

# 基于 VxWorks 的卫星姿态确定系统实验教学

杨照华<sup>1</sup>, 魏列江<sup>2</sup>, 冯柏晨<sup>2</sup>, 邵辉<sup>3</sup>

- (1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191;  
2. 兰州理工大学 能源与动力工程学院, 甘肃 兰州 730050;  
3. 华侨大学 福建省电机控制与系统优化调度工程技术研究中心, 福建 厦门 361021)

**摘要:** 提出一种基于 VxWorks 操作系统的仿真机和 Matlab RTW 的卫星姿态实时确定半物理仿真综合实验系统, 用来模拟卫星姿态确定系统的工作模式。利用 Matlab 建立卫星姿态动力学模型和多种姿态确定算法, 在目标仿真机中模拟卫星的姿态动力学特性以及姿态传感器特性, 通过与实际的姿态测量部件提取真实的器件误差以及电子学噪声, 完成对微纳卫星的姿态确定的计算机仿真与半物理仿真。根据卫星姿态确定的精度结果, 评价姿态确定方法的有效性。通过卫星姿态确定的实验教学, 引导和发挥学生的主观能动性, 培养学生创新能力。

**关键词:** 卫星动力学; 姿态确定; 半物理仿真; 实时系统仿真

**中图分类号:** V474-33 **文献标识码:** A **文章编号:** 1002-4956(2020)02-0045-05

## Experimental teaching of satellite attitude determination system based on VxWorks

YANG Zhaohua<sup>1</sup>, WEI Liejiang<sup>2</sup>, FENG Baichen<sup>2</sup>, SHAO Hui<sup>3</sup>

- (1. School of Instrumentation Science and Photoelectric Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. College of Energy and Power Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China; 3. Fujian Engineering Research Center of Motor Control and System Optimal Schedule, Huaqiao University, Xiamen 361021, China)

**Abstract:** This paper puts forward a real-time satellite attitude determination semi physical simulation system based on VxWorks and Matlab RTW, which is used to simulate the working mode of the satellite attitude determination system. With the Matlab to establish the satellite attitude dynamics model and many kinds of attitude determination algorithms, the satellite attitude dynamics characteristics and attitude sensor characteristics are simulated in the target simulator. By extracting the real device error and electronic noise from the actual attitude measurement components, the computer simulation and semi physical simulation of the attitude determination of micro-nano satellite are completed. According to the accuracy results of satellite attitude determination, the effectiveness of attitude determination method is evaluated. Through the experimental teaching of satellite attitude determination, we can guide and give full play to students' subjective initiative and cultivate their innovation ability.

**Key words:** satellite dynamics; attitude determination; semi-physical simulation; real time system simulation

卫星姿态确定在卫星控制系统中发挥着极其重

要的作用, 卫星地面半物理仿真是指在仿真的动力学及环境条件下将部分或全部系统硬件接入系统回路中进行试验, 但部分系统和动力学仍用数学模型代替<sup>[1]</sup>。卫星姿态确定系统的数学模型一般采用 Matlab 进行开发。RTW 是 Matlab 提供的一个实时开发环境, 可用于实时系统仿真和产品的快速原型化。在 Simulink 中, 大型复杂的系统可以用图形化的建模工具进行建

收稿日期: 2019-07-10 修改日期: 2019-11-21

基金项目: 国家民用航天项目 (D040301); 北京航空航天大学教改项目; 福建省电机控制与系统优化调度工程技术研究中心开放课题 (FERC001)

作者简介: 杨照华 (1975—), 女, 黑龙江哈尔滨, 工学博士, 副教授, 博士生导师, 主要研究方向为飞行器姿态控制、新型光电成像探测技术及其航天领域的应用技术。

E-mail: yangzh@buaa.edu.cn

模与仿真,而 RTW 则实现了将 Simulink 仿真模型自动生成可运行于 VxWorks 实时嵌入式操作系统的 C 代码应用程序<sup>[2]</sup>。

