

文章编号: 1001 - 2486(2011)03 - 0018 - 05

低轨微小卫星姿态控制方案*

王 鹏, 郑 伟, 张洪波, 吴 杰

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对轨道高度低于 500km 微小卫星姿态控制问题,从充分利用环境力矩的角度出发,提出一种主动磁控 + 气动稳定力矩的姿态控制方案。该方案较好地解决了局部稳定控制律的全局稳定问题。仿真结果表明:特征距离 d_{cc} 是影响该控制方案的主要因素。 d_{cc} 值越大,对控制越有利,但随着 d_{cc} 值的增大,卫星总体设计难度也会加大,因此实际中应选择合适的 d_{cc} 值,既满足卫星姿态控制的要求,又保证卫星总体结构设计的难度不至于过大。

关键词:微小卫星;姿态控制;主动磁控;气动稳定力矩;环境力矩

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A

Attitude Control of Low-orbit Micro-satellite

WANG Peng, ZHENG Wei, ZHANG Hong-bo, WU Jie

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A new scheme of attitude control with active magnetic torque and aerodynamic stabilization torque was proposed for low-orbit micro-satellite (orbit altitude lower than 500km), in order to take full advantage of environmental torque. Simulation results show that the characteristic distance of satellite d_{cc} is the linchpin which influences the attitude control scheme. Suitable magnitude of d_{cc} should be chosen in order to meet the request of satellite attitude control system. All this shows that the satellite structure proposed in the current study has the potentiality of being used for experimental teaching and research.

Key words: micro-satellite; attitude control; active magnetic control; aerodynamic stabilization moment; environment moment

现代微小卫星具有重量轻、体积小、研制周期短、模块化、通用化、成本低、功能密度高等特点,已成为航天领域研究热点之一。卫星研制的关键技术之一是姿态控制系统设计,其核心是设计高效的控制方案,国内外很多学者在这方面开展了一系列研究,并取得了大量成果^[1-11]。

卫星受到的环境力矩主要包括气动力矩、重力梯度力矩、磁力矩和太阳光压力矩。通常这些力矩都是卫星姿态稳定的干扰力矩,但通过合理的设计,就能使某些环境力矩成为姿态稳定力矩加以利用。关于这方面的研究主要集中在利用磁力矩^[1-8]和重力梯度力矩^[9-11]上。

对于轨道高度低于 500km 的卫星,气动力矩是最主要的环境力矩。在目前的控制方案中,大多数是将气动力矩作为干扰力矩,不仅环境力矩没有得到充分的利用,而且增加了星体姿态控制难度。为了解决这一问题,本文提出一种主动磁控 + 气动稳定力矩的姿态控制方案。通过设计卫

星质量分布特性使气动力矩成为星体姿态运动的稳定力矩加以利用。仿真结果证实了该方案的可行性和高效性。

1 微小卫星姿态控制系统

1.1 姿态动力学模型

在卫星体坐标系中,姿态动力学方程为

$$I\dot{\omega}_b^b + \omega_b^b \times (I \cdot \omega_b^b) = T_c^b + N^b + T_g^b + T_d^b \quad (1)$$

其中, I 为星体的转动惯量; T_c^b 为磁控制力矩矢量在体系中的表示; N^b 为气动力矩矢量在体系中的表示; T_g^b 为重力梯度力矩矢量在体系中的表示; T_d^b 为太阳光压等其他干扰力矩矢量在体系中的表示; ω_b^b 为卫星体系相对于惯性系的转动角速度在体系中的表示,且

$$\omega_b^b = \omega_b^o - R_o^b \omega_o^o \quad (2)$$

其中, ω_b^o 为卫星体系相对于轨道系的转动角速度在体系中的表示; R_o^b 为轨道系到星体系的坐标转

* 收稿日期: 2010 - 10 - 09

作者简介: 王鹏(1984—),男,博士生。

换矩阵; $\omega_o^o = [0 \quad -\omega_o \quad 0]^T$ 为轨道系相对惯性系的角速度在轨道系中的表示, ω_o 为轨道角速率。

星体的姿态运动学方程为

$$\dot{q} = W(q)\omega_o^b \quad (3)$$

其中, $q = [q_0 \quad \boldsymbol{\varepsilon}^T]^T = [q_0 \quad \varepsilon_1 \quad \varepsilon_2 \quad \varepsilon_3]^T$ 表示星体系相对于轨道系的姿态四元数, 并且

$$W(q) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\varepsilon_1 & -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 \\ q_0 & -\varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & q_0 & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & \varepsilon_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

