

航天器姿态跟踪有限时间饱和控制

宋申民, 郭永, 李学辉

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 针对卫星姿态跟踪系统, 在无扰动和有扰动的情况下, 利用双曲正切函数和辅助系统设计两个有限时间饱和控制器. 双曲正切函数可以严格地保证卫星姿态跟踪系统的控制输入是有界的. 通过李雅普诺夫理论可以证明, 系统在两个控制器的作用下既是渐近稳定的又是有限时间稳定的, 系统可以快速收敛到平衡点. 数值仿真进一步表明了所提出的有限时间控制器的有效性.

关键词: 姿态控制; 有限时间稳定; 输入饱和; 修正罗德里格参数

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Finite-time attitude tracking control for spacecraft with input saturation

SONG Shen-min, GUO Yong, LI Xue-hui

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: SONG Shen-min, E-mail: songshenmin@hit.edu.cn)

Abstract: In view of the spacecraft attitude tracking system, two finite-time controllers with input saturation are designed by using the hyperbolic tangent function and the auxiliary system under the disturbed and undisturbed condition. The hyperbolic tangent function can strictly guarantee that the control torque of the spacecraft is bounded. The system which can quickly converge to the equilibrium point is asymptotically stable and finite-time stable by using Lyapunov theory. Numerical simulations also demonstrate the effectiveness of the proposed control scheme.

Keywords: attitude control; finite-time stability; input saturation; modified Rodrigues parameters

0 引言

卫星姿态控制是航天器技术中的一个重要研究方向, 在交会对接、对地观测、绕飞、悬停和编队飞行等航天任务中有广泛的应用. 随着航天任务需求的增长和卫星姿态控制性能要求的提高, 快速收敛、抗扰动且具有更高控制精度的控制器引起了国内外学者的广泛关注和研究. 相比于时间趋于无穷时才能收敛到平衡点的渐近稳定和指数稳定, 有限时间稳定使系统在有限时间内收敛到平衡点的结果更有理论和实际意义, 更适合现代的先进卫星姿态控制技术. 因此, 具备强鲁棒性和有限时间收敛等特性的有限时间控制^[1]在卫星姿态控制中取得了广泛的应用.

齐次性原理常被用于卫星姿态有限时间控制器的设计^[2-4]. 文献[2]利用非线性齐次性系统的性质, 针对卫星的姿态调节问题设计了有限时间控制器, 并将它推广到姿态跟踪问题. 考虑到卫星未携带角速度

测量元件或其出现故障不可用的情况, 文献[3]设计了航天器的有限时间输出反馈控制器. 进一步地, 文献[4]考虑了执行器的物理限制, 设计了具有饱和特性的卫星姿态调节有限时间控制器.

加幂积分法和反步法常被用于卫星姿态有限时间控制器的设计^[5-8]. 文献[5]利用加幂积分法设计了卫星姿态全局有限时间稳定控制器. 文献[6]考虑了姿态和轨道耦合所带来的相互影响, 利用反步法设计了六自由度有限时间控制器. 文献[7]在考虑卫星姿态展开的情况下, 利用旋转矩阵和反步法设计了无姿态展开的卫星姿态有限时间控制器. 进一步地, 文献[8]利用有限时间观测器和反步法设计了有限时间输出反馈控制器.

终端滑模常用于卫星姿态有限时间控制器的设计. 文献[9-12]利用终端滑模控制方法设计了卫星姿态有限时间控制器. 为了解决因为终端滑模控制器的

收稿日期: 2014-09-17; **修回日期:** 2015-02-01.

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(61174037); 国家自然科学基金重点研究项目(61333003); 国家自然科学基金创新群体项目(61321062).

作者简介: 宋申民(1968—), 男, 教授, 博士生导师, 从事鲁棒控制、智能优化与智能控制、飞行器控制等研究; 郭永(1985—), 男, 博士生, 从事航天器控制、非线性控制的研究.

