不同标印工艺对2A70铝合金的高周疲劳性能影响

周 松[1]，胡馨月[1]，安金岚[1,2]，许 良[1]，王 磊[1,2]

(1. 沈阳航空航天大学 机电工程学院，辽宁 沈阳 110136)

(2. 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室，辽宁 沈阳 110136)

摘 要：研究了2A70铝合金在激光标印、振动标印后的高周疲劳性能及断裂机理。结果表明，与母材相比，振动标印后2A70铝合金高周中值疲劳寿命下降了67%，而激光标印后下降了95%，仅是振动标印中值疲劳寿命的16%；与激光标印相比，振动标印附近的形貌更为平缓，应力集中程度更小，S'相尺寸更小，体积分数更高。Al_9FeNi相尺寸更小，体积分数更高，裂纹萌生、扩展速率更低，疲劳寿命更长；应力集中的程度和析出相尺寸、体积分数的共同作用，导致振动标印下的2A70铝合金高周疲劳性能远远优于激光标印。

关键词：高周疲劳；2A70铝合金；应力集中；析出相

中图法分类号：TG115；TG146.21 **文献标识码**：A **文章编号**：1002-185X(2021)05-1833-07

随着国防工业和军用航空技术的发展，对高强铝合金的组织和性能提出了更高的要求。2A70铝合金作为一种高强度锻铝被广泛应用在航空发动机关键部位，如发动机活塞、导风轮、轮盘等。航空发动机在实际服役过程中，难免会遇到瞬时过载的情况，必然会加速材料的组织演化和疲劳破坏。作为发动机关键材料的2A70铝合金，长期承受交变载荷的作用导致高周疲劳损伤，其服役的安全性及部件寿命受到显著影响。为此，2A70的高周疲劳行为受到高度重视。而在航空发动机上，由于部件安装、故障追溯等原因必须在飞机零部件上进行标印加工，标印方法如果选择不当会潜伏其他隐患，甚至造成严重损坏和事故。故选择合适的标印工艺是一项非常重要的课题。大量飞机失效实例表明，对航空发动机造成严重危害性后果的事件有很大部分是由其机械结构的疲劳导致[1]，表面缺陷是导致疲劳断裂的一个重要因素[2]，而标印加工后留下的标印痕迹是一种引入的表面缺陷。影响合金疲劳性能的主要因素除了标印痕迹造成的应力集中，合金本身的组织演化特性也起着重要作用。

近年来，国内外学者对标印工艺以及2A70的组织与力学性能等问题进行了多方面的研究。周世友[3]从标印工艺的原理及效果等方面，对激光标印与振动标印进行对比研究，总结了2种标印工艺的利弊。王建华等学者[4-6]对加入了微量元素的2A70的组织与力学性能进行了研究，就第二相Al_9FeNi相、过渡析出相S'及弥散相进行了观察分析，结果发现第二相和强化相的尺寸及体积分数直接性地影响着2A70铝合金的疲劳寿命。任欣[7]分析了2A70耐热铝合金的铸造组织及其合理的均匀化热处理制度，模拟计算得到2A70铝合金在凝固过程中主要析出Al_9FeNi等相。马春雨[8]研究了人工时效对2A70铝合金组织、性能的影响规律，得到晶间无析出带及不连续晶界析出平衡相S相有利于减小应力腐蚀倾向。许罗鹏等学者[9-11]研究了二系铝合金的高周疲劳性能及裂纹萌生机理，总结了表面缺陷、粒子与界面开裂等几种主要的裂纹萌生机制。

但这些研究仅是从表面描述激光标印、振动标印的原理及形态或单方面考虑2A70铝合金的微观组织、力学性能，而对不同标印工艺加工后对材料造成的应力集中和对合金组织演化的影响，继而影响高周疲劳性能的研究却鲜有报道。本实验以2A70铝合金为对象，研究激光标印和振动标印加工后对合金高周疲劳行为的影响规律及作用机理。

