

doi: 10.11933/j.issn.1007-9289.2016.06.003

超声强化2D12铝合金疲劳断裂过程的微观分析*

回丽^{a,b}, 杨林青^{a,b}, 王磊^{a,b}, 许良^{a,b}, 周松^a

(沈阳航空航天大学 a. 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, b. 机电工程学院, 沈阳 110136)

摘要: 采用超声强化工艺对2D12铝合金进行表面处理, 借助金相显微镜和扫描电镜, 并结合原位跟踪测量裂纹长度的方法, 对强化后的疲劳断裂行为进行了研究。结果表明, 超声强化后2D12铝合金表面晶粒得到细化, 疲劳源主要产生于试样表面, 仅个别向内部转移, 强化后疲劳寿命提升了约8倍。其原因一方面是强化过程在试样表面引入了残余压应力, 由于裂纹扩展过程倾向于连接裂纹扩展路径上的缺陷, 所以残余压应力的存在有效降低了裂纹在两缺陷间的扩展速率; 另一方面晶粒细化导致晶界密度增加, 加强了对裂纹扩展的阻碍, 从而有益于提高裂纹扩展寿命。

关键词: 超声强化; 2D12铝合金; 缺陷; 疲劳裂纹

中图分类号: TG663; TG115.57

文献标志码: A

文章编号: 1007-9289(2016)06-0015-08

Micro-analysis of Fatigue Behavior in Ultrasonic Strengthened 2D12 Aluminum Alloy

HUI Li^{a,b}, YANG Lin-qing^{a,b}, WANG Lei^{a,b}, XU Liang^{a,b}, ZHOU Song^a

(a. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, b. College of Electromechanical Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136)

Abstract: The fatigue fracture behavior and post fracture surface of 2D12 aluminum alloy that was treated by ultrasonic strengthening technology were investigated by optical and scanning electron microscopic analysis in combination with the in situ crack length tracking method. The results show that the grain size on the surface of 2D12 aluminum alloy is refined after ultrasonic strengthening treatment. The fatigue sources are mainly generated on the surfaces, while several cracks initiated from the inside of the strengthened specimens. The fatigue life is enhanced to about 8 times that of the base material after being strengthened. The reason is that the residual compressive stress is introduced on the surface of the specimen due to the strengthening process which can reduce the crack propagation rate between two flaws, while the crack propagation process tends to connect the defects along the crack propagation path. On the other hand, grain refinement leads to an increase in grain boundary density, which can enhance the resistance to crack propagation and thus contribute to the improvement of crack propagation life.

Keywords: ultrasonic strengthening; 2D12 aluminum alloy; defects; fatigue crack

0 引言

众所周知, 材料的疲劳失效已经成为造成飞机事故的主要原因。因此, 飞机设计研发人员对所用材料性能的把握就显得尤为重要, 特别是飞机承力构件的疲劳失效问题愈发受到国内外学者

的广泛关注。2D12铝合金是一种Al-Cu-Mg系的中强度铝合金, 与美国的2124铝合金相似, 具有较高的抗拉强度和良好的塑性, 在飞机的承力构件中应用广泛^[1]。由于飞机在服役过程中承受循环载荷的作用, 承力构件往往容易萌生疲劳裂纹, 而

收稿日期: 2016-05-20; 修回日期: 2016-11-15; 基金项目: *国家自然科学基金(51405309); 辽宁省自然科学基金(2015020183)

通讯作者: 回丽(1965—), 女(汉), 教授, 博士; 研究方向: 航空材料结构强度及完整性评定; Tel: (024) 8972 8640; E-mail: syhuili@126.com

网络出版日期: 2016-12-12 09:18; 网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20161212.0918.012.html>

引文格式: 回丽, 杨林青, 王磊, 等. 超声强化2D12铝合金疲劳断裂过程的微观分析[J]. 中国表面工程, 2016, 29(6): 15-22. HUI L, YANG L Q, WANG L, et al. Micro-analysis of fatigue behavior in ultrasonic strengthened 2D12 aluminum alloy[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(6): 15-22.

其失效将对飞机造成毁灭性的破坏,因此提高航空材料疲劳性能成为近些年来航空领域的一个研究热点。随着超声技术的发展,超声表面强化工艺(见图1)逐渐受到了国内外学者的青睐,其工作原理为:由数字超声波发生器发出的冲击波,经冲击头将能量传递到加工试样的表面,致使试样表层微观组织细化,产生一定的塑性变形量,并在一定的厚度层上引入残余压应力,从而提升材料的抗疲劳、耐磨损等性能^[2]。

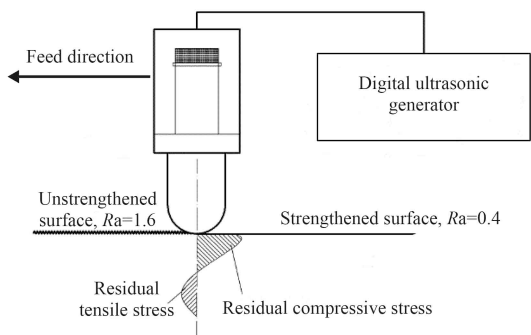


图1 超声强化表面光整原理图

Fig.1 Schematic diagram of surface finishing during ultrasonic strengthening treatment

