

DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.201612060

刚体航天器有限时间输出反馈姿态跟踪控制

宗 群¹, 邵士凯¹, 张秀云¹, 王丹丹¹, 刘文静²

(1.天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300100; 2.北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 为提高航天器系统飞行可靠性, 研究角速度信息不可测量的刚体航天器有限时间姿态跟踪控制, 将姿态导数信息作为未知状态, 设计基于改进自适应超螺旋滑模的状态观测器, 避免未知状态导数上界需要已知的约束, 将姿态运动方程进行扩维, 在有限时间内实现对未知角速度估计. 同时考虑环境干扰和模型不确定, 设计新的有限时间干扰观测器, 结合连续自适应方法实现对系统综合不确定上界的估计. 在此基础上, 基于终端滑模技术, 设计有限时间连续姿态跟踪控制器, 较好地减小了控制输入抖振, 并采用 Lyapunov 理论证明了观测器和控制器的有限时间稳定性. 最后仿真结果说明了所提方法的有效性.

关键词: 滑模控制; 姿态跟踪; 输出反馈; 干扰观测器; 状态观测器

中图分类号: TP273

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2017)09-0136-08

Finite-time output feedback attitude tracking control for rigid spacecraft

ZONG Qun¹, SHAO Shikai¹, ZHANG Xiuyun¹, WANG Dandan¹, LIU Wenjing²

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, 300100 Tianjin, China;

2. Beijing Institute of Control Engineering, 100190 Beijing, China)

Abstract: To improve the reliability of spacecraft system, this paper researches the finite-time output feedback attitude tracking control for rigid spacecraft without angular velocity measurement. The attitude derivative is firstly viewed as an unknown state, and a modified adaptive super-twisting sliding mode state observer is designed and the requirement for the upper bound of unknown state is avoided. By extending dimensions of attitude kinematics equation, the precise angular velocity was estimated in finite time. Then, considering environmental disturbances and system uncertainties, and combining a continuous adaptive approach for estimating the upper bound of system uncertainties, a novel finite-time disturbance observer was designed. Based on the terminal sliding mode, a continuous finite-time attitude tracking controllers is also designed. The control chattering is greatly reduced and the finite-time stability for the observer and the controller is proved via the Lyapunov theory. Finally, simulation results illustrate the effectiveness of the proposed method.

Keywords: sliding mode control; attitude tracking; output feedback; disturbance observer; state observer

航天器高精度姿态稳定与跟踪控制是执行在轨操作的基础, 随着航天器在空间探测、通信、导航等领域的广泛应用, 航天器的姿态控制问题吸引了众多国内外学者的关注^[1-2]. 考虑航天器飞行过程的外界干扰和系统不确定, 滑模控制作为一种鲁棒控制方法, 在航天器姿态控制系统中受到广泛关注. 线性滑模首先在航天器姿态控制系统中获得应用, 包括单星级航天器姿态跟踪控制和航天器编队姿态协调控制^[3-4]. 由于终端滑模具有更高的控制精度和更快的响应特性, 在航天器姿态控制获得了更广泛的研究和应用^[5-6].

同目前大多数航天器姿态控制研究相同, 上述

航天器姿态控制系统均采用全状态反馈. 在控制器设计中既利用航天器姿态信息, 同时也需要航天器角速度信息. 但在实际工程应用中, 由于角速率陀螺损坏或者研制成本约束, 导致角速度信息无法获取, 只能利用输出反馈技术进行航天器姿态控制器设计. 针对这一问题, 文献[7]首先提出的是滤波器算法, 利用航天器姿态四元数或MRPs(修改罗德里格斯参数)作为滤波器输入, 从而获得对应导数信息并进行反馈控制, 此算法在航天器姿态跟踪及编队姿态协调控制中获得了较多应用^[8-9]. 除此之外, 状态观测器设计也是解决姿态输出反馈的一种重要手段, 其中包括全阶状态观测器^[10]、降阶状态观测器^[11]、扩张状态观测器^[12]等, 通过状态观测器的设计, 也能得到对应的姿态导数信息. 但是, 上述滤波器技术和观测器技术都只能实现对姿态导数的渐进估计. 为进一步减小估计时间, 提高估计精度, 文献[13-14]基于几何齐次性理论设计了有限时间状态

收稿日期: 2016-12-12

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2013AA122902); 国家自然科学基金(61673294)

作者简介: 宗 群(1961—), 男, 教授, 博士生导师;
邵士凯(1987—), 男, 博士生

通信作者: 邵士凯, kdssk@126.com

观测器,能够实现对MRPs导数的有限时间估计,但观测精度会受到外界扰动及系统不确定影响.文献[15-16]基于终端滑模设计了有限时间观测器,但需要系统综合不确定和未知状态导数上界已知.并且上述有限时间观测器都是基于姿态动力学模型的,只能实现对四元数或MRPs导数的估计,无法获取角速度估计值.

当前在滑模姿态控制研究中,一般采用带有符号函数的鲁棒项对系统外界扰动和不确定进行处理,从而使控制输入产生抖振.为减小控制器抖振,同时对系统综合不确定进行处理,采用自适应控制,并且在航天器姿态跟踪控制中获得较多应用^[17].但在这些自适应滑模控制器设计中,由于引入了符号函数,使得控制输入是不连续的,不可避免会产生抖振.干扰观测器技术是进行航天器鲁棒姿态控制的另一种手段,能够观测出系统综合不确定信息,同时抑制抖振.文献[18]设计了扩张状态观测器来进行航天器姿态系统综合不确定的估计,但只得到了渐进稳定结果.文献[19]设计了一种终端滑模干扰观测器,能够实现对系统不确定的有限时间精确估计.高阶滑模干扰观测器^[20]也可用来进行系统不确定的有限时间估计,但这些有限时间干扰观测器均需要系统综合不确定导数或Lipschitz常数已知.本文研究了角速度不可测的航天器有限时间姿态跟踪控制.首先,设计了无需模型的改进自适应超螺旋滑模状态观测器,在有限时间内实现对四元数导数的估计,进而结合扩维姿态运动学方程得到角速度信息;然后,提出了一种新的有限时间自适应干扰观测器,并进行了有限时间姿态跟踪控制器设计.设计的两种观测器无需未知状态导数和综合不确定导数上界已知,同时控制器能较好实现抖振抑制.

