

文章编号:1000-8055(2012)07-1652-07

便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统

李新田, 俞南嘉, 李君海, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 根据火箭发动机地面试验对测量与控制的要求,设计了一套用于火箭发动机地面试验数据采集与控制的便携式测控系统. 测控系统硬件基于 NI(National Instruments)公司的 USB(universal serial BUS)数据采集与控制设备开发,集测量与控制功能于一体,便携性好,通用性强;软件基于模块化设计思想,采用 LabVIEW 编程环境开发,人机交互界面友好,通用性强,可扩展性好. 该测控系统平台已成功应用于多次发动机地面试验,能满足多种类型的火箭发动机试验对测控的需求.

关 键 词: 火箭发动机; 地面试验; 测量系统; 控制系统; LabVIEW

中图分类号: V433

文献标志码: A

Portable measurement and control system of rocket motor ground experiment

LI Xin-tian, YU Nan-jia, LI Jun-hai, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: A set of portable measurement and control system of rocket motor ground experiment was proposed. It was designed according to the requirements of rocket engine ground test. Based on NI (National Instruments) USB (universal serial BUS) data acquisition device development, the system, portable and universal, was integrated with both measurement and control functions. Using the LabVIEW as the development environment, the software of the system, adopted with modularization ideology, gave a friendly human machine interface and was easy to expand. The system has been successfully used in several experiments and it can satisfy the requests of different types of rocket motor experiments.

Key words: rocket motor; ground experiment; measurement system; control system; LabVIEW

和一般工程试验相比,火箭发动机地面试验具有高成本、高风险等特点,需要获取的信息量大,关键参数测量精度要求高,因此要求配套测控系统具有较高可靠性及精度,以确保试验的成功性和有效性^[1]. 针对不同类型的火箭发动机地面试验对测控的要求,各研究所与高校开发了相应的测控平台^[2-7]. 中国航天科技集团公司第四研究院基于 VXI (VMEbus eXtensions for instru-

ment)总线开发了固体火箭发动机测控系统^[2],国防科学技术大学基于 VXI 总线建立了固体火箭发动机地面试验柔性自动测试系统^[3],西北工业大学基于 PXI(PCI eXtensions for instrumentation)总线技术建立了固体冲压发动机地面试验测试系统^[4]. VXI 是一种模块化仪器的公用系统总线结构,具有电磁兼容性好、可移植性强和组建系统容易等优点. PXI 总线在 PCI(peripheral

收稿日期:2011-07-14

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1652_030.html

作者简介:李新田(1986-),男,湖南益阳人,博士生,主要从事固液火箭发动机研究.

component interconnect)总线技术的基础上发展而来,具有结构紧凑、成本较低等优点,同时吸收了VXI总线的触发总线、本地总线与系统时钟技术,在测试系统中应用较广。基于VXI与PXI总线的测控系统在便携性、即插即用上表现欠佳,相应的测控平台多为固定式。固定式火箭发动机地面试验测量与控制系统便携性差,只用于固定场所的火箭发动机试验中,每个试验点均需有配套的测控系统平台,造成资金与资源的严重浪费。近年来,随着基于USB(universal serial BUS)总线的数据采集与控制卡采样速率与测控通道数的提升,使得便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统的开发引起大家的关注。南京理工大学基于NI(National Instruments)公司的USB-6008数据采集与控制卡设计了一种便携式固体火箭发动机测试系统^[7],其系统可用于固体火箭发动机试验的数据采集,但不具备完整的测量与控制分系统,对于需要发送多路控制信号的液体火箭发动机和固液混合火箭发动机试验,系统难以满足使用要求。因此,在满足火箭发动机试验测量精度高、测控通道数量多要求的前提下,开发一套集测量与控制功能于一体,具有通用性、便携式的火箭发动机地面试验测量与控制系统具有很强的研究意义。

本文根据火箭发动机地面试验对测量与控制系统的普遍要求,基于NI USB高性能数据采集与控制设备,设计了一套具有通用性的便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统。硬件系统采用便携式的测控箱实现各种测控元件的集成,将测量系统与控制系统集成于一体,各硬件设备间的安装连接方便,便携性好,通用性强;软件系统利用LabVIEW编程环境开发,采用模块化设计,其开发与硬件系统的设计独立开来,可用于其他基于NI测控设备的硬件平台,软件人机交互界面友好,具有很好的可扩展性和通用性。该系统软硬件平台已成功应用于多次 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ (hydroxyl-terminated polybutadiene)固液火箭发动机地面试验、 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力火箭发动机试验中,能满足多种类型的火箭发动机试验对测控系统的要求。

