

偏置动量卫星阻尼力矩作用下的 姿态运动特性分析及控制方法

刘善伍, 王 俊[†], 容建刚, 赵永佳, 陈宏宇

(上海微小卫星工程中心, 上海 201003)

摘 要: 针对偏置动量卫星阻尼阶段的姿态运动特性进行分析,并基于时域分析方法提出弱偏置角动量的选取方法,改善阻尼过程中滚动-偏航角收敛的动态性能.以实际应用为背景,考虑一箭多星发射模式下,安装约束的限制导致星箭分离后偏置角动量方向严重偏离轨道面法线方向的情况,提出一种基于弱偏置角动量的姿态控制方法,在无需三轴姿态信息的情况下,可以避免由于偏置角动量的定轴性导致滚动-偏航角收敛时间很长的问题.仿真结果表明,所提出的方法能够有效减少姿态捕获时间,且易于实现,具有较高的工程实用价值.

关键词: 偏置动量卫星; 弱偏置角动量; 姿态捕获; 动量轮起旋; 阻尼力矩

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

Analysis and control method of attitude motion characteristics under damping moment of bias-momentum satellite

LIU Shan-wu, WANG Jun[†], RONG Jian-gang, ZHAO Yong-jia, CHEN Hong-yu

(Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201003, China)

Abstract: The attitude motion characteristic of the bias-momentum satellite at the rate damping stage is analyzed, and a method for selecting weak bias angular momentum is proposed based on time-domain analysis to improve the dynamic performance of roll-yaw convergence. Considering the multi-star launching mode, the limitation of the installation constraints leads to the serious deviation of the bias angular momentum from the normal direction of the orbit after the separation, therefore, an attitude control method based on weak bias angular momentum is proposed. The method can avoid the problem that the convergent time of the roll-yaw angle is longer due to the gyroscopic inertia of bias angular momentum. The simulation results show that the proposed method can effectively reduce the attitude acquisition time and is easy to be implemented in engineering.

Keywords: bias-momentum satellite; weak bias angular momentum; attitude acquisition; spinning momentum wheel; damping moment

0 引 言

偏置动量卫星偏置角动量的定轴性对滚动-偏航轴产生陀螺罗盘效应,在不使用偏航敏感器的情况下只控制滚动-俯仰轴姿态即可实现卫星三轴姿态控制,卫星结构简单、成本低、可靠性高,受到了广泛关注^[1-8].本文针对偏置动量卫星阻尼阶段的姿态运动特性作理论分析,并提出弱偏置角动量的选取方法以改善阻尼过程中滚动-偏航角收敛的动态性能.以实际应用为背景,考虑卫星释放后偏置角动量方向严重偏离轨道面法线方向且长时间无姿态信息的情况,提出一种基于弱偏置角动量的姿态控制方法,避免偏置角动量的强定轴性导致滚动-偏航角收敛时间很长的

问题.

目前,对于偏置动量卫星的研究主要集中在动力学建模、动量轮角动量管理以及姿态稳定控制算法设计.文献[9]考虑太阳光压力矩的影响,提出了非自旋偏置动量太阳帆航天器的建模方法;文献[10]针对三轴磁控偏置动量稳定卫星,考虑磁矩饱和问题,设计了有界线性反馈控制器,实现了磁控偏置动量姿控系统全局渐近稳定;文献[11]设计了磁控算法实现滚动-偏航轴姿态控制及偏置角动量管理,并证明了在磁矩饱和及磁棒部分故障时,偏置动量姿态控制系统局部稳定.针对偏置动量卫星速率阻尼阶段的研究主要集中在基于大量数值仿真结果得出的磁阻尼过

收稿日期: 2018-02-28; 修回日期: 2018-08-23.

责任编辑: 刘允刚.

[†]通讯作者. E-mail: wangjunzd@126.com.

程中姿态收敛性结论^[12-13],基于理论方法分析阻尼过程中姿态收敛性的研究很少。

本文首先基于劳茨稳定判据分析偏置动量卫星速率阻尼阶段的姿态运动特性,并基于时域分析方法提出弱偏置角动量的选取方法以改善滚动-偏航角收敛的动态性能.进一步考虑一箭多星发射方式下,由于安装约束的限制,卫星释放后偏置角动量方向严重偏离轨道面法线方向,偏置角动量的定轴性使滚动-偏航角收敛时间过长,导致星上敏感器长时间处于不可用区域,无法进行三轴磁控,不利于姿态捕获.为此,提出一种基于弱偏置角动量的姿态控制方法,当卫星以任意姿态释放后,仅在阻尼力矩的作用下,滚动-偏航角能够较快收敛.最后,通过数值仿真验证了本文提出的阻尼阶段卫星姿态运动特性分析结果的正确性,同时也验证了本文提出的基于弱偏置角动量的姿态控制方法能够有效减少滚动-偏航角的收敛时间,更利于卫星姿态捕获及星上能源补充。

