

面向小卫星姿态控制的磁控垂直消旋法^①侯旭光^② 晏 坚 靳 瑾 郭 伟

(清华大学电子工程系 100084)

摘 要 针对某三轴稳定小卫星,为了避免出现非太阳能电池平面对日自旋的极端情况,提出了一种基于磁力矩器控制的垂直消旋方法,配合使用反作用飞轮,共同完成小卫星的姿态控制任务。仿真结果表明,在无轨道数据情况下该垂直消旋方法优于单纯消旋方法,整体控制方案简单有效。即使在极端情况下也能保证电源系统的稳定供电,从总体设计角度提高了小卫星的可靠性。

关键词 姿态控制,磁力矩器,垂直消旋

0 引 言

目前,根据小卫星的重量、任务、成本和精度要求,采用反作用飞轮和磁力矩器作为主要执行部件的姿态控制方案逐渐成为主流^[1]。磁力矩器利用卫星内磁棒通电绕组所产生的磁矩和环境磁场作用来实现对卫星姿态控制。通常以一组三个正交的磁力矩器组的形式出现,也有只利用单个轴的磁力矩器^[2]。磁力矩器和反作用轮组具有良好的互补性:一是可利用磁力矩器实现卫星入轨初期的章动阻尼^[3],以降低星体角速度,为后面的精确控制提供较好的初始条件;二是可利用磁力矩器对反作用飞轮进行转速饱和卸载,保持卫星动量平衡^[1]。

磁力矩器和其他部件相配合有多种姿态控制方案。清华一号在星箭分离后使用磁力矩器对角速度进行消旋,在重力梯度杆展开时的三轴姿态控制为采用磁力矩器进行天平动阻尼^[4]。纳星一号在星箭分离初期也采用磁力矩器进行角速度消旋,阻尼消旋结束后,启动动量轮,吸收星体俯仰角速度,对动量轮进行偏置;在启动飞轮过程中始终用磁力矩器对卫星进行章动阻尼,姿态稳定后,磁力矩器对飞轮转速进行饱和卸载和星体章动控制^[5]。ALSAT-1 使用磁力矩器、重力梯度杆、俯仰轴(y 轴)偏置动量轮和偏航轴(z 轴)零动量轮配合实现三轴稳定^[6]。SNAP-1 的姿控采用三轴磁力矩器和俯仰

轴(y 轴)偏置动量轮,使用 y 飞轮控制星体俯仰轴姿态,使用磁力矩器进行章动阻尼,并对 y 飞轮进行转速维持控制^[7]。

从本文所研究的小卫星的成本和复杂度看,通过电流大小来直接调节磁力矩器产生的磁偶极矩的幅值,在技术上较难实现,所以本研究将磁力矩器电流的大小设置成固定值,只控制磁偶极矩的极性和通电时间,而不控制磁矩的幅值^[8]。这样三轴磁力矩器组能够实现的磁矩输出组合在方向组合上数量受限,控制能力有所下降。此外,受对象小卫星有效载荷的设计需求,该卫星偏航轴转动惯量较大,在卫星入轨消旋期,偏航轴会有平行于轨道法线方向(对太阳同步轨道而言,即指向太阳方向)的趋势。卫星的非太阳能电池面对日自旋的状态,一方面会导致太阳能电池得不到阳光照射充电而耗尽,另一方面也会带来非电池面较为严重的热控问题,有可能导致卫星失效。针对非理想惯量配置的小卫星,单纯的利用现有速率反馈阻尼算法并不能有效解决这一问题。本文针对具有非理想惯量配置的小卫星,提出了基于 $\dot{B} + B \times \dot{B}$ 控制律的垂直消旋方法,在小卫星入轨消旋阶段,利用磁力矩器在降低角速率的同时不断改变磁力矩方向,使得小卫星不会出现非太阳能电池面长期对日自旋的情况,太阳能电池得以获得足够的日照以提供稳定的能量供应,从总体设计角度提高了小卫星的可靠性。

① 国家自然科学基金(61132002)资助项目。

② 男,1985 年生,硕士;研究方向:小卫星姿态控制研究;联系人,E-mail:marquis_hxg@126.com
(收稿日期:2012-12-30)

