

激光增材制造金属材料疲劳寿命研究

廖宇, 钟贵勇, 舒茂盛, 柏林, 江旭来

A Study on the Fatigue Life of the Laser Additive Manufactured Metallic Material

LIAO Yu, ZHONG Guiyong, SHU Maosheng, BAI Lin, and JIANG Xulai

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.21656/1000-0887.430319>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

镁合金变化阻尼特性及其动力学分析方法

Variable Damping Characteristics and a Dynamic Analysis Method for Magnesium Alloy

应用数学和力学. 2020, 41(12): 1297-1310 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.410144>

爆炸和冲击载荷下金属材料及结构的动态失效仿真

Dynamic Failure Simulation of Metal Materials and Structures Under Blast and Impact Loading

应用数学和力学. 2021, 42(1): 1-14 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.410262>

泥质盐岩单轴蠕变寿命研究

Creep Lifetime Evaluation of Muddy Salt Rock

应用数学和力学. 2019, 40(5): 527-535 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.390230>

海洋立管涡激损伤分析的虚拟激励法概述

A Summary of the Pseudo-Excitation Method for VIV Fatigue Damage Analysis of Marine Risers

应用数学和力学. 2017, 38(1): 60-66 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.370506>

基于增秩Kalman滤波的动态荷载识别和结构响应重构

Dynamic Load Identification and Structural Response Reconstruction Based on the Augmented Kalman Filter

应用数学和力学. 2021, 42(7): 665-674 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.410252>

基于模糊数学理论的沥青路面结构-可靠度分析

Reliability Analysis of Asphalt Pavement Structure Based on the Fuzzy Mathematics Theory

应用数学和力学. 2018, 39(9): 1081-1090 <https://doi.org/10.21656/1000-0887.380278>



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

激光增材制造金属材料疲劳寿命研究*

廖宇, 钟贵勇, 舒茂盛, 柏林, 江旭来

(航空工业成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: 随着军用飞机上越来越多的结构件使用增材制造 (AM) 技术成形, 对增材制造材料和结构疲劳特性的研究就变得十分迫切. 为了研究激光增材制造 (选区激光熔化成形, SLM) 铝合金以及钛合金的疲劳寿命特性, 设计了一系列带各种结构细节的模拟试验件, 进行常幅谱和随机谱下的试验, 统计分析了各组试验的基本可靠性寿命, 并得到了可靠度安全寿命曲线. 断口分析发现铝合金试验件缺陷较多, 存在混合失效特征, 而钛合金试验件疲劳分散性较锻件大.

关键词: 增材制造; 疲劳特性; 结构细节; 钛合金; 可靠性寿命

中图分类号: O346.2 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.430319

A Study on the Fatigue Life of the Laser Additive Manufactured Metallic Material

LIAO Yu, ZHONG Guiyong, SHU Maosheng, BAI Lin, JIANG Xulai

(AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, P.R.China)

Abstract: As more and more structural parts of military aircraft are formed with the additive manufacturing (AM) technology, it is very urgent to study the fatigue characteristics of the additive manufactured materials and structures. To investigate the fatigue life characteristics of the aluminum alloy and the titanium alloy manufactured with the selective laser melting (SLM) technology, a series of specimens with various structural details were designed and tested under the constant amplitude spectrum and the random spectrum. The basic reliable life of each test specimen was statistically analyzed and the reliable safety life curve was obtained. The fractography analysis shows that, more defects and mixed failure characteristics exist in the aluminum alloy specimens, while the fatigue scatter of the titanium alloy specimens is larger than that of forge pieces.

Key words: additive manufacturing; fatigue characteristics; structural details; titanium alloy; reliable fatigue life

0 引 言

轻质长寿、多功能、低成本一直是飞机结构设计追求的目标^[1]. 近年来, 随着拓扑优化概念引入飞机结构设计, 高效减重成为可能, 一体化结构逐渐变多, 增材制造技术在航空领域得到了广泛的应用, 并且不断取得重大突破, 已经实际应用于飞机关键零部件的研发和试制^[2-5].

* 收稿日期: 2022-10-11; 修订日期: 2023-01-13

作者简介: 廖宇(1990—), 男, 工程师, 硕士(通讯作者. E-mail: 610746336@qq.com).

引用格式: 廖宇, 钟贵勇, 舒茂盛, 柏林, 江旭来. 激光增材制造金属材料疲劳寿命研究[J]. 应用数学和力学, 2023, 44(2): 201-208.

增材制造技术突破了传统制造工艺的变形成形和去除成形的常规思路,基于离散/堆积的原理,实现零件从无到有的过程.因为受制造工艺限制较少,因此在结构设计时可将传统基于“工艺优先”的设计模式向基于“性能优先”的设计模式转变,同时兼顾了经济性和生产效率^[6].

