

文章编号 1004-924X(2013)08-2008-08

微纳卫星姿控软件实时测试系统

董恺琛, 赵开春*, 赵鹏飞, 尤 政
(清华大学 精密仪器系, 北京 100084)

摘要:为了在硬件有限的条件下测试微纳卫星姿态控制软件的实时控制性能,建立了微纳卫星姿态控制软件实时测试系统,并使用该系统对微纳卫星姿态控制软件进行了测试实验。根据卫星姿态动力学与运动学、轨道环境信息与姿态控制算法数学模型,在 PC 机上设计开发了微纳卫星模拟飞行平台。使用控制器局域网络(CAN)和串口建立了连接星载计算机与 PC 机微纳卫星模拟飞行平台的高效通讯链路,并对姿态控制软件主程序进行必要的修改。最后,基于该实时测试系统完成了星载计算机上姿态控制软件的实时控制性能测试实验。实验结果表明:姿态控制软件在星箭分离后 18 446 s 完成初始控制阶段并进入偏置对地三轴稳定模式,实现了微纳卫星的稳态控制目标。偏置对地三轴稳定模式中卫星最低单轴姿态精度与角速度稳定度分别优于 $\pm 1.86^\circ$ 和 $\pm 0.048^\circ/\text{s}$,满足该模式控制精度与收敛时间的要求。

关键词:微纳卫星;姿态控制;实时控制;实时测试

中图分类号:V448.22;TP311.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20132108.2008

Real-time testing system for attitude control software of micro-nano satellite

DONG Kai-chen, ZHAO Kai-chun*, ZHAO Peng-fei, YOU Zheng

(Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

* Corresponding author, E-mail: kaichunz@mail.tsinghua.edu.cn

Abstract: To test the control performance of attitude control software in real time for a micro-nano satellite under hardware limited, a real-time testing system for the attitude control software of micro-nano satellite was established and the control software was tested with the proposed system. Based on the dynamics and kinematics of satellite attitude, the environment information of satellite trajectory, and the mathematical model of an attitude control algorithm, a flight imitation platform for the micro-nano satellite was developed on a PC. Then, the efficient communication link between on-board computer and PC was established by a Controller Area Network(CAN) and serial communication. The main program of the attitude control software was also modified as required. Finally, the real-time control performance of the attitude control software for on-board computer was tested with the real-time testing system. Experimental results indicate that the attitude control software can complete the initial control stage and enter the bias three-axis stabilization mode by 18 446 s after the separation of satellite and rocket, which achieves the stabilization control of micro-nano satellite attitude. In the bi-

收稿日期:2013-01-11;**修订日期:**2013-03-18.

基金项目:实时定姿一体化智能载荷技术资助项目(No. 2012AA121503);中国博士后科学基金特别资助项目(No. 201104127)

as three-axis stabilization mode, the minimum one-axis attitude accuracy and the angular velocity stability of the satellite are within $\pm 1.86^\circ$ and $\pm 0.048^\circ/\text{s}$, respectively, which meets the requirements of attitude accuracy and converge time of the control mode.

Key words: micro-nano satellite; attitude control; real-time control; real-time test

1 引言

卫星姿态控制软件是姿态控制系统的重要组成部分,主要任务是保证卫星的通信导向和有效载荷任务的顺利完成,其控制效率和控制精度对卫星成功完成飞行任务起着关键的作用^[1-2]。姿态控制软件的研发涉及到姿态确定与控制算法、姿态敏感器与控制执行器系统、数据交互等各个方面,其设计开发工作难度较大并且很难验证软件的控制性能与可靠性。一般而言,卫星姿态控制软件的设计开发,需要使用工程软件进行数学仿真。但在实际运行中,卫星姿态受到诸多动态因素影响,其控制效率与精度和数学仿真结果相比有较大差距^[3-4]。传统上对姿态控制软件实时性能的测试主要借助半物理仿真完成^[5-6]。对于研制周期短、成本低、结构较为简单的微纳卫星来说,如果能在进行成本较高的半物理仿真之前对姿态控制软件进行实时测试与排错工作,无疑可大大缩短研发时间并降低成本^[7-10]。因此,需要一种稳定可靠、硬件需求低的方法来测试姿态控制软件的实时性能。

