

基于 FPGA 的液体火箭发动机控制监测系统研制

陈思豪, 弭艳

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 随着液体火箭发动机内部结构日益复杂, 传统的控制遥测模式难以满足测控需求; 针对液体火箭发动机的智能化需求, 为实现高效的发动机状态管理和运行参数的实时监测, 研制了一种基于现场可编程门阵列 (FPGA) 的控制监测系统; 该系统拥有 24 路发动机驱动控制能力, 具备 32 路信号同步采集、实时处理与存储能力, 能够实现同步 RS422 总线通讯, 并具有 HDLC (High-Level Data Link Control) 协议数据的编解码能力; 实验结果表明, 该系统能够对发动机阀门进行驱动控制及发动机状态参数的实时采集, 实现基于 HDLC 协议的数据通讯; 以硬件为核心的控制监测系统提高了发动机电气系统的集成性, 提升了系统可靠性, 为发动机健康管理、故障诊断算法的搭载奠定硬件基础。

关键词: 液体火箭发动机; 智能化; 控制监测系统; 现场可编程门阵列; HDLC 协议

Control Monitoring System Based on FPGA for Liquid Rocket Engine

CHEN Sihao, MI Yan

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: With the increasingly complexity of liquid rocket engines, traditional control modes are difficult to meet the requirements for measurement and control; For the intelligent needs of current liquid rocket engines, an efficient real-time control and monitoring of liquid rocket engine system based on field programmable gate array (FPGA) is designed. The control and monitoring system has the characteristics of 24-channel drive control capability, 32-channel signal synchronous collection, real-time processing and storage capabilities, which can achieve the communication with synchronous RS422 based on the high-level data link control (HDLC) protocol. The experimental results show that the control monitoring system can drive the engine valve, real-time collect the engine status parameters, and achieve the data communication based on the HDLC protocol; the hardware-based control and monitoring system can increase the integration of engine electrical system, and improve system reliability, it provides a hardware foundation for future engine health management and fault diagnosis algorithms.

Keywords: liquid rocket engine; intelligent; control and monitoring system; FPGA; HDLC protocol

0 引言

随着我国经济社会的发展, 国防科技实力的不断提升, 我国运载火箭型谱在不断完善, 进入空间能力不断提升, 技术性能逐渐接近国际先进水平。目前, 高密度火箭发射已成为一种常态, 标志着我国迈入了航天大国的行列, 并正逐步向航天强国转变^[1]。

随着智慧火箭、智能动力系统等概念陆续提出, 我国液体火箭发动机正逐步向完整的动力系统发展。目前火箭重复使用已成为趋势, 进入空间和登月、探火等任务需求不断发展变化, 液体火箭发动机作为火箭动力系统的重要组成部分, 其性能直接影响到整个火箭的成败, 其可靠性、稳定性、可维护性等性能亟待提高。

目前我国已经建立了较为完备的运载火箭能力体系, 但成本和效率还未达到世界先进水平; 随着液体火箭发动机内部复杂程度日益增加, 当前液体火箭控制遥测模式难以满足对发动机阀门运行参数的有效管理和对其运行状态的实时监测, 因此开发高集成度、高效率、高可靠性的液

体火箭发动机控制监测系统是提高液体火箭发动机智能化程度的必然要求^[2-3]。随着液体火箭发动机健康管理、故障诊断等需求, 控制监测子系统将是液体火箭动力系统的重要组成部分。

液体火箭发动机控制监测系统旨在实现火箭控制系统与火箭动力系统发动机之间的数据通讯, 即发动机根据火箭控制中心发出的指令, 控制发动机启动、关机, 调整推力及燃料混合比, 并监测发动机运行参数, 同时将数据回传至火箭控制中心。液体火箭发动机作为液体火箭的重要子系统, 对其开展状态监测与故障诊断尤为重要。国外液体火箭发动机大多有控制监测子系统, 20 世纪 70 年代, 美国成功研制了用于航天飞机主发动机 (SSME, space shuttle main engine) 状态参数监测的“红线阈值检测与报警”系统; 前苏联也于 20 世纪 80 年代, 对 RD-120、RD-170 等大型液体火箭发动机开发了“技术诊断系统”^[4]。

目前国内相关单位也开始了液体火箭发动机控制监测系统的研制, 完成了相关系统的地面原理验证^[5]。液体火

收稿日期: 2023-12-01; 修回日期: 2024-01-29。

作者简介: 陈思豪(1995-), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 陈思豪, 弭艳. 基于 FPGA 的液体火箭发动机控制监测系统研制[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(6): 1-6, 41.

