\gamma_{ul} = \sigma_{ul}/\sigma_{max}$ 。

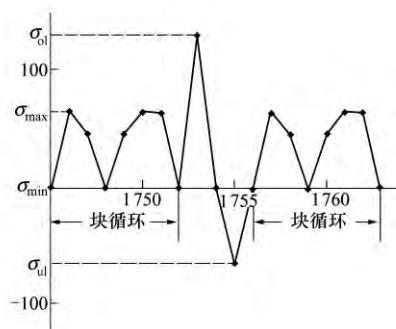


图3 分析步与施加载荷的关系

2 计算结果与讨论

从初始半裂纹长度 $a_0 = 4$ mm 开始计算,最大应力 σ_{max} 的初值为 100 MPa(对应的 K_{max} 为 11.28 MPa \sqrt{m}),应力比 $R = 0$ ($\sigma_{min} = 0$)。当 $a = 9$ mm 时,

分别考虑施加单个拉伸超载、单个压缩超载和拉伸超载后紧跟压缩超载3种情况。为方便对比,同时计算了单纯基本循环加载的情况。基本循环(不施加超载载荷)情况下,相对张开/闭合应力(σ_{op}/σ_{max} , σ_{cl}/σ_{max})的大小保持不变。我们知道,裂纹闭合是裂纹面从张开到开始接触的过程,接触状态刚刚开始变化,基本上不涉及接触非线性,而裂纹张开是裂纹面接触面积逐渐减小的过程,受到接触非线性的影响;另一方面,裂纹闭合阶段往往伴随有裂尖材料的压缩屈服,具有材料非线性变形特点,而裂纹张开阶段是裂尖附近材料从压缩屈服中早期恢复的过程,主要是弹性变形行为。上述两方面理由可以解释闭合应力和张开应力为何有差异。下面分别讨论施加不同超载的情况。

2.1 拉伸超载的作用

先分析 $\gamma_{ol} = 2$ 的情况。如图4所示,基本循环的张开应力和闭合应力的相对值 σ_{op}/σ_{max} 和 σ_{cl}/σ_{max} 分别在0.50和0.47左右。施加载超后,两者首先发生突降,然后随着裂纹扩展迅速上升,很快就超过基本循环下的张开、闭合水平,并在裂纹扩展到 $a = 9.34$ mm时到达最大值 $\sigma_{op}/\sigma_{max} \approx 0.88$,随后转为快速下降,当 $a \approx 9.5$ mm时降低到基本循环的水平,然后下降趋缓,经过一段扩展后逐渐转为缓慢上升,并趋近基本循环的水平。 σ_{op} 总体上高于 σ_{cl} ,但随着张开、闭合水平升高,两者的数值趋同。

张开应力越大,有效应力强度因子越小,裂纹

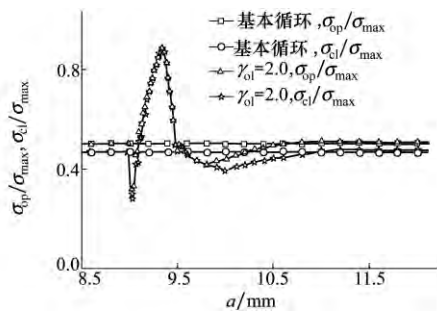


图4 $\gamma_{ol} = 2$ 时的张开/闭合应力

扩展也就越慢。因此可以推断:拉伸超载后,裂纹扩展先有一个短暂加速,随后扩展速率迅速下降,经过长时间缓慢扩展后,裂纹才逐渐加速,直至趋于正常(无超载时的)扩展速率。这与超载迟滞效应的试验现象观察相符。

