

# 带有死区非线性输入的挠性 航天器姿态机动智能控制

朱良宽, 马广富, 胡庆雷

(哈尔滨工业大学 航天学院 控制科学与工程系, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对反作用飞轮带有死区非线性输入特性的三轴稳定挠性航天器姿态机动控制问题, 提出一种由变结构与神经网络自适应控制技术相结合的智能控制方法。首先, 基于航天器非线性和低阶模态动力学模型设计了变结构输出反馈控制律, 给出了滑模存在条件, 保证闭环系统渐近稳定; 其次, 采用神经网络自适应控制技术对系统的不确定性因素进行补偿控制, 并利用 Lyapunov 方法分析了系统的渐近稳定性。智能控制的引入使得控制器具有很强的自学习能力和自适应能力, 可有效降低不确定因素对系统产生的影响。最后, 将本文提出的控制策略应用于三轴稳定挠性航天器的姿态机动控制, 仿真结果表明本文方法是行之有效的。

**关键词:** 飞行器控制、导航技术; 挠性航天器; 姿态机动; 神经网络; 变结构控制

**中图分类号:** V448.2    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1671-5497(2008)Sup.-0195-06

## Attitude maneuvering intelligent control of flexible spacecraft with dead zone input nonlinearity

Zhu Liang-kuan, Ma Guang-fu, Hu Qing-lei

(Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** An intelligent control algorithm combining variable structure control and neural network for attitude maneuvering of a three-axis stabilized flexible spacecraft with dead zone nonlinear input induced by flywheel reaction was proposed. First, a variable structure output feedback control law was designed on the basis of nonlinear and lower order mode of the spacecraft dynamic model. Then an existing slide condition and closed-loop asymptotical stability condition were given. Furthermore, network adaptive control technique was used to compensate system uncertainties and the stability analysis was conducted by using Lyapunov function. The introduction of intelligent control ensures the controller a good ability of self-learning and adaptation so that the influence of the uncertainty to the system was effectively reduced. Finally, the numerical simulations to the spacecraft were performed to demonstrate the effectiveness of the proposed method.

**Key words:** control and navigation technology of aerocraft; flexible spacecraft; attitude maneuvering; neural network; variable structure control

收稿日期: 2007-09-16.

基金项目: 国家自然科学基金项目(60774062); 高等学校博士学科点专项科研基金项目(20050213010); 哈尔滨工业大学优秀青年教师培养计划基金项目(HITQNJS. 2007. 001).

作者简介: 朱良宽(1978-), 男, 博士研究生。研究方向: 挠性航天器姿态控制。E-mail: zhulk@hit.edu.cn

通讯联系人: 马广富(1963-), 男, 教授, 博士生导师。研究方向: 卫星姿态控制。E-mail: magf@hit.edu.cn

随着世界航天科技的迅猛发展,挠性航天器附件的种类越来越多,结构也越来越大,使得挠性航天器姿态控制问题成为空间高科技领域的重要课题。其在轨运行中,随着燃料的消耗以及挠性的展开和收缩,其转动惯量变化很大,同时还受到外部扰动力矩的作用,这些因素导致对航天器的控制具有很大的不确定性。因此具有较好鲁棒性的航天器控制系统的研究日益受到重视<sup>[1-3]</sup>。

滑模变结构控制是一种针对不确定对象的有效方法,当系统进入滑动模态后具有对参数变化和外部扰动不敏感的特性,因此近年来在航天器控制领域中得到了广泛的应用<sup>[4-6]</sup>。对于带有非线性输入的挠性航天器,文献[7,8]提出了变结构输出反馈控制器的设计方法,取得了良好的效果。然而,作者并没有考虑输入死区特性以及控制矩阵含有的不确定性因素对系统产生的影响。对于挠性航天器而言,在实际应用中,系统不确定性因素以及死区非线性的存在,降低了系统的性能,甚至使系统表现出不稳定的特性。另外,在变结构控制器设计中,参数的选取是根据系统中最大可能范围来确定的,这样虽然保证了鲁棒性,但可能给出过大的控制量,容易激发未建模的高频动态特性,从而导致系统在切换平面上的抖动;如果采用较小的控制增益,则鲁棒性又不好,如干扰的幅值超过控制信号,则滑动平面将被破坏。在实际工程中,系统的不确定因素很难精确的描述,因此很难获得好的控制范围。对于此问题,一种有效的解决方法是通过采用智能控制对不确定性进行补偿。在智能控制方法中,神经网络自适应控制器因其强大的非线性逼近和自适应能力,已经被广泛地应用于解决许多控制问题中,在航天器上的应用也得到了相应的重视<sup>[9-11]</sup>。利用神经网络,能够实现对不确定因素进行准确的估计,可减小控制器对模型的依赖。