1 卫星动力学模型

带动量装置的刚体卫星姿态动力学模型^[14]可描述为

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{bi} + \boldsymbol{\omega}_{bi} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_{bi} + \mathbf{H}) = \mathbf{T}_c - \dot{\mathbf{H}}. \quad (1)$$

其中: \mathbf{I} 为卫星惯量矩阵,若取主惯量轴为本地坐标系,则惯量矩阵为对角矩阵 $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$; \mathbf{H} 为飞轮角动量,考虑在卫星本体系的 y 轴加入偏置角动量,即 $\mathbf{H} = [0, h_y, 0]^T$; $\boldsymbol{\omega}_{bi} = [\omega_{bix}, \omega_{biy}, \omega_{biz}]^T$ 为卫星相对惯性系的角速度在本地坐标系中的表示; $\mathbf{T}_c = [T_{cx}, T_{cy}, T_{cz}]^T$ 为姿态控制力矩。

采用3-1-2转序的欧拉角描述卫星姿态,姿态角分别为滚动角 φ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ .空间旋转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{bi}$ 等于本地系相对轨道系的旋转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{bo}$ 与轨道系相对惯性系的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{oi}$ 之和,即

$$\boldsymbol{\omega}_{bi} = [\omega_{bix}, \omega_{biy}, \omega_{biz}]^T = \boldsymbol{\omega}_{bo} + \boldsymbol{\omega}_{oi}. \quad (2)$$

其中

$$\boldsymbol{\omega}_{bo} = \begin{bmatrix} \omega_{box} \\ \omega_{boy} \\ \omega_{boz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi + \dot{\varphi} \cos \theta \\ \dot{\psi} \sin \varphi + \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\varphi} \sin \theta \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\omega}_{oi} = \begin{bmatrix} -\omega_o (\cos \theta \sin \psi + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi) \\ -\omega_o \cos \varphi \cos \psi \\ -\omega_o (\sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \theta \cos \psi) \end{bmatrix},$$

ω_o 为卫星轨道角速度。

2 阻尼阶段姿态运动特性分析

文献[14]考虑重力梯度力矩的影响,分析了稳态阶段偏置动量卫星三轴姿态的固有稳定性,对于速率

阻尼阶段的姿态运动特性没有做相关研究。

2.1 滚动-偏航角收敛性分析

在小角度假设条件下,速率阻尼控制律如下所示:

$$\mathbf{T}_c = [-k_{dx}\dot{\varphi} \quad -k_{dy}\dot{\theta} \quad -k_{dz}\dot{\psi}]. \quad (3)$$

将式(3)代入(1),忽略二阶小量,可得滚动-偏航轴的姿态动力学方程如下所示:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\varphi} - \omega_o h_y \varphi - h_y \dot{\psi} = -k_{dx} \dot{\varphi}, \\ I_z \ddot{\psi} - \omega_o h_y \psi + h_y \dot{\varphi} = -k_{dz} \dot{\psi}. \end{cases} \quad (4)$$

取状态变量为 $\mathbf{z} = [\varphi \quad \dot{\varphi} \quad \psi \quad \dot{\psi}]^T$,可得状态方程如下所示:

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}\mathbf{z}. \quad (5)$$

其中 \mathbf{A} 为系统矩阵,且

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{\omega_o h_y}{I_x} & \frac{-k_{dx}}{I_x} & 0 & \frac{h_y}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{-h_y}{I_z} & \frac{\omega_o h_y}{I_z} & \frac{-k_{dz}}{I_z} \end{bmatrix},$$

系统特征方程为

$$|s\mathbf{I}_{4 \times 4} - \mathbf{A}| = 0. \quad (6)$$

由劳茨稳定判据可知,当 $h_y < 0$ 时,该特征方程的根均有负实部,滚动-偏航角稳定收敛。

当偏置角动量 $h_y < 0$ 时,在阻尼控制律(3)的作用下,滚动-偏航角稳定收敛.特别是当卫星轨道为太阳同步晨昏轨道时,可在无三轴姿态的情况下实现太阳捕获,利于星上能源补充,具有很重要的工程意义。

