

基于ARIMA-UKF算法的最优机动轨迹设计

许诗文

中移(杭州)信息技术有限公司, 浙江 杭州

收稿日期: 2022年8月2日; 录用日期: 2022年8月19日; 发布日期: 2022年8月26日

摘要

针对协方差矩阵计算复杂的局限性以及系统中各种测量噪声及误差等非平稳项对定位精度的影响, 在EKF和UKF滤波算法的基础上, 本文采用一种基于时间序列的ARIMA-UKF算法, 能够更快地收敛于后验理论误差下界PCRLB。接着通过目标的运动模型对机载观测平台的机动轨迹进行设计, 通过计算机载观测平台在“一步最优”状态下每一时刻的次优航向角, 给出基于FIM行列式最大指标的运动轨迹设计方案, 仿真和实验结果显示, 平台在最优机动时比不机动时有着更高的定位精度, 探测距离为200 km时, 匀速、匀加速和singer运动模型下的目标测距误差均能达到0.6 km以内, 测距误差可达到0.398 km, 误差百分比达到0.2%以内。

关键词

ARIMA-UKF算法, 纯方位定位, 最优机动轨迹

Optimal Maneuver Trajectory Design Based on ARIMA-UKF Algorithm

Shiwen Xu

China Mobile (Hangzhou) Information Technology Co., Ltd., Hangzhou Zhejiang

Received: Aug. 2nd, 2022; accepted: Aug. 19th, 2022; published: Aug. 26th, 2022

Abstract

In view of the limitation of complex calculation of covariance matrix and the influence of various non-stationary terms such as measurement noise and error in the system on positioning accuracy, on the basis of EKF and UKF filtering algorithms, this paper adopts an ARIMA-UKF algorithm based

on time series, which can converge to the lower bound of posterior theoretical error PCRLB faster. Then the maneuvering trajectory of the airborne observation platform is designed through the motion model of the target, and the motion trajectory design based on the maximum index of the FIM determinant is given by calculating the suboptimal heading angle of the airborne observation platform at each moment in the “one-step optimal” state. The simulation and experimental results show that the platform has higher positioning accuracy when it is optimally maneuvered than when it is not maneuvered. When the detection distance is 200km, the target ranging error under the uniform speed, uniform acceleration, and singer motion models can all reach 0.6 km, the ranging error can reach 0.398 km, and the error percentage is within 0.2%.

Keywords

ARIMA-UKF Algorithm, Bearing-Only Positioning, Optimal Maneuver Trajectory

Copyright © 2022 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

新世纪以来, 电子对抗技术逐渐成为现代战争的主要攻防手段, 海陆空一体化的多维立体作战模式逐渐形成。面对武器的隐身技术、抗辐射和电子干扰等日益严重的威胁, 电子战对作战系统的隐蔽性采用了越来越高的要求。目前, 传统雷达等主动定位技术已不能在许多场合发挥其原有的威力。因此, 专家学者们越来越重视对快速、狠、准确的无源定位技术的研究, 只有在技术上占优势才能赢得战争的最终胜利。无源被动定位技术在无需对外发射电磁波的情况下, 只依靠探测系统采集到的目标辐射源的角度信息, 就可以根据实际情况采用某种具体的定位算法得到目标位置。

红外被动定位只根据方位角和俯仰角进行定位, 也可以说是纯方位目标定位的一种, 也是研究较早、应用范围较广的无源被动定位的一种, 能有效解决从受噪声干扰的角度测量值中估计出目标准确位置的问题。对于目标被动跟踪的问题, 最经典的方法其实就是基于测量角度的扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)目标跟踪算法[1]。EKF 算法虽然应用和发展都很广泛, 但是也存在一定的缺点, 比如会在线性化的过程中引入模型误差, 导致整个状态的估计偏差较大, 甚至可能会导致滤波过程发散; 还有就是滤波过程中使用的雅可比矩阵可能会导致奇异情况的出现。不断有不同的滤波优化算法被采用, 叶俊[2]采用了一种能对噪声统计特性进行实时估计的自适应无迹卡尔曼滤波算法, 通过结合间歇信息递推滤波, 改进的无源定位方法能显著提高定位精度。文献[3]基于平方根无迹卡尔曼滤波(Square-root Unscented Kalman Filter, SRUKF)和后向平滑的思想, 采用了一种改进的 SRUKF 双向滤波算法, 有效地提高了定位精度和跟踪稳定性。文献[4]采用了一种结合无迹变换(Unscented Transform, UT)变换和强跟踪滤波的定位算法, 该方法通过反复利用观测信息来估计状态向量和协方差矩阵, 使其更真实, 滤波精度更高。高春艳等人[5]针对移动目标的跟踪过程中可能出现运动轨迹突变的问题, 提出一种基于扩展卡尔曼滤波的交互多模型算法。

本文考虑到各种测量噪声及误差对定位精度的影响, 采用基于时间序列的 ARIMA-UKF 滤波算法, 并和 EKF 和 UKF 进行对比分析。接着通过目标的运动模型对机载观测平台的机动轨迹进行设计, 通过计算机载观测平台在“一步最优”状态下每一时刻的次优航向角, 给出基于 FIM 行列式最大指标的运动轨迹设计方案, 最后讨论在机载观测平台静止和机动这两种情况下对 200 km 红外运动目标的误差影响。

2. 目标跟踪滤波算法

2.1. 时间序列模型的建立

ARIMA 时间序列模型是自回归滑动平均模型 ARMA 的扩展[6]，可以处理时间序列不平稳的情况。与 ARMA 模型相比较，ARIMA 时间序列模型的适用范围更广一些，而且平稳序列的本质就是让系统变的更加稳定，变量更加收敛。为了提高该类模型的适应性，需要利用 ARIMA 模型先对时间序列进行平滑处理，此时，时间序列是平稳的[7]，故用 ARMA 模型进行分析。ARMA(p, q)模型的一般数学表达式为：

$$Z_t = \sum_{i=1}^p \phi_i Z_{t-i} + a_t - \sum_{j=1}^q \theta_j a_{t-j} \quad (2-1)$$

上式中， Z_t 表示在任意 t 时刻的观测值； a_t 作为误差项，是由 t 时刻系统的预测值与实际机载观测平台的观测值做减法得到； ϕ_i 和 θ_j 均为模型系数。

