

文章编号 1004-924X(2008)08-1546-08

# 基于 VSCMG 的卫星姿态控制仿真系统

戴路<sup>1,2</sup>, 金光<sup>1</sup>, 陈涛<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

**摘要:**介绍了一种新型卫星姿态控制全物理仿真系统,此仿真系统以长春光机所最新研制的高精度三轴气浮转台为平台,采用变速控制力矩陀螺(VSCMG)为主要控制执行机构,并结合喷气推力机构作为系统的辅助执行机构给控制力矩陀螺进行卸载。此系统应用高精度光纤陀螺、高精度倾角传感器和磁强计等姿态确定器件构成一套完整的姿态控制全物理仿真系统。介绍了整个仿真系统的软硬件构成,并结合传感器和执行机构参数进行建模和误差分析。本仿真系统可以为一般卫星姿态控制,尤其是以 VSCMG 为主要执行机构的敏捷型小卫星的姿态控制策略和算法提供良好的仿真验证平台。

**关键词:**小卫星;姿态控制;三轴气浮转台;变速控制力矩陀螺

**中图分类号:**V448.22;V474.6 **文献标识码:**A

## Satellite attitude control simulation test bed based on VSCMG

DAI Lu<sup>1,2</sup>, JIN Guang<sup>1</sup>, CHEN Tao<sup>1</sup>

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*  
*Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

**Abstract:** A new kind of triaxial air bearing test bed based on Variable-Speed Control Moment Gyro (VSCMG) was described for satellite attitude determination and control system simulation. A triaxial air-bearing platform newly developed was used as the test bed and a cluster of four variable speed control moment gyros was constructed in pyramid mounting arrangement as a main actuator in the simulation system. Also the system used the six gas thrusters to assist VSCMGs to avoid singularity. The attitude determination system was introduced, which consists of three fiber optical gyros, a horizon sensor and a magnetometer. The main parameters of all parts were given to illustrate that the platform can be used in the simulation and validation of many algorithms for modern agile small satellite, which can provide reference for other facilities in this research field.

**Key words:** small satellite; attitude control; triaxial air-bearing test bed; Variable Speed Control Moment Gyro(VSCMG)

收稿日期:2008-05-30;修订日期:2008-06-25.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2007AA12Z113)

## 1 引言

姿态控制系统是航天器非常重要的组成部分,以三轴气浮转台为平台的全物理仿真系统一直在姿态控制研究领域扮演着重要的角色。早在上个世纪60年代,NASA便建立了全球第一个三轴气浮全物理仿真系统。我国虽然也较早进行航天领域研究,但这方面起步较晚,尤其是高校,目前,只有哈尔滨工业大学从德国进口了一套此类系统。本文介绍了长春光机所最新研制的新型三轴气浮转台,并以此为平台借鉴了美国佐治亚理工大学动力学实验室的姿态控制系统<sup>[1]</sup>建立的姿态控制全物理仿真系统。相对于国内其他同类仿真系统,本系统采用了紧凑型变速控制力矩陀螺(Variable Speed Control Moment Gyro, VSCMG)原理样机作为主要执行部件,VSCMG相对于传统的飞轮等执行机构有着输出力矩大和功耗相对较小等特点,可极大增强卫星平台的机动性。这样仿真平台不仅可进行常规的姿态控制策略和姿态控制算法的仿真,还具有短时间大角度机动控制的仿真能力,对研究VSCMG操纵率、控制率,以及Control Moment Gyro(CMG)极点规避策略都有较大的实际意义。仿真平台的执行机构包括一套喷气推力机构,用于给VSCMG卸载,还包括一套完整的姿态确定系统,由倾角传感器、磁强计和光纤陀螺群组成。本文同时介绍了仿真系统的其他主要软硬件组成,分析了各部分硬件的参数对系统整体性能的影响,以及开展数学仿真和物理仿真实验需要的系统数学模型。

## 2 系统概述

### 2.1 三轴气浮转台

三轴气浮转台是整个仿真系统最重要的组成部分。其核心部件球轴承与台体的连接形式主要分为“桌面型”、“伞形”和“哑铃型”3种<sup>[2]</sup>,如图1所示。本套气浮台采用了目前较为先进的“伞形”双层结构,如图2所示。这种结构的优点是可提供一个方向的360°转动范围和其余两个方向±30°的转动范围,可满足一般对地观测小卫星的仿真要求。这种结构的台面空间比较大,能够摆放比较多的器件,尤其方便系统的配重和调平。整个

