

文章编号 1004-924X(2011)11-2715-09

视频小卫星凝视姿态跟踪的仿真与实验

孙志远^{1,2*}, 张 刘¹, 金 光¹, 徐 开¹, 陈茂胜^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

(2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:对视频卫星实现对地凝视成像时的数学模型、姿态跟踪控制器设计和全物理仿真进行了研究。首先,根据卫星轨道运动与姿态运动相关理论,推导了对地凝视时视频小卫星相对轨道坐标系的期望四元数和期望姿态角速度的变化规律。设计了基于误差四元数和误差姿态角速度的 PD 控制器,并采用李雅普诺夫稳定性理论证明了所设计控制器的稳定性。然后,以在曝光时间内的面阵 CCD 成像偏差不超过 0.3 pixel 为要求,给出了姿态角控制精度和姿态角速度控制精度的最小极限值。最后,在设计的基于小型三轴气浮台的小卫星姿态控制系统全物理仿真平台上对视频小卫星凝视摄像进行了仿真验证。实验结果表明,小型三轴气浮台的姿态角控制精度优于 0.1° ,姿态角速度控制精度优于 $0.01^\circ/\text{s}$,基本满足视频小卫星凝视时面阵 CCD 高质量成像的要求。

关键词:凝视卫星;面阵 CCD;小型三轴气浮台;全物理仿真,李氏函数

中图分类号:V474.262 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20111911.2715

Simulation and experiment on attitude tracking control of small TV satellite

SUN Zhi-yuan^{1,2*}, ZHANG Liu¹, JIN Guang¹, XU Kai¹, CHEN Mao-sheng^{1,2}

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

* Corresponding author, E-mail: sdszy@hotmail.com

Abstract: This paper focuses mainly on the mathematical model of ground target tracking of a video satellite and the design of an attitude tracking controller. Firstly, the desired attitude quaternion and the desired attitude angular velocity are presented respectively according to the orbit kinematic and attitude kinematic. Then, a feedback PD controller based on the error quaternion and error attitude angular velocity is designed, and the stability of the designed controller is analyzed by using the Lyapunov stability theory. By setting the deviation of area CCD in the exposal time to be smaller than 0.3 pixel, the minimum attitude pointing error and attitude velocity error are induced. Finally, physical simulation of staring-imaging by a video camera is conducted on the minitype three-axis air bearing ta-

收稿日期:2011-03-01;修订日期:2011-04-01.

基金项目:国家自然科学基金青年基金资助项目(No. 61008046)

ble. Simulation results suggest that the pointing error is less than 0.1° , and that the attitude velocity error is less than $0.012(^{\circ})/s$, which meets the requirements of staring-imaging of area CCDs.

Key words: staring-imaging satellite; area CCD; minitype three-axis air bearing table; physical simulation; Lyapunov function

1 引言

随着航天事业的发展,现代小卫星得到了蓬勃发展,其功能也越来越完善。视频小卫星是近年来出现的一种新型对地观测卫星,与传统的对地观测卫星相比,其最大的特点是可以对某一敏感区域进行“凝视”观测,可以连续观察视场内的变化,以“太空视频录像”的方式获得比传统的对地观测卫星更多的关于目标地区的动态信息。

所谓“凝视”是指随着卫星的运动,光学传感器始终盯住地球上的某一目标区域,对其进行连续观察。在“凝视”模式下,探测器的积分时间不受卫星运动速高比和地面分辨率的限制,可以同时观测视场内发生的现象,各帧图像之间的时间间隔只受积分时间、数据采集速度和数据传输能力的限制,可以达到很高的时间分辨率。

为了实现对地“凝视”,传统的对地观测卫星常常借助于地球同步轨道上的高轨对地观测卫星^[1]。然而,将对地观测卫星定位于地球同步轨道并不可取,因为为了提供有意义的地面分辨率,地球同步轨道卫星光学载荷的摄像镜头必须足够大,而且为了实现机动成像,还需配备机械扫描机构,这进一步增加了整个卫星的质量和功耗。而近地轨道的凝视视频小卫星无需机械扫描机构,以很小的质量和体积就可以实现较高的地面分辨率。目前国外已发射了两颗具有视频拍摄功能的小卫星,一颗是印度尼西亚于 2007 年 1 月发射的 LAPAN-TUBSAT,另一颗是南非于 2009 年 9 月发射的 Sumbandliasat^[2-3]。这两颗卫星的地面像元分辨率相当,在结构上也很类似,均采用高分辨率载荷+低分辨率载荷的组合对地观测。其中,由印度尼西亚出资、德国柏林工业大学研制的 LAPAN-TUBSAT 视频卫星位于近地太阳同步轨道,轨道高度为 635 km,轨道倾角为 97.9° ,卫星仅重 55 kg。LAPAN-TUBSAT 的主载荷是一个高分辨率彩色摄像机,地面分辨率为 5 m,幅宽

为 3.5 km。LAPAN-TUBSAT 还采用了一个低分辨率摄像机作为其高分辨率载荷的补充,以降低高分辨率小视野摄像机寻找地面目标的难度,所采用的低分辨率摄像机地面分辨率为 200 m,幅宽为 81 km。

