

文章编号 1004-924X(2012)05-1031-10

敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制

陈雪芹*, 耿云海, 王峰, 李冬柏

(哈尔滨工业大学卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150080)

摘要:研究了基于双框架控制力矩陀螺(DGCMG)的敏捷小卫星对地凝视成像过程中的姿态跟踪控制。首先,根据敏捷小卫星的特点和凝视成像任务需求设计执行机构配置方案。然后,根据轨道信息计算地面凝视目标的相对姿态和角速度;为避免控制力矩陀螺(CMG)奇异性的影响,同时设计了适当的控制律和操纵律。最后,通过在“试验三号卫星”的姿态轨道控制系统仿真平台上增加凝视成像任务需求并调整执行机构配置,建立敏捷小卫星姿态控制系统,对文中设计的方案和控制方法进行了数学仿真验证。仿真结果表明,该算法简单有效,能够实现敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪,同时给出了DGCMG能够输出的最小框架角速率指标决定了姿态跟踪精度的结论。

关键词:敏捷卫星;控制力矩陀螺;操纵律;凝视成像;姿态跟踪

中图分类号:V448.22 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20122005.1031

Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite

CHEN Xue-qin*, GENG Yun-hai, WANG Feng, LI Dong-bai

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

* Corresponding author, E-mail: cxqh@hit.edu.cn

Abstract: The attitude tracking control of staring imaging of an agile small satellite driven by Double-Gimbaled Control Moment Gyroscopes (DGCMG) was investigated. Firstly, an actuator configuration scheme was developed according to the characteristics of agile satellite and the staring imaging mission requirements. Then, the orbit information was used to compute the relative attitude angle and attitude angular velocity of a staring imaging target with respect to the satellite body reference frame, and the proper control law and steering law were introduced to avoid the singularity of Control Moment Gyroscope(CMG). Finally, based on the “SY-3” satellite attitude and orbit control simulation platform, the agile small satellite closed-loop control simulation system was established by taking the mission requirements and the actuator adjustments into account and the proposed design scheme and control method were verified in a mathematical simulation. Obtained results show that the presented solution is effective for staring imaging attitude maneuver control of the agile small satellite and the least gimbal angle rate of DGCMG is the most important factor to determinate attitude tracking precision.

Key words: agile satellite; control moment gyroscope; steering law; staring imaging; attitude tracking

收稿日期:2011-12-02;修订日期:2011-12-29.

基金项目:国家高技术 863-702 基金资助项目(No. 2010AA7020101);国家自然科学基金资助项目(No. 60904051, No. 61104026);教育部博士学科点新教师基金资助项目(No. 20092302120067);微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金资助项目(No. HIT. KLOF. 2009096)

1 引言

通常,对姿态或轨道控制有快速机动要求的小卫星称为敏捷小卫星。对于有效载荷为对地凝视成像系统的敏捷小卫星,其成像系统固定在卫星本体上,对地凝视成像时其星载凝视成像系统的光轴始终指向地面目标点,整星对目标点实时快速跟踪,随着任务需求还可能进行整星快速侧摆机动以实现对不同地区的观测,这对小卫星的姿态机动能力及控制精度都有很高的要求。

与常规的小卫星上使用的执行机构反作用飞轮相比,控制力矩陀螺(CMG)作卫星姿态控制系统执行部件时,有较快的动态响应能力和较高的控制效率,即在功耗相同的情况下,能够提供更大的控制力矩^[1]。因此,为了使小卫星能够在更短的时间内达到更大的角速度要求,实现高精度的姿态快速机动,敏捷小卫星一般采用 CMG 作为执行机构。

目前,对基于 CMG 进行航天器姿态机动已有大量相关研究,主要包括 CMG 的奇异性研究^[2-6]、CMG 的储能与姿态控制一体化研究^[7-11]、基于 CMG 的姿态控制算法研究^[12-16]以及 CMG 的操纵律算法研究^[17-23]等等。比较典型的有: B. Wie 等人对敏捷航天器的多目标快速指向控制进行了深入研究^[12],并分析、讨论了 CMG 操纵律设计、奇异性等问题^[3-4]。Surry 大学的 V. Lappas^[13]在其博士论文中,对基于控制力矩陀螺在转动惯量为 $2.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 的 SSTL 平台上进行姿态控制进行了深入研究。D. Richie^[9]在其博士论文中对 CMG 的储能与姿态控制一体化设计进行了深入研究。国内房建成、汤亮、徐世杰、张景瑞、吴忠、金光等人也对采用 CMG 的敏捷航天器姿态控制相关问题进行了大量研究。

如前所述,为了解决或避免 CMG 奇异性问题,或者为了使基于 CMG 的姿态控制系统具有更好的鲁棒性和控制精度,各种参考文献中提供的基于 CMG 的姿态控制算法和操纵律大都较复杂不易于工程实现,而且受限于我国 CMG 产品的实际水平,目前我国的 CMG 应用技术还不成熟。

本文针对敏捷小卫星星载信息处理资源有限的特点,结合目前国内可应用于航天器敏捷机动的某型号 DGCMG 的技术指标,给出了合理的机械配置方式,并设计了一种简单有效的姿态控制律和操纵律,从而有效实现了敏捷小卫星对地凝视姿态机动。最后,对提出的设计方案和控制方法进行了数学仿真验证。

