

칼만필터를 이용한 무인기의 표적위치 추정 정확도 개선

오수훈*, 김태식**

Improvement of Target Position Estimation Accuracy for UAV using Kalman Filter

Soo-Hun Oh*, Tae-Sik Kim**

Abstract

Estimation of target position is one of the main functions of surveillance UAVs, and is being used to various purposes but generally noisy target position is estimated due to the existence of random measurement errors. In this report, a method of diminishing target position estimation error by calculating target position using Kalman Filtered optimum values such as position, attitude of UAV and sight vector of optical instrument, is proposed.

초 록

표적위치 추정은 정찰용 무인기의 주요 기능 중 한가지로, 다양한 용도로 활용되고 있으나 랜덤 측정 오차로 인하여 잡음이 심한 표적위치가 추정되는 것이 일반적이다. 본 논문에서는 무인기 위치 및 자세와 광학장비 시선벡터에 대하여 칼만필터를 이용하여 최적의 상태를 추정한 후 이를 이용하여 표적위치를 계산함으로써 표적위치 오차를 감소시키는 방안을 제안하였다.

키워드 : 표적위치 추정(Target Position Estimation), 칼만필터(Kalman Filter), 무인기(UAV)

1. 서 론

표적위치 추정은 정찰용 무인기의 주요 기능 중 한가지로, 무인기에 탑재된 광학장비의 시선 벡터와 비행체 위치를 이용하여 추정된 표적위치를 실시간으로 제공함으로써 조난 위치 제공, 이동 및 정지 표적에 대한 원거리 정밀 공격 유도 등 다양한 용도로 활용되고 있다. (그림 1)

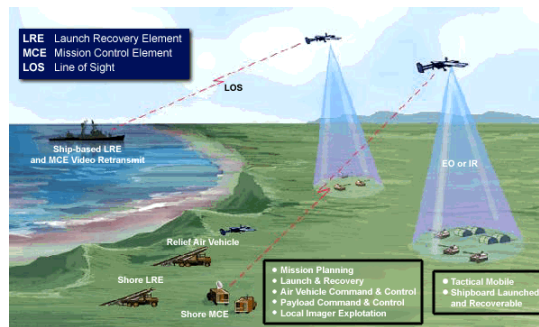


그림 1. 정찰용 무인기 운용 개념

* 스마트무인기사업단 체계개발팀/oshtiger@kari.re.kr

** 항공사업단 차세대비행체팀/kts@kari.re.kr

표적위치를 추정하기 위해서는 무인기의 위치 및 자세와 무인기에 장착된 광학장비의 시선벡터를 측정해야 하는데 랜덤 측정 오차로 인하여 잡음이 심한 표적위치가 추정되는 것이 일반적이다. (그림 2)

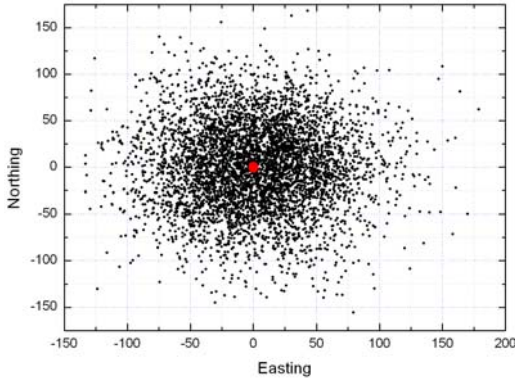


그림 2. 표적위치 추정 사례 - 실제 표적 위치 (0,0)

무인기의 위치 및 자세와 무인기에 장착된 광학장비의 시선벡터 측정오차가 Gaussian White Sequence로 모델링 가능하고 시스템이 선형이라면 칼만필터를 이용하여 최적의 측정치를 추정할 수 있다.

본 논문에서는 무인기에서 표적위치를 추정하기 위하여 이용되는 무인기 위치 및 자세와 광학장비 시선의 측정오차 모델을 수립하고 칼만필터를 이용하여 최적의 측정치를 추정한 후 이를 이용하여 표적위치를 계산함으로써 표적위치 추정 오차를 감소시키는 방안을 제안하고자 한다.