1 小卫星姿态控制方案

本文的研究对象卫星是一颗太阳同步轨道近地高度(约 800km)精确对地指向的三轴稳定小卫星,没有机动功能。采用太阳敏感器和三轴磁强计联合定姿方案(光照区联合定姿,阴影区磁强计定姿)^[9],通过扩展卡尔曼滤波(EKF)^[10,11]得到卫星本体相对轨道坐标系的姿态和角速度,在得到姿态和角速度后,便可计算比例-微分(PD)姿态控制指令,然后根据各飞轮和磁力矩器的安装、使用情况将姿控指令分配给各执行机构,最终实现卫星对地定向三轴稳定控制^[12]。

执行机构由三轴磁力矩器和 4 台反作用飞轮组成, X 轴(滚动轴)、Y 轴(俯仰轴)、Z 轴(偏航轴)各装一台,第 4 台沿主对角线方向斜装,即 S 轴方向,如图 1 所示。其中 Y 飞轮为偏置动量轮。正常工作时,斜装飞轮不参与姿态控制工作,只有在 XYZ 轴某一飞轮发生故障时启动,与其它两轴飞轮共同完成姿态控制任务。

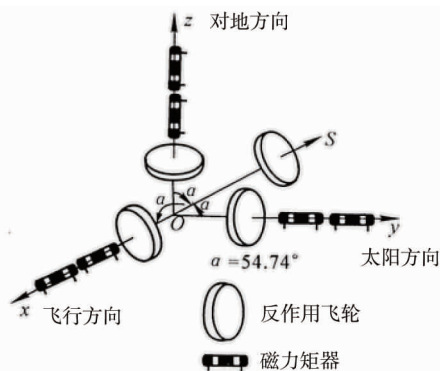


图 1 飞轮与磁力矩器安装情况

2 卫星姿态动力学方程

不考虑卫星的柔性,将小卫星视为刚体,则卫星姿态动力学方程为

$$J\dot{\omega} = T = H \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega + h) - \dot{h} + T_{mt} + T_d \quad (2)$$

加上四元数描述的姿态运动学方程,整个姿态控制过程的研究对象为

$$\begin{cases} \dot{q}_0(t) = -(1/2)[q(t)]^T \omega(t) \\ \dot{q}(t) = (1/2)(q_0(t)I + [q(t) \times])\omega(t) \\ J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega + h) - \dot{h} + T_{mt} + T_d \end{cases} \quad (3)$$

式(3)表示当前状态(姿态角和角速度)的变化

情况,其中第三个等式等号右边的 $-\dot{h} + T_{mt}$ 为姿态控制切入口。

3 磁力矩器部件模型

磁力矩器的控制力矩为

$$T_{mt} = M \times B_b \quad (4)$$

其中, M 为磁力矩器的磁矩, B_b 为卫星本体坐标系下地磁场强度矢量。

为降低成本和复杂度,该小卫星选用的磁力矩器只产生固定大小的磁力矩,具有正向、负向和关闭三种状态。在计算期望磁矩后,需要根据期望磁矩每个分量的符号得到离散化的磁力矩器控制指令,即:若期望磁矩为 M_0 ,则实际输出的磁矩大小为

$$M = m_0 \text{sgn}(M_0) \quad (5)$$

其中 m_0 为磁力矩器产生的固定磁矩大小。

4 消旋阶段姿态控制算法设计

4.1 磁力矩器消旋控制

当小卫星发射入轨后,星箭分离初期没有确定姿态,星体翻滚角速度较大,只能依靠磁力矩器首先把星体的角速度消减下来。地磁测量公式为

$$B_b = C_{bo} B_o \quad (6)$$

$$\dot{B}_b = \dot{C}_{bo} B_o + C_{bo} \dot{B}_o \approx -\omega_{bo} \times C_{bo} B_o = B_b \times \omega_{bo} \quad (7)$$

