

捕获目标卫星后组合体航天器模糊神经网络滑模控制*

梁捷^{1,2} 秦开宇^{1†} 陈力³

(1.电子科技大学航空航天学院,成都 611731) (2.中国空气动力研究与发展中心,绵阳 621000)

(3.福州大学机械工程及自动化学院,福州 350108)

摘要 探讨了漂浮基空间机械臂系统在轨捕获参数未知目标卫星后组合体航天器的镇定控制问题.首先在耦合空间机械臂系统捕获目标卫星操作过程动量、冲量的传递的基础上,建立了适用于漂浮基空间机械臂系统在轨捕获漂浮卫星控制系统设计的组合体航天器数学模型.利用该模型,设计了一种基于模糊高斯基神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法.提出的控制算法不仅不要求系统动力学方程关于惯性参数呈线性函数关系,而且也不需要预知系统惯性参数;由于利用神经网络的自学习能力修正模糊控制的控制规则和隶属函数,这样在系统参数识别中,模糊神经网络可减少模糊规则数,更适应于空间机械臂系统在轨捕获的实际应用.最后通过仿真试验对比结果验证了所提出的控制算法的有效性.

关键词 组合体航天器, 捕获目标卫星, 碰撞动力学建模, 模糊神经网络, 非奇异 Terminal 滑模控制, 空间机械臂

DOI: 10.6052/1672-6553-2018-007

引言

由于空间机械臂最早是在美国航天飞机、国际空间站及复杂航天器^[1]上使用的,主要承担的是卫星释放或空间站组件的在轨组装工作,因此主要涉及到的非抓捕过程空间机械臂完成特定任务操作的运动学规划、动力学与控制问题^[2-21].随着空间机械臂技术的不断发展、成熟,空间机械臂具有对卫星的在轨捕获、服务、维修等操作能力是空间机械臂技术发展的必然趋势.但目前相关研究开展得并不多,且主要以减小抓取冲击的运动学规划及抓捕过程的动力学分析为主^[22-24],有关控制问题的研究较少.值得注意的是,由于空间机械臂所处的复杂太空失重环境,使得具有与地面固定基机械臂系统完全不同的动力学特性及限制条件,由于空间机械臂系统的载体为自由漂浮状态,系统结构呈现出非线性和强耦合性,因此无法将惯常用于地面固定机械臂的控制方法直接推广、应用于空间机械臂控制系统中.当系统存在未知参数时,问题表现得尤其突出.同时,捕获操作后空间机械臂系统与

目标卫星组成的组合体航天器镇定控制涉及的动力学模型除了具有上述空间机械臂系统模型具有的难点外,还耦合了空间机械臂系统捕获目标卫星操作过程动量、冲量的传递问题,且是叠加了空间机械臂系统与目标卫星两者动力学问题的组合模型;复杂程度、关联程度较比单空间机械臂模型更大,因此相关镇定控制系统设计问题的研究难度更大,挑战性更高.

我们注意到,文献[17-19]分别讨论了漂浮基空间机械臂系统的自适应控制、鲁棒自适应混合控制等控制方案.然而这些控制方案有一个共同点:即要求系统动力学方程满足关于惯性参数的线性函数关系.这一要求对捕获操作后空间机械臂系统与目标卫星组成的组合体航天器来说很难达到.鉴于非奇异 Terminal 滑模控制原理消除了传统滑模控制带来的奇异问题及抖振,具有有限时间收敛和强鲁棒性的特点;且采用模糊神经网络控制算法处理系统的不确定性,不仅可摆脱上述系统动力学方程关于惯性参数呈线性函数关系要求的束缚,同时也无需预知系统惯性参数.因此文中基于非奇异

2017-10-27 收到第 1 稿,2017-12-31 收到修改稿.

* 国家高技术研究发展计划(863 计划)(2015AA7055041);国家自然科学基金(11372073);四川省应用基础项目(2016JY0210)

† 通讯作者 E-mail: kyqin@uestc.edu.cn

Terminal 滑模原理,将模糊神经网络引入非奇异 Terminal 滑模控制器中,从而设计出一种基于模糊神经网络自适应控制算法的智能非奇异 Terminal 滑模控制方法,来解决漂浮基空间机械臂系统捕获目标卫星后组合体航天器镇定运动控制问题。

1 动力学建模

不失一般性,以图 1 所示的由自由漂浮的航天飞机载体 B_0 、机械臂 B_1 和 B_2 组成的空间机械臂系统为例, (P) 为即将捕获的目标卫星, P 为捕获后的目标卫星. 建立系统惯性坐标系 ($O-xy$), 分体 B_i 的主轴坐标系 ($O_i-x_iy_i$), ($i=0,1,2$). 各分体的质量和中心惯量张量分别为 m_i ($i=0,1,2$) 和 I_i ($i=0,1,2$). l_0 为 O_0 到 O_1 的距离, l_i ($i=1,2$) 为机械臂的连杆长度. 定义 r_i ($i=0,1,2$) 为各分体 B_i 质心 O_{Ci} 相对于 O 的矢径, r_c 为系统总质心 C 相对于 O 的矢径. e_i 为沿轴 x_i ($i=0,1,2$) 方向的基矢量.

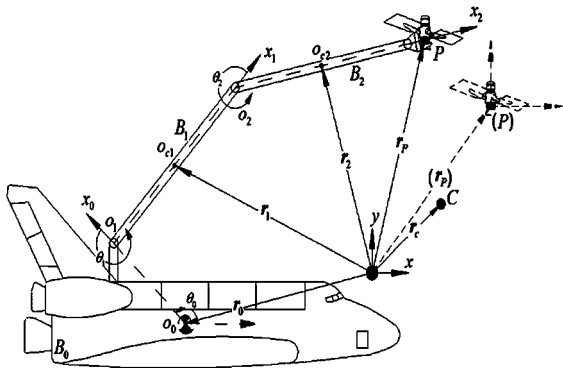


图 1 捕获目标卫星后组合体航天器模型

Fig.1 Assembled spacecraft after capture target satellite

设空间机械臂系统将对一质量为 m_p 、中心惯量张量为 I_p 、初始移动速度为 v_x 、 v_y 、初始转动角速度为 ω_p 的目标卫星 P 进行在轨捕获操作. 由拉格朗日方法,可建立如下在轨捕获期间空间机械臂系统动力学方程:

$$M(q)\ddot{q}+C(q,\dot{q})=(F_B \quad \tau)^T+J^T F_l \quad (1)$$

式中, $q=(x \ y \ \theta_0 \ \theta_1 \ \theta_2)^T \in R^5$ 为系统的广义坐标向量; $M(q) \in R^{5 \times 5}$ 为空间机械臂系统的正定惯量矩阵; $C(q,\dot{q}) \in R^5$ 为包含科氏力、离心力的列向量; $F_B=(F_x \ F_y)^T \in R^2$ 为航天飞机载体位置控制力所组成的列向量; $\tau=(\tau_0 \ \tau_1 \ \tau_2)^T \in R^3$ 为由关节 O_0 、 O_1 和 O_2 处电机的输出力矩 τ_0 、 τ_1 和 τ_2 组成的列向量; J 为联系空间机械臂与接触点的

Jacobian 矩阵; F_l 为目标卫星作用在机械臂末端点的接触碰撞力向量.

建立如下在轨捕获期间目标卫星的动力学方程:

$$M_p(q)\ddot{\phi}+C_p(q,\dot{\phi})=-J_p^T F_l' \quad (2)$$

式中, $M_p(q) \in R^{3 \times 3}$ 为目标卫星的正定惯量矩阵; $C_p(q,\dot{\phi}) \in R^3$ 为包含科氏力、离心力的列向量; J_p 为联系目标卫星与接触点的 Jacobian 矩阵; F_l' 为机械臂末端点作用在目标卫星上的接触碰撞力向量.

考虑到碰撞时,被捕获目标卫星与空间机械臂系统之间作用力和反作用关系 $F_l'=-F_l$,将式(2)代入式(1),得到:

$$M(q)\ddot{q}+C(q,\dot{q})=(F_B \quad \tau)^T-J^T(J_p^T)^+(M_p(q)\ddot{\phi}+C_p(q,\dot{\phi})) \quad (3)$$

其中, $(J_p^T)^+$ 为 J_p^T 的 Moore-Penrose 伪逆.

设空间机械臂系统与目标卫星相互碰撞时,接触力很大且时间很短,则其广义坐标向量没有发生变化,广义速度发生变化;同时,设碰撞期间系统无控制输入,即 $F_B=0$ 、 $\tau=0$.

定义碰撞时间为 $\Delta t \rightarrow 0$,式(3)对碰撞时间 Δt 进行积分,得到:

$$M(\dot{q}_f-\dot{q}_i)+J^T(J_p^T)^+M_p(\dot{\phi}_f-\dot{\phi}_i)=\int_{t_0}^{t_0+\Delta t} [(F_B \quad \tau)^T - C - J^T(J_p^T)^+ C_p] dt \quad (4)$$

式中 $q, \dot{q}, \phi, \dot{\phi} = O(1)$, $\Delta t = O(\varepsilon)$, $\varepsilon \ll 1$; 下标 f, i 分别表示碰撞前、后该向量的值. 显然,上式中左边的值为 $O(1)$,右边积分项内的值也为 $O(1)$,但是其积分后的值为 $O(\frac{1}{\varepsilon})$,与左式相比较将可忽略不计,因此式(4)可表示为:

$$M(\dot{q}_f-\dot{q}_i)+J^T(J_p^T)^+M_p(\dot{\phi}_f-\dot{\phi}_i)=0 \quad (5)$$

设接触碰撞后,空间机械臂系统末端点和目标卫星的接触点有相同的速度 $J\dot{q}_f=J_p\dot{\phi}_f$,由式(5)可得此时目标卫星的广义速度为:

$$\dot{\phi}_f=J_p^+ J\dot{q}_f \quad (6)$$

其中, J_p^+ 为 J_p 的 Moore-Penrose 伪逆. 将式(6)代入式(5),可得接触碰撞后,航天飞机载体及机械臂各转动铰的速度为:

$$\dot{q}_f=G^{-1}H \quad (7)$$

式中, $G=M+J^T(J_p^T)^+M_p J_p^+ J$, $H=M\dot{q}_i+J^T(J_p^T)^+M_p\dot{\phi}_i$.

