

## 微小卫星姿态消旋稳定算法研究

李立哲, 刘勇, 潘泉, 冯乾, 樊丁

(西北工业大学, 西安 710072)

**摘要:** 针对低成本微小卫星的姿态控制问题, 采用无飞轮设计, 研究了在仅有磁力矩器作为控制执行器情况下的纯磁控算法。对多种微小卫星姿态控制算法进行了对比研究, 提出一种新的适合工程应用的纯磁控算法。该算法能够在微小卫星较短工程寿命中, 充分利用磁力矩器的最大控制力矩提高姿态的稳定控制效率。结合实测数据并加入重力梯度力矩等干扰对其进行仿真验证。结果表明, 该算法可以满足在较短时间内卫星姿态的三轴稳定, 具有控制精度高、重量轻、体积小、能耗低、易于工程化等优点, 适用于低成本微小卫星。

**关键词:** 微小卫星; 姿态控制; 磁力矩器; 算法

**中图分类号:** TN956; O221.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)10-0033-04

## Study on Attitude Control Algorithms for Micro-Satellites

LI Li-zhe, LIU Yong, PAN Quan, FENG Qian, FAN Ding

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** This paper is mainly focused on the research of magnetic attitude control algorithms for low-cost micro-satellites with only magnetic torque as the executor and no flywheel. First of all, a comparison is made to different attitude control algorithms for micro-satellites, then a new magnetic-only attitude control algorithm adaptive for engineering application is proposed. The new algorithm can improve the efficiency of satellite attitude control in its limited life cycle. At last, simulation is made based on the measured data and by introducing such disturbances as gravity gradient torque. The result indicates that the new algorithm can satisfy three-axis attitude stabilization of the satellite in short time, and has the advantages of high precision, light weight, small volume, low energy consumption, and easy for engineering application, which make it applicable for low-cost micro-satellites.

**Key words:** micro-satellite; attitude control; magnetic torque; algorithm

### 0 引言

随着微小卫星技术的发展, 人们对其姿态稳定控制提出了越来越多的需求<sup>[1]</sup>。本文研究所针对的低成本微小卫星姿态控制系统采用无飞轮设计, 仅依靠磁力矩器完成姿态稳定控制任务。该系统具有重量轻、体积小、低能耗和低成本等优点, 同时也面临着控制算法复杂、效率低等问题。

一般情况下, 微小卫星初始入轨, 为了保证卫星姿态稳定在可以正常工作的位置, 首先是对于姿态消旋, 即稳定微小卫星三轴角速度<sup>[2]</sup>。三轴稳定之后再开始

根据任务需要, 对姿态进行定向捕获。现有低轨微小卫星的理论技术研究中, 以磁强计和陀螺仪为主要测量部件, 以加速度计作为辅助部件, 以磁力矩器为主要控制部件的主动磁控三轴稳定方案已取得不错的研究成果<sup>[3-5]</sup>, 但是在实际工程中, 大部分还是在重力梯度杆或偏置动量轮的辅助下进行姿态稳定控制。然而, 该类方法具有复杂的控制律算法, 对于低成本微小卫星来说, 没有高效的处理器实现这些算法。20世纪90年代初, 国外许多学者开始进行工程化的卫星纯磁控研究<sup>[6-10]</sup>。

本文考虑到现代微小卫星寿命较短, 因此对于控制律的研究必须考虑到控制时间问题, 及其在姿态控制中所需磁矩问题。针对该问题, 本文对比研究了多种姿态稳定算法, 提出一种适用于低成本微小卫星的控制律, 并根据在研微小卫星实际数据进行仿真演算, 结果显示, 微小卫星最终三轴稳定, 所需磁矩也在磁力

收稿日期: 2013-08-31 修回日期: 2013-12-24

基金项目: 国家自然科学基金(61135001)

