带有干扰观测器的凝视航天器姿态变结构控制

孙兆伟, 邬树楠, 李 晖

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 哈尔滨 150001,happywsn@yahoo.com.cn)

摘 要: 研究了实现对地凝视观测时的航天器姿态控制问题. 首先介绍了对地凝视模式及其成像优点,继而推导出实现对地凝视的期望姿态四元数和期望角速度,在此基础上得到姿态相对动力学和运动学方程;考虑到提高凝视成像精度、延长成像时间的要求,设计了一种变结构控制律,并采用干扰观测器的方法来抑制变结构控制的固有振颤,提高控制效果,并对这种方法和传统控制方法进行了比较. 仿真结果表明,在实现对地凝视的姿态控制过程中,设计的控制器响应速度更快,具有更好的鲁棒性,并减弱了变结构控制的振颤问题.

关键词: 姿态控制;变结构控制;滑模控制;对地凝视;干扰观测器

中图分类号: V448.22 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2010)09-1374-05

Variable structure attitude control of staring mode spacecraft with disturbance observer

SUN Zhao-wei, WU Shu-nan, LI Hui

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, happywsn@yahoo.com.cn)

Abstract: Attitude control problem of staring mode spacecraft in Low Earth Orbits (LEO) is studied in this paper. The staring mode of LEO spacecraft and its merits for observation are initially presented, and then the dynamic equation and kinematic equation are obtained on the basis of deriving the expected attitude quaternion and angular velocities. In order to improve the observation precision and prolong the observation time, a variable structure controller and a disturbance observer are proposed to reduce inherent chattering. Simulation results show that the controller has quick response and good robustness to the inertia parameters uncertainty and the external disturbance, and the chattering of variable structure control is effectively weakened.

Key words: attitude control; variable structure control; sliding mode control; staring mode; disturbance observer

低轨航天器在对地监测时,有时需要光学遥感器连续对准地面目标成像. 目前应用在低轨对地观测航天器上的相机的工作模式主要包括:利用航天器平台的运动推扫成像和利用扫描装置扫描成像,但两种方法都有一定的缺陷. 推扫成像需要航天器平台的往复运动来实现,而扫描成像其机构复杂,图像易产生畸变. 近年来,凝视模式被应用在观测航天器上[1-3]. 对地凝视模式是指通过精确的姿态控制使光学遥感器观测地面目标时其光轴在特定的观测时间内“盯住”目标不动. 与其它成像模式相比,具有如下优点:1) 成像效率高,图像的畸变小,可获得较高的分辨率;2) 在“凝视”模式中不需要机械扫描和平台的摆动,可减轻质量和功耗,具有一定的工程应用价值;3) 可同时连续地观测全视场内发生的现象,可实时、定点地观测;4) 可灵活、机动的获得图像,根据用户需要直接定制图像;

由于变结构控制具有快速响应、对参数变化及扰动不灵敏、无需系统在线辨识等优点[4-5],被广泛应用在航天器控制的理论研究上[6-8]. 然而,变结构控制本质上的不连续的开关特性会引起系统的振颤. 振颤不仅影响控制的精确性,还会增加能量消耗,耗损控制器件. 文献[9]采用边界层的方法,即用饱和函数来抑制变结构控制项带来的振颤,但边界层的厚度不可避免地需要在控制精度和系统鲁棒性之间进行折衷和权衡,而且这种方法只能任意的接近滑模,不能使状态收敛到滑模;文献[10]设计了自适应模糊变结构控制器来

收稿日期: 2009-05-31.
作者简介: 孙兆伟(1963—),男,教授,博士生导师.

抑制振颤,但这种方法会带来估计值无限增大的缺点,其控制算法较为复杂.