近年,实时测试技术(Real-time Test, RTT)在国内外发展很快。该技术使用模拟实时环境的方法测试系统的实时性能。其结果可靠性高、确定性强,已广泛应用于生命周期测试系统等长时间运行或者需要自动作业的重要系统中^[11-12]。微纳卫星姿态控制软件具有实时性、自主运行及工作时间长等特点,因此实时测试技术非常适于姿态控制软件的测试工作。本文根据卫星姿态动力学与运动学、轨道环境信息与姿态控制算法数学模型,使用 Microsoft Visual C++ 6.0 建立了基于计算机的微纳卫星姿态控制软件实时运行平台。利用微纳卫星已有 CAN 的通信与串口通信链路,建立了连接实时运行平台与载有姿态控制软件的星载计算机的高效通讯链路,并对姿态控制软件主程序进行必要的修改,完成了姿态控制软件实时测试系统的搭建。最后阐述了姿态控制

软件关键算法和实时测试实验的操作流程,并利用该实时测试系统进行了某型号微纳卫星星载姿态控制软件实时测试实验。实验证明,该微纳卫星星载姿态控制软件能够达到单轴 $\pm 2^\circ$ 姿态精度和 $\pm 0.05^\circ/\text{s}$ 姿态稳定度的实时控制性能,完全满足某型号卫星姿态控制软件的设计要求。

2 姿态控制软件实时测试系统的设计

姿态控制软件实时测试系统主要由 4 个部分构成:基于 PC 机的实时运行平台,微纳卫星上的星载计算机,以及连接二者的 CAN 线和串口线。图 1 与图 2 分别为姿态控制软件实时测试系统的结构示意图和实物图。

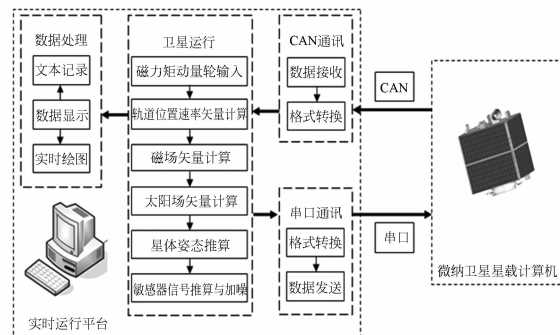


图 1 姿态控制软件实时测试系统结构示意图

Fig. 1 Framework of attitude control software real-time testing system

实时运行平台使用 Microsoft Visual C++ 6.0 开发,基于卫星轨道环境信息、姿态动力学与姿态运动学,模拟卫星实际运行中的姿态敏感器与控制执行器的实时工作情况,为卫星姿态控制软件工作创建了一种虚拟环境。实时运行平台包括 4 个工作线程:卫星运行线程、CAN 通讯线程、串口通讯线程和数据处理线程。这 4 个线程的主要功能为:

(1) 卫星运行线程作为整个实时运行平台的核心,根据预先设计的微纳卫星飞行轨道和当前姿态,利用 CAN 通讯传入的姿态控制执行器指令(主要是磁力矩器与动量轮),根据卫星姿态动



图 2 姿态控制软件实时测试系统实物图

Fig. 2 Photograph of attitude control software real-time testing system

力学与运动学进行姿态推算与矢量计算等工作, 最终得出卫星新的姿态, 并借助地磁场模型等环境信息推算出此时卫星各敏感器的理论测量值。该线程进一步对传感器信号附加高斯噪声以模拟实际测量信号的特点。

(2)CAN 通讯线程与串口通讯线程相互独立, 共同承担实时运行平台与星载计算机之间数据交互的任务。CAN 通讯线程的任务是接收 CAN 通讯数据并进行格式转换工作。串口通讯线程的任务是将待发送数据进行格式转换并通过串口发送出去。

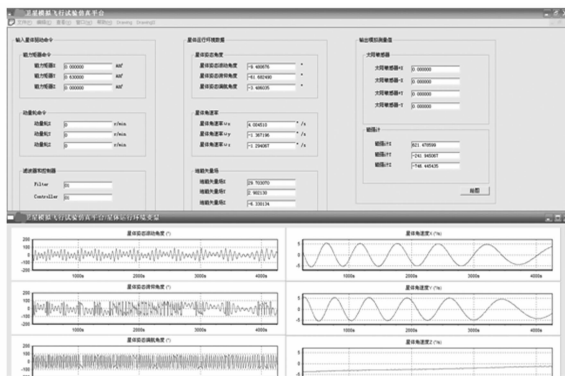


图 3 实时运行平台工作界面

Fig. 3 Interface of real-time operating platform

(3)数据处理线程主要提供实时测试过程中的实时数据显示与实时绘图功能, 以便于卫星研发人员对当前情况和微纳卫星姿态控制软件工作状态进行充分监控。数据处理线程同时能够以文本档格式实时记录所有重要的参数。图 3 为基于数据处理线程的实时运行平台工作界面。

