

文章编号 1004-924X(2017)增-0187-09

面向卫星姿控算法快速验证的全物理仿真平台构建

周美丽^{1,2*}, 常琳^{1,2}, 范国伟^{1,2}, 朴永杰^{1,2}, 解鹏^{1,2}

- (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. 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033)

摘要:为实现卫星姿态控制算法的地面验证,设计一种支持快速、高精度的全物理地面仿真系统。本文以面向卫星姿态控制算法快速验证为目标,设计了以哑铃型三轴气浮台为核心的全物理仿真系统。首先,通过调研国内外气浮台的研究与设计现状,确定了卫星全物理仿真哑铃型三轴气浮台的性能指标。接着,进行了气浮台总体设计。然后,在此基础上,采用组件技术建立了航天器姿态控制系统仿真平台,并对姿态敏感器件和执行机构进行选型,设计控制力矩陀螺群构型等。最后,基于递阶饱和和 PD 控制的姿态机动律,以及基于鲁棒伪逆算法的 CMG 群操纵律,验证了仿真平台的控制性能。姿态机动仿真结果表明,三轴转台可在 27 s 内实现 40° 的多轴大角度快速机动,且姿态指向及稳定度优于 0.05° 和 0.005 (°)/s。该仿真系统能够实现满足多约束条件下的姿态快速、精准控制。

关键词:全物理仿真;哑铃型三轴气浮台;控制力矩陀螺;姿控算法快速验证

中图分类号:V416 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172514.0189

Construction of full physical stimulation platform for fast verification of satellite attitude control algorithm

ZHOU Mei-li^{1,2*}, CHANG Lin^{1,2}, FAN Guo-wei^{1,2}, PIAO Yong-jie^{1,2}, XIE Peng^{1,2}

- (1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
 - (2. *National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun 130033, China*)
- * *Corresponding author, E-mail: zhoumeili2011@126.com*

Abstract: In order to realize ground-based verification of attitude control algorithm of satellite, designing one kind of full physical ground stimulation system supporting rapidity and high precision is vital. Taking oriented at fast verification for attitude control algorithm of satellite as target, full physical stimulation system subject to dumbbell-shape three-axis air-bearing as core was designed in the Thesis. Firstly, through researching research and development and current state of design of air-bearing table home and abroad, performance index for dumbbell-shape three-axis air-bearing with full physical stimulation of satellite was confirmed. Then, overall design of air-bearing table was conducted. Afterwards, on the basis, stimulation platform for attitude control system of spacecraft was established by taking advantage of component technology, and sensitive device and actuator of attitude

收稿日期:2017-09-13;修订日期:2017-10-07.

基金项目:国家自然科学基金青年基金资助项目(No. 61503360)

were provided with type selection to design CMGS configuration etc. Finally, control performance for stimulation platform was verified through attitude maneuver law based on by hierarchical saturation PD control and group control law of CMG based on robust pseudo-inverse algorithm. Result of attitude maneuver simulation shows that 40° fast maneuver with multi-axis and large-angle of three-axis tables can be realized within 27 s, and attitude pointing and stability are superior to 0.05° and 0.005 ($^\circ$)/s. This stimulation system can meet fast and accurate control of attitude under condition of multiple constraints.

Key words: full physical stimulation; dumbbell-shape three-axis air-bearing; control moment gyro; fast verification of attitude control algorithm

