# 随机扰动下的航天器姿轨保持自抗扰控制

陆 晴<sup>1</sup>,陈筠力<sup>1</sup>,张德新<sup>2</sup>,邵晓巍<sup>2</sup>,孙 越<sup>2</sup>

(1.上海卫星工程研究所,上海 200240;2.上海交通大学 电子信息与电气工程学院,上海 200240)

摘 要:空间飞行器在轨运行过程中除受空间摄动外,还因飞行器任务需要产生随机扰动力和扰动力矩。针 对空间飞行器受随机扰动产生的耦合运动控制问题,提出了利用自抗扰方法进行轨道保持和姿态稳定的控制方 法。通过引入二阶线性扩展状态观测器,对系统总扰动和状态进行观测。结合PD控制方法结合总扰动前馈补偿, 克服空间主要摄动及飞行器本身产生的随机扰动,实现轨道保持和姿态稳定。仿真试验结果表明:该方法可以有 效克服总扰动的影响,实现姿轨协同控制。

关键词:随机扰动;扩展状态观测器;自抗扰控制;轨道保持;姿态稳定 中图分类号:V 448.22 文献标志码:A DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2023.04.018

## Active Disturbance Rejection Control for Spacecraft Trajectory and Attitude Keeping Under Stochastic Perturbation

LU Qing<sup>1</sup>, CHEN Junli<sup>1</sup>, ZHANG Dexin<sup>2</sup>, SHAO Xiaowei<sup>2</sup>, SUN Yue<sup>2</sup>

(1.Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China; 2.School of Electronic Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** During orbital operation, a spacecraft is usually perturbated by the random disturbance generated by mission requirements besides space perturbations. To address the control problem of coupled motion subject to random perturbations, a control method for orbit keeping and attitude stabilization is proposed by using an active disturbance rejection control method. A second-order linear extended state observer is introduced to observe the total perturbation and perturbated state. The perturbation-disturbance (PD) control method combined with the feedforward compensation of the total disturbance is used to overcome the space perturbations and the random disturbance generated by the vehicle itself, achieving orbit keeping and attitude stabilization. The simulation results illustrate that the method can effectively overcome the perturbations and realize the cooperative control of the attitude loop and the trajectory loop.

**Key words:** stochastic perturbation; extended state observer; active disturbance rejection control; trajectory keeping; altitude stabilization

0 引言

近地轨道飞行器的轨道保持和姿态稳定对于 飞行器完成在轨服务任务至关重要。在低轨空间 进行轨道保持和姿态稳定控制需要克服空间摄动 力和摄动力矩的影响,其中大气阻力摄动、太阳光 压摄动存在姿轨耦合动力学现象<sup>[1]</sup>。传统控制方法 通过将耦合项当作扰动实现解耦控制<sup>[2]</sup>。但空间飞 行器为完成在轨服务任务,会在飞行器表面产生了 扰动,这种扰动加强了姿轨动力学耦合。同时,其 在轨服务任务要求必须完成姿轨协同控制<sup>[3]</sup>。因此 必须考虑动力学耦合现象,设计新的方法,完成轨 道保持和姿态稳定,进而为实现在轨任务提供 保障。

姿态稳定控制是空间飞行器重要研究课题<sup>[4]</sup>。

收稿日期:2021-11-24;修回日期:2021-05-07

基金项目:上海航天先进技术联合研究基金(USCAST2019-10)