设 $m = \max\{p, q\}$ ，同时令 $\phi_i = 0 (i > p)$ 、 $\theta_j = 0 (j > q)$ ，则公式(2-1)可以转化为：

$$Z_t = \sum_{i=1}^m \phi_i Z_{t-i} + a_t - \sum_{j=1}^m \theta_j a_{t-j} \quad (2-2)$$

引入滞后算子 B ，将上式整理为：

$$\phi(B)Z_t = \theta(B)a_t \quad (2-3)$$

为将公式 (2-3) 写成满足 $Z_t = \psi(B)a_t$ 的最小二乘形式，先令 $\psi(B) = \theta(B)/\phi(B)$ ，其中 $\psi(B) = \psi_0 + \psi_1 B + \dots + \psi_m B^m + \dots$ ， $\psi_0 = 1$ ，此外根据滞后算子 B 中各项分式前的系数都是相等的这一条件，可以得到：

$$-\theta_m = -\phi_m \psi_0 - \phi_{m-1} \psi_1 - \dots - \phi_1 \psi_{m-1} + \psi_m \quad (2-4)$$

将上式简化得：

$$\psi_m = \sum_{i=1}^m \phi_i \psi_{m-i} - \theta_m \quad (2-5)$$

然后，将 $Z_{t+m-i} = \psi(B)a_{t+m-i}$ 展开如下：

$$Z_{t+m-i} = a_{t+m-i} + \psi_1 a_{t+m-1} + \psi_2 a_{t+m-2} + \dots \quad (2-6)$$

$$Z_{t+m-i|t} = \psi_{m-i} a_t + \psi_{m-i+1} a_{t-1} + \psi_{m-i+2} a_{t-2} + \dots \quad (2-7)$$

$$Z_{t+m-i|t-1} = \psi_{m-i+1} a_{t-1} + \psi_{m-i+2} a_{t-2} + \dots \quad (2-8)$$

联立公式(2-7)和公式(2-8)：

$$Z_{t+m-i|t} = Z_{t+m-i|t-1} + \psi_{m-i} a_t \quad (2-9)$$

令状态向量 $S_t = (Z_{t|t-1}, Z_{t+1|t-1}, \dots, Z_{t+m-1|t-1})^T$ ，结合机载观测平台的观测值 $Z_t = Z_{t|t-1} + a_t$ ，可以得到系统状态空间模型的观测方程表达式为：

$$Z_t = [1, 0, \dots, 0] S_t + a_t \quad (2-10)$$

联立公式(2-5)和公式(2-9)可得状态空间方程表达式：

$$S_{t+1} = FS_t + Ga_t \quad (2-11)$$

$$\text{其中: } F = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \phi_m & \phi_{m-1} & \cdots & \phi_2 & \phi_1 \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} \psi_1 \\ \psi_1 \\ \vdots \\ \psi_m \end{bmatrix}。$$

综上所述, 已经得到了 ARMA(p,q)模型与状态空间模型之间的转换关系, 在传统的 UKF 算法的基础上, 我们知道统计参数 Q_k 和 R_k 是未知的, 通过时间序列分析模型与状态空间之间的转换关系, 并利用建立 ARIMA 过程中求取得到的模型参数进一步在求取任意 t 时刻的估计值的基础上得到相应 t 时刻的 Q_k 和 R_k 。因此基于 ARIMA-UKF 算法的具体流程如图 1 所示, 具体步骤为:

- 1) 首先根据角度信息的测量历史数据得到 ARMA 模型与滤波算法所需状态空间模型之间的转换关系;
- 2) 接着建立 ARIMA 模型, 并确定其模型参数;
- 3) 然后在步骤(2)的基础上得到相应 t 时刻的 Q_k 和 R_k ;
- 4) 代入到基于 UKF 滤波跟踪的目标定位模型的状态方程和观测方程, 就可以得到基于 ARIMA-UKF 滤波算法的新的观测方程和状态方程。

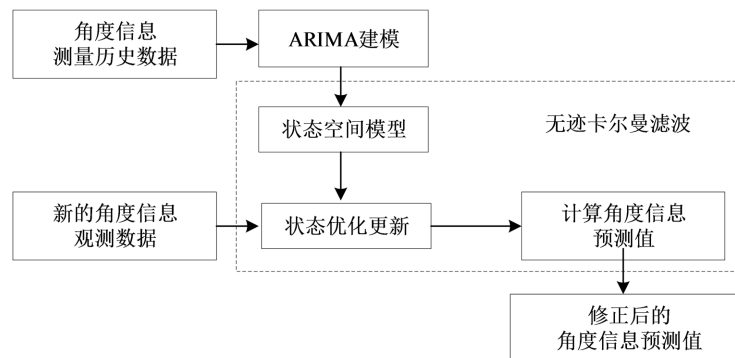


Figure 1. Positioning model based on ARIMA-UKF algorithm

图 1. 基于 ARIMA-UKF 算法的定位模型

2.2. 跟踪误差的理论误差下界

在目标跟踪过程中, 目标状态的最大似然估计的误差下限接近后验克拉美罗下界 RCRLB, 定义为 FIM 矩阵的逆[8], 递推公式表示为:

$$J_{k+1} = [Q_k + F_k J_k^{-1} F_k^T]^{-1} + H_k^T (R_k)^{-1} H_k \quad (2-12)$$

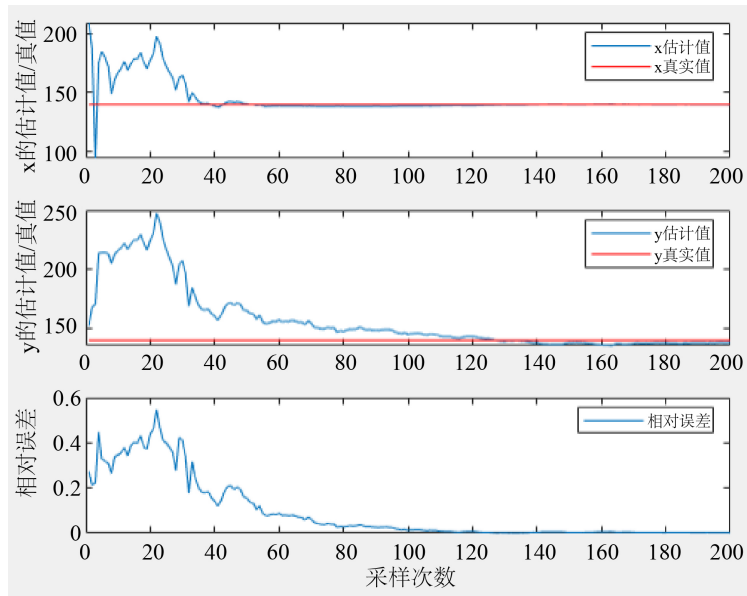
上式中, Q_k 表示地面目标运动时的过程噪声协方差, F_k 表示目标状态转移矩阵, H_k 表示雅可比矩阵, R_k 表示测量噪声矩阵。由于机子啊观测平台的运动速度比地面目标运动速度快的多, 所以可以忽略目标的运动速度当作静止目标处理, 不考虑过程噪声的影响。此时, $Q_k = 0$, F_k 为单位矩阵, 那么:

$$J_{k+1} = J_k + \begin{bmatrix} \frac{\partial \theta_k}{\partial \eta} \\ \frac{\partial \phi_k}{\partial \eta} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \sigma_{n_k}^2 & \sigma_{m_k}^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial \theta_k}{\partial \eta} \\ \frac{\partial \phi_k}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (2-13)$$