ω_{bo} 是卫星相对轨道坐标系的角速度。一般情况下,在地球上空的绝大部分区域, $C_{bo} \dot{B}_o$ 要比 $\dot{C}_{bo} B_o$ 小很多,可忽略不计。即:磁场变化率方向与磁场矢量本身和卫星相对轨道系的角速度近似垂直。采用 B-dot 控制律进行消旋控制,需要设计的磁力矩器的消旋期望磁矩为 M_1 , 式为

$$M_1 = -k\dot{B}_b \quad (8)$$

由式(4)、(7)、(8)可得

$$T_{mt} = M_1 \times B_b \approx -k\dot{B}_b \times \omega_{bo} \times B_b \quad (9)$$

式(8)、(9)中 $k \geq 0$, 这样,磁力矩器的输出力矩 T_{mt} 作用在星体上会产生一个与角速度夹角大于 90° 的作用力,从而降低角速度。简单地说,就是只利用磁场的变化率来产生阻尼星体角速度的指令。

4.2 磁力矩器垂直消旋控制

作为对地精确指向的小卫星,除在对天面和对地面安装天线外,其余四面均安装有太阳能电池帆板,获得三轴稳定与准确的对日和对地指向后展开

太阳能帆板以获取更高的能量供给。由于星箭分离后的小卫星姿态角和角速度具有极大的不确定性,有可能会出现自旋轴与太阳矢量成一较小角度,且对日面为非电池面的极端情况。此时电池面长期不能受到足够的日照,整星供电不足,会严重影响小卫星的正常运行甚至由于电池耗尽而失效。此外,长期的暴晒会对该平面上安装的元器件造成一定程度的损害,同时加重了热控系统的负担,影响小卫星的整体性能且减少使用寿命。因此,为了应对这种极端情况,增加了一种磁控模式,由于该模式下的磁矩方向与角速度方向是垂直关系,所以称为“垂直消旋”。该模式在卫星未获得轨道信息时,可避免出现非电池面长时间对日自旋的情况。设计磁力矩器垂直消旋期望磁矩为

$$\mathbf{M}_2 = k\mathbf{B}_b \times \dot{\mathbf{B}}_b \quad (10)$$

由式(4)、(7)和(10)可得

$$\mathbf{T}_{mi} = \mathbf{M}_2 \times \mathbf{B}_b \approx k\mathbf{B}_b \times (\mathbf{B}_b \times \boldsymbol{\omega}_{bo}) \times \mathbf{B}_b \quad (11)$$

此时磁力矩器的输出力矩 $\mathbf{T}_{mi}$ 作用方向与角速度方向垂直(见图2, $k\mathbf{B}_b \times (\mathbf{B}_b \times \boldsymbol{\omega}_{bo}) \times \mathbf{B}_b$ 方向),这就意味着对于任何时刻的任何一种姿态角的运动状态,该控制律总是能够产生与角速度垂直的力矩,从而改变角速度的方向,使得卫星不可能出现绕任何一轴长期自旋的情况。然而在实际工程中,由于磁力矩器的不理想,很难严格按照指令产生期望的磁矩,实际中磁力矩器输出的磁矩总是会与磁矩指令在方向上有一定的偏差。为了避免这种偏差导致卫星角速度增大,将控制律改进如下:

$$\mathbf{M}_2 = -\alpha k\dot{\mathbf{B}}_b + k\mathbf{B}_b \times \dot{\mathbf{B}}_b \quad (12)$$

修改后的控制律模型为 $\mathbf{B}\cdot\dot{\mathbf{B}} + \mathbf{B}\times\mathbf{B}\cdot\dot{\mathbf{B}}$,即磁场变化率与磁场强度外积磁场变化率的和。控制律前一项与消旋控制模式类似,起到角速度阻尼的作用,适当调整 α 的值可保证角速度稳定地降低。

