

钛合金铆钉热铆一次合格率提升方法研究

刘 春, 蓝玉龙, 詹有河, 苟德森

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

[摘要] 针对现有钛合金铆钉热铆存在的镦头成型不足、镦头表面灼伤、钉头现灰黄色氧化层等问题, 分析得出其主要原因是铆接加热时间未精确控制和铆接过程带电, 提出了一种钛合金铆钉热铆系统优化方法, 基于 PLC 实现加热时间参数化控制和铆接自动断电功能, 通过铆钉加热试验获得多组铆钉温度和对应加热时间数据, 采用牛顿插值法得到铆钉加热至目标温度时所需加热时间, 形成一套针对不同长度和直径铆钉的热铆工艺参数, 最后通过热铆试验确定钛合金铆钉热铆一次合格率获得大幅提升。

关键词: 钛合金铆钉; 热铆系统; 加热时间控制; 自动断电; 热铆工艺参数

Study on Method for Raising Hot Riveting Qualification Rate of Titanium Alloy Rivet

LIU Chun, LAN Yulong, ZHAN Youhe, GOU Desen

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problems existing in hot riveting of titanium alloy rivets, such as insufficient forming of rivet upsetting head, surface burns of rivet upsetting head and rivet head oxidation, the main reason was found to be inaccurate control of riveting heating time and electriferous riveting process. An optimization method of hot riveting system for titanium alloy rivets was proposed. The function of heating time parametric control and automatic power cut-off before riveting was realized based on PLC. Data of rivet temperature and corresponding heating time were obtained by rivet heating test. Heating time required for rivet to reach target temperature was obtained through Newton interpolation method. A set of hot riveting process parameters for rivets of different lengths and diameters was formed. Finally, the qualified rate of hot riveting of titanium alloy rivets was greatly improved through the hot riveting test.

Keywords: Titanium alloy rivet; Hot riveting system; Heating time control; Automatic power cut-off; Hot riveting process parameters

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.10.097

由于钛合金材料具有强度高、耐腐蚀、耐高温等优点, 在新一代飞机结构中获得广泛应用^[1-3], 钛合金铆钉铆接在飞机结构装配中占比也越来越高; 但钛合金铆钉强度高、塑性差^[4-6], 镦头形成困难, 采用常规铆枪铆接, 随着锤击次数的增加, 钉杆冷作硬化, 铆钉镦头容易产生裂纹, 铆接质量难以保证^[7]。因此, 行业内主要采用热铆方式进行钛合金铆钉铆接, 通过热铆机的两个输出电极分别连接在铆卡和顶铁上, 当铆卡顶铁与铆钉接触时, 通过钛合金铆钉的瞬间强电流使铆钉产生电阻热, 使铆钉达到塑性变形温度后再进行铆接成型^[8-9], 如图 1 所示。

但目前通用热铆机功能简单, 仅提供加热功能, 操作人员目测铆钉变红后开始铆接, 加热时间依靠操作人员根据经验人为控制, 根据实际应用情况统计, 钛合金

铆钉常出现如下问题: 镦头成形不足、钉头出现灰黄色氧化层、镦头表面出现灼伤凹坑, 热铆一次合格率不足 40%。按照现有工艺规范, 不合格铆钉须拆卸重新铆接, 钛合金铆钉拆卸困难、工作量大, 导致铆接效率低; 且更换后重新铆接时灼伤现象仍然比较普遍, 多次更换铆钉后会出现钉孔超大等次生质量问题。

为克服现有钛合金铆钉热铆中存在的问题, 本文提出一种热铆系统优化方法, 并基于此方法完善热铆工艺参数, 通过钛合金铆钉热铆试验验证, 实现钛合金铆钉热铆一次合格率大幅提升。

1 钛合金铆钉热铆问题原因分析

结合目前热铆过程, 钛合金铆钉热铆问题原因分析如下:

(1) 铆钉镦头成形不足: 实际操作时加热时间过短, 钛合金铆钉尚未达到塑性变形温度, 导致镦头成型不足。

(2) 铆钉钉头出现灰黄色氧化层: 通过试验验证, 钛合金铆钉长时间加热, 钉头会逐渐变成灰黄色, 实际操作时, 铆钉加热时间过长会导致钉头表面氧化。

(3) 镦头表面出现灼伤凹坑: 钛合金铆钉热铆时处于通电状态, 铆接时在铆卡离开铆钉的瞬间会形成电弧, 产生电火花, 引起铆钉镦头上的灼伤凹坑。

综上所述, 镦头成形不足和钉头出现灰黄色氧化层原因是加热时间无法精确控制, 镦头表面灼伤原因是铆接过程铆钉带电。

2 热铆系统优化设计

结合前述热铆问题分析, 在现有热铆系统基础上, 设计了1套 PLC 控制系统和上位机操作界面, 实现热铆过程加热时间精确自动控制 and 铆接自动断电等功能。

2.1 热铆PLC控制系统设计

热铆 PLC 控制系统梯形图如图 2 所示。其中, X000 是热铆启动按钮, 为常开触控式开关; M₀、M₁ 为辅助继电器, 分别控制加热线路和压缩空气电磁阀的通断; T₀、T₁ 为定时器, k₀、k₁ 为定时时间。

