

## 경사 고각 발사 시스템에서의 발사체 항법장치 급속 초기정렬기법에 대한 오차모델 분석 및 성능평가

# Error Model Analysis and Performance Evaluation for the Rapid Alignment Technique of Projectile Navigation System in Inclined Launch Systems

박세빈  
국방과학연구소

**Sebeen Park**  
Agency of Defense Development, Daejeon 34186, Korea

### [요 약]

본 논문에서는 경사 고각 발사 시스템에서 활용하기 위한 발사체 항법장치의 급속 초기정렬기법에 대해 다룬다. 급속 초기정렬 기법 중 하나인 원샷(One-shot) 정렬기법은 발사대에 장착된 항법장치의 정보를 활용하므로 수 초 내에 정렬이 가능하지만, 수직 발사체계에서만 적용되어 경사 고각에서의 성능이 검증되지 않았다. 따라서 본 논문에서는 원샷 정렬기법을 경사 고각 발사 시스템으로 적용 시 발생하는 오차 요소에 대해 분석하였고, 이를 최소화하여 정렬 성능을 개선하기 위한 방안을 소개하였다. 추가로, 제시한 원샷 정렬기법에 대해 성능시험을 수행함으로써, 실 항법장치를 운용하는 환경에서도 유효한 효과가 있음을 확인하였다.

### [Abstract]

In this paper, we described the rapid initial alignment techniques of projectile navigation system for use in inclined launch systems. One-shot alignment technique, one of the rapid initial alignment techniques, is possible to align a navigation system within seconds because it uses external information from an launcher navigation system. However, since it has only been used in vertical launch systems, its performance in inclined launch systems has not been verified. Therefore, this paper analyzed the error elements that occur when the one-shot alignment technique is applied to the inclined launch system, and introduced a method to improve the alignment performance by minimizing those errors. Additionally, By simulating and testing the performance of the proposed alignment technique, it was verified that it is effective even in an environment where a real navigation system is used.

**Key word** : Error model, Inclined launch, Navigation system, One-shot alignment.

<https://doi.org/10.12673/jant.2022.26.4.195>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**Received** 16 June 2022; **Revised** 1 August 2022  
**Accepted (Publication)** 23 August 2022 (30 August 2022)

**\*Corresponding Author; Sebeen Park**

**Tel:** +82-42-821-2311  
**E-mail:** parksb@add.re.kr

## I. 서론

관성항법장치는 센서로부터 측정된 가속도와 각속도 정보를 적분하여 항체의 항법정보를 출력하는 장치이다. 이를 위해서는 초기 항법정보인 위치, 속도, 자세가 필수적이며, 이러한 초기정보를 결정하는 방법을 초기정렬이라 한다[1].

관성항법은 오차가 누적되는 특징에 따라, 항법 성능의 향상을 위해서는 초기 항법 정확도를 결정하는 초기정렬기법의 성능이 매우 중요하다. 관성항법 성능에 대한 요구에 따라, 각 운용 체계에서 발생할 수 있는 오차 요소를 최소화하기 위해 플랫폼에 적합한 초기정렬기법이 지속적으로 연구되고 있다[2]-[7].

본 논문에서는 항법장치를 급속하게 정렬하기 위한 원샷(One-Shot) 정렬기법에 대해 다룬다. 이는 전달정렬기법의 일종으로, 항법장치에 외부의 정밀한 항법장치로부터의 항법 정보를 입력하여 수 초 이내로 항법 오차를 최소화하는 방법을 말한다[8], [9]. 앞서 제시한 원샷 정렬기법을 위해서는 정지된 수평, 수직 상태에서의 계측값이 필요하므로, 자세를 변경할 수 있는 발사대가 요구된다. 또한 기존의 원샷 정렬기법은 수직 발사가 가능한 시스템에서만 주로 활용되었으며, 이와 같은 수직 발사체계는 사거리 및 발사대 운용성을 제한한다. 하지만 유도 무기 또는 무인기 발사 시스템에서 경사각 발사 방식을 채택하는 경우가 다수 관찰됨에 따라 기존의 원샷정렬을 적용하기 어려운 사례가 관찰된다[10]-[12]. 본 논문에서는 경사각 발사를 적용하는 체계를 대상으로 하여, 운용상 발생할 수 있는 원샷 정렬기법의 자세 오차에 대해 분석하고, 그 오차를 감소시키기 위한 보상기법을 제안한다.

## II. 원샷 정렬기법 오차모델 분석

원샷(One-shot) 정렬기법은 주(Master) 항법장치의 자세와 종(Slave) 항법장치의 가속도 출력을 활용해 수평, 수직 자세에서 비정렬 각을 계산하고, 이를 조합해 종 항법장치의 자세를 결정하는 방법이다. 따라서 원샷 정렬의 정확도는 입력 정확도 및 비정렬 각의 계산 방법에 의해 영향을 받을 수 있다. 본 절에서는 원샷 정렬기법에서의 입력 값에 의한 오차 모델을 도출하고, 이로 인해 유발되는 경사각 정렬 수행에 따른 비정렬 각의 오차를 확인한다.

### 2-1 자세 오차모델

정렬기법의 오차 분석을 위하여 가속도계 오차모델과 자세 변환행렬에 대한 오차모델을 정의한다.

가속도계 오차모델은 아래 식과 같이 가속도 계측값의 오차 요소로 고정 오차만을 포함하도록 정의한다. 이는 급속초기정렬의 운용 특성에 따라, 시간에 의한 영향이 제한적이고 환산계수 오차도 고정 값으로 표현이 가능하다.

$$(f^b)^e = f^b + \delta f^b \tag{1}$$

항법 좌표계(Navigation Frame)로부터 동체 좌표계(Body Frame)로의 자세 변환은 아래 식과 같이 헤딩( $\psi$ ), 피치( $\theta$ ), 롤( $\phi$ )의 오일러 각(Euler Angle) 순서로 회전되는 방향코사인 행렬(DCM)로 정의한다.

$$C_n^b = C_\phi C_\theta C_\psi \tag{2}$$

위 자세변환행렬에 대한 오차모델은 롤, 피치, 헤딩의 오차 식으로부터 구할 수 있다. 삼각함수 덧셈정리에 따라 각 롤, 피치, 헤딩에 대한 방향코사인 행렬은 아래와 같이 정리된다.

