

激光焊接技术在飞机结构损伤抢修中的应用

魏华凯^{1,2}, 管仁国¹, 温景林¹, 李俊鹏¹, 李 罡¹

(1. 东北大学 材料与冶金学院, 辽宁 沈阳 110004; 2. 海军航空工程学院青岛分院, 山东 青岛 266041)

摘要: 针对目前军用飞机铝合金结构件损伤抢修技术的弊端, 提出采用激光焊接技术修复损伤的结构件, 通过对 Al-3Mg-0.5Sc 合金和 2A12(LY12) 合金的焊接性能的试验研究表明: Al-3Mg-0.5Sc 焊缝处的性能优于 2A12 的性能, Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 激光对焊焊缝晶粒明显细化, 显微硬度与基体硬度、抗拉强度与铆接强度均相当, Al-3Mg-0.5Sc 合金可应用于飞机结构件的修复。

关键词: 铝合金; 激光; 焊接; 飞机结构; 抢修

中图分类号: TG665; TG457.14 文献标识码: A 文章编号: 1007-7235(2005)04-0047-04

Application of the Laser Welding Technique in Aircraft Structure Repair

WEI Hua-kai^{1,2}, GUAN Ren-guo¹, WEN Jing-lin¹, LI Jun-peng¹, LI Gang¹

(1. Northeastern of University, Shenyang 110004, China;

2. Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao 266041, China)

Abstract: Aiming at the deficiencies of the technical for repairing the aircraft aluminum alloy structure damages, the method of repairing the structure damages using laser welding was brought forward, the welding property of Al-3Mg-0.5Sc alloy and 2A12(LY12) alloy were studied. Results show that the welded joint property of Al-3Mg-0.5Sc is better than that of 2A12, the grain of welded joint between 2A12 and Al-3Mg-0.5Sc is obviously fine, micro-hardness, tensile strength of welded point are equivalent separately to the matrix alloy hardness. Al-3Mg-0.5Sc alloy can be used to repair the aircraft structure.

Key words: aluminum alloy; laser; welding; aircraft structure; repair

在飞机制造生产中, 高强铝合金主要作为薄壁结构件使用, 目前铝合金板材结构的连接一般仍用传统的铆接工艺^[1,2]。几十年来铆接修理工艺已得到了较充分的研究开发, 但也存在一些不可避免的问题: ①飞机质量增加; ②需要开施工工艺孔; ③准备时间过长; ④修理部位与原结构力学性能差异较大^[3,4]。之所以不采用焊接工艺的原因, 主要是传统的熔焊方法(如火焰、电弧、等离子体弧焊)热源是发散的, 能量密度较低, 而铝合金的导热性又极强, 因此焊接速度低、热输入量大、焊接接头性能差及焊接结构的变形量大, 难以满足焊接件的使用要求。

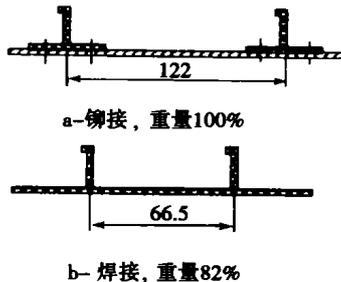
激光焊接与传统焊接的热源不同, 它有良好的

传输和聚焦特性, 经过聚焦镜组后可以将全部能量作用于很小的区域。由于能量高度集中, 因此焊接时间短, 即焊接速度快, 能得到极其细小的焊缝组织, 且近缝区的热影响较小, 可在保证焊接接头具有良好性能的同时, 焊接结构的变形也较小。因此, 激光焊接铝合金成为铝合金连接的一种重要手段, 并在国际上有许多成功的例子。欧洲空中客车 A340 飞机的制造中, 其全部铝合金内隔板均采用激光焊接, 大大简化了飞机机身的制造工艺。图 1 所示为空中客车 A340 第 14 节机身的铆接和焊接结构对比。在相同结构刚度条件下, 焊接结构使机身质量减轻约 20%^[5]。

收稿日期: 2004-12-26

第一作者简介: 魏华凯(1969-), 男, 江苏泰州人, 讲师。

本文针对飞机损伤抢修和日常维修工作发展的要求,进行了 Al-3Mg-0.5Sc 合金和 2A12(LY12) 铝合金的激光焊接性能的试验研究,探索出提高飞机维修速度、保证飞机的维修质量、克服传统的铆接修理工艺缺点的新维修方法——激光修复法。