系统的设计承重为400 kg,实测超过500 kg,完全满足小卫星平台的物理仿真要求。由于以气浮摩擦力和台体重力形变产生的力矩为主的干扰力矩会对气浮台模拟太空微重力环境带来较大的影响,本套气浮转台通过提高球轴承的研磨精度和加强台体刚度的方法,使干扰力矩 $<5 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 量级,可提供较真实的仿真环境。

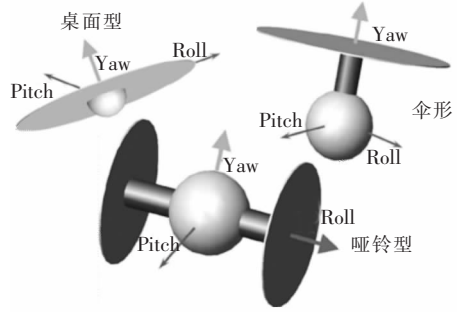


图1 气浮转台常用结构

Fig. 1 Normal structure of air bearing test bed

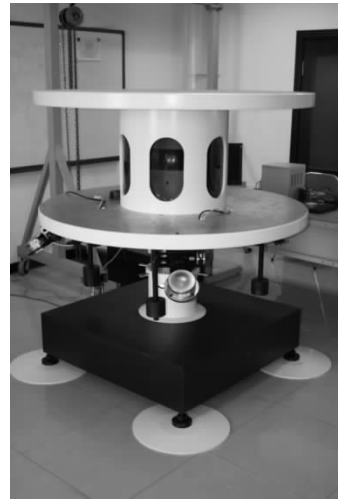


图2 三轴气浮转台

Fig. 2 3-axis air bearing test bed

### 2.2 姿态确定系统

姿态确定传感器实时地为姿态控制系统提供平台的姿态信息,其精度直接影响控制系统的性能。

目前卫星的姿态测量系统在硬件上主要采用以恒星敏感器为代表的基于已知参考矢量观测原理的传感器和以光纤陀螺为代表的基于惯性测量原理的传感器联合测定姿态的方案。由于太阳敏感器、星敏感器都需要昂贵的太阳模拟器和星模



图 3 姿态确定传感器

Fig. 3 Attitude determination sensors

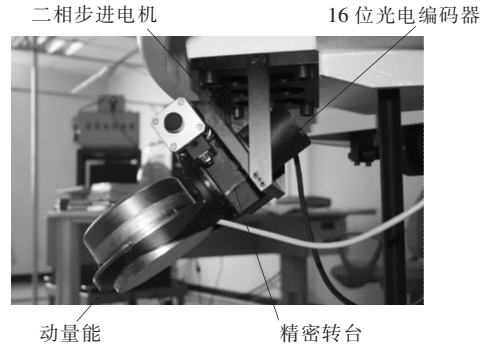


图 4 变速控制力矩陀螺

Fig. 4 Variable speed control moment gyro

拟器才能进行仿真实验,本套仿真系统采用类似“地球敏感器+磁强计+光纤陀螺”的定姿策略,不同的是采用价格较低的高精度倾角传感器代替地球敏感器,这样倾角传感器可通过测量重力方向矢量得到地球方向矢量,倾角传感器的精度和采样周期和地球敏感器的极为相似,并可省去为地球敏感器提供仿真目标的地球红外模拟器。这样,利用实验室中最方便获得的稳定的重力矢量和地球磁场矢量作为平台的姿态基准进行定姿,大大降低了实验室建设初期的成本和复杂性。

实验室采用的三种传感器如图 3 所示,右一为 VG951D 型光纤陀螺,其主要技术参数如表 1 所示。右二为 LE-30 型两轴倾角传感器,测量范围为  $\pm 30^\circ$ ,精度为  $0.01^\circ$ ,工作采样频率为 2 Hz。右三为三轴磁强计,量程为 1 Gauss,精度为  $300 \text{ nT}(3\delta)$ 。

表 1 VG951D 参数

Tab. 1 Parameters of VG951D

型号	VG951D
量程	$\pm 80^\circ/\text{s}$
常值漂移	$\leq 1^\circ/\text{h}$
随机游走	$\leq 0.025^\circ/\sqrt{\text{h}}$
采样频率	300 Hz

### 2.3 执行机构

本仿真系统采用 VSCMG 群和喷气推力机构作为控制系统主要执行机构。VSCMG 群由四个组成金字塔构型的单框架 VSCMG 组成,其中每个控制力矩陀螺结构如图 4 所示。