$$\cos(\alpha)^e = \cos(\alpha + \delta\alpha) \simeq \cos\alpha - \delta\alpha\sin\alpha \tag{3}$$

$$\sin(\alpha)^e = \sin(\alpha + \delta\alpha) \simeq \sin\alpha + \delta\alpha\cos\alpha \tag{4}$$

$$(C_\phi)^e \simeq C_\phi [I + \delta R], \delta R = -\delta\phi \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$(C_\theta)^e \simeq C_\theta [I + \delta P], \delta P = -\delta\theta \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$(C_\psi)^e \simeq C_\psi [I + \delta H], \delta H = -\delta\psi \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{7}$$

따라서 식(2)에 해당하는 자세변환행렬 오차모델은 식(5)~(7)을 사용하여 전개하고, 다차 오차항을 제거하면 아래와 같이 간략화된다.

$$(C_n^b)^e = (C_\phi)^e (C_\theta)^e (C_\psi)^e \simeq (C_\phi + \delta R C_\phi + C_\phi \delta P) (C_\psi + C_\psi \delta H) \tag{8}$$

### 2-2 수평 상태 정렬기법 오차 분석

원샷 정렬기법은 수평 상태에서 가속도계를 사용한 롤, 피치 자세를 계산하고 주 항법장치의 헤딩 값을 입력받아 종 항법장치의 자세를 결정한다. 이를 주 항법장치와 종 항법장치 간의 비정렬 각으로 환산하고, 유효한 축에 대한 비정렬 각을 저장하는 절차를 갖는다.

식(1)의 가속도계 출력으로부터 계산하는 종 항법장치의 롤, 피치 자세 각 계산 식은 다음과 같다.

$$(\phi)^e = \tan^{-1} \frac{f_y + \delta f_y}{f_z + \delta f_z} \simeq \phi + \phi\delta\phi \tag{9}$$

$$(\theta)^e = \tan^{-1} \left[ \frac{f_x + \delta f_x}{\sqrt{(f_y + \delta f_y)^2 + (f_z + \delta f_z)^2}} \right] \quad (10)$$

$$\simeq \theta + \theta \delta \theta = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_h & -\beta_h \\ -\gamma_h & 1 & \alpha_h \\ \beta_h & -\alpha_h & 1 \end{bmatrix}$$

식(5), (6)과 같이, 식(9), (10)으로부터 종 항법장치에 대한 롤, 피치 방향코사인 행렬의 오차항은 아래와 같이 얻을 수 있다. (s : slave)

$$\delta R_s = -\phi_s \delta \phi_s \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\delta P_s = -\theta_s \delta \theta_s \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

종 항법장치의 헤딩 방향코사인 행렬은 주 항법장치의 출력을 그대로 사용하지만, 실제로는 주 항법장치와 헤딩 차이가 존재하므로 이를 변수( $\Delta\psi$ ,  $< \pi/4$ )로 설정하여 아래와 같이 식을 만들 수 있다. (m : master)

$$(C_{\psi_s})^e = (I - \Delta\Psi) C_{\psi_m} \quad (13)$$

$$\Delta\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta\psi & 0 \\ \Delta\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

위 식(11)~(13)에 따라 식(8)은 다음과 같이 표현된다.

$$(C_n^{bs})^e = (C_{\phi\theta_s}^{bs} + \delta R_s C_{\phi\theta_s} + C_{\phi\theta_s} \delta P_s)(I - \Delta\Psi) C_{\psi_m} \quad (14)$$

종 항법장치의 자세변환행렬은 가속도계 오차와 주 항법장치와의 헤딩 차이에 의해 오차가 발생한다. 가속도계 오차의 경우 수평 자세에 근접할수록 줄어드는 경향이 있지만, 헤딩 차이에 의한 오차는 남아있어 정렬을 완료할 수 없다. 따라서 수평 자세에서는 주 항법장치와 종 항법장치 간의 비정렬 각을 구하여 유효한 축에 대한 비정렬 각을 저장한다.

다음은 주 항법장치와 종 항법장치 간의 비정렬 각에 대한 수식이다.

$$C_{bm}^{bs} = (C_n^{bs})^e (C_{bm}^m)^e \quad (15)$$

식(8)과 (14)를 사용해 전개하면 아래 식으로 유도된다.

$$C_{bm}^{bs} = (C_{\phi\theta-s}^{bs} + \delta R_s C_{\phi\theta-s} + C_{\phi\theta-s} \delta P_s)(1 - \Delta\Psi_H) (C_{\phi\theta-m}^T - C_{\phi\theta-m}^T \delta R_m^T - \delta P_m^T C_{\phi\theta-m}^T) \quad (16)$$

식(16)에 따라, 종 항법장치가 수평에 가까울수록 비정렬 각  $\alpha_h, \beta_h$ 는 가속도계 오차 및  $\Delta\psi_h$ 에 의한 영향이 줄어들므로 유효한 값을 가지며, 비정렬 각  $\gamma_h$ 는  $\Delta\psi_h$  값에 의존적이라는 것을 유추할 수 있다.

그림 1과 그림 2는 우선 가속도계 오차를 적용하지 않고  $\Delta\psi_h$ 에 의한 비정렬 각 오차를 확인하기 위하여 시뮬레이션 한 결과이다. 아래와 같은 조건에서 롤 또는 피치 각의 변화에 따른 비정렬 각( $\alpha_h, \beta_h, \gamma_h$ ) 오차는 다음 그림과 같다.

