

# AA7075-T6 I-II复合疲劳裂纹扩展研究

吴鹏飞 杨邦成 岳仕航

(昆明理工大学建筑工程学院, 昆明 650504)

**文 摘** 通过AA7075-T6铝合金在不同加载角度下的I-II复合高周疲劳裂纹扩展试验,利用FRANC3D中M-积分计算了复合型裂纹尖端的等效力强度因子幅值,结合七点递增多项式对数据处理,得出了复合疲劳裂纹扩展速率曲线,分析了复合疲劳性能,并探讨了复合裂纹扩展的路径及断口特性。结果给出了纯I型疲劳裂纹扩展速率曲线在稳定扩展阶段的Paris公式的参数;并表明:I型疲劳裂纹扩展寿命最长,复合疲劳裂纹扩展寿命都有不同程度的减少;复合疲劳裂纹开裂方向的数值分析及实验结果与理论吻合;复合疲劳断口表现为脆性断裂。

**关键词** 复合型裂纹,裂纹扩展速率,应力强度因子,开裂角,宏观断口

中图分类号:V255.1

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2022.01.012

## Experimental Study on I-II Mixed-mode Fatigue Crack Growth of AA7075-T6

WU Pengfei YANG Bangcheng YUE Shihang

(School of Civil Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650504)

**Abstract** Based on the I-II mix-mode high cycle fatigue crack propagation tests of AA7075-T6 aluminum alloy under different loading angles, the equivalent stress intensity factor (SIF) amplitude of the mix-mode crack tips was calculated by using M-integral in FRANC3D. By processing the data with seven-point increasing polynomial, the growth rate curve of mix-mode crack tip was calculated. The mix-mode fatigue properties were analyzed and the path and fracture properties of mix-mode crack propagation were discussed. The result of the experiment shows the parameters of Paris formula of pure type I fatigue crack propagation rate curve in the stage of stable growth and proves that, the lifespan of the type I fatigue crack propagation is the longest, and the life of mix-mode fatigue crack propagation have suffered various degrees of reduction. The numerical analysis and experimental results of the cracking direction of the mix-mode fatigue crack are compatible with the theory, and the fracture of the mix-mode fatigue is characterized by brittle fracture.

**Key words** Mix-mode crack, Crack growth rate, Stress intensity factor, Crack angle, Macroscopic section

### 0 引言

在航空航天领域,为了提高飞行器的技术性能和经济效益需要选择质轻、高强的材料,AA7075合金因其良好的力学性能被作为首选材料之一。AA7075是美国最早开发的一种高强高韧铝合金,具有高强度、高模量,并且抗应力腐蚀能力强的特点,至今依然是航空航天领域使用最广泛的轻型材料<sup>[1-3]</sup>。AA7075被作为飞机结构的主要材料用于制造起落架、翼梁、飞机蒙皮等,即使在设计阶段也需要对结构及零部件进行断裂和疲劳裂纹扩展分析。目前,在解决许多实际工程问题时疲劳裂纹扩展研

究大多都集中在单一荷载条件下,对于复合加载条件下的较少,TANG等<sup>[4]</sup>研究了7075铝板在不同应力比下I型裂纹的疲劳裂纹扩展;王莘<sup>[5]</sup>等利用试验及模拟的方法进行了A7N01铝合金母材在I-II复合型加载下疲劳裂纹扩展行为,分析了不同加载角度下的裂纹扩展速率;ZHANG等<sup>[6]</sup>采用实心圆柱棒试件研究了2A12铝合金在不同应力比下的拉伸—扭转的高周疲劳性能;LIU<sup>[7]</sup>等对7075铝合金材料进行了I-II复合型加载条件下断裂实验;CHAVES等<sup>[8]</sup>研究了双轴荷载下AA7075合金疲劳寿命和疲劳裂纹扩展方向。由于构件本身的几何形状和所受的荷载历

