

微纳卫星姿态确定与控制半实物仿真系统设计*

绳涛,白玉铸,何亮,冉德超,赵勇
(国防科技大学航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘要:航天器姿态控制系统需要特殊的运行环境,在地面很难考核,这给系统可靠性带来一定的风险。针对微纳卫星的特点,设计并研制了一套面向微纳卫星的姿态确定与控制半实物仿真系统。该系统通过数字化模型模拟卫星姿态轨道运动、传感器模型产生传感器测量数据、执行器模型生成控制力矩、传感器模拟器实现通信协议,最终实现姿态控制系统的全系统仿真。这套系统可以接入卫星控制系统回路,实现对姿控系统软件、硬件的考核,同时验证算法的性能。基于该系统,对天拓三号卫星姿控系统进行地面半实物仿真,并对比在轨试验数据,结果表明系统设计合理,仿真结果可信。

关键词:微纳卫星;姿态控制系统;半实物仿真;天拓三号

中图分类号:TP316 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)05-072-06

Semi-physical simulation system design for attitude determination and control of micro/nano-satellite

SHENG Tao, BAI Yuzhu, HE Liang, RAN Dechao, ZHAO Yong

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Attitude control system requires special working environment, so it is hard to actualize on the ground, which has brought a certain reliability risk to satellite. According to the characteristics of micro/nano-satellite, a set of semi-physical simulation system for attitude determination and control was designed and implemented. A digital model simulated the satellite attitude and orbit motion, a sensor model generated the measured data, an actuator model generated the control torque, a sensor simulator realized the communication protocol and finally this system realized the whole simulation of attitude control system. The system can be connected in the satellite control system loop to assess software and hardware of the attitude control system, and to verify the performance of the algorithm. The system was applied to validate the attitude control system of TianTuo-3 in ground simulation. The comparison with the on-orbit test data shows that the design of system is reasonable and the result of simulation is credible.

Key words: micro/nano-satellite; attitude control system; semi-physical simulation; TianTuo-3

微纳卫星具有体积小、质量轻、成本低、研发周期短等特点,是航天领域一个新兴的发展方向^[1]。随着微纳卫星技术的逐渐成熟和应用范围的不断扩展,对卫星平台的性能,特别是姿态指向精度和稳定度的要求越来越高。姿态确定与控制系统(Attitude Determination and Control System, ADCS)是卫星上部组件最多、算法最复杂的分系统,同时也是故障概率最高的分系统。卫星姿态确定与控制部组件和控制算法运行需要特殊的轨道和重力环境,在地面很难真实模拟和全面考核^[2]。

ADCS地面验证通常依赖于数值仿真和实物仿真两种方法进行。数值仿真基于仿真软件,如

MATLAB,STK等进行,通过建立传感器、执行器和卫星数据模型,对控制算法、控制流程和各种故障模式进行模拟,检验系统控制性能^[3-6]。卫星的动力学模型非常复杂,传感器和执行器也存在各种测量和执行偏差,数学模型很难描述卫星准确的动力学过程,因此数值仿真通常只用于算法设计和参数优化,很难对ADCS进行全面考核,仿真结果仅具有参考价值。实物仿真是通过各种模拟器和气浮台模拟卫星在轨运行状态和动力学环境,比较接近真实情况,卫星按照真实的控制流程进行运动,控制效果具有较高可信度^[7-8]。搭建实物仿真系统需要的设备包括:三轴气浮台、磁环境模拟器、太阳模拟器、星光模拟器、GPS模拟器

* 收稿日期:2016-01-20

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11302253);国防科学技术大学科研计划资助项目(ZK16-03-20)

作者简介:绳涛(1979—),男,陕西高陵人,副研究员,博士,E-mail:st_2014@sina.com;

白玉铸(通信作者),男,讲师,博士,E-mail:baizhu@hotmail.com

等。仿真过程中,卫星基于姿态敏感器测量值确定自身姿态,基于控制算法生成控制指令驱动执行器进行姿态控制,气浮台提供卫星的3自由度的运行环境。构建实物仿真环境需要大量的设备和场地。同时,由于气浮平台有较大的转动惯量和扰动力矩,通常只适用于大型卫星的地面仿真。对于微纳卫星来说,执行机构一般为微机电系统(Micro-Electro-Mechanical Systems, MEMS)器件,控制力矩有限,很难通过这种方式对微纳卫星的ADCS进行仿真^[9]。

