共位衍射电磁航天器成像过程中的小推力控制*

孙昕竹,吴限德,谢亚恩,崔洪涛

(哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:为了满足衍射成像系统在解决低轨遥感航天器覆盖范围小、目标重访周期长等问题的同时,而引入对航天器相对位置、姿态控制的需求。针对共位衍射航天器相对位置、姿态控制过程中传统 推力器带来的羽流污染问题,采用电磁推力器和飞轮作为执行器,设计一种基于快速非奇异滑模的轨道 控制器和基于PID的姿态控制器。所设计的快速非奇异滑模轨道控制器为共位衍射航天器频繁位置调整 提供控制保障,基于PID的姿态控制器能够消除由电磁力耦合产生的电磁干扰力矩。研究结果表明:基 于相对轨道动力学方程设计的快速非奇异滑模控制律鲁棒性好、收敛速度快,能够达到两颗共位衍射电 磁航天器沿Z轴保持在10m相对距离的控制效果。在轨道调整过程中,其姿态能够通过PID算法稳定控 制到期望姿态,使衍射成像结构一直保持不变,从而有效完成衍射成像任务。

关键词:静止轨道;共位;衍射成像;电磁航天器;滑模控制 中图分类号: V448.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 08-1700-08 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200763

Low-Thrust Control of Diffraction Imaging for Collocated Diffractive Electromagnetic Spacecraft

SUN Xin-zhu, WU Xian-de, XIE Ya-en, CUI Hong-tao

(College of Aerospace and Civil Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to meet the requirements of the relative position and attitude control of the spacecraft introduced by the diffraction imaging system while solving the problems of low-orbit remote sensing spacecraft's small coverage and long target revisit period, for the relative position and attitude control, the electromagnetic thrusters and the flywheels were used instead of traditional thrusters as the actuator to solve the problem of plume pollution. Furthermore, the orbit controller based on the fast nonsingular sliding mode control and the attitude controller based on the PID control law were designed for the electromagnetic spacecraft system. In this case, the orbit controller provides control support for frequent position adjustment of the geostationary orbit diffraction imaging system, and the attitude controller can eliminate the electromagnetic interference torque caused by electromagnetic force coupling. The test results show that the fast nonsingular sliding mode control law based on relative orbit dynamics equation has good robustness and fast convergence speed. The orbit controller can achieve the con-

* 收稿日期: 2020-09-29; 修订日期: 2021-01-18。

作者简介:孙昕竹,博士生,研究领域为共位卫星技术。E-mail: 2290788115@qq.com

通讯作者:谢亚恩,博士,讲师,研究领域为多体系统动力学与控制、卫星任务规划和航天器仿真技术。

E-mail: xieenya@126.com

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11772185); 黑龙江省自然科学基金(F2015032); 哈尔滨市科技创新人才青年基金(RC2013QN001007)。

引用格式:孙昕竹,吴限德,谢亚恩,等.共位衍射电磁航天器成像过程中的小推力控制[J].推进技术,2021,42(8):1700-1707. (SUN Xin-zhu, WU Xian-de, XIE Ya-en, et al. Low-Thrust Control of Diffraction Imaging for Collocated Diffractive Electromagnetic Spacecraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1700-1707.)

trol effect on two collocated diffraction electromagnetic spacecrafts which allowed them keep a relative distance of 10m along the Z axis. In the process of orbit control, the attitude can be stabilized to the desired attitude through the PID controller, so that the diffraction imaging structure remains unchanged, thus completing the diffraction imaging task effectively.

Key words: Geostationary orbit; Collocated diffraction; Diffractive imaging; Electromagnetic spacecraft; Sliding model control

1 引 言

高轨高分辨率对地观测是各国航天机构探索 的一种高效对地观测方式。低轨对地观测航天器 受轨道限制,无法保持对一个区域的连续并长期观 测。虽然静止轨道具备对特定区域观测的时间分 辨率,但因轨道过高,其空间分辨率难以保证。采 用衍射成像技术,将衍射薄膜航天器和成像航天器 分别部署于静止轨道一个轨位内,形成共位航天 器,能够满足观测的时间和空间分辨率要求。传统 推力器控制会对衍射薄膜和成像航天器造成污染, 因此,采用电磁力作为推力是衍射成像系统相对姿 态和轨道的理想控制力。由于航天器使用电磁力 具备无羽流污染、工作寿命长和可靠性高等优点, 尤其适合于需要轨道和姿态定期控制的共位衍射 航天器。

