

文章编号:1000-8055(2013)11-2627-07

固液动力探空火箭箭载数据采集系统设计

辛 洁, 蔡国飙, 宋 佳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对固液动力探空火箭在进行测试、飞行试验时,需要实时测量并记录推力、燃料供给速率以及吹除系统工况信息的问题,设计并工程实现了对箭载重要设备输出信号进行监控和采集记录的数据采集系统.以 STM32F103RB 微控制器为核心,完成了数据采集、存储、传输等电路的设计,并在 Real View MDK 集成开发环境下,运用 C 语言完成了控制、测试程序的编写.最后,通过 Real View ULINKR 仿真器实现了软硬件的联合测试,验证了系统的供电控制、采样频率、工况记录等功能都满足设计要求,完成了对箭载重要设备监控和采集记录的任务.只需修改微控制器内的操控程序,就可将此数据采集系统应用于不同型号的固液动力探空火箭.

关 键 词: 探空火箭; 数据采集; STM32F103RB 微控制器; Real View MDK 集成开发环境; 联合调试
中图分类号: V248.2 **文献标志码:** A

Design of data acquisition system for solid-liquid dynamic sounding rocket

XIN Jie, CAI Guo-biao, SONG Jia

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For solid-liquid dynamic sounding rocket under test and aero experiment, the real-time data acquisition and storage problem of thrust, fuel supply rate and blow-off system should be solved. A data acquisition system was thus designed and implemented to monitor, acquire and save output data of some relevant important facilities on the solid-liquid dynamic sounding rocket. Based on STM32F103RB microcontroller, data acquisition, storage and transmission circuits were designed. Moreover, under the Real View MDK integrated development environment, the programs of test and control were compiled by language C. Finally, the software and hardware were tested jointly by Real View ULINKR simulator. The joint debugging results verify that the system functions such as power supply control, sampling frequency and working condition storage can meet the design requirements, helping to complete supervisory, acquisition and storage missions for important facilities on the solid-liquid dynamic sounding rocket. The system can be applied to different categories of solid-liquid dynamic sounding rocket only through modification of testing control program.

Key words: sounding rocket; data acquisition; STM32F103RB microcontroller; Real View MDK integrated development environment; joint debugging

收稿日期:2012-10-28

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.030.html>

作者简介:辛洁(1988—),女,内蒙古包头人,硕士生,主要从事固液动力探空火箭测试发射控制.

符号表

PCB	印刷电路板(printed circuit board)	TTL	晶体管-晶体管逻辑电路(transistor-transistor logic)
AOP	设备(加速度计)端口名称	RS-485	通讯协议名称
AON	设备(加速度计)端口名称	RS-232	通讯协议名称
AD	设备(微控制器 STM32)端口名称	MDK	微处理器开发工具包
ADC	模数转换器(analog to digital converter)	ARM	Advanced RISC Machines 公司
INT	本文软件中定义的变量名	USART	通用同步异步收发机(universal synchronous asynchronous receiver transmitter)
PB	设备(微控制器 STM32)端口名称	GPIO	通用输入输出(general purpose input/output)
JTAG	联合测试行动组(join test action group)	RTC	实时时钟(real time clock)
CONVST	设备(AD7656 芯片)端口名称	SYSClk	STM32 系列单片机标准外设库中的程序名称,指系统时钟
DB	数据总线(data bus)	HSE	STM32 系列单片机标准外设库中的程序名称,指外部时钟源
I/O	输入/输出(input/output)	ULINKR	一种仿真器的名称
A/D	模拟/数字(analog/digital)	LED	发光二极管(light emitting diode)
SPI	串行外设接口(serial peripheral interface)	SO	设备(存储芯片)端口名称
CMOS	互补金属氧化物半导体(complementary metal oxide semiconductors)	SI	设备(存储芯片)端口名称
SCK	设备(25LC256 芯片)端口名称		
MOSI	设备(25LC256 芯片)端口名称		
MISO	设备(25LC256 芯片)端口名称		
CS	设备(25LC256 芯片)端口名称		
HOLD	设备(25LC256 芯片)端口名称		

