

doi: 10.11918/j.issn.0367-6234.2016.11.002

考虑安装偏差的联合执行机构自适应控制算法

叶东¹, 孙兆伟¹, 刘一帆²

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 哈尔滨 150080; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 为满足卫星机动过程中成像的需求, 采用联合控制力矩陀螺和飞轮作为执行机构提供大且精确的控制力矩, 但其安装的偏差会降低卫星姿态控制精度, 基于设计自适应控制律处理这一问题. 在携带变速控制力矩陀螺卫星通用模型的基础上, 建立考虑安装偏差的联合执行机构控制模型. 基于修正罗德里格参数描述的姿态运动学, 设计多输入多输出自适应跟踪控制律估计执行机构的安装偏差与卫星转动惯量, 并进行控制补偿以提高姿态控制精度. 采用平滑映射避免控制律出现奇异现象而导致的无法执行, 并基于 Lyapunov 原理分析了控制系统稳定性. 数学对比仿真结果表明, 该控制方法能够有效的实现卫星快速机动过程中的高精度控制, 可提高 2 个数量级的跟踪控制精度.

关键词: 控制力矩陀螺; 飞轮; 安装偏差; 控制精度; 自适应控制

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2016)11-0007-07

An adaptive control algorithm for hybrid actuator with installation deviation

YE Dong¹, SUN Zhaowei¹, LIU Yifan²

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To meet the requirement of satellite imaging during maneuver, the mixed control moment gyroscopes and flywheel are used as the actuator to provide large and precise control torque. Due to the fact that the installation deviation of these actuators will reduce the attitude control accuracy of satellite, an adaptive control law is designed to deal with this issue. Based on the dynamic model of a satellite with a cluster of single-gimbal variable-speed control moment gyros, the control model with the consideration of installation deviation is derived. Based on the kinematic equation described by modified Rodrigues parameters, a multi-input multi-output adaptive tracking control law is designed to estimate the installation deviation of the actuators and the inertia of satellite, and the corresponding control compensation is adopted to improve the control accuracy. The singularity phenomenon of the tracking control law is avoided by using smooth projector principle, and the stability of the controlled system is analyzed via Lyapunov theory. Simulation results show that the proposed adaptive controller enables the satellite fast maneuver with high control accuracy, and the accuracy of the tracking control can be improved by two orders of magnitude.

Keywords: control moment gyros; flywheels; installation deviation; control accuracy; adaptive control

现代航天器的功能需求对卫星的大角度快速机动能力提出更高的要求, 以提高卫星获取信息的能力, 这个能力不仅体现在获取信息的快速性上^[1], 还体现在信息获取的多样性上(如立体成像, 拼接成像等)^[2-3]. 在一些非沿迹成像^[4]、地面动目标跟

踪这些工作模式在卫星快速机动的基础上, 还要求卫星在机动过程中保持高精度的姿态跟踪能力. 飞行器快速机动与高精度跟踪是一对矛盾的控制要求, 对飞行器的姿态控制性能提出了很高的要求, 特别是执行机构的力矩特征. 航天器常用的执行机构有飞轮、推力器以及控制力矩陀螺(CMG). 飞轮能提供精确的控制力矩, 但输出力矩较小; 推力器能提供大但粗糙的力矩, 且消耗推进剂; CMG 能提供较大的力矩, 但需多个配合使用^[5-6]. 按照目前国内外使用这些执行机构的情况, 无论是从不同使用场景或者备份的角度, 一般飞行器都会携带多个不同种类的执行机构^[7], 因此, 国内外很多学者都提出采

收稿日期: 2015-07-10

基金项目: 国家自然科学基金(61603115); 中央高校基本科研业务费专项资金(HIT.NSRIF.2015033); 微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金(HIT.KLOF.MST.201501); 中国博士后科学基金(2015M81455)

作者简介: 叶东(1985—), 男, 讲师, 博士;
孙兆伟(1963—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 叶东, yed@hit.edu.cn

用联合多个执行机构进行控制的理论方法,期望发挥各个执行的优点^[8-9]. 针对飞轮与推力器联合使用的问题,文献[10]提出使用推力器产生快速机动所需的大力矩,同时采用飞轮进行姿态跟踪偏差的修正,并设计了变结构控制器对推力器不准确所带来的干扰进行抑制. 随着加工技术及工艺的提高,在不久的将来将会有越来越多的飞行器采用 CMG 作为快速机动的执行机构,但 CMG 的使用过程中会出现奇异现象^[11]. 虽然国内外学者提出各种避免/逃脱奇异性的方法,但这些方法多以牺牲控制精度为代价^[12]. 唯一一种保障精度的方案则依赖变速控制力矩陀螺(VSCMG)^[13],但其机构复杂,且转子转速降幅有限,过低的转速会破坏力矩放大的特性,目前还很难实际应用. 因此有学者就提出采用 CMG 和飞轮联合使用的方式,文献[14]提出在敏捷卫星快速机动过程中采用 CMG 加速,在稳定阶段采用飞轮进行姿态控制偏差修正以及高精度的稳定控制. 针对这些方法无法解决姿态机动中的控制精度的问题,文献[15]提出了使用 CMG 进行粗控,利用飞轮进行补偿控制的方式取得良好的效果. 文献[16]提出利用奇异值分解确定 CMG 的奇异方向,并将此方向的力矩指令分配给飞轮,从而达到避开奇异的效果.

上述联合执行机构的使用能够很好地解决力矩输出与精确控制之间的矛盾问题,但均没有考虑执行机构安装不确定性给联合执行机构的使用所带来的影响^[17]. 本文基于这一考虑,采取设计多输入多输出的自适应控制器处理这一问题. 首先,建立携带变速控制力矩陀螺的卫星动力学方程,在此基础上建立联合 CMG 和飞轮作为执行机构的卫星姿态控制模型;然后,针对具有执行机构安装偏差的卫星模型进行自适应控制律设计;最后,针对所提出的算法进行数学仿真以验证其有效性.

