

受细胞膜放电模型启发的航天器姿态鲁棒控制

周 端, 郭 毓, 陈庆伟, 胡维礼

(南京理工大学自动化学院, 南京 210094)

摘 要: 研究了具有模型参数不确定和受空间环境干扰影响的挠性航天器姿态大角度快速机动快速稳定控制问题,设计了一种受细胞膜放电模型启发的鲁棒姿态控制器。综合考虑挠性航天器的强非线性和强耦合特性,设计了对模型参数和环境干扰具有鲁棒性的姿态机动控制器。为了减小机动中姿态突变激发的挠性附件振动,基于细胞膜放电的动力学模型设计了一种改进的鲁棒控制器。当参数不确定范围和干扰有界时,所提鲁棒控制器可使闭环系统的解最终一致有界。最后,分析了控制器参数对姿态控制性能及所需能量的影响。数值仿真验证了所提鲁棒控制器用于姿态机动控制可以得到良好的效果。

关键词: 挠性航天器; 姿态控制; 非线性系统; 鲁棒控制; 快速机动

中图分类号: V412 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2013)02-0222-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.02.011

Cell Membrane Discharge Model Enlightened Robust Attitude Maneuvering Control for Flexible Spacecraft

ZHOU Duan, GUO Yu, CHEN Qing-wei, HU Wei-li

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

Abstract: Under model parametric uncertainties and external disturbances in space, this study investigates attitude maneuvering control for large angle rapid maneuvering and fast stable of flexible spacecraft. A cell membrane discharge model enlightened robust attitude maneuvering control law is designed. To cope with the existing model parametric uncertainties and external disturbances, a robust attitude maneuvering controller is proposed based on the nonlinear and coupled characteristics of flexible spacecraft. The problem of jump of attitude which will excite the elastic vibration mode during large angle maneuver of flexible spacecraft is studied. By using dynamics model of cell membrane discharge, an improved robust attitude maneuvering controller is proposed. When the errors of model parametric uncertainties and external disturbances are bounded, it is proved that the closed-loop system is uniformly ultimately bounded. Finally, by using the control parameters properly, the control performance can be improved and the control energy can be reduced. The simulation results demonstrate the effectiveness of the proposed robust controller.

Key words: Flexible spacecraft; Attitude control; Nonlinear system; Robust control; Rapid maneuvering

0 引 言

随着航天技术的发展,对航天器姿态指向精度和稳定度的要求越来越高。为了延长在轨运行时间、减少燃料消耗,现代复杂航天器常带有大型轻质的太阳能帆板。由于此类挠性航天器很难精确建

模、系统常具有强非线性、空间环境存在各种干扰等原因,使得航天器的姿态机动控制器设计面临新的挑战。

近年来,具有鲁棒特性的控制器设计方法及其在挠性航天器中的应用受到众多学者的重视。文献[1]提出了一种将自适应变结构和智能控制相结合

的智能鲁棒控制方法,实现了挠性航天器单轴大角度姿态机动;文献[2]提出了一种将反馈控制与内闭环信号成形相结合的控制方法,实现了柔性航天器单轴高精度姿态机动;文献[3-4]采用鲁棒优化控制方法设计了 H_∞ 控制器,实现了挠性卫星俯仰轴的姿态控制;文献[5]通过近似线性化方法将卫星姿态控制转化为标准 H_∞ 控制问题,实现了具有较高稳定度的挠性卫星姿态控制;文献[6]设计了自组织小脑模型关节控制器,实现了姿态机动后能够较快达到稳定的挠性航天器单轴姿态控制;文献[7]基于 Backstepping 方法设计了自适应控制器,实现了挠性卫星姿态稳定控制。以上文献将挠性航天器姿态机动三通道间的耦合特性进行了简化,当航天器进行三轴大角度姿态机动时,根据此类近似线性化方法建立的动力学模型进行控制器设计会产生较大的误差^[8]。

文献[9]设计了一种典型的 Mamdani 类 PD 型模糊控制器,验证了以模糊控制方法为挠性卫星姿态机动控制律的可行性;文献[10]基于特征模型设计了自适应模糊广义预测控制器,实现了挠性卫星的三轴姿态机动。虽然模糊控制器设计过程中对被控对象数学模型的精确度要求不高,但当缺乏对航天器在外空间复杂运行情况的经验时,所采用的模糊控制方法处理系统中的不确定性及外界扰动对航天器姿态的影响时会遇到很大困难。文献[11]设计了 Backstepping 方法和神经网络滑模相结合的复合控制器,在挠性航天器的姿态机动过程中对干扰和挠性振动进行了抑制;文献[12]将 Backstepping 滑模控制器与扩张状态观测器相结合,在挠性航天器的姿态机动中有效地补偿了不确定性,减小了挠性附件的振动;文献[13]提出了基于挠性模态观测器的滑模控制律,实现了挠性航天器的姿态跟踪控制;文献[14]提出了一种仅利用输出信息的变结构输出反馈控制方法和一种自适应变结构输出反馈控制方法,实现了三轴挠性航天器的姿态机动控制。虽然滑模变结构控制具有良好的鲁棒性,但其控制中频繁的切换有可能造成误差在零点附近产生抖动现象,阻碍了控制精度的进一步提高。研究表明,在挠性航天器大角度快速机动模式中,姿态的突变会激发帆板长期、强烈的振动,严重影响系统的指向精度和稳定度^[15]。文献[16]设计了一种挠性航天器

姿态大角度机动的鲁棒干扰抑制控制器,为了柔化机动初始阶段产生的角度突变,基于细胞膜放电动力学模型提出了一种具有非线性增益自调整的鲁棒控制方法,但该控制方法对闭环系统不确定性的处理较简单,可能会导致姿态机动中消耗较多的能量,且没有对姿态误差的收敛速度进行讨论。

