



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(3), 187-194(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.3.187>

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

## 2축 김발 위에 장착된 비축탐색기를 위한 시선각속도 계산

김정훈<sup>1</sup>, 박국권<sup>2</sup>, 유창경<sup>3</sup>

### Line-of-Sight Rate for Off-axis Seeker on a 2-axis Gimbal

Jeong-Hun Kim<sup>1</sup>, Kuk-Kwon Park<sup>2</sup> and Chang-Kyung Ryoo<sup>3</sup>

Inha University

#### ABSTRACT

The off-axis Infra-Red(IR) seeker is mounted on the nose cone side of the anti-air high speed missile to alleviate thermal shield effect due to aerodynamic heating. The seeker output can not be regarded as the Line-of-Sight(LOS) rate any more as missile's roll motion to keep the target tracking is associated. In this paper, we propose a method to calculate the LOS rate for off-axis seeker on a 2-axis gimbal. Firstly, true LOS rate equations are analytically derived but not implementable because boresight error rate is not measurable. And then the first order lag approximation to obtain boresight error rate is proposed. The proposed LOS rate calculation method can compensate the coupling effect by considering the rotations of missile and gimbal. The performance of the proposed method is verified via full nonlinear 6-DOF(Degree of Freedom) simulations.

#### 초 록

비축 적외선 탐색기는 공력 가열에 의한 열 차폐 효과를 완화시키기 위해 대공 고속 유도탄의 노즈콘 측면에 장착된다. 탐색기 출력은 표적을 지속적으로 추적하기 위한 유도탄의 롤 기동이 관여되었을 때 더 이상 시선각속도로 간주할 수 없다. 본 논문에서는 2축 김발 위에 장착된 비축탐색기를 위한 시선각속도 계산 방식을 제안한다. 첫째로, 실제 시선각속도 방정식은 해석적으로 도출되지만 조준각 오차 변화율을 측정할 수 없어 구현할 수 없다. 그에 따라 조준각 오차 변화율을 획득하기 위해 1차 지연 근사화를 제안한다. 제안한 시선각속도 계산 방식은 유도탄과 김발의 회전을 고려하여 커플링 효과를 보상할 수 있다. 제안한 방식의 성능을 비선형 6 자유도 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

**Key Words** : 2-axis Gimbal(2축 김발), Off-axis Seeker(비축 탐색기), LOS Rate(시선각속도)

#### 1. 서 론

탄도탄 표적 요격을 위해 종말호밍유도에서 비례항법유도를 수행하는 대공 유도탄은 효과적인 시선

각속도 정보를 제공하는 2축 김발 탐색기를 많이 사용한다. 또한 대상 탄도탄의 공력 가열 현상에 의해 탄도탄의 표면 온도가 상승하기 때문에 적외선 탐색기가 많이 사용된다. 2축 김발 탐색기는 표적을 추적

† Received : January 10, 2019 Revised : February 22, 2019 Accepted : February 25, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Professor

<sup>3</sup> Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

하기 위해 김발이 회전하여 탐색기 조준선이 표적을 지향하도록 하고 탐색기 영상으로부터 유도탄과 표적간의 시선각속도 정보를 제공한다. 일반적으로 2축 김발 탐색기는 유도탄의 종축과 일치하도록 유도탄의 노즈팁에 장착된다. 그러나 적외선 탐색기를 장착한 대공 유도탄의 경우 대기를 초음속으로 통과하면서 대기에 의한 공력 가열로 탐색기 창에 발생하는 열 차폐 현상이나 탐색기 창 전면부에 발생하는 충격파의 영향으로 탐색기의 성능이 저하된다[1]. 따라서 탐색기의 성능 저하를 방지하기 위하여 탐색기 창의 외부에 냉각 가스를 분사하거나 내부에 대류 냉각 방식을 통해 탐색기 창의 온도를 낮추어 주며 유도탄의 노즈콘 측면에 장착되는 비축 탐색기를 사용한다[2]. 대표적으로 비축 탐색기를 사용하는 미국의 종말고고도지역방어 요격탄인 THAAD(Terminal High Altitude Area Defense)는 공력가열에 의한 신호왜곡을 줄이고 요격 성능을 보장하기 위해 탐색기 창을 측면에 만들며[3], 이러한 측면 방향 탐색기 창의 효과를 분석하고 공력가열에 의한 왜곡을 보정하기 위한 다양한 연구가 수행되었다[1,2,4].

탐색기를 유도탄의 노즈 측면에 장착하면 표적을 추적하기 위해 탐색기 창이 표적을 향하도록 유도탄의 기동이 발생하고 이로 인해 2축 김발 탐색기의 시선각속도 출력에 종/횡 방향 커플링이 생겨 시선각속도 출력이 부정확해진다. 기존의 탐색기 추적 루프는 롤 기동이 없는 단일 피치/요 평면에서의 교전기하를 가정하여 시선각속도를 조준각 오차에 비례하는 형태로 추출한다. 롤 기동이 있을 경우엔 김발의 롤 안정화 루프가 있다는 가정 하에 탐색기 추적 루프를 설계한다[5]. 2축 김발을 사용하는 유도탄의 경우 김발의 롤 안정화가 불가능하기 때문에 유도탄의 롤 기동이 발생하여도 이를 보상할 수 있는 시선각속도를 계산해야한다. 따라서 기동 중인 유도탄의 정확한 시선각속도를 계산하기 위해서 김발이 표적을 추적하면서 생기는 김발 회전각속도와 유도탄의 동체각속도를 보상하여 시선각속도 방정식을 정식화할 필요가 있다. 참고문헌[6]에서는 비축 탐색기가 아닌 2축 김발 탐색기에서의 롤 운동을 고려한 시선각속도 방정식을 도출하고 미소각 근사를 이용하여 조준각 오차 변화율을 구한 후 시선각속도를 추정하였다.

