文章编号：1000−8152(2007)03−0480−05

挠性卫星的变结构姿态控制

管 萍[1]，刘小河[1]，刘向杰[2]

(1. 北京机械工业学院 计算机及自动化系, 北京 100085; 2. 华北电力大学 自动化系, 北京 102206)

摘要: 将输入输出线性化控制与自适应模糊滑模控制相结合, 并将其应用于挠性卫星姿态机动控制中. 给出了卫星姿态控制器的基本形式. 用自适应模糊控制逼近滑模控制中非线性控制分量, 并推导了模糊规则参数调整的自适应律. 在线调节自适应模糊控制器的参数以克服挠性卫星的不确定性, 具有较强的鲁棒性. 仿真结果表明该方法实现了较高精度的卫星姿态控制.

关键词: 自适应模糊控制; 输入输出线性化; 滑模控制; 挠性卫星

中图分类号: V448.22 **文献标识码**: A

Variable structure attitude control of flexible satellite

GUAN Ping[1], LIU Xiao-he[1], LIU Xiang-jie[2]

(1. Department of Computer Science and Automation, Beijing institute of Machinery, Beijing 100085, China;
2. Department of Automation, North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

Abstract: The input-output linearization control is combined with the adaptive fuzzy sliding mode control, and is applied to the attitude maneuver control of the flexible satellite. Firstly, the basic control structure is presented. The adaptive fuzzy control is then utilized to approach the nonlinear control part of sliding mode control, and the adaptive law is also derived. Morever, the parameter of the adaptive fuzzy control is adjusted on-line to deal with the satellite uncertainty, thus the robustness of system is obtained. Finally, simulation results show that precise attitude control is accomplished in spite of the uncertainty in the system.

Key words: adaptive fuzzy control; input-output linearization; sliding mode control; flexible satellite

1 引言(Introduction)

输入输出(I/O)线性化是近年来发展起来的解决非线性系统控制问题的有效方法之一. 一些专家学者将I/O线性化方法与其他鲁棒非线性方法相结合[1∼4]. 文献[1]在线性反馈控制律中引入误差积分项以增加对卫星参数不确定性的鲁棒性, 但仅将其应用于卫星俯仰轴姿态控制中, 并在卫星运行中的某一位置不能进行有效的控制. 文献[2∼4]将I/O线性化技术与变结构控制相结合, 提高了I/O线性化控制的鲁棒性, 然而在实际中, 系统不确定变化的界很难预先精确地确定下来, 如果这些变化的上界估计的过高, 会加重滑模控制系统的抖振, 严重地影响卫星姿态的控制精度. 文献[3,4]用饱和函数代替符号函数以减弱抖振, 可是这种方法不可避免地需要在控制精度和系统鲁棒性之间进行折衷和权衡. 近年来, 一些学者将模糊控制引入到滑模控制中[5,6], 有效地减弱了系统的抖振, 然而由于该模糊控制器缺乏自学习能力, 故对系统中不确定性及干扰的变化难以自适应.

本文将I/O线性化与自适应模糊滑模控制相结合, 首先借助于I/O线性化方法将卫星姿态系统转换为3个相互解耦的子系统, 然后对这3个子系统分别采用自适应模糊滑模控制. 用自适应模糊控制逼近滑模控制律中的非线性控制量, 通过规则参数的在线学习能有效地处理系统的不确定性, 从而使卫星姿态能较快地达到期望值. 仿真结果验证了该方法的有效性.

2 问题描述(Problem formulation)

带有一个太阳帆板的卫星三轴姿态和挠性模态的动力学及运动学方程可写为[7]

收稿日期: 2005−02−02; 收修改稿日期: 2006−06−13.
基金项目: 北京市人才强教计划创新拔尖人才资助项目; 北京市教委科技重点资助项目(KZ200611232020); 教育部科技重点资助项目(207003); 北京市教委科技资助项目(KM200611232007); 北京市优秀人才资助项目(20051D0500606).