2.2 俯仰角运动特性分析

俯仰通道动力学方程为

$$I_y \ddot{\theta} = -k_{dy} \dot{\theta}. \quad (7)$$

当 $t = 0$ 时, $\theta(0) = \theta_0$, $\dot{\theta}(0) = \omega_{y0}$,求解式(7)可得

$$\theta(t) = \theta_0 + \frac{\omega_{y0} I_y}{k_{dy}} - \frac{\omega_{y0} I_y}{k_{dy}} e^{-\frac{k_{dy}}{I_y} t}. \quad (8)$$

由式(8)可知,俯仰角最终的运动规律主要由阻尼系数 k_{dy} 决定。 k_{dy} 是与阻尼力矩相关的增益系数,当 k_{dy} 为常值时,俯仰角最终趋于常值;当 k_{dy} 周期性变化时,俯仰角最终以 k_{dy} 变化周期为周期往复运动。

2.3 弱偏置角动量的选取方法

下面基于时域分析方法提出一种弱偏置角动量的选取方法,在 $h_y < 0$ 的条件下,选取合适的弱偏置角动量来改善滚动-偏航角收敛的动态性能。

针对偏航轴,在小角速度假设前提下将 $h_y \dot{\varphi}$ 视为

扰动力矩,可将偏航轴化为标准二阶模型,如下所示:

$$I_z \ddot{\psi} + k_{dz} \dot{\psi} - \omega_o h_y \psi = 0. \quad (9)$$

其闭环传递函数为

$$\Phi_z(s) = \frac{1}{s^2 + \frac{2k_{dz}}{2\sqrt{-\omega_o h_y I_z}} \sqrt{-\omega_o h_y I_z} s + (\sqrt{-\omega_o h_y I_z})^2}. \quad (10)$$

阻尼比为 $\zeta_z = k_{dz} / (2\sqrt{-\omega_o h_y I_z})$,工程上为了得到较好的动态性能,阻尼比通常取为0.4~0.8. 可初步求得弱偏置角动量 h_y 满足

$$\begin{cases} h_y \in A, \\ A = [-1.5625, -0.3906] \times k_{dz}^2 / (\omega_o I_z). \end{cases} \quad (11)$$

同理,将滚动轴化为标准二阶模型,如下所示:

$$I_x \ddot{\varphi} + k_{dx} \dot{\varphi} - \omega_o h_y \varphi = 0. \quad (12)$$

类似于偏航轴的分析方法,可得弱偏置角动量满足

$$\begin{cases} h_y \in B, \\ B = [-1.5625, -0.3906] \times k_{dx}^2 / (\omega_o I_x). \end{cases} \quad (13)$$

因此,弱偏置角动量同时满足式(12)和(13)可得到较好的动态性能,即

$$h_y \in A \cap B. \quad (14)$$

3 基于弱偏置角动量的姿态控制方法

通常,偏置动量卫星在释放前动量轮起旋到目标角动量,释放后要求偏置角动量方向在轨道面法线附近,卫星入轨后进行速率阻尼控制,完成速率阻尼且有姿态信息后进入三轴磁控,实现姿态捕获. 传统控制方法如图1所示.

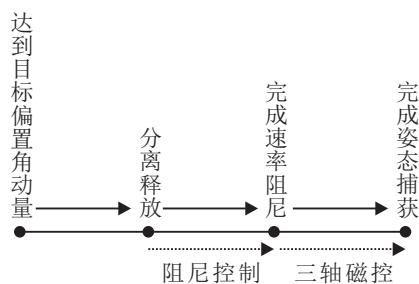


图1 传统控制方法

目前,小卫星大多采用一箭多星方式发射,由于安装约束的限制,部分卫星安装条件得不到满足,导致星箭分离后卫星的偏置角动量方向严重偏离轨道面法线方向. 这种情况下,如果在星箭分离前将动量轮起旋到目标角动量,偏置角动量的定轴性将导致阻尼过程中滚动-偏航角收敛变慢,安装在星上的传感器长时间处于不可使用区域,得不到姿态信息,不

能进入三轴磁控,不利于卫星姿态捕获及星上能源补充.

针对上述情况,提出一种基于弱偏置角动量的姿态控制方法. 当卫星以任意姿态释放后,在阻尼力矩的作用下,滚动-偏航角均能快速收敛. 相比于传统方法,该方法无需三轴姿态信息,有效缩短了姿态捕获及星上能源补充的时间,具有较高的工程实用价值.

