

控制力矩陀螺的动态扫描成像卫星姿态控制*

赵波林, 刘 昆, 张 立

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对卫星动态扫描成像任务中的姿态控制问题,建立卫星姿态动力学模型,分析动态扫描成像任务对姿态控制的特殊需求。结合动态扫描成像任务需求提出一种典型的姿态机动方案,对姿态机动过程所需控制力矩进行估计。基于期望力矩和星体实时姿态设计一种俯仰机动控制律,并提出五棱锥构型陀螺群的操纵方案。针对某动态扫描成像任务卫星,对提出的控制律进行数值仿真。仿真结果证明所提方案可以满足卫星动态扫描成像的姿态控制要求。

关键词:动态扫描成像;姿态控制;姿态机动方案;俯仰机动控制律;五棱锥构型陀螺群

中图分类号:V448.22 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)04-119-06

Attitude control of dynamic scanning imaging satellite of control moment gyros

ZHAO Bolin, LIU Kun, ZHANG Li

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: According to the problem of attitude control of satellite dynamic scanning imaging, the dynamic model of the satellite attitude was built and the specific requirement of dynamic scanning imaging tasks for attitude control was analyzed. Combined with the dynamic scanning imaging tasks, a typically attitude maneuver scheme was designed. The required control moment of the process of dynamic scanning imaging was estimated. A pitching maneuver control law based on the expected torque and real-time attitude of satellite was developed, and the steering law of five pyramid configuration gyros was given. A numerical simulation was presented for the designed control law based on a maneuver task. The simulation results proved that the proposed scheme can satisfy the requirement of attitude control of dynamic scanning imaging satellite.

Key words: dynamic scanning imaging; attitude control; attitude maneuver scheme; pitching maneuver control law; five pyramid configuration gyros

随着遥感数据应用的飞速发展,传统的遥感卫星已经不能满足要求,敏捷遥感卫星^[1-6]在国际应用卫星领域已成为新的研究热点。敏捷遥感卫星所具备的高速机动能力和快速对地定向能力,使卫星的灵活性和在轨观测效率得到了进一步的提高。敏捷遥感卫星具备完成四类成像任务的能力^[7]:快速成像,立体观测,图像拼接,扫描成像。在国际商业领域,最早的敏捷遥感卫星是1999年美国的IKONOS2卫星^[8],之后法国、印度等国也相继推出了自己的系列产品。

传统遥感卫星在成像时姿态基本保持不变,而动态扫描成像则是在卫星机动的过程中完成成像任务,卫星的灵活性和综合使用效率得到了更大的提升。同时,机动过程中的扫描成像还可以解决一般遥感卫星无法实现大范围覆盖的问题,

即在保证成像高分辨率的同时实现大范围覆盖。此外,对于传统遥感卫星,要实现目标的三维成像,需要安装2~3台相机来解决成像角度问题;而动态扫描成像卫星,只需要安装1台相机,利用敏捷控制技术可实现短时间内对同一目标的不同角度观测,从而实现立体成像^[7]。这就大大降低了卫星的研制和运营成本。

动态扫描成像卫星的发展,得益于三个方面的技术支撑。首先是更高效图像处理算法的提出与实现;其次是高分辨率相机的研制成功;最后是姿态控制执行机构的发展,特别是大输出力矩控制力矩陀螺的研制成功。本文选用某型小型控制力矩陀螺(Small Control Moment Gyro, SCMG)作为卫星姿态控制的执行机构组元,单个SCMG的输出力矩就达到10 Nm,完全能够满足敏捷姿态

* 收稿日期:2015-04-27

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金资助项目(61503395)

作者简介:赵波林(1990—),男,重庆綦江人,博士研究生,E-mail:beiguochangying@163.com;

刘昆(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liukun_open@nudt.edu.cn

控制的需求。并利用由 6 个 SCMG 组成的五棱锥构型陀螺群 (Five Pyramid Configuration Gyros, FPCGs) 对所做设计的可行性进行仿真验证。

本文重点研究的是动态扫描成像卫星俯仰通道的姿态控制,主要基于两方面考虑:一方面,俯仰通道与其他两通道存在的耦合较小,控制起来较方便;另一方面,只需要实现俯仰轴的大角度、快速、稳定的机动控制,就可以实现卫星对地目标的三维成像和大范围覆盖。

1 卫星姿态控制动力学模型

对于遥感卫星这类对地定向的三轴稳定卫星,通常选用轨道坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 作为参考坐标系来定义其姿态,星体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 则沿星体的主惯量轴建立。利用欧拉方程可以得到卫星在参考坐标系下的姿态动力学方程为:

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{T}_d \quad (1)$$

其中, \mathbf{T}_d 为星体所受的扰动力矩, $\boldsymbol{\omega}$ 为星体的角速度矢量, \mathbf{H} 为星体总的角动量矢量。

$$\mathbf{H} = \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}_c \quad (2)$$

其中, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为控制力矩陀螺群不工作(即框架和转子相对星体转动角速度为 0)时星体的转动惯量矩阵, \mathbf{H}_c 为控制力矩陀螺群工作时相对于卫星的角动量。

将式(2)带入式(1)可得:

$$\mathbf{I} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_c + \dot{\mathbf{H}}_c = \mathbf{T}_d \quad (3)$$

将式(3)展开,同时不考虑惯性积对系统的影响,可得到如式(4)所示的卫星姿态动力学方程^[9]。其中: I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 分别是卫星沿三轴的主转动惯量; φ, θ, ψ 分别是卫星的滚动角、俯仰角和偏航角; h_x, h_y, h_z 分别为各陀螺转子沿转动轴的角动量在星体坐标系三轴投影之后各轴的矢量和; ω_0 为星体的轨道角速度; T_{ci} 和 T_{di} ($i = x, y, z$) 分别表示卫星受到的控制力矩和扰动力矩沿三轴的分量。

$$\begin{cases} I_{xx} \ddot{\varphi} - (I_{xx} + I_{zz} - I_{yy}) \omega_0 \dot{\psi} + 4(I_{yy} - I_{zz}) \omega_0^2 \varphi + h_z (\dot{\theta} - \omega_0) - h_y (\dot{\psi} + \omega_0 \varphi) = T_{cx} + T_{dx} \\ I_{yy} \ddot{\theta} + 3(I_{xx} - I_{zz}) \omega_0^2 \theta + h_x (\dot{\psi} + \omega_0 \varphi) - h_z (\dot{\varphi} - \omega_0 \psi) = T_{cy} + T_{dy} \\ I_{zz} \ddot{\psi} + (I_{xx} + I_{zz} - I_{yy}) \omega_0 \dot{\varphi} + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_0^2 \psi - h_x (\dot{\theta} - \omega_0) + h_y (\dot{\varphi} - \omega_0 \psi) = T_{cz} + T_{dz} \end{cases} \quad (4)$$

为进一步将式(4)化简,现作如下假设^[7]: 卫

星沿三轴的转动惯量近似相等,即 $I_{xx} \approx I_{yy} \approx I_{zz} = I$; 陀螺转子沿其转轴的转动惯量远小于星体的主惯量;同时,忽略二阶及其以上小量。得到了线性化的动力学方程为:

$$\begin{cases} I \ddot{\varphi} - \omega_0 \dot{h} \dot{\psi} - h_z \omega_0 = T_{cx} + T_{dx} \\ I \ddot{\theta} = T_{cy} + T_{dy} \\ I \ddot{h} \dot{\psi} + \omega_0 \dot{h} \dot{\varphi} + h_x \omega_0 = T_{cz} + T_{dz} \end{cases} \quad (5)$$

由式(5)可知,卫星的俯仰通道与偏航、滚转两通道的运动耦合程度较小,可实现解耦控制。

2 俯仰机动方案设计及姿态控制力矩的估算

动态扫描成像卫星的立体成像、大范围覆盖和高精度成像等问题,都可以利用卫星在俯仰通道一段时间内的平稳快速机动来解决^[7,10]。这样就将卫星的动态扫描成像问题归结为:卫星在给定的机动时间 T 内,从初始俯仰角 θ_0 向目标俯仰角 θ_f 机动的过程中完成对目标区域的动态扫描成像。

鉴于研究本问题的可参考文献甚少,本次研究主要通过分析卫星动态扫描成像的任务特点,结合成像过程的卫星姿态需求,设计了一种如图 1 所示的姿态机动方案。

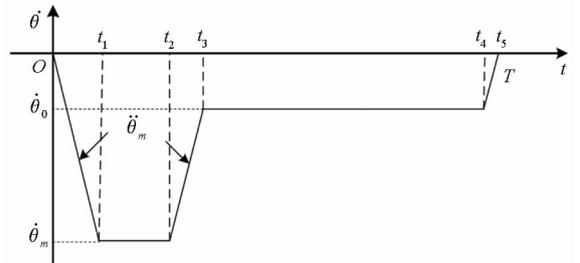
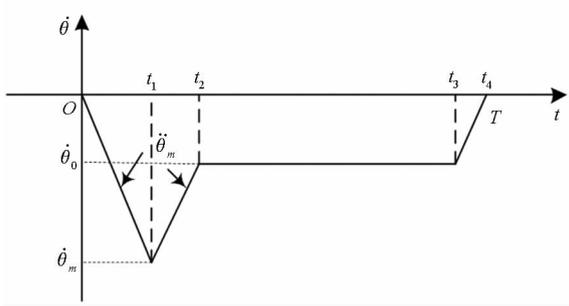


