

敏捷小卫星姿态控制律和操纵律一体化设计

陈雪芹, 王峰, 耿云海, 曹喜滨

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150080 哈尔滨, cxqhit@163.com)

摘要: 研究了以控制力矩陀螺(CMG)为执行机构的敏捷小卫星姿态控制系统控制律和操纵律的一体化设计. 首先, 采用4个单框架控制力矩陀螺(SGCMG)构成典型的金字塔构型的CMG, 并根据CMG的框架轴轴承会逐步退化建立CMG动力学模型. 然后, 基于自适应控制思想, 设计控制律和操纵律一体化的控制器, 同时考虑到为避免CMG奇异性影响, 基于Lyapunov理论证明其组成的闭环系统渐近稳定. 最后, 通过建立敏捷小卫星闭环姿态控制系统对算法进行仿真验证, 仿真结果表明该算法简单有效, 能够实现敏捷小卫星快速姿态机动.

关键词: 敏捷卫星; 控制力矩陀螺; 操纵律; 姿态机动

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)01-0007-05

Integrated attitude control algorithm and steering law for agile small satellites

CHEN Xue-qin, WANG Feng, GENG Yun-hai, CAO Xi-bin

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150080 Harbin, China, cxqhit@hit.edu.com)

Abstract: This paper investigates the integrated attitude control algorithm and steering law for agile small satellites configured with control moment gyroscope (CMG). Firstly, considering the deterioration over time of the typical pyramid-shaped CMG cluster with 4 single-gimbal CMGs, the CMG dynamic model was built. Then, based on the adaptive control theory, the integrated attitude control algorithm and steering law were designed, and the asymptotic stability of the closed-loop system was proved via Lyapunov analysis. Finally, mathematical simulation has validated the solution in a satellite closed-loop attitude control system, and the simulation shows that the solution is simple and effective for attitude maneuver control of agile small satellites.

Key words: agile satellite; control moment gyroscope; steering law; attitude maneuver

对于一些功能复杂的大型控制系统, 运行过程中可能会出现一些不可预知的任务需求, 要求系统具有敏捷控制的能力. 随着航天任务的多样化, 对航天器姿态和轨道的快速机动能力及各分系统的适应性均提出了更高要求. 例如, 对于某些具有拍照功能的对地观测小卫星, 相机通常固定

在卫星本体上, 对地拍照时需要整星姿态频繁快速机动以实现不同地区的观测, 在轨服务航天器在接近非合作的过程中也需要高度的敏捷控制, 这都对航天器的姿态机动能力及控制精度具有很高的要求. 通常, 对姿态或轨道控制有快速机动要求的小型航天器称为敏捷航天器. 典型的敏捷航天器有: Pleiades, WorldView-1, WorldView-2, Proba-1, Resourse-DK1, Violet, AEOS, BILSAT-1, IKONOS-2, SPOT, Magellan 等.

与常规小卫星上使用的执行机构反作用飞轮相比, CMG作为卫星姿控系统执行部件时, 有较快的动态响应能力, 有比较高的控制效率, 即在功耗相同的情况下, 能够提供更大的控制力矩^[1].

收稿日期: 2010-08-29.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60904051, 61104026); 教育部博士点新教师基金资助项目(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(HIT. KLOF. 2009096).

作者简介: 陈雪芹(1982—), 女, 博士, 讲师;
耿云海(1970—), 男, 教授, 博士生导师;
曹喜滨(1963—), 男, 教授, 博士生导师.

因此,为了满足小卫星能够在更快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,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^[2-7]、CMG 的储能与姿态控制一体化研究^[8-13]、基于 CMG 的姿态控制算法研究^[14-18]以及 CMG 的操纵律算法研究^[19-27]等. 比较典型的研究有: B. Wie 等^[14]对敏捷航天器的多目标快速指向控制进行了深入研究,并对 CMG 操纵律设计、奇异性问题^[3-4]等进行了深入研究. Surry 大学的 V. J. Lappas^[15]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 平台上的姿态控制进行了深入研究. D. Richie^[10]对 CMG 的储能与姿态控制一体化设计进行了深入研究.

