

# 长征六号运载火箭动力测发控系统仿真测试平台的设计

马玉璘, 陈文浩, 刘伟, 袁企乡, 蔡珂

(上海航天电子技术研究所, 上海 201109)

**摘要:** 针对长征六号运载火箭动力测发控系统射前仿真测试需求, 结合短周期快速发射及方舱操作的特点, 设计了一种仿真测试平台; 该测试平台使用电气信号模拟动力配气台阀门、压力传感器及箭体连接器硬件接口信号, 形成硬件接口层; 采用软件模拟配气台工作原理, 仿真箭体连接器通断, 并模拟基地加注间通讯系统与动力测发控系统进行信息交互, 形成软件模型层; 硬件接口层与软件模型层之间通过 RS422 总线和 PC104 总线连接, 实现仿真测试平台的模块化和组合化设计; 该仿真测试平台为长征六号运载火箭动力测发控系统提供了闭环测试环境; 实际情况表明, 该仿真测试平台可覆盖动力测发控系统的全部工作状态, 满足短周期快速发射的测试需求, 提高了动力测发控系统仿真测试的效率。

**关键词:** 长征六号; 动力测发控; 仿真测试

## Design of Power Control and Testing Simulation System for CZ-6 Rocket

Ma Yulin, Chen Wenhao, Liu Wei, Yuan Qixiang, Cai Ke

(Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Aiming at the requirement of pre-launch simulation test of CZ-6 Power Control and Testing system, A simulation test platform is designed according to the characteristics of short-period rapid launch and shelter operation. The test platform uses the electrical signal that simulate the power distribution valve, pressure sensor and connector hardware interface signal to form the hardware interface layer; using of software simulation of the working principle of the gas distribution platform, rocket's connectors, and the base filling communication to form the software model layer. The hardware interface layer and the software model layer are connected by the RS422 bus and the PC104 bus to realize modularization and combined type. The test platform composes a closed-loop test environment with CZ-6 power control and testing system. The practice shows that all work status of CZ-6 Power Control and Testing system are met and the test efficiency is improved.

**Keywords:** CZ-6 rocket; power system control-testing; simulator

## 0 引言

长征六号运载火箭动力测发控系统(以下简称动力测发控)是运载火箭重要的分系统之一, 为了满足运载火箭加注及发射需求, 确保运载火箭成功发射, 必须对该系统进行全面的仿真测试。在对动力压力配气台、基地加注库房通讯、火箭连接器等诸多单元建模的基础上, 通过仿真测试验证动力测发控系统, 并获得有效数据, 确保动力测发控系统满足各项功能和性能指标。从这个意义上讲, 动力测发控系统仿真测试是 CZ-6 运载火箭研制过程中必不可少的环节。

随着我国运载技术的发展, 长征系列运载火箭的动力系统逐渐使用液氧、煤油为推进剂替代以往有毒有害的燃料。新型推进剂的使用导致火箭发动机技术及贮箱结构的更新换代, 极大的增加了火箭加注及发射过程中对动力箭上压力控制的复杂性。针对新一代运载火箭动力系统的特点, 根据 CZ-6 运载火箭动力系统压力配气台特征、动力测发控系统工作特点, 设计一种具有较强应用灵活性的动力测发控仿真测试平台, 实现动力测发控系统仿真测试设备的组合化、小型化和通用化, 对于缩短动力测发控系统研制周期及靶场测试发射周期具有重要

的意义和应用价值。

## 1 动力测发控仿真测试的需求特点

CZ-6 运载火箭动力系统构成如图 1 所示, 包括基地库房燃料加注系统、压力控制系统(配气台)、动力测发控系统、箭上动力系统、连接器装置等。本文所描述的仿真对象是指动力压力配气台、基地加注库房和动力连接器装置。

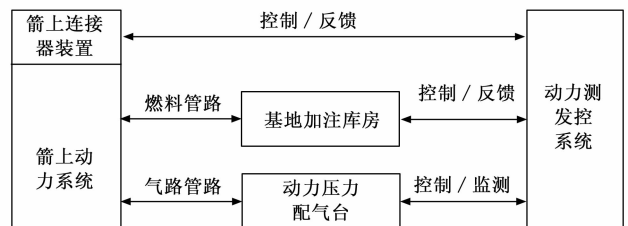


图1 CZ-6火箭动力系统一般构成图

构建仿真测试平台主要包括压力配气台模拟器、基地库房通讯模拟器和连接器信号模拟器。动力测发控仿真平台和动力测发控系统构成一个动力系统的地面闭环。整个动力测发控仿真闭环可完成对动力测发控系统功能和性能的全面测试, 为动力测发控系统参与火箭发射做好充分的准备。动力测发控仿真闭环如图 2 所示, 其中, 虚线框内属于仿真测试平台的功能组成。

