

基于自抗扰控制的导弹电液舵机系统研究

付永领, 陈 辉, 刘和松, 祁晓野

(北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对导弹电液舵机伺服系统中的高非线性、模型参数时变性等复杂因素, 首先建立了舵系统的数学模型, 将负载变化和不确定性扰动视为一个综合总扰动项, 然后利用扩张状态观测器(ESO)对其进行观测和补偿, 并基于自抗扰控制(ADRC)技术设计了一个不依赖于数学模型的控制器。采用该方法设计的控制器不仅能满足系统对快速性和稳态精度的要求, 而且有效抑制了负载变化和不确定性扰动对系统的影响。仿真结果表明系统有较强的鲁棒性和适应性, 验证了该控制方案的可行性和有效性。

关键词: 电液舵机伺服系统; 扩张状态观测器; 自抗扰控制; 鲁棒性; 适应性

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2010)04-1051-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.04.018

0 引言

随着科学技术的发展, 战术导弹的飞行包络正向着高度和速度两个方向扩展, 这种大包围飞行的战术导弹, 其负载主要是由空气动力产生的铰链力矩, 但其突破了传统导弹全程单工况运行的情况, 导弹的动态特性变化范围增大。铰链力矩是飞行速度、空气质量密度、空气动力系数、气动压心和飞行攻角的函数, 这些因素与战术导弹在空中的飞行状态有关^[1]。当导弹飞行状态变化较大时, 铰链力矩系数的大小和极性都发生显著的变化, 因而引起负载力矩有较大的变化。因此选用传统的 PID 控制技术, 必须在不同的飞行工况下选取不同的控制参数, 应用增益调度算法, 计算量极大, 往往设计点达到几十个, 不同工况之间的参数选择还需要兼顾, 因此采用传统的 PID 控制技术进行大空域飞行的导弹的制导回路设计非常困难^[2]。通过研究发现, 采用现代控制理论中的观测器思想, 不依赖被控对象模型的自抗扰控制技术(ADRC)已成为解决大空域战术导弹制导回路设计的重要手段之一。ADRC 具有两大特点: 一是通过简单的非线性算法对系统的状态以及状态的各阶微分进行跟踪控制; 二是通过扩张状态观测器(ESO)对系统的状态和综合总扰动项分别进行估计和补偿, 最终实现非线性系统的实时动态

线性化。正是由于 ADRC 既控制了系统的状态, 又控制了状态的各阶微分, 同时还兼顾了扰动的动态补偿, 因此使控制系统在稳定性和鲁棒性方面都有显著提高^[3-4]。

1 电液舵机系统数学模型

某导弹电液舵机伺服机构为典型的电液位置伺服系统, 其控制回路由弹载计算机、数字控制器、伺服放大器、电液伺服阀、摆动液压伺服马达(作动器)和反馈电位计等组成, 如图 1 所示。

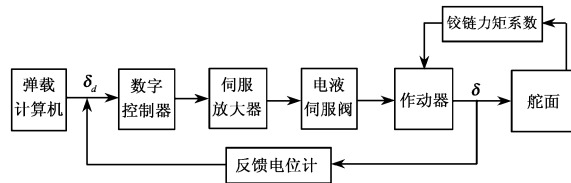


图 1 导弹电液舵机位置伺服系统控制方框图

Fig.1 Control structure diagram of missile electro-hydraulic actuator position servo system

图 1 中数字控制器接收弹载计算机的输入指令, 并求解与舵面实际位置间的误差, 计算控制律, 加至伺服放大器, 以控制驱动电液伺服阀, 作动器直接将电液伺服阀输出的液压能转换为机械能, 控制摆动液压伺服马达, 从而实现导弹舵面摆动的精确控制。

当忽略电液伺服阀的动态特性、结构变性、油泵动态和蓄能器等的影响,可得到导弹电液舵机位置伺服系统的基本方程为^[5]

$$\begin{cases} K_{ui}K_{sv}(u - K_f\delta) = D_mS\delta + P_L\left(\frac{V_T}{4E_y}S + K_{ce}\right) \\ D_mP_L = J_tS^2\delta + B_cS\delta + K_\delta\delta + T_L \end{cases} \quad (1)$$