作者针对带有死区/饱和非线性输入的姿态机动鲁棒控制问题,结合变结构和神经网络控制的机理,提出一种智能控制方案,基于Lyapunov方法进行了稳定性分析,并将本文提出的控制策略应用于三轴稳定挠性航天器的姿态机动控制。

## 1 挠性航天器数学模型

考虑由刚体和挠性附件组成的航天器系统,其动力学方程可写为如下形式<sup>[12]</sup>

$$\dot{\mathbf{J}}_T \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\mathbf{J}}_R \dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\delta}^T \ddot{\boldsymbol{\eta}} =$$

$$-\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}_T \boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}_R \boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\delta}^T \dot{\boldsymbol{\eta}}) + \mathbf{T}_d \quad (1a)$$

$$\mathbf{J}_R (\boldsymbol{\Omega} + \dot{\boldsymbol{\omega}}) = \mathbf{u} \quad (1b)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{D} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} = -\boldsymbol{\delta} \boldsymbol{\omega} \quad (1c)$$

式中: $\mathbf{J}_T$  和  $\mathbf{J}_R$  为整个系统及反作用飞轮的对称惯量矩阵; $\boldsymbol{\Omega} = [\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z]^T$  为反作用飞轮相对于本体的姿态角速度; $\mathbf{T}_d = [T_{d1}, T_{d2}, T_{d3}]^T$  为系统的外干扰力矩; $\mathbf{u} = [u_x, u_y, u_z]^T$  为由反作用飞轮提供的内部控制力矩; $\boldsymbol{\eta}$  为相对本体的模态坐标向量; $\boldsymbol{\delta}$  为刚柔耦合矩阵; $\mathbf{D} = \text{diag}\{2\xi_1\omega_1, \dots, 2\xi_N\omega_N\}$ 、 $\mathbf{K} = \text{diag}\{\omega_1^2, \dots, \omega_N^2\}$  及  $N$  分别表示阻尼矩阵、刚度矩阵及模态个数,其中  $\xi_i$  为帆板振动模态阻尼; $\omega_i$  为帆板的振动频率。

对于小角度的姿态机动,挠性航天器的动力学以欧拉角的形式可以简化为如下的形式<sup>[7]</sup>

$$\begin{bmatrix} (\mathbf{J}_T - \mathbf{J}_R) & \boldsymbol{\delta}^T \\ \boldsymbol{\delta} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\varphi}} \\ \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ \dot{\boldsymbol{\psi}} \\ \ddot{\boldsymbol{\eta}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\varphi}} \\ \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ \dot{\boldsymbol{\psi}} \\ \ddot{\boldsymbol{\eta}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varphi} \\ \boldsymbol{\theta} \\ \boldsymbol{\psi} \\ \boldsymbol{\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} \\ 0 \end{bmatrix} (\boldsymbol{\Gamma}(\cdot) - \mathbf{u}) \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\varphi}$ 、 $\boldsymbol{\theta}$  及  $\boldsymbol{\psi}$  分别为滚动、俯仰及偏航角; $\boldsymbol{\Gamma}(\cdot)$  为非线性部分、外部干扰力矩以及模态截断引起的不确定部分。若定义新的变量为

$$\mathbf{z} = [\boldsymbol{\varphi} \ \boldsymbol{\theta} \ \boldsymbol{\psi} \ \boldsymbol{\eta}]^T \quad (3)$$

同时,令

$$\bar{\mathbf{M}} = \begin{bmatrix} (\mathbf{J}_T - \mathbf{J}_R) & \boldsymbol{\delta}^T \\ \boldsymbol{\delta} & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{D} \end{bmatrix},$$

$$\bar{\mathbf{K}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{K} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{B}} = [\mathbf{I} \ 0]^T$$