- 주 항법장치 자세 :  $\psi, \phi, \theta = 120^\circ, 5^\circ, 5^\circ$
- 비정렬 각 :  $\alpha, \beta, \gamma = 0.3^\circ, -0.3^\circ, 0.3^\circ$

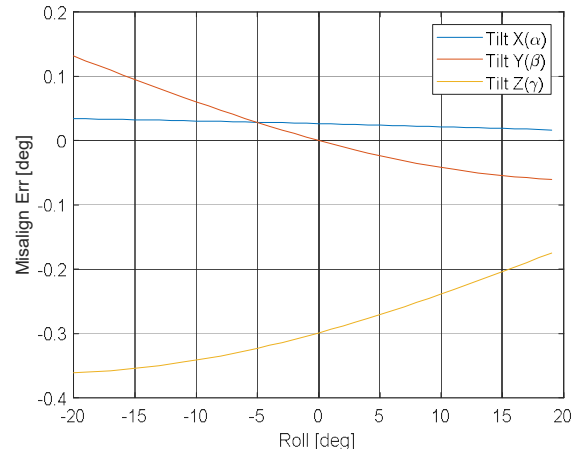


그림 1. 수평 상태에서의 롤 각 변화 대 비정렬 각 오차  
Fig. 1. Misalign angle error versus roll angle variation in horizontal attitude

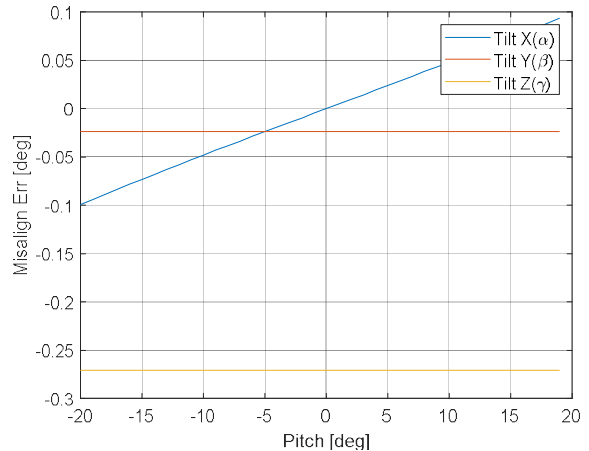


그림 2. 수평 상태에서의 피치 각 변화 대 비정렬 각 오차  
Fig. 2. Misalign angle error versus pitch angle variation in horizontal attitude

그림에서 확인할 수 있듯이, 수평 상태에서는 비정렬 각  $\gamma$ 를 제외한 두 축의 비정렬 각이 모두 유효하고, 롤 또는 피치 각의 변화에 따라 유효한 두 축의 오차가 증가하는 경향을 보인다.

### 2-3 경사각 상태 정렬기법 오차 분석

수평 상태에서의 정렬 결과에 따라, 비정렬 각  $\gamma$ 를 얻기 위해서는 추가적인 절차가 필요하다. 따라서 원샷 정렬기법에서는 수직 자세를 만들어 등가선형변환기법을 적용해 비정렬 각  $\gamma$ 를 얻는 절차를 갖는다[9]. 등가선형변환을 수행하여 수직 상태에서 수평 상태로 변환된 주 항법장치와 종 항법장치의 자세를 아래와 같이 정의한다.

$$C_n^{bs*} = U \cdot C_n^{bs}, C_n^{bm*} = W \cdot C_n^{bm} \quad (17)$$

$$\text{where, } U = W = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

등가선형변환을 통해 계산되는 비정렬 각 행렬에 대한 수식은 아래와 같다.

$$C_{bm}^{bs} = U^T \cdot (C_{bm}^{bs*}) \cdot W \quad (18)$$

위 식에서 수평 상태로 등가선형변환된 비정렬 각 행렬 ( $C_{bm}^{bs*}$ )은 식(16)에서처럼 오차항을 포함한 식으로 얻을 수 있다. 따라서 수평 상태에서의 정렬과 마찬가지로 유효한 비정렬 각  $\alpha_v^*, \beta_v^*$ 를 계산할 수 있으며, 이는 등가선형변환된 항법장치의 자세 각과, 가속도계 오차,  $\Delta\psi_v^*$ 에 영향을 받을 것임을 유추할 수 있다.

그림 3과 그림 4는 수평 상태에서의 오차 분석과 마찬가지로, 가속도계 오차를 적용하지 않고  $\Delta\psi_v^*$ 에 의한 오차를 확인한 결과이다. 아래와 같은 조건에서 변환된 롤 또는 피치 각의 변화에 따른 비정렬 각( $\alpha_v^* = \gamma_v, \beta_v^* = \beta_v$ ) 오차는 다음 그림 3과 그림 4와 같다.

- 주 항법장치 자세 :  $\psi, \phi, \theta = 120^\circ, 70^\circ, 5^\circ$
- 비정렬 각 :  $\alpha, \beta, \gamma = 0.3^\circ, -0.3^\circ, 0.3^\circ$

그림과 같이 경사각 상태에서는 경사각이 줄어들수록 비정렬 각 오차가 증가하는 경향을 보이며, 특히 비정렬 각  $\gamma_v$  오차에서 그 경향성이 크게 나타난다. 또한 경사각에서 롤 자세의 변화는 비정렬 각  $\beta_v$  오차에 영향을 크게 미치는 것으로 확인되며, 경사각의 감소에 따라 영향성이 더 크게 나타난다.

