

文章编号: 1001-0920(2004)07-0741-05

## 基于自适应模糊与输入输出线性化的卫星姿态控制

管萍, 陈家斌, 刘向东  
(北京理工大学自动控制系, 北京 100081)

**摘要:** 将自适应模糊控制与输入输出线性化控制相结合, 构成混合控制器, 并将其应用于挠性卫星的姿态机动控制。给出了卫星姿态控制器的基本形式, 分析了控制器参数的选取准则。在线调节自适应模糊控制器的参数, 以补偿不确定性卫星的姿态跟踪误差。仿真结果表明, 该控制算法通过在线学习能有效地克服挠性卫星的不确定性, 具有较强的鲁棒性, 从而有效地提高了挠性卫星的姿态控制精度。

**关键词:** 自适应模糊控制; 输入输出线性化; 挠性卫星; 姿态控制

**中图分类号:** V 448.22      **文献标识码:** A

## Satellite attitude control based on adaptive fuzzy logic and input-output linearization

GUAN Ping, CHEN Jia-bin, LIU Xiang-dong

(Department of Automatic Control, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China. Correspondent: GUAN Ping, E-mail: guanpingliu@tom.com)

**Abstract:** Adaptive fuzzy control is combined with input-output linearization control to constitute the hybrid controller. The control method is then applied to the attitude maneuver control of the flexible satellite. The basic control structure is presented. The rules of the controller parameter selection, which guarantee the attitude stabilization of the satellite with parameter uncertainties, are analyzed. The parameter of the adaptive fuzzy control is adjusted on-line to compensate the attitude tracking error of the uncertain satellite. 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; flexible satellite; attitude control

### 1 引言

卫星姿态控制系统是多输入多输出(MMO)且具有不确定性的非线性系统, 而输入/输出(I/O)线性化方法是处理非线性系统的常用方法之一。该方法通过构造I/O的非线性变换使系统线性化, 但要求实现非线性项精确抵消, 对于具有不确定性的非线性系统很难确保控制器的鲁棒性。为此, 一些学者尝试改进I/O线性化方法, 或将I/O线性化方法与其他鲁棒非线性方法相结合<sup>[1-4]</sup>。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, 不能对卫星运行中的某一位置进行有效的控制。文献[2~4]将I/O线性化技术与变结构控制相结合, 构成混合控制器, 在要求不确定性严格满足匹配条件和有界条件的基础上, 有效地提高了I/O线性化控制的鲁棒性, 然而变结构控制中控制输入的抖颤问题没有得到有效的解决。

本文首先借助于I/O线性化方法, 使系统的输

收稿日期: 2003-06-02; 修回日期: 2003-08-18

基金项目: 国防预研基金资助项目(5140908020)。

作者简介: 管萍(1968—), 女, 上海人, 博士生, 从事智能控制及其在卫星中应用的研究; 陈家斌(1964—), 男, 江西武宁人, 教授, 博士生导师, 从事导航及运动体控制技术的研究。

入输出之间实现解耦;然后采用由双输入单输出模糊规则构成的自适应模糊控制,补偿M MO 系统的不确定性,使系统输出的跟踪误差趋于零;最后将所设计的混合控制器用于挠性卫星姿态机动控制,并对其进行仿真研究.仿真结果显示,该方法能有效地克服卫星的不确定性,使卫星姿态达到期望值,具有良好的控制性能

## 2 问题描述

带有一个太阳帆板的卫星三轴姿态和挠性模态,其动力学及运动学方程可写成<sup>[5]</sup>

$$J \dot{\omega} + \omega^* J \omega + C \dot{\eta} = T_d + u, \quad (1)$$

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

$$\dot{q} = \frac{1}{2}(q^* + q_0 I)\omega, \quad \dot{q}_0 = -\frac{1}{2}q^T\omega \quad (3)$$

其中:  $J \in R^{3 \times 3}$  为卫星惯量张量矩阵,  $\omega \in R^3$  为卫星相对惯性坐标系的转动角速度,  $T_d \in R^3$  为作用于星体的外部干扰力矩,  $u \in R^3$  为作用于星体的控制力矩;  $\eta$  为太阳帆板5阶模态坐标矢量,  $\xi$  为太阳帆板振动模态阻尼比矩阵,  $\Lambda$  为太阳帆板振动模态频率矩阵,  $C$  为帆板与星体的耦合系数矩阵,  $I$  表示  $3 \times 3$  单位矩阵;  $q$  和  $q_0$  表示卫星相对于惯性坐标系的姿态四元素,  $q^T q + q_0^2 = 1$ ,  $q \in R^3$ ,  $q_0 \in R$ ; 斜对称矩阵  $\omega^*$  和  $q^*$  定义如下:

对于任一矢量  $r = [r_1 \ r_2 \ r_3]^T$ , 定义斜对称矩阵

$$r^* = \begin{bmatrix} 0 & -r_3 & r_2 \\ r_3 & 0 & -r_1 \\ -r_2 & r_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

由于实际卫星存在不确定性,设定实际惯量张量矩阵  $J = J^* + \Delta J$ . 其中:  $J^*$  为已知的标称惯量矩阵,  $\Delta J$  代表惯量矩阵中的不确定部分. 令  $x = (q^T, \omega^T)^T$ ,  $y = q$ , 则卫星姿态方程(1)~(3)可表示为如下M MO 不确定性非线性系统的一般形式:

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + [g(x) + \Delta g(x)]u, \quad (4)$$

$$y = h(x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x. \quad (5)$$

其中

$$f(x) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(q^* + q_0 I)\omega \\ (J^*)^{-1}(-\omega^* J^* \omega) \end{bmatrix}, \quad \Delta f(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta f_2 \end{bmatrix},$$

$$g(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ (J^*)^{-1} \end{bmatrix}, \quad \Delta g(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta g_2 \end{bmatrix},$$

$$u = [u_1, \dots, u_m]^T, \quad y = [y_1, \dots, y_m]^T, \quad m = 3$$

式中:  $\Delta f_2$  是  $\Delta J$ ,  $T_d$  和  $\eta$  的函数,  $\Delta g_2$  是  $\Delta J$  的函数,  $\Delta f(x)$  和  $\Delta g(x)$  表示卫星姿态中存在的确定性控制目标是在存在有界扰动  $\Delta f(x)$  和  $\Delta g(x)$  的情况下,使输出  $y(t)$  跟踪期望轨迹  $y_d(t)$ .

## 3 卫星姿态系统的 I/O 线性化

在式(4)和(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  $[r_1, \dots, r_m]$ , 则对第  $j$  个输出  $y_j$  ( $j = 1, \dots, m$ ) 求导, 得<sup>[6]</sup>

$$y_j^{(i)} = L_f^{(i)} h_j(x), \quad i = 0, 1, \dots, r_j - 1,$$

$$y_j^{(r_j)} = L_f^{(r_j)} h_j(x) + \sum_{i=1}^m L_g L_f^{(r_j-i)} h_j(x) u_i$$

即对该标称系统进行线性化, 得

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

其中

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

式中  $L^k$  ( $k = r_1 - 1, \dots, r_m - 1$ ) 表示第  $k$  阶连续李导数. 在通常情况下, 不确定性的存在导致解耦失败. 稳态跟踪误差和暂态过程性能恶化. 但如果不确定性满足如下匹配条件, 则可确保 I/O 线性化<sup>[3,4]</sup>.

匹配条件: 如果系统具有相对阶  $[r_1, \dots, r_m]$ , 扰动  $\Delta f$  和  $\Delta g$  并不改变系统的相对阶, 并且满足

$$\Delta f(x, t), \Delta g_i(x, t)$$

$$\ker[dh_i, dL_f h_i, dL_f^2 h_i, \dots, dL_f^{r_i-2} h_i],$$

$$i = 1, 2, \dots, m.$$

其中  $\ker(\bullet)$  表示一个矩阵的核. 该匹配条件保证扰动  $\Delta f$  和  $\Delta g$  不会出现在  $y_i$  的  $r_i$  阶以下导数中. 如果式(4)和(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)和(5)转换成如下规范型<sup>[3,4]</sup>:

$$\dot{\xi}^{(r)} = B + \Delta B + (A + \Delta A)u, \quad \dot{\eta} = W.$$

其中  $\xi^{(r)} = [(\xi_1^{(r_1)})^T, \dots, (\xi_m^{(r_m)})^T]^T$ . 输出为

$$y^{(r)} = \xi^{(r)} = B + \Delta B + (A + \Delta A)u. \quad (8)$$

式中:  $y^{(r)} = [y_1^{(r_1)}, \dots, y_m^{(r_m)}]^T$ ,  $\Delta A$  和  $\Delta B$  是在线性化过程中由不确定性  $\Delta f$  和  $\Delta g$  产生的. 用  $T^{-1}(\xi, \eta)$  代替式(7)中的  $x$ , 即为式(8)中的矩阵  $A$  和  $B$ .