作者简介:陆 晴(1983-),女,硕士,高级工程师,主要研究方向为飞行器设计和导航制导与控制。

通信作者:孙 越(1990—),男,博士,助理研究员,主要研究方向为导航制导与控制和机器学习。

 $\dot{r} = \gamma$ 

针对非线性姿态动力学对象,还要考虑执行机构的 饱和现象(如动量饱和)<sup>[5]</sup>,控制方法可以分为线性 和非线性两类。线性控制方法通过线性化处理,实 现线性控制器设计,例如考虑饱和及过程约束的线 性二次规划(Linear Quadratic Regulator, LQR)方 法<sup>[6]</sup>、考虑姿态响应指标的 PID 方法<sup>[7]</sup>。线性方法 形式简单,易于实现和计算,但无法直接反应鲁棒 性指标。非线性方法包括反步控制<sup>[8]</sup>、鲁棒控制类 和滑模控制类:鲁棒控制主要以H2最优控制<sup>[9]</sup>和 H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub>混合控制为主<sup>[10]</sup>;滑模类方法包括有限时间 滑模控制<sup>[11]</sup>和非奇异终端滑模<sup>[12]</sup>等。此外,近年也 有大量基于自主学习控制的研究,包括迭代学习控 制和自适应动态规划控制等[13-14]。不过,自学习控 制需要大量的学习时间或大量试错,且其稳定性证 明一直是尚未突破的难点[15]。上述控制方法仅考 虑姿态回路,不能同时处理轨道保持控制问题。传 统轨道保持控制方法包括离散化方法和连续方法: 离散化方法如 bang-bang 控制<sup>[16]</sup>等开环方法很难克 服扰动影响;连续控制方法如滑模控制[17]等由于将 耦合环节当作扰动处理,快速性和精度都有限。

针对空间飞行器受空间摄动和自身扰动引起的 姿轨耦合运动控制问题,本文提出了通过自抗扰控 制克服扰动,实现轨道保持和姿态协同控制的方法。 首先通过设计线性扩展状态观测器,对受扰系统状 态和系统总扰动量进行观测,其中总扰动量作为前 馈补偿。其次依赖受扰系统状态设计PD控制器,实 现姿轨耦合控制,同时给出了闭环系统的稳定性条 件。数值仿真试验证明,本方法能够克服空间摄动 和自身扰动,实现轨道保持和姿态稳定控制。

本文首先对空间飞行器受扰动力学进行建模; 其次设计了抗扰控制器,并证明了稳定性条件,进 行了数字仿真试验,验证所提方法的有效性。

1 动力学模型

建立飞行器姿轨耦合模型。轨道六根数的保持控制问题常采用六根数动力学模型,即对轨道六元素随扰动力的变化过程进行建模,但该模型非线性强,且不利于抗扰控制器的设计,因此本文在地心惯性系(Earth Centered Inertial, ECI)中对轨道运动建模。ECI坐标系以地心O为原点,OX轴指向春分点,OZ轴指向地球北极,OY与OX、OZ按右手定则构成正交坐标系,记r=[x,y,z]<sup>T</sup>,v=

[v<sub>x</sub>, v<sub>y</sub>, v<sub>z</sub>]<sup>T</sup>表示惯性系中的位置和速度。飞行器在低轨空间运动时, 质心受力包括: 万有引力、J2 摄动加速度 a<sub>Jz</sub>、气动阻力 a<sub>w</sub>、本体扰动加速度 a<sub>s</sub>和操纵加速度 a<sub>u</sub>。在惯性系中建立质心运动方程, 将太阳光压扰动、三体引力摄动等未建模扰动加速度记为

$$\dot{v} = -\mu \frac{r}{R^3} + a_{J_2} + a_s + a_u + a_\omega$$
 (1)

式中:µ为地球万有引力常数;R为地心距离;a」。为 地心距的非线性函数。

气动力是速度和姿态角的非线性函数(姿态角 影响迎风面积)。 $a_{1,} = [a_{1,}^{x}, a_{2,}^{z}, a_{2,}^{z}]^{T}$ 的具体形式为

$$a_{J_{z}}^{x} = -\frac{3}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2}}{R^{5}} x + \frac{15}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2} z^{2}}{R^{7}} x$$

$$a_{J_{z}}^{y} = -\frac{3}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2}}{R^{5}} y + \frac{15}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2} z^{2}}{R^{7}} y$$

$$a_{J_{z}}^{z} = -\frac{9}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2}}{R^{5}} z + \frac{15}{2} \frac{\mu J_{2} R_{E}^{2} z^{2}}{R^{7}} z \qquad (2)$$

