

# 연속발사 충격에 강인한 SDINS 신속 초기정렬기법 설계

## Design of SDINS Rapid Initial Alignment Technique Robust to the Pyro-shock in Multi-Launch Rocket System

이 형 섭\* · 한 경 준\* · 이 상 우\* · 유 명 중†

(Hyung-Sub Lee · Kyung-Jun Han · Sang-Woo Lee · Myeong-Jong Yu)

**Abstract** - In this paper, a SDINS(Strapdown Inertial Navigation System) rapid initial alignment technique robust to the pyro-shock in multi-launch rocket system is proposed. The proposed method consists of three steps. First, transfer alignment is performed to estimate misalignment between MINS(Master INS) and SINS(Slave INS), and the estimated misalignment is written in the memory when transfer alignment is completed. Next, the pre-filtering process is performed to get rid of the acceleration error induced by launcher vibration. Finally, the horizontal alignment is performed to compensate misalignment variation caused by pyro-shock. We verified the performance of the proposed alignment method comparing with the conventional transfer alignment method. The simulation shows that the proposed initial alignment technique improves alignment performance.

**Key Words** : Initial alignment(초기정렬), Transfer alignment(전달정렬), Horizontal alignment(수평혼합정렬), SDINS

### 1. 서 론

관성항법시스템은 초기의 위치, 속도 및 자세로부터 속도와 각도의 증감분을 적분하여 항체의 항법정보인 위치, 속도 및 자세를 실시간으로 제공하는 시스템이다. 초기값에 오차가 존재할 경우, 그 오차는 계속 누적되어 시간이 지남에 따라서 크게 증가한다. 따라서 정밀한 항법을 위해서는 초기의 정확한 위치, 속도 및 자세가 요구되며, 이 중 초기 자세를 결정하는 과정을 초기정렬이라 한다.

초기정렬방법 중 정밀도가 낮아 자체 정렬이 어려운 SDINS를 사용하는 유도탄시스템에서는 정밀한 관성항법시스템(MINS)의 정보를 받아 유도탄내의 관성항법시스템(SINS)의 초기자세를 계산하는 전달정렬기법과 원샷정렬(One-shot Alignment) 기법이 주로 사용된다[1-4].

연속발사 운용개념을 갖는 유도탄의 초기정렬을 위해서는 신속성과 정확성이 동시에 요구된다. 전달정렬기법의 경우 MINS 항법정보를 기준 정보로 사용하여 SINS 자세를 추정하므로 정밀한 초기정렬이 가능하다. 하지만 정렬을 수행하기 위해서 정렬 중 유도탄의 운동이 요구되며 정렬 완료시까지 수 십초의 시간이 필요하다. 또한 pyro-shock에 의해 비정렬각이 변하는 경우 재정렬이 요구되므로 신속한 발사가 어렵다[1-3]. 원샷정렬의 경우

필터를 이용하지 않고, MINS로부터 자세를 제공받아 SINS 자세로 사용하므로 수 초 내에 정렬이 가능하다. 하지만 원샷정렬기법은 MINS와 SINS 사이의 비정렬각인 장착오차를 찾을 수 없기 때문에 정밀한 정렬성능을 얻을 수 없다. 또 다른 방법으로 원샷정렬의 문제점을 보완한 정밀 급속 원샷정렬 기법이 있다[4]. 이 기법의 경우 MINS 자세를 제공받고 SINS의 가속도계 출력을 이용하여 수평자세에서 SINS의 롤과 피치의 비정렬각 그리고 수직자세에서 SINS 방위각의 비정렬각을 추정하는 정렬기법이다. 가속도출력을 이용하기 때문에 수 초 내에 정렬이 가능하다. 하지만 수평축과 수직축 비정렬각을 모두 찾기 위해서 0도와 90도의 피치각이 요구되어 수직구동이 불가능한 발사대 시스템에는 적용할 수 없다[4].

따라서 본 논문에서는 발사대 고각구동제한이 없고 연속발사 무기체계의 요구조건인 신속성과 정확성을 갖는 초기정렬기법을 제안하였다. 제안한 기법은 전달정렬기법과 수평정렬기법을 결합하였고 수평정렬 시 가속도계의 출력에 의한 오차를 줄이기 위해 필터링기법을 사용하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 제안한 초기정렬기법에 대해 설명하고, 3장에서는 제안한 신속초기정렬기법의 성능을 검증하기 위하여 수행한 시뮬레이션 및 시험결과를 제시한다. 마지막으로 4장에서 결론을 맺는다.