1 设计要求

结合火箭发动机试验自身的特点以及测控系统的便携性特征,对此便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统的设计提出如下要求^[8]:

- 1) 能进行压力、温度、流量、推力等试验参数

的测量;

- 2) 试验场所远离测控地点,信号传输线缆长,需有效控制传输过程中的信号干扰和衰减;

- 3) 测控系统自身具有校准方法,能对传感器本身或环境因素引起的零点偏移进行校准;

- 4) 可对点火装置、电磁阀等控制元件进行手动控制及精确时序控制;

- 5) 试验测控点较多,要求系统具有较高的测量精度和可靠性;

- 6) 具有完整的数据采集、存储、回放与后处理功能;

- 7) 系统具有很好的通用性,能满足不同类型的发动机试验对测控系统的需求;

- 8) 系统便携性好,硬件间的安装连接方便,可用于不同地点的火箭发动机地面试验中。

2 硬件系统设计

2.1 硬件构成

便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统硬件主要由测控用的计算机、数据采集与控制卡以及便携式测控箱组成,是实现发动机试验测量与控制的基础。为满足测控系统的便携式要求,将测控所需的直流电源、信号隔离器、放大芯片、继电器及手动开关集成到便携式测控箱中,与外部的数据采集与控制卡相连,并由计算机中测控系统软件控制。与试验间的数据信号I/O(input/output)端口采用标准航空插头形式,通过测控屏蔽线缆与测量传感器(压力、温度、流量、推力等)及控制元件(电磁阀、点火器等)相连。便携式火箭发动机地面试验测控系统硬件构成如图1所示,系统照片如图2所示。

2.2 数据采集与控制卡

数据采集与控制卡采用NI公司M系列USB-6251高速多功能DAQ(data acquisition)设备,有16路AI(analog inputs)通道,分辨率为16位,最大采集电压为 $\pm 10\text{ V}$,最高采样率达每秒1.25 M采样点,可满足一般试验对数据采集的要求;数字I/O通道共24路,采用TTL(transistor-transistor logic)逻辑电平,单通道电流驱动能力为24 mA,输出通道数可满足绝大部分试验需要,输出信号通过功率放大芯片驱动继电器,对试验进行控制。

2.3 供电系统

便携式测控箱内的信号隔离器、继电器,以及

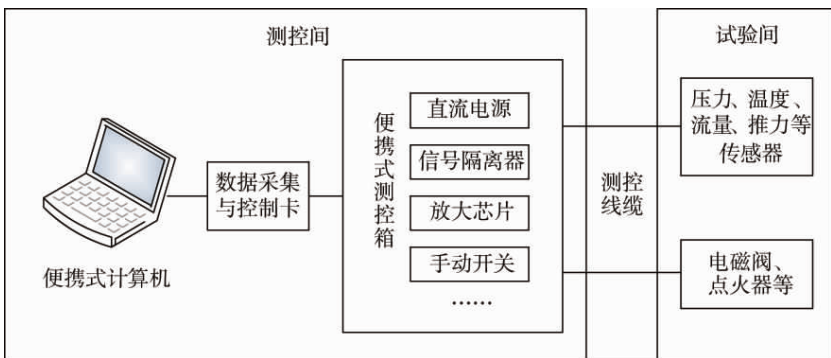


图 1 便携式测量与控制系统硬件构成

Fig. 1 Hardware composition of the portable measurement and control system



图 2 便携式测量与控制系统硬件照片

Fig. 2 Photo of the portable measurement and control system

发动机上用于测量的各种压力、温度等传感器,其供电电压均为 24 V DC (direct current),因此在测控箱内配备 24 V DC 电源,为系统正常工作供电. 为保证系统具有良好的可扩展性,将供电系统分为测量供电、常规控制供电及电火控制供电三路,在需要时可切断其中任意一路的电源而不影响其余路正常工作,以有效保证试验的安全性. 如出现突发情况时根据需要可只关闭常规控制路电源而测量路仍正常工作,可正常监视压力等试验参数. 点火控制路与常规控制路分开,有利于试验的安全性. 三路供电均设有外接电源扩展端口,在测控负载较大或内部电源不能满足点火器功率要求时可外接电源,提高了系统的通用性和扩展性.

