

文章编号: 1001-2486 (2000) 04-0085-05

机载测角三维无源定位的建模与算法分析*

邓新蒲, 周一宇, 万钧力

(国防科技大学电子科学与工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 在机载测角三维无源定位应用中, 采用载机 NED (North_East_Down) 坐标系作为状态坐标系、选在此坐标系中的目标位置坐标作为状态变量建立状态方程, 采用测量系统天线坐标系为测量坐标系建立测量方程, 两个坐标系以载机姿态角相关联。本文在此坐标框架下, 通过对三个定位模型和四个定位算法的分析和仿真比较, 确定了更适合于机载测角三维无源定位应用的模型和算法。

关键词: 无源定位; 滤波模型; 滤波算法

中图分类号: TN713 **文献标识码:** A

Modeling and Algorithm Analyzing for 3D Angle only Target Localization with Airborne Sensor

DENG Xin-pu, ZHOU Yi-yu, WAN Jun-li

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

Abstract: In 3D angle only target localization system, the model and algorithm are important to better estimate the performance. The own-plane NED inertial reference, the own-plane body reference, and the antenna reference are introduced to model the position estimation problem with airborne sensor. Then three state equalities and four filtering algorithms are compared by simulation for choosing the best one.

Key words: passive localization; filtering model; filtering algorithm

在反辐射导弹 (ARM) 发射时, 要求利用弹载传感器的方向角测量估计出辐射源的距离, 这是一个机载测角三维无源定位问题, 需要在时间上积累观测量来实现对辐射源距离的估计, 估计是否收敛、收敛的速度和精度首先取决于测量系统对目标的可观测性和可估计性^[1~3], 其次取决于定位模型和定位算法。

可观测性 (observability) 回答目标状态 (位置、速度等) “是”与“否”可观测的问题。可估计性 (estimability), 又称为可观测程度 (degree of observability), 它是量化的可观测性^[3], 测量系统对目标的可估计性越好, 对目标状态估计的收敛就越快、精度越高。关于对固定目标的测角无源定位, 只要观测器运动轨迹与目标不在一条直线上, 目标位置就是可观测的^[1], 而目标位置的可估计性则由方向角测量精度和观测器与目标的相对运动轨迹确定。

观测器的测量和运动决定了可观测性和可估计性, 因而对后续数据处理来说, 最重要的是要建立反映定位问题本质可观测性和可估计性的定位模型, 以及确定合适的滤波算法。

1 定位模型及其性能比较

1.1 坐标系与测量公式

机载测角三维无源定位涉及三个坐标系: 载机 NED 坐标系、载机机体坐标系和天线坐标系。

载机 NED 坐标系如图 1, 坐标原点在载机中心, x 轴指向北极, y 轴指向东, z 轴指向地心。NED 系是直角坐标系, 在短时间和低速载机情况下, NED 系近似为惯性系, 因而在此坐标系中建立目标相对载机的运动方程较合适。

载机机体坐标系如图 2 所示, 坐标原点在机轴的确定位置上, x' 轴为机轴, 正向为机头方向, y'

* 收稿日期: 1999-12-27

作者简介: 邓新蒲 (1966), 男, 博士生。

轴在机身平面, 垂直于机轴, z' 轴向下垂直于机身平面。载机体坐标系是载机 NED 坐标系与天线坐标系进行坐标变换的中间系, 以载机 NED 坐标系为参照测量载机的三个姿态角决定了载机体坐标系与载机 NED 坐标系的变换关系^[1,4]。

