

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-07

两种 SLM 制造铝合金超高周疲劳性能研究

殷海标, 姚卫星, 付定昆

(南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: SLM (Selective Laser Melting) 技术制造的铝合金在航空航天等行业得到了广泛的应用, 但其存在气孔、LOF (Lack of Fusion) 等严重影响疲劳性能的缺陷, 且对其超高周疲劳性能和 S-N 曲线的研究鲜少。对航空航天结构常用的、典型厚度 1 mm 的 SLM 制造 TiB₂ 高强铝合金和 AlMgScZr 高强铝合金试件的超高周疲劳性能进行研究, 通过自主设计的超高周疲劳试验机完成高达 10⁸ 循环疲劳试验, 通过加权最小二乘法拟合得到两种材料的 S-N 曲线, 对其断口进行 OM (Optical Microscope) 分析, 并将其与普通铝合金的疲劳性能进行归一化对比。结果表明: AlMgScZr 高强铝合金的疲劳性能略优于 TiB₂ 高强铝合金, 两种 SLM 制造铝合金的静强度和疲劳强度要高于普通铝合金, 但是相对疲劳强度要差于普通铝合金。

关键词: 增材制造; SLM; 铝合金; 超高周疲劳; S-N 曲线

中图分类号: V256

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

VHC fatigue properties of two SLM manufactured aluminum alloy

YIN Haibiao, YAO Weixing, FU Dingkun

(State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aluminum alloy manufactured by SLM (Selective Laser Melting) technology has been widely used in aerospace and other industries, but it has some defects such as gas pore, LOF (Lack of Fusion) and so on, which can seriously affect the fatigue performance, and there are few studies concerning its VHC fatigue properties and S-N curve so far. In this paper, the VHC fatigue properties of SLM manufactured TiB₂ high-strength aluminum alloy and AlMgScZr high-strength aluminum alloy with typical thickness 1 mm which are commonly used in aerospace structures were studied, and the fatigue test up to 10⁸ cycles has been completed by a self-designed very high cycle fatigue testing machine. The S-N curves of the two materials were obtained by weighted least square fitting, the fracture characteristics were analyzed by OM (Optical Microscope), and the fatigue properties of the two alloys were normalized and compared with those of ordinary aluminum alloys. The results show that the fatigue property of AlMgScZr high strength aluminum alloy is slightly better than that of TiB₂ high strength aluminum alloy. At the same time, the static strength and fatigue strength of two kinds of SLM aluminum alloy are higher than that of ordinary aluminum alloy, but the relative fatigue strength is worse than that of ordinary aluminum alloy.

Key words: additive manufacturing; SLM; aluminum alloy; VHC fatigue; S-N curve

收稿日期: 2024-04-12; 修回日期: 2024-06-08

基金项目: 国家自然科学基金(52235003)

通信作者: 姚卫星(1957-), 男, 博士, 教授。E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn

引用格式: 殷海标, 姚卫星, 付定昆. 两种 SLM 制造铝合金超高周疲劳性能研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-7.

YIN Haibiao, YAO Weixing, FU Dingkun. VHC fatigue properties of two SLM manufactured aluminum alloy[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-7. (in Chinese)

0 引言

铝合金材料密度低,比强度、比刚度高,具有良好的铸造性能、塑性加工性能,导电、导热性能,耐腐蚀性,可焊接性,在航空航天、医疗、交通运输等行业得到了广泛的应用^[1-3]。

SLM(Selective Laser Melting)是一种增材制造(Additive Manufacturing,简称AM)技术,可克服传统加工制造方法难以制造出具有复杂外形零件的困难,在航空航天复杂结构的加工制造方面有着广阔的应用前景^[4-5]。

航空航天载运等工程结构的服役寿命较长,超高周疲劳问题显著。然而,有关SLM制造铝合金 10^7 以上超高周疲劳性能与S-N曲线的研究尚少,且由SLM技术制造的金属零部件均存在气孔、LOF(Lack of Fusion)等严重影响疲劳性能的缺陷^[6],故对SLM制造铝合金超高周疲劳性能和S-N曲线的研究是必要的。