记 M^b 为磁力矩器产生的磁矩, B^b 为磁场矢量, 则

$$T_c^b = M^b \times B^b \quad (5)$$

气动力矩计算模型为

$$N^b = \frac{1}{2} C_D \rho V_r^2 A (C_p \times \boldsymbol{v}) \quad (6)$$

其中, C_D 为空气阻力系数; ρ 为大气密度, 采用标准大气模型进行计算; V_r 为卫星与大气的相对速度; A 为迎风面积; C_p 为卫星质心到压心的矢径; \boldsymbol{v} 为来流方向的单位矢量。

重力梯度力矩为

$$T_g^b = \frac{3\mu}{r^3} (\boldsymbol{R}_3 \times \boldsymbol{I}\boldsymbol{R}_3) \quad (7)$$

其中, μ 为地球引力常数, r 为卫星的地心距, \boldsymbol{R}_3 为 \boldsymbol{R}_o^b 的第3列。

1.2 卫星姿态控制系统组成

本文设计了主动磁控+气动稳定力矩的近地微小卫星姿态控制方案, 通过适当配置卫星质心与压心的相对位置, 使气动力矩由干扰力矩变为用于姿态捕获和姿态稳定控制的稳定力矩, 卫星姿态控制系统框图如图1所示。

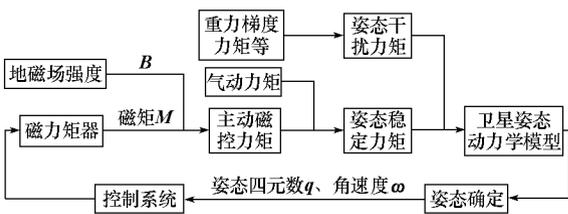


图1 卫星姿态控制系统框图

Fig. 1 Constitution of satellite control system

2 姿态控制方案设计

2.1 姿态控制方案

卫星外形设计为长、宽、高比例为2:1:1的长方体盒子, 其中长为0.4m, 星体系 x 轴沿该方向

指向运动方向。卫星质量5kg, 通过质量分配, 将压心和质心均配置在 x 轴上, 且使压心位于质心之后, 二者之间的距离称为特征距离, 记为 d_{cc} , 则压心相对质心的矢径在卫星体系中可表示为

$$C_p = [-d_{cc} \quad 0 \quad 0]^T m \quad (8)$$

此时, 气动力矩为星体姿态稳定力矩。特征距离 d_{cc} 的大小反映的是星体所受到的气动稳定力矩的大小, d_{cc} 值越大, 气动稳定力矩越大, 反之越小。

2.2 控制律设计

卫星入轨后, 基本控制过程为:

- (1) 速率阻尼: 降低星体角速度, 也称消旋;
- (2) 姿态捕获: 使星体姿态由消旋结束后的较大值降低到较小值, 基本实现对地三轴姿态稳定;
- (3) 稳定控制: 克服各种干扰力矩, 维持星体姿态稳定。

速率阻尼阶段: $B_{\dot{}}$ 控制是简捷有效的方法^[1]。卫星绕其质心转动动能的变化率为

$$\dot{E} = (\omega_o^b)^T T_c^b \quad (9)$$

当 $\dot{E} < 0$ 时系统渐近稳定。由于 $T_c^b = M^b \times B^b$, 故系统稳定时有

$$(\omega_o^b)^T (M^b \times B^b) < 0 \quad (10)$$

求解以上不等式, 可得 $M^b = -K(B^b \times \omega_o^b)$, 其中 K 为正定增益系数, 其大小决定了系统能量减少的快慢。由于 $(B^b \times \omega_o^b)$ 与地磁场强度变化率 \dot{B}^b 基本一致, 故得到 $B_{\dot{}}$ 控制律

$$M^b = -K\dot{B}^b \quad (11)$$

式中 M^b 为磁力矩器产生的控制磁矩矢量在体系中表示; \dot{B}^b 为地磁场变化率矢量在体系中的表示, 由磁强计的磁场测量值差分滤波得到。

姿态捕获和稳定控制阶段: 引入角速度和角度反馈可较好完成姿态控制。姿态控制律为^[2]

$$M^b = H\omega_o^b \times B^b + \alpha \boldsymbol{\varepsilon} \times B^b \quad (12)$$