† Corresponding Author : Agency for Defence Development, Korea  
E-mail : mju@add.re.kr

\* Agency for Defence Development, Korea  
Received : May 3, 2015; Accepted : March 7, 2016

### 2. 연속발사에 적합한 초기정렬 기법 설계

초기정렬기법은 사전전달정렬, 선행필터링(Pre-filtering), 그리

고 수평혼합정렬 세 단계로 구성하였다. 정렬 수행 과정을 그림 1에 나타내었다. 사전전달정렬은 발사관에 탄 장입 후 전달정렬을 수행하여 MINS와 SINS 사이의 장착 비정렬각을 추정하고 저장하는 과정으로서 정밀한 정렬 성능을 얻기 위해 수행한다. 수평혼합정렬은 발사 후 pyro shock에 의해 발생할 수 있는 인접탄의 자세변화를 보상하기 위해 후속탄 발사 전 정렬을 재수행하는 과정으로서 수평정렬을 통해 롤과 피치를 구하고, 수평정렬을 통해 구할 수 없는 방위각은 MINS의 방위각에 사전전달정렬을 통해 추정한 비정렬각을 보상하여 사용한다. 선행필터링은 수평혼합정렬 수행 전에 수행되며 수평혼합정렬 중 진동에 의해 발생할 수 있는 자세오차를 줄이기 위한 과정이다.

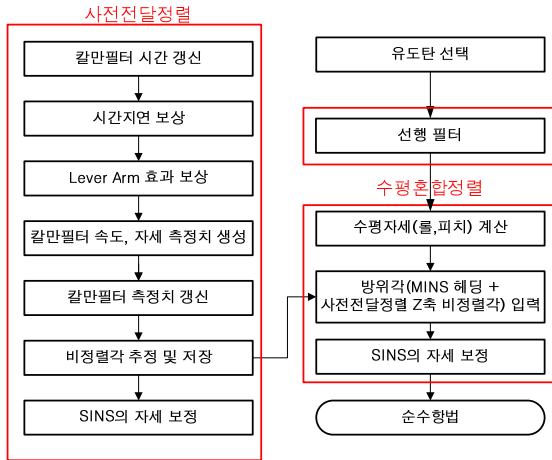


그림 1 신속초기정렬 구성도

Fig. 1 Configuration of rapid initial alignment

### 2.1 사전전달정렬 기법

MINS와 SINS의 비정렬각을 찾기 위한 사전전달정렬 기법은 기준이 되는 MINS의 관성측정 정보를 SINS의 관성측정 정보와 연속적으로 비교하고, 칼만필터를 통해 SINS의 자세각을 추정하는 방법이다. 전달정렬에 사용되는 항법정보는 가속도, 각속도, 속도 및 자세 정보 등이 있으며 일반적으로 가관측성이 우수한 속도 및 자세정합 전달정렬 방식이 많이 사용된다[5-6]. 속도 및 자세 정합 전달정렬 시스템 모델은 식 (1)과 같다. 상태변수는 10차로 속도(3), 자세(3), 비정렬각(3), 시간지연(1)로 구성된다.

$$\begin{aligned} \dot{\delta v}^n &= -(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n + F^n \times \psi^n \\ \dot{\psi}^n &= -(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \psi^n \\ \dot{\theta} &= 0 \\ \Delta \dot{t} &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $\delta v^n$ ,  $\psi^n$ 은 항법좌표계의 속도오차와 자세오차,  $\theta$ 는 장착비정렬각 오차,  $\Delta t$ 는 MINS에서 SINS로의 시간지연오차이다. 측정치로 사용되는 정보는 속도 및 자세이며 속도정합에 사용되는 속도는 항법좌표계에서의 속도를 사용하였다. 자세정합은 오

일러각 자세정합, 쿼터니언 자세정합, DCM 자세정합 방법 중 수렴성능이 상대적으로 좋은 DCM 자세정합 방식을 사용하였다. 속도 및 자세 정합 전달정렬 칼만필터의 측정치는 SDINS 속도와 MINS 속도의 차 및 SINS의 자세와 MINS 자세의 차로 구성되면 측정방정식은 각각 아래에 식 (2)와 식 (4)에 유도하였다.

$$Z_v(k) = \widehat{V}_b^n(k) - \widehat{V}_r^n(k) - \widehat{V}_L^n(k) \quad (2)$$

$$Z_v(k) = \delta V^n(k) + \dot{V}_r^n(k - \delta t) \delta t + v_v(k) \quad (3)$$