1 动力学模型建立

为后续的控制设计的需要建立卫星动力学模型. 控制对象为携带多个 CMG 和飞轮的敏捷卫星,为此基于 VSCMG 建立一个通用的动力学模型.

携带 VSCMG 的卫星模型示意图如图 1 所示,其中框架坐标系(g, s, t)定义为: g 为框架轴转动的方向, s 为转子轴方向, t 与 g 和 s 构成右手系,则 VSCMG 相对于卫星本体坐标系的方向余弦矩阵可表示为

$$C = [g \ s \ t].$$

VSCMG 的框架和转子的转动惯量在卫星本体坐标系可表示为

$$J_g = C I_g C^T, \quad J_w = C I_w C^T.$$

式中, $I_g = \text{diag}[I_{g1}, I_{g2}, I_{g3}]$ 、 $I_w = \text{diag}[I_{w1}, I_{w2}, I_{w3}]$ 分别表示在框架坐标系中表示的 VSCMG 的框架和转子的转动惯量. 在框架坐标系和本体坐标系下表示的卫星本体角速度具有以下关系:

$$\omega = C \omega_g,$$

式中 ω 、 ω_g 分别表示在卫星本体坐标系和框架坐标系下表示的卫星本体角速度. 令 J_s 表示包括把 VSCMG 看做是点质量在内的卫星本体转动惯量,则卫星本体的角动量 h_s 可以表示为

$$h_s = J_s \omega.$$

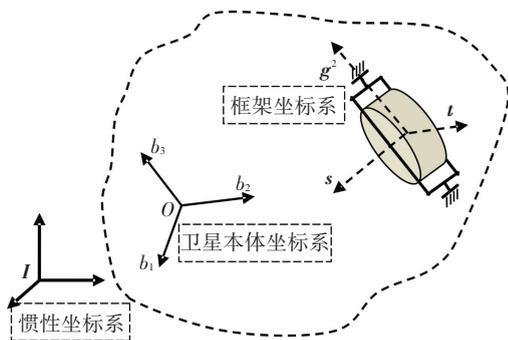


图 1 携带一个 VSCMG 卫星的坐标系定义

Fig.1 The coordination definition for the satellite with one VSCMG

首先考虑只携带一个 VSCMG 的卫星模型. 使用 $\dot{\gamma}_g$ 和 $\tilde{\omega}_g$ 分别表示 VSCMG 框架角和转子的转速,则 VSCMG 框架的角动量 h_g 表示为

$$h_g = C I_g (\omega_g + \dot{\gamma}_g).$$

VSCMG 的角动量 h_w 表示为

$$h_w = C I_w (\omega_g + \dot{\gamma}_g + \tilde{\omega}_g).$$

定义 $I_c = I_g + I_w$,则卫星整体的角动量表示为

$$h = (J_s + C I_c C^T) \omega + C I_c \dot{\gamma}_g + C I_w \tilde{\omega}_g,$$

其中

$$C I_c C^T = I_{csi} s s^T + I_{cti} t t^T + I_{cgti} g g^T.$$

根据 VSCMG 的特征可知 $\dot{\gamma}_g = [\dot{\gamma}, 0, 0]^T$ 和 $\tilde{\omega}_g = [0, \tilde{\omega}, 0]^T$,则

$$C I_c \dot{\gamma}_g = I_{cgti} \dot{\gamma} g, \quad C I_w \tilde{\omega}_g = I_{wsi} \tilde{\omega} s,$$

故卫星整体角动量可以改写为

$$h = (J_s + I_{csi} s s^T + I_{cti} t t^T + I_{cgti} g g^T) \omega + I_{cgti} \dot{\gamma} g + I_{wsi} \tilde{\omega} s,$$

则可以得到携带 L 个 VSCMG 的卫星角动量为

$$h = J \omega + A_g I_{cg} \dot{\gamma} + A_s I_{ws} \tilde{\omega}, \quad (1)$$

$$J = J_s + A_s I_{cs} A_s^T + A_t I_{ct} A_t^T + A_g I_{cg} A_g^T, \quad (2)$$

其中

$$\gamma = [\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_L]^T, \quad \tilde{\omega} = [\tilde{\omega}_1, \tilde{\omega}_2, \dots, \tilde{\omega}_L]^T,$$

$$A_s = [s_1, s_2, \dots, s_L], \quad A_t = [t_1, t_2, \dots, t_L],$$

$$A_g = [g_1, g_2, \dots, g_L],$$

且 $I_{c_s} = I_{g_s} + I_{w_s}$, $I_{g_s} = \text{diag}[I_{g_s,1}, I_{g_s,2}, \dots, I_{g_s,L}]$ 和 $I_{w_s} = \text{diag}[I_{w_s,1}, I_{w_s,2}, \dots, I_{w_s,L}]$, 这里 \cdot 表示 g, s 或者 t . A_s 和 A_t 可以改写成

$$\begin{aligned} A_s &= A_{s0} [\cos \gamma]^d + A_{t0} [\sin \gamma]^d, \\ A_t &= A_{t0} [\cos \gamma]^d - A_{s0} [\sin \gamma]^d. \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\cos \gamma = [\cos \gamma_1, \cos \gamma_2, \dots, \cos \gamma_L]^T$, $\sin \gamma = [\sin \gamma_1, \sin \gamma_2, \dots, \sin \gamma_L]^T$. $[\boldsymbol{x}]^d$ 表示对角阵 $[\boldsymbol{x}]^d = \text{diag}(x_1, x_2, \dots, x_N)$. 由于 \boldsymbol{g} 方向固定于卫星本体, 所以 A_g 是常值矩阵. 式(3)的导数形式为

$$\dot{A}_s = A_t [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d, \quad \dot{A}_t = -A_s [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d.$$

对卫星整体角动量式(2)求导可得到:

$$\dot{\boldsymbol{J}} = A_t [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d (I_{cs} - I_{ct}) A_s^T + A_s [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d (I_{cs} - I_{ct}) A_t^T,$$

