

文章编号: 1001-3806(2021)06-0691-06

激光熔化沉积高合金钢疲劳裂纹扩展研究

段成红, 翁志伟, 罗翔鹏*, 池瀚林

(北京化工大学 机电工程学院 化工设备设计研究所, 北京 100029)

摘要: 为了研究激光熔化沉积高性能合金钢构件的疲劳问题, 采用扩展有限元法和直接循环分析相结合的方法, 进行了典型件疲劳裂纹扩展路径的分析, 并进行了剩余寿命的预测。通过中心裂纹拉伸(CCT)试样的疲劳试验获得了材料 Paris 公式中的参量, 并将其用于有限元模拟中。同时, 分别运用有限元模拟方法和试验方法研究了 CCT、紧凑拉伸-剪切试样的裂纹扩展过程。结果表明, 有限元法得到的裂纹扩展路径和疲劳寿命与试验结果吻合良好, 其中裂纹扩展路径偏转角的误差在 16.54% 以内, 疲劳寿命的误差在 2.72% 以内。该方法可以较好地预测激光熔化沉积高合金钢构件的疲劳裂纹扩展路径和剩余疲劳寿命, 具有一定的工程意义。

关键词: 激光技术; 疲劳裂纹扩展; 扩展有限元; 高合金钢

中图分类号: O346 **文献标志码:** A **doi:**10.7510/jgjs.issn.1001-3806.2021.06.003

Study on fatigue crack growth of laser melting deposited high alloy steel

DUAN Chenghong, WENG Zhiwei, LUO Xiangpeng, CHI Hanlin

(Chemical Equipment Design Institute, College of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China)

Abstract: In order to study the fatigue problem of laser melting deposition(LMD) high alloy steel, the fatigue crack growth path and residual life prediction of typical samples were analyzed by the extended finite element method and the direct cyclic. The parameters in Paris formula were obtained by the fatigue experiment of center crack tension(CCT) specimen, and then were used in the finite element simulation. The crack growth process of CCT and compact tension shear samples was studied by the finite element simulation and the experiment respectively. The results indicate that the crack growth path and fatigue life obtained by the finite element simulation are in good agreement with the experiment data. The error of deflection angle of crack propagation path is less than 16.54%, and the error of fatigue life is less than 2.72%. The results show that this method can predict the fatigue crack growth path and fatigue life of LMD high alloy steel components well, which has a certain engineering sense and practice value.

Key words: laser technique; fatigue crack growth; extended finite element method; high alloy steel

引言

近几年来,激光增材制造(laser additive manufacturing, LAM)技术,又称 3-D 打印技术,在全球迅速升温,成为行业的研究热点之一,更成为制造业向智能化快速转型的核心要素,有关专家认为这项技术代表着制造业发展的新趋势^[1-2]。激光熔化沉积(laser melting deposition, LMD)技术是 LAM 技术的典型代表之一,凭借成形效率高、制件性能优的优势,已逐渐应用

于航空航天、船舶、电力、石化、海洋工程等领域^[3-6]。目前研究表明,LMD 构件综合力学性能已经能够达到传统锻件水准,并逐渐投入商业化使用。然而,由于其粉末熔化过程中容易产生各种冶金缺陷(如层间及道间局部未熔合、气孔、内部微裂纹等),且在缺陷位置往往存在一些应力集中现象,易形成初始疲劳裂纹,极大地降低了成型件的疲劳性能。因此,LMD 构件疲劳性能还远不能达到锻件的水准^[7-10]。

目前,针对 LMD 构件的疲劳性能研究还处于起步阶段,相关理论研究还不够成熟。PEGUES 等人^[11-12]系统研究了增材制造零件的结构、粉末物理特性、过程工艺参量、后处理工艺对打印后零件机械性能与疲劳特性的影响,发现打印后零件的表面质量对疲劳性能的影响十分显著,后处理工艺可以降低残余应力水平、改善微观结构和缺陷分布,而且粉末的重复利用可使

基金项目:国家重点研发计划资助项目(2016YFB1100202-1)