图 1 姿态机动方案

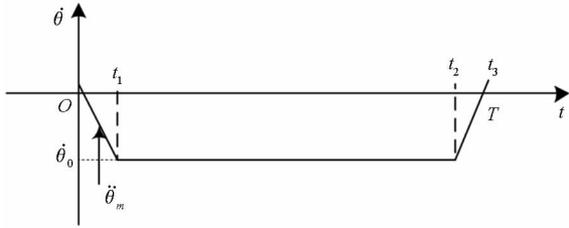
Fig. 1 Attitude maneuver scheme

该过程分为以下五个阶段: $[0, t_1]$ 阶段, 卫星在初始俯仰姿态 θ_0 以最大角加速度 $\ddot{\theta}_m$ 平稳加速到最大角速度 $\dot{\theta}_m$; $(t_1, t_2]$ 阶段, 星体保持最大角速度 $\dot{\theta}_m$ 作机动; $(t_2, t_3]$ 阶段, 卫星再以最大角加速度 $\ddot{\theta}_m$ 减速到期望达到的目标角速度 $\dot{\theta}_0$; $(t_3, t_4]$ 阶段, 星体保持 $\dot{\theta}_0$ 的速度平稳机动, 并在该阶段完成扫描成像任务; $(t_4, t_5]$ 阶段, 卫星完成动态扫描成像任务后, 最后以最大角加速度 $\ddot{\theta}_m$ 减速到目标俯仰姿态 θ_f , 同时保证 $\dot{\theta} = 0$ 。图 2 给出了其他两种较为典型的机动规律, 比较可知, 图 2 均可包含在图 1 的机动规律中。



(a) 减速阶段成像

(a) Deceleration phase imaging



(b) 加速阶段成像

(b) Acceleration phase imaging

图2 其他两种较典型机动规律

Fig.2 Some other typical maneuver law

卫星在给定的机动时间 T 内完成角度为 θ_T ($\theta_T = \theta_f - \theta_0$) 的机动, 机动的目标角速度为给定的 $\dot{\theta}_0$, 且设 $(t_5 - t_4) + (t_3 - t_2) = t_1$, 由图1可以得出 θ_T 及 $\dot{\theta}_m$ 的计算式为:

$$\theta_T = \sum_{i=1}^5 \theta_i = 2 \int_0^{t_1} \int_0^{t_1} \ddot{\theta}_m dt dt + \dot{\theta}_m (t_2 - t_1) + \dot{\theta}_0 (t_4 - t_3) \quad (6)$$

$$\dot{\theta}_m = \int_0^{t_1} \ddot{\theta}_m dt = \ddot{\theta}_m t_1 \quad (7)$$

根据实际任务需求来规划各阶段的机动时间, 即 $t_1 \sim t_5$ 已知, 将式(7)代入式(6), 可以得到 $\ddot{\theta}_m$ 和 $\dot{\theta}_m$ 的估算式为:

$$\ddot{\theta}_m = \frac{\theta_T - \dot{\theta}_0 (t_4 - t_3)}{t_1 t_2} \quad (8)$$

$$\dot{\theta}_m = \frac{\theta_T - \dot{\theta}_0 (t_4 - t_3)}{t_2} \quad (9)$$

将式(8)代入到式(5)中第二式, 同时不考虑扰动力矩的影响, 即可得到航天器倾斜机动所需要的最大力矩为:

$$T_{cy_m} = I \ddot{\theta}_m = I \frac{\theta_T - \dot{\theta}_0 (t_4 - t_3)}{t_1 t_2} \quad (10)$$

3 姿态控制律及 FPCGs 操纵律设计

3.1 姿态控制律设计

控制器设计的目的是使卫星俯仰通道的机动

按照设定的机动方案进行机动。以图1的机动方案为研究对象, 只需要在第一和第三阶段施加一个与式(10)所得的估计力矩相等的控制力矩, 而第二和第四阶段的指令为0, 就可以为第四阶段的动态扫描成像提供所需要的星体姿态。对于第五阶段的机动, 考虑到动力学简化、控制力矩估计带来的累积误差以及达到目标姿态后的稳定性等问题, 而经典的比例-微分 (Praportion-Derivative, PD) 控制对于误差调节和稳定性控制具有独特的优势, 故本阶段采用 PD 控制。综上, 设计的俯仰机动控制律为:

$$T_{iy} = \begin{cases} I \frac{\theta_T - \dot{\theta}_0 t_4}{t_1 (t_1 + t_2)} & [0, t_1], (t_2, t_3] \\ 0 & (t_1, t_2], (t_3, t_4] \\ c_1 \theta_e + c_2 \dot{\theta}_e & (t_4, t_5] \end{cases} \quad (11)$$