式中: $R_{\rm E}$  = 637 8137m 为地球平均半径; $J_2$  = 0.001 082 63 为地球扁率摄动常数;m 为飞行器质量。

气动升力
$$F_{\text{lift}}$$
和气动阻力 $F_{\text{drag}}$ 可以表示为  

$$F_{\text{drag}} = -\frac{1}{2} \rho C_{\text{D}} A |\boldsymbol{v}_{\text{s}}|^{2} \frac{\boldsymbol{v}_{\text{s}}}{|\boldsymbol{v}_{\text{s}}|}$$

$$F_{\text{lift}} = -\frac{1}{2} \rho C_{\text{L}} A |\boldsymbol{v}_{\text{s}}|^{2} \frac{(\boldsymbol{v}_{\text{s}} \times \boldsymbol{n}) \times \boldsymbol{v}_{\text{s}}}{|(\boldsymbol{v}_{\text{s}} \times \boldsymbol{n}) \times \boldsymbol{v}_{\text{s}}|}$$
(3)

式中:C<sub>L</sub>、C<sub>D</sub>分别为升力系数和阻力系数;n为迎风 面法向量;A为迎风面积;ρ为大气密度;飞行器相 对大气的速度矢量 v<sub>s</sub>表示为

$$v_{\rm s} = v_{\rm o} - \omega_{\rm e} \times r_{\rm s} \tag{4}$$

式中: $v_{o}$ 为轨道速度; $r_{s}$ 为迎风面的地心向径; $\omega_{e}$ 为地球自转角速度。

迎风面法向量由飞行器姿态决定,因此此项为 耦合项。本体扰动加速度*a*<sub>s</sub>的具体形式稍后给出。

对飞行器绕质心转动力学进行建模。由于被 控对象存在大范围姿态机动,使用姿态角描述可能 出现自由度丢失、采用四元数可能存在奇异点,因 此本文采用修正罗德里格斯参数描述飞行器绕质 心转动。飞行器在轨运行期间,所受力矩包括:操 纵力矩  $T_u$ 、重力梯度力矩  $T_g$ 、气动力矩  $T_d$ 、表面力矩  $T_s$ 和未建模扰动力矩  $T_w$ 。记合外力矩  $T = T_g + T_d + T_s + T_u + T_w$ ,修正罗德里格斯方法描述的姿 态参数为 $\sigma$ 。则绕质心转动的动力学方程为 (5)

$$J\dot{\omega} + \omega imes J\omega = T$$

式中:J为转动惯量。

运动学方程为

$$\dot{\sigma} = B\omega, \quad \omega = B^{-1}\dot{\sigma} \qquad (6)$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & -\sigma_2\omega_x + \sigma_1\omega_y + \omega_z & -\sigma_3\omega_x - \omega_y + \sigma_1\omega_z \\ \sigma_2\omega_x - \sigma_1\omega_y - \omega_z & 0 & \omega_x - \sigma_3\omega_y + \sigma_2\omega_z \\ \sigma_3\omega_x + \omega_y - \sigma_1\omega_z & -\omega_x + \sigma_3\omega_y - \sigma_2\omega_z & 0 \end{pmatrix} \qquad (8)$$

其中,

于是

$$\ddot{\sigma} = BJ^{-1}T + \dot{B}B^{-1}\dot{\sigma} - BJ^{-1}(B^{-1}\dot{\sigma}) \times JB^{-1}\dot{\sigma}$$
(9)

飞行器所受力矩中,重力梯度力矩 Tg可以表示为

$$T_{g} = \int \rho \times dF = \int \rho \times \left( -\frac{\mu r'}{|r'|^{3}} dm \right) \approx \frac{3\mu}{r^{3}} [E^{\times}] JE$$
(10)

