

DOI: 10.7641/CTA.2018.70157

挠性卫星姿态机动三段式轨迹规划与滚动跟踪控制

范国伟[†], 王绍举, 徐伟, 常琳, 杨秀彬, 王旻

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 空间新技术室, 吉林 长春 130033;

小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033)

摘要: 以多样成像模式对挠性敏捷卫星姿态的快速机动控制为需求, 本文针对金字塔构型控制力矩陀螺(control moment gyroscope, CMG)群为执行机构的挠性卫星, 提出基于三段式正弦角加速度的姿态路径规划方法及具有滚动优化思想的跟踪控制算法. 在姿态机动路径规划方法设计中, 融合谱分析及非线性优化方法, 设计了兼顾卫星姿态机动快速性及抑制挠性附件振动性能的姿态轨迹; 为实现对规划姿态轨迹的高精度跟踪, 综合加权优化指标及奇异性、执行机构能力等约束, 设计了金字塔构型CMG群框架角速度的非线性模型预测(nonlinear model predictive control, NMPC)跟踪控制律. 在转动惯量存在测量误差及空间干扰情况下, 多种姿态机动仿真表明, 本文提出的控制方法是有效的, 且表现出较强的鲁棒性.

关键词: 挠性卫星; 金字塔构型CMG群; 快速机动; 姿态轨迹规划; 滚动跟踪控制

引用格式: 范国伟, 王绍举, 徐伟, 等. 挠性卫星姿态机动三段式轨迹规划与滚动跟踪控制. 控制理论与应用, 2018, 35(9): 1260 – 1271

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Three-segment trajectory plan and moving horizon tracking control of flexible satellite attitude maneuver

FAN Guo-wei[†], WANG Shao-ju, XU Wei, CHANG Lin, YANG Xiu-bin, WANG Min

(Department of Space New Technology, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun Jilin 130033, China;

National and Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun Jilin 130033, China)

Abstract: To satisfy the attitude rapid maneuver control requirements of various imaging modes, in this paper, the flexible satellite with the pyramid configuration control moment gyroscope (CMG) is considered, then the three-segment sine attitude trajectory planning method of angular acceleration and tracking algorithm with rolling optimization idea are proposed. In the design of attitude trajectory planning method, combining the spectrum analysis and nonlinear optimization method, the attitude trajectory which considers the performances of attitude rapid maneuver and vibration suppression is designed. To track the planed attitude trajectory accurately, taken the weighted optimization function, singularities of CMG and actuator's capacity as the constraints, the tracking control law based on nonlinear model predictive control (NMPC) is presented for frame angular velocity of CMG groups. In the present of inertia deviation and space disturbances, a variety of attitude maneuver simulations are given. The results illustrate that, the proposed control method is effective and has the strong robustness.

Key words: flexible satellite; pyramid configuration CMG groups; rapid maneuver; attitude trajectory planning; moving horizon tracking control

Citation: FAN Guo-wei, WANG Shao-ju, XU Wei, et al. Three-segment trajectory plan and moving horizon tracking control of flexible satellite attitude maneuver. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(9): 1260 – 1271

1 引言(Introduction)

为增强卫星在轨的应用效能, 提高敏捷卫星的快速机动能力及机动后的高稳定性是主要技术途径之

一^[1-2]. 然而, 随着在轨卫星的结构复杂化、构型多样化, 整星的挠性特性越来越明显, 如大型太阳能帆板、星载天线等. 这不仅影响机动的快速性, 也影响机

收稿日期: 2017-03-15; 录用日期: 2018-03-12.

[†]通信作者. E-mail: fangw416@163.com; Tel.: +86 431-86176992.

本文责任编辑: 倪茂林.

国家自然科学基金项目(61503360, 61705222), 吉林省优秀青年人才基金项目(20180520216JH)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61503360, 61705222) and the Fund of Outstanding Talented Young Person of Jilin Province (20180520216JH).

动后的姿态稳定性. 如何兼顾卫星姿态控制的敏捷性及抑制挠性附件的振动是目前卫星姿态控制领域的主要课题之一^[3-4].

通常, 提高卫星姿态机动敏捷性需要采用大控制力矩的执行机构, 如控制力矩陀螺或大飞轮等. 但卫星姿态机动时角加速度的剧烈变化会引起挠性附件的振动. 挠性卫星快速机动的需求可归纳为两点, 其一是要求卫星姿态机动到目标位置的时间尽可能短, 且姿态振动要小; 其二是进入稳定的时间要短, 稳定精度要高. 解决该问题的一种有效手段是对卫星姿态机动轨迹进行合理设计, 并对其进行高性能跟踪控制.

在卫星姿态机动轨迹规划方法研究中, 许多规划算法被提出. 在文献[5]中, 申晓宁等利用多目标优化精英进化算法, 设计了具有挠性帆板卫星姿态的最优机动路径, 在提高卫星姿态机动快速性的同时也抑制了挠性帆板的振动. 在文献[6]中, 郑立君等基于对挠性卫星动态特性的分析, 设计了具有光滑的、抛物线型角加速度形式的卫星姿态机动路径, 且在规划过程中综合考虑了各种物理约束, 提高了卫星姿态机动的敏捷性. 近几年来, 基于伪谱法的轨迹规划也受到广泛的研究, 并被应用到卫星姿态控制的各个领域, 如文献[7]中对单框架控制力矩陀螺的无奇异框架角轨迹规划方法, 文献[8]中的固体运载火箭上升段轨迹快速优化方法. 与文献[6]方法不同, 基于伪谱法的规划不能获得最优轨迹的解析解, 而是通过对离散点的数值拟合来获得最优轨迹, 在应用时存在计算量大, 难以存储等问题. 在跟踪控制方法的研究中, 姜炳强在文献[9]中设计了非奇异快速终端滑模控制器, 以实现规划轨迹的快速跟踪控制. 同时, 为了增强跟踪控制器的自适应性和鲁棒性, 利用切比雪夫神经网络方法来减小滑模变结构的抖振. 丰志伟等在文献[10]中提出了基于系统限制状态的反馈控制方法, 实现对伪谱法求解的最优路径的跟踪. 其控制量可以分解为两部分, 一部分是伪谱法优化得到的参考控制量, 一部分是反馈控制量. 其他的先进跟踪控制方法还有如最

优控制、模糊自适应、退步法、内模法及模型预测控制方法等^[11-16].

卫星姿态快速机动过程中, 除需要结合考虑挠性附件的振动抑制外, 还会受到许多不同的约束限制, 如为保证传感器有效工作而对角速度的约束、执行机构的力矩输出特性以及机动时间最优性约束等, 这些因素的存在使得卫星姿态机动控制律的设计具有极大的困难和挑战.

本文以金字塔构型控制力矩陀螺(control moment gyroscope, CMG)群为执行机构的挠性敏捷卫星为研究对象, 针对卫星姿态的快速机动控制问题, 提出一种融合三段式姿态路径规划与滚动优化跟踪的卫星姿态控制方法, 以离线一次规划及在线滚动优化跟踪方式实现挠性敏捷卫星的姿态大角度快速机动及对挠性附件的振动抑制. 通过单轴、多轴、不确定性影响及与滑模控制方法的对比说明本文方法的控制性能.

2 姿态快速机动控制策略(Control scheme for attitude rapid maneuver)

本文提出的基于三段式轨迹规划与滚动跟踪的挠性卫星姿态快速机动控制过程分为以下两个步骤(见图1):

1) 根据成像任务对卫星姿态大角度快速机动需求, 综合考虑各种物理约束, 将卫星姿态机动过程分解为三段, 分别为加速段、匀速段和减速段. 同时, 将角加速度曲线的加速段和减速段规划为具有单一频率的正弦型. 结合对挠性附件振动动力学的谱分析, 以非线性优化方式实现规划曲线参数的离线计算. 通过一次和二次积分获得姿态机动的规划角速度曲线及角位置曲线.

2) 以规划姿态曲线为跟踪目标, 在建立以金字塔构型CMG群为执行机构的挠性卫星姿态动力学及运动学基础上, 以非线性模型预测控制方法设计具有滚动优化思想的CMG群框架角速度控制律, 避免CMG群操纵律的设计. 通过控制器的滚动时域优化, 实现对规划姿态轨迹的高精度跟踪.

