

文章编号: 1001- 2486(2010) 02- 0109- 05

惯导速度信息辅助的被动雷达导引头量测误差抑制方法*

刘 义¹, 赵 晶¹, 董鸿燕², 冯德军¹, 王国玉¹

(1. 国防科技大学 电子科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 武汉通信指挥学院 信息作战系, 湖北 武汉 430010)

摘要: 针对被动雷达导引头由于受空间限制测角精度不高的问题, 提出了一种基于弹目信息状态变量的扩展卡尔曼滤波方法。通过弹目信息状态变量(弹目距离、弹目视线方位角、弹目视线俯仰角)描述弹目相对位置信息, 利用惯导速度信息构建基于弹目信息状态变量变化率的弹目相对运动模型。所提方法充分利用信息资源, 抑制导引头量测随机误差, 对于提高导弹的打击精度和攻击效果, 具有重要的实际应用价值, 仿真试验证明该算法的有效性。

关键词: 扩展卡尔曼滤波; 弹目信息; 捷联惯导系统; 运动模型

中图分类号: TN911 文献标识码: A

Error Suppressing in Passive Radar Seeker Using Velocity Measurement of Inertial Navigation System

LIU Yi¹, ZHAO Jing¹, DONG Hong-yan², FENG De-jun¹, WANG Guo-yu¹

(1. College of Electronic Science and Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Department of Information Operation, Commanding Communications Academy, Wuhan 430010, China)

Abstract: In order to enhance the angle measurement accuracy in passive radar seeker (PRS) restrained by weight volume, a novel Extended Kalman Filter (EKF) using missile-to-target relative state is proposed in this paper. Missile-to-target relative position was described by several relative state variables, including range, line-of-sight azimuth and elevation angle. Missile-to-target relative motion model was then established by using velocity measurement of Inertial Navigation system (INS). This approach can fully take advantage of onboard INS information, thus offering favorable PRS measuring error suppressing. It has practical application in enhancing missile strike precision, attacking performance as well as the ability of anti-target losing. The approach proposed is validated by the simulation in a representative scenario.

Key words: extended kalman filters; missile-to-target information; strapdown inertial navigation system; motion model

反辐射导弹(Anti-Radiation Missile, ARM)作为电子战的硬杀伤手段,是压制防空系统的有力武器。被动雷达导引头(Passive Radar Seeker, PRS)是 ARM 的核心器件。受空间限制以及搜索目标的需要,PRS 天线波束一般较宽,致使 PRS 测角精度不高,严重影响 ARM 的作战效能。如何充分利用信息资源(如捷联惯导信息等),抑制导引头随机量测误差,对于提高导弹的打击精度、攻击效果以及抗目标丢失能力,具有重要的实际应用价值^[1]。

利用滤波的方法提高导弹的打击精度,是目前此类问题国内外研究热点^[2-6]。文献[2-3]分别使用 IMM-EKF 方法与两步预测 EKF 滤波方法对导引头量测误差进行抑制,在滤波模型中考虑了导弹的控制模型,所用方法必须在明确导弹制导律的前提下才能应用,另外,控制模型的加入也导致滤波算法复杂;国内也有很多相关的研究,文献[4]提出了 EKF 应用于 ARM 以提高测量精度,滤波方程基于导弹位置、雷达位置、导弹速度构成的状态变量系统,量测方程非线性,而且无法直接得到角度滤波结果;文献[5-6]提出基于量测转换的瞄准点估计,惯导系统定位误差会给瞄准点估计带来较大误差,相对于自身定位误差而言,惯导系统提供的导弹运动速度误差相对较小。

* 收稿日期:2009- 12- 07

作者简介:刘义(1977-),男,工程师,博士生。

弹目之间的相对位置信息,能够通过弹目状态变量(弹目距离、弹目视线方位角、弹目视线俯仰角)进行描述。进而,弹目之间的相对运动可以通过弹目状态变量的变化率来描述。当导弹运动满足一定条件(导弹运动方向与弹目视线方向趋于一致,导弹的运动速率远大于目标的运动速率)时,可通过导弹的运动矢量信息与弹目距离来描述弹目状态的变化率。利用惯导系统实时获取导弹运动矢量信息,基于弹目信息状态变量系统变化率构建弹目相对运动模型,就能够准确地描述出弹目的相对运动。基于上述思想,本文提出基于弹目信息状态变量的扩展卡尔曼滤波方法(Missile-to-target Information State Variable Extended Kalman Filters, MISV-EKF)。

