



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(11), 873-880(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.11.873

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 스트랩다운 탐색기 및 INS 정보를 이용한 비동기 유도필터 설계

박장성<sup>1</sup>, 김윤영<sup>2</sup>, 박상혁<sup>3</sup>, 김윤환<sup>4</sup>

## Asynchronous Guidance Filter Design Based on Strapdown Seeker and INS Information

Jang-Seong Park<sup>1</sup>, Yun-young Kim<sup>2</sup>, Sanghyuk Park<sup>3</sup> and Yoon-Hwan Kim<sup>4</sup>

LIG Nex1, Performance Analysis

## ABSTRACT

In this paper, we propose a guidance filter to estimate line of sight rate with strapdown seeker measurements and INS(Inertial Navigation System) information. The measurements of proposed guidance filter consisted of the LOS(Line of Sight) and relative position that can be calculated with the seeker's measurements, INS information and known target position, also the filter is based on an asynchronous filter to use outputs of the two sensors that are out of synchronous and period. Through the proposed filter, we can reduce the effect on parasitic loop that can be caused by using large time delay seeker and improve the estimation performance.

## 초 록

본 논문은 스트랩다운 탐색기 측정치와 INS 정보를 이용하여 시선각속도를 추정하는 유도필터 설계에 대해서 다룬다. 제안하는 유도필터는 탐색기 측정치와 유도탄 자세로부터 획득 가능한 시선각과 표적의 위치와 유도탄과의 상대 위치를 측정치로 하고 있으며, 주기 및 동기가 맞지 않는 두 센서의 출력을 사용하기 위해 비동기 필터를 기반으로 하고 있다. 제안한 방법을 통해 시간 지연이 큰 탐색기 측정치를 사용함으로써 생길 수 있는 기생루프에 대한 영향을 줄이고 추정성능을 향상시킬 수 있다.

**Key Words** : Guidance Filter(유도 필터), Asynchronous Filter(비동기 필터), Strapdown Seeker(스트랩다운 탐색기), Line of Sight Rate Estimation(시선각속도 추정), Sensor Fusion(센서 융합), Parasitic Loop(기생 루프)

## 1. 서 론

최근 대지, 대함으로 개발되는 유도무기들의 경우 구조적 안정성과 가격, 무게 등의 이유로 IIR(Imaging InfraRed) 스트랩다운 탐색기(Strapdown Seeker)를 적용하는 추세이다. 스트랩다운 탐색기는 지향각(Look

angle) 정보만을 제공하기 때문에 지향각 정보와 유도탄의 INS(Inertial Navigation System)에서 제공되는 자세정보를 이용하여 종말유도에서 많이 사용하는 비례항법유도(PNG, Proportional Navigation Guidance)에 필요한 시선각속도(LOS, Line of Sight Rate)를 추정해야 하는 단점이 존재한다.

† Received : June 8, 2020 Revised : September 28, 2020 Accepted : October 13, 2020

<sup>1,2</sup> Research Engineer, <sup>3,4</sup> Principal Research Engineer

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : jangseong.park@lignex1.com, ORCID 0000-0001-8097-1365

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences



참고문헌 [7]을 보면, 탐색기 측정치에  $T_d$ 만큼의 지연이 있을 때 시선각은 식 (1)과 같이 표현이 가능하다. 여기서 하첨자  $m$ 은 측정치를 의미한다.

$$\begin{aligned}\lambda_{\theta m}(s) &= \sigma_{\theta m}(s) - \hat{\theta}(s) \\ &= e^{-sT_d} \sigma_{\theta}(s) - \hat{\theta}(s) \\ &= e^{-sT_d} \lambda_{\theta}(s) - (1 - e^{-sT_d}) \hat{\theta}(s)\end{aligned}\quad (1)$$

식 (1)의 시선각을 이용하여 식 (2)와 같이 1차 하이패스 필터를 통해 시선각속도 추정이 가능하다.

$$\begin{aligned}\dot{\lambda}_{\theta}(s) &= \frac{s}{\tau_s s + 1} \lambda_{\theta m}(s) \\ &= \left( \frac{1}{\tau_s s + 1} \right) \left( e^{-sT_d} \lambda_{\theta}(s) - (1 - e^{-sT_d}) \hat{\theta}(s) \right) \\ &= \left( \frac{e^{-sT_d}}{\tau_s s + 1} \right) \lambda_{\theta}(s) - \left( \frac{1 - e^{-sT_d}}{\tau_s s + 1} \right) \hat{\theta}(s)\end{aligned}\quad (2)$$

식 (2)를 보면 추정 시선각속도가 동체 각속도의 영향을 받는 것을 알 수 있는데, 이를 기생루프라고 한다. 이러한 동체 운동이 유도루프에 영향을 주어 불안정하게 만들고, 시선각속도 추정 성능을 떨어트린다.

