

고기동 BTT미사일을 위한 효과적인 시선변화율 추정 방법

An Efficient Estimation Method of Line-of-Sight Rate in High Maneuvering BTT Missiles.

*송은한, **권정훈, ***하인중

Eun-han Song, Jeung-hun Kwon, In-joong Ha

Abstract - This paper describes a new LOS(Line-of-Sight) estimator for BTT missiles. The dynamic models of LOS rate and a seeker are derived. Based on these dynamic models, we design a nonlinear estimator, which takes into account roll motion of BTT missiles and sensor noises. Simulation results show that the LOS rate estimates of the proposed estimator are more accurate than those of the conventional estimator.

Key Words : Line-of-Sight rate, estimation, nonlinear observer, BTT missiles

1. Introduction

비례항법 유도법칙을 비롯한 많은 최적 유도 법칙에서 시선변화율(Line-of-Sight rate)을 사용한다. 시선변화율은 직접 측정하기 힘들어 각종 센서의 측정 수치로부터 추정해야하며, 이 추정치의 정확성이 미사일의 성능에 큰 영향을 미친다. 그런데, 시선변화율의 동역학 방정식은 복잡한 비선형 식이라서 추정기를 구성하기 어렵다.

기존에 많이 사용되던 추정 방법으로 탐색기의 각속도를 이용하는 방법이 있다[1]. 탐색기 제어기에 의하여 조준선 오차(boresight error)가 안정화되면 탐색기의 각속도가 시선변화율이 같아지는 점을 이용하여 탐색기 각속도 명령을 시선변화율의 추정치로 이용하는 방법이다. 이 방법은 간단하게 시선변화율 추정기를 구성할 수 있지만, 탐색기 명령이 조준선 오차에 개인(gain)을 곱한 형태라서 조준선 오차 측정치의 노이즈가 증폭되고, 탐색기 제어기의 성능에 추정기의 성능이 영향을 받는다는 단점이 있다.

한편 조준선 오차, 시선 각도(Line-of-Sight angle)등에 미분기를 이용하여 시선변화율을 추정하는 방법이 있다[2]. 이 방법은 미분기가 조준선 오차나 시선 각도의 변화율을 정확히 추정하면 빠르게 시선변화율을 추정할 수 있지만, 미분기에 의해서 노이즈가 증폭되고, 제어기의 성능이 부족하여 조준선 오차가 안정화되지 않으면 미분기가 정확하게 시선변화율을 추정하지 못할 수 있다.

이러한 기존의 방법을 개선한 추정 방법으로 시선 변화율의 동역학을 선형으로 근사화하고 칼만 필터 등을 이용하여

시선변화율을 추정하는 방법이 있다[3,4]. 이 방법은 노이즈의 영향을 억제하며, 제어기와 독립하여 추정기를 설계할 수 있으나, 미사일이 목표물에 가까이 접근하거나 BTT미사일 경우 미사일이 롤 회전을 할 때 시선변화율을 선형으로 근사할 수 없어 시선변화율을 정확하게 추정할 수 없다는 단점이 있다.

본 논문에서는 2축 김발 탐색기를 부착한 BTT미사일을 대상으로 하여, 미사일과 탐색기의 회전각과 각속도, 조준선 오차 등을 이용하여 시선변화율을 추정하는 방법을 소개한다. 2장에서 시선변화율의 동역학 방정식을 유도하고 3장에서 이를 이용한 시선변화율 추정기를 구성한다. 4장에서 기존의 방식과 비교하여 그 성능을 검증한다.