1 刚体航天器非线性姿态模型

航天器在空间进行姿态控制过程中,有多个坐标系需要明确.定义 F_B 为本体固连坐标系, F_1 为惯性坐标系, F_D 为期望姿态坐标系,采用单位四元数描述航天器姿态,则刚体航天器运动学与动力学方程^[4]为

$$\begin{cases} \dot{q}_v = \frac{1}{2}(q_0 I_3 + q_v^\times) w, \\ \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} q_v^T w. \end{cases} \quad (1)$$

$$J\dot{w} = -w^\times Jw + u + d. \quad (2)$$

其中: $q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T = [q_0 \ q_v^T]^T$ 为航天器本体 F_B 相对于 F_1 的单位四元数, $w \in R^3$ 为 F_B 相对于 F_1 的角速度, $u \in R^3$ 为控制输入力矩, $d \in R^3$ 为

外界环境干扰, $J = J_0 + \Delta J$ 是航天器惯性矩阵,其中 J_0 和 ΔJ 分别为标称部分和不确定部分, $q_v^\times \in R^{3 \times 3}$ 是斜对角矩阵并满足

$$q_v^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

在姿态跟踪控制过程中,定义期望姿态四元数为 $q_d = [q_{d0} \ q_{d1} \ q_{d2} \ q_{d3}]^T = [q_{d0} \ q_{dv}^T]^T$,期望角速度为 w_d ,满足

$$\begin{cases} q_{ev} = q_{d0} q_v - q_{dv}^\times q_v - q_0 q_{dv}, \\ q_{e0} = q_{dv}^T q_v + q_0 q_{d0}, \\ w_e = w - R w_d. \end{cases} \quad (3)$$

其中 R 为由 F_D 到 F_B 的旋转矩阵,并满足

$$R = (q_{e0}^2 - q_{ev}^T q_{ev}) I_3 + 2 q_{ev} q_{ev}^T - 2 q_{e0} q_{ev}^\times. \quad (4)$$

从而得到姿态跟踪误差动力学^[4]为

$$\begin{cases} \dot{q}_{ev} = \frac{1}{2}(q_{e0} I_3 + q_{ev}^\times) w_e, \\ \dot{q}_{e0} = -\frac{1}{2} q_{ev}^T w_e. \end{cases} \quad (5)$$

$$J\dot{w}_e = -w_e^\times Jw_e + J(w_e^\times R w_d - R \dot{w}_d) + u + d. \quad (6)$$

2 有限时间角速度估计

为实现对不可测的角速度进行有限时间估计,首先设计改进自适应超螺旋滑模状态观测器,在有限时间内实现对四元数导数的估计,而后对姿态运动学方程进行扩维,并计算出对应的角速度值.

引理 1^[21] 考虑如下非线性系统

$$\begin{cases} \dot{x} = -\alpha \frac{x}{\|x\|^{1/2}} + z, \\ \dot{z} = -\frac{\beta}{2} \frac{x}{\|x\|} + \Delta. \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\|\Delta\| \leq \delta$,存在任意正常数 k_1, k_2, ε ,满足

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \begin{cases} k_1 \sqrt{k_2/2}, & x \neq 0; \\ 0, & x = 0; \end{cases} \\ \dot{\beta} = 2\varepsilon\alpha. \end{cases} \quad (8)$$

则 x 和 \dot{x} 在有限时间收敛到零.

假设 1 航天器飞行过程中,姿态四元数 q 二阶可微,并满足 $\|\dot{q}\| \leq l$,其中 $l > 0$ 为未知常数.

基于上述引理和假设,设计的改进自适应超螺旋滑模状态观测器为

$$\begin{cases} \dot{\hat{q}} = -\alpha_1 \frac{e}{\|\theta\|^{1/2}} + v, \\ \dot{v} = -\frac{\beta_1}{2} \frac{e}{\|\theta\|}. \end{cases} \quad (9)$$

其中 $e = \hat{q} - q$, $\|\theta\| = \begin{cases} \|e\|, & \|e\| > \varphi; \\ \varphi, & \|e\| \leq \varphi. \end{cases}$

$\varphi > 0$ 为设计的边界层, 自适应增益为

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_1 = \begin{cases} \bar{k}_1 \sqrt{\bar{k}_2/2} & \|e\| > \varphi; \\ 0, & \|e\| \leq \varphi; \end{cases} \\ \beta_1 = 2\bar{\varepsilon}\alpha_1. \end{cases} \quad (10)$$

\bar{k}_1, \bar{k}_2 和 $\bar{\varepsilon}$ 为任意正常值.

由(9)可得状态观测器误差方程为

$$\begin{cases} \dot{e} = -\alpha_1 \frac{e}{\|\theta\|^{1/2}} + \bar{v}, \\ \dot{\bar{v}} = -\frac{\beta_1}{2} \frac{e}{\|\theta\|} - \dot{\bar{q}}. \end{cases} \quad (11)$$

由引理 1 容易得到, 所设计的改进自适应超螺旋滑模观测器(9)、(10)能保证 \hat{q} 和 $\dot{\hat{q}}$ 在有限时间内收敛到 q 和 \dot{q} 的邻域内.

注 1 超螺旋滑模观测器(9)相比于式(7), 其主要改进之处为将式(7)中的奇异点采用边界层进行代替. 虽然式(7)能实现对未知状态的精确估计, 但会导致抖振, 即使 \hat{q} 含有微小抖振, 经过微分之后也会对估计角速度导数产生较大影响, 从而影响控制精度. 故改进滑模观测器设计为式(9)形式.

注 2 所设计的滑模观测器(9)相比于滤波器算法^[7-9]和渐进状态观测器^[10-12], 能够实现对未知状态的有限时间估计; 相比于基于几何齐次性和终端滑模的观测器^[13-16], 式(9)不依赖于姿态动力学模型, 同时也无需系统不确定和未知状态导数上界已知.