基于弱偏置角动量的姿态控制方法. 卫星释放后进行速率阻尼控制,同时动量轮起旋到弱偏置角动量,完成姿态捕获后偏置动量轮继续起旋到目标角动量,如图2所示.

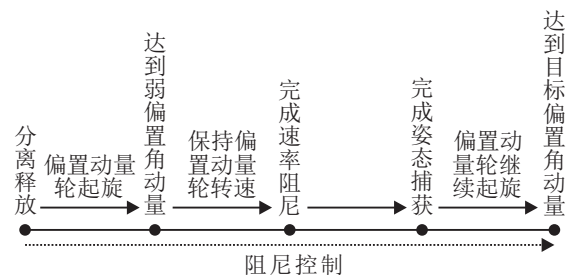


图2 基于弱偏置角动量的姿态控制方法

星箭分离后进行速率阻尼,同时动量轮起旋到弱偏置角动量,可适当避免由于偏置角动量的定轴性导致滚动-偏航角收敛时间变长的现象. 完成姿态捕获后慢速起旋动量轮到目标角动量,以达到卫星姿态控制精度对偏置角动量的要求.

4 仿真分析

以某工程实际型号为例,利用 Matlab/Simulink 软件作仿真分析,验证本文提出的理论分析方法的正确性以及基于弱偏置角动量的姿态控制方法的有效性. 该方法已经在某型号上成功应用. 仿真参数选择如下: 卫星轨道高度为400 km,偏心率为0,轨道倾角为97°;初始角速度为 $[1.2 \ 1.2 \ 1.2]^\circ/\text{s}$;阻尼系数为 $k_{dx} = 0.007, k_{dy} = 0.007, k_{dz} = 0.007$;目标偏置角动量为 $h_y = -0.086 \text{ Nms}$;转动惯量为

$$I = \begin{bmatrix} 1.07 & 0.01 & 0.012 \\ 0.01 & 1.51 & 0.011 \\ 0.012 & 0.011 & 1.05 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2.$$

磁力矩器作为执行机构,最大磁矩为 $2.5 \text{ A} \cdot \text{m}^2$,采用1秒磁控1秒不控的控制方式. 当三轴角速率均小于 $0.5^\circ/\text{s}$ 时,完成速率阻尼;当滚动-偏航角均小于 20° 时,完成姿态捕获. 采用本文所提出的方法可计算得到该型号卫星的弱偏置角动量范围为 $(-0.063, -0.016) \text{ Nms}$,采用传统方法时的目标角动量为 -0.086 Nms . 针对不同释放姿态对两种方法进行多组对比仿真,结果如表1所示.

表1 阻尼及姿态捕获所用时间

序号	释放姿态/(°)	姿态控制方法	阻尼时间/s	姿态捕获时间/s
1	[0 0 50]	传统方法	650	5200
		本文方法	650	4000
2	[0 0 80]	传统方法	740	7600
		本文方法	560	3700
3	[0 0 100]	传统方法	700	9200
		本文方法	540	4000
4	[0 0 120]	传统方法	710	10600
		本文方法	540	4400
5	[0 0 150]	传统方法	700	15200
		本文方法	540	4800
6	[0 0 180]	传统方法	700	16600
		本文方法	560	2500

以表1中第3组为例,给出仿真结果如图3~图7所示.