2. 시선변화율의 동역학 방정식

시선변화율과 탐색기에서 직접 측정된 탐색기 각속도 및 조준선 오차 사이의 관계식은 다음과 같다[3].

$$\begin{aligned} \dot{\varepsilon}_z &= \omega_{SX} \sin \varepsilon_y - \omega_{SY} \cos \varepsilon_y + \dot{\sigma}_y \\ \dot{\varepsilon}_y &= -\omega_{SX} \tan \varepsilon_z \cos \varepsilon_y - \omega_{SY} \tan \varepsilon_z \sin \varepsilon_y \\ &\quad - \omega_{SZ} + \dot{\sigma}_z / \cos \varepsilon_z \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 $\varepsilon_y, \varepsilon_z$ 이 조준선 오차이며, $\omega_{SX}, \omega_{SY}, \omega_{SZ}$ 는 탐색기의 각속도, $\dot{\sigma}_y, \dot{\sigma}_z$ 는 시선변화율이다. 시선변화율과 미사일 및 목표물의 가속도, 상대거리 사이의 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{\sigma}_y &= -2 \frac{\dot{\gamma}}{r} \dot{\sigma}_y - \frac{A_{TZ} - A_{MZ}}{r} + \ddot{\sigma}_x \dot{\sigma}_y \\ \ddot{\sigma}_z &= -2 \frac{\dot{\gamma}}{r} \dot{\sigma}_z + \frac{A_{TY} - A_{MY}}{r} - \ddot{\sigma}_x \dot{\sigma}_z \end{aligned} \quad (2)$$

저자 소개

* 송은한 : 서울大學 電氣컴퓨터工學部 博士課程, ASRI

** 권정훈 : 서울大學 電氣컴퓨터工學部 碩士課程, ASRI, IIRC

*** 하인중 : 서울大學 電氣컴퓨터工學部 正教授, 工博, ASRI, IIRC

여기서 r , i 는 미사일과 목표물 사이의 상대거리 및 그 변화율이며, A_{MY} , A_{MZ} 는 미사일의 가속도, A_{TY} , A_{TZ} 는 목표물의 가속도이다. 식 (2)에 측정하기 힘든 상대거리 및 그 변화율이 있어서 시선변화율 추정기를 구성하는데 어려움이 있다. 비례 항법 유도법칙을 사용한 경우 시선변화율은 천천히 감소하는 형태를 띄게 되므로, 1차 직선으로 시선변화율의 동역학 방정식을 근사화할 수 있으나 BTT미사일의 경우 미사일 자체가 물 회전을 하게 되어 탐색기 기준 좌표계 상에서는 1차 직선으로 근사화할 수 없어 미사일의 롤을 보상할 방법이 필요하다. 미사일의 롤 회전각을 ϕ 라고 할 때 탐색기 기준 좌표계에서 $-\phi$ 만큼 롤 회전한 좌표계를 ϕ -frame이라고 하자. ϕ -frame는 미사일의 롤 회전이 보상되었으므로 이 좌표계에서의 시선변화율은 1차 직선으로 근사화할 수 있다. 그러므로 식(1), (2)를 ϕ -frame에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\varepsilon}_{sz} = w_{sx} \sin \varepsilon_{sy} - w_{sy} \cos \varepsilon_{sy} + \sigma_{LY}^{-1} \quad (3a)$$

$$\dot{\varepsilon}_{sy} = -w_{sx} \tan \varepsilon_{sz} \cos \varepsilon_{sy} - w_{sy} \tan \varepsilon_{sz} \sin \varepsilon_{sy} - w_{sz} + \sigma_{LZ}^{-1} \cos \varepsilon_{sz} \quad (3b)$$

$$\frac{d^2 \sigma_{LY}^{-1}}{dt^2} \cong 0 \quad (4a)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\sigma_{LZ}^{-1}}{\cos \varepsilon_{sz}} \right) \cong 0 \quad (4b)$$

여기서

$$\omega_{sx} = \omega_{sx} - \dot{\phi} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{sy} \\ \omega_{sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{SY} \\ \omega_{SZ} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{sy} \\ \varepsilon_{sz} \end{bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

3. 시선변화율 추정기

탐색기 각속도 및 조준선 오차 측정치의 노이즈를 고려하여 식(3),(4)를 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + f + \omega \\ y &= Cx + v \end{aligned} \quad (8)$$