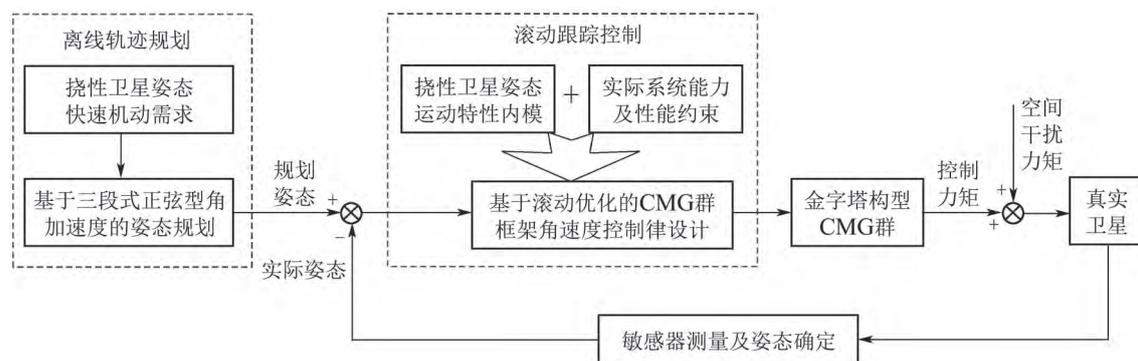


图1 挠性敏捷卫星姿态快速机动控制方案框图

Fig. 1 Control scheme of attitude rapid maneuver for flexible agile satellite

3 面向状态预估的控制模型建立 (Control modeling for attitude prediction)

3.1 姿态运动的非线性建模 (Nonlinear modeling of attitude maneuver)

为了指导卫星姿态轨迹规划与跟踪控制器的设计, 需要建立以金字塔构型CMG群为执行机构挠性卫星的面向控制应用的数学模型. 在惯性坐标系下, 挠性卫星姿态动力学特性可描述为方程式(1):

$$J_s \dot{w} + \sigma^T \dot{\eta} + [w \times] J_s w + [w \times] \sigma^T \eta = -\dot{H}_{CMG} - [w \times] H_{CMG} + T_d, \quad (1)$$

式中: J_s 表示整星转动惯量矩阵, w 表示星体三轴姿态角速度, σ 表示挠性附件与星体之间的刚柔耦合矩阵, η 表示模态坐标系下的挠性附件振动的位移, H_{CMG} 表示金字塔构型CMG群的三轴角动量, T_d 表示空间干扰力矩, $[w \times]$ 定义为

$$[w \times] = \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

为后续控制器设计简便, 本文中定义金字塔构型CMG群的控制力矩为

$$T_{CMG} = -\dot{H}_{CMG} - [w \times] H_{CMG}. \quad (3)$$

由挠性卫星姿态动力学可知, 在控制力矩的作用下, 将引起卫星姿态角速度的变化, 进而引起卫星姿态的变化. 本文采用工程上意义明确的欧拉角描述卫星姿态. 定义符号 $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 分别表示 xyz 转序下的滚动角、俯仰角和偏航角. 进而, 由欧拉角描述的卫星姿态运动学方程定义为式(4):

$$\dot{\theta} = M(\theta)w, \quad (4)$$

其中: 符号 $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T, w = [w_x \ w_y \ w_z]^T$, 符号 $M(\theta)$ 定义为

$$M(\theta) = \frac{1}{\cos \theta_y} \begin{bmatrix} \cos \theta_z & -\sin \theta_z & 0 \\ \cos \theta_y \sin \theta_z & \cos \theta_y \cos \theta_z & 0 \\ -\cos \theta_z \sin \theta_y & \sin \theta_z \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix}. \quad (5)$$

挠性附件的振动主要由卫星姿态机动过程中的角加速度变化引起, 在模态坐标系下, 假设挠性附件模态的阻尼比矩阵为 ζ_f , 振动频率矩阵为 w_f , 则挠性附件的振动特性可以描述为下式:

$$\ddot{\eta} + 2\zeta_f w_f \dot{\eta} + w_f^2 \eta + \sigma \dot{w} = 0. \quad (6)$$

结合挠性卫星姿态动力学、运动学及挠性附件振动动力学, 以挠性卫星姿态欧拉角、挠性附件振动位移、姿态角速度、挠性附件振动角速度为系统

状态, 即定义 $x = [\theta \ \eta \ w \ w_\eta]^T$, 在不考虑空间干扰力矩情况下, 得到的状态空间方程如式(7):

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \\ \dot{w} \\ \dot{w}_\eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_s & \sigma^T \\ 0 & 0 & \sigma & I \end{bmatrix}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I \\ 0 \end{bmatrix} T_{CMG} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & -M(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I \\ 0 & 0 & [w \times] J_s & [w \times] \sigma^T \\ 0 & w_f^2 & 0 & 2\zeta_f w_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \\ w \\ w_\eta \end{bmatrix} \right\}. \quad (7)$$

非线性方程式(7)描述了挠性卫星姿态欧拉角、挠性附件振动位移、姿态角速度、挠性附件振动角速度以及CMG群控制力矩输入间的强耦合关系.

综上, 在假设状态均可测量情况下, 以CMG群为执行机构挠性卫星的非线性模型描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + B T_{CMG}, \\ y_c = x, \end{cases} \quad (8)$$

式中:

$$f(x) = -\begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_s & \sigma^T \\ 0 & 0 & \sigma & I \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 & 0 & -M(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I \\ 0 & 0 & [w \times] J_s & [w \times] \sigma^T \\ 0 & w_f^2 & 0 & 2\zeta_f w_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \\ w \\ w_\eta \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_s & \sigma^T \\ 0 & 0 & \sigma & I \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

3.2 金字塔构型CMG群系统模型 (Modeling of pyramid configuration CMG groups)

本文考虑的控制力矩陀螺群为单框架金字塔构型, 4个单框架CMG沿着卫星本体坐标系对称安装, 如图2所示. $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ 表示沿卫星本体坐标系三轴的基矢量, \vec{g}_i 表示第 i 个CMG单元的框架轴, \vec{h}_i 表示第 i 个CMG单元的角动量, $\vec{\delta}_i$ 表示第 i 个CMG单元的框架角, β 表示安装倾角.

金字塔构型CMG群系统的角动量 H 由每个CMG单元的角动量在卫星本体系下投影组成, 即有式(10):

$$H = \vec{h}_1(\delta_1) + \vec{h}_2(\delta_2) + \vec{h}_3(\delta_3) + \vec{h}_4(\delta_4) = \begin{bmatrix} -\cos \beta \sin \delta_1 \\ \cos \delta_1 \\ \sin \beta \sin \delta_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\cos \delta_2 \\ -\cos \beta \sin \delta_2 \\ \sin \beta \sin \delta_2 \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} \cos \beta \sin \delta_3 \\ -\cos \delta_3 \\ \sin \beta \sin \delta_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \delta_4 \\ \cos \beta \sin \delta_4 \\ \sin \beta \sin \delta_4 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

不失一般性, 在上式中假设 4 个 CMG 的角动量均相同, 设置其值均为 1.

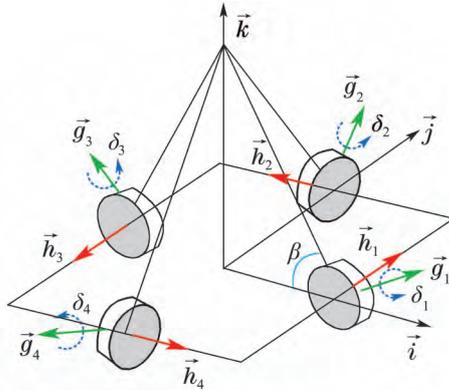


图 2 金字塔构型 CMG 群系统示意图

Fig. 2 Diagram of pyramid configuration CMG groups

当每个 CMG 单元框架角转动时, 有金字塔构型 CMG 群系统的角动量 H 变化率为

$$dH = J_1 d\delta_1 + J_2 d\delta_2 + J_3 d\delta_3 + J_4 d\delta_4 = J d\delta. \quad (11)$$

式(11)中: J 表示雅克比矩阵, 形式为

$$J = [J_1 \ J_2 \ J_3 \ J_4] = \begin{bmatrix} -\cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & \cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

式中 J_i 表示第 i 个 CMG 单元输出的力矩矢量. 进而, 金字塔构型 CMG 群的输出力矩可描述为式(13):

$$T_{\text{CMG}} = \dot{H}(\delta) = J \dot{\delta}, \quad (13)$$

式中 $\dot{\delta} = [\dot{\delta}_1 \ \dot{\delta}_2 \ \dot{\delta}_3 \ \dot{\delta}_4]^T$ 为金字塔构型 CMG 群系统的框架角速度. 定义衡量金字塔构型 CMG 群的奇异性度量值为

$$D = \det(JJ^T), \quad (14)$$

式中 $\det(\cdot)$ 表示取行列式值. 当 D 值越趋近于 0 时, 表明奇异性越大; 当 D 值越大时, 表明离奇异性越远. 在本文中将以约束的形式对奇异性加以限制.

