

基于动态逆和状态观测的制导控制一体化设计

尹永鑫¹, 石文¹, 杨明²

(1. 中国航天空气动力技术研究院第十一总体设计部, 北京 100074;

2. 哈尔滨工业大学航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对空地导弹的制导控制一体化设计问题, 给出了基于扩张状态观测器的动态逆设计方法。建立了导弹纵向通道的制导控制一体化模型, 使用动态逆方法对导弹进行了制导控制一体化设计。为克服动态逆方法的缺陷, 将制导控制系统的建模误差和未知扰动皆视为不确定性, 设计了扩张状态观测器并对其进行估计。仿真结果表明, 该方法具有较高的制导控制精度, 并满足攻击角约束。

关键词: 空地导弹; 制导控制一体化; 动态逆; 扩张状态观测器

中图分类号: V 448.15

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.06.28

Integrated guidance and control based on dynamic inverse and extended state observer method

YIN Yong-xin¹, SHI Wen¹, YANG Ming²

(1. Eleventh General Design Department, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;

2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The dynamic inverse method based on extended state observer is presented for the problem of air-to-ground missile's integrated guidance and control. With a view to maneuver of ground targets, the integrated guidance and control model is constituted. According to this model, the design method of integrated guidance and control is given by using dynamic inverse. In order to overcome the defect of the dynamic inverse method, the uncertainty of guidance and control systems is estimated based on the extended state observer. Simulation results show that this integrated guidance and control method can implement efficiently attack constraint mission for missiles as well as preferable guidance and control precision.

Keywords: air-to-ground missile; integrated guidance and control; dynamic inverse; extended state observer

0 引言

导弹制导控制系统的常规设计方法是假设制导回路与控制回路可以分离, 控制回路的设计不依赖于制导回路, 因此可以分别对其进行设计^[1]。然而, 对于具有快速响应能力的空地导弹, 基于上述方法进行设计会降低空地导弹的快速性, 进而降低空地导弹的命中精度。

此外, 为了追求攻击能力的最大化, 要求空地导弹在命中目标的同时速度方向近似与地面垂直^[2-5], 然而常规设计方法难以同时满足上述要求。因此, 对空地导弹制导控制一体化设计方法的研究是十分必要的。

与常规设计方法相比, 制导控制一体化设计的研究还不够成熟。目前, 国内外的研究已经取得了一些初步成果。文献[6]采用次优化 θ - D 控制方法完成了导弹的制导与控制一体化的设计; 文献[7]利用线性最优控制对导弹进行了

制导控制一体化设计; 文献[8]将系统模型转化为标准形式并结合滑模控制理论设计了自适应非线性反馈控制器, 保证导弹能以期望的末端姿态角精确击中目标; 文献[9]针对驾束制导导弹, 建立了一体化制导控制回路的四阶状态方程, 运用超扭曲二阶滑模控制理论, 设计了制导控制一体化算法。

本文针对空地导弹的纵向通道进行制导控制一体化设计。首先在纵向平面内建立导弹垂直打击目标的制导控制一体化模型, 然后基于扩张状态观测器和逆系统理论给出制导控制一体化设计方法, 并通过仿真来验证该方法的有效性。

1 导弹制导控制一体化模型

1.1 弹-目相对运动关系

设导弹和目标均在纵向平面内运动, 如图1所示, 则极坐标系下弹-目相对运动关系为

$$\ddot{\lambda} = -\frac{2\dot{R}}{R}\dot{\lambda} - \frac{1}{R}a_{M_y} + \frac{1}{R}a_{T_y} \quad (1)$$

式中, λ 为弹-目视线角; R 为弹-目相对距离; a_{M_y} 为导弹机动加速度在视线坐标系 y 方向上的分量; a_{T_y} 为目标机动加速度在视线坐标系 y 方向上的分量。