不连续性所引起的抖振问题, 文献 [13-14] 利用连续终端滑模设计了卫星姿态有限时间控制器. 进一步地, 为了解决终端滑模在远离平衡点时收敛速度慢的问题, 文献 [15] 结合终端滑模和线性滑模的优点设计了快速终端滑模控制器. 终端滑模的另外一个缺点是具有奇异问题, 为了解决该问题, 文献 [16-19] 针对卫星姿态系统设计了非奇异终端滑模控制器. 另外, 当利用自适应控制处理系统扰动时, 姿态有限时间收敛到平衡点附近的一个区域, 系统不是渐近稳定的, 为了解决此问题, 文献 [20] 设计了一种新的有限时间控制器, 使系统既是有限时间稳定的又是渐近稳定的, 并且扰动的估计值在有限时间内收敛到真实值.

虽然上述有限时间控制器能使卫星姿态系统快速、高精度地收敛到平衡点, 但是绝大部分文献(除文献 [4,11,16] 外)没有考虑执行器的实际物理限制. 有限时间控制在控制开始阶段需要非常大的控制力矩, 这在实际中实现较为困难. 文献 [4] 设计饱和控制器时采用了齐次性原理, 它只能解决姿态调节问题; 文献 [11] 对姿态系统的状态进行了严格的限制, 它只能解决局部有限时间稳定问题; 文献 [16] 假设了控制输入是有界的. 为了进一步解决卫星姿态有限时间控制饱和问题, 本文设计了具有抗饱和特性的有限时间跟踪控制器. 相比于以上文献, 本文的创新之处在于:

1) 闭环系统考虑了饱和控制, 与文献 [4] 相比, 本文可以处理姿态跟踪时的控制问题, 与文献 [11,16] 相比, 本文不需要对系统状态和控制输入进行假设限制;

2) 闭环系统既是有限时间稳定的又是渐近稳定的, 与文献 [20] 相比, 本文考虑了执行器输入饱和;

3) 控制器不存在奇异问题.

本文首先给出了采用修正罗德里格参数(MRPs)描述的姿态运动学模型; 然后针对无扰动的理想情况和存在已知上界扰动的情况, 分别设计了有限时间控制器和鲁棒的有限时间控制器, 并给出了相应的证明; 最后, 通过数值仿真进一步表明了所提出的有限时间控制器的有效性.

1 基于 MRPs 的姿态控制模型

MRPs 定义为

$$\sigma = \frac{\hat{q}}{1 + \bar{q}} = k_e \operatorname{tg} \frac{\phi}{4}. \quad (1)$$

其中: $q = [\bar{q}, \hat{q}^T]^T$ 为航天器姿态运动的四元数; 单位向量 $k_e \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为姿态旋转的欧拉轴; $\phi \in (-2\pi, 2\pi)$ 为体坐标系 F_b 相对于惯性坐标系 F_I 绕欧拉轴所转过的角度, 称为欧拉角. 由上述定义可知, σ 在 $\phi = \pm 2N\pi (N = 1, 2, \dots)$ 处会产生奇异, 在姿态控制尤其是大角度姿态机动控制过程中应避免 σ 陷入奇异点.

采用 MRPs 描述的航天器的姿态运动学为

$$\dot{\sigma} = G(\sigma)\omega. \quad (2)$$

其中: $\omega \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为 F_b 相对于 F_I 的角速度在 F_b 系下的表示, $G(\sigma)$ 为

$$G(\sigma) = \frac{1}{4}[(1 - \sigma^T \sigma)I_{3 \times 3} + 2\sigma^\times + 2\sigma\sigma^T]. \quad (3)$$

航天器的姿态动力学模型为

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega + u + d. \quad (4)$$

其中: u 为作用于航天器的控制力矩, $d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为作用于航天器的环境扰动力矩.

σ_e 和 ω_e 分别为姿态误差和角速度误差, 定义为

$$\sigma_e = \frac{(1 - \sigma_d^T \sigma_d)\sigma - (1 - \sigma^T \sigma)\sigma_d + 2\sigma^\times \sigma_d}{1 + \sigma^T \sigma \sigma_d^T \sigma_d + 2\sigma_d^T \sigma}, \quad (5)$$

$$\omega_e = \omega - R(\sigma_e)\omega_d, \quad (6)$$

$$R(\sigma_e) = R(\sigma)[R(\sigma_d)]^T, \quad (7)$$

$$R(\sigma) = I_{3 \times 3} - \frac{4(1 - \sigma^2)}{(1 + \sigma^2)^2} \sigma^\times + \frac{8\sigma^\times}{(1 + \sigma^2)^2} \sigma^\times, \quad (8)$$

其中 σ_d 和 ω_d 分别为期望姿态和期望角速度.