作者简介:段成红(1963-),女,博士,教授,博导,主要从事增材制造及激光技术应用、压力容器设计等方面的研究。

* 通讯联系人。E-mail: xpluo@mail.buct.edu.cn

收稿日期:2021-01-18;收到修改稿日期:2021-01-25

零件缺陷含量减少,提高零件疲劳寿命。CHOI 等人^[13]研究了连续沉积(LMD-1)和轨迹间停顿沉积(LMD-2)两种沉积方式对疲劳寿命的影响,发现LMD-1的疲劳寿命高于LMD-2,其主要原因是LMD-2中存在大量的粉末未熔合等缺陷。ZHAN^[14]对LMD TA2-TA15钛合金进行疲劳试验,研究发现内部制造缺陷是造成疲劳起裂的原因之一。此外,当加载循环次数达到疲劳寿命的90%时,其损伤变量和损伤演化率迅速增加导致杨氏模量和 von Mises 应力迅速降低。LU 等人^[15]通过试验研究了激光熔沉积 Ti-6.5Al-3.5Mo-1.5Zr-0.3Si 合金在恒幅载荷下沿沉积方向的疲劳裂纹扩展行为,得到了裂纹扩展速率的周期性波动是由热影响带(heat affected band, HAB)层状组织引起的。

在处理疲劳问题上,扩展有限元法(extended finite element method, XFEM)存在较大优势,其是裂纹扩展的问题上使用最多的数值方法之一。NIKFAM 等人^[16]通过 XFEM 研究了 T 型钢焊接接头的裂纹扩展行为,模拟得到的裂纹扩展速率、循环次数、裂纹形状、断口形貌等均与试验结果吻合较好,疲劳寿命预测的误差为 -20.7% ~ 0.9% 之间。FU 等人^[17]基于 XFEM 的方法研究了 304 不锈钢在循环应力作用下的高周疲劳裂纹扩展,验证了 XFEM 方法预测该材料的疲劳裂纹扩展的可靠性。JIE 等人^[18]结合缺口应力强度因子(notch stress intensity factor, NSIF)、应变能密度(strain energy density, SED)以及扩展有限元法研究了未修复和碳纤维增强聚合物(carbon fiber reinforced polymer, CFRP)补片修复带裂纹焊接接头的疲劳寿命,探究了碳纤维数量和厚度对不同初始裂纹深度焊接接头疲劳寿命的影响,试验和模拟结果具有很好的 consistency,验证了该方法的准确性。

综上所述,本文中采用扩展有限元法和直接循环分析相结合的方法,分析激光熔化沉积高性能合金钢典型件疲劳裂纹扩展路径,并预测了剩余寿命。分别利用有限元模拟和试验分析中心裂纹拉伸(center crack tension, CCT)试样、紧凑拉伸-剪切(compact tension shear, CTS)试样疲劳裂纹的扩展过程,通过有限元法和试验结果的误差分析,探究扩展有限元法预测激光增材制造高性能合金钢构件裂纹扩展路径和疲劳寿命的准确性。

1 疲劳裂纹扩展试验

1.1 试验材料及设备

试验中选用的基板为 45# 钢,试验前用无水乙醇

和丙酮清洗基板并风干,去除其表面的油污及杂质。LMD 选用的粉末为高性能合金钢 12CrNi2,其组分如表 1 所示。粉末粒径为 50 μm ~ 150 μm ,在扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)下观察粉末形貌,如图 1 所示。试验前将粉末置于 120 $^{\circ}\text{C}$ 真空保温箱中大约 2h 进行干燥处理,以去除粉末中的水分。

Table 1 Chemical composition of 12CrNi2 powder (mass fraction)

element	Fe	Ni	Cr	Mn	Si	C	O
content	balance	0.016	0.0099	0.0056	0.0033	0.0012	0.00008