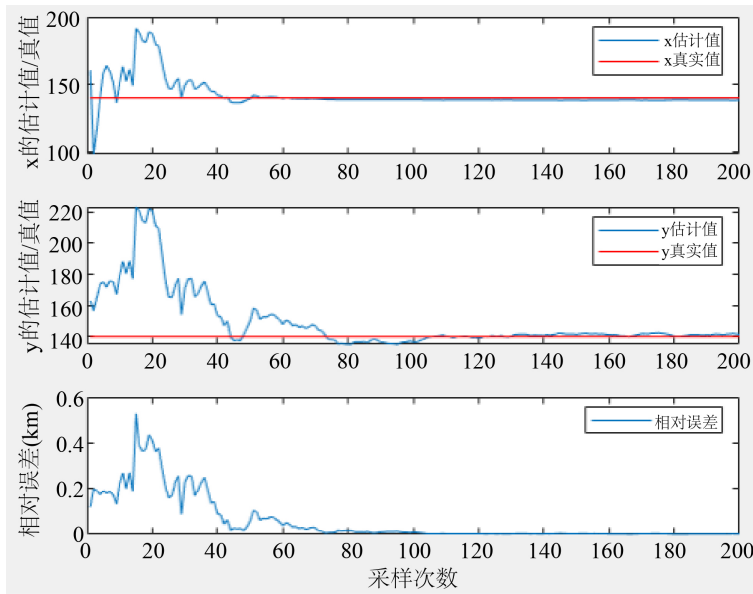
目标位置估计的理论误差下界 PCRLB 就可以表示为: $S = J_{k+1}^{-1}$ 。

实验数据：观测站初始位置(0,0,30)km，机载观测平台速度为1 km/s，假设机载观测平台沿x轴匀速飞行，地面目标的初始位置为(140,140,0)km；方位角和俯仰角的测量噪声设置为 $\sigma_{n_k}^2 = \sigma_{m_k}^2 = 0.005$ ，采样时间间隔为0.2s，对目标的位置估计进行均方根误差统计。

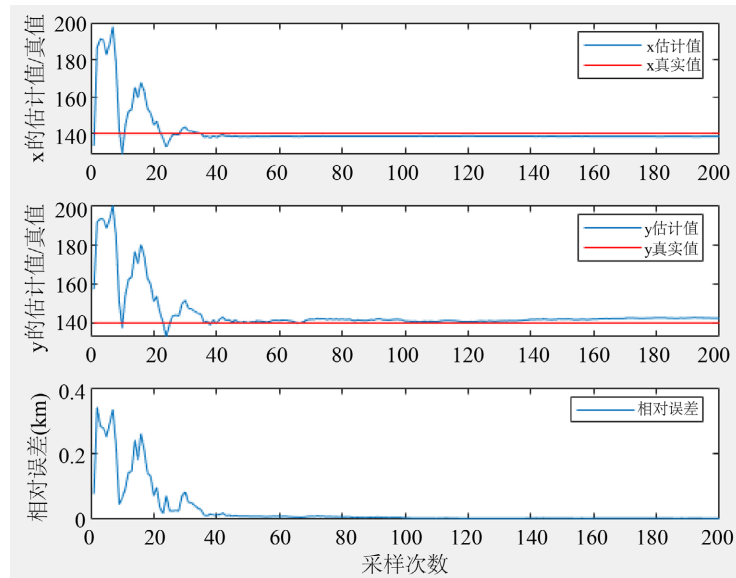
由图2可知，采样刚开始时，三种滤波算法都没有立刻向目标位置收敛，而是当采样达到一定次数时才开始逐渐收敛；对于EKF滤波算法和UKF滤波算法，当采样次数达到100和80次左右时，才开始有效收敛；而对于ARIMA-UKF算法，当采样次数达到40次左右时，就开始收敛，达到80次时，已经高精度地收敛于真实值。对静止目标定位算法而言，基于ARIMA-UKF算法的收敛效果最好，且很快趋于理论误差下界PCRLB。探测距离200 km处，EKF滤波误差为0.43 km，UKF滤波误差约为0.37 km，ARIMA-UKF算法的误差约为0.19 km。



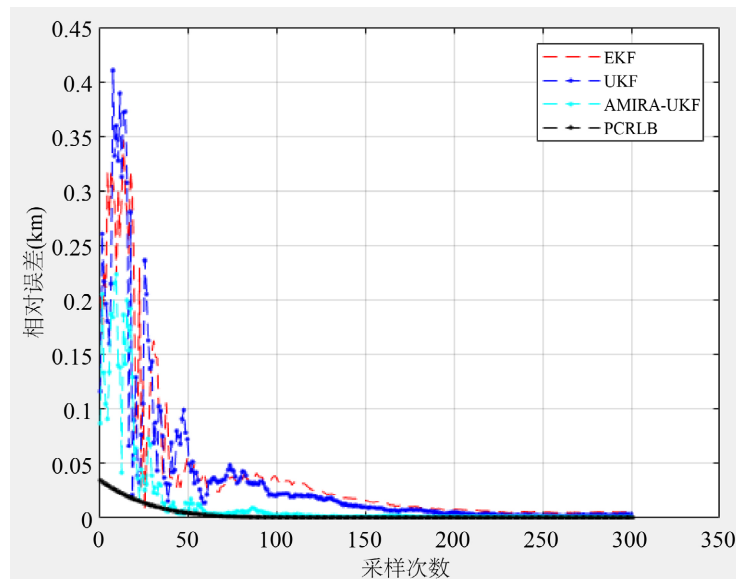
(a) 基于 EKF 算法的定位误差图



(b) 基于 UKF 算法的定位误差图



(c) 基于 ARIMA-UKF 算法的定位误差



(d) 定位误差对比图

Figure 2. Comparison and analysis of filtering algorithm errors
图 2. 滤波算法误差对比分析图

3. 基于 FIM 行列式的载机机动轨迹设计

3.1. FIM 行列式最大指标

以平坦地面目标为例，因为机载观测平台航行高度较高，设机载观测平台的运动平面位于和地面目标运动处于一定高度的平行平面[9]，机载观测平台的初始位置为 (x_0, y_0, z_0) ，则载机的运动方程为：

$$\begin{cases} x_t = x_0 + vt \cos \xi_t \\ y_t = y_0 + vt \sin \xi_t \\ z_t = z_0 \end{cases} \quad (2-14)$$

