第43卷 第1期
2011年1月
哈尔滨工业大学学报
JOURNAL OF HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY
Vol. 43 No. 1
Jan. 2011

低轨对地凝视卫星鲁棒姿态控制器设计

梁海朝, 王剑颖, 孙兆伟

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150001 哈尔滨, waiting_1986@163.com)

摘 要: 针对低轨道对地凝视小卫星的姿态控制问题,设计了一种鲁棒控制器.首先推导了基于误差四元数和误差角速度的运动学和动力学方程;设计了对地凝视小卫星的鲁棒姿态控制器,并通过 Lyapunov 方法证明了该控制器的全局稳定性,该控制器由 PD 控制部分和一个附加部分构成,形式简单,对外界干扰和模型不确定性具有良好的鲁棒性;仿真结果表明,在参数不确定性及外干扰存在时,所设计的控制器能够实现卫星的对地凝视.

关键词: 对地凝视;鲁棒性;控制器设计;全局稳定

中图分类号: V19 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2011)01-0026-05

New simple robust attitude controller of staring-imaging satellite in LEO

LIANG Hai-zhao, WANG Jian-ying, SUN Zhao-wei

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, waiting_1986@163.com)

Abstract: To solve the attitude control problem of a staring-imaging satellite, a new robust controller is proposed in this paper. The robust controller which consists of a PD part and an additional term is very simple and is globally convergent in the presence of parameter uncertainty and external disturbances. The convergence is proven by lyapunov method. Simulation results show that the controller is qualified with excellent robustness and satisfactory control effect.

Key words: staring image; robust; controller design; globally convergent

卫星的对地凝视是指星载光学遥感器观测地面目标时其光轴“盯住”地球上的某一点不动[1].某些航天任务需要星载相机连续对准地面固定目标拍摄或星载天线连续对准地面通信站进行通信,这就需要卫星进入对地凝视模式以满足星上有效载荷(如星载相机)在一段时间内连续指向给定目标的要求[2].

对地凝视模式不同于对地定向模式,其优势在于:可实时、定点的观测,并可对视场内发生的现象进行连续观测;获得的图像机动、灵活,并可根据用户需要直接定制图像;“凝视”模式中不需要机械扫描机构,减轻了卫星的质量和功耗,具有较高的工程应用价值.

Liu Zhaojun, Chen Wei[1] 提出“凝视”的概念;李俊峰,徐敏[2] 提出的卫星大角度姿态机动控制算法可以用于对地凝视卫星,但该算法需要知道卫星转动惯量的精确信息,因此不具有鲁棒性;文献[3]中,作者设计了 PD 控制器和自适应控制器,但控制器的设计没有考虑外干扰力矩而且自适应控制器的形式十分复杂.卫星对地凝视模式遇到的关键性问题是对地凝视开始时的姿态机动和之后的姿态稳定控制.目前还没有文献给出针对对地凝视模式的姿态控制算法,本文根据对地凝视卫星要求姿态机动时间短以及卫星在低轨道运行存在较大外干扰力矩等特点,结合 PD 控制及滑模控制[4-10],设计了一种形式简单的鲁棒控制器,很好的解决了凝视模式下卫星的姿态控制问题.

本文首先根据航天器的姿态运动学推导出卫星对地凝视的期望姿态角、期望姿态角速度和期

收稿日期:2009-11-27.
基金项目: 长江学者和创新团队发展计划资助项目(IRT0520).
作者简介: 梁海朝(1986—),男,硕士研究生;
孙兆伟(1963—),男,教授,博士生导师.

望姿态角加速度;然后设计了鲁棒控制器并用 Lyapunov 方法详细的证明了其全局稳定性;最后通过对控制系统的仿真,证明了所设计控制器的有效性和鲁棒性.

