

文章编号: 1000-6893(2003)06-0555-04

# 一类反舰导弹末制导信号的非线性校正方法

吴森堂, 姜智超, 张 淼

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

## Nonlinear Correction of Terminal Guidance Signal for an Antiship Missile

WU Serr tang, JIANG Zhi chao, ZHANG Miao

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 提出了一种实用有效的反舰导弹末制导信号的非线性校正方法。该方法可充分利用捷联惯导信息, 对雷达导引头的测量信号进行有效的校正补偿, 同时又可根据系统对校正算法实时性与精度的要求, 通过合理地调整滤波算法节点数来满足系统的设计要求, 从而大大地提高反舰导弹末制导的导引精度。该方法的有效性在某型超音速反舰导弹末制导信号校正仿真中得到验证。

关键词: 反舰导弹; 末制导; 信号校正; 非线性 Gauss-Hermite 滤波

中图分类号: V249.3 文献标识码: A

**Abstract:** In this paper, a practical and efficient approach is given to the nonlinear correction of terminal guidance signal(NCTGS) for an antiship missile. This approach makes correction to radar seeker signal efficiently by making the best use of SINS information, and meets real time and precision demanded by system by adjusting nodal point number of filter, and increases the precision of terminal guidance. Simulation results for terminal guidance signal correction of supersonic antiship missiles have proved the validity of the approach.

**Key words:** antiship missile; terminal guidance; signal correction; nonlinear Gauss-Hermite filtering

由于新一代反舰导弹超音速大空域机动飞行的特点,使得气动耦合和参数变化更加剧烈,在末制导阶段随机的不确定性因素对导引精度的影响也更加严重,传统的校正补偿方法已很难满足校正精度和实时性要求。如何充分利用信息资源(如捷联惯导信息等)对末制导信号进行校正补偿,这对于提高反舰导弹的打击精度和攻击效果具有重要的实际应用价值<sup>[1]</sup>。

为此,本文基于非线性 Gauss-Hermite 滤波方法<sup>[2,3]</sup>,提出一种实用有效的反舰导弹末制导信号非线性校正算法,既可充分利用捷联惯导信息,对雷达导引头测量信号进行有效的校正补偿,同时又可以通过合理调整算法的节点数来满足系统对校正算法实时性与精度的设计要求。

### 1 问题阐述

根据导弹与目标间的视线角速度  $\Omega$  在海平面坐标系的分量( $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ )与弹体坐标系的分量( $\Omega_{xt}, \Omega_{yt}, \Omega_{zt}$ )间转换关系并考虑到过载限制要求,不难得到下列比例导引规律<sup>[1]</sup>

$$n_y^* = \begin{cases} 10 & n_y^* > 10 \\ \frac{1}{g}k_y |R_{tm}| \dot{q}_{zt} + G_n \cos \theta_m & -10 \leq n_y^* \leq 10 \\ -10 & n_y^* < -10 \end{cases} \quad (1)$$

$$n_z^* = \begin{cases} 10 & n_z^* > 10 \\ -\frac{1}{g}k_z |R_{tm}| \dot{q}_{yt} & -10 \leq n_z^* \leq 10 \\ -10 & n_z^* < -10 \end{cases} \quad (2)$$

这里,

$$R_{tm} = -V_m \sin \theta_m \sin \eta_{tm} + \cos \eta_{tm} [V_t \cos(\varphi_t - q_{tm}) - V_m \cos \theta_m \cos(q_{tm} - \varphi_m)] \quad (3)$$

$$\dot{q}_{zt} = \Omega_{zt} = \Omega_x \sin \phi_m + \Omega_z \cos \phi_m \quad (4)$$

$$\dot{q}_{yt} = \Omega_{yt} = -\Omega_x \sin \vartheta_m \cos \phi_m + \Omega_y \cos \vartheta_m + \Omega_z \sin \vartheta_m \sin \phi_m \quad (5)$$

$$\Omega_x = \frac{1}{R_{tm}} [-V_t \sin \varphi_t + V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m] \cdot \sin \eta_{tm} - V_m \sin \theta_m \cos \eta_{tm} \sin q_{tm} \quad (6)$$

$$\Omega_y = \frac{1}{R_{tm}} [-V_t \cos \varphi_t - V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m] \cdot \cos \eta_{tm} \sin q_{tm} - (-V_t \sin \varphi_t + V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m) \cos \eta_{tm} \cos q_{tm} \quad (7)$$

$$\Omega_z = \frac{1}{R_{tm}} [-V_m \sin \theta_m \cos \eta_{tm} \cos q_{tm} -$$

收稿日期: 2002-10-15; 修订日期: 2003-05-20  
基金项目: 国家自然科学基金(69704002); 航空科学基金(00F51023)资助项目