本文针对低轨航天器通过姿态控制实现对地凝视成像的问题,设计了基于干扰观测器的变结构控制器.首先利用航天器的姿态运动学推导出实现对地凝视的期望姿态角、四元数以及期望角速度和角加速度,继而根据航天器姿态动力学和运动学设计了一种变结构控制律,考虑到航天器在低轨运行时会遇到多种干扰,进而加剧变结构控制的固有振颤问题,采用设计干扰观测器的方法来抑制这种振颤,用 Lyapunov 稳定性理论证明了系统的稳定性,并且比较这种控制方法与传统的控制方法.最后对控制系统进行了仿真验证,验证了所设计的变结构控制器的有效性.

1　实现对地凝视的运动学问题

1.1　期望的姿态四元数

在对地凝视的过程中,必须利用从航天器到地面目标的向量来确定期望的姿态.首先根据轨道信息可求出轨道坐标系下航天器到地心的向量 $\boldsymbol{r}_1$,然后根据地理信息求出地面目标到地心的向量 $\boldsymbol{r}_2$,将两个向量相减可得到从航天器到地面目标的向量 $\boldsymbol{l}$.

从地面目标到地心的向量在轨道坐标系下的分量为

$$\boldsymbol{r}_2 = \boldsymbol{A}_1 \cdot \boldsymbol{A}_2 \cdot \boldsymbol{X}_1.$$

其中:$\boldsymbol{r}_2$ 为地面目标到地心的向量在轨道坐标系下的分量;$\boldsymbol{A}_1$ 为地心惯性坐标系到轨道坐标系的变换矩阵;$\boldsymbol{A}_2$ 为地球固连坐标系到地心惯性坐标系的变换矩阵;$\boldsymbol{X}_1$ 为地面目标到地心的向量在地球固连坐标系下的分量,可由地心经纬度求得.

航天器到地心的向量在轨道坐标系下的分量为

$$\boldsymbol{r}_1 = \boldsymbol{R}_{\mathrm{s}} \cdot [0,0,1]^{\mathrm{T}}.$$

其中:$\boldsymbol{R}_{\mathrm{s}}$ 为航天器的轨道半径.则在轨道坐标系下,航天器到地面目标的向量为 $\boldsymbol{l} = \boldsymbol{r}_1 - \boldsymbol{r}_2$,其单位向量 $\boldsymbol{\rho} = \|\boldsymbol{l}\|^{-1}\boldsymbol{l}$.

假设凝视 CCD 相机固定在航天器本体坐标系的 Z 轴.当航天器处于对地凝视的理想姿态时,其视线轴应该保持对准地面目标,则 $\boldsymbol{\rho}$ 在本体系的坐标投影应该保持为 $[0,0,1]^{\mathrm{T}}$.即有 $\boldsymbol{\rho}_o = \boldsymbol{A}_{ob}\boldsymbol{\rho}_b$

$$[\rho_{ox},\rho_{oy},\rho_{oz}]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{A}_{ob} \cdot [0,0,1]^{\mathrm{T}}.$$

其中:$\boldsymbol{A}_{ob}$ 为本体系到轨道坐标系的转换矩阵;$\rho_{ox},\rho_{oy},\rho_{oz}$ 为 $\boldsymbol{\rho}$ 在轨道坐标系下的分量;利用 $x-y-z$ 的欧拉转动顺序可以得到期望的姿态角:翻滚角 φ,俯仰角 θ 和偏航角 ψ.姿态角和 $\boldsymbol{A}_{ob}$ 的表达式如下:

$$\varphi = \arctan\left(-\frac{\rho_{oy}}{\rho_{oz}}\right),\theta = \arcsin(\rho_{ox}),$$

$$\psi = \arctan\left(-\frac{\rho_{ox}\rho_{oy}}{\rho_{oz}}\right).$$

$$\boldsymbol{A}_{ob} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\theta\sin\psi & \sin\theta \\ \cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \cos\phi\cos\psi - \sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\theta \\ \sin\phi\sin\psi - \cos\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}$$

因此,根据欧拉角四元数的转换关系可以求出实现对地凝视所期望的姿态四元数 q_{d}.

