

· 电路与控制 ·

一种基于 DSP 控制的飞机电磁铆枪控制电路设计

王雪峰, 全书海

(武汉理工大学自动化学院, 湖北 武汉 430073)

摘要:设计一种基于 DSP 控制的飞机电磁铆枪控制电路, 依据电磁铆枪在飞机构件铆接过程中的技术要求, 设计出充电电压采集电路、充电回路控制电路以及放电回路控制电路。

关键词:电磁铆枪; DSP 控制电路; 充电; 放电

中图分类号: TN702

文献标识码: A

文章编号: 1673-1255(2009)01-0050-04

Design of DSP-based Control Circuit of Electromagnetic Riveting Gun for Airplane

WANG Xue-feng, QUAN Shu-hai

(Wuhan University of Technolog, WuHan 430073, China)

Abstract: A DSP-based control circuit of electromagnetic riveting gun for the airplane is designed. According to the technique requirements of the electromagnetic riveting gun during the process of riveting airplane components, the circuits, such as charging voltage gathering circuit, charging loop control circuit and discharging loop control circuit, are designed.

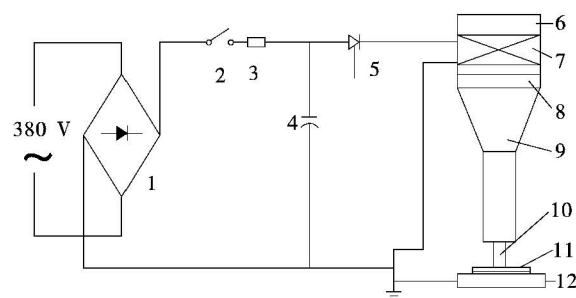
Key words: electromagnetic riveting gun; DSP control circuit; charging; discharging

铆接是飞机结构重要的联接方法之一, 在飞机蒙皮与框架的连接中大量采用, 所以铆接质量的好坏对飞机的安全和使用寿命有极大的影响。随着现代飞机的安全使用寿命要求日益增长, 特别是大直径和复合材料铆钉广泛使用, 传统的手工铆接难以保证质量要求, 而采用先进的电磁铆接装配设备实现稳定的铆接质量代表着目前先进的飞机铆接工艺和发展方向。

1 电磁铆接基本原理

电磁铆接(Electromagnetic Riveting: EMR, 也称应力波铆接)是基于电磁成形技术基础上发展起来的一种铆接方法。电磁铆接设备基本工作原理如图

1 所示。设备工作的工作原理如下: 380 V 交流电经



1 - 整流硅堆; 2 - 充电开关; 3 - 限流电阻; 4 - 电容器组; 5 - 放电开关; 6 - 缓冲元件; 7 - 初级线圈; 8 - 次级线圈; 9 - 应力波放大器; 10 - 铆钉; 11 - 被铆物件; 12 顶铁

图 1 电磁铆接原理图

收稿日期: 2008-12-16

基金项目: 预研基金(05490831)

作者简介: 王雪峰(1978-), 男, 河南信阳人, 硕士研究生, 研究方向为检测技术与自动化装置; 全书海(1955-), 男, 博士, 教授, 博导, 研究方向为电力电子技术、现代数字信号处理及汽车电子。

硅整流器 1 整流后,对电容器组 4 进行充电,将电能储蓄在电容器组中.当充电电压达到设定电压后,充电完成.这时闭合放电开关 5,电容器组对电磁铆接设备的放电线圈 7 进行放电,在放电线圈中就产生强大的脉冲电流,同时在其周围形成强度很大的脉冲磁场.在紧靠放电线圈 7 的次级线圈 8 中由于电磁感应而产生极强的涡流,次级线圈中的涡流产生的磁场与放电线圈产生的脉冲磁场方向相反.这 2 个磁场的相互排斥作用在应力波放大器 9 的输入端形成一个历时微秒级、高强度应力脉冲.应力脉冲以弹性波形式在放大器中传播并调制成形、放大,然后传递给铆钉 10,使之墩粗变形.在铆接中,应力波在调制器小端的铆卡和顶铁之间多次来回反射,铆钉杆在塑性变形的同时形成墩头^[1,2].由此可见,控制电路是电磁铆枪最关键和最重要的组成部分之一,此文正是基于 DSP 作为主控芯片下,设计出一种飞机电磁铆枪控制电路.该电路结合先进的 DSP 元件进行控制,可以实现较理想的充放电过程,从而可以使电磁铆枪达到较好的铆接效果.