其中, H 和 α 均为正定的增益系数矩阵, 根据经验选取; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为姿态四元数的矢量部分。

3 仿真分析

仿真中所用基本参数为: 卫星近地点高度200km, 远地点高度400km, 轨道倾角44°, 磁力矩器最大磁矩 $0.4A \cdot m^2$, 星体剩磁 $0.004A \cdot m^2$, 太阳光压力矩 $T_s^b = [1.66 \quad 1.66 \quad 1.66]^T \times 10^{-8} N \cdot m$, 大气阻力系数2.2, 星体惯量矩阵为 $I = \text{diag} \{ [3.333 \quad 8.333 \quad 8.333] \times 10^{-2} kg \cdot m^2 \}$ 。姿态角和角速度的确定精度 (1σ) 分别为 1° 和 $0.02^\circ/s$, 磁强计测量误差100nT。由于磁控时磁力矩器产生

的磁矩对磁强计的测量影响较大,故采用分时控制,控制周期 1s,前 0.25s 测量,后 0.75s 进行控制。

根据磁力矩器的设计指标,所耗电能 E_n 与其产生的磁矩大小 M 满足如下关系

$$E_n = \int \left(\frac{M}{5.68} \right)^2 R dt \approx 0.345 \sum M^2 \quad (13)$$

其中, R 为磁力矩器线圈的电阻。

为研究特征距离 d_{cc} 对控制方案效果的影响,依次取 $d_{cc} = 0.03, 0.06$ 和 0.10 m,即 C_p 依次取为

$$\begin{aligned} C_{p1} &= [-0.03 \quad 0 \quad 0]^T m \\ C_{p2} &= [-0.06 \quad 0 \quad 0]^T m \\ C_{p3} &= [-0.10 \quad 0 \quad 0]^T m \end{aligned} \quad (14)$$

依次记为仿真条件 I、仿真条件 II、仿真条件 III,并分别进行仿真计算。

3.1 速率阻尼阶段

速率阻尼阶段三轴初始角速度均为 $6^\circ/s$,姿态为 $[40^\circ \quad 40^\circ \quad 40^\circ]$,仿真条件 I ~ III 对应的速率阻尼仿真结果如图 2 ~ 图 4 所示。三轴角速度均降低到区间 $[-0.5, 0.5]^\circ/s$ 以内且保持在该区间内,即认为速率阻尼过程结束。按此原则统计不同仿真条件下速率阻尼过程所用的时间,并计算各仿真条件在阻尼过程中所耗电能,结果见表 1 和表 2。

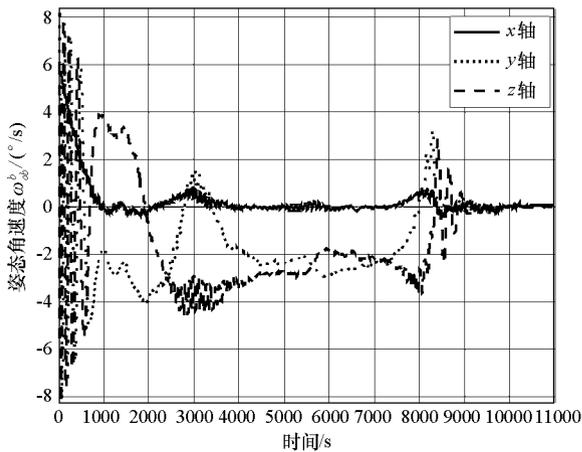


图 2 仿真条件 I 的阻尼结果
Fig.2 Damping results of parameters I

由图 2 ~ 图 4 及表 1、表 2 中数据可知,随着特征距离 d_{cc} 的增大,气动稳定力矩对卫星的姿态稳定作用不断增强,速率阻尼过程所需的时间和所耗电能不断减少。这说明特征距离 d_{cc} 越大,对卫星姿态稳定越有利。由表 1、表 2 的最后一行数据可知,当特征距离较小时,增大特征距离,对于缩短阻尼过程、减少能耗效果明显;但当特征距离增大到一定值之后,继续增大特征距离,对于缩