在现代科学技术观察手段快速发展的时期,微观组织结构对金属材料疲劳性能的影响引发科研人员的广泛研究^[3-6],有利于强化机理的分析和为相关工艺参数选取提供参考,并指导实践,提升材料的抗疲劳能力。但关于超声强化2D12铝合金仍旧有一些问题并未澄清,在此列出两点并分别讨论研究。

(1) 很多研究表明不协调变形和缺陷对疲劳裂纹萌生有非常大的影响^[7-9],并且强化后的材料多出现疲劳源向次表面转移的现象^[10],但是超声强化2D12铝合金的疲劳裂纹萌生位置和过程并没有详细分析说明。

(2) 晶界是阻碍疲劳裂纹扩展的一个因素,因为位错滑移会被晶界阻碍^[11-12]。这种情况下,小晶粒结构由于具有更多的晶界,所以会更好的阻碍疲劳裂纹扩展^[13-15]。但是超声强化2D12铝合金的疲劳裂纹扩展行为研究及强化前后裂纹扩展的模式如何均未见相关报道。

针对以上两点主要问题,对超声强化2D12铝合金的疲劳断裂过程进行微观分析研究。借助光学显微镜OM,扫描电镜SEM等,观察分析了微观

组织形貌,并采用原位跟踪裂纹尖端测量裂纹长度的方法,对比了两种工艺下的裂纹扩展速率。

1 试验准备

1.1 试验材料

试验材料为航空用2D12铝合金,试样包括以下两种,第一种是棒状疲劳试样(见图2),用于疲劳寿命的采集和疲劳源的观测;第二种是板状裂纹扩展试样,试样中心开有圆孔,圆孔沿宽度(TD)方向两端预制裂纹(见图3),用于裂纹扩展速率的追踪和韧窝尺寸分布情况的分析。每种试样各有两种表面状态,一种为表面先加工至 Ra 为 $0.8\mu m$ 再抛光至 Ra 为 $0.4\mu m$;另一种为表面先加工至 Ra 为 $1.6\mu m$ 再超声表面加工至 Ra 为 $0.4\mu m$,冲击处理时以 $5\sim 10\text{ mm/s}$ 的速度往复冲击,冲击头的振幅约为 $30\sim 40\mu m$,超声振动频率为 20 kHz 。2D12铝合金室温环境下的拉伸性能为:屈服强度 437 MPa ,抗拉强度 495 MPa ,延伸率 10.8% ,化学成分见表1。

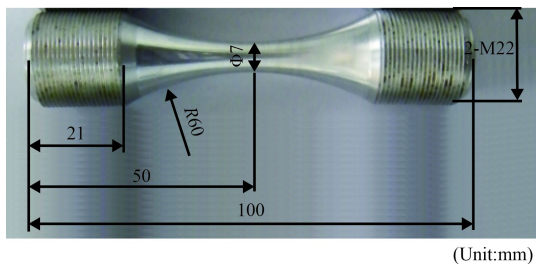


图2 棒状2D12铝合金试样几何特征

Fig.2 Geometric characteristics of cylindrical 2D12 aluminum alloy specimen (unit: mm)

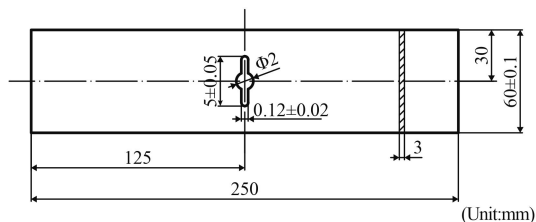


图3 板状2D12铝合金试样几何特征

Fig.3 Geometrical characteristics of platy 2D12 aluminum alloy specimen (unit: mm)

1.2 疲劳试验与裂纹长度的原位测量

采用电液伺服疲劳试验机,最大载荷 10 kN 。对第一种超声强化与未强化试样进行疲劳试验,加载方向平行于棒状试样轴线方向(LD),采用正弦波加载形式,最大应力 370 MPa ,应力比

表 1 2D12合金的化学成分

Table 1 Chemical composition of the 2D12 aluminum alloy (w/%)				
Element	Si	Fe	Cu	Mn
Content	0.2	0.3	3.8-4.9	0.3-0.9
Element	Mg	Zn	Ti	Al
Content	1.2-1.8	0.1	0.1	Bal.