1 问题的描述

1.1 基本模型

如图1,本文采用大地直角坐标系 $oX_gY_gZ_g$ 为参考系,以导弹质心位置 o 为坐标原点, \vec{om} 为弹目视线, λ_α 、 λ_β 分别为弹目视线的方位角和俯仰角, \vec{ov} 为导弹的速度矢量方向, θ_α 、 θ_β 分别为导弹速度矢量方向的偏角和倾角。 γ_m 为导弹运动向量与弹目视线间夹角。

基本模型1:导弹与目标之间的空间位置关系可以通过弹目信息状态向量来描述。弹目信息的状态向量模型为

$$X = [R, \lambda_\alpha, \lambda_\beta]^T \quad (1)$$

式中, R 为弹目相对距离, λ_α 、 λ_β 分别为弹目视线的方位角和俯仰角。

基本模型2:导弹与目标之间的相互运动关系,可以通过弹目信息的状态向量的变化率来描述。弹目信息的状态量变化率模型为

$$\dot{X} = [\dot{R}, \dot{\lambda}_\alpha, \dot{\lambda}_\beta]^T \quad (2)$$

式中, \dot{R} 为弹目相对距离变化率,可认为是弹目相对速度在弹目视线方向上的投影; $\dot{\lambda}_\alpha$ 、 $\dot{\lambda}_\beta$ 分别为弹目视线的方位角变化率和俯仰角变化率,由弹目距离与垂直弹目视线的速度分量决定。

基本模型3:导弹的运动通过导弹的运动向量来描述。导弹的运动向量模型如下:

$$V = [V_m, \theta_\alpha, \theta_\beta]^T \quad (3)$$

式中, V_m 为导弹运动速率, θ_α 、 θ_β 分别为导弹速度矢量方向的偏角和倾角。

通过惯导系统确定导弹姿态后,再通过导弹导引头对目标的量测获取(例如:主动雷达导引头)或部分获取(例如:被动雷达导引头,红外导引头,只能获取 λ_α 、 λ_β) 弹目信息。导弹的运动信息通过惯导系统解算获得。由于惯导的数据率很高,可以认为导弹的运动信息能够实时获取。导弹的惯导系统通过多种形式进行校正^[7-8],能够达到很高的精度,本文的讨论中忽略惯导误差。

1.2 基本假设

假设导弹运动向量与弹目视线间夹角为 γ_m , 目标运动向量与弹目视线间的夹角为 γ_t , 则弹目距离变化率可以表示为

$$\dot{R} = V_t \cos \gamma_t - V_m \cos \gamma_m \quad (4)$$

式中, V_t 代表目标的运动速率。在导弹攻击地(海)面固定目标、慢速运动目标时,目标运动速率远远小于导弹运动速率 $V_t \ll V_m$, 这时距离变化量主要由导弹的运动引起,目标运动速率 $V_t \approx 0$ 。则式(4)可化简为

$$\dot{R} = -V_m \cos \gamma_m \quad (5)$$

基本假设1:为了简化,在构建模型时,假设目标的速率 $V_t \approx 0$, 认为弹目信息状态的变化都是由导弹的运动造成的。目标的机动可归结为系统的动态噪声。

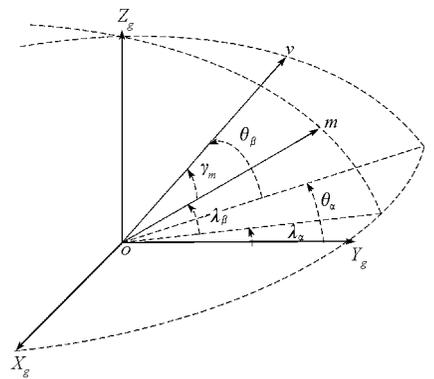


图1 基本模型
Fig. 1 Basic model

导弹在发射前一般都会由发射平台预先装订攻击目标的位置信息与运动信息, 并对目标进行初步对准, 导弹的运动矢量与弹目视线之间的夹角 γ_m 很小(10° 以内)。

基本假设 2 为了后面弹目相对运动状态方程的讨论简便, 近似认为 $\gamma_m \rightarrow 0$, 即 $\lambda_\alpha - \theta_\alpha \rightarrow 0$, $\lambda_\beta - \theta_\beta \rightarrow 0$ 。