综上, 结合式(8)和式(13), 建立的以 CMG 群为执行机构的挠性卫星面向控制的模型可视为以 $x = [\theta \ \eta \ w \ w_\eta \ \delta]^T$ 为状态变量, 以框架角速度 $u = \dot{\delta}$ 为控制输入量的非线性系统. 在本文研究中, 为符号描述方便, 简记该系统方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + B\dot{\delta}, \\ y_c = x. \end{cases} \quad (15)$$

通过对以上连续时间方程进行离散化, 可获得离散时间方程如式(16):

$$\begin{cases} x(k+1) = f_d(x(k)) + B_d \dot{\delta}(k), \\ y_c(k) = x(k). \end{cases} \quad (16)$$

可以看出, 以金字塔构型 CMG 群为执行机构的挠性敏捷卫星, 其可以通过调节 CMG 群框架轴角速度的方向和大小来进行姿态的机动控制, 这一过程具有复杂的非线性. 此外, 以式(16)为基础, 依据初始时刻状态信息, 可以实现未来一段时间内对卫星姿态及挠性附件振动特性的预估.

4 姿态快速机动三段式规划(Three-segment path plan for attitude rapid maneuver)

卫星姿态大角度快速机动控制需求是在不引起挠性附件剧烈振动情况下, 在较短时间内从初始姿态机动至目标姿态, 且保持较高的姿态指向及稳定度, 并在机动过程中满足各种约束. 由挠性附件振动的动力学方程(6)可知, 挠性附件的振动由卫星姿态角加速度的快速变化引起, 因此抑制挠性附件振动需对姿态角加速度进行合理设计. 此外, 卫星姿态控制是一个典型的非线性控制问题, 且受到各种时域约束, 如 CMG 群力矩输出能力约束、为保证敏感器正常工作的姿态机动角速度约束或安全性约束等. 这些问题的存在导致挠性卫星姿态快速机动控制存在一定困难. 一种行之有效的方案是对姿态机动轨迹进行合理的规划, 在尽量避免挠性附件振动, 且满足各种约束情况下完成姿态机动任务. 本节将提出针对卫星姿态机动角加速度曲线的三段式轨迹规划方法, 并结合谱分析及优化算法, 设计一种最优的姿态机动曲线.

4.1 正弦型角加速度机动曲线设计(Design of sine angular acceleration maneuver curve)

姿态角加速度的路径规划形式有多种, 考虑到正弦函数具有形式简单, 且频率易于刻画等优点, 本节以正弦函数为原型设计姿态角加速度曲线. 将卫星姿态机动过程中的角加速度曲线分解为三段, 分别为加速段、匀速段和减速段. 角加速度曲线的加速段设计为开口向下的半正弦型函数形式(周期为 $2T$, 其中符号 T 表示规划的正弦型角加速度函数的半周期), 角加速度曲线的匀速段设计为常值零, 减速段设计为开口向上的半正弦型函数形式, 幅值和频率的大小与加速段的参数相同. 在规划的角加速度曲线基础上, 通过积分即可获得角速度及角位置曲线. 本文以姿态正向机动任务为例, 规划的姿态角加速度、角速度及角位置曲线如图 3 所示.

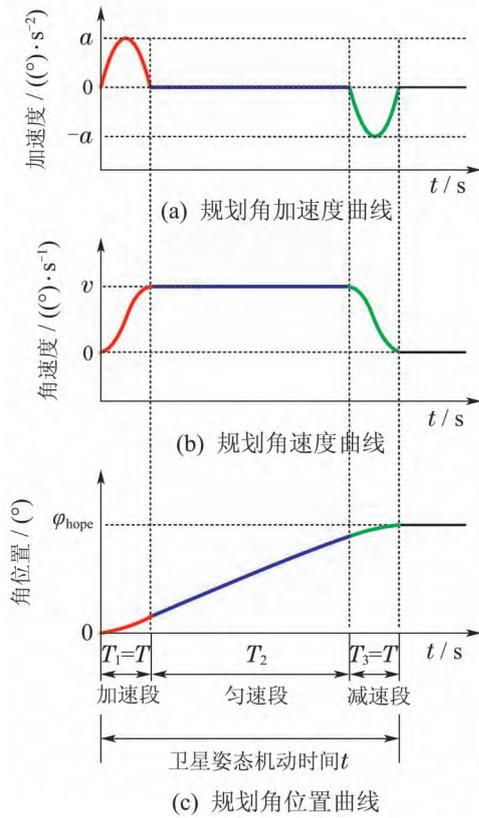


图3 姿态角加速度、角速度及角位置规划曲线

Fig. 3 Planned curves of attitude angular acceleration, angular velocity and attitude angle

具体地,设计的角加速度机动轨迹规划曲线各阶段方程如下:

加速段:

$$a(t) = a \sin\left(\frac{\pi}{T}t\right). \quad (17a)$$

匀速段:

$$a(t) = 0. \quad (17b)$$

减速段:

$$a(t) = -a \sin\left(\frac{\pi}{T}(t - T - T_2)\right). \quad (17c)$$

设计的角速度机动轨迹规划曲线各阶段方程如下:

加速段:

$$v(t) = \frac{aT}{\pi} \left(1 - \cos\left(\frac{\pi}{T}t\right)\right). \quad (18a)$$

匀速段:

$$v(t) = v. \quad (18b)$$

减速段:

$$v(t) = \frac{aT}{\pi} \left(1 + \cos\left(\frac{\pi}{T}(t - T - T_2)\right)\right). \quad (18c)$$

设计的角位置机动轨迹规划曲线各阶段方程如下:

加速段:

$$\varphi(t) = \frac{aT}{\pi} \left(t - \frac{T}{\pi} \sin\left(\frac{\pi}{T}t\right)\right). \quad (19a)$$

匀速段:

$$\varphi(t) = v(t - T) + \frac{aT^2}{\pi}. \quad (19b)$$

减速段:

$$\varphi(t) = \frac{aT}{\pi} \left(t + T_2 + \frac{\pi}{T} \sin\left(\frac{\pi}{T}(t - T - T_2)\right)\right), \quad (19c)$$

式中: a 表示待设计的角加速度最大值, v 表示待设计的角速度最大值, φ_{hope} 为期望的机动姿态角位置, T_2 为匀速段时间长度, T_1, T_3 分别为加速段及减速段的时间长度,由于本文设计的对称性,有 $T_1 = T_3$ 成立.

根据规划曲线各阶段的幅值关系,可计算出

$$T = T_1 = T_3 = \frac{v\pi}{2a}, \quad (20a)$$

$$T_2 = \frac{\varphi_{\text{hope}}}{v} + \frac{v\pi}{2a}, \quad (20b)$$

进而,卫星姿态的机动时间为

$$t = T_1 + T_2 + T_3 = \frac{\varphi_{\text{hope}}}{v} + \frac{v\pi}{2a}. \quad (21)$$

4.2 挠性振动抑制的谱分析(Spectrum analysis of flexible vibration suppression)

由挠性附件振动的动力学方程式(6)可知,为避免激起挠性附件的振动,应对规划的角加速度曲线的频率特性加以约束.由线性系统理论,挠性附件振动的动力学方程可视为以 $\sigma\dot{w}$ 为控制输入、 η 为系统输出的典型的二阶振荡环节,其传递函数可记为

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 2\zeta_f w_f s + w_f^2}, \quad (22)$$

由式(22)的对数频率特性可知,若规划的角加速度频率接近挠性附件振动固有频率时,将会激起挠性附件较大的振动,只有当规划的角加速度频率远离挠性附件振动固有频率时,才会避免激起挠性附件的大幅振动.由于本文设计的规划曲线仅考虑了单一频率的正弦形式,因此在设计角加速度曲线的频率时,即对角加速度曲线的加速段和减速段半周期 T_1 和 T_3 设计时,应选取合适的半周期值以保证角加速度曲线频率远离挠性附件振动频率.同时,半周期值的设计也要综合考虑整个控制系统的跟踪能力进行合理的规划.

4.3 曲线参数的非线性优化设计(Nonlinear optimization design for curve parameters)

由上两小节的设计可知,在规划的角加速度、角速度及角位置曲线各个参数中,只有角加速度最大值 a 、角速度最大值 v 及卫星姿态的机动时间 t 这三个参数为待设计量.同时,由式(21)可见,卫星姿态的机动时间 t 也可描述为待设计角加速度最大值 a 、角速度最大值 v 的函数,因此只有参数 a 和 v 待设计.

通常, 在卫星姿态的快速机动过程中, 一方面需避免引起挠性附件的振动, 一方面需姿态机动的时间较短. 基于此, 在本文规划曲线的参数设计中, 以避免挠性附件振动为约束, 以卫星姿态机动时间为待优化目标, 建立的以角加速度最大值 a 、角速度最大值 v 为待优化参数的非线性优化问题见式(23):

$$\min_{v,a}(t) = \min_{v,a} \left(\frac{\varphi_{\text{hope}}}{v} + \frac{v\pi}{2a} \right),$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} \frac{v\pi}{2a} > 0, \\ \frac{\varphi_{\text{hope}}}{v} - \frac{v\pi}{2a} \geq 0, \\ 0 \leq v \leq v_{\text{max}}, \\ 0 \leq a \leq a_{\text{max}}, \\ f_1 \leq \frac{1}{2T} \leq f_2, \end{cases} \quad (23)$$

式中: v_{max} 和 a_{max} 分别为允许的最大机动角速度和角加速度, 其由姿控系统敏感部件能力、执行机构能力以及安全性因素约束而来; f_1 和 f_2 分别表示为避开挠性附件振动而选取的规划正弦型曲线频率所允许的下界值和上界值.

