磁力矩器的刚度控制技术及应用

王 斌 董云峰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 使用磁力矩器控制俯仰轴带有偏置动量的卫星的姿态时,沿地磁场方向的控制力矩无法保证.刚度控制策略利用磁力矩器产生控制力矩,加速动量矩矢量绕轨道法线方向的旋转速度,使进动控制方向更快的与地磁场方向分离,进入进动控制的有利位置.针对运行在太阳同步轨道的偏置动量卫星,推导了加入刚度控制项后,其俯仰轴磁矩的表达式.利用蚁群算法 ACA(Ant Colony Algorithm)对磁力矩器控制策略中进动反馈系数,章动反馈系数,刚度反馈系数 3个反馈系数及相关的 3个系数进行了寻优,利用优化的结果进行仿真实验.通过比较刚度控制策略和经典控制策略的仿真试验结果,证明在长期外部干扰力矩下,采用刚度控制可以改善进动控制效率,提高姿态控制精度.

关 键 词: 磁矩; 磁力矩器; 反馈控制; 航天器; 飞行动力学

中图分类号: V 448.22^{+}2

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2008)06-0686-04

Stiffness control technology and application in magnetic rods

Wang Bin Dong Yunfeng

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract Control torque along geomagnetic vector could not be generated by magnetic rods when they are employed in momentum bias satellites with a pitch dipole moment. Stiffness control policy was developed to provide control torque by using magnetic rods to accelerate the motion of angular momentum vector along orbital normal. It made precession control vector move away from geomagnetic vector and move into location in favor of precession control. The expression of pitch dipole moment for stiffness control policy was developed by adding a stiffness term to classical control policy for momentum bias satellites on sun-synchronous orbit. Precession, nutation, stiffness feedback coefficient and their corresponding ratios were optimized and obtained via ant colony algorithm (ACA) and applied to numerical simulation. The comparison with the performance of the controllers with and without stiffness feedback coefficient indicates that stiffness control policy can improve precession control efficiency and increase pointing accuracy under persistent external disturbances.

Key words: magnetic moments; magnetic rods; feedback control; spacecraft; flight dynamics

对地定向的近地轨道卫星经常采用偏置动量轮加磁力矩器进行姿态控制.常见的布置方案之一为:将偏置动量轮安装于卫星的俯仰轴,并使偏置动量矩的方向指向俯仰轴的负方向,同时将磁力矩器装在卫星的俯仰轴上.此种方案通过调整动量轮转速来控制俯仰轴姿态,同时利用磁力矩器能在滚转-偏航平面内输出控制力矩,可以控制滚转轴和偏航轴姿态.我国风云一号 C星和 D星[1]均采用了上述方案.

1 刚度控制的概念与分析

1.1 经典控制策略

经典控制策略中对卫星姿态的控制包括进动控制和章动控制 2个部分.进动控制使卫星动量矩和轨道法线负方向重合,消除姿态偏差,章动控制消除姿态角速度.

收稿日期: 2007-05-30

作者简介: 王 斌(1982-),男,北京人,硕士生, geebeeracef@163.com.

1) 进动控制. 假设在外扰动力矩下, 卫星的动量矩矢量方向以小姿态角偏离了轨道法线的负方向. 由俯仰轴负方向看去, 动量矩矢量在坐标系中的位置如图 1所示. 进动控制方法就是使用控制力矩 $\boldsymbol{m}_{\mathrm{p}}$, 沿动量矩矢量偏离的反方向, 将其控制回原点.