由式 (2)~(8) 可得

$$\omega_e = G^{-1}(\sigma_e)\dot{\sigma}_e. \quad (9)$$

对式 (9) 作进一步变换, 姿态控制模型 (2) 和 (4) 可改写为

$$M \ddot{\sigma}_e + C \dot{\sigma}_e + N = G^{-T}(\sigma_e)d + G^{-T}(\sigma_e)u. \quad (10)$$

其中

$$M = G^{-T}(\sigma_e)JG^{-1}(\sigma_e), \quad (11)$$

$$G(\sigma_e) = \frac{1}{4}[(1 - \sigma_e^T \sigma_e)I_{3 \times 3} + 2\sigma_e^\times + 2\sigma_e\sigma_e^T], \quad (12)$$

$C =$

$$\begin{aligned} & -G^{-T}(\sigma_e)[(JG^{-1}(\sigma_e)\dot{\sigma}_e)^\times G^{-1}(\sigma_e) + \\ & J\dot{G}^{-1}(\sigma_e)] + G^{-T}(\sigma_e)[J(R(\sigma_e)\omega_d)^\times + \\ & (R(\sigma_e)\omega_d)^\times J - (JR(\sigma_e)\omega_d)^\times]G^{-1}(\sigma_e), \end{aligned} \quad (13)$$

$N =$

$$G^{-T}(\sigma_e)((R(\sigma_e)\omega_d)^\times JR(\sigma_e)\omega_d + JR(\sigma_e)\dot{\omega}_d), \quad (14)$$

且满足以下性质

$$G(\sigma_e)\sigma_e = G^T(\sigma_e)\sigma_e = \frac{1}{4}(1 + \sigma_e^T \sigma_e)\sigma_e, \quad (15)$$

$$G(\sigma_e)G^T(\sigma_e) = G^T(\sigma_e)G(\sigma_e) = \left(\frac{1 + \sigma_e^T \sigma_e}{4}\right)^2 I_{3 \times 3}. \quad (16)$$

模型 (10) 具有常见的 Euler-Lagrange 动态方程的形式和与其相类似的性质.

性质 1 M 是正定对称矩阵, 并且存在函数 $\lambda_1(\sigma_e)$ 和常数 λ_2 使得

$$0 \leq \lambda_1(\sigma_e)I_{3 \times 3} \leq M \leq \lambda_2 I_{3 \times 3}. \quad (17)$$

其中

$$\lambda_1(\sigma_e) = \frac{16}{(1 + \sigma_e^T \sigma_e)^2} \lambda_{\min}(J),$$

$$\lambda_2 = 16 \lambda_{\max}(J).$$

显然, 仅当 $\|\sigma_e\| = \infty$, 即 σ_e 发生奇异时, 才有 $\lambda_1(\sigma_e) = 0$, 否则总存在常数 $\bar{\lambda}_1$ 满足 $0 < \bar{\lambda}_1 < \lambda_1(\sigma_e)$, 使得 $0 < \bar{\lambda}_1 I_{3 \times 3} \leq M \leq \lambda_2 I_{3 \times 3}$.

性质 2 $\dot{M} - 2C$ 是反对称矩阵, 即对于 $\forall y \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$, 有

$$y^T(\dot{M} - 2C)y = 0. \quad (18)$$

2 控制器设计

本文利用有限时间控制的思想设计卫星姿态跟踪饱和控制器, 下面给出设计控制器时要用到的相关引理.

引理 1^[20] 假设系统 $\dot{x} = f(x)$, $f(0) = 0$, 存在连续可微函数 $V: U \rightarrow \mathbf{R}$, 使其满足如下条件:

1) V 为正定函数.

2) 存在正实数 $c > 0$ 和一个包含原点的开邻域 $U_0 \subset U$, 使得 $\dot{V}(x) \leq -c$ 成立, 则系统 $\dot{x} = f(x)$, $f(0) = 0$ 是有限时间稳定的, 并且是渐近稳定的.

