激光冲击强化提高主动连杆振动疲劳性能

李启鹏 李应红 何卫锋 刘海雷

(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对某型发动机放气活门主动连杆转接 R 处的疲劳断裂问题,进行了主动连杆激光冲击强化工艺研究;完成了原型件和激光冲击强化、喷丸及加大 R 3 种处理工艺后主动连杆振动疲劳对比试验. 结果表明,在 317 MPa 的应力水平下,激光冲击强化、喷丸和加大 R 后主动连杆疲劳寿命分别为原型件的 5.24 倍、3.89 倍及 1.36 倍;与其它 2 种工艺相比,激光冲击强化具有强化效果好、工艺稳定性高、易于实现等优点,是截至目前减少主动连杆疲劳断裂故障的最佳处理工艺. 主动连杆激光冲击强化后表面粗糙度较小,产生深度约 1.4 mm 的高数值残余压应力层,表层晶粒细化至纳米晶并伴随高密度位错. 三者共同作用可以有效缓解转接 R 处的应力集中,抑制疲劳裂纹在转接 R 处的萌生和扩展,是主动连杆振动疲劳寿命提高的主要原因.

关 键 词: 主动连杆; 激光冲击强化; 疲劳寿命; 粗糙度; 残余压应力; 纳米晶

中图分类号: V 216.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)01-0069-06

LSP to improve vibration fatigue performance of deflation valve lever

Li Qipeng Li Yinghong He Weifeng Liu Hailei

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to solve the fatigue failure of the valve lever fixed in certain aeroengine, the technology of laser shock processing (LSP) on the valve lever was studied. Then, the valve levers of prototype and valve levers processed by LSP, shot peening (SP) and enlarge R were applied to vibration fatigue test. The results show that at the vibrating stress level of 317 MPa, compared with the prototype, LSP, SP and enlarge R could increase the fatigue life by 424%, 289% and 36% distinguishably. The effectivity, stability and operability of LSP make it the best way to decrease fatigue failure of the valve lever at the present time. The LSP strengthening effect on valve lever is attributed to the low roughness, the high numerical compressive residual stress field about 1.4 mm in depth and the grain refinement to nanocrystal accompanied with high density dislocation. The three factors above are the main reasons what LSP could prolong the fatigue life of valve lever, because that they work together could efficiently release the stress concentration at R area as well as restrain the initiation and propagation of fatigue crack.

Key words: valve lever; laser shock processing; fatigue life; roughness; compressive residual stress; nanocrystal

近年来,某型发动机多次发生压气机放气活门主动连杆断裂故障,严重降低了发动机动力系统的可靠性,影响了飞行安全,造成了重大的经济损失. 为了延长主动连杆的使用寿命,降低故障率,403 厂等单位分别对主动连杆采取了改进结构、喷丸强化和激光冲击强化(LSP, Laser Shock

收稿日期: 2010-09-15; **网络出版时间**: 2012-01-06 15:10; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20120106.1510.001

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120106.1510.001.html

基金项目: 国防预研基金资助项目(5132701)

作者简介: 李启鹏(1982 -),男,山东德州人,博士生,dapeng2506@126.com.

Processing)等处理措施. 本文进行了主动连杆激光冲击强化工艺研究,对激光冲击强化提高主动连杆疲劳性能的机理进行了分析;完成了原型件和 3 种工艺处理后主动连杆振动疲劳对比试验,检验了不同处理工艺提高主动连杆疲劳性能的效果.

1 主动连杆激光冲击强化

1.1 激光冲击强化及其优势

激光冲击强化技术是一种新兴的表面强化技术,当短脉冲、高峰值功率密度的激光辐照金属表面时,金属表面涂覆的吸收保护层吸收激光能量并发生爆炸性汽化蒸发,产生高压(>1 GPa)的等离子体冲击波,作用于金属表面并向内部传播,利用冲击波的力效应使表层材料微观组织发生变化,残留较深的压应力,从而显著提高金属材料抗疲劳、耐磨损和防应力腐蚀等性能[1-5]. 与喷丸、抛光等传统强化技术相比,LSP 具有可控与可达性好、影响层深、粗糙度小等优势[6].