$$J\dot{\omega}+\omega^{\times}J\omega+C\ddot{\eta}=T_d+u,\tag{1}$$
$$\ddot{\eta}+2\xi\Lambda\dot{\eta}+\Lambda^2\eta+C^{\mathrm{T}}\dot{\omega}=0,\tag{2}$$
$$\dot{q}=\frac{1}{2}(q^{\times}+q_0I)\omega,\ \dot{q}_0=-\frac{1}{2}q^{\mathrm{T}}\omega.\tag{3}$$

式中: $J\in\mathbb{R}^{3\times3}$为卫星惯量张量矩阵, $\omega\in\mathbb{R}^3$为卫星相对惯性坐标系的转动角速度, $T_d\in\mathbb{R}^3$ 作用于星体的外部干扰力矩, $u\in\mathbb{R}^3$为作用于星体的控制力矩; η 为太阳帆板五阶模态坐标矢量, ξ,λ分别为太阳帆板振动模态阻尼比矩阵、频率矩阵, C为帆板与星体的耦合系数矩阵; q和q_0 表示卫星相对于惯性坐标系的姿态四元素, $q^{\mathrm{T}}q+q_0^2=1$, $q\in\mathbb{R}^3$, $q_0\in\mathbb{R}$, I表示3×3单位矩阵, $\omega^{\times}$和$q^{\times}$为斜对称矩阵.

在这里, 实际惯量张量矩阵$J=J^*+\Delta J$, J^*为已知的标称惯量矩阵, ΔJ 代表惯量矩阵中的不确定部分. 令$x=(q^{\mathrm{T}},\omega^{\mathrm{T}})^{\mathrm{T}}$, $y=q$, 则卫星姿态方程(1)~(3)可又表示为如下多输入多输出的不确定性非线性系统的一般形式:

$$\dot{x}=f(x)+\Delta f(x)+[g(x)+\Delta g(x)]u,\tag{4}$$
$$y=h(x)=\begin{bmatrix}1&0&0&0&0&0\\0&1&0&0&0&0\\0&0&1&0&0&0\end{bmatrix}x.\tag{5}$$

其中:

$$f(x)=\begin{bmatrix}\frac{1}{2}(q^{\times}+q_0I)\omega\\(J^*)^{-1}(-\omega^{\times}J^*\omega)\end{bmatrix},$$
$$\Delta f(x)=\begin{bmatrix}0\\\Delta f_2\end{bmatrix},\ g(x)=\begin{bmatrix}0\\(J^*)^{-1}\end{bmatrix},$$
$$\Delta g(x)=\begin{bmatrix}0\\\Delta g_2\end{bmatrix},\ u=[u_1,u_2,\cdots,u_m]^{\mathrm{T}},$$
$$y=[y_1,y_2,\cdots,y_m]^{\mathrm{T}},\ m=3.$$

在这里: Δf_2是ΔJ, T_d, $\ddot{\eta}$的函数, Δg_2是ΔJ的函数, $\Delta f(x)$及$\Delta g(x)$均代表卫星姿态中存在的不确定性. 控制目标是在存在有界扰动$\Delta f(x)$及$\Delta g(x)$的情形下, 使卫星姿态输出$y(t)$跟踪上期望姿态$q_{\mathrm{d}}(t)$.

3 具有不确定性的卫星姿态系统的输入输出线性化(I/O Linearization of satellite attitude system with uncertainties)

在式(4)(5)中, 如果$\Delta f=\Delta g=0$, 则其对应于标称系统, 若其具有矢量相对阶$[r_1,\cdots,r_m]$, 则可对该标称系统进行线性化得

$$\begin{bmatrix}y_1^{(r_1)}\\y_2^{(r_2)}\\\vdots\\y_m^{(r_m)}\end{bmatrix}=B(x(t))+A(x(t))\begin{bmatrix}u_1(t)\\u_2(t)\\\vdots\\u_m(t)\end{bmatrix}.\tag{6}$$

其中:

$$\begin{cases}A(x)=\\\begin{bmatrix}L_{g_1}L_f^{(r_1-1)}h_1(x)&\cdots&L_{g_m}L_f^{(r_1-1)}h_1(x)\\\cdots&\cdots&\cdots\\L_{g_1}L_f^{(r_m-1)}h_m(x)&\cdots&L_{g_m}L_f^{(r_m-1)}h_m(x)\end{bmatrix},\\B(x)=\begin{bmatrix}L_f^{(r_1)}h_1(x)\\\vdots\\L_f^{(r_m)}h_m(x)\end{bmatrix}.\end{cases}\tag{7}$$

式(7)中$L^k(k=r_1-1,\cdots,r_m-1)$代表第$k$阶连续李导数. 如果不确定性满足如下匹配条件, 则可以确保I/O线性化[3,4].