본 논문에서는 2축 김발에 장착된 비축 탐색기를 위한 시선각속도 방정식의 정식화를 위해 시스템 상태변수를 기술하기 위한 좌표계를 정의하였다. 다음으로 시선각속도 계산에 필요한 실제 시선각 방정식을 유도하였으며 종/횡 방향 커플링 효과가 보상된 실제 시선각속도 방정식을 유도하였고 시선각속도 계산에 필요한 요구 변수들의 획득 방안을 제시하였다. 요구 변수들 중 조준각 오차와 조준각 오차 변화율은 1차 지연으로 근사하였다. 마지막으로 제안한

시선각속도 계산 방식을 검증하기 위해 다양한 초기 조우 조건에서 비선형 6자유도 시뮬레이션을 통해 실제 시선각속도와 추정 시선각속도를 비교하였다.

## II. 2축 김발 탐색기의 시선각속도

본 절에서는 유도탄과 김발 탐색기가 회전함에 따라 발생하는 커플링 효과를 보상할 수 있는 시선각속도 방정식을 정식화한다. 적외선 탐색기를 사용할 경우 라디오 주파수 탐색기와 달리 유도탄과 표적 사이의 상대거리를 알 수 없기 때문에 각도 정보만을 이용하여 시선각속도를 도출해야한다. 시선각속도 방정식은 좌표계 간의 회전을 고려하여 도출할 수 있다.

### 2.1 좌표계 정의

유도탄의 위치 및 자세를 표현하고 회전에 의한 커플링 효과가 고려된 시선각속도를 도출하기 위해 다음과 같이 6개의 좌표계를 정의한다.

관성(Inertial) 좌표계는 Fig. 1과 같이  $x_I, y_I, z_I$ 축으로 구성되며 시선각과 동체 자세각을 정의하기 위한 기준 좌표계이다. 종말 요격 단계에서는 표적과의 상대거리가 초기나 중기 유도 단계에 비해 짧고 빠른 시간 안에 요격이 이루어지기 때문에 관성 좌표계는 지구의 곡률을 고려하지 않은 평평한 지구(Flat earth)에서의 좌표계로 가정한다.

시선(LOS) 좌표계는 Fig. 1과 같이  $x_L, y_L, z_L$ 축으로 구성되며 시선벡터 방향인  $x_L$ 축은 유도탄과 표적과의 상대거리 벡터인  $\vec{r}$ 와 방향이 일치한다. 따라서 시선 벡터는 시선각의 방위각(Azimuth)  $\sigma_A$ , 시선각의 고각(Elevation)  $\sigma_E$ 를 이용하여 표현되며 관성 좌표계에서 3-2 회전 순서로  $\sigma_A, \sigma_E$ 만큼 회전한 좌표계이다.

동체(Body) 좌표계는 관성 좌표계에서 3-2-1 회전 순서로 각각 요 각  $\psi$ , 피치 각  $\theta$ , 롤 각  $\phi$ 만큼 회전한 좌표계이다. Fig. 2와 같이  $x_B$ 축은 유도탄 노즈 방향,  $z_B$ 축은 유도탄 배꼽방향,  $y_B$ 축은  $x_B$  및  $z_B$ 축과

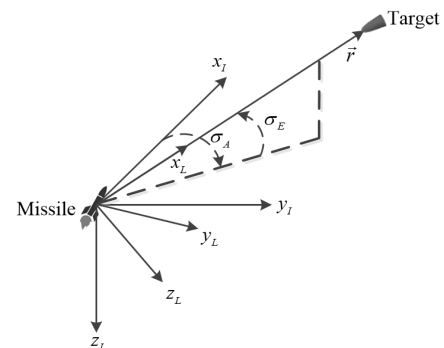


Fig. 1. Inertial & LOS-frame

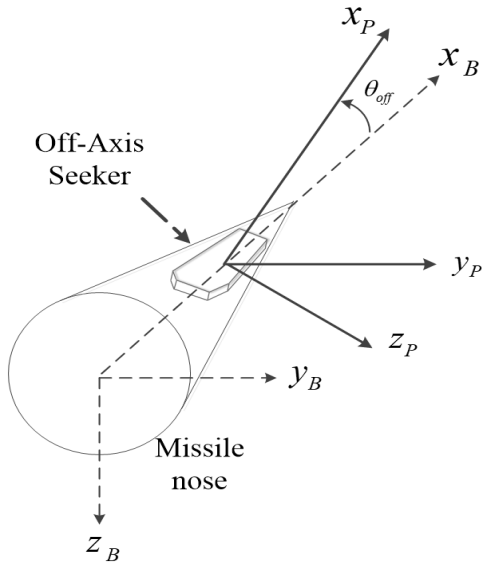


Fig. 2. Missile Nose &amp; Off-Axis Seeker

오른손 좌표계를 형성하는 축이다.

비축 플랫폼(Platform) 좌표계는 Fig. 2와 같이 유도탄 노즈 측면에서의 비축 플랫폼 좌표계이다. 비축 플랫폼 좌표계는 탐색기 창을 결정하며 유도탄 노즈 방향인  $x_B$ 축에 대해 기울어져 있으므로 비축 플랫폼 좌표계는 동체 좌표계의  $y_B$ 축에 대해 비축 각도  $\theta_{off}$ 만큼 회전한 좌표계이다.

김발(Gimbal) 좌표계는 Fig. 3과 같이 2축 김발 탐색기에 고정된 좌표계이고 2축 김발 탐색기는 비축 플랫폼에 고정된 형태이므로 비축 플랫폼 좌표계에서 2-3 회전 순서로 김발 피치 회전각  $\theta_G$ , 김발 요 회전각  $\psi_G$ 만큼 회전하여 나타낸다. 김발 좌표계의  $x_G$ 축은 탐색기의 조준선(Boresight) 방향을 나타낸다.

