

# 基于模态观测器的挠性航天器自适应滑模控制

宋欣<sup>a</sup>,王娜<sup>a,b</sup>,李广有<sup>a</sup>

(青岛大学 a. 自动化学院; b. 山东省工业控制技术重点实验室, 山东 青岛 266071)

**摘要:**为研究存在外部干扰的挠性航天器姿态控制系统惯性矩阵未知的问题,考虑挠性附件产生振动对系统的影响,构造模态观测器估计挠性航天器的模态值;设计自适应律估计外部干扰上界和惯性矩阵,基于模态观测器设计自适应滑模控制器,采用 Lyapunov 稳定性理论分析闭环系统的稳定性;通过仿真验证了所设计的控制器能够抑制外部干扰对系统的影响,满足挠性航天器姿态稳定控制的要求。

**关键词:**航天器;观测器;抗干扰控制;自适应控制

**中图分类号:**TP273 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2022)04-0161-05

## Adaptive Sliding Mode Control for Flexible Spacecraft Based on Modal Observer

SONG Xin<sup>a</sup>, WANG Na<sup>a,b</sup>, LI Guangyou<sup>a</sup>

(a. College of Automation; b. Shandong Key Laboratory of Industrial Control Technology, Qingdao University, Qingdao 266071, China)

**Abstract:** For the attitude control system of flexible spacecraft with external disturbance, the problem of unknown inertia matrix is studied. In consideration of the influence of vibration generated by flexible appendage on the system, a modal observer is constructed to estimate the modal value of flexible spacecraft. An adaptive law is designed to estimate the upper bound of the external disturbance and the inertia matrix, and an adaptive sliding mode controller is designed based on the modal observer. The stability of the closed-loop system is analyzed by Lyapunov stability theory. The simulation results show that the designed controller can suppress the influence of external interference on the system, which meets the requirements of attitude stability control of flexible spacecraft.

**Keywords:** spacecraft; observer; anti-disturbance control; adaptive control

## 0 引言

航天器在太空中执行多样化的空间任务时,需要在短时间内实现轨道机动和有效载荷的精确指向。然而目前大部分航天器往往带有多种挠性附件,例如, Hubble 太空望远镜携带的大型太阳能帆板<sup>[1]</sup>, 美国宇航局为太空望远镜詹姆斯·韦伯设计的大规模展开的遮阳板<sup>[2]</sup>。这些在航天器上大量使用的低刚度轻质材料在姿态、轨道控制以及空间环境的影响下会发生振动。因为挠性附件内阻低,且航天器在轨飞行时受到的阻力小,因此产生的振动很难快速衰减,而这些因素会影响航天器的正常运行。同时,航天器在轨运行期间,姿态控制系统除了受到自身控制力矩的作用,还受到空间环境中多种干扰力矩带来的影响。除此之外,航天器惯性矩阵的摄动也是姿态控制系统设计中需要考虑的重要因素。解决惯性矩阵参数的不确定性问题是设计姿态控制器的重要部分,因此已有许多文献研究航天器的姿态控制<sup>[3-5]</sup>。

文献[6]考虑挠性航天器惯性矩阵的不确定性问题,研究挠性航天器姿态稳定控制问题,设计自适应律来估计

惯性矩阵相关函数的上界,并以此为基础,考虑挠性模态变量可测和不可测两种情况,分别设计自适应滑模状态反馈控制律和基于模态观测器的自适应滑模控制律来实现航天器在有限时间内的姿态稳定。文献[7]设计了非线性 PID 控制器,此方法不需要利用惯性矩阵的参数信息,控制器有一定的鲁棒性,但是在惯性矩阵参数发生大幅度摄动时,航天器闭环系统的性能会大幅下降,甚至可能使得航天器控制系统失稳。

