Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (2015) 21(7):691-698
http://dx.doi.org/10.5302/J.ICROS.2015.15.0024 ISSN:1976-5622 eISSN:2233-4335

# 항공기 Run-Up 진동 환경에서의 관성항법장치 초기 정렬 방법 설계 및 평가

# Design and Evaluation of INS Initial Alignment under Vibration Environment of Aircraft Run-up

유 해 성*, 이 인 섭, 오 주 현, 김 천 중, 박 흥 원
(Haesung Yu[1,*], Inseop Lee[1], JuHyun Oh[1], CheonJoong Kim[1], and Heung-won Park[1])
[1]Agency for Defense Development

**Abstract:** Inertial Navigation Systems (INS) are widely used as the main navigation device for aircraft. To get the initial attitude, the INS requires the initial alignment before navigation starts. An aircraft also needs an engine test procedure that causes some vibrations before flight. An INS can't be aligned in a vibration environment so the initial alignment is performed before the aircraft engine test. Therefore, the initial alignment time of an INS has been a major factor in limiting an aircraft's takeoff response time. In this paper, we designed an initial alignment algorithm that can be executed even in disturbances such as aircraft run-up. We demonstrated verification of the algorithm that is embedded on the real INS and testing methods to evaluate the alignment of the INS. We also analyzed the test results of the proposed initial alignment algorithm that is performed during a real aircraft run-up.

**Keywords:** strapdown inertial navigation system, initial alignment, unscented Kalman filter, heading attitude error

## I. 서론

Local-Level Frame (LLF, 여기서는 ENU Frame)의 가속도를 적분하여 위치 정보를 제공하는 스트랩다운형 관성항법장치(SDINS: StrapDown Inertial Navigation System)는 동체좌표계(Body Frame)에서 측정된 가속도를 LLF로 투영시켜야 한다. 따라서 자세 정보가 필요로 하게 되며, 이 자세 정보는 자이로를 이용하여 계산한다. 그러나 자세 정보 역시 각 증분을 적분하므로, 적분하기 위한 초기 자세 정보가 필요하게 된다. 이러한 초기 자세 정보를 획득하는 과정을 정렬(Initial Alignment)이라 한다[1-4]. 초기 정렬은 동체가 정지 시 LLF로부터 일정량의 중력 가속도와 지구 회전 각속도가 측정된다는 원리를 이용하는 자체 정렬(Self Alignment) 방법과 항체가 움직일 경우, 보다 정밀한 주 관성항법장치(Master INS)로부터 자세 및 속도 등의 정보를 전달 받아 정렬을 수행하는 전달 정렬(Transfer Alignment) 방법이 있다. 각각의 방법 모두 정렬 수행 시간에 따라 성능이 결정되며, 특히 자체 정렬의 경우는 관성 센서의 오차 수준과 전달 정렬의 경우 항체의 거동에 따라서 성능이 좌우된다. 결과적으로 관성항법장치를 운용하는 환경에 따라서 정렬 시간과 운용 상황의 제약으로 인하여 원하는 초기 자세 정확도를 얻지 못하는 경우, 초기 자세 오차는 항법 모드(비행 모드) 이후 위치 및 속도 오차를 크게 악화시키게 된다[5,6].

* Corresponding Author
Manuscript received February 3, 2015 / revised May 7, 2015 / accepted May 20, 2015
유해성, 이인섭, 오주현, 김천중, 박홍원: 국방과학연구소
(haesong7@add.re.kr/inseop@add.re.kr/juhyun@add.re.kr/kcj3651@add.re.kr/hwpark@add.re.kr)

Copyright© ICROS 2015

특히, 자체 정렬의 경우 수평축은 가속도계를 이용하고, 방위각은 East축 자이로를 이용하게 된다. 초기 정렬 방법은 가속도 및 자이로 측정값을 Open Loop으로 계산하여 자세를 측정하는 방법과 정지 상태에 속도가 "0"이라는 가정하에 발생하는 속도 오차를 이용하여 Closed Loop로 구성하는 방법이 있다. 일반적인 정렬 방법으로는 Open Loop의 경우 항체가 움직이면 큰 오차가 발생하므로 항체의 움직임을 대비하여 Closed Loop을 많이 사용한다[1]. 항법을 수행하면서 발생하는 속도 오차를 이용하는 Closed Loop 정렬 방법 역시 2,3차의 Fixed Gain을 이용하는 방법과 Kalman Filter 등과 같은 가변 Gain을 이용하는 방법이 있다.