1.2 主动连杆强化部位的确定

发生故障的主动连杆断裂位置完全相同,位于主动连杆主轴和摇臂转接 R 处,如图 1 所示.



图 1 主动连杆疲劳断裂形貌图

应用有限元软件对主动连杆工作状态进行模拟,得出振动状态下主动连杆的应力分布(图 2). 从受力分析可以看出,根部转接 R 处存在应力集中,造成局部出现了大的应力区,导致了从该处出现裂纹,并逐步扩展,引起连杆断裂. 因此,工艺方案对主动连杆以裂纹萌生部位为中心的转接 R 处 10 mm 圆周进行激光冲击强化,如图 3 所示.

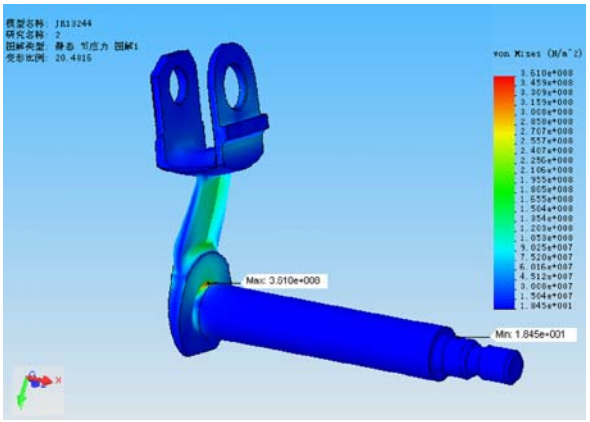


图 2 振动作用下的主动连杆应力分布

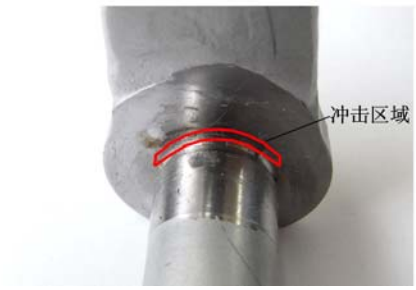


图 3 主动连杆激光冲击强化部位

1.3 主动连杆材料及其性能参数

主动连杆材料为 1Cr12Ni3MoVN,属马氏体热强型不锈钢,具有较高的室温拉伸强度、持久强度及蠕变极限,主要成分见表 1[7],1Cr12Ni3MoVN 材料传动件的主要力学性能参数见表 2[7].

表 1 1Cr12Ni3MoVN 材料主要成分 %

成分	C	Mn	Si	Cr	Ni
质量分数	0.08 ~ 0.13	0.50 ~ 0.90	≤0.35	11.00 ~ 12.00	2.00 ~ 3.00
成分	Mo	V	N	S	P
质量分数	1.50 ~ 2.00	0.25 ~ 0.40	0.020 ~ 0.040	≤0.025	0.030

表 2 1Cr12Ni3MoVN 材料主要力学性能

参数	$\sigma_{0.2}$/MPa	σ_y/MPa	σ_{bH}/MPa	δ_5/%	ψ/%	HB/(N·mm^{-2})
数值	900	1 080 ~ 1 240	1 695	8	50	340 ~ 375

1.4 主动连杆激光冲击强化工艺

选用铝箔作为吸收保护层,厚度为 0.075 ~ 0.15 mm;流水为约束层,厚度为 1.5 ~ 2 mm;波长为 532 nm;脉宽为 10 ns,重复频率设为 1 Hz;光斑直径为 1.2 ± 0.2 mm,搭接率约为 70% ;光束能量 E = 2.0 J,单面冲击.

冲击完成后铝箔形貌如图 4 所示. 经测试,按以上方案进行冲击可在金属表面观察到冲击产生的微凹坑光滑均匀,满足主动连杆粗糙度要求.

