

基于零控脱靶量的滑模变结构末制导律设计

许诚^a, 罗航^b, 韩冰^b

(海军航空工程学院, a. 飞行器工程系; b. 研究生管理大队, 山东烟台 264001)

摘要: 针对机动目标, 采用滑模变结构方法, 设计了一种基于零控脱靶量的末制导律。首先, 根据弹目运动方程建立了系统模型; 其次, 选取零控脱靶量作为滑模切换面, 利用指数趋近律和模糊控制法推导了俯仰通道的末制导律; 最后, 对蛇形机动目标进行了弹道仿真, 验证了所设计制导律的可行性和有效性。另外, 仿真结果还表明, 在解决滑模制导律中的颤振问题、缩短剩余飞行时间等方面, 加入模糊控制环节的方法比用饱和函数代替符号函数的方法更加行之有效, 具有更强的鲁棒性。

关键词: 导弹; 末制导律; 零控脱靶量; 滑模控制; 弹道仿真

中图分类号: V271.4; TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)06-0056-04

Zero-Effort Miss Based Terminal Guidance Law Design Using Sliding Mode Approach

XU Cheng^a, LUO Hang^b, HAN Bing^b

(Naval Aeronautical and Astronautical University, a. Department of Airborne Vehicle Engineering;
b. Graduate Students' Brigade, Yantai 264001, China)

Abstract: A terminal guidance law based on zero-effort miss distance was designed with sliding mode approach for attacking a maneuvering target. First of all, according to the motion equations of the missile and target, a system model was established. Secondly, the zero-effort miss distance was selected as a switching surface of sliding mode, and the terminal guidance law of the pitch channel was deduced using exponential reaching law and the fuzzy control method. Finally, trajectory simulation was carried out for a snakelike maneuvering target, which verified the feasibility and effectiveness of the designed guidance law. In addition, the simulation results also show that in solving such problems as fluttering with sliding mode guidance law, the method with fuzzy control has better robustness and is more effective than the method using saturation function instead of signum function.

Key words: missile; terminal guidance law; zero effort miss; sliding mode control; trajectory simulation

0 引言

末制导技术在打击固定或机动目标中起着重要作用, 为了达到不同的打击效果, 国内外在末制导律设计方面做了大量工作。文献[1]将俯仰角和偏航角作为约束条件, 在传统比例导引律基础上添加偏置项, 建立新三维比例导引律, 仿真实现了反舰导弹全方位跃升俯冲攻击。文献[2]在落点和落角约束条件下进行了最优制导律设计, 研究了时间滞后对脱靶量和落角误差的影响。文献[3]设计了攻击时间约束下的反舰

导弹末制导律, 用于多导弹联合攻击舰艇, 并对实际仿真中的转换项处理进行了探讨研究。设计制导律的过程中使用了一些先进的方法, 如最优控制法、滑模变结构法、神经网络法、反演法^[4-8]。其中, 滑模控制具有快速响应、对参数变化及扰动不敏感、物理实现简单等优点^[9]; 文献[10]研究了带末端攻击角度的滑模制导方法, 并给出了滑模制导律中角误差系数、趋近律系数和开关项系数的确定方法; 文献[11]采用二阶滑模推导出了带攻击时间和攻击角度的制导律, 仿真证明了该控制律适用范围广, 但是其形式较为复杂; 文献[12]采用滑模法进行了制导控制一体化设计, 并将零控脱靶量作为滑动切换面, 但控制过程中抖振问题未能很好地解决。

为了较好地解决滑模变结构控制的颤振问题, 本

收稿日期: 2013-07-15

修回日期: 2013-08-31

作者简介: 许诚(1958—), 男, 四川会理人, 教授, 硕导, 研究方向为海军导弹武器系统。

文针对导弹攻击机动目标问题,选取零控脱靶量作为滑模切换面,采用滑模指数趋近律和模糊滑模控制理论进行了末制导律设计,并通过仿真验证了文中所给制导律的可行性和有效性。

1 数学模型的建立

假设导弹在飞行中不发生滚转,则在俯仰平面内,导弹与机动目标之间的相对运动关系如图1所示。

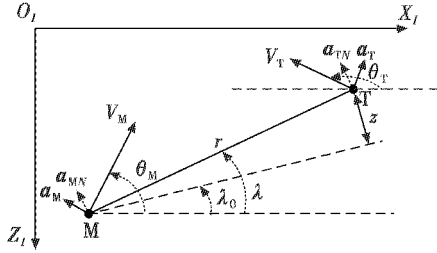


图1 导弹与目标的相对运动学关系
Fig.1 Relative kinematics relationship between the missile and target