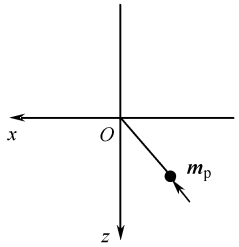


图 1　进动控制示意图

进动控制采用比例控制, 反馈力矩大小和姿态偏差大小成正比. 在小姿态角偏差的情况下, 滚转轴和偏航轴的姿态角可近似用欧拉角 ϕ 和 φ 代替. 进动控制的力矩为

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{p}} = \begin{pmatrix} k_{\mathrm{px}}\phi \\ 0 \\ k_{\mathrm{pz}}\varphi \end{pmatrix} \qquad (1)$$

式中, 表达式右端 3项分别代表施加在卫星滚转、俯仰和偏航轴上的控制力矩; k_{px}和 k_{pz}分别是控制力矩的比例系数. 此外由于俯仰通道和其他 2个通道是解耦的, 本文不讨论俯仰通道的控制, 将其控制力矩假设为 0

2) 章动控制. 假设在外扰动力矩下, 卫星偏航轴和滚转轴有了小的姿态角速度偏差 ω_x和 ω_z. 由俯仰轴负方向看去, 角速度矢量端点在坐标系中的投影位置如图 2所示. 章动控制方法就是使用控制力矩 $\boldsymbol{m}_{\mathrm{n}}$, 沿角速度矢量偏离方向的反方向, 将其控制回原点.

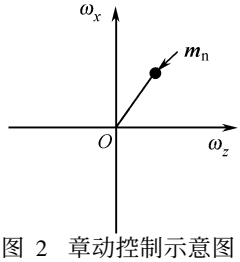


图 2　章动控制示意图

在小姿态角偏差的情况下, ω_x和 ω_z可以用 φ 和 $\dot{\phi}$ 代替. 章动控制的力矩为

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{n}} = \begin{pmatrix} k_{\mathrm{nx}}\varphi \\ 0 \\ k_{\mathrm{nz}}\dot{\phi} \end{pmatrix} \qquad (2)$$

式中, k_{nx}和 k_{nz}的定义与式 (1)中 k_{px}和 k_{pz}定义类似, 表达式右端第 2项为 0的原因与式 (1)中相同.

1.2　经典控制策略缺点

使用磁力矩控制卫星姿态的基本原理是: 使卫星上安装的磁力矩器产生磁矩, 将其与卫星所在位置的地球磁场强度叉乘, 即得到磁力矩. 其公式为

$$\boldsymbol{T} = \boldsymbol{M} \times \boldsymbol{B} \qquad (3)$$

式中, $\boldsymbol{M}$ 为磁矩; $\boldsymbol{B}$ 为地球磁场强度; $\boldsymbol{T}$ 为控制力矩.

从式 (3)可以看出, 控制力矩的方向是由磁矩方向和其所处空间的磁场强度的方向和确定的. 星上磁力矩器是固定安装的, 产生的控制力矩的方向也是确定的, 所以控制力矩的方向取决于磁场强度的方向. 这导致有些时候磁力矩器所能提供的控制力矩的方向与希望的控制力矩的方向不一致, 必须等到卫星运动到合适的轨道位置, 地球磁场方向合适时才能进行控制.

所以, 使用经典控制策略进行控制时, 由于地磁场无法提供及时的控制力矩, 控制过程中存在滞后, 导致误差的积累, 从而影响控制精度.

1.3　刚度控制策略

假设在外扰动力矩下, 卫星偏航轴和滚转轴各有小姿态角偏差. 由俯仰轴负方向看去, 动量矩矢量在坐标系中的位置见图 3 刚度控制就是使用控制力矩 $\boldsymbol{m}_{\mathrm{s}}$, 沿垂直于动量矩矢量的偏离方向, 加快动量矩矢量进动速度, 使动量矩矢量进动到地磁场可以提供控制力矩的方向上. 这样地球磁场可以在一个轨道周期内尽可能多地提供进动控制和章动控制力矩.

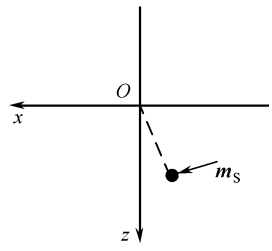


图 3　刚度控制示意图

刚度控制的力矩为

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{s}} = \begin{pmatrix} k_{\mathrm{sx}}\varphi \\ 0 \\ k_{\mathrm{sz}}\phi \end{pmatrix} \qquad (4)$$

式中, k_{sx}和 k_{sz}的定义与式 (1)中 k_{px}和 k_{pz}定义类似, 表达式右端第 2项为 0的原因与式 (1)中相同.