自适应控制可以有效解决该类问题,通过参数在线估计来消除系统的不确定性,其控制系统有很强的适应能力,已有文献成功应用该方法在各个领域实现控制任务。文献[8]提出一种基于自适应反步算法的控制器,设计自适应律估计外部干扰上界,并结合模糊算法进行参数在线优化,使得航天器系统在有限时间内收敛,但该方法假设航天器惯性矩阵是已知的,然而实际中难以准确获得航天器惯性矩阵的参数信息。文献[9]中提出了一种自适应反馈控制律对航天器姿态进行全局跟踪,具有 6 阶动态补偿器的控制律能够解决惯性矩阵未知的问题,但该文献中没有研究外部干扰对航天器姿态控制系统的影响。

本文研究挠性航天器的姿态控制,在外部干扰上界

**基金项目:**国家自然科学基金项目(61703221);山东省自然科学基金项目(ZR2016FP10)

**第一作者简介:**宋欣(1996—),女,山东日照人,硕士研究生,研究方向为航天器抗干扰控制。

$d_{\max}$  未知的情况下,研究惯性矩阵未知的挠性航天器姿态控制问题,设计自适应律估计未知惯性矩阵和外部干扰上界,并在挠性模态信息未知情况下,构建模态观测器来获得模态值,设计基于模态观测器的自适应滑模姿态控制器,实现航天器控制目标并使闭环系统稳定。

## 1 挠性航天器系统模型

本文采用四元数法描述挠性航天器的姿态,在外部干扰力矩影响下的挠性航天器姿态控制系统模型如下:

$$\begin{cases} \dot{Q} = \frac{1}{2} E(Q) \omega \\ \dot{\eta} = \psi - \delta \omega \\ \dot{\psi} = -(C\psi + K\eta - C\delta\omega) \\ \dot{\omega} = J_{\text{mb}}^{-1} [-\omega^{\times}(J_{\text{mb}}\omega + \delta^T\psi) + u + d + \delta^T(C\psi + K\eta - C\delta\omega)] \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $Q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T = [q_0 \ q^T]^T$  为系统姿态四元数,且  $q_0^2 + q^T q = 1$ ;  $E(Q) = \begin{bmatrix} -q^T \\ q_0 I_3 + q^{\times} \end{bmatrix}$ ,  $I_3$  是单位矩阵;  $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$  是航天器的姿态角速度;  $\forall a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T \in \mathbf{R}^3$ ,  $a^{\times}$  表示如下反对称矩阵

$$a^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

$J$  是挠性航天器的惯性矩阵,是一个未知常数矩阵,  $J_{\text{mb}} = J - \delta^T \delta$ ;  $\delta$  是挠性附件与刚体的耦合矩阵;  $\eta = [\eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3]^T$  是挠性附件的模态;  $u = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T$  是挠性航天器所受控制力矩;  $d$  是挠性航天器受到的环境干扰力矩;  $C = \text{diag}\{2\xi_i \overline{\omega}_i, i=1, 2, \dots, N\}$  是模态阻尼矩阵,  $K = \text{diag}\{\overline{\omega}_{ni}^2, i=1, 2, \dots, N\}$  是刚度矩阵,其中  $\xi_i$  是阻尼比,  $\overline{\omega}_{ni}$  是模态频率,  $N$  是模态个数;  $\psi$  是中间变量,表示挠性附件的总速度,  $\psi = \dot{\eta} + \delta\omega$ 。

定义式(1)中矩阵

$$J_{\text{mb}} = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{12} & J_{22} & J_{23} \\ J_{13} & J_{23} & J_{33} \end{bmatrix}$$

引入中间变量

$$\theta = [J_{11} \ J_{22} \ J_{33} \ J_{12} \ J_{13} \ J_{23}]^T$$

使得

$$J_{\text{mb}} b = L(b) \theta \quad (2)$$

成立,其中

$$L(b) = \begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 & b_2 & b_3 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 & b_1 & 0 & b_3 \\ 0 & 0 & b_3 & 0 & b_1 & b_2 \end{bmatrix}$$