采用 Matlab 和 Xpc Target 设计的一种卫星姿态控制半物理仿真系统,使用了 2 台工控机共同进行仿真,然而未能解决单台工控机仿真的实时性,以及 2 台工控机之间的仿真同步问题<sup>[3-5]</sup>。采用基于 STM32 Cortex-M4 的综合仿真实验设备虽然系统中集成了三轴加速度计、三轴陀螺、三轴磁力计、GPS 等导航传感器设备,但该系统是应用于飞行控制仿真<sup>[6]</sup>。采用 dSPACE 实时仿真机进行姿态控制系统半物理仿真,将星载计算机、光纤陀螺、反作用飞轮放置于单轴气浮台,代替俯仰通道接入姿态控制回路,姿态确定和姿态控制算法运行于星载计算机中,其适用于检验姿态控制算法,但由于 dSPACE 实时仿真系统由德国公司开发,其成本过于昂贵并不适用于学生教学使用<sup>[7-8]</sup>。在 PC 及上移植 VxWorks 操作系统以用于卫星姿态半物理仿真系统,可以提高仿真的实时性<sup>[9]</sup>。

本文设计的一种基于 Matlab 的 RTW 和嵌入式实时操作系统 VxWorks 联合仿真的三轴稳定卫星姿态确定半物理仿真,具有成本低,使用方便与灵活。实

时仿真目标机采用高性能 CPU 和 VxWorks 实时操作系统来保证仿真的实时性,利用 Matlab 提供的实时开发环境 RTW 来实现将 Simulink 模型生成运行于实时仿真目标机的 C 代码程序,将三轴磁强计、三轴一体光纤陀螺、太阳敏感器、星敏感器和 GPS 接收机接入仿真回路构成姿态确定半物理仿真系统。利用 VxWorks 操作系统的实时多任务和快速中断响应机制保证模型仿真的实时性。

## 1 卫星姿态确定试验系统方案

姿态确定系统为卫星提供姿态参数,对卫星的姿态稳定极其重要,一方面可以为姿态控制系统提供反馈信息,以便于更好地对卫星进行准确的态度控制;另一方面可以提供有效载荷以供系统使用。姿态确定系统主要由姿态敏感器和相应的信息处理算法即姿态确定算法组成。卫星上主要的姿态敏感器有星敏感器、太阳敏感器、磁强计和惯性测量单元等,为了提高姿态确定系统的精度和可靠性等,需要将上述各种敏感器和惯性测量单元根据不同需求进行组合,形成不同的姿态确定模式和姿态确定算法。设计的姿态确定半物理仿真实验系统方案如图 1 所示。

