

引文格式:陈琨,冯振宇,马佳威,等.激光选区熔化成形Al-Mg-Sc-Zr合金孔隙缺陷对疲劳寿命的影响[J].航空制造技术,2024,67(22):102-109.

CHEN Kun, FENG Zhenyu, MA Jiawei, et al. Effects of pore defects in Al-Mg-Sc-Zr alloy formed by selective laser melting on its fatigue life[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(22): 102-109.

激光选区熔化成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金孔隙缺陷 对疲劳寿命的影响*

陈琨¹,冯振宇¹,马佳威¹,张宏宇²,陈向明²

(1. 中国民航大学,天津 300300;
2. 中国飞机强度研究所,西安 710065)

[摘要] 为研究激光增材制造铝合金孔隙缺陷特征及孔隙缺陷对疲劳性能的影响,基于激光选区熔化(Selective laser melting, SLM)技术成形了Al-Mg-Sc-Zr合金疲劳试样,利用X射线计算机断层扫描(X-ray computed tomography, X-CT)对疲劳试样内部孔隙缺陷的三维特征进行表征,对孔隙缺陷的数量、尺寸和形貌特征进行统计分析,利用疲劳试验测试了合金的疲劳性能,并对疲劳断口形貌进行观察。研究表明,孔隙缺陷主要为气孔和未熔合,其中未熔合缺陷的尺寸大、形状不规则,且多为扁平的层间未熔合缺陷。疲劳试样的孔隙率分布在0.004%~0.102%,大尺寸孔隙缺陷(等效直径 $>100\ \mu\text{m}$)占全部孔隙缺陷的0.58%,孔隙缺陷的最大等效直径为 $188\ \mu\text{m}$ 。孔隙缺陷的球形度集中在0.2~0.6,大尺寸孔隙缺陷的球形度均小于0.4。疲劳断口显示疲劳裂纹源均萌生于表面的未熔合缺陷处,且裂纹源缺陷的特征尺寸越大,试样的疲劳寿命越低。

关键词:激光选区熔化(SLM);X射线计算机断层扫描(X-CT);孔隙缺陷;疲劳性能;断口形貌

Effects of Pore Defects in Al-Mg-Sc-Zr Alloy Formed by Selective Laser Melting on Its Fatigue Life

CHEN Kun¹, FENG Zhenyu¹, MA Jiawei¹, ZHANG Hongyu², CHEN Xiangming²

(1. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

[ABSTRACT] Al-Mg-Sc-Zr fatigue samples were formed by selective laser melting to study the characteristics of pore defects and effect of pore defects on fatigue properties of aluminum alloy by laser additive manufacturing. The three-dimensional characteristics of pore defects in fatigue samples were characterized by X-ray computed tomography (X-CT), and the number, size and morphology of pore defects were statistically analyzed. The fatigue properties of alloy were tested by fatigue test and fatigue fracture morphology was observed. The results show that pore defects mainly comprise of porosity and lack of fusion (LOF), in which, the LOF defects are large in size, irregular in shape and mostly flat interlayer unfused defects. The porosity of fatigue samples ranges from 0.004% to 0.102%; the large-size pore defects (with an equivalent diameter $>100\ \mu\text{m}$) account for 0.58% of the total pore defects; the maximum equivalent diameter is $188\ \mu\text{m}$. The degree of sphericity (DOS) of pore defects is between 0.2 and 0.6 with DOS of large-size pore defects less than 0.4. Fatigue fracture morphology shows that the fatigue cracks originated from LOF defects of the sample surface, moreover, the larger the feature size of the crack source defects, the lower the fatigue life of the sample.

Keywords: Selective laser melting (SLM); X-ray computed tomography (X-CT); Pore defects; Fatigue properties; Fracture morphology

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.22.102

*基金项目:国家重点研发项目(2018YFB1106300)。

激光选区熔化(Selective laser melting, SLM)成形以高能激光为能量源,基于粉末逐层精细铺粉、激光逐层熔凝堆积的方式,可以成形高致密度、复杂形状的合金构件,能够较好地满足航空航天构件的轻量化、高性能、低成本等要求^[1]。然而,SLM的原材料粉末、工艺参数、扫描路径和外部环境等因素都会影响熔池的状态,导致SLM成形合金内部产生气孔、未熔合和裂纹等冶金缺陷,会显著影响SLM成形合金的力学性能,限制其工程应用^[2]。

为了推进SLM成形合金在航空航天领域的应用,有必要表征SLM成形合金中缺陷的三维特征并研究缺陷对合金力学性能的影响。Du Plessis等^[3]提出X射线计算机断层扫描(X-ray computed tomography, X-CT),能够较好地表征增材制造合金内部缺陷的三维特征,其功能强大且为非破坏性检测,在研究缺陷对金属增材制造合金力学性能的影响方面有较好的应用前景。Wan等^[4]基于X-CT对压铸铝合金内部的微观孔洞形貌特征进行了表征分析,发现疲劳试样的孔隙率越大,试样的疲劳寿命越低。吴正凯等^[5]利用同步辐射X射线成像和疲劳试验对SLM成形Ti-6Al-4V合金的缺陷特征和疲劳性能进行了表征,发现缺陷的特征尺寸越大,试样的疲劳寿命越低。He等^[6]研究了直接激光沉积(Direct laser deposition, DLD)Ti-6.5Al-2Zr-1Mo-1V合金在800 MPa应力水平下的疲劳寿命分布及疲劳断口,发现缺陷的存在增大了试样疲劳寿命的分散性,缺陷尺寸越大、距离试样表面越近,试样疲劳寿命越低。

SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金是一种新型的高强铝合金,拥有优异的力学性能^[7]。Spierings等^[8-12]对SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金进行了较全面的研究,发现合金的微观组织由熔池内部的粗大柱状晶和熔池边界的细小等轴晶组成,熔池边界处存在的Al₃(Sc, Zr)和Al-Mg氧化物颗粒是晶粒细化的重要原因之一,在细晶强化和沉淀强化的作用下,合金的拉伸强度较高。Zhang等^[13]认为纳米沉淀相的析出是影响SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金微观组织和力学性能的主要原因,工艺参数和热处理会影响纳米沉淀相的析出行为,从而影响合金的力学性能。此外有研究表明,与SLM成形Al-Si合金相比,SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金具有更优的疲劳性能,这主要归功于SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金较优的成形质

量、细小的晶粒组织及纳米沉淀相^[14-16]。Schneller等^[17]的研究发现,未经热处理的SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金的疲劳强度仅为热处理后合金的40%,表明热处理过程中析出的纳米沉淀相对改善合金的力学性能十分重要,经热等静压(Hot isostatically pressing, HIP)处理后,SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金的孔隙率降低了92%,疲劳强度相比未经热处理的合金提高了374%。

目前,国内外对SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金缺陷特征及疲劳性能的研究报道较少。本研究利用X-CT对SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金疲劳试样的孔隙缺陷特征进行了表征和分析,通过等幅疲劳试验得到SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金的疲劳寿命,结合疲劳断口中疲劳裂纹源萌生处缺陷的特征尺寸研究缺陷与疲劳寿命间的关系。

1 试验及方法

1.1 试样成形

原材料为Scalmalloy[®]铝合金粉末,粉末粒径范围为20~63 μm,其主要化学成分见表1。SLM成形所用设备为EOS M280;工艺参数为激光功率370 W、扫描速度1900 mm/s、扫描间距0.1 mm、铺粉层厚0.03 mm;采用相邻铺粉层间激光扫描方向旋转67°的“Z”字形扫描策略。SLM成形30根轴向垂直于基板的圆柱试样,直径为16 mm,高度为75 mm。热处理制度为325 °C/4 h,随后炉冷至室温。热处理结束后,将圆柱试样与基板分离并机加工成疲劳试样,尺寸如图1所示。

1.2 X-CT 试验

利用X-CT(NanoVoxel-3000高分辨率CT系统)对10组SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金疲劳试样内部孔隙缺陷的三维特征进行表征。对疲劳试样中间约7 mm高度的部分进行扫描,扫描电压为120 kV,扫描电流为100 μA,扫描分辨率约为3.53 μm,扫描模式为圆轨迹,扫描时间2 h。

1.3 疲劳试验

通过室温轴向疲劳试验表征10根SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金试样(#1~#10)的疲劳性能,参考标准GB/T 3075—2008进行试验,所用设备为力试LF5504 50 kN电液伺服动静万能试验机。采用应力控制方式进行试验,最大应力 σ_{\max} =165 MPa,应力比 $R=0.1$,工作

表1 Al-Mg-Sc-Zr粉末的主要化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical compositions of Al-Mg-Sc-Zr alloy powders (mass fraction)

%

Mg	Sc	Zr	Mn	Si	Fe	Ti	O	Al
4.70	0.79	0.32	0.59	0.0536	0.0858	0.0066	0.0203	其余

频率 $f=10$ Hz, 载荷波形为恒幅正弦波。如图 2 所示, 将疲劳试样通过螺纹与伸长杆连接, 以达到更好的夹持效果。疲劳试验结束后, 使用 Hatachi S-3400N 扫描电子显微镜对疲劳断口进行观察。

2 分析与讨论

2.1 孔隙缺陷形貌特征

图 3 (其中, 绿色和红色的大尺寸缺陷均为未熔合

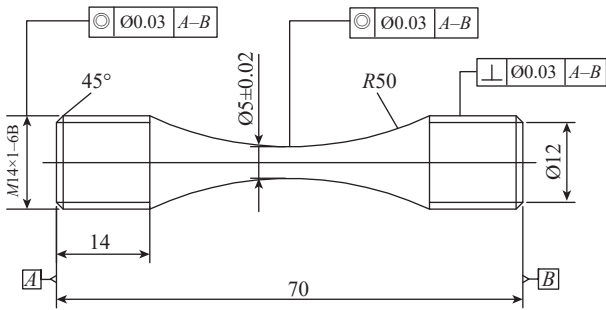


图 1 疲劳试样尺寸图 (mm)

Fig.1 Schematic diagram of fatigue specimen's dimensions (mm)