进一步, 卫星动力学方程可以表示为

$$\begin{aligned} &(A_t [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d (I_{cs} - I_{ct}) A_s^T + A_s [\dot{\boldsymbol{\gamma}}]^d (I_{cs} - I_{ct}) A_t^T) \boldsymbol{\omega} + \\ &\boldsymbol{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + A_g I_{cg} \dot{\boldsymbol{\gamma}} + A_t I_{us} [\dot{\boldsymbol{\omega}}]^d \dot{\boldsymbol{\gamma}} + A_s I_{us} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \\ &\boldsymbol{\omega}^\times (\boldsymbol{J} \boldsymbol{\omega} + A_g I_{cg} \dot{\boldsymbol{\gamma}} + A_s I_{us} \dot{\boldsymbol{\omega}}) = 0. \end{aligned}$$

为便于后续控制系统的设计, 进行以下合理假设: 由于 VSCMG 的转动惯量相对于卫星本体是小量, 则卫星本体的转动惯量变化律可以忽略; $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\dot{\boldsymbol{\gamma}}$ 都是小量, 所以 $\boldsymbol{\omega}^\times A_g I_{cg} \dot{\boldsymbol{\gamma}}$ 可以忽略; 由于 VSCMG 的转动惯量和 $\dot{\boldsymbol{\gamma}}_g$ 都是小量, $I_{cg} \dot{\boldsymbol{\gamma}}_g$ 可以忽略, 则携带 L 个 VSCMG 的动力学方程为

$$\boldsymbol{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{J} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^\times A_s I_{us} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -A_t I_{us} \dot{\boldsymbol{\omega}}^d \dot{\boldsymbol{\gamma}} - A_s I_{us} \dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (4)$$

这里讨论的是 CMG 和飞轮的联合执行机构控制问题, 对上述建立的动力学方程式(4)进行适当改造(不妨假设卫星携带 M 个 CMG 与 N 个飞轮, 这里 $L = M + N$): 令其中 M 个 VSCMG 的转子转速为恒定值且 $\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0$, 形成 M 个 CMG 模型; 再令 N 个 VSCMG 的框架固定, 即 $\boldsymbol{\gamma} = \dot{\boldsymbol{\gamma}} = 0$, 形成飞轮模型. 此时卫星动力学方程可表示成

$$\begin{aligned} \boldsymbol{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{J} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^\times (A_{cs} I_{cus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_c + A_{us} I_{uus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_w) = \\ -A_{ct} I_{cut} \dot{\boldsymbol{\omega}}_c^d \dot{\boldsymbol{\gamma}}_c - A_{us} I_{uus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_w, \end{aligned}$$

式中下角标 c, w 分别为 CMG 或飞轮所对应的量.

为便于后续控制系统设计及表达方便, 令 $\boldsymbol{H}_{cw} = I_{cus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_c^d$, $\boldsymbol{h} = \boldsymbol{J} \boldsymbol{\omega} + A_{cs} I_{cus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_c + A_{us} I_{uus} \dot{\boldsymbol{\omega}}_w$, 去掉 $\dot{\boldsymbol{\gamma}}$ 以及 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 的下角标, 得到书写简洁的卫星动力学方程为

$$\boldsymbol{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{h} + A_{ct} \boldsymbol{H}_{cw} \dot{\boldsymbol{\gamma}} + A_{us} I_{uus} \dot{\boldsymbol{\omega}} = 0. \quad (5)$$

2 控制模型建立

本文利用无冗余的修正罗德里格参数(MRP)表示姿态, 方向余弦矩阵 \boldsymbol{C} 与 MRP 之间的转换关系为

$$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{\sigma}) = \boldsymbol{I} - \frac{4(1 - \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma})}{(1 + \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma})^2} \boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\sigma}^\times + \frac{8}{(1 + \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma})^2} (\boldsymbol{\sigma}^\times)^2.$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}^\times$ 是 $\boldsymbol{\sigma}$ 的叉乘算子, \boldsymbol{I} 为单位矩阵. 基于 MRP 的卫星姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{\omega}, \quad (6)$$

其中 $\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma})$ 为

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{4} ((1 - \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{I} + 2\boldsymbol{\sigma}^\times + 2\boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\sigma}^T).$$

对式(6)进行微分可得

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \dot{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) \dot{\boldsymbol{\omega}},$$

其中

$$\dot{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) = \frac{1}{2} (\dot{\boldsymbol{\sigma}}^\times + \dot{\boldsymbol{\sigma}} \boldsymbol{\sigma}^T + \boldsymbol{\sigma} \dot{\boldsymbol{\sigma}}^T - \dot{\boldsymbol{\sigma}}^T \boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{I}),$$

进而可以得到:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{G}^{-1} (\dot{\boldsymbol{\sigma}} - \dot{\boldsymbol{G}} \boldsymbol{\omega}). \quad (7)$$

此外, 由于在轨卫星受到的外界干扰力矩在 $10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ 量级, 而卫星在执行机动任务的时间一般在 5 min 左右, 则在这短时间内由外界干扰引起的卫星角动量变化作用非常小, 则可认为整星角动量在惯性系下的是保守的. 使用 \boldsymbol{H}_1 表示在惯性系下表示的整星角动量, 则 \boldsymbol{H}_1 和式(5)中 \boldsymbol{h} 之间的关系可以表示为

$$\boldsymbol{h} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{H}_1.$$

将式(7)代入式(5)可得

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{F}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) + \boldsymbol{G}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \boldsymbol{u}, \quad (8)$$