通过式(9)可得出 \hat{q} 和 $\dot{\hat{q}}$ 具体数值, 进而可以进行角速度的计算. 将姿态运动学方程展开为

$$\begin{bmatrix} -2\dot{q}_0 \\ 2\dot{q}_1 \\ 2\dot{q}_2 \\ 2\dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

由于 $A \in R^{4 \times 3}$ 不是方阵, 故不能对上式进行矩阵逆操作, 无法直接求出角速度信息. 为了实现对角速度的求解, 将上式矩阵进行扩维, 得到如下矩阵

$$\begin{bmatrix} -2\dot{q}_0 \\ 2\dot{q}_1 \\ 2\dot{q}_2 \\ 2\dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & -q_0 \\ q_0 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_0 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_0 & q_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ 0 \end{bmatrix} = \bar{A} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

可知 $\bar{A} \in R^{4 \times 4}$ 为四维方阵, 同时 $\det(\bar{A}) =$

$\sum_{i=0,1,2,3} q_i^2$, 故可对上式进行矩阵逆操作, 得到

$$\begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & -q_0 \\ q_0 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_0 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_0 & q_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -2\dot{q}_0 \\ 2\dot{q}_1 \\ 2\dot{q}_2 \\ 2\dot{q}_3 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

从而, 角速度估计值计算式为

$$\begin{bmatrix} \hat{w}_1 \\ \hat{w}_2 \\ \hat{w}_3 \\ \Theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{q}_1 & \hat{q}_2 & \hat{q}_3 & -\hat{q}_0 \\ \hat{q}_0 & -\hat{q}_3 & \hat{q}_2 & \hat{q}_1 \\ \hat{q}_3 & \hat{q}_0 & -\hat{q}_1 & \hat{q}_2 \\ -\hat{q}_2 & \hat{q}_1 & \hat{q}_0 & \hat{q}_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -2\dot{\hat{q}}_0 \\ 2\dot{\hat{q}}_1 \\ 2\dot{\hat{q}}_2 \\ 2\dot{\hat{q}}_3 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

利用上式即可根据 \hat{q} 和 $\dot{\hat{q}}$ 计算得出估计角速度 \hat{w} , 其中 Θ 由于对 q 和 \dot{q} 的估计误差而产生, 是接近零值的小数, 并可作为角速度估计的精度指标.

由于 \hat{q} 和 $\dot{\hat{q}}$ 均收敛到真值附近, 故 \hat{w} 也收敛到真值附近, 则角速度估值可表示为 $w = \hat{w} + o(\hat{w})$, 其中 $o(\hat{w})$ 为很小的角速度估计误差. 则卫星姿态动力学模型可表示为

$$J\dot{w} = -\hat{w}^\times Jw + u + d + \lambda(o(\hat{w})). \quad (16)$$

其中 $\lambda(o(\hat{w})) = -\hat{w}^\times J o(\hat{w}) - o(\hat{w})^\times Jw - J o(\hat{w})$ 为角速度估计误差导致的系统综合状态误差. 对应的卫星姿态跟踪动力学方程为

$$J\dot{w}_e = -\hat{w}^\times Jw + J(\hat{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d w_d) + u + \lambda(o) + d. \quad (17)$$

其中 $\hat{w}_e = \hat{w} - \hat{R}_d w_d$, \hat{R}_d 为期望姿态坐标系到角速度观测系统坐标系的旋转矩阵.

假设 2 假设航天器飞行控制中, 角速度 w 与角加速度 \dot{w} 有界.

由式(9)可知, \hat{q} 有界, 同时 $\dot{\hat{q}}$ 有界, 故根据式(15)可知 \hat{w} 有界, 所以 $o(\hat{w})$ 有界, 最终得到系统状态综合误差 $\lambda(o(\hat{w}))$ 有界.

3 干扰观测器与控制器设计

为实现有限时间控制, 采用终端滑模进行控制器设计, 设计非奇异终端滑模面为

$$s = \hat{w}_e + k \cdot \beta(q_{ev}). \quad (18)$$

其中 $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]^\top \in R^3, k > 0$, 非奇异项

$\beta(q_{ev}) = [\beta(q_{e1}) \ \beta(q_{e2}) \ \beta(q_{e3})]^\top$ 为

$$\beta(q_{ei}) = \begin{cases} \text{sig}^r(q_{ei}), & \text{若 } \bar{s}_i = 0 \text{ 或 } \bar{s}_i \neq 0, |q_{ei}| > \Phi; \\ a_{11}q_{ei} + a_{12}\text{sig}^2(q_{ei}), & \text{若 } \bar{s}_i \neq 0, |q_{ei}| \leq \Phi. \end{cases} \quad (19)$$

其中 $\bar{s}_i = \hat{w}_{ei} + k \cdot \text{sig}^r(q_{ei}), i = 1, 2, 3, 0 < r < 1$,

$\text{sig}^r(q_{ei}) = |q_{ei}|^r \cdot \text{sig}(q_{ei}), a_{11} = (2 - r)\Phi^{r-1},$
 $a_{12} = (r - 1)\Phi^{r-2}, \Phi$ 为小的正常数.

结合式(17), 得到系统方程为

$$\begin{aligned} J_0 \dot{s} &= J_0 \dot{w}_e + k \cdot J_0 \hat{\beta}(q_{ev}) = -\dot{w}^\times J_0 \dot{w} + \\ &J_0 (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d \dot{w}_d) + k \cdot J_0 \hat{\beta}(q_{ev}) + u - \\ &\Delta J \dot{w}_e - \dot{w}^\times \Delta J \dot{w} + \Delta J (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d \dot{w}_d) + \\ &d + \lambda(o(\dot{w})). \end{aligned} \quad (20)$$

其中

$$\hat{\beta}(q_{ei}) = \begin{cases} r |q_{ei}|^{r-1} \dot{q}_{ei}, & \text{若 } \bar{s}_i = 0 \text{ 或 } \bar{s}_i \neq 0, |q_{ei}| > \Phi; \\ a_{11} \dot{q}_{ei} + 2a_{12} |q_{ei}| \dot{q}_{ei}, & \text{若 } \bar{s}_i \neq 0, |q_{ei}| \leq \Phi. \end{cases}$$

系统的标称部分可表示为

$$\begin{aligned} h(t) &= -\dot{w}^\times J_0 \dot{w} + J_0 (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d \dot{w}_d) + \\ &k \cdot J_0 \hat{\beta}(q_{ev}). \end{aligned} \quad (21)$$

系统的综合不确定部分可表示为

$$\chi(t) = d + \lambda(o(\dot{w})) - \dot{w}^\times \Delta J \dot{w} + \chi_1(t). \quad (22)$$

其中: $\chi_1(t) = -\Delta J \dot{w}_e + \Delta J (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d \dot{w}_d) =$
 $-\Delta J (\dot{w} - \hat{R}_d w_d) + \Delta J (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d -$
 $\hat{R}_d \dot{w}_d) = -\Delta J (\dot{w} - \hat{R}_d w_d + \dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d) +$
 $\Delta J (\dot{w}_e^\times \hat{R}_d w_d - \hat{R}_d \dot{w}_d) = -\Delta J \dot{w}. \quad (23)$