式中: K_{ui} 为伺服放大器的放大系数; K_{sv} 为伺服阀的流量增益; K_f 为反馈电位计系数; D_m 为作动器的有效排量; P_L 为阀负载压差; V_T 为系统的有效总容积; E_y 为液压油容积弹性模数; K_{ce} 为总压力流量系数,且 $K_{ce} = K_c + C_e$, C_e 为与阀和作动器有关的总泄漏系数, K_c 为阀的压力流量系数; J_t 为舵面及有关部分绕舵轴的转动惯量; B_c 为舵面及有关部分的粘性阻尼系数; K_δ 为铰链力矩系数; T_L 为负载总扰动力矩; u 为数字控制器输出电压; S 为拉氏算子。

取状态变量为 $\mathbf{X} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [\delta \ \dot{\delta} \ \ddot{\delta}]^T$, 则由式(1)可得系统的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f(x_1, x_2, x_3, t) + \omega + bu \end{cases} \quad (2)$$

式中: $f(x_1, x_2, x_3, t) = -\sum_{j=1}^3 a_j x_j$; $b = \frac{4E_y D_m K_{ui} K_{sv}}{J_T V_T}$;

$$\omega = -\frac{4E_y K_{ce} T_L}{J_T V_T} - \frac{1}{J_T} \cdot \frac{dT_L}{dt}$$

其中: $a_1 = \frac{4E_y(K_{ce}K_\delta + K_{ui}K_{sv}K_f D_m)}{J_T V_T}$; $a_2 =$

$$\frac{4E_y D_m^2 + 4E_y K_{ce} B_c}{J_T V_T} + \frac{K_\delta}{J_T}; a_3 = \frac{4E_y K_{ce}}{V_T} + \frac{B_c}{J_T};$$

因系统的铰链力矩系数 K_δ 和总外扰力矩 T_L 随导弹的飞行状态而发生变化,具有强烈的时变性,故参数 $a_1 \sim a_3, \omega$ 均为不确定的。

因此对于控制器的设计提出了一定的品质要求:当电液舵机位置伺服系统的舵面负载、扰动力矩以及飞行环境发生改变时,控制器仍然能够使系统的输出信号 δ 实时准确地跟踪期望值信号 δ_d 。

2 ADRC 控制器设计

假设系统的总外扰力矩 T_L 有界,根据线性系统的叠加原理,可将式(2)转化为如下的状态空间表达式:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -a_1 & -a_2 & -a_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b \end{bmatrix} u$$

$$y = [1 \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据线性时变系统的可控性判别依据^[6],可知矩阵:

$$[M_0(t) \ M_1(t) \ M_2(t)] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & a_3 \\ 1 & a_3 & a_3^2 - a_2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

其秩为 3,所以系统是能控的。

根据线性时变系统的可观性判别依据,可知矩阵:

$$[N_0(t) \ N_1(t) \ N_2(t)] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其秩为 3,所以系统是能观测的。

因此,根据自抗扰控制器的基本原理,定义系统的综合总扰动项为:

$$\alpha(t) = -a_1 x_1 - a_2 x_2 - a_3 x_3 - \omega \quad (6)$$

由式(2)可得:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = \alpha(t) + bu \end{cases} \quad (7)$$

自抗扰(ADRC)控制器就是对综合总扰动项 $\alpha(t)$ 观测并进行前馈补偿。ADRC 控制系统共有三部分组成,如图 2 所示,包括跟踪—微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)和非线性反馈部分^[7]。

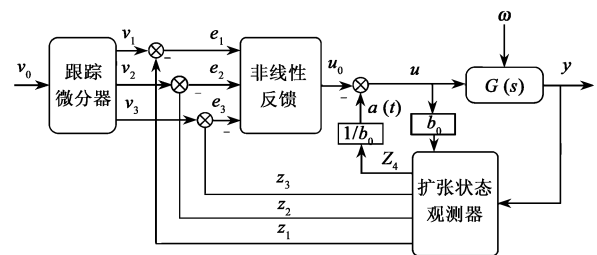


图 2 电液舵机系统自抗扰控制器示意图

Fig.2 Structure of active disturbance rejection controller for electro-hydraulic actuator system

2.1 跟踪 — 微分器(TD)

由图 2 可以看出,TD 是一个三阶跟踪微分器,负责安排给定位置信号的过渡过程,对它给定一个输入信号 v_0 , 它将输出 3 个信号 v_1, v_2 和 v_3 , 其中 v_1 跟踪 $v_0, v_2 = \dot{v}_1, v_3 = \dot{v}_2$, 其表达式为:

$$\begin{cases} \dot{v}_1 = v_2 \\ \dot{v}_2 = v_3 \\ \dot{v}_3 = -rsat\left(v_1 - v_0 - \frac{v_3^2}{6r^2 + A}\left(\frac{v_3}{r} + S\sqrt{\frac{A}{r}}\right), r, h\right) \end{cases} \quad (8)$$