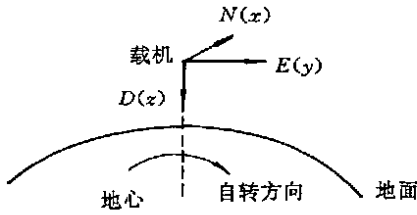


图1 载机 NED 坐标系

Fig 1 Own-plane NED reference

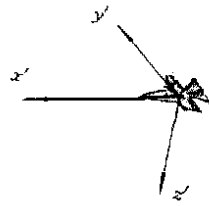


图2 载机体坐标系

Fig 2 Own-plane body reference

取天线的参考方向 (如雷达天线光学轴) 为 x 轴, 记为 x'' 、取 y'' 轴平行于载机平面构成天线坐标系。测量天线固定在载机上, 因而天线坐标系与载机体坐标系有确定的变换关系。

机载系统的测量量有: 由载机导航设备测量的载机地速 V_e 、航迹角 K_e 、载机海拔高度 H_a 、相对高度 H_r 和在天线坐标系中测量的目标方位角 $\eta''(k)$ 和高低角 $\varepsilon''(k)$ 。

在载机 NED 坐标系中, 设 k 时刻目标的位置为 $\{x(k), y(k), z(k)\}$, 目标的相对速度为 $\{\dot{x}(k), \dot{y}(k), \dot{z}(k)\}$, 则如上测量量与目标位置和速度有如下关系:

$$V_e(k) = \sqrt{\dot{x}(k)^2 + \dot{y}(k)^2} + n_1(k) \quad (1)$$

$$K_e(k) = \arctan\{\dot{y}(k)/\dot{x}(k)\} + \pi + n_2(k) \quad (2)$$

$$H_a(k) - H_a(k-1) = \dot{z}(k) \cdot T_s + n_3(k) \quad (3)$$

$$H_r(k) = z(k) + n_4(k) \quad (4)$$

$$\eta''(k) = \arctan\{y''(k)/x''(k)\} + n_5(k) \quad (5)$$

$$\varepsilon''(k) = \arctan\{z''(k)/\sqrt{x''(k)^2 + y''(k)^2}\} + n_6(k) \quad (6)$$

其中, $\{x''(k), y''(k), z''(k)\}$ 为天线坐标系中目标的位置, $n_1(k) \sim n_6(k)$ 为各个测量量的测量噪声, T_s 为测量周期。

1.2 三个定位模型

(1) 模型一

取状态变量 $X_1(k) = [x(k) \ y(k) \ z(k) \ \dot{x}(k) \ \dot{y}(k) \ \dot{z}(k)]^T$, 在载机 NED 坐标系中建立匀速的目标相对运动方程:

$$X_1(k+1) = \Phi_1(k+1, k) \cdot X_1(k) + W_1(k+1) \quad (7)$$

其中, $\Phi_1(k+1, k) = \begin{bmatrix} I^3 & I^3 \cdot T_s \\ O^3 & I^3 \end{bmatrix}$, I^3 是 3 阶单位矩阵, O^3 是 3×3 的零矩阵, $W_1(k+1)$ 是系统噪声。

由状态方程 (7) 和测量公式 (1)、(2)、(3)、(5)、(6) 组成的定位模型称为模型一, 它使用匀速的目标运动方程, 是常用的建模方法。

(2) 模型二

若取状态变量 $X_2(k) = [x(k) \ y(k) \ z(k)]^T$, 并将测量公式 (1)、(2)、(3) 作为控制量引入状态方程, 则有

$$X_2(k+1) = X_2(k) + U_2(k+1) + W_2(k+1) \quad (8)$$

其中, $U_2(k+1) = \begin{bmatrix} -V_e(k) \cdot \cos[K_e(k)] \cdot T_s \\ -V_e(k) \cdot \sin[K_e(k)] \cdot T_s \\ H_a(k+1) - H_a(k) \end{bmatrix}$ 是控制量, $W_2(k+1)$ 是系统噪声。

由状态方程 (8) 与测量方程 (5)、(6) 组成定位模型称为模型二。这个模型将载机地速、航迹角和海拔高度作为控制量引入状态方程，因而它对目标相对运动形式没有约束，即在载机非匀速直线运动的情况下，此模型也是适用的。

