

喷丸处理对铝锂合金激光焊接结构性能的影响

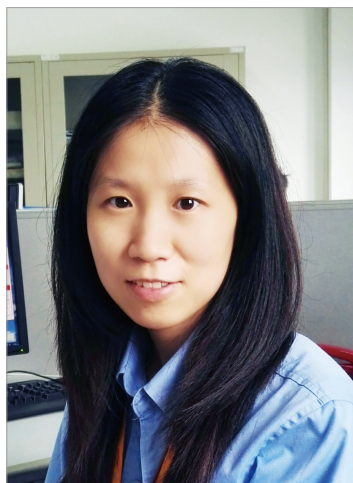
张增焕, 李 昊, 孙小峰, 曹 安

(上海飞机制造有限公司, 上海 201325)

[摘要] 为解决铝锂合金焊后性能弱化问题, 推进双激光束双侧同步焊接工艺在国产民用飞机壁板制造中的应用, 研究了焊后喷丸、固溶时效热处理+喷丸处理两种共3组焊后强化工艺, 通过静力拉伸、疲劳及表面应力状态测试分析, 评估强化效果, 探讨强化机制。结果显示: 纯喷丸强化可显著提高疲劳性能, 其中0.20mmN喷丸后细节额定疲劳强度截止值 DFR_{cutoff} 较焊态提高27.8%, 但静力拉伸性能与焊态相差不大; 0.36mmN喷丸后 DFR_{cutoff} 提高了118.5%, 但抗拉性能明显下降; 热处理+喷丸的组合强化工艺对静力拉伸及疲劳性能均有明显提升, 抗拉强度较焊态提高32%, DFR_{cutoff} 较焊态提高21.9%, 综合性能较好。

关键词: 激光焊接; 铝锂合金; 喷丸强化; 热处理+喷丸; 疲劳性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.12.036



张增焕

工学硕士, 研发工程师, 主要从事民用飞机先进焊接技术研究工作。

铝锂合金由于加入锂元素, 使得重量降低、刚性增加, 同时仍然保持了较高的强度、较好的抗腐蚀性和适

宜的延展性, 从而迅速受到航空航天的青睐^[1]。采用铝锂合金代替传统铝合金、双光束激光焊接结构代替传统铆接结构, 可从材料和结构双层面实现机身壁板的减重, 在提高生产效率的同时, 大大降低运营成本^[2-4]。但铝合金焊接后接头性能弱化是普遍现象^[5], 如何通过焊后处理工艺实现接头性能的强化、保证结构的承载能力成为必须直面和解决的问题。

张新华等^[6]的研究证明, 超声喷丸处理可显著提高7075-T651铝合金及搅拌摩擦焊接头的疲劳寿命, 其中母材疲劳强度提高5.06%, 寿命延长为原来的1~2倍; 搅拌摩擦焊接接头疲劳强度提高约9.09%, 寿命延长3~7倍。逯瑶^[7]通过研究表明, 7A52铝合金焊接接头经过高能喷丸处理以后, 试件抗拉强度提高约为45.2%。经人工时效

加高能喷丸处理以后的7A52中强铝合金焊接接头的综合性能有明显提高。

本文将针对铝锂合金激光焊接后的性能弱化问题, 尝试采用焊后喷丸及热处理等手段进行强化处理, 并通过残余应力状态变化及力学性能对比评价强化效果, 探讨强化机理。

试验材料及方法

1 试验材料与加工工艺

本文选用2mm厚2060T8E30板材与2099T83的L型长桁作为焊接母材, 直径为1.2mm的ER4047焊丝作为填充材料, 进行双光束激光焊接及强化试验, 其化学成分及含量如表1所示。采用优化成熟工艺进行双光束激光焊接, 形成的焊接接头如图1所示, 焊缝宽度及余高均匀, 表面无明显气孔及裂纹缺陷,