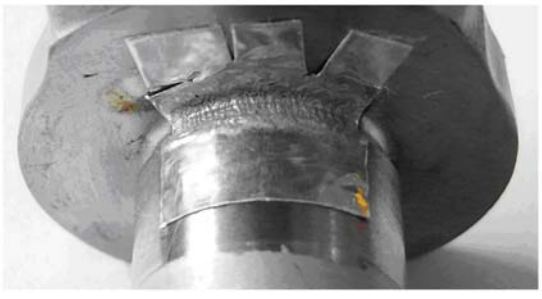


图 4 冲击后转接 R 处形貌(未去铝箔)

2　主动连杆振动疲劳试验

为了检验主动连杆激光冲击强化效果,同时与喷丸强化和加大 R 2 种工艺进行比较,进行了原型件和不同工艺处理后的主动连杆的振动疲劳对比试验.

2.1　振动疲劳试验方案

2.1.1　振动疲劳试验合理性验证

将传动连杆固定后进行一阶振动,其最大应力与该零件的故障位置相重合,试验方案最为简便和快速,因此采取该方法对改进部位进行疲劳强度的考核试验. 首先选取一件未强化的主动连杆进行振动疲劳试验,然后进行疲劳试验件和服役中故障断裂件的断口分析.

结果表明,2 种类型的主动连杆均断裂于转接 R 处,断口平齐,无明显塑性变形,有清晰的疲劳弧线,均属疲劳断裂,断裂特征基本相似. 因此,可以按照此试验方案对主动连杆实际工况进行模拟.

2.1.2　振动疲劳对比试验方案

将主动连杆固定后进行一阶振动,采取该方法对强化部位进行疲劳性能的考核试验. 具体试验方案如下:

1) 由于最大应力位于连杆转接 R 处,无法贴应变片,因此将应变片贴至离最大应力区最近的平坦处,并计算出应力的换算关系.

2) 将连杆转轴部位进行固定,使摇臂在一弯振型下振动,测量一弯频率,并标定振幅与应力之间的关系.

3) 根据测量结果,用有限元计算出的应力分布情况,给出测量部位与换算应力的修正系数为 $k=3.17$,即 $\sigma_{换算}=\sigma_{测量}\times k$. 根据修正系数和振幅与应力标定情况,使最大应力部位的应力在材料的 $0.6\sigma_b$ 附近进行试验,记录出现裂纹时零件所通过的循环数.

4) 根据第 1 件试验情况调整并确定试验载荷,试验循环数在 $10^5\sim10^7$ 之间.

5) 按同样的载荷对主动连杆进行试验,记录循环数,通过循环数的对比,来验证处理效果.

2.2　试验结果与分析

选取不同状态的主动连杆各 3 件并进行编号. 首先在 317 MPa 应力下进行试验,若没有通过 1×10^7 周次则试验终止. 若通过则进入应力为 412 MPa的第二阶段试验;进入 412 MPa 试验后,若没有通过 2×10^7 周次则试验终止,若通过则进入应力为 475.5 MPa 的第三阶段试验;进入第三阶段试验直到零件产生裂纹失效时终止. 试验数据见表 3.

表 3　主动连杆振动疲劳试验数据

连杆状态	编号	疲劳循环次数/10^7 周		
		317 MPa	412 MPa	475.5 MPa
原型件	1	1	1.68	
	2	1	0.06	
	3	0.15		
加大 R	4	0.126		
	5	0.439		
	6	1	2	0.36
喷丸强化	7	1	2	1.8
	8	1	1.8	
	9	1	0.84	
激光强化	10	1	2	0.41
	11	1	2	0.49
	12	1	2	1.9

为了更加直观地对主动连杆疲劳寿命进行比较,应用科汀-多伦累积损伤理论[8]将二、三阶段应力水平下的疲劳寿命换算到第一阶段应力水平下并进行累加,即

$$N_f=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}N_{ij}\left(\frac{\sigma_i}{\sigma_1}\right)^d \tag{1}$$

式中,d 为材料常数,对主动连杆材料取 $d=4.8$;σ_i 为应力水平;N_{ij}为不同处理工艺和应力水平下的疲劳寿命;N_f 为主动连杆在第一阶段应力水平下的疲劳寿命,处理结果见表 4.