则式(2)可以写为

$$\bar{\mathbf{M}} \ddot{\mathbf{z}} + \bar{\mathbf{D}} \dot{\mathbf{z}} + \bar{\mathbf{K}} \mathbf{z} = \bar{\mathbf{B}} [\boldsymbol{\Gamma}(\cdot) - \mathbf{u}] \quad (4)$$

重新定义系统状态  $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\varphi} \ \boldsymbol{\theta} \ \boldsymbol{\psi} \ \boldsymbol{\eta} \ \dot{\boldsymbol{\varphi}} \ \dot{\boldsymbol{\theta}} \ \dot{\boldsymbol{\psi}} \ \dot{\boldsymbol{\eta}}]^T \in \mathbb{R}^{2(N+3)}$ , 则式(4)可以写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = (\mathbf{A} + \Delta \mathbf{A}) \mathbf{x}(t) + (\mathbf{B} + \Delta \mathbf{B}) \Phi(\mathbf{u}) + f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{x} \end{cases} \quad (5)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\bar{\mathbf{M}}^{-1} \bar{\mathbf{K}} & -\bar{\mathbf{M}}^{-1} \bar{\mathbf{D}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\bar{\mathbf{M}}^{-1} \bar{\mathbf{B}} \end{bmatrix},$$

$$f(x, u) = \mathbf{B}\Phi(u), \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times N} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times N} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times N} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times N} \end{bmatrix},$$

$\Delta\mathbf{A}$ 、 $\Delta\mathbf{B}$  分别为系统的不确定矩阵,  $\Phi(u): \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}^3$  为带有死区的非线性输入函数, 并且满足  $\Phi(0) = 0$ 。

对于系统(5), 在全局范围内作如下假设:

**假设 1** 系统能控和能观。

**假设 2** 存在矩阵  $\mathbf{H}, \mathbf{E}, \xi$  满足

$$\Delta\mathbf{A} = \mathbf{BH}, \quad \Delta\mathbf{B} = \mathbf{BE}, \quad \|\mathbf{H}\| \leq k_1, \quad \|\mathbf{E}\| \leq k_2 \quad (6a)$$

$$f(x, u, t) = \mathbf{B}\xi(x, u, t), \quad \|\xi(x, u, t)\| < k_3 \quad (6b)$$

式中:  $k_1, k_2, k_3$  为正的常数。

**假设 3** 含有死区的非线性输入函数  $\Phi(u)$  满足

$$\Phi_i(u_i) = \begin{cases} \bar{\Phi}_{i+}(u_i - u_{i+}), & u_i > u_{i+} \\ 0, & -u_{i-} \leq u_i \leq u_{i+} \\ \bar{\Phi}_{i-}(u_i + u_{i-}), & u_i < -u_{i-} \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\bar{\Phi}_{i+} > 0, \bar{\Phi}_{i-} > 0$  为  $u_i$  的非线性函数,  $u_{i+} > 0, u_{i-} > 0$  为常数, 满足以下不等式

对于  $u_i > u_{i+}$ , 有

$$\alpha_1(u_i - u_{i+})^2 \leq (u_i - u_{i+})\Phi_i(u_i) \leq \alpha_2(u_i - u_{i+})^2 \quad (8a)$$

对于  $u_i < -u_{i-}$ , 有

$$\alpha_1(u_i + u_{i-})^2 \leq (u_i + u_{i-})\Phi_i(u_i) \leq \alpha_2(u_i + u_{i-})^2 \quad (8b)$$

式中:  $\alpha_1 > 0, \alpha_2 > 0$  分别为  $\Phi_i(u_i)$  的下界和上界。

## 2 变结构输出反馈控制器设计

选择滑模面为

$$\mathbf{S}(t) = \mathbf{Gy} = \mathbf{GCx}(t) \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{S}(t) = [s_1(t), s_2(t), \dots, s_m(t)]^\top$  为滑模面;  $\mathbf{G} = [g_1, g_2, \dots, g_m]^\top \in \mathbb{R}^{m \times n}$  为常数矩阵, 满足  $\det(\mathbf{GCB}) \neq 0$ 。