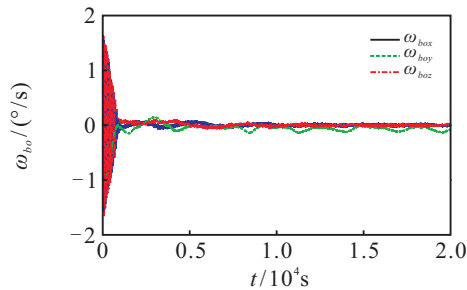


图3 传统姿态控制方法的角速度变化曲线

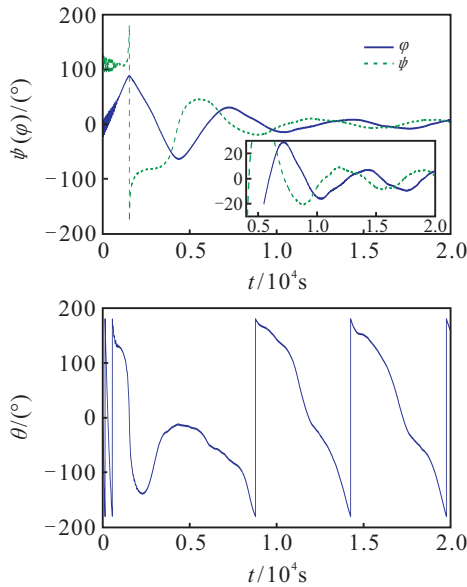


图4 传统姿态控制方法的欧拉角变化曲线

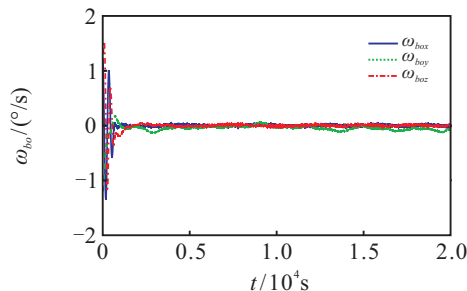


图5 基于弱偏置角动量姿态控制方法的角速度变化曲线

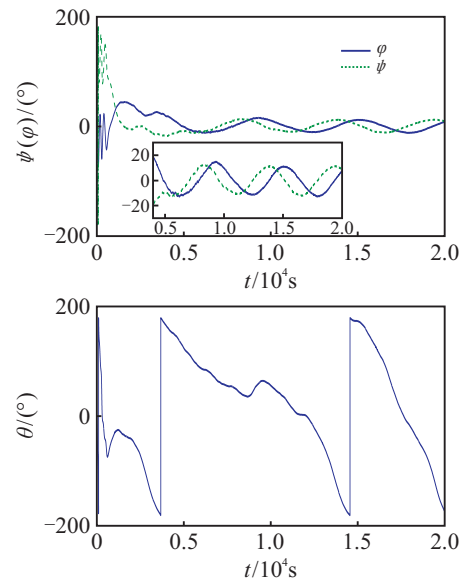


图6 基于弱偏置角动量姿态控制方法的欧拉角变化曲线

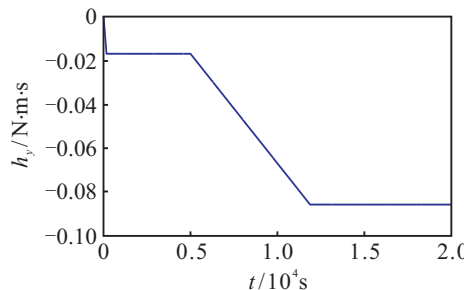


图7 基于弱偏置角动量姿态控制方法的偏置角动量变化曲线

传统姿态控制方法的仿真结果如图3和图4所示.由图3可知,大约700s左右完成速率阻尼.由图4可知,大约在9200s左右,滚动-偏航角均收敛到20°以内,即完成姿态捕获;稳态时,俯仰角以轨道周期为运动周期作往复运动,这验证了本文提出的理论分析方法是正确的.

基于弱偏置角动量的姿态控制方法的仿真结果如图5~图7所示.卫星释放后进行速率阻尼控制,同时动量轮起旋达到弱偏置角动量-0.017Nms,完成姿态捕获后动量轮继续起旋达到目标角动量-0.086Nms,如图7所示.由图5可知,约540s完成速率阻尼.由图6可知,在4000s左右,滚动-偏航角均收敛到20°以内,即完成姿态捕获;稳态时,俯仰角以轨道周期为运动周期作往复运动,这验证了本文提出的理论分析方法是正确的.

以上仿真结果表明,两种方法速率阻尼耗时差别不大,然而姿态捕获耗时有明显差别.以相同的姿态释放后,基于弱偏置角动量的姿态控制方法姿态捕获耗时明显更少.随着释放时偏置角动量方向与轨道面法线方向的偏差变大,传统方法姿态捕获时间明显变长,但基于弱偏置角动量的姿态控制方法姿态捕获

时间相对较稳定.

事实上, 卫星姿态捕获时间还会受轨道高度、转动惯量、阻尼系数和释放角速度的影响. 针对具体某一型号卫星, 其转动惯量和执行机构能力确定, 相应的阻尼系数也确定. 对于不同轨道高度的卫星, 基于弱偏置角动量的姿态控制方法同样适用. 中低轨时, 可采用磁力矩器或推力器作为执行机构; 高轨时, 磁场强度太弱, 一般以推力器为执行机构. 释放角速度越大, 姿态捕获时间越长. 以相同角速度释放后, 相比于传统方法, 基于弱偏置角动量的姿态控制方法均能够更快完成姿态捕获.