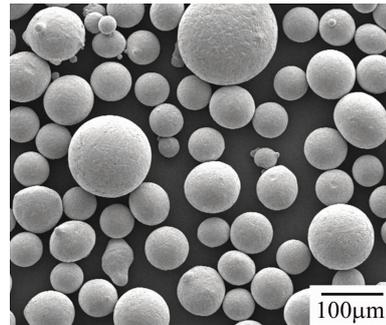


Fig. 1 SEM image of 12CrNi2 powder

和丙酮清洗基板并风干,去除其表面的油污及杂质。LMD 选用的粉末为高性能合金钢 12CrNi2,其组分如表 1 所示。粉末粒径为 50 μm ~ 150 μm ,在扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)下观察粉末形貌,如图 1 所示。试验前将粉末置于 120 $^{\circ}\text{C}$ 真空保温箱中大约 2h 进行干燥处理,以去除粉末中的水分。

试验中选用 4000W 光纤激光器、以及同轴送粉装置构成的 LMD 试验系统,如图 2 所示。制备过程的工



Fig. 2 Testing system of LMD

Table 2 Process parameters of LMD

laser power	spot diameter	scanning speed	power feeding rate	overlap rate	layer height
2200W	3mm	10mm/s	11g/s	50%	0.5mm

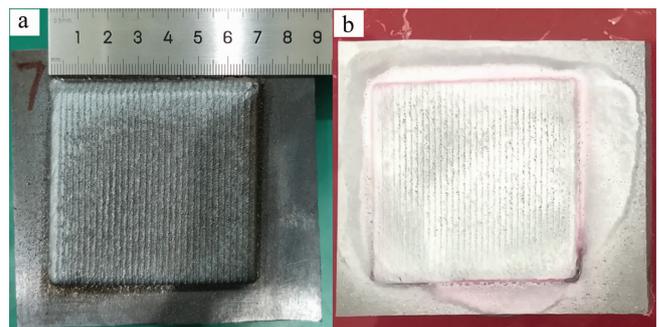


Fig. 3 Components of LMD

a—appearance morphologies b—non-destructive testing face

艺参量如表 2 所示, 试验中使用稀有气体氩气作为保护气体。试验结束待试样冷却至室温后对试样进行表面无损检测确保其表面无裂纹, 如图 3 所示。为了避免打印过程中不同试样之间产生影响, 每个试样选用一个独立的基板, 打印完成后疲劳试样取样示意图如图 4 所示。

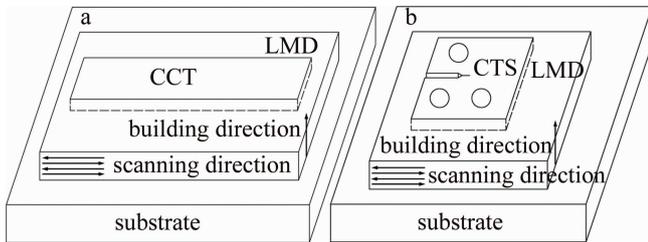


Fig. 4 Schematic diagram of sampling
a—CCT b—CTS

1.2 疲劳裂纹扩展试验

试验中选用的 CCT、CTS 试样尺寸如图 5 所示。采用 INSTRON 8801 试验机对试样施加应力比 $R = 0.1$ 、频率 $f = 45\text{Hz}$ 的正弦波循环载荷。CCT 试样中载荷最大值 $F = 15\text{kN}$; CTS 试样分两步加载, 其中每步载荷最大值分别为 $F_1 = 1.8\text{kN}$, $F_2 = 3.8\text{kN}$ 。试验过程中, 使用采样摄像头对疲劳裂纹的扩展过程进行记录。每当裂纹向前扩展 0.5mm 时记录一次疲劳循环次数和裂纹形态, 最终得到试样疲劳裂纹扩展的 $a-N$ 曲线 (其中 a 为裂纹长度, N 为载荷循环次数)。