式中: $S = \text{sign}\left(v_2 + \frac{v_3 |v_3|}{2r}\right), A = \left(Sv_2 + \frac{v_3^2}{2r}\right)$ 。

线性饱和函数 sat 的表达式为:

$$\text{sat}(A, r, h) = \begin{cases} \text{sign}(A) & |A| > rh \\ \frac{A}{r \cdot h} & |A| \leq rh \end{cases} \quad (9)$$

r 为跟踪速度因子,决定跟踪的速度,该值越大则跟踪速度越快,但不可避免地会引起跟踪误差也增大,这就需要增大 h 的值, h 为积分步长,对噪声起滤波作用。

2.2 扩张状态观测器(ESO)

ESO 是一个四阶扩张状态观测器,是自抗扰控制器的核心环节。它的功能是跟踪对象输出 y , 观测被控对象的各阶状态变量和综合总扰动 $\alpha(t)$, 并进行实时补偿。其数学表达式为:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}\text{fal}(e, 0.5, d_0) \\ \dot{z}_3 = z_4 - \beta_{03}\text{fal}(e, 0.25, d_0) + bu \\ \dot{z}_4 = -\beta_{04}\text{fal}(e, 0.125, d_0) \end{cases} \quad (10)$$

其中:

$$\text{fal}(e, a, d) = \begin{cases} |e|^a \text{sign}(e) & |e| > d \\ \frac{e}{d^{1-a}} & |e| \leq d \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}, \beta_{04}$ 为观测器的增益参数; e 为误差项。

对于该系统,ESO 有四个输出变量,其中 z_1 跟踪系统输出 y, z_2 跟踪 \dot{y}, z_3 跟踪 \ddot{y} , 这三个信号同时作为控制器的反馈信号; z_4 跟踪 $\alpha(t)$, 并直接引到控制器的输出端,用于对综合总扰动项进行前馈补偿。

2.3 非线性反馈

非线性反馈,即非线性状态误差反馈控制器,其表达式为:

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ e_3 = v_3 - z_3 \\ u_0 = \beta_{11}\text{fal}(e_1, \alpha_1, d_1) + \\ \quad \beta_{12}\text{fal}(e_2, \alpha_2, d_1) + \\ \quad \beta_{13}\text{fal}(e_3, \alpha_3, d_1) \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\beta_{11}, \beta_{12}, \beta_{13}$ 为非线性控制器的增益。

由以上三部分构造的自抗扰控制器的总输出为 u , 其表达式为:

$$u = u_0 - \frac{z_4(t)}{b_0} \quad (13)$$

3 系统仿真实验

为了验证所设计的 ADRC 控制器对模型参数变化和外界干扰的抑制作用,将从以下三种情况分别进行仿真说明:

- (1) 铰链力矩系数的影响;
- (2) 扰动力矩的影响;
- (3) 铰链力矩系数和扰动力矩的综合影响。

某导弹电液舵机系统仿真参数如下:

$$\begin{aligned} K_{ui} &= 0.002 \text{ V/A}, K_{uv} = 0.0225 \text{ m}^3/\text{A} \cdot \text{s}, \\ P_L &= 21 \text{ MPa}, K_f = 14.325 \text{ V/rad}, \\ D_m &= 4.136 \times 10^{-5} \text{ m}^3/\text{rad}, \\ E_y &= 6.86 \times 10^8 \text{ N/m}^2, V_T = 3.0 \times 10^{-4} \text{ m}^3, \\ B_c &= 3.5 \text{ N} \cdot \text{m/s}, \\ K_{ce} &= 5.0 \times 10^{-12} \text{ m}^5/\text{N} \cdot \text{s}, J_t = 0.2515 \text{ kg} \cdot \text{m}^2. \end{aligned}$$