下面,我们将通过观察施加拉伸超载前后 y 方向残余应力 σ_y 的变化规律来为图4中裂纹张开应

力的变化规律提供注解。施加拉伸超载时,裂尖位于 $x = 9$ mm处,超载前后裂尖附近的应力分布分别如图5和图6所示。

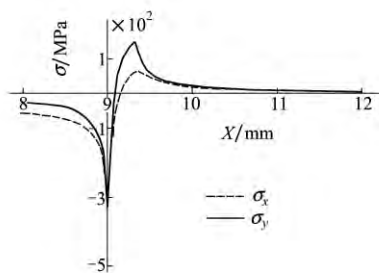


图5 拉伸超载前裂尖应力分布

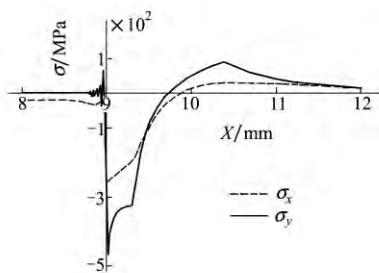


图6 拉伸超载后裂尖应力分布

由图5可见,超载前,裂纹面处于闭合状态,存在一定幅度的压缩残余应力,裂尖前方的压缩残余应力区较小,大约0.1 mm,压缩应力在裂尖处最高,约为310 MPa,拉伸残余应力区范围较大,拉伸应力最大值约为150 MPa。图6说明,施加拉伸超载中,裂尖发生严重的塑性钝化,这导致超载卸除后,裂尖无法闭合,靠近裂尖的裂纹面局部张开,因此裂纹面上应力为零,恰好对应于图4中张开应力水平突降的现象;另一方面,超载后裂尖前方压缩区明显变大,达到0.74 mm,且在裂尖前方0.3 mm范围内均存在较高的压缩残余应力,其最大值发生在裂尖点,达到443 MPa。所以,拉伸超载循环造成的即时效果是,裂尖塑性闭合效应大幅度减弱,甚至消失,裂纹扩展的主动力(有效应力强度因子变化幅值)加大,但裂纹扩展阻力(裂尖前方的压缩残余应力)也同时增大。

图7所示为施加拉伸超载后,裂纹长度分别为 $a = 9$ mm和 $a = 9.34$ mm时 y 方向残余应力沿 x 轴的分布。

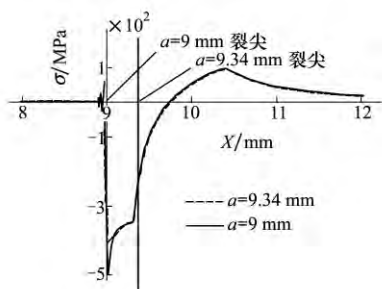


图 7 $a=9\text{ mm}$ 和 $a=9.34\text{ mm}$ 时 y 方向残余应力的分布

可以看出,当裂纹扩展到 9.34 mm 时,除了最大压缩应力的曲线尖点有所“磨平”(压应力降低)以外,残余应力的分布与 $a=9\text{ mm}$ 时几乎重合。这说明拉伸超载后,裂尖前方存在较大的压缩区和较高的压缩残余应力值,对后续基本拉伸循环产生明显抵消作用,难以产生新的裂尖塑性变形,因此残余应力的分布没有受到大的扰动。

