

可重构的卫星姿控仿真测试系统设计

颜灵伟^{1,2,3}, 张善从^{1,3}

(1. 中国科学院光电研究院, 北京 100190; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100049; 3. 北京国科环宇空间技术有限公司, 北京 100190)

摘要: 对卫星姿控仿真测试系统的设计需求进行分析和整理, 设计和实现一种采用 CPCI 总线、基于分层模块化的可重构的卫星姿控仿真测试系统, 该系统完成了在差异较大的 2 个型号卫星姿控的仿真测试。仿真实验结果表明, 该系统具有应用灵活、通用性和扩展性强等特点。

关键词: 卫星姿控; 仿真测试; 模块化

Design of Reconfigurable Simulation Test System for Satellite Attitude Control

YAN Ling-wei^{1,2,3}, ZHANG Shan-cong^{1,3}

(1. Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190; 2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049; 3. Beijing Trans-Universe Space Technology Co., Ltd., Beijing 100190)

【Abstract】 This paper analyses and summarizes the general requirement to simulate the attitude control components, designs and realizes a reconfigurable simulation and testing system for satellite attitude control, which use CPCI bus and based on layered modularization. The system completes two distinct types of satellite attitude control simulate and test task. Simulational experiment results show that the system has flexible application, it is general and expansive.

【Key words】 satellite attitude control; simulation test; modularization

1 概述

卫星的姿态控制系统(以下简称姿控系统)是卫星上最重要的分系统之一, 为了保证卫星的姿控系统达到预期效果, 必须对该系统进行详细的仿真和测试。在对传感器、推进系统等诸多因素建模的基础上, 通过仿真和测试获得有效数据, 为姿控系统方案设计和研制评测提供依据, 确保系统满足技术性能指标要求。从这个意义上讲, 卫星的姿控系统仿真是卫星研制过程中必不可少的环节^[1]。

随着卫星型号的日益繁多, 要求地面仿真测试设备具有通用性, 能适应不同的仿真测试需求。而传统的姿控仿真测试系统往往是针对某一固定型号卫星的姿控系统或卫星研制过程中的某一特定阶段而建立, 通用性不强, 也缺乏灵活性和扩展性。当卫星型号发生变化或在设计过程中发生较大调整时, 姿控仿真系统往往需要进行较大调整, 甚至重新设计实现, 既增加了研制成本, 也影响了卫星的研制进度。

针对上述缺陷或不足, 本文根据姿控系统接口信号和数据流特征, 充分利用可重用、可重构等技术, 设计一种具有应用灵活、较强普适性和扩展性的姿控仿真测试系统, 实现卫星地面仿真测试设备通用化、系列化和组合化, 对于缩短卫星姿控系统研制周期、降低研制成本具有重要意义和应用价值。

2 卫星姿控仿真测试系统的需求特点

卫星姿控系统的构成如图 1 所示, 包括姿控计算机(AOCC)、执行机构、传感器、遥测和遥测通道等。本文所描述的仿真对象是指对执行机构、传感器和遥测遥测通道, 不包括 AOCC 和空间动力学。卫星上常见的执行机构有推进系

统、飞轮、磁力矩器、太阳帆板驱动机构等; 常用的传感器有太阳传感器、地球传感器、星传感器、磁强计、陀螺等^[2]。

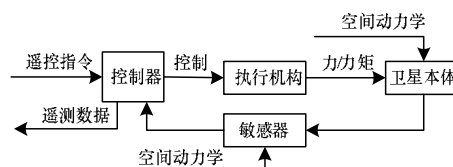


图 1 卫星姿控系统的一般构成原理

构建仿真测试系统主要包括执行机构模拟器和传感器模拟器。本文不使用运动模拟器(转台)和太阳仿真器、地球仿真器等目标仿真器, 而是设计传感器信号源向传感器提供激励信号, 并采用状态采集单元实现仿真系统的闭环, 这样的结构也称为星-地回路的半物理仿真^[3]。整个姿控仿真闭环如图 2 所示, 其中, 虚线框内属于仿真测试系统的功能组成。