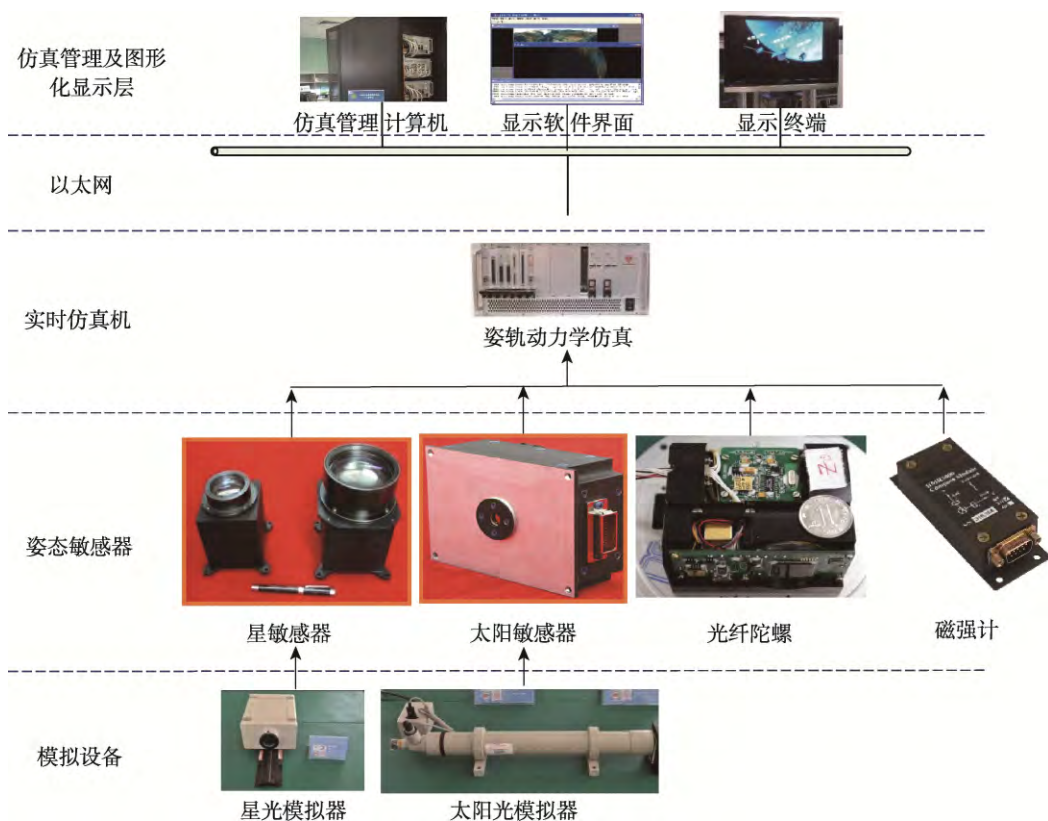


图 1 卫星姿态确定系统半物理实时仿真实验系统方案

系统共分为 5 层,分别是仿真管理及图形化显示、以太网、实时仿真机、姿态敏感器和模拟设备。仿真管理及图形化显示包括仿真管理计算机,用于建立仿

真模型并管理仿真过程;显示软件和显示终端用于参数和卫星姿态的图形化显示。以太网连接仿真管理与实时仿真机实现数据交互。实时仿真计算机用于对姿

态轨道动力学模型和姿态确定算法进行实时仿真。姿态敏感器为实际的姿态敏感器件, 包括星敏感器、太阳敏感器、光纤陀螺和磁强计。模拟设备为姿态敏感器的辅助设备包括星光模拟器和太阳光模拟器, 用于模拟星光和太阳光。

## 2 卫星姿态系统工作原理

### 2.1 姿态确定原理

系统的状态方程和量测方程可以表示为:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= f(X) \\ Z &= h(X) \end{aligned} \quad (1)$$

其中,  $X$  为状态变量如卫星的姿态和角速率,  $Z$  为陀螺、星敏感器、磁强计等的测量值。 $f(\cdot)$ 和  $h(\cdot)$ 为非线性函数。可以通过以下算法确定卫星的姿态<sup>[10]</sup>:

$$\begin{aligned} X_{k/k-1} &= X_{k-1} + f(X_{k-1})T + \\ &\quad \left. \frac{\partial f(X)}{\partial X} \right|_{X=X_{k-1}} f(X_{k-1})T^2 / 2 \\ P_{k/k-1} &= \Phi P_k \Phi^T \\ K &= P_{k/k-1} H^T (H P_{k/k-1} H^T + R)^{-1} \\ X_{k+1} &= X_{k/k-1} + K(Z - h(X_{k/k-1})) \end{aligned} \quad (2)$$

其中,  $X_{k-1}$ 为第  $k-1$  步的状态估计值,  $P_{k-1}$ 为第  $k-1$  步的估计误差协方差矩阵,  $X_{k/k-1}$ 为一步状态预测值,  $P_{k/k-1}$ 为一步估计误差协方差矩阵预测值,  $R$ 为测量误差协方差矩阵,  $T$ 为步长,  $X_k$ 为状态更新的第  $k$  步的

状态估计值,  $H = \frac{\partial h}{\partial X}$ ;

$$\begin{aligned} \Phi &= I + \left. \frac{\partial f(X)}{\partial X} \right|_{X=X_{k-1}} T + \\ &\quad \left. \frac{\partial \left( \left. \frac{\partial f(X)}{\partial X} \right|_{X=X_{k-1}} f(X_{k-1}) \right)}{\partial X} \right|_{X=X_{k-1}} T^2 / 2 \end{aligned} \quad \left. \frac{\partial f(X)}{\partial X} \right|_{X=X_{k-1}} T^2 / 2$$

