

引文格式: 高玉魁, 郑翔元. 喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 14-19.

GAO Yukui, ZHENG Xiangyuan. Effect of shot peening on fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 14-19.

喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响

高玉魁, 郑翔元

(同济大学, 上海 201804)

[摘要] 愈发严苛的服役环境对高熵合金未来在航空航天领域的应用提出更高要求, 喷丸强化技术能够细化晶粒, 改善材料表面完整性及疲劳性能, 研究了喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的影响。选用陶瓷丸进行喷丸强化处理, 采用 X 射线衍射技术测量了表面残余应力, 并对试样进行了旋转弯曲疲劳试验。结果表明, 喷丸强化在 CoCrFeMnNi 高熵合金表面引入了残余压应力, 最大值为 437 MPa。450 MPa 下, CoCrFeMnNi 高熵合金寿命延长至原始试样寿命 12 倍左右, 疲劳极限从 245 MPa 提升至 400 MPa, 疲劳寿命得到显著提升。此外, 喷丸强化处理改变了高熵合金试样的裂纹萌生位置, 喷丸试样的疲劳裂纹萌生于材料表面的下表层, 原始试样的疲劳裂纹则起始于材料表面。

关键词: CoCrFeMnNi 高熵合金; 喷丸; 残余应力; 疲劳寿命; 疲劳极限

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.014



高玉魁

教授, 博士生导师, 研究方向为表面完整性和结构完整性、残余应力、表层改性等。

金属材料的广泛应用极大地推动了人类社会的进步。随着工业发展的加快, 传统的金属材料已经无法满足越来越高的生产需求。在航空

发动机领域, 先进涡轮叶片材料的开发仍面临着巨大的挑战。涡轮叶片需要长期稳定地在复杂恶劣的载荷环境下工作, 材料的可靠性、耐久性对服役的安全性十分重要。2004 年高熵合金^[1]的出现, 打破了传统合金的应用限制。特殊的设计方法使高熵合金具有简单固溶体结构^[1-2]和优异的性能^[3-4], 例如较高的硬度和强度^[5]、优异的断裂韧性^[6]、抗疲劳^[7]、抗磨损^[8], 以及在高/低温下拥有良好的力学性能及导电性能等^[9-13], 高熵合金被认为是未来最具发展潜力的新型涡轮叶片材料之一, 其中 CoCrFeMnNi 高熵合金由于突出的低温韧性受到国内外众多学者的关注, 目前对于 CoCrFeMnNi 高熵合金的研究多是在力学性能方面, 而其疲劳性能尚不明确。

材料的表面状态对其疲劳性能有着重要的影响, 材料疲劳损伤往往起源于材料表面。工程上常用一些

表面强化手段^[14-18]来提高材料的疲劳性能。研究者对 CoCrFeMnNi 高熵合金在不同表面处理手段下的疲劳性能进行了研究。Kim 等^[19]发现在高周疲劳中形变孪晶对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳行为起着关键作用。晶粒尺寸对高熵合金疲劳性能同样有着重要的影响^[20-21]。喷丸作为常见的表面强化手段, 能细化材料表面晶粒尺寸, 且喷丸工艺处理过程简单快捷, 效果优良, 故常用来改善材料表面完整性, 提高材料疲劳强度。由于发生循环应变硬化, 喷丸后材料表面完整性发生变化, 在表层形成一层残余应力层, 使得材料具有抗疲劳裂纹扩展的能力^[22-23]。尽管喷丸强化在传统合金中应用广泛, 但在喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的影响上还缺乏了解。本研究对 CoCrFeMnNi 高熵合金的原始试样及喷丸试样进行了旋转弯曲疲劳试验, 利用 SEM 观察了疲劳试样的断

口形貌。通过对比分析喷丸强化前后 CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳性能,明确喷丸对 CoCrFeMnNi 高熵合金的强化机制。

