

# 航天器平移及姿态机动自适应终端滑模控制\*

岳宝增<sup>†</sup> 李晓玉

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘要** 研究了用于航天器平移及姿态机动的自适应终端滑模控制方法.通过在广义准坐标下建立拉格朗日方程得到了刚体航天器平移及姿态耦合运动的动力学方程.能对存在模型不确定性和环境扰动下的航天器实现平移和姿态机动.该自适应过程包括对不确定性和干扰的估计、有效抑制传统滑模控制的抖振现象.利用李雅普诺夫稳定性理论证明了控制器的可达性和稳定性.通过航天器的位置以及姿态跟踪的数值仿真,验证了所设计控制器的有效性和准确性.

**关键词** 滑模控制器, 航天器平移机动, 航天器姿态机动, 自适应控制, 不确定性及扰动

DOI: 10.6052/1672-6553-2018-025

## 引言

现代航天器大角度姿态机动及轨道机动往往是以六个自由度的平动及姿态运动建模.此时系统的非线性运动方程中六个自由度的平动和旋转运动是动态耦合、高度非线性的.而且,未知的环境力矩会对航天器产生外部扰动,机动时的燃料晃动和消耗会使航天器的惯性矩阵和质量特性发生变化,导致参数不确定.因此,控制系统应该能够考虑外部干扰并适应质量分布的变化<sup>[1-3]</sup>.

自适应控制器能够修正自身特性以适应运动及扰动动态特性变化<sup>[4]</sup>.由于现代航天器控制系统存在参数不确定及外部干扰,因而自适应控制器具有重要的实际意义.许多应用中(如轨道和大角度机动),航天器的惯性矩阵可能存在较大的模型误差,因此提出了自适应控制.机动过程中,系统的惯量矩阵将由于燃料消耗(或者燃料晃动及流体结构耦合动力学<sup>[1-3]</sup>)或部件连接的改变而发生变化,因此控制器的设计必须有效克服这种变化对航天器的影响.自适应反馈控制可以解释并解决航天器跟踪目标轨道的问题<sup>[3]</sup>.由于控制律具有六阶动态补偿器形式,因而无需知道航天器惯量或者质心位置.文献[5]研究了具有惯性不确定性及外部扰动的非线性航天器系统的姿态稳定问题.在应用滑模

控制器控制闭环系统的状态变量时,需要自适应律预估干扰.对具有执行偏差及质量未知的刚体航天器整体平移及旋转的有限时间控制问题采用了反演鲁棒自适应控制方法<sup>[6]</sup>.

本文对航天器的耦合平移及姿态动力学进行了动力学和运动学描述,并将无奇异问题的四元数用于姿态运动学.应用自适应终端滑模控制器驱动航天器在有限时间内(非渐进式)到达目标轨道.所提出的设计方案具有快速机动响应性,并且对于模型的不确定性及环境扰动具有很好的鲁棒性.利用李雅普诺夫稳定性理论证明了控制器的可达性及稳定性.最后通过数值仿真验证了控制器的效率和准确性.

## 1 航天器耦合平移及姿态动力学方程

首先根据所要建立的耦合动力学模型选择坐标系,如图 1 所示.直角坐标系  $EX_1Y_1Z_1$  为原点在  $E$  点的惯性参考系.直角坐标系  $OX_sY_sZ_s$  为固定在航天器刚体上的随体坐标系,其原点为主刚体质心,  $R$  是在坐标系  $EX_1Y_1Z_1$  中所表示的从  $E$  到  $O$  的矢径.参考坐标系下的航天器姿态是由方向余弦矩阵或者欧拉角定义的.本文中,欧拉角被定义为关于刚体轴的旋转角,其中:  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  分别是绕轴  $X_s, Y_s, Z_s$  的旋转角.坐标系变换矩阵按照  $OX_s \rightarrow OY_s \rightarrow$

2016-12-23 收到第 1 稿,2017-09-13 收到修改稿.