共位衍射电磁航天器的姿轨耦合动力学具有强 非线性和强耦合性特点,这对相对姿轨控制提出更 高要求。随着国内对电磁航天器方面的研究逐渐深 入,很多研究者在电磁航天器建模、控制和构型重构 方面取得了一定的成就。Sakaguchi^[1]利用简单的一 维微电磁编队模型对电磁力机动作用进行了验证, 结果表明电磁力在近距离编队中具有明显优势。其 中在电磁建模方面,Schweighart等^[2]是最先研究电磁 力及力矩远场和中距近似模型。侯振东等[3]建立了 摄动情况下的电磁编队相对轨道动力学方程。在控 制和构型重构方面,Cai等^[4-5]针对编队航天器间电磁 力的编队保持问题,提出一种前馈和反馈结合的非 线性控制方案,针对编队重构优化问题设计一种具 有有限时间收敛能力的鲁棒轨迹跟踪控制器。Shao 等^[6]根据拉格朗日理论建立的低轨电磁编队动力学 模型,采用了高斯伪谱方法、顺序控制策略和高斯伪 谱优化软件(GPOPS)解决了编队构型的稳定和构型 重构机动问题。Ahsun等^[7-8]针对电磁航天器深空任 务推导了n个航天器编队的动力学方程,并讨论了一 种非线性控制律和编队重构的最优时间问题。针对 控制中存在输入延时与扰动不确定的问题,苏建敏

等^[9]采用前馈加反馈控制编队轨迹,徐增文等^[10]对两 航天器之间控制力的求解方面给出了基于能量消耗 均衡下的控制磁矩的解析解,并根据构型保持背景 给出自适应控制律进行控制。近几年国内外很多研 究者对电磁航天器轨道控制方面进行了研究^[11-12],其 中对滑模控制方面也做了一些研究^[13-15],但这些研究 主要集中在电磁航天器在低轨运行时的控制,并且 没有考虑具体由电磁力耦合产生的电磁力矩对航天 器姿态的影响。

根据以上分析,本文主要针对共位衍射航天器 在衍射成像过程中的控制问题,设计一种快速非奇 异滑模控制律,控制两颗共位衍射航天器维持相对 距离为沿Z轴相距10m的成像构形,并利用PID姿态 控制器消除控制电磁力耦合产生电磁力矩所带来的 干扰姿态,为共位衍射电磁航天器在轨控制提供一 种解决方案。

2 基于快速非奇异滑模的轨道控制算法设计

2.1 基本定义

为有效执行对地观测任务,提出由静止轨道两 共位电磁航天器组成的衍射成像系统构想,两共位 电磁航天器概念见图1。该构想由两个结构不同的 共位电磁航天器构成,其中一颗为成像航天器,另一 颗为衍射航天器。每个航天器上配备三个正交的高 温超导线圈产生电磁力和电磁力矩。本文所应用到 的坐标系如图2所示。



Fig. 1 Concept map of space diffractive imaging system



Fig. 2 Diffraction imaging reference coordinate systems

地心赤道惯性坐标系 *OX*₁*Y*₁*Z*₁:原点 *O* 位于地心, 平面 *X*₁*Y*₁与地球赤道平面重合,*X* 轴 *OX*₁指向某年平 赤道春分点,*Z* 轴 *OZ*₁沿地球旋转轴,方向指向北极。

线圈安装坐标系 $O_{m}X_{m}Y_{m}Z_{m}$:原点 O_{m} 在航天器质 心上,三轴(X_{m}, Y_{m} 和 Z_{m})指向电磁线圈平面法向方 向,并且安装坐标系与体坐标系重合。这里共位成 像航天器 B 线圈安装坐标系表示为 $O_{m}X_{mB}Y_{mB}Z_{mB}$, 共 位 衍 射 航 天 器 A 线 圈 安 装 坐 标 系 表 示 为 $O_{m}X_{mA}Y_{mA}Z_{mA}$ 。

轨道坐标系 O_eX_eY_eZ_e:坐标系的原点在整个系统 的质心。X_e轴沿质心位置矢量方向,Z_e轴垂直于轨 道平面,最后 Y_e轴与轨道平面 O_eX_eZ_e构成右手定则。