目前,SLM制造铝合金在航空航天工程结构件方面已有广泛应用^[7],如加强铝合金壁板^[3]、航空级铝合金双面翼梁^[8]等,另外,SLM铝合金也已应用于航空航天器中的管路支架、网格结构、复杂管道、薄壁件等^[9]。已有许多研究人员对SLM铝合金疲劳性能开展了研究,Chen H等^[10]研究了尺寸效应对SLM制造AlSi10Mg合金高周疲劳性能的影响,分别基于Gumbel分布和Frechet分布分析了疲劳起始源的尺寸,将LOF缺陷等效为小裂纹,用Paris方程揭示了疲劳寿命、外加应力与疲劳起始源尺寸的关系,但由于缺少超高周疲劳试验数据,无法对超高周下尺寸效应进行研究;Glodež等^[11]研究了SLM制造AlSi10Mg合金的高周疲劳断裂行为,通过疲劳断口分析,发现疲劳裂纹主要从小尺寸表面缺陷周围萌生,然后以不稳定的方式扩展,而大尺寸缺陷主要影响裂纹萌生周期,对裂纹扩展影响不大,但缺少该SLM铝合金超高周疲劳断口分析,无法对超高周疲劳复杂失效机理进行研究;Siddique等^[12]研究了缺陷对SLM制造AlSi12疲劳寿命的影响,基于最弱环理论和Weibull概率密度函数,建立了一种激光熔凝Al-Si12疲劳寿命的计算方法;Tang M等^[13]利用扫描电子显微镜(SEM)对SLM制造AlSi10Mg零件的气孔和氧化物颗粒进行了表征和定量,建立了断口裂纹萌生孔洞与疲劳寿命之间的关系,利用极

值理论对疲劳寿命进行了预测,但以上两种模型均缺少超高周疲劳部分的验证;Brandl等^[14]研究了SLM制造AlSi10Mg合金的显微组织、高周疲劳性能和断裂行为等,发现后热处理对疲劳抗力的影响最大,打印方向对疲劳抗力的影响最小。

本文对SLM制造TiB₂高强铝合金和AlMg-ScZr高强铝合金的超高周疲劳性能进行研究,完成两种铝合金的 10^8 循环超高周疲劳试验,得到两种材料的S-N曲线,随后用光学显微镜对试件断口进行观察和分析,并将其与工程中普通铝合金的疲劳性能进行对比。

1 试验

1.1 试验件情况

飞行器结构为薄壁结构,厚度大多在0.5~2 mm。在空气湍流和动力装置的激励下,有可能发生振动疲劳破坏。本文针对这一工程实际情况,选用航空航天结构常用的、典型厚度1 mm的SLM铝合金板为研究对象。试验需做到 10^8 循环,而拉伸疲劳试验加载频率太低,超声疲劳测试的频率效应有待考量,故试验设计为弯曲疲劳试件。

试验共涉及2种材料试验件,为SLM纵向打印TiB₂高强铝合金(TB-Z)和AlMgScZr高强铝合金(AMS-Z),为加快试验,将两个试验件组合为一个试验件,试验件尺寸如图1所示。两种材料的静力性能如表1所示。

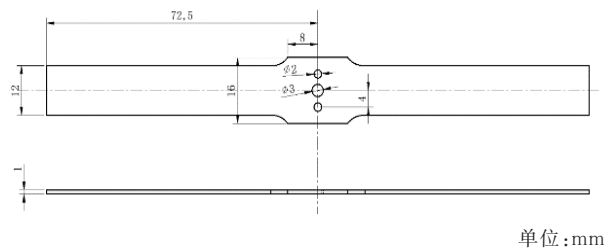


图1 疲劳试件的外形和尺寸

Fig. 1 The shape and dimensions of fatigue specimen

表1 两种材料的静力性能

Table 1 Static mechanical properties of two materials

材料	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	抗拉强度 σ_b/MPa
TB-Z 铝合金	75.50	0.33	2644.003	440.08
AMS-Z 铝合金	72.07	0.33	2719.547	498.66