$b = [b_1 \ b_2 \ b_3]^T \in \mathbf{R}^3$  为任意三列向量。

假设 1: 外部干扰力矩  $d$  是有上界的,且

$$\|d\| \leq d_{\max}$$

式中  $d_{\max}$  是未知正常数。

针对存在外部干扰且惯性矩阵未知的挠性航天器系统式(1),本文的控制目标为:当  $t \rightarrow \infty$  时,  $q \rightarrow 0, \eta \rightarrow 0, \psi \rightarrow 0, \omega \rightarrow 0$ 。

## 2 模态观测器设计

由于模态变量  $\eta$  和  $\psi$  一般无法直接测量得到,因此构造挠性模态观测器观测航天器的模态值,构造的模态观测器如下:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \hat{\eta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\eta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ C \end{bmatrix} \delta\omega + \\ P^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} K \\ C \end{bmatrix} (\delta\omega + \alpha\delta q) + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \alpha\delta\omega^{\times} q \right\} \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\hat{\eta}$  和  $\hat{\psi}$  分别是  $\eta$  和  $\psi$  的估计值;  $I$  是一个单位正定矩阵;  $P$  为以下 Lyapunov 函数的解。

$$P \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix}^T P = -2H$$

其中  $H$  为给定的具有适当维数的正定矩阵。

接下来基于模态观测器式(2)得到的模态估计值,设计挠性航天器的自适应滑模控制器,从而实现航天器的姿态稳定控制。

## 3 基于模态观测器的自适应滑模控制器设计

假设挠性航天器的四元数  $Q$  和姿态角速度  $\omega$  可测,选取以下滑模面

$$s = \omega + \alpha q, \alpha \geq 0 \quad (4)$$

当闭环系统保持在滑模面上时,即  $s = 0$ ,则

$$\omega = -\alpha q \quad (5)$$

成立。为证明挠性航天器闭环姿态控制系统能在滑模面上稳定运行,选择 Lyapunov 函数如下:

$$V = 2(1 - q_0) \geq 0 \quad (6)$$

根据条件  $s = 0$  对上式求导,则

$$\dot{V} = -2\dot{q}_0 = q^T \omega = -\alpha q^T q \leq 0 \quad (7)$$

由此可得,当挠性航天器闭环姿态控制系统到达滑模面  $s = 0$  上时,有  $\lim_{t \rightarrow \infty} q = 0$  成立,由式(4)可知,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega = 0$ ,所以系统在滑模面上是稳定的。

针对惯性矩阵未知的挠性航天器姿态系统式(1),存在未知外部干扰的情况下,设计自适应滑模控制器如下:

$$u = -f\hat{\theta} + \omega^{\times} \delta^T \hat{\psi} - \delta^T C\hat{\psi} - \delta^T K\hat{\eta} + \delta^T C\delta\omega - \hat{d}_{\max} \text{sgn}(s) \quad (8)$$

根据式(2),对挠性航天器的干扰力矩上界和与矩阵  $\theta$  设计自适应律为:

$$\hat{d}_{\max} = \|s\| \quad (9)$$

$$\hat{\theta} = \Gamma^{-1} f^T s \quad (10)$$

其中:  $f = -\omega^{\times} L(\omega) + \alpha L(\dot{q})$ ;  $\hat{\theta}$  是  $\theta$  的估计值;  $\hat{d}_{\max}$  是  $d_{\max}$  的估计值。

定理 1: 考虑挠性航天器系统式(1),如果满足假设 1,

且  $\alpha > 0$ ,  $\Gamma$  为对称正定矩阵, 在自适应滑模控制器式(8)作用下能够保证闭环系统渐近稳定, 即  $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{q} = 0$ ,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\omega} = 0$ 。

证明: 定义模态观测误差  $\mathbf{e}_\eta = \boldsymbol{\eta} - \hat{\boldsymbol{\eta}}$ ,  $\mathbf{e}_\psi = \boldsymbol{\psi} - \hat{\boldsymbol{\psi}}$ , 自适应律的估计误差  $\tilde{\boldsymbol{\theta}} = \boldsymbol{\theta} - \hat{\boldsymbol{\theta}}$ , 干扰矩阵上界的观测误差  $\tilde{d}_{\max} = d_{\max} - \hat{d}_{\max}$ 。