该飞机电磁铆枪控制电路主要包括充电电压采集电路、充电回路控制电路以及放电回路控制电路 3 个部分^[2].

2 充电电压采集电路设计

充电电压的采集与控制是整个铆接控制系统的关键所在,直接影响控制系统的可靠性和设备的运行安全.系统采用 STM 公司的 S01T500V5V6 电压传感器,此型号电压传感器适用 DC、脉冲等复杂电压信号的隔离转换,使用通过安全的信号隔离变换后能够直接被 AD、DSP 等各种采集装置采集和接收,广泛应用于自动控制系统、电力电气装置等.它体积小,响应时间快,抗干扰能力强,采用盘式安装.其输入电压范围为 0~500 V,输出电压为 0~5 V,采用 ±15 V 的直流电源供电.

电压的采集和模数转换采用 DSP 自带的内置采样/保持(S/H)的 10 位 ADC 模块,该模块有 16 个模拟输入通道,可由多个触发源启动,最小转换时间为 500 ns.10 位的转换精度可完全满足充电电压的采集要求.但 ADC 模拟输入参考电压高电平 U_{REFHI} 为 3.3 V,低电平 V_{REFLO} 为 0 V,因此必须将电压传感器输出的前端电压转换为 0~3.3 V 的范围才能送入 ADC 模块.图 2 是电压转换电路,电路

三部分分别实现放大、反相和信号隔离功能.

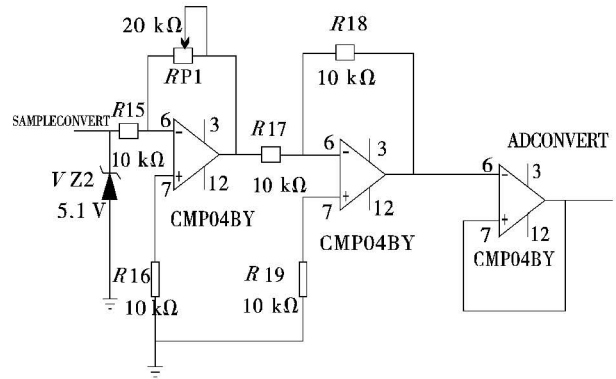


图 2 电压转换电路

3 充电回路控制电路设计

充电回路控制是飞机电磁铆枪控制电路的基础,它的主要电路包括充电主回路和充电开关回路,利用充电开关回路对主回路进行控制,从而达到安全便捷的效果.

加入电压传感器和控制开关的主充电电路如图 3 所示.其中 L_d 为平波电感,经电感滤波后,不但负载电流即电压的脉动减小,波形也变得平滑.而且同时与整流桥进行串接,可利用电感限制短路电流,起到整流桥过电流保护的作用^[3]. C_d 为滤波电容,也是用来改善整流端输出直流电压的品质. R_d 为限流电阻.电压传感器的输入端接在充电电容的两端,输出端连接控制器的采样电路. $KR2$ 为充电控制开关,LED1 用来显示充电状态,而 LED2 用来显示充电开关的断开状态.另外,为了防止充电开关断开的瞬间, L_d 上产生的感生电动势击穿滤波电容,