2 姿态参数与运动模型

卫星本体相对于惯性系的姿态四元数记为:

$$\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T, \quad (1)$$

其中, $[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ 是矢量部分,记为 \mathbf{q}_v , q_4 是标量部分,记为 q_s 。

设卫星本体相对惯性系的角速度为:

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T, \quad (2)$$

星体姿态运动学方程为:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \overline{\Xi}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega}, \quad (3)$$

其中,

$$\overline{\Xi}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{q}_v \times] \\ -\mathbf{q}_v^T \end{bmatrix},$$

$$[\mathbf{q}_v \times] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix},$$

令 2 个四元数 \mathbf{q} 和 \mathbf{p} 相乘,则其乘积写成 $\mathbf{q} \otimes \mathbf{p} = [\mathbf{q}] \mathbf{p}$, 定义为

$$[\mathbf{q}] = \begin{bmatrix} q_4 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{q}_v \times] & \mathbf{q}_v \\ -\mathbf{q}_v^T & q_4 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

定义卫星转动惯量 \mathbf{I} , 卫星姿态动力学方程为:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{u} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{T}_d, \quad (5)$$

其中, \mathbf{u} 为星体所受控制力矩, \mathbf{T}_d 为外部干扰力矩。

3 执行机构配置方案

本文建立的敏捷小卫星姿态控制系统中,姿态敏感器分别为 3 个正交安装的光纤陀螺和 2 台能够提供高精度姿态信息的星敏感器;姿态确定系统星敏感器用于估计陀螺的漂移,得到估计的卫星姿态;执行机构为零动量反作用飞轮和 CMG

的组合。姿控系统组成如图 1 所示。

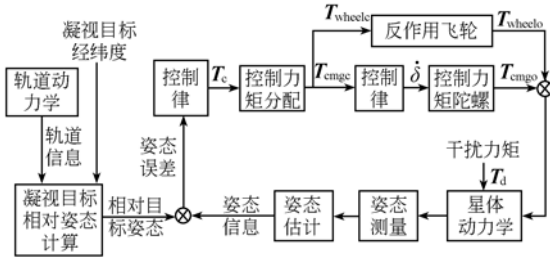


图 1 姿控系统组成原理框图

Fig. 1 Functional block diagram of attitude control system

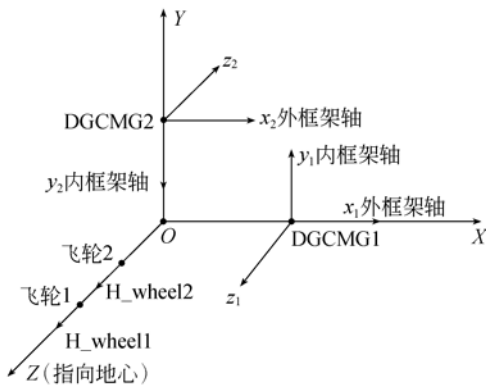


图 2 执行机构配置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of actuator configuration

假设凝视成像系统的光轴沿整星的偏航轴方向,则通过整星在滚转轴和俯仰轴方向的姿态机动可以实现对地凝视成像。考虑到小卫星重量轻、功耗低的特点,为了尽可能降低整星质量和功耗又不影响整星的可靠性和安全性,在滚转轴和俯仰轴方向分别安装 1 个 DGC MG,在偏航轴方向(光轴方向)安装 2 个正装的反作用飞轮,如图 2 所示。

3.1 DGC MG 数学模型

设 DGC MG 的外框架轴转角为 α ,内框架轴转角为 β ,即框架角 $\delta_{cmg} = [\alpha \beta]^T$ 。其角动量为:

$$h_{cmg}(\delta_{cmg}) = h_0 \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中, h_0 为 DGC MG 的常值角动量。对上式两端求导得:

$$\dot{h}_{cmg}(\delta_{cmg}) = \frac{\partial h_{cmg}(\delta_{cmg})}{\partial \delta_{cmg}} \dot{\delta}_{cmg} = C_{cmg}(\delta_{cmg}) \dot{\delta}_{cmg}, \quad (7)$$

其中, $C_{cmg}(\delta_{cmg})$ 简记为 C_{cmg} , 有

$$C_{cmg} = h_0 \begin{bmatrix} -\sin \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta \\ \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ 0 & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (8)$$

DGC MG 产生的力矩记为 T_{cmg} , 建立 DGC MG 的动力学模型为:

$$T_{cmg} = -(\dot{h}_{cmg} + \omega \times h_{cmg}). \quad (9)$$

3.2 飞轮模型

根据反作用飞轮输入端的期望控制力矩 T_{wheelc} , 飞轮输出控制力矩采用力矩模式, 即根据期望力矩直接调节飞轮电机的电流, 产生作用于飞轮的电磁力矩。定义飞轮的力矩系数为 K_m , 忽略飞轮轴承的摩擦, 飞轮输出力矩为:

$$T_{wheel} = K_m T_{wheelc}. \quad (10)$$

3.3 控制力矩分配

根据图 2 中执行机构的配置, 滚转轴和俯仰轴方向的控制力矩由 DGC MG 提供, 偏航轴方向的控制力矩主要由反作用飞轮提供, 为了尽量降低 DGC MG 的功耗, 对操纵律输入和反作用飞轮输入的期望控制力矩进行约束, 分别定义为:

$$T_{cmgi} = T_c \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, T_{wheelc} = T_c \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