底板, AlMgSiCu; 立板, AlMgSiCu; 底板厚度, 2.0 mm

图1 空中客车 A340 第 14 节机身的铆接和焊接结构对比

1 试验方法与材料

1.1 试验设备

试验采用横流、管板式、多模连续 CO₂ 激光器, 波长为 10.6 μm, 最大输出功率为 2 kW。图 2 为试验所用的激光器工作部分, 工作台可以三维运动, 以实现焊缝对激光束的位置要求; 进水管的冷却水用来冷却镜头, 防止镜头被烧伤; 进气管为氩气管, 用来防止焊接部位在焊接时被氧化, 其流量由流量阀控制。

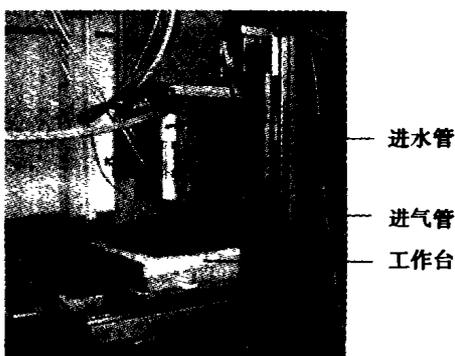


图2 横流 CO₂ 连续激光器工作部分

1.2 试验用材料

2A12 是飞机结构中应用最广的铝合金材料, 其板材常用于制造飞机蒙皮、壁板; 型材常用于制造飞机的隔框、长桁、翼肋等。因此试验采用的材料是 1.2 mm 厚的经淬火、自然时效后的 2A12 铝合金板材和自行研制的 1.2 mm 厚的 Al-3Mg-0.5Sc 合金板材。Al-3Mg-0.5Sc 板材, 是先采用水冷铜模铸造制备出

Al-3Mg-0.5Sc 铸锭, 然后在 450℃ 热轧到 7 mm 厚, 再进行 400℃ 退火后冷轧到 1.2 mm 厚。

1.3 焊接试样的制备

共制备 20 件焊接试样, 分为四组。焊接前对试样表面及端面进行预处理, 其处理工艺见表 1。铝和氧的亲合力很大, 在铝合金表面有一层难熔的氧化铝膜, 其熔点为 2 050℃, 远远超过铝的熔点, 而且其密度大约为铝的 1.4 倍^[6], 这层氧化膜不溶于金属, 妨碍熔融填充金属润湿。为了使合金具有良好的润湿性, 必须在焊接前将焊接端接头端面做刮削处理, 以去除其表面的氧化膜。

表1 焊接试样预处理工艺

工序	工艺过程	目的
脱脂	用丙酮对试样表面进行清洗, 干燥	去除表面油污
碱洗	浓度为 20% 的肥皂水, 室温清洗	彻底除污, 润湿表面, 增加附着力
黑化	将焊接部位进行黑化	提高试样对激光的吸收率
刮削	刮削焊接部位端面	去除氧化膜

1.4 试验方法及焊接工艺参数的确定

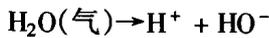
根据正交试验结果, 同时根据激光功率、扫描速度对试样表面的共同作用, 在可取范围内选取适当的工艺参数进行焊接。本试验采用激光单道扫描, 根据激光焊接的特点, 取负离焦距 0.5 mm, 光斑直径为 1 mm。焊接时试样表面用氩气保护, 其流量以试样不被氧化为准。试验时最终工艺参数为: 氩气流量 15 L/min、激光功率 560 W、激光扫描速度 15 mm/s。焊接前在焊接处涂覆铝焊粉, 目的是为保护焊接熔池及其周围金属, 防止被氧化。

焊缝处显微硬度(见表 2)用 HXS-1 000 数字式智能显微硬度计测量, 载荷为 300 g, 保荷时间为 20 s。金相分析采用的 4XB-TV 金相显微镜, 通过拉伸试验测定试样的静态力学性能, 在 WZ-30 液压万能试验机上进行。

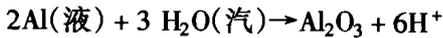
2 试验结果与分析

2.1 焊缝组织特点

与其熔焊类似, 焊缝中的氢气孔是 2A12 合金激光焊接时常见的缺陷。在激光加热时, 2A12 合金表面的结晶水和化合水逐步分解, 分解出的水分和空气及保护气体中的水分在激光作用的高温区直接分解出氢:



或与铝液发生反应生成氢:



这些氢或者溶入过热的激光焊接熔池中,随后在熔池的冷却结晶过程中析出而形成气泡;或者直接在未完全熔化的氧化膜上产生气泡,这些气泡如不能浮逸出来便成为焊接气孔。根据气孔形成的机制不同,可将 2A12 合金激光焊接产生的氢气孔分为两大类:一类是溶入熔池中的氢析出而形成的气孔,称为冶金气孔,这类气孔大多为球形,且内壁光滑,如图 3a、b 所示;另一类是由于未完全熔化的氧化膜中的水分因受热分解析出氢,这些氢依附于氧化膜而直接形成的气孔,称为氧化膜孔,这类气孔的基本特征是形状不规则,且气孔内发现尚未熔化的氧化膜,如图 3c 所示。

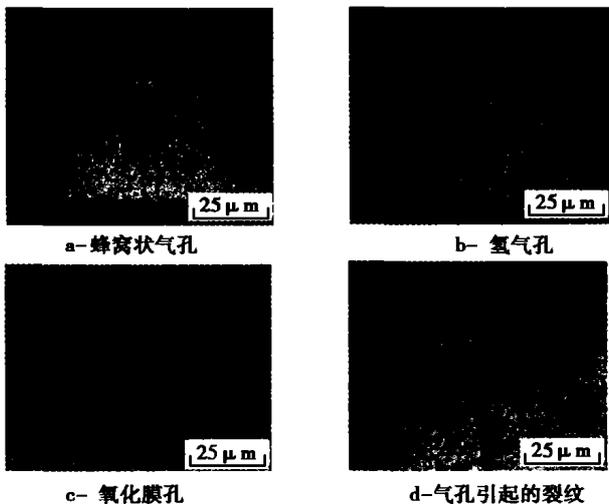


图 3 2A12 合金对焊焊缝内部的焊接缺陷

图 4 是用 Al-3Mg-0.5Sc 合金作为补片与 2A12 合金进行对焊的焊缝组织。与 2A12 铝合金本身对焊相比,由于 Al-3Mg-0.5Sc 合金中的 Sc 有强烈的变质作用,能细化焊缝熔化区的晶粒和初晶化合物而降低焊接裂纹倾向性,微量的 Sc 能大幅度提高铝及铝合金的再结晶温度,能将铝合金的再结晶温度提高到 400℃ ~ 550℃,从而消除了焊缝热影响区的再结晶组织,基体的亚晶组织可直接过渡到焊缝的铸态组织^[7]。从组织图来看晶界明显细化,且无明显缺陷。

2.2 显微硬度和抗拉强度

经淬火-自然时效后的 2A12 合金基体的显微硬度为 140 HV, 铆接强度为 270 N/mm²。由于焊缝的退



图 4 Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 对焊焊缝组织

火效应、高温下镁的蒸发及晶界变粗等原因,2A12 与 2A12 对焊件焊缝的显微硬度与基体相比均有所下降,焊缝强度只达到铆接试样的 88%,这违背了飞机结构等强度修理原则。而由于 Al-3Mg-0.5Sc 有良好的焊接性能,Sc 在合金内部形成弥散的高度稳定的 Al₃Sc 金属间相,与铝基体同晶,在铝合金内起沉淀强化、晶粒细化作用^[8],使得 Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 对焊件的焊缝力学性能和显微硬度均与基体的相当,见表 2、表 3。

表 2 两种对焊件焊缝的显微硬度

2A12 与 2A12 对焊件		0Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 对焊件	
序号	被测点硬度值/HV	序号	被测点硬度值/HV
1	116.1	1	138.4
2	119.3	2	141.2
3	106.0	3	139.6
4	113.5	4	138.0
5	112.0	5	140.1
硬度均值	113.4	硬度均值	139.5

表 3 焊接试样抗拉强度 N/mm²

序号	1	2	3	4	5	平均值
2A12 与 2A12 对焊	213	212	230	225	219	220
Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 对焊	265	276	264	262	273	268

3 结 论

(1) Al-3Mg-0.5Sc 与 2A12 合金激光对焊时,在合理的工艺条件下,焊缝处的组织良好,没有焊接裂纹、气孔、过热、过烧等焊接缺陷,其焊缝处硬度与抗拉强度均高于 2A12 与 2A12 对焊件的。