여기서

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$x = \left[\varepsilon_{sz} \quad \sigma_{LY}^{-1} \frac{d}{dt} \sigma_{LY}^{-1} \varepsilon_{sy} \quad \sigma_{LZ}^{-1} \cos \varepsilon_{sz} \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\sigma_{LZ}^{-1}}{\cos \varepsilon_{sz}} \right) \right]^T \quad (10)$$

$$f = \begin{bmatrix} \omega_{sx} \sin \varepsilon_{sy} - \omega_{sy} (\cos \varepsilon_{sy} - 1) \\ 0 \\ 0 \\ -\omega_{sx} \tan \varepsilon_{sz} \cos \varepsilon_{sy} - \omega_{sy} \tan \varepsilon_{sz} \sin \varepsilon_{sy} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

w, v 는 zero-mean Gaussian noise로 가정하며, w, v 에 대하여 다음과 같은 식이 성립한다.

$$E\{\omega \omega^T\} = Q, \quad E\{v v^T\} = R \quad (12)$$

위 식으로부터 다음과 같이 Kalman-Bucy filter를 이용하여 추정기를 설계한다.

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + f + L(y - C\hat{x}) \quad (13)$$

여기서

$$L = PC^T R^{-1} \quad (14)$$

$$PA^T + AP - PC^T R^{-1} CP + Q = 0 \quad (15)$$

4. 모의실험 결과

설계한 시선변화율 추정기를 기존의 시선변화율 추정기와 비교하여 그 성능을 검증한다. BTT미사일과 탐색기는 각각 ILAART model과 2축 김발 탐색기를 사용하였으며, 궤환 선형화 제어를 사용하여 선형화하였다[5,6]. 목표물과 미사일의 초기 위치 및 속도는 표 1과 같다. 미사일의 유도법칙은 Biased PNG와 PCL을 사용하였으며, 목표물의 가속도는 그림 1과 같다.

	위치	속도
미사일	원점	(2792.3ft/s, 0, 0)
목표물	(8000ft, 2000ft, -1000ft)	(0, 500ft/s, 0)

