

doi: 10.11835/j.issn.1000-582X.2019.259

# 应力幅比对 2A12-T4 铝合金多轴疲劳裂纹萌生及扩展行为的影响

林万家<sup>1</sup>, 张建宇<sup>1</sup>, 刘天奇<sup>2</sup>, 刘浩<sup>1</sup>

(1. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要:**许多工程结构在服役过程中往往承受着复杂的多轴疲劳载荷, 仅靠单轴载荷来简化复杂载荷状态的失效预测方法将不再适用。因此, 准确预测复杂载荷下工程结构的多轴疲劳失效行为对提高结构安全性具有重要意义。疲劳裂纹萌生及扩展是疲劳失效行为最直观的反应, 针对 2A12-T4 铝合金实心圆棒试件, 在相同的等效 von Mises 应力幅值下, 开展了不同应力幅比下的多轴疲劳试验。采用金相显微镜对试件表面裂纹萌生及扩展行为进行了观测, 研究了不同应力幅比下试件表面裂纹形态及扩展路径, 探讨了不同应力幅比下 2A12-T4 铝合金多轴疲劳失效行为。结果表明, 对于 2A12-T4 铝合金, 试件表面均存在多条裂纹, 导致疲劳破坏的主裂纹只有 1 条; 裂纹萌生方向接近于最大切应力幅值平面, 裂纹扩展第 I 阶段的长度与方向同时受到应力幅比的影响; 主裂纹扩展路径主要沿着最大切应力幅值平面, 最大切应力幅值是引起 2A12-T4 铝合金多轴疲劳失效的主要控制参量。

**关键词:**多轴疲劳; 2A12-T4 铝合金; 应力幅比; 裂纹萌生及扩展

中图分类号: O346.2

文献标志码: A

文章编号: 1000-582X(2020)10-079-11

## Effect of stress amplitude ratio on multiaxial fatigue crack initiation and propagation behavior of 2A12-T4 aluminum alloy

LIN Wan-jia<sup>1</sup>, ZHANG Jian-yu<sup>1</sup>, LIU Tian-qi<sup>2</sup>, LIU Hao<sup>1</sup>

(1. College of Aerospace and Astronautics, Chongqing University, Chongqing 400044, P. R. China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, P. R. China)

**Abstract:** Prediction of fatigue failure behaviors by simplified uniaxial loads are no longer applicable since many of the engineering structures are often subjected to complex multiaxial fatigue loads during service. Therefore, accurately predicting the multiaxial fatigue failure behavior of engineering structures under complex loads is of great significance for improving structural safety. Fatigue crack initiation and propagation is the most intuitive response to fatigue failure behavior. In this study, multiaxial fatigue tests under different stress amplitude ratios with fixed von Mises stress amplitude were carried out by using 2A12-T4 aluminum alloy solid round bar specimens. The surface crack initiation and propagation path of the specimen under different stress amplitude ratios were studied by observing the specimens under a

收稿日期: 2019-09-25 网络出版日期: 2019-12-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11172021)。

Supported by the National Natural Science Foundation of China(11172021).

作者简介: 林万家(1994—), 男, 重庆大学硕士研究生, 主要从事金属多轴疲劳研究, (E-mail)201731021009@cqu.edu.cn。

通讯作者: 张建宇, 男, 研究员, 博士生导师, (E-mail)jyzhang@cqu.edu.cn。

metallographic microscope, and the multiaxial fatigue failure behavior of 2A12-T4 aluminum alloy under different stress ratios was discussed. Results show that many cracks initiate on the surface of all the specimens, but the main crack which causing fatigue failure was only one. The crack initiation direction is always close to the maximum shear stress amplitude plane, and the length and direction of the stage I crack are all affected by the stress amplitude ratio. Propagation of the main crack are mainly along the maximum shear stress amplitude plane, which means the maximum shear stress amplitude is the main control parameter that causes the multiaxial fatigue failure of 2A12-T4 aluminum alloy.

**Keywords:** multiaxial fatigue; 2A12-T4 aluminum alloy; stress amplitude ratio; crack initiation and propagation

在工程实际中,许多结构的危险部位在服役过程中往往承受着复杂的多轴疲劳载荷<sup>[1-2]</sup>,如飞机蒙皮、发动机叶片、轴类零件等;此外,结构中缺口或其他几何形状变化也会引起局部危险部位处于多轴应力状态<sup>[3]</sup>。如何准确地预测复杂载荷状态即多轴加载下结构的失效行为,引起了工程界的广泛关注。

已有的研究表明,对于不同的材料,其多轴疲劳裂纹萌生及扩展行为不同。Socie 等<sup>[4]</sup>研究发现在多轴疲劳载荷下,Inconel 718 的裂纹总是萌生于最大切应变平面,试件的最终失效由表面多处约 1 mm 长度裂纹的连接形成。尚德广等<sup>[5]</sup>发现对于 45 钢,裂纹主要萌生于 2 个最大切应变幅值平面,相位差的存在会导致裂纹萌生方向的分散性变大。Reis 等<sup>[6]</sup>研究了不同加载路径对 3 种结构钢裂纹萌生及扩展的影响,发现在相同的加载路径下,不同材料裂纹起裂角度不同;对于相同的材料,不同的加载路径下裂纹起裂角度也不同。Navarro 等<sup>[7]</sup>认为比例加载下,裂纹更倾向萌生于最大切应力平面。