为此,针对挠性航天器姿态大角度快速机动快速稳定控制问题,本文对鲁棒控制器设计问题进行研究。在挠性航天器强非线性、强耦合运动学与动力学模型的基础上,设计一种对模型参数不确定和环境干扰具有鲁棒性的机动控制器。为了改善姿态跳变引起指向精度和稳定度变差的问题,在已有研究的基础^[16]上,提出一种受细胞膜放电动力学模型启发的鲁棒控制方法。当参数不确定误差和干扰有界时,所提鲁棒控制器可使闭环系统的解最终一致有界。为了提高控制性能、节省能量,对姿态误差的收敛速度进行分析。通过对控制器参数进行合理设计,可使姿态误差在有限时间内收敛。仿真结果验证了所提控制器的有效性。

1 挠性航天器模型分析

以一类带有大型太阳帆板等轻型结构挠性附件的航天器为研究对象,采用欧拉角姿态描述法,按照 zxy 旋转式^[17-18],其运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = (\omega_3 \cos\psi - \omega_1 \sin\psi) \sec\theta \\ \dot{\theta} = \omega_1 \cos\psi + \omega_3 \sin\psi \\ \dot{\psi} = \omega_2 - (\omega_3 \cos\psi - \omega_1 \sin\psi) \tan\theta \end{cases} \quad (1)$$

其混合坐标下姿态动力学模型为

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega + C_0\ddot{\eta} = T_d + T_c \quad (2)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + C_0^T\dot{\omega} = 0 \quad (3)$$

其中, φ, θ, ψ 是欧拉角姿态表示法中每一次所转过的角; $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T \in \mathbf{R}^3$ 是刚体的转角速度矢量; $J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 是航天器的转动惯量矩阵; $C_0 \in \mathbf{R}^{3 \times n}$ 是帆板振动和主刚体的耦合矩阵, n 为帆板振动模态坐标的阶数; $\eta \in \mathbf{R}^n$ 是帆板振动方程的模态坐标矩阵; $T_d \in \mathbf{R}^3$ 是作用在刚体上的干扰力矩矩阵; $T_c \in \mathbf{R}^3$ 是作用在刚体上的控制力矩矩阵; $\xi \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 是帆板振动模态阻尼比矩阵; $\Lambda \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 是帆板振动模态频率矩阵。

由式(1)~(3)描述的挠性航天器为典型的具

有多变量、强非线性、强耦合特性的复杂系统。为了设计大角度快速机动快速稳定的姿态控制器,必须综合考虑姿态机动三通道间的耦合作用和刚挠耦合作用。

2 控制律的设计

采用文献[17]的原始姿态转换矩阵,设 $\Theta = [\varphi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbf{R}^3$ 表示航天器的姿态角,则 $\dot{\Theta} \in \mathbf{R}^3$ 、 $\ddot{\Theta} \in \mathbf{R}^3$ 分别表示姿态角速度和姿态角加速度。原动力学方程式(2)可表示为

$$\begin{aligned} JH(\Theta)\ddot{\Theta} + JG(\Theta, \dot{\Theta}) + F(\Theta, \dot{\Theta}, J) + C_0\ddot{\eta} \\ = T_d + T_c \end{aligned} \quad (4)$$

其中,

$$H(\Theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta\cos\varphi \\ 0 & 1 & \sin\varphi \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix},$$

$$\dot{\omega} = H(\Theta)\ddot{\Theta} + G(\Theta, \dot{\Theta}), F(\Theta, \dot{\Theta}, J) = \omega^\times J\omega.$$

记 $K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, J) = (JH(\Theta) - J)\ddot{\Theta} + F(\Theta, \dot{\Theta}, J)$, 则式(4)可重写如下

$$\begin{aligned} J\ddot{\Theta} + K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, J) + JG(\Theta, \dot{\Theta}) + C_0\ddot{\eta} \\ = T_d + T_c \end{aligned} \quad (5)$$

2.1 鲁棒控制器的设计

设计姿态控制系统结构如图1所示。

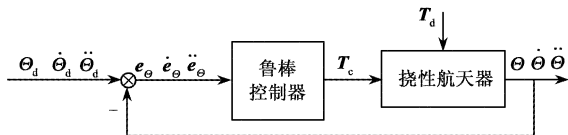


图1 姿态控制系统结构框图

Fig.1 Structure of attitude control strategy

其中, $\Theta_d \in \mathbf{R}^3$ 、 $\dot{\Theta}_d \in \mathbf{R}^3$ 和 $\ddot{\Theta}_d \in \mathbf{R}^3$ 分别表示期望的目标姿态角、姿态角速度和姿态角加速度; $e_\Theta = [e_1 \ e_2 \ e_3]^T \triangleq \Theta_d - \Theta \in \mathbf{R}^3$ 表示姿态角误差, 则 $\dot{e}_\Theta \in \mathbf{R}^3$ 、 $\ddot{e}_\Theta \in \mathbf{R}^3$ 分别表示姿态角速度误差和姿态角加速度误差。

本文研究的是挠性航天器从静止到静止的姿态机动问题。

本文的控制目标是: 要求星体从一种已知的姿态, 较快地控制到另一种要求的姿态, 达到姿态机动目标姿态角 Θ_d , 机动后尽快稳定下来, 保证闭环系

统的解最终一致有界, 且姿态误差可以在有限时间内收敛。

在轨运行期间, 由于燃料消耗等原因, 航天器的质量会发生变化, 使得惯量矩阵参数呈现不确知的特性。根据测量得到的航天器姿态信息进行工作的观测器常因为受低阻尼挠性附件的影响而无法有效地进行干扰力矩的估计^[19]。此外, 由于帆板模态坐标信息很难得到^[19], 故本文假设 $\hat{\eta} = 0$ 。当模型参数发生变化、环境干扰不可精确得到时, 设计鲁棒控制律如下

$$T_c = \hat{J}v + K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, \hat{J}) + \hat{J}G(\Theta, \dot{\Theta}) - \hat{T}_d \quad (6)$$

