

航天器姿态机动及稳定的自抗扰控制

赖爱芳, 郭 毓, 郑立君

(南京理工大学 自动化学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 针对航天器动力学参数不确定性以及系统存在外部持续干扰的问题, 提出了一种自抗扰姿态控制器的设计方法. 在期望姿态安排过渡过程的基础上, 设计了扩张状态观测器, 对参数不确定性和外部干扰进行估计, 并实时补偿. 为抑制跟踪误差, 设计了非线性状态误差反馈律. 仿真结果表明, 该控制器不仅能很好地估计并补偿系统受到的持续干扰, 而且对航天器动力学参数的不确定性具有较强的鲁棒性, 满足航天器姿态快速机动和高稳定度的控制要求, 性能指标明显优于 PD 控制.

关键词: 航天器; 自抗扰控制; 扩张状态观测器; 快速机动; 高稳定度

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Active disturbance rejection control for spacecraft attitude maneuver and stability

LAI Ai-fang, GUO Yu, ZHENG Li-jun

(School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing Jiangsu 210094, China)

Abstract: For a spacecraft with dynamic parametric uncertainties and external persistent disturbances, we present an active disturbance rejection control (ADRC). After arranging the transient dynamics of the desired attitude, we design an extended state observer (ESO) to estimate the impact from parametric uncertainties and disturbances, and realize corresponding compensations online. A nonlinear state error feedback law is designed to reject the tracking error. Simulation results show that the designed controller not only accurately estimates and compensates the persistent disturbances, but also realizes the robustness to dynamic parametric uncertainties of the spacecraft. It meets the requirements on the spacecraft fast attitude maneuver and high stability. The performance indices are much superior to those of the PD controller.

Key words: spacecraft; active disturbance rejection control; extended state observer; fast maneuver; high stability

1 引言(Introduction)

航天器上燃料的消耗以及执行大角度姿态机动等会引起航天器转动惯量的变化, 因而在工程实践中, 航天器的惯量参数通常是不能确切获知的, 具有动力学参数不确定性. 航天器处在空间环境中, 受到太阳光压力矩、重力梯度力矩、地磁力矩和气动力矩等的影响, 这些干扰力矩也具有不确定性, 并且持续存在. 此外, 外部激励还会诱导航航天器内部的有效载荷产生多种周期性干扰. 航天器姿态受到的干扰通常可近似表示为常值和周期性信号的组合. 传统控制中常采用积分控制抑制干扰, 但是积分作用只能抑制常值干扰, 对于持续的周期性干扰难以奏效. 为实现航天器快速机动和稳定的姿态控制要求, 设计既具有高抗扰性能, 又对不确定参数具有鲁棒性的姿态控制器, 成为航天器姿态控制研究的重要内容.

文献[1-2]提出了变结构控制方案, 使系统在进

入滑模区域后具有对参数和外部扰动不敏感的特性, 但同时也引进了高频抖颤. 文献[3-4]提出了航天器姿态自适应控制算法, 对参数不确定性具有一定的鲁棒性, 但均未考虑干扰抑制问题. 文献[5]将 H_∞ 控制应用于航天器姿态控制, 对一类能量有界的干扰具有良好的抑制效果, 但对持续干扰的抑制效果很有限. 文献[6]提出了一种基于反作用飞轮的滚动/偏航回路周期干扰力矩补偿方案, 但是需确切获得周期干扰的周期、初始相位及常值干扰的具体大小等信息, 而在实际工程中这些信息往往具有一定的不确定性, 难以精确得到. 文献[7]用 Backstepping 方法和内模原理, 设计了刚体卫星在受扰情况下的跟踪控制, 用积分项消除常值干扰, 用内模原理消除正弦干扰, 并给出了系统全局渐近稳定的证明, 但是此方法只适用于含单一频率的周期性干扰, 若干扰中含有多种频率的周期信号, 则其稳定性难以证明. 文献[8]设计了刚体卫星受到常值和正弦干扰组合

的情况下,使系统全局渐近稳定的控制律,其中干扰允许有多个不同频率正弦信号组合而成,并给出了稳定性证明,但是随着频率的增多,内模控制器包含的参数数量急剧增加,参数整定极其不易.文献[9]针对存在模型不确定性和常值干扰的挠性航天器,提出了一种不依赖模型参数的非线性PID姿态控制器,但是仅在小姿态偏差的情况对常值干扰具有较好的抑制作用.

由韩京清^[10]提出的自抗扰控制技术包括跟踪微分器、扩张状态观测器、非线性反馈等.用这种技术设计的控制器具有超调小、收敛速度快、精度高、鲁棒性强、抗干扰能力强和算法简单等优点.文献[11-12]将自抗扰控制器应用于基于欧拉角描述的卫星姿态控制中,其中文献[11]提出将双闭环自抗扰控制器应用于挠性卫星姿态稳定控制,文献[12]研究了在无陀螺测量情况下的刚体卫星姿态机动问题,并给出了控制器参数的整定方法.文献[13]利用自抗扰控制技术中的扩张状态观测器,结合其它控制技术对系统的不确定量及扰动进行估计并予以实时补偿.