1.2　期望的参考角速度

设 $\boldsymbol{\omega}_0$ 为不同坐标系的相对速度,根据刚体运动学可得

$$\boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\rho}} = \boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{\omega}_0 \times \boldsymbol{\rho}) = (\boldsymbol{\rho} \cdot \boldsymbol{\rho})\boldsymbol{\omega}_0 - (\boldsymbol{\omega}_0 \cdot \boldsymbol{\rho})\boldsymbol{\rho}.$$

欲保证对地凝视,CCD 相机对目标拍摄无相对的旋转,则在有效载荷的视线轴上没有角速度分量,因此要保证航天器在运动过程中角速度与本体 Z 轴(即视线轴)垂直,则有 $\boldsymbol{\omega}_0 \cdot \boldsymbol{\rho} = 0$,所以对地凝视期望的角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}.$$

其中:$\dot{\boldsymbol{\rho}} = \dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\dfrac{\boldsymbol{l}}{\|\boldsymbol{l}\|}\right) = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{\rho} \cdot \boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}})\dfrac{\dot{\boldsymbol{l}}}{\|\boldsymbol{l}\|}$.

故　$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\rho}} = \boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{\rho} \cdot \boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}})\frac{\dot{\boldsymbol{l}}}{\|\boldsymbol{l}\|}.$$

式中:$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵.对角速度直接求导可得期望的角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{d}}$.$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$ 与 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{d}}$ 分别是描述在轨道坐标系下的轨道坐标系相对于地心惯性坐标系的期望角速度和期望角加速度.

1.3　动力学与运动学方程

航天器的姿态动力学方程为[11]

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}) + \boldsymbol{u} = \boldsymbol{d}. \tag{1}$$

其中:$\boldsymbol{J}$ 为转动惯量矩阵;$\boldsymbol{\omega}$ 为相对于惯性坐标系下的角速度在本体系的投影;$\boldsymbol{u}$ 为控制力矩;$\boldsymbol{d}$ 为干扰力矩.

航天器的姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{q}} = 0.5\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \boldsymbol{q}. \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{q}$ 为航天器姿态四元数;

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix}.$$

已知 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$ 是轨道坐标系相对于地心惯性坐标

系的期望角速度,则有

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d. \quad (3)$$

其中:$\boldsymbol{\omega}_e$ 为本体系相对于轨道坐标系的误差角速度;$\boldsymbol{A}_3$ 为基于误差四元数 $\boldsymbol{q}_e$ 的轨道坐标系到本体系的转换矩阵;满足式

$$\boldsymbol{A}_3 = (q_{0e}^2 - \boldsymbol{q}_{vec}^T\boldsymbol{q}_{vec})\boldsymbol{I} + 2\boldsymbol{q}_{vec}\boldsymbol{q}_{vec}^T - 2\boldsymbol{q}_{0e}\boldsymbol{Q}.$$

其中:$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} 0 & -q_{3e} & q_{2e} \\ q_{3e} & 0 & -q_{1e} \\ -q_{2e} & q_{1e} & 0 \end{bmatrix}$.

应用四元数乘法定义 $\boldsymbol{q}_e$ 为

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

其中:$\boldsymbol{q}_e = [q_{0e} \quad \boldsymbol{q}_{vec}]^T$,$\boldsymbol{q}_{vec}$ 是 $\boldsymbol{q}_e$ 的矢量部分.

对于 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T$,定义

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

由式(1)~(3)可以得到基于 $\boldsymbol{\omega}_e$ 的相对动力学方程和相对运动学方程,如下式:

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_e = -(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) \times \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) - \boldsymbol{J}(\dot{\boldsymbol{A}}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d + \boldsymbol{A}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) - \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}. \quad (4)$$

$$\dot{\boldsymbol{q}}_e = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_e) \cdot \boldsymbol{q}_e \quad (5)$$

其中:$\dot{\boldsymbol{A}}_3 = -\boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{A}_3$;

因此,控制器的设计目标应使由式(4)和式(5)描述的闭环系统保持稳定,误差四元数 $\boldsymbol{q}_e$ 和误差角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 趋近于0.