1 引言

为满足航天技术快速发展的需求,多自由度地面全物理仿真系统被用于航天器姿态确定与控制、硬件系统的验证和软件系统的开发,其作为关键设备已经有 50 余年的历史,范围从大型的国家试验室到小型的学校试验台。NASA Army Ballistic Missile Agency 早在 1959 年就已经研制了全球第一个全物理仿真系统,气浮台采用伞型设计,载重量 450 kg ^[1];1975 年,美国斯坦福大学最早将全物理仿真系统用于学校的飞行器仿真教学试验^[2];随后,密歇根大学也开发了气浮测试台,只是这种转台虽然能提供两轴的全自由度,但承重能力较弱只有不到 200 kg ;美国海军研究生院在 2001 年至 2006 年间陆续开发了两套三自由度气浮台,用于模拟和研究“双焦点反射镜航天器”的捕获、跟踪以及瞄准技术,载重量超过 220 kg ^[3];MIT 空间实验室在 2000 年至 2007 年间开发了多套三自由度气浮台,开展了地面环境模拟 SPHERES 微小卫星之间的测试控制算法及编队飞行^[4];2016 年 M. S. C. Tissera 设计了一种基于气浮台的用于纳卫星姿态控制系统的仿真系统^[5],Kasra Rasouli 给出了一个用于飞行器仿真的五自由度气浮台设计^[6];2017 年,A. Tavakoli 提出了一种用于气浮台姿控仿真系统分立部件的数据发送和同步方法^[7]。

我国开始研制气浮台虽然比发达国家较晚,但也取得了一定的成果,近几年发展尤为迅速。北京控制工程研究所在应用气浮台进行卫星控制系统仿真方面开展了大量研究工作;哈尔滨工业大学研制开发了几套三自由度、四自由度和五自由度气浮台,用于非合作目标的交会对接技术和

卫星的编队飞行及姿态协同方面的研究^[8];中科院长春光机所研制了几套单自由度和三自由度的气浮台,用于卫星姿态控制系统仿真^[9-10];2016 年,中国航天科技集团公司八院研制了的图像导航与配准全物理仿真测试系统,其气浮台承载能力达到 5 吨 ^[11]。还有很多其他研究机构 and 高等院校从事气浮台的研究与开发,如西北工业大学、303 所、6354 所等^[12-14]。

基于气浮台的卫星姿态控制仿真有半物理仿真和全物理仿真。全物理仿真克服了系统中某些部件难以进行精确数学建模的缺点,直接将部件接入控制回路进行仿真实验,验证卫星姿态控制系统方案设计的正确性、开展故障仿真和故障对策研究,提高了卫星在轨运行的可靠性,减少了卫星姿态失控的风险。主流的气浮台设计主要有 3 种形式:桌面型、伞型和哑铃型。桌面型与伞型三轴气浮台结构简单、加工、装配及调平都比较容易,但沿 3 个轴的旋转角度受限大。哑铃型一般在偏航轴和滚动轴可全方位旋转,在俯仰轴最大旋转角度可达 $\pm 25^\circ$ 。因此,哑铃型转台作为全物理仿真平台的优势明显。

综上,搭建一台快速、高精度的全物理地面实验系统用于卫星姿控算法快速验证有重要意义。本文通过对比国内外气浮台的设计指标,确定了本文卫星全物理仿真哑铃型三轴气浮台的性能指标,并进行了气浮台总体设计及姿态控制部件选型,最后用于卫星姿态控制全物理仿真,设计基于递阶饱和 PD 控制的姿态机动律以及基于鲁棒伪逆算法的 CMG 群操纵律,进行了控制力矩陀螺群作为执行机构的三轴稳定卫星动力学的仿真实验研究,实验结果证明:该系统能精准实现满足多约束条件下的规划姿态轨迹的快速跟踪。

2 系统设计

2.1 总体设计

从系统配置上讲,气浮台可分为台上仿真控制系统、台上支撑技术系统以及地面设备 3 部分^[15]。

(1)地面设备。主要包括上位机、三轴气浮台及其附属结构件(气浮轴承、台底座、安装面及支撑梁结构件、部件安装支架)。

(2)台上仿真控制系统。主要包括:姿态敏感部件(倾角传感器、光纤陀螺和磁强计)、执行部件(控制力矩陀螺、动量轮、喷气驱动和自动调平机构)。

(3)台上支撑技术系统。主要包括:电源部件、通信部件、台上控制计算机及接口。

2.2 高精度三轴气浮台

2.2.1 高精度三轴气浮台主要指标

哑铃型三轴气浮转台的负载特性指标及主要功能指标如表 1 所示,实物图如图 1 所示。

表 1 哑铃型三轴气浮转台的负载特性及主要功能

Tab.1 Load characteristic and main function of dumbbell-shape three-axis air-bearing simulator