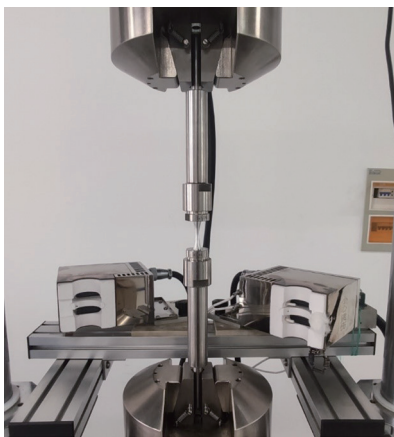


图 2 疲劳试样夹持

Fig.2 Clamping of fatigue sample

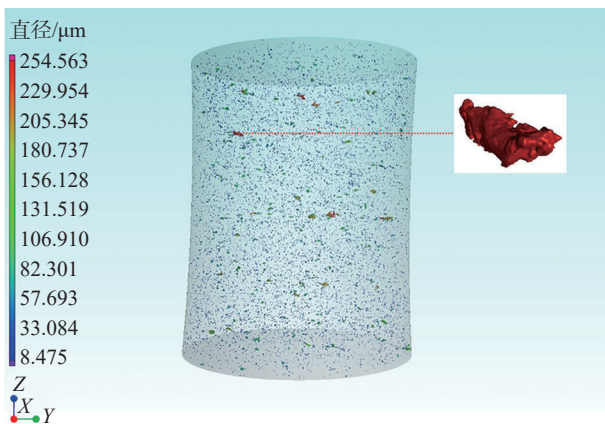


图 3 试样 #4 的孔隙缺陷三维重构图

Fig.3 3D graph of the pore defects for specimen #4

缺陷)展示了 SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金疲劳试样 #4 孔隙缺陷的三维重构图及其中最大缺陷的放大图。可以看到, 孔隙缺陷随机分布于合金中, 没有在特定区域聚集, 孔隙缺陷可以分为气孔和未熔合两种。气孔缺陷的尺寸较小, 形状接近球形, 其形成的原因主要为空心粉末内部的气体或粉末间的惰性保护气体未能在熔池凝固前逃逸, 此外熔点较低的 Mg 元素在高温下容易蒸发, 也可能导致出现气孔。未熔合缺陷的尺寸较大, 形状不规则, 其形成的原因主要为成形过程中熔池的能量输入不足, 导致熔池深度不足及熔池间搭接不充分, 形成未熔合缺陷。图 4 展示了试样 #1~#3、#5~#10 的 X-CT 孔隙缺陷三维重构结果。

为更好地观察缺陷形貌细节, 图 5 展示了试样 #1 的 X-CT 切片图, 试样内部的黑色区域为孔隙缺陷。可以看到, 未熔合缺陷多为不规则形状的扁平状层间缺陷, 其内部存在大量的未熔粉末颗粒, 这些层间未熔合缺陷在 XY 面上的投影面积较大, 且存在尖锐的边角, 对合金力学性能的影响较大。图 5 (b) 所示的层间未熔合缺陷即为引发试样 #1 产生疲劳裂纹并最终导致疲劳失效的缺陷。

以等效直径 d 来定量表征孔隙缺陷的尺寸特征, 其定义为与孔隙缺陷同体积球体的直径, 即

$$d = \sqrt[3]{\frac{6V}{\pi}} \quad (1)$$

式中, V 为孔隙缺陷的体积。

为了排除噪点对 X-CT 结果的影响, 试验结果中须剔除等效直径 $<30 \mu\text{m}$ 的孔隙缺陷。图 6 所示为 10 组疲劳试样孔隙率及孔隙缺陷等效直径的关系。可以看出, 10 组疲劳试样中仅有 1 组试样 (#2) 的孔隙率为 0.102%, 其余 9 组试样的孔隙率都小于 0.1%, 最小孔隙率为 0.004%。由图 6 还可知, 随着疲劳试样孔隙率增大, 孔隙缺陷的等效直径呈上升趋势, 10 组疲劳试样中孔隙缺陷的最大等效直径为 $188 \mu\text{m}$ 。

图 7 为孔隙缺陷等效直径的频率分布直方图和累计频率曲线。可以看出, 等效直径 $<50 \mu\text{m}$ 的孔隙缺陷占全部缺陷的约 85%, 随着等效直径的增大, 孔隙缺陷的数量迅速减少, 等效直径 $>100 \mu\text{m}$ 的孔隙缺陷仅占全部缺陷的 0.58%。