표적 지향(Target pointing) 좌표계는 Fig. 3과 같이 표적의 방향을 가리키는  $x_T$ 축을 가지는 좌표계이다. 2축 김발 탐색기의 조준선 방향인  $x_G$ 축이  $x_T$ 축이 되도록 해야 표적을 완벽히 지향하는 것이고 탐색기가 2축으로만 회전할 수 있기 때문에 표적 지향

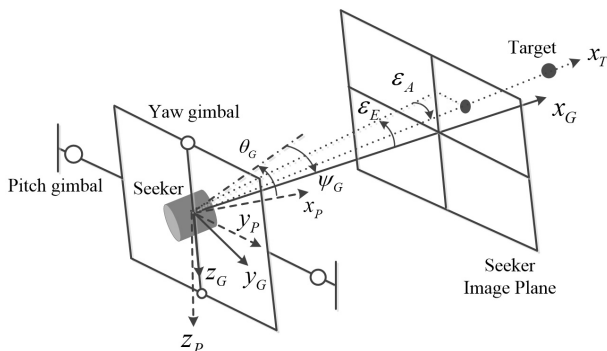


Fig. 3. Two-Axis Gimbal Seeker System

좌표계는 김발 좌표계에서 2-3 회전 순서로 조준각 오차의 고각  $\epsilon_E$ , 조준각 오차의 방위각  $\epsilon_A$ 만큼 회전한 좌표계다.

시선방향인  $x_L$ 축과  $x_T$ 축의 방향이 일치하고 시선 좌표계의  $y_L$ 축은  $x_I$ - $y_I$ 평면 위에 존재하므로 시선 좌표계는 또한 표적 지향 좌표계의  $x_T$ 축을 기준으로 시선각의 틀 각  $\phi_\sigma$ 만큼 회전한 좌표계이다. 여기서  $\phi_\sigma$ 각도 회전은  $y_T$ 축을  $y_L$ 축으로 변환하여  $y_L$ 축이  $x_I$ - $y_I$ 평면 위에 존재하도록 하는 각도이다. 위에서 정의한 좌표계들로부터 좌표계 사이의 좌표변환 행렬을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$C_I^L = R_2(\sigma_E)R_3(\sigma_A) \quad (1)$$

$$C_I^B = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) \quad (2)$$

$$C_B^P = R_2(\theta_{off}) \quad (3)$$

$$C_P^G = R_3(\psi_G)R_2(\theta_G) \quad (4)$$

$$C_G^T = R_3(\epsilon_A)R_2(\epsilon_E) \quad (5)$$

$$C_T^L = R_1(\phi_\sigma) \quad (6)$$

여기서  $\sigma$ 에 대한 1축 회전변환 관계식은 다음과 같이 정의한다.

$$R_1(\sigma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\sigma & \sin\sigma \\ 0 & -\sin\sigma & \cos\sigma \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$R_2(\sigma) = \begin{bmatrix} \cos\sigma & 0 & -\sin\sigma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\sigma & 0 & \cos\sigma \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$R_3(\sigma) = \begin{bmatrix} \cos\sigma & \sin\sigma & 0 \\ -\sin\sigma & \cos\sigma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

## 2.2 True 시선각 방정식 유도

시선각속도 방정식을 유도하기 전에 시선각 방정식을 유도한다. 시선각은 식 (1)~(6)의 좌표변환행렬을 이용하여 유도할 수 있다. 표적 지향 좌표계에서 시선 좌표계로의 좌표변환행렬은 다음 식과 같다.

$$\begin{aligned} C_T^L &= C_I^L C_B^I C_P^B C_G^P C_T^G \\ &= C_I^L [C_B^I]^T [C_P^B]^T [C_G^P]^T [C_T^G]^T \end{aligned} \quad (10)$$

좌표변환행렬의 역행렬이 전치행렬과 같다는 성질을 이용하면  $[C_T^L]^{-1} = [C_T^L]^T$ 이므로 식 (10)의 양변에  $[C_T^L]^T$ 을 곱하면 다음 식과 같다.

$$C_L^I C_T^L = C_B^I C_P^B C_G^P C_T^G$$

$$= [C_T^L]^T C_T^L = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기서

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos\sigma_E \cos\sigma_A \\ a_{12} &= -\sin\sigma_A \cos\phi_\sigma - \sin\sigma_E \cos\sigma_A \sin\phi_\sigma \\ a_{13} &= -\sin\sigma_A \sin\phi_\sigma + \sin\sigma_E \cos\sigma_A \cos\phi_\sigma \\ a_{21} &= \cos\sigma_E \sin\sigma_A \\ a_{22} &= \cos\sigma_A \cos\phi_\sigma - \sin\sigma_E \sin\sigma_A \sin\phi_\sigma \\ a_{23} &= \cos\sigma_A \sin\phi_\sigma + \sin\sigma_E \sin\sigma_A \cos\phi_\sigma \\ a_{31} &= -\sin\sigma_E \\ a_{32} &= -\cos\sigma_E \sin\phi_\sigma \\ a_{33} &= \cos\sigma_E \cos\phi_\sigma \end{aligned}$$

이다.

식 (11)에서  $C_B^I C_P^B C_G^P C_T^G$ 는 다음 식과 같다.

$$C_B^I C_P^B C_G^P C_T^G = [C_B^I]^T [C_P^B]^T [C_G^P]^T [C_T^G]^T$$

$$= \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서  $b_{ij}(i, j=1, 2, 3)$ 는 롤, 피치, 요 각, 비축 각, 김발 피치 각, 김발 요 각, 조준각 오차의 고각, 조준각 오차의 방위각으로 구성된 식이다.

