

적응형 시간지연 보상을 통한 관성항법장치 급속초기정렬기법

Rapid Initial Alignment Method of Inertial Navigation System Using Adaptive Time Delay Compensation

이 형 섭*
(Hyung-Sub Lee)

Abstract - In this paper, a SDINS(strapdown inertial navigation system) rapid initial alignment technique with adaptive time delay compensation is proposed. The proposed method consists of two steps. In first step, misalignment and data latency are estimated by conducting pre-transfer alignment. Then, hybrid alignment is designed to rapidly find the misalignment changes induced by pyro-shock. To improve the performance of hybrid alignment, adaptive time delay compensation method is suggested. We verify the performance improvement of the proposed alignment scheme comparing with the conventional transfer alignment method by van test. The test result shows that the proposed alignment technique improves alignment performance.

Key Words : Initial alignment, Transfer alignment, Hybrid alignment, SDINS

1. 서 론

관성항법장치는 가속도계와 자이로스코프로부터 각각 측정된 가속도 및 각속도 정보를 이용하여 비행기, 선박, 차량 등 항체의 항법정보인 위치, 속도 및 자세를 제공하는 장치이다. 관성항법장치는 적분형 시스템으로 시간이 경과할수록 오차가 누적된다. 따라서 정확한 초기값이 요구되며, 이 중 관성항법장치의 초기 자세를 결정하는 과정을 초기정렬이라 한다[1].

정밀도가 낮은 종속 관성항법장치(SINS, Salve Inertial Navigation System)의 정렬을 위해서는 초기정렬 방법 중 전달정렬방법이 주로 사용된다. 전달정렬 방법은 정밀도가 높은 주 관성항법장치(MINS, Master Inertial Navigation System)의 항법 정보를 제공받아 상대적으로 정밀도가 낮은 SINS의 정렬을 수행하는 방법이다 [1-3].

기동 플랫폼에서 연속발사 운용개념을 갖는 유도탄과 같은 항체의 초기정렬을 위해서는 신속성, 정확성이 동시에 요구된다. 자체정렬과 전달정렬의 경우 갈만필터를 통해 MINS와 SINS 사이의 비정렬각을 추정함으로써 기동 플랫폼에서 정밀한 초기정렬이 가능하다. 하지만 수직축 자세의 가관측성 확보를 위해 발사대의 구동이 요구되며 수 십초의 필터 수렴시간이 필요하다. 이 경우 Pyro-shock에 의해 항체의 비정렬각이 변하는 경우 신속한 재정렬이 어렵다. 또 다른 방법으로 급속원샷정렬기법과 급속초기정렬기법이 있다 [4-5]. 급속원샷정렬기법은 정지 상태에서 지구

중력값에 해당되는 가속도계 출력을 이용하여 비정렬각을 추정하는 정렬기법으로 발사대를 수평자세에 위치시킨 후 수평축 비정렬각을 추정하고, 발사대를 수직자세로 들어 올려 수직축 비정렬각을 찾는 방법이다. 급속초기정렬기법은 전달정렬과 원샷정렬을 결합한 초기정렬기법으로 발사관에 장착 시 발사대 고각운동을 통해 전달정렬을 수행하여 수직 비정렬각을 찾고, 발사 전 가속도계 출력을 사용하여 Pyro-shock 등에 의해 변화된 수평 비정렬각을 찾는 방법이다. 두 방법 모두 가속도계 출력값을 이용하여 자세를 계산하기 때문에 수초 내에 정렬이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 기동 플랫폼에는 가속도계의 출력값이 항체의 기동에 의한 물리량을 포함하고 있기 때문에 적용이 어렵다.

따라서 본 논문에서는 고기동 플랫폼에서 신속하고 정확한 정렬을 수행할 수 있는 급속초기정렬기법을 제안하였다. 제한한 초기정렬기법은 혼합정렬기법으로 사전전달정렬개념과 적응형 시간지연 보상기법을 적용함으로써 고기동 환경에서도 정밀한 초기정렬이 가능한 방법이다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 연속발사에 적합한 급속초기정렬기법에 대해 설명하고, 3장에서는 제안한 초기정렬기법의 검증시험 방법 및 결과를 제시한다. 마지막으로 4장에서 결론을 맺는다.

2. 연속발사에 적합한 초기정렬 기법 설계

일반적으로 항체에 장착되는 SINS의 초기정렬을 위해서는 몸체에 장착된 MINS의 도움을 받아 초기자세를 구하게 된다. 본 논문에서 제시하는 급속초기정렬방법은 사전전달정렬과 혼합정렬을 결합한 개념으로 구성되는 그림 1과 같다. 사전전달정렬은 기

* Corresponding Author : Agency of Defence Development, Korea.

