

适用于制导控制一体化的模糊滑模方法

赵国荣, 冯淞琪

(海军航空工程学院 控制工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 为了提高打击大机动目标命中率、机动性和燃油利用率, 设计一种适用于制导控制一体化的模糊滑模方法. 建立拦截导弹制导控制一体化模型, 选取零控脱靶量作为滑模面, 将制导律嵌入控制器的设计中, 并将运动学关系与动力学特性有机融合. 在滑模控制器中加入模糊环节, 有效克服了滑模方法的抖振问题. 目标蛇形机动的弹道仿真结果表明, 所提出方法可以有效提高系统各方面的性能.

关键词: 制导控制一体化; 滑模自适应; 零控脱靶量; 弹道仿真

中图分类号: TJ765.2

文献标志码: A

Fuzzy sliding mode method for integrated guidance and control

ZHAO Guo-rong, FENG Song-qi

(Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China.

Correspondent: FENG Song-qi, E-mail: waterkone@hotmail.com)

Abstract: In order to improve the hit rate, flexibility and fuel efficiency of intercepting large maneuvering target, a fuzzy sliding mode method for integrated guidance and control system is designed. Then integrative model of missile interceptors is built, ZEM(zero effort miss) is chosen as sliding mode surface, and the controller is integrated with the guidance law, merging kinematics and dynamics. For avoiding the chattering problem, fuzzy link is added in the sliding mode. Finally, trajectory simulation are carried out when the target has snake maneuver, and simulation results show the method can improve several system performances.

Key words: integrated guidance and control; sliding mode control; zero effort miss; fuzzy control; trajectory simulation

0 引言

传统的拦截导弹设计方法大多将制导系统与控制系统分开设计, 然后对二者进行修正设计, 这样难以考虑各子系统之间的耦合. 在导弹运行中段, 分开设计的方法是有效的, 但临近拦截末端时, 弹目关系剧烈变化, 控制系统难以满足制导系统的快速响应要求. 与此同时, 随着目标速度和机动性的提高, 分开的设计方法越来越容易导致系统的不稳定和较大的脱靶量^[1-5].

制导控制一体化将制导系统与控制系统作为一个大环节设计, 利用目标状态信息的输入, 直接输出对执行机构的控制指令. 这样可以完全引入导弹的动力学环节, 自动补偿制导系统与控制系统之间的耦合, 推迟甚至消除拦截制导末端的固有不稳定性. 滑模控制具有快速响应、对参数变化和扰动不敏感、物理实

现简单等优点^[6], 而且在滑模切换面上设计制导律可以有机地将制导系统与控制系统结合起来, 提高系统的动态性能. Shima等^[7]选择零控脱靶量作为滑动模态, 简化了制导控制一体化设计, 但难以理想地解决抖振问题. Idan等^[8]等采用双滑模变结构理论, 选择零控脱靶量为第1个模态, 使脱靶量趋于零; 基于控制参数选择第2个模态, 为导弹提供阻尼响应, 提高导弹动态性能, 但存在设计过程复杂, 第2模态的选择难以实现等问题.

为了简化系统设计, 克服滑模变结构控制的抖振问题, 本文利用模糊方法, 对滑模控制器参数进行预测, 提出模糊滑模方法(FSMM), 实现控制器参数的实时调整. 相对于传统的滑模方法(SMM), 在稳定性与机动性上达到更加完善的平衡, 显著提高了系统的动态性能. 通过仿真验证了所设计方法的有效性和优点.

收稿日期: 2013-03-18; 修回日期: 2013-07-23.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273058).

作者简介: 赵国荣(1964—), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航、制导与控制等研究; 冯淞琪(1988—), 男, 硕士生, 从事先进飞行控制技术的研究.