图1中:下标M和T分别代表导弹和目标;速度、加速度和弹道倾角分别用 V, a 和 θ 表示; r 为弹目距离; λ 为视线角; z 为某一时刻弹目视线与初始视线之间法线的相对位移; a_{MN} 和 a_{TN} 分别为导弹、目标垂直于弹目视线的加速度。

根据图1,在极坐标中有如下关系

$$\dot{r} = V_r \tag{1}$$

$$\dot{\lambda} = V_\lambda / r \tag{2}$$

由图还可得出弹目相对运动方程

$$V_r = -V_M \cos(\theta_M - \lambda) - V_T \cos(\theta_T + \lambda) \tag{3}$$

$$V_\lambda = -V_M \sin(\theta_M - \lambda) + V_T \sin(\theta_T + \lambda) \tag{4}$$

剩余时间可近似为

$$t_{go} = -r / V_r \tag{5}$$

此外,用一阶动力学方程表示加速度、时间常数之间的关系,有

$$\begin{cases} \dot{\theta}_T = a_T / V_T \\ \dot{a}_T = (a_T^c - a_T) / \tau_T \end{cases} \tag{6}$$

式中: τ_T 为关于目标的时间常数; a_T^c 为目标加速度控制指令。 $\dot{\theta}_M, \dot{a}_M$ 的形式与式(6)类似。

通过对导弹与目标的相对运动学关系及导弹的自身动力学特性的研究,选取制导控制一体化模型的状态向量

$$x = [z \quad \dot{z} \quad a_{TN} \quad a_{MN}] \tag{7}$$

可以得到系统模型

$$\dot{x} = Ax + Ba_{MN}^c + Ga_{TN}^c \tag{8}$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & -1/\tau_T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_M \end{bmatrix}; \tag{9}$$

$$B = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1/\tau_M]^T; \tag{10}$$

$$G = [0 \quad 0 \quad 1/\tau_T \quad 0]^T; \tag{11}$$

a_{MN}^c 和 a_{TN}^c 分别为垂直于初始弹目视线的导弹和目标加速度控制指令。

2 零控脱靶量

滑模面的选择是设计滑模控制方法的核心问题,对于制导问题,常用的方法是选择视线角速度作为滑模面,然而视线角速度在拦截末端变化剧烈,容易出现较大超调,难以提供良好的控制信号。鉴于目标机动大,弹目关系变化剧烈的特点,本文选取零控脱靶量作为滑模面。所谓零控脱靶量,就是假设导弹从当前时刻起以零控制量为输出,运行击中目标为止的最终脱靶量。为了方便求解,根据式(8)~式(11),利用转换矩阵

$$\Phi(t_{go}) = \exp(At_{go}) \tag{12}$$

定义

$$Z \triangleq C\Phi(t_{go})x = z + \dot{z}t_{go} + a_{TN}\tau_T^2\gamma(t_{go}/\tau_T) - a_{MN}\tau_M^2\gamma(t_{go}/\tau_M) \tag{13}$$

其中: $\gamma(\zeta) \triangleq \exp(-\zeta) + \zeta - 1; C = [1 \quad [0]_{1 \times 3}]$ 。

对 $z \triangleq (\lambda - \lambda_0)r$ 微分,得

$$z + \dot{z}t_{go} = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} \tag{14}$$

代入式(13)可得

$$Z = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + a_{TN}\tau_T^2\gamma(t_{go}/\tau_T) - a_{MN}\tau_M^2\gamma(t_{go}/\tau_M) \tag{15}$$

3 模糊滑模控制方法设计

3.1 利用指数趋近率的滑模控制器设计

取滑模函数 $s = Z$,对式(15)求微分

$$\begin{aligned} \dot{s} = & -(\dot{V}_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + 2V_r t_{go} \dot{t}_{go} \dot{\lambda} + V_r t_{go}^2 \ddot{\lambda}) + \\ & [\dot{a}_{TN}\gamma(t_{go}/\tau_T) + a_{TN}\gamma'(t_{go}/\tau_T) \dot{t}_{go}] \tau_T^2 + \\ & [\dot{a}_{MN}\gamma(t_{go}/\tau_M) + a_{MN}\gamma'(t_{go}/\tau_M) \dot{t}_{go}] \tau_M^2 \end{aligned} \tag{16}$$