如前所述,为了解决或者避免 CMG 的奇异性问题,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,在各种参考文献中提供的基于 CMG 的姿态控制算法和操纵律一般都比较复杂,本文结合敏捷小卫星星载信息处理资源有限的特点,提供一种简单有效的将姿态控制律与操纵律一体化进行设计的算法,实现敏捷小卫星在轨姿态快速机动,并进行数学仿真验证.

1 卫星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

$$\boldsymbol{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T.$$

其中 $[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ 是矢量部分,记为 \boldsymbol{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

$$\boldsymbol{M}(\boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\delta}) = \begin{bmatrix} -\cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & \cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ \sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 \end{bmatrix}.$$

随着 SGCMG 在轨运行时间的增加,考虑其轴承会逐步退化. 定义 CMG 产生的力矩为 $\boldsymbol{\tau}_{\text{CMG}}$, 建立 CMG 的动力学模型为

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{CMG}} = -(\dot{\boldsymbol{h}}_{\text{CMG}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{h}_{\text{CMG}}) - \boldsymbol{M} \boldsymbol{F}_d \dot{\boldsymbol{\delta}} - \boldsymbol{M} \boldsymbol{F}_s \text{sgn}(\dot{\boldsymbol{\delta}}). \quad (3)$$

其中 $\boldsymbol{F}_d, \boldsymbol{F}_s \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$ 分别表示 CMG 框架轴动态和静态摩擦系数,根据经验分别取为系数为 0.2 和 0.4 的单位矩阵^[28].

CMG 作为执行机构时,式(2)中的 $\boldsymbol{u} = \boldsymbol{\tau}_{\text{CMG}}$, 建模时忽略外部干扰力矩,姿态动力学方程(3)表示为

$$\boldsymbol{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -(\boldsymbol{M} \dot{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{h}_{\text{CMG}}) - \boldsymbol{M} \boldsymbol{F}_d \dot{\boldsymbol{\delta}} -$$

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T.$$

星体姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}(\boldsymbol{q}) \boldsymbol{\omega}.$$

其中

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

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

运动学方程中,四元数的矢量部分和标量部分分别表示时,为

$$\dot{\boldsymbol{q}}_v = \frac{1}{2} (q_4 \boldsymbol{I}_{3 \times 3} + [\boldsymbol{q}_v \times]) \boldsymbol{\omega},$$

$$q_4 = -\frac{1}{2} \boldsymbol{q}_v^T \boldsymbol{\omega}. \quad (1)$$

定义卫星转动惯量 $\boldsymbol{I} = \text{diag}\{I_x, I_y, I_z\}$, 卫星姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{u} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}) + \boldsymbol{T}_d. \quad (2)$$

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

2 CMG 建模

采用典型的有 4 个单框架控制力矩陀螺(SGCMG)组成的金字塔构型的安装方式,安装角 $\beta = 54.74^\circ$. 金字塔构型的 CMG 组合的角动量记为 $\boldsymbol{h}_{\text{CMG}} \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$, 则有 $\dot{\boldsymbol{h}}_{\text{CMG}} = \boldsymbol{M} \dot{\boldsymbol{\delta}}$, 其中 $\boldsymbol{\delta} \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$ 表示 SGCMG 的框架轴转角, $\dot{\boldsymbol{\delta}} = [\delta_1 \quad \delta_2 \quad \delta_3 \quad \delta_4]^T$ 即为对应的框架角速度, $\boldsymbol{M} \in \mathbf{R}^{3 \times 4}$ 是关于 $(\boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\delta})$ 的测量 Jacobian 矩阵,即

$$\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{M} \boldsymbol{F}_s \text{sgn}(\dot{\boldsymbol{\delta}}). \quad (4)$$