## 2.3 유도필터

본 절에서는 논문에서 제안하는 유도필터 구조와 시스템 모델, 측정치 모델에 대해서 설명하고 있다.

### 2.3.1 시스템 모델

시선각속도 추정을 위한 시스템 모델로 상대 위치와 속도벡터를 상태변수로 하였다.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Fx + Gw \\ &= \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \end{bmatrix} w \\ x &= [r_{MT}^I \dot{r}_{MT}^I]^T\end{aligned}\quad (3)$$

식 (3)~(4)는 연속시간에서의 상태변수와 상태변수로부터 시선각속도를 계산하는 수식이다.

$$\begin{aligned}r_{MT}^I &= [X_{MT}^I \ Y_{MT}^I \ Z_{MT}^I]^T \\ \dot{r}_{MT}^I &= [VX_{MT}^I \ VY_{MT}^I \ VZ_{MT}^I]^T \\ \dot{\lambda} &= \frac{r_{MT}^I \times \dot{r}_{MT}^I}{r_{MT}^2}\end{aligned}\quad (4)$$

### 2.3.2 측정치 모델

본 논문에서 사용하는 측정치 모델은 2가지로 하나는 스트랩다운 탐색기와 INS 자세정보를 이용하여 계산 가능한 시선각, 다른 하나는 INS 위치와 표적 위치정보를 이용한 상대 위치이다.

스트랩다운 탐색기는 Fig. 3처럼 동체축( $X_B$ )을 기준으로 지향각( $\sigma_\phi, \sigma_\theta$ )정보를 준다. 지향각과 시선각과의 관계는 식 (5)~(7)을 통해 알 수 있다.

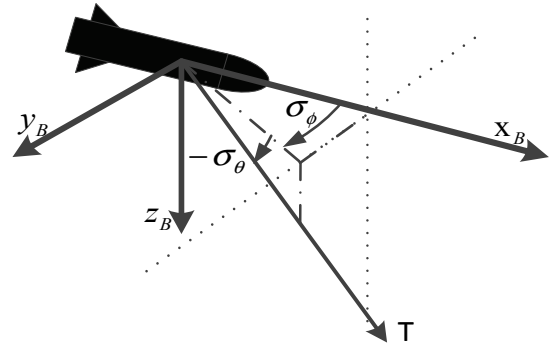


Fig. 3. Missile and Target geometry with Strapdown seeker

INS의 자세 정보를 이용하여 지향각 정보를 시선각 정보로 변환하여 측정치로 사용한다.

$$i_{MT}^B = \frac{[1, \tan(\sigma_\phi), -\tan(\sigma_\theta)]^T}{|[1, \tan(\sigma_\phi), -\tan(\sigma_\theta)]|}\quad (5)$$

$$i_{MT}^I = C_B^I \times i_{MT}^B\quad (6)$$

$$\lambda_{\phi m} = \tan^{-1}(i_{MT}^I(2)/i_{MT}^I(1))$$

$$\lambda_{\theta m} = \tan^{-1}(-i_{MT}^I(3)/\sqrt{i_{MT}^I(1)^2 + i_{MT}^I(2)^2})\quad (7)$$

$$z_{skr} = [\lambda_{\phi m} \ \lambda_{\theta m}]^T$$

위 식에서  $i$ 는 단위벡터를 의미한다. 위 첨자 B, I는 각각 동체와 관성좌표계를 의미하고, 하첨자 단위 벡터의 방향으로 MT는 유도탄에서 표적 방향을 의미한다.  $\lambda_{\phi m}, \lambda_{\theta m}$ 는 각각 요, 피치방향 시선각을 나타낸다. 상대 위치의 경우 INS에서 나온 위치 정보와 알고 있는 표적의 위치정보의 차이로 식 (8)~(9)와 같이 계산 가능하다.