\* 国家自然科学基金(11472041,11532002,11772049)

<sup>†</sup> 通讯作者 E-mail: bzyue@bit.edu.cn

$OZ_s$  的顺序. 因而得到坐标系  $EX_sY_sZ_s$  和  $OX_sY_sZ_s$  的坐标系变换矩阵为:

$$C = \begin{bmatrix} c_y c_z & c_x s_y + s_x s_y c_z & s_x s_z - c_x s_y c_z \\ -c_y s_z & c_x c_z - s_x s_y s_z & s_x c_z + c_x s_y s_z \\ s_y & -s_x c_y & c_x c_y \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$D = \begin{bmatrix} c_z c_y & s_z & 0 \\ -s_z c_y & c_z & 0 \\ s_y & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中:  $s_k = \sin\theta_k$ ,  $c_k = \cos\theta_k$ . 自由指标  $k$  表示固定于主刚体的坐标.

$$V = C \cdot \dot{R} \quad (3)$$

$$\omega = D \cdot \dot{\theta} \quad (4)$$

$V, \omega$  分别是航天器相对于惯性系的速度和角速度(角速度表示为准坐标的时间导数以及坐标转化矩阵的积).

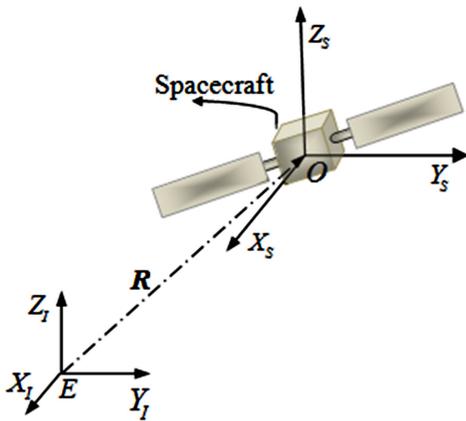


图1 航天器系统的示意图

Fig.1 Schematic representation of the spacecraft system

根据一般准坐标系下的拉格朗日方程, 得到航天器六自由度平移和姿态运动的动力学方程<sup>[7]</sup>.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial V} \right) + \omega^\times \left( \frac{\partial L}{\partial V} \right) - C \left( \frac{\partial L}{\partial R} \right) = f + d_f \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \omega} \right) + V^\times \left( \frac{\partial L}{\partial V} \right) + \omega^\times \left( \frac{\partial L}{\partial \omega} \right) - (D^T)^{-1} \left( \frac{\partial L}{\partial \theta} \right) = u + d_u \quad (6)$$

$L$  表示拉格朗日函数.  $f$  和  $u$  分别是控制力和力矩.  $d_f$  和  $d_u$  分别是外部干扰力和力矩. 符号  $\times$  表示作用于向量  $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$  的运算:

$$\omega^\times = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}$$

方程(5)和(6)可以写成如下形式:

$$m \dot{V} = -m \omega^\times V + f + d_f \quad (7)$$

$$J \dot{\omega} = -\omega^\times J \omega + u + d_u \quad (8)$$

$m$  和  $J$  分别为主刚体的质量和惯性矩阵. 耦合系统的状态向量(或广义坐标系)可表示为  $Z = [R_x, R_y, R_z, \theta_x, \theta_y, \theta_z, v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ , 耦合动力学和运动学方程(3), (4), (5)和(6)可以利用四阶的龙格库塔法联合求解.

方程(3)和方程(4)用欧拉角描述了航天器的姿态动力学方程. 欧拉角具有最小尺度的优点, 但是存在计算量大及奇异性问题. 本文采用四元数对刚体航天器进行了全局姿态描述. 欧拉角转换为四元数的关系式如下<sup>[8]</sup>:

$$\begin{cases} q_1 = S_{x/2} C_{y/2} C_{z/2} + C_{x/2} S_{y/2} S_{z/2} \\ q_2 = -S_{x/2} C_{y/2} S_{z/2} + C_{x/2} S_{y/2} C_{z/2} \\ q_3 = S_{x/2} S_{y/2} C_{z/2} + C_{x/2} C_{y/2} S_{z/2} \\ q_4 = -S_{x/2} S_{y/2} S_{z/2} + C_{x/2} C_{y/2} C_{z/2} \end{cases} \quad (9)$$

$S_{j/2} = \sin(\theta_j/2)$ ,  $C_{j/2} = \cos(\theta_j/2)$ ,  $j = x, y, z$ .