2 控制器的设计

设四元数和角速度反馈控制器可以应用在对地凝视的姿态控制上,即

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{K}\boldsymbol{q}_{vec} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{J}(\boldsymbol{A}_3\dot{\boldsymbol{\omega}}_d). \quad (6)$$

其中:$\boldsymbol{D}$ 与 $\boldsymbol{K}$ 为正定矩阵,$\boldsymbol{J}$ 为转动惯量.

采用式(6)设计的控制器可以完成对地凝视的姿态控制问题. 但由于实现对地凝视时,航天器飞行在低轨道,绕地球飞行的周期较短,干扰力矩较大,因此需要一种快速响应以及对参数不确定和外干扰不敏感的控制方法,以延长凝视时间,提高凝视精度,而滑模变结构控制具有上述的优点.

2.1 变结构控制器设计

定义切换函数为

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{k}\boldsymbol{q}_{vec} = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d + \boldsymbol{k}\boldsymbol{q}_{vec}.$$

式中:$\boldsymbol{k} = \mathrm{diag}[k_1 \quad k_2 \quad k_3]$, $k_i > 0, i = 1,2,3$; $\boldsymbol{s} = [s_1 \quad s_2 \quad s_3]^T$,分别对应于 k_1, k_2, k_3.

常规的变结构控制器可以设计为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}_{eq} + \boldsymbol{u}_{vss}.$$

式中:$\boldsymbol{u}_{eq}$ 为等效控制,满足 $\dot{\boldsymbol{s}} = 0$;$\boldsymbol{u}_{vss}$ 为切换控制,满足对参数变化和外部干扰的鲁棒控制. 则有

$$\boldsymbol{u}_{eq} = -(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) \times \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) + \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e^\times \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{A}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + \boldsymbol{k}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}}_{vec}.$$

$$\boldsymbol{u}_{vss} = \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}).$$

其中 $\mathrm{sgn}(s)$ 为符号函数,$\boldsymbol{G}$ 为正定对角阵. 因此,变结构控制器为

$$\boldsymbol{u} = -(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) \times \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) + \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e^\times \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{A}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + \boldsymbol{k}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{q}}_{vec} + \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}). \quad (7)$$

滑动模态存在是应用滑模变结构控制的前提,即满足滑动模态到达条件 $\boldsymbol{s}\dot{\boldsymbol{s}} < 0$.

将该到达条件表示成 Lyapunov 函数型的到达条件,选取 Lyapunov 函数为

$$V = 0.5\boldsymbol{s}^T\boldsymbol{J}\boldsymbol{s}.$$

则根据动力学方程式(4)有

$$\dot{V} = \boldsymbol{s}^T\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{s}^T\boldsymbol{J}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{k}\dot{\boldsymbol{q}}_{vec}) = \boldsymbol{s}^T(-(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) \times \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) + \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e^\times \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{A}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + \boldsymbol{J}\boldsymbol{k}\dot{\boldsymbol{q}}_{vec} - \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}) = \boldsymbol{s}^T(\boldsymbol{d} - \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})). \quad (8)$$

若存在

$$|\boldsymbol{d}_i|_{max} < \boldsymbol{G}_{ii}. \quad (9)$$

使 $\boldsymbol{s}^T$ 与 $\boldsymbol{d} - \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})$ 异号,$\dot{V} < 0$,满足到达条件. 由式(9)可知,$\boldsymbol{G}$ 是变结构控制切换项的增益,它决定着变结构控制的振颤的大小,且 $\boldsymbol{G}$ 受到干扰 $\boldsymbol{d}$ 的影响. 当干扰较大时,$\boldsymbol{G}$ 会增大,从而增大控制系统的振颤,影响航天器平台的稳定. 由于航天器运行在低轨道时,会遇到多种摄动和干扰. 为提高姿态控制的精确性,保证观测时航天器平台的稳定性,进而提高凝视成像质量,变结构控制器的设计在保证快速性和鲁棒性外,还应有效的减小其振颤.