2.2 基本动力学模型

假设两共位衍射电磁航天器质量均为m,考虑电

磁力建模误差,将相对轨道动力学写成如下形式

$$\ddot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{F} + \mathbf{d} \tag{1}$$

式中 $f(x, \dot{x}) = A_1 x + A_2 \dot{x}, x = [x, y, z]^T, F = (E + \delta) \hat{B}I_A, 其中 E 为适维单位阵, \delta 为远场电磁力模型与$ $精确电磁力模型的误差矩阵, 共位衍射电磁航天器 <math>I_A$ 的矢量形式为 $I_A = [I_{Ax}, I_{Ay}, I_{Az}]^T, d$ 为扰动项。

其余变量具体形式为

$$\mathbf{A}_{1} = \begin{bmatrix} 3\omega_{0}^{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{0}^{2} \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{A}_{2} = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_{0} & 0 \\ -2\omega_{0} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\hat{B} = \frac{3\mu n^2 A^2}{2\pi d^5 m} \begin{bmatrix} 2I_{Bx} x + \left(1 - \frac{5x^2}{d^2}\right) I_d & I_{By} x + I_{Bx} y - \frac{5xy}{d^2} I_d & I_{Bz} x + I_{Bx} z - \frac{5xz}{d^2} I_d \\ I_{By} x + I_{Bx} y - \frac{5xy}{d^2} I_d & 2I_{By} y + \left(1 - \frac{5y^2}{d^2}\right) I_d & I_{Bz} y + I_{By} z - \frac{5yz}{d^2} I_d \\ I_{Bz} x + I_{Bx} z - \frac{5xz}{d^2} I_d & I_{Bz} y + I_{By} z - \frac{5yz}{d^2} I_d \end{bmatrix}$$

设两共位电磁航天器在本体坐标系 3 个轴向均 安装有反作用飞轮,飞轮转动惯量矩阵为 J_w ,飞轮相 对于航天器的角速度为 ω_w 。设共位电磁航天器的角 速度为 ω ,J为航天器转动惯量矩阵,M为航天器受到 的电磁干扰力矩,则共位电磁航天器的姿态动力学 方程为

$$\boldsymbol{J}\boldsymbol{\dot{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \cdot \left(\boldsymbol{J}_{w}\boldsymbol{\omega}_{w}\right) = \boldsymbol{M} - \boldsymbol{J}_{w}\boldsymbol{\dot{\omega}}$$
(2)

2.3 相对轨道控制算法

针对薄膜衍射航天器的姿态控制本文采用 PID 控制算法,算法证明过程不再赘述,本文主要针对相 对轨道控制算法进行详细设计。

针对基于电磁力的分离式航天器相对轨道控制 问题,侯振东^[16]提出基于切换策略和平行策略的滑 模控制算法,实现分离式航天器的跟踪控制。然而, 平行策略的引入会导致计算量的增加,无法满足衍 射成像任务过程中的高效率、快速控制的任务需求。 此外,滑模控制算法中由于矩阵导致的奇异问题,会 使得控制电流局部骤增,产生控制奇异。针对控制 算法的计算效率问题、奇异问题,本文设计基于自由 磁偶极子和切换控制策略的非奇异滑模控制算法。 首先,基于非奇异终端滑模理论设计相对轨道控制 算法,通过控制线圈电流实现相对轨道的控制。考 虑到控制过程中的电磁力与控制电流、相对位置、相 对速度、方位角、速度之间的耦合影响,引入自由磁偶 极子策略实现耦合影响的消除,且计算效率较高。针 对控制算法中的奇异问题,设计切换策略,实现奇异 问题的规避。算法流程如图3所示。

假设相对位置 x 和相对速度 x 均可精确得到,记 x 为连续可微的期望相对轨道,定义如下跟踪误差

$$s = \bar{x} + \varepsilon \dot{\bar{x}}^{p/q} \tag{3}$$

式中 $\bar{x} = x - x_d, \varepsilon$ 为正定对角阵,用以权衡 \bar{x} 和 \bar{x} 在误差s中的比重。

对式(3)求导可得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \dot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{\varepsilon} \frac{p}{q} \dot{\boldsymbol{x}}^{p/q-1} \ddot{\boldsymbol{x}} = \dot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{\varepsilon} \frac{p}{q} \dot{\boldsymbol{x}}^{p/q-1} (\ddot{\boldsymbol{x}} - \ddot{\boldsymbol{x}}_{r})$$
(4)

