

文章编号: 1001-0920(2008)03-0283-05

## 基于神经网络干扰观测器的动态逆飞行控制

陈 谋, 邹庆元, 姜长生, 吴庆宪

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

**摘 要:** 对新一代歼击机提出了基于神经网络干扰观测器的动态逆飞行控制器设计方案. 首先采用 RBF 神经网络设计干扰观测器, 使其输出能够逼近动态逆误差; 然后基于干扰观测器的输出设计动态逆飞行控制系统, 该系统能克服动态逆误差对飞行控制带来的不利影响; 最后将所设计的飞行控制系统用于新一代歼击机的机动飞行仿真, 仿真结果表明该飞行控制系统是有效的.

**关键词:** 非线性系统控制; 飞行控制; 干扰观测器; 动态逆控制

**中图分类号:** TP273 **文献标识码:** A

## Dynamical inversion flight control based on neural network disturbance observer

CHEN Mou, ZOU Qing-yuan, JIANG Chang-sheng, WU Qing-xian

(Automation College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China. Correspondent: CHEN Mou, E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn)

**Abstract:** A dynamical inversion flight control scheme is proposed based on neural network disturbance observer for the new generation fighter. First, a disturbance observer is designed with RBF neural network, which can approximate the dynamical inversion error. Then, the dynamical inversion flight control scheme is given based on the output of the neural network disturbance observer. The designed flight control system can overcome the influence of dynamical inversion error. Finally, the designed flight control system is applied to supermaneuverable flight simulation, and the simulation results show the effectiveness of the dynamical inversion robust flight control scheme.

**Key words:** Nonlinear system control; Flight control; Disturbance observer; Dynamic inversion control

### 1 引 言

目前,有关飞控系统的设计已取得许多研究成果.然而,战斗机超机动飞行时所呈现出的强非线性,使得这些研究成果的应用受到了限制.这就要求针对非线性飞机模型设计出有效的控制方法,以满足机动飞行控制的需要.因此,运用非线性控制理论设计飞机机动飞行控制器,引起了人们广泛的研究<sup>[1-5]</sup>.

在歼击机超机动飞行控制中,利用动态逆研究有效控制的算法已经比较完善<sup>[3]</sup>.然而,动态逆控制要求控制方程必须已知,并且系统模型能精确建立,飞机状态是可精确测量或可估计的.可通过引入神经网络<sup>[3]</sup>或干扰观测器<sup>[4]</sup>来补偿逆误差,降低动态逆对模型的依赖,提高系统的鲁棒性能.文献[4]发

展了用干扰观测器对逆误差进行补偿的方法.

非线性干扰观测器是近年来自动控制界研究的热点之一<sup>[6-10]</sup>.该方法提供了一种处理未知干扰和非线性系统不确定性的有效方法.本文首先采用 RBF 神经网络设计干扰观测器,并给出了神经网络权值的调节方案,使所设计的干扰观测器能逼近由于模型不精确而造成的逆误差;然后基于神经网络干扰观测器的输出,设计了动态逆飞行控制系统;最后将所设计的飞行控制系统用于新一代歼击机的机动飞行仿真.

### 2 问题描述

新一代歼击机进行超机动动作时,其运动方程是 6 自由度 12 状态的非线性方程. 12 个状态是  $x, y, z$  (飞机 3 个重心运动坐标);  $V, \gamma$  (分别为飞行

收稿日期: 2006-10-17; 修回日期: 2007-05-24.

基金项目: 国家自然科学基金项目(90405011).

作者简介: 陈谋(1975—),男,四川蓬安人,副教授,博士,从事非线性系统控制及应用的研究;姜长生(1942—),男,江苏六合人,教授,博士生导师,从事智能控制等研究.