选择如下 Lyapunov 函数

$$\mathbf{V}_3 = \mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_2 \quad (11)$$

式中:

$$\mathbf{V}_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \mathbf{P} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{V}_2 = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{J}_{mb} \mathbf{s} + \frac{1}{2} \tilde{d}_{\max}^2 + \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \tilde{\boldsymbol{\theta}} \quad (13)$$

对  $\mathbf{V}_1$  求导得

$$\dot{\mathbf{V}}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \mathbf{P} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{e}}_\eta \\ \dot{\mathbf{e}}_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \mathbf{P} \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{K} & -\mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} - \alpha \mathbf{e}_\psi^T \boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{q} - \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{K} \\ \mathbf{C} \end{bmatrix} (\boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} + \alpha \boldsymbol{\delta} \mathbf{q}) \quad (14)$$

对  $\mathbf{V}_2$  求导得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_2 &= \mathbf{s}^T \mathbf{J}_{mb} \dot{\mathbf{s}} + \tilde{d}_{\max} \dot{\tilde{d}}_{\max} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \Gamma \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \\ &= \mathbf{s}^T \mathbf{J}_{mb} \boldsymbol{\omega} + \alpha \mathbf{s}^T \mathbf{J}_{mb} \mathbf{q} + \tilde{d}_{\max} \dot{\tilde{d}}_{\max} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \Gamma \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (15)$$

由式(1)可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_2 &= \mathbf{s}^T (-\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \mathbf{e}_\eta) - \|s\| \tilde{d}_{\max} + \mathbf{s}^T (d - \hat{d}_{\max} \operatorname{sgn}(s)) \leq \mathbf{s}^T (-\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \mathbf{e}_\eta) + \|s\| d_{\max} - \|s\| \hat{d}_{\max} - \|s\| \tilde{d}_{\max} \\ &= (\boldsymbol{\omega} + \alpha \mathbf{q})^T (-\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \mathbf{e}_\eta) - \alpha \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + (\boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} + \alpha \boldsymbol{\delta} \mathbf{q})^T \begin{bmatrix} \mathbf{K} & \mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (22)$$

将式(14)和式(22)代入式(11)可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_3 &\leq \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \mathbf{P} \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{K} & -\mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} - \alpha \mathbf{e}_\psi^T \boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{q} - \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{K} \\ \mathbf{C} \end{bmatrix} (\boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} + \alpha \boldsymbol{\delta} \mathbf{q}) - \alpha \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + (\boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} + \alpha \boldsymbol{\delta} \mathbf{q})^T \begin{bmatrix} \mathbf{K} & \mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} \\ &= -\begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta^T & \mathbf{e}_\psi^T \end{bmatrix} \mathbf{P} \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{K} & -\mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\eta \\ \mathbf{e}_\psi \end{bmatrix} \leq 0 \end{aligned} \quad (23)$$

综上, 挠性模态观测误差  $\mathbf{e}_\eta$  和  $\mathbf{e}_\psi$  最终趋于 0, 闭环控制系统式(1)渐近稳定, 即  $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{q} = 0$ ,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\omega} = 0$ , 证毕。

## 4 仿真与分析

仿真分析以验证控制器式(8)的有效性, 仿真中所用到的具体参数<sup>[10]</sup>如下:

航天器惯性矩阵和耦合矩阵为

$$\mathbf{J}_{mb} = \begin{bmatrix} 350 & 3 & 4 \\ 3 & 270 & 10 \\ 4 & 10 & 190 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\delta} = \begin{bmatrix} 6.456 & 37 & 1.278 & 14 & 2.156 & 29 \\ -1.256 & 19 & 0.917 & 56 & -1.672 & 64 \\ 1.116 & 87 & 2.489 & 01 & -0.836 & 74 \\ 1.236 & 37 & -2.658 & 1 & -1.125 & 03 \end{bmatrix}$$