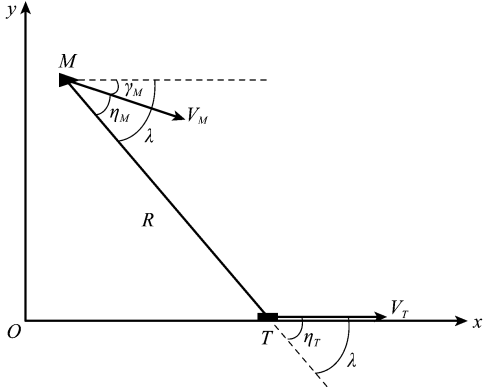


图 1 弹-目相对运动关系

对于制导系统而言, 目标机动加速度为未知量, 可以视为系统的不确定性; 而导弹机动加速度可以表示为

$$a_{M_y} = \frac{1}{m}[mg \cos \lambda - P \sin (\lambda - \vartheta) + Y \cos (\lambda - \vartheta + \alpha) - X \sin (\lambda - \vartheta + \alpha)] \quad (2)$$

式中, X, Y 分别为阻力和升力。

$$X = \frac{1}{2} \rho V^2 S(C_{x_0} + C_x^{\alpha} + C_x^{\delta_z} + C_x^{\omega_z}) \quad (3)$$

$$Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S(C_{y_0} + C_y^{\alpha} + C_y^{\delta_z} + C_y^{\omega_z}) \quad (4)$$

1.2 纵向通道内的制导控制一体化模型

考虑导弹在侧滑角 $\beta=0$ 、滚转角 $\gamma=0$ 时的纵向运动, 有以下关系成立

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \frac{1}{mV}[P \sin \alpha + Y - mg \cos (\vartheta - \alpha)] \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_z = M_z / I_z \quad (6)$$

式中, M_z 为俯仰力矩, 表达式为

$$M_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S b_{\Lambda}(m_{z_0} + m_z^{\alpha} + m_z^{\delta_z} + m_z^{\omega_z}) \quad (7)$$

为了保证导弹在命中目标的同时速度方向近似与地面垂直, 这里取状态变量 x 和控制量 u 分别为

$$x = [\lambda - \pi/2 \quad \dot{\lambda} \quad \alpha \quad \omega_z]^T \quad (8)$$

$$u = \delta_z \quad (9)$$

结合式(1)~式(9), 可以得到导弹纵向制导控制一体化模型为

$$\dot{x} = F(x) + G(x)u \quad (10)$$

式中

$$F_1(x) = \dot{\lambda} \quad (11)$$

$$F_2(x) = -\frac{2\dot{R}}{R}\dot{\lambda} + \frac{1}{R}a_{T_y} + \frac{P \cos \left(\lambda - \frac{\pi}{2} - \vartheta \right)}{mR} +$$

$$\frac{mg \sin \left(\lambda - \frac{\pi}{2} \right)}{mR} + \frac{qs(C_{x_0} + C_x^{\alpha} + C_x^{\omega_z}) \sin (\vartheta - \lambda - \alpha)}{mR} +$$

$$\frac{qs(C_{y_0} + C_y^{\alpha} + C_y^{\omega_z}) \cos (\lambda - \vartheta + \alpha)}{mR} \quad (12)$$

$$F_3(x) = -\frac{\rho V^2 S C_{y_0}}{2mV} + \left[\frac{g}{V} \cos (\vartheta - \alpha) - \frac{P \sin \alpha}{mV} - \frac{\rho V^2 S C_y^{\alpha}}{2mV} \right] + \left(1 - \frac{\rho V^2 S C_y^{\omega_z}}{2mV} \right) \omega_z \quad (13)$$

$$F_4(x) = \frac{\rho V^2 S b_{\Lambda} m_{z_0}}{2I_z} + \frac{\rho V^2 S b_{\Lambda} m_z^{\alpha}}{2I_z} + \frac{\rho V^2 S b_{\Lambda} m_z^{\omega_z}}{2I_z} \omega_z \quad (14)$$

$$G_1(x) = 0 \quad (15)$$

$$G_2(x) = \frac{1}{2} \rho V^2 S \cos \left(\lambda - \frac{\pi}{2} - \vartheta + \alpha \right) C_x^{\delta_z} + \frac{1}{2} \rho V^2 S \sin \left(\lambda - \frac{\pi}{2} - \vartheta + \alpha \right) C_y^{\delta_z} \quad (16)$$