即综合不确定为

$$\chi(t) = d + \lambda(o(\dot{w})) - \dot{w}^\times \Delta J \dot{w} - \Delta J \dot{w}. \quad (24)$$

故姿态跟踪系统可整理为

$$J_0 \dot{s} = h(t) + \chi(t) + u. \quad (25)$$

在航天器飞行过程中, $d, \Delta J, \dot{w}$ 和 \dot{w} 有界, 同时 $\lambda(o(\dot{w}))$ 也有界, 故综合不确定 $\chi(t)$ 是有界的. 假设 $\|\chi(t)\|^2 \leq \gamma$, 其中 γ 为未知正常数. 针对系统(25), 设计有限时间连续自适应干扰观测器为

$$z_d = h(t) + \hat{\chi}(t) + u, \quad (26)$$

$$\dot{\hat{\chi}}(t) = -\sigma_1 e_d - \sigma_2 \text{sig}^{r_d}(e_d) - \frac{\hat{\gamma} e_d}{2\varepsilon_d^2}. \quad (27)$$

其中 $e_d = z_d - J_0 s$, 自适应增益为

$$\dot{\hat{\gamma}} = k_{d1} \left(\frac{\|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} - k_{d2} \hat{\gamma} \right). \quad (28)$$

参数 $\sigma_1 > 0, \sigma_2 > 0, k_{d1} > 0, k_{d2} > 0, \varepsilon_d > 0$, 指数 $0 < r_d < 1$.

定理 1 针对非线性系统(25), 设计自适应干扰观测器(26)~(28), 则干扰估计值 $\hat{\chi}(t)$ 在有限时间内收敛到 $\chi(t)$ 附近邻域内.

证明 选取 Lyapunov 候选函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} e_d^T e_d + \frac{1}{2k_{d1}} \tilde{\gamma}^2. \quad (29)$$

其中 $\tilde{\gamma} = \hat{\gamma} - \gamma$. V_1 对时间求导, 得到

$$\dot{V}_1 = e_d^T \dot{e}_d + \frac{1}{k_{d1}} \tilde{\gamma} \dot{\tilde{\gamma}} =$$

$$e_d^T \left(-\sigma_1 e_d - \sigma_2 \text{sig}^{r_d}(e_d) - \frac{\hat{\gamma} e_d}{2\varepsilon_d^2} - \chi(t) \right) +$$

$$\tilde{\gamma} \left(\frac{\|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} - k_{d2} \hat{\gamma} \right) \leq -\sigma_1 \|e_d\|^2 -$$

$$\sigma_2 \sum_{j=1}^3 |e_{dj}|^{r_d+1} - \frac{\gamma \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} - e_d^T \chi(t) - k_{d2} \tilde{\gamma} \tilde{\gamma} \leq$$

$$-\sigma_1 \|e_d\|^2 - \frac{\gamma \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} + \|e_d\| \|\chi(t)\| - k_{d2} \tilde{\gamma} \tilde{\gamma}.$$

考虑到 $\frac{\gamma \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} + \frac{\varepsilon_d^2}{2} \geq \|e_d\| \sqrt{\gamma}$, 故可得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq -\sigma_1 \|e_d\|^2 - k_{d2} \tilde{\gamma} \tilde{\gamma} + \frac{\varepsilon_d^2}{2} \leq \\ &-\sigma_1 \|e_d\|^2 - k_{d2} \tilde{\gamma}^2 - k_{d2} \gamma \tilde{\gamma} + \frac{\varepsilon_d^2}{2}. \end{aligned} \quad (30)$$

由于 $-\gamma \tilde{\gamma} \leq \frac{1}{2} \gamma^2 + \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2$, 则上式可得

$$\dot{V}_1 \leq -\sigma_1 \|e_d\|^2 + \frac{k_{d2}}{2} \gamma^2 - \frac{k_{d2}}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{\varepsilon_d^2}{2} \leq$$

$$-\frac{2\sigma_1}{2} \|e_d\|^2 - \frac{k_{d1} k_{d2}}{2k_{d1}} \tilde{\gamma}^2 + \frac{k_{d2}}{2} \gamma^2 + \frac{\varepsilon_d^2}{2} \leq$$

$$-\bar{\alpha} V_1 + \frac{k_{d2}}{2} \gamma^2 + \frac{\varepsilon_d^2}{2}. \quad (31)$$

其中 $\bar{\alpha} = \min\{2\sigma_1, k_{d1} k_{d2}\}$, 根据有界性定理, 可知 e_d 和 $\tilde{\gamma}$ 一致最终有界(UUB). 所以存在一个正常数 $\bar{\gamma}$, 使得 $|\tilde{\gamma}| \leq \bar{\gamma}$ 成立. 基于此, 定义一个新 Lyapunov 函数

$$\bar{V}_1 = \frac{1}{2} e_d^T e_d. \quad (32)$$

其时间导数为

$$\dot{\bar{V}}_1 = e_d^T \left(-\sigma_1 e_d - \sigma_2 \text{sig}^{r_d}(e_d) - \frac{\hat{\gamma} e_d}{2\varepsilon_d^2} - \chi(t) \right) \leq$$

$$-\sigma_1 \|e_d\|^2 - \sigma_2 \sum_{j=1}^3 |e_{dj}|^{1+r_d} - \frac{\hat{\gamma} \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} +$$

$$\|e_d\| \|\chi(t)\| \leq -\sigma_1 \|e_d\|^2 - \sigma_2 (\|e_d\|^2)^{\frac{1+r_d}{2}} -$$

$$\frac{\tilde{\gamma} \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} + \frac{\varepsilon_d^2}{2}. \quad (33)$$

所以, 可得到

$$\dot{\bar{V}}_1 \leq -\sigma_1 \|e_d\|^2 - \sigma_2 (\|e_d\|^2)^{\frac{1+r_d}{2}} +$$

$$\frac{|\tilde{\gamma}| \|e_d\|^2}{2\varepsilon_d^2} + \frac{\varepsilon_d^2}{2} \leq -2 \left(\sigma_1 - \frac{2\varepsilon_d^2}{\tilde{\gamma}} \right) \bar{V}_1 -$$

$$\sigma_2 \left(2^{\frac{1+r_d}{2}} - \frac{\varepsilon_d^2}{2\bar{V}_1^{\frac{1+r_d}{2}}} \right) \bar{V}_1^{\frac{1+r_d}{2}}. \quad (34)$$