5 结 论

本文分析了偏置动量卫星速率阻尼阶段姿态运动特性, 基于时域分析方法提出了弱偏置角动量的选取方法以改善滚动-偏航角收敛的动态性能. 以实际应用为背景, 考虑到一箭多星发射方式下, 由于安装约束的限制, 卫星释放后偏置角动量严重偏离轨道面法线方向, 导致星上敏感器长期处于不可用区域, 无法获得三轴姿态信息, 为此提出了一种基于弱偏置角动量的姿态控制方法, 当卫星以任意姿态释放后, 在没有三轴姿态信息的情况下, 滚动-偏航角能较快收敛. 仿真结果表明, 本文针对阻尼阶段卫星姿态运动特性的理论分析是正确的. 同时, 由仿真结果可知, 基于弱偏置角动量的姿态控制方法能够有效减少滚动-偏航角收敛时间, 更利于姿态捕获及星上能源补充, 且该方法易于实现, 具有较大的工程实用价值.

参考文献(References)

- [1] Findlay E J, de Ruiter A, Forbes J R, et al. Magnetic attitude control of a flexible satellite[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1522-1526.
- [2] Moradi M, Menhaj M B, Ghasemi A. Attitude tracking control using an online identification and a linear quadratic regulator-based strategy in the presence of orbital eccentricity[J]. *J of Aerospace Engineering*, 2010, 25(1): 71-79.
- [3] Moradi M, Esmaelzadeh R, Ghasemi A. Adjustable adaptive fuzzy attitude control using nonlinear SISO structure of satellite dynamics[J]. *Trans of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012, 55(5): 265-273.
- [4] Esmailzadeh R, Arefkhani H, Davoodi S. Active control and attitude stabilization of a momentum-biased satellite without yaw measurements[C]. *The 19th Iranian Conf on Electrical Engineering*. Tehran: IEEE, 2011: 1-6.
- [5] Zanchettin A M, Calloni A, Lovera M. Robust magnetic

attitude control of satellites[J]. *IEEE/ASME Trans on Mechatronics*, 2013, 18(4): 1259-1268.

- [6] Han K, Wang H, Jin Z H. Magnetometer-only linear attitude estimation for Bias momentum pico-satellite[J]. *J of Zhejiang University: Science A*, 2010, 11(6): 455-464.
- [7] Mukhayadi M, Madina Rosza, Renner Udo. Attitude control of bias momentum micro satellite using magnetic and gravity gradient torque[C]. *IEEE Int Conf on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology*. Washington DC: IEEE, 2014: 132-136.
- [8] 向甜, 王昊, 蒙涛, 等. 基于纯磁控的皮卫星姿态恢复[J]. *浙江大学学报: 工学版*, 2013, 47(5): 843-852. (Xiang T, Wang H, Meng T, et al. Attitude recovery of pico-satellites based on fully magnetic coils control algorithm[J]. *J of Zhejiang University: Engineering Science*, 2013, 47(5): 843-852.)
- [9] Ono G, Tsuda Y, Akatsuka K, et al. Generalized attitude model for momentum-biased solar sail spacecraft[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(7): 1491-1500.
- [10] Luo W, Zhou B. Magnetic attitude control of bias momentum spacecraft by bounded linear feedback[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 70: 419-427.
- [11] De Ruiter A H J. Magnetic control of dual-spin and bias-momentum spacecraft[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamic*, 2012, 35(4): 1158-1168.
- [12] Stickler A C. A magnetic control system for attitude acquisition[R]. New York: Ithaca Inc, 1972: 1-13.
- [13] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 284-287. (Tu S C. *Satellite attitude dynamics and control*[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2009: 284-287.)
- [14] 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, 2006: 149-155. (Zhang R W. *Satellite orbit attitude dynamics and control*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 149-155.)

作者简介

刘善伍(1982—), 男, 工程师, 硕士, 从事卫星姿态控制系统设计的研究, E-mail: lsw820625@163.com;

王俊(1991—), 女, 工程师, 硕士, 从事卫星姿态控制系统设计及卫星姿态控制算法的研究, E-mail: wangjunzdh@126.com;

容建刚(1985—), 男, 工程师, 硕士, 从事卫星姿态控制系统设计的研究, E-mail: 15000307020@163.com;

赵永佳(1990—), 男, 工程师, 硕士, 从事卫星控制系统设计的研究, E-mail: zhaoyongjiajlu@163.com;

陈宏宇(1976—), 男, 研究员, 博士, 从事卫星控制系统设计的研究, E-mail: 13761094610@163.com.

(责任编辑: 齐 霖)