式中 $\ddot{x}_{r} = \ddot{x}_{d} - \varepsilon \dot{\bar{x}}_{o}$

引理(Frobenius-Perron定理)对于各元素均非负的方阵A,倘若其最大的实数特征值 λ_1 也非负,则有

$$\left(E - \lambda^{-1}A\right)\gamma = z \tag{5}$$

有唯一解 y且其各元素 y_i 均非负的充分条件是: (1)向量 z的各元素非负;(2) $\lambda > \lambda_1$ 。

定理1对于上式所描述的双航天器相对轨道动 力学模型,倘若满足如下条件:

(1)干扰项*d*有界,也就是存在有界向量*F*。其 中*d*_i,*F*_i分别为*d*,*F*的第*i*个分量,使得:

$$d_i \Big| \le F_i \tag{6}$$

(2) Â在控制过程中总是可逆。

本文参考侯振东^[16]对双星编队以线圈电流为控 制变量的电流解耦控制模型,设计非奇异终端滑模 控制律如下

$$\boldsymbol{I}_{1} = \hat{\boldsymbol{B}}^{-1} \left(-\boldsymbol{A}_{1}\boldsymbol{x} - \boldsymbol{A}_{2}\dot{\boldsymbol{x}} + \ddot{\boldsymbol{x}}_{r} - \frac{1}{\boldsymbol{\varepsilon}} \frac{q}{p} \dot{\boldsymbol{x}}^{p/q-1} - \boldsymbol{k}\operatorname{sgn}(\boldsymbol{s}) \right) (7)$$

跟踪误差 $\bar{x} \to 0, \dot{\bar{x}} \to 0$ 。式中k为正定对角阵, 对角线元素 k_i 由下面方程组获得。

$$\left(1 - D_{ii}\right)k_i - \sum_{j \neq i}^3 D_{ij}k_i = F_i + \sum_{j=1}^3 D_{ij}|y_i| + \eta_i \quad (i = 1 - 3) \quad (8)$$

式中 η_i 为给定的正常数,标志着控制律的收敛 速度, y_i 为矢量 $-A_1x - A_2\dot{x} + \ddot{x}_i$ 的第i个分量。

证明:

$$\dot{s} = \dot{\bar{x}} + \varepsilon \frac{p}{q} \dot{\bar{x}}^{p/q-1} \ddot{\bar{x}} = \dot{\bar{x}} + \varepsilon \frac{p}{q} \dot{\bar{x}}^{p/q-1} (\ddot{x} - \ddot{x}_r) =$$

$$\dot{\bar{x}} + \varepsilon \frac{p}{q} \dot{\bar{x}}^{p/q-1} (A_1 x + A_2 \dot{x} + (E + \varepsilon) \hat{B} I_A + d - \ddot{x}_r) =$$

$$\varepsilon \frac{p}{q} \dot{\bar{x}}^{p/q-1} \left\{ (d - k \operatorname{sgn}(s)) + \varepsilon \left[-A_1 x - A_2 \dot{x} + \ddot{x}_r - k \operatorname{sgn}(s) \right] - \frac{1}{\varepsilon} \frac{q}{p} \operatorname{e}^{2-p/q} \right\}$$

$$\dot{s}_i = \varepsilon \frac{p}{q} \operatorname{e}^{p/q-1} \left\{ d_i - k_i \operatorname{sgn}(s_i) + \sum_{j=1}^3 \varepsilon_{ij} y_j - \sum_{j=1}^3 \varepsilon_{ij} k_j \operatorname{sgn}(s_j) - \sum_{j=1}^3 \varepsilon_{ij} \frac{p}{q} \operatorname{e}^{2-p/q} \right\} \leq \varepsilon \frac{p}{q} \operatorname{e}^{p/q-1} \left(- \eta_i \right)$$
(9)

对任意
$$i = 1 \sim 3$$
,根据式(9)得到
 $s_i \dot{s}_i \leq -\eta_i |s_i|$ (10)

选择李雅普诺夫函数

$$V_i(s_i) = \frac{1}{2} s_i^2$$
 (11)

由式(10)可知

$$\dot{V}_i \leqslant -\eta_i \left| s_i \right| \leqslant 0 \tag{12}$$

当 $s_i = 0$ 时, \dot{V}_i 才可能为零,因此 $\lim_{i \to \infty} s_i = 0$ 。由于 李雅普诺夫函数永远不会增大,所以系统一旦达到 滑模面 $s_i = 0$ 内就会稳定在滑模面内,即 $s_i = 0$ 。