热铆启动时, X000 常开触点闭合, M₀ 线圈通电, M₀ 常开触点闭合, 锁定 M₀ 线圈通电, 加热线路接通, 铆钉通电, 开始加热; T₀ 定时器开始计时, 经 k₀ 时间后, T₀ 定时器动作, T₀ 常闭触点断开, 加热线路断开, 铆钉断电, 停止加热; 同时 T₀ 常开触点接通, M₁ 线圈通电, 压缩空气电磁阀接通, 开始通气, 铆接开始; T₁ 定时器开始计时, 经 k₁ 时间后, T₁ 定时器动作, T₁ 常闭触点断开, M₁ 线圈断电, 停止通气, 铆接结束。

通过上述 PLC 系统, 可实现加热时间精确控制, k₀ 即为加热时间, 可通过系统进行设置; 同时, 加热结束后系统自动断电、自动通气, 确保铆接过程处于断电状态, 且断电和通气为同步动作, 避免因铆接作业滞后、铆钉快速冷却导致铆接成形难的问题。

2.2 热铆上位机操作界面设计

因飞机结构复杂, 不同部位钛合金铆钉直径和长度也各不相同, 其热铆加热时间也会有较大差异, 为此, 设计1套上位机操作界面, 主要包括热铆参数赋值界面和热铆加工界面, 分别如图 3、4 所示。其中, 热铆参数赋值界面针对不同直径铆钉的加热参数进行设置并存入数据库; 热铆加工界面是热铆前对钛合金铆钉长度和直径进行选型, 将数据库中对应的加热时间导入 PLC 系统寄存器中, 即为前述 T₀ 定时器的 k₀, 从而实现热铆加热

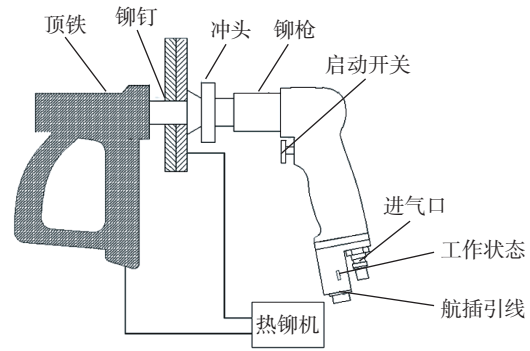


图1 热铆原理图

Fig.1 Principle of hot riveting

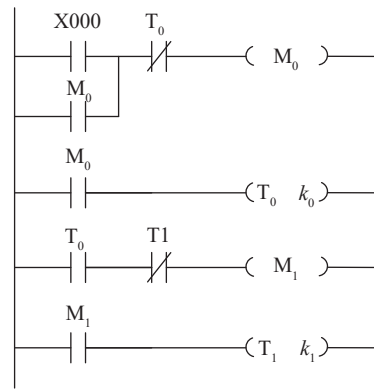


图2 PLC控制系统梯形图

Fig.2 Diagram of PLC control system



图3 上位机热铆参数赋值界面

Fig.3 Hot riveting parameter setting interface



图4 上位机热铆加工界面

Fig.4 Hot riveting processing interface

时间精确控制。

热铆系统优化后外部结构如图 5 所示。

3 热铆工艺参数试验与计算方法

3.1 铆钉加热模型

铆钉加热模型可用如下数学模型进行表述：

$$W=UIT \quad (1)$$

其中, W 为功; U 为电压; I 为电流; T 为加热时间。

$$Q=Cm\Delta t \quad (2)$$

其中, Q 为热量; C 为比热容; m 为质量; Δt 为铆钉温度差。

$$Q=W\eta \quad (3)$$

其中, Q 为热量; W 为功; η 为转化率。

由式(1)(2)(3)可得：

$$\Delta t=[UI\eta/(C_m)] \times T \quad (4)$$

其中,建立了热铆过程中加热时间 T 与钛合金铆钉温度变化 Δt 的函数关系。

3.2 铆钉加热试验

为获得钛合金铆钉的加热时间与铆钉温度的对应关系,对铆钉进行了加热试验,采用接触式温度传感器对铆钉温度进行实时检测,如图 6 所示,加热过程中记录加热时间 T 和铆钉温度 t 对应参数点 10 组, $(t_1, T_1), (t_2, T_2), \dots, (t_{10}, T_{10})$, 存入上位机热铆参数赋值界面。