根据图 2 所示, 整星配置 2 个 DGC MG, 外框架轴均沿星体滚转轴方向, 内框架轴分别安装于星体俯仰轴的正、负方向上。DGC MG1 的外框架轴沿星体滚转轴方向, 内框架轴沿星体俯仰轴的正方向。设其框架角 $\delta_1 = [\alpha_1 \beta_1]^T$, 其安装矩阵 D_{cmg1} 为 3 阶单位矩阵。DGC MG2 的外框架轴沿星体滚转轴方向, 内框架轴沿星体俯仰轴的负方向。设其框架角 $\delta_2 = [\alpha_2 \beta_2]^T$ 。其安装矩阵 D_{cmg2} 为

$$D_{cmg2} = \begin{bmatrix} 1 & & \\ & -1 & \\ & & -1 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

则 DGC MG 输出的控制力矩为

$$T_{cmgo} = D_{cmg1} T_{cmg1} + D_{cmg2} T_{cmg2}, \quad (13)$$

T_{cmgi} 中 $i=1, 2$, 为第 i 个 DGC MG 生成的控制力矩, 如式(9)所示。

反作用飞轮输出的控制力矩为:

$$T_{wheelo} = T_{wheel1} + T_{wheel2}, \quad (14)$$

T_{wheeli} 中 $i=1, 2$, 为第 i 个动量轮生成的控制力矩, 如式(10)所示。

4 凝视目标的相对姿态与姿态角速度

根据凝视目标点的经纬度以及卫星的轨道信息计算目标点与卫星之间的相对姿态和姿态角速度。敏捷小卫星对地凝视示意图如图 3 所示。

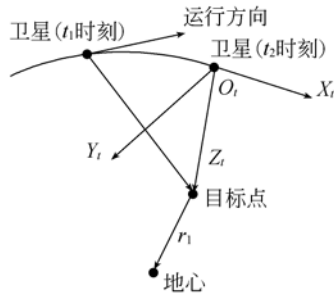


图 3 敏捷小卫星对地凝视示意图

Fig. 3 Schematic diagram of agile satellite staring imaging

首先建立目标坐标系 $O_t X_t Y_t Z_t$: 以卫星质心为坐标系原点 O_t , 以卫星至目标点的指向为坐标系 $O_t Z_t$ 轴, 以 $O_t Z_t$ 轴与轨道坐标系的 $O_o X_o$ 轴的叉乘为目标坐标系的 $O_t Y_t$ 轴, 目标坐标系的 $O_t X_t$ 轴与 $O_t Y_t$ 轴、 $O_t Z_t$ 轴满足右手法则。凝视成像的过程就是卫星体坐标系跟踪目标坐标系的过程, 即卫星的体坐标系在惯性系下的姿态四元数 q_{bi} 跟踪目标坐标系在惯性系下的姿态 q_{ti} 的过程。

q_{bi} 由姿态敏感器测量, q_{ti} 的计算步骤为:

(1) 根据轨道六要素计算轨道坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数 q_{io} 。

已知瞬时轨道 6 个数: 升交点赤经 Ω , 近地点幅角 ω , 偏心率 e , 平近点角 M , 轨道倾角 i , 真近点角 f 。

根据已知公式

$$q_e(x) = \cos \frac{x}{2} + e \sin \frac{x}{2}, \quad (15)$$

可以得到轨道坐标系相对惯性坐标系

$$q_{io} = q_{[0 \ 0 \ 1]^T}(\Omega) \otimes q_{[1 \ 0 \ 0]^T}(i - \frac{\pi}{2}) \otimes q_{[0 \ -1 \ 0]^T}(\omega + f + \frac{\pi}{2}). \quad (16)$$

根据姿态四元数与姿态矩阵的转换关系可得到对应的姿态矩阵 A_{io} 。

(2) 计算目标点至地心的矢量在惯性坐标系中的投影 r_1 。

设已知目标点经度和纬度分别为 θ_{jing} , θ_{wei} , 则有:

$$r_1 = \begin{bmatrix} -\cos(\theta_{jing})\cos(\theta_{wei}) \\ -\sin(\theta_{jing})\cos(\theta_{wei}) \\ -\sin(\theta_{wei}) \end{bmatrix}. \quad (17)$$

(3) 计算目标姿态四元数在惯性系下的投影 q_{ti} 。轨道坐标系 Z 轴在惯性坐标系下的投影为:

$$Z_{oi} = A_{io} [0 \ 0 \ 1]^T, \quad (18)$$

轨道坐标系 Y 轴在惯性坐标系下的投影为:

$$Y_{oi} = A_{io} [0 \ 1 \ 0]^T, \quad (19)$$

目标坐标系 Z 轴在惯性系下的投影为:

$$Z_{ti} = \frac{R_s Z_{oi} - R_t r_1}{\|R_s Z_{oi} - R_t r_1\|}, \quad (20)$$

其中, R_t 为已知的目标点地心距, R_s 为卫星轨道半径。

目标坐标系 X 轴在惯性系下的投影为:

$$X_{ti} = \frac{Y_{oi} \times Z_{ti}}{\|Y_{oi} \times Z_{ti}\|}, \quad (21)$$

目标坐标系 Y 轴在惯性系下的投影为:

$$Y_{ti} = \frac{Z_{ti} \times X_{ti}}{\|Z_{ti} \times X_{ti}\|}, \quad (22)$$

则目标坐标系在惯性系下的姿态矩阵为:

$$A_{ti} = \begin{bmatrix} X_{ti}^T \\ Y_{ti}^T \\ Z_{ti}^T \end{bmatrix}. \quad (23)$$