对于多轴疲劳载荷下的裂纹扩展阶段,文献[8-10]发现 1045 钢在比例加载下,裂纹有明显的扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变,且裂纹总是萌生于最大切应变平面。Ohkawa 等<sup>[11]</sup>、Verreman 等<sup>[12]</sup>和 Vu 等<sup>[13]</sup>发现在多轴加载下,S45C 钢、C35 钢和 1045 钢的裂纹扩展第 I 阶段沿着最大切应力平面,裂纹由扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变长度受应力幅比的影响。Kim 等<sup>[14]</sup>对 SM45C 钢研究发现,试件表面裂纹无法明确地区分扩展第 I 阶段和第 II 阶段,疲劳破坏由小裂纹的连接引起。Susmel 等<sup>[15]</sup>研究发现,对于 6082-T6 铝合金材料,纯弯曲载荷在试件表面产生 I 型裂纹,纯扭转载荷下试件表面产生 II 型裂纹。对于拉扭复合加载,应力幅比大于 1 时,裂纹形态与纯扭转载荷下裂纹形态相同;应力幅比小于 1 时,初始裂纹为延最大切应力方向的 II 型裂纹,之后转变为垂直于主应力方向的 I 型裂纹。Liu 等<sup>[16-17]</sup>的研究表明,对于 30CrMnSiA 高强度钢,在应力幅比较小时,裂纹扩展第 I 阶段不明显,随着应力幅比的增大,裂纹出现明显的第 I 阶段到第 II 阶段的转变。第 I 阶段的扩展方向随着应力幅比增大逐渐接近最大切应力幅值平面,第 II 阶段均沿着最大正应力平面方向。Fatemi 等<sup>[18]</sup>对近 40 年的多轴疲劳研究进行了回顾,认为裂纹的萌生及扩展路径受材料和加载路径的影响。因此,对于不同材料的多轴疲劳裂纹萌生及扩展的研究仍需开展。

2A12-T4 铝合金具有良好的成型工艺、断裂韧度较高、耐腐蚀稳定性好,广泛应用于飞机的翼梁、隔框以及机身蒙皮等承力构件上<sup>[19-20]</sup>。飞机服役过程中,这些部位均承受多轴疲劳载荷作用。笔者通过开展不同应力幅比下 2A12-T4 铝合金多轴高周疲劳试验,采用光学显微镜观测,记录不同循环数下试件表面裂纹的形态,对表面裂纹萌生和扩展路径进行统计分析和计算,研究了应力幅比裂纹萌生的角度、扩展规律的影响,对处于多轴应力状态下的复杂结构的失效分析具有参考意义。

## 1 多轴高周疲劳试验

试验材料为 2A12-T4 铝合金,取自直径为 40 mm 的棒材。材料的化学成分及含量如表 1 所示,其静力性能如表 2 所示。

表 1 2A12-T4 铝合金的化学成分及质量分数  
Table 1 Chemical composition and weight percent of 2A12-T4 aluminum alloy %

$w(\text{Cu})$	$w(\text{Mg})$	$w(\text{Mn})$	$w(\text{Si})$	$w(\text{Fe})$	$w(\text{Zn})$	$w(\text{Ti})$	$w(\text{Ni})$	$w(\text{Al})$
4.10	1.50	0.66	0.24	0.33	0.08	0.02	0.01	余量

表 2 2A12-T4 铝合金的静力性能  
Table 2 Mechanical properties of 2A12-T4 aluminum alloy

$E/\text{GPa}$	$\sigma_y/\text{MPa}$	$\sigma_u/\text{MPa}$	$\delta/\%$	$G/\text{GPa}$	$\tau_u/\text{MPa}$	$\tau_y/\text{MPa}$
76.8	395.1	568.4	12.7	29.4	419.8	210.5

表 2 中  $E$  为弹性模量,  $\sigma_y$  为屈服极限,  $\sigma_u$  为拉伸强度极限,  $\delta$  为伸长率,  $G$  为切变模量,  $\tau_u$  为剪切强度极限,  $\tau_y$  为剪切屈服强度。

试件依据《金属材料 疲劳试验 轴向力控制方法》(GB/T 3075—2008)及《金属材料 扭应力疲劳试验方法》(GB/T 12443—2017)进行设计,试件如图 1 所示。试样测试段长度为 10 mm,测试段直径为 8.5 mm,并保证测试段光洁度  $R_a < 0.2$ ,且过渡圆角尽量加大。

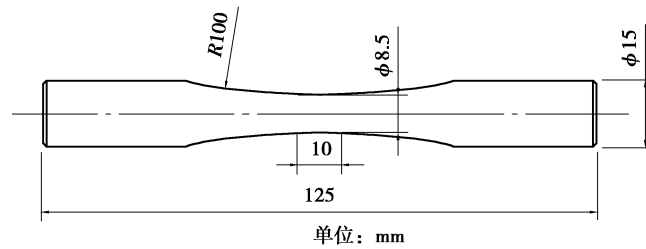


图 1 2A12-T4 铝合金疲劳试样

Fig. 1 Shape and dimensions of specimens

多轴疲劳试验在 MTS-858 电液伺服拉扭组合试验机上进行,试验环境为室温大气,试验采用载荷和扭矩控制、正弦波加载,加载频率为  $f = 5 \text{ Hz}$ ,疲劳寿命定义为试件完全断裂。加载应力如下:

$$\sigma_x(t) = \sigma_a \sin \omega t, \tag{1}$$

$$\tau_{xy}(t) = \tau_a \sin \omega t, \tag{2}$$

式中:  $\sigma_a$  为轴向应力幅值,  $\tau_a$  为切应力幅值。

在每个试件加载到一定循环数后,从试验机上取下试件,用金相显微镜观察并记录试件表面的裂纹形态,继续进行试验加载,并重复上述过程,直至试件完全断裂。由于在高倍显微镜下每次观测区域较小,需要多次平移和旋转试件,以保证记录试件表面任意位置可能出现的裂纹。