如前所述,拉伸超载使裂尖钝化,裂尖后方裂纹面无法闭合,闭合效应暂时消失。但是,随着裂纹扩展,在裂尖后方形成新的裂纹表面,原来裂尖前方的压缩残余应力成为裂尖后方尾迹区残余应力,而且这部分残余压应力的分布却变化不大。由于尾迹区压残余应力的“钳制”作用,裂纹面被压合,裂纹闭合效应重新显现。在裂尖后方裂纹面尾迹区和裂尖前方的压缩残余应力的共同作用下,裂纹扩展动力减弱,阻力增大,这就是超载后裂纹张开应力从短暂下降转向迅速增大的原因。结合图 7 和图 4 还可以发现,当裂纹扩展到 9.34 mm 时,裂尖已穿过拉伸超载后的压缩屈服区,尾迹区压缩作用最显著,因而裂纹张开应力也发展达到最大值,此处的裂纹扩展将最为缓慢。由图 5、图 6 可见,基本循环引起的单调塑性区尺寸为 0.32 mm ,而拉伸超载引起的单调塑性区尺寸为 1.4 mm 。裂纹扩展到 9.34 mm 、即裂纹扩展 0.34 mm 时,比值 $\frac{0.34}{1.4} \approx 0.243$,即裂纹扩展到超载单调塑性区的 24.3% 时迟滞最强烈。Celik 等^[5]通过对 2024-T3 和 7075-T6 铝合金的拉伸超载试验发现,发生超载后,裂纹的扩展速率不是立刻降至最低,而是再向前扩展单调塑性区尺寸的 $12\% \sim 20\%$ 时迟滞最为强烈。而根据本课题组得到的最新试验结果(将另文描述),裂纹扩展到超载引起的单调塑性区尺寸的 $14\% \sim 25\%$ 时迟滞最为明显。所以,本文模拟计算结果展现的规律与文

献[5]及本课题组的试验观察吻合。

计算结果表明,当裂纹长度 $a=9.7\text{ mm}$ 时,裂尖已经基本上穿过超载引起的高压缩残余应力区(超载影响区),裂尖前后的应力分布重新具备了超载前的分布特征,这说明裂纹扩展速率将回归到无超载时的水平。

2.2 拉伸超载大小的影响

在等 K 基本载荷循环中,加入不同大小的单个拉伸超载,所导致的相对张开应力随裂纹长度变化的曲线如图 8 所示。超载比 $\gamma_{ol}=1.5$ 和 3.0 2 种情况下的裂纹张开应力变化规律与 $\gamma_{ol}=2.0$ 时类似。 $\gamma_{ol}=1.5$ 时张开应力在基本循环张开应力上下变动的幅度小于 $\gamma_{ol}=2.0$ 的情况; $\gamma_{ol}=3.0$ 时,张开应力的变动幅度远大于 $\gamma_{ol}=2.0$ 的情况。相对张开应力 σ_{op}/σ_{max} 在达到高峰之后很快下降,甚至会降到明显低于基本循环的常值水平,然后才缓慢地趋向于该水平。从张开应力的变化规律预期,拉伸超载后裂纹扩展的规律为:扩展瞬间加速,随后很快进入迟滞,扩展越来越慢,直至越过最低点后再逐渐加速,甚至可能会在较长的一段扩展阶段略快于正常的扩展速率,最后再逐渐恢复到正常的速率。大超载比下,裂纹扩展的迟滞现象会比较明显,但随后的加速扩展可能也比较明显。另一方面,当拉伸超载使得 σ_{op}/σ_{max} 的峰值超过 1.0 时,表示裂纹张开应力的峰值超过基本循环的最大应力,裂纹扩展将逐渐减缓并进入停滞状态,这时的超载比即是所谓的超载截止比 γ_{cut} 。由图 8 可见, γ_{cut} 的值介于 2.0 和 3.0 之间,符合铝合金的超载截止比介于 $2.5 \sim 3.0$ 之间的试验结论。

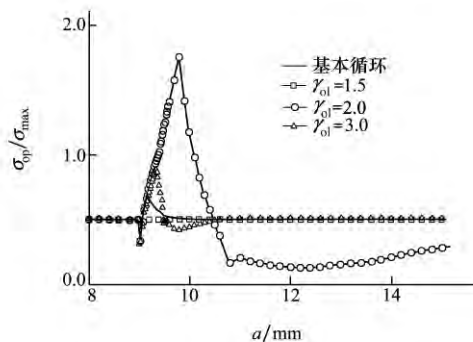


图 8 不同超载比下的张开应力曲线

需要说明的是,图 8 中,超载比 $\gamma_{ol}=3$ 情况,裂纹长度在 $9.4 \sim 10.1\text{ mm}$ 之间时 $\sigma_{op}/\sigma_{max} > 1$,裂