注 1 引理 1 的证明见参考文献 [20] 的定理 5.

利用双曲正切函数设计如下具有饱和特性的控制器:

$$u = -k_1 \tanh(\varepsilon_1 \zeta) - k_2 \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta}). \quad (19)$$

为了使系统能够在有限时间内收敛到平衡点, 构造辅助系统如下:

$$\dot{\eta} = \dot{\sigma}_e - \dot{\zeta}, \quad \eta = \sigma_e - \zeta, \quad (20)$$

$$\begin{aligned} M\ddot{\zeta} = & -C\dot{\zeta} - N - G^{-T}(\sigma_e)(k_1 \tanh(\varepsilon_1 \zeta) + \\ & k_2 \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta})) + [\dot{\sigma}_e^T(-G^{-T}(\sigma_e)(k_1 \tanh(\varepsilon_1 \zeta) + \\ & k_2 \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta})) - N + \sigma_e)] \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}} + k_3 \eta + k_4 \dot{\eta} + \\ & k_5 \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}}. \end{aligned} \quad (21)$$

定理 1 针对卫星姿态跟踪系统 (10), 在不考虑外部扰动的理想情况下, 利用控制器 (19)、辅助系统 (20) 和 (21), 可以使系统既是渐近稳定的又是有限时间稳定的, 另外控制器的输入是有界的.

证明 选择李雅普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T M \dot{\eta} + \frac{1}{2} k_3 \eta^T \eta + \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T M \dot{\sigma}_e + \frac{1}{2} \sigma_e^T \sigma_e. \quad (22)$$

对其沿系统轨线求导可得

$$\dot{V}_1 = \dot{\eta}^T M \dot{\eta} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{M} \dot{\eta} + k_3 \eta^T \dot{\eta} + \dot{\sigma}_e^T M \ddot{\sigma}_e +$$

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T \dot{M} \dot{\sigma}_e + \sigma_e^T \dot{\sigma}_e = \\ & \dot{\eta}^T (-C \dot{\sigma}_e - N + G^{-T}(\sigma_e)u - M\ddot{\zeta}) + \\ & \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{M} \dot{\eta} + k_3 \eta^T \dot{\eta} + \dot{\sigma}_e^T M \ddot{\sigma}_e + \\ & \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T \dot{M} \dot{\sigma}_e + \sigma_e^T \dot{\sigma}_e \leq \\ & \dot{\eta}^T \left(-k_4 \dot{\eta} - k_5 \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}} \right) = \\ & -k_4 \dot{\eta}^T \dot{\eta} - k_5 \leq -k_5. \end{aligned}$$

由引理 1 可知, V_1 在有限时间内收敛到零, 同时可以得出 σ_e 、 $\dot{\sigma}_e$ 、 η 、 $\dot{\eta}$ 同样在有限时间内收敛到 0. 另外, 式 (19) 中双曲正切函数是有界的, 从而控制输入是有界的. \square

定理 1 中假设系统处于无扰动的理想情况, 实际上, 卫星在太空中会受到太阳光压、地球重力梯度等扰动的影响. 为了处理这些有上界的扰动, 下面设计鲁棒的饱和有限时间控制器和辅助系统, 即

$$u = -k_1 \tanh(\varepsilon_1 \zeta) - k_2 \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta}), \quad (23)$$

$$\begin{aligned} M\ddot{\zeta} = & -C\dot{\zeta} - N - G^{-T}(\sigma_e)(k_1 \tanh(\varepsilon_1 \zeta) + \\ & k_2 \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta})) + k_3 \eta + k_4 \dot{\eta} + k_5 \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}} + \\ & k_6 \text{sign}(\dot{\eta}) + [\dot{\sigma}_e^T(-k_1 G^{-T}(\sigma_e) \tanh(\varepsilon_1 \zeta) - \\ & k_2 G^{-T}(\sigma_e) \tanh(\varepsilon_2 \dot{\zeta}) - N + \sigma_e) + \\ & d_{\max} \|\dot{\sigma}_e\| \|G^{-T}(\sigma_e)\|] \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}}. \end{aligned} \quad (24)$$

其中: d_{\max} 为 $\|d\|$ 的最大值, $k_6 \geq \|G^{-T}(\sigma_e)\| d_{\max}$.