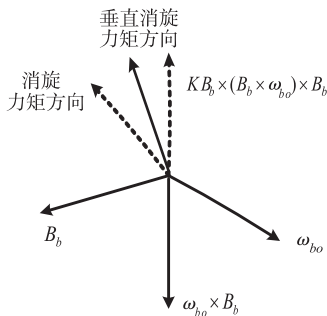


图2 垂直消旋示意图

5 非电池面对日自旋情况仿真

算法模拟仿真采用数学全软件模拟仿真,采用三台同样配置的计算机分别模拟太空环境,器件模拟和姿态控制算法,如图3所示。

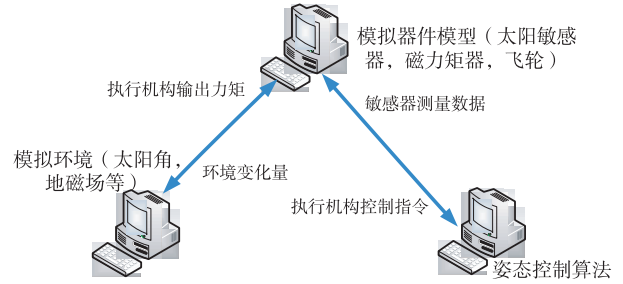


图3 仿真示意图

计算机配置:操作系统:Windows XP SP3;CPU: P8700 双核 主频 2.53GHz;内存:2G DDR2 内存主频 800MHz;仿真软件:Visual C++ 6.0。

为了验证算法的准确性,仿真所采用的参数和数据最大限度地接近真实情况^[13]。

仿真参数:800km 太阳同步轨道,轨道角速度为 0.0010382 rad/s,偏心率 0(圆轨道)。

卫星转动惯量:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 6.262 & -0.0318 & 0.2359 \\ -0.0318 & 6.997 & 0.231 \\ 0.2359 & 0.231 & 7.184 \end{bmatrix} \text{kgm}^2$$

卫星质心:[0.0165,0.041,0]m

$$\text{卫星剩磁矩: } \mathbf{M}_r = \begin{bmatrix} 0.3 \\ 0.3 \\ 0.3 \end{bmatrix} \text{Am}^2$$

每个飞轮的惯量为 0.002kgm²,饱和转速为 5000rpm,最大允许控制力矩为 0.00375Nm。

仿真环境及误差:星箭分离的条件为可设置参量;磁场计算误差,7.8%;轨道计算误差:前进方向,均值 0,标准差 1000m;径向,均值 0,标准差 100m;法向:均值 100m,标准差 100m。

仿真条件和设定:初始姿态=[90,90,90]°,角速度=[0,0,3]°/s,即初始姿态为对地轴与太阳矢量夹角为 0°。仿真 50000s,期间卫星始终没有获得轨道数据信息。采用纯消旋模式和垂直消旋的模式分别进行仿真。

5.1 对日自旋情况下的消旋控制

图4为自旋示意图,图5给出了消旋模式角速

度。仿真结果表明,在小卫星缺失轨道信息数据的情况下,采用纯消旋方法可以将星体角速度降到很低($0.15^\circ/\text{s}$)。但是由于小卫星特殊的初始姿态,即星体对地轴指向了太阳,且只有该轴方向有角速度,出现了如图 6 所示,太阳矢量与星体对地轴夹角长期处于 $\pm 30^\circ$ 以内,帆板电池面与太阳矢量夹角过小,供电能力严重不足。