### 2.2 卫星姿态动力学和运动学模型

采用四元素描述卫星的姿态, 卫星的姿态运动学和动力学方程可以表示为

$$\begin{aligned} J\dot{\omega} + [\omega \times](J\omega + h_w) &= T_c + T_d \\ \dot{q} &= \frac{1}{2} q \otimes \omega \end{aligned} \quad (3)$$

其中,  $q$ 为卫星姿态四元素;  $\omega$ 为卫星相对惯性空间转动角速率;  $T_c$ 为姿态控制力矩;  $T_d$ 为干扰力矩;  $h_w$ 为动量轮角动量矢量;  $J$ 为卫星惯量矩阵;

$$q \otimes = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}; [\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

### 2.3 卫星姿态模式

不同的姿态模式对姿态确定的精度要求不同, 所需要的姿态传感器也不同, 图 2 为设计的卫星入轨到卫星姿态稳定、试验等的不同工作模式。

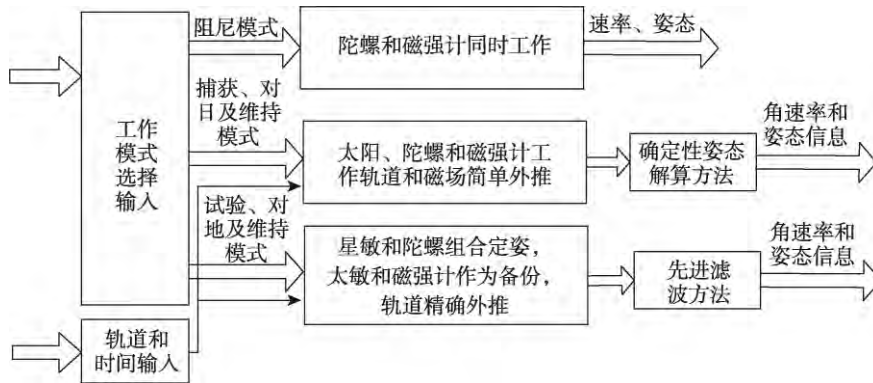


图 2 卫星姿态模式

卫星在星箭分离之后, 需要经历速率阻尼、太阳捕获和定向维持 3 个主要工作模式。卫星在速率阻尼模式下将卫星星箭分离之后的初始旋转角速率阻尼到一定的范围之内, 此时需要通过陀螺或陀螺/磁强计组合确定姿态角速率; 卫星在太阳捕获模式下将建立卫星的初始姿态下并控制星体转动使得太阳帆板指向太阳, 此时需要太阳敏感器、陀螺和磁强计作为姿态敏感器件; 卫星在定向维持模式下实现卫星精确对地定向并维持定向姿态, 卫星在此工作模式时使用星敏感器和陀螺实现高精度的姿态测量。

### 2.4 卫星姿态测量传感器

CMOS 星敏感器是姿态测量精度最高的天体敏感器, 工作在免于日光及强杂散光照射的条件下, 卫星处于稳定状态或者小角度机动 (一般小于 2°/s) 时, 可输出精度达角秒级的探测器姿态。

星敏感器的量测方程为

$$Z(t) = \begin{bmatrix} \phi_x \\ \phi_y \\ \phi_z \end{bmatrix} = HX(t) + V(t) \quad (4)$$

其中,  $\phi_x$ ,  $\phi_y$  和  $\phi_z$  为经过转化后的数学平台失准角;

$$\mathbf{H} = [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 9}]; \mathbf{V} = \begin{bmatrix} \Delta X_S \\ \Delta Y_S \\ \Delta Z_S \end{bmatrix}; \Delta X_S, \Delta Y_S \text{ 和 } \Delta Z_S \text{ 是}$$

星敏传感器误差转换成数学平台失准角的噪声。

数字式太阳敏传感器工作于日照条件下,无论卫星处于稳定状态或者机动状态,只要有光照即可输出太阳敏传感器相对于当前太阳光线的两轴的姿态信息,姿态测量精度中等。数字式太阳敏传感器为长期工作器件,在大部分模式下均可开机工作,确保卫星姿态丢失时,还可以确定太阳方向矢量。

