

基于超稳定理论的导弹电动舵机 自适应控制方法研究*

朱宇光¹, 曹彪², 汪浩¹

(1. 中国人民解放军92941部队, 辽宁 葫芦岛 125001;
2. 海军航空工程学院 基础实验部, 山东 烟台 264001)

摘要: 舵机是导弹控制系统的执行装置,其性能直接影响导弹的作战能力。电动舵机在不同飞行条件下呈现出非线性特点,传统的PID控制方法不能满足其性能要求,针对这一问题提出了一种基于波波夫超稳定理论的自适应控制方法。首先根据电动舵机的工作原理,建立了舵机的状态描述方程,然后在此基础上设计了自适应控制器;最后利用 Matlab/Simulink 对舵机系统进行了仿真分析。仿真及研究结果显示:该自适应控制器可解决传统的PID控制方法在控制对象参数发生变化后控制效果变差的问题,并且能够克服舵机参数剧烈变化的影响,使舵机系统具有较好的稳定性和快速响应性。

关键词: 导弹舵机;PID控制;自适应控制

中图分类号: TP765.4; TH39

文献标志码: A

文章编号: 1001-4551(2012)06-0693-03

Adaptive control of missile electronic actuator based on hyper stability theory

ZHU Yu-guang¹, CAO Biao², WANG Hao¹

(1. Unit 92941 of PLA, Huludao 125001, China;

2. Department of Elementary Experiment, Navy Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: Actuator is an important equipment of missile control system, and its performance can affect the battle capability of missile. Aiming that the missile's nonlinear characteristic in different flying environment, the traditional PID controller can't afford the needed performance, an adaptive control method based on hyper stability was proposed to solve the problem. According to electronic actuator's principle, its state model was constructed and adaptive controller was designed. Analysis of actuator system was completed using Matlab/Simulink. The simulation results indicate that the adaptive controller can solve the problem of bad effect of traditional PID control method and can conquer the difficulty caused by the actuator's parameter fierce change, and actuator is able to follow the command quickly and stably.

Key words: missile actuator; PID control; adaptive control

0 引言

导弹舵机系统是制导控制系统的执行装置,其性能会对整个导弹系统的性能产生重要影响,尤其是防空导弹在攻击高速目标时,较长的舵机时间延迟会造成较大的脱靶量。传统的导弹舵机控制系统设计,一

般是在给定的状态下,根据性能指标要求,将舵机系统看作是确定性系统,采用经典PID控制规律进行设计^[1-2]。PID控制器设计方法比较成熟,控制器结构比较简单,在导弹飞行状态和工作环境变化不大的情况下通常都能够满足要求。但随着导弹的使用条件改变,例如当导弹在气温较低的北方使用时,舵机的电

收稿日期: 2012-03-13

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61174031)

作者简介: 朱宇光(1984-),男,河南商丘人,主要从事战术导弹试验技术方面的研究。E-mail: zhuyuguang1840@qq.com

阻将发生较大的变化,原来设计的控制器将不能满足要求^[3-4]。

为了适应舵机参数变化的影响,本研究设计基于超稳定理论模型参考自适应控制器^[5],并利用仿真软件对舵机系统进行仿真分析。

1 导弹电动舵机模型

导弹电动舵机系统的组成包括:控制器、驱动器、伺服电机、减速传动机构和反馈电位器等部分^[6],其组成图如图1所示。

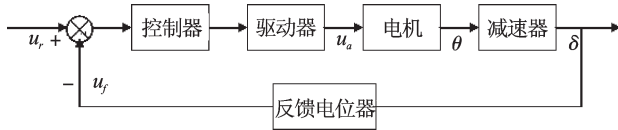


图1 舵机组成图

电机的运动方程可以用以下几个方程来描述^[7-8]：
电枢回路电压平衡方程：

$$u_a = L_a \frac{di_a}{dt} + R_a i_a + C_e \dot{\theta} \quad (1)$$

电磁转矩方程：

$$M_m = C_m i_a \quad (2)$$

电动机轴上的转矩平衡方程：

$$J_m \frac{d^2 \theta}{dt^2} + f_m \frac{d\theta}{dt} = M_m - M_c \quad (3)$$

本研究设 \$\delta\$ 为舵偏角, \$\delta\$ 与电机转角 \$\theta\$ 之间的关系为：

$$\theta = K_i \delta \quad (4)$$

式中: \$i_a\$—电枢中的电流; \$R_a\$—电枢电阻; \$L_a\$—电枢电感; \$J_m\$—电动机和负载折合到电机轴上的转动惯量; \$M_m\$、\$M_c\$—电机在电流作用下产生的电磁转矩和负载力矩; \$C_e\$、\$C_m\$—电动机系数。

