

基于 PXI 的液体姿轨控火箭发动机试验 测控系统设计与实现

卫 强, 郭红杰, 刘 浏, 梁国柱

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对液体姿轨控火箭发动机地面试验高精度、高风险和灵活多变的特点,设计研发了一套以 PXI(PCI extensions for instrumentation)控制器为主体的发动机试验测控系统. 控制系统拥有 40 路开关量控制能力,综合运用手动、时序和自动控制方式. 测量系统拥有 120 路信号同步采集能力,具备故障诊断功能. 测控系统软件使用 LabVIEW 开发,通用性良好. 为增强控制可靠性,设计了面向工艺流程的试验面板,应用嵌入式控制,进行信号多级监测并引入紧急自动关机控制. 为提高测量精度,对测量参数进行原位标定,提出了一种改进的干扰消除电路. 该系统已多次成功应用于液体姿轨控火箭发动机地面试验,采用的设计方法有效地提高了测控系统的可靠性,测量精度和控制精度分别达到 0.5% 和 0.1 ms,能够充分满足多种类型的液体姿轨控火箭发动机对试验测控系统的要求.

关 键 词: 液体姿轨控火箭发动机; 试验测控系统; PXI 控制器; 可靠性; 精度

中图分类号: V433.9

文献标志码: A

Design and implementation of PXI based test measurement and control system for attitude and orbit control liquid rocket engine

WEI Qiang, GUO Hong-jie, LIU Lie, LIANG Guo-zhu

(School of Astronautics,

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

Abstract: According to high accuracy, reliability and flexibility of attitude and orbit control liquid rocket engine ground test, a PXI (PCI extensions for instrumentation) controller based test measurement and control system was designed. The control system could operate 40 valves in manual, sequential and automatic modes. The measurement system could acquire 120 signals synchronously with fault diagnosis. The software was developed with LabVIEW in an ideology of modularization, providing favorable expansibility. A process-oriented panel was designed, and embedded control was integrated into the system to improve the reliability. Besides, the safety of fire test was guaranteed with emergency shutdown. To improve the accuracy, calibration was introduced together with a new impulse damping circuit. The test measurement and control system had been successfully implemented in many ground tests of attitude and orbit control liquid rocket engine. The design methods were proved in efficient enhancement of the expansibility and reliability. The accuracy of measurement and control was 0.5% and 0.1 ms, respectively, fully fulfilling the ground test requirement of

收稿日期: 2015-04-06

作者简介: 卫强(1989—),男,山西临汾人,博士生,主要从事火箭发动机设计与试验研究.

通讯作者: 郭红杰(1978—),男,河南安阳人,讲师,博士,主要从事火箭发动机设计与试验研究. E-mail: guohongjie@buaa.edu.cn

various attitude and orbit control liquid rocket engines.

Key words: attitude and orbit control liquid rocket engine;

test measurement and control system; PXI controller; reliability; accuracy

液体火箭发动机地面试验具有高成本、高风险等特点,关键参数测量精度要求高,变化范围大,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. PXI 总线在液体火箭发动机测控系统中应用日益广泛,国内外不少研究机构都开发了相应的 PXI 测控系统^[1-11]. 虽然多数测控系统都具备标定、采集、数据处理及时序控制的功能,但往往针对特定型号的采集卡进行设计,通用性和灵活性欠佳,为提高安全性和可靠性采取的措施也并不完善. 相比于大推力液体火箭发动机试验,液体姿轨控火箭发动机试验具有灵活多变的特点,采用软件控制的方式有利于提高系统的通用性,然而其可靠性还需要试验验证,国内相关的讨论较为少见. 此外,液体姿轨控火箭发动机短脉冲试验中频繁的电磁阀动作对测控系统抗干扰能力提出了苛刻要求,传统的抗干扰措施难以兼顾高精度和快响应的需求. 针对这种情况,本文研究基于 PXI 控制器的液体姿轨控火箭发动机测控系统设计问题,着重于提高系统的测控精度和可靠性. 测控系统的适用性将通过发动机地面试验进行验证.

1 测量与控制需求

根据液体姿轨控火箭发动机试验的特点,试验测控系统面临以下测控需求:

1) 压力、温度、推力、应变、流量和振动等多种类型试验参数的测量能力,测量参数精度要求高、量级变化大,以适应 1 牛量级至千牛量级发动机试验测量的要求;

2) 开关量控制能力,对发动机头部电磁阀要实施精确脉冲控制,控制精度要求高,能达到毫秒量级;

3) 完善的通道配置、标定、数据采集、保存、分析和生成试验报表的即时处理能力;

4) 精确可靠的时序控制、手动控制、自动控制能力,并能在试验过程中进行多种控制方式之间的切换;

5) 可靠检测系统异常、报警和紧急关机的能力,良好的抗干扰能力、通用性和扩展性,以适应多种姿轨控火箭发动机的试验需要.