本论文从微纳卫星的结构特点出发研究姿态确定与控制半实物仿真技术,设计并实现了一套半实物仿真系统。该系统主要由传感器模拟器和空间环境模拟器组成,可以直接接入卫星控制系统,实现对姿控组件硬件接口与通信协议、姿态控制软件、姿态控制算法等全系统的考核,地面仿真软件与在轨飞行状态保持一致,可以直接用于在轨飞行。

1 半实物仿真系统设计

1.1 微纳卫星姿态确定与控制系统

微纳卫星姿态确定与控制系统包括敏感器、执行器和控制器三部分。姿态敏感器通常包括磁强计、太阳敏感器、星敏感器、地球敏感器、陀螺仪等,轨道测量采用GPS接收机。执行器通常为磁力矩器和飞轮(偏置动量轮或反作用飞轮)。控制器为姿控计算机。

以国防科学技术大学研制的天拓三号(TT-3)卫星为例,姿态敏感器包括:1个磁强计、2个模拟太阳敏(+Y面和-Y面)、6个0/1太阳敏(每个面1个)、1个惯性导航单元(内部集成三轴磁强计和三轴陀螺仪)和1个GPS接收机。执行器包括3个垂直安装的磁力矩器和反作用飞轮(共4个,Y轴备份1个)。控制器为姿控计算机,姿态控制系统结构如图1所示。

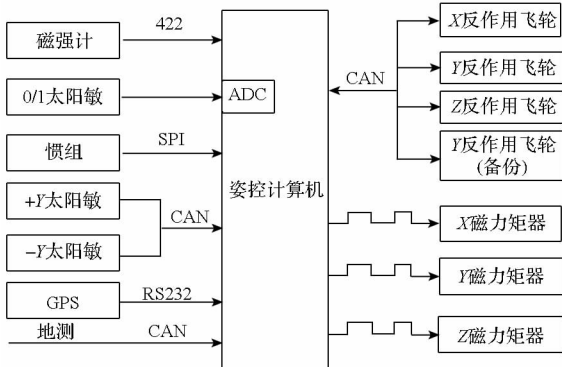


图1 TT-3卫星ADCS结构图

Fig. 1 ADCS configure of TT-3 satellite

1.2 半实物仿真系统设计

半实物仿真是指通过模拟卫星的运行环境和敏感器信息考核姿态控制系统的各项性能,包括软件、硬件可靠性,控制算法性能等。为了达到全面考核的目的,要求模拟环境和敏感器数据尽量准确,卫星状态与在轨运行状态保持一致。基于这一需求设计了面向微纳卫星的半实物仿真系统,主要分为传感器模拟器、空间环境模拟器、卫星本体三部分,如图2所示。