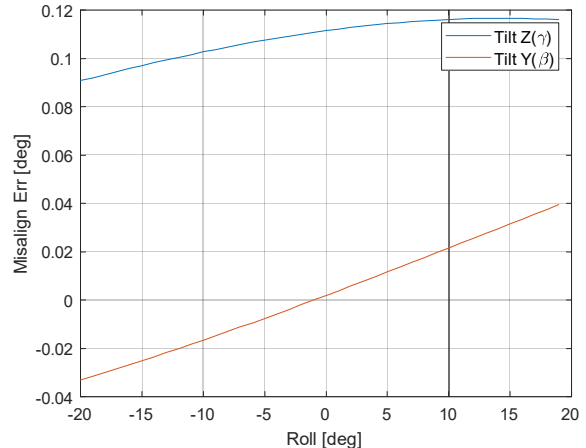


그림 3. 경사각 상태에서의 롤 각 변화 대 비정렬 각 오차

Fig. 3. Misalign angle error versus roll angle variation in vertical attitude

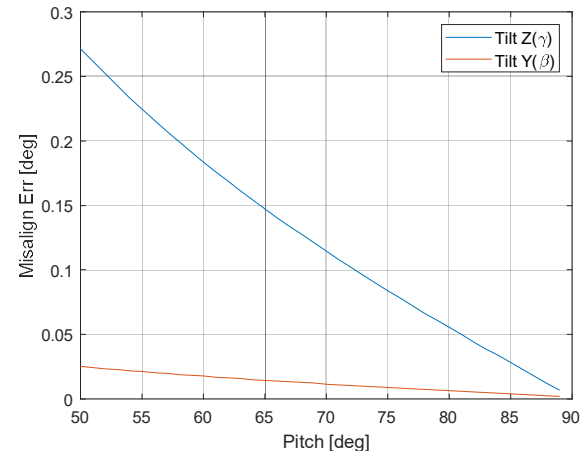


그림 4. 경사각 상태에서의 피치 각 변화 대 비정렬 각 오차

Fig. 4. Misalign angle error versus pitch angle variation in vertical attitude

### III. 정렬 정확도 개선 방안

앞서 2장에서서의 오차 분석 결과, 정렬 정확도 저하 요소로 주 항법장치와 종 항법장치 간의 헤딩 각 차이( $\Delta\psi$ )와 종 항법장치의 가속도계 오차, 주 항법장치의 자세 오차가 식별되었다. 이 중  $\Delta\psi$ 는 경사각에 따라 큰 영향을 미치는 요소이며, 다른 오차 요소와는 달리 수학적인 계산과정 중 발생하는 것으로 분석된다. 경사 각각 발사 시스템으로의 적용을 위해서는 계산과정에서 발생할 수 있는 요소들을 최소화할 수 있도록 정렬기법의 보완이 필요하며, 이는 앞선 연구를 통해 간략히 소개되었다 [13]. 본 장에서는 경사 자세에 의해 발생하는 정렬 정확도의 영향성을 감소시키기 위한 두 단계의 개선 방안을 자세히 설명하고, 그 결과를 확인한다.

### 3-1 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법

개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 경사각 상태에서 비정렬 각  $\gamma$ 를 간단하게 계산할 수 있도록 기존의 원샷 정렬기법을 보완한 방법이다. 계산 절차는 그림 5에 주어진다.

개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 수평 상태에서의 정렬을 정상적으로 완료했다는 전제를 갖는다. 따라서 비정렬 각  $\alpha_h$ ,  $\beta_h$ 를 저장하고 있으며 발사대가 경사각으로 유지된 채 항법장치로부터 가속도를 계측하는 상태를 갖는다. 이때 저장된 비정렬 각을 사용해 중 항법장치의 출력 가속도를 보상한다. 기존의 원샷 정렬기법에서 제시한 식(17)의 등가선형변환 행렬과는 달리 아래 식처럼 주 항법장치의 롤, 피치 자세를 사용한다.

$$U = W = [C_\phi C_\theta]^T \quad (19)$$

위 등가선형변환 행렬을 사용하여 식(9), (10)과 같이 선형변환된 중 항법장치의 자세를 구하면 아래처럼 비정렬 각  $\gamma$ 에 해당하는 값을 얻을 수 있다. 이는 두 항법장치 간 자세 차이가 비정렬 각  $\gamma$ 만 존재하며 등가선형변환된 주 항법장치의 자세가 수평이므로, 이때의 중 항법장치의 롤 축 자세로 비정렬 각  $\gamma_v'$ 가 출력된다.

$$\phi^* \simeq \gamma_v', \theta^* = \beta_v' \simeq 0 \quad (20)$$

수평 상태에서 저장한 비정렬 각  $\alpha_h$ ,  $\beta_h$ 와, 경사각 상태에서 계산한  $\gamma_v'$ 으로 아래와 같은 비정렬 각 행렬을 구할 수 있다.

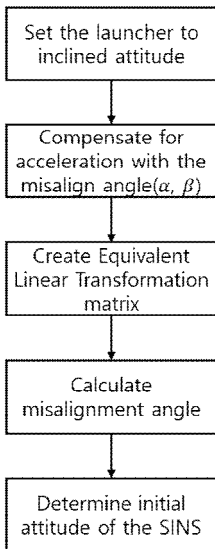


그림 5. 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법 계산 절차  
 Fig. 5. Calculation procedure of one-shot alignment technique that roughly compensates for the inclined angle

$$C_{bm}^{bs} = \begin{bmatrix} 1 & \gamma_v' & -\beta_h \\ -\gamma_v' & 1 & \alpha_h \\ \beta_h & -\alpha_h & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

그림 6과 그림 7은 기존 원샷 정렬과 개략 경사각 보상 원샷 정렬의 비정렬 각  $\gamma$  오차에 대한 그래프이다. 시뮬레이션 조건은 앞서 수평 및 경사각 상태 원샷 정렬기법과 동일하도록 설정하였다. 그림 6에서는 제안하는 원샷 정렬기법의 기존의 원샷 정렬과 비교하여 오차 크기가 더 작지만 오차가 롤 각 변화에 더 민감하게 변화하는 것으로 보아, 비정렬 각 오차의 롤 각에 대한 특성이 개선되었다고 보기 어렵다. 반면, 그림 7에서는 피치 각에 따른 오차 크기 및 민감성이 줄어든 것으로 보아 비정렬 각 오차의 피치 각에 대한 특성이 개선되었다고 볼 수 있다.

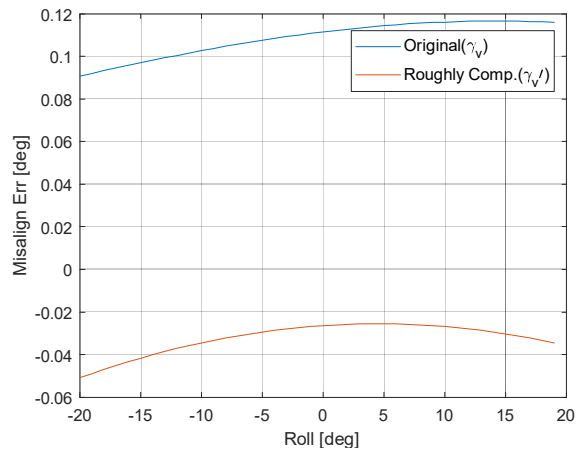


그림 6. 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법의 롤 각 변화 대 비정렬 각 오차

Fig. 6. Misalign angle error versus roll angle variation in the one-shot alignment technique that roughly compensates for inclined angle