匹配条件: 如果系统具有相对阶$[r_1,\cdots,r_m]$, 摄动Δf和Δg并不改变系统的相对阶, 并且满足$\Delta f(x,t)$和$\Delta g_i(x,t)\in\ker[\mathrm{d}h_i,\mathrm{d}L_fh_i,\mathrm{d}L_f^2h_i,\cdots,\mathrm{d}L_f^{r_i-2}h_i]$, $i=1,2,\cdots,m$.

其中ker$(\cdot)$代表一个矩阵的核. 如果式(4)(5)中的不确定性满足匹配条件, 则可对其线性化, 即存在微分同胚的坐标转换$T(x)=(\xi,\eta)$, 将式(4)(5)转换成下面规范型[3,4]:

$$\begin{cases}\xi^{(r)}=B+\Delta B+(A+\Delta A)u,\\\dot{\eta}=W(\xi,\eta).\end{cases}\tag{8}$$

输出

$$y^{(r)}=\xi^{(r)}=B+\Delta B+(A+\Delta A)u.\tag{9}$$

式中: $\xi^{(r)}=[(\xi_1^1)^{(r_1)},(\xi_1^2)^{(r_2)},\cdots,(\xi_1^m)^{(r_m)}]^{\mathrm{T}}$, $y^{(r)}=[y_1^{(r_1)},y_2^{(r_2)},\cdots,y_m^{(r_m)}]^{\mathrm{T}}$, ΔA, ΔB均是在线性化过程中由不确定性Δf和Δg产生的, 用$T^{-1}(\xi,\eta)$代替式(7)中的x即为式(8)(9)中的矩阵A, B. 若矩阵A是非奇异的, 选择反馈控制律

$$u=A^{-1}(v-B).\tag{10}$$

v是一个新的输入, 该控制律u可实现式(8)中的标称部分的线性化. 将控制律(10) 代入式(8)(9)中, 则式(4)(5)可转换成解耦的线性子系统形式[3]

$$\begin{cases}\dot{\xi}_1^i=\xi_2^i,\\\quad\vdots\\\dot{\xi}_{r_i-1}^i=\xi_{r_i}^i,\\\dot{\xi}_{r_i}^i=v_i+d_i(\xi,\eta),\\\dot{\eta}_i=W_i(\xi,\eta),\\y_i=\xi_1^i,i=1,2,\cdots,m.\end{cases}\tag{11}$$

对于本文的卫星姿态机动系统, 可计算验证该系统具有矢量相对阶[2,2,2], 在该卫星的姿态

机动中, 易计算验证出$A(x)$是非奇异的, 不确定性Δf和Δg满足匹配条件. 取新的状态变量$\boldsymbol{z}=T(\boldsymbol{x})=[z_{11},z_{12},z_{21},z_{22},z_{31},z_{32}]^{\mathrm{T}}=[h_1(x),L_fh_1(x),h_2(x),L_fh_2(x),h_3(x),L_fh_3(x)]^{\mathrm{T}}$ 则卫星姿态机动系统经过I/O线性化可以分解为如下形式的3个相互解耦的子系统:

$$\begin{cases}\dot z_{i1}=z_{i2},\\ \dot z_{i2}=v_i+d_i(z),\\ y_{i1}=z_{i1},\ i=1,2,3.\end{cases} \tag{12}$$

式中$d_i(z)$ ($i=1,2,3$)是由不确定性Δf和Δg产生的, 在该子系统中可视做有界干扰$|d_i(z)|\leqslant D_i$, $D_i>0$.