3.1 铰链力矩系数的影响

由于导弹在飞行过程中的高度和速度经常变化,所以铰链力矩系数 K_δ , 即负载刚度系数是时变的,这将直接引起电液舵机系统的固有频率和阻尼比的变化。

因此,当铰链力矩系数按幅值为 1146 N·m/rad, 频率为 2 Hz 的方波形式变化时,系统舵偏角的阶跃响应曲线如图 3 所示。

由图 3 可见,虽然系统的模型参数发生了较大变化,即铰链力矩系数的数值和极性都发生了强烈变化,但是由于自抗扰控制器的扩张状态观测器

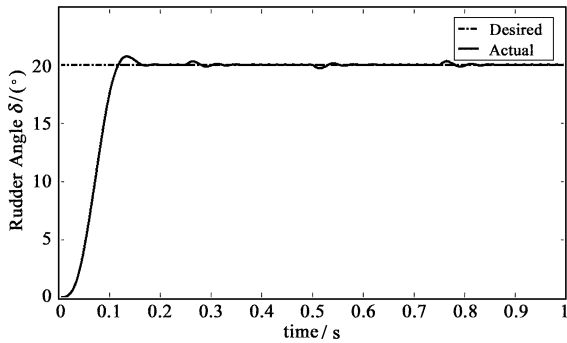


图 3 铰链力矩系数变化时自抗扰控制的阶跃响应
Fig.3 Step response based on ADRC controller when the change of the hinge moment coefficient

(ESO)能够及时准确地对系统的总扰动项进行观测并补偿,因此系统仍然能够有效地抑制这些不利影响并获得较好的跟踪精度,从而使系统具有较好的适应能力。

3.2 扰动力矩的影响

导弹在飞行过程中,其舵面必然会受到扰动力矩的作用而影响到系统的性能。因此,假设当扰动力矩为 $T_L = 100 \sin(2\pi t) \text{ N}\cdot\text{m}$ 时,系统的舵偏角阶跃响应曲线如图 4 所示。

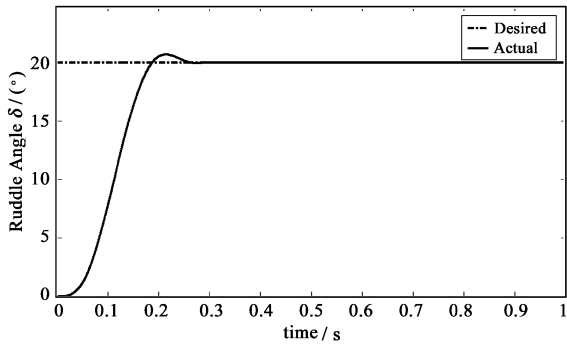


图 4 扰动力矩变化时自抗扰控制的阶跃响应
Fig.4 Step response based on ADRC controller when the change of the external disturbance torque

由图 4 可见,当系统受到未知扰动力矩时,基于自抗扰控制技术所设计的控制器不仅调节时间短、超调量小,而且系统输出平稳,具有很好的鲁棒性。

3.3 铰链力矩系数和扰动力矩的综合影响

当电液舵机系统的铰链力矩系数和外扰动力矩同时变化时,PID 控制和自抗扰控制的阶跃响应曲线如图 5 所示。

由图 5(a)可见,虽然伺服系统的模型参数(铰链力矩系数)和外干扰(扰动力矩)都发生了强烈的变化,但是由于扩张状态观测器(ESO)的作用,使得

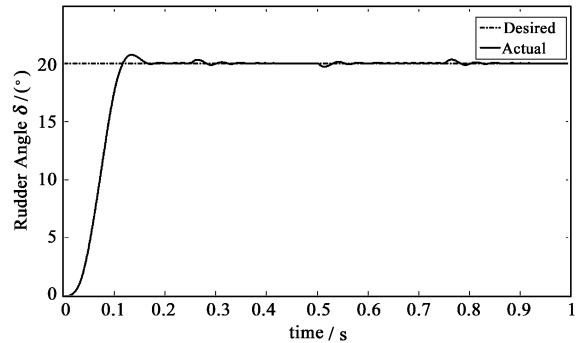


图 5(a) 自抗扰控制的阶跃响应
Fig.5(a) Step response of ADRC controller

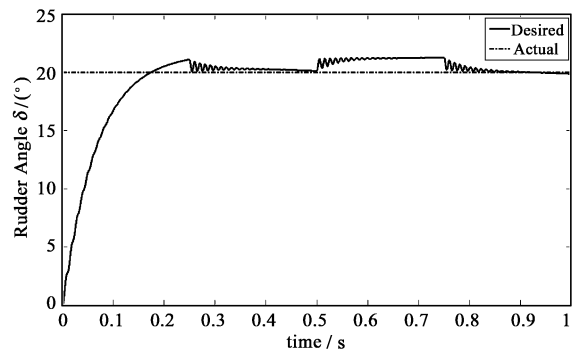


图 5(b) PID 控制的阶跃响应
Fig.5(b) Step response of PID controller

基于自抗扰技术所设计的控制器调节时间短、过渡平稳、且系统超调小;而图 5(b)所示的 PID 控制在同样的扰动下,系统的响应速度慢、超调量大,且有振荡。这是因为自抗扰控制器运用 ESO 对系统的综合总扰动项进行了实时观测和补偿。

