

## 論文

## 스트랩다운 탐색기 및 MEMS 센서를 이용한 유도필터 설계

윤중섭\*, 유창경\*, 송택렬\*\*

## Guidance Filter Design Based on Strapdown Seeker and MEMS Sensors

Joongsup Yun\*, Chang-Kyung Ryoo\* and Taek-Lyul Song\*\*

## ABSTRACT

Precision guidance filter design for a tactical missile with a strapdown seeker aided by low-cost strapdown sensors has been addressed in this paper. The low-cost strapdown sensors consist of an IMU with 3-axis accelerometers and gyroscopes, 3-axis magnetometers, and a barometer. Missile's position, velocity, attitude, and bias error of the barometer are considered as state variables. Since the state and measurement equations are highly nonlinear, we adopt UKF(Unscented Kalman Filter). The proposed guidance filter has a function of a navigation filter if target position error is not considered. In the case that the target position error is introduced, the proposed filter can effectively estimate the relative states of the missile to the true target. For specific engagement scenarios, we can observe that observability problems occur.

## 초 록

본 논문에서는 저가의 스트랩다운 센서 및 탐색기 기반의 정밀한 유도필터 설계를 다룬다. 고려된 스트랩다운 센서는 3축의 가속도계와 자이로로 구성된 IMU, 3 축 자기장계 및 압력고도계이다. 유도탄의 위치, 속도, 자세 및 압력고도계의 바이어스 오차가 유도필터의 상태변수로 고려된다. 상태방정식 및 측정방정식의 비선형성이 크기 때문에 UKF(Unscented Kalman Filter)를 도입한다. 제안된 유도필터는 표적 위치오차가 없을 경우 항법필터로 동작한다. 표적오차가 존재하는 경우에도 유도탄-표적간 상대 정보를 정확히 추정함으로써 정밀한 유도성능을 보장한다. 특수한 교전상황에서는 유도필터의 가관측성 문제가 발생함이 확인되었다.

**Key Words** : Guidance filter(유도 필터), Strapdown seeker(스트랩다운 탐색기), Strapdown sensor(스트랩다운 센서), Unscented Kalman filter(언센티드 칼만필터)

## 1. 서 론

공대지 유도탄에 있어서 가장 중요한 성능은 유도오차(guidance error)를 최소화하는 것이다. Zero-lag homing loop의 경우 PN(Proportional

Navigation) 유도법칙을 사용하면 유도오차를 항상 0으로 보장할 수 있다[1]. 탐색기는 PN에 있어 필수적인 시선각 변화율을 제공한다. 하지만 입사각제어 유도법칙 같은 보다 발전된 유도법칙의 구현을 위해서는 시선각 변화율과 더불어 시선각 및 상대거리가 필요하므로 탐색기만으로는 충분한 정보를 제공할 수 없다. 이러한 필요 정보는 INS(Inertial Navigation System)에서 제공되는 항법정보로부터 계산 가능하다. 하지만 INS에는 항상 누적오차가 있으므로 이를 또 다른 센

† 2009년 6월 1일 접수 ~ 2009년 9월 17일 심사완료

\* 정희원, 인하대학교 항공우주공학과  
교신저자, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr  
인천시 남구 용현동 253번지

\*\* 정희원, 한양대학교 전자컴퓨터공학부

서를 통해 보정해야한다. INS의 누적오차는 GPS로 보정하는 경우가 흔하지만 저가의 전술 유도탄에서는 GPS가 선호되지 않는다.

본 논문에서는 저가의 센서 시스템으로 구성된 새로운 유도 필터를 제안한다. 유도필터는 기본적으로 그림 1의 유도오차(guidance error)를 0으로 만들기 위해 필요한 유도변수(유도탄 속도 및 시선각속도)를 추출해 내는 필터를 뜻하지만 본 연구에서는 유도오차를 0으로 만들고 동시에 입사각제어가 가능한 수준의 정보, 즉, 유도탄-표적 상대거리, 상대속도, 항법좌표계에 대한 유도탄 자세를 모두 유도변수로 정의한다. 새롭게 제안된 센서 시스템은 스트랩다운 탐색기, 스트랩다운 IMU, 3축 자기장계 및 압력고도계로 구성된다. IMU는 3축 가속도계 및 자이로를 포함한다.