1 实 验

本研究用2A70铝合金的化学成分为Cu 1.9~2.5，Mg 1.4~1.8，Ni 1.0~1.5，Fe 1.0~1.5，Si<0.35，Mn<0.2，其他杂质<0.1，Al余量（质量分数，%）。合金经标准热处理（淬火530 ℃, 10 h，水冷，回火）后加工成标距段直径为5 mm、长40 mm的棒状高周疲劳试样，

收稿日期：2020-08-28

基金项目：国家自然科学基金（51775355）；沈阳航空航天大学青年博士科研启动基金（18YB55）

作者简介：周 松，男，1987年生，博士，沈阳航空航天大学机电工程学院，辽宁 沈阳 110136，电话：024-89728640，E-mail: zhousong23@163.com

试样具体尺寸如图 1 所示。为保证实验结果的客观准确，选取未标印、激光标印、振动标印每种试样各 6 根进行试验。

高周疲劳试验在 QBG-100 高频疲劳试验机上进行，按照金属材料轴向加载疲劳试验方法（HB 5287-1996）执行。加载频率 100 Hz，加载波形为正弦波，最大应力 270 MPa，应力比为 0.06。实验在室温条件下进行。采用 OLYMPUS GX51 光学显微镜（OM）观察高周疲劳断口侧面，采用 Zeiss ULTRA 55 型场发射扫描电子显微镜（SEM）观察高周疲劳断口、断口侧面组织，利用 EDS 对断口侧面组织进行能谱分析。利用 image tool 软件测量析出相的尺寸及体积分数。

2　实验结果

2.1　高周疲劳寿命

2A70 铝合金经不同的标印工艺加工后，在 270 MPa 应力控制、应力比 0.06，正弦波条件下进行高周疲劳试验，实验结果列于表 1。未标印 2A70 铝合金高周中值疲劳寿命为 310×10^3 cycle，振动标印后中值疲劳寿命为 102×10^3 cycle，激光标印后中值疲劳寿命为 16×10^3 cycle。与未标印 2A70 铝合金疲劳寿命相比，不同的标印工艺后 2A70 铝合金高周疲劳寿命均下降。振动标印后 2A70 铝合金高周中值疲劳寿命下降了 67%，而激光标印工艺标印后 2A70 铝合金高周中值疲劳寿命下降了 95%，仅是振动标印中值疲劳寿命的 16%。结果表明振动标印后试样的高周疲劳性能优于激光标印。

2.2　不同标印工艺对 2A70 铝合金微观组织的影响

图 2 为 2 种标印加工后的试样断口侧面 OM 照片。激光加工过程中材料表面温度较高处于熔融状态，形成了形貌较为尖锐的标印，可以观察到部分裂纹曲折穿过晶粒，如图 2b。而振动标印的加工方式使标印形貌更为平缓，标印附近粒子被打碎、塑性变形程度、局部应力集中程度更小，如图 2a。从图中可见合金晶界沉淀组织连续完整，晶内分布第二相和平衡相。

图 3 是利用扫描电镜对 2 种标印加工后的试样断口侧面进行进一步的观察。可以观测到标印附近均分布着片状 Al_9FeNi 相及析出的细小的 S'相。经测量，激光标印加工的试样中，Al_9FeNi 体积分数为 5.2%，平均尺寸为 60.5 μm。S'相体积分数为 0.27%，平均尺寸为 12.8 μm；振动标印试样中，Al_9FeNi 体积分数为 1.9%，平均尺寸为 42.3 μm。S'相体积分数为 0.1%，平均尺寸 7 μm。由观测结果对比可得，激光标印附近的 S'相分布密度大，但晶粒尺寸不均匀，相差明显，平均尺寸较大；标印附近的 Al_9FeNi 相较为粗大且体积分数较低。

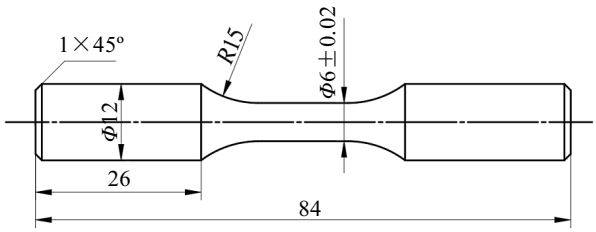


图 1　高周疲劳试样尺寸

Fig.1　High-cycle fatigue specimen size

3　分析与讨论

表面缺陷造成的应力集中影响着裂纹的萌生及扩展，裂纹的萌生及扩展直接影响着疲劳寿命。微观方面，合金本身的组织演变对疲劳寿命起着本质性作用。

3.1　不同标印工艺对裂纹萌生、扩展的影响

表 1　不同标印工艺对 2A70 铝合金高周疲劳寿命的影响

Table 1　Effect of different marking processes on high cycle fatigue life of 2A70 aluminum alloy