4 自适应模糊滑模控制器设计(Designs of adaptive fuzzy sliding mode controller)

4.1 滑模控制器(Sliding mode controller)

对于式(12)所示的3个相互解耦的子系统, 可以分别设计滑模控制器. 在存在有界扰动的情况下, 使卫星姿态$\boldsymbol{z}_i=(z_{i1},z_{i2})^{\mathrm{T}}$追踪期望姿态$\boldsymbol{z}_{di}=(z_{di},\dot z_{di})^{\mathrm{T}}$, $i=1,2,3$ 令追踪误差$\boldsymbol{e}_i=\boldsymbol{z}_{di}-\boldsymbol{z}_i=(e_i,\dot e_i)^{\mathrm{T}}=(z_{di}-z_{i1},\dot z_{di}-z_{i2})^{\mathrm{T}}$ 选取滑动超平面方程为

$$s_i=-(k_ie_i+\dot e_i)=-\boldsymbol{k}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_i,\ i=1,2,3. \tag{13}$$

其中系数$\boldsymbol{k}_i=[k_i,1]^{\mathrm{T}}$ 的确定应使多项式$\lambda_i+k_i=0$有左半平面的根.

令$\dot s_i=0$, 可得等效控制u_{eqi}:

$$\begin{aligned}\dot s_i=&-k_i\dot e_i-\ddot e_i=-k_i\dot e_i-(\ddot z_{di}-\dot z_{i2})=\\ &-k_i\dot e_i+v_i+d_i-\ddot z_{di}=0,\end{aligned} \tag{14}$$

$$u_{eqi}=k_i\dot e_i-d_i+\ddot z_{di}. \tag{15}$$

则滑模控制律[3]为

$$\begin{cases}v_i=u_{eqi}-u_{Ni},\\ u_{Ni}=(D_i+\eta_s)\operatorname{sgn}s_i.\end{cases} \tag{16}$$

其中: u_{Ni}为非线性控制量, $D_i+\eta_s\geqslant\eta>0$, $\eta_s=\eta_{s1}+\eta_{s2},\eta_{s1}>\eta_{s2}>0$.

滑模控制律中的非线性控制u_{Ni}, 常常导致很严重的抖振现象, 容易使系统产生高频动态振荡, 为此, 本文采用自适应模糊控制逼近非线性控制u_{Ni}, 以达到平滑控制力矩、减缓抖振的目的.

4.2 自适应模糊滑模控制(Adaptive fuzzy sliding mode control)

用T-S模型逼近非线性控制分量u_{Ni}. 模糊控制器的输入为变量s_i, 输出为$\hat u_{Ni}=C_{fi}^{\mathrm{T}}\varPsi(s_i)$, 其中$\varPsi(s_i)$是模糊基函数, C_{fi}是可调规则参数矢量. 则自适应模糊滑模控制律为

$$v_i=k_i\dot e_i+\ddot z_{di}-\hat u_{Ni}. \tag{17}$$

下面推导规则参数矢量C_{fi}的自适应调整律, 设C_{fi}^*代表C_{fi}的最优值, 定义为

$$C_{fi}^*=\arg\min_{|C_{fi}|\leqslant M}\left[\sup_{s_i\in\mathbb{R}}|\hat u_{Ni}(s_i|C_{fi})-u_{Ni}|\right],$$

则

$$\begin{aligned}\dot s_i=&-k_i\dot e_i+v_i+d_i-\ddot z_{di}=\\ &-\hat u_{Ni}(s_i\,|C_{fi})+\hat u_{Ni}(s_i\,|C_{fi}^*)+\\ &d_i-\hat u_{Ni}(s_i\,|C_{fi}^*)=\\ &\phi_i^T\psi(s_i)+d_i-\hat u_{Ni}(s_i\,|C_{fi}^*).\end{aligned}$$

其中: $\phi_i=C_{fi}^*-C_{fi}$;构造一个Lyapunov函数, $V_i=\dfrac{1}{2}(s_i^2+\dfrac{1}{r_i}\phi_i^{\mathrm{T}}\phi_i)$, 其中$r_i$为待定正常数. 对$V_i$求导得

$$\begin{aligned}\dot V_i=&s_i\dot s_i+\frac{1}{r_i}\phi_i^{\mathrm{T}}\dot\phi_i=\\ &s_i\phi_i^{\mathrm{T}}\psi(s_i)+\frac{1}{r_i}\phi_i^{\mathrm{T}}\dot\phi_i-\\ &s_i\hat u_{Ni}(s_i\,|C_{fi}^*)+s_id_i\leqslant\\ &\frac{1}{r_i}\phi_i^{\mathrm{T}}(r_is_i\psi(s_i)+\dot\phi_i)-\\ &s_i(D_i+\eta_{s1})\operatorname{sgn}s_i+s_id_i<\\ &\frac{1}{r_i}\phi_i^{\mathrm{T}}(r_is_i\psi(s_i)+\dot\phi_i)-|s_i|\,\eta_{s1}.\end{aligned}$$

