

航天器姿态自抗扰控制

吴忠[†], 黄丽雅, 魏孔明, 郭雷

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘要: 为抑制航天器自身结构参数变化和内外扰动对姿态控制精度和姿态稳定度的影响, 设计了航天器姿态自抗扰控制器. 自抗扰控制器(ADRC)由跟踪微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)和姿态反馈控制器(AFC)3部分组成. 跟踪微分器负责安排姿态指令过渡过程, 并提取其微分信号. 扩张状态观测器(ESO)充分利用姿态敏感器与速率陀螺的量测信息, 可对航天器姿态及内部和外部干扰进行观测. 姿态反馈控制器则在补偿ESO估计的干扰的同时, 实现航天器的姿态控制. 与已有研究相比, 扩张状态观测器采用复合量测信息对状态估计进行校正, 性能较好. 而自抗扰控制器只采用一个环路即可实现姿态控制及干扰补偿, 结构简单. 对某航天器姿态控制系统的仿真结果表明, 以上自抗扰控制器是可行的.

关键词: 航天器; 姿态控制; 自抗扰控制器; 姿态敏感器; 速率陀螺

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A

Active disturbance rejection control of attitude for spacecraft

WU Zhong[†], HUANG Li-ya, WEI Kong-ming, GUO Lei

(School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to attenuate the effects of the parameter variations and disturbances of the spacecrafts on attitude control accuracy and stability, an active disturbance rejection controller (ADRC) is designed. ADRC consists of three parts: tracking differentiator (TD), extended state observer (ESO) and attitude feedback controller (AFC). TD smooths the process of attitude maneuver and provides differential signal of the attitude; ESO estimates the attitude and the disturbances acting on the spacecraft by taking full advantage of the information of the gyros and the attitude sensors; AFC realizes the attitude control of the spacecraft by compensating the disturbances from the ESO. Compared with the relative results, ESO has better performance by adopting the composite measurement information to correct the estimate, and ADRC has simpler structure by adopting only one loop to realize attitude control and disturbance compensation. Simulation results of a certain spacecraft demonstrate that the ADRC of this paper is feasible.

Key words: spacecraft; attitude control; active disturbance rejection controller; attitude sensors; rate gyros

1 引言(Introduction)

为满足未来的航天任务需求, 必须为航天器设计性能优良的姿态控制系统, 实现高精度高稳定度的姿态控制. 然而, 在航天器长期在轨运行中, 不仅存在物理参数的不确定性, 而且存在多种内部或外部干扰, 均会严重影响航天器的姿态控制性能, 给姿态控制系统设计带来较大困难. 相比而言, 自抗扰控制(active disturbance rejection controller, ADRC)不依赖于被控对象的数学模型, 对被控对象的参数和结构变化以及内外干扰具有较好的抑制能力, 算法简单, 易于实现^[1-4], 特别适于解决航天器实际运行中存在的各种问题.

正是由于自抗扰控制所具有的以上优点, 自其提出以来, 一直受到控制界的广泛关注, 并已成功应用

于航空、航天、兵器以及工业控制等多个领域^[5-10]. 自抗扰控制器由跟踪微分器(tracking differentiator, TD)、扩张状态观测器(extended state observer, ESO)非线性状态误差反馈控制律(nonlinear state error feedback, NLSEF)3部分组成. 作为自抗扰控制器的核心, 扩张状态观测器可直接根据输入输出数据估计系统的内部状态和各种内外扰动, 并通过非线性反馈控制律对扰动加以补偿, 而不依赖对象的数学模型. 对于扩张状态观测器, 文献[11]和文献[12]分别针对不确定非线性系统和多输入多输出系统, 分析了其收敛性. 文献[13-14]则针对模型不确知的被控对象, 分析了线性扩张状态观测器带宽与观测器误差的关系.

在航天器姿态自抗扰控制方面, 扩张状态观测器同样发挥了重要作用, 并取得了较多的研究成果. 文

献[15–17]采用姿态敏感器信息, 设计了三阶扩张状态观测器对航天器的干扰进行观测, 但未充分利用速率陀螺的测量信息. 文献[18–20]设计了一种双闭环自抗扰控制方案, 内环ESO采用速率陀螺的测量信息观测航天器角速度和各种干扰力矩, 外环ESO采用姿态敏感器的测量信息观测航天器姿态角和姿态角速度, 可以充分利用姿态敏感器和速率陀螺的测量信息, 但采用双环ESO实现, 结构较复杂, 不便于进行理论分析.