收稿日期:2021-02-23

第一作者简介:吴鹏飞,1997年出生,硕士,主要从事材料疲劳、断裂相关研究工作。E-mail:416226256@qq.com

通信作者:杨邦成,1965年出生,教授,主要从事疲劳、断裂与损伤相关研究工作。E-mail:yangbc@163.com

程具有不对称的特点,结构往往都处在复杂的荷载条件下,故对于AA7075的复合裂纹疲劳性能的研究具有重要的工程价值。

裂纹扩展试验目的是为了最大程度上预测疲劳寿命以满足工程需要,结果的可靠性主要取决于试验的合理性、应力强度因子计算的准确性、等效应力强度因子( $\Delta K^*$ )模型和裂纹扩展路径预测所采用的准则。为实现在裂纹尖端拉剪复合应力场,用以研究I型(张开型)II型(剪开型)复合裂纹的扩展行为,本文利用试验和模拟相结合的方法进行AA7075合金在不同加载角度下I-II复合型高周疲劳裂纹扩展试验,加载方式如图1所示,加载角度 $\beta$ 指荷载方向与裂纹开口延长线法线方向的夹角;加载线通过试件形心。利用CCD相机、理论方法、数值模拟方法得到各加载角度下裂纹扩展的路径,计算裂纹扩展速率,分析材料疲劳破坏的宏观断口,研究I-II复合型疲劳裂纹扩展规律。

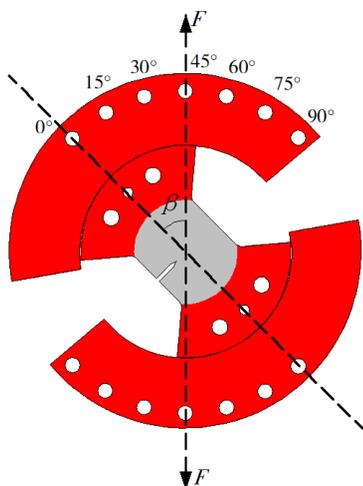


图1 加载角度图示

Fig. 1 Diagram of loading angle

## 1 复合疲劳裂纹扩展试验

### 1.1 试验准备

材料为自行采购的AA7075合金,热处理工艺采用固溶温度466℃保温时间2h,室温水淬;淬火完成后随即进行T6时效,即120℃保温24h。在疲劳试验前制作了长为200mm、宽为2mm、厚度为4mm的拉伸试件对材料进行了力学性能测试,弹性模量为68.7GPa并获得材料基本力学性能及应力应变曲线如表1、图2所示。

疲劳裂纹扩展试验采用实验室MTS809疲劳试验机并结合自行设计改进的Arcan夹具和蝶形试验来完成I型和I-II复合型疲劳试验。自行设计改进的Arcan夹具在试验过程中能实现加载线通过试件中心,很好的保证了试件在垂直方向上受到大小相

表1 材料基本力学参数

Tab. 1 Basic mechanical parameters of materials

项目	抗拉强度 $\sigma_b$ /MPa	屈服强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa	伸长率 $\delta$ /%
试验值	547	490	11
参考值	538	503	11

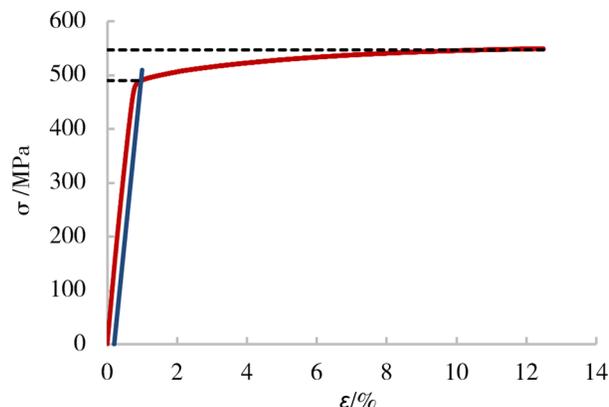


图2 AA7075合金板材应力应变曲线

Fig. 2 Stress-strain curve of AA7075 alloy sheet

等的均布荷载,减小了附加弯矩对裂纹扩展的影响,得到较为精确的裂纹扩展数据<sup>[9]</sup>。蝶形试件尺寸如图3所示,长度方向为材料的轧制方向,试件的有效长度为78mm,宽为76mm,厚度为4mm,机械切口25mm,切口宽度3.6mm。在试验前要注意试件表面没有其他明显的缺陷,并保证表面光滑。