为了使得视频卫星光学传感器的光轴始终对准地面目标区域进行不间断摄像,卫星姿态控制系统需要实时调整星体的姿态,以克服卫星的轨道运动、姿态运动和地球自转带来的目标不断偏离光轴的影响,使光学传感器的光轴始终对准目标。凝视问题实际上就是星体对运动目标的姿态跟踪问题^[4-5]。近年来,人们已对姿态跟踪问题进行了大量研究,姿态跟踪涉及的数学模型、姿态跟踪控制器的设计及其全物理仿真问题一直很受关注。滑膜变结构控制器对系统参数变化和外部干扰具有较强的鲁棒性,且具有简单易行,用计算机易实现的优点,但是在实际应用中,由于切换滞后、控制量受限以及测量误差的存在,变结构控制所出现的“抖振”现象始终是影响其实际控制性能的主要问题^[6-7]。自适应控制能够在控制过程中获得并利用系统的不确定性信息,可以通过自适应律调节系统参数逼近实际对象的真实参数,对系统模型的不确定性和系统参数的变化具有很好的鲁棒性。文献[8-9]采用鲁棒自适应控制器对以变速控制力矩陀螺为执行机构的卫星姿态跟踪问题进行了研究,分析了执行机构的动力学特性,在系统误差和外界干扰的存在下取得了较高的姿态跟踪精度,但是没有进行全物理仿真验证。文献[10]提出了将非线性 H_∞ 控制器应用于航天器姿态跟踪中,并取得了良好的控制效果,但是所设计的控制器要求航天器转动惯量矩阵的精确值。

本文首先根据四元数的定义采用最短路径旋转的方法,给出了近地太阳同步轨道视频卫星对目标点“凝视”时星体相对于轨道坐标系的期望四元数、期望姿态角速度及期望姿态角加速度随时间的变化规律。然后,设计了基于误差四元数和

误差姿态角速度反馈的 PD 控制器。所设计的控制器结构简单,且能够使星体在最短的角路径上完成快速姿态跟踪,达到能量和时间的次优。最后,分析了高质量“凝视”成像时面阵 CCD 对姿态跟踪精度的要求,并对所设计的控制器在小三轴气浮台上进行了凝视跟踪的全物理仿真实验验证。

2 凝视姿态跟踪的数学模型

2.1 坐标系定义

地球惯性坐标系 $I(I_1, I_2, I_3)$ 、地球坐标系 $E(E_1, E_2, E_3)$ 、轨道坐标系 $O(O_1, O_2, O_3)$ 、卫星本体坐标系 $B(B_1, B_2, B_3)$ 的定义见文献[11]。

定义参考目标固联坐标系为 $R(R_1, R_2, R_3)$ 。原点位于卫星质心 S , R_3 轴沿着卫星质心 S 与目标点 T 的连线并指向目标点 T , R_1 轴与 R_3 轴、光学探测器的光轴 u 垂直,即 $R_1 = \frac{u \times R_3}{\|u \times R_3\|}$, R_2 轴与 R_1 轴、 R_3 轴构成右手正交坐标系。

2.2 星体姿态动力学与运动学

采用反作用飞轮作为执行机构的小卫星,以地球惯性坐标系为参考系时,星体的姿态动力学方程可以表示为^[12]:

$$J\dot{\omega}_b^I + \omega_b^I \times (J\omega_b^I + h) = T_c + T_d, \quad (1)$$

式中, $J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为星体的转动惯量, $T_d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为外部干扰力矩, $h \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为反作用飞轮的角动量, $T_c \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为反作用飞轮提供的控制力矩, $\omega_b^I \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为星体相对惯性坐标系的姿态角速度在卫星本体坐标系下的分量。

根据欧拉定理,刚体绕固定点的任意转动可以绕通过此点的某一轴转动一个角度而得到,因此,四元数 Q 被定义为^[12]:

$$Q = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} & e \sin \frac{\varphi}{2} \end{bmatrix}^T = [q_0 \quad \mathbf{q}]^T = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T, \quad (2)$$

式中, e 是一个单位方向矢量,称为欧拉轴; φ 为绕欧拉轴转过的角度,称为欧拉角。且有 $\|Q\|_2 = 1$; $\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ 为四元数的矢量部分, q_0 为四元数的标量部分。

卫星相对于轨道坐标系的角速度 ω_b^O 在卫星本体坐标系中可以表示为:

$$\omega_b^O = \omega_b^I - A_0^B \omega_o, \quad (3)$$

式中, ω_o 为轨道坐标系相对于惯性空间的转速在轨道坐标系下的分量, A_0^B 为轨道坐标系到星体坐标系的坐标转换矩阵,以四元可数表示为:

$$A_0^B = \begin{bmatrix} 2(q_0^2 + q_1^2) - 1 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0^2 + q_2^2) - 1 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix}.$$

以轨道坐标系为参考系时,四元数描述的星体运动学方程为^[6]:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} E(Q) \omega_o^O, \quad (4)$$

式中,

$$E(Q) = \begin{bmatrix} -\mathbf{q}^T \\ q_0 I_3 + \mathbf{q} \times \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

且有^[6]

$$E^T(Q) E(Q) = I_3, \quad (6)$$

$$\frac{d}{dt} [E^T(Q) \dot{Q}] = E^T(Q) \ddot{Q}. \quad (7)$$

2.3 凝视时星体的期望姿态

对于视频小卫星来说,为了实现在卫星和目标点之间存在相对运动的情况下对目标凝视跟踪,只需要使得光学探测器的光轴 u 始终指向目标 T ,即光轴 u 始终与参考坐标系的 R_3 轴或者观测矢量 r_{ST} 重合,如图 1 所示。