目前比较成熟的金属材料增材制造技术主要有选区激光熔化制造(SLM)、激光立体成形制造(LSF)、电子束选区熔化制造(EBSM)、电子束熔丝制造(EBF3)等^[7].其中 SLM 技术作为增材制造技术的一种,具有节省原料、不受形状复杂程度限制、无需模具和制备周期较短等优点,适用于形状复杂和高精度零部件的制造,在航空航天、医疗和国防等领域得到了广泛应用^[8].而常用的增材制造金属原材料的形式有两种:粉末和丝束.一般细粉(直径 15~50 μm)用于粉末床铺粉增材制造,粗粉(直径 45~180 μm)和丝束(直径 1~1.6 mm)用于同轴送粉/丝增材制造^[9].

目前应用于航空领域的增材制造金属材料主要包括铝合金、钛合金和镍基高温合金,飞机机体结构主要采用铝合金和钛合金,而发动机主要采用钛合金和镍基高温合金.针对这些材料的疲劳性能,学者们开展了一系列试验研究:邹田春等^[10]对 SLM 成形 AISi7Mg 合金的高周疲劳性能进行了研究,发现裂纹源处于气孔和夹杂物等缺陷处,并与 AISi10Mg 的疲劳性能进行了对比.孙文博等^[11]研究了不同打印方向下 SLM 成形 TC4 钛合金 CT 试样的裂纹扩展特性,发现 45°方向打印的试件扩展速率最慢.张继奎等^[12]研究了增材制造 TC11 钛合金的疲劳性能,并与 TC4-DT 钛合金进行对比,分析了 TC11 钛合金的减重及疲劳性能方面的优势.肖来荣等^[13]对 SLM 成形的 GH3536 高温合金在室温和高温下的低周疲劳性能进行了研究,并基于塑性应变能模型预测了疲劳寿命.薛志远^[14]对选区激光熔化的 Inconel 625 高温合金的裂纹扩展行为进行了研究,对比了不同打印方向和不同应力比对裂纹扩展速率的影响.此外,还有一些学者在疲劳损伤模型和断裂力学理论方面进行了研究^[15-18].

以上研究,基本上都是基于标准元件级试验或者等幅谱试验开展的,缺乏飞机真实使用的特征,比如结构的典型细节(如紧固孔,倒角 R 区)和随机载荷谱等,因此并不能完全真实地反映飞机结构的疲劳寿命特性.基于此,本文选取了飞机上常用的铝合金与钛合金,以合金细粉为原材料,基于飞机结构细节特征设计试验件开展研究,获取增材制造结构基本的疲劳寿命特点,并对比分析 SLM 成形试验件与传统工艺制造件在疲劳特性方面的差异.

1 试验材料及方法

针对飞机结构常用的金属材料,以 AISi10Mg 铝合金粉末和 TC4 ELI 钛合金粉末作为成形材料,其化学成分见表 1.参考飞机结构细节特征,设计了 4 类结构典型细节(以应力集中系数 K_t 或钉传比 L_T 表征)模拟试验件,如图 1 所示.再利用 SLM 技术将合金粉末打印为试验件进行疲劳试验,4 类试验件的打印方向均为沿试件厚度方向,试验矩阵见表 2.

表 1 AISi10Mg 粉末和 TC4 ELI 粉末的主要化学成分
Table 1 Main chemical compositions of the AISi10Mg powder and the TC4 ELI powder

AISI10Mg	element	Al	Si	Mg	Fe	Mn	Ti	
	mass fraction	balance	9.0%~11.0%	0.2%~0.5%	<0.55%	<0.45%	<0.15%	
TC4 ELI	element	Ti	V	Al	Sn	Mo	Cu	Mn
	mass fraction	balance	3.4%~4.5%	5.5%~6.5%	<0.1%	<0.1%	<0.1%	<0.1%

表 2 试验矩阵
Table 2 The test matrix

material	specimen	test spectrum	structural detail
AISI10Mg	type 1	constant amplitude/	$L_T=20\%$
	type 3	random spectrum	$K_t=1.37$
TC4 ELI	type 2	constant amplitude/	$L_T=20\%$
	type 4	random spectrum	$K_t=5.10$

表 2 中的每组试验完成 2~3 个应力水平, 其中常幅谱试验应力比 R 为 0.1, 随机谱一个周期代表 1 000 飞行小时 (flight hour). 在正式试验前会进行调试试验, 以确定相对合适的参考载荷. 为了便于反推裂纹萌生寿命 (裂纹长度为 0.8 mm 时的寿命), 在试验谱中加入了一定量的标识载荷.