1.2 试验方案

本试验采用 10^8 级超高周弯曲疲劳试验机, 试件中间部分通过夹块和滑杆用螺钉固定, 试件两端用铰支座约束。滑杆和曲柄连杆机构相连, 在曲柄的转动下滑杆做往复运动, 推动夹块一同做往复运动, 从而在试件中间施加位移载荷, 通过调整曲柄座到电机旋转中心的距离来控制试验件中部的位移, 以实现分级加载, 如图 2 所示。

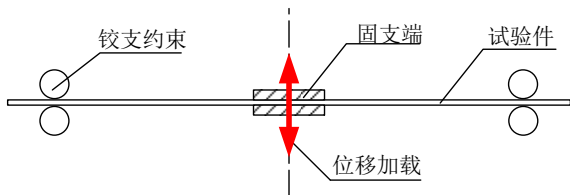


图 2 超高周疲劳试验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of VHC fatigue test

试验环境为室温标准实验室环境, 采用位移控制的方式进行分级加载, 应力比 $R = -1$, 加载频率为 30 Hz (每 10^8 循环试验需 926 h, 39 天), 不同载荷水平下试件破坏时, 记录下对应的疲劳寿命 N_f , 并且测量试件断裂位置。各级位移水平和对应的试验件数量如表 2 所示。

表 2 各级位移水平和对应的试验件数量
Table 2 All levels of displacement and the corresponding number of test pieces

材料	夹块位移/mm	试件数量
TB-Z	6	4
	5	2
	4	4
	3	4
	2.5	3
	2	2
AMS-Z	6	4
	5	2
	4	4
	3	4
	2.5	3
	2	2

1.3 试验结果

以试件编号面为正面, 各试件断裂位置表示方法图如图 3 所示, 图中 A 点、B 点、C 点和 D 点为试件过渡段圆弧的圆心。用不同试件断裂位置角

度 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 和 θ_4 的平均值来表征该试件起裂位置角度, 随后将不同材料各应力水平下所有试件的起裂角度取平均值 θ_a , 用以表征各量级下试件的起裂角度 (如表 3 所示)。同时采用 Abaqus 软件分析试件的应力分布 (如图 5 所示), 并将该位置的应力值记录于表 4 中, 最大 Mises 等效应力点与试验起裂点基本重合。简化后的有限元模型如图 4 所示, 网格为六面体结构网格, 数量为 32 000。

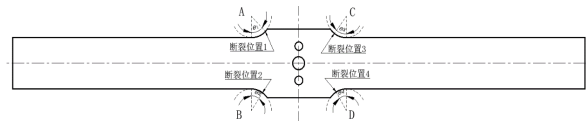


图 3 试件断裂位置表示方法图

Fig. 3 Representation method of fracture position of specimen

表 3 试件起裂位置角度与该位置处仿真应力值
Table 3 The angle of the crack initiation position of the specimen and the simulated stress value at that position

材料	量级	$\theta_a / (^\circ)$	应力幅值 S/MPa
TB-Z	1	10.7	343.2
	2	10.8	294.9
	3	1.3	226.0
	4	3.6	174.7
	5	41.4	121.5
	6	53.9	111.2
AMS-Z	1	8.1	375.6
	2	9.2	309.2
	3	13.7	238.9
	4	1.7	179.5
	5	15.5	157.1
	6	6.7	134.4

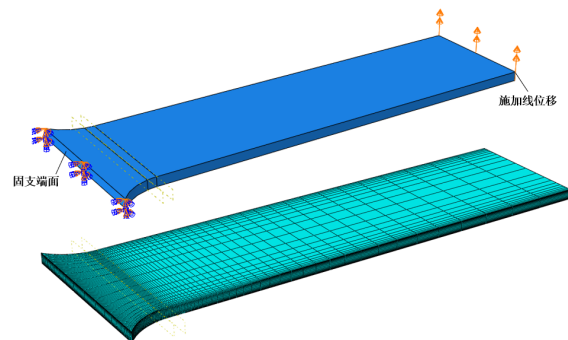


图 4 TB-Z 简化后的有限元模型

Fig. 4 Simplified FEA model

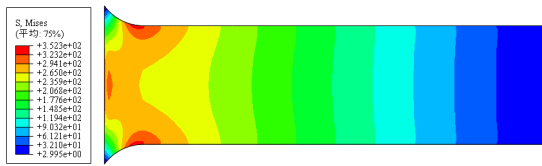


图5 TB-Z试件343.2 MPa应力幅值下的表面应力分布
Fig. 5 Schematic diagram of surface stress distribution of TB-Z specimen under 343.2 MPa stress amplitude