为充分利用姿态敏感器和速率陀螺的测量信息, 简化控制器结构, 本文设计了基于复合量测信息的扩张状态观测器对航天器姿态、姿态速率以及内外干扰进行观测, 并在此基础上, 设计了航天器姿态自抗扰控制器. 与已有研究相比, 本文的扩张状态观测器综合利用姿态敏感器和速率陀螺的测量信息, 采用复合误差对状态估计进行校正; 而本文的自抗扰控制器只采用一个环路, 即可在实现航天器姿态控制的同时, 完成对内外干扰的补偿.

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

为简便起见, 设航天器为刚体, I 为航天器转动惯量矩阵, ω_b^I 为航天器本体相对惯性坐标系的角速度, T_d 为作用于航天器上的内部和外部干扰力矩, u 为控制力矩, 那么简化的航天器动力学模型可表示为

$$I\dot{\omega}_b^I + (\omega_b^I)^\times I\omega_b^I = u + T_d, \quad (1)$$

$$\text{其中: } (\omega_b^I)^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \omega_b^I = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix}.$$

如采用单框架控制力矩陀螺(single gimbal control moment gyroscopes, SGCMG)作为姿态控制执行机构, SGCMG系统的角动量为 h , 那么存在

$$\dot{h} + (\omega_b^I)^\times h = -u. \quad (2)$$

如采用修正罗德里格斯参数(modified Rodrigues parameters, MRP)描述航天器本体相对轨道坐标系的姿态, 并设姿态参数为 p , 航天器本体相对轨道坐标系的角速度为 ω_b^o , 那么姿态运动学方程可表示为

$$\dot{p} = G(p)\omega_b^o, \quad (3)$$

其中: $G(p) = \frac{1}{2}\{E + p^\times + pp^T - [\frac{1}{2}(1 + p^T p)]E\}$, E 为适当维数的单位阵.

3 扩张状态观测器设计(ESO design)

3.1 基于姿态敏感器与速率陀螺的扩张状态观测器(ESO based on attitude sensors and rate gyros)

设 $x_1 = p$, $x_2 = \dot{p}$, 根据式(1)–(2), 航天器姿态动力学方程可重写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2) + B\tau, \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$f(x_1, x_2) = \frac{4}{(1 + p^T p)^2} G^T (\omega_b^I - C_o^b \omega_o^I) + G I^{-1} [-(\omega_b^I)^\times (I \omega_b^I + h) + T_d] - G (C_o^b \dot{\omega}_o^I + \dot{C}_o^b \omega_o^I),$$

可将其视为系统的建模误差以及内外扰动; $B = G(p)I^{-1}$, ω_o^I 表示轨道坐标系相对惯性坐标系的角速度, $\tau = -\dot{h}$ 表示SGCMG系统产生的力矩. 定义扩张状态 $x_3 = f(x_1, x_2)$, $\dot{x}_3 = a(t)$ 有界, 那么式(4)可扩展为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = x_3 + B\tau, \\ \dot{x}_3 = a. \end{cases} \quad (5)$$

在航天器姿态控制系统中, 一般安装一定数量的速率陀螺和矢量型姿态敏感器对姿态信息进行测量. 为分析方便起见, 设姿态敏感器测量输出为 y_p , 量测方程可表示为

$$y_p = p + n_p, \quad (6)$$

其中 n_p 为姿态参数量测误差和噪声.

设速率陀螺的测量输出为 y_ω , 则量测方程可以表示为

$$y_\omega = \omega_b^I + n_\omega, \quad (7)$$

其中 n_ω 为陀螺测量噪声. 由于

$$\omega_b^I = \omega_b^o + C_o^b \omega_o^I. \quad (8)$$

根据式(2), 并忽略量测噪声的影响, 可以得到姿态速率 \dot{p} 与量测信息的关系如下:

$$\dot{p} = G(y_p)(y_\omega - C_o^b \omega_o^I), \quad (9)$$

其中 C_o^b 为轨道坐标系到本体坐标系的坐标变换阵.