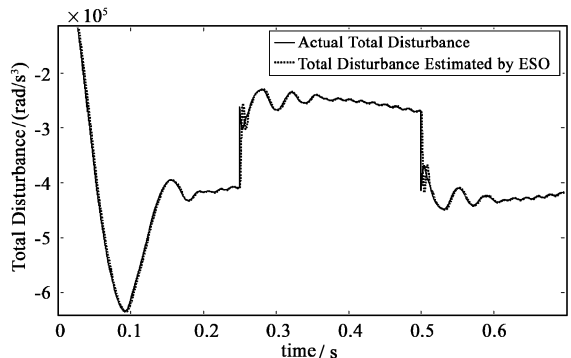


图 6 实际总扰动与 ESO 估计扰动的对比放大曲线
Fig.6 Magnifying contrastive curves between actual total disturbance and estimated total disturbance by ESO

图 6 所示为 ESO 对综合总扰动项 $\alpha(t)$ 的估计值与实际值的对比放大曲线。由图 6 可见,扩张状态观测器对于模型参数变化和外界干扰力矩而产生的

总扰动项做出了实时准确的估计,这样就可以对其进行前馈补偿,从而减小它们对系统性能的不良影响。因此,自抗扰控制器的控制性能明显优于PID控制器。

4 结论

针对导弹电液舵机位置伺服系统存在负载刚度系数变化和未知扰动力矩的问题,本文基于自抗扰控制技术(ADRC)设计了一种新型的数字控制器,该控制器可运用扩张状态观测器(ESO)对系统的综合总扰动项进行准确估计和实时补偿。仿真结果表明,自抗扰控制能适应较大范围的参数变化和外干扰,而且对于对象模型的依赖性较小,具有较好的鲁棒性和适应性。

参考文献:

- [1] 方辉宇. 防空导弹武器系统仿真[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1995. [FANG Hui-yu. Air Defense Missile Weapon System Simulation[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995.]
- [2] 杨明. 飞航导弹新型工程化控制方法研究的一些思考[J]. 战术导弹技术, 2005(5): 38-43. [YANG Ming. Some comprehensions of novel engineering control methods research on aerodynamic missile[J]. Tactical Missile Technology, 2005(5): 38-43.]
- [3] 韩京清, 张文革. 大时滞系统的自抗扰控制[J]. 控制与决策, 1999, 14(4): 354-358. [HAN Jing-qing, ZHANG Wen-ge. ADRC control for large time-delay systems[J]. Control and Decision, 1999, 14(4): 354-358.]
- [4] 韩京清. 从PID技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002, 9(3): 13-18. [HAN Jing-qing. From PID technique to active disturbance rejection control technique[J]. Engineering of China, 2002, 9(3): 13-18.]
- [5] Sang Yeal Lee Hyung Suck Cho. Control Systems Technology, IEEE Transactions on Volume 9, Issue 6, Nov. 2001 Page(s):791-801.
- [6] 张嗣瀛, 高立群. 现代控制理论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006. [ZHANG Si-ying, GAO Li-qun. Modern Control Theory [M]. Beijing: TsingHua University Press, 2006.]
- [7] 韩京清. 自抗扰控制技术-估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008. [HAN Jing-qing. Active Disturbance Rejection Control Technique-the Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.]

作者简介:付永领(1966-),男,教授,博士生导师,研究方向为机电一体化技术。

通信地址:北京市学院路37号北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院机械电子工程系(100191)

电话:(010)82317307

E-mail:fuyongling@126.com

Study on Missile Electro-hydraulic Actuator System Based on Active Disturbance Rejection Control Method

FU Yong-ling, CHEN Hui, LIU He-song, QI Xiao-ye

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the high nonlinear and time-varying parameters characters of missile electro-hydraulic actuator servo system, the model of actuator system was established firstly, in which diverse rudder load and uncertain external disturbance were regarded as one integrated total disturbance. Using extended states observer (ESO), a new observer was proposed to observe and compensate the total disturbance, so a novel controller without an explicit mathematical model was designed based on active disturbance rejection control (ADRC). The designed controller not only satisfies the rapid and steady-state accuracy demands, but also effectively resists to the change of the rudder load and external disturbance. Simulation results show that ADRC controller studied in this paper has stronger robustness and adaptability, and demonstrate the feasibility and effectiveness of proposed method.

Key words: Electro-hydraulic actuator servo system; Extended states observer; Active disturbance rejection control; Robustness; Adaptability