1 试验及方法

1.1 样品制备

采用纯度 99.7% 以上的 5 等份 Co、Cr、Fe、Mn、Ni 为原材料,在高纯氩气保护下,利用真空电弧熔炼法制备等原子比的 CoCrFeMnNi 高熵合金铸锭,如图 1 所示。每个母锭至少重复熔炼 4 次,以确保合金成分的均匀性。然后通过机械加工获得了 $\phi 6$ mm,总长为 52 mm 的圆棒状疲劳试样。旋转弯曲疲劳试样的几何构型如图 2 所示,选用 HB5152—1996 标准旋转弯曲疲劳试样。疲劳试样的表面粗糙度 R_a 为 $0.2 \mu\text{m}$,以减小加工过程中引入应力集中的影响。

本研究中所用 CoCrFeMnNi 高熵合金的化学成分如表 1 所示,其室温屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 为 300 MPa,抗拉强度 σ_b 为 676 MPa,延伸率为 40%。

1.2 喷丸处理

本研究采用 ROSLER 喷丸设备对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳试样进行喷丸强化,选用直径为 0.30 mm 的陶瓷丸 CZ300,以避免在合金表面引入其他杂质。阿尔门 (Almen) 强度为 0.20 mmA,覆盖率为 200%,从而使得原始试样表面可以被弹丸均匀覆盖。

1.3 试验方法

显微硬度采用维氏硬度计 DHV-1000 进行测量。对喷丸强化前后的 CoCrFeMnNi 高熵合金表面显微硬度值随层深的变化进行测量。荷载为 0.5 kg,保荷时间 15 s,测量同一层深硬度值时,取 5 个不同位置进行测量,显微硬度结果取平均值。

采用加拿大 Proto 公司生产的扫图式应力分析仪 LXR D 进行 X 射线衍射法的测试^[24],测量了喷丸强化前后试样表面的残余应力。测试

采用 Mn 靶,衍射晶面为 (311),靶电压为 30 kV,靶电流为 25 mA,曝光时间为 4 s。

旋转弯曲疲劳试验均使用 QBWP-10000 悬臂旋转弯曲疲劳

试验机进行,试验要求参照航标 HB5152—1996《金属室温旋转弯曲疲劳试验方法》。旋转弯曲疲劳试验过程中,试样在电机的带动下进行旋转,砝码载荷加于试样的一端。在旋