为实现对航天器姿态、姿态速率以及扩张状态的观测, 可以式(5)为状态方程, 以式(6)–(7)为量测方程设计状态观测器. 设 x_1 的估计为 z_1 , x_2 的估计为 z_2 , 扩张状态 x_3 的估计为 z_3 , 定义复合观测误差为

$$e = \alpha(y_p - z_1) + \beta[G(y_p)(y_\omega - C_o^b \omega_o^I) - z_2], \quad (10)$$

则扩张状态观测器可设计如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + K_1 e, \\ \dot{z}_2 = z_3 + K_2 e + B\tau, \\ \dot{z}_3 = K_3 e, \end{cases} \quad (11)$$

其中: K_1 , K_2 和 K_3 为正定的观测器增益阵, α , β 为适当选取的大于0的常数.

3.2 扩张状态观测器性能分析(ESO analysis)

为分析方便, 忽略量测噪声影响, 设 $e_1 = x_1 - z_1$, $e_2 = x_2 - z_2$, $e_3 = x_3 - z_3$, 则复合观测误差 e 可以表示为

$$e = \alpha e_1 + \beta e_2. \quad (12)$$

根据式(5)(11)–(12), 可以写出扩张观测器的误差方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_1\alpha & 1 - K_1\beta & 0 \\ -K_2\alpha & -K_2\beta & 1 \\ -K_3\alpha & -K_3\beta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ a \end{bmatrix}. \quad (13)$$

由于上式涉及到航天器的3个姿态通道, 分析较为繁琐. 为此, 可选取 K_1, K_2 和 K_3 为对角阵, 避免观测器各通道间的耦合, 则可针对每个姿态通道分别进行分析. 如:

$$\begin{aligned} K_1 &= \text{diag}\{K_{11}, K_{12}, K_{13}\}, \\ K_2 &= \text{diag}\{K_{21}, K_{22}, K_{23}\}, \\ K_3 &= \text{diag}\{K_{31}, K_{32}, K_{33}\}, \\ e_1 &= [e_{11} \ e_{12} \ e_{13}]^T, \ e_2 = [e_{21} \ e_{22} \ e_{23}]^T, \\ e_3 &= [e_{31} \ e_{32} \ e_{33}]^T, \ a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T, \end{aligned}$$

式(13)可写成分量形式如下:

$$\begin{cases} \dot{e}_{11} = -K_{11}\alpha e_{11} + (1 - K_{11}\beta)e_{21}, \\ \dot{e}_{12} = -K_{12}\alpha e_{12} + (1 - K_{12}\beta)e_{22}, \\ \dot{e}_{13} = -K_{13}\alpha e_{13} + (1 - K_{13}\beta)e_{23}, \\ \dot{e}_{21} = -K_{21}\alpha e_{11} - K_{21}\beta e_{21} + e_{31}, \\ \dot{e}_{22} = -K_{22}\alpha e_{12} - K_{22}\beta e_{22} + e_{32}, \\ \dot{e}_{23} = -K_{23}\alpha e_{13} - K_{23}\beta e_{23} + e_{33}, \\ \dot{e}_{31} = -K_{31}\alpha e_{11} - K_{31}\beta e_{21} + a_1, \\ \dot{e}_{32} = -K_{32}\alpha e_{12} - K_{32}\beta e_{22} + a_2, \\ \dot{e}_{33} = -K_{33}\alpha e_{13} - K_{33}\beta e_{23} + a_3. \end{cases} \quad (14)$$

从式(14)可以看出, 3个姿态通道的误差模型类似, 在此仅以第2个通道为例进行分析. 根据式(14), 可将第2个通道的误差模型单独写为

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{12} \\ \dot{e}_{22} \\ \dot{e}_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{12}\alpha & 1 - K_{12}\beta & 0 \\ -K_{22}\alpha & -K_{22}\beta & 1 \\ -K_{32}\alpha & -K_{32}\beta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{12} \\ e_{22} \\ e_{32} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ a_2 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

根据式(15), 可以写出其特征方程为

$$s^3 + (K_{12}\alpha + K_{22}\beta)s^2 + (K_{22}\alpha + K_{32}\beta)s + K_{32}\alpha = 0. \quad (16)$$

显然, 如果观测器参数 $\alpha, \beta, K_{12}, K_{22}$ 和 K_{32} 均大于0, 且 $(K_{12}\alpha + K_{22}\beta)(K_{22}\alpha + K_{32}\beta) > K_{32}\alpha$, 则

观测器的特征值均为负实部, 可实现观测误差的渐近收敛. 然而, 如果不确知的内外干扰 a_2 是有界的, 那么观测误差也只能是有界的, 而且误差的界与观测器的带宽有关^[13–14]. 仿照以上分析, 其他两个姿态通道也可得到类似的结论.