固液探空火箭是在近地空间进行探测和科学试验的火箭,其主要飞行目的在于进行空间探测或进行飞行验证试验,为固液动力飞行器的研制积累经验。

相较于固体、液体推进剂火箭,固液动力探空火箭具有独立的开/关控制阀门^[1],使得整个混合燃烧过程更容易控制,具有很强的推力调节能力^[2]以及容易关机和重新起动的优势;但这也使得稳定燃烧对氧化剂和燃料的配比更为敏感。推进剂的混合比稍偏离最佳值就有可能使发动机工作性能改变,比冲有所损失。因此,在这一类火箭的研制、发射过程中,对供给系统、增压系统、吹除系统的试验和探测数据监控、采集记录的工作尤为重要,而数据采集系统就在那里扮演了极为重要的角色。

传统的数据采集系统需要结合大量的通用和特殊性能的传感器^[3]。美国 NASA 已经运用统计学方法开发了针对推进系统的传感器实时校验方法和自动飞行控制^[4-5]。基于固液动力探空火箭的结构和工作特性,本文设计并工程实现了针对反映固液火箭发动机和箭载计算机工作情况的传感器输出进行全程监控、采集记录的数据采集系统。

1 箭载数据采集系统总体设计

本箭载数据采集系统主要针对固液动力探空

火箭的供给系统、增压系统、吹除系统的参数进行全程监控和采集记录。主要测试的箭载装置信号包括三路单轴加速度计、测量液体推进剂储箱压力的压力变送器、测量高压挤压气体压力的压力变送器、两路温度传感器以及增压工况转换电磁阀、辅路吹除自锁电磁阀、主路吹除自锁电磁阀的输出信号。数据采集系统的软件部分以满足系统的功能要求为基础,结合实际硬件电路的设计情况以及 STM32 微控制器特性进行设计。

2 箭载数据采集系统硬件设计

本箭载数据采集系统的硬件电路由以模拟电路为主的模拟电路板和以数字电路为主的数字电路板两部分组成,其 PCB 外观如图 1 所示。

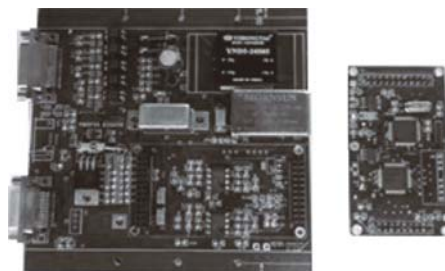


图 1 PCB 外观图

Fig. 1 Outside view drawing of PCB

两块电路板间通过双列矩形针式连接器相接,数字电路板直插在模拟电路板上.将数字电路与模拟电路隔离开来的设计优势在于:①将大功率器件与重要芯片隔离,可在保证系统散热的基础上,保证各芯片的正常工作;②有效防止数字电路与模拟电路之间的相互干扰.

2.1 模拟电路板

本箭载数据采集系统的主电路板承担着整个数据采集系统的供电、电平转换、信号调理、采集状态指示、转电控制与地面测试、发射、控制系统通信等任务.

2.1.1 信号调理电路

信号调理电路包括加速度计转换电路、电磁阀通电情况的输出开关量转化电路、温度及压力变送器输出信号的调理电路,以实现加速度计、变送器、电磁阀输出信号的调理功能.

由于加速度计为双端输出,而 AD7656 芯片的模拟输入为单端输入,为将加速度计集中于 $+2.5\text{ V}$ 的 $\pm 4\text{ V}$ 差分输出转换为集中于 0 V 的单端输出,并达到最高的分辨率和最低的噪声性能,设计了如图 2 所示的以 LM158J/883 微分控制器为核心、电路增益为 1 的加速度计输出信号调理电路.将加速度计的 AOP 和 AON 端输出信号接入 LM158J/883 的正负输入端,调理后的信号再经过滤波后,进入数字电路板上的 AD7656 器件.图 2 中 C 为电容, R 为电阻,其后的数字表示编号.

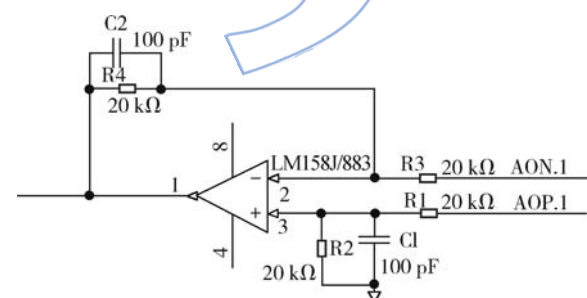


图 2 加速度计输出信号调理电路

Fig. 2 Adjustment circuit of output signal of accelerometers

考虑到电磁阀本身是无法输出开关量,又要实现对电磁阀工作情况的记录,本文设计了如图 3 所示的以光电耦合器件 TPL521-1 为核心的电磁阀开关量转化电路.