Sample No.	Marking craft	Median fatigue life/$\times10^3$ cycle
G0.1~6	Unmarked sample	310
G2.1~6	Vibration marked sample	102
G3.1~6	Laser marked sample	16

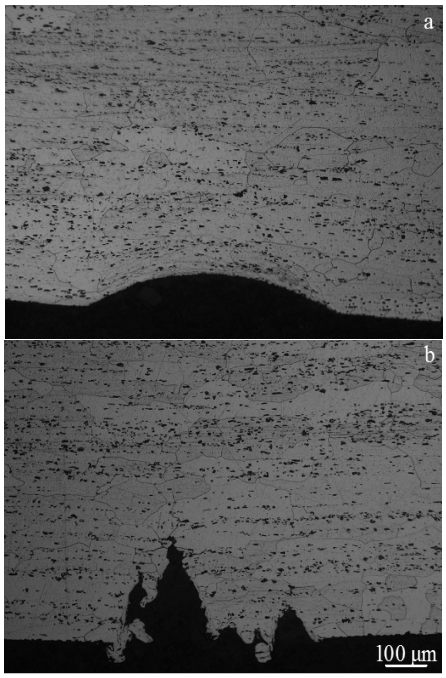


图 2　2 种标印工艺试样断口侧面 OM 照片

Fig.2　OM images of the fracture side of the samples after two marking processes: (a) vibration marked sample and (b) laser marked sample

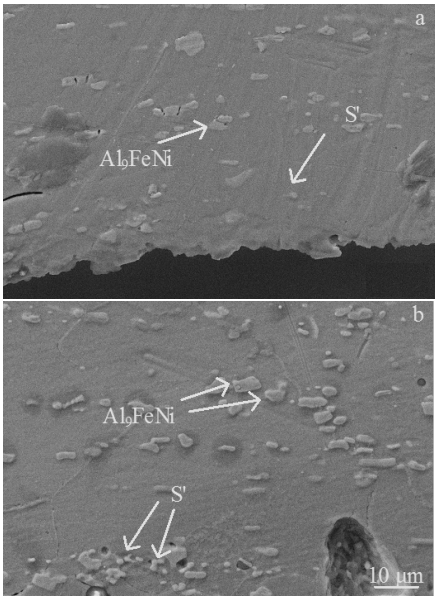


图 3　2 种标印工艺试样断口侧面 SEM 照片

Fig.3　SEM images of the fracture side of the samples after two marking processes: (a) vibration marked sample and (b) laser marked sample

图 4~6 为所选未标印、振动标印、激光标印试样裂纹萌生扩展的形貌，其中值疲劳寿命分别为 310×10^3、102×10^3、16×10^3cycle。与母材相比振动标印下降了 61%，而激光标印试样下降了 95%，仅为振动标印试样的 16%。而影响疲劳寿命的最主要原因即为裂纹的萌生和扩展。以下结合疲劳寿命对裂纹萌生及扩展进行分析。