여기서  $\widehat{V}_b^n$ 는 SINS의 속도,  $\widehat{V}_r^n$ 는 MINS 속도,  $\widehat{V}_L^n$ 는 지렛대 효과에 의한 속도,  $Z_v$ 는 속도 측정치로 MINS와 SINS간의 속도 차이이며  $\dot{V}_r^n$ 은 MINS 속도의 미분값 그리고  $v_v(k)$ 는 속도측정잡음이다. 시간지연  $\Delta t$ 가 있다고 할 때 발사대의 움직임에 의해 발생하는 속도는 매우 작은 값이므로  $\Delta t$ 가 속도에 미치는 영향은 무시할 수 있다. 하지만 시간지연에 의한 오차가 상대적으로 큰 자세측정치의 경우 칼만필터에서 추정된 시간지연값으로 자세를 보정하였다.

$$\begin{aligned} Z_{DCM}(k) &= \widehat{C}_r^n(k) \widehat{C}_b^n(k) \widehat{C}_n^b(k) \\ &= [\widehat{C}_r^n(k - \Delta t) + C_r^n(k - \Delta t) \times \Delta t] \widehat{C}_b^n(k) \widehat{C}_n^b(k) \\ &= Z_{DCM}(k) + \Omega_{nr}^n C_r^n \widehat{C}_b^n(k - \Delta t) \widehat{C}_n^b(k) \Delta t \\ &= Z_{DCM}(k) + D(k) \end{aligned} \quad (4)$$

$$z_{dcn}(k) = \psi(k) - C_r^n(k - \delta t) \theta(k) + d(k) \delta t + v_{dcn}(k)$$

$$d(k) = [-D(2,3) D(1,3) - D(1,2)]^T$$

여기서  $d(k)$ 는 시간지연오차에 의한 자세변환 벡터,  $C_n^b$ 은 SINS의 자세 DCM,  $C_r^n$ 은 MINS의 자세 DCM의 전치행렬,  $C_b^n$ 은 칼만필터에서 추정된 장착 비정렬각을 DCM으로 변환한 값, 그리고  $v_{dcn}$ 은 자세측정잡음이다. 식 (3)과 식 (4)의 측정방정식을 정리하면 식 (5)와 같다.

$$\begin{aligned} Z_{k+1} = \begin{bmatrix} Z_v(k) \\ Z_{dcn}(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} v_E^b(k) - v_E^r(k) - v_E^L(k) \\ v_N^n(k) - v_N^r(k) - v_N^L(k) \\ v_U^n(k) - v_U^r(k) - v_U^L(k) \\ (z_{dcn}(3,2) - z_{dcn}(2,3))/2 \\ (z_{dcn}(1,3) - z_{dcn}(3,1))/2 \\ (z_{dcn}(2,1) - z_{dcn}(1,2))/2 \end{bmatrix} \\ &= H_k x_k + v_k \end{aligned} \quad (5)$$

여기서,

$$x_k = [\delta v_E \delta v_N \delta v_U \psi_E \psi_N \psi_U \theta_X \theta_Y \theta_Z \Delta t]^T$$

$$H_k = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -C_r^n(k) & d(k) \end{bmatrix}$$

$$E[v_i v_j^T] = 0 \quad \forall i \neq j$$

$$E[v_i v_j^T] = R_k \forall i = j = k$$

이다.

## 2.2 수평혼합정렬 기법

### 2.2.1 수평자세 계산

수평혼합정렬은 SINS의 가속도 출력을 이용하여 수평자세를 계산하고, MINS의 자세를 전달받아 사전전달정렬을 통해 추정된 비정렬각을 보상하여 SINS의 수직자세를 계산하는 방법이다.

수평정렬 계산식은 아래 식 (5), (6)에 나타내었다.

$$\phi_{HA} = \tan^{-1} \frac{f_y}{f_z} \quad (5)$$

$$\theta_{HA} = \tan^{-1} \frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \quad (6)$$

여기서  $\phi_{HA}$ 와  $\theta_{HA}$ 는 수평정렬을 통해 찾은 롤과 피치이며  $f_x, f_y, f_z$ 는 각각 x축, y축, z축 가속도 출력이다.