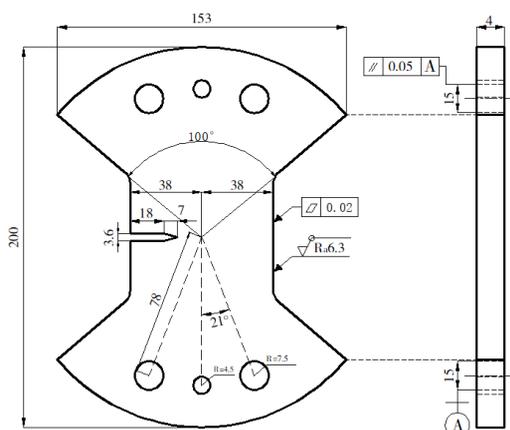


图3 试件尺寸

Fig. 3 Size of test piece

### 1.2 试验方案

首先需要在裂纹尖端利用I型加载方式预制1mm疲劳裂纹(从机械切口尖端开始测量),并利用CCD相机如图4所示进行横向和纵向的标定,用于横纵向实际尺寸与记录的图片上尺寸(像素值)间关系的标定,以确认图片上用像素表示的比例尺,及横纵向尺寸比例是否有变化,若有变化,需进行修正。试验技术参考国家标准GB/T 6398—2017《金属材料疲

劳试验 疲劳裂纹扩展方法》，采用高周疲劳试验，施加力控制的交变荷载，最大荷载  $F_{\max}=3\text{ kN}$ ，最小荷载  $F_{\min}=0.3\text{ kN}$ ，故应力比为  $R=0.1$ 。实验中采用的频率  $f=10\text{ Hz}$ 。在进行 I-II 复合型疲劳试验时，在保证与 I 型试验相同条件下，通过转动夹具和试件与试验机的角度来实现加载角度为  $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$  的 I-II 复合型疲劳裂纹试验。

为了获得可靠的裂纹扩展长度，在试件正前方设置 CCD 高速照相机，保证能垂直拍摄试件裂纹尖端表面，此 CCD 相机分辨率为  $2\ 592\text{ pixel}\times 1944\text{ pixel}$ ，像元尺寸  $2.2\ \mu\text{m}\times 2.2\ \mu\text{m}$ ，镜头像素数为 5 M，最大放大倍数为 1.0 倍，采集照片使用 S-EYE 动态图像处理软件。系统所能达到的分辨率为  $0.019\text{ mm/pixel}$ ，满足国标规定的  $0.1\text{ mm}$  测量精度的要求。通过拍摄一定循环次数下裂纹尖端扩展照片，经像素计算得到相应加载方向及循环次数下的裂纹扩展长度。采用试验系统如图 5 所示。

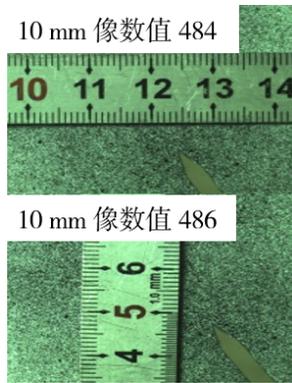


图 4 横、纵向标定

Fig. 4 Position calibration

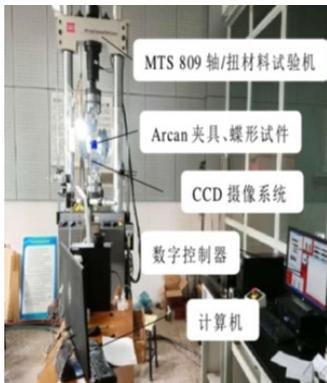


图 5 试验系统装备

Fig. 5 Test system equipment

## 2 试验与结果讨论

### 2.1 试验数据处理与分析

通过对 AA7075-T6 合金进行复合疲劳裂纹扩展试验，获得了不同加载角度 ( $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ ) 下的裂纹扩展长度与疲劳荷载周期 ( $\Delta a-N$ ) 的关系曲线，如图 6 所示。在疲劳裂纹扩展数据处理中计算裂纹扩

展速率是对于估算裂纹疲劳寿命很重要的参数。根据试验数据为获得较为可靠的裂纹扩展速率，采用 GB/T 6398—2017 中推荐的递增多项式法来得到裂纹扩展速率。本试验取数据对数  $n=3$ ，即七点递增多项式<sup>[10]</sup>。

七点递增多项式理论公式：

$$\Delta a' = b_0 + b_1 \left( \frac{N_i - C_1}{C_2} \right) + b_2 \left( \frac{N_i - C_1}{C_2} \right)^2 \quad (1)$$