其中:

$$\boldsymbol{F}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) = \boldsymbol{H}^{*-1} (\boldsymbol{H}^* \dot{\boldsymbol{G}} \boldsymbol{G}^{-1} \dot{\boldsymbol{\sigma}} - \boldsymbol{G}^{-T} \boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{C}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{H}_1) \in \mathbf{R}^{3 \times 1}, \quad (9)$$

$$\boldsymbol{G}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) = -\boldsymbol{H}^{*-1} \boldsymbol{G}^{-T} \boldsymbol{Q} \in \mathbf{R}^{3 \times (m+n)}, \quad (10)$$

$$\boldsymbol{Q} = [A_{ct} \boldsymbol{H}_{cw}, A_{us} I_{uus}] \in \mathbf{R}^{3 \times (m+n)}, \quad (11)$$

$$\boldsymbol{u} = [\dot{\boldsymbol{\gamma}}^T, \dot{\boldsymbol{\omega}}^T]^T \in \mathbf{R}^{(m+n) \times 1}, \quad (12)$$

$$\boldsymbol{H}^*(\boldsymbol{\sigma}) = \boldsymbol{G}^{-T} \boldsymbol{J} \boldsymbol{G}^{-1} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}. \quad (13)$$

将式(8)改写成状态空间形式为

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma} \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} \end{bmatrix} = \boldsymbol{A}_0 \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma} \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} \end{bmatrix} + \boldsymbol{B}_0 (\boldsymbol{F}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) + \boldsymbol{G}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \boldsymbol{u}), \quad (14)$$

其中

$$\boldsymbol{A}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \boldsymbol{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{B}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \boldsymbol{I} \end{bmatrix}.$$

安装偏差以及卫星发射时振动所造成的结构偏差, 会严重降低执行机构的控制精度. CMG 群的力矩输出矩阵 A_{ct} 、飞轮群角动量矩阵 A_{us} 分别为

$$A_{ct} = A_{ct}^n + A_{ct}^\Delta, \quad A_{us} = A_{us}^n + A_{us}^\Delta,$$

式中, A_{ct}^n 、 A_{us}^n 分别表示相应的标称值以及标称值和准确值之间的偏差. 整星角动量可以表示为

$$\boldsymbol{H}_1 = \boldsymbol{H}_1^n + \boldsymbol{H}_1^\Delta,$$

式中 \boldsymbol{H}_1^n 、 \boldsymbol{H}_1^Δ 分别表示角动量估计偏差值和标称值.

则式(9)与式(10)可以写成

$$\mathbf{F}^* = \mathbf{F}^{*n} + \mathbf{F}^{*\Delta}, \mathbf{G}^* = \mathbf{G}^{*n} + \mathbf{G}^{*\Delta},$$

其中:

$$\mathbf{F}^{*n} = \mathbf{H}^{*-1}(\mathbf{G}^{-T}\mathbf{J}\mathbf{G}^{-1}\dot{\mathbf{G}}\mathbf{G}^{-1}\dot{\boldsymbol{\sigma}} - \mathbf{G}^{-T}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma})\mathbf{H}_1^n), \quad (15)$$

$$\mathbf{F}^{*\Delta} = -\mathbf{H}^{*-1}\mathbf{G}^{-T}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma})\mathbf{H}_1^\Delta, \quad (16)$$

且

$$\mathbf{G}^{*n} = -\mathbf{H}^{*-1}\mathbf{G}^{-T}\mathbf{Q}^n, \quad (17)$$

$$\mathbf{G}^{*\Delta} = -\mathbf{H}^{*-1}\mathbf{G}^{-T}\mathbf{Q}^\Delta, \quad (18)$$

式中 \mathbf{Q}^n 、 \mathbf{Q}^Δ 分别表示 \mathbf{Q} 的标称值和估计偏差。

为便于后续自适应控制器的设计,式(16)可写成以下形式:

$$\mathbf{F}^{*\Delta} = \mathbf{Y}_F\boldsymbol{\Theta}_F.$$

式中: $\boldsymbol{\Theta}_F = \mathbf{H}_1^\Delta$ 为待估计的角动量参数, $\mathbf{Y}_F = -\mathbf{H}^{*-1}\mathbf{G}^{-T}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma})$ 是关于 $\boldsymbol{\sigma}$ 和 $\dot{\boldsymbol{\sigma}}$ 的向量函数,称之为退化矩阵。

同样,式(18)也可以写成:

$$\begin{aligned} \mathbf{G}^{*\Delta} &= -\mathbf{H}^{*-1}\mathbf{G}^{-T}[\mathbf{A}_{ct}^\Delta \mathbf{H}_{cw}, \mathbf{A}_{ws}^\Delta \mathbf{I}_{wus}], \\ \mathbf{A}_{ct}^\Delta \mathbf{H}_{cw} &= [\mathbf{t}_{c1}^\Delta, \mathbf{t}_{c2}^\Delta, \dots, \mathbf{t}_{cN}^\Delta] \text{diag}(h_{cwi}) = \\ &[\mathbf{t}_{c1}^\Delta h_{cw1}, \dots, \mathbf{t}_{ci}^\Delta h_{cwi}, \dots, \mathbf{t}_{cN}^\Delta h_{cwN}], \end{aligned}$$

其中

$$\mathbf{t}_{ci}^\Delta h_{cwi} = (\mathbf{t}_{ci0}^\Delta \cos \gamma_i - \mathbf{s}_{ci0}^\Delta \sin \gamma_i) h_{cwi}.$$

式中 \mathbf{t}_{ci0}^Δ 、 \mathbf{s}_{ci0}^Δ 分别表示在 CMG 框架角均为 0 时的力矩输出和转子轴方向偏差。

设

$$\boldsymbol{\Theta}_{cGi} = [\mathbf{t}_{ci0}^{\Delta T}, \mathbf{s}_{ci0}^{\Delta T}]^T \in \mathbf{R}^6,$$

则

$$\mathbf{Y}_{cGi} = -h_{wci} \mathbf{H}^{*-1} \mathbf{G}^{-T} [\cos \gamma_i \mathbf{I}_3, -\sin \gamma_i \mathbf{I}_3] \in \mathbf{R}^{3 \times 6},$$

于是可以得到

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_{cG} &= [\mathbf{Y}_{cG1}, \mathbf{Y}_{cG2}, \dots, \mathbf{Y}_{cGm}] \in \mathbf{R}^{3 \times 6m}, \\ \boldsymbol{\Theta}_{cG} &= \text{diag}(\boldsymbol{\Theta}_{cG1}, \boldsymbol{\Theta}_{cG2}, \dots, \boldsymbol{\Theta}_{cGm}) \in \mathbf{R}^{6m \times m}. \end{aligned} \quad (19)$$