참고문헌[2]에서는 EKF(Extended Kalman Filter)기반의 강결합 INS/GPS/EO(Electro Optical System)시스템을 제안하여 이 시스템이 항공기 상태 및 센서 바이어스, 지상 표적위치를 동시에 추정할 수 있음을 보였다. 하지만 이러한 방법의 제약은 모든 상태변수의 추정에 있어 GPS가 반드시 필요하다는 데 있다. 만약 GPS가 제외된 INS/EO시스템을 사용할 경우 항법오차(그림 1의 항법오차)를 보상하는 것이 불가능하다. 이것은 추정 시스템의 가관측성 결핍으로 인한 것이다. 참고문헌[3]에서 IMU 및 탐색기 기반의 항법 시스템에 대한 가관측성 해석을 통해 이 사실을 증명하였다.

항법필터가 항법좌표계를 기준으로 유도탄의 위치, 속도, 자세를 추정한다면 유도필터는 표적을 기준으로 유도탄의 상태변수를 추정한다. 때문에 정확한 위치가 알려진 정지표적에 대한 유도필터는 항법필터로서 동작한다. 이러한 유사성으로 인해 참고문헌[3]의 결론을 유도필터에도 그대로 적용할 수 있다. 즉, IMU 및 탐색기 기반의 센서시스템은 가관측성 결핍으로 인해 유도변수 추정이 불가능하다. 본 연구에서는 이러한 가관측성 결핍을 해소하기 위하여 자기장계 및 압력고도계를 새로운 측정치로서 고려한다. 자기장계는 동체 좌표계에 대한 지구 자기장 벡터의 크기를 출력하는데 이는 유도탄 자세와 밀접한 관련이 있다. 또한 압력고도계는 z 방향의 항법 정보와 연관이 있는 압력고도를 제공한다.

IMU 및 자기장계, 압력고도계는 모두 MEMS(Micro-Electro-Mechanical System) 기반의 스트랩다운 형태라고 가정한다. 이러한 구성의 항법 보정 시스템은 현재까지 알려진 바가 없다.

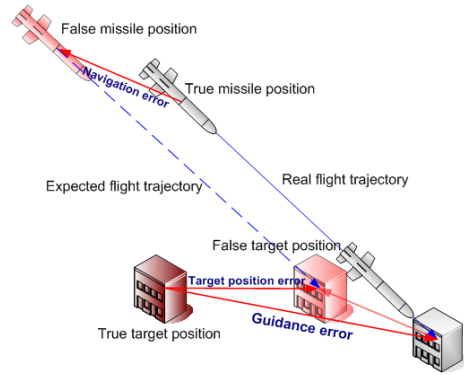


그림 1. 유도 및 항법오차의 정의

본 논문은 저가이면서 GPS에 독립적인 유도필터를 제안했다는 데 의의를 갖는다.

### 2.1 필터 구조

제안된 유도필터의 구조를 그림 2에 도시하였다. 상태방정식 및 측정방정식의 비선형성이 크기 때문에 UKF(Unscented Kalman Filter)를 사용하였다. 측정치에는 보어사이트 각도, 압력고도, 지구 자기장 벡터가 있으며 이들은 각각 스트랩다운 탐색기, 압력고도계 및 자기장계로부터 공급된다. IMU로부터 출력되는 유도탄의 가속도와 각속도는 상태방정식을 구성하는 데 곧바로 쓰인다. 유도탄의 위치, 속도, 자세 및 압력고도의 바이어스 오차가 상태변수로 고려된다.

### 2.2 상태방정식의 구성

항법방정식을 통해 유도된 비선형 상태방정식은 다음과 같다.

$$\dot{x} = F(x, v) \tag{1}$$

여기서,

$$x = [P^T \ V^T \ \Psi^T \ \beta]^T \tag{2}$$

$P$ : 유도탄위치,  $V$ : 유도탄속도  
 $\Psi$ : 유도탄자세각,  $\beta$ : 압력고도계 바이어스

$$\begin{aligned} \dot{P} &= V, \quad \dot{V} = C_b^L (f^b + v_{acc}), \\ \dot{\Psi} &= \begin{bmatrix} 1 & -c(\phi) t(\psi) & s(\phi) t(\psi) \\ 0 & c(\phi) \sec(\psi) & -s(\phi) \sec(\psi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p + v_{gyro}^x \\ q + v_{gyro}^y \\ r + v_{gyro}^z \end{bmatrix} \\ \dot{\beta} &= 0, \\ v_{acc} &\sim (0, |\bar{q}_{acc}|^2), \quad v_{gyro} \sim N(0, |\bar{q}_{gyro}|^2) \end{aligned} \tag{3}$$