因为$\dot\phi_i=-\dot C_{fi}$, 故选择自适应律$\dot C_{fi}=r_is_i\psi(s_i)$ 则$\dot V_i<-|s_i|\,\eta_{s1}<0$.

为了避免C_{fi}取任意大值, 应限制C_{fi}在一个紧集$B(M)$内, 其中$\|C_{fi}\|\leqslant M$ 代表一个半径为M的球. 采用Lyapunov函数, 自适应律调整为

$$\dot C_{fi}=r_is_i\varPsi(s_i)+\alpha_0r_is_i\frac{C_{fi}C_{fi}^{\mathrm{T}}\varPsi(s_i)}{|C_{fi}|^2}, \tag{18}$$

$$\alpha_0=\begin{cases}1,\ \text{如果}\ |C_{fi}|=M\ \text{并且}\ s_iC_{fi}^{\mathrm{T}}\varPsi_i(s_i)>0,\\ 0,\ \text{如果}\ |C_{fi}|\leqslant M\ \text{并且}\ s_iC_{fi}^{\mathrm{T}}\varPsi_i(s_i)\leqslant 0.\end{cases}$$

综上所述, 卫星姿态控制系统的完全控制律u为

$$u=A^{-1}(x)\left[v-B(x)\right]. \tag{19}$$

其中: $v=[v_1,v_2,v_3]^{\mathrm{T}},v_i=k_i\dot e_i+\ddot z_{di}-C_{fi}^{\mathrm{T}}\psi(s_i),i=1,2,3$.

上式中$\ddot z_{di}$代表卫星姿态的期望四元素中的q_{di}的2阶导数,误差$e_i=q_{di}-q_i$,q_i代表卫星姿态的实际四元素值, $i=1,2,3$. 初始化的模糊控制规则如表1所示.

表 1 模糊控制规则

Table 1 Fuzzy control rules

s_i	NB	NM	NS	E	PS	PM	PB
$\hat u_{Ni}$	–0.006	–0.004	–0.002	0	0.002	0.004	0.006

选择卫星姿态输出的期望轨迹为

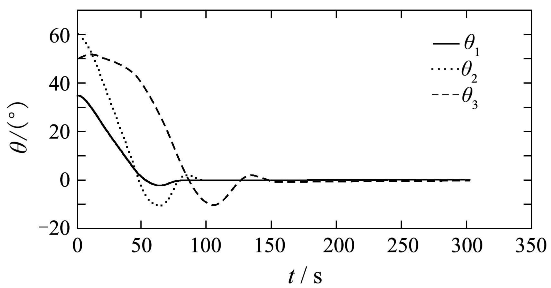
$$\ddot{q}_{di} + 2\xi w_n \dot{q}_{di} + w_n^2 q_{di} = w_n^2 R_i,\ i = 1, 2, 3.$$

其中: $\xi = 0.707$, $w_n = 0.08$, 输入$R_i = q_i^* = 0,\ i = 1, 2, 3.$

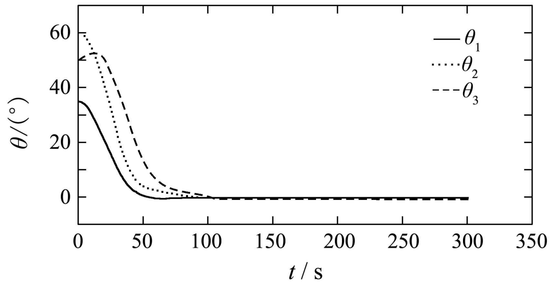
5　仿真研究(Simulation)

