

UKF를 적용한 레이저 관성항법장치의 외란에 대한 초기정렬 성능분석

오 주 현^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

Performance Analysis in Disturbance on Initial Alignment of Laser Inertial Navigation System Using Unscented Kalman Filter

Juhyun Oh^{*,1)}

¹⁾ *The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea*

(Received 14 February 2014 / Revised 31 May 2014 / Accepted 13 June 2014)

ABSTRACT

RLG(Ring Laser Gyroscope) is a main device of LINS(Laser Inertial Navigation System). RLG has the lock-in region in which there is no output signal. To alleviate the lock-in problem, a mechanical oscillation, the dither motion, is applied on RLG. A LPF(Low Pass Filter) is usually used on the output of RLG and accelerometer to remove the noise that is made by the dither motion. When the LINS is induced the disturbance during the initial alignment, it takes more time on alignment due to the use of the LPF and a fixed gain controller. In this paper, an initial alignment using UKF(Unscented Kalman Filter) is designed and analysed. Analysis include comparison between conventional initial alignment loop using fixed gain type controller and proposed initial alignment using UKF. Moreover, Disturbance inducing test results are demonstrated.

Key Words : Laser Inertial Navigation System(레이저 관성항법장치), Initial Alignment(초기정렬), Disturbance(외란), Unscented Kalman Filter

1. 서론

관성항법장치는 자이로 및 가속도계 등 관성센서를 이용하여 정밀한 위치 및 속도, 자세 정보를 실시간 제공하는 장비로서 유도무기를 비롯하여 지상, 해상,

항공우주 플랫폼 등 다양한 무기체계에 공통적으로 소요되는 핵심부품이다^[1]. 관성항법장치는 전파항법과 같이 절대항법 방식을 이용하여 항법정보를 구하지 않고 상대항법 방식을 이용하기 때문에 관성항법장치 항법 모드 진입 전에 초기 위치 및 자세 정보가 요구된다^[2~4]. 이러한 초기 자세정보를 획득하는 과정을 정렬(Alignment)이라 한다^[5,6]. 정렬방법 중 정지시의 자체정렬은 관성항법장치 센서출력을 이용하여 초기 자세를

* Corresponding author, E-mail: juhyunoh@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

구하며, 이러한 초기정렬 정밀도에 따라 관성항법 성능이 크게 좌우되기 때문에 초기정렬 정밀도를 높이기 위한 많은 연구가 진행되었다^[7~10].

최근에는 광학식 자이로의 일종인 RLG(Ring Laser Gyroscope)를 탑재한 레이저 관성항법장치를 많이 사용하고 있다. RLG는 일반적으로 내부의 레이저 공진기에 장착된 반사경의 후방산란으로 인하여 0.1deg/sec 이하의 각속도가 측정되지 않는 lock-in 영역이 존재하기 때문에 이를 제거하기 위해서 강제로 수백 Hz 주기를 가지며 lock-in 크기의 1000배 정도의 정현파 각속도 진동을 RLG의 레이저 공진기에 가하는데 이를 Dither 운동이라 한다. 정렬을 할 때 이러한 Dither 운동으로 인해 발생하는 각속도 및 가속도 측정 잡음을 제거하기 위해 전단필터(1차 저역통과 필터)를 사용하는 경우 자세오차 진폭을 감소시킬 수 있다고 알려져 있다^[1]. 또한 관성항법장치는 사용되는 체계에 따라 초기정렬 중에 차량진동 또는 항공기의 비행전 점검 등에 의한 외란이 인가될 수도 있다. 이러한 외란이 가해지는 경우 고정이득 방식의 제어기 및 측정치 전단필터를 사용하는 기존의 정렬루프에서는 정렬시간이 다소 오래 걸리는 경향이 있다.