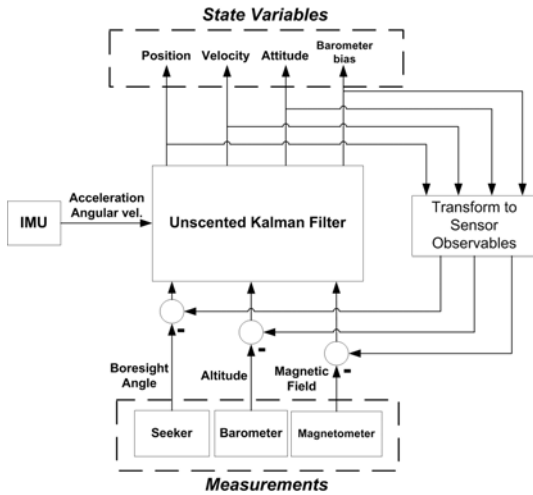


그림 2. 제안된 유도필터의 구조

자세각  $\Psi$ 는 2-3-1 회전에 대한 오일러 각도  $\phi, \theta, \psi$ 로 구성되며  $f^b$ 와  $[p \ q \ r]^T$ 은 각각 동체 좌표계에 대한 가속도 및 각속도 값으로, IMU로부터 얻어진다.  $C_b^L$ 는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 방향 코사인 행렬이다. 공정 잡음은 가속도계 잡음  $v_{acc}$ 와 자이로 잡음  $v_{gyro}$ 로 구성되며 가우시안 잡음으로 가정한다. 본 논문에서 대상으로 삼는 유도탄은 비행시간 20초 내외의 단거리 유도탄이므로 지구의 자전은 고려하지 않으며 항법좌표계는 평평한 지면 위에 고정되어 있는 것으로 설정한다.

본 논문은 IMU 센서의 바이어스 오차까지 상태변수로서 추정하는 일반적인 INS/GPS 시스템 수준의 항법필터를 개발하는데 그 목적이 있지 않다. MEMS기반 IMU의 바이어스에 가장 큰 영향을 끼치는 요소는 온도이다[4]. 본 논문에서 고려된 IMU의 데이터 또한 온도에 따른 바이어스 오차가 미리 보정되어 있다고 가정하였다. 온도에 기반을 둔 바이어스 보정은 한계가 있으나 본 논문에서 고려한 단거리 유도탄에서는 용납 가능하다고 판단하였다.

### 2.3 측정방정식의 구성

유도필터의 측정변수  $z$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$z = [z_{skr}^T \ z_{taro}^T \ z_{mag}^T]^T \quad (4)$$

$z_{skr}$ : 탐색기 출력,  $z_{taro}$ : 압력고도계출력  
 $z_{mag}$ : 자기센서 출력

### 2.3.1 탐색기 측정 모델

탐색기 활상면 상의 표적좌표  $(Z, Y)$ 를 측정변수로 설정한다.

$$z_{skr} = [Z \ Y]^T \quad (5)$$

그림 3의 표적 좌표  $(Z, Y)$ 는 유도탄의 자세, 탐색기의 초점거리  $f$  및 활상면상의 노이즈에 영향을 받는다. 상태변수를 이용하여 탐색기의 측정치 추정값  $\hat{z}_{skr}$ 을 계산하는 과정은 다음과 같다.

표적의 항법좌표계상의 위치를  $P_t$ 라고 했을 때 유도탄-표적간 상대위치 벡터  $r$ 은 다음과 같이 구해진다.

$$r = P_t - P \quad (6)$$

여기서  $P$ 는 식 (2)에서 정의한 상태변수이다.  $r$ 을 유도탄 동체좌표계에서 표현한 것을  $r^b$ 라 하면,

$$r^b = C_L^b r = [r_x^b \ r_y^b \ r_z^b] \quad (7)$$

방향 코사인 행렬  $C_L^b$ 는 상태변수로 고려된 유도탄 자세각  $\Psi$ 로부터 구할 수 있다.  $r^b$ 를 이용하여 보어사이트 각도의 추정치  $[\hat{\lambda}_\theta \ \hat{\lambda}_\psi]$ 를 계산한다.

$$\begin{bmatrix} \hat{\lambda}_\theta \\ \hat{\lambda}_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tan^{-1} [r_z^b / r_x^b] \\ \tan^{-1} [r_y^b / \sqrt{(r_x^b)^2 + (r_z^b)^2}] \end{bmatrix} \quad (8)$$

이를 이용하여 탐색기의 측정치 추정값  $\hat{z}_{skr}$ 를 계산한다.

$$\begin{aligned} \hat{z}_{skr} &= [\hat{Z} \ \hat{Y}]^T, \\ \hat{Z} &= f \tan \hat{\lambda}_\theta + n_Z, \quad n_Z \sim N(0, \sigma_Z^2) \\ \hat{Y} &= \sqrt{f^2 + \hat{Z}^2} \tan \hat{\lambda}_\psi + n_Y, \quad n_Y \sim N(0, \sigma_Y^2) \end{aligned} \quad (9)$$