정렬 단계는 개략 정렬(Coarse Alignment)과 정밀 정렬(Fine Alignment) 단계를 거친다. 개략 정렬은 대략의 자세를 계산하는 단계이며 이후 대부분의 시간을 소요하는 정밀 단계를 거친다[2]. 정밀 정렬 단계에서는 일반적으로 관성항법장치의 속도가 zero라는 가정을 이용하여 속도 오차를 측정치로 사용하는 Kalman Filter를 구성하고 추정된 자세를 보상하는 방법으로 정렬을 수행한다. 하지만 항공기 등 정렬 단계에서 항공기의 엔진 시동이나 Run-up과 같이 진동이 발생하는 경우나, 바람, 사람 등에 의한 외란이 발생할 경우 속도가 zero라는 가정을 위배하게 되고, 결과적으로 필터는 오차를 발생하게 된다.

이런 진동이나 외란에 의해 정렬 성능이 저하되는 것을 방지하는 방법으로 기존에는 정렬을 수행하기 전 가속도계 및 자이로의 측정치 즉 속도 증분과 각 증분에 대해서 여러 형태의 필터링을 수행하였다[7-9]. 결국 이런 형태는 신호의 노이즈 감소를 통해 정밀 정렬의 수렴성이 향상된다고 제시하였으며, 또 검증 방법으로 여러 개의 데이터에 대

해서 추정한 자세의 정밀도를 평가하는 방법으로 정렬이 향상되었다는 결론을 이끌었다. 하지만 이런 방법은 측정치의 필터링에 의해 실제 관성항법장치의 자세와 정렬에서 계산한 자세와의 차이를 야기한다. 즉 진동 및 외란에 의해 움직이는 중에 정렬 과정에서 계산한 시간 지연(delay)가 있는 자세 초기치는 관성항법장치가 항법 모드를 진입하는 순간 실제 관성항법장치의 자세와의 차이에 의해 큰 속도 오차를 발생시킬 수 있으며 결과적으로 관성항법장치의 성능을 저하시킨다. 또 진동이나 외란에 의해서 관성항법장치가 움직이고 있는 중에 추정 자세가 일정한 값으로 수렴된다는 평가 방법으로는 정렬에 대한 올바른 시험 평가 방법이라 하기 어렵다.

본 논문에서는 측정치에 대한 필터링를 수행하지 않고, 선형화 모델을 이용하지 않는 Unscented Kalman Filter (UKF)를 이용하여 본다. 항공기의 Run-up 진동 환경에서 UKF 만을 이용하는 정렬 방법이 속도 및 각 증분의 항법 측정치에 대해서 전처리 필터링을 수행하지 않으므로 delay에 의한 오차 및 자세와 가속도의 불일치에 의한 오차를 최소화하고, Kalman Filter의 스무딩 효과 및 항법 방정식의 적분 효과에 의해서 가능함을 보인다[10]. 또, UKF는 선형화 모델을 이용하지 않으므로 Open Loop 과정을 매우 짧게 수행하거나 수행하지 않는 방법으로 정렬 시간을 단축할 수 있는 장점도 있다. 진동 및 외란이 발생하는 환경에서 정렬 방법을 검증하기 전에 자체 정렬의 정렬 시간은 보다 근본적으로 자이로의 센서 오차에 의해 그 한계가 제한되므로, 여기서는 자이로의 특성 및 정렬에 미치는 오차 요소를 분석하고, 추정에 많은 시간이 소요되는 방위각 오차 및 수평축 자세 오차를 비선형으로 모델링한 항법 오차 방정식을 기술한다. 그리고 항공기가 많은 진동 및 외란을 야기하는 Run-up을 수행하는 중 제안된 방법을 이용하여 링 레이저(Ring Laser) 기반의 관성항법장치의 정렬을 수행한다. 또, 정렬 단계에서 계산한 초기 자세와 속도와의 상관 관계를 통하여 정렬 자세에 대해서 성능 평가하는 방법을 제시한 후, 그 방법을 통해 제안된 정렬 방법의 성능을 평가한다.