2 硬件系统设计与实现

2.1 硬件体系总体结构

硬件系统整体结构对测控系统的可靠性和通用性起到决定性作用. 本试验测控系统硬件系统结构如图 1 所示,以测量主机和控制主机为核心,以多台工控机为外围辅助设备,各测控单元之间通过局域网进行通信. 通过增减工控机数量和采集卡的数量,能组成不同规模的测控系统,可以满足多种类型的液体姿轨控火箭发动机点火试验的需求.

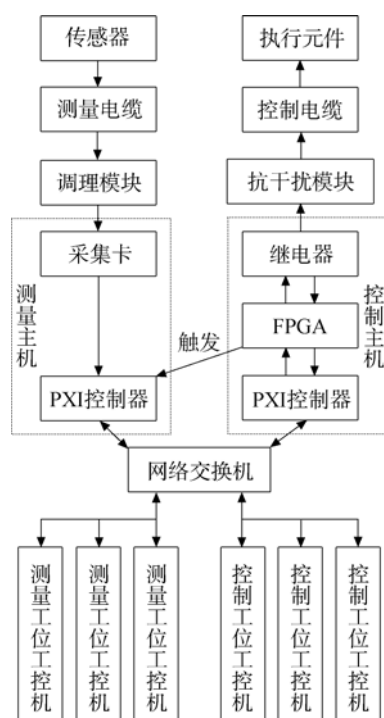


图 1 硬件系统结构

Fig. 1 Structure of hardware system

2.2 控制系统

控制系统主要由控制主机、控制工位工控机、执行元件和抗干扰模块组成,共有 40 路控制通道. 其中,控制主机包含 PXI 控制器、FPGA (field programmable gate array) 和继电器;执行元件包括电磁阀和点火器等;抗干扰模块用于消除感性执行元件动作时产生的干扰电压. 控制工位工控机由试验人员直接操作,将控制任务通过网络

发送给控制主机,进而通过 FPGA 更改继电器的通断状态,使执行元件完成预定的动作。同时, FPGA 将采集到的输出信号反馈给 PXI 控制器,通过与控制任务对比以检测系统工作是否正常。测量系统与控制系统的同步通过硬件触发实现。

2.3 测量系统

测量系统主要由测量主机、测量工位工控机和传感器组成,共有 120 路测量通道。其中,测量主机包含 PXI 控制器和采集卡,在试验过程中,采集的数据存储于测量主机的硬盘上,并通过网络将部分测量数据实时发送至测量工位工控机用于显示,测量主机在检测到数据或软件异常时,通过网络向控制系统发出紧急关机指令,执行紧急关机程序。

3 软件系统设计与实现

3.1 控制系统软件

控制系统软件采用上位机-下位机架构,上位机程序运行于控制工位工控机上,下位机程序运行于 PXI 控制器中。上位机软件包括控制配置模块、试验操作模块和网络通信模块;下位机软件包括输出控制模块、故障诊断模块和网络通信模块。各模块关系如图 2 所示。点火时序定义、贮箱自动增压配置和试验进行中的控制操作均在上位机完成,通过网络向下位机发送指令,下位机通过 NI(National Instruments)公司提供的接口控制 FPGA 输出。

图 3 是试验操作模块面板,用于完成诸如管

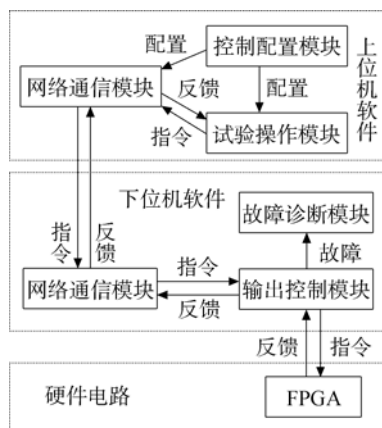


图 2 控制系统软件结构

Fig. 2 Software structure of control system

路充填、贮箱自动增压、点火和紧急关机等控制操作。在试验过程中,可以灵活地将自动增压切换为手动增压;进入点火和紧急关机时序的阀门也可随时切换为手动控制状态,以在紧急情况下提供灵活的控制;为防止误操作,点火时序启动后,面板所有按钮将自动锁定。

3.2 测量系统软件

测量系统软件采用客户端-服务器架构,客户端程序运行于测量工位工控机上,服务器程序运行于 PXI 控制器中。服务器软件主要包括通道配置模块、系统标定模块、试验测量模块、故障诊断模块、数据处理模块和报表生成模块。模块关系见图 4。试验按照配置通道-系统标定/试验测量-数据处理-生成报表的顺序进行,试验进行中可借助客户端软件实时查看采集的数据。