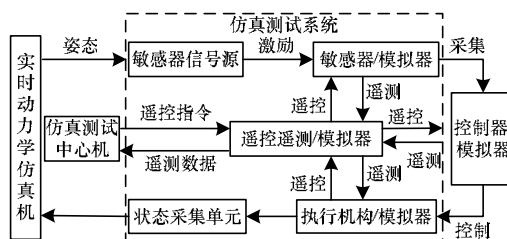


图 2 卫星姿控仿真系统的闭环结构

作者简介: 颜灵伟(1984 -), 男, 硕士研究生, 主研方向: 卫星姿控仿真与测试; 张善从, 研究员、博士

收稿日期: 2009-12-10 **E-mail:** yanlingwei06@mails.gucas.ac.cn

仿真测试系统主要完成的功能可以概括为 2 个部分内容：(1)仿真实部件的外部接口及其信号电特性；(2)仿真实部件内部的功能逻辑(部件模型)。

传统的设计方式往往以某一具体部件(如某型号地球敏感器)为单位进行分析,设计单独的嵌入式小系统形成其模拟器,整个系统由各个相互独立的模拟器组合而成,其典型的结构如图 3 左半部分所示。

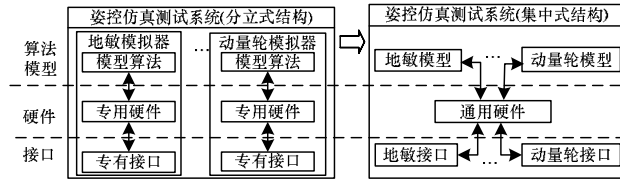


图 3 实现姿控部件仿真的 2 种结构

上述结构中每个分立的模拟器中主要由模型算法、专用的硬件以及专用的接口构成,三者关系紧密,形成很强的耦合性,这就导致了其灵活性较差、可重用性和扩展性不强。当部件接口或其模型变化时,模拟器往往需要较大改动、甚至重新设计。

为了提高灵活性和扩展性,可以将各部件的模型算法、硬件和接口相分离,进行分层重组,形成如图 3 右半部分所示的集中式结构。在该结构下,当部件接口或模型变化时,只需相应地调整接口或模型参数即可。

采用集中式的结构需要考虑 2 个问题:使用通用硬件如何实现各种部件的硬件需求;如何实现通用硬件与部件仿真接口、通用硬件与部件仿真模型间的信号和数据映射。

通过对不同型号卫星姿控系统的接口和数据流进行分析和总结可以得出:

(1)不同型号卫星姿控系统各部件的外部接口(IDS)不同,但其所涉及的信号电特性种类基本相似。

(2)各部件内部的输入输出逻辑存在差异,但同一类部件的内部逻辑存在较大的相似性,例如对于某系列中不同型号的卫星,所使用的 3 种型号的地球敏感器,其差异仅在于参数(如扫描周期)及接口方式,处理逻辑基本相同。

在这里以某系列三轴稳定卫星姿控系统的仿真测试系统研制为任务背景,对其姿控系统各部件硬件和接口需求进行分析统计和归类,得到信号类型如表 1 所示。其中的 DI、DO 信号(数字量输入、输出信号)包括了各种规格的同步串口、频率脉冲、脉宽信号等接口。对某小卫星姿控系统进行分析,可以得到类似的结论,进一步说明构建可重用的姿控仿真测试系统是可行的。

表 1 某系列 3 轴稳定卫星的姿控仿真测试系统接口种类

序号	信号种类	序号	信号种类	序号	信号种类
1	0/5V_DI	6	0/7V_DO	11	-10~10V_AD
2	0/7V_DI	7	0/12V_DO	12	-10~10V_DA
3	0/12V_DI	8	0/OC_DO	13	电流源输出
4	0/OC_DI	9	0/-5V_DO	14	RS422 串口
5	0/5V_DO	10	0-5V_AD	15	以太网接口

为实现通用硬件与部件专用接口间的信号映射,在硬件上引入接口处理模块,为实现通用硬件与部件专用模型间的数据映射,在软件中引入数据管理模块。

3 可重构的姿控仿真测试系统设计和实现

3.1 基于分层模块化的系统架构

经过上述分析,通过综合各仿真对象的共性分离其特性,进行良好的功能分解和模块划分,可以较好地实现系统结构

的灵活性和模块的重用性,同时也是对系统的复杂性进行分解,降低研制风险。

基于上述想法,本文提出了基于分层模块化的卫星姿控仿真测试系统的开放式架构,如图 4 所示。系统在硬件上采用基于 CPCI 总线的主控计算机+通用 I/O 处理板卡结构,整体结构可以分为 3 个主要部分:接口处理,通用硬件和模型算法及主控软件。其中,接口处理层用于建立各部件专用接口和通用硬件间的连接,起接线箱的作用;软件中的数据管理单元用于建立部件模型算法和通用硬件间的数据关系,起“虚拟接线箱”的作用。