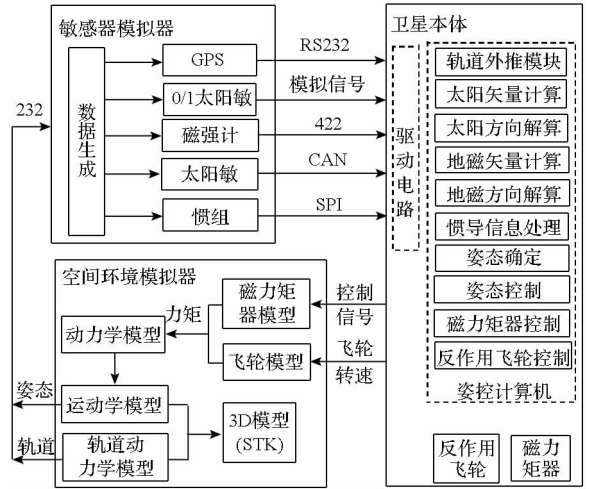


图2 半实物仿真系统结构

Fig. 2 Structure of the semi-physical simulation system

空间环境模拟器模拟卫星运行的空间环境和动力学过程,根据轨道动力学模型计算卫星轨道位置,根据卫星姿态动力学和运动学模型、控制力矩和环境力矩模型计算卫星姿态。

敏感器模拟器模拟敏感器的测量输出,根据空间环境模拟器提供的卫星轨道、姿态等信息,根据模型生成敏感器测量数据,并按照真实的通信协议和硬件接口发送给姿控计算机。

卫星为真实的卫星本体,敏感器由敏感器模拟器替代,其他部分和控制软件与在轨运行状态一致。通过这种方式进行系统仿真,可以实现地面测试与在轨飞行状态的一致性。

2 空间环境模拟器设计

空间环境模拟器主要模拟卫星的空间运行环境,包括轨道动力学环境、姿态动力学环境、扰动力矩和控制力矩,模拟卫星的在轨运动。

2.1 姿态动力学与运动学模型

2.1.1 姿态动力学模型

姿态动力学和运动学模拟卫星在轨的运动过程。动力学方程表示为:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d \quad (1)$$

式中, \mathbf{J} 为卫星转动惯量, $\boldsymbol{\omega}$ 为旋转角速度, \mathbf{T}_c 为控制力矩, \mathbf{T}_d 为干扰力矩。

2.1.2 姿态运动学模型

四元数表示的运动学方程不存在奇点问题, 且方程形式简单, 故本系统采用四元数对卫星姿态进行描述。设惯性坐标系旋转到卫星本体系的四元数为 q , 则采用四元数表示的姿态运动学方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式(2)可以简记为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}}_0 = -\frac{1}{2}\mathbf{q}^T\boldsymbol{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\mathbf{M}(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega} \end{cases} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{M}(\mathbf{q}) = q_0\mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{q}^T$ 。

2.2 轨道动力学模型

轨道是姿态控制最重要的信息之一, 卫星根据轨道信息计算参考目标的位置进而确定自身姿态。

综合考虑运算复杂度、外推精度等因素, 卫星采用基于无奇点变量的轨道预报模型, 并考虑 J_2 摄动项。轨道运动方程可参见文献[9]。

2.3 环境扰动力矩

微纳卫星受到的环境扰动力矩通常主要包括: 重力梯度力矩 \mathbf{T}_{dg} 、气动力矩 \mathbf{T}_{dp} 、剩磁干扰力矩 \mathbf{T}_{dm} 和太阳光压力矩 \mathbf{T}_{ds} 等。

2.3.1 重力梯度力矩

重力梯度力矩 \mathbf{T}_{dg} 是由地球对星体各部分引力不同而产生的, 引力合力不通过质心, 从而产生重力梯度力矩。假设地球质量均匀分布, 相对于轨道坐标系, 重力梯度力矩表示为:

$$\mathbf{T}_{dg} = -3\mu/R_c^3(\mathbf{r}_c \times \mathbf{J}\mathbf{r}_c) \quad (4)$$

式中, μ 为地球引力常数, R_c 为质心到地心的距离, \mathbf{r}_c 为质心到地心的单位矢量。

2.3.2 气动干扰力矩

气动力矩是由高层大气分子撞击卫星表面而产生, 气动力随着轨道高度增加而减小。当卫星轨道高度在 120 km 以上时, 大气运动可以看作自由分子流, 气动力矩的近似计算公式为:

$$\mathbf{T}_{dp} = \frac{1}{2}\mathbf{r} \times (C_p \cdot \rho V^2 \cdot A_p \cdot \mathbf{n}) \quad (5)$$

式中, C_p 为气动阻力系数, 通常取 2.2 ~ 2.6, ρ 为卫星轨道平均大气密度, V 为卫星与大气之间的相对速度, A_p 为迎风面积, \mathbf{n} 为来流的单位矢量, \mathbf{r} 为卫星质心到气动压心的矢径。