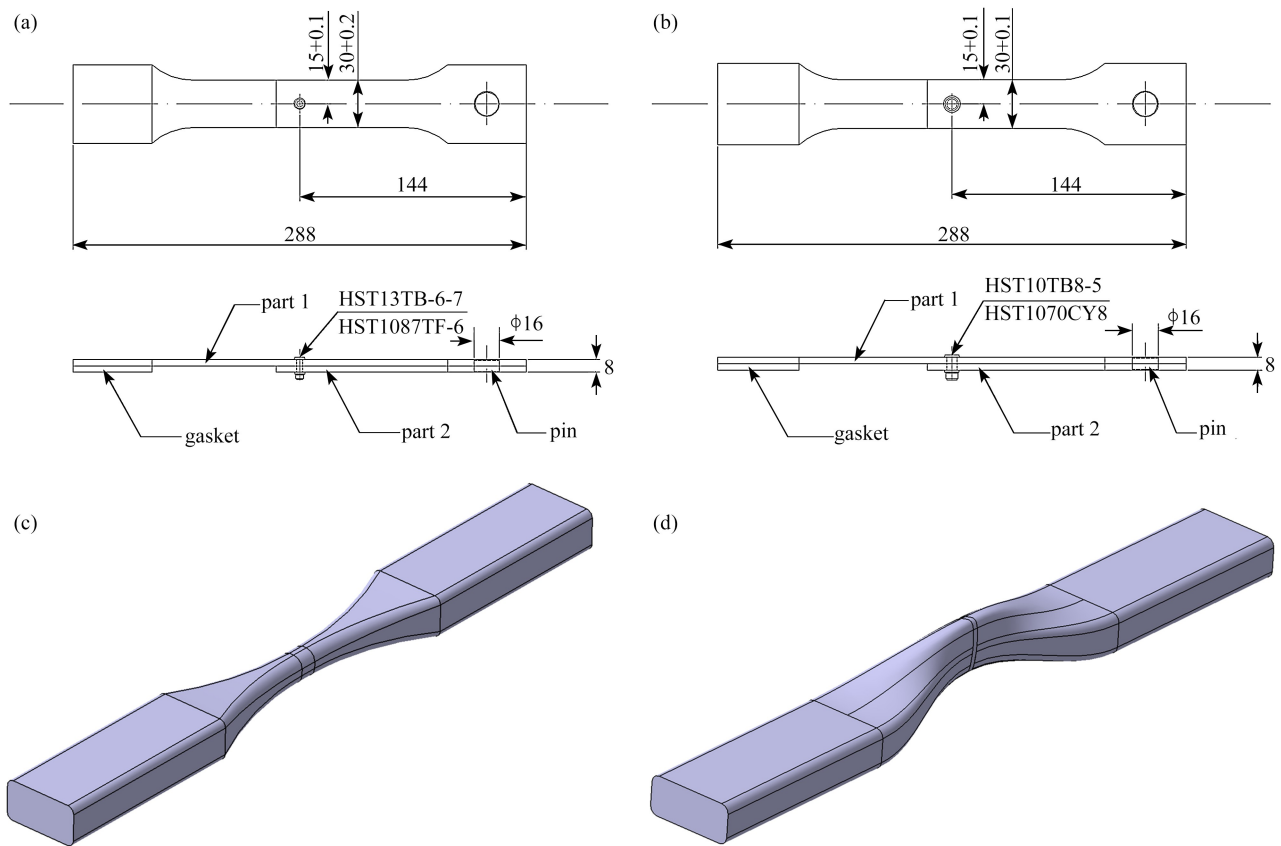


图 1 试验件形式 (单位: mm): (a) 试件类型 1; (b) 试件类型 2; (c) 试件类型 3; (d) 试件类型 4

Fig. 1 The shapes and dimensions of the specimens (unit: mm): (a) specimen type 1; (b) specimen type 2; (c) specimen type 3; (d) specimen type 4

2 试验结果及数据

2.1 数据处理方法

由文献 [19], 假定试件的裂纹萌生寿命服从对数正态分布, 即可由寿命样本 $N_{0i} (i=1, 2, \dots, n)$ 估计试件寿命分布参数如下:

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_{0i}, \\ \hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg N_{0i} - \hat{\mu})^2}, \\ \hat{N}_{50} = 10^{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_{0i}}, \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\hat{\mu}$ 为对数寿命均值估计值, $\hat{\sigma}$ 为对数寿命标准差估计值, \hat{N}_{50} 为中值寿命估计值.