1　对地凝视的运动学理论

1.1　期望姿态角的确定

在对地凝视过程中,期望姿态信息需要利用卫星到地面目标的方向向量来确定,所以在计算期望姿态角时,首先需要求出轨道系下卫星到地心的矢量 $\boldsymbol{r}_1$ 和地面目标到地心的矢量 $\boldsymbol{r}_2$,再相减得到卫星到目标的向量 $\boldsymbol{r}_q$,最后通过星体坐标系到轨道坐标系的转换矩阵求得期望姿态角. 如图 1所示:

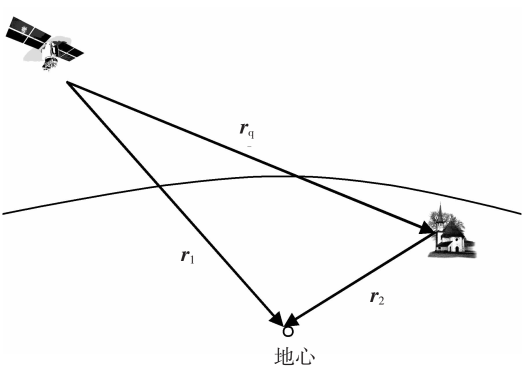

图 1　卫星对地凝视示意

卫星到地心的向量在轨道系下的分量可直接由下式得到:

$$\boldsymbol{r}_1 = R_s \cdot [0 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}.$$

其中 R_s 为卫星的轨道半径.

地面目标到地心的向量在轨道系下的分量为

$$\boldsymbol{r}_2 = \boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{o}} \cdot \boldsymbol{A}_{\mathrm{dg}}^{\mathrm{d}} \cdot \boldsymbol{X}_{\mathrm{dg}}.$$

式中:$\boldsymbol{r}_2$ 为地面目标到地心向量在轨道系下的分量;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{o}}$ 为地心惯性坐标系到轨道坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{dg}}^{\mathrm{d}}$ 为地球固连坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{X}_{\mathrm{dg}}$ 为地面目标到地心的向量在地球固连坐标系下的分量,可由目标的经纬度求得

$$\boldsymbol{X}_{\mathrm{dg}} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{E}} \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\lambda \\ \cos\varphi\sin\lambda \\ \sin\varphi \end{bmatrix}.$$

式中:$\boldsymbol{R}_{\mathrm{E}}$ 为地面目标到地心的向量;λ,φ 分别为地理经度和纬度. 于是卫星到地面目标的向量 $\boldsymbol{r}_q = \boldsymbol{r}_1 - \boldsymbol{r}_2$,其单位向量 $\boldsymbol{\mu} = \boldsymbol{r}_q / |\boldsymbol{r}_q|$.

假设星载光学遥感器固定在卫星本体且其光轴与卫星本体坐标系的 z 轴重合. 当卫星处于对地凝视的理想姿态,$\boldsymbol{\mu}$ 在本体坐标系下的投影列阵应该保持为 $[0 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$.

当卫星的姿态是从轨道坐标系到卫星本体坐标系按 3 - 2 - 1 顺序转换时,从卫星本体坐标系到轨道坐标系的转换矩阵为

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{ob}} = \begin{bmatrix} \mathrm{c}\theta\mathrm{c}\psi & \mathrm{c}\theta\mathrm{s}\psi & -\mathrm{s}\theta \\ -\mathrm{c}\varphi\mathrm{s}\psi + \mathrm{s}\varphi\mathrm{s}\theta\mathrm{c}\psi & \mathrm{c}\varphi\mathrm{c}\psi + \mathrm{s}\varphi\mathrm{s}\theta\mathrm{s}\psi & \mathrm{s}\varphi\mathrm{c}\theta \\ \mathrm{s}\varphi\mathrm{s}\psi + \mathrm{c}\varphi\mathrm{s}\theta\mathrm{c}\psi & -\mathrm{s}\varphi\mathrm{c}\psi + \mathrm{c}\varphi\mathrm{s}\theta\mathrm{s}\psi & \mathrm{c}\varphi\mathrm{c}\theta \end{bmatrix}$$

其中 s 表示 sin 函数,c 表示 cos 函数, φ 表示滚转角,θ 表示俯仰角,ψ 表示偏航角.