加载时取相同的等效 von-Mises 应力幅值  $\sigma_{eq,a} = 300 \text{ MPa}$ ,应力幅比  $\lambda$  为切向应力幅与轴向应力幅之比,等效 von-Mises 应力幅值及应力幅比分别如下所示:

$$\sigma_{eq,a} = \sqrt{\sigma_a^2 + 3\tau_a^2}, \tag{3}$$

$$\lambda = \tau_a / \sigma_a. \tag{4}$$

共选取了 5 个不同的应力幅比  $\lambda = 0, 0.5, 1.0, \sqrt{3}, \infty$  开展多轴疲劳试验。试验加载路径如图 2 所示。不同加载路径下的应力幅值大小和实验结果如表 3 所示。

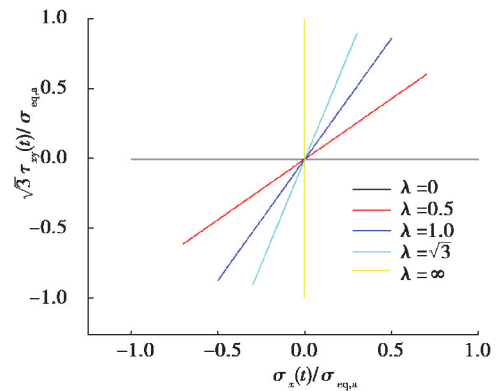


图 2 多轴疲劳试验加载路径

Fig. 2 Load path of the multiaxial fatigue test

表 3 不同加载路径应力幅值及试验寿命

Table 3 Stress amplitude and fatigue life under different load paths

试件编号	应力幅比	$\sigma_a / \text{MPa}$	$\tau_a / \text{MPa}$	$N_f / \text{循环}$
L-1	0.0	330.00	0.00	50 435

续表 3

试件编号	应力幅比	$\sigma_a$ /MPa	$\tau_a$ /MPa	$N_f$ /循环
L-2	0.5	249.46	124.73	36 651
L-3	1.0	165.00	165.00	81 027
L-4	$\sqrt{3}$	104.36	180.75	37 256
L-5	$\infty$	0.00	190.53	51 705

## 2 试验结果与分析

### 2.1 初始裂纹角度

在加载过程中试件表面测试段为最危险应力状态,且处于平面应力状态,试件表面测试段任意点受力状态 and 该点处任意平面方向  $\varphi$  的定义如图 3 所示。

由于疲劳加载下,通常认为最大切应力幅值与最大正应力为影响疲劳失效的 2 个重要应力分量<sup>[2,5]</sup>,因此,为了便于分析裂纹的萌生及扩展方向,首先计算得到了不同加载条件下的最大切应力幅值平面(MSSA)和最大正应力平面(MN)的方向,如表 4 所示。可以看到,在多轴疲劳载荷下,通常会存在 2 个相互垂直的最大切应力幅值平面和 1 个最大正应力平面。

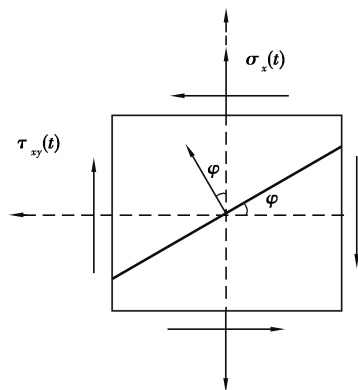


图 3 平面方向定义

Fig. 3 Definition of plane direction

表 4 最大切应力幅值平面和最大正应力平面方向

Table 4 Calculated orientations MSSA and MN planes

$\lambda$	MSSA/(°)	MN/(°)
0.0	-45.0/45.0	0.0
0.5	-22.5/67.5	22.5
1.0	-13.3/76.7	31.7
$\sqrt{3}$	-8.0/82.0	37.0
$\infty$	0.0/90.0	-45.0/45.0

开展了 5 种不同应力幅比下的疲劳试验,使用金相显微镜在每个试件表面均观测到了多条微裂纹,其中形成主裂纹并引起试件最终破坏的往往只有 1~2 条微裂纹。对于未形成主裂纹的微裂纹可以分为两类:第一类微裂纹在整个加载历程中未发生扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变,并对试件的最终破坏无显著影响;第二类裂纹在加载历程中则出现了明显的扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变。

图 4~6 给出了 L-1~L-3 号试件表面 2 种未引起试件失效的典型微裂纹形态,对于每种应力幅比,分别给出了 2 条典型的微裂纹:一条未发生扩展 2 个阶段的转变,另一条具有明显的第 I 阶段向第 II 阶段的转变过程。

图 4 所示为  $\lambda=0$  时试件 L-1 表面 2 条典型裂纹形态,可以看到 2 条裂纹最初均沿着最大剪应力幅值平面萌生,其中图 4(b)所示裂纹在扩展一定的长度后改变方向,沿着最大正应力平面扩展大约 140  $\mu\text{m}$  后再次改变方向沿着最大切应力幅值平面扩展。

图 5、图 6 所示分别为  $\lambda=0.5$  时试件 L-2 表面 2 条典型裂纹形态及  $\lambda=1.0$  时试件 L-3 表面 2 条典型裂纹形态,在 2 种不同的应力幅比下,2 条裂纹最初沿着最大切应力幅值平面萌生。对于图 5(a)所示的试件