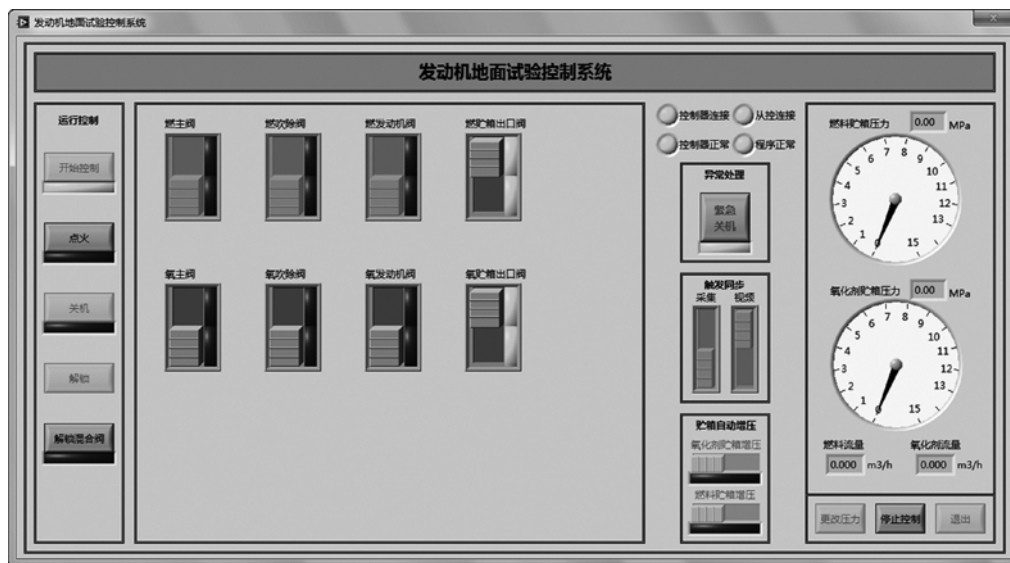


图 3 控制软件操作面板

Fig. 3 Operating panel of control software

图 5 是测量系统软件各模块的面板. 系统标定模块用来完成单个测量通道的校准和标定. 对采集到的数据序列做最小二乘拟合, 计算其不确

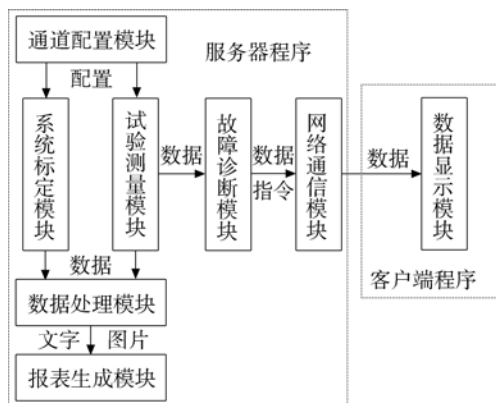
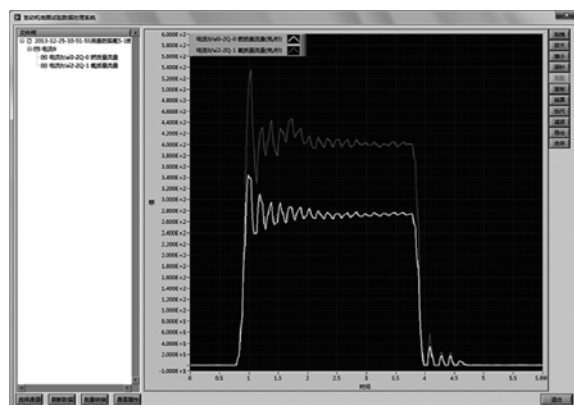


图 4 测量系统软件结构

Fig. 4 Software structure of measurement system



(d) 数据处理面板

图 5 测量系统软件面板

Fig. 5 Software panels of measurement system

定度, 以评估传感器和测量系统的精度. 试验结束后, 可利用数据处理模块载入数据文件, 进行缩放、滤波等信号处理, 获取特征点参数, 进而评估发动机的性能, 为试验工况的调整提供指导.

4 测控系统关键特性设计与实现

4.1 可靠性

控制系统的可靠性对发动机试验安全至关重要, 其主要影响因素包括试验人员误操作、操作系统错误、软件运行错误和硬件故障等. 为提高控制系统可靠性, 针对这些因素进行特殊设计.

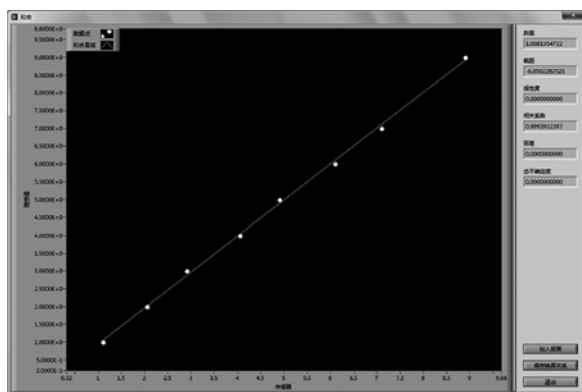
1) 设计面向工艺流程的试验控制面板以减少试验人员误操作. 传统的试验面板往往将所有阀门开关放置在一起, 然而, 对于某次特定试验, 只用到少部分阀门, 试验人员在面板上寻找开关容易出错^[12]. 本试验系统的工艺流程见图 6, 此试验系统既能完成双组元发动机试验, 又能完成单组元发动机试验, 而这两种类型试验中用到的阀门各不相同.

