

# 基于双环滑模的导弹控制系统设计与仿真

◎贾 杰 曹 琦 谢 宇 张向阳

(南昌航空大学, 江西 南昌 330063)

[关键词] 导弹; 姿态控制; 双环滑模控制

[摘 要] 基于滑动模态控制理论设计了一种导弹姿态控制器, 这个控制器应用双环滑模控制的方案, 可以获得对角速度及姿态角的同时跟踪并具有良好的鲁棒性能和解耦性能。仿真结果表明, 该控制系统具有良好的跟踪性能和鲁棒性。

[中图分类号] TJ765.2 [文献标志码] A [文章编号] 1001-4926(2009)04-0006-04

## A Missile Control System Design and Simulation Based on Double-loop Sliding Mode Control

JIA Jie CAO Qi XIE Yu ZHANG Xiang-yang

(Nanchang Hangkong University, Jiangxi Nanchang 330063, China)

Key words: missile; attitude-control; double-loop sliding mode control

Abstract: A missile attitude-control controller was designed on the base of sliding mode control (SMC) theory. Double-loop SMC scheme was utilized, and this controller obtains the track of both the angular velocity and attitude angle, and it has higher robustness and decoupling. The result of simulation analysis show that this control system has very good tracing performance and robustness.

20世纪50年代, 苏联学者 Emelyanov<sup>[1]</sup>首先提出了变结构控制的概念。变结构控制 (variable structure control VSC) 本质上是一类特殊的非线性控制, 其非线性表现为控制的不连续性。这种控制策略与其他控制的不同之处在于系统的“结构”并不固定, 而是可以在动态过程中, 根据系统当前的状态 (如偏差及其各阶导数等) 有目的地不断变化, 迫使系统按照预定“滑动模态”的状态轨迹运动, 所以又称变结构控制为滑动模态控制 (sliding mode control SMC), 即滑模变结构控制。

基于滑动模态控制的系统, 具有比较强的鲁棒

性, 它本身是一种参数切换型的反馈控制系统, 系统能根据切换条件, 在一定的滑动曲线和曲面上滑动, 因此对内部参数的变化和干扰具有不变性, 即实现系统的鲁棒性。

本文基于时间尺度分离原则, 利用滑模控制理论, 设计了一个双环控制器, 控制器框图如图1所示<sup>[2]</sup>。



图1 双环结构控制器框图

[收稿日期] 2009-09-22

[修回日期] 2009-10-28

[基金项目] 航空科学基金资助项目“大攻角导弹多变量不确定非线性鲁棒解耦控制器设计方法研究”(20080156002)

[作者简介] 贾 杰 (1972-), 男, 南昌航空大学信息工程学院副教授, 西北工业大学在站博士后。主要研究方向: 飞行器控制、制导与仿真, 检测仪器与设备。

南昌航空大学学报

Journal of Nanchang Hangkong University

自然科学版 Natural Sciences

本控制器设计包含了两个步骤:第一,外环把期望角速度作为虚拟输入,对要求的角速度进行渐进跟踪;第二,内环应用控制力矩作为输入,对要求的角速度进行跟踪。

1 导弹控制系统数学模型建立

弹体坐标系可以通过速度坐标系的两次旋转得到,首先绕速度坐标系的  $Y_q$  轴旋转  $\beta$  角,然后绕弹体坐标系的  $Z_l$  轴旋转  $\alpha$  角,即可获得弹体坐标系。由此可得如下绕质心转动的运动学关系式:

$$\vec{\omega}_l = \vec{\omega}_q + \vec{\alpha} + \vec{\beta} \tag{1}$$

式中  $\vec{\omega}_l$ 、 $\vec{\omega}_q$  分别表示弹体坐标系和速度坐标系相对地面惯性坐标系的旋转角速度。将上式向速度坐标系投影,可得  $\alpha$  和  $\beta$  的导数方程,这里直接给出结果。导弹控制系统数学模型为:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \frac{\cos\alpha}{\cos\beta} + \omega_y \frac{\sin\alpha}{\cos\beta} - \frac{Y}{mV\cos\beta} \\ \dot{\beta} = \omega_x \sin\alpha + \omega_y \cos\alpha + Z/(mV) \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan\beta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{1}{J_x} [qsl(m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y + m_x^{\delta_z} \delta_z) + m_x^p qsl^2 \omega_x / V - (J_z - J_y) \omega_z \omega_y] \\ \dot{\omega}_y = \frac{1}{J_y} [qsl(m_y^{\beta} \beta + m_y^{\delta_y} \delta_y) + m_y^q qsl^2 \omega_y / V - (J_x - J_z) \omega_x \omega_z] \\ \dot{\omega}_z = \frac{1}{J_z} [qsl(m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z) + m_z^r qsl^2 \omega_z / V - (J_y - J_x) \omega_y \omega_x] \end{cases} \tag{3}$$

