

激光喷丸与机械喷丸复合强化对 2124-T851 铝合金疲劳寿命的影响

王强¹, 高国强², 罗学昆¹

(1. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095;
2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

摘要: 目的 研究激光喷丸 (LSP)、机械喷丸 (SP) 及其复合强化 (LSP+SP) 对 2124-T851 铝合金四点弯曲疲劳寿命的影响。方法 激光喷丸强化的脉冲激光能量为 6 J, 脉冲宽度为 20 ns, 光斑直径为 2 mm, 半圆搭接。喷丸强化采用直径为 0.3 mm 的陶瓷弹丸, 喷丸压力为 0.2 MPa, 喷丸覆盖率大于 100%。采用 X 射线衍射的方法测定强化层的残余应力。采用显微硬度仪测定显微硬度。在 MTS 伺服试验机上测定试样四点弯曲疲劳寿命。使用扫描电子显微镜观察疲劳试样断口。采用列表梯形法分析计算试样的疲劳裂纹扩展寿命和萌生寿命, 分析机械喷丸和激光喷丸强化层性能对疲劳寿命的影响。结果 LSP+SP 试样残余应力场和硬度场近表层的数值与 SP 试样相近, 表面残余应力为 -260 MPa, 表面硬度为 178HV。LSP+SP 试样残余压应力场和应变硬化场深度与 LSP 试样相近, 可达 3 mm 以上。与未强化 (AR) 试样相比, SP、LSP 和 LSP+SP 试样的平均疲劳寿命分别提高了 214%、217% 和 312%。结论 喷丸强化的显著应变硬化作用提高了 SP 试样和 LSP+SP 试样的裂纹萌生寿命, 激光喷丸强化引入的深层残余压应力场提高了 LSP 和 LSP+SP 试样的裂纹扩展寿命, LSP+SP 复合强化兼具 SP 和 LSP 工艺的疲劳寿命强化作用。

关键词: 激光喷丸; 显微硬度; 残余应力; 疲劳寿命

中图分类号: TG135; V261.8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2021)04-0096-07

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2021.04.009

Effect of Laser Shot Peening and Shot Peening Compound Strengthening Process on Fatigue Life of 2124-T851 Aluminum Alloy

WANG Qiang¹, GAO Guo-qiang², LUO Xue-kun¹

(1. AECC Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095, China;
2. AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Ltd, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: Effect of Laser shot peening (LSP)、shot peening (SP) and compound strengthening (LSP+SP) process on fatigue life of 2124-T851 aluminum alloy were researched. The samples were laser shot peening with the pulse energy 6 J, pulse width 20 ns, spot diameter 2 mm and overlapping rate 50%, and were shot peening with the ceramic shot ϕ 0.3 mm, shot pressure 0.2 MPa and coverage more than 100%. Residual stress was test by X Ray diffraction. Meanwhile microhardness and four-point bending

收稿日期: 2020-03-11; 修订日期: 2020-06-10

Received: 2020-03-11; Revised: 2020-06-10

作者简介: 王强 (1983—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为表面强化与表面完整性。邮箱: 107584310@qq.com

Biography: WANG Qiang (1983—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: surface strengthening and integrity. E-mail: 107584310@qq.com

引文格式: 王强, 高国强, 罗学昆. 激光喷丸与机械喷丸复合强化对 2124-T851 铝合金疲劳寿命的影响[J]. 表面技术, 2021, 50(4): 96-102.
WANG Qiang, GAO Guo-qiang, LUO Xue-kun. Effect of laser shot peening and shot peening compound strengthening process on fatigue life of 2124-T851 aluminum alloy[J]. Surface technology, 2021, 50(4): 96-102.

fatigue life were tested. The fatigue striation spacing was observed and measured by SEM, and the initiation and propagation life were obtained using schedule trapezium method. The results show that the value of near surface microhardness and residual stress on LSP+SP sample are similar with SP sample's, the surface residual stress is about -260 MPa, the surface microhardness is about 178HV. On the other hand, the depth of residual compressive stress and strain-hardening field are as same as SP sample's, which are about 3mm. Comparing with the unstrengthening samples, the average fatigue life of SP, LSP and LSP+SP sample increase by 214%, 217% and 312%. The increasing of initiation life results in the effect of strain-hardening induced by SP process. The deep residual compressive stress filed induced by LSP process increase the propagation life of LSP and LSP+SP samples. In conclusion, the LSP+SP compound strengthening process has the fatigue life-strengthen effect both the LSP and SP process.