箭发动机控制监测系统改变了传统的开关量控制和模拟量传输的模式,将发动机阀门驱动模块、数据采集单元、遥测模块合为一体,提高了发动机电器系统的集成性,提升了液体火箭发动机的可靠性、稳定性。

1 系统结构与原理

液体火箭发动机控制监测系统(简称控制监测系统)原理如图 1 所示,控制监测系统通过 RS422 总线与火箭控制系统进行数据通讯。该系统将火箭控制系统的指令译码并进行校验,选择正确的译码指令发送给液体火箭发动机内部的驱动控制器进行输出执行,控制液体火箭发动机内部阀门的打开与关闭,从而实现发动机的启动、关机;控制监测系统可同时对动力系统发动机阀门的动作电流、开关状态、动力系统运行状态等发动机运行参数进行实时采集,经编码后的数据通过 RS422 总线回传至火箭控制系统。

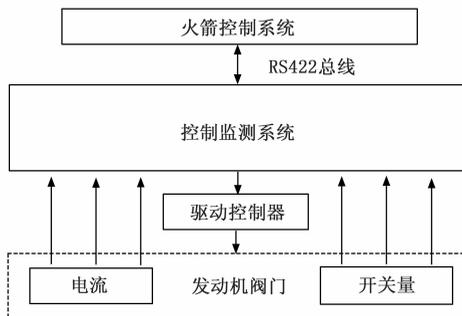


图 1 系统原理示意图

2 系统硬件设计

现场可编程门阵列(FPGA)凭借其灵活性高、功能密度大、体积小、低功耗、半定制的灵活配置能力,在大规模信号处理实现方面得到了大量应用^[6]。FPGA 芯片也逐渐受到航天产品设计者的青睐,以硬件为基础的 FPGA 芯片,固化后的电路相较于单片机、DSP 等控制器程序有着更高的稳定性,尤其是反熔丝型 FPGA 芯片在空间环境内有极强的抗辐射能力,具有广阔的应用前景。

FPGA 芯片拥有丰富的用户 IO 接口和大量内嵌的 IP 核,开发周期短且可重复配置,相比于 DSP 有着更好的并行性和流水线处理能力,相比于单片机有更强的同步数据处理能力,便于实现多种复杂设备的高速计算和数据监测。控制监测系统采用了基于 FPGA 芯片的单控制器设计,充分发挥 FPGA 芯片的灵活性,自由实现多种外设接口;同时软硬件均使用 FPGA 芯片,既提升了系统的软件安全性,又提高了硬件的集成度。

控制监测系统采用了堆叠式铝制机壳,具有通用性强、抗恶劣、减弱电磁干扰、环境能力强等优点。控制监测系统机械结构如图 2 所示,机壳内置一块功能模块板卡及一块电源模块板卡,两块印制板通过内部的紧固件分别固定在可上下堆叠的壳体上,并通过板间连接器内部相互连接。控制监测系统连接器固定在壳体上,周围用密封垫及

紧固胶进行密封。控制监测系统硬件模块如图 3 所示,按照功能模块可将其划分为 FPGA 最小系统、RS422 总线通讯模块、模拟信号采样模块、I/O 驱动输出模块及电源板卡模块。

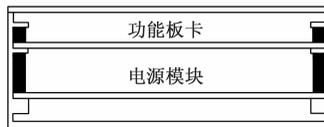


图 2 系统机械结构示意图

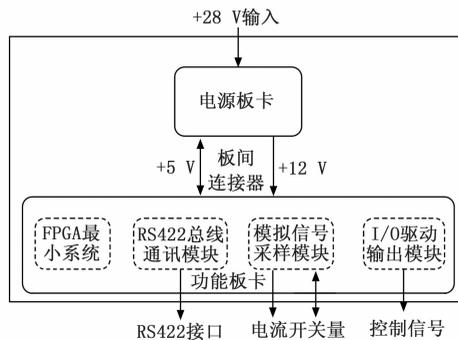


图 3 控制监测系统硬件模块图

2.1 FPGA 最小系统

主控制器选用 Xilinx 公司的 Artix-7 系列芯片 XC7A100T。Artix-7 系列 FPGA 芯片性能优异,以低功耗、低成本为特色,具有很高的性能功耗比。XC7A100T 采用了节省印制板空间的 BGA 小封装,拥有丰富的逻辑单元和接口资源,最大 285 个通用可编程 I/O,具有强大的时钟管理器件(CMT, clock management tiles),结合了锁相环(PLL, phase locked loop)和混合模式时钟管理器(MMCM, mixed-mode clock manager)模块,可以实现高精度和低抖动,在其内部可灵活实现各种数字电路设计,很好地满足系统对实时逻辑控制和数据交互的需求^[7]。

