

小卫星磁力矩器与反作用飞轮联合控制算法研究*

孙兆伟 杨旭 杨淼

(哈尔滨工业大学卫星工程技术研究所·哈尔滨, 150001)

摘要: 磁力矩器和反作用飞轮是现代小卫星姿态控制的主要执行机构, 对于具有主动磁控能力的小卫星, 由于动力学与控制的耦合, 其动力学系统是一个有约束的非线性系统. 针对小卫星入轨阶段的姿态捕获控制, 提出了一种使用磁力矩器和反作用飞轮进行联合控制的算法. 仿真表明, 该算法鲁棒性好, 设计简单且易于在轨实时计算, 减少了反作用飞轮的饱和机会, 与单独使用磁力矩器控制相比, 缩短了姿态捕获时间.

关键词: 小卫星; 主动磁控; 变结构控制; 联合控制

文献标识码: A

The Combined Control Algorithm for Magnetorquer and Reaction Wheel of Small Satellite

SUN Zhaowei, YANG Xu and YANG Di

(Research Institute of Satellite Engineering and Technology, Harbin Institute of Technology · Harbin, 150001, P. R. China)

Abstract: Magnetorquers and reaction wheels are the important control actuators of the modern small satellite. Because it uses the magnetorquer as the actuator, the dynamic system of the small satellite is a nonlinear system with the restrictive conditions. Aimed at the initial attitude capture, a combined control algorithm for the magnetorquer and reaction wheel has been adopted. The simulation results indicated that the algorithm has excellent robustness and can be designed and realized easily. The algorithm has reduced the saturation opportunity more obviously than using the reaction wheel only, and increased the attitude convergence speed more greatly than using the magnetorquer only.

Key words: small satellite; active magnetic control; variable structure control; combined control

1 引言(Introduction)

由于现代小卫星在重量和体积方面的严格限制, 使用磁力矩器和反作用飞轮进行姿态控制已成为一项关键技术^[1-4]. 目前对于使用磁力矩器和反作用飞轮作为执行机构的小卫星, 控制算法主要还是分别针对具体一种执行机构而设计, 同时使用两种执行机构完成一项控制任务的设计还未见. 例如针对反作用飞轮进行控制器设计, 当反作用飞轮饱和后, 再使用磁力矩器为其卸载, 这样不但增加了反作用飞轮的负担, 而且从控制系统的设计上来讲也不合理.

小卫星多采用小运载或搭载发射, 由于星箭分离造成的扰动较大, 入轨初期姿态极其复杂, 经常会发生翻滚现象. 姿态控制系统应有能力迅速消耗星体能量, 使其尽快稳定到正确的平衡位置. 对于具有主动磁控能力的小卫星来讲, 其动力学系统是有约

束的非线性系统^[5,6], 寻找有效的控制方法已成为一个重要课题. 本文以某型号微小卫星姿态控制系统设计为背景, 针对卫星入轨后的初始姿态捕获, 提出了一种使用磁力矩器和反作用飞轮进行联合控制的算法.

2 卫星初始姿态捕获控制算法(The control algorithm for the initial attitude capture of small satellite)

2.1 刚体小卫星动力学模型(Dynamics model of the rigid small satellite)

将小卫星视为刚体, 动力学方程可表示为

$$I\dot{\omega} + \omega^\times I\omega + \omega^\times h_w = M_g + M_c + M_d, \quad (1)$$

其中 I 为卫星的惯量矩阵; ω 是星体相对于惯性坐标系的角速度在本体系中的投影, 可表示为 $\omega = \{\omega_x \ \omega_y \ \omega_z\}^T$; $(\)^\times$ 为矢量叉乘算子; M_g 为重力梯

* 基金项目: 863-2 基金(863-2-5-1-8)资助项目.

收稿日期: 1999-10-12; 收修改稿日期: 2001-07-02.