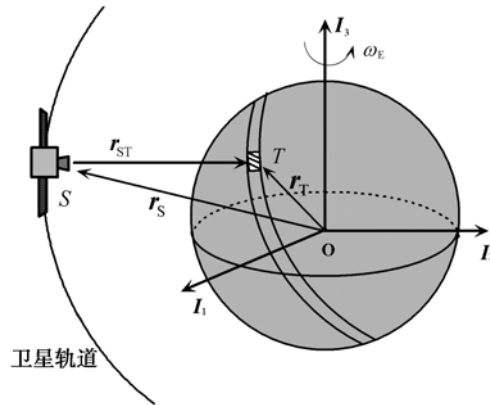


图 1 凝视观测原理图

Fig. 1 Block diagram of staring observation

假定目标点 T 在地球固联坐标系 E 中坐标为 $T(\lambda, \varphi, h)$, 其中 λ, φ, h 分别为 T 点的经度、纬度和地程高信息,则 T 点在地球惯性坐标系 I 中的地心经度 α 和地心纬度 β 可以表示为^[12]:

$$\alpha = \lambda + [G_0 + \omega_E(t - t_0)], \quad (8)$$

$$\beta = \arctan[(1 - f)^2 \tan \varphi], \quad (9)$$

式中, G_0 为起始时刻的格林威治的恒星视角, ω_E 为地球自转速率, f 为地球扁率。

目标点 T 在地球惯性坐标系 I 中随时间变化的位置矢量可以表示为:

$$\mathbf{r}_T^I = \begin{bmatrix} x_T^I \\ y_T^I \\ z_T^I \end{bmatrix} = \|\mathbf{r}_T\| \cdot \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha \\ \cos \beta \sin \alpha \\ \sin \beta \end{bmatrix}, \quad (10)$$

式中, $\|\mathbf{r}_T\|$ 为目标点 T 到地心 O 的矢径 \mathbf{r}_T 的长度, 有:

$$\|\mathbf{r}_T\| = \sqrt{\frac{a_e^2 \cdot b_e^2 \cdot (1 + \tan^2 \beta)}{b_e^2 + a_e^2 \cdot \tan^2 \beta}} + h = \frac{a_e \cdot b_e}{\sqrt{a_e^2 \cdot \sin^2 \beta + b_e^2 \cdot \cos^2 \beta}} + h, \quad (11)$$

式中, a_e 、 b_e 分别为地球的长半轴和短半轴。

观测矢量 \mathbf{r}_{ST} 在轨道坐标系中可以表示为:

$$\mathbf{r}_{ST}^O = \mathbf{A}_I^O(\mathbf{r}_T^I - \mathbf{r}_S^I) = \mathbf{A}_I^O(\mathbf{A}_E^I \mathbf{r}_T^E - \mathbf{r}_S^I), \quad (12)$$

式中, \mathbf{r}_S^I 为卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量, 可由 GPS 给出。 \mathbf{A}_I^O 为地球惯性坐标系到轨道坐标系的坐标转换矩阵, 可以表示为^[11]:

$$\mathbf{A}_I^O = \mathbf{R}_{I_2}(-\pi/2) \mathbf{R}_{I_1}(-\pi/2) \mathbf{R}_{I_3}(u) \cdot \mathbf{R}_{I_1}(i) \mathbf{R}_{I_3}(\Omega), \quad (13)$$

式中, Ω 为升交点赤经, u 为历元时刻升角角距, i 为轨道倾角, $\mathbf{R}_{I_3}(\Omega)$ 表示绕 I_3 轴旋转 Ω 角度的坐标转换矩阵。

在轨道坐标系下, 沿观测矢量方向上的单位向量 \mathbf{u}_{ST}^O 可以表示为:

$$\mathbf{u}_{ST}^O = \frac{\mathbf{r}_{ST}^O}{\|\mathbf{r}_{ST}^O\|}. \quad (14)$$

为了实现对目标点的凝视观测, 应使得探测器的光轴 \mathbf{u} 始终与观测矢量 \mathbf{u}_{ST}^O 重合。考虑对地三轴稳定卫星, 卫星本体坐标系需和轨道坐标系重合。在卫星轨道坐标系中, 为了使光轴 \mathbf{u}^O 与观测矢量 \mathbf{u}_{ST}^O 重合, 星体可以有无数个机动路径。根据四元数的定义, 选取最短机动路径, 则为了实现凝视观测, 卫星本体坐标系相对轨道坐标系的期望四元数 \mathbf{Q}_c 可以表示为:

$$\mathbf{Q}_c = \left[\cos \frac{\delta}{2} \quad \mathbf{e} \sin \frac{\delta}{2} \right]^T, \quad (15)$$

其中, δ 为观测矢量 \mathbf{u}_{ST}^O 与光轴 \mathbf{u}^O 之间的夹角, \mathbf{e} 为与 \mathbf{u}_{ST}^O 、 \mathbf{u}^O 垂直的单位矢量, 可以分别表示为:

$$\delta = \arccos \frac{\mathbf{u}^O \cdot \mathbf{u}_{ST}^O}{\|\mathbf{u}^O\| \cdot \|\mathbf{u}_{ST}^O\|}, \quad (16)$$