2. 표적위치 추정

무인기에 탑재된 광학장비에 포착된 표적의 위치 좌표는 각 시스템의 좌표계를 정의한 후 표적까지의 거리벡터를 좌표 변환함으로써 계산할 수 있다.

2.1 좌표계 정의

지구 좌표계(Earth Frame)

지표면 상의 임의의 위치에 원점을 정하고 X_E 축은 북쪽, Y_E 축은 동쪽, Z_E 축은 지구의 중심방향으로 정의하는 NED(North-East-Down) 좌표계를 정의한다.

비행체 좌표계(Body Frame)

원점은 항법센서의 중심에 있으며 비행체에 고정되어 있는 좌표계로써 X_B 축은 동체 중심선의 앞쪽으로 정하고, Y_B 축은 오른쪽 날개 방향으로 정하고, Z_B 축은 비행체의 아래 방향으로 정의한다.

광학장비 좌표계(Mission Equipment Frame)

원점은 광학장비의 방위각 및 고각의 회전축의 접점으로 한다. X_M 축은 광학장비의 시선방향으로 정하고, Y_M 축은 고각 회전축의 오른쪽 방향으로, Z_M 축은 3차원 직교좌표계를 정의하는 나머지 한 축으로 정의한다. (그림 3)

2.2 표적위치 추정 알고리즘

표적위치 추정은 광학장비 좌표계의 원점에서부터 표적까지의 거리벡터를 지구좌표계로 변환함으로써 이루어진다. 지구 좌표축과 비행체 좌표축 사이의 Euler각과 비행체 좌표축과 광학장비 좌표축 사이의 Euler각을 각각 (ϕ, θ, ψ) , $(\phi_m, \theta_m, \psi_m)$ 로 하고 광학장비좌표계와 지구좌표계의 임의의 벡터를 각각 S_M, S_E 라 하면 이들의 관계는 다음 식과 같다. 여기서 광학장비와 비행체간의 Euler각은 X축에 대한 회전이 없으므로 $(0, \theta_m, \psi_m)$ 로 표기할 수 있다.

$$S_E = T_M^E S_M = T_B^E T_M^B S_M = (T_E^B)^T (T_B^M)^T S_M \quad (1)$$

여기서, T_A^B 는 좌표계 A에서 좌표계 B로의 좌표변환 행렬을 의미하며 아래와 같이 정의된다.

$$T_E^B = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$T_B^M = \begin{pmatrix} \cos\theta_m & 0 & -\sin\theta_m \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta_m & 0 & \cos\theta_m \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi_m & \sin\psi_m & 0 \\ -\sin\psi_m & \cos\psi_m & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

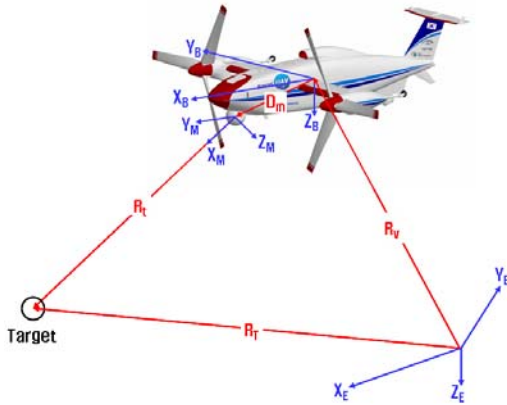


그림 3. 좌표계 정의

광학장비좌표계 상에서의 표적까지의 거리벡터(R_t)는 광학장비의 시선방향 단위벡터와 표적까지의 거리(R)를 이용하면

$$R_t = (R \ 0 \ 0) \text{ ----- (2)}$$

따라서 표적의 위치($R_T = (X_t, Y_t, Z_t)$)는 무인기의 위치($R_v = (X_v, Y_v, Z_v)$)와 비행체 좌표계의 원점과 광학장비 좌표계의 원점간의 거리벡터($D_m = (D_x, D_y, D_z)$) 및 광학장비 좌표계의 원점에서 표적위치까지의 거리벡터(R_t)의 합으로 표현된다.

$$R_T = R_v + T_B^E D_m + T_M^E R_t$$

$$\therefore \begin{pmatrix} X_t \\ Y_t \\ Z_t \end{pmatrix}_E = \begin{pmatrix} X_v \\ Y_v \\ Z_v \end{pmatrix}_E + T_B^E \begin{pmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{pmatrix}_B + T_M^E \begin{pmatrix} R \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}_M \text{ ----- (3)}$$