KEY WORDS: laser shot peening; microhardness; residual stress; fatigue life

激光喷丸强化和机械喷丸强化是目前航空领域应用最广泛的两种疲劳强化技术。机械喷丸强化的特点是工艺可达性好、处理效率高和成本低等，广泛应用于发动机转动件，飞机起落架、机身框梁和接头等^[1-3]。激光喷丸强化的特点是强化层深度大、表面质量好、控制精度高等，主要应用于发动机钛合金风扇/压气机叶片^[4-7]、机身钛合金和铝合金零件的应力集中关键疲劳区域^[8-12]。在航空用铝合金激光喷丸强化研究方面，国内外众多文献报道了激光喷丸工艺对铝合金残余应力、显微硬度和疲劳性能影响的研究工作^[13-17]，并采用计算机仿真，理论计算和试验研究方法，从塑性变形机制、应变硬化特点等方面开展了激光喷丸强化和机械喷丸强化两种工艺的对比研究^[18-21]，为工程上的工艺选择和参数开发提供了依据。激光喷丸强化和机械喷丸强化的疲劳强化机理相同，但是由于能量的输出形式和大小不同，强化层性能及其对疲劳影响的特点具有显著差异，激光喷丸强化和机械喷丸复合强化工艺可发挥协同作用，目前国内外对航空

用铝合金的激光喷丸强化和机械喷丸复合强化研究较少。

本文研究航空铝合金激光喷丸、机械喷丸和复合强化技术，测定显微硬度、残余应力、疲劳寿命，使用疲劳断口反推的方法分析计算了试样的疲劳裂纹萌生和扩展寿命，分析强化层显微硬度及其对试样疲劳裂纹萌生寿命的影响，强化层残余应力及其对试样疲劳裂纹扩展寿命的影响。本文使用断口反推方法探讨了航空铝合金激光喷丸与机械喷丸复合强化工艺的疲劳寿命增益机理，相关研究国内外未见公开报道，本文工作为实现上述复合强化工艺的工程应用提供理论与试验依据。

1 试验

1.1 材料

采用厚度为 50 mm 的 2124-T851 铝合金板材，材料主要成分见表 1，拉伸性能见表 2。

表 1 2124-T851 铝合金的合金化学成分
Tab.1 Chemical composition of aluminum alloy 2124-T851

								wt%
Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
0.20	0.30	3.8~4.9	0.30~0.9	1.2~1.8	0.10	0.25	0.15	Bal.

表 2 2124-T851 铝合金的拉伸性能
Tab.2 Tensile property of 2124-T851

Direction	σ_b /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	δ_5 /%	ψ /%
L	485	450	11.5	28.6
L-T	480	442	8.3	19.0

1.2 试样制备

试验用试样四点弯曲疲劳试样见图 1，试样取样方向为原材料的长度方向，试样机械加工表面最终为磨削加工状态，表面粗糙度 $Ra=0.4\ \mu\text{m}$ 。

根据表面强化处理工艺不同，试样共分为 4 组，每组各 6 件。第 1 组为机械加工后未强化状态（以下

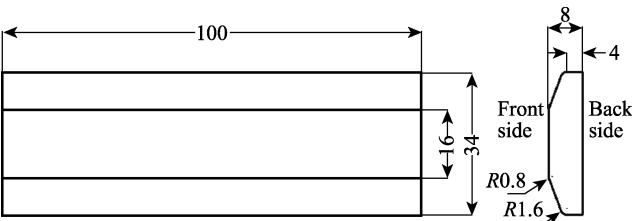


图 1 四点弯曲疲劳试样图
Fig.1 Four point bending fatigue sample

简称 AR)。第 2 组为机械加工后机械喷丸强化状态（以下简称 SP），机械喷丸使用气动式数控喷丸机，喷丸采用直径为 0.3 mm 的陶瓷弹丸，喷丸压力为 0.2 MPa，喷丸覆盖率大于 100%，喷丸处理区域为试

样全表面。第3组为机械加工后激光喷丸强化状态(以下简称LSP),激光喷丸使用高能脉冲激光强化设备,脉冲激光能量为6 J,脉冲宽度为20 ns,光斑尺寸为2 mm,采用半圆搭接方式对图2所示区域进行激光喷丸强化处理,处理面为试样的正面(front side)。第4组为机械加工后激光与喷丸复合强化状态(以下简称LSP+SP),一次使用3种状态的激光喷丸处理工艺和第2种状态的机械喷丸处理工艺对试样进行强化处理。