2.4 自由磁偶极子策略

本文衍射成像系统由两颗共位电磁航天器构

Fig. 3 Flow chart of the algorithm for the relative orbit control

成,所以只有两个磁耦极子,本文预先假设一个为自 由磁耦极子,可以解算得到解耦形式的相对轨道控 制方程。根据定理1可知,滑模控制律有效的必要条 件是 *B*可逆。因为 *B*可逆的充要条件是 *B*的特征值 均不为零,下面从特征值分析可逆性。

求解方阵 \hat{B} 的特征值,可得特征值 λ_1 为

$$\lambda_{1} = 2I_{Bx}x + \left(1 - \frac{5x^{2}}{d^{2}}\right)I_{d}$$
(13)

 \hat{B} 的其余两个特征值是变量(x, y, z)的复杂多项 式函数,几乎不可能为零,因此重点考虑 λ_1 。实际 上, $\lambda_1 = 0$ 的情况很容易发生,比如使相对轨迹跟踪 一条空间圆轨迹。假设一段时间后,航天器的实际 相对轨道与期望轨迹完全重合,由于空间圆轨迹的 坐标分量均可写成形如 $A\sin(nt + \theta)$ 的三角函数,因 此 λ_1 可写成

$$\lambda_1 = C \sin(nt + \phi) \tag{14}$$

在完全跟踪后λ,在每个周期内存在两个零点。

实际上,由于跟踪精度、测量误差和执行机构误差等因素, λ_1 仅可能无限趋近于零,不可能严格为零。但即便 \hat{B} 可逆, $\lambda_1 \approx 0$ 也会导致 $\|\hat{B}^{-1}\|$ 骤增到很大量级。本文把 $\lambda_1 \approx 0$ 在邻域内 $\|\hat{B}^{-1}\|$ 骤增称为奇异问题,奇异问题会导致所需控制电流局部骤增,若超出电磁线圈承载极限,则会严重降低跟踪精度,甚至导致跟踪失败。为解决奇异问题,这里设计切换策略实现奇异的规避。

2.5 切换策略

切换策略是指根据跟踪的相对轨道,预先判断 奇异问题所在的时域,在进入该时域时将自由磁偶 极子μ_{B1}切换到μ_{B2}的策略。

记顺序递增无穷时间序列 $\{t_i\}, i = 1, 2, \dots, 表示$ $\lambda_A \approx 0$ 的时刻,并设 $[t_i - \delta_{imin} \quad t_i + \delta_{imax}]$ 为零点 t_i 的 特定区域。设由 μ_{B1} 决定的输入矩阵 \hat{B}_1 ,由切换后的 自由磁偶极子 μ_{B2} 决定的输入矩阵为 \hat{B}_2 ,则引入切换 策略后的滑模控制律为

$$\begin{cases} \boldsymbol{I}_{1} = \hat{\boldsymbol{B}}_{1}^{-1} \left(-\boldsymbol{A}_{1}\boldsymbol{x} - \boldsymbol{A}_{2}\dot{\boldsymbol{x}} + \ddot{\boldsymbol{x}}_{r} - \frac{1}{\varepsilon} \frac{q}{p} \dot{\boldsymbol{x}}^{p/q-1} - \operatorname{ksat}\left(\frac{s}{\varphi}\right) \right), t \notin \left[t_{i} - \delta_{i\min}, t_{i} + \delta_{i\max} \right] \\ \\ \boldsymbol{I}_{1} = \hat{\boldsymbol{B}}_{2}^{-1} \left(-\boldsymbol{A}_{1}\boldsymbol{x} - \boldsymbol{A}_{2}\dot{\boldsymbol{x}} + \ddot{\boldsymbol{x}}_{r} - \frac{1}{\varepsilon} \frac{q}{p} \dot{\boldsymbol{x}}^{p/q-1} - \operatorname{ksat}\left(\frac{s}{\varphi}\right) \right), t \in \left[t_{i} - \delta_{i\min}, t_{i} + \delta_{i\max} \right] \end{cases}$$
(15)

由于仅切换控制输出,系统的相对状态 x,\dot{x} 在切换瞬间仍保持连续。考虑到 t_i 附近一定区域内 \hat{B}_1^{-1} 的奇异现象还很严重, $\delta_{imin},\delta_{imax}$ 既要保证足够的时域带宽,同时还不能与 \hat{B}_2^{-1} 的奇异区域有交集。