식(3) 우변에서 R 을 제외한 모든 변수는 항법 센서의 측정치 및 광학장비 자세 센서 측정치로부터 구할 수 있으며, Z_t 값은 광학장비 시선벡터가 지면과 만나는 지점의 고도값을 디지털 지도로부터 읽어서 구할 수 있다. 이를 이용하여 R 을 구하면 표적의 나머지 위치좌표를(X_t, Y_t) 계산할 수 있다.

즉, 식(3)로부터 표적까지의 거리 R 을 구하는 식은 다음과 같다.

$$Z_t = Z_v + T_B^E(3,1)D_x + T_B^E(3,2)D_y + T_B^E(3,3)D_z + T_M^E(3,1)R$$

$$\therefore R = (Z_t - Z_v - T_B^E(3,1)D_x - T_B^E(3,2)D_y - T_B^E(3,3)D_z) / T_M^E(3,1) \text{ ----- (4)}$$

식(4)로부터 구한 R 을 식(3)에 대입하여 X_t, Y_t 를 구함으로써 표적의 위치를 추정할 수 있다.

3. 시스템 모델

표적위치 추정을 위하여 무인기는 표적 상공에서 표적위치를 중심으로 원모양의 선회비행을 하는 경우로 가정하며, 이는 무인기의 표적위치 획득을 위한 일반적인 비행 패턴이다. 본 논문에서는 일차적으로 알고리즘 검증을 위하여 일정 고도에서 표적 위치를 중심으로 반경 2km의 정확한 원을 3분에 1회전하는 비행 패턴을 설정한다. (그림 4, 5) 이 경우 표적위치 추정을 위해 필요한 상태변수들은 다음과 같다.

- 비행체 위치 X_v, Y_v, Z_v
- 비행체 속도 $u(\dot{X}_v), v(\dot{Y}_v)$
- 비행체 자세각 ϕ, θ, ψ
- 광학장비 자세각 θ_m, ψ_m
- 표적 고도 Z_t
- 선회비행 각속도 ω

비행체 속도 및 선회비행 각속도는 시스템 모델을 위해 필요하며 표적위치 계산에 직접 이용되지는 않는다.

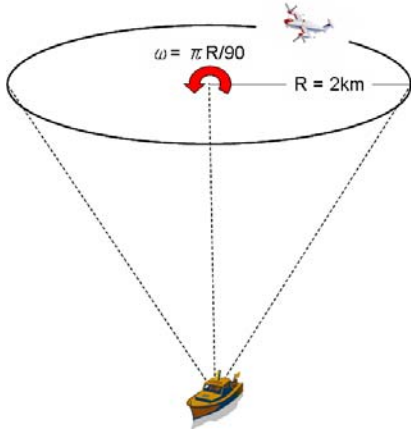


그림 4. 비행 패턴

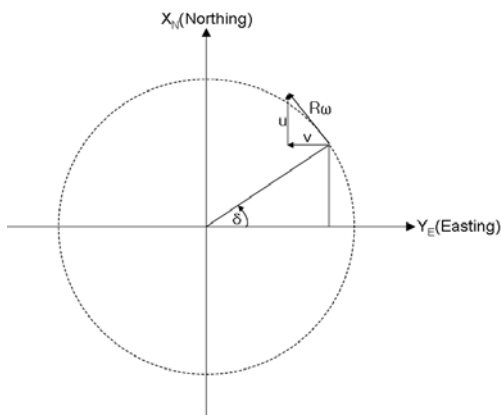


그림 5. 비행 패턴 - 평면도

그림 4, 5의 비행 패턴 정의로부터

$$\begin{aligned} \dot{X}_v &= u, \dot{Y}_v = v, \dot{Z}_v = 0 \\ \delta &= \omega t \\ u &= R\omega \cos(\omega t), v = -R\omega \sin(\omega t) \\ \dot{u} &= -R\omega^2 \sin(\omega t) = \omega v \\ \dot{v} &= -R\omega^2 \cos(\omega t) = -\omega u \\ \dot{\phi} &= \dot{\theta} = 0, \dot{\psi} = -\omega \\ \dot{\theta}_m &= \dot{\psi}_m = 0 \\ \dot{Z}_t &= 0 \\ \dot{\omega} &= 0 \end{aligned}$$