由于 Artix-7 系列芯片上电电流较大,因此需要对 FPGA 芯片不同逻辑模块上电顺序进行管理。FPGA 最小系统使用了 3 片 MP2143DJ 电源芯片组成电源管理模块,利用其输出端与另一电源芯片使能管脚相互连接,形成顺序使能关系,以控制不同电源芯片的输出顺序,实现 FPGA 上电时序的控制。FPGA 最小系统电源上电时序为:VCCINT (1.0 V) ≥ VCCBRAM (1.0 V) > VCCAUX、VCCADC (1.8 V) > BANK VCCO (3.3 V)。FPGA 芯片最小系统电源拓扑如图 4 所示。

2.2 RS422 总线通讯模块

控制监测系统可通过 RS422 总线与火箭控制系统进行数据通讯。RS422 总线通讯模块原理如图 5 所示,由隔离 422 收发器、电平转换电路及总线控制器组成。隔离 422 收发器选用自信号隔离的 ADM2582EBRWZ 芯片,可实现全双工 RS422 总线通讯。该芯片内部提供 ±15 kV 的 ESD 保护,通讯速率最高可达 16 Mbps,具有很高的安全性与稳定

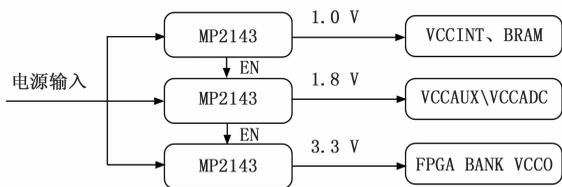


图 4 FPGA 最小系统电源拓扑图

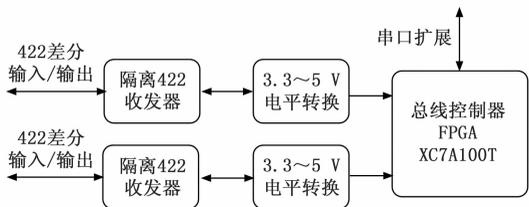


图 5 RS422 总线通讯模块原理图

性。ADM2582EBRWZ 芯片包含一个集成式隔离 DC/DC 电源, 故不再需要外部的隔离电源模块。为实现同步 RS422 总线数据传输, 设计使用了两组 422 收发芯片, 一组收发器用于接收与发送数据, 另一组收发器用于传送同步时钟信号。由于收发器采用 5 V 电源供电, 而控制器 FPGA 的 IO 采用 3.3 V 的供电, 因而需要进行电平转换。3.3 V 和 5 V 电平转换芯片选用 TI 公司双通道电平转换芯片 TXB0102DCUR, 具有小封装、高集成度、低功耗的特点, 外围电路仅需配置电容即可实现电平转换, 3.3 V 时最高传输速率可达 100 Mbps。电平转换芯片自带使能管脚, 通讯空闲时可以拉低使能管脚降低系统功耗。

2.3 模拟信号采样模块

模拟信号采样模块包括 A/D 采样芯片、电源模块、SPI 隔离电路、采样控制器 FPGA、开关量信号采样电路、数据缓存电路, 实现了发动机电流、开关状态、系统运行状态参数等数据的测量^[8-9], 模拟信号采样模块原理见图 6。

A/D 采样芯片选用 ADI 公司的 ADAS30-22BCPZ, 8 通道 16 位 1MSPS 采样芯片, 具有小封装、高集成度的特点。该芯片具有片内 4.096 V 基准电压源和缓冲器, 输入范围程序可调, 通过设置 PGA 的参数值即可使差分输入最大可达 ±24.576 V。在 ADAS3022 芯片的差分信号输入接口设计了低通滤波电路, 避免高频信号干扰; 输入通道使用了多个 Nexperia 公司的 BZA456A 芯片组成 TVS 二极管阵列对输入端口进行保护, 瞬态保护电压可达 4 kV; ADAS3022 芯片在常温范围内采样稳定输出精度有效位数可到 14.5 位^[10-11]。