식 (8)을 바탕으로 식 (9)와 같은 측정치 모델을 얻을 수 있다. 하첨자 1은 시선각 2는 상대위치에 대한 측정치 모델이다.

$$\begin{aligned}r_{MTm}^I &= r_{Tm}^I - r_{Mm}^I \\ z_{ins} &= [X_{MTm}^I \ Y_{MTm}^I \ Z_{MTm}^I]^T\end{aligned}\quad (8)$$

$$z_{skr} = h_1(x) = \begin{bmatrix} \tan^{-1}(Y_{MT}^I/X_{MT}^I) \\ \tan^{-1}(-Z_{MT}^I/\sqrt{X_{MT}^I^2 + Y_{MT}^I^2}) \end{bmatrix}\quad (9)$$

$$z_{ins} = h_2(x) = [X_{MT}^I \ Y_{MT}^I \ Z_{MT}^I]^T$$

### 2.3.3 비동기 필터

비동기 필터는 여러 센서로부터 동기화 되지 않은 측정치들을 융합하여 해를 추정하기 위해 고안된 융합 기법의 하나로 측정치의 시점에 상관없이 업데이트 시점에 동기화된 상태변수를 추정할 수 있다. 또한 이렇게 얻은 결과는 RMSE(Root Mean Square Error) 측면에서 최적해이다[17,18].

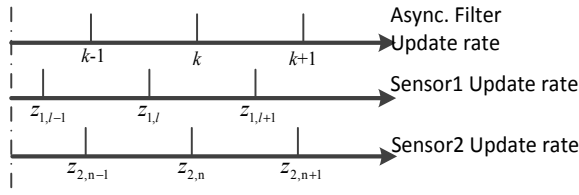


Fig. 4. Async. Filter & Sensor rates

Figure 4와 같이 필터 update 시점과 측정치 제공 시점이 다른 경우를 고려해 보자.

2.3.2절의 측정치 모델을 고려했을 때,  $l, n$  시점에서의 측정치와 상태변수와의 관계는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} z_{skr,l} &= h_1(x(t_l)) + v_{skr,l} \\ z_{ins,n} &= h_2(x(t_n)) + v_{ins,n} \end{aligned} \quad (10)$$

$v$  : measurement noise

식 (10)을  $x(t_{l,n})$ 을  $x(t_k)$  시점으로 변환하여 표현하면 아래와 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} z_{skr,l} &= h_1(x(t_k)) + \bar{\eta}_{skr,l} \\ z_{ins,n} &= h_2(x(t_k)) + \bar{\eta}_{ins,n} \\ \bar{\eta}_{skr,l} &= v_{skr,l} - \bar{H}_{1,l} w(t_k, t_l) \\ \bar{\eta}_{ins,n} &= v_{ins,n} - \bar{H}_{2,n} w(t_k, t_n) \\ \bar{H}_{1,l} &= H_{1,l} \Phi^{-1}(t_k, t_l) \\ \bar{H}_{2,n} &= H_{2,n} \Phi^{-1}(t_k, t_n) \\ H_{1,l} &= \left. \frac{\delta h_1(x)}{\delta x} \right|_{x(t_l)}, H_{2,n} = \left. \frac{\delta h_2(x)}{\delta x} \right|_{x(t_n)} \end{aligned} \quad (11)$$

$$H_{1,l} = \begin{bmatrix} -Y_{MT}^I & X_{MT}^I & 0 & 0 & 0 \\ r_{xz} & r_{xz} & & & \\ X_{MT}^I \times Z_{MT}^I & Y_{MT}^I \times Z_{MT}^I & Z_{MT}^I & 0 & 0 \\ r_{xz} \times r_{xyz}^2 & r_{xz} \times r_{xyz}^2 & r_{xyz}^2 & 0 & 0 \end{bmatrix} \Bigg|_{x(t_l)}$$

$$H_{2,l} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$r_{xy} = \sqrt{X_{MT}^I + Y_{MT}^I}, r_{xyz} = \sqrt{X_{MT}^I + Y_{MT}^I + Z_{MT}^I}$$

$$\begin{aligned} x(t_l) &= \Phi^{-1}(t_k, t_l)(x(t_k) - w(t_k, t_l)) \\ x(t_n) &= \Phi^{-1}(t_k, t_n)(x(t_k) - w(t_k, t_n)) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서  $\Phi(t_k, t_l)$ 는 1 시점에서  $k$  시점까지의 transition matrix로 위 첨자 -1은 역행렬을 의미하고,  $w(t_k, t_l)$ 는 1 시점에서  $k$  시점까지의 시스템 모델 잡음이다.  $\bar{\eta}_{skr,l}, \bar{\eta}_{ins,n}$ 는 측정치 모델에  $k$  시간의 상태변수를 사용함으로써 인해 변형된 측정치 잡음이다. 식 (10)과 같이 표현된 측정치 모델은 아래와 같은 잡음 공분산을 가진다[17,18].