본 논문에서는 외란이 가해지는 환경에서도 안정적인 정렬을 수행하기 위한 방안으로 UKF(Unscented Kalman Filter)를 이용한 정렬루프를 설계하고, 외란이 인가될 때의 정렬 성능을 기존의 고정이득 방식의 정렬루프와 비교하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 UKF를 이용한 정렬루프를 설계하고, 3장에서는 정렬을 할 때 외란이 인가되는 경우 정렬루프에 미치는 영향에 대해 분석한다. 4장에서는 실제 관성항법장치에 정렬루프를 구현하여 정지시의 외란인가 시험 및 항공기 점검시의 외란환경 시험결과를 제시한다. 5장에서는 본 논문의 결론을 맺는다.

2. UKF를 이용한 정렬루프 설계

기존의 정렬루프는 일반적으로 2차 제어기를 이용한 고정이득 방식의 정렬루프에 가속도 및 각속도 측정치에 대한 전단필터가 있는 구조로 되어있다^[1]. 전단필터는 RLG의 Dither운동으로 인한 측정치의 잡음제거를 위해 LPF(Low Pass Filter)로 구성되어있다. 2차 제어기는 수평축 가속도계 측정치 f^b 의 적분값인 속도가 영

이 되도록 2차 제어기를 이용하여 제어신호(w^c)를 생성하고 이를 이용하여 동체좌표계(body-frame)과 항법좌표계(navigation-frame) 사이의 좌표변환행렬 C_b^m 을 계산하여 수평축 정렬을 수행하며 수직축 자세는 생성된 제어신호를 이용하여 계산한다^[1].

한편, UKF는 비선형모델의 Unscented 변환을 이용하여 선형화 과정 없이 평균과 공분산을 계산할 수 있으며, 이러한 경우 실제 평균 및 공분산과 유사한 특성을 가지며 수렴성이 우수한 것으로 알려져 있다.

본 논문에서는 UKF를 사용하여 정렬루프를 설계하였다. UKF의 상태 변수 x_k 는 위치 오차($\delta\lambda, \delta\phi, \delta h$), 속도 오차($\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$), 자세 오차(ψ_e, ψ_n, ψ_u) 및 가속도계 바이어스(Ax, Ay, Az) 및 자이로 바이어스(Bx, By, Bz) 총 15차로 구성하였다.

UKF의 상태변수 중 위도(λ), 경도(ϕ), 고도(h) 오차는 아래와 같이 구성한다.

$$\dot{\delta\lambda} = -\frac{v_n R_{mm} \delta\lambda}{(R_m + h)^2} - \frac{v_n \delta h}{(R_m + h)^2} + \frac{\delta v_n}{(R_m + h)} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\delta\phi} = & \frac{v_e (\tan \lambda - \frac{R_{tt}}{R_t + h})}{(R_t + h) \cos \lambda} \delta\lambda \\ & - \frac{v_e}{(R_t + h)^2 \cos \lambda} \delta h + \frac{1}{(R_t + h) \cos \lambda} \delta v_e \end{aligned} \quad (2)$$

$$\dot{\delta h} = \delta v_u \quad (3)$$

여기서, R_m : 남북 방향의 지구반경

$$R_m = R_0(1 - e^2)(1 + \frac{3}{2}e^2 \sin^2 \lambda)$$

R_t : 동서 방향의 지구반경

$$R_t = R_0(1 + \frac{1}{2}e^2 \sin^2 \lambda)$$

R_{mm} : R_m 의 위도에 대한 변화율

$$R_{mm} = 3R_0(1 - e^2)e^2 \sin \lambda \cos \lambda$$

R_{tt} : R_t 의 위도에 대한 변화율

$$R_{tt} = R_0 e^2 \sin \lambda \cos \lambda$$

R_0 : 지구타원체의 적도 반경

e : 지구 이심률

$v^n = [v_e \ v_n \ v_u]^T$: ENU 항법 좌표계에서의 속도

UKF 필터는 선형화 과정이 필요하지 않으므로 속도 및 자세 오차모델은 ψ 모델의 Large Heading model^[7]를 사용하였으며 아래의 식과 같다.

$$\dot{\delta v}^n = (C_N^P - I) C_b^m f^b - (\omega_{in}^n + \omega_{ie}^n) \times \delta v^n - (\delta \omega_{in}^n + \delta \omega_{ie}^n) \times v^n + C_b^m \delta f^b + \delta g^n \quad (4)$$

$$\dot{\psi} = (C_N^P - I) \omega_{in}^n - \delta \omega_{in}^n + C_b^m \delta \omega_{ib}^b \quad (5)$$