进而,电磁阀通电情况可转换为用“0”和“1”表示的开关量,转换后的开关量数据经滤波后,可直接

输入至 STM32F103RB 微控制器的 PB[0 : 3]引脚.

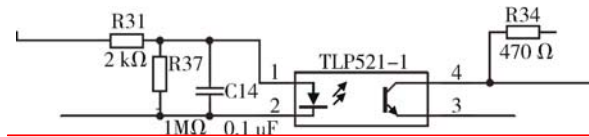


图 3 电磁阀开关量转化电路

Fig. 3 Transformation circuit of electromagnetic valve switch

同时,考虑到温度传感器和压力变送器的输出均为电流信号,信号强度在 $4\sim 20\text{ mA}$ 范围内,本文还设计了将电流信号转换为电压信号以及对信号进行分压处理的信号调理电路.经调理、滤波后的电压信号被输至 STM32F103RB 微控制器的 AD[3 : 6]引脚,由微控制器内部自带的 ADC 控制器对信号进行模/数转换.

2.1.2 总供电电路

总供电电路将外部输入的 28 V 电源进行合理分配、转换,为模拟电路板和数字电路板上元器件以及外围设备供电.通过总供电电路内的各种电平转换芯片如 WRB2405LD-5W 等,可以生成元器件及箭载设备所需的模拟 5 V 、数字 $\pm 12\text{ V}$ 、 $+24\text{ V}$ 、 $+20\text{ V}$ 等电压.其中, $+24\text{ V}$ 为压力变送器供电, $+20\text{ V}$ 为加速度传感器供电.

2.1.3 转电控制电路

转电控制电路主要由光电耦合器件 TPL521-1、集成在芯片 74LCX74 中的 D 触发器和反相器、MCP1401 和 JZC-078 型电磁继电器等组成.光电耦合器件 TPL521-1 输入端接收地面设备输出的“转电控制信号”、“复位与紧急断电控制信号”、“地面地信号”3 种指令;其输出的信号 (INT) 输入微控制器的 PB9 引脚,实现对微控制器的外部中断触发.

本系统的供电方式包括地面供电和箭载供电两种方式.当固液动力探空火箭地面测试时,箭载数据采集系统可以直接外接地面 28 V 电压源为系统供电,INT 信号不发生变化,微控制器无法检测到中断触发信号;在固液动力探空火箭准备发射前,地面发送“转电控制信号”指令,使得光电耦合器件导通,INT 信号变为高电平,输至 D 触发器的时钟端并由 Q 端输出高电平,进而输至 MCP1401,产生 500 mA 的驱动电流,驱动电磁继电器将地面供电转换为箭载供电,同时,INT 信号变为高电平使得微控制器检测到中断触发信

号,进入外部中断程序。

2.2 数字电路板

本文的数字电路板是系统的核心控制板,承担着对整个箭载数据采集系统的控制、数据采集记录、传输等重要任务,其设计原理如图4所示。根据固液动力探空火箭地面测试、飞行试验任务的需求,所设计的数字电路板主要包括以 STM32F103RB 微控制器为核心的核心控制电路、以 AD7656 芯片为核心的数据采集电路、以 25LC256 芯片为核心的数据存储电路、以 MAX3485 串口芯片为核心的数据传输电路、电源供电电路、滤波电路以及外围电路。其中,电源供电包括模拟供电及数字供电的调压相关电路;外围电路包括控制板与采集板之间的连接器,系统调试 JTAG 接口及其他相关滤波保护电路。

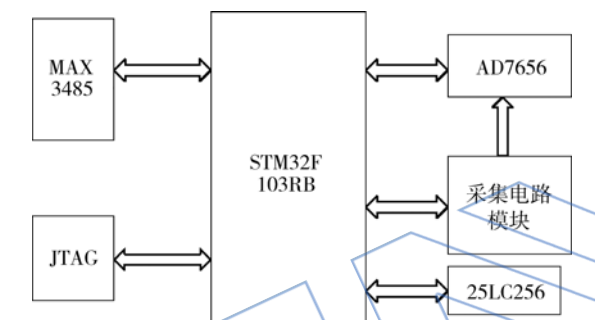


图4 数字电路板设计原理框图

Fig. 4 Theory block diagram of digital circuit board design

2.2.1 核心控制电路

核心控制电路是为箭载数据采集系统提供逻辑

及时序控制、数据缓存输出的控制模块,是系统的智能核心。本系统选用 ST Microelectronics 公司的 STM32F103RB 微控制器作为核心控制者。它结合了高性能、低功耗、实时低电压等特性,同时具有较强的处理能力、高集成度和易于开发的优势^[6-7]。