控制目标为: 设计变结构输出反馈控制律使得系统状态趋于滑模面(9)。对于系统(5), 其相应的到达律为

$$\mathbf{S}^\top(t)\mathbf{S}(t) < 0, \quad \forall t \geq 0 \quad (10)$$

选择控制律  $u = [u_1, u_2, \dots, u_m]^\top$ , 这里不妨假设含有死区的非线性输入函数  $\Phi_i(u_i)$  关于原点反对称, 即  $u_{i+} = u_{i-} = u_0$ , 并且令  $\alpha = \max\{|\alpha_1|, |\alpha_2|\}$ 。

令  $\tilde{\mathbf{S}} = [\tilde{s}_1, \tilde{s}_2, \dots, \tilde{s}_m]^\top = \mathbf{B}^\top \mathbf{C}^\top \mathbf{G}^\top \mathbf{S}$ , 选择如下形式的控制律

$$u_i = \begin{cases} -\frac{\tilde{s}_i}{\|\tilde{\mathbf{S}}\|}\phi(\vartheta(y, t)) - u_0, & \text{if } \tilde{s}_i > 0 \\ 0, & \text{if } \tilde{s}_i = 0 \\ -\frac{\tilde{s}_i}{\|\tilde{\mathbf{S}}\|}\phi(\vartheta(y, t)) + u_0, & \text{if } \tilde{s}_i < 0 \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $\phi(\vartheta(y, t)) = \mu\vartheta(y, t)$ , 对于  $\mu > 1/\alpha_1$ ,  $\vartheta(y, t) = \left[ \frac{-\mathbf{S}^\top \mathbf{GCBN}y + \beta \|\mathbf{S}\|}{\|\mathbf{B}^\top \mathbf{C}^\top \mathbf{G}^\top \mathbf{S}\|} \right]$ 。

则有

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{S}}^\top \Phi(u) &= \sum_{i=1}^m \tilde{s}_i \Phi_i(u_i) \leq \sum_{i=1}^m \left[ -\alpha_1 \frac{\tilde{s}_i^2}{\|\tilde{\mathbf{S}}\|} \phi(y, t) \right] = \\ &\quad -\alpha_1 \|\tilde{\mathbf{S}}^\top\| \phi(y, t) \end{aligned} \quad (12)$$

定义矩阵  $\mathbf{GC}$  的奇异值分解为  $\mathbf{GC} = \mathbf{U}\Sigma\mathbf{V}_1^\top$ , 其中  $\mathbf{U} \in \mathbb{R}^{m \times m}, \Sigma \in \mathbb{R}^{m \times m}, \mathbf{V}_1 \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 。

**定理 1** 考虑不确定系统(5), 其死区非线性输入满足假设 1~假设 3, 对于式(11)给出的控制规律, 控制器的参数  $N$  选取如下

$$N = -(\gamma\mathbf{I} + \mathbf{GCAV}_1\Sigma^{-1}\mathbf{U}^\top)\mathbf{G} \quad (13)$$

式中:  $\gamma > k_1 \|\Sigma^{-1}\|$  为标量, 若选择  $\beta$  使得  $\beta > (\|\mathbf{GCA}\| \Omega + k_2 \alpha + k_3)$  以及  $\vartheta(y, t) \geq 0, \Omega > 0$ , 则到达律  $\mathbf{S}^\top \mathbf{S} < 0$  对于  $\{x: \|x_k\| \leq \Omega\}$  成立, 系统渐近稳定。

**证明** 令 Lyapunov 函数  $\mathbf{V}(t) = \frac{1}{2} \|\mathbf{S}(t)\|^2$ , 并求其对时间的导数, 得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}(t) &= \mathbf{S}^\top(t)\dot{\mathbf{S}}(t) = \mathbf{S}^\top(t)\mathbf{GCx} = \\ &\quad \mathbf{S}^\top \mathbf{GC}(\mathbf{Ax} + \Delta\mathbf{Ax} + \mathbf{B}\Phi(u) + \Delta\mathbf{B}\Phi(u) + f) = \\ &\quad \mathbf{S}^\top \mathbf{GC}(\mathbf{Ax} + \mathbf{B}\Phi(u) + \mathbf{BHx} + \mathbf{BE}\Phi(u) + \mathbf{B}\xi) \end{aligned} \quad (14)$$

由  $\phi(y, t)$  定义, 利用不等式(12), 可得

$$\tilde{\mathbf{S}}^\top \Phi(u) \leq \mathbf{S}^\top \mathbf{GCBN}y - \beta \|\mathbf{S}\| \quad (15)$$