표 1 미사일과 목표물의 초기 설정

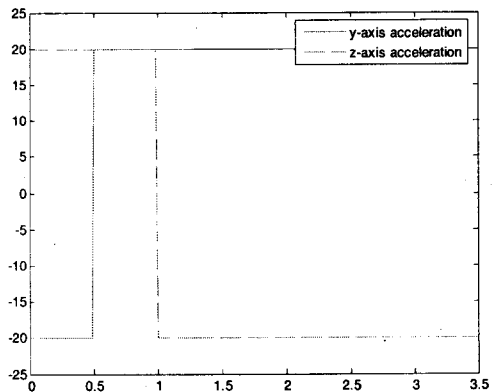


그림 1 목표물의 가속도

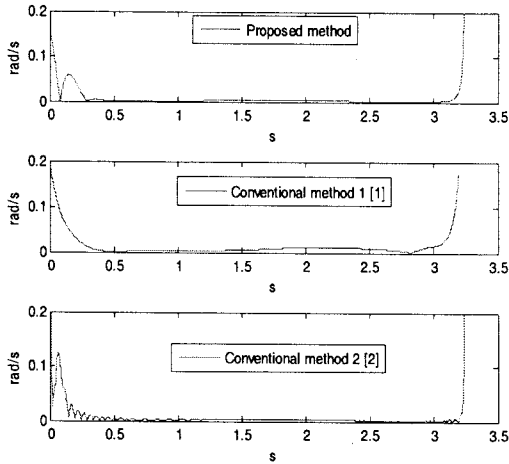


그림 2 Noise가 없는 경우의 시선변화를 추정치 오차

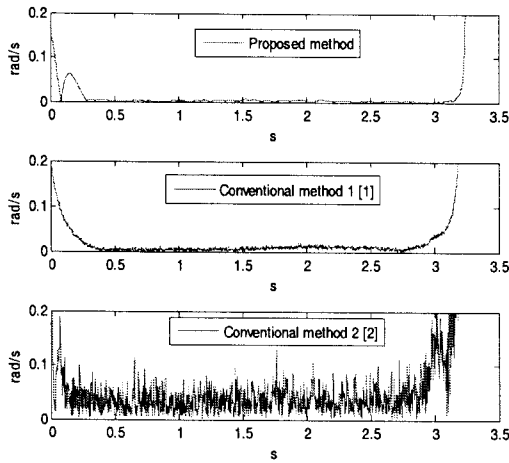


그림 3 Noise가 있는 경우의 시선변화를 추정치 오차

그림 2는 센서 측정치에 noise가 없는 경우 시선변화를 도사한 것이며, 그림 3은 Gaussian noise를 더한 경우이다. 기존의 방법들은 noise를 증폭시켜서 추정치가 부정확지만 제안한 추정기는 noise의 영향을 크게 받지 않음을 확인할 수 있다. 그림 4는 탐색기의 제어기에 PI제어기를 사용한 경우이다. 기존의 방식은 제어기의 성능이 저하되자 추정치가 상당히 불안정해지는 것을 확인할 수 있다. 반면에 제안한 추정기에서는 궤환선형화한 경우와 거의 동일한 결과가 나옴을 확인할 수 있다.

5. 결론

본 논문에서 시선변화의 동역학 방정식으로부터 비선형 추정기를 설계하였으며, 기존 방식보다 조준선 오차의 불안정

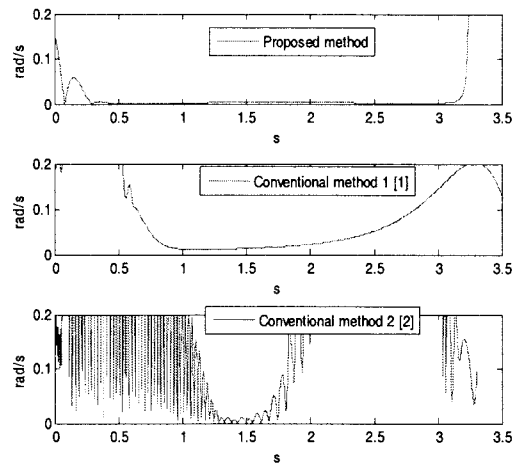


그림 4 PI제어기를 사용한 경우의 시선변화를 추정치 오차

함과 노이즈의 영향에 강인함을 모의실험을 통해서 밝힐 수 있었다. 아직, 상대 거리가 작을 때 근사식이 성립하지 않아서 추정치가 부정확해지는 문제가 있으며, 앞으로 이러한 사항에 대한 연구가 필요하다.

Acknowledgement

본 연구는 한국과학기술원 영상정보특화연구센터(IIRC)를 통한 국방과학연구소의 연구비 지원으로 수행되었습니다

참 고 문 헌

- [1] Pastrick, H., Seltzer, S., and Warren, M., "Guidance Law for Short-Range Tactical Missiles," *Journal of Guidance and Control*, Vol.4, March-April 1981, pp. 98-108
- [2] F. W. Nesline and P. Zarchan, "Line-of-Sight Reconstruction for Faster Homing Guidance", *Journal of Guidance*, Vol.8, No. 1, 1985
- [3] Ekstrand, B., "Tracking Filters and Models for Seeker Applications," *IEEE Transaction on Aerospace and Electric Systems*, Vol. 37, pp. 965-977
- [4] W.-S. Ra, I.-H. Whang and J.-Y. Ahn, "Robust Horizontal Line-of-Sight Estimator for Sea Skimming Anti-Ship Missile with Two-Axis Gimballed Seeker", *IEE Proc-Radar Sonar Navig.*, Vol.152, No.1, Feb. 2005
- [5] S.-Y Lee, J.-I Lee and I.-J Ha, "Nonlinear Autopilot Maneuvrability of Bank-to-Turn Missile," *IEEE Transaction on Aerospace and Electric Systems*, Vol. 37, No. 4, pp.1236-1253, Oct. 2001
- [6] P.J. Kenedy, R.L. Kenedy, "Direct Versus Indirect Line-of-Sight Stabilization", *IEEE Transaction on Control System Technology*, Vol. 11, No. 1, pp.3-15, 2003