式中， $-1 \leq \frac{N_i - C_1}{C_2} \leq 1$

$$C_1 = \frac{1}{2} (N_{i-n} + N_{i+n}) \quad C_2 = \frac{1}{2} (N_{i+n} - N_{i-n})$$

式中， $b_0$ 、 $b_1$ 、 $b_2$  为回归参数， $\Delta a'$  为循环次数  $N_i$  时拟合裂纹扩展长度。

计算循环  $N_i$  次时的疲劳裂纹扩展速率为：

$$\left( \frac{da}{dN} \right)_{\Delta a} = \frac{b_1}{C_2} + \frac{2b_2(N_i - C_1)}{C_2^2} \quad (2)$$

利用 Matlab 进行编程，得到经过处理后的疲劳裂纹扩展速率与寿命曲线 ( $da/dN-N$  曲线)，如图 7 所示。

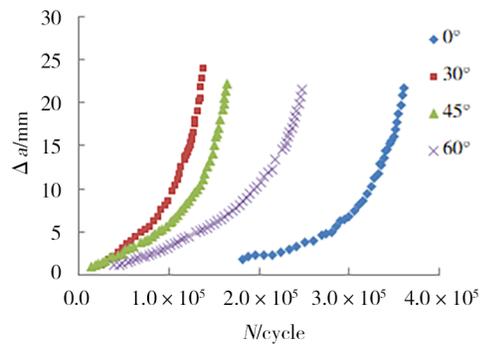


图 6 不同加载角度下  $\Delta a-N$  曲线

Fig. 6  $\Delta a-N$  curves under different loading angles

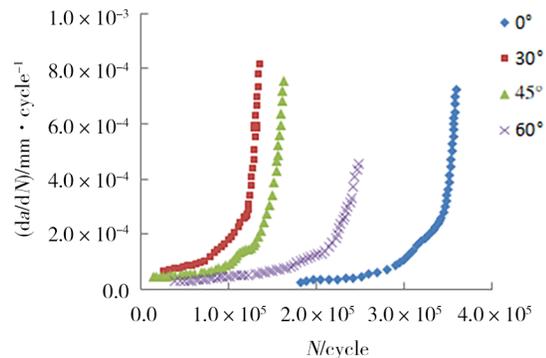


图 7 不同加载角度下  $da/dN-N$  曲线

Fig. 7  $da/dN-N$  curves under different loading angles

由图 6、图 7 可看出，I 型疲劳裂纹扩展寿命最长，复合疲劳裂纹扩展寿命都有不同程度的减少；利用七点递增多项式法计算疲劳裂纹扩展速率能得到较平滑的拟合曲线，并发现复合型疲劳裂纹扩展速率

与纯I型裂纹扩展速率有相同的增长趋势。

## 2.2 复合型应力强度因子计算

纯I型加载条件下有限宽板单边裂纹的应力强度因子可通过查阅《应力强度因子手册》<sup>[11]</sup>解析表达式计算:

$$K_I = F \cdot \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{aligned} K_I &= \frac{F}{wd} \sqrt{\pi a} \frac{\cos \alpha}{\left(1 - \frac{a}{w}\right)} \sqrt{\frac{0.26 + 2.65 \left(\frac{a}{w-a}\right)}{1 + 0.55 \left(\frac{a}{w-a}\right) + 0.08 \left(\frac{a}{w-a}\right)^2}} \\ K_{II} &= \frac{F}{wd} \sqrt{\pi a} \frac{\sin \alpha}{\left(1 - \frac{a}{w}\right)} \sqrt{\frac{-0.23 + 1.40 \left(\frac{a}{w-a}\right)}{1 - 0.67 \left(\frac{a}{w-a}\right) + 2.08 \left(\frac{a}{w-a}\right)^2}} \end{aligned} \right. \quad (4)$$