考虑挠性航天器前 4 阶挠性附件的振动频率和振动阻尼为:

$$\mathbf{J}_{mb} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \alpha \mathbf{J}_{mb} \dot{\mathbf{q}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}_{mb} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\delta}^T \boldsymbol{\psi}) + \mathbf{u} + \mathbf{d} + \alpha \mathbf{J}_{mb} \dot{\mathbf{q}} + \boldsymbol{\delta}^T (\mathbf{C} \boldsymbol{\psi} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} - \mathbf{C} \boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega}) \quad (16)$$

根据式(2)得

$$-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_{mb} \boldsymbol{\omega} + \alpha \mathbf{J}_{mb} \dot{\mathbf{q}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L}(\boldsymbol{\omega}) \boldsymbol{\theta} + \alpha \mathbf{L}(\dot{\mathbf{q}}) \boldsymbol{\theta} = \mathbf{f} \boldsymbol{\theta} \quad (17)$$

由式(1)和式(17)得

$$\mathbf{J}_{mb} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \alpha \mathbf{J}_{mb} \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{f} \boldsymbol{\theta} - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \boldsymbol{\psi} + \mathbf{u} + \mathbf{d} + \boldsymbol{\delta}^T (\mathbf{C} \boldsymbol{\psi} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} - \mathbf{C} \boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega}) \quad (18)$$

将式(18)代入式(15)

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_2 &= \mathbf{s}^T (\mathbf{f} \boldsymbol{\theta} - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{u} + \mathbf{d}) + \tilde{d}_{\max} \dot{\tilde{d}}_{\max} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \Gamma \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (19)$$

将控制器(8)代入式(19)得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_2 &= \mathbf{s}^T (-\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \mathbf{e}_\eta) + \mathbf{s}^T \mathbf{f} \tilde{\boldsymbol{\theta}} + \mathbf{s}^T (d - \hat{d}_{\max} \operatorname{sgn}(s)) + \tilde{d}_{\max} \dot{\tilde{d}}_{\max} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \Gamma \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (20)$$

因为  $\boldsymbol{\theta}$  是一个常数矩阵, 且  $\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} = \dot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}$ , 所以  $\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} = -\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}$ ; 同理

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{d}}_{\max} &= -\dot{\hat{d}}_{\max}, \text{ 得} \\ \dot{\mathbf{V}}_2 &= \mathbf{s}^T (-\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{C} \mathbf{e}_\psi + \boldsymbol{\delta}^T \mathbf{K} \mathbf{e}_\eta) + \mathbf{s}^T \mathbf{f} \tilde{\boldsymbol{\theta}} + \mathbf{s}^T (d - \hat{d}_{\max} \operatorname{sgn}(s)) - \tilde{d}_{\max} \dot{\hat{d}}_{\max} - \tilde{\boldsymbol{\theta}}^T \Gamma \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (21)$$

根据假设 1, 将自适应律式(9)和式(10)代入上式得

$$\overline{\omega}_{n1} = 0.768 \ 1, \overline{\omega}_{n2} = 1.103 \ 8,$$

$$\overline{\omega}_{n3} = 1.873 \ 3, \overline{\omega}_{n4} = 2.549 \ 6,$$

$$\xi_1 = 0.005 \ 607, \xi_2 = 0.008 \ 62,$$

$$\xi_3 = 0.012 \ 830, \xi_4 = 0.025 \ 16.$$

姿态四元数的初始值为  $\mathbf{q}_0(0) = 0.173 \ 648$ 。

$$\mathbf{q}(0) = \begin{bmatrix} q_1(0) \\ q_2(0) \\ q_3(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.263 \ 201 \\ 0.789 \ 603 \\ -0.526 \ 402 \end{bmatrix}$$

外部干扰为

$$\mathbf{d} = \begin{bmatrix} -0.2 + 0.5 \cos(0.1t) - 0.3 \sin(0.02t) \\ 0.4 + 0.2 \sin(0.1t) - 0.4 \cos(0.02t) \\ -0.4 + 0.3 \sin(0.1t) + 0.3 \cos(0.02t) \end{bmatrix}$$

