

# 基于 MBSE 的数字卫星测试环境构建方法

张伊晗, 易进, 袁建富, 高伟, 李鑫, 叶琳琳

(长光卫星技术股份有限公司, 长春 130000)

**摘要:** 针对传统卫星研制过程中, 算法版本更迭, 测试周期长的问题, 提出一种基于模型系统工程 (MBSE) 的数字卫星测试环境构建方法; 通过建立数字卫星模型和仿真测试环境, 以数据驱动的方式实现数字模型与物理模型的交互, 能够支持卫星全系统全生命周期的仿真测试和半物理硬件在环测试; 解决了卫星系统硬件不具备测试条件时的全系统仿真测试问题, 实现了对卫星软件功能和接口协议的提前测试、优化, 缩短了测试周期、规避了测试风险; 此外, 该系统的仿真测试环境不依赖传统的工控机和测试机箱, 从而降低了测试系统复杂度和构建成本。

**关键词:** 数字卫星; 基于模型的系统工程; 数据驱动; 仿真测试; 半物理测试

## Construction Method of Digital Satellite Testing Environment Based on MBSE

ZHANG Yihan, YI Jin, YUAN Jianfu, GAO Wei, LI Xin, YE Linlin

(Changguang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130000, China)

**Abstract:** In order to solve the problems of algorithm version updates and long testing cycles in the process of traditional satellite development, a method for constructing digital satellite test environment based on Model-Based Systems Engineering (MBSE) is proposed. By establishing a digital satellite model and simulation test environment, the interaction between digital models and physical models can be realized in a data-driven way, which can support the simulation testing and semi-physical hardware-in-the-loop testing for the whole life cycle of the satellite system. It solves the problem of full system simulation testing without the test conditions in the satellite system hardware, realizes the testing and optimization of satellite software functions and interface protocols in advance, and shortens the test cycle and avoids the testing risk. In addition, the simulation testing environment of the system not only relies on traditional industrial computers and test cases, but also reduces the complexity and construction cost of the testing system.

**Keywords:** digital satellite; MBSE; data driven; simulation test; semi-physical testing

## 0 引言

中国航天事业在“十三五”和“十四五”期间得到蓬勃发展, 2022 年我国在轨运行的应用卫星数量约 400 颗, 跃居世界第二位<sup>[1]</sup>。迅速增长的卫星型号需求给研发人员带来了极大挑战。传统卫星研制周期较长, 由于采用串行测试方法, 需要等到卫星物理单机全部就绪后才能推进 AIT (Assembly, Integrate, Test) 工作, 导致测试周期占卫星研制周期的 70% 以上<sup>[2]</sup>。因此如何在卫星硬件不具备测试条件时开展软件和接口调试, 实现各分系统并行测试, 成为缩短卫星测试周期的关键<sup>[3]</sup>。

基于模型的系统工程方法 (MBSE, model-based

systems engineering) 支持借助系统建模的方式进行卫星全生命周期的设计、调试、优化、验证工作<sup>[4]</sup>。MBSE 的基本架构由加州理工大学和喷气动力实验室 (Jet Propulsion Laboratory) 联合研发<sup>[5-6]</sup>, 涉及系统建模元素、建模方法以及相关开发工具<sup>[7]</sup>。目前 MBSE 已经在卫星星地、星间通信体系设计、卫星整体设计等领域展开应用<sup>[8-10]</sup>, 然而在系统融合、设计流程、数据交互等方面仍存在一定缺陷。而数字孪生 (Digital Twin) 技术可以在卫星模型建立过程中开展数字化仿真、迭代和验证, 并在产品规划和研制流程等方面进行优化设计, 从而满足卫星模型灵活重构的并行测试需求<sup>[11-13]</sup>。北京航空航天大学首次提出了数字孪生卫星五维模型, 包括物理实体、卫星孪生体、孪生数

收稿日期: 2023-11-16; 修回日期: 2024-01-03。

基金项目: 吉林省科技发展计划项目 (20210201114GX)。

作者简介: 张伊晗 (1997-), 男, 硕士, 助理研究员。

引用格式: 张伊晗, 易进, 袁建富, 等. 基于 MBSE 的数字卫星测试环境构建方法 [J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(1): 53-59, 68.

