

基于磁控制器及角速率估计的 微卫星三轴稳定系统研究

刘海颖¹, 王惠南², 陈志明², 吴海亮²

(1. 南京航空航天大学高新技术研究院, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 本文提出了一种采用偏置动量轮和磁力矩器进行微卫星三轴姿态稳定控制的方法, 同时基于星敏感器, 给出了一种无陀螺测量的角速率估计技术, 推导了在引力梯度及其它干扰下偏置动量轮卫星运动方程, 根据磁场随轨道周期变化将时变系统转化为时不变系统, 应用常系数 LQR 法设计最优反馈控制律。仿真结果表明, 直接采用磁力矩器进行控制要比动量轮控制效果好, 应用本文的控制方法, 可以采用常速动量轮, 从而避免动量阻尼以及饱和卸载。姿态确定系统应用轨道模型提供参考欧拉角, 在一个卡尔曼滤波器里针对俯仰通道以及滚动—偏航通道采用两个线性模型, 应用最优控制律提供反馈控制, 该新方法能简捷有效地估计姿态信息。

关键词: 导航、制导与控制; 微卫星; 三轴稳定; 姿态控制; 磁力矩器; 角速率估计

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-2850(2008)05-0146-7

Study on three-axis stability system of micro-satellite based on magnetic controller and angular rate estimation

LIU Haiying¹, WANG Huinan², CHEN Zhiming², WU Hailiang²

(1. Academy of Frontier Science, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016;
2. College of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016)

Abstract: A method of utilizing a single pitch momentum wheel and three magnetic torque rods to do three-axis satellites attitude control is developed. An attitude angular rate estimation technique based on star sensor to provide all the required angular rates without dynamic gyro is presented. Nonlinear equations of motion are developed and then linearized in a time varying form. The equations are reduced to linear time invariant using the periodic nature of the equations in an orbit. Magnetic control laws are developed using constant coefficient linear quadratic regulator. For the attitude determination, orbital model is used to generate reference Euler angle, and two more linear system models are used within a Linear Kalman Filter—one for the roll and yaw of the satellite and a second for the pitch. Optimal Control Law is used to provide negative feedback control. The new algorithms can provide a simple yet effective means of determining and controlling satellite attitude.

Key words: navigation, guidance and control; micro-satellite; three-axis stability; attitude control; magnetic torque; angular rate estimation

0 引言

微卫星已经成为当今航天领域发展的热点, 姿态确定与控制系统是卫星平台的核心。由于微卫星

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金 (20030287005)

作者简介: 刘海颖 (1980—), 男, 助理研究员, 主要研究方向: 卫星姿态轨道控制、卫星编队飞行

通信联系人: 王惠南, 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 惯性技术、GPS/INS 组合导航、精密仪器及机械等,

E-mail: whn@nuaa.edu.cn

重量和功率的限制，在保证姿态控制精度的情况下，需要尽可能地减少不必要的姿态传感器及控制执行部件。偏置动量轮结构简单，采用一个偏置动量轮就可以实现三轴稳定控制。磁力矩器具有成本低、重量轻及可靠性高等优点，广泛地应用于微卫星姿态系统，但以往主要作用只是消除章动或给动量轮去饱和，很少直接进行三轴稳定控制。近年来国际上对直接使用磁力矩器姿态控制进行了一定的研究，设计了不同磁控制律，如 PID 控制^[1]、滑模控制^[2]等，研究最多的为周期时变 LQR 控制^[3~5]。但该方法设计复杂、计算量大，对非线性系统还要考虑鲁棒性，大多数论文的执行机构仅仅使用磁力矩器，而且卫星轨道为极地轨道。

姿态系统中理想的角速度传感器是陀螺，但陀螺性能会随时间恶化，价格昂贵而且配置复杂。因此不采用陀螺，仅利用姿态角传感器估计姿态角速度的技术受到了广泛关注，如采用双矢量观测的 QUEST 法^[6]，单矢量的预测滤波法^[7]等。目前星传感器精度能达到 6"，是微卫星姿态传感器的理想器件，但星传感器只提供欧拉角或四元数的姿态信息，不能直接给出角速度，所以研究使用星传感器得到全部姿态信息^[8~9]有重要意义。