因此,设计带干扰观测器的变结构控制器为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}_f + \boldsymbol{u}_s + \boldsymbol{P}\boldsymbol{\omega}_e + \hat{\boldsymbol{d}}. \quad (10)$$

其中:$\boldsymbol{P}$ 为正定对角阵;$\hat{\boldsymbol{d}}$ 为对干扰 $\boldsymbol{d}$ 的估计;$\boldsymbol{u}_f$ 为前馈项,且

$$\boldsymbol{u}_f = -(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) \times \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d) + \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}^\times \boldsymbol{A}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{A}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_d).$$

则由式(4)可得

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_e = -\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{P}\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d} - \boldsymbol{J}^{-1}(\hat{\boldsymbol{d}} + \boldsymbol{u}_s).$$

干扰观测器可以设计为如下形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\boldsymbol{f}}} \\ \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{A} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{f}} \\ \hat{\boldsymbol{\omega}}_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}\boldsymbol{u}_1 + \begin{bmatrix} \boldsymbol{K}_1 \\ \boldsymbol{K}_2 \end{bmatrix}[\boldsymbol{\omega}_e - \hat{\boldsymbol{\omega}}_e].$$

式中:$\hat{\boldsymbol{\omega}}_e$ 是对 $\boldsymbol{\omega}_e$ 的估计,$\boldsymbol{K}_1$ 和 $\boldsymbol{K}_2$ 为增益矩阵,

$\boldsymbol{u}_1 = \boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{u}_s + \hat{\boldsymbol{d}})$；$\boldsymbol{A} = -\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{P}$；$\boldsymbol{f} = \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}$.

2.2　稳定性分析

取 Lyapunov 函数为 $V = V_1 + V_2$. 其中 $V_1 = 0.5\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}'\tilde{\boldsymbol{d}} + 0.5\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e$, $V_2 = 0.5\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{s}$, $\boldsymbol{J}' = \boldsymbol{K}_1^{-1}$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e = \boldsymbol{\omega}_e - \hat{\boldsymbol{\omega}}_e$, 则 $\dot{V}_1 = \tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}'(\dot{\boldsymbol{d}} - \dot{\hat{\boldsymbol{d}}}) + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_e - \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_e)$, 假设干扰为慢时变信号, 则 $\dot{\boldsymbol{d}} = 0$,

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= \tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}'[-\boldsymbol{K}_1(\boldsymbol{\omega}_e - \hat{\boldsymbol{\omega}}_e)] + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_e^{\mathrm{T}}[-\boldsymbol{P}\boldsymbol{\omega}_e + \\ &\quad \boldsymbol{d} - \hat{\boldsymbol{d}} - \boldsymbol{u}_s - (-\boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{\omega}}_e - (\boldsymbol{u}_s + \hat{\boldsymbol{d}}) + \hat{\boldsymbol{d}} + \\ &\quad \boldsymbol{J}\boldsymbol{K}_2(\boldsymbol{\omega}_e - \hat{\boldsymbol{\omega}}_e))] = -\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{J}\boldsymbol{K}_2\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e) = \\ &\quad -\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P} + \boldsymbol{J}\boldsymbol{K}_2)\tilde{\boldsymbol{\omega}}_e.\end{aligned} \tag{11}$$

因此, 由式(11) 可知存在 $\boldsymbol{K}_2$ 使得 $\dot{V}_1 < 0$;

$\dot{V}_2 = \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{P}\boldsymbol{\omega}_e + \tilde{\boldsymbol{d}} - \boldsymbol{u}_s + \boldsymbol{J}\boldsymbol{k}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{vec}})$.