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{ST}^O}{\|\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{ST}^O\|}, \quad (17)$$

期望四元数 \mathbf{Q}_c 即为了实现凝视观测星体需要机动的四元数。此类机动方式的机动欧拉轴垂直于光轴 \mathbf{u}^O 和观测矢量 \mathbf{u}_{ST}^O , 在 \mathbf{u}^O 和 \mathbf{u}_{ST}^O 方向上没有角速度分量, 只考虑 \mathbf{u}^O 和 \mathbf{u}_{ST}^O 指向一致。这样可以保证星体以最短的角距离跟踪目标, 从而实现机动路径上的最优跟踪。对于大多数对地观测卫星来说, 光学探测器的光轴 \mathbf{u} 沿着星体的偏航轴 Z 轴。则根据式(17), 欧拉轴 \mathbf{e} 垂直于星体的偏航轴, 沿 Z 轴星体机动角速度为 0, 也就是说对地凝视时偏航角 ψ 的取值不唯一。

当按照 1-2-3 转序旋转时, 可以得到凝视时卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的期望横滚角 φ_c 和期望俯仰角 θ_c 的取值为^[12]:

$$\varphi_c = \arcsin[2(q_{e0} q_{e2} + q_{e1} q_{e3})], \quad (18)$$

$$\theta_c = \arctan \frac{2(q_{e2} q_{e3} - q_{e0} q_{e1})}{q_{e0}^2 - q_{e1}^2 - q_{e2}^2 + q_{e3}^2}. \quad (19)$$

2.4 凝视时星体的期望姿态角速度

求得星体相对轨道坐标系的期望姿态 \mathbf{Q}_c 之后, 根据式(4)和式(7), 可得星体在轨道坐标系表示的期望角速度 $\boldsymbol{\omega}_c$ 和期望角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_c$ 满足:

$$\boldsymbol{\omega}_c = 2 \mathbf{E}^T(\mathbf{Q}_c) \dot{\mathbf{Q}}_c, \quad (20)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_c = 2 \mathbf{E}^T(\mathbf{Q}_c) \ddot{\mathbf{Q}}_c. \quad (21)$$

3 控制器设计

视频卫星在凝视过程中既要求星体的姿态与期望姿态一致, 还要求星体的姿态角速度与期望姿态角速度一致。很多文献表明, 卫星姿态大角度机动可分为 rest-to-rest 和 move-to-rest 2 种机动方式。对于凝视姿态跟踪来说, 可以将其考虑为星体相对于期望姿态的误差角速度收敛为 0 的大角度机动, 因此可采用类似 move-to-rest 相关的控制策略来实现星体的姿态跟踪^[13]。

卫星本体坐标系相对于参考目标坐标系的误差姿态角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 在卫星本体坐标系中可以表示为:

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_b^O - \mathbf{A}_O^B \boldsymbol{\omega}_c = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{A}_O^B(\boldsymbol{\omega}_b + \boldsymbol{\omega}_c) \quad (22)$$

卫星本体坐标系相对于参考目标坐标系的误差四元数 $\mathbf{Q}_e = [q_{e0} \quad q_{e1} \quad q_{e2} \quad q_{e3}]^T$ 定义为:

$$\mathbf{Q}_c = \mathbf{Q}_c^* \otimes \mathbf{Q}, \quad (23)$$

式中, \mathbf{Q}_c^* 为星体期望四元数 \mathbf{Q}_c 的共轭, \mathbf{Q} 为卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的四元数, \otimes 为四元数乘法。

以误差四元数和误差角速度描述的星体运动学可以表示为:

$$\dot{\mathbf{Q}}_c = \frac{1}{2} \mathbf{E}(\mathbf{Q}_c) \boldsymbol{\omega}_e, \quad (24)$$

凝视视频卫星的姿态控制要使得卫星本体坐标系相对于参考坐标系的误差四元数和误差姿态角速度同时收敛到 0, 即 $\mathbf{Q}_c \rightarrow 0, \boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$, 也就是在有限的时间内应使 $\mathbf{Q} \rightarrow \mathbf{Q}_c, \boldsymbol{\omega} \rightarrow \boldsymbol{\omega}_c$ 。

联立式(1)、(22), 忽略外界干扰力矩时, 以误差角速度表示的星体的动力学方程为:

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{\omega}_e \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{h}) = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_w, \quad (25)$$

式中,

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_w = & -\mathbf{J} \mathbf{A}_0^B (\dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \dot{\boldsymbol{\omega}}_c) + \mathbf{J} \mathbf{A}_0^B \boldsymbol{\omega}_c \times \mathbf{A}_0^B (\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_c) + \\ & \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{A}_0^B (\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_c) - \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{J} \mathbf{A}_0^B (\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_c) - \\ & \mathbf{A}_0^B (\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_c) \times \mathbf{J} [\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{A}_0^B (\boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_c) + \mathbf{h}]. \end{aligned}$$

采用误差角速度和误差四元数来描述星体的动力学和运动学方程时, 相当于把姿态跟踪问题转化为姿态捕获问题。为了使星体最短路径跟踪期望姿态角速度, 采用大角度机动中的基于欧拉轴旋转的 PD 控制器^[13], 即:

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{K} \mathbf{q}_e - \mathbf{D} \boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}_e \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{h}) - \mathbf{T}_w, \quad (26),$$