本文设计的微卫星姿态控制系统如图 1 所示，俯仰轴上安装一个偏置动量轮来提供姿态稳定，用三轴磁力矩器直接进行姿态控制。姿态传感器不使用速率陀螺，采用低成本的三轴磁强计、地球敏感器、星敏感器以及 GPS 接收机。磁强计测量地球磁场，同时提供的粗略姿态信息可以用于火箭分离后姿态初始捕获，初步对准后地球敏感器提供主要姿态信息，而星敏感器可以在整个姿态确定中使用，而且可以提供地球敏感器不能测量的偏航信息。GPS 接收机主要用于定位，当然也可以使用近年来的测姿算法提供辅助姿态信息。

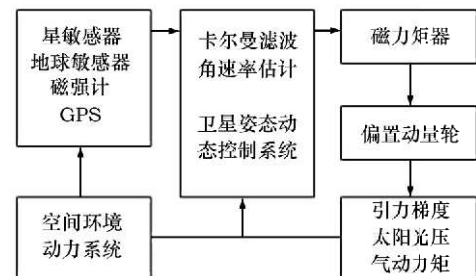


图 1 卫星姿态控制系统

Fig. 1 The attitude control system of satellite

1 微卫星模型

在 3-1-2 旋转顺序下，卫星运动学方程为

$$\bar{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \cos \theta - \dot{\Psi} \cos \varphi \sin \theta \\ \dot{\theta} + \dot{\Psi} \sin \varphi \\ \dot{\Psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\varphi} \sin \theta \end{bmatrix} - \omega_b \begin{bmatrix} \cos \theta \sin \Psi + \sin \theta \sin \varphi \cos \Psi \\ \cos \varphi \cos \Psi \\ \sin \theta \sin \Psi - \cos \theta \sin \varphi \cos \Psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中， ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为星体相对惯性系的角速度； φ 、 θ 、 Ψ 分别为滚动、俯仰和偏航姿态角； ω_b 为轨道角速度。对于卫星的小角度变化，其简化方程为

$$\bar{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \Psi \omega_o \\ \dot{\theta} - \omega_b \\ \dot{\Psi} + \varphi \omega_o \end{bmatrix} \quad (2)$$

对于中低轨道卫星，重力梯度对卫星影响较大，不可忽视。卫星加固定偏置动量轮的欧拉方程为

$$\mathbf{T} + \mathbf{G} = \frac{d\bar{h}}{dt} = \left[\frac{d\bar{h}}{dt} \right]_b + \bar{\omega} \times \bar{h} \quad (3)$$

式中， $\mathbf{T} = [T_x \ T_y \ T_z]$ ，是由气动力矩、太阳压力以及其它误差等引起的干扰力矩； \mathbf{G} 为重力梯度力矩； $\bar{h} = \bar{h}_v + \bar{h}_w$ 为包括星体 \bar{h}_v 、飞轮 \bar{h}_w 的总角动量。

对于小姿态误差，线性化的重力梯度力矩分量为

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3\omega_b^2(I_y - I_z) \\ -3\omega_b^2(I_x - I_z) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

由式 (2) ~ (4), 可以得到在重力梯度及其它干扰力矩作用下的偏置动量轮运动方程为

$$T_x = I_x \ddot{\varphi} - a(t)\dot{\Psi} + b(t)\varphi \quad (5a)$$

$$T_y = I_y \ddot{\theta} - d(t)\dot{\theta} + h_w(t) \quad (5b)$$

$$T_z = I_z \ddot{\Psi} + a(t)\dot{\varphi} + c(t)\Psi \quad (5c)$$

式中, $a(t) = \omega_b^2(I_x - I_y + I_z) - h_w(t)$; $b(t) = 4\omega_b^2(I_y - I_z) + \omega_b h_w(t)$; $c(t) = \omega_b^2(I_y - I_x) + \omega_b h_w(t)$; $d(t) = 3\omega_b(I_x - I_z)$