L-2表面裂纹,裂纹沿最大切应力幅值平面扩展约 470  $\mu\text{m}$  后方向发生了变化,沿着接近于最大正应力的平面扩展。对于图 6(b)所示的试件 L-3 表面裂纹,裂纹沿最大切应力幅值平面扩展大约 50  $\mu\text{m}$  后再次改变方向,沿着接近于最大正应力的平面扩展。

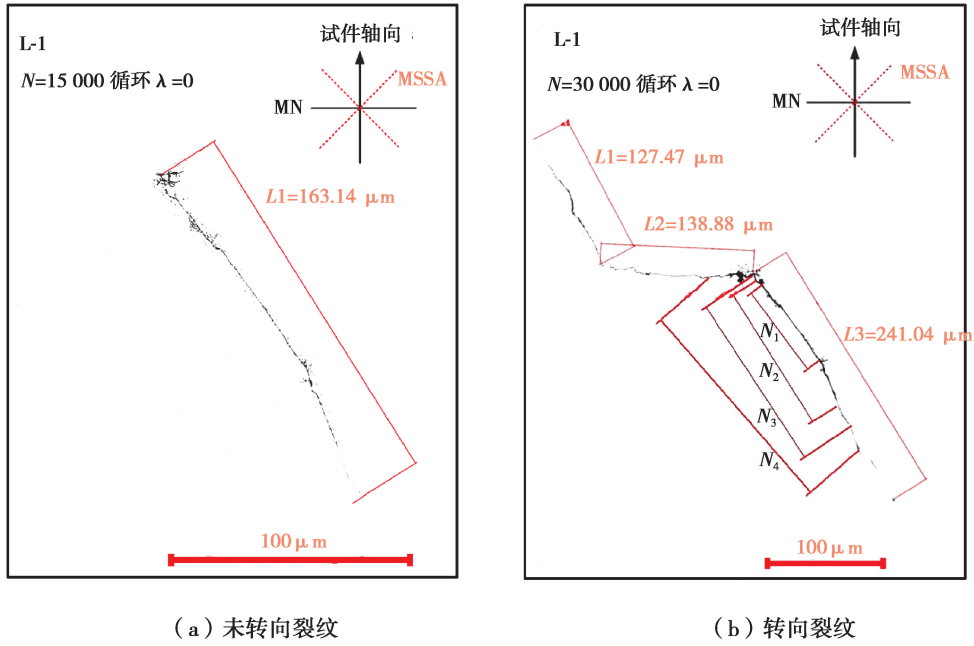


图 4  $\lambda = 0$  时试件表面典型裂纹形态

Fig. 4 Typical cracks on the surface of the specimen when  $\lambda = 0$

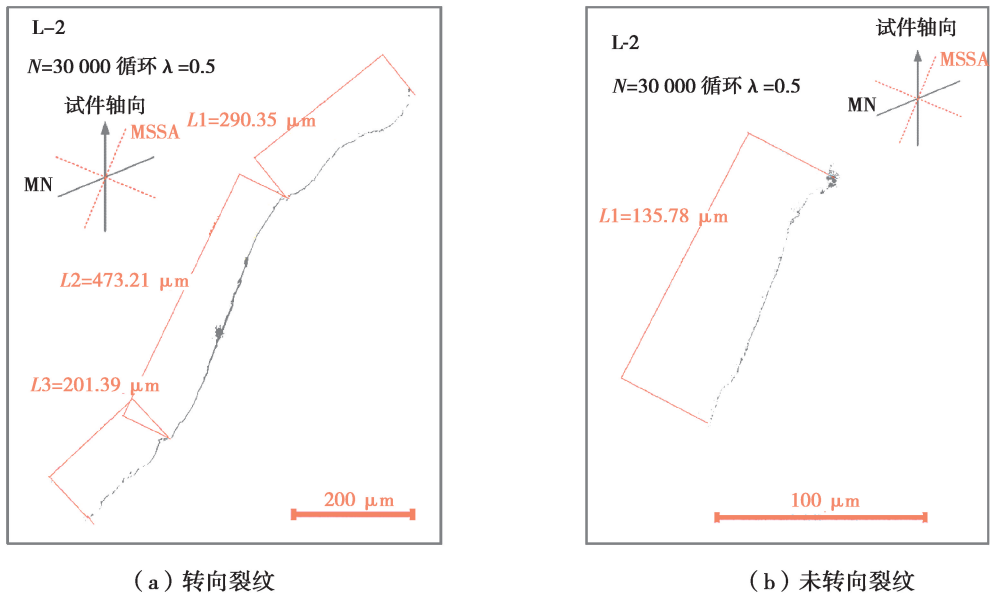
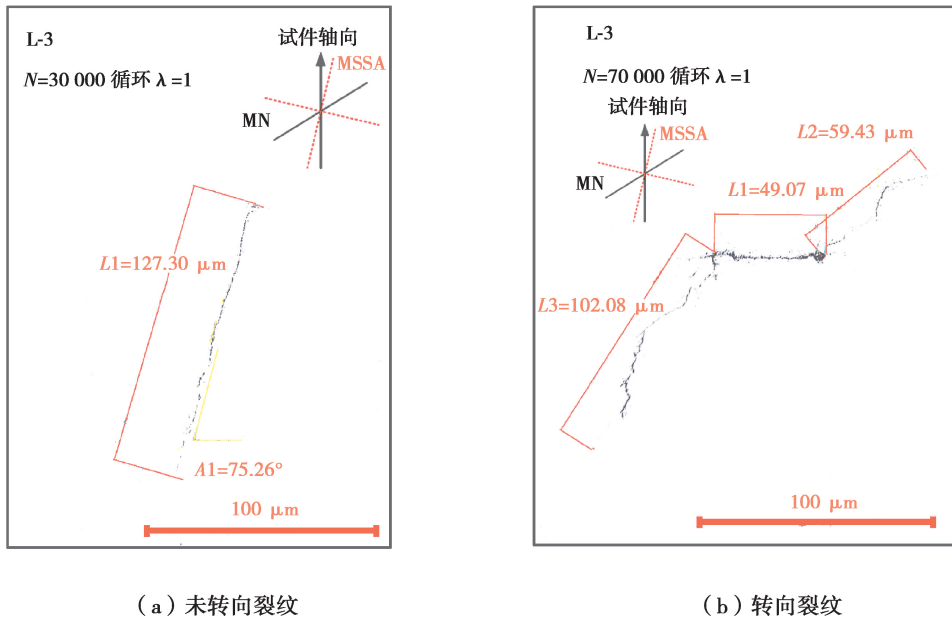
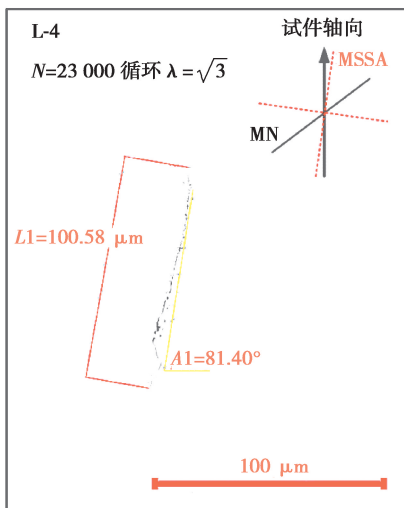
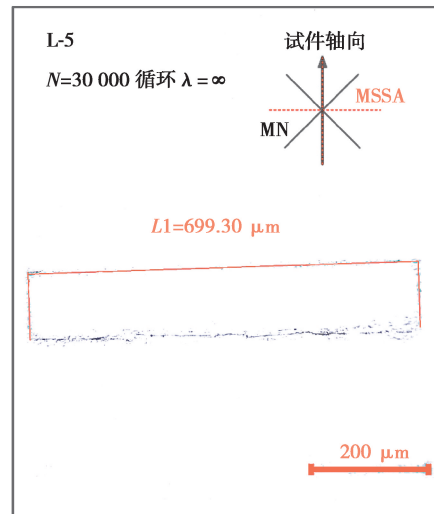