여기서,

$\psi = [\psi_e, \psi_n, \psi_u]^T$: ENU 항법 좌표계에서의 자세오차

$$C_N^P = \begin{bmatrix} \cos\psi_u & -\sin\psi_u & \psi_n \\ \sin\psi_u & \cos\psi_u & -\psi_e \\ \psi_e \sin\psi_u - \psi_n \cos\psi_u & \psi_e \cos\psi_u + \psi_n \sin\psi_u & 1 \end{bmatrix}$$

: 자세오차 DCM(Direction Cosine Matrix)

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n = \left[-\frac{v_n}{R} \quad \frac{v_e}{R} + U \cos\phi \quad \frac{v_e}{R} \tan\phi + U \sin\phi \right]^T$$

$$\delta \omega_{in}^n = \begin{pmatrix} -\frac{\delta v_n}{R} \\ \frac{\delta v_e}{R} - U \sin\phi \delta\phi \\ \frac{\delta v_e}{R} \tan\phi + \left(U \cos\phi + \frac{v_e}{R} \sec^2\phi \right) \delta\phi \end{pmatrix}$$

$\omega_{ie}^n = [0 \quad U \cos\lambda \quad U \sin\lambda]^T$: 항법 좌표계에서의 지구 회전각속도

$$\omega_{en}^n = \left[-\frac{v_n}{R_t + h} \quad \frac{v_e}{R_m + h} \quad \frac{v_e \tan\lambda}{R_t + h} \right]^T : \text{transport rate}$$

ω_{ib}^b : 동체좌표계의 자이로에서 측정된 각속도

f^b : 동체좌표계의 가속도계에서 측정된 선형 가속도

U : 지구회전 각속도

g^n : 항법 좌표계에서의 중력 성분

식 (4)와 식 (5)는 자세 오차 DCM(Direction Cosine Matrix) C_N^P 에 의해서 비선형 상태 방정식으로 나타낸다.

UKF의 측정치 z_k 의 모델링은 식 (6)과 같이 정렬을 수행하기 전에 관성항법장치에 입력되는 위치와 항법을 계산하여 갱신된 위치와의 차이(3차) 및 속도 오차(3차)를 측정치로 사용하는 선형화된 형태로 구성된다.

$$z_k^{(i)} = h(x_k^{(i)}, t) = \begin{bmatrix} 10000000000000000 \\ 01000000000000000 \\ 00100000000000000 \\ 00010000000000000 \\ 00001000000000000 \\ 00000100000000000 \end{bmatrix} x_k^{(i)} \quad (6)$$

UKF 구현 알고리즘은 Sigma point를 시스템 차수 N의 두배인 30개로 하였으며, 구현은 Fig. 1과 같다.

