

动力系统试验工艺参数监视系统设计

沈传兵, 白文浩, 崔海, 方维
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 在火箭动力系统试验中, 需要实时监测、显示和传输地面工艺系统和箭上状态参数。主要阐述了采用上下位机控制模式设计的工艺参数监视系统, 介绍了系统硬件和软件设计。上位机硬件包括工控机和采集板卡, 以 LabVIEW 语言开发软件设计, 构建工艺状态总图; 下位机采用 PXI 控制系统, 加载采集板卡信息, 通过光纤以太网与上位机进行通信。该系统监测参数达到 300 路, 数据每 100 ms 更新一次, 在多次型号动力试验中得到验证, 能够准确地实现试验状态参数远距离采集、传输和显示, 提高了试验安全性。

关键词: 动力系统试验; 工艺参数检测; LabVIEW

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0073-04

Design of process parameter monitoring system for rocket propulsion system test

SHEN Chuan-bing, BAI Wen-hao, CUI Hai, FANG Wei
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: In rocket propulsion system test, it is necessary to perform real-time monitoring, display and transmission of ground process system and state parameters of the rocket. A process parameters monitoring system is described, which takes the control mode of upper and lower computers. The system hardware and software design method is introduced in detail. The upper computer is composed of IPC and acquisition card, and takes LabVIEW language to develop the software and structure the general drawing of process state. The lower machine involves with PXI control system and acquisition cards, and communicates with the upper computer through fiber Internet. This system can monitor 300 parameters and update data every 100 ms. It was verified in many types of rocket propulsion tests. It can accurately achieve remote acquisition, transmission and display of test condition parameters. Therefore, the test security was improved.

Keywords: propulsion system test; process parameter detection; LabVIEW

收稿日期: 2014-05-08; 修回日期: 2014-06-30

作者简介: 沈传兵 (1984—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机地面试验技术

0 引言

火箭动力系统试验是火箭试飞前最重要、最完整的一次考核试验。在试验中,地面工艺系统参数、箭上被控对象的状态、试验程序的流程和阀门工作状态等重要参数数量多,分布范围广。需要设计一套性能可靠、监测便捷的工艺参数监视系统,为试验指挥员提供全面、准确、可靠的试验过程实时信息。

1 设计要求

根据技术状态统计,试验中工艺参数信息包括阀门开关信号、压力信号、温度信号、启动信号、转电信号和关机信号等,具体如下:

- 1) 阀门开关信号, 24 V 直流;
- 2) 压力信号, 4~20 mA, 贮箱压力、气源压力;
- 3) 试验启动信号、关机信号;
- 4) 温度信号, 4~20 mA, 排放管温度、过冷器入口温度、冷氢换热器前后温度;
- 5) 5 路转电信号, 试验前这 5 路信号的控制权由地面控制转移到发动机控制;
- 6) 箭上氢箱、氧箱压力参数, RS485 接口传输。

2 方案设计

2.1 硬件方案

发动机试验测控系统分为控制前间和测控中心,控制前间离发动机距离较近,放置试验控制和采集设备,测控中心是试验过程中指挥员所在地,是试验的指挥和控制枢纽。本系统采用上下位机通讯设计模式,下位机位于试验现场控制前间,上位机位于测控中心^[1]。这种设计思路,一是可以保证指挥员的人身安全,二是采用分任务模式,系统数据处理效率得到提高。

上位机采用可靠性高的西门子嵌入式工控机 SIEMENS IPC547C,一块 PXI6511 开关信号采集板卡采集试验控制信号(包括启动、转电、关机信号),作为关键数据进行存储,试验控制信号

通过继电器无源触点传递。上下位机之间通过光纤以太网交换机完成数据传输功能。下位机显示连接分屏器,在各操作岗位显示参数信息,满足操作监控的需求^[2]。系统原理见图 1 所示。