在可靠性寿命计算中, 考虑到对数寿命标准差 σ_0 仅反映结构质量的分散性, 在实际数据处理中, 一般按如下方法选取:

- 1) 如果由式 (1) 处理得到的 $\hat{\sigma}$ 小于 0.14, 则 σ_0 取为 0.14;
- 2) 如果由式 (1) 处理得到的 $\hat{\sigma}$ 大于 0.20, 则 σ_0 取为 0.20;
- 3) 如果由式 (1) 处理得到的 $\hat{\sigma}$ 在 0.14 和 0.20 之间, 则 σ_0 取为 $\hat{\sigma}$.

进而可计算 99.9%可靠度(存活率)和 90%置信度对应的基本可靠性寿命:

$$N_{99.9/90} = \frac{N_{50}}{S_R S_C} \tag{2}$$

可靠系数 S_R 和置信系数 S_C 可由下式得到:

$$S_R = 10^{u_R \sigma_0}, S_C = 10^{u_{1-\gamma} \sigma_0 / \sqrt{n}} \tag{3}$$

式中,可靠性寿命参数 $u_R = u_{99.9\%} = 3.09$, $u_{1-\gamma} = u_{90\%} = 1.282$.

2.2 试验数据处理

处理后试验数据汇总于表 3,常幅谱寿命以循环次数(cycles)计,随机谱寿命以飞行小时计.表 3 中试件类型 1 和试件类型 2 的最大应力 σ_{\max} 为净截面应力,试件类型 3 和试件类型 4 的最大应力为局部应力.

表 3 试验结果
Table 3 Test results

	AlSi10Mg			TC4 ELI				
	specimen	σ_{\max}/MPa	$N_{99.9/90}$	specimen	σ_{\max}/MPa	$N_{99.9/90}$		
constant amplitude spectrum ($N_{99.9/90}$ in cycles)	type 1	121	35 635	type 2	314	47 214		
		110	76 232		280	84 662		
	type 3	200	44 799	type 4	607	23 346		
		196	42 044		552	39 926		
	random spectrum ($N_{99.9/90}$ in flight hour)	type 1	171	1 683	type 2	572	2 924	
			155	5 461		520	4 563	
type 3		140	7 449	type 4	468	8 238		
		252	2 629		933	2 959		
		type 3	230	5 281		type 4	877	4 205
			220	7 282			786	5 239

根据表 3 中随机谱的基本可靠性寿命试验数据与应力水平,使用如下幂函数形式进行拟合:

$$\sigma^{m_p} N_p = E_p \tag{4}$$

拟合结果见表 4.

表 4 拟合结果
Table 4 Fitting results

material	specimen	structural detail	fitting equation
AlSi10Mg	type 1	$L_1=20\%$	$\sigma^{7.334} = 5 \times 10^{19} \text{ N}$
	type 3	$K_1=1.37$	$\sigma^{7.522} = 3 \times 10^{21} \text{ N}$
TC4 ELI	type 2	$L_1=20\%$	$\sigma^{5.170} = 5 \times 10^{17} \text{ N}$
	type 4	$K_1=5.10$	$\sigma^{3.173} = 8 \times 10^{12} \text{ N}$

从幂函数拟合公式中可导出两种材料的可靠度安全寿命曲线,如图 2 所示.

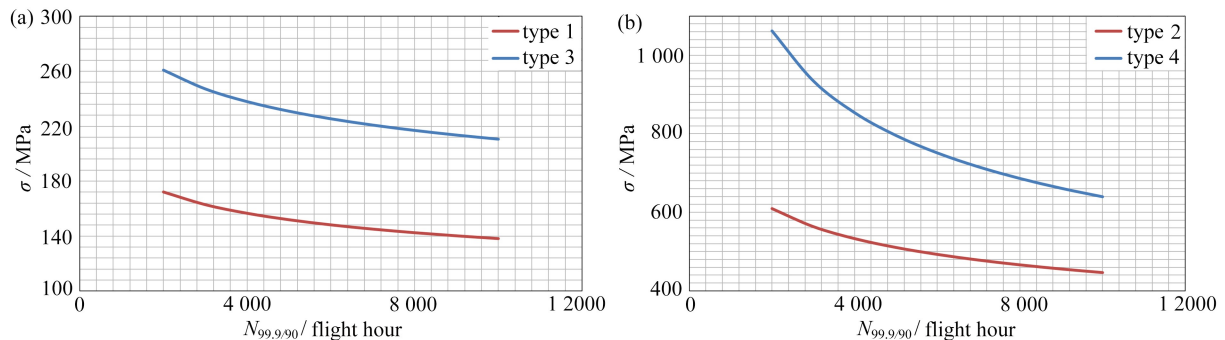


图 2 可靠度安全寿命曲线: (a) 铝合金; (b) 钛合金

Fig. 2 Safety life curves with certain reliabilities: (a) AlSi10Mg; (b) TC4 ELI

注 为了解释图中的颜色,读者可以参考本文的电子网页版本,后同.