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2003/06/0555/>

$$(V_t \cos \varphi_t - V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m) \sin \eta_{tm} \quad (8)$$

$$R_{tm} = \sqrt{(x_{et} - x_{em})^2 + (y_{et} - y_{em})^2 + (z_{et} - z_{em})^2} \quad (9)$$

雷达导引头测量信息为弹目视线的方位角和高低角

$$\eta_{tm} = \arctan \frac{y_{et} - y_{em}}{\sqrt{(x_{et} - x_{em})^2 + (z_{et} - z_{em})^2}} \quad (10)$$

$$q_{tm} = \arctan \frac{z_{em} - z_{et}}{x_{et} - x_{em}} \quad (11)$$

式中:  $V_m$  和  $V_t$  为导弹和目标速度;  $\theta_m$ ,  $\delta_m$ ,  $\varphi_m$  为弹道倾角、俯仰角和偏航角;  $\varphi_m$  和  $\varphi_t$  为导弹和目标航迹偏角;  $R_{tm}$ ,  $\dot{R}_{tm}$  为视线距和变化率;  $(x_{em}, y_{em}, z_{em})$  和  $(x_{et}, y_{et}, z_{et})$  为导弹和目标在海平面坐标系的位置;  $n_y^*$ ,  $n_z^*$  为过载导引指令;  $k_y$ ,  $k_z$  为导引系数;  $G_n$  为重力补偿系数。

## 2 未制导信号的非线性校正算法

由式(10)和式(11)可得到下列方程

$$\eta_{tm} = -\frac{V_m \sin \theta_m}{R_{tm}} \cos \eta_{tm} + \frac{V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m}{R_{tm}} \cos q_{tm} \sin \eta_{tm} + \frac{V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m}{R_{tm}} \sin q_{tm} \sin \eta_{tm} - \frac{V_t \sin \eta_{tm} \cos(\varphi_t - q_{tm})}{R_{tm}} \quad (12)$$

$$q_{tm} = \frac{V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m}{R_{tm}} \frac{\sin q_{tm}}{\cos \eta_{tm}} - \frac{V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m}{R_{tm}} \frac{\cos q_{tm}}{\cos \eta_{tm}} + \frac{V_t \sin(\varphi_t - q_{tm})}{R_{tm} \cos \eta_{tm}} \quad (13)$$

为建模和计算之便, 令

$$a_1 = \frac{V_m \sin \theta_m}{R_{tm}} = \frac{\dot{y}_{em}}{R_{tm}},$$

$$a_2 = \frac{V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m}{R_{tm}} = \frac{\dot{x}_{em}}{R_{tm}},$$

$$a_3 = \frac{V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m}{R_{tm}} = \frac{\dot{z}_{em}}{R_{tm}},$$

$$\xi_y = -\frac{V_t \sin \eta_{tm} \cos(\varphi_t - q_{tm})}{R_{tm}},$$

$$\xi_x = \frac{V_t \sin(\varphi_t - q_{tm})}{R_{tm} \cos \eta_{tm}},$$

并考虑到条件  $(-\frac{\pi}{2} < \eta_{tm}, q_{tm} < \frac{\pi}{2})$ , 利用变换

$$\left. \begin{aligned} x &= \sin \eta_{tm}, y = \sin q_{tm} \\ \dot{x} &= -a_1(1-x^2) + a_2x \sqrt{1-x^2} \sqrt{1-y^2} + a_3xy \sqrt{1-x^2} + \xi_x \\ \dot{y} &= a_2 \frac{y \sqrt{1-y^2}}{\sqrt{1-x^2}} - a_3 \frac{(1-y^2)}{\sqrt{1-x^2}} + \xi_y \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

将式(14)中  $\xi_x, \xi_y$  变换为

$$\xi_x = -\frac{x \sqrt{1-x^2}}{R_{tm}} (\dot{x}_{et} \sqrt{1-y^2} + y \dot{z}_{et}) \quad (15)$$

$$\xi_y = \frac{\sqrt{1-y^2}}{R_{tm} \sqrt{1-x^2}} (\dot{z}_{et} \sqrt{1-y^2} - y \dot{x}_{et}) \quad (16)$$

