

带积分项的火箭炮最优化滑模伺服控制

朱玉川¹, 马大为², 李志刚², 乐贵高²

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 针对某防空火箭炮交流位置伺服系统负载、参数大范围变化以及发射时具有强干扰力矩的特点, 提出了带积分项的基于最优化的滑模变结构控制方法并设计了控制器。计算机仿真结果表明, 该控制器不仅消除了经典控制所存在的静差, 同时对负载扰动和系统参数扰动具有较强的鲁棒性, 并保证了系统的瞬态性能指标。

关键词: 自动控制技术; 兵器发射理论与技术; 火箭炮; 滑模变结构控制; 切换函数; 控制律
中图分类号: TJ393 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2007)10-1272-04

Optimal Sliding Mode Servo Control with Integral Term for Rocket Launcher

ZHU Yu-chuan¹, MA Da-wei², LI Zhi-gang², LE Gui-gao²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 2. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China)

Abstract: An AC position servo system of air defense rocket launcher was designed. Based on wide variations in loads and parameters and large disturbed moment, an optimal sliding mode variable structure servo control method with integral term was presented, and a controller was designed. The computer simulation results show that steady state error which is present at classical control is eliminated, the system takes on strong robustness to load disturbance and parameter perturbation, and ensures transient state performance figure of the system.

Key words: automatic control technology; armament launch theory and technology; rocket launcher sliding mode variable structure control; switching function; control law

多管火箭炮作为突击武器, 早期主要用于陆军的火力压制, 随着火炮伺服系统的发展、火箭炮射击性能的提高以及战术的需要, 目前已经将其成功移植为舰载多管火箭武器, 如美国的 ABRS、法国的 STORM 以及意大利的 BREDA 等舰载多管火箭武器。同时, 在地面防空领域, 由于多管火箭炮火力密集、射程远, 将多管火箭炮应用于防空成为多管火箭炮的发展方向, 由于多管火箭炮较防空高炮具有更加恶劣的负载特性, 即弹炮质量比大造成发射状态转动惯量变化大, 不平衡力矩的存在及大范围变化以及强大的燃气流冲击力矩的干扰等, 对多管火箭炮位置伺服系统的控制器设计提出了更高要求, 本文将基于带积分项的最优化滑模变结构控制应用于

火箭炮位置伺服系统, 不仅达到了系统指标要求, 同时提高了伺服系统的鲁棒性和抗干扰能力。

1 火箭炮位置伺服系统组成及性能指标

由于交流调速系统的迅速发展以及稀土永磁材料性能的不断价格和价格的不断下降, 使稀土永磁交流伺服系统成为交流伺服系统的发展主流, 本文将永磁同步伺服电动机(PMSM)应用于多管火箭炮位置伺服系统, 构成多管火箭炮数字交流伺服系统, 即以交流 PMSM 为执行元件, 系统速度环和位置环控制采用数字控制, 其电气原理如图 1 所示。