由上式可得,若选择 $\sigma_1 \geq \bar{\gamma}/(2\varepsilon_d^2)$, 则 \bar{V}_1 会在有限时间 T 内收敛到 $\bar{V}_1 \leq \frac{1}{2}(\varepsilon_d^2/2)^{2/(1+r_d)}$, 故当 $t > T$ 时观测误差满足 $|e_{d_j}| \leq (\varepsilon^2/2)^{1/(1+r_d)}$, ($j = 1, 2, 3$). 观测误差导数满足 $\int_T^\infty \dot{e}_d dt = e_d(\infty) - e_d(T)$, 故当 $t > T$ 时, $-2(\varepsilon^2/2)^{1/(1+r_d)} \leq \int_T^\infty \dot{e}_{d_j} dt \leq 2(\varepsilon^2/2)^{1/(1+r_d)}$, 可得 \dot{e}_d 有界, 即 $\|\hat{\chi}(t) - \chi(t)\|$ 有界. 易得 $\|\dot{e}_d\| \leq \sigma_1 \|e_d\| + \sigma_2 \|\text{sig}^{r_d}(e_d)\| + \frac{\hat{\gamma} \|e_d\|}{2\varepsilon_d^2} + \sqrt{\gamma}$, 干扰观测误差在有限时间内收敛阈值为 $\|\dot{e}_d\| \leq \sqrt{3} \left(\sigma_1 + \sigma_2 \left(\frac{\varepsilon^2}{2} \right)^r + \frac{2\varepsilon_d^2}{\varepsilon^2} \right) \left(\frac{\varepsilon^2}{2} \right)^{\frac{1}{1+r_d}} + \sqrt{\gamma}$, 假设观测误差上界为 ψ , 得到 $\hat{\chi}(t)$ 最终收敛至 $\chi(t)$ 邻域内. 证毕.

注 3 相比于之前的刚体航天器自适应滑模控制器^[16-18], 设计的干扰观测器(27)自适应项中避免了符号函数的引入, 从而使得干扰观测值 $\hat{\chi}(t)$ 为连续变化值, 能有效地减小观测抖振的产生, 从而较好地降低控制输入抖振, 改善控制性能.

由于干扰观测器(27)只能收敛到干扰真值邻域内, 为抵消干扰观测器误差, 提高控制精度, 设计如下有限时间姿态跟踪控制器

$$u = -\zeta_1 s - \zeta_2 \text{sig}^{r_c}(s) - h(t) - \hat{\chi}(t) - \frac{\dot{\psi}s}{\|s\|}. \quad (35)$$

其中 $\zeta_1 > 0, \zeta_2 > 0, 0 < r_c < 1$. $\hat{\psi}$ 是对干扰观测误差上界的估计, 满足 $\dot{\hat{\psi}} = \lambda_\psi (-\varepsilon_\psi \hat{\psi} + \|s\|)$, 参数 $\varepsilon_\psi > 0, \delta_{\psi_0} > 0.5, \lambda_\psi$ 在式(39)之后给出.

推论 1 考虑系统(25)和干扰观测器(27)、(28), 设计的控制器(35)在有限时间内保证 q 和 w 分别收敛至 q_d 和 w_d 附近邻域内.

证明 选取 Lyapunov 函数为

$$V_2 = \frac{1}{2} s^T J_0 s + \frac{1}{2\lambda_\psi} \tilde{\psi}^2. \quad (36)$$

其中 $\lambda_{\min} \|s\|^2 \leq s^T J_0 s \leq \lambda_{\max} \|s\|^2, \lambda_{\min}, \lambda_{\max}$ 为正常数, $\tilde{\psi} = \psi - \hat{\psi}$, 对上式求导可得

$$\dot{V}_2 = s^T J_0 \dot{s} + \frac{1}{\lambda_\psi} \tilde{\psi} \dot{\tilde{\psi}} =$$

$$s^T [h(t) + \chi(t) + u] - \frac{1}{\lambda_\psi} \tilde{\psi} \dot{\tilde{\psi}} =$$

$$s^T \left[-\zeta_1 s - \zeta_2 \text{sig}^{r_c}(s) + \chi(t) - \hat{\chi}(t) - \frac{\dot{\psi}s}{\|s\|} \right] -$$

$$\frac{1}{\lambda_\psi} \tilde{\psi} \dot{\tilde{\psi}} \leq -\zeta_2 \sum_{i=1}^3 |s_i|^{1+r_c} + \|s\| \psi - \|s\| \dot{\hat{\psi}} -$$

$$\begin{aligned} \tilde{\psi} (-\varepsilon_\psi \dot{\hat{\psi}} + \|s\|) &\leq -\zeta_2 \left(\sum_{i=1}^3 s_i^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}} \leq \\ &-\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} \left(\frac{1}{2} s^T J_0 s \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}}. \end{aligned} \quad (37)$$

其中第 4 到第 5 步可由文献[17]引理 3.1 推出, 对于任意 $\delta_{\psi_0} > 0.5$, 可推导如下

$$\begin{aligned} \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}} &= \varepsilon_\psi (\tilde{\psi} \dot{\psi} - \dot{\tilde{\psi}} \psi) = \\ \varepsilon_\psi \left(-\dot{\tilde{\psi}}^2 + \frac{1}{2\delta_{\psi_0}} \dot{\tilde{\psi}}^2 + \frac{\delta_{\psi_0}}{2} \dot{\psi}^2 \right) &= \\ \frac{\varepsilon_\psi \delta_{\psi_0}}{2} \dot{\psi}^2 - \frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \dot{\tilde{\psi}}^2. \end{aligned} \quad (38)$$

则式(37)可整理为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} \left(\frac{1}{2} s^T J_0 s \right)^{(1+r_c)/2} - \\ &\left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \\ &\left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}} \leq \\ &-\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} \left[\left(\frac{1}{2} s^T J_0 s \right)^{(1+r_c)/2} + \right. \\ &\left. \left(\frac{1}{2\lambda_\psi} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} \right] + \left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \\ &\varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}}. \end{aligned} \quad (39)$$

其中 $\lambda_\psi = \frac{2\delta_{\psi_0} \zeta_2^{2/r_c+1}}{\lambda_{\max} \varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}$, 由于 $\delta_{\psi_0} > 0.5, \varepsilon_\psi > 0$, 由文献[17]引理 3.1 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} V_2^{(1+r_c)/2} + \\ &\left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}}. \end{aligned} \quad (40)$$