由于惯导响应很快以及导引头对  $R_{tm}$  测量精度也很高, 故式(14)参数  $a_1, a_2, a_3$  为已知。考虑到舰船速度与导弹相比为小量, 因此假设  $\dot{x}_{et} \sim N(0, \sigma_{et}^2)$ ,  $\dot{z}_{et} \sim N(0, \sigma_{et}^2)$ , 采用参数自适应建模方法, 可得到下式

$$\xi_x \sim N(0, \sigma_x^2), \xi_y \sim N(0, \sigma_y^2) \quad (17)$$

$$\text{其中: } \sigma_x^2 = \frac{\hat{x}^2(1-\hat{x}^2)}{R_{tm}^2} \sigma_{et}^2; \sigma_y^2 = \frac{1-\hat{y}^2}{R_{tm}^2(1-\hat{x}^2)} \sigma_{et}^2.$$

鉴于比例项是导引头对视线角测量信号的主要部分, 其测量模型可写成

$$\left. \begin{aligned} z_x &= \arcsin x + \zeta_x \\ z_y &= \arcsin y + \zeta_y \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

其中:  $\zeta_x, \zeta_y$  为测量噪声。

由于校正模型式(14)~式(18)有很高的非线性, 因此未制导信号校正算法应同时满足校正精度和实时性的要求。

首先, 将式(14)~式(18)写成离散形式

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{X}_k) + \mathbf{W}_k \quad (19)$$

$$\mathbf{Z}_{k+1} = \mathbf{h}(\mathbf{X}_{k+1}) + \zeta_{k+1} (k = 0, 1, 2, \dots) \quad (20)$$

式中:  $\mathbf{X}_k = [x_k \ y_k]^T$ ;  $\mathbf{Z}_k = [z_{x_k} \ z_{y_k}]^T$ ;  $\mathbf{W}_k = [\xi_{x_k} \ \xi_{y_k}]^T \sim N(0, \Sigma_k)$  为系统噪声,  $\text{cov}\{\mathbf{W}_k, \mathbf{W}_j\} = \Sigma_k \delta_k(k-j)$ , 其中  $\Sigma_k = \text{diag}(\sigma_x^2, \sigma_y^2)$ ,  $\zeta_k = [\zeta_{x_k} \ \zeta_{y_k}]^T$ ,  $\text{cov}\{\zeta_k, \zeta_j\} = \Xi_k \delta_k(k-j)$ ,  $\mathbf{f}(\cdot), \mathbf{h}(\cdot)$  为式(14)和式(18)非线性函数的离散形式,  $N(\cdot)$  为 Gauss 分布的 PDF,  $\delta_k$  为 Kronecker  $\sigma$  函数。

对于模型式(19)和式(20), 应用下列非线性 Gauss-Hermite 滤波算法<sup>[2-8]</sup>:

(1) 求解 PDF  $P(\mathbf{X}_k | \mathbf{D}^{k-1}) = N(\mathbf{X}_{k/k-1}, \mathbf{P}_{k/k-1})$  的参数, 其中  $\mathbf{D}^k \triangleq [\mathbf{Z}_1, \mathbf{Z}_2, \dots, \mathbf{Z}_k]$ 。

$$\mathbf{X}_{k/k-1} = \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i \mathbf{f}(\alpha_i) \quad (21)$$

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \Sigma_{k-1} + \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i [f(\alpha_i) - \mathbf{X}_{k/k-1}] \cdot [f(\alpha_i) - \mathbf{X}_{k/k-1}]^T \quad (22)$$

其中:  $\alpha_i = \rho^T \eta_i + \mathbf{X}_{k-1}$ ,  $\rho^T \rho = \mathbf{P}_{k-1/k-1}$ ,  $\omega_i$  和  $\eta_i$

为求积系数和求积节点,  $N_p$  为求积节点数。

(2) 确定 PDF  $P(\mathbf{X}_k | \mathbf{D}^k) = N(\mathbf{X}_{k/k}, P_{k/k})$  的参数

$$\mathbf{X}_{k/k} = \mathbf{X}_{k/k-1} + \mathbf{L}_k(\mathbf{Z}_k - \Delta_k) \quad (23)$$

$$P_{k/k} = P_{k/k-1} - \mathbf{L}_k P_{x\Delta}^T \quad (24)$$

这里,  $\mathbf{L}_k = P_{x\Delta}(\Xi_k + P_{\Delta\Delta})^{-1}$ ,  $\Delta_k = \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i \mathbf{h}(\beta_i)$ ,

$$P_{x\Delta} = \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i (\beta_i - \mathbf{X}_{k/k-1}) [\mathbf{h}(\beta_i) - \Delta_k]^T,$$

$$P_{\Delta\Delta} = \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i [\mathbf{h}(\beta_i) - \Delta_k] [\mathbf{h}(\beta_i) - \Delta_k]^T$$