利用运动方程式(1)~式(5)可以得到

$$\begin{cases} \dot{V}_r = V_\lambda^2 / r + a_M \sin(\theta_M - \lambda) + a_T \sin(\theta_T + \lambda) \\ \dot{V}_\lambda = -V_\lambda V_r / r - a_M \cos(\theta_M - \lambda) + a_T \cos(\theta_T + \lambda) \\ \ddot{\lambda} = \dot{V}_\lambda / r - V_\lambda V_r / r^2 \\ \dot{t}_{go} = -1 + \dot{V}_r / V_r^2 \end{cases} \tag{17}$$

用一阶线性模型近似代替真实模型,可以得到

$$\dot{a}_{MN} = (a_{MN}^c - a_{MN}) / \tau_M + \Delta_{aMN} \quad (18)$$

$$\dot{a}_{TN} = (a_{TN}^c - a_{TN}) / \tau_T + \Delta_{aTN} \quad (19)$$

$$\gamma'(t_{go}/\tau) = [t_{go}/\tau - \gamma(t_{go}/\tau)] / \tau \quad (20)$$

其中

$$\begin{cases} |\Delta_{aMN}| \leq \bar{\Delta}_{aMN} \\ |\Delta_{aTN}| \leq \bar{\Delta}_{aTN} \end{cases} \quad (21)$$

为导弹和目标动力学有界误差项。式(20)中,下标“·”取值为M、T。

将式(17)~式(20)代入式(16),可得

$$\begin{aligned} \dot{s} = & V_\lambda \dot{V}_r / V_r^2 - a_{MN} \tau_M [1 - \exp(-t_{go}/\tau_M)] \dot{V}_r / V_r^2 + \\ & a_{TN} \tau_T [1 - \exp(-t_{go}/\tau_T)] \dot{V}_r / V_r^2 - \\ & \tau_M \gamma(t_{go}/\tau_M) a_{MN}^c + \tau_T \gamma(t_{go}/\tau_T) a_{TN}^c - \\ & \tau_M^2 \gamma(t_{go}/\tau_M) \Delta_{aMN} + \tau_T^2 \gamma(t_{go}/\tau_T) \Delta_{aTN} \end{aligned} \quad (22)$$

其中误差项

$$\Delta = |\gamma(t_{go}/\tau_T) (\tau_T a_{TN}^c - \tau_M^2 \Delta_{aMN} + \tau_T^2 \Delta_{aTN})| \leq \bar{\Delta} \quad (23)$$

利用指数趋近率设计滑模面

$$\dot{s} = -\varepsilon \text{sgn}(s) - ks, \varepsilon > 0, k > 0 \quad (24)$$

结合式(22)与式(23),得到控制器

$$a_{MN}^c = [a_{MN}^d - ks - \varepsilon \text{sgn}(s)] / \tau_M \gamma(t_{go}/\tau_M) - \bar{\Delta} \text{sgn}(s) \quad (25)$$

其中

$$a_{MN}^d = (\dot{V}_r / V_r^2) \{ V_\lambda + a_{TN} \tau_T [1 - \exp(-t_{go}/\tau_T)] + a_{MN} \tau_M [1 - \exp(-t_{go}/\tau_M)] \} \quad (26)$$

定义 Lyapunov 函数

$$L = s^2 / 2 \quad (27)$$

$$s\dot{s} = -|s|[\varepsilon - \Delta + \bar{\Delta}] - ks^2 \quad (28)$$

显然 $s\dot{s} < 0$, 根据 Lyapunov 稳定性理论及滑模面存在条件,该控制器稳定且满足滑模面的可达性。

3.2 模糊规则设计

为保证系统运动到达滑模面所需要的增益,消除不确定项的影响,同时减小滑模控制中的颤振现象,加入模糊增益 ΔK 替代 $\bar{\Delta}$, ΔK 作为时变函数,可以实时调整控制器参数,最大程度消除拦截末端的不稳定性。