图 5  $\lambda = 0.5$  时试件表面典型裂纹形态

Fig. 5 Typical cracks on the surface of the specimen when  $\lambda = 0.5$

应力幅比  $\lambda = \sqrt{3}$ 、 $\lambda = \infty$  时,试件表面没有观测到明显的转变扩展方向裂纹,如图 7、图 8 所示。在这 2 个应力幅比下,试件表面裂纹均在 2 个最大切应力幅值平面上均有萌生,裂纹扩展过程同样沿着最大切应力幅值平面。

图 6  $\lambda = 1.0$  时试件表面典型裂纹形态Fig. 6 Typical cracks on the surface of the specimen when  $\lambda = 1$ 图 7  $\lambda = \sqrt{3}$  时试件表面典型裂纹形态  
Fig. 7 Typical crack on the surface of the specimen when  $\lambda = \sqrt{3}$ 图 8  $\lambda = \infty$  时试件表面典型裂纹形态  
Fig. 8 Typical crack on the surface of the specimen when  $\lambda = \infty$ 

通过以上分析可以看到,对于 2A12-T4 铝合金,试件表面裂纹萌生方向总是接近于最大切应力幅值平面。在不同的应力幅比下,均在裂纹扩展过程中会出现转折,沿最大正应力平面扩展。随着应力幅比的增加,试件表面裂纹出现由最大切应力幅值平面向最大正应力平面转折的数量逐渐减少。

对于每根试件,由于其表面均有大量的裂纹萌生,因此统计了每根试件表面裂纹数量,如表 5 所示。针对这些裂纹,统计了其裂纹萌生后初始扩展方向(对于出现方向转变的裂纹为裂纹扩展第 I 阶段)。图 9 所示所有裂纹初始扩展方向的统计结果,可以看到,对于所有试件,其裂纹初始方向基本接近于最大切应力幅值平面。

表 5 试件表面裂纹统计

Table 5 Number of surface cracks on the specimens

$\lambda$	裂纹总数/条	方向改变裂纹数量/条
0	23	9
0.5	58	8
1.0	162	25
$\sqrt{3}$	74	5
$\infty$	35	4