式中,  $F$  为单轴载荷,  $a$  为裂纹长度,  $d$  为板厚,  $w$  为板宽,  $\alpha$  为加载角度。

此式(3)仅适用于裂纹未扩展情况。目前,对于单边裂纹模型,在复合型加载下裂纹扩展后裂纹尖端应力强度因子尚无解析解,因此将通过有限元方法来计算应力强度因子。利用ABAQUS建立与试验最大程度吻合的不含初始裂纹的三维有限元模型,固定模型一端的加载孔,在另一端施加循环交变荷载,有限元模型如图8所示;将input文件导入FRANC3D中截取裂纹扩展范围并在机械切口尖端插入  $a=1\text{ mm}$ ,  $b=3\text{ mm}$  长轴与机械切口尖端重合的椭圆形初始裂纹并划分网格,FRANC3D由于其自适应网格划分方法在裂纹尖端形成一圈半径为  $0.1\text{ mm}$  规则的15节点奇异楔形单元用于解决裂纹尖端的奇异性。FRANC3D因其独有的自适应网格划分和自动裂纹扩展功能能够实现动态裂纹扩展并计算扩展过程中的应力强度因子<sup>[12]</sup>。预制裂纹及扩展后(加载角度  $45^\circ$ ) 裂纹尖端网格如图9所示。先对

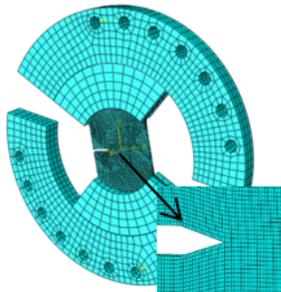


图8 有限元模型

Fig. 8 Finite element model

FRANC3D在I型加载作用下裂纹扩展的应力强度因子进行可靠性分析,计算结果及与解析解误差见表2;I-II复合型裂纹未扩展应力强度因子对比见表3。

$$F = 1.12 - 0.231 \left(\frac{a}{b}\right) + 10.55 \left(\frac{a}{b}\right)^2 - 21.72 \left(\frac{a}{b}\right)^3 + 30.39 \left(\frac{a}{b}\right)^4$$

针对于I-II复合加载, Richard基于CTS试样给出裂纹未扩展时的应力强度因子公式:

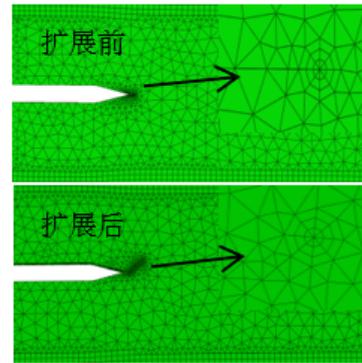


图9 裂纹尖端网格( $45^\circ$ )

Fig. 9 Meshing of crack tip

表2 纯I型加载应力强度因子

Tab. 2 Pure type I loading stress intensity factor

$\Delta a/\text{mm}$	解析解 /MPa $\cdot\sqrt{m}$	数值解 MPa $\cdot\sqrt{m}$	相对误差/%
0	5.43	5.44	0.29
0.5	5.54	5.51	0.54
1	5.68	5.72	0.79
2.5	6.13	6.16	0.49
5	6.97	6.98	0.10
7.5	7.95	8.02	0.92
10	9.12	9.21	0.98

表3 I-II复合型加载未扩展时应力强度因子

Tab. 3 Stress intensity factors of I-II composite load without expansion

加载角/ $^\circ$	解析解		数值解		误差/%	
	$K_I/\text{MPa}\cdot\sqrt{m}$	$K_{II}/\text{MPa}\cdot\sqrt{m}$	$K_I/\text{MPa}\cdot\sqrt{m}$	$K_{II}/\text{MPa}\cdot\sqrt{m}$	$K_I$	$K_{II}$
30	3.82	1.13	4.00	1.21	4.50	6.61
45	3.12	1.60	3.16	1.70	1.27	5.80
60	2.21	1.96	2.32	1.98	4.74	1.01

从图3、图4中可以看出利用FRANC3D默认的M-积分计算的应力强度因子具有很好的精确度,并将其扩展到I-II复合型加载下使用,计算得到复合型裂纹尖端应力强度因子幅值( $\Delta K_I, \Delta K_{II}$ )与裂纹扩展长度曲线,如图10所示。

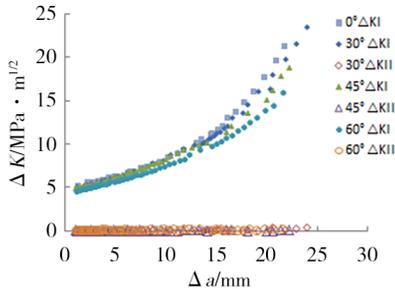


图10  $\Delta K$ - $\Delta a$  曲线  
Fig. 10  $\Delta K$ - $\Delta a$  curve

从图10中可以看出,疲劳裂纹一旦扩展后, $K_{II}$ 相较于 $K_I$ 几乎很小, $K_I$ 随着裂纹扩展逐渐增加,裂纹的扩展主要由I型控制<sup>[13]</sup>。根据I型应力强度因子及裂纹扩展数据截取直线段,如图11所示,给出了纯I型加载下的Paris公式:

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

式中, $C = 3.181 \times 10^{-6}$ ,  $m = 1.83$ 为材料常数。

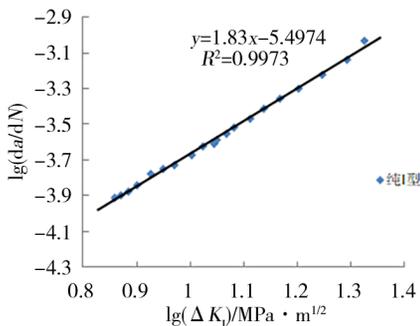


图11  $\lg(\Delta K)$ - $\lg(\Delta a)$  曲线  
Fig. 11  $\lg(\Delta K)$ - $\lg(\Delta a)$  curve

### 2.3 AA7075-T6复合疲劳裂纹扩展速率分析

采用Paris公式对AA7075材料进行复合疲劳性能分析,由于等效应力强度因子模型众多,SAJITH<sup>[14]</sup>研究发现利用K. Tanaka模型能得到与试验较为接近的疲劳寿命。文本将根据K. Tanaka<sup>[15]</sup>提出的等效应力强度因子幅值公式 $\Delta K^* = (\Delta K_I^4 + 8\Delta K_{II}^4)^{0.25}$ 计算不同加载条件下裂纹疲劳扩展等效应力强度因子,与裂纹扩展速率组成 $da/dN$ - $\Delta K^*$ 曲线如图12所示。

由图12曲线可以看出在稳定扩展阶段,复合型疲劳裂纹扩展速率曲线与纯I型基本重合,表明Paris公式在复合型加载下仍然适用,此现象由于在复合加载下疲劳裂纹扩展仍由I型应力强度因子主导,虽

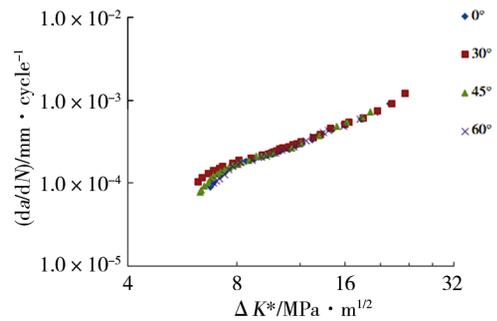


图12  $da/dN$ - $\Delta K^*$  曲线  
Fig. 12  $da/dN$ - $\Delta K^*$  curve

然利用Tanaka公式复合了I、II型应力强度因子,但II型应力强度因子的影响很小,等效应力强度因子与I型几乎相等,所以在复合型加载下裂纹扩展速率曲线与纯I型基本重合。

### 2.4 疲劳裂纹扩展路径及宏观断口分析

#### 2.4.1 裂纹扩展路径

通过CCD高速相机对疲劳裂纹扩展进行了拍摄,得到了指定荷载周期下的裂纹尖端图片,为了获得疲劳裂纹扩展路径,选取裂纹稳定扩展时的照片并将FRANC3D模拟疲劳裂纹扩展方向放置在右下方,如图13所示。

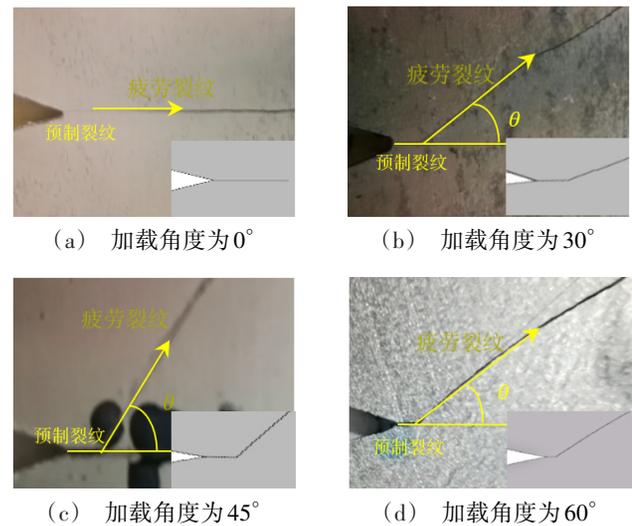


图13 裂纹扩展路径  
Fig. 13 Crack propagation path

利用Pickpick软件测量得到了不同加载角度下的试验开裂角 $\theta$ 和模拟出的裂纹开裂角 $\theta'$ ;并根据最大周向应力判据,裂纹将沿尖端 $r \rightarrow 0$ 的微小圆周上具有最大周向应力的方向扩展。该方向角为理论开裂角,记为 $\theta'$ ,计算公式为式(5)。据式(5),计算结果见表4。