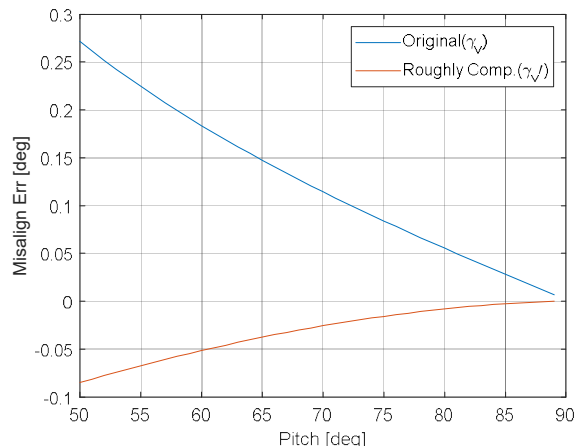


그림 7. 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법의 피치 각 변화 대 비정렬 각 오차

Fig. 7. Misalign angle error versus pitch angle variation in

the one-shot alignment technique that roughly compensates for inclined angle

본 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 수평 상태에서 얻은 두 축의 비정렬 각을 사용하여 비정렬 각  $\gamma$ 를 계산한다. 따라서 정렬 정확도가 수평 상태에서 얻은 두 비정렬 각  $\alpha_h, \beta_h$ 의 정확도 모두에 의존적이라는 위험성이 발생한다. 이는 그림 1과 그림 2의 결과에 따라 정렬 정확도를 최대로 높이기 위해서는 항법장치의 롤, 피치 각을 모두 0°에 근접한 수평으로 만들어야 한다. 또한 경사각 상태에서도 롤 각을 줄이는 등 운용상의 제한사항을 갖는다.

### 3-2 비정렬 각 오차 보상

앞서 제안한 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 기존 원샷 정렬과 비교해 경사각 특성이 개선되었다. 하지만 일부 성능의 열화가 있었으며, 운용상의 제한사항이 여전히 존재하였다. 본 절에서는 앞서 제안한 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법에 대해 오차 요소에 대해 수학적 분석을 수행하고, 성능과 시스템의 운용성을 증대시킬 수 있도록 비정렬 각 오차 보상 방안을 제시한다.

개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 식 (17)에서와 같이 아래의 수식으로 표현된다.

$$C_n^{bs*} = U \cdot C_{tiltH}^T C_n^{bs} \tag{22}$$

where,  $C_{tiltH} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\beta_h \\ 0 & 1 & \alpha_h \\ \beta_h - \alpha_h & 1 & 1 \end{bmatrix}$

식(18), (22)를 사용해 비정렬 각 행렬에 대한 수식을 구하면 아래와 같이 정리된다.

$$C_{bm}^{bs} = C_{tiltH} \cdot U^T \cdot C_{bm}^{bs*} \cdot W \tag{23}$$

즉, 주 항법장치와 종 항법장치 간 비정렬 각 행렬은  $C_{bm}^{bs*}$ 만 구하면 얻을 수 있으며 이는 아래의 수식과 같다.

$$C_{bm}^{bs*} = C_{\phi_{\theta-s}^*} (C_{\psi-s}^* C_{\psi-m}^{*T}) C_{\phi_{\theta-m}^*}^T \tag{24}$$

식(24)에서  $C_{\phi_{\theta-s}^*}$ 와  $C_{\phi_{\theta-m}^*}^T$ 는 식(8)에서의 방법과 같이 DCM 행렬을 구할 수 있으며,  $C_{\psi-s}^* C_{\psi-m}^{*T}$ 는 식(13)과 같이 변수  $\Delta\psi^*$ 에 대한 수식으로 치환할 수 있다. 즉, 식(23)의 비정렬 각 행렬은  $\Delta\psi^*$ 에 관한 식으로 정리할 수 있다.  $\alpha_h$ 를 참으로 가정하면  $\Delta\psi^*$ 의 값을 계산할 수 있으며, 이에 따라  $\Delta\psi^*$ 로부터 발생하는  $\beta_v$  및  $\gamma_v$ 의 오차를 보상할 수 있다.

그림 8과 그림 9는 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법과 비정렬 각 오차 보상기법의 비정렬 각 오차에 대한 그래프이다. 시뮬레이션 조건은 앞서 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법과 동일하도록 설정하였다.

그림 8은 롤 각 변화에 대한 비정렬 각 오차 그래프이다. 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법에 비해 오차 보상기법을 적용한 결과가 전반적으로 성능이 개선되었다. 비정렬 각  $\beta$ 의 경우, 수평 상태에서의 정렬 오차와 경사각 상태에서의 자세로 인해 발생할 수 있었다. 그러나 이는 대부분 보상되었으며, 롤 각 변화에 대해서도 비교적 둔감한 것으로 확인된다. 비정렬 각  $\gamma$ 의 경우, 개략 경사각 보상 원샷 정렬기법은 기존 경사각 원샷 정렬기법에 비해 성능이 크게 개선되었지만, 롤 각 변화에 대한 오차 발생은 남아있었다. 이 또한 개선되어 롤 변화에 대한 오차의 영향성이 줄어든 것으로 확인된다.

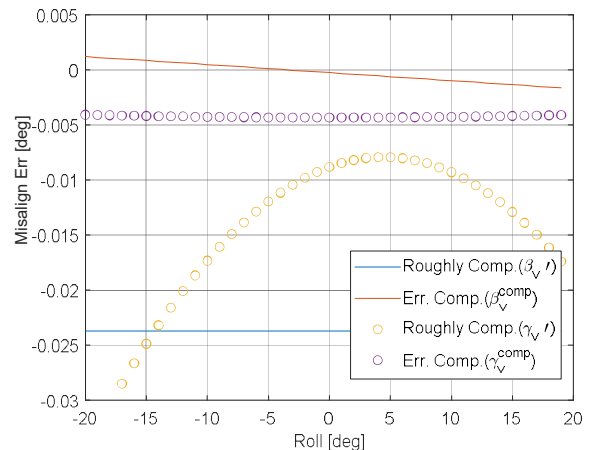


그림 8. 비정렬 각 오차 보상기법의 롤각 변화 대 비정렬 각 오차  
Fig. 8. Misalign angle error versus roll angle variation in error compensation method

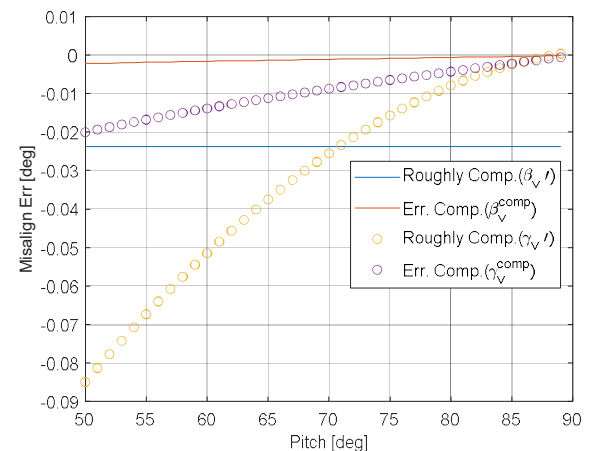


그림 9. 비정렬 각 오차 보상기법의 피치 각 변화 대 비정렬 각 오차  
Fig. 9. Misalign angle error versus pitch angle variation in compensation method



그림 9는 피치 각 변화에 대한 비정렬 각 오차 그래프이다. 앞서 롤 각 변화에 대한 결과와 마찬가지로 오차 보상기법을 적용한 결과, 비정렬 각  $\beta, \gamma$ 의 오차가 큰 폭으로 개선되었다.