其中, v 表示机载观测平台的运行速度; ξ_t 是载机的航向角。

把目标和平台的相对运动抽象至二维平面, 目标的位置坐标为 $x_e = [x_T \ y_T]^T$ 。以目标轨迹平面为坐标平面建立坐标系, 则机载观测平台与目标的位置关系如图 3 所示, 得到角度的测量方程为:

$$\beta_k = \arctan\left(\frac{y_{T_k} - y_k}{x_{T_k} - x_k}\right) + \eta_k \quad (2-15)$$

其中, $\eta_k \sim N(0, R)$ 为方位角的量测噪声。

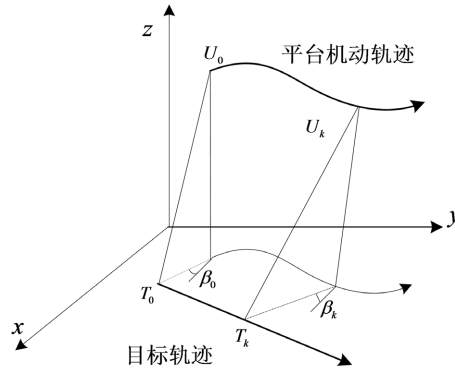


Figure 3. Movement situation of the target and the airborne observation platform

图 3. 目标与机载观测平台的运动态势

设 k 时刻观测系统的 FIM 矩阵为:

$$J_k = \sum_{i=0}^k H_i^T R^{-1} H_i \quad (2-16)$$

上式中, H_i 是待估目标系统的雅可比矩阵, 表示为:

$$H_i = \begin{bmatrix} \frac{\partial \beta_k(x_T)}{\partial x_{T_k}^T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{y_{T_k} - y_k}{d_k^2} & \frac{x_{T_k} - x_k}{d_k^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\cos \beta_k}{d_k} & \frac{\sin \beta_k}{d_k} \end{bmatrix} \quad (2-17)$$

其中, $d_k = \sqrt{(x_{T_k} - x_k)^2 + (y_{T_k} - y_k)^2}$ 。

则公式(2-17)可以表示为:

$$J_k = R^{-1} \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^k \frac{\cos^2 \beta_i}{d_i^2} & -\sum_{i=0}^k \frac{\sin \beta_i \cos \beta_i}{d_i^2} \\ -\sum_{i=0}^k \frac{\sin \beta_i \cos \beta_i}{d_i^2} & \sum_{i=0}^k \frac{\sin^2 \beta_i}{d_i^2} \end{bmatrix} \quad (2-18)$$

综合公式(2-17)和公式(2-18)可以得到 FIM 的递推形式为:

$$J_k = J_{k-1} + F_k \quad (2-19)$$

其中:

$$F_k = H_k^T R^{-1} H_k = R^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\cos^2 \beta_k}{d_k^2} & -\frac{\sin \beta_k \cos \beta_k}{d_k^2} \\ -\frac{\sin \beta_k \cos \beta_k}{d_k^2} & \frac{\sin^2 \beta_k}{d_k^2} \end{bmatrix} \quad (2-20)$$

为了解决求解上式需要大量计算航向角的情况，本文给出“一步最优”算法，也称为贪心算法。虽然在求解问题的过程中得到的并不是全局最优解，但其最终结果却是全局最优解的近似解，也能达到计算简单、减小误差的效果[10]。算法的目的是将当前 A 时刻到 $A + 1$ 时刻的 FIM 最大化，求解当前时刻载机的航向，从而实现某种意义上的局部优化，分步优化可以保证结果相对较好。设目标在 A 到 $A + 1$ 时刻内保持静止，位于点 A_k ，机载观测平台在 k 时刻位于点 B_k ，每个采样时间以一定的航向 ξ_k 匀速直线运动，速度为 v_U ， $k + 1$ 时刻运动至点 B_{k+1} ，如图 4 所示。

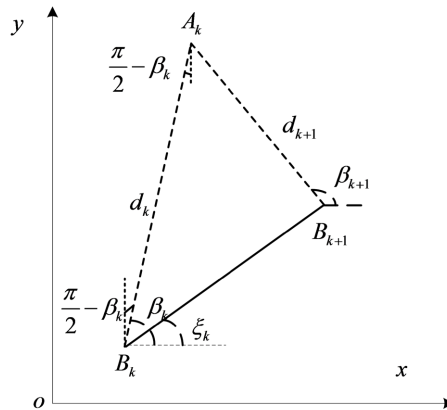


Figure 4. The airborne observation platform and the target movement situation from the top view
图 4. 俯视角度的机载观测平台与目标运动态势

设采样周期为 Δt ，则 $s_k = v_U \Delta t$ ， k 时刻目标与机载观测平台的距离为 $|AB_k| = d_k$ ， $k + 1$ 时刻目标与机载观测平台的距离为 $|AB_{k+1}| = d_{k+1}$ ，则：

$$F_k + F_{k+1} = R^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\cos^2 \beta_k}{d_k^2} + \frac{\cos^2 \beta_{k+1}}{d_{k+1}^2} & -\frac{\sin \beta_k \cos \beta_k}{d_k^2} - \frac{\sin \beta_{k+1} \cos \beta_{k+1}}{d_{k+1}^2} \\ -\frac{\sin \beta_k \cos \beta_k}{d_k^2} - \frac{\sin \beta_{k+1} \cos \beta_{k+1}}{d_{k+1}^2} & \frac{\sin^2 \beta_k}{d_k^2} + \frac{\sin^2 \beta_{k+1}}{d_{k+1}^2} \end{bmatrix} \quad (2-21)$$