为使 ADAS3022 芯片能够测量高精度的差分信号, 设计使用多个电源模块提供高精度电源。ADAS3022 芯片供

电电源拓扑如图 7 所示, ADAS3022 芯片共需要 +5 V、±15 V 共 3 种电源电压。±15 V 电源由电源模块板卡输出的 +5 V 电源经隔离 DC-DC 与 LDO 电源芯片二次转换而来。开关电源转换范围宽, 但缺点是输出有纹波噪声, 相比之下 LDO 不会出现这些情况。因此先使用 DC-DC 模块将输入电源转换为 ±16 V, 再经 LDO 电源芯片分别转换出 +15 V 与 -15 V 的高质量电源, 这样既保证了电源质量, 又提高了电源转换效率。DC-DC 模块选用 DCP02 系列隔离式非稳压直流转换模块, 芯片内部自带隔离, 具有很强的抗干扰能力。使用 DCP020507U 芯片与 DCP020509U 芯片输出端与该芯片参考地级联的方式, 将 +5 V 输入电源抬升至 ±16 V。输出的 ±16 V 电源再分别经过 LT3065、LT3015 低压降线性整流模块输出, 最终获得低纹波的 ±15 V 电源供 ADAS3022 芯片使用。ADAS3022 芯片还需使用 +5 V 模拟电源为芯片对外接口供电。同理将 +5 V 电源经隔离 DC-DC 与 LDO 电源芯片二次转换。使用 DCP02 系列升压芯片 DCP020507U, 将电源模块板卡输入的 +5 V 转换至 +7 V, 再通过 LDO 将其转换为低噪声、高质量的模拟 +5 V 电源。

A/D 采样芯片的采样频率可通过 FPGA 采样控制器进行调节, 单通道调节范围最大可到 125 kHz。芯片采样数据输出具有 SPI 接口, 可方便与处理器互联。FPGA 与采样电路间的总线隔离采用 ADI 公司的 SPI 总线隔离器 ADUM4151ARIZ, 能够满足三通道 250 kbps 的隔离数据传输

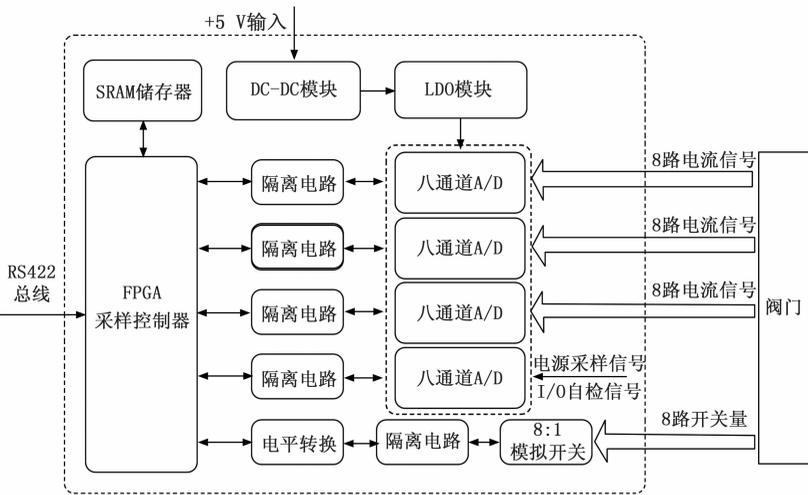


图 6 模拟信号采样模块原理图

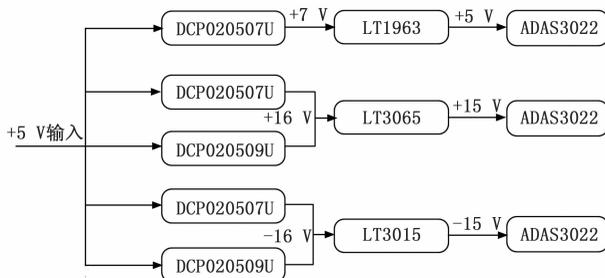


图 7 芯片供电电源拓扑图

输。功能板卡共采用 4 片 A/D 采样芯片, 可完成 32 路单端信号采样或 16 路差分信号采样^[12-13]。模拟信号采样模块共使用 24 路采集通道供外部电流信号采集, 3 路电源电压采集, 2 路采集通道自检采集, 剩余 3 路采集通道备份。

模拟信号采样模块共设计了 8 路有源开关量采样通路。开关量测量电路由 FPGA 控制器、电平转换芯片、数字隔离芯片和模拟开关组成。模拟开关使用 MAXIM 公司的双通道 8:1 模拟开关 MAX397, 能够通过程序控制输出 5V 开关量测试信号。为保证开关量输入的安全性, 每个输入通道均使用 Nexperia 公司的 BZA456A 提供 ESD 保护, 瞬态保护电压可达 4 kV。