以表2中的仿真结果作为每个量级的应力幅值,试验的到的超高周疲劳寿命结果如表4~表5所示。

表4 TB-Z试件疲劳试验数据
Table 4 Fatigue test data of TB-Z specimen

S/MPa	对数疲劳寿命 $\lg N_i$	对数均值	变异系数/%
343.2	4.38 4.46 4.48 4.34 4.32 4.30 4.49 4.51	4.41	1.88
294.9	4.23 4.28 4.28 4.18	4.24	1.15
226.0	4.46 4.62 5.06 4.86 4.82 4.79 4.67 4.63	4.74	3.85
174.7	5.18 5.23 5.00 5.35 5.59 5.37 5.35 5.19	5.28	3.26
121.5	>8 >8 7.30 6.72 5.85 6.08	>6.99	—
111.2	>8 >8 >8 6.92	>7.73	—

表5 AMS-Z试件疲劳试验数据
Table 5 Fatigue test data of AMS-Z specimen

S/MPa	对数疲劳寿命 $\lg N_i$	对数均值	变异系数/%
375.6	4.46 4.51 4.56 4.40 4.38 4.38 4.38 4.40	4.43	1.53
309.2	4.40 4.40 4.48 4.52	4.45	1.35
238.9	4.92 5.09 4.90 4.97 5.10 4.93 5.03 4.92	4.98	1.61
179.5	5.44 5.38 5.36 5.30 5.39 5.63 5.43 5.36	5.41	1.81
157.1	>8 >8 5.64 5.62 5.87	>6.62	—
134.4	>8 >8 >8 6.05	>7.51	—

对数均值和变异系数的计算公式如下:

$$\text{对数均值} = \frac{\sum_{i=1}^n \lg N_{f,i}}{n} \quad (1 \leq i \leq n) \quad (1)$$

$$\text{标准差} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\lg N_{f,i} - \text{对数均值})^2}{n-1}} \quad (1 \leq i \leq n) \quad (2)$$

$$\text{变异系数} = \frac{\text{标准差}}{\text{对数均值}} \quad (3)$$

式中: n 为各量级下试件寿命数据的数量; $\lg N_i$ 为对数疲劳寿命值。

从表4~表5可以看出:随着载荷的降低,两种材料的寿命分散性显著增大,TB-Z材料更为明显,并且AMS-Z试件在各级载荷下疲劳寿命均略高于TB-Z试件。

2 S-N曲线

根据表4和表5的试验结果,采用加权最小二乘法^[15]拟合应力幅值 S 与疲劳寿命 N 的关系曲线,溢出寿命均参与拟合,拟合公式为下述三参数公式:

$$\lg N = a + b \lg(S - S_c) \quad (4)$$

式中: a, b 为拟合系数。

同时取拟合得到的 S_c 为疲劳极限值,如图6所示,拟合得到的各参数与相关系数如表6所示。

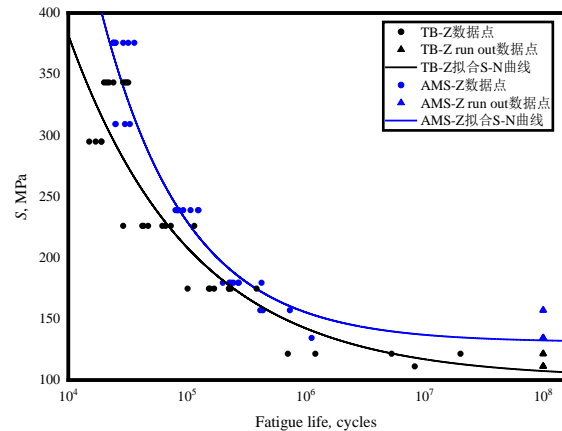


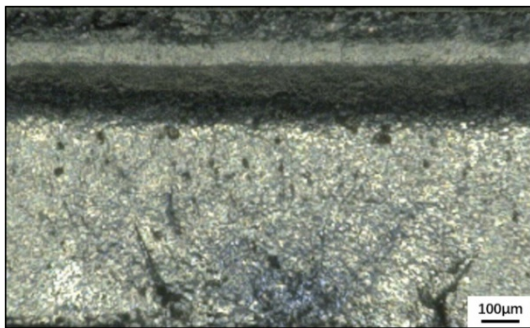
图6 TB-Z与AMS-Z试件S-N曲线
Fig. 6 S-N curve of TB-Z and AMS-Z specimen

表6 拟合公式的参数与相关系数
Table 6 Parameters and correlation coefficient of fitting formula

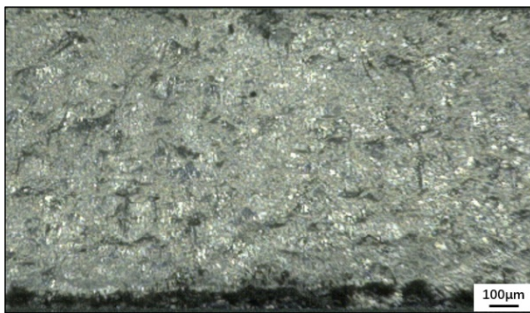
材料	TB-Z	AMS-Z
a	9.85	8.29
b	-2.39	-1.65
S_c	101.48	130.95
相关系数	-0.52	-0.45

3 断口分析

本试验中采用 VHX-1000 光学显微镜观察发生断裂的试件断口形貌,放大倍数为 100 倍。从断口形貌来看, TB-Z 试件与 AMS-Z 试件均存在气孔等内部缺陷,疲劳源区较多,导致在低载下疲劳寿命的分散性较大,如图 7 所示。内部缺陷较多的试件寿命较短,断面台阶较多。



(a) TB-Z 试件

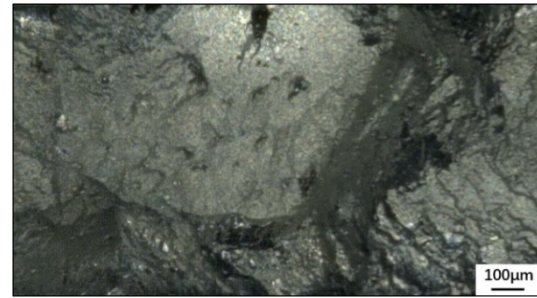


(b) AMS-Z 试件

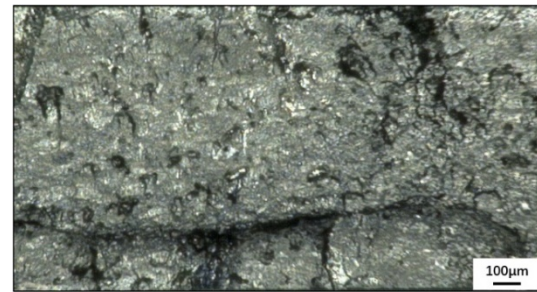
图 7 低载下试件典型断口形貌

Fig. 7 Typical fracture morphology of specimen under low load

高载荷下两类试件均出现多疲劳源特征,断面台阶较多,疲劳源随机分布在试件表面或亚表面,如图 8 所示。



(a) TB-Z 试件



(b) AMS-Z 试件

图 8 高载下试件典型断口形貌

Fig. 8 Typical fracture morphology of specimen under high load

4 与普通铝合金对比

将本试验中的铝合金疲劳性能与普通铝合金疲劳性能^[16-18]进行对比,用疲劳极限 S_e 与抗拉强度 σ_b 的比值表征相对疲劳性能,数据如表 7 所示。其中, A357-T6 为铸造铝合金, AL6061 为板材铝合金, (TiB₂+ZrB₂)/A356 为 TiB₂ 和 ZrB₂ 颗粒加强的 A356 铸造铝合金, 几种材料均为室温下进行试验, 应力比 $R=-1$, 加载频率为同一量级。可以看出 TB-Z 铝合金和 AMS-Z 铝合金抗拉强度明显高于其他铝合金, 但是 S_e/σ_b 比其他铝合金的低, 相对疲劳性能略低于其他铝合金。