定理 2 针对卫星姿态跟踪系统 (10), 在闭环系统存在已知上界的外部扰动的情况下, 利用控制器 (23) 和辅助系统 (24), 可以使系统既是渐近稳定的又是有限时间稳定的, 另外控制器的输入是有界的.

证明 选择李雅普诺夫函数

$$V_2 = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T M \dot{\eta} + \frac{1}{2} k_3 \eta^T \eta + \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T M \dot{\sigma}_e + \frac{1}{2} \sigma_e^T \sigma_e. \quad (25)$$

对其沿系统轨线求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & \dot{\eta}^T M \dot{\eta} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{M} \dot{\eta} + k_3 \eta^T \dot{\eta} + \dot{\sigma}_e^T M \ddot{\sigma}_e + \\ & \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T \dot{M} \dot{\sigma}_e + \sigma_e^T \dot{\sigma}_e = \\ & \dot{\eta}^T (-C \dot{\sigma}_e - N + G^{-T}(\sigma_e)u + G^{-T}(\sigma_e)d - M\ddot{\zeta}) + \\ & \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{M} \dot{\eta} + k_3 \eta^T \dot{\eta} + \dot{\sigma}_e^T M \ddot{\sigma}_e + \\ & \frac{1}{2} \dot{\sigma}_e^T \dot{M} \dot{\sigma}_e + \sigma_e^T \dot{\sigma}_e \leq \\ & \dot{\eta}^T \left(-k_4 \dot{\eta} - k_5 \frac{\dot{\eta}}{\dot{\eta}^T \dot{\eta}} \right) \leq -k_5. \end{aligned} \quad (26)$$

由引理 1 可知, V_2 在有限时间内收敛到零, 同时可以得出 σ_e 、 $\dot{\sigma}_e$ 、 η 、 $\dot{\eta}$ 同样在有限时间内收敛到 0. 另外, 式 (23) 中双曲正切函数是有界的, 从而控制输入是有界的. \square

3 仿真验证

为了验证所提出控制器的有效性, 本节进行相关的数值仿真如下: 追踪星追踪一个时变的目标星, 追踪星沿本体坐标系的 3 个坐标轴方向安装执行器, 每个执行器的最大输出力矩为 $2\text{ N}\cdot\text{m}$. 追踪星的转动惯量为

$$J = [3.06 \ 1 \ 0.4 \ 1 \ 3 \ 1 \ 0.4 \ 1 \ 3.95],$$

目标星的姿态为

$$\sigma_d = 0.5[\sin(10n_c t), -\cos(10n_c t), \sin(10n_c t)]^T.$$

n_c 为参考航天器的平均角速度, 本文选择

$$n_c = \sqrt{\mu/7178000},$$

μ 为地球引力常数. 为了处理当 $\dot{\eta}$ 接近于 0 时, $\dot{\eta}/\dot{\eta}^T \dot{\eta}$ 出现的抖振问题^[20], 在 $\dot{\eta}^T \dot{\eta} \leq 0.001$ 时用 $\dot{\eta}^T \dot{\eta} + 0.001$ 代替 $\dot{\eta}^T \dot{\eta}$.

针对控制器 (19), 选择追踪星姿态初始值为

$$\sigma(0) = [1.5, 0, 1.5]^T,$$

角速度初始值为

$$\omega(0) = [-0.001, 0.001, -0.001]^T,$$

控制器的参数和辅助系统的参数分别为

$$k_1 = k_2 = 0.2, k_3 = 5, k_4 = 10,$$

$$k_5 = 0.001, \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 100.$$

图 1 为卫星闭环系统的姿态曲线, 由图 1 可见, 系统快速收敛到平衡点. 图 2 为闭环系统的 $\dot{\sigma}_e$ 曲线, 图 3 为闭环系统的控制力矩曲线.