模拟开关 MAX397 具有 8 路输入/输出端口。当输出 +5 V 开关量测试信号后, 若检测回线检测到信号输入, 则将结果通过数字隔离芯片发送至主控制器。由于模拟开关采用 5 V 电源供电, 而采样控制器 FPGA 的 IO 采用 3.3 V 供电, 因而需要进行电平转换。电平转换芯片选用 TI 公司的 SN74ALVC164245 多通道电平转换芯片, 可满足模拟开关的多路程序控制信号、使能信号、结果信号的电平转换。

采样的数据一般在某个协议规定的通讯周期内进行传输。为保证数据传输的连续与稳定, 在不掉电的情况下, 一般会优先保证关键帧的传输, 其余完整数据缓存在 SRAM 存储器中。控制监测系统在工作时, 会把相应的数据动态记录下来, 待关键帧发送结束后通过数据回读指令将之前存储的完整数据导出, 指令由上游控制系统给出。

数据缓存器采用 ISSI 公司的 SRAM 芯片 IS61WV512-32, 容量 16 MB。按照 2 kHz 的数据采样率计算, 32 路采样通道, 每秒钟数据量 64 k×16 bit, 在不掉电的情况下, 理论上可缓存 16 s 的采集数据。

2.4 I/O 驱动输出模块

控制监测系统 I/O 驱动输出模块逻辑原理如图 8 所示, 由 FPGA 控制器、OC 门电路、SRAM 存储器、通道自检电路、驱动控制器组成。控制监测系统接收到驱动控制指令后, 向下游发出开关量信号, 驱动控制器进行驱动输出, 从而实现发动机启动、关机。液体火箭的发动机启动、关机的关键为发动机阀门的状态, 而其状态控制指令由 FPGA 控制器的 I/O 口输出 OUT_x 决定。当 OUT_x 信号为高电平时, OC 门导通, 下游驱动控制器接收到高电平的 DO 开关量信号, 驱动控制器驱动第 x 路的阀门打开; 反之, 当第 x 路阀门无需打开, OUT_x 信号为低电平, 下游驱动控制器接收端不导通, 第 x 路阀门不动作。为保证下游驱动指令的正确性, 在驱动指令输出之前, 控制监测系统会对其进行自检。自检电路工作时, 通过程序可将驱动控制器的 +12 V 控制电压关闭。将 OC 门输出端的所有 DO 开关量信号回接至模拟开关芯片 CD4067, 选通后的开关量信号经电阻分压, 通过 A/D 采样电路后进入 FPGA 控制器进行逻辑判断, 确保系统驱动输出正确性, 完成通道自检。

发动机阀门的驱动控制过程分为点动和程序自动。在点动模式下, FPGA 控制器按照指令改变相应 I/O 输出通

道的状态; 在程序自动模式下, 将发控程序下载至 SRAM 后, 可按照预先设置的阀门动作顺序, 按照程序设置的时间间隔自动对 I/O 输出通道的状态进行配置, 完成程序发控。

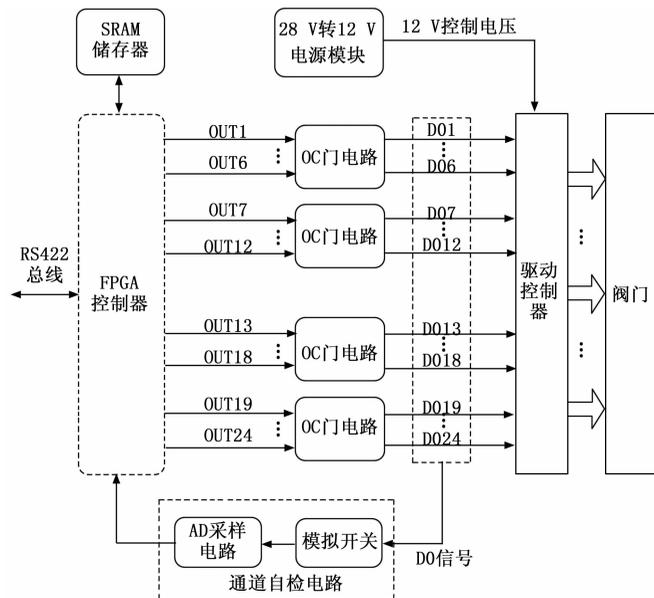


图 8 I/O 驱动输出模块原理图

2.5 电源模块板卡设计

电源模块板卡为功能板卡提供二次电源, 由两个 DC-DC 电源模块、滤波电路、电源控制电路组成。板卡所用电源芯片在水平方向上靠近印制板边沿布置, 紧贴壳体以缩短传热路径; 垂直方向上靠近印制板上布置, 以减少温度对其他器件的影响。电源模块板卡原理如图 9 所示, 外部供电电源 (一般为 +28 V) 经 DC-DC 模块分别转换成系统所需 +12 V 和 +5 V 的二次电源。DC-DC 电源模块选用宽输入范围、输出电流较大的电源模块, 以确保满足整个系统功耗要求。