2.4 测量部分

根据试验的安全性要求,试验间常与测控间距离较远,信号传输线缆可能长达数百米甚至更长,为降低信号传输过程中的干扰和信号衰减,测控线缆采用屏蔽线,传输信号采用 4~20 mA 标准电流. 电流传输下限为 4 mA 而不为 0,可有效进行线路断路时的故障检测. 测量信号进入便携式测控箱后通过信号隔离器,将 4~20 mA 的电

流信号转换为 0~5 V 电压信号,经数据采集卡后由计算机中的测控软件采集获取.

2.5 控制部分

数据采集卡的控制通道信号输出为 TTL 逻辑电平,电流驱动能力较弱,需经过测控箱中的功率放大芯片才能驱动继电器,对试验系统进行控制. 功率放大芯片采用 ULN-2803A,其基极最大电流为 25 mA,集电极最大电流为 500 mA,最大输出电压为 50 V,满足 24 V 小型继电器的使用需求. ULN-2803A 内部设有保护二极管,将 COM (common free wheeling diodes)端接电源正极,能在发送关闭信号时有效释放继电器等感性负载的电容. 控制输出功率放大电路如图 3 所示. 图中, P0.0 为数字信号输出端; DGND (digital GrouND)为数字信号公共地; 1B 为功率放大芯片基极; 1C 为功率放大芯片集电极; GND (GrouND)为功率放大芯片公共地.

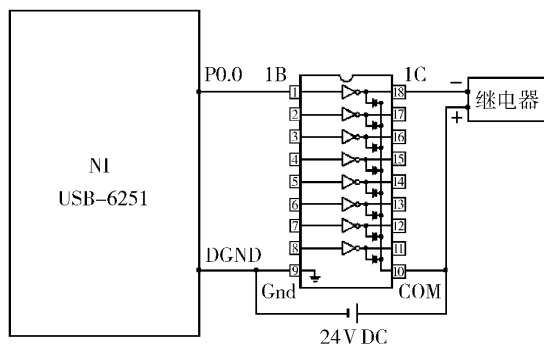


图 3 控制输出功率放大电路图

Fig. 3 Circuit diagram of control output power magnifier

继电器的输出端通过控制线缆与试验间的电磁阀、点火器等控制元件相连,由计算机中的测控软件进行控制. 测控箱上同时设有手动开关和急停开关,以保证测控系统的可靠性和试验的安

全性.

3 软件系统设计

测控系统软件基于 LabVIEW 8.5 平台开发. LabVIEW 是由 NI 公司推出的图形化软件开发集成环境,程序采用 G 代码(图形化编辑语言)编写,具有直观、开发效率高等特点^[9]. 结合 NI 公司自身的硬件平台,LabVIEW 提供设备驱动程序,含有大量测控相关的库函数,在火箭发动机试验测量与控制领域中有很好的应用^[10-12]. 且可通过 Measurement & Automation Explorer 模拟虚拟的硬件设备,计算机无需连接真实硬件就可对程序进行测试,大大提高了系统开发的方便性.

为增强软件的通用性、扩展性和维护性,软件系统采用模块化设计,单个模块完成特定功能,通过主程序有序组织在一起. 测控系统软件与硬件独立开来,也可用于其他基于 NI 公司测量控制设备的硬件平台中. 软件的设计同时具有试验无关性,不针对特定的试验开发,使其具备很好的通用性,可用于不同类型的火箭发动机试验中.

为满足火箭发动机试验对测控的需求,测控系统软件分为主程序模块、设备管理模块、测量通道配置模块、零偏校准模块、控制通道配置模块、测控综合操作模块、控制模块、时序配置模块、试验模块、数据处理模块和帮助模块. 各模块之间的关系框架如图 4 所示. 模块的数据信息均以配置文件的形式集中存储,便于各模块之间的数据传递和参数的及时更新. 下面介绍软件系统实现和主要模块的作用.

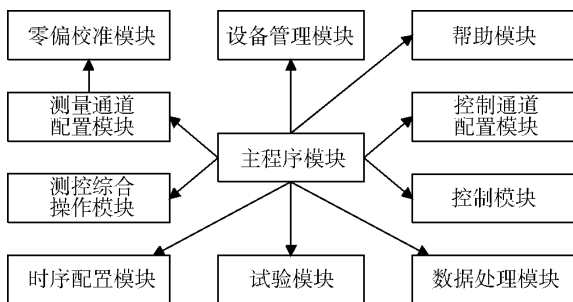


图 4 测控系统软件模块框架图

Fig. 4 Framework of measurement and control software modules

3.1 软件系统实现

LabVIEW 程序通过前面板与后面板共同实现程序功能. 前面板用于各控件的显示和用户测控操作,为人机交互界面. 测控系统软件主要模块

前面板如图 5 所示. 软件系统在前面板的设计上尽可能地保证简洁性和易操作性. 后面板为程序的代码部分,前面板的控件在后面板均有相应的控件相对应,各控件之间的数据通过数据连线以数据流的形式传递. 图 6 为测控系统程序试验模块中用于完成参数测量的后面板部分程序.



