

低空无人飞艇压力控制系统的设计与实现

吴剑锋¹, 贺喜², 张五龙¹

(1.总后勤部建筑工程研究所, 西安 710032; 2.武汉大学, 武汉 430079)

[摘要] 介绍了一种以 C8051F120 单片机为核心设计的低空无人飞艇压力控制系统,详细给出了系统的总体架构;着重说明了主要功能模块的电路设计和固件的程序设计。地面测试和飞行试验表明该压力控制系统性能稳定,能满足低空飞艇飞行中压力控制的要求。

关键词: 无人飞艇; 压力控制; 单片机

Design and Implementation of Pressure Control for Low Altitude Unmanned Airship

WU Jianfeng¹, HE Xi², ZHANG Wulong¹

(1. Architectural Engineering Institute of the General Logistics Department, Xi'an 710032, China;
2. Wuhan University, Wuhan 430079, China)

[ABSTRACT] The design of pressure control system for low altitude unmanned airship are introduced based on single chip processor C8051F120. Overall architecture of the exist system are described in detail. The circuit design of function module and the firmware program design are emphasized. The results of ground and flight tests indicate that the pressure control system shows a stable performance and can meet the requirement of the airship.

Keywords: Unmanned airship; Pressure control; Single chip processor

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.1/2.147

近年来,伴随着自动控制技术、传感器技术和飞艇技术的迅速发展,具有自主飞行能力的无人低空飞艇可用于执行航拍、勘测、遥感等任务,具有广泛的军事、民用和科学研究价值^[1]。

低空飞艇在飞行过程中,飞行环境中高度、气压、温度的变化,会造成气囊的内外压差逐渐升高,造成囊体处于超压状态,既缩短了囊体使用寿命又影响飞行安全^[2]。在外界环境等因素不断变化的前提下,飞艇压力调节系统会对气囊压力进行有效调节,使其与外界大气压之差始终维持安全范围内,是保持飞艇外形、控制升力、保证安全飞行的必要条件^[3]。

本文研究的基于 C8051F120 单片机的低空飞艇状态压力控制系统能实时测量飞艇当前的温度、气压,气囊压强,并可控制阀门及风扇的运行实现囊压自动调节,保证飞艇的飞行安全。

1 系统设计方案

低空飞艇采用软式囊体,在结构设计中有主气囊和副气囊之分^[4],位于辅助气囊气袋上有一个空气阀门和风机,如图 1 所示。飞艇的一部分升力靠主气囊中的

氦气实现,而飞艇的外形是通过气囊中的氦气压力来实现的。随着飞艇飞行时所处高度、温度等环境因素的不同,使得飞艇气囊内部氦气压力与外部气压的压差不断变化,造成气囊破裂或者变形,因此在飞艇的氦气囊内部安装了一个小的辅气囊,其填充气体为空气,通过在飞行中的充气 and 放气来控制并保持飞艇的形状和浮力^[5]。

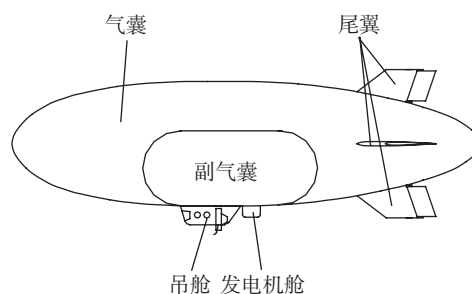


图1 飞艇结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of airship structure

飞艇压力控制系统由鼓风机、进排气阀门、微处理器、显示器、传感器等组成,如图 2 所示,其作用包括自动及手动控制艇囊压力,监测各系统工作状态,显示各

系统工作状态等功能。压力控制系统的基本工作原理是,采用压力传感器分别测量主气囊、副气囊和空气的压强,并且比较压差值,以此判断副气囊是处于稳定状态、超压状态还是需补气状态。当需要对气囊进行充、放气时都需要副气囊上的阀门。当副气囊处于超压状态时,压控系统打开阀门,副气囊中的空气自动排除。当副气囊处于需要补气的状态时,压控系统打开阀门,同时开启鼓气风机,实现充气的功能,当达到与外界大气压值平衡,关闭辅助气囊阀门和进气口阀门。