본 논문의 구성은 II 장에서 정렬 시간 및 성능에 영향을 주는 자이로의 오차 성분에 대해서 살펴보고, 시험 대상인 링 레이저 관성항법장치의 자이로에 대해서 평가한 내용을 기술한다. III 장에서는 UKF의 필터를 위한 모델링 방법을 제시한다. IV 장에서는 제안된 알고리즘을 항공기 Run-up 환경에서 적용한 후 결과에 대한 평가를 수행한다. V 장에서는 결론을 맺는다.

## II. 자이로 성능 분석

정렬 과정은 주로 영향을 미치는 관성 센서의 종류에 따라서 크게 두 가지의 단계로 구분할 수 있다. 첫째는 수평축으로 주로 가속도계 오차에 의해 그 정확도가 식 (1)과 같이 결정되어 진다[1,2].

$$\phi_E(0) = \frac{\delta\alpha_N}{g}, \quad \phi_N(0) = \frac{-\delta\alpha_E}{g} \tag{1}$$

$\delta\alpha_E$, $\delta\alpha_N$ 은 E, N축 가속도계 바이어스, g는 중력 가속도를 나타낸다. 이 초기 수평축 자세 오차($\phi_E$ , $\phi_N$)의 수렴 시간은 1g에 의해서 빨리 수렴하므로 전체적인 정렬 시간에 작은 부분을 차지한다. 둘째는 E축 자이로를 이용하여 방위각으로 지구 회전 각속도 대비 작은 자이로의 측정치를 이용하므로 정렬 시간의 대부분을 이 과정에서 소요되게 된다[11]. 따라서 이 방위각 정렬 성능 및 시간이 전체적인 정렬 성능 및 시간을 결정하는 요소이므로 이 자이로의 오차 특성을 살펴본다.

1. 자이로의 Bias & Random Walk(RW)

정렬 과정 중 계산하고자 하는 방위각 자세 오차는 E(east)축 자이로의 성능에 의해서 결정된다. 정렬에 영향을 미치는 요소로는 자이로의 바이어스 및 Random-Walk(RW) 있으며, 이에 대해서 살펴본다.

1.1 Random-Walk(RW) error의 정렬 중 영향

RW은 정지 상태 정렬 과정에서 정렬 수행 시간을 결정하는 중요한 요소이다. RW error는 $\sqrt{time}$ 의 함수로 자세 오차를 유발하는 특성을 나타낸다. 정렬 시간 중 RW error에 의해서 발생하는 방위각 오차는 수식 (2)로 표현된다[11].

$$\epsilon\psi_{RW} = \frac{RW}{\sqrt{T}\Omega\cos\phi} \tag{2}$$

여기서, $\epsilon\psi_{RW}$는 정렬 중 발생하는 방위각 오차, RW은 E축 자이로의 RW으로 단위는 ($^\circ/\sqrt{h}$), T는 정렬 시간, $\Omega$는 지구 회전 각속도, $\phi$는 정렬을 수행하는 위치의 위도를 나타낸다. 예를 들어, RW 0.003$^\circ/\sqrt{h}$, 정렬 수행 시간 15min, Lat 36° 인 경우, $\epsilon\psi_{RW}$ = 0.5mil 의 오차를 발생시킨다.