表 4　不同处理工艺主动连杆的疲劳寿命

连杆状态	疲劳寿命	
	循环次数/10^7 周	与原型件比值
原型件	2.74	1
加大 R	3.71	1.36
喷丸强化	10.65	3.89
激光强化	14.35	5.24

在 317 MPa 的应力水平下,加大 R 主动连杆的疲劳寿命为原型件的 1.36 倍,虽然在一定程度上延长了主动连杆的振动疲劳寿命,但是,在 3 种处理工艺中效果是最差的,而且加大 R 需要对制造过程中所使用的成型刀进行调整,同时需要将相配的石墨轴承和轴承支架组件的倒角进行相应更改,改动零件较多;喷丸强化后主动连杆的疲劳寿命为原型件的 3.89 倍,进入 475.5 MPa 应力水平的只有 1 件,效果次于激光冲击强化,而且主动连杆转接 R 处的喷丸工艺比较复杂,难以实现工业化应用;激光冲击强化后的主动连杆的疲劳寿命为原型件的 5.24 倍,在 3 种处理工艺中效果最佳,且全部进入 475.5 MPa 的最高应力水平,疲劳数据分散性较小,说明主动连杆激光冲击强化工

艺具有良好的稳定性和可重复性.

通过比较得出,激光冲击强化是一种能够简便有效地延长主动连杆的振动疲劳寿命、提高主动连杆的疲劳可靠性的技术途径.

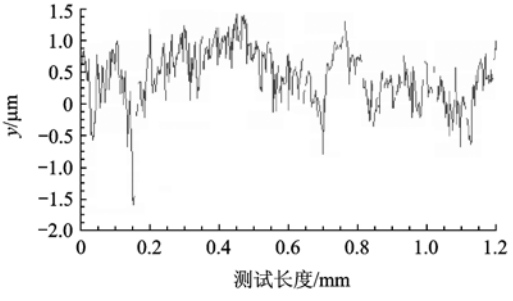
3 激光冲击强化提高主动连杆疲劳性能机理分析

相较于加大 R 和喷丸 2 种改进工艺,激光冲击强化可以更加有效地延长主动连杆的疲劳寿命. 加大 R 虽可以在一定程度上缓解构件的应力集中,但不会产生表面强化工艺所引入的残余压应力、组织细化等强化因素,且受配合限制,R 改进较小,故效果有限;相较于喷丸强化,激光冲击诱导等离子体冲击波产生的表面较低的粗糙度、较深的强化层、强化层内较大的残余压应力及充分的组织细化是其强化效果更好的主要原因.

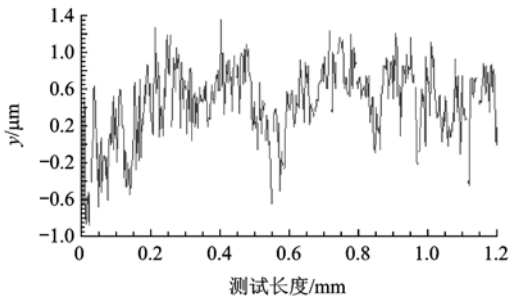
3.1 表面粗糙度的影响

粗糙度对构件疲劳性能的影响主要有 2 方面:在疲劳试验过程中,表面粗糙度的凹谷部位容易引起应力集中,是疲劳裂纹的易萌生部位;应力集中系数会随着表面粗糙度的增大而增大,故表面粗糙度愈高疲劳性能愈差[9].

采用与主动连杆相同的工艺参数分别对 40 mm × 40 mm × 4 mm 试件进行喷丸强化和激光冲击强化,采用英国产 Tayior 5M 型表面轮廓仪进行粗糙度测量. 不同工艺处理后表面粗糙度测试结果见图 5.



a 喷丸强化 R_a 测试



b 激光冲击强化 R_a 测试

图 5 喷丸强化和激光冲击强化后表面粗糙度测试

表面粗糙度的测试结果表明,激光冲击强化对表面粗糙度 R_a 影响较小,仅由原来的 0.402 μm 提高到 0.621 μm,而喷丸处理后的表面粗糙度陡升至 1.264 μm.