根据姿态矩阵与姿态四元数之间的转换关系可以得到对应的姿态四元数 q_{ti} 。

根据姿态运动学方程, 可以计算得到对应的姿态角速度 ω_{ti} , 即为目标姿态角速度。

5 控制律与操纵律设计

敏捷小卫星对地凝视时, 姿态跟踪误差为 $q_e = q_{bi}^{-1} \otimes q$, 姿态角速度跟踪误差为 $\omega_e = \omega - \omega_{bi}$ 。基于 DGCMG 的姿态跟踪控制的目的就是: 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\omega_e \rightarrow 0$, $q_{ev} \rightarrow 0$ 。

本文的应用背景是“试验三号卫星”, 该卫星上实际采用的姿态控制律是简单有效的 PD 控制律, 因此基于卫星姿态运动学方程(3)和动力学方

程(5),可得 PD 控制律为:

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} - [\boldsymbol{\omega} \times] \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{D}\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{K}\mathbf{q}_e, \quad (24)$$

其中, \mathbf{D}, \mathbf{K} 为 3×3 的常值正定增益矩阵, 根据闭环系统动态特性的要求, 确定相应的增益阵。

令 DGCMG1 的框架角为 $\boldsymbol{\delta}_{\text{cmg1}} = [\alpha_1 \beta_1]^T$, DGCMG2 的框架角为 $\boldsymbol{\delta}_{\text{cmg2}} = [\alpha_2 \beta_2]^T$, 则 DGC-MG 组合的框架角为 $\boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{\delta}_{\text{cmg1}}^T \boldsymbol{\delta}_{\text{cmg2}}^T]^T$ 。令 DGCMG 组合输出的总的角动量为 \mathbf{h} , 设计操纵律为:

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{C}^+ \dot{\mathbf{h}}, \quad (25)$$

其中, 上标“+”表示求矩阵的伪逆, 在求伪逆过程中, 为了避免奇异性, 参考经典的 S-R 操纵律设计方法^[24], 引入奇异因子并取经验值 $\epsilon = 0.1$, 即 $(\mathbf{X})^+ = (\mathbf{X})^T (\mathbf{X}\mathbf{X}^T + \epsilon \mathbf{I}_{3 \times 3})^{-1}$ 。其中, 根据式(11)的控制力矩 \mathbf{T}_{cmgc} , 由式(9)得到:

$$\dot{\mathbf{h}} = -\mathbf{T}_{\text{cmgc}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}. \quad (26)$$

根据式(6)以及安装矩阵 $\mathbf{D}_{\text{cmg1}}, \mathbf{D}_{\text{cmg2}}$, 分别将余弦函数 \cos 和正弦函数 \sin 缩写成 c 和 s , 可得

$$\mathbf{h} = h_0 \left[\mathbf{D}_{\text{cmg1}} \begin{bmatrix} c\alpha_1 c\beta_1 \\ s\alpha_1 c\beta_1 \\ s\beta_1 \end{bmatrix} + \mathbf{D}_{\text{cmg2}} \begin{bmatrix} c\alpha_2 c\beta_2 \\ s\alpha_2 c\beta_2 \\ s\beta_2 \end{bmatrix} \right] = h_0 \begin{bmatrix} c\alpha_1 c\beta_1 + c\alpha_2 c\beta_2 \\ s\alpha_1 c\beta_1 - s\alpha_2 c\beta_2 \\ s\beta_1 - s\beta_2 \end{bmatrix}. \quad (27)$$

上式两端关于 $\boldsymbol{\delta}$ 求导, 可得式(25)中相关矩阵为:

$$\mathbf{C} = h_0 \begin{bmatrix} -s\alpha_1 c\beta_1 - c\alpha_1 s\beta_1 - s\alpha_2 c\beta_2 - c\alpha_2 s\beta_2 \\ c\alpha_1 c\beta_1 - s\alpha_1 s\beta_1 - c\alpha_2 c\beta_2 & s\alpha_2 s\beta_2 \\ 0 & c\beta_1 & 0 & -c\beta_2 \end{bmatrix}. \quad (28)$$

根据式(25)、式(26)和式(28)可求得指令框架角速度 $\dot{\boldsymbol{\delta}}$, 如图 1 所示框架结构, 利用式(7)和式(9)所示的 DGCMG 的动力学模型, 可分别得到 2 个 DGCMG 输出的力矩, 再利用式(13), 结合 2 个 DGCMG 的安装矩阵得到 DGCMG 组合输出的力矩 \mathbf{T}_{cmgo} 。

6 数学仿真与分析

哈尔滨工业大学抓总研制的“试验三号卫星”于 2008 年 11 月 5 日发射, 目前运行状态良好。本文在“试验三号卫星”姿态轨道控制系统仿真平

台基础上, 增加执行机构配置以及凝视成像任务需求, 建立敏捷小卫星姿态轨道控制系统。星敏感器和陀螺等敏感器以及导航系统直接采用“试验三号卫星”的实际参数, 对其它一些系统参数进行适当修改。即图 1 中轨道动力学、星体动力学、姿态测量、姿态估计、控制律、反作用飞轮均与“试验三号卫星”一致。