1.2 Bias error의 정렬 중 영향

자이로의 특성 중 자이로 Bias 오차로 나타나는 여러 가지 오차 요소들이 있다. 자이로의 운영 시간에 비해 짧은 시간 Drift하는 양으로 표현되는 short term error, 자이로의 비전도성으로 발생하는 thermal gradient error, 운용 주변의 자기장에 의한 magnetic sensitivity error와 시스템 교정 단계에서 측정한 자이로 교정값에서 벗어난 오차인 stability error 등의 오차가 자이로 Bias로 나타나게 된다. Bias error는 수식 (3)과 같이 방위각 오차를 발생시킨다[11].

$$\epsilon\psi_B = \frac{B_E}{\Omega\cos\lambda} + \frac{B_U T}{2} \tag{3}$$

여기서, $B_E$ 는 정렬 중 발생하는 E축 total 바이어스, $\Omega$는 지구회전각속도, $\lambda$는 위도, $B_U$ 는 정렬 중 발생하는 U축 자이로 바이어스, T 는 정렬 시간을 나타낸다.

실제로, 동체 좌표계의 x,y,z에 대해서 동급의 자이로에 채택한 경우, Random walk error를 고려하여 15분 정렬을 수행한다고 할 때, 0.01deg/hr의 $B_E$는 0.047deg, $B_U$ 0.01deg/hr는 0.0013deg의 오차를 발생한다. 따라서 $B_U$의 성능은 전체 방위각 오차에 영향을 작게 주어 무시할 정도임을 알 수 있다.

1.3 예상 방위각 오차

위에서 언급한 내용을 정리하여 방위각 오차에 영향을

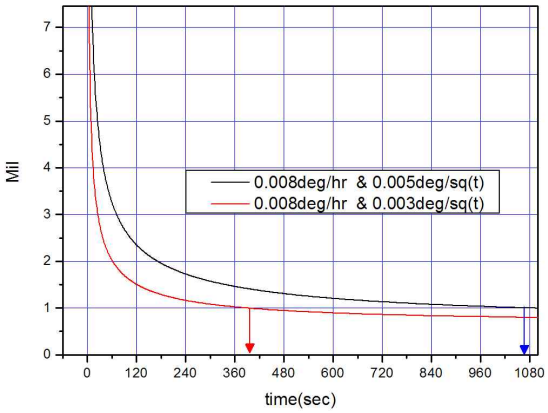


그림 1. 랜덤워크에 따른 정렬 소요시간 비교.

Fig. 1. Comparison of Alignment Time of RW1 & RW2.

주는 자이로의 성능 요소를 정리하면 식 (4)와 같다.

$$\epsilon\psi_{total} = \sqrt{\epsilon\psi_{RW}^2 + \epsilon\psi_B^2} \tag{4}$$

예를 들어, $B_E$ = 0.008deg/hr이면서, 각각 RW1 = 0.005 deg/$\sqrt{h}$, RW2 = 0.003 deg/$\sqrt{h}$ 이면 위 그림과 같이 1mil 방위각 오차의 내에 있기 위해서는 1070sec와 390sec 의 정렬 시간을 필요로 한다.

2. 시험 평가

2.1 자이로 RW 평가

링 레이저 기반의 관성항법장치의 진동 중 정렬에 대한 평가를 수행하기 전, 링 레이저 자이로 단품의 평가를 수행한다. RW 평가는 자이로의 2400Hz 각 증분 데이터를 이용하여 Allan Variance를 계산하여 평가할 수 있다[12].

자이로의 RW평가는 자이로가 개별 단품 단계와 관성센서 조립체 (Inertial Sensor Assembly, ISA)에 조립된 상태의 시스템 단계에서 수행 될 수 있다. 왜냐하면 단품 자체의 디더링(Dithering)의 영향과 ISA 상태의 다른 축 디더링의 영향이 자이로의 RW 평가에 다르게 나타날 수 있기 때문이다. 본 논문의 적용 시스템인 링 레이저에 대해서 센서 Level과 시스템 Level에서의 자이로 데이터를 이용하여 자이

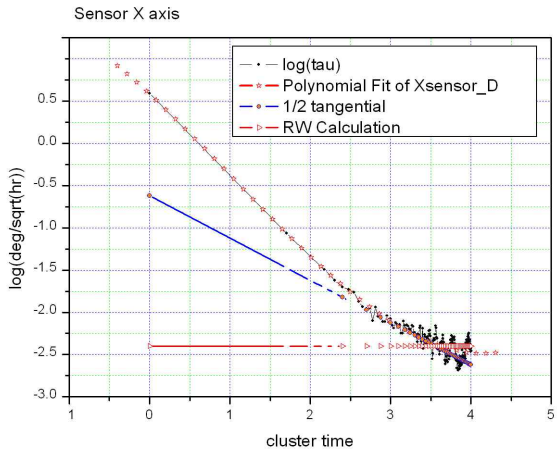


그림 2. 센서 X축 단품에서의 allan variance.