本系统设计了面向工艺流程的试验面板, 每次试验前选择要使用的阀门, 将其开关显示在面板上, 而将其余隐藏. 某次双组元发动机试验的试验控制面板如图 3 所示, 面板大为简化, 有效地减少了试验人员的误动作.

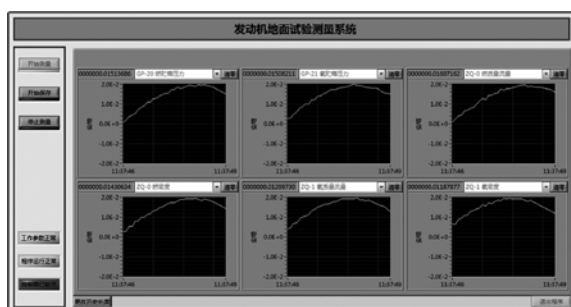
2) 进行嵌入式控制以消除软件运行错误. 目前大多数控制系统都利用数字量输入/输出 (IO) 卡进行开关量输出, 在进行试验时, 控制软件需要不断更新 IO 卡缓存中的指令, 这时如果出现软件运行错误, 控制系统将发出错误的指令甚至卡死. 为避免这种情况, 本试验系统设计了 FPGA 嵌入式控制. 由于嵌入式控制的特性^[13-16], FPGA



(a) 通道配置面板



(b) 系统标定面板



(c) 试验测量面板

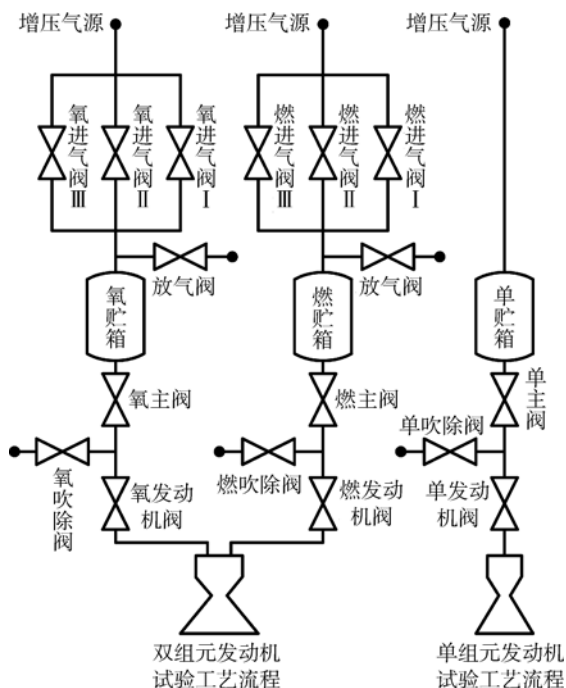


图 6 试验系统工艺流程图

Fig. 6 Process structure of test system

码流文件调试完成并固化到芯片后,不会发生运行错误。点火时序输出、贮箱自动增压功能是借助 FPGA 实现的,在发动机试验过程中,即便控制主机操作系统崩溃或网络连接中断,FPGA 仍然能够继续输出点火时序,并维持对贮箱的自动增压控制,大大提高了系统的安全性和可靠性。

3) 进行控制信号多级监测以检测硬件故障。为实时掌握控制系统的运行状况,进行 3 级监测:第 1 级为软件监测,记录软件输出的控制信号;第 2 级为硬件监测,记录采集卡输出的控制信号;第 3 级为执行元件电流监测,电流显示在控制机柜面板的电流表中,通过电流能够准确判断执行元件的工作状况。

4) 设计紧急自动关机控制。发动机工作状态发生异常后,往往在极短的时间内造成爆炸,试验控制人员很难做出及时的反应。为提高试验安全性,设计了基于红线法的自动关机控制。测量系统不断监测燃烧室压力、推进剂流量等发动机关键工作参数,并与红线进行对比。发动机工作状态出现异常时,测量系统将立即向控制系统发出紧急关机信号,执行发动机关机程序,从而确保试验系统和人员的安全。