(1) 主要仿真参数包括:

轨道角速度: 0.001 1 rad/s ;

轨道高度: 290 km ;

$$\text{转动惯量: } \mathbf{I} = \begin{bmatrix} 260 & 0 & 2 \\ 0 & 260 & 4 \\ 2 & 4 & 80 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2;$$

PD 控制系数为:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 3.2 \\ 4.1 \\ 4.7 \end{bmatrix}, \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 32 \\ 32 \\ 51 \end{bmatrix};$$

飞轮的力矩系数为: $K_m = 1$;

星体初始姿态四元数: $\mathbf{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$;

星体输出姿态角速度: $\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \ 0 \ 0]^T (^\circ)/\text{s}$;

DGCMG 的常值角动量: $h_0 = 15 \text{ N} \cdot \text{ms}$;

控制周期: 250 ms 。

(2) 凝视成像参数为:

地面目标经度: -1.85° ;

地面目标纬度: 0.35° ;

地面目标地心距: $6 \ 378.14 \text{ km}$;

(3) 某型号 DGCMG 的参数为:

最大角动量: $15 \text{ N} \cdot \text{ms}$

最大出力矩: $3.5 \text{ N} \cdot \text{m}$;

参考框架角速率: $\pm 0.1 (^\circ)/\text{s} \sim \pm 10 (^\circ)/\text{s}$;

最小框架角速率: $\pm 0.02 (^\circ)/\text{s}$;

框架角测量的量化误差: $[8 \ 0.4]/65 \ 536 \text{ rad}$;

框架角测量噪声方差: $[1.666 \ 7 \times 10^{-5} \ 1.666 \ 7 \times 10^{-5}] \text{ rad}$;

角动量测量的量化误差: $15/65 \ 536 \text{ N} \cdot \text{ms}$;

角动量测量噪声方差: $0.003 \text{ N} \cdot \text{ms}$;

(4) 反作用飞轮的参数为:

最大角动量: $4.5 \text{ N} \cdot \text{ms}$;

最大出力矩: $0.04 \text{ N} \cdot \text{m}$;

静摩擦系数: 5×10^{-3} ;

动摩擦系数: 5×10^{-4} ;

(5) 环境干扰力矩如图 4 所示,包含气动干扰力矩,重力梯度力矩,地磁力矩和太阳光压力矩。

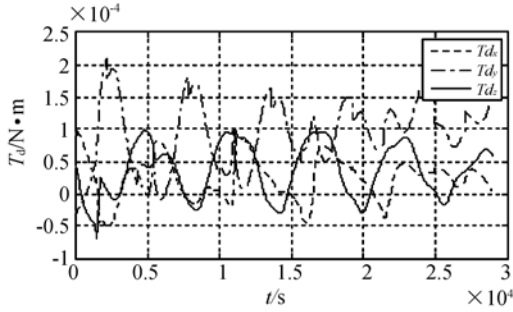
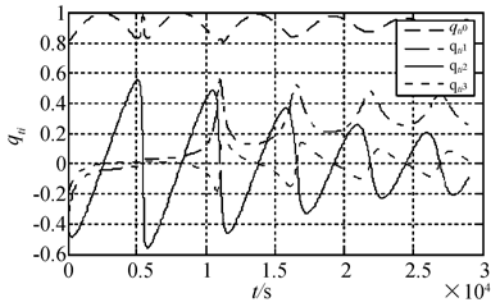


图 4 空间环境干扰力矩

Fig. 4 Disturbing torque of space environment

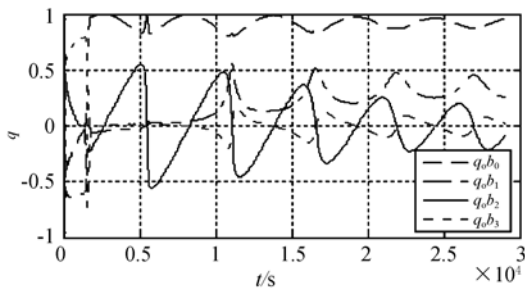
仿真时,为了更好地观察 DGCMG 控制作用下的系统性能,设在整个轨道周期内,凝视相机始终对地面某指定目标进行凝视成像,仿真时间设为 29 000 s,包含 5 个轨道周期。仿真结果如图 5 所示。

仿真结果分析:如图 5(a)轨道坐标系下目标姿态所示,当给定地面凝视目标时,卫星必须始终处于机动状态,使得其凝视成像系统的光轴始终指向地面目标。如图 5(b)轨道坐标系下卫星跟踪