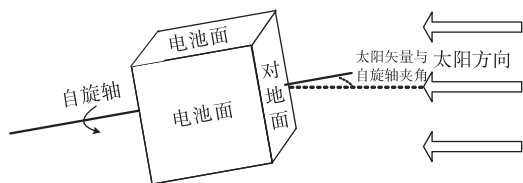


图 4 自旋示意图

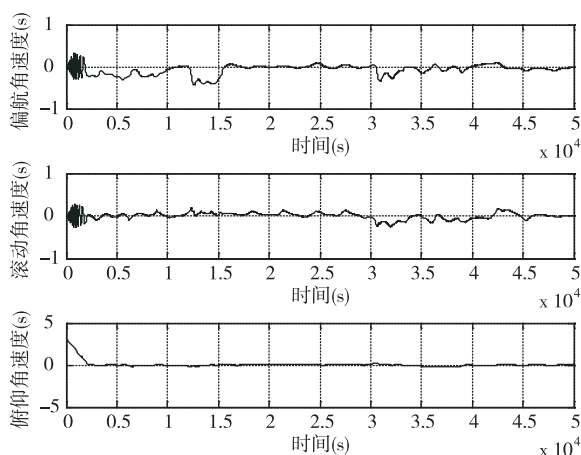


图 5 消旋模式角速度

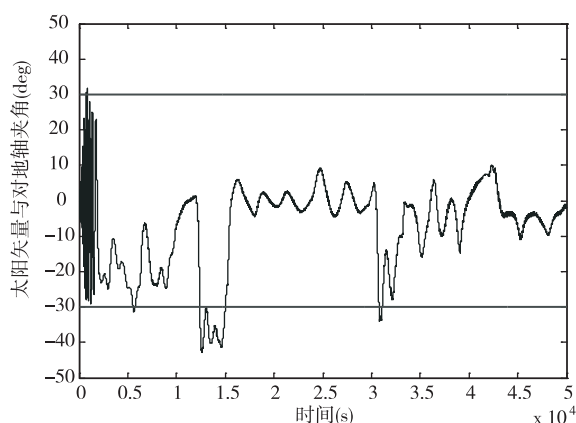


图 6 太阳矢量与对地轴夹角(消旋模式)

5.2 对日自旋情况下的垂直消旋控制

图 7 和图 8 表明,垂直消旋模式牺牲了部分角速度控制精度,但是通过不断施加近似与角速度方向垂直的力矩,使得星体不断地在旋转,太阳矢量与小卫星对地轴夹角始终在大幅度地变化,一半的时间该夹角在 $\pm 30^\circ$ 以外,且变化频率较快,保证不会

出现小卫星对地面长期对日的情况,很好地保护了卫星载荷,并保证了帆板电池面能够获得足够的太阳照射,正常供电。

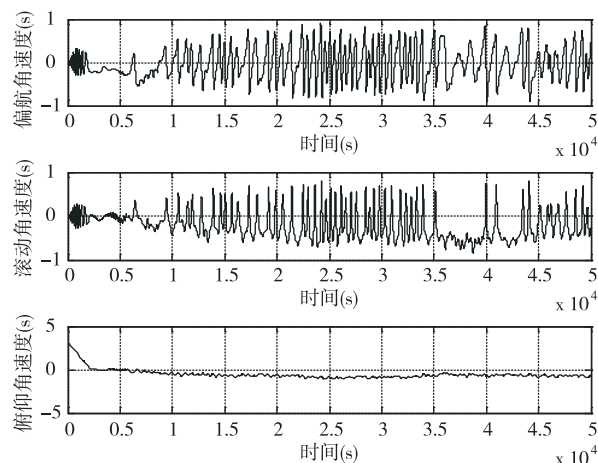


图 7 垂直消旋模式角速度

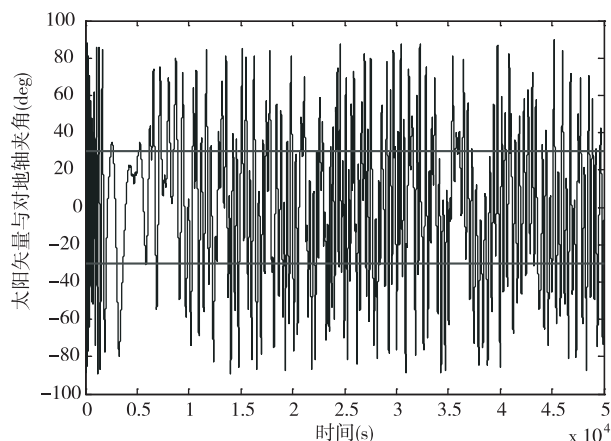


图 8 太阳矢量与对地轴夹角(垂直消旋模式)

5.3 对日自旋角度对电池供电效率的影响

设计以下实验来对比描述消旋方法与垂直消旋方法对整个卫星供电系统的影响:横轴表示初始条件为太阳矢量与自旋轴的夹角大小,该夹角也是太阳矢量与帆板电池面的夹角,取值范围 $0 \sim 90^\circ$,间隔 5° ;纵轴表示在横轴表示的条件下,计算 50000s 内太阳矢量与自旋轴夹角的平均值,取正弦值表示太阳矢量直射帆板电池面的分量,即太阳能电池的供电效率。图 9 对比展示了两算法下的电池供电效率。

如图 9 所示,当夹角在 30° 以下时,纯消旋方法的供电效率非常低,不到 50%,整个过程太阳能电池面几乎得不到多少太阳光照射,导致供电非常紧张;而垂直消旋方法的引入,使得在任意初始自旋夹角下,供电效率都能维持在 75% 左右,能够保证供电系统的正常运转。