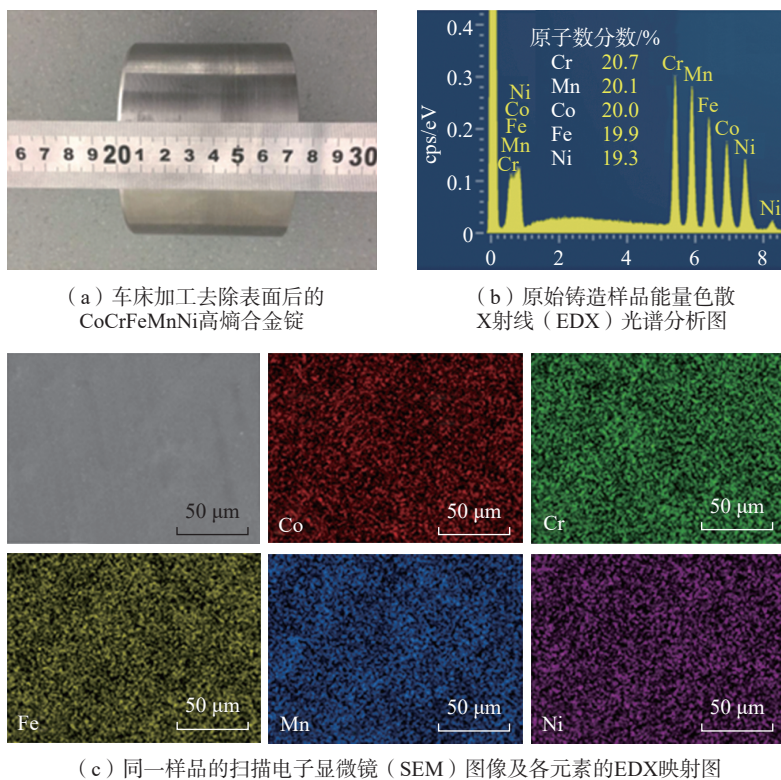


图 1 CoCrFeMnNi 高熵合金铸锭及成分分析图

Fig.1 CoCrFeMnNi high-entropy alloy ingot and composition analysis diagram

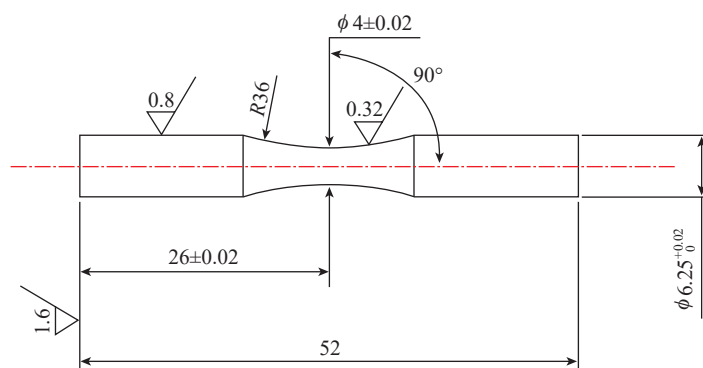


图 2 旋转弯曲疲劳试样示意图 (mm)

Fig.2 Schematic diagram of rotating bending fatigue test specimen (mm)

表 1 CoCrFeMnNi 高熵合金化学成分 (原子数分数)

Table 1 Chemical composition of CoCrFeMnNi high-entropy alloy (atomic fraction) %

Co	Cr	Fe	Mn	Ni
20.7	20.1	20.0	19.9	19.3

转过程中,试样的每个位置受到相同的弯曲循环载荷。试验加载频率为 50 Hz、正弦波,应力比 $R=-1$,试验温度为室温。最后采用扫描电子显微镜 (SEM) 对疲劳断口形貌进行了观察。

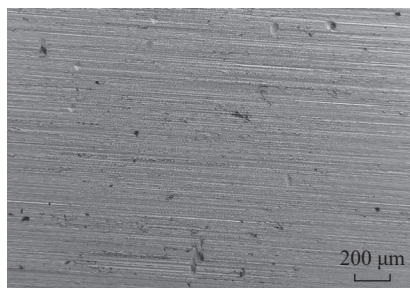
2 结果与讨论

2.1 喷丸前后试样表面形貌

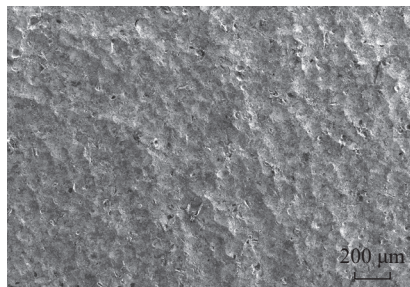
原始试样及喷丸处理后 CoCrFeMnNi 高熵合金试样表面形貌如图 3 所示。原始试样表面具有明显的机械加工刀痕,划痕分布均匀且彼此平行。喷丸后试样表面消除了机加工痕迹,但由于受到弹丸冲击,试样表面形成了具有凹坑、卷曲等凹凸不平的形貌。

2.2 显微硬度

对原始试样 (OR) 及喷丸试样 (SP) 的表层硬度进行了测量,所得表面显微硬度如图 4 所示。原始试样表面显微硬度为 261HV,沿截面深度显微硬度值变化较小,平均显微硬度值为 240HV。喷丸试样表面显微硬度显著提升,表面显微硬度值为 407HV,平均显微硬度值为 373HV,



(a) 原始试样



(b) 喷丸试样

图 3 喷丸前后试样表面形貌
Fig.3 Surface morphology of specimens before and after shot peening

较原始试样表面硬度提高了 55.9%。观察表面显微硬度曲线可知,相较于传统合金,CoCrFeMnNi 高熵合金具有更高的延展性和更低的硬度强度比,这可能是高熵合金特有的不同于传统合金的微观结构和成分——均匀的原子分布及固溶强化效应,使得高熵合金在具有高硬度的同时,允许在较高应力下仍保持良好的延展性。