2.3.3 剩磁干扰力矩

剩磁干扰力矩 \mathbf{T}_{dm} 是卫星上剩余磁矩与地球磁场相互作用的结果。对于低轨卫星, 剩磁干扰力矩是最重要的干扰源。剩余磁矩主要来源于卫星上回路电流和磁性材料等产生的偶极子磁矩。剩余磁矩与地磁场相互作用产生的力矩计算为:

$$\mathbf{T}_{dm} = \mathbf{M}_m \times \mathbf{B}_b \quad (6)$$

式中, \mathbf{M}_m 为卫星剩余磁矩, \mathbf{B}_b 为体坐标系下的地球磁场。

2.3.4 太阳光压力矩

当太阳光压力中心与卫星质心不重合时便会产生光压力矩。太阳光压力矩基本上与卫星的高度无关, 而其他环境力矩则随着高度的变化很大, 当卫星轨道高度大于 1000 km 时, 太阳光压力矩变为主要的干扰力矩。太阳光压力矩计算为:

$$\mathbf{T}_{ds} = \mathbf{r}_s \times \left\{ \frac{I_0}{c} \left[-(1+R) + \frac{2}{3}M \right] \cdot A_s \cdot \mathbf{v} \right\} \quad (7)$$

式中, I_0 为太阳辐射通量, c 为光速, R 为反射系数, M 为漫反射系数, A_s 为受照面积, \mathbf{v} 为辐射单位矢量, \mathbf{r}_s 为太阳光压力臂。

2.4 控制力矩

微纳卫星由于体积、重量限制, 一般采用磁力矩器和飞轮进行联合控制, 飞轮通常为偏置动量轮或反作用飞轮。

2.4.1 飞轮控制的力矩

假设卫星角动量为 \mathbf{H}_s , 卫星相对于惯性空间的角速度为 $\boldsymbol{\omega}_{bi}$, 飞轮角动量为 \mathbf{H}_w , 相对于卫星的角速度为 $\boldsymbol{\Omega}$, 则系统的总角动量为:

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_s + \mathbf{H}_w \quad (8)$$

式中, $\mathbf{H}_w = \mathbf{J}_w\boldsymbol{\Omega}$, \mathbf{J}_w 为飞轮的转动惯量。

根据动量矩定理有:

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \frac{d\mathbf{H}_s}{dt} + \frac{d\mathbf{H}_w}{dt} = \frac{d\mathbf{H}_s}{dt} + \frac{\partial\mathbf{H}_w}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_{bi} \times \mathbf{H}_w = \mathbf{T} \quad (9)$$

式中, $\frac{d\mathbf{H}_s}{dt}$ 为卫星角动量的变化量, $\frac{\partial\mathbf{H}_w}{\partial t}$ 为飞轮角动量相对卫星本体的变化量, \mathbf{T} 为作用在卫星上的外力矩。从而,

$$\frac{d\mathbf{H}_s}{dt} = \mathbf{T} - \frac{\partial\mathbf{H}_w}{\partial t} - \boldsymbol{\omega}_{bi} \times \mathbf{H}_w \quad (10)$$

式(10)右边两项即为飞轮作用在卫星上的反作用力矩 \mathbf{T}_{cw} , 其中 $\frac{\partial\mathbf{H}_w}{\partial t}$ 表示飞轮角动量的变

化, $\boldsymbol{\omega}_{bi} \times \boldsymbol{H}_w$ 表示由于星体转动引起飞轮角动量矢量方向改变而产生的作用于星体上的陀螺力矩, 于是:

$$\boldsymbol{T}_{cw} = -\frac{\partial \boldsymbol{H}_w}{\partial t} - \boldsymbol{\omega}_{bi} \times \boldsymbol{H}_w \quad (11)$$

2.4.2 磁力矩器控制力矩

磁力矩器为通过载流线圈或载流线圈对软磁材料进行磁化生成磁矩, 与地球磁场相互作用产生控制力矩。磁力矩器三轴正交安装, 每个方向的磁矩进行独立控制。磁力矩器分为模拟电压控制和脉冲宽度调制 (Pulse Width Modulation, PWM) 两种方式。前者控制精度高但是控制电路复杂, 后者控制电路相对简单, 微纳卫星常采用 PWM 方式进行控制。磁力矩器工作时会产生磁场, 对磁强计的测量引入不确定偏差, 因此通常需要与磁强计进行分时工作。

