

지구 곡률이 고려된 신호방향선과 확장칼만필터를 이용한 고정형 신호원 위치추정

박 병 구*, 안 재 민^o

Stationary Emitter Position Location Using Extended Kalman Filter Based on LOBs Considering The Earth's Curvature

Byungkoo Park*, Jaemin Ahn^o

요 약

이동식 수동형 장비(Moving Passive Observer)에서 수집된 신호방향(Direction Of Arrival, DOA) 정보를 기반으로 직선 형태의 신호방향선(Line Of Bearing, LOB)을 생성하고 확장칼만필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 이용하여 2차원 평면 직각좌표계에서 고정형 신호원의 위치를 실시간으로 추정하는 방법이 다수의 논문에서 소개되었다. 본 논문은 기존의 방법과 다르게 지구를 구체로 모델링하고, 구체 형태의 지구 곡률이 고려된 곡선 형태의 신호방향선을 생성한 후 확장칼만필터를 이용하여 고정형 신호원의 위치를 추정하는 방법을 제안한다. 그리고 모의실험을 통해 제안한 방법이 기존 방법에 비해 우수한 위치추정 성능을 가짐을 보인다.

Key Words : Position Location, Extended Kalman Filter(EKF), Line Of Bearing(LOB)

ABSTRACT

Several papers have introduced an Extended Kalman filter(EKF) using straight line LOBs(Line Of Bearings) calculated from Direction Of Arrival(DOA) measurements of moving passive observer for the stationary emitter position estimation on the 2-D cartesian coordinate system. This paper introduces the EKF based on the curved LOBs considering the earth's curvature in order to estimate the stationary emitter position. The analysis of the simulation results shows that the proposed method has better performance than the conventional EKF using straight line LOBs.

I. 서 론

전자전(Electronic Warfare, EW)에서 이동식 또는 고정식 수동형 장비(passive observer)를 이용하여 레이다와 같은 신호원(emitter)의 위치를 추정하는 것은 오랜 기간 동안 연구되어온 중요한 연구 분야이다. 일반적으로 전술항공기를 이용하여 신호원의 위치를 추

정하는 방법은 다수의 배열안테나를 기반으로 하는 단일 수신기를 장착하고 2차원 평면 직각 좌표계를 기반으로 두 지점 이상에서 신호원의 방향을 측정한다. 그리고 직선 형태의 신호방향선(Line Of Bearing, LOB)을 생성한 후, 삼각측량법(triangulation)을 이용하여 LOB들의 교점을 신호원의 위치로 추정한다. 그리고 신호원의 방향을 측정할 때 잡음이 포함되고 추

* First Author : Department of Radio & Information Communications Engineering, Chungnam National University, Electronic Warfare PMO, Agency for Defense Development, elcapbk@naver.com, 정회원

^o Corresponding Author : Department of Radio & Information Communications Engineering, Chungnam National University, jmahn@cnu.ac.kr, 종신회원

논문번호 : KICS2017-05-004, Received May 27, 2017; Revised August 1, 2017; Accepted August 10, 2017

정하고자 하는 변수(신호원의 위치 좌표)보다 측정된 데이터가 더 많은 경우에 해당하므로 선형 또는 비선형 최소제곱법(Least Squares Estimation, LSE), 칼만 필터(Kalman Filter, KF) 또는 확장칼만필터(Extended Kalman Filter, EKF) 방법으로 신호원의 위치를 추정한다¹⁻³⁾.

기존의 방법¹⁻³⁾은 2차원 평면 직각좌표계를 기반으로 신호원의 위치를 추정한다. 그리고 일반적으로 신호를 수신하는 전술항공기의 위치는 3차원 위경도 좌표계의 값으로 표현되므로 3차원 좌표계에서 2차원 좌표계로의 변환 과정이 필요하다. 지구를 2차원 평면으로 가정하는 방식은 그림 1과 같이 3차원 타원체 형태의 지구를 2차원 평면상으로 변환하여 표현하기 때문에 기하학적인 왜곡(거리, 면적, 모양 또는 방향의 왜곡)이 발생한다⁴⁾. 그러므로 2차원 평면에서의 위치 추정은 위치추정 알고리즘 성능에 관계없이 기하학적 왜곡에 의한 위치추정 오차가 발생하게 되며 신호원과 전술항공기간의 거리가 멀어질수록 오차가 증가하는 현상을 보인다. 그리고 기존의 방법¹⁻³⁾은 지구의 곡률을 고려하지 않은 직선 형태의 LOB를 이용하므로 신호원과 전술항공기간의 거리가 멀어질수록 지구 곡률에 기인한 오차가 위치추정 오차로 반영되는 문제점이 있다^{5,8)}.

직선 LOB의 사용 및 좌표계 변환 왜곡에 의한 위치추정 오차를 최소화하기 위해 지구를 구체(sphere)로 가정하고 3차원 위경도 좌표계를 기반으로 지구 곡률이 고려된 곡선 LOB를 이용하여 비선형 최소제곱법(Nonlinear Least Squares Estimation, NLSE) 방법으로 고정 신호원의 위치를 추정하는 방법이 제시되었다⁸⁾. 그러나 전술항공기에 탑재되는 전자전 장비는 지상 전자전 장비에 비교하여 중앙처리장치(CPU) 및 메모리(memory) 등에서 상대적으로 제한된 성능을 가지고 신호원의 위치를 추정해야한다. 그러므로 본 논문에서는 위치를 추정하기 위해 배치 프로세스

(batch process) 형태의 NLSE 방법보다는 지구 곡률이 고려된 곡선 LOB를 이용하는 확장칼만필터 방법을 제안한다.