同理

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_{ws}^\Delta \mathbf{I}_{wus} &= [\mathbf{I}_{wus1} \mathbf{I}_3, \mathbf{I}_{wus2} \mathbf{I}_3, \dots, \mathbf{I}_{wusN} \mathbf{I}_3] \cdot \\ &\text{diag}(\mathbf{s}_{w1}^\Delta, \mathbf{s}_{w2}^\Delta, \dots, \mathbf{s}_{wN}^\Delta), \end{aligned}$$

于是可以得到

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_{wG} &= -\mathbf{H}^{*-1} \mathbf{G}^{-T} [\mathbf{I}_{wus1} \mathbf{I}_3, \mathbf{I}_{wus2} \mathbf{I}_3, \dots, \mathbf{I}_{wusN} \mathbf{I}_3] \in \mathbf{R}^{3 \times 3n}, \\ \boldsymbol{\Theta}_{wG} &= \text{diag}(\mathbf{s}_{w1}^\Delta, \mathbf{s}_{w2}^\Delta, \dots, \mathbf{s}_{wN}^\Delta) \in \mathbf{R}^{3n \times n}. \end{aligned} \quad (20)$$

将式(19)与式(20)合并可以写为

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_G &= [\mathbf{Y}_{cG}, \mathbf{Y}_{wG}] \in \mathbf{R}^{3 \times 3(2m+n)}, \\ \boldsymbol{\Theta}_G &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Theta}_{cG} \\ \boldsymbol{\Theta}_{wG} \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

则式(18)可写成如下简洁形式:

$$\mathbf{G}^{*\Delta} = \mathbf{Y}_G \boldsymbol{\Theta}_G.$$

完成控制模型的建立,本文在此基础上进行控制器设计。

3 自适应控制律设计

使用 $\boldsymbol{\sigma}_d(t)$ 表示相对于惯性系卫星的参考姿态,假设 $\boldsymbol{\sigma}_d(t)$ 及其导数项 $\dot{\boldsymbol{\sigma}}_d(t)$ 和 $\ddot{\boldsymbol{\sigma}}_d(t)$ 均已知。定义:

$$\mathbf{e} \triangleq \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma}_e \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma} - \boldsymbol{\sigma}_d \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_d \end{bmatrix}.$$

根据式(14),可以得到卫星的跟踪误差动力学为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \mathbf{e} &= \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma} - \boldsymbol{\sigma}_d \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_d \end{bmatrix} = \mathbf{A}_0 \mathbf{e} + \mathbf{B}_0 (\mathbf{F}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) + \\ &\mathbf{G}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \mathbf{u} - \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_d), \end{aligned} \quad (21)$$

系统 $(\mathbf{A}_0, \mathbf{B}_0)$ 可控,则可通过选取合适的矩阵 \mathbf{K} 使得矩阵 $\mathbf{A}_1 = \mathbf{A}_0 - \mathbf{B}_0 \mathbf{K}$ 满足 Hurwitz 矩阵的条件,式(21)可改写成

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} &= \mathbf{A}_1 \mathbf{e} + \mathbf{B}_0 (\mathbf{K} \mathbf{e} + \mathbf{F}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) + \\ &\mathbf{G}^*(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \mathbf{u} - \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_d). \end{aligned} \quad (22)$$

选择系统 Lyapunov 函数,如

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{e}^T \mathbf{P} \mathbf{e} + \frac{1}{2\alpha_F} \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_F^T \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_F + \frac{1}{2\alpha_G} \text{tr}(\tilde{\boldsymbol{\Theta}}_G^T \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_G). \quad (23)$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{\Theta}}_*$ 定义为参数估计偏差 $\tilde{\boldsymbol{\Theta}}_* \triangleq \boldsymbol{\Theta}_* - \hat{\boldsymbol{\Theta}}_*$, 其中 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_*$ 是参数 $\boldsymbol{\Theta}_*$ 的估计值; $\mathbf{P}(\mathbf{P} = \mathbf{P}^T)$ 是 Lyapunov 方程 $\mathbf{A}_1^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_1 = -\mathbf{Q}$ 的解。

设计反馈控制器 \mathbf{u} , 如

$$\mathbf{u} = (\mathbf{G}^{*n} + \mathbf{Y}_G \hat{\boldsymbol{\Theta}}_G)^\dagger (-\mathbf{K} \mathbf{e} - \mathbf{F}^{*n} - \mathbf{Y}_F \hat{\boldsymbol{\Theta}}_F + \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_d), \quad (24)$$

可以消除系统中其他非线性项,其中 $(\mathbf{X})^\dagger = \mathbf{X}^T (\mathbf{X} \mathbf{X}^T)^{-1}$ 表示 \mathbf{X} 的伪逆, \mathbf{A}_1 为 Hurwitz 矩阵保证了控制系统的稳定性。

将控制器(24)代入式(22)可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} &= \mathbf{A}_1 \mathbf{e} + \mathbf{B}_0 (\mathbf{K} \mathbf{e} + \mathbf{F}^{*n} + \mathbf{Y}_F \boldsymbol{\Theta}_F + \\ &(\mathbf{G}^{*n} + \mathbf{Y}_G \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_G + \mathbf{Y}_C \hat{\boldsymbol{\Theta}}_G) \mathbf{u} - \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_d) = \end{aligned}$$

$$\mathbf{A}_1 \mathbf{e} + \mathbf{B}_0 \mathbf{Y}_F \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_F + \mathbf{B}_0 \mathbf{Y}_C \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_G \mathbf{u}.$$

此时,式(23)的导数形式为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{1}{2} \mathbf{e}^T \mathbf{Q} \mathbf{e} + \frac{1}{\alpha_F} (\alpha_F \mathbf{e}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{Y}_F - \dot{\boldsymbol{\Theta}}_F^T) \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_F + \\ &\frac{1}{\alpha_G} \sum_{i=1}^{m+n} (\alpha_G \mathbf{e}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{Y}_{Gi} \mathbf{u}_i - \dot{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}^T) \tilde{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}. \end{aligned}$$