2.2.2 数据采集电路

为实现对固液动力探空火箭实时推力的精确监控,要求对加速度计输出信号的采集精度至少为 0.01%,采集速度到达 10 次/s,而微控制器自带的 ADC 控制器无法达到上述精度和速度要求,故本文设计了以 AD7656 芯片为核心的加速度计采集电路。

AD7656 芯片的 3 个 CONVST 引脚都与微控制器的 PB9 外部触发信号控制引脚直接相连。图5为 AD7656 的模/数转换时序图,微控制器接收到外部触发信号后,CONVST 引脚从低电平变为高电平^[8-9],6 个通道同时从采样状态切换到保持状态,然后便启动转换;模/数转换后的数据,通过并行数据线 DB[15:0],直接传输至微控制器的 16 路 I/O 接口。图5中 t_{convst} 为微控制器检测到外部触发信号的时间间隔; t_{acq} 为 AD7656 芯片进行数据采集的时间间隔; t_{quiet} 为采集完最后一个数据的时刻与数据采集结束的的时刻的时间间隔;BUSY 为低电平时,AD7656 芯片可进行数据采集; $\overline{\text{CS}}$ 为 AD7656 上的片选端口,当其为低电平时有效,AD7656 芯片可进行数据采集; $\overline{\text{RD}}$ 为 AD7656 上的读有效端口,当其为低电平时有效,AD7656 芯片可读取数据;DATA 为需要采集的数据; $V_1, V_2, \dots, V_6$ 指数数据 1, 2, $\dots$, 6。

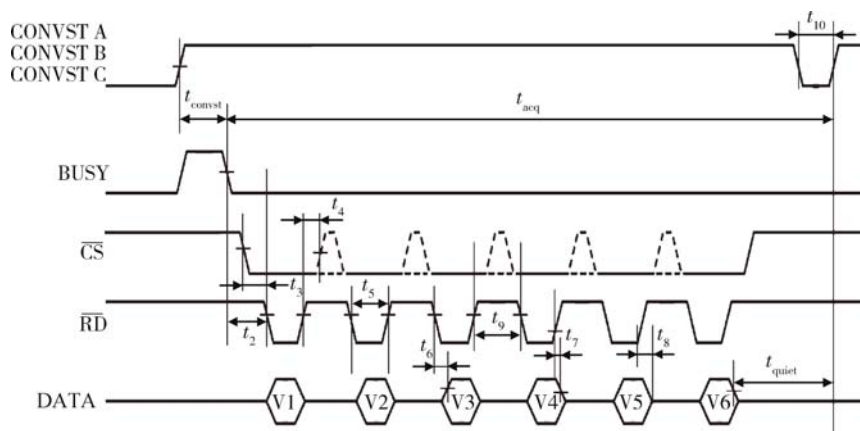


图5 AD7656 的模/数转换时序图

Fig. 5 Time sequence of AD7656 A/D translation

2.2.3 数据存储电路

为方便对箭载数据采集系统调试,对地面测试过程中的数据进行存储,本系统选用 25LC256 芯片作为数据存储芯片.该芯片具有兼容 SPI 总线的结构,并采用了先进 CMOS 技术,是一种理想的低功耗、非易失性存储器.

在箭载数据采集系统进行地面测试时,25LC256 芯片的引脚 SCK, MOSI, MISO, CS 与微控制器相应引脚直接相连,并通过 SPI 总线^[10]进行通信;芯片的 HOLD 引脚与 3.3 V 电源相连,芯片通电后一直保持高电平,使得存储芯片在进行读写时,不会暂停通信去响应其他中断.

在固液动力探空火箭进行飞行试验时,箭载数据采集系统的存储芯片将会被移除,火箭上采集的数据将会通过 SPI 总线传输至箭载黑匣子的存储模块中.