4.2 流量和推力测量

液体姿轨控火箭发动机试验的特点在于推力和流量量级变化大,单一的测量手段难以在整个

参数范围内保证较高的测量精度。为此,本试验测量系统综合使用多种测量方法,针对不同推力量级的发动机试验采用不同的测量方案。

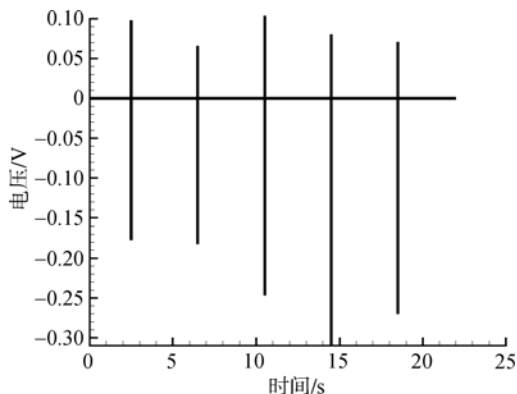
对于 10 N 以上推力的发动机试验,推力通过对比式推力架^[8]进行测量,推进剂流量通过质量流量计和涡轮流量计进行测量。推力传感器和质量流量计、涡轮流量计的量程根据发动机工作参数选取。推力传感器选择 HBM-Z6FC3 型应变式悬臂梁传感器,具有静态精度高、稳定性好的特点。高精度推力测量仪用于对推力传感器提供激励电压,并将传感器输出的 mV/V 信号转换为数字量,以避免微小模拟量信号远距离传输时的衰减。推力测量仪与推力传感器的整体精度为 0.1%。质量流量计选用艾默生高准系列科氏力流量计,具有稳态精度高、使用方便的特点,精度为 0.2%。质量流量计存在响应滞后的问题,为弥补这一缺点,与质量流量计串联使用涡轮流量计进行测量,同时起到冗余备份的作用。

对于 10 N 以下推力的发动机试验,推力通过杠杆天平式推力架进行测量,推进剂流量通过对贮罐质量进行间接测量。推力传感器和质量测量传感器均选择 CHCONTECH 系列应变式传感器,与力测量仪配套使用,整体精度为 0.1%。

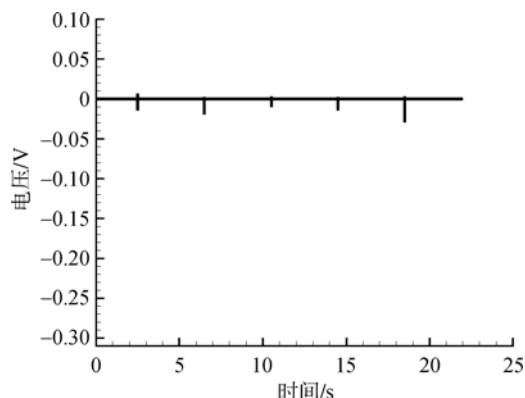
4.3 抗干扰措施

电感类执行元件断电时会产生强烈的电流冲击^[17],降低测量精度。图 7、图 8 分别为干扰试验数据和干扰抑制电路。图 7(a)中 5 条脉冲即是由电磁阀关断干扰所引起。

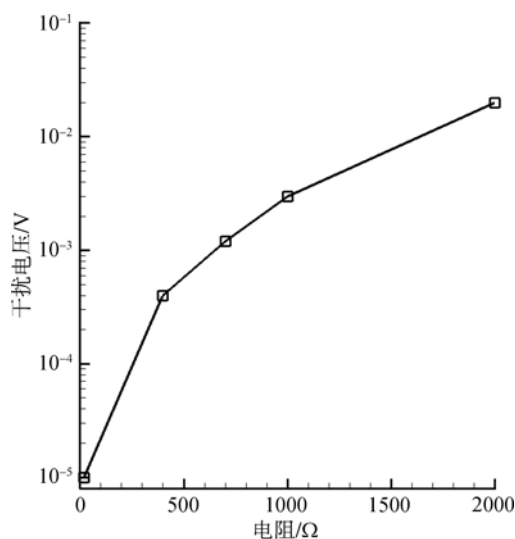
消除电磁阀干扰通常的做法是在电磁阀两端并联电阻和二极管,如图 8(a)所示,在电磁阀打开时,由于二极管阻隔作用,电阻中没有电流;电磁阀关断瞬间,电流流经二极管和电阻形成电感-电阻回路。电磁阀阀芯电流 I_1 随时间 t 衰减的方程为



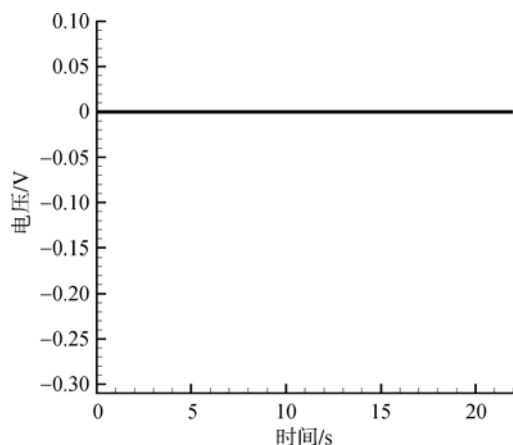
(a) 无干扰抑制



(b) 电阻干扰抑制



(c) 干扰电压与电阻关系曲线



(d) 电容干扰抑制

图7 干扰试验数据

Fig. 7 Test data of interference impulse

$$I_1 = I_{10} e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (1)$$

式中 t 为时间; 时间常数 $\tau = L/R$, L 为电磁阀阀芯电感, R 为电阻; I_{10} 为电流初始值. 在经过 3τ 后可认为电磁阀关断, 通过增大电阻可以缩短关断延迟时间.