转台特性	有效负载/kg	300 kg@0.5 MPa
	台面数量/层	4
主要功能	Z 方向运动范围/(°)	±360
	X 方向运动范围/(°)	±360
	Y 方向运动范围/(°)	±25
	锁紧功能	非工作状态下机械锁紧
	调平衡功能	粗、细平衡块人工调整
	摩擦力矩/N·m	≤0.002

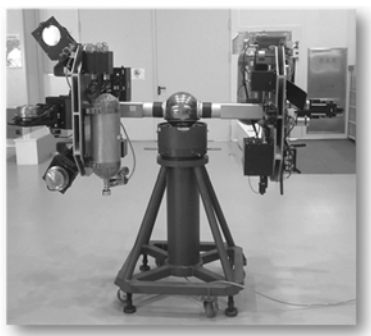


图 1 哑铃型三轴气浮台实物图

Fig. 1 Picture of dumbbell-shape three-axis air-bearing simulator

2.2.2 气浮台结构设计

气浮台总体机械系统主要由哑铃型工作台、调平衡机构、机械锁紧机构、基座及静压气浮球轴承组成。其中,静压气浮球轴承提供了三自由度的低摩擦运动,是哑铃型三轴气浮转台的核心部件。作为一种运动副润滑剂的新型轴承,它采用高压气体,结构简单可靠,承载及刚度适中,且摩擦损耗小。气浮球轴承产生的涡流力矩是气浮台干扰力矩除不平衡力矩(可通过调平衡系统调节)的最主要来源。本文搭建三轴气浮台的干扰力矩测量平台并对干扰力矩进行测量,并对实验数据进行了处理及分析。

当气浮台绕竖直轴旋转时,在没有外界载荷的情况下,相当于一个增益衰减过程,气浮台旋转的角速度在单调递减。由气浮台绕竖直轴旋转时的角速度值,得到气浮台旋转的角加速度 β ,然后根据公式 $M=J\beta$ 可求出气浮台绕竖直轴旋转时的干扰力矩 M 。

如图 2 气浮台顺时针旋转时的角速度拟合曲线可得 $\beta=0.0028 (^{\circ})/s^2$,气浮台浮起部分的转动惯量为: $J=31.7 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。由此计算出气浮台绕竖直轴顺时针旋转时的不平衡力矩为 $M=1.58 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 。

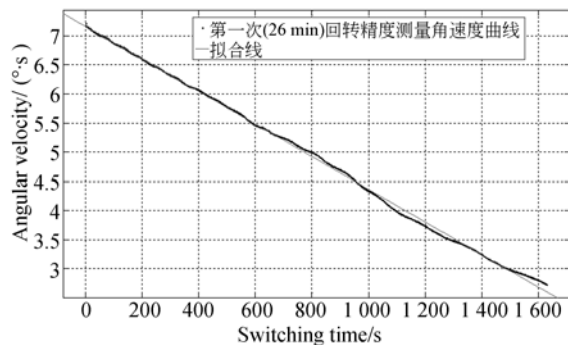


图 2 气浮台顺时针旋转时的角速度拟合曲线

Fig. 2 Velocity curve of three-axis air-bearing simulator rotate clockwise

2.3 上位机

上位机提供人机交互界面,实现了全物理仿真系统控制功能的控制。设计上位机操控界面如图 3 所示,包含控制面板和显示面板双窗口,控制面板完成指令设置和发送,能够在线设置、修改参数;显示面板实时采集、存储和显示测量数据;操作简单,可读性强。