若矩阵  $A$  是非奇异的, 则选择控制律

$$u = A^{-1}(v - B), \quad (9)$$

其中  $v$  是一个新的输入 将控制律(9)代入式(8), 得

$$y^{(n)} = v + \Delta B + \Delta A A^{-1}(v - B). \quad (10)$$

上式表明, 由于不确定性的存在, 导致线性反馈控制律并不足以实现零跟踪误差 为此, 本文在控制律(9)的基础上增加一个自适应模糊控制量, 构成混合控制器

### 4 混合控制器的设计

#### 4.1 混合控制器结构

在控制律(9)的作用下, 系统的输入输出可表示为  $y^{(n)} = v + E(x, v)$ . 式中  $E(x, v) = \Delta B + \Delta A A^{-1}(v - B)$ , 即  $E = [E_1, \dots, E_m]^T$  表示由于系统存在不确定性所产生的误差 则第  $i$  个输出可表示为

$$y_i^{(r_i)} = v_i + E_i(x, v), \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (11)$$

为补偿系统的不确定性, 在线性反馈控制律  $v_i$  上增加一个控制量  $v_{fi}$ , 修正的控制律为

$$v_i = y_{di}^{(r_i)} - (k_{i(r_i-1)} e_i^{(r_i-1)}(t) + \dots + k_{i1} e_i^{(1)}(t) + k_{i0} e_i(t)) + v_{fi}(t), \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (12)$$

其中:  $y_{di}$  是期望输出,  $e_i = y_i - y_{di}$ ,  $v_{fi}$  是用来补偿不确定性的第  $i$  个模糊神经网络的输出

采用这种混合控制的系统结构如图 1 所示 线性反馈控制输入  $v = (v_1, \dots, v_m)^T$  由两部分组成: 一部分是常规线性反馈控制量  $v_{ln} = (v_{ln1}, \dots, v_{lnm})^T$ ; 另一部分是自适应模糊控制量  $v_f = (v_{f1}, \dots, v_{fm})^T$ . 增加的自适应模糊控制用于补偿不确定性  $\Delta f$  和  $\Delta g$ .

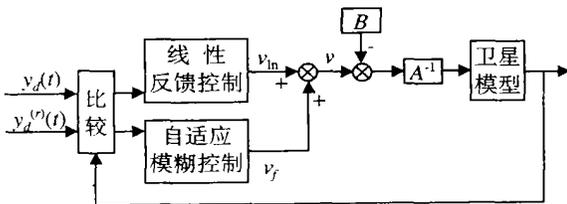


图 1 混合控制系统结构

由式(11)和(12)可产生误差动力学方程

$$e_i^{(r_i)}(t) + k_{i(r_i-1)} e_i^{(r_i-1)}(t) + \dots + k_{i1} e_i^{(1)}(t) + k_{i0} e_i(t) = v_{fi} + \hat{E}_i \quad (13)$$

其中

$$\hat{E}_i = E_i(x, v) \Big|_{v_i = y_{di}^{(r_i)} - \sum_{j=0}^{r_i-1} k_{ij} e_i^{(j)} + v_{fi}}$$

该误差动力学方程定义为一个包含不确定性的线性动力学系统

$$\dot{z}_i = A_i z_i + B_i v_{fi} + B_i \hat{E}_i(x, t). \quad (14)$$

其中

$$\hat{E}_i = D_i(x, t), B_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \\ -k_{i0} & -k_{i1} & \dots & -k_{i(r_i-1)} \end{bmatrix},$$

$$z_i = (e_i, e_i^{(1)}, \dots, e_i^{(r_i-1)}).$$

这里选择参数矢量  $k_i = (k_{i0}, k_{i1}, \dots, k_{i(r_i-1)})$  应使矩阵  $A_i$  是 Hurwitz 稳定的 因此存在一个正定矩阵  $P_i$ , 满足 Lyapunov 方程  $A_i^T P_i + P_i A_i = -Q_i$

#### 4.2 自适应模糊控制器的设计

自适应模糊控制器选用模糊规则的结论为固定常数的 T-S 模型, 模糊规则的一般形式为

$$R_l: \text{If } x_1 \text{ is } A_l^1 \text{ and } x_2 \text{ is } A_l^2, \\ \text{Then } y_{TS} \text{ is } C_l$$