Fig. 2. Allan Variance of Sensor Level X axis.

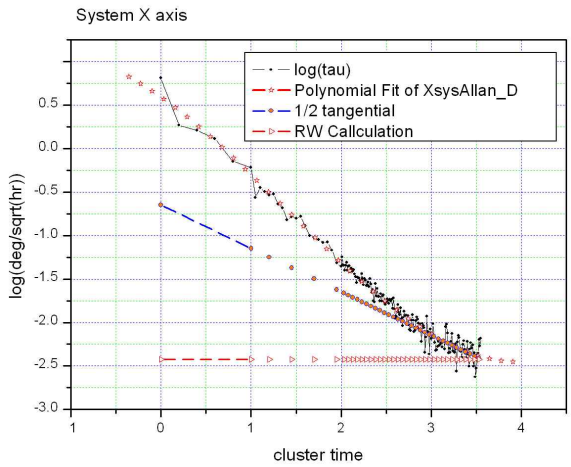


그림 3. 시스템에 조립된 X축의 allan variance.

Fig. 3. Allan Variance of System Level X axis.

로의 RW을 평가하여 본다. 여기서 시스템 Level 데이터는 온도에 의한 thermal gradient 효과가 평가에 나타날 수 있도록 상온에서 시작하여 자연적으로 내부 구성품에 의해서 발열하는 환경에서 획득한 데이터를 이용하여 평가하였다.

위 그림에서 log(tau)는 측정된 데이터, , , 는 각각 데이터의 피팅값과 기울기 -1/2의 접선 및 RW 결과값을 나타낸다. 위 그림의 예에서 보듯이 X축 자이로에 대해서 센서 및 시스템 Level에서 평가된 RW은 약 $10^{-2.4}$(0.004) deg/$\sqrt{hr}$ 으로 나타났으며, 이를 바탕으로 앞으로 설계될 정렬 방법 중 정밀 방위각 정렬의 성능 평가 자료로 활용한다.

## III. 정밀 방위각 정렬 설계

1. UKF의 비선형 자세 및 속도 오차 모델링

UKF 필터의 자세 및 속도 오차 방정식은 $\psi$ 모델의 문헌 [13]를 참고하며, 식 (5)와 같이 방위각 오차($\psi_u$)에 의한 비선형 부분과 함께 수평축 자세 오차($\psi_e$, $\psi_n$)의 비선형 부분을 추가한 모델을 이용한다[14,15]. 필터의 상태 변수는 body축 가속도계(Ax, Ay, Az) 및 자이로(Bx, By, Bz) 바이어스를 random constant로 모델링하여 시스템 모델을 구성한다. 즉 상태 변수 $x$는 위도, 경도, 고도 오차 ($\delta\phi$,$\delta\lambda$, $\delta h$), 속도 오차($\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ ), 자세 오차($\psi_e, \psi_n, \psi_u$ ) 및 가속도계 및 자이로 바이어스 15차로 구성된다.

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

$C_N^P = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}$ 이라 하면 각 요소는 다음과 같다.

$$C_{11} = \cos\psi_n \cos\psi_u + \sin\psi_e \sin\psi_n \sin\psi_u$$
$$C_{12} = \cos\psi_u \sin\psi_e \sin\psi_n - \cos\psi_n \sin\psi_u$$
$$C_{13} = \cos\psi_e \sin\psi_n$$
$$C_{21} = \cos\psi_e \sin\psi_u$$
$$C_{22} = \cos\psi_e \cos\psi_u$$
$$C_{23} = -\sin\psi_e$$

$$C_{31} = \cos\psi_n \sin\psi_e \sin\psi_u - \cos\psi_u \sin\psi_n$$
$$C_{32} = \sin\psi_n \sin\psi_u + \cos\psi_n \cos\psi_u \sin\psi_e$$
$$C_{33} = \cos\psi_e \cos\psi_n$$

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

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

$v^n = [v_e \; v_n \; v_u]^T$ (ENU 항법좌표계에서의 속도),

$\psi = [\psi_e, \psi_n, \psi_u]^T$ (ENU 항법좌표에서어의 자세 오차)

$R$ 은 지구반경, $U$는 지구 회전 각속도, $\phi$는 위도를 의미한다.