图中动量轮的最高转速为 6 000 r/min,最大输出力矩为  $0.1 \text{ N}\cdot\text{m}$ ;工作在最高转速下可提

供的角动量为  $4 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ ;自带测速机构和 PD 内环控制,其速度控制精度优于  $\pm 0.1\%$ 。其作用是为控制力矩陀螺提供工作所需的偏置角动量并在必要的时候工作在飞轮模式下。图中精密转台的主要机构为一螺纹丝杠减速器。可提供 60:1 的减速比。图中二相步进电机的步距角为  $0.9^\circ$ ;最高工作转速初步定为  $90^\circ/\text{s}$ 。由于步进电机为脉冲控制方式,由一单片机使用定时器产生脉冲来控制其行进的速率和步数。速率由脉冲频率来控制,步数由脉冲个数来控制。图中 16 位光电编码器的测角精度为  $0.01^\circ(3\delta)$ 。

本仿真系统还有一套三轴喷气推力机构,包括一个高压碳纤维复合气瓶,一个减压阀和 6 个高频电磁阀,作为控制力矩陀螺群的卸载方案。高压气瓶装有的 13 MPa 的压缩氮气,经减压阀后变成 0.8 MPa 供给电磁阀,每个喷嘴可产生最大  $0.5 \text{ N}\cdot\text{m}$  的力矩。

## 3 姿态确定系统建模及误差分析

### 3.1 姿态确定传感器模型

由 Farrenkopf 速率陀螺模型及陀螺参数有:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \\ \tilde{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{A}_g(\boldsymbol{\omega} + [b_x \ b_y \ b_z]^T + [\eta_{gx} \ \eta_{gy} \ \eta_{gz}]^T), (1) \\ \sqrt{E(\eta_{gi}^2)} = \sigma_{gi} = 4 \times 10^{-5} \text{ rad}/\sqrt{\text{Hz}} \end{cases}$$

磁强计数学模型有:

$$\begin{cases} \mathbf{T} = [T_x \ T_y \ T_z]^T \\ \tilde{\mathbf{T}} = \mathbf{A}_T(\mathbf{T} + [\eta_{Tx} \ \eta_{Ty} \ \eta_{Tz}]^T), (2) \\ \sqrt{E(\eta_{Ti}^2)} = \sigma_{Ti} = 100 \text{ nT} \end{cases}$$

倾角传感器的数学模型有:

$$\begin{cases} \bar{\theta} = \theta + b_\theta + \eta_\theta \\ \bar{\phi} = \phi + b_\phi + \eta_\phi \\ \sqrt{E(\eta_i^2)} = \sigma_i = 0.0033^\circ \end{cases}, \quad (3)$$

式中  $\mathbf{A}_g$  与  $\mathbf{A}_T$  分别为光纤陀螺与磁强计的安装矩阵。理想状态下为  $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 。  $b_\theta$  与  $b_\phi$  为倾角传感器的偏置输出,理想状态下应为 0。由于系统安装基准面存在最大 0.015 mm 机械加工及装调误差,所以安装角度偏差最大约为 0.000 1 rad。可看出其带来的误差为输出值的 0.01%,远小于光纤陀螺和磁强计自身的采样噪声,  $\mathbf{A}_g$  与  $\mathbf{A}_T$  对系统影响可以忽略。对于倾角传感器,经精度优于  $0.001^\circ$  的数字水平仪标定,测得  $b_\theta$  与  $b_\phi$  分别为  $0.004^\circ$  和  $0.003^\circ$ ,可在算法上对其补偿。这样倾角传感器的标定误差  $< 0.001^\circ$ ,相对于  $0.01^\circ (3\delta)$  的采样噪声,也可以忽略。

### 3.2 姿态确定算法

目前卫星姿态确定算法主要采用上世纪 60 年代发展起来的卡尔曼滤波(KF),以及为解决系统非线性问题提出的扩展卡尔曼滤波(EKF)、采样卡尔曼滤波(UKF)等估计算法。下面以 Shuster 和 Junkins 等人提出的基于矢量观测传感器测量信息加陀螺测量信息的 EKF 算法<sup>[5]</sup>为例介绍系统的定姿过程。由式(4)所示:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}, \quad (4)$$

计算滤波增益时需要给出系统观测矩阵  $\mathbf{H}_k$  和噪声矩阵  $\mathbf{R}_k$ ,并且由卡尔曼滤波性质得知,  $\mathbf{R}_k$  的精度直接影响系统的估值精度,所以  $\mathbf{R}_k$  的精确求解及其重要。

由倾角传感器可测量平台的俯仰角  $\theta$  和滚动角  $\phi$ ,则重力矢量  $\mathbf{g}_0 = [0 \ 0 \ -1]$  在平台坐标系中的观测值为:

$$\begin{cases} \mathbf{g} = [\hat{g}_x \ \hat{g}_y \ -\sqrt{1-\hat{g}_x^2-\hat{g}_y^2}]^T \\ \hat{g}_x = -\sin \bar{\theta}, \hat{g}_y = -\sin \bar{\phi} \end{cases}, \quad (5)$$