$$\bar{R}_{skr,l} = R_{skr,l} + \bar{H}_{1,l} Q(t_k, t_l) (\bar{H}_{1,l})^T \quad (13)$$

$$\bar{R}_{ins,n} = R_{ins,n} + \bar{H}_{2,n} Q(t_k, t_n) (\bar{H}_{2,n})^T$$

$R_{skr,l}, R_{ins,n}$ 는 식 (10)의 측정치 잡음( $v_{skr,ins}$ )의 공분산을 의미하고,  $Q(t_k, t_l)$ 은 1 시점에서  $k$  시점까지의 시스템 모델 잡음 공분산 행렬이다.  $\bar{\eta}$ 는 시스템 모델의 잡음이 포함되어 있기 때문에 이를 이용하여 필터를 구성하면 correlation이 생기게 되는데 이때의 correlation을 계산하면,

$$\begin{aligned} E[w(t_k, t_l) \bar{\eta}_{skr,l}^T] &= -E[w(t_k, t_l) w(t_k, t_l)^T] (\bar{H}_{1,l})^T \\ &= -Q(t_k, t_l) (\bar{H}_{1,l})^T = S_{skr,k} \\ E[w(t_k, t_n) \bar{\eta}_{ins,n}^T] &= -E[w(t_k, t_n) w(t_k, t_n)^T] (\bar{H}_{2,n})^T \\ &= -Q(t_k, t_n) (\bar{H}_{2,n})^T = S_{ins,k} \end{aligned} \quad (14)$$

와 같다. 위 식들을 이용하여 아래와 같이 측정치 모델을 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} z_k &= [z_{skr,l}^T z_{ins,n}^T]^T, \bar{R}_k = \begin{bmatrix} \bar{R}_{skr,l} & 0 \\ 0 & \bar{R}_{ins,n} \end{bmatrix} \\ H_k &= [\bar{H}_{1,l}^T \bar{H}_{2,n}^T]^T \\ \eta_k &= [\bar{\eta}_{skr,l}^T \bar{\eta}_{ins,n}^T]^T \\ S_k &= [S_{skr,k} \ S_{ins,k}] \\ z_k &= H_k x(t_k) + \eta_k \end{aligned} \quad (15)$$

위 측정치와 시스템 잡음 사이에는 correlation이 존재하기 때문에, 이를 고려한 칼만 필터[19,20] 식을 이용하여 아래와 같은 필터 방정식을 얻을 수 있다.

Predict

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k|k-1} &= \Phi(t_k, t_{k-1}) \hat{x}_{k-1} \\ P_{k|k-1} &= \Phi(t_k, t_{k-1}) P_k \Phi(t_k, t_{k-1})^T + Q(t_k, t_{k-1}) \end{aligned}$$

Update

$$\begin{aligned} SH &= [H_k + S_k^T P_{k|k-1}^{-1}] \\ RP &= [\bar{R}_k - S_k^T P_{k|k-1}^{-1} S_k] \\ P_k^{-1} &= P_{k|k-1}^{-1} + SH^T RP^{-1} SH \\ \hat{x}_k &= \hat{x}_{k|k-1} + P_k SH^T RP^{-1} (z_m - h(\hat{x}_{k|k-1})) \\ z_m &= [z_{skr,m}^T \ z_{ins,m}^T]^T \end{aligned} \quad (16)$$

위 과정을 통해 다양한 시점에서의 측정치를 이용하여  $k$  시점에서의 추정치를 구할 수 있다.