由于 $0 < r_c < 1$, 若 $\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \geq 1$, 得到

$$\begin{aligned} \left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}} &\leq \\ \left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right) + \varepsilon_\psi \tilde{\psi} \dot{\hat{\psi}} &\leq \frac{\varepsilon_\psi \delta_{\psi_0}}{2} \dot{\psi}^2. \end{aligned} \quad (41)$$

若 $\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 < 1$, 则可以得到

$$\begin{aligned} \left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} &\left| \frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 < 1 \right. < \\ \left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} &\left| \frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi_0} - 1)}{2\delta_{\psi_0}} \tilde{\psi}^2 \geq 1 \right. \end{aligned} \quad (42)$$

故总有

$$\left(\frac{\varepsilon_\psi (2\delta_{\psi 0} - 1)}{2\delta_{\psi 0}} \dot{\psi}^2 \right)^{(1+r_c)/2} + \varepsilon_\psi \dot{\psi} \dot{\psi} \leq \frac{\varepsilon_\psi \delta_{\psi 0}}{2} \psi^2. \quad (43)$$

则可得

$$\dot{V}_2 \leq -\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} V_2^{(1+r_c)/2} + \tilde{\omega}. \quad (44)$$

其中 $\tilde{\omega} = \frac{\varepsilon_\psi \delta_{\psi 0}}{2} \psi^2$. 上式可整理为

$$\dot{V}_2 \leq - \left[\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} - \frac{\tilde{\omega}}{V_2^{(1+r_c)/2}} \right] V_2^{(1+r_c)/2}. \quad (45)$$

当 $\zeta_2 \left(\frac{2}{\lambda_{\max}} \right)^{(1+r_c)/2} - \frac{\tilde{\omega}}{V_2^{(1+r_c)/2}} > 0$ 时, V_2 能够实现有限时间收敛, 求得到 V_2 的有限时间收敛域为

$$V_2 \leq \frac{\lambda_{\max}}{2} \left(\frac{\tilde{\omega}}{\zeta_2} \right)^{2/(1+r_c)}. \quad (46)$$

故计算得出滑模面的有限时间收敛域为

$$\|s\| \leq \sqrt{\frac{\lambda_{\max}}{2\lambda_{\min}}} \left(\frac{\tilde{\omega}}{\zeta_2} \right)^{1/(1+r_c)}. \quad (47)$$

依据文献[17]定理3可知, q 和 w 在有限时间内分别收敛至 q_d 和 w_d 邻域内. 证毕.

4 仿真分析

为验证所提方法的有效性, 进行仿真验证与分析. 仿真中, 各参数选取如下

$$J = \begin{bmatrix} 20 & 2 & 0.9 \\ 2 & 17 & 0.5 \\ 0.9 & 0.5 & 15 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2.$$

其中标称部分 $J_0 = \text{diag}(20 \ 20 \ 20) \text{kg} \cdot \text{m}^2$. 给定外界干扰, 所给干扰远比空间中环境干扰大. $d_x = 0.01\sin(0.4t)$, $d_y = 0.005\cos(0.5t)$, $d_z = 0.008\cos(0.7t)$.

航天器姿态及角速度初值为

$$q(0) = [0.898 \ 6 \ 0.4 \ -0.1 \ 0.15]^T, \\ w(0) = [0.1 \ 0.05 \ -0.1]^T.$$

期望姿态与角速度为

$$q_d(0) = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T,$$

$$w(t) = 0.1 [\cos(t/40) \ -\sin(t/50) \ -\cos(t/60)]^T.$$

状态观测器参数设计为 $\bar{k}_1 = 0.1, \bar{k}_2 = 0.01, \bar{\varepsilon} = 0.01, \varphi = 0.02, \hat{q}(0) = [0.7 \ 0.1 \ 0.2 \ 0.3]^T, v(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T, \alpha_1(0) = 0.3$.

干扰观测器参数设计为 $\sigma_1 = 2, \sigma_2 = 0.5, k_{d1} = 0.1, k_{d2} = 20, \varepsilon_d = 0.5$, 指数 $r_d = 0.7, z_d(0) = [0 \ 0 \ 0]^T, \gamma(0) = 1$.

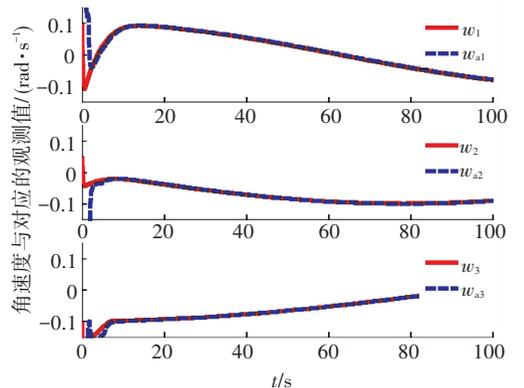
控制器参数设计为 $\zeta_1 = \zeta_2 = 1, r_c = 0.7, \varepsilon_\psi = 0.2, \delta_{a0} = 1, \lambda_{\max} = 20, \hat{\gamma}_a(0) = 0$, 控制约束为 $u_{\max} = -u_{\min} = 0.5 \text{ N} \cdot \text{m}$.

为更好说明角速度估计算法优越性, 将其与滤波器估计算法进行比较, 滤波器算法^[8]为

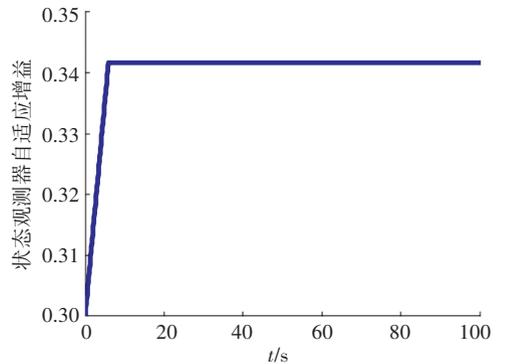
$$\begin{cases} \dot{q} = -aq + p, \\ \dot{p} = -(a+1)p + (a^2+1)q. \end{cases} \quad (48)$$

其中 $a > 0$ 为滤波器增益, p 为滤波器辅助变量, 满足 $p(0) = aq$, 采用试凑法仿真中取 $a = 22$.