将式(15)代入式(14), 得到

$$\dot{\mathbf{V}}(t) = \mathbf{S}^\top \dot{\mathbf{S}} \leq \mathbf{S}^\top \mathbf{GCAx} + \mathbf{S}^\top \mathbf{GCBN}y - \beta \|\mathbf{S}\| + \mathbf{S}^\top \mathbf{GCB}(\mathbf{Hx} + \mathbf{E}\Phi(u) + \xi) \quad (16)$$

考虑到非奇异变换并不改变滑动模态的动态特性, 因此, 不失一般性, 可假设  $\mathbf{GCB} = \mathbf{I}$ 。

将  $N$  代入式(16), 利用  $\mathbf{GCB} = \mathbf{I}$ , 得到

$$\begin{aligned} \mathbf{S}^\top \dot{\mathbf{S}} &\leq \mathbf{S}^\top \mathbf{GC}(\mathbf{A} - \mathbf{BGCAV}_1\Sigma^{-1}\mathbf{U}^\top \mathbf{GC})\mathbf{x} - \gamma \mathbf{S}^\top \mathbf{S} - \\ &\quad \beta \|\mathbf{S}\| + k_2 \|\Phi(u)\| \|\mathbf{S}\| + \mathbf{S}^\top(\mathbf{Hx} + \xi) \end{aligned} \quad (17)$$

若将  $x$  分解为  $x = x_k + x_p$ , 其中  $x_k \in N(GC)$ ,  $x_p \in N^\perp(GC)$ ,  $GCx = GCx_p$ , 则

$$\begin{aligned} S^T GCA(I - V_1 \Sigma^{-1} U^T GC)x &= \\ S^T GCAx_k + S^T GCA(I - V_1 \Sigma^{-1} U^T GC)x_p & \end{aligned} \quad (18)$$

因上式右端第二项为零, 则式(17)可化简为

$$\begin{aligned} S^T \dot{S} &\leq S^T GCAx_k - \gamma S^T S - \beta \|S\| + \\ S^T H V_1 \Sigma^{-1} U^T S + k_2 \|\Phi(u)\| \|S\| + S^T \xi & \end{aligned} \quad (19)$$

若取  $\Omega \geq \|x_k\|$ , 则

$$S^T \dot{S} < \|S\| \|GCA\| \Omega - \gamma S^T S - \beta \|S\| + \\ k_1 \|\Sigma^{-1}\| S^T S + k_2 \alpha \|S\| + k_3 \|S\| \quad (20)$$

选择  $\beta, \gamma$  使得  $\vartheta(y, t) \geq 0$ ,  $\gamma > k_1 \|\Sigma^{-1}\|$ ,  $\beta > (\|GCA\| \Omega + k_2 \alpha + k_3)$ , 则

$$S^T(t) \dot{S}(t) < 0, \text{ 即 } \dot{V}(t) < 0 \quad (21)$$

即到达条件满足。

### 3 神经网络自适应补偿控制器设计

从上一节中变结构控制器的设计可以看出, 为了保证系统的鲁棒性和稳定性,  $\beta$  和  $\gamma$  选取的值往往很大, 造成控制力矩过于保守, 进而影响控制系统的性能, 工程应用上会受到限制。对于此问题, 采用神经网络自适应控制策略来对不确定因素进行学习和补偿, 不失为一种较好的策略。

式(5)的不确定因素可以写成

$$f(x, \Phi(u)) = \Delta Ax(t) + \Delta B\Phi(u) + d \quad (22)$$

由假设可知,  $\Delta A, \Delta B, d$  满足匹配条件, 即存在  $\Delta(x, \Phi(u))$  使  $f(x, \Phi(u)) = B\Delta(x, \Phi(u))$ , 神经网络的任务就是在每一个采样周期内逼近  $\Delta(x, \Phi(u))$  项, 在控制中对不确定项进行抵消, 达到消除不确定因素的目的, 并无需过高的  $\beta, \gamma$  值。 $\Delta(x, \Phi(u))$  的 RBF 神经网络表示为

$$\begin{aligned} \Delta(x, \Phi(u)) &= u_m^* + \varepsilon_H = \\ \sum_{k=1}^m w_k^* \exp\left(-\frac{1}{\sigma_k^2} \|v - \mu_k\|^2\right) + \varepsilon_H &= \\ W^{*T} E(\mu, \sigma, v) + \varepsilon_H & \end{aligned} \quad (23)$$