以球形度 ψ 定量表征孔隙缺陷的形貌特征, 孔隙缺陷球形度定义为与孔隙缺陷具有相同体积的圆球面积与孔隙缺陷实际表面积之比^[5], 即

$$\psi = \sqrt[3]{\frac{36\pi V^2}{S^3}} \quad (2)$$

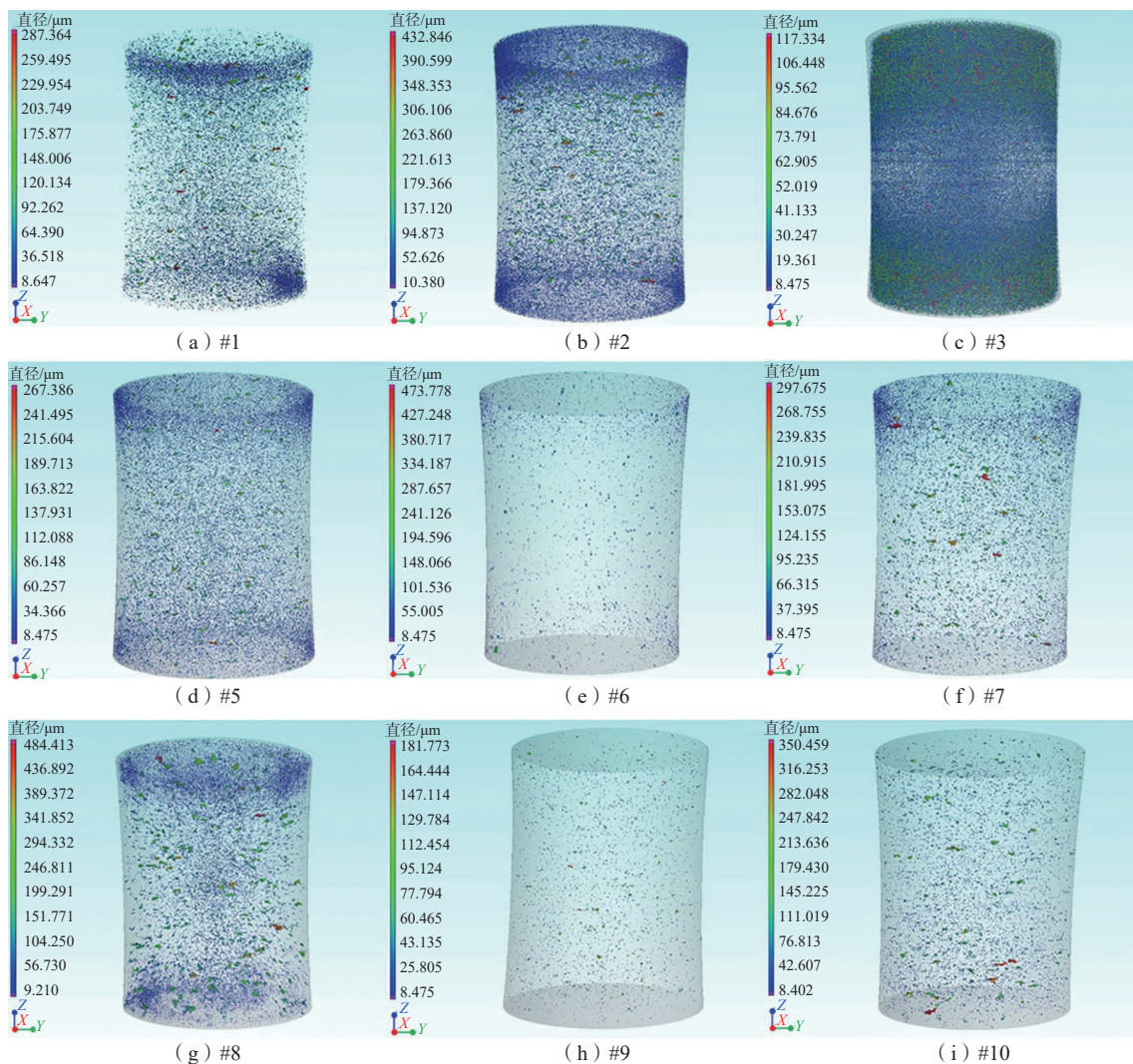


图4 9根试样的孔隙缺陷三维重构图
Fig.4 3D graphs of the pore defects for nine specimens

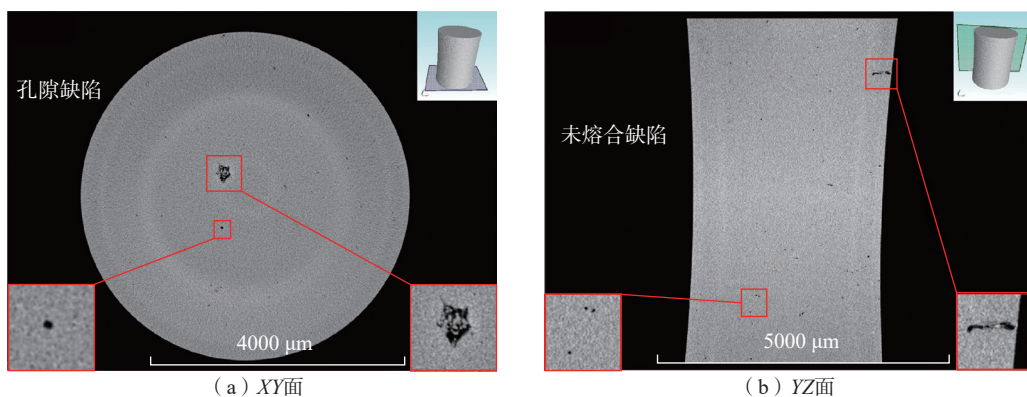


图5 试样#1的X-CT切片图
Fig.5 X-CT slide image of specimen #1

式中, S 为孔隙缺陷的表面积。球形度值越接近 1, 说明孔隙缺陷形貌越接近正球体, 越接近 0 则说明孔隙缺陷形貌越不规则。

图 8 为孔隙缺陷球形度的频率分布直方图及其正态分布拟合曲线(其中红色曲线), 其中正态分布拟合函数的表达式为

$$y = y_0 + \frac{A}{w\sqrt{\pi/2}} \exp\left(-2(x-x_c)^2/w^2\right) \quad (3)$$

式中, y_0 、 A 和 x_c 为尺度参数; w 为形状参数。曲线拟合效果可由判定系数 R^2 表示, R^2 越接近 1, 表明拟合效果越好。

正态分布曲线的拟合结果为 $y_0=-0.084$, $A=0.160$, $x_c=0.431$, $w=0.324$, $R^2=0.89$, 表明图 8 中的正态分布拟合曲线效果接近真实情况。由图 8 可知, 疲劳试样的孔隙缺陷球形度均小于 0.7, 且主要集中在 0.2~0.6, 说明孔隙缺陷的形貌总体并不规则, 且有 38.8% 的孔隙缺陷球形度小于 0.4, 说明疲劳试样中存在大量的未熔合缺陷。

从孔隙缺陷等效直径和球形度的对应关系(图 9)可以看出, 随着孔隙缺陷等效直径增大, 其球形度呈下降趋势。等效直径 $>100 \mu\text{m}$ 孔隙缺陷的球形度分布在 0.15~0.4, 说明孔隙缺陷尺寸较大时, 其形状不规则, 因

此基本都为未熔合缺陷, 这与孔隙缺陷的三维重构结果相符。综上可知, SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金疲劳试样内部的缺陷数量较多, 且存在大尺寸的未熔合缺陷, 可能会对合金的疲劳性能产生恶劣影响。

2.2 疲劳性能

10 组试样的疲劳试验结果如图 10 所示。可知, 试样 #1 的疲劳寿命最短, 为 52185 次循环, 试样 #9 的疲劳寿命最长, 为 223472 次循环, 大部分试样的疲劳寿命处于 50000~100000 次循环。

图 11 为 10 组试样的疲劳断口图, 从图 11 (a) 可以看出, 10 组试样都未在最小截面附近处发生疲劳失效, 说明孔隙缺陷会对 SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金试样的疲劳性能产生影响, 使得疲劳试样的失效位置偏离应力水平最高处(最小截面处)。图 11 (b) 的断口表面形貌显示疲劳失效裂纹均产生于未熔合缺陷处。