CAN 通讯基于 CAN-USB200, 使用 CAN-

SU 协议, 波特率为 66 666 波特。数据流从星载计算机发至实时运行平台, 其数据内容包括姿态控制执行器指令以及星载计算机姿态控制软件算法中的重要参数。发送后者的主要目的是利用软件平台的数据处理线程对星载姿态控制软件工作过程进行有效监控。

串口通讯基于 RS232 电气接口, 数据流从实时运行平台发至星载计算机, 发送内容包括敏感器测量信号和模拟 GPS 信号, 发送模式为自动发送, 周期为 1 000 ms。

星载计算机使用 MPC8260, 姿态控制软件利用嵌入式系统技术上载到星载计算机上, 其主程序需要进行适当修改以接入实时测试系统。主要调整内容包括将真实敏感器遥测指令改为读取串口数据并对相应变量赋值; 将真实控制执行器遥控指令改为通过 CAN 通讯进行发送; 读取串口通讯中模拟 GPS 信号作为卫星 GPS 时钟变量等。经过调整以进行实时测试实验的姿态控制软件主程序流程如图 4 所示。

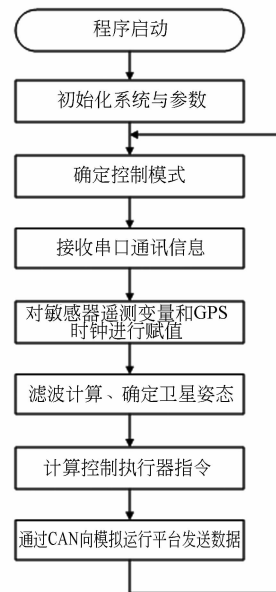


图 4 星载姿态控制软件主程序流程图

Fig. 4 Flowchart of on-board attitude control software main program

3 姿态控制软件核心算法

本文基于微纳卫星姿态控制软件实时测试系统对星载软件进行了实时测试。整个实时测试过

程覆盖了某型号微纳卫星姿态控制的 3 个主要阶段:消旋模式、俯仰轴起旋模式、对地三轴定向稳定模式。

3.1 坐标系定义

姿态控制软件算法主要用到两套坐标系:轨道坐标系和星体质心坐标系。

轨道坐标系 $Oxyz$:坐标原点 O 在卫星质心;卫星的轨道平面为坐标平面, z 轴正方向由卫星质心指向地心; x 轴在轨道平面内与 z 轴垂直,正方向指向卫星速度方向; y 轴正方向与 x 轴、 z 轴右手正交且与轨道平面的法线平行。

星体坐标系:原点 O 在卫星质心上,3 个坐标轴方向与星体主惯量轴一致;卫星 z 轴垂直星箭对接面,正方向指向星体外;电缆网所在面为 $-x$ 方向; y 轴方向由右手定则确定。

3.2 消旋控制模式

微纳卫星与运载火箭分离后,三轴姿态角和角速度会处于一个随机状态,此时姿态控制系统开始工作。首先进入消旋模式,消旋模式的目的是在星箭分离后消除 x 轴与 z 轴上因干扰产生的卫星初始随机姿态角偏差,并且对 x 轴与 z 轴的角速率进行阻尼。

消旋模式下的姿态控制器为磁力矩器,其工作特性为:

$$M = -K\dot{B}_i, \quad (1)$$

式中: K 是大于 0 的常数, M 是磁力矩器产生的力矩, \dot{B}_i 为地磁场在星体质心坐标系坐标轴上分量的导数,其求解方法为:

$$\dot{B}_i = \frac{B_i(k) - B_i(k-1)}{t}, \quad (2)$$

其中, $B_i(k)$ 为第 k 次对当前坐标轴上地磁场分量的测量值, t 为连续两次测量的间隔时间。

3.3 俯仰轴起旋控制模式

消旋模式结束后, x 轴与 z 轴的角速率已经被稳定在 0 附近,但 y 轴的角速率和指向仍在较小范围内处于随机状态。此时进入俯仰轴起旋模式,使星体 y 轴起旋的同时,继续对 x 轴与 z 轴进行阻尼。其目的有两个:使星体 y 轴进动到与轨道面垂直的方向;储备一定的角动量用于吸收动量轮启动带来的扰动力矩。