制力矩陀螺结构如图 4 所示。

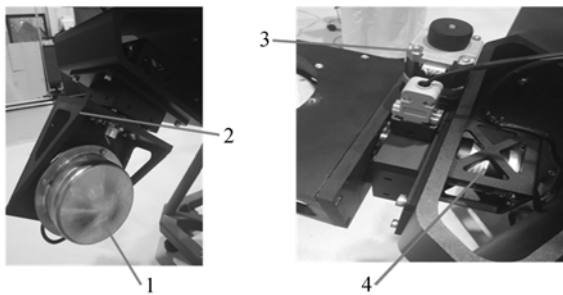


图 4 单框架控制力矩陀螺实物图
Fig. 4 Picture of SCCMG

图 4 中 1 为飞轮(动量轮),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;2 为精密转台,其主要机构为一螺纹丝杠减速器。可提供 60 : 1 的减速比,具备自锁功能。精密转台通过导电滑环将转台上飞轮的电源及通信线路转接到转台下;3 为二相步进电机,其步距角为 1.8° ,经过 64 细分,可达 0.0281° ;最高工作转速为 $30 (^{\circ})/s$ 。由于步进电机为脉冲控制方式,由 FPGA 产生脉冲来控制其行进的速率和步数;4 为 23 位光电编码器,测角精度为 0.006° 。

(2)控制力矩陀螺群构型设计

控制力矩陀螺群结构选用航天领域广泛应用的金字塔构型,4 个控制力矩陀螺对称安装,如图 5 所示。

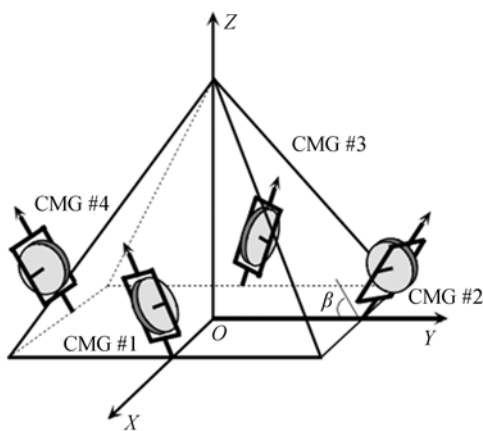


图 5 控制力矩陀螺群金字塔构型图
Fig. 5 Pyramid configuration of CMGs

2.5.3 喷气驱动

三轴喷气推力机构可以卸载飞轮和控制力矩陀螺及为姿态控制提供喷气推力,由 2 个高压碳纤维复合气瓶,2 个减压阀和 8 个高频电磁阀组成。

2.5.4 自动调平机构

自动调平机构主要由高精度丝杠、电机与驱动电路组成。其工作原理为控制系统在进行姿态控制过程中由系统观测器计算所受到的干扰力矩,然后通过驱动调平机构进行自动调整,以减小干扰力矩值。自动调平机构可快速将系统所受到的重力干扰力矩减小到 $0.003 N \cdot m$ 以下。

2.6 台上支撑技术系统

台上支撑技术系统组成如下:

- (1)电源部件 2 台大容量锂电池。
- (2)通信部件 蓝牙通信装置和无线路由通信装置各 1 套。
- (3)台上控制计算机及接口 PC104 计算机和 PC104CAN 卡各 1 块。

系统采用 PC104 控制计算机,联合 matlab 和 vxworks 实时操作系统对仿真验证核心算法进行快速部署。利用其快速实现的优越性,可以有效地对各种算法的优劣性能进行比较,从而实现卫星姿态控制算法快速验证。通过无线局域网与上位机通讯,同时采用波特率为 1 Mb/s 的 CAN 总线扩展卡与各部分功能模块通讯,如图 6 所示。



图 6 控制计算机及通信方案原理图
Fig. 6 Schematic diagram of control computer and communication scheme

3 卫星全物理仿真系统功能及工作模式

3.1 全物理仿真系统功能

该卫星全物理仿真系统具备以下功能:通过传感器进行自主定姿;实现手动调平和自动调平;完成基于三台正交安装飞轮控制的三轴姿态控制仿真实验;完成基于四台金字塔构型安装单框架控制力矩陀螺的姿态控制仿真实验;通过三轴喷气执行机构完成动量卸载、阻尼姿态控制;台下遥测遥控系统进行数据交换。