$$\theta' = \arccos \frac{3K_{II}^2 + \sqrt{K_I^4 + 8K_I^2 K_{II}^2}}{K_I^2 + 9K_{II}^2} \quad (5)$$

表4 不同加载角度下的开裂角

Tab. 4 Cracking angle under different loading angles

加载角 $\beta/^\circ$	试验值 $\theta/^\circ$	解析解 $\theta'/^\circ$	数值解 $\theta''/^\circ$
0	0	0	0
30	27.0	27.5	27.4
45	37.0	41.0	40.0
60	50.0	52.5	50.6

通过图13可以看出随着加载角度的增大,复合裂纹扩展路径与I型扩展路径的夹角逐渐增大。在纯I型加载下裂纹扩展方向与施加荷载方向垂直,符合断裂力学理论,沿着预制裂纹方向扩展;而在复合型加载下裂纹扩展方向并不垂直于荷载方向,且随着加载角度的增大偏差越明显,这是由于复合型加载下II型荷载的加入改变了裂纹尖端的应力分布,裂纹开裂由I、II型共同控制,并将沿着开裂方向继续扩展。由表2中的对比发现,试验值与解析解相差得很小,最大的为45°加载时相差4°,试验与理论结果误差较小,验证了试验的结果正确性;数值解与解析解几乎接近,说明使用FRANC3D模拟裂纹扩展不仅能自动计算裂纹扩展方向而且得到的结果具有较好的可靠性。

#### 2.4.2 宏观断口

断口图片如图14所示,从断口看出疲劳断裂包含一个光洁的区域和一个粗颗粒的纤维区域。在循环载荷的作用下,裂开的两个面不断张开、闭合,相互摩擦,导致疲劳断面光滑且平整。光滑区是疲劳裂纹的预制区和稳定裂纹扩展区,粗颗粒区是裂纹的瞬时断裂区。裂纹稳定扩展区占断面比例超过50%,截面平坦,破坏前无大面积塑性变形,复合型疲劳同拉伸疲劳破坏相似,表现为脆性断裂。

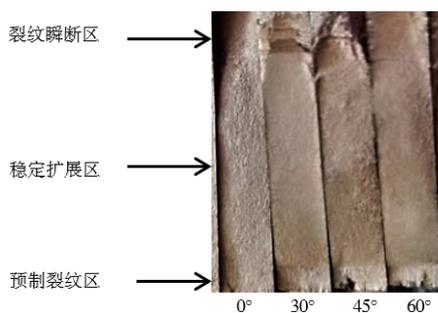


图14 疲劳断口

Fig. 14 Fatigue fracture

### 3 结论

(1)纯I型疲劳裂纹扩展寿命最长,复合疲劳裂纹扩展寿命都有不同程度的减少;通过计算裂纹扩展速率,给出了I型荷载下裂纹扩展的Paris公式。

(2)由应力强度因子幅值曲线看出裂纹扩展后

主要由I型控制,通过引入等效应力强度因子绘制复合型疲劳裂纹扩展速率曲线,发现不同加载角度下裂纹扩展速率与纯I型基本一致,表明加载角度的变化只影响裂纹的开裂角。

(3)试验获得的裂纹扩展路径基本与理论计算和数值模拟值相符合,裂纹开裂几乎都是沿着与荷载垂直的方向。验证了FRANC3D分析疲劳裂纹扩展是可靠的,也为无法通过实验和理论计算复合裂纹扩展的应力强度因子的问题提供了求解参考。

(4)裂纹稳定扩展区占断面较大的部分,无明显的塑性变形,表现为脆性断裂,说明此类金属试件的高周疲劳性能在裂纹稳定扩展阶段完全可以采用线弹性断裂力学进行分析。

#### 参考文献

[1] 刘昌斌,夏长清,戴晓元. 高强高韧铝合金的研究现状及发展趋势[J]. 矿冶工程,2003(5):74-78,82.