纹张开点高于所加外载,计算中裂纹实际上并未张开,在这段范围内的裂纹张开应力的确定方法是,利用载荷达到最大值前、裂尖后方裂纹面上第一结点对的接触应力随着外载的变化规律进行拟合外推而近似得到的接触力为零时的外载。

2.3 压缩超载的作用

1) 压缩超载单独作用

分别就在基本循环中加入 $\gamma_{ul} = -0.3$ 、 $\gamma_{ul} = -1$ 的压缩超载的情况进行了计算。从计算结果可以发现,压缩超载后张开、闭合应力都有下降,但是变化的幅度和范围都很小,此处应理解为施加压缩超载时,裂纹处于闭合状态,即裂纹面彼此贴合,裂尖处不存在由于压缩载荷引起的应力集中,因此压缩超载对裂尖塑性区的影响很小,所以张开、闭合应力变化也就很小。因此,单纯的压缩超载会加速疲劳裂纹扩展,但是加速作用很小且短暂。

2) 拉伸超载后压缩超载的作用

计算了在施加 $\gamma_{ol} = 2$ 的拉伸超载后、立即分别施加 $\gamma_{ul} = -0.3$ 、 $\gamma_{ul} = -1$ 压缩超载的情况,其相对张开应力随裂纹长度的变化如图9所示。紧跟在拉伸超载之后的压缩超载,不仅降低张开应力的峰值,还延迟了张开应力达到峰值的时间,且在达到峰值之后,张开应力的下降速率更快,甚至降到基本循环的张开应力值之下。这意味着紧跟在拉伸超载之后的压缩超载削弱了拉伸超载的迟滞作用。压缩超载谷值越低 (γ_{ul} 绝对值越大),对超载迟滞的减弱程度越大。

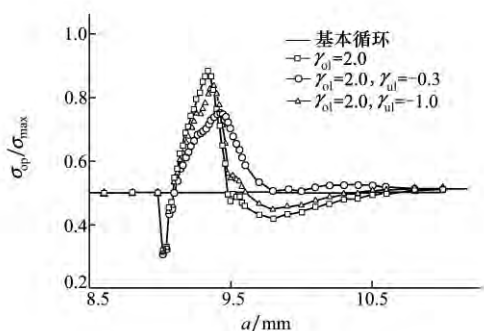


图9 拉伸超载后压缩超载张开应力

图10绘出只施加 $\gamma_{ol} = 2$ 的单个拉伸超载后及 $\gamma_{ol} = 2$ 的拉伸超载后紧跟 $\gamma_{ul} = -0.3$ 或 $\gamma_{ul} = -1$ 压缩超载等3种情况下,含裂纹截面上 y 方向的残余应力分布。压缩超载后残余压应力的数值明显减

小,压应力范围略有扩大。其原因是拉伸超载后,裂尖前方一定范围内已处于压缩屈服状态,再施加压缩载荷时,不会使屈服区的压缩应力有大的上升,反而使压缩屈服范围扩大。同时,压缩超载使得拉伸超载后受压缩残余应力材料的压缩塑性变形更加深入发展,当压缩超载卸去后,周围弹性区材料的变形恢复行为将部分抵消压缩塑性区内的压缩应力。所以,紧跟在拉伸超载之后的压缩超载将明显减弱拉伸超载对后续基本循环载荷下裂纹扩展的迟滞作用,起到了加速裂纹扩展的作用。

