

# 飞艇姿态跟踪系统的研究\*

王晓亮, 单雪雄

(上海交通大学 工程力学系, 上海 200030)

(鲁传敬推荐)

摘要: 研究了具有参数不确定和外部干扰的飞艇姿态跟踪控制问题。飞艇姿态运动的数学模型为一个多输入/多输出不确定非线性系统, 根据该系统的特点, 采用了一个基于不确定项上界的鲁棒输出跟踪控制器设计方法, 应用输入/输出反馈线性化法和李雅普诺夫方法, 设计了飞艇姿态鲁棒控制律, 它可确保系统输出按指数规律跟踪期望输出。该控制器设计简单, 易于实现。仿真结果表明: 即使系统存在不确定性和外界干扰, 仍可在闭环系统中实现精确的姿态控制。

关键词: 飞艇; 不确定非线性系统; 反馈线性化; 仿真

中图分类号: V249.122 文献标识码: A

## 引 言

飞艇姿态控制系统作为飞艇控制系统的一个子系统, 它对飞艇的稳定运行是非常重要的。在实际条件下, 飞艇的某些参数不能准确得到, 而且在飞艇运行时存在某些扰动力矩, 例如: 风场的变化和浮力的变化等等。所有这些因素形成了对飞艇干扰的不确定因素。这些不确定因素使得飞艇的稳定运行和精确导航变得非常困难。因此, 研究飞艇姿态的鲁棒控制系统对飞艇的正常运行是很重要的。本文建立了飞艇姿态的数学模型, 应用输入/输出反馈线性化方法和李雅普诺夫方法, 设计了存在参数不确定和干扰力矩情况下的飞艇姿态跟踪控制器。该控制律补偿了存在的不确定性, 并且保证跟踪误差按指数规律收敛。

## 1 飞艇姿态运动的数学模型

根据飞艇 6 自由度运动模型<sup>[1, 2]</sup>, 经过推导得到飞艇姿态运动的数学模型如下

$$\begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -r \sin \phi + q \cos \phi \\ (1/\cos \vartheta)(r \cos \phi + q \sin \phi) \\ p + \tan \vartheta(r \cos \phi + q \sin \phi) \\ \frac{I_{xz}^2 - I_z(I_y - I_x)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} r q - \frac{I_{xz}(I_x + I_z - I_y)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} p q + \frac{I_z}{-I_x I_z + I_{xz}^2} Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi \\ [(I_z - I_x)/I_y] r p - (I_{xz}/I_y)(p^2 - r^2) - (1/I_y) Z_G G_A \sin \vartheta \\ \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} r q + \frac{-I_{xz}^2 - I_x(I_x - I_y)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} p q + \frac{I_{xz}}{-I_x I_z + I_{xz}^2} Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi \end{bmatrix} +$$

\* 收稿日期: 2004\_03\_13; 修订日期: 2006\_03\_01

作者简介: 王晓亮(1975—), 山西屯留人, 博士(E-mail: wxl1975@sohu.com);

单雪雄(1943—), 教授(联系人, Tel: + 86\_21\_65370605; E-mail: shanxx@sh163e.sta.net.cn)。

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1/(-I_x I_z + I_{xz}^2) & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/(-I_x I_z + I_{xz}^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ T_{d1}/(-I_x I_z + I_{xz}^2) \\ T_{d2}/I_y \\ T_{d3}/(-I_x I_z + I_{xz}^2) \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中,  $p, q, r$  为绕  $Ox, Oy, Oz$  轴的旋转角速度;  $\vartheta, \phi, \psi$  为飞艇的俯仰角、偏航角和滚转角;  $I_x, I_y, I_z$  为绕  $Ox, Oy, Oz$  轴的转动惯量,  $I_{xz}$  为对平面  $xOz$  惯性积, 其中  $I_x, I_y, I_z, I_{xz}$  包括了附加质量部分;  $Z_G$  为在  $z$  轴方向上飞艇的重心到浮心的距离;  $G_A$  为飞艇的重量;  $T_{d1}, T_{d2}, T_{d3}$  为干扰量;  $u_1, u_2, u_3$  为输入控制量。