其中:  $x = (x_1, x_2)$ ,  $y_{TS}$  是自适应模糊控制器的输入输出变量,  $A_l^i$  是对应于输入变量的模糊集合,  $C_l$  是常数,  $l = 1, 2, \dots, L$ ,  $L$  是规则总数 该自适应模糊控制器的输出为

$$y_{TS} = \frac{\sum_{l=1}^L C_l \left( \prod_{i=1}^2 \mu_{A_l^i}(x_i) \right)}{\sum_{l=1}^L \left( \prod_{i=1}^2 \mu_{A_l^i}(x_i) \right)}$$

其中  $\mu_{A_l^i}(x_i)$  是高斯型隶属函数

为减少在线计算量, 本文在保证控制精度的前提下, 令隶属函数的参数(均值和方差)在控制过程中固定不变, 仅在线调节规则参数  $C_l (l = 1, 2, \dots, L)$ . 此时, 自适应模糊控制器的输出可表示为  $y_{TS} = C_f^T \Psi(x)$ . 其中

$$C_f = [C_1, C_2, \dots, C_L]^T,$$

$$\Psi(x) = [\Psi_1(x), \dots, \Psi_L(x)]^T,$$

$$\Psi_l(x) = \frac{\prod_{i=1}^2 \mu_{A_l^i}(x_i)}{\sum_{l=1}^L \left( \prod_{i=1}^2 \mu_{A_l^i}(x_i) \right)}, \quad l = 1, 2, \dots, L.$$

在此选用  $m$  个结构相同的 T-S 模型, 分别补偿不确定性卫星系统中  $m$  个输出的跟踪误差 即令

$$v_{fi} = C_{fi}^T \Psi_i(z_i), \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (15)$$

式(15)代入(14), 得

$$\dot{z}_i = A_i z_i + B_i C_{f_i}^T \Psi_i(z_i) + B_i \hat{E}_i(x, t). \quad (16)$$

令辨识模型  $\dot{\hat{z}}_i = A_i \hat{z}_i + B_i C_{f_i}^{*T} \Psi_i(\hat{z}_i)$ ,  $C_{f_i}^*$  表示  $C_{f_i}$  的最优值, 定义为

$$C_{f_i}^* = \arg \min_{|C_{f_i}| \leq M} [\sup |v_{f_i}(z_i | C_{f_i}) - v_{f_i}(z_i | C_{f_i}^*)|] \quad (17)$$

令  $\epsilon = z_i - \hat{z}_i$ , 则

$$\begin{aligned} \dot{\epsilon} &= A_i \epsilon + B_i \phi \Psi_i(\epsilon) + B_i \hat{E}_i, \\ \phi &= C_{f_i} - C_{f_i}^* \end{aligned} \quad (18)$$

下面推导参数  $C_{f_i}$  的自适应调节律, 以确保当时,  $\epsilon \rightarrow 0$ , 即用自适应模糊控制补偿不确定性引起的姿态追踪误差. 为此构造一个 Lyapunov 函数

$$V_i = \frac{1}{2} (\epsilon^T P_i \epsilon + \frac{\phi \phi}{r_i E_i}), \quad (19)$$

其中  $r_i$  是待定参数. 对  $V_i$  求导并整理, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= -\epsilon^T Q_i \epsilon + \epsilon^T P_i B_i \hat{E}_i + \\ &\phi (r_i \hat{E}_i - \epsilon^T P_i B_i \Psi_i(\epsilon)) + \dot{\phi}. \end{aligned} \quad (20)$$

因为  $\dot{\phi} = \dot{C}_{f_i}$ , 所以选择自适应律  $\dot{C}_{f_i} = -r_i \hat{E}_i - \epsilon^T P_i B_i \Psi_i(\epsilon)$ . 则  $\dot{V}_i = -\epsilon^T Q_i \epsilon + \epsilon^T P_i B_i \hat{E}_i$ , 用矢量范数表示, 有  $\dot{V}_i = -\lambda_{\min}(Q_i) \|\epsilon\|^2 + \|\epsilon\| \|\hat{E}_i\|$ . 加入自适应模糊控制时, 应使  $\frac{\lambda_{\min}(Q_i) \|\epsilon\|^2 - \alpha \|\epsilon\|}{\|\epsilon\| \|\hat{E}_i\|}, \alpha > 0$  (21)

从而保证  $\dot{V}_i \leq -\alpha \|\epsilon\|$ .