식 (11)과 식 (12)는 동일한 식이므로  $a_{ij}=b_{ij}$ 가 되어 시선각  $\phi_\sigma$ ,  $\sigma_E$ ,  $\sigma_A$ 는 다음 식과 같다.

$$\phi_\sigma = \tan^{-1}\left(\frac{-a_{32}}{a_{33}}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{-b_{32}}{b_{33}}\right) \quad (13)$$

$$\sigma_E = \tan^{-1}\left(\frac{-a_{31}}{\sqrt{a_{11}^2 + a_{21}^2}}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{-b_{31}}{\sqrt{b_{11}^2 + b_{21}^2}}\right) \quad (14)$$

$$\sigma_A = \tan^{-1}\left(\frac{a_{21}}{a_{11}}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{b_{21}}{b_{11}}\right) \quad (15)$$

### 2.3 True 시선각속도 방정식 유도

회전에 대한 행렬 운동학적 관계를 이용하여 유도탄과 김발의 회전에 의한 커플링 효과를 고려한 실제 시선각속도 방정식을 유도한다[7]. 이렇게 획득한 시선각속도 방정식은 유도탄의 회전각 및 각속도 성분이 포함되어 있어 유도탄의 회전에 의한 커플링 효과를 보상할 수 있다. 관성좌표계에 대한 각각의

좌표계에서의 각속도 벡터를 그 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$\vec{\omega}_{IB}^B$ 는 관성 좌표계에 대한 동체 좌표계의 각속도 벡터를 동체 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터로 다음 식과 같다.

$$\vec{\omega}_{IB}^B \equiv \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_1(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_2(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (16)$$

여기서  $p, q, r$ 은 각각 롤, 피치, 요 각속도이다.

$\vec{\omega}_{IP}^P$ 는 관성 좌표계에 대한 비축 플랫폼 좌표계의 각속도 벡터를 비축 플랫폼 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터로 다음 식과 같이  $\vec{\omega}_{IB}^B$ 와 비축 각도  $\theta_{off}$ 로 나타낼 수 있다.

$$\vec{\omega}_{IP}^P = R_2(\theta_{off}) \left( \vec{\omega}_{IB}^B + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_{off} \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (17)$$

$\vec{\omega}_{IG}^G$ 는 관성 좌표계에 대한 김발 좌표계의 각속도 벡터를 김발 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터로 다음 식과 같이  $\vec{\omega}_{IP}^P$ 와 김발 피치 회전각  $\theta_G$ , 김발 요 회전각  $\psi_G$ 로 나타낼 수 있다.

$$\vec{\omega}_{IG}^G \equiv \begin{bmatrix} p_G \\ q_G \\ r_G \end{bmatrix} = C_P^G \left( \vec{\omega}_{IP}^P + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_G \\ 0 \end{bmatrix} \right) + R_3(\psi_G) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi}_G \end{bmatrix} \quad (18)$$

$\vec{\omega}_{IT}^T$ 는 관성 좌표계에 대한 표적 지향 좌표계의 각속도 벡터를 표적 지향 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터로 다음 식과 같이  $\vec{\omega}_{IG}^G$ 와 조준각 오차의 고각  $\epsilon_E$ 과 조준각 오차의 방위각  $\epsilon_A$ 로 나타낼 수 있다.

$$\vec{\omega}_{IT}^T \equiv \begin{bmatrix} p_T \\ q_T \\ r_T \end{bmatrix} = C_G^T \left( \vec{\omega}_{IG}^G + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\epsilon}_E \\ 0 \end{bmatrix} \right) + R_3(\epsilon_A) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\epsilon}_A \end{bmatrix} \quad (19)$$

마지막으로  $\vec{\omega}_{IL}^L$ 는 관성 좌표계에 대한 시선 좌표계의 각속도 벡터를 시선 좌표계의 성분으로 나타낸 벡터로 다음 식 (20)과 같이  $\vec{\omega}_{IT}^T$ 와 시선각의 롤 각  $\phi_\sigma$ 로 나타낼 수 있다. 또한 식 (21)과 같이 시선각의 고각  $\sigma_E$ , 시선각의 방위각  $\sigma_A$ 로 나타낼 수 있다.

$$\vec{\omega}_{IL}^L = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_\sigma \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_T^L \vec{\omega}_{IT}^T = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_\sigma + p_T \\ q_T \cos\phi_\sigma + r_T \sin\phi_\sigma \\ -q_T \sin\phi_\sigma + r_T \cos\phi_\sigma \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\vec{\omega}_{IL}^L = C_I^L \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\sigma}_A \end{bmatrix} + R_2(\sigma_E) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\sigma}_E \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_A \sin\sigma_E \\ \dot{\sigma}_E \\ \dot{\sigma}_A \cos\sigma_E \end{bmatrix} \quad (21)$$

식 (20)과 식 (21)이 동일하므로 다음 식 (22), (23)과 같이 시선각속도 방정식을 도출할 수 있다.

$$\dot{\sigma}_E = q_T \cos \phi_\sigma + r_T \sin \phi_\sigma \quad (22)$$

$$\dot{\sigma}_A = -\frac{q_T \sin \phi_\sigma - r_T \cos \phi_\sigma}{\cos \sigma_E} \quad (23)$$

여기서 비측 각도  $\theta_{off}$ 가 0이면 참고문헌[6]에서 도출한 시선각속도 방정식과 동일하다.