2.3 工程应用对比

以钛合金为例对比 SLM 试件类型 4 和 TC4-DT 锻件的可靠度安全寿命曲线, 如图 3 所示, 图中应力水平均为局部最大应力。

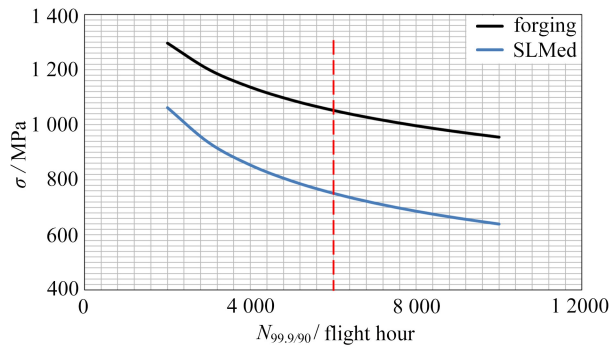


图 3 SLMed 试件与 TC4-DT 锻件对比

Fig. 3 Comparison of the SLMed TC4 ELI specimen and the TC4-DT forging specimen

以某型飞机为例, 当目标寿命为 6 000 飞行小时, 由图 3 可知, 锻件对应的安全寿命应力水平(线弹性分析)为 1 052 MPa, 而 SLM 成形试件为 751 MPa, 相差约 29%, 可见锻件较 SLM 试件疲劳性能更佳, 但其中分散性的影响是一个主要的原因, 具体分析见后文 3.1 小节。

3 试验结果分析及讨论

3.1 疲劳寿命分散性

从试验结果可看出, 铝粉试件疲劳寿命比较稳定, 每组试验对数标准差基本上都在 0.2 以内. 选取其他铝合金锻件试件类型 1 的试验研究结果进行对比, 见表 5, 发现铝粉试件的分散性与传统锻件相当。

表 5 试件 1 疲劳分散性对比

Table 5 Comparison of fatigue scatter for specimen type 1

material	AlSi10Mg	7475-T7351	7050-T7651
logarithmic standard deviation	0.116	0.115	0.201
	0.116	0.230	0.117
	0.167	0.131	0.209
average	0.133	0.159	0.176

而钛粉试件寿命分散性则较大, 有多组试验对数标准差都大于 0.2(在统计学中, 0.2 的对数标准差即代表分散性较大). 以试件类型 4 常幅谱试验为例, 试验结果见表 6, 表中 4 件试验件均为调试试验件, 试验后对 4 件试验进行了工业 CT 扫描以检查缺陷情况, 具体见图 4。

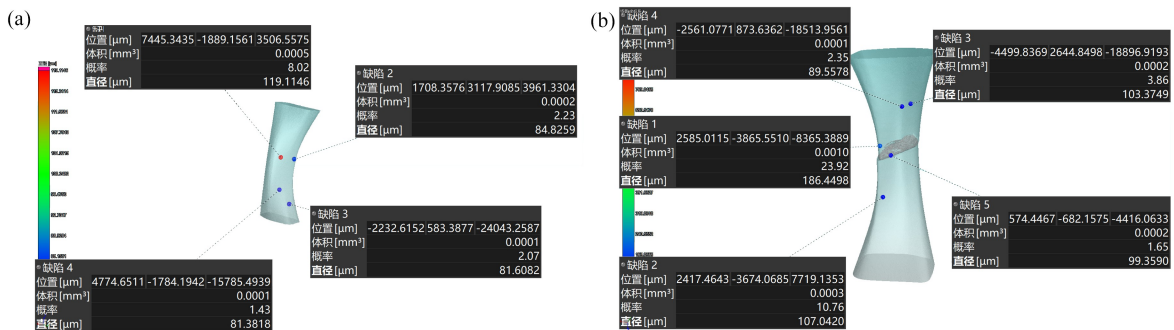


图 4 工业 CT 扫描缺陷(软件模拟计算截图): (a) 试件类型 4, 08 号件; (b) 试件类型 4, 09 号件

Fig. 4 Scan defects by the industrial CT (screenshots of software simulation): (a) No.08 of specimen type 4; (b) No.09 of specimen type 4

从表 6 和图 4 可看出, 缺陷的数量和疲劳寿命无必然联系: 08 号试件缺陷多, 但疲劳寿命长; 而 13 号试件没有检测出缺陷, 但寿命却较短. 这其中除了有疲劳分散性的原因, 也和钛合金粉末 SLM 成形的机理有一定

关系,多种因素耦合在一起,使得钛粉成形件的疲劳分散性更大,因此想建立简单直观的寿命-缺陷预测关系是困难的.从05号和13号试验件对比也能看出,相同载荷水平下寿命差距达到了2个量级,也说明钛粉试验件疲劳分散性很大,超过了传统钛合金锻件的分散性水平.