已知太阳矢量方向在太阳敏传感器坐标系下的表达式为

$$\overline{SP} = \frac{1}{\sqrt{ny^2 + nx^2 + f^2}} [ny \quad nx \quad f]^T \quad (5)$$

其中,  $S$  为太阳矢量方向测量值,  $ny$  和  $nx$  分别是太阳在敏传感器上沿  $y$  轴和  $x$  轴方向上的像素,  $f$  是太阳敏传感器的焦距。

通过天文年历和卫星星历,可以计算该太阳矢量方向在参考坐标系(轨道坐标系)中的坐标为  $S^r = [S_x^r \quad S_y^r \quad S_z^r]^T$ , 则  $\overline{SP} = M(\hat{q}_{br})S^r$ 。

三轴一体光纤陀螺可与星敏传感器进行组合姿态确定,可以输出高精度的陀螺三轴姿态和三轴角速率数据,但由于存在长期漂移,因此只能工作较短的时间,必需间隔一段时间重新建立校准。

陀螺量测模型为

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{gyro} = \boldsymbol{\omega}_{bi}^b + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}_1 \\ \dot{\mathbf{b}} = \boldsymbol{\eta}_2(t) \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $\mathbf{u}_{gyro}$  为陀螺仪的测量值,  $\boldsymbol{\omega}_{bi}^b$  为本体系相对于惯性系的真实角速率,  $\mathbf{b}$  为陀螺漂移,陀螺的简化模型为漂移模型  $\dot{\mathbf{b}} = \boldsymbol{\eta}_2(t)$ , 精确模型为  $\dot{\mathbf{b}} = -\frac{1}{\tau}\mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}_2$ ,  $\boldsymbol{\omega}_{bi}^b$  为本体系相对于惯性系的角速率,  $\boldsymbol{\eta}_1$  为陀螺仪未建模的噪声。

三轴微磁强计可以测量相对于当前位置地磁场的三轴姿态,由于地磁场较微弱,且探测器上存在剩磁等干扰源,因此只能用于中低精度定姿。

测量模型为

$$\mathbf{B}_{meas}^b = \mathbf{A}_{br} \mathbf{B}^r + \mathbf{v}_B \quad (7)$$

通过卫星的轨道参数、IGRF 地磁场模型,可以得到地磁场在参考坐标系中的投影值  $\mathbf{B}^r$ , 其中,  $\mathbf{B}_{meas}^b$  为磁强计输出,  $\mathbf{v}_B$  为磁强计的噪声;  $\mathbf{A}_{br}$  为本体系到轨道坐标系的转移矩阵<sup>[11-12]</sup>。

上述 4 种传感器可以单独进行姿态确定,当得到

的姿态确定的精度有差异时,可根据卫星工作的工作模式进行组合,并结合 EKF 和 UKF 等滤波方法得到不同姿态确定的精度。

## 2.5 实时仿真系统

仿真管理计算机可以是一台性能较高的 PC 机或者工控机,用于姿态确定系统 Simulink 模型的建立、自动代码生成和仿真管理。仿真管理计算机通过以太网与实时仿真目标机进行连接,通过以太网可将生成的 C 代码程序下载至实时仿真目标机中,并在仿真过程中接收实时仿真目标机的数据。

实时仿真目标机由 CPU 板、电源板以及 I/O 板(包括串口板、CAN 总线板、A/D 板、D/A 板、D/I 板和 D/O 板)组成,它们通过 CPCI 总线进行连接,CPU 板处理能力为双核 2 GHz, 2 GB 内存,安装 VxWorks 实时操作系统及所有 I/O 板的驱动程序。实时仿真目标机通过串口接收星敏传感器、太阳敏传感器、陀螺以及三轴磁强计的姿态或角速率信息,利用姿态确定算法进行姿态解算获得卫星的姿态及角速率测量值,在利用太阳敏传感器、磁强计和星敏传感器进行姿态结算时,分别需要参考太阳矢量、参考磁场强度以及参考星光矢量,这些信息可通过 GPS 接收机得到的卫星位置数据解算得到。