收稿日期:2017-03-09; 修回日期:2017-03-24。

作者简介:马玉璘(1981-),男,陕西汉中,人,硕士,工程师,主要从事运载火箭控制测试系统方向的研究。

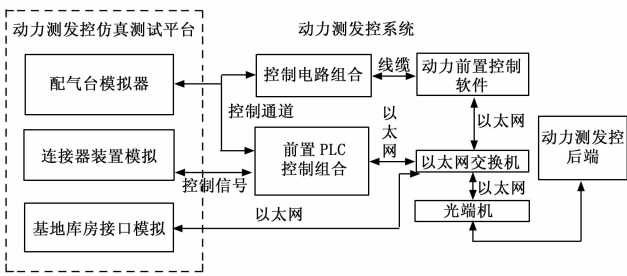


图 2 动力测发控系统仿真闭环结构图

动力测发控仿真测试主要完成的功能可以概括为两个方面内容：(1) 仿真压力配气台部件内部的功能逻辑，实现动力测发控的控制流程测试；(2) 仿真动力系统各部件的接口通讯语义及其电气特性。

根据压力配气台工作原理，在与动力测发控系统对接后，配气台采用远控的模式，由动力测发控系统的控制软件负责对配气台相关电磁阀进行通断控制，压力配气台通过相关逻辑设计打开或关闭相关阀门，从而控制相关气路压力的变化。在自动控制流程中，动力测发控系统前置 PLC 软件负责采集压力配气台各气路阀前、阀后压力传感器的电流值（该电流值表征气路压力），通过以太网传递至动力测发控系统局域网，为测发控系统对气路压力的控制提供决策依据。连接器装置负责煤油、液氧、空调等与箭机相连的管路的连接与断开，动力测发控系统控制连接器的脱落并采集其监测其状态。动力测发控系统基地库房之间存在加注控制权切换及加注相关参数的交互，测发控系统通过数据协议及控制信号完成与基地加注库房的信息交互。

## 2 动力测发控仿真平台设计

经过以上分析，为满足 CZ-6 运载火箭地面设备小型化、组合化的设计要求，对各仿真对象进行模块划分和功能分解，以较好的实现仿真系统平台结构的灵活性和维护性<sup>[1]</sup>。

基于上述想法，本文提出了层次模块化的动力测发控仿真平台的设计构架，将整个仿真测试平台分为软件模型层<sup>[2]</sup>、接口交互层和硬件接口层，如图 3 所示。

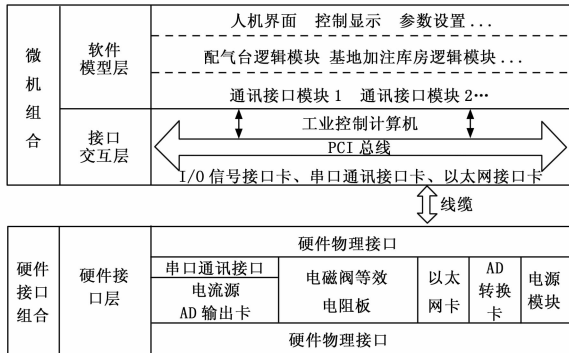


图 3 组合模块化动力测发控测试仿真平台架构

通过层次模块化设计使整个仿真平台组合化，仿真对象的功能处于不通层次的模块中，各模块之间具有较好的独立性，不同层次模块之间通过通用的总线进行信息交互。组合化的设计符合 CZ-6 运载火箭方舱化设计的要求。

## 2.1 硬件接口层

硬件接口层处理压力配气台模拟器、基地加注设备间通讯接口及连接器装置脱落等对象的电气接口特性，同时电源模块为整个动力测发控仿真平台提供电源输入。

在硬件接口层，电磁阀等效电阻板接收动力前置控制软件根据指令产生的 27 V (±3 V) 电压，通过等效电阻板传递给交互接口层的 IO 处理板卡，从而模拟压力配气台收到的电磁阀控制信号；电流源输出卡接收接口交互层 RS422 指令信号，依据软件仿真逻辑输出 4~20 mA 电流值，从而模拟压力配气台气路压力传感器产生的电流值；以太网接口为模拟基地加注库房通讯提供硬件通道；AD 转换卡模拟各路箭体连接器“连接/脱落”的状态信号，高电平输出代表脱落，低电平代表“连接”。各类板卡通道输入输出接口均与动力测发控系统输出输入真实情况一致，并一起构成功能完备、使用灵活的硬件平台，满足动力测发控仿真测试平台硬件资源配置需求。