表6 试件4疲劳分散性对比

Table 6 Comparison of the fatigue scatter for specimen type 4

material	spectrum	σ_{\max}/MPa	number	fatigue life (cycles)	number of defects
TC4 ELI	constant amplitude	524	05	>100 000	0
			08	>400 000 (uncracked)	4
			09	72 000	5
			13	36 000	0

3.2 断口分析

从扫描电镜的照片可看出,大部分试件均为正常起裂,只有少数几件为缺陷处起裂,部分试件断口如图5所示.

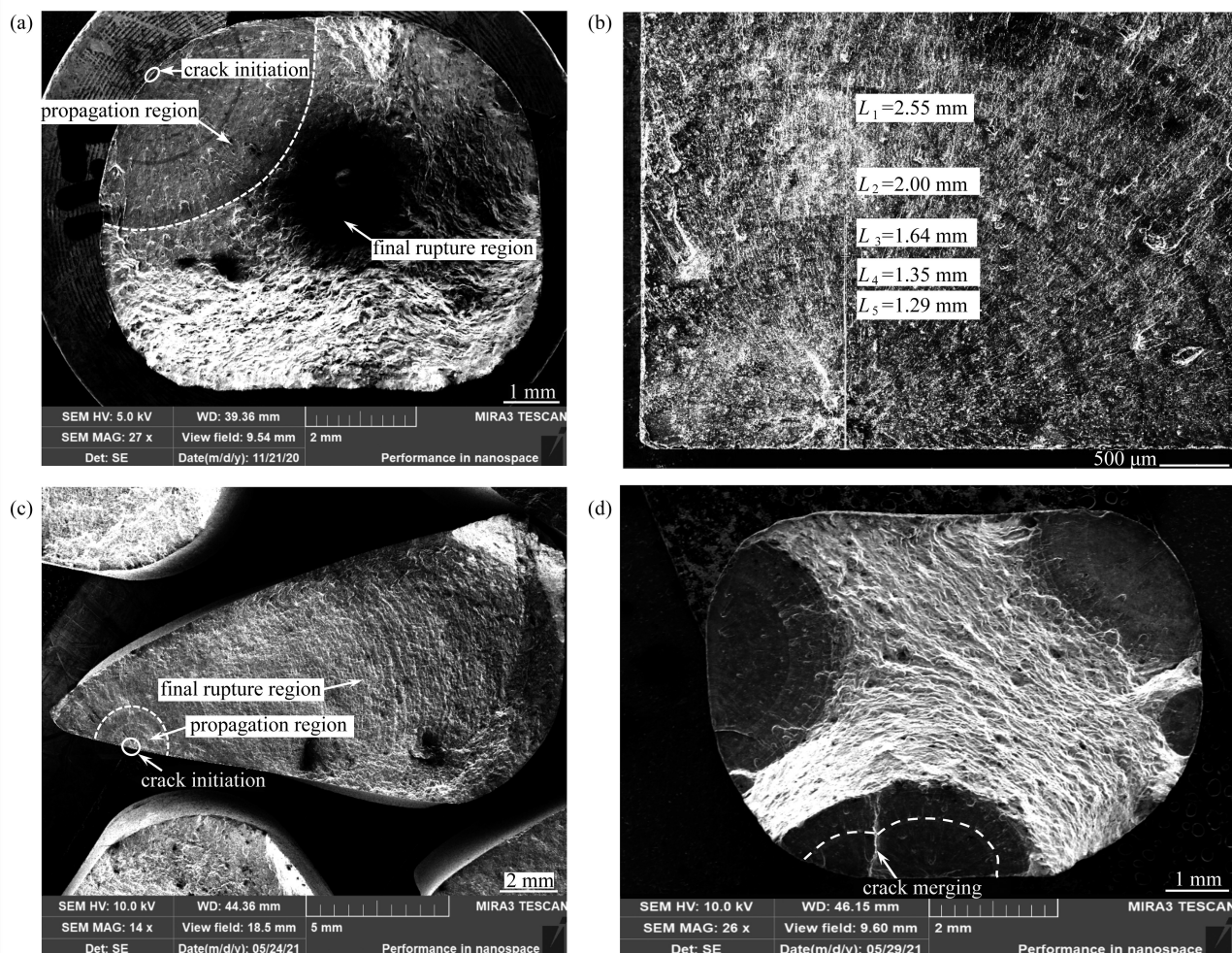


图5 部分试件断口示意图:(a) 试件类型3正常起裂;(b) 试件类型1缺陷起裂;(c) 试件类型4正常起裂;(d) 试件类型3多裂纹源

Fig. 5 Fractography of some specimens: (a) normal initiation in type 3; (b) defect initiation in type 1; (c) normal initiation in type 4;