俯仰轴起旋模式下的控制器为磁力矩器,如果星体俯仰轴参考角速度为 ω_y ,实际角速度为 ω_y' ,定义角速度误差为:

$$\Delta\omega_y = \omega_y' - \omega_y, \quad (3)$$

则按照下式产生控制率,就可实现预定目标。

$$M_z = \text{Sign}(B_x) K \Delta\omega_y, \quad (4)$$

或:

$$M_x = \text{Sign}(B_z) K \Delta\omega_y. \quad (5)$$

3.4 偏置对地三轴稳定控制模式

俯仰轴起旋模式结束后进入偏置对地三轴稳定模式,此时启动偏置动量轮并使其保持在额定转速附近,三轴姿态角和角速度均保持为 0 附近。

该模式的控制器包括磁力矩器和偏置动量轮。

偏置动量轮起旋过程中磁力矩器控制模型如下:

$$e = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ k_{dy}(\Omega - \Omega') \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

磁矩输出 $M = b_b \times e$

偏置动量轮起旋后,三轴磁力矩器的控制误差为

$$e = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{dx}\omega_x + k_{pz}\phi \\ k_{dy}(\Omega - \Omega') \\ k_{dz}\omega_z + k_{px}\phi \end{bmatrix}, \quad (7)$$

其中: k 均为控制系数, ψ 为偏航角, ϕ 为俯仰角, Ω 和 Ω' 为动量轮实际转速与额定转速。 b_b 为地磁场在星体坐标系下的归一化矢量。

偏置动量轮在启动之后参与控制星体俯仰方向的姿态和角速度。设星体的俯仰角速度和俯仰角分别为 ω_y 和 ϕ ,则计算偏置动量轮产生控制力矩的公式为:

$$M = k_p \phi + k_d \omega_y, \quad (8)$$

式中: k_p 与 k_d 均为控制系数。

根据式(8),偏置动量轮转速增量为:

$$\Delta\Omega = \frac{M \cdot \Delta T}{J} = \frac{(k_p \phi + k_d \omega_y) \cdot \Delta T}{J}, \quad (9)$$

式中: ΔT 为控制周期, J 为偏置动量轮转动惯量。则偏置动量轮的控制指令为:

$$\Omega = \Omega_{prev} + \Delta\Omega, \quad (10)$$

式中: Ω_{prev} 为上一个周期偏置动量轮的控制指令。

4 实验与结果分析

4.1 实时测试操作流程

在图 1 所示实时测试系统搭建完成之后,需

要统一设置姿态控制软件和模拟运行平台的参数。需要特别指出的是,二者的卫星三轴姿态角、三轴角速度和 GPS 初始时间需要完全相同。

启动星载计算机和模拟运行平台。模拟运行平台会根据当前卫星模拟环境状态给出当前姿态敏感器测量所能得到的带噪声的信号,并将这个信号通过串口发送给星载计算机。星载计算机姿态控软件把这个信号作为真实敏感器测量值并利用其进行滤波计算,得出当前卫星姿态模型。根据卫星当前姿态模型与目标姿态,计算出当前控制模式所用执行器的控制指令,并且判断是否进入下一个控制模式。执行器控制指令通过 CAN 线路从星载计算机发送回模拟运行平台。模拟运行平台接收指令,基于轨道环境信息、卫星姿态动力学、卫星姿态运动学等,计算卫星的姿态变化并给出新的姿态敏感器测量信号,重复以上过程。

整个实验过程中,PC 机上的模拟运行平台创建出卫星工作的实时虚拟环境,在这个虚拟环境中卫星的姿态变化情况完全由星载计算机上的姿态控制软件决定。

4.2 实验结果与分析

采用图 1 所示微纳卫星姿态控制软件实时测试系统对微纳卫星与运载火箭分离后微纳卫星姿态控制软件的消旋模式、偏置动量轮起旋模式和偏置对地三轴稳定模式进行实时测试实验。该微纳卫星所用敏感器为磁强计,控制执行器包括磁力矩器和偏置动量轮。为完成飞行任务,该微纳卫星姿态控制软件要求在 24 000 s 之内进入对地三轴稳定控制模式;该控制模式稳定后单轴姿态