(2) 根据飞机结构的等强度修理原则,采用替代材料 Al-Mg-Sc 合金与 2A12 合金对焊焊接结构代替传统的铆接结构,可以大幅度减轻飞机结构质量、缩短飞机抢修时间,产生明显的技术经济效益。

参考文献:

- [1] 左铁钊. 高强铝合金的激光加工[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002. 1 - 164.
- [2] 王汉功, 赵文珍, 等. 修复工程学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2001. 1 - 258.
- [3] Committee on Aging of U. S. Air Force Aircraft, National Material Advisory Board, et al. Aging of U. S. Air Force Aircraft Final Report[Z]. Publication NMAB-488-2, National Academy Press, Washington D. C., 1997, 1: 110
- [4] Robert Hastings, Raj Thamburaj. Maintenance, Repair & Overhaul Technology-Repair of Metallic Materials[J]. Canadian Aircraft Design, Manufacturing and Repair & Overhaul Technology Road Map, Critical Technology Reports, 1997, III-3-1, III-3-5.
- [5] 路贵民. Al-Sc 合金热力学性质的研究[J]. 有色金属, 1999, 5(2): 76.
- [6] 张士林, 任颂赞. 简明铝合金手册[M]. 上海科学技术出版社, 2001. 296 - 297.
- [7] 王月. 含钪铝合金的研究进展[J]. 上海金属, 2003, (1): 39.
- [8] 杨遇春. 大有作为的含钪铝合金[J]. 材料天地, 2004, (1): 34.

(上接第 39 页)

织结构的形成和发展。在退火加热过程中, 温度低于 300℃时, 铜 {112} < 111 > 组分几乎不变; 当温度高于 300℃时, 铜织结构组分迅速减少, 立方 {001} < 100 >、黄铜 B {110} < 112 > 和高斯 G {011} < 100 > 组分明

显增强, 尤其是立方 {001} < 100 > 和黄铜 B {110} < 112 >, 同时又出现一个接近于 $(\bar{1}11)[0\bar{1}1]$ 的新织结构组分; 当退火温度达 400℃时, 除 R/S 组分外, 其他织结构组分几乎全部消失, 转变为强的再结晶立方织结构。

参考文献:

- [1] 吕爱强, 蒋奇武, 王福, 等. 异步轧制对高纯铝箔冷轧织构的影响[J]. 金属学报, 2002, 38(9): 974 - 978.
- [2] 吕爱强, 黄涛, 王福, 等. 异步轧制高纯铝箔冷轧织构沿板厚的分布规律[J]. 中国有色金属学报 2003, 13(1): 56 - 59.
- [3] 孙永辉, 黄涛, 贾楠, 等. 退火对异步轧制高纯铝箔织构的影响[J]. 金属热处理, 2004, 29(9): 35 - 37.
- [4] Montheillet F, Cohen M, Jonas J J. Axial Stresses and Texture Development during the Torsion Testing of Al, Cu and α -Fe [J]. Acta Metall, 1984, 32: 2077 - 2089.
- [5] Hjelen J, Φ Rsund R, Nes E. On the Origin of Recrystallization Texture in Aluminum [J]. Acta Metall Mater. 1991, 39: 1377 - 1380.
- [6] Engler O, Moo Y H. Evolution of the Cube Texture in High Purity Aluminum Capacitors Foils by Continuous Recrystallization and Subsequent Grain Growth [J]. Materials Science and Engineering, 1999, 271: 371 - 374.
- [7] 梁志德, 徐家桢, 王福. 织构材料三维取向分析术——ODF 分析[M]. 沈阳: 东北工学院出版社, 1986.
- [8] 徐忠杰, 蒋奇武, 赵骧, 等. 立方系材料反极图上纤维织构组分定量的数值积分法[J]. 物理测试, 2001, 6: 36 - 39.
- [9] Hutchinson B. Nucleation of Recrystallization[J]. Scripta Metall. Mater. 1992, 27(11): 1471 - 1475.
- [10] 朱泉. 异步轧制实验研究[J]. 钢铁, 1980, 15(6): 1 - 5.
- [11] 刘刚, 王福, 齐克敏, 等. 异步轧制取向硅钢中织构沿板厚的分布与发展[J]. 金属学报, 1997, 33(4): 365 - 369.
- [12] Duggan B J, Lee C S. Deformation Banding Origin Size and Recrystallization in FCC Intermediate-to-high SFE Metals[J]. Scripta Metall. Mater. 1992, 27(11): 1503 - 1507.