0.06($\sigma_{\min}/\sigma_{\max}=0.06$)。对第二种超声强化与未强化试样进行裂纹扩展试验, 在原有试验机的基础上架设两个光学显微镜, 分别垂直于试样正反两面的异侧裂纹尖端, 放大倍数30倍, 加载方向平行于L-T平面沿L方向(LD), 同样采用正弦波加载形式, 最大应力95 MPa, 应力比0.06。同时, 在光学显微镜下进行裂纹长度跟踪, 用于后续裂纹扩展速率计算。腐蚀液采用凯勒试剂(1.0 mL HF, 1.5 mL HCl, 2.5 mL HNO₃ and 95 mL H₂O)。

1.3 微观结构与残余应力分析

疲劳试验前, 综合运用光学显微镜(OM), 扫描电镜(SEM)对比观察两种表面状态试样的微观特征, 观察试样缺陷形态, 并分析化学成分。疲劳试验后, 采用X-350A残余应力X射线衍射仪, 运用侧固定 ϕ 法测试试样表层沿深度方向的残余应力分布情况。

2 结果与讨论

2.1 微观特征

利用光学显微镜对超声强化后的2D12铝合金试样进行三维金相观察(见图4), 从图4可以看到

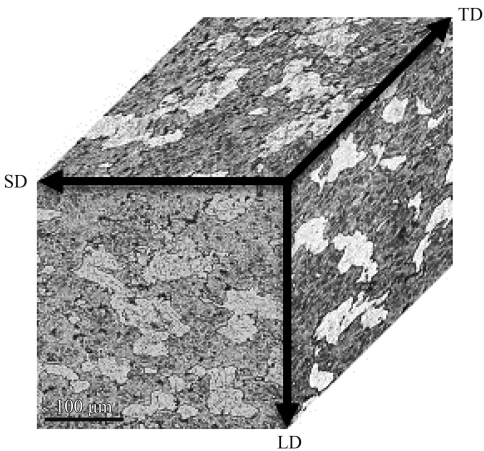


图 4 超声强化2D12铝合金三维金相结构

Fig.4 Three-dimensional metallographic of the ultrasonic strengthened 2D12 aluminum alloy

T方向上分布扁平的细长晶粒, 这与强化作用方向有关, L-T平面为超声强化表面。同时观察L-S平面不难发现, 愈接近超声强化表面, 晶粒愈加细长。L-T、T-S、L-S的3个平面平均晶粒尺寸分别为112、107和89 μm 。

金属材料内部不可避免的存在夹杂物, 而内部缺陷(夹杂物)对疲劳裂纹的萌生和扩展有着重要影响。通过SEM-EDX分析(见图5)得知, 2D12夹杂物主要为S(CuAl_2)相(包括Al、Cu), 还有一些包括Al、Cu、Mn、Fe成分的其他相, 这些都是金属化合物中常见的第二相粒子。

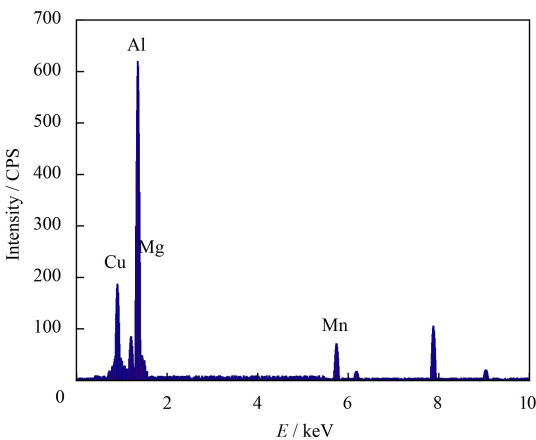


图 5 2D12铝合金夹杂物的SEM-EDX分析

Fig.5 SEM-EDX analysis of 2D12 aluminum alloy inclusions

2.2 疲劳寿命结果

对两种棒状试样(每组5根)进行疲劳试验直至试样断裂, 获取疲劳寿命数据如表2所示。可见超声强化后试样疲劳寿命有了很大提升, 传统抛光加工后的试样中值寿命 $N_{50}=196\ 671$ 周, 而经过超

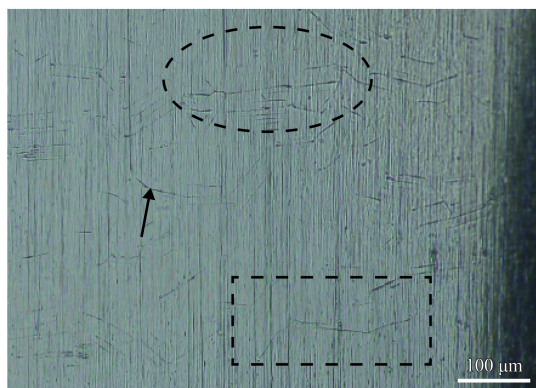
表 2 棒状试样疲劳寿命

Table 2 Fatigue life of the cylindrical specimen		
Material state	Fatigue life / 10^3 cycle	Mid value life / 10^3 cycle
Ultrasonic strengthened	297.6	1 603.130
	2 596.4	
	2 633.1	
	1 517.5	
	3 429.6	
Unstrengthened	307.5	196.671
	91.2	
	184.3	
	243.6	
	233.7	

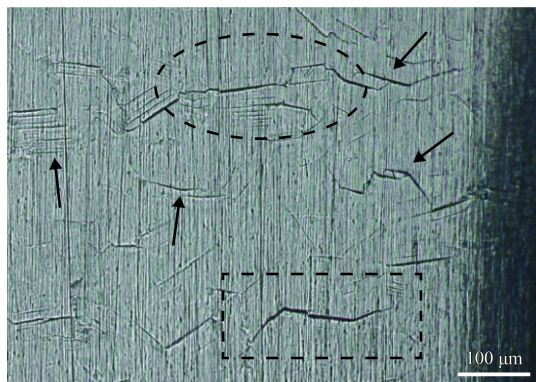
声滚压加工后的试样中值寿命 $N_{50}=1\ 603\ 130$ 周, 相比之下疲劳寿命提高了约8倍。