系统性能指标为: 单位阶跃响应过渡过程 $t_s < 0.2$ s, 系统无超调无振荡, 稳态误差小于 0.001 rad。

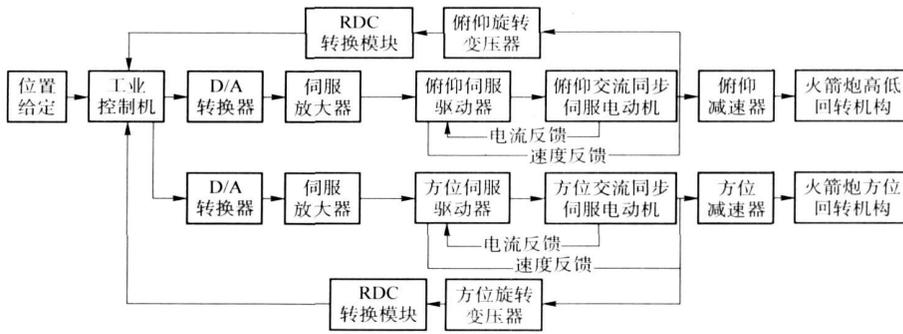


图 1 火箭炮位置伺服系统结构原理图

Fig. 1 Position servo system structure schematic diagram of a rocket launcher

2 基于电流解耦控制的 PMSM 线性化模型

三相 PMSM 的模型是一个多变量非线性的状态模型,为使伺服系统控制灵活、方便,响应快,控制精度高,必须实现交直流电流的解耦控制,电流解耦控制虽然是一种近似的解耦控制方案,得到的是近似的线性化解耦模型,但却容易实现,只要采用比较好的处理方式,该方法不仅能够获得快速高精度的力矩控制,而且控制电路简单,实现较方便,且使三相 PMSM 在动、静态均能得到近似解耦控制。由于采用按转子磁极位置定向的矢量控制及脉宽调制(PWM)闭环电流快速跟踪方式,可以认为定子电流的励磁分量 $I_d=0$,为分析简化,假设: 1) 忽略饱和和效应。2) 电动机气隙磁场均匀分布,感应反电动势呈正弦波状。3) 磁滞及涡流损耗不计。4) 励磁电流无动态响应。5) 转子上无励磁绕组。

根据假设,可写出转子坐标系即 dq 坐标系下的交流位置伺服系统的线性化数学模型。

$$u_q = R_a i_q + L_a \frac{di_q}{dt} + \omega_r \Phi_f, \quad (1)$$

$$u_d = -\omega_r L_a i_q, \quad (2)$$

$$T_{em} = \frac{3}{2} p_n \Phi_f i_q = K_t i_q, \quad (3)$$

$$T_{em} = T_L + B \frac{\omega_r}{p_n} + \frac{J d\omega_r}{p_n dt}, \quad (4)$$

式中: u_d, u_q 为 dq 坐标系上的电枢电压分量; i_q 为 dq 坐标系上的电枢电流分量; L_a 为 dq 坐标系上的等效电枢电感 ($L_a=L_d=L_q$); R_a, ω_r 为电枢绕组电阻和 dq 坐标系的电角速度; Φ_f, p_n 为永久磁铁对应的转子磁链和电机极对数; T_{em} 和 T_L 分别为电磁转矩和负载力矩。

在 PMSM 位置伺服三闭环控制系统中,由于电流环采用滞环控制方式,因此可以把包括电流环在内的 PMSM (负载惯量折算至电机输出轴上)、逆变器看为广义的“被控对象”。因逆变器包含在电流环

内,而考虑系统电磁时间常数比机械时间常数小得多,且电流环响应速度远快于速度环和位置环的响应速度,因此可将电流环近似简化为比例系数为 1 的比例环节,变结构控制器可以将位置调节器与速度调节器合二为一组成滑模控制器^[1-2]。以俯仰位置伺服系统为对象,其控制结构如图 2 所示。

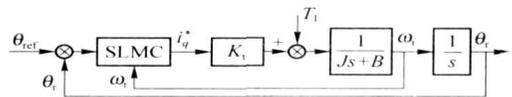


图 2 火箭炮俯仰位置伺服系统控制框图

Fig. 2 Pitching position servo system control block diagram of a rocket launcher

系统转动惯量折算后 $J=2.627 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; 系统不平衡力矩和摩擦力矩经折算后为 $4.86 \text{ N} \cdot \text{m}$; 系统外部燃气流冲击干扰力矩及未建模动态折算后为 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$; 电磁转矩系数 $K_t=1.11 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{A}$; 阻尼系数 $B=1.43 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$; 定子电阻 $R_a=2.6 \Omega$; 绕组电感 $L_d=L_q=50 \times 10^{-3} \text{ H}$; 额定电流 $I_r=6.4 \text{ A}$; 容许最大电流 $I_{max}=12.8 \text{ A}$; 磁极对数 $p_n=4$ 。