LIU Changbin, XIA Changqing, DAI Xiaoyuan. Present states of research and developing trends of high strength and high toughness aluminum ally [J]. Mining and Metallurgical Engineering, 2003(5):74-78,82.

[2] 陈亚莉. 铝合金在航空领域中的应用[J]. 有色金属加工,2003,32(2):11-14,17.

CHEN Yali. Application of aluminum alloy in aviation [J]. Nonferrous Metals Processing, 2003,32(2):11-14,17.

[3] 刘兵,彭超群,王日初,等. 大飞机用铝合金的研究现状及展望[J]. 中国有色金属学报,2010,20(9):1705-1715.

LIU Bing, PENG Chaoqun, WANG Richu, et al. Recent development and prospects for giant plane aluminum alloys[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals,2010,20(9):1705-1715.

[4] TANG K K, BERTO F, WU H. Fatigue crack growth in the micro to large scale of 7075-T6 Al sheets at different R ratios [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2016, 83: 93-104.

[5] 王苹,刘雪松,伍佳,等. A7N01铝合金复合加载下的疲劳裂纹扩展行为[J]. 焊接学报,2015,36(10):91-94,117-118.

WANG Ping, LIU Xuesong, WU Jia, et al. Fatigue crack propagation of A7N01 aluminum alloy under mixed-mode loading [J]. Transactions of the China Welding Institution, 2015, 36(10):91-94,117-118.

[6] ZHANG J, SHI X, BAO R, et al. Tension-torsion high-cycle fatigue failure analysis of 2A12-T4 aluminum alloy with different stress ratios [J]. International Journal of Fatigue, 2011,33(8):1066-1074.

[7] LIU S, CHAO Y, ZHU X. Tensile -shear transition in mixed mode I/III fracture [J]. International Journal of Solids and Structures,2004, 41(22/23): 6147-6172.

[8] CHAVES V, BERETTA G, BALBÍN J A, et al. Fatigue life and crack growth direction in 7075-T6 aluminium alloy

specimens with a circular hole under biaxial loading [J]. International Journal of Fatigue, 2019, 125:222-236

[9] 黄金, 杨邦成. I 型裂纹稳定扩展裂尖塑性区研究 [J]. 交通科学与工程, 2010, 26(4):35-40.

HUANG Jin, YANG Bangcheng. Research on plastic zone of I-type model crack extension stability [J]. Journal of Transport Science and Engineering, 2010, 26(4):35-40.

[10] 张亚军, 党恒耀. 材料疲劳与断裂试验中的若干问题(2) [J]. 材料开发与应用, 2017, 32(2):1-6.

ZHANG Yajun, DANG Hengyao. Some problems appeared in fatigue and fracture test of materials (2) [J]. Development and Application of Materials, 2017, 32(2):1-6.

[11] 中国航空研究院主编. 应力强度因子手册 [M]. 北京: 科学出版社, 1981.

Chinese Aeronautical Establishment ed. Stress Intensity Factor Handbook [M]. Beijing: Science Press, 1981.

[12] 熊勋, 杨莹, 汪舟, 等. 基于 FRANC3D 和 ABAQUS 联合仿真三维疲劳裂纹扩展分析及寿命预测 [J]. 武汉理工大

学学报(交通科学与工程版), 2020, 44(3):506-512.

XIONG Xun, YANG Ying, WANG Zhou, et al. Three-dimensional fatigue crack propagation analysis and life prediction based on co-simulation of FRANC3D and ABAQUS [J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2020, 44(3):506-512.

[13] 王连庆, 可进, 王红缨. 7050 铝合金 I-II 复合型疲劳裂纹研究 [J/OL]. 中国测试, 2020:1-10.

WANG Lianqing, KE Jin, WANG Hongyin. Investigation on mixed mode I-II fatigue crack of 7050 aluminum alloy [J/OL]. China Measurement & Test, 2020:1-10.

[14] SAJITH S, MURTHY K, ROBI P. Experimental and numerical investigation of mixed mode fatigue crack growth models in aluminum 6061-T6 [J]. International Journal of Fatigue, 2020, 130:105285.

[15] TANAKA Keisuke. Fatigue crack propagation from a crack inclined to the cyclic tensile axis [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1974, 6(3):493-507.