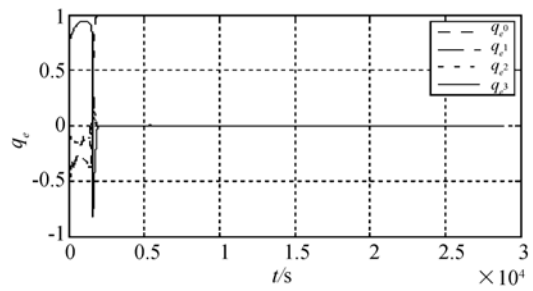
(a) 轨道坐标系下目标的相对姿态四元数

(a) Attitude quaternion of target in orbit coordinates



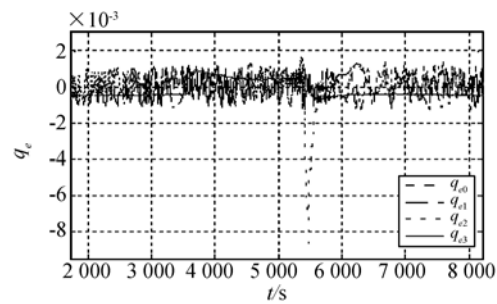
(b) 轨道坐标系下卫星跟踪姿态四元数

(b) Attitude tracking quaternion in orbit coordinates



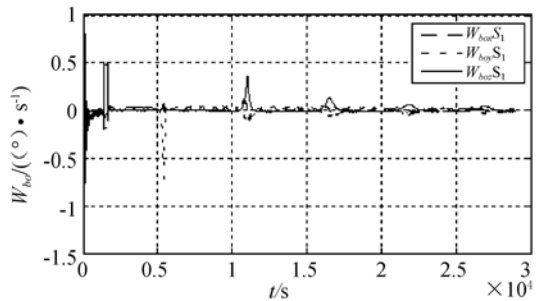
(c) 轨道坐标系下跟踪姿态四元数误差

(c) Attitude tracking quaternion error in orbit coordinates



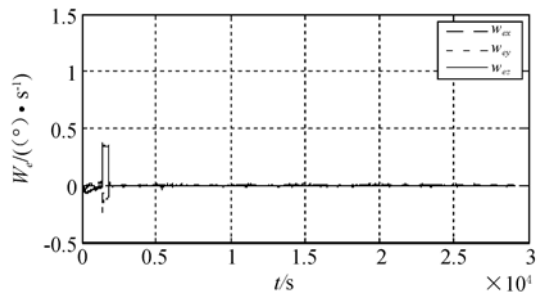
(d) 轨道坐标系下跟踪姿态四元数误差(局部放大)

(d) Attitude tracking quaternion error in orbit coordinates (partial enlarged view)



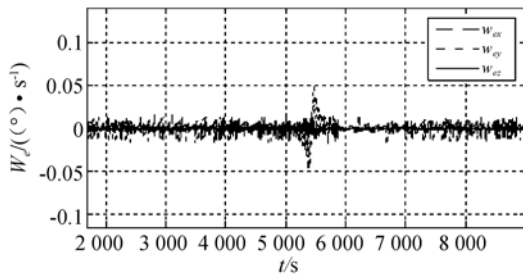
(e) 轨道坐标系下星体姿态角速度

(e) Tracking angular velocity in orbit coordinates

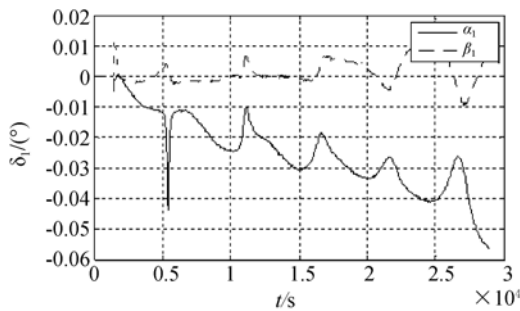


(f) 轨道坐标系下跟踪姿态角速度误差

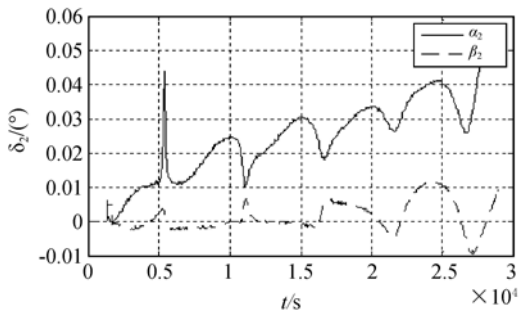
(f) Tracking error of angular velocity in orbit coordinates



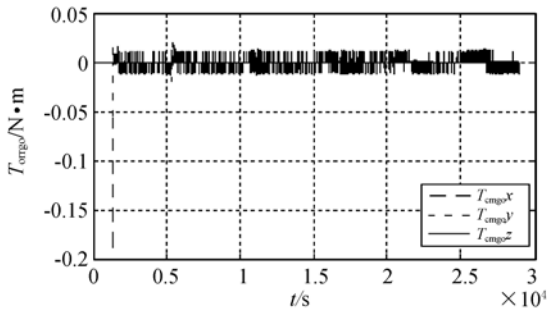
(g) 轨道坐标系下跟踪姿态角速度误差(局部放大)
(g) Tracking error of angular velocity in orbit coordinates(partial enlarged view)



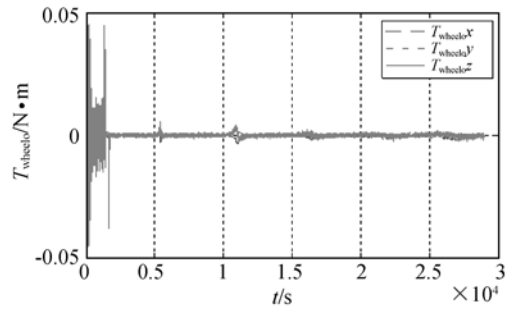
(h) DGCMG1 框架轴转角
(h) gimbal angle of DGCMG1



