

文章编号 1004-924X(2015)08-2318-10

敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制

范国伟*, 常琳, 戴路, 徐开, 杨秀彬

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033)

摘要:针对以金字塔构型控制力矩陀螺(CMG)为执行机构的敏捷小卫星开展了先进机动控制算法的研究。在考虑控制力矩陀螺力矩约束及增量约束情况下,设计了基于非线性模型预测控制(NMPC)方法的卫星姿态快速机动控制律及操纵律。通过多种仿真分析了控制器设计参数变化对卫星姿态机动的影响,并与终端滑模控制方法进行了比较。实验结果表明,增大跟踪性能加权矩阵或延长预测时域均可以提高卫星姿态机动速度,缩短卫星姿态机动时间。设计的控制方法能够使卫星姿态在 18 s 内实现 40°的大角度快速机动,姿态指向精度和稳定度分别为 0.01°和 0.04°/s,与终端滑模控制方法相比,机动速度及稳态性均得到提高。本文方法为敏捷小卫星的在轨应用方式提供了理论支撑。

关键词:敏捷卫星;姿态机动;控制力矩陀螺(CMG);非线性模型预测控制(NMPC)

中图分类号:V448.22 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152308.2318

Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver

FAN Guo-wei*, CHANG Lin, DAI Lu, XU Kai, YANG Xiu-bin

(National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology,
Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: fanggw416@163.com

Abstract: By taking a pyramid configuration Control Moment Gyro (CMG) as the actuator, an advanced maneuver control algorithm was explored. In consideration of the constraint or incremental constraint of control torque for the CMG, the control law and manipulation law for the satellite attitude fast maneuver were designed based on the Nonlinear Model Predictive Control (NMPC) method, and the impact of satellite attitude maneuver controller parameters on tracking performance was analyzed by different simulations. The simulation results indicate that increasing tracking performance weighting matrix and lengthening predicting time domain, the satellite attitude maneuver speed can be improved and the maneuver time can be shortened. The designed control method can achieve 40° attitude maneuver in the 18 s, and the corresponding pointing accuracy and stability are 0.01° and 0.04°/s, respectively. Simulation results were also compared with that the terminal sliding-mode control method, and it shows that the control performance of satellite attitude maneuver has been improved. The proposed control method in this paper provides a theoretical support for the in-orbit applications of agile small satellites.

收稿日期:2014-05-18;修订日期:2014-07-12.

基金项目:吉林省青年基金资助项目(No. 201201010);军口 863 项目(No. 2014AA7044030)

Key words: agile satellite; attitude maneuver; Control Moment Gyro(CMG); Nonlinear Model Predictive Control(NMPC)

1 引言

随着空间航天任务的快速发展,对卫星姿态的敏捷性需求日益增加。与传统卫星相比,这种具有快速机动能力的卫星可以极大地增加对地观测范围,延长与地面站的通信时间,并为多种空间灵巧成像模式提供保障^[1-3]。

卫星的敏捷性需求对卫星姿态控制系统提出了更高的要求,即需要卫星的姿态机动平均角速度达到 $1\sim 10(^{\circ})/s$ 。实现这种快速的态度机动,一方面可以采用新型的大力矩执行机构,另一方面可利用设计的新型卫星姿态机动控制算法。传统的卫星姿态机动控制方法多基于线性化后的卫星姿态动力学和运动学进行设计,随着卫星姿态机动性能的不断提高,基于线性化模型的控制方法难以满足控制需求,从而基于非线性卫星姿态动力学及运动学的姿态机动方法逐渐受到关注。王慎航^[4]利用 Lyapunov 稳定性方法,基于四元数描述的卫星姿态,设计了卫星姿态大角度机动的非线性控制器。李传江^[5]基于 Lyapunov 方法研究了航天器非线性姿态的若干控制问题。何昱^[6]利用反步设计方法,分别针对线性和非线性姿态模型设计了卫星姿态机动律。由于变结构控制方法具有设计简单,易于工程实现,鲁棒性强等特点使得其在卫星姿态机动非线性控制中应用广泛^[7-9]。为了使滑模面上的跟踪误差在有限时间内收敛到零,学者们引入了 Terminal 滑模控制思想^[10-11],即在滑动超平面的设计中引入了非线性函数,从而使收敛速度更快,且控制器增益较低。常琳^[12]以金字塔构型控制力矩陀螺为执行机构,设计了一种基于 Terminal 滑模控制的小卫星姿态非线性快速机动方法。

卫星姿态动力学及运动学本身具有强非线性,在卫星姿态进行大角度机动的情况下,非线性特征更加明显。此外,姿态机动过程中的各种约束也使得控制器设计更加困难,如执行机构的能力约束或角速度的约束,故如何针对这些因素设计合适的机动控制算法成为关键技术。考虑到模型预测控制方法^[13]具有处理硬约束且具有在线

优化的特点,本文针对以金字塔构型控制力矩陀螺(Control Moment Gyros,CMG)^[14,15]为执行机构的卫星,在考虑卫星姿态动力学及运动学非线性特性及执行机构各种约束的情况下,基于非线性模型预测控制方法设计了卫星姿态快速大角度机动控制律。通过多种仿真分析了控制参数对跟踪性能的影响,并通过与终端滑模控制方法进行比较说明了本文方法的优缺点。

2 卫星姿态机动框图

卫星姿态的机动过程如图 1 所示。首先,由地面站或任务规划计算出卫星相对于参考系的期望姿态信息。通过敏感器可获得卫星相对于参考坐标系的当前姿态信息。基于非线性模型预测控制(Nonlinear Model Predictive Control, NMPC)的姿态控制律模块,利用期望姿态与实际姿态信息的偏差,计算出卫星姿态机动所需的控制力矩;操纵律模块根据该期望控制力矩对金字塔构型的每个 CMG 的框架角速度进行规划,规划出的框架角速度指令驱动 CMG 的框架伺服控制系统,并进行框架角速度指令跟踪,进而使金字塔构型 CMG 输出卫星三轴姿态机动的实际控制力矩。该实际控制力矩作用于卫星三轴,对卫星进行姿态机动。本文不考虑伺服控制系统的控制律设计,但考虑到其系统带宽是有限的,故在基于 NMPC 的姿态控制律模块的设计中考虑了框架角速度的限制因素。