2.3 超声强化裂纹萌生行为分析

对超声强化试样进行疲劳试验, 当循环次数分别到达5 000次和15 000次时, 在同一位置获取光学显微镜图像(见图6)。从图像中仔细观察发现, 红色虚线圈出的区域具有相同的特征, 说明两张图片来自同一区域。因为对试样磨抛方向始终沿着载荷加载方向, 所以表面出现大量横向“条纹”(见图6中箭头)并非磨抛所致。对比还可以看出, 随疲劳试验的进行, 这些“条纹”越来越明显, 部分“条纹”已表现出了疲劳裂纹的特征, 如图6中虚线方框所示, 还有部分“条纹”出现了互相连通的趋势。从图中也不难发现, 越是与载荷加载方向垂直的“条纹”, 越是表现出明显的开裂特征, 这是因为开裂特征明显程度取决于两分离界面间的垂直距离, 所以即使倾斜的条纹在载荷加载方向上被拉开了相同的距离 a , 表现出的距离只有 $a \cdot \cos\theta$, 其中 θ 为条纹方向和水平方向的夹角。



(a) Fatigue crack at 5 000 cycles



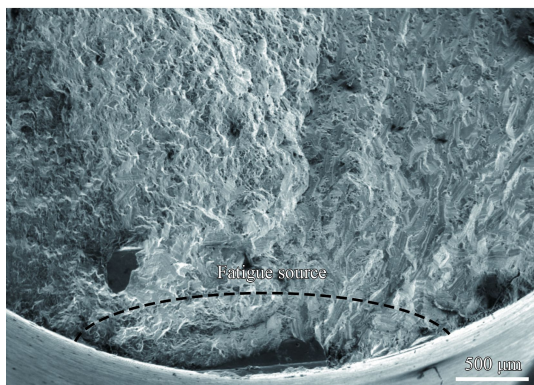
(b) Fatigue crack at 15 000 cycles

图6 超声强化试样疲劳裂纹萌生特征

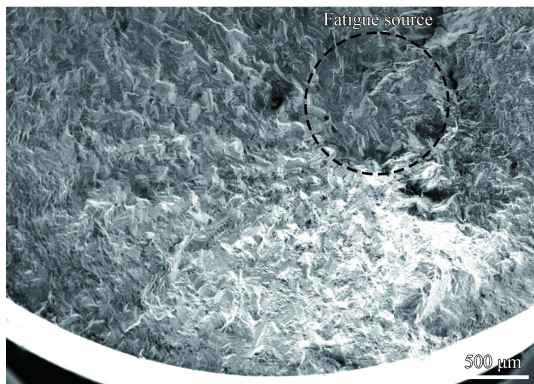
Fig.6 Characteristics of fatigue crack initiation of ultrasonic strengthened specimens

同理水平方向的条纹尖端应力强度因子比倾斜条纹大, 所以水平方向条纹长度明显长于倾斜方向的条纹。

对两种表面状态的棒状试样进行断口观察发现, 未强化试样的疲劳源均产生于试样表面, 而超声强化后的试样疲劳源多数依旧在表面产生, 仅有个别试样出现疲劳源向内部转移的情况(见图7)。对两组棒状试样的疲劳寿命进行统计对比发现, 超声强化试样的疲劳寿命明显要高于未强化试样, 这与超声强化工艺在试样表层形成一定深度、数值较大的残余压应力有关(见图8)。宏观上讲, 这种压应力有效的降低了实际作用在试样上的平均应力($\sigma'_m < \sigma_m$, 见图9), 从而提高疲劳裂纹萌生的临界应力水平; 微观上讲, 残余压应力的引入会增加基体内晶粒间的压力效应, 而这种效应将会对疲劳裂纹的萌生甚至扩展起到抑制的作用。残余压应力的存在, 抵消了导致疲劳裂纹萌生的微区拉应力, 最大拉应力从试样的表面转向内部, 使疲劳裂纹在表面难以形成。同时, 疲劳源位于存在极大残余压应力的区域, 提高了裂



(a) Strengthened sample



(b) Unstrengthened sample

图7 棒状试样疲劳源位置

Fig.7 Position of fatigue crack sources on cylindrical samples

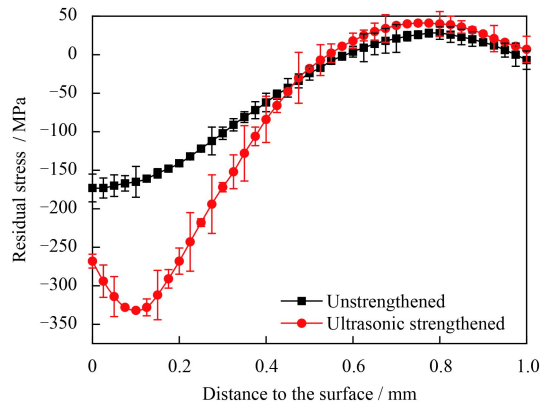


图 8 超声强化前后的残余应力分布对比

Fig.8 Comparison of residual stress distribution before and after ultrasonic strengthening