本文对所提出的自适应模糊滑模控制算法做了仿真研究. 设定按3–1–2的顺序转换姿态角(滚动角θ_1 , 俯仰角θ_2, 偏航角θ_3). 仿真时, 卫星姿态初始值为: $q(0) = [0.0345\ \ 0.5422\ \ 0.4853]$, $q_0(0) = 0.6850$, (即$\theta_1 = 35°$, $\theta_2 = 60°$, $\theta_3 = 50°$), $\omega(0) = [0.04\ \ 0.04\ \ 0.04](°)/\mathrm{s}$, $\eta(0) = 0$, $\dot{\eta}(0) = 0$, 期望的姿态为$q_0 = 1$, $q_{\mathrm{d}} = [0\ \ 0\ \ 0]$. 选择滑动面$s_i = -0.5e_i - \dot{e}_i$, 规则参数矢量$C_{fi}$的自适应律中的参数$r_1 = 0.001$, $r_2 = 0.0016$, $r_3 = 0.0012$.

为了加以比较, 分别采用自适应模糊滑模控制(AFSMC)和常规滑模控制(CSMC)(即不含模糊控制) 对挠性卫星做了仿真研究. 常规滑模控制律$v_i = k_i\dot{e}_i + \ddot{z}_{di} - k_i \mathrm{sgn}\, s_i$, 其中非线性控制$u_{Ni}$ 的参数选为$k_i = \eta_s + D_i = 0.003$, $i = 1, 2, 3$. 从仿真结果(图1、图2)可看出, 自适应模糊滑模控制比常规滑模控制的动态调节时间短, 超调量小, 对惯量参数变化不敏感, 且有良好的鲁棒性和适应性. 能较快地抑制由于姿态机动引起的帆板振动, 并且能有效的减弱常规滑模控制所固有的抖振现象.



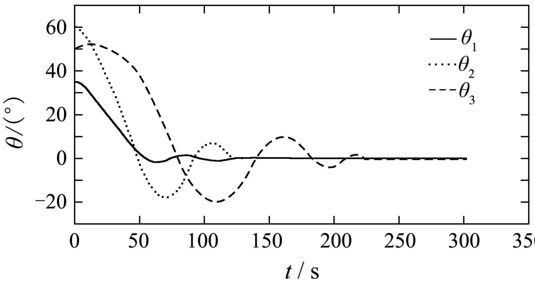
(a) 常规滑模控制



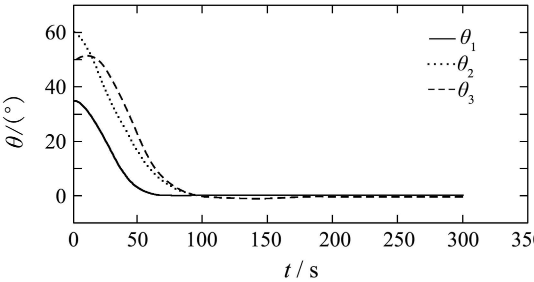
(b) 自适应模糊滑模控制

图 1 卫星惯量增加20%时姿态角的变化

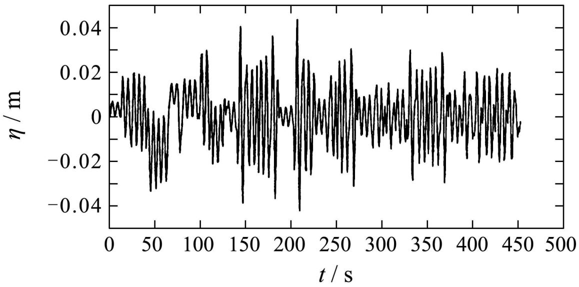
Fig. 1 Attitude angles in the case of satellite inertia matrix increment of 20%