角速度的初始值为  $\boldsymbol{\omega}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T$ , 挠性模态变量的初始值为  $\boldsymbol{\eta}_i = 0.001, \boldsymbol{\psi}_i = 0.001, i = 1, 2, 3, 4$ ; 控制器中的可调节参数  $\alpha = 0.8$ 。

图 1 为姿态四元数  $\mathbf{Q}$  的响应曲线, 图 2 为姿态角速度

$\omega$  的响应曲线。在挠性航天器系统惯性矩参数未知的情况下,应用自适应滑模控制律式(8)能够使航天器的姿态四元数和角速度趋于稳定。图3是姿态系统的控制力矩,由于控制律中存在符号函数,会使控制力矩产生抖振,所以在仿真过程中使用饱和函数来替代,如图3所示,控制力矩随着时间的增加逐渐趋向于0。

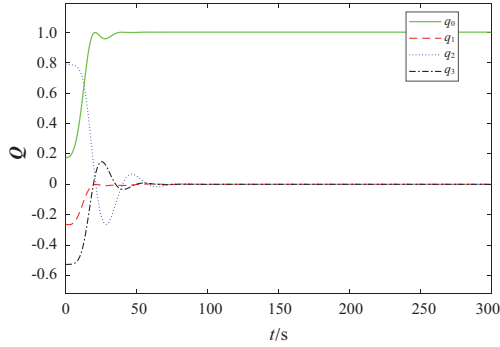


图1 姿态四元数  $Q$

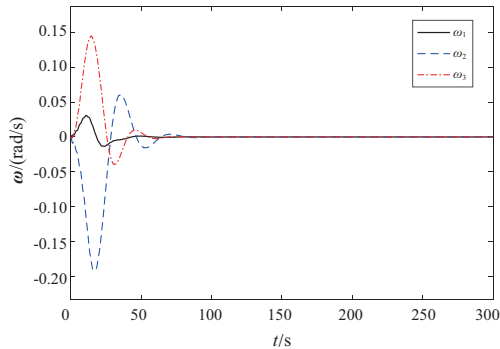


图2 姿态角速度  $\omega$

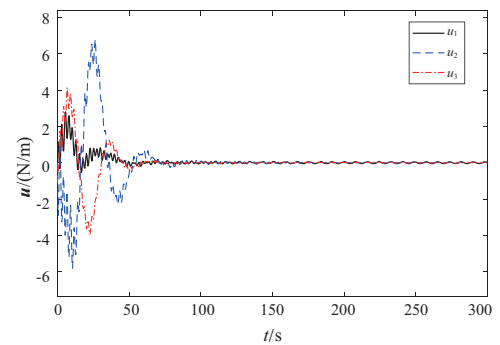


图3 控制力矩  $u$

图4-图7为挠性模态变量  $\eta$  及其观测值的变化曲线,由图可以看出存在外部干扰和惯性矩未知情况时,挠性模态在自适应滑模控制律式(8)作用下,其振动有逐渐衰减的趋势,模态  $\eta_1$  和  $\eta_2$  衰减较慢,  $\eta_3$  和  $\eta_4$  衰减较快,其振动得到了很好的抑制。

图8为模态观测器的观测误差曲线,从图中可以看出  $\eta_1$  的观测误差收敛速度较慢,但最终观测误差都能够收敛为0,模态观测器能够很好地观测模态值,验证了模态观测器式(3)的有效性。