$$G_3(x) = -\frac{\rho V^2 S C_y^{\delta_z}}{2mV} \quad (17)$$

$$G_4(x) = \frac{\rho V^2 S b_{\Lambda} m_z^{\delta_z}}{2I_z} \quad (18)$$

由式(10)~式(18)可知, 直接基于导弹的制导控制一体化模型进行设计是十分困难的。为此, 下文给出基于扩张状态观测器的导弹制导控制一体化动态逆设计方法。

2 导弹制导控制一体化设计

动态逆方法主要用于消除系统的非线性因素以及实现多变量非线性系统的解耦控制, 但依赖于被控对象的数学模型, 当系统存在不确定性时适应能力较差^[10-13]。而扩张状态观测器具有不依赖于对象精确数学模型的优势, 能够观测对象的任意外扰和内扰, 当系统存在不确定性时具有良好的控制效果^[14-15]。因此, 本文使用动态逆方法对导弹进行制导控制一体化设计, 并将制导控制系统的模型误差和未知扰动皆视为不确定性, 使用扩张状态观测器对其进行估计。

2.1 基于动态逆的制导控制一体化设计

对于状态变量 x , 若有

$$\dot{u} = G_r^{-1}(x)(v - F(x)) \quad (19)$$

则 $\dot{x} = v$ 。式(19)中若取

$$v = \dot{x}_d + K(x_d - x) \quad (20)$$

式中

$$x_d = [\lambda_d - \pi/2 \quad \dot{\lambda}_d \quad \alpha_d \quad \omega_{zd}]^T \quad (21)$$

$$K = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_4 \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中, $k_i > 0 (i=1, 2, 3, 4)$, 则

$$\dot{x} = \dot{x}_d + K(x_d - x) \quad (23)$$

在理想情况下, 上述控制方法能够通过非线性的控制输入来抵消系统的非线性, 因此能够实现反馈线性化, 保证导弹以期望的姿态攻击目标。

但是, 由于目标的机动加速度未知, 而且导弹气动参数存在摄动, 加之外界存在干扰力和力矩, 导致系统中的非线性

性因素不能得到合理地抵消,因此适应能力较差。为此,下文使用扩张状态观测器对系统中的不确定性进行估计。

2.2 基于扩张状态观测器的制导控制一体化动态逆设计

考虑系统存在不确定性的情况下,有

$$\dot{x} = F(x) + G(x)u + M \quad (24)$$

式中, M 为扰动向量。令

$$N = F(x) + M + (G(x) - \bar{G}(x))u \quad (25)$$

式中, $\bar{G}(x)$ 为 $G(x)$ 的标称矩阵。因此,式(24)可表示为

$$\dot{x} = N + \bar{G}(x)u \quad (26)$$

由式(26)可知,若有

$$u = \bar{G}_r^{-1}(x)(v - N) \quad (27)$$

则 $\dot{x} = v$ 。为了得到对 N 的估计,设计二阶扩张状态观测器为

$$\dot{z}_1 = z_2 - B_1 \cdot F_{r1} + \bar{G}(x)u \quad (28)$$

$$\dot{z}_2 = -B_2 \cdot F_{r2} \quad (29)$$

$$z_1 = [z_{11} \ z_{12} \ \dots \ z_{18}]^T \quad (30)$$

$$z_2 = [z_{21} \ z_{22} \ \dots \ z_{28}]^T \quad (31)$$

式中, $B_i = \text{diag}(b_{i1}, b_{i2}, \dots, b_{i4}), i=1, 2; F_{ri} = [f_{ri1}(z_{i1} - x_{i1}), f_{ri2}(z_{i2} - x_{i2}), \dots, f_{ri8}(z_{i4} - x_{i4})]^T, i=1, 2$ 。函数 $f_{rij}(\cdot)$ 的形式为

$$f_{rij}(x) = |x| \text{sgn}(x), i=1 \quad (32)$$

$$f_{rij}(x) = \begin{cases} |x|^l \text{sgn}(x), & |x| > \delta_i, i=2 \\ |x|^l / \delta_i^{1-l}, & |x| \leq \delta_i \end{cases} \quad (33)$$