### 2.2.2 방위각 계산

수직자세인 방위각 계산식은 식 (7)과 같다.

$$C_{n_{TFA}}^b = C_r^b C_n^r \quad (7)$$

$$C_r^b = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_{TFA} & \beta_{TFA} \\ \gamma & 1 & -\alpha_{TFA} \\ -\beta_{TFA} & \alpha_{TFA} & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\psi_{TFA} = \tan^{-1} \left( \frac{C_{n_{TFA}}^b(1,2)}{C_{n_{TFA}}^b(2,2)} \right) \quad (9)$$

MINS의 자세( $C_n^r$ )와 SINS와 MINS 사이의 비정렬각( $C_{r_{TFA}}^b$ )으로 구성되며, 이 경우 비정렬각은 사전전달정렬을 수행하여 찾은 값이며 식 (8)과 같다. 사전전달정렬에서 찾은 방위각( $\psi_{TFA}$ )은 식 (9)와 같이 구할 수 있다. 식 (9)를 이용하여 계산된 방위각( $\psi_{TFA}$ )과 수평혼합정렬을 통하여 추정된 롤( $\phi_{HA}$ )과 피치( $\theta_{HA}$ )를 이용하여 계산된 유도탄 자세는  $C_{n_{HA}}^b$ 와 같다.

$$C_{n_{HA}}^b = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi & -\sin\phi\cos\theta \\ +\sin\phi\sin\theta\sin\psi & +\sin\phi\sin\theta\cos\psi & -\sin\phi\cos\theta \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\theta\cos\psi & \sin\theta \\ \sin\phi\cos\psi & -\sin\phi\sin\psi & \cos\phi\cos\theta \\ -\cos\phi\sin\theta\sin\psi & -\cos\phi\sin\theta\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서  $\phi = \phi_{HA}$ ,  $\theta = \theta_{HA}$ ,  $\psi = \psi_{TFA}$ 이다.

위와 같은 방법으로 수평혼합정렬 수행 시 수초 내에 정렬이 가능하여, 발사 후 pyro shock에 의해 인접탄의 비정렬각 변화

시에도 수평혼합정렬을 이용하여 발사 전 비정렬각을 재계산함으로써 초기자세오차를 감소시켜 항법 성능을 향상시킬 수 있다.

## 2.3 선행필터링 기법

수평혼합정렬은 동체가 정지해 있다고 가정하고 가속도계 출력을 이용하여 평균값 계산하기 때문에 외부의 진동에 의해 가속도 출력이 변할 경우 정렬 정밀도가 저하되며, 주파수 대역이 낮을수록 큰 자세오차를 유발한다. 발사대를 구동할 때 외부 전원을 이용하는 경우와 차량 발전기 전원을 이용하는 경우가 있다. 그림 2는 외부 전원을 이용하는 경우 (Case 1)와 차량 발전기 전원을 이용하는 경우 (Case 2)의 FFT 결과이다. 그림과 같이 Case 1의 경우 60Hz 진동이 인가되었고, Case 2의 경우 60Hz와 8Hz의 진동이 혼합되어 인가되었음을 알 수 있다. Case 1과 Case 2의 상황에서 수평혼합정렬 수행하고 순수항법을 수행한 결과를 그림 3에 나타내었다. 이 때, 수평혼합정렬은 1초 이동평균을 적용하여 자세를 계산하였다. Case 1의 경우 정렬 중 피치각의 자세변화가 0.3 p-p 발생하는 것과 같이 보이지만 순수항법 구간을 보면 실제 자세 움직임은 0.05도 이하의 작은 값을 갖

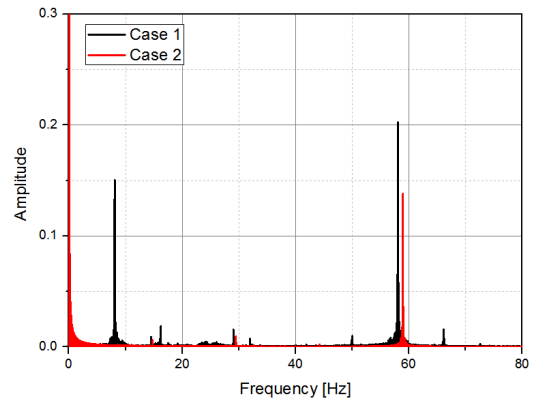


그림 2 FFT(Fast Fourier Transform) 결과  
Fig. 2 Result of FFT(Fast Fourier Transform)