상태벡터를

$x = (X_v, Y_v, Z_v, u, v, \phi, \theta, \psi, \theta_m, \psi_m, Z_t, \omega)^T$ 로 정의하면 다음과 같은 State Space Model을 만들 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Fx \\ y &= Hx \end{aligned}$$

F는 $F(1,4) = F(2,5) = 1, F(8,12) = -1,$

$F(4,5) = \omega = \frac{\pi R}{90}, F(5,4) = -\omega = -\frac{\pi R}{90},$

기타 원소는 모두 0인 12X12 정방행렬이다.

H는 상태벡터 중 u, v, ω 를 제외한, 표적위치 추정에 필요한 나머지 9개의 상태만을 추출하는 9X12 행렬이다.

4. 오차 모델

표적위치 추정오차를 시뮬레이션하기 위해서는 표적위치 추정을 위한 각종 측정치들의 오차를 모델링한 후 Monte Carlo Simulation을 통하여 표적위치 추정오차 분포를 구해야 한다.

각 측정치의 오차 모델은 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} X_v &= X_{vT} + X_{vM} \\ Y_v &= Y_{vT} + Y_{vM} \\ Z_v &= Z_{vT} + Z_{vM} \\ \phi &= \phi_T + \phi_M + \phi_I \\ \theta &= \theta_T + \theta_M + \theta_I \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\psi &= \psi_T + \psi_M + \psi_I \\ \theta_m &= \theta_{mT} + \theta_{mM} + \theta_{mI} \\ \psi_m &= \psi_{mT} + \psi_{mM} + \psi_{mI} \\ Z_t &= Z_{tT} + Z_{tM}\end{aligned}$$

위 오차 모델에서, 아래첨자의 의미는 다음과 같다.

- T : 참값
- M : 측정 오차
- I : 장비 장착 오차

상태변수 중 위의 9개를 제외한 u, v, ω 는 측정값이 아닌 그림 4, 5의 비행 패턴 정의에 의하여 결정되는 오차가 없는 값이다.

위치 및 자세 측정 오차는 Zero-Mean Gaussian White Noise로 모델링 한다.

즉, 확률밀도함수 $f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}}$

여기서 σ 는 측정오차의 표준편차로써 다음과 같은 값을 시뮬레이션에 이용하였다.

비행체 위치 측정오차

$$\begin{aligned}\sigma_X &= 12.7m \\ \sigma_Y &= 12.7m \\ \sigma_Z &= 34.1m\end{aligned}$$

비행체 자세 측정오차

$$\begin{aligned}\sigma_\phi &= 0.1 \text{ deg} \\ \sigma_\theta &= 0.1 \text{ deg} \\ \sigma_\psi &= 1 \text{ deg}\end{aligned}$$

광학장비 자세 측정오차

$$\sigma_{\theta_m} = \sigma_{\psi_m} = 3 \text{ mrad}$$

본 시뮬레이션을 위해 적용될 디지털 지도는 100mX100m의 DTED(Digital Elevation Data)

Grid를 가지는 지도로써, Grid 이외의 Point에서는 선형 보간된 수치를 적용하도록 되어 있으며 보간 오차는 $15m(1\sigma)$ 이다. 이로부터 고도를 읽는 오차는 표준편차 15m인 Gaussian White Noise로 모델링 하였다. 즉,

$$\sigma_{Z_t} = 15m$$

식(4)로부터 R을 구하는 과정에서 위의 오차 (Z_{tM})뿐만 아니라 표적이 위치한 지형의 기울기에 기인한 고도 오차도 포함되어야 하나 표적이 위치하는 지형이 평탄한 상태인 것으로 가정하여 본 논문에서는 이를 무시한다.

