

# 导弹混合导引规律设计与仿真研究\*

赵秋惠, 史忠科

(西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

摘要: 通过分析导弹的拦截几何和现有控制规律, 给出了模糊控制器的设计。将滑模变结构控制与模糊逻辑导引规律有机结合, 给出了一种滑模变结构混合模糊逻辑导引规律, 通过导弹制导控制半实物系统平台进行仿真, 验证了所设计的导引规律的正确性和有效性。

关键词: 制导控制系统; 导引规律; 半实物仿真

中图分类号: TJ765 文献标志码: A

## Research on Design and Simulation of Missile's Variable Structure Control Method

ZHAO Qiuhui, SHI Zhongke

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A simulation program was designed based on missile features and its guidance and control system. The hardware-in-the-loop simulation platform for guidance and control system was built to prove the guidance law. The simulation results prove this hardware-in-the-loop simulation platform is feasible and the designed adaptive sliding guidance law is effective.

Keywords: guidance and control system; guidance law; hardware-in-the-loop simulation

### 0 引言

导弹作为一种高精度的制导武器, 在飞行过程中依靠自身动力装置前进, 并由制导控制系统导引、控制其飞行轨迹, 最终导向目标。制导控制系统以导弹为控制对象, 包括导引系统和控制系统两部分。导引系统测量相对理想弹道或目标的运动偏差, 按照预定设计好的导引规律, 由导引计算机形成控制指令, 通过姿态控制系统控制导弹运动; 控制系统保证导弹在导引指令下沿着要求的弹道飞行, 并保证导弹姿态稳定不受各种干扰的影响<sup>[1-2]</sup>。

对导弹制导控制系统的半实物仿真的主要目的是检验导引规律和控制规律参数选择的正确性以及系统匹配的程度, 同时对导弹的动态特性、飞行品质、制导精度等进行分析评估。

### 1 拦截几何

导弹和目标的空

视线角及视线角变化率方程描述:

$$q_\epsilon = \arctan\left[\frac{y_r}{\sqrt{x_r^2 + z_r^2}}\right] \quad (1)$$

$$q_\beta = \arctan\left[\frac{-z_r}{x_r}\right] \quad (2)$$

$$\dot{q}_\epsilon = \frac{(x_r^2 + z_r^2)\dot{y}_r - y_r(x_r\dot{x}_r + z_r\dot{z}_r)}{(x_r^2 + y_r^2 + z_r^2)\sqrt{x_r^2 + z_r^2}} \quad (3)$$

$$\dot{q}_\beta = \frac{z_r\dot{x}_r - x_r\dot{z}_r}{x_r^2 + z_r^2} \quad (4)$$

式中:  $q_\epsilon$ 、 $\dot{q}_\epsilon$  为纵向平面内的视线角及角速度;  $q_\beta$ 、 $\dot{q}_\beta$  为侧向平面内的视线角及角速度;  $x_r$ 、 $y_r$ 、 $z_r$  为导弹和目标 3 个方向的相对距离。

### 2 滑模变结构设计

在理论上实现零脱靶量的复杂导引规律一般需要较多的信息量, 包括相对距离、相对速度和目标加速度等, 当采用被动式导引头和被动跟踪算法时, 这些信息量无法准确估计, 存在一定

\* 收稿日期: 2008-10-15

作者简介: 赵秋惠(1980-), 女, 陕西西安人, 硕士, 研究方向: 飞行器控制。

的估计误差,因此,需以鲁棒性和精确性为目标,对复杂的鲁棒导引规律进行研究,这里进行滑模变结构混合模糊逻辑制导律的设计<sup>[3-4]</sup>。

选取某一时间区间  $\Delta t$  起始时刻的视线坐标系  $(\tilde{Ox}_4 \tilde{y}_4 \tilde{z}_4)$  作为末制导过程中目标-导弹相对运动的参考系,在  $\Delta t$  内此参考系仅随导弹平动。这样,末制导过程中的相对运动可以解耦成纵向平面  $Ox_4 y_4$  内的运动和侧向平面  $Ox_4 z_4$  内的运动。

以纵向平面内的运动为例,取状态变量  $x = \dot{q}_\epsilon(t)$ ,  $\tilde{q}_\epsilon$  为  $\Delta t$  时间内视线倾角的增量,纵向平面内的状态方程为:

$$\dot{x} = -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)}x - \frac{1}{R(t)}u + \frac{1}{R(t)}f \quad (5)$$