通过理论分析与测试得出,相较于喷丸强化,激光冲击强化对杆件表面粗糙度影响要小得多,较好的表面粗糙度导致凹谷部位应力集中系数下降,疲劳裂纹萌生的可能性减小,故强化效果优于喷丸强化.

3.2 残余压应力和组织细化的影响

3.2.1 断口分析

对已失效的主动连杆继续进行疲劳试验直至断裂,采用 JEOL/JSM-6360LV 型扫描电镜对断口进行观察,激光冲击强化后典型断口局部形貌见图 6.

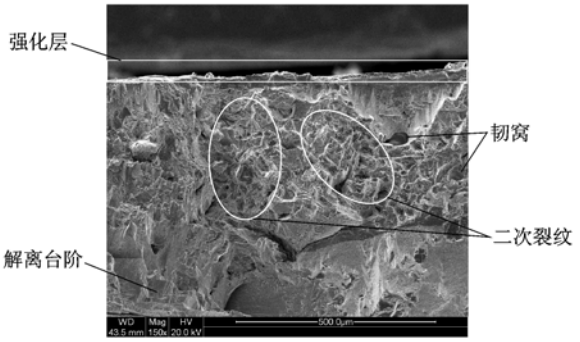


图 6 主动连杆激光冲击强化后典型断口形貌

由图 6 可知,激光冲击强化后裂纹源位于构件的次表层约 0.5 mm 处;强化层中有大量解理台阶和疲劳条带,这是应力状态复杂的断口特征;在深度 0.1 ~ 0.3 mm 区域范围内存在大量的二次裂纹(图中椭圆区域);在靠近 LSP 表面附近的断口上,有大量的浅韧窝,具有瞬断特征;强化最表层约 30 μm 深度范围组织致密(长方形区域). 初步分析,以上断口形貌与激光冲击强化产生的高数值残余压应力和表层组织细化有关,后续试验证明了这一点.

3.2.2 残余压应力测试与影响分析

原始部件、喷丸后和激光冲击强化后部件转接 R 处残余应力沿深度方向测试结果如图 7 所示. 喷丸后残余压应力值较小且影响层较浅;激光冲击后在主动连杆转接 R 处留高数值的残余压应力,在距离表面约 80 μm 处残余压应力值最大,约为 -646.5 MPa,之后随着深度的增加而递减,在深度约为 1.4 mm 时与基体相同.

激光冲击强化后,在距离表面 0.3 mm 处残余压应力数值仍可高达 -600 MPa,使表层得到强化,有效抑制疲劳裂纹在表面的萌生,而是在相对

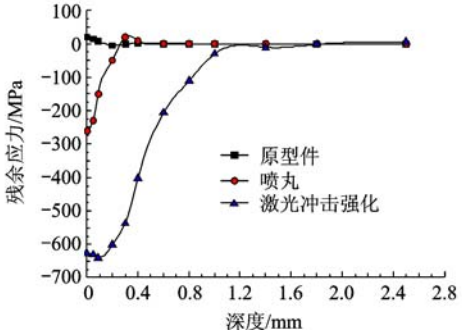


图 7　冲击区域残余压应力沿深度方向的分布

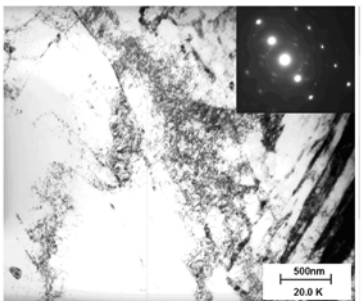
薄弱的次表面约 0.5 mm 处萌生;强化后残余压应力在距离表层约 80 μm 达到最大,在表面至 0.3 mm深度区域内的高数值残余压应力场有效地抑制了疲劳裂纹的扩展,导致在该区域范围内出现了大量的二次裂纹;强化后残余应力场的分布与断口观察结果一致,说明激光冲击强化产生的较大深度、高数值的残余压应力对延长主动连杆疲劳寿命具有重要作用.