1 制导控制一体化模型

导弹与目标在俯仰平面相对运动关系如图1所示. 图1中, M 、 T 分别为导弹和目标; V 、 a 、 γ 和 λ 分别为速度、加速度、侧滑角和视线角; r 为弹目距离; z 为导弹与目标之间的相对位移; a_{MN} 和 a_{TN} 分别为导弹、目标垂直于弹目连线上的加速度. 从而得到运动方程

$$\dot{r} = V_r, \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = V_\lambda/r, \quad (2)$$

$$V_r = -V_M \cos(\gamma_M - \lambda) - V_T \cos(\gamma_T + \lambda), \quad (3)$$

$$V_\lambda = -V_M \cos(\gamma_M - \lambda) + V_T \cos(\gamma_T + \lambda), \quad (4)$$

其中剩余时间为

$$t_{go} = -r/V_r. \quad (5)$$

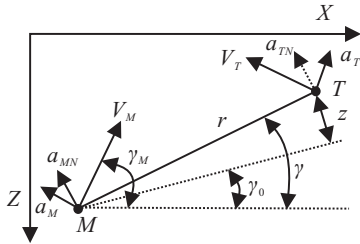


图1 导弹与目标的相对运动学关系

图2为导弹的动力学特性, $X_{br} - M - Z_{br}$ 为弹体坐标系, $X_{bf} - M - Z_{bf}$ 为惯性坐标系, α 和 θ 分别为导弹的攻角和俯仰角, 有

$$\theta = \alpha + \gamma_M. \quad (6)$$

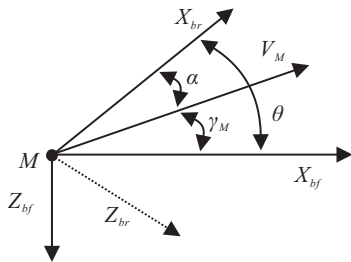


图2 导弹的动力学特性

假设推力不变, 导弹动力学特性可以简化为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q - L(\alpha, \delta)/(mV_M), \\ \dot{q} = M(\alpha, q, \delta)/I, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{\delta} = (\delta^c - \delta)/\tau_s. \end{cases} \quad (7)$$

其中: q 为俯仰角速度, δ 为时间常数 τ_s 下的舵偏角, δ^c 为舵偏控制指令, m 和 I 分别为质量和转动惯量, $M(\cdot)$ 和 $L(\cdot)$ 为模型的参数.

对相对位移 z 求导, 可以得到

$$\dot{z} = a_{TN} - a_{MN}, \quad (8)$$

$$a_{MN} = (L_\alpha \alpha + L_\delta \delta) \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0), \quad (9)$$

其中 γ_{M0} 和 λ_0 分别为初始侧滑角和初始视线角. 对时间常数 τ_T 下的 a_{TN} 求导, 得

$$\dot{a}_{TN} = (a_{TN}^c - a_{TN})/\tau_T. \quad (10)$$

由以上结论, 选取一体化模型的状态向量

$$x = [z \ \dot{z} \ a_{TN} \ \alpha \ q \ \delta]. \quad (11)$$

将式(7)~(10)联立, 可以得到系统模型

$$\dot{x} = Ax + B\delta^c + Ga_{TN}^c. \quad (12)$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -L_{ac} & 0 & -L_{\delta c} \\ 0 & 0 & -1/\tau_T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -L_a/V_M & 1 & -L_\delta/V_M \\ 0 & 0 & 0 & M_\alpha & M_q & M_\delta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_M \end{bmatrix},$$

$$B = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1/\tau_s]^T,$$

$$G = [0 \ 0 \ 1/\tau_T \ 0 \ 0 \ 0]^T,$$

$$L_{ac} = L_a \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0),$$

$$L_{\delta c} = L_\delta \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0).$$

其中: a_{TN} 和 a_{TN}^c 分别为垂直于视线角的目标加速度和加速度控制指令, τ_T 和 τ_M 分别为关于目标和导弹的时间常数.