式中:  $u = a_{my_4}(t)$  视为控制量;  $f = a_{ly_4}(t)$  视为干扰量。

选取滑动模态为:

$$s = \dot{q}_\epsilon(t) \quad (6)$$

令状态方程(5)的自适应滑模趋近律为:

$$\dot{s} = -k \frac{|\dot{R}(t)|}{R(t)}s - \epsilon \text{sgn}s \quad (7)$$

式中:  $k = \text{const} > 0$ ;  $\epsilon = \text{const} > 0$ 。

综合式(5)~式(7),推导得纵向平面的滑模变结构混合模糊逻辑导引规律的精确表达式为:

$$u = (k+2) |\dot{R}(t)| x + \epsilon \text{sgn}x + f \quad (8)$$

由于变结构制导律对参数摄动和干扰有完全的自适应性,将式(8)进行合理的简化及光滑处理后得:

$$a_{my_4} = (k+2) |\dot{R}| \dot{q}_\epsilon(t) + \epsilon \frac{\dot{q}_\epsilon(t)}{|\dot{q}_\epsilon(t)| + \delta} \quad (9)$$

同理可以推出导弹侧向平面的滑模变结构导引规律为:

$$a_{mz_4} = -(k+2) |\dot{R}_1| \dot{q}_\beta(t) - \epsilon_1 \frac{\dot{q}_\beta(t)}{|\dot{q}_\beta(t)| + \delta_1} \quad (10)$$

式中  $\delta$  和  $\delta_1$  为小正数。

### 3 混合导引规律设计

为了改善滑模变结构导引规律,文中将该方法与模糊逻辑导引规律相结合,给出了如下的滑

模变结构混合模糊逻辑导引规律。

按照英美坐标系,某导弹的三维运动方程组可表示为:

$$\begin{cases} \dot{u} = -qw + rv - g\sin\vartheta + gn_x \\ \dot{v} = -ru + pw + g\cos\vartheta\sin\varphi + gn_y \\ \dot{w} = -pv + qu + g\cos\vartheta\cos\varphi + gn_z \\ \dot{\psi} = (q\sin\varphi + r\cos\varphi)/\cos\vartheta \\ \dot{\vartheta} = q\cos\varphi - r\sin\varphi \\ \dot{\varphi} = p + (q\sin\varphi + r\cos\varphi)\tan\vartheta \\ \dot{h} = u\sin\vartheta - v\sin\varphi\cos\vartheta - w\cos\varphi\cos\vartheta \\ \dot{p} = Y_1 p + Y_2 r + Y_3 \beta + Y_4 \delta_x \\ \dot{r} = Y_5 p + Y_6 r + Y_7 \beta + Y_8 \delta_x \\ \dot{q} = Y_9 q + Y_{10} \alpha + Y_{11} \delta_z \\ gn_x = (Y_{12} q + Y_{13} \alpha + Y_{14} \delta_z)/57.3 \\ gn_y = (Y_{15} \beta + Y_{16} \delta_x) \cdot V_0/57.3 \\ gn_z = -(Y_{17} \alpha + Y_{18} \delta_x) \cdot V_0/57.3 \end{cases} \quad (11)$$

其中:  $u, v, w$  分别为飞行器速度沿  $x, y, z$  轴的投影分量;  $\vartheta, \psi, \varphi$  为俯仰角、偏航角及滚转角;  $h$  为飞行高度;  $p, q, r$  为飞行器绕质心转动的角速度沿  $x, y, z$  轴的投影分量。  $n_x, n_y, n_z$  为飞行器运动中的 3 个过载系数;  $g$  为重力加速度常数。  $\delta_z, \delta_x$  分别为升降舵偏角、方向舵(含滚转控制)偏转角。  $Y_1, Y_2, \dots, Y_{18}$  为气动参数。

导弹速度  $V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ , 可得:

$$\dot{V} = \frac{d}{dt} \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} = f_v(\delta_z, \delta_x) \quad (12)$$

$$\dot{h} = f_h(\delta_z, \delta_x)$$

$$\begin{cases} \delta_z = f_z(V, h, \vartheta) \approx k_{zh}(h - h_0) + k_{zu}w + k_{z0} \\ \delta_x = f_x(V, h, \vartheta) \approx k_{xh}(h - h_0) + k_{xv}v + k_{x0} \end{cases} \quad (13)$$

根据先验知识,对于任意参考输入  $v_r$  和  $h_r$ ,  $v$  和  $h$  分别由  $\delta_p$  和  $\delta_z$  控制。工程上,信号  $h, \vartheta, \alpha, N_z$  (垂直加速度) 和  $v$  都是可测变量。显然,  $h, \vartheta - \alpha$  和  $N_z$  之间存在导数关系。因此,这里采用  $h - h_r, \theta = \vartheta - \alpha$  和  $N_z$  作为模糊控制器的输入以产生  $\delta_z$ ;  $v - v_r, v(k) - v(k-1)$  作为产生  $\delta_p$  的模糊控制器输入。