(i) DGCMG2 框架轴转角
(i) gimbal angle of DGCMG2



(j) DGCMG 输出控制力矩
(j) DGCMGs' output torque



(k) 飞轮输出控制力矩
(k) Flywheels' output torque

图 5 敏捷小卫星姿态控制系统仿真结果

Fig. 5 Simulation results of attitude control system for agile small satellite

姿态所示,卫星在轨运行时,姿态始终跟踪目标姿态,由图 5(c)、图 5(d)可见,其跟踪误差的矢量部分约为 $[0.0015 \ 0.0015 \ 0.0010]$,约为 0.1° 。凝视跟踪过程中卫星姿态角速度如图 5(e)所示,其角速度跟踪误差如图 5(f)、图 5(g)所示,误差约为 $0.01^\circ/\text{s}$ 。2 个 DGCMG 的框架轴转角分别如图 5(h)、图 5(i)所示;根据 CMG 的动力学方程式(6),DGCMG 的最小框架角速率为 $\pm 0.02^\circ/\text{s}$,因此其输出的力矩呈现出如图 5(j)所示的变化情况;飞轮输出的控制力矩如图 5(k)所示。

综上,凝视跟踪过程中姿态角跟踪精度为 0.1° ,姿态角速度跟踪精度为 $0.01^\circ/\text{s}$ 。目前,敏捷小卫星的相关研究更多考虑到的是其机动的能力,受限于执行机构的精度约束对控制精度要求不高,这主要是由本文中采用的某型号的 DGCMG 的特性决定的,该型号 DGCMG 的最小框架角速率为 $\pm 0.02^\circ/\text{s}$ 。在相同仿真条件下,如果将 DGCMG 的最小框架角速率提升至 $\pm 0.01^\circ/\text{s}$,则其执行精度和稳定精度均能提高至少 1 个数量级(受篇幅限制省略仿真结果)。在小卫星质量和功耗允许的情况下,还可以通过修改配置方案来提高控制精度,采用 3 个正装+1 个斜装飞轮+2 个/1 个 DGCMG 的执行机构配置,当凝视跟踪角度小于一定程度时切换成飞轮控制,这样既可以保证敏捷小卫星的快速机动能力,还可以保证其高精度稳定性。

7 结 论

针对敏捷小卫星凝视成像任务的特点设计了

基于 DGCMG 和反作用飞轮的执行机构配置方案。考虑到小卫星载资源有限的特点,设计了 PD 控制器和操纵律并通过引入奇异因子避免 DGCMG 的奇异性。最后基于“试验三号卫星”姿态轨道控制系统仿真平台,增加执行机构配置以及凝视成像任务需求,建立了敏捷小卫星姿态轨道控制系统。采用目前国内可应用于航天器敏捷

机动的某型号 DGCMG 的技术指标,对本文设计的配置方案和控制方法进行仿真验证。仿真结果表明,本文设计的配置方案和控制方法有效可行,同时给出了 DGCMG 能够输出的最小框架角速率指标决定了姿态跟踪精度的结论。本文的研究结果可以为 DGCMG 在小卫星上的应用提供真实有效的参考。

参考文献:

- [1] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制(4)[M]. 北京:中国宇航出版社, 2006: 266-267.
TU SH CH. *Dynamics and Control of Satellite attitude*[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2006:266-267. (in Chinese)
- [2] LEEGHIMA H, BANG H, PARK J. Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index [J]. *Acta Astroautica*, 2009, 64(9-10): 935-945.
- [3] WIE B, HEIBERG C, BAILEY D. Singularity robust steering logic for redundant single-gimbal control moment gyros [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2001, 24(5): 865-872.
- [4] WIE B. Singularity analysis and visualization for single-gimbal control moment gyro systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27 (2): 271-282.
- [5] YOON H, TSIOTRAS P. Singularity analysis of variable-speed control moment gyros [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27 (3): 374-386.
- [6] FORD K A, HALL C D. Singular direction avoidance steering for control-moment gyros[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23 (4): 648-656.
- [7] RICHIE D J, LAPPAS V J. Practical steering law for small satellite energy storage and attitude control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6):1898-1911.
- [8] HALL C D. High-speed flywheels for integrated energy storage and attitude control [C]. *Proceedings of the American Control Conference*, 1997: 1894-1898.
- [9] RICHIE D. *Combined attitude control and energy storage for small satellites using variable speed control moment gyroscopes* [D]. UK: Univ. Of Surrey, 2008.
- [10] 贾英宏, 徐世杰. 利用变速控制力矩陀螺的航天器集成能量与姿态控制[J]. *航空学报*, 2007, 28 (3):647-653.
JIA Y H, XU SH J. Integrated power and attitude control of spacecraft using variable speed control moment gyros [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2007, 28(3):647-653. (in Chinese)
- [11] LAPPAS V, RICHIE D, HALL C, *et al.* Survey of technology developments in flywheel attitude control and energy storage systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32 (2): 354-365.
- [12] WIE B, HEIBERG C, BAILEY D. Rapid multi-target acquisition and pointing control of agile spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(1): 96-104.
- [13] LAPPAS V J. *A Control moment gyro (CMG) based attitude control system (ACS) for agile small satellites* [D]. UK: University of Surrey, 2002.
- [14] BRADFORD A, GOMES L M, SWEETING M. BILSAT-1: a low-cost, agile, earth observation microsatellite for Turkey [J]. *Acta Astronautica*, 2003(53):761-769.
- [15] 汤亮, 徐世杰. 采用变速控制力矩陀螺的航天器自适应姿态跟踪和稳定控制研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(4):663-669.
TANG L, XU SH J. Spacecraft adaptive attitude tracking and stable control with variable speed control moment gyroscopes[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 663-669. (in Chinese)