然而在实践中发现, 电磁阀关断干扰随着电阻的减小而减小, 图 7(c) 为试验测得干扰电压幅值随电阻的变化曲线. 为使干扰减小到 0.01% 以下, 电阻最大为 200Ω , 以电磁阀电感 10 mH 估算, 此时电磁阀关断延迟为 $150 \mu\text{s}$, 过长的关断延迟时间将对发动机脉冲试验带来不利影响. 在消除干扰的同时, 为缩短关断延迟时间, 本试验系统在支路中加入电容元件, 形成电感-电容回路, 如图 8(b) 所示, 电磁阀关断瞬间, 阀芯电流对电容进行充电, 阀芯电流为零后, 由于二极管 (图中 D 表示) 阻隔作用, 电容通过电阻进行放电, 阀芯中不再有电流通过. 阀芯电流的衰减方程为

$$I_1 = \frac{I_{10}}{\beta} e^{\alpha t} \sin(\beta t + \gamma) \quad (2)$$

式中系数为

$$\alpha = -\frac{1}{2RC} \quad (3)$$

$$\beta = \sqrt{\frac{1}{LC} - \frac{1}{4R^2 C^2}} \quad (4)$$

$$\gamma = \arctan \frac{\beta}{\alpha + 1/RC} \quad (5)$$

式中 C 为电容值. 电磁阀关断时间 Δt 为

$$\Delta t = \frac{\pi - \gamma}{\beta} \quad (6)$$

关断延迟时间主要由电容值决定, 并随电容值减小而缩短.

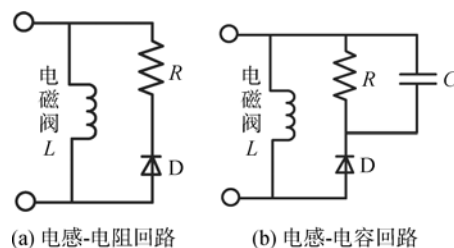


图8 两种干扰抑制电路

Fig. 8 Two interference suppression circuit

电感-电阻回路和电感-电容回路电流衰减曲线见图 9. 由图可知, 电感-电容回路在关断瞬间 ($t=0 \mu\text{s}$) 的电流曲线更平滑, 即具有较小的电流变化率, 因此其产生的电磁干扰更小, 试验测量也证实了这一规律. 取 $R=2 \text{ k}\Omega$, 电感-电阻回路干扰测试结果见图 7(b); 取 $C=0.01 \mu\text{F}$, $R=2 \text{ k}\Omega$, 电感-电容回路干扰测试结果见图 7(d). 由计算知此时电感-电容回路和电感-电阻回路关断延迟分别为 $15 \mu\text{s}$ 和 $18 \mu\text{s}$, 图 7(b) 中干扰严重, 而图 7(d) 中干扰已被完全消除.

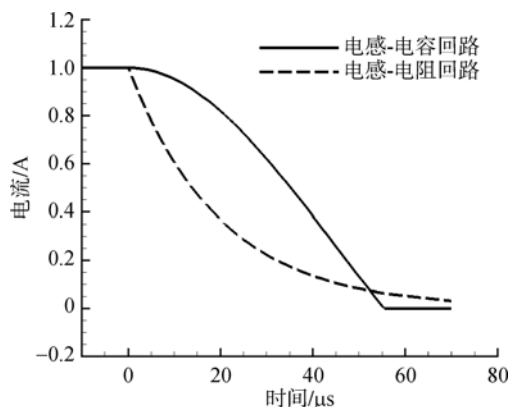


图 9 两种电路的电流衰减曲线

Fig. 9 Current damping curves of two circuit

4.4 测量与控制精度

精度是衡量测控系统的主要指标,包括时间精度和参数精度两个方面.为提高测控系统精度,除消除电磁干扰外,还进行了如下设计:

1) 将测量系统与控制系统进行严格的时间同步.为保证采集的数据序列和发出的指令序列有相同的时间起点,将触发信号编入时序,利用点火指令触发测量系统开始采集并保存数据.

2) 进行测量参数校准和推力原位标定.对测量系统进行通道校准,可以消除漂移误差,评估测量系统的线性度.每次试验前,对关键测量参数推力进行原位标定,能够消除管路连接等外部因素对推力测量的影响,提高推力测量精度.

推力测量的综合误差为^[18]

$$R_t = \sqrt{R_n^2 + H_r^2 + L_n^2} \quad (7)$$

式中 R_n 为重复性误差, H_r 为迟滞误差, L_n 为非线性误差,其定义分别为

$$R_n = \frac{\Delta R_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \quad (8)$$

$$H_r = \frac{\Delta H_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \quad (9)$$

$$L_n = \frac{\Delta L_{\max}}{M_{\max} - M_{\min}} \times 100\% \quad (10)$$

式中 $\Delta R_{\max}$ 为测量范围内的最大重复差值; $M_{\max}$, $M_{\min}$ 为测量范围的上限及下限; $\Delta H_{\max}$ 为测量范围内的最大滞后量; $\Delta L_{\max}$ 为测量范围内实际特性曲线与参考直线间的最大偏差.以 2 kN 推力标定为例,标定数据见表 1. 计算可知推力测量的重复性误差 $R_n \approx 0.02\%$, 迟滞误差 $H_r \approx 0.03\%$, 非线性误差 $L_n \approx 0.06\%$, 则综合误差为 $R_t \approx 0.07\%$.