2.2.4 数据传输电路

在固液动力探空火箭发射前,为实现对箭载数据采集系统的远程、安全调试,本系统中还设计了以串口通信芯片 MAX3485 为核心的数据传输电路.

MAX3485 采用半双工模式,其接收、发送和使能端分别与微控制器相应端口相连,可实现微控制器的 TTL 电平与 RS-485 电平之间的转换,进而将 RS-485 转为 RS-232,通过串口调试助手实现地面计算机对系统的远程监控、调试和数据读取.

3 箭载数据采集系统软件设计

本箭载数据采集系统的软件部分主要围绕对固液动力探空火箭箭载设备的输出信号进行监控、采集记录的任务需求以及箭载数据采集系统的硬件电路情况展开设计.

3.1 箭载数据采集系统软件开发环境

本系统选用 Real View MDK 作为软件的集成开发环境. Real View MDK 集成了业内最领先的技术,是 ARM 公司目前最新推出的针对各种嵌入式处理器的软件开发工具;同时考虑到 STM32F103RB 微控制器的特性以及现有的仿真器的性能,本系统选用的 MDK 安装包的版本为 Keil μ Vision 4.0.

由 STM32F103xB 数据手册可知,ST Microelectronics 公司为 STM32 系列单片机引入了可以共享的标准外设库,即 STM32F10x 系统微孔

芯片的固体函数库^[11-12].在编译代码时可加入现成函数库,即可直接使用库里函数,对相关寄存器函数进行配置,这大大简化了程序的编写工作.同时,本文还采用了多线程、模块化的软件设计结构,以进一步有效减少开发的时间^[13-14].

本箭载数据采集系统的软件模块主要包括系统主程序模块、A/D 转换部分程序模块、SPI 程序模块、USART 中断程序模块、M25PX64 数据存储模块以及其他中断模块.

3.2 箭载数据采集系统的运行流程

箭载数据采集系统通电后,程序便开始运行,整个系统软件的运行流程如图 6 所示.

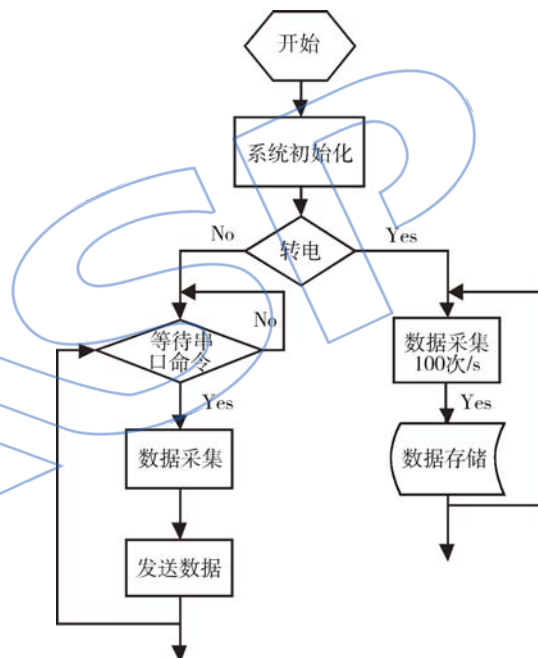


图 6 软件运行流程图

Fig. 6 Run flowchart of software

3.2.1 系统初始化

箭载数据采集系统运行的首要一步就是进行系统初始化配置.系统初始化主要包括系统参数初始化、库函数初始化、系统时钟配置、GPIO 端口配置、SPI 端口通信配置、AD7656 和 USART 端口开放、RTC 配置、初始化外部存储器中的数据、中断接口配置、中断配置及打开等.

系统时钟的配置关系到固液动力探空火箭的发射时序匹配、采集频率、采用精度及存储容量配置等重要功能,在整个系统设计中扮演着十分重要的角色.本系统时钟 SYSCLK 选择 HSE 时钟输入, HSE 时钟为 6 MHz 外部晶振输入,对其配置的部分函数语句如下所示:

```

void SysClkSetup(void)
{
    do {
        RCC_DeInit();
        RCC_HSEConfig(RCC_HSE_ON);
        HSEStartUpStatus = RCC_WaitForHSE-
            StartUp();
    } while(HSEStartUpStatus != SUCCESS);
    RCC_HCLKConfig(RCC_SYSCLK_Div1);
    .....;
    SysClkChange(0,0);
    RCC_APB2PeriphClockCmd(RCC_APB2Periph_
        GPIOA
        |RCC_APB2Periph_GPIOB|.....,ENABLE);
}

