控制受限的卫星轨道转移过程中的姿态控制

胡庆雷，张爱华，姜成平，晋小伟

（哈尔滨工业大学 航天学院，150001 哈尔滨）

摘 要：针对刚体卫星在轨道转移过程中存在由质心漂移和推力偏心产生干扰力矩的控制问题，考虑存在参数不确定性、外部干扰以及控制输入受限，提出了一种智能自适应滑模控制方法，这种方法继承了传统自适应滑模控制的优点的同时，利用神经网络的逼近能力来补偿执行机构的饱和非线性，进而满足执行机构的幅值受限的要求. 最后将该方法应用于卫星的轨道转移过程中，结果表明了方法的有效性与可行性.

关键词：卫星；自适应滑模；饱和非线性；轨道转移；姿态控制

中图分类号：V448.2 **文献标志码**：A **文章编号**：0367－6234(2013)05－0001－06

Attitude control of satellite in process of orbit transfer with constraint input

HU Qinglei, ZHANG Aihua, JIANG Chengping, JIN Xiaowei

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: In this paper, a neural network based on adaptive sliding mode controller for rigid spacecraft is proposed, in which the external disturbance that is caused by drift of mass's center and thruster misalignment, uncertain parameters and actuator saturation are explicitly taken into account. More specifically, this input saturation nonlinearity is assumed to be unknown in advance and as disturbance. By using the characteristics of neural network (NN), the NN－based compensator is developed to compensate the effect of this saturation nonlinearity. Under this, a novel adaptive sliding mode controller is designed to reject the disturbance and deal with uncertainty due to the thruster misalignment and the center drift, in which the requirement of knowing the system parameters in advance is eliminated by using an adaptive updating technique. Systematic design procedure is also developed for synthesis of the NN adaptive sliding mode attitude control strategy. Simulation results show the theoretical and practical merit of the designed approach.

Key words: satellite; adaptive sliding mode; saturation nonlinearity; orbit transfer; attitude control

变结构控制由于具有很好鲁棒性与处理系统不确定性与干扰，在航天器的控制等领域得到广泛应用[1－3]. 然而在实际的控制系统中，滑模变结构控制器本身不能克服系统中非匹配不确定性，自适应控制方法作为另一种鲁棒控制方法，它具有在线估计和学习参数不确定性的能力，因而广大学者将自适应控制和滑模控制结合应用到各个领域[4－6]. 然而，其研究成果并未考虑执行机构的非线性饱和特性. 早期学者提出了一种抗积分饱和补偿器设计方法(Anti-windup)[7－8]，文献[9]针对航天器大角度姿态机动中执行器的饱和限制，将 Anti-windup 与智能积分器相结合来达到限制控制器的幅值. 文献[10]针对刚体卫星轨道机动过程中的控制输入受限问题，通过利用小波函数的逼近能力来补偿执行机构的饱和非线性. 文献[11]针对卫星编队飞行中的控制受限问题，通过选取双曲正切函数来设计控制器，使所设计的控制器有界从而实现对控制饱和问题的解决. 文献[12]针对航天器姿态的快速机动问题，通过引入若干个非线性饱和函数设计了递阶饱和控制器.

收稿日期：2012－06－26.

基金项目：国家自然科学基金(61004072；61174200；61273175)；教育部新世纪优秀人才计划(NCET-11-0801)；黑龙江省青年基金(QC2012C024).

作者简介：胡庆雷(1979—)，博士、教授、博士生导师.

通信作者：胡庆雷，Huqinglei@hit.edu.cn.

此外,在实际发动机工作中,由于安装误差,导致发动机产生的推力不通过质心,在卫星轨道转移将产生很大的推力,此时,产生的干扰力矩对卫星的姿态影响较大;即卫星轨道与姿态通过干扰力矩存在一定程度的耦合,因此将轨道转移过程中的姿态控制问题转化为6DOF的姿轨耦合控制问题进行求解. 目前针对6DOF的控制研究多集中于卫星的编队中. Wang 等[13]针对卫星编队飞行,考虑飞行过程中平动和转动的耦合作用以及模型不确定,提出了6DOF的鲁棒自适应终端滑模控制方法,但是该方法没有考虑输入的饱和特性. 文献[14]针对编队飞行中存在的参数不确定,外界干扰以及输入受限设计了6DOF协同控制器.