从上式可以看出, 俯仰通道与滚动—偏航运动解耦, 可以用动量轮控制, 进行单独设计。同时动量轮给耦合的滚动—偏航通道带来稳定性, 通过设计合适的动量轮使得滚动—偏航误差在一定范围内。对该偏置动量轮系统, 可以通过经典的 PID 控制或非线性理论中的奇异值摄动法等方便地设计控制规律, 其控制参数的设计已比较成熟, 本文不再论述。

2 磁力矩器控制律设计

通常磁力矩器用作消除章动或动量轮的去饱和, 很少直接进行三轴稳定控制, 下面将通过设计合适的控制律, 采用磁控对该系统进行三轴稳定控制。磁控力矩为

$$\mathbf{L} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (6)$$

式中, $\mathbf{M} = [m_1 \ m_2 \ m_3]$ 为磁矩; $\mathbf{B} = [b_1 \ b_2 \ b_3]$ 为当地磁通密度。因为 \mathbf{M} 与 \mathbf{B} 的水平分量不产生力矩, 为了保证磁矩垂直于磁场, 本文采用匹配函数方法^[3], 定义

$$\tilde{\mathbf{M}} \rightarrow \mathbf{M} : \mathbf{M} = \frac{\tilde{\mathbf{M}} \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|} \quad (7)$$

从而通过匹配磁矩 $\tilde{\mathbf{M}}$, 保证磁矩 \mathbf{M} 垂直于磁通密度。磁控力矩可以写为

$$\mathbf{L} = \frac{(\tilde{\mathbf{M}} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|} = \frac{-\mathbf{B} \times \mathbf{B} \times \tilde{\mathbf{M}}}{\|\mathbf{B}\|} \quad (8)$$

本系统中采用恒速动量轮, 此时 $h(t) = h_0$ 为常数, $\dot{h}(t) = 0$ 。在系统 (5) 中引入三轴磁控力矩 L_x 、 L_y 、 L_z , 得到磁控系统运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \ddot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\Psi} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -b(t)/I_x & 0 & 0 & 0 & 0 & a(t)/I_x \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d(t)/I_y & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -a(t)/I_x & 0 & 0 & -c(t)/I_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi \\ \dot{\varphi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \Psi \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

此模型可以记为

$$\dot{x} = \mathbf{F}x + \mathbf{G}(t)u + \mathbf{B}_w\mathbf{W} \quad (10)$$

式中, $x = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \Psi \ \dot{\Psi}]^T$ 为状态向量; $u = \tilde{\mathbf{M}}$ 为控制向量; ω 为干扰向量; \mathbf{F} 和 \mathbf{B}_w 为式 (9) 中与之相对应的矩阵。结合式 (8), $\mathbf{G}(t)$ 为

$$\mathbf{G}(t) = \frac{-\mathbf{B}_w}{\|\mathbf{B}\|} \mathbf{B}^\times \mathbf{B}^\times = \frac{-\mathbf{B}_w}{\|\mathbf{B}\|} \begin{bmatrix} -b_2^2 - b_3^2 & b_1b_2 & b_1b_3 \\ b_1b_2 & -b_1^2 - b_3^2 & b_2b_3 \\ b_1b_3 & b_2b_3 & -b_1^2 - b_2^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$\mathbf{G}(t)$ 由常系数矩阵 \mathbf{B}_w 和磁通密度 \mathbf{B} 构成, 而磁场随着轨道周期 T 而近似周期变化, 所以 $\mathbf{G}(t)$ 可近似为周期函数 $\mathbf{G}(t+T) = \mathbf{G}(t)$ 。文献 [3~4] 中采用时变控制律, 但计算复杂、耗内存, 不利于星载计算。本文采用平均值将其化为时不变系统。 $\mathbf{G}(t)$ 的平均值为

$$\bar{\mathbf{G}} = \frac{1}{T} \int_0^T \mathbf{G}(t) dt \quad (12)$$

进而, 可以根据常系数线性二次型调节器 (LQR) 进行控制律设计, 控制律为

$$\tilde{\mathbf{M}}(t) = u = -\mathbf{K}x(t) \quad (13)$$

$$\mathbf{K} = \bar{\mathbf{G}}^T \mathbf{P} \quad (14)$$

式中 \mathbf{P} 通过求解如下 Riccati 方程得到

$$\mathbf{P}\mathbf{F} + \mathbf{F}^T\mathbf{P} - \mathbf{P}\mathbf{G}\bar{\mathbf{G}}^T\mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (15)$$