## 3 计算机仿真与半物理仿真实验结果

根据姿态敏感器的性能参数进行仿真分析。各姿态敏感器的参数见表 1。

表 1 姿态敏感器参数

姿态敏感器	主要参数
星敏	定姿精度: $3''$ ( $1\sigma$ ), 视场: $20^\circ \times 20^\circ$
太敏	测量精度: $0.02^\circ$ ( $1\sigma$ ), 视场角: $\pm 60^\circ$
光纤陀螺	零偏稳定性: $\leq 0.5''/h$ ( $1\sigma$ ) 标度因数非线性度: $500 \times 10^{-6}$ ( $1\sigma$ ) 标度因数重复性: $500 \times 10^{-6}$ ( $1\sigma$ )
磁强计	测量范围: $\pm 2 \times 10^5$ nT 测量精度: 1 nT 测量精度: 1%

姿态确定误差如图 3 所示。

由上述仿真结果可以看出,陀螺/磁强计组合定姿的姿态角误差为  $0.001^\circ$ ,陀螺/太敏/磁强计的定姿误差量级亦为  $0.001^\circ$ ,但其误差曲线比陀螺/磁强计的误差曲线平滑,即定姿精度高于陀螺/磁强计组合定姿,陀螺/星敏的定姿精度最高为  $0.000\ 01^\circ$ ;从仿真曲线上看,陀螺/太敏组合定姿的精度与陀螺/磁强计相当。总之,定姿精度由高到低为:陀螺/星敏、陀螺/太敏/磁强计、陀螺/磁强计(陀螺/太敏)、太敏/磁强计。以上的姿态确定的方法采用的是扩展的卡尔曼滤波