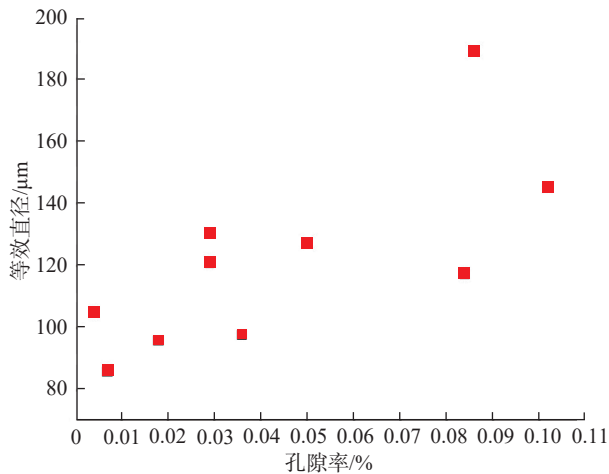


图 6 孔隙率与孔隙缺陷等效直径的关系
Fig.6 Relationship between porosity and equivalent diameter of pore defect

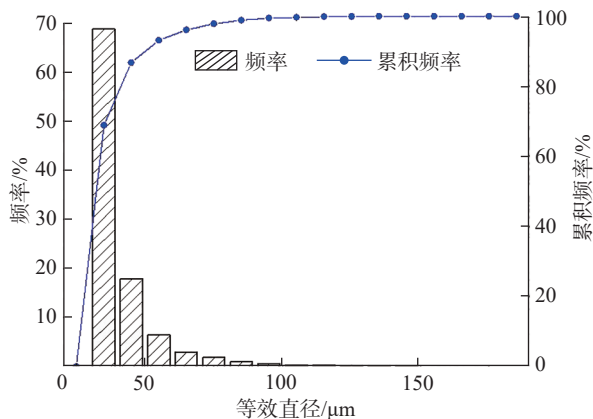


图 7 孔隙缺陷等效直径的频率分布直方图和累积频率曲线
Fig.7 Frequency distribution histogram and cumulative frequency curve for equivalent diameter of pore defect

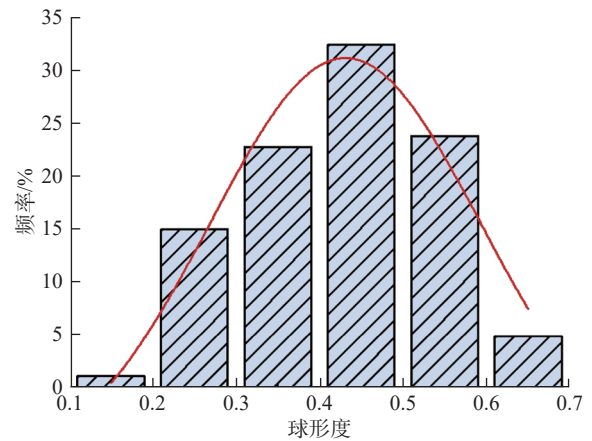


图 8 孔隙缺陷球形度的频率分布直方图及其正态分布拟合曲线
Fig.8 Frequency distribution histogram and normal distribution fitting curve for degree of sphericity of pore defect

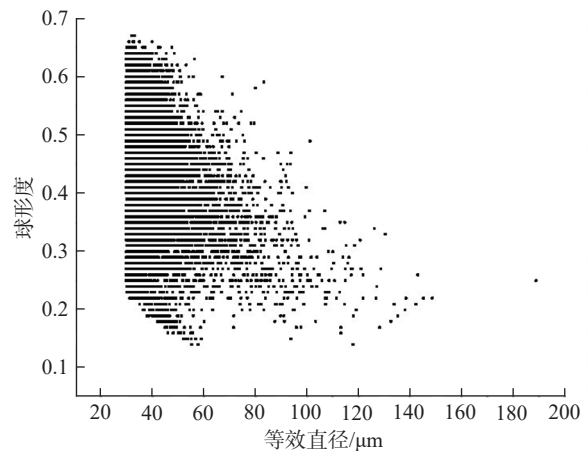


图 9 孔隙缺陷等效直径与球形度的关系
Fig.9 Relationship between the equivalent diameter and degree of sphericity

图12为试样#1和试样#10的断口形貌。如图12(a)所示,试样#1的疲劳裂纹萌生于试样表面两个尺寸较大且距离较近的未熔合缺陷处,疲劳裂纹一旦萌生将迅速扩展直至联通两个缺陷,共同引发疲劳失效,因此可以将二者认为是一个大的缺陷。结合图5(b)可知这两个缺陷为扁平的层间未熔合缺陷,内部存在未熔合粉末。位于试样表面、尺寸较大且扁平的层间未熔合缺陷是导致试样#1疲劳寿命最短的主要原因。如图12(b)所示,试样#10共有4处未熔合缺陷(▲1、▲2、▲3、