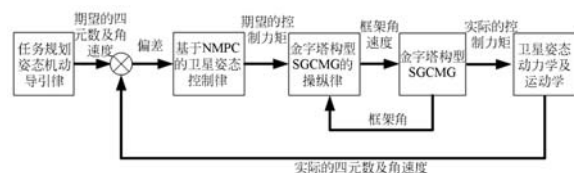


图 1 卫星姿态机动示意图

Fig. 1 Illustration of satellite attitude maneuver scheme

3 卫星姿态动力学及运动学建模

假设卫星仅以金字塔构型 CMG 为姿态控制

执行机构,其整星角动量为 H_{B+F} ,卫星本体的角动量为 H_B ,CMG 群的角动量为 H_F ,即有:

$$H_{B+F} = H_B + H_F. \quad (1)$$

根据角动量定理有:

$$\dot{H}_B + \omega_B \times H_B + \frac{\partial H_F}{\partial t} + \omega_B \times H_F + \omega_t \times H_F = T_d, \quad (2)$$

式中: ω_B 为整星的绝对角速度; ω_t 为轮系相对于星体的角速度; T_d 为空间干扰力矩; t 为时间。整理有:

$$\dot{H}_B + \omega_B \times H_B = -\frac{\partial H_F}{\partial t} - \omega_B \times H_F - \omega_t \times H_F + T_d,$$

上式右端的前三项即为轮系对星体的反作用力矩,第一项是由轮系角动量大小变化产生的反作用控制力矩,第三项是由轮系相对星体系转动而引起角动量方向变化带来的陀螺控制力矩。式中的第二项是星体的转动带来的角动量矢量的方向改变所产生的作用于星体的陀螺力矩,该力矩可以通过设计适当的解耦回路加以补偿。

在假设第二项进行适当补偿后,卫星姿态动力学方程为:

$$\dot{H}_B + \omega_B \times H_B = T + T_d, \quad (3)$$

式中: $H_B = \mathbf{I}\omega_B$, $\mathbf{T} = [T_x, T_y, T_z]^T$ 为轮系产生的三轴控制力矩。星体的转动惯量矩阵 \mathbf{I} 定义为:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}.$$

采用四元数描述的运动学模型来表示卫星的姿态变化。选取惯性系为参考坐标系,则有如下基于四元数的卫星姿态运动学描述:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中: $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为姿态四元数,整星的绝对角速度为 $\omega_B = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 。

考虑到卫星的控制坐标轴基本为主轴,即取星体的转动惯量矩阵为 $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ 。此时卫星姿态的动力学及运动学方程如下:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= [(I_y - I_z)/I_x] \omega_y \omega_z + T_x/I_x + T_{dx}/I_x \\ \dot{\omega}_y &= [(I_z - I_x)/I_y] \omega_x \omega_z + T_y/I_y + T_{dy}/I_y \end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_z = [(I_x - I_y)/I_z] \omega_x \omega_y + T_z/I_z + T_{dz}/I_z$$

$$\dot{q}_0 = (-\omega_x q_1 - \omega_y q_2 - \omega_z q_3)/2$$

$$\dot{q}_1 = (\omega_x q_0 + \omega_z q_2 - \omega_y q_3)/2$$

$$\dot{q}_2 = (\omega_y q_0 - \omega_z q_1 + \omega_x q_3)/2$$

$$\dot{q}_3 = (\omega_z q_0 + \omega_y q_1 - \omega_x q_2)/2$$

定义 $\mathbf{x} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为系统的状态向量; $\mathbf{u} = [T_x \ T_y \ T_z]^T$ 为系统的控制力矩输入向量; $\mathbf{d} = [T_{dx} \ T_{dy} \ T_{dz}]^T$ 为系统的空间干扰力矩输入向量。

综上,卫星姿态动力学及运动学可以归结为如下的非线性方程:

$$\dot{\mathbf{x}} = f_c(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{d}). \quad (5)$$

非线性函数 $f_c(\cdot, \cdot, \cdot)$ 描述了系统状态向量受控制输入向量 \mathbf{u} 和扰动输入向量 \mathbf{d} 的影响关系。

假设系统的状态是可观测的,即卫星相对于惯性系的姿态四元数已知(使用星敏感器或陀螺积分等定姿方法),卫星相对于惯性系的姿态角速度已知(使用陀螺测角速度的方法)。定义系统的输出为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f_c(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{d}) \\ \mathbf{y}_c = \mathbf{x} \end{cases}, \quad (6)$$

通过对以上连续时间系统进行离散化,可获得卫星姿态动力学及运动学的离散时间方程:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = f_d(\mathbf{x}(k), \mathbf{u}(k), \mathbf{d}(k)) \\ \mathbf{y}_c(k) = \mathbf{x}(k) \end{cases}. \quad (7)$$

4 基于 NMPC 的卫星姿态机动律设计

4.1 卫星姿态机动优化指标的建立

卫星姿态机动的目标是将卫星的三轴姿态指向期望的方位,且同时具有期望的角速度。即在任意时刻 $k \in [0, \dots, N_p]$,对于给定的期望姿态四元数及期望角速度:

$$\begin{aligned} \mathbf{q}^h(k) &= [q_0^h(k) \ q_1^h(k) \ q_2^h(k) \ q_3^h(k)]^T \\ \omega_B^h(k) &= [\omega_x^h(k) \ \omega_y^h(k) \ \omega_z^h(k)]^T \end{aligned}$$

使得在卫星姿态机动过程中,根据传感器确定的姿态四元数和角速度与期望的姿态四元数和角速度相同。不失一般性,将卫星姿态及角速度跟踪误差、控制力矩和终端加权组合作为优化目标,即