据、服务系统和连接等 5 个维度<sup>[14]</sup>。航天东方红卫星有限公司在五维模型的基础上结合开发经验提出了五维数据，包括实时数据、仿真数据、横向数据、纵向数据、融合数据等<sup>[15]</sup>。国内外虽然针对航天产品研制各阶段已开展一定的数字化工作，如结合数字化与 MBSE 应用于系统工程的相关研究<sup>[16]</sup>，然而在卫星系统工程设计中仍存在信息化程度不高、系统间数据交互能力弱、模型迭代空间不足等缺陷。

本文在深度分析 MBSE 和数字卫星技术的基础上，面向目前主流在研、预研卫星型号的技术状态和测试需求，提出了一种基于 MBSE 的数字卫星测试环境构建方法。该方法基于模型驱动与数据驱动融合的方式，通过建立卫星各单机、分系统模型库，进而生成数字卫星模型。同时搭建仿真测试环境，支持全系统仿真与硬件在环仿真测试，可以在单机研制阶段提前展开测试工作，从而有效缩短卫星测试周期。

### 1 基于 MBSE 的数字卫星设计

数字卫星主要基于卫星的数学模型、软件模型、物理模型，以数字化的方式建立卫星实体的全方位映射<sup>[17]</sup>。借助设计经验、专家评估、软件评测等方法不断修正卫星模型，实现设计过程中的产品调试、优化和迭代<sup>[18]</sup>。同时便于在卫星发射后对在轨问题进行复盘测试。

首先依据单机设计报告和通信协议建立各单机的物理模型，形成卫星单机模型库。为了确保数字单机模型与实际卫星单机具有相同的响应状态和数据输出，在建立单机模型时，保证单机控制程序与星载程序版本保持一致。根据上述方法构建的数字卫星框架结构如图 1 所示。

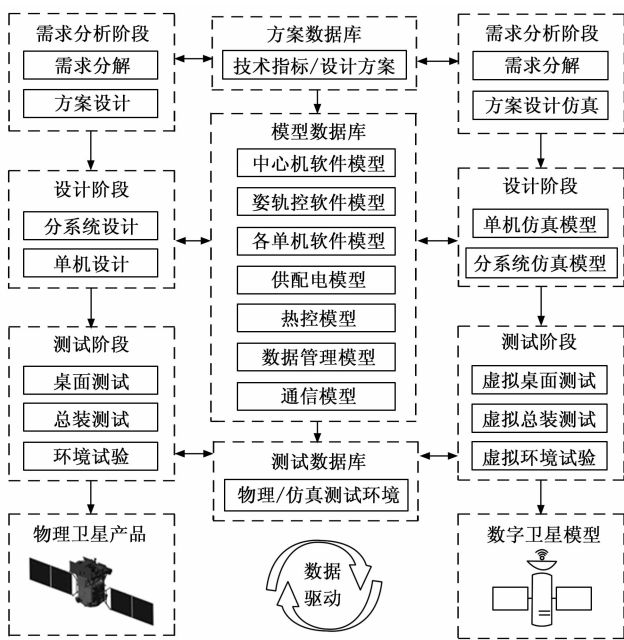


图 1 数字卫星模型构建流程

数字卫星模型库按照功能可分为系统软件模型、供电与热控模型、数据管理与通信模型 3 部分。

#### 1.1 系统软件模型

系统软件模型是数字卫星模型库中的重要组成部分，主要包括中心机软件、姿轨控软件与各单机软件模型，如图 2 所示。其中中心机软件是整星控制的核心，通过标准通信接口与卫星各单机进行数据交互，实现遥控指令发送、遥测信息采集、任务管理等诸多功能。本文所述中心机软件版本在数字卫星和星载单机中保持完全一致，并通过高精度时统模块实现仿真与物理环境的时间同步。

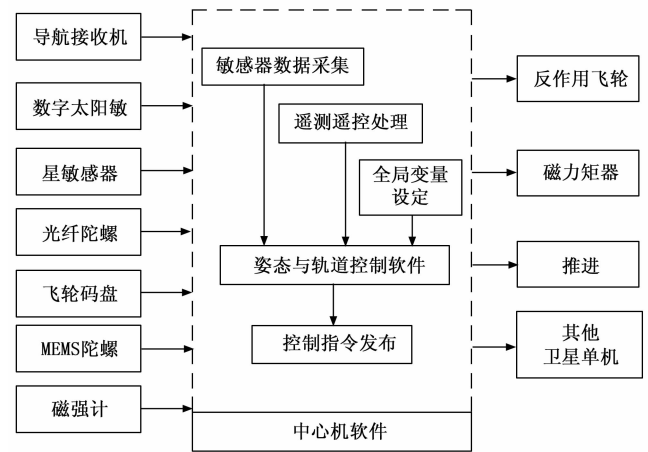


图 2 卫星系统软件模型

卫星在轨运行过程中会受到多种环境干扰的影响，这些干扰包括重力梯度力矩、气动力矩、太阳光压力矩和剩磁力矩等，给卫星的姿态控制带来了诸多挑战。姿轨控软件能够模拟和控制卫星姿态与轨道运动，其工作原理是接收并处理各种姿态传感器和导航接收机提供的测量信号，然后通过闭环控制向执行机构发出控制信号，以实现卫星姿态和轨道运动的调整。姿轨控单元作为一个独立的功能模块，嵌入到中心机软件中，并由该系统软件调用，以实现卫星姿态与轨道的精确控制。