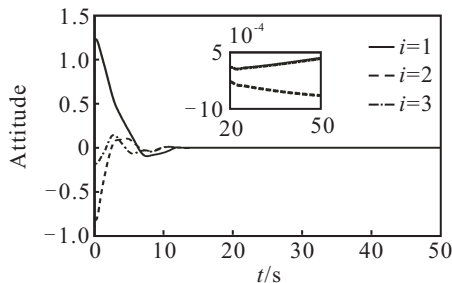


图 1 控制器 (19) 作用下的姿态曲线

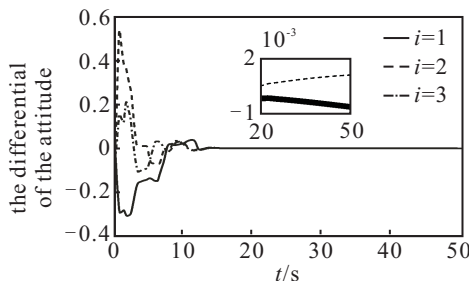


图 2 控制器 (19) 作用下的 $\dot{\sigma}_e$ 曲线

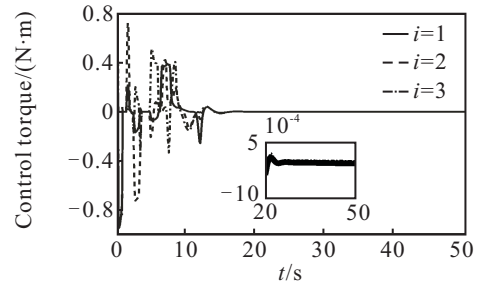


图 3 控制器 (19) 作用下的控制力矩曲线

由图 1~图 3 可见, 追踪星可以在 20 s 内跟踪上目标星. 由图 3 可见, 控制力矩是有界的.

针对闭环系统存在扰动时, 选择控制器 (23) 进行仿真验证. 追踪星姿态初始值选择为

$$\sigma(0) = [2, 0, 1.5]^T,$$

角速度初始值为

$$\omega(0) = [-0.01, 0.01, -0.01]^T,$$

扰动力矩为

$$d =$$

$$10^{-3}[\sin(0.01t), 0.3 \cos(0.02t), 0.5 \sin(0.02t)]^T,$$

控制器的参数和辅助系统的参数分别为

$$k_1 = k_2 = 0.2, k_3 = 5, k_4 = 10,$$

$$k_5 = 0.001, k_6 = 0.001, \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 100.$$

为了消除抖振, 用饱和函数代替符号函数. 由图 4 和图 5 可见, 在系统存在已知上界的扰动力矩时, 控制器 (23) 可以使追踪星快速跟踪上目标星. 由图 5 可见, 控制力矩是有界的.

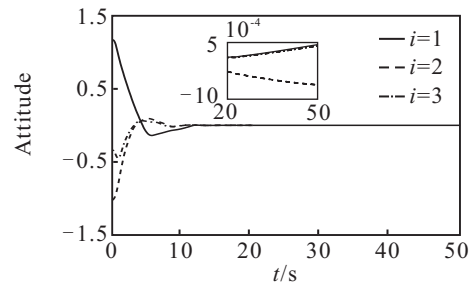


图 4 控制器 (23) 作用下的姿态曲线

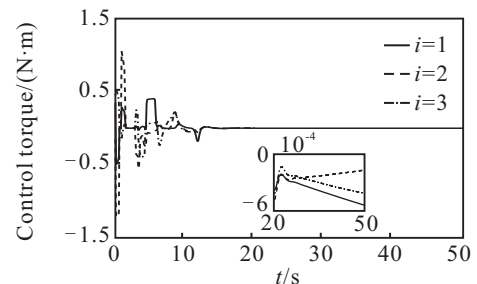


图 5 控制器 (23) 作用下的控制力矩曲线

4 结论

本文利用有限时间控制思想针对无扰动和有已知上界扰动的情况, 分别设计了有限时间姿态跟踪控

制器. 两个控制器都能保证闭环系统既是渐近稳定的又是有限时间稳定的, 而且控制器的输入是有界的, 另外控制器不存在奇异问题. 数值仿真进一步表明了两个有限时间控制器的有效性.