注 1 建立的优化问题(式(23))是一个受约束的非线性多变量优化问题, 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.

注 2 在现有研究中, 基于伪谱法的姿态机动规划方法也受到广泛研究^[7-8,16]. 该方法通过在离散时间节点上对连续时间优化问题进行离散化近似求解来获得最优轨迹. 这种规划方法可兼顾多种优化指标、系统状态和控制量约束等, 理论上可以获得更好的控制性能. 但这种规划方法的精度依赖于建立的姿态控制模型的准确性、离散节点个数以及优化求解算法的效率等. 同时, 在工程应用时存在计算量大、存储困难、最优解的获取速度慢等问题. 相比来讲, 本文提出的三段式规划方法以解析形式给出了姿态规划曲线, 且待优化参数较少, 易于工程实现. 但本文提出规划方法在挠性附件振动抑制方面未考虑“最优性”, 仅是将规划曲线频率设计在远离挠性附件振动频率处, 控制性能上稍有不足. 在现有硬件及优化算法计算能力下, 牺牲了部分性能以换取计算效率.

5 基于滚动时域优化的 CMG 群框架角速度跟踪律设计(Tracking control law design for frame angular velocity of CMG group based on moving horizon optimization)

通过上节提出的三段式规划方法, 可以获得期望的卫星姿态机动角位置曲线和角速度曲线. 为使真实卫星姿态按照规划曲线运动, 需要设计CMG群框架角速度的跟踪控制律, 以克服各种不确定性及空间干扰等的影响. 现有方法多是先设计姿态跟踪

力矩控制律, 再设计CMG群的操纵律以获得框架角速度指令, 这种方法受限于操纵律效能的限制. 在本节研究中, 将以建立的挠性卫星姿态动力学及运动学非线性方程(16)为基础, 直接设计基于非线性模型预测(nonlinear model predictive control, NMPC)的CMG群框架角速度的跟踪控制律.

5.1 跟踪控制优化指标的建立(Establishment of optimization objective for tracking control)

对于规划获得的卫星姿态曲线, 通常采用跟踪误差来评价跟踪控制性能的好坏. 此外, 从应用角度出发, 跟踪过程中的能量也是一个重要限制因素. 因此, 在本文中建立的优化指标如式(24)所示:

$$\bar{J} = \sum_{n=1}^{N_p-1} (e(k+n))^T Q e(k+n) + (e(N_p))^T P e(N_p) + \sum_{m=0}^{N_u-1} (u(k+m))^T R u(k+m). \quad (24)$$

在上式中: $e(k+n)$ 代表对规划姿态角位置和角速度曲线等的跟踪误差, $u(k+m) = \dot{\delta}(k+m)$ 代表为跟踪规划姿态的待求解CMG群框架角速度; 矩阵 Q, R, P 为相应的姿态跟踪误差、框架角速度以及预测终端的加权矩阵; N_p 表示预测时域; N_u 表示控制时域.

5.2 基于非线性控制模型的姿态预估(Attitude prediction based on nonlinear control model)

在对规划姿态曲线的跟踪误差优化指标中, 为与规划姿态信息形成 N_p 步的姿态偏差, 需要计算以当前时刻为起点, 预测时域 N_p 步内的未来时刻挠性卫星姿态信息. 该信息的获得可以以当前时刻定姿系统输出的姿态信息为初值, 利用非线性方程式(16)及待设计的CMG群框架角速度, 通过迭代的方式来计算. 具体计算如式(25):

$$\begin{cases} \bar{y}(k+1) = f_d(x(k)) + B_d \dot{\delta}(k), \\ \bar{y}(k+2) = f_d(\bar{x}(k+1)) + B_d \dot{\delta}(k+1), \\ \vdots \\ \bar{y}(k+N_p) = f_d(\bar{x}(k+N_p-1)) + B_d \dot{\delta}(k+N_p-1), \end{cases} \quad (25)$$

式中 $\bar{y}(k+i)$ ($i = 1, \dots, N_p$)表示从当前时刻开始预测的 N_p 步内的卫星姿态输出.

从以上迭代过程可以看出, 优化指标式(24)中仅有从当前时刻开始的预测时域 N_p 步内的CMG群框架角速度 $\{\dot{\delta}(k), \dot{\delta}(k+1), \dots, \dot{\delta}(k+N_p-1)\}$ 为未知量, 其也是优化问题待计算的自由变量. 考虑到预测时域 N_p 与控制时域 N_u 的长短关系, 在预测时域 N_p 大于控制时域 N_u 时, 这里假设在超出控制时域部分的待设计CMG群框架角速度有式(26)成立:

$$\dot{\delta}(k+N_u-1) = \dot{\delta}(k+N_u) = \dots = \dot{\delta}(k+N_p-1). \quad (26)$$

此时, 预测时域 N_p 步内的卫星姿态预测迭代方程如式(27)所示:

$$\begin{cases} \bar{y}(k+1) = f_d(x(k)) + B_d \dot{\delta}(k), \\ \vdots \\ \bar{y}(k+N_u) = f_d(\bar{x}(k+N_u-1)) + B_d \dot{\delta}(k+N_u-1), \\ \vdots \\ \bar{y}(k+N_p) = f_d(\bar{x}(k+N_p-1)) + B_d \dot{\delta}(k+N_p-1). \end{cases} \quad (27)$$

5.3 CMG 框架角速度跟踪控制律的优化求解 (Optimization solution of tracking control law for CMG frame angular velocity)

在当前控制时刻, 将预测的未来 N_p 步内的姿态信息带入到优化指标中, 此时待优化目标函数 $\bar{J}(x(k), \dot{\delta}_k)$ 可整理为

$$\begin{aligned} \bar{J}(x(k), \dot{\delta}_k) = & \sum_{n=1}^{N_p-1} \|\bar{y}(k+n) - r(k+n)\|_{\mathbf{Q}}^2 + \\ & \sum_{m=0}^{N_u-1} \|\dot{\delta}(k+m)\|_{\mathbf{R}}^2 + \|\bar{y}(k+N_p) - r(k+N_p)\|_{\mathbf{P}}^2, \end{aligned} \quad (28)$$

式中: $\bar{y}(k+n)$ 表示预测的未来 N_p 步内卫星姿态输出, $r(k+n)$ 为本文提出的姿态规划算法规划的卫星姿态信息。

结合考虑待优化的控制力矩陀螺群框架角速度 $\{\dot{\delta}(k), \dot{\delta}(k+1), \dots, \dot{\delta}(k+N_p-1)\}$ 等变量的各种约束, 可建立框架角速度跟踪律求解的优化问题。从控制力矩陀螺实际应用角度出发, 受其控制能力及动态特性限制, 本文考虑框架角速度的幅值及其增量的约束。具体地, 框架角速度跟踪律的优化求解问题总结如下:

$$\min_{U_k} \bar{J}(x(k), \dot{\delta}_k), \quad (29)$$

且满足控制力矩陀螺群的框架角速度能力及奇异性带来的各种约束:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_{\min} \leq \dot{\delta}(k+m) \leq \dot{\delta}_{\max}, \quad 0 \leq m < N_u, \\ \Delta \dot{\delta}_{\min} \leq \Delta \dot{\delta}(k+m) \leq \Delta \dot{\delta}_{\max}, \\ \Delta \dot{\delta}(k+m) = \dot{\delta}(k+m) - \dot{\delta}(k+m-1), \\ D > D_0, \end{cases} \quad (30)$$

式中: $\dot{\delta}_{\min}, \dot{\delta}_{\max}$ 分别表示框架轴角速度的上界和下界, $\Delta \dot{\delta}_{\min}, \Delta \dot{\delta}_{\max}$ 分别表示框架角速度增量的上界和下界, D_0 表示预先设定的奇异值下界。

通过对以上优化问题的求解, 可获得当前时刻及未来控制时域内的框架轴角速度的最优解, 记为

$$\dot{\delta}(k+m) = \bar{\delta}_m^*, \quad m = 0, 1, \dots, N_u - 1. \quad (31)$$