3.2 仿真系统工作模式

该卫星全物理仿真系统具有几种工作模式:空闲模式、测试模式、自动调平模式、姿态仿真模式(CMG 归零模式、CMG 模式和飞轮模式)和停机模式。除空闲模式外,进入其他模式均需上位机上注相应指令。

仿真系统上电后自动进入空闲模式,控制计算机加载程序并进行初始化,初始化完成后等待上注指令进入下一个工作模式。测试模式中,控制计算机对所有部件轮询遥测信息,并将测试结果下传。自动调平模式中,仿真系统通过滤波算法估计重力干扰力矩的大小,驱动自动调平机构进行补偿,并将干扰力矩估计残差实时下传。姿态仿真模式中,仿真系统根据上注指令进行姿态控制,包括找到金字塔构型的 4 个控制力矩陀螺的机械零位、采用控制策略实现 CMG 机动控制和采用控制策略驱动反作用飞轮对台体姿态进行机动及稳定控制。仿真系统收到进入停机模式指

令后,将飞轮转速降为零,随后自动转入空闲模式。工作模式示意图如图 7 所示。

4 数学模型与全物理仿真实验

4.1 基于递阶饱和 PD 的姿态机动律设计

考虑到执行结构输出力矩饱和、星体最大转动角速率受限等约束条件,设计简单实用的递阶饱和 PD 控制器,其能够对姿态偏差进行逐次消除,达到良好的控制效果。控制器形式如式 1 所示。

$$\tau = -J_s \{ k \text{sat}(q_e) + d\omega_e \}, \quad (1)$$

其中: q_e 为误差四元素的矢量部分, ω_e 为误差角速度, k 和 d 为与系统频率及积分时间常数相关的常量。

饱和函数 $\text{sat}_L(q_e)$ 定义为:

$$\text{sat}_L(q_e) = \begin{cases} q_e, & \text{if } \|q_e\|_\infty < L \\ \frac{q_e}{\|q_e\|_\infty} \times L, & \text{if } \|q_e\|_\infty \geq L \end{cases}, \quad (2)$$

其中: $\|q_e\|_\infty = \max\{|q_{e1}|, |q_{e2}|, |q_{e3}|\}$ 表示取矢量中的最大值。

参数 L 的设计如下:

$$L = (d/k) \times |\omega_i|_{\max}, \quad (3)$$

其中: $|\omega_i|_{\max}$ 表示每个轴上陀螺的最大角速度限幅值。

在卫星机动速率及控制输出受限情况下,设计的递阶饱和 PD 控制器形式如式(4):

$$u = \text{sat}_U(\tau) = \begin{cases} \tau, & \|\tau\|_\infty < U \\ U(\tau / \|\tau\|_\infty), & \|\tau\|_\infty \geq U \end{cases}, \quad (4)$$

其中: U 为控制器的最大输出值; $\|\tau\|_\infty = \max\{|\tau_1|, |\tau_2|, |\tau_3|\}$ 为表示取矢量中的最大值。

4.2 金字塔构型 CMG 操纵律设计

CMG 的操纵律作用是将控制律规划出的期望控制力矩转化为金字塔构型 CMG 群中每个 CMG 的运动指令,即每个 CMG 的框架角速度运动指令。为使得金字塔构型 CMG 群能够输出稳定、平滑的控制力矩,本文采用鲁棒伪逆操纵律。

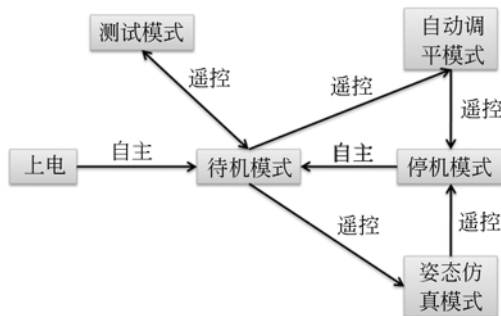


图 7 工作模式示意图

Fig. 7 Diagram of operation model

其设计可通过最小化如下的优化指标:

$$J = (\mathbf{A}\dot{\boldsymbol{\delta}} - \boldsymbol{\tau})^T \mathbf{H} (\mathbf{A}\dot{\boldsymbol{\delta}} - \boldsymbol{\tau}) + \dot{\boldsymbol{\delta}}^T \mathbf{M} \dot{\boldsymbol{\delta}}. \quad (5)$$