取李氏函数 V 为:

$$\begin{aligned} V = & \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{q}_{e1}^2 + \mathbf{q}_{e2}^2 + \mathbf{q}_{e3}^2 + (\mathbf{q}_{e0} - 1)^2 = \\ & \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_e + 2(1 - \mathbf{q}_{e0}), \end{aligned}$$

易知 $V \geq 0$, 当且仅当 $\boldsymbol{\omega}_e = 0, \mathbf{q}_e = 0$ 时, 等号成立。因此, V 是一个标准的李氏函数, 则对 V 求导有:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e - 2\dot{\mathbf{q}}_{e0} \\ = & \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{K}^{-1} (-\mathbf{K} \mathbf{q}_e - \mathbf{D} \boldsymbol{\omega}_e) - \boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{q}_e, \\ = & -\boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{D} \boldsymbol{\omega}_e, \end{aligned} \quad (27)$$

当满足 $\mathbf{K}^{-1} \mathbf{D}$ 正定时, $\dot{V} \leq 0$, 当且仅当 $\boldsymbol{\omega}_e = 0$ 时, 等号成立, 式(26)描述的 PD 控制器全局稳定。联立式(25)、式(26)得,

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = -\mathbf{K} \mathbf{q}_e - \mathbf{D} \boldsymbol{\omega}_e, \quad (28)$$

当 $\mathbf{K} = k\mathbf{J}, \mathbf{D} = d\mathbf{J}$ 时, 式(28)为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_e = -k\mathbf{q}_e - d\boldsymbol{\omega}_e, \quad (29)$$

由式(27)知, 当 $\boldsymbol{\omega}_e = 0$ 时, $\dot{\boldsymbol{\omega}}_e = 0, \mathbf{q}_e = 0$ 。根据 Lyapunov 稳定性原理, 所设计的控制器对于误差四元数和误差角速度来说是渐近稳定的, 能够保证在 $t \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{q}_e \rightarrow 0, \boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$ 。

4 全物理仿真实验与分析

卫星高投入、高风险的特殊性, 决定了卫星从可行性论证到正样设计的研制过程中必然要经历各种类型的仿真试验。卫星姿态控制系统全物理仿真是指采用气浮台模拟卫星本体作为控制对象, 其姿态敏感器和姿态执行机构采用实际卫星姿态控制系统的实物进行的仿真试验。全物理仿真对于验证姿态控制系统方案设计的正确性与可靠性, 检验实际姿态控制系统的功能和性能十分重要。

4.1 基于小三轴气浮台的全物理仿真环境

本文以中科院长春光学精密机械与物理研究所自主设计和加工的高精度小型三轴气浮台为平台, 搭建完成了用于 100 kg 以下小卫星地面姿态控制仿真用的小三轴气浮台全物理姿态控制仿真系统。整个仿真系统的实物图和原理图分别如图 2、图 3 所示。小三轴气浮台依靠压缩空气在气浮轴承与轴承基座之间形成气膜, 使台体浮起, 从而模拟微重力的太空环境。小三轴气浮台具有 3 个方向的旋转自由度, 可以模拟卫星的三轴姿态耦合动力学, 是小卫星全物理仿真系统的关键部分。

本套仿真系统的中心计算机采用基于 INTEL x86 构架 CPU 的 PC104 处理器, 操作系统采用稳定性好的实时嵌入式 VxWorks 操作系统。姿态确定系统采用类似“地球敏感器+磁强计+光纤陀螺”的定姿策略, 不同的是采用价格较低的高精度倾角传感器代替地球敏感器。倾角传感器可通过测量重力方向矢量得到地球方向矢量, 可省去为地球敏感器提供仿真目标的地球红外模拟器。这样可以利用实验室中最易获得的稳定的重力矢量和地磁场矢量作为平台的姿态基准进行姿态确定, 大大降低了实验室初期建设的成本。所采用的光纤陀螺测量范围为 $\pm 80(^{\circ})/s$, 随机游走为 $0.15(^{\circ})/\sqrt{h}(3s)$, 测量精度为 $0.001(^{\circ})/s$, 常值漂移 $< 1(^{\circ})/h$ 。考虑到光纤陀螺的常值漂

移和随机游走,采用扩展卡尔曼滤波算法进行姿态滤波,提高姿态确定精度。姿态执行机构采用 3 个相互正交的反作用飞轮,每个飞轮的饱和角动量为 $1 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$,最大输出力矩为 $0.1 \text{ N} \cdot \text{m}$,最大转速为 $6\,500 \text{ r/s}$ 。中心计算机与姿态确定系统、反作用飞轮之间通过 CAN 总线进行通信,地面监控计算与台上中心计算机通过无线蓝牙发送指令和接收数据。