磁力矩器的实际控制力矩 \boldsymbol{T}_{cm} 为:

$$\boldsymbol{T}_{cm} = D_1 D_2 \boldsymbol{M}_{max} \times \boldsymbol{B}_b \quad (12)$$

式中, \boldsymbol{M}_{max} 为标称电压下的磁矩, D_1 为 PWM 控制信号的占空比, D_2 为磁力矩器分时工作比。

3 传感器模拟器设计

传感器模拟器产生传感器测量信息并实现传感器通信协议, 主要对卫星姿控分系统的硬件接口和控制软件进行考核。传感器模拟器需要根据卫星的实际传感器进行动态配置。

3.1 磁场测量信息

磁场信息不受卫星姿态的影响, 是近地轨道卫星普遍采用的一种姿态参考信息, 采用磁强计对磁场进行测量。

3.1.1 标准地磁场计算

地球主磁场源位于地球内部, 地球表面和上空的磁场可以用磁位的梯度表示, 地球主磁场的磁位势用国际地磁参考框架 (International Geomagnetic Reference Frame, IGRF) 模型表示, 计算公式为^[10]:

$$\begin{aligned} V = R \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^{n+1} [g_n^m \cos(m\lambda) + \\ h_n^m \sin(m\lambda)] P_n^m(\sin\varphi) \end{aligned} \quad (13)$$

式中: R 为地球平均半径; r 为地心距; λ 为经度; φ 为地心纬度; g_n^m, h_n^m 为高斯系数; P_n^m 为 n 阶 m 次 Legendre 函数。

地磁场强度矢量的计算公式为:

$$\boldsymbol{B}_g = -\nabla V \quad (14)$$

3.1.2 磁强计测量值的计算

根据磁强计的测量模型, 磁强计的测量输出

\boldsymbol{B}_m 可以表示为:

$$\boldsymbol{B}_m = \boldsymbol{R}_{cb} \boldsymbol{R}_{bo} \boldsymbol{R}_{oi} \boldsymbol{R}_{ig} (\boldsymbol{A} \cdot \boldsymbol{B}_g + \boldsymbol{B}_0) \quad (15)$$

式中: $\boldsymbol{A}_{3 \times 3}$ 为磁强计误差修正矩阵, 主对角线为磁强计各个方向线性度修正值, 其他参数为三轴正交性修正参数; \boldsymbol{B}_0 为磁强计的零值偏差, 这些参数在磁强计地面标定时都可以进行测量; \boldsymbol{R}_{ig} 为地理坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵, 由卫星轨道位置决定; \boldsymbol{R}_{oi} 为地心惯性坐标系到轨道坐标系的转换矩阵, 由卫星轨道参数决定; \boldsymbol{R}_{bo} 为轨道坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵, 由卫星当前姿态决定; \boldsymbol{R}_{cb} 为本体系到测量坐标系的转换矩阵, 由敏感器的安装方向决定。

3.2 太阳方向矢量测量信息

太阳传感器测量太阳相对于敏感器的方位, 通常结合磁场信息进行姿态确定。太阳传感器测量信息模拟包括太阳方向矢量计算和太阳敏测量信息输出两部分。

3.2.1 太阳方向矢量

利用太阳与地球之间的相对关系建立太阳位置模型, 一年内太阳在南北回归线 $\pm 23^\circ$ 内周期变化, 所以地球惯性系中太阳光线仰角为:

$$\varepsilon_s = \frac{23\pi}{180} \sin\left(\frac{T_s}{365} 2\pi\right) \quad (16)$$

式中, T_s 为从春分点开始计算的时间。1 年内从春分点开始太阳方位角为:

$$\lambda_s = \frac{T_s}{365} 2\pi \quad (17)$$

当地球经过春分点时, 地球惯性坐标系中太阳方向矢量为 $\boldsymbol{S}_0^i = [1 \ 0 \ 0]^T$, 则任意时刻太阳矢量为:

$$\boldsymbol{S}_0 = \boldsymbol{R}_{oi} \boldsymbol{R}_y(\varepsilon_s) \boldsymbol{R}_z(\lambda_s) \boldsymbol{S}_0^i \quad (18)$$

$$\boldsymbol{R}_{oi} = \boldsymbol{R}_z(\omega + f) \boldsymbol{R}_x(i) \boldsymbol{R}_z(\Omega) \quad (19)$$

