

基于网络技术的火箭发动机试验台控制测量系统设计与实现*

陈 晖,姜春林,谢伦娅

(国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

摘 要 :介绍了在 WINDOWS2000 平台下,基于网络技术的多功能火箭发动机试验台控制测量系统设计与实现。给出了系统的硬、软件结构,完成了系统的研制并通过试验验证了该系统。

关键词 :控制系统;测量系统;局域网;驱动网

中图分类号 :V448.25 **文献标识码** :A

Design and Implementation of a Controlling and Measuring System for the Testing of Rocket Engines Based on Network Technology

CHEN Hui, JIANG Chun-ling, XIE Lun-ya

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :The design and implementation of a multitask controlling and measuring system for the testing of rocket engines are presented. The system is developed under Windows2000, based on the network technology. The architectures of hardware and software of the system are described in detail. The system is implemented and its function is verified by the testings of engines.

Key words :controlling system; measuring system; local area network; drive network

航天运载系统代表一个国家进入空间的能力,历来是国际上航天高技术的竞争热点,也是一个国家综合国力的体现。作为航天运载系统核心的火箭发动机,其研制过程目前仍主要以地面试验为主,随着推进技术的发展,对地面试验测控技术的要求越来越高。目前大型火箭发动机试验设备及测控系统都是专用设备,其建设周期长、费用高。对于进行机理性研究的中小型试验,测控系统经常成为控制工程项目成本的关键,为一个试验研究建立一套测控设备显然是不经济也是不合理的。为了满足多个中、小型火箭发动机试验台控制测量的需要,提高控制测量系统的灵活性、易用性、兼容性、可靠性,解决大数据量的传输、实时数据处理,我们设计和开发了在 WINDOWS2000 平台下基于网络技术的多功能火箭发动机试验台控制测量系统^[1~4]。

1 控制测量系统的硬件组成

1.1 总体控制测量系统构成

总体控制测量系统构成如图 1,将众多的试验控制站、信号采集处理站组成两个网络。其一,利用交换机,并通过局域网将信号采集处理站、试验控制站、总控制测量站相连接,形成一个数据流网络。其二,利用 I/O 驱动将各个信号采集处理站、试验控制站、实时显示数据站、试验监控站、总控制测量站连接起来,形成一个控制流网络。而各个试验控制站、信号采集处理站又相对独立,各单机均可独立工作。

1.2 试验控制站系统构成

试验中要求各个单元按照设计的启动逻辑顺序协调工作,因此控制系统必须满足时间控制精度高、逻辑关系严格、控制动作准确可靠的要求。本系统采用功率驱动方式。单个控制站包括计算机顺序逻辑控制系统、隔离与驱动模块、供电系统三部分。火箭发动机试验要求快速、可靠、无误启动控制对象,