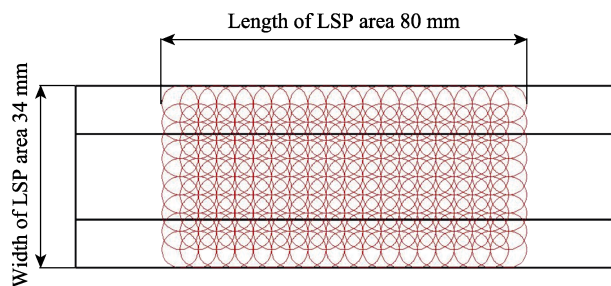


图2 激光喷丸区域示意图
Fig.2 The area of laser shot peening

1.3 残余应力测试

每组试样各取1件进行残余应力测试。在加拿大Proto公司的LRXD型X射线衍射残余应力分析仪上,测定试样表面残余应力值,并使用电解抛光的方法逐层去除试样表层材料,测定试样沿垂直于强化表面方向不同深度位置的残余应力值。绘制不同表面强化处理试样的强化层残余应力场,分析残余应力场的分布规律并对比不同表面强化状态下的残余应力场特征,研究强化层残余应力场对试样疲劳寿命的影响。

1.4 显微硬度测试

每组试样各取1件进行显微硬度测试,用电火花线切割的方法切取垂直于强化表面的横截面,镶样后横截面经砂纸打磨并抛光,使用HMAS.C1000SZA显微硬度仪测定距强化表面不同深度处的显微硬度值,显微硬度测试载荷为50 g。绘制不同表面强化处理试样的强化层硬度场,分析硬度场的分布规律并对比不同表面强化状态下的硬度特征,研究强化层硬度场对试样疲劳寿命的影响。

1.5 疲劳寿命测试

每组试样各取4件,在MTS伺服试验机上进行四点弯曲疲劳试样,四点弯曲加载上跨距 $D=80$ mm,下跨距 $d=30$ mm,加载的最大应力 $\sigma_{\max}=200$ MPa,应力比 $R=0.1$,频率 $f=10$ Hz。获得每件试样疲劳断裂时的加载循环次数即为该试样的疲劳寿命,计算每种试样的平均疲劳寿命。

1.6 疲劳断口分析

在每组试样的疲劳断口中各选取1件与该组平

均疲劳寿命最接近的试样断口,在FEI Quanta 600扫描电子显微镜下进行疲劳试样断口观察和分析,测量距离疲劳源不同位置处的疲劳条带宽度。使用阶梯法计算疲劳裂纹扩展寿命,并计算疲劳裂纹萌生寿命,分析不同表面强化工艺对疲劳裂纹萌生和扩展寿命的影响。

2 结果与分析

2.1 残余应力测试

残余压应力值的大小和残余压应力场的深度是评价疲劳强化效果的重要指标。图3为残余应力测试结果,可知LSP试样的最大残余压应力值为-200 MPa,出现在试样表面,随着深度的增大,残余压应力值逐渐减小直至出现残余拉应力,LSP试样的残余压应力场深度约为3 mm。SP试样的残余压应力值呈先增大后减小的变化趋势,最大应力值出现在深度为40 μm 处,数值可达-310 MPa,比LSP试样的最大残余压应力值高50 MPa,残余压应力场深度较小,仅为300 μm 。蒋聪盈等人^[22]研究表明,LSP工艺诱发的应力波可在材料深度方向传播,而SP工艺弹丸无法进入材料内部,因此SP工艺引发的塑性变形深度较小,残余压应力场的深度较LSP工艺小。LSP+SP试样的残余应力场在深度为0~100 μm 时与SP试样相似,深度大于100 μm 时与LSP试样相似。

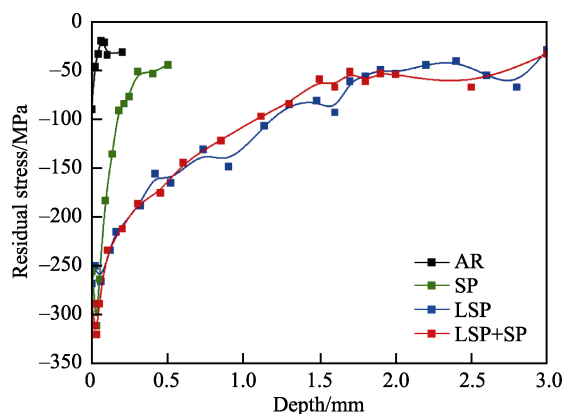


图3 不同深度处的残余应力分布
Fig.3 Residual stress distribution at different depths

2.2 显微硬度测试

图4为显微硬度测试结果。可知基体材料的硬度约为158HV,AR试样表面有轻微加工硬化,硬度为165HV。SP试样近表层硬度显著提高,最高值达178HV,硬度提高幅度达13%,应变硬化层深度约为30 μm 。LSP状态试样在深度为0~3 mm内显微硬度均得到提高,显示激光冲击强化工艺的应变硬化深度可达3 mm,但其硬度最大值为170HV,显示激光冲击强化工艺的应变硬化程度低于喷丸工艺。研究表