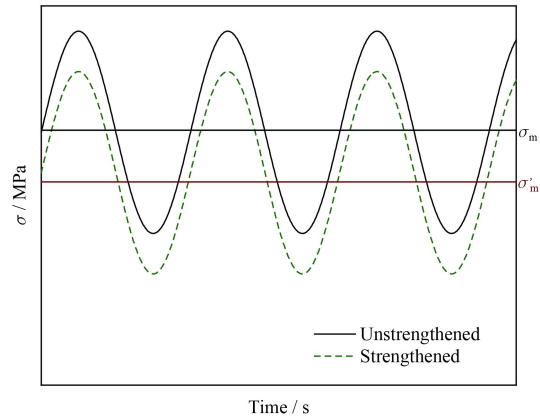


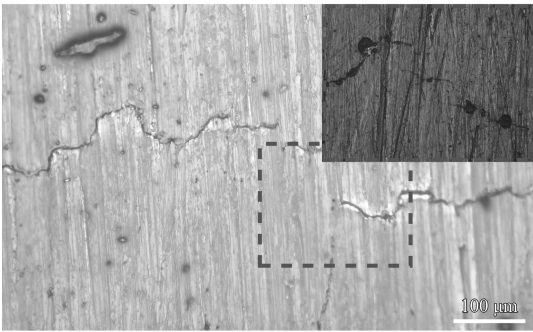
图 9 残余应力对疲劳载荷水平的影响

Fig.9 Effects of the residual stress on fatigue load level

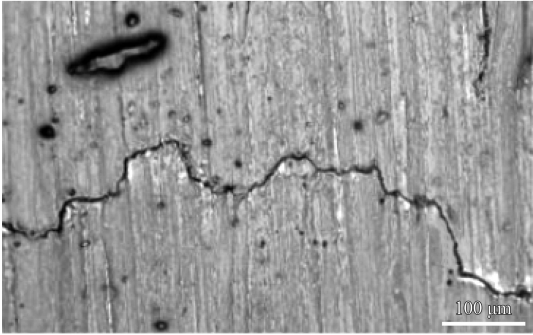
纹的闭合力，抑制裂纹早起扩展，并使裂纹的扩展速率降低^[16-18]。超声强化后最大残余压应力存在于试样的次表层归因于试样表面的复杂与不稳定性，在外部应力载荷下极易发生表层应力释放从而引起应力松弛。这种加载初期的残余应力松弛被称作静载松弛，对材料抗疲劳性能有非常不利的影响^[19]。

2.4 超声强化裂纹扩展行为分析

对于超声强化裂纹扩展试样，当循环次数达到105次时，对裂纹进行高倍放大观察，发现图10(a)中的3条裂纹均通过夹杂物或表面缺陷，为方便后续裂纹扩展观察，对试样表面进行打磨着色处理，得到光整的表面形貌图，可以发现多条裂纹已经表现出一定的连通趋势。再经过若干周期的疲劳载荷作用，继续观察，多条裂纹已经连通(见图10(b))。综上所述，缺陷的存在为裂纹的形核提供了良好的条件，影响了材料的性能。疲劳裂纹



(a) Multiple site crack



(b) Interconnection of cracks

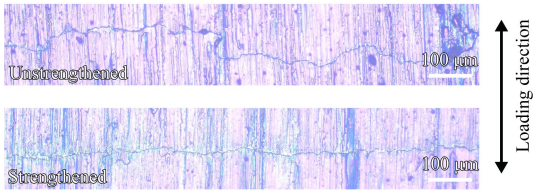
图 10 疲劳裂纹和缺陷的相互作用

Fig.10 Interaction of the fatigue crack with defect

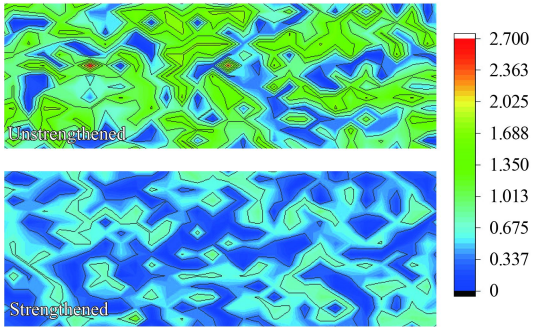
扩展的路径很大程度受夹杂物或表面缺陷位置的影响，并且疲劳裂纹扩展倾向于连通裂纹尖端附近的缺陷区域。