(3) 模型三

若在导航设备中可获得较高精度的载机位置坐标 $\{x_o(k), y_o(k), z_o(k)\}$ ，则将载机的位置量作为控制变量，将模型二的状态方程修正为

$$X_2(k+1) = X_2(k) + U_3(k+1) + W_3(k+1) \tag{9}$$

其中，
$$U_3(k+1) = \begin{pmatrix} x_o(k) - x_o(k+1) \\ y_o(k) - y_o(k+1) \\ z_o(k) - z_o(k+1) \end{pmatrix}。$$

由状态方程 (9) 与测量方程 (5)、(6) 组成的定位模型称为模型三。模型三与模型二唯一不同的是：模型三中控制量直接使用载机位置替代了载机地速、航迹角与海拔高度。

1.3 三个模型的定位性能的仿真比较

模型一采用匀速模型对载机运动建模，将模型的系统噪声方差取得小一些，对平滑测量量带来的误差有好处，而将这个方差取得大一些，则在载机存在不规则运动（如气流带来的升降等）的情况下模型有更好的一致性。这种建模方式的缺点是：在定位过程中载机不能有持续的机动和大的机动。因此，在载机平台机动的定位应用场合，这样建模是不合适的。

模型二在状态方程中引入载机地速、航迹角和海拔高度作为控制量，并将它们的测量误差计入系统噪声。这样处理使得模型能满足各种载机航迹下的目标无源定位要求，代价是匀速直线载机航迹下的定位性能会比模型一稍差。

模型三是模型二的修正，它直接将精度较高的载机位置坐标作为控制量引入，因而在对固定目标定位中有比模型二更高的定位精度。

图3 是仿真计算的三个模型对固定目标定位的均方误差 RMS 随时间变化曲线， $RMS = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$ ， Δx ， Δy ， Δz 为位置坐标估计误差。仿真参数为：载机距离目标 150km，以 30km 的半径作匀速圆周运动，线速度为 500m/s；导航系统测量载机地速的精度为 2m/s，载机航迹角与姿态角的测量精度为 0.1°，海拔高度的测量精度为 10m；机载观测器以 0.5s 为周期测量目标方位角与高低角，测量精度为 0.5°。图3的仿真结果说明对于机载三维测角无源定位，模型三具有较好的定位性能。

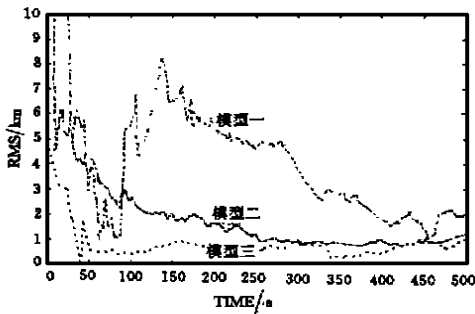


图3 三个模型的定位误差比较

Fig. 3 The location error of three models

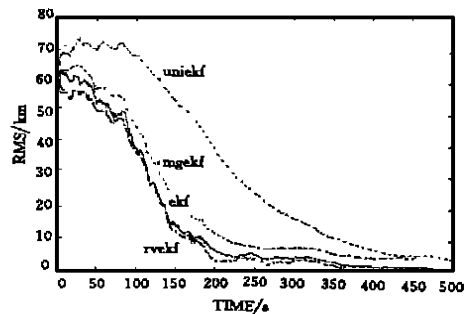


图4 四种滤波算法的定位性能比较

Fig. 4 The location error of four algorithms

2 滤波算法

一般采用推广 Kalman 滤波一类的算法来解非线性最优滤波问题。上述模型中，非线性的测量方程写成一般形式为

$$Z^m(k) = F\{X(k)\} + N(k) \tag{10}$$

推广 Kalman 滤波（简称为 EKF）使用 $H(k) = \partial F\{X(k)\} / \partial X(k) |_{X(k)=X(k/k-1)}$ （称为 Jacobian