식 (22)와 (23)에 주어진 바와 같이 실제 시선각속도는 각도 및 각속도 정보만으로 계산할 수 있어 표적과의 상대거리 및 상대속도를 포함하는 시선각속도가 필요 없으며 이는 상대거리 정보를 알 수 없는 적외선 탐색기에 적용하기에 유용하다. 시선각속도 계산을 위한 요구 변수들은 동체각속도 및 자세각, 김발회전각 및 회전각속도, 조준각 오차 및 오차 변화율, 시선각이다. 동체각속도 및 자세각은 관성항법 장치(INS)로부터 출력되며 김발회전각 및 회전각속도는 김발 안정화 시스템과 김발 축에 장착된 센서로부터 출력된다. 조준각 오차는 탐색기의 이미지 영상 처리로 측정하나 조준각 오차 변화율은 측정할 수 없으므로 추정 또는 계산이 필요하다.

### 2.4 조준각 오차 변화율 근사화

조준각 오차 변화율은 탐색기의 이미지 영상 처리로부터 획득한 조준각 오차 값을 차분하여 근사화할 수 있으나 노이즈가 있는 시스템에서 탐색기의 조준각 오차의 출력이 시간에 따라 급변할 수 있기 때문에 조준각 오차 변화율 값이 부정확하게 된다. 따라서 본 논문에서는 시간 지연을 통한 필터를 적용하는 형태로 Fig. 4와 같이 1차 지연 근사화를 하고 식 (24)와 식 (25)로부터 조준각 오차의 근사값  $\hat{\epsilon}$ 과 조준각 오차 변화율의 근사값  $\hat{\epsilon}$ 을 구한다.

$$\frac{\hat{\epsilon}(s)}{\epsilon(s)} = \frac{1}{1 + \tau_\epsilon s} \quad (24)$$

$$\frac{\hat{\epsilon}(s)}{\epsilon(s)} = \frac{s}{1 + \tau_\epsilon s} \quad (25)$$

여기서  $\tau_\epsilon$ 는 피드백 루프의 시상수이다.

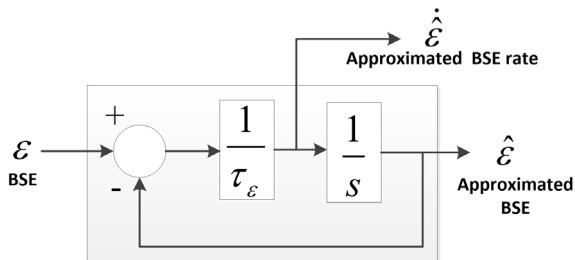


Fig. 4. Bore-sight Error Feedback Loop

### 2.5 비례항법 유도명령 산출

앞 장에서 도출한 시선각속도 방정식을 이용하여 3차원 Pure Proportional Navigation(PPN) 유도기법에 필요한 시선각속도 벡터를 구성한다. 3차원 PPN 유도기법은 관성좌표계에 대해 다음 식과 같은 유도명령을 생성한다.

$$\vec{a}_{PPN}^I = N \vec{\Omega}_{TM}^I \times \vec{V}_M^I \quad (26)$$

여기서  $N$ 은 유도 상수,  $\vec{\Omega}_{TM}^I$ 은 관성좌표계에서의 시선각속도 벡터,  $\vec{V}_M^I$ 는 관성좌표계에서의 유도탄 속도 벡터이다.

시선각속도 벡터인  $\vec{\Omega}_{TM}^I$ 는 표적과 유도탄 간의 상대거리와 상대속도 정보가 필요한데 적외선 탐색기로는 상대정보를 알 수 없으므로 참고문헌[8]에서  $\vec{\Omega}_{TM}^I \neq \vec{\omega}_{IL}^I$ 이지만 다음과 같이  $\vec{\Omega}_{TM}^I \times \vec{R}_{TM}^I = \vec{\omega}_{IL}^I \times \vec{R}_{TM}^I$ 이 성립하므로 시선각속도 벡터를 시선좌표계의 각속도 벡터로 근사하여 다음 식 (27)과 같이 식 (21)인 시선좌표계에서의 각속도 벡터를 관성좌표계로 변환하여 유도명령 산출에 적용하면 상대거리와 상대속도 정보를 알지 못하여도 비례항법유도를 수행할 수 있다.

$$\vec{\Omega}_{TM}^I = \frac{\vec{R}_{TM}^I \times \vec{V}_{TM}^I}{|\vec{R}_{TM}^I|^2} \approx C_L^I \vec{\omega}_{IL}^L \quad (27)$$

Figure 5는 비례항법 유도명령 산출 과정을 보여주며 조준각 오차 근사화, 시선각 계산, 시선각속도 추정, 유도명령 산출 시 필요한 각도 정보들의 입출력 관계를 나타낸다. 본 논문에서 제시한 시선각속도 산출과정은 외부 Uplink 정보가 필요하지 않고 유도탄