$q = [q_i; q_4] = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$  是航天器姿态的四元数, 它们之间的关系式:  $q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$ . 此外,  $\theta_i \rightarrow 0$  时,  $q_1 \rightarrow 0, q_2 \rightarrow 0, q_3 \rightarrow 0, q_4 \rightarrow 1$ . 因而, 航天器系统的姿态可以用以下运动学方程来描述<sup>[9]</sup>.

$$\dot{q}_v = \frac{1}{2} (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega \quad (10a)$$

$$\dot{q}_4 = -\frac{1}{2} q_v^T \omega \quad (10b)$$

$I_3$  是三阶的单位矩阵. 因此方程(3), (10), (7)和(8)构成了一组航天器耦合平移及姿态动力学的运动学及动力学方程.

## 2 航天器平移和姿态机动的控制策略设计

本节所设计的控制器是为航天器在参数不确定性及外部干扰下的运动提供鲁棒自适应控制. 控制任务可以简单概述为: 对于初始状态  $R(t_0) = R(0) = R_0$  (位置) 以及  $\theta(t_0) = \theta(0) = \theta_0$  (姿态) 的航天器, 所设计的控制律能够驱使闭环耦合的航天器系统在  $t \rightarrow T$  时, 状态(3)、(10)、(7)和(8)为零. 其中  $T$  是收敛时间. 可以表示为:

$$\lim_{t \rightarrow T} R_0 = 0, \lim_{t \rightarrow T} V = 0, \lim_{t \rightarrow T} q = 0, \lim_{t \rightarrow T} \omega = 0 \quad (11)$$

在给出控制设计之前, 首先给出一些与设计控制方法相关的引理.

**引理 1**<sup>[10]</sup> 如果  $\alpha \in (0, 1)$ , 那么下列不等式成立:

$$\sum_{i=1}^3 |x_i|^{1+\alpha} \geq \left( \sum_{i=1}^3 |x_i|^2 \right)^{(1+\alpha)/2} \quad (12)$$

**引理 2**<sup>[10]</sup> 对任意实数  $i=1, \dots, n$ , 并且  $0 < \alpha < 1$ , 下列等式成立:

$$(|x_1| + \dots + |x_n|)^\alpha \leq |x_1|^\alpha + \dots + |x_n|^\alpha \quad (13)$$

**引理 3**<sup>[11]</sup> 设  $V(x)$  是一个  $C^1$  光滑正定函数 (定义  $U \subset \mathbf{R}^n$ ), 并且  $\dot{V}(x) + \lambda V^\alpha(x)$  是一个半负定函数, 其中  $U \subset \mathbf{R}^n$ ,  $\alpha \in (0, 1)$ ,  $\lambda \in \mathbf{R}^+$ , 存在区间  $U_0 \subset \mathbf{R}^n$ , 对于任意从  $U_0 \subset \mathbf{R}^n$  起始的  $V(x)$  在有限时间内能达到  $V(x) = 0$ . 此外, 如果  $T_{\max}$  是达到  $V(x) = 0$  需要的时间, 那么:

$$T_{\max} \leq \frac{V^{1-\alpha}(x_0)}{\lambda(1-\alpha)} \quad (14)$$

其中  $V(x_0)$  是  $V(x)$  的初始值.

**引理 4**<sup>[12]</sup> 快速终端滑模形式的有限时间稳定的李雅普诺夫函数展开形式给出如下:

$$\dot{V}(x) + \lambda_1 V(x) + \lambda_2 V^\alpha(x) \leq 0 \quad (15a)$$

其中  $\lambda_1 > 0, \lambda_2 > 0, 0 < \alpha < 1$ , 稳定时间为:

$$T_{\max} = \frac{1}{\lambda_1(1-\alpha)} \ln \frac{\lambda_1 V^{1-\alpha}(x_0) + \lambda_2}{\lambda_2} \quad (15b)$$