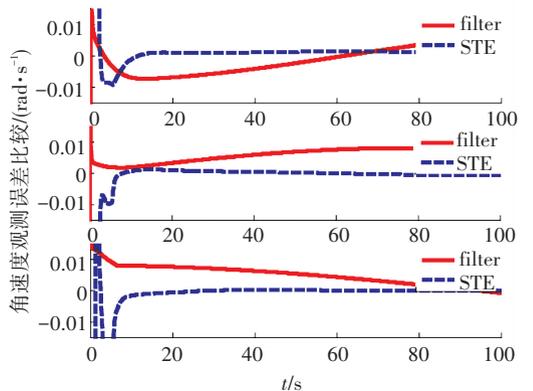
图1所示为基于观测器(9)的角速度估计效果以及与基于滤波器(48)的角速度估计对比, 其中标注 w 为真实角速度, 标注 w_a 为对应观测值. 可以看出设计的角速度观测算法能在数秒内实现对真实角速度的较高精度估计, 并且估值中没有抖振; 由于设定了观测精度阈值, 状态观测器增益也不会发生过估计问题; 同时设计的角速度估计算法精度相比基于滤波器的角速度估计精度有明显提高, 说明了所设计的角速度估计算法的优越性.



(a) 角速度估计



(b) 状态观测器参数 α_1 变化



(c) 角速度估计误差对比

图1 角速度观测器仿真结果

Fig.1 Simulation results of angular velocity observers

图 2 为自适应干扰观测器对设定外界干扰的估计,标注 d 为真实干扰, d_a 为对应观测值. 虽然式 (27) 只能保证干扰观测误差收敛到一定范围内,但在应用中容易看出干扰观测器能很快实现对给定干扰的较高精度估计,并且干扰观测值是连续无抖振. 图 3、4 为控制过程中,四元数误差和角速度误差的变化曲线,可以看出航天器的姿态误差和角速度误差值在有限时间内收敛到平衡点附近. 图 5 为对应的控制输入曲线,可以看出控制输入在设计的约束范围内,同时控制输入信号无抖振.

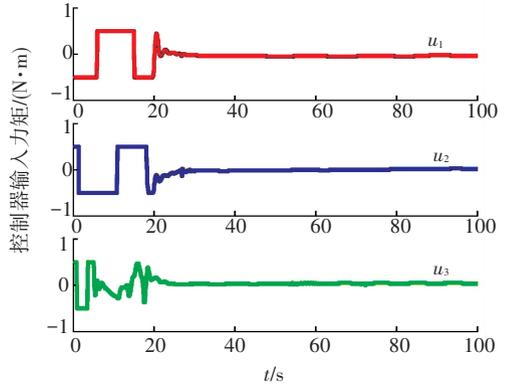


图 5 控制输入变化曲线

Fig.5 Control input evaluation

为进一步说明所设计观测器和控制器的有效性,将所提方法与纯自适应滑模控制进行对比,设计纯自适应滑模姿态控制器为^[17]

$$u = -\zeta_1 s - \zeta_2 \text{sig}^r(s) - h(t) - \hat{\gamma}_a s / \|s\|.$$

其中 $\hat{\gamma}_a$ 为 $\chi(t)$ 的上界, 并且 $\dot{\hat{\gamma}}_a = \lambda_a (-\varepsilon_a \hat{\gamma}_a + \|s\|)$, 其参数满足 $\varepsilon_a > 0, \lambda_a = \frac{2\delta_{a0}\sigma_2^{2/r+1}}{\lambda_{\max}\varepsilon_a(2\delta_{a0}-1)}, \delta_{a0} > 0.5$. 在仿真中取 $\varepsilon_a = 0.1, \delta_{a0} = 1, \lambda_{\max} = 20, \hat{\gamma}_a(0) = 0$. 对应的仿真结果如图 6、7 所示.