```

3.2.2 系统数据采集和存储

在系统初始化完成后,箭载数据采集系统将进入数据采集、存储的循环中。当系统未由地面供电转为箭载供电,并且接收到串口命令时,会对箭载设备进行数据采集,并将采集的结果传输至地面计算机上;当系统转为箭载供电时,系统每隔 10 ms 对箭载设备进行一次数据采集,并将采集的结果传输至存储电路中。

4 箭载数据采集系统测试

在完成箭载数据采集系统理论上的软硬件设计后,将其工程实现,并进行软硬件的联合调试以评估、检测系统各项功能的实现情况。

4.1 箭载数据采集系统测试工具

本系统以 Real View MDK 集成开发环境为基础,结合 Real View ULINKR 仿真器、UT58A 型万用表、TDS1012B-SC 型示波器、PS-305DM 型稳压电源等工具,实现系统的测试。

为了后续 PCB 的调试方便以及各模块的测试需求,本系统在硬件上还设计了若干测试点,以将需要测试的信号拉出测试;在软件上,添加 LED 闪烁语句,进而使用示波器测量波形,以验证系统各模块是否正常工作^[15]。

4.2 箭载数据采集系统测试内容

箭载数据采集系统测试的主要项目包括检测系统供电和转电情况、时序控制是否与火箭发射时序相契合、数据采集的精度和采样频率是否满足系统的采集要求、系统的数据传输和存储功能能否顺利实现。

4.3 系统测试结果

在采用 Real View ULINKR 仿真器进行软硬件的联合调试时,首先由地面提供 28 V 直流稳压电压,测得系统的电流值为 0.05 A,各模块的输出电压均在正常范围之内;地面给出“转电控制信号”指令后,继电器启动,系统转为箭载供电,此时切断地面电源,系统各模块依旧正常工作。验证了系统的供电和转电功能能够正常实现。

配置 RTC 中断函数,使其每 1 ms 记一次数,LED 灯电平翻转一次,运用示波器观察微控制器 LED 灯引脚的电平变化,其测试结果如图 7 所示。

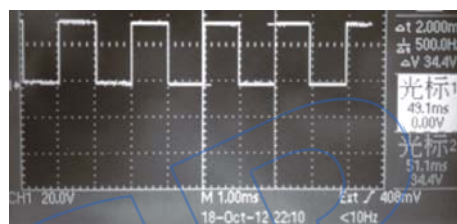


图 7 示波器所示 LED 引脚变化

Fig. 7 LED foot change shown by oscilloscope

该测试结果表明,每 1 ms 程序会控制 LED 进行一次翻转,能够满足系统的时序控制和采样频率的要求,使得数据的存储速率为 0.01 次/s,并且保证数据正确地读入和取出。

在微控制器计数 10 次后,将微控制器缓存数组 UstarBuf 中数据传输到数据存储电路中,再从数据存储电路中读回数据到微控制器缓存数组 UstarBuf_read 中,利用示波器观测存储芯片的 SO 和 SI 引脚电平变化;将两组缓存数据通过串口通信芯片 MAX3485 发送至地面计算机上显示。通过软件设置此过程循环两次,由图 8 可以看到联合调试的结果:软件调试 Memory 窗口中显示缓存数组 UstarBuf(起始地址为 0x20006228)