明^[23]材料在 SP 和 LSP 工艺作用下具有不同的应变速率, SP 工艺的应变速率较低而产生了更多的位错, 因此表面具有更高的硬度。LSP+SP 试样的应变硬化层深度与 LSP 试样相当, 表层应变硬化程度与 SP 试样相当。

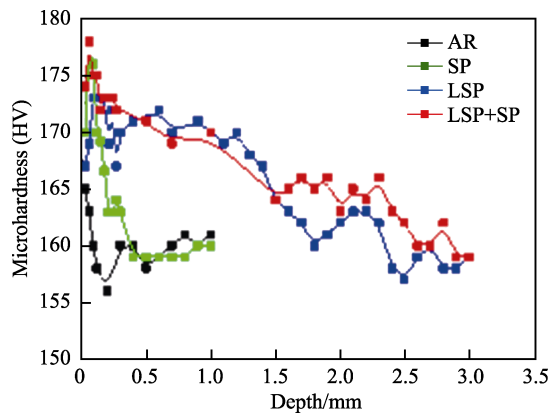


图 4 不同深度处的显微硬度分布
Fig.4 Microhardness distribution at different depths

2.3 疲劳寿命测试

不同状态试样四点弯曲平均疲劳寿命测试结果见表 3。与 AR 试样相比, SP、LSP 和 LSP+SP 试样的平均疲劳寿命分别提高了 214%、217%和 312%。结果表明, 单独使用机械喷丸或激光喷丸, 对 2124-T851 铝合金四点弯曲疲劳寿命的强化效果相当, 采用先激光喷丸再机械喷丸的复合强化工艺的强化效果更好。

表 3 平均疲劳寿命 (σ_{max}=200 MPa, R=0.1)

Tab.3 The average fatigue life (σ_{max}=200 MPa, R=0.1)

Process	AR	SP	LSP	LSP+SP
Average fatigue life, cycle	54 260	170 226	172 029	2 235 681

2.4 疲劳断口分析

2.4.1 宏观断口观察

在 4 组试样的疲劳断口中, 各选择 1 个与该组平均疲劳寿命接近的试样断口, 分别是 AR 组疲劳寿命为 60 053 周次的试样断口、SP 组疲劳寿命为 172 695 周次的试样断口、LSP 组疲劳寿命为 173 921 周次的试样断口和 LSP+SP 组疲劳寿命为 252 641 周次的试样断口。4 个试样疲劳断口的宏观形貌相似, 见图 5a, 整个裂纹断面平坦, 断口明显可分为 3 个区域, 分别为疲劳源区、扩展区和瞬断区。源区位于试样正面(加载面)中心部位, 裂纹起源后呈放射性扩展, 扩展区宽度约为 3 mm, 其他区域为瞬断区。观察试样疲劳断口源区可知, AR 试样裂纹起源点位于试样表面(图 5b), SP、LSP 和 LSP+SP 试样裂纹起源点均位于试

样表面以下的近表层位置(图 5c 为 LSP+SP 试样疲劳裂纹起源点), 均形成了以裂纹起始点为圆心、半径约为 0.3 mm 的一个平整区域, 该区域是疲劳裂纹前期扩展时, 由于扩展速率较慢, 断口之间反复摩擦而形成的。裂纹扩展前、中、后期可见大量细密的疲劳条带, 疲劳条带宽度分别为 0.1~0.2 μm(见图 5d)、0.4~0.5 μm(图 5e)和 0.8~1.0 μm(图 5f)。疲劳断口的瞬断区则为韧窝形貌(图 5g)。

2.4.2 断口定量分析

疲劳裂纹扩展在断口上形成疲劳条带, 当疲劳裂纹长度为 a 时, 一次循环载荷 dN 使疲劳裂纹扩展 da 的距离^[24], 在断口定量分析技术中可以利用疲劳条带宽度来表征疲劳裂纹扩展速率。断口的定量分析就是利用疲劳条带、针对疲劳扩展阶段进行量化的测量和计算。实际工作中可以运用 Paris 公式或梯形公式, 对构件的疲劳扩展寿命进行反推^[25-26]。本文采用梯形法进行断口定量分析, 计算试样疲劳裂纹扩展寿命, 并得到试样的疲劳萌生寿命。梯形法是基于微分的原理, 将疲劳寿命分成很多的小段然后积累起来, 其表达式见公式(1), 其中 a_n 为第 n 点距离源区的裂纹长度, dN_n/da_n 为第 n 点处裂纹扩展速率的导数。

$$N_f = \sum_{i=1}^n (a_n - a_{n-1}) \cdot \left[\frac{\frac{dN_n}{da_n} + \frac{dN_{n-1}}{da_{n-1}}}{2} \right]$$