2 零控脱靶量

为了克服视线角速度的设计方法在制导末端变化剧烈、超调较大的特点, 本文选取零控脱靶量作为滑模面. 零控脱靶量是指假设导弹从当前时刻起以零控制量为输出, 运行至脱靶时与目标的相对位置量, 其表达式定义为

$$Z \triangleq C\Phi x = z + \dot{z}t_{go} + a_{TN}\tau_T^2 v(t_{go}/\tau_T) + C\Phi \bar{x}. \quad (13)$$

定义

$$v(\varsigma) \triangleq \exp(-\varsigma) + \varsigma - 1.$$

其中

$$C = [1 \ 0]_{1 \times 5}, \quad \Phi = \exp(At_{go}),$$

$$\bar{x} = [0 \ 0 \ 0 \ \alpha \ q \ \delta]^T.$$

对 $z \simeq (\lambda - \lambda_0)r$ 微分, 代入式(1)、(2)和(5)可以导出 $\dot{z} + \dot{z}t_{go} = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda}$. 代入式(13)得到

$$Z = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + a_{TN}\tau_T^2 v(t_{go}/\tau_T) + C\Phi \bar{x}. \quad (14)$$

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(11)求微分, 得到

$$\begin{aligned} \dot{s} = & \\ & -(\dot{V}_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + 2V_r \dot{t}_{go} \dot{\lambda} + 2V_r t_{go} \ddot{\lambda}) + \end{aligned}$$

$$C\Phi' \dot{x}_{t_{go}} + C\Phi \dot{x} + [\dot{a}_{TN}v(t_{go}/\tau_T) + a_{TN}v'(t_{go}/\tau_T)t_{go}] \tau_T^2. \quad (15)$$

利用运动方程(1)~(5)可以得到

$$\dot{V}_r = V_\lambda^2/r + a_M \sin(\gamma_M - \lambda) + a_T \sin(\gamma_T + \lambda), \quad (16)$$

$$\dot{V}_\lambda = -V_\lambda V_r/r - a_M \cos(\gamma_M - \lambda) + a_T \cos(\gamma_T + \lambda), \quad (17)$$

$$\ddot{\lambda} = \dot{V}_\lambda/r - V_\lambda V_r/r^2, \quad (18)$$

$$\dot{t}_{go} = -1 + \dot{V}_r r/V_r^2. \quad (19)$$

另外,对 a_{TN} , (t_{go}/τ_T) 和 Φ 求导,得到

$$\dot{a}_{TN} = (a_{TN}^c - a_{TN})/\tau_T + \Delta_{aTN}, \quad (20)$$

$$v'(t_{go}/\tau_T) = [t_{go}/\tau_T - v(t_{go}/\tau_T)]/\tau_T, \quad (21)$$

$$\Phi' = A\Phi. \quad (22)$$

将式(16)~(19)代入(15),可得

$$\dot{s} = \Phi^{(1,6)} \delta^c / \tau_s + \{a_{TN} \tau_T [1 - \exp(-t_{go}/\tau_T)] - t_{go} \bar{a}_{MN} + C\Phi \bar{y} + V_\lambda\} \dot{V}_r r / V_r^2 + (\tau_T a_{TN}^c + \tau_T^2 \Delta_{aTN}) v + \Delta_s. \quad (23)$$

其中: $\bar{a}_{MN} = -\bar{y}_{GC}(2)$, $\bar{y}_{GC} = A_{GC} \bar{x}_{GC}$, $\Phi^{(1,6)}$ 为矩阵 Φ 的第(1,6)项,误差项为

$$|v(t_{go}/\tau_T)(\tau_T a_{TN}^c + \tau_T^2 \Delta_{aTN}) + \Delta_s| \leq \bar{\Delta}. \quad (24)$$

利用指数趋近率设计滑模面

$$\dot{s} = -\varepsilon \text{sgn}(s) - ks, \quad \varepsilon > 0, k > 0. \quad (25)$$

结合式(20)和(22),得到控制器

$$\delta^c = [\delta^{eq} - ks - \varepsilon \text{sgn}(s)] \tau_s / \Phi^{(1,6)} - \bar{\Delta} \text{sgn}(s), \quad (26)$$

$$\delta^{eq} = -\{a_{TN} \tau_T [1 - \exp(-t_{go}/\tau_T)] + V_\lambda + t_{go} \bar{a}_{MN} + C\Phi \bar{y}\} \dot{V}_r r / V_r^2. \quad (27)$$

定义 Lyapunov 函数

$$L = s^2/2, \quad (28)$$

$$s\dot{s} = -|s|[\varepsilon - v(t_{go}/\tau_T)(\tau_T a_{TN}^c + \tau_T^2 \Delta_{aTN}) + \bar{\Delta} - \Delta_s] - ks^2. \quad (29)$$

显然 $\dot{L} = s\dot{s} < 0$, 根据 Lyapunov 稳定性理论,该控制器稳定且满足滑模面的可达性.