度力矩,可表示为 $M_g = \{M_{g_x}, M_{g_y}, M_{g_z}\}^T = 3\omega_c^2 c_3^T J c_3 + o(\epsilon^2)$, 其中 c_3 为本体系相对轨道系的方向余弦阵 C_{BO} 的第3列元素组成的列阵, ϵ 是卫星本体几何尺寸与星地距离之比,可忽略不计; ω_c 是卫星圆轨道角速度值, M_c 是控制力矩, M_d 是扰动力矩,包括太阳光压力矩、剩磁力矩、气动力矩等; h_w 为反作用飞轮角动量矢量.

设 ω_a 为卫星相对轨道系的角速度在本体系中的矢量,有

$$\omega_a = \omega - C_{BO}\{0, -\omega_c, 0\}^T, \quad (2)$$

$$\omega_a = \omega + \omega_c c_2. \quad (3)$$

式中 c_2 为 C_{BO} 的第二列元素组成的列阵.

为了避免计算当中出现奇异,用四元数表示卫星姿态, C_{BO} 表示为:

$$C_{BO} = \begin{bmatrix} 2(q_0^2 + q_1^2) - 1 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0^2 + q_2^2) - 1 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix}.$$

设 $q = \{q_1, q_2, q_3\}^T$, 由于

$$\dot{q} = 0.5(q^\wedge + q_0 E)\omega_a,$$

于是 \dot{q} 可以表示为:

$$\dot{q} = A\omega_a, \quad (4)$$

其中 $A = 0.5(q^\wedge + q_0 E)$, E 是单位矩阵.

2.2 解耦的变结构控制算法 (Variable structure control algorithm)

暂时略去扰动力矩 M_d , 卫星姿态控制系统方程(1)到(4)可表示为:

$$\begin{cases} \dot{q} = A[\omega - C_{BO}\{0, -\omega_c, 0\}^T] = f_1(\omega, q), \\ \dot{\omega} = I^{-1}M_g + I^{-1}M_c - I^{-1}\omega^\wedge(I\omega + h_w) = \\ f_2(\omega, q) + I^{-1}M_c. \end{cases} \quad (5)$$

引入以下变换:

$$\begin{cases} \gamma_1 = q, \\ \dot{\gamma}_1 = \dot{q} = f_1(\omega, q) = \gamma_2, \\ \dot{\gamma}_2 = \frac{\partial f_1}{\partial q} f_1(\omega, q) + \frac{\partial f_1}{\partial \omega} [f_2(\omega, q) + I^{-1}M_c]. \end{cases} \quad (6)$$

设开关超平面方程:

$$S = K(\gamma_1 - q_r) + \gamma_2 - \dot{q}_r. \quad (7)$$

式中 K 为对角正定矩阵,其数值越大,系统收敛速

度越快; q_r 和 \dot{q}_r 为期望的参数变化规律,对于对地定向三轴稳定卫星,其期望的参数变化规律 $q_r = q_r = 0$. 当选择 M_c 使 $S^T \dot{S} < 0$ 时,就能保证时间趋于无穷时, S 趋于零,即卫星对地定向三轴稳定.

$$\dot{S} = Kf_1 + \frac{\partial f_1}{\partial q} f_1 + \frac{\partial f_1}{\partial \omega} [f_2 + I^{-1}M_c]. \quad (8)$$

S_0 为正定对角阵时,有:

$$M_c = - \left[\frac{\partial f_1}{\partial \omega} I^{-1} \right]^{-1} \left[Kf_1 + \frac{\partial f_1}{\partial q} f_1 + \frac{\partial f_1}{\partial \omega} f_2 + S_0 \text{sgn} S \right]. \quad (9)$$

式中

$$\text{sgn} S = \{\text{sgn} S_1, \text{sgn} S_2, \text{sgn} S_3\}^T, \\ \text{sgn} S_i = \begin{cases} 1, & S_i > 0, \\ -1, & S_i < 0, \quad (i = 1, 2, 3) \\ 0, & S_i = 0, \end{cases}$$

此时

$$\dot{S} = -S_0 \text{sgn} S.$$

滑动模方程:

$$\dot{\gamma}_2 = -K\gamma_2 - S_0 \text{sgn} S.$$

上式表明,只要 $\left[\frac{\partial f_1}{\partial \omega} I^{-1} \right]^{-1}$ 存在,以 γ 为变量的非线性系统就是解耦的变结构控制.