2 滑模控制器设计

设计滑模变结构控制器首先要选择一个合适的切换函数  $s(x)$ ,使它所确定的滑动模态渐进稳定且具有良好的动态品质;其次,设计滑动模态控制律  $u^{\pm}(x)$ ,使到达条件得到满足,从而在切换面上形成滑动模态区<sup>[3]</sup>。

2.1 外环滑模控制器设计

为设计一个适当的外环滑模控制器,将式(2)

中的角速度矢量  $\omega$  看为虚拟的控制输入  $\omega_c$  来完成对期望角速度  $\varphi_d$  的渐进跟踪,从而确定  $\omega_c$ 。然后这个角速度指令  $\omega_c$  再由式(3)的内环控制器进行跟踪。

选择滑模切换面为:

$$\begin{cases} s_1 = \alpha - \alpha_c \\ s_2 = \beta - \beta_c \\ s_3 = \gamma - \gamma_c \end{cases} \tag{4}$$

选取滑模趋近律如下:

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = -\rho_1 \text{sign}(s_1) \\ \dot{s}_2 = -\rho_2 \text{sign}(s_2) \\ \dot{s}_3 = -\rho_3 \text{sign}(s_3) \end{cases} \tag{5}$$

式中,  $\rho_i, i=1, 2, 3$ ——比例增益系数。

将式(2)(4)(5)联立得,

$$\begin{pmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\alpha & \cos\alpha \\ 1 + \cos\alpha \frac{\sin\beta}{\cos^2\beta} \sin\gamma - (\tan\beta \cos\gamma + \sin\alpha \frac{\sin\beta}{\cos^2\beta} \sin\gamma) \\ (\beta_c - \rho_2 \text{sign}(s_2)) - \frac{Z}{mV} \times \\ (-\alpha_c + \rho_1 \text{sign}(s_1)) \tan\beta \sin\gamma + \\ (\gamma_c - \rho_3 \text{sign}(s_3)) - \frac{Y \sin\beta}{mV \cos^2\beta} \sin\gamma \end{bmatrix}^{-1} \times \tag{6}$$

$$\omega_z = \omega_x \frac{\cos\alpha}{\cos\beta} - \omega_y \frac{\sin\alpha}{\sin\beta} - \rho_1 \text{sign}(s_1) + \frac{Y}{mV \cos\beta} \tag{7}$$

取  $\begin{cases} \omega_{xc} = \omega_x \\ \omega_{yc} = \omega_y \text{ 作为外环给内环的角速度指令。为} \\ \omega_{zc} = \omega_z \end{cases}$

为了避免角速度指令振颤现象,应用了具有边界层的外环近似连续滑模。同时为了保证对滑模面  $\epsilon$  邻域的有限时间收敛,将非连续项  $\text{sign}(s_i)$  被连续饱和函数项  $\text{sat}(s_i)$  代替<sup>[4]</sup>。

2.2 内环滑模控制器设计

外环确定了  $\omega_c$  之后,设计内环滑模控制器来完成对角速度  $\omega_c$  的跟踪:  $\lim_{t \rightarrow \infty} \|\omega_{ic} - \omega_i\| = 0$ ,

$\forall i=1, 2, 3$  来获得内环滑模的期望运动。

选择内环滑模面如下：

$$\begin{cases} s_1 = \omega_x - \omega_{xc} \\ s_2 = \omega_y - \omega_{yc} \\ s_3 = \omega_z - \omega_{zc} \end{cases} \quad (8)$$

选取滑模趋近律如下：

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = -\rho_4 \operatorname{sign}(s_1) \\ \dot{s}_2 = -\rho_5 \operatorname{sign}(s_2) \\ \dot{s}_3 = -\rho_6 \operatorname{sign}(s_3) \end{cases} \quad (9)$$