(1)

需要指出, 一方面当疲劳裂纹和裂纹顶端塑性变形区只局限在几个晶粒直径范围内时, 裂纹主要沿晶体主滑移系方向以剪切方式扩展, 这一阶段在断口上不产生疲劳条带; 另一方面, 在 Pairs 曲线的第一阶段, 疲劳裂纹扩展速率小于 10^{-6} mm/s, 疲劳条带起伏和间距极小, 本文使用的扫描电镜已无法分辨。因此, 上述两种情况下的疲劳裂纹扩展寿命不纳入计算。通过断口观察可知, 以疲劳裂纹起源点为圆心的 0.3 mm 范围内断口表面被磨平, 无法观测到疲劳条带。因此, 使用梯形法进行疲劳裂纹扩展寿命计算时, 从距离疲劳裂纹起始点 0.3 mm 位置开始, 沿扩展方向对扩展区内距离疲劳裂纹起始点不同距离位置的疲劳条带宽度进行测定, 至 3 mm 位置截止, 为保证测试准确性, 取相邻 10 个疲劳条带的平均宽度。断口疲劳条带相关数据见表 4。利用表 4 中的数据可以得到疲劳裂纹扩展速率与裂纹长度之间的关系曲线(图 6), 由图 6 中的曲线可知, AR 和 SP 试样的疲劳裂纹扩展速率相当, LSP 和 LSP+SP 试样的疲劳裂纹扩展速率相当且显著低于 AR 和 SP 试样。采用列表梯形法计算疲劳扩展寿命(公式(1)), 具体计算数据列入表 4 中的 N_i 栏内。分别计算 4 种状态试样的疲劳裂纹萌生和扩展寿命, 结果见表 5。与 AR 试样相比, SP、LSP 和 LSP+SP 试样的疲劳裂纹扩展寿命分别提高了 1%、65%和 58%, 疲劳裂纹萌生寿命分别提高了 213%、207%和 357%。