系统以 $s\dot{s}$ 作为输入, ΔK 作为输出,构造一个二维模糊控制器,其模糊集定义为

$$s\dot{s} = \{NB \quad NM \quad ZO \quad PM \quad PB\} \quad (29)$$

$$\Delta K = \{NB \quad NM \quad ZO \quad PM \quad PB\} \quad (30)$$

模糊规则设计如下: R1 IF $s\dot{s}$ is PB, THEN ΔK is PB; R2 IF $s\dot{s}$ is PB, THEN ΔK is PB; R3 IF $s\dot{s}$ is ZO, THEN ΔK is ZO; R4 IF $s\dot{s}$ is NM, THEN ΔK is NM; R5 IF $s\dot{s}$ is NB, THEN ΔK is NB。

定义 $s\dot{s}$ 模糊集论域为 $\{-15, -10, -5, 0, +5, +10, +15\}$; 定义 ΔK 模糊集论域为 $\{-1.5, -1, -0.5, 0, +0.5, +1, +1.5\}$ 。

模糊论域个数大于模糊语言集元素数量,确保各

模糊语言变量能较好地覆盖论域。系统的模糊输入隶属函数和模糊输出隶属函数如图2、图3所示。

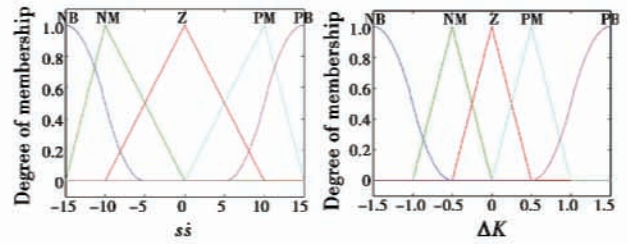


图2 模糊输入的隶属函数 图3 模糊输出的隶属函数

Fig.2 Subjection function of fuzzy input Fig.3 Subjection function of fuzzy output

得出系统的模糊输出后对其积分

$$K = \Omega \int_0^t \Delta K dt, \Omega > 0 \quad (31)$$

用 K 替代 $\bar{\Delta}$, 模糊滑模控制函数为

$$a_{MN}^c = [a_{MN}^d - ks - \varepsilon \text{sgn}(s)] / \tau_M \gamma(t_{go}/\tau_M) - K \text{sgn}(s) \quad (32)$$

4 仿真分析

由于该制导律将目标机动考虑在内,对高速运动的目标打击效果较好,故假设在传感器理想的情况下,目标状态信息及导弹飞行参数都可以准确地获得,相对于惯性坐标系,取导弹初始速度为 900 m/s,目标作蛇形机动,初始速度为 600 m/s,其余仿真参数如表1所示。

表1 系统仿真参数

Table 1 System simulation parameters

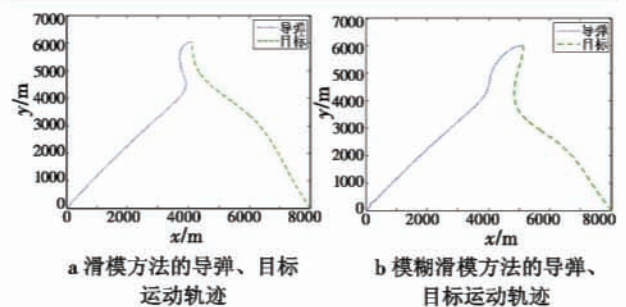
	x_0/m	y_0/km	a^{max}/g 数	τ/s
导弹	0	0	20	0.16
目标	8000	0	20	0.09

将滑模指数趋近律控制方法(简称滑模方法)与模糊滑模控制方法(简称模糊滑模方法)做比较,仿真结果如表2及图4~图6所示。

表2 仿真结果参数

Table 2 Parameters of simulation result

方法	t_{go}/s	r/m	$a_{MN}^{max}/(m \cdot s^{-2})$	$a_{MN}^{min}/(m \cdot s^{-2})$
滑模	12.40	1.63	10.214	-8.776
模糊	11.92	0.64	5.145	-9.254



