



7475-T7351 铝合金厚板的疲劳性能

陈 军^{1,2}, 段雨露², 彭小燕², 肖 丹², 徐国富^{2,3}, 尹志民^{2,3}

(1. 中南大学 粉末冶金研究院, 长沙 410083;

2. 中南大学 材料科学与工程学院, 长沙 410083;

3. 中南大学 有色金属材料科学与工程教育部重点实验室, 长沙 410083)

摘 要: 通过金相显微镜(OM)、取向分布函数(ODF)及扫描电镜(SEM)研究 25 mm 厚 7475-T7351 铝合金板材的疲劳性能和裂纹扩展速率。结果表明: 板材的疲劳强度存在各向异性, 横向疲劳强度为 300 MPa, 纵向疲劳强度为 310 MPa, 疲劳寿命均大于 1×10^7 cycle。板材在 $K_t=1$ 、应力比 $R=0.1$ 和应力强度幅度 $\Delta K=30 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 条件下, 纵向疲劳裂纹扩展速率 da/dN 为 $2.73 \times 10^{-3} \sim 4.41 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$, 横向疲劳裂纹扩展速率 da/dN 为 $5.76 \times 10^{-3} \sim 8.22 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$ 。疲劳裂纹主要在次表面的含 O、Na、Cl 非金属夹杂物处及粗大第二相处萌生, 在疲劳裂纹扩展区可观察到大量疲劳条带, 在瞬时断裂区, 断口呈小韧窝和解理断裂的混合形貌。

关键词: 7475 铝合金; 疲劳性能; 各向异性; 裂纹扩展速率

中图分类号: TG174.3

文献标志码: A

Fatigue performance of 7475-T7351 aluminum alloy plate

CHEN Jun^{1,2}, DUAN Yu-lu², PENG Xiao-yan², XIAO Dan², XU Guo-fu^{2,3}, YIN Zhi-min^{2,3}

(1. Powder Metallurgy Research Institute, Central South University, Changsha 410083, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Central South University, Changsha 410083, China;

3. Key Laboratory of Nonferrous Materials Science and Engineering, Ministry of Education, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: The optical microscopy, orientation distribution function and scanning electron microscopy were used to investigate the fatigue properties and the rate of fatigue crack growth of 7475-T7351 alloy plate with thickness of 25 mm. The results show that the fatigue strength is anisotropic for the plate, it is 300 MPa along the transverse direction and 310 MPa along the longitudinal direction, respectively, and the fatigue life is longer than 1×10^7 cycle. Under the conditions of $K_t=1$, stress ratio $R=0.1$ and stress intensity factor amplitude $\Delta K=30 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$, the fatigue crack growth rate da/dN along the longitudinal and transverse direction are $2.73 \times 10^{-3} \sim 4.41 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$ and $5.76 \times 10^{-3} \sim 8.22 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$, respectively. The fatigue cracks mainly initiate on the non-metallic inclusions containing O, Na, Cl and coarse second phase on the sub-surface. A large number of striations are observed in the fatigue propagation zone, and a mixture of small dimples and cleavage is observed on the fracture surface in the fatigue fracture zone.

Key words: 7475 aluminum alloy; fatigue property; anisotropy; fatigue crack growth rate

Al-Zn-Mg-Cu 铝合金强度高、密度低, 在航空工业中有着广泛的应用, 特别是用作飞机的结构件。在

服役过程中, 飞机的结构件往往会受到交变载荷的作用, 因此不仅要求材料具有高的强度、韧性, 还要有

基金项目: 国家重点基础研究发展计划资助项目(G2005CB623705)

收稿日期: 2014-08-09; 修订日期: 2015-03-26

通信作者: 徐国富, 教授, 博士; 电话: 0731-88877217; E-mail: csuxgf66@csu.edu.cn

良好的疲劳性能。为了满足这些需求, 国外开发了高纯高强 7475 铝合金。该合金在 7075 铝合金基础上显著地降低了 Fe、Si 杂质的含量, 在保持高强度和低密度的前提下大幅度提高了断裂韧性和疲劳性能^[1-5]。该合金可用于制造要求高强度、高韧性及良好疲劳性能的结构件, 已在美国的 F-15、F-16 等飞机上获得应用。

国外一些学者对该合金的疲劳性能进行了研究。如 KASSIM 等^[6]对 7475-T7351 铝合金疲劳裂纹扩展速率进行数字模拟后, 认为增大预应变可使得Ⅲ区的裂纹扩展速率加快, 断裂韧性降低, 而对 Paris 区影响不明显。SMOLEI 等^[7]对合金微观与宏观疲劳裂纹扩展关系进行了研究。国内主要就固溶和双级时效等热处理制度对合金组织与性能影响方面进行了研究^[8-14], 但关于该合金厚板疲劳性能的研究却鲜见报道。因此, 本文作者主要研究了 25 mm 厚 7475-T7351 铝合金板材纵向和横向疲劳特性和裂纹扩展速率, 探讨了组织与疲劳特性之间的关系。

1 实验

1.1 材料及成分

采用 25 mm 厚的 7475-T7351 铝合金板材, 其化学成分如表 1 所列。

表 1 7475 合金板材的化学成分

Table 1 Chemical composition of 7475 aluminum alloy plate (mass fraction, %)

Zn	Mg	Cu	Cr	Mn
5.96	2.22	1.60	0.22	0.06
Ti	Fe	Si	Al	
0.06	0.064	0.028	Bal.	

1.2 疲劳性能测试

样品尺寸示意图如图 1(a)所示。试样类型应力集中程度系数 $K_t=1, 3$; 载荷类型为恒幅; 应力比 $R=-1, 0.06, 0.1$ 。从纵向和横向样品各取 5 个试样, 依据 HB5287—96 标准在 PLG—100C 型拉-压疲劳试验机上进行试验。应力水平从 400 MPa 到 230 MPa 进行设置, 每个应力水平至少测试 3 个样品。重点考察横向样品疲劳强度, 同时也比较测试纵向样品疲劳强度。分别取横向样品 30 个和纵向样品 6 个进行试验。

疲劳裂纹扩展速率样品尺寸示意图如图 1(b)所示。疲劳裂纹扩展速率实验在 MTS810—50KN 型试验机上进行, 测试出一系列的 ΔK_I 及相应的 $(da/dN)_I$ 数据,