选择其中参数更新方式为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\Theta}}}_F = \alpha_F \mathbf{Y}_F^T \mathbf{B}_0^T \mathbf{P} \mathbf{e}, \quad (25)$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\Theta}}}_{Gi} = \alpha_G \mathbf{Y}_{Gi}^T \mathbf{B}_0^T \mathbf{P} \mathbf{e}^T \mathbf{u}_i, \quad (26)$$

可以使得 Lyapunov 函数的导数满足以下条件:

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} \mathbf{e}^T \mathbf{Q} \mathbf{e} \leq 0.$$

从上述推导和分析可以得出, 控制器(24)以及参数更新率(25)与(26)能够使得系统跟踪误差收敛. 在控制器(24)实际执行过程中, 需要避免因为 $\mathbf{G}^{*n} + \mathbf{Y}_c \hat{\boldsymbol{\Theta}}_c$ 的伪逆无法求解而导致无法执行的情况, 因此需要保证 $\mathbf{G}^{*n} + \mathbf{Y}_c \hat{\boldsymbol{\Theta}}_c$ 时满秩的. CMG 的框架轴不相互平行可保证 \mathbf{G}^{*n} 是满秩的, 因此可以通过保持 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_c$ 是个小量就可保证 $\mathbf{G}^{*n} + \mathbf{Y}_c \hat{\boldsymbol{\Theta}}_c$ 伪逆的存在, 基于此思路, 改进的 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}$ 更新方法如下^[18]:

$$\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi} = \text{Proj}(\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}, \boldsymbol{\Phi}_{Gi}),$$

其中

$$\boldsymbol{\Phi}_{Gi} \triangleq \mathbf{Y}_{Gi}^T \mathbf{B}_0^T \mathbf{P} \mathbf{e}^T \mathbf{u}_i \in \mathbf{R}^6.$$

$\text{Proj}(\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}, \boldsymbol{\Phi}_{Gi})$ 具有以下这两种形式:

1) 如果 $\|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}\|^2 < \beta_{Gi}$, $\|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}\|^2 \geq \beta_{Gi}$ 且 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}^T \boldsymbol{\Phi}_{Gi} \leq 0$, 则

$$\text{Proj}(\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}, \boldsymbol{\Phi}_{Gi}) = \alpha_G \boldsymbol{\Phi}_{Gi}.$$

2) 如果 $\|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}\|^2 \geq \beta_{Gi}$ 且 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}^T \boldsymbol{\Phi}_{Gi} > 0$, 则

$$\text{Proj}(\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}, \boldsymbol{\Phi}_{Gi}) = \alpha_G \left(\boldsymbol{\Phi}_{Gi} - \frac{(\|\boldsymbol{\Phi}_{Gi}\|^2 - \beta_{Gi}) \boldsymbol{\Phi}_{Gi} \hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}^T \boldsymbol{\Phi}_{Gi}}{\delta_{Gi} \|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_{Gi}\|^2} \right).$$

式中 β_{Gi} 是已知正的常值.

4 结果及分析

对上述的控制器进行数学仿真, 以验证其有效性. 卫星携带 CMG 和飞轮作为执行机构. 其中 4 个 CMG 采用金字塔构型安装, 3 个正装飞轮, 而实际安装矩阵在标称安装矩阵加最大 ± 0.05 的随机偏差.

为测试控制算法对参考轨迹的跟踪能力, 选择式(27)的正弦曲线作为卫星的姿态角速度参考轨迹, 初始姿态四元数为 $[1, 0, 0, 0]$.

$$\boldsymbol{\omega}_f = 0.02 \times (\sin(2\pi t/800), \sin(2\pi t/600), \sin(2\pi t/400))^T \text{rad/s}. \quad (27)$$

选取合适的 \mathbf{K} , 使得式(24)中矩阵 $\mathbf{A}_1 = \mathbf{A}_0 - \mathbf{B}_0 \mathbf{K}$ 的特征值为 (保证控制算法具有好的收敛性能) $\text{eig}(\mathbf{A}_1) = \{-0.2 \pm 0.2i, -0.2\sqrt{2}, -0.3 \pm 0.3i, -0.3\sqrt{2}\}$, 并基于经验和试凑法设计了其他的控制参数如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{Q} &= \mathbf{I}_6, \alpha_F = 1.0 \times 10^7, \alpha_c = 1.0 \times 10^3, \\ \delta_{Gi} &= 0.1, \beta_{Gi} = 0.05. \end{aligned}$$

仿真效果对比, 首先给出不使用自适应控制律的控制结果, 即令 $\alpha_F = \alpha_c = 0$, 仿真结果如图 2, 3 所示. 从仿真结果可以看出, 欧拉角与角速度跟踪误

差分别在 0.3 rad 和 10^{-3} rad/s 量级.

采用本文所设计的自适应控制算法, 仿真结果如图 4~11 所示. 从图 4 可以看出, 欧拉角跟踪误差迅速达到并稳定在 0.003 rad. 图 5 的角速度跟踪误差曲线也呈现同样的趋势, 其控制精度稳定时可达 10^{-4} rad/s 量级.