3.1.1　不同标印工艺对裂纹萌生的影响

在交变载荷作用下，裂纹在第二相以及表面缺陷处萌生[10, 11]如图 4。一方面，标印加工后，二者均留下了标印痕迹，而标印加工的痕迹可以看做是一种预变形，破坏了合金最初稳定的晶粒结构带来的协调塑性变形能力。图 5 为未标印及 2 种标印工艺加工后的 2A70 铝合金高周疲劳宏观断口形貌。图 6 所示分别为母材及不同标印工艺下的 2A70 铝合金裂纹萌生区断口形貌。由图可以看到裂纹从多个裂纹源萌生。2 种标印工艺的标印痕迹处在高周次循环应力的加载下，应力应变分布得更为不均匀。材料内部的位错增殖、运动更为激烈，表面形成大量挤出带粗糙区，粗糙区的应力集中促使大量微裂纹形成。而较大程度的应力集中为裂纹扩展提供了能量，使微裂纹继续扩展串联，形成较大裂纹[8]，极易导致痕迹顶端的多个位置都满足裂纹萌生的要求。在材料经受高周次循环应力加载过程中，2 种工艺标印的痕迹均有利于疲劳裂纹的萌生。而激光标印加工后的标印痕迹明显更为尖锐，标印痕迹处的应力集中程度大，这种局部的应力集中促进了位错的滑移，加快了塑性变形集中引起的裂纹萌生，如图 4b 箭头处，更大程度地加剧了裂纹的扩展和寿命的减小。另一方面，在裂纹源区做了能谱分析如图 7，发现裂纹源区存在大量 Al_9FeNi 相。在加载的过程中，该相很难溶于 Al 固溶体中，且自身不易开裂。其与基体界面不共格，随后的滑移位错堆积于界面，位错冲击导致第二相与基体界面开裂如图 4a 箭头处。这也是促进裂纹萌生的重要原因。图 6c 箭头处即为次表面处较大的第二相颗粒，裂纹源区存在的大量的 Al_9FeNi 相，激光标印附近尤为粗大。当 Al_9FeNi 相以粗大颗粒形式存在时，在交变载荷作用下会强烈阻碍位错的运动，并在粗大的 Al_9FeNi 相附近产生很大程度的应力集中，当应力集中的程度大于 Al_9FeNi 相与基体之间的结合强度时，将会产生微裂纹，并为裂纹扩展提供更强的驱动力。故与振动标印相比，激光标印后的试样由于粗大的 Al_9FeNi 相的存在加剧了应力集中，更易形成微裂纹，进而导致更低的疲劳寿命。

3.1.2　不同标印工艺对裂纹扩展的影响

在振动标印断口的扩展区图 8 可以观察到一些高低不平的小刻面，这是振动标印后出现的细小弥散的可剪切共格相 S'相[12]，被位错反复剪切，在晶内形成驻留滑移带，进而裂纹沿有利滑移面在晶内曲折扩展造成的。这些小刻面加大了裂纹扩展的曲折程度进而减缓了裂纹扩展的速率和疲劳寿命的降低。而且作为

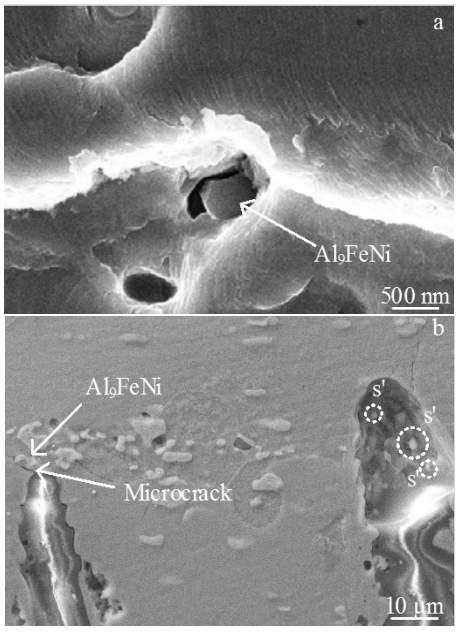


图 4　2 种裂纹萌生机制

Fig.4　Two crack initiation mechanisms: (a) the second phase separating from the matrix and (b) surface defects