3 仿真结果及分析

仿真中两颗共位衍射电磁航天器都运行在轨道 高度为35786km的静止轨道上,相对轨道动力学模型 主要考虑地球J2项摄动。并且两航天器在飞轮力矩 控制下,其体坐标系三轴分别跟踪参考系的三个坐 标轴,跟踪误差欧拉角以Z-X-Z的转动定义,周期约 为轨道周期的1/100。

两航天器质量均为 500kg,电磁线圈每轴 1000 匝,仿真中设定电流幅值 100A,线圈半径 1m。相对 轨道的跟踪轨迹为半径 10m 的非自然空间圆轨道,在 参考系下的分量列阵形式,如式(16)所示,单位为m。

$$x_{d} = 25\sqrt{2} \begin{bmatrix} \sin(2nt) \\ \sin(2nt) \\ \sqrt{2}\cos(2nt) \end{bmatrix}$$
(16)

设定切换策略中的两种自由磁偶极子在体坐标

系下的分量列阵分别为下式,单位为A·m²。

$$\boldsymbol{\mu}_{B1} = nS[100,100,100]^{T}$$

$$\boldsymbol{\mu}_{B2} = nS[100,100, -100]^{T}$$
(17)

式中n为线圈匝数,S为线圈面积。

由式(14)可计算出 3000s内的切换时间 t_1 = 1147s, t_2 = 2573s,并取参数 $\delta_{min} = \delta_{max}$ = 250s。滑模控制律参数 ε 的对角元素均为 $0.01, \eta_1 = 2 \times 10^{-3}$,饱和函数参数 $\varphi = 0.01$ 。矩阵**D**的对角元素取a = 0.1,非对角线元素b = 0.01。

令薄膜衍射航天器 A 相对成像航天器 B 的初始 位置为(5,10.5,25.5)m,相对速度初值 0m/s,采用切 换策略和基于饱和函数的滑模变结构控制律跟踪期 望相对轨道 x_a,仿真结果如图 4~7所示。

由图4可以看出,两共位衍射电磁航天器从初始 相对距离28m左右最后能稳定控制到10m。图5(a)为 薄膜衍射航天器的三轴相对位置变化曲线,图5(b)为 薄膜衍射航天器的相对速度变化曲线,都是根据相 对轨道动力学方程解算得到的每一时刻的相对位置 和速度。由图5可知,其相对位置和相对速度变化曲 线会逐渐稳定到0。

Fig. 4 Relative distance between two collocated diffractive electromagnetic spacecrafts

curve

图 6 为相对轨道追踪误差变化曲线,是根据相对 轨道动力学方程得到的每一时刻的相对位置与期望 相对轨道的差值解算得到。由图 5,6可知,成像航天 器和薄膜衍射航天器能够稳定跟踪期望轨迹,完成 衍射成像任务。

图 7(a)为共位衍射电磁航天器的控制电流变化 曲线,由该图可以看出 *x* 和 *y* 轴的控制电流能够在 500s附近控制到 0A,*z* 轴控制电流则在 500s 后维持在 100A。这是由于共位衍射电磁航天器只需在*z* 轴方 向维持10m的成像距离形成的结果。图7(b)为共位 成像电磁航天器的控制电流变化曲线,由该图可以 看出三轴的控制电流在800s左右时稳定控制到0A。

下面为薄膜衍射航天器的姿态仿真结果,假设 航天器转动惯量为264kg·m²,264kg·m²,28kg·m²,初始姿 态为10°,20°,-30°,初始姿态角速度10(°)/s,20(°)/s, -30(°)/s,期望姿态为5°,5°,5°,PID控制x轴参数为: k_{p1} =4000, k_{d1} =4000。控制y轴参数为: k_{p2} =9500, k_{d2} = 9500。控制z轴参数为: k_{p3} =8000, k_{d3} =8000。 图 8 为无控制情况下,共位衍射电磁航天器的姿态角和姿态角速度的变化曲线。图 9 为 PID 控制情况下,共位衍射电磁航天器的姿态角和姿态角速度误差的变化曲线,是共位衍射电磁航天器姿态角/姿态角速度向美的美信。该图中