速度、航迹偏转角和飞行航迹角);  $\alpha, \beta, \mu$  (分别为飞行攻角、侧滑角和滚转角);  $p, q, r$  (分别为滚转、俯仰和偏航角速率). 本文研究的控制对象为某型超机动飞机, 三角翼/鸭翼/单垂尾/单发动机结构, 并带推力矢量. 飞机的动力学模型为

$$\dot{x} = f(x, u), \quad (1)$$

其中

$$x^T = [x, y, z, V, \alpha, \beta, \mu, p, q, r],$$

$$u^T = [\mu, \epsilon, r, \delta, \delta].$$

式中  $x$  的分量分别对应于副翼偏转角、鸭翼偏转角、方向舵偏转角、侧向推力矢量角、纵向推力矢量角. 模型假设条件及  $f(\cdot)$  的表达式参见文献[3].

这里采用基于神经网络的干扰观测器来逼近动态逆误差. 为了便于分析和说明问题, 考虑二阶系统

$$\ddot{x} = f(x, \dot{x}, u). \quad (2)$$

其中:  $x$  为状态量,  $x, \dot{x} \in \mathbf{R}^n$ ;  $u$  为控制量,  $u \in \mathbf{R}^m$ .

引入伪控制量  $u_c$ , 使得系统状态变量与伪控制量之间呈线性关系. 即有  $\ddot{x} = u_c$ , 其中伪控制量的物理含义是: 期望由控制指令信号  $u_{cmd}$  获得的系统状态量为理想动态响应, 即  $u_c = f(x, \dot{x}, u)$ .

理想情况下, 系统的控制量可通过对  $f$  求逆得到. 对于机动战斗机而言, 很难建立精确模型, 即实际的运动方程  $f(x, \dot{x}, u)$  很难精确描述. 因此设计动态逆控制律时, 通常选取一个近似函数  $f(x, \dot{x}, u)$  作为系统数学模型. 则伪控制量表示为  $u_c = f(x, \dot{x}, u)$ . 通过对  $f$  求逆得到系统控制量

$$u_{cmd} = f^{-1}(x, \dot{x}, u_c).$$

由于  $f$  的引入及求逆计算等因素的影响, 导致了动态逆误差  $e$ , 其表达式为

$$e(x, \dot{x}, u) = f(x, \dot{x}, u) - f(x, \dot{x}, u_c). \quad (3)$$

根据上面的定义, 式(2)的系统动态特性可等价表示为

$$\ddot{x} = u_c + e(x, \dot{x}, u). \quad (4)$$

为了消除逆误差, 在控制器结构中增加一个干扰观测器, 其输出信号  $\hat{e}$  叠加到伪控制信号  $u_c$  中. 则伪控制信号表示为

$$u = u_c + \hat{e} - \dot{e} - r. \quad (5)$$

其中:  $u_c$  为参考模型输入信号, 代表输入指令信号  $x_c$  时系统理想的响应模型, 对于式(2)的二阶系统, 参考模型取为二阶;  $\dot{e}$  为线性控制器输出信号;  $\hat{e}$  为自适应信号(干扰观测器的输出信号), 用于补偿逆误差;  $r$  为鲁棒自适应项.

### 3 基于神经网络的干扰观测器设计

在设计干扰观测器之前, 先作如下假设:

假设1 对于任意  $x \in M_x$ , 其中  $M_x$  为一紧集,

则神经网络的最优权值定义为

$$w^* = \arg \min_w [\sup_{x \in M_x} \|w - \hat{w}\|].$$

其中:  $w = [w_1, w_2, \dots, w_n]^T$  为参数的可行域,  $M$  为设计参数,  $w$  为神经网络的权值. 这里采用 RBF 神经网络构成非线性复合干扰观测器, 用以观测未知干扰.