裂纹扩展速率测试结果用表格列出, 也可以通过绘图软件将裂纹扩展速率与 ΔK 的关系用曲线表示。

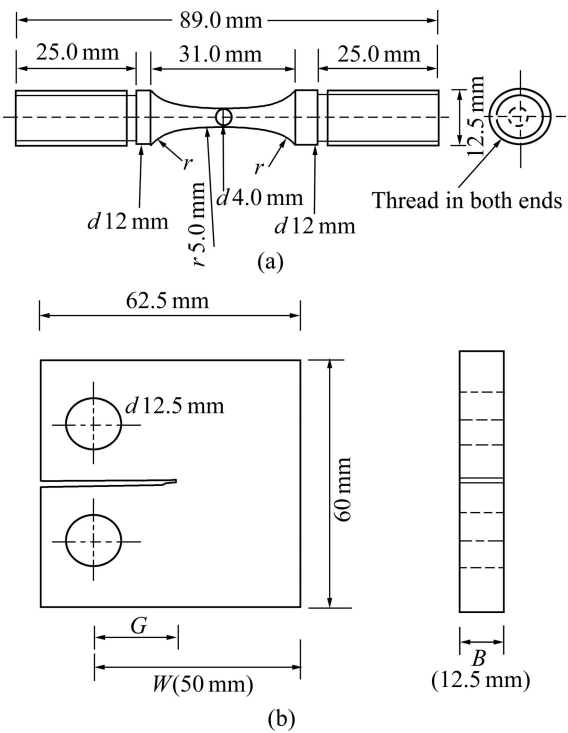


图 1 实验所用 7475-T7451 铝合金板材的样品尺寸示意图
Fig. 1 Schematic diagrams showing sample dimension of 7475-T7451 aluminum alloy plate: (a) Fatigue life estimation specimen in axial direction; (b) Fatigue crack growth rate test specimen

1.3 显微组织、织构及断口观察

板材的金相组织观察在卧式金相显微镜 Nephot-2 上进行。织构样品尺寸为 24 mm×14 mm×2.5 mm, 采用氢氧化钠溶液腐蚀以减少样品表面的残余应变和应力的影响。织构测定在 Bruker D8 Discover 型 X 射线衍射仪上进行, 管电压为 40 kV, 管电流为 40 mA, 采用 Cu K_{α} 辐射, 用 Schulz 背反射法测量 $\{111\}$ 、 $\{200\}$ 、 $\{220\}$ 和 $\{311\}$ 4 张不完整极图, 并采用二步法计算 $L_{\max}=22$ 时的 ODF, 结果用恒 φ_2 ($\Delta\varphi_2=5^\circ$) 截面图表示。利用 Sirion 200 场发射扫描电镜对样品的疲劳性能测试断口进行观察和分析, 对断口韧窝内的粒子进行能谱分析(EDX)。

2 结果及分析

2.1 组织及织构

图 2 所示为 25 mm 厚 7475-T7351 铝合金板材的

三维金相显微组织。由图 2 可以看出, 板材中晶粒组织沿轧制方向被拉长成纤维状, 板面晶粒既沿轧制方向被轧长, 又沿横向被略轧宽, 横截面上可以看到扁状的晶粒断面; 还可观察到很多黑色的第二相, 大都沿着轧制方向呈链状分布。图 3 所示为 7475-T7351 合金板材的取向分布函数(ODF)。板材中的织构以形变织构为主, 为典型的轧制织构, 即包括黄铜取向($\{110\}\langle 112\rangle$), S 取向($\{123\}\langle 634\rangle$)和铜取向($\{211\}\langle 111\rangle$)。就取向密度而言, 黄铜的最高, 为 6.86; 铜取向的其次, 为 5.33; S 取向的最低, 为 3.81。在高斯取向位置($\{110\}\langle 100\rangle$), 取向密度值很小, 表明高斯织构非常的弱。

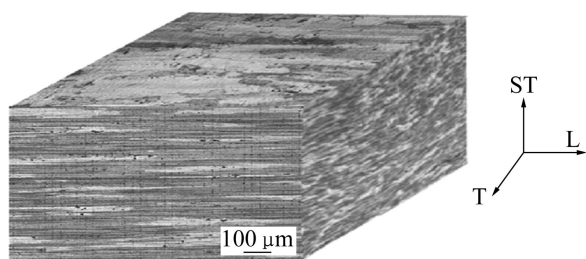


图 2 7475-T7351 铝合金板材的三维金相组织(L: 长向; T: 长横向; ST: 短横向)

Fig. 2 3D-optical microstructure of 7475-T7351 aluminum alloy plate (L: Longitudinal direction; T: Transverse direction; ST: Short transverse direction)

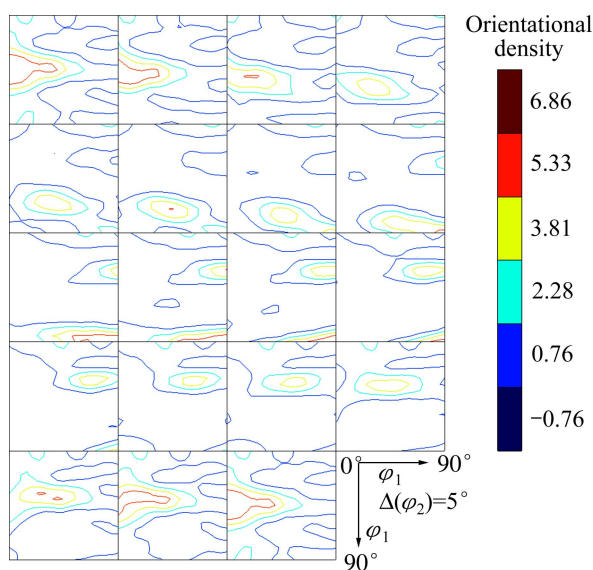


图 3 7475-T7351 合金板材的取向分布函数

Fig. 3 Orientation distribution function (ODF) of 7475-T7351 aluminum alloy plate

2.2 板材的疲劳寿命

图 4 所示为实验频率为 125 Hz 时板材的 $S-N$ 曲

线。由图 4 可知, 板材的疲劳循环次数(N)随着最大应力(S)的降低而增加。在板材纵向, 最大应力为 310 MPa 左右时, 曲线上出现了趋于水平的部分(即板材可经受无限次应力循环而不发生疲劳断裂), 可以认为板材纵向的疲劳极限约为 310 MPa, 此时疲劳寿命大于 1×10^7 cycle。而在板材横向, 最大应力 300 MPa 左右时曲线上出现了趋于水平的部分, 即说明板材横向的疲劳极限约为 300 MPa, 此时疲劳寿命大于 1×10^7 cycle。