参考文献(References)

- [1] Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. *SIAM J on Control and Optimization*, 2000, 38(3): 751-766.
- [2] 李贵明, 刘良栋. 刚体卫星姿态的有限时间控制[J]. *空间控制技术与应用*, 2011, 37(3): 1-8.
(Li G M, Liu L D. Finite Time stabilization method for the rigid spacecraft attitude control[J]. *Aerospace Control and Application*, 2011, 37(3): 1-8.)
- [3] 高岱, 吕建婷, 王本利. 航天器有限时间输出反馈姿态控制[J]. *航空学报*, 2012, 33(11): 2074-2081.
(Gao D, Lü J T, Wang B L. Finite-time output feedback attitude control of spacecraft[J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2012, 33(11): 2074-2081.)
- [4] Du H B, Li S H. Finite-time attitude stabilization for a spacecraft using homogeneous method[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2012, 35(3): 740-748.
- [5] Li S H, Ding S H, Li Q. Global set stabilisation of the spacecraft attitude using finite-time control technique[J]. *Int J of Control*, 2009, 82(5): 822-836.
- [6] Zhang F, Duan G R. Robust integrated translation and rotation finite-time maneuver of a rigid spacecraft based on dual quaternion[C]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Portland: AIAA*, 2011.
- [7] Guo Y, Song S M. Adaptive finite-time backstepping control for attitude tracking of spacecraft based on rotation matrix[J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2014, 27(2): 375-382.
- [8] Zou A M. Finite-time output feedback attitude tracking control for rigid spacecraft[J]. *IEEE Trans on Control Systems Technology*, 2014, 22(1): 338-345.
- [9] Jin E, Sun Z W. Robust controllers design with finite-time convergence for rigid spacecraft attitude tracking control[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(4): 324-330.
- [10] 张爱华, 胡庆雷, 霍星. 飞轮安装偏差的过驱动航天器有限时间姿态控制[J]. *控制与决策*, 2014, 29(1): 27-32.
(Zhang A H, Hu Q L, Huo X. Finite time attitude control for over-activated spacecraft with reaction wheel misalignment[J]. *Control and Decision*, 2014, 29(1): 27-32.)
- [11] 胡庆雷, 李波, 张爱华, 等. 考虑推力器安装偏差的航天器姿态机动有限时间控制[J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(4): 417-424.
(Hu Q L, Li B, Zhang A H, et al. Finite-time attitude maneuver control of spacecraft under control saturation and misalignment[J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(4): 417-424.)
- [12] Wu S N, Radice G, Gao Y S, et al. Quaternion-based finite-time control for spacecraft attitude tracking[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69(1): 48-58.
- [13] Tiwari P M, Janardhanan S, Nabi M U. A finite-time convergent continuous time sliding mode controller for spacecraft attitude control[C]. *Proc of the 11th Int Workshop on Variable Structure Systems. Mexico: Association for Computing Machinery*, 2010: 399-403.
- [14] Wang J Y, Liang H Z, Sun Z W, et al. Finite-time control for spacecraft formation with dual-number-based description[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3): 950-962.
- [15] Zhu Z, Xia Y Q, Fu M Y. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence[J]. *Int J of Robust and Nonlinear Control*, 2011, 21(6): 686-702.
- [16] Lu K F, Xia Y Q. Finite-time fault-tolerant control for rigid spacecraft with actuator saturations[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2013, 7(11): 1529-1539.
- [17] Hu Q L, Li B, Zhang A. Robust finite-time control allocation in spacecraft attitude stabilization under actuator misalignment[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 73(1/2): 53-71.
- [18] Chutiphon P, Pimchana S. Nonsingular terminal sliding mode based finite-time control for spacecraft attitude tracking[J]. *Int J of Control, Automation and Systems*, 2014, 12(3): 530-540.
- [19] Zou A M, Kumar K D, Hou Z G, et al. Finite-time attitude tracking control for spacecraft using terminal sliding mode and chebyshev neural network[J]. *IEEE Trans on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics*, 2011, 41(4): 950-963.
- [20] Huo M Y, Huo X, Karimi H R, et al. Finite-time control for attitude tracking maneuver of rigid satellite[Z]. *Abstract and Applied Analysis*, 2014.

(责任编辑: 郑晓蕾)