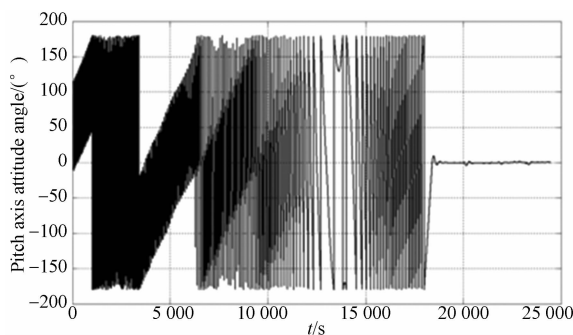
精度不低于 $\pm 2^\circ$,姿态稳定度不低于 $\pm 0.05^\circ/s$ 。实验的初始设定参数如表 1 所示。

表 1 初始参数

参数类型	参数名称	设定值
初始姿态	x 轴姿态角/ $^\circ$	-40
	y 轴姿态角/ $^\circ$	-40
	z 轴姿态角/ $^\circ$	-40
	x 轴角速度/ $^\circ \cdot s^{-1}$	-4
	y 轴角速度/ $^\circ \cdot s^{-1}$	-4
	z 轴角速度/ $^\circ \cdot s^{-1}$	-4
敏感器	磁强计常值偏差/ μT	0.2
	磁强计随机噪声/ μT	0.4
	磁力矩器最大力矩/ $A \cdot m^2$	0.7
控制执行器	偏置动量轮转动惯量/ $kg \cdot m^2$	-1.34×10^{-4}
	偏置动量轮额定转速/ $r \cdot min^{-1}$	2 800
	偏置动量轮最大力矩/ $N \cdot m$	6.7×10^{-5}

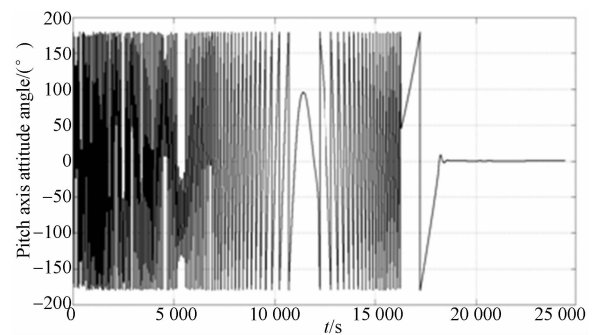
实时测试结果中,俯仰轴的姿态角和角速度变化情况如图 5(a)和图 6(a)所示。为了说明实时测试技术相对于数学仿真的优点,这里将初始条件相同的数学仿真结果一并给出,如图 5(b)和图 6(b)所示。

从图 5(a)和图 6(a)可以看出,微纳卫星的消旋模式可以很好地对角速度进行阻尼并且最终将姿态角和角速度保持在一个足够小的范围内。随后的起旋模式缓慢调节 y 轴角速度,达到要求后启动偏置动量轮以进入偏置对地三轴稳定模式。