为此,本文在上述研究结果的基础上,对存在的推力偏心和质心漂移的卫星轨道转移过程中的姿态控制问题,同时考虑到系统参数的不确定性以及执行机构的饱和特性,提出了一种基于神经网络的自适应滑模控制方法. 该方法利用自适应更新律来对系统不确定参数进行实施在线估计,通过设计神经网络补偿器来解决输入装置的饱和特性. 最后,基于Lyapunov方法从理论上证明了滑动模态的存在性以及系统的全局稳定性,并进行仿真验证.

1 问题描述和航天器建模

对于卫星的转动,可采用修正的罗德里格斯参数来描述的其姿态运动与动力学:

$$\boldsymbol{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{T}_d = \boldsymbol{T}_c, \tag{1}$$

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}. \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{4}\{(1-\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma})[A_{3\times3}] + 2\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}} + 2[\tilde{\boldsymbol{\sigma}}]\}$,$\boldsymbol{I}$为卫星的转动惯量,$\boldsymbol{\omega}$为卫星的姿态角速度,$\boldsymbol{\sigma}$为用来描述卫星姿态的修正的罗德里格参数,$\boldsymbol{T}_d$为姿态干扰力矩,$\boldsymbol{T}_c$为施加在卫星上的姿态控制力矩. 对于任意一个矢量$\boldsymbol{a} = [a_1 \quad a_2 \quad a_3]^{\mathrm{T}}$,叉乘算法表示如下的斜对称矩阵:

$$\boldsymbol{a}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}. \tag{3}$$

对于卫星的平动,其可由二体运动方程来描述:

$$m\ddot{\boldsymbol{r}} - m\frac{u}{r^3}\boldsymbol{r} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{d}} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}. \tag{4}$$

式中:m为卫星的质量,r为地心距,μ为地球引力常数,$\boldsymbol{F}_{\mathrm{d}}$为卫星所受到的干扰力,$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}$为施加在卫星上的控制力.

若定义$\boldsymbol{x}_1 = [\boldsymbol{r} \quad \boldsymbol{\sigma}]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{x}_2 = [\boldsymbol{v} \quad \boldsymbol{\omega}]^{\mathrm{T}}$,则卫星的6自由度模型可写为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) \end{bmatrix}\boldsymbol{x}_2, \\ \begin{bmatrix} m\boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} \end{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_2 + \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{mu}{r^3}\boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{T}_{\mathrm{d}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}} \\ \boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} \end{bmatrix}. \end{cases} \tag{5}$$

式(5)中,$\boldsymbol{A}_{3\times3}$代表三维的单位阵.

若进一步定义

$$\boldsymbol{\Lambda}(\boldsymbol{x}) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}) \end{bmatrix},\ \boldsymbol{M}_f = \begin{bmatrix} m\boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_2) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix},\ \boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_1) = \begin{bmatrix} \frac{mu}{r^3}\boldsymbol{r} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} F_{\mathrm{d}} \\ T_{\mathrm{d}} \end{bmatrix},\ \boldsymbol{U} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F}_{\mathrm{c}} \\ \boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} \end{bmatrix},$$

则式(5)可以简化为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1 = \boldsymbol{\Lambda}(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{x}_2, \\ \boldsymbol{M}_f\dot{\boldsymbol{x}}_2 + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_1) + \boldsymbol{D} = \boldsymbol{U}. \end{cases} \tag{6}$$

此外,为了简化,本文仅考虑质心漂移和推力偏差两种情况对卫星姿态的影响. 图1表示仅考虑单轴的推力偏心,图2表示质心漂移示意图.