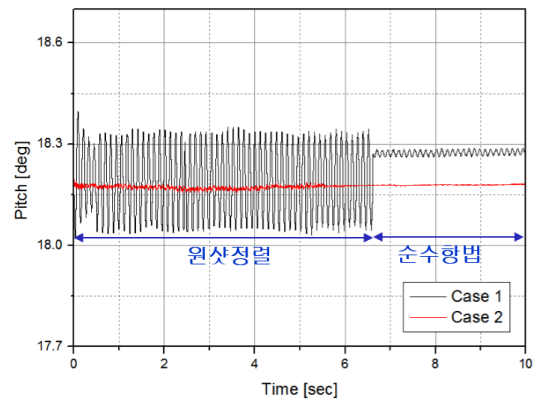


그림 3 발전기 진동에 의한 정렬 영향  
Fig. 3 Influence of alignment by generator vibration

기 때문에 정렬 중 나타나는 자세 변화는 진동에 의한 정렬 오차로 볼 수 있다. 반면 Case 2의 경우 정렬 구간 자세변화는 0.05도 이하의 작은 움직임만 존재하는 것을 볼 수 있다. 시험결과 60Hz 주파수의 진동은 정렬 성능에 영향을 주지 않지만 8Hz 주파수의 진동은 정렬 성능을 감소시키는 것을 확인하였다. 따라서 본 논문에서는 필터링 기법을 수평혼합정렬 전에 수행하여 가속도 출력에서 진동의 영향을 감소시켰다.

사용한 필터링 기법은 가속도계의 출력을 하나의 wave process로 가정하여, 가정된 wave process를 가속도계의 출력을 통계적으로 처리하며 그 값을 실시간으로 추정하는 방법이다[4]. 필터 설계 방법은 먼저, 가격함수(Cost Function)를 설정하고, 그 함수를 최소화도록 wave process를 결정하고, 필터를 구성하였다. 이렇게 구성된 필터를 이용하여 필요한 가속도계 값을 얻는다. 본 논문에서는 식 (5)와 같이 wave process를 가정하고, 가격함수로서 식 (6)과 같이 MSE (Mean Square Error)를 가정하여 식 (6)를 최소화하는 a와 b의 값을 실시간으로 추정하여 사용하는 필터링 기법을 적용하였다.

$$\hat{f} = a + bt \tag{5}$$

$$\epsilon = E[(f - (a + bt))^2] \tag{6}$$

식 (6)을 a에 대하여 미분한 다음 그 값을 0으로 두면 a값을 구할 수 있으며 그 값은 식 (7)과 같다. 또한 b를 구하기 위하여 a를 식 (6)에 대입하여 b에 대해서 두 번 미분하면 식 (8)과 같고 다시 (7)에 대입하면 a는 식 (9)와 같이 정확하게 구할 수 있다.

$$a = E[f] - bE[t] \tag{7}$$

$$b = \frac{E[(t - E[t])(f - E[f])]}{(E[t^2] - E^2[t])} = \frac{cov(f, t)}{var(t)} \tag{8}$$

$$a = E[f] - \frac{cov(f, t)}{var(t)} E[t] \tag{9}$$

따라서 위의 a, b를 식 (7)에 대입하면 MSE를 최소화하는 wave process가 구해진다. 최종식은 식 (10)과 같다.

$$\hat{f} = a + bt = E[f] + \frac{cov(f, t)}{var(t)} [t - E[t]] \tag{10}$$

### 3. 시뮬레이션 및 시험결과

제안한 신속초기정렬기법 성능을 검증하기 위해 시뮬레이션을 통하여 진동에 대한 영향 및 항법성능을 분석하였다.

#### 3.1 진동영향 분석

수평혼합정렬의 진동 영향을 분석하기 위한 시험방법은 다음과 같다. 첫 번째, 외부 전원을 이용하여 발사대를 구동하고 관성 측정기의 센서 데이터를 저장한다. 두 번째, 차량 발전기 전원을