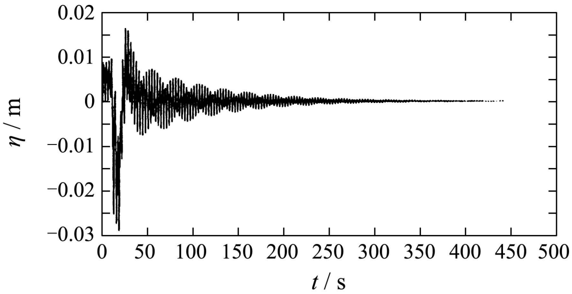
(a) 常规滑模控制的卫星姿态角



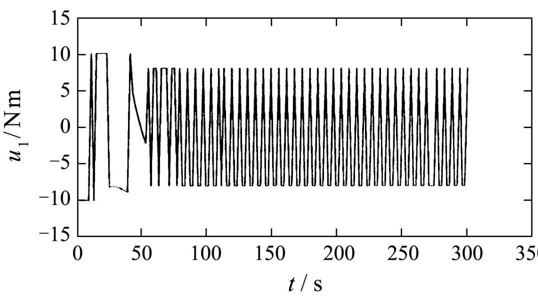
(b) 自适应模糊滑模控制的卫星姿态角



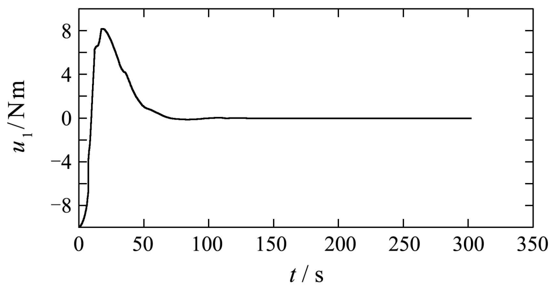
(c) 常规滑模控制的帆板模态坐标



(d) 自适应模糊滑模控制的帆板模态坐标



(e) 常规滑模控制力矩u_1



(f) 自适应模糊滑模控制力矩u_1

图 2 卫星惯量增加50%时卫星姿态

Fig. 2 Satellite attitude in the case of inertia matrix increment of 50%

6 结论(Conclusion)

本文将自适应模糊滑模控制应用于挠性卫星的姿态机动控制中. 建立在I/O线性化的基础上, 用于MIMO系统的模糊滑模控制规则被简化成单输入单输出规则, 这样的模糊规则更容易总结确定并易于融入专家经验. 由于在滑模控制律中引入自适应模糊控制来确定非线性控制分量, 这样在控制器设计时就不需要知道系统的不确定性变化的具体情况, 通过参数的在线学习能有效地处理系统的不确定性变化, 从而得到较高精度的姿态控制. 同时还可避免非线性控制分量过大, 有效地减弱常规滑模控制系统的抖振问题. 所提出的控制算法对卫星的参数变化不敏感, 具有较强的鲁棒性和良好的控制性能.

参考文献(References):

[1] SAHJENDRA N S, WOOSOON Y. Feedback linearization and solar pressure satellite attitude control[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 1996, 32(2): 732 – 741.

[2] SAHJENDRA N S, ASHOK I. Nonlinear decoupling sliding mode control and attitude control of spacecraft[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 1989, 25(5): 621 – 633.

[3] ELMALI H, OLGAC N. Robust output tracking of MIMO nonlinear systems via sliding mode technique[J]. *Automatica*, 1992, 28(1): 145 – 151.

[4] ELMALI H, OLGAC N. Satellite attitude control via sliding mode with perturbation estimation[J]. *IEE Proceedings: Control Theory and Applications*,1996,143(3): 276 –282.

[5] HWANG G C, LIN S C. A stability approach to fuzzy control design for nonlinear system[J]. *Fuzzy Sets and Systems*, 1992 ,48(3): 279 – 287.

[6] KIM S W, LEE J J. Design of a fuzzy controller with fuzzy sliding surface[J]. *Fuzzy Sets and Systems*, 1995, 71(5): 359 – 367.

[7] 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.
(ZHANG Renwei. *Satellite Orbital Dynamics and Attitude Control*[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998.)

作者简介:

管 萍 (1968—), 女, 博士, 副教授, 主要研究领域为智能控制及其在工业和航天领域中的应用, E-mail: lgygp@sina.com;

刘小河 (1955—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究领域为非线性控制与自适应控制及其在工业中的应用, E-mail: Liuxiaohe551026@163.com;

刘向杰 (1966—), 男, 教授, 主要研究领域为预测控制与智能控制及其在复杂工业过程中的应用, E-mail: liuxj@ncepu.edu.cn.