建立下面的优化指标:

$$J = \sum_{k=1}^{N_p} \mathbf{e}(k)^T \mathbf{Q} \mathbf{e}(k) + \sum_{k=1}^{N_u} \mathbf{u}(k)^T \mathbf{R} \mathbf{u}(k) + \mathbf{e}(N_p)^T \mathbf{P} \mathbf{e}(N_p), \quad (8)$$

式中: $\mathbf{e}(k) = [\omega(k) - \omega^h(k); q(k) - q^h(k)]$, 矩阵 $\mathbf{Q}, \mathbf{R}, \mathbf{P}$ 为相应的跟踪误差、控制量和终端加权矩阵, N_p, N_u 为预测和控制时域。

注解 1: 优化指标的建立可以有多种形式, 如可考虑控制力矩增量的加权或卫星姿态机动时间, 其目的均是为求解待定的独立优化变量 $u(k)$ 。对于不同形式的优化指标, 本文提出的基于 NMPC 的卫星姿态机动控制原理是相同的。

4.2 卫星姿态的预测

根据卫星姿态的当前信息 $x(k)$, 利用离散化的卫星姿态动力学及运动学方程, 通过迭代计算, 可求取未来 N_p 预测步内的卫星姿态信息:

$$\bar{y}(k+1) = f_d(\bar{x}(k), u(k))$$

$$\bar{y}(k+2) = f_d(\bar{x}(k+1), u(k+1))$$

...

$$\bar{y}(k+N_p) = f_d(\bar{x}(k+N_p-1), u(k+N_p-1))$$

从以上 N_p 步预测时域内的系统状态可知, 预测后的待设计自由变量为 N_p 时间步内的控制量 $\{u(k), u(k+1), \dots, u(k+N_p-1)\}$, 即 CMG 的待设计控制力矩。当预测时域 N_p 超出控制时域 N_u 时, 假设控制力矩输入在区间 $[N_u, N_p]$ 保持不变, 即有:

$$u(k+N_u-1) = u(k+N_u) = \dots = u(k+N_p-1),$$

此时卫星姿态的预测输出方程为:

$$\bar{y}(k+1) = f_d(\bar{x}(k), u(k))$$

...

$$\bar{y}(k+N_u) = f_d(\bar{x}(k+N_u-1), u(k+N_u-1)).$$

...

$$\bar{y}(k+N_p) = f_d(\bar{x}(k+N_p-1), u(k+N_u-1)) \quad (9)$$

4.3 卫星姿态机动律的实现

综上, 形成的卫星姿态机动控制的优化问题如下:

$$\min_{U_k} J(x(k), U_k), \quad (10)$$

且满足由执行机构能力带来的时域约束条件:

$$u_{\min} \leq \bar{u}(k+i) \leq u_{\max}, 0 \leq i < N_u,$$

$$\Delta u_{\min} \leq \Delta \bar{u}(k+i) \leq \Delta u_{\max},$$

$$\Delta \bar{u}(k+i) = \bar{u}(k+i) - \bar{u}(k+i-1).$$

目标函数 $J(x(k), U_k)$ 整理为:

$$J(x(k), U_k) = \sum_{i=1}^{N_p} \|\bar{y}_c(k+i) - r(k+i)\|_Q^2 + \sum_{i=0}^{N_u-1} \|\bar{u}(k+i)\|_R^2 + \|\bar{y}_c(k+N_p) - r(k+N_p)\|_P^2, \quad (11)$$

式中: $\bar{y}_c(k+i)$ 表示预测的卫星姿态受控输出, $r(\cdot)$ 为期望的卫星姿态受控输出, 其由卫星机动任务规划而获得。($\mathbf{Q}, \mathbf{R}, \mathbf{P}$) 为跟踪误差加权矩阵、控制力矩加权矩阵和终端加权矩阵。 $\bar{u}(i)$ 为系统的预测控制输入, 即待优化的控制力矩, 定义为:

$$\bar{u}(k+i) = \bar{u}_i, i=0, 1, \dots, N_u-1,$$

式中: $\bar{u}_0, \bar{u}_1, \dots, \bar{u}_{N_u-1}$ 是互相独立的优化变量, 记为:

$$\mathbf{U}_k = [\bar{u}_0 \quad \bar{u}_1 \quad \dots \quad \bar{u}_{N_u-1}]^T,$$

假设卫星姿态控制的约束优化问题的最优解为:

$$\mathbf{U}_k^* = [\bar{u}_0^* \quad \bar{u}_1^* \quad \dots \quad \bar{u}_{N_u-1}^*]^T,$$

根据预测控制原理, 最优解的第一个元素, 即当前时刻的最优控制力矩将作用于卫星姿态控制系统, 定义当前时刻的当前控制量为:

$$u(k) = \bar{u}_0^*.$$

在下一采样时刻, 根据卫星姿态系统更新的状态信息, 重复以上优化过程, 实现卫星姿态机动滚动时域控制。

注解 2: 在本文中, NMPC 控制律是基于卫星姿态动力学及运动学的非线性方程而设计的; 同时, 考虑了执行机构的各种约束, 其中, CMG 群的控制力矩输出增量约束条件由预测时域内相邻待优化变量的差值体现。由此形成的优化控制问题通常为一个非凸的约束非线性优化问题, 可采用 Matlab 或 SNOPT 优化工具箱中的序列二次规划算法进行求解。考虑到算法求解对初值选取较为敏感, 本文将 k 时刻获得的最优解作为 $k+1$ 时刻优化问题的一个参考初值。受限于 NMPC 方法形成优化问题的复杂性、优化求解算法的效率以及星载计算机的资源限制, 在线求取最优机动控制律目前存在实现困难, 本文在此仅作理论方法的研究和探索, 为未来方法的应用奠定理论基础。