表 7 不同铝合金的疲劳极限 S_e 和抗拉强度 σ_b Table 7 Fatigue limit S_e and tensile strength σ_b of different aluminum alloys

材料	疲劳极限 S_e /MPa		抗拉强度 σ_b /MPa	S_e/σ_b	
	式(4)拟合	对应 10^7		式(4)拟合	对应 10^7
TB-Z 铝合金	101.48	117.06	440.08	0.23	0.27
AMS-Z 铝合金	130.95	137.00	498.66	0.26	0.27
A357-T6 ^[16]	107.00	—	335	0.32	—
AL6061 ^[17]	107.32	112.73	290	0.37	0.39
(TiB ₂ +ZrB ₂)/A356 ^[18]	105.00	107.78	341	0.31	0.32

将各铝合金 S-N 曲线进行归一化处理,如图 9 所示,可以看出:SLM 铝合金绝对疲劳强度要高于普通铝合金,但是由于制造工艺导致内部缺陷较多,故相对疲劳强度要差于普通铝合金。

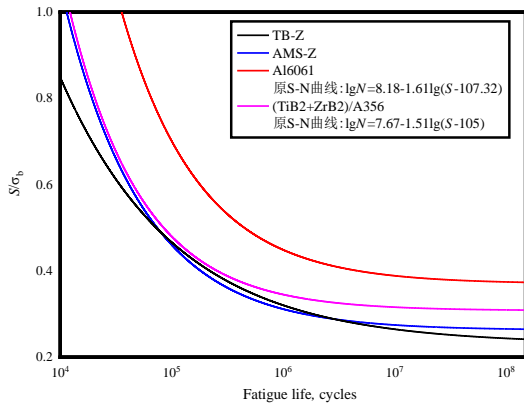


图 9 几种铝合金归一化 S-N 曲线对比图
Fig. 9 Comparative diagram of normalized S-N curves of aluminum alloys above

5 结 论

1) 由试验结果以及拟合出的 S-N 曲线(图 5)可以看出,考虑疲劳分散性的情况下,本文中的 SLM 制造 AMS-Z 试件在各级载荷下疲劳性能均略优于 TB-Z 试件,且寿命与试件表面、内部质量关联性较大,低载荷下疲劳源多的试件寿命会较短。

2) 文中 TB-Z 铝合金和 AMS-Z 铝合金的静强度和疲劳强度要高于文中选取的普通铝合金,但是可以由归一化 S-N 曲线对比图看出,内部缺陷导致 SLM 铝合金的相对疲劳强度要差于普通铝合金。