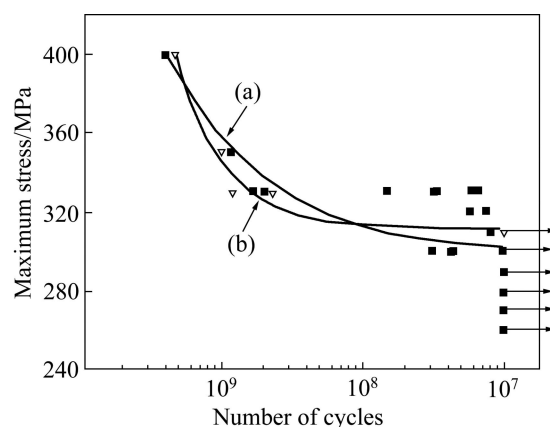


图 4 7475-T7351 板材不同方向疲劳性能的 $S-N$ 曲线

Fig. 4 Fatigue $S-N$ curves of 7475-T7351 aluminum alloy plate along different directions: (a) Transverse direction; (b) Longitudinal direction

图 5 所示为不同测试条件对 7475-T7351 铝合金板材疲劳循环次数的影响规律。由图 5 可知, 在相同的应力比条件下时, 如 $R=0.06$, 疲劳循环次数为 10^5 时, 在 $K_t=3$ 时所需的试验应力约为 150 MPa, 而在 $K_t=1$ 时所需试验应力高于 400 MPa, 这说明板材具有缺口敏感性。根据图 5 中试验应力与疲劳循环次数曲线的变化趋势可知, 光滑试样较缺口试样具有更高的疲劳强度, 即缺口的存在降低了 7475-T7351 铝合金板材的疲劳极限。

2.3 疲劳断口形貌

对试样的疲劳断口观察发现, 断裂面和加载的方向垂直, 如图 6 所示。在裂纹源附近, 断口是不平的, 也观察不到疲劳条纹的存在, 裂纹呈放射状。随着裂纹的扩展, 断口上可看到一些与裂纹扩展方向平行的台阶, 在上面有平行条带出现(见图 6(a))。在更高倍数下观察发现, 在裂纹源处有一些亮灰色的物质存在, 明显不同于基体(见图 6(b))。对裂纹源处不同位置进行能谱分析, 结果如图 7 所示。微区成分分析表明, 亮灰色区域主要含有 Al、C、Mg、O、Na、K 和 Cl 等元素(见图 7(a)), 其中的 Al、Mg、O 可能是氧化铝

和氧化镁夹杂, 而 Na、K、Cl 可能是 NaCl 和 KCl 熔剂的残留物; 其他区域的主要含 Al、Zn 和 Mg 元素(见图 7(b)), 这和基体的成分比较接近。从这些结果可知, 疲劳裂纹源在样品次表面产生, 其产生和板材中的夹杂、脆性相及氧化物等有关。随着裂纹的进一步扩展, 断裂面呈现羽毛状(见图 6(a)), 其形成伴随着晶界的挤压。在扫描电镜高倍数下可观察到很多的韧窝存在, 韧窝中有第二相粒子(见图 8)。韧窝的形成可钝化裂纹尖端, 降低其前缘的应力, 延缓裂纹的扩展。韧窝中都可观察到破碎状的硬脆相粒子, 能谱分析表明粒子为 $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$ 相, 并大都沿变形方向呈带状分布。这些第二相粒子与基体结合的界面较脆弱, 在变形过程中容易破碎, 而参与到断裂过程, 并加速裂纹的扩展。

图 9 所示为不同应力对 7475-T7351 铝合金板材 T-L 向疲劳条带的影响。由图 9 可见, 3 个应力状态下疲劳破坏微观形貌特征明显, 都呈现出大量的疲劳条带, 并且随着应力值的增加疲劳条带间距明显增加。

疲劳条带间距可表示裂纹扩展速率, 应力值越高, 疲劳条带间距越大, 表明裂纹扩展速率越大。根据图 9 中的结果可测出在应力为 400、330 和 300 MPa 条件下的疲劳条带间距分别为 1.38、0.66 和 0.4 μm 。应力水平从 400 MPa 降至 330 MPa 时, 应力降低了 17.5%, 但疲劳条带间距减小了约 50%; 应力水平从 330 MPa 降至 300 MPa 时, 应力降低了约 9%, 但疲劳条带间距减小了约 40%。因此在低应力水平时, 应力值的降低可以有效地减小疲劳条带间距, 提高疲劳循环次数。

2.4 板材的疲劳裂纹扩展速率

表 2 所列为不同条件下板材纵向和横向的疲劳裂纹扩展速率。由表 2 可知, 在应力场强度因子幅值 ΔK 为 $30 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 左右、 $K_t=1$ 和 $R=0.1$ 时, 板材纵向的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 在 $2.73 \times 10^{-3} \sim 4.41 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$ 之间; 而板材横向的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 在 $5.76 \times 10^{-3} \sim 8.22 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$ 之间。显然, 板材纵

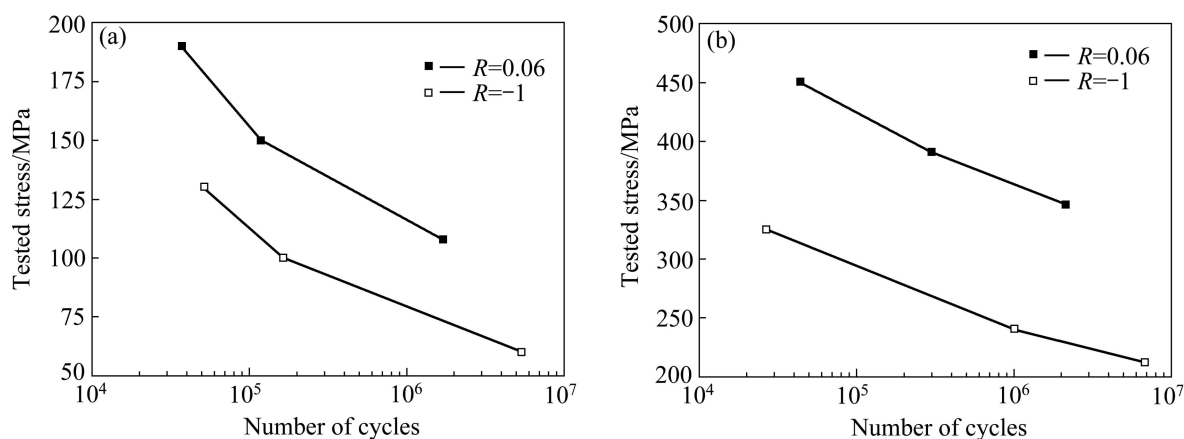


图 5 不同条件下疲劳试验应力对疲劳循环次数的影响

Fig. 5 Effects of fatigue stress on fatigue life cycle under different conditions: (a) $K_t=3$; (b) $K_t=1$