成功捕获目标卫星后,组合体航天器机械臂的

末端爪手不再发生相对位移,即: $J\dot{q}=J_p\dot{\phi}$,对其进行时间求导,得:

$$\dot{\phi}=J_p^+J\ddot{q}+J_p^+(\dot{J}-\dot{J}_pJ_p^+J)\dot{q} \quad (8)$$

将式(8)代入式(2)并利用 $\dot{\phi}=J_p^+J\dot{q}$ 有:

$$M_pJ_p^+J\ddot{q}+M_pJ_p^+(\dot{J}-\dot{J}_pJ_p^+J)\dot{q}+C_p=-J_p^TF_1 \quad (9)$$

将式(9)和式(1)联立,得到式(10)表示的组合体航天器的动力学方程,它同时包含了空间机械臂系统和目标卫星的动力学特征。

$$M'(q)\ddot{q}+C'(q,\dot{q})=(F_B \quad \tau)^T \quad (10)$$

其中,

$$C'=C+J^T(J_p^T)^+M_pJ_p^+(\dot{J}-\dot{J}_pJ_p^+J)\dot{q}+J^T(J_p^TJ)^+C_p,$$

$$M'=M+J^T(J_p^T)^+M_pJ_p^+J.$$

为了节省控制燃料消耗,组合体航天器通常不会对航天飞机载体位置进行主动控制,即: $F_B=0$,则式(10)可写为如下欠驱动形式的动力学方程:

$$\begin{pmatrix} M_b & M_{bm} \\ M_{bm}^T & M_m \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{\theta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} C_b \\ C_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \theta \\ \tau \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中, M_b 为 M' 的 2×2 子矩阵, M_{bm} 为 2×3 子矩阵, M_m 为 3×3 子矩阵; C_b 为 C' 的前两项, C_m 为后三项; θ 为2阶零列向量; $\theta=(\theta_0 \quad \theta_1 \quad \theta_2)^T$, $X=(x \quad y)^T$.

消去 \ddot{X} ,可得组合体航天器全驱形式动力学方程:

$$M_n(\theta)\ddot{\theta}+C_n(\theta,\dot{\theta})\dot{\theta}=\tau \quad (12)$$

式中, $M_n=M_m-M_{bm}^T M_b^{-1} M_{bm}$, $C_n=C_m-M_{bm}^T M_b^{-1} C_b$.

为捕获后控制系统设计的需要,将式(12)作准线性化处理^[25],写作:

$$M_n(\theta)\ddot{\theta}+h_n(\theta,\dot{\theta})\dot{\theta}=\tau \quad (13)$$

其中, $h_n(\theta,\dot{\theta})$ 为 3×3 的矩阵,其元素 h_{ij} 为:

$$h_{ij}=\sum_{k=1}^5 \frac{1}{2} \left(\frac{\partial M_{ij}}{\partial \theta_k} + \frac{\partial M_{ik}}{\partial \theta_j} - \frac{\partial M_{jk}}{\partial \theta_i} \right) \dot{q}_k.$$

这种准线性化处理只是式子表现形式发生了变化,没有产生任何模型精度损失。

2 控制系统设计与稳定性分析

捕获目标卫星后组合体航天器中的航天飞机载体姿态与机械臂各关节协调运动的控制问题,归结于确定航天飞机载体姿态控制系统及机械臂各关节驱动器控制输入规律,以实现航天飞机载体及机械臂各关节协调运动的精确跟踪控制。为此,本节针对实际应用中组合体航天器的惯性参

数很难精确确定的情况,设计了一种基于模糊神经网络(Fuzzy Neural Network,简称为:FNN)的非奇异 Terminal 滑模控制算法。该算法的设计思想是:通过模糊神经网络自适应控制算法来弥补系统惯性参数未知对非奇异 Terminal 滑模控制器的影响,即利用模糊神经网络设计了一种在线自适应控制算法来逼近非奇异 Terminal 滑模控制器中组合体航天器的不确定性,而后将 FNN 的逼近误差用鲁棒控制器来消除,以提高及补偿 FNN 的系统参数识别精度。该算法既克服了混合系统存在的非线性、不确定性、强耦合等因素的影响,又保证了系统的稳定性并具有良好的暂态性能。具体控制系统设计步骤如下。

2.1 组合体航天器标称系统非奇异 Terminal 滑模控制器设计

设 $\theta_d=[\theta_{0d} \quad \theta_{1d} \quad \theta_{2d}]$ 为组合体航天器期望输出向量,则其与实际输出向量 $\theta=[\theta_0 \quad \theta_1 \quad \theta_2]$ 之间的误差向量为: $e=\theta-\theta_d$,速度误差向量为: $\dot{e}=\dot{\theta}-\dot{\theta}_d$ 。

式(12)可改写为:

$$\ddot{\theta}=F(\theta,\dot{\theta},\ddot{\theta})+D(\theta)\tau \quad (14)$$

其中, $F(\theta,\dot{\theta},\ddot{\theta})=-M_n^{-1}(\theta)[M_n(\theta)-\bar{M}_n(\theta)\ddot{\theta}+h_n(\theta,\dot{\theta})]$, $\bar{M}_n(\theta)$ 为质量矩阵 $M_n(\theta)$ 正对角线上元素组成的对角矩阵, $D(\theta)=M_n^{-1}(\theta)$, τ 为系统的控制输入。

为了简化控制器设计,引入如下概念^[26]:

$$\text{sig}(y)^\gamma = [|y_1|^\gamma \text{sign}(y_1), \dots, |y_n|^\gamma \text{sign}(y_n)]^T,$$

$$y^\gamma = [y_1^\gamma, y_2^\gamma, \dots, y_n^\gamma]^T,$$

$$|y^\gamma| = [|y_1^\gamma|, |y_2^\gamma|, \dots, |y_n^\gamma|]^T.$$

其中, $y \in \mathbf{R}^n$ 。

定义 1:非奇异 Terminal 滑模面设计

$$s=e+\beta \text{sig}(\dot{e})^\gamma \quad (15)$$

其中, $s=[s_1, s_2, s_3]^T$;滑模面常数 $\beta=\text{diag}[\beta_1, \beta_2, \beta_3]$ 为对角正定矩阵; $1 < \gamma_i < 2 (i=1, 2, 3)$ 。

式(15)对时间求导:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \dot{e} + \beta \text{diag}(\gamma_1 |\dot{e}_1|^{\gamma_1-1}, \gamma_2 |\dot{e}_2|^{\gamma_2-1}, \gamma_3 |\dot{e}_3|^{\gamma_3-1}) \ddot{e} \\ &= \dot{e} + s_0 (\ddot{\theta}_d - \ddot{\theta}) \\ &= \dot{e} + s_0 (\ddot{\theta}_d - F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}) - D(\theta)\tau) \end{aligned} \quad (16)$$

其中, $s_0=\beta \text{diag}(\gamma_1 |\dot{e}_1|^{\gamma_1-1}, \gamma_2 |\dot{e}_2|^{\gamma_2-1}, \gamma_3 |\dot{e}_3|^{\gamma_3-1}) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 。

定义 2:为使系统状态运动到滑模面的时间短且

有着良好的动态品质,组合体航天器非奇异 Terminal 滑模趋近律定义为:

$$\dot{s} = -K_1 s - K_2 \text{sig}(s)^p \quad (17)$$

式中, $K_1 = \text{diag}(K_{11}, K_{12}, K_{13})$, $K_2 = \text{diag}(K_{21}, K_{22}, K_{23})$ 为对角正定矩阵; $0 < p < 1$ 为正实数.

联立式(16)和式(17),得:

$$\dot{e} + s_0(\ddot{\theta}_d - F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}) - D(\theta)\tau) = -K_1 s - K_2 \text{sig}(s)^p \quad (18)$$

此时,如将非奇异 Terminal 滑模控制律 u_{eq} 视为组合体航天器的控制输入,即令: $u_{eq} = \tau$, 由式(18),可得非奇异 Terminal 滑模控制律为:

$$u_{eq} = D^{-1}(\theta) [-F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}) + \ddot{\theta}_d + K_1 s + K_2 \text{sig}(s)^p + \beta^{-1} \gamma^{-1} \text{sig}(\dot{e})^{2-\gamma}] \quad (19)$$

上式控制律中各指数项都大于零,可完全避免奇异现象.控制律是时间连续的,可避免抖振.如果组合体航天器动力学模型精确已知,该控制律可确保闭环系统的输出误差及误差率在有限时间内收敛零,通过适当调整控制参数(K_1, K_2)可使系统状态快速收敛到达滑模面足够小的领域内,再沿着滑模面收敛到平衡状态.但空间机械臂系统捕获目标卫星的实际应用中,由于空间机械臂系统的某些惯性参数(如燃料消耗会导致系统质量变化、机械臂的长度、负载的质量等)及被捕获的敌方各类卫星系统的惯性参数是难以精确确定或未知的,因此,式(19)中非线性函数 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$ 通常是未知的.在此情况下,利用非奇异 Terminal 滑模控制进行捕获目标卫星后组合体航天器控制系统的设计就很难得到令人满意的结果.为了克服组合体航天器中不确定因素 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$ 对控制系统设计的影响,在此利用模糊神经网络设计了一种在线自适应控制算法来逼近非线性函数 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$, 以此获得存在不确定因素情况下,控制系统对期望轨迹渐近稳定的跟踪控制效果.控制算法设计在以下步骤中阐述.