可以求得：

$$\det(F_k + F_{k+1}) = \frac{\sin^2(\beta_{k+1} - \beta_k)}{R^2 d_k^2 d_{k+1}^2} \quad (2-22)$$

因为

$$\frac{d_{k+1}}{\sin(\beta_k - \xi_k)} = \frac{s_k}{\sin(\beta_{k+1} - \beta_k)} \quad (2-23)$$

$$d_{k+1}^2 = d_k^2 + s_k^2 - 2d_k s_k \cos(\beta_k - \xi_k) \quad (2-24)$$

所以

$$\sin^2(\beta_{k+1} - \beta_k) = \frac{s_k^2 \sin^2(\beta_k - \xi_k)}{d_{k+1}^2} = \frac{s_k^2 \sin^2(\beta_k - \xi_k)}{d_k^2 + s_k^2 - 2d_k s_k \cos(\beta_k - \xi_k)} \quad (2-25)$$

将公式(2-25)代入公式(2-22)可得:

$$\det(F_k + F_{k+1}) = \frac{s_k^2 \sin^2(\beta_k - \xi_k)}{R^2 d_k^2 d_{k+1}^4} = \frac{s_k^2 \sin^2(\beta_k - \xi_k)}{R^2 d_k^2 [d_k^2 + s_k^2 - 2d_k s_k \cos(\beta_k - \xi_k)]^2} \quad (2-26)$$

令 $\Omega_k = \frac{\sin(\beta_k - \xi_k)}{d_k^2 + s_k^2 - 2d_k s_k \cos(\beta_k - \xi_k)}$, 那么求 $\det(F_k + F_{k+1})$ 的最大值就是求 Ω_k 的最大值, 对 Ω_k 求导:

$$\frac{d\Omega_k}{d\xi_k} = \frac{(d_k^2 + s_k^2) \cos(\beta_k - \xi_k) - 2d_k s_k}{[d_k^2 + s_k^2 - 2d_k s_k \cos(\beta_k - \xi_k)]^2} = 0 \quad (2-27)$$

计算上式, 可以得到:

$$\cos(\beta_k - \xi_k) = \frac{2d_k s_k}{d_k^2 + s_k^2} = \frac{2\left(\frac{s_k}{d_k}\right)}{1 + \left(\frac{s_k}{d_k}\right)^2} \quad (2-28)$$

令 $\gamma_k = \arctan\left(\frac{s_k}{d_k}\right)$, $\left(0 < \gamma_k < \frac{\pi}{4}\right)$ 则 $\cos(\beta_k - \xi_k) = \sin 2\gamma_k$, 得到

$$\xi_k = \beta_k \pm \left(\frac{\pi}{2} - 2\gamma_k\right) \quad (2-29)$$

由公式(2-29)可以得到机载观测平台的运动方程:

右支轨迹方程

$$\begin{cases} x_{k+1} = x_k + v_k \Delta t \sin(2\gamma_k - \beta_k) \\ y_{k+1} = y_k + v_k \Delta t \cos(2\gamma_k - \beta_k) \end{cases} \quad (2-30)$$

左支轨迹方程

$$\begin{cases} x_{k+1} = x_k + v_k \Delta t \sin(2\gamma_k + \beta_k) \\ y_{k+1} = y_k - v_k \Delta t \cos(2\gamma_k + \beta_k) \end{cases} \quad (2-31)$$

3.2. 轨迹规划仿真分析

(1) 匀速运动目标

仿真参数设定[11]: 观测平台初始位置(0,0,25)km, 机载观测平台速度为 1 km/s, 地面未知目标的初始位置为(140,140,0)km, 目标运动速度为 15 m/s, 运动方向为 0.8 rsd。方位角和俯仰角的测量噪声分别设置为 $\sigma_{n_k}^2 = \sigma_{m_k}^2 = 0.005$, 采用 ARIMA-UKF 滤波算法, 采样间隔为 0.5 s, 采样时间为 500 s。

如图 5 和图 6 所示, 在不考虑载机运动的情况下, 平台也能对匀速运动的目标实现良好的跟踪效果, 但定位跟踪的误差比较大, 在后期, 由于目标距离机载观测平台越来越远, 距离的增加使得定位误差越来越大。当机载观测平台能够按照设计的最优机动策略进行机动对目标进行跟踪时, 能够很好地跟踪目标。如表 1 所示, 选取距离 200 km 处的误差进行分析, 对于匀速运动目标, 当机载观测平台和目标相距 200 km 时, 考虑机载运动时误差较小, 测距误差可达到 0.487 km。

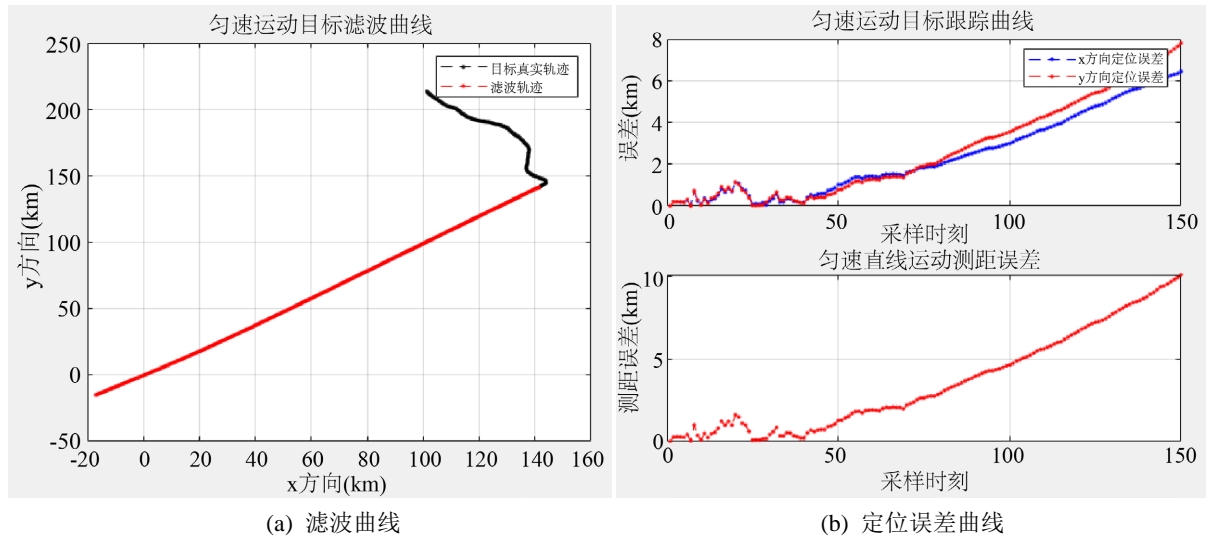


Figure 5. The uniform velocity target tracking and filtering curve without considering the airborne motion
图 5. 不考虑机载运动，匀速目标跟踪及滤波曲线