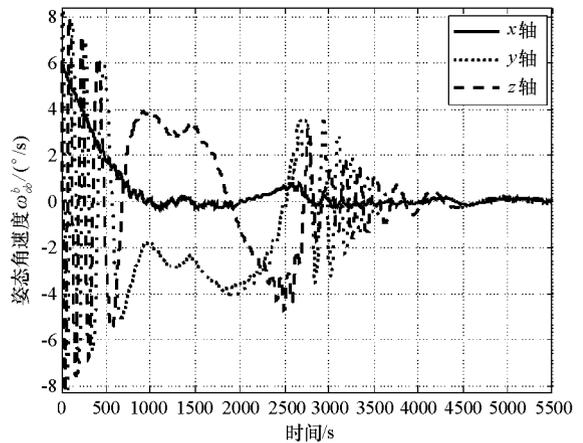


图 3 仿真条件 II 对应的阻尼结果
Fig.3 Damping results of parameters II

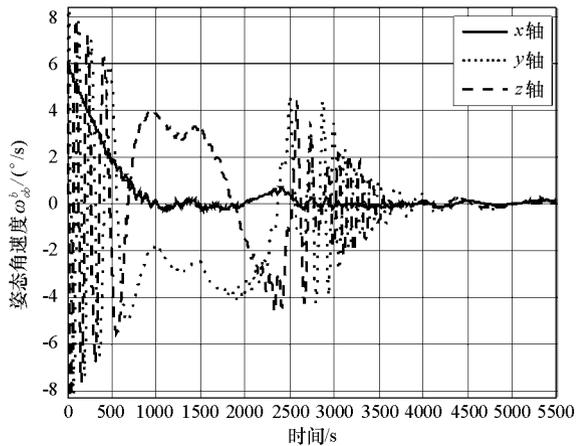


图 4 仿真条件 III 对应的阻尼结果
Fig.4 Damping results of parameters III

短阻尼过程、减少能耗的效果不明显。图 3、图 4 两幅图基本一致,也正说明了这一点。故实际中不必过分要求卫星具有很大的特征距离,应根据对卫星速率阻尼过程的时间和能耗的要求选择适中的特征距离大小。

表 1 速率阻尼过程所用时间

Tab.1 Time spent in Damping

仿真条件	I	II	III
时间(s)	8939	3972.8	3847.8
卫星周期(个)	1.65	0.73	0.71
相对前者减小的幅度	—	55.8%	2.7%

表 2 速率阻尼所消耗的能量

Tab.2 Electricity energy consumed in Damping

仿真条件	I	II	III
所耗电能(J)	2699.2	1299	1275.4
相对前者减小的幅度	—	52.9%	1.8%

3.2 姿态捕获及稳定控制阶段

姿态捕获时三轴初始角速度均为 $0.5^\circ/s$,初

始姿态为 $[80^\circ \ 120^\circ \ 120^\circ]$,仿真条件 I ~ III 对应的仿真结果如图 5 ~ 图 7 所示,稳定控制精度

如表 3 所列。

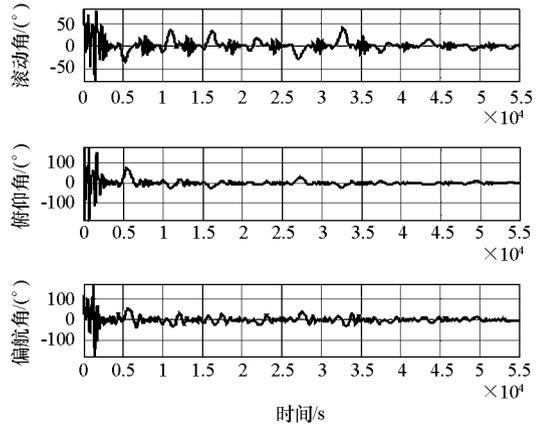
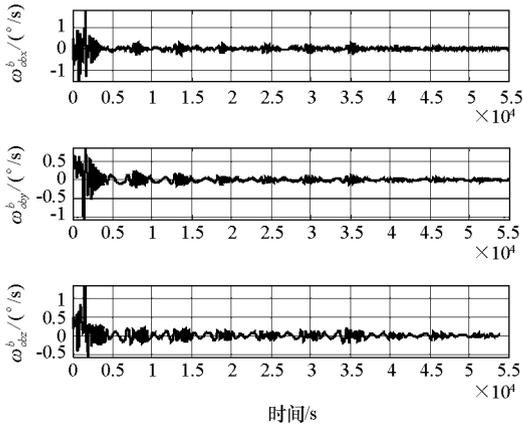