2.3 喷丸残余应力

在对喷丸强化前后 CoCrFeMnNi 高熵合金表面残余应力进行测量时发现,CoCrFeMnNi 高熵合金在弹丸的撞击下,材料表层产生了不均匀的弹塑性变形,引入了一定深度的残余应力场,显著增加了试样表面的残余压应力。试样表面残余压应力在未处理时为 217 MPa,喷丸处理后压应力提高至 437 MPa。喷丸有效提高了材料表层的强度和硬度,与图 4 所显示的喷丸前后表面硬度变化的结果一致。

2.4 疲劳寿命对比

为确保试验数据的可靠性,选取 5 根试样为一组,在不同应力幅值下对原始试样及喷丸试样进行旋转弯曲疲劳试验,取每组试样疲劳寿命的平均值作为该应力幅值下 CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳寿命。为了表征喷丸前后 CoCrFeMnNi 高

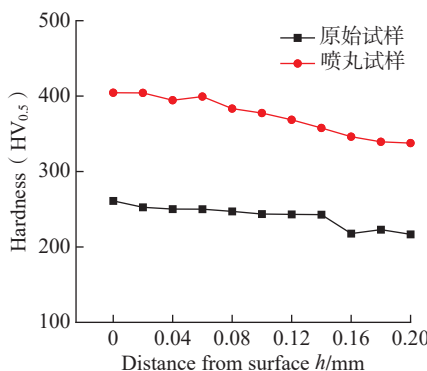


图 4 原始试样及喷丸试样的表面硬度
Fig.4 Surfaces hardness of the original specimen and the shot-peened specimen

熵合金的疲劳性能,利用巴斯金方程对疲劳数据进行计算和处理^[25],得到原始试样的 Basquin 方程为

$$S^{11.35} \times N_{OR} = 1.87 \times 10^{35} \quad (1)$$

喷丸试样的 Basquin 方程为

$$S^{13.021} \times N_{SP} = 3.54 \times 10^{40} \quad (2)$$

式中, N_{OR} 为原始试样断裂循环次数; N_{SP} 为喷丸试样断裂循环次数; S 为应力值。拟合的 $S-N$ 曲线如图 5 所示。喷丸强化使得疲劳 $S-N$ 曲线向右上方移动,CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳强度和在相同应力幅值下的疲劳寿命均得到提高。

为更加直观地表征喷丸处理对材料疲劳性能的影响,引用了 Gao 等^[26]提出的疲劳寿命延长系数 (Fatigue life prolonging factor, FLPF) 和疲劳强度提高百分比 (Fatigue strength improvement percentage, FSIP) 的概念。FLPF 被用于分析在同一应力载荷条件下,疲劳性能的提升表征; FSIP 用于分析相同疲劳循环次数下疲劳强度的提升。在 $S-N$ 曲线中,确定了原始试样和喷丸试样的疲劳性能数值,定量表征喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的提升效果。

疲劳寿命延长系数 FLPF 计算公式为

$$FLPF = \frac{N_{SP}}{N_{OR}} - 1 \quad (3)$$

由式 (1)~(3) 可推导得到

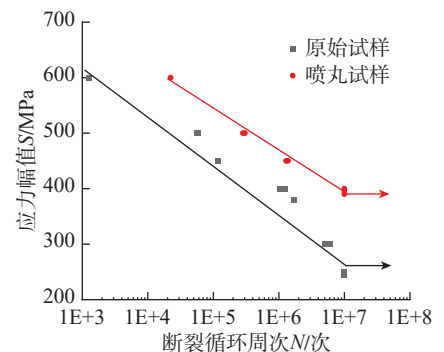


图 5 喷丸前后 CoCrFeMnNi 高熵合金 $S-N$ 曲线对比 ($R=-1$)

Fig.5 Comparison of $S-N$ curves of CoCrFeMnNi high-entropy alloy before and after shot peening ($R=-1$)

$$FLPF = \frac{1.89 \times 10^5}{S^{1.671}} - 1 \quad (4)$$

式(4)可粗略地表征FLPF与疲劳载荷 S 之间的关系。在疲劳载荷同为450 MPa时,FLPF的计算值为11.8,证明经过喷丸强化,450 MPa应力水平下,CoCrFeMnNi高熵合金的疲劳寿命增加至原始试样寿命的12倍左右。可见,随着载荷 S 的增加,FLPF值减小,这说明相比于疲劳试验中的高载荷,喷丸处理对较低载荷的强化效果更加明显。但对于材料疲劳极限附近的载荷值,疲劳寿命本身相对较长,材料疲劳破坏更多受到材料内部微观结构的影响,表面状态的改变对疲劳寿命的延长效果作用相对较小。