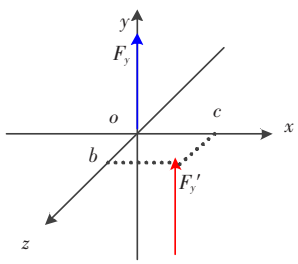


图1 推力偏心

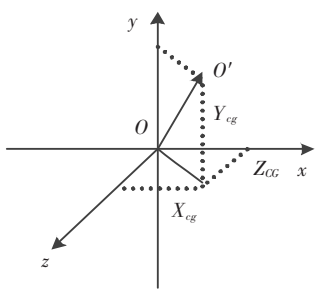


图2 质心漂移

在图1中,F_y为正常通过质心的轨道推力,F'_y为存在推力偏心时轨道推力. 图2中,O为卫星质心,O'发生漂移后卫星的质心. 通过图1可以得出推力偏心产生的干扰力矩为

$$\begin{cases} T_{x1} = |\,ob\,|\,F_y, \\ T_{y1} = 0, \\ T_{z1} = -|\,oc\,|\,F_y. \end{cases} \tag{7}$$

设 X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg} 分别为质心漂移沿三轴的分量，F_{x1}, F_{y1}, F_{z1} 为卫星在体坐标系三个轴轨道下推力. 则能够产生的干扰力矩为

$$\begin{cases} T_{x2} = F_{y1}Z_{cg} - F_{z1}Y_{cg}, \\ T_{y2} = F_{z1}X_{cg} - F_{x1}Z_{cg}, \\ T_{z2} = F_{x1}Y_{cg} - F_{y1}X_{cg}. \end{cases} \tag{8}$$

此外，实际的航天器在空间运行，随着燃料的消耗和本身部件的转动，卫星的质量和转动惯量等都会发生缓慢变化，这些将导致系统参数的不确定.

由此，将系统参数定义为标称值与不确定向，即如下形式：

$$\begin{cases} \boldsymbol{M}_f = \boldsymbol{M}_0 + \Delta\boldsymbol{M};\ \boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_1) = \boldsymbol{C}_0(\boldsymbol{x}_1) + \Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_1), \\ \boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_2) = \boldsymbol{N}_0(\boldsymbol{x}_2) + \Delta\boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_2). \end{cases} \tag{9}$$

式中：

$$\boldsymbol{M}_0 = \begin{bmatrix} m_0\boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}_0 \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} \Delta m_0\boldsymbol{A}_{3\times3} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \Delta\boldsymbol{I}_0 \end{bmatrix},\ \boldsymbol{C}_0(\boldsymbol{x}_2) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{I}_0\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_2) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}^{\times}\Delta\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix},\ \boldsymbol{N}_0(\boldsymbol{x}_1) = \begin{bmatrix} \dfrac{m_0 u}{r^3}\boldsymbol{r} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_1) = \begin{bmatrix} \dfrac{\Delta m u}{r^3}\boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{0} \end{bmatrix}.$$

为了方便控制器的设计，考虑如下假设：

假设 1　系统的不确定参数和干扰均是有界的，即

$$\|\Delta\boldsymbol{M}\| \leqslant \Delta_1,\ \|\Delta\boldsymbol{C}(x_2)\| \leqslant \Delta_2,$$
$$\|\Delta\boldsymbol{N}(x_1)\| \leqslant \Delta_3,\ \|D\| \leqslant \Delta_4.$$

假设 2　系统期望状态 $\boldsymbol{x}_{2d}$ 和其一阶导数 $\dot{\boldsymbol{x}}_{2d}$ 是有界的，即 $\|\boldsymbol{x}_{2d}\| \leqslant \Delta_5, \|\dot{\boldsymbol{x}}_{2d}\| \leqslant \Delta_6$，其中 $\Delta_i(i = 1,2,\cdots6)$ 为未知的上确界.

2　自适应滑模控制器设计

2.1　不考虑输入饱和的自适应滑模控制器设计

控制目标即设计控制器使得系统的状态 $\boldsymbol{x}$ 跟踪上期望的状态 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{d}}$. 定义跟踪误差

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{x}_1 - \boldsymbol{x}_{1\mathrm{d}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{\sigma}_e \end{bmatrix}, \\ \boldsymbol{e}_2 = \boldsymbol{x}_2 - \boldsymbol{x}_{2\mathrm{d}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{v} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{\omega}_e \end{bmatrix}. \end{cases} \tag{10}$$

设计滑模面为

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{x}_2 - \boldsymbol{x}_r. \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{\Gamma}$ 为正定对角矩阵，$\boldsymbol{x}_r = \boldsymbol{x}_{2\mathrm{d}} - \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1$.