其中

$$v = \ddot{\Theta}_d + K_d\dot{e}_\Theta + K_p e_\Theta + \Delta v \quad (7)$$

$K_p \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 和 $K_d \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为正定对角阵; \hat{J} 和 \hat{T}_d 分别为 J 和 T_d 的估计值; $\Delta v \in \mathbf{R}^3$ 为待设计的鲁棒控制项。

将式(6)代入式(5)可得

$$\begin{aligned} \ddot{\Theta} = v + J^{-1}(K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, (\hat{J} - J)) + \\ (\hat{J} - J)G(\Theta, \dot{\Theta}) - C_0\ddot{\eta} - (\hat{T}_d - T_d)) + \\ (J^{-1}\hat{J} - I_{3 \times 3})v \end{aligned} \quad (8)$$

其中, $I_{3 \times 3} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为单位阵。

记

$$\begin{aligned} \bar{n}_1(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}) = J^{-1}(K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, (\hat{J} - J)) + \\ (\hat{J} - J)G(\Theta, \dot{\Theta}) - C_0\ddot{\eta} - (\hat{T}_d - T_d)) + \\ (J^{-1}\hat{J} - I_{3 \times 3})v \end{aligned} \quad (9)$$

简记 $\bar{n}_1(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}) = \bar{n}_1$, 将式(7)、(9)代入式(8)可得

$$\ddot{e}_\Theta + K_d\dot{e}_\Theta + K_p e_\Theta + \Delta v + \bar{n}_1 = 0 \quad (10)$$

设 $x = \begin{bmatrix} e_\Theta \\ \dot{e}_\Theta \end{bmatrix}$, 则式(10)可改写为状态方程形式

$$\begin{aligned} \dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & I_{3 \times 3} \\ -K_p & -K_d \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ -I_{3 \times 3} \end{bmatrix} (\Delta v + \bar{n}_1) \\ \triangleq Ax + B(\Delta v + \bar{n}_1) \end{aligned} \quad (11)$$

因 A 是稳定矩阵, 故任取一正定对称矩阵 $Q \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$, Lyapunov 方程 $A^T P + PA = -Q$ 都存在正定对称矩阵解 P 。设计

$$\Delta v = \begin{cases} -\rho(x, t) \frac{B^T P x}{\|B^T P x\|_2}, & \|B^T P x\|_2 \geq \varepsilon \\ -\rho(x, t) \frac{B^T P x}{\varepsilon}, & \|B^T P x\|_2 < \varepsilon \end{cases} \quad (12)$$

其中, $\rho(x, t)$ 为一个对 t 有界的函数; ε 为一正数, 且 $\varepsilon \in (0, 1)$ 。

2.2 受细胞膜放电模型启发的鲁棒控制器的设计

在挠性航天器大角度快速机动模式中, 姿态的突变会激发挠性帆板长期、强烈的振动, 严重影响控制性能。为了柔化姿态跳变, 提高指向精度和稳定性, 这里采用分流模型^[20]构造具有非线性增益自调整的控制器。

参考文献[16], 设计

$$\frac{de_c}{dt} = -A_c e_c + f(e_\theta)(B_{bc} - e_c) - g(e_\theta)(D_{dc} + e_c) \quad (13)$$

其中, $A_c = \text{diag}(A_{c1}, A_{c2}, A_{c3}) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$,
 $B_c = \text{diag}(B_{c1}, B_{c2}, B_{c3}) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$,
 $D_c = \text{diag}(D_{c1}, D_{c2}, D_{c3}) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为非负常对角阵;
 $B_{bc} = [B_{c1}, B_{c2}, B_{c3}]^T \in \mathbf{R}^3$ 和
 $D_{dc} = [D_{c1}, D_{c2}, D_{c3}]^T \in \mathbf{R}^3$ 为非负常矩阵;
 $f(e_\theta) = \text{diag}(\max(e_1, 0), \max(e_2, 0), \max(e_3, 0)) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$;
 $g(e_\theta) = \text{diag}(\max(-e_1, 0), \max(-e_2, 0), \max(-e_3, 0)) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 。

引理 1^[16]. 对于基于细胞膜放电动力学模型设计的式(13), 存在矩阵 A_c , 使得: 当原姿态角误差 e_θ 收敛至 0 时, e_c 也收敛至 0。

设计改进的姿态机动鲁棒控制律为

$$T_c = \hat{J}v_c + K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}, \hat{J}) + \hat{J}G(\Theta, \dot{\Theta}) - \hat{T}_d \quad (14)$$

$$v_c = \ddot{\Theta}_d + K_d \dot{e}_\theta + K_p e_c + \Delta v_c \quad (15)$$

$$\Delta v_c = \begin{cases} -\rho(x_c, t) \frac{B^T P x_c}{\|B^T P x_c\|_2}, & \|B^T P x_c\|_2 \geq \varepsilon \\ -\rho(x_c, t) \frac{B^T P x_c}{\varepsilon}, & \|B^T P x_c\|_2 < \varepsilon \end{cases} \quad (16)$$

其中, $x_c = [e_c \ \dot{e}_\theta]^T$, $\rho(x_c, t)$ 为一个对 t 有界的函数。

2.3 稳定性分析

根据如下条件, 可以证明闭环系统稳定。

条件 1. 若 J 是一致正定的, 则存在正常数 λ_1 和 λ_2 , 使得 $\lambda_1 I_{3 \times 3} \leq J \leq \lambda_2 I_{3 \times 3}$ 成立。

定义 $d_0 = C_0 \ddot{\eta} + (\hat{T}_d - T_d)$ 。

条件 2. d_0 有界。定义

$$\bar{n}_2(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}) = J^{-1}(K(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}), (\hat{J} - J)) + (\hat{J} - J)G(\Theta, \dot{\Theta}) - d_0 \quad (17)$$

存在一已知的对 t 有界的函数 $\Phi(x, t)$ 使得

$$\|\bar{n}_2(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta})\|_2 \leq \Phi(x, t), \quad \forall \Theta \in \mathbf{R}^3 \quad (18)$$