鉴于用欧拉角描述姿态变换矩阵存在奇异以及需多次三角运算的问题,本文采用四元数来描述姿态运动.将航天器姿态动力学和运动学模型视为两级串联系统进行姿态机动和稳定的自抗扰控制.首先对期望姿态的欧拉角按照角速度安排过渡过程,再转换成期望姿态四元数;然后利用航天器角速度信息,设计二阶扩张状态观测器估计航天器惯量参数不确定性和外在干扰对姿态的影响,并给予实时补偿;再利用非线性反馈技术抑制跟踪误差,达到航天器姿态快速机动和高稳定度的控制目标.

2 航天器姿态动力学模型(Spacecraft attitude dynamic model)

航天器姿态动力学方程可表示为^[11]

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = \mathbf{u} + \mathbf{d}, \quad (1)$$

式中: J 为航天器的转动惯量($J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$), 正定对称, ω 为航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的角速度矢量($\omega \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$), \mathbf{u} 为航天器的控制力矩($\mathbf{u} \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$), 符号 \times 表示斜对称, 为

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix},$$

\mathbf{d} 为干扰力矩($\mathbf{d} \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$), 为未知常值和多个不同频率正弦信号的组合.

用四元数描述的航天器姿态运动方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{F}(\mathbf{q}) \begin{bmatrix} \omega \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中: $\mathbf{q} = [\mathbf{q}_v; q_4] = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ 为航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数,

$$\mathbf{F}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \mathbf{E} + \mathbf{q}_v^\times & \mathbf{q}_v \\ -\mathbf{q}_v^\top & q_4 \end{bmatrix},$$

\mathbf{E} 为3维单位阵.

3 安排过渡过程(Arranging the transient dynamics)

给定某一期望姿态欧拉角,为了尽快完成航天器的机动任务,希望航天器以尽可能大的角加速度和角速度机动到期望角位置,但是在实际工程中加速度受到执行机构最大输出力矩的限制,由式(1)可得航天器最大角加速度约为 $\|\dot{\omega}\| \leq \|\mathbf{u}\|/\sigma_{\max}(\mathbf{J})$,而角速度的测量又受到陀螺量程的限制.

以期望欧拉角和初始欧拉角来安排过渡过程,具体做法是将角速度曲线设置成等腰梯形曲线^[12],姿态欧拉角由角速度积分获得,再将姿态欧拉角转换为姿态四元数.3轴均设置相似的过渡过程,以其中一轴为例,期望角速度取为

$$\omega_d = \begin{cases} at, & 0 < t \leq \frac{T}{2}, \\ \frac{aT}{2}, & \frac{T}{2} < t \leq \frac{T}{2} + t_0, \\ \frac{aT}{2} - a(t - \frac{T}{2} - t_0), & \frac{T}{2} + t_0 < t \leq T + t_0, \\ 0, & t > T + t_0, \end{cases}$$

其中: t 为时间, a 为匀加速段和匀减速段的加速度常值,决定了最大角加速度, T 为匀加速段和匀减速段的总时间, a, T 共同决定了最大角速度.同时 T 要根据初始欧拉角 θ 和期望欧拉角 θ_d 作适当修改,若 $0.25aT^2 > |\theta_d - \theta|$, 则修正 $T = 2\sqrt{|\theta_d - \theta|/a}$, t_0 为匀速段时间,应相应地取

$$t_0 = 2(|\theta_d - \theta| - 0.25aT^2)/(aT). \quad (3)$$

4 二阶扩张状态观测器分析(Second order ESO analysis)

对于一阶系统 $\dot{x}_1 = f_0(x_1) + f(t) + \mathbf{b}\mathbf{u}$, 其中 $f(t)$ 为未知量.令 $x_2 = f(t)$, 将一阶系统扩张成二阶系统,得

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_0(x_1) + f(t) + \mathbf{b}\mathbf{u}, \\ \dot{x}_2 &= \chi(t), \end{aligned}$$

其中 $\chi(t) = \frac{df(t)}{dt}$.