这里取 $\boldsymbol{u}_s = \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}) + \boldsymbol{J}\boldsymbol{k}\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{vec}} - \boldsymbol{P}\boldsymbol{\omega}_e$, 则

$$\dot{V}_2 = \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{d}} - \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})). \tag{12}$$

为保证 $\dot{V}_2 < 0$, 需

$|\boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})|_i > |\tilde{\boldsymbol{d}}|_{i\max} = |\boldsymbol{d} - \hat{\boldsymbol{d}}|_{i\max}$.

因此有 $\dot{V}_1 < 0$, $\dot{V}_2 < 0$, $V < 0$, 则系统保证稳定, 滑动模态满足到达条件. 对比式(8) 和(12) 可知, 采用干扰观测器后, 干扰项由 $\boldsymbol{d}$ 变为了 $\boldsymbol{d} - \hat{\boldsymbol{d}}$, 由此切换项增益 $\boldsymbol{G}$ 大大降低, 有效地降低了振颤.

2.3　鲁棒性分析

当存在模型误差 $\boldsymbol{J} = \boldsymbol{J}_0 + \Delta\boldsymbol{J}$ 时, $\boldsymbol{J}_0$ 为标称转动惯量, $\Delta\boldsymbol{J}$ 为不确定部分. 则在设计控制器式(10) 和式(7) 时, 取标称转动惯量 $\boldsymbol{J}_0$, 即有

$$\begin{aligned}\boldsymbol{u} &= -(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3\cdot\boldsymbol{\omega}_d)\times\boldsymbol{J}_0(\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{A}_3\cdot\boldsymbol{\omega}_d) + \\ &\quad \boldsymbol{J}_0(\boldsymbol{\omega}_e^{\times}\boldsymbol{A}_3\cdot\boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{A}_3\cdot\dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + \boldsymbol{k}\boldsymbol{J}_0\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{vec}} + \\ &\quad \boldsymbol{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}).\end{aligned}$$

因此, 所设计的控制器不依赖于不确定部分, 只与标称模型参数和状态参数有关, 对模型参数和扰动具有鲁棒性.

3　仿真及结果

取太阳同步圆轨道, 轨道半径为 $a = 268$ km, $i = 96.4°$, 真近点角随航天器的运动而变化; 航天器的轨道周期 $T = 2\pi\sqrt{a^3/\mu}$; 地球固连坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度 $\Omega_e = 7.292\,115\,9\times10^{-5}$ rad/s; 转动惯量参数 $\boldsymbol{J} = \mathrm{diag}\{50, 50, 25\}$ kg·m²; 设干扰力矩

$$\boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} 2(1 + \sin\omega_{\mathrm{orb}}t) \\ 1 + \cos\omega_{\mathrm{orb}}t \\ 2(1 + \sin\omega_{\mathrm{orb}}t) \end{bmatrix}\times10^{-4}\ \mathrm{N\cdot m}.$$

其中 ω_{orb} 是轨道角速度. 设地面目标位于北纬 30°, 东经 120°, 设圆轨道的地心经纬度等于地理经纬度.

通过仿真得到采用式(6) 和式(7) 控制时的欧拉角跟踪期望欧拉角变化曲线, 姿态误差角速度曲线, 控制力矩曲线, 分别如图 1 ~5 所示. 由仿真结果可知, 当采用式(6) 控制器时, 能有效的实现对地凝视的姿态控制, 从 200 s 以后系统趋于稳定. 当采用式(7) 的变结构控制律时, 能明显地减少响应时间, 加快收敛速度, 改善对地凝视的姿态控制精度, 但同时存在较大的振颤.