2.2 基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法设计

2.2.1 模糊神经网络的结构

模糊神经网络融合了神经网络和模糊逻辑的优点,避免了二者的不足,既具备了模糊逻辑的不确定信息处理能力,又有神经网络的自学习修正模糊控制的控制规则和隶属函数的能力,在处理非线性问题上具有较大的优越性.文中建立的用于捕获后组合体航天器系统镇定控制的模糊神经网络有四层

结构:输入层、隶属度函数生成层、规则层和输出层,其结构如图2所示.该FNN主要是将模糊集合的概念应用于神经网络的计算和学习,在发挥神经网络所具有的较好的学习能力和准确拟合任意非线性函数的能力的同时,利用模糊逻辑系统的先验知识,将神经网络的初始值配置于全局极点附近,从而克服神经网络易陷入局部极值点附近的问题.

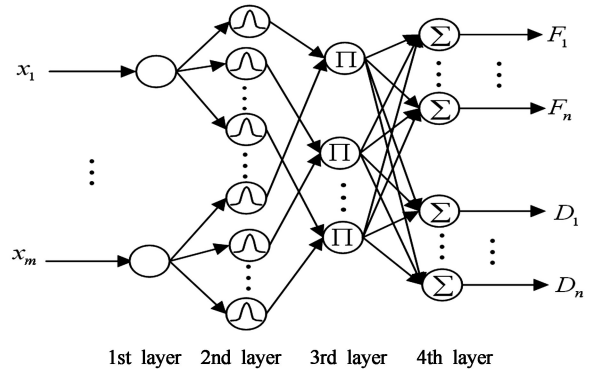


图2 模糊神经网络结构图

Fig.2 Structure chart of fuzzy neural network

在图2中, x_1, x_2, \dots, x_m 为输入的语言变量, F_1, F_2, \dots, F_n 和 D_1, D_2, \dots, D_n 为输出变量,其描述输入输出关系的模糊规则形式为:

$$\begin{aligned} \text{Rule } l: & \text{ if } x_1 \text{ is } A_1^l \text{ and } x_2 \text{ is } A_2^l \cdots x_m \text{ is } A_m^l, \\ & \text{ then } F_i \text{ is near } W_{F_i}^l \cdots \text{ and } F_n \text{ is near } W_{F_n}^l \\ & \text{ and } D_1 \text{ is near } W_{D_1}^l \cdots \text{ and } D_n \text{ is near } W_{D_n}^l \end{aligned}$$

规则中 $A_1^l \cdots A_m^l$ 为输入变量的隶属度生成函数,“near $W_{F_i}^l$ ”“near $W_{D_i}^l$ ”为输出变量的隶属度函数, $W_{F_i}^l$ 和 $W_{D_i}^l$ 为语言词集的中心值, $l = 1, 2, \dots, N$, N 为总的规则数.

第一层:输入层.该层的各个结点直接与输入值(角度、角速度误差)连接,它起着将输入值传送到下一层的作用.

第二层:隶属度函数生成层.每个结点代表一个模糊子集的值,它的作用是计算各输入分量模糊子集的隶属度函数 $\mu_{\xi}^l(x_{\xi})$,隶属度函数用高斯函数表示为:

$$\mu_{\xi}^l(x_{\xi}) = \exp[-(x_{\xi} - \xi_{\xi}^l)^2 / (\sigma_{\xi}^l)^2] \quad (20)$$

其中, ξ_{ξ}^l 和 σ_{ξ}^l 为第 ξ 个输入对应的第 l 个模糊子集的均值和标准差.

第三层:规则层.每个结点代表一条模糊规则,它的作用是用来计算每条规则的适用度,模糊逻辑推理采用乘积计算,第 l 条规则的输出为:

$$\begin{aligned}\varphi_l(X) &= \prod_{\xi=1}^N \mu_{\xi}^l(x_{\xi}) \\ &= \prod_{\xi=1}^N \exp[-(x_{\xi} - \xi_{\xi}^l)^2 / (\sigma_{\xi}^l)^2] \quad (21)\end{aligned}$$

第四层:输出层.每个节点代表一个输出,同时也充当着反模糊化器,则模糊神经网络输出:

$$\begin{aligned}F_i(X, \bar{W}_{F_i}) &= \sum_{l=1}^N W_{F_i}^l \varphi_l(X) = \bar{W}_{F_i}^T \boldsymbol{\varphi}(X), \\ D_i(X, \bar{W}_{D_i}) &= \sum_{l=1}^N W_{D_i}^l \varphi_l(X) = \bar{W}_{D_i}^T \boldsymbol{\varphi}(X) \quad (22)\end{aligned}$$

其中, $\bar{W}_{F_i} = [W_{F_i}^1, \dots, W_{F_i}^N]^T$, $\bar{W}_{D_i} = [W_{D_i}^1, \dots, W_{D_i}^N]^T$, $\boldsymbol{\varphi}(X) = [\varphi_1(X), \dots, \varphi_N(X)]^T$.

为便于控制方案的设计,模糊神经网络的输出可改写为下列形式:

$$\begin{aligned}F(X, W_F) &= \boldsymbol{\Phi}(X) W_F, \\ D(X, W_D) &= \boldsymbol{\Phi}(X) W_D \quad (23)\end{aligned}$$

其中,

$$\begin{aligned}F(X, W_F) &= [F_1, \dots, F_n] \in \mathbf{R}^{n \times 1}, \\ D(X, W_D) &= \text{diag}(D_1, \dots, D_n) \in \mathbf{R}^{n \times n}, \\ W_F &= [\bar{W}_{F_1}^T, \dots, \bar{W}_{F_n}^T] \in \mathbf{R}^{nN}, \\ W_D &= \text{block_diag}(\bar{W}_{D_1}, \dots, \bar{W}_{D_n}) \in \mathbf{R}^{nN \times n}, \\ \boldsymbol{\Phi}(X) &= \text{block_diag}(\boldsymbol{\varphi}^T, \dots, \boldsymbol{\varphi}^T) \in \mathbf{R}^{nN \times n},\end{aligned}$$

$\boldsymbol{\Phi}(X)$ 为FNN基函数, W_F 和 W_D 为网络的权值矩阵,在下文将设计其自适应调节规律.

2.2.2 自适应控制律设计及稳定性分析

为了减少模糊神经网络控制器的个数,所设计的模糊神经网络同时逼近非线性函数 $F(\boldsymbol{\theta}, \dot{\boldsymbol{\theta}}, \ddot{\boldsymbol{\theta}})$ 和 $D(\boldsymbol{\theta})$,模糊神经网络的输入为 $X = [\boldsymbol{\theta}^T, \dot{\boldsymbol{\theta}}^T]^T$,根据模糊神经网络逼近理论, W_F^* 、 W_D^* 分别为 W_F 、 W_D 的最优值,是常数矩阵,并满足:

$$W_F^* = \arg \min_{W_F \in \Omega_F} [\sup |F(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}}) - \hat{F}(X, W_F)|] \quad (24)$$

$$W_D^* = \arg \min_{W_D \in \Omega_D} [\sup |D(\boldsymbol{q}) - \hat{D}(X, W_D)|] \quad (25)$$

定义最小逼近误差为:

$$\begin{aligned}\varepsilon_F(X, t) &= F(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}}) - F^*(X, W_F^*), \\ \varepsilon_D(X, t) &= D(\boldsymbol{q}) - D^*(X, W_D^*) \quad (26)\end{aligned}$$

假定逼近误差存在上界,即:

$$\|\varepsilon_F(X, t)\| \leq \bar{\varepsilon}_F, \quad \|\varepsilon_D(X, t)\| \leq \bar{\varepsilon}_D.$$

由式(26)可得:

$$\begin{aligned}F(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}}) - \hat{F}(X, \hat{W}_F) &= F^*(X, W_F^*) - \hat{F}(X, \hat{W}_F) + \varepsilon_F \\ &= \boldsymbol{\Phi}(X) \tilde{W}_F + \varepsilon_F \quad (27)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}D(\boldsymbol{q}) - \hat{D}(X, \hat{W}_D) &= D^*(X, W_D^*) - \hat{D}(X, \hat{W}_D) + \varepsilon_D \\ &= \boldsymbol{\Phi}(X) \tilde{W}_D + \varepsilon_D \quad (28)\end{aligned}$$

其中, $\tilde{W}_F = W_F^* - \hat{W}_F$ 和 $\tilde{W}_D = W_D^* - \hat{W}_D$ 为权值误差.采用FNN的实际输出 $\hat{F}(X, \hat{W}_F)$ 和 $\hat{D}(X, \hat{W}_D)$ 分别来逼近控制律式(19)中的 $F(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}})$ 和 $D(\boldsymbol{\theta})$,因此,本文将模糊神经网络引入非奇异 Terminal 滑模控制器中,控制律式(19)修改为:

$$\begin{aligned}u_{eq} &= \hat{D}^{-1}(X, \hat{W}_D) [-\hat{F}(X, \hat{W}_F) + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_d + K_1 s + \\ &\quad K_2 \text{sig}(s)^p + \beta^{-1} \gamma^{-1} \text{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^{2-\gamma}] \quad (29)\end{aligned}$$