3.3 热铆加热时间计算方法

依据加热试验数据,上位机采用牛顿插值法得到加热时间与铆钉温度函数关系,如式(5)、(6)所示。

$$f(t_1, t_2, \dots, t_i) = \frac{f(t_1, t_2, \dots, t_{i-1}) - f(t_2, t_3, \dots, t_i)}{t_1 - t_i} \quad (5)$$

$$T = f(t) = f(t_1) + f[t_1, t_2](t - t_1) + f(t_1, t_2, t_3)(t - t_1)(t - t_2) + \dots + f(t_1, t_2, \dots, t_{10})(t - t_1)(t - t_2) \dots (t - t_9) \quad (6)$$



图5 新型热铆系统图
Fig.5 New hot riveting system

根据工艺规范已知钛合金目标加热温度 t_0 , 上位机可以计算得到所需加热时间 T_0 。

4 热铆试验验证

为了对热铆工艺参数的准确性进行验证,基于优化后的新型热铆系统开展热铆试验。

铆钉牌号: 结合生产实际,选用 5 种常用钛合金铆钉, GJB120.3-4×10, 4×12, 4×14 (盆头铆钉), GJB120.1-4×12, 4×14 (沉头铆钉)。

试板材料: 铝合金 7075; 厚度 5mm 两块, 每块制 $\phi 4.1$ 通孔 100 个; 厚度 7mm 两块, 每块制 $\phi 4.1$ 通孔 100 个, 其中一块另制 $\phi 4.1$ 孔并镗窝 20 个; 厚度 9mm 各两块, 每块制 $\phi 4.1$ 通孔 100 个, 其中一块另制 $\phi 4.1$ 孔并镗窝 20 个; 铆接总数 640 颗。

具体铆接效果如图 7 所示, 试验数据统计如图 8 所示。试验结论为:

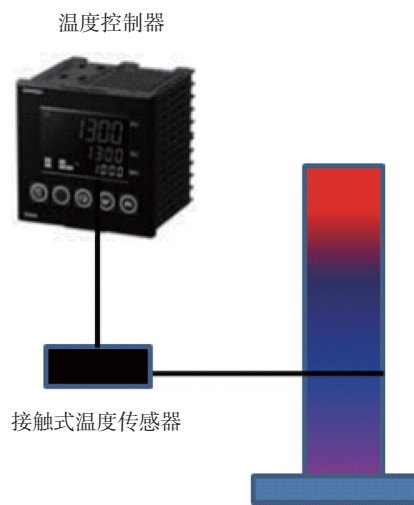


图6 铆钉加热试验示意图
Fig.6 Schematic diagram of rivet heating test

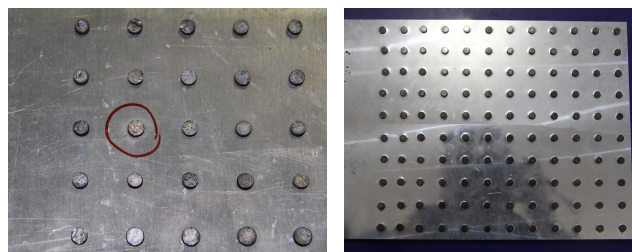


图7 改进前后热铆效果对比图
Fig.7 Comparison of hot riveting effect before and after improvement