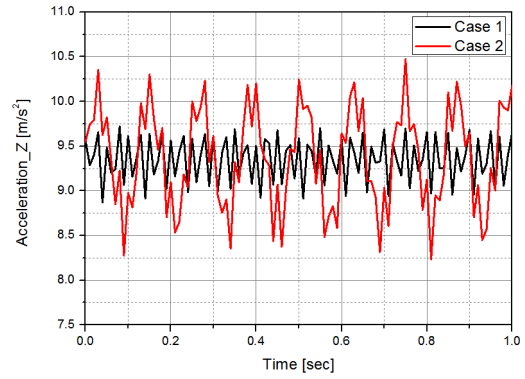


그림 4 진동 인가 전 후 가속도 출력 비교

Fig. 4 Comparison of acceleration before with after vibration induced

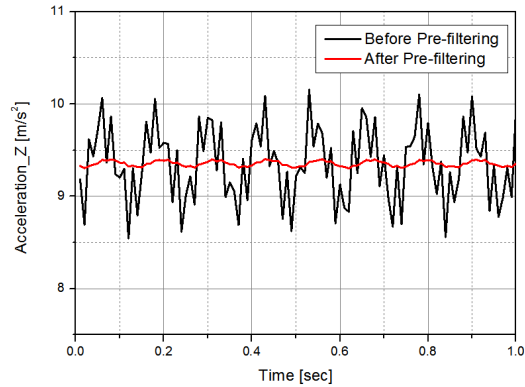


그림 5 선행필터링 적용 전 후 가속도 출력비교

Fig. 5 Comparison of acceleration before with after applying pre-filtering

이용하여 발사대를 구동시키고 관성측정기의 센서 데이터를 저장한다. 마지막으로 저장한 데이터를 이용하여 수평혼합정렬을 수행하고, 이 때 수평혼합정렬 수행 전 선행필터링을 미수행한 경우와 선행필터링을 수행한 경우의 자세를 비교한다. 외부 전원을 이용한 경우 (Case 1)와 차량전원 및 발전기 전원을 이용한 경우 (Case 2)의 가속도 출력 중 진동에 의해 주된 영향을 받는 Z축 가속도의 수평혼합정렬 수행구간을 확대하여 그림 4에 나타내었다. Case 1의 경우 수평혼합정렬 수행시간 동안 거의 일정한 진폭으로 가속도 출력이 나타나며 약 60Hz의 주파수 특성을 갖고 있고, Case 2의 경우엔 60Hz와 8Hz의 주파수가 혼합된 진동 특성을 갖고 있다. 수평혼합정렬 수행 전 선행필터링을 적용하였을 경우 그리고 적용하지 않았을 경우 Z축 가속도 출력을 그림 5에 나타내었다.

이 경우, 선행필터링 수행 후 8Hz의 진동은 여전히 존재하지만 진폭은 필터링 전과 비교했을 때 크게 감소하였다. 그림 4의 가속도 출력을 이용하여 수평혼합정렬을 수행하였고, 롤과 피치 자세를 그림 6에 나타내었다. 헤딩자세의 경우 MINS의 자세를 기준으로 비정렬각을 보상하여 사용하므로 진동의 영향을 받지 않기

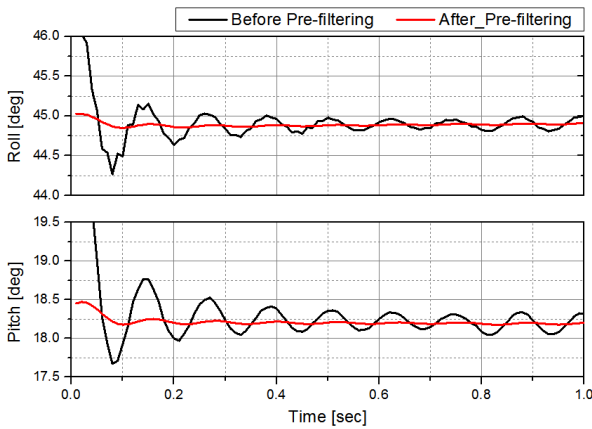


그림 6 선행필터링 적용 전 후 자세 비교  
 Fig. 6 Comparison of Attitude before with after applying pre-filtering

표 1 시뮬레이션 종류  
 Table 1 Simulation type

구분	사전전달정렬	선행필터링	수평혼합정렬
Case 1	○	X	X
Case 2	○	X	○
Case 3	○	○	○

때문에 그림을 도시하지 않았다. 롤, 피치 각각 선행필터링 적용 전 8Hz의 진동의 영향으로 정지 상태임에도 불구하고 롤 자세가 0.1도, 피치 자세가 0.3도 변하는 것으로 나타났다. 하지만 선행필터링을 수행한 경우 롤, 피치 모두 자세변화 없이 일정한 값을 갖는 것을 확인하였다. 따라서 제안한 신속초기정렬 기법은 진동의 영향 없이 정밀하게 정렬이 수행되었음을 알 수 있다.