其中: \mathbf{H} , \mathbf{M} 为待设计的正常值矩阵, $\boldsymbol{\tau}$ 为规划出的期望控制力矩。矩阵 \mathbf{A} 为雅克比矩阵。由以上的优化问题,可以确定出框架角速度变化规律为:

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{A}^+ \dot{h} = \frac{1}{h_0} \mathbf{W} \mathbf{A}^T (\mathbf{A} \mathbf{W} \mathbf{A}^T + \mathbf{V})^{-1} \dot{h}. \quad (6)$$

为了避免 CMG 框架锁死,提高鲁棒伪逆操纵律对奇异性的回避,需要合理的设计矩阵 \mathbf{H} , \mathbf{M} 。文采用如下的方法设计矩阵 \mathbf{H} , \mathbf{M} :

$$\mathbf{V} \equiv \mathbf{H}^{-1} = \lambda \begin{pmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{pmatrix} > 0$$

$$\mathbf{W} \equiv \mathbf{M}^{-1} = \begin{pmatrix} \mathbf{W}_1 & \lambda & \lambda & \lambda \\ \lambda & \mathbf{W}_2 & \lambda & \lambda \\ \lambda & \lambda & \mathbf{W}_3 & \lambda \\ \lambda & \lambda & \lambda & \mathbf{W}_4 \end{pmatrix} > 0, \quad (7)$$

$$\lambda = \lambda_0 \exp[-\mu \det(\mathbf{A} \mathbf{A}^T)]$$

式中: ε_i 可选取为零值附近周期变化的函数,本文取为 $\varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\omega t + \Phi_i)$, 参数 $\lambda_0, \mu, \varepsilon_0, \Phi_i$ 为待定的设计系数,一般根据卫星姿态机动情况进行调整。矩阵 \mathbf{W} 的选取需根据卫星姿态机动模式及给定参考控制力矩特点而选取。

4.3 实验流程

系统上电后自动进入空闲测试模式,台上控制计算机加载程序并进行初始化,在初始化完成后,控制计算机对所有部件进行轮询测量信息,并将测量结果遥测下传。

上位机实现控制算法,生成力矩指令,通过无线通信模块传给台上控制计算机,台上控制计算机模拟星载中心机,控制飞轮、控制力矩陀螺及喷气驱动等执行机构来产生控制力矩,直接作用于三轴气浮台,姿态敏感部件测量出姿态运动信息,并通过无线通信模块传给上位机。