扩张状态观测器设计为

$$\begin{aligned} e_1 &= y_1 - x_1, \\ \dot{y}_1 &= y_2 - \beta_1 e_1 + f_0(x_1) + \mathbf{b}\mathbf{u}, \\ \dot{y}_2 &= -\beta_2 g(e_1), \end{aligned}$$

其中: 函数 $g(\cdot)$ 满足 $g(0) = 0$, 令 $e_2 = y_2 - x_2$, 由扩张后的二阶系统和扩张状态观测器得到估计误差方

程, 为

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 - \beta_1 e_1, \\ \dot{e}_2 &= -\chi(t) - \beta_2 g(e_1). \end{aligned}$$

当该误差系统进入稳态时, 有

$$\begin{aligned} e_2 - \beta_1 e_1 &= 0, \\ -\chi(t) - \beta_2 g(e_1) &= 0. \end{aligned}$$

因此稳态时估计误差为

$$\begin{aligned} e_1 &= g^{-1}(-\chi(t)/\beta_2), \\ e_2 &= \beta_1 e_1 = \beta_1 g^{-1}(-\chi(t)/\beta_2). \end{aligned}$$

只要 $\beta_2 \gg \chi(t)$, 估计误差将足够小, 即稳态时有

$y_1 \rightarrow x_1, y_2 \rightarrow x_2$ 成立.

5 自抗扰控制器设计(ADRC design)

由于航天器姿态动力学方程式(1)的输出角速度 ω 是航天器运动学方程式(2)的输入, 可知航天器姿态数学模型可看成一个串级系统. 考虑到惯量参数 J 的不确定性和干扰 d 仅对航天器角速度 ω 有直接影响, 而对姿态四元数 q 的影响是通过 ω 传递的, 再加上航天器角速度 ω 和姿态四元数 q 可测, 设计了由角位置和角速度的非线性状态误差反馈调节器以及扩张状态观测器构成的航天器姿态自抗扰双闭环控制系统, 其结构如图1所示.

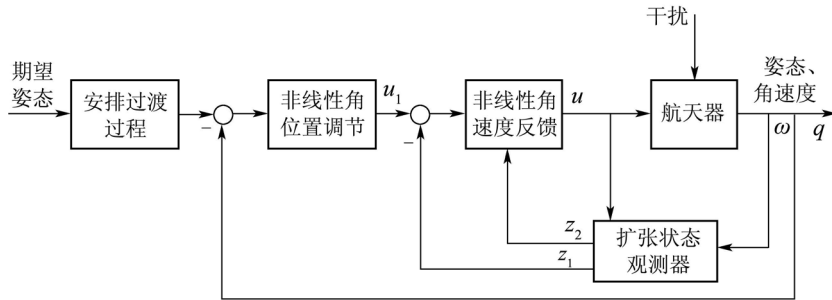


图1 航天器姿态自抗扰控制系统

Fig. 1 ADRC system for spacecraft attitude

在图1中, 首先利用航天器姿态四元数和安排过渡过程后的期望姿态信息设计外环非线性角位置反馈调节器, 使航天器姿态四元数跟踪安排过渡过程后的期望四元数, 角位置反馈调节器的输出为虚拟角速度期望值, 再利用航天器动力学式(1)的输出角速度 ω 设计扩张状态观测器, 对惯量不确定性和干扰对航天器的影响进行估计, 设计内环控制器进行控制和补偿, 使航天器角速度快速跟踪虚拟角速度期望值, 同时使得系统具有对惯量参数变化的鲁棒性和干扰的抑制能力. 以下给出具体设计方法.

将航天器运动学方程式(2)中的角速度矢量 ω 当作四元数 q 的虚拟控制量 u_1 , 设计外环的非线性角位置误差反馈律为

$$\begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tilde{\mu} \end{bmatrix} = 2F^{-1}(q)\alpha_1 \text{fal}(q_d - q, 0.5, t_s), \quad (4)$$

其中: t_s 为采样时间, $\tilde{\mu}$ 为计算中引入的冗余量, q_d 为期望姿态四元数, α_1 为可调节实际姿态 q 跟踪期望姿态 q_d 的快慢程度, 函数 fal 为

$$\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} e\delta^{\alpha-1}, & |e| \leq \delta, \\ |e|^\alpha \text{sgn } e, & |e| > \delta, \end{cases}$$

其中: $e \in \mathbb{R}, \alpha \in \mathbb{R}^+, \delta \in \mathbb{R}^+$, 若 e 为向量, 则对每一个分量分别运算.

将式(4)代入式(2), 得到 $\dot{q} = \alpha_1 \text{fal}(q_d - q, 0.5, t_s)$, 由此可知 q 将跟踪 q_d .

再设计 u 来控制式(1), 使角速度 ω 跟踪 u_1 .

考虑到航天器惯量矩阵 J 正定, 由式(1)可得

$$\dot{\omega} = -J^{-1}\omega^\times J\omega + J^{-1}u + J^{-1}d. \quad (5)$$

假设航天器标称惯量为 J_0 , 式(5)可写成

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= -J_0^{-1}\omega^\times J_0\omega + J_0^{-1}u - J^{-1}\omega^\times J\omega + \\ &J^{-1}u + J_0^{-1}\omega^\times J_0\omega - J_0^{-1}u + J^{-1}d = \\ &-J_0^{-1}\omega^\times J_0\omega + J_0^{-1}u + f(t), \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $f(t) = -J^{-1}\omega^\times J\omega + J^{-1}u + J_0^{-1}\omega^\times J_0\omega - J_0^{-1}u + J^{-1}d$.