引理 2^[21]. 若条件 1 成立, 则存在正常数 α , 使得

$$\|(J^{-1} \hat{J} - I_{3 \times 3})\|_2 \leq \alpha。$$

引理 3^[21]. 若条件 1、2 同时成立, 则可找到一个对 t 有界的函数 $\rho(x, t)$, 使得 $\|\Delta v\|_2 \leq \rho(x, t)$, $\|\bar{n}_1\|_2 \leq \rho(x, t)$ 成立。

根据式(12), 可得 $\|\Delta v\|_2 \leq \rho(x, t)$ 成立。

取 $K = \text{diag}(K_p, K_d)$, $\ddot{\Theta}_{d, \max}$ 为 $\ddot{\Theta}_d$ 的最大值, 结合引理 2 可知

$$\begin{aligned} \|\bar{n}_1\|_2 &= \|\bar{n}_2(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}) + (J^{-1} \hat{J} - I_{3 \times 3})v\|_2 \\ &= \|\bar{n}_2(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta}) + (J^{-1} \hat{J} - I_{3 \times 3})(\ddot{\Theta}_d + Kx + \Delta v)\|_2 \\ &\leq \|\bar{n}_2(\Theta, \dot{\Theta}, \ddot{\Theta})\|_2 + \|J^{-1} \hat{J} - I_{3 \times 3}\|_2 \|\ddot{\Theta}_d + Kx + \Delta v\|_2 \\ &\leq \Phi(x, t) + \alpha(\|\ddot{\Theta}_{d, \max}\|_2 + \|K\|_2 \|x\|_2 + \rho(x, t)) \end{aligned} \quad (19)$$

令

$$\begin{aligned} \Phi(x, t) + \alpha(\|\ddot{\Theta}_{d, \max}\|_2 + \|K\|_2 \|x\|_2 + \rho(x, t)) \\ = \rho(x, t) \end{aligned} \quad (20)$$

可得

$$\rho(x, t) = \frac{1}{1 - \alpha} [\Phi(x, t) + \alpha(\|\ddot{\Theta}_{d, \max}\|_2 + \|K\|_2 \|x\|_2)] \quad (21)$$

因此, 存在如式(18)的 $\rho(x, t)$ 使 $\|\bar{n}_1\|_2 \leq \rho(x, t)$ 成立。

同理, 可推导得到

$$\rho(\mathbf{x}_c, t) = \frac{1}{1-\alpha} [\Phi(\mathbf{x}_c, t) + \alpha(\|\bar{\Theta}_{d,\max}\|_2 + \|\mathbf{K}\|_2 \|\mathbf{x}_c\|_2)] \quad (22)$$

定理1. 考虑带有有界扰动 T_d 的航天器姿态动力学方程(5), 使用如式(14)的鲁棒控制器可使闭环系统的解最终一致有界。

证. 根据引理1, 并将式(6)、(14)进行对比可知, 若使用如式(6)的鲁棒控制器可使闭环系统的解最终一致有界, 则使用如式(14)的鲁棒控制器也可使闭环系统的解最终一致有界。

取 $V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}$, 对其求时间的导数

$$\begin{aligned} \dot{V} &= 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \dot{\mathbf{x}} \\ &= 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} (\mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} (\Delta \mathbf{v} + \bar{\mathbf{n}}_1)) \\ &= \mathbf{x}^T (2\mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} (\Delta \mathbf{v} + \bar{\mathbf{n}}_1) \\ &= \mathbf{x}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B} (\Delta \mathbf{v} + \bar{\mathbf{n}}_1) \\ &= -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + 2(\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x})^T (\Delta \mathbf{v} + \bar{\mathbf{n}}_1) \end{aligned} \quad (23)$$

简记 $\rho(\mathbf{x}, t) = \rho$, 由引理3可知

$$\|\bar{\mathbf{n}}_1\|_2 \leq \rho \leq \rho \left\| \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2} \right\|_2 \leq \left\| \rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2} \right\|_2 \quad (24)$$

故可得

$$\dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + 2(\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x})^T \left(\Delta \mathbf{v} + \rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2} \right) \quad (25)$$

当 $\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2 \geq \varepsilon$ 时,

$$\Delta \mathbf{v} = -\rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2}, \quad \dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} < 0 \quad (26)$$

当 $\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2 < \varepsilon$ 时,

$$\Delta \mathbf{v} = -\rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\varepsilon},$$

$$\dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + 2(\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x})^T \left(\rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2} - \rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\varepsilon} \right) \quad (27)$$

参考文献[21]可得

$$2(\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x})^T \left(\rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2} - \rho \frac{\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}}{\varepsilon} \right) \leq \frac{\varepsilon}{2} \rho \quad (28)$$

将式(28)代入式(27)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \frac{\varepsilon}{2} \rho \\ &\leq -\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) \mathbf{x}^T \mathbf{x} + \frac{\varepsilon}{2} \bar{\rho} \end{aligned} \quad (29)$$

其中, $\lambda_{\min}(\mathbf{Q})$ 是 \mathbf{Q} 的最小特征值, $\bar{\rho}$ 是在闭区域 $\|\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}\|_2 < \varepsilon$ 中 $\rho(\mathbf{x}, t)$ 的上界。因此, 当 $\|\mathbf{x}\|_2 >$

$$\sqrt{\frac{\varepsilon \bar{\rho}}{2\lambda_{\min}(\mathbf{Q})}}$$
 时, $\dot{V} < 0$ 。

综上, 定理1得证。

为了达到控制目标、提高控制性能、节省能量, 需要对控制器参数的设计进行讨论。

假设期望航天器在有限时间 $t_{0,\text{in}}$ 内完成姿态机动, 且 $\mathbf{e}_\theta, \dot{\mathbf{e}}_\theta$ 能尽快进入 δ 误差带。因此, 当 $\|\mathbf{x}(t_{1,\text{in}})\|_2 \leq \delta$, 且时间 $t_{1,\text{in}} \leq t_{0,\text{in}}$ 时, 满足设计要求。