3 控制律与操纵律一体化设计

姿态控制系统进行跟踪控制时,设目标姿态为 \boldsymbol{q}_d , 目标姿态角速度为 $\boldsymbol{\omega}_d$, 姿态跟踪误差为

$$\boldsymbol{q}_e = \boldsymbol{q}_d^{-1} \otimes \boldsymbol{q},$$

姿态角速度误差为

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{R} \boldsymbol{\omega}_d,$$

其中 \boldsymbol{R} 为目标姿态到体坐标系的姿态转换矩阵,且

$$\boldsymbol{R} = (q_4^2 - \boldsymbol{q}_v^T \boldsymbol{q}_v) \boldsymbol{I}_{3 \times 3} + 2 \boldsymbol{q}_v \boldsymbol{q}_v^T - 2 q_4 [\boldsymbol{q}_v \times].$$

为便于计算,设辅助信号

$$\mathbf{r} = \boldsymbol{\omega}_e + 2\mathbf{q}_{ev}. \quad (5)$$

其中,系数“2”来源于姿态运动学方程中姿态角速度和四元数的关系.

用转动惯量乘以式(5),并求导得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{I}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_e + 2\dot{\mathbf{q}}_{ev}) = \\ &\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{I}\dot{\mathbf{R}}\boldsymbol{\omega}_d - \mathbf{I}\mathbf{R}\dot{\boldsymbol{\omega}}_d + 2\mathbf{I}\dot{\mathbf{q}}_{ev} = \\ &\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{I}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R})\boldsymbol{\omega}_d - \mathbf{I}\mathbf{R}\dot{\boldsymbol{\omega}}_d + 2\mathbf{I}\dot{\mathbf{q}}_{ev}. \end{aligned}$$

将姿态动力学方程(4)和运动学方程(1)代入上式,得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= -\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\delta}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}_{\text{CMG}} - \mathbf{M}\mathbf{F}_d\dot{\boldsymbol{\delta}} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) - \\ &\mathbf{I}\mathbf{R}\dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \mathbf{M}\mathbf{F}_s \text{sgn}(\dot{\boldsymbol{\delta}}) + \mathbf{I}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R})\boldsymbol{\omega}_d + \\ &\mathbf{I}(q_{e4}\mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{q}_{ev} \times])\boldsymbol{\omega}_e. \end{aligned} \quad (6)$$

基于CMG的姿态跟踪控制的目的就是:当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{R} \rightarrow \mathbf{I}_{3 \times 3}$, $\boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$,即 $\mathbf{r} \rightarrow 0$.根据自适应控制理论,设计一体化的控制律与操纵律为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\delta}} &= (\mathbf{M} + \mathbf{M}\mathbf{F}_d)^+ [-\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{I}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R})\boldsymbol{\omega}_d - \\ &\mathbf{I}\mathbf{R}\dot{\boldsymbol{\omega}}_d + \mathbf{I}(q_{e4}\mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{q}_{ev} \times])\boldsymbol{\omega}_e - \boldsymbol{\omega} \times \\ &\mathbf{h}_{\text{CMG}} + \mathbf{K}\mathbf{r} - \mathbf{q}_{ev}]. \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{K} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为未知的负定的控制律系数矩阵.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^[29],引入奇异因子并取经验值 $\varepsilon = 0.1$,即

$$(\mathbf{X})^+ = (\mathbf{X})^T(\mathbf{X}\mathbf{X}^T + \varepsilon\mathbf{I}_{3 \times 3})^{-1}.$$

开环系统(6)和控制器(7)组成的闭环系统为

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{K}\mathbf{r} - \mathbf{q}_{ev}. \quad (8)$$

选取Lyapunov函数为

$$\mathbf{V} = \mathbf{q}_{ev}^T \mathbf{q}_{ev} + (1 - q_4)^2 + \frac{1}{2} \mathbf{r}^T \mathbf{I} \mathbf{r}.$$