设计离散的二阶扩张状态观测器如下:

$$\begin{cases} e_g = z_1 - \omega, \\ z_1 = z_1 + t_s(z_2 - \beta_1 e_1 + J_0^{-1}u) - \\ \quad t_s J_0^{-1}\omega^\times J_0\omega, \\ z_2 = z_2 + t_s(-\beta_2 \text{fal}(e_g, 0.5, t_s)). \end{cases} \quad (7)$$

根据本文第4节中的分析可知, 只要适当选择式(7)中的系数 β_1 和 β_2 , 则可使扩张状态观测器稳定, 且稳态时有以下收敛关系:

$$z_1 \rightarrow \omega, z_2 \rightarrow f(t).$$

利用参数不确定性和外部干扰对系统影响的估计值 z_2 对航天器姿态进行补偿, 设计内环的非

线性角速度误差反馈律

$$\begin{cases} \mathbf{u} = \mathbf{J}_0 \bar{\mathbf{u}} - \mathbf{J}_0 \mathbf{z}_2 + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_0 \boldsymbol{\omega}, \\ \bar{\mathbf{u}} = \alpha_2 \text{fal}(\boldsymbol{\tau}_1 - \boldsymbol{\omega}, 0.5, t_s), \end{cases} \quad (8)$$

其中 α_2 决定了 $\boldsymbol{\omega}$ 跟踪 \mathbf{u}_1 的品质的参数。

将式(8)代入式(6), 当估计误差足够小时, 有 $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \alpha_2 \text{fal}(\mathbf{u}_1 - \boldsymbol{\omega}, 0.5, t_s)$, 由此可知 $\boldsymbol{\omega}$ 将跟踪 \mathbf{u}_1 .

整理式(4)(7)和式(8), 得到所设计的控制律

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\tau}_1 \\ \tilde{\boldsymbol{\mu}} \end{bmatrix} = 2\mathbf{F}^{-1}(\mathbf{q})\alpha_1 \text{fal}(\mathbf{q}_d - \mathbf{q}, 0.5, t_s), \\ \mathbf{e}_g = \mathbf{z}_1 - \boldsymbol{\omega}, \\ \mathbf{z}_1 = \mathbf{z}_1 + t_s(\mathbf{z}_2 - \beta_1 \mathbf{e}_g + \mathbf{J}_0^{-1} \mathbf{u} - \mathbf{J}_0^{-1} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_0 \boldsymbol{\omega}), \\ \mathbf{z}_2 = \mathbf{z}_2 + t_s(-\beta_2 \text{fal}(\mathbf{e}_g, 0.5, t_s)), \\ \mathbf{u} = \mathbf{J}_0(\alpha_2 \text{fal}(\boldsymbol{\tau}_1 - \boldsymbol{\omega}, 0.5, t_s) - \mathbf{z}_2) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_0 \boldsymbol{\omega}. \end{cases} \quad (9)$$

6 数值仿真(Numerical simulations)

利用MATLAB/simulink软件平台对航天器姿态机动和稳定进行仿真, 验证所提控制方法的有效性。

航天器的转动惯量 \mathbf{J}_0 为

$$\mathbf{J}_0 = \begin{bmatrix} 6393.31 & 26.95 & -21.09 \\ 26.95 & 4737.30 & 1868.48 \\ -21.09 & 1868.48 & 8361.13 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2.$$

3轴干扰力矩均取未知常值和2个不同频率的正弦信号的线性组合, 仿真中取

$$\mathbf{d} = (0.5 + \sin(2\pi t/2000) + 8 \sin(2\pi t/5)) \times 10^{-3} [1 \ 1 \ 1]^T \text{N} \cdot \text{m}.$$

初始姿态角分别为 $[-10^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]$, 其对应的姿态四元数为 $[-0.0872 \ 0 \ 0 \ 0.9962]^T$, 期望姿态角为 $[60^\circ \ 30^\circ \ -30^\circ]$, 其对应的姿态四元数为 $[0.5245 \ 0.3415 \ -0.0915 \ 0.7745]^T$. 初始姿态角速度为 $[0 \ 0 \ 0] (\text{^\circ})/\text{s}$, 期望姿态角速度为 $[0 \ 0 \ 0] (\text{^\circ})/\text{s}$.

采样时间 $t_s = 0.1 \text{ s}$.

安排过渡过程参数, 3轴均设置相同的参数, $a = 0.14 (\text{^\circ})/\text{s}$, $T = 25 \text{ s}$. t_0 由式(3)计算得到.