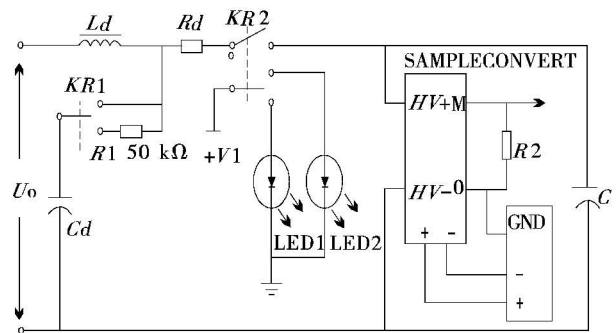


图 3 主充电电路

在滤波电容前端串加一个控制开关 $KR1$, 在充电开关断开的同时, 接通 $KR1$, 将一个 $50\text{ k}\Omega$ 的电阻串入滤波电容的电路, 从而限制了充电电流的大小。

充电开关的控制电路如图 4 所示. 控制器的充电信号加在光电耦合器的输入端, 使光电耦合器接通, 经过功率放大后加在充电继电器 $KR2$ 线圈的两端, 继电器吸和, 接通充电电路. 其中, 串联 RC 电路可以使得继电器在通电闭合瞬间更加迅速地吸合. 电流稳定后, 电容 C 失去作用, 对电路无影响. 在线圈两端反接一个二极管 $D2$, 是用来保护驱动继电器的三极管 $VT2$. 因为当继电器线圈电流突然减少的瞬间, 在它两端会产生一个感应电动势, 它与原电源电压叠加在输出晶体管的发射极和集电极之间, 造成晶体管 c-e 击穿, 二极管起续流作用, 使感应电流短路放掉, 继电器迅速断开.

光电耦合器和 $VT1$ 、 $VT2$ 实际组成直流型固态继电器, 起功率放大的作用, 其中 $VT2$ 管的容量决定所控电路的电压、电流的控制能力. $D1$ 的作用是防止反向电压击穿发光二极管, $R5$ 取值为 $100\ \Omega$. 稳压管的作用是将比较器的参考端电压钳制在 $+5\text{ V}$. $R6$ 的阻值取 $200\text{ k}\Omega$, $R7$ 为 $5\text{ k}\Omega$, $R8$ 为 $200\ \Omega$.

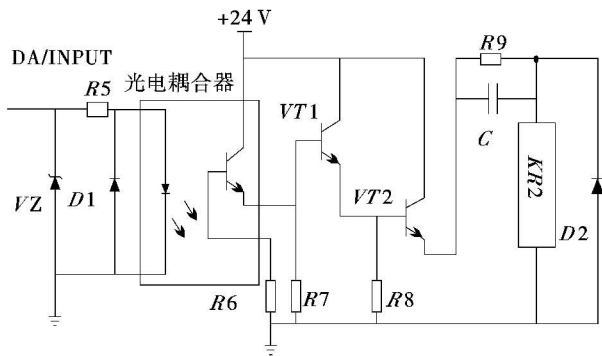


图 4 充电开关控制电路

继电器 $KR1$ 的控制电路与 $KR2$ 的控制电路是一样的, 但两者的通、断时机刚好相反, 故在其控制电路前串入一个反相器, 用一路控制信号实现对 $KR1$ 、 $KR2$ 的同时控制。

4 放电回路控制电路设计

放电回路是飞机电磁铆枪的做功回路, 因此对

其进行合理控制非常重要. 放电回路的控制关键是放电开关控制电路, 通过对主回路进行合理的控制, 使得其输出电压达到较为理想的状态, 从而可以实现较好的脉冲效果, 实现铆接工作。

飞机电磁铆枪放电回路本身比较简单, 是由大功率晶闸管串联后与电容、二极管并联的电路. 放电回路的关键在于对晶闸管的控制, 这里采用集成电路 NE555 定时器来完成其控制. NE555 定时器是将模拟电路和数字电路集成于一体的双极型器件, 有较大的带负载能力, 其高电平输出电流可达 200 mA , 可供电源的电压范围宽, 可达 $4.5\sim 15\text{ V}$ ^[4].

