https://doi.org/10.1051/jnwpu/20193740737

基于 XFEM 的疲劳裂纹扩展路径和寿命预测

何龙龙[1], 刘志芳[1], 顾俊杰[2], 王金亮[1], 门坤发[1]

(1.哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 飞机设计研究所, 黑龙江 哈尔滨 150000;
2.沈阳出入境检疫局检验检疫综合技术中心, 辽宁 沈阳 110011)

摘 要:根据线弹性断裂力学理论,推导出了 Abaqus 中材料参数 c_3,c_4 与 Paris 参数 C,m 的之间的换算关系式,并基于 Abaqus 软件的扩展有限元 XFEM 分析,分别对含中心穿透斜裂纹平板和带初始裂纹的加筋翼梁典型结构在等幅疲劳载荷下的裂纹扩展路径和裂纹扩展寿命进行了预测和试验验证。算例结果表明预测的裂纹扩展路径与试验结果吻合良好,裂纹扩展寿命误差在 6.3%以内。表明该方法可以精确地预测等幅载荷下二维和三维复杂结构的疲劳裂纹扩展路径和寿命,可为结构的损伤容限分析提供有效途径,具有一定的工程应用价值。

关 键 词:XFEM;应变能释放率;裂纹扩展;疲劳寿命预测;断裂力学;Abaqus;Paris 公式
中图分类号:V215.6; O346.1 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2019)04-0737-07

据统计,工程结构在服役期间的失效大约 90%是由疲劳引起的,疲劳的裂纹萌生和扩展是工程结构失效的主要原因,近年来损伤容限设计广泛应用于飞机结构设计中[1]。从损伤容限要求的角度出发,知道从初始微观裂纹扩展至结构失效的临界尺寸需要多久,对评估结构剩余寿命,以便建立检查间隔和维护周期是很有必要的。因此,对工程结构而言,尤其是航空航天领域的构件的精确裂纹扩展路径和裂纹扩展寿命预测是一个非常重要的问题。

扩展有限元(XFEM)[2-3]作为一种新兴的数值方法,基于传统有限元方法,并且克服了传统有限元在裂纹扩展过程中需要对裂纹尖端的网格进行重划分的缺点,通过扩充位移项来描述不连续的位移场,使裂纹独立于网格存在,从而能够模拟任意形状的裂纹。因此,其在疲劳裂纹扩展方面已获得了广泛的应用[4-6]。文献[7]利用 XFEM 研究了飞机外蒙皮埋头钉孔划窝深度和角度对蒙皮裂纹扩展寿命的影响。文献[8]使用 XFEM 预测了长桁框腹板的裂纹扩展轨迹,结果与试验吻合较好。陆勇俊等[9]使用 XFEM 对飞机典型长桁连接件疲劳裂纹稳定扩展阶段的寿命进行了计算模拟,与疲劳试验结果吻合较好,误差在 10%以内。尽管上述国内外学者的研究工作表明 XFEM 在解决工程实际问题中具有一定的可行性与准确性。但是关于 XFEM 在航空结构件疲劳寿命预测方面的报道不多,而且在翼梁结构疲劳裂纹扩展路径及寿命预测方面的文献几乎没有。

本文基于 Abaqus 软件的扩展有限元 XFEM 分析,首先对含中心穿透斜裂纹平板在等幅载荷下的疲劳裂纹扩展路径和寿命进行了预测和试验验证,证明本方法在相对简单的二维裂纹扩展问题中的适用性;然后选取某通勤类飞机机翼翼梁典型结构的几何和材料参数,对带初始裂纹的加筋翼梁结构在等幅疲劳载荷下的裂纹扩展路径和裂纹扩展寿命进行了预测和试验验证,证明本方法在带止裂筋的三维复杂裂纹扩展问题中的适用性。

1 数值计算方法

1.1 低周疲劳

Abaqus 中提供了亚临界循环载荷作用下部件低周疲劳裂纹扩展准则。疲劳裂纹的萌生和扩展使用 Paris 公式表示,见图 1,将裂纹扩展速率 $\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}$ 与裂