对其求导得

$$\dot{\mathbf{V}} = 2\mathbf{q}_{ev}^T \dot{\mathbf{q}}_{ev} + 2(1 - q_4)(-\dot{q}_4) + \mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}}.$$

根据姿态运动学方程式(1),上式等价于

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{q}_{ev}^T (q_4 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{q}_{ev} \times]) \boldsymbol{\omega}_e + (1 - q_4)(\mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega}_e) + \mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}}$$

再将式(5)和式(8)代入上式得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= \mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{r}^T (\mathbf{K}\mathbf{r} - \mathbf{q}_{ev}) = \\ &\mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{r}^T \mathbf{K}\mathbf{r} - \mathbf{r}^T \mathbf{q}_{ev} = \\ &\mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{r}^T \mathbf{K}\mathbf{r} - (\boldsymbol{\omega}_e + 2\mathbf{q}_{ev})^T \mathbf{q}_{ev} = \\ &\mathbf{r}^T \mathbf{K}\mathbf{r} - 2\mathbf{q}_{ev}^T \mathbf{q}_{ev}. \end{aligned}$$

因式中 \mathbf{K} 为负定阵,所以 $\dot{\mathbf{V}}$ 是负定的.所以闭环系统(8)在状态空间零点处是渐近稳定的.

4 数学仿真与分析

建立敏捷小卫星姿态控制闭环系统仿真图如图1所示.采用4个金字塔构型的CMG作为执行机构,利用陀螺和星传感器测量卫星的姿态角速度和姿态四元数.姿态估计主要是为了补偿姿态

测量中的各种误差以及偏差,提高控制精度,本文不对此进行研究,仿真的目的仅仅是为了验证本文设计一体化控制算法的有效性,因此建立姿态测量模型时,不考虑姿态敏感器的各种误差.

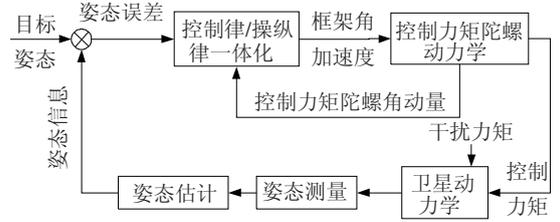


图1 姿态控制闭环系统

仿真参数为: $\mathbf{K} = -70\mathbf{I}_{3 \times 3}$, $\mathbf{I} = \text{diag}\{190, 180, 190\} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,初始姿态角速度 $\boldsymbol{\omega}_0 = 0 \text{ rad/s}$,初始姿态四元数

$$\mathbf{q}_0 = [0.1 \quad -0.1 \quad 0.1 \quad 0.97]^T;$$

目标姿态角速度 $\boldsymbol{\omega}_d = 0 \text{ rad/s}$,目标姿态四元数

$$\mathbf{q}_d = [0 \quad 0.342 \quad 0 \quad 0.9397]^T,$$

即目标姿态角为 $[0^\circ \quad 40^\circ \quad 0^\circ]^T$,目标机动的时间为 $0 \sim 100 \text{ s}$.控制力矩陀螺指标:角动量 $15 \text{ N} \cdot \text{ms}$;最大输出力矩 $3.5 \text{ N} \cdot \text{m}$;框架角速率范围为 $\pm 0.1 \sim \pm 10 (\text{ }^\circ/\text{s})$.根据以上仿真参数,基于常用的模型状态轨迹跟踪的大角度姿态机动控制算法^[30]计算姿态机动时间,与本文仿真结果相比.