质量良好。

为兼顾分析对结构在静力学及动载下的两种力学性能影响,本文设计3种焊后强化工艺:低强度喷丸强化(0.20mmN,组别B)、高强度喷丸强化(0.36mmN,组别C)、固溶时效+喷丸组合强化(组别D),分别与激光焊接完成的焊态(组别A)进行对比,评估焊后强化工艺的强化效果。

喷丸强化采用S230铸钢丸,对结构正反面焊缝附近各50mm区域进行喷丸处理,喷丸强度0.20mmN和0.36mmN,覆盖率100%;组合强化工艺中热处理采用500℃固溶1h,随后165℃下时效20h的固溶+时效工艺,喷丸强化采用0.36mmN强

度值,喷丸区域同样为正反面焊缝附近50mm区域,覆盖率100%,具体工艺参数如表2所示。

2 试验方法

2.1 残余应力测试分析

热处理及喷丸强化均会影响结构的残余应力状态,而这种应力状态的改变也是造成宏观力学性能变化的关键因素。为分析不同强化方式对表面残余应力的影响,从而探寻强化机理,本文采用Proto iXRD组合式应力仪对部分疲劳试件进行了强化前后的表面残余应力测试对比,设备及测试状态如图2所示,残余应力测试特征点选取如图3所示。

双光束激光焊接拟用于机身下壁板结构,该结构在服役状态下主要

承受环向载荷,即垂直于焊缝方向,故残余应力测试的是沿垂直焊缝方向的表面应力状态,下文的拉伸测试



图2 残余应力测试
Fig.2 Residual stress test

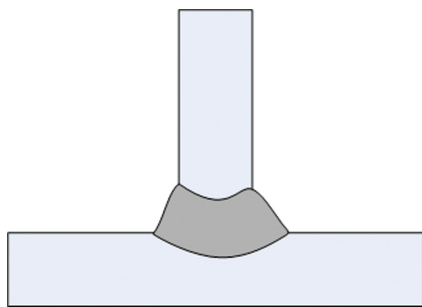


图1 T型激光焊接接头截面
Fig.1 Cross section of LBW T-joint

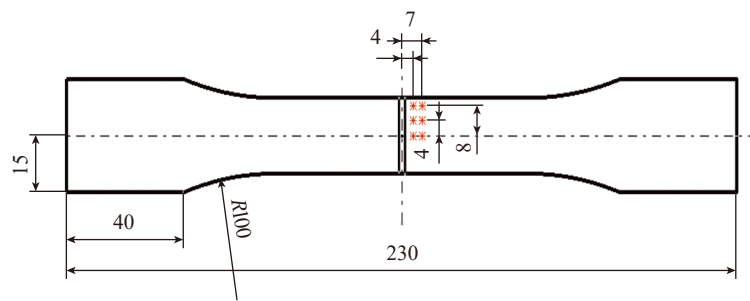


图3 残余应力测试特征点选取位置示意图
Fig.3 Schematic diagram of residual stress test points

表1 2060/2099/ER 4047化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical compositions of 2060/2099 ER 4047

参数	Cu	Li	Zn	Mg	Mn	Zr	Ag	Sr	Si	Fe	Ti	Al
2060	3.9	0.8	0.32	0.7	0.29	0.1	0.34	—	0.02	0.02	<0.1	余量
2099	2.52	1.87	1.19	0.497	0.309	0.082	—	0.060	—	—	—	余量
ER4047	<0.001	—	0.001	0.01	0.01	—	—	—	11.52	0.02	0.01	余量