### 2.3.4 유도필터 구조

Figure 5를 통해 유도필터 구조를 설명할 수 있다. 지연이 있는 탐색기 측정치(지향각,  $\sigma_m$ )를 필터에서 사용하기 위한 시선각( $\lambda_m$ )으로 변환하기 위해 INS

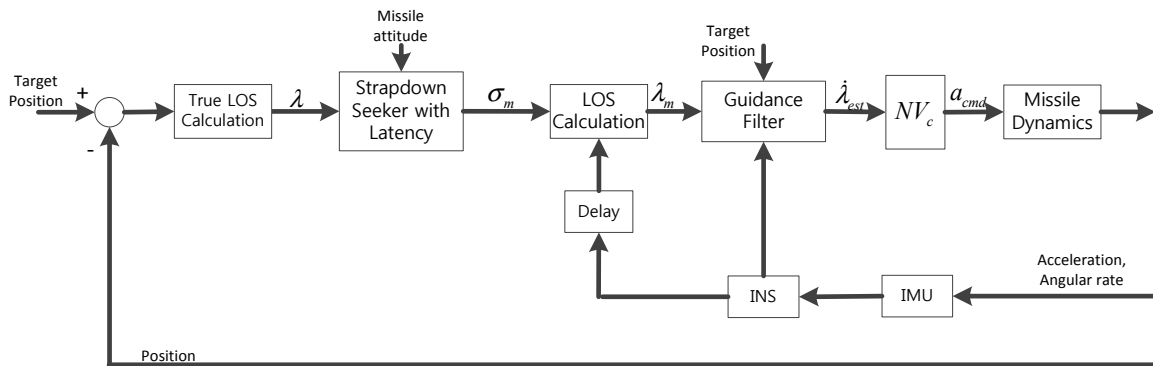


Fig. 5. Guidance Loop with Asynchronous Filter

정보 중 탐색기 지연만큼 지연된 자세 정보를 이용하여 시선각으로 바꾼다. 지연된 시선각과 지연이 거의 없는 INS에서 나오는 위치 정보를 이용하여 2.3.3 절에 나와 있는 비동기 필터를 구성하여 시선각속도를 추정한다.

## 2.4 수치 시뮬레이션

### 2.4.1 시뮬레이션 조건

제안한 필터의 성능을 확인하기 위하여 3차원 평면상에서의 교전상황을 고려하였다. 적용 시나리오의 경우 정지 표적에 대해서 비례항법 기반으로 유도하여 요격하는 것이다. 제안한 유도필터의 성능 검증을 위하여 Table 1과 같이 4개의 필터를 구성하였다.

성능 비교를 위한 필터의 파라미터는 모두 동일하게 적용하였다. EKF(Extended Kalman Filter)를 이용한 유도필터의 경우 탐색기 측정치에는 지연이 있지만 지연에 대한 보상을 수행하지 않으며, INS 위치 정보를 제외한 탐색기 측정치만을 필터 측정치로 사용한다. EKF INS의 경우 탐색기 지연과 관련해서는 EKF와 동일하지만, 탐색기 측정치와 함께 INS의 위치 정보도 측정치로 사용한다. AF(Asynchronous Filter)의 경우 탐색기 지연을 고려하여 시선각 변환 시 지연 시간 만큼 지연된 자세 정보를 이용하여 시선각으로 변환하여 사용하고 있으며, AF INS는 탐색기 지연과 INS 위치 정보 모두 고려하고 있다.

Table 1. Additional Filters

Filter	Latency Compensation	INS measurement
EKF	X	X
EKF INS	X	O
AF	O	X
AF INS	O	O

네 가지 필터의 성능비교는 Open Loop 기반으로 이루어지며, 이때의 시뮬레이션 조건은 Table 2와 같다. INS 측정치의 경우 IMU의 Delay가 거의 없고, 유도필터 Update 주기보다 빠르기 때문에 지연이 없다고 가정하였다. 또한, 3 자유도 기반으로 시뮬레이션을 수행하기 때문에 자세의 경우 속도 벡터를 가지고 계산하여 사용하였다.

실제 시스템에서는 표적 획득 장치로 획득하는 표적의 위치와 속도 오차, 유도탄의 초기 위치 및 자세 오차 등이 존재 한다. 또한, 발사 전 탐색기가 표적을 탐지한 상태에서 발사(LOBL, Lock on Before Launch)하는 시스템이 아닌 발사 후 포착(LOAL, Lock on After Launch)인 경우 항법 오차로 인해 필터가 동작을 시작하는 시점에 위치, 속도, 자세에 드리프트 오차가 존재하지만 본 논문에서는 필터 성능의 경향을 보기 위해 이를 미반영하고, 초기 상태 변수의 오차만 Table 2처럼 고려하였다.