#### 1.2 供配电与热控模型

供配电模型需要保证卫星在各种工况下都具备充足的能源，具备太阳阵分流、蓄电池充放电控制、单机部组件加断电控制、火箭分离卫星自主加电等功能。本文提供的数字卫星供配电模型能够实时计算各单机功耗，结合热控管理模型实现系统能源平衡。在完成成像/数传任务的同时能够满足日平衡要求，同时蓄电池组放电深度不超过 30%。

热控模型的主要功能是通过合理的热控设计方案，严格的热控实施过程，保证卫星在整个飞行过程中，星上仪器设备及部件均在规定的温度范围内，以确保飞行

任务的顺利完成。本文设计的热控管理模型根据卫星的构型、尺寸、飞行轨道参数和飞行姿态等参数, 计算长期模式下卫星外表面上所到达外热流(包括太阳辐射、地球反照和地球红外辐射)的轨道平均热流密度。

### 1.3 数据管理与通信模型

数据管理模型模拟相机传感器获取图像数据并进行存储、传输。该模型由数据接收端、存储控制端、数据发送端 3 个功能模块组成。数据接收端提供相机载荷数据接收接口, 负责接收来自焦面电箱的图像数据。存储控制端负责处理和管理图像数据的存储。数据发送端采用 RS422 接口作为数传终端的请求信号, 以便将图像数据发送给其他设备或系统。

通信模型主要包括测控分系统和数传分系统<sup>[19]</sup>。如图 3 所示。测控分系统是卫星与地面之间的遥控指令与状态遥测信息的联络通道, 主要负责遥测、遥控信号在卫星与地面站之间的传输, 以及地面测控网对卫星的跟踪, 测控分系统由一个测控终端与两个测控天线组成。数传分系统负责发送载荷相机捕获的有效数据, 数据经调制单元、射频单元后通过星上天线传输至地面, 数传分系统由一个数传终端与一个数传天线组成。

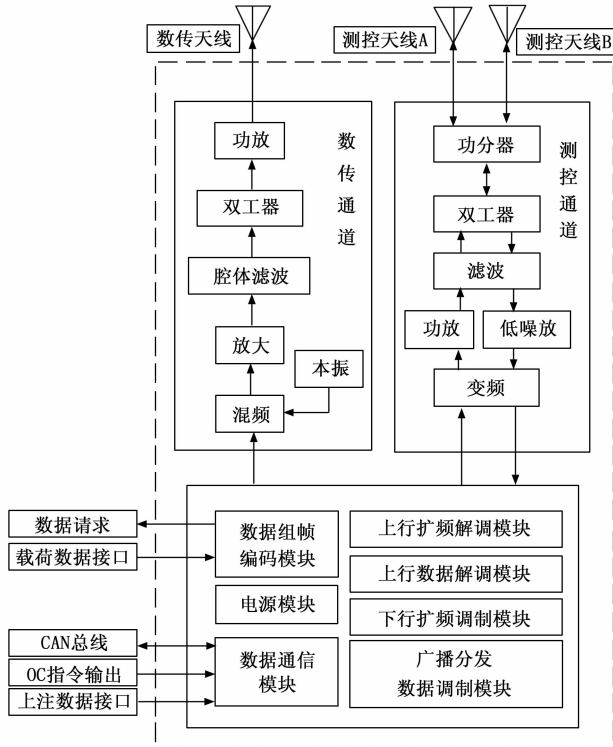


图 3 测控数传分系统构成

## 2 数字卫星仿真测试环境搭建

传统的卫星 PXI 测试系统主要包括测试上位机、工控机、机箱、硬件板卡、交换机等<sup>[20]</sup>, 系统复杂且集成度较低。开发新型号卫星时, 需要针对性的配置测

试系统软硬件环境, 如采购硬件板卡, 开发第三方接口程序, 构造成昂贵且增加了测试系统的开发、调试成本。同时设备复用能力较低, 无法满足未来大批量卫星生产测试的需要。因此, 面向卫星快速批产的测试需求, 有必要开发具有自主知识产权的低成本、高集成度、强通用性的卫星测试系统。

### 2.1 系统架构设计

本文设计的卫星仿真测试系统由卫星单机、集成转接设备、综合测试服务器和上位机等分系统组成, 其体系架构如图 4 所示。卫星仿真系统主要面向卫星各分系统模型, 通过全仿真或半物理仿真的方式来验证星载程序以及卫星各单机的响应情况。被测对象可以是物理卫星单机, 也可以是数字卫星单机。物理卫星单机与集成转接设备通过定制转接线缆连接, 集成转接设备和上位机通过网线连接。