对滑模面 $\boldsymbol{s}$ 求取时间的导数

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \dot{\boldsymbol{x}}_2 - \dot{\boldsymbol{x}}_r. \tag{12}$$

上式子两端乘以 $\boldsymbol{M}_f$，同时将式(6) 带入可得

$$\boldsymbol{M}_f\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{M}_f\dot{\boldsymbol{x}}_2 - \boldsymbol{M}_f\dot{\boldsymbol{x}}_r = \boldsymbol{U} + \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_2) - \boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_1) - \boldsymbol{D} - \boldsymbol{M}_f\dot{\boldsymbol{x}}_r. \tag{13}$$

定义 1　令 $\boldsymbol{g} = -\Delta\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{x}}_r - \Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_2) - \Delta\boldsymbol{N}(\boldsymbol{x}_1) - \boldsymbol{D}$ 由假设 1 与 2 可以得出变量 $\boldsymbol{g}$ 是有界的，即 $\|\boldsymbol{g}\| \leqslant G$.

由于 $\Delta_{1\sim6}$ 为未知的正整数. 则利用自适应律来确定未知上界 G，自适应律为

$$\dot{\hat{G}} = -\mu(t)\hat{G} + \frac{1}{\gamma}\|\boldsymbol{s}\|. \tag{14}$$

其中，$\dot{\mu}(t) = -r, \mu(t), r > 0, u(0) > 0$.

定理 1　系统(6) 满足假设 1 与 2，选取滑动面 $\boldsymbol{s} = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{x}_2 - \boldsymbol{x}_r$，选取式(15) 控制律和式(14) 自适应律，系统的滑动模态 $(t) = 0$ 是渐近稳定的.

$$\boldsymbol{U} = \boldsymbol{M}_0\dot{\boldsymbol{x}}_r + \boldsymbol{C}_0(\boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{N}_0(\boldsymbol{x}_1) - \boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 - \boldsymbol{K}_d\boldsymbol{s} - \hat{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}). \tag{15}$$

证明　选取如下的李雅普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_f\boldsymbol{s} + \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{e}_1 + \frac{1}{2}\gamma\tilde{G}^2 + \gamma\frac{1}{r}\mu G^2. \tag{16}$$

利用式(13) 与式(15) 可得

$$\dot{V}_1 \leqslant -\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_d\boldsymbol{s} - \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_e\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 + \tilde{G}\|\boldsymbol{s}\| + \gamma\tilde{G}\dot{\tilde{G}} + \gamma\frac{1}{r}\mu G^2. \tag{17}$$

将自适应律式(14) 代入上式可得

$$\dot{V}_1 \leqslant -\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_d\boldsymbol{s} - \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_e\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 + \gamma\tilde{G}\mu(t)\hat{G} + \gamma\frac{1}{r}\mu G^2. \tag{18}$$

由于 $\dot{\mu}(t) = -r\mu(t)$，可知

$$\dot{V}_1 \leqslant -\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_d\boldsymbol{s} - \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_e\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 \leq 0. \tag{19}$$

证明得到系统滑动模态 $s(t) = 0$ 渐近稳定.

2.2　考虑输入饱和的神经网络自适应滑模控制器设计

饱和函数 $sat(\boldsymbol{u})$ 是考虑执行机构的饱和特性而产生的非线性，定义其输出为

$$\tau_i = \begin{cases} u_{\max}, & u_i \geqslant u_{\max}; \\ u_i, & -u_{\max} < u_i < u_{\max}; \\ -u_{\max}, & u_i \leqslant -u_{\max}. \end{cases} \quad i = 1,\cdots6. \tag{20}$$

为了处理执行机构的饱和特性，引入一个新的变量

$$\boldsymbol{\delta} = \boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{u}. \tag{21}$$

本文利用神经网络控制的自适应能力来逼近输入饱和非线性函数 $\boldsymbol{\delta}$. 给出如下结论:

定理 2 系统(6)满足假设 1 与 2,选取滑动面 $\boldsymbol{s} = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{x}_2 - \boldsymbol{x}_r$, 如果系统选取式(22)控制律和式(14)自适应律,且控制参数满足条件

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\|\boldsymbol{s}\| - \|\boldsymbol{\varepsilon}\| + \alpha\boldsymbol{\Theta}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W} - \boldsymbol{W}^2) > 0. \tag{22}$$