收稿日期:2018-09-04

作者简介:何龙龙(1988—),哈尔滨飞机工业集团有限责任公司高级工程师,主要从事飞机结构疲劳和损伤容限分析研究。

纹尖端的能量释放率 ΔG 相关联。Paris 法则通过 ΔG 表示，其中 G_{max} 和 G_{min} 分别为结构最大载荷 P_{max} 和最小载荷 P_{min} 对应的应变能释放率，$\Delta G = G_{max} - G_{min}$。$G_{thresh}$ 为应变能释放率门槛值，G_{pl} 为应变能释放率上限值，G_C 为临界应变释放率，G_{equivC} 为基于用户指定的混合模式断裂准则计算得到的临界等效应变能释放率。Paris 法则以 G_{thresh} 和 G_{pl} 为上下界，低于 G_{thresh}，疲劳裂纹不扩展；高于 G_{pl}，疲劳裂纹将快速扩展至破坏；介于 G_{thresh} 和 G_{pl} 的中间直线区域，是疲劳裂纹稳定扩展区域，也是 Paris 法则控制区域。

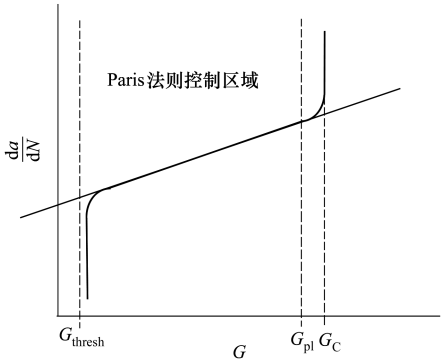


图 1 Paris 公式控制的疲劳裂纹扩展区域

另外，Abaqus 中疲劳裂纹萌生准则定义为

$$f = \frac{N}{c_1(\Delta G)^{c_2}} \geqslant 1.0 \tag{1}$$

式中，c_1 和 c_2 是材料常数，N 是循环次数。直到以上方程和 $G_{max} > G_{thresh}$ 同时满足，疲劳裂纹才会扩展。一旦疲劳裂纹扩展准则被满足，裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 通过能量释放率范围 ΔG 计算得到。每个循环中的裂纹扩展通过 Paris 公式计算

$$\frac{da}{dN} = c_3(\Delta G)^{c_4} \tag{2}$$

式中，c_3 和 c_4 是材料常数。

1.2 材料常数换算

由(1)式和(2)式可知，Abaqus 软件只支持能量释放率 G 形式的 Paris 曲线数据，软件帮助文档中只是说明在计算时需要的 c_3，c_4 为材料常数，但是没有任何其他关于 c_3，c_4 取值的说明。因此，这给使用该方法解决工程问题带来了困惑。原始的 Paris 公式为应力强度因子 K 形式的

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \tag{3}$$

式中，参数 C，m 为材料常数，是通过拟合裂纹扩展数据得到的。

在线弹性断裂力学范畴内，应变能释放率 G 和应力强度因子 K 之间有如下关系式

$$G = \frac{K^2}{E'} \tag{4}$$

式中

$$E' = \begin{cases} E, & \text{平面应力} \\ \dfrac{E}{1-\mu^2}, & \text{平面应变} \end{cases}$$

将(4)式改写成

$$\Delta G = \frac{(\Delta K)^2}{E'} \tag{5}$$

将(5)式代入(2)式有

$$\frac{da}{dN} = c_3\left(\frac{(\Delta K)^2}{E'}\right)^{c_4} \tag{6}$$

求得 Abaqus 中参数 c_3，c_4 与 Paris 公式参数 C，m 之间的关系为

$$c_3 = C(E')^{c_4} \tag{7}$$

$$c_4 = \frac{m}{2} \tag{8}$$

这样，就可以将试验得到的或材料手册查到的 Paris 公式参数 C，m 通过(7)式和(8)式换算成 c_3，c_4 进行计算。

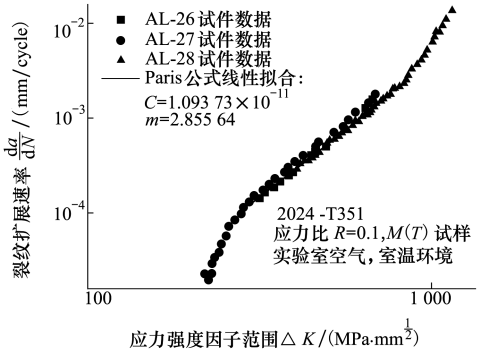


图 2 2024-T351 铝合金裂纹扩展速率曲线[10]