在飞艇运行过程中, 该系统的参数是不确定的。假设为

$$I_x = I_x^* + \Delta I_x; I_y = I_y^* + \Delta I_y; I_z = I_z^* + \Delta I_z; I_{xz} = I_{xz}^* + \Delta I_{xz},$$

其中,  $I_x^*, I_y^*, I_z^*, I_{xz}^*$  为标称系统的惯量值;  $\Delta I_x, \Delta I_y, \Delta I_z, \Delta I_{xz}$  为各惯量参数的不确定部分。

选择状态变量为  $\mathbf{x} = [\vartheta, \phi, \psi, p, q, r]^T$ , 输出变量为:  $\mathbf{y} = [y_1, y_2, y_3]^T = [\vartheta, \phi, \psi]^T$ 。根据飞艇姿态运动的数学模型(1), 得到下面的状态方程

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) + \Delta \mathbf{F}(\mathbf{x}) + [\mathbf{G}(\mathbf{x}) + \Delta \mathbf{G}(\mathbf{x})] \mathbf{u}, \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}), \end{cases} \quad (2)$$

其中,

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -r \sin \phi + q \cos \phi \\ (1/\cos \vartheta)(r \cos \phi + q \sin \phi) \\ p + \tan \vartheta(r \cos \phi + q \sin \phi) \\ \frac{I_{xz}^{*2} - I_z^*(I_y^* - I_z^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} r q - \frac{I_{xz}^*(I_x^* + I_z^* - I_y^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} p q + \frac{I_z^*}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi \\ \frac{I_z^* - I_x^*}{I_y^*} p - \frac{I_{xz}^*}{I_y^*} (p^2 - r^2) - \frac{1}{I_y^*} Z_G G_A \sin \vartheta \\ \frac{I_{xz}^*(I_x^* - I_y^* + I_z^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} r q + \frac{-I_{xz}^{*2} - I_x^*(I_x^* - I_y^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} p q + \frac{I_{xz}^*}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi \end{bmatrix},$$

$$\Delta \mathbf{F}(\mathbf{x}) =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \left[ \left( \frac{I_z^2 - I_z(I_y - I_z)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{I_{xz}^{*2} - I_z^*(I_y^* - I_z^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) r q - \left( \frac{I_{xz}(I_x + I_z - I_y)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{I_{xz}^*(I_x^* + I_z^* - I_y^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) p q + \right. \\ \left. \left( \frac{I_z}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{I_z^*}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi + \frac{T_{d1}}{-I_x I_z + I_{xz}^2} \right] \\ \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} - \frac{I_z^* - I_x^*}{I_y^*} \right) r p - \left( \frac{I_{xz}}{I_y} - \frac{I_{xz}^*}{I_y^*} \right) (p^2 - r^2) - \left( \frac{1}{I_y} - \frac{1}{I_y^*} \right) Z_G G_A \sin \vartheta + \frac{T_{d2}}{I_y} \\ \left[ \left( \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{I_{xz}^*(I_x^* - I_y^* + I_z^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) r q + \left( \frac{-I_{xz}^2 - I_x(I_x - I_y)}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{-I_{xz}^{*2} - I_x^*(I_x^* - I_y^*)}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) p q + \right. \\ \left. \left( \frac{I_{xz}}{-I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{I_{xz}^*}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \right) Z_G G_A \cos \vartheta \sin \phi + \frac{T_{d3}}{-I_x I_z + I_{xz}^2} \right] \end{bmatrix},$$

$$\Delta G(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{1}{I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} - \frac{1}{I_y^*} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{I_x I_z + I_{xz}^2} - \frac{1}{I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \end{bmatrix},$$

$$G(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y^*} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{-I_x^* I_z^* + I_{xz}^{*2}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{h}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \vartheta \\ \phi \\ \phi \end{bmatrix}.$$

## 2 鲁棒控制器的设计

考虑如下不确定非线性系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}) + [\mathbf{G}(\mathbf{x}) + \Delta \mathbf{G}(\mathbf{x})] \mathbf{u}, \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}), \end{cases} \quad (3)$$