表2 4组试验件的工艺说明

Table 2 Instruction of four processes

组别	工艺	工艺参数
A	激光焊接	激光功率 3000W, 焊接速度 10m/min, 送丝速度 4m/min, 入射角 22°, 氩气保护流量 15L/min
B	焊后 0.20mmN 喷丸	喷嘴直径 16mm, 喷丸距离 300mm, 喷射角度 50°, 喷丸速度 2mm/s, 喷丸压力 120kPa, 喷丸流量 10kg/min
C	焊后 0.36mmN 喷丸	喷嘴直径 16mm, 喷丸距离 400mm, 喷射角度 90°, 喷丸速度 2mm/s, 喷丸压力 130kPa, 喷丸流量 9kg/min
D	焊后固溶时效+0.36mmN 喷丸	500℃固溶 1h+165℃下时效 20h+0.36mmN 喷丸(工艺参数同C组)

及疲劳测试试样设计及加载也以此方向为准。

2.2 静力拉伸测试与分析

本文根据《ASTM E 8M—04 金属材料拉伸试验方法》，确定的沿垂直焊缝方向(环向或横向)拉伸试验试件尺寸如图 4 所示，试件从稳定焊接区域通过线切割方式进行截取。拉伸性能测试在电子万能材料试验

机 instron-5982 上进行。

2.3 疲劳性能测试与分析

疲劳性能测试在国产高频疲劳试验机 GPS100 上进行。根据 ASTM E 466—07《金属材料恒定振幅轴向疲劳试验方法》对 T 型接头试件进行疲劳性能测试。疲劳试件从稳定焊接区域通过线切割方式进行截取，试件形状尺寸如图 5 所示，

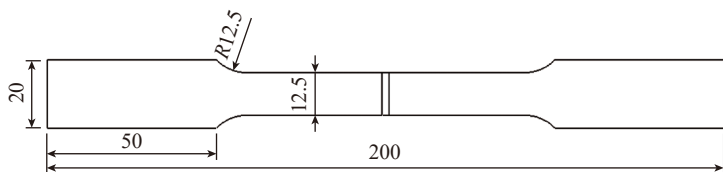


图4 拉伸试件 (mm)
Fig.4 Schematic diagram of tensile specimen

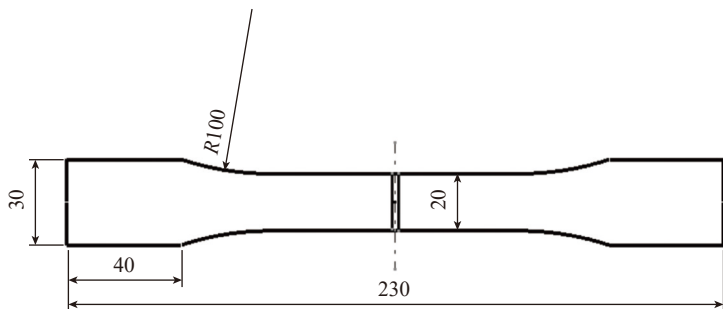


图5 疲劳试验件示意图 (mm)
Fig.5 Schematic diagram of fatigue specimen

测试最大载荷 3.6kN, 应力比为 0.06。

测试结果与讨论

1 拉伸测试结果

拉伸测试中, 试件多从焊缝处破坏, 表现为沿下熔合线断裂, 拉伸测试数据结果如图 6 所示。这是因为焊接的快速加热和冷却的过程对焊缝附近区域进行了局部的热处理, 熔合线边缘晶粒粗大, 性能明显下降, 故该区域为强化处理的重点区域。

经计算, 激光焊接接头焊态下静力拉伸强度为 368.3MPa; 0.20mmN 喷丸后抗拉强度为 372.3MPa; 0.36mmN 喷丸后抗拉强度为 346.1MPa; 除去在母材处破坏的 1 号试件外, 组合强化后的抗拉强度平均 487.2MPa, 相比焊态提高了 32%, 延伸率由焊态的 1.8% 提高到 3.9%。由此可知, 0.20mmN 强度的喷丸工艺下拉伸强度及塑性与焊态相比变化不大; 0.36mmN 强度的喷丸工艺减弱了激光焊接 T 型结构的拉伸性能, 强度系数及延伸率均有明显降低; 而在焊接和喷丸之间增加固溶时效处理的构件, 抗拉强度和塑性均有了显著改善。这主要是因为焊后固溶时效对焊缝及近缝