使用 NE555 集成电路, 只需配备 3 个外部元件, 就可构成性能优良的单稳态触发器. 将 NE555 的引脚②作为触发信号的输入端, 并将输出引脚⑦接至输入引脚⑥端, 同时在引脚⑥对地接入电容 $C4$. 单稳态触发器的工作特性具有如下显著特点: 它有稳态和暂态 2 个不同的工作状态; 在外界触发脉冲作用下, 能从稳态翻转到暂态, 在暂态维持一段时间以后, 再自动返回稳态; 暂稳态时维持时间的长短取决于电路本身的参数, 与触发脉冲的宽度和幅度无关. 其原理图如图 5 所示. 图 5 中 $R11$ 、 $C4$ 是定时元件, ⑤脚所接的 $0.01\ \mu\text{F}$ 的电容 $C3$ 是旁路电容; 触发信号 U_i 从②脚输入, 必须是负脉冲; 从 OUT 端输出正脉冲暂态信号。

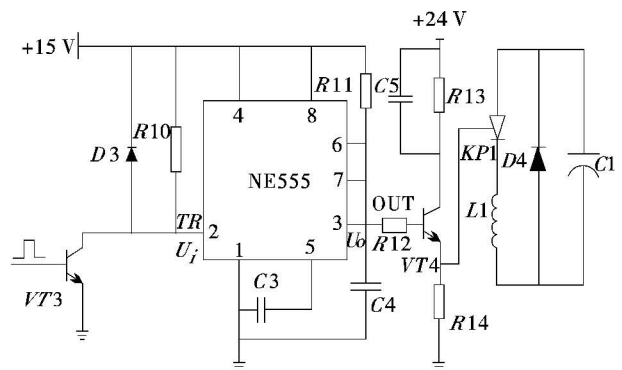


图 5 放电开关控制电路

三极管 $VT3$ 和 $R10$ 组成一个反相器, 当无控制信号时, 定时器②端为高电平, 当有控制信号输入时, ②端为低电平. 二极管 $D3$ 和 $R10$ 确保②端输入的电压小于等于 15 V . 放电控制电路的工作原理是: 当控制电路接到铆接指令后, ②端变为低电平, 经过电压比较器和 RS 触发器, 使③端输出高电平,

同时电容 C_4 经过 R_{11} 充电^[5]. NE555 的引脚③输出的触发电压流过电阻所产生的电流经由三极管 VT_4 进行放大后输出, 控制放电晶闸管 KP_1 的门极 G , 使充电电容器对放电线圈进行放电, 从而完成一次电磁铆接. TR 端的输入电压 U_i 、 OUT 端的输出电压 U_o 以及电容 C_4 两端的电压 U_{c4} 波形如图 6 所示.

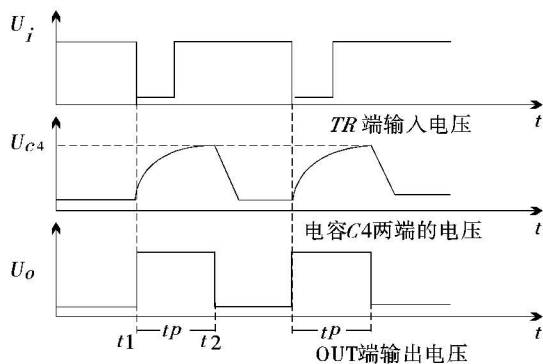


图 6 输入电压、输出电压及电容 C_4 两端电压波形

NE555 引脚 3 输出的高电平的宽度 t_1 等于单稳态触发器暂稳态的持续时间, 而暂稳态的持续时间取决于外接电阻 R_{11} 和电容器 C_4 的大小. 单稳态触发器的暂态时间 $t_p = t_2 - t_1 \approx 1.1 R_{11} * C_4$.