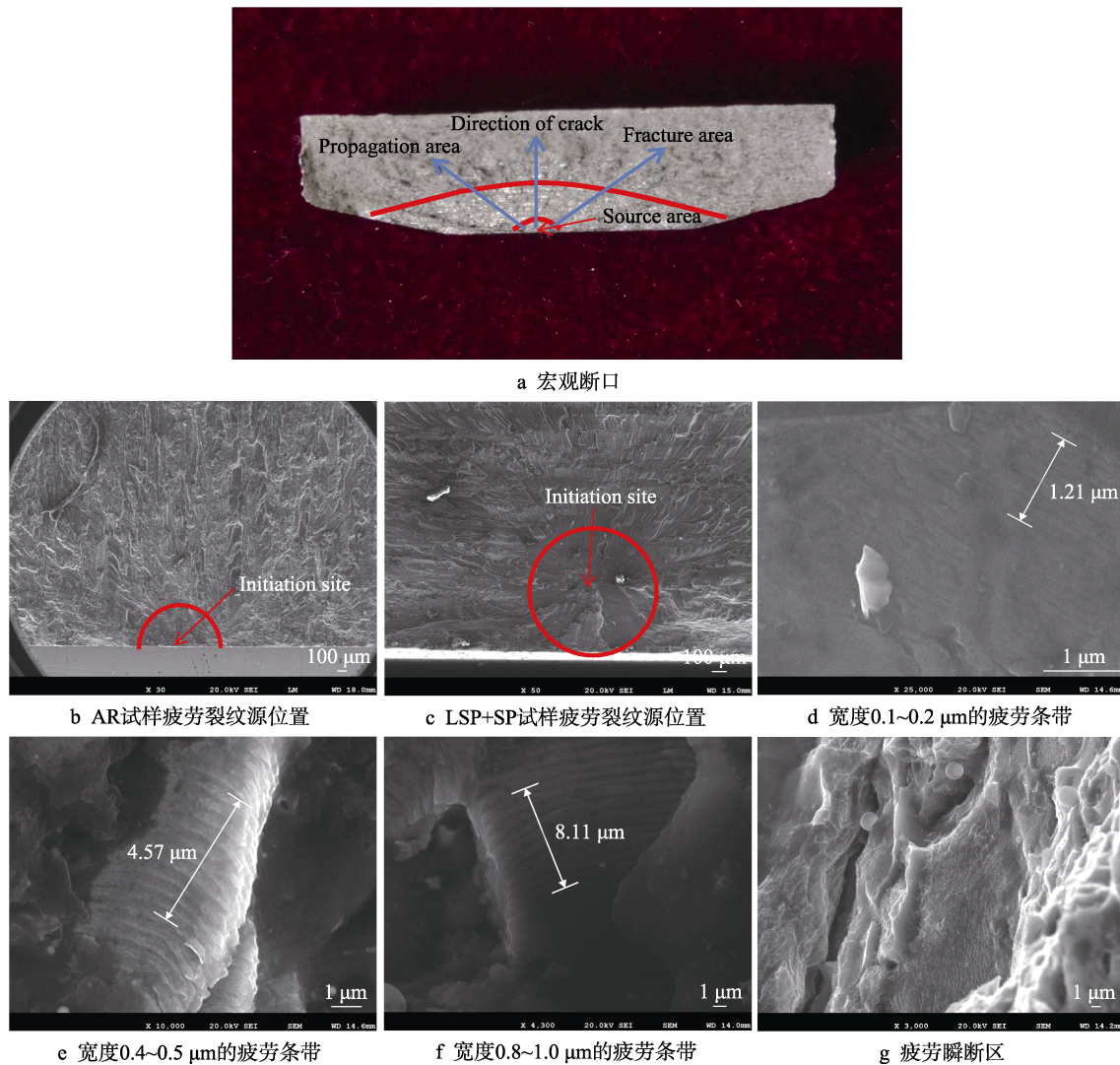


图 5 疲劳试样断口
Fig.5 Fracture of fatigue samples

表 4 断口疲劳条带相关数据
Tab.4 Data on fatigue striations of the fracture

a/mm	AR		LSP		SP		LSP+SP	
	$\frac{da}{dN}/\text{nm}$	N_i	$\frac{da}{dN}/\text{nm}$	N_i	$\frac{da}{dN}/\text{nm}$	N_i	$\frac{da}{dN}/\text{nm}$	N_i
0.3	151	640	119	785	143	595	164	655
0.4	162	1005	137	1379	204	990	143	1357
0.6	258	774	154	1190	200	875	152	1213
0.8	259	743	185	1298	267	721	180	1041
1.0	280	678	132	1323	289	721	206	879
1.2	312	571	177	1024	267	634	254	868
1.4	400	437	218	852	386	504	211	974
1.6	535	356	254	771	409	432	200	957
1.8	590	402	265	708	533	355	219	844
2.0	430	414	302	604	598	345	258	722
2.2	552	379	367	583	562	353	299	621
2.4	506	347	322	554	570	332	349	482
2.6	670	262	411	484	639	265	512	409
2.8	885	211	415	378	925	209	467	375
3.0	1024		728		990		620	

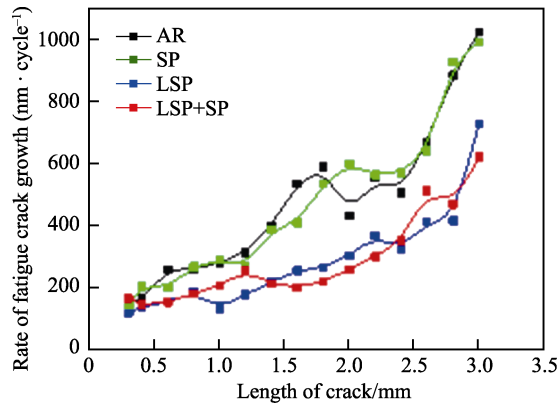


图 6 不同裂纹长度下的疲劳裂纹扩展速率
Fig.6 The rate of fatigue crack growth at different crack length

表 5 疲劳裂纹萌生和扩展寿命
Tab.5 Crack initiation and propagation life

Process	AR	SP	LSP	LSP+SP
Propagation life (cycle)	52 836	165 366	161 987	241 244
Initiation life (cycle)	7217	7329	11 934	11 397

材料的疲劳过程主要包括疲劳裂纹萌生和疲劳裂纹扩展，疲劳裂纹萌生主要受材料强度的影响，疲劳裂纹扩展速率则是裂纹尖端应力场强度因子 ΔK 和应力比 R 的函数^[27]。文中试样的疲劳裂纹萌生于表面或近表层，因此表面和近表层的材料局部强度决定了其疲劳裂纹萌生寿命。2.2 节中显微硬度测试结果表明，SP 和 LSP+SP 试样表面和近表层显微硬度的提高幅度较大，说明应变硬化作用提高了材料表面和近表层的局部强度。表 5 中疲劳数据表明，SP 和 LSP 试样的疲劳裂纹萌生寿命的提高幅度都达到 200% 以上；LSP 试样表面显微硬度的提高幅度较小，但是疲劳裂纹萌生寿命仍然提高了 207%，分析主要原因是受测试条件的限制，本文测试疲劳裂纹扩展寿命的起始裂纹长度是 0.3 mm，因此表 5 中的疲劳裂纹萌生寿命中一部分为裂纹长度小于 0.3 mm 时扩展寿命的贡献。