定理1 考虑如下形式的动态系统:

$$\dot{z} = -\lambda z + p(x, \hat{w}), \quad (6)$$

其中  $p(x, \hat{w}) = \dot{x} + \lambda x + \hat{e}(x, \hat{w})$ . 定义观测器名义误差  $\tilde{z} = \hat{z} - z$ . 如果 RBF 神经网络权值的自适应律选为

$$\dot{\hat{w}}_i = -\eta_i \hat{w}_i - \xi_i(x), \quad (7)$$

则观测器检测复合干扰的误差  $\tilde{z}$  最终一致有界. 其中:  $\eta_i > 0$  为神经网络学习率,  $\xi_i > 0$  为设计参数,  $\hat{w}$  为 RBF 神经网络权值,  $\xi_i(x)$  为基函数;  $w = [w_1, \dots, w_n]^T \in \mathbf{R}^{n \times n}$ ,  $\xi = [\xi_1, \dots, \xi_n]^T \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ ,  $\xi_i(x) = \exp(-\|x - c_i\|^2 / \sigma_i^2)$ ,  $c_i$  和  $\sigma_i$  为 RBF 神经网络基函数的中心和宽度.

证明 由式(6)和  $p(x, \hat{w})$  的表达式可得

$$\dot{\tilde{z}} = (\dot{\hat{z}} - \dot{z}) + \lambda \tilde{z} + \hat{e}(x, \hat{w}). \quad (8)$$

由于  $\dot{\hat{z}} = \dot{x} - \dot{z}$ , 由式(4)和(8)可得

$$\dot{\tilde{z}} = -\lambda \tilde{z} + \hat{e}(x, \hat{w}). \quad (9)$$

基于假设1和神经网络的无限逼近性, 则有

$$\hat{e}(x) = \hat{e}(x, w^*) + \tilde{e}, \quad |\tilde{e}| \leq \bar{\epsilon}. \quad (10)$$

其中:  $\tilde{e} = [\tilde{e}_1, \dots, \tilde{e}_n]^T$  为神经网络逼近误差,  $\bar{\epsilon} = [\bar{\epsilon}_1, \dots, \bar{\epsilon}_n]^T$  为逼近误差上界. 式(10)代入式(9), 得

$$\dot{\tilde{z}} = -\lambda \tilde{z} + \hat{e}(x, w^*) + \tilde{e}. \quad (11)$$

因为 RBF 神经网络的输出可写成  $y_m = \hat{w}^T \xi(x)$ , 定义  $\tilde{w} = w^* - \hat{w}$ , 则式(11)可写成

$$\dot{\tilde{z}} = -\lambda \tilde{z} + \tilde{w}^T \xi(x) + \tilde{e}.$$

构造 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} \tilde{z}^T \tilde{z} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} \tilde{w}_i^T \tilde{w}_i.$$

对上式求导得

$$\dot{V} = -\lambda \tilde{z}^T \tilde{z} + \sum_{i=1}^n \tilde{w}_i^T \dot{\tilde{w}}_i.$$

由于  $\dot{\tilde{w}}_i = -\eta_i \tilde{w}_i - \xi_i(x)$ , 则有

$$\dot{V} = -\lambda \tilde{z}^T \tilde{z} + \sum_{i=1}^n \tilde{w}_i^T (-\eta_i \tilde{w}_i - \xi_i(x)) = -\lambda \tilde{z}^T \tilde{z} - \sum_{i=1}^n \eta_i \tilde{w}_i^T \tilde{w}_i - \sum_{i=1}^n \tilde{w}_i^T \xi_i(x).$$

考虑到

$$\sum_{i=1}^n \tilde{w}_i^T \xi_i(x) = \tilde{w}^T \xi(x) = \tilde{w}^T \xi(x),$$

将式(7) 代入可得

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} \dot{\tau}^T + \frac{1}{2} \tau^T.$$

当  $\tau > \frac{1}{2} \tau^T$  时,  $\dot{V} < 0$ , 所以 最终一致有界.

由式(9) 可知, 当 一致有界时,  $(x) - \hat{(x, \omega)}$  一致有界, 所以干扰观测器具有根据系统状态检测和逼近动态逆误差的能力.

#### 4 基于神经网络干扰观测器的动态逆飞控系统

下面以指令参考模型为二阶参考模型为例, 分析在干扰观测器的作用下参考模型跟踪误差的动态特性. 其控制结构如图 1 所示.