a 滑模方法的导弹、目标运动轨迹 b 模糊滑模方法的导弹、目标运动轨迹

图4 导弹与目标的运动轨迹

Fig.4 Trajectories of the missile and target

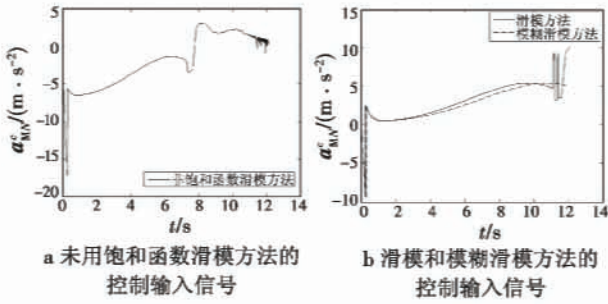


图5 控制信号
Fig.5 Control signals

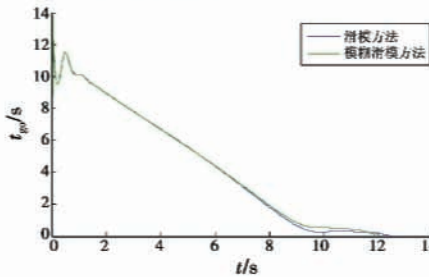


图6 剩余时间
Fig.6 Remaining time

由以上仿真结果可以看出：采用滑模方法和模糊滑模方法都能有效地击中目标。比较而言，采用模糊滑模方法末端导弹运行轨迹更加平滑，击中目标所用的时间更短。从表3中可知，采用两种方法都可得到较小的脱靶量。由图5可以看出，未采用饱和函数时，由于导弹快接近目标时，控制律在滑模面附近切换，造成明显的颤振，在8s附近发生明显变化是因为控制信号从滑模面一端切换到了另一端，这是控制过程中不愿看到的现象；采用饱和函数代替符号函数，颤振可以得到抑制；而采用模糊滑模方法提供的控制输出在将要接近目标时，颤振远远小于未使用模糊规则设计的滑模方法，从而对目标机动具有更强的鲁棒性。

5 结束语

本文应用滑模变结构的方法，将零控脱靶量作为滑模面，采用指数趋近率、模糊规则设计控制器，得出了一种新的末制导律。仿真结果表明，在目标做蛇形机动的情况下，应用两种方法设计的末制导律都能引导导弹有效地击中目标，而模糊滑模制导律在降低打击时间、平滑导弹轨迹、减小脱靶量方面更具优越性。但是，本文在设计过程中，非线性因素考虑不全，在更加贴近实际的作战情况下打击目标需要做进一步的研究。

参考文献

[1] 叶利民. 基于带碰撞角比例导引律的跃升俯冲攻击样式[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(11): 42-46.
YE L M. Climb-dive attack style based on proportional

guidance law with angular constraint [J]. Ship Science and Technology, 2011, 33(11): 42-46.
[2] 常超, 林德福, 祁载康, 等. 带落点和落角约束的最优末制导律研究[J]. 舰船科学技术, 2009, 29(3): 233-236, 239.
CHANG C, LIN D F, QI Z K, et al. Study on the optimal terminal guidance law with interception and impact angle [J]. Ship Science and Technology, 2009, 29(3): 233-236, 239.
[3] JEON I S, LEE J I, TANK M J. Impact time control guidance law for anti ship missiles [J]. Control Systems Technology, 2006, 14(2): 260-266.
[4] 王小虎, 张明廉. 自寻的导弹攻击机动目标的最优制导规律的研究及实现[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 30-33.
WANG X H, ZHANG M L. Researching and accomplishing for homing missile attacking maneuvering target [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 30-33.
[5] BRIERLEY S D, LONGCHAMP R. Application of sliding-mode control to air-air interception problem [J]. Aerospace and electronic systems, 1990, 26(2): 306-325.
[6] LIN C L, CHEN Y Y. Design of fuzzy logic guidance law against high speed target [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(1): 17-25.
[7] 刘永善, 刘藻珍, 李兰付. 攻击机动目标的被动寻的模糊变结构制导律研究[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(2): 254-258.
LIU Y S, LIU Z Z, LI L C. Research on fuzzy variable structure guidance law for passive homing missiles against maneuvering targets [J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(2): 254-258.
[8] 周锐, 张鹏. 基于神经网络的鲁棒制导律设计[J]. 航空学报, 2002, 23(3): 262-264.
ZHOU R, ZHANG P. Robust guidance law design for homing missiles using neural networks [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica, 2002, 23(3): 262-264.
[9] 刘金琨. 滑模变结构控制 Matlab 仿真 [M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2012: 1-2, 26-39.
LIU J K. The sliding structure control of Matlab simulation [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 1-2, 26-39.
[10] 吴鹏. 带末端攻击角度约束的制导方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
WU P. Guidance method research with terminal attack angle constraints [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
[11] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [J]. Control systems technology, 2012, 20(6): 1436-1448.
[12] SHIMA T, IDAN M, GOLAN O M. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 250-260.