2 刚度控制设计方法

控制力矩 $\boldsymbol{m}$ 表达式为

$$\boldsymbol{m} = \boldsymbol{m}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{m}_{\mathrm{n}} + \boldsymbol{m}_{\mathrm{s}} \tag{5}$$

其中 $\boldsymbol{m} = (m_x, m_y, m_z)^{\mathrm{T}}$, 注意到 $m_y = 0$

磁矩 $\boldsymbol{M}$ 按下式确定[2]

$$\boldsymbol{M} = \frac{\boldsymbol{m} \times \boldsymbol{B}}{|\boldsymbol{B}|^2} \tag{6}$$

将式(6)展开得

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2} \begin{pmatrix} m_y B_z - m_z B_y \\ m_z B_x - m_x B_z \\ m_x B_y - m_y B_x \end{pmatrix} \tag{7}$$

由于 $m_y = 0$, 并且对于像太阳同步轨道这样接近磁子午面的轨道, 在小姿态角偏差时 B_y 相对 B_x 和 B_z 是小量, 在对卫星进行初步设计时, 可以不考虑 M_x 和 M_z 的影响. 本文将重点放在对 M_y 的研究上.

将式(1)、式(2)、式(4)、式(5)代入式(7)得

$$\begin{aligned} M_y = {} & \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2} m_z B_x - m_x B_z = \\ & -\frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2}(K_{\mathrm{pz}} B_x \varphi - K_{\mathrm{px}} B_z \psi) - \\ & \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2}(K_{\mathrm{nx}} B_z \varphi - K_{\mathrm{nz}} B_x \dot{\psi}) - \\ & \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2}(K_{\mathrm{sz}} B_z \varphi - K_{\mathrm{sx}} B_x \psi) \end{aligned} \tag{8}$$

在式(8)中令

$$\left.\begin{aligned} k_{\mathrm{p}} &= -\frac{1}{H|\boldsymbol{B}|^2} K_{\mathrm{pz}} \\ k_{\mathrm{n}} &= \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2} K_{\mathrm{nx}} \\ k_{\mathrm{s}} &= \frac{1}{|\boldsymbol{B}|^2} K_{\mathrm{sx}} \\ \chi_{\mathrm{p}} &= -\frac{K_{\mathrm{px}}}{K_{\mathrm{pz}}} \\ \chi_{\mathrm{n}} &= \frac{K_{\mathrm{nz}}}{K_{\mathrm{nx}}} \\ \chi_{\mathrm{s}} &= \frac{K_{\mathrm{sz}}}{K_{\mathrm{sx}}} \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

得到俯仰轴上的磁矩的表达式[3]

$$\begin{aligned} M_y = {} & k_{\mathrm{p}} H (B_x \varphi + \chi_{\mathrm{p}} B_z \psi) - \\ & k_{\mathrm{n}} (B_z \varphi - \chi_{\mathrm{n}} B_x \dot{\psi}) - k_{\mathrm{s}} (B_z \varphi - \chi_{\mathrm{s}} B_x \psi) \end{aligned} \tag{10}$$

式中, k_{p} 是进动反馈系数; k_{n} 是章动反馈系数; k_{s} 是刚度反馈系数.

式(12)右端 3项分别与进动控制, 章动控制和刚度控制有关, $H = -|\boldsymbol{H}|$, $\boldsymbol{H}$ 是卫星动量矩矢量, φ 是滚转角, ψ 是偏航角, $\dot{\varphi}$ 是滚转角速度, $\dot{\psi}$ 是偏航角速度, χ_{p}, χ_{n} 和 χ_{s} 是 3个比例系数. 根据情况选择不同的 k_{p}, k_{n}, k_{s} 和 χ_{p}, χ_{n}, χ_{s} 的值, 可以得到不同的控制策略.

令 k_{s} 为 0, 得到经典控制策略中俯仰轴磁矩的表达式:

$$\begin{aligned} M_y = {} & k_{\mathrm{p}} H (B_x \varphi + \chi_{\mathrm{p}} B_z \psi) - \\ & k_{\mathrm{n}} (B_z \varphi - \chi_{\mathrm{n}} B_x \dot{\psi}) \end{aligned} \tag{11}$$

可见刚度控制策略是经典控制策略的扩展.