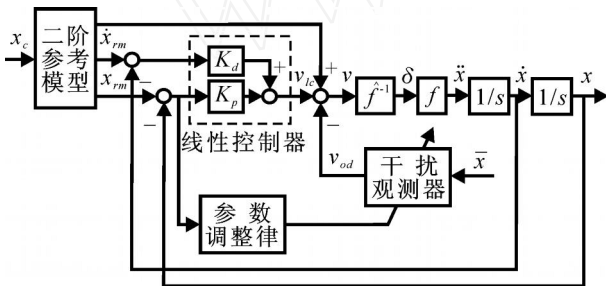


图 1 伪控制量的构成

这里指令参考模型的传递函数选为

$$\frac{x_{rm}(s)}{x_c(s)} = \frac{1}{s^2 + 2\zeta_n s + \frac{1}{n^2}}$$

其中:  $x_{rm}$  为参考模型状态,  $x_c$  为外部输入指令信号. 用微分方程可表示为

$$\ddot{x}_{rm} = f_m(x_{rm}, \dot{x}_{rm}, x_c), \quad (12)$$

则参考模型输出的伪控制量为

$$v_m = f_m(x_{rm}, \dot{x}_{rm}, x_c).$$

为了保证跟踪误差的稳定性, 在状态反馈系统中采用比例微分形式的线性控制器. 对于二阶系统, 线性控制器的输出为

$$v_c = [K_p \quad K_d]e.$$

其中  $e$  为参考模型跟踪误差, 定义为

$$e = \begin{bmatrix} x - x_{rm} \\ \dot{x} - \dot{x}_{rm} \end{bmatrix}.$$

由式(4), (5) 和(12) 可得

$$\ddot{x} - \ddot{x}_{rm} = v_c + \omega - r.$$

定义

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K_p & -K_d \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}.$$

则模型跟踪误差的动态特性可写成

$$\dot{e} = Ae + B(\omega - v_c - v_r). \quad (13)$$

由式(13) 可以看出, 如果干扰观测器输出的自适应项  $\omega$  能完全重构逆误差, 则模型跟踪误差  $e$

将渐进趋向于零. 神经网络的输入选为

$$\bar{x} = [e \quad x_c \quad \dot{x}_c \quad \ddot{x}_c \quad \omega]^\top.$$

将式(10) 代入式(13), 可得参考模型跟踪误差动态方程

$$\dot{e} = Ae + B[w^{*\top} (V^{*\top} \bar{x}) - \omega - r + J]. \quad (14)$$

下面设计观测器的调节律, 使观测器的检测误差有界, 且飞行控制系统的跟踪误差小于给定的性能指标. 由式(14) 可得

$$\dot{e} = Ae + B[\tilde{w}^\top (x) - r + J]. \quad (15)$$

取鲁棒自适应项  $r = B^\top Pe / \rho$ , 其中  $P = P^\top > 0$  是如下方程的解:

$$PA + A^\top P + Q = 0, \quad Q > 0. \quad (16)$$

定理 2 考虑如下形式的动态系统:

$$\dot{z} = -z + p(x, \omega), \quad (17)$$

其中  $p(x, \omega) = \dot{x} + \hat{(x, \omega)}$ . 定义观测器名义误差  $z = \hat{x} - z$ . 如果 RBF 神经网络权值的自适应律选为

$$\dot{\hat{w}}_i = \eta e^\top P B \hat{w}_i(x) + \hat{w}_i \hat{w}_i(x),$$

则观测器误差最终一致有界, 且在动态逆控制律作用下, 系统(1) 的跟踪误差小于给定的性能指标

$$\begin{aligned} & \frac{1}{4} \int_0^T e^\top Q e dt \\ & \frac{1}{2} e(0)^\top P e(0) + \sum_{i=1}^m \frac{1}{2} \tilde{w}_i^\top(0) \tilde{w}_i(0) + \\ & \sum_{i=1}^m \left( \frac{1}{2} \tilde{w}_i^\top(0) \tilde{w}_i(0) + \right. \\ & \left. \int_0^T \left( \frac{\max(P_i)}{\min(Q_i)} B_i^\top \tau_i + \frac{1}{2} \tau_i^\top \tau_i \right) dt \right). \end{aligned}$$