对于航天器轨道控制, 航天器轨道的终端滑模面 (或切换面) 设为:

$$S_1 = C^T V + \kappa_1 R + \kappa_2 \text{sig}(R)^r \quad (16)$$

其中  $S_1 = [S_{1x}, S_{1y}, S_{1z}]^T$ ,  $\kappa_1 > 0, \kappa_2 > 0, 0 < r < 1$ . 函数  $\text{sig}(\cdot)^p$  定义为:  $\text{sig}(x)^p = [|x_1|^p \text{sign}(x_1), \dots, |x_n|^p \text{sign}(x_n)]^T$ , 当在滑模面  $S_1 = 0$  上时, 得到:

$$V = C[-\kappa_1 R - \kappa_2 \text{sig}(R)^r] \quad (17)$$

为证明滑模面的可达性, 李雅普诺夫函数为:

$$V_1 = \frac{1}{2} m R^T R \quad (18)$$

求导得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= m S_1^T \dot{S}_1 \\ &= m S_1^T (C^T \dot{V} + \kappa_1 \dot{R} + \kappa_2 r \text{diag}(|R|^{r-1}) \dot{R}) \\ &= -\kappa_1 m R^T R - \kappa_2 m |R|^{r+1} \\ &\leq -2\kappa_1 V_1 - \kappa_2 m \left( \sum_{i=1}^3 |R_i|^2 \right)^{\frac{r+1}{2}} \\ &= -2\kappa_1 V_1 - \kappa_2 m^{\frac{1-r}{2}} V_1^{\frac{r+1}{2}} < 0 \end{aligned}$$

由于  $0 < \frac{r+1}{2} < 1$ , 所以根据引理 3 得到航天器位置可在有限时间内从初始  $R(t_0)$  到达  $R(t) = 0$ ,

最长时间为:

$$(T_1)_{\max} \leq \frac{1}{\kappa_1(1-r)} \ln \frac{2\kappa_1 V^{(1-r)/2}(R(t_0)) + \kappa_2 m^{\frac{1-r}{2}}}{\kappa_2 m^{\frac{1-r}{2}}} \quad (19)$$

**定理 1** 由方程(3)、(7)得到的滑模面, 控制器(20)能使闭环系统的轨迹在有限时间内达到该滑模面的邻域, 并且最终收敛至原点.

$$\begin{aligned} f &= C[-\kappa_3 S_1 - \kappa_4 \text{sig}(S_1)^r] - \\ &\quad \text{sign}(S_1) [\mu \bar{m} \|V\| + \bar{F}] \end{aligned} \quad (20)$$

$$\mu = (-\omega^x + \kappa_1 I_3 + \kappa_2 r \text{diag}(|R|^{r-1})), \kappa_3 > 0, \kappa_4 > 0,$$

向量  $x \in \mathbf{R}^n$  的范数定义为  $\|x\| = \sqrt{x^T x}$ .

控制器的稳定性证明过程参考文献[13].

类似的, 根据引理 3, 得到航天器轨道终端滑模面由  $S_1(t_0)$  到达  $S_1(t) = 0$  的最长时间为:

$$(T_2)_{\max} \leq \frac{m}{\kappa_3(1-r)} \ln \frac{2\kappa_3 V^{(1-r)/2}(S_1(t_0)) + 2\kappa_4 m^{-(1+r)/2}}{2\kappa_4 m^{-(1+r)/2}} \quad (21)$$

为了抑制控制器的抖振, 用饱和函数代替方程(20)的符号函数, 控制器转换为:

$$\begin{aligned} f &= C[-\kappa_3 \bar{S} - \kappa_4 \text{sig}(\bar{S})^r] - \\ &\quad \text{sat}(\bar{S}, e) [\mu \bar{m} \|V\| + \bar{F}] \end{aligned} \quad (22)$$

$e = [e_1, e_2, e_3]$  为约束抖振的符号函数:

$$\text{sat}[\bar{S}_i, e_i] = \begin{cases} \text{sign}(\bar{S}_i), & |\bar{S}_i| > e_i \\ \bar{S}_i/e_i, & |\bar{S}_i| \leq e_i \end{cases} \quad (23)$$