2024-T351 铝合金在应力比 $R=0.1$ 下裂纹扩展速率曲线如图 2 所示，数据取自参考文献[10]。通过对图 2 中间线性段裂纹扩展数据进行线性拟合，得到裂纹扩展速率的 Paris 公式如下

$$\frac{da}{dN} = 1.093\ 7 \times 10^{-11}(\Delta K)^{2.855\ 6} \tag{9}$$

即参数 $C = 1.093\ 7 \times 10^{-11}$，$m = 2.855\ 6$。根据(7)式和(8)式将(9)式换算成能量释放率形式的 Paris 公式

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = 9.425\ 5 \times 10^{-5}(\Delta G)^{1.427\ 8} \qquad (10)$$

即 Abaqus 软件需要的输入参数 $c_3 = 9.425\ 5\times10^{-5}$, $c_4 = 1.427\ 8$。计算用到的所有 2024-T351 铝合金材料参数见表 1:

表 1　2024-T351 材料参数

弹性模量	泊松比	断裂韧性 K_{Ic}/	Paris 参数	
E/MPa	μ	(MPa · $\mathrm{mm}^{\frac{1}{2}}$)	C	m
72 000	0.31	1 181	$1.093\ 7\times10^{-11}$	2.855 6

2　试验验证

2.1　中心斜裂纹平板

中心斜裂纹平板试验件的材料为 2024-T351 铝合金,尺寸为 300 mm×100 mm×2 mm,如图 4 所示。板中心有一穿透斜裂纹,裂纹长度 $a = 10$ mm。裂纹与垂直中心线的夹角 $\theta = 30°$的 2 件,$\theta = 60°$的 2 件。2 种试验件裂纹切口细节见图 5 所示。



图 3　中心斜裂纹试验设备及安装

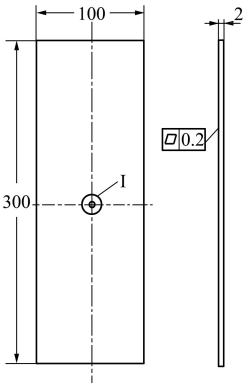


图 4　试验件总体尺寸

将该平板两端预留的夹持端与夹具连接,再将夹具夹持在 MTS810 电液伺服疲劳试验机的上下 2 个活动夹头中并夹紧(见图 3)。裂纹扩展试验在等幅疲劳载荷下进行,最大应力 $\sigma_{max} = 70$ MPa,应力比 $R = 0.1$,试验频率 $f = 10$ Hz。

为了预测中心斜裂纹平板在等幅疲劳载荷作用下的疲劳裂纹扩展路径和疲劳裂纹扩展寿命,建立了基于扩展有限元 XFEM 的数值计算模型(见图 6),使用三维实体减缩积分单元 C3D8R 划分网格,使用一几何平面代表初始裂纹的位置。

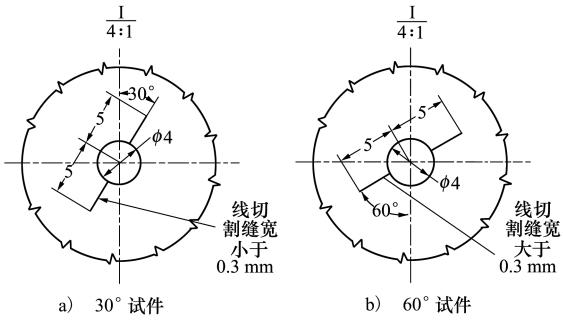


图 5　30°与 60°试验件裂纹切口局部放大图

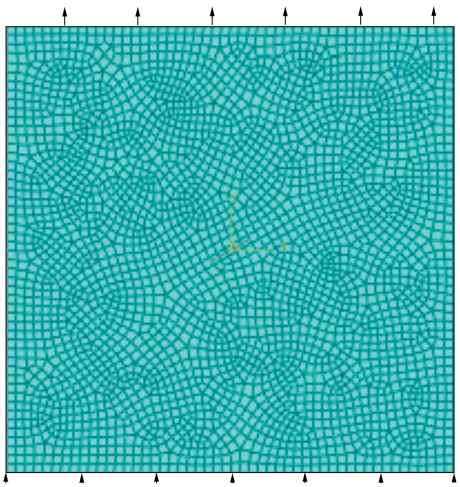


图 6　中心斜裂纹平板有限元模型

平板上边施加 70 MPa 的均布载荷,Abaqus 中低周疲劳分析采用 direct cyclic 分析步,定义疲劳载荷只需要定义一个周期内载荷随时间变化信息。图 7 中定义了以最大载荷幅值为 1,最小载荷幅值为 0.1的载荷幅值曲线,载荷循环周期为 0.1 s。平板下边约束 y 向自由度。