为保证对建模误差及空间干扰力矩的鲁棒性, 根据模型预测控制的滚动优化思想, 仅将当前控制时刻的最优框架角速度控制量作为卫星姿态系统的输出指令, 即有

$$\dot{\delta}(k) = \bar{\delta}_0^*. \quad (32)$$

在下一控制时刻, 重复以上优化求解过程, 即可实现对规划姿态曲线的在线滚动跟踪控制。

注3 本文提出的面向卫星姿态大角度快速机动控制方法以一次离线最优轨迹规划及在线滚动优化跟踪方式实现高性能控制。相比于具有解析形式的跟踪控制律, 本文提出的基于NMPC的离散跟踪控制算法在应用中存在计算量大、求解速度慢等问题。在现有文献的研究中, 采用现场可编程门阵列(field-programmable gate array, FPGA)硬件和可编程系统的NMPC控制器实现受到广泛研究^[17-18]。为提高在线计算效率, 基于惩罚函数的粒子群优化算法及发挥FPGA的硬件并行计算能力受到学者们的重点关注, 有关算法的硬件实现本文不在此进行深入探讨。

6 仿真研究与分析 (Simulation research and analysis)

本节将给出挠性敏捷卫星进行单轴和多轴姿态机动以及存在转动惯量偏差情况下的仿真结果, 以此说明本文提出控制方法的有效性及其控制性能。

以某型挠性敏捷卫星为例, 假设其测量的转动惯量矩阵为

$$I = \begin{bmatrix} 103.9 & 0.5 & -0.2 \\ 0.5 & 106.38 & 0.3 \\ -0.2 & 0.3 & 146.82 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

轨道选取为高度660 km的太阳同步圆轨道, 空间干扰力矩取为

$$\begin{cases} M_{dx} = 10^{-5}(3 \cos(0.0011t) + 1), \\ M_{dy} = 10^{-5}(1.5 \sin(0.0011t) + 3 \cos(0.0011t)), \\ M_{dz} = 10^{-5}(3 \sin(0.0011t) + 1). \end{cases}$$

考虑的金字塔构型CMG群的转子角动量设置为5 Nms, 框架角速度的约束范围设定为区间 $[-2 \text{ rad/s}, 2 \text{ rad/s}]$ 。考虑的金字塔构型CMG群的控制力矩约束为 $[-10 \text{ Nm}, 10 \text{ Nm}]$, 其增量约束为 $[-0.15 \text{ Nm}, 0.15 \text{ Nm}]$ 。挠性附件的一阶振动频率取为0.32 Hz, 阻尼比为0.032, 刚柔耦合矩阵系数为 $[0.00041, 3.833, 0]$ 。预测控制步数设定为30步, 仿真步长设置为0.1 s。考虑到姿态敏感器等有效工作的动态能力, 机动过程中角速度的约束设定为 $[-3(^{\circ})/\text{s}, 3(^{\circ})/\text{s}]$, 机动过程中的角加速度约束为 $[-0.8(^{\circ})/\text{s}^2, 0.8(^{\circ})/\text{s}^2]$ 。

6.1 卫星滚动轴姿态的快速机动仿真及分析 (Simulation and analysis for attitude rapid maneuver of satellite's roll axis)

以滚动轴进行 45° 姿态快速机动任务为例, 考虑的 CMG 群奇异性约束为 $D > 0.45$. 为避开挠性附件的振动频率, 设定规划角速度曲线的频率约束为 $1/(2T) \leq 0.1 \text{ Hz}$. 结合卫星自身特性及控制约束, 由本文的最优姿态规划算法可获得如下参数:

$$T_1 = T_3 = 5.8905 \text{ s}, T_2 = 9.1095 \text{ s};$$

$$v_{\max} = 3(^{\circ})/\text{s}, a_{\max} = 0.8(^{\circ})/\text{s}^2.$$

进而, 规划的最优姿态角加速度、角速度及角度曲线如图 4 所示. 以规划姿态轨迹为跟踪目标, 在设计金字塔构型 CMG 群框架角速度滚动跟踪控制律作用下的控制效果见图 5-6.

从图 4 中的规划曲线可以看出, 挠性敏捷卫星将在 20.8905 s 内完成滚动轴姿态 45° 的快速机动, 且机动的最大角速度为 3(^{\circ})/s, 稳态滑行时间为 9.1095 s. 规划角加速度的频率为 0.0849 Hz, 远离挠性附件一阶频率, 避免了机动时激起挠性附件的振动.

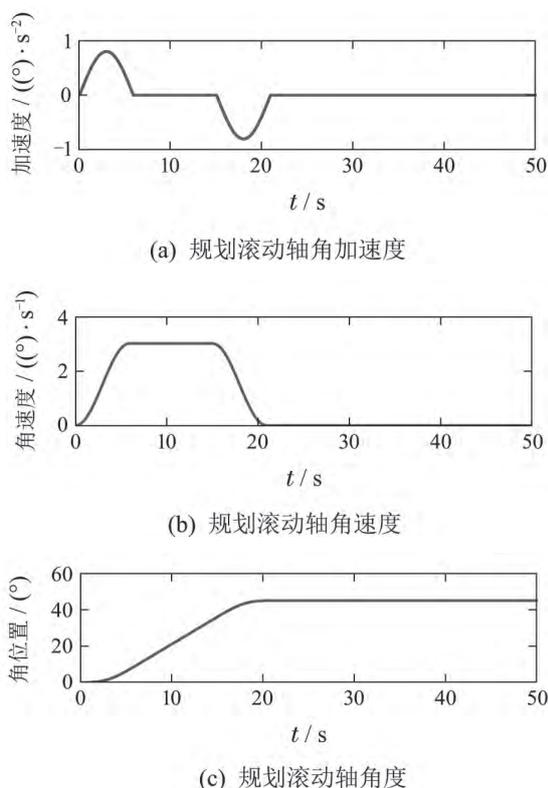


图 4 滚动轴姿态角加速度、角速度及角位置规划曲线
Fig. 4 Planned curves of attitude angular acceleration, angular velocity and attitude angle for roll axis

从图 5-6 的仿真曲线可以看出, 在设计框架角速度滚动跟踪控制律作用下, 对规划姿态轨迹的跟踪误差角在机动过程中小于 0.1°, 误差角速度小于

0.03(^{\circ})/s. 在仿真时间 20.8905 s 时, 跟踪误差角小于 0.05°, 跟踪误差角速度小于 0.002(^{\circ})/s. 在整个机动过程中, 挠性附件的振动幅值小于 $4 \times 10^{-7} \text{ m}$. 此外, CMG 群框架角速度、角度及奇异约束等均满足设计的约束要求.

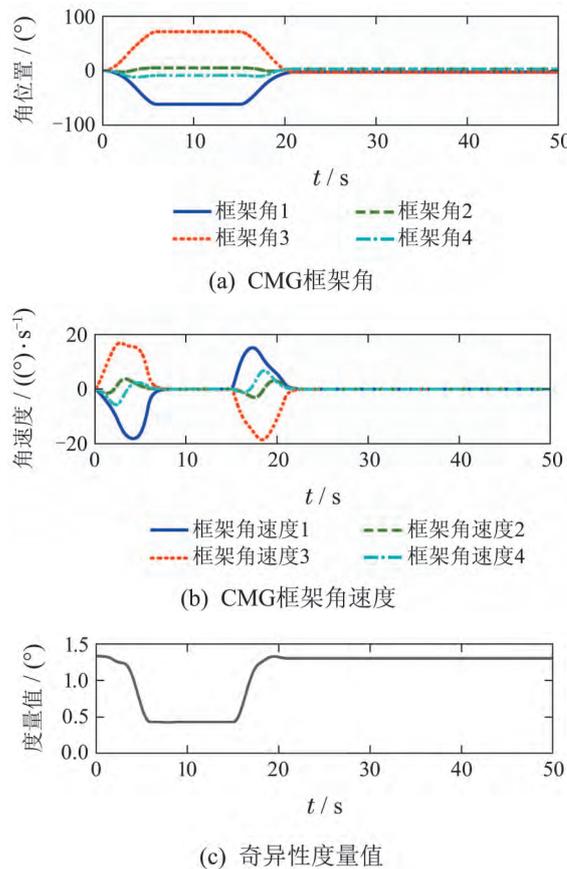
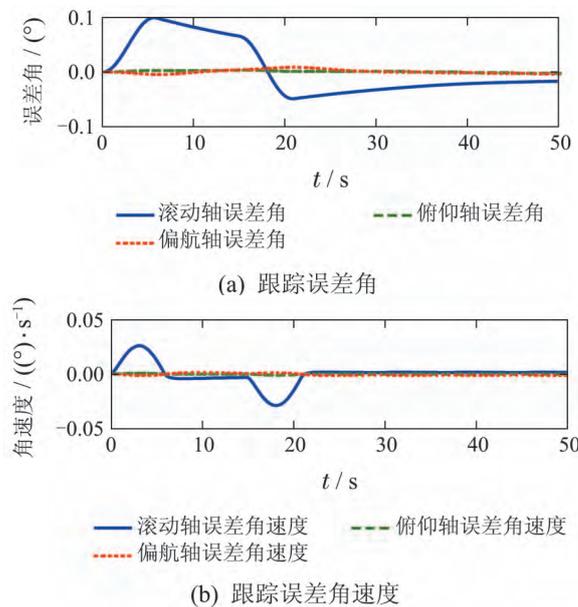
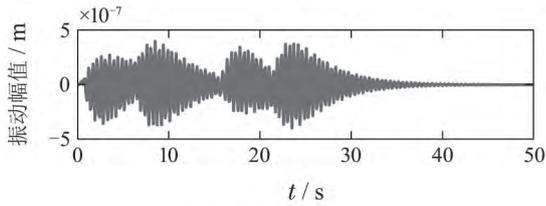