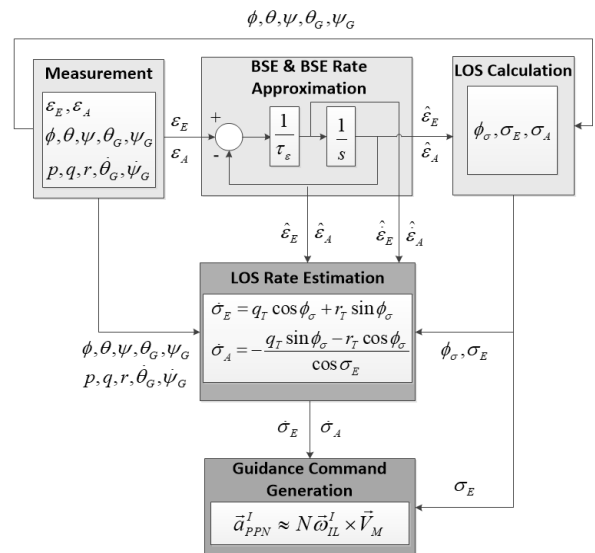


Fig. 5. Guidance Command Generation Process



에 탑재된 센서들로부터 각도 정보만을 이용하여 시선각속도를 추정한다. 먼저 조준각 오차 근사화는 탐색기 조준각 오차 출력에 대한 1차 지연 근사화된 조준각 오차와 조준각 오차 변화율이 시선각 계산과 시선각속도 추정에 사용된다. 또한 시선각 계산에는 관성항법장치의 출력인 롤, 피치, 요 자세각과 김발의 각 축에 장착된 각도 측정 센서의 출력인 김발 피치회전각, 요 회전각이 사용된다. 시선각속도 추정에는 유도탄과 김발의 회전에 관련된 동체 자세각 및 각속도, 김발 회전각 및 각속도 측정값, 조준각 오차 및 오차 변화율의 근사값, 계산된 시선각이 사용된다. 최종적으로 유도탄의 속도는 관성항법장치로부터 획득할 수 있고 추정한 시선각속도를 이용하여 유도명령을 산출한다.

### III. 시뮬레이션 결과

2장에서 제안한 시선각속도 계산 방식의 성능을 검증하기 위해 비선형 6자유도 시뮬레이션을 수행하였다. 종말호밍단계에서의 탄도탄 표적 요격에 대한 시뮬레이션을 수행하였으며 3가지 경우로 초기 교전 조건을 설정하여 실제 시선각속도와 추정 시선각속도를 비교하였다. 표적 탐지 범위가 50~100km인 유도탄의 종말호밍단계에서의 비행거리는 약 15~30km 이므로 유도탄과 표적의 초기 상대거리를 20, 25, 30km로 설정하였다[3]. 표적은 초기 속도와 중력만 고려하여 기동이 없다고 가정하였으며 사거리가 약 1000km 정도인 준중거리 탄도탄 표적을 선정하였으며 사거리 1000km인 비행체의 재진입 속도는 약 2.8km/sec이므로 표적의 종말교전 초기 속도는 2.6, 2.7, 2.8km/sec로 설정하였다[9]. 유도탄의 종말교전 초기 속도는 THAAD 요격탄의 속도 제원을 참조하였으며 초기 속도는 2.5, 2.6, 2.7km/sec로 설정하였다[3]. 다양한 조우 조건에서 검증하기 위하여 표적과 유도탄의 초기 속도 벡터 사이각(비행경로각, 헤딩각)을 Table 1~3과 같이 설정하였다. 종말호밍단계에서 표적이 탐색기의 시야각 범위 내에 존재해야

Table 1. Initial Engagement Conditions - CASE 1

Variable	Target	Missile
North Position	5km	-0.7km
East Position	-7km	-15.2km
Down Position	-100km	-82.7km
Speed	2600m/s	2500m/s
Flighth Path Angle	-50deg	27deg
Heading Angle	-45deg	7.5deg
Relative Distance	20km	

Table 2. Initial Engagement Conditions - CASE 2

Variable	Target	Missile
North Position	5.5km	16.3km
East Position	-6km	-12.3km
Down Position	-85km	-63.3km
Speed	2700m/s	2600m/s
Flighth Path Angle	-60deg	60.1deg
Heading Angle	-30deg	149.9deg
Relative Distance	25km	

Table 3. Initial Engagement Conditions - CASE 3

Variable	Target	Missile
North Position	6km	34.2km
East Position	-3km	-7.4km
Down Position	-95km	-85.8km
Speed	2800m/s	2700m/s
Flighth Path Angle	-55deg	-23.9deg
Heading Angle	-40deg	-169.3deg
Relative Distance	30km	

요격이 가능하므로 시선각이 반대인 교전 상황은 고려하지 않는다. 비측 탐색기의 비측 각도  $\theta_{off}$ 는 20°로 설정하였으며 조준각 오차 피드백 루프의 시상수는 20msec로 설정하였다. 종말 요격상황 시 탄도탄과 유도탄의 상대속도가 매우 크기 때문에 일반적으로 비례항법유도에 적용되는 유도 상수인 3~5보다 큰 6으로 설정하였다.

Figures 6~7은 3차원과 2차원 궤적 결과이며 Figs. 6~7에서 원 마커는 유도탄의 초기 위치, 십자 마커는 표적의 초기 위치를 나타낸다. CASE 1은 하강하는

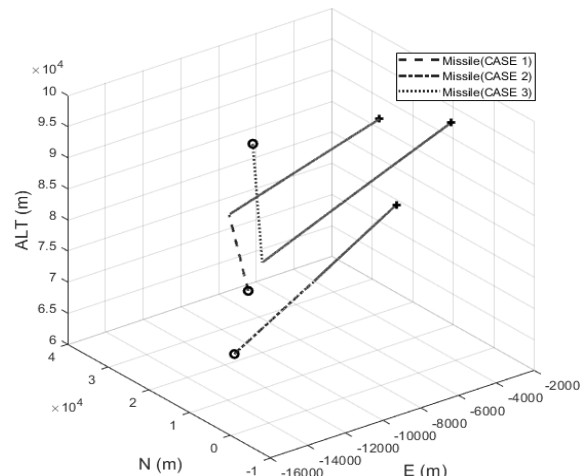


Fig. 6. 3D Trajectory in Engagement

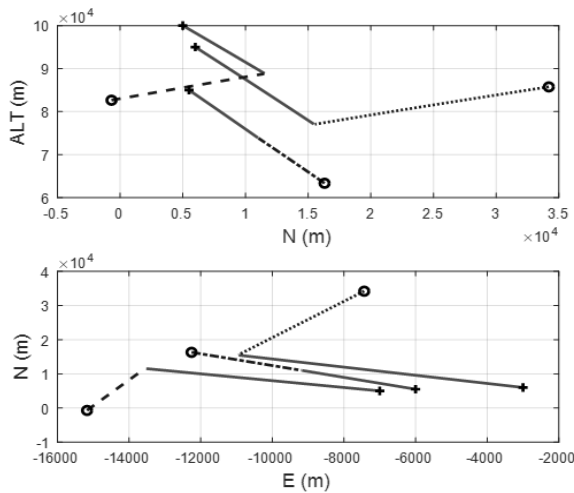


Fig. 7. 2D Trajectory in Engagement

표적을 상승 비행 중인 유도탄이 측면 요격을 하는 상황, CASE 2는 하강하는 표적을 상승 비행 중인 유도탄이 정면 요격을 하는 상황, CASE 3은 하강하는 표적을 하강 비행 중인 유도탄이 측면 요격을 하는 상황이다.