由于 $\hat{D}(X, \hat{W}_D)$ 是通过在线估计而得,很难保证 $\hat{D}(X, \hat{W}_D)$ 的非奇异性.为此采用广义逆:

$$\begin{aligned}\hat{D}^T(X, \hat{W}_D) [\varepsilon_0 I_m + \hat{D}(X, \hat{W}_D) \hat{D}^T(X, \hat{W}_D)]^{-1} &\text{代} \\ \text{替 } \hat{D}^{-1}(X, \hat{W}_D), &\text{则控制律式(29)再次修正为:} \\ u_{eq} &= \hat{D}^T(X, \hat{W}_D) [\varepsilon_0 I_m + \hat{D}(X, \hat{W}_D) \hat{D}^T(X, \hat{W}_D)]^{-1} \cdot \\ &[-\hat{F}(X, \hat{W}_F) + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_d + K_1 s + K_2 \text{sig}(s)^p + \\ &\quad \beta^{-1} \gamma^{-1} \text{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^{2-\gamma}] \quad (30)\end{aligned}$$

其中, ε_0 为任意小的正实数, I_m 为单位阵.同时为了克服模糊神经网络建模误差,设计了鲁棒控制器 $\boldsymbol{\psi}$,则组合体航天器控制系统模型式(13)总的控制算法设计为:

$$\boldsymbol{\tau} = u_{eq} + \boldsymbol{\psi} \quad (31)$$

用于克服模糊神经网络建模误差的鲁棒控制器设计为:

$$\boldsymbol{\psi} = \frac{s |s^T| (\bar{\varepsilon}_F + \bar{\varepsilon}_D |u_{eq}| + |u_0|)}{\delta_0 \|\bar{s}\|^2} \quad (32)$$

其中,

$$\begin{aligned}u_0 &= \varepsilon_0 [\varepsilon_0 I_m + \hat{D}(X, \hat{W}_D) \hat{D}^T(X, \hat{W}_D)]^{-1} [-\hat{F}(X, \\ &\quad \hat{W}_F) + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_d + K_1 s + K_2 \text{sig}(s)^p + \beta^{-1} \gamma^{-1} \text{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^{2-\gamma}], \quad \bar{s} = \\ &\quad s^T s_0, \quad \bar{\varepsilon}_F, \bar{\varepsilon}_D \text{ 分别为 } \varepsilon_F, \varepsilon_D \text{ 的上界.}\end{aligned}$$

取模糊神经网络权值自适应更新律为:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{W}}_F &= -\xi_F \boldsymbol{\Phi}^T \bar{s}^T, \\ \dot{\hat{W}}_D &= -\xi_D \boldsymbol{\Phi}^T \text{diag}(\bar{s}) \text{diag}(u_{eq}). \quad (33)\end{aligned}$$

其中, $\xi_F > 0, \xi_D > 0$ 为学习率.

引理 假设连续正定函数 $V(t)$ 满足微分不等式 $\dot{V}(t) + \alpha V(t) + \beta V^\gamma(t) \leq 0$ ($\alpha > 0, \beta > 0, 0 < \gamma < 1$), 则系统在有限时间 T 内收敛到零:

$$T = \frac{1}{\alpha(1-\beta)} \ln \left(\frac{\alpha V^{1-\gamma}(0) + \beta}{\beta} \right) \quad (34)$$

定理 1: 针对捕获目标卫星后组合体航天器控

制系统模型式(13),目的是设计控制算法式(31),模糊神经网络权值采用自适应更新律式(33),以及鲁棒控制器式(32),使得式(13)和式(31)组成的闭环系统:

$$\begin{aligned} & \mathbf{M}_n(\boldsymbol{\theta})\ddot{\boldsymbol{\theta}}+\mathbf{h}_n(\boldsymbol{\theta},\dot{\boldsymbol{\theta}})\dot{\boldsymbol{\theta}} \\ & =\hat{\mathbf{D}}^T(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)[\varepsilon_0\mathbf{I}_m+\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)\hat{\mathbf{D}}^T(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)]^{-1}\cdot \\ & \quad [-\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)+\ddot{\boldsymbol{\theta}}_d+\mathbf{K}_1\mathbf{s}+\mathbf{K}_2\text{sig}(s)^p+ \\ & \quad \beta^{-1}\gamma^{-1}\text{sig}(\dot{\boldsymbol{\theta}})^{2-\gamma}\mathbf{a}]+\boldsymbol{\psi} \end{aligned} \quad (35)$$

有以下性质:

(i) 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\hat{\mathbf{W}}_D$ 、 $\hat{\mathbf{W}}_F$ 分别收敛于 \mathbf{W}_D^* 、 \mathbf{W}_F^* .

闭环控制系统稳定,闭环系统所有信号有界.

(ii) 当 $\mathbf{F}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_F^*)=\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)$ 、 $\mathbf{D}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_D^*)=\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)$ 时,位置和速度跟踪误差在有限时间内快速收敛到零.

(iii) 当 $\mathbf{F}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_F^*)\neq\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)$ 、 $\mathbf{D}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_D^*)\neq\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)$ 时,滑模变量有限时间内收敛于滑模面 $\mathbf{s}=0$ 的区域,即 $\|\mathbf{s}\|\leq\Delta=\min(\Delta_1,\Delta_2)$,

$$\Delta_1=\frac{\left(\begin{array}{l} \|\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)-\mathbf{F}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_F^*)\|+ \\ \|\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)-\mathbf{D}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_D^*)\| \end{array}\right)}{k_1} \quad (36)$$

$$\Delta_2=\left[\frac{\left(\begin{array}{l} \|\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)-\mathbf{F}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_F^*)\|+ \\ \|\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)-\mathbf{D}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_D^*)\| \|\mathbf{u}_{eq}\| \end{array}\right)}{k_2}\right]^{1/p} \quad (37)$$

其中, Δ_1 和 Δ_2 为滑模变量收敛区间,该区间与函数逼近误差有关,大小是可调节的, k_1 和 k_2 分别为 \mathbf{K}_1 和 \mathbf{K}_2 的最小特征值.

(iv) 位置和速度跟踪误差在有限时间内收敛于区间 $\|\mathbf{e}\|\leq 2\Delta$, $\|\dot{\mathbf{e}}\|\leq(\Delta/\beta)^{1/\gamma}$.

证明:综合式(14)、式(16)、式(23)、式(31)和式(32),可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}} & =-\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p-\mathbf{s}_0[\boldsymbol{\Phi}(x)\tilde{\mathbf{W}}_F+ \\ & \quad \boldsymbol{\Phi}(x)\tilde{\mathbf{W}}_D\mathbf{u}_{eq}-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+\varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] \end{aligned} \quad (38)$$

其中, $\bar{\mathbf{K}}_1=\mathbf{s}_0\mathbf{K}_1$; $\bar{\mathbf{K}}_2=\mathbf{s}_0\mathbf{K}_2$.

性质(i) 证明

定义 Lyapunov 函数:

$$\mathbf{V}_1=\frac{1}{2}[\mathbf{s}^T\mathbf{s}+\xi_F^{-1}\tilde{\mathbf{W}}_F^T\tilde{\mathbf{W}}_F+\xi_D^{-1}\text{tr}(\tilde{\mathbf{W}}_D^T\tilde{\mathbf{W}}_D)] \quad (39)$$

上式对时间求导,并结合式(38)得:

$$\dot{\mathbf{V}}_1=\mathbf{s}^T\dot{\mathbf{s}}+\frac{1}{2}\xi_F^{-1}\tilde{\mathbf{W}}_F^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}}_F+\frac{1}{2}\xi_D^{-1}\text{tr}(\tilde{\mathbf{W}}_D^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}}_D)$$

$$\begin{aligned} & =-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p-\mathbf{s}^T\mathbf{s}_0[\boldsymbol{\Phi}(x)\tilde{\mathbf{W}}_F- \\ & \quad \frac{1}{2}\xi_F^{-1}\tilde{\mathbf{W}}_F^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}}_F]-\mathbf{s}^T\mathbf{s}_0[\boldsymbol{\Phi}(x)\tilde{\mathbf{W}}_D\mathbf{u}_{eq}- \\ & \quad \frac{1}{2}\xi_D^{-1}\text{tr}(\tilde{\mathbf{W}}_D^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}}_D)]-\mathbf{s}^T\mathbf{s}_0[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+ \\ & \quad \varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] \end{aligned} \quad (40)$$

将模糊神经网络权值自适应更新律式(33)代入上式,可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 & =-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p-\mathbf{s}^T\mathbf{s}_0[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+ \\ & \quad \varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] \\ & =-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p-\mathbf{s}^T\mathbf{s}_0[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+ \\ & \quad \varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] \end{aligned} \quad (41)$$

假设 $\mathbf{s}^T\mathbf{D}\mathbf{s} > \delta_0\|\mathbf{s}\|^2$, 两边同乘以 $\frac{|\bar{\mathbf{s}}|(\varepsilon_F+\varepsilon_D|\mathbf{u}_{eq}|+|\mathbf{u}_0|)}{\delta_0\|\bar{\mathbf{s}}\|^2}$,

可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{s}^T\mathbf{D}\mathbf{s} & \frac{|\mathbf{s}^T|(\bar{\varepsilon}_F+\bar{\varepsilon}_D|\mathbf{u}_{eq}|+|\mathbf{u}_0|)}{\delta_0\|\bar{\mathbf{s}}\|^2} > \\ & \delta_0\|\mathbf{s}\|^2\frac{|\mathbf{s}^T|(\bar{\varepsilon}_F+\bar{\varepsilon}_D|\mathbf{u}_{eq}|+|\mathbf{u}_0|)}{\delta_0\|\bar{\mathbf{s}}\|^2} \end{aligned} \quad (42)$$

其中, $\bar{\varepsilon}_F$ 、 $\bar{\varepsilon}_D$ 分别为 ε_F 、 ε_D 的上界.