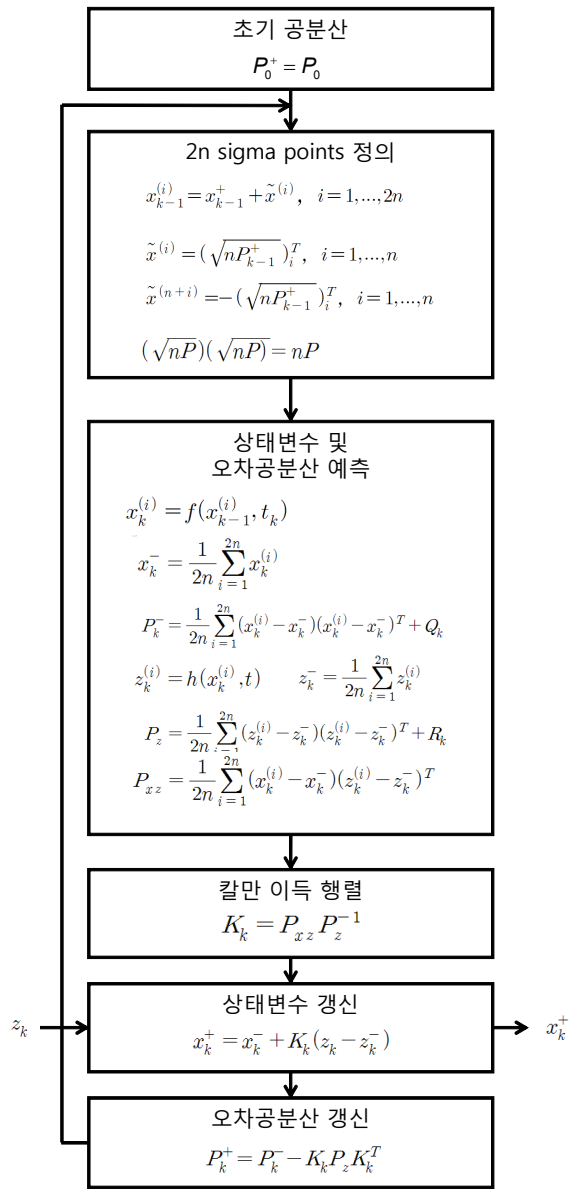


Fig. 1. Flowchart of UKF

UKF를 이용한 정렬루프는 자체적으로 필터의 특성을 갖고 있기 때문에 기존의 정렬루프와 달리 각속도 및 가속도계에 전단필터를 사용할 필요가 없다.

기존의 정렬루프와 UKF를 적용한 정렬루프의 정렬 성능을 비교하기 위해서 정렬상태를 나타내는 지수인 AQ(Align Quality)는 식 (7)과 같이 나타내어진다.

$$AQ = A(\Delta\epsilon_x + \Delta\epsilon_y) + B\Delta\epsilon_z + C \quad (7)$$

여기서 $\Delta\epsilon_x, \Delta\epsilon_y, \Delta\epsilon_z$ 는 5초간 수평축 및 수직축 자세변화량을 뜻하며, AQ는 매 5초마다 계산한다. A, B, C는 상수이기 때문에 변하지 않는 값이다. 정렬루프가 실행되면서 초반에는 자세 변화가 많기 때문에, AQ값이 크지만, 정렬이 거의 완료된 후에는 자세변화가 거의 없기 때문에 AQ값이 감소하게 된다. 본 논문에서는 정렬 중 외란이 인가되었을 때 AQ값의 변화를 관찰하여 외란에 대한 강인성을 판단하기로 한다.

3. 외란의 정렬루프에 대한 영향 분석

자체정렬은 동체가 정지해 있다고 가정한 상태에서 관성센서 출력을 이용하여 초기자세를 찾는 알고리즘을 사용하기 때문에 정렬 중 동체는 정지해 있어야 한다. 그러나 관성항법장치가 원하지 않는 외부의 진동이나 충격 등 외란을 받는 경우 정렬상태가 나빠지며 정렬 정밀도가 저하되게 된다.

외란을 받는 경우 정렬상태가 나빠지는 현상을 다음과 같은 예를 들어 설명 하겠다. Fig. 2와 같이 동체좌표계(x,y,z)와 항법좌표계(E,N,U)가 완벽하게 일치한 상태에서, 외란으로 인해 동체좌표계의 x축에 회전각 θ 가 인가되었다고 가정하자. 이때의 좌표변환 행렬 C_b^m 은 식 (8)과 같다.

$$C_b^m = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix} \quad (8)$$

이러한 외란에 의해 자세변화가 발생하고 자세변화에 의해 가속도계에는 식 (9)와 같이 동체좌표계의 y 축과 z축의 가속도가 측정된다.

$$f^b = \begin{pmatrix} f_x^b \\ f_y^b \\ f_z^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ g\sin\theta \\ g\cos\theta \end{pmatrix} \quad (9)$$

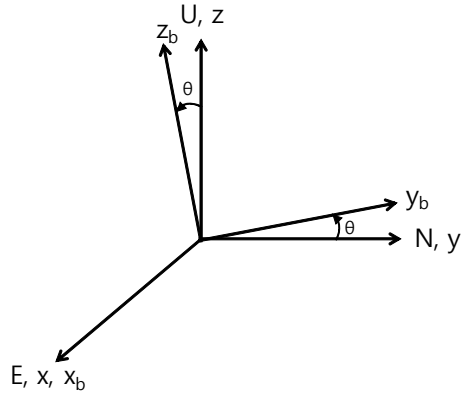


Fig. 2. Body frame and navigation frame used for disturbance inducing example

항법좌표계에서의 가속도는 식 (10)과 같이 계산된다.