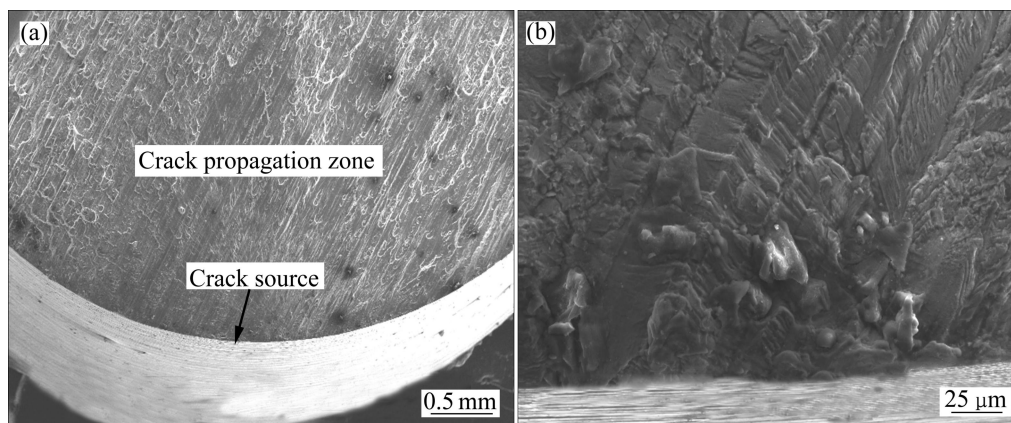


图 6 7475-T7351 铝合金板材疲劳强度测试样品断口 SEM 像

Fig. 6 Fracture SEM images of fatigue strength test specimen in 7475-T7351 aluminum alloy plate: (a) Low magnification; (b) High magnification

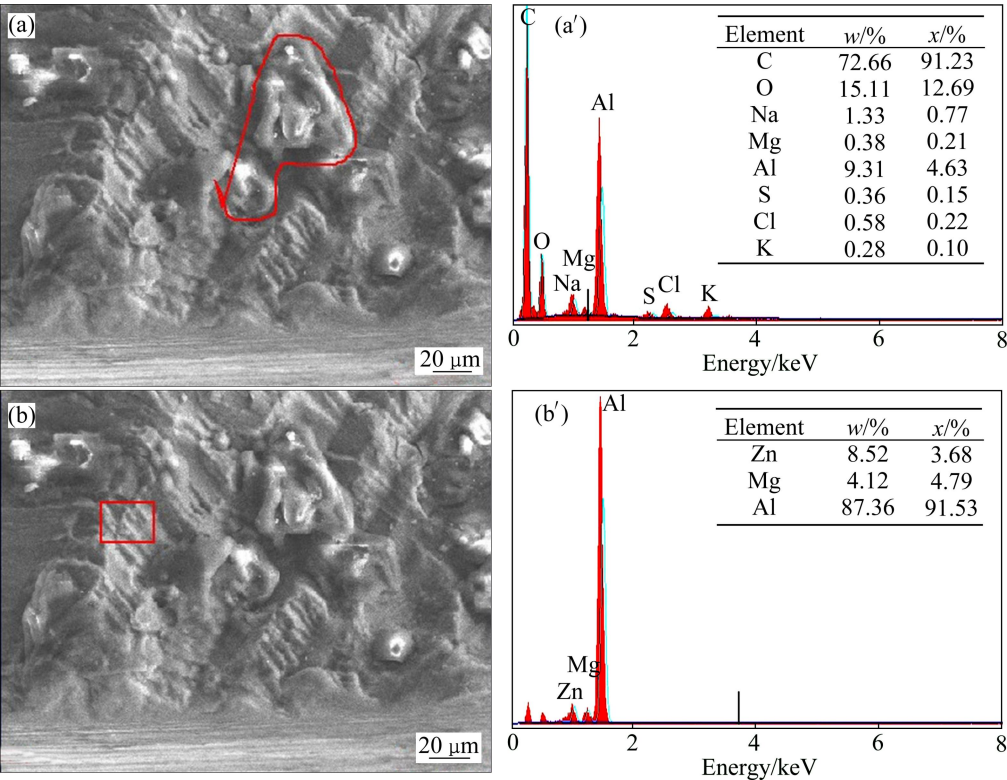


图 7 疲劳断口裂纹源处不同区域的 SEM 像及对应的 EDS 谱
Fig. 7 SEM images and corresponding EDS patterns in different areas of fatigue fracture crack initiations: (a), (a') Slag inclusion area; (b), (b') Non-slag inclusion area

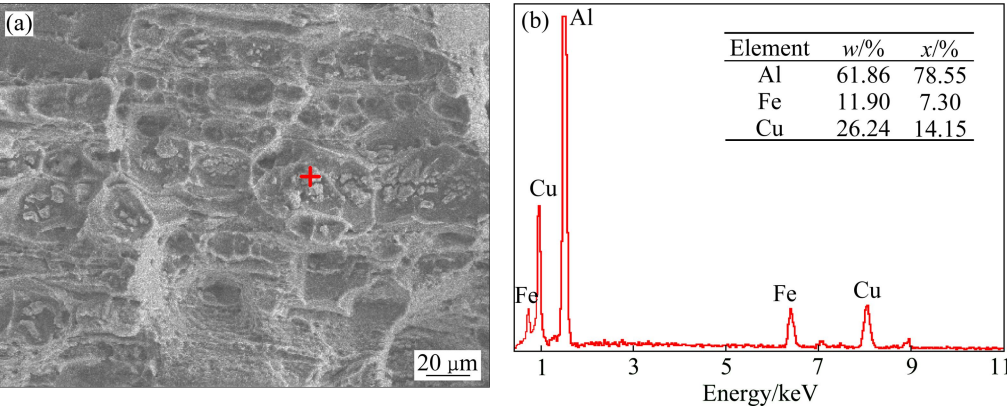


图 8 韧窝及其中第二相粒子的 SEM 像及 EDS 谱
Fig. 8 SEM image(a) of dimple and EDS pattern(b) of second phase particle composition