其中,  $\mathbf{x} \in R^n$  为系统的状态向量;  $\mathbf{u}, \mathbf{y} \in R^m$  分别为系统的输入/输出向量;  $\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x})$  和  $\Delta \mathbf{G}(\mathbf{x})$  分别为系统的状态不确定性及输入不确定性.

$$\mathbf{G}(\mathbf{x}) = [\mathbf{g}_1(\mathbf{x}), \dots, \mathbf{g}_m(\mathbf{x})]; \quad \Delta \mathbf{G}(\mathbf{x}) = [\Delta \mathbf{g}_1(\mathbf{x}), \dots, \Delta \mathbf{g}_m(\mathbf{x})];$$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}) = [h_1(\mathbf{x}), \dots, h_m(\mathbf{x})]^T,$$

其中,  $\mathbf{f}(\mathbf{x}), \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}), \mathbf{g}_i(\mathbf{x})$  和  $\Delta \mathbf{g}_i(\mathbf{x})$  为光滑向量场;  $h_i(\mathbf{x})$  为一光滑的标量函数.

### 2.1 输入/输出反馈线性化<sup>[3,4]</sup>

不确定非线性系统(3)的标称系统为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x}) \mathbf{u}, \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}), \end{cases} \quad (4)$$

定义 1 对于标称系统(4), 如果在  $\mathbf{x} = \mathbf{x}^0$  的邻域内, 有以下条件成立

(i)  $L_{g_j}^k L_f^i h_i(\mathbf{x}) = 0, 1 \leq i, j \leq m, k_i < r_i - 1$

(ii)  $m \times m$  维矩阵

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1(\mathbf{x}) & \dots & L_{g_m} L_f^{r_1-1} h_1(\mathbf{x}) \\ L_{g_1} L_f^{r_2-1} h_2(\mathbf{x}) & \dots & L_{g_m} L_f^{r_2-1} h_2(\mathbf{x}) \\ \dots & \dots & \dots \\ L_{g_1} L_f^{r_m-1} h_m(\mathbf{x}) & \dots & L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m(\mathbf{x}) \end{bmatrix},$$

在  $\mathbf{x}^0$  点是非奇异的. 则称系统(4)的相对阶为  $r = \sum_{i=1}^m r_i$ , 其中每个子相对阶  $r_i$  与输出  $y_i =$

$h_i(x)$  相对应•

对于非线性系统(3), 引入如下一些假设

假设 1 系统(3)中的不确定性满足匹配条件, 即存在光滑函数

$$D(x): R^n \rightarrow R^m, E(x): R^n \rightarrow R^{m \times m}$$

使得对  $\forall x \in R^n$ , 有

$$\Delta f(x) = G(x)D(x), \Delta G(x) = G(x)E(x) \quad (5)$$

假设 2 期望轨迹为  $y_d = [y_{d1}, \dots, y_{dm}]^T$ , 且期望输出及其各阶导数均是有界的, 即存在  $b_d > 0$ , 使得

$$\| [y_{d1}, y_{d1}^{(1)}, \dots, y_{d1}^{(r_1)}, \dots, y_{dm}, y_{dm}^{(1)}, \dots, y_{dm}^{(r_m)}] \| \leq b_d$$

本文假定标称系统(4)的相对阶为:  $r = n$ • 那么根据微分几何理论<sup>[3,4]</sup>, 存在局部微分同胚  $T(x)$ :

$$T(x) = \xi = [\xi_1, \dots, \xi_m]^T, \quad (6)$$

其中,  $\xi_i = [h_i(x), L_f h_i(x), \dots, L_f^{r_i-1} h_i(x)]^T$ •

在上述坐标变换和输入变换  $v = A(x) + B(x)u$  下, 不确定非线性系统(3)被转换成如下形式

$$\begin{cases} \dot{\xi} = A\xi + B[B(x)D(x) - B(x)E(x)B^{-1}(x)A(x) + \\ (I_m + B(x)E(x)B^{-1}(x))v], \\ y = C\xi \end{cases} \quad (7)$$