将式(3)带入式(5)有

$$\begin{aligned} \hat{g}_x &= -\sin(\theta + \eta_\theta) = -(\sin \theta \cos \eta_\theta + \cos \theta \sin \eta_\theta) = \\ &= -\left[ \sin \theta \left(1 - 2\sin^2 \frac{1}{2} \eta_\theta\right) + \cos \theta \sin \eta_\theta \right] \end{aligned}$$

忽略高阶无穷小项有:

$$\hat{g}_x = -\sin \theta - \cos \theta \sin \eta_\theta = g_x - \cos \theta \cdot \eta_\theta, \quad (6)$$

同理有:

$$\hat{g}_y = g_y - \cos \phi \cdot \eta_\phi, \quad (7)$$

对表达式:

$$\hat{g}_z = -\sqrt{1 - (g_x - \cos \theta \cdot \eta_\theta)^2 - (g_y - \cos \phi \cdot \eta_\phi)^2}$$

做泰勒展开有:

$$\begin{aligned} \hat{g}_z &= -\sqrt{1 - g_x^2 - g_y^2} + \frac{g_x \cos \theta}{\sqrt{1 - g_x^2 - g_y^2}} \eta_\theta + \\ &= \frac{g_y \cdot \cos \phi}{\sqrt{1 - g_x^2 - g_y^2}} \eta_\phi + O(\eta_\theta^2 + \eta_\phi^2) = \\ g_z &- \frac{\sin \theta \cos \theta}{\sqrt{1 - g_x^2 - g_y^2}} \eta_\theta - \frac{\sin \phi \cos \phi}{\sqrt{1 - g_x^2 - g_y^2}} \eta_\phi + \\ &= O(\eta_\theta^2 + \eta_\phi^2) \end{aligned}$$

忽略高阶项,  $z$  方向上重力矢量分量观测值为:

$$\begin{cases} \hat{g}_z = g_z + u\eta_\theta + v\eta_\phi \\ u = \frac{-\sin 2\theta}{2\sqrt{1-g_x^2-g_y^2}}, v = \frac{-\sin 2\phi}{2\sqrt{1-g_x^2-g_y^2}} \end{cases}, \quad (8)$$

$z$  的观测噪声为:

$$\begin{aligned} R_z &= E[(u \cdot \eta_\theta)^2 + (v \cdot \eta_\phi)^2] = \\ &= E(u^2 \cdot \eta_\theta^2) + E(v^2 \cdot \eta_\phi^2) + E(u \cdot \eta_\theta \cdot v \cdot \eta_\phi) = \\ &= \frac{\sin^2 2\theta \cdot \sigma_\theta^2}{4(1-g_x^2-g_y^2)} + \frac{\sin^2 2\phi \cdot \sigma_\phi^2}{4(1-g_x^2-g_y^2)} = \\ &= (u^2 + v^2) \cdot \sigma_h^2. \end{aligned} \quad (9)$$

所以有倾角传感器观测方程如下:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{g}} = \mathbf{g} + \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \phi & 0 \\ u & v & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_\theta \\ \eta_\phi \\ 0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{R}_g = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & 0 & \cos \theta \cdot u \\ 0 & \cos^2 \phi & \cos \phi \cdot v \\ \cos \theta \cdot u & \cos \phi \cdot v & (u^2 + v^2) \end{bmatrix} \cdot \sigma_h^2 \end{cases}, \quad (10)$$

以上便为重力矢量的观测方程。在系统仿真对地模式时,可采用近似解:

$$\mathbf{R}_g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \theta \\ 0 & 1 & \phi \\ \theta & \phi & (\theta^2 + \phi^2) \end{bmatrix} \cdot \sigma_h^2 \quad (11)$$

以减小计算量。由于真实的  $\theta$  和  $\phi$  是不可得到的,所以在滤波过程中只能用观测值  $\bar{\theta}$  和  $\bar{\phi}$  来代替  $\theta$  和  $\phi$  带入式(10)、(11)计算  $\mathbf{R}_g$ ,由文献[6]知,在传感器精度很高的时候,这是一种很精确的近似,不会影响滤波效果。

磁强计在平台坐标系下的观测模型为:

$$\begin{cases} \mathbf{T} = [\mathbf{T}_x + \eta_{Tx} \ \mathbf{T}_y + \eta_{Ty} \ \mathbf{T}_z + \eta_{Tz}]^T \\ \bar{\mathbf{T}} = \mathbf{T} + \begin{bmatrix} \eta_{Tx} \\ \eta_{Ty} \\ \eta_{Tz} \end{bmatrix} \\ \mathbf{R}_t = \begin{bmatrix} \sigma_t^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_t^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_t^2 \end{bmatrix} \end{cases}, \quad (12)$$