E-mail: suby0913@add.re.kr

Received : November 16, 2017; Accepted : February 2, 2018

존의 칼만필터를 이용한 전달정렬기법과 동일하며 전달정렬 완료 후 혼합정렬에 적용할 비정렬각과 시간지연값을 미리 추정하고 저장하는 개념으로 발사관에 장착 후 1회 수행한다. 혼합정렬은 정렬시간 단축을 위해 미리 저장된 비정렬각과 시간지연값을 이용하여 필터를 초기화한 후 시간지연 적응 보상이 결합된 전달정렬 필터를 통해 정렬을 수행하는 개념으로 수초 내에 정렬이 가능하다.

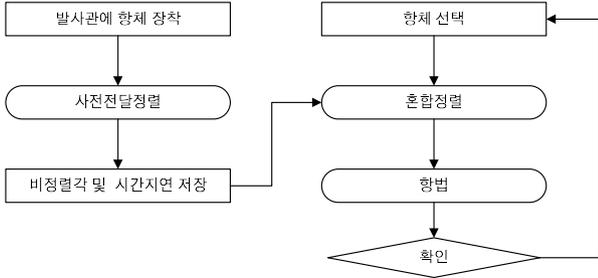


그림 1 급속초기정렬기법 구성도
Fig. 1 Configuration of rapid initial alignment method

2.1 사전전달정렬

사전전달정렬은 정렬시간단축을 위해 MINS와 SINS의 비정렬각 및 시간지연을 미리 찾아 저장하는 단계이다. 기준이 되는 MINS의 항법 정보를 SINS의 항법 정보와 연속적으로 비교하고, 칼만필터를 통해 SINS의 자세를 추정하는 전달정렬 방법을 사용하였다. 이 방법은 시간이 수 십초 이상 소요되기 때문에 발사대에 항체를 장착 후 1회 수행한다. 전달정렬에 사용되는 항법정보는 가속도, 각속도, 속도 및 자세 정보 등이 있으며 일반적으로 가관측성이 우수한 속도 및 자세정합 전달정렬 방식이 많이 사용된다. 속도 및 자세 정합 전달정렬 시스템 모델은 식 (1)과 같다. 상태변수는 10차로 속도(3), 자세(3), 비정렬각(3), 시간지연(1)로 구성된다.

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

여기서 δv^n 은 항법좌표계의 속도오차, F^n 은 비력(Specific Force), ψ^n 은 항법좌표계의 자세오차, w_{ie}^n 은 항법좌표계에서 지구 회전 각속도, w_{en}^n 은 항법좌표계에서 지구에 대한 항법 회전 각속도, θ 는 장착비정렬각 오차 그리고 Δt 는 MINS에서 SINS로의 시간지연오차이다. 측정치로 사용되는 정보는 속도 및 자세이며 속도정합에 사용되는 속도는 항법좌표계에서의 속도를 사용하였다. 자세정합은 오일러각 자세정합, 쿼터니언 자세정합, DCM 자세정합 방법 중 수렴성능이 상대적으로 좋은 DCM(Direction Cosine Matrix) 자세정합 방식을 사용하였다[6]. 속도 및 자세 정합 전달정렬 칼만필터의 측정치는 SDINS 속도와 MINS 속도

의 차 및 SINS의 자세와 MINS 자세의 차로 구성되며, 측정방정식은 각각 아래에 식 (2)와 식 (3)에 유도하였다.

$$\begin{aligned} z_v(k) &= \hat{v}_b^n(k) - \hat{v}_r^n(k) - \hat{v}_L^n(k) \\ &= \delta v^n(k) + \dot{v}_r^n(k - \delta t)\delta t + v_v(k) \end{aligned} \tag{2}$$

여기서 z_v 는 속도 측정치, \hat{v}_b^n 는 SINS의 속도, \hat{v}_r^n 는 MINS 속도, \hat{v}_L^n 는 지렛대 효과에 의한 속도, \dot{v}_r^n 은 MINS 속도의 미분값 그리고 $v_v(k)$ 는 속도측정잡음이다.

$$\begin{aligned} \tilde{Z}_{DCM}(k) &= \hat{C}_r^n(k) \hat{C}_b^r(k) \hat{C}_n^b(k) \\ &\approx [\hat{C}_r^n(k - \Delta t) + \Delta \hat{C}_r^n(k - \Delta t) \Delta t] \hat{C}_b^r(k) \hat{C}_n^b(k) \\ &= \hat{C}_r^n(k - \Delta t) \hat{C}_b^r(k) \hat{C}_n^b(k) + \Delta \hat{C}_r^n(k - \Delta t) \hat{C}_b^r(k) \hat{C}_n^b(k) \Delta t \\ &= Z_{DCM}(k) + \Omega_{nr}^n \hat{C}_r^n(k - \Delta t) \hat{C}_b^r(k) \hat{C}_n^b(k) \Delta t \\ &= Z_{DCM}(k) + D(k) \Delta t \\ \therefore z_{dcn}(k) &= \psi(k) - C_r^n(k - \delta t)\theta(k) + d(k)\delta t + v_{dcn}(k) \\ d(k) &= [-D(k)(2,3) D(k)(1,3) - D(k)(1,2)]^T \end{aligned} \tag{3}$$