2.1 节中残余应力测试结果表明，LSP 和 LSP+SP 试样残余压应力场的深度均达到 3 mm 以上，当疲劳裂纹由表面/近表层向材料内部扩展时，残余压应力降低了循环载荷作用在试样上的平均应力，继而循环应力比 R 降低，因此疲劳裂纹在试样残余压应力场内扩展时的扩展速率显著降低（如图 6 所示），疲劳裂纹扩展寿命提高，LSP 和 LSP+SP 状态试样的疲劳裂纹扩展寿命均提高了 58% 以上。

3 结论

1) LSP+SP 试样残余应力场和应变硬化场近表层的数值与 SP 试样相近，表面残余应力为 -260 MPa，表面硬度为 170HV。

2) LSP+SP 试样残余应力场和应变硬化场的深度与 LSP 试样相近，可达 3 mm 以上。

3) 喷丸强化的显著应变硬化作用提高了 SP 和 LSP+SP 试样的裂纹萌生寿命，提高幅度达 200% 以上。

4) 激光喷丸强化引入的深层残余压应力场提高了 LSP 和 LSP+SP 试样的裂纹扩展寿命，提高幅度达 58% 以上，因此 LSP+SP 复合强化工艺对提高疲劳裂纹萌生寿命和扩展寿命均有利。

参考文献：

[1] 张新华. 喷丸强化技术及其应用与发展[J]. 航空制造工程, 2017(1): 454-459.
ZHANG Xin-hua. Shot peening technology and its application development[J]. Aeronautical manufacturing technology, 2017(1): 454-459.

[2] KYUN T C, KYUNG S, SANG H O, et al. Surface hardening of aluminum alloy by shot peening treatment with Zn based ball[J]. Materials science and engineering A, 2012, 543: 44-49.

[3] KOVAC H, BOZKURT B Y B, YETIM C A F, et al. The effect of surface plastic deformation produced by shot peening on corrosion behavior of a low-alloy steel[J]. Surface & coatings technology, 2009, 360: 78-86.

[4] 赵恒章, 侯红苗, 贾蔚菊, 等. 钛合金激光冲击强化技术的研究与应用[J]. 钛工业进展, 2016, 33(4): 7-11.
ZHAO Hong-zhang, HOU Hong-miao, JIA Wei-ju, et al. Research and application on laser shock peening of titanium alloy[J]. Titanium industry progress, 2016, 33(4): 7-11.

[5] 胡雅骥, 陈彦初, 陈冬. 激光冲击强化技术在航空发动机叶片上的应用研究[J]. 燃气轮机试验与研究, 2009, 22(3): 54-56.
HU Ya-Ji, CHEN Yan-chu, CHEN Dong. Research on the application of laser shock processing technology on aero-engine blade[J]. Gas turbine experiment and research, 2009, 22(3): 54-56.

[6] ZOU Shi-kun, WU Jun-feng, ZHANG Yong-kang, et al. Surface integrity and fatigue life of Ti17 compressor blades subjected to laser shock peening with square spots[J]. Surface & coatings technology, 2018, 347: 398-406.

[7] CELLARD C, RETRAINT D, FRANCOIS M, et al. Laser shock peening of Ti-17 titanium alloy: Influence of process parameters[J]. Materials science and engineering A, 2012, 532: 362-372.

[8] 姜银方, 丁报, 程志军, 等. 激光喷丸范围对小孔构件残余应力场的影响[J]. 激光技术, 2014, 38(2): 201-204.
JIANG Yin-fang, DING Bao, CHENG Zhi-jun, et al. Effect of laser peening area on residual stress field in small-hole specimens[J]. Laser technology, 2014, 38(2): 201-204.

[9] 鲁金忠, 张永康, 钱小明, 等. 激光处理对 Ti6Al4V 焊缝表面应力状况的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 1-6.