(d) multiple crack initiation in type 3

由图5(a)、5(c)可知,试验件的宏观断面能比较清晰的分为裂纹源、扩展区和瞬断区三个典型区域,这与传统工艺成形的试件是类似的.两个试验件的断口反推结果见表7.

通过表7对比可看出,两种材料的疲劳寿命基本上都消耗在裂纹萌生阶段,裂纹扩展寿命占总寿命的比

例都很小, 均不足 10%, 二者之间, 铝粉试验件扩展寿命所占的比例稍高于钛粉试件。

图 5(b)为试件类型 1 缺陷形式起裂示意图, 可看出铝合金粉末存在部分熔合不良的情况, 使得铝粉试件呈现混合失效的特征, 即部分试件为正常起裂、部分试件为缺陷诱发失效。图 5(d)为试件类型 3 多裂纹起裂示意图, 图中不仅是多裂纹各自萌生最终扩展到截面断裂, 还有扩展过程中两条裂纹的合并。

表 7 试验件断口反推结果

Table 7 The inference results from the fractography of the specimens

specimen	material	total life (cycles)	life of crack initiation (cycles)	life of crack growth (cycles)	growth life to total life
fig. 5(a)	AlSi10Mg	115 000	108 000	7 000	6.10%
fig. 5(c)	TC4 ELI	455 000	437 000	18 000	4.00%

此外, 通过观察所有试件的断口, 发现铝粉试验件的标识条带较钛粉试验件也更清晰, 这与传统工艺成形试验件的试验研究结果也是一致的。总的看来, 铝粉试件缺陷较钛粉试件更多, 会有从缺陷起裂的情况, 而钛粉试件疲劳分散性较传统锻件更大。

4 结 论

本文通过设计多组带典型结构细节的模拟试验件进行试验, 对 AlSi10Mg 和 TC4 ELI 两种金属粉末材料进行研究, 初步得到随机谱下的可靠度安全寿命曲线。试验中还发现:

- 1) 铝合金粉末试验件缺陷较钛合金试验件更多, 存在混合失效的特征和多裂纹源起裂的现象;
- 2) 钛合金粉末试验件疲劳分散性较锻件更大, 寿命差异最大可达 2 个量级。

致谢 本文作者衷心感谢航空工业成都飞机设计研究所预研项目对本文的资助。

参考文献(References):