3.2 模糊规则设计

为了消除不确定项的影响,加入模糊增益 $\Lambda(t)$ 代替 $\bar{\Delta}$, $\Lambda(t)$ 作为时变函数,可以调整控制器参数,最大程度消除系统的不稳定性. 系统模糊规则定义为

R₁: If $s\dot{s}$ is PB Then Λ is PB,

R₂: If $s\dot{s}$ is PM Then Λ is PM,

R₃: If $s\dot{s}$ is ZO Then Λ is ZO,

R₄: If $s\dot{s}$ is NM Then Λ is NM,

R₅: If $s\dot{s}$ is NB Then Λ is NB.

得到系统的模糊输出后,对其积分为

$$\bar{\Lambda}(t) = \bar{\Delta} \int_0^t \Lambda(t) dt. \quad (30)$$

用 $\bar{\Lambda}(t)$ 代替 $\bar{\Delta}$, 模糊滑模控制函数为

$$\delta^c = [\delta^x - ks - \varepsilon \text{sgn}(s)] \tau_s / \Phi^{(1,6)} - \bar{\Lambda}(t) \text{sgn}(s). \quad (31)$$

4 仿真分析

假设目标状态信息可以准确获得,相对于惯性坐标系,导弹的初始坐标为(0,0). 目标作超声蛇形机动,初始坐标为(8000 m,0),其他系统仿真参数如下:

$$V_M = 800 \text{ m/s}, M_\alpha = -100 \text{ s}^{-1},$$

$$V_T = 600 \text{ m/s}, \theta_{T0} = \pi/3,$$

$$\tau_M = 0.05 \text{ s}, M_\delta = 80 \text{ s}^{-1},$$

$$\tau_T = 0.2 \text{ s}, \theta_{M0} = \pi/4,$$

$$L_\alpha = 1190 \text{ s}^{-1}, M_q = -5 \text{ s}^{-1},$$

$$a_T = 15 \text{ g}, L_\delta = 40 \text{ s}^{-1},$$

$$\alpha_0 = \pi/18, \tau_s = 0.02 \text{ s}.$$

将FSMM与SMM进行比较,结果如图3~图9所示.