图 5 仿真条件 I 对应的姿态捕获及稳定控制结果
Fig.5 Attitude acquisition and stabilization results of parameters I

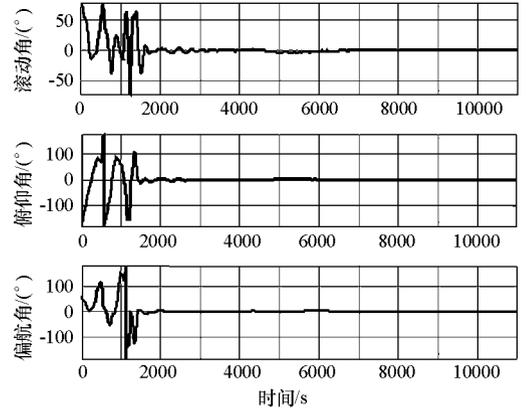
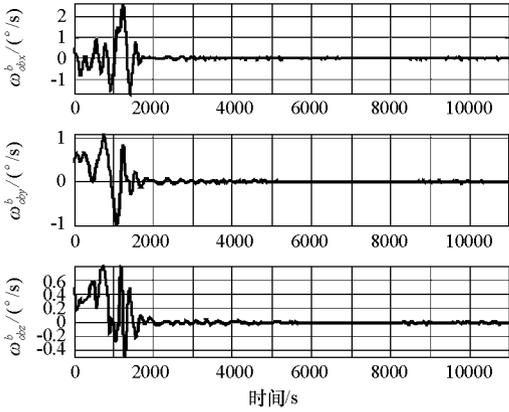


图 6 仿真条件 II 对应的姿态捕获及稳定控制结果
Fig.6 Attitude acquisition and stabilization results of parameters II

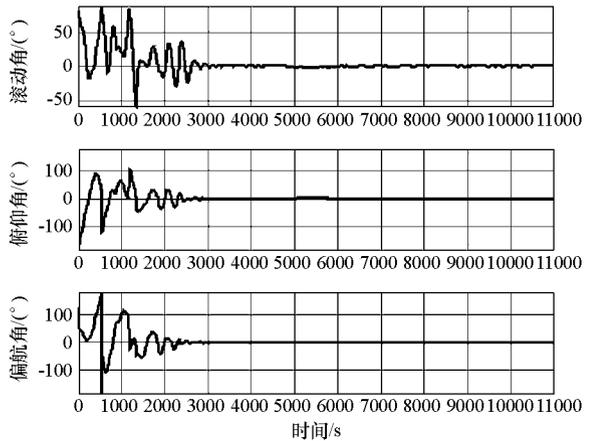
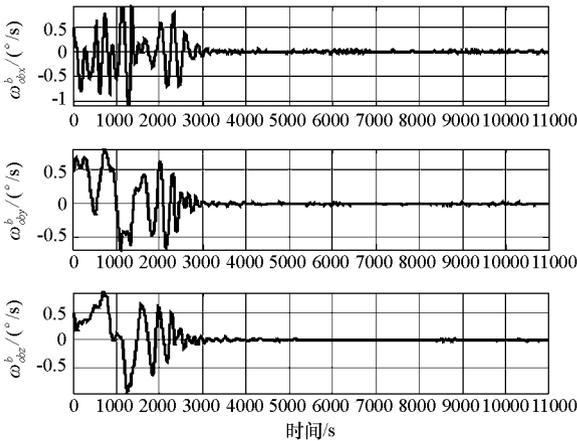


图 7 仿真条件 III 对应的姿态捕获及稳定控制结果
Fig.7 Attitude acquisition and stabilization results of parameters III

表3 不同仿真条件下姿态控制精度

Tab.3 The precision of attitude control with different simulation parameters

控制精度(1σ)	仿真条件	x 轴	精度提高幅度	y 轴	精度提高幅度	z 轴	精度提高幅度
指向精度 ($^{\circ}$)	I	3.20	—	3.84	—	5.10	—
	II	1.15	64.1%	1.26	67.2%	0.95	81.4%
	III	0.75	34.8%	0.91	27.8%	0.64	32.6%
稳定度 ($^{\circ}/s$)	I	0.025	—	0.020	—	0.026	—
	II	0.017	32.0%	0.013	35.0%	0.010	61.5%
	III	0.012	29.4%	0.010	23.1%	0.009	10.0%