根据坐标转换的关系,$\boldsymbol{\mu}$ 在轨道系下的分量 $\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{o}}$ 可由在本体系下的分量 $\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{b}}$ 经转换矩阵 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{ob}}$ 转换得到,有

$$\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{o}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{ob}} \boldsymbol{\mu}_{\mathrm{b}}.$$

也即

$$[\mu_{ox} \quad \mu_{oy} \quad \mu_{oz}]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{ob}} [0 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}.$$

其中 μ_{ox}、μ_{oy}、μ_{oz} 是 $\boldsymbol{\mu}$ 在轨道坐标系下的分量.

于是可以得到卫星对地凝视模式下期望姿态角的表达式

$$\varphi = \arctan(\mu_{oy} / \mu_{oz}), \theta = -\arcsin(\mu_{ox}).$$

由于卫星在对地凝视模式下的偏航角不唯一确定,可以根据卫星对地凝视之前的在轨运行对地定向的某一时刻的偏航角作为期望的偏航角.

1.2　期望的角速度和角加速度的确定

根据刚体运动学有 $\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\mu} = \dot{\boldsymbol{\mu}}$,其中 $\boldsymbol{\omega}$ 是两坐标系的相对转动角速度. 将等式两边同时左叉乘向量 $\boldsymbol{\mu}$ 可得

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

欲保证星载光学遥感器对地凝视过程中对目标进行无相对旋转的拍摄,则要求卫星在运动过程中角速度与星体 z 轴垂直,需要 $\boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{\mu} = 0$,由于单位方向向量 $\boldsymbol{u}$ 的模为 1,所以对地凝视的期望姿态角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_q = \boldsymbol{\mu} \times \dot{\boldsymbol{\mu}}.$$

其中

$$\dot{\boldsymbol{\mu}} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left[\frac{\boldsymbol{r}_q}{|\boldsymbol{r}_q|}\right] = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{\mu} \cdot \boldsymbol{\mu}^{\mathrm{T}}) \frac{\dot{\boldsymbol{r}}_q}{|\boldsymbol{r}_q|}.$$

这里,$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵. 可以看出,期望角速度可以由轨道信息直接得出,而期望姿态角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_q$ 可以通过对期望角速度求导得到,即角加速度也可以由轨道信息求得.

2　数学模型

2.1　姿态运动学和动力学方程

采用四元数描述卫星的姿态运动具有无奇点、不包含三角函数、约束条件简单且导数表达式易于应用等优点. 姿态四元数 $\bar{\boldsymbol{q}}$ 的定义为

$$\bar{\boldsymbol{q}}=\begin{pmatrix}\boldsymbol{e}\sin(0.5\Phi)\\ \cos(0.5\Phi)\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}\boldsymbol{q}\\ q_0\end{pmatrix}.$$

其中 $\boldsymbol{e}$ 为欧拉轴,Φ 为欧拉转角,$\boldsymbol{q}$ 表示四元数的矢量部分,q_0 表示四元数的标量部分. 四元数满足以下约束条件

$$\bar{\boldsymbol{q}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{q}}=\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}+q_0^2=1.$$

采用四元数表示的刚体卫星的姿态运动学方程为[4]

$$\mathrm{d}\boldsymbol{q}/\mathrm{d}t=0.5q_0\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}-0.5\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}^{\times}\boldsymbol{q},$$

$$\mathrm{d}q_0/\mathrm{d}t=-0.5\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}.$$

其中 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}$ 为卫星本体坐标系相对惯性坐标系的角速度在本体坐标系下的分量. 对于 $\forall\boldsymbol{\zeta}=[\zeta_1\quad\zeta_2\quad\zeta_3]\in\mathbf{R}^3$,符号 $\boldsymbol{\zeta}^{\times}$ 表示如下的斜对称矩阵:

$$\boldsymbol{\zeta}^{\times}=\begin{bmatrix}0&-\zeta_3&\zeta_2\\ \zeta_3&0&\zeta_1\\ -\zeta_2&\zeta_1&0\end{bmatrix}.$$

刚体卫星的姿态动力学方程为[4]

$$\boldsymbol{J}(\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}/\mathrm{d}t)=-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\tau}+\boldsymbol{d}. \tag{1}$$

其中 $\boldsymbol{J}=\boldsymbol{J}^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{3\times3}$ 为星体的转动惯量矩阵,实际中,由于燃料的损耗和活动部件的存在使得转动惯量矩阵具有一定的不确定性,$\boldsymbol{\tau}$ 为施加在卫星上的控制力矩,$\boldsymbol{d}$ 为卫星所受的外界干扰力矩.