其中, \boldsymbol{S}_0 为轨道系中的太阳矢量, ω 为近地点幅角, f 为真近点角, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经。

3.2.2 太阳传感器测量信息

微纳卫星上用的太阳传感器主要是两轴传感器, 通过内部的数据处理解算太阳方向矢量。太阳传感器的测量输出可以表示为:

$$\boldsymbol{S}_m = \boldsymbol{R}_{cb} \boldsymbol{R}_{bo} (\boldsymbol{A} \cdot \boldsymbol{S}_0 + \Delta \boldsymbol{S}_0) \quad (20)$$

式中, \boldsymbol{A} 为太阳敏的安装误差修正矩阵, $\Delta \boldsymbol{S}_0$ 为高斯测量噪声。

3.2.3 0/1 太阳敏输出模拟

0/1 太阳敏通常通过安装在卫星各个面的太阳电池片实现, 通过检测电池片的输出电流计算太阳光入射角。0/1 太阳敏的测量输出为太阳方

向矢量在对应面的余弦分量。太阳方向矢量在每个面上的投影为：

$$S_{01} = (R_{b_0} S_o + \Delta S_o) X \quad (21)$$

式中, X 为对应太阳敏在体坐标系下的方向矢量。于是, 0/1 太阳敏的输出为：

$$S_{01} = \begin{cases} S_{01} & S_{01} > 0 \\ 0 & S_{01} \leq 0 \end{cases} \quad (22)$$

3.3 陀螺仪测量信息

陀螺仪主要是对卫星角速度进行测量, 通常考虑的测量误差包括非线性误差、正交性误差、零值偏差和测量噪声。陀螺仪的原始信息来源于卫星动力学模型输出。测量信息输出可以表示为：

$$\omega_m = R_{cb} (A \cdot \omega + \omega_0 + \Delta\omega) \quad (23)$$

式中, $A_{3 \times 3}$ 包含了非线性误差和正交性误差, ω 为卫星角速度, ω_0 为零值偏差, $\Delta\omega$ 为高斯测量噪声。

3.4 GPS 测量信息

GPS 接收机的主要功能是提供标准时间、秒脉冲和轨道位置信息。传感器模拟器根据 GPS 报文格式将时间信息和轨道参数等打包发送给卫星, 模拟 GPS 接收机的各种工作状态。GPS 的原始信息来自轨道动力学模型输出的卫星轨道信息。

4 姿控确定与控制系统半实物仿真

4.1 半实物仿真控制流程

空间环境模拟器由仿真计算机运行 MATLAB 和 STK 等仿真软件实现。仿真计算机采集卫星的控制指令和执行器执行结果, 利用执行器模型生成控制力矩驱动卫星的运动学和动力学模型, 模拟卫星在轨运动过程。