3.3 扩张状态观测器参数整定(ESO parameter tuning)

根据第3.2节的分析, 可以采用特征值配置的方法对扩张观测器参数进行整定. 同样以第2个姿态通道为例, 设期望的特征值为 $-\lambda_1, -\lambda_2, -\lambda_3$, 那么期望的特征方程为

$$(s + \lambda_1)(s + \lambda_2)(s + \lambda_3) = 0. \quad (17)$$

将上式展开, 并与式(16)逐项对应, 可以采用待定系数法列出方程如下:

$$\begin{cases} \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 = K_{12}\alpha + K_{22}\beta, \\ \lambda_1\lambda_2 + \lambda_1\lambda_3 + \lambda_2\lambda_3 = K_{22}\alpha + K_{32}\beta, \\ \lambda_1\lambda_2\lambda_3 = K_{32}\alpha. \end{cases} \quad (18)$$

根据上式, 即可对观测器参数进行求解. 在求解时, 一般应首先对参数 α, β 取值, 然后利用3个方程对3个观测器增益 K_{12}, K_{22} 和 K_{32} 进行求解.

如果取 $\alpha = 1, \beta = 0$, 则扩张状态观测器(11)退化为仅采用姿态敏感器测量信息的形式, 参数的选择余度较小;

如果取 $\alpha = 1, \beta = 1$, 则在扩张状态观测器(11)中, 综合采用速率陀螺和姿态敏感器的测量信息, 且二者的权重相当;

如果取 $0 < \alpha < 1, 0 < \beta < 1$, 则在扩张状态观测器(11)中, 方便地设定速率陀螺和姿态敏感器两种测量信息的权重, 从而使收敛速度加快, 且超调减小.

仿照以上过程, 同样可以对其他两个姿态通道的扩张状态观测器增益进行整定, 在此不赘述.

4 自抗扰控制器设计(ADRC design)

根据第3部分设计的扩张状态观测器, 可以综合利用姿态敏感器与速率陀螺的测量信息, 估计出航天器的姿态、姿态速率以及内外扰动. 在此基础上, 可进一步设计跟踪微分器(TD)和姿态反馈控制器(attitude feedback controller, AFC), 以完成航天器姿态自抗扰控制器设计. 控制系统的结构如图1所示.

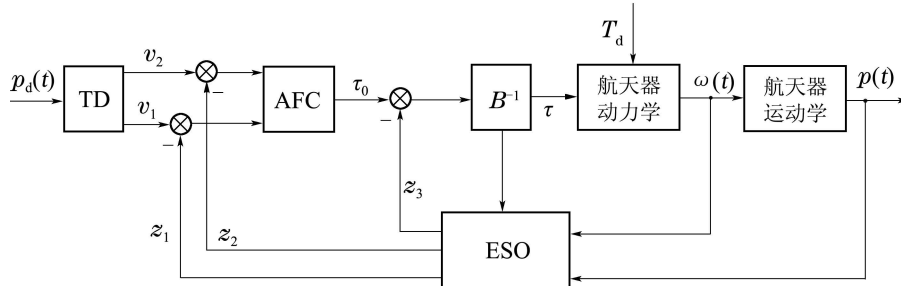


图 1 航天器姿态自抗扰控制器结构图

Fig. 1 Schematics of ADRC for spacecraft attitude

在图1中,姿态指令信号经过TD安排过渡过程,从而保证在姿态机动或稳定过程中SGCMG系统不发生饱和. AFC根据ESO的观测值进行扰动补偿,并利用TD与ESO的输出对姿态和姿态速率进行控制.