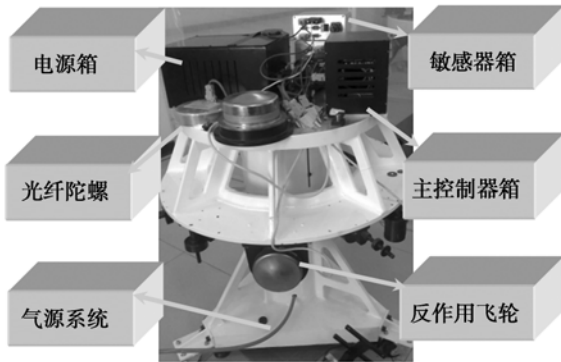


图 2 小卫星全物理仿真系统实物图

Fig. 2 Practicality of small satellite physical simulation system

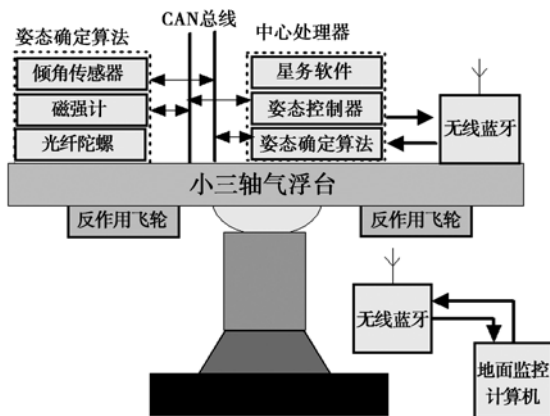


图 3 小卫星全物理仿真系统原理图

Fig. 3 Scheme of small satellite physical simulation system

4.2 面阵 CCD 成像对姿态跟踪精度的要求

视频卫星在凝视过程中应尽量使得星体的姿态角、姿态角速度与期望姿态角、期望姿态角速度一致,即误差角及误差角速度均为 0。然而在实际中,卫星总是存在一定的姿态角控制精度和姿态角速度控制精度。姿态角控制精度的大小会使得光学探测器的视角产生偏差,进而使得观测区域产生偏移,姿态角速度控制精度的存在会使得

卫星的三轴姿态角速度存在一定的不确定度,进而使得目标像点在像平面上以某一速度运动,影响光学探测器的成像质量。

TDI CCD 要求光生电荷包的转移速度与像面上的像移动速度保持一致,否则就会导致图像模糊^[14-15]。而面阵 CCD 是通过同一个像元在曝光时间内对目标点进行累积曝光而形成探测信号。相对于 TDI CCD 来说,面阵 CCD 不存在像速与光生电荷包转移速度之间互相匹配的问题,影响面阵 CCD 凝视成像质量的主要问题是卫星姿态角速度的控制精度。为了保证面阵 CCD 高质量成像,应保证在曝光时间内的累积像移偏差不超过 0.3 pixel 。这里选取视频卫星的面阵 CCD 参数焦距 f 为 1 m ,曝光时间 Δt 为 10 ms ,像元尺寸 Δp 为 $7 \mu\text{m}$,整个面阵 CCD 尺寸为 $5.55 \text{ mm} \times 4.76 \text{ mm}$ 。以在曝光时间内的累积像移偏差不得超过 0.3 pixel 为要求,姿态角速度控制精度 $\Delta\omega$ 应满足^[16]:

$$\Delta\omega \leq \frac{0.3 \times \Delta p}{f \times \Delta t} = \frac{0.3 \times 7 \times 10^{-6}}{1 \times 1 \times 10^{-2}} \\ = 2.1 \times 10^{-4} \text{ rad/s} = 0.012(^{\circ})/\text{s}$$

虽然对于面阵 CCD 来说,姿态角控制精度的存在不会影响成像质量,但会使光学探测器的视角产生偏差,进而使目标点偏离出视场。为了保证在存在姿态角控制精度的情况下,目标点仍位于视场内,姿态角控制精度 $\Delta\theta$ 应满足:

$$\Delta\theta \leq \arctan\left\{\frac{l}{2f}\right\} \\ = \arctan\left\{\frac{4.76 \times 10^{-3} \text{ m}}{2 \text{ m}}\right\} = 0.14^{\circ}$$

式中, l 为面阵 CCD 的短边长。

4.3 仿真结果与分析

首先,采用 Matlab/Simulink 对某一近地太阳同步轨道小卫星对地“凝视”拍照过程进行了数学仿真,搭建了卫星的轨道、姿态运动的数学模型,得到了期望欧拉角、期望姿态角速度的变化曲线,如图 4~图 5 所示。相关仿真参数如表 1 所示。从图 4 中可以看出,视频卫星对地“凝视”拍摄时,卫星的俯仰角随时间的变化速率最大,而滚动角和偏航角变化很小,也就是说在对地“凝视”时,星体姿态运动主要应抵消卫星轨道运动所带来的目标不断偏离光轴的影响,而地球自转运动所带来的影响相对较小。

表 1 仿真参数

Tab.1 Simulation Parameters

参数	仿真值
轨道高度	635 km,近地太阳同步圆轨道
轨道倾角	97.93°
升交点赤经	176.26°
降交点地方时	10:30 am
目标点经纬度	东经 12.660°,北纬 61.153°
仿真时间	20020320T12