## 2.2 接口交互层

该层将动力测发控仿真平台电气特性与仿真系统业务逻辑隔离，仿真出与各真实对象相同的接插件和接点线序逻辑模型。硬件接口层所有的电气信号都通过接口交互层统一为 PCI 总线信号传递给软件模型层，软件模型层所有的控制信号与数据通信都使用 PCI 总线信号传递给硬件接口层的各类板卡。

## 2.3 软件模型层

运行在工业控制计算机上的仿真软件负责动力测发控仿真平台各仿真对象的逻辑功能模拟。软件采用 windows/CVI2009 开发环境，运行在微软 XP 及以上版本操作系统上。软件的功能模块分解如图 4 所示。

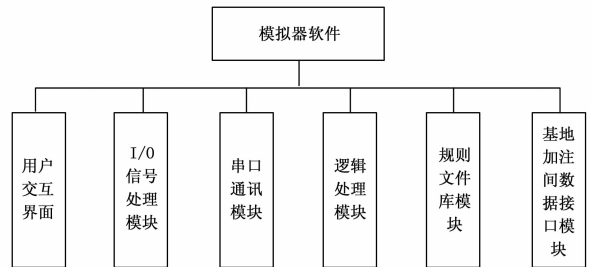


图 4 软件架构

整个软件模型可分为 6 个主要的功能模块即：用户交互界面、I/O 信号处理模块、串口通讯模块、逻辑处理模块、规则文件库模块和基地加注间通信模拟模块。用户交互界面负责显示各模拟对象工作过程中产生的过程信息，例如压力配气台电磁阀的通断、串口通讯状态，用户可根据测试模式的不同，通过用户交互界面设置配置参数；逻辑处理模块通过电磁阀开关量信号与输出电流源的控制算法关系模拟压力配气台工作逻辑；I/O 信号处理模块处理压力配气台各电磁阀部件与数字量通道的映射关系并进行电磁阀信号状态监控；串口通讯模块负责处理各路电流源电流值的封装和 RS422 通讯；基地加注间数据接口模块通过用户交互接口层的设置，产生数据通讯报文，并模拟基地加注间向动力测发控系统收发数据报文。规则文件库模块，保存不同状态下软件模型的状态配置，用户可根据不同的测试状态调用不同的规则文件，满足动力测发控系统不同测试的需求。

配气台作为模拟器软件的关键功能模块, 对电磁阀及压力传感器进行建模。当接收到 IO 信号处理模块的开关量信号后, 使用“一位一阀”的形式表征电磁阀, 结合规则文件库模块解析的电磁阀健康状态和逻辑处理模块电磁阀与气路的逻辑关系, 判定对应气路应产生的压力值, 该压力值通过电流信号表征, 并使用串口通讯模块传递至硬件接口层的电流源输出卡。在 CVI2009 中, 使用多线程技术实现并行化处理, 程序使用 CollectThread 线程实时轮询 IO 端口, 当 IO 信号发生变化时将 IO 端口状态信息存入缓存队列; 当缓存队列不为空时, DisposeThread 线程将 IO 端口状态信息出队, 结合逻辑控制进行处理, 处理流程如图 5 所示。

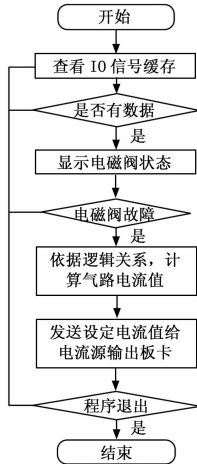


图 5 程序流程图

### 3 数学模型

对电磁阀信号与相应的气路关系进行数学建模是配气台模拟的关键部分。假设  $X_n$  为布尔型变量, 表示第  $n$  路电磁阀状态;  $Y_n$  为布尔型变量, 表示第  $n$  路电磁阀的健康状态,  $C_m$  为布尔型变量, 表示第  $m$  路气路的通断状态。根据客观实际, 存在以下三种逻辑关系;