4.1 跟踪微分器设计(TD design)

设 p_d 为航天器期望的姿态参数,为保证SGCMG系统在航天器姿态机动与稳定过程中不发生饱和,必须对航天器姿态变化速率进行限制. 因此,将航天器姿态指令通过TD,安排过渡过程,从而实现对航天器姿态变化的限制. 在此,采用线性TD,其形式如下:

$$\begin{cases} \dot{v}_1 = v_2, \\ \dot{v}_2 = -2rv_2 - r^2(v_1 - p_d), \end{cases} \quad (19)$$

其中: r 为TD的参数; v_2 为跟踪微分器得到的微分信号,是输入信号 p_d 的广义导数的一种平滑逼近,使航天器的姿态变化平缓,避免SGCMG的饱和.

4.2 姿态反馈控制器设计(AFC design)

在此,采用过渡过程和状态估计之间误差的线性组合与扰动估计量的补偿来设计姿态控制器

$$\begin{cases} \tau_0 = k_1(v_1 - z_1) + k_2(v_2 - z_2), \\ \tau = B^{-1}(\tau_0 - z_3), \end{cases} \quad (20)$$

其中 k_1 和 k_2 为控制器参数.

5 仿真结果与分析(Simulation and analysis)

为充分验证航天器姿态自抗扰控制器的有效性,搭建了基于MATLAB/Simulink的航天器姿态稳定仿真验证平台. 该平台包含某型卫星的动力学模型,采用金字塔构型的4-SGCMG系统作为惯性执行机构. 设定卫星的轨道角速度 $n = 0.0011 \text{ rad/s}$,转动惯量为

$$I = \begin{bmatrix} 15053 & 3000 & -1000 \\ 3000 & 6510 & 2000 \\ -1000 & 2000 & 11122 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2.$$

SGCMG系统采用带零运动的伪逆操纵率,初始框架角 $\sigma_0 = [45^\circ \ -45^\circ \ 45^\circ \ -45^\circ]^\text{T}$,单个SGCMG角动量为300Nms,航天器所受的干扰力矩为

$$T_d = \begin{bmatrix} 0.02 + 0.02 \sin(nt) + 0.01 \sin(2nt) \\ 0.08 + 0.04 \sin(nt) + 0.01 \sin(2nt) \\ 0.02 + 0.02 \sin(nt) + 0.01 \sin(2nt) \end{bmatrix} \text{ N} \cdot \text{m}.$$

仿真时,选取航天器的初始角速度为 $\omega(t_0) = [0 \ 0 \ 0]^\text{T}(\text{°})/\text{s}$,航天器的初始姿态角为 $[\phi_0 \ \theta_0 \ \psi_0]^\text{T} = [0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^\text{T}$. 选取期望的目标角速度为 $\omega_d = [0 \ 0 \ 0]^\text{T}(\text{°})/\text{s}$,期望的目标姿态角为 $[\phi_d \ \theta_d \ \psi_d]^\text{T} = [0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^\text{T}$. 选取ESO的参数为

$$K_1 = \text{diag}\{20, 20, 20\},$$

$$K_2 = \text{diag}\{100, 100, 100\},$$

$$K_3 = \text{diag}\{800, 800, 800\}.$$

控制器参数为 $k_1 = 0.3$, $k_2 = 10$. TD参数为 $r = 0.02$.

1) ESO性能对比.

为验证本文基于复合量测信息的ESO性能,在仿真中与仅采用姿态敏感器信息的ESO进行了对比. 在基于姿态敏感器信息的ESO中,令式(11)中的 $\alpha = 1$, $\beta = 0$. 而在本文的ESO中,令式(11)中的 $\alpha = 1$, $\beta = 0.5$. 针对仿真中设定的姿态控制过程,ESO的仿真曲线如图2-5所示.

由图2-5可以看出,两种ESO均具有较高的稳态精度. 相比而言,采用姿态敏感器和速率陀螺复合量测信息的ESO误差较小,而且收敛速度较快.