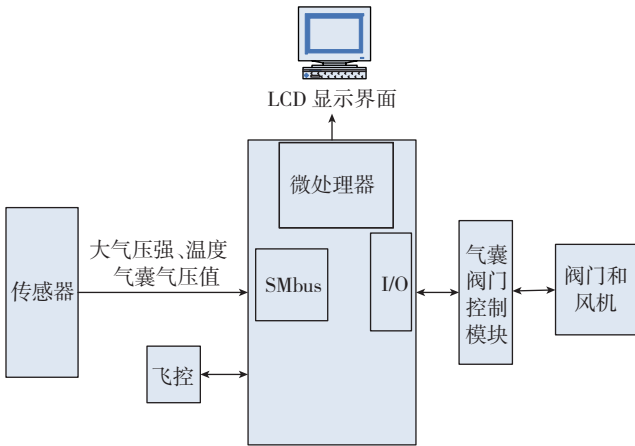


图2 压力控制系统结构框图

Fig. 2 Block diagram of pressure control system

2 硬件设计

2.1 硬件选型

压力控制系统是基于C8051F120单片机和BMP085的数字压力传感器所设计的系统。

系统采用一片C8051F120单片机对7片BMP085传感器采集的信号进行处理分析。其中传感器采集的信号包括压强和温度,C8051F120单片机接受各路传感器的信号并与自身处理的信息一起通过LCD19264(LCD驱动器)将信息显示在液晶显示面上,另外也可以通过IC5(MAX3232,电平转换芯片)转换电平,用RS232通信方式实现压控系统(单片机)与空中飞控系统的通信,并由空中飞控系统通过电台将飞行参数发到地面。同时单片机可以控制风机和阀门的工作,通过与预置范围的比较控制风机向飞艇气囊冲气或者排气,也可接收地面信号,由人手动控制充排气。

2.2 主要模块电路设计

2.2.1 压力、温度采集模块

用于压力、温度采集模块是系统中重要的一部分,选用数字压力传感器BMP085测量压力值和温度值,系统中总共会用到7块BMP085。BMP085具有体积小、转换时间快、二线I2C简化电路等优点。此款数字压力

传感器精度高,也省去了传统传感器需要A/D转换从而简化电路,使用方便,同时还能测量温度。因此除了1片BMP085焊接在主电路板上,用于测量飞艇当前飞行环境的压强值和温度值,其他6片BMP085分别安装在吊舱的前、后、左、右,以及在氦气囊和辅助气囊中。根据上述需求,制成了6块小电路板,每块电路板上安装一块BMP085,一个接线座,接线座用于给BMP085提供3.3V电源,以及用于每块数字压力计与处理器通信的I2C接口。如图3所示。

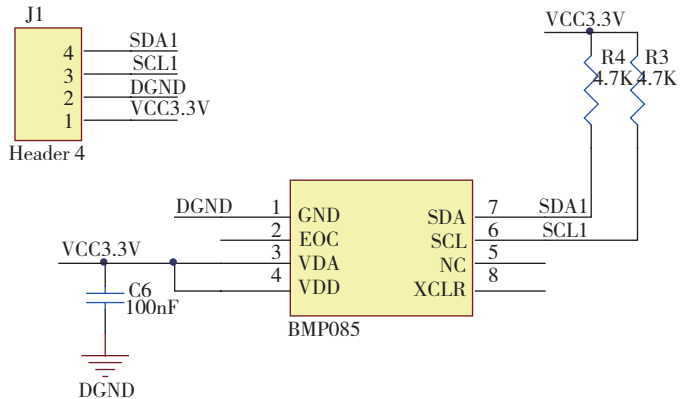


图3 数字压力计电路设计图

Fig. 3 Design drawing of circuits for digital pressure gauge

由于系统会用到至少7片BMP085,BMP085又是通过I2C接口与处理器间通信,而系统选用的处理器C8051F120只有一个I2C接口,因此我们需要将处理器的I2C接口扩展。系统采取的方法是运用两片总线集线器PCA9516,PCA9516能在保持总线操作模式和特性的情况下,通过缓存数据线(SDA)和时钟线(SCL)的数据实现I2C总线扩展。如图4所示。