2. 측정치 모델링

$$z_k^{(i)} = h(x_k^{(i)}, t) = \begin{bmatrix} 1000000000000000 \\ 0100000000000000 \\ 0010000000000000 \\ 0001000000000000 \\ 0000100000000000 \\ 0000010000000000 \end{bmatrix} x_k^{(i)} \qquad (6)$$

UKF의 측정치 모델링은 식 (6)과 같이 위치와 속도 오차를 측정치 즉 $z_{1\sim3}^{(i)}$은 입력된 위도, 경도, 고도와 항법 방정식을 계산한 위치, 경도, 고도와의 차이며, $z_{4\sim6}^{(i)}$은 속도가 정지해 있으므로 영속도와 항법 계산 후의 속도와의 차이로 선형화된 형태로 구성된다. UKF의 SP (Sigma Point)는 기본적인 형태로 시스템 차수 N의 2배인 2N개의 SP를 갖도록 하는 UT (Unscented Transformation)를 사용하였다.

3. 실시간 구현 및 시험

3.1 계산 시간 검증 방법

정밀 방위각 정렬 필터인 UKF에 대해서 실시간 계산이 가능한 지 여부와 기존의 항법 계산(여기서는 200Hz) 및 기타 계산 시간에 대해서 실시간성을 검증하여야 한다.

그림 4는 항법 컴퓨터 내부에서는 기본적으로 200Hz 단위로 항법 계산을 수행하는 T1 task와 본 논문에서 5Hz 단위로 구현한 정밀 방위각 정렬 필터인 UKF 필터의 T2 task time scheduling을 보여준다. T2 task는 T1 task 보다 우선순위가 낮게 설계되고, T1 task의 여유 시간에 T2 task가 계산을 수행한다. T2 task의 계산 시작 시간에 항법 컴퓨터의 하드웨어 Interrupt로 동작하는 기본 System Management

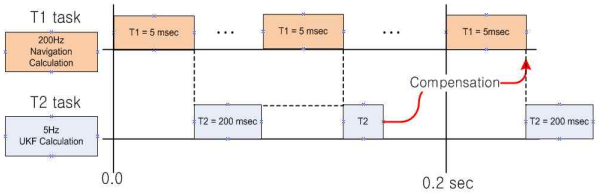


그림 4. 태스크 시간 배분.

Fig. 4. Time scheduling of tasks.

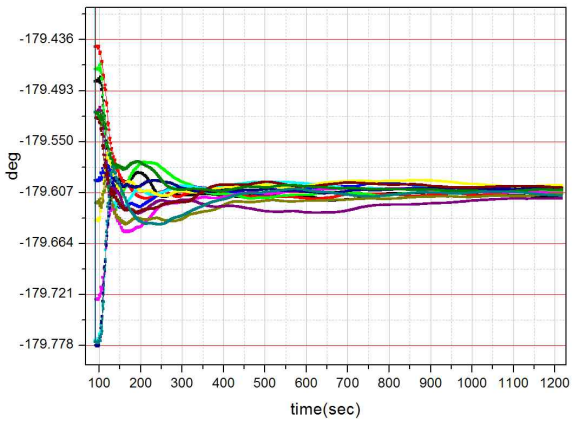


그림 5. 반복도 시험.

Fig. 5. Repeatability test.