式中:r'为质量微元dm的地心距。

此外,对于500 km 以下的卫星,气动力矩是主要的空间环境干扰力矩。高层大气分子撞击卫星 表面产生气动力,入射分子在碰撞中丧失其全部能 量,设迎风面压力中心到飞行器质心的距离为 $\rho_s$ ,则 气动力矩为

$$T_{\rm d} = \rho_{\rm s} \times F_{\rm drag} \tag{11}$$

最后给出由在轨操控产生表面随机推力形成 的表面扰动力和扰动力矩。对于一个八面体飞行 器,长轴2m,短轴1m,假设质心和形心重合,机体 坐标系原点在质心,y轴为长轴,x轴垂直纵平面向 左,z轴成右手系。则各顶点均均在坐标轴上,8个 平面的平面方程为

$$|x| + \left|\frac{y}{2}\right| + |z| = 0.5 \tag{12}$$

平面方程符号表见表1,式(8)中8个平面的正 负号按表1确定。

设随机力作用点在机体坐标系中的坐标为  $(x_n, y_n, z_n)$ ,产生的推力为 $F_{ch}^n$ ,8个平面上的作用点 个数为 $(n_1, n_2, \dots, n_8)$ 。则根据刚体旋转力学,一个 作用点产生的三轴力矩为

$$T_{s}^{n} = \begin{pmatrix} x_{n} & y_{n} & z_{n} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \pm \frac{2}{3} F_{ch}^{n} & \pm \frac{1}{3} F_{ch}^{n} & \pm \frac{2}{3} F_{ch}^{n} \end{pmatrix}$$
(13)

三轴推力为

表1 平面方程符号表

 $JB^{-1}\ddot{\sigma} - JB^{-1}\dot{B}B^{-1}\dot{\sigma} + (B^{-1}\dot{\sigma}) \times JB^{-1}\dot{\sigma} = T \quad (7)$ 

将运动学方程带入动力学方程可得

Tab.1 Nominal orbital parameters

平面编号	<i>x</i> 符号	y符号	<i>z</i> 符号
1	+	+	+
2	+	+	
3	+		+
4	+		
5		+	+
6		+	
7			+
8			

$$F_{s}^{n} = \left( \pm \frac{2}{3} F_{ch}^{n} \pm \frac{1}{3} F_{ch}^{n} \pm \frac{2}{3} F_{ch}^{n} \right) \quad (14)$$

延各坐标轴的推力正负号按表1取。对于所有 N个作用点产生合扰动力为

$$F_s = \sum_n F_s^n \tag{15}$$

扰动力矩为

$$T_{\rm s} = \sum_{n} T_{\rm s}^{n} \tag{16}$$

记  $x_1 = [r^{\mathsf{T}}, \sigma^{\mathsf{T}}]^{\mathsf{T}}, x_2 = [v^{\mathsf{T}}, \dot{\sigma}^{\mathsf{T}}]^{\mathsf{T}}, x_3 = [\dot{v}^{\mathsf{T}}, \ddot{\sigma}^{\mathsf{T}}]^{\mathsf{T}},$ 则被控对象的动力学模型为

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_{2} = \begin{cases} -\mu \frac{x_{1,:3}}{R^{3}} + F_{J_{2}} + F_{s} + F_{u} + F_{\omega} \\ BI^{-1}T + \dot{B}B^{-1}x_{2,3;} - BI^{-1}(B^{-1}x_{2,3;}) \times JB^{-1}x_{2,3;} \end{cases}$$
(17)

式中: $x_{1,:3}$ 为 $x_1$ 的前3项; $x_{2,3:}$ 为 $x_2$ 的后3项。

将控制力和控制力矩分离出非线性模型,再将 非线性项用包含未建模扰动*d*的函数*H*(*x*<sub>1</sub>,*x*<sub>2</sub>,*d*) 表示,则被控对象的动力学模型可以整理成非线性 双积分系统形式

$$\dot{x}_1 = x_2$$
  
 $\dot{x}_2 = H(x_1, x_2, d) + u$  (18)  
式中: $u = [F_u, BJ^{-1}T_u]^T$ 为控制信号,或可写成,

$$\ddot{x} = H(x, \dot{x}, d) + u$$
  

$$y = x$$
(19)

## 2 控制器设计

被控对象式(19)含有未建模动态和外扰,为了 实现对控制目标 y<sub>r</sub>的跟踪(这里 y<sub>r</sub>包含由轨道元素 生成的惯性系中的轨迹和姿态指令),下面设计自抗扰控制器,通过线性扩展状态观测器(LESO)跟踪系统总扰动和受扰运动状态,再通过PD控制器跟踪 yro。控制系统框如图1所示<sup>[18]</sup>。