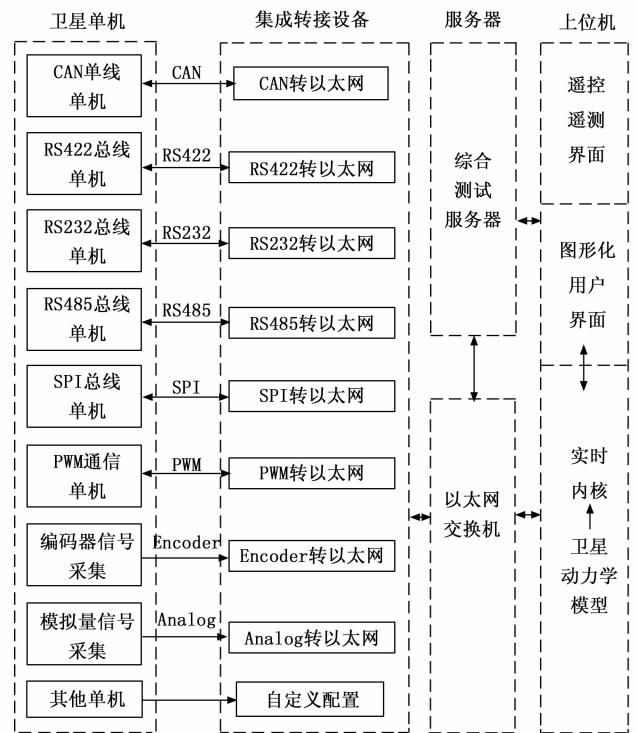


图 4 数字卫星仿真测试环境架构

综合测试服务器在上位机和集成转接设备之间提供了数据传输和通信功能。通过综合测试服务器, 测试人员可以远程控制和监视测试过程, 并收集和处理测试数据。这种设计使得测试过程更加智能化和自动化, 减少了人工干预和错误的可能性。

测试系统搭建完毕后, 将数字卫星模型及接口模型编译生成 C 代码, 并加载到上位机实时内核运行。经过编译及链接后, 实时内核中的接口模型会通过上位机的网口和集成转接设备连接, 部分物理卫星单机也通过定制线缆与集成转接设备连接。在整个操作过程中, 上

位机还可以同时运行其他测试软件，同时综合测试服务器的用户界面也在上位机中显示。

集成转接设备采用高度集成化设计，将 CAN 转以太网模块、RS232 转以太网模块、RS422 转以太网模块、RS485 转以太网模块、SPI 转以太网模块、编码器信号采集模块、模拟信号采集模块等集成到一个转接箱中。该转接箱外部设有各类标准化通信接口和网口，能够将单机信号采集并转换后通过一个网口输出到上位机。

本文所述的卫星仿真测试系统主要有两种工作模式：遥控上行模式和遥测下行模式。卫星动力学模型运行在实时内核中，通过实时内核和卫星单机、用户界面、遥控遥测界面交互遥控遥测数据。集成转接设备可以将实时内核发送的遥控指令转发给卫星单机。同时集成转接设备采集卫星单机遥测信息，通过 TCP/IP 网络通信协议发送至上位机实时内核。具体工作流程如下。

### 2.2 遥控上行模式

数字卫星测试过程中，用户可以通过遥控遥测界面发送遥控指令，以对整星状态进行控制。如图 5 所示，用户选择遥控指令后，在上位机的遥控遥测界面点击发送，由综合测试服务器生成遥控源码。若采用数字卫星中心机，则遥控源码直接发送到上位机实时内核；若采

用物理卫星中心机，则将遥控源码通过网线发送到集成转接设备。集成转接设备的 CAN 转以太网模块将遥控源码拆分并组帧为标准 CAN 总线信号，然后通过指定接口发送给物理卫星中心机。卫星中心机接收遥控指令并执行相应操作。

如果物理卫星中心机判断遥控指令需要发送给其他卫星单机，由中心机发送卫星单机控制指令到 CAN 总线。经 CAN 转以太网模块组帧为 UDP 数据包，然后通过网口发送到上位机的实时内核中。实时内核运行的接口模型会拆分 UDP 数据包，并根据指令标识解析单机指令源码。指令源码直接发送给实时内核中的单机数字模型，或通过集成转接设备的相应模块发送给物理卫星单机。卫星单机收到指令后作出响应并执行相应操作。

### 2.3 遥测下行模式

遥测下行模式实现了卫星单机采集和发送遥测信息，上位机接收并分析并显示的过程。当物理卫星单机接收到中心机发送的状态采集指令后，卫星单机将自身遥测经单机接口发送到集成转接设备的相应转接模块。如图 6 所示，集成转接设备将单机遥测信息组帧为 UDP 数据包，通过网线发送到上位机实时内核。实时内核中运行的接口模型会拆分 UDP 数据包，并根据单机标识解析遥测源码。然后中心机将遥测源码组帧为标准格式的整星遥测，通过实时内核发送到综合测试服务器，并在用户界面显示。