참고문헌 [10]에서는 비축 각도의 유무에 따른 유도탄의 롤 각속도 변화와 그에 따른 시선각속도의 변화를 분석하였다. 비축 각도가 0°일 때 롤 각속도의 변화는 미미하고 비축 각도가 20°일 때 롤 각속도의 변화가 생겨 시선각속도의 성분이 변하게 된다.

Figures 8~10은 제안한 방식의 성능을 검증하기 위해 시선각속도의 오차를 나타낸 그래프이며 Table 1~3의 각 경우의 교전 상황에서의 고각에 대한 시선각속도 오차, 방위각에 대한 시선각속도 오차이다. 또한 교전 상황별로 헤딩 오차를 0, 5, 10, 15°로 변화시키면서 조우 조건을 다르게 설정한 시뮬레이션 결과이다. CASE 1~3에서 초기 시선각속도의 진동은

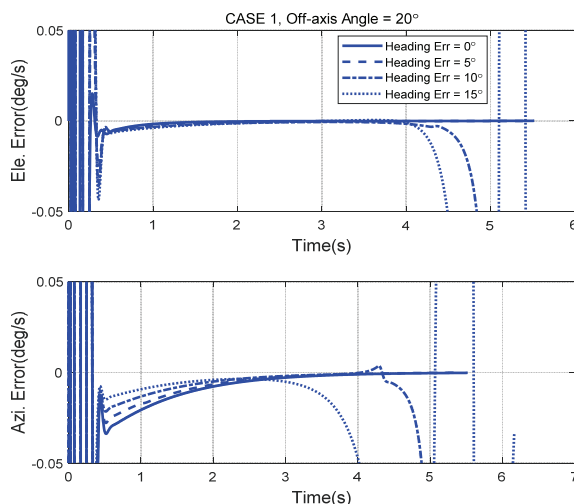


Fig. 8. LOS Rate Error - CASE 1

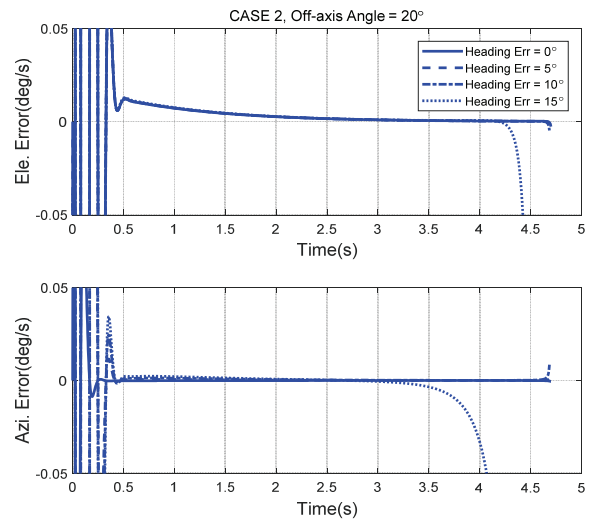


Fig. 9. LOS Rate Error - CASE 2

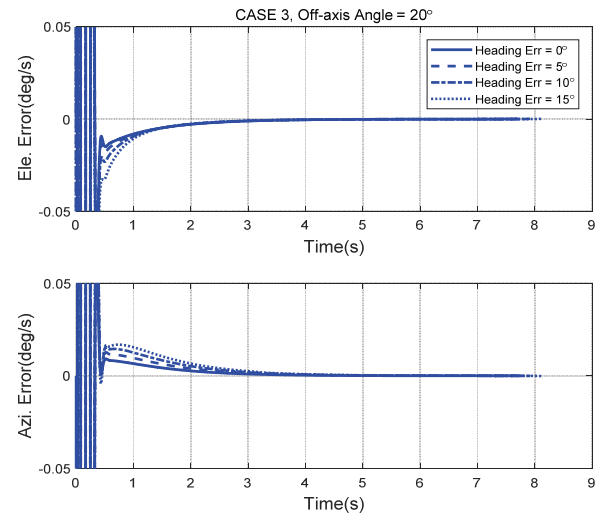


Fig. 10. LOS Rate Error - CASE 3

종말호밍유도 시작 시 김발이 표적을 지향함에 따라 생기는 시스템의 특성에 의해 발생하는 현상으로 김발이 표적을 지향하면서 진동이 사라지게 되는 것을 확인할 수 있다. CASE 1에서 헤딩 오차가 5°까지는 시선각속도의 오차가 0deg/s에 근접하여 수렴하지만 10도 이상에서는 시선각속도의 오차가 수렴하지 않고 시선각속도의 추정이 부정확하다. CASE 2에서는 헤딩 오차가 15°에서 시선각속도의 오차가 수렴하지 않았으며 CASE 3에서는 모든 경우에서 시선각속도의 오차가 0deg/s에 근접하게 수렴하여 추정이 정확하다. PPN 유도를 적용하여 제안한 방식으로 임의의 교전 조건에서 시뮬레이션을 수행해 보았을 때 특정 헤딩 오차 이상이 되면 시선각속도의 추정이 부정확함을 보인다. 그 원인은 조준각 오차 및 조준각 오차 변화율의 1차 지연의 영향이 수치적 오차를 발생시켜 시선각속도의 추정이 부정확해질 수 있다. Fig. 11은