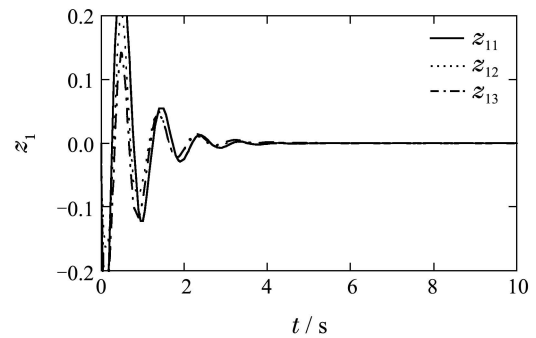


图2 基于姿态敏感器的ESO姿态估计

Fig. 2 Attitude of ESO based on attitude sensors

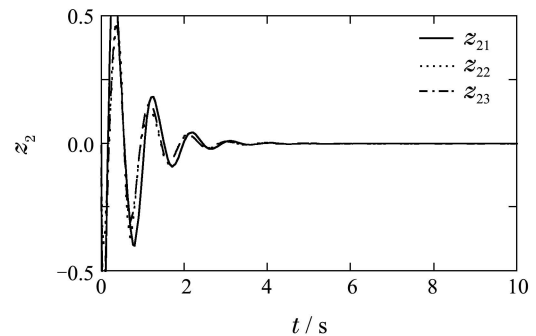


图3 基于姿态敏感器的ESO姿态速率估计

Fig. 3 Attitude rate of ESO based on attitude sensors

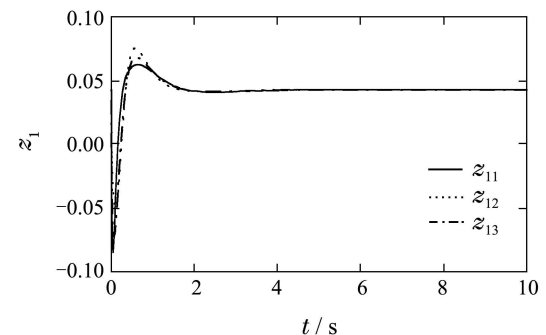


图4 基于复合测量信息的ESO姿态估计

Fig. 4 Attitude of ESO based on composite measurement information

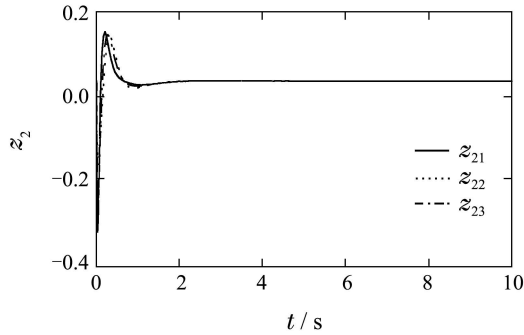


图 5 基于复合测量信息的ESO姿态速率
Fig. 5 Attitude velocity of ESO based on composite measurement information

2) 航天器姿态稳定仿真.

在以上设定的仿真条件下,采用本文设计的ESO,可以得到航天器姿态控制仿真曲线如图6–11所示.由图6–7可以看出,姿态自抗扰控制器在姿态控制过程中,能够同时兼顾稳态性能和动态性能,在姿态调整过程中,航天器姿态角速度较小.图8所示为SGCMG所需控制力矩,其值较小.图9所示为SGCMG的框架角速度,小于0.02 rad/s,在工程中较易实现.图11为SGCMG的奇异测度,表明在整个机动过程中SGCMG奇异测度较大,没有遭遇奇异.同时,姿态自抗扰控制器无需对航天器精确建模,能够对内外扰动进行观测和补偿,具有较强的抗干扰能力,控制性能较好,从而验证了航天器姿态自抗扰控制器的有效性.