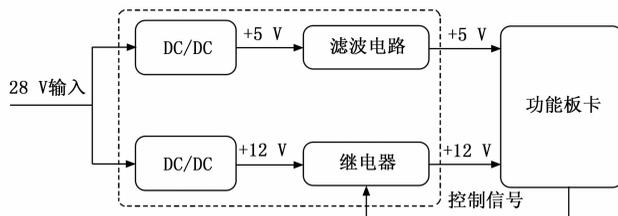


图 9 电源模块板卡原理示意图

为避免电流过大引起短路, 电源模块输出端有大功率的小阻值电阻对电源进行串联保护。由于 DC-DC 电源模块纹波较大, 且易受输入干扰, 在 DC-DC 电源模块的输出端加入了滤波电路, 滤除共模信号干扰以及提高抗 EMI 干扰能力。

控制监测系统上电瞬间, 由于程序未完全加载, FPGA 芯片的 I/O 状态存在一段时间的不稳定, 在此期间 I/O 状态可能引起下游驱动控制器错误动作。为避免该情况, 可

在驱动控制器的 +12 V 控制电压输入端, 即 DC-DC 电源模块的输出端进行输出控制。将 +12 V 电源模块的输出端与驱动控制器的 +12 V 输入端间串联一个继电器, 通过 FPGA 程序控制该继电器的状态从而管理 +12 V 控制电压的输出状态。当继电器不工作, 即继电器断开时, 电源模块板卡输出的 +12 V 控制电压为 0 V, 驱动控制器不工作; 反之只有收到控制信号时继电器才能打开, 驱动控制器的 +12 V 控制电压此时有效, 驱动控制器可以上电工作。

3 控制监测系统软件设计

3.1 系统软件框架

控制监测系统软件为 FPGA 嵌入式软件, 设计了如图 10 所示的软件代码框架, 自顶向下进行层次化、模块化设计, 各逻辑模块间相互独立, 通过顶层模块相互通讯。

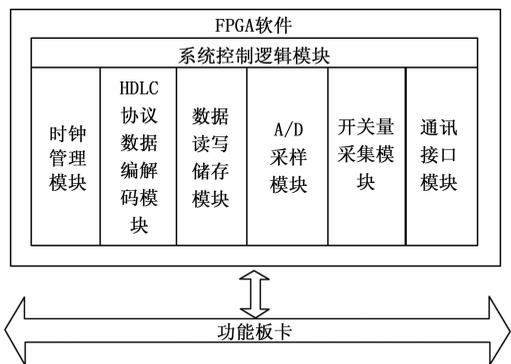


图 10 软件代码框架

控制监测系统软件由逻辑控制逻辑模块、时钟管理模块、HDLC (High-Level Data Link Control) 协议数据编解码模块、A/D 数据逻辑采集模块、数据读写储存逻辑模块、开关量采集逻辑模块、通讯接口等逻辑模块组成。系统控制逻辑模块作为控制监测系统程序顶层模块, 用于各模块数据与接口信号交互; 时钟管理模块利用 FPGA 的 IP 核为系统提供各部分所需的时钟; HDLC 协议编解码模块分为数据的接收与发送两部分, 完成 HDLC 协议的数据编解码处理^[14]; 数据读写储存模块根据指令执行相应程序模块的 SRAM 读写操作; A/D 采样模块实现了基于 SPI 接口的数据读取, 能够配置 A/D 采样芯片的采集参数、完成模数转换数据读取; 通讯接口逻辑模块用于初始化 RS422 接口, 实现上游控制系统控制指令的接收及数据的发送。

3.2 系统软件流程设计

控制监测系统软件流程如图 11 所

示, 上电初始化后系统先进行状态自检, 包括系统运行状态、控制驱动 I/O 输出状态、电源模块输出等部分的自检; 系统上电自检完毕后, 开始等待火箭控制系统的指令。当收到相应指令之后, 控制监测系统根据指令执行操作, 包括系统自检、发控程序下载、阀门驱动控制、开关量采集、A/D 数据采集、数据回读等功能。火箭发动机阀门的驱动控制过程分为点动和程序自动, 在点动模式下, 按照指令改变相应的 I/O 输出通道的状态; 在自动模式下, 按照预先设置的程序, 按照程序规定的时间间隔对 I/O 输出通道的状态进行配置。在发动机阀门动作的同时, 系统对发动机阀门的动作电流、开关量等状态参数进行连续采集, 并将采集数据记录在缓存区内; 在两个指令间隔时间内, 系统回传抽取的数据关键帧, 其余数据等待数据回读指令进行回传。