在质量变化以及存在外部干扰的情况下, 控制器(21)可使系统由初始状态(3)和(7)在有限时间内达到初始状态. 但是该控制器存在两个缺点: (1) 干扰  $d_j$  的上限  $\bar{F}$  在实际系统中可能未知. (2) 控制器涉及矩阵范数  $\mu$  的计算使得计算控制输入需要更多时间. 因此, 基于控制器(21)提出以下自适应控制方案:

$$\begin{cases} f = C[-\kappa_3 S_1 - \kappa_4 \text{sig}(S_1)^r] - \\ \quad \text{sat}(S_1, e) [\hat{m}(t) \|V\| + \hat{f}(t)] \\ \hat{m}(t) = -\zeta_0 \hat{m}(t) + \|S_1\| \\ \hat{f}(t) = -\zeta_1 \hat{f}(t) + \|S_1\| \|V\| \end{cases} \quad (24)$$

$\zeta_0 > 0, \zeta_1 > 0$ . 该控制器效率及可行性的证明参考文献[13]. 该控制方案具有两个特点: (1) 控制器不依赖于质量  $m$ , 因而可以应用于存在多个未知  $m$  的航天器系统, 并且可以利用自适应方法估计扰动上限. (2) 算法计算简单, 不包括任何矩阵范数的计算.

由于驱动发动机控制力的大小通常是有限的,

为了避免过控制并节约能量,与坐标状态参数增益系数的直接相关量应该大于坐标状态参数间接相关量,即:  $\kappa_1 > \kappa_2, \kappa_3 > \kappa_4$ . 此外,当驱动力变化过快时,会引起液体燃料晃动或者挠性附件的振动力,这将会显著影响航天器的姿态和轨道,最终导致航天器控制器失效.因此,所有控制器的增益系数必须选择一些较小的值.

对于考虑惯性不确定性以及外界干扰的航天器姿态控制,根据参考文献[15]最终给出快速终端滑模控制器(AFTSM)如下:

$$\begin{cases} \mathbf{S}_2 = \boldsymbol{\omega} + \lambda_1 \mathbf{q}_v + \lambda_2 \text{sig}(\mathbf{q}_v)^p \\ \mathbf{u} = -\boldsymbol{\sigma} \text{sig}(\mathbf{S})^p - \text{sign}(\mathbf{S}) [\hat{\mathbf{c}}(t) + \hat{\mathbf{k}}_3(t) \|\boldsymbol{\omega}\|] \\ \hat{\mathbf{c}}(t) = p_0 [-\varepsilon_0 \hat{\mathbf{c}}(t) + \|\mathbf{S}\|] \\ \hat{\mathbf{k}}_3(t) = p_1 [-\varepsilon_1 \hat{\mathbf{k}}_3(t) + \|\mathbf{S}\| \|\boldsymbol{\omega}\|] \end{cases} \quad (25)$$

$$\mathbf{S} = [S_{2x}, S_{2y}, S_{2z}]^T \in \mathbf{R}^3, \lambda_1 > 0, \lambda_2 > 0, 0 < p < 1, \boldsymbol{\sigma} = \text{diag}[\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3], \sigma_i > 0.$$

### 3 数值模拟与讨论

本节对刚体航天器的平移和姿态机动问题进行了仿真,证明了滑模控制器(24)和(25)的作用.在仿真中使用的是文献[5,14]中的航天器模型,其中航天器参数:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 1000 & -50 & -10 \\ -30 & 1000 & -40 \\ -20 & -40 & 800 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2, m = 100 \text{kg}.$$

航天器机动的初始条件和期望的最终状态如表1所示.

表1 航天器机动的初始状态及目标状态

Table 1 The initial conditions and the desired final states for spacecraft maneuvering

initial conditions	desired final states
$\mathbf{R}(0) = [-10, 10, 20]^T \text{m}$ ,	$\mathbf{R}_d = [0, 0, 0]^T \text{m}$ ,
$\mathbf{V}(0) = [0, 0, 0]^T \text{m/sec}$ ,	$\mathbf{V}_d = [0, 0, 0]^T \text{m/sec}$ ,
$\mathbf{q}(0) = [0.3, -0.2, -0.3, 0.893]^T$ ,	$\mathbf{q}_d = [0, 0, 0, 1]^T$ ,
$\boldsymbol{\omega}(0) = [0.01, -0.02, 0.01]^T \text{rad/sec}$ ,	$\boldsymbol{\omega}_d = [0, 0, 0]^T \text{rad/sec}$ .