4.4 全物理仿真实验结果

以控制力矩陀螺为姿态执行机构,姿态机动 $[40^\circ, 15^\circ, 20^\circ]$ 的各实测曲线如图 8~图 12 所示。

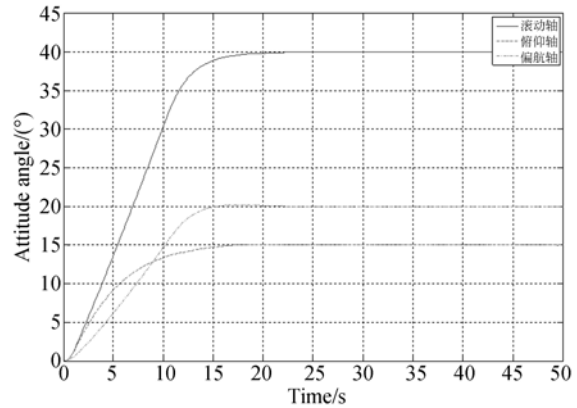


图 8 姿态角度曲线
Fig. 8 Curve of attitude angle

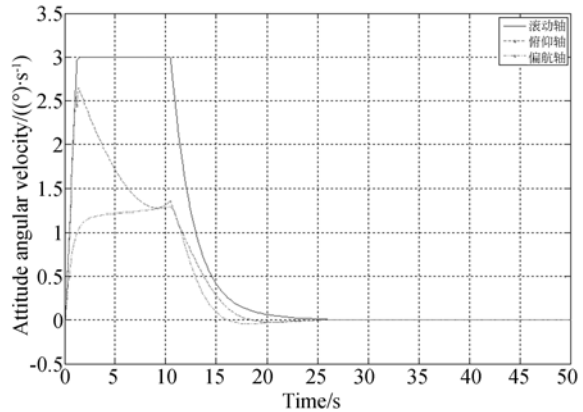


图 9 姿态角速度曲线
Fig. 9 Curve of attitude angular velocity

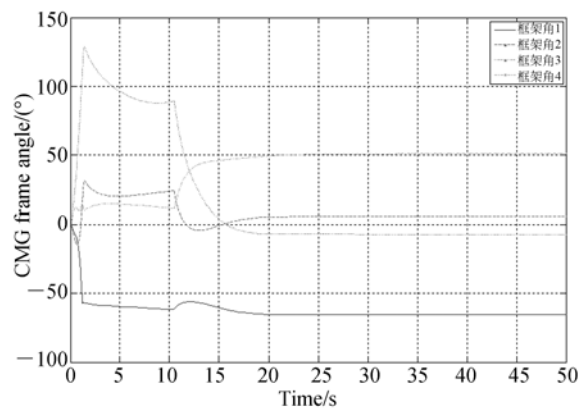


图 10 框架角度曲线
Fig. 10 Curve of frame angle

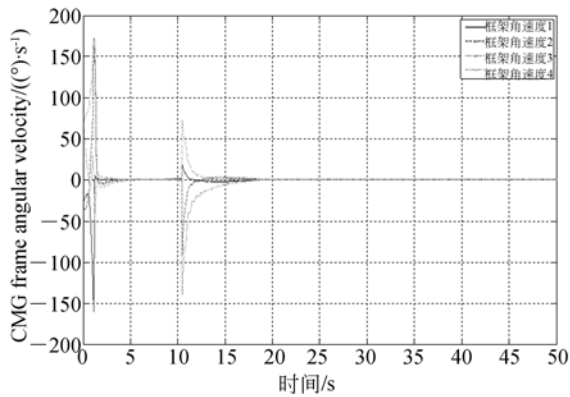


图 11 框架角速度曲线

Fig. 11 Curve of frame angular velocity

可以看出,在姿控算法的控制作用下,转台在 24 s 内实现最大 40° 的姿态机动任务,精度优于 0.05° ;在姿态机动过程中,转台姿态角速度按照设计的最大值 $3^\circ/\text{s}$ 保持一段时间的滑行,在 27 s 时,姿态角速度精度优于 $0.005^\circ/\text{s}$ 。

5 结 论

本文设计了高精度卫星姿态控制全物理仿真

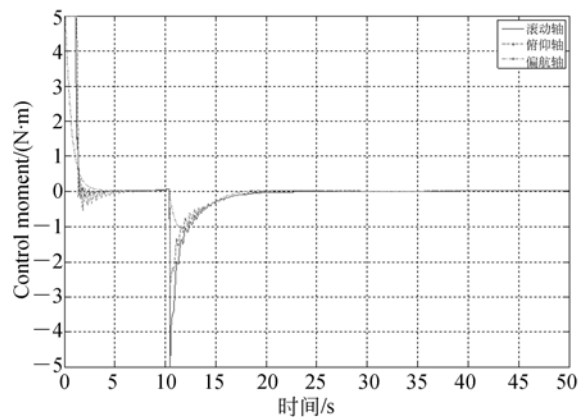


图 12 折算后的姿态机动控制力矩曲线

Fig. 12 Curve of referred attitude maneuvering control moment

系统,详细介绍了系统的性能指标、工作原理和结构组成,并对系统硬件及软件组成和工作模式进行了详细阐述。最后,设计了基于递阶饱和 PD 控制的姿态机动律以及基于鲁棒伪逆算法的 CMG 群操纵律两个全物理仿真实验。实验结果证明,转台可在 27 s 内实现 40° 的多轴大角度快速机动,且姿态指向及稳定度优于 0.05° 和 $0.005^\circ \cdot \text{s}^{-1}$ 。该系统能实现多约束条件下的规划姿态轨迹的快速和精准跟踪。