2 MISV-EKF 方法

在导弹攻击地(海)面固定目标、慢速运动目标时, 目标运动速率远远小于导弹运动速率 $V_t \ll V_m$, 这时距离变化量主要由导弹的运动引起, 目标运动速率 $V_t \approx 0$; 导弹在发射前一般都会由发射平台预先装订攻击目标的位置信息与运动信息, 并对目标进行初步对准, 导弹的运动矢量与弹目视线之间的夹角 γ_m 很小(10° 以内)。本节在上述条件下讨论滤波方法的状态方程和量测方程。

2.1 运动状态模型

通过 1.1 节的讨论可知, 弹目之间的位置关系可以通过弹目相对信息向量表示。可以采用式(1)描述的弹目相对信息向量 X 作为系统的状态变量。

首先考虑弹目之间的距离 R 的变化描述。式(5)给出了弹目距离的变化率 \dot{R} 与 γ_m (运动矢量与弹目视线之间的夹角) 之间的关系。易证明在 $\gamma_m \rightarrow 0$, 即 $\lambda_\alpha - \theta_\alpha \rightarrow 0$, $\lambda_\beta - \theta_\beta \rightarrow 0$ 的条件下, 有

$$\gamma_m = \sqrt{(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)^2 + (\lambda_\beta - \theta_\beta)^2} \quad (6)$$

联立式(5)、(6), 可得出弹目距离变化率 \dot{R} 的表达式为

$$\dot{R} = -V_m \cos \left[\sqrt{(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)^2 + (\lambda_\beta - \theta_\beta)^2} \right] \quad (7)$$

下面讨论弹目之间的视线角变化率。首先讨论俯仰角变化率 $\dot{\lambda}_\beta$, 由于假设视线方位角与导弹运动矢量方位角近似相同, $\lambda_\alpha - \theta_\alpha \rightarrow 0$, 则近似认为由弹目视线与导弹运动速度矢量构成的导弹控制面与水平面 $X_g o Y_g$ 垂直。如图 2 所示, 弹目视线俯仰角的变化率 $\dot{\lambda}_\beta$ 的表达式为

$$\dot{\lambda}_\beta = V_m^p / R \quad (8)$$

式中, V_m^p 为在弹目视线垂直方向的速度。当 $\lambda_\alpha - \theta_\alpha \rightarrow 0$ 时, 可近似表示为

$$V_m^p = V_m \sin(\lambda_\beta - \theta_\beta) \quad (9)$$

联立式(8)、(9)可得到弹目视线俯仰角的变化率 $\dot{\lambda}_\beta$ 表达式为

$$\dot{\lambda}_\beta = \frac{V_m \sin(\lambda_\beta - \theta_\beta)}{R} \quad (10)$$

同理可以求得弹目视线方位角的变化率 $\dot{\lambda}_\alpha$ 表达式为

$$\dot{\lambda}_\alpha = \frac{V_m \sin(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)}{R} \quad (11)$$

综合式(7)、(10)、(11)可以得到系统状态方程:

$$\dot{X}(t) = f[X(t), t] = \begin{bmatrix} -V_m \cos \left[\sqrt{(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)^2 + (\lambda_\beta - \theta_\beta)^2} \right] \\ \frac{V_m \sin(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)}{R} \\ \frac{V_m \sin(\lambda_\beta - \theta_\beta)}{R} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, V_m 、 θ_α 、 θ_β 分别为导弹速率、导弹速度方向的偏角和倾角, 是实时变化的, 本文讨论中假设可通过惯导系统实时获取。

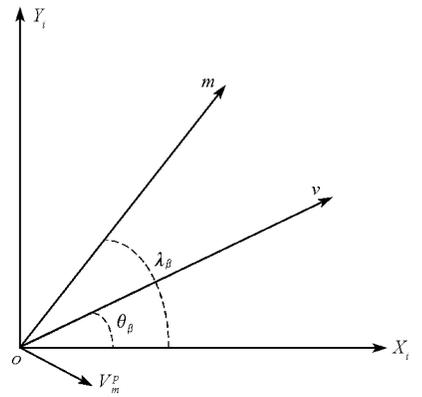


图 2 控制平面内基本模型
Fig. 2 Basic model in control plane

2.2 状态方程离散化与线性化

利用 Euler 方法, 式(12)可用离散形式表示为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + T_s \mathbf{X}'(k) \quad (13)$$