矩阵) 将测量方程线性化为

$$Z^m(k) = F\{X(k/k-1)\} + H(k) \cdot \{X(k) - X(k/k-1)\} + N(k) \quad (11)$$

2.1 四个滤波算法

• EKF 算法

对于定位模型三, 非线性测量函数的 Jacobian 矩阵 $H(k)$ 为

$$H(k) = \begin{bmatrix} -\hat{y}''(k/k-1)/\left[r_{xy}^-\right]^2 & \hat{x}''(k/k-1)/\left[r_{xy}^-\right]^2 & 0 \\ h_1 & h_2 & h_3 \end{bmatrix} \cdot A(k) \quad (12)$$

其中, $A(k)$ 是由载机 NED 坐标系到天线坐标系的坐标变换矩阵,

$$\begin{aligned} r_{xy}^- &= \sqrt{\hat{x}''(k/k-1)^2 + \hat{y}''(k/k-1)^2} \\ r^- &= \sqrt{\hat{x}''(k/k-1)^2 + \hat{y}''(k/k-1)^2 + \hat{z}''(k/k-1)^2} \\ h_1 &= -\hat{x}''(k/k-1) \cdot \hat{z}''(k/k-1)/((r^-)^2 \cdot r_{xy}^-) \\ h_2 &= -\hat{y}''(k/k-1) \cdot \hat{z}''(k/k-1)/((r^-)^2 \cdot r_{xy}^-) \\ h_3 &= r_{xy}^-/(r^-)^2 \end{aligned}$$

• MGEKF 算法

修正增益的 Kalman 滤波算法^[5,7] (简称为 MGEKF 算法) 在协方差矩阵的计算中使用如下 G 矩阵

$$G(k) = \begin{bmatrix} -\sin \Pi''(k-1)/r_{xy}^- & \cos \Pi''(k-1)/r_{xy}^- & 0 \\ g_1 & g_2 & g_3 \end{bmatrix} \cdot A(k) \quad (13)$$

其中 $A(k)$ 的定义同上, $\Pi''(k)$ 、 $\mathcal{E}''(k)$ 是测量的目标方位角和高低角。

$$g_1 = -\cos \frac{1}{2}(\Pi''(k-1) + \Pi^-) \cdot \sin \mathcal{E}''(k-1)/[r^- \cdot \cos \frac{1}{2}(\Pi''(k-1) - \Pi^-)]$$

$$g_2 = -\sin \frac{1}{2}(\Pi''(k-1) + \Pi^-) \cdot \sin \mathcal{E}''(k-1)/[r^- \cdot \cos \frac{1}{2}(\Pi''(k-1) - \Pi^-)]$$

$$g_3 = \cos \mathcal{E}''(k-1)/r^-$$

$$\Pi^- = \arctan \frac{\hat{y}''(k/k-1)}{\hat{x}''(k/k-1)}$$

• UNIEKF 算法

基于泛线性化方法的扩展 Kalman 滤波算法^[6,7] (简称 UNIEKF 算法), 它是用式 (13) 的 G 矩阵替代 H 矩阵的 EKF 算法。

• RVEKF 算法

针对测角无源定位的特点, 文献 [8] 提出了一种协方差矩阵旋转变换的 Kalman 算法 (简称 RVEKF 算法), 它是在 EKF 算法的基础上, 增加了协方差矩阵变换运算:

$$P(k/k) = T(k) \cdot P(k-) \cdot T^T(k) \quad (14)$$

其中, $P(k-)$ 是 EKF 算法计算的状态估计量的协方差矩阵, $P(k/k)$ 是变换后的协方差矩阵,

$$T(k) = A(k)^T \cdot T_3(k) \cdot T_2(k) \cdot T_1(k) \cdot A(k) \quad (15)$$

其中

$$T_1(k) = \begin{bmatrix} \cos \Pi''(k/k-1) & \sin \Pi''(k/k-1) & 0 \\ -\sin \Pi''(k/k-1) & \cos \Pi''(k/k-1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_2(k) = \begin{bmatrix} \cos \Delta \mathcal{E}''(k) & 0 & \sin \Delta \mathcal{E}''(k) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Delta \mathcal{E}''(k) & 0 & \cos \Delta \mathcal{E}''(k) \end{bmatrix}$$