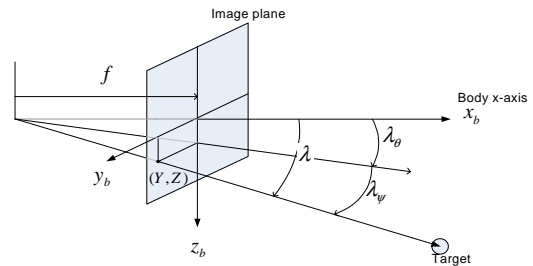


그림 3. 활상면 좌표 및 보어사이트 각도의 정의

식 (9)는 상태변수  $P$  및  $\psi$ 에 대해 비선형이고 비가우시안 노이즈를 포함한다. EKF를 사용한다면 식 (9)를 각각의 상태변수에 대해 편미분하여 측정감도행렬을 구해야 하지만 본 논문은 UKF를 이용하므로 이러한 과정이 필요하지 않다.

2.3.2 자기센서 측정 모델

한반도 주위에서 지구 자기장 벡터의 크기는 0.5G 로 일정하고, 그림 4에서 정의된 방위각 (azimuth) 및 복각(inclination)도 각각  $\alpha = 6^\circ$ ,  $\delta = 57^\circ$  로 일정하다고 가정한다. 자기센서는 세 축의 유도탄 동체좌표에 대해 측정된 지구 자기장 벡터  $H_e$ 의 크기를 출력한다. 다음과 같이 측정변수를 설정한다.

$$z_{MAG} = H_e^b = [H_{e_x}^b \ H_{e_y}^b \ H_{e_z}^b]^T \quad (10)$$

측정치 추정값  $\hat{Z}_{MAG}$ 는 항법좌표계 상에서 자기장 벡터의 크기  $H_e^L$ 에 방향 코사인 행렬을 곱하여 구하며 가우시안 노이즈가 더해진다.

$$\hat{Z}_{MAG} = \hat{H_e}^b = [\hat{H}_{e_x}^b \ \hat{H}_{e_y}^b \ \hat{H}_{e_z}^b]^T$$

$$\hat{H_e}^b = C_L^b H_e^L + n, \quad n = [n_{H_e^x}^z \ n_{H_e^y}^z \ n_{H_e^z}^z]^T$$

$$H_e^L = [0.27G, 0.028G, 0.42G]^T \quad (11)$$

$$n_{H_e^x}^z \sim N(0, \sigma_{H_e^x}^2), \ n_{H_e^y}^z \sim N(0, \sigma_{H_e^y}^2), \ n_{H_e^z}^z \sim N(0, \sigma_{H_e^z}^2)$$

2.3.3 압력고도계 측정 모델

압력고도계의 출력값  $h$ 는 바이어스 오차  $\beta$ 를 포함한다고 가정하고 측정변수를 다음과 같이 설정한다.

$$z_{taro} = h + \beta \quad (12)$$

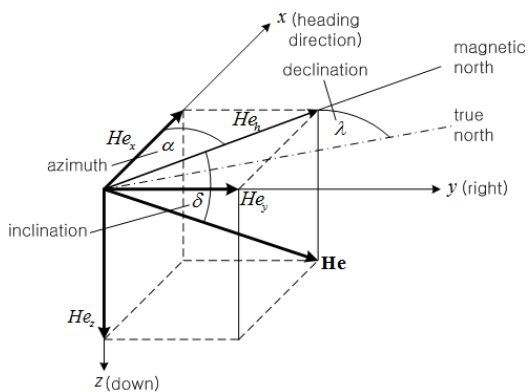


그림 4. 지구 자기장 벡터의 정의[5]

압력고도계의 측정치 추정값  $\hat{z}_{taro}$ 는 항법좌표계상에서 유도탄의 고도를 나타내는 상태변수  $P_z$ 에 가우시안 노이즈가 더해진 형태로 설정한다.

$$\hat{z}_{taro} = \hat{h} = -P_z + \beta + n_h, \quad n_h \sim N(0, \sigma_h^2) \quad (13)$$

III. 수치 시뮬레이션

수치 시뮬레이션을 통하여 유도필터의 성능을 검증하였다. 유도탄의 3차원 운동을 고려하였으며 유도탄의 종축에 대해서는 입사각 제어 유도법칙을, 횡축에 대해서는 PPN(Pure Proportional Navigation) 유도법칙을 적용하였다.