2.2 相对姿态运动学和动力学方程

考虑到对地凝视的期望姿态是以轨道坐标系为参考坐标系,因此用四元数 $\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}=(\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\quad q_{0\mathrm{e}})^{\mathrm{T}}$ 表示本体坐标系到轨道坐标系的误差四元数,有

$$\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}=\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}^{*}\otimes\bar{\boldsymbol{q}}=(\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\quad q_{0\mathrm{e}})^{\mathrm{T}}.$$

其中 $\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}$ 为期望的姿态四元数,$\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}^{*}$ 为 $\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}$ 的共轭四元数,表示为

$$\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}}^{*}=(-\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}}\quad q_{0\mathrm{d}})^{\mathrm{T}};$$

$\otimes$为四元数乘法,表示为

$$\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{a}}\otimes\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}=\begin{pmatrix}q_{0\mathrm{a}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}+q_{0\mathrm{b}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{q}_{\mathrm{a}}^{\times}\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}\\ q_{0\mathrm{a}}q_{0\mathrm{b}}-\boldsymbol{q}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}\end{pmatrix}.$$

其中 $\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{a}}$ 和 $\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}$ 表示两个任意给定的姿态四元数.

基于误差四元数的运动学方程为[3]

$$\mathrm{d}\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}/\mathrm{d}t=0.5\bar{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}\otimes\bar{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}, \tag{2}$$

其中 $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}$ 的表达式为

$$\bar{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}=((\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})^{\mathrm{T}}\quad 0)^{\mathrm{T}}=(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\quad 0)^{\mathrm{T}},$$

$\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}$为轨道坐标系到本体坐标系的转换矩阵,$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}\in\mathbf{R}^3$ 为轨道坐标系相对于惯性坐标系的角速度在轨道坐标系下的分量.

将 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}$ 带入到式(1)中,可以得到基于误差角速度的动力学方程

$$\begin{aligned}\boldsymbol{J}(\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}/\mathrm{d}t)=&-(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})^{\times}\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})+\\ &\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\times}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}(\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}/\mathrm{d}t))+\\ &\boldsymbol{\tau}+\boldsymbol{d}.\end{aligned} \tag{3}$$

2.3 控制目标

为实现对地凝视功能,针对系统(2),(3)设计控制器 $\boldsymbol{\tau}$,使其在存在外干扰和模型不确定的情况下满足 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}=0$ 和 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}=0$.

3 控制器的设计

引理 1[5] (Barbalat 引理)如果可微函数 $f(x)$ 在 $t\to\infty$ 时存在有限的极限,且 $\dot{f}$ 一致连续,那么,当 $t\to\infty$ 时,$\dot{f}(t)\to0$.

用 $\|\cdot\|$ 表示向量的欧几里德范数,$\alpha_{\max}(\boldsymbol{M})$ 和 $\alpha_{\min}(\boldsymbol{M})$ 表示任意一个矩阵 $\boldsymbol{M}$ 的最大特征值与最小特征值,δ 表示一个正常数满足对任意时间 $t\geqslant0$,$\delta\geqslant\|\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}\|$,定义

$$\boldsymbol{\gamma}=\boldsymbol{d}-(\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}(\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}/\mathrm{d}t).$$

定理 1 如果 c 足够小且 $\eta_i\geqslant|\gamma_i|$,$i=1,2,3$,则控制律(4)可以使系统(2),(3)全局收敛于期望姿态.

$$\boldsymbol{\tau}=-K_{\mathrm{p}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}-K_{\mathrm{d}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}-\boldsymbol{\eta}\operatorname{sgn}(\boldsymbol{s}). \tag{4}$$

式中:K_{p},K_{d} 均为正常数;$\boldsymbol{\eta}=[\eta_1\quad\eta_2\quad\eta_3]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{s}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+c\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}$,$c$ 为正常数.