其中,  $A(x) = [a_1(x), \dots, a_m(x)]^T$ ,  $a_i(x) = L_f^{r_i} h_i(x)$ ,  $I_m$  为单位矩阵;  $A = \text{diag}\{A_i\}$ ,  $B = \text{diag}\{B_i\}$ ,  $C = \text{diag}\{C_i\}$ ,  $i = 1, \dots, m$

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{n_i \times r_i}, \quad B_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}_{r_i \times 1}, \quad C_i = [1 \ 0 \ \dots \ 0]_{1 \times n_i}$$

显然, 标称系统(4)的线化控制律为

$$u = B^{-1}(x)(-A(x) + v) \quad (8)$$

## 2.2 构造鲁棒控制器<sup>[5-8]</sup>

为方便起见, 令  $Y_r = [y_{d1}^{(r_1)}, y_{d2}^{(r_2)}, \dots, y_{dm}^{(r_m)}]^T$ , 定义误差向量为,  $e = [e_1, \dots, e_m]^T$ ,  $e_i = [e_{i1}, \dots, e_{in}]^T$ ,  $i = 1, \dots, m$ , 其中各分量及其各阶导数为

$$e_{i1} = y_i - y_{di}, \dots, e_{in} = y_i^{(r_i-1)} - y_{di}^{(r_i-1)} \quad (9)$$

根据线性化律(8)及式(9), 可写出系统(7)的误差动态方程

$$\begin{aligned} \dot{e} &= Ae + B[-Y_r + B(x)D(x) - B(x)E(x)B^{-1}(x)A(x) + \\ & (I_m + B(x)E(x)B^{-1}(x))v] \end{aligned} \quad (10)$$

由于  $(A, B)$  能控, 则存在如下的反馈阵

$$K = \text{diag}\{K_i\}; K_i = [k_{i1}, \dots, k_{in}], \quad i = 1, \dots, m,$$

使矩阵  $A - BK$  的特征根均具有负实部•

对不确定做如下假设

假设 3 对于  $\forall x \in R^n$ , 存在非负连续函数  $\rho_1(x)$  及  $\rho_2(x)$ , 使得

$$\|B(x)D(x) - B(x)E(x)B^{-1}(x)A(x) + B(x)E(x)B^{-1}(x)(-Ke + Y_r)\| \leq \rho_1(x), \tag{11}$$

$$\|I_m + B(x)E(x)B^{-1}(x)\|_{i\infty} \geq \rho_2(x) > 0, \tag{12}$$

其中  $\|\cdot\|$  表示  $R^m$  空间的 2 范数;  $\|\cdot\|_{i\infty}$  表示  $R^{m \times m}$  空间的无穷范数

为使系统输出  $y$  按指数规律跟踪期望输出  $y_d$  及补偿不确定性对系统的影响, 根据补偿原理设计的控制信号  $v$  分为如下两部分

$$v = v_1 + v_2, \tag{13a}$$

$$v_1 = Y_r - Ke, \tag{13b}$$

$$v_2 = -Y(x) \frac{B^T P e \rho_1(x)}{\|B^T P e \rho_1(x)\| + \varepsilon e^{-\alpha t}}, \tag{13c}$$

其中,  $Y(x) = \rho_1(x)/\rho_2(x)$ ,  $\varepsilon, \alpha$  为给定常数,  $\varepsilon > 0, \alpha > 2/\lambda_{\max}(P)$ ;  $\lambda_{\max}(P)$  为矩阵  $P$  的最大特征值,  $P$  为正定对称阵, 是下列 Liapunov 方程的解

$$(A - BK)^T P + P(A - BK) = -2I_n. \tag{14}$$

定理 1<sup>[6]</sup> 如果不确定非线性系统(3) 满足假设 1~ 假设 3, 那么在跟踪控制律(8)、(13)作用下, 输出  $y$  按指数规律跟踪期望输出  $y_d$ 。