이러한 결과로 보아 오차 보상기법을 적용하였을 때 경사각 상태에서의 정렬 성능 및 운용성이 모두 개선되었다고 분석할 수 있다. 즉, 발사대의 자세에 비교적 제한을 받지 않고 종 항법장치를 신속하게 정렬할 수 있다는 것을 의미한다.

#### IV. 성능시험

앞서 3장에서는 경사각 상태에서 수행하는 원샷 정렬기법의 특성을 살펴보았다. 그 결과 기존의 방법과 비교하여 제안하는 방법은 계산과정에서 발생하는 오차 성분을 크게 개선할 수 있었다. 하지만 앞에서 수행한 시뮬레이션 결과는 2장에서 분석한 오차 성분 중에서 종 항법장치 가속도계 오차와 주 항법장치 자세 오차를 포함하지 않았다. 따라서 본 절에서는 위 오차 성분들이 포함됨에 따라 발생하는 특성을 Monte Carlo 시뮬레이션을 통해 확인하고, 항법장치를 사용한 탑재시험으로 정렬 알고리즘의 성능을 검증한다.

##### 4-1 Monte Carlo 시뮬레이션 결과

시뮬레이션 조건은 아래와 같다.

- 주 항법장치 수평 자세:  $\psi, \phi, \theta = 120^\circ, 5^\circ, 5^\circ$
- 주 항법장치 경사각 자세:  $\psi, \phi, \theta = 120^\circ, 70^\circ, 5^\circ$
- 비정렬 각:  $\alpha, \beta, \gamma = 0.3^\circ, -0.3^\circ, 0.3^\circ$
- 주 항법장치 자세 오차  
:  $\delta\psi, \delta\theta, \delta\phi = 0.7\text{mils}, 0.25\text{mils}, 0.25\text{mils}$
- 종 항법장치 가속도계 오차:  $\delta f = 1\text{mg}$
- 시뮬레이션 횟수:  $N = 1000$

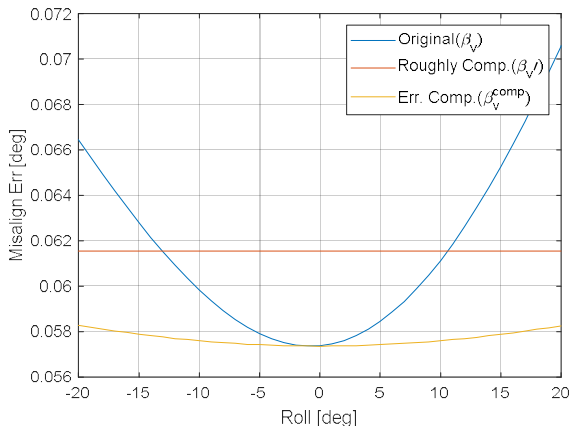


그림 10. 롤 각 변화 대 비정렬 각  $\beta$  오차에 대한 Monte Carlo 시뮬레이션 결과  
Fig. 10. Monte Carlo simulation results for misalign angle  $\beta$  error versus roll angle variation

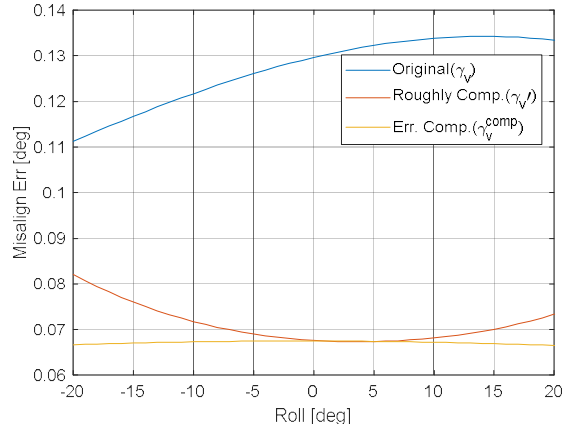


그림 11. 롤 각 변화 대 비정렬 각  $\gamma$  오차에 대한 Monte Carlo 시뮬레이션 결과  
Fig. 11. Monte Carlo simulation results for misalign angle  $\gamma$  error versus roll angle variation

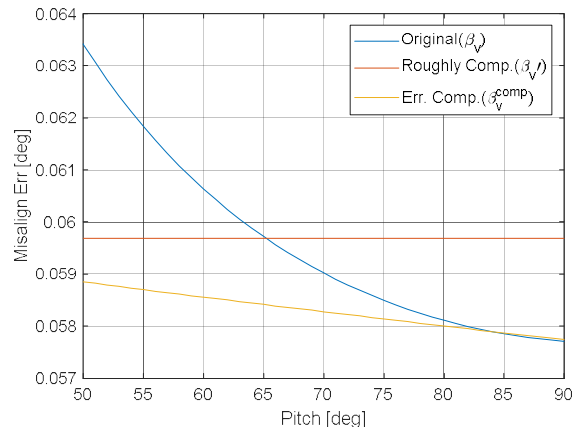


그림 12. 피치 각 변화 대 비정렬 각  $\beta$  오차에 대한 Monte Carlo 시뮬레이션 결과  
Fig. 12. Monte Carlo simulation results for misalign angle  $\beta$  error versus roll angle variation