### 3.2 신속초기정렬기법 항법성능 검증

신속초기정렬기법의 성능을 검증하기 위해 사전전달정렬 후 pyro-shock에 의해 롤 비정렬각이 0.1도 변화되고, 발사대에 이상진동이 인가된 상황에서 정남방향으로 탄을 발사하는 경우를 가정하여 시험을 모의하였다. 시뮬레이션 방법은 표 1에 나타내었다. 사전전달정렬만을 수행한 경우를 Case 1, 사전전달정렬과 수평혼합정렬을 수행한 경우를 Case 2, 사전전달정렬, 선행필터링, 그리고 수평혼합정렬을 모두 수행한 경우를 Case 3로 구분하여 각각 몬테카를로 방식으로 시뮬레이션을 100회 수행하여 위치오차를 비교하였다. 시뮬레이션에 적용된 SINS의 성능은 표 2와 같으며 MINS는 1mil급 항법장치로 가정하였다. Case 1~Case 3 방법 모두 초기위치오차 및 속도오차는 0으로 설정하였고, 초기 자세오차는 SINS의 성능을 기반으로 설정하였다.

그림 7은 시뮬레이션을 수행하였을 때 Case 1~Case 3 방법의 위도위치오차를 비교한 결과이다. 이 경우 모든 Case의 초기 위

표 2 시험에 사용된 SINS 성능  
 Table 2 Performance of SiNS

센서 종류	오차 종류	크기	단위
자이로	바이어스 반복도	20	deg/hr
	환산계수 안정도	500	ppm
	비정렬	100	arcmin
	랜덤워크	0.125	deg/rt-hr
가속도센서	바이어스 반복도	5	mg
	환산계수 안정도	750	ppm
	비정렬	100	arcmin
	랜덤워크	0.3	ft/sec/rt-hr

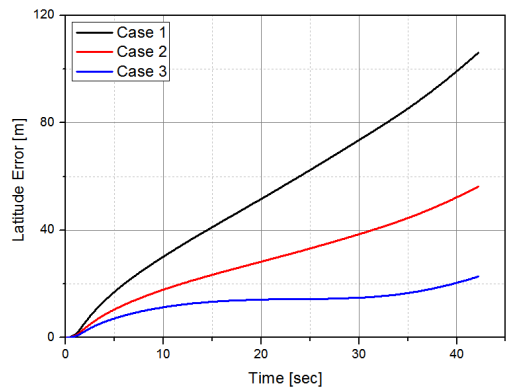


그림 7 위도위치오차 비교  
 Fig. 7 Comparison of Latitude Error

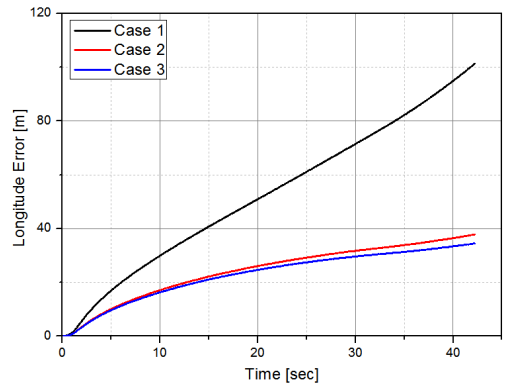


그림 8 경도위치오차 비교  
 Fig. 8 Comparison of Longitude Error

치오차는 동일하지만 인접탄 충격에 의한 정렬오차와 이상 진동에 의한 정렬오차의 영향으로 Case 1의 위치오차가 시간이 경과할수록 더 크게 증가하고 선행필터링과 수평혼합정렬을 모두 수행하여 정렬오차가 감소된 Case 3의 위치오차가 가장 작게 증

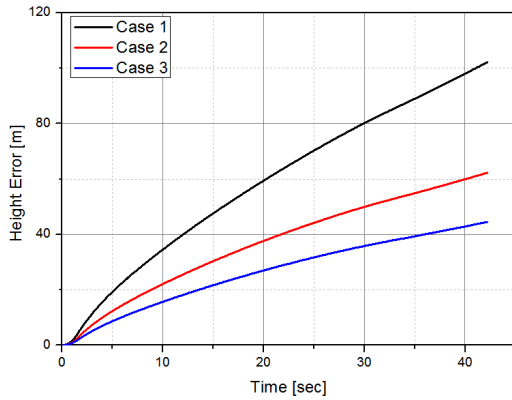


그림 9 고도위치오차 비교

Fig. 9 Comparison of Altitude Error

표 3 위치오차비교 (40초 기준)