其中, $\theta_e = \theta_f - \theta$, $\dot{\theta}_e = \dot{\theta}_f - \dot{\theta}$, θ_f 和 $\dot{\theta}_f$ 为目标俯仰角和目标俯仰角速度, θ 和 $\dot{\theta}$ 为机动过程中任意时刻的俯仰角和俯仰角速度。

3.2 FPCGs 操纵律设计

姿态控制执行机构选用6个SCMG组成的五棱锥构型陀螺群, 陀螺群的安装如图3所示。

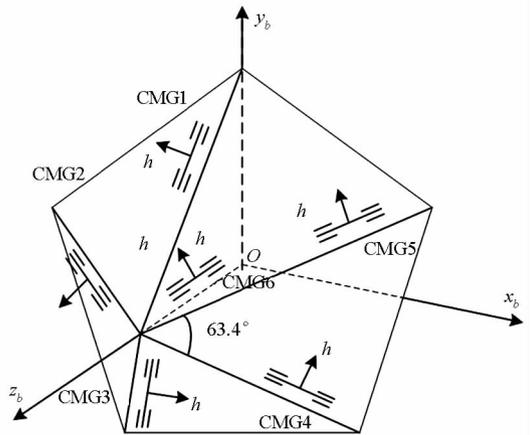


图3 五棱锥构型陀螺群安装示意图

Fig.3 FPCGs installation diagram

以 Oz_b 为中心轴, 五棱锥的底面落在 $Ox_b y_b$ 平面上, 各 SCMG 的框架轴分别沿对称于五棱锥的侧面和中心轴布置。其中, 棱轴与棱轴之间的夹角以及棱轴与中心轴之间的夹角均为 α_0 , 3 号和 4 号框架轴在 $Ox_b y_b$ 面上的投影与 Oy_b 轴负向之间的夹角为 α_1 , 2 号和 5 号框架轴在 $Ox_b y_b$ 面上的投影与 Ox_b 轴负向和正向之间的夹角为 α_2 , 分别有 $\alpha_0 = 63.4^\circ$, $\alpha_1 = 36^\circ$, $\alpha_2 = 18^\circ$ 。

忽略转子转动对陀螺绕框架轴转动惯量的影响, 认为 6 只陀螺的角动量均为 h 。而陀螺群在

星体坐标系下的角动量为:

$$\mathbf{h} = h(\mathbf{A}_{s_0} \cos\delta + \mathbf{A}_{c_0} \sin\delta) \quad (12)$$

其中: $\mathbf{A}_{s_0}, \mathbf{A}_{c_0}$ 分别为陀螺群的转子转速方向矩阵和横向方向(框架角速度方向与转子转速方向构成平面的垂直方向)矩阵; $\sin\delta, \cos\delta$ 为框架正余弦对角阵。为进一步简化计算, 设 SCMG 的初始框架角分别为 $\delta_{01} \sim \delta_{06}$, 并将正弦运算记为 s 、余弦运算记为 c , 则以上 4 个矩阵可分别表示为:

$$\mathbf{A}_{s_0} = \begin{bmatrix} -s\delta_{01} & -s\delta_{02}s\alpha_2 - c\delta_{02}c\alpha_0c\alpha_2 & s\delta_{03}c\alpha_1 - c\delta_{03}c\alpha_0s\alpha_1 & \\ c\delta_{01}c\alpha_0 & -s\delta_{02}c\alpha_2 + c\delta_{02}c\alpha_0s\alpha_2 & -s\delta_{03}s\alpha_1 - c\delta_{03}c\alpha_0c\alpha_1 & \\ c\delta_{01}s\alpha_0 & c\delta_{02}s\alpha_0 & c\delta_{03}s\alpha_0 & \\ s\delta_{04}c\alpha_1 + c\delta_{04}c\alpha_0s\alpha_1 & -s\delta_{05}s\alpha_2 + c\delta_{05}c\alpha_0c\alpha_2 & c\delta_{06} & \\ s\delta_{04}s\alpha_1 - c\delta_{04}c\alpha_0c\alpha_1 & s\delta_{05}c\alpha_2 + c\delta_{05}c\alpha_0s\alpha_2 & c\delta_{06} & \\ c\delta_{04}s\alpha_0 & c\delta_{05}s\alpha_0 & 0 & \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{c_0} = \begin{bmatrix} -c\delta_{01} & -c\delta_{02}s\alpha_2 + s\delta_{02}c\alpha_0c\alpha_2 & c\delta_{03}c\alpha_1 + s\delta_{03}c\alpha_0s\alpha_1 & \\ -s\delta_{01}c\alpha_0 & -c\delta_{02}c\alpha_2 - s\delta_{02}c\alpha_0s\alpha_2 & -c\delta_{03}s\alpha_1 + s\delta_{03}c\alpha_0c\alpha_1 & \\ -s\delta_{01}s\alpha_0 & -s\delta_{02}s\alpha_0 & -s\delta_{03}s\alpha_0 & \\ c\delta_{04}c\alpha_1 - s\delta_{04}c\alpha_0s\alpha_1 & -c\delta_{05}s\alpha_2 - s\delta_{05}c\alpha_0c\alpha_2 & -s\delta_{06} & \\ c\delta_{04}s\alpha_1 + s\delta_{04}c\alpha_0c\alpha_1 & c\delta_{05}c\alpha_2 - s\delta_{05}c\alpha_0s\alpha_2 & c\delta_{06} & \\ -s\delta_{04}s\alpha_0 & -s\delta_{05}s\alpha_0 & 0 & \end{bmatrix},$$

$$\sin\delta = \begin{bmatrix} s\delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & s\delta_6 & \end{bmatrix}, \quad \cos\delta = \begin{bmatrix} c\delta_1 & & & \\ & \ddots & & \\ & & & c\delta_6 \end{bmatrix}.$$

对式(12)求导即可得到陀螺群的动力学方程。

$$\mathbf{T}_i = \dot{\mathbf{h}} = h(\mathbf{A}_{c_0} \cos\delta - \mathbf{A}_{s_0} \sin\delta) \dot{\delta} \quad (13)$$

其中, \mathbf{T}_i 为作用在陀螺群上的外力矩(此处考虑为指令力矩), 并记 $\mathbf{A}_{c_0} \cos\delta - \mathbf{A}_{s_0} \sin\delta = \mathbf{A}_i(\delta)$ 。

根据文献[11], 在考虑奇异逃避(加空转控制)的情况下, 得到陀螺群的操纵律为:

$$\dot{\delta} = \mathbf{A}_i^T (\mathbf{A}_i \mathbf{A}_i^T)^{-1} \mathbf{T}_i / h + \varepsilon [\mathbf{E}_n - \mathbf{A}_i^T (\mathbf{A}_i \mathbf{A}_i^T)^{-1} \mathbf{A}_i] \frac{\partial Q}{\partial \delta}$$

其中, Q 为陀螺群的实时奇异情况量度, 量度值越大就越远离奇异, 其计算式为:

$$Q = \det(\mathbf{A}_i \mathbf{A}_i^T)$$

$$\frac{\partial Q}{\partial \delta} = \left(\frac{\partial Q}{\partial \delta_1}, \frac{\partial Q}{\partial \delta_2}, \frac{\partial Q}{\partial \delta_3}, \frac{\partial Q}{\partial \delta_4}, \frac{\partial Q}{\partial \delta_5}, \frac{\partial Q}{\partial \delta_6} \right)^T$$

因此, 在不考虑框架角加速度项的情况下, 陀螺群的输出力矩方程为:

$$h\mathbf{A}_i(\delta) \dot{\delta} = \mathbf{T}_c \quad (14)$$

4 仿真验证

以运行在太阳同步轨道上的某灵敏遥感卫星

为例: 该卫星轨道高度 681 km, 轨道倾角 98.1° , 轨道周期 98 min, 假设某次的动态扫描成像任务为: 在 100 s 内完成 120° 到 0° 的机动, 并在该过程中以 $-0.8 (\pm 0.02)^\circ/\text{s}$ 的机动速度实现对 45° 到 5° 区域的成像覆盖。姿态控制执行机构选用的某型 SCMG, 相关技术指标见表 1。