在 \mathbf{R}^3 中定义以0为圆心, 以 $\bar{\delta}$ 为半径的球域

$$\mathbf{B}_{\bar{\delta}} = \{\mathbf{x} \mid \|\mathbf{x}\|_2 \leq \bar{\delta}\} \quad (30)$$

其中

$$\bar{\delta} = \sqrt{\frac{\varepsilon \bar{\rho}}{2\lambda_{\min}(\mathbf{Q})}} \quad (31)$$

定义椭圆

$$\mathbf{S}(k) = \{\mathbf{x} \mid V(\mathbf{x}) \leq k\} \quad (32)$$

其中, k 为正常数。

定理2. 考虑带有有界扰动 T_d 的航天器姿态动力学方程(5), 使用如式(14)的鲁棒控制器可使姿态误差在有限时间内收敛至 δ 误差带。

证. 根据引理1, 并将式(6)、(14)进行对比可知, 若使用如式(6)的鲁棒控制器可使姿态误差在有限时间内收敛至 δ 误差带, 则使用如式(14)的鲁棒控制器也可使姿态误差在有限时间内收敛至 δ 误差带。

根据式(30)~(32)可知, 存在包含 $\mathbf{B}_{\bar{\delta}}$ 的最小椭圆 $\mathbf{S}(\underline{k})$, 且

$$\begin{aligned} \underline{k} &= \min\{k \mid \mathbf{B}_{\bar{\delta}} \subset \mathbf{S}(k)\} \\ &= \lambda_{\max}(\mathbf{P}) \bar{\delta}^2 \\ &= \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{P}) \varepsilon \bar{\rho}}{2\lambda_{\min}(\mathbf{Q})} \end{aligned} \quad (33)$$

其中, $\lambda_{\max}(\mathbf{P})$ 是 \mathbf{P} 的最大特征值。任取 $k^* > \underline{k}$ 。

定义 $\mathbf{x}(t_0)$ 为初始误差。若 $\mathbf{x}(t_0) \in \mathbf{S}(k^*)$, 则从 $\mathbf{x}(t_0)$ 出发的 $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{S}(k^*)$ ($\forall t \geq t_0$); 若 $\mathbf{x}(t_0) \notin \mathbf{S}(k^*)$, 且从 $\mathbf{x}(t_0)$ 出发的 $\mathbf{x}(t) \notin \mathbf{S}(k^*)$ 时, 根据文献[21]可知, $V(\mathbf{x})$ 沿着 $\mathbf{x}(t)$ 总是减小的, 且在有限时间 $t_{1,\text{in}}$ 内到达 $\mathbf{S}(k^*)$ 的边界 $V(\mathbf{x}) = k^*$ 。

定义

$$k_0 = \mathbf{x}^T(t_0) \mathbf{P} \mathbf{x}(t_0) = V_0(\mathbf{x}) \quad (34)$$

$$c_0 = \min \left\{ \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} - \frac{\varepsilon}{2\rho} \left| \mathbf{x} \in \mathcal{S}(k_0) - \mathcal{S}(k^*) \right. \right\} \quad (35)$$

可得

$$t_{1_in} \leq t_0 + \frac{k_0 - k^*}{c_0} \quad (36)$$

因此,无论初始误差 $\mathbf{x}(t_0)$ 为何值,经过有限时间 t_{1_in} ,误差 $\mathbf{x}(t)$ 总会收敛至椭球 $\mathcal{S}(k^*)$ 内。由此可得

$$\underline{k} \leq V(\mathbf{x}) \leq k^* \quad (37)$$

令 $t_0 = 0$, 并将式(33)代入式(37),可得

$$\|\mathbf{x}(t_{1_in})\|_2 \leq \sqrt{\frac{k^*}{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}} \quad (38)$$

若同时满足

$$\sqrt{\frac{k^*}{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}} \leq \delta \quad (39)$$

$$\frac{k_0 - k^*}{c_0} \leq t_{0_in} \quad (40)$$

则满足设计要求。

综上,定理2得证。

由式(35)、(36)可知,控制参数 ε 越小,则姿态误差的收敛速度越快;由式(33)和 k^* 的定义可知,控制参数 ε 越小,则可设定越小的期望误差带 δ ,得到越高的指向精度和稳定度。但由式(12)、(16)可知,控制参数 ε 越小,所消耗的能量越多。由式(21)、(22)和引理2可知,控制参数 α 越大,对惯量不确定的鲁棒性越强,但所消耗的能量越多。因此,为了完成挠性航天器姿态快速机动快速稳定,需要综合考虑期望的控制性能和允许的能量,对控制器参数进行设计。

3 仿真

3.1 仿真条件

仿真采用 Matlab 7.1 软件完成。挠性航天器主要参数如下^[22-23]

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

$$\mathbf{C}_0 = \begin{bmatrix} 0.33 & -0.01 & 29.71 & 20.06 \\ 18.32 & -20.84 & 0.08 & -0.36 \\ -20.89 & -26.35 & 0.56 & -0.79 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\xi} = \text{diag}(0.005, 0.005, 0.005, 0.005, 0.005)$$

$$\boldsymbol{\Lambda} = \text{diag}(1.02, 1.24, 1.92, 2.86, 3.88) (\text{rad/s})$$

$$\mathbf{T}_d =$$

$$\begin{bmatrix} 1.4 \times 10^{-4} \sin(\omega_0 t + 0.89) + 4.3 \times 10^{-5} \\ 3.2 \times 10^{-4} + 2.1 \times 10^{-4} \sin(\omega_0 t + 2.84) + \\ 2.2 \times 10^{-4} \sin(2\omega_0 t + \pi/2) \\ -3 \times 10^{-4} \sin(\omega_0 t + \pi/2) - 5.8 \times 10^{-6} \end{bmatrix} (\text{Nm})$$

其中, $\hat{\mathbf{J}} = \hat{\delta} \mathbf{J}$, $\hat{\mathbf{T}}_d = \hat{\delta} \mathbf{T}_d$, 且常数 $\hat{\delta} \in [50\%, 150\%]$ 。