通过使能信号EN1~EN8选择与处理器通信的数字

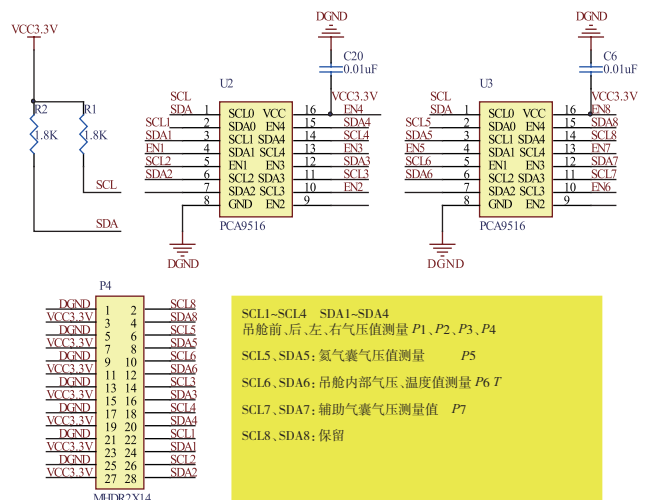


图4 I2C总线扩展部分电路图

Fig. 4 Design drawing of circuits for I2C bus expansion

压力计,其中 EN1~EN4 分别用于选择吊舱前、后、左、右数字压力计; EN5 用于选择氦气气囊中的数字压力计; EN6 用于选择安装在主电路板上的数字压力计; EN7 用于选择辅助气囊中的数字压力计。分别读取每块数字压力计测量的压强、温度值,储存在数据存储器中。文中分别用 P_1 、 P_2 、 P_3 、 P_4 代表吊舱前、后、左、右的压强值; P_5 代表主气囊压强值; P_6 代表当前大气压强值; P_7 代表辅气囊压强值; T 代表当前温度。

2.2.2 阀门控制模块

对于保持气囊外形起关键作用的两个气囊阀门: 辅助气囊阀门和进气口阀门的控制,具体操作如下: 分别测量出主气囊压强 P_5 、辅助气囊压强 P_7 、当前大气压强 P_6 ,使我们能了解此时气囊所受压强情况; 当 $P_7 - P_6 > 5332\text{Pa}$ (40mHg) 时,开启辅助气囊阀门,对辅助气囊放气; 当 $P_7 - P_6 < 1333\text{Pa}$ (10mHg) 时,同时开启辅助气囊阀门和进气口阀门,对辅助气囊充气; 当 $P_7 - P_6 = 2666\text{Pa} \pm \Delta$ (20mHg) 时停止充、放气,同时关闭辅助气囊阀门和进气口阀门。保证飞艇气囊不破裂、不变形,以确保飞艇的安全飞行。

控制两个气囊阀门通过核心处理器的两个数字 I/O 实现: 当控制阀门的 I/O 数字口输出为 '1' 时,继电器吸合,表示开启阀门,为 '0' 时,继电器释放,表示关闭阀门。阀门控制部分电路如图 5 所示。