根据任务需求, 可规划 $t_1 = T/10, t_2 - t_1 = 2T/10, t_4 - t_3 = 6T/10$, 带入式(8)~式(10)中即可得到俯仰角速度、角加速度及所需控制力矩的估计值。

$$\ddot{\theta}_m = -100\theta_T / (3T^2) - 20\dot{\theta}_0 / T = -0.24^\circ/\text{s}^2$$

$$\dot{\theta}_m = -10\theta_T / (3T) - 2\dot{\theta}_0 = -2.4^\circ/\text{s}$$

$$T_{c_{y,m}} = -100I\theta_T / (3T^2) - 20I\dot{\theta}_0 / T \approx -4.0 \text{ Nm}$$

选取的仿真参数见表 1, 仿真结果如图 4~11 所示。

表 1 星体及陀螺群的仿真参数

Tab. 1 Simulation parameters of satellite and gyros

星体相关参数		陀螺群及控制参数	
I	956 kg · m ²	Ω	10 000 r/min
ω_0	0.061 2°/s	I_{cmg}	0.015 9 kg · m ²
$\dot{\theta}_0$	-0.8°/s	h	16.65 Nms
θ_0	120°	$\dot{\delta}_{\text{max}}$	0.6 rad/s
θ_f	0	$\ddot{\delta}_{\text{max}}$	0.5 rad/s ²
$\dot{\theta}(0)$	0	c_1	0.9
$\dot{\theta}_f$	0	c_2	578
T	100 s	ε	0
$\delta_{01} \sim \delta_{06}$		$\frac{\pi}{4}, 0, -\frac{\pi}{4}, \frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{4}, 0$	