系统的滑动模态 $\boldsymbol{s}(t) = \boldsymbol{0}$ 是渐近稳定的.

$$\begin{cases} \boldsymbol{U} = \boldsymbol{v} - \hat{\boldsymbol{\delta}}, \\ \boldsymbol{v} = \boldsymbol{M}_0\dot{\boldsymbol{x}}_r + \boldsymbol{C}_0(\boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{N}_0(\boldsymbol{x}_1) - \boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 - \\ \quad \boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s} - \hat{G}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}), \\ \dot{\hat{\boldsymbol{W}}} = \eta\boldsymbol{\Theta}\boldsymbol{X}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}} - \alpha\boldsymbol{\Theta}\|\boldsymbol{s}\|\hat{\boldsymbol{W}}, \ \hat{\boldsymbol{\delta}} = \hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}. \end{cases} \tag{23}$$

式中: $\boldsymbol{\Theta}$ 为正定的对角矩阵, $\boldsymbol{W}$ 为神经网络从中间层到输出层的逼近权重, $\boldsymbol{X} = [X_1 \ X_2 \ \cdots \ X_n]^{\mathrm{T}}$ 为高斯函数构成的向量,形式如下[15]:

$$X_i(x) = \exp\left(-\frac{\|x - c_i\|^2}{\beta_i^2}\right)(i = 1,2,\cdots,n). \tag{24}$$

证明 选取如下的 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}_f\boldsymbol{s} + \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{e}_1 + \frac{1}{2}\gamma\tilde{G}^2 + \gamma\frac{1}{r}\mu G^2 + \frac{1}{2\eta}\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Theta}^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}). \tag{25}$$

对其求导可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \frac{1}{\eta}\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Theta}^{-1}\dot{\tilde{\boldsymbol{W}}}). \tag{26}$$

将式(19), 式(23)带入可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\alpha\boldsymbol{\Theta}\|\boldsymbol{s}\|\hat{\boldsymbol{W}}). \tag{27}$$

利用不等式 $\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}}) = \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{W} - \tilde{\boldsymbol{W}})) \leqslant \|\tilde{\boldsymbol{W}}\|\|\boldsymbol{W}\| - \|\boldsymbol{W}\|^2$ 则上式不等式可以化简为

$$\dot{V} \leq -\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_p\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 + \|\boldsymbol{s}\|(-\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\|\boldsymbol{s}\| + \|\boldsymbol{\varepsilon}\| + \frac{1}{4}\alpha\boldsymbol{\Theta}\|\boldsymbol{W}\|^2). \tag{28}$$

根据神经网络逼近的相关知识可知,最佳逼近权重 $\boldsymbol{W}$ 是有界的,不妨设存在正常数 l 使 $\|\boldsymbol{W}\|^2 \leqslant l$ 成立,则上式可改成

$$\dot{V} \leq -\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_p\boldsymbol{\Lambda}_p\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\Lambda}_e^{T}\boldsymbol{e}_1 + \|\boldsymbol{s}\|(-\boldsymbol{K}_d\|\boldsymbol{s}\| + \|\boldsymbol{\varepsilon}\| + \frac{1}{4}\alpha l\boldsymbol{\Theta}). \tag{29}$$

只要满足条件: $\boldsymbol{K}_d\|\boldsymbol{s}\| - \|\boldsymbol{\varepsilon}\| + 0.25\alpha l\boldsymbol{\Theta} < 0$,则. 证明得到系统滑动模态 $\boldsymbol{s}(t) = \boldsymbol{0}$ 渐近稳定.

注 2 $\|\cdot\|$ 表示矩阵或者向量·的 2 范数.

注 3 $\tilde{\boldsymbol{W}} = \boldsymbol{W} - \hat{\boldsymbol{W}}$, $\hat{\boldsymbol{W}}$ 为最佳逼近权重 $\boldsymbol{W}$ 的估计值.

3 仿真结果及分析

为了验证上述控制器的有效性,选择如表 1 和表 2 所示的仿真参数,同时要求卫星转移所能够施加的最大控制力为 10 N,调整卫星姿态的最大控制力矩为 1 N·m. 以下是通过 MATLAB/SIMULINK 进行仿真的结果,如图 3 与图 4 所示. 在仿真过程中,为了比较,采用如下 2 种方案实现上述任务.