본론 1장에서는 기존 방법 중에서 직선 LOB를 이용하는 확장칼만필터를 소개한다. 본론 2장에서는 본 논문에서 제안한 방법을 설명하고 본론 3장에서는 모의실험을 통해 직선 LOB를 이용하는 기존의 방법과 제안한 방법의 위치추정 성능을 비교한다.

II. 본 론

2.1 직선 형태의 LOB를 이용하는 확장칼만필터 (기존 방법)^{2,3)}

칼만 필터는 선형 시스템을 대상으로 개발된 알고리즘이며 과거의 정보를 바탕으로 다음번 측정값을 예측하는 예측 과정과 예측된 값과 현재 측정된 값의 차이를 기반으로 추정 값을 산출하는 추정 과정으로 이루어진다. 이러한 칼만 필터를 비선형 시스템에 적용하기 위해 확장시킨 방법이 확장칼만필터이다. 칼만 필터도 최소제곱법과 동일하게 오차의 제곱을 최소화하는 것을 목적으로 하므로 현재의 추정위치와 수집된 LOB와의 각도 차이를 최소화하는 비선형 수식을 사용하는 경우에 확장칼만필터를 적용할 수 있다.

본 논문에서는 고정형 신호원 및 등속도로 이동하는 전술항공기를 가정하므로 신호원의 위치를 나타내는 상태(state)는 동특성(dynamics)이 없다. 그리고 상태방정식(state equation)은 선형적이거나 측정방정식(measurement equation)이 비선형이므로 측정방정식을 현재 추정된 상태를 중심으로 선형화한 후 상태를 추정하는 확장칼만필터를 적용한다.

상태방정식(state equation)은 수식 (1)과 같다. 여기서 Φ 는 상태전이행렬(transition matrix)을 의미하며 고정형 신호원이므로 항등행렬(identity matrix)이 된다. 여기서 상태변수 \hat{X}_k 는 k 번째에 추정된 위치를 의미한다. 그리고 w_k 는 프로세스 잡음(process noise)을 의미하며 평균이 0인 백색 가우시안 잡음(zero mean white Gaussian noise)으로 가정하였다. 프로세스 잡음의 공분산(process noise covariance) Q 는 수식 (2)과 같이 표현할 수 있다.

$$\hat{X}_{k+1}^- = \Phi \hat{X}_k + w_k$$

$$\Phi = I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \hat{X}_k = \begin{bmatrix} \hat{x}_{e(k)} \\ \hat{y}_{e(k)} \end{bmatrix} \quad (1)$$

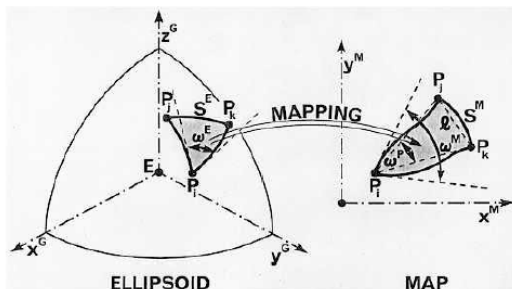


그림 1. 지도 투영에 의한 왜곡(국립산림과학원)
Fig. 1. Map projection distortion

$$Q = \sigma_w^2$$

$$E[w_j w_k] = \sigma_w^2 \delta_{jk}, \delta_{jk} = \begin{cases} 1, & \text{if } j = k \\ 0, & \text{if } j \neq k \end{cases} \quad (2)$$

측정방정식(measurement equation)은 수식 (3)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 z_k 는 전술항공기가 k 번째 위치(x_k, y_k)에 있을 때 측정된 신호방향을 의미한다. 그리고 v_k 는 신호방향 측정 잡음을 의미하며 평균이 0인 백색 가우시안 잡음(zero mean white Gaussian noise)으로 가정하였다. 측정 잡음의 공분산(measurement noise covariance) R 은 수식 (4)과 같이 표현할 수 있다.

$$z_k = h(\hat{X}_k^-) + v_k$$

$$h(\hat{X}_k^-) = \tan^{-1} \left(\frac{\hat{y}_{e(k)}^- - y_{(k)}}{\hat{x}_{e(k)}^- - x_{(k)}} \right) \quad (3)$$

$$R = \sigma_v^2$$

$$E[v_j v_k] = \sigma_v^2 \delta_{jk}, \delta_{jk} = \begin{cases} 1, & \text{if } j = k \\ 0, & \text{if } j \neq k \end{cases} \quad (4)$$

측정값(z_k)이 주어지는 경우 추정값(\hat{X}_k^-)을 계산하는 방법은 수식 (5)과 같다.

$$\hat{X}_k^- = \hat{X}_k^- + K_k [z_k - h(\hat{X}_k^-)]$$

$$\hat{X}_k^- = \begin{bmatrix} \hat{x}_{e(k)}^- \\ \hat{y}_{e(k)}^- \end{bmatrix} \quad (5)$$

측정 매트릭스(measurement matrix) H_k 는 현재 예측된 상태(\hat{X}_k^-)와 k 번째 측정이 이루어진 전술항공기의 위치($x_{(k)}, y_{(k)}$)를 이용하여 수식 (6)과 같이 자코비안 매트릭스(Jacobian matrix)를 이용하여 구할 수 있다.