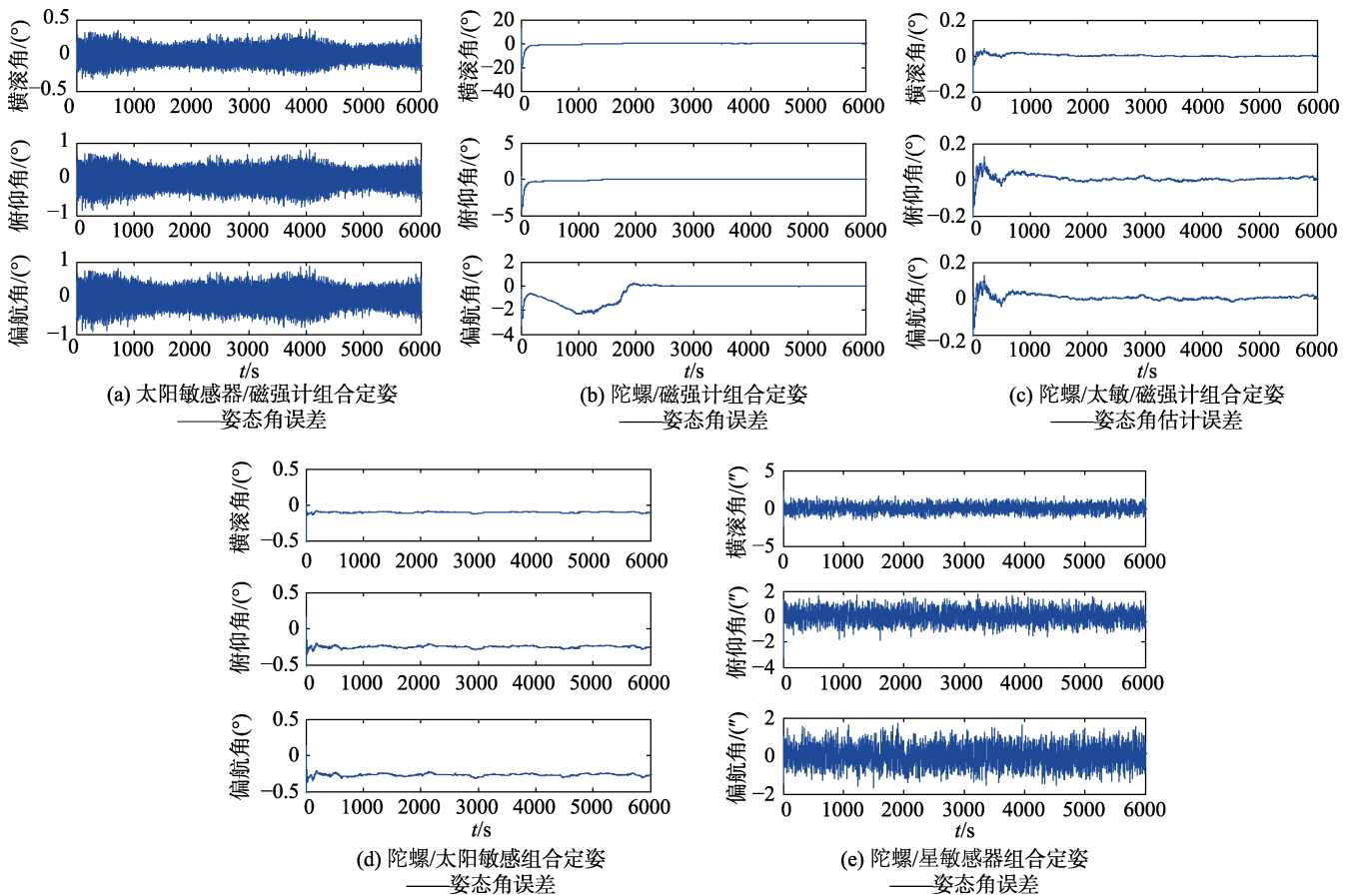


图3 姿态确定仿真结果

(extended kalman filter, EKF) 方法, 学生也可以改变上述的模型不同的滤波算法进行仿真, 如 UKF (unscented kalman filter)、PF (particle filter)、UPF (unscented particle filter) 等滤波方法, 更加深刻地了解姿态确定方法与姿态测量传感器对姿态确定精度的影响。

#### 4 结语

基于培养研究型、创新型的研究人才的教学需求, 自主研发了基于 VxWorks 和 Matlab 的卫星姿态确定半实物综合实验系统, 并将其运用在航天器姿态确定与仿真技术的实验教学中, 让学生充分了解磁强计、陀螺仪、星传感器进行不同的组合方式用于卫星姿态的确定, 不同组合使用的工作状况和姿态确定的精度等。通过该实验学生加深了学生对航天器姿态动力学、姿态确定系统知识的理解, 丰富和拓展了实验教学资源, 为“仪器科学与技术”一流学科的建设提供了有力的支撑。

#### 参考文献 (References)

[1] 王峰, 曹喜滨, 邱文勋, 等. 小卫星控制系统半物理仿真验证平台[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(11): 1681-1685.

[2] QUARANTA G, AEROSPAZIALE I, MILANO P. Using Matlab-Simulink RTW to build real time control applications in user space with rtai-lxrt design considerations[Z]. Realtime Linux Workshop, 2001.

[3] 王宁强, 刘向东, 陈振, 等. 基于 Matlab 的卫星姿态控制半物理实时仿真平台[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(7): 1617-1620.

[4] 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.

[5] 施天博. 基于 PC104 的微小卫星半物理仿真平台设计与实现[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.

[6] 屈晓波, 史静平, 吕永玺. 飞行控制综合实验系统研制及应用[J]. 实验技术与管理, 2019, 36(1): 118-122.

[7] 李伟, 员海, 刘磊. 三轴气浮卫星实验平台研制[J]. 实验技术与管理, 2018, 35(10): 102-107.

[8] 张世杰, 曹喜滨, 王峰. 微小卫星姿态控制系统半物理仿真设计及验证[J]. 中国空间科学技术, 2005(6): 43-50.

[9] 成婧. 基于 VxWorks 的卫星姿态重构控制半物理仿真系统设计与实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

[10] 杨照华, 余远金, 祁振强. 空间环境探测卫星用磁强计误差分析及在线标定[J]. 宇航学报, 2012, 33(8): 1104-1111.

[11] 张静, 张锐, 朱振才. 基于磁强计的微小卫星姿态确定[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 578-581.

[12] 朱建丰, 徐世杰. 基于地磁场测量估计卫星姿态的 UKF 算法[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1401-1405.