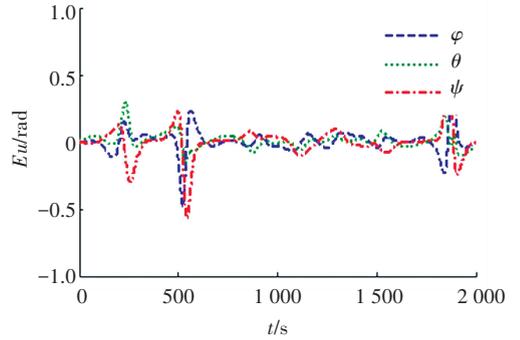


图 2 欧拉角表示的无自适应控制时姿态跟踪误差

Fig.2 The attitude tracking error represented by Euler angle without the adaptive control

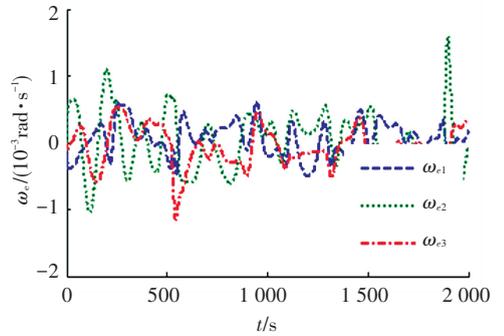


图 3 无自适应控制时角速度跟踪误差

Fig.3 The angular velocity tracking error without the adaptive control

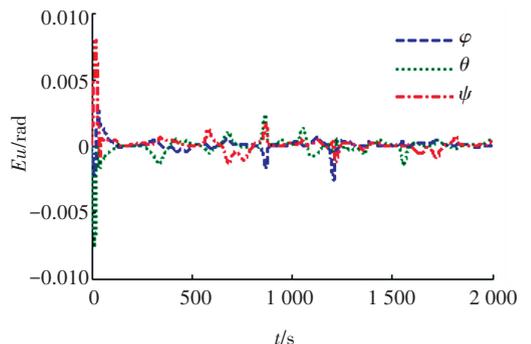


图 4 欧拉角表示的姿态跟踪误差

Fig.4 The attitude tracking error represented by Euler angle

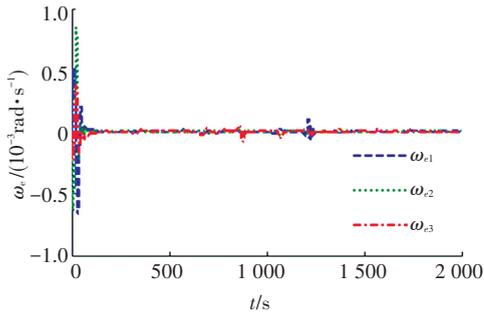


图 5 角速度跟踪误差

Fig.5 The angular velocity tracking error

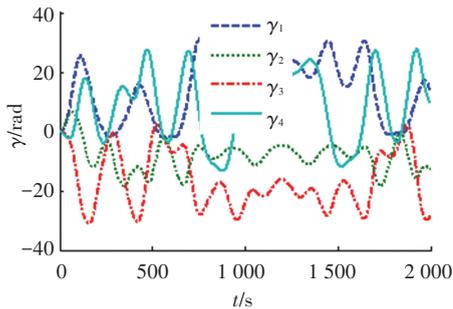


图 6 CMG 的框架角

Fig.6 The gimbal angles of CMG

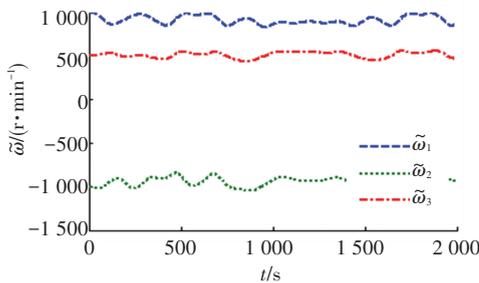


图 7 飞轮转速

Fig.7 The angular rate of flywheels

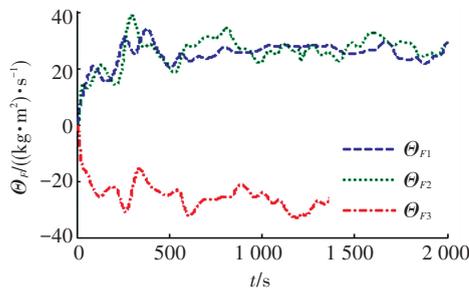


图 8 Θ_F 的参数估计

Fig.8 The estimated value for Θ_F

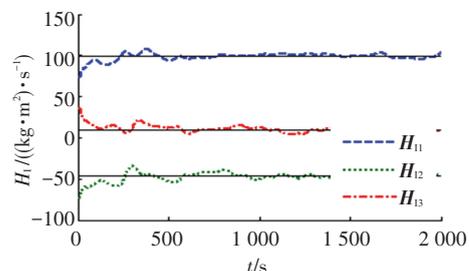


图 9 卫星整体角动量的估计

Fig.9 The estimated value for the angular momentum of the satellite

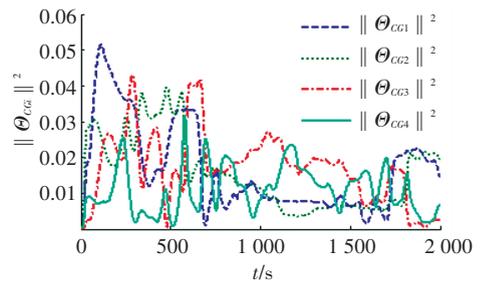


图 10 Θ_cG 的参数估计的范数

Fig.10 The norm of the estimated value for Θ_cG

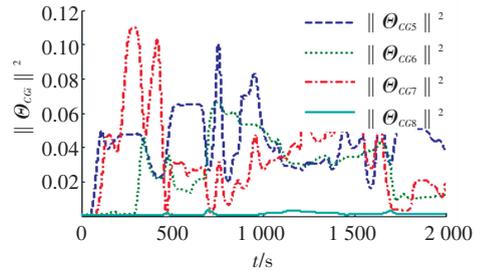


图 11 Θ_wG 的参数估计的范数

Fig.11 The norm of the estimated value for Θ_wG

卫星角动量的估计情况如图 8,9 所示,自适应控制律使得系统很快趋近于真实的系统角动量(在图 9 使用直线表示)。

从图 10,11 的 Θ_{cG} 和 Θ_{wG} 的模的平方曲线可以看出,在平滑映射的作用下, $\|\Theta_{cGi}\|^2$ 和 $\|\Theta_{wGi}\|^2$ 都没有超出 $\beta_{Gi} + \delta_{Gi} = 0.15$ 的范围,使得参数更新不会出现奇异导致系统无法执行。

5 结 论

1)从跟踪正弦形式的姿态角速度参考轨迹的结果,本文设计的自适应控制器能够提高 2 个数量级的姿态控制精度,以及 1 个数量级的姿态角速度控制精度。

2)基于平滑映射原理所设计自适应参数更新律保证参数估计结果的同时,也保证自适应参数更新不会出现奇异现象。

参考文献

[1] 刘刚,李传江,马广富,等.应用 SGCMG 的卫星姿态快速机动控制[J].航空学报,2011,32(10):1-9. DOI: 11-1929/V.20110509.1202.007.