传感器模拟器接收到空间环境模拟器输出的卫星轨道和姿态信息, 根据传感器模型生成传感器测量数据, 并按照实际通信协议和工作模式与卫星进行通信。

卫星实时采集传感器的测量数据, 按照正常的控制流程进行姿态确定、姿态控制、生成控制指令控制执行器, 并反馈指令执行结果给空间环境模拟器。

整个仿真流程由空间环境模拟器发起, 控制周期与卫星姿态控制周期一致。仿真系统的工作流程如图 3 所示。

4.2 基于半实物仿真系统的姿控算法仿真

以 TT-3 卫星为例对半实物仿真系统的性

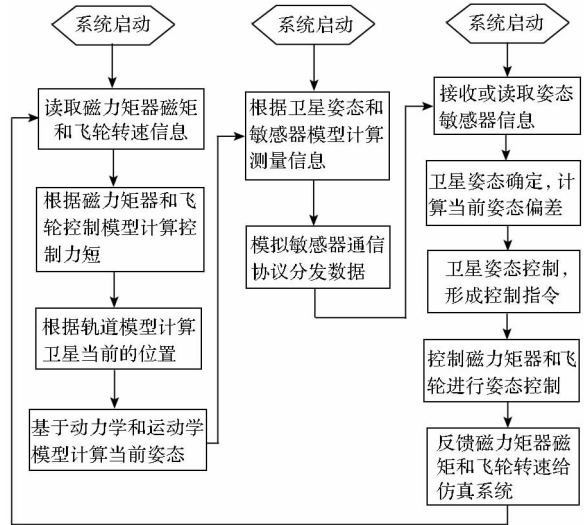


图 3 半实物仿真系统工作流程

Fig. 3 Simulation flow chart of the system

能进行验证。TT-3 卫星的轨道为 524 km 的近圆太阳同步轨道, 轨道倾角 97.4°, 偏心率 0.000 307, 轨道周期 5677 s。卫星包络尺寸为 398 × 398 × 589.5 mm³, 重量为 19.1 kg, 转动惯量为 [0.465; 0.455; 0.589] kg · m²。反作用飞轮转动惯量 1.067 × 10⁻⁴ kg · m², 最大转速 ±5000 rpm, 磁力矩器最大磁矩 4 Am²。仿真过程中主要考虑重力梯度矩、气动力矩和剩磁力矩等扰动力矩。

卫星从星箭分离后的速率阻尼开始仿真, 之后自动切换到偏置动量轮与主动磁控相结合的三轴稳定控制模式, 在第 4 轨时切换到反作用飞轮模式。姿态确定采用磁场强度 + 太阳方位双矢量 UKF 滤波算法。图 4~6 是半实物仿真过程中相关参数的变化曲线。图 4 为卫星姿态角的变化曲线, 图 5 是角速度的变化曲线, 图 6 为飞轮的实际转速。