其中:  $\eta > 0$  为学习率,  $\rho > 0$  为设计参数,  $\hat{w}$  为 RBF 神经网络的权值,  $(x)$  为 RBF 神经网络的基函数,  $e = [e_1^\top, \dots, e_m^\top]^\top$ ,  $P = \text{Diag}(P_1, \dots, P_m)$ ,  $Q = \text{Diag}(Q_1, \dots, Q_m)$ ,  $\tau$  为逼近误差上界.

证明 构造 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} e^\top P e + \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} \tilde{w}_i^\top \tilde{w}_i + \frac{1}{2} \tau^\top \tau. \quad (18)$$

对式(18) 两边求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & e^\top P A e - e^\top P B r + e^\top P B \tilde{w}^\top (x) + \\ & e^\top P B \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} \tilde{w}_i^\top \dot{\tilde{w}}_i - \tau^\top \dot{\tau} + \\ & \tau^\top \tilde{w}^\top (x) + \tau^\top \dot{\tau}. \end{aligned} \quad (19)$$

式(15) 和(16) 代入式(19), 得

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} e^\top Q e + e^\top P B \tau - \tau^\top \tau + \tau^\top \dot{\tau}. \quad (20)$$

由于

$$-\frac{1}{2} e^\top Q e + e^\top P B \tau$$

$$-\frac{1}{4}e^T Q e + \frac{2}{\min(Q)} B^{-2}, \quad (21)$$

联合式(20)和(21),有

$$\dot{V} - \frac{1}{4} \min(Q) e^{-2} + \frac{2}{\min(Q)} B^{-2} + \frac{1}{2} e^{-1}. \quad (22)$$

当

$$e > \frac{2}{\min(Q)} B \sqrt{T} + \sqrt{\frac{2}{\min(Q)}}$$

时,则有  $\dot{V} < 0$ . 所以在所设计控制器的作用下,闭环系统具有全局稳定性;同时可知有界,则观测器误差最终一致有界.

对式(22)两边从  $t = 0$  到  $t = T$  积分,可得

$$V(T) - V(0) - \frac{1}{4} \int_0^T e^T Q e dt + \int_0^T \left( \frac{2}{\min(Q)} B^{-2} + \frac{1}{2} e^{-1} \right) dt. \quad (23)$$

由式(18)可知  $V(T) \geq 0$ . 联合式(18)和(23),有

$$\begin{aligned} & \frac{1}{4} \int_0^T e^T Q e dt \\ & \frac{1}{2} e(0)^T P e(0) + \sum_{i=1}^m \frac{1}{2} \tilde{w}_i^T(0) \tilde{w}_i(0) + \\ & \sum_{i=1}^m \left( \frac{1}{2} \tilde{w}_i^T(0) \tilde{w}_i(0) + \int_0^T \left( \frac{2}{\min(Q_i)} B_i^{-2} + \frac{1}{2} \tilde{w}_i^T(0) \tilde{w}_i(0) \right) dt \right). \quad (24) \end{aligned}$$

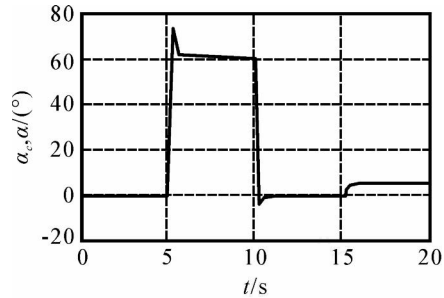
所以在所设计的基于干扰观测器的控制器作用下,系统取得一定的  $H$  跟踪性能. 即基于神经网络干扰观测器的动态逆控制方法,能使飞行控制性能满足给定的性能指标.