$$f^n = \begin{pmatrix} f_E^n \\ f_N^n \\ f_U^n \end{pmatrix} = C_b^m \times f^b = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ g\sin\theta \\ g\cos\theta \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} 0 \\ g(\sin\theta\cos\theta - \cos\theta\sin\theta) \\ g(\sin^2\theta + \cos^2\theta) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \quad (10)$$

본 예에서 가정한 대로 외란이 발생할 경우 항상 f_N^n 은 0이며 f_U^n 은 g이다.

예시의 외란이 고정이득 방식의 제어기 및 측정치 전단필터를 사용하는 기존의 정렬루프에 가해질 경우 지역통과 필터링을 한 각속도 $\hat{\omega}$ 가 측정된다. 항법컴퓨터에서 계산한 회전각은 $\hat{\theta}$ 가 되며, 이 경우 좌표변환 행렬 \hat{C}_b^m 은 식 (11)과 같이 나타낸다.

$$\hat{C}_b^m = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\hat{\theta} & -\sin\hat{\theta} \\ 0 & \sin\hat{\theta} & \cos\hat{\theta} \end{pmatrix} \quad (11)$$

지역통과 필터링을 한 가속도는 \hat{f}^b 로 측정된다. 지역통과 필터링을 한 각속도 및 가속도를 이용해서 구한 항법좌표계에서의 가속도는 식 (12)와 같다.

$$\hat{f}^n = \begin{pmatrix} \hat{f}_E^n \\ \hat{f}_N^n \\ \hat{f}_U^n \end{pmatrix} = \hat{C}_b^m \times \hat{f}^b = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\hat{\theta} & -\sin\hat{\theta} \\ 0 & \sin\hat{\theta} & \cos\hat{\theta} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ \hat{f}_y^b \\ \hat{f}_z^b \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$= \begin{pmatrix} 0 \\ \cos\hat{\theta} \times \hat{f}_y^b - \sin\hat{\theta} \times \hat{f}_z^b \\ \sin\hat{\theta} \times \hat{f}_y^b + \cos\hat{\theta} \times \hat{f}_z^b \end{pmatrix} \quad (12)$$

저역통과 필터링을 한 경우 \hat{f}_N^b 은 순간적으로 0 이 아닌 값이 출력될 수 있다.

예시와 같이 동체좌표계의 x축에 회전각 θ 의 외란을 인가한 시뮬레이션 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 저역통과 필터링을 하지 않을 경우 관성항법장치가 외란을 Fig. 3(a)의 각속도 ω 로 측정하게 되고 항법컴퓨터의 계산을 통해 Fig. 3(b)의 회전각 θ 가 출력된다. 한편, Fig. 3(c)의 항법좌표계에서의 North 방향 가속도 f_N^b 는 식 (10)과 같이 0으로 나타난다. 그러나 기존의 고정이득 방식의 정렬루프의 경우에는 각속도 및 가속도 측정치를 저역통과 필터링을 하기 때문에 외란이 인가되면 Fig. 3(a)와 같이 각속도 $\hat{\omega}(LPF)$ 로 측정되며 이때 각속도에 의한 회전각 변화는 Fig. 3(b)와 같이 $\hat{\theta}(LPF)$ 로 나타내어진다. 이 경우 항법좌표계에서의 North 방향 가속도 $\hat{f}_N^b(LPF)$ 는 Fig. 3(c)와 같이 0이 아닌 값이 출력되며, 이로 인해 정렬루프는 잘못된 제어신호(ω^c)를 계속해서 생성하게 되어 정렬루프가 안정화 되는데 추가적인 시간이 소요된다.