식 (3)의 행렬형태의 자세오차를 식 (4)와 같이 3×1의 로테이션 벡터 형태로 변환할 수 있다. 여기서, Δt 는 MINS와 SINS 사이의 시간지연오차, $D(k)$ 는 시간지연오차에 의한 3×3 자세변환 행렬, $d(k)$ 는 $D(k)$ 를 3×1 벡터로 변환한 값이며 $D(k)(2,3)$ 은 $D(k)$ 행렬의 2행 3열의 값을 의미한다. C_n^b 은 SINS의 자세 DCM, C_r^n 은 MINS의 자세 DCM의 전치행렬, C_b^r 는 칼만필터에서 추정된 장착 비정렬각을 DCM으로 변환한 값, 그리고 v_{dcn} 은 자세측정잡음이다. 식 (2)과 식 (4)의 측정방정식을 정리하면 식 (5)와 같다.

$$z_{k+1} = \begin{bmatrix} z_v(k) \\ z_{dcn}(k) \end{bmatrix} = H_k x_k + v_k \tag{5}$$

여기서,

$$\begin{aligned} x_k &= [\delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \psi_E \ \psi_N \ \psi_U \ \theta_X \ \theta_Y \ \theta_Z \ \Delta t]^T \\ H_k &= \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -C_r^n(k) & d(k) \end{bmatrix} \\ E[v_i v_j^T] &= 0 \ \forall i \neq j \\ E[v_i v_j^T] &= R_k \ \forall i = j = k \end{aligned}$$

이다.

2.2 혼합정렬

사전전달정렬을 통해 찾은 비정렬각이 발사 플랫폼의 고기동 및 발사충격 등에 의해 변할 경우 정렬오차가 발생하므로 발사 전 재정렬이 필요하다. 기존의 가속도계 출력을 중력과 비교하여