为避免  $C_{f_i}$  取任意大值, 应限制  $C_{f_i}$  在一个紧集  $B(M)$  内, 其中  $|C_{f_i}| \leq M$  表示一个半径为  $M$  的球体. 采用 Lyapunov 函数, 自适应律调整为

$$\begin{aligned} \dot{C}_{f_i} &= -r_i \hat{E}_i - \epsilon^T P_i B_i \Psi_i(\epsilon) + \\ &\alpha_0 r_i \hat{E}_i - \epsilon^T P_i B_i \frac{C_{f_i} C_{f_i}^T \Psi_i(\epsilon)}{|C_{f_i}|^2}; \end{aligned} \quad (22)$$

$$\alpha_0 = \begin{cases} 1, & |C_{f_i}| = M, \quad \hat{E}_i^T \epsilon^T P_i B_i C_{f_i}^T \Psi_i(\epsilon) > 0; \\ 0, & |C_{f_i}| < M, \quad \hat{E}_i^T \epsilon^T P_i B_i C_{f_i}^T \Psi_i(\epsilon) < 0 \end{cases} \quad (23)$$

总结上述推导过程, 卫星姿态控制系统的完全控制律为

$$u = A^{-1}(x) [v_{\ln} + v_f - B(x)]$$

其中

$$\begin{cases} v_{\ln} = [v_{\ln 1}, v_{\ln 2}, v_{\ln 3}]^T, v_f = [v_{f1}, v_{f2}, v_{f3}]^T; \\ v_{\ln i} = y_{di}^{(r_i)} - (k_i(r_i - 1)e_i^{(r_i-1)}(t) + \dots + k_{i1}e_i^{(1)}(t) + k_{i0}e_i(t)); \\ v_{f_i} = C_{f_i}^T \Psi_i(\epsilon), i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (24)$$

在式(24)中加入自适应模糊控制量  $v_{f_i}$ , 前提条件为由不确定性引起的误差  $\hat{E}_i$  满足式(21), 这包括选择一个恰当的  $\alpha (i = 1, 2, 3)$ , 它依赖于所研究对象的不确定性.

式(24)中,  $y_{di}^{(r_i)}$  表示卫星姿态的期望四元素中  $q_{di}$  的  $r_i$  阶导数, 误差  $e_i = q_i - q_{di}$ ,  $q_i$  表示卫星姿态的实际四元素值. 仿真时, 第  $i$  个 T-S 模型的输入  $\epsilon_{1i} (= e_i - \hat{e}_i)$  和  $\epsilon_{2i} (= \dot{e}_i - \dot{\hat{e}}_i)$  的隶属函数选用高斯函数,  $\epsilon_{1i}$  和  $\epsilon_{2i}$  各定义 3 个模糊集合 (NB, E, PB), 对应于  $\epsilon_{1i}$  的 NB, E, PB 均值分别为 -0.01, 0, 0.01, 方差均为 0.0047; 对应于  $\epsilon_{2i}$  的 NB, E, PB 均值分别为 -0.008, 0, 0.008, 方差均为 0.0038. 参数矢量  $C_{f_i}$  初始化时, 采用类似于线性 PD 控制器的模糊规则, 如表 1 所示.

表 1 模糊控制规则

$\epsilon_{1i}$	$\epsilon_{2i}$		
	NB	E	PB
NB	-0.001	-0.0005	0
E	-0.0005	0	0.0005
PB	0	0.0005	0.001

由式(4)和(5)计算验证卫星系统具有相对阶 [2, 2, 2]. 为提高控制精度, 在线性控制量中增加误差反馈积分项<sup>[1]</sup>, 则卫星的线性部分控制量为

$$v_{\ln i} = \ddot{q}_{di} - k_{i1} \dot{e}_i - k_{i0} e_i - p_i \dot{d}_i, i = 1, 2, 3$$