- 2007, 37(7): 869-872.
- LU Jin-zhong, ZHANG Yong-kang, QIAN Xiao-ming, et al. Effects on residual stresses of Ti6Al4V electron beam welding line by laser shock processing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 37(7): 869-872.
- [10] KARTHIK D, KALAINATHAN S, SWAROOP S. Surface modification of 17-4 pH stainless steel by laser peening without protective coating process[J]. Surface & coatings technology, 2015, 278: 138-145.
- [11] LIU Peng, SUN Si-yu, XU Shu-bo, et al. Microstructure and properties in the weld surface of friction stir welded 7050-T7451 aluminum alloys by laser shock peening[J]. Vacuum, 2018, 152: 25-29.
- [12] YANG J M, HER Y C, HAN Nan-lin, et al. Laser shock peening on fatigue behavior of 2024-T3 Al alloy with fastener holes and stop holes[J]. Materials science and engineering, 2001, 298: 296-299.
- [13] 范勇, 王声波, 吴鸿兴, 等. 航空铝合金材料激光冲击强化试验研究[J]. 激光技术, 2003, 27(4): 273-275.
- FAN Yong, WANG Sheng-bo, WU Hong-xing, et al. Experimental research of laser shock processing on aerial aluminum alloy[J]. Laser technology, 2003, 27(4): 273-275.
- [14] 王东峰, 汪定江, 冯春晓. 激光冲击喷丸对 LY12 铝合金疲劳寿命的影响[J]. 材料热处理, 2006, 35(18): 35-38.
- WANG Dong-feng, WANG Ding-hong, FENG Chun-xiao. Effect of laser shock peening on fatigue life of LY12 alloy[J]. Material & heat treatment, 2006, 35(18): 35-38.
- [15] 王学德, 李启鹏, 王路成, 等. 激光冲击强化对 LY2 铝合金残余应力、显微硬度及疲劳性能的影响[J]. 机械工程材料, 2012, 36(11): 82-84.
- WANG Xue-dong, LI Qi-peng, WANG Lu-chen, et al. Effects of laser shock peening on residual stress, microstructure and fatigue property of LY2 aluminum alloy[J]. Materials for mechanical engineering, 2012, 36(11): 82-84.
- [16] HATAMLEH O. A comprehensive investigation on the effects of laser and shot peening on fatigue crack growth in friction stir welded AA 2195 joints[J]. International journal of fatigue, 2009, 31: 974-988.
- [17] WANG J T, ZHANG Y K, CHEN J F, et al. Effect of laser shock peening on the high-temperature fatigue performance of 7075 aluminum alloy[J]. Materials science & engineering A, 2017, 704: 459-468.
- [18] 李彬. 7075 铝合金不同表面强化工艺的对比试验研究[J]. 轻合金加工技术, 2016(11): 36-44.
- LI Bin. Contrast test of different surface strengthening processes on 7075 Al alloy[J]. Light alloy fabrication technology, 2016(11): 36-44.
- [19] 高玉魁. 不同表面改性强化处理对 TC4 钛合金表面完整性及疲劳性能的影响[J]. 金属学报, 2016(8): 915-922.
- GAO Yu-kui. Influence of different surface modification treatment on surface integrity and fatigue performance of TC4 titanium alloy[J]. Acta metallurgica sinica, 2016(8): 915-922.
- [20] RODOPOULOS C A, ROMERO J S, CURTIS S A. Effect of controlled shot peening and laser shock peening on the fatigue performance of 2024-T351 aluminum alloy[J]. ASM international, 2003, 12: 414-419.
- [21] HAROLD L, MICHAEL R. The effects of laser peening and shot peening on high cycle fatigue in 7050-T7451 aluminum alloy[J]. Materials science and engineering A, 2010, 527: 699-707.
- [22] 蒋聪盈, 黄露, 王婧辰, 等. TC4 钛合金激光冲击强化与喷丸强化的残余应力模拟分析[J]. 表面技术, 2016, 45(4): 5-9.
- JIANG Cong-yin, HUANG Lu, WANG Qian-chen, et al. Simulation analysis of the residual stress field of TC4 Ti alloy under laser shock peening and shot peening[J]. Surface technology, 2016, 45(4): 5-9.
- [23] PEYRE P. Laser induced shock waves as surface treatment for 7075-T7351 aluminum alloy[J]. Surface engineering, 1995, 1(11): 47-52.
- [24] 张栋, 钟培道, 陶春虎. 机械失效的实用分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997: 111-401.
- ZHANG Dong, ZHONG Pei-dao, TAO Chun-hu. Analysis on mechanical failures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997: 111-401.
- [25] 张焱, 章文峰, 闫海. 断口定量分析在评估构件疲劳寿命中的应用[J]. 材料工程, 2000(4): 45-48.
- ZHANG Yi, ZHANG Wen-feng, YAN Hai. Quantitative analysis in evaluating fatigue life of components[J]. Journal of materials engineering, 2000(4): 45-48.
- [26] 刘新灵, 张峥, 陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 9.
- LIU Xin-lin, ZHANG Zhen, TAO Chun-hu. Quantitative analysis on fatigue fracture[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 9.
- [27] 王中光. 材料的疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998: 243-246.
- WANG Zhong-guang. Fatigue of material[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998: 243-246.