作者简介: 李立哲(1989—), 男, 陕西西安人, 硕士, 研究方向为卫星姿态控制系统工程与理论。

矩器可产生范围内,因此适于工程推广。

# 1 微小卫星姿态运动常用坐标系及其运动模型

## 1.1 常用坐标

微小卫星的姿态可以理解为卫星本体坐标系相对于某参考坐标系的旋转变换,因此,为了描述航天器的姿态,应当建立合适的坐标系。根据航天器的观测任务不同,研究中常采用如下3种坐标系<sup>[2]</sup>。

1) 地心惯性坐标系  $O_i X_i Y_i Z_i$  (简称惯性系)。

该坐标系在航天器本体相对于惯性空间旋转时采用。原点  $O_i$  为地心,  $X_i$  轴沿着地球的赤道平面和黄道平面的相交线,指向春分点,  $Z_i$  轴指向地球北极方向,  $Y_i$  轴与  $X_i$  轴、 $Z_i$  轴构成右手旋转坐标系。

2) 轨道坐标系  $O_o X_o Y_o Z_o$  (简称轨道系)。

该坐标系在航天器本体相对于所在的轨道旋转时采用。原点  $O_o$  为航天器质心,  $Z_o$  轴沿航天器质心到地心方向,  $X_o$  轴沿轨道速度切线方向,  $Y_o$  轴与  $X_o$  轴、 $Z_o$  轴构成右手旋转坐标系。

3) 本体坐标系  $O_b X_b Y_b Z_b$  (简称本体系)。

该坐标系与航天器本体固连,且原点  $O_b$  为卫星质心。其中,  $X_b$ 、 $Y_b$ 、 $Z_b$  轴取定为3个组成右手坐标系的方向,分别对应于航天器本体几何特性中的3个方向,一般作为姿态测量设备安装的基准坐标系。

坐标系之间关系如图1所示。

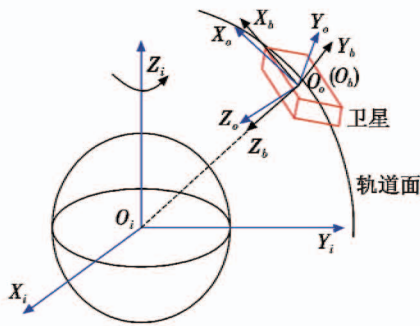


图1 常用坐标系关系

Fig.1 Regular coordinate relations

一般的,星体轨道姿态角采用欧拉角(滚动角  $\varphi$ 、俯仰角  $\theta$ 、偏航角  $\psi$ )描述,坐标系之间坐标旋转顺序为3-1-2。该旋转方法也是本文采用的旋转方法。

## 1.2 卫星姿态动力学与运动学方程

卫星运动学方程主要用于描述各运动参数之间的相互关系,通过对角速度积分得到卫星在空间中的具体方位。一般的,微小卫星动力学方程为

$$J\dot{\omega}_b + \omega_b \times (J\omega_b) = T^b \quad (1)$$

式中:  $J$  为卫星在本体系中的转动惯量矩阵;  $\omega_b$  为本

体系与惯性系之间的角速度;  $T^b$  为作用于星体的总力矩。

设  $q = [\eta \ \varepsilon_1 \ \varepsilon_2 \ \varepsilon_3]^T$ , 为卫星姿态四元数矢量。采用姿态四元数描述的卫星姿态运动学方程由以下矢量部分和标量部分组成

$$\begin{cases} \dot{\eta} = -\frac{1}{2}\varepsilon^T \omega_{ob}^b \\ \dot{\varepsilon} = \frac{1}{2}[\eta I_{3 \times 3} + \varepsilon \times] \omega_{ob}^b \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\eta$  和  $\varepsilon$  分别为四元数标量和矢量部分;  $\varepsilon \times$  表示的叉乘,为  $\varepsilon$  的斜对称阵;  $\omega_{ob}^b$  表示卫星本体坐标系相对于轨道坐标系旋转角速度,其与  $\omega_b$  转换关系为

$$\omega_{ob}^b = \omega_b^b - R_o^b \omega_o^o = \omega_b^b + \omega_o c_2 \quad (3)$$