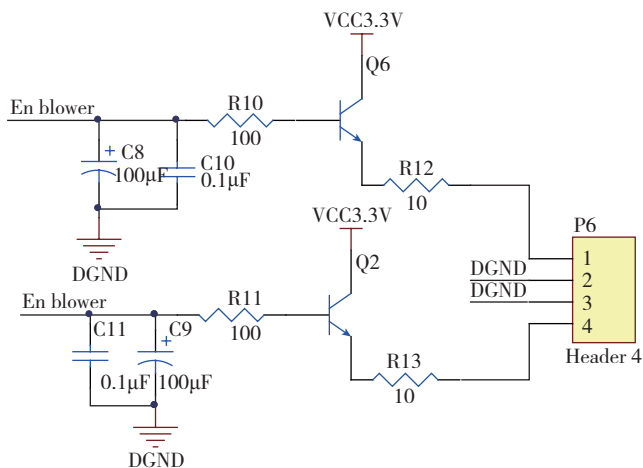


图5 阀门控制模块电路图

Fig. 5 Design drawing of circuits for valve control

3 固件程序设计

3.1 压力、温度采集模块

压力、温度采集模块是系统中重要的一部分,系统中会用到 7 块数字压力计,硬件部分对 I2C 总线进行了扩展,因此在软件设计部分要对这 7 块数字压力计进行片选后,然后采集并存储数据。

对压力、温度数据的采集,系统采用的是查询方

式。当主进程查询到已经有 20ms 未进行压力、温度数据的采集时,主循环程序将读取各块数字压力传感器 BMP085 采集后输出 A/D 转换的结果,然后再计算出气压和温度值并存储。由于系统中会用到 7 块 BMP085 数字压力传感器,在计算出气压和温度值之后,需要判断是否为第 6 块 BMP085,只有这块安装在吊舱内部的气压计需要同时采集温度和压强值,其他几块压力只需将压强值取出并存储。存储好所需要的数据后,将此时的系统时钟赋值给 LastTime,结束此次压力、温度采集。主循环程序将等待下一次判定是否超过 20ms 间隔,对下一块 BMP085 进行数据采集。图 6 说明了压力、温度采集模块程序设计的流程图。

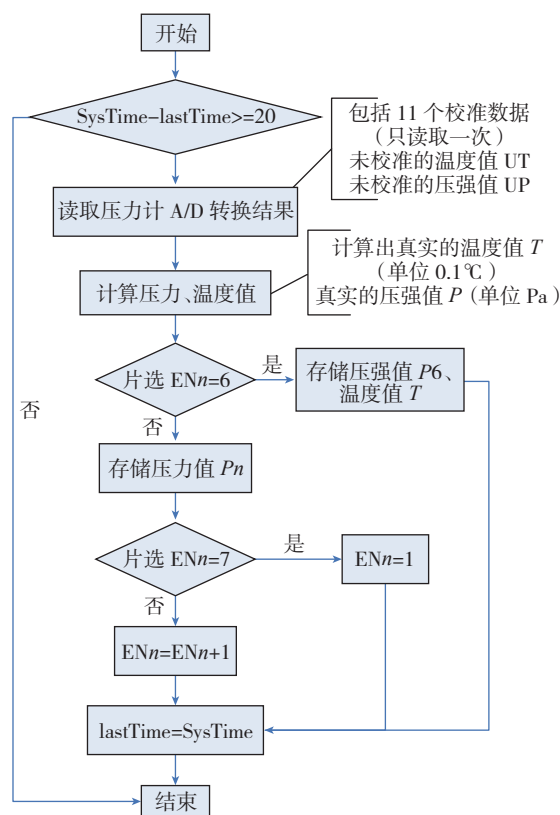


图6 采集压力、温度数据流程图

Fig. 6 Flow chart of collection pressure and temperature data

每块数字压力传感器 BMP085 有一组校准参数,11 个两字节整型常量,这些校准参数只在第一次读取该传感器时读取,用作后面对温度、压强值的计算;接着分别读取未校准的温度值和气压值;最后根据校准参数和未校准的温度值和气压值计算出真实的温度 T (单位为 0.1°C) 和真实的压强值 P (单位为 Pa)。

3.2 阀门控制模块

飞艇压力控制系统每秒钟对辅助气囊阀门和进气口阀门进行控制,判断是否要开启或者关闭气囊阀门,保证飞艇气囊不破裂、不变形,以确保飞艇的安全飞行。

对气囊阀门的控制,系统采用的也是查询方式,在主进程查询是否有一秒未对阀门进行控制了,若是则主循环程序开始执行阀门控制子程序。

飞艇气囊压力阀门总共有 3 种工作状态: 状态 1 关闭进气口阀门,关闭辅助气囊阀门; 状态 2 开启进气口阀门,开启辅助气囊阀门(充气); 状态 3 关闭进气口阀门,开启辅助气囊阀门(放气)。图 7 为阀门工作状态图。