$$H_k = \left. \frac{\partial h(X)}{\partial X} \right|_{X = \hat{X}_k^-} = [h_{11} \ h_{12}], X = \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \end{bmatrix}$$

$$h_{11} = \left. \frac{\partial h(X)}{\partial x_e} \right|_{x_e = \hat{x}_{e(k)}^-, y_e = \hat{y}_{e(k)}^-}$$

$$= - \frac{\hat{y}_{e(k)}^- - y_{(k)}}{(\hat{x}_{e(k)}^- - x_{(k)})^2 + (\hat{y}_{e(k)}^- - y_{(k)})^2} \quad (6)$$

$$h_{12} = \left. \frac{\partial h(X)}{\partial y_e} \right|_{x_e = \hat{x}_{e(k)}^-, y_e = \hat{y}_{e(k)}^-}$$

$$= \frac{\hat{x}_{e(k)}^- - x_{(k)}}{(\hat{x}_{e(k)}^- - x_{(k)})^2 + (\hat{y}_{e(k)}^- - y_{(k)})^2}$$

오차 공분산(P_k)과 칼만 이득(K_k)은 수식 (7) 및 수식 (8)과 같이 계산할 수 있다.

$$P_k = [I - K_k H_k] P_k^- \quad (7)$$

$$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R]^{-1} \quad (8)$$

예측된 추정값(\hat{X}_k^-)과 예측된 오차 공분산(P_k^-)은 수식(9) 및 수식 (10)과 같이 계산할 수 있다. 신호방향 정보만을 이용하여 신호원의 위치를 추정하는 전자전 장비에서는 프로세스 잡음이 없다고 가정하므로 프로세스 잡음의 공분산 Q 의 q_{11} 및 q_{22} 는 작은 양수 값을 사용한다^[3].

$$\hat{X}_k^- = \Phi \hat{X}_{k-1}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$P_k^- = \Phi P_{k-1} \Phi^T + Q, Q = \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix} \quad (10)$$

확장칼만필터를 수행하기 위해서는 초기 추정값(\hat{X}_0) 및 초기 오차 공분산(P_0) 선정 과정이 필요하다. 일반적으로 적절한 값을 임의로 설정하고 확장칼만필터를 수행하거나 몇 개의 LOB를 이용하여 선형 또는 비선형 LSE를 수행한 후 위치추정 결과를 초기 추정값(\hat{X}_0)로 사용하고 오차 공분산을 초기 오차 공분산(P_0)로 사용한다. 본 논문에서는 초기에 몇 개의 LOB를 이용하여 NLSE를 수행한 후 초기 추정값(\hat{X}_0)과 초기 오차 공분산(P_0)을 선정하였다. 확장칼만필터(EKF)는 추정 값이 수렴하지 않고 발산할 수 있는 단점이 있으므로 초기값 선정 시에 발산의 가능성에 대해 유의하여야 한다.

2.2 지구 곡률이 고려된 곡선 LOB를 이용하는 확장칼만필터(제안한 방법)

그림 2와 같이 전술항공기(moving observer)의 위치는 3차원의 위경도 좌표계(Lat./Lon. coordinate system)의 정보로 표현된다. 그러므로 평면 직각좌표계(cartesian coordinate system)를 이용하는 경우에는 좌표계 변환과 같은 계산상의 번거로움뿐만 아니라 위치 좌표의 변환 왜곡이 발생한다. 그리고 평면 좌표계를 기반으로 지구 곡률을 고려하지 않은 직선 LOB를 이용하면 신호원의 위치 추정시 평면 좌표계 및 직선 LOB 사용에 따른 오차가 발생된다^[8]. 그러므로 직

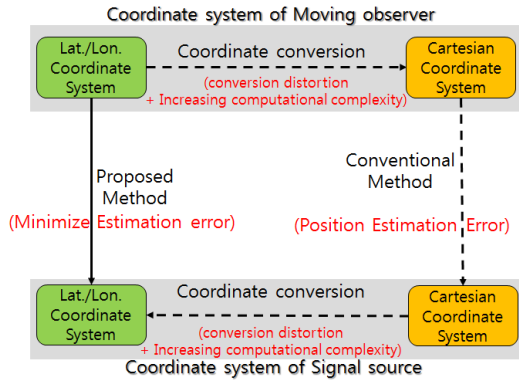


그림 2. 좌표계 변환 왜곡 및 추정 오차
Fig. 2. Coordinate system conversion distortion and estimation error

선 LOB를 이용하여 평면 직각 좌표계에서 신호원의 위치를 추정하는 기존의 확장칼만필터 방법 역시 이에 따른 위치추정 오차가 발생한다.

그림 3은 WGS84 타원체를 기반으로 MATLAB의 azimuth함수⁷⁾를 이용하여 3지점의 전술항공기 위치 ((위도 36도, 경도 127.8), (위도 36도, 경도 128도), (위도 36도, 경도 128.2도)와 고정형 신호원의 위치 (위도 37도, 경도 128도)에 따른 방향 측정 오차가 없는 신호방향을 산출하여 직선 형태의 LOB와 지구 곡률을 고려한 곡선 형태의 LOB를 전제한 것이다. 그림 3에서 붉은색 실선(line)은 곡선형태의 LOB, 파란색 점선(dashed line)은 직선 형태의 LOB, 다이아몬드(diamond)는 신호원의 위치를 나타낸다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 곡선 형태의 LOB의 교점이 신호원의 위치와 유사함을 알 수 있다. 즉, 신호원의 신호방향을 이용한 위치추정 방법에서 직선형태의 LOB를