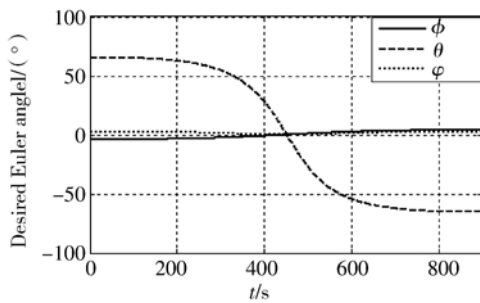


图 4 期望欧拉角

Fig. 4 Time history of desired Euler angles

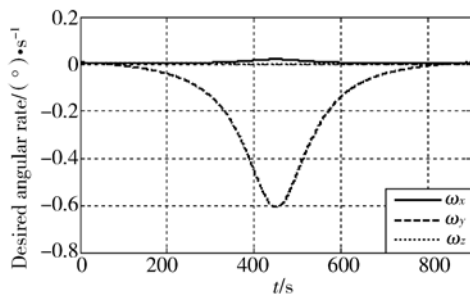


图 5 期望姿态角速度

Fig. 5 Time history of desired angular rates

求得凝视时星体的期望姿态变化规律之后,在小三轴气浮台上对视频小卫星的整个凝视过程进行了全物理仿真。配平后小三轴气浮台的三轴转动惯量 $J = \text{diag}(4.96, 4.96, 6.32) \text{kg} \cdot \text{m}^2$,控制器参数取为: $k=1.82, d=3.81$ 。小三轴台初始时刻处于平衡位置,即三轴姿态角为 $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$,仿真结果如图 6~图 9 所示。为了跟踪图 4 的姿态角变化规律,小三轴气浮台首先通过大角度机动在大约 50 s 时使光轴指向目标点,之后开始对期望姿态进行跟踪。考虑到整个系统的模型不确定性以及姿态敏感器的测量噪声,姿态控制系统在稳态时存在一定的姿态控制精度,其中姿态角控制精度 < 0.1

(°),姿态角速度控制精度 $< 0.01(^\circ)/\text{s}$,满足面阵 CCD 高质量凝视成像时的要求。

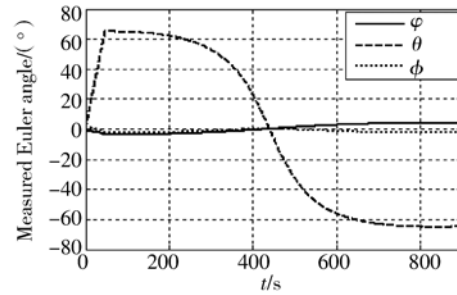


图 6 实测欧拉角

Fig. 6 Time history of the measured Euler angles

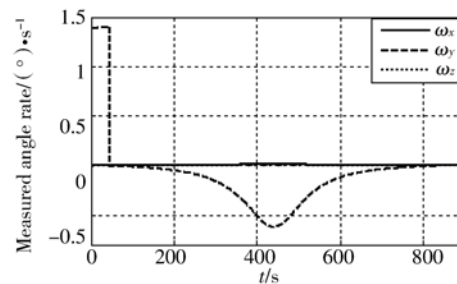


图 7 实测三轴姿态角速度

Fig. 7 Time history of measured angular rates

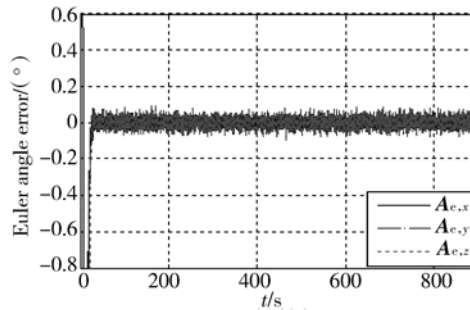


图 8 欧拉角控制误差

Fig. 8 Time history of Euler angle error

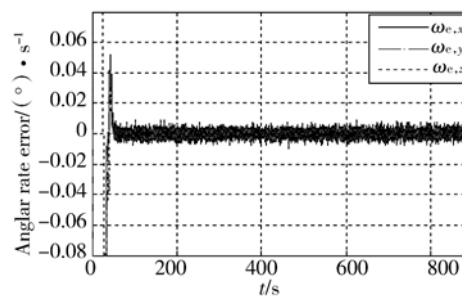


图 9 姿态角速度控制误差

Fig. 9 Time history of angular rate errors

5 结 论

本文根据轨道运动学和姿态运动学理论,推
导了视频卫星对地凝视时卫星本体相对于轨道坐
标系的期望四元数及期望姿态角速度变化规律,
并设计了基于误差四元数和误差姿态角速度反馈

的姿态跟踪 PD 控制器。分析了面阵 CCD 高质
量成像时对姿态角控制精度和姿态角速度控制精
度的要求。最后,在基于小三轴气浮台的小卫星
姿态控制系统全物理仿真平台上进行了全物理仿
真实验。实验结果证明,整个小卫星全物理仿真
平台的姿态跟踪控制精度满足面阵 CCD 高质量
成像的要求。

参考文献:

- [1] 刘兆军,陈伟.面阵凝视型成像空间应用技术[J].红
外与激光工程,2006,35(5):541-545.
LIU Z J, CHEN W. Space applications of staring
imaging technology with area FPA [J]. *Infrared
and Laser Engineering*, 2006, 35 (5): 541-545.
(in Chinese)
- [2] ROBERTUR H T, AYOM W. Video camera sys-
tem on LAPAN-TUBSAT micro-satellite[C]. *Pro-
ceeding of Asian Space Conference, Singapore*,
2007: 1-5.
- [3] WILLEM H S. A view finder control system for an
earth observation satellite [J]. *Aerospace Science
and Technology*, 2006, 10: 248-255.
- [4] 李俊峰,徐敏,STEYN W H. 低轨道航天器姿态跟
踪机动控制研究 [J]. 清华大学学报(自然科学版),
2001,41(2):102-104.
LI J F, XU M, STEYN W H. Attitude tracking
maneuvers of a low earth orbit spacecraft[J]. *Jour-
nal of Tsinghua University (Science & Technolo-
gy)*, 2001,41(2):102-104. (in Chinese)
- [5] 邬树楠,孙兆伟,叶东. 低轨对地凝视卫星姿态控制
[J]. 上海航天,2010,1(1): 15-20.
WU S N, SUN Z W, YE D. Attitude control of a
staring-imaging satellite in LEO [J]. *Aerospace
Shanghai*, 2010,1(1): 15-20. (in Chinese)
- [6] SHINH C L, YON P C. Smooth sliding-mode con-
trol for spacecraft attitude tracking maneuvers[J].
Journal of Guidance, Control, and Dynamics,
1995, 18(6):1345-1349.
- [7] 林壮,段广仁,宋申民,刚体航天器姿态跟踪的高阶
滑膜控制器设计[J]. 控制与决策,2009,24(11):
1753-1756.
LIN Z, DUAN G R, SONG S M. Design of higher-
order sliding mode controller for rapid spacecraft at-
titude tracking maneuver [J]. *Control and Deci-
sion*, 2009,24(11): 1753 -1756. (in Chinese)
- [8] 刘军,韩潮.使用变速控制力矩陀螺的航天器鲁棒
自适应姿态跟踪控制[J]. 航空学报,2008,29(1):
159-154.
LIU J, HAN C. Spacecraft adaptive robust attitude
tracking control with variable speed control moment
gyroscopes [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica
Sinica*, 2008, 29(1): 159-154. (in Chinese)
- [9] 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.
TANG L, XU S J. Spacecraft adaptive attitude
tracking and stable control with variable speed con-
trol moment gyroscopes [J]. *Acta Aeronautica Et
Astronautica Sinica*, 2006, 27 (4): 663-669. (in
Chinese)
- [10] LI C, MA G F, SONG B. Spacecraft attitude
tracking control based on nonlinear H control
[C]. *Proceeding of 1st International Symposium
on Systems and Control in Aerospace and Astro-
nautics, Harbin*, 2006: 395-399.
- [11] 王家骥,于平,颜昌翔,等. 航天光学遥感器像移速
度矢计算数学模型[J]. 光学学报,2004,24(12):
1585-1589.
WANG J Q, YU P, YAN C X. *et al.*. Space op-
tical remote sensor image motion velocity vector
computational modeling[J]. *Acta Optica Sinica*,
2004,24(12): 1585-1589. (in Chinese)
- [12] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北
京航空航天大学出版社,1998.
ZHANG R W. *Dynamics and Control of Satellite
orbit And attitude* [M]. Beijing: Beijing Universi-
ty of Aeronautics and Astronautics Press, 1998.
(in Chinese)
- [13] WIE B, WEISS H, ARAPOSTATHIS A. Qua-
ternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis
rotations [J]. *Journal of Guidance, Control and*

- Dynamics*, 1989, 12(3): 375-380.
- [14] 杨秀彬,贺小军,张刘,等. 偏流角误差对 TDI CCD 相机成像的影响与仿真[J]. 光电工程, 2008, 35(11):45-50.
YANG X B, HE X J, ZHANG L, *et al.*. Effect and simulate of the deviant angle error on TDI CCD cameras image[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 35(11):45-50. (in Chinese)
- [15] 颜昌翔,王家骥. 航相机像移补偿计算的坐标变换方法[J]. 光学精密工程, 2000, 8(3):203-207.
YAN C X, WANG J Q. Method of coordinate transformation for IM&IMC calculation in aerospace camera system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000, 8(3): 203-207. (in Chinese)
- [16] 黄猛,刘家燕,张葆,等. 小型面阵航空相机系统的像移补偿[J]. 电光与控制, 2009, 16(3):68-71.
HUANG M, LIU J Y, ZHANG B. *et al.*. Image motion compensation of small aerial camera system with area array sensor [J]. *Electronics Optics & Control*, 2009, 16(3): 68-71.

作者简介:



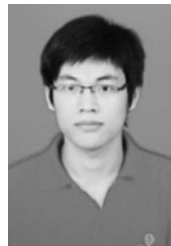
孙志远(1983—),男,山东乳山人,博士研究生,2007年于山东大学信息科学与工程学院获得学士学位,主要从事卫星姿态控制与仿真,控制力矩陀螺奇异理论与操纵律设计方面的研究。E-mail: sdszy@hotmail.com



徐开(1982—),男,吉林长春人,博士,助理研究员,2009年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事航天器姿态控制和仿真方面的研究。E-mail: xukai118@126.com



张刘(1978—),男,安徽蚌埠人,博士,副研究员,2001年、2004年、2007年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士和博士学位,主要从事非线性控制、TDI CCD建模与仿真、卫星姿态控制等方面的研究。E-mail: zhangliu78@126.com



陈茂胜(1985—),男,江苏盐城人,博士研究生,2007年于南京理工大学获得学士学位,主要从事卫星姿态确定和控制、控制力矩陀螺操纵律、控制律的研究。E-mail: chenms0911@yahoo.com.cn



金光(1958—),男,吉林长春人,博士生导师,研究员,主要从事空间遥感器总体设计方面的研究。E-mail: jing@ciomp.ac.cn