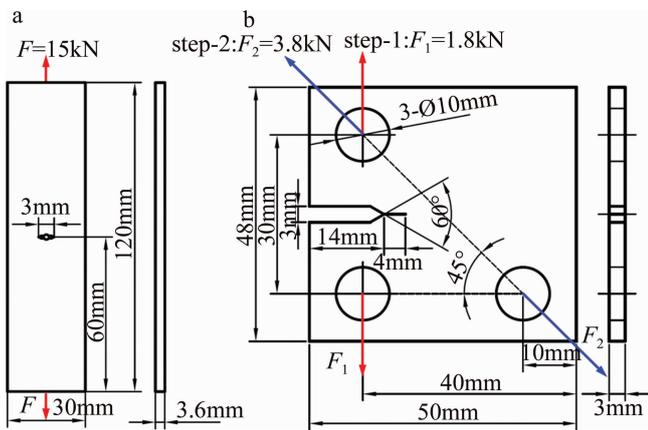


Fig. 5 Geometric models of samples
a—CCT b—CTS

2 疲劳裂纹扩展数值模拟

2.1 有限元模型

材料弹性模量 $E = 210\text{GPa}$, 泊松比 $\mu = 0.3^{[19]}$ 。由于试样厚度均远小于试样的长度和宽度且施加的载荷和约束在厚度方向上没有变化, 扩展试验时在表面

上测量裂纹扩展长度, 因此把模型简化为 2 维平面应力问题来处理。利用有限元软件 ABAQUS, 根据几何模型建立如图 6 所示的有限元模型。选用 4 个节点单元 CPS4R 进行网格划分, 裂纹扩展区的网格大小为 $0.20\text{mm} \times 0.20\text{mm}$, 网格敏感性会在后续讨论。CCT 模型共有 7160 个节点和 7072 个单元; CTS 模型共有 12166 个节点和 11972 个单元。

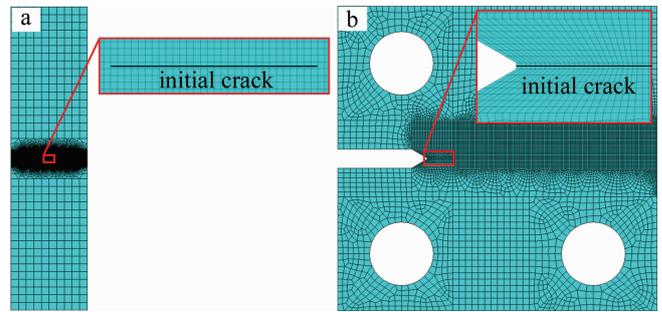


Fig. 6 Finite element models of samples
a—CCT b—CTS

2.2 载荷及边界条件

根据实际试验的加载情况, 模拟时对模型下端施加固定约束, 上端分别施加相应的疲劳载荷, 加载示意图如图 7、图 8 所示。

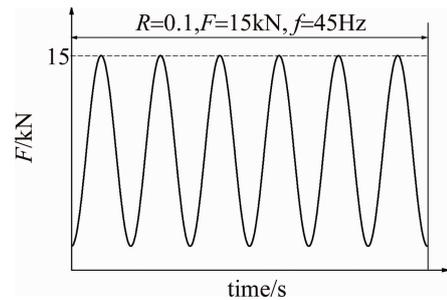


Fig. 7 Loading diagram of CCT

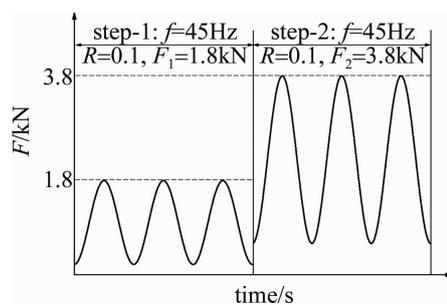


Fig. 8 Loading diagram of CTS

2.3 直接循环疲劳分析

直接循环分析可以较好地模拟材料在循环载荷作用下的过程。进行疲劳数值模拟时一般先计算开始部分载荷的响应, 再根据经验公式计算后续载荷作用下的响应。

结合 XFEM 进行疲劳分析,当满足裂纹扩展条件时,程序会自动迭代计算裂纹前缘单元失效所需要最小的循环次数 ΔN ,此时该单元发生断裂。随着裂纹的扩展,裂纹速率满足 Paris 公式:

$$\frac{da}{dN} = c_3(\Delta G)^{c_4} \quad (1)$$

而通过试验可以得到基于应力强度因子幅值的 Paris 公式:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2)$$