PD控制器参数 $k_p = 5000$, $k_d = 8000$.

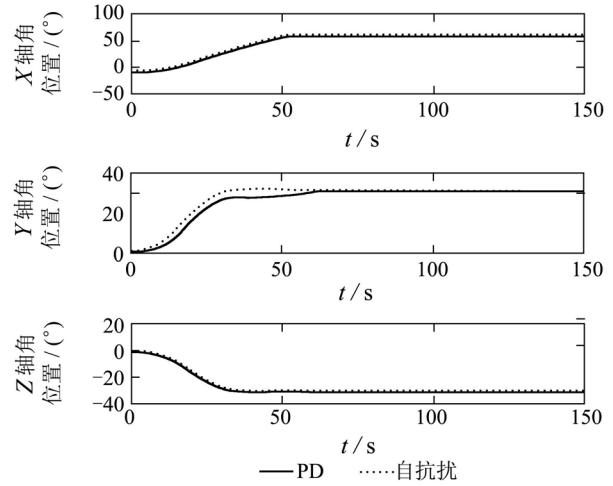
自抗扰控制器参数取为 $\alpha_1 = 1$, $\alpha_2 = 1$, $\beta_1 = 10$, $\beta_2 = 20$.

情形1 ADRC与PD控制.

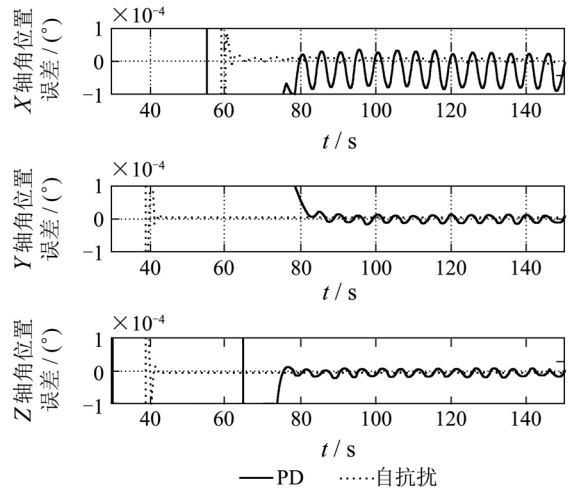
假设转动惯量精确获得, 在相同的安排过渡过程下对航天器姿态机动用ADRC和PD控制进行仿真, 仿真结果如图2所示.

定义如下几项性能指标, 由四元数转换得到的3轴姿态欧拉角与期望欧拉角之差(单位为度)进入

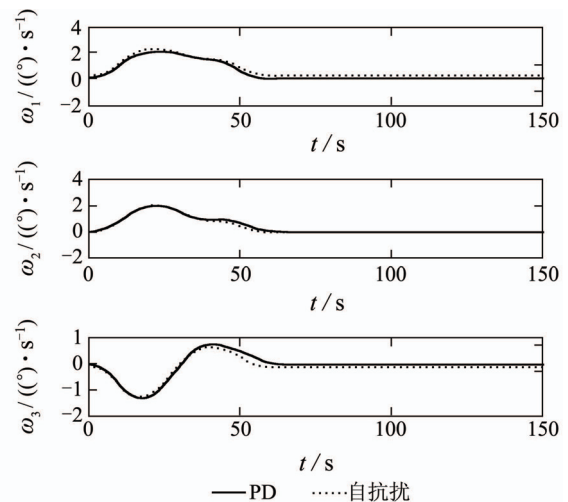
$\pm 10^{-4}$ 度角误差带的时间, 用 t_{se} 表示, 单位为s; 3轴角速度进入 $\pm 10^{-4} (\text{^\circ})/\text{s}$ 范围的时间, 用 t_{sw} 表示, 单位为s; 机动60s后3轴姿态角误差的均方根值, 用 P_{se} 表示, 单位为 $^\circ$; 机动60s后3轴姿态角速度的均方根值, 用 P_{sw} 表示, 单位为 $(\text{^\circ})/\text{s}$. 两种控制方案下3轴的各项性能指标如表1所示.