3.2.3　组织测量与影响分析

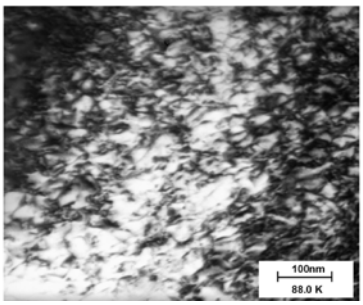
断口分析表明,在强化最表层约 30 μm 深度范围内组织致密,为研究激光冲击强化后表层组织变化情况,对试件激光冲击强化区域切割后制膜,应用 TEM-3010 型透射电子显微镜对强化截面显微组织进行观察和测量. 基体和距离表面 300 μm,100 μm,10 μm 处的 TEM 图像及电子衍射花样见图 8.

图 8a 表明基体组织晶粒较为粗大,选区衍射花样呈现菱形状;图 8b ~ 图 8d 表明在强化表层由深到浅分别出现高密度位错及位错缠结、位错墙及被位错墙分割的亚结构、纳米晶.

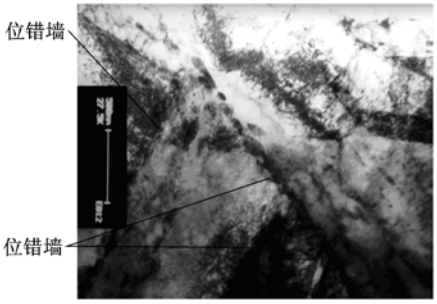
不同深度处组织与激光诱导等离子冲击波传播至该处的强度和持续时间有关,冲击波强度和持续时间决定了强化过程中塑性变形的大小. 1Cr12Ni3MoVN 不锈钢堆垛层错能较高,强化过程中的塑性变形以位错的成核和运动为主要协调机制. 在激光冲击强化过程中,随着变形的加剧,位错萌生和运动能够获得的能量越多,强化过程中产生高密度位错(图 8b),位错在获得足够的能量后开动,发生湮灭或增殖,并相互缠结,形成位错墙,位错墙把晶粒切割成小角度的亚晶(图 8c);距离表层越近塑性变形越剧烈,位错运动导致晶粒的扭转和进一步的细化,在材料表层产生纳米晶(图 8d),纳米晶平均晶粒尺寸为 10 ~ 30 nm,晶粒呈等轴状,大小较为均匀,选区衍射花样呈现连续完整的圆环状,说明晶粒的取向是随机的.



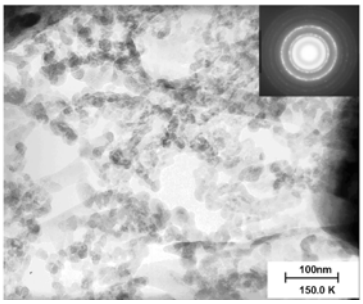
a　基体 TEM 照片及衍射花样



b　高密度位错缠结



c　高密度位错与位错墙



d　表层纳米晶及衍射花样

图 8　不同截面深度处 TEM 图像及电子衍射花样

构件激光冲击强化后显微组织转变提升材料疲劳性能的机理可概括为位错强化和细晶强化.

1)位错强化. 对金属而言,因位错而造成的强化增量($\Delta\sigma_d$)大致同晶体中位错密度的平方根成正比[10]. 由 TEM 分析可知,激光冲击强化可在强化层产生高密度位错和位错缠结,给构件引入了一个有益的强化增量 $\Delta\sigma_d$;

2)细晶强化. 图 8d 表明激光诱导等离子体冲击波使构件表层产生纳米级细化,产生了取向随机的等轴纳米晶,纳米晶提升构件疲劳性能主

要包含以下 2 个因素:首先,在晶粒最细的纳米表层,晶粒中缺陷较少,不利于疲劳裂纹的萌生[11],这一点在断口中疲劳裂纹在次表层萌生得以验证;其次,细化的纳米晶可以提高滑移形变抗力,抑制循环滑移带的形成和开裂,增加裂纹扩展的晶界阻力,疲劳断口深度 30 μm 处疲劳裂纹的转向及椭圆区域大量的二次裂纹验证了纳米晶对疲劳裂纹扩展的阻碍作用.