### 3 系统仿真

对于式(2)描述的飞艇姿态非线性系统, 输出变量为  $y = [\vartheta, \phi, \phi]^T$ , 要求系统复现的期望轨迹为

$$y_d = [1 - e^{-0.372t}(\sin(0.372t) + \cos(0.372t))]d,$$

其中  $d = [5, 9, 10]^T \text{ deg}$ 。飞艇姿态非线性系统(2) 经由微分同胚(6) 可以转化为部分线性系统(7)。容易验证非线性系统(2) 满足上述假设 1~ 假设 3。这样可以采用控制律式(8) 和(13) 进行仿真。

在仿真时, 选择如下的系统参数

$$T_d = \begin{bmatrix} 200\sin 2\pi t + T_{1rd} \\ 200\cos 2\pi t + T_{2rd} \\ 150\cos 2\pi t + T_{3rd} \end{bmatrix} \text{ N}\cdot\text{m},$$

$$I_x = 833.222 \text{ kg}\cdot\text{m}^2, I_y = 13299.521 \text{ kg}\cdot\text{m}^2, I_z = 12856.753 \text{ kg}\cdot\text{m}^2,$$

$$I_{xz} = 1047.665 \text{ kg}\cdot\text{m}^2,$$

其中随机数  $T_{ird}(i = 1, 2, 3)$  的均值为 0, 方差为  $10$ 。

$$\Delta I_x = 0.5(1 + \sin(0.1t))0.2I_x,$$

$$\Delta I_y = 0.5(1 + \sin(0.1t))0.3I_y,$$

$$\Delta I_z = 0.5(1 + \sin(0.1t))0.3I_z,$$

$$\Delta I_{xz} = 0.5(1 + \sin(0.1t))0.5I_{xz}.$$

控制律中的参数为:  $k_j = 4, (i = 1, 2, 3; j = 1, 2), \varepsilon = 0.01$  和  $\alpha = 3$ 。初始状态为  $[\vartheta, \phi, \phi]^T = [10, 18, -10]^T \text{ deg}$ ;  $[p, q, r]^T = [10, 10, 10]^T \text{ deg/s}$ 。

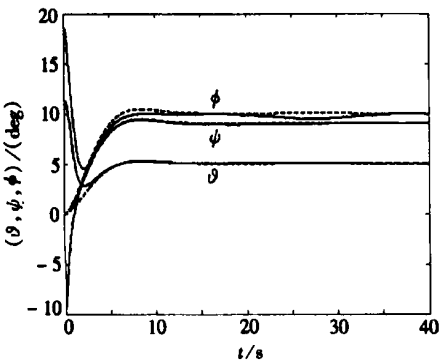


图 1 姿态角变化曲线图

仿真结果如图 1~ 图 5 所示。图 1 曲线表示系统输出 ( $\vartheta, \phi, \phi$ ) 随时间的变化情况, 其中虚线为期望的系统输出。仿真结果表明: 当存在参数不确定和外界干扰的情况下, 飞艇的姿态角能很好的跟踪期望的角度, 并且控制作用是连续的。

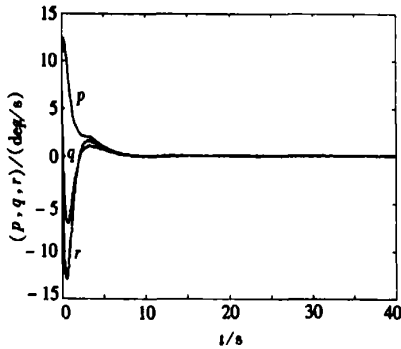
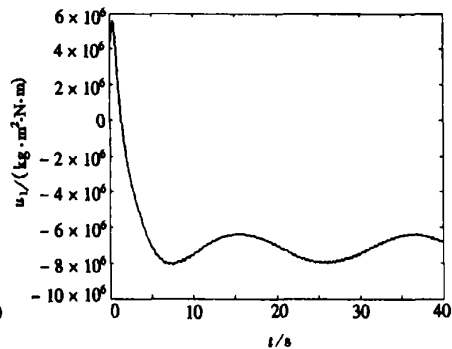
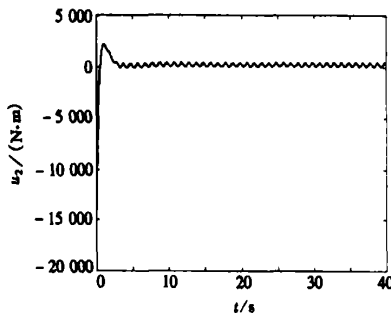
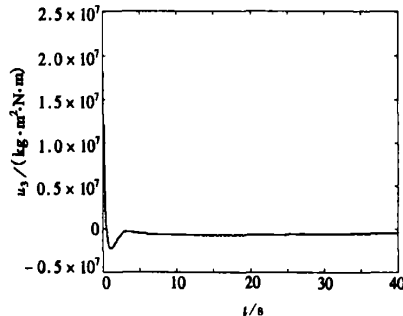