图 1 控制系统结构 Fig.1 Structure of the control system

#### 2.1 线性扩展状态观测器及其稳定性分析

设系统包含模型不确定性和外扰的总扰动为 z(t),将z(t)也作为一个状态变量扩展原系统,扩展 后的系统为

$$\dot{x}_{1}(t) = x_{2} 
\dot{x}_{2}(t) = z(t) + u(t) 
\dot{z}(t) = \dot{H}(x_{1}, x_{2}, \omega, t) 
y(t) = x_{1}$$

$$\dot{u} = Ax + u + E\dot{H}$$
(20)

$$y(t) = Cx \tag{21}$$

易证系统式(21)完全能控能观。针对新系统 设计状态观测器

$$\dot{\hat{x}}_{1}(t) = \beta_{1}(y(t) - \hat{x}_{1}(t)) + \hat{x}_{2}(t) 
\dot{\hat{x}}_{2}(t) = \beta_{2}(y(t) - \hat{x}_{1}(t)) + \hat{z}(t) + u(t) 
\dot{\hat{z}}(t) = \beta_{3}(y(t) - \hat{x}_{1}(t)) 
\hat{y}(t) = \hat{x}_{1}$$
(22)
$$\dot{\mathbf{H}} \stackrel{\text{d}}{=} \mathcal{F} 
\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + u + \beta(y - \hat{x}_{1}) 
y = Cx$$
(23)

式中:
$$\hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3$$
为观测器状态,其他参数为  

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \beta = \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{bmatrix}$$
(24)

设计合适的*β*<sub>1</sub>、*β*<sub>2</sub>、*β*<sub>3</sub>即可实现对原系统各个状态量和扰动的估计,即使估计误差收敛至0,为

$$s_1 = \hat{x}_1 - x_1 \rightarrow 0$$
  

$$s_2 = \hat{x}_2 - x_2 \rightarrow 0$$
  

$$s_3 = \hat{x}_3 - z \rightarrow 0$$
(25)

将原系统状态方程与观测器相减,得误差动态 系统

$$\dot{s} = A_{s}s + E\dot{H}$$

$$A_{s} = A - \beta C = \begin{bmatrix} -\beta_{1} & 1 & 0 \\ -\beta_{2} & 0 & 1 \\ -\beta_{3} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

根据线性系统理论,上述误差动力学系统渐近稳定,得充要条件是系统矩阵A。的全部特征值都有负实部,即特征方程

$$\lambda^3 + \beta_1 \lambda^2 + \beta_2 \lambda + \beta_3 = 0 \tag{27}$$

的解都具有负实部。进一步,将观测器极点全部配 置到 $\omega_0^{[19]}$ ,这时理想得特征方程可以写成

$$(\lambda + \omega_0)^3 = 0 \tag{28}$$

解得

$$\beta_1 = 3\omega_0, \quad \beta_1 = 3\omega_0^2, \quad \beta_1 = \omega_0^3 \qquad (29)$$

这样观测器就只有 $\omega_0$ 一个设计参数,只要保证 $\omega_0 > 0$ ,即可保证观测器稳定。

#### 2.2 控制器设计

假设完全已知参考信号的全部信息( $y_r, \dot{y}_r$ 和  $\ddot{y}_r$ ),且 $\ddot{y}_r$ 有界,且观测器收敛。下面设计PD控制器 使输出 y 跟踪  $y_r$ 。记控制误差  $e_1 = y_r - y$ ,  $e_2 = \dot{y}_r - \dot{y}$ ,控制误差动力学系统为

$$\dot{e}_1 = e_2$$
  
$$\dot{e}_2 = \ddot{y}_r - \hat{z} - u \tag{30}$$

PD控制器为

$$u = k_{\rm p} e_1 + k_{\rm d} e_2 - z \tag{31}$$

将控制器式(31)带入式(30)有

$$\dot{e}_{1} = e_{2}$$
  
 $\dot{e}_{2} = \ddot{y}_{r} - \hat{z} - k_{p}e_{1} - k_{d}e_{2} + z = \ddot{y}_{r} - k_{p}e_{1} - k_{d}e_{2}$ (32)  
相当于

$$\dot{\boldsymbol{e}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p & -k_d \end{bmatrix} \boldsymbol{e} + \ddot{\boldsymbol{y}}_r \tag{33}$$