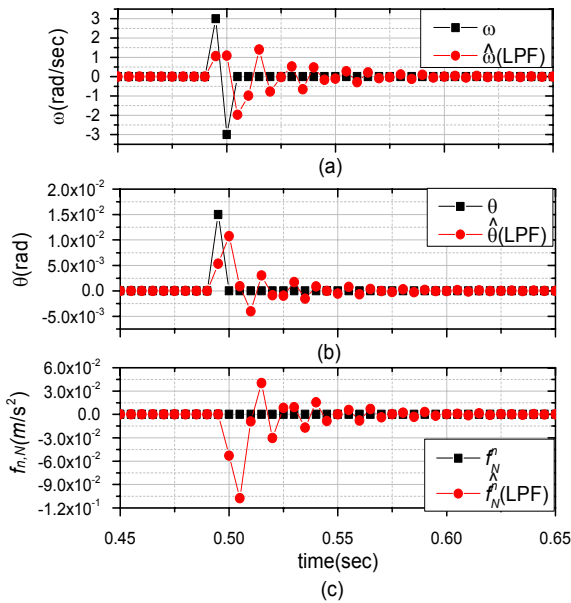


Fig. 3. Simulation result of disturbance inducing test

UKF를 사용한 정렬루프의 경우 저역통과 필터링을 하지 않기 때문에 항법좌표계에서의 North 방향 가속도 $f_{n,N}$ 은 0으로 나타나 잘못된 항법정보가 계산되지 않으므로 안정적인 추정치 추정이 가능하다.

4. 정렬루프 외란 시험 결과

4.1 외란 인가시험

외란 인가시험은 레이저 관성항법장치를 사용하였으며 고정이득 방식 및 전단필터를 이용한 정렬루프 및 UKF를 이용한 정렬루프를 각각 탑재하여 외란에 의한 정렬성능을 비교하였다.

시험방법은 다음과 같다. 먼저 전원을 인가하고 정렬 모드로 진입하여 관성항법장치를 정렬시킨다. 항법 모드로 진입할 수 있을 정도(AQ < 1.5)로 정렬이 완료된 후 관성항법장치에 자체변화를 주는 방법으로 외란을 인가하였다.

비교 대상인 두 정렬 방법 모두 실시간 관성항법장치 컴퓨터에서 수행되고, 정렬 중 발생한 위치 및 속도를 오차로 이용하므로 외란을 인가하는 장치가 없으면, 동일한 외란으로 비교 분석을 수행하기는 현실적으로 어렵다. 따라서 최대한 유사한 외란을 가하는 방법으로 두 가지 정렬 방법의 특성 및 성능을 비교하도록 한다.

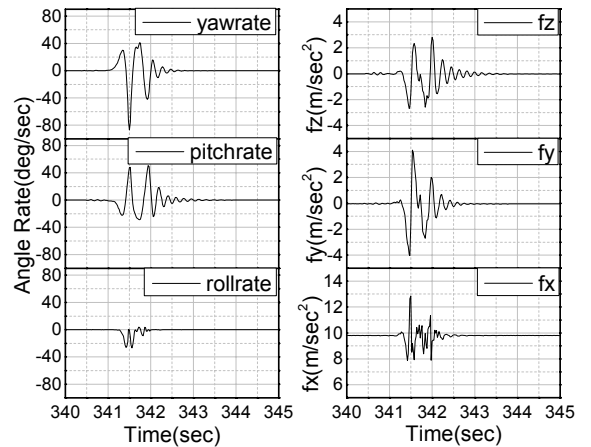


Fig. 4. Induced disturbance on initial alignment loop using LPF and a fixed gain controller

고정이득 방식의 정렬루프를 탑재한 관성항법장치에 인가된 각속도와 가속도 측정치는 Fig. 4와 같으며 시

험결과는 Fig. 5와 같이 나타내어진다. 이 경우 외란을 인가했을 때 자세변화는 최대 3도로 나타났다. AQ는 최초 1에서 2.9까지 증가하였고, 다시 1.5이하로 떨어지는데 약 105초의 시간이 추가로 소요되었다.