### 5 仿真研究

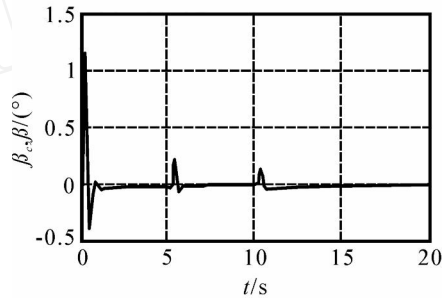
为了证明所设计飞行控制方案的有效性,将其应用于新一代歼击机的机动飞行仿真,其仿真结构如图1所示. 仿真中对各个舵面进行限幅<sup>[3]</sup>.

仿真初始值设定如下:  $H = 1\ 000\text{ m}$ ,  $V = 100\text{ m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 5^\circ$ ,  $\mu = 0^\circ$ ,  $p = q = r = 0\text{ rad/s}$ ; 各操纵舵面的初始偏转为:  $\delta_a = \delta_r = \delta_y = \delta_z = 0^\circ$ ,  $\delta_c = -5^\circ$ ; 各通道的比例增益为  $K_p = K_q = K_r = 10$ ; 在线神经网络的学习速率取  $\eta = 0.03$ . 选取响应模型参数为:  $n = 4$ ,  $\lambda = 0.8$ ; 假设歼击机在最初  $5\text{ s}$  内保持  $0^\circ$  不变,在  $5\text{ s} \sim 10\text{ s}$  内保持  $60^\circ$  不变,在  $10\text{ s} \sim 15\text{ s}$  内保持  $0^\circ$  不变,在  $15\text{ s} \sim 20\text{ s}$  内保持  $5^\circ$  不变,且  $\delta_c = 0^\circ$ ,  $\mu_c = 1/6$ . 部分仿真结果如图2所示.

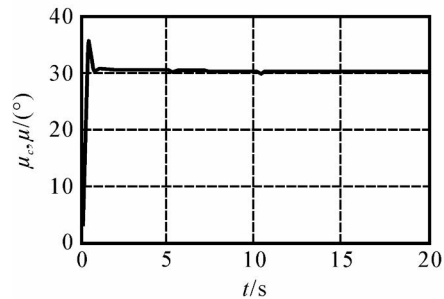
从机动飞行仿真结果可以看出,所设计的基于



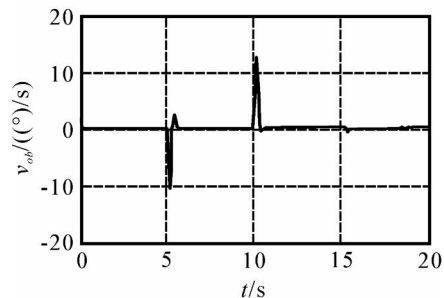
(a) 飞行攻角



(b) 侧滑角



(c) 滚转角



(d) 干扰观测器输出

图2 机动飞行部分仿真曲线

神经网络干扰观测器的动态逆控制是有效的.

### 6 结 语

本文针对新一代歼击机的机动飞行,设计了基于神经网络干扰观测器的动态逆鲁棒飞行控制器设计方案. RBF神经网络用于设计干扰观测器,并将其输出作为补偿信号,以克服动态逆误差对飞行控制带来的不利影响. 将所设计的飞行控制系统用于机动飞行仿真,仿真结果表明该飞控系统是有用的. 下一步是将其用于新一代歼击机飞控系统的工程设计,以提高其飞行性能.