向较横向有更好的抗疲劳裂纹扩展性能。

图 10 所示为板材纵向和横向的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 与应力场强度因子幅值 ΔK 的关系曲线。在疲劳裂纹亚临界扩展阶段的直线部分可用 Pairs 公式^[15]表示:

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K_I)^n \quad (1)$$

式中: n 为直线的斜率; c 为直线的截距, 两者均为材

料常数。采用该式对图 9 中的直线部分进行线形拟合, 拟合出相关的材料常数 c 和 n , 如表 3 所列。

板材纵向(L-T)的疲劳裂纹扩展速率如式(2)所示:

$$\frac{da}{dN} = 4.40 \times 10^{-7} (\Delta K_I)^{2.478} \quad (2)$$

板材横向(T-L)的疲劳裂纹扩展速率如式(3)所示:

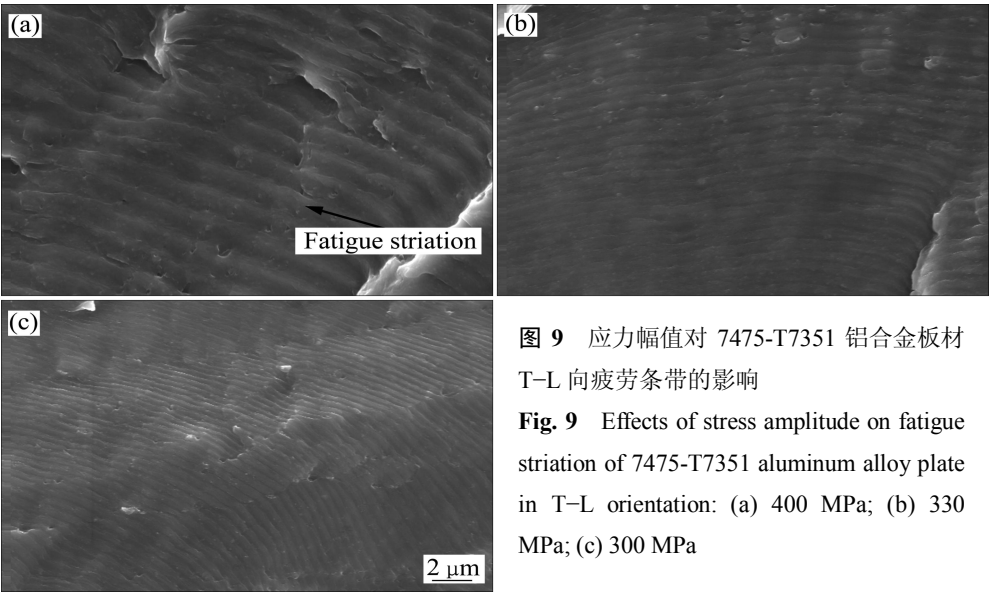


图 9 应力幅值对 7475-T7351 铝合金板材 T-L 向疲劳条带的影响
Fig. 9 Effects of stress amplitude on fatigue striation of 7475-T7351 aluminum alloy plate in T-L orientation: (a) 400 MPa; (b) 330 MPa; (c) 300 MPa

表 2 7475-T7351 铝合金板材的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 与 ΔK 的关系

Table 2 Relationship between fatigue crack growth rate(da/dN) and stress intensity factor amplitude(ΔK) in 7475-T7351 aluminum alloy plate

Orentation	Sample No.	Frequency/Hz	$\Delta K/(\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2})$	$da/dN/(10^{-3}\text{mm}\cdot\text{cycle}^{-1})$
Longitudinal direction	L ₁	10	30.17	2.73
	L ₂	10	30.61	3.58
	L ₃	10	30.61	4.41
	L ₄	10	30.94	2.79
Transverse direction	T ₁	10	29.94	7.29
	T ₂	10	30.44	7.47
	T ₃	10	30.45	8.22
	T ₄	10	29.65	5.76

Note: $K_I=1$, $R=0.1$.

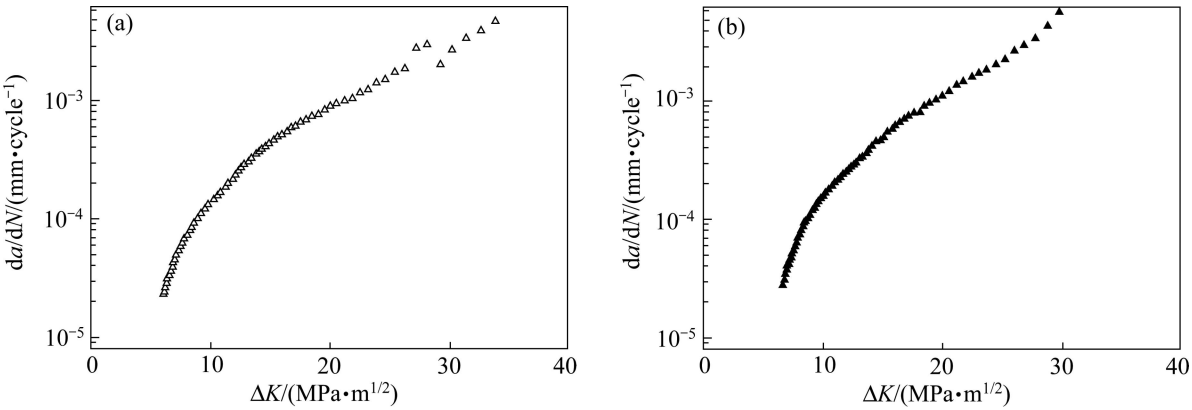


图 10 板材不同方向的疲劳裂纹扩展速率与应力强度幅值之间的关系($K_I=1$, $R=0.1$)

Fig. 10 Relationship between fatigue crack growth rate and stress intensity factor amplitude along different directions ($K_I=1$, $R=0.1$): (a) Transverse direction; (b) Longitudinal direction

$$\frac{da}{dN}=4.40\times10^{-7}(\Delta K_I)^{2.758}$$

(3)