式中, T_s 为采样间隔。

$$\mathbf{X}(k) = [R(k), \lambda_\alpha(k), \lambda_\beta(k)]^T \quad (14)$$

$$\mathbf{X}'(k) = [R'(k), \lambda_\alpha'(k), \lambda_\beta'(k)]^T \quad (15)$$

其中

$$\begin{cases} R'(k) = -V_m^k \cos \left[\sqrt{[\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k]^2 + [\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k]^2} \right] \\ \lambda_\alpha'(k) = \frac{V_m^k \sin[\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k]}{R(k)} \\ \lambda_\beta'(k) = \frac{V_m^k \sin[\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k]}{R(k)} \end{cases} \quad (16)$$

$V_m^k, \theta_\alpha^k, \theta_\beta^k$ 为在时刻 t_k 由惯导系统提供的导弹运动矢量信息。对其进行线性化。

$$\mathbf{X}(k+1) = \phi(k+1, k) \mathbf{X}(k) \quad (17)$$

式中

$$\phi(k+1, k) = \mathbf{I} + T_s \begin{pmatrix} 0 & \frac{\partial R'(k)}{\lambda_\alpha(k)} & \frac{\partial R'(k)}{\lambda_\beta(k)} \\ \frac{\partial \lambda_\alpha'(k)}{R(k)} & \frac{\partial \lambda_\alpha'(k)}{\lambda_\alpha(k)} & 0 \\ \frac{\partial \lambda_\beta'(k)}{R(k)} & 0 & \frac{\partial \lambda_\beta'(k)}{\lambda_\beta(k)} \end{pmatrix} \quad (18)$$

式中, \mathbf{I} 为 3×3 的单位矩阵。令 $y_m^k = \sqrt{[\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k]^2 + [\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k]^2}$, 则式(18)中各偏导如下:

$$\begin{cases} \frac{\partial R'(k)}{\lambda_\alpha(k)} = \frac{V_m^k [\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k] \sin(y_m^k)}{y_m^k} \\ \frac{\partial R'(k)}{\lambda_\beta(k)} = \frac{V_m^k [\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k] \sin(y_m^k)}{y_m^k} \\ \frac{\partial \lambda_\alpha'(k)}{R(k)} = -\frac{V_m^k \sin[\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k]}{R^2(k)} \\ \frac{\partial \lambda_\alpha'(k)}{\lambda_\alpha(k)} = \frac{V_m^k \cos[\lambda_\alpha(k) - \theta_\alpha^k]}{R(k)} \\ \frac{\partial \lambda_\beta'(k)}{R(k)} = -\frac{V_m^k \sin[\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k]}{R^2(k)} \\ \frac{\partial \lambda_\beta'(k)}{\lambda_\beta(k)} = \frac{V_m^k \cos[\lambda_\beta(k) - \theta_\beta^k]}{R(k)} \end{cases} \quad (19)$$

2.3 量测方程

PRS 只能获取弹目角度信息, 量测方程式如下:

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{H}(k) \mathbf{X}(k) + \mathbf{w}(k) \quad (20)$$

式中, $\mathbf{Y}(k) = [\lambda_\alpha(k) \lambda_\beta(k)]^T$, $\mathbf{w}(k) = [\omega_\alpha \omega_\beta]^T$,

$$\mathbf{H}(k) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (21)$$

3 仿真试验

仿真试验场景假定: ARM 对一雷达站进行攻击, 导弹与雷达站的初始距离为 20km, 初始弹目视线方

位角为 40° 、俯仰角 -30° , 导弹的初始速度为 600m/s , 速度矢量的初始方位角为 35° 、俯仰角 -25° , 假定导弹的速度矢量可以通过惯导系统实时获取, 导弹发射前装订的弹目信息为 $(20\ 010, 35^\circ, -25^\circ)$ 。假设导弹导引头只具有测角能力, 导弹的测角误差均方根为 1° , 测量周期为 0.02s , 数据输出周期为 0.3s , 采用比例导引方法制导, 导引系数 $k=2$, 导弹失控距离为 200m 。由于篇幅所限只给出仿真结果。