3 反馈系数选取

刚度控制策略的动力学方程中包括 k_{p}, k_{n}, k_{s}, χ_{p}, χ_{n} 和 χ_{s} 6个未知参数, 还含有 B_x 和 B_z 两个时变参数, 通过其稳定性条件来求解稳定区域比较困难. 在工程上某些解决方案是将各未知参数中的一些固化, 例如王常虹[4]和 Hablani H B[3]等人将某些参数固化或将各未知参数给于某种函数关系, 以减少未知变量的个数.

本文使用蚁群算法[5]对实验所需的 6个参数进行寻优, 计算过程中选取为卫星滚转角, 偏航角以及它们的角速度的加权统计值为目标函数. 经过 58次迭代计算, 在统计结果中选取最优值.

4 仿真实验

仿真实验分为 2组: 第 1组使用经典控制策略; 第 2组则使用刚度控制策略. 实验模拟一颗绕太阳同步轨道飞行的对地定向卫星, 使用偏置动量轮和磁力矩器进行姿态控制. 卫星的各种初始条件均相同.

轨道参数为: $a = 3\ 868 \times 10^6$ m, $e = 0\ 000\ 01$, $\omega \approx 0\ 001\ 106\ 8$ rad/s, $i = 97.6°$.

结构参数为: $H = -5.4$ kg·m^2/s, $I_x = 8.6$ kg·m^2, $I_y = 11.5$ kg·m^2, $I_z = 10.8$ kg·m^2.

初始姿态角为 $(10.2°, 10.1°, -10.2°)$, 始姿态角速度为 $(3.0, -3.1, -5.0)(°)$/s

常值干扰力矩 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{dc}} = (10^{-6}, 10^{-5}, 10^{-6})$ N·m, 随机干扰力矩 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{dr}} = (10^{-6}, 2\times10^{-6}, 10^{-6})$ N·m.

地磁场模型采用 9阶模型, 磁场强度常值噪声为 $(5\times10^{-8}, 5\times10^{-8}, 5\times10^{-8})$ T, 随机噪声为 $(5\times10^{-8}, 5\times10^{-8}, 5\times10^{-8})$ T.

各轴磁力矩器的最大输出磁矩为 30A·m^2, 最大脉宽 50ms, 剩磁常值噪声为 (0.2, 0.3, 0.2) A·m^2, 随机噪声为 (0.1, 0.1, 0.1) A·m^2.

磁力矩器工作采用改变占空比的方式, 通电即输出最大磁矩, 工作时间的分辨率为 0.08ms

实验中所使用的控制策略中各个参数的值利用蚁群算法寻得, 经典控制策略的 4个参数为: $k_p = 650$, $k_n = 35\,000$, $\chi_p = 5.7$, $\chi_n = 3.1$. 刚度控制策略中的 6个参数为: $k_p = 350$, $k_n = 7\,000$, $k_s = 460$, $\chi_p = 0.7$, $\chi_n = 3$, $\chi_s = 0.6$.

仿真实验进行了多次, 每次进行 120 000 s, 多于 20个轨道周期. 以下在 2组实验中选择比较典型的一次, 对其进动控制过程进行比较.

图 4和图 5分别为两组实验中滚转角和偏航角的变化, 图 6和图 7分别为安装在卫星 3个轴上的磁力矩器输出的磁矩变化.