由鲁棒控制器式(32),可得:

$$\mathbf{s}^T\mathbf{D}\boldsymbol{\psi} > |\mathbf{s}^T|(\bar{\varepsilon}_F+\bar{\varepsilon}_D|\mathbf{u}_{eq}|+|\mathbf{u}_0|) \quad (43)$$

那么,

$$-\mathbf{s}_0^T\mathbf{s}[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+\varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] \leq 0 \quad (44)$$

因此:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 & =-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\mathbf{s}^T\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p- \\ & \quad \mathbf{s}_0^T\mathbf{s}[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+\varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}] < 0 \end{aligned} \quad (45)$$

则闭环系统所有信号有界,当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\hat{\mathbf{W}}_D$ 、 $\hat{\mathbf{W}}_F$ 分别收敛于 \mathbf{W}_D^* 和 \mathbf{W}_F^* .

性质(ii) 证明

当 $\mathbf{F}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_F^*)=\hat{\mathbf{F}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_F)$ 、 $\mathbf{D}^*(\mathbf{X},\mathbf{W}_D^*)=\hat{\mathbf{D}}(\mathbf{X},\hat{\mathbf{W}}_D)$ 时

定义 Lyapunov 函数:

$$\mathbf{V}_2=\frac{1}{2}\mathbf{s}^T\mathbf{s} \quad (46)$$

计算 \mathbf{V}_2 的全导数 $\dot{\mathbf{V}}_2$,由式(38)和式(45),得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_2 & =\mathbf{s}^T\dot{\mathbf{s}} \\ & =\mathbf{s}^T\{-\bar{\mathbf{K}}_1\mathbf{s}-\bar{\mathbf{K}}_2\text{sig}(s)^p-\mathbf{s}_0[-\mathbf{u}_0+\mathbf{D}(\mathbf{q})\boldsymbol{\psi}+ \\ & \quad \varepsilon_F+\varepsilon_D\mathbf{u}_{eq}]\} < 0 \end{aligned} \quad (47)$$

因此系统状态能够在有限时间内到达滑模面,由引理1可得,有限到达时间为:

$$t_s \leq \frac{1}{\bar{k}_2(1-p)} \frac{\ln \bar{k}_1 (V^{(1-p)/2} + 2^{(p-1)/2} \bar{k}_2)}{2^{(p-1)/2} \bar{k}_2} \quad (48)$$

系统状态到达滑模面后,将沿着滑模面有限时间内收敛到平衡点,因此位置和速度跟踪误差在有限时间内快速收敛到零。

性质 (iii) 证明

该项证明的目的是分析所提控制器对参数不确定具有鲁棒性,且收敛误差可收敛到一可调的收敛区间。

当 $F^*(X, W_F^*) \neq \hat{F}(X, \hat{W}_F), D^*(X, W_D^*) \neq \hat{D}(X, \hat{W}_D)$ 时,

定义 Lyapunov 函数:

$$V_3 = \frac{1}{2} s^T s \quad (49)$$

计算 V_3 的全导数 \dot{V}_3 , 由式(38), 可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= s^T \dot{s} \\ &= s^T \{ -\bar{K}_1 s - \bar{K}_2 \text{sig}(s)^p - s_0 [(F^* - \hat{F}) + \\ &\quad (D^* - \hat{D}) u_{eq} + D\psi - u_0 + \varepsilon_F + \varepsilon_D u_{eq}] \} \\ &= -s^T \bar{K}_1 s - s^T \bar{K}_2 \text{sig}(s)^p - s^T s_0 \delta - \\ &\quad s^T s_0 [D\psi - u_0 + \varepsilon_F + \varepsilon_D u_{eq}] \end{aligned} \quad (50)$$

其中, $\delta = (F^* - \hat{F}) + (D^* - \hat{D}) u_{eq}$, 由式(44)可知, $-s^T s_0 [D\psi - u_0 + \varepsilon_F + \varepsilon_D u_{eq}] < 0$.

因此, 令:

$$\dot{V}_3' = -s^T \bar{K}_1 s - s^T \bar{K}_2 \text{sig}(s)^p - s^T s_0 \delta \quad (51)$$

则上式可改写成两种形式进行讨论:

$$(1) \dot{V}_3' = -s^T s_0 \left[K_1 s + \left(K_2 + \frac{\text{diag}(\delta)}{\text{diag}(\text{sig}(s)^p)} \right) \text{sig}(s)^p \right] \quad (52)$$

假如 $K_2 + \frac{\text{diag}(\delta)}{\text{diag}(\text{sig}(s)^p)}$ 为正定矩阵, 则 $\dot{V}_3' < 0$,

由式(50)可知, $\dot{V}_3 < 0$, 可以保证有限时间收敛。

当 $k_2 - |\delta_i| / |s_i|^p > 0$ 时, 有 $|s_i|^p \leq |\delta_i| / k_2$, 其中, k_2 是 K_2 的最小特征值。因此滑模变量有限时间内收敛到区间 $\|s\| = (\|\delta\| / k_2)^{1/p} = \Delta_2$ 。

$$(2) \dot{V}_3' = -s^T s_0 \left[K_2 \text{sig}(s)^p + \left(K_1 + \frac{\text{diag}(\delta)}{\text{diag}(s)} \right) s \right] \quad (53)$$

假如 $K_1 + \frac{\text{diag}(\delta)}{\text{diag}(s)}$ 为正定矩阵, 则 $\dot{V}_3' < 0$, 由式

(50)可知, $\dot{V}_3 < 0$, 可以保证有限时间收敛。

当 $k_1 - |\delta_i| / |s_i| > 0$ 时, 有 $|s_i| \leq |\delta_i| / k_1$, 其中, k_1 是 K_1 的最小特征值。因此滑模变量有限时间内收敛到区间 $\|s\| = (\|\delta\| / k_1) = \Delta_1$ 。

性质 (iv) 证明

当有滑模变量限时间到达区间 $\Delta = \min(\Delta_1, \Delta_2)$ 后, 非奇异 Terminal 滑模面为:

$$s = e + \beta \text{sig}(\dot{e})^\gamma = \Theta, \quad |\Theta| \leq \Delta \quad (54)$$

即:

$$e_i(t) + (\beta_i - \Theta_i / \text{sig}(\dot{e}_i)^{\gamma_i}) \text{sig}(\dot{e}_i)^{\gamma_i} = 0 \quad (55)$$

当 $\beta_i - (\Theta_i / \text{sig}(\dot{e}_i)^{\gamma_i}) > 0$ 时, 式(55)与非奇异 Terminal 滑模面有着相同的形式, 因此, 位置和速度跟踪误差在有限时间内快速收敛于区间:

$$\begin{aligned} |\dot{e}_i| &\leq (\Delta / \beta) 1 / \gamma_i, \\ |e_i| &\leq \beta |\dot{e}_i|^{\gamma_i} + |\Theta_i| \leq \Delta \Delta + \Delta = 2\Delta \end{aligned} \quad (56)$$

(证毕)

因此, 由李亚普洛夫稳定性判据可知, 系统误差收敛于零, 闭环系统渐近稳定。所设计的控制算法式(31)和模糊高斯神经网络权值自适应更新律式(33), 以及鲁棒控制器式(32)可有效地控制混合系统渐近稳定地完成所期望的协调运动。

3 仿真实验

针对图1所示的空间机械臂系统与被捕获目标卫星组成的组合体航天器, 在捕获操作接触、碰撞冲击影响下, 利用本文提出控制算法式(31)和模糊神经网络权值自适应更新律式(33), 以及鲁棒控制器式(32)进行数值仿真实验。设机械臂 $B_i (i=1, 2)$ 沿 x_i 轴的长度为 3m, 关节 O_1 与航天飞机载体质心 O_0 的距离为 1.5m, 机械臂 B_1 的质心与关节 O_1 的距离为 2m。机械臂 B_2 和捕获卫星 P 的质心与关节 O_2 的距离为 1.5m。各分体质量和惯量矩分别为: $m_0 = 40\text{kg}, m_1 = 2\text{kg}, m_2 = 1\text{kg}; I_0 = 34.17\text{kg} \cdot \text{m}^2, I_1 = 1.5\text{kg} \cdot \text{m}^2, I_2 = 0.75\text{kg} \cdot \text{m}^2$; 目标卫星的质量为 $m_p = 2\text{kg}$, 中心惯量张量为 $I_p = 1\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。

仿真时, 假设捕获操作前目标卫星的速度为 $v_x = 1\text{m/s}, v_y = -1\text{m/s}$ 和 $\omega_p = 1\text{rad/s}$, 且空间机械臂末端位置已到达捕获位置; 完成捕获操作后, 假设控制时目标卫星的质量及中心惯量张量未知, 并假设它们的初始值均为零。该仿真中, 在捕获过程接触、碰撞冲击影响下组合体航天器的初始速度由 § 2.2 节计算得出。同时, 控制律参数选为:

$$\xi_F = 0.3, \xi_D = 0.02, p = 0.55, \varepsilon_0 = 0.15,$$

$$\varepsilon_F = 0.25, \varepsilon_D = 0.25, \delta_0 = 0.2,$$

$$\beta = \text{diag}[0.5, 0.5, 0.5], K_1 = \text{diag}(15, 15, 15),$$

$$K_2 = \text{diag}(30, 30, 30).$$

此外,假设组合体航天器系统运动转角的期望轨迹为:

$$\theta = \begin{bmatrix} \theta_{0d} \\ \theta_{1d} \\ \theta_{2d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1.57(\frac{t}{10} - \frac{1}{2\pi} \sin 0.2\pi t) \\ 1.57(1 - \frac{t}{10} + \frac{1}{2\pi} \sin 0.2\pi t) \end{bmatrix}$$

运动初始值为 $\theta(0) = [0.1 \ 0.2 \ 1.2]^T$ (rad), 由完成捕获操作后算起, 仿真时间: $t = 10s$.