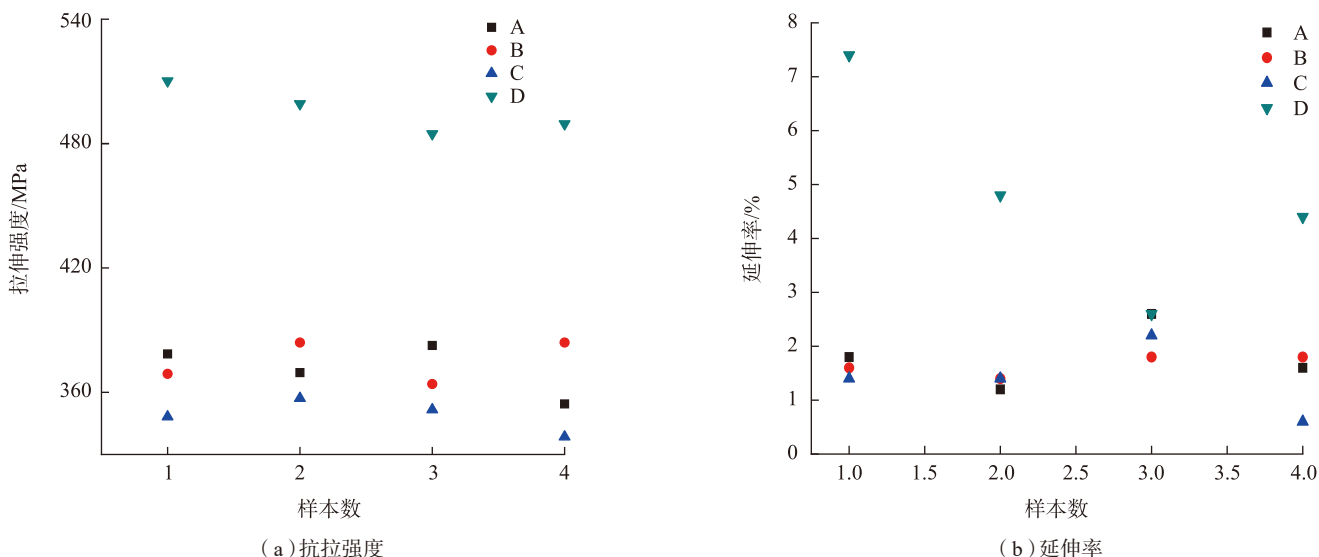


图6 4组试样的拉伸结果
Fig.6 Results of four tensile tests

区组织进行重新调整,使得有强化相弥散析出;而单纯喷丸强化只是通过弹丸冲击在表面形成残余压应力,虽造成表层晶粒的破碎和细化,并不能对整体结构造成影响,甚至由于喷丸强度过高造成性能下降。

2 疲劳性能测试与分析

同静力拉伸测试相同,试件在焊缝附近破坏,测试的疲劳寿命结果如表3所示。

细节疲劳额定值法(DFR法)是20世纪70年代美国波音公司提出的快速疲劳分析方法,目前广泛应用在飞机铆接结构抗疲劳耐久性设计上^[8-10]。类似地,本文按照HB7110—94《金属材料细节疲劳额定强度截止值(DFR_{cutoff})试验方法》,对激光焊接的机身壁板结构件疲劳测试数据进行整理分析,DFR值计算结果如表4所示。

由表4计算结果可知,喷丸强

化和组合强化均可提高构件的疲劳性能。焊后只喷丸处理对构件疲劳性能改善显著,尤其是0.36mmN高强度喷丸强化工艺,而热处理+0.36mmN组合工艺对疲劳性能的改善并不如纯喷丸处理,这与项目组在前期的研究中得出固溶时效会降低焊接构件疲劳特性的结论相吻合。