3.1 잡음 공분산 행렬의 설정

3.1.1 과정잡음 모델

Analog Device사의 ADXRS150 MEMS 자이로와 ADXL210 MEMS가속도계로 구성된 IMU의 잡음 특성을 참조하여 과정 잡음 모델을 다음과 같이 설정한다[6].

$$v_{acc} \sim N(0, |\bar{q}_{acc}|^2), \quad \bar{q}_{acc} = \begin{bmatrix} 2.2 \times 10^{-2} \\ 2.2 \times 10^{-2} \\ 2.2 \times 10^{-2} \end{bmatrix} [m/s^2] \quad (14)$$

$$v_{gyro} \sim N(0, |\bar{q}_{gyro}|^2), \quad \bar{q}_{gyro} = \begin{bmatrix} 2.8 \times 10^{-1} \\ 2.8 \times 10^{-1} \\ 2.8 \times 10^{-1} \end{bmatrix} [deg/s]$$

이를 이용하여 과정 잡음 공분산 행렬  $P_v$ 를 설정한다.

$$P_v = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (2.2 \times 10^{-2})^2 I_{3 \times 1} \\ (2.8 \times 10^{-1})^2 I_{3 \times 1} \end{bmatrix} \quad (15)$$

3.1.2 탐색기 측정잡음 모델 설정

촬상면 대각선길이  $l = 43.7mm$ 의 1%를 측정잡음의 표준편차로 설정한다.

$$n_z \sim N(0, \sigma_z^2) \quad (16)$$

$$\sigma_z = \sigma_y = 0.01l = 4.37 \times 10^{-4} [m]$$

$$n_y \sim N(0, \sigma_y^2),$$

스트랩다운 탐색기는 표적추적을 위한 유도탄 자세제한이 크므로 이를 상쇄시켜주기 위해 비교적 큰 화각을 갖고 있다. 본 논문에서는 화각을  $47^\circ$ 도로 설정하였으며 이 때  $f$ 는 50mm이다. 이는 망원렌즈를 사용하는 집벌형 탐색기의 초점거리인 300~500mm에 비해 작은 값이다.  $f$ 가 작아

지면 탐색기의 S/N(Signal to Noise) 비가 작아진다는 것을 식 (9)를 통해 알 수 있다.

3.1.3 압력고도계 측정 잡음 모델

Motorola사의 MPX5010 MEMS 차압계를 이용해 구성된 압력고도계의 잡음 특성을 참조하여 표준편차를 다음과 같이 설정한다[7].

$$n_h \sim N(0, \sigma_h^2), \quad \sigma_h = 2.0[m] \quad (17)$$

3.1.4 자기센서 측정 잡음 모델

Honeywell사의 HMC1001/1002 자기센서의 잡음 레벨을 기준으로 표준편차를 다음과 같이 설정한다[8].

$$n_{He} \sim N(0, \sigma_{He}^2), \quad \sigma_{He} = 4.0 \times 10^{-4} [G] \quad (18)$$

3.1.5 측정잡음 공분산 행렬의 설정

구해진 각 센서의 측정 잡음 표준편차를 이용하여 공분산 행렬  $P_n$ 을 설정한다.

$$P_n = \begin{bmatrix} I_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 1} \\ 0_{3 \times 2} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{1 \times 2} & 0_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (8.7 \times 10^{-4})^2 I_{2 \times 2} \\ (4.0 \times 10^{-4})^2 I_{3 \times 3} \\ (2.0)^2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

3.2 입사각제어 유도법칙

그림 5에 평면상에서 고정표적 요격을 위한 유도기하를 나타내었다. 유도탄 속도  $V_m$ 은 일정하며, 잔여거리  $r$ 과 시선각  $\sigma$ 는 다음과 같이 주어진다.

$$r = \sqrt{(P_x^{tg} - P_x)^2 + (P_z^{tg} - P_z)^2} \quad (20)$$

$$\sigma = -\sin^{-1} \frac{P_z - P_z^{tg}}{r} \quad (21)$$

비행경로각  $\gamma_m$ 은 받음각이 0이라는 가정하에 피치각도와 같다고 가정한다.