式中:  $v$  为网络输入向量;  $W^* = [W_1^* \ W_2^* \ W_3^*]$  是  $m \times 3$  的最优权值矩阵;  $\mu, \sigma$  为中心向量和基宽向量;  $m$  表示隐含层的数目;  $\varepsilon_H$  为逼近误差;  $E$  为  $m \times 1$  的高斯函数。

最优权值矩阵满足以下条件

$$W^* = \arg \min \{ \sup_{\substack{\mu^*, \sigma^*, v \\ u_m}} |u_m^* - u_m| \} \quad (24)$$

采用神经网络补偿不确定部分后, 总的控制作用由两部分组成, 一部分为输出反馈变结构控制器, 另一部分为神经网络控制器。因此, 总的控制律表达式为

$$u_i = \begin{cases} -\frac{\tilde{s}_i}{\|\tilde{S}\|} \phi_a(y, t) - u_{i0}, & \text{if } \tilde{s}_i > 0 \\ 0, & \text{if } \tilde{s}_i = 0 \\ -\frac{\tilde{s}_i}{\|\tilde{S}\|} \phi_a(y, t) + u_{i0}, & \text{if } \tilde{s}_i < 0 \end{cases} \quad (25)$$

式中:  $\phi_a(y, t) = \phi(y, t) + \hat{W}^T E(t)$ , 其中  $\hat{W}^T$  为相应各通道的估计权值。

**定理 2** 定义最优权值的估计误差  $\tilde{W} = \hat{W} - W^*$ , 则对于含有死区非线性输入的不确定系统(5), 若控制器选取为式(25),  $\beta, \gamma$  选择式(26), 神经网络自适应律选取式(27), 则在  $\{x: \|x_k\| \leq \Omega\}$  上系统全局渐近稳定。

$$\beta > (\|GCA\| \Omega + \|\varepsilon_H\|), \gamma > 0 \quad (26)$$

$$\dot{\hat{W}} = \Upsilon_w E s_i \quad (27)$$

证明 选取 Lyapunov 函数

$$V_2 = \frac{1}{2} \|S\|^2 + \frac{1}{2} \Upsilon_w \text{tr}(\tilde{W}^T \tilde{W}) \quad (28)$$

求其对时间的导数, 类似定理 1 的证明, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= S^T GC(Ax + B\Phi(u)) + \\ B\Delta(x, \Phi(u)) + \frac{1}{\Upsilon_w} \text{tr}(\dot{\hat{W}}^T \tilde{W}) &\leq \\ \|S\| \|GCA\| \Omega - \gamma S^T S - \beta \|S\| - \\ S^T (\hat{W}E - W^* E) + S^T \varepsilon_H + \frac{1}{\Upsilon_w} \text{tr}(\tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) & \end{aligned} \quad (29)$$

将式(26)、式(27)代入上式, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -(\beta - \|GCA\| \Omega - \varepsilon_H) \|S\| - \\ \gamma S^T S - S^T \tilde{W}E + \frac{1}{\Upsilon_w} \text{tr}(\tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) & \end{aligned} \quad (30)$$

并注意到  $\dot{\tilde{W}} = \dot{\hat{W}}, \beta, \gamma$  按式(26)取值, 则有

$$V_2 \leq -(\beta - \|GCA\| \Omega - \varepsilon_H) \|S\| - \gamma S^T S < 0 \quad (31)$$