图 5 测控系统软件主要模块前面板

Fig. 5 Front panel of the main modules for the measurement and control system software

3.2 设备管理模块

设备管理模块用于管理数据采集与控制卡,对模拟输入通道及数字 I/O 通道数目进行配置并设定设备的启用状态,根据需要的测控通道数和采样率要求对测控设备进行扩展,以满足不同试验的要求.

3.3 测控通道配置模块

根据试验所需的测量参数和控制参数,试验前需对测控通道进行配置. 测量通道配置模块用于对数据采集通道进行配置,根据传感器类型、量程、信号输出类型、输出范围以及信号隔离器的信号转换关系,建立被测物理参数与采集数据之间的对应关系,为试验时参数的监控及数据采集做准备,测量通道配置模块界面如图 7 所示. 由于每次试验环境的变化、外部干扰及传感器本身的测量误差等因素,可能使传感器测量零点产生一定的偏移,为了减小此零偏对测量结果带来的误差,试验前需通过零偏校准模块对传感器进行零偏校准. 该程序模块能自动根据设定的传感器参数,对所选择的全部通道进行自动化校准. 控制通道配置模块用于对数字 I/O 通道进行配置,建立各控制通道名称与设备通道号之间的对应关系,用于试验过程中的控制. 测量通道与控制通道配置完成后生成相应的配置文件供其余模块调用.

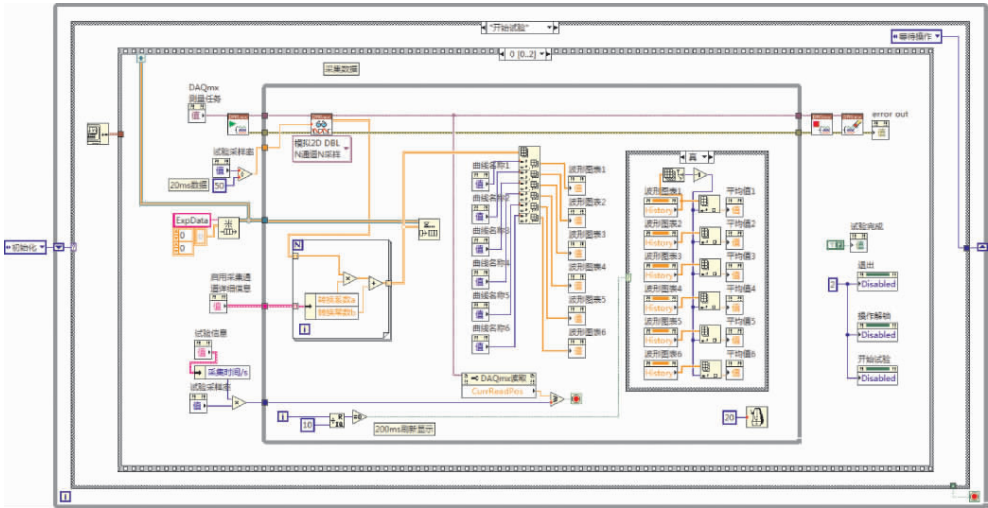


图 6 试验模块后面板部分程序
Fig. 6 Partial program of the experiment module



图 7 测量通道配置模块
Fig. 7 Module of the measurement channels configuration

3.4 测控综合操作模块

根据不同试验的要求,试验前可能需要进行气密检查、推进剂加注增压等步骤,其操作通过测控系统软件中的测控综合操作模块和控制模块完成。测控综合操作模块是集实时参数采集和手动控制于一体的综合操作面板,用于试验过程对所有测点参数的实时监视和无需精确时序的输出信号手动控制。将测量与控制功能集成到一个统一的模块中,有利于在给出控制信号的同时,及时监视各测点参数的变化情况,掌握试验状态的动态变化过程,保证试验安全有序地进行。测控综合操作模块面板设有 12 路控制通道配置模块,当试验中的控制通道数多于 12 路时,可通过单独的控制模块进行输出控制。