由图5可知,在仿真条件I下,控制系统实现了星体的姿态捕获和稳定控制,在1个轨道周期(5431s)内可使卫星姿态不再翻滚。但此时卫星的指向精度和稳定度都较差,姿态角在几十度的范围内振荡。经过10多个轨道周期(5.5×10^4 s)的控制作用,卫星姿态才逐渐稳定到较为理想的状态。故在仿真条件I下,卫星姿态捕获和稳定控制过程所需时间较长。

由图6、图7可知,卫星控制系统在2000~3000s左右即可实现星体的姿态捕获和稳定控制,且控制精度较为理想。由表3中不同仿真条件下的结果对比可知,星体特征距离越大,姿态控制效果越好,但控制精度提高的幅度会越来越小。仿真条件II的指向精度相对于仿真条件I的提高幅度在60%以上,而III相对于II的提高幅度仅为30%左右,提高的幅度明显降低,这说明当特征距离增大到一定值之后,继续增大特征距离,对于提高姿态控制精度效果不明显。图6、图7所示的结果基本一致,也正说明了这一点。故实际中应根据对卫星姿态精度的要求选择适当的特征距离。就本文的3个仿真条件而言,仿真条件II是较好的,即 $d_{cc} = 0.06m$ 是较合适的特征距离。

文献[2]给出的姿态控制律是局部稳定的,稳定范围小,无法实现大角度的姿态捕获。为了解决这一问题,文献[2]给出了一种全局稳定控制方法,即采用能量分区控制策略,针对不同情况启用不同的控制律。这一策略虽然解决了问题,却易引起控制方法的频繁切换,增加系统的复杂性,降低可靠性。而由仿真结果可知,即使星体存在较大姿态时,本文所提出的姿态控制方案在采用相同姿态控制律的条件下,也能在1个轨道周期内完成星体三轴姿态稳定,实现星体对地定向,较好地解决了控制律全局稳定问题。

4 结论

本文提出的主动磁控+气动稳定力矩的姿态控制方案,适用于低轨微小卫星姿态控制。仿真

结果表明:特征距离 d_{cc} 是影响该控制方案的主要因素。 d_{cc} 值越大,所能提供的姿态稳定力矩就越大,姿态控制方案维持星体姿态稳定的能力就越强。但特征距离不是越大越好,因为当特征距离增大到一定值之后,继续增大特征距离,对于缩短阻尼和稳定控制过程、减小能耗的效果不再明显,同时特征距离过大还会增大卫星总体设计的难度。故实际中应根据对卫星姿态控制精度、姿态捕获时间、能耗的要求及总体设计的可达程度选择最佳的特征距离大小。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 刘海颖,王惠南,程月华. 纯磁控微小卫星姿态控制研究[J]. 空间科学学报. 2007, 27(5): 425-429.
- [3] Jafarboland M, Sadati N, Momeni H R. LTV Approach to Satellite Attitude Control Using Only Magnetic Actuation [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Washington, 2002.
- [4] Liang J S, Fullmer R, Chen Y Q. Time-optimal Magnetic Attitude Control for Small Spacecraft [C]//43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Utah, 2004: 255-260.
- [5] Gravdahl J T. Magnetic Attitude Control for Satellites [C]//43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, 2004: 261-266.
- [6] Sakai S, Fukushima Y, Saito H, et al. Studies on Magnetic Attitude Control System for the REIMEI Micro satellite [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 2006.
- [7] 毛伟,林春生,庞学亮. 基于三轴磁强计的姿态控制设计方法[J]. 系统工程与电子技术. 2008, 30(3): 544-547.
- [8] 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.
- [9] Lovera M, Astolfi A. Global Magnetic Attitude Control of Spacecraft in the Presence of Gravity Gradient [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(3): 796-805.
- [10] 李太玉,张育林. 基于重力梯度杆和磁铁的小卫星三轴姿态控制[J]. 上海航天. 2001(06): 42-45.
- [11] 黄卫东,张育林. 重力梯度稳定小卫星的最优主动磁控和动量轮控制[J]. 航天控制. 2005, 23(4): 27-31.