证毕。

**注 1** 无穷逼近理论指出, 通过增加隐含层节点  $m$  的数目, 可使得  $\varepsilon_H$  任意减小。因此, 相对于上一节的变结构输出反馈控制律而言,  $\beta, \gamma$  的

选择不会消耗过多控制能量。一般地,自适应律式(26)不能保证参数有界,可采用投影算法对其进行调整<sup>[13]</sup>。

#### 4 仿真分析

为了验证本文方法的有效性,分别采用输出反馈变结构控制(VSOFC)与基于输出反馈变结构控制与神经网络相结合的智能控制(VSOFC+NN)两种方案进行仿真。

采用文献[12]中的物理参数,仅考虑挠性附件的前四阶挠性振动模态,其模态的振动频率分别为1.9、4.1、5.8和6 rad/s,其阻尼比分别为

0.08、0.3、0.6和0.75。在仿真过程中,初始条件为: $\varphi(0) = -5^\circ$ ,  $\theta(0) = 6^\circ$ ,  $\psi(0) = 10^\circ$ , 机动目标为:在100 s内,使航天器从初始状态机动到目标状态: $\varphi(0) = 0^\circ$ ,  $\theta(0) = 0^\circ$ ,  $\psi(0) = 0^\circ$ 。控制力矩范围为[-5, 5]Nm。对于第一种方案,控制参数选取如下: $k_1 = 0.5$ ,  $k_2 = 0.2$ ,  $k_3 = 1$ ,  $\gamma = 10$ ,  $\beta = 10$ ,  $\alpha_1 = 1$ ,  $\alpha_2 = 5$ ,  $\Omega = 10$ 。对于第二种方案,RBF神经网络输入为:姿态角,姿态角速度和变结构控制共9个输入量,隐含层取为6个神经元,网络中第j个神经元的中心 $\mu_{ji} = 0.01$ ( $i=1, 2, \dots, 9$ ),基宽 $\sigma_j = 0.5$ ,  $\epsilon_H = 0.1$ , 初始权值 $w_{jk} = 0$ ( $k=1, 2, 3$ ),  $\beta = 1$ ,  $\gamma = 0.1$ 。仿真结果如图1~图4所示。