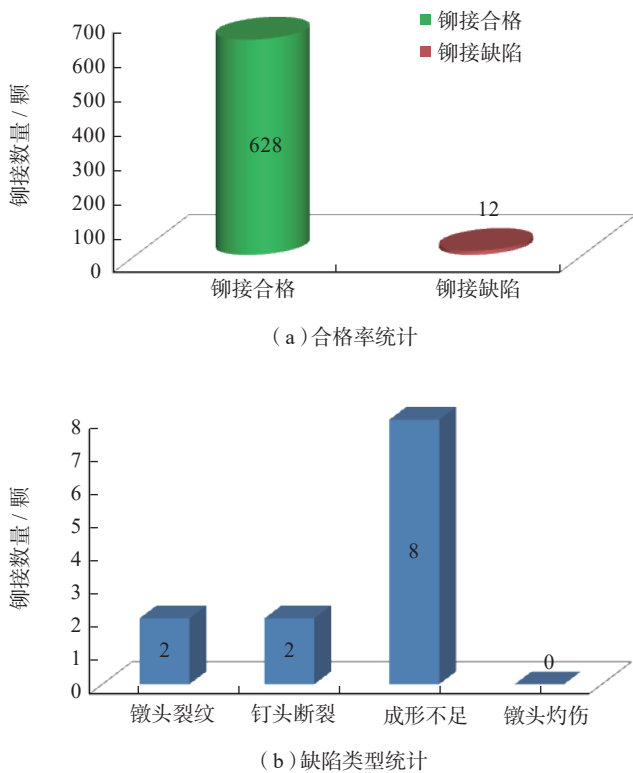


图8 铆接试验数据统计图
Fig.8 Statistics of riveting test datas

(1)完成钛合金铆钉铆接共计640颗,铆接合格铆钉达到628颗,热铆一次合格率达到98.1%,相较于改进前不足40%(根据生产实际统计),热铆一次合格率得到大幅提升。

(2)12颗不合格铆钉中未出现镦头灼伤,热铆系统铆接自动断电控制方法可有效避免镦头灼伤。

(3)12颗不合格铆钉中未出现镦头过烧现象,镦头成型不足比例大幅下降,热铆系统加热时间精确控制方法可有效减少镦头过烧或成型不足现象。

5 结论

(1)在热铆系统中,基于PLC控制可实现加热结束自动断电、自动通气铆接功能,确保铆接过程不带电,避免钛合金铆钉热铆镦头灼伤。

(2)通过上位机界面设置不同长度、直径钛合金铆钉热铆参数,可实现不同类型铆钉热铆加热时间精确控制,可大幅减少镦头过烧或成型不足现象。

(3)通过铆钉加热试验,记录不同时间对应铆钉镦头温度,基于牛顿插值法计算得到目标加热温度所对应的加热时间,可为热铆加热时间精确控制提供数据支撑。

参考文献

[1] 黄张洪,曲恒磊,邓超,等.航空用钛及钛合金的发展及应用[J].材料导报,2011,25(1):102-107.
HUANG Zhanghong, QU Henglei, DENG Chao, et al. Development and application of aerial titanium and its alloys[J]. Materials Review, 2011, 25(1): 102-107.

[2] 李重河,朱明,王宁,等.钛合金在飞机上的应用[J].稀有金属,2009,33(1):84-91.
LI Chonghe, ZHU Ming, WANG Ning, et al. Application of titanium alloy in Aircraft[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2009, 33(1): 84-91.

[3] 赵永庆,奚正平,曲恒磊.我国航空用钛合金材料研究现状[J].航空材料学报,2003,23(S1):215-219.
ZHAO Yongqing, XI Zhengping, QU Henglei. Research status of titanium alloy materials for aviation[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(S1): 215-219.

[4] 赵永庆.高温钛合金研究[J].钛工业进展,2001,18(1):33-39.
ZHAO Yongqing. Study on high temperature titanium alloy[J]. Titanium Industry Progress, 2001, 18(1): 33-39.

[5] 李亚江,刘坤.钛合金在航空领域的应用及其先进连接技术[J].航空制造技术,2015,58(16):34-37.
LI Yajiang, LIU Kun. Application and advanced bonding technology of titanium alloy in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(16): 34-37.

[6] 曹春晓,闫渊林,黄旭.我国航空系统钛合金发展现状与展望[J].钛工业进展,2002,19(4):26-29.
CAO Chunxiao, YAN Yuanlin, HUANG Xu. Development and prospect of titanium alloys in aviation system[J]. Titanium Industry Progress, 2002, 19(4): 26-29.

[7] 曹增强.应对我国大飞机研制的装配连接技术[J].航空制造技术,2009,52(2):88-91.
CAO Zengqiang. Assembly connecting technology for the research of China large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(2): 88-91.

[8] 郑立胜,代永朝,杨玉光.一种钛合金热铆机的研制[J].机电产品开发与创新,2012,25(4):39-40.
ZHENG Lisheng, DAI Yongchao, YANG Yuguang. The developing of a kind of hot riveting machine for Ti-alloy rivet[J]. Development & Innovation of Machinery & Electrical Products, 2012, 25(4): 39-40.

[9] 方俊,曹增强,陈允全,等.钛合金结构干涉配合铆接工艺研究[J].航空制造技术,2015,58(10):66-69,78.
FANG Jun, CAO Zengqiang, CHEN Yunquan, et al. Study on interference-fit riveting process on titanium alloy structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(10): 66-69, 78.

通讯作者:刘春,工程师,研究方向为飞机装配,E-mail:liuchun505@163.com。

(责编 阳光)