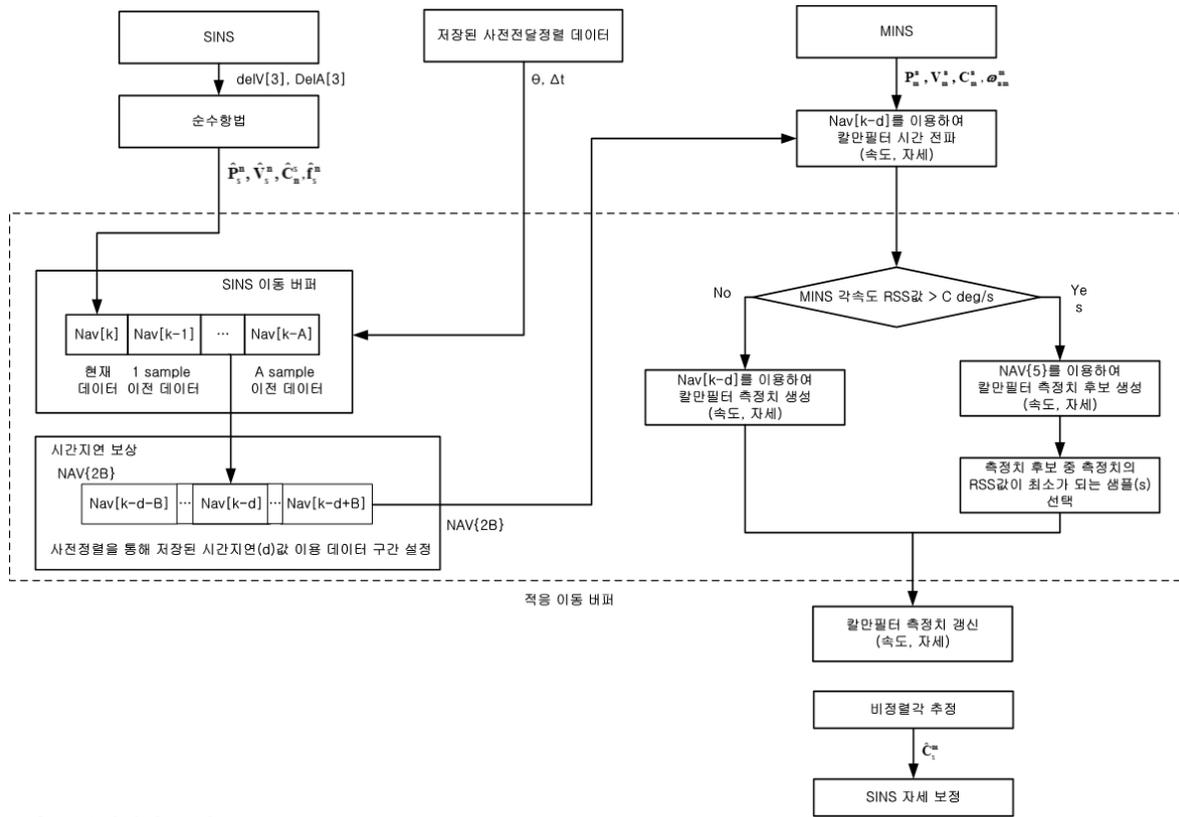


그림 2 혼합정렬 구성도
 Fig. 2 Configuration of hybrid alignment

자세를 추정하는 정렬 방법은 정지된 플랫폼에서만 적용이 가능하며 진동 및 속도 변화 등에 의해 가속도 입력이 발생하는 기동 플랫폼의 경우 적용할 수 없다. 전달정렬기법의 경우 기동 플랫폼에 적용 가능하지만 방위각 오차를 추정하기 위해 별도의 기동이 필요하고 수 십초의 시간이 소요되기 때문에 수초 내에 정렬을 완료할 수 없다.

제한한 혼합정렬은 사전전달정렬을 수행하여 저장된 비정렬각과 시간지연값을 이용하여 전달정렬 필터를 초기화 후 정렬을 수행하는 방법이다. 이 방법은 전달정렬필터를 사용하기 때문에 기동 플랫폼에 적용이 가능하며, 미리 추정한 비정렬각과 시간지연을 기반으로 추가 변화량만 재 추정하기 때문에 수초 내 정렬이 가능하다. 혼합정렬 수행 시 발사관 내부 유격에 의해 SINS의 자세가 변화가능한 축은 수평축인 X축과 Y축이기 때문에 수직축인 Z축의 비정렬각은 혼합정렬 수행 시 재추정하지 않고 저장된 Z축 비정렬각을 동일하게 사용한다. 시간지연은 사전전달정렬을 통해 추정된 값을 적용하고 잔차를 재 추정한다. 이와 같이 방법으로 정렬정확도 달성뿐만 아니라 수초 내에 급속정렬을 수행할 수 있다.

3. 시간지연 적응 보상기법

혼합정렬 수행 시 사전정렬을 통해 추정된 시간지연값의 바이

어스가 변하거나 시간지연에 jitter가 존재하는 경우 정렬오차가 증가할 수 있다. 기존의 방법은 시간지연을 일정한 상수로 가정하여 모델링하기 때문에 기동이 큰 경우, 시간지연이 변하는 경우, 또는 시간지연이 큰 경우에는 근사화된 모델이 부정확하여 전달정렬 성능이 저하된다. 따라서 이러한 모델링 오차를 줄이기 위하여 적응 이동 버퍼를 이용한 적응형 시간지연 보상기법을 제안하였다.

먼저 SINS에서 출력되는 속도증분과 각도증분을 이용하여 순수항법을 수행하고, 순수항법으로 계산한 SINS의 항법데이터인 위치, 속도, 자세 그리고 가속도값을 A+1 크기의 갖는 SINS 이동버퍼에 순차적으로 저장한다. 다음 사전전달정렬 데이터인 MINS와 SINS간의 비정렬각(θ)과 시간지연(Δt)을 이용하여 시간지연 보상을 수행한다. 이 때, SINS 이동버퍼에 저장된 데이터 중 MINS의 시간지연된 항법데이터와 시각동기가 일치하는 SINS의 항법데이터(Nav(k-d))를 선택하고 이 데이터를 중심으로 앞뒤로 B 샘플링 시간의 항법데이터(Nav[2B+1])인 (Nav(k-d-B)~Nav(k-d+B))를 추가로 선택한다. 여기서 Nav(k)는 현시점에서의 데이터이며, d는 초 단위로 저장한 시간지연값(Δt)을 10ms 단위로 변환한 값이다. 이렇게 항법데이터를 선택하는 이유는 Jitter를 보상하기 위함이다. 다음 단계로 시간지연을 보상한 다섯 샘플의 항법데이터 (Nav(k-d-B)~Nav(k-d+B)) 중 Nav[k-d]를 이용하여 칼만필터 시간 전파를 수행하고 MINS의 위치, 속도, 자

세, 각속도를 전달받는다. 시간 전파식은 식 (6)~(8)과 같다.

$$x_{k+1} = F_k x_k \quad (6)$$

$$\tilde{P}_{k+1} = F_k \hat{P}_k F_k^T + Q_k \quad (7)$$

$$F_k = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & O_{3 \times 4} \\ O_{3 \times 3} & F_{22} & O_{3 \times 4} \\ O_{4 \times 3} & O_{4 \times 3} & O_{4 \times 3} \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서

$$F_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_U + \rho_U & -2\Omega_N + \rho_N \\ -2\Omega_U - 2\rho_U & 0 & \rho_E \\ 2\Omega_N + 2\rho_N & -2\rho_E & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} 0 & f_U & f_N \\ f_U & 0 & -f_E \\ -f_N & f_E & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_U + \rho_U & -\Omega_N - \rho_N \\ -\Omega_U - \rho_U & 0 & \rho_E \\ \Omega_N + \rho_N & -\rho_E & 0 \end{bmatrix}$$

