

飞机钛合金结构损伤单面点焊修理试验研究

Testing Research on Spot Welding Repairing Technology of Aircraft Ti-Alloy Structure

空军第一航空学院 代永朝 郑立胜

94829 部队 胥凯晖

[摘要] 根据单面点焊的基本原理,试验确定了飞机结构上常用的 TC4 钛合金点焊的焊接规律,并分别试验研究了 TC4 钛合金板材裂纹和圆孔损伤的单面点焊修理效果。研究表明,经单面点焊修理的 TC4 钛合金损伤板材其强度恢复率能达到无损伤件的 85% 以上,满足飞机结构原位修复的强度需要。

关键词: 钛合金 单面点焊 修理

[ABSTRACT] According to the basic principle of spot welding, the spot welding laws of TC4 alloy are confirmed by experimentation firstly. And then, the repairing effects of spot welding for damaged TC4 alloy plates with crack or hole are studied respectively by many experimentations. The study results show that the joint's strength of the reparative TC4 alloy plates by spot welding can reach 85% of the matrix's strength. As a result, the spot welding can meet the demand of damage's repairing of aircraft Ti-alloy structure.

Keywords: Ti-alloy Spot welding Repair

随着飞机钛合金结构件的用量增加,其损伤修理问题日显突出。目前,国内外主要采用热铆法和焊接法修理飞机钛合金构件的损伤^[1]。由于修理安全的原因,钨极氩弧焊和激光焊只能用于飞机离位修理,而双面点焊由于受到设备的限制,也无法对钛合金构件边缘以外的部位实施焊接修理^[2]。因此,单面点焊方法备受修理人员的关注。本文采用 SW60 型单面点焊机对 TC4 钛板裂纹和破孔损伤进行了单面点焊修理试验研究,以期对单面点焊修复技术在飞机钛合金结构损伤中的应用提供参考依据。

1 单面点焊的基本原理

单面点焊属于电阻点焊,其基本原理是:由焊件的一侧施加电极压力后,点焊机的阻焊变压器向焊接区输送强大的焊接电流,在焊件的接触面上形成真实的物理接触点,随着通电加热的进行,接触点不断扩大,同时塑变能和热能使接触点的原子不断激活,接

触面消失,形成熔核^[3](图1)。

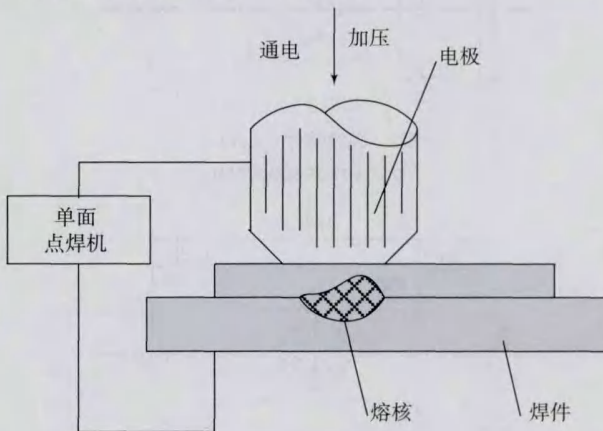


图1 单面点焊原理

Fig.1 Spot welding principle

2 点焊工艺参数确定

SW60 型单面点焊机的额定功率为 11kW,允许焊接的最大构件厚度为 $(2.0+2.0)$ mm,该型点焊机的可调参数有 2 个,输出功率和点焊时间,且这 2 个参数均为设置好的虚拟参数,调节范围为 0~99。为确定最佳点焊工艺参数,选择板厚为 0.8~2.0mm 的 TC4 板材制作点焊试验件(图2)。用直径 4mm 的 TB2 钛合金铆钉的破坏剪力(12.057kN)作为焊点剪切破坏的判断标准,通过正交试验,确定出了 TC4 钛合金板材点焊的焊接参数(表1)。

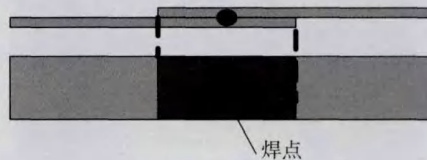


图2 点焊试验件

Fig.2 Spot welding test piece

3 模拟损伤修补试验验证

3.1 试验件制作

试件的材料为 TC4 板材,厚度为 1.5mm,分为裂纹试件和破孔试件 2 类,试件尺寸如图 3 和图 4 所示。用线切割机分别在试件中心切割出长 20mm 的人工预制裂纹和直径 30mm 的圆孔。试件的编号如表 2 所示。选择 1.5mm 厚的 TC4 板材制作补强件,按照表 1 的参数进行点焊修复,修复试件如图 5 和图 6 所示。