根据式(5)对疲劳强度百分比FSIP进行计算,即

$$FSIP = \left(\frac{\sigma_{SP}}{\sigma_{OR}} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

材料的疲劳极限常定义为疲劳试验中循环次数达到 1×10^7 周次的最大疲劳载荷(图6)。CoCrFeMnNi高熵合金的疲劳极限由喷丸处理前 σ_{OR} 245 MPa提升至喷丸处理后 σ_{SP} 400 MPa,FSIP值为63.3%。由于残余压应力的作用,施加在材料表面的部分弯曲载荷被抵消,相当于材料实际承载疲劳载荷减小,从而使疲劳极限和疲劳寿命得到提高。同时,残余压应力减小了试样所受的平均应力 σ_m 。平均应力对疲劳性能的影响可

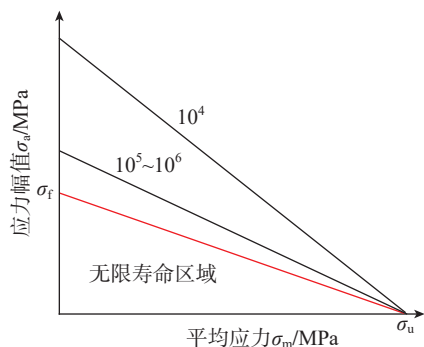


图6 疲劳等寿命原理图($R=-1$)
Fig.6 Fatigue life diagram ($R=-1$)

以用等寿命疲劳(图6)中古德曼关系说明。横坐标平均应力 σ_m 为0时,此处材料承受静载荷的大小,即材料的抗拉强度 σ_u ,此时试样不会发生疲劳断裂。 σ_f 表示试验获得的疲劳极限,故等寿命疲劳(图6)中曲线上的点具有相同的疲劳寿命。曲线左下方为无限寿命区域,右上方为有限寿命区域。喷丸强化引入的残余压应力降低了平均应力 σ_m ,保持疲劳载荷幅值相同的情况下,材料的寿命点坐标向左移动,对应疲劳寿命提升,可见喷丸强化工艺引入的残余压应力对疲劳性能有益。

2.5 疲劳断口观察

图7为相同循环寿命量级 2×10^5 循环下疲劳试样断口形貌。扫描电子显微镜(SEM)图像显示了CoCrFeMnNi高熵合金材料的断口微观结构,从图7(a)中可以看出,

原始试样裂纹起始于表面,断口具有明显的疲劳裂纹萌生区、扩展区和瞬断区;从7(b)可以看出,喷丸试样的裂纹萌生于压应力场下的次表面处,从整体形貌可以看出,断口仍呈现裂纹萌生区、扩展区和瞬断区3个阶段。经过喷丸强化处理后,材料表面的塑性变形区域变得更加致密,同时由于表面残余压应力的存在,在表面塑性变形区域形成裂纹的可能性显著降低。由图7(d)可以观察到,喷丸试样疲劳裂纹于试样表层的次表层处形成,这说明材料内部疲劳萌生的临界应力大于材料表面处的应力,裂纹萌生不再始于材料表面。