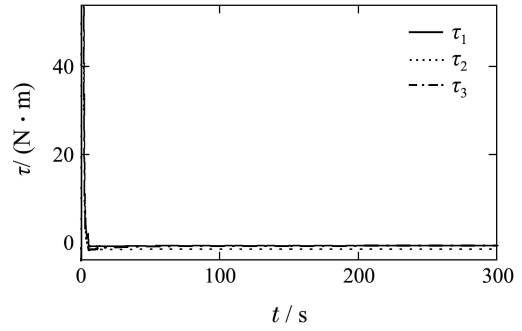


图 8 期望控制力矩
Fig. 8 Desired control torque

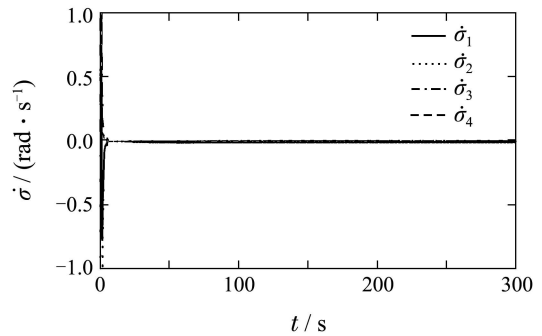


图 9 SGCMG框架角速度
Fig. 9 SGCMG gimbal rates

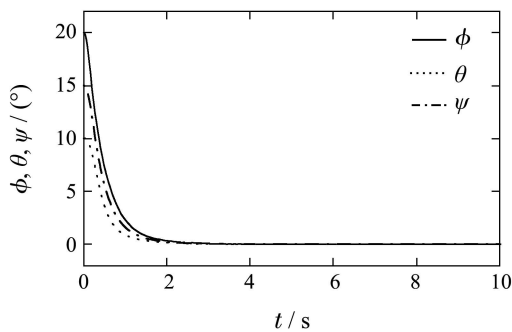


图 6 航天器姿态角
Fig. 6 Attitude angle of spacecraft

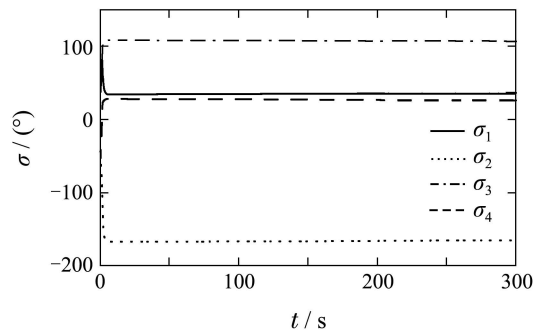


图 10 SGCMG框架角
Fig. 10 SGCMG gimbal angle

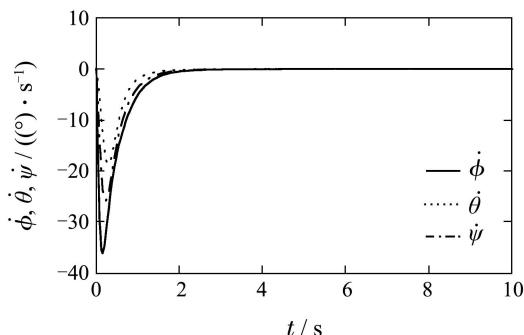


图 7 航天器姿态角速率
Fig. 7 Attitude angular velocity of spacecraft

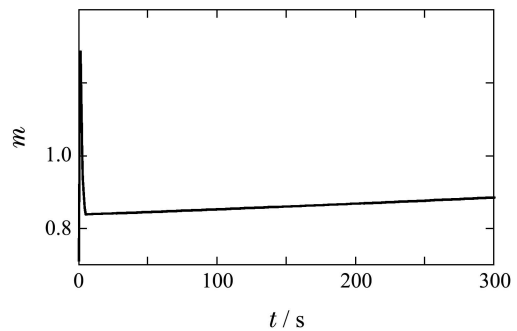


图 11 SGCMG奇异测度
Fig. 11 SGCMG singularity measure

6 结论(Conclusion)

为抑制航天器自身结构参数变化和内外扰动对姿态控制性能的影响,本文设计了航天器姿态自抗

扰控制器. 与已有研究相比, 本文设计的扩张状态观测器充分利用了姿态敏感器和速率陀螺的测量信息, 采用复合误差对状态估计进行校正, 可兼顾观测器的动态及稳态性能. 同时, 本文设计的自抗扰控制器只采用一个环路, 即可在实现航天器姿态控制的同时, 完成对内外干扰的补偿.

参考文献(References):