4 结 论

1) 在 317 MPa 的应力水平下,激光冲击强化后主动连杆疲劳寿命为原型件的 5.24 倍,相较于喷丸和加大 R,激光冲击强化具有强化效果好、工艺稳定性高、易于实现等优点,是截至目前减少主动连杆疲劳断裂故障的最佳处理工艺;

2) 相较于喷丸强化,激光冲击强化在引入有益强化因素的同时对表面粗糙度 R_a 的影响较小,仅由原来的 0.402 μm 提高到 0.621 μm,较好的表面粗糙度导致凹谷部位应力集中系数下降,降低了疲劳裂纹的萌生可能性;

3) 激光冲击强化在构件表层产生了深度约为 1.4 mm 的残余压应力场,在距离表面 0.3 mm 处残余压应力数值仍可高达 -600 MPa;激光冲击强化后表层产生高密度位错及晶粒细化,最表层形成晶粒尺寸 10 ~ 30 nm 的均匀、等轴纳米晶;断口分析证明了残余压应力和组织细化对疲劳裂纹的萌生和扩展起到了有效的抑制作用;

4) 激光冲击强化有效延长了主动连杆的使用寿命,降低了疲劳断裂故障率;研究过程中强化工艺的选择与实施、疲劳试验方案的确定及数据处理方法对其他航空零部件激光冲击强化研究具有借鉴意义.

参考文献 (References)

[1] Montross C S, Wei Tao, Ye Lin, et al. Laser shock processing and its effects on microstructure and properties of metal alloys: a review[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24: 1021 - 1036

[2] Barradas S, Jeandin M, Bolis C, et al. Study of adhesion of protel copper coating of Al2017 using the laser shock adhesion test (LASAT) [J]. Journal of Materials Science, 2004, 39: 2707 - 2716

[3] Zhang Yongkang, Chen Jufang, Xu Renjun. Experimental research of laser shock strengthing AM50 magnesium alloy[J]. Chinese J Lasers, 2008, 35(7): 1068 - 1072

[4] Sano Y, Obata M. Retardation of crack initiation and growth in austenitic stainless steels by laser peening without protective coating[J]. Materials Science and Engineering, 2006, 417(1/2): 334 - 340

[5] Holmlid L, Badiei S. Laser initiated detonation in Rydberg matter with a fast propagating shock wave, releasing protons with keV kinetic energy[J]. Applied Physics Letters, 2005, 344(2/3/4): 265 - 270

[6] Cheng G J, Shehadeh M A. Multiscale dislocation dynamics analyses of laser shock peening in silicon single crystals[J]. International Journal of Plasticity, 2006, 22(12): 71 - 94

[7] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1997
Aeronautical Manufacture Engineering Handbook Edits Committee. Aeronautical manufacture engineering handbook[M]. Beijing: Aerospace Industry Press, 1997(in Chinese)

[8] 但福堂, 陈东林, 李曙林, 等. 飞机发动机强度[M]. 西安:空军工程大学工程学院出版社, 2002
Dan Futang, Chen Donglin, Li Shulin, et al. Intensity of aero-engine [M]. Xi'an: Press of Engineering Institute, Air Force University, 2002(in Chinese)

[9] 马壮. 航空发动机部件激光冲击强化应用基础研究[D]. 西安:空军工程大学工程学院, 2008
Ma Zhuang. Fundamental research of Laser shock processing used on aero-engine parts[D]. Xi'an: Engineering Institute of Air Force University, 2008(in Chinese)

[10] 马康民, 龙霓东. 航空材料及应用[M]. 西安:空军工程大学工程学院出版社, 1995
Ma Kangmin, Long Nidong. Aero-material and its application [M]. Xi'an: Press of Engineering Institute, Air Force University, 1995(in Chinese)

[11] Lu K, Lu J. Surface nanocrystallization(SNC) of metallic materials-presentation of the concept behind a new approach[J]. J Mater Sci Techno, 1999, 15: 193 - 197

(编 辑:文丽芳)