采用2.1节和2.2节设计的鲁棒控制律,控制

参数取值为 $\hat{\boldsymbol{\eta}} = 0, \alpha = 0.06, \varepsilon = 0.70, \mathbf{A}_c = \text{diag}(58, 55, 27), \mathbf{B}_c = \text{diag}(38, 30, 10), \mathbf{D}_c = \mathbf{B}_c, \mathbf{K}_p = \text{diag}(3, 5, 3), \mathbf{K}_d = \text{diag}(9, 17, 10), \mathbf{Q} = \text{diag}(0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1)$ 。

要求挠性航天器滚动轴、俯仰轴和偏航轴由 0° 分别阶跃机动到 $60^\circ, 20^\circ$ 和 10° , 且能较快地收敛进 $\pm 0.01^\circ, \pm 0.01^\circ/\text{s}$ 的姿态角和角速度误差带内。

为了衡量姿态机动快速性和稳定快速性,参考文献[15],本文将姿态角误差和角速度误差分别进入相应误差带的时间作为标准,进行机动性能的比较。为了衡量姿态机动的稳定性,参考文献[24],本文将机动开始后100s至200s之间的姿态角误差和角速度误差的标准差分别作为指向精度和稳定度指标,进行稳定性性能的比较。由于控制力矩的标准差可以在一定程度上体现姿态机动消耗的能量,本文将根据此值进行能量消耗的比较。

3.2 仿真结果

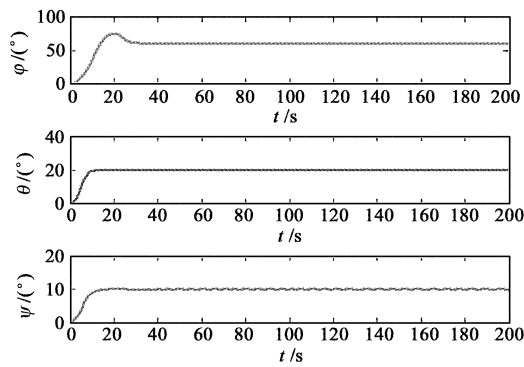
2.1节设计的鲁棒控制器(Robust Controller, RC)的仿真结果如图2和表1、2所示。

表1 RC的快速机动性能与指向精度

Table 1 Rapid maneuvering performance and pointing accuracy with the RC

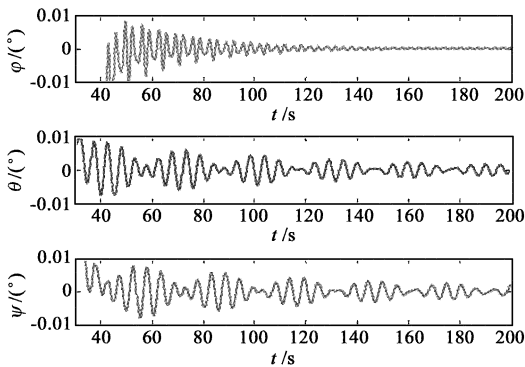
$\hat{\mathbf{J}}$	$\hat{\mathbf{T}}_d$	进入误差带的 时间/s (x轴,y轴,z轴)	指向精度 $\times 10^{-3}/(^\circ)$ (x轴,y轴,z轴)
\mathbf{J}	\mathbf{T}_d	(51.2, 42.3, 57.7)	(1.67, 2.97, 3.23)
1.5 \mathbf{J}	1.5 \mathbf{T}_d	(45.0, 42.4, 57.6)	(1.88, 2.01, 2.08)
0.5 \mathbf{J}	0.5 \mathbf{T}_d	(51.2, 76.5, 89.2)	(1.35, 3.45, 3.71)

由图2(a)可知,RC可以在较短的时间内完成挠性航天器姿态的大角度机动任务。由图2(b)、



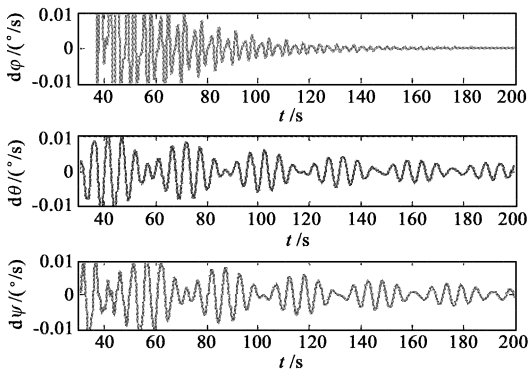
(a) 姿态角位置

(a) Response of attitude angles



(b) 姿态角误差(局部放大)

(b) Response of attitude angle errors (partially enlarged detail)



(c) 姿态角速度误差(局部放大)

(c) Response of attitude angle velocity errors (partially enlarged detail)

图2 RC的仿真结果 ($\hat{J} = J, \hat{T}_d = T_d$)

Fig.2 Simulation results with the RC ($\hat{J} = J, \hat{T}_d = T_d$)

(c)可知,RC可使航天器的姿态角误差和角速度误差较快地收敛至零。由表1、2可知,RC对惯性参数的不确定性和外力矩扰动具有一定的鲁棒性,且可以获得较好的姿态机动快速性和快速稳定性,达到

较高的指向精度和稳定性。

表2 RC的快速稳定性与稳定性

Table 2 Fast stable performance and attitude stability with the RC

\hat{J}	\hat{T}_d	进入误差带的时间/s (x轴,y轴,z轴)	稳定性 $\times 10^{-3}/(^{\circ}/s)$ (x轴,y轴,z轴)
J	T_d	(71.5,46.9,59.9)	(1.71,2.87,2.97)
$1.5J$	$1.5T_d$	(71.5,37.2,42.2)	(2.00,2.32,2.36)
$0.5J$	$0.5T_d$	(63.6,77.8,90.7)	(1.83,3.52,3.75)