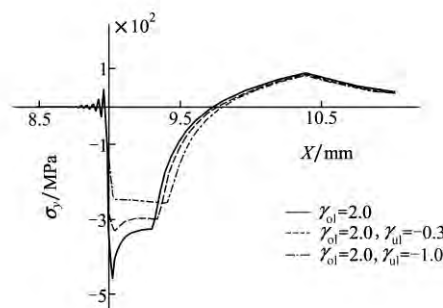


图10 拉伸超载后压缩超载 y 向应力

3 结 论

用弹塑性有限元法进行疲劳裂纹扩展的数值模拟,考虑等 K 基本载荷循环中加入拉伸、压缩超载对裂纹残余应力和塑性诱导裂纹闭合效应的影响。数值计算结果对于深入理解和分析变幅载荷下的疲劳裂纹扩展行为和载荷次序对裂纹扩展寿命的影响具有实际意义。研究获得结论如下:

1) 等 K 循环载荷下疲劳裂纹相对张开/闭合应力保持恒定。拉伸超载导致裂尖钝化,裂纹闭合效应瞬时削弱,张开/闭合应力突降,超载后在裂尖前方的压缩残余应力成为阻碍裂纹扩展的主要因素;

2) 拉伸超载后,然后随着裂纹扩展,裂纹闭合效应再现,张开/闭合应力迅速上升。当裂纹穿出超载后的压缩屈服区后,张开/闭合应力开始快速下降。较大的超载比甚至可能导致张开/闭合应力下降到低于基本循环下的正常水平,然后才逐渐趋于正常水平。

3) 单纯的压缩超载会使基本循环下的张开/闭合应力水平降低,但降低的幅度和影响范围都很小,可以不予考虑。

4) 拉伸超载后的压缩超载会使裂尖前方的压缩屈服区范围变大,压缩残余应力数值减小,张开/闭合应力上升,相对于单纯的拉伸超载,裂纹闭合效

应减弱,起到削弱拉伸超载下裂纹扩展迟滞效应的效果。

参考文献:

- [1] Kermanidis A T, Pantelakis S G. Prediction of Fatigue Crack Growth under Constant Amplitude Loading and a Single Overload Based on Elasto-Plastic Crack Tip Stresses and Strains[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2011, 78: 2325-2337
- [2] Lee S Y. A Study on Fatigue Crack Growth Behavior Subjected to a Single Tensile Overload Part I: An Overload-Induced Transient Crack Growth Micromechanism[J]. *Acta Materialia*, 2011, 59: 485-494
- [3] Lee J Moo, Byoungcho C. Experimental Observation and Modelling of the Retardation of Fatigue Crack Propagation under the Combination of Mixed-Mode Single Overload and Constant Amplitude Loads[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31: 1848-1857
- [4] Bichler Ch, Pippan R. Effect of Single Overloads in Ductile Metals: A Reconsideration[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74: 1344-1359
- [5] Celik C E. Comparison of Retardation Behaviour of 2024-T3 and 7075-T6 AL Alloys[J]. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 2004, 27: 713-722
- [6] McEvily A J. On the Number of Overload-Induced Delay Cycles as a Function of Thickness[J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26: 1311-1319
- [7] Borrego L P. Evaluation of Overload Effects on Fatigue Crack Growth and Closure[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, 70: 1379-1397
- [8] Harmain G A. A Model for Predicting the Retardation Effect Following a Single Overload[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2010, 53: 80-88
- [9] Manjunatha C M, Parida B K. A Model for Predicting the Overload Effects on Fatigue Crack Growth Behaviour[R]. AIAA-2003-1523
- [10] Smith K V. Application of the Dissipated Energy Criterion to Predict Fatigue Crack Growth of Type 304 Stainless Steel Following a Tensile Overload[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2011, 78: 3183-3195
- [11] Ishihara S. The Effect of the R Value on the Number of Delay Cycles Following an Overload[J]. *International Journal of fatigue*, 2008, 30: 1737-1742
- [12] Heper R, Vardar O. Elastic-Plastic Material Response of Fatigue Crack Surface Profiles Due to Overload Interactions[J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25: 801-810
- [13] Elber W. The Significance of Fatigue Crack Closure[C]//*Damage Tolerance in Aircraft Structures*, 1971, ASTM STP 486: 230-242
- [14] Solanki K, Daniewicz S R, Newman Jr C. Finite Element Analysis of Plasticity-Induced Fatigue Crack Closure: an Overview[J]. *Engng Fract Mech*, 2004, 71: 149-171
- [15] Li Y Z, He J, Zhang Z P, et al. Characterizing Fatigue Crack Closure by Numerical Analysis[J]. *Advanced Materials Research*, 2008, 33-37: 273-278
- [16] 李亚智, 张自鹏, 何静. 疲劳裂纹塑性闭合特性的数值分析方法. *固体力学学报*, 2009, 30(4): 383-388
Li Y Z, Zhang Z P, He J. The Characterization of Plasticity Induced Fatigue Crack Closure Based on Numerical Analysis[J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2009, 30(4): 383-388 (in Chinese)
- [17] Bao Y B. Dependence of Ductile Crack Formation in Tensile Tests on Stress Triaxiality, Stress and Strain Ratios[J]. *Engng Fract Mech*, 2005, 72: 505-522
- [18] Lemaitre J, Chaboche J L. *Mechanics of Solid Materials*[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1990: 205-240