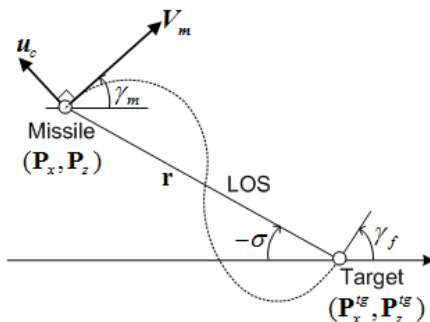


그림 5. 평면상에서의 유도기하

$$\gamma_m = \theta \quad (22)$$

종말구속조건이  $\gamma_f = \sigma_f$ 일 때 제어 에너지 최소화 입사각제어 유도법칙은 다음과 같다[9].

$$u_c = -\frac{V_m}{t_{go}} (-6\sigma + 4\gamma_m + 2\gamma_f) \quad (23)$$

수직평면 상에서 위의 유도법칙을 적용하였으며 설정된 입사각  $\gamma_f$ 는  $-90^\circ$ 이다. 수평면상에 대해서는 다음과 같은 PPN 유도법칙을 적용하였다.

$$u_c = 2V_m \dot{\sigma}, \quad \dot{\sigma} = \frac{r_x^b V_y^b - r_y^b V_x^b}{(r_x^b)^2 + (r_y^b)^2} \quad (24)$$

3.3 유도탄 초기조건 설정

다음과 같이 유도탄 및 표적의 시뮬레이션 초기조건을 설정한다. 이때 표적은 정지해 있다고 가정한다.

$$P_0 = [0 \ 0 \ -500]m, \quad V_0 = [300 \ 0 \ 0]m/s \quad (25)$$

$$\psi_0 = [0 \ 0 \ 0]deg, \quad \beta = -20m$$

$$P^{tg} = [3000 \ 3000 \ 0]m$$

3.4 시뮬레이션 결과

3.4.1 Case 1 : 표적오차가 없는 경우

유도탄에 장입된 표적위치 정보가 정확할 경우이다. 이 경우 유도필터가 항법필터로서 작동할 수 있는가를 본 시뮬레이션을 통해 판단할 수 있다. 유도필터의 초기 추정치 및 표적 위치를 다음과 같이 설정한다.

$$\hat{P}_0 = [50 \ 50 \ -450]m, \quad (26)$$

$$\hat{V}_0 = [50 \ 50 \ -450] m/s$$

$$\hat{\psi}_0 = [5 \ 5 \ 5] deg, \quad \hat{\beta} = 20 m$$

$$P^{tg} = [3000 \ 3000 \ 0]$$

그림 6에 유도필터로 추정된 상태변수와 실제 상태변수 간의 오차를 도시하였다. 시간이 지남에 따라 유도탄의 위치, 속도, 자세각 오차 모두가 0으로 수렴함을 알 수 있다. 특히 자세각 오차의 경우 시뮬레이션 초기에 매우 빠르게 오차가 상쇄됨이 관찰되었다. 압력고도계의 바이어스 추정 오차도 11초 이후에는 0 근처로 수렴한다. 본 시뮬레이션을 통해 유도필터의 항법필터로서의 성능이 확인되었다. 종말 유도오차의 경우 0.5m, 종말 입사각 오차는 약  $-0.15^\circ$  로 유도필터로서도 훌륭한 성능을 나타내었다.

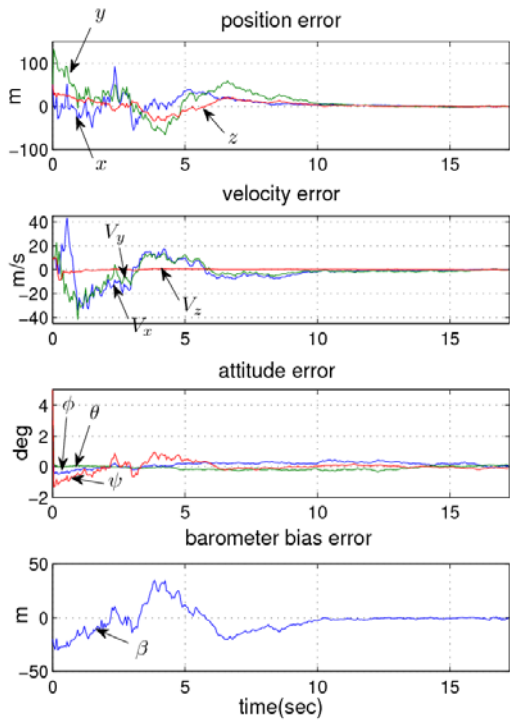


그림 6. 상태변수 추정 오차 (Case 1)

3.4.2 Case 2 : 표적오차가 있는 경우

유도탄에 장입된 표적오차 정보에 3축 방향으로 오차가 존재할 경우이다. 이 경우 표적 위치를 다음과 같이 각 축에 대해 20m만큼의 오차를 주어 설정하였다.

$$\hat{P}_0^{tg} = [3020 \quad 3020 \quad 20] m \quad (27)$$

상태변수의 초기 설정치는 Case 1 과 같다.