参考文献

- [1] GAO Q, ZHAO O J, SHU F, et al. Research progress in aluminum alloy additive manufacturing[J]. Journal of Materials Engineering, 2019, 47(11): 32-42.
- [2] SRINIVASAN D, ANANTH K. Recent advances in alloy development for metal additive manufacturing in gas turbine/aerospace applications: a review[J]. Journal of the Indian Institute of Science, 2022, 102(1): 311349.
- [3] 张春杰, 齐超琪, 赵凯, 等. 大型航空航天铝合金承力构件增材制造技术[J]. 电焊机, 2021, 51(8): 39-54.
- ZHANG Chunjie, QI Chaoqi, ZHAO Kai, et al. Additive manufacturing technology for large load carrying component of aluminum alloy in aeronautics and astronautics[J]. Electric Welding Machine, 2021, 51(8): 39-54. (in Chinese)
- [4] 李坤, 左春林, 廖若冰, 等. 增材制造铝合金残余应力研究现状及展望[J]. 航空学报, 2024, 45(14): 029380.
- LI Kun, ZUO Chunlin, LIAO Ruobing, et al. Current situation and outlook of research on residual stress in additive manufacturing of Al alloys[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(14): 029380. (in Chinese)
- [5] 熊孝经, 张士亨, 张唯, 等. 选区激光熔化铝合金的组织性能各向异性研究[J]. 铸造工程, 2024, 48(1): 22-25.
- XIONG Xiaojing, ZHANG Shiheng, ZHANG Wei, et al. Study on microstructure and mechanical properties anisotropy of aluminium alloy prepared by selective laser melting[J]. Foundry Engineering, 2024, 48(1): 22-25. (in Chinese)
- [6] BERETTA S, ROMANO S. A comparison of fatigue strength sensitivity to defects for materials manufactured by AM or traditional processes[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 94: 178-191.
- [7] 李沛剑, 杜鹃, 倪江涛, 等. 激光选区熔化成形技术在航空航天领域应用现状[J]. 航天制造技术, 2023(5): 11-22.
- LI Peijian, DU Juan, NI Jiangtao, et al. Application status of laser selective melting forming technology in the aerospace field[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2023(5): 11-22. (in Chinese)
- [8] 孙世杰. 英国克兰菲尔德大学使用增材制造技术制作大型金属结构件[J]. 粉末冶金工业, 2017, 27(2): 46-46.
- SUN Shijie. The University of Cranfield in the UK uses augmented manufacturing technology to produce large metal structures[J]. Powder Metallurgy Industry, 2017, 27(2): 46-46. (in Chinese)
- [9] 孙暄, 胡斌, 熊智慧, 等. 航空航天领域用增材制造金属材料的研究进展[J/OL]. 上海金属. <https://doi.org/10.19947/j.issn.1001-7208.2023.09.03>.
- SUN Xuan, HU Bin, XIONG Zhihui, et al. Progress in Research on Additive Manufactured Metallic Materials Reserved for Aerospace Field [J/OL]. Shanghai Metals. <https://doi.org/10.19947/j.issn.1001-7208.2023.09.03>. (in Chinese)
- [10] CHEN H, WANG X, REN X. Size effect on fatigue performance of SLM-ed AlSi10Mg alloy: role of defect size distribution

- bution [J]. *International Journal of Fatigue*, 2024: 182108163.
- [11] GLODEŽ S, KLEMENC J, ZUPANIČ F, et al. High-cycle fatigue and fracture behaviours of SLM AlSi10Mg alloy [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2020, 30(10): 2577-2589.
- [12] SIDDIQUE S, AWD M, TENKAMP J, et al. Development of a stochastic approach for fatigue life prediction of Al-Si12 alloy processed by selective laser melting[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2017: 7934-7950.
- [13] TANG M, PISTORIUS C P. Fatigue life prediction for Al-Si10Mg components produced by selective laser melting[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019: 125479-125490.
- [14] BRANDL E, HECKENBERGER U, HOLZINGER V, et al. Additive manufactured AlSi10Mg samples using selective laser melting (SLM): microstructure, high cycle fatigue, and fracture behavior [J]. *Materials Design*, 2012: 34159-34169.
- [15] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 11-12.
- YAO Weixing. Fatigue life estimation of structures [M]. Beijing: China Science Publishing & Media Ltd. , 2019: 11-12. (in Chinese)
- [16] ROTELLA A, NADOT Y, PIELLARD M, et al. Fatigue limit of a cast Al-Si-Mg alloy (A357-T6) with natural casting shrinkages using ASTM standard X-ray inspection [J]. *International Journal of Fatigue*, 2018: 114177-114188.
- [17] 彭川, 王弘. 缺口应力集中对 AL6061 铝合金超高周疲劳性能的影响 [J]. *四川轻化工大学学报(自然科学版)*, 2021, 34(3): 8-14.
- PENG Chuan, WANG Hong. Influence of notch stress concentration on fatigue performance of AL6061 aluminum alloy in very high cycle regime [J]. *Journal of Sichuan University of Science & Engineering (National Science Edition)*, 2021, 34(3): 8-14. (in Chinese)
- [18] 刘罗. 原位(TiB₂, ZrB₂)颗粒增强 A356 铝合金的组织与性能研究[D]. 西安: 西安工业大学, 2023.
- LIU Luo. Microstructure and properties of A356 aluminum alloy reinforced by in-situ (TiB₂, ZrB₂) particles [D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2023. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)