式中, da/dN 为单次加载时的裂纹增长; a 为裂纹长度; N 为载荷循环次数; C, m, c_3 和 c_4 为 Paris 模型参量; ΔK 为应力强度因子幅值; ΔG 为能量释放率幅值。

(1)式和(2)式之间的换算关系,详见参考文献[20]。

3 结果分析与讨论

3.1 疲劳参量获取

针对 CCT 试样试验所记录的裂纹扩展数据,采用自编译的 MATLAB 程序实现 7 点递增多项式方法求得了试验中的裂纹扩展速率,图 9 所示为拟合得到材料的 Paris 公式。

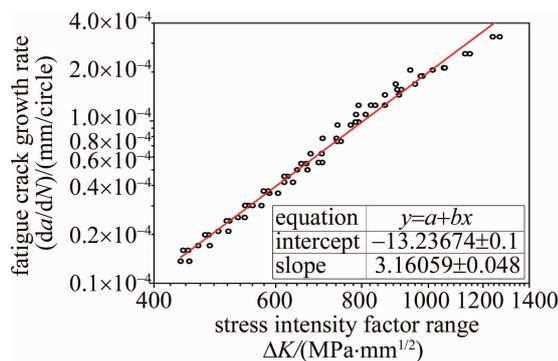


Fig. 9 Fitting curve of Paris formula

此时 Paris 公式为:

$$\frac{da}{dN} = 10^{-13.23} \times (\Delta K)^{3.16} \quad (3)$$

即参量 $C = 10^{-13.23}$, $m = 3.16$ 。换算得到 $c_3 = 1.53 \times 10^{-5}$, $c_4 = 1.58$,于是基于能量释放率形式的 Paris 公式为:

$$\frac{da}{dN} = 1.53 \times 10^{-5} \times (\Delta G)^{1.58} \quad (4)$$

3.2 网格敏感性分析

为了探究网格大小对模拟中裂纹扩展速率的影响,采用 4 种网格大小分别对 CCT 和 CTS 试样进行模拟分析探索,结果分别如图 10、图 11 所示。由图中结

果可以看出,网格尺寸大小会影响裂纹扩展速率,是由于扩展有限元法计算裂纹扩展时每次会扩展一个网格。根据试验结果和模拟结果对比,得到网格大小为 $0.20\text{mm} \times 0.20\text{mm}$ 为最优,因此后续分析均基于此网格大小进行计算。

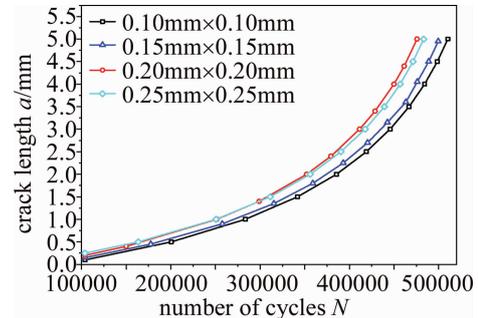


Fig. 10 Relationship between different mesh sizes and cycles of CCT

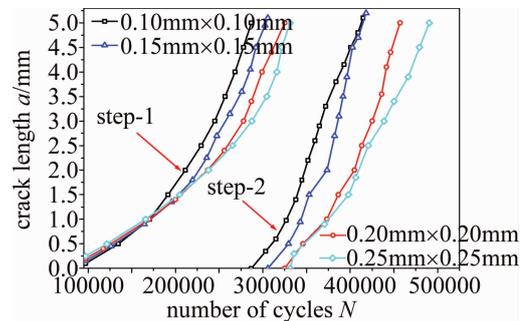


Fig. 11 Relationship between different mesh sizes and cycles of CTS

3.3 疲劳裂纹扩展路径分析

CCT 试样的试验和有限元得到的裂纹扩展路径均沿着水平方向,如图 12 所示。根据 Griffith 准则^[21],此时为 I 型裂纹,裂纹沿着垂直于力的方向扩展。