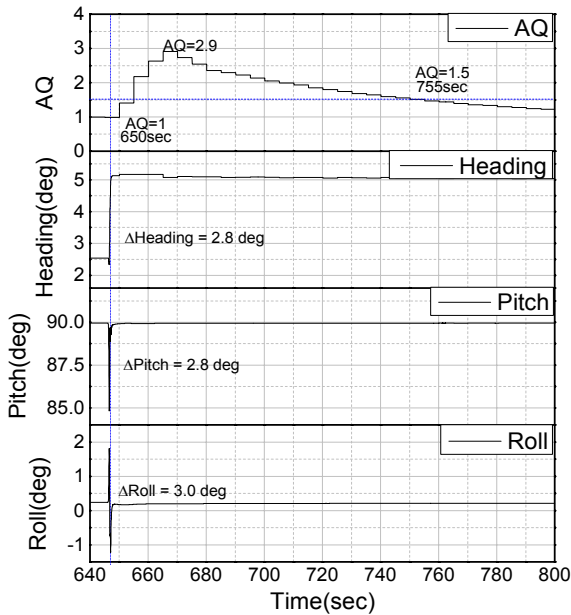


Fig. 5. Disturbance inducing test result of initial alignment using LPF and a fixed gain controller

험결과는 Fig. 7과 같이 나타내어진다. 인가된 외란의 크기는 자세각의 변화가 최대 7.5도로 고정익 방식의 정렬루프에 인가한 외란에 비해 더 큰 외란으로 나타났으나 UKF를 이용한 정렬루프의 AQ는 상대적으로 변화가 거의 없는 것으로 나타났다.

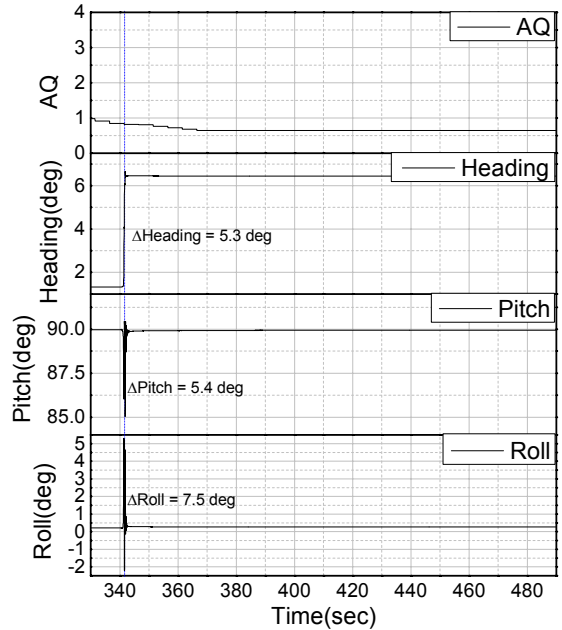


Fig. 7. Disturbance inducing test result of initial alignment using UKF

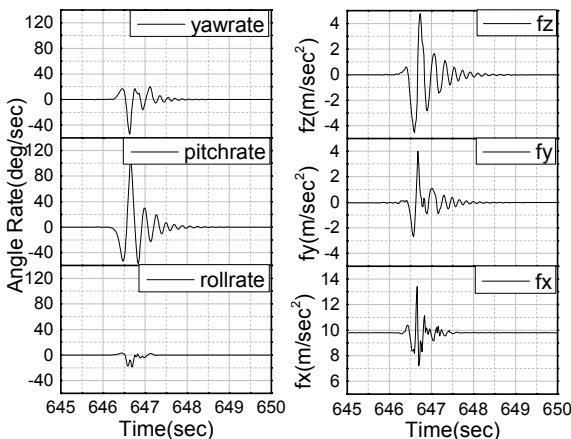


Fig. 6. Induced disturbance on initial alignment loop using UKF

UKF를 적용한 정렬루프를 탑재한 관성항법장치에 인가된 각속도와 가속도 측정치는 Fig. 6과 같으며 시

4.2 항공기 탑재 외란환경 시험

본 논문에서 제안한 필터의 성능 검증을 위해 항공기 탑재 외란인가시험을 실시하였으며 항공기 날개 아래쪽에 관성항법장치를 장착하였다.