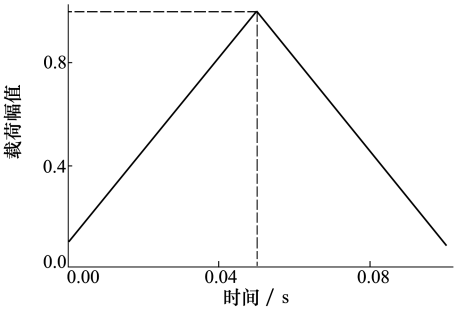


图 7　一个周期(0.1 s)内的载荷幅值曲线

2.2 整体加筋翼梁

整体机加止裂筋翼梁试验件如图 8 所示。试验件材料为 2024-T351 铝合金,试验件长度 495 mm,高度 330 mm,梁腹板厚度 2 mm,梁缘条厚度6 mm,高度 31 mm;位于梁腹板高度 1/3 处有一止裂筋,止裂筋厚度 $t=5$ mm,高度 $w=16$ mm。梁的下缘条正中间有一初始裂纹,裂纹深度为将整个下缘条切断,直至下缘条与梁腹板过渡圆角根部。

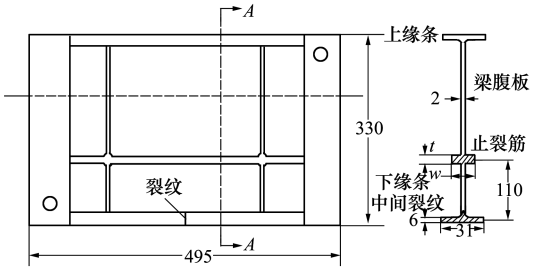


图 8 带止裂筋翼梁试验件几何构型

试验件的 2 个对角被夹在 U 型夹具之中,并通过销轴加载。销轴与加载孔间隙配合,孔的尺寸为 $\phi 20_{0}^{+0.3}$,销轴的尺寸为 $\phi 19.2_{-0.3}^{0}$。U 型加载夹具的加载杆夹持在 MTS810 电液伺服疲劳试验机的上、下活动夹口中,如图 9 所示。



图 9 整体加筋翼梁试验设备及安装

试验载荷为等幅疲劳载荷,$P_{\max}=28\ 478$ N,载荷比 $R=\dfrac{P_{\min}}{P_{\max}}=0.1$,试验加载频率 $f=10$ Hz。

翼梁典型件的有限元模型如图 10 所示。有限元模型网格采用六面体单元划分,止裂筋附近网格细化,梁腹板厚度方向划分 2 层单元。由于本问题主要考虑的是止裂筋对翼梁腹板裂纹扩展的影响,因此为了降低计算时间,除了止裂筋的过渡圆角在模型中建出外,其余过渡圆角在建立有限元模型时忽略。

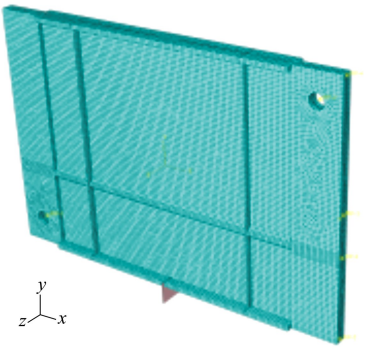


图 10 翼梁整体有限元网格划分

为了使有限元模型中的约束和加载与试验件安装在 MTS 系统疲劳试验机上的状态一致,采用如下方法给模型约束和加载:首先在试验件模型 2 个加载孔的中心位置分别创建 2 个参考点 RP-1 和 RP-2,然后将参考点 RP-1 和 RP-2 分别与它们所对应的加载孔内表面建立耦合(coupling)约束。