本地的地磁场  $T_0$  可由地磁场模型精确得到。设系统

观测变量为:  $y=[g_0 \quad T_0]^T$ , 可得到系统的观测方程:

$$\hat{y} = \begin{bmatrix} A(q_k) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A(q_k) \end{bmatrix} y + \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \phi & 0 \\ u & v & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_\theta \\ \eta_\phi \\ \eta_{tx} \\ \eta_{ty} \\ \eta_{tz} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$R_k = \begin{bmatrix} R_g & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & R_t \end{bmatrix}$$

$A(q_k)$  为坐标系姿态转移矩阵。由文献[7]有:

$$H_k = \begin{bmatrix} | A(q_k) \cdot g_0 | & 0_{3 \times 3} \\ | A(q_k) \cdot T_0 | & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (14)$$

由式(13)、式(14)便可得到(4)式中所用的  $H_k$  与  $R_k$ 。将其与传感器参数一起代入 EKF 算法做数学仿真, 看出其精度可基本满足仿真系统的要求。EKF 算法不是本文讨论重点, 具体过程请参考文献[6]。仿真结果显示, 俯仰角和滚动角的误差  $< 0.005^\circ (3\delta)$ , 偏航角误差较其他两个角误差大很多, 为  $0.1^\circ (3\delta)$ , 如图 5 所示, 这主要由于磁强计较倾角传感器精度差很多。可以看出, 在保证装调精度的前提下, 姿态确定系统的精度能够满足一般性仿真试验的需要。对于偏航轴精度不足的问题, 可在今后的工作中加入高精度星敏感器原理样机和星模拟器加以补偿。

基础。由金字塔构型变速控制力矩陀螺群控制的系统的动力学方程由文献[4]给出:

$$J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega + h) = M_c + M_{ext} \quad (15)$$

$$M_c = -\dot{J}\omega - A_g I_{cg} \ddot{\gamma} - A_t I_{ws} \dot{\Omega} - A_s I_{ws} \dot{\Omega}, \quad (16)$$

式中  $A_g$  为控制力矩安装矩阵, 安装角设计为  $54.7^\circ$ , 装调检测精度优于  $0.001^\circ$ ;  $I_{cg} = 0.006341 \text{ kg} \cdot \text{cm}^2$  为控制力矩陀螺转动部分的转动惯量;  $\gamma$  为框架角, 由编码器给出, 受步进电机控制;  $A_t$  为控制力矩陀螺群雅可比矩阵;  $\Omega$  为飞轮转速;  $A_s$  为飞轮矢量的方向矩阵, 可通过  $A_g$  和  $\gamma$  计算得到。

从式(16)可以看出, VSCMG 输出力矩主要有四部分组成。 $J\dot{\omega}$  为 VSCMG 的框架角发生变化引发整个系统的转动惯量发生变化所产生的力矩, 不过 VSCMG 转动部分的惯量和平台相比很小, 所以这个力矩也很小, 在本系统中小于  $10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$ , 可看成是干扰力矩。 $A_g I_{cg} \ddot{\gamma}$  为 VSCMG 的框架角在做加减速运动时产生的类似反作用飞轮原理的反作用力矩, 由于  $I_{cg}$  和  $\ddot{\gamma}$  均不大, 在本系统中此力矩  $< 0.005 \text{ N} \cdot \text{m}$ , 由于大小可实时估计, 可在控制率设计时加以补偿或利用。