由式(1~3)可得：

$$L_a J_m \frac{d^3 \theta}{dt^3} + (L_a f_m + R_a J_m) \frac{d^2 \theta}{dt^2} + (R_a f_m + C_m C_e) \frac{d\theta}{dt} = C_m u_a - L_a \frac{dM_c}{dt} - R_a M_c \quad (5)$$

由于电枢电路电感 \$L_a\$ 较小,通常忽略不计,分别用 \$x_1, x_2\$ 替代 \$\delta, \dot{\delta}\$, 可到舵机的动态方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \frac{R_a f_m + C_e C_m}{R_a J_m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{C_m}{K_i R_a J_m} - \frac{M_c}{K_i R_a J_m u_a} \end{bmatrix} u \quad (6)$$

$$y = [1 \quad 0]x$$

2 控制器设计

利用式(6),可以得到自适应控制对应的参考模型的状态方程为：

$$\dot{X}_m = A_m X_m + B_m r \quad (7)$$

式中: \$X_m\$—\$n\$ 维状态向量, \$r\$—\$m\$ 维输入向量, \$A_m\$—\$n \times n\$ 矩阵, \$B_m\$—\$n \times m\$ 矩阵。

控制对象的状态方程为：

$$\dot{X}_p = A_p(t) X_p + B_p(t) u \quad (8)$$

式中: \$X_p\$—\$n\$ 维状态向量, \$u\$—\$m\$ 维输入向量, \$A_p(t)\$—\$n \times n\$ 矩阵, \$B_p(t)\$—\$n \times m\$ 矩阵。

舵机自适应控制系统的结构如图2所示。

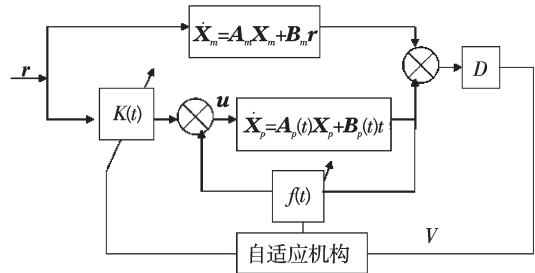


图2 舵机自适应控制结构图

被控对象的控制变量为：

$$u = K(t)r + F(t)X_p \quad (9)$$

将式(9)代入式(8),可得：

$$\dot{X}_p = [A_p(t) + B_p(t)F(t)]X_p + B_p(t)K(t)r \quad (10)$$

根据波波夫超稳定性理论,要求前向反馈严格真实,引入补偿 \$V = DE\$ 自适应机构的输入^[9]。

令：

$$\begin{cases} A_p(t) + B_p(t)F(t) = A_s(t) \\ B_p(t)K(t) = B_s(t) \end{cases}$$

由于 \$F(t)\$、\$K(t)\$ 均是 \$V, t\$ 函数, \$A_s(t)\$、\$B_s(t)\$ 可表示为 \$A_s(V, t)\$、\$B_s(V, t)\$。

本研究用 \$X_s\$ 代替 \$X_p\$, 则式(10)可表示为：

$$\dot{X}_p = A_s(V, t)X_s + B_s(t)r \quad (11)$$

自适应机构的调节规律为：

$$A_s(V, t) = \int_0^t \Phi_1(V, t, \tau) d\tau + \Phi_2(V, t, \tau) + A_{s0} \quad (12)$$

$$B_s(V, t) = \int_0^t \psi_1(V, t, \tau) d\tau + \psi_2(V, t, \tau) + B_{s0} \quad (13)$$

式中: \$\Phi_1\$、\$\Phi_2\$—\$n \times n\$ 矩阵; \$\psi_1\$、\$\psi_2\$—\$n \times m\$ 矩阵; \$A_s(V, t)\$、\$B_s(V, t)\$—受工作环境影响变化参数,在自适应机构的工作下按自适应规律调节。

3 仿真分析

为了验证自适应控制算法的有效性,本研究以某型导弹舵机为例进行仿真分析,舵机的具体参数为：

$C_m = 0.020\,5\text{ rad} \cdot (\text{N} \cdot \text{m})^{-1};$
 $C_e = 0.020\,5\text{ V} \cdot (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})^{-1};$
 $R_a = 1.38\,\Omega, L_a = 0.22\text{ mH};$
 $J = 4.16 \times 10^{-6}\text{ kg} \cdot \text{m}^2;$
 $K_i = 216, f = 0.000\,1。$