Interrupt을 이용하여 counter 계산을 시작하고, T2의 마지막 시점에서의 counter 계산을 멈추어 T2 task가 5Hz에 구현되도록 설계한 0.2sec내에서 충분히 계산을 수행하는지를 검사한다. 그러면 T2 task가 항법 컴퓨터의 계산 능력 안에서 계산이 수행되는지의 여부를 판단할 수 있다. 그리고 T2 task에서 계산된 상태변수 즉 위치, 자세 및 속도 오차의 항법 보상(Compensation)은 0.2sec 후의 T1 task의 항법 계산 마지막 부분에서 보상 될 수 있도록 설계하여 우선 순위가 높고, 오차 계산의 기본이 되는 항법 계산이 신뢰성을 확보하도록 한다.

4. 실험실 단계의 정지 상태 반복 시험

위와 같이 구현된 정밀 방위각 정렬 알고리즘에 대해서 관성항법장치의 항법 컴퓨터에 실시간 구현 시험을 수행한고, 관성항법장치 시스템에서 방위각에 대한 반복 시험을 수행한다. 방위각 정렬의 성능은 정렬 정밀도(Alignment Precision)와 정렬 정확도(Alignment Accuracy)의 두 측면에서 평가된다. 첫째 정렬 정밀도는 임의의 한 자세에서 반복적인 정렬을 수행하여 평가하며, 주로 자이로의 RW 성분이 정렬 시간에 대한 수렴 특성을 결정 요소로 작용하게 된다. 위와 같이 구현된 관성항법장치 시스템에 대해서 정지 상태의 임의의 자세에서의 반복 시험 결과는 그림 5와 같다.

그림 5는 방위각 180도 부근에서 반복 시험한 결과이면 위의 2.1 절에서 평가한 Ring Laser 자이로의 RW에 대해서 예상되는 성능을 나타낸다. 두번째 정렬 정확도는 자이로가 가지고 있는 바이어스($B_E$ 정렬 중 발생하는 E축 total 바이어스, 여기서는 180도 정렬로 Ⅱ장 2.1 절에서 평가한 X축에 해당)에 의해 결정되는 평가 항목이다. 자이로 바이어스의 평가는 교정 절차(Calibration Process)와 관련되어 있어, 평가 방법만을 언급하고 평가 결과의 제시는 생략한다. 평가 방법은 상대적인 자세 변화를 정확하게 제어할 수 있는 Rate Table 등을 이용하여 정확히 180도를 회전시켜 자이로 바이어스에 대한 평가를 수행할 수 있다.

## Ⅳ. 항공기 탑재 시험

1. 프로펠러 회전 중 초기 정렬

관성항법장치를 기본 훈련기인 KT-1 항공기의 POD에

그림 6과 같이 장착한다. KT-1의 Run-up 중 관성항법장치 정렬을 수행하기 위해서 엔진 시동 후 프로펠러를 비행 환경과 유사한 형태로 회전시킨다. 프로펠러의 회전 전과 회전 중의 각속도 및 가속도 변화는 그림 7과 8와 같다. 그림

그림 6. 항공기 탑재시험.

Fig. 6. Captive Flight Test.

표 1. 회전 전·중의 진동.

Table 1. Vibration before and during rotation.

| | | 회전 전 RMS | 회전 중 RMS |
|---|---|---|---|
| roll rate | deg/sec | 0.019 | 0.219 |
| pitch rate | | 0.024 | 0.146 |
| yaw rate | | 0.020 | 0.125 |
| fx | m/sec^2 | 0.004 | 0.127 |
| fy | | 0.003 | 0.135 |
| fz | | 0.005 | 0.103 |

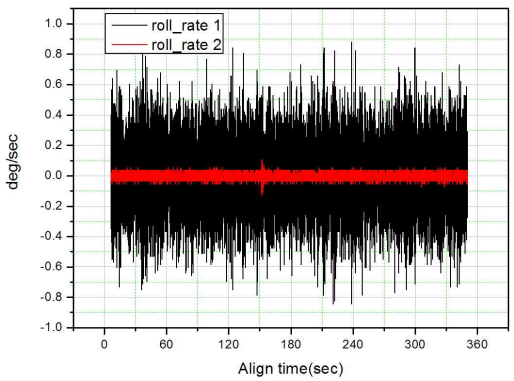


그림 7. Roll Rate 비교.