$A_t I_{ws} \dot{\Omega}$  为 VSCMG 主要输出力矩。图 6 为

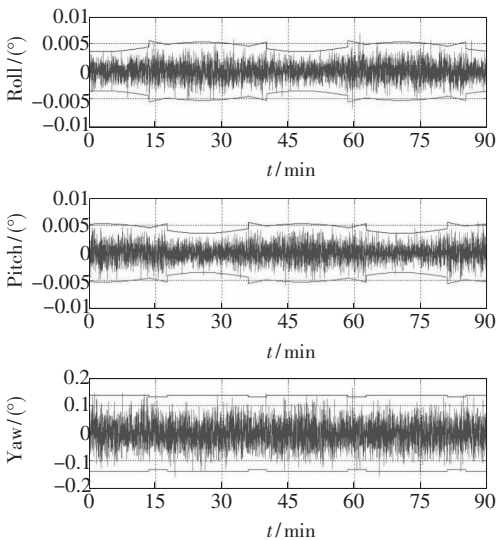


图 5 姿态角估计误差  
Fig. 5 Estimation errors

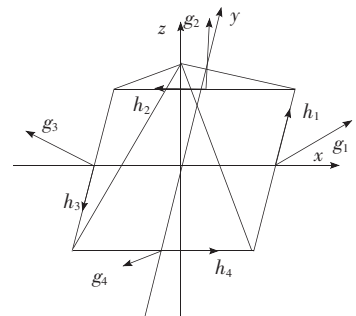


图 6 CMG 群初始状态  
Fig. 6 Initialization of CMG cluster

### 4 姿态控制系统数学模型

系统的数学模型为控制率和操纵率设计的基

CMG 群的初始状态, 在此状态下  $CMG_1$  的角动量  $h_1$ 、理论输出力矩  $T_1$  与实际输出力矩  $\hat{T}_1$  分别为:

$$\begin{aligned} \mathbf{h}_1 &= \mathbf{A}_{g1} [-\sin\gamma_1 \cos\beta_1 \quad \cos\gamma_1 \quad \sin\gamma_1 \sin\beta_1]^T \mathbf{I}\Omega_1 \\ \mathbf{T}_1 &= \mathbf{A}_{g1} [-\cos\gamma_1 \cos\beta_1 \quad -\sin\gamma_1 \quad \cos\gamma_1 \sin\beta_1]^T \mathbf{I}\Omega_1 \\ \tilde{\mathbf{T}}_1 &= \tilde{\mathbf{A}}_{g1} [-\cos\tilde{\gamma}_1 \cos\tilde{\beta}_1 \quad -\sin\tilde{\gamma}_1 \quad \cos\tilde{\gamma}_1 \sin\tilde{\beta}_1]^T \mathbf{I}\Omega_1 \\ &\begin{cases} \tilde{\mathbf{A}}_{g1} = \mathbf{A}_{g1} + \Delta\mathbf{A}_{g1} \\ \tilde{\gamma}_1 = \gamma_1 + \Delta\gamma_1 \\ \tilde{\beta}_1 = \beta_1 + \Delta\beta_1 \\ \tilde{\Omega}_1 = \Omega_1 + \Delta\Omega_1 \end{cases} \end{aligned}$$

由对  $\mathbf{A}_{g1}$  和  $\beta_1$  装调检测精度为  $0.005^\circ(3\delta)$ , 编码器对  $\gamma_1$  的测角精度为  $0.01^\circ(3\delta)$ , 飞轮转速  $\Omega_1$  的测速精度为  $0.1\%(3\delta)$ ; 假设飞轮工作在  $4 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$  状态下, 用蒙特卡罗法统计 10 000 次  $\text{CMG}_1$  在三轴方向上输出随机干扰力矩直方图分别如图 7 所示, 得到  $\text{CMG}_1$  的干扰力矩为:

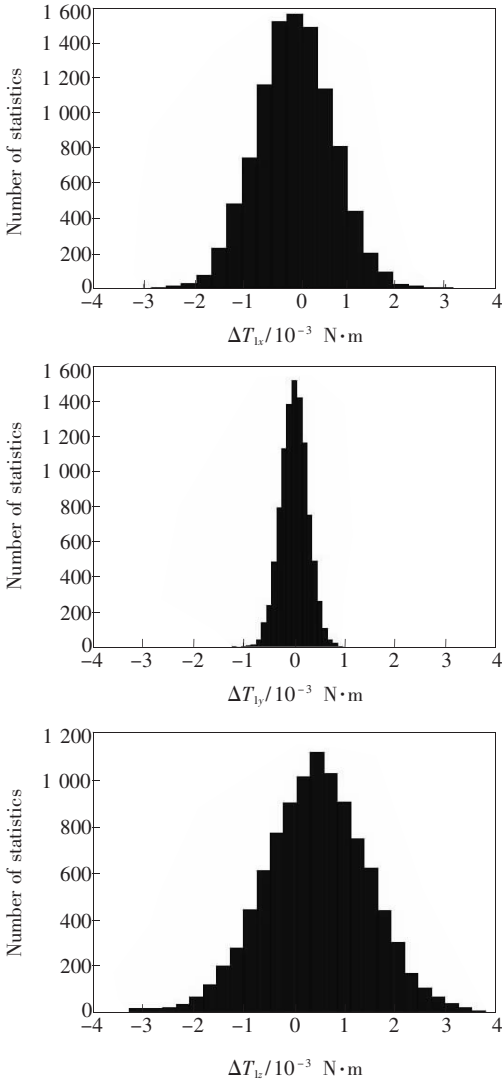


图 7  $\Delta T_{1x}$ ,  $\Delta T_{1y}$  和  $\Delta T_{1z}$   
Fig. 7  $\Delta T_{1x}$ ,  $\Delta T_{1y}$  and  $\Delta T_{1z}$

$$\begin{aligned} |\Delta T_{1x}| &< 0.0025 \text{ N}\cdot\text{m} \\ |\Delta T_{1y}| &< 0.001 \text{ N}\cdot\text{m} \\ |\Delta T_{1z}| &< 0.004 \text{ N}\cdot\text{m} \end{aligned}$$