- [1] 王向明, 苏亚东, 吴斌. 增材技术在飞机结构研制中的应用[J]. 航空制造技术, 2014, **57**(22): 16-20. (WANG Xiangming, SU Yadong, WU bin. Application of additive manufacturing technology on aircraft structure development [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, **57**(22): 16-20.(in Chinese))
- [2] 苏亚东, 吴斌, 王向明. 增材制造技术在航空装备深化应用中的研究[J]. 航空制造技术, 2016, **59**(12): 42-48. (SU Yadong, WU bin, WANG Xiangming. Research on further application of additive manufacturing technology on aviation equipment[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2016, **59**(12): 42-48.(in Chinese))
- [3] 张学军, 唐思熠, 肇恒跃, 等. 3D打印技术研究现状和关键技术[J]. 材料工程, 2016, **44**(2): 122-128. (ZHANG Xuejun, TANG Siyi, ZHAO Hengyue, et al. Research status and key technologies of 3D printing[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2016, **44**(2): 122-128.(in Chinese))
- [4] 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.(in Chinese))
- [5] 林鑫, 黄卫东. 高性能金属构件的激光增材制造[J]. 中国科学: 信息科学, 2015, **45**(9): 1111-1126. (LIN Xin, HUANG Weidong. Laser additive manufacturing of high-performance metal components[J]. *Scientia Sinica Informationis*, 2015, **45**(9): 1111-1126.(in Chinese))
- [6] 潘新, 张英伟, 刘艳梅, 等. 金属增材制造技术应用于军用飞机维修保障浅析[J]. 航空制造技术, 2021, **64**(3): 34-43. (PAN Xin, ZHANG Yingwei, LIU Yanmei, et al. Applications of metal additive manufacturing technology in maintenance and support for military aircraft[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2021, **64**(3): 34-43.(in Chinese))
- [7] 杨占尧, 赵敬云. 增材制造与3D打印技术及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2017: 69-70. (YANG Zhanyao, ZHAO Jingyun. *Additive Manufacturing and 3D Printing Technology and Application*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017: 69-70. (in Chinese))
- [8] 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.(in Chinese))
- [9] 常坤, 梁恩泉, 张韧, 等. 金属材料增材制造及其在民用航空领域的应用研究现状[J]. *材料导报*, 2021, **35**(3): 3176-3182. (CHANG Kun, LIANG Enquan, ZHANG Ren, et al. Status of metal additive manufacturing and its application research in the field of civil aviation[J]. *Materials Reports*, 2021, **35**(3): 3176-3182.(in Chinese))
- [10] 邹田春, 陈敏英, 祝贺, 等. 激光选区熔化AlSi7Mg合金高周疲劳性能研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2020, **57**(23): 234-241. (ZHOU Tianchun, CHEN Minying, ZHU He, et al. Research on high cycle fatigue performance of AlSi7Mg alloy fabricated by selective laser melting[J]. *Laser and Optoelectronics Progress*, 2020, **57**(23): 234-241.(in Chinese))
- [11] 孙文博, 马玉娥. 选区激光熔化TC4钛合金疲劳裂纹扩展行为研究[J]. *航空科学技术*, 2022, **33**(3): 71-76. (SUN Wenbo, MA Yu'e. Research on fatigue crack growth behavior of selective laser melted TC4 titanium alloy[J]. *Aeronautics Science & Technology*, 2022, **33**(3): 71-76.(in Chinese))
- [12] 张继奎, 孔祥艺, 马少俊, 等. 激光增材制造高强高韧TC11钛合金力学性能及航空主承力结构应用分析[J]. *航空学报*, 2021, **42**(10): 525430. (ZHANG Jikui, KONG Xiangyi, MA Shaojun, et al. Laser additive manufactured high strength-toughness TC11 titanium alloy: mechanical properties and application in airframe load-bearing structure[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, **42**(10): 525430.(in Chinese))
- [13] 肖来荣, 谭威, 刘黎明, 等. 激光增材制造GH3536合金的低周疲劳行为[J]. *中国激光*, 2021, **48**(22): 2202009. (XIAO Lairong, TAN Wei, LIU Liming, et al. Low cycle fatigue behavior of GH3536 alloy formed via laser additive manufacturing[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2021, **48**(22): 2202009.(in Chinese))
- [14] 薛志远. 选区激光熔化Inconel 625疲劳裂纹扩展行为研究[D]. 硕士学位论文. 南昌: 南昌航空大学, 2019. (XUE Zhiyuan. Fatigue crack growth behavior of a selective laser melting Inconel 625[D]. Master Thesis. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019. (in Chinese))
- [15] 李亚, 易志坚, 王敏, 等. 裂纹面局部均布荷载下 I 型裂纹有限宽板应力强度因子[J]. *应用数学和力学*, 2020, **41**(10): 538-546. (LI Ya, YI Zhijian, WANG Min, et al. The stress intensity factor of a finite-width plate with a mode-I center crack subjected to uniform stress on the crack surface near the crack tip[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2020, **41**(10): 538-546.(in Chinese))
- [16] 万华亮, 王奇志. 增材制造铝镁合金AlSi10Mg的疲劳性能研究[J]. *强度与环境*, 2019, **46**(3): 20-26. (WAN Hualiang, WANG Qizhi. Research on the fatigue behavior of additive manufacture materials of AlSi10Mg[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2019, **46**(3): 20-26.(in Chinese))
- [17] 刘建涛, 杜平安, 黄明镜, 等. 结构疲劳长裂纹扩展速率新模型研究[J]. *应用数学和力学*, 2009, **30**(5): 538-546. (LIU Jiantao, DU Ping'an, HUANG Mingjing, et al. Research on new model of long fatigue crack propagation rates for structures[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2009, **30**(5): 538-546.(in Chinese))
- [18] 彭梦瑶, 顾水涛, 周洋靖, 等. 基于LiToSim平台的疲劳寿命评估LtsFatigue软件开发及应用[J]. *应用数学和力学*, 2022, **43**(9): 976-986. (PENG Mengyao, GU Shuitao, ZHOU Yangjing, et al. Development and application of fatigue life evaluation software LtsFatigue based on LiToSim[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2022, **43**(9): 976-986.(in Chinese))
- [19] 董彦民, 刘文珽, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法[J]. *航空学报*, 2010, **31**(12): 2357-2364. (DONG Yanmin, LIU Wenting, YANG Chao. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, **31**(12): 2357-2364.(in Chinese))