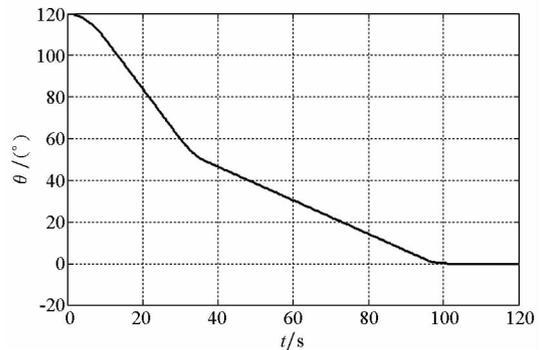


图 4 俯仰角变化曲线

Fig. 4 Pitching angle changes curve

由图 4 可知, 航天器在 100 s 内顺利完成了 120° 的机动。根据图 5 的仿真结果可以得到

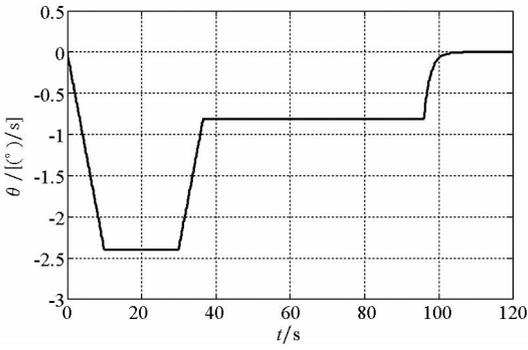


图5 俯仰角速度变化曲线

Fig.5 Pitching angle speed changes curve

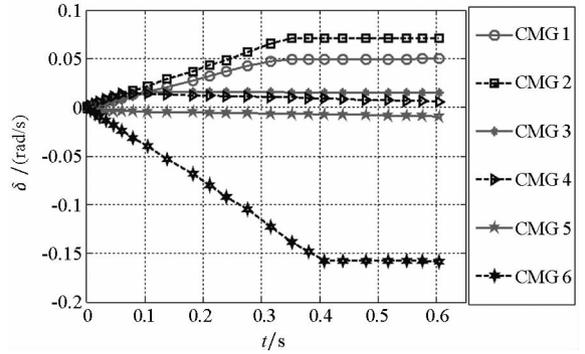


图8 陀螺群框架角速度初始加速情况

Fig.8 Initial acceleration of frame angle speed

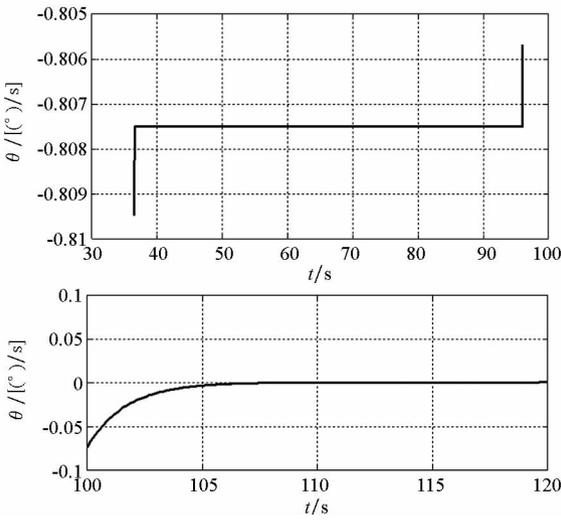


图6 扫描成像阶段和稳定阶段的俯仰角速度

Fig.6 Angle speed of scanning imaging stage and stabilization stage

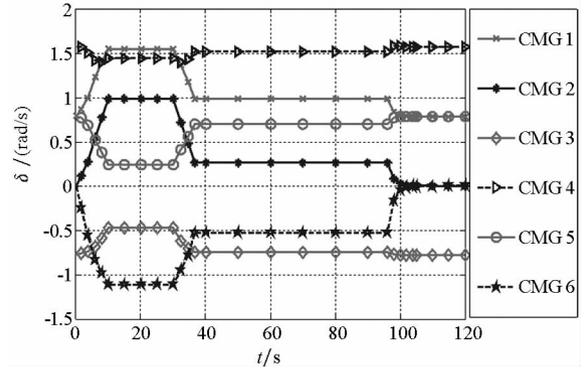


图9 陀螺群框架角变化曲线

Fig.9 Frame angle changes curves of gyros

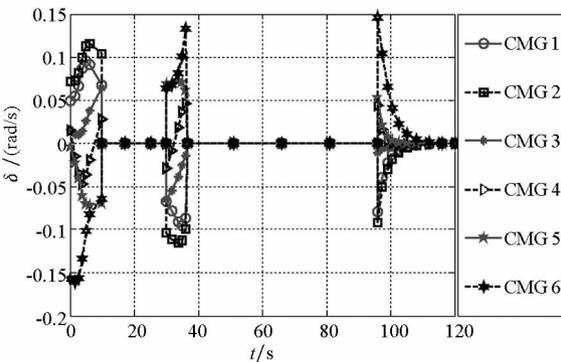


图7 陀螺群框架角速度变化曲线

Fig.7 Frame angle speed changes curves of gyros

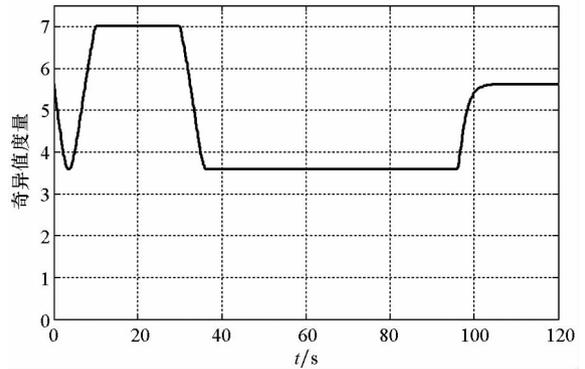


图10 陀螺群的奇异值度量

Fig.10 Singular value of gyros

$[t_1, t_2]$ 和 $[t_3, t_4]$ 时间段的角速度大致分别为 $-2.4^\circ/s$ 和 $-0.8^\circ/s$,进一步计算还可得到 t_1 时间段的角加速度为 $-0.24^\circ/s^2$,该仿真结果与估计结果一致;另外,仿真得到的机动角速度轨迹与图1中设计的姿态机动方案也完全一致,能够在 $[t_3, t_4]$ 时间段顺利完成机动中成像的任务,验证

了所提俯仰机动控制律的有效性。从图6上图可以得到成像阶段卫星的姿态角速度的仿真结果为 $-0.8075^\circ/s$,姿态角速度控制误差为 $-0.0075^\circ/s$,在给定的误差 $\pm 0.02^\circ/s$ 范围内,能够满足任务需求;而下图展示的是俯仰角速度的稳定情况,可以清晰地看出星体在PD控制下100s时已逐渐趋于稳定,而在105s时几乎完全稳定。图7是陀螺群的框架角速度的响应曲线,陀螺群的最大框架角速度在0.15 rad/s左右,远小于给定的最大框架角速度0.6 rad/s。而图8给出的是图7中框架的几个加减速过程中最为典型的初始加速过程,仿真结果表明各框架的加速过程都较为平稳,