图 5 CMG 群框架角位置、角速度及奇异性度量变化曲线
Fig. 5 Curves of CMG frame angle, angular velocity and singularity



(a) 跟踪误差角
(b) 跟踪误差角速度



(c) 挠性附件振动幅值

图6 跟踪误差及挠性附件振动位移变化曲线

Fig. 6 Curves of tracking error and vibration displacement

6.2 卫星滚动和俯仰轴的姿态快速机动仿真及分析(Simulation and analysis for attitude rapid maneuver of satellite's roll and pitch axes)

本节以滚动轴姿态快速机动40°、俯仰轴姿态快速机动15°为例。考虑的金字塔构型CMG群的奇异性约束为 $D > 0.25$ 。由本文提出的三段式最优姿态规划算法可获得如下参数：

a) 滚动轴规划参数：

$$T_1 = T_3 = 5.8905 \text{ s}, T_2 = 7.4428 \text{ s}$$

$$v_{\max} = 3(^{\circ})/\text{s}, a_{\max} = 0.8(^{\circ})/\text{s}^2.$$

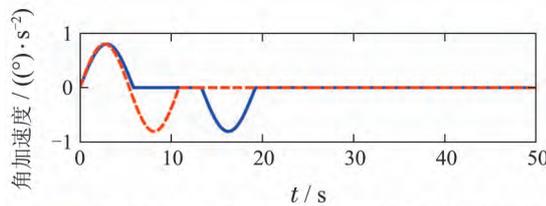
b) 俯仰轴规划参数：

$$T_1 = T_3 = 5.4270 \text{ s}, T_2 = 0 \text{ s},$$

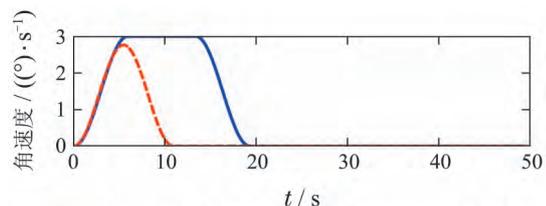
$$v_{\max} = 2.7639(^{\circ})/\text{s}, a_{\max} = 0.8(^{\circ})/\text{s}^2.$$

规划的最优姿态角加速度、角速度及角度曲线如图7所示。

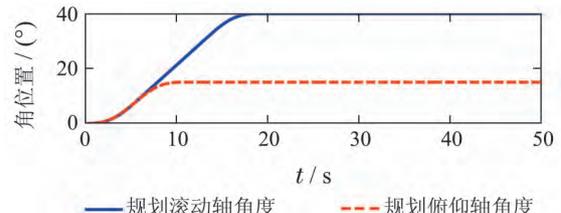
从图7中的规划曲线可以看出，挠性敏捷卫星将在19.2238 s内完成滚动轴姿态40°、俯仰轴15°的快速机动，且滚动轴机动的最大角速度为3°/s，稳态滑行时间为7.4428 s；俯仰轴机动的最大角速度为2.7639°/s，稳态滑行时间为0 s。



(a) 规划角加速度



(b) 规划角速度

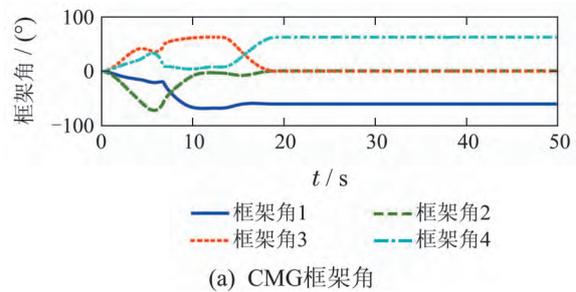


(c) 规划角度

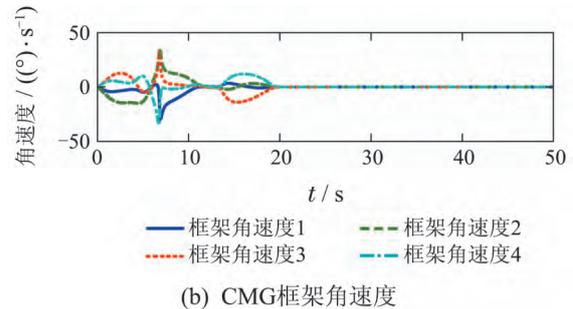
图7 滚动和俯仰轴姿态角加速度、角速度及角位置规划曲线

Fig. 7 Planned curves of attitude angular acceleration, angular velocity and attitude angle for roll axis and pitch axis

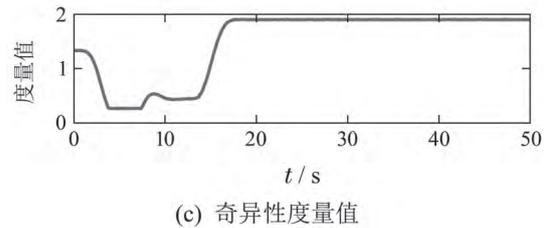
以规划姿态轨迹为跟踪目标，在设计金字塔构型CMG群滚动优化框架角速度作用下的控制效果曲线见图8-9。



(a) CMG框架角



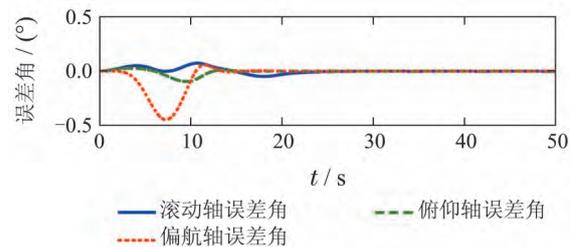
(b) CMG框架角速度



(c) 奇异性度量值

图8 CMG群框架角位置、角速度及奇异性度量变化曲线

Fig. 8 Curves of CMG frame angle, angular velocity and singularity



(a) 跟踪误差角

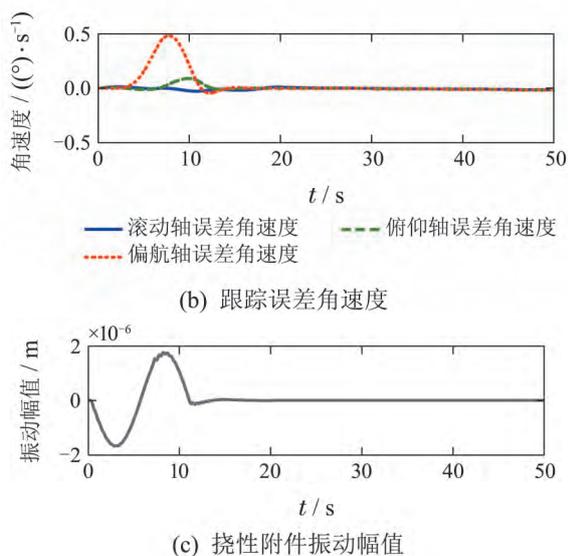


图9 跟踪误差及挠性附件振动位移变化曲线
Fig. 9 Curves of tracking error and vibration displacement

从图8-9的仿真曲线可以看出, 在设计的框架角速度滚动跟踪控制律作用下, 滚动及俯仰轴对规划姿态轨迹的跟踪误差角在机动过程中小于 0.1° , 跟踪误差角速度小于 $0.1^\circ/s$. 在仿真时间19.2238 s时, 跟踪误差角小于 0.05° , 跟踪误差角速度小于 $0.002^\circ/s$. 在整个机动过程中, 挠性附件的振动幅值小于 2×10^{-6} m.

6.3 存在卫星转动惯量偏差情况下的仿真及分析(Simulation and analysis in the case of satellite's inertia deviation)

本节以转动惯量存在10%不确定性的情况下, 以滚动轴姿态快速机动 40° 、俯仰轴姿态快速机动 15° 为例进行仿真. 考虑的金字塔构型CMG群的奇异性约束为 $D > 0.25$. 仿真结果见图10-11.