在金属疲劳过程中,材料会经历重复的应力变化,导致微观裂纹的形成和扩展。这些裂纹最终会在材料中形成疲劳条带。图8为原始试样及喷丸试样对应疲劳扩展区的疲劳

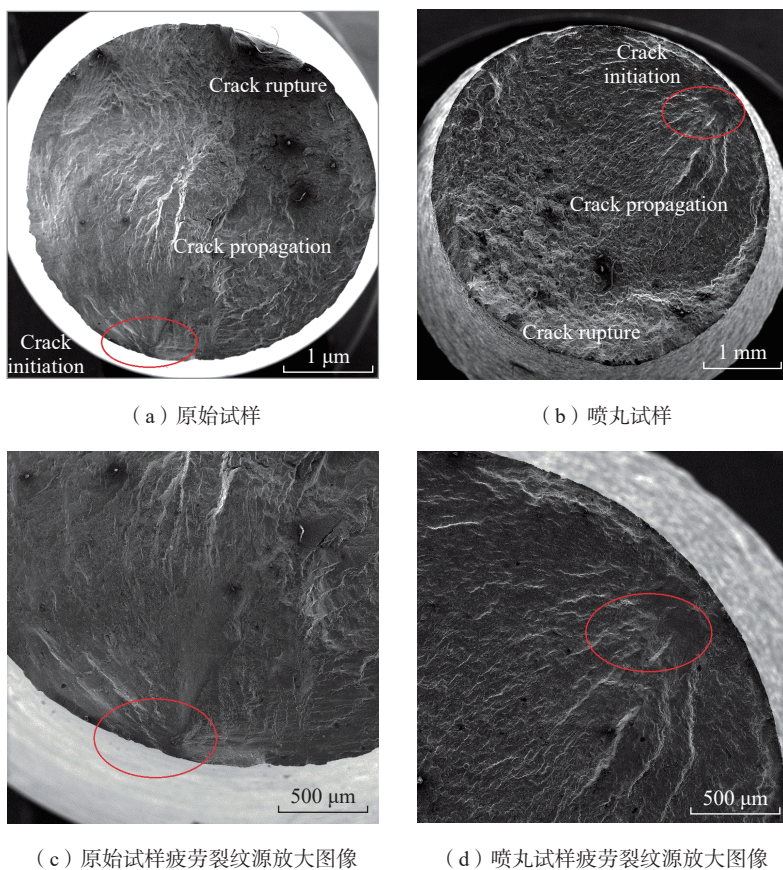
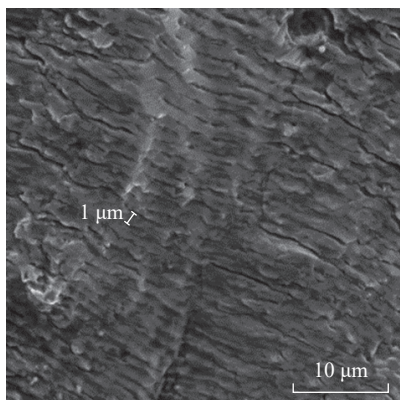
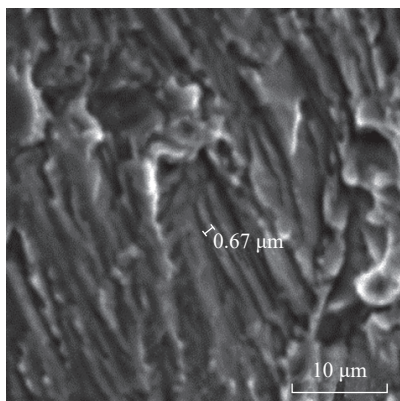


图7 相同循环寿命量级 2×10^5 循环下疲劳断口形貌
Fig.7 Fracture morphology at the same fatigue life level of 2×10^5 cycles



(a) 原始试样



(b) 喷丸试样

图8 裂纹扩展区的断口形貌

Fig.8 Fracture morphology of propagation areas

条带形态图。图8(a)中疲劳条带宽度约为1 μm,图8(b)显示喷丸处理后疲劳条带的宽度缩小为0.67 μm。理想情况下,每条疲劳条带代表一次相对应的循环载荷,疲劳条带数目应与载荷循环数相等。每条疲劳条带的宽度即为在一个循环周期下,由疲劳载荷引起的裂纹扩展的距离。疲劳条带的宽度越小,则说明形成等大裂纹所需的时间越久,即需要更多次循环才能达到断裂临界点,喷丸试样中裂纹扩展速度比原始试样要慢,从而延长了CoCrFeMnNi高熵合金的寿命。