항공기 출발 전 관성항법장치 정렬을 수행하면서 동시에 항공기 점검을 하면 필연적으로 외란이 발생한다. 고정익 방식의 정렬루프인 경우 이러한 외란으로 인해 초기정렬 정밀도가 나빠지므로 정렬 중에는 점검이 용이하지 않았으나, UKF를 적용한 필터의 경우 기존 방식에 비해 외란의 영향을 덜 받기 때문에, 정렬 중 점검을 하는 정도의 외란이 있더라도 정렬이 정상적으로 될 것으로 예상되었다.

Fig. 8은 항공기 탑재 외란환경 시험 결과를 나타낸다. 관성항법장치 정렬 및 항공기 점검으로 인해 2회에 걸쳐 외란이 인가되었다. 약 220초, 450초 부근에 Roll, Heading이 흔들린 것을 확인할 수 있다. 점검 중

외란환경에서 UKF를 적용한 정렬루프의 AQ는 거의 변화되지 않은 것으로 나타났다.

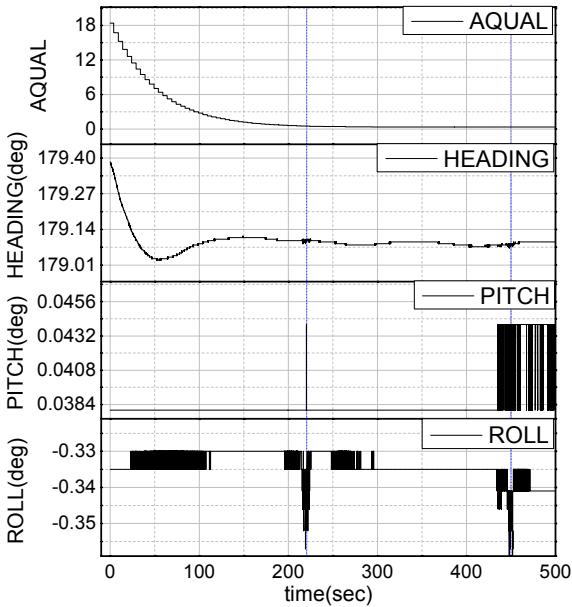


Fig. 8. Disturbance inducing test result based on the CFT(Captive Flight Test)

5. 결론

본 논문에서는 UKF를 적용한 정렬루프를 탑재한 레이저 관성항법장치의 외란에 대한 정렬성능 분석결과를 제시하였다. UKF를 적용한 정렬루프는 기존의 고정이득 제어기 및 측정치 잡음 제거를 위한 전단필터를 사용한 정렬루프에 비해 외란에 상대적으로 강인하여, 외란이 가해지는 경우에도 정렬시간이 증가하지 않는 것으로 나타났다.

References

- [1] H. Kim, C. Kim, and T. Lee, "Performance Analysis on the Initial Alignment of Laser Inertial Navigation System," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 12, No. 5, pp. 622-635, 2009.
- [2] Kenneth R. Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis," John Wiley & Sons, Inc., 1971.
- [3] D. H. Titterton and J. L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology," IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series, 1977.
- [4] G. M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems," Academic Press, Inc., 1993.
- [5] Oleg S. Salychev, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics," Bauman MSTU Press, Moscow, 1998.
- [6] G. M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems, A Modern Synthesis," Academic Press, 1993.
- [7] Y. F. Jiang, Y. P. Lin, "Error Estimation of Ground Alignment to Arbitrary Azimuth," AIAA, 1993.
- [8] K. R. Britting, T. Palsson, "Self-Alignment Techniques for Strapdown Inertial Navigation Systems with Aircraft Application," J. Aircraft, Vol. 7, No. 4, pp. 302-307, 1968.
- [9] H. Yu, et. al., "Study on In-Flight Alignment Using a Tightly-Coupled INS/GPS Integration," KIMST Annual Conference Proceedings, 2007. 8. 16.
- [10] H. Yu, et. al., "Comparison of Extended and Unscented Kalman Filter for In-Flight Alignment," KIMST Annual Conference Proceedings, 2012. 6. 7.