R_{11} 的取值可在在几百欧姆到几兆欧姆之间, 电容的取值范围为几百皮法到几百微法, 这样晶闸管触发时间 t_1 的范围为几微秒到几分钟, 但随着宽度 t_1 增加其精度和稳定度也将下降. 晶闸管的触发

开通时间一般为几百到几十微秒之间, 为了确保晶闸管可靠触发, 在此电路中取 R_{11} 为 $1 \text{ k}\Omega$, C_4 为 $0.1 \mu\text{F}$, 则可得 t_1 持续时间为 $110 \mu\text{s}$, 因此可以确保晶闸管的可靠触发. 放电控制电路的控制信号由控制芯片发出, 当充电完成后, 根据操作者的铆接指令, 给 VT_3 的基极加上一个持续时间为 $50 \mu\text{s}$ 的控制脉冲, 即可以开通晶闸管, 完成铆接放电.

5 结 束 语

这是一种基于 DSP 作为核心控制元件的飞机电磁铆枪控制电路. 该控制电路与 DSP 相结合, 在达到更好的铆接效果的同时, 可有效地减小设备体积, 降低反应时间, 提高工作效率, 增强设备的便捷性, 契合目前电磁铆接设备向着小型化发展的趋势.

参 考 文 献

- [1] 邓将华, 李春峰. 电磁铆接技术研究概况及发展趋势[J]. 锻压技术, 2006(5): 10-14.
- [2] 樊战亭, 曹增强, 葛剑峰, 等. 基于 PLC 的电磁铆接设备控制系统[J]. 机床与液压, 2005(11): 108-110.
- [3] 姚金生, 郑小利. 元器件[M]. 修订版. 北京: 电子工业出版社, 2004: 103-106.
- [4] 刘向东. DSP 技术原理与应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2007: 165-187.
- [5] 卜红霞, 胡永杰, 王月香, 等. 基于 DSP 的开关电源的设计与实现[J]. 微计算机信息(测控自动化), 2008, 24: 280-281.

简 讯

F-35 光电分布孔径系统即将进行飞行测试

F-35 闪电 II 战斗机在隐身能力、致命性和生存能力方面都具有突出的特点, 其革命性的系统之一是即将达到进行机上飞行测试、由诺斯罗普·格鲁曼公司研制的光电分布孔径系统 (EO DAS), 被命名为 AN/AAQ-37. 它由 6 个红外传感器构成, 嵌入安装在飞机四周, 提供 360° 的球面覆盖, 具有全覆盖态势感知、目标识别、导弹告警和精确武器引导能力, 且这些功能可以同时工作, 都集成在一个包里. 藉由任务计算机的综合化, 系统可以支持飞机光电瞄准系统 (EOTS) 和 AN/APG-81 有源电扫阵列 (AESA) 雷达的目标探测和识别功能.

诺斯罗普·格鲁曼公司于 2002 年开始研制光电分布孔径系统, 曾在 F-16 战斗机的吊舱内安装了一部 DAS 传感

器, 用以在动态战斗机环境下记录数据. 另外, 还进行了实况导弹测试, 以收集数据和验证模型. 2005 年 11 月, 诺斯罗普·格鲁曼公司首次在 BAC 1-11 航空测试飞机上对 EO DAS 进行了飞行测试, 初期只安装了 3 个传感器.

目前, EO DAS 的全套 6 个传感器已安装在 BAC 1-11 上, 飞行超过 100 个小时并且已经向洛克希德·马丁公司交付了 3 套 EO DAS 传感器, 一遍进行任务系统集成以及之后的飞行测试. F-35 项目组计划用波音 737 改装的协作航电测试床 (CATBird) 飞机对任务系统硬件进行测试, EO DAS 在 CATBird 上的首飞预计于 2009 年底进行, 正式装备到 F-35 上则可能要到 2010 年.

(张洁提供)