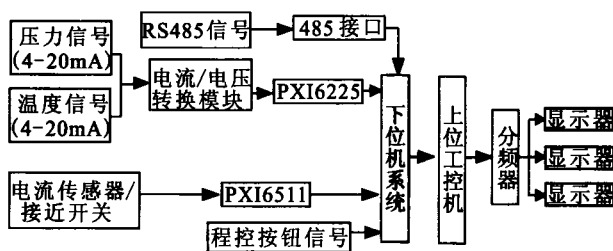


图 1 硬件系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of hardware system

前端下位机通过 NI PXI-1802 控制系统分别采用 NI PXI 6225 模拟量采集板卡和 NI PXI 6511 开关信号采集板卡。采集传感器和阀门接近开关所捕捉的加注配气系统重要参数和发动机、试验台上相关阀门的状态开关量。NI PXI-1802 是基于赛扬双核的高性能嵌入式控制器, 1.9 GHz 主频, 2GB DDR 内存和 250 G 硬盘, 具备高性能模块化仪器与数据采集应用功能。PXI 6225 是具有 80 路模拟输入的 16 位模拟数据采集卡, 采样速度为 250 kS/s, 2 个 32 位数字计数器。NI PXI 6511 具有 64 通道输入, 每 8 路通道为一组, 每组间具有光偶隔离, 工业级 24 V 逻辑阈值^[2-3]。NI 9871 模块具有 4 个串口端, 每个端口都有 64B 的 FIFO 缓冲。

在模拟量采集板卡的输入信号端串联信号隔离配电器, 以保护采集设备; 同时配备 RS 485 串口 NI 9871 通讯模块接收箭上信号。压力测量采用两线制信号传感器, 两线既是信号线, 又是电源线。输出信号为对应压力满量程的 4~20 mA 信号, 电流信号串联 250 Ω 电阻, 转换成 1~5 V 电压信号, 此电压信号采用单端输入模式传送到模拟量采集板卡。温度测量采用三线制 PT 100 温度传感器, 输出信号为 4~20 mA 信号, 信号形式与压力传感器一致。压力和温度信号都为电流信号, 在传输过程中抗干扰能力强。

接近开关选择欧姆龙 TL-N 20 ME 1 型号产

品, 输出电压信号经过调理电路送到开关量采集板卡。电流传感器型号为科海 KT5A/P 型磁平衡式、利用霍尔效应工作的电流传感器, 输出电流正比于输入电流值, 输出信号接到开关三极管的基极, 三极管的导通和截止控制阀门指示灯的亮灭。工作电路如图 2 所示。

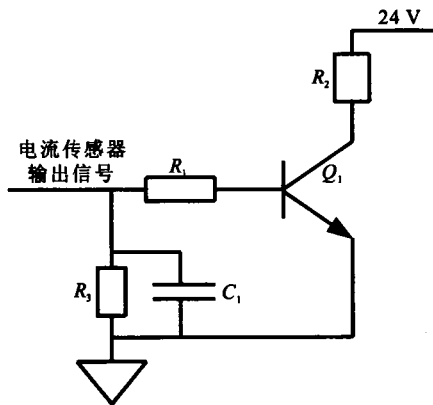


图 2 开关三极管工作电路图

Fig. 2 Circuit diagram of switching transistor

2.2 软件方案

根据设计要求, 工艺参数监视系统要向试验参数实时传输显示系统发送数据信息, 需要数据通信。软件采用 LabVIEW 语言开发, 组建工艺状态总图, 处理采集板卡数据并实时显示采集信号的状态量; 以 UDP 协议与试验参数实时传输显示系统进行数据通信。程序设计采用模块化、人性化设计原则, 降低模块接口的复杂程度。

软件以数组形式接收采集板卡数据。模拟量数据是范围在 1~5 V 之间的电压信号, 对应压力传感器和温度传感器满量程值, 从数组中抽取后进行公式换算得到实测的压力值、温度值。数字量数据以“1”对应开状态, 以“0”对应关状态, 在工艺状态总图上显示实际状态。数据实时更新速率为 100 ms 一次。所有的模拟量和数字量都以计算机 TXT 文本形式保存下来。软件设计流程框图如图 3 所示。

UDP 是无连接协议, 传输数据之前工艺监测系统 and 试验参数实时传输显示系统之间不建立连接, 提高数据传输效率。当发送数据时, 按照约定的帧结构格式将数据打包发送^[4]。帧结构包括

帧标识、信源、功能号、帧长、时间、有效数据, 具体如表 1 所示。

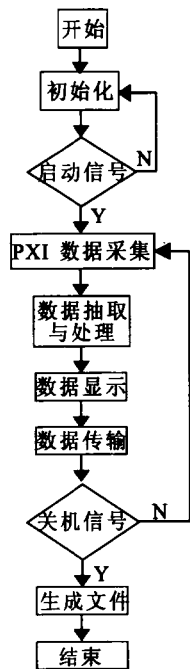


图 3 软件设计流程图

Fig. 3 Flow chart of software design

表 1 数据帧结构表

Tab. 1 Structure table of data frame

名称	长度	类型	说明
帧标识	1	BYTE	非周期数据帧: AA H 周期数据帧: BB H
信源	1	BYTE	根据预先约定一套范围为 1~250 的数据编号, 工艺监测系统编号为 78
保留	1	BYTE	0(00 H)
功能号	1	BYTE	数据量数据: 30 H 模拟量数据: 40 H
帧序号	4	INT	用于识别发送数据帧的编号, 数字量和模拟量分别从 1 开始顺序编号
帧长	4	INT	本帧有效数据的字节长度
时间数	4	INT	
有效数据	不定长		实际发送数据