$\Omega_E, \Omega_N, \Omega_U$: 항법좌표계에서의 지구회전 각속도

ρ_E, ρ_N, ρ_U : 항법좌표계에서의 지구에 대한 항법 회전 각속도

f_E, f_N, f_U : 항법좌표계에서의 가속도계 출력

다음 단계로 입력 각속도에 따라 C값을 정하여 Jitter 보상을 조건부 적용한다. Jitter 보상을 항시 수행할 경우 저 각속도 영역에서 Jitter에 의한 오차와 바이어스에 의한 자세오차를 구별하기 어려워 필터 추정이 잘못될 수 있다. 따라서 SINS의 성능에 따라서 Jitter 보상을 조건부 적용할 경우 초기정렬성능을 향상시킬 수 있다. Jitter 조건부 보상 시 조건을 불만족 시킬 경우 Jitter 보상을 수행하지 않고 Nav[k-d]와 MINS 항법정보를 이용하여 칼만필터 속도 측정치와 자세 측정치를 생성하고 갱신한다. 조건을 만족 시킬 경우에는 Jitter 보상을 수행하기 위해 Nav[2B+1]을 이용하여 총 2B+1개의 측정치 후보군을 생성한다. 측정치 후보군 중 측정치의 RSS(Root Sum Square)값이 최소가 되는 데이터(Nav[k-d+s])를 선택하고 그 값을 이용하여 칼만필터 측정치를 갱신한다. 측정치 생성식은 식 5와 동일하며 측정치 갱신식은 식 (8)~(10)과 같다.

$$K_{k+1} = \tilde{P}_{k+1} H_{k+1} (H_{k+1} \tilde{P}_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \quad (8)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \tilde{x}_{k+1} + K_{k+1} z_{k+1} \quad (9)$$

$$\hat{P}_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) \tilde{P}_{k+1} (I - K_{k+1} H_{k+1})^T + K_{k+1} R_{k+1} K_{k+1}^T \quad (10)$$

여기서 P는 상태변수 x 의 오차 공분산, Q는 공정잡음이다. 그리고 R은 측정잡음으로 MINS의 속도오차와 자세오차이다. 갱신된 상태변수를 이용하여 비정렬각을 추정하고 SINS 자세를 보정한다. 이와 같이 적응 이동 버퍼를 이용한 시간지연 보상 방법은 시간지연의 영향을 최소화시키고 Jitter의 영향도 감소시킴으로써

정렬오차 감소 및 수렴시간 개선 효과를 나타낸다.