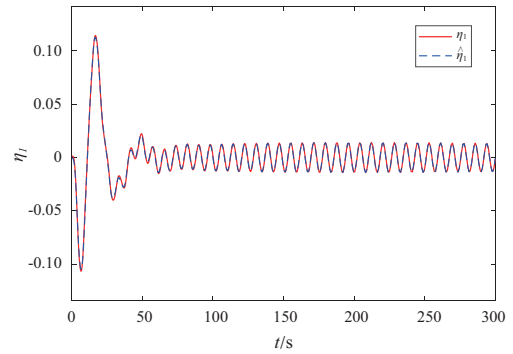


图4 挠性模态变量  $\eta_1$

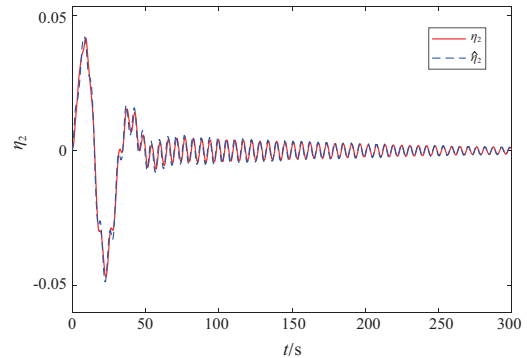


图5 挠性模态变量  $\eta_2$

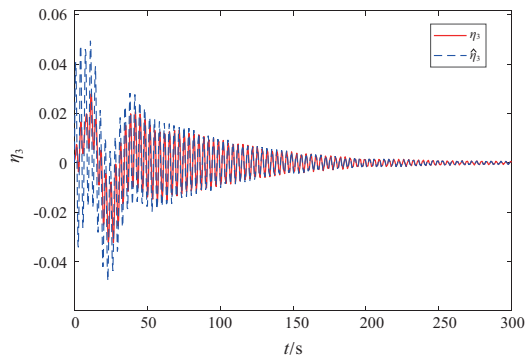


图6 挠性模态变量  $\eta_3$

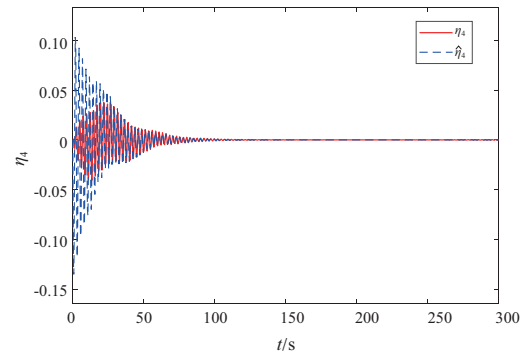
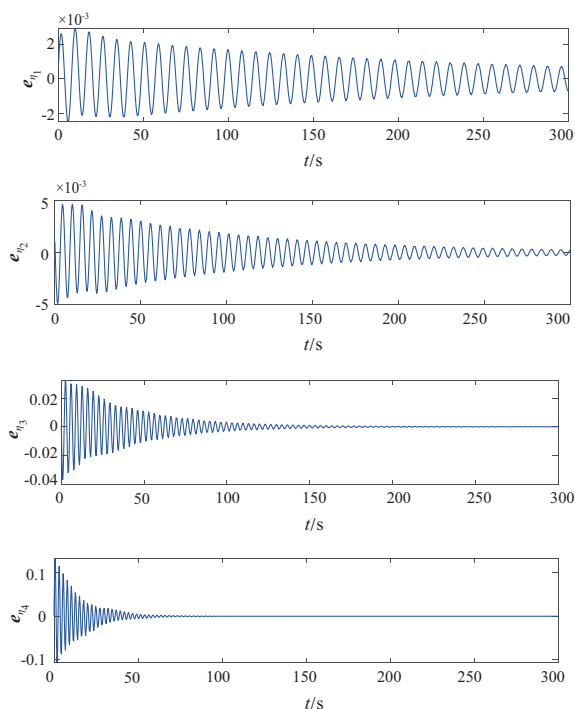


图7 挠性模态变量  $\eta_4$

图8 挠性模态观测误差  $e_n$ 

## 5 结语

本文在外部干扰上界未知的情况下,研究惯性矩阵未知的挠性航天器姿态控制问题,设计一种基于模态观测器的自适应滑模控制器。本文提出的自适应滑模控制器,不需要获得惯性矩阵和外部干扰的先验知识,设计的自适应律能够估计惯性矩阵和外部干扰上界,并设计模态观测器观测模态信息,最后利用 Lyapunov 稳定性理论分析挠性