对于主动磁控小卫星, $\frac{\partial f_1}{\partial \omega} = A$, 而 $[AI^{-1}]^{-1}$ 一定存在,所以满足变结构控制条件.

控制规律为:

$$M_c = -IA^{-1} \left[Kf_1 + \frac{\partial f_1}{\partial q} f_1 + Af_2 + S_0 \text{sgn} S \right] = \\ f_3(\omega, q, K, S_0). \quad (10)$$

当考虑外干扰时,有

$$\dot{\omega} = f_2(\omega, q) + I^{-1}M_c + I^{-1}M_d, \\ \dot{S} = \frac{\partial f_1}{\partial \omega} I^{-1}M_d - S_0 \text{sgn} S. \quad (11)$$

由式(11)知,只有 S_0 足够大,才能保证 $S^T \dot{S} < 0$, S_0 越大,鲁棒特性越好.当只有主动磁控作用时, S_0 的选取要受到地磁场和卫星本身磁偶极子的限制,但如果适当选取磁偶极子,也足以抵消干扰力矩的影响,可保证 $S^T \dot{S} < 0$.

3 磁力矩器与反作用飞轮联合控制算法 (The combined control algorithm for the magnetorquer and reaction wheel)

卫星入轨后的初始姿态捕获控制分为两个阶

段,第一阶段为速率阻尼阶段,主要任务是将卫星的角速率降到一个相对较低的水平.该阶段由于星体的角速率比较大,必须使用磁力矩器单独控制.实践证明,使用磁力矩器进行卫星速率阻尼效率是比较高的;第二阶段为姿态调整阶段,星体角速率相对较低(一般小于 $0.5(^{\circ})/s$),此时最佳的方案是使用磁力矩器和反作用飞轮联合控制.实践证明,该阶段如果使用磁力矩器单独控制,姿态收敛时间大约是2~3个轨道周期;如果使用反作用飞轮单独控制,飞轮转速极易达到饱和状态.

为了同时使用磁力矩器和反作用飞轮进行控制, M_c 被分成两部分,一部分由磁力矩器完成,另一部分则必须由反作用飞轮实现.磁控力矩要同时受到卫星当地磁场和本身磁偶极子的限制,只能在垂直于地磁场强度 B 的平面内产生.通过(10)确定的 M_c ,可以计算出沿着卫星三个轴向所需的磁偶极子:

$$m = \{m_x, m_y, m_z\}^T = B^* M_c / B^2, \quad (12)$$

从而计算出磁控力矩 M_{cl} :

$$M_{cl} = m^* B. \quad (13)$$

其中 m 是沿着卫星三个轴向的磁偶极子, B 是卫星所处位置的地磁场强度,可以通过三轴磁强计测量给出. m 元素中的最大值记为 m_m ,卫星额定磁偶极子 m_c 与 m_m 的比值记为 μ ,则:

$$\mu = \begin{cases} m_c/m_m, & m_c/m_m < 1, \\ 1, & m_c/m_m \geq 1, \end{cases} \quad (14)$$

将通过(13)式得到的磁控力矩乘以该比值,就得到满足星体磁偶极子限制条件的磁控力矩.该磁控力矩在速率阻尼阶段直接施加在星体上,此时反作用飞轮不参与控制.当进入姿态调整阶段后,再进行后续的控制过程.

从 M_c 中减去 M_{cl} ,我们可以得到剩余力矩矢量 ΔM ,这部分力矩必须由反作用飞轮提供.

$$\Delta M = M_c - M_{cl}. \quad (15)$$

根据反作用飞轮的安装方式, ΔM 可以被分配到数个反作用飞轮当中:

$$M_w = D\Delta M. \quad (16)$$

其中 D 为反作用飞轮分配矩阵,当选择三个正交的反作用飞轮时, D 为正交单位阵.再根据反作用飞轮的饱和特性,给出最后的反作用飞轮控制力矩:

$$M_{cl} = \begin{cases} M_w(T_{\max}/\max(|M_w|)), & \max(|M_w|)/T_{\max} > 1, \\ M_w, & \max(|M_w|)/T_{\max} < 1. \end{cases} \quad (17)$$

其中 T_{\max} 为反作用飞轮的最大输出力矩.