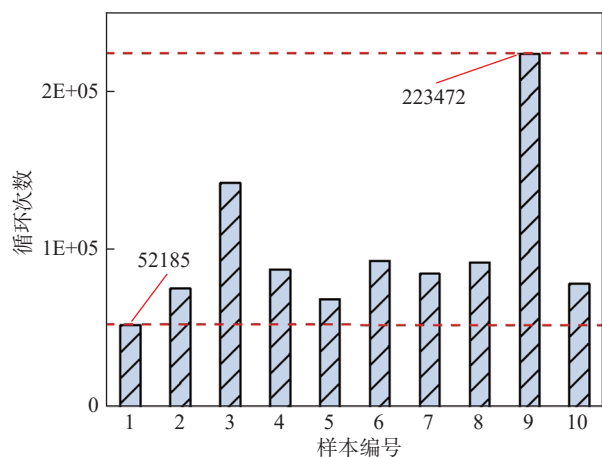
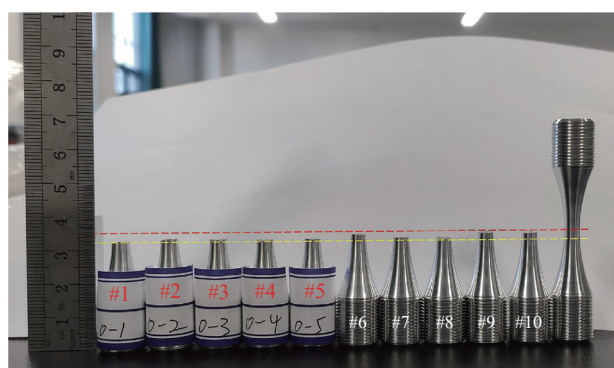


图10 试样的疲劳寿命
Fig.10 Fatigue life of specimens

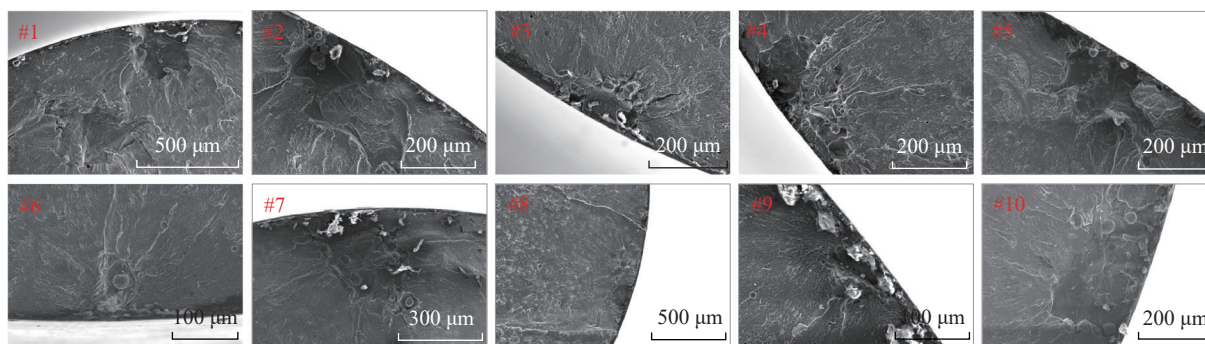
▼4),疲劳裂纹从3处未熔合缺陷(▲1、▲2、▲3)处开始萌生,且3个未熔合缺陷都位于试样表面,最终导致疲劳失效的疲劳裂纹源是其中尺寸最大的未熔合缺陷。另外两处尺寸较小未熔合缺陷处萌生的疲劳裂纹的扩展区域位于最终断口的瞬断区内。此外,在疲劳裂纹扩展区内还存在一处较大尺寸的未熔合缺陷(▼4)。从疲劳断口形貌图可知,SLM成形Al-Mg-Sc-Zr合金疲劳试样的疲劳裂纹均萌生于试样表面的未熔合缺陷处,说明表面缺陷对疲劳性能的影响远大于内部缺陷,且缺陷尺寸对合金试样疲劳寿命的影响更大,大尺寸缺陷处萌生的疲劳裂纹可以更快地萌生、扩展并最终导致试样的疲劳失效。

为了定量分析缺陷对合金疲劳性能的影响, Murakami^[18]提出采用 $\sqrt{\text{area}_{\text{eff}}}$ 来描述缺陷的特征尺寸, $\sqrt{\text{area}_{\text{eff}}}$ 为缺陷在垂直于最大主应力方向上投影面积的平方根,定义原理如图13所示。Yadollahi等^[19]认为,当疲劳裂纹萌生于不规则形状的缺陷处后,会迅速扩展并演变成与缺陷外接的椭圆形状,因此可以将不规则缺陷等效为与缺陷外接的椭圆。

利用Origin测量疲劳断口疲劳裂纹源缺陷的特征尺寸 $\sqrt{\text{area}_{\text{eff}}}$,根据Murakami^[18]提出的方法计算应力强度因子范围 ΔK 为