3.3 HDLC 通讯协议编解码设计

控制监测系统按照 HDLC 通讯协议对数据进行编解码。HDLC 协议是面向比特的高级数据链路控制规程协议, 具有差错检测功能强大、高效和同步传输等特点^[15]。HDLC 通讯协议的典型帧格式如表 1 所示, 一般以 “7E (01111110)” 标识符为标志, 所有信息传输必须以该标志字为开始, 且以该标志字结束。在两个标志字之间的信息为信息帧, 一般包含地址、控制信息、数据、校验序列等信息。接收方可以通过搜索 “7E (01111110)” 来判断协议帧的开始和结束, 以此建立收发模式。由于标志字的存在, 信息帧里不会存在 “7E” 的数据, 即连续 6 个 1 的情况, 因此需采用 “插 0” “补 0” 的方式来规避多个连续 1

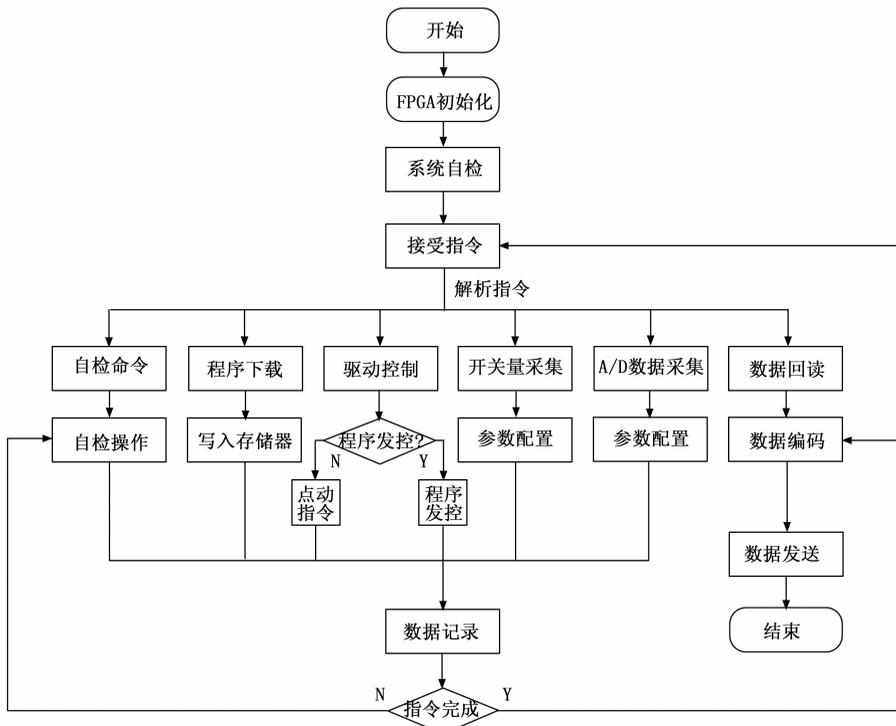


图 11 系统软件流程图

的数据帧。

表 1 HDLC 协议帧格式

起始标志	地址数据	控制数据	信息数据	帧校验序列	结束标志
01111110	8 bits	8 bits	$N \times 8$ bits	16 或 32 bits	01111110

HDLC 协议数据的编码过程如图 12 所示，首先通过移位寄存器逐位发送 4 个帧头“7E (01111110)”，然后再发送数据帧，进行并串转换，逐位发送数据及其 CRC 计算结果，并且在连续发送了 5 个比特“1”后，插入比特“0”。数据帧发送完后至少再发送 4 个“7E (01111110)”，结束该帧发送^[16-18]。

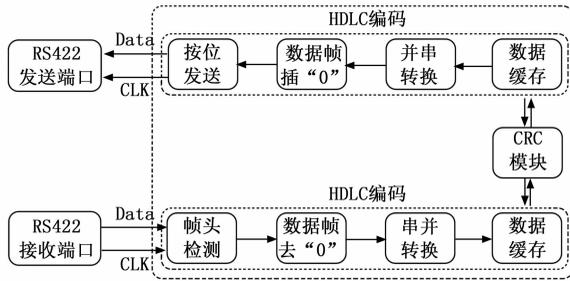


图 12 HDLC 协议数据编码过程

HDLC 协议数据解码过程首先检测标志位“7E”，并记录“7E”个数。当“7E”个数等于 4 时，开始启动数据位的接收，并开启数 1 计数器。当遇到连续 5 个“1”时，删除之前插入其后的“0”，对数据进行串并转换，并将数据按字节存入数据缓存中。数据接收完毕后，如接收到至少连续 4 个“7E”则表明数据该帧数据接收完毕^[19-20]。