给出不确定参数为:

$$\Delta \mathbf{J} = \text{diag}[\sin(0.1t), 2\sin(0.2t), 3\sin(0.3t)] \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad (26)$$

$$\Delta m = 5\sin(0.5t) \text{kg} \quad (27)$$

外部干扰力及力矩为:

$$\mathbf{d}_f(t) = 10 \begin{bmatrix} \sin(\frac{\pi}{100}t) \\ (\frac{2\pi}{100}t) \\ (\frac{3\pi}{100}t) \end{bmatrix} + 10 \begin{bmatrix} \delta(180, 2) \\ \delta(190, 2) \\ \delta(200, 2) \end{bmatrix} \mathbf{N} \quad (28)$$

$$\mathbf{d}_u(t) = 0.5 \begin{bmatrix} \sin(\frac{\pi}{100}t) \\ (\frac{2\pi}{100}t) \\ (\frac{3\pi}{100}t) \end{bmatrix} + 0.5 \begin{bmatrix} \delta(180, 2) \\ \delta(190, 2) \\ \delta(200, 2) \end{bmatrix} \mathbf{N} \cdot \text{m} \quad (29)$$

其中,  $\delta(t_i, \Delta t_i)$  表示在时间  $t_i$  开始作用的幅值为1,宽度为  $\Delta t_i$  秒的脉冲扰动.

选择控制器的控制参数为:  $k_1 = 0.02, k_2 = 0.001, k_4 = 0.25\mathbf{I}_3, k_3 = 0.2\mathbf{I}_3, r = 0.7, \zeta_0 > 50, \zeta_1 > 70, \hat{m}(0) = 0, \hat{f}(0) = 0, p = 0.6, \boldsymbol{\sigma} = 0.1\mathbf{m}\mathbf{I}_3, \varepsilon_0 = \varepsilon_1 = 0.2, \hat{\mathbf{c}}(0) = \hat{\mathbf{k}}(0) = 0, \mathbf{I}_3$  表示  $3 \times 3$  的单位矩阵.

数值模拟结果如图2~10所示.航天器的位置及平移速度随时间变化趋势如图2和3所示.航天器欧拉角变随时间变化趋势如图4所示.姿态速度和角的四元素随时间变化趋势如图5和6所示.图7和图8分别显示了航天器平移和机动的控制力和力矩输入.图9和10给出了滑模面随时间变化趋势.