(a) 姿态跟踪曲线



(b) 稳态过程的姿态角误差



(c) 角速度曲线

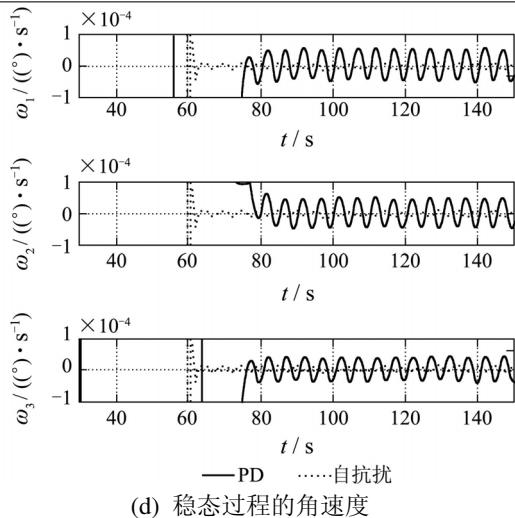


图2 自抗扰控制与PD控制的仿真结果

Fig. 2 Simulation results of ADRC and PD controller

表1 两种控制器下的性能指标

Table 1 Performance indexes of two controllers

控制方案	姿态轴	t_{se}/s	t_{sw}/s	$P_{se}/(^{\circ})$	$P_{sw}/((^{\circ}) \cdot s^{-1})$
PD控制	X轴	73.5	73.5	$4.1e-3$	$1.4e-3$
PD控制	Y轴	74.4	74.4	$3.6e-3$	$0.7e-3$
PD控制	Z轴	68.8	70.2	$1.0e-3$	$0.8e-3$
ADRC	X轴	55.4	55.8	$1.9e-6$	$1.8e-6$
ADRC	Y轴	32.6	55.8	$7.1e-7$	$2.1e-6$
ADRC	Z轴	32.6	55.8	$7.9e-8$	$9.3e-7$

由图2及表1可知,安排了过渡过程的PD控制和自抗扰控制动态特性相当,但ADRC的稳态性能明显优于PD控制,姿态角误差和角速度比PD控制的小3个数量级以上,显著地提高了航天器姿态机动后的指向精度和稳定度,满足了快速机动和高稳定度的控制要求。

自抗扰控制中角速度估计误差如图3所示,干扰及其估计如图4所示.由图3和图4可知,二阶扩张状态观测器很好地估计了航天器姿态角速度和外在持续干扰。

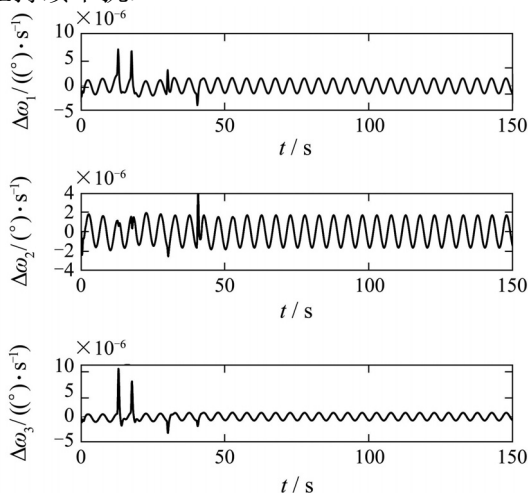


图3 角速度估计误差

Fig. 3 Angular velocity error estimation

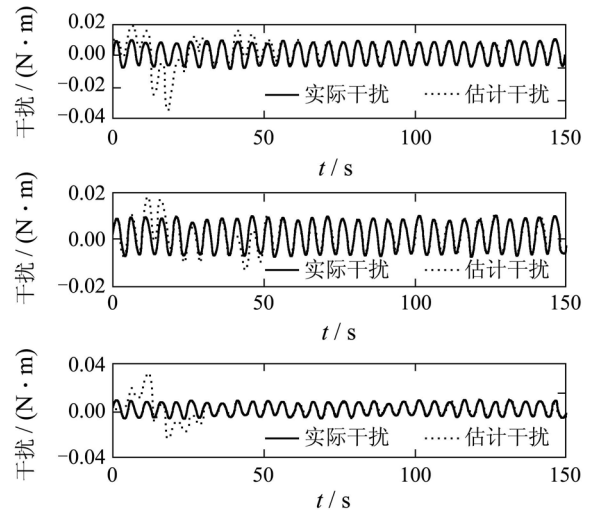
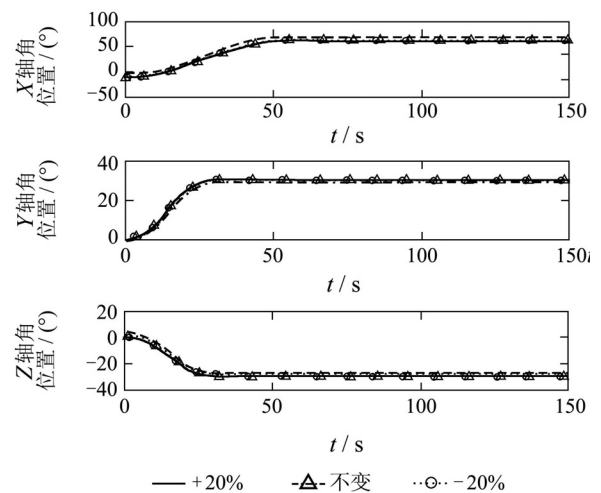