Table 2. Simulation Condition

Target Position	[3500, 1500, 1000]
Missile Init. Position	[0, 0, 0]
Missile Init. Velocity	[1100, 100, 50]
Seeker Noise std.	0.2deg
IMU Noise std.	$0.2m/s^2$
Filter Init. State	[3450, 1150, 850, -1060, -110, -90]
Filter Init. Cov.	diag( $[10^4, 10^4, 10^4, 10^3, 10^3, 10^3]$ )
$w$	[0.5, 0.5]
$v_{skr}$	[0.001 0.001]
$v_{ins}$	[100 100 100]
Filter Hz	Propagation : 100Hz Update : 10Hz
Seeker Hz	10Hz
Seeker Latency	40ms
Navigation Constant	3



2.4.2 시뮬레이션 결과

Figures 6~8은 Table 2의 조건으로 시뮬레이션을 수행한 결과로 순서대로 상대 위치, 상대 속도, 시선각속도를 보여준다. 결과를 보면 탐색기 지연과 INS 위치정보를 측정치에 추가한 경우에 오차가 가장 적은 것을 확인할 수 있다.

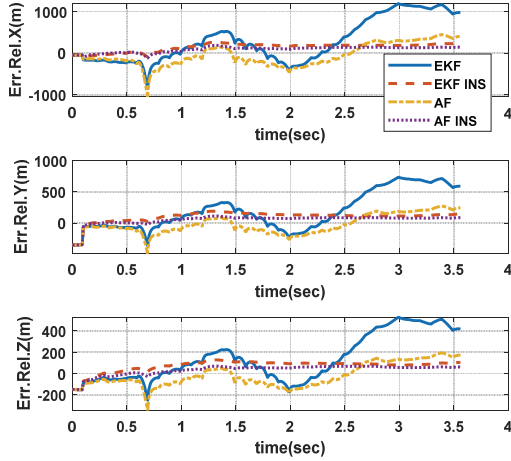


Fig. 6. Relative Position Error(m)

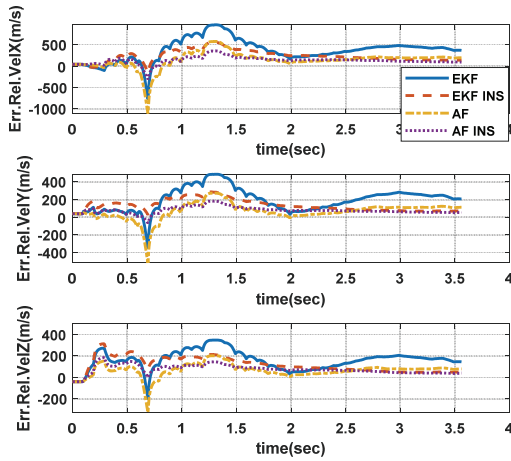


Fig. 7. Relative Velocity Error(m/s)

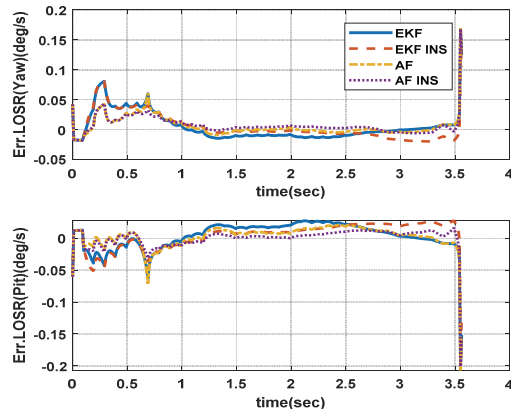


Fig. 8. Line of Sight Rate Error (deg/s)

Table 3. RMSE (Open Loop)

Item	EKF	EKF INS	AF	AF INS
X(m)	798.33	204.39	393.20	146.58
Y(m)	490.86	152.18	241.31	109.64
Z(m)	352.49	108.66	171.53	74.57
Vel.X(m/s)	585.45	334.21	328.49	201.58
Vel.Y(m/s)	324.93	203.35	183.62	129.53
Vel.Z(m/s)	244.29	161.57	140.83	104.76
LOSR Yaw (deg/s)	12.12	1.31	3.15	1.01
LOSR Pitch (deg/s)	47.80	1.68	5.95	1.22

Table 3은 100회의 Open Loop 시뮬레이션 결과의 상대위치, 상대속도, 시선각속도 오차의 RMSE (Root Mean Square Error)이다. 결과를 보면, 동일 측정치 조건일 경우 탐색기 지연을 고려한 AF의 성능이 좋고, 상대 위치 정보를 측정치로 사용한 경우 성능향상이 되는 것을 알 수 있다.