## 参考文献(References)

- [1] Hedrick J K, Gopalswamy S. Nonlinear flight control design via sliding methods[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1990, 13(5): 850-858.
- [2] Cianr-dong Yang, Chien-chung Kung. Nonlinear  $H$  flight control of general six-degree-of-freedom motions [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(2): 278-288.
- [3] 朱荣刚, 姜长生, 邹庆元, 等. 新一代歼击机超机动飞行的神经网络动态逆控制[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 242-245.  
(Zhu Rong-gang, Jiang Chang-sheng, Zou Qing-yuan, et al. Study on dynamic inversion control and simulation of supermaneuverable flight of the new generation fighter [J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2003, 24(3): 242-245.)
- [4] 陈谋, 姜长生, 吴庆宪. 基于多模型方法的全包络鲁棒飞行控制器设计[J]. 航空学报, 2006, 27(3): 486-492.  
(Chen Mou, Jiang Chang-sheng, Wu Qing-xian. Design of full envelope robust flight controller based on multiple model method [J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2006, 27(3): 486-492.)
- [5] 熊治国, 孙秀霞, 胡孟权. 抗扰控制器在超机动飞行快回路控制中的应用[J]. 控制与决策, 2006, 21(4): 440-444.  
(Xiong Zhi-guo, Sun Xiu-xia, Hu Meng-quan. Application of auto disturbance rejection controller in fast variable system of super-maneuverable flight [J]. Control and Decision, 2006, 21(4): 440-444.)
- [6] Wen-hua Chen. Nonlinear disturbance observer enhanced dynamic inversion control of missiles[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1): 161-166.
- [7] Euntai Kim. A fuzzy disturbance observer and its application to control [J]. IEEE Trans on Fuzzy Systems, 2002, 10(1): 77-85.
- [8] Chen W H, Ballance D J, Gawthrop P J, et al. Nonlinear disturbance observer for two-link robotic manipulators[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2000, 47(4): 932-938.
- [9] Huang Yu-hong, Messner William. Novel disturbance observer design for magnetic hard drive servo system with a rotary actuator[J]. IEEE Trans on Magnetics, 1998, 34(4): 1892-1894.
- [10] 陈谋, 姜长生, 吴庆宪. 基于干扰观测器的一类不确定非线性系统鲁棒  $H$  控制[J]. 控制理论与应用, 2006, 23(4): 611-614.  
(Chen Mou, Jiang Chang-sheng, Wu Qing-xian. Robust  $H$  control for a class of nonlinear uncertain systems with disturbance observer[J]. Control Theory & Applications, 2006, 23(4): 611-614.)

(上接第 282 页)

- [2] Taylor R H. Planning and execution of straight line manipulator trajectories [J]. J of Research and Development, 1979, 23(4): 424-436.
- [3] Umetani Y, Yoshida K. Resolved motion rate control of space manipulators with generalized Jacobian matrix[J]. IEEE Trans on Robotics and Automation, 1989, 5(3): 303-314.
- [4] Moosavian S A, Papadopoulos E. Control of space free-flyers using the modified transpose Jacobian algorithm [C]. Proc of the 1997 Int Conf on Intelligent Robots and Systems. Grenoble, 1997: 1-6.
- [5] Taira Y, Sagara S, Katoh R. Digital adaptive control of space robot manipulators using transpose of generalized Jacobian matrix[C]. Proc of the IEEE/RSJ Int Conf on Intelligent Robots and Systems. Takamatsu, 2000: 1553-1558.
- [6] Dubowskys S, Torres M. Path planning for space manipulators to minimizing spacecraft attitude disturbance[C]. Proc of the IEEE Int Conf on Robotics and Automation. Piscataway, 1991: 2522-2528.
- [7] Nenchev D, Umetani Y, Yoshida K. Analysis of a redundant free-flying spacecraft/ manipulator system[J]. IEEE Trans on Robotics and Automation, 1992, 8(1): 1-6.
- [8] Yoshida K, Hashizume K, Abiko S. Zero reaction maneuver: Flight validation with ETS-VII space robot and extension to kinematically redundant arm[C]. Proc of the IEEE Int Conf on Robotics and Automation. Piscataway, 2001: 441-446.
- [9] Fernandes C, Gurvits L, Li Z X. Near-optimal nonholonomic motion planning for a system of coupled rigid bodies [J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1994, 39(3): 450-463.
- [10] Xu Y S, Kanade T. Space robotics: Dynamics and control [M]. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1992.