- [16] 徐开, 金光, 陈娟, 等. 敏捷小卫星姿态机动切换算法[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1528-1532.
XU K, JIN G, CHEN J, *et al.*. Switch algorithm for quick small satellite attitude maneuver [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1528-1532. (in Chinese)
- [17] LAPPAS V J, WIE B. Robust control moment gyroscope steering logic with gimbal angle constraints [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(5): 1662-1666.
- [18] 张景瑞. 灵敏航天器快速倾斜机动的MCMG参数和力矩估算[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2007, 47(11): 2040-2043.
ZHANG J R. Estimation of MCMG parameters and torques for rapid slewing maneuver of agile spacecraft [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2007, 47(11): 2040-2043. (in Chinese)
- [19] 吴忠, 吴宏鑫. 单框架控制力矩陀螺系统操纵律研究综述[J]. 宇航学报, 2000, 21(4): 140-145.
WU ZH, WU H X. Survey of steering laws for single gimbal control moment gyroscope systems [J]. *Journal of Astronautics*, 2000, 21(4): 140-145. (in Chinese)
- [20] 张军, 徐世杰. 使用VSCMGs的IPACS的奇异性分析与操纵律设计[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 123-130.
ZHANG J, XU SH J. Singularity analysis and steering law design of IPACS with VSCMGs [J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2008, 29(1): 123-130. (in Chinese)
- [21] KUROKAWA H. Survey of theory and steering laws of single-gimbal control moment gyros [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1331-1340.
- [22] LAPPAS V, WIE B. Robust CMG steering logic with gimbal angle constraints [C]. *AIAA Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Keystone, CO, Aug, 2006*: 1-14.
- [23] 邢林峰, 孙承启, 汤亮. 高姿态稳定度敏捷卫星的VSCMGs操纵律研究[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(6): 24-28.
XING L F, SUN CH Q, TANG L. VSCMGs-based steering law design for a high attitude stability agile satellite [J]. *Aerospace Control and Application*, 2008, 34(6): 24-28. (in Chinese)
- [24] OH H, VADALI S. Feedback control and steering laws for spacecraft using single gimbal control moment gyro [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1991, 39(2): 183-203.
- [25] 陈茂胜, 金光, 安源, 等. 采用自适应PI控制的单框架控制力矩陀螺角动量飞轮系统的设计[J]. 光学精密工程, 2011, 19(5): 1075-1081.
CHEN M SH, JIN G, AN Y, *et al.*. Design of angular momentum wheel in SGCMG using adaptive compensation PI control [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(5): 1075-1081. (in Chinese)
- [26] 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)

作者简介:



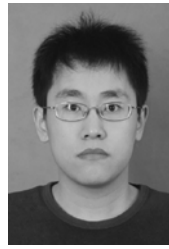
陈雪芹(1982—),女,四川广元人,博士,副研究员,2003年、2005年、2008年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要研究方向为故障诊断与容错控制。E-mail: cxqh@hit.edu.cn



耿云海(1970—),男,黑龙江人,教授,博士生导师,1992年于同济大学获得学士学位,1995年、2003年于哈尔滨工业大学分别获得硕士、博士学位,主要从事卫星总体设计,姿态轨道控制系统设计与系统仿真研究。E-mail: gengyh@hit.edu.cn



王 峰(1981—),男,浙江江山人,博士,副教授,2003年、2005年、2009年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要研究方向为航天器在轨服务、编队飞行协同控制。E-mail: wfhitsat@hit.edu.cn



李冬柏(1980—),男,黑龙江呼兰人,硕士,助理研究员,2003年、2005年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要研究方向为航天器姿态控制系统设计与系统测试。E-mail: water-month@163.com

● 下期预告

精确校准单轴旋转惯导系统中陀螺漂移的新方法

于旭东,王 宇,张鹏飞,谢元平,汤建勋,龙兴武
(国防科技大学 光电科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

在单轴旋转惯导系统中,单轴旋转只能自动补偿转轴垂直方向上的陀螺漂移,不能补偿轴向陀螺漂移,因此,需要采取其他方法对轴向陀螺漂移进行精确的校准。首先,介绍了单轴旋转惯导系统自动补偿的基本原理。然后,在静基座的条件下分析了轴向陀螺漂移、初始方位和姿态角误差、初始速度误差等对经纬度的影响规律。提出了一种利用经纬度误差作为观测量,采用最小二乘法对轴向陀螺漂移进行精确校准的新方法。最后,利用激光陀螺单轴旋转惯导系统进行了静态导航试验和跑车试验,结果显示,所提方法对轴向陀螺漂移的辨识精度达到 $0.0005(^{\circ})/h$,系统定位精度优于 $1\text{ nm}/72\text{ h}$ 。该方法能够有效地辨识轴向陀螺漂移,使系统达到较高的导航精度,具有很强的工程实用价值。