Figures 9, 10은 Closed Loop 시뮬레이션 결과이다. EKF의 경우 탐색기 지연으로 인한 기생루프 영향으로 발산하는 것이 확인가능하다. 추정 성능 측면에서는 Open Loop 결과와 유사하게 INS 정보와 탐색기 지연을 고려한 AF INS의 성능이 가장 좋은 것을 볼 수 있다.

Table 4는 100회의 Closed Loop 시뮬레이션 결과의 상대위치, 상대속도, 시선각속도 오차의 RMSE이다. EKF의 경우 Figs. 9, 10처럼 발산하는 경우가 많아 제외하였다. 오차가 Open Loop 대비 다소 증가한 것을 확인할 수 있지만, 성능의 경우 Open Loop과 동일하게 AF INS의 성능이 가장 좋은 것을 알

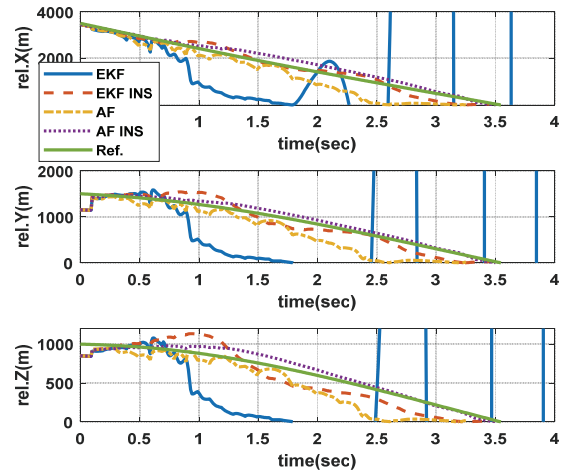


Fig. 9. Closed Loop Result (Relative Position)

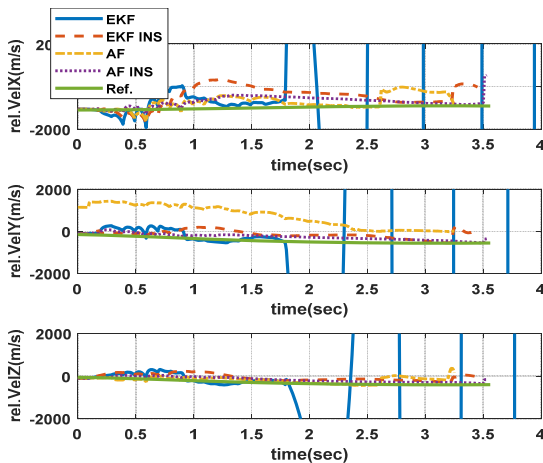


Fig. 10. Closed Loop Result(Relative Velocity)

Table 4. RMSE (Closed Loop)

Item	EKF	EKF INS	AF	AF INS
X(m)	-	234.15	481.34	173.94
Y(m)	-	164.66	277.99	118.61
Z(m)	-	119.51	192.00	87.50
Vel.X(m/s)	-	856.41	861.59	349.03
Vel.Y(m/s)	-	450.59	440.47	190.39
Vel.Z(m/s)	-	343.78	343.49	154.05
LOSR Yaw (deg/s)	-	7.91	3.91	1.86
LOSR Pitch (deg/s)	-	14.75	6.46	2.61

수 있다. 시뮬레이션에 사용한 상대위치 측정치는 실제 시스템의 오차모델을 정확하게 반영하지 않아 실제에서 동일한 결과를 얻기는 어렵다. 다만, 탐색기 지연을 고려하고, 상대위치 정보를 측정치로 사용함으로써 필터 성능개선이 가능하다는 것을 위 결과를 통해 볼 수 있고, LOBL(Lock On Befor Launch)등 상대적으로 표적정보(위치, 속도)에 대한 신뢰도가 높고 항법오차가 적은 구간의 경우 위 결과와 유사한 결과를 얻을 수 있을 것이다.