* 收稿日期:2004-02-10
基金项目:国家 863 高技术资助项目(2003AA723073)
作者简介:陈晖(1967—),女,工程师。

而发动机试验的环境恶劣,这样解决干扰问题是关键。在 I/O 驱动和中间控制器之间加一级脉冲信号抗干扰电路,有效地抑制了干扰,保证控制的可靠。

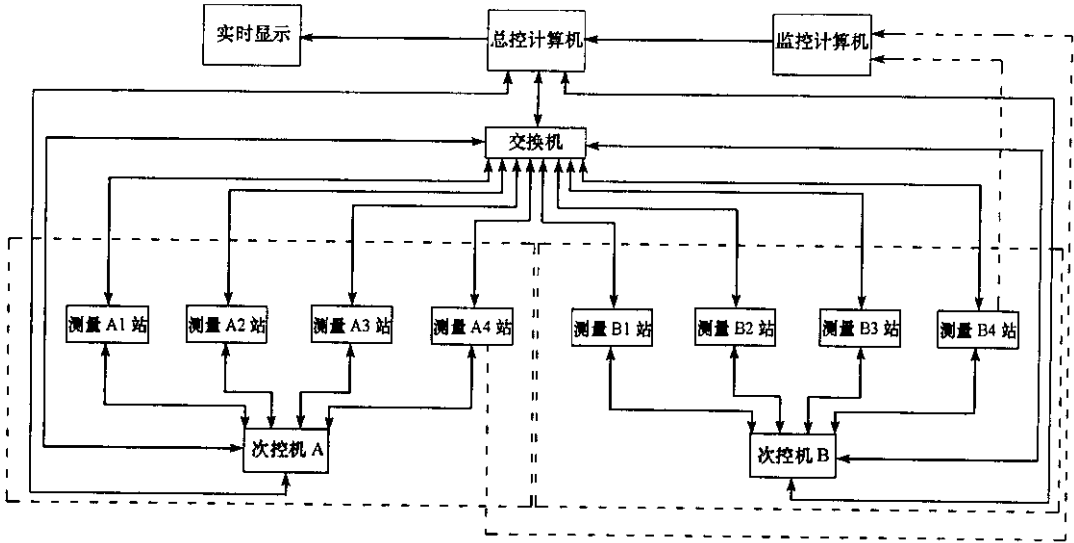


图 1 总体控制测量系统

Fig.1 Master controlling and measuring system

1.3 信号采集处理站系统构成

信号采集处理站由测量传感器组、信号调理器组、数据采集系统、供电系统组成,测量包括压力、流量、温度、推力等稳态参数以及振动、冲击等动态参数。

2 控制测量系统的软件组成

VISUAL BASIC 高级语言不仅具有复杂界面设计的优越性,而且在对象的链接与嵌入(OLE)数据库访问、数据处理、网络访问等方面有自己独特地方。但 VB 本身不具备对硬件 I/O 直接访问的接口函数,要实现这一功能必须借助其他语言。而利用 C++ 语言编程,可以很容易完成对底层硬件的操作,通过在 VC++ 下把对硬件端口的操作函数直接做成动态链接库 DLL 的形式,在 VB 中调用,这样就可以很好地完成在 WINDOWS2000 环境下控制测量任务。

控制测量系统软件包括三个主要程序:一为控制测量主程序,二为次控制程序,三为采集处理程序。它们通过局域网、I/O 驱动网有效地连在一起,完成控制测量任务。

2.1 控制测量系统的软件总流程图

控制测量主程序在设定完试验时序后,通过局域网将控制试验文件传送给选定的次控制站,并让其和选定的测量站作好试验准备,通过 I/O 驱动网启动试验。试验过程中控制测量主程序通过局域网将相关试验参数实时显示出来,试验结束后再将经过测量站的测量处理程序初步处理的数据传送上来,进行处理,至此完成一次试验任务。在整个试验过程中首先要做到控制的精确、可靠并且保证采集数据的连续、安全。次控制程序通过调用进程内 I/O 控制 DLL 实现精确、快速启动控制对象,并对控制对象状态的信号进行复记处理,通过对试验状态与性能参数的联合判断,保证试验的可靠性。由于中断触发、开大缓冲区的方式与操作系统最小时间片无关,测量处理程序采用此方式保证数据采集的连续性,屏蔽当前无用中断,保证程序的安全。

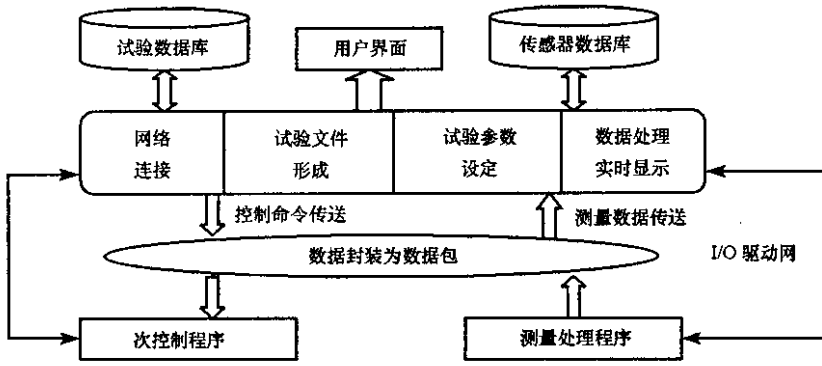


图 2 主程序流程

Fig.2 Flow chart of main program

2.2 局域网的应用

在网络组成方面我们选用星型拓扑结构的局域网^[3]。星型拓扑是由中央节点和通过点到点链链接到中央节点的各站点组成,中央节点执行集中式通信控制策略。一旦建立了通道连接,可以没有延迟地在通道的两个站之间传送数据。在星型拓扑中,单个连接的故障只影响一个设备,不会影响全网,系统的可靠性得到保证;由于每个站点直接连到中央节点,因此故障容易被检测和隔离,网络的安全性得以实现,在星型网中,任何一个连接只涉及到中央节点和一个站点,因此控制介质访问的方法简单,致使访问协议也十分简单,程序上容易实现。

在 WINDOWS 操作平台上,采用套接字(SOCKET)编程来实现站到站的通信。SOCKET 是网络通信的基本构件,是可以被命名和寻址的通信端口。WINDOWS SOCKET 可实现 TCP 和 UDP 两种类型的套接字。TCP 套接字提供了一个面向连接、可靠的数据无差错、无重复地发送,且按发送顺序接收的服务。UDP 套接字提供一个无连接服务,不提供无差错保证,但可以提高信道利用率。网络通信中为确保数据的可靠传送,在系统中采用 TCP 协议。程序中首先对网络进行初始化,包括各 SOCKET 的初始化、缓冲区的初始化等。程序中有十几个 SOCKET,用于接收各分控制站、测量站的数据,对它们实行分时管理,以避免冲突。