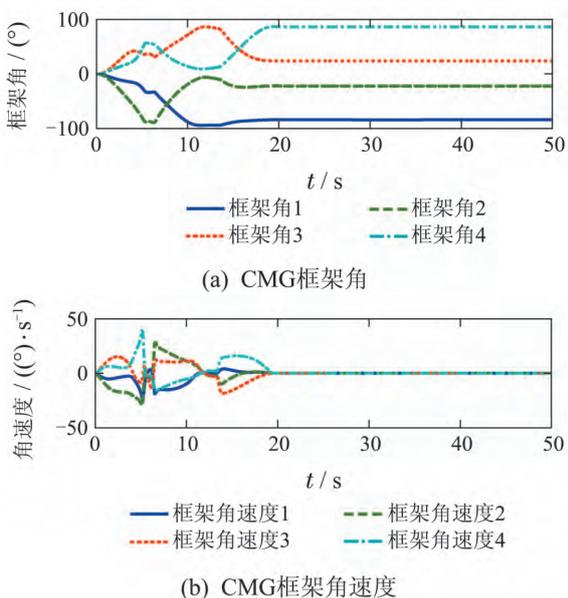


图10 CMG群框架角位置、角速度及奇异性度量变化曲线
Fig. 10 Curves of CMG frame angle, angular velocity and singularity

可以看出, 在转动惯量不匹配且空间干扰影响下, 设计的框架角速度滚动跟踪控制律仍能快速完成姿态机动任务, 且在机动过程中, 滚动轴及俯仰轴对规划姿态的跟踪误差角小于 0.1° , 跟踪误差角速度小于 $0.1^\circ/s$. 在仿真时间20 s时, 跟踪误差角小于 0.05° , 跟踪误差角速度小于 $0.002^\circ/s$. 在整个机动过程中, 挠性附件的振动幅值小于 2×10^{-6} m.

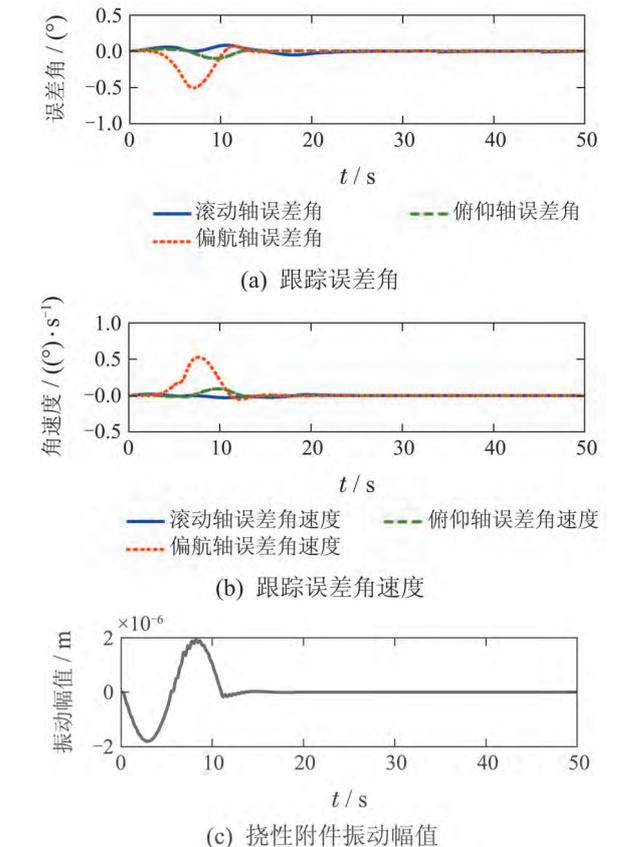


图11 跟踪误差及挠性附件振动位移变化曲线
Fig. 11 Curves of tracking error and vibration displacement

可以看出, 在转动惯量不匹配且空间干扰影响下, 设计的框架角速度滚动跟踪控制律仍能快速完成姿态机动任务, 且在机动过程中, 滚动轴及俯仰轴对规划姿态的跟踪误差角小于 0.1° , 跟踪误差角速度小于 $0.1^\circ/s$. 在仿真时间20 s时, 跟踪误差角小于 0.05° , 跟踪误差角速度小于 $0.002^\circ/s$. 在整个机动过程中, 挠性附件的振动幅值小于 2×10^{-6} m.

6.4 与滑模控制方法的对比研究(Comparative research with sliding mode control)

以滚动轴姿态快速机动 40° 、俯仰轴姿态快速机动 15° 需求为例, 在规划卫星姿态大角度快速机动曲线情况下, 将本文提出的基于NMPC的跟踪控制方法与滑模控制方法^[16]进行仿真对比, 比较两者的控制性能. 仿真结果见图12-14.

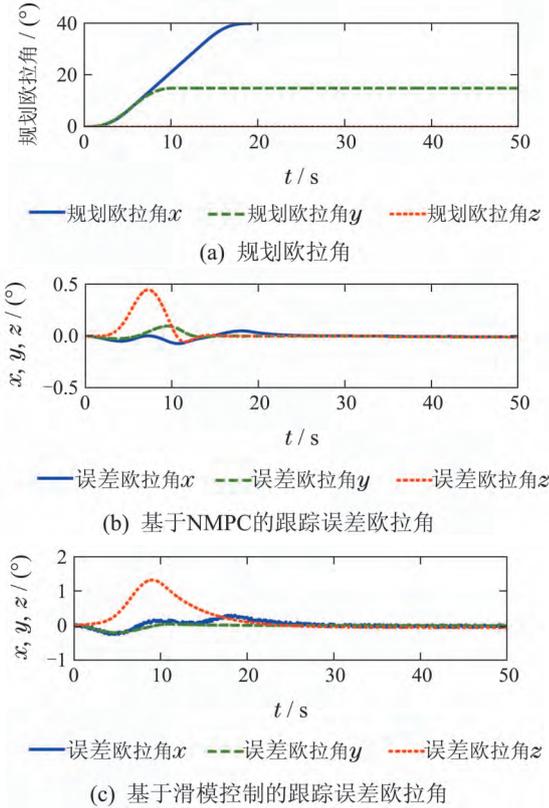


图 12 两种方法对规划欧拉角的跟踪结果对比

Fig. 12 Tracking results of planned attitude angle for two methods

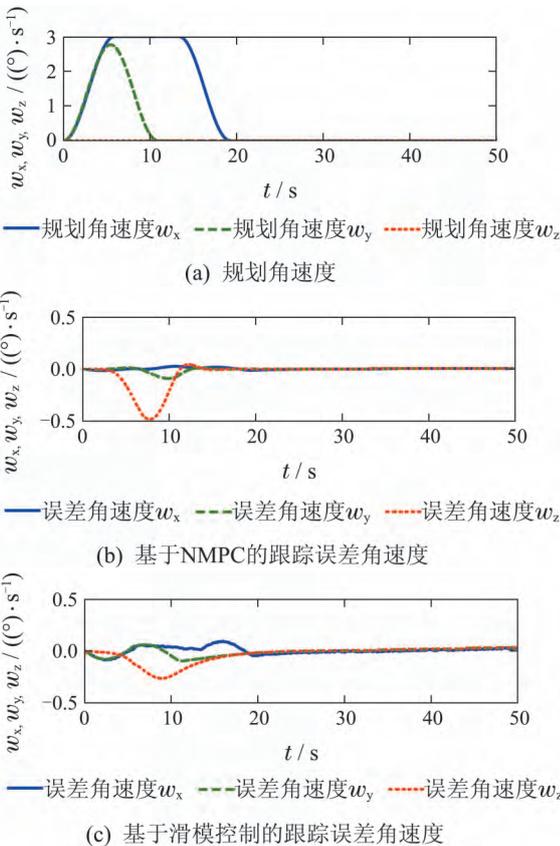


图 13 两种方法对规划角速度的跟踪结果对比

Fig. 13 Tracking results of planned attitude angular velocity for two methods

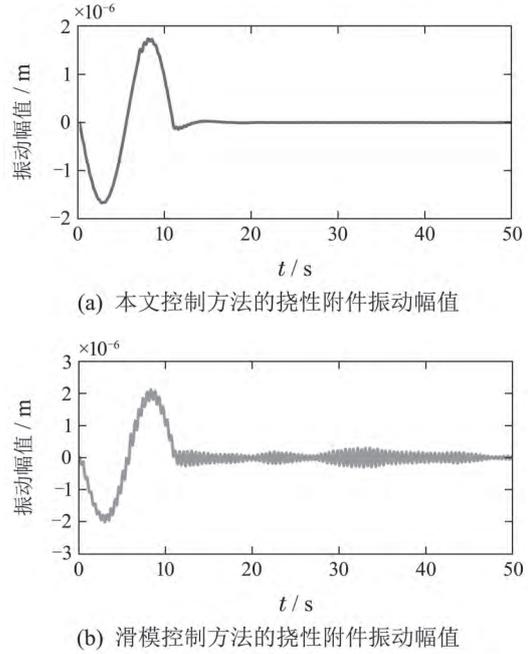


图 14 两种方法挠性附件振动幅值结果对比

Fig. 14 Results of vibration displacement for two methods

对比研究表明,在仿真时间19.2238 s时,基于NMPC方法的三轴姿态角跟踪误差小于 0.05° ,而基于滑模控制方法满足三轴姿态角跟踪误差 0.05° 所需要的仿真时间为26 s.且在跟踪过程中,2种方法的最大姿态角误差分别为 0.45° 和 1.32° .从跟踪误差角速度对比曲线也可看出,基于NMPC方法对规划角速度的跟踪响应较快.基于滑模控制方法时存在抖振现象,说明跟踪曲线在滑模面附近振动,跟踪稳定性相对较低.