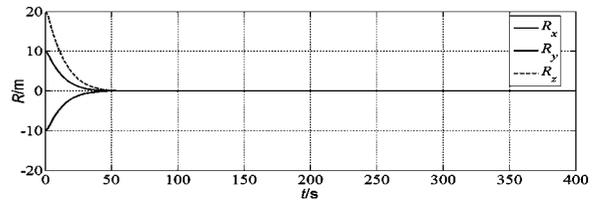


图2 航天器位置随时间变化趋势

Fig.2 Time history of position for spacecraft

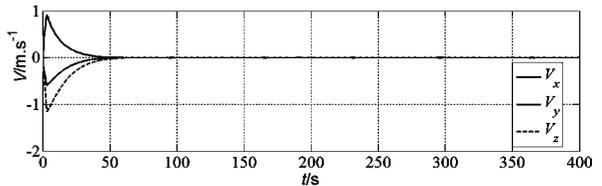


图3 航天器平移速度随时间变化趋势

Fig.3 Time history of translation velocity for spacecraft

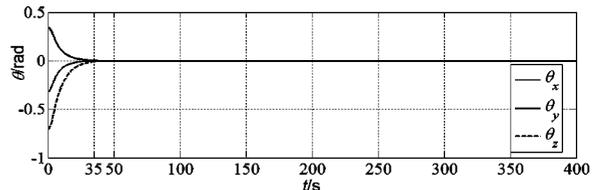


图4 航天器欧拉角随时间变化趋势

Fig.4 Time history of Euler angles for spacecraft

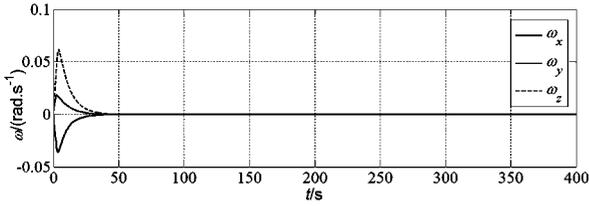


图5 航天器角速度随时间变化趋势

Fig.5 Time history of angular velocity for spacecraft

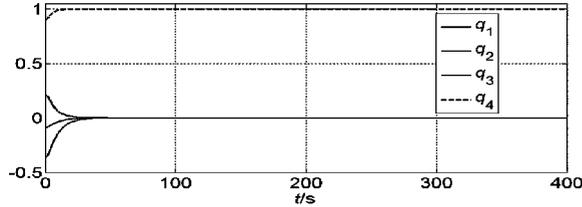


图6 航天器四元数随时间变化趋势

Fig.6 Time history of quaternion for spacecraft

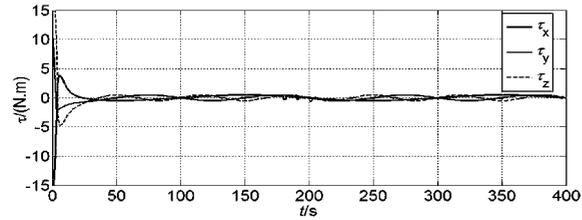


图7 航天器控制力矩输入随时间变化趋势

Fig.7 Time history of control torque input for spacecraft

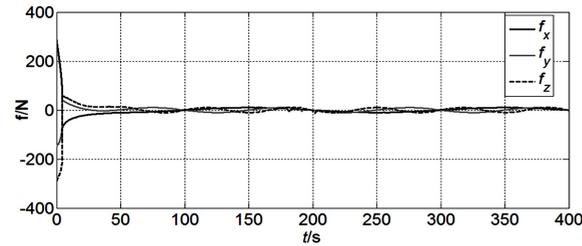


图8 航天器控制力输入随时间变化趋势

Fig.8 Time history of control force input for spacecraft

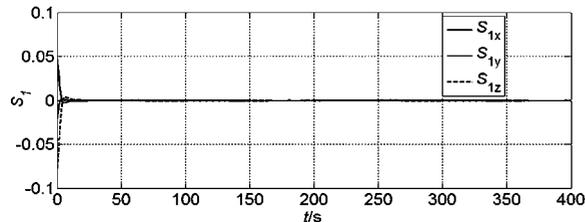


图9 航天器平移控制的滑模面随时间变化趋势

Fig.9 Time history of sliding surface for spacecraft translation control

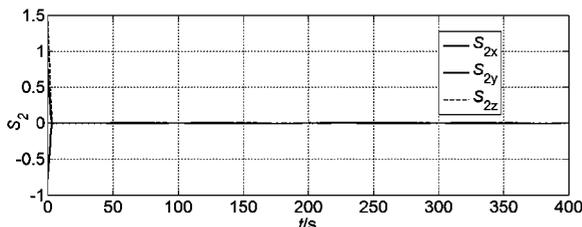


图10 航天器姿态控制的滑模面随时间变化趋势

Fig.10 Time history of sliding surface for spacecraft attitude control

如图2、图3所示,50秒后的位置和平移速度收敛到零.图4~6显示35秒后欧拉角,角速度及四元数收敛到零.外部干扰和惯性不确定性的影响已被有效地抑制并且轨迹是光滑的.根据图7和图8可以得到在180,190和200秒干扰力和力矩的影响.显然所设计的控制器有较好的抗干扰能力.尽管计入了脉冲和正弦干扰,它仍实现了良好的位置和姿态动力学响应.干扰模型(28)和(29)包括正弦脉冲和脉冲干扰.一般情况下,脉冲干扰对系统响应有很大的影响<sup>[14]</sup>.因此,所提出的自适应终端滑模控制有效地抑制了这种干扰在平移和姿态机动中的影响.这也表明所提出的控制器能在 $t=0$ 时使滑模面几乎同时达到 $S=0$ .仿真结果表明本文所设计的控制方案对于航天器的位置和姿态跟踪机动非常有效.