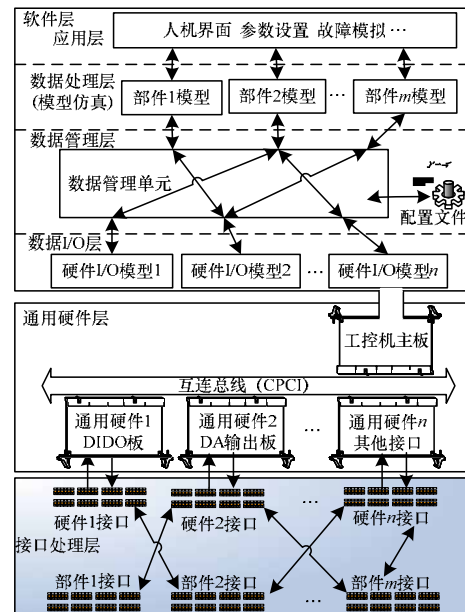


图 4 可重构的姿控仿真测试系统架构

通过分层模块化,将仿真目标的功能分为处于不同层中的几个模块,各模块功能相对独立,可单独开发或使用现有模块。模块的关联性主要在层间存在,同层内各模块较少存在关联。同一层的模块对外实现相同接口,相同种类的模块可以重用和互换,通过模块的组合和配置,可以灵活定制仿真测试系统,实现对不同系统的仿真。

3.2 接口处理层

该层分离了不同卫星姿控系统在接口上的差异,将部件接口信号排序与其电特性相分离,是实现硬件通用化的基础。通过对通用硬件的输入输出接口信号进行重新整理和组合,仿真出与各个真实部件相同的接插件和接点线序。由于不同卫星姿控系统在该层的差异性直接体现在各部件接插件的接口信号表差别上,较难进行调整和重用,因此一般需要根据特定型号卫星的具体接口进行定制。

3.3 通用硬件层

包括工控机主板和各类通用 I/O 板卡,板卡采用工业上应用非常广泛的 CPCI 总线互连,所有通用 I/O 板卡采用基于 FPGA 和 PCI 控制器的 CPCI 总线动态可重构应用平台,具有较强的通用性和互换性^[4]。本文按照信号类型研制几种通用的 I/O 板卡,包括用于数字量输入输出的 DIDO 板、用于模拟量输入输出的 AD 板和 DA 板和串口通信板等,每类板卡可通过设置兼容不同电平特性的信号。例如 DIDO 板可通过不同的配置实现表 1 中列出的 9 种电平特性的数字量输入输出功能,板卡的 FPGA 逻辑实现包括同步串口在内的各种逻辑时序。各类通用 I/O 处理板卡一起构成功能丰富、使用灵

活的硬件资源平台。该层可根据仿真测试的需求进行定制或扩展。

3.4 软件模型层

运行在工控机上的主控软件完成硬件控制及部件算法模型仿真功能。在软件中进一步分层模块化,整个软件可分为4层,即数据I/O层、数据管理层、模型仿真层(数据处理层)和应用层^[5]。数据I/O层对各种通用硬件建模,实现对底层各种硬件的控制管理。模型仿真层对仿真对象的内部功能逻辑的建模,实现对各仿真对象的功能模拟。各I/O处理模块和部件仿真模块遵循统一的对外接口约定,可研制新的硬件I/O模型或部件仿真模型,对模型库进行扩展。数据管理层实现“虚拟配线箱”的功能,层中维护一个数据关系表,记录接口处理层中确定的信号分配关系,根据分配关系对输入输出数据进行解析和转发,建立数据I/O层和模型仿真层间的数据交互。层间的数据交互采用如下所示的“统一数据包”格式:

```
typedef struct _CMD_DATA_PAGEAGE_
{
    bool I/Oinfo; //数据输入输出信息
    string HWName; //硬件信息,如 DIDOBoard1
    DWORD AddrInfo; //硬件地址信息
    string ModelInfo; //部件模型信息,如“MWSim”表示动量轮仿真模块
    string DataInfo; //数据信息,如“MWACtrVot”表示动量轮A控制电压
    DWORD DataLength; //数据扩展缓冲区长度
    char* pDataBuf; //数据扩展缓冲区
}
```