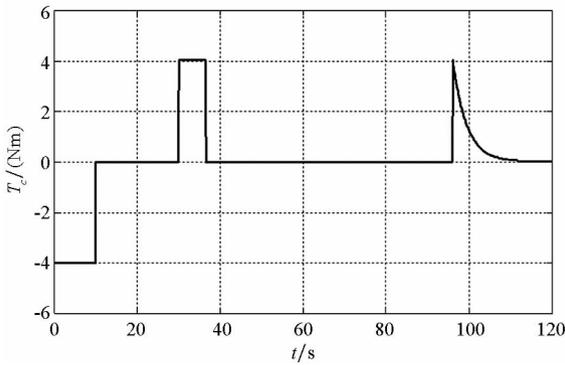


图 11 陀螺群的实际输出控制力矩变化曲线

Fig. 11 Output torque of gyros

经简略计算可知,最大角加速度在 0.4 rad/s^2 左右,在可接受范围内。图 9、图 10 分别为框架角和奇异值度量情况,可见在每段时间内框架角都能在远离奇异的情况下快速地趋于稳定,故对于五棱锥构型的陀螺群来说,经典的操纵律足以满足操控需求。图 11 是陀螺群实际输出控制力矩的响应曲线,最大力矩为 $\pm 4 \text{ Nm}$,与由式(10)所得估计值吻合,证明了设计的俯仰机动控制律对于五棱锥构型的陀螺群姿态控制系统具有很强的可操作性。

5 结论

研究了动态扫描成像卫星在俯仰通道机动过程中实现动态扫描成像的姿态控制问题。首先,建立了卫星姿态动力学模型,将俯仰通道从三通道中解耦出来;然后,从动态扫描成像任务对卫星的姿态需求出发,提出了一种典型的姿态机动方案,并估算了该程所需的控制力矩,设计了一种俯仰机动控制律;最后,利用由 6 个 SCMG 组成的五棱锥构型陀螺群对整个控制方案进行了仿真验证,仿真结果表明,所设计的方案能够满足卫星动态扫描成像的任务需求。

参考文献 (References)

- [1] Hao H C, Jiang W, Li Y J. Solving on agile satellites mission planning based on tabu search-parallel genetic algorithms[C]// Proceedings of International Conference on Management Science & Engineering (20th), Harbin, 2013: 120-125.
- [2] 窦强,李劲东.敏捷型遥感卫星相机热防护门应用研究[J].航天器工程,2013,22(2):55-59.

- DOU Qiang, LI Jingdong. Research on thermal door of agile remote sensing satellite camera[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(2): 55-59. (in Chinese)
- [3] Guo H, Peng L, Qiu D S, et al. Improved method of acquiring the attitude changing duration of an agile imaging satellite [C]// Proceedings of International Conference on Modelling, Identification and Control, Wuhan, 2012: 170-175.
- [4] 章登义,郭雷,王骞,等.一种面向区域目标的敏捷成像卫星单轨调度方法[J].武汉大学学报(信息科学版),2014,39(8):901-905.
- ZHANG Dengyi, GUO Lei, WANG Qian, et al. An improved single-orbit scheduling method for agile imaging satellite towards area target[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(8): 901-905. (in Chinese)
- [5] 韩昌元.近代高分辨地球成像商业卫星[J].中国光学与应用光学,2010,3(3):201-208.
- HAN Changyuan. Recent earth imaging commercial satellites with high resolution [J]. Chinese Journal of Optics and Applied Optics, 2010, 3(3): 201-208. (in Chinese)
- [6] Chen X Q, Ma Y H, Geng Y H, et al. Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite [C] // Proceedings of 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, Beijing, 2011: 143-148.
- [7] 张新伟,戴君,刘付强.敏捷遥感卫星工作模式研究[J].航天器工程,2011,20(4):32-38.
- ZHANG Xinwei, DAI Jun, LIU Fuqiang. Research on working mode of remote sensing satellite with agile attitude control[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(4): 32-38. (in Chinese)
- [8] 杨秉新.美国 IKONOS 和 QuickBird2 卫星相机的主要性能和特点分析及看法[J].航天返回与遥感,2002,23(4):14-16.
- YANG Bingxin. Characteristics and main specifications of IKONOS and QuickBird2 satellite camera—some points for developing such like satellite camera[J]. Spacecraft Recover & Remote Sensing, 2002, 23(4): 14-16. (in Chinese)
- [9] 黄圳圭.航天器姿态动力学[M].长沙:国防科技大学出版社,1997:169-172.
- HUANG Zhengui. Attitude dynamics of spacecraft [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 169-172. (in Chinese)
- [10] 张景瑞.灵敏航天器快速倾斜机动的 MCMG 参数和力矩估算[J].清华大学学报(自然科学版),2007,47(11):2040-2043.
- ZHANG Jingrui. Estimation of MCMG parameters and torque for rapid slewing maneuver of agile spacecraft[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2007, 47(11): 2040-2043. (in Chinese)
- [11] 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,1998:291-293.
- ZHANG Renwei. Satellite orbit attitude dynamics and control[M]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 291-293. (in Chinese)