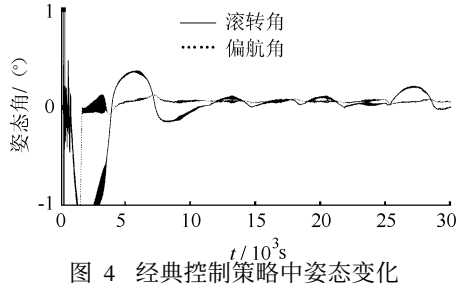


图 4　经典控制策略中姿态变化

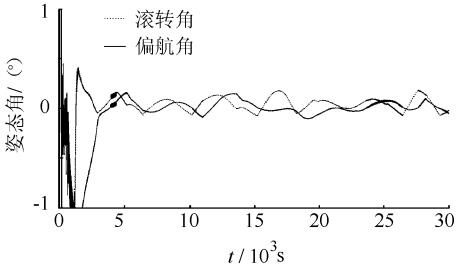


图 5　刚度控制策略中姿态变化

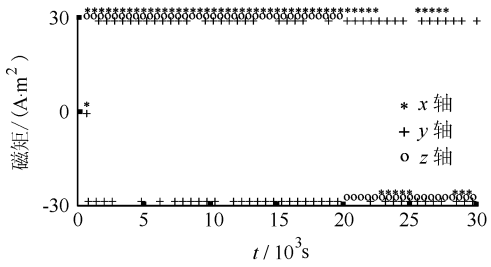


图 6　经典控制策略中磁力矩器产生磁矩变化

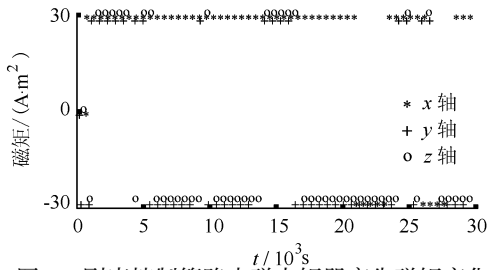


图 7　刚度控制策略中磁力矩器产生磁矩变化

如图 4和图 6所示, 两组实验中的控制策略都可以将卫星初始姿态角控制进动, 使卫星姿态保持稳定. 可以看出在 30 000 s时间内, 刚度控制策略中姿态变化曲线中波峰和波谷各数较多, 说明动量矩矢量的进动速度加快.

统计卫星长时间运行时姿态变化, 采样时间长度为 120 000 s, 大于 20个周期, 此期间的卫星指向精度如表 1所示

表 1　指向精度对比

策略	指向精度/(°)	
	滚转轴	偏航轴
经典控制策略	0.04	0.06
刚度控制策略	0.01	0.04

可见, 在长期的干扰力矩作用下, 采用刚度可以提供比经典控制策略更高的指向精度.

5　结 束 语

由于刚度控制策略比经典控制策略增加了一个反馈项, 该项加快动量矩矢量的进动速度, 可以缩短控制的滞后周期, 所以刚度控制策略可以稳定卫星的姿态, 同时提高卫星的指向精度.

参考文献 (References)

[1] 辛　岩. FY-1C/D极轨气象卫星姿控分系统及其在轨运行[J]. 上海航天, 2004(4): 16-19
Xin Yan. Attitude control subsystem of FY-1C/D polar orbiting meteorological satellite and its orbital running[J]. Aerospace Shanghai, 2004(4): 16-19(in Chinese)

[2] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制(2)[M]. 北京: 宇航出版社, 1998: 282-290
Tu Shancheng. Attitude dynamics and control of satellite(2)[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1998: 282-290(in Chinese)

[3] Hablani H B. Comparative stability analysis and performance of magnetic controllers for momentum bias satellites[R]. AAS93-278, 1993

[4] 王常虹, 张　萃, 高会军. 一种卫星姿态磁控制的鲁棒控制器设计方法[C]//全国第十届空间及运动体控制技术学术年会论文. 北京: 中国宇航学会, 2002: 283-288
Wang Changhong, Zhang Cui, Gao Huijun. A robust controller designing method for satellite magnetic attitude control system[C]//The 10th Annual Meeting of Chinese Science Conference of Space and Mobile Object Control Technique. Beijing: Chinese Society of Astronautics, 2002: 283-288(in Chinese)

[5] 李　栋, 曹义华, 苏　媛, 等. 基于改进蚁群算法的低空突防航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 258-262
Li Dong, Cao Yihua, Su Yuan, et al. Trajectory planning for low attitude penetration based on improved ant colony algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 258-262(in Chinese)

(责任编辑: 张　嵘)