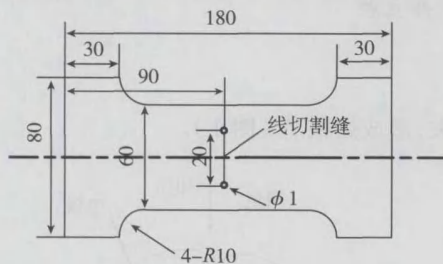


图3 裂纹试件 (mm)
Fig.3 Crack specimen

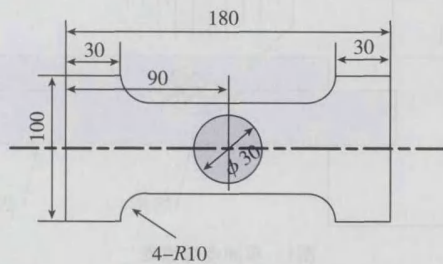


图4 破孔试件 (mm)
Fig.4 Broken hole specimen

表 1 TC4 钛合金板材的单面点焊参数

焊件厚度 /mm	输出功率 /kW	通电时间 /s	焊点破坏剪力 /kN (试验平均值)
0.8+0.8	1.5~3.5	5~10	12.14
1.0+1.0	3.5~5.0	10~15	12.28
1.2+1.2	5.0~6.0	15~30	13.56
1.5+1.5	6.0~7.5	25~40	13.12
2.0+2.0	7.5~8.5	30~50	14.18

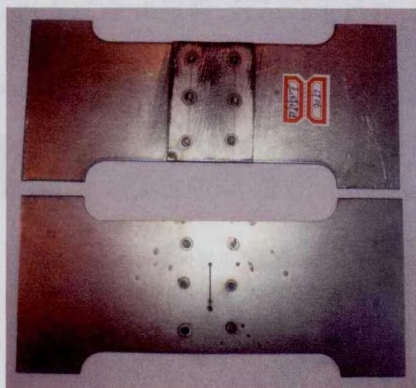


图5 裂纹点焊修补试件
Fig.5 Spot welding repair specimen for crack



图6 破孔点焊修补试件
Fig.6 Spot welding repair specimen for broken hole

3.2 试验结果与分析

静力试验在 UTM5000 万能试验机上进行,施加载荷步长为 0.05kN (图 7 和图 8)。试件发生破坏时,记录破坏载荷及破坏形式,试验结果如表 2 所示。



图7 裂纹试件拉伸破坏试验
Fig.7 Crack specimen failure test



图8 破孔试件拉伸破坏试验
Fig.8 Broken hole specimen failure test

表2 点焊修复拉伸试验结果

试件类型	试件号	试验情况	破坏载荷 / kN	破坏载荷均值 /kN
单面点焊贴补修复裂纹试件	DT01	焊点先被剪断,然后母板沿裂纹危险截面脆性断裂	73.25	72.71
	DT02		74.20	
	DT03		69.65	
	DT04		72.55	
	DT05		73.70	
	DT06		72.90	
单面点焊贴补修复破孔试件	RT01	焊点先被剪断,母板随后沿圆孔危险截面脆性断裂	98.20	97.94
	RT02		99.45	
	RT03		97.75	
	RT04		98.35	
	RT05		94.65	
	RT06		99.25	

(下转第 90 页)

表2 模块属性表

名称	符号	MAX(x)-MIN(x)		MAX(y)-MIN(y)		MAX(z)-MIN(z)		总比例 B
		长/m	比例	宽/m	比例	高/m	比例	
翼肋模块	P_{20}	4.47	1.00	0.03	0.03	0.20	1.00	0.68
后缘蜂窝	P_{21}	4.48	1.00	0.28	0.26	0.09	0.45	0.57
后缘模块	P_{22}	4.48	1.00	0.34	0.32	0.12	0.60	0.64
前缘模块	P_{23}	4.48	1.00	0.15	0.14	0.20	1.00	0.71
襟翼中部	P_{24}	4.48	1.00	0.75	0.71	0.20	1.00	0.90

$\{L_{1,3}, L_{1,4}, L_{1,20}\}$ 、第4次 $\{L_{2,20}, L_{3,20}, L_{4,20}\}$ 。获得的第3层的5个模块:前缘模块、前缘、襟翼中部、翼肋模块、后缘模块。划分过程如图4所示。