根据式(2)和(3),可得到不同应力场强度因子幅值 ΔK 条件下,板材疲劳裂纹扩展速率 da/dN 值,如表 3 所示。随着 ΔK 的增加,疲劳裂纹扩展速率增加。板材纵向(L-T)的疲劳裂纹扩展速率约为板材横向(T-L)疲劳裂纹扩展速率的一半。 ΔK 对两个方向疲劳裂纹扩展速率 da/dN 值的影响也不同,如 ΔK 由 $10\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 增至 $20\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$,纵向的 da/dN 值只增加了约 11%,横向的 da/dN 值却增加了约 14%。

图 11 和 12 所示分别为纵向试样和横向试样的裂纹扩展断口 SEM 像。在低速率区,样品断口形貌都比较光滑平坦,呈现解理断裂特征(见图 11(a)和 12(a))。在纵向断口上,由于裂纹尖端强烈的塑性变形导致沿着裂纹扩展方向呈波浪形或有扭曲的现象(见

图 11(a)),遇到晶界时改变了方向,两个不在同一平面上的解理裂纹通过和主解理面垂直的二次解理形成解理台阶。在横向断口上,裂纹基本呈条状向前扩展(见图 12(a)),没有明显的扭曲现象。这可能与板材不同截面上晶粒形状有关。在纵向晶界呈弯曲状,裂纹在扩展过程中易遇到晶界的阻碍而改变方向;在横向晶界沿着 L 方向拉长,晶界大都在该平面之内,裂纹易沿着晶界而快速扩展而呈现出条状。在稳定扩展区,在低倍下观察可知,断口都呈现羽毛状,可看到亮色的撕裂棱和较光滑的断裂面(见图 11(b)和 12(b))。在更高倍数下,都可观察到相互平行的疲劳条带(见图 11(c)和 12(c)),纵向和横向的条带间距分别约为 1 和 $1.3\text{ }\mu\text{m}$ 。显然,纵向的疲劳条带间距较横向的窄,说明板材的纵向较横向呈现出更好的韧性,更低的疲劳裂纹扩展速率。由图 11(d)可知,在瞬断区,纵向样品断口

表 3 不同 ΔK 时试样的 da/dN 值

Table 3 Fatigue crack growth rate(da/dN) of specimen in different stress intensity factor amplitudes(ΔK)

Specimen orientation	<i>c</i>	<i>n</i>	$da/dN=c(\Delta K)^n/(\text{mm}\cdot\text{cycle}^{-1})$		
			$\Delta K=10\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$	$\Delta K=20\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$	$\Delta K=30\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$
L-T	4.40×10^{-7}	2.478	2.73×10^{-4}	3.04×10^{-4}	4.41×10^{-3}
T-L	4.40×10^{-7}	2.758	5.76×10^{-4}	6.55×10^{-4}	8.22×10^{-3}

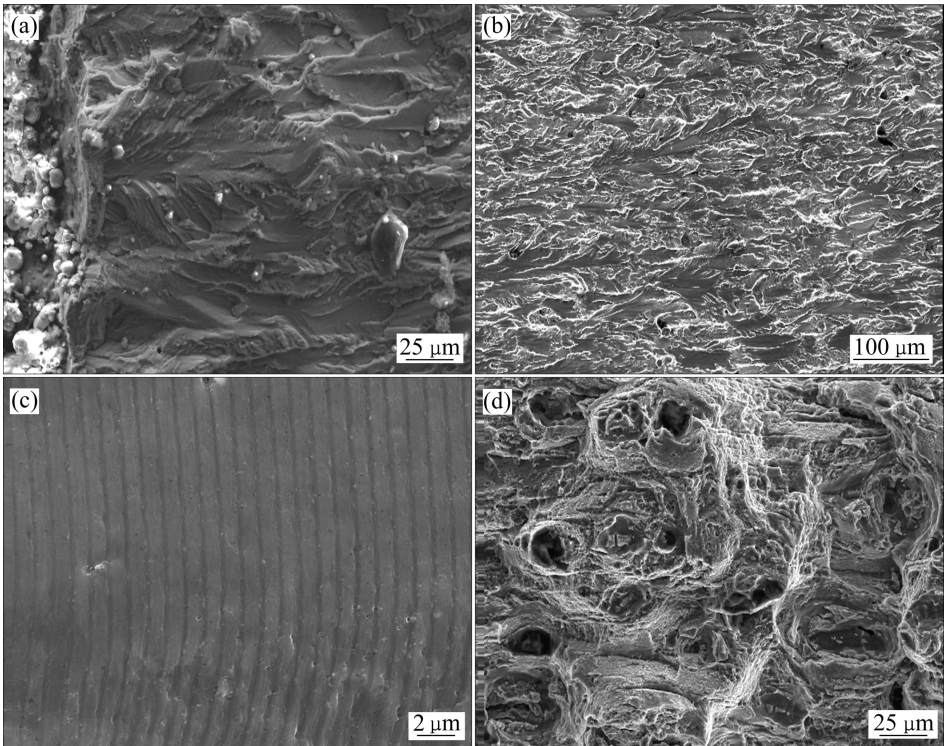


图 11 纵向试样裂纹扩展断口 SEM 像

Fig. 11 Fracture SEM images of crack growth in different areas of longitudinal specimen: (a) Low speed area; (b), (c) Stable extension area; (d) Fast extension area