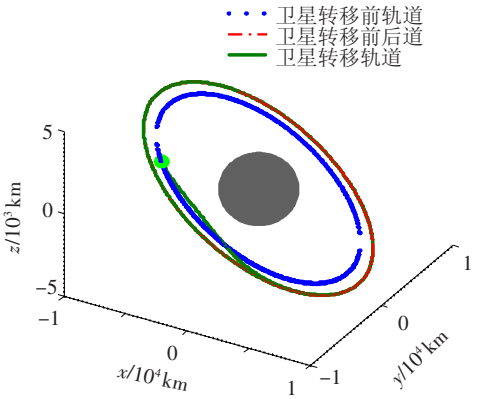
表 1 卫星轨道初始参数

卫星位置	半长轴	偏心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	真近点角/(°)
转移前轨道六要素	8 000	0	28.5	100	0	130
转移后轨道六要素	9 000	0	28.5	100	0	170

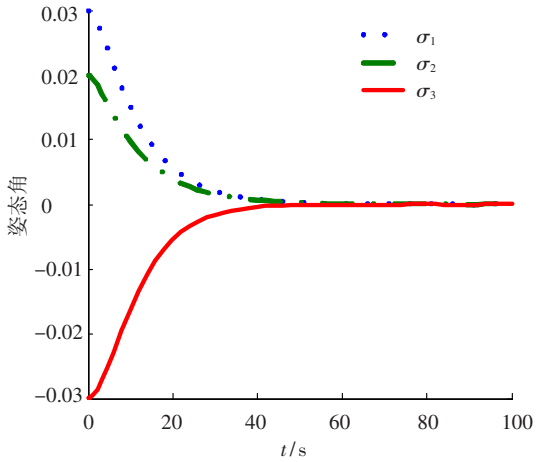
表 2 卫星的物理参数

仿真参数	转动惯量/(kg·m^{-2})	地球引力常数	卫星质量/kg	卫星的初始姿态	卫星的初始姿态角速度/(rad·s^{-1})
参数值	$I = \begin{bmatrix} 420 & 18 & -15 \\ 18 & 256 & -12 \\ -15 & -12 & 618 \end{bmatrix}$	$u = 398\,600$	$m = 100$	$\boldsymbol{\sigma}(0) = [0.03 \ \ 0.02 \ \ -0.03]^{\mathrm{T}}$	$\boldsymbol{\omega}(0) = [0 \ \ 0 \ \ 0]^{\mathrm{T}}$

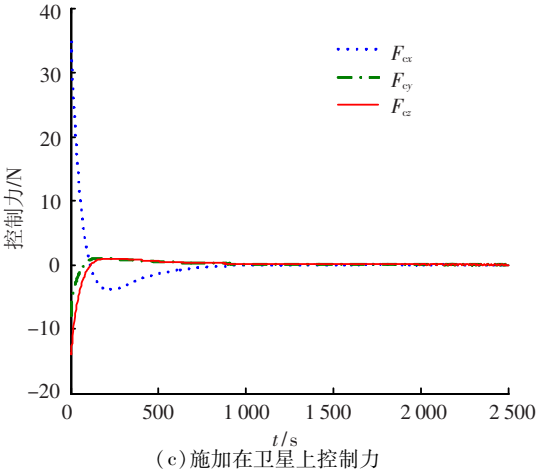
仿真参数	卫星的期望姿态	卫星的期望姿态角速度	不确定性参数	神经网络相关参数
参数值	$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}} = [0 \ \ 0 \ \ 0]^{\mathrm{T}}$	$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} = [0 \ \ 0 \ \ 0]^{\mathrm{T}}$	$\Delta m = 0.01 * m$, $\Delta\boldsymbol{I} = 0.01 * \boldsymbol{I}$	$n = 6$; $\beta_i^2 = 500$ $(i = 1,2,3)$; $\eta = 10$; $\beta_i^2 = 1\,000$; $(i = 4,5,6)$.