2.3 I/O 驱动网的实现

火箭发动机控制测量系统功能就是控制、测量以及数据传输,无论哪种类型控制都要求精确、可靠。由于网络传输是将数据封装成数据包再传送到目的计算机,目的计算机通过网络协议还要将数据包还原成原数据,这样的传输特性决定了无法实现精确控制,所以我们引入了 I/O 驱动网。它的结构类似于树型局域网,只是它的根节点不是交换机而是主控制计算机,各分支的根节点是次控制计算机。这种结构易于扩展,各分支又自成体系,可以单独使用,灵活、方便。通过对各计算机中的 I/O 板卡端口的适当编码,以无条件传送方式,主控制计算机直接通过电信号的形式驱动各分站,实现同步工作。

3 采样数据处理

发动机试验过程中状态变化剧烈,并伴有高温、高压和较大的冲击与振动载荷。测量站工作环境十分恶劣,虽然在硬件上采取了屏蔽、接地、光耦隔离等各种抗干扰措施,但仍有少量干扰信号在测量过程中被采集进来,这就需要采用软件滤波的方式即所谓数字滤波解决。根据对所采集的原始数据分析表明,噪声可以通过以 N 阶多项式用最小二乘法拟和的方法予以剔除^[2,4]。

对采集到的离散数据系 Y_M 进行处理,采用五点二阶中心平滑。 $Y_M = (y_0, y_1, \dots, y_M)^T$ 是一组等间隔采集数据。数据平滑问题是将 Y_M 展成 N 阶正交多项式 $\xi(i)$ 的线性组合,使其方差 J 达极小。

$$J = \sum_{i=0}^M (y_i - \sum_{l=0}^n a_l \xi_l(i))^2 \quad (1)$$

由 $(\partial J / \partial a_l) = 0$ 和 $\xi_l(i)$ 的正交性可求得 a_l 的表达式,故 Y_M 的各分量 y_i 的平滑公式为

$$y_{M+j} = \sum_{l=0}^n [a_l \xi(l, M+j)] = \sum_{i=0}^M b_{ij} y_i \quad (2)$$

式中 $b_{ij} = \sum [\xi(i) \xi(l, M+j)] / S(l, M)$ 取 $j = (1 - M)/2$ 为中心平滑。当 $M = 5, N = 2$ 时,即可得到五点二阶中心平滑公式

$$\hat{y}_i = [-3(y_{i-2} + y_{i+2}) + 12(y_{i-1} + y_{i+1}) + 17y_i] / 35 \quad (3)$$

在程序中运用此公式对采集的数据进行处理收到了良好的效果。

4 实例分析

以上发动机试验控制测量系统已经用于超燃发动机和三组元发动机的研制过程中。运行结果表明,系统各项功能达到设计要求,性能稳定,数据完整、可靠,通用性好。图3是超燃试验的一次实测压强—时间曲线。

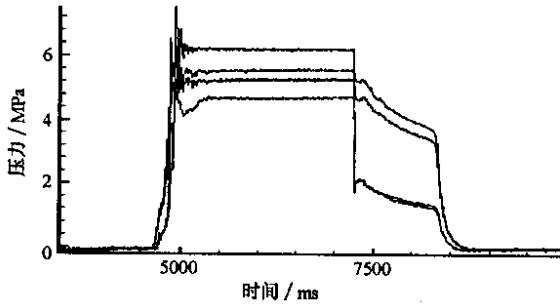


图3 超燃试验的压强—时间曲线

Fig.3 The change of pressure with time for supersonic combustion testing

5 结束语

本系统基于网络技术采用 VB6.0 作为软件平台,结合 VC++ 对底层操作的 DLL,做到了界面友好、控制精确、数据传输迅速;由于其面向对象和事件驱动,程序易于扩展,实现了三组元发动机试验台、超燃直联式试验台、超燃自由射流试验台、引射—扩压器试验台等试验台的基于网络的分布式模块化控制测量系统。

参考文献:

- [1] Microsoft Corporation. Microsoft Visual Basic 6.0 分布式应用程序开发[M]. 李晔等译. 北京:清华大学出版社,2001.
- [2] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 飞行器系统辨识学[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [3] 胡道元. 计算机局域网[M]. 北京:清华大学出版社,1996.
- [4] 胡广书. 数字信号处理[M]. 北京:清华大学出版社,1997.