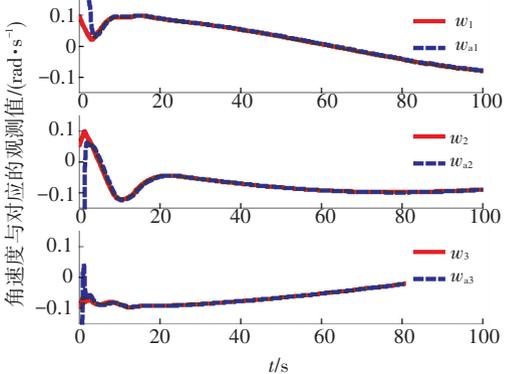


图 6 自适应滑模控制的角速度观测

Fig.6 Angular velocity for adaptive sliding mode control

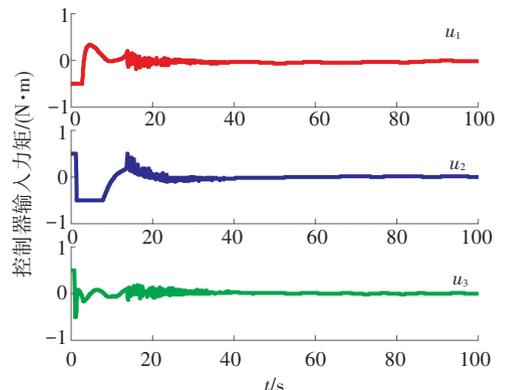


图 7 自适应滑模控制的控制输入

Fig.7 Control input for adaptive sliding mode control

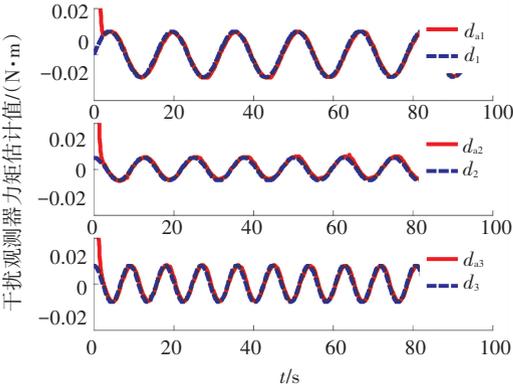


图 2 自适应干扰观测器估计曲线

Fig.2 Results for adaptive disturbance observer

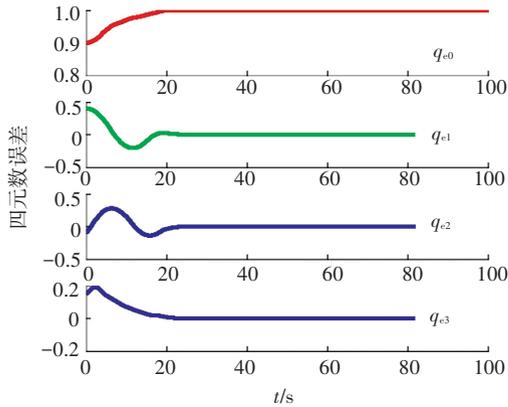


图 3 四元数误差变化曲线

Fig.3 Quaternion error evaluation

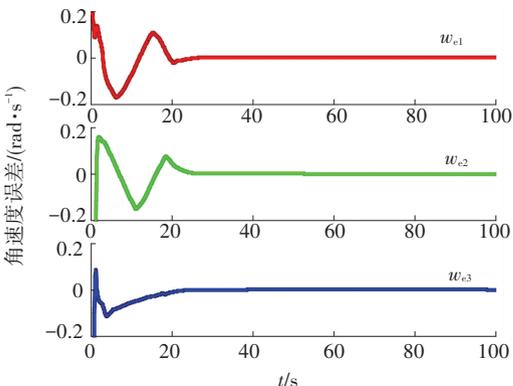


图 4 角速度误差变化曲线

Fig.4 Angular velocity error evaluation

可以看出,设计的角速度观测器能够实现对角速度的高精度估计,同时对比图5、7,容易得出本文设计的控制器能够较好地减小控制器的抖振,说明了所设计干扰观测器和控制器的优越性。

5 结 论

1)研究了角速度不可测的刚体航天器有限时间姿态跟踪控制.分别设计了基于超螺旋滑模状态观测器的角速度估计算法和有限时间自适应干扰观测器.

2)设计的角速度估计算法比传统滤波估计算法具有更高的精度,同时干扰观测器结合了连续自适应技术,实现了干扰的连续估计,并减小了控制输入抖振.

3)仿真结果验证了所提算法的有效性,对工程应用有一定参考意义.但只研究了刚体航天器的姿态跟踪控制,对于挠性航天器以及故障条件下的航天器姿态控制有待进一步研究.

参考文献

- [1] SANYAL A, FOSBURY A, CHATURVEDI N, et al. Inertia-free spacecraft attitude tracking with disturbance rejection and almost global stabilization [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(4): 1167-1174. DOI: 10.2514/1.41565.
- [2] MAYHEW C G, SANFELICE R G, TEEL A R. Quaternion-based hybrid control for robust global attitude tracking [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2011, 56(11): 2555-2566. DOI: 10.1109/TAC.2011.2108490.
- [3] WU Baolin, WANG Danwei, POH E K. Decentralized robust adaptive control for attitude synchronization under directed communication topology [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(4): 1276-1282. DOI: 10.2514/1.50189.
- [4] WU Baolin, WANG Danwei, POH E K. Decentralized sliding-mode control for attitude synchronization in spacecraft formation [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23(11): 1183-1197. DOI:10.1002/mc.2812.
- [5] JIN Erdong, SUN Zhaowei. Robust controllers design with finite time convergence for rigid spacecraft attitude tracking control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(4): 324-330. DOI:10.1016/j.ast.2007.08.001.
- [6] ZONG Qun, SHAO Shikai. Decentralized finite-time attitude synchronization for multiple rigid spacecraft via a novel disturbance observer [J]. *ISA Transactions*, 2016, 65: 150-163. DOI: 10.1016/j.isatra.2016.08.009.
- [7] GELAND O, GODHAVN J M. Passivity-based adaptive attitude control of a rigid spacecraft [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1994, 39(4): 842-846. DOI: 10.1109/9.286266.
- [8] WONG H, DE QUEIROZ M S, KAPILA V. Adaptive tracking control using synthesized velocity from attitude measurements [J]. *Automatica*, 2001, 37: 947-953. DOI: 10.1016/S0005-1098(01)00038-3.
- [9] XIAO Bing, HU Qinglei, SHI Peng. Attitude stabilization of spacecraft under actuator saturation and partial loss of control effectiveness [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2013, 21(6): 2251-2263. DOI:10.1109/TCST.2012.2236327.
- [10] ZOU Anmin. Distributed attitude synchronization and tracking control for multiple rigid bodies [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2014, 22(2): 478-490. DOI:10.1109/TCST.2013.2255289.
- [11] ZOU Anmin, KUMAR K D, HOU Zengguang. Attitude coordination control for a group of spacecraft without velocity measurements [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2012, 20(5): 1160-1174. DOI:10.1109/TCST.2011.2163312.
- [12] YANG Hongjiu, YOU Xiu, XIA Yuanqing, et al. Adaptive control for attitude synchronization of spacecraft formation via extended state observer [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2014, 8(18): 2171-2185. DOI:10.1049/iet-cta.2013.0988.
- [13] ZOU Anmin, ANTON H J, KUAMR K D. Distributed finite-time velocity-free attitude coordination control for spacecraft formations [J]. *Automatica*, 2016, 67: 46-53. DOI: 10.1016/j.automatica.2015.12.029.
- [14] ZOU Anmin. Finite-time output feedback attitude tracking control for rigid spacecraft [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2014, 22(1): 338-345. DOI: 10.1109/TCST.2013.2246836.
- [15] XIAO Bing, HU Qinglei, WANG Danwei. Spacecraft attitude fault tolerant control with terminal sliding-mode observer [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 28(1): 04014055. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000331.
- [16] XIAO Bing, HU Qinglei, ZHANG Youmin, et al. Fault-tolerant tracking control of spacecraft with attitude-only measurement under actuator failures [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(3): 838-849. DOI: 10.2514/1.61369.
- [17] ZHU Zheng, XIA Yuanqing, FU Mengyin. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2011, 21(6): 686-702. DOI:10.1002/mc.1624.
- [18] XIA Yuanqing, ZHU Zheng, FU Mengyin. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, 58(2): 647-659. DOI:10.1109/TIE.2010.2046611.
- [19] XIAO Bing, HU Qinglei, SINGHOSE W, et al. Reaction wheel fault compensation and disturbance rejection for spacecraft attitude tracking [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(6): 1565-1575. DOI: 10.2514/1.59839.
- [20] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application [J]. *Automatica*, 2007, 43(8): 1470-1476. DOI: 10.1016/j.automatica.2007.01.008.
- [21] DONG Qi, ZONG Qun, TIAN Bailing, et al. Adaptive-gain multi-variable super-twisting sliding mode control for reentry RLV with torque perturbation [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2017, 27(4): 620-638. DOI: 10.1002/mc.3589.

(编辑 魏希柱)