(a) 断口照片



(b) 试样的断口表面

图11 试样的疲劳断口形貌图
Fig.11 Fatigue fracture morphologies of specimens

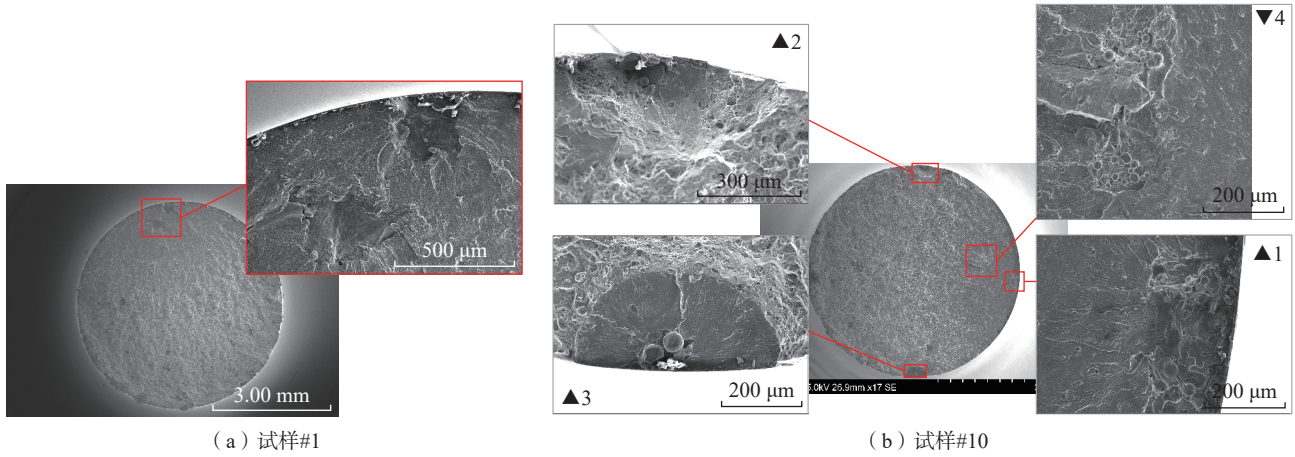


图 12 试样 #1 和 #10 的断口形貌图
Fig.12 Fracture morphologies of specimen #1 and #10

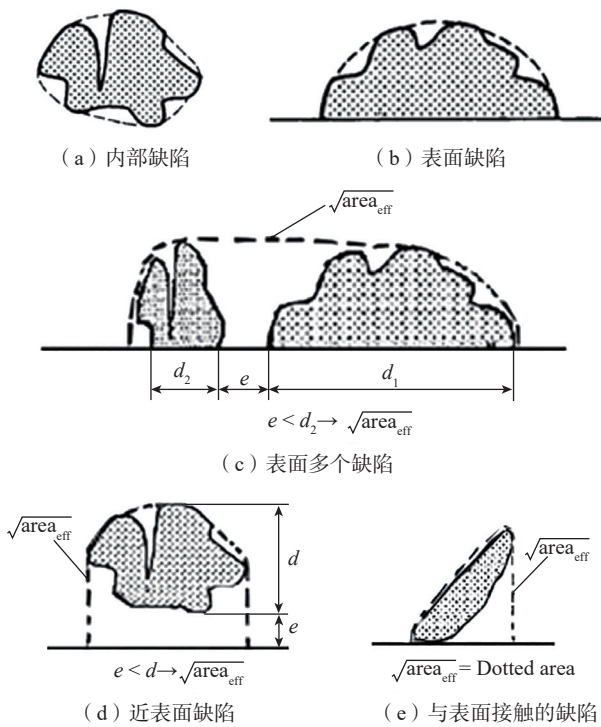


图 13 不规则形状缺陷的特征尺寸(虚线)^[18]
Fig.13 Feature size (dotted line) of irregular-shape defects^[18]

$$\Delta K = Y\Delta\sigma(\pi\sqrt{\text{areaeff}})^{1/2} \quad (4)$$

式中, $\Delta\sigma$ 为应力范围; Y 为缺陷的位置参数, 内部缺陷的 Y 取 0.5, 表面及近表面缺陷的 Y 取 0.65。应力强度因子范围 ΔK 与疲劳寿命的关系如图 14 所示。

由图 14 可知, 应力强度因子范围 ΔK 越大, 试样疲劳寿命越低。由于本研究中的疲劳失效都是从表面缺陷处开始且应力范围不变, 因此应力强度因子范围仅与缺陷的尺寸有关, 即缺陷的特征尺寸 $\sqrt{\text{areaeff}}$ 越大, 试样疲劳寿命越低。

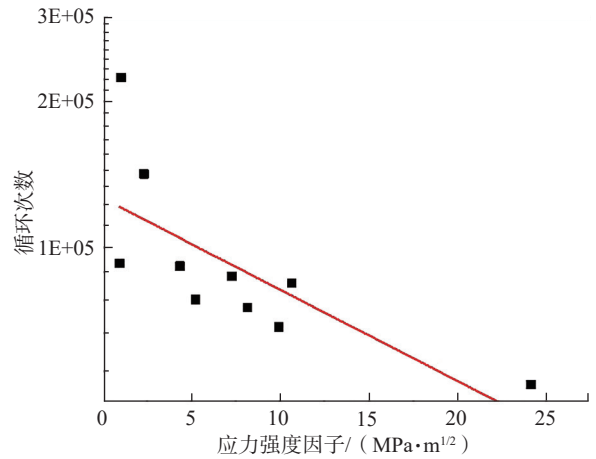


图 14 应力强度因子范围与疲劳寿命的关系
Fig.14 Relationship between stress intensity factor range and fatigue life

综上所述, SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金疲劳试样中存在尺寸较大、形状不规则的层间未熔合缺陷, 当这些缺陷位于试样表面时, 会对试样的疲劳性能产生较大危害, 危害程度与缺陷的尺寸相关。为了提高 SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金疲劳试样的疲劳性能, 推进合金在工程中的应用, 需对合金的成形工艺进行优化, 避免大尺寸未熔合缺陷的出现, 同时尽量减少表面或近表面缺陷的数量。

3 结论

利用 X 射线计算机断层扫描(X-Ray computed tomography, X-CT)表征分析了激光选区熔化(Selective laser melting, SLM)成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金内部孔隙缺陷的三维特征, 并进行疲劳试验, 得到疲劳断口处裂纹萌生源的孔隙缺陷特征尺寸, 研究了合金孔隙缺陷对试样疲劳性能的影响, 主要结论如下。

(1) SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金的孔隙缺陷在内部随机分布,分为气孔缺陷和未熔合缺陷。疲劳试样的孔隙率较低,分布在 0.004%~0.102% 之间;孔隙缺陷的球形度集中在 0.2~0.6 之间,正态分布能够较好地拟合孔隙缺陷的球形度。