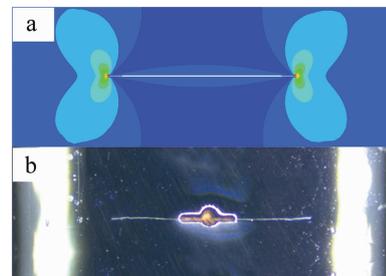


Fig. 12 Crack growth path of CCT

a—XFEM results b—experimental results

图 13 为 CTS 试样疲劳裂纹扩展路径的试验结果与有限元模拟结果。根据 HUSSAIN 提出的最大能量释放率准则 (maximum energy release rate criterion, MERRC)^[22],裂纹扩展方向为裂纹尖端附近区域的最大能量释放率的方向。由于 CTS 试样的几何结构和加载条件都是非对称的,所以在疲劳载荷的作用下为 I-II 复合型裂纹,裂纹在扩展过程中会发生偏转。图

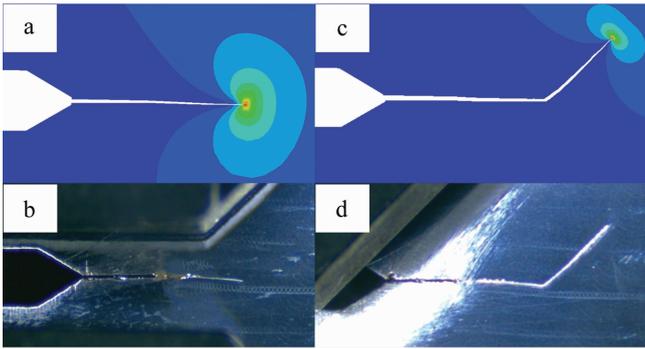


Fig. 13 Crack growth path of CCT

a—step-1 XFEM results b—step-1 experimental results c—step-2 XFEM results d—step-2 experimental results

14 为有限元法和试验方法得到的裂纹扩展路径示意图。通过计算可以得到两个加载步下偏转角的误差分别为 16.54% 和 13.45%，如表 3 所示。计算的误差为有限元结果和试验结果的差值与试验结果的比值，由于 step-1 加载下的偏转角 α_1 较小，所以导致在误差计算时出现较大误差的情况。

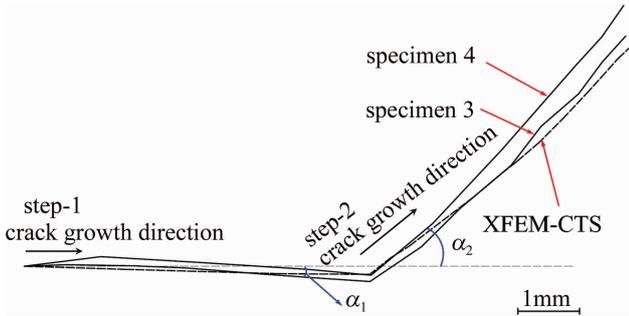


Fig. 14 Schematic diagram of fatigue crack growth path of CCT

Table 3 Deflection angle of fatigue crack growth

deflection angle	specimen 1	specimen 2	XFEM	error/%
α_1 (step-1)/(°)	2.22	1.71	1.64	16.54
α_2 (step-2)/(°)	39.66	47.11	37.55	13.45

3.4 疲劳寿命分析

图 15、图 16 分别为 CCT、CTS 试样疲劳裂纹扩展的 $a-N$ 曲线。其中“specimen 编号”分别对应不同编号的试验件，“left, right”分别为 1#、2# 试验件左、右侧的数据；XFEM-CCT 和 XFEM-CTS 为扩展有限元方法计算的疲劳裂纹扩展数据，采用的是最优网格尺寸 $0.20\text{mm} \times 0.20\text{mm}$ 分析得到的结果。由图中结果可以得出，随着裂纹长度的不断增加，能量释放率幅值 ΔG 不断增加，从而导致裂纹扩展速率呈现增加的趋势。