(a) 实时测试结果

(a) Results of real-time test



(b) 数学仿真结果

(b) Results of mathematical simulation

图 5 卫星俯仰轴姿态角变化曲线图

Fig. 5 Curves of variation of satellite's attitude angle on pitch axis

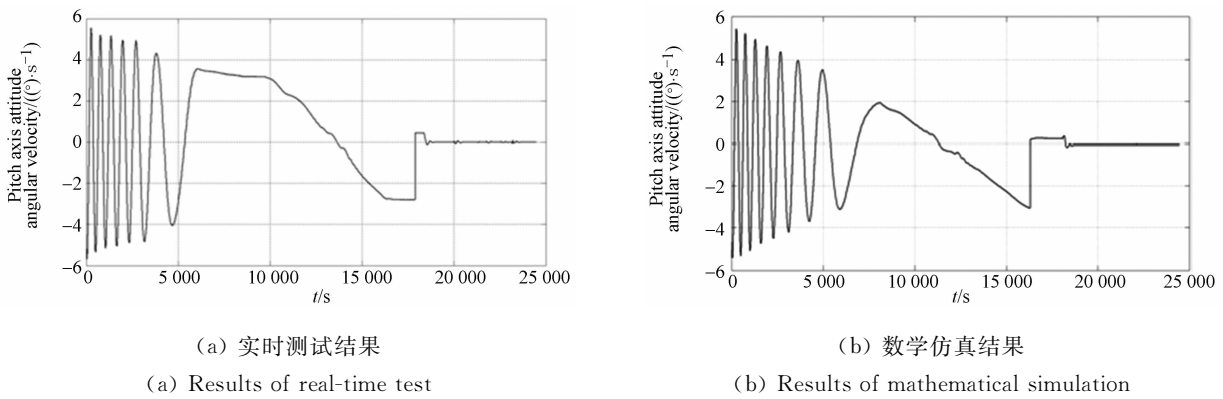


图 6 卫星俯仰轴角速度变化曲线图

Fig. 6 Curves of variation of satellite's angular rate on pitch axis

表 2 实时测试和数学仿真结果对比

Tab. 2 Comparison of real time test and mathematical simulation

控制模式	测试类型	开始时间/s	结束时间/s	姿态精度/(°)	姿态稳定度/(°)·s ⁻¹
消旋模式	数学仿真	0	8 118		
	实时测试	0	9 769		
起旋模式	数学仿真	8 118	16 311		
	实时测试	9 769	18 446		
偏置对地三轴稳定模式				±1.65 (x轴)	±0.006 (x轴)
				±0.64 (y轴)	±0.004 (y轴)
	数学仿真	16 311		±0.77 (z轴)	±0.006 (z轴)
				±1.86 (x轴)	±0.042 (x轴)
	实时测试	18 446		±1.32 (y轴)	±0.028 (y轴)
				±1.61 (z轴)	±0.048 (z轴)

实验结果表明,某型号微纳卫星姿态控制软件在火箭分离后 18 446 s 完成初始控制阶段并以 Y 轴动量轮偏置动量状态进入对地三轴稳定模式,符合卫星控制效率要求。偏置对地三轴稳定模式中卫星最低单轴姿态精度与姿态稳定度分别为 ±1.86° 和 ±0.048 (°)/s,说明姿态控制软件完全满足该模式控制精度与稳定性的要求。

表 2 将实验结果与数学仿真进行定量对比,可看出姿态控制软件的实时工作性能与数学仿真有一定差距。具体说来,实时测试中消旋模式和起旋模式的完成需要更长时间,而偏置对地三轴稳定模式的控制精度相对偏低。这些差异主要源于 3 个原因:

(1)实际运行过程中,星载计算机需要进行包括星务管理、数据传输等多任务调度,处理速度有限的星载计算机分配给姿态控制软件的资源较

少。这样会使姿态控制软件的运行速度下降较多,姿态控制效果也会因此下降。在数学仿真中,仿真步长的设定通常以控制效果最佳为主要依据,并且仿真用计算机通常可以按照设定的仿真步长顺利完成计算,因此没有考虑硬件资源及其实时工作性能。

(2)卫星实际运行过程中,由于要经过格式转换与通讯传输等步骤,因此传感器测量值和控制器的执行指令的传输可能会附加舍入误差。数学仿真没有格式转换与通讯环节,因此没有精度损失与误差。

(3)实际运行过程中,传感器测量、数据传输、控制器执行动作等都会造成时间延时,这些因素的综合作用影响了姿控软件的计算精度以及控制效果。数学仿真中,环境信息的递推和卫星姿控软件的控制模型几乎是同步的,没有考虑延时

影响。

综上可知,姿态控制软件实际工作受到很多数学仿真涉及不到的动态因素的影响,因此实时测试实验对其研发工作具有重要的指导作用。此外,基于本文设计的实时测试系统,可以很方便地进行微纳卫星姿控系统特性测试和性能优化。这将为微纳卫星姿控系统采用更高精度的姿态敏感器(太阳敏感器、星敏感器)和执行器(反作用轮)提供可行的技术参考,为微纳卫星姿控系统半物理仿真和正样飞行奠定坚实基础。例如,在主程序中保留实际星载敏感器与执行器的遥控遥测环节,就可以进行更接近实际卫星运行情况的实时测试实验。所以,该系统的扩展与应用前景良好,具有很好的研究指导意义。

参考文献:

- [1] 陈雪芹,耿云海,王峰,等. 敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J]. 光学 精密工程, 2012, 20(5): 1031-1040.
CHEN X Q, GENG Y H, WANG F, *et al.*. Starling imaging attitude tracking control of agile small satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(5): 1031-1040. (in Chinese)
- [2] 孙志远,张刘,金光,等. 视频小卫星凝视姿态跟踪的仿真与实验[J]. 光学 精密工程, 2011, 19(11): 2715-2723.
CHEN ZH Y, ZHANG L, JIN G, *et al.*. Simulation and experiment on attitude tracking control of small TV satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11): 2715-2723. (in Chinese)
- [3] SHAHIN S S, UMAR F, ARIA A, *et al.*. Satellite attitude control using three reaction wheels [C]. *Proceedings of the American Control Conference, Seattle, United States; Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.*, 2008: 4850-4855.
- [4] CONTI G T, SOUZA L C G. Satellite attitude control system simulator [J]. *Shock and Vibration*, 2008, 15(3-4): 395-402.
- [5] 徐开,陈长青,关文翠,等. 小卫星姿控 xPC 半物理仿真系统设计[J]. 光学 精密工程, 2009, 17(2): 362-367.
XUN K, CHEN CH Q, GUAN W C, *et al.*. De-

5 结 论

针对微纳卫星姿态控制软件实时工作特点以及微纳卫星研制周期短、成本低等实际情况,提出了微纳卫星姿态控制软件实时测试方法。介绍了实时测试系统的结构与工作原理;然后,阐述了姿态控制软件的控制算法;最后,对姿态控制软件进行了实时测试实验。实验结果表明:卫星姿态控制软件在星箭分离后 18 446 s 即可完成初始控制阶段并进入偏置对地三轴稳定模式,其最低单轴姿态控制精度可达 $\pm 1.86^\circ$,姿态稳定度可达到 $\pm 0.048 (^{\circ})/s$,满足任务要求。该实时测试系统的设计思路与建立方法可普遍应用于一般微纳卫星姿态控制软件的相关研发工作。

- sign of xPC semi-physical simulation system for small-satellite attitude control [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(2): 362-367. (in Chinese)
- [6] 廉明,韩振宇,富宏亚. 自抗扰技术在卫星姿态模拟系统中的应用[J]. 光学 精密工程, 2010, 18(3): 616-622.
LIAN M, HAN Z Y, FU H Y. Application of active disturbances rejection control technique to satellite attitude simulation system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(3): 616-622. (in Chinese)
- [7] BAI X L, WU X F. A simulation and visualization platform for fractionated spacecraft attitude control system [C]. *2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Beijing; IEEE Computer Society*, 2011: 2033-2038.
- [8] 赖立平,张涛,翟坤,等. 多任务微小卫星姿态仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(S1): 39-42.
LAI L P, ZHANG T, ZHAI K, *et al.*. Simulation research of multi-task micro-satellite [J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(S1): 39-42. (in Chinese)
- [9] 白越,曹萍,高庆嘉,等. 微小卫星用陶瓷轴承脂润滑姿控飞轮的性能试验[J]. 光学 精密工程, 2010, 18(9): 2016-2021.
BAI Y, CAO P, GAO Q J, *et al.*. Performance testing of attitude control wheel under ceramic bearing support and grease lubricating for micro-small satellites [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(9): 2016-2021. (in Chinese)

- [10] WILLEM H S, VAIOS L. Cubesat solar sail 3-axis stabilization using panel translation and magnetic torquing satellite attitude control using three reaction wheels [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(6):476-485.
- [11] CHRIS W. The evolution of real-time testing [J]. *Electronic Products*, 2010, 52(7):45-46.
- [12] ALPER S, AYDEMIR M T, EMRE Y, *et al.*. Real time digital simulation of a satellite attitude control system [C]. *Peedam 2010-International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion, Pisa: IEEE Computer Society*, 2010: 827-832.

作者简介:



董恺琛(1989—),男,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,2012年于清华大学获得学士学位,主要从事微机电系统技术的研究。E-mail: dkc0622@126.com



赵开春(1973—),男,辽宁大连人,博士,助理研究员,主要从事微纳卫星姿态测量与控制、仿生偏振导航传感系统构建与性能测试方面的研究。E-mail: kaichunz@mail.tsinghua.edu.cn



赵鹏飞(1989—),男,四川成都人,硕士研究生,2012年于清华大学获得学士学位,主要从事微机电系统技术方面的研究。E-mail: zhpfnat@163.com

导师简介:



尤政(1963—),男,江苏扬州人,教授,博士生导师,长江学者,主要研究领域为微米/纳米技术、微光机电系统集成、微纳卫星技术。E-mail: yz-dpi@mail.tsinghua.edu.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)