式中:  $R_o^b = [c_1 \ c_2 \ c_3]$ , 为轨道系到卫星本体系的坐标转换矩阵,其中,  $c_i^b$  为其列矢量;  $\omega_o^o = [0 \ -\omega_o \ 0]^T$ , 为  $\omega_o$  轨道系相对于惯性系的角速度在星体系的投影,为轨道角速度。

本文研究的低轨微小卫星的重重力矩为主要阻力矩,大气动力力矩、太阳光压力矩等力矩对卫星姿态影响较小,暂不做考虑。

## 2 常用卫星姿态控制算法

### 2.1 B-dot 姿态阻尼算法

微小卫星进行纯磁控姿态阻尼时,一般最常用的是 B-dot 算法<sup>[6]</sup>,具体简洁有效,易在微小卫星内部实现的特点。其控制率为

$$M^b = -KB^b \quad (4)$$

式中:  $\dot{B}^b$  由磁强计的磁场测量值差分滤波得到;  $K$  为正定增益系数,其大小决定了卫星姿态稳定的快慢。又由于  $\dot{B}^b$  可以由  $\omega_b^b \times B^b$  表示,所以控制律也可以改为

$$M^b = -K(\omega_b^b \times B^b) \quad (5)$$

### 2.2 PID 磁阻尼控制算法

PID 控制是一种经典的控制方法,成功应用于许多卫星,在卫星速率阻尼控制阶段,只需控制卫星运动角速度即可,故采用角速度反馈模式,不考虑积分部分和微分部分<sup>[11]</sup>。

设期望的输出力矩为

$$M_{exp}^b = -K_p \omega_b^b \quad (6)$$

当  $\Delta = (M^b - M_{exp}^b)^T (M^b - M_{exp}^b)$  最小时,有

$$\Delta = 2 \|B^b\|^2 m^b - 2(B^b m^b) m^b + 2M_{exp}^b \times B^b \quad (7)$$

当  $\frac{d\Delta}{dm^b} = 0$ , 且  $\|m^b\|$  最小时,有

$$m_c = \frac{B^b \times M_{exp}^b}{\|B^b\|^2} \quad (8)$$

对磁矩进行限幅后作为实际的输出磁矩,得实际

输出的磁力矩为

$$M^b = m^b \times B^b \quad (9)$$

### 2.3 拟 PD 磁阻尼控制算法

在 PID 控制律的基础上引入四元数, 得出拟 PD 控制律为

$$T = -K_p \frac{\varepsilon}{\eta} - K_d \omega_{ob}^b \quad (10)$$

式中:  $K_p$  和  $K_d$  为正定增益矩阵; 当姿态偏差较大时,  $\eta$  的值减小, 则姿态反馈力矩增大; 当姿态偏差很小时,  $\eta$  接近于 1。该控制律相当于小角度下的 PD 控制律<sup>[12-15]</sup>。

### 2.4 常用算法的对比分析

仅从上述控制律看出, PID 控制与拟 PD 控制都加入了角度反馈, 可以保证卫星姿态稳定的精确性, 但是需要陀螺仪和磁强计的测量值作为控制系统的输入。现阶段低成本 MEMS 陀螺仪存在漂移误差, 其输出结果的准确性会变差。而 B-dot 算法仅仅需要三轴磁强计作为控制系统输入即可实现控制算法, 因此其可靠性好, 但是算法对磁力矩器输出的控制磁矩必须精确才能实现控制。考虑到实际工程应用中难以保证磁力矩器输出磁矩的精确性, 在工程应用中需要采用更简单、可靠性更高的算法, 以避免上述问题。

## 3 微小卫星纯磁控工程改进算法

在实际微小卫星控制设计中, 为了能让磁力矩器产生最大的工作效果, 一般采用如下控制律

$$M^b = -M_{\max} \text{sign}(\dot{B}_s) \quad (11)$$

该方法针对三轴磁力矩器同时工作的情况, 考虑工程应用中, 如果微小卫星内部电池无法满足三轴磁力矩器同时最大功率工作或者只需要稳定卫星单轴姿态, 就不需要磁力矩器同时工作, 对上述控制律提出改进, 再设计如下控制律

$$M^b = -M_{\max} \text{sign}[a \cdot (H \times B^b)] \quad (12)$$

式中:  $M_{\max}$  为单轴磁力矩器产生的最大力矩;  $H$  为相对于卫星本体系当前时刻卫星的角动量;  $a$  为三维对角矩阵, 其对角线数表示任一轴磁力矩器的工作状态, 任一轴磁力矩器工作时为 1, 不工作时为 0, 如果三轴磁力矩器同时工作,  $a$  为单位矩阵。