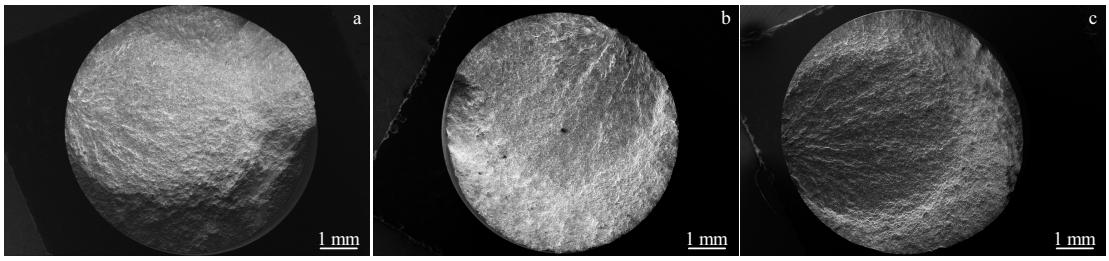


图 5　未标印及 2 种标印工艺加工后的 2A70 铝合金高周疲劳宏观断口形貌

Fig.5　High-cycle fatigue fracture morphologies of 2A70 aluminum alloys after unmarked (a) and two marking processes of vibration marking (b), and laser marking (c)

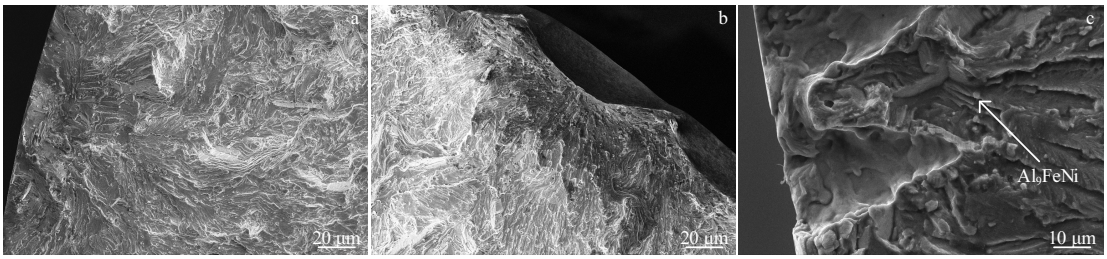


图 6　未标印及 2 种标印工艺加工后的 2A70 铝合金高周疲劳裂纹源区形貌

Fig.6　High-cycle fatigue crack source morphologies of 2A70 aluminum alloys after unmarked (a) and two marking processes of vibration marking (b), and laser marking (c)

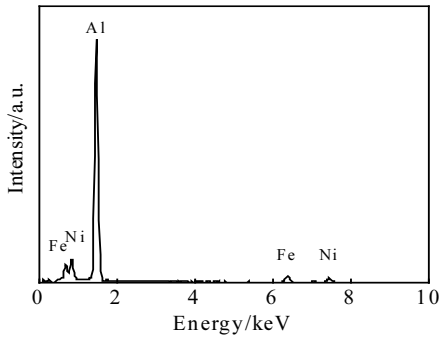


图 7　图 6c 箭头处第二相能谱分析

Fig.7　EDS spectrum of the second phase at the arrow in Fig.6c

面心立方的 2A70 铝合金中，存在很多滑移系，较容易产生滑移变形。在交变载荷作用下，加上激光标印后的痕迹较为尖锐，应力集中较大，交变载荷不断反复，滑移面被破坏，在激光标印处通过滑移产生更大程度的塑性变形，会加剧裂纹扩展和疲劳断裂。当裂纹扩展进入稳态扩展阶段，断口上存在大量疲劳条带。疲劳条带宽度对应每一循环周次的裂纹扩展量。与振动标印相比，激光标印后的试样疲劳条带间距更大。激光打标留下的尖锐的标印痕迹处，应力集中程度大，为裂纹扩展带来较强的驱动力。裂纹扩展速率更快，疲劳性能降低显著。在图 8b 中还可以看到振动标印后的扩展区出现了大量与疲劳条带并存的二次裂纹。疲劳裂纹扩展路径中，当较大的粒子产生较大阻力或者应力较小不足以抵抗粒子产生的阻力时，将绕过粒子扩展，并在粒子前形成疲劳辉纹，在粒子后形成二次裂纹。而裂纹绕过粒子的同时，也减缓了扩展的速率，进而获得更高的疲劳寿命。瞬断区可以看到断口上有韧窝以及开裂的晶界。同时还可以看到韧窝内破碎的形态粗大的 Al_9FeNi 第二相粒子（如图 9）。