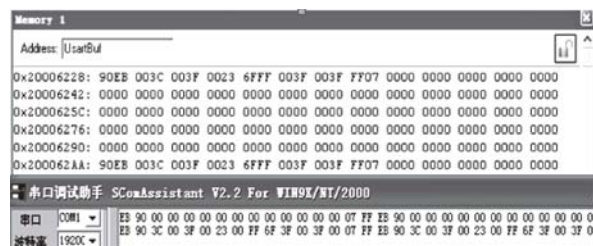


图 8 在 Memory 窗口和串口调试助手中显示的数据结果

Fig. 8 Date results shown in Memory window and serial debugging assistant

和缓存数组 UstarBuf_read(起始地址为 0x20-0062AA)中的数据一致;同时,此组数据与串口调试助手在地面计算机上显示的数据一致。

该项联合调试结果表明:箭载数据采集系统采集的数据能够正确地传输至数据存储模块,并正确地回传;同时,该系统能够通过串口调试助手与地面计算机进行正常通信。

5 结 论

1) 本文设计的固液动力探空火箭箭载数据采集电路能够实现对火箭上重要设备的输出信号进行监控、采集记录。

2) 本文设计的箭载数据系统软件能够与硬件电路结构匹配,相互配合完成固液动力探空火箭的测试、飞行试验任务。

3) 本文设计的数据采集系统已经通过高低温、振动、冲击、过载等环境试验,满足火箭上电气设备的环境要求。

本文研究成果为固液探空火箭发动机性能测试、故障诊断、推力调节等方面的研究提供了有效参考。

参考文献:

- [1] 廖少英. 固液火箭发动机性能特征[J]. 上海航天, 2004(5): 8-14.
LIAO Shaoying. Performance characteristic of hybrid rocket engine[J]. Aerospace Shanghai, 2004(5): 8-14. (in Chinese)
- [2] 胡建新, 夏智勋, 张钢锤. 固液火箭发动机在空间发射上的应用前景[J]. 导弹与航天运载技术, 2002, 257(3): 18-22.
HU Jianxia, XIA Zhixun, ZHANG Gangchui. Opportunity for hybrid rocket motor in commercial space applications[J]. Missiles and Space Vehicles, 2002, 257(3): 18-22. (in Chinese)
- [3] Figueroa F, Griffin S, Roemer L, et al. A look into the future of data acquisition[J]. Instrumentation and Measurement Magazine, 1999, 2(4): 23-34.
- [4] Bickford R L, Bickford T W, Meyer C M, et al. Real-time sensor validation for propulsion systems[R]. AIAA 98-5184, 1998.
- [5] Figueroa F, Solano W, Thurman C. A future vision of data acquisition; distributed sensing, procession, and health monitoring[C]// Proceedings of IEEE Instrument and Measurement Technology Conference. Budapest, Hungary: IEEE, 2001: 486-489.
- [6] 王灵艳. 基于 USB 总线和 LabVIEW 多路温度测试仪开发[D]. 上海: 同济大学, 2009.
WANG Lingyan. Development of multichannel temperature test instrumentation based on USE and LabVIEW[D]. Shanghai: Tongji University, 2009. (in Chinese)
- [7] 黄辛超. 基于嵌入式系统的便携式数据采集系统的设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2010.
HUANG Xinchao. Design of portable data acquisition system based on embedded system[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2010. (in Chinese)
- [8] 吴跃民, 刘荣. ADS8364 在高精度数据采集系统中的应用[J]. 电子质量, 2005(1): 3-7.
WU Yuemin, LIU Rong. Application of ADS8364 in high-accuracy data acquisition system[J]. Electron Quality, 2005(1): 3-7. (in Chinese)
- [9] 张龙, 周端, 司栋森. 基于 TMS32F2812 高速数据采集系统的设计与实现[J]. 电光与控制, 2007, 14(1): 129-132.
ZHANG Long, ZHOU Duan, SI Dongsen. Design and realization of a TMS320F2812-based high-speed simultaneous signal acquisition system[J]. Electronics Optics and Control, 2007, 14(1): 129-132. (in Chinese)
- [10] CHEN Zhijia, SUN Shuying. Design of air tracking servo system based on STM32F103[C]// Proceedings of 2011 International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control. Beijing: IEEE, 2011: 891-894.
- [11] 刘火良, 杨森. STM32 库开发实战指南[M]. 北京: 机械工业出版社, 2013.
- [12] 王永虹, 徐炜, 郝立平. STM32 系列 ARM Cortex-M3 微控制器原理与实践[M]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.
- [13] Ahmad M, Tran T, Nichols H. DAQ: software architecture for data acquisition in sounding rockets[C]// Proceedings of Aerospace Conference. Montana, US: IEEE, 2012: 1-10.
- [14] Seybold C, Chen G, Bellutta P, et al. Suborbital flight test of a prototype terrain-relative navigation system[R]. AIAA-2007-2896, 2007.
- [15] 赵一夔. 基于 ARM Cortex-M3 的嵌入式系统设计与实现[D]. 西安: 电子科技大学, 2010.
ZHAO Yibi. Research and implementation of embedded system based on ARM Cortex-M3[D]. Xi'an: Xidian University, 2010. (in Chinese)