3 控制器设计

3.1 切换面设计

取输出角位移 $x_1 = \theta_r$ 和电机角速度 $x_2 = \dot{\theta}_r = \omega_r$ 为状态变量,为了消除跟踪系统的静态误差,在系统滑模平面设计中,加入误差积分项^[3]。即得 $\dot{x}_0 = \theta_r - \theta_{ref}$, 其中 x_0 是一个新的系统状态变量。则可以得到扩大的系统状态向量为 $x = [x_0 \ x_1 \ x_2]^T$, 鉴于被控装置具有不确定性和非线性,采用变增益状态反馈 $u = \psi_1 x_1 + \psi_2 x_2 + \psi_3$ 以产生滑动模态。式中 ψ 用于克服外部扰动和未建模动态的影响。则系统状态方程为

$$\dot{x}_0 = \theta_r - \theta_{ref}, \quad (5)$$

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad (6)$$

$$\dot{x}_2 = -\frac{B}{J}x_2 + \frac{K_1}{J}u - \frac{T_L}{J}, \quad (7)$$

$$y = [0 \quad 1 \quad 0]x, \quad (8)$$

式中: T_L 为所有负载力矩,包括摩擦力矩,不平衡力矩,燃气流冲击力矩。

代入数据后成为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -0.054 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 422.54 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -380.66 \end{bmatrix} T_L + \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \theta_{ref}, \\ y = [0 \quad 1 \quad 0]x, \end{cases} \quad (9)$$

扩大系统的滑模切换函数 $\sigma(x) = S^T x$, $S = [S_0 \quad S_1 \quad S_2]^T$, 设计取 S , 使切换面 $\{x | \sigma(x) = 0\}$ 存在滑动模态区, 滑动模态渐近稳定且具有良好的品质。本文采用最优化方法设计切换函数^[4-5], 该法设计出的切换平面是系统进入滑模状态后状态变动最小的切换超平面。设状态矩阵、输入矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

式中: B_2 为非奇异阵; A 为按 B_2 规模分块。(10)式为简约型。系统进入滑模运动后, 取二次性能指标为

$$J = \int_s^t x^T Q x dt. \quad (11)$$

式中: $Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} \\ Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}$ 为权矩阵; Q_{11} , Q_{22} , Q_{12} , Q_{21} 为依据 B_2 分块的分块矩阵; Q_{11} , Q_{22} 为非奇异阵; $Q_{12}^T = Q_{21}$, $Q > 0$ 为正定阵; t_s 为状态进入切换面的时刻; P 为 Riccati 方程的解

$$A_{11}^* P + P A_{11}^* - P A_{12} Q_{22}^{-1} A_{12}^T P + Q_{11} = 0, \quad (12)$$

式中: $A_{11}^* = A_{11} - A_{12} Q_{22}^{-1} Q_{21}$; $Q_{11}^* = Q_{11} - Q_{12} Q_{22}^{-1} Q_{21}$ 。

由其正定解 P 得

$$(A_{12}^T P + Q_{12}^T)x_1 + Q_{22}x_2 = 0.$$

由此可取

$$S_1 = [S_0 \quad S_1] = A_{12}^T P + Q_{12}^T, S_2 = [S_2] = Q_{22}.$$

系统(9)式能控且为标准型。下面以上述最优方法确定切换面。

经过大量仿真实验, 取

$$Q = \begin{bmatrix} 50 & & \\ & 1 & \\ & & 0.02 \end{bmatrix},$$

解得

$$P = \begin{bmatrix} 12.2474 & & 1 \\ & 1 & 0.2449 \\ & & 0.02 \end{bmatrix},$$

$$S = [S_1 \quad S_2] = [S_0 \quad S_1 \quad S_2]^T = [1 \quad 0.2449 \quad 0.02], \text{ 从而有}$$

$$\sigma(x) = [1 \quad 0.2449 \quad 0.02]x. \quad (13)$$

3.2 控制律设计

取 Liapunov 函数 $V(\sigma) = \frac{1}{2}\sigma^2$, 只要 $\dot{V} = \sigma \dot{\sigma} < 0$ 即可满足到达条件。由此

$$\dot{V}(x) = \sigma \dot{\sigma} = \sigma S^T \dot{x}, \quad (14)$$

代入前面计算结果得

$$\begin{aligned} V(x) = (S_0 + 422.54S_2\psi_1)x_1\sigma + (S_1 - 0.054S_2 + \\ 422.54S_2\psi_2)x_2\sigma + (422.54S_2\psi_0 - 380.66S_2T_L) - \\ (S_0\theta_{ref})\sigma < 0. \end{aligned} \quad (15)$$