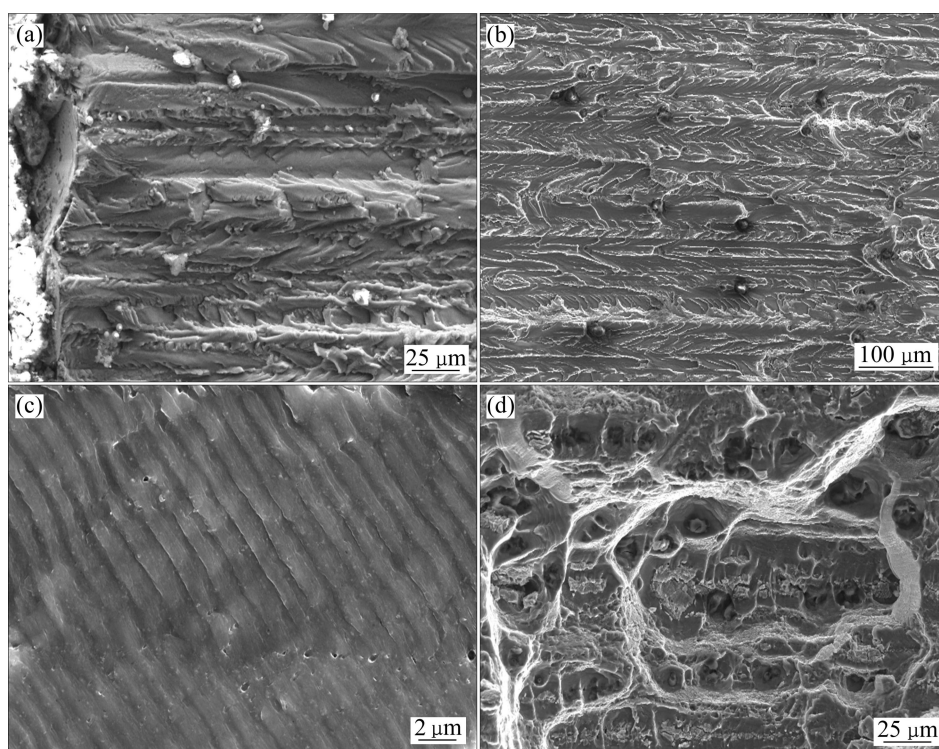


图 12 横向试样裂纹扩展断口 SEM 像

Fig. 12 Fracture SEM images of crack growth in different areas of transverse specimen: (a) Low speed area; (b), (c) Stable extension area; (d) Fast extension area

上有很多大而深的韧窝和大量细小的小韧窝, 韧窝中可以看到呈破碎状的第二相粒子, 显然在此区域材料发生了韧性断裂。由图 12(d)可知, 横向样品断口上可以看到很多大而深的韧窝, 分布有一定的方向性, 彼此连接起来呈链状分布, 小韧窝的数量减少。纵向和横向韧窝的形貌及分布的不同, 可能与板材中不同方向上粗大第二相的分布有关。

3 讨论

一般而言, 疲劳裂纹总是首先在应力最高、强度最弱的区域形成^[16]。材料亚表面的夹杂物处容易出现应力集中, 易于形成很高的局部应力集中而成为疲劳裂纹的裂纹源。在交变拉应力的作用下, 夹杂物与基体的一边的界面脱开并扩展, 同时另一边的界面也脱开^[17-18]。之后, 在基体的表面由于界面脱开而不连续, 引起应力集中, 萌生出疲劳微裂纹。微裂纹扩展并在夹杂物的两侧产生裂纹源。结果表明, 合金熔炼时形成的非金属夹杂物是疲劳裂纹源的萌生之处。此外, 含杂质元素 Fe、Si 的粗大硬脆相粒子在交变应力的作用下, 也容易和 Al 基体脱离而形成空隙, 或由于应力

的集中发生破裂, 成为疲劳裂纹源^[19-20]。因此提高合金的冶金质量, 降低含 Fe、Si 的粗大第二相粒子可有效地改善合金的疲劳性能。

研究表明, 板材的疲劳性能存在各向异性, 纵向的疲劳性能高于横向的疲劳性能。一般而言, 晶粒大小影响疲劳强度, 细化晶粒可增加合金中晶界的数量, 提高合金的 ΔK_{th} 值^[21-22], 即裂纹需要更高的应力才能开动, 疲劳裂纹扩展速率越低, 合金的疲劳寿命越高。疲劳裂纹在扩展过程中, 在纵向平面内遇到的晶界数量多, 且曲折分布; 而在横向平面内晶界基本沿 L 向拉长, 这就有利于裂纹沿晶的扩展。ALRUBAIE 等^[17]研究表明, 当晶内最大切应力的方向与晶界的方向一致时, 材料具有较低的屈服强度。当材料中存在延展拉长的非等轴晶粒时, 从不同的方向对材料施加外应力时, 晶内最大切应力方向与晶界之间的夹角也将随之变化, 集中于晶界处的位错向晶内运动的难易程度将会不同, 从而在宏观上造成材料沿不同方向的变形阻力、变形程度及变形方式的差异, 这便导致了力学性能的各向异性。板材纵向的屈服强度高于横向, 裂纹扩展速率较低。另外, 由于再结晶程度很小, 板材中保留了大量的纤维组织, 其中的组织组态基本为典型的轧制形变组织。铝合金为面心立

方结构, 主要滑移系为 $\{111\}\langle 110 \rangle$ 。依据金属单晶体拉伸变形机制和变形临界分切应力定律, 屈服强度 $\sigma_s = \tau_k / (\cos\Phi \cos\lambda)$, 式中: τ_k 为临界分切应力; $\cos\Phi \cos\lambda$ 为施密特因子。计算出施密特因子的倒数值, 通过织构测试发现, 板材中存在黄铜、铜、S 织构以及少量的再结晶织构。最后计算得出纵向的施密特因子倒数平均值大于横向值的结果, 纵向 σ_s 高于横向的。韧窝的形成降低裂纹尖端应力, 使裂纹尖端钝化^[17]。屈服强度提高使得裂纹尖端区域可达到的应力升高^[21], 使韧窝过早的形成, 而且尺寸小, 不易使裂纹尖端发生钝化, 从而导致了裂纹沿横向扩展比纵向快。

4 结论

1) 板材的疲劳强度存在各向异性, 横向的疲劳强度为 300 MPa, 低于纵向的 310 MPa, 疲劳寿命大于 1×10^7 周; 板材具有缺口敏感性; 随着应力值的增加, 疲劳条带间距也增加, 疲劳裂纹扩展速率增加, 降低疲劳循环次数。

2) 板材在 $K_t=1$ 、应力比 $R=0.1$ 和 $\Delta K=30 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 条件下, 纵向的疲劳裂纹扩展速率 da/dN 为 $2.73 \times 10^{-3} \sim 4.41 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$, 而横向疲劳裂纹扩展速率 da/dN 为 $5.76 \times 10^{-3} \sim 8.22 \times 10^{-3} \text{ mm/cycle}$; 板材横向疲劳裂纹扩展速率比纵向要高约一倍。