其中:  $\dot{d}_i = \dot{e}_i$ , 参数  $k_{i1}, k_{i0}$  和  $p_i$  的选择应使  $\ddot{e}_i + k_{i1} \dot{e}_i + k_{i0} e_i + p_i \dot{d}_i = 0$  是 Hurwitz 稳定的. 选择卫星姿态输出的期望轨迹为

$$\ddot{q}_{di} + 2\xi w_n \dot{q}_{di} + w_n^2 q_{di} = w_n^2 R_i$$

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

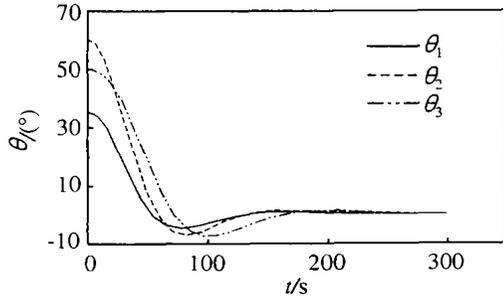
### 5 仿真研究

为便于仿真计算, 对太阳帆板取一阶挠性模态. 某卫星模型的参数如下: 惯量张量阵

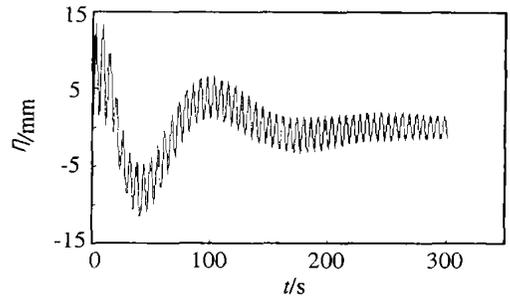
$$I = \begin{bmatrix} 6100 & -90 & 20 \\ -90 & 5070 & -1100 \\ 20 & -1100 & 8400 \end{bmatrix},$$

帆板与星体的耦合系数阵  $C = [0.3 \ 18 \ -21]^T$ , 模态频率  $\Lambda = 1.02 \text{ rad/s}$ , 模态阻尼比  $\xi = 0.001$ , 卫星轨道角速度  $\omega = 1.078 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$ .

本文分别用 PD 控制和混合控制对卫星的标称参数, 惯量矩阵增大 20% 和增大 50%. 这 3 种情况作了仿真研究. 限于篇幅, 在此仅给出惯量增大 50%

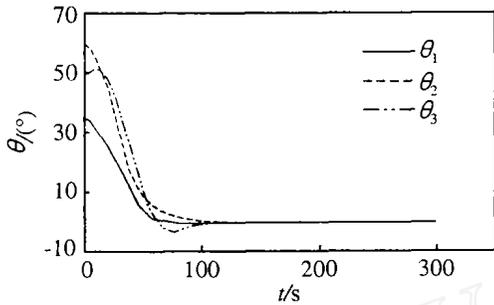


(a) 卫星姿态角变化

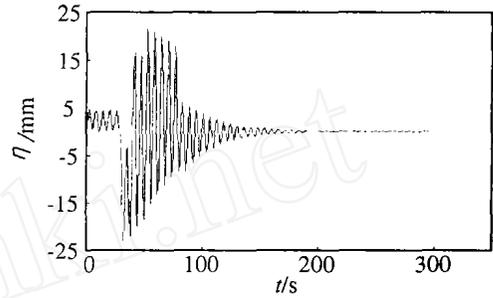


(b) 帆板的模态坐标变化

图 2 卫星惯量增加 50% 时 PD 控制结果



(a) 卫星姿态角变化



(b) 帆板的模态坐标变化

图 3 卫星惯量增加 50% 时混合控制结果

时卫星姿态角和太阳帆板的模态坐标变化, 分别如图 2 和图 3 所示 PD 控制过渡过程时间为 210 s 左右, 超调量为  $-7.37^\circ$ ; 帆板的模态坐标在  $-2 \sim 2$  mm 之间; 混合控制的过渡过程时间为 110 s 左右, 超调量为  $-2.8^\circ$ ; 太阳帆板在 200 s 左右振荡趋向 0。从上述仿真实验可以看出, 混合控制比 PD 控制动态调节时间短, 超调量小, 对惯量参数变化不敏感, 具有良好的鲁棒性和适应性, 并能有效地抑制由于姿态机动时引起的帆板振动。

## 6 结 论

本文针对挠性卫星姿态控制, 设计出一种由 I/O 线性化与自适应模糊控制组成的混合控制器, 用自适应模糊控制补偿卫星的不确定性, 从而增强了系统的鲁棒性。MIMO 系统的模糊控制规则简化成双输入单输出规则, 这样的模糊规则容易确定并易于融入专家的经验。仿真结果表明, 该混合控制器对卫星的参数变化不敏感, 具有良好的控制性能。

## 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 Proc Control Theory Application*, 1996, 143(3): 276-282.
- [5] 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.
- [6] 胡跃明. 非线性控制系统理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.