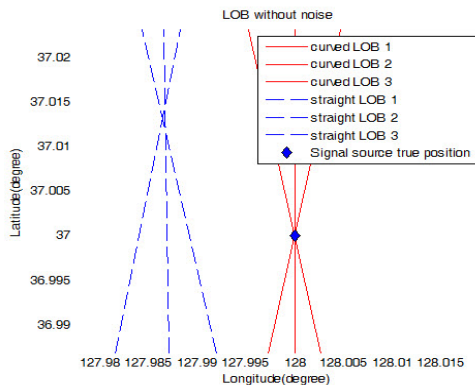


그림 3. 직선 LOB 및 곡선 LOB 비교(확대)
Fig. 3. Comparison of straight LOBs and curved LOBs(Zoom in)

이용하는 것 보다 지구 곡률을 고려된 곡선형태의 LOB를 이용하는 것이 위치추정 오차를 줄일 수 있음을 알 수 있다. 그러므로 본 논문에서는 지구를 구체로 가정하고 3차원 위경도 좌표계를 기반으로 지구 곡률을 고려된 곡선 LOB를 이용한다.

본 논문은 고정형 신호원의 위치를 추정하기 위해 수동형 장비(passive observer)를 장착한 전술항공기가 등속 이동하면서 T_s 시간 간격으로 고정형 신호원에 대한 신호방향을 측정하는 시스템을 가정한다. 그리고 대상 시스템의 상태방정식(state equation)과 측정방정식(measurement equation)을 연속시간(continuous time) 영역에서 표현하면 수식 (11) 및 수식 (12)와 같다.

수식 (11)에서 상태 변수(state) $X(t)$ 는 추정하고자 하는 고정된 신호원의 위도($\phi_c(t)$), 경도($\lambda_c(t)$)를 의미하며, 측정값($z(t_i)$)은 전술항공기가 등속 이동하면서 샘플링 주기 T_s 마다 측정한 고정형 신호원의 신호방향을 의미한다. 그리고 $w(t)$ 및 $v(t_i)$ 를 평균이 0인 백색 가우시안 잡음으로 가정한다. X_0 는 초기 상태 값을 의미하며 평균이 \bar{X}_0 이고, 공분산이 P_0 인 가우시안(Gaussian) 분포로 가정하였다.

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= f(X(t), t) + w(t) \\ X(t) &= \begin{bmatrix} \phi_c(t) \\ \lambda_c(t) \end{bmatrix} \\ X_0 &\sim N(\bar{X}_0, P_0), w(t) \sim N(0, Q(t)) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} z(t_i) &= h(X(t_i), t_i) + v(t_i) \\ v(t_i) &\sim N(0, R(t_i)) \\ t_i &= iT_s, T_s = \text{sampling period} \end{aligned} \quad (12)$$

위치를 추정하고자 하는 신호원이 고정형 신호원이므로 $\dot{X}(t) = 0$ 이다. 즉, 상태의 동특성이 없는 정적인 상태변수이므로 상태방정식을 이산화하면 수식 (13), 수식 (14)와 같다. 여기서 X_k 는 k 번째에 추정된 신호원의 위치를 의미한다. 그리고 w_k 는 프로세스 잡음을 의미하며, 평균이 0인 백색 가우시안 잡음으로 가정한다.

$$\dot{X}(t) = \frac{dX}{dt} = \frac{X_{k+1} - X_k}{dt} = 0, X_{k+1} = X_k \quad (13)$$

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi X_k + w_k \\ X_k &= \begin{bmatrix} \phi_c(k) \\ \lambda_c(k) \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (14)$$

프로세스 잡음의 공분산 Q 는 수식 (15)와 같이 표현할 수 있다.

$$E[w_j w_k^T] = Q \delta_{jk} = Q \quad (15)$$

측정값은 이미 특정 주기(T_s)로 이산화 된 측정값이므로 수식 (11)의 측정방정식은 수식 (17)와 같이 표현할 수 있다.

$$z_k = h(X_k) + v_k \quad (16)$$

여기서 v_k 는 신호방향 측정 오차를 의미하며 평균이 0인 백색 가우시안 잡음으로 가정한다. 그리고 측정 잡음의 공분산 R 을 다음 수식 (17)과 같이 표현할 수 있다.

$$E[v_j v_k^T] = \sigma_v^2 \delta_{jk} = R \quad (17)$$

컴퓨터를 통해 칼만필터를 구현하기 위해 상태방정식과 측정방정식을 이산시간 영역에서 정리하면 수식 (18) 및 수식 (19)와 같다.

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k+1}^- &= \Phi \hat{X}_k^- + w_k \\ \hat{X}_k^- &= \begin{bmatrix} \hat{\phi}_{e(k)} \\ \hat{\lambda}_{e(k)} \end{bmatrix}, \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (18)$$

$$w_k \sim N(0, Q), \quad X_0 \sim N(\bar{X}_0, P_0)$$

$$\begin{aligned} z_k &= h(X_k) + v_k \\ v_k &\sim N(0, R) \end{aligned} \quad (19)$$

수식 (20)은 곡선 형태의 LOB를 산출하는 기반이 되는 수식으로 전술항공기의 위도, 경도 및 신호원의 위도, 경도를 이용하여 신호방향을 산출하는 수식이다¹⁵⁻⁶⁾. 여기서 ϕ_i, λ_i 는 i 번째 신호방향 측정시의 전술항공기의 위도, 경도를 의미하며, ϕ_e, λ_e 는 신호원의 위도, 경도를 의미한다.