为了与RC作比较,2.2节设计的改进型鲁棒控制器(Improved Robust Controller, IRC)的仿真结果如图3和表3、4所示。

表3 IRC的快速机动性能与指向精度

Table 3 Rapid maneuvering performance and pointing accuracy with the IRC

\hat{J}	\hat{T}_d	进入误差带的时间/s (x轴,y轴,z轴)	指向精度 $\times 10^{-3}/(^{\circ})$ (x轴,y轴,z轴)
J	T_d	(34.8,37.5,34.4)	(0.92,2.05,2.41)
$1.5J$	$1.5T_d$	(33.0,29.0,33.9)	(1.25,1.82,2.06)
$0.5J$	$0.5T_d$	(35.2,42.2,58.1)	(1.00,2.43,2.73)

表4 IRC的快速稳定性与稳定性

Table 4 Fast stable performance and attitude stability with the IRC

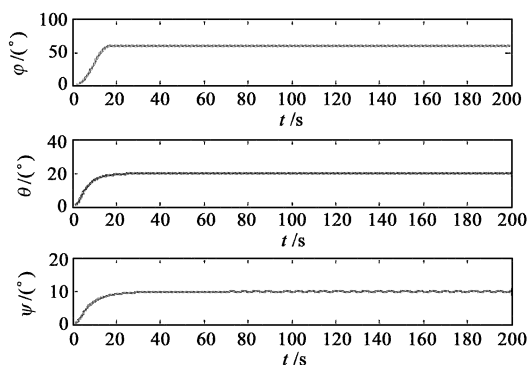
\hat{J}	\hat{T}_d	进入误差带的时间/s (x轴,y轴,z轴)	稳定性 $\times 10^{-3}/(^{\circ}/s)$ (x轴,y轴,z轴)
J	T_d	(35.4,37.4,47.3)	(1.47,2.01,2.18)
$1.5J$	$1.5T_d$	(29.1,27.2,32.2)	(1.66,1.70,2.12)
$0.5J$	$0.5T_d$	(35.6,37.6,52.5)	(1.34,2.52,2.40)

将图3(a)与图2(a)进行对比可知,IRC可以在保证姿态机动快速性的前提下减小超调量。将图3(b)、(c)与图2(b)、(c)进行对比可知,IRC可使航天器的姿态误差曲线振荡幅值更小、收敛速度更快。将表3、4与表1、2进行对比可知,IRC可以获得更好的姿态机动快速性和快速稳定性、更高的指向精度和稳定性。

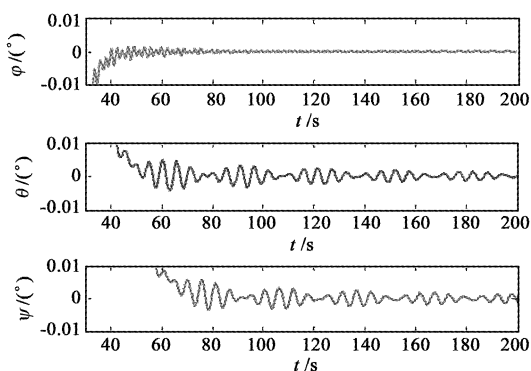
为了进一步对比RC和IRC的控制性能,本文将上述两种控制器的能量消耗列于表5中。

对表5进行分析可知,与RC相比,IRC在挠性航天器姿态机动过程中消耗的能量较少。因此,IRC在保证对惯性参数的不确定和外力矩扰动具有鲁棒性的前提下,可以更快地完成挠性航天器姿态

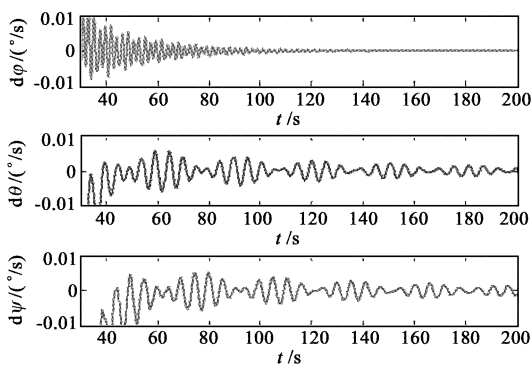
大角度机动,且消耗的能量更少,获得的指向精度和稳定度更高。



(a) 姿态角位置
(a) Response of attitude angles



(b) 姿态角误差(局部放大)
(b) Response of attitude angle errors
(partially enlarged detail)



(c) 姿态角速度误差(局部放大)
(c) Response of attitude angle velocity errors
(partially enlarged detail)

图 3 IRC 的仿真结果 ($\hat{J} = J, \hat{T}_d = T_d$)

Fig. 3 Simulation results with the IRC ($\hat{J} = J, \hat{T}_d = T_d$)

表 5 RC 和 IRC 的控制力矩标准差
Table 5 Standard deviation of control torques
with the RC and the IRC

\hat{J}	\hat{T}_d	RC 控制力矩 标准差/Nm (x 轴,y 轴,z 轴)	IRC 控制力矩 标准差/Nm (x 轴,y 轴,z 轴)
J	T_d	(30.3,18.9,20.3)	(24.2,13.8,15.5)
$1.5J$	$1.5T_d$	(30.7,22.9,22.3)	(24.3,14.3,16.1)
$0.5J$	$0.5T_d$	(29.9,18.0,19.4)	(24.1,13.2,14.7)

4 结 论

在综合考虑挠性航天器的强非线性和强耦合特性的基础上,本文设计了可使闭环系统的解最终一致有界的鲁棒控制器。为了柔化大角度机动中的姿态跳变,提高控制性能,基于细胞膜放电的动力学模型提出了一种改进的鲁棒控制方法。仿真结果表明,本文控制器可以较快地完成挠性航天器姿态大角度机动,保证姿态误差的收敛性,对系统惯性参数不确定和环境干扰具有一定的鲁棒性;与 RC 相比,IRC 可使航天器姿态机动过程中消耗的能量更少,获得的姿态机动快速性和快速稳定性更好,达到的指向精度和稳定度更高。因此,本文控制器可以用于挠性航天器姿态大角度快速机动快速稳定控制。

参 考 文 献

[1] 姜野,胡庆雷,马广富. 控制输入饱和的挠性航天器姿态机动智能鲁棒控制[J]. 宇航学报,2009,30(1):188 - 192,249. [Jiang Ye, Hu Qing-lei, Ma Guang-fu. Intelligent adaptive variable structure attitude maneuvering control for flexible spacecraft with actuator saturation[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 188 - 192,249.]