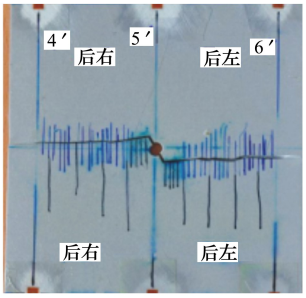
约束:将参考点 RP-1 采用固定约束,并释放绕 z 轴转动自由度。

加载:在参考点 RP-2 上施加等幅拉-拉疲劳试验载荷,载荷方向在 2 个加载孔中心连线上。$P_{\max}=28\ 478$ N,载荷比 $R=\dfrac{P_{\min}}{P_{\max}}=0.1$,试验加载频率 $f=10$ Hz。载荷幅值曲线见图 7。因为图 7 中定义的载荷幅值曲线为 0.1 ~ 1 N 之间,而这里真实的试验载荷为 2 847.8 ~ 28 478 N,因此需要在图 7 定义的载荷幅值曲线基础上再乘以一个 28 478 的载荷系数。

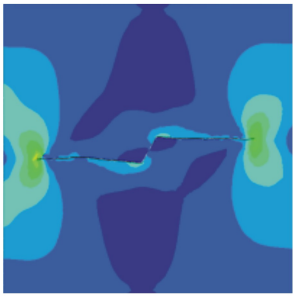
3 计算与试验对比分析

3.1 中心斜裂纹平板

图 11 为裂纹倾斜角度 $\theta=30°$时平板的疲劳裂纹扩展路径的试验结果与 XFEM 预测结果,图 12 为裂纹倾斜角度 $\theta=60°$时平板的疲劳裂纹扩展路径的试验结果与 XFEM 预测结果。从以上 2 图可以看出,裂纹扩展路径的预测结果与试验结果非常吻合。

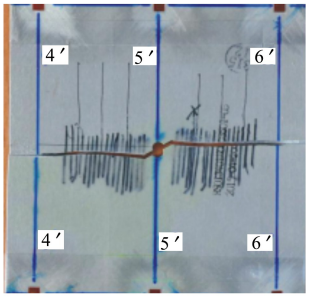


a)　试验结果

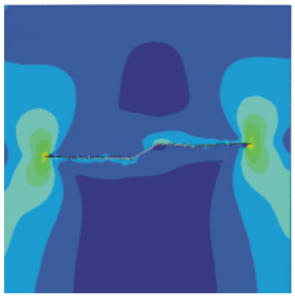


b)　XFEM 预测结果

图 11　裂纹倾角 30°平板裂纹扩展路径



a)　试验结果



b)　XFEM 预测结果

图 12　裂纹倾角 60°平板裂纹扩展路径

图 13 为裂纹倾斜角度 $\theta=30°$时平板的疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线,图 14 为裂纹倾斜角度 $\theta=60°$时平板的疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线。其中 specimen-1 为 1#试验件的疲劳裂纹扩展数据;specimen-2 为 2#试验件的疲劳裂纹扩展数据;XFEM 为基于扩展有限元 XFEM 方法的低周疲劳计算得到的中心斜裂纹平板的疲劳裂纹扩展数据。

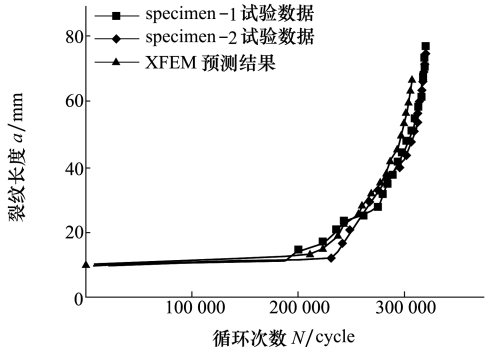


图 13　裂纹倾角 30°平板疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线

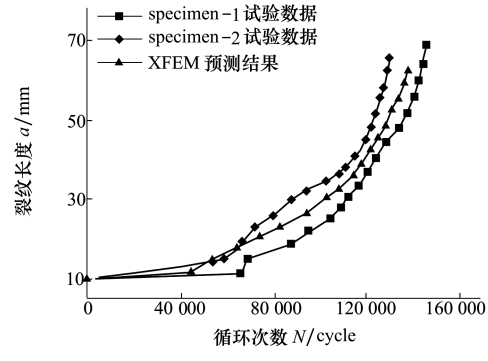
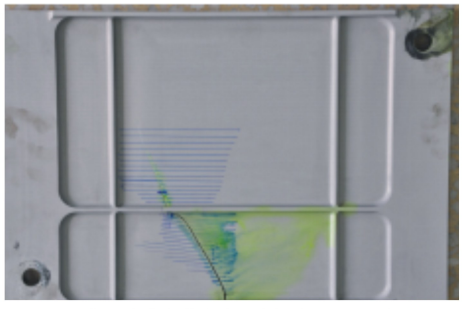