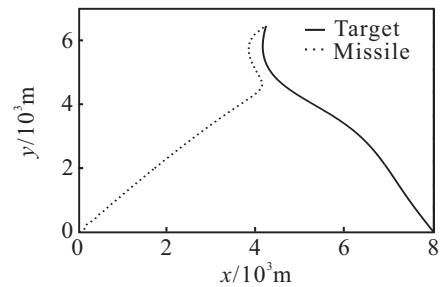


图3 SMM的运动轨迹

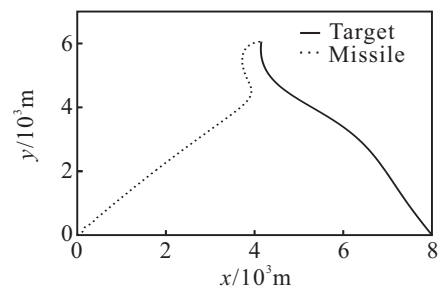


图4 FSMM的运动轨迹

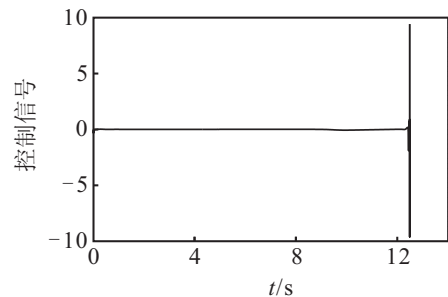


图5 SMM的控制信号

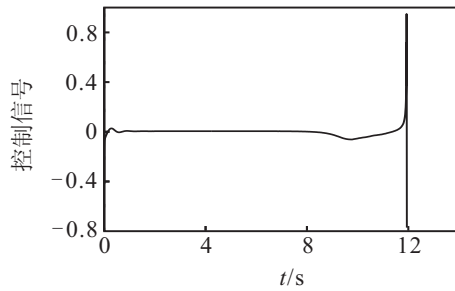


图6 FSMM的控制信号

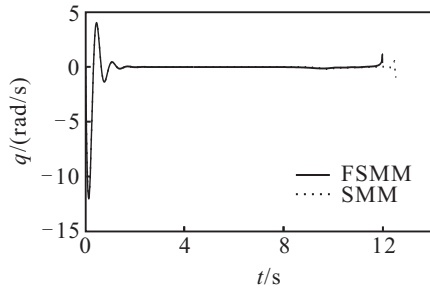


图7 俯仰角速度

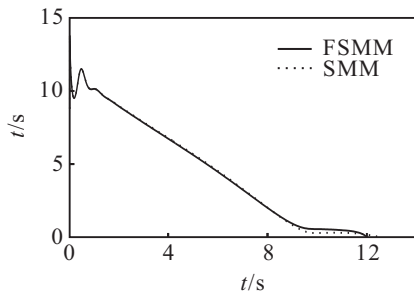


图8 剩余时间

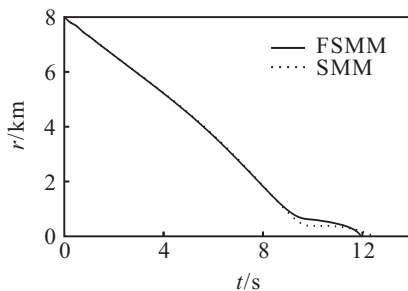


图9 弹目距离

仿真结果表明: SMM和FSMM两种方法都可以有效击中目标,选择零控脱靶量作为滑模面可以较好地克服拦截末端目标机动性大的问题. 相较而言,FSMM击中目标所用的时间更短,运行轨迹也更加平滑,由表2、图5和图6可见,FSMM提供的控制输出在整个打击过程中,抖振远小于未使用模糊规则设计的滑模方法,从而在目标的不确定扰动增大时,系统的稳定性可以得到显著提高.

表2 仿真结果参数

Method	t/s	t_s/s	miss/m	$\delta_{\max}/(^{\circ})$	$\delta_{\min}/(^{\circ})$
SMM	12.58	1.35	0.25	9.42	-9.61
FSMM	11.95	1.22	0.08	0.95	-0.77

5 结论

本文利用FSMM方法,设计了制导控制一体化系统,利用指数趋近率设计滑模面,模糊规则设计控制器参数,得出了一种包含制导律的控制函数. 仿真结果表明,在目标作蛇形机动的情况下,应用FSMM设计的制导控制一体化系统能够有效击中目标,降低打击时间,平滑导弹轨迹. 本文在设计系统的过程中,没有考虑导引头的误差,从而进一步优化算法,在更加贴近实际的情况下如何有效打击目标是下一步需要研究和解决的问题.

参考文献(References)

- [1] Takeshi Yamasaki, Balakrishnan S N. Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes[J]. J of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 531-558.
- [2] Koren A, Idan M. Integrated sliding mode guidance and control for a missile with on-off actuators[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(1): 204-214.
- [3] Menon P K, Ohlmeyer E J. Integrated design of agile guidance and autopilot system[J]. Control Engineering Practice, 2001, 21(8): 1095-1106.
- [4] Xin M, Balakrishnan S N. Integrated guidance and control of missiles with Theta-D method[J]. IEEE Trans on Control System Technology, 2006, 14(6): 981-992.
- [5] Hwang Tae-won, Tahk Mi-jea. Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer[C]. SCIE-ICASE Int Joint Conf. Korea, 2006: 4911-4915.
- [6] Yan Han, Ji Hai-bo. Integrated guidance and control for dual-control missiles based on small-gain theorem[J]. Automatica, 2012, 48(10): 2686-2692.
- [7] Shima T, Idan M, Golan O M. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2006, 29(2): 250-260.
- [8] Idan M, Shima T. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual-control missile[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(4): 1081-1089.