$$\begin{aligned} h_i(X) &= DOA(\phi_i, \lambda_i, \phi_e, \lambda_e) = \tan^{-1} \left(\frac{A}{B} \right) \\ A &= (\sin(\lambda_e - \lambda_i) \cos(\phi_e)) \\ B &= (\cos(\phi_i) \sin(\phi_e) - \sin(\phi_i) \cos(\phi_e) \cos(\lambda_e - \lambda_i)) \end{aligned} \quad (20)$$

프로세스 잡음의 공분산 Q 는 기존의 방법과 동일하며 수식 (21)과 같다. 여기서 q_{11}, q_{22} 의 값으로 작은

양수를 사용한다³⁾.

$$Q = \begin{bmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & q_{22} \end{bmatrix} \quad (21)$$

측정 잡음의 공분산 R 은 신호방향 측정 오차 (σ_{DOA})를 이용하여 수식 (22)과 같이 정리 할 수 있다.

$$R = \sigma_v^2 = \sigma_{DOA}^2 \quad (22)$$

측정 매트릭스 H_k 는 현재 예측된 상태(\hat{X}_k^-), k 번째 측정이 이루어진 전술항공기의 위치(ϕ_k, λ_k)를 수식 (20)에 대입하여 $h(X)$ 를 계산하고 수식 (23)과 같이 자코비안 매트릭스를 이용하여 구한다.

$$\begin{aligned} H_k &= [H_{11} \quad H_{12}] \\ H_{11} &= \left. \frac{\partial h(X)}{\partial \phi_e} \right|_{X=\hat{X}_k^-}, \quad H_{12} = \left. \frac{\partial h(X)}{\partial \lambda_e} \right|_{X=\hat{X}_k^-} \end{aligned} \quad (23)$$

오차 공분산(P_k), 칼만 이득(K_k), 추정값(\hat{X}_k^-), 오차 공분산 예측(P_k^-) 그리고 Q 를 계산하는 방법은 앞서 설명한 기존의 방법³⁾과 같다. 그리고 확장칼만필

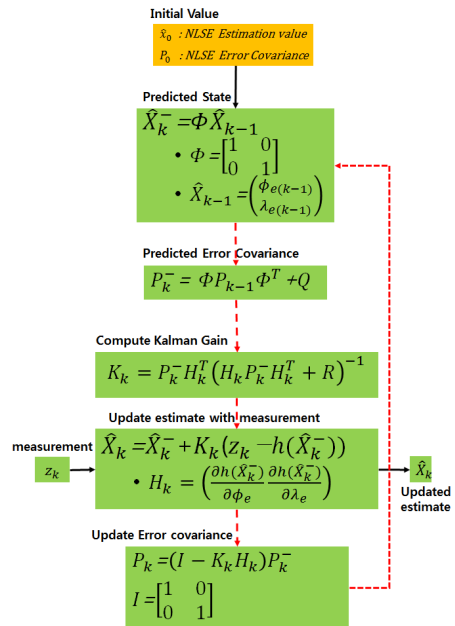


그림 4. 곡선 LOB를 사용하는 확장칼만필터
Fig. 4. EKF using curved LOBs

표 1. 기존의 방법과 제안한 방법의 수식 비교
Table 1. Equation comparison of conventional method and proposed method.

Method	Equation
Conventional Method	$\hat{X}_k = \begin{bmatrix} \hat{x}_{e(k)} \\ \hat{y}_{e(k)} \end{bmatrix}$
	$z_k = h(\hat{X}_k) + v_k$ $h(\hat{X}_k) = \tan^{-1} \left(\frac{\hat{y}_{e(k)} - y(k)}{\hat{x}_{e(k)} - x(k)} \right)$
Proposed Method	$\hat{X}_k = \begin{bmatrix} \phi_e(k) \\ \lambda_e(k) \end{bmatrix}$
	$z_k = h(X_k) + v_k$ $h_k(X) = \tan^{-1} \left(\frac{A}{B} \right)$ $A = (\sin(\lambda_e - \lambda_i) \cos(\phi_e))$ $B = (\cos(\phi_e) \sin(\phi_e) - \sin(\phi_e) \cos(\phi_e) \cos(\lambda_e - \lambda_i))$

터를 수행하기 위해 지구곡률이 고려된 LOB를 이용한 NLSE 방법^[8]을 이용하여 초기 추정값(\hat{x}_0) 및 초기 오차 공분산(P_0)을 선정하였다.

그림 4는 본 논문에서 제안한 곡선 LOB를 이용하여 고정형 신호원의 위치를 추정하는 확장칼만필터 방법을 설명하는 그림이고 표 1은 기존의 방법과 본 논문에서 제안한 방법의 차이를 정리한 것이다.

III. 모의실험 결과 고찰

MATLAB을 이용한 모의실험을 통해 직선 LOB를 이용하는 기존의 확장칼만필터와 본 논문에서 제안한 곡선 LOB를 이용하는 확장칼만필터의 위치추정 성능을 비교한다.

모의실험을 위해 곡선의 LOB를 이용하는 확장칼만필터 및 NLSE 방법^[8]에서는 3차원 좌표계 중에서 위경도 좌표계를 이용하고 직선의 LOB를 이용하는 확장칼만필터^[3] 및 NLSE 방법^[2-3]은 2차원 좌표계 중에서 UTM(Universal Transverse Mercator) 좌표계를 사용하였다. 그리고 수동형 장비(passive observer)를 탑재한 전술항공기는 표 2와 같이 신호원을 기준으로 서쪽에서 동쪽으로 경도 0.2°(degree 단위) 간격으로 1회 왕복 이동하면서 신호를 수집하는 것으로 가정하였다.