参考文献:

- [1] 许剑, 杨庆俊, 包刚, 等. 多自由度气浮仿真试验台的研究与发展[J]. 航天控制, 2009, 27(6): 96-101.
XU J, YANG Q J, BAO G, *et al.*. Research and development of air bearing spacecraft simulator on the multiple degrees of freedom[J]. *Aerospace Control*, 2009, 27(6): 96-101. (in Chinese)
- [2] SCHWARTZ J L, PECK M A, HALL C D. Historical review of air-bearing spacecraft simulators [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(4): 513-522.
- [3] SPENCER M G, CHERNESKY V, BAKER J, *et al.*. Bifocal relay mirror experiments on the NPS three axis spacecraft simulator[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA, 2002.
- [4] OTERO A S, CHEN A, MILLER D W, *et al.*. SPHERES: development of an ISS laboratory for formation flight and docking research [C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2002: 1-59-1-73.
- [5] TISSERA M S C, CHIA J W, LOW K S, *et al.*. A novel simulator for measuring the performance of nanosatellite's attitude control system [C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2016: 1-7.
- [6] RASOULI K, SHAHBAZI H, ARIAIEI A, *et al.*. Mechatronic design and construction of a five axes satellite simulator [C]. *Proceedings of the 2016 4th International Conference on Robotics and Mechatronics (ICROM)*, IEEE, 2016: 210-215.
- [7] TAVAKOLI A, FAGHIHINIA A, KALHOR A. An innovative test bed for verification of attitude control system [J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2017, 32(6): 16-22.
- [8] 刘宗明. 基于气浮台的交会对接仿真控制系统设计与实现 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
LIU Z M. *Design and implementation for rendez-*

- vous and docking control system of air-bearing table*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [9] 张刘, 孙志远, 金光. 星载 TDI CCD 动态成像全物理仿真系统设计[J]. 光学精密工程, 2011, 19(3): 641-650. ZHANG L, SUN ZH Y, JIN G. Design of physical simulation system for TDI CCD dynamic imaging[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(3): 641-650. (in Chinese)
- [10] 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. SUN 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)
- [11] 五吨承载三轴气浮台研制成功填补我国技术空白[J]. 传感器世界, 2016, 22(9): 39. Three-axis air-bearing table weighting five tons has been successfully developed to fill the gaps in technology in China[J]. *Sensor World*, 2016, 22(9): 39. (in Chinese)
- [12] 贾杰. 航天器姿态半物理仿真原理及其试验方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006. JIA J. *Study of semi-physical simulation theory and its experimentation method of spacecraft attitude*[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [13] 王亚军. 五自由度气浮平台动态模拟加载方法研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2016. WANG Y J. *Research on dynamic simulation loading method of five degree of freedom air floating platform*[D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2016. (in Chinese)
- [14] 黄成, 王岩, 陈兴林. 六自由度气浮台及其姿态平台自动平衡系统设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(10): 1222-1231. HUANG CH, WANG Y, CHEN X L. Design for the Six-DOF air bearing table and automatic mass balancing system of attitude platform[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(10): 1222-1231. (in Chinese)
- [15] 李季苏, 牟小刚, 张锦江. 卫星控制系统全物理仿真[J]. 航天控制, 2004, 22(2): 37-41, 45. LI J S, MU X G, ZHANG J J. Physical simulation for satellite control system[J]. *Aerospace Control*, 2004, 22(2): 37-41, 45. (in Chinese)

作者简介:



周美丽(1986—),女,内蒙通辽人,助理研究员,2011年于北京交通大学获得硕士学位,主要从事电机伺服控制、卫星姿态控制、执行机构的研究。E-mail: zhumeili2011@126.com