3 表面残余应力

对B、D两组强化工艺构件,分别选取3件疲劳测试件,每件设置6个测试点,如图3所示,测量强化前后的表面残余应力,结果如图7所示。

根据图7中焊态测试结果可以看出,距离焊缝3mm左右位置为残余拉应力,外侧距焊缝6mm处为残余压应力。这是由于焊缝附近在焊接时受热膨胀,随后的冷却收缩受到远处材料的约束而产生;远离焊缝部分为保持整体的受力平衡而呈现

残余压应力状态。

通过图7中各试验件强化态测试结果,表面残余应力状态全部转变为残余压应力,相对来说,各试件上相同编号的测试点压应力数值较为接近,且组合强化(D组)的残余压应力数值整体较0.20mmN喷丸(B组)小。该残余应力改变及分布规律与疲劳测试的结果吻合较好。

焊后0.20mmN喷丸及焊后热处理+0.36mmN喷丸的组合工艺均提高了构件的疲劳性能,是因为相对焊态来说,强化态构件表面在焊缝附近形成与拉-拉疲劳测试加载方向相反的残余压应力。该部分应力在疲劳载荷的反复循环加载过程中,可抵消一部分测试载荷,故延迟了试件表面的裂纹源萌生,从而延长了构件的整体疲劳寿命和疲劳承载能力。组合强化对疲劳性能的改善效果相比只喷丸工艺略低,组合强化后的残余压应力数值整体低于只喷丸工艺,这一现象也充分说明了喷丸处理对于疲劳性能的强化机理为应力强化。

结论

本文对铝锂合金双光束激光焊接T型结构进行焊后喷丸强化、组合强化研究,分析表面残余应力状态和力学性能,结论如下:

(1) 单纯喷丸强化处理对构件环向拉伸性能改善不明显,高强度喷丸甚至会降低该性能,组合强化则可显著提高抗拉强度,增幅32%,同时塑性也得以有效改善。

(2) 根据表面残余应力测试结果显示,焊态下距离焊缝3mm处蒙皮表面显示为残余拉应力,6mm处显示为残余压应力。经强化处理后,残余应力测试显示测试点应力状态全部转变为残余压应力,且数值相近,表明应力状态较为均匀。组合强化的残余应力数值整体小于0.20mmN喷丸工艺。

表3 4种工艺状态下的疲劳寿命
Table 3 Fatigue life of four conditions

A组	B组	C组	D组
187962	331949	3076922	124915
128621	224068	3504563	328981
122247	462545	3785145	265546
118973	401498	5132784	399944
207962	408062	2841985	327654

表4 4种工艺状态下的DFR值
Table 4 DFR value of four conditions

组别	特征寿命 β	可靠度和置信度为95%的疲劳寿命 $N_{95/95}$	DFR _{cutoff} /MPa	强化效果 /%
A	148507	60963	79.23	—
B	388710	159569	101.24	27.8
C	3940131	1617459	173.10	118.5
D	322431	132361	96.62	21.9