其中:  $\beta_i = \sigma^T \eta_i + \mathbf{X}_{k/k-1}$ ;  $\sigma^T \sigma = P_{k/k-1}$ 。

这样, 由式(14)~式(18)和式(21)~式(24)构成了末制导信号的非线性校正算法 NCTGS。

### 3 仿真分析

基于某型反舰导弹的模型参数<sup>[1]</sup>, 建立三通道的随机鲁棒 PID 控制律为

$$\delta_{z_c} = \begin{cases} 2\sigma, & \delta_{z_c} > 2\sigma \\ k_n n_y + k_\omega \omega_z + k_\xi \int_0^t [n_y(\tau) - n_y^*] d\tau + k_h h + k_\eta \int_0^t [h(\tau) - h^*] d\tau + k_{\delta_z} \delta_z, & -2\sigma \leq \delta_{z_c} \leq 2\sigma \\ -2\sigma, & \delta_{z_c} < -2\sigma \end{cases}$$

$$\delta_{y_c} = \begin{cases} 2\sigma, & \delta_{y_c} > 2\sigma \\ k_n n_z + k_\omega \omega_y + k_\xi \int_0^t [n_z(\tau) - n_z^*] d\tau + k_{\delta_y} \delta_y, & -2\sigma \leq \delta_{y_c} \leq 2\sigma \\ -2\sigma, & \delta_{y_c} < -2\sigma \end{cases}$$

$$\delta_{x_c} = \begin{cases} 2\sigma, & \delta_{x_c} > 2\sigma \\ k_\omega \omega_x + k_\phi \phi_m + k_\mu \int_0^t [\phi_m(\tau) - \phi_m^*] d\tau + k_{\delta_x} \delta_x, & -2\sigma \leq \delta_{x_c} \leq 2\sigma \\ -2\sigma, & \delta_{x_c} < -2\sigma \end{cases}$$

其中:  $[k_n \quad k_\omega \quad k_\xi \quad k_h \quad k_\eta \quad k_{\delta_z}] = [-1.2124 \quad -8.5965 \quad -0.8952 \quad -0.9269 \quad -0.3257 \quad 39.3089]$ ;  $[k_n \quad k_\omega \quad k_\xi \quad k_{\delta_y}] = [0.2709 \quad -2.4422 \quad 0.4396 \quad 11.0506]$ ;  $[k_\omega \quad k_\phi \quad k_\mu \quad k_{\delta_x}] = [-1.3811 \quad -2.4017 \quad -1.3162 \quad 10.9564]$ ;  $h, h^*$  为飞行高度和控制指令;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  为导弹角速度分量;  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$  为舵面偏角;  $\delta_{x_c}, \delta_{y_c}, \delta_{z_c}$  为舵面的偏转指令;  $\xi, \eta$  是按式(17)进行建模, 其相应参数为  $V_t \sim N(9, 9^2)$ (m/s),  $\varphi_1 \sim N(-\pi$

$\pi)$ (°),  $x_0 = \sin \eta_{lm} \sim N(0, 1.0^2)$ ,  $y_0 = \sin q_{tm} \sim N(0, 1.0^2)$ ; 测量误差为  $\zeta_x, \zeta_y \sim N(0, 0.1^2)$ (°)。

限于篇幅, 仅给出部分仿真结果。图 1 和图 2 是均方根误差  $N = 80$  (RMSE) Monte Carlo 仿真结果。  $M_c = 1, 2, \dots, N$  为 Monte Carlo 仿真序数, 采样周期  $\Delta t = 0.002$ s, 节点数  $N_p = 2$ 。