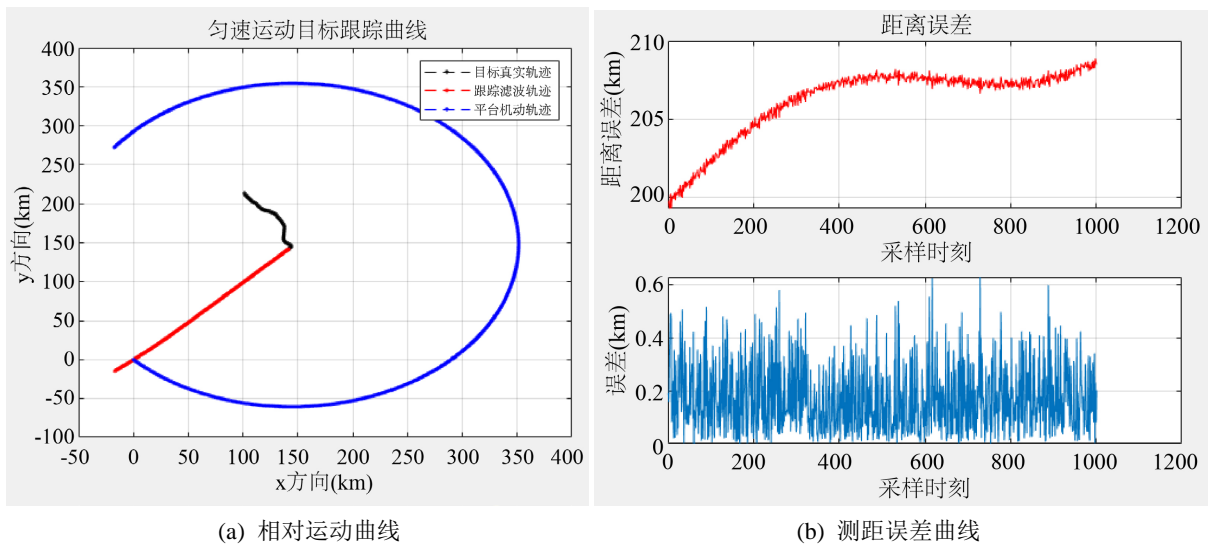


Figure 6. Considering airborne maneuvering, uniform target tracking and filtering error curves
图 6. 考虑机载机动，匀速目标跟踪及滤波误差曲线

Table 1. The influence of the static and maneuvering of the carrier aircraft on the error of the uniform moving target
表 1. 载机静止和机动对匀速运动目标的误差影响

仿真条件	探测距离(km)	定位精度(km)	测距精度(km)
不考虑平台机动	180	2.179	1.937
	200	1.741	1.432
	220	1.954	1.842
平台最优机动	180	0.634	0.449
	200	0.775	0.487
	220	0.871	0.608

2) 匀加速运动目标

仿真参数设定：观测平台初始位置(0,0,25)km，机载观测平台速度为 1 km/s，地面目标的初始位置为(140,140,0)km，目标运动速度为 15 m/s，加速度为 5 m/s²，方位角和俯仰角的测量噪声分别设置为 $\sigma_{n_k}^2 = \sigma_{m_k}^2 = 0.005$ ，采用 ARIMA-UKF 算法，采样间隔为 0.5 s，采样时间 200 s。

对比图 7 和图 8 可以看出，机载观测平台的有效最优机动能够更稳定、准确地跟踪目标，对目标的跟踪误差比不考虑机载观测平台机动时有所减小。200 km 处的误差如表 2 所示，有效机动时，定位误差在 1 km 以内，测距误差在 0.6 km 以内。

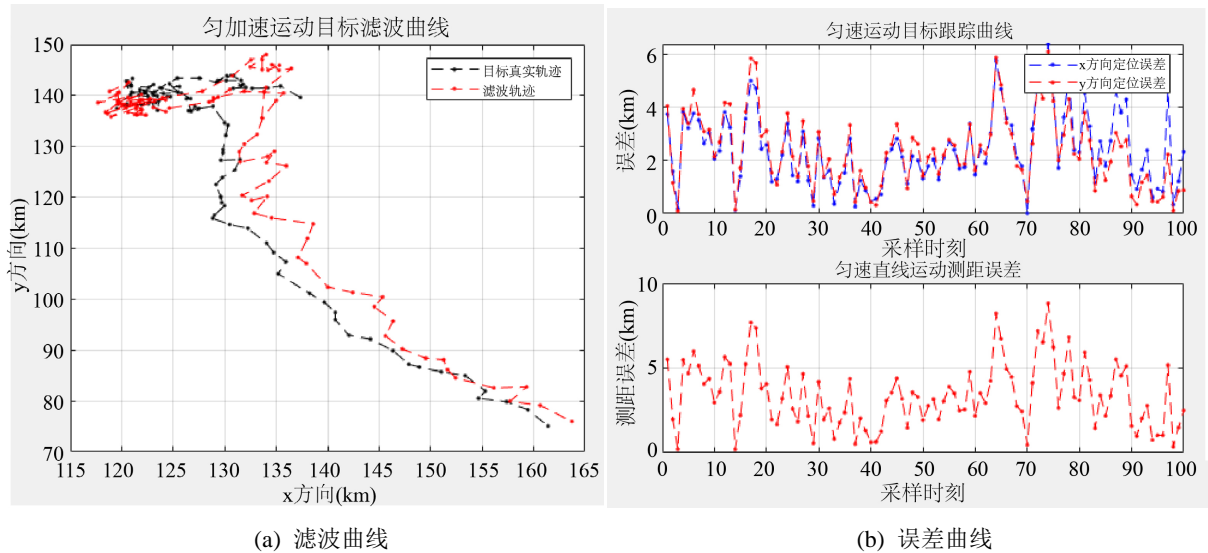


Figure 7. The filter error curve of the uniformly accelerated target without considering the maneuvering of the observation platform