求出 $\tilde{\mathbf{M}}$ 后, 就可以带入式 (7), 得到控制器 \mathbf{M} 。

3 角速率估计

无论采用经典 PID 控制或者本文的时不变磁力矩控制, 姿态角及角速率信息是必不可少的。下面根据星敏感器的姿态角测量值来估计角速率, 得到卫星姿态稳定的基准。

首先, 建立如下形式的卫星轨道和姿态测控线性系统模型

$$\dot{x} = \mathbf{A}x + \mathbf{B}u; \quad y = \mathbf{C}x + \mathbf{D}u \quad (16)$$

根据卫星轨道运动方程, 轨道模型选取状态变量为 $x_{orbit} = [r \ \dot{r} \ v \ \dot{v}]$, 其中 r 为轨道半径, v 为真近点角。则其系数矩阵及控制向量为

$$\mathbf{A}_o = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_o = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_o = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}_o = [0], \quad \mathbf{u}_o = \begin{bmatrix} r\dot{v}^2 - \mu/r^2 \\ -2\dot{r}v/r \end{bmatrix} \quad (17)$$

可以看出, 该模型系数矩阵为常数, 非线性的运动方程做为控制输入。通过该线性轨道系统, 为卫星姿态估计提供参考欧拉角信息。

对于姿态测控模型, 俯仰通道与滚动—偏航通道解耦, 所以在 LKF 中建立两组滤波方程。由式

(2), 选取滚动—偏航通道状态变量为 $x = [\varphi \quad \dot{\varphi} \quad \psi \quad \dot{\psi}]$, 则其系数矩阵为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\omega \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \omega & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{D} = [0] \quad (18)$$

根据线性系统的可控性判据, 可知该系统可控。本文应用最优控制求解控制向量 u , 对于控制增益 k 的计算采用 LQR 方法, 选取最优状态反馈控制律 $u[n] = -kx[n]$, 使得如下能量函数最小

$$\mathbf{J} = \sum (x^T \mathbf{Q} x + u^T \mathbf{R} u + 2x^T \mathbf{N} u) \quad (19)$$

式中, \mathbf{Q} 为系统噪声方差阵; \mathbf{R} 为测量噪声方差阵; \mathbf{N} 表示 \mathbf{Q} 与 \mathbf{R} 的关系, 在本系统中设定为零。该系统误差主要由姿态角位置引起, 所以系统噪声方差阵为

$$\mathbf{Q} = q^2 \times \begin{bmatrix} dt^4/4 & dt^3/2 & 0 & 0 \\ dt^3/2 & dt^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & dt^4/4 & dt^3/2 \\ 0 & 0 & dt^3/2 & dt^2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中, q 为滤波器待调参数, 根据系统实际误差大小进行调整。采用星敏感器, 选取观测量为 $z = [\varphi \quad \psi]$, 则该系统观测方程为

$$z_k = \mathbf{H}_k x_k + v_k \quad (21)$$

测量噪声方差阵为星敏感器噪声的平方, 即

$$\mathbf{R} = \mathbf{E}[v_k v_k^T] = \begin{bmatrix} \sigma^2 & 0 \\ 0 & \sigma^2 \end{bmatrix} \quad (22)$$

同理, 对于俯仰通道, 其状态变量、系统噪声方差阵及测量噪声阵分别为

$$\begin{aligned} x_\theta &= [\theta \quad \dot{\theta}], \mathbf{R}_\theta = [\sigma^2] \\ \mathbf{Q}_\theta &= q_\theta^2 \times \begin{bmatrix} dt^4/4 & dt^2/2 \\ dt^3/2 & dt^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (23)$$