设控制力矩陀螺的最大输出力矩为 T_{\max} ,转过的欧拉角为 θ ,绕欧拉轴转动的最大加速度 α 为

$$\begin{aligned} \alpha &= \ddot{\theta}_{\max} \frac{T_{\max}}{\max(\mathbf{I} \cdot \mathbf{r})} = \\ &3.5 \text{ N} \cdot \text{m} / 190 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 = \\ &0.0184 \text{ (rad} \cdot \text{s}^{-1})/\text{s}. \end{aligned}$$

采用控制力矩陀螺机动过程很快,因此采用如图2所示的机动过程.图2中 t_f 表示机动结束时刻, t_1 表示加速结束时刻.

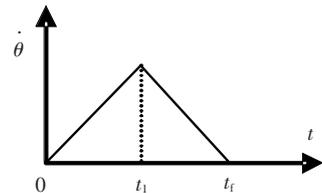


图2 姿态机动变化规律

从图2可以看出,为完全确定姿态机动规律,需要计算 t_1 和 t_f .实际上,二者之间存在一定的依赖关系.根据前面的假设 $\theta(t_0) = \theta(t_0) = 0$,根据系统角动量守恒有 $\dot{\theta}(t_f) = 0$,同时机动目的要求 $\theta(t_f) = \theta_r$.由这些条件,利用运动学知识可得

$$t_1 = \frac{1}{2} \left(t_f - \sqrt{t_f^2 - \frac{4\theta_r}{\alpha}} \right).$$

假设卫星机动时 CMG 以最大力矩 $3.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 输出,按照如图 2 所示的机动过程,当转过的角度 $\theta_f = 40^\circ$ 时,按照上式计算得到 $t_1 \approx 6 \text{ s}$, $t_f \approx 12 \text{ s}$,该机动时间为理想状态下的计算值,然而由于实际机动过程中有未知因素影响,基于模型状态轨迹跟踪算法进行大角度姿态机动时,实际的机动时间应略大于该机动时间.本文算法的仿真结果如图 3 所示.

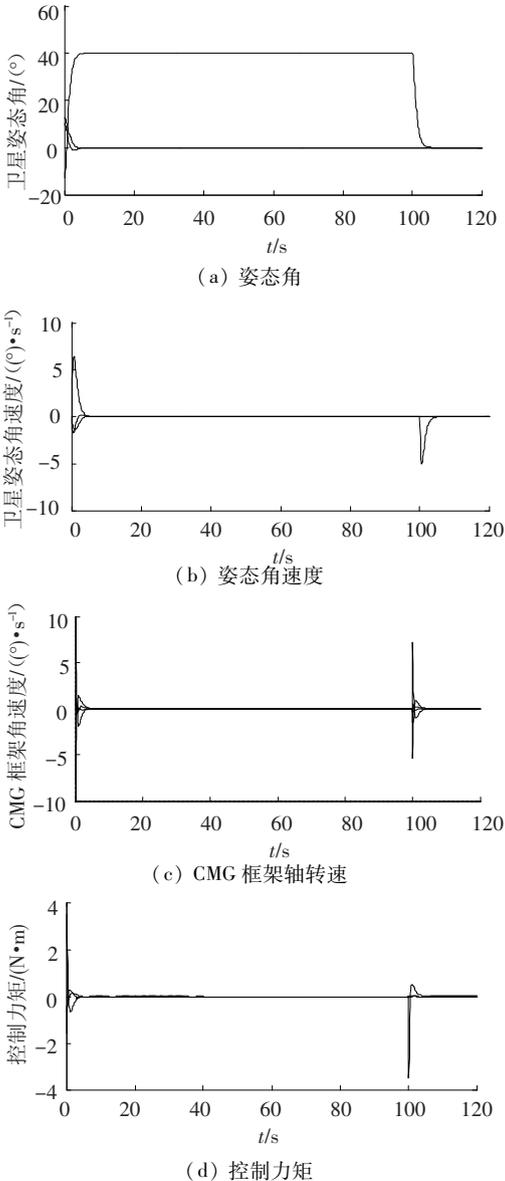


图 3 敏捷小卫星姿态控制系统仿真结果

仿真结果分析:如图 3(a) 所示,目标姿态角为 $[0^\circ \ 40^\circ \ 0^\circ]^T$ 时,整星在 6 s 内达到目标姿态角,100 s 时,姿态机动过程结束,整星在 6 s 内回到初始姿态,优于基于常用的模型状态轨迹跟踪的大角度姿态机动控制;如图 3(b) 所示,姿态机动时整星最大角速度达到 $5 (\circ)/\text{s}$,稳态时,姿态精度小于 $0.001 (\circ)/\text{s}$,由于仿真中没有考虑各种干扰和传感器误差,因此不研究系统的控制精