(2) 气孔缺陷的数量众多、尺寸较小,形状接近球形;未熔合缺陷的尺寸较大、内部含有未熔粉末,形状较不规则并存在尖锐的边角。等效直径 $>100\ \mu\text{m}$ 的孔隙缺陷仅占全部缺陷的 0.58%,且其球形度均小于 0.4,最大等效直径为 $188\ \mu\text{m}$,可能为形状复杂的未熔合缺陷;部分未熔合缺陷为扁平的层间未熔合缺陷,对合金疲劳性能的影响较大。

(3) 合金的疲劳裂纹均萌生于试样表面的未熔合缺陷处,且随着试样断口中疲劳裂纹萌生源缺陷特征尺寸 $\sqrt{\text{area}_{\text{eff}}}$ 的增大,缺陷处的应力强度因子范围 ΔK 也增大,导致 SLM 成形 Al-Mg-Sc-Zr 合金试样的疲劳寿命降低。

参考文献

- [1] 顾冬冬,张红梅,陈洪宇,等. 航空航天高性能金属材料构件激光增材制造 [J]. 中国激光, 2020, 47(5): 0500002.
- GU Dongdong, ZHANG Hongmei, CHEN Hongyu, et al. Laser additive manufacturing of high-performance metallic aerospace components[J]. Chinese Journal of Lasers, 2020, 47(5): 0500002.
- [2] 王华明. 高性能大型金属构件激光增材制造: 若干材料基础问题 [J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2690-2698.
- WANG Huaming. Materials' fundamental issues of laser additive manufacturing for high-performance large metallic components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2690-2698.
- [3] DU PLESSIS A, YADROITSAVA I, YADROITSEV I. Effects of defects on mechanical properties in metal additive manufacturing: A review focusing on X-ray tomography insights[J]. Materials & Design, 2020, 187: 108385.
- [4] WAN Q, ZHAO H D, ZOU C. Effect of micro-porosities on fatigue behavior in aluminum die castings by 3D X-ray tomography inspection[J]. ISIJ International, 2014, 54(3): 511-515.
- [5] 吴正凯, 吴圣川, 张杰, 等. 基于同步辐射 X 射线成像的选区激光熔化 Ti-6Al-4V 合金缺陷致疲劳行为 [J]. 金属学报, 2019, 55(7): 811-820.
- WU Zhengkai, WU Shengchuan, ZHANG Jie, et al. Defect induced fatigue behaviors of selective laser melted Ti-6Al-4V via synchrotron radiation X-ray tomography[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2019, 55(7): 811-820.
- [6] HE X F, WANG T S, WANG X B, et al. Fatigue behavior of direct laser deposited Ti-6.5Al-2Zr-1Mo-1V titanium alloy and its life distribution model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(11): 2124-2135.
- [7] SCHMIDTKE K, PALM F, HAWKINS A, et al. Process and mechanical properties: Applicability of a scandium modified Al-alloy for laser additive manufacturing[J]. Physics Procedia, 2011, 12: 369-374.
- [8] SPIERINGS A B, DAWSON K, VOEGTLIN M, et al. Microstructure and mechanical properties of as-processed scandium-modified aluminium using selective laser melting[J]. CIRP Annals, 2016, 65(1): 213-216.
- [9] SPIERINGS A B, DAWSON K, KERN K, et al. SLM-processed Sc- and Zr-modified Al-Mg alloy: Mechanical properties and microstructural effects of heat treatment[J]. Materials Science and Engineering: A, 2017, 701: 264-273.
- [10] SPIERINGS A B, DAWSON K, HEELING T, et al. Microstructural features of Sc- and Zr-modified Al-Mg alloys processed by selective laser melting[J]. Materials & Design, 2017, 115: 52-63.
- [11] SPIERINGS A B, DAWSON K, UGGOWITZER P J, et al. Influence of SLM scan-speed on microstructure, precipitation of Al_3Sc particles and mechanical properties in Sc- and Zr-modified Al-Mg alloys[J]. Materials & Design, 2018, 140: 134-143.
- [12] SPIERINGS A B, DAWSON K, DUMITRASCHKEWITZ P, et al. Microstructure characterization of SLM-processed Al-Mg-Sc-Zr alloy in the heat treated and HIPed condition[J]. Additive Manufacturing, 2018, 20: 173-181.
- [13] ZHANG H, GU D D, YANG J K, et al. Selective laser melting of rare earth element Sc modified aluminum alloy: Thermodynamics of precipitation behavior and its influence on mechanical properties[J]. Additive Manufacturing, 2018, 23: 1-12.
- [14] BEGOC S, MONTREDON F, POMMATAU G, et al. Additive manufacturing of Scalmetalloy® satellite parts[C]// Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Science (EUCASS). Madrid: EUCASS Association, 2019: 1-4.
- [15] AWD M, TENKAMP J, HIRTNER M, et al. Comparison of microstructure and mechanical properties of Scalmetalloy® produced by selective laser melting and laser metal deposition[J]. Materials, 2017, 11(1): 17.
- [16] MUHAMMAD M, NEZHADFAR P D, THOMPSON S, et al. A comparative investigation on the microstructure and mechanical properties of additively manufactured aluminum alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 146: 106165.
- [17] SCHNELLER W, LEITNER M, LEUDERS S, et al. Fatigue strength estimation methodology of additively manufactured metallic bulk material[J]. Additive Manufacturing, 2021, 39: 101688.
- [18] MURAKAMI Y. Metal fatigue: Effects of small defects and nonmetallic inclusions[M]. Pittsburgh: Academic Press, 2019.
- [19] YADOLLAHI A, MAHTABI M J, KHALILI A, et al. Fatigue life prediction of additively manufactured material: Effects of surface roughness, defect size, and shape[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2018, 41(7): 1602-1614.

通讯作者: 冯振宇, 教授, 博士, 研究方向为增材制造、飞机结构强度和适航审定技术。

(责编 向阳)