图 14　裂纹倾角 60°平板疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线

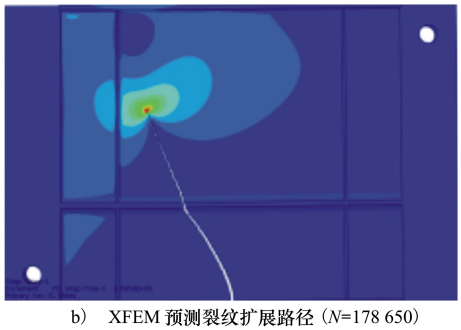
从图中可以看出,裂纹倾斜角度 $\theta=30°$时 1#试验件裂纹扩展寿命为 320 781 次循环,2#试验件裂纹扩展寿命为 319 781 次循环,XFEM 预测的裂纹扩展寿命为 309 417 次循环,裂纹扩展寿命与试验结果平均值误差为 3.4%;裂纹倾斜角度 $\theta=60°$时 1#试验件裂纹扩展寿命为 132 431 次循环,2#试验件裂纹扩展寿命为 146 788 次循环,XFEM 预测的裂纹扩展寿命为 140 473 次循环,裂纹扩展寿命与试验结果平均值误差为 0.62%。

3.2　整体加筋翼梁

图 15a)为翼梁试验件在 168 076 次载荷循环下的疲劳裂纹扩展路径;图 15b)为翼梁在 178 650 次载荷循环下的有限元计算 Mises 应力云图及裂纹扩展路径。通过对比图 15a)和图 15b)可以看出,基于扩展有限元 XFEM 的数值计算方法预测的裂纹扩展路径与试验结果吻合良好。



a)　试验件裂纹扩展路径 (N=168 076)



b)　XFEM 预测裂纹扩展路径 (N=178 650)

图 15　整体加筋翼梁裂纹扩展路径

图 16 为翼梁构件疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线,其中 specimen-1 为 1#翼梁试验件的疲劳裂纹扩展数据;specimen-2 为 2#翼梁试验件的疲劳裂纹扩展数据;XFEM 为基于扩展有限元 XFEM 方法的低周疲劳计算得到的翼梁疲劳裂纹扩展数据。从图中可以看出,1#试验件裂纹扩展寿命为 168 076 次循环,2#试验件裂纹扩展寿命为 173 024 次循环,XFEM 预测的裂纹扩展寿命为 178 620 次循环,裂纹扩展寿命误差为 6.3%。

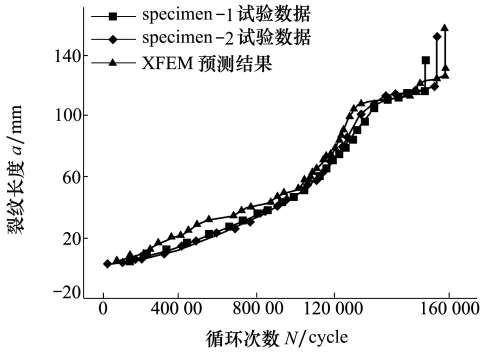


图 16 翼梁裂纹长度 a-循环次数 N 曲线

4 结 论

本文根据线弹性断裂力学理论,推导出了 Abaqus 中材料参数 c_3,c_4 与 Paris 常数 C,m 之间的换算关系式,明确了材料参数 c_3,c_4 的取值依据。然后基于扩展有限元 XFEM 法的有限元数值计算方法对中心斜裂纹平板和整体加筋翼梁结构在等幅疲劳载荷下疲劳裂纹扩展特性进行了研究:

1) 对中心穿透斜裂纹平板在裂纹倾斜角 30°和 60°情况下的裂纹扩展路径和寿命进行了预测,裂纹扩展路径与试验结果吻合良好,裂纹扩展寿命误差在 3.4%内。表明该方法可精确预测二维平面裂纹的扩展路径和寿命。