图 7. 不考虑观测平台机动，匀加速目标的滤波误差曲线

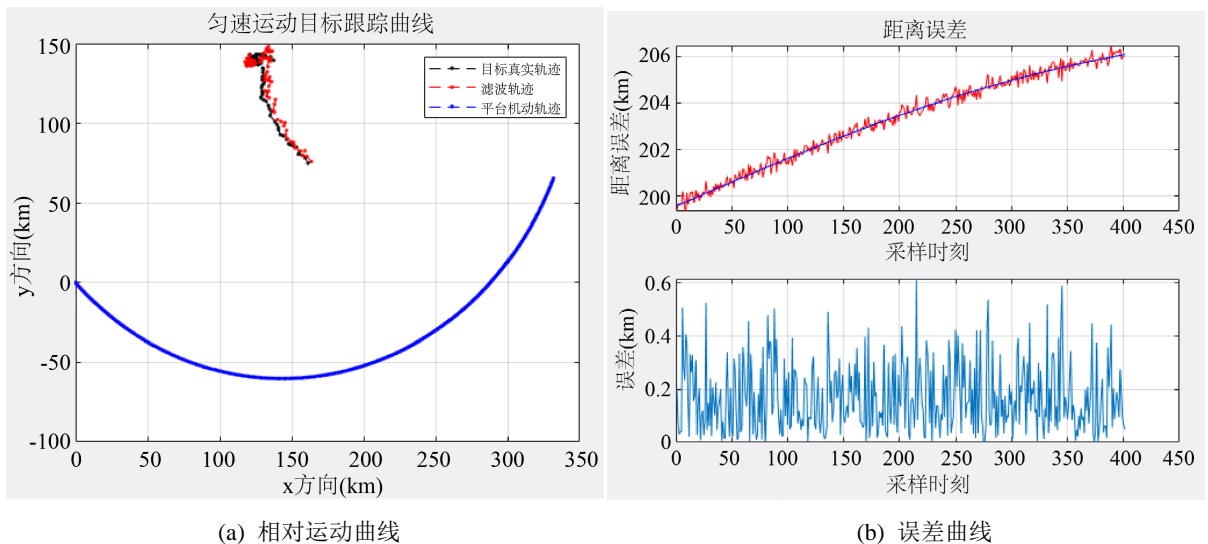


Figure 8. The maneuvering, uniform acceleration target tracking and filtering error curve of the airborne observation platform

图 8. 机载观测平台机动，匀加速目标跟踪及滤波误差曲线

Table 2. The influence of the static and maneuvering of the carrier aircraft on the error of the uniformly accelerated moving target

表 2. 载机静止和机动对匀加速运动目标的误差影响

仿真条件	探测距离(km)	定位精度(km)	测距精度(km)
不考虑平台机动	180	2.895	2.537
	200	3.579	2.982
	220	3.987	3.349
平台最优机动	180	0.652	0.480
	200	0.681	0.455
	220	0.778	0.601

3) Singer 模型运动目标

仿真参数设定[12]: 观测平台初始位置(0,0,25)km, 机载观测平台速度为 1 km/s, 地面目标的初始位置为(140,140,0)km, 目标运动速度为 15 m/s, 加速度为 5 m/s², 方位角和俯仰角的测量噪声分别设置为 $\sigma_{n_k}^2 = \sigma_{m_k}^2 = 0.005$, 系统误差表示为 $Q = diag[0.001^2, 0.001^2, 0.001^2]$ 。在实时调整系统噪声中对弱化因子 τ 取 0.8, 遗忘因子 ρ 为 0.95。采用 ARIMA-UKF 滤波算法, UKF 卡尔曼滤波器取 $\alpha^2 = 0.01, \beta = 2$, 采样间隔为 0.5 s, 采样时间为 500 s。

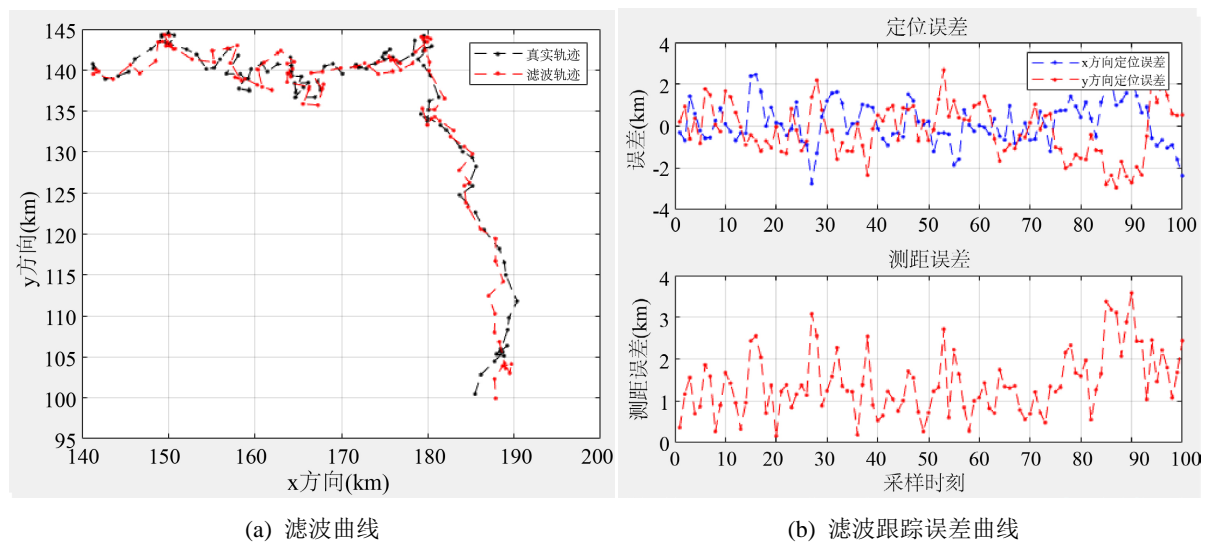


Figure 9. Filtering error curve of the Singer motion model without considering the movement of the platform machine

图 9. 不考虑平台机动时, Singer 运动模型的滤波误差曲线

Table 3. The influence of the static and maneuvering aircraft on the error of the moving target of the Singer model

表 3. 载机静止和机动对 Singer 模型运动目标的误差影响

仿真条件	探测距离(km)	定位精度(km)	测距精度(km)
不考虑平台机动	180 km	3.095	2.632
	200 km	2.459	2.176
	220 km	2.987	2.592
平台最优机动	180 km	0.658	0.419
	200 km	0.643	0.398
	220 km	0.752	0.515