注解 3: 保证 NMPC 方法稳定性的一种手段是准无限时域预测控制方法, 即引入终端不变集的思想。对于本文考虑的卫星姿态机动控制问

题,其目标姿态为固定不变的常值,且在优化指标中考虑了有限时域末端惩罚项,以此保证控制方法的稳定性^[13]。

5 金字塔构型 CMG 操纵律设计

金字塔构型 CMG 的几何关系如图 2 所示, g_i 为第 i 个 CMG 的框架轴, (i, j, k) 为沿卫星本体坐标系三轴的基矢量, β 为安装倾角, h_i 为第 i 个 CMG 的角动量, δ_i 为第 i 个 CMG 的框架角。

金字塔构型 CMG 的总角动量在卫星本体坐标系可表示为(取 4 个 CMG 的角动量均为 h_0):

$$\mathbf{h} = \sum_{i=1}^4 h_i(\delta_i) = \mathbf{h}_0 \left[\begin{array}{c} -\cos \beta \sin \delta_1 \\ \cos \delta_1 \\ \sin \beta \sin \delta_1 \end{array} \right] + \begin{array}{c} -\cos \delta_2 \\ -\cos \beta \sin \delta_2 \\ \sin \beta \sin \delta_2 \end{array} + \begin{array}{c} \cos \beta \sin \delta_3 \\ -\cos \delta_3 \\ \sin \beta \sin \delta_3 \end{array} + \begin{array}{c} \cos \delta_4 \\ \cos \beta \sin \delta_4 \\ \sin \beta \sin \delta_4 \end{array} \quad (12)$$

对于考虑的金字塔构型 CMG 群,如果期望卫星三轴具有相同的最大角动量能力,可计算出 CMG 的倾角为 $\beta=53.1^\circ$ 。

CMG 操纵律的作用是将控制律模块规划出的期望控制力矩转化为金字塔构型 CMG 群中每个 CMG 的运动指令,即每个 CMG 的框架角速度运动指令。为使得金字塔构型 CMG 群能够输出稳定、平滑的控制力矩,设计良好的 CMG 的操纵律尤为重要。同时,由于金字塔构型 CMG 群存在奇异问题,使得 CMG 的操纵律设计更为复杂。

鲁棒伪逆操纵律可通过在奇异状态时产生允许的偏差力矩而达到脱离奇异的目的。鲁棒伪逆操纵律的设计可通过最小化如下的优化指标:

$$J = (\mathbf{A}\dot{\delta} - \boldsymbol{\tau})^T \mathbf{H}(\mathbf{A}\dot{\delta} - \boldsymbol{\tau}) + \dot{\delta}^T \mathbf{M}\dot{\delta}, \quad (13)$$

其中: \mathbf{H} , \mathbf{M} 为待设计的正常值矩阵, $\boldsymbol{\tau}$ 为规划出的期望控制力矩。矩阵 \mathbf{A} 为雅克比矩阵,即: $\mathbf{A} = \partial \mathbf{h} / \partial \delta$ 。由以上的优化问题,可以确定出框架角速度变化规律为:

$$\dot{\delta} = \mathbf{A}^+ \dot{h} = \frac{1}{h_0} \mathbf{W} \mathbf{A}^T (\mathbf{A} \mathbf{W} \mathbf{A}^T + \mathbf{V})^{-1} \dot{h}. \quad (14)$$

为了避免 CMG 框架锁死,提高鲁棒伪逆操纵律对奇异性的回避,需要合理设计矩阵 \mathbf{H} , \mathbf{M} 。本文采用如下的方法设计矩阵 \mathbf{H} , \mathbf{M} :

$$\mathbf{V} \equiv \mathbf{H}^{-1} = \lambda \begin{pmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{pmatrix} > 0$$

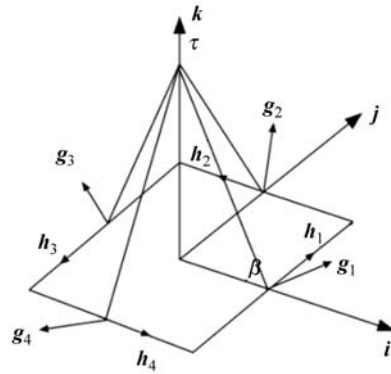


图 2 金字塔构型 CMG

Fig. 2 Four CMG pyramidal configuration

$$\mathbf{W} \equiv \mathbf{M}^{-1} = \begin{pmatrix} W_1 & \lambda & \lambda & \lambda \\ \lambda & W_2 & \lambda & \lambda \\ \lambda & \lambda & W_3 & \lambda \\ \lambda & \lambda & \lambda & W_4 \end{pmatrix} > 0$$

$$\lambda = \lambda_0 \exp[-\mu \det(\mathbf{A} \mathbf{A}^T)],$$

式中: ε_i 可选取为零值附近周期变化的函数,本文取为 $\varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\omega t + \phi_i)$, 参数 λ_0 , μ , ε_0 , ϕ_i 为待定的设计系数,一般根据卫星姿态机动情况进行调整。矩阵 \mathbf{W} 的选取需根据卫星姿态机动模式及给定参考控制力矩特点而选取。

6 仿真及实验研究

为说明基于 NMPC 的卫星姿态机动方法,以某型敏捷小卫星为例,其转动惯量矩阵如下所示:

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} 103.9 & -1.85 & -0.2 \\ -1.85 & 106.38 & -1.55 \\ -0.2 & -1.55 & 146.82 \end{pmatrix},$$

这里,假设卫星的初始姿态欧拉角为 $[0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$, 目标姿态欧拉角随单轴或多轴机动而不同。目标姿态角速度为 $[(0)^\circ/\text{s}, (0)^\circ/\text{s}, (0)^\circ/\text{s}]$, 初始姿态角速度随仿真情况而不同。为验证方法的鲁棒性,考虑转动惯量的对角形式。每个 CMG 的最大框架角速度为 3 rad/s, 转子额定角动量为 5 Nms。考虑金字塔构型 CMG 群的控制力矩约束为 $[-6 \text{ Nm}, 6 \text{ Nm}]$, 其增量约束为 $[-0.15 \text{ Nm},$