신호방향 측정결과는 지구를 WGS84 타원체로 가정하고 MATLAB의 azimuth함수^[7]를 이용하여 전술항공기와 신호원의 위치에 따라 방향측정 오차가 없

표 2. 신호원 및 전술항공기 위치
Table 2. Signal Source and Receiver Position

		Location (Lat., Lon.)
Signal source		(38°, 127°)
Receiver	Start/End Position	(36°, 126°)
	Return Position	(36°, 128°)

는 신호방향 값을 산출하였다. 그리고 방향측정 오차가 없는 경우(without noise error)와 1° RMS(degree 단위)의 방향측정 오차가 있는 경우(with noise error)로 구분하여 모의실험을 수행하였다.

확장칼만필터 실행을 위한 초기 위치값(\hat{x}_0) 및 오차 공분산값(P_0)계산을 위해 8개의 LOB를 이용하였다. 이때, 기존의 방법에서는 기존의 NLSE 방법^[3]의 결과를 이용하였으며 본 논문에서 제안한 방법에서는 곡선 LOB를 이용하는 NLSE 방법^[8]의 결과를 이용하였다.

모의실험을 위해 측정 잡음의 공분산 R 은 방향측정 오차를 이용하는 수식 (24)와 같이 설정하였다. 왜냐하면, 레이더와 같은 신호원의 위치를 추정하는 전자전 장비는 일반적으로 신호방향측정 오차를 1° RMS(degree 단위)로 가정하기 때문이다.

$$R = (1 \text{ deg})^2 = (0.0175 \text{ rad})^2 \tag{24}$$

프로세스 잡음의 공분산 Q 는 위경도 0.1°(degree 단위)에 해당하는 값을 사용하였으며 직선 LOB를 이용하는 확장칼만필터에서는 이 값을 해당 좌표계에 맞게 변환하여 사용하였다.

$$Q = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 \\ 0 & 0.1 \end{bmatrix} \tag{25}$$

모의실험은 NLSE의 결과를 이용하는 8개의 LOB가 측정된 시점부터 마지막 LOB가 수신될 때까지 각 LOB 수신될 때 마다 100회의 Monte Carlo Simulation을 수행하여 신호원의 위치를 추정하였다. 그리고 추정 위치와 실제 위치를 비교하여 위도 오차의 RMSE(Root Mean Squared Error) 값을 도(degree) 단위로 표시한 그림, 경도 오차의 RMSE 값을 도(degree) 단위로 표시한 그림, 수식 (26)을 이용하여 실제위치와 추정위치간의 거리 오차를 degree (도) 단위로 표시한 그림으로 정리하였다.

$$\begin{aligned} x &= (\lambda_2 - \lambda_1) \cos((\phi_1 + \phi_2)/2) \\ y &= (\phi_2 - \phi_1) \\ d &= R\sqrt{x^2 + y^2} \end{aligned} \quad (26)$$

여기서, ϕ 는 위도, λ 는 경도, R 은 지구 반경의 의미한다. 수식 (26)은 지구 표면상이 두 지점간의 거리를 산출하는 수식이다^[6].

3.1 방향 측정 오차가 없는 경우 (Without Noise Error)

그림 5에서 그림 8까지는 방향 측정 오차가 없을 때의 모의실험 결과를 정리한 것이다. 그림 5에서 그림 7까지를 살펴보면 기존의 방법은 평균적으로 위도 0.06도, 경도 0.06도 정도의 추정오차를 가지는 반면 본 논문에서 제안한 방법은 평균적으로 위도 0.01도, 경도 0도 정도의 추정 오차를 가짐을 볼 수 있다. 그

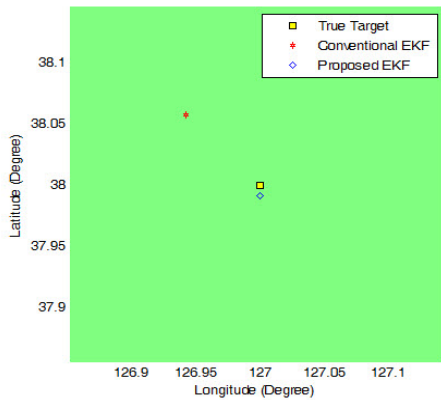


그림 5. 마지막 LOB 수신 후의 위치 추정 결과 (방향 측정 오차 없음)
Fig. 5. Signal source position estimation after receiving the last LOB (Without Noise Error)

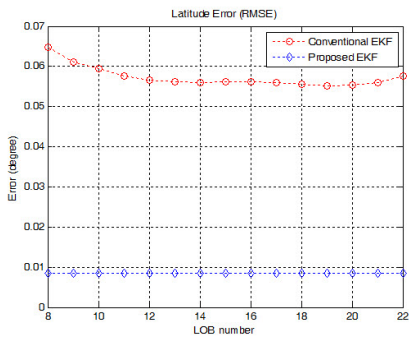


그림 6. 위도 추정 오차(degree)(방향 측정 오차 없음)
Fig. 6. Error of Latitude Estimation(degree)(Without Noise Error)

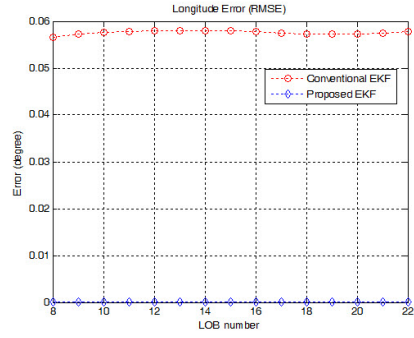


그림 7. 경도 추정 오차(degree) (방향 측정 오차 없음)
Fig. 7. Error of Longitude Estimation(degree) (Without Noise Error)