- [1] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用 [J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19 – 23.
(HAN Jingqing. Auto-disturbance-rejection controller and its applications [J]. *Control and Decision*, 1998, 13(1): 19 – 23.)
- [2] 韩京清. 控制理论——模型论还是控制论 [J]. 系统科学与数学, 1989, 9(4): 328 – 335.
(HAN Jingqing. Control theory, Is it a model analysis approach or a direct control approach [J]. *Journal of System Science & Mathematical Science*, 1989, 9(4): 328 – 335.)
- [3] 黄一, 张文革. 自抗扰控制器的发展 [J]. 控制理论与应用, 2002, 19(4): 485 – 492.
(HUANG Yi, ZHANG Wenge. Development of active disturbance rejection controller [J]. *Control Theory & Applications*, 2002, 19(4): 485 – 492.)
- [4] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900 – 906.
- [5] LU K F, XIA Y Q, YANG D. Controller design for rigid spacecraft attitude tracking with actuator saturation [J]. *Information Sciences*, 2013, 220: 343 – 366.
- [6] LI S H, YANG X, YANG D. Active disturbance rejection control for high pointing accuracy and rotation speed [J]. *Automatica*, 2009, 45(8): 1854 – 1860.
- [7] ZHU Z, XU D, LIU J M, et al. Missile guidance law based on extended state observer [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60(12): 5882 – 5891.
- [8] XIA Y Q, DAI L, FU M Y, et al. Application of active disturbance rejection control in tank gun control system [J]. *Journal of The Franklin Institute*, 2013, 02, 003.
- [9] HILLIS A J. Active motion control of fixed offshore platform using an extended state observer [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2010, 224(1): 53 – 63.
- [10] LI H X, LI S H. Speed control for PMSM servo system using predictive functional control and extended state observer [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, 59(2): 1171 – 1183.
- [11] GUO B Z, ZHAO Z L. On convergence of non-linear extended state observer for multi-input multi-output system with uncertainty [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2012, 6(15): 2375 – 2386.
- [12] GUO B Z, ZHAO Z L. On the convergence of an extended state observer for nonlinear system with uncertainty [J]. *Systems & Control Letters*, 2011, 60(6): 420 – 430.
- [13] ZHENG Q, LINDA Q, GAO Z Q. On validation of extended state observer through analysis and experimentation [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 2012, 134(2), 6.
- [14] YOO D, YAU S T, GAO Z Q. Optimal fast tracking observer bandwidth of the linear extended state observer [J]. *International Journal of Control*, 2007, 80(1): 102 – 111.
- [15] 雷仲谋, 吕振铎. 非线性自抗扰控制器在航天器姿态控制系统中的应用 [J]. 航天控制, 2010, 18(4): 34 – 39.
(LEI Zhongmou, LÜ Zhenduo. Nonlinear auto-disturbance rejection control for spacecraft attitude control system [J]. *Aerospace Control*, 2010, 18(4): 34 – 39.)
- [16] 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 attitude controller for large flexible multi-body satellite without gyroscopes [J]. *Computer Simulation*, 2005, 22(1): 43 – 47.)
- [17] 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]. *System Engineering and Electronics*, 2007, 29(12): 2122 – 2126.)
- [18] 朱承元, 杨涤, 杨旭. 大挠性多体卫星的自抗扰姿态控制系统设计 [J]. 航天控制, 2004, 22(6): 25 – 31.
(ZHU Chengyuan, YANG Di, Yang Xu. Design of the active disturbance rejection attitude control system for large flexible multi-body satellite [J]. *Aerospace Control*, 2004, 22(6): 25 – 31.)
- [19] 李顺利, 李立涛, 杨旭. 柔性多体卫星自抗扰控制系统的研究 [J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 845 – 849.
(LI Shunli, LI Litao, YANG Xu. Active disturbance rejection control for flexible multi-body satellite system [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(4): 845 – 849.)
- [20] 赖爱芳, 郭毓, 郑立君. 航天器姿态机动及稳定的自抗扰控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(3): 401 – 407.
(LAI Aifang, GUO Yu, ZHENG Lijun. Active disturbance rejection control for spacecraft attitude maneuver and stability [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(3): 401 – 407.)

作者简介:

吴忠 (1970–), 男, 教授, 博士生导师, 研究方向为航天器姿态控制、伺服控制技术等, E-mail: wuzhong@buaa.edu.cn;

黄丽雅 (1991–), 女, 博士研究生, 研究方向为航天器姿态控制技术, E-mail: liya0612@gmail.com;

魏孔明 (1982–), 男, 博士研究生, 现为北京控制工程研究所工程师, 研究方向为航天器姿态控制技术, E-mail: weikongming@aspe.buaa.edu.cn;

郭雷 (1966–), 男, 长江学者特聘教授, 博士生导师, 研究方向为不确定与随机系统控制理论、抗干扰导航与控制系统技术等, E-mail: lguo@buaa.edu.cn.