$$T_3(k) = \begin{bmatrix} \cos \Pi''(k/k) & -\sin \Pi''(k/k) & 0 \\ \sin \Pi''(k/k) & \cos \Pi''(k/k) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$A(k)$ 的定义同上, $\hat{\alpha}''(k/k-1)$ 、 $\hat{\alpha}''(k/k)$ 为在天线坐标系中目标方位角的预测值与滤波值, $\hat{\epsilon}''(k/k-1)$ 、 $\hat{\epsilon}''(k/k)$ 为目标高低角的预测值与滤波值, $\Delta\hat{\epsilon}''(k) = \hat{\epsilon}''(k/k-1) - \hat{\epsilon}''(k/k)$ 。

2.2 四个算法定位性能的仿真比较

固定目标在载机下方 10000m, 距离载机 150km, 载机以 300m/s 的速度作匀速直线运动, 初始与目标夹角为 50° , 机载观测器以 1 次/s 的速率测量目标方位角与高低角, 测角精度为 \mathcal{L} 。计算四个算法的定位精度 RMS 如图 4 所示。

从图 4 可以看出, EKF 算法、RVEKF 算法的定位性能较 MGEKF 算法、UNIEKF 算法要好, 这是因为 EKF 算法以状态预测值计算 H 矩阵 (Jacobian 矩阵), 因而在状态预测值较精确的场合有优良性能, 例如在观测平台 (载机) 自身定位较精确且是对固定或严格匀速目标定位场合。而 MGEKF 在协方差矩阵的计算中引入了由测量量计算的 G 矩阵, UNIEKF 算法则在算法中完全使用 G 矩阵, 故它们只在测量精度高的场合具有好的性能。

3 结论

在机载测角三维无源定位应用中, 采用载机 NED 坐标系作为状态坐标系、选在此坐标系中的目标位置坐标作为状态变量建立状态方程, 并将载机的位置作为控制量引入状态方程, 采用测量系统天线坐标系为测量坐标系建立测量方程, 这个建模方式简单、直接, 所达到的定位效果也最好。对滤波算法分析表明, RVEKF 算法、EKF 算法比 MGEKF 算法、UNIEKF 算法更适用于机载测角三维无源定位应用。

本文的方法与结论可推广到以导弹、地面车辆、潜艇、水面舰船等为观测器平台的三维无源定位应用中。

参考文献:

- [1] 孙仲康, 周一宇, 何黎星. 单多基地有源无源定位技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1996
- [2] 许耀伟, 孙仲康. 利用相位差变化率对固定辐射源无源被动定位 [J]. 系统工程与电子技术, 1999, 21 (3) .
- [3] Le Cadre J P, Jauffret C. Discrete-Time Observability and Estimability Analysis for Bearings-Only Target Motion Analysis [J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., 1997, 33 (1): 178-201.
- [4] 赵善友. 防空导弹武器寻的制导控制系统设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1992
- [5] Song T L, Speyer J L. A Stochastic Analysis of a Modified Gain Extended Kalman Filter with Applications to Estimation with Bearings Only Measurements [J]. IEEE Trans. Automat. Contr., 1985, 30: 940-949.
- [6] Pachter M, Chandler P R. Universal Linearization Concept for Extended Kalman Filters [J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., 1993, 29 (3): 946-961.
- [7] 莫龙滨. 被动定位与跟踪问题的算法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 1997.
- [8] 邓新蒲. 无源探测网中的跟踪关联技术 [D]. 长沙: 国防科技大学, 1997.