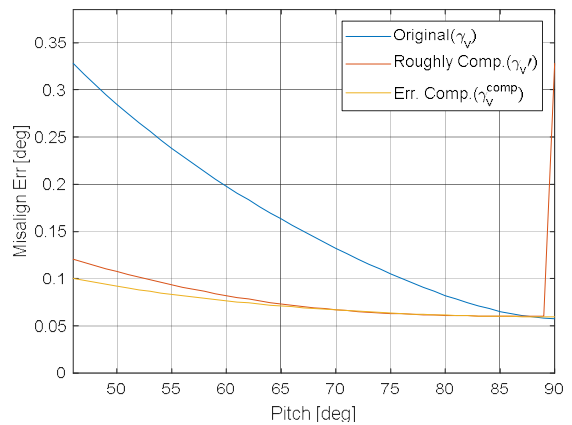


그림 13. 피치 각 변화에 대한 비정렬 각  $\gamma$  오차 Monte Carlo 시뮬레이션  
Fig. 13. Monte Carlo simulation results for misalign angle  $\gamma$  error versus roll angle variation

그림 10~그림 13은 위 시뮬레이션 조건을 적용해 2, 3장에서 제시한 원샷 정렬기법의 비정렬 각 계산 오차를 계산한 결과이다. 그림 10, 11은 그림 6, 8과의 비교를 통해, 그림 12, 13은 그림 7, 9와의 비교를 통해, 자세 각 변화에 대해 주 항법장치 자세 오차 및 종 항법장치 가속도계 오차가 비정렬 각 오차에 미치는 영향을 보여준다. 그 결과 비정렬 각 오차 경향성은 유사하며, 전반적인 오차의 크기가 증가하는 것으로 확인된다. 다만 제안하는 원샷 정렬기법의 경우, 기존 대비 수직 자세에서의 정렬 성능은 더 떨어지는 것으로 확인된다. 이는 등가선형변환에 주 항법장치의 자세를 사용하기 때문으로, 수직 자세 오차 ( $\delta\psi$ ) 성분이 큰 영향을 미치는 것으로 분석된다.

4-2 탑재시험 결과

주 항법장치와 종 항법장치를 FMS(Flight Motion Simulator) 장비에 장착하여 경사각에 따른 정렬 시험을 모의한다. 탑재시험으로 주 항법장치는 Honeywell社의 TALIN5000, 종 항법장치의 관성센서는 Honeywell社의 HG1700AG 급을 사용하였으며, 주요 성능은 아래 표에 정리된다.

표 1. 항법장치 성능규격

Table 1. Performance specifications of the navigation systems

Classification	Error Element	Scale	Unit
Master INS	Horizontal Att. Error	0.35 (0.02)	mils (deg)
	Vertical Att. Error	0.7 (0.04)	mils (deg)
Slave INS (IMU)	Accelerometer Bias Repeatability	1	mg
	Accelerometer Scale Factor Repeatability	300	ppm
	Accelerometer Random Walk	85	$ug/\sqrt{hz}$

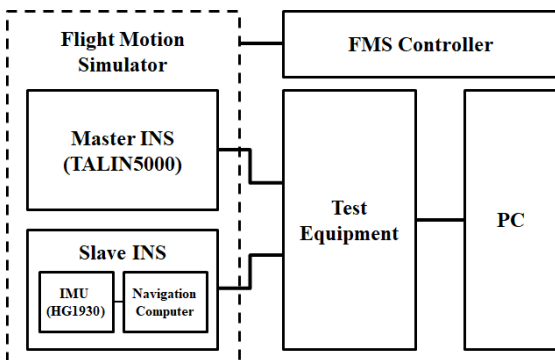


그림 14. 탑재시험 구성도  
Fig. 14. Test configuration

그림 14는 탑재시험의 구성도이다. 종 항법장치는 관성센서와 항법 컴퓨터로 구성되며, 주 항법장치와 함께 고정되어 FMS에 장착된다. 운용자는 FMS 컨트롤러를 통해 FMS를 제어함으로써 항법장치에 원하는 자세 각을 제공할 수 있다. FMS의 위

부에 위치하는 시험장비와 운용 컴퓨터는 두 항법장치의 항법 모드를 제어하고, 출력되는 데이터를 동시에 맞추어 저장하는 기능을 갖도록 설정하였다.

제시하는 탑재시험의 순서는 다음과 같다. FMS를 수평 자세로 설정하고, 수평 상태의 원샷 정렬기법을 수행하여 비정렬 각  $\alpha, \beta$ 를 저장한다. 이후 전원을 유지한 채 FMS의 피치 자세를 90°인 수직 자세로 설정 및 약 10초간 정지하고, 본 논문에서 기술한 경사각 상태의 원샷 정렬을 수행한다. 위의 과정을 FMS의 피치 각을 10°씩 60°까지 내리며 반복하고, 기존의 방법과 오차 보상기법의 성능을 비교한다.

그림 15와 그림 16은 위의 절차에 따라 경사각 상태 원샷 정렬을 수행한 결과이다. 본 시험은 주 항법장치와 종 항법장치 간의 비정렬 각을 측정하지 않았기 때문에 따라 정렬기법의 정확도를 명확히 확인하기는 어렵다. 하지만 실제 비정렬 각은 경사각에 영향을 받지 않으므로, 정렬기법의 추정 값 변화의 경향성을 확인함으로써 실제 환경에서 적용되는 오차 보상기법의 효과를 유추하고자 한다.

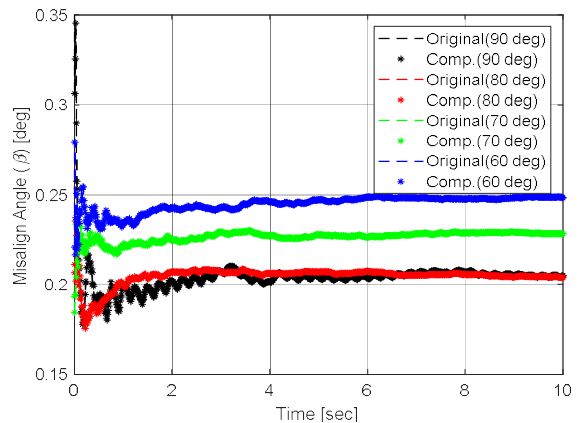


그림 15. 탑재시험 결과 비정렬 각  $\beta$  추정 값  
Fig. 15. Experimental results for misalign angle  $\beta$  estimation versus pitch angle variation