3 结论

(1)喷丸强化在材料表层引入了残余压应力场,CoCrFeMnNi高熵合金喷丸试样表层硬度相较于原始

试样表面硬度提升55.9%。

(2)在相同应力幅值450 MPa下,喷丸后CoCrFeMnNi高熵合金疲劳寿命延长至原始试样疲劳寿命的12倍左右,疲劳极限由245 MPa提升至400 MPa,显著改善了疲劳性能。

(3)喷丸强化后,疲劳萌生裂纹源位于具有残余压应力场的材料表面下表层,原始试样疲劳裂纹则在材料表面形成。

参考文献

[1] CANTOR B, CHANG I T H, KNIGHT P, et al. Microstructural development in equiatomic multicomponent alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2004, 375-377: 213-218.

[2] YE H J W, CHEN S K, LIN S J, et al. Nanostructured high-entropy alloys with multiple principal elements: Novel alloy design concepts and outcomes[J]. *Advanced Engineering Materials*, 2004, 6(5): 299-303.

[3] TSAI M H, YE H J W. High-entropy alloys: A critical review[J]. *Materials Research Letters*, 2014, 2(3): 107-123.

[4] YE Y F, WANG Q, LU J, et al. High-entropy alloy: Challenges and prospects[J]. *Materials Today*, 2016, 19(6): 349-362.

[5] LI Z M, PRADEEP K G, DENG Y, et al. Metastable high-entropy dual-phase alloys overcome the strength-ductility trade-off[J]. *Nature*, 2016, 534: 227-230.

[6] GLUDOVATZ B, HOHENWARTER A, CATOOR D, et al. A fracture-resistant high-entropy alloy for cryogenic applications[J]. *Science*, 2014, 345(6201): 1153-1158.

[7] LAM T N, LEE S Y, TSOU N T, et al. Enhancement of fatigue resistance by overload-induced deformation twinning in a CoCrFeMnNi high-entropy alloy[J]. *Acta Materialia*, 2020, 201: 412-424.

[8] 胡明川, 杜银, 裴旭辉, 等. Al-Cr-Nb-Ti-Zr共晶难熔高熵合金高温摩擦磨损性能研究[J]. *摩擦学学报*, 2024, 44(5): 609-621.

[9] HU Mingchuan, DU Yin, PEI Xuhui, et al. Study on high-temperature friction and wear performance of Al-Cr-Nb-Ti-Zr eutectic refractory high-entropy alloy[J]. *Journal of Tribology*, 2024, 44(5): 609-621.

61(8): 1-93.

[10] ZHANG W R, LIAW P K, ZHANG Y. Science and technology in high-entropy alloys[J]. *Science China Materials*, 2018, 61(1): 2-22.

[11] LI Z Z, ZHAO S T, RITCHIE R. Mechanical properties of high-entropy alloys with emphasis on face-centered cubic alloys[J]. *Progress in Materials Science*, 2018, 102(36): 296-345.

[12] 张勇, 陈明彪, 杨潇, 等. 先进高熵合金技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2019.

ZHANG Yong, CHEN Mingbiao, YANG Xiao. *Advanced technology in high-entropy alloys*[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2019.

[13] 贾宇浩, 王志军, 吴庆峰, 等. 高熵合金高温性能研究进展[J]. *铸造技术*, 2022, 43(11): 935-947.

JIA Yuhao, WANG Zhijun, WU Qingfeng, et al. Research progress on high temperature properties of high-entropy alloys[J]. *Foundry Technology*, 2022, 43(11): 935-947.

[14] CHEN Y X, WANG J C, GAO Y K, et al. Effect of shot peening on fatigue performance of Ti₂AlNb intermetallic alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 53-57.

[15] WANG J C, GAO Y K, WEI X S. Investigations of the effects of combination treatments on the fretting fatigue resistance of GH4169 superalloy at an elevated temperature[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2021, 426: 127758.

[16] SEALY M P, GUO Y B, CASLARU R C, et al. Fatigue performance of biodegradable magnesium-calcium alloy processed by laser shock peening for orthopedic implants[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 82: 428-436.

[17] 杨宏兵, 刘振奇. 表面机械研磨对粗晶/细晶5A02铝合金组织性能的影响[J]. *轻合金加工技术*, 2020, 48(12): 32-37.