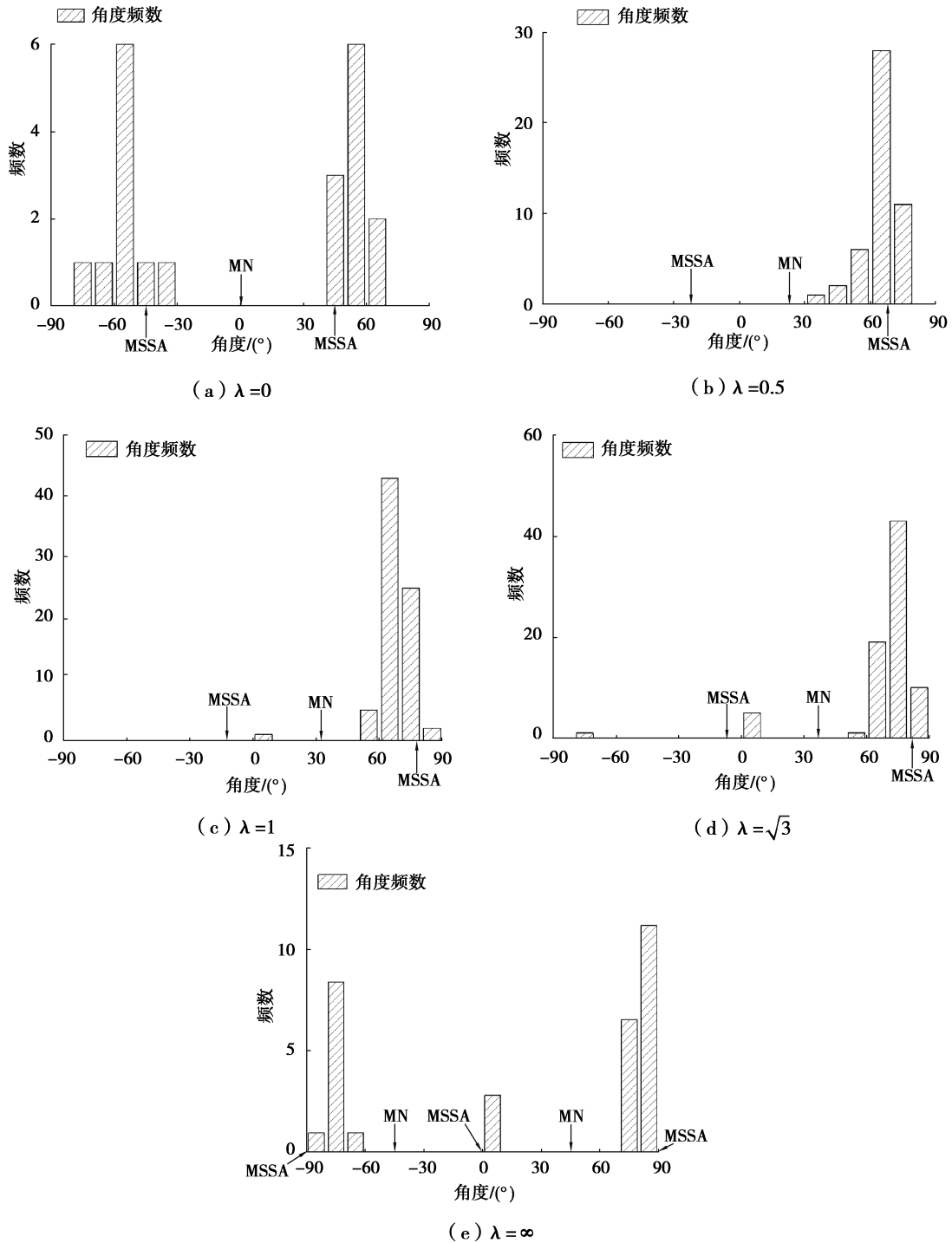


图 9 不同应力幅比下裂纹萌生方向

Fig. 9 Crack initiation orientations under different stress ratios



## 2.2 主裂纹扩展过程

裂纹长度定义如图 10 所示。由图 11 可以看到裂纹具有明显的扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变,对所有裂纹扩展第 I 阶段的长度进行了统计,统计结果如表 6 所示,对于 2A12-T4 铝合金材料,试件表面裂纹扩展第 I 阶段的长度大约为  $50\sim 250\ \mu\text{m}$ 。不同应力幅比下,裂纹扩展第 I 阶段的长度具有较大的分散性。

通过对试件表面裂纹的分析,可以得到不同应力主裂纹幅比下主裂纹的长度变化过程,并记录了主裂纹不同循环数下的裂纹长度,如表 7 所示。图 11 为裂纹完整扩展路径,图 12 为不同应力幅比下主裂纹的扩展速率图。

不同应力幅比下,试件表面主裂纹扩展路径如图 11 所示。 $\lambda=0$  时,试件表面主裂纹形态如图 11(a)所示。在循环数  $N_1$  时,观测裂纹最初在试件表面萌生,此时裂纹长度大约为  $89\ \mu\text{m}$ ,裂纹扩展方向接近于最大切应力幅值平面。随着循环数的增加,裂纹扩展方向在

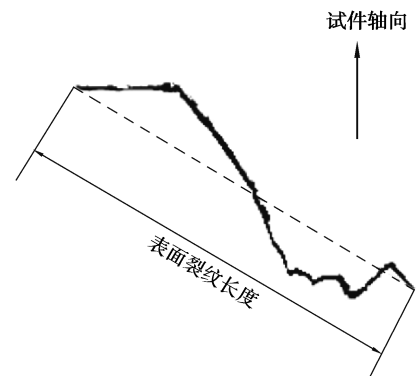
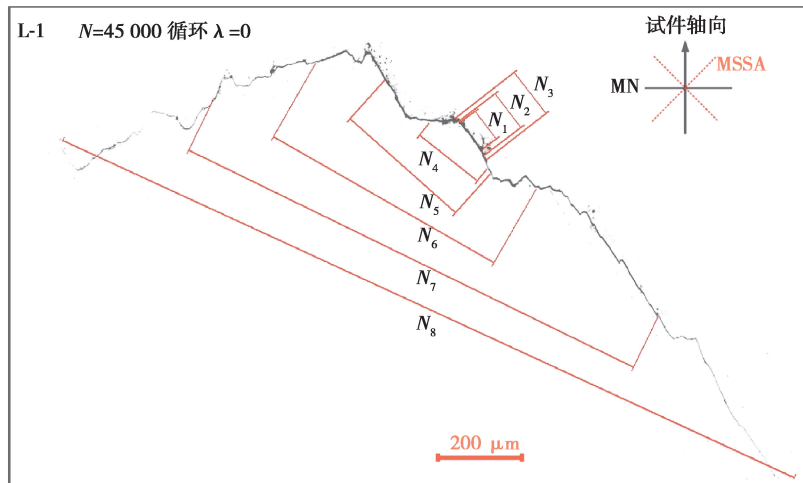
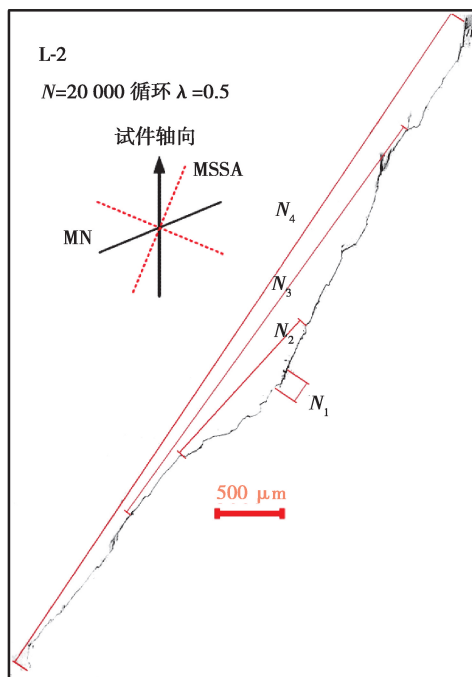