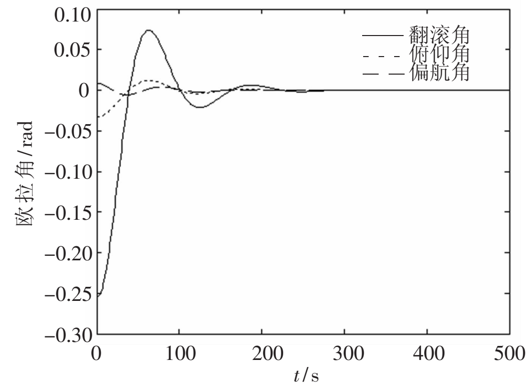

图 1　欧拉角曲线

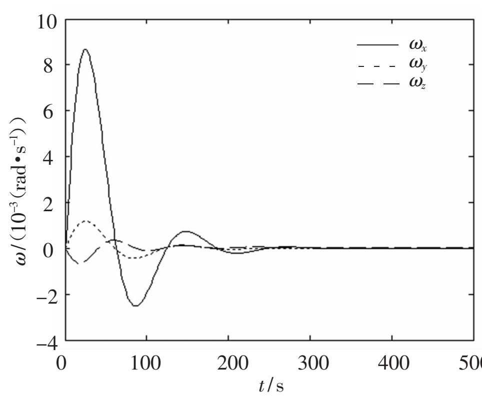

图 2　姿态误差角速度曲线

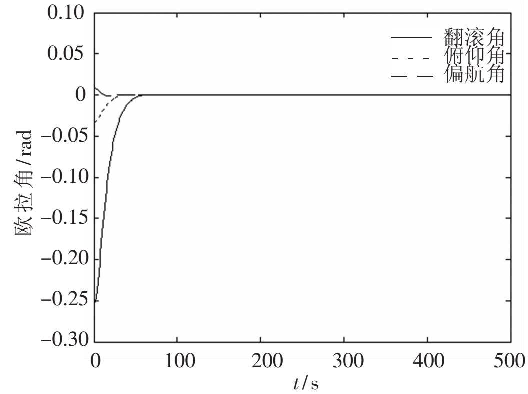

图 3　基于变结构控制的欧拉角曲线

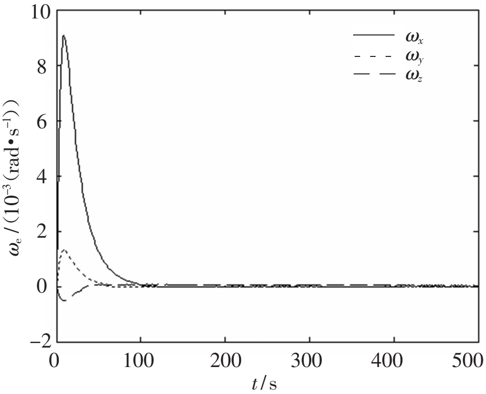

图 4　基于变结构控制的姿态误差角速度

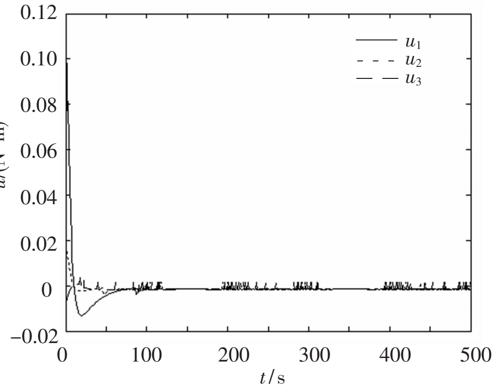

图 5　基于变结构控制的控制力矩曲线

图 6 和 图 7 是当存在较大模型误差 $\Delta \boldsymbol{J}$ 以及同时增大外干扰力矩一倍时的仿真结果. 通过仿真可验证所设计的变结构控制器对参数变化和外干扰具有较好的鲁棒性.