仿真实验一: 主要由两个部分组成, 第一部分为碰撞后对组合体航天器不进行主动控制; 第二部分为利用式(31)所设计的控制算法进行主动控制的仿真研究. 仿真结果如图 3~图 9 所示, 其中图 3 和图 4 分别为碰撞后对组合体航天器不进行主动控制和利用基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法控制时, 整个系统的运动情况. 在图 5~图 9 中, 当碰撞后对组合体航天器不进行主动控制时, 各个广义坐标的运动轨迹用虚线表示; 当对组合体航天器使用基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法控制时, 各广义坐标的运动轨迹则用点划线表示; 实线则用来表示各广义坐标的期望运动轨迹. 图 5 和图 6 为碰撞后载体位置的变化情况; 图 7 为载体姿态的变化情况; 图 8 和图 9 分别为空间机器人机械臂关节铰 1、2 的变化情况. 从仿真图 3~图 9 可看出, 在目标卫星的质量及中心惯量张量未知情况下, 文中提出的基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法能够控制混合体系统的航天飞机载体姿态角及机械臂两关节铰同时跟踪期望轨迹, 然而, 在此情况下, 如果不对组合体航天器进行主动控制就很难得到令人满意的结果.

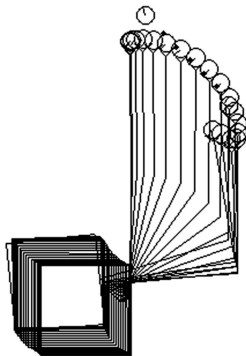


图 3 系统整体运动情况(碰撞后主动控制)

Fig.3 Motion of whole system(System is controlled after collision)

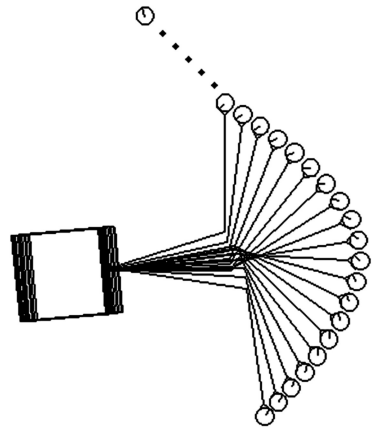


图 4 系统整体运动情况(碰撞后不进行主动控制)

Fig.4 Motion of whole system(System is uncontrolled after collision)

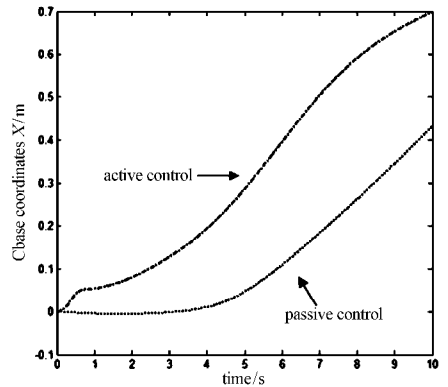


图 5 载体位置坐标 X 变化情况

Fig.5 Chang of base's position coordinates X

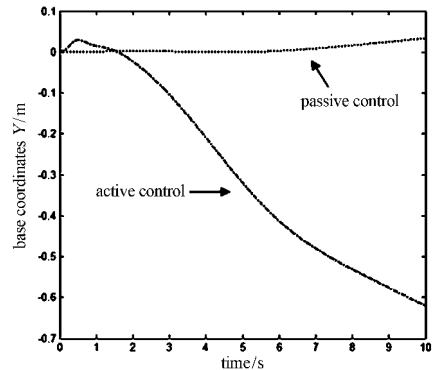


图 6 载体位置坐标 Y 变化情况

Fig.6 Chang of base's position coordinates Y

仿真实验二: 开启和关闭鲁棒控制项 ψ (式(32))时, 载体姿态角 θ_0 , 机械臂关节铰 θ_1 和 θ_2 实际轨迹与期望轨迹的比较, 仿真结果如图 10~图 12 所示. 在图 10~图 12 中, 点划线为开启鲁棒控制项 ψ 时, 碰撞后混合体系统载体姿态角 θ_0 、机械臂关节角 θ_1 和 θ_2 的实际运动轨迹; 虚线为关闭鲁棒控制项 ψ 时, 碰撞后组合体航天器载体姿态角 θ_0 、

机械臂关节角 θ_1 和 θ_2 的实际运动轨迹;实线为碰撞后组合体航天器载体姿态角 θ_0 、机械臂关节角 θ_1 和 θ_2 的期望运动轨迹.从图 10~图 12 的仿真结果可以看出,文中设计的基于鲁棒控制器式(32)的控制算法式(31)可以消除模糊神经网络的逼近误差,有效地控制组合体航天器的载体姿态及机械臂关节稳定地跟踪期望运动轨迹.

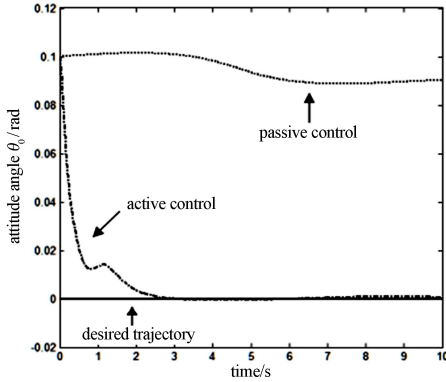


图7 载体姿态角 θ_0 的运动轨迹比较

Fig.7 Comparison of motion trajectory for base's attitude θ_0

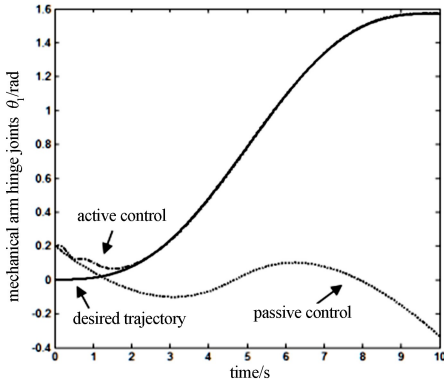


图8 机械臂关节角 θ_1 的运动轨迹比较

Fig.8 Comparison of motion trajectory for the first joint θ_1

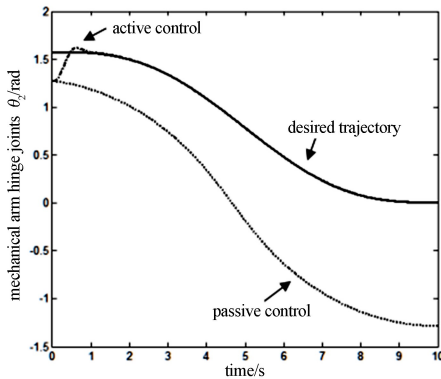


图9 机械臂关节角 θ_2 的运动轨迹比较

Fig.9 Comparison of motion trajectory for the second joint θ_2

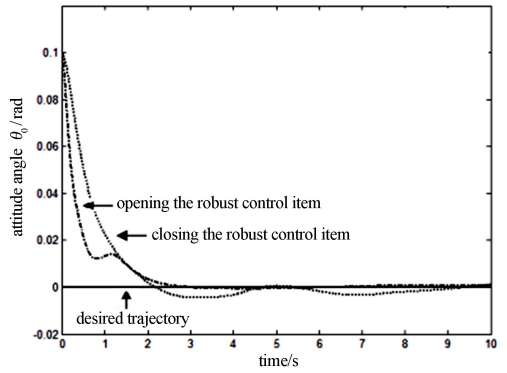


图10 开启与关闭鲁棒项 ψ 情况下载体姿态角 θ_0 实际轨迹与期望轨迹的比较

Fig.10 Comparison of the real and expected tracking of the base's attitude θ_0

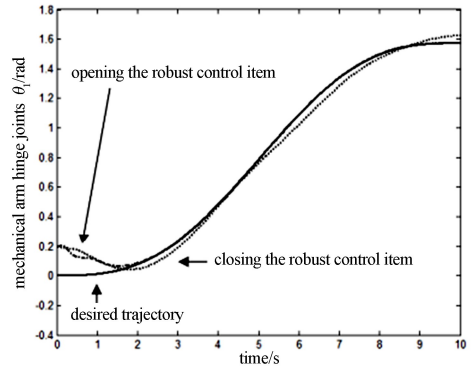


图11 开启与关闭鲁棒项 ψ 情况下机械臂关节角 θ_1 实际轨迹与期望轨迹的比较

Fig.11 Comparison of real and expected trajectory of base's attitude θ_1 when opening and closing the robust control item ψ

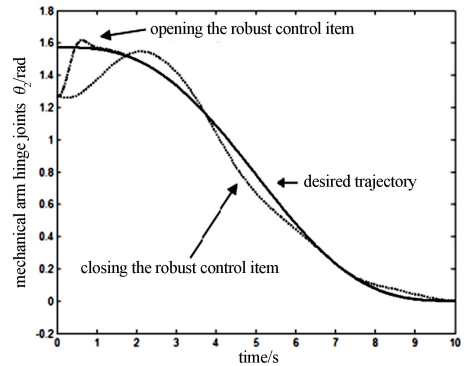


图12 开启与关闭鲁棒项 ψ 情况下机械臂关节角 θ_2 实际轨迹与期望轨迹的比较

Fig.12 Comparison of real and expected trajectory of base's attitude θ_2 when opening and closing the robust control item ψ

仿真实验三:模糊神经网络的估计结果和模糊神经网络的输出权值 $\|\hat{W}_D\|$ 和 $\|\hat{W}_F\|$ 的收敛曲线.仿真结果如图 13~图 20 所示.其中,图 13~

图 18 为模糊神经网络的估计结果;图 19 和图 20 为模糊神经网络输出权值 $\|\hat{W}_D\|$ 和 $\|\hat{W}_F\|$ 的收敛曲线.