因此对式(12)进一步简化, 得

$$M^b = -a \cdot M_{\max} \quad (13)$$

## 4 仿真结果与分析

对本文算法进行对比仿真中, 微小卫星高度为 600 km, 轨道倾角为 97°, 轨道角速度为 0.1 (°)/s。惯量

矩阵为  $I = \text{diag}\{[0.01 \ 0.012 \ 0.098]\}$ , 单位为  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。卫星三轴初始角速度为 5 (°)/s, 初始姿态角度为  $[30^\circ \ 90^\circ \ 60^\circ]$ 。

为了能更加真实地模拟实际环境, 本文的地磁场模型采用 10 阶 IGRF2010 模型, 它是国际地磁学与高空大气物理学协会 (IAGA) 提供的国际地磁场参考 (IGRF) 模型。卫星姿态稳定的起始轨道位置点选取卫星升交点, 并加入重力梯度力矩等其他力矩。

分别对上述算法进行仿真, 并解算出卫星三轴角速度稳定的时间以及需要的磁矩。其中, B-dot 姿态阻尼算法如图 2 所示, PID 磁阻尼控制算法如图 3 所示, 拟 PD 阻尼控制算法如图 4 所示, 纯磁控工程改进算法仿真如图 5、图 6 所示。

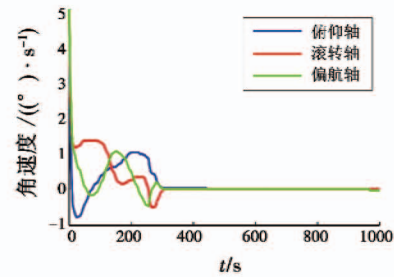


图 2 B-dot 姿态阻尼算法角速度变化曲线  
Fig. 2 Curves of the angular velocity obtained through B-dot attitude damping algorithm

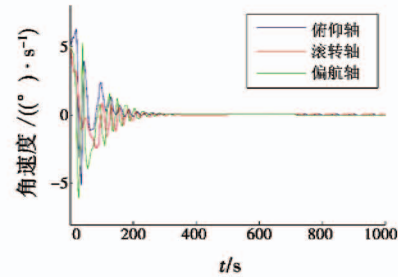


图 3 PID 磁阻尼控制角速度变化曲线  
Fig. 3 Curves of the angular velocity obtained through PID magnetic damping algorithm

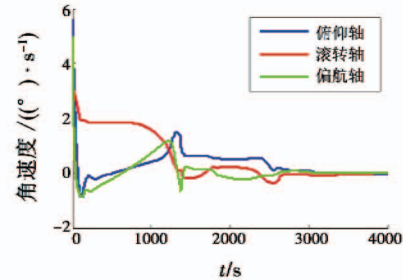


图 4 拟 PD 磁阻尼算法角速度变化曲线  
Fig. 4 Curves of the angular velocity obtained through simu-PD attitude damping algorithm

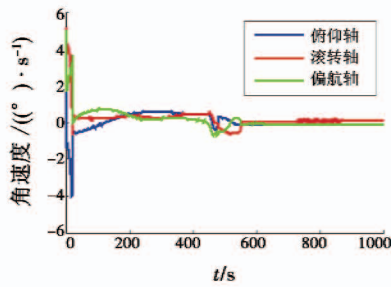


图 5 工程改进算法角速度变化曲线

Fig. 5 Curves of the angular velocity obtained through the improved algorithm

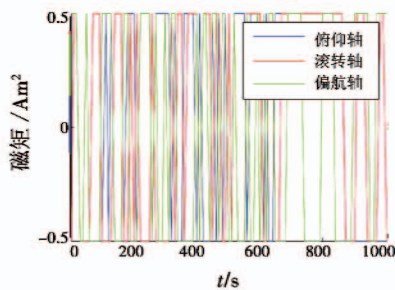


图 6 工程改进算法磁矩变化率曲线

Fig. 6 Curves of the magnetic moment rate obtained through the improved algorithm