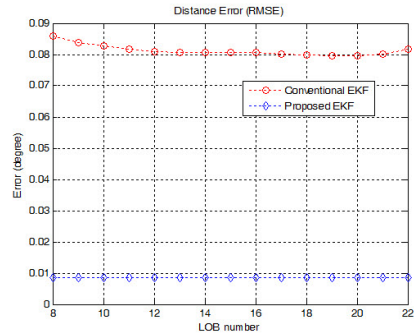


그림 8. 추정 위치에서의 거리 오차(degree) (방향 측정 오차 없음)
Fig. 8. Distance Error of Estimated Position(degree) (Without Noise Error)

표 3. 방향 측정 오차가 없는 경우의 실험에서 사용한 변수
Table 3. Parameters using Simulation without noise error

Parameter	Assumed value
Direction error without noise	$\sigma_v = \sigma_{DOA} = 0 \text{ deg}$
R	$\sigma_{DOA}^2 = (1 \text{ deg})^2 = 0.0175^2 \text{ rad}^2$
Q	$\begin{bmatrix} 0.1 & 0 \\ 0 & 0.1 \end{bmatrix}$
\hat{x}_0	Estimation value of NLSE[3] using 8 LOBs
P_0	Error covariance of NLSE[3] using 8 LOBs

리고 위경도 오차를 이용하여 거리(distance)로 변환한 그림 8을 살펴보면 기존의 방법은 0.08도, 제안한 방법은 0.01도의 거리 오차를 가짐을 볼 수 있다.

그러므로 방향 측정 오차가 없는 경우 기존의 방법

보다 본 논문에서 제안한 방법이 상대적으로 우수한 위치추정 정확도를 가짐을 확인할 수 있다. 표 3은 방향 측정 오차가 없는 경우에 해당하는 모의실험에 사용한 변수를 정리한 것이다.

3.2 방향 측정 오차가 있는 경우(With Noise Error)

그림 9에서 그림 12까지는 방향 측정 오차가 없을 때의 모의실험 결과를 정리한 것이다. 그림 9에서 그림 11까지를 살펴보면 기존의 방법은 평균적으로 위도 0.08도, 경도 0.06도 정도의 추정오차를 가지는 반면 본 논문에서 제안한 방법은 평균적으로 위도 0.06도, 경도 0.04도에 가까운 추정 오차를 가짐을 볼 수 있다. 그리고 위경도 오차를 이용하여 거리(distance)로 변환한 그림 12를 살펴보면 기존의 방법은 0.1도, 제안한 방법은 0.08도의 거리 오차를 가짐을 볼 수 있다.

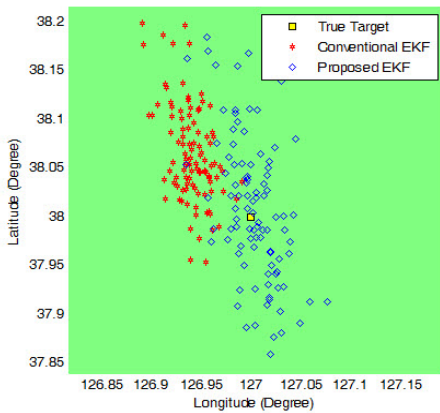


그림 9. 마지막 LOB 수신 후의 위치 추정 결과 (방향 측정 오차 있음, 1° RMS)
Fig. 9. Signal source position estimation after receiving the last LOB (With Noise Error, 1° RMS)

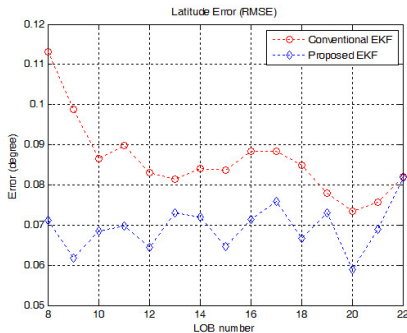


그림 10. 위도 추정 오차(degree) (방향 측정 오차 있음, 1° RMS)
Fig. 10. Error of Latitude Estimation(degree) (With Noise Error, 1° RMS)

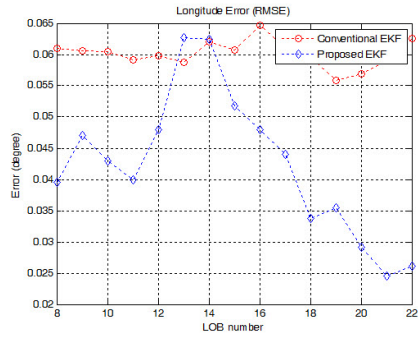


그림 11. 경도 추정 오차(degree) (방향 측정 오차 있음, 1° RMS)
Fig. 11. Error of Longitude Estimation (degree) (With Noise Error, 1° RMS)

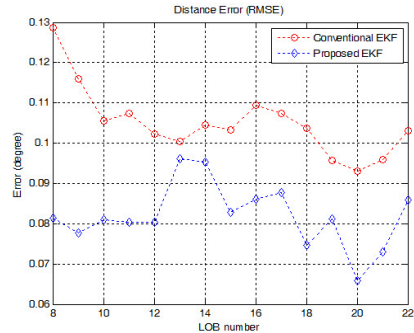


그림 12. 추정 위치에서의 거리 오차(degree) (방향 측정 오차 있음, 1° RMS)
Fig. 12. Distance Error of Estimated Position(degree) (With Noise Error, 1° RMS)