3. 시험 결과 및 분석

본 논문에서 제시한 급속초기정렬기법의 타당성을 검증하고 성능을 분석하기 위해 시험을 수행하였다. 시험은 차량 내부에 MINS와 SINS를 장착하고 차량이 60km/h 주행하는 상태에서 급커브 구간과 직선구간에서 기존의 전달정렬기법(Case 1)과 제안한 급속초기정렬기법(Case 2)을 이용하여 초기정렬을 수행하고 결과를 비교하는 방법으로 진행하였다. MINS와 SINS는 같이 하나의 시험치구 위에 장착하였으며 차량에 장착 전 사전정렬을 수행하고 비정렬 X, Y, Z와 시간지연 값을 기록하였고, 그 후 MINS와 SINS 분리 없이 차량에 시험치구를 장착하였다. 이 때, 2가지 시험조건에서 정렬시작시점부터 10초간 항법장치에 인가된 평균 각속도를 정리하면 표 1과 같다. 그리고 그림 6~9에 표 1의 시험 환경에서의 MINS 속도, 자세변화량, 각속도 그리고 SINS의 가속도값을 같이 도시하여 비교하였다. 정렬시작시점부터 10초 간 저기동 구간에서 각속도는 0에 가깝고 속도는 변화 없이 일정한 값을 나타낸다. 고기동 구간에서는 각속도값이 크게 나타나며 각속도가 큰 구간에서 속도, 자세 그리고 가속도값이 크게 변화하는 것을 볼 수 있다. 그리고 저기동과 고기동 모두 수직축인 Az방향으로 진동이 크게 발생하는 것을 환경임을 알 수 있다. 시험에 사용된 MINS는 1ml급 정밀항법장치를 사용하였으며, SINS 성능은 표 2와 같다. 기존의 전달정렬 방법은 속도(3), 자세(3), 비정렬각(3), 시간지연(1)의 상태변수로 구성된 10차 칼만필터를 사용하였고, 가관측성이 우수한 속도 및 자세정합방식을 사용하였다. 시험결과는 그림 10과 11과 같다. Case 2의 경우에는 초기정렬 중 혼합정렬의 결과만을 나타내었다. 첫 번째 시험인 직선구간(Test 1)에서 정렬시험결과 기존의 사전정렬방법(Case 1)은 Tilt X와 Tilt Y가 빠르게 수렴하지만 Tilt Z의 경우 정렬을 수행한 60초 동안 수렴하지 못한다. 반면, 제안한 급속초기정렬기법(Case 2)은 Tilt X, Tilt Y, Tilt Z 모두 빠르게 수렴하였다. 직선구간은 자세변화가 적기 때문에 Case 1의 경우 전달정렬필터를 사용하여 기동 중에도 수평축 비정렬각이 추정되었지만 가관측성이 부족하여 수직축 비정렬각은 수렴하지 못하였다. 반면 Case 2의 경우 사전정렬을 통해 미리 저장된 비정렬각과 시간지연값을 사용하였고, 적응형 시간지연 보상기법에 의해 측정치 오차가 감소되어 더 빠르고 정확하게 비정렬각이 수렴하였다. 두 번째 시험인 급커브 구간(Test 2)을 정렬 시작 후 10초 평균 각속도값이 9.49deg/s로 헤딩이 급격히 바뀌는 구간이다. 시험결과 Case 1과 Case 2의 경우 모두 Tilt X, Tilt Y, Tilt Z이 수렴하는 결과를 보인다. 하지만 Case 1의 경우 Tilt X와 Y의 값이 차량기동에 반응하여 수렴 이후에도 리플이 발생하고 Tilt Z의 경우에도 수렴하기까지 약 20초 이상의 시간이 소요되는 것을 알 수 있다. 반면 Case 2의 경우 적응형 시간지연 보상기법을 적용하여 자세가 급격히 변할 경우에도 수평축 비정렬각이 일정하게 유지되며 수초 내에 비정렬각이 빠르게 수렴하였다. 시험결과를 통해 제안한 정렬기법을 적용할 경우 플랫폼이 움직이는 상황에서도 빠르고 정확하게 정렬이 수행됨을 확인하였다.

표 1 정렬 시 차량의 운동조건

Table 1 Vehicle condition during alignment

시험구간	정렬 시작 후 10초 평균 각속도 (RSS)	비고
Test 1 (직선구간)	1.42 deg/s	저기동
Test 2 (급커브구간)	9.49deg/s	고기동

표 2 시험에 사용된 SINS 성능

Table 2 Performance of SINS used in the test

센서 종류	오차 종류	크기	단위
자이로	바이어스 반복도	1	deg/hr
	환산계수 안정도	150	ppm
	비정렬	100	arcmin
	랜덤워크	0.125	deg/rt-hr
가속도센서	바이어스 반복도	1	mg
	환산계수 안정도	150	ppm
	비정렬	100	arcmin
	랜덤워크	0.3	ft/sec/rt-hr