장비 장착오차는 Random Error가 아닌 Deterministic Error로 표적위치 추정에 바이어스 오차 형태로 영향을 미치며 실제 비행을 통한 측정을 통하여 제거할 수 있다. 본 논문의 목적은 칼만필터를 이용하여 랜덤 측정 오차의 영향을 제거하는데 있으므로 칼만필터를 적용하지 않은 경우와의 정확한 상대비교를 위하여 장착오차는 고려하지 않았다.

$$\begin{aligned}\phi_I &= \theta_I = \psi_I = 0 \\ \theta_{mI} &= \psi_{mI} = 0\end{aligned}$$

5. 시뮬레이션

5.1 칼만필터 모델링

3장에서 표적위치 추정을 위한 변수들을 상태 변수로 갖는 시스템의 상태공간 모델은 다음과 같이 정의되었다.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Fx \\ y &= Hx\end{aligned}$$

실제 상황에서 상태변수 측정은 이산화 공간에서 이루어지므로 위 상태공간 모델을 이산화 모델로 바꾸면

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= \phi_k x_k \\ z_k &= Hx_k + v_k\end{aligned}$$

여기서 v_k 는 공분산행렬이 R_k 인 측정 잡음이며, $\phi_k = e^{F \cdot \Delta t}$ 로 정의된다. (Δt : Time Step)

상태벡터 x 는 다음과 같이 무인기 위치, 속도, 자세각 및 광학장비 자세각과 디지털 지도에서 구한 고도 및 선회비행 각속도로 다음과 같이 구성된다.

$$x = (X_v, Y_v, Z_v, u, v, \phi, \theta, \psi, \theta_m, \psi_m, Z_t, \omega)^T$$

또한 측정 잡음의 공분산행렬은 다음과 같이 정의된다.

$$R_k = \text{diag}[\sigma_X^2, \sigma_Y^2, \sigma_Z^2, \sigma_\phi^2, \sigma_\theta^2, \sigma_\psi^2, \sigma_{\theta_m}^2, \sigma_{\psi_m}^2, \sigma_{Z_t}^2]$$

칼만필터 적용을 위한 초기 Error Covariance Matrix(P_0^-)는 측정 잡음의 공분산행렬과 동일하게 설정하며 u, v, ω 에 대한 표준편차 값은 0으로 설정하였다.

$$P_0^- = \text{diag}[\sigma_X^2, \sigma_Y^2, \sigma_Z^2, \sigma_\phi^2, 0, 0, \sigma_\theta^2, \sigma_\psi^2, \sigma_{\theta_m}^2, \sigma_{\psi_m}^2, \sigma_{Z_t}^2, 0]$$

5.2 Simulation Data Generation

시뮬레이션은 1회의 선회비행구간을 대상으로 한다. 시뮬레이션 대상 무인기의 측정 갱신율을 20Hz, 1회 선회비행 소요시간을 3분으로 설정하면 Monte Carlo Simulation을 위해 총 3600개 (20X180)의 Time Step에 대한 상태벡터 x 를 생성시켜야 한다. 각 상태변수의 참값은 다음과 같이 정의할 수 있다.

Z_{vT} 는 비행고도로 상수이며,

ϕ_T, θ_T 는 비행패턴에 따라 비행역학적으로 결정되는 상수이다.

ϕ_{mT}, θ_{mT} 는 비행체 위치와 자세에 따라 기하학적으로 결정되는 상수이며,

Z_{tT} 는 표적의 실제 고도로 상수이다.

상수인 ω 와 기타 변수는 그림 5로부터 다음과 같이 정의된다.

$$\omega = \dot{\delta} = \frac{2\pi}{180} = \frac{\pi}{90} \text{rad/s}$$

$$\delta_k = \omega \cdot \Delta t = \frac{\pi}{90} \Delta t$$

$$u_k = R\omega \cos \delta_k$$

$$v_k = -R\omega \sin \delta_k$$

$$\psi_{T_k} = -\delta_k$$

$$X_{vT_k} = R \sin \delta_k$$

$$Y_{vT_k} = R \cos \delta_k$$

이상으로부터 4장의 오차 모델을 이용하여 위 참값에 Zero-Mean Gaussian White Noise Sequence 성분을 더해줌으로써 Random Error (측정오차)가 고려된 3600개의 각 상태변수를 생성할 수 있다.