3.5 正式试验相关模块

时序配置模块、试验模块及数据处理模块用来共同实现正式试验的时序配置、试验参数监视、时序控制输出、数据的采集存储及后期的数据处理等功能。对于液体火箭发动机和固液火箭发动机,其推进剂供给管路阀门的开启、点火信号的发送以及发动机的工作时间等需通过时序精确设定,时序配置模块正是用于试验时序配置及管理的程序模块,是测控软件具备通用性的前提。试验时序及相关试验信息设置完毕后,进入试验环节,试验模块的运行界面如图 8 所示。左侧数据显示窗口能实时显示 6 路测量信号的曲线,右侧控制信号指示灯显示各控制信号的即时输出状态,下方进度条显示试验工作时间。试验结束后软件自动存储各通道测量信号,供数据处理模块调用。图 9 显示为试验后通过数据处理模块调出的试验数据,通过该模块可进行数据显示、曲线积分以及数据和曲线的导出等操作。



图 8 试验模块
Fig. 8 Module of experiment

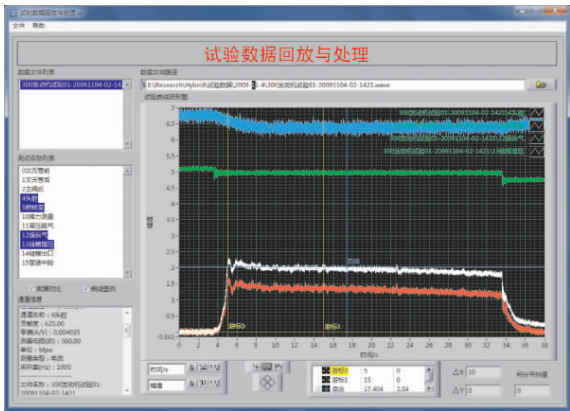


图 9 数据处理模块

Fig. 9 Module of data processing

4 系统应用

该便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统已成功应用于多次 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机及 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力火箭发动机试验中. 下面结合一次 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机试验介绍系统应用.

试验前需进行试验间发动机的安装,测控间

便携式计算机、数据测量与控制卡及便携式测控箱之间的连接,以及试验测控点与便携式测控箱之间测控线缆的连接. 试验设有压力、推力测量通道共 11 路,点火器、电磁阀控制通道共 3 路.

安装连接完毕后启动相应的测控系统软硬件平台,通过测控系统软件启用所选的数据采集与控制卡,并对测控通道进行配置,设置各测量路 DAQmx 物理通道的通道名称、传感器参数、信号隔离器参数、测量结果与信号隔离器之间的对应关系和通道启用状态等. 测量通道与各传感器正常连接后,对各通道进行零偏校准. 通过控制通道配置,建立各控制路 DAQmx 物理通道与通道名称的对应关系,用于时序配置与试验控制.

完成各通道的配置后可通过测量与控制综合操作面板完成对各试验测点的参数监控及各控制点的控制输出,以完成试验前的气密性检查,氧化剂加注增压等操作.

试验中,需对点火信号、氧化剂主阀及氮气吹除阀给出控制时序,设定各信号输出的先后顺序及各信号间的时间间隔. 表 1 为此次 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机试验时序配置.

表 1 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ 固液火箭发动机试验时序配置

Table 1 Scheduling of the $\text{H}_2\text{O}_2/\text{HTPB}$ hybrid rocket experiment

序号	绝对时间/ms	相对时间/ms	开关名称	信号	控制通道
0	0	0	点火信号	开	USB-6251/port0/line0
1	200	200	点火信号	关	USB-6251/port0/line0
2	600	400	氧化剂主阀	开	USB-6251/port0/line2
3	30 600	30 000	氧化剂主阀	关	USB-6251/port0/line2
4	30 600	0	氮气吹除阀	开	USB-6251/port0/line1
5	50 600	20 000	氮气吹除阀	关	USB-6251/port0/line1