证明 考虑下面的备选 Lyapunov 函数:

$$\begin{aligned}V=&(K_{\mathrm{p}}+cK_{\mathrm{d}})((q_{0\mathrm{e}}-1)^2+\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}})+\\ &0.5\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+c\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}.\end{aligned}$$

对于 V 有如下不等式成立:

$$V\geqslant0.5\boldsymbol{\chi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}\boldsymbol{\chi}.$$

其中 $\boldsymbol{\chi}=(\|\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}\|\quad\|\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\|)^{\mathrm{T}}$,

$$\boldsymbol{\Omega}=\begin{pmatrix}2(K_{\mathrm{p}}+cK_{\mathrm{d}})&-c\alpha_{\max}(\boldsymbol{J})\\ -c\alpha_{\max}(\boldsymbol{J})&\alpha_{\min}(\boldsymbol{J})\end{pmatrix}.$$

当 c 足够小时,矩阵的对角占优且特征值大于0,因此矩阵 $\boldsymbol{\Omega}$ 是正定的,因此 V 也是正定的. 计算 V 的一阶导数并将控制律(4)带入,有

$$\begin{aligned}\dot{V}=&-K_{\mathrm{d}}\|\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\|^2-cK_{\mathrm{p}}\|\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}\|^2-\boldsymbol{\eta}|\boldsymbol{s}|+\\ &\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}-(\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}(\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}/\mathrm{d}t))+\\ &c(0.5q_{0\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+0.5\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\times}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}+\\ &(\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})^{\times}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+\\ &c\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\times}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}_{\mathrm{bd}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}})\leqslant\\ &-\boldsymbol{\chi}^{\mathrm{T}}\Theta\chi-(\boldsymbol{\eta}-|\boldsymbol{\gamma}|)|\boldsymbol{s}|\leqslant\\ &-\boldsymbol{\chi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Theta}\boldsymbol{\chi}.\end{aligned}$$

其中

$$\boldsymbol{\Theta}=\begin{pmatrix}cK_{\mathrm{p}}&-1.5c\delta\alpha_{\max}(\boldsymbol{J})\\ -1.5c\delta\alpha_{\max}(\boldsymbol{J})&K_{\mathrm{d}}-c\alpha_{\max}(\boldsymbol{J})\end{pmatrix}.$$

当 c 的选取足够小时，矩阵的对角占优且特征值大于 0，因此 $\alpha_{\min}(\boldsymbol{\Theta})>0$，$\dot{V}$ 是有界的，且

$$\dot{V}\leqslant-\alpha_{\min}(\boldsymbol{\Theta})\|\boldsymbol{\chi}\|^{2}. \tag{5}$$

对式(5)两端积分，有

$$V(t)\leqslant V(0)-\alpha_{\min}(\boldsymbol{\Theta})\int_{0}^{t}\|\boldsymbol{\chi}(s)\|^{2}\mathrm{d}s. \tag{6}$$

易见 $V(t)$ 是有界的，因此 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}$ 是有界的，$\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{e}}$ 和 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}$ 也是有界的.

计算式(6)的极限，有

$$\|\chi\|_{L_2}^{2}\leqslant V(0)/\alpha_{\min}(\boldsymbol{\Theta}).$$

因此 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}},\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\in L_2$，根据 Barbalat 引理，可以得出 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}=0$ 和 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\omega}_{e}=0$ 是全局成立的.

4　仿真结果及分析

为验证所提出控制方法的有效性，选择如下卫星参数进行数学仿真.