数据I/O层和模型仿真层中的各个模块开发为独立的动态链接库(DLL)模块,方便进行修改和扩展。系统所需运行的模块信息和数据关系表信息记录在配置文件中,可进行修改,方便进行系统的定制和重构。

3.5 基于系统架构实现的快速开发

针对不同应用需求,对本系统进行重构和扩展的一般性流程如图5所示。对该仿真目标进行接口信号和内部逻辑分析,根据分析结果对本系统的配置进行修改,选用已有硬件板卡库和模型库,定制新的接口处理,便可形成满足新需求的仿真测试。如果现有的I/O处理板卡或算法模型不能满足应用需求,则需要另外研制相应的硬件板卡或算法模型,对库进行扩展。

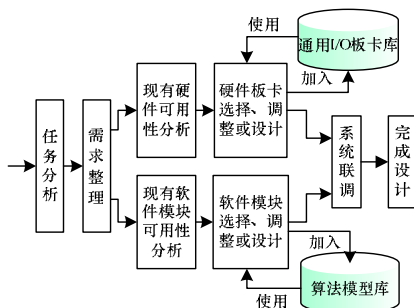


图5 基于本文测试系统的快速开发过程

4 系统用例与结果

4.1 某系列三轴稳定卫星控制/推进仿真测试设备

该仿真测试设备是本课题的项目背景,所实现的模拟对象如图6所示。

	仿真对象		仿真对象
执行机构 模拟器	动量轮	传感器 信号源	3种地球敏感器信号源
	帆板驱动机构线路盒		数字式太阳敏感器信号源
	磁力矩器		模拟式太阳敏感器信号源
	推进系统线路盒		2种陀螺信号源
敏感器 模拟器	3种地球敏感器	遥控遥测模拟单元	
	2种太阳敏感器	状态采集单元	
	2种陀螺组件		

图6 某三轴稳定卫星控制/推进仿真测试设备的仿真任务

研制中使用各类通用硬件板卡共11块,实现13个仿真对象,仅用一个主机箱和一个信号配线箱就完成了图6所示的仿真测试任务。在该系统初样与星载计算机仿真机、动力学仿真机组成的闭环仿真系统中,运行一个仿真周期时间在30ms左右,优于所要求的64ms。

4.2 某小卫星姿控仿真测试设备

该设备是为某小卫星星载软件的评测而研制的仿真测试设备,需要对该卫星的姿控部件接口和内部逻辑以及能源与热控部件的部分接口进行模拟。实现的仿真部件包括太阳敏感器、陀螺、推进器线路盒、磁力矩器、磁强计以及动量轮。基于上述可重构系统,该设备仅用不到1个月时间就完成从需求分析到交付使用的研制任务,对该卫星星载软件评测任务的顺利完成起到了重要作用。

5 结束语

本文根据卫星姿控部件的接口和数据流特征,对姿控仿真测试系统的功能进行分层模块化,采用开放式的总线结构和可重用的设计思想,搭建了可重构的姿控仿真测试系统。使用该系统完成了2种型号卫星姿控系统的仿真测试任务,表明该系统具有应用灵活、通用性和扩展性强的特点。该系统通过较小的调整即可应用于不同型号卫星姿态控制方案的仿真验证和系统的仿真测试,实现仿真测试系统的快速开发,有效缩短研制周期降低研发成本。

参考文献

- [1] 刘良栋,刘慎钊,孙承启. 卫星控制系统仿真技术[M]. 北京: 宇航出版社, 2003.
- [2] 屠善澄,陈义庆,邹光瑞. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 宇航出版社, 2001.
- [3] 蒙涛,郁发新,金仲和,等. 皮卫星姿态确定与控制系统的半物理仿真[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1156-1160.
- [4] 叶建华,陆农春,黄凌. 基于CPCI总线的动态可重构系统[J]. 电讯技术, 2004, (6): 172-174.
- [5] 张剑锋,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): 68-70.

编辑 索书志