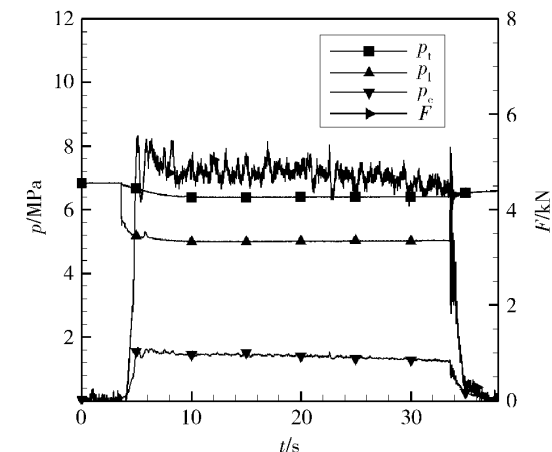


图 10 主要试验曲线

Fig. 10 Main curves of the experiment

试验时序及相关试验信息设置完毕后,进入正式试验环节,通过图 8 的试验模块启动试验. 试验结束后软件自动存储各通道测量数据,经数据处理模块导出试验数据后的主要试验曲线如图 10 所示. 图中 p_t 为储箱压力, p_1 为文氏管前压力, p_c 为燃烧室压力, F 为推力.

5 结 论

根据火箭发动机地面试验对测控的要求,设计了一套具有通用性的便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统,和固定式测控系统相比,有效节约了测控系统建设的资源与资金. 系统硬件基于 NI USB 数据采集与控制设备开发,采用便携

式测控箱对测控元件进行集成,具有很好的便携性和通用性;软件系统基于 LabVIEW 编程环境开发,采用模块化设计,具有通用性强、人机交互界面友好和扩展性强等特点.该便携式测量与控制系统软硬件平台已成功应用于多次火箭发动机地面试验中,能满足多种类型的火箭发动机试验对测控系统的需求.

参考文献:

- [1] 徐向东,孟庆富,王止戈. 固体火箭发动机测试与试验技术[M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [2] 翟江源,郭军,贺晓芳. VXI 总线系统及在固体发动机地面试验中的应用[J]. 固体火箭技术,2001,24(1):73-75.
ZHAI Jiangyuan, GUO Jun, HE Xiaofang. Application of VXI bus in field of the SRM ground test[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2001,24(1):73-75. (in Chinese)
- [3] 李海涛,王振国,宋志兵. 基于 VXI 的固体火箭发动机地面试验柔性自动测试系统设计[J]. 固体火箭技术,2005,28(2):145-148.
LI Haitao, WANG Zhenguo, SONG Zhibing. The design of flexible automatic test system for SRM ground test based on VXI[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2005,28(2):145-148. (in Chinese)
- [4] 陈步学,毛根旺,李进贤,等. 固体火箭冲压发动机地面试验装置及测控系统[J]. 固体火箭技术,2001,24(4):69-71.
CHEN Buxue, MAO Genwang, LI Jinxian, et al. Ground test equipment and measurement-control system of solid rocket-ramjet engines[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2001,24(4):69-71. (in Chinese)
- [5] 谢龙,李海涛,沈赤兵. 火箭发动机试验通用自动测试系统研究[J]. 计算机测量与控制,2007,15(4):491-495.
XIE Long, LI Haitao, SHEN Chibing. Research of general-purpose automatic test system for rocket engine test[J]. Computer Measurement & Control,2007,15(4):491-495. (in Chinese)
- [6] 李海涛,王振国. 面向对象的燃气发生器地面试验柔性控制模型与实现[J]. 国防科技大学学报,2005,27(4):8-12.
LI Haitao, WANG Zhenguo. The object-oriented flexible control model for ground test of gas generators and its realization[J]. Journal of National University of Defense Technology,2005,27(4):8-12. (in Chinese)
- [7] 肖鹏. 便携式固体火箭发动机测试系统设计[D]. 南京:南京理工大学,2009.
XIAO Peng. Design of a portable measurement system of solid rocket motor[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2009. (in Chinese)
- [8] 郭霄峰,李耀华,陈鸿彦,等. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:宇航出版社,1990.
- [9] 龙华伟,顾永刚. LabVIEW 8.2.1 与 DAQ 数据采集[M]. 北京:清华大学出版社,2008.
- [10] 李海涛. 火箭发动机推力矢量测量理论、方法与自动测试技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
LI Haitao. Research on the theory & method of thrust vector measurement and the automatic test technology in rocket engine ground test[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2005. (in Chinese)
- [11] Liccardo F, Sorge A R, Torella G. Software for the data acquisition system of a hybrid rocket test bed[R]. AIAA 2000-3895,2000.
- [12] 王宝龙,黄考利,魏忠林,等. 基于 LabVIEW 的通用自动测试系统设计[J]. 武器装备自动化,2005,24(6):31-32.
WANG Baolong, HUANG Kaoli, WEI Zhonglin, et al. Design of general-purpose automatic test system based on LabVIEW[J]. Armament Automation,2005,24(6):31-32. (in Chinese)