对接收到的数据进行 CRC 计算验证，确认数据无丢帧、错位的情况，若计算结果有误则抛弃该帧，并等待下一帧数据。

4 实验结果分析

基于总线通讯模块对控制监测系统功能进行测试，验证是否符合应用标准。通过电缆连接下游发动机阀门，利用控制计算机对控制监测系统发送控制指令。

使用示波器观察数据编解码过程，某次插“0”后的数据如图 13 所示，除帧头与帧尾各 4 个“7E (01111110)”，中间数据帧无连续 5 个以上的“1”。“7E (01111110)”标志字部分数据如图 14 所示。

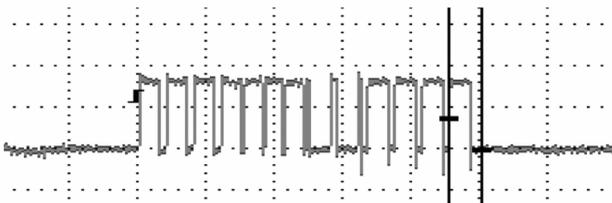


图 13 “插 0”后的协议帧

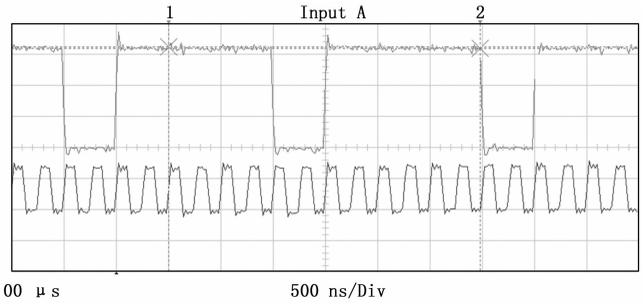


图 14 “7E”帧头标志位

载试车，实现了 24 路发动机阀门的驱动控制与动作电流信号采集，在 +28 V 阀门供电电压状态下，采集到的发动机某型电磁阀动作曲线如图 15 所示。

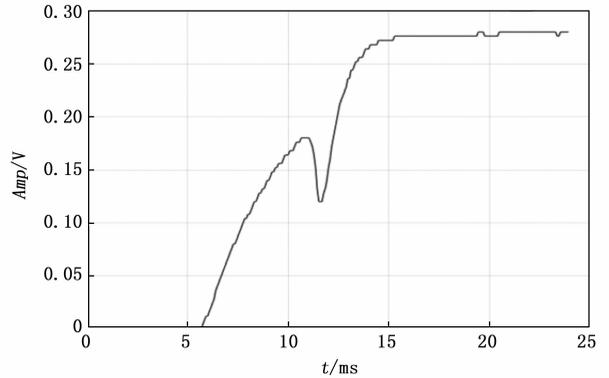


图 15 发动机阀门动作曲线

实验结果表明，控制监测系统具有 HDLC 协议编解码能力，能够解析火箭控制系统的指令并回传采集数据，实现发动机阀门的驱动控制，监测动力系统发动机阀门动作电流等参数。测试结果表明，控制监测系统软件运行稳定，性能稳定可靠，数据采集精度高，满足使用要求。

5 结束语

基于 FPGA 的液体火箭发动机控制监测系统实现了火箭控制系统与发动机之间的数据通讯。控制监测系统能够接收指令并实现发动机阀门驱动控制及发动机运行状态参数采集。控制监测系统拥有 24 路驱动控制能力，具备了 32 路信号同步采集、处理与存储能力，并具有 HDLC 协议编解码的能力。实验结果表明，控制监测系统工作稳定可靠，满足火箭在工作中对发动机的控制与监测需求。以硬件为基础的控制监测系统提高了发动机内部电器产品的集成度，避免了软件系统的复杂性，提高了系统可靠性，为液体火箭发动机健康管理、故障诊断算法的搭载奠定了硬件基础。

参考文献：

[1] 李 洪. 智慧火箭发展路线思考 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (1): 1-7.

控制监测系统目前已应用于某型发动机总装测试并搭

(下转第 41 页)