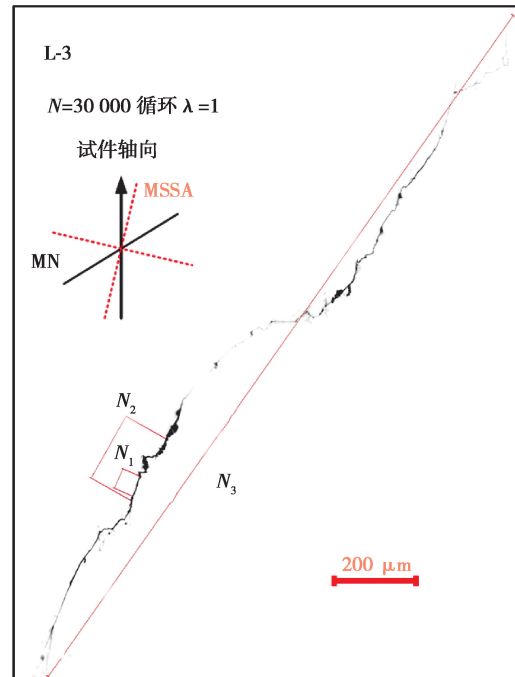
图 10 试件表面裂纹长度定义  
Fig. 10 Definition of the surface crack length



(a)  $\lambda=0$



(b)  $\lambda=0.5$



(c)  $\lambda=1.0$





$\lambda=0.5$  时,试件表面主裂纹没有出现明显的沿最大正应力平面的扩展,裂纹整个扩展过程均沿着接近于最大切应力幅值的平面扩展。 $\lambda=1.0$  时,裂纹扩展路径同应力幅比  $\lambda=0.5$  时相似,试件表面主裂纹扩展过程均沿着接近于最大切应力幅值平面扩展。 $\lambda=\sqrt{3}$  与  $\lambda=\infty$  时,试件表面主裂纹扩展路径如图所示。可以看到,裂纹在扩展过程中没有出现明显的方向改变,裂纹扩展方向沿着最大切应力平面扩展,扩展过程为 II 型扩展。

通过以上分析可以知道,对于 2A12-T4 铝合金,其表面疲劳裂纹扩展路径更倾向于沿着接近最大切应力平面扩展,最大切应力幅值是影响裂纹扩展的主要应力分量。

Societ 等<sup>[4]</sup>研究发现对于 Inconel718,定义以 1 mm 长的裂纹作为疲劳失效判据。不同应力幅比下试件表面裂纹扩展长度随寿命比的变化如图 12 所示。可以看到,裂纹扩展至 1 mm 时,大约占疲劳总寿命的 70%。对于主裂纹出现明显扩展第 I 阶段向第 II 阶段转变的 L-1,裂纹扩展第 I 阶段大约占总寿命的 40%。

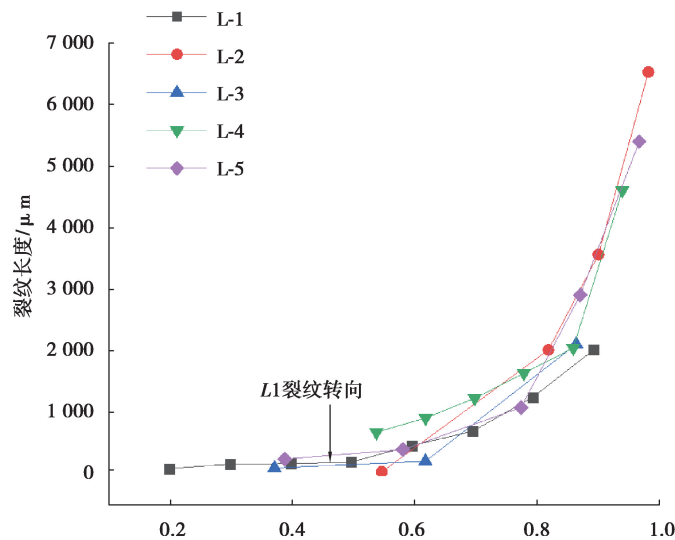


图 12 裂纹扩展长度随寿命比的变化

Fig. 12 Variation of crack propagation length with fatigue life ratio

### 3 结 论

针对 2A12-T4 铝合金,开展了不同应力比下的多轴疲劳试验,研究了其裂纹萌生及扩展路径,可以得到以下结论:

1)多轴疲劳载荷下,2A12-T4 铝合金表面会出现多条裂纹,统计结果表明,对于存在扩展第 I 向第 II 阶段转变的疲劳裂纹,其扩展第 I 阶段的长度为 50~250  $\mu\text{m}$ ,且第 I 阶段扩展寿命约占总寿命的 40%。这可为工程实际中处于多轴应力状态下的 2A12-T4 铝合金部件的疲劳寿命预测提供参考。

2)拉扭复合加载下,当  $\lambda=0.5, 1, \sqrt{3}, \infty$  时,2A12-T4 铝合金表面主裂纹没有明显的扩展第 I 阶段向第 II 阶段的转变,沿着最大切应力幅值平面扩展;当  $\lambda=0$  时试件表面主裂纹方向沿着最大切应力方向萌生扩展,接着转向最大正应力平面,最后又沿着最大切应力平面扩展。即最大切应力幅值是主导 2A12-T4 铝合金多轴疲劳裂纹扩展的主要应力分量,这为该材料多轴疲劳损伤准则的建立提供依据。

3)多轴疲劳载荷下,2A12-T4 铝合金表面裂纹扩展至 1 mm 时,扩展寿命占疲劳总寿命的 70%。对于多轴应力状态下的 2A12-T4 铝合金小尺寸结构,该裂纹长度有可能作为其多轴疲劳失效的重要参考依据。

#### 参考文献:

[1] 亚伯·斯海维. 结构与材料的疲劳[M]. 吴学仁,等,译. 北京: 航空工业出版社, 2014.

Schijve J. Fatigue of structures and materials[J]. WU Xueren, et al, trans, Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)

- [ 2 ] 尚德广, 王德俊. 多轴疲劳强度[M]. 北京: 科学出版社, 2007.  
SHANG Deguang, WANG Dejun. Multiaxial fatigue strength[M]. Science Press, 2007. (in Chinese)
- [ 3 ] Lieb K C, Horstman R, Peters K A, et al. Multiaxial fatigue: a survey of the state of the art[J]. Journal of Testing and Evaluation, 1981, 9(3): 165.
- [ 4 ] Socie D F, Shield T W. Mean stress effects in biaxial fatigue of inconel 718[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1984, 106(3): 227-232.
- [ 5 ] 尚德广, 王大康, 孙国芹, 等. 多轴疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 机械强度, 2004, 26(4): 423-427.  
SHANG Deguang, WANG Dakang, SUN Guoqin, et al. Behavior of multiaxial fatigue crack propagation[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(4): 423-427. (in Chinese)
- [ 6 ] Reis L, Li B, de Freitas M. Crack initiation and growth path under multiaxial fatigue loading in structural steels[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(11/12): 1660-1668.
- [ 7 ] Navarro A, Vallellano C, Chaves V, et al. A microstructural model for biaxial fatigue conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(8): 1048-1054.
- [ 8 ] Fatemi A, Socie D F. A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 1988, 11(3): 149-165.
- [ 9 ] Hua C T, Socie D F. Fatigue damage in 1045 steel under constant amplitude biaxial loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 1984, 7(3): 165-179.
- [10] Hua C T, Socie D F. Fatigue damage in 1045 steel under variable amplitude biaxial loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 1985, 8(2): 101-114.
- [11] Ohkawa I, Takahashi H, Moriwaki M, et al. A study on fatigue crack growth under out-of-phase combined loadings[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1997, 20(6): 929-940.
- [12] Verreman Y, Guo H. High-cycle fatigue mechanisms in 1045 steel under non-proportional axial-torsional loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 2007, 30(10): 932-946.
- [13] Vu Q H, Nadot Y, Halm D. High cycle fatigue crack paths in C35 steel under complex loading[C/OL]// International Conference on Crack Paths, March 7, 2013, Vicenza, Italy. [2019-10-12]. <https://www.gruppofrattura.it/ocs/index.php/esis/CP2009/paper/viewFile/9372/6207>.
- [14] Kim K S, Park J C, Lee J W. Multiaxial fatigue under variable amplitude loads[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1999, 121(3): 286-293.
- [15] Susmel L, Petrone N. Multiaxial fatigue life estimations for 6082-T6 cylindrical specimens under in-phase and out-of-phase biaxial loadings[J]. European Structural Integrity Society, 2003, 31: 83-104.
- [16] Liu T Q, Shi X H, Zhang J Y, et al. Crack initiation and propagation of 30CrMnSiA steel under uniaxial and multiaxial cyclic loading[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 122: 240-255.
- [17] Liu T Q, Shi X H, Zhang J Y, et al. Multiaxial high-cycle fatigue failure of 30CrMnSiA steel with mean tension stress and mean shear stress[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 129: 105219.
- [18] Fatemi A, Shamsaei N. Multiaxial fatigue: an overview and some approximation models for life estimation[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(8): 948-958.
- [19] 陈亚军, 王先超, 王付胜, 等. 不同应力幅比加载下 2A12 铝合金的多轴疲劳性能[J]. 材料工程, 2017, 45(9): 136-142.  
CHEN Yajun, WANG Xianchao, WANG Fusheng, et al. Multiaxial fatigue properties of 2A12 aluminum alloy under different stress amplitude ratio loadings[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(9): 136-142. (in Chinese)
- [20] 时新红, 张建宇, 鲍蕊, 等. 比例加载下应力幅比对 2A12-T4 疲劳寿命的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 965-968.  
SHI Xinhong, ZHANG Jianyu, BAO Rui, et al. Effect of stress amplitude on high-cycle fatigue life of 2A12-T4 aluminum alloy under proportional loading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 965-968. (in Chinese)