疲劳寿命的试验结果和有限元模拟结果误差分析如表 4、表 5 所示。由于 CCT 试验中的裂纹为 I 型裂

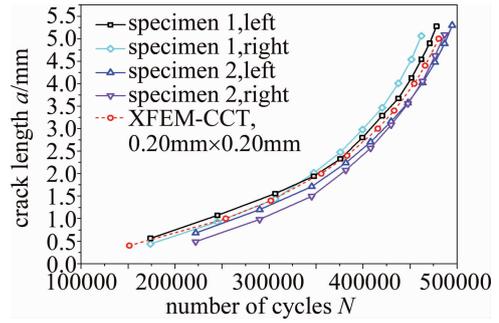


Fig. 15 Crack growth $a-N$ curve of CCT

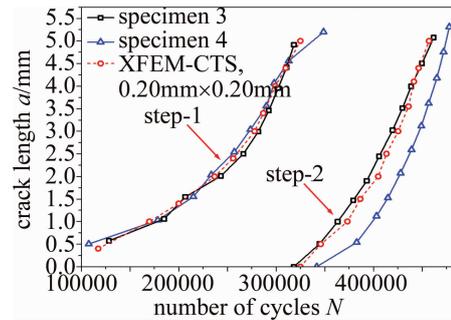


Fig. 16 Crack growth $a-N$ curve of CTS

Table 4 Fatigue life of CCT

type	specimen 1	specimen 2	XFEM-CCT	error/%
fatigue life	461946	494774	480454	0.44

Table 5 Fatigue life of CTS

type	specimen 3	specimen 4	XFEM-CTS	error/%
fatigue life (step-1)	318243	348685	324909	2.57
fatigue life (step-2)	461762	477800	456999	2.72

纹，裂纹始终沿着水平方向扩展，所以裂纹扩展较为稳定误差也较小；而 CTS 试样在疲劳载荷作用下为 I - II 复合型裂纹，裂纹扩展相较 I 型裂纹稳定性变差，所以模拟的误差会稍大。上述误差分析结果表明，本文中预测的疲劳寿命与试验值具有很好的一致性。

4 结论

采用扩展有限元法和直接循环分析相结合的方法，分析了激光熔化沉积高性能合金钢 12CrNi2 典型件疲劳裂纹的扩展行为。

(1) 对带有中心裂纹的 CCT 试样进行了疲劳试验，通过自编程的 7 点递增多项式法以及相应的换算，得到了高合金钢材料基于能量释放率 G 的 Paris 公式参量 $c_3 = 1.53 \times 10^{-5}$, $c_4 = 1.58$ 。

(2) 对 CCT 和 CTS 试样的疲劳裂纹扩展行为进行了预测。CCT 试样疲劳裂纹扩展行为预测结果和试验结果具有很好的一致性，疲劳寿命的误差约为 0.44%；CTS 试样的裂纹扩展路径和疲劳寿命均与试验结果吻

合良好,其中路径偏转角的误差在 16.54% 以内,疲劳寿命的误差在 2.72% 以内,表明该方法可以准确预测 LMD 高性能合金钢构件的疲劳裂纹扩展行为,具有一定的工程意义。