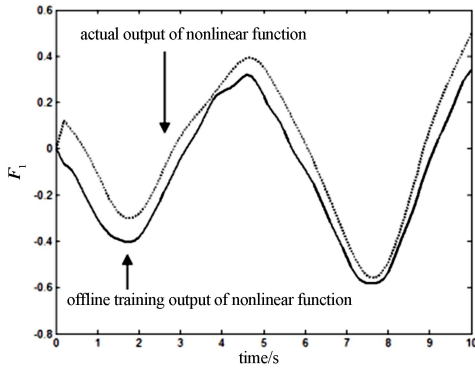


图 13 非线性函数 $F(1)$ 的离线训练情况

Fig.13 Offline training of nonlinear function $F(1)$

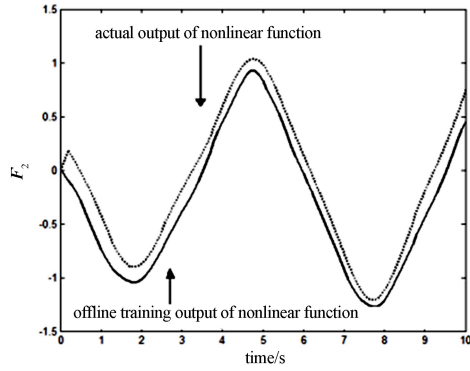


图 14 非线性函数 $F(2)$ 的离线训练情况

Fig.14 Offline training of nonlinear function $F(2)$

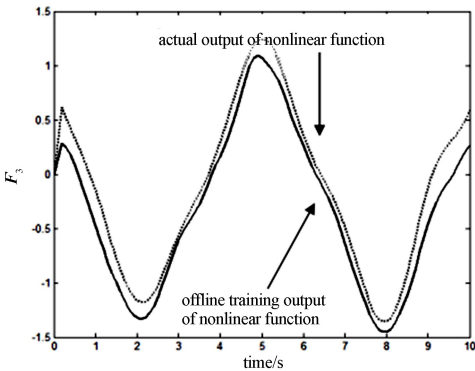


图 15 非线性函数 $F(3)$ 的离线训练情况

Fig.15 Offline training of nonlinear function $F(3)$

为提高模糊神经网络逼近非线性函数 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$ 的精度,网络训练采用离线训练和在线训练相结合的方法.首先进行离线训练,离线训练好后,再利用文中设计的在线自适应控制算法进行在线控制,使系统输出逐渐向期望值接近.设置模糊

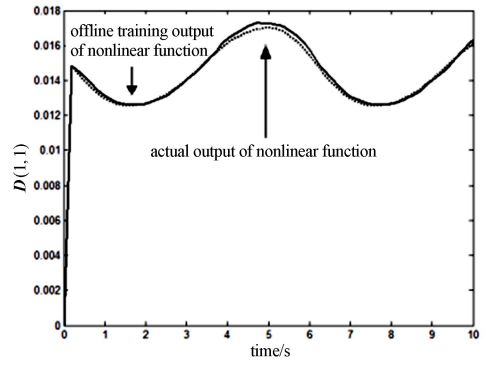


图 16 非线性函数 $D(1,1)$ 的离线训练情况

Fig.16 Offline training of nonlinear function $D(1,1)$

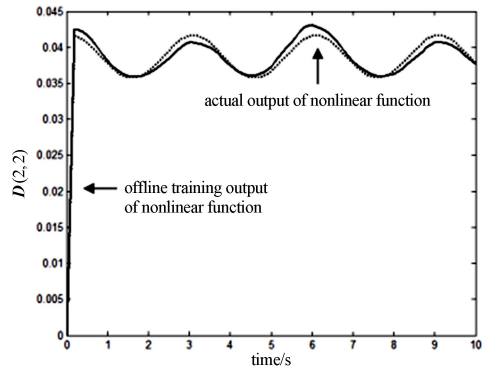


图 17 非线性函数 $D(2,2)$ 的离线训练情况

Fig.17 Offline training of nonlinear function $D(2,2)$

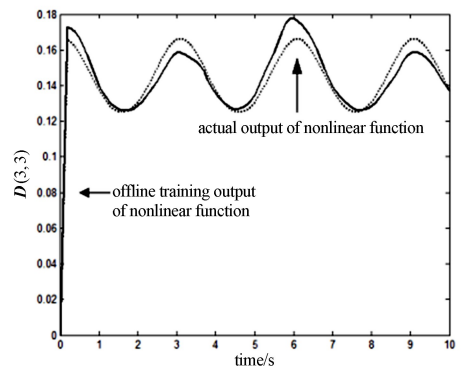


图 18 非线性函数 $D(3,3)$ 的离线训练情况

Fig.18 Offline training of nonlinear function $D(3,3)$

神经网络的输入矢量 $X = [x, y, \theta_1, \theta_2, \theta_3, \dot{x}, \dot{y}, \dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2, \dot{\theta}_3]^T$;其初始模糊规则数取 60,各输入分量模糊子集的隶属度函数的均值在 $[-\pi, \pi]$ 上随机分布,其标准差 $\sigma_\zeta^l = 6/\pi (\zeta = 1, \dots, 6, l = 1, \dots, 60)$.网络输出权值初始值在区间 $[-1, 1]$ 上随机分布.

用于模糊神经网络离线训练的训练样本共 500 组,该样本是以随机输入信号作用于非线性函数 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$ 而得到的,设置的随机输入

信号如下:

$$[\text{rand}(1, 200); \text{rand}(1, 200); 2\pi/3 + 0.6\text{rand}(1, 200) - 0.3; 2\text{rand}(1, 200) - 1 + \pi/3; -2\text{rand}(1, 200) - 1 + \pi/3;$$

$$\text{rand}(1, 200); \text{rand}(1, 200); (2\text{rand}(1, 200) - 1)\pi/12; -\pi(2\text{rand}(1, 200) - 1)/3; -\pi(2\text{rand}(1, 200) - 1)/3]$$

它们分别对应载体位置、机械臂关节角、载体位置速率、机械臂关节角角速率。

在图 13~图 18 中,虚线表示由期望轨迹的输入而得到非线性函数 $F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$ 和 $D(\theta)$ 实际输出,实线为模糊神经网络离线训练输出。由于本文主要研究轨迹跟踪控制,无需高精度地辨识系统模型,存在的模型辨识误差可用设计的滑模控制、鲁棒项以及模糊神经网络输出权值的在线自适应算法进行补偿。当然,通过增加训练数据是可以提高模糊神经网络辨识系统模型的精度,但这样需要增加模糊神经网络的规则数、或者增加了输入变量的语言词集个数,导致模糊神经网络结构庞大、复杂,不利于实时计算。将训练后的模糊神经网络,应用于文中所设计的控制系统。其训练后的 FNN 网络输出权值作为在线自适应算法的初始值。

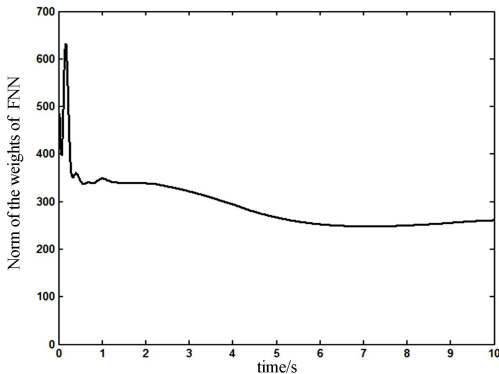


图 19 FNN 的网络输出权值 $\|\hat{W}_D\|$ 的变化情况

Fig.19 Evolution of the weights of the fuzzy neural network $\|\hat{W}_D\|$

图 19 和图 20 分别为 FNN 的网络输出权值 $\|\hat{W}_D\|$ 的变化情况与网络输出权值 $\|\hat{W}_F\|$ 的变化情况,可以看出:仿真初始阶段由于跟踪误差较大、FNN 逼近系统模型较差造成网络输出权值的范数变化较大,经短暂的在线自适应学习后,范数逐渐平缓,相当于 FNN 的网络输出权值变化越来越小,收敛于固定的理想的网络输出权值。

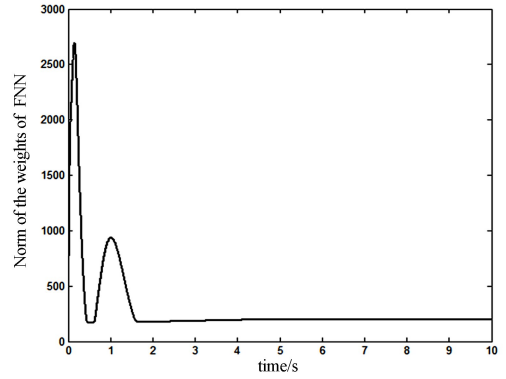


图 20 FNN 的网络输出权值 $\|\hat{W}_F\|$ 的变化情况

Fig.20 Evolution of the weights of the fuzzy neural network $\|\hat{W}_F\|$

4 小结

文章设计了一种基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法,来解决在轨捕获参数未知目标卫星后组合航天器的镇定控制问题。该控制算法将模糊神经网络引入非奇异 Terminal 滑模控制器中,从而设计了一种基于模糊神经网络自适应控制算法的智能非奇异 Terminal 滑模控制方法,理论分析证明了在该控制算法作用下,闭环控制系统的稳定性及跟踪误差和速度误差能在有限时间内收敛到一个可调大小的收敛区间。仿真结果表明:本文研究的基于模糊神经网络的非奇异 Terminal 滑模控制算法能够有效地消除空间机械臂系统进行捕获操作时接触碰撞对整个系统造成的不利影响(接触碰撞使得系统变量都产生了较大变化),在不是特定的初值情况下,前三分之一仿真时段内,实际轨迹已准确跟踪期望轨迹;通过对比有无主动控制及开启和关闭鲁棒控制器式(32)的情况,更证实了该控制算法的有效性与准确性。