当 $\ddot{y}_r$ 有界时,系统式(33)(有界输入有界输出) 稳定条件是 $\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p & -k_d \end{bmatrix}$ 特征值全部具有负实部。 而系统特征方程为

$$f(\lambda) = s(s - k_{\rm d}) + k_{\rm p} \tag{34}$$

同样,将极点全部配置到
$$-\omega_{c} < 0$$
得<sup>[20]</sup>

$$k_{\rm p} = \omega_{\rm c}^2, \quad k_{\rm d} = 2\omega_{\rm c} \tag{35}$$

3 仿真试验

针对低轨空间轨道保持和姿态稳定协同控制 情形,对上述方法进行仿真验证。其中飞行器质量 200 kg,惯性张量为

$$J = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 40 & 0 \\ 0 & 0 & 60 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$$
(36)

仿真初始时间为2022年1月1日04:00:00.000 UTCG,标称轨道根数见表2。

表 2 标称轨道参数 Tab.2 Nominal orbital parameters

轨道元素	值	
偏心率	0.001 197	
半长轴/km	6 900.176	
轨道倾角/(°)	97.44	
升交点赤经/(°)	347.94	
近地点俯角/(°)	113.60	
平近点角/(°)	66.40	

在仿真过程中,飞行器保持标称轨道参数不 变,同时进行姿态跟踪。将标称轨道参数转换为地 心惯性系中的位置和速度轨迹,将目标姿态四元数 转换为修正罗德里格斯参数,即得参考轨迹。在仿 真过程中,飞行器采用连续小推力控制,控制力连 续可调,推力器阵列总最大可用推力为0.125 N。飞 行器轨道控制执行机构和姿态执行机构分别由6组 推力器阵列组成。为验证系统存在未建模扰动时 得控制效果,轨道动力学环境考虑J2摄动、大气阻 力扰动、太阳光压扰动和日-地-月三体引力摄动以 及飞行器本体扰动力;姿态动力学考虑重力梯度力 矩,气动力矩、太阳光压力矩和飞行器本体扰动力 矩。根据对应工程研制结果,飞行器本体扰动力为 三轴有色噪声,扰动力垂直于六面体飞行器表面。 有色噪声由高斯白噪声通过线性系统生成,线性系 统传递函数为

$$G(s) = \frac{0.4}{1 + 0.4s + 0.4s^2} \tag{37}$$

输入方差为10<sup>-5</sup>的高斯白噪声,得到三轴扰动 力和扰动力矩序列如图2所示。本体系中的扰动力 矩序列如图3所示,





Fig.3 Perturbational torques in the body system

在一个轨道周期内,应用本文的方法进行轨道 跟踪和姿态保持协同控制,并与基于姿轨解耦的方 法进行对比。这里姿轨解耦的方法采用同样的控 制器结构,但系统中的耦合项均视为为建模动态。 根据文献[21]的方法整定控制器参数,得到基于耦 合模型、解耦模型的轨迹跟踪误差和姿态跟踪误差 如图 4~图 5 所示。分析仿真结果可知,由于姿轨 耦合模型动力学精度更高、不确定性更小,因此采 用同样的整定方法,基于耦合模型的控制策略跟踪 误差更小。LESO跟踪外扰的仿真结果如图 6 和图 7 所示,此处只对比了对未建模动态的跟踪效果。 分析图 6~图 7 可知,解耦模型将耦合项当作扰动 处理,因此解耦模型的未建模动态在数值上量级更 大。控制器输出信号如图 8 所示。由仿真结果可 知,轨迹和姿态跟踪误差均有界,大部分时间内轨 迹控制误差小于 0.1 m,姿态控制误差(转换成姿态 角)小于 0.002°。