图11给出了超声强化与未强化试样的裂纹形状及近表面断口形貌模拟图像，通过图像可以看出，超声强化后的裂纹路径相比于未强化的更加平整，明显的突起和凹陷较少，这是因为铸态微观组织晶粒粗大、不均匀、不致密，有较多的微观缺陷。由于枝晶偏析的存在，弱化晶界间连接。但经超声冲击处理后，因为塑性变形使试样表层的微观组织发生了明显变化，晶粒尺寸相对减小，组织相对更加致密。晶粒越细小，裂纹形核所需要的集中应力越大，晶界也会增加，对裂纹扩展的阻碍就会加强，且裂纹在不同取向的各个晶粒内传播也更困难，这均有益于提升裂纹的扩展寿命。同时裂纹的扩展趋向于选择能量损失少的路径进行，而晶粒细化为裂纹选择更短的扩展路径提供了良好的条件，所以强化后的的试样裂纹扩展路径相对更加平直。

从图11(b)中不难发现，个别位置仍出现比较明显的突起和凹陷。为了深入分析原因，借助扫描电镜对超声强化试样疲劳微观断口进行观察(见



(a) Crack shape comparison



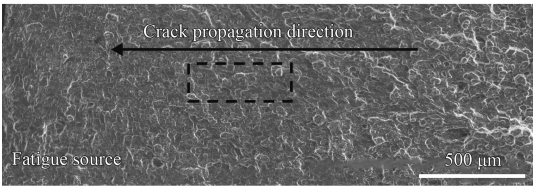
(b) Schematic of near-surface fractography flatness

图 11 裂纹形状对比及近表面断口平整度示意图
Fig.11 Crack shape and schematic diagrams of near-surface fractography flatness

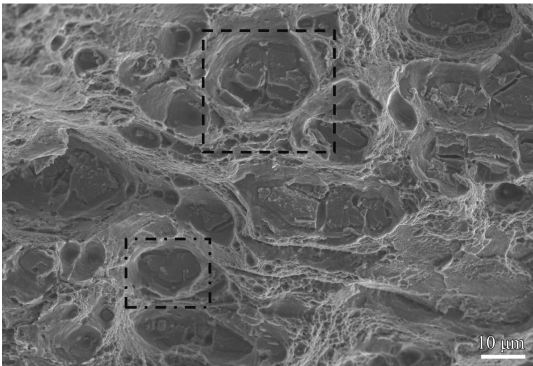
图12)，可以发现典型的晶体类断口形貌——河流状花纹。图像也揭示了疲劳断口上不均匀的分布含有夹杂物的韧窝，这些韧窝是由于夹杂粒子与基体在循环载荷作用下不断脱离、扩张形成的。同时，断口形貌也证实了裂纹的扩展倾向于连接扩展路径方向上的大的脱离间隙。

采用统计的方法对断口韧窝的尺寸分布进行了分析(见图13)，从图片中可以看出，韧窝尺寸增加速率在裂纹扩展前期较大，而后期逐渐趋于平缓。同时，韧窝尺寸在裂纹扩展前期相对较小，在裂纹扩展的后期相对较大，这是因为前期被裂纹穿过的孔隙由于应力得以释放不会继续变大，但是后期的孔隙会长时间的承受循环载荷的作用而持续增长。随裂纹的扩展，韧窝尺寸的分布范围也更大，这是由于裂纹扩展前期给予韧窝形成的时间较少，循环外载作用的时间也较短，导致韧窝的数量也相对较少，分散性也较低。相反，后期循环载荷作用的时间较长，给予韧窝形成的时间也较长，部分脱离间隙的扩展抑制了相邻间隙的扩展，造成分散性相对较大。

通过裂纹长度原位跟踪测量的方法，重新定义测量的起始点，对稳定扩展阶段(预制裂纹>2 mm)的扩展速率进行测量，得到了超声强化与未强化2D12铝合金试样的裂纹扩展速率曲线(见图14)，可以看出，强化试样的裂纹扩展速率要明显低于



(a) Low magnification



(b) High magnification

图 12 超声强化2D12铝合金疲劳断口宏观形貌
Fig.12 Fracture surface morphologies of the ultrasonic strengthened 2D12 aluminum alloy specimen

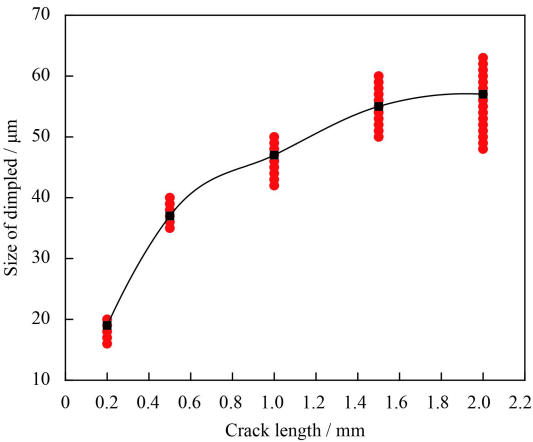


图 13 沿裂纹扩展长度方向上的韧窝尺寸分布
Fig.13 Void size distribution along the direction of crack propagation

未强化试样，为了进一步解释这一现象，在此引入裂纹扩展的物理模型，同时用来说明韧窝的形成和长大过程。

在图15中，每组图像虚线上方部分为未强化裂纹扩展模型，虚线下方为超声强化裂纹扩展模型，基体内的夹杂物用黑色实心圆圈表示，基体与夹杂物交界面周围的黑色箭头表示由于残余应力引入而产生的附加应力。经过若干周期的循环载荷作用，主裂纹在缺口位置萌生，又由夹杂物所在位置的应力集中，孔隙在夹杂物与基体之间