同理可得到其他 3 个  $\text{CMG}$  的输出随机干扰力矩, 在初始状态下金字塔构型  $\text{CMG}$  群在三轴方向上输出干扰力矩范围大约为:

$$\begin{aligned} |\Delta T_x| &< 0.038 \text{ N}\cdot\text{m} \\ |\Delta T_y| &< 0.038 \text{ N}\cdot\text{m} \\ |\Delta T_z| &< 0.0088 \text{ N}\cdot\text{m} \end{aligned}$$

$\mathbf{A}_s \mathbf{I}_{\text{us}} \dot{\Omega}$  为 VSCMG 工作在反作用飞轮模式下的输出力矩, 虽然受飞轮自身限制比主要输出力矩较小, 单个飞轮最大输出力矩只有  $0.1 \text{ N}\cdot\text{m}$ , 最大输出随机干扰力矩约为  $0.01 \text{ N}\cdot\text{m}$ , 但它给系统增加一个自由度, 在极点规避和脱离方面会起到很大的作用。通过控制器计算得到的控制量  $\mathbf{M}_c$  便由式(3)得到操纵率。基于 VSCMG 的控制系统的控制率与操纵率的设计超出本文讨论范围, 可参阅其他相关文献。

## 5 系统软硬件结构

### 5.1 系统硬件结构

系统采用 Eurotech 公司的 PC104 作为主控计算机, CPU 为 PIII-800, 通过无线局域网与台下监控计算机通讯, 同时采用波特率为  $1 \text{ Mb/s}$  的

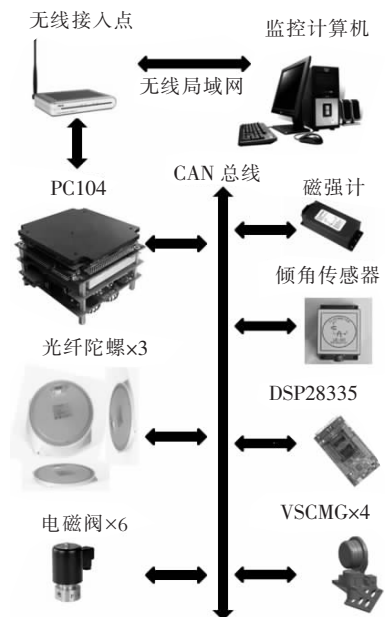


图 8 系统硬件框图  
Fig. 8 System structure

CAN 总线扩展卡与各部分功能模块通讯。由于各传感器与执行器件均不具备 CAN 总线接口,需通过智能 CAN 节点连接系统 CAN 总线与各功能模块。整个控制系统在每个控制周期都要进行姿态确定、控制力矩陀螺操纵率和控制率的计算,涉及大量的浮点运算和矩阵运算。为分担主控制器的负担,保证系统的实时性,采用 DSP28335 浮点型 DSP 作为系统的协处理器进行姿态确定运算,也用其自带的 CAN 接口同其他功能模块通讯。这样这个系统的结构如图 8。

### 5.2 系统软件结构

系统软件主要分 DSP 的姿态确定程序和 PC104 的控制程序。由图 9、图 10 所示系统硬件框图可以看出,CAN 总线上设备特别多,如不对某些设备访问总线加以限制,会产生极多的总线错误和冲突。如三个光纤陀螺的采样频率都是 300 Hz,在不加以限制的情况下总线拥塞特别严重,有近一半的数据会丢失。为建立统一的控制系统时序,对这种模块采用询问的方式通讯。查询会给系统带来 10~50 ms 的延时,在数学仿真和设计控制率时需加以考虑。DSP 与 PC104 程序流程如图 10 所示,其中主控计算机采用 vxWorks