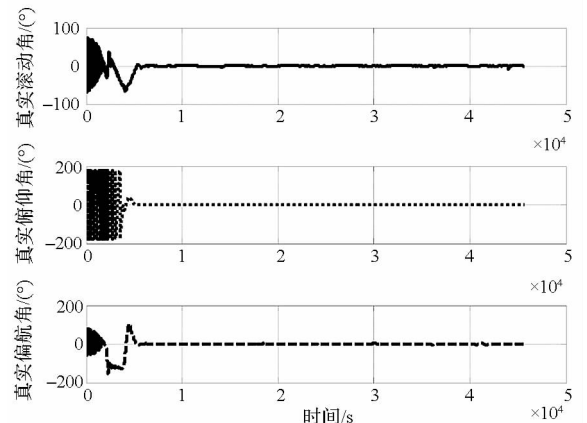


图 4 卫星姿态的变化曲线

Fig. 4 Curve of the attitude

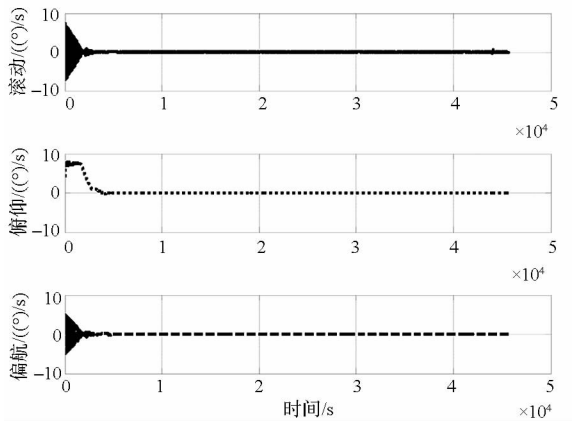


图5 卫星姿态角速度变化曲线

Fig. 5 Curve of the attitude angle speed

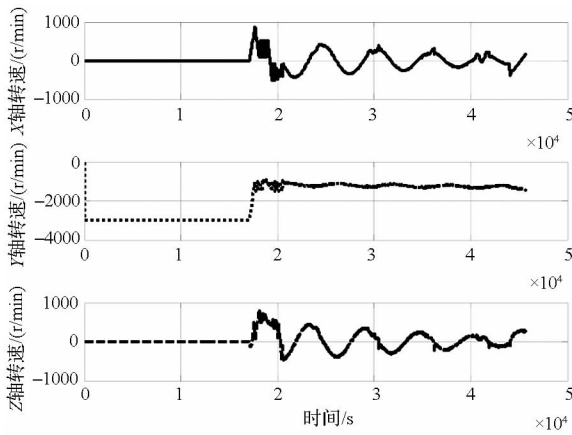


图6 飞轮实际转速

Fig. 6 Rotate speed of the flywheels

从仿真结果可以看出,TT-3 卫星姿态控制系统运行正常,姿态控制算法稳定。反作用飞轮控制模式的控制精度优于三轴磁控模式。在光照区,姿态控制误差优于 0.5° ,角速度误差优于 $0.03^\circ/\text{s}$ 。在地影区,姿态控制误差优于 1° ,角速度误差优于 $0.05^\circ/\text{s}$ 。系统控制性能满足设计指标要求。

TT-3 卫星于2015年9月20日在太原卫星发射中心发射入轨,并在第3轨实现对地三轴稳定。目前在轨工作超过3个月,姿控分系统所有部组件工作正常,姿态控制算法运行稳定,姿态控制精度和稳定度满足设计指标要求。说明所设计的半实物仿真系统对TT-3 卫星姿控分系统的考核充分,方法可行。

5 结论

从微纳卫星的特点出发,设计了一套针对姿控系统全系统验证的半实物仿真系统。该系统通过空间环境模拟器模拟卫星轨道、姿态、环境力矩

和控制力矩,通过传感器模拟器模拟传感器测量信息和通信协议,接入卫星本体进行姿控系统的软件、硬件和算法的全系统仿真。系统结构简单,接口可配置、可扩展。基于本系统对TT-3 卫星姿控系统进行仿真考核,卫星入轨后姿控系统所有部组件工作正常,控制算法稳定,姿态控制精度和稳定度与地面仿真结果一致,满足设计指标要求,充分证明本系统设计合理,对姿控系统的考核充分。

参考文献 (References)

- [1] 余金培, 杨根庆, 梁旭文. 现代小卫星技术与应用[M]. 上海:上海科技普及出版社, 2004.
YU Jinpei, YANG Genqing, LIANG Xuwen. Modern microSat technology and application [M]. Shanghai: Shanghai Popular Technology Press, 2004. (in Chinese)
- [2] 董云峰, 陈世明, 苏建敏, 等. 卫星姿态控制动态模拟技术[M]. 北京:科学出版社, 2010.
DONG Yunfeng, CHEN Shiming, SU Jianmin, et al. Satellite attitude control dynamic simulation technology [M]. Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese)
- [3] Kuwahara T, Tomioka Y, Yoshida K, et al. Dynamic closed loop attitude control simulation and verification environment for micro-satellites [C]// Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, China, 2013.
- [4] Hao-Chi C, Mikhail O, Shui-Lin W, et al. Attitude estimation and control for single steerable wing satellite [C]//Proceedings of the 66th International Astronautical Congress, Israel, 2015; IAC-15-C1.5.2.
- [5] Kim B M, Velenis E, Kriengsiri P, et al. Designing a low-cost spacecraft simulator [J]. IEEE Control Systems, 2003, 23(4): 26-37.
- [6] Kanu P G, Ram K V. Three-axis attitude control by fuzzy logic based controller using magnetic torques [C]// Proceedings of the 2nd International Conference on Advances in Control and Optimization of Dynamical Systems, 2012.
- [7] 王峰, 徐国栋, 耿云海, 等. 基于微型核信息电子系统卫星姿态控制半实物仿真[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(5): 1131-1135.
WANG Feng, XU Guodong, GENG Yunhai, et al. Hardware-in-the-loop simulation of satellite attitude control based on information electronic system of microkernel [J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(5): 1131-1135. (in Chinese)
- [8] Dipak K G, Manoranjan S. Finite-time continuous sliding mode magneto-coulombic satellite attitude control [C]// Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, 2013.
- [9] Ran D C, Sheng T, Cao L, et al. Attitude control system design and on-orbit performance analysis of nano-satellite-“TianTuo-1”[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 593-601.
- [10] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998.
ZHANG Renwei. Satellite orbit and attitude dynamics and control [M]. Press of BUAA, 1998. (in Chinese)