度;如图 3(c) 和图 3(d) 所示,姿态机动过程中,通过限幅处理,使 CMG 的框架轴转速在 $9 (\circ)/\text{s}$ 以内,CMG 的控制力矩在 $3.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 以内.

5 结 论

针对执行机构为 CMG 的敏捷小卫星设计了姿态跟踪控制算法.该控制方法将姿态控制律与操纵律进行一体化设计,简化了常规姿态控制律和 CMG 操纵律单独设计应用的过程,同时避免了 CMG 的奇异性问题,其原理简单,容易实现,适用于星载信息处理资源有限而且必须满足敏捷机动任务需求的小卫星.闭环仿真结果验证了该算法的可行性和有效性.

参考文献:

- [1] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京:宇航出版社, 2006:266-267.
- [2] LEEGHIMA H, BANG H, PARK J. Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index[J]. Automatica, 2009, 64: 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] 汤亮, 陈义庆. 单框架控制力矩陀螺奇异问题研究[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1181-1189.
- [7] FORD K A, HALL C D. Singularity direction avoidance steering for control-moment gyros[J]. Journal of guidance, control, and dynamic, 2000, 23(4): 648-656.
- [8] RICHIE D J, LAPPAS V J. Practical steering law for small satellite energy storage and attitude control[J]. Journal of guidance, control, and dynamic, 2009, 32(6): 1898-1911.
- [9] HALL C. High-speed flywheels for integrated energy storage and attitude control[C]//Proceedings of the American Control Conference. Evanston, IL: American Automatic Control Council, 1997: 1894-1898.
- [10] RICHIE D. Combined attitude control and energy storage for small satellites using variable speed control moment gyroscopes[D]. Guildford, Surrey: University of Surrey, 2008.

- [11] 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.
- [12] 贾英宏, 徐世杰. 采用变速控制力矩陀螺的一种姿态/能量一体化控制研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 32-37.
- [13] LAPPAS V, RICHIE D. Survey of technology developments in flywheel attitude control and energy storage systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 354-365.
- [14] 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.
- [15] LAPPAS V J. A control moment gyro (CMG) based attitude control system (ACS) for agile small satellites [D]. Guildford, Surrey: University of Surrey, 2002.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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, 8: 1528-1532.
- [19] LAPPAS V J, WIE B. Robust control moment gyroscope steering logic with gimbale angle constraints[J]. Journal of guidance, control, and dynamic, 2009, 32(5): 1662-1666.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 吴忠. 参数不确定 SGCMG 系统的自适应操纵律设计[J]. 控制理论与应用, 2006, 23(1): 143-147.
- [23] 吴忠. 参数不确定 SGCMG 系统的鲁棒操纵律设计[J]. 宇航学报, 2004, 25(1): 93-97.
- [24] 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.
- [25] 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.
- [26] LAPPAS V, WIE B. Robust CMG steering logic with gimbale angle constraints [C]//AIAA Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Keystone: [s. n.], 2006: 1-14.
- [27] 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.
- [28] MACKUNIS W. Nonlinear control for systems containing input uncertainty via a Lyapunov-based approach [D]. Gainesville: University of Florida, 2009: 34-35.
- [29] 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.
- [30] 王炳全. 现代小卫星姿态控制系统设计方法及其应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999: 54-66.

(编辑 张 宏)