- LIU Gang, LI Chuanjiang, MA Guangfu, et al. Time efficient controller design for satellite attitude maneuvers using SGCMG[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1-9. DOI: 11-1929/V.20110509.1202.007.
- [2] LONGBOTHAMN, BLEILER C, CHAAPEL C, et al. Spectral classification of worldview-2 multi-angle sequence [C]//IEEE GRSS and ISPRS Joint Urban Remote Sensing Event. Munich, Germany: IEEE Computer Society, 2011: 109-112. DOI: 10.1109/JURSE.2011.5764731.
- [3] GIROUARTB, SEBBAG I, LACHIVER J M. Pleiades-HR CMGs-based attitude control system design, development status and performances[C]//Proceedings of 17th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Toulouse, France; 2007: 834-839. DOI:10.3182/20070625-5-FR-2916.00142.
- [4] 叶东, 屠园园, 孙兆伟. 面向非沿轨迹成像卫星的切比雪夫神经网络滑模姿态控制[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3092-3104. DOI:10.7527/S1000-6893.2015.0114.
YE Dong, TU Yuanyuan, SUN Zhaowei. Sliding mode control for non-parallel-ground-track imaging using Chebyshev neural network[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3092-3104. DOI:10.7527/S1000-6893.2015.0114.
- [5] WIE Bong. Singularity escape/avoidance steering logic for control moment gyro systems[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2005, 28(5): 948-956. DOI: 10.2514/1.10136.
- [6] LAPPAS V J. A Control moment gyro (CMG) based attitude control system (ACS) for agile small satellites[D]. England: University of Surrey, 2002: 1-9.
- [7] CHEN Xiaojiang, STEYN W H. Robust combined eigenaxis slew manoeuvre[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 1999: 521-529.
- [8] SUN Zhaowei, GENG Yunhai, XU Guodong, et al. The combined control algorithm for large-angle maneuver of hitsat-1 small satellite [J]. Acta Astronautica, 2004, 54(7): 463-469. DOI: 10.1016/S0094-5765(03)00223-6.
- [9] HALL C D, TSIOTRAS P, SHEN Haijun. Tracking rigid body motion using thrusters and momentum wheels[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2002, 50(3): 311-323. DOI:10.2514/6.1998-4471.
- [10] 叶东, 孙兆伟, 王剑颖. 敏捷卫星的联合执行机构控制策略[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 1108-1115.
YE Dong, SUN Zhaowei, WANG Jianying. Control strategy of hybrid actuator for agile satellites[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 1108-1115.
- [11] FORDK A, Hall C D. Singular direction avoidance steering for control-moment gyros[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2000, 23(4): 648-656. DOI: 10.2514/2.4610.
- [12] LEVEF A, FITZCOY N G. Hybrid steering logic for single-gimbal control moment gyroscopes[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1202-1212. DOI: 10.2514/1.46853.
- [13] STEVENSON D, SCHAUB H. Nonlinear control analysis of a double-gimbal variable-speed control Moment gyroscope [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35(3): 787-793. DOI: 10.2514/1.56104.
- [14] LIDEN S. A new fail operational control moment gyro configuration [C]. Guidance, Control and Flight Mechanics Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1971: 1-9. DOI: 10.2514/6.1971-936.
- [15] ROITHMAYRC M, KARLGAAR C D, KUMAR R R, et al. Dynamics and control of attitude, power, and momentum for a spacecraft using flywheels and control moment gyroscopes[R]. Hampton, VA: National Aeronautics and Space Administration, 2003: 1-91.
- [16] SKELTON C E, HALL C. Mixed control moment gyro and momentum wheel attitude control strategies [J]. Astrodynamics, 2003, 116(1): 887-899.
- [17] RIZVI F. Cassini thruster calibration algorithm using reaction wheel biasing data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(2): 563-573. DOI: /10.2514/1.A32523.
- [18] CHANGY C. An adaptive H_{∞} tracking control for a class of nonlinear multiple-input multiple-output (MIMO) systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001, 46(9): 1432-1437. DOI: 10.1109/9.948472.

(编辑 张红)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“铁电极化调控 SnSe 薄膜光电性质研究”, 是哈尔滨工业大学航天院所制作的 SnSe 薄膜在不同波长照射下光电导的变化情况及电荷转移过程示意图。SnSe 作为一种 p 型窄禁带半导体(约为 0.86 eV), 可吸收大部分波段的太阳光。作为一种典型的铁电材料, 极化后的铌酸锂晶体上下表面分别带异号的电荷, 当铌酸锂晶体表面沉积 SnSe 薄膜时, 在铌酸锂退极化场的作用下, 会在 SnSe 薄膜中诱导产生不同类型的电荷注入, 进而达到调控 SnSe 薄膜电学性质的目的。极化方向指向薄膜时, 铁电极化的铌酸锂可以在 SnSe 薄膜中注入电子, 减少了 SnSe 中的空穴数量。632 nm 的激光可以使薄膜吸收光子而产生电子-空穴的分离, 增加了薄膜中载流子的数量, 提高了薄膜的光电导, 当用 405 nm 激光照射时, SnSe 同样可以吸收部分激光产生电子-空穴分离。405 nm 的激光还可以被铌酸锂与薄膜界面所吸收产生电子-空穴分离, 界面处空穴向 SnSe 薄膜一侧传输, 进而使薄膜中的自由载流子浓度增大, 导电能力进一步提高。

(图文提供: 宋波, 韩杰才, 郝润豹, 李加杰, 王先杰, 哈尔滨工业大学航天学院)