式中,  $\rho_i, i=4, 5, 6$ ——比例增益系数。

将式 (3)、(8)、(9) 联立求解得：

$$\begin{cases} \delta_y = \frac{1}{qS m_y} [-qS m_y^\beta \beta - m_y^q qS I \frac{\omega_y}{v} \\ + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z + J_y (\omega_{yc} - \rho_5 \operatorname{sign}(s_2))] \\ \delta_z = \frac{1}{qS m_z} [-qS m_z^\alpha \alpha - m_z^r qS I \frac{\omega_z}{v} \\ + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x + J_z (\omega_{zc} - \rho_6 \operatorname{sign}(s_3))] \\ \delta_x = \frac{1}{qS m_x} [-qS I (m_x^\delta \delta_y + m_x^\delta \delta_z) - m_x^p qS I \frac{\omega_x}{v} \\ + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y + J_x (\omega_{xc} - \rho_4 \operatorname{sign}(s_1))] \end{cases} \quad (10)$$

取  $\begin{cases} \delta_{xc} = \delta_x \\ \delta_{yc} = \delta_y \\ \delta_{zc} = \delta_z \end{cases}$  作为舵指令。为了避免控制力矩指

令振颤现象, 也应用了具有边界层的内环近似连续滑模。同时也为了保证对滑模面  $\epsilon$  邻域的有限时间收敛, 非连续项被  $\operatorname{sign}(s_i)$  连续饱和函数项  $\operatorname{sat}(s_i)$  代替<sup>[4]</sup>。

### 3 仿真结果

以某型战术导弹为研究对象, 仿真初始条件如下:  $m=110$  (kg),  $V=400$  (m/s),  $Q=45$ ,  $S=2.13$  ( $m^2$ ),  $L=1.85$  (m),  $X=200$  (N),  $Y=120$  (N),  $Z=100$  (N),  $J_x=10$  ( $kg \cdot m^2$ ),  $J_y=15$  ( $kg \cdot m^2$ ),  $J_z=15$  ( $kg \cdot m^2$ ),  $m_x^\delta=0.4$ ,  $m_x^\alpha=0.3$ ,  $m_x^\beta=0.4$ ,  $m_z^\delta=0.8$ ,  $m_z^\beta=0.2$ ,  $m_y^\beta=0.6$ ,  $m_z^\alpha=0.5$