选取 $\psi(i=0, 1, 2)$ 满足(15)式, 同时考虑由于系统参数摄动造成的系统运动方程变动 $\pm 10\%$, 经计算可得

$$\psi_1 = -9.2959, x_1\sigma > 0;$$

$$\psi_1 = -7.6057, x_1\sigma < 0;$$

$$\psi_2 = -0.02485, x_2\sigma > 0;$$

$$\psi_2 = -0.02033, x_2\sigma < 0;$$

$$\psi_0 = 7.6057\theta_{ref} - 14.73\text{sgn}\sigma, \theta_{ref}\sigma > 0;$$

$$\psi_0 = 9.2959\theta_{ref} - 14.73\text{sgn}\sigma, \theta_{ref}\sigma < 0.$$

根据以上所述利用 MATLAB 软件可设计出滑模变结构控制器及火箭炮交流位置伺服系统仿真结构图如图 3、图 4 所示。

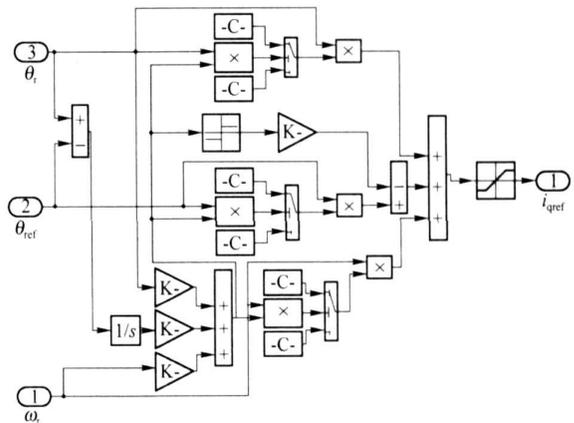


图 3 滑模变结构控制器结构图

Fig. 3 Structural scheme of sliding mode variable structure controller

4 仿真研究

对以上模型分别设计 PID 控制器和滑模变结构控制器, 利用 MATLAB 软件进行计算机仿真^[6], 结果如图 5 和图 6 所示, 其中 1 为 PID 控制器响应

曲线, 2 为最优滑模变结构控制响应曲线。图 5 在 0.5 s 负载突加 10 N·m 的干扰力矩, 图 6 为系统转动惯量变化 2 倍时的响应曲线。

由图 5 可以看出, 经典控制对系统扰动没有抵抗能力, 且进一步给系统带来静态误差。带积分项的滑模变结构控制器对系统负载扰动不敏感, 具有

较强的鲁棒性, 且消除了系统静差。由图 6 可以看出, 经典控制对系统惯量变化十分敏感, 使系统阶跃响应产生超调, 同时响应具有一定稳态误差, 而变结构控制不仅阶跃响应无静差且系统响应对参数摄动具有较强的鲁棒性, 达到了系统响应无振荡无超调的设计要求, 具有明显的优势和应用价值。