态角速度与期望姿态角/姿态角速度的差值。该图中 姿态角和姿态角速度变化曲线由初始值经过 PID 控 制算法解算,能稳定控制到衍射成像所需的期望姿 态角度。

Fig. 8 Attitude angle and angular rate curves of diffractive spacecraft

Time/s

spacecraft

图 10为共位衍射电磁航天器的反作用飞轮角速 度变化曲线。通过在共位衍射电磁航天器的本体三 轴上安装三个反作用飞轮,该反作用飞轮输出航天 器姿态,从飞轮输出的角速度看到,该角速度会逐渐 趋于期望值。

Fig. 10 Flywheel angular velocity of diffractive spacecraft

4 结 论

本文对高轨共位衍射成像控制方法进行了研 究,可得到以下结论:

(1)针对低轨航天器对地无法连续以及实时进行观测问题,提出一种高轨共位衍射成像方法。对 衍射成像过程中共位航天器的控制问题,设计一种 快速非奇异滑模控制律。仿真表明,该控制律能够 达到衍射成像构形沿Z轴相距10m的效果。

(2)考虑到实际控制过程中,电磁力与电磁力矩 的强耦合关系,在航天器本体系三轴方向安装反作 用飞轮,采用 PID 控制姿态保持不变,通过仿真结果 可以看出,薄膜衍射航天器的飞轮输出角速度最后 稳定在控制需求内。

致 谢:感谢国家自然科学基金面上项目、黑龙江省自 然科学基金、哈尔滨市科技创新人才青年基金的资助。

参考文献

- [1] Sakaguchi A. Micro-Electromagnetic Formation Flight of Satellite Systems, Massachusetts Institute of Technology
 [D]. Massachusetts: University of Cambridge, 2005.
- [2] Schweighart, Samuel A. Electromagnetic Formation Flight Dipole Solution Planning[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [3] 侯振东,曹喜滨,张锦绣.近地轨道电磁编队飞行相 对轨道动力学建模[J].哈尔滨工业大学学报,2012, 44(3):6-12.
- [4] Cai Wei-wei, Yang Le-ping, Zhu Yuan-wen, et al. Formation Keeping Control Through Inter-Satellite Electromagnetic Force[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(5): 1102-1111.
- [5] Cai Wei-wei, Yang Le-ping, Zhu Yuan-wen, et al. Op-

timal Satellite Formation Reconfiguration Actuated by Inter-Satellite Electromagnetic Forces [J]. Acta Astronautica, 2013, 89(8-9): 154-165.

- [6] 邵龙飞,师 鹏,赵育善.电磁航天器编队动力学建模与运动规划方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(4):737-743.
- [7] Ahsun U. Dynamics and Control of Electromagnetic Satellite Formations [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [8] Ahsun U, Miller D W, Ramirez-Riberos J L. Control of Electromagnetic Satellite Formations in Near-Earth Orbits [J]. Journal of Guidance Control, and Dynamics, 2010, 33(6): 1883-1891.
- [9] 苏建敏,董云峰.电磁航天器编队位置跟踪滑模变结构控制[J].宇航学报,2011,32(5):1093-1099.
- [10] 徐增文,师 鹏,赵育善.双电磁航天器编队构型保持自适应控制[J].北京航空航天大学学报,2015,41 (12):2302-2308.
- [11] Elias L M, Kwon D W, Sedwick R J, et al. Electro-

magnetic Formation Flight Dynamics Including Reaction Wheel Gyroscopic Stiffening Effects [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(2): 499-511.

- [12] Kwon D W. Propellantless Formation Flight Applications Using Electromagnetic Satellite Formations [J]. Acta Astronautica, 2010, 67(9-10): 1189-1201.
- [13] Zeng Guo-qiang, Hu Min. Finite-Time Control for Electromagnetic Satellite Formations [J]. Acta Astronautica, 2012, 74(3): 120-130.
- [14] Hallaj M A A, Assadian N. Sliding Mode Control of Electromagnetic Tethered Satellite Formation [J]. Advances in Space Research, 2016, 58(4): 619-634.
- [15] Huang Xian-lin, Zhang Chun, Lu Hong-qian, et al. Adaptive Reaching Law Based Sliding Mode Control for Electromagnetic Formation Flight with Input Saturation
 [J]. Journal of the Franklin Institute, 2016, 353 (11): 2398-2417.
- [16] 侯振东.基于电磁力的分离式航天器相对轨道控制方 法[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.

(编辑:张 贺)