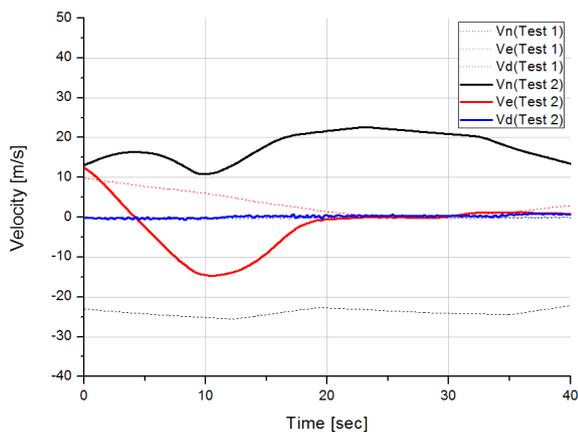


그림 3 차량 주행 시 MINS 속도비교

Fig. 3 Comparison of MINS velocity

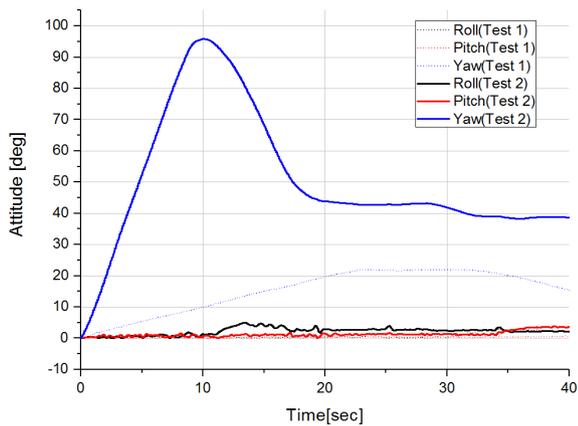


그림 4 차량 주행 시 MINS 자세 비교

Fig. 4 Comparison of MINS attitude

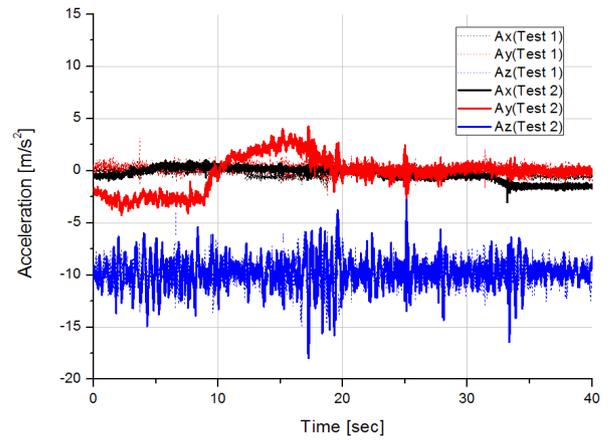


그림 5 차량 주행 시 SINS 가속도

Fig. 5 Comparison of MINS acceleration

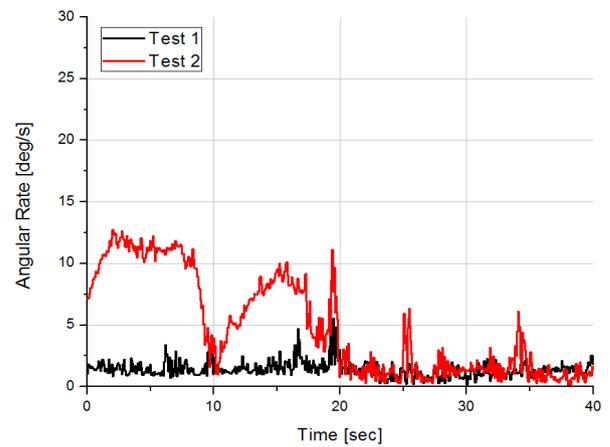


그림 6 차량 주행 시 MINS 각속도(RSS) 비교

Fig. 6 Comparison of MINS angular rate(RSS)

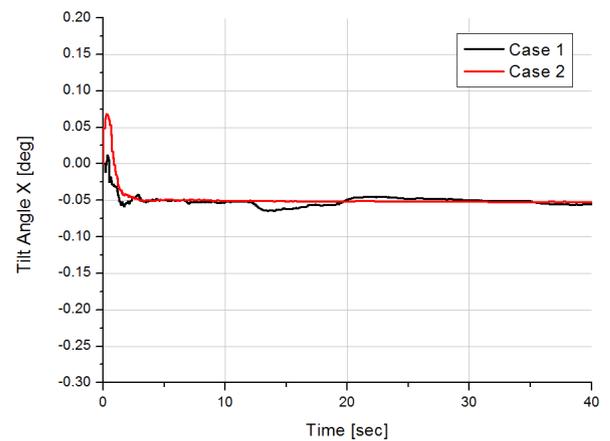


그림 7 Test 1 결과 (x축 비정렬각)

Fig. 7 Test 1 result (tilt angle x)

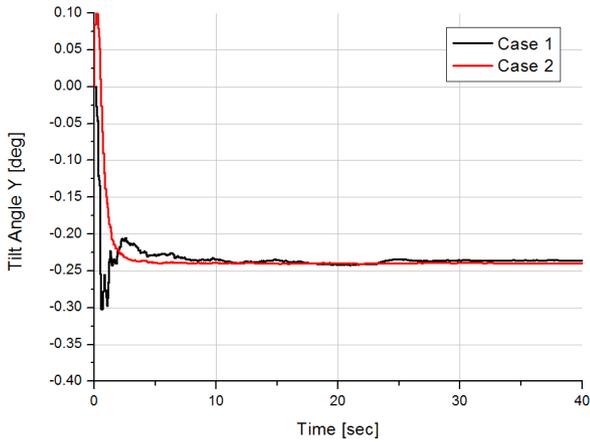


그림 8 Test 1 결과 (y축 비정렬각)
 Fig. 8 Test 1 result (tilt angle y)

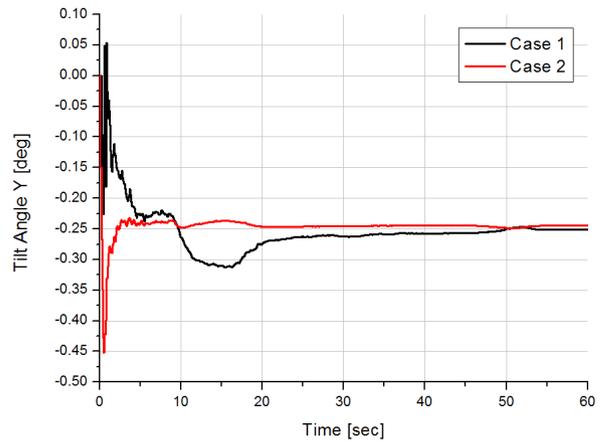


그림 11 Test 2 결과 (y축 비정렬각)
 Fig. 11 Test 2 result (tilt angle y)