将以上两个通道代入线性卡尔曼滤波器进行计算, 得到姿态信息从而进行姿态控制。

4 仿真结果及分析

假设卫星轨道高度为 550 km, 轨道倾角 $i=75^\circ$, 轨道角速度 $\omega_b = 0.001\ 09$ rad/s, $I_x = 22$ km·m², $I_y = 21$ km·m², $I_z = 18$ km·m², 偏置动量轮 $h = -5$ N·m·s。磁控系统中, 各轴的初始角度为 10° , 初始角速度为 0.01 rad/s, 各轴干扰力矩分别为: 1×10^{-4} N·m、 2×10^{-4} N·m、 3×10^{-4} N·m, 角速率估计中星敏感器噪声为 $6''$ 。采用传统的无磁力矩器控制结果如图 2 所示; 磁力矩器控制如图 3 所示; 星敏感器角速度估计结果如图 4 所示。由图 2、图 3 可以看出, 采用本文的控制律能得到良好的控制效果, 在磁力矩控制作用下, 控制达到稳定状态速度快, 并且稳态情况下控制精度要高得多。同时由该文的角速率估计算法, 利用姿态敏感器的角度测量信息可以得到卫星姿态控制系统中所需要的全部姿态信息。

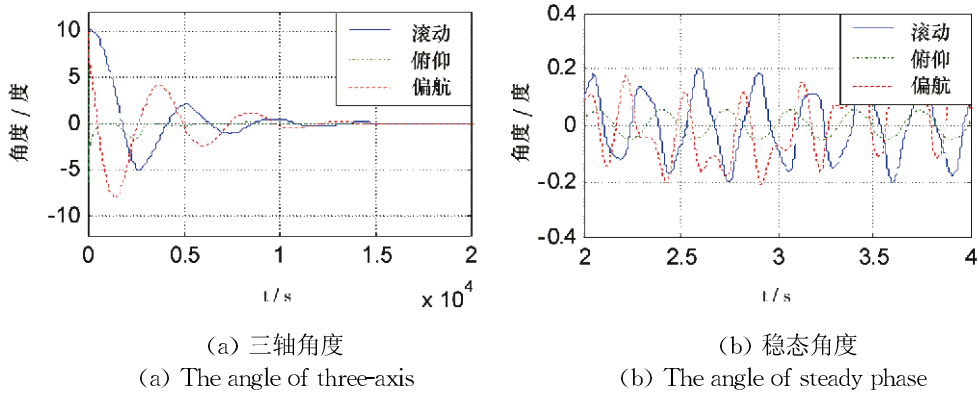


图2 无磁力矩器控制结果
Fig.2 The result without magnetic torque

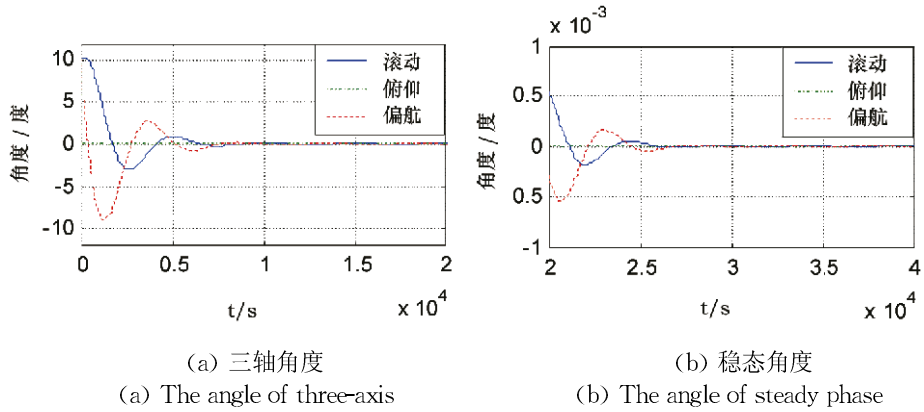


图3 有磁力矩器控制结果
Fig.3 The result with magnetic torque

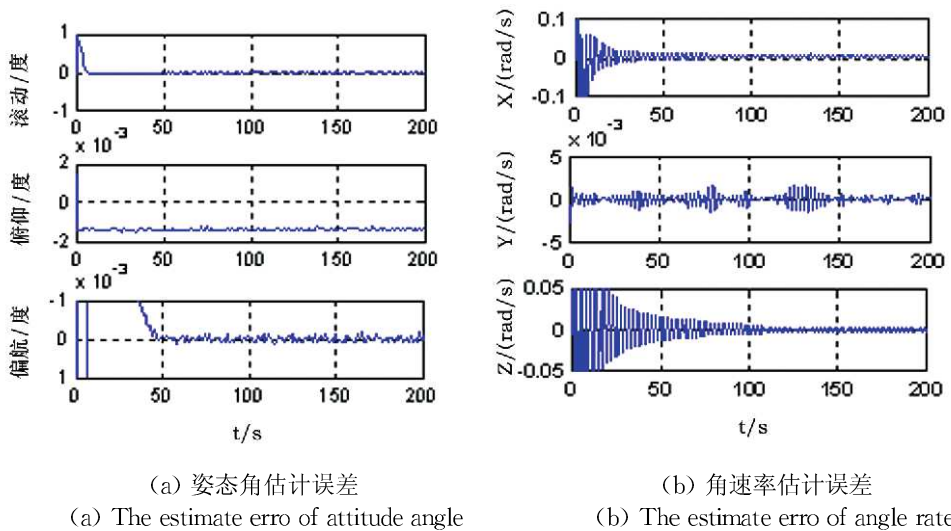


图4 星敏感器姿态估计结果
Fig.4 The result of attitude determination using star sensor

5 结论

本文推导了在引力梯度及其它干扰下偏置动量轮卫星的运动方程, 根据磁场随轨道周期变化将时变系统转换为时不变系统, 应用常系数 LQR 法设计最优反馈控制律; 对于姿态估计, 应用轨道模型来提供参考欧拉角, 在一个卡尔曼滤波器里针对俯仰通道以及滚动—偏航通道采用两个线性模型, 应用最优控制律来提供反馈控制。

通过仿真验证, 本文得到的结果非常有用。可以使用常速动量轮, 不依靠动量轮速的改变, 仅使用磁力矩器提供控制力矩进行姿态控制, 而且可以应用于不同倾角的轨道。仅使用星敏感器提供的姿态角信息就可以估计角速率, 而且该方法简单有效。该姿态估计方法可以用作备用姿态确定系统, 甚至可以用于主要姿态确定系统, 当然也可以使用其它方法与磁强计等姿态敏感器进行信息融合, 得到更好的结果。

[参考文献] (References)

- [1] ARDUINI C, BAIOTTO P. Active magnetic damping attitude control for gravity gradient stabilized spacecraft[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, 20(1): 117~122.
- [2] WANG P, SHTESSL Y B. Satellite attitude control using only magnetorquers[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1998, 43(8): 500~504.
- [3] WICENIEWSKI R. Linear time varying approach to satellite attitude control using only electromagnetic actuation [A]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*[C]. New Orleans: AIAA, Inc., 1997. 234~251.
- [4] MEHRDAD J, NASSER S, HAMID R M. LTV Approach to satellite attitude control using only magnetic actuation [A]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*[C]. Washington: AIAA, Inc., 2002. 1~8.
- [5] MAKOVEC K L. A nonlinear magnetic controller for three-axis stability of nanosatellites[D]. Virginia: Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [6] SHUSTER M D, OH S D. Three-axis attitude determination from vector observation[J]. *Journal of Guidance and Control*, 1981, 4(1): 70~77.
- [7] CRASSIDIS J L, MARKLEY F L. Predictive filtering for attitude estimation without rate sensor[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, 20(3): 522~527.
- [8] GAI E. Star-sensor based satellite attitude/attitude rate estimate[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1985, 8(5): 560~565.
- [9] TRAVIS H D. Attitude determination using star tracker data with kalman filters[D]. California: Naval Postgraduate School, 2001.