3.2　不同标印工艺对析出相的影响

激光标印后，形成了较为尖锐、形状不连续的标印痕迹。激光在材料表面产生的高温及快速冷却引起了材料中相的变化[13]。标印附近位错分布集中、不均匀。S'相在位错较少以及位错分布密集的部分同时形核长大。但尖锐区域原子扩散的速度较其他位置快很多，故该位置形成的 S'相长大速度将快于其他区域，从而得到较为不均匀的时效组织，析出的 S'相粗细不一但普遍较为粗大[4]，如图 4 圈处更为明显。S'相尺寸增大，体积分数降低，粒子间距变大，与基体的共格强化作用几乎完全丧失。进而导致 2A70 铝合金高周疲劳性能显著降低。另一方面，激光标印虽然在加工

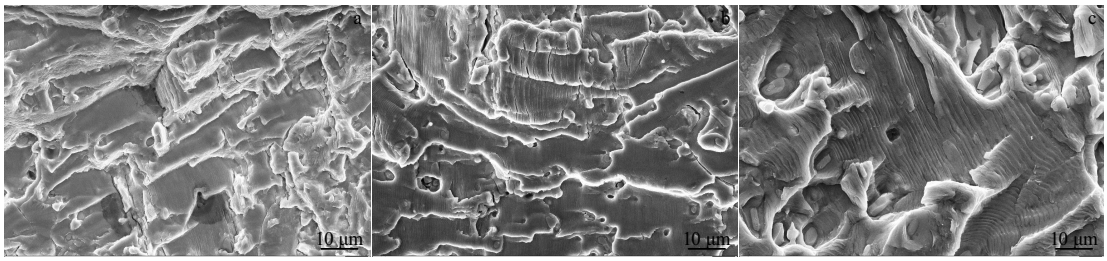


图 8　未标印及 2 种标印工艺加工后的 2A70 铝合金高周疲劳扩展区形貌

Fig.8　Morphologies of the high-cycle fatigue extension zones of 2A70 aluminum alloy after unmarked (a) and two marking processes of vibration marking (b), and laser marking (c)

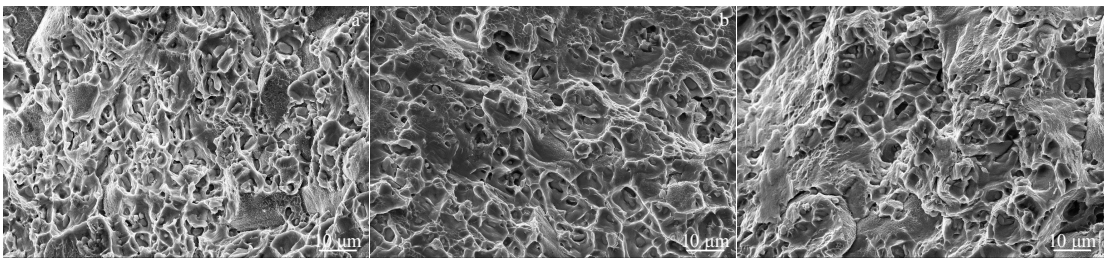


图 9 未标印及 2 种标印工艺加工后的 2A70 铝合金高周疲劳瞬断区形貌

Fig.9　Morphologies of the high-cycle fatigue transient fracture zones of 2A70 aluminum alloy after unmarked (a) and two marking processes of vibration marking (b), and laser marking (c)

过程中温度高，但作用时间极短，打标过程中几乎不可能使原本具有组织遗传性的形态粗大的 Al_9FeNi 细化并发挥其高温强化的作用[14]。在循环应力作用下，粗大的 Al_9FeNi 相会强烈阻碍位错，并在该相附近产生应力集中，当局部应力集中超过第二相粒子本身的断裂强度或其与基体的结合强度时，第二相粒子沿界面与基体分离[15]，为疲劳裂纹提供了优先扩展的路径如图 4b，图 10 为图 4b 中箭头处第二相能谱分析。这些扩展路径的出现降低了疲劳裂纹扩展所需要的能量，使裂纹更易于扩展，从而随着第二相粒子体积分数的增加，势必会降低疲劳裂纹的扩展抗力，进而提高疲劳裂纹扩展速率，降低疲劳寿命，加速断裂。