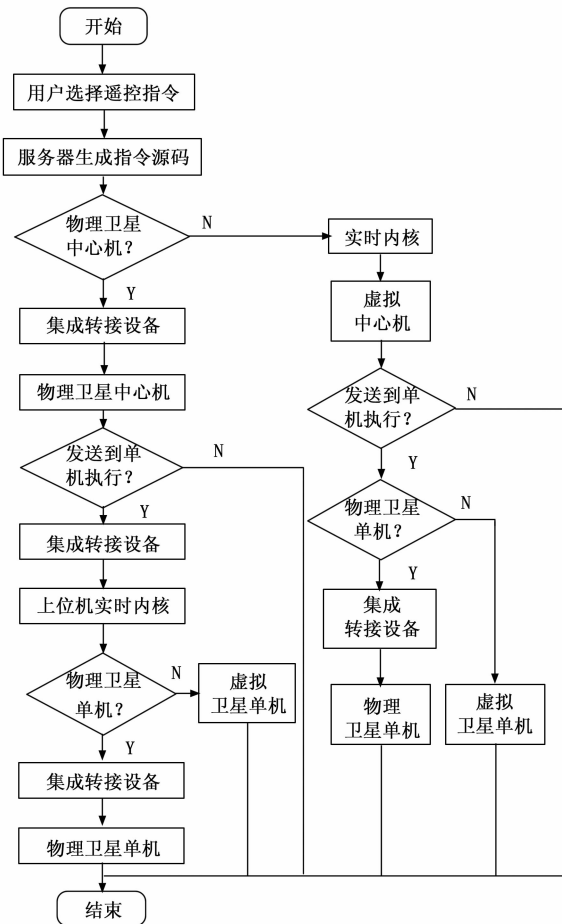


图 5 遥控数据流

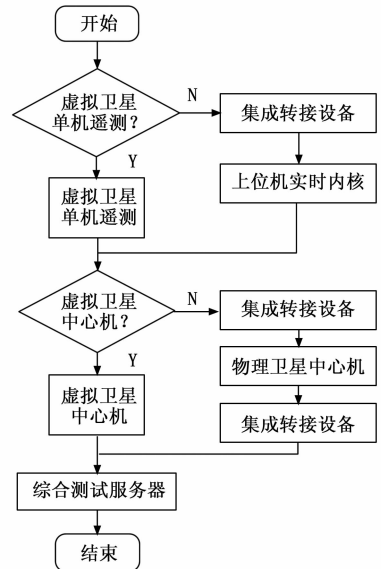


图 6 遥测数据流

另一方面，卫星单机数字模型在接收到中心机发送的状态采集指令后，可以将自身遥测直接发送给虚拟卫星中心机，或通过网线发送到集成转接设备，由集成转接设备发送给物理卫星中心机。

### 3 测试系统方案对比

传统的卫星串行测试往往需要耗费大量时间进行各个模块的测试, 而本文采用基于 MBSE 的数字卫星测试环境构建方法, 可以实现全系统仿真测试和半物理仿真测试, 从而缩短了测试周期, 提高了测试效率。传统的卫星测试往往需要投入大量的资源和设备, 本方案利用数字卫星单机模型库和集成化仿真测试系统, 可以在虚拟环境中进行测试, 减少了对实际物理设备的需求, 从而降低了测试的投入成本。本方案支持对卫星软件功能和接口协议进行提前测试和优化, 可以在开发过程中不断改进和调整, 从而提高卫星系统的性能和可靠性。本文提出的测试系统与传统测试系统对比如表 1 所示。

表 1 测试系统综合对比

项目	传统测试系统	本文测试系统
成本	40 万/套	1 万/套
体积	45×45×15(cm <sup>3</sup> )	20×15×10(cm <sup>3</sup> )
重量	25kg	2.5kg
接口	取决于板卡种类、数量	定制、基本满足所有接口需求
批产适应性	无法支持批产测试	支持 100 颗卫星并行测试
自动化测试	支持	支持

经过以上对比, 本方案相对于传统测试系统方案有如下优势:

#### 1) 基于实时内核的闭环方案。

本文提出的基于 MBSE 的低成本数字化闭环测试系统结构简单、功能接口丰富, 能够满足卫星闭环测试的所有接口需求; 在上位机中开辟实时内核用于运行卫星动力学模型, 在不使用工控机的条件下建立了实时仿真环境, 降低了测试系统成本, 提高系统集成度; 不采用第三方软件, 仅通过常规模型开发软件即可完成系统配置、实时观测、在线调参等仿真测试功能; 成本低廉, 通过自主研发的通信接口集成转接设备, 有效降低了硬件在环测试系统的构造成本。