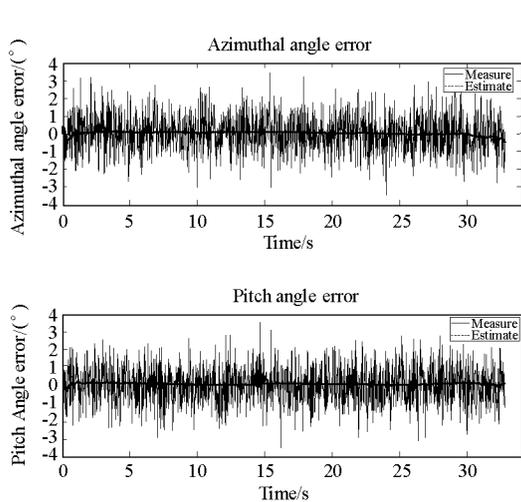


图 3 角度信息滤波结果

Fig. 3 Filter results of the angle information

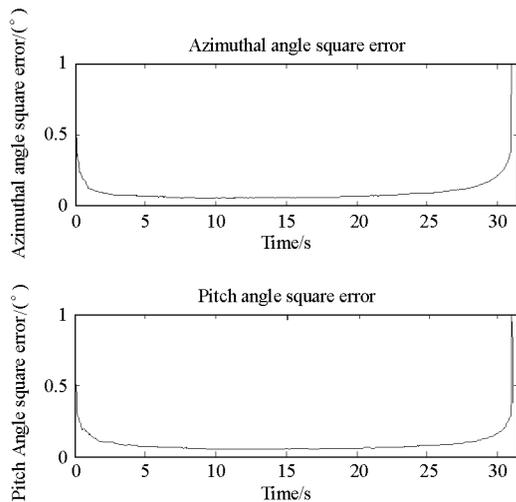


图 4 角度滤波 Monte-Carlo 实验

Fig. 4 Monte-Carlo tests of the angle filter

图 3 为一次仿真试验中角度滤波结果, 可以看到, 随着时间推进, 角度滤波误差迅速减小并保持稳定, 滤波误差远小于测量误差。图 4 为 100 次 Monte-Carlo 试验结果, 可以看出, 滤波误差均方根大部分时间稳定在 0.1° 以下, 到了仿真末端, 由于弹目距离变小, 弹目视线角变化大, 因而滤波均方根误差变大。通过仿真试验可以看出, 采用 MISV-EKF 方法可以很好地抑制量测误差, 使角度测量精度提高一个数量级以上。

4 结束语

本文在给出弹目信息状态变量、弹目信息状态量变化率模型的基础上, 分析了在特定条件下, 弹目信息变量变化率与导弹运动矢量、弹目距离之间的关系, 进而提出了一种基于弹目相对信息状态变量的 MISV-EKF 方法。该方法利用弹目信息状态变量描述弹目相对位置信息, 用状态变量变化率描述弹目相对运动, 充分利用弹载捷联惯导系统提供的导弹姿态信息、运动信息, 建立基于弹目距离、弹目视线方位角、弹目视线俯仰角的弹目相对运动方程, 解决了利用惯导信息抑制 PRS 量测随机误差的问题。仿真实验结果表明该方法可以有效抑制量测随机误差, 提高导弹的打击精度和打击效果, 具有广泛的应用前景。

参考文献:

- [1] 吴森堂. 某型反舰导弹与突防技术研究报告[R]. 北京航空航天大学, 2002.
- [2] Rago C, Mehra R K. Robust Adaptive Target State Estimation for Missile Guidance Using the Interacting Multiple Model Kalman Filter[C]// Position Location and Navigation Symposium, IEEE, 2000: 355-362.
- [3] Guofil P, Kasdin N J. Two-step Optimal Estimator for Three Dimensional Target Tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(3): 780-793.
- [4] 刘育华, 崔乃刚, 陈兰英, 等. 空地反辐射导弹对抗雷达关机全弹道仿真研究[J]. 宇航学报, 1996, 17(1): 1-7.
- [5] 刘剑锋, 庄志洪, 刘中. 转换测量卡尔曼滤波算法在导弹起爆控制技术中的应用研究[J]. 电子与信息学报, 2005, 27(9): 1388-1392.
- [6] 刘义, 赵春娜, 王雪松, 等. 一种对抗环境下反辐射导弹瞄准点估计方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 764-768.
- [7] Loffler T, Nielson J. International HARM Precision Navigation Upgrade A GPS/INS Missile Upgrade that Improves Effectiveness and Minimizes Friendly-fire Accidents[J]. IEEE AESS Systems Magazine, 2003, 18(5): 26-31.
- [8] 赵晶, 来庆福, 戴幻尧, 等. 多普勒测速辅助平台惯导仿真分析[J]. 通信学报, 2008, 29(11A): 108-113.