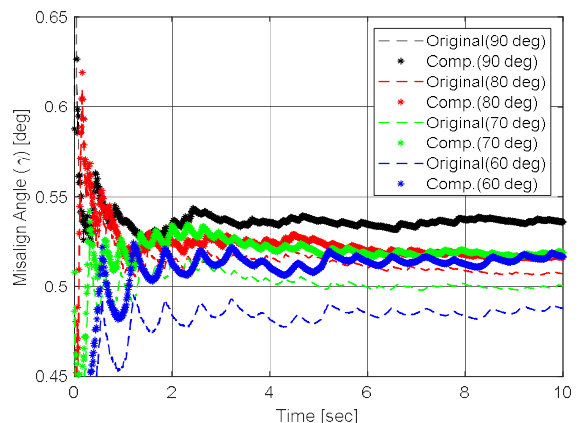


그림 16. 탑재시험 결과 비정렬 각  $\gamma$  추정 값  
Fig. 16. Experimental results for misalign angle  $\gamma$  estimation versus pitch angle variation



그림 15에서 비정렬 각  $\beta$ 는 보상의 효과가 없으며, 피치 각에 의해 비정렬 각 추정치가 변하는 것이 관찰된다. 이는 오차 성분 중  $\Delta\psi$ 만을 제거하는 보상기법의 특성상 롤 각이  $0^\circ$ 임에 따라 비정렬 각  $\beta$ 로의 제안한 기법의 효과는 유사하며, 추정치의 차이는 가속도계 환산계수 오차에 의해 발생하는 것으로 해석할 수 있다. 그림 16에서 비정렬 각  $\gamma$ 는 오차 보상기법의 적용으로 인한 비정렬 각 추정치의 변화가 크게 나타난다. 이는 식(9), (20)에 의해 환산계수 오차에 의한 영향은 아니며, 그림 15의 결과와 반대로  $\Delta\psi$  오차 보상에 의한 영향으로 해석된다. 이러한 결과에 따라, 제안하는 기법은 실제 오차가 적용되는 환경에서도 시뮬레이션에서의 결과와 유사하게 개선 효과를 갖는 것으로 분석된다.

## V. 결 론

본 논문은 경사각 자세에서 적용 가능한 급속 초기정렬기법에 대해 오차 모델을 분석하고, 그 성능을 확인하였다. 오차 모델 분석을 통하여 경사각 자세에 따른 비정렬 각의 오차 증가 요소로, 주 항법장치와 종 항법장치 간의 방위각 차이, 종 항법장치의 가속도 오차, 주 항법장치의 자세 오차가 식별되었다. 이러한 분석 결과에 따라 두 단계의 정렬 정확도의 개선 방안을 제시하였으며, 시뮬레이션을 통해 기존 방법과 제안한 방법의 성능을 비교하였다. 그 결과 경사각을 포함한 자세 변화에 대해 비정렬 각 오차 특성이 개선되었고, 이는 항법장치의 오차가 포함된 환경에서도 유의미한 효과를 보였다. 실 환경에서의 제안한 알고리즘의 효과를 확인하고자 실제 항법장치를 사용해 알고리즘 탑재시험을 수행하였으며, 시뮬레이션 결과와 유사한 효과로 활용될 수 있음을 검증하였다. 이에 따라 최근 저 비용, 고 정밀 항법 성능을 요구하는 경사각 발사 체계에 널리 적용할 수 있을 것으로 기대된다.

## References

- [1] D. H. Titterton, and J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, 2nd ed. London, LON: Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [2] S. Y. Cho, "Error Analysis of Initial Fine Alignment for Non-leveling INS," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 14, No. 6, pp. 595-602, Jun. 2008.
- [3] D. G. Ryu, and S. S. Kim, "A Study of An Initial Alignment Method of Underwater Vehicle Dropped from Aircraft," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 6, No. 1, pp. 21-29, May. 2003.
- [4] H. S. Lee, "Rapid Initial Alignment Method of Inertial Navigation System Using Adaptive Time Delay Compensation," *The Transactions of the Korean Institute of Electrical Engineers*, Vol. 67, No. 3, pp. 433-439, Mar. 2018.
- [5] H. S. Lee, "Initial Alignment Method of Slave Inertial Navigation System Applying for Rotorcraft," *The Transactions of the Korean Institute of Electrical Engineers*, Vol. 68, No. 6, pp. 749-754, Jun. 2019.
- [6] J. S. Lee, "Development of the Precise Multi-Position Alignment Method using a Pitch Motion," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 13, No. 4, pp. 708-715, Aug. 2010.
- [7] C. J. Kim, J. H. Oh, H. S. Yu, and I. S. Lee, "Design and Evaluation of In-Flight Transfer Alignment Based On Velocity Integral Measurement," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Sam Cheok: Korea, pp. 192-193, Jul. 2021.
- [8] D. H. Park, "A Calculation Method for the Tilt Angle of Missile Round using Roll Rotation," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 22, No. 6, pp. 500-506, Dec. 2018.
- [9] M. J. Yu, and C. J. Park, "Rapid Alignment for SDINS Using Equivalent Linear Transformation," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 5, pp. 419-425, May. 2018.
- [10] Z. Novakovic, Z. Vasic, I. Ilic, N. Medar, and D. Stevanovic, "Integration of Tactical-Medium Range UAV and Catapult Launch System," *Scientific Technical Review*, Vol. 66, No. 4, pp. 22-28, Jan. 2016.
- [11] G. J. Lee, "중·장거리 방공시스템의 개발 현황," *Defense and Technology*, No. 4, pp. 22-28, Apr. 2003.
- [12] Y. W. Lee, "A Study on the R&D Trend Analysis of the Naval Surface to Air Missiles & Core Technology," *The 7th Conference of National Defense Technology*, Seoul: Korea, pp. 720-729, Jul. 2011.
- [13] H. S. Lee, S. B. Park, K. J. Han, B. S. Park, G. U. Lee, and S. W. Lee, "Rapid Initial Alignment Technique of SINS for Incline Launch," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, Jeju: Korea, pp. 1094-1095, Nov. 2019.



**박 세 빈** (Sebeen Park)

2015년 2월 : 한국항공대학교 전자 및 항공전자공학(공학사)

2017년 2월 : 과학기술연합대학원대학교 이동통신 및 디지털방송공학(공학석사)

2017년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 연구원

※관심분야 : 항법시스템, 항공전자