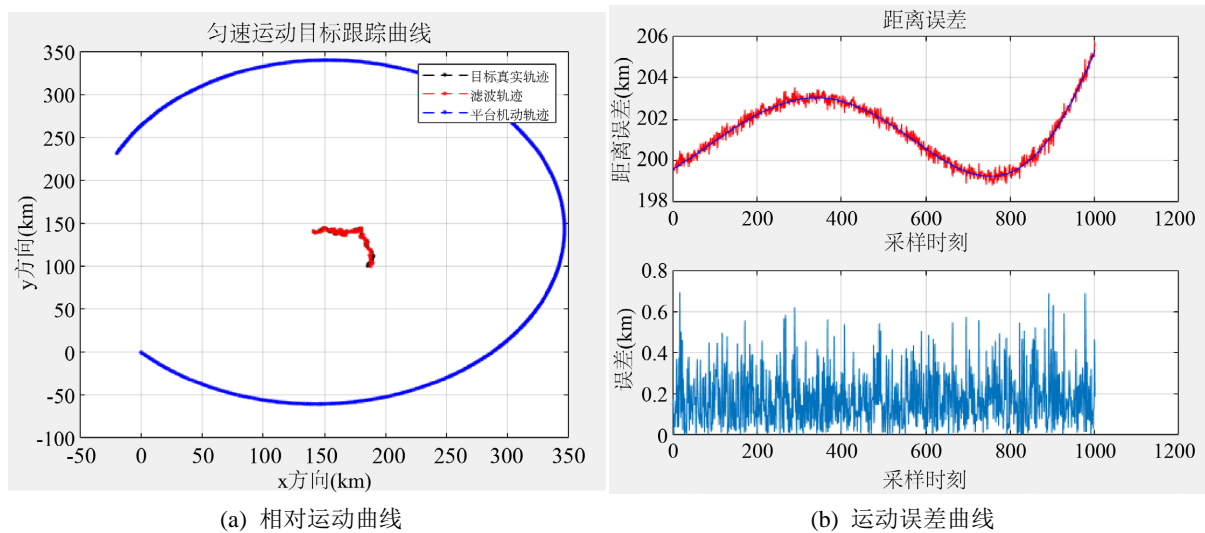


Figure 10. Singer moving target tracking and filtering error curve when the platform maneuvers optimally
图 10. 平台最优机动时, Singer 运动目标跟踪及滤波误差曲线

对比图 9 和图 10, 基于最优轨迹的机载观测平台于能很好的跟踪 Singer 运动模型目标, 跟踪精度大幅提高, 且跟踪结果也趋于收敛。不考虑机载观测平台机动时, 定位误差和测距误差都在 4 km 以内; 然而当机载观测平台在有效最优机动时, Singer 运动模型目标和机载观测平台相距 200 km 处的误差如表 3 所示, 定位误差在 0.643 km 以内, 测距误差可以达到 0.398 km 以内。

4. 结论

本文主要是针对跟踪滤波算法及机载观测平台的轨迹优化进行了研究。首先考虑到测量过程中涉及到的测量误差及噪声干扰项, 在 EKF 和 UKF 滤波算法的基础上, 本文采用一种基于时间序列的 ARIMA-UKF 滤波算法, 并与 EKF、UKF 在同等仿真条件下的定位性能做出比较, 结果表明了 ARIMA-UKF 算法和 EKF、UKF 算法都是在达到一样采样次数之后才开始慢慢收敛, 但 ARIMA-UKF 滤波算法能更快地收敛于 PCRLB 下界, 具有更好的滤波效果。然后对机载观测平台的机动轨迹进行设计, 计算了机载观测平台在“一步最优”状态下每一时刻的次优航向角, 给出基于 FIM 行列式最大指标的运动轨迹设计方案。仿真实验表明最优机动测量均会产生两条左右对称的轨迹, 和平台的运动速度与和目标之间的距离有关系; 实验结果表明机载观测平台在最优机动策略的轨迹规划下对目标的定位相比机载观测平台不机动的情况下有更高的定位精度, 探测距离为 200 km 处, 目标和机载观测平台相距 200 km 处定位精度可达到 0.643 km, 测距误差降到 0.398 km 左右, 测距误差百分比达到 0.2% 以内。

参考文献

- [1] 董俊松. 基于扩展卡尔曼滤波的单目标跟踪算法研究[D]: [硕士学位论文]. 兰州: 西北师范大学, 2019.
- [2] 叶俊. 一种改进的自适应 UKF 被动定位方法[J]. 电讯技术, 2020, 60(4): 428-432.
- [3] 张智, 姜秋喜, 孙志勇. 基于改进平方根 UKF 双向滤波的单站无源定位算法[J]. 火力与指挥控制, 2015, 40(3): 116-120.
- [4] 宋海亮, 付永庆. 基于迭代 UH_{∞} 的单站无源定位算法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2013, 34(10): 1334-1338.
- [5] 高春艳, 董鹏, 高涵, 王辉强. EKF 交互多模型算法在目标跟踪的应用[J]. 机械设计与制造, 2020(2): 284-287.
- [6] 杨真真, 谢艳秋, 靳旭东, 庄桂敏. 基于 ARIMA 时间序列模型的传染病发展趋势预测——以 COVID-19 为例[J]. 中国科技信息, 2021(Z1): 70-72.

-
- [7] Biswas, S.K., Li, Q. and Dempster, A.G. (2020) A Quantified Approach of Predicting Suitability of Using the Unscented Kalman Filter in a Non-Linear Application. *Automatica*, **122**, Article ID: 109241. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2020.109241>
- [8] Chi, Y.H., Hu, L.H., Gao, X. and Li, S.F. (2020) Research on Infrared Passive Ranging Algorithm Based on Unscented Kalman Filter and Modified Spherical Coordinates. *Journal of Physics Conference Series*, **1629**, Article No. 12066. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1629/1/012066>
- [9] Kulikova, M.V. and Kulikov, G.Y. (2021) MATLAB-Based General Approach for Square-Root Extended-Unscented and Fifth-Degree Cubature Kalman Filtering Methods. *European Journal of Control*, **59**, 1-12. <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2021.01.003>
- [10] 薛文丽. 无源定位中的直接定位技术研究[D]: [硕士学位论文]. 成都: 电子科技大学, 2020.
- [11] 吴芬. 单无人机纯角度目标被动定位与跟踪问题研究[D]: [硕士学位论文]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [12] Wasim, M. and Ali, A. (2020) Airship Aerodynamic Model Estimation Using Unscented Kalman Filter. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, **31**, 1318-1329.