## 4 结论

本文介绍了自适应终端滑模控制器.它可以用来控制航天器有限时间收敛的平移和姿态机动,并能抑制不必要的抖振.利用控制律预估干扰和惯性的不确定,该控制方案无需知道干扰和惯性矩阵.这种自适应终端滑模控制方法不仅对于参数不确定具有鲁棒性而且具有较好的抗干扰能力.即使考虑脉冲和正弦扰动仍具有良好的位置和姿态动力学响应.通过列举控制具有耦合平移和姿态机动的航天器的例子,给出了控制器的效率和精度,并进行了验证与数值仿真.

## 参 考 文 献

- 1 Ahmed J, Coppola V T, Bernstein D S. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(5): 684~691
- 2 Schotte J S, Miras T, Ohayon R. Effect of internal liquids on the vibrations of aerospace structures. In: 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ACS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Hawaii, April 2012: 2012~1887
- 3 Yue B Z, Zhu L M. Hybrid control of liquid-filled spacecraft maneuvers by dynamic inversion and input shaping. *AIAA Journal*, 2014, 52: 618~626
- 4 Astrom K J, Wittenmark B. Adaptive control, 2nd ed.

- New Jersey: Addison-Wesley, 1995
- 5 Zhu Z, Xia Y, Fu M. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2011, 21: 686~702
  - 6 Zhang F, Duan G. Robust adaptive integrated translation and rotation finite-time control of a rigid spacecraft with actuator misalignment and unknown mass property. *International Journal of Systems Science*, 2014, 45(5): 1007~1034
  - 7 Meirovitch L, Kwak M K. Dynamics and control of spacecraft with retargeting flexible antennas. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1990, 13(25): 684~691
  - 8 Henderson D M. Euler angles, quaternions, and transformation matrices. NASA-TM-74839, 1977
  - 9 Sidi M J. Spacecraft dynamics and control. Cambridge: Cambridge University Press, 1997
  - 10 Hardy G H, Littlewood J E, Polya G. Inequalities. Cambridge: Cambridge University Press, 1952
  - 11 Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 2000, 38(8): 751~766
  - 12 Yu S, Yu X, Shirinzadeh B, et al. Continuous finite-time control for robotic manipulators with terminal sliding mode. *Automatica*, 2005, 41(11): 1957~1964
  - 13 吴文军. 带多充液贮箱及机动柔性附件航天器耦合动力学研究[博士学位论文]. 北京:北京理工大学, 2015 (Wu W J. Studies on Coupling Dynamics of Spacecraft with Multiple Liquid-filled Tanks and Maneuvering Flexible Appendages [Ph.D Thesis]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015 (in Chinese))
  - 14 Pukdeboon C. Inverse optimal sliding mode control of spacecraft with coupled translation and attitude dynamics. *International Journal of Systems Science*, 2015, 46(13): 2421~2438
  - 15 Zhu Z, Xia Y, Fu M. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2011, 21: 686~702

## ADAPTIVE TERMINAL SLIDING MODE CONTROL FOR SPACECRAFT WITH TRANSLATION AND ATTITUDE MANEUVERS\*

Yue Baozeng<sup>†</sup> Li Xiaoyu

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract** Adaptive terminal sliding mode control for spacecraft with coupled translation and attitude maneuvers is investigated in this paper. The mathematical model for the rigid spacecraft with translation and attitude coupled dynamics are obtained by means of Lagrange's equations in terms of general quasi-coordinates. An adaptive fast terminal sliding mode control is proposed for spacecraft to achieve translation and attitude maneuvers in the presence of model uncertainties and environmental perturbations. This adaptive procedure consists of the estimation of the uncertainty and disturbance and ensures the effective suppression of the undesired chattering. The reach-ability and the stability of the controllers are proved by means of the Lyapunov's stability theory. The efficiency and the accuracy of the proposed controller are examined through numerical simulations of the spacecraft position and attitude tracking maneuvers.

**Key words** sliding mode controller, spacecraft translation maneuvers, spacecraft attitude maneuvers, adaptive control, uncertainty and disturbance