与激光标印相比，振动标印的加工过程也可以形象地看做是将标印附近粒子均匀打碎的过程。且加工后留下的标印痕迹也较为平缓，标印附近应力集中程度很小，空位以及位错分布均匀。原子扩散速度较慢，S'相析出速度较为平缓，S'相细小，分布均匀弥散。析出的 S'相弥散分布在基体中，S'相与基体具有一定的位向关系、共格关系，界面结合较好，对疲劳性能起到了一定的强化作用[4]。在振动标印加工过程中发生变形后，难溶于 α(Al)基体的 Al_9FeNi 相碎块分布在晶粒内部和晶粒边界上，形态由最初的粗大片状转化为细小片状，组织更为均匀。稳定的 Al_9FeNi 相控制了晶粒尺寸，减小了对 2A70 铝合金力学性能的不利影响[16]。在 2 种标印工艺加工后同样留下标印痕迹、造成应力集中的情况下，振动标印后仍起到了部分强化效果，在同等条件作用下，较激光标印后试样的高周疲劳寿命高出了 37%。

由此可见，应力集中的程度和第二相、强化相体积分数及尺寸的变化是影响疲劳寿命的最主要原因。激光标印加工的试样中，Al_9FeNi 体积分数为 5.2%，平均尺寸为 60.5 μm。S'相体积分数为 0.27%，平均尺寸为 12.8 μm；振动标印试样中，Al_9FeNi 体积分数为 1.9%，平均尺寸为 42.3 μm。S'相体积分数为 0.1%，平均尺寸 7 μm。同样在应力水平为 270 MPa 时，振动标印后中值疲劳寿命为 102×10^3 cycle，激光标印后中值疲劳寿命为 16×10^3 cycle。与未标印 2A70 合金中值疲劳寿命相比，振动标印后 2A70 合金中值疲劳寿命下降了 67%，而激光标印工艺标印后 2A70 合金中值疲劳寿命下降了 95%。也就是说同样在有预变形，存在应力集中的基础上，振动标印起到的强化作用大大抵消了标印痕迹对材料疲劳寿命的损伤。这些因素共同作用导致振动标印下的 2A70 铝合金高周疲劳性能远远优于激光标印。

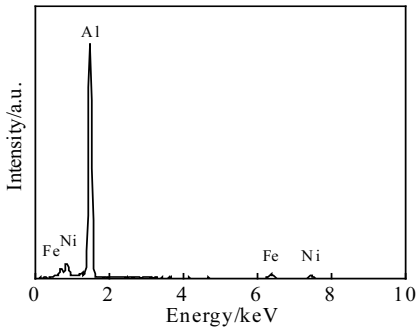


图 10　图 4b 箭头处第二相能谱分析

Fig.10　EDS spectrum of the second phase at the arrow in Fig.4b

4　结　论

1）振动标印后高周中值疲劳平均寿命为 102×10^3 cycle，激光标印后中值疲劳寿命为 16×10^3 cycle。与未标印 2A70 铝合金高周疲劳寿命相比，振动标印后 2A70 铝合金中值疲劳寿命下降了 67%，而激光标印工艺标印后 2A70 铝合金中值疲劳寿命下降了 95%。

2）激光标印后的形貌较为尖锐而振动标印后形貌较为平缓。

3）激光标印加工的试样中，Al_9FeNi 体积分数为 5.2%，平均尺寸为 60.5 μm。S'相体积分数为 0.27%，平均尺寸为 12.8 μm；振动标印试样中，Al_9FeNi 体积分数为 1.9%，平均尺寸为 42.3 μm。S'相体积分数为 0.1%，平均尺寸 7 μm。

4）激光标印附近尖锐的形貌造成了较大程度的应力集中，为裂纹扩展提供了能量。标印附近粗大的 Al_9FeNi 相会强烈阻碍位错，为疲劳裂纹提供了优先扩展的路径，进而加速最终的疲劳断裂，导致疲劳寿命低于振动标印后的试样。

参考文献　References

[1] Zhang Jianguo(张建国), Zhou Shuang(周 霜), You Lingfei(游令非) *et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2019, 40(12): 109