式中, $0 < l < 1, \delta_i > 0, b_{ij} > 0$ 为增益系数 ($j=1, 2, 3$), 可以通过以下关系来确定

$$b_{1j}^2 > 4b_{2j}\delta_2^{1-l_j} \quad (34)$$

可以证明上述二阶扩张状态观测器能够实现 $z_1 \rightarrow x, z_2 \rightarrow N$, 在此基础上结合动态逆方法可以得到

$$u = \bar{G}_r^{-1}(x)(v - z_2) \quad (35)$$

由于与光滑反馈相比,非光滑反馈具有更快的衰减速度、更强的适应能力等优势,因此取

$$v = \begin{bmatrix} e_1 |x_{1d} - x_1|^a \text{sgn}(x_{1d} - x_1) \\ e_2 |x_{2d} - x_2|^a \text{sgn}(x_{2d} - x_2) \\ e_3 |x_{3d} - x_3|^a \text{sgn}(x_{3d} - x_3) \\ e_4 |x_{4d} - x_4|^a \text{sgn}(x_{4d} - x_4) \end{bmatrix} \quad (36)$$

式中, $e_j > 0 (j=1, 2, 3, 4); 0 < a < 1$ 。

3 仿真验证

在本文的仿真实验中,设导弹的初始状态如表 1 所示。在导弹的气动参数中引入 20% 的偏差,测量值均存在 10% 的噪声干扰,目标速度为 20 m/s,机动加速度为 5 m/s²。视线角、视线角速率、攻角和导弹飞行轨迹如图 2~图 5 所示,仿真结果如表 2 所示。

表 1 仿真初始条件

导弹参数	初始值
弹-目视线角 $\lambda_0 / (^\circ)$	50.198 1
导弹攻角 $\alpha_0 / (^\circ)$	2.5
导弹位置 $(x_m, y_m) / \text{m}$	(0, 3 000)

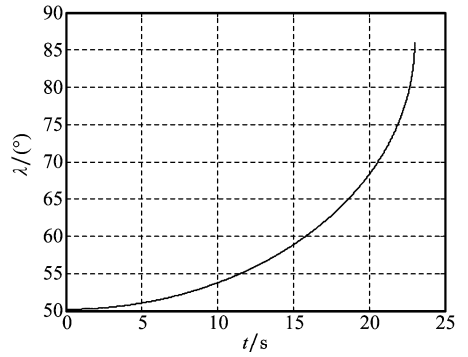


图 2 弹-目视线角变化曲线

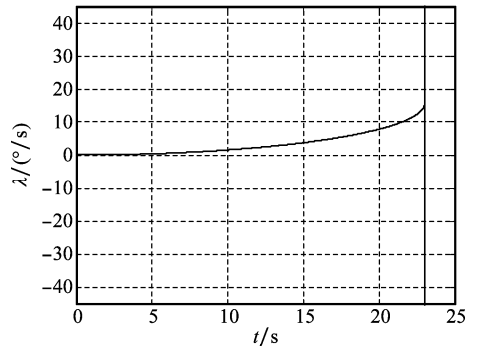


图 3 弹-目视线角速率变化曲线

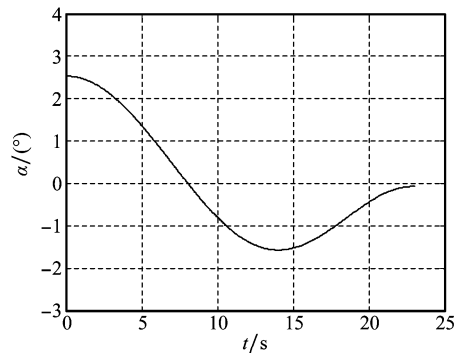


图 4 导弹攻角变化曲线

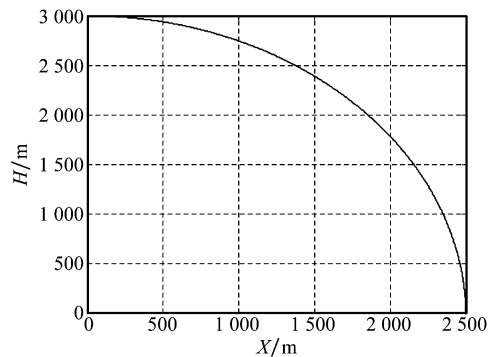


图 5 导弹飞行轨迹

表2 仿真结果

导弹参数	仿真结果
脱靶量 D_m/m	0.439 1
导弹弹道倾角 $\theta/(\circ)$	85.96

由图2~图5和表2可知,在目标进行机动的情况下,脱靶量为0.439 1 m、弹道倾角为85.96°,能够满足垂直命中目标的要求。在同样初始条件下,基于特征结构配置方法和滑模控制方法所得到的脱靶量、弹道倾角分别为1.013 4 m、79.03°和0.953 1 m、80.98°。可见,该方法能够在保证导弹命中目标的同时有效地约束导弹的飞行姿态,而且对机动目标具有较强的适应能力,从而证明了本文给出的基于扩张状态观测器的制导控制一体化动态逆设计方法的有效性。