联合控制算法简单实用,显著减少了反作用飞轮的饱和现象,同时也避免了单独使用磁力矩器姿态收敛时间过长的弊端.实际上,采用反作用飞轮单独控制,使用磁力矩器对其进行卸载,就卫星本身来讲控制效果是等同的,但是这将增加整星的能量消耗,同时增加控制时间.该联合控制的思想同样可以应用在卫星其它控制阶段,如对日/对地大角度机动控制、对地或对日三轴稳定控制等.

4 仿真初始条件及结果(The initial conditions and results of simulation)

初始条件:

$$\varphi(\text{roll}) = 30(^{\circ}), \quad \dot{\varphi} = 2.3(^{\circ})/s,$$

$$\theta(\text{pitch}) = 60(^{\circ}), \quad \dot{\theta} = 2.3(^{\circ})/s,$$

$$\Psi(\text{yaw}) = 30(^{\circ}), \quad \dot{\Psi} = 2.3(^{\circ})/s.$$

轨道参数:

$$\text{高度 } h = 600\text{km},$$

$$\text{倾角 } i = 97.7(^{\circ}).$$

额定磁偶极子:

$$m_c = 35\text{Am}^2.$$

气动干扰力矩:

$$[1.144, 4.4, 1.144] \times 10^{-5}\text{Nm}.$$

剩磁干扰力矩:

$$[7.2, 7.2, 7.2] \times 10^{-6}\text{Nm}.$$

卫星惯量阵:

$$I = \begin{bmatrix} 18.73 & 0.108 & 0.090 \\ 0.108 & 20.77 & 0.092 \\ 0.090 & 0.092 & 23.63 \end{bmatrix} \text{kgm}^2.$$

飞轮转动惯量阵:

$$J_w = \begin{bmatrix} 0.000637 & 0 & 0 \\ 0 & 0.000637 & 0 \\ 0 & 0 & 0.000637 \end{bmatrix} \text{kgm}^2.$$

其它参数:

$$K = \text{diag}\{0.00265, 0.00265, 0.00365\},$$

$$S_0 = \text{diag}\{0.0035, 0.0035, 0.0045\}.$$

飞轮初始角动量:

$$[0, 0, 0, 0, 0]\text{Nms}.$$

光纤陀螺参数(在仿真中给出系统测量的误差):

稳定度: $1.0(^{\circ})/h$, 线性度: 100PPM;

随机漂移: $0.03(^{\circ})/h$, 安装误差: $<0.5(^{\circ})$.

反作用飞轮参数:

动量矩: 1Nms, 最大力矩: 0.06Nm,

静摩擦力矩: 0.002Nm.