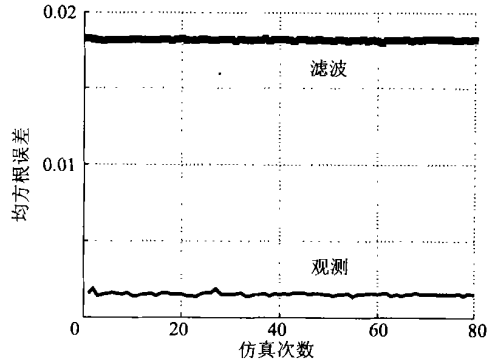


图 1 状态  $x$  的 Monte Carlo 仿真比较曲线  
Fig. 1 The comparison of average  $x$ -error

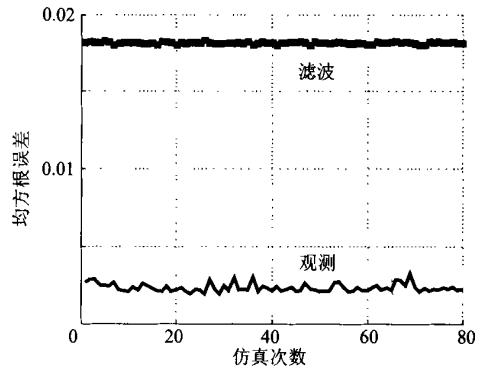


图 2 状态  $y$  的 Monte Carlo 仿真比较曲线  
Fig. 2 The comparison of average  $y$ -error

由仿真结果可见, 经 NCTGS 校正后的信号精度有很大提高, RMSE 减小近一个数量级。通过 Monte Carlo 仿真证实, 经 NCTGS 方法获得信号的质量要远远高于传统校正方法。

### 4 结论

采用末制导信号的非线性校正方法 NCTGS 可充分利用捷联惯导信息, 对雷达导引头测量信号进行有效补偿, 大大提高末制导的导引精度。特别值得指出, NCTGS 可通过合理调整节点数  $N_p$  来满足算法实时性与精度的设计要求, 所以 NCTGS 对提高末制导精度具有重要的工程应用价值。

## 参 考 文 献

- [1] 吴森堂. 某型反舰导弹制导与突防技术研究报告[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.  
(Wu S T. Guidance & penetration technology for an antiship missile[R]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002.)
- [2] 吴森堂, 张水祥, 张森. 非线性 Gauss Hermite 滤波与机动目标的反干扰跟踪方法[J]. 控制与决策, 2002, 17(5): 559-562.  
(Wu S T, Zhang S X, Zhang M. Method of nonlinear Gauss Hermite filtering and anti interference tracking of maneuvering targets[J]. Control and Decision, 2002, 17(5): 559- 562.)
- [3] Kazufumi I, Xiong K Q. Gaussian filters for nonlinear filtering problems[J]. IEEE Trans On Automatic Control, 2000, 45(5): 910- 927.
- [4] 吴森堂, 徐广飞, 汤勇. 基于结构随机跳变系统的反干扰信息处理方法[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(4): 410-413.  
(Wu S T, Xu G F, Tang Y. The method of anti Interference information processing based on the system with random changing structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(4): 410- 413.)
- [5] Лебедев А А, Бобронников В Т, Кра и льников М Н, Мальцев В В. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов [М]. Москва: Машиностроение, 1985. 122- 137.
- [6] Огарков М А. Методы статистического оценивания параметров случайных процессов[М]. Москва: ЭНЕРГОАТОМИЗДАТ, 1990. 36- 134.
- [7] Bar-Shalom Y, Liu X R. Estimation and tracking[M]. Principle Techniques and Software. New York: Artech, 1993. 202-

234.

- [8] Rozovskii B L. Stochastic evolution systems, linear theory and application to nonlinear filtering[M]. Norwell, MA: Kluwer, 1991. 101- 156.

作者简介:



吴森堂(1963-) 男, 山东平度人, 北京航空航天大学自动控制系教授, 博士生导师, 苏联工学博士。1982年~1988年本科、硕士毕业于西北工业大学航空火力控制与指挥系统工程专业和飞行器控制、制导与仿真专业; 1988年~1992年于苏联基辅航空工程学院动力学、弹道学与飞行器运动控制专业和工程系统控制专业获苏联工学博士学位; 1992年~1994年于北京航空航天大学航空与宇航技术博士后流动站完成博士后研究工作。主要从事运动体的鲁棒控制、精确制导与对策跟踪技术、计算机信息处理与控制技术以及随机非线性系统理论与应用研究, E-mail: [wuost@sina.com](mailto:wuost@sina.com)。



姜智超(1978-) 男, 内蒙古海拉尔人, 北京航空航天大学自动控制系控制科学与工程学科博士研究生。主要从事飞行器控制、制导与仿真技术研究, E-Mail: [jzhichao@163.com](mailto:jzhichao@163.com)。



张森(1966-) 女(满族), 辽宁沈阳人, 北京航空航天大学理学院讲师。1985年~1989年本科毕业于西北工业大学应用电子技术专业。主要从事计算机信息处理与控制技术研究。

(责任编辑: 俞敏)