期望姿态角指令为方波信号。期望姿态角指令与实际姿态角响应、虚拟姿态角速度与实际角速度误差响应、需要的舵控制指令仿真结果如图 2—4 所示。

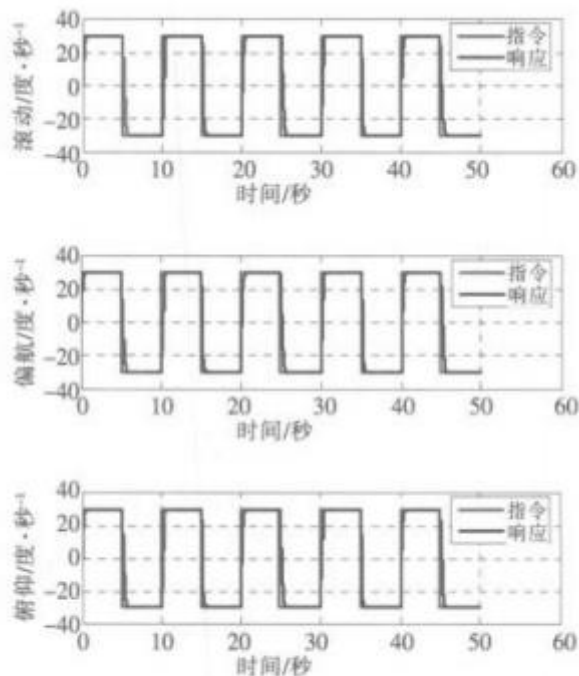


图 2 期望姿态角指令与实际姿态角响应

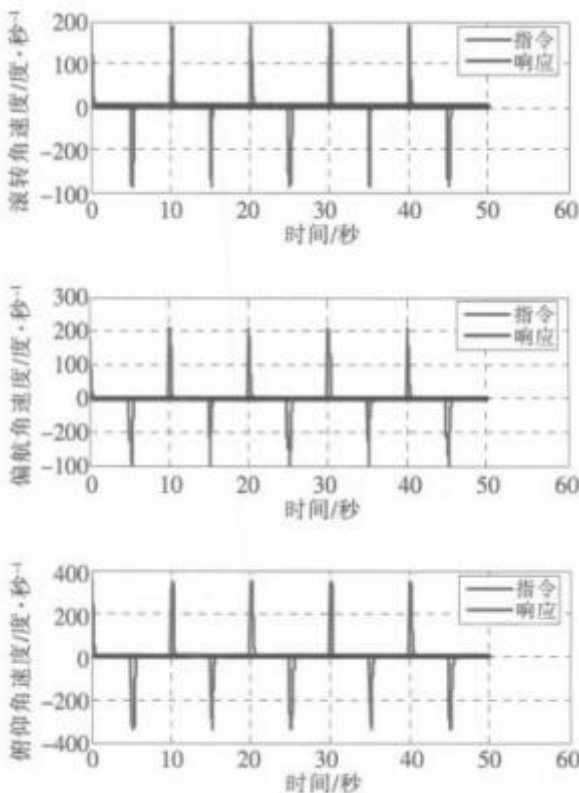


图 3 虚拟姿态角速度与实际角速度误差响应

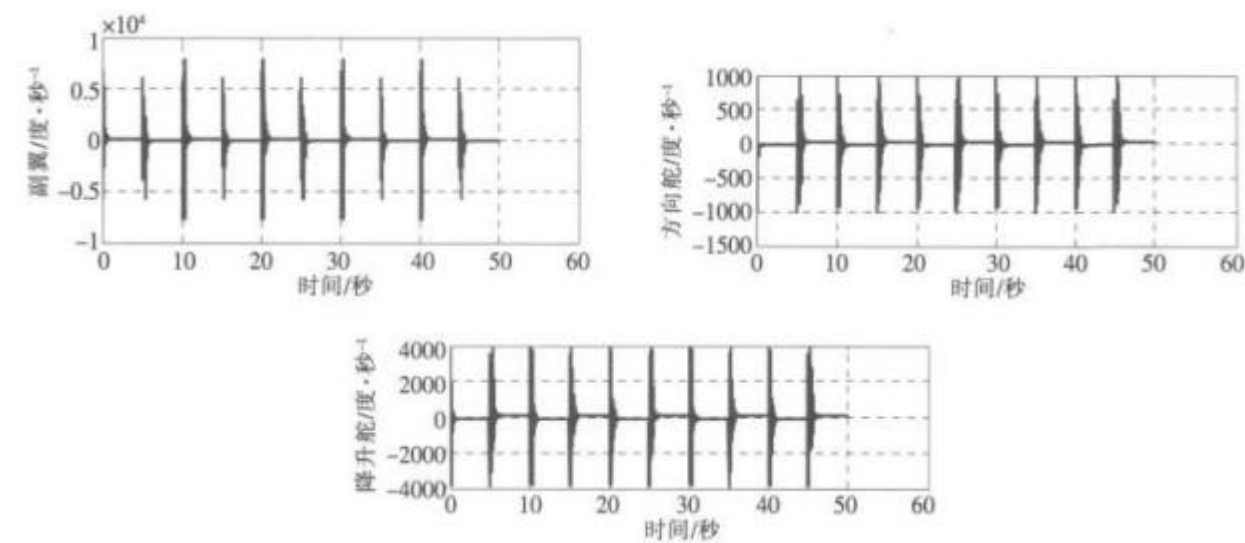


图 4 舵控制指令

从仿真结果可以看出,在较强外界干扰影响下,姿态角也能够很好地跟踪较为苛刻的方波信号,在跟踪方波时上升时间较短,而且超调量也较小。

4 结 论

本文讨论了一种导弹姿态控制器的设计方法,

为避免指令的振颤现象,同时为了保证对滑模面领域的有限时间收敛,使用双环控制结构设计了连续有限时间滑模控制器。仿真结果表明,应用本方法设计的控制器得到了良好的输出跟踪性能,同时对外界干扰具有很强的鲁棒性。

【参考文献】

[1] S V. Emelyanov Variable structure automatic control systems[M]. Moscow, 1967; 12—18.  
[2] 贾 杰,荆 泉.飞行器再入姿态双环滑模控制及其逻辑选择 [J]. 航天控制, 2006, 24(3), 25—29.  
[3] 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; 148—149.  
[4] Y. Shtessel and J. Buffington Continuous Sliding Mode Control[C]. Proceedings of the American Control Conference 1998; 562—563.