#### 2) 支持全数字—半物理—全实物测试。

传统卫星研制周期较长, 由于采用串行测试方法, 需要等到卫星物理单机全部就绪后才能开展模飞测试和系统级测试工作。因此在卫星硬件不具备测试条件时开展软件和接口调试, 实现各分系统并行测试, 成为缩短卫星测试周期的关键。本方案通过建立卫星各单机、分系统模型库, 进而生成数字孪生卫星模型。同时搭建仿真测试环境, 支持全数字仿真、半物理仿真与全实物测试, 可以在单机研制阶段提前展开测试工作, 从而有效缩短卫星测试周期。

#### 3) 通用化集成转接设备。

本方案采用集成转接设备实现卫星单机与实时内核

的连接和数据传输, 通过模块化设计实现单机通信协议到 TCP/IP 协议的转换。集成转接设备采用模块化、小型化、集成化设计, 构建卫星集成测试硬件系统。此外, 集成转接设备提供丰富的外部接口满足各类卫星单机接口需求, 不需要工控机且无需额外采购硬件板卡, 降低了硬件在环测试系统的构造成本。同时设备复用能力强, 能够满足大批量卫星生产测试的需要。

#### 4) 面向批产的综合测试服务器。

为了适应日益凸显的卫星批量化研制、生产和测试的需求, 开发了面向批产的综合测试服务器。采用分布式架构, 集中管理所有型号卫星全生命周期的测试数据。系统支持多星测试控制, 设置多个控制台和多个分系统, 并以测试指挥为调度核心。每个分系统都能根据细则内容自主进行操作, 实现各个分系统的并行测试。系统还支持多星多单机远程测试、自动化测试、层次化判读和数据协同处理等功能, 应用于卫星单机测试、系统测试及产线测试, 能够及早发现卫星存在的缺陷和问题, 保证卫星测试和发射任务的质量。

#### 5) 自动化测试能力。

为了提高卫星测试系统的效率和准确性, 缩短卫星地面测试周期, 并减轻测试人员的工作量。本系统通过自动执行测试序列和任务调度, 减少人工干预的需求。同时智能判读功能可以对测试结果进行自动分析和判断。通过比对参考数据和设定的测试参数, 系统可以快速且准确地判定测试结果的合格性, 减少主观判断的误差, 提高测试准确性。卫星自动化测试系统能够同时处理多个卫星任务和多个分系统的测试需求。系统能够分配和管理各个任务的执行顺序和时间, 实现并行测试, 提高测试效率。

## 4 数字卫星测试环境实验验证

### 4.1 自动化控制模块设计

以卫星模飞测试为例, 验证数字卫星测试环境的可靠性。模飞测试主要用于验证卫星火箭分离流程, 阻尼模式, 寻日功能, 任务功能等关键流程和功能是否与设计一致, 并且能否满足功能要求。模飞测试采用姿轨控动力学模型、卫星数字模型以及部分物理卫星单机结合的方式进行半物理仿真测试。具体而言, 通过实时运行卫星姿轨控动力学模型, 调用卫星物理或虚拟姿态控制单机, 验证飞行任务的可靠性和安全性。

本文搭建的卫星半物理仿真测试环境如图 7 所示。

在模拟飞行过程中, 控制指令通过交换机发送到集成转接设备的特定端口, 经过相应转接模块的识别、转换后以标准通信协议格式, 通过指定接口发送给卫星单机。卫星单机收到指令后响应并执行。

卫星单机将自身遥测经单机接口发送到集成转接设

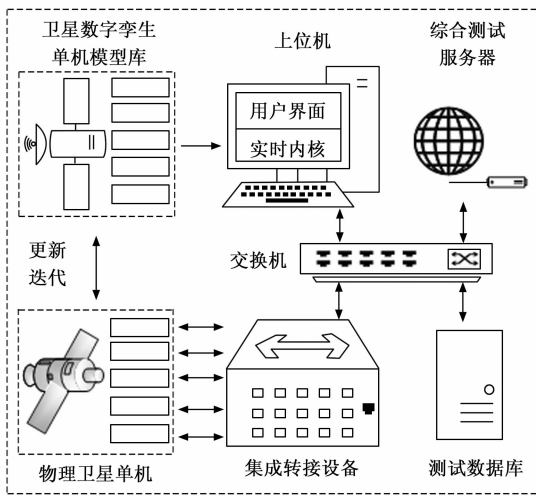


图 7 卫星半物理仿真测试环境

备的对应转接模块。集成转接设备将单机遥测信息组帧为 UDP 数据包，并将其发送到上位机实时内核。经过实时内核运行的接口模型拆分 UDP 数据包，并根据单机标识解析遥测源码和遥测内容。遥测内容被运行在实时内核中的姿轨控动力学模型调用，并在图形化用户界面显示。

### 4.2 试验结果分析

在模飞测试阶段，对卫星姿态与轨道控制分系统的各个模式进行了详细测试，主要模式有阻尼模式、对日捕获及定向模式、三轴对日稳定模式、凝视数传模式、对地推扫成像模式。以下是部分测试结果：