0.15 Nm]。考虑卫星单轴或多轴机动时,鲁棒伪逆操纵律参数依次选取为:

$$\mu=10, \lambda_0=\epsilon_0=0.01,$$

$$\phi_1=0, \phi_2=\pi/2, \phi_3=\pi/3,$$

$$W_1=1, W_2=2, W_3=3, W_4=4.$$

轨道高度选择为 660 km 的太阳同步圆轨道,空间干扰力矩取为:

$$\begin{cases} M_{dx}=10^{-5}(3\cos \omega_0 t+1)(\text{Nm}) \\ M_{dy}=10^{-5}(1.5\sin \omega_0 t+3\cos \omega_0 t)(\text{Nm}) \\ M_{dz}=10^{-5}(3\sin \omega_0 t+1)(\text{Nm}) \end{cases}$$

6.1 控制器加权矩阵参数变化对跟踪结果的影响

仿真参数:控制量加权矩阵和预测时域分别为 $R=I_{3 \times 3}, N=30$ 。跟踪误差加权矩阵 Q 分别取为: $3\,000 I_{7 \times 7}, 2\,000 I_{7 \times 7}, 1\,000 I_{7 \times 7}$ 。在下文中,终端惩罚项加权矩阵 P 均选取为 $5\,000 I_{7 \times 7}$ 仿真结果见图 3~图 5。

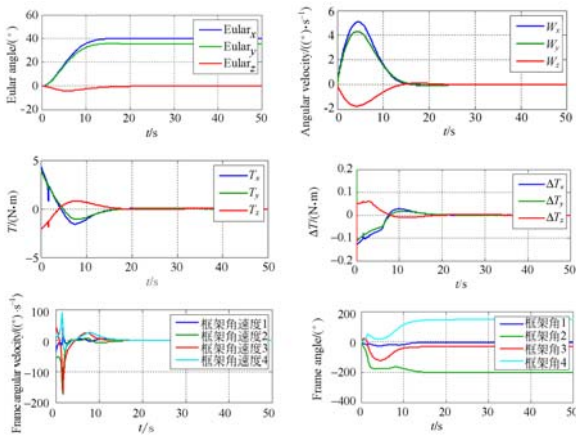


图 3 加权矩阵 $Q=3\,000 I_{7 \times 7}$ 情况的仿真结果

Fig. 3 Simulation results with matrix $Q=3\,000 I_{7 \times 7}$

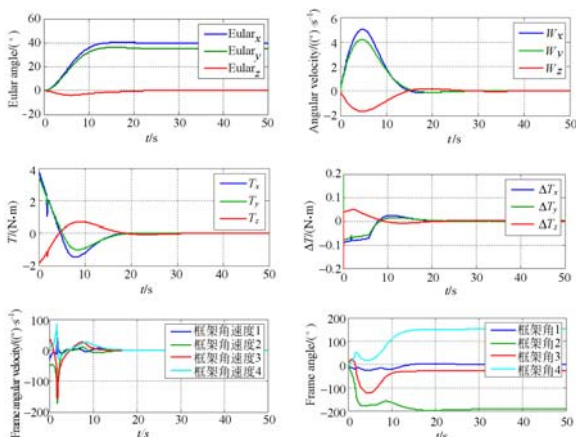


图 4 加权矩阵 $Q=2\,000 I_{7 \times 7}$ 情况的仿真结果

Fig. 4 Simulation results with matrix $Q=2\,000 I_{7 \times 7}$

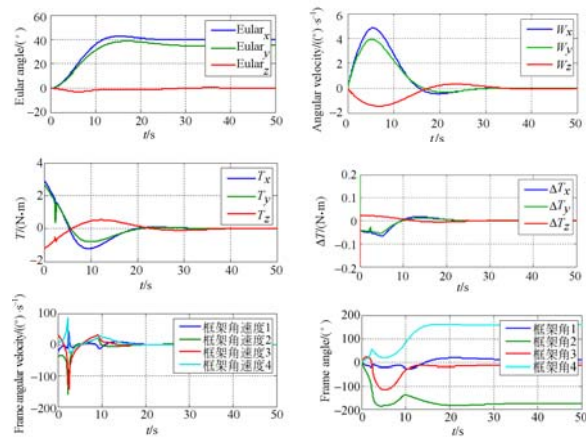


图 5 加权矩阵 $Q=1\,000 I_{7 \times 7}$ 情况的仿真结果

Fig. 5 Simulation results with matrix $Q=1\,000 I_{7 \times 7}$

6.2 控制器预测时域参数变化对跟踪结果的影响

仿真参数:控制量加权矩阵和跟踪误差加权矩阵分别取为 $R=I_{3 \times 3}, Q=3\,000 I_{7 \times 7}$ 。预测时域 N 分别取为: $N=30, N=20, N=10$ 。结果见图 6-图 8。