对以上仿真结果进行综合对比,其结果如表1所示。

表 1 不同控制算法仿真结果

Table 1 Simulation results using different control algorithms

控制算法	稳定时间/s	最大磁矩/Am <sup>2</sup>	适合度
B-dot 控制算法	300	0.4	适合
PID 控制算法	400	4	不适合
拟 PD 控制算法	2500	0.4	不适合
工程改进算法	600	0.5	适合

不难发现,在相同的初始条件下,B-dot 算法、PID 控制算法、工程改进算法的稳定时间较短,而拟 PD 控制方法稳定时间过长,不适合在短寿命的微小卫星中使用。PID 算法对于磁矩的要求过高,一般微小卫星所用低成本磁力矩器难以实现,同时从仿真图可以看出,其角速度正负太大,因此不适合在工程中应用。B-dot 算法看似简单,但在工程实现中依旧存在难点:微小卫星负载计算机需要将每一时刻计算磁矩转换成相应的模拟信号控制磁力矩器,然而这一过程会产生误差,影响磁力矩器产生正确磁矩。工程改进算法就避免了这一问题,只需要控制磁力矩器产生相应磁矩的方向即可,其控制信号由普通单片机产生 PWM 波实现。虽然控制时间比 B-dot 算法时间稍长,但是其稳定结果好、可靠性高,在时间可接受范围内是最佳方法,该算法的工程易实现特性也适合在微小卫星姿态控制中推广。

## 5 总结

本文以某低成本微小卫星纯磁控问题为背景,针对其姿态稳定问题,对多种常用方法进行研究。根据不同算法,加入了重力梯度力矩以及其他阻力矩,验证了其在一定初始角速度情况下的稳定时间以及需要产生的相应磁力矩。最后提出了一种适用于工程应用的控制率,其在卫星上可以用最简单的硬件方法实现,具有很强的实际工程价值。本文下一步的工作重点在于研究分时控制以及姿态捕获等问题,通过引入姿态角度反馈设计出适合于实际工程应用的改进算法,并为微小卫星姿态控制提出有利的理论依据。

## 参考文献

- [1] 李军予,伍保峰,张晓敏.立方体纳卫星的发展及其启示[J].航天器工程,2012,21(3):80-87.  
LI J Y, WU B F, ZHANG X M. Development of CubeSat and its enlightenment [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(3):80-87.
- [2] 屠善澄.卫星姿态动力学与控制[M].北京:宇航出版社,1999.  
TU S C. Dynamics and control of satellite attitude [M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 1999.
- [3] WU Q, SAIF M. Robust fault diagnosis for a satellite large angle attitude system using an Iterative Neuron PID(INPID) observer[C]//Proceedings of the American Control Conference, 2006:5710-5715.
- [4] MACKUNIS W, DUPREE K, BHASIN S, et al. Adaptive neural network satellite attitude control in the presence of inertia and CMG actuator uncertainties [C]//American Control Conference, Washington, 2008:2975-2980.
- [5] LIU H, GUO L, YANG Z H, et al. Mixed saturating H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub> state-feedback design for microsatellite attitude control [C]//The 29th Chinese Control Conference, Beijing, 2010:6149-6154.
- [6] WANG P, SHTESSEL Y B, WANG Y Q. Satellite attitude control using only magnetorquers [C]//IEEE Proceedings of the 30th Southeastern Symposium on System Theory, Virginia, 1998:500-504.
- [7] OUSALOO H S, BADPA A. Magnetic attitude control system for spin stabilized satellite [C]//The 20th Iranian Conference on Electrical Engineering, 2005:1029-1034.
- [8] 刘海颖,王惠南,程月华.主动磁控微卫星姿态控制[J].应用科学学报,2007,25(4):377-381.  
LIU H Y, WANG H N, CHENG Y H. Attitude control of micro-satellite with active magnetic control [J]. Journal of Applied Sciences, 2007, 25(4):377-381.