[2] Yan Kai(燕 凯), Wang Ting(王 婷), Kang Jingyu(康靖宇) *et al. New Technology & New Products of China*(中国新技术新产品)[J], 2017, 24: 82

[3] Zhou Shiyou(周世友). *Study on Local Residual Stress at Impact Pit Defect on Surface of 2A12 Aluminum Alloy*(2A12 铝合金表面冲击凹坑缺陷局部残余应力研究)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019

[4] Wang Jianhua(王建华). *Study on Microstructures and Mechanical Properties of Heat Resistance Aluminum alloy 2618*(2618 耐热铝合金的组织与力学性能的研究)[D]. Changsha: Central South University, 2003

[5] Ren Xin, Peng Lijun, Huang Guojie *et al. Journal of Alloys and Compounds*[J], 2018, 731(15): 1014

[6] Yu Kun, Li Songrui, Li Wenxian *et al. Transactions of Nonferrous Metals Society of China*[J], 1999, 9(3): 593

[7] Ren Xin(任 欣), Zhang Junli(张军利), Wang Zhao(王 昭) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2016, 45(12): 3227

[8] Ma Chunyu(马春雨), Li Zhi(李 智), Liu Changsheng(刘常升) *et al. Light Alloy Fabrication Technology*(轻合金加工技术)[J], 2004(1): 40

[9] Xu Luopeng(许罗鹏), Cao Xiaojian(曹小建), Li Jiukai(李久楷) *et al*. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2017, 46(1): 83

[10] Chen Yuanyuan(陈圆圆), Zheng Ziqiao(郑子樵), Cai Biao(蔡彪) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2011, 40(11): 1926

[11] Zheng Ziqiao(郑子樵), Chen Yuanyuan(陈圆圆), Zhong Liping(钟利萍) *et al. The Chinese Journal of Nonferrous Metals*(中国有色金属学报)[J], 2010, 20(1): 37

[12] Shen Jian(沈 健), Zhang Siqi(章四琪), Zhang Xinming(张新明) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 1994, 23(5): 29

[13] Wang Jianhua(王建华), Yi Danqing(易丹青), Chen Kanghua (陈康华) *et al. The Chinese Journal of Nonferrous Metals*(中国有色金属学报)[J], 2001, 11(2): 206

[14] Liu Changsheng(刘常升), Li Haixiong(李海雄), Yang Mijun (杨弥珺) *et al. Journal of Northeastern University, Natural Science*(东北大学学报,自然科学版)[J], 2012, 33(4): 517

[15] Tang Mingkai(汤名锴). *Study on Surface Microstructure and Properties of 7075 Aluminum Alloy Laser Marking*(7075 铝合金激光标刻制备表面微结构及其性能研究)[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2017

[16] Oguocha I N A, Yannacopoulos S. *Journal of Materials Science*[J], 1996, 31(21): 5615

Effect of Different Marking Processes on High Cycle Fatigue Performance of 2A70 Aluminum Alloy

Zhou Song[1], Hu Xinyue[1], An Jinlan[1,2], Xu Liang[1], Wang Lei[1,2]

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

(2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang 110136, China)

Abstract: The high cycle fatigue properties and fracture mechanism of 2A70 aluminum alloy after laser and vibration marking were studied. The results show that compared with the base material, the median fatigue life of 2A70 alloy after vibration marking decreases by 67% and that after laser marking decreases by 95%, which is only 16% of that of 2A70 alloy after vibration marking. In contrast, the morphology near vibration marking is more gentle, the stress concentration degree is smaller, the size of S' phase is smaller, the volume fraction is higher, the size of Al_9FeNi phase is smaller, the volume fraction is higher, the crack initiation and propagation rate is lower, and the fatigue life is longer. The high cycle fatigue performance of 2A70 aluminum alloy after vibration marking is much better than that after laser marking due to the joint action of stress concentration, precipitation phase size and volume fraction.

Key words: High cycle fatigue; 2A70 aluminum alloy; stress concentration; precipitation phase

Corresponding author: Xu Liang, Professor, School of Mechanical and Electrical Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, P. R. China, Tel: 0086-24-89728640, E-mail: sysyxu@163.com