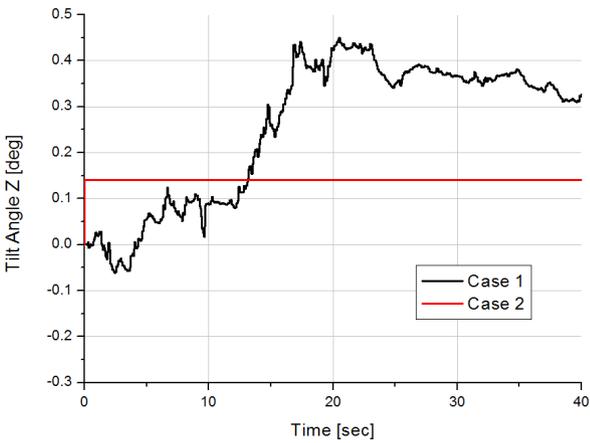


그림 9 Test 1 결과 (z축 비정렬각)
 Fig. 9 Test 1 result (tilt angle z)

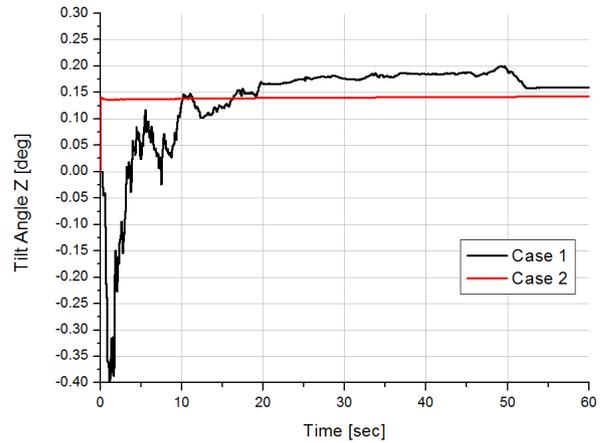


그림 12 Test 2 결과 (z축 비정렬각)
 Fig. 12 Test 2 result (tilt angle z)

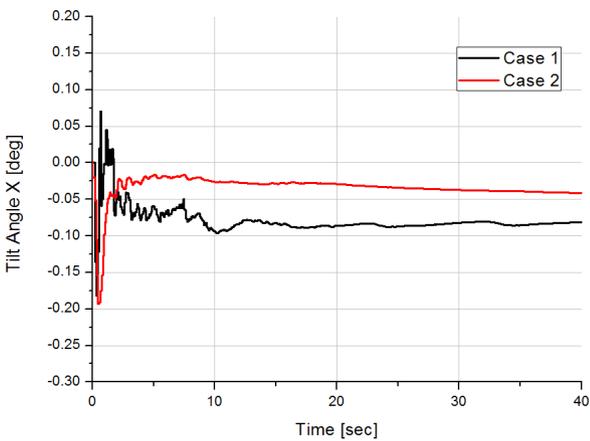


그림 10 Test 2 결과 (x축 비정렬각)
 Fig. 10 Test 2 result (tilt angle x)

4. 결 론

본 논문에서는 시간지연 적응보상을 통한 관성항법장치의 초기정렬기법을 제안하였다. 제안한 급속초기정렬기법은 사전전달정렬을 통해 추정된 정보를 이용하여 발사 전 혼합정렬을 수행하는 방법으로 기동 플랫폼에서 신속한 정렬이 가능하다. 또한, 시간지연 보상기법을 적용하여 사전전달정렬에서 추정된 비정렬값이 변하거나 MINS에서 SINS로 전달되는 데이터에 Jitter가 존재하는 경우에 발생하는 오차를 감소시킴으로써 정렬정확도를 향상시켰다. 시험 결과 제안된 급속초기정렬 기법은 기동의 크기에 관계없이 모두 수초 내에 비정렬값이 수렴하는 것을 확인하였고, 이를 통해 기동 플랫폼에서 연속발사 운용개념을 갖는 무기체계 적용 시 항법성능을 향상시킬 수 있음을 확인하였다.

References

- [1] D. H. Titterton and J. L. Weston, Strapdown Inertial Navigation Technology, Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [2] 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.
- [3] Y. Lim and J. Lyou, "An Error Compensation Method for Transfer Alignment", IEEE Conference, 2001.
- [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, 2007, pp. 419-425.
- [5] H. S. Lee, K. J. Han, S. W. Lee, M. J. Yu, "A Transfer Alignment Method considering a Data Latency Compensation for an Inertial Navigation System in High Dynamic Application", The Transaction of the Korean Institute of Electrical Engineers, vol. 65, no. 6, 2016, pp. 1038-1044
- [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.