5.3 Monte Carlo Simulation

2.2항의 알고리즘을 이용하여

- 1) 5.2항에서 구한 3600개의 각 상태벡터에 대하여 표적위치 좌표를 구하고,
- 2) 5.2항에서 구한 3600개의 각 상태벡터에 대하여 칼만필터를 적용함으로써 측정 잡음이 제거된 새로운 3600개의 추정치 벡터를 구성하고 이를 이용하여 표적위치 좌표를 구한 후, 두 결과를 비교하였다. (그림 6)

시뮬레이션을 위한 자료는 다음과 같다.

항목	값
표적 위치 좌표	(0, 0, 0)
선회 반경	2km
비행 고도	2km
비행체 pitch	5.8°
비행체 roll	13.8°

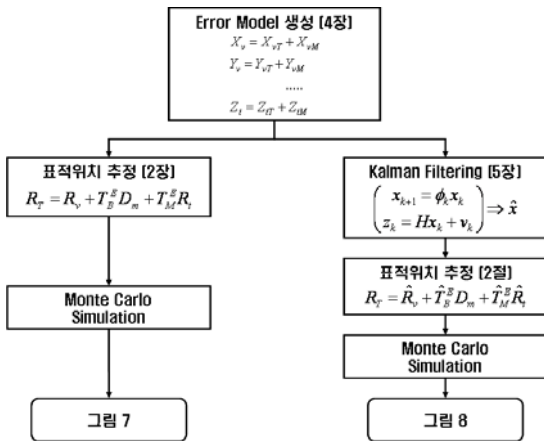


그림 6. Flow Chart

지금까지 기술한 표적위치 추정 알고리즘 및 오차 모델을 이용하여 Monte Carlo Simulation 한 결과는 그림 7과 같으며 그림 2와 비슷한 양상을 보임을 알 수 있다. 그림에서 원은 CEP(Circular Error Probability)를 반경으로 가지는 원으로, 원 내부에 전체 시도의 50%가 포함됨을 의미하며 CEP 50m 정도의 오차를 보임을 알 수 있다.

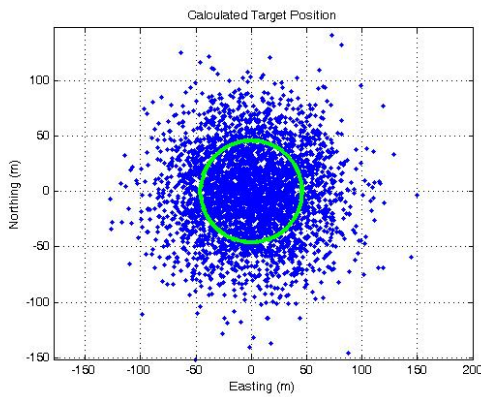


그림 7. 표적위치 추정

그림 8은 위와 동일한 오차 모델에 대하여 칼만필터를 통하여 최적의 상태를 추정한 후, 이로부터 표적위치를 계산한 결과로 표적위치 추정 오차가 상당한 수준으로 감소하였다.(CEP 1.8m)

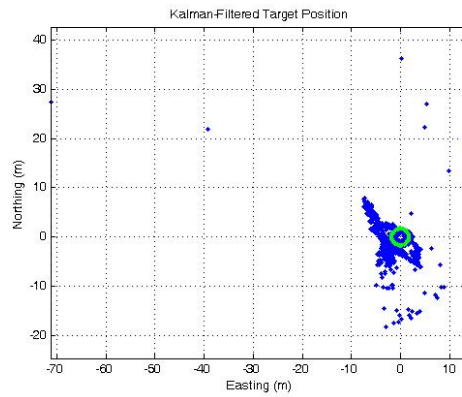


그림 8. 칼만필터를 통한 표적위치 추정

그림 9~11에서 알 수 있듯이 측정치에 랜덤 노이즈가 많이 섞였음에도 불구하고 칼만필터를 적용함으로써 잡음이 거의 제거된 표적위치를 추정할 수 있음을 알 수 있다. 굵은 실선이 칼만필터를 통하여 추정된 표적위치이며 'x'로 표시된 점들은 칼만필터를 이용하지 않고 추정된 표적위치이다.