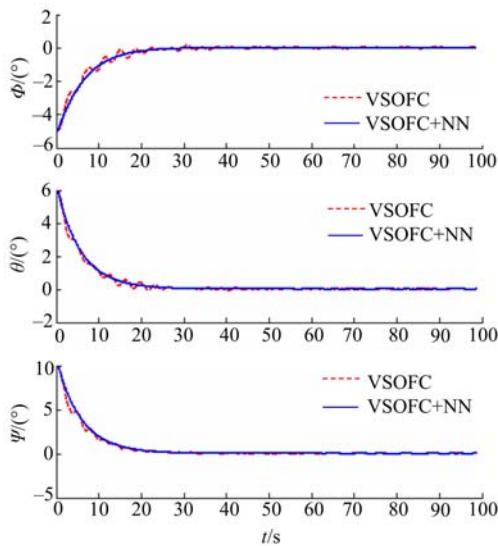


图1 姿态角响应曲线

Fig. 1 Response curve of attitude angle

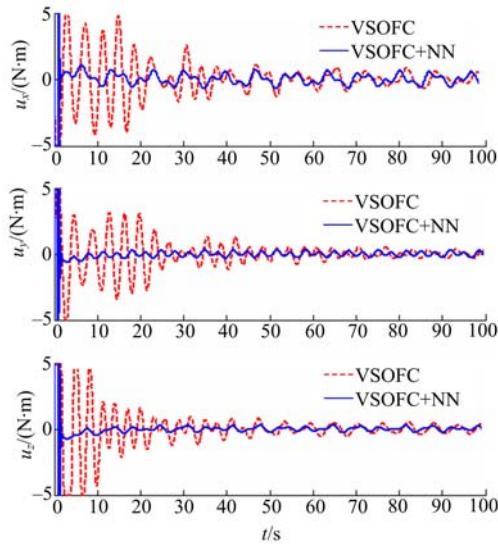


图3 控制力矩响应曲线

Fig. 3 Response curve of control torque

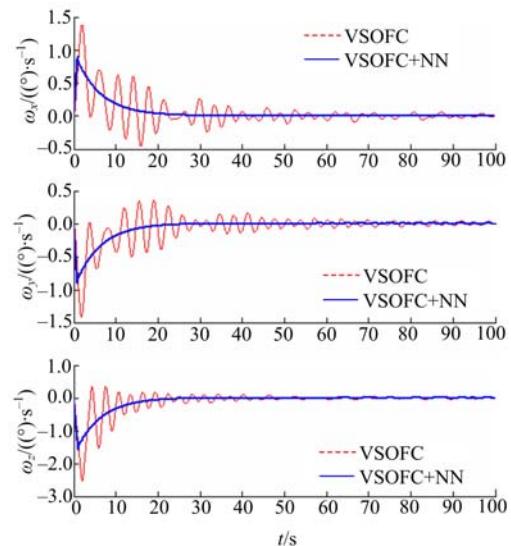


图2 姿态角速度响应曲线

Fig. 2 Response curve of angular velocity

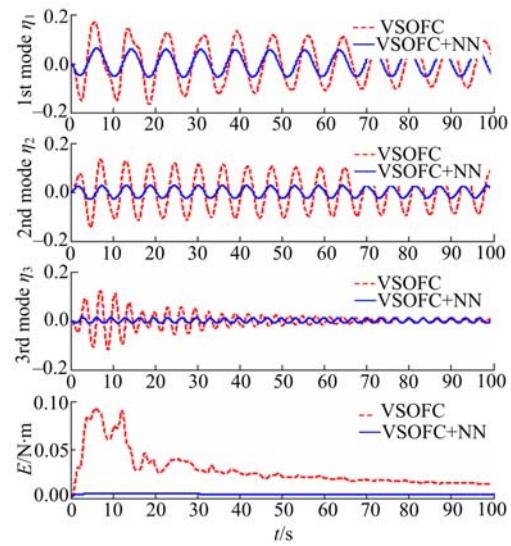


图4 前四阶挠性模态的振动曲线

Fig. 4 Response curve of the first 4 modes

从仿真结果可以看出:输出反馈变结构控制能够较好的完成姿态机动以及帆板振动抑制任务;而基于神经网络自适应补偿的智能控制方案提高了过渡过程的动态品质,姿态指向精度都较补偿前高,这表明神经网络能够对不确定因素进行有效的估计,补偿后在一定程度上克服了不确定因素对系统产生的影响。

## 5 结束语

针对带有死区非线性输入的三轴挠性航天器姿态机动问题,将变结构输出反馈控制与神经网络自适应控制技术思想相结合,从工程角度出发,提出了一种挠性航天器智能机动控制方法。该方法基于挠性航天器的非线性动力学模型,设计了基于Lyapunov方法的智能姿态机动控制律,给出了滑模存在的条件及稳定性证明,避免了预先估计不确定及干扰界函数上限的困难。仿真结果表明,在该方法可以保证在挠性振动没有被显著激发的情况下,完成姿态机动任务,达到良好的控制效果。

## 参考文献:

- [1] Zeng Y, Araujo A D, Singh S N. Output feedback variable structure adaptive control of a flexible spacecraft[J]. *Acta Astronautica*, 1999, 44(1): 11-22.
- [2] Hu Q L, Ma G F. Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 99(4): 307-317.
- [3] Luo W, Chu Y C, Ling K V. Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft[J]. *IEEE Trans Automat Contr*, 2005, 50: 1639-1654.
- [4] Bošković J D, Li S M, Mehra R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(1): 14-22.
- [5] Crassidis J L, Markley F L. Sliding mode control using modified Rodrigues parameters[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(6): 1381-1383.
- [6] Lo S C, Chen Y P. Smooth sliding mode control for spacecraft attitude tracking maneuvers[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1995, 18(6): 1345-1349.
- [7] Shen Y, Liu C, Hu H. Output feedback variable structure control for uncertain systems with input nonlinearities[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 23(4): 762-764.
- [8] 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.
- [9] Thongchit S, Kuntanapreeda S. A fuzzy neural bang-bang controller for satellite attitude control[C] // Proceedings of SPIE, The International Society for Optical Engineering, 2001, 4390: 97-104.
- [10] 刘军,韩潮. 基于单神经元的卫星姿态自适应PID控制[J]. 计算机仿真,2005, 23(3): 45-48.  
Liu Jun, Han Chao. Adaptive PID satellite attitude control based on single neuron cell[J]. *Computer Simulation*, 2005, 23(3): 45-48.
- [11] 李广兴,周军,周凤岐. 挠性航天器高精度智能控制方案研究[J]. 宇航学报,2006, 27(6): 1196-1200.  
Li Guang-xiong, Zhou Jun, Zhou Feng-qi. Intelligent control research for high precision attitude of flexible spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(6): 1196-1200.
- [12] Gennaro S D. Adaptive robust tracking for flexible spacecraft in presence of disturbance[J]. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 1998, 98(3): 545-568.
- [13] Wang L X. *Adaptive Fuzzy Systems and Control: Design and Stability Analysis* [M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1994.