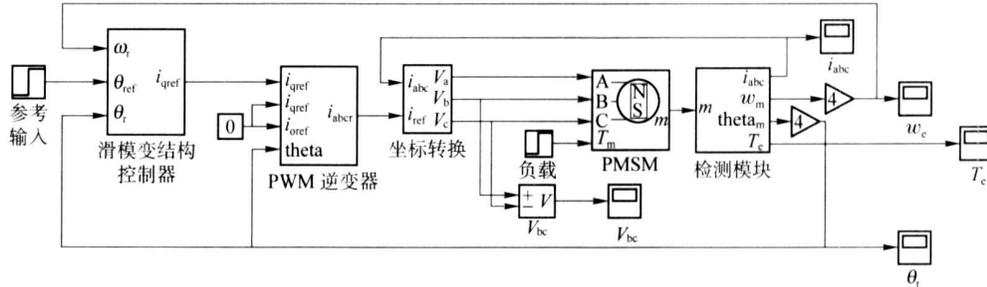


图 4 火箭炮交流位置伺服系统仿真结构图

Fig. 4 AC position servo system simulation block diagram of a rocket launcher

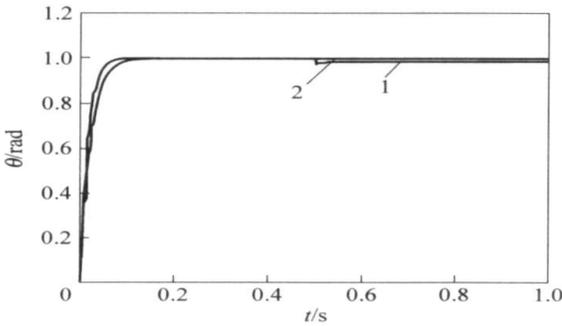


图 5 施加负载扰动时的阶跃响应曲线

Fig. 5 Step response curves with load disturbance

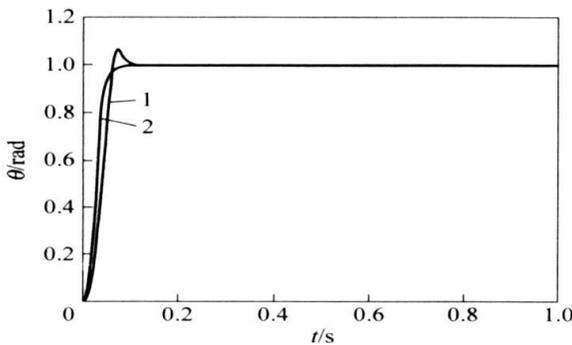


图 6 转动惯量变化 2 倍时的阶跃响应曲线

Fig. 6 Step response curves of double moment of inertia

5 结论

本文利用带积分项的滑模变结构控制应用于火箭炮位置伺服系统跟踪控制, 有效地消除了系统静态误差。同时仿真结果表明, 通过带积分项的最优

滑模切换函数及变增益控制律的设计, 有效的消除了系统静差, 同时系统对参数摄动及负载干扰具有较强的鲁棒性, 有效地保证了系统瞬态响应指标要求。该方法具有结构简单、实时性强及易于工程实现等特点。

参考文献 (References)

- [1] Utkin V, Gukner J, Shi J. Sliding mode control in electromechanical systems[J] . Taylor & Francis, 1999; 1417— 1418.
- [2] LIU Jin-kun, ER Lian-jie. Sliding mode controller design for position and speed control of flight simulator servo system with large friction[J] . Journal of Systems Engineering and Electronics, 2003, 14(3); 59— 62.
- [3] 田宏奇. 滑模控制理论及其应用[M] . 武汉: 武汉出版社, 1995; 115— 119.
TIAN Hong-qi. Sliding mode control theory and its application [M] . Wuhai: Wuhan Publishing House, 1995; 115— 119. (in Chinese)
- [4] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M] . 北京: 科学出版社, 1996; 121— 124.
GAO Wei-bing. Variable structure control theory and design method[M] . Beijing: Science Press, 1996; 121— 124. (in Chinese)
- [5] 孙常胜, 陈杰, 冀丽华. 基于最优化的坦克稳定器滑动模式变结构控制[J] . 兵工学报, 2001, 2; 15— 18.
SUN Chang-sheng, CHEN Jie, DOU Li-hua. Variable structure control for sliding mode of tank stabilizer based on optimization [J] . Acta Armamentarii, 2001, 2; 15— 18. (in Chinese)
- [6] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M] . 北京: 清华大学出版社, 2005; 436— 445.
LIU Jin-kun. Matlab simulation for sliding mode control[M] . Beijing: Tsinghua University Press, 2005; 436— 445. (in Chinese)