地磁场采用 3 阶地磁场模型, 高斯系数根据 1995 年 DGRF 模型确定。

图 1 所示为初始姿态捕获控制过程中, 星体姿态角速率变化过程; 图 2 所示为星体姿态角变化过程; 图 3 所示为速率阻尼后采用联合控制算法时磁

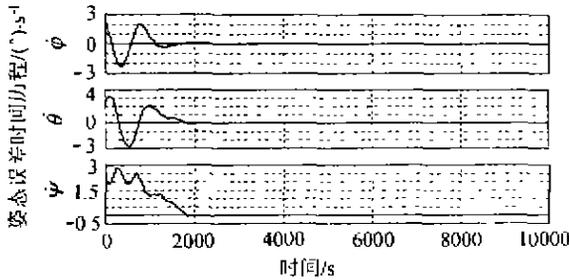


图 1 星体姿态角速率变化过程

Fig. 1 The time process of attitude rates

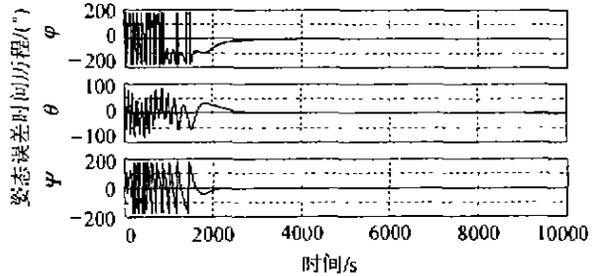


图 2 星体姿态角变化过程

Fig. 2 The time process of attitude errors

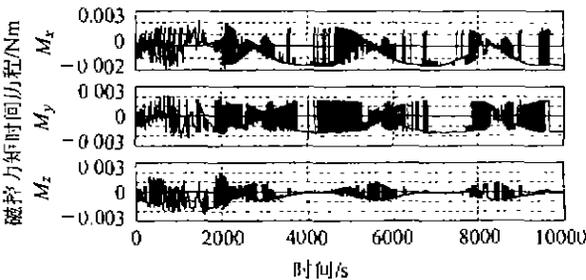


图 3 速率阻尼后采用联合控制算法时磁控力矩时间历程

Fig. 3 The time process of magnetic torque after rate damping when using combined control algorithm

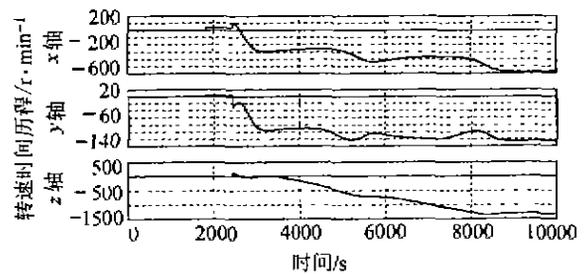


图 4 速率阻尼后采用联合控制算法时反作用轮转速时间历程

Fig. 4 The time process of wheel's speed after rate damping when using combined control algorithm

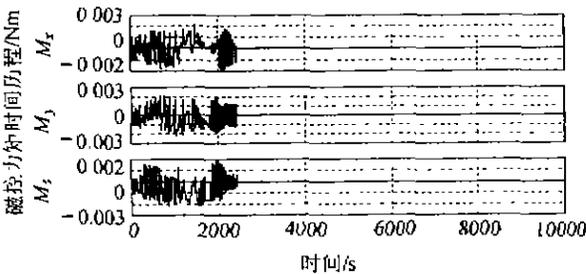


图 5 速率阻尼后采用反作用飞轮单独控制时磁控力矩时间历程

Fig. 5 The time process of magnetic torques after rate damping when using reaction wheels only

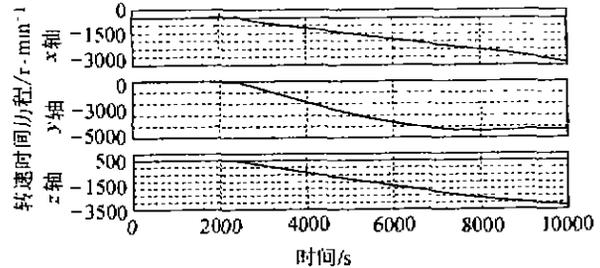


图 6 速率阻尼后采用反作用飞轮单独控制时反作用飞轮转速时间历程

Fig. 6 The time process of wheel's speeds after rate damping when using reaction wheels only

5 结论(Conclusions)

1) 在初始姿态捕获控制器设计中, 采用了变结构控制设计理论, 避免了线性化设计带来的问题, 控制器具有较好的鲁棒性。从图 1 和图 2 可看出: 使用磁力矩器进行的速率阻尼过程 2500 秒即可结束, 姿态调整过程在 5800 秒内提前完成。控制精度(指向精度: 滚动、俯仰、偏航角 < 0.1°); 稳定度(3σ) 0.001°/s) 满足系统设计要求;