Table 3 Comparison of Position Error at 40sec

구분	위도오차	경도오차	고도오차
Case 1	99m	95m	98m
Case 2	52m	36m	60m
Case 3	20m	33m	43m

가하는 것을 알 수 있다. 그림 8은 Case 1~Case 3 방법의 경도 위치오차를 도시하였다. 이 경우 역시 Case 1의 위치오차가 가장 크게 나타난다. 하지만 Case 2와 Case 3의 위치오차는 거의 동일하게 나타났다. 그 이유는 정남방향으로 발사한 경우 주된 경도오차는 방위각 및 롤 자세오차에 의해 발생하기 때문이다. Case 2 경우 이상 진동에 의한 피치 자세오차는 여전히 존재하지만 수평혼합정렬을 수행하여 pyro-shock에 의한 롤 비정렬각을 보상하여 Case 3와 유사한 오차특성이 나타났다. 그림 9은 Case 1~Case 3의 고도위치오차를 비교하여 나타내었다. 고도위치오차는 위도위치오차와 같이 Case 1의 위치오차가 가장 크게 증가하였고 Case 3의 위치오차가 가장 작게 증가하였다. 40초가 경과되었을 때 위치오차값을 표 3에 정리하였다. 제안한 신속초기정렬기법을 적용한 Case 3의 경우 모든 위치오차가 약 2배 이상 감소하였다. 이는 수평혼합정렬을 수행함으로써 Pyro-shock에 의한 비정렬각을 보상하였고, 선행필터링을 수행하여 진동에 의한 정렬오차가 감소하였기 때문임을 알 수 있다. 따라서 연속발사시스템에 제안한 신속초기정렬을 적용할 경우 항법성능이 크게 향상될 수 있음을 확인하였다.

#### 4. 결 론

진동에 강인하고 연속발사 무기체계에 적용할 수 있는 초기정렬 기법을 제안하였다. 제안한 신속초기정렬기법은 사전전달정렬을 통해 수직 비정렬각을 추정하고 발사 전 수평혼합정렬을 수행함으로써 발사대의 구동제한 없이 신속하고 정확한 정렬이 가능하다. 또한 수평혼합정렬 전 선행필터링을 수행함으로써 발사대 진동에 의해 변화된 가속도 출력의 영향으로 발생할 수 있는 정렬오차를 제거하였다. 시험 결과 제안된 신속초기정렬 기법은 진동에 강인한 특성을 갖고 pyro-shock에 의해 변화된 비정렬각을 재 추정함으로써 연속발사 운용개념 적용 시 항법성능을 향상시킬 수 있음을 확인하였다.

#### References

- [1] D. Jone, C. Roberts, D. tarrant, C. Tang, C. F. Lin, "Transfer Alignment Design and Evaluation Environment", Aerospace Control Systems 1993. Proceeding. The First IEEE Regional Conference, 1993.5, pp. 753-757.
- [2] Y. Lim and J. Lyou, "An Error Compensation Method for Transfer Alignment", IEEE Conference, 2001.
- [3] K. W. Song, S. J. Lee, "The Kalman Filter Design for the Transfer Alignment by Euler Angle Matching", Journal of Control, Automation and Systems Engineering, vol.7, no.12, 2001.12, pp. 1044-1050.
- [4] M. J. Yu, 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, 2007.5, pp.419-425
- [5] D. H. Titterton and J. L. Weston, Strapdown Inertial Navigation Technology, Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [6] K. W. Song, C. B. Jeon, J. Lyou, "A Transfer Alignment Algorithm Using Velocity and Quaternion Partial Matching Methods", Journal of control, automation and systems engineering, vol. 3, no. 3, 1997.6, pp. 238-243

## 저 자 소 개



### 이 형 섭 (Hyung-Sub Lee)

2011년 경기대학교 전자공학과 졸업. 2013년 동 대학원 전자공학과 졸업(석사). 2013년~현재 국방과학연구소 연구원.



### 한 경 준 (Kyung-Jun Han)

2003년 서울시립대학교 전기전자컴퓨터공학부 졸업. 2005년 서울대학교 전기컴퓨터공학부 졸업(석사). 2005년~현재 국방과학연구소 선임연구원.



### 이 상 우 (Sang-Woo Lee)

1996년 아주대학교 제어계측공학과 졸업. 1998년 동 대학원 제어계측공학과 졸업(석사). 2008년 동 대학원 전자공학부 졸업(박사). 2001년~현재 국방과학연구소 선임연구원.



### 유 명 종 (Myeong-Jong Yu)

1987년 경북대학교 전자공학과 졸업. 1990년 동 대학원 전자공학과 졸업(석사). 2002년 서울대학교 전기컴퓨터공학부 졸업(박사). 1990~현재 국방과학연구소 책임연구원.