$$(1) \text{ if } m = f(n) \tag{1}$$

$$\text{then } C_m = X_n \& Y_n; \tag{2}$$

$$(2) \text{ if } m = f(n, n-1, n-2) \tag{3}$$

$$\text{then } C_m = (X_n \& Y_n) \mid \mid ((X_{n-1} \& Y_{n-1}) \& (X_{n-2} \& Y_{n-2})); \tag{4}$$

$$(3) \text{ if } m = f(n, n-1, n-2, n-3) \tag{5}$$

$$\text{then } C_m = (X_n \& Y_n) \mid \mid ((X_{n-1} \& Y_{n-1}) \& (X_{n-2} \& Y_{n-2})) \mid \mid ((X_{n-3} \& Y_{n-3})); \tag{6}$$

其中:  $m = f(n)$  表示第  $n$  路电磁阀与第  $m$  路气路存在映射关系;  $m = f(n, n-1, n-2)$  表示第  $n$  路、第  $n-1$  路电磁阀与第  $m$  路气路存在映射关系;  $m = f(n, n-1, n-2, n-3)$  表示第  $n$  路、第  $n-1$  路、第  $n-2$  路电磁阀与第  $m$  路气路存在映射关系。

第  $m$  路气路对应的电流值可为:

$$f(C_m) = \begin{cases} \text{预设值}, & C_m = 1 \\ 0, & C_m = 0 \end{cases} \tag{7}$$

为提高恒流源电流源输出卡的解析粒度, 假设当第  $m$  路气路电流值为  $Q_m$  时, 通过 RS422 传递给电流源输出卡的第  $m$  路值为  $T_m$  则:

$$T_m = \frac{(Q_m - 4)}{16 \times 65535} \tag{8}$$

其中:  $Q_m$  的取值范围为  $[0, 20]$ 。

### 4 仿真试验结果与分析

该仿真测试系统是为满足新一代运载火箭 CZ-6 动力测发控系统的测试而研制的。在动力测发控分系统的测试过程中, 仿真测试平台执行的仿真测试试验如表 1 所示。

表 1 动力测发控系统仿真测试任务

试验项目	模拟对象	测试内容
配气台单步测试	压力配气台	测试单路电磁阀对气路的通断控制及气路的变化
配气台正常模式测试	压力配气台	测试配气台在正常状态下参与加注发射流程时, 动力测发控系统对配气台的控制及状态监控
配气台故障模式测试	压力配气台	测试配气台故障状态下采用冗余模式参与加注发射流程时, 动力测发控系统对配气台的控制及状态监控
连接器脱落测试	连接器装置	测试动力测发控系统对连接器脱落的控制, 信号采集与判读
库房控制通讯测试	基地库房加注间控制及通讯	测试加注过程中动力测发控系统与基地库房的加注信息传递及控制切换
发射测试	配气台、连接器装置、基地加注库房通讯	测试动力测发控系统按照火箭加注发射流程工作时的功能及性能

表 1 所示的试验项目覆盖了 CZ-6 动力测发控系统的全部工作状态, 实现了对压力配气台、连接器装置和基地库房通讯接口等不同部件的模拟, 由于压力控制的重要性, 重点模拟了配气台各种工作状态下的业务逻辑。试验证明, 仿真测试平台满足 CZ-6 动力测发控系统测试各阶段的需求。

### 5 结论

本文根据 CZ-6 运载火箭动力测发控系统的接口、数据流及业务逻辑需求, 对动力测发控仿真测试平台进行了分层模块化的组合式设计, 满足 CZ-6 运载火箭小型化、组合化设计的要求。该仿真平台使动力测发控系统的分系统测试工作与配气台气检测试、连接器装置上箭部署同步进行, 同时可脱离发射场环境验证基地加注通讯接口。使原本需要较长时间完成的分系统测试通过并行工作方式缩短到 1 个工作日, 满足 CZ-6 运载火箭快速发射工作流程的需求。

#### 参考文献:

[1] 颜灵伟, 张善从. 可重构的卫星姿控仿真测试系统设计 [J]. 计算机工程, 2010 (8): 236-238.  
 [2] 张剑峰, 宾鸿赞. 可重构软件及其在测控仪中的应用 [J]. 现代制造工程, 2003 (10): 172-174.  
 [3] 宋宇峰. LabWindows/CVI 逐步深入与开发实例 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2003.  
 [4] 郑纬民, 汤志忠. 计算机系统结构 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.