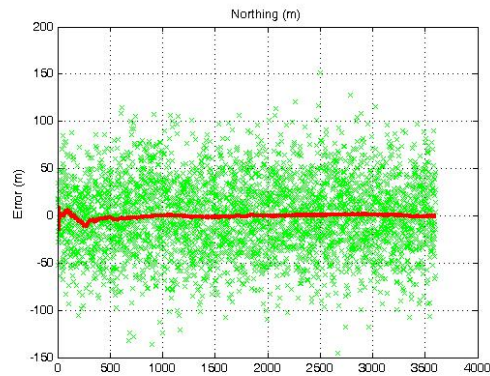


그림 9. Northing 추정 오차

그림 12, 13에는 Kalman Gain과 Error Covariance의 변동 추이를 나타내었다.

그림 12는 $trace(K^T \cdot K)$ 의 값 추이를 나타낸 것이며(K : Kalman Gain Matrix), 그림 13은 $trace(P)$ 의 값 추이를 나타낸 것이다. (P :

Error Covariance Matrix)

두가지 값 모두 빠르게 수렴하고 있으므로 필터의 안정성에도 문제가 없음을 알 수 있다.

필터를 이용하여 최적의 측정치를 추정하고 이를 표적위치 계산에 이용함으로써 오차가 상당히 개선된 표적위치를 추정할 수 있었다.

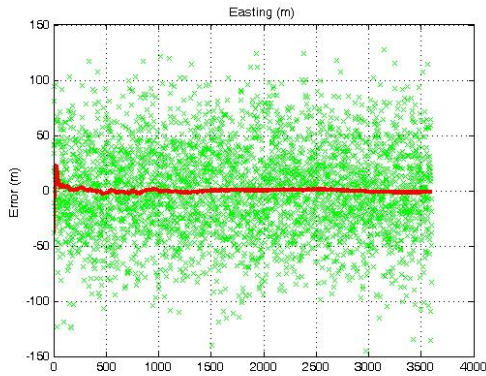


그림 10. Easting 추정 오차

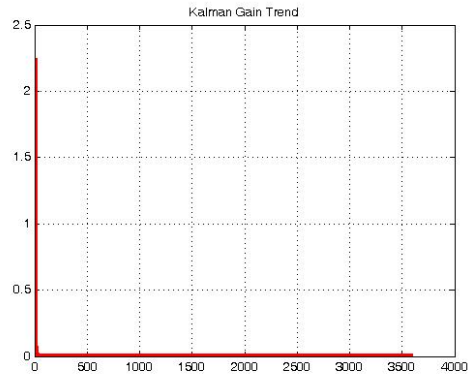


그림 12. Kalman Gain 추이

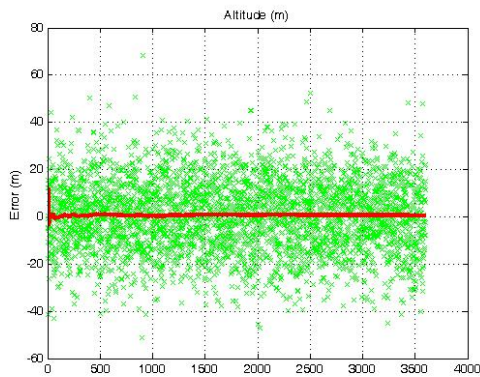


그림 11. 고도 추정 오차

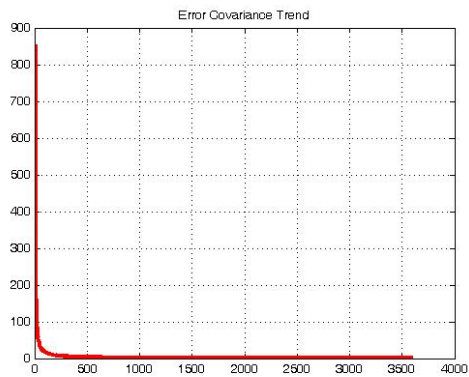


그림 13. Error Covariance 추이

6. 결 론

무인기에 탑재된 광학장비를 이용하여 목표물의 위치를 추정하는 문제에 칼만필터를 적용함으로써 위치 추정오차를 비약적으로 감소시킬 수 있었다.

표적위치를 추정하는데 필요한 측정치에 포함된 랜덤 노이즈로 인하여 일반적으로 잡음이 심한 표적위치가 계산되는데, 본 논문에서는 칼만

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.