航天器闭环系统的稳定性。仿真结果表明:本文设计的控制律能够有效保证挠性航天器的抗干扰性和稳定性。

### 参考文献:

- [1] JOHNSTON J D, ROSS B D, BLANDINO J, et al. Development of sunshield structures for large space telescopes [C]//Astronomical Telescopes and Instrumentation. Proc SPIE 4850, IR Space Telescopes and Instruments, Waikoloa, Hawai'i, USA: 2003, 4850:209-220.
- [2] 王小婷. 挠性卫星基于四元数的滑模姿态控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [3] MAGANTI G B, SINGH S N. Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft [J]. Acta Astronautica, 2007, 61(7/8):575-589.
- [4] WU S N, RADICE G, GAO Y S, et al. Quaternion-based finite time control for spacecraft attitude tracking [J]. Acta Astronautica, 2011, 69(1/2):48-58.
- [5] 完备, 张震亚, 乔兵, 等. 基于粒子群优化算法的航天器惯性参数辨识 [J]. 机械制造与自动化, 2011, 40(3):101-104.
- [6] WU A G, DONG R Q, ZHANG Y, et al. Adaptive sliding mode control laws for attitude stabilization of flexible spacecraft with inertia uncertainty [J]. IEEE Access, 2019, 7:7159-7175.
- [7] SUBBARAO K. The attitude control problem, re-visited [J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2003, 115:95-110.
- [8] 周湛杰, 王新生, 王岩. 基于模糊自适应算法的航天器姿态控制 [J]. 电机与控制学报, 2019, 23(2):123-128.
- [9] AHMED J, COPPOLA V T, BERNSTEIN D S. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(5):684-691.
- [10] 董瑞琦, 吴爱国, 张颖, 等. 转动惯量存在不确定性的挠性航天器动态自适应滑模姿态控制 [J]. 飞控与探测, 2019, 2(5):1-8.

收稿日期:2021-04-13

(上接第 160 页)

### 参考文献:

- [1] 熊嘉阳, 曹亚博, 肖新标, 等. 曲线轨道参数对直线电动机地铁车辆曲线通过性能的影响 [J]. 机械工程学报, 2017, 53(18):131-137.
- [2] 李国芳, 岳鹏, 丁旺才, 等. 轮对柔性对车辆动态曲线通过性能的影响研究 [J]. 铁道标准设计, 2019, 63(9):173-179.
- [3] 胡敏, 黄运华, 谭皓尹. 一系垂向减振器角度对高速车辆运行性能的影响 [J]. 机械工程与自动化, 2016(5):56-57, 60.
- [4] 张科元. 钢轨打磨小车动力学行为研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2016.
- [5] ZBOIŃSKI K. Dynamical investigation of railway vehicles on a curved track [J]. European Journal of Mechanics - A/Solids, 1998, 17(6):1001-1020.
- [6] MIYAGAKI K, ADACHI M, SATO Y. Analytical study on effects of form in transition curve [J]. Vehicle System Dynamic, 2004,

41:657-666.

- [7] 刘彬, 景建辉, 乃国彦, 等. 轨道客车几何曲线通过能力的设计 [J]. 铁道车辆, 2019, 57(4):13-17, 1.
- [8] 韩志彬, 李芾, 黄运华, 等. 轨道参数对单轴转向架曲线通过性能的影响 [J]. 电力机车与城轨车辆, 2018, 41(5):8-12, 16.
- [9] 岳三玲, 卜继玲, 傅茂海. 基于 Simulink 的车辆动力学仿真模型研究 [J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(1):127-130.
- [10] 商跃进, 董雅宏. 动车组车辆构造与设计 [M]. 2 版. 成都: 西南交通大学出版社, 2019.
- [11] 李国芳, 姚永明, 丁旺才. 基于 UM 的车辆-轨道耦合动力学建模及仿真分析 [J]. 兰州交通大学学报, 2016, 35(1):142-146.

收稿日期:2020-12-15