本研究将上述参数代入到式(6)为舵机空载情况下的模型,将其作为自适应控制的参考控制模型。

本研究利用 Matlab/Simulink 搭建仿真舵机系统,其仿真结构图如图 3 所示^[10]。

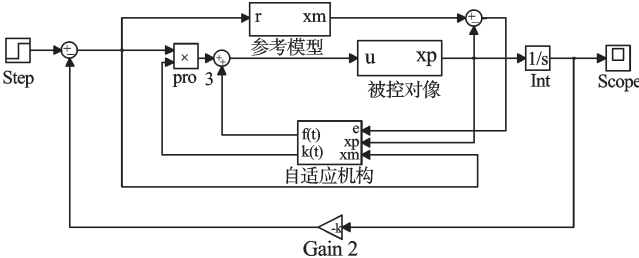


图3 自适应控制Simulink 仿真结构图

为了验证自适应控制器的优越性,本研究对系统分别采用传统PID控制器和自适应控制器两种控制方法进行仿真。

本研究将被控对象导弹舵机的电阻变为原来的10倍,获得在PID控制器和自适应控制器作用下舵机的响应曲线,如图4所示。

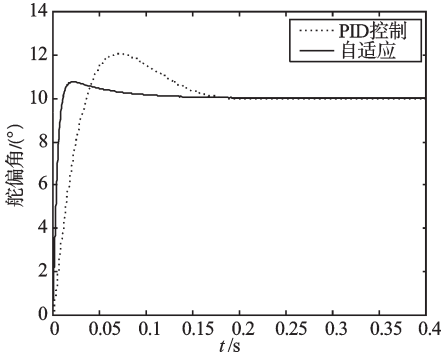


图4 自适应控制与PID控制方法输出

PID控制器与自适应控制器控制效果比较结果,如表1所示。

表1 PID控制器与自适应控制器控制效果比较

	上升时间/ms	超调量/(%)
PID控制器	23	20
自适应控制器	6	7.4

从图4可以看出,当舵机参数发生剧烈变化时,传统的PID控制方法不能满足系统的快速性要求,而自适应控制方法能够克服参数变化的影响,控制效果能够满足系统的快速性要求。

4 结束语

基于舵机的数学模型,本研究采用波波夫超稳定理论设计了模型参考自适应控制器,并采用 Matlab/Simulink 对舵机系统进行了仿真分析。仿真结果表明:自适应控制方法在舵机参数发生剧烈变化时,能够保证舵机工作的快速性和稳定性,解决了传统PID控制方法在控制对象参数发生变化后控制效果变差的问题,具有良好的控制效果;同时,该自适应控制方法能够使舵机适应各种复杂环境,具有较好的鲁棒性。

参考文献(References):

[1] 张元,周长省,郑健.改进型BP网络PID在电动舵机控制中的应用[J]. 弹箭与制导学报,2011,31(6):34-36.
[2] 樊俊伟,李宝福,刘平芳.一种改进的自适应控制算法在可控径向油膜轴承中的应用[J]. 机械制造,2011,49(7):40-43.
[3] 杨尧,王民钢,闫杰.一种数字电动舵机的非线性PID控制算法研究[J]. 西北工业大学学报,2010,28(3):323-325.
[4] 崇阳,李言俊,张科,等.基于DSP的模糊PID舵机控制算法设计与实现[J]. 飞行力学,2011,29(2):86-88.
[5] 潘松,黄卫清.基于超稳定性理论的位置伺服系统自适应控制[J]. 机械科学与技术,2011,30(1):98-100.
[6] 摆玉龙,杨利君,柴乾隆.基于系统辨识的模型参考自适应控制[J]. 自动化与仪器仪表,2011(3):23-25.
[7] 胡寿松.自动控制原理[M].4版.北京:科学技术出版社,2002.
[8] 李言俊,张科.自适应控制理论及应用[M].西安:西北工业大学出版社,2000.
[9] 高原,谷良贤.一种导弹电动舵机系统的自适应控制方法研究[J]. 测控技术,2007,26(11):33-35.
[10] 薛定宇.控制系统计算机辅助设计[M].北京:清华大学出版社,2006.

[编辑:张翔]