[2] 孔宪仁,杨正贤,董晓光,等. 控制受限柔性航天器姿态机动内闭环成形控制[J]. 宇航学报,2011,32(2):329 - 335. [Kong Xian-ren, Yang Zheng-xian, Dong Xiao-guang, et al. Closed-loop signal shaping attitude maneuvering control for flexible spacecraft subject to actuator saturation[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(2):329 - 335.]

[3] 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 Guang-fu, Li Chuan-jiang, et al. Attitude control of flexible satellite using H_∞ -based robust control law[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(4): 968 - 970, 985.]

[4] 梁红义,张锦江. 一种基于 2DOF H_∞ 控制器的航天器姿态控制方法[J]. 空间控制技术与应用,2010,36(2):42 - 46. [Liang Hong-yi, Zhang Jin-jiang. A 2DOF H_∞ controller-based

- attitude control design approach for a spacecraft[J]. *Aerospace Control and Application*, 2010, 36(2): 42-46.]
- [5] Zhou Y R, Shen X Q, Zeng J P, et al. Robust attitude control of flexible spacecraft with quality characteristic parameter uncertainty[C]. *IEEE International Conference on Control and Automation*, Xiamen, China, June 9-11, 2010.
- [6] Wang Y, Tang Q, Chen X, et al. Self-organizing CMAC control for flexible spacecraft rapid stabilization [C]. *Circuits, Communications and System*, Wuhan, China, July 17-18, 2011.
- [7] Guan P, Zhang W, Liu X H. The adaptive fuzzy control based on backstepping for satellite attitude Control[C]. *Intelligent Control and Automation*, Taipei, China, June 21-25, 2011.
- [8] 杨保华. 航天器制导、导航与控制[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2011.
- [9] 王蜀泉, 赵光恒. 基于模糊控制的卫星大角度姿态机动控制方法研究[J]. *中国科学院研究生院学报*, 2006, 23(1): 111-117. [Wang Shu-quan, Zhao Guang-heng. Study of a fuzzy logic controller for satellite maneuver control [J]. *Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Science*, 2006, 23(1): 111-117.]
- [10] 孙多青, 周志全. 一类多变量非线性系统的特征模型及其在卫星姿态控制中的应用[J]. *计算机工程与科学*, 2010, 32(6): 125-128. [Sun Duo-qing, Zhou Zhi-quan. A characteristic model for a class of multivariable nonlinear systems and its application in satellite attitude control [J]. *Computer Engineering & Science*, 2010, 32(6): 125-128.]
- [11] Wang Z, Lang B H. Compound control system design based on backstepping techniques and neural network sliding mode for flexible satellite [C]. *Computer Design and Applications*, Qinhuangdao, China, June 25-27, 2010.
- [12] Qu Y B, Zhang J Y, Wu Y R, et al. An improved sliding-backstepping control law for large flexible satellite attitude maneuver [C]. *Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, Harbin, China, June 8-10, 2010.
- [13] 靳永强, 刘向东, 王伟, 等. 基于模态观测器的挠性航天器姿态控制[J]. *宇航学报*, 2008, 29(3): 844-848. [Jin Yong-qiang, Liu Xiang-dong, Wang Wei, et al. Sliding mode attitude control for flexible spacecraft based on modal observer [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 844-848.]
- [14] 胡庆雷, 马广富. 带有输入非线性的挠性航天器姿态机动变结构控制[J]. *宇航学报*, 2006, 27(4): 630-634. [Hu Qing-lei, Ma Guang-fu. Variable structure control for flexible spacecraft with input nonlinearities during attitude maneuver[J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(4): 630-634.]
- [15] 申晓宁, 周端, 郭毓, 等. 基于多目标优化算法的卫星机动路径规划[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8): 1906-1912. [Shen Xiao-ning, Zhou Duan, Guo Yu, et al. Path planning for maneuver of the satellite based on a multi-objective evolutionary algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1906-1912.]
- [16] Zhou D, Guo Y, Chen Q W, et al. Robust maneuver control with disturbance attenuation for flexible spacecraft [C]. *Intelligent Control and Automation*, Beijing, China, July 6-8, 2012.
- [17] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [18] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制(1)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [19] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制(2)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [20] Grossberg S. Nonlinear neural networks: principles, mechanisms, and architecture[J]. *Neural Networks*, 1988, 1: 17-61.
- [21] 霍伟. 机器人动力学与控制[M]. 北京: 高等教育出版社, 2005.
- [22] 李英波. 挠性充液航天器动力学分析与姿态控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2001. [Li Ying-bo. Dynamics analysis and attitude control of liquid filled flexible spacecraft [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2001.]
- [23] Zhou F Q, Lei J, Liu Y Y, et al. Closed-loop identification and compensation for environmental disturbance torques acting on spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1391-1395.
- [24] 谈树萍, 雷拥军, 汤亮. 系统噪声对挠性卫星姿态控制稳定性能的影响[J]. *空间控制技术与应用*, 2010, 1(36): 42-45. [Tan Shu-ping, Lei Yong-jun, Tang Liang. The influence of system noises on the attitude control stability of flexible satellite [J]. *Aerospace Control and Application*, 2010, 1(36): 42-45.]

作者简介:

周端(1984-), 女, 博士生, 主要研究方向为航天器姿态控制。

通信地址: 江苏省南京市南京理工大学自动化学院 318 室 (210094)

电话: (025)84315872-8318

E-mail: zhouduan11@163.com

(编辑: 曹亚君)