图4 实际干扰与估计干扰

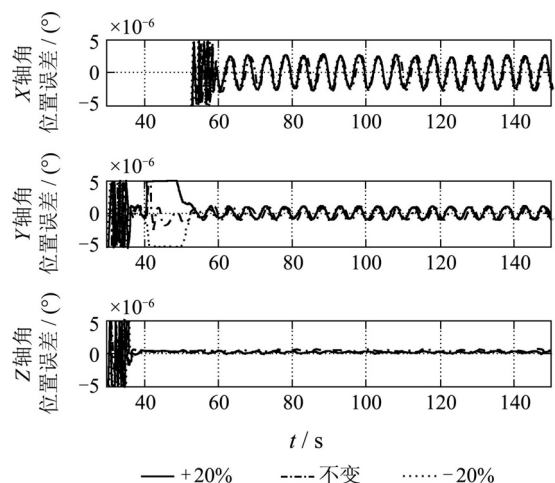
Fig. 4 Real and estimated disturbance

情形2 ADRC对惯量参数不确定性的鲁棒性.

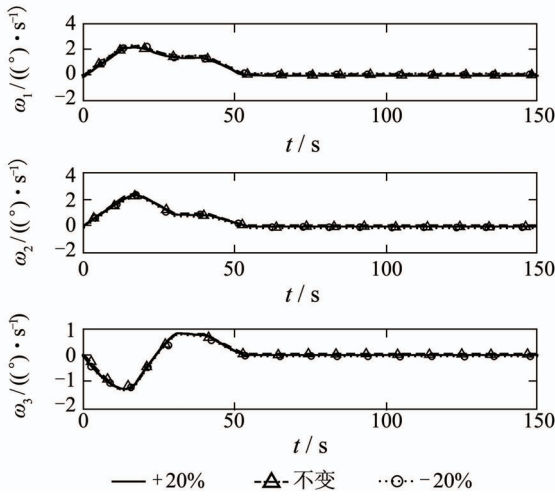
在 $J=1.2J_0$, $J=0.8J_0$ 时用ADRC进行仿真,仿真结果如图5所示,性能指标如表2所示。



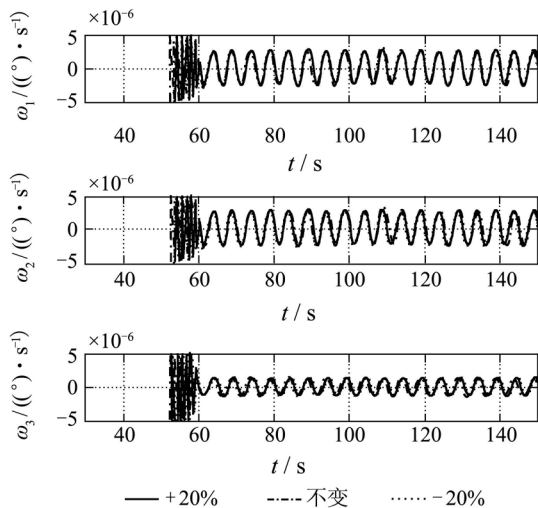
(a) 姿态跟踪曲线



(b) 稳态过程的姿态角误差



(c) 角速度曲线



(d) 稳态过程的角速度

图5 不同惯量下自抗扰控制的仿真结果

Fig. 5 Simulation results of ADRC in different inertia

表2 不同惯量下自抗扰控制的性能指标
Table 2 ADRC performance indexes in different inertia

惯量	姿态轴	t_{se}/s	t_{sw}/s	$P_{se}/(^\circ)$	$P_{sw}/((^\circ) \cdot s^{-1})$
$1.2J_0$	X轴	55.9	56.9	$1.9e-6$	$1.8e-6$
$1.2J_0$	Y轴	33.1	56.3	$7.2e-7$	$2.1e-6$
$1.2J_0$	Z轴	33.1	56.3	$7.9e-8$	$9.4e-7$
$0.8J_0$	X轴	55.7	56.8	$1.8e-6$	$2.0e-6$
$0.8J_0$	Y轴	32.8	56	$7.1e-7$	$2.1e-6$
$0.8J_0$	Z轴	32.8	56	$7.8e-8$	$1.0e-6$

由图5,表2和表1中控制方案为ADRC的性能指标和可知,当航天器惯量 $J=1.2J_0$, $J=0.8J_0$ 时,系统的控制性能与惯量 $J=J_0$ 时的控制性能变化不大,说明自抗扰控制对惯量参数的不确定性具有较强的鲁棒性。

综上所述,考虑陀螺量程和执行机构输出的力矩受限,安排了初始姿态机动到期望姿态的过渡过程,所设计的二阶扩张状态观测器在机动之后的稳定控制过程中很好地估计了系统的总扰动,并给予实时补偿,同时使系统对惯量参数的不确定性具有较强鲁棒性,达到快速机动和高稳定度的控制要求。