표 4. 방향 측정 오차가 있는 경우의 실험에서 사용한 파라미터

Table 4. Parameters using Simulation without noise error

Parameter	Assumed value
Direction error with noise	$\sigma_v = \sigma_{DOA} = 1 \text{ deg}$
R	$\sigma_{DOA}^2 = (1\text{deg})^2 = 0.0175^2 \text{ rad}^2$
Q	$\begin{bmatrix} 0.1 & 0 \\ 0 & 0.1 \end{bmatrix}$
\hat{x}_0	Estimation value of NLSE[8] using 8 LOBs
P_0	Error covariance of NLSE[8] using 8 LOBs

그러므로 방향 측정 오차가 있는 경우에도 기존의 방법보다 본 논문에서 제안한 방법이 상대적으로 우수한 위치추정 정확도를 가짐을 확인할 수 있다. 표 4

는 방향 측정 오차가 있는 경우에 해당하는 모의실험에 사용한 변수를 정리한 것이다.

IV. 결 론

직선 LOB를 이용하는 기존의 확장칼만필터 방법은 2차원 직교 좌표계를 기반으로 위치를 추정하기 때문에 위치 추정과정에서 좌표계 변환 왜곡이 발생하고 타원체 형태인 지구의 곡률을 고려하지 않은 직선 형태의 LOB를 사용하기 때문에 위치추정 오차가 발생하는 문제점이 있다.

이러한 문제점에서 기인한 위치추정 오차를 최소화하기 위해 본 논문은 지구를 구체로 모델링하고 구체 형태의 지구곡률이 고려된 곡선 LOB를 이용하는 확장칼만필터 방법을 제안하였다. 제안된 방법은 좌표계 변환 없이 위경도 좌표계에서 위치를 추정하므로 좌표계 변환 왜곡이 발생하지 않고, 지구의 형상과 유사한 구체로 지구를 모델링한 곡선 LOB를 사용하므로 이에 따른 위치 추정 오차를 최소화 시킨다.

본 논문은 모의실험을 통해 제안한 방법이 신호방향 측정 오차가 없는 경우 및 신호방향 측정 오차가 있는 경우 모두에서 기존의 방법에 비해 상대적으로 우수한 위치추정성능을 가짐을 확인하였다.

본 논문에서 사용한 모의실험의 변수를 표 2, 표 3 및 표 4에 정리하였다. 이들 변수 중에서 실험결과에 가장 영향을 주는 것은 확장칼만필터에서 사용하는 초기 위치값(x_0)이었다. 그리고 초기 위치값을 선정하기 위해 LOB가 8개인 시점까지 NLSE 방법^[8]을 수행시키고 그 추정값을 초기 위치값으로 이용하여 다음 LOB부터는 확장칼만필터를 동작시키는 과정으로 모의실험을 수행하였다.

그리고 전술항공기의 이동 경로나 신호의 수집 간격 등에 따라 신호원과 전술항공기간의 기하학적 구조(geometry)와 수집되는 LOB의 개수가 달라질 수 있으므로 NLSE 방법^[8]의 결과가 달라질 수 있다. 그러므로 확장칼만필터 실행을 위한 초기 추정값 선정 시 주의를 기울여야 한다.

References

[1] Richard A. Poisel, *Electronic Warfare Target Location Methods*, Artech House, 2005.
 [2] W. H. Foy, "Position-location solution by taylor-series estimation," *IEEE Trans. Aerospace*

and Electron. Syst., vol. AES-12, no. 2, pp. 187-193, 1976.

[3] Karl Spingarn, "Passive position location estimation using the extended kalman filter," *IEEE Trans. Aerospace and Electron. Syst.*, vol. AES-23, no. 4, pp. 558-567, Jul. 1987.
 [4] J. Jeon and K. Cho, "A study on map projection and distortion," *J. The Korean Soc. Geodesy, Photogrammetry, and Cartography*, vol. 16, no. 2, pp. 327-335, Dec. 1998.
 [5] S. Kim, D. Lee, K. Lee, and K. Lee, *Signal Source Location Determine Method Using Earth Radius and Signal Directional Information*, Korea Patent, 10-1509569, 2015.
 [6] *Calculate distance, bearing and more between latitude and longitude points*, Retrieved May, 10, 2017, from <http://www.movable-type.co.uk/scripts/latlong.html>
 [7] *MathWorks Korea*, Retrieved March, 01, 2017, from <http://kr.mathworks.com/help/index.html>
 [8] B. Park, S. Kim, J. Ahn, and Y. Kim, "Stationary emitter geolocation based on NLSE using LOBs considering the earth's curvature," *J. KICS*, vol. 42, no. 03, pp. 661-672, Mar. 2017.

박 병 구 (Byungkoo Park)



2000년 2월 : 경북대학교 전자공학과 학사
 2002년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과 석사
 2005년 2월~현재 : 국방과학연구소
 2016년 3월~현재 : 충남대학교

전자전과정보통신공학과 박사과정

<관심분야> 전자전 신호처리

안 재 민 (Jaemin Ahn)



1987년: 서울대학교 전자공학과
졸업

1989년 2월: 한국과학기술원 전
기 및 전자공학과 석사

1994년 8월: 한국과학기술원 전
기 및 전자공학과 박사

1994년~1999년: 삼성전자

1999년~현재: 충남대학교 전자전파정보통신공학과 교
수

<관심분야> 차세대 이동통신 물리계층 및 Radio
resource management