阻尼模式是对卫星姿态进行控制的重要模式之一<sup>[21]</sup>。在阻尼模式期间，使用 MEMS 陀螺来完成角速度的测量，MEMS 角速度曲线如图 8 所示。在阻尼模式下，卫星能够成功实现对姿态角速度的阻尼控制，并将角速度控制在  $0.4^\circ/\text{s}$  以下。这意味着卫星在入轨后能够快速减小角速度，并将其控制在一个较小的范围内，能够保证卫星的稳定性。

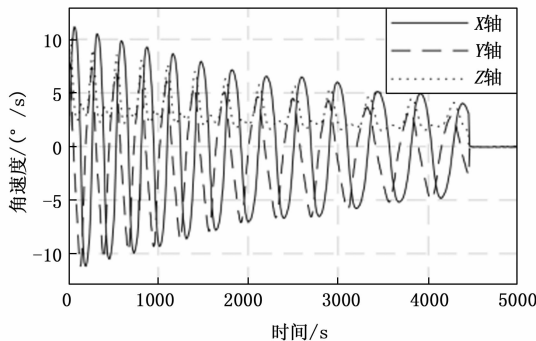


图 8 惯性系下 MEMS 陀螺角速度曲线

对日捕获及定向模式是卫星在阻尼模式之后的下一个工作模式。在初始阶段，数字太阳敏有效，直接使用

数字太阳敏来寻找太阳。当四元数更新计数达到要求后，卫星转入对日三轴稳定模式。如图 9 所示，在对日捕获及定向模式的过程中，数字太阳敏矢量夹角  $x$  和  $y$  能够快速收敛到 0。这意味着卫星能够迅速将自己的指向调整到与太阳的方向一致，并实现对日稳定。

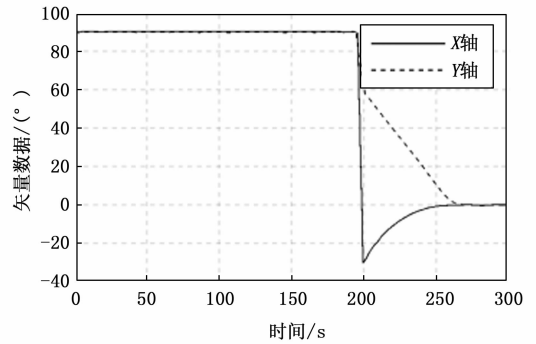


图 9 数字太阳敏矢量数据

当对日定向完成且获得姿态初始信息后，卫星转入对日定向三轴稳定模式，从而建立正常工作姿态；另外在轨任务完成后，卫星也将转到对日定向三轴稳定姿态，并使用 MEMS 陀螺进行对日三轴稳定控制。图 10 所示的模飞结果表明，姿控可以正常机动并运行在对日三轴稳定模式。

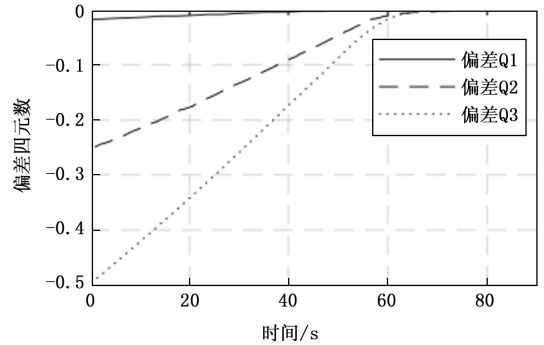


图 10 转对日三轴模式机动过程星体偏差四元数

在凝视数传模式下，卫星需要实时调整三轴姿态，以确保载荷能够始终稳定地对准目标区域。对于卫星姿态控制，主要进行俯仰轴的姿态跟踪控制。凝视数传期间光纤陀螺角速度曲线如图 11 所示。根据测试结果，卫星在凝视数传模式期间能够实现对目标区域的对准，并且具备较高的稳定性和指向精度，为卫星在实际任务中的数据传输提供了可靠的保障。

在对地推扫成像模式下，卫星需要保持对地三轴的稳定状态，进行星下点和侧摆成像的任务。在任务期间，卫星开启光纤陀螺以提高成像控制的精度。根据模飞结果的统计数据，在模拟飞行期间，推扫成像模式下的姿态指向精度在  $0.03^\circ$  以内，优于  $0.05^\circ$  的姿态指向要

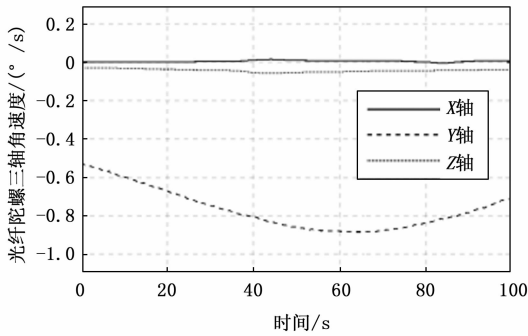


图 11 惯性系下光纤陀螺角速度曲线

求。姿态稳定度均在  $0.00097^\circ/\text{s}$  以内, 优于  $0.001^\circ/\text{s}$  的姿态稳定度指标。这表明卫星能够在成像过程中保持较高的稳定度, 提高成像质量和分辨率。