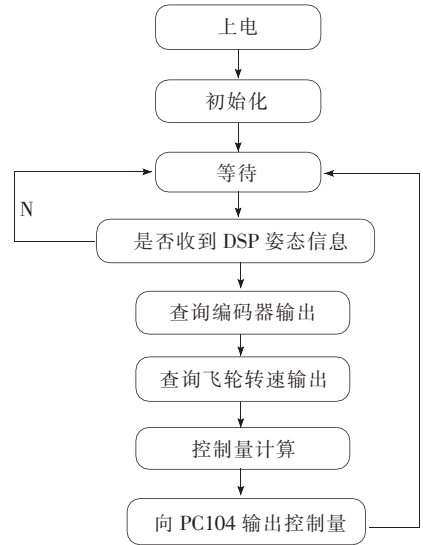


图 10 PC104 程序流程

Fig. 10 PC104 flow

实时操作系统。经调试,证明整个控制系统运行稳定、可靠,实时性好,并且无任何冲突和数据丢失现象。

## 6 结 论

VSCMG 是一种很有前景的姿态控制执行机构。本文详细介绍了一种基于这种执行机构的新卫星姿态控制全物理仿真系统的系统组成和搭建过程,通过理论和实际分析,证明此系统具备仿真小卫星姿态控制系统的的功能。本文还分别建立了姿态确定与姿态控制所需的数学模型,并分析了系统的干扰力矩,为以后仿真验证试验提供了基础条件。

由于本实验系统还未最终完成,增减的部件很多,尚未对转台的转动惯量矩阵做精确的测定,这将在今后的工作中完成。针对此缺陷,也可在控制率设计中考虑采用自适应控制或鲁棒控制以减少对模型精确度的依赖。对于偏航角测量误差较大的问题,需在以后加入更精确的传感器和姿态基准加以改进。

### 参考文献:

[1] DONGWON J, TSOTRAS P. A 3-DOF experimental test-bed for integrated attitude dynamics and control research [J/OL]. AIAA Paper 03-5331, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, TX, 2003. <http://www.ae.gatech.edu/people/ptsotra/papers/aiaa03a.pdf>

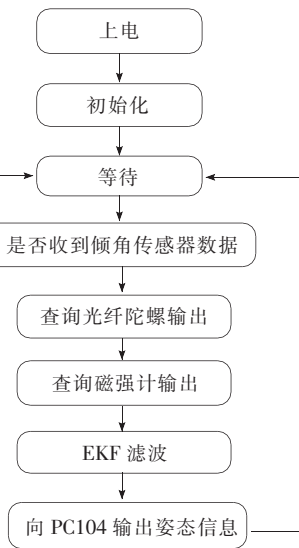


图 9 DSP 程序流程

Fig. 9 DSP flow

- [2] SCHWARTZ J L, HALL C D. The distributed spacecraft attitude control system simulator; development, progress, plans [J/OL]. 2003 *Flight Mechanics Symposium*, 2003. <http://www.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf>
- [3] BANG W. *Space Vehicle Dynamics and Control* [M]. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1998.
- [4] YOON H, TSIOTRAS P. Spacecraft adaptive attitude control and power tracking with single-gimballed variable speed control moment gyroscopes [J]. *AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(6):1081-1090.
- [5] LEFFERS E J, MARKLEY F L, SHUSTER M D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation [J]. *J. Guidance, Control and Dynamics*, 1982, 5(5):417-428.
- [6] SHUSTER M D. Kalman filtering of spacecraft attitude and the QUEST mode [J]. *J. the Astronautical Sciences*, 1990(3):377-393.
- [7] CRASSIDIS J L, JUNKINS J L. *Optimal Estimation of Dynamic Systems* [M]. New York: Chapman & Hall/CRC, 2004: chapter 7.

作者简介:戴路(1980—),男,在读博士,从事卫星姿态控制方面研究。E-mail:zjdain@yahoo.com.cn

## ● 下期预告

# 声波探雷及其信号处理方法研究

王 驰<sup>1</sup>, 李醒飞<sup>1</sup>, 刘志刚<sup>1</sup>, 付 娟<sup>1</sup>, 梁光强<sup>2</sup>

(1. 天津大学 精密测试技术及仪器国家重点实验室, 天津 300072; 2. 天津大学 武装部, 天津 300072)

为了研究声波探雷机理,设计一个基于声-地震耦合的实验系统,并用曲线拟合的方法研究复杂的测试信号变化规律。首先,简述声-地震耦合基本原理,分析土壤-地雷系统的共振作用;然后,分别用喇叭和地震检波器串激发和接收地表振动;最后,采用平均值算法进行地表振动速度曲线拟合,并解释实验现象。结果显示有地雷的地表振动速度与无雷的比值在很宽的频带内都 $>1$ ,其峰值达 24。表明地雷能引起地表振动的明显变化,所提出的实验系统及曲线拟合方法可用于声波探雷信号的进一步研究。