取卫星轨道为太阳同步轨道，高度 250 km，轨道倾角 $i=96.4°$；地球固连坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度 $\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{e}}=7.292\,115\,9\times10^{-5}$ rad/s；卫星的转动惯量为

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}18.34 & & \\ & 20.96 & \\ & & 24.98\end{bmatrix}\mathrm{kg\cdot m^2};$$

假设卫星从对地定向模式进入对地凝视模式，因此，卫星三轴初始姿态角(弧度制)$[\varphi_0\quad\theta_0\quad\psi_0]=[0\quad0\quad0]$，初始姿态角速度均为 0.000 1(°/s)；干扰力矩主要考虑气动力矩，选取为

$$\boldsymbol{d}=\begin{bmatrix}-0.01+0.04\sin(50t/\pi)\\ -0.008+0.03\sin(50t/\pi)\\ 0.012+0.07\sin(50t/\pi)\end{bmatrix}\mathrm{N\cdot m}.$$

控制器参数选取为

$$K_{\mathrm{p}}=4,K_{\mathrm{d}}=14,c=0.33,\eta=0.18.$$

控制器的输入幅值限制为 $-0.2\leqslant\tau_i\leqslant0.2$ N · m，$i=1,2,3$.

地面目标的地理位置别为北纬 30°，东经 120°，圆轨道的地心经纬度等于地理经纬度.

卫星的误差姿态四元数、姿态角偏差、姿态角速度偏差和控制力矩的变化曲线分别如图 2 ~ 5，图 6 所示的是将干扰力矩增大一倍并将卫星的转动惯量减小为原来的 50% 后的姿态角偏差曲线. 由于卫星飞行在低轨道，轨道周期短，而对地凝视模式的工作时间段要远小于轨道周期，因此，姿控系统具有更快速的响应是极其重要的. 从图 2 ~ 4 中可以看出，卫星姿态误差能够在短时间内收敛并稳定，稳态误差和姿态稳定度都被控制在很小的范围内，可以满足对地凝视模式的姿控要求. 考虑到低轨道卫星受气动力矩影响的因素，在卫星上施加了较大的干扰力矩，但卫星的姿态没有受到影响，这是以控制力矩的快速切换为代价的. 如图 5 所示，控制力矩发生了明显的振颤，而且这种振颤存在于整个控制周期中，对控制系统是不利的. 这是由控制器中符号函数的存在而导致控制力矩快速切换造成的，实际应用中可以考虑采用饱和函数或双曲正切函数等连续函数代替符号函数，以此来抑制控制力矩振颤.