参 考 文 献

- 曹丽,周志成,曲广吉. 面向控制的变构型航天器柔性耦合动力学建模与仿真. 工程力学, 2013,30(8):266~271 (Cao L, Zhou Z C, Qu G J. Flexible coupling dynamics modeling and simulation of variable configuration spacecraft oriented control. *Engineering Mechanics*, 2013,30(8):266~271 (in Chinese))
- Isenberg D R, Kakad Y P. Quaternion based computed-torque and feed-forward tracking controllers for a space

- robot. In: Proceedings of the Annual South eastern Symposium on System Theory, March 7-9, 2010, Tyler, TX, United States, 2010:232~236
- 3 Sagara S, Taira Y. Digital control of space robot manipulators with velocity type joint controller using transpose of generalized jacobian matrix. *Artificial Life and Robotics*, 2008, 13(1):355~358
 - 4 Steve U, Jurek Z S. Extended kalman filtering for flexible joint space robot control. In: 2011 American Control Conference. San Francisco. CA. USA; IEEE, 2011:1021~1026
 - 5 Nanos K. On the use of free-floating space robots in the presence of angular momentum. *Intelligent Service Robotics*, 2011, 4(1):3~15
 - 6 Lindsay E. Canadian space robotics on board the international space station. In: 2005 CCToMM Symposium on Mechanisms, Machines, and Mechatronics, Canadian Space Agency, Montreal, Canada. May 26~27, 2005
 - 7 Abibo S, Hirzinger G. Adaptive control for a torque controlled free-floating space robot with kinematic and dynamic model uncertainty. In: The 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Saint. Louis, USA; IEEE, 2009:2359~2364
 - 8 于登云,孙京,马兴瑞. 空间机械臂技术及发展建议. 航天器工程, 2007, 16(4):1~8 (Yu D Y, Sun J, Ma X R. Suggestion on development of chinese space manipulator technology. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(4):1~8 (in Chinese))
 - 9 李俊峰,王照林. 带空间机械臂的充液航天器姿态动力学研究. 宇航学报, 1999, 20(2):81~86 (Li J F, Wang Z L. Study on attitude dynamics of a liquid-filled spacecraft with manipulators. *Journal of Astronautics*, 1999, 20(2):81~86 (in Chinese))
 - 10 李青,王天舒. 高频激励下旋转柔性臂逆动力学模态自适应方法研究. 空间科学学报, 2008, 28(4):345~349 (Li Q, Wang T S. Adaptive mode method in inverse dynamics of a rotating flexible manipulator with high-frequency excitation. *Chinese Journal of Space Science*, 2008, 28(4):345~349 (in Chinese))
 - 11 吴立成,孙富春,孙增圻. 柔性空间机器人振动抑制轨迹规划算法. 机器人, 2003, 25(3):250~254 (Wu L C, Sun F C, Sun Z Q. Optimal trajectory planning of flexible space robot for vibration reducing. *Robot*, 2003, 25(3):250~254 (in Chinese))
 - 12 林倩,袁军. 基于向量对方法的柔性空间机械臂建模与仿真. 空间控制技术与应用, 2016, 42(2):26~31 (Lin Q, Yuan J. Dynamic modeling and simulation of flexible space manipulator. *Aerospace Control and Application*, 2016, 42(2):26~31 (in Chinese))
 - 13 刘福才,高娟娟,王芳. 地面装调的空间机械臂在空间应用时的自适应鲁棒控制. 控制理论与应用, 2013, 30(1):69~75 (Liu F C, Gao J J, Wang F. Adaptive robust control for the space application of manipulator aligned on ground. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(1):69~75 (in Chinese))
 - 14 阎绍泽,黄铁球,吴德隆. 空间飞行器柔性附件动力学建模方法研究. 导弹与航天运载技术, 1999(2):31~39 (Yan S Z, Huang T Q, Wu D L. Study on dynamics modeling of a flexible appendage of spacecraft. *Missiles and Space Vehicles*, 1999(2):31~39 (in Chinese))
 - 15 丁希仑. 一种多旋翼多功能空中机器人及其腿式壁面行走运动规划. 航空学报, 2010, 31(10):2075~2086 (Ding X L. A multi-propeller and multi-function aero-robot and its motion planning of leg-wall-climbing. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(10):2075~2086 (in Chinese))
 - 16 洪在地,负超,陈力. 柔性臂漂浮基空间机器人建模与轨迹跟踪控制. 机器人, 2007, 29(1):92~96 (Hong Z D, Yun C, Chen L. Modeling and trajectory tracking control of a free-floating space robot with flexible manipulator. *Robot*, 2007, 29(1):92~96 (in Chinese))
 - 17 Gu Y L, Xu Y S. A normal form augmentation approach to adaptive control of space robot systems. *Journal of the Dynamics and Control*, 1995, 5(3):275~294
 - 18 Walker M W. Adaptive control of space-based robot manipulators. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 1992, 7(6):828~835
 - 19 陈力. 参数不确定空间机械臂系统的鲁棒自适应混合控制. 控制理论与应用, 2004, 21(4):512~516 (Chen L. Robust and adaptive composite control of space manipulator system with uncertain parameters. *Control Theory and Application*, 2004, 21(4):512~516 (in Chinese))
 - 20 梁捷,陈力,秦开宇. 基座弹性影响下空间站柔性关节机械臂的鲁棒自适应滑模控制及双重弹性振动主动抑制. 载人航天, 2016, 22(6):788~796 (Liang J, Chen L, Qin K Y. Robust adaptive sliding control and active dual vibration suppression in flexible joint manipulator of space station with elastic foundation. *Manned Spaceflight*, 2016, 22(6):788~796 (in Chinese))
 - 21 梁捷,陈力,梁频. 柔性空间机器人基于关节柔性补偿

- 控制器与虚拟力概念的模糊全局滑模控制及振动主动抑制. 振动与冲击, 2016, 35(18):62~70 (Liang J, Chen L, Liang P. Adaptive fuzzy global sliding mode control and double flexible vibration active hierarchical suppression of space robot with flexible-link and flexible-joint. *Journal of Vibration and Shock*, 2016, 35(18):62~70 (in Chinese))
- 22 Matsumoto S, Jacobsen S, Dubowsky S. Approach planning and guidance for uncontrolled rotating satellite capture considering collision avoidance. In: Proceeding of the 7th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space (i-SAIRAS), Nara, Japan, May, 2003
- 23 Sagara S, Taira Y. Digital control of space robot manipulators with velocity type joint controller using transpose of generalized jacobian matrix. *Artificial Life and Robotics*, 2008, 13(1):355~358
- 24 Pan F H, Yang S X, Bin L. Contact and impact dynamics of space manipulator and free-flying target. *Intelligent Robots and Systems*, 2005 (IROS 2005):1181~1186
- 25 Slotin J E, Li W P. On the adaptive control of robot manipulators. *Journal of the Robots Research*, 1987, 6(3):49~59
- 26 Haimo V T. Finite time controllers. *SIAM Journal of Control and Optimization*, 1986, 24(4):760~770

FUZZY NEURAL NETWORK SLIDING MODE CONTROL FOR ASSEMBLED SPACECRAFT AFTER CAPTURE TARGET SATELLITE*

Liang Jie^{1,2} Qing Kaiyu^{1†} Chen Li³

(1. School of Astronautics & Aeronautics, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China)

(2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China).

(3. Department of Mechanical Engineering and Automation, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China)

Abstract This paper discusses the stability control problem for assembled spacecraft of space-based manipulator and target satellite after capturing operation is completed. The dynamical model of the space-based manipulator system is derived by Lagrange formula, and based on the coupling momentum and impulse transfer during operation process of space-based manipulator to capture the target satellite, the mathematical models which are suitable for the design of control system for free-floating space-based manipulator to on-orbit capture floating satellite are established. Using the above mathematical model, a nonsingular terminal sliding mode control algorithm based on fuzzy neural network is proposed. The mentioned control algorithm needs neither to parameterize the dynamic equations of the system linearly, nor knows any system parameters. Due to the use of self-learning capability of neural network to modify control rules of fuzzy control and membership functions, the fuzzy neural network can reduce the number of fuzzy rules in the identification of system parameter, and it may be more adapted for practical application of space-based manipulator system to on-orbit capture. Eventually, a complete analysis on the stability and the performance are performed by using Lyapunov theory. The correctness and applicability of the control scheme are manifested by comparison of simulation and experimental results.

Key words assembled spacecraft, capture target satellite, collision dynamics modeling, fuzzy neural network, nonsingular terminal sliding mode control, space-based manipulator

Received 27 October 2017, revised 31 December 2017.

* The project supported by the National High-tech Research and Development Projects (863 Torch Program) (2015AA7055041), the National Natural Science Foundation of China (11372073), the Sichuan Province Application Projects (2016JY0210).

† Corresponding author E-mail: kyqin@uestc.edu.cn