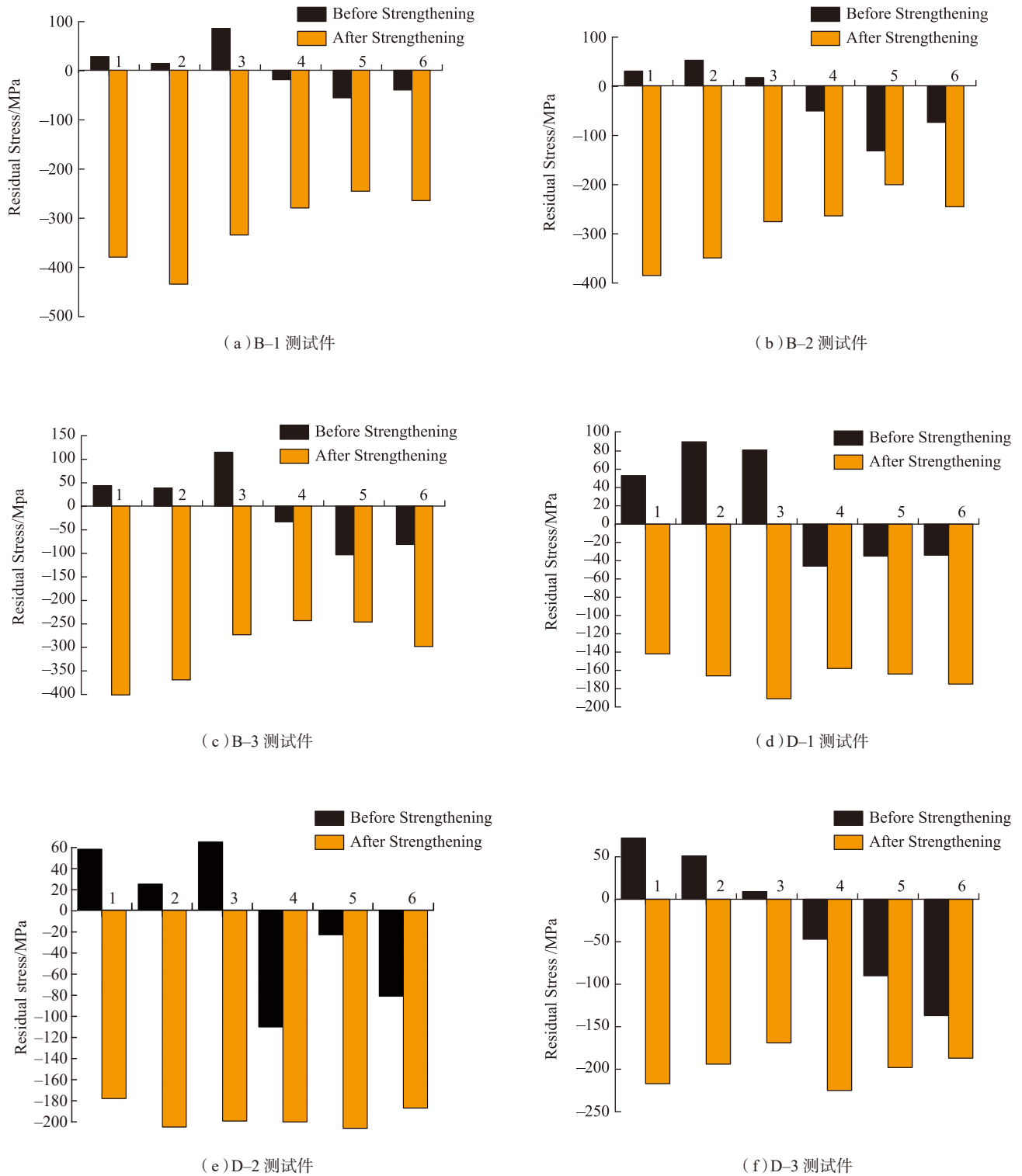


图7 强化前后构件表面的残余应力状态
Fig.7 Residual stress of specimen before and after strengthening