图5 姿态跟踪误差对比





Fig.6 Perturbation tracking of the decoupling model



续图6 基于解耦模型的扰动跟踪





图 7 基于耦合模型的扰动跟踪 Fig.7 Perturbation tracking of the coupling model



Fig.8 Output of the controller

综上所述,本文设计的控制器,可以对存在本 体扰动力、扰动力矩的飞行器实行轨道保持和姿态 稳定协同控制。

4 结束语

针对存在本体扰动和扰动力矩的空间飞行器, 本文研究了基于自抗扰控制方法的轨道保持和姿态稳定控制方法,并通过参数整定保证了系统稳定 性。仿真结果表明,应用本方法,即使在空间摄动 力、摄动力矩模型不确定的情况下,也能对空间飞 行器进行轨道保持和姿态稳定控制。但本文未考 虑执行机构可能存在的饱和现象,因此后续将在此 基础上研究抗饱和控制方法。

### 参考文献

- [1]刘付成,朱东方,黄静.空间飞行器动力学与控制研究 综述[J].上海航天,2017,34(2):1-29.
- [2] 陈洁,汤国建.中低轨道卫星控制方法[J].上海航天, 2005(1):24-30.
- [3] 郭雯婷, 卢山. 在轨服务的超近距离姿轨联合控制研究[J]. 上海航天, 2015, 32(6): 17-23, 29.
- [4]钱首元,高长生,荆武兴.单滑块与飞轮协同姿态控制
   卫星运动分析[J].上海航天(中英文),2021,38(2):
   22-29.
- [5] JIANG B, HU Q, FRISWELL M I.Fixed-time attitude control for rigid spacecraft with actuator saturation and faults [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016,24(5):1892-1898.
- [6] YANG Y. Spacecraft attitude determination and

- [7] LI C, TEO K L, LI B, et al. A constrained optimal pidlike controller design for spacecraft attitude stabilization [J]. Acta Astronautica, 2012, 74:131-140.
- [8] 史忠军,邵长宝,张剑桥,等.SO(3)上航天器自适应反步 姿态跟踪控制[J].上海航天(中英文),2021,38(5):74-80.
- [9] WON C H.Comparative study of various control methods for attitude control of a leo satellite[J].Aerospace Science and Technology, 1999, 3(5):323-333.
- [10] JAN Y W, WU C S, SEN C. Adaptive fuzzy mixed H2/H ∞ attitude control of spacecraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(4): 1343-1359.
- [11] LU K, XIA Y. Adaptive attitude tracking control for rigid spacecraft with finite-time convergence [J]. Automatica, 2013, 49(12):3591-3599.
- [12] DU H, LI S. Finite-time attitude stabilization for a spacecraft using homogeneous method [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2012, 35(3):740-748.
- [13] GHORBANPOUR A. Fixed final time satellite attitude control with thrusters based on dynamic programming and neural networks[J]. International Journal of Space Science and Engineering, 2021, 6(3):257.
- [14] WEI C, LUO J, DAI H, et al. Learning-based adaptive attitude control of spacecraft formation with

guaranteed prescribed performance [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2018, 49 (11) : 4004-4016.

- [15] CHENG Y H, JIANG B, LI H, et al. On-orbit reconfiguration using adaptive dynamic programming for multi-mission-constrained spacecraft attitude control system [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2019, 17(4):822-835.
- [16] NEUFELD M J, ANZEL B M. Synchronous satellite station-keeping [C]// Progress in Astronautics and Rocketry. Elsevier, 1966, 19: 323-346.
- [17] NARULA A, BIGGS J D. Fault-tolerant station-keeping on libration point orbits[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(4):879-887.
- [18] 钟声,黄一,胡锦昌.深空探测航天器姿态的自抗扰控 制[J].控制理论与应用,2019,36(12):2028-2034.
- [19] CHEN X, LID, GAO Z, et al. Tuning method for secondorder active disturbance rejection control [C]// Proceedings of the 30th Chinese Control Conference. Yantai: China, 2011: 6322-6327.
- [20] CHEN Z Q, SUN M W, YANG R G. On the stability of linear active disturbance rejection control: on the stability of linear active disturbance rejection control [J]. Acta Automatica Sinica, 2014, 39(5):574-580.
- [21] 张彬文.线性自抗扰控制分析、设计及整定[D].北京: 华北电力大学,2021.