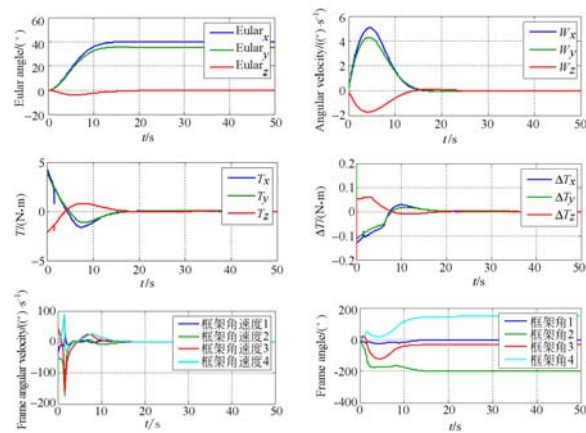


图 6 预测时域 $N=30$ 情况的仿真结果

Fig. 6 Simulation results with predictive horizon $N=30$

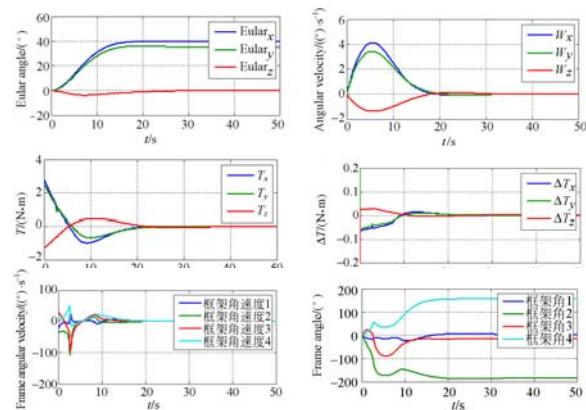


图 7 预测时域 $N=20$ 情况的仿真结果

Fig. 7 Simulation results with predictive horizon $N=20$

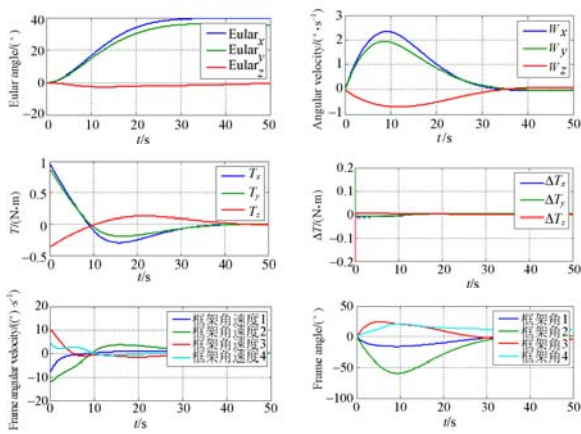


图 8 预测时域 N=10 情况的仿真结果

Fig. 8 Simulation results with predictive horizon N=10

由图 3-图 8 分析可知,在基于 NMPC 的卫星姿态机动控制律中,所采用的加权矩阵 Q 值越大,预测时域 N 越长,控制律规划出的 CMG 群的控制力矩越大,卫星姿态的机动速度越快。增大加权矩阵 Q 相当于控制律的设计更关注于跟踪误差,而延长预测时域 N 相当于在每一步优化过程中要考虑的系统未来状态信息越多,所优化出的控制力矩更有助于系统跟踪误差的快速收敛。

6.3 基于 NMPC 与滑模控制方法的卫星姿态机动比较

这里,给出 NMPC 方法与文献[12]中终端滑模控制方法的比较结果。终端滑模控制的思想是在滑动超平面的设计中引入了非线性函数,使滑模面上的跟踪误差在有限时间内收敛到零。

NMPC 方法与终端滑模控制方法的参数分别选取为:

NMPC 参数: $R=I_{3 \times 3}$, $N=30$, $Q=6000I_{7 \times 7}$.

终端滑模参数:

$$K=0.009, \delta_0=0.01, \delta_1=1$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad C_2 = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.8 & 0 \\ 0 & 0 & 0.8 \end{bmatrix}.$$

以卫星姿态进行 z 轴机动 30° 为例,比较结果如图 9 和图 10 所示。

从两种方法的欧拉角和角速度变化曲线可以看出,基于 NMPC 方法的卫星姿态能够在 14 s 达到机动目标,而基于终端滑模方法的卫星姿态需要在 17 s 达到机动目标。虽然基于终端滑模

方法的卫星姿态角速度最大值 ($4.86^\circ/s$) 比基于 NMPC 方法的姿态角速度最大值 ($3.83^\circ/s$) 要大,但后者的平均角速度要更大些,使得整体姿态机动过程的时间较短,机动速度较快。在利用终端滑模控制方法设计机动控制律时,由于没有考虑执行机构的约束,其规划出的 CMG 群的控制力矩很大,超出了考虑的约束范围 ($-6 \sim 6$ Nm),因此在 $0 \sim 2.9$ s 内达到饱和。而基于 NMPC 方法规划的控制力矩始终满足约束范围。两种方法规划出的 CMG 群控制力矩增量变化虽均满足考虑的约束范围 ($-0.15 \sim 0.15$ Nm),但基于终端滑模方法的控制力矩增量变化波动较大,相对于 NMPC 方法,其姿态稳定度较低。