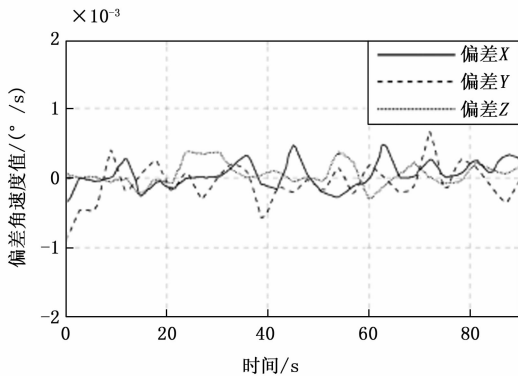


图 12 星体偏差角速度

模飞试验结果表明, 星上中心计算机能够自主且准确地执行预定的飞行程序。卫星在机动后具备稳定的姿态, 并且满足要求的机动时间。有效载荷系统能够正确记录数据, 并通过数据回放至地面解析系统进行正确的解析。在模飞测试过程中, 星上能够准确执行遥控指令, 并且地面解析系统能够正确解析遥测参数。所有相关的分系统及部件的状态都得到了有效的验证。

### 4.3 仿真测试结果与在轨卫星结果对比

对比卫星半物理模飞测试结果与在轨卫星运行结果, 如表 2 所示。综合电子分系统、姿轨控分系统、测控数传分系统、电源分系统、载荷分系统、热控分系统均工作正常, 模飞测试结果与在轨卫星运行结果一致, 仿真测试有效性得到验证。

## 5 结束语

本文为解决卫星串行测试周期长、投入成本高的问题, 提出了基于 MBSE 的数字卫星测试环境构建方法。建立了数字卫星单机模型库, 然后开发了面向数字卫星的集成化仿真测试系统。最后, 基于卫星模飞测试验证了所提出的数字卫星测试方法的有效性, 所有相关物理

表 2 仿真结果与在轨卫星运行结果对比

系统	仿真测试	在轨卫星
遥测	遥测下行正常	遥测下行正常
遥控	指令响应正确	指令响应正确
数传	数传结果正确	数传结果正确
综电	星务软件一致, 卫星运行正常	卫星运行正常
姿轨控	控制算法一致, 卫星姿态及控制精度满足要求	卫星姿态及控制精度满足要求
能源	能源策略一致, 能源平衡	能源平衡
热控	热真空实验结果	实时热控结果

或虚拟卫星单机的状态都得到了有效的测试。通过与在轨卫星运行结果进行对比, 可以确保系统在实际环境中的运行状态与预期一致。因此本文提出的测试系统可以支持数字卫星全系统仿真测试和半物理仿真测试, 对卫星软件功能和接口协议进行提前测试和优化, 且降低了测试系统的构建成本。

### 参考文献:

- [1] 付 郁, 张继荣. 2022 年全球航天发射统计分析 [J]. 国际太空, 2023, 530 (2): 6-12.
- [2] 富小微, 王华茂, 闫金栋, 等. 航天器系统级测试现状分析 [J]. 航天器工程, 2017, 26 (1): 120-126.
- [3] CHAIT S B, SPENCER D A. Georgia tech small satellite real-time hardware-in-the-loop simulation environment; softSim6D [R]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2015.
- [4] 邵 健. 基于 MBSE 的航天任务分析与设计方法 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学卫星技术研究所, 2015.
- [5] COLE B, DELP C, DONAHUE K. 11.2.3 piloting model based engineering techniques for spacecraft concepts in early formulation [C] // Chicago: INCOSE International Symposium, 2010: 1351-1365.
- [6] MANDUTIANU S. Modeling pilot for early design space missions [C] // Loughborough: 7th Annual Conference on Systems Engineering Research, 2009: 6-13.
- [7] DELP C, LAM D, FOSSE E, et al. Model based document and report generation for systems engineering [C] // Montana: 2013 IEEE Aerospace Conference, 2013: 1-11.
- [8] GAO S, CAO W, FAN L, et al. MBSE for satellite communication system architecting [J]. IEEE Access, 2019, 7 (1): 164051-164067.
- [9] ANYANHUN A I, EDMONSON W W. An MBSE conceptual design phase model for inter-satellite communication [C] // Chengdu: 2018 Annual IEEE International Systems Conference, 2018: 1-8.
- [10] 焦洪臣, 雷 勇, 张宏宇, 等. 基于 MBSE 的航天器系统建模分析与设计研制方法探索 [J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43 (9): 2516-2525.

(下转第 68 页)