YANG Hongbing, LIU Zhenqi. Influence of surface mechanical grinding on microstructure and properties of coarse-grained/fine-grained 5A02 aluminum alloy[J]. *Light Alloy Fabrication Technology*, 2020, 48(12): 32-37.

[18] 范洪元, 覃羨烘. 表面机械研磨对AZ31镁合金显微组织和性能的影响[J]. *热加工工艺*, 2019, 48(18): 108-110.

FAN Qiyuan, QIN Xianhong. Effect of surface mechanical attrition on microstructure and properties of AZ31 Mg alloy[J]. *Hot Working Technology*, 2019, 48(18): 108-110.

- [19] KIM Y K, HAM G S, KIM H S, et al. High-cycle fatigue and tensile deformation behaviors of coarse-grained equiatomic CoCrFeMnNi high entropy alloy and unexpected hardening behavior during cyclic loading[J]. *Intermetallics*, 2019, 111: 106486.
- [20] LU K J, KNÖPFLE F, CHAUHAN A, et al. Low-cycle fatigue behavior and deformation mechanisms of a dual-phase $Al_{0.5}CoCrFeMnNi$ high-entropy alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 163: 107075.
- [21] LUO M Y, LAM T N, WANG P T, et al. Grain-size-dependent microstructure effects on cyclic deformation mechanisms in CoCrFeMnNi high-entropy-alloys[J]. *Scripta Materialia*, 2022, 210: 114459.
- [22] 刘曹文. 喷丸对铝合金亚表面裂纹修复性能的影响研究[D]. 长沙: 中南林业科技大学, 2022.
- LIU Caowen. Study on the influence of shot peening on subsurface crack recovery performance of aluminum alloys[D]. Changsha: Central South University of Forestry and Technology, 2022.
- [23] 胡俊, 廖凯, 罗鹏博, 等. 喷丸对铝合金亚表面裂纹闭合修复的影响与试验[J]. *表面技术*, 2024, 53(7): 180–189.
- HU Jun, LIAO Kai, LUO Pengbo, et al. Effect and experiment of shot peening on closure and repair of sub-surface cracks in aluminum alloy[J]. *Surface Technology*, 2024, 53(7): 180–189.
- [24] CAI D Y, NIE P L, SHAN J P, et al. Precipitation and residual stress relaxation kinetics in shot-peened Inconel 718[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2006, 15(5): 614–617.
- [25] OUCHIDA H, ANDO S. *The Fatigue Strength of Notched Specimens*[M]. Berlin: Springer, 2009.
- [26] GAO Y K. Improvement of fatigue property in 7050–T7451 aluminum alloy by laser peening and shot peening[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2011, 528(10–11): 3823–3828.

Effect of Shot Peening on Fatigue Performance of CoCrFeMnNi High-Entropy Alloys

GAO Yukui, ZHENG Xiangyuan

(Tongji University, Shanghai 201804, China)

[ABSTRACT] The increasingly stringent service environment poses higher requirements for the future application of high-entropy alloys in the aerospace field. Shot peening technology can refine grain size, improve material surface integrity and fatigue performance. The impact of shot peening on the fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloy was investigated. Ceramic beads were utilized for shot peening treatment, and surface residual stresses were measured using X-ray diffraction. Rotating bending fatigue tests were conducted on the specimens. The results revealed that shot peening induced residual compressive stresses on the surface of the CoCrFeMnNi high-entropy alloy, with a maximum value of 437 MPa. At a stress level of 450 MPa, the fatigue life of the CoCrFeMnNi high-entropy alloy extended to approximately 12 times that of the untreated specimens, with the fatigue limit increasing from 245 MPa to 400 MPa. The fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloy was significantly improved by shot peening. Additionally, Shot peening treatment changed the crack initiation location of high-entropy alloy specimens. Fatigue cracks in the shot-peened specimens initiated in the subsurface layer beneath the material surface, while in the untreated specimens, fatigue cracks originated at the material surface.

Keywords: CoCrFeMnNi high-entropy alloys; Shot peening; Residual stresses; Fatigue life; Fatigue endurance limit

(责编 阳光)