(3) 从疲劳寿命可明显看出, 3组强化工艺均可有效改善疲劳性能。对疲劳试件的测试结果进行统

计分析, 焊态的细节额定疲劳强度截止值 DFR_{cutoff} 为 79.23MPa, 0.20mmN 喷丸工艺相对焊态可提高 27.8%,

0.36mmN 喷丸工艺相对焊态提高 118.5%, 固溶时效 + 喷丸的组合强化可提高 21.9%。

参考文献

- [1] 王永军, 孙宝龙, 张炜, 等. 铝锂合金喷丸强化数值模拟及试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 595-602.
- WANG Yongjun, SUN Baolong, ZHANG Wei, et al. Numerical simulation and experiment on shot peening of Al-Li alloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 595-602.
- [2] 巩水利. 先进激光加工技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- GONG Shuili. Advanced laser materials processing technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016.
- [3] 陈亚莉. 铝合金在航空领域的应用[J]. 有色金属加工, 2003, 32(2): 11-17.
- CHEN Yali. Application of aluminum alloys to aircraft[J]. Nonferrous Metals Processing, 2003, 32(2): 11-17.
- [4] 李昊, 刘红兵, 邓景煜, 等. 铝锂合金 T 型接头双侧激光同步焊接组织合金调控研究[J]. 焊接, 2016(11): 23-27.
- LI Hao, LIU Hongbing, DENG Jingyu, et al. Analysis of elements regulation on double-sided laser beam welded Al-Li alloys T-joints[J]. Welding, 2016(11): 23-27.
- [5] 许飞, 陈俐, 巩水利, 等. 铝锂合金激光填丝焊接接头组织性能研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2011, 40(10): 1775-1779.
- XU Fei, CHEN Li, GONG Shuili, et al. Microstructure and mechanical properties of Al-Li alloy by laser welding with filler wire[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(10): 1775-1779.
- [6] 张新华, 曾元松, 王东坡. 超声喷丸强化搅拌摩擦焊接接头性能[J]. 航空制造技术, 2010, 53(1): 87-90.
- ZHANG Xinhua, ZENG Yuansong, WANG Dongpo. Properties of friction stir welding joint by ultrasonic shot peening[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(1): 87-90.
- [7] 逯瑶. 7A52 铝合金焊接接头表面纳米化前后组织与性能研究[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2010.
- LU Yao. Research on microstructure and properties of welded joint of 7A52 aluminum alloy before and after surface nanocrystallization [D]. Huhhot: Inner Mongolia University of Technology, 2010.
- [8] 张志楠, 王新波, 谭申刚. 机翼壁板斜搭接结构 DFR 值试验测定及理论计算[J]. 工程力学, 2016, 33(6): 230-233.
- ZHANG Zhinan, WANG Xinbo, TAN Shengang. DFR value testing and theoretical calculation on scarfed lap joint of airfoil[J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(6): 230-233.
- [9] 张增焕, 陶汪, 张濛龙, 等. 机身壁板 LBW 结构 DFR 值试验测定及理论计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(11): 17-21.
- ZHANG Zenghuan, TAO Wang, ZHANG Yunlong, et al. DFR value testing and theoretical calculation on laser beam welded structures of fuselage panel[J]. Journal of Harbin institute of technology, 2018, 50(11): 17-21.
- [10] 董彦民, 刘文斑. 典型壁板连接件 DFR 值试验测定[J]. 工程力学, 2012, 29(11): 355-359.
- DONG Yanmin, LIU Wenting. The DFR value testing on the typical panel lap joints [J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(11): 355-359.

通讯作者: 张增焕, E-mail: zhangzenghuan@comac.cc.

Effect of Peening on Performance of Laser Beam Welding Structure of Al-Li Alloy

ZHANG Zenghuan, LI Hao, SUN Xiaofeng, CAO An
(Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201325, China)

[ABSTRACT] In order to solve the problem of weakening of Al-Li alloy after laser beam welding (LBW) which is applied to a type of civil aircraft fuselage panel, three post-processing methods which were shot peening and heat-treatment + peening were studied. The tensile test, fatigue test and residual stress test were carried out to evaluate and reveal the strengthened effect and mechanism. The results show that fatigue performance is improved significantly but tensile property is reversed. The DFR_{cutoff} values of 0.20mmN and 0.36mmN shot peening are increased by 27.8% and 118.5% compared to original welding state. Better overall performance is presented by heat-treatment of solution and aging + shot peening, which the tensile strength is increased by 32% and the DFR value is increased by 21.9% compared to initial state.

Keywords: Laser welding; Al-Li Alloy; Shot peening; Heat-treatment + peening; Fatigue performance

(责编 古索)