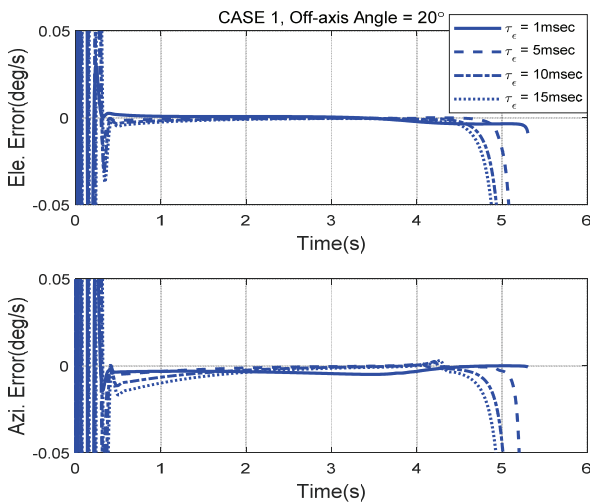


Fig. 11. LOS Rate Error - CASE 1

본 논문에서 제안한 1차 지연 근사화의 영향을 나타내며 CASE 1에서 헤딩 오차가  $10^\circ$ 일 때 시상수  $\tau_c$ 의 값에 따른 시선각속도의 오차를 나타낸다. 시상수가 1msec일 때를 제외한 5msec 이상의 지연이 있을 때 시선각속도의 추정이 부정확함을 확인할 수 있으며 이는 특정 교전 조건에서 시선각속도 추정 시 적절한 시상수를 선정해야함을 보여준다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 2축 김발에 장착된 비축탐색기를 가진 유도탄의 시선각속도 계산 방법을 제시하였으며 비선형 6자유도 시뮬레이션을 통해 실제 시선각속도와 비교하여 제안한 방법을 검증하였다. 시선각속도를 정식화하기 위해 먼저 시스템의 좌표계를 정의하였으며 유도탄의 자세변화와 김발의 회전으로 인한 커플링 효과를 보상할 수 있는 시선각속도 방정식을 도출하였다. 제안한 시선각속도 방정식 계산을 위해 필요한 요구 변수들의 획득 방안을 제시하였으며 조준각 오차 변화율은 1차 지연 근사하여 적용하였고 추정 시선각속도를 3차원 PPN 유도기법에 적용하여 표적에 대한 상대거리 및 상대속도의 정보 없이 유도명령을 생성할 수 있다. 종말호밍단계에서 유도탄과 표적 간의 다양한 초기 조우 조건에 대해 시뮬레이션을 수행하였고 헤딩 오차의 변화에 따른 시선각속도 추정의 정확도를 분석하였다. 마지막으로 조준각 오차의 1차 지연 시상수의 크기에 따라 시선각속도의 추정에 미치는 영향을 분석한 후 제안한 시선각속도의 계산 방식을 검증하였다.

#### V. 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으

로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다. (No. UD170018CD)

#### References

- 1) Leite, C. D. F., "Aerothermal Effects on the Infrared Seeker Staring Sensor Performance of High Supersonic Missiles," Master's thesis, Naval Postgraduate School Monterey, 1995, pp.1~3.
- 2) Li, C. C., Huang, D. W., Su, Y. C., and Tasi, L. C., "Study of Aero-thermal Effects with Heat Radiation in Optical Side Window," *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, Vol. 6, No. 5, 2012, pp.943~947.
- 3) Yingbo, H., and Yong, Q., "THAAD-Like High Altitude Theater Missile Defense: Strategic Defense Capability and Certain Countermeasures Analysis," *Science & Global Security*, Vol. 11, No. 2, 2010, pp.151~202.
- 4) Liu, L., Yan, L., Zhao, H., Dai, X., and Zhang, T., "Correction of Aeroheating-Induced Intensity Nonuniformity in Infrared Images," *Infrared Physics & Technology*, Vol. 76, May 2016, pp.235~241.
- 5) Palumbo, N. F., Blauwkamp, R. A., and Lloyd, J. M., "Basic Principles of Homing Guidance," Johns Hopkins APT Technical Digest, Vol. 29, No. 1, 2010, pp.25~41.
- 6) Whang, I. H., and Hwang, T. W., "A LOS Rate Estimator for Homing Seekers with 2 Axis Gimbal System," *Journal of Institute of Control*, Vol. 7, No. 12, December 2001, pp.1024~1030.
- 7) Stevens, B. L., and Lewis, F. L., *Aircraft Control and Simulation*, 2<sup>nd</sup> Ed., WILEY, 2016, pp.27~29.
- 8) Moharampour, A., Poshtan, J., and Sedigh, A. K., "A Modified Proportional Navigation Guidance for Accurate Target Hitting," *Iranian Journal of Electrical and Electronic Engineering*, Vol. 6, No. 1, 2010, pp.20~28.
- 9) Spencer, J. K., Gosling, T. W., and Christian, W. C., "Ballistic Missile Defense: Information on Theater High Altitude Area Defense(THAAD) System," U.S. General Accounting Office(GAO), 1994.
- 10) Kim, J. H., Hong, J. H., Park, K. K., and Ryoo, C. K., "Line-of-Sight Rate Analysis for a Missile with Two-Axes Gimbal Seeker Mounted on the Nose Cone Platform," *Proceedings of the SICE Annual Conference*, September 2017, pp.458~463.