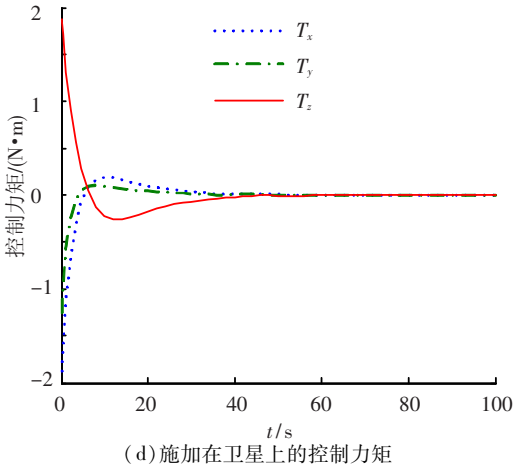
(a)卫星轨道转移轨迹



(b)卫星的姿态角

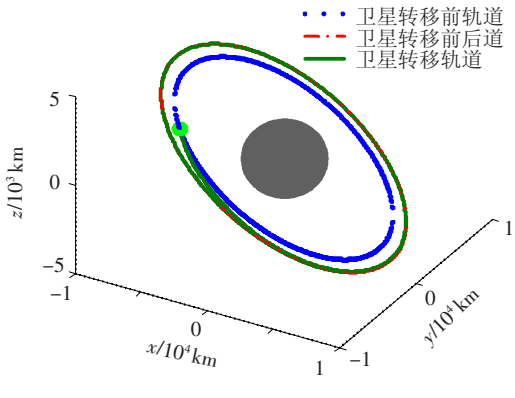


(c)施加在卫星上控制力

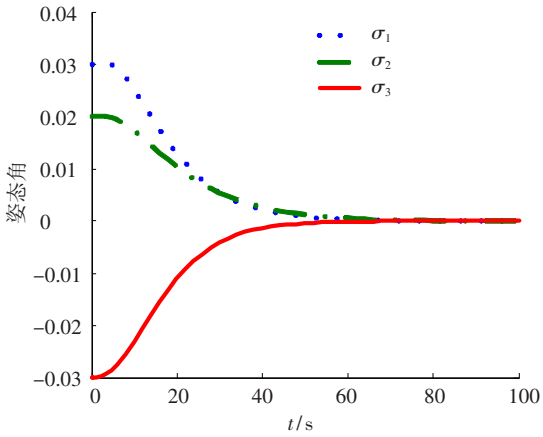


(d)施加在卫星上的控制力矩

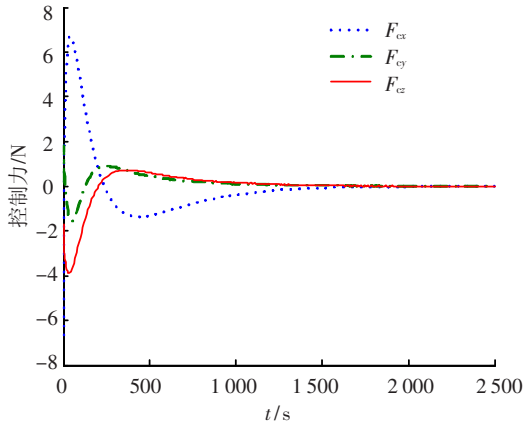
图 3　控制器(15)作用下的卫星位置与姿态时间响应曲线



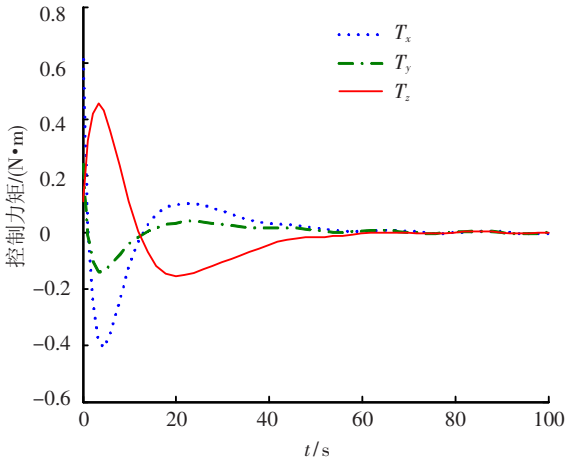
(a)卫星轨道转移轨迹



(b)卫星的姿态角



(c)施加在卫星上控制力



(d)施加在卫星上的控制力矩

图 4　控制器(23)作用下的卫星位置与姿态时间响应曲线

Case I 利用本文设计自适应滑模控制器(15)来实现卫星从一个轨道机动到另一个轨道的同时,保持卫星的对地定向,由仿真图3可看出,卫星在大约1 500 s完成轨道的转移,在50 s左右实现卫星姿态的定向.但是由于在控制器设计时,没有考虑执行机构的饱和特性,通过图3(c)与3(d)可以看出,轨道推力最大高达35 N,姿态控制力矩为2 N·m,超出了执行机构的最大输出,因此导致卫星机动速度和姿态角速度均较大,容易造成卫星晃动,进而造成其控制精度降低.

Case II 采用本文设计的基于神经网络饱和补偿的自适应滑模控制器(23).由图4可知,卫星约在1 800 s完成轨道的转移,60 s左右完成姿态的对地定向.由于其显式考虑了执行机构的饱和特性及神经网络的引入,使得执行机构的输出没有超过其饱和值,并实现了卫星机动的平稳过渡,提高了过渡过程的动态品质,进而提高了航天器的控制精度.

4 结 论

1)本文提出了一种自适应滑模控制器,通过自适应律对不确定参数进行实时估计.同时针对输入装置的饱和特性,通过智能径向基函数(RBF)神经网络来进行补偿.

2)神经网络的引入使得控制器具有了很强的自适应和自学习能力,降低了饱和非线性对系统的影响,提高了系统过渡过程中平稳性.

3)该方法保证了航天器在存在推力偏心和质心漂移的前提下,完成了轨道的转移,同时保持姿态在轨道转移过程中对地惯性定向.并且过渡过程品质良好,有着较为广阔的应用前景.

参考文献

[1] BANG H, HA C K, KIM J H. Flexible spacecraft attitude maneuver by application of sliding mode control[J]. Acta Astronautica, 2005, 57(11): 841 – 850.

[2] HU Q L. Input shaping and variable structure control for simultaneous precision positioning and vibration reduction of flexible spacecraft with saturation compensation[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 318(1): 18 – 35.

[3] LU K F, XIA Y Q, ZHU Z, *et al.* Sliding-mode attitude tracking of rigid spacecraft with disturbances [J]. Journal of the Franklin Institute, 2011, 349(2): 413 – 440.

[4] XIA Y Q, ZHU Z, FU M Y. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(2): 647 – 659.