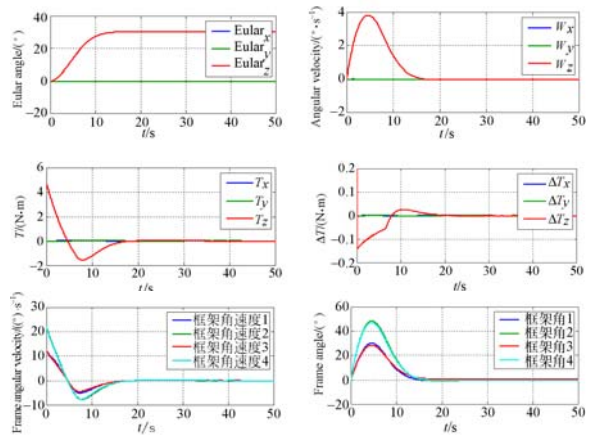


图 9 基于 NMPC 方法的仿真结果

Fig. 9 Simulation results based on NMPC method

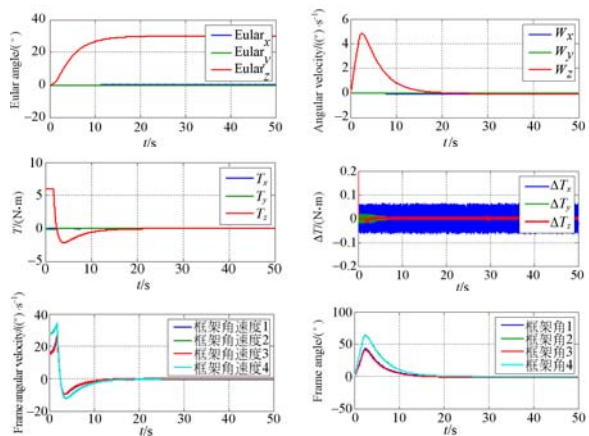


图 10 基于滑模控制方法的仿真结果

Fig. 10 Simulation results based on sliding mode approach

6.4 基于 PXI 硬件的卫星姿态单轴及多轴机动实验

针对利用 NMPC 的卫星姿态机动方法,基于

PXI 高效硬件仿真系统(见图 11)验证卫星姿态多种机动模式的控制效果,包括卫星姿态单轴机动、双轴机动、三轴机动及具有初始角速度的姿态机动。



图 11 PXI 硬件仿真系统

Fig. 11 PXI hardware simulation system

仿真参数:控制量加权矩阵和跟踪误差加权矩阵取值为 $R = I_{3 \times 3}$, $Q = 3\ 000 I_{7 \times 7}$, 预测时域 $N = 30$ 。

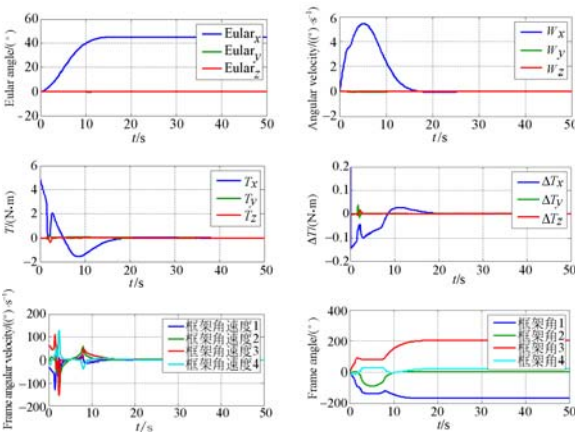


图 12 卫星姿态滚动轴机动仿真结果

Fig. 12 Simulation results of satellite attitude maneuver based on roll-axis

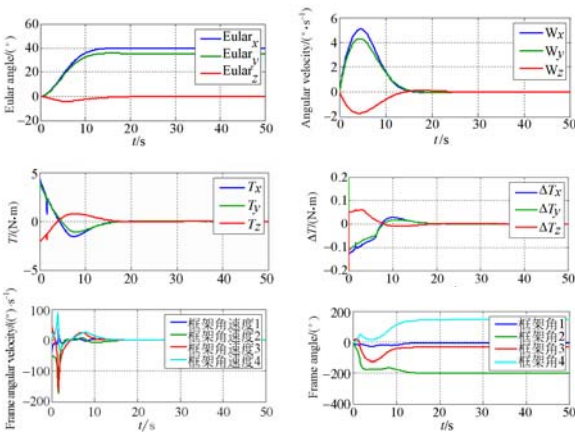


图 13 卫星姿态滚动俯仰轴机动仿真结果

Fig. 13 Simulation results of satellite attitude maneuver based on roll and pitch axis

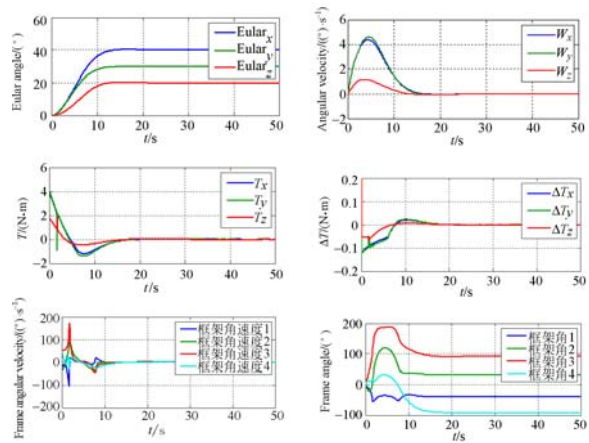


图 14 卫星姿态三轴机动仿真结果

Fig. 14 Simulation results of satellite attitude maneuver based on three axes

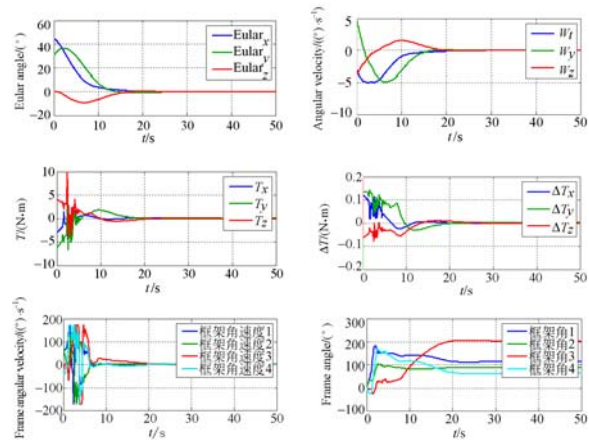


图 15 具有初始角速度的卫星姿态机动仿真结果

Fig. 15 Simulation results of satellite attitude maneuver with initial angle velocity

对于考虑的单轴或多轴机动仿真(图 12~图 15),卫星姿态能够在 20 s 内完成 45° 的大角度机动,CMG 群输出的三轴最大控制力矩约为 6 Nm,卫星姿态角速度能够最大达到 $5.5^\circ/s$,且在机动过程中,CMG 群的输出力矩增量满足初始设计约束。在卫星完成机动后,其姿态能够快速实现稳定。虽然控制器设计时考虑的转动惯量矩阵为对角形式,其与真实的转动惯量有偏差,但控制器仍能够保证卫星姿态实现快速的大角度机动。此外,在考虑的空间干扰力矩作用下,控制器仍具有很高的控制作用。这两点也说明设计的基于 NMPC 的控制方法及 CMG 群操纵律的鲁棒性。