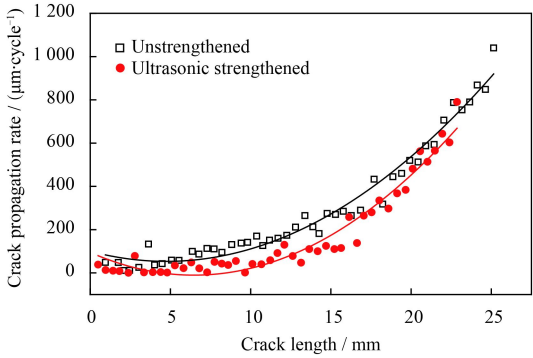


图 14 超声强化前后的裂纹扩展速率对比

Fig.14 Comparison of the crack propagation rate before and after ultrasonic strengthening

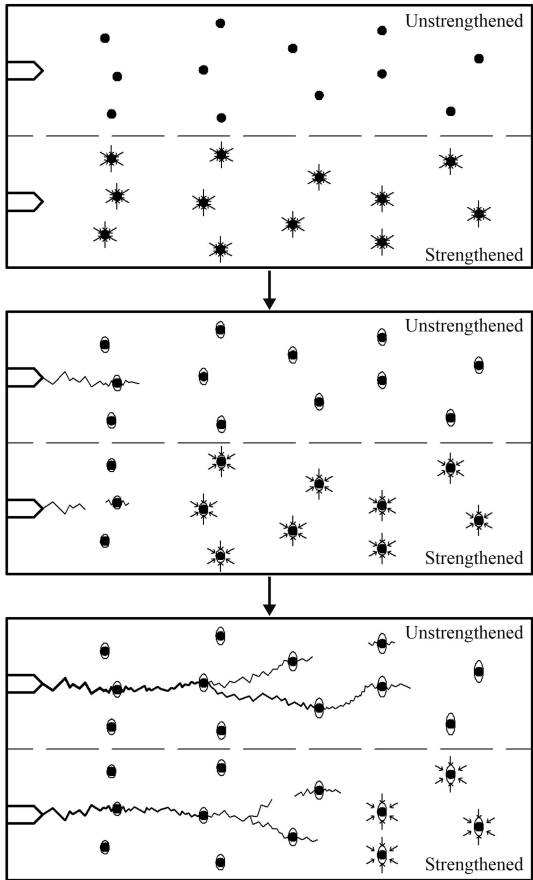


图 15 超声强化前后的裂纹扩展原理对比

Fig.15 Schematic diagrams of the crack propagation before and after ultrasonic strengthening

的界面处形成并增长，而裂纹扩展的路径孔隙往往穿过阻碍相对较小的空隙，因此在断口形貌上可以看到大量的韧窝被切分成两半。随循环次数的再次增加，裂纹尖端前的一些孔洞出现粗化现象，诱导了二次裂纹的形成，主裂纹的继续扩展，释放了二次裂纹扩展所需要的应力，甚至造

成二次裂纹闭合现象的出现。通过超声强化与未强化试样的裂纹扩展模型对比可以看出，在T方向上具有近似相同坐标的夹杂物经过相同循环次数作用，超声强化试样形成的孔隙要比未强化试样小，这是因为超声强化引入了残余压应力的缘故。而正是因为残余压应力的引入，加强了基体对其中夹杂物的束缚，使得界面脱离的阻力增加，降低了裂纹的扩展速率，从而提高了材料的疲劳寿命。

3 结 论

针对超声强化2D12铝合金疲劳裂纹的萌生和扩展行为，采用微观结构分析的方法进行了研究，借助对比法及测量统计方法解释了超声强化提高2D12铝合金疲劳寿命的原因。

(1) 超声强化可以有效提升2D12铝合金的疲劳性能，强化引入的残余压应力，有效的抑制了疲劳裂纹的萌生和扩展。

(2) 超声强化后2D12铝合金表面晶粒一定程度的被细化，晶界增多，强化影响区的裂纹扩展曲折程度降低。

(3) 在循环载荷的作用下，夹杂物与基体之间的界面逐渐与夹杂物脱离，形成断口上的韧窝。韧窝尺寸沿裂纹扩展方向逐渐变大，并且裂纹的扩展倾向于连通扩展路径上的孔隙。

参考文献

[1] 杨巍, 刘鹏, 许良, 等. 2D12铝合金超声滚压疲劳性能的试验研究[J]. 轻合金材料及应用, 2015, 43(10): 61-68.
YANG W, LIU P, XU L, et al. Research on fatigue property experiments of 2D12 aluminum alloy by ultrasonic rolling processing[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2015, 43(10): 61-68 (in Chinese).
[2] 汝继刚, 伊琳娜. 高强铝合金表面强化工艺研究[J]. 稀有金属, 2004, 28(1): 182-184.
RU J G, YI L N. Surface strengthen process for high aluminum alloy[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2004, 28(1): 182-184 (in Chinese).
[3] 何卫峰, 李应红, 李启鹏, 等. LSP提高TC6钛合金振动疲劳性能及强化机理研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2013, 42(8): 1645-1648.
HE W F, LI Y H, LI Q P, et al. Vibration fatigue performance and strengthening mechanism of TC6 titanium alloy by laser shock peening[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(8): 1645-1648 (in Chinese).
[4] 陈国清, 田唐永, 张新华, 等. Ti-6Al-4V钛合金陶瓷湿喷丸