(下转第 41 页)

- 雷达目标的毁伤研究[J]. 战术导弹技术, 2009, 11(4):26-30.
- XU W L, WU J B, HE C, et al. Study of fragmentation warhead damage to typical radar target[J]. Tactical Missile Technology, 2009, 11(4):26-30.
- [2] 罗宇, 黄风雷, 刘彦. 反辐射导弹对某型雷达目标毁伤能力的评估[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(1):139-141.
- LUO Y, HUANG F L, LIU Y. Damaging evaluation of anti-radiation missile against typical radar target[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(1):139-141.
- [3] 彭征明, 李芸芝, 罗小明. 反辐射导弹毁伤能力评估研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2005, 16(3):10-13.
- PENG Z M, LI Y Z, LUO X M. Research on evaluation of the damage capacity of anti-radiation missile[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2005, 16(3):10-13.
- [4] 刘领先, 张文凯, 罗花锋, 等. 触发引信反辐射导弹毁伤概率研究[J]. 兵工自动化, 2012, 31(6):1-3.
- LIU L X, ZHANG W K, LUO H F, et al. Research on the kill probability of anti-radiation missile with contact fuse[J]. Ordnance Industry Automation, 2012, 31(6):1-3.
- [5] 方洋旺. 机载导弹武器系统作战效能评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- FANG Y W. Operational effectiveness analysis of airborne missile weapon system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.
- [6] 谷良贤, 温炳恒. 导弹总体设计原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004.
- GU L X, WEN B H. Missile general design principles[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004.
- [7] 傅常海, 黄柯棣, 童丽, 等. 导弹战斗部对复杂目标毁伤效能评估研究综述[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(19):5971-5976.
- FU C H, HUANG K D, TONG L, et al. Assess damage effectiveness for warhead to complex targets[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(19):5971-5976.
- [8] 傅修竹, 方洋旺, 杨鹏飞, 等. 空地导弹落点精度评估系统的研究[J]. 空军工程大学学报, 2013, 15(4):52-56.
- FU X Z, FANG Y W, YANG P F, et al. The research of air-to-ground missile accuracy evaluation system of the fall points[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2013, 15(4):52-56.
- [9] GUNTHER A, ARMIN D, STEPHAN S. Channel estimation for OFDM systems with multiple transmit antennas by exploiting the properties of the discrete fourier transform[C]//PIMRC2003, 2003:7-10.
- [10] BAKER W E, SMITH J H, WINNER W A. Vulnerability/lethality modeling of armored combat vehicle-status and recommendations[R]. AD-A261691, USA: AD, 1993.
- (上接第36页)
- [9] WINIEWSKI R. Linear time-varying approach to satellite attitude control using only magnetic actuation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2000, 23(4). doi:10.2514/2.4609.
- [10] WISNIEWSKI R, BLANKE M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gradient[J]. Automatica, 1999, 35(7):1201-1214.
- [11] HAO D, SHENG T, CHEN X Q. Small satellite magnetism control for velocity damping[C]//The Second International Conference on Digital Manufacturing & Automation, 2011:1105-1110.
- [12] HERVAS J R, REYHANOGLU M, DRAKUNOV S V. Three-axis magnetic attitude control algorithms for small satellites in the presence of noise[C]//The 12th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), 2012:17-21.
- [13] REYHANOGLU M, HERVAS J R. Magnetic attitude control design for small satellites via slowly-varying systems theory[C]//IECON 38th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, 2012:25-28.
- [14] INAMORI T, SAKO N, NAKASUKA S. Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(11):2038-2046.
- [15] 张锐, 谢祥华, 张静. 基于主动磁控制的微小卫星姿态控制[J]. 宇航学报, 2009, 30(1):193-197.
- ZHANG R, XIE X H, ZHANG J. Attitude control of micro-satellite based on active magnetic control algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1):193-197.