[5] ZHU Z, XIA Y Q. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(10): 4898 – 4907.

[6] HU Q L. Robust adaptive sliding mode attitude maneuvering and vibration damping of three-axis-stabilized flexible spacecraft with actuator saturation limits [J]. Nonlinear Dynamics, 2009, 55(4): 301 – 321.

[7] TYAN F, BEMSTEIN D S. Anti-windup compensator synthesis for systems with saturation actuators [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1995, 5(5):521 – 537.

[8] HADDAD W M, KAPILA V. Anti-windup controllers for systems with input nonlinearities [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1996, 19(6):1387 – 1390.

[9] BANG H, TAHK M J, CHOI H D. Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation[J]. Control Engineering Practice, 2003, 11(9): 989 – 997.

[10]胡庆雷, 肖冰, 马广富. 输入受限的航天器姿态调节小波滑模反步控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010,42(5): 678 – 682.

[11]吕跃勇. 带有控制受限的卫星编队飞行六自由度自适应协同控制[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(3): 321 – 328.

[12]WIE B, LU J B. Feedback-control logic for spacecraft eigenaxis rotations under slew rate and control constraints [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1995, 18(6): 1372 – 1379.

[13]WANG J Y, SUN Z W. 6-DOF robust adaptive terminal sliding mode control for spacecraft formation flying[J]. Acta Astronautica, 2011, 73: 76 – 87.

[14]LV Y Y, HU Q L, MA G F. 6 DOF synchronized control for spacecraft formation flying with input constraint and parameter uncertainties [J]. ISA Transactions, 2011(50): 573 – 580.

[15]LEWIS F L, YEGILDIREK A, LIU K. Multilayer neural-net robot controller with guaranteed tracking performance [J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1996, 7(2): 388 – 399.

(编辑 苗秀芝)