7 结论(Conclusion)

针对航天器存在参数不确定性,受到常值和不同频率正弦信号组合的持续干扰的情况,设计了一种基于串级系统的自抗扰姿态控制器。该控制算法简单、计算量小,工程上容易实现。仿真结果表明,该控制器对常值和正弦这一类持续干扰能够很好地进行估计并抑制,而且对惯量矩阵变化具有较强的鲁棒性,能够满足航天器姿态快速机动和高稳定度的姿态控制要求。

参考文献(References):

- [1] 靳永强,刘向东,侯朝桢.含有参数不确定性的挠性航天器姿态跟踪滑模控制[J].控制理论与应用,2009,26(3):209-304.
(JIN Yongqiang, LIU Xiangdong, HOU Chaozhen. Sliding mode attitude tracking control for a flexible spacecraft with parametric uncertainty[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(3): 209-304.)
- [2] 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.
(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.)
- [3] 张国琪,丁建钊.柔性航天器姿态快速机动的自适应控制方法[J].空间控制技术与应用,2008,34(4):23-27,50.
(ZHANG Guoqi, DING Jianzhao. Adaptive control method for fast attitude maneuver of flexible spacecraft[J]. *Aerospace Control and Application*, 2008, 34(4): 23-27, 50.)
- [4] GENNARO S D. Adaptive robust tracking for flexible spacecraft in presence of disturbances[J]. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 1998, 98(3): 545-568.
- [5] 宋斌,马广富,李传江,等.基于 H_∞ 鲁棒控制的挠性卫星姿态控制[J].系统仿真学报,2005,17(4):968-970,985.
(SONG Bin, MA Guangfu, LI Chuanjiang, et al. Attitude control of flexible satellite using H_∞ -based robust control law[J]. *Journal of System Simulation*, 2005, 17(4): 968-970, 985.)
- [6] 宋斌,马广富,李传江,等.基于飞轮的偏置动量卫星周期干扰补偿方法[J].控制工程,2007,14(2):143-146.
(SONG Bin, MA Guangfu, LI Chuanjiang, et al. Compensation method of periodic disturbances of momentum biased on wheels[J]. *Control Engineering of China*, 2007, 14(2): 143-146.)
- [7] 宗红,张洪华,徐福祥.受扰挠性卫星角动量反馈控制[J].航天控制,2009,27(6):42-45,51.
(ZONG Hong, ZHANG Honghua, XU Fuxiang. Angular momentum feedback control for disturbed flexible satellites[J]. *Aerospace Control*, 2009, 27(6): 42-45, 51.)
- [8] CHEN Z Y, HUANG J. Attitude tracking and disturbance rejection of rigid spacecraft by adaptive control[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(3): 600-605.

- [9] 靳尔东, 孙兆伟. 挠性航天器的非线性PID和PI姿态控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(5): 540 – 545.
(JIN Erdong, SUN Zhaowei. The design of nonlinear PID and PI attitude-controller for a flexible spacecraft[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(5): 540 – 545.)
- [10] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
(HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique*[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008.)
- [11] 朱承元, 杨涤, 翟坤. 无陀螺大挠性多体卫星的自抗扰姿态控制[J]. 计算机仿真, 2005, 22(1): 43 – 47.
(ZHU Chengyuan, YANG Di, ZHAI Kun. Active disturbance rejection attitude controller for large flexible multi-body satellite without gyroscopes[J]. *Computer Simulation*, 2005, 22(1): 43 – 47.)
- [12] 周黎妮, 唐国金, 李海阳. 航天器姿态机动的自抗扰控制器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(12): 2122 – 2126.
(ZHOU Lini, TANG Guojin, LI Haiyang. Active disturbance rejection controller design for spacecraft attitude maneuver[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(12): 2122 – 2126.)
- [13] 王佐伟, 刘一武. 基于自适应模糊逻辑和干扰补偿的航天器姿态控制[C] //程代展, 段广仁. 第25届中国控制会议论文集(下册). 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 1548 – 1552.
(WANG Zuowei, LIU Yiwu. Spacecraft attitude control based on adaptive fuzzy logic and disturbance compensation[C] //CHENG Daizhan, DUAN Guangren. *Proceedings of the 25th Chinese Control Conference*. Beijing: Beihang University Press, 2006: 1548 – 1552.)

作者简介:

赖爱芳 (1986—), 女, 研究方向为航天器姿态控制, E-mail: junny163@126.com;

郭毓 (1964—), 女, 教授, 博士生导师, 研究方向为复杂系统的控制与优化、自适应控制、机器人学习控制等, E-mail: guoyu@mail.njust.edu.cn;

郑立君 (1986—), 女, 硕士研究生, 研究方向为航天器姿态机动路径优化、多目标算法在航天器姿态控制中的应用, E-mail: 303971822@qq.com.