2) 对整体加筋翼梁的裂纹扩展路径和寿命的预测与试验结果有很好的一致性,疲劳裂纹扩展寿命误差约为 6.3%。表明该方法适用于带止裂筋的三维复杂结构的疲劳裂纹扩展路径和寿命预测,可以为结构的损伤容限设计提供有效途径,具有一定的工程应用价值,可用于型号设计中。

3) 本文的方法仅是在等幅疲劳载荷情况下进行了试验验证,还具有一定局限性。未来需要对载荷谱作用下结构的疲劳裂纹扩展路径和寿命进行预测研究,使其更具普适性。

参考文献:

[1] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure[S]. AC 25.571-1D, 2011

[2] BELYTSCHKO T, BLACK T. Elastic Crack Growth in Finite Elements with Minimal Remeshing[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 86: 1141-1151

[3] MOES N, DOLBOW J, BELYTSCHKO T. A Finite Element Method for Crack Growth without Remeshing[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2015, 46: 131-150

[4] BERGARA A, DORADO J I, MARTIN-MEIZORO A, et al. Fatigue Crack Propagation in Complex Stress Fields: Experiments and Numerical Simulations Using the Extended Finite Element Method(XFEM)[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 103: 112-121

[5] DIRIK H, YALCINKAYA T. Crack Path and Life Prediction under Mixed Mode Cycle Variable Amplitude Loading through XFEM[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 114: 34-50

[6] MENK A B. Ttephane Pierre Alain. Crack Growth Calculations in Solder Joints Based on Microstructural Phenomena with X-FEM [J]. Computational Material Science, 2011, 50(3), 1145-1156

[7] 王冲, 鲁统利. 飞机蒙皮埋头钉孔裂纹扩展有限元分析[J]. 上海工程技术大学学报,2011,25(2): 117-120
WANG Chong, LU Tongli. Analysis of Crack Growth at Countersink Hole of Airplane Skinbased on FEM[J]. Journal of Shanghai University of Engineering Science, 2011, 25(2): 117-120 (in Chinese)

[8] 苏毅, 王生楠. 机身某部位连接区疲劳和损伤容限分析[J]. 航空计算技术, 2013, 43(3): 45-47
SU Yi, WANG Shengnan. Analysis of Fatigue and Damage Tolerance of Joint Region of Aircraft Certain Part[J]. Aeronautical

Computing Technique, 2013, 43(3): 45-47 (in Chinese)

[9] 陆勇俊, 张欢庆, 王峰会, 等. 扩展有限元法在结构件疲劳寿命估算中的应用[J]. 应用力学学报, 2016, 33(3): 441-446
LU Yongjun, ZHANG Huanqing, WANG Fenghui, et al. Applicaton of Extended Finite Element Method in Fatigue Life Estimation of Structural Components[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics Echanics, 2016, 33(3): 441-446 (in Chinese)

[10] FORTH S C, WRIGHT C W, Johnston W M. 7075-T6 and 2024-T351 Aluminum Alloy Fatigue Crack Growth Rate Data [R]. NASA/TM-2005-213907, 2005

Fatigue Crack Propagation Path and Life Prediction Based on XFEM

HE Longlong[1], LIU Zhifang[1], GU Junjie[2], WANG Jinliang[1], MEN Kunfa[1]

(1.Aircraft Design & Research Institute, AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co.LTD, Harbin 150000, China;
2.Shenyang Entry-Exit Inspection and Quarantine Bureau Technology Center, Shenyang 110011, China)

Abstract: Based on the theory of linear elastic fracture mechanics, the relationships between material constants c_3, c_4 required in Abaqus and constants C, m in Paris formula are derived. Then extended finite element method (XFEM) of Abaqus software is used to is used to predict the crack propagation path and life of the plate with center inclined through crack and typical stiffened wing spar with initial crack under the constant amplitude fatigue load. The results show that the predicted crack propagation path is in good agreement with the experimental results, and the crack propagation life error is less than 6.3%. It also shows that this method can accurately predict the fatigue crack growth path and life of two-dimensional and three-dimensional complex structures under constant amplitude loads. This study can provide an effective way for damage tolerance analysis of structures and has certain engineering application value.

Keywords: XFEM; strain energy release rate; crack propagation; fatigue life prediction; fracture mechanics; Abaqus; Paris formula

© 2019 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.