2) 联合控制算法设计简单, 可以由星载计算机

控力矩时间历程; 图 4 为速率阻尼后采用联合控制算法时反作用轮转速时间历程; 图 5 为速率阻尼后采用反作用轮单独控制时磁控力矩时间历程; 图 6 为速率阻尼后采用反作用轮单独控制时反作用轮转速时间历程。

在轨实时计算。从图 4 和图 6 可看出: 在姿态调整阶段和后续的对地定向三轴稳定控制过程中, 使用联合控制算法时, 反作用飞轮的转速最大达到 [-600, -130, -1450] r/min; 如果单独使用反作用飞轮控制, 反作用飞轮的转速将达到 [-3000, -4200, -3100] r/min, 而且还有继续增加的趋势, 如果飞轮的饱和转速为 3000r/min, 则磁力矩器必须参与卸载。由此可见, 该联合控制算法充分利用了磁力矩器和反作用飞轮的特性, 显著减少了反作用飞轮的饱

和现象,同时避免了单独使用磁力矩器姿态收敛时间过长的弊端。

参考文献(References)

- [1] Kim B J, Lee H and Choi S D. Three-axis reaction wheel attitude control system for KITSAT-3 micro-satellite [J]. Space Technology, 1996, 16(5):291 - 296
- [2] Michele C. Attitude determination and control for a small remote sensing satellite [J]. Acta Astronautica, 1997, 40(9):675 - 681
- [3] Jon S J, Martin S and Stephen H M. UoSAT and other European activities in small satellite attitude control [J]. Advances in the Astronautical Science, 1994, 86(2):359 - 370
- [4] Zumbelman, Wilnot D J and Evangelista S. The attitude control system design for the transition region and coronal explorer mission

[A]. Proceedings of the 10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C], Logan, Utah, 1996, 1 - 23

- [5] Roberto A, Pablo A and Ricardo S P. SAC-A attitude control design [J]. Advances in the Astronautical Science, 1998, 100(1):99 - 110
- [6] Arduini C and Baiocco P. Active magnetic damping attitude control for gravity gradient stabilized spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(1):117 - 122

本文作者简介

孙兆伟 1963年生,教授,主要研究方向有:非线性动力学研究,大型挠性航天器动力学与控制耦合问题研究,小卫星总体设计技术研究等。 Email:xbcao@hope.hit.edu.cn

杨旭 1970年生,讲师,主要研究方向:大型挠性卫星姿态控制问题控制,小卫星姿态控制技术研究等。

杨涛 1937年生,博士生导师,主要研究方向:导弹控制系统设计,航天器姿态动力学与控制耦合问题,小卫星总体设计技术等。

(上接第 172 页)

- [24] Chien C J and Liu J S. A P-type iterative learning controller for robust output tracking of nonlinear time-varying systems [J]. Int. J. Control, 1996, 64(2): 319 - 334
- [25] Gao Weibing. The Theory and Design Method of Variable Construction Control [M]. Beijing: Science Press, 1996

本文作者简介

谢胜利 1958年生,控制理论与控制工程博士,曾做过通信与电子学博士后研究,华南理工大学无线电与自动控制研究所教授,博士生导师,一直从事非线性系统的稳定性理论、振动性理论、周期运动、变结构控制、迭代学习控制及自适应回波信号消除领域的教学和

科研工作,在国内外学术刊物上发表论文 70 篇,出版专著(国家九五重点图书)一部,目前感兴趣的领域为非线性系统迭代学习控制理论,自适应多回路信号消除理论,数字预测及信号等。

谢振东 1966年生,控制理论与控制工程专业博士,曾在华南理工大学通信与信息工程博士后流动站做博士后研究,在国内外学术刊物上发表论文 20 多篇,曾获省、部级自然科学奖二等奖两项,三等奖一项,目前感兴趣的领域是迭代学习控制理论,智能交通系统。

田森平 1961年生,副教授,华南理工大学工学博士,现为华南理工大学自动化系副教授,在非线性的稳定性理论,定性理论,迭代学习控制理论等方面发表了近 10 篇论文,目前感兴趣的领域是非线性系统的迭代学习控制理论。