对于模拟量数据, 每帧传输 N 个周期的数据, 每个周期含有 n 个参数, 可根据模拟量编号表对应查找每个参数的具体含义。每次打包发送的大小是由发送方决定的, 个数由帧长确定。程序在发送数据时, 把模拟量数据放在一帧中, 一次打包发送。

3 结论

该工艺参数监视系统在多次型号试验中都能正确完成参数采集、传输和显示, 采集的模拟量参数达到 80 路, 开关量采集达到 300 路, UDP 传输功能正常。动力试验台工艺参数监控系统能够直观准确地显示状态参数, 为试验指挥员提供重要判断依据。

参考文献:

[1] 赵万明. 液氧/煤油发动机试车主要参数测量方法研究

[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 51-56.

[2] 李元, 姜鑫. 基于 Labview 平台的远程虚拟数据采集系统的研究[J]. 沈阳化工学院学报, 2006 (3): 269-272.

[3] 伏金春, 李志武. 基于 PXI 总线技术的数据采集系统设计与实现[J]. 仪器仪表用户, 2006 (2): 30-31.

[4] 刘忠献, 徐晶. 传感器测试系统中 UDP 数据传输的研究[J]. 仪表技术与传感器, 2013 (2): 76-79.

[5] 高金鹏. 以太网光纤通道协议通用服务的设计与实现[D]. 北京: 北京邮电大学, 2012.

[6] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.

[7] 刘帅, 曹成俊, 李志强. PXI 总线技术在虚拟仪器中的应用[J]. 计算机与数字工程, 2008 (8): 188-191.

[8] 李杰, 何玉珠, 李健宏. 基于 PXI 总线的主动雷达制导导弹自动检测设备 [J]. 电子测量技术, 2009 (1): 140-143.

[9] 刘学斌. 基于 PXI 和 LabWindows/CVI 的某型空空导弹数据采集分析系统设计[J]. 电子质量, 2012 (7): 27-29.

[10] 王志武. 基于虚拟仪器技术的信号处理与故障监测系统[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 52-56.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 28 页)

4 结束语

通过论证, 登月舱下降级用发动机采用液氧甲烷膨胀循环方案可以达到技术指标要求, 需要解决的核心关键技术为喷注器燃烧稳定技术和燃烧室身部传热技术。

10:1 深度变推液氧甲烷膨胀循环发动机, 国内外还没有实际型号应用, 研制难度较大, 应尽早开展关键技术研究, 为载人登月进行技术储备。

参考文献:

[1] ELVERUM G W, STAUDHAMMER J R P, MILLER J, et al. The descent engine for the Lunar module, AIAA 67-521[R]. USA: AIAA, 1967.

[2] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE, AIAA 2006-5220 [R]. USA: AIAA, 2006.

[3] GIULIANO V J, LEONARD T G, ADAMSKI W M, et al. CECE: a deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's Lunar lander, AIAA 2007-5480 [R]. USA: AIAA, 2007.

[4] GIULIANO V J, LEONARD T G. CECE: expanding the envelope of deep throttling technology in liquid oxygen/liquid hydrogen rocket engines for NASA exploration missions, AIAA 2010-6724[R]. USA: NASA, 2010.

[5] GROMSKI J, MAJAMAKI A, CHIANESE S, et al. Northrop Grumman TR202 LOX/LH₂ deep throttling engine technology project status, M10-0843[R]. USA: NASA, 2010.

[6] TOKUDOME S, NARUO Y. A high-speed response LOX/LH₂ full expander cycle engine with deep throttling capability, AIAA 2010-6726[R]. USA: NASA, 2010.

[7] KIMURA T, SATO M. Effects of deep throttling on rocket engine systems, AIAA 2010-6727[R]. USA: AIAA, 2010.

[8] 王晓琦, 仇性启, 崔运静. 气泡发生结构对乳化油喷嘴的雾化特性影响的试验研究[J]. 工业加热, 2007, 36(2): 31-35.

(编辑: 马 杰)