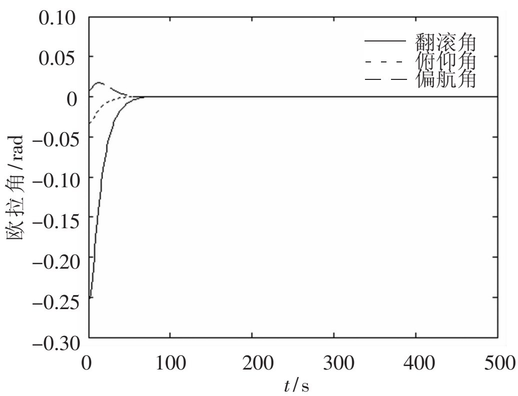

图 6　基于变结构控制的欧拉角曲线

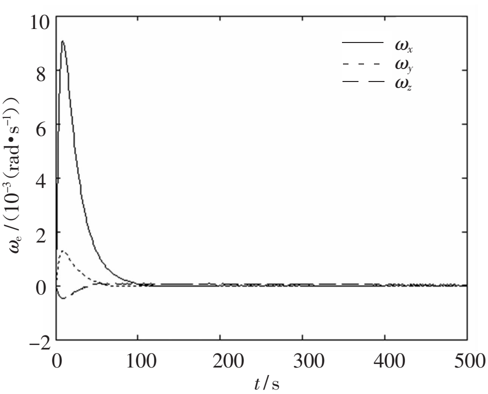

图 7　基于变结构控制的姿态误差角速度

图 8 ~ 10 是带有干扰观测器的变结构控制器的仿真结果,对比图 3 ~ 5 与图 8 ~ 10 可知,采用式(10)所设计的控制器能够减弱振颤,同时能够完成对地凝视的姿态控制要求,保证快速性和鲁棒性.

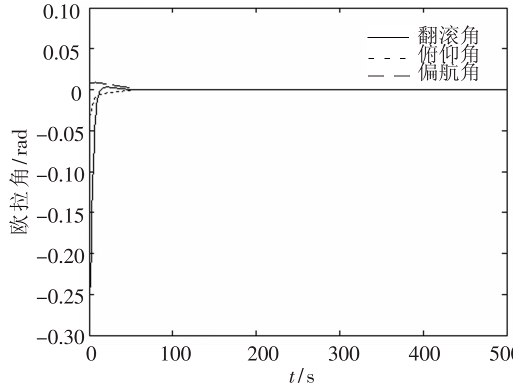

图 8　欧拉角曲线

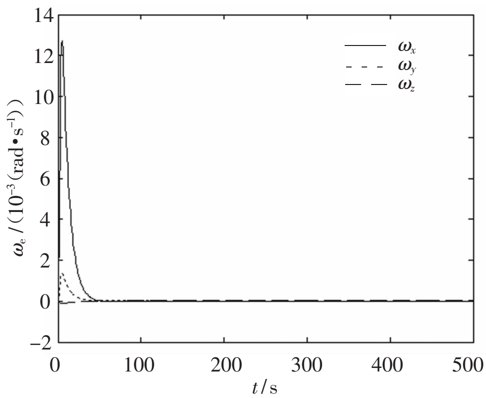

图 9　误差角速度曲线

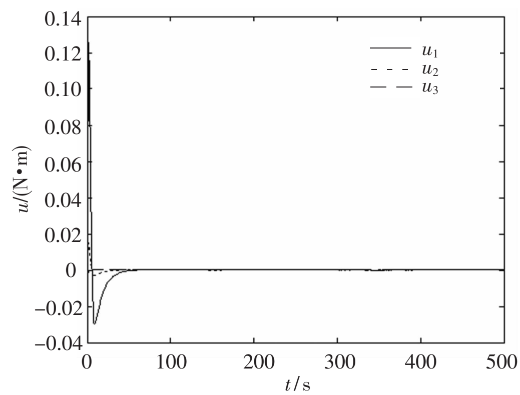

图 10　控制力矩曲线

4　结　论

1）介绍了航天器对地凝视模式,分析了其对于观测成像的优势;

2）建立了基于误差角速度和误差四元数的姿态动力学和运动学方程,设计了一种带干扰观测器的变结构控制器,并和其他控制方法进行比较,仿真结果表明该控制器能够完成对地凝视的姿态控制要求,其响应速度较快,可以有效延长对地凝视的时间;控制精度较高,系统保持稳定且鲁棒性好,进而能够提高凝视观测的质量.

（下转第 1417 页）