그림 7에 유도필터로 추정된 상태변수 와 실제 상태변수 간의 오차를 도시하였다. 유도탄 위치 오차의 경우 각 축에 대해 20m씩의 바이어스를 갖고 수렴하였는데 이는 표적 오차가 그대로 항법오차에 전이되어 나타나는 현상이다. 즉, 표적오차가 존재하는 경우 제안된 유도필터는 항법필터로 쓰일 수 없다. 하지만 이 경우에도 종말 유도오차 및 종말 입사각 오차가 Case 1과 동등한 수준으로 나타났다. 다시 말해 표적오차가 존재하더라도 유도필터의 성능은 그대로 유지된다.

유도탄의 위치 추정오차가 아닌 유도탄-표적간의 상대 위치 추정치에 대한 오차를 계산하면 그림 8과 같이 0으로 수렴함을 알 수 있다.

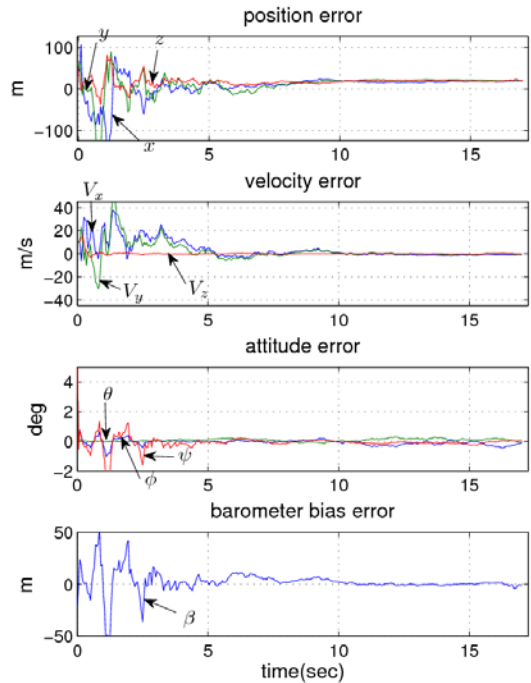


그림 7. 상태변수 추정 오차 (Case 2)

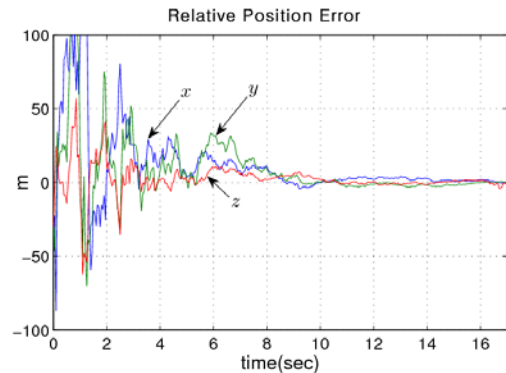


그림 8. 유도탄-표적간 상대위치 추정치 오차 (Case 2)

3.4.3 Case 3 : 가관측성 문제

유도탄-표적간 초기 시선각 벡터가 유도탄 동체 좌표계의 x-z 평면상에 존재할 경우 상태변수 추정에 문제가 생긴다. 이러한 조건의 시뮬레이션 결과를 그림 9에 나타내었다. 그림 9를 보면 유도탄의 가로운동과 관련된 상태변수의 추정치 오차가 발산하는 경향을 보인다. 즉, 유도탄의 y 방향 위치, y방향 속도, 롤각, 방위각이 제대로 추정되지 못한다. 이 문제의 원인은 유도탄의 운동이 세로방향의 단일 평면상에 국한됨으로서 가



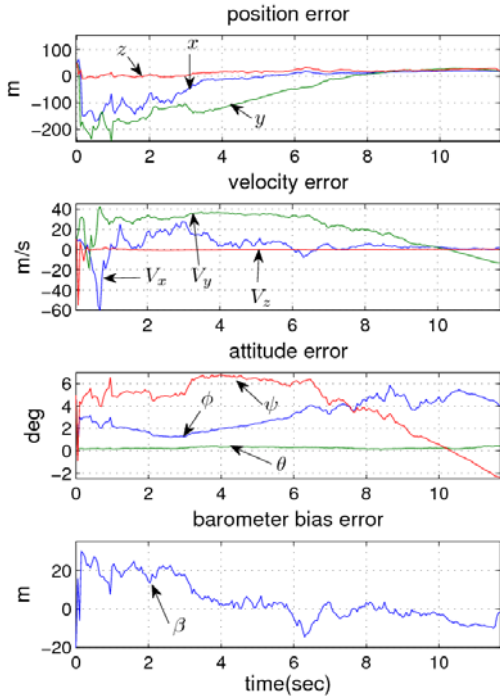


그림 9. 상태변수 추정 오차 (Case 3)

로운동과 관련된 상태변수의 추정에 필요한 가관측성 요소를 확보할 수 없기 때문이다. 이러한 사실은 공분산 해석을 통하여 검증할 수 있다.