参 考 文 献

- [1] LU B H, LI D Ch, TIAN X Y. Development trends in additive manufacturing and 3D printing[J]. *Engineering*, 2015, 1(1):85-89.
- [2] GU D D, MA Ch L, XIA M J, *et al.* A multiscale understanding of the thermodynamic and kinetic mechanisms of laser additive manufacturing[J]. *Engineering*, 2017, 3(5):675-684.
- [3] WANG H M. 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).
- [4] TANG H B, WU Y, ZHANG Sh Q, *et al.* Research status and development trend of high performance large metallic components by laser additive manufacturing technique[J]. *Journal of Net Shape Forming Engineering*, 2019, 11(4):58-63 (in Chinese).
- [5] CHEN F, YU J H, GUPTA N. Obfuscation of embedded codes in additive manufactured components for product authentication[J]. *Advanced Engineering Materials*, 2019, 21(8): 1900146.
- [6] ZHANG W Y, TONG M M, HARRISON N M. Resolution, energy and time dependency on layer scaling in finite element modelling of laser beam powder bed fusion additive manufacturing[J]. *Additive Manufacturing*, 2019, 28: 610-620.
- [7] GU D D, ZHANG H M, CHEN H Y, *et al.* Laser additive manufacturing of high-performance metallic aerospace components[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2020, 47(5): 0500002 (in Chinese).
- [8] SHAMSAEI N, YADOLLAHIA A, BIANL, *et al.* An overview of direct laser deposition for additive manufacturing; Part II: Mechanical behavior, process parameter optimization and control[J]. *Additive Manufacturing*, 2015, 8: 12-35.
- [9] TANG Sh J, LI D Sh, QIN Q H, *et al.* Microstructure and mechanical properties of 80Ni20Cr alloy manufactured by laser 3D printing technology[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2017, 27(8):1572-1579 (in Chinese).
- [10] XU H Y, LI T, LI H B, *et al.* Study on quality prediction and path selection of 316L laser cladding[J]. *Laser Technology*, 2018, 42(1):53-59 (in Chinese).
- [11] PEGUES J W, SHAO S, SHAMSAEI N, *et al.* Fatigue of additive manufactured Ti-6Al-4V, Part I: The effects of powder feedstock, manufacturing, and post-process conditions on the resulting microstructure and defects[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 132:105358.
- [12] PEGUES J W, ROACH M D, SHAMSAEI N. Effects of postprocess thermal treatments on static and cyclic deformation behavior of additively manufactured austenitic stainless steel[J]. *Journal of Metals*, 2020, 72(3):1355-1365.
- [13] CHOI Y R, SUN S D, LIU Q C, *et al.* Influence of deposition strategy on the microstructure and fatigue properties of laser metal deposited Ti-6Al-4V powder on Ti-6Al-4V substrate [J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 130:105236.
- [14] ZHAN Zh X. Experiments and numerical simulations for the fatigue behavior of a novel TA2-TA15 titanium alloy fabricated by laser melting deposition[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 121:20-29.
- [15] LU S S, BAO R, WANG K, *et al.* Fatigue crack growth behaviour in laser melting deposited Ti-6.5Al-3.5Mo-1.5Zr-0.3Si alloy[J]. *Materials Science & Engineering*, 2017, A690: 378-386.
- [16] NIKFAM M R, ZEINODDINI M, AGHEBATI F, *et al.* Experimental and XFEM modelling of high cycle fatigue crack growth in steel welded T-joints[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, 153/154: 178-193.
- [17] FU Y, LIAO Y S, LU D P, *et al.* HCF propagation with unilateral initial crack in 304 stainless steel piece by XFEM[J]. *Iron and Steel*, 2018, 53(9):63-68 (in Chinese).
- [18] JIE Zh Y, WANG W J, CHNE Ch, *et al.* Local approaches and XFEM used to estimate life of CFRP repaired cracked welded joints under fatigue loading [J/OL]. (2020-08-01) [2020-10-30]. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113251>.
- [19] HAN X X. Simulation of cracks propagation and fatigue of diesel engine camshaft by laser melting deposition[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2019: 25-27 (in Chinese).
- [20] WEI Q Sh, WANG X, ZHOU H, *et al.* Research on propagation of fatigue cracking in aluminum alloy transoms for high speed multiple units[J]. *Rolling Stock*, 2019, 57(4):1-4 (in Chinese).
- [21] GRIFFITH A A. The phenomena of rupture and flow in solids[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1921, 221: 163-198.
- [22] HUSSAIN M, PU S, UNDERWOOD J. Strain energy release rate for a crack under combined mode I and mode II [M]. West Conshohocken, USA: Defense Technical Information Center, 1973: 1-78.