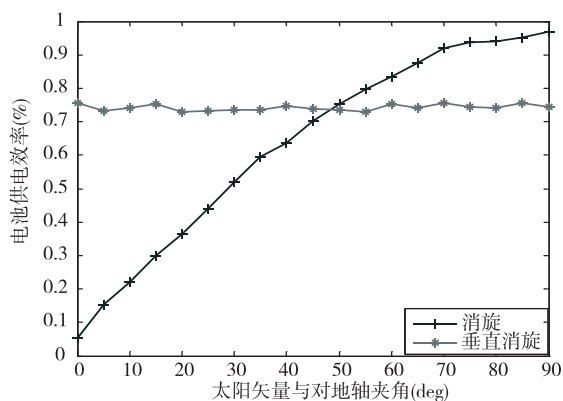


图9 电池效率与自旋轴-太阳矢量夹角关系

6 结论

上述仿真结果表明,该小卫星姿态控制算法能够稳定而精确地控制姿态角和角速度。特别地,当小卫星的初始状态出现极端情况时,本文所提出的垂直消旋方法也能够保证小卫星不会出现非太阳能电池面长期对日自旋的情况,保证了卫星电源系统的正常工作,同时避免单面长期暴晒也有助于提高卫星的整体可靠性和寿命周期。

参考文献

- [1] Silani E, Lovera M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results. *Control Engineering Practice*, 2005, 13: 357-371
- [2] Sidi M. *Space Craft Dynamics and Control*. Cambridge: Cambridge University Press, 1997

- [3] Alfried K T. Magnetic attitude control system for dual-spin satellites. *AIAA Journal*, 1975, 13(6): 817-822
- [4] You Zheng, Gong Ke, Sweeting M. Tsinghua micro/nano-satellite research and its application. In: *Proceedings of the 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, USA, 1999
- [5] 王文福, 张兵, 杨俊发. NS-1 卫星的三轴稳定控制技术. 见: 全国第十二届空间及运动体控制技术学术年会. 2006. 80-83
- [6] Mohammed A. an Attitude determination and control system of the ALSAT-1 first algerian microsatellite. In: *Proceedings of Recent Advances in Space Technologies*, 2003. 171-176, doi:10.1109/RAST.2003.1303902
- [7] Steyn W H, Hashida Y, Lappas V. An attitude control system and commissioning results of the SNAP-1 nanosatellite. In: *Proceedings of the 14th AIAA/USU Conference on Small Satellite*, Logan, USA, 2000, SSC00-VIII-8
- [8] Zheng Y H. A new approach to control satellite attitude via magnetorquers. *Jongrnal of Astronautics*, 2000, 21(3): 7
- [9] 钱山, 张士峰, 蔡洪. 纯磁控微小卫星的姿态捕获控制研究. *宇航学报*, 2011, 32(1): 72-80
- [10] Leffets R J, Markley E L, Shuster M D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1982, 5(5): 417-429
- [11] Crassidis J L, Markley F L. Predictive filtering for nonlinear systems. *Journal of Guidance*, 1997, 20(3): 566-572
- [12] 贾飞蕾, 徐伟等. 基于联合飞轮和磁力矩器的航天器姿态控制算法研究. *航天控制*, 2010, 03: 16-19
- [13] 姚非. 航天器姿态控制系统仿真平台的研究: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010

A magnetorquer based vertical damping method for micro-satellite attitude control

Hou Xuguang, Yan Jian, Jin Jin, Guo Wei

(Department of Electronic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084)

Abstract

The micro-satellite attitude control was studied based on vertical damping, and a novel magnetorquer based vertical damping method was proposed for a certain three-axis stabilized micro-satellite to avoid the occurrence of the terrible situation that the non-solar-battery-plane spins towards the sun. In conjunction with reaction wheels, this method accomplished the satellite's attitude control. The simulation results show that the vertical damping method outperforms the simple damping method when no orbit information is available, and the whole attitude control scheme is simple and effective. The proposed solution guarantees a stable power supply even under the extreme situation, and the reliability of the whole micro-satellite system.

Key words: attitude control, magnetorquer, vertical damping