3) 疲劳裂纹主要在次表面的含 O、Na、Cl 非金属夹杂物处及粗大第二相处萌生, 板材中扁平状晶粒及粗大硬脆第二相的分布是造成其疲劳性能各向异性的原因。

REFERENCES

- [1] VERMA B B, DATKINSON J, KUMAR M. Study of fatigue behavior of 7475 aluminum alloy[J]. Indian Academy of Sciences, 2001, 24(2): 231–236.
- [2] 王洪斌, 黄进峰, 杨滨, 张济山, 张永安, 熊柏青. Al-Zn-Mg-Cu 系超高强铝合金的研究现状与发展趋势[J]. 材料导报, 2004, 17(9): 1–4.
WANG Hong-bin, HUANG Jin-feng, YANG Bin, ZHANG Ji-shan, ZHANG Yong-an, XIONG Bai-qing. Current status and future directions of ultrahigh strength Al-Zn-Mg-Cu aluminum alloys[J]. Materials Review, 2004, 17(9): 1–4.
- [3] 李红英, 程勇胜, 郑子樵. 时效制度对 7475 铝合金挤压件组织与性能的影响[J]. 中南工业大学学报, 2001, 32(4): 394–397.
LI Hong-ying, CHENG Yong-heng, ZHENG Zi-qiao. Effects of aging on microstructure and properties of 7475 alloy extrusions [J]. Journal of Central South University of Technology, 2001, 32(4): 394–397.
- [4] LI Wen-bin, PAN Qing-lin, XIAO Yan-ping, HE Yun-bin, LIU Xiao-yan. Microstructure and mechanical properties of Al-Zn-Cu-Mg-Sc-Zr alloy after retrogression and re-aging treatments[J]. Journal of Central South University of Technology, 2011, 18(2): 279–284.
- [5] 彭小芒, 尹志民, 陈军, 沈凯, 郭加林, 王华. 热暴露对 7475-T7351 铝合金组织与性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2008, 18(10): 1781–1788.
PENG Xiao-mang, YIN Zhi-min, CHEN Jun, SHEN Kai, GUO Jia-lin, WANG Hua. Influences of thermal exposure on properties and microstructures of 7475-T7351 aluminum alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2008, 18(10): 1781–1788.
- [6] KASSIM S, RUBAIE A, BARROSO E K L, GODEFROID L B. Statistical modeling of fatigue crack growth rate in pre-strained 7475-T7351 aluminum alloy[J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 486(1/2): 585–595.
- [7] SMOLEI A, GNAMUS M, SLACEK E. The influence of the thermomechanical processing and forming parameters on superplastic behaviour of the 7475 aluminum alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2001, 118(1/3): 397–402.
- [8] 董显娟, 李红英. 7475 铝合金大型锻件时效工艺研究[J]. 有色金属加工, 2004, 33(5): 20–23.
DONG Xian-juan, LI Hong-ying. Study on ageing process of 7475 aluminum alloy large forged piece[J]. Nonferrous Metals Processing, 2004, 33(5): 20–23.
- [9] 段水亮, 刘志义, 段安静. 双级时效对 7475 铝合金组织与性能的影响[J]. 金属热处理, 2008, 33(8): 112–115.
DUAN Shui-liang, LIU Zhi-yi, DUAN An-jing. Effects of two-step ageing on microstructure and properties of 7475 aluminum alloy[J]. Heat Treatment of Metals, 2008, 33(8): 112–115.
- [10] 郑祥健, 李浩言, 李勇. 固溶处理对 7475 铝合金组织和性能的影响[J]. 轻合金加工技术, 2004, 32(8): 45–47.
ZHENG Xiang-jian, LI Hao-yan, LI Yong. Effects of solution treatment on the microstructure and properties of 7475 aluminum alloy[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2004, 32(8): 45–47.
- [11] 程勇胜, 郑子樵, 李秋菊. 时效制度对 7475 铝合金组织与性能的影响[J]. 轻合金加工技术, 2001, 9(6): 40–45.
CHENG Yong-sheng, ZHENG Zi-qiao, LI Qiu-ju. Effects of ageing on microstructure and properties of 7475 aluminum alloy[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2001, 9(6): 40–45.
- [12] 刘铭, 张坤, 黄敏, 伊琳娜, 吴秀亮. 7475-T7351 铝合金抗疲劳性能研究[J]. 稀有金属, 2009, 33(5): 626–630.
LIU Ming, ZHANG Kun, HUANG Min, YI Lin-na, WU

- Xiu-liang. Fatigue damage resistance characteristics of 7475-T7351 aluminum alloy[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2009, 33(5): 626–630.
- [13] 宫玉辉, 刘 铭, 张 坤, 黄 敏, 伊琳娜, 戴圣龙. 不同腐蚀环境对 7475-T7351 铝合金疲劳性能及裂纹扩展速率的影响[J]. 材料工程, 2010, 9: 71–73.
- GONG Yu-hui, LIU Ming, ZHANG Kun, HUANG Min, YI Lin-na, DAI Sheng-long. Effects of different corrosion environments on fatigue property and crack growth rate in 7475-T7351 aluminum alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2010, 9: 71–73.
- [14] BURLAT M, JULIEN D, LEVESQUE M, QUOC T B, BERNARD M. Effect of local cold working on the fatigue life of 7475-T7351 aluminium alloy hole specimens[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(8): 2042–2061.
- [15] 束德林. 金属力学性能[M]. 北京: 机械工业出版社, 1994.
- SHU De-lin. Mechanical properties of metals[M]. Beijing: China Machine Press, 1994.
- [16] KUSUI J, YOKOE K, YOKOTE T. Development of super-high strength Al-Zn-Mg-Cu P/M alloys[J]. Materials Science Forum, 1996, 217/222: 1823–1828.
- [17] ALRUBAIE K S, LOPES E K L, GODEFROID L B. Fatigue crack growth analysis of pre-strained 7475-T7351 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(8): 934–942.
- [18] XIAO J, PESSARD E, WANG M, CUIILLERIER D. The research of the anisotropic fatigue behavior of 7475 aluminum alloy plate[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(11): 1678–1683.
- [19] VERMA B B, DATKINSON J, KUMAR M. Study of fatigue behavior of 7475 aluminum alloy[J]. Bull Mater Sci, 2001, 24(2): 231–236.
- [20] XU Jin, ZHANG Guang-ping. Fatigue Damage behavior of freestanding 40 μm -thick nickel foils for MEMS applications[J]. Advanced Engineering Materials, 2013, 15(6): 496–502.
- [21] CHO K K, CHUNG Y H, LEE C W. Effects of grain shape and texture on the yield strength anisotropy of Al-Li alloy sheet[J]. Scripta Materialia, 1999, 40(6): 651–657.
- [22] KIM S T, TADJIEV D, YANG H T. Fatigue life prediction under random loading conditions in 7475-T7351 aluminum alloy using the RMS mode[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2006, 15(1): 89–102.

(编辑 王 超)