图 2 角速度变化曲线图

图 3 控制量 ( $u_1$ ) 变化曲线图图 4 控制量 ( $u_2$ ) 变化曲线图图 5 控制量 ( $u_3$ ) 变化曲线图

## 4 结 论

本文研究了具有参数不确定和外部干扰的飞艇姿态跟踪问题。采用了基于不确定项上界的鲁棒输出跟踪控制器设计方法。在该控制方法中, 首先将非线性系统转化成部分线性化系统, 然后根据李雅普诺夫方法设计了一个控制律, 它可确保在存在参数不确定和外界干扰的情况下, 系统输出按指数规律跟踪期望输出。仿真结果表明: 所设计的飞艇姿态鲁棒控制器是可用的并且对飞艇的姿态控制很有效。

### [参 考 文 献]

- [1] OUYANG Jin, QU Wei\_dong, XI YU\_geng. Stratospheric verifying airship modeling and analysis[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2003, 37(6): 956—960.
- [2] Segio B, Varella Gomes, Josue Jr G Romos. Airship dynamic modeling for autonomous operation[A]. In: Proceedings of the 1998 IEEE International Conference on Robotics and Automation [C]. Leuven: IEEE, 1998, 3462—3467.
- [3] Isidori, Alberto. Nonlinear Control Systems [M]. 2nd. New York: Springer Press, 1989.
- [4] XIA Xiao\_hua, GAO Wei\_bing. Nonlinear Control Systems and Decoupling [M]. Beijing: Science Press, 1997.

- [5] Huijberts H J C, Moog C H, Pothin R. Input\_output decoupling of nonlinear systems by static measurement feedback[ J]. Systems and Control Letters, 2000, **39**(2): 109—114.
- [6] 李琳琳, 杨国军, 赵长安. 卫星姿态跟踪系统的鲁棒控制器设计[ J]. 航空学报, 2001, **14**(2): 94—99.
- [7] Sun Y. Global exponential stabilization for a class of uncertain nonlinear systems with control constraint[ J]. IEEE Trans on AC, 1998, **43**(5): 674—677.
- [8] Behtash S. Robust output tracking for non\_linear systems[ J]. International Journal of Control, 1990, **51**(6): 1381—1407.

## Study of Airship Attitude Tracking System

WANG Xiao\_liang, SHAN Xue\_xiong

( Department of Engineering Mechanics, Shanghai Jiaotong University,  
Shanghai 200030, P. R. China )

**Abstract:** The attitude tracking control problem for an airship with parameter uncertainties and external disturbances was considered. The mathematical model of the airship attitude is a multi\_input multi\_output uncertain nonlinear system. Based on the characteristics of this system, a design method of robust output tracking controllers was adopted based on the upper\_bounds of the uncertainties. Using the input/output feedback linearization approach and Liapunov method, a control law was designed, which guarantees that the system output exponentially tracks the given desired output. The controller is easy to compute and complement. Simulation results show that, in the closed\_loop system, precise attitude control is accomplished in spite of the uncertainties and external disturbances in the system.

**Key words:** airship; uncertain nonlinear system; feedback linearization; simulation