此外,在本文控制方法下,无论是在姿态机动过程中还是姿态机动完成后,挠性附件的振动幅值相对滑模控制方法都要小,且振动较平缓,对姿控精度影响小.当然,本文方法取得较好控制效果是以牺牲计算量和耗时为代价的.

7 结论(Conclusions)

本文针对以金字塔构型CMG群为执行机构的挠性敏捷卫星,提出了一种融合轨迹规划与滚动优化跟踪思想的卫星姿态快速机动控制方法.以机动控制任务需求为依据,在考虑挠性附件振动抑制特性、敏感器工作允许最大角速度等约束条件下,基于正弦型曲线设计了最优的三段式姿态机动路径规划方法,该规划方法能够以非线性优化形式获得最优的轨迹参数;在奇异性及执行机构能力约束下,为实现对规划轨迹的快速跟踪,设计了CMG群框架轴角速度的NMPC跟踪控制律,该控制律以在线滚动优化方式实现框架轴角速度的计算.通过对卫星单轴、多轴、转动惯量存在测量偏差和空间干扰情

况以及与滑模控制方法的对比仿真表明, 本文控制方法可在满足机动任务需求下规划出最优的姿态机动轨迹, 能够实现快速、高精度的跟踪控制, 并对参数及干扰等不确定性表现出较强的鲁棒性能。

参考文献(References):

- [1] ZHANG Shaocai, ZHU Luqing. 2014 year in review: foreign small satellites [J]. *Space International*, 2015, 434(2): 63 – 70.
(张召才, 朱鲁青. 2014年国外小卫星回顾 [J]. 国际太空, 2015, 434(2): 63 – 70.)
- [2] TAO J, YU W. A preliminary study on imaging time difference among bands of WorldView-2 and its potential applications [C] // *Proceeding of IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Geoscience and Remote Sensing Symposium*. Shanghai, China: IEEE, 2011: 198 – 200.
- [3] HU Qinglei, MA Guangfu. Active vibration suppression in flexible spacecraft with mismatched uncertainty via sliding mode/shaped input control [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(6): 133 – 138.
(胡庆雷, 马广富. 基于滑模输出反馈与输入成形控制相结合的挠性航天器主动振动抑制方法 [J]. 振动与冲击, 2007, 26(6): 133 – 138.)
- [4] HU Qinglei, MA Guangfu, JIANG Ye, et al. Variable structure control with time-varying sliding mode and vibration control for flexible satellite [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(2): 122 – 126.
(胡庆雷, 马广富, 姜野, 等. 三轴稳定挠性卫星姿态机动时变滑模变结构和主动振动控制 [J]. 控制理论与应用, 2009, 26(2): 122 – 126.)
- [5] SHEN Xiaoning, ZHOU Duan, GUO Yu, et al. Path planning for maneuver of the satellite based on a multi-objective evolutionary algorithm [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 15(8): 1906 – 1912.
(申晓宁, 周端, 郭毓, 等. 基于多目标进化算法的卫星机动路径规划 [J]. 航空动力学报, 2010, 15(8): 1906 – 1912.)
- [6] ZHENG Lijun, GUO Yu, LAI Aifang, et al. Path planning for large angle attitude maneuver of flexible spacecraft [J]. *Journal of Huazhong University of Science and Technology*, 2011, 39(Supp.): 232 – 242.
(郑立君, 郭毓, 赖爱芳, 等. 挠性航天器大角度姿态机动路径规划 [J]. 华中科技大学学报自然科学版, 2011, 39(增刊): 232 – 242.)
- [7] SUN Zhiyan, JIN Guang, ZHANG Liu, et al. SGCMG non-singularity trajectory programming algorithm based on adaptive gauss pseudospectral method [J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(5): 597 – 604.
(孙志远, 金光, 张刘, 等. 基于自适应高斯伪谱法的SGCMG无奇异框架角轨迹规划 [J]. 宇航学报, 2012, 33(5): 597 – 604.)
- [8] YANG Xixiang, ZHANG Weihua. Rapid optimization of ascent trajectory for solid launch vehicles based on Gauss pseudo spectral method [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(1): 15 – 21.
(杨希祥, 张为华. 基于Gauss伪谱法的固体运载火箭上升段轨迹快速优化研究 [J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 15 – 21.)
- [9] JIANG Bingqiang. *Online trajectory regulation and trace control of satellite's rapid attitude maneuver* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
(姜炳强. 卫星快速姿态机动的轨迹实时规划与跟踪控制方法 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.)
- [10] FENG Zhiwei, ZHANG Yonghe, LIU Zhichao, et al. Feedback control method for attitude maneuver of agile satellite based on trajectory optimization [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2013, 35(4): 1 – 6.
(丰志伟, 张永合, 刘志超, 等. 基于路径规划的敏捷卫星姿态机动反馈控制方法 [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(4): 1 – 6.)
- [11] SUN C, WU S, CHANG H, et al. Design of takagi-sugeno fuzzy region controller based on rule reduction, robust control, and switching concept [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 2007, 129(2): 163 – 170.
- [12] HUANG Jing, LI Chuanjiang, MA Guangfu, et al. Generalised inversion based maneuver attitude control for under-actuated spacecraft [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(3): 285 – 292.
(黄静, 李传江, 马广富, 等. 基于广义逆的欠驱动航天器姿态机动控制 [J]. 自动化学报, 2013, 39(3): 285 – 292.)
- [13] CHEN Gang, KANG Xingwu, QIAO Yang, et al. The nonlinear controller designing for spacecraft large angle attitude state tracking [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(2): 556 – 559.
(陈刚, 康兴无, 乔洋, 等. 航天器相对大角度姿态跟踪非线性控制器设计 [J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 556 – 559.)
- [14] CHANG Lin, JIN Guang, FAN Guowei, et al. Small satellite maneuver based on terminal sliding mode control [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(2): 485 – 496.
(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.)
- [15] FAN Guowei, CHANG Lin, DAI Lu, et al. Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(8): 2318 – 2327.
(范国伟, 常琳, 戴路, 等. 敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制 [J]. 光学精密工程, 2015, 23(8): 2318 – 2327.)
- [16] FAN Guowei, CHANG Lin, YANG Xiubin, et al. Control strategy of hybrid actuator for novel imaging modes of agile satellites [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2017, 43(10): 1858 – 1868.
(范国伟, 常琳, 杨秀彬, 等. 面向新颖成像模式敏捷卫星的联合执行机构控制方法 [J]. 自动化学报, 2017, 43(10): 1858 – 1868.)
- [17] HAN Huiting, LI Dewei, XI Yugeng. Implementation of nonlinear model predictive control based on FPGA [J]. *Microcomputer Application*, 2012, 28(3): 1 – 4.
(韩慧婷, 李德伟, 席裕庚. 基于FPGA的非线性预测控制器设计 [J]. 微型电脑应用, 2012, 28(3): 1 – 4.)
- [18] MILLS A, WILLS A G, WELLER S R, et al. Implementation of linear model predictive control using a field-programmable gate array [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2012, 6(8): 1042 – 1054.

作者简介:

范国伟 (1983–), 男, 博士, 副研究员, 主要从事卫星姿态控制、先进控制算法研究, E-mail: fangw416@163.com;

王绍举 (1983–), 男, 博士, 副研究员, 主要从事航天星务计算机、综合电子学方面的研究, E-mail: wangshaoju@163.com;

徐伟 (1981–), 男, 博士, 研究员, 主要从事卫星总体技术、综合电子学方面的研究, E-mail: xuwei@126.com;

常琳 (1985–), 女, 博士, 助理研究员, 主要从事卫星姿态控制算法研究, E-mail: fanglinchang@aliyun.com;

杨秀彬 (1982–), 男, 博士, 副研究员, 主要从事航天TDI CCD相机成像模式设计、像移速度匹配方面的研究, E-mail: yangxiubin@mail.nankai.edu.cn;

王旻 (1979–), 女, 硕士, 副研究员, 主要从事航天TDI CCD相机成像模式设计、成像规划方面的研究, E-mail: wangmin2015@163.com.