采取以上两种方法后,测控精度得到保证.以评估发动机性能最重要的推力和流量测量为例,通过标定数据可知,标准推力力值的测量精度为

0.07%,其中包含了采集卡误差、传感器误差、推力架误差和电缆引入的误差;经计量机构检定,流量传感器精度为 0.2%,采集卡精度为 0.01%,电缆引入误差以 0.07%估计(从推力原位校准精度及相似的电缆连接过程可知,电缆引入的误差应不大于 0.07%),则流量参数的测量精度为 0.28%.总体上,包括其他测量参数在内,本文研究设计的测量系统的参数测量精度达到 0.5%,优于通常要求的 1%的测量精度.

表 1 推力标定数据

Table 1 Thrust calibration data

推力 标准值/N	推力测量值/N		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次
0	0.08	-0.19	-0.11
	-0.19	-0.11	-0.05
500	491.79	491.74	491.85
	491.16	491.38	491.33
1000	984.83	984.97	985.01
	984.16	984.48	984.53
1500	1478.8	1479.1	1479.0
	1478.2	1478.6	1478.5
2000	1973.1	1973.2	1973.2
	1972.4	1972.9	1972.9
2500	2466.9	2467.3	2467.1

控制系统的精度即控制指令的延迟时间偏差,包括控制卡输出延迟偏差、继电器动作延迟偏差和电磁阀动作延迟偏差.其中,控制指令信号使用 FPGA 输出,输出延迟偏差小于 25 ns,可以略去不计;对试验数据进行统计计算得出,包含继电器动作时间在内的电磁阀开启延迟偏差为 ± 0.06 ms,关断延迟偏差为 ± 0.10 ms,即控制精度为 0.1 ms,完全能够满足液体姿轨控火箭发动机毫秒级短脉冲工作模式的精确控制要求(只要发动机头部电磁阀的响应时间足够短).

5 系统应用

目前,本液体姿轨控火箭发动机试验测控系统已成功完成了上百次不同型号发动机地面点火试验,下面以某次双组元发动机试验为例介绍系统应用.

试验共使用测量通道 36 路,包括压力、温度、流量、推力 4 种类型的数据,采样率均为 10^4

sample/s;控制通道 14 路,包括时序阀门 6 路和贮箱自动增压阀门 8 路.试验时序如图 10 所示.

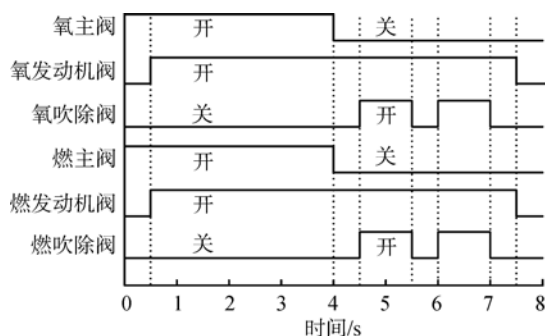


图 10 点火试验阀门动作时序

Fig. 10 Valve sequence of fire test

点火指令发出后,测量系统收到触发开始采集并保存数据,相关电磁阀按照时序进行开关动作,进而完成一次点火试验.

发动机点火起动过程试验曲线如图 11 所示,可以看出发动机电磁阀开启时间为 6.5 ms,发动机建压时间 14 ms. 所得时间特性数据可为发动机点火起动性能的改进提供有效指导.

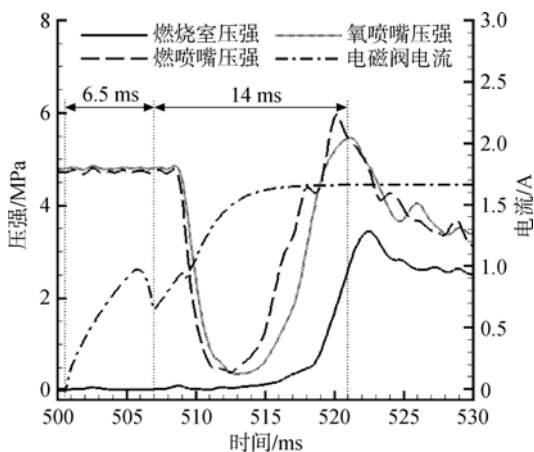


图 11 发动机点火建压过程试验数据曲线

Fig. 11 Pressurization data curves of engine fire process

6 结 论

根据液体姿轨控火箭发动机地面点火试验的需求,研发了一套以 PXI 控制器为核心的试验测控系统,通过分析和实践得到了以下结论:

1) 经过多次多种型号试验,验证了系统的适用性、可靠性和通用性,为开展液体姿轨控火箭发动机地面点火试验的测量和控制打下了技术基础.