그림 10에 case 1 및 case 3에서 추정된 자세각 상태변수의 공분산 값을 비교하였다. Case 3의 경우 롤각과 방위각의 공분산이 case 1에 비해 큰 값을 유지하고 있으며 롤각의 경우 수렴하지 않는 경향도 관찰된다. 이러한 가관측성 결핍 문제를 극복하기 위해서는 유도탄이 단일 평면을 벗어난 기동을 수행해야 한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 스트랩다운 탐색기 및 스트랩다운 MEMS 센서 기반의 유도필터 설계방법을 제안하였다. 제안된 유도필터의 성능을 엄밀하게 검증하기 위하여 실제 MEMS 센서 기반의 스트랩다운 센서들의 노이즈 특성을 필터 설계에 활용하였다. 제안된 유도필터는 표적위치 오차가 없는 경우에는 항법필터로 활용 가능하며 표적오차가 있는 경우에도 유도필터로서의 성능은 그대로 유지됨을 수치 시뮬레이션을 통하여 확인하였다. 본 연구는 GPS를 사용하지 않는 저가의 시스템만으로 입사각 제어 등의 발전된 유도법칙에

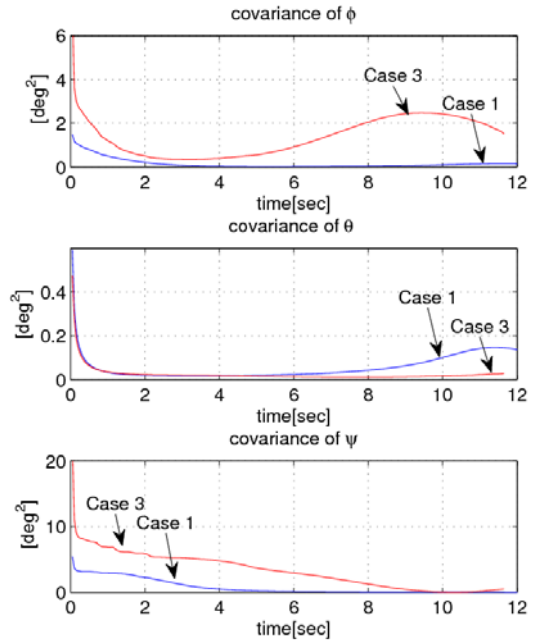


그림 10. 자세각 상태변수의 공분산 비교

필요한 유도변수를 추정할 수 있는 시스템을 제안하였다는 데 의의를 갖는다.

유도탄의 기동이 단일평면상에 국한될 경우 모든 상태변수의 추정을 보장할 수 없다는 점과 IMU 및 자기센서의 바이어스 보정이 완벽히 이루어졌다고 가정한 점은 유도필터를 실제 시스템에 적용함에 있어 제약사항으로 작용할 수 있다. 이러한 문제는 추후 연구를 통해 보완할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국과학기술원 영상정보특화연구센터를 통한 방위사업청과 국방과학연구소의 연구비 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD070007AD).

참고문헌

- 1) P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, 2nd ed., AIAA Inc., 2002.
- 2) T. Hoshizaki, D. Andrisani II, "Optical Navigation Systems", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, August, 2003.
- 3) H. Rotstein, J. Reiner and A. Ben-Ishai, "Kalman Filter Mechanization in INS/Seeker

Fusion and Observability Analysis", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, August, 2001.

4) "Tri-Axis Inertial Sensor, ADIS16355", Datasheet, Analog Devices.

5) "Electronic Compass Design using KMZ51 and KMZ52", Application note, AN00022, Philips Semiconductor.

6) 김장모, GPS/자기센서/MEMS IMU 통합항법장치 개발, 석사논문, 인하대학교, 2007.

7) 변태완, MEMS를 이용한 공력자료 시스템

개발, 석사논문, 인하대학교, 2006.

8) R. Zhu, D. Sun, Z. Zhou, D. Wang, "A Linear Algorithm for Attitude Determination using Low Cost MEMS-based Sensors", <http://www.elsevier.com/locate/measurement>, May, 2006.

9) C. K. Ryoo, H. Cho, and M. J. Tahk, "Time-to-go Weighted Optimal Guidance Law with Impact Angle Constraints", IEEE tr. on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 483-492, 2006.