再对各个模块进行割集划分,可得到如图5的分层表示结果。可以看出本文算法将前梁单独作为襟翼整体的下级,而实际中一般将前梁划分到襟翼中部模块中。其他部分本文算法得到的产品分层表示结果与实际中手工划分结果相同。

最后将模块识别产生的结果,用分层连接图表示如图5。将识别出的模块信息添加到集合中,零件集合 P 中添加识别出的模块 $P_{20}, P_{21}, P_{22}, P_{23}, P_{24}$, 添加连接关系 $L_{1,20}, L_{2,20}, L_{3,20}, L_{4,20}, L_{9,21}, L_{7,21}, L_{8,21}$ 及相应属性信息,如表2所示。

同时建立相应的层次关系 $H = \{H_1, H_2, H_3\}$ 和父子关系 $F = \{F_1, F_2, F_3, F_4, F_5, F_6\}$ 。

5 结束语

本文对三维模型拓扑结构的模块划分与分层表示方法进行了研究,为了将复杂的模型结构进行清晰的表达,建立了三维模型拓扑结构的分层连接图表示方法,通过在DFS生成树的搜索过程中融入模块划分约束,避免了割集数量的快速增长,改善了模块划分的效率,并给出了基于割集的模块划分方法算法的具体过程,模块划分的结果可用于基于无向图理论进行三维模型拓扑结构相似性分析,以及产品的模块化设计和管理中。

参考文献

- [1] Iyer N, Jayanti S, Lou K, et al. Three-dimensional shape searching: state-of-the-art review and future trends. Computer-Aided Design 2005(37):509-530.
- [2] Hilaga M, Shinagawa Y, Kohmura T, et al. Topology matching for fully automatic similarity estimation of 3D shapes. Computer Graphics Proceedings, Annual Conference Series, ACM Siggraph, Los Angeles, CA, USA 2001: 203-212.
- [3] 朱大群,赵良才,张俊.基于层次等级关联关系模型的装配序列规划.华东船舶工业学院学报,2000,14(1):71-75.
- [4] 潘双夏,高飞,冯培恩.批量客户化生产模式下的模块划分方法研究.机械工程学报,2003,39(7):1-6.

[5] 曹德君,田锡天,耿俊浩,等.在装配序列规划中子装配体识别方法研究.机械设计与制造.2009(10):126-128.

[6] 张先迪,李正良.图论及其应用.北京:高等教育出版社,2005.

[7] 姚寿文,鲁立鹏,李慎龙.基于割集算法和子装配体识别的装配顺序规划.机床与液压.2008,36(9):6-12.

[8] 戴一奇,胡冠章,陈卫.图论与代数结构.北京:清华大学出版社,1995.

(责编 深蓝)

(上接第76页)

从试验现象及表2的试验结果可以看出:

(1) 裂纹和破孔修补试验件均为焊点首先发生剪切破坏,然后试件在危险截面部位被剪断。绝大多数试件断裂面均穿过点焊熔核,这表明在点焊熔核内部存在一定的应力集中和组织缺陷^[4]。

(2) 钛合金裂纹损伤经单面点焊加强后,其强度恢复率能达到无损伤件的86.07%,钛合金破孔损伤经单面点焊加强后,其强度恢复率能达到无损伤件的86.95%,均满足飞机结构原位修复的强度需要。

4 结束语

近年来,点焊技术已成为一种重要的连接技术。钛及钛合金点焊修复主要用于 α 型钛合金(TA7等)和 $\alpha+\beta$ 型钛合金(TC4等),由于其热物理性能与奥氏体不锈钢近似,故点焊焊接性良好^[5]。尤其是单面点焊,由于操作简便、适用范围广和受结构限制小等显著特点,非常适合于飞机钛合金结构裂纹、缺口、破孔和刚度失稳等损伤原位快速修复的技术要求。

参考文献

- [1] 代永朝,郑立胜.飞机结构检修.北京:航空工业出版社,2006.
- [2] 董宝明,郭德伦,张田仓.钛合金焊接结构在先进飞机中的应用及发展.航空材料学报,2003,10(23):240-244.
- [3] 赵嘉华,冯吉才.压焊方法及设备.北京:机械工业出版社,2008.
- [4] 杨思乾,张勇,李京龙.TC3钛合金的双脉冲点焊试验研究.航空制造技术,2002(11):45-48.
- [5] 王亚荣,张忠典,冯吉才.电阻点焊过程中动态电阻的变化规律.电焊机,2006(2):42-46.

(责编 三丰)