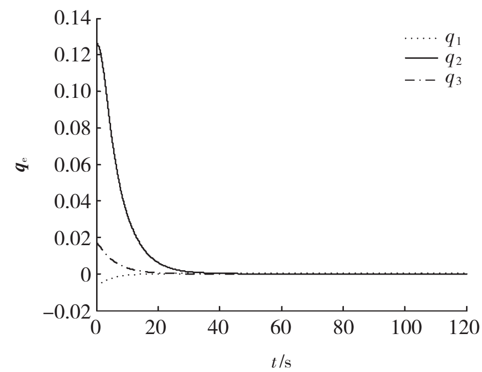

图 2　误差四元数变化曲线

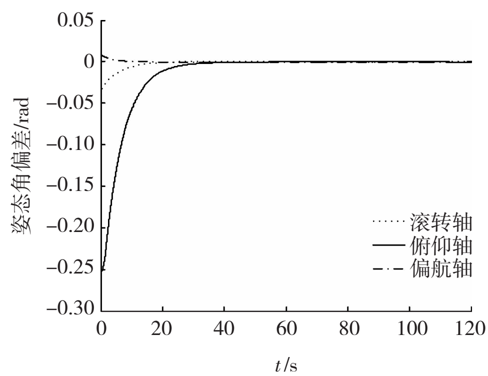

图 3　姿态角误差变化曲线

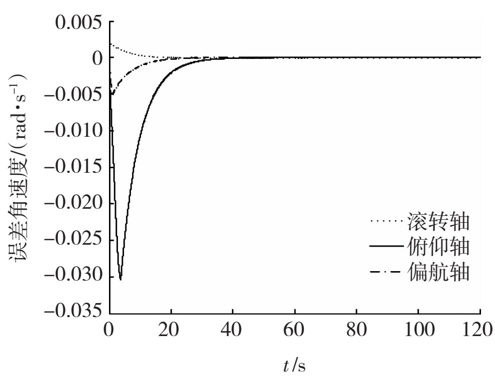

图 4　角速度误差变化曲线

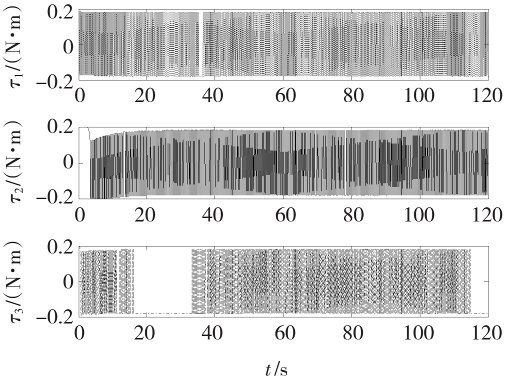

图 5　滚转轴(τ_1)、俯仰轴滚转轴(τ_2)和偏航轴滚转轴(τ_3)的控制力矩变化曲线

从图 6 中可以看出,控制器对卫星姿态参数变化及外干扰力矩并不敏感,在仿真条件改变下仍然有着很好的控制效果,因此,该控制器具有良好的鲁棒性.

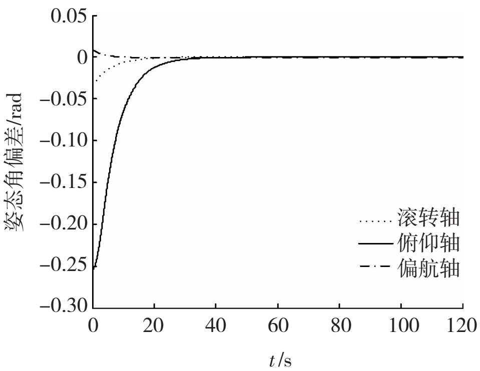

图 6　姿态角误差变化曲线

5　结　论

本文针对有对地凝视要求的低轨道小卫星姿态控制器的设计问题,设计了一种形式简单的鲁棒控制器并对控制器的全局稳定性进行了数学证明. 所设计的控制器不需要知道转动惯量的精确信息并对外干扰力矩有良好的抑制作用. 最后,通过仿真验证,得出结论如下:

1) 该控制器能够满足卫星对地凝视的姿态控制精度和稳定度的要求;

2) 该控制器对模型参数的变化不敏感,并对外界干扰有很好的抑制作用,具有很强的鲁棒性;

3) 该控制器中的符号函数项可用适当的连续函数代替以消除控制力矩的振颤,在飞行器姿态控制中有广阔的应用前景.

参考文献:

[1] LIU Zhaojun, CHEN Wei. Space applications of staring imaging technology with area FPA[J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(5): 541 – 545.

[2] 李俊峰, 徐敏. 低轨道航天器姿态跟踪机动控制研究[J]. 清华大学学报,2001, 41(2): 102 – 104.

[3] WEN J T, KREUTZ-DELGADO K. The attitude control problem[J]. IEEE Transactions on Automatic control, 1991, 36(10): 1148 – 1162.

[4] HUGHES P C. Spacecraft Attitude Dynamics[M]. New York:John Weley & Sons, 1986: 14 – 50.

[5] SLOTINE J J E, LI Weiping. Applied nonlinear control [M]. 北京:机械工业出版社, 2004: 101 – 126.

[6] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust tracking control design for spacecraft under control input saturation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(4): 627 – 633.

[7] 孙兆伟, 曹喜滨. 小卫星大角度姿态机动的变结构控制方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2001, 33(5): 677 – 680.

[8] LO S C, CHEN Y P. Smooth sliding-mode control for spacecraft attitude tracking maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(6): 1345 – 1349.

[9] LIANG Y W, CHU T C, CHENG C C. Robust attitude control of spacecraft[C]//Proceedings of the American Control Conference. Anchorage, Alaska: [s. n.], 2002: 1342 – 1347.

[10] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(1): 14 – 22.

(**编辑**　张　宏)