- 表面强化微观组织与疲劳性能[J]. 中国有色金属学报, 2013, 23(1): 122-127.
- CHEN G Q, TIAN T Y, ZHANG X H, et al. Microstructure and fatigue properties of Ti-6Al-4V titanium alloy treated by wet shot peening of ceramic beads[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2013, 23(1): 122-127 (in Chinese).
- [5] 高玉魁. 喷丸强化对TC4钛合金组织结构的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2010, 39(9): 1536-1539.
- GAO Y K. Effect of shot-peening on microstrure of TC4 titanium alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(9): 1536-1539 (in Chinese).
- [6] 权力伟, 赵刚, 田妮. 外加载荷对2124合金微观组织和性能的影响[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2011, 32(4): 512-515.
- QUAN L W, ZHAO G, TIAN N. Effect of additional load on the performance and microstructure of 2124 alloy[J]. 2011, 32(4): 512-515 (in Chinese).
- [7] MORDYUK B N, PROKOPENKO G I, VOLOSEVICH YU P, et al. Improved fatigue behavior of low-carbon steel 20GL by applying ultrasonic impact treatment combined with the electric discharge surface alloying[J]. Materials Science and Engineering, 2016, 659(2): 119-129.
- [8] 张国君, 刘刚, 丁向东, 等. 含有第二相的高强铝合金疲劳模型[J]. 稀有金属材料与工程, 2004, 23(1): 35-39.
- ZHANG G J, LIU G, DING X D, et al. A fatigue model of high strength Al alloys containing second phase particles of various sizes[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2004, 23(1): 35-39 (in Chinese).
- [9] 李占明, 朱有利, 王佩, 等. 2A12铝合金焊接接头超声冲击强化机理分析[J]. 焊接学报, 2008, 29(9): 55-58.
- LI Z M, ZHU Y L, WANG K, et al. Analysis of strengthening mechanism of ultrasonic impact treatment of 2A12 aluminum alloy weld joint[J]. Transactions of the China Welding Institution, 2008, 29(9): 55-58 (in Chinese).
- [10] YAO M, WANG S P, LI J K, et al. An aspect of internal fatigue limit for metals with aid of stength appraisal on hardered steels[J]. Acta Metallurgica Sinica, 1993, 19(11): 511-519.
- [11] 李占明, 朱有利, 辛毅. 超声冲击处理对2A12铝合金焊接接头疲劳性能的影响[J]. 航空材料学报, 2011, 31(2): 28-31.
- LI Z M, ZHU Y L, XIN Y. Influence of ultrasonic impact treatment on fatigue properties of 2A12 aluminum alloy welded joints[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(2): 28-31 (in Chinese).
- [12] DAVID R STEINMETZ, TOM JAPEL, BURKHARD WIETBROCK, et al. Revealing the strain-hardening behavior of twinning-induced plasticity steels: theory, simulations, experiments[J]. Acta Materialia, 2013, 64: 494-510.
- [13] ZHANG Z F, WANG Z G, LI G Y, et al. Strengthening effect of grain boundary on copper bicrystal under cyclic loading[J]. Chinese Journal of Materials Research, 1998, 12(6): 587-593.
- [14] LI H M, LI M Q, LIU Y G, et al. Research progress in nanocrystalline microstructure, mechanical properties and nanocrystallization mechanism of titanium alloys via surface mechanical treatment[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2015, 25(3): 641-651.
- [15] LU K. Gradient Nanostructures Materials[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2015, 51(1): 1-10.
- [16] 周松, 谢里阳, 回丽, 等. 喷丸强化对2xxx铝合金疲劳寿命的影响[J]. 材料工程, 2014, 12: 86-91.
- ZHOU S, XIE L Y, HUI L, et al. Influence of shot peening on fatigue life of 2XXX aluminium alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2014, 12: 86-91 (in Chinese).
- [17] FAN Y J, ZHAO X H, LIU Y. Research on fatigue behavior of the flash welded joint enhanced by ultrasonic peening treatment[J]. Materials & Design, 2016, 94: 515-522.
- [18] FITZKA M, MAYER H. Variable amplitude testing of 2024-T351 aluminum alloy using ultrasonic and servo-hydraulic fatigue testing equipment[J]. Procedia Engineering, 2015, 101: 169-176.
- [19] 孙寒骁, 朱有利, 侯帅, 等. 疲劳载荷对17CrNiMo6喷丸强化层残余应力与组织的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 28(4): 43-48.
- SUN H X, ZHU Y L, HOU S, et al. Effects of fatigue load on residual stress and microstructure of 17CrNiMo6 shot peening strengthened layer[J]. China Surface Engineering, 2016, 28(4): 43-48 (in Chinese).

(责任编辑: 陈茜)