2) 测量系统和控制系统精度较高,参数测量精度和控制精度分别达到 0.5% 和 0.1 ms,满足液体姿轨控火箭发动机试验参数的精确测量需要和适应液体姿轨控火箭发动机短脉冲工作模式试验的精确控制需求.

3) 以 PXI 控制器为主体、工控机为辅助设备的测控系统的软硬件架构具有良好的扩展性,能够满足液体姿轨控火箭发动机灵活多变的试验要求.

参考文献:

- [1] Dunn Z, Dyer J, Lohner K, et al. Test facility development for the 15,000 lb thrust peregrine hybrid sounding rocket [R]. AIAA-2007-5358, 2007.
- [2] Liccardo F, Maria A. Software for the data acquisition system of a hybrid rocket test bed [R]. AIAA-2000-3895, 2000.
- [3] 李新田, 俞南嘉, 李君海, 等. 便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1652-1658.
LI Xintian, YU Nanjia, LI Junhai, et al. Portable measurement and control system of rocket motor ground experiment [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1652-1658. (in Chinese)
- [4] Anderson D G, Furlong I C, Wheelock H R, et al. Test facility for rocket engine development [R]. AIAA-2009-5289, 2009.
- [5] Brimhall Z N, Atkinson J P, Kirk D R. Design of a novel six degree of freedom solid rocket motor test stand [R]. AIAA-2007-5331, 2007.
- [6] 白仲斐, 张建华, 李扬. 基于 PXI 的六分力硬件测试系统设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(11): 2632-2634.
BAI Zhongfei, ZHANG Jianhua, LI Yang. Six component hardware test system design and realization based on PXI [J]. Computer Measurement and Control, 2011, 19(11): 2632-2634. (in Chinese)
- [7] 张天宏, 黄向华. 航空小型动力装置试验台测试系统 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 189-192.
ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua. A test system for mini aviation power unit [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 189-192. (in Chinese)
- [8] 刘万龙, 刁鹏, 王翀, 等. 小型气态火箭发动机试验系统设计研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1646-1652.
LIU Wanlong, DIAO Peng, WANG Chong, et al. Test system design for small H_2/O_2 rocket engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1646-1652. (in Chinese)
- [9] 段武斌. 大吨位六分力测量系统原位标定及数据处理方法研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
DUAN Wubin. A study of high thrust six-component test system in-situ calibration and data processing [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.

- (in Chinese)
- [10] 伍琳. 发动机试车台数采系统设计与矢量喷管仿真[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- WU Lin. Design of engine test bed data acquisition system and simulation of vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [11] 马国华. 火箭发动机动态参数采集系统的设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2007.
- MA Guohua. The design of dynamic parameters acquisition system for rocket engine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [12] 张智敏, 钱神凯. 面向发动机试车工艺流程的计算机控制面板[J]. 空间推进, 2011, 5(3): 40-43.
- ZHANG Zhimin, QIAN Shenkai. Process-oriented computer control panel for rocket engine test[J]. Space Propulsion, 2011, 5(3): 40-43. (in Chinese)
- [13] 宋征宇. 嵌入式实时操作系统在运载火箭中的应用研究[J]. 航天控制, 2013, 31(3): 3-10.
- SONG Zhengyu. The application study on embedded real-time operation system in launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2013, 31(3): 3-10. (in Chinese)
- [14] 沈三民, 狄宋珍, 秦丽, 等. 基于 FPGA 的火箭参数实时监测系统[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(5): 160-163.
- SHEN Sanmin, DI Songzhen, QIN Li, et al. Design of real-time monitoring system based on FPGA for rocket parameters[J]. Fire Control and Command Control, 2011, 36(5): 160-163. (in Chinese)
- [15] 黄坚, 刘向阳. 多脉冲姿控发动机系统地面测控实验系统的设计[J]. 工业控制计算机, 2007, 20(10): 15-19.
- HUANG Jian, LIU Xiangyang. Ground measure and control system for multi-pulse attitude control engine system[J]. Industrial Control Computer, 2007, 20(10): 15-19. (in Chinese)
- [16] 杨圣魁, 张天宏, 邓志伟. 面向电子控制器测试的 JTAG 控制器 IP 软核设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 234-240.
- YANG Shengkui, ZHANG Tianhong, DENG Zhiwei. Design of the IP soft core of JTAG controller for electronic engine controller[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 234-240. (in Chinese)
- [17] 李文峰, 王永生, 杨纪明, 等. 航空发动机测试信号噪声特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 900-904.
- LI Wenfeng, WANG Yongsheng, YANG Jiming, et al. Noise characteristics analysis of aero-engine testing signals[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 900-904. (in Chinese)
- [18] 张莘艾, 汤海滨, 刘畅, 等. 小功率电弧加热发动机试验参数测试和精度分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1192-1196.
- ZHANG Xinai, TANG Haibin, LIU Chang, et al. Working parameters measurement and precision analysis of ground experiment on arcjet thrusters[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1192-1196. (in Chinese)

(编辑: 叶 青、陈 越)