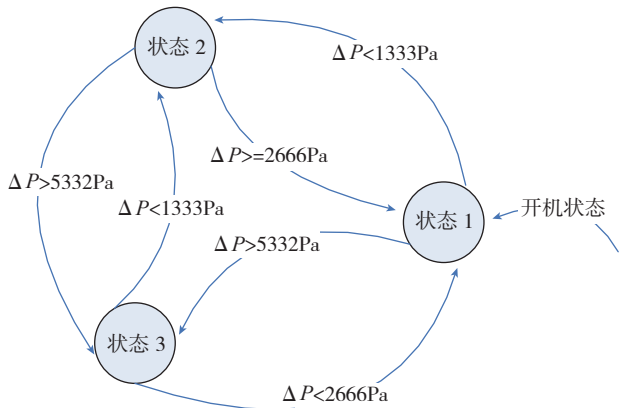


图 7 阀门工作状态图
Fig. 7 State diagram of valve

当主进程查询到已经有 1s 未对阀门进行控制了,就开始执行阀门控制子程序。首先读取存储在缓冲器中的大气压值 P_6 和辅助气囊中的压强值 P_7 ,计算出压力差,根据计算出的压力差判断阀门是否要转换状态,对气囊阀门进行控制。

4 试验验证

为验证低空无人飞艇压力控制系统的性能,在编写了相应的控制软件和调试的基础上对该系统进行了地面测试。测试时将本系统电路板安装在飞艇吊舱中,连接好电路板电源以及各物理接口,然后通电,开始测试。通过压力控制系统的 LCD 监控器可看出目前主气囊压强、副气囊压强、阀门、风机等数值,如图 8 所示。测试过程中压力控制系统工作正常,实现了预定功能。可进行下一步飞行测试。

随后在某试验场对飞艇状态监测系统进行了飞行测试,飞行高度为海拔 700m。通过地面监控软件远程显示状态监测信息,如图 9 所示。通过飞行试验,地面监控软件接收到的压力控制数据包括: 开关状态、阀门状态、大气压力、环境温度、副囊压力等,还可以通过软件控制补气开关和放气开关。

5 结束语

飞艇压力控制系统已在低空无人飞艇上得到应用,并已通过飞行试验验证,达到压力控制的要求。目前该



图 8 压控面板界面

Fig.8 Interface of panel for pressure control system



图 9 监控软件界面

Fig.9 Interface of monitoring software

系统已成功交付客户使用并得到用户好评,证明了其适用性和可靠性。开发过程中所提出的技术和方法可以在类似低空无人飞艇压力控制系统中借鉴应用。

参考文献

[1] 陈勇,裴海龙,陈远炫. 基于 ARM 小型直升机飞控系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2010,18(2):329-331.
CHEN Yong, PEI Hailong, CHEN Yuanxuan. Development of autonomous flight control system for small helicopter based on ARM[J]. Computer Measurement & Control, 2010,18(2):329-331.

[2] 魏东,陈欣琳,罗向前. 低空飞艇压力控制系统设计[J]. 中国科技信息, 2009(13):132-134.
WEI Dong, CHEN Xinlin, LUO Xiangqian. Design of pressure control for low altitude airship[J]. China Science and Technology Information, 2009(13):132-134.

[3] 李楷,李红刚. 浮空飞行器压力调节控制系统工程研究[J]. 工程设计学报, 2009,16(5):344-347.
LI Kai, LI Honggang. Engineering research on aerostat pressure control system[J]. Journal of Engineering Design, 2009,16(5):344-347.

[4] 曹毅,罗传勇,罗义平,等. 小型验证飞艇气体压力控制系统设计[J]. 电光与控制, 2007,14(4):180-182.
CAO Yi, LUO Chuanyong, LUO Yiping, et al. Design of gas pressure control system for small verifying airship[J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(4):180-182.

[5] 甘小华. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
GAN Xiaohua. Introduction to airship technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2005.

(责编 宁宁)