Fatigue Crack Closure and Residual Stress Effect of Overload

Li Yazhi¹, Geng Weijie¹, Shu Yixiu¹, Wang Qi²

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)
(2. First Aircraft Design and Research Institute of AVIC, Xi'an 710089)

Abstract: Engineering structures are frequently subjected to the variable amplitude loads, which have a significant impact on the fatigue crack growth. In order to understand the relationship between the overload effect and the plasticity induced crack closure, we simulated fatigue crack propagation using elastic-plastic finite element method. The techniques of the simulation and the determination of crack opening/closing stresses are introduced. Crack growth induced residual stress distribution and the crack closure behavior are firstly obtained for the baseline loading which is the constant K (keeping the maximum stress intensity factor as constant and the stress ratio R as 0 during crack growth) cyclic loading. The values of the crack opening/closing stress levels relative to the maximum applied stress keep constant during the crack extension. Then similar results are obtained for different overload cases inserted into baseline cycles, such as a single tensile overload cycle, a single compressive overload cycle, or a single tensile overload followed by a compressive overload. The results demonstrate that the compressive residual stress induced by the tensile overload in front of crack tip and later in the wake of the crack causes the increase of crack closure level and the retardation of crack growth. The crack closure effect is weakened instantaneously after the tensile overload and enhanced rapidly along with the crack growth until a level much higher than that of the baseline cycles. The effect of a single compression overload itself on crack closure should be overlooked, but the beneficial effect of a tensile overload can be attenuated by a compressive overload immediately after it by reducing the crack opening/closing levels.

Key words: fatigue crack propagation, finite element method, computer simulation, overload retardation, crack closure, plastic deformation, residual stresses

我校学报第32卷第3期(2014年6月)有3篇论文 各有5个21世纪Ei主题词

我校学报2014年第3期有3篇论文各有5个21世纪Ei主题词;这3篇中2篇第一作者所属工作单位均为西北工业大学,但第一作者郝海兵所属工作单位是中国航空计算技术研究所。

第1篇的第一作者是王翔宇,在341页的英文摘要要有5个Ei主题词:drag coefficient(2006年出现为主题词),flow separation(2006年),large eddy simulation(2006年),turbulence models(2006年),velocity distribution(2006年)。

第2篇的第一作者是郝海兵,在350页上的英文摘要要有5个Ei主题词:computational efficiency(2006年),cost reduction(2006年),Euler equations(2006年),flow fields(2006年),mesh generation(2006年)。

第3篇的第一作者是方群,在450页上的英文摘要要有5个Ei主题词:angular velocity(2006年),controllers(2009年),feedback linearization(2006年),flight control systems(2006年),robust control(2006年)。

胡沛泉
2014年8月