7 结 论

本文以敏捷卫星的快速大角度机动需求为背景,基于卫星的非线性动力学和运动学方程,在考虑卫星 CMG 群的控制力矩输出能力约束下,利用非线性模型预测控制方法设计了卫星姿态机动控制律,并基于鲁棒伪逆方法设计了 CMG 群的操纵律。结果表明:增大跟踪性能加权矩阵或延长预测时域均可以提高卫星姿态机动速度,缩短

卫星姿态机动时间。通过与终端滑模控制方法的对比可知,提出的基于非线性模型预测控制的卫星姿态控制律具有更快的机动性能。针对本文算例的研究表明,卫星姿态在 18 s 内实现了 40° 的大角度快速机动,对应的姿态指向精度和稳定度分别为 0.01° 和 $0.04^\circ/\text{s}$ 。同时,规划出的控制力矩始终满足其约束。基于 PXI 硬件的实验验证了本文方法的有效性和鲁棒性。但受限于非线性模型预测控制方法的计算量和优化求解等问题,其在实际中的应用还有待进一步研究。

参考文献:

- [1] 陈雪芹,耿云海,王峰,等. 敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J]. 光学精密工程,2012,20(5):1031-1040.
CHEN X Q, GENG Y H, WANG F, et al.. Star-ing imaging attitude tracking control of agile small satellite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(5):1031-1040. (in Chinese)
- [2] 徐开,金光,陈娟,等. 敏捷小卫星姿态机动切换算法[J]. 光学精密工程,2008,16(8):1528-1532.
XU K, JIN G, CHEN J, et al.. Switch algorithm for quick small satellite attitude maneuver[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8):1528-1532. (in Chinese)
- [3] 郭金良. 三轴稳定卫星姿态机动的时最优控制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学硕士学位论文,2013.
GUO J L. *Time optimal control for three-axis stabilized satellite reorientation*[D]. Harbin:Dissertation for the Master Degree in Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [4] 王慎航. 卫星姿态大角度机动的非线性控制律方法的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学硕士学位论文,2010.
WANG SH H. *The research of large angle maneuver attitude nonlinear control law for satellite* [D]. Harbin:Dissertation for the Master Degree in Harbin Institute of Technology,2010. (in Chinese)
- [5] 李传江. 基于 Lyapunov 方法的航天器非线性姿态控制问题研究[D]. 哈尔滨工业大学博士学位论文,2006.
LI CH J. *Research on nonlinear attitude control for spacecrafts based on Lyapunov method* [D]. Harbin:Dissertation for the Doctoral Degree in Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
- [6] 何昱. 基于单枢控制力矩陀螺的敏捷小卫星姿态机动控制研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学硕士学位论文,2011.
HE Y. *Research on attitude maneuvers control of agile small satellite based on SGCMG* [D]. harbin: Dissertation for the Master Degree in Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [7] 管萍,刘小河,刘向杰. 挠性卫星的变结构姿态控制[J]. 控制理论与应用,2007,24(3):480-484.
GUAN P, LIU X H, LIU X J. Variable structure attitude control of flexible satellite [J]. *Control Theory and Applications*, 2007, 24(3):480-484. (in Chinese)
- [8] 杨云刚. 敏捷卫星快速机动及稳定方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学硕士学位论文,2013.
YANG Y G. *Research on rapid maneuver and stabilization method for agile satellite* [D]. Harbin: Dissertation for the Master Degree in Harbin Institute of Technology,2013. (in Chinese)
- [9] 徐开,金光,陈娟,等. 应用准滑模变结构算法控制小卫星姿态[J]. 光学精密工程,2007,15:118-123.
XU K, JIN G, CHEN J, et al.. Application of variable structure algorithm on small satellite attitude control[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15:118-123. (in Chinese)
- [10] 赵琳,闫鑫,郝勇,等. 基于快速终端滑模的航天器自适应容错控制[J]. 宇航学报,2012,33(4):426-435.
ZHAO L, YAN X, HAO Y, et al.. Adaptive fault tolerant control for spacecraft based on fast terminal sliding mode[J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(4):426-435. (in Chinese)
- [11] 黄勇,李小将,王志恒,等. 基于终端滑模的卫星编队飞行有限时间控制[J]. 空间科学学报,2014,34(1):109-115.

- HUANG Y, LI X J, WANG ZH H, *et al.*. Finite-time control of satellites formation based on terminal sliding mode [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2014, 34(1):109-115. (in Chinese)
- [12] 常琳,金光,范国伟,等. 基于终端滑模控制的小卫星快速机动方法研究[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(2):485-496.
- CHANG L, JIN G, FAN G W, *et al.*. Small satellite maneuver based on terminal sliding mode control[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(2):485-496. (in Chinese)
- [13] 陈虹. 模型预测控制[M]. 北京:科学出版社, 2013.
- CHEN H. *Model Predictive Control* [M]. Beijing: Science Press, 2013. (in Chinese)
- [14] 陈磊. 基于 SGCMG 的灵敏小卫星姿态控制研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学硕士学位论文, 2009.
- CHEN L. *Research on attitude control of agile small satellite based on SGCMG* [D]. Harbin: Dissertation for the Master Degree in Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [15] 刘刚,李传江,马广富,等. 应用 SGCMG 的卫星姿态快速机动控制[J]. *航空学报*, 2011, 32(10):1905-1913.
- LIU G, LI CH J, MA G F, *et al.*. Time efficient controller design for satellite attitude maneuvers using SGCMG [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10):1905-1913. (in Chinese)

作者简介:



范国伟(1983-),男,吉林长春人,助理研究员,2012年于哈尔滨工业大学获得博士学位,主要从事卫星姿态控制、空间光学系统成像方面的研究。E-mail: fangw416@163.com



常琳(1985-),女,吉林长春人,博士研究生,2009年于南开大学获得学士学位,主要从事卫星姿态控制算法研究。E-mail: fanglinchang@aliyun.com

(本栏目编辑:马健)

(版权所有 未经许可 不得转载)