4 结论

本文研究了空地导弹制导控制一体化设计问题,建立了导弹纵向通道的制导控制一体化模型。为了保证制导控制精度并满足攻击角约束,使用动态逆方法对导弹进行了制导控制一体化设计;为了克服动态逆方法的缺陷,将制导控制系统的模型误差和未知扰动皆视为不确定性,使用扩张状态观测器对其进行了估计,从而得到基于扩张状态观测器的导弹制导控制一体化动态逆设计方法,仿真结果验证了该方法的有效性。如何在本文研究结论的基础上考虑执行机构的特性对制导控制一体化设计的影响,从而进一步提高导弹的制导控制精度和末端攻击角,是下一步深入研究的内容。

参考文献:

[1] Tournes C H, Frederick R, Carroll T, et al. Miniature interceptor guidance and control using second order sliding mode and adaptive control[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2005: AIAA-2005-6158.

[2] Idan M, Shima T, Golan O M. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual control missiles[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2005: AIAA-2005-6455.

[3] 尹永鑫, 杨明, 王子才. 导弹三维制导控制一体化设计[J]. *电机与控制学报*, 2010, 14(3): 87-91. (Yin Y X, Yang M, Wang Z C. Three-dimensional guidance and control for missile[J]. *Electric Machines and Control*, 2010, 14(3): 87-91.)

[4] Ratnoo A, Ghose D. SDRE based guidance law for impact angle constrained trajectories[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2007: AIAA-2007-6359.

[5] 尹永鑫, 杨明, 吴鹏. 针对机动目标带攻击角约束的三维制导律[J]. *固体火箭技术*, 2010, 33(3): 237-241. (Yin Y X, Yang M, Wu P. Three-dimensional guidance law with attack angle constraint for maneuverable target[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33(3): 237-241.)

[6] Xin M, Balakrishnan S N, Ohlmeyer E J. Integrated guidance and control of missiles with θ -D method[J]. *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 981-992.

[7] Chwa D Y, Choi J Y, Anavatti S G. Observer-based adaptive guidance law considering target uncertainties and control loop dynamics[J]. *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, 2006, 14(1): 112-117.

[8] Hou M Z, Duan G G. Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 21(1): 162-168.

[9] Zhou J, Wang T. Integrated guidance-control system for beam-riding guidance missiles based on second order sliding mode control[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(6): 1632-1637.

[10] 晋玉强, 史贤俊, 王学宝. 基于神经网络的BTT导弹鲁棒动态逆设计[J]. *系统工程与电子技术*, 2008, 30(2): 327-330. (Jin Y Q, Shi X J, Wang X B. Robust dynamic inversion control for BTT missile based on neural networks[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2008, 30(2): 327-330.)

[11] Watts A. Control of a high performance maneuvering reentry vehicle using dynamic inversion[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2005: AIAA-2005-6375.

[12] Steck J, Rokhsaz K, Pesonen U, et al. Effect of turbulence on an adaptive dynamic inverse flight controller[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2005: AIAA-2005-7038.

[13] Smith M, Sean S, Tischler M. A study of the control of micro air vehicles using the linear dynamic inverse approach[C]// *Proc. of the AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, 2004: AIAA-2004-6218.

[14] 周黎妮, 唐国金, 李海阳. 航天器姿态机动的自抗扰控制器设计[J]. *系统工程与电子技术*, 2007, 29(12): 2122-2126. (Zhou L N, Tang G J, Li H Y. Active disturbance rejection controller design for spacecraft attitude maneuver[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(12): 2122-2126.)

[15] 李顺利, 李立涛, 杨旭. 柔性多体卫星自抗扰控制系统的研究[J]. *宇航学报*, 2007, 28(4): 845-849. (Li S L, Li L T, Yang X. Active disturbance rejection control for flexible multi-body satellite system[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(4): 845-849.)