当模糊控制器结构确定之后,系统的性能主要依赖于两个因素:1) 增益调整;2) 规则改进。尽管有了模糊辨识和所谓的模糊规则自学习方法,但目前有效的规则库的改进工作主要基于试

验。增益调整涉及论域,若论域太大,系统响应不敏感,过渡过程太长,反之则系统过于敏感,稳态偏差较大。

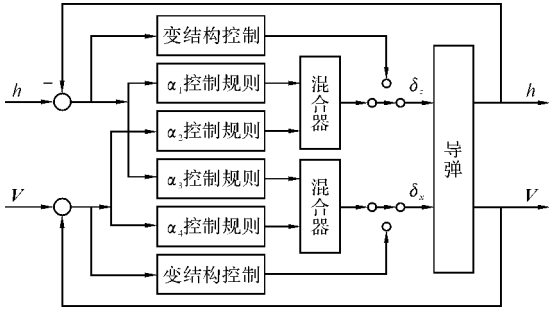


图 1 导弹导引控制框图

图 1 中的速度  $V = [u \ v \ w]^T$ 。

### 4 仿真验证

将设计的滑模变结构混合模糊逻辑导引规律进行程序上的模块化,带入上述半实物仿真平台,在如下初始条件下进行仿真:目标初始高度 4500m,初始速度 100m/s,目标方向以 0.5rad/s 频率的正弦波作机动;导弹初始高度 4000m,导弹初始速度 300m/s;弹目距离  $R_x = 3000m, R_y = 500m$ 。

仿真得到比例导引规律和滑模变结构混合模糊逻辑导引规律的弹道曲线、视线角和加速度曲线如图 2~图 7。其中,比例导引规律的脱靶量为 8.005 m,滑模变结构混合模糊逻辑导引规律的脱靶量为 2.611 m。

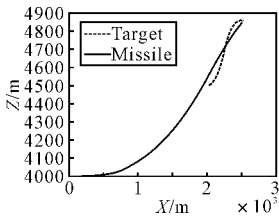


图 2 目标机动时比例导引弹道曲线

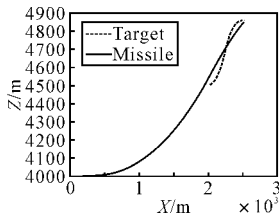


图 3 目标机动时变结构导引弹道曲线

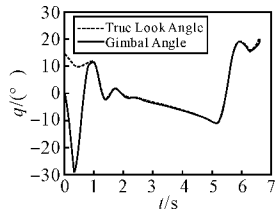


图 4 目标机动时比例导引视线角

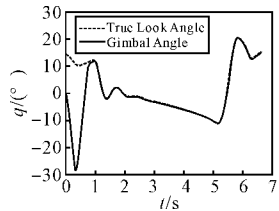


图 5 目标机动时变结构导引视线角

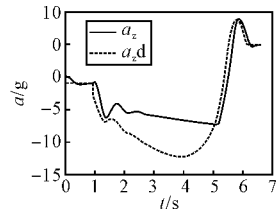


图 6 目标机动时比例导引加速度曲线

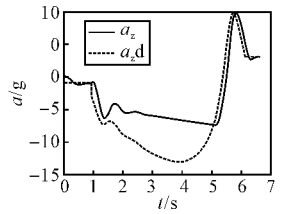


图 7 目标机动时变结构导引加速度曲线

从仿真结果可以看出,当目标机动时,滑模变结构混合模糊逻辑导引规律的导引效果明显优于比例导引规律的导引效果,所以与比例导引规律相比,滑模变结构混合模糊逻辑制导规律对目标机动和制导参数变化有很强的自适应性,可以抗干扰、抗参数摄动;同时也可以证明,该半实物仿真实验与真实打靶实验有着很好的相似性,该模拟打靶实验可以很大程度上代替真实打靶实验,具有很强的可行性和实用性。

### 5 结束语

文中利用变结构控制理论分别设计了导弹纵向和侧向的滑模变结构混合模糊逻辑导引规律,从形式上看,它仅在比例导引规律中引入了修正项,但在上述仿真平台上的仿真结果表明,变结构混合模糊逻辑导引规律对机动目标的跟踪性能远优于比例导引规律。

参考文献:

- [1] 彭辉煌. 地空导弹制导控制系统的总体设计与虚拟试验研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.
- [2] 李新国, 方群. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
- [3] 周荻. 寻的导弹的新型导引规律[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [4] K R Babu, I G Sarma, K N Swamy. Two robust homing missile guidance laws based on sliding mode control theory[C]// National Aerospace Electronics Conference, May 1994, Vol:540-547.