### III. 결 론

본 논문에서는 고정형 탐색기를 사용하는 유도탄의 시선각속도를 추정하는 방법에 대해서 다루고 있다. 제안한 유도필터는 비동기 융합 필터를 기반으로 하고 있다. 비동기 융합 필터는 측정치 주기, 시간 지연 등이 다른 다종의 센서 정보를 융합하여 추정 시간에서 최적의 해를 제공하는 필터이다. 비동기 융

합 필터 구조를 통해 탐색기 시간 지연으로 인해 생기는 기생루프 문제를 해결하고, 동시에 INS의 위치 정보 까지 측정치로 포함하여 추정 시간대에서 추정 성능을 향상시켰다. 이를, Open/Closed Loop 몬테 카를로 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

### References

- 1) Kim, T. H., Park, B. G., Kwon, H. H., Kim, Y. H. and Tahk, M. J., "Stability Analysis of Missile with Strapdown Seeker," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No.4, 2011, pp. 332~340.
- 2) Hablani, H. B., "Endgame Guidance and Relative Navigation of Strategic Interceptors with Delays," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 1, 2006, pp. 82~94.
- 3) Jang, S. A., Ryoo, C. K., Choi, K. Y. and Tahk, M. J., "Guidance Algorithm for Tactical Missile with Strapdown Seeker," *SICE Annual Conference*, August 2008, pp. 2616~2619.
- 4) Hong, J. H. and Ryoo, C. K., "Compensation of Parasitic Effect in Homing Loop with Strapdown Seeker via PID Control," *2014 11th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics*, September 2014.
- 5) Hong, J. H. and Ryoo, C. K., "Homing Loop Design for Missiles with Strapdown Seeker," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 4, 2014, pp. 317~325
- 6) Maley, J. M., "Line of Sight Rate Estimation for Guided Projectiles with Strapdown Seekers," *AIAA SciTech*, 2015.
- 7) Kim, T. H., Kim, J. H. and Kim, P. S., "New Guidance Filter Structure for Homing Missile with Strapdown IIR Seeker," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, 2017, pp. 7657~7661.
- 8) Yun, J. S., Ryoo, C. K. and Song, T. L., "Strapdown Sensors and Seeker based Guidance filter design," *International Conference on Control, Automation and Systems*, October 2008, pp. 468~472.
- 9) Yun, J. S., Ryoo, C. K. and Song, T. L., "Guidance Filter Design Based on Strapdown Seeker and MEMS Sensors," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 10, 2009, pp. 1002~1009.
- 10) Kim, T. H., Kim, P. S. and Seon, C. H.,

"Guidance Filter Design Using Line-of-Sight Unit Vector," *The Korea Institute of Military Science and Technology Fall Conference*, 2016, pp. 513~514.

11) Lin, Z., Yao, Y. and Ma, K. M., "The Design of LOS Reconstruction Filter for Strap-down Imaging Seeker," *Proceedings of the Fourth International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, 2005, pp. 2272~2277.

12) Zhang, G. J., Yao, Y. and Ma, K. M., "Line of Sight Rate Estimation of Strapdown Imaging Guidance System Based on Unscented Kalman Filter," *Proceedings of the Fourth International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, 2005, pp. 1574~1578.

13) Ying-chun, Z., Jing-jing, L. and Hua-yi, L., "Line of Sight Rate Estimation of Strapdown Imaging Seeker Based on Particle Filter," *2010 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, 2010, pp. 191~195.

14) Schmitt, L. and Fichter, W., "Continuous singularity Free Approach to the three-dimensional bearing-only tracking problem," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 12, 2016, pp. 2673~2682.

15) Tamhane, B. and Kurode, S., "Novel Two-Stage Observer for Line of Sight Rate Estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 11, 2016, pp. 2586~2593.

16) Wei, C., Han, Y., Cui, N. and Xu, H., "Fifth-Degree Cubature Kalman Filter Estimation of Seeker Line-of-Sight Rate Using Augmented-Dimensional Model," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Engineering Notes*, 2017.

17) Hu, Y., Duan, Z. and Han, C., "Optimal batch asynchronous fusion algorithm," *IEEE International Conference on Vehicular Electronics and Safety*, 2005, pp. 237~240.

18) Hu, Y., Duan, Z. and Zhou, D., "Estimation Fusion with General Asynchronous Multi-Rate Sensors," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 40, No. 4, 2010, pp. 2090~2102.

19) Simon, D., "Optimal State Estimation," 1<sup>st</sup> ed. *New Jersey*, 2006, pp. 156-157, pp. 183~190.

20) Song, E. B., Zhu, Y. M., Zhou, J. and You, Z. S., "Optimal Kalman filtering fusion with cross-correlated sensor noises," *Automatica*, Vol. 43, No. 8, 2007, pp. 1450~1456.