Fig. 7. Comparison of roll rates.

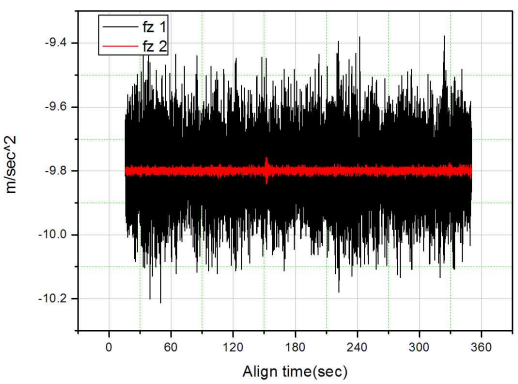


그림 8. Fz 비교.

Fig. 8. Comparison of acceleration on z-axis.

7은 항공기의 프로펠러 회전 전과 회전 중의 Y축 각속도(Roll Rate)와 가속도(수직축)의 50Hz 측정치를 비교한 것이다. 그림에서와 같이 프로펠러 회전 중에 관성항법장치에 인가되는 진동은 표 1과 같이 차이가 발생한다.

## 2. 초기 정렬 결과

위와 같은 진동 환경 하에서 UKF 기반의 정렬 알고리즘의 수행 결과가 그림 9~11과 같이 나타난다. 정렬 결과에 대한 평가 방법은 초기 정렬 후 동일 자세에서 비행 모드(초기 정렬 값을 이용하여 위치 계산을 하는 과정)에서 속

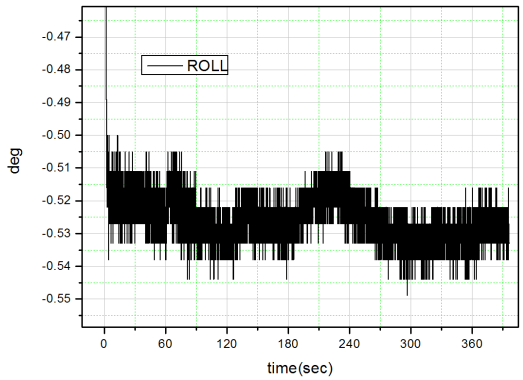


그림 9. 정렬 중 Roll.

Fig. 9. Roll angle during alignment.

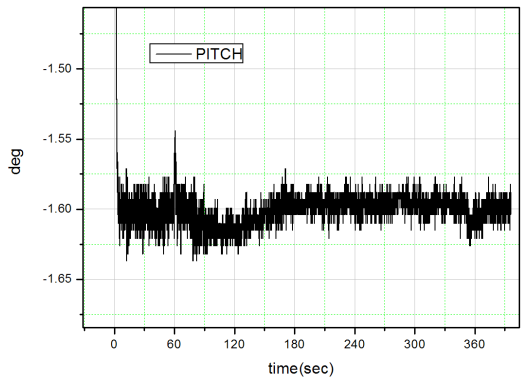


그림 10. 정렬 중 Pitch.

Fig. 10. Pitch angle during alignment.

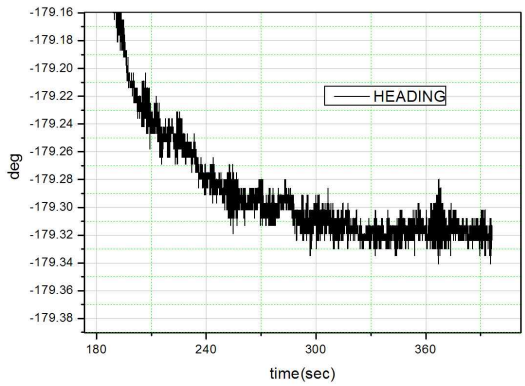


그림 11. 정렬 중 방위각 일부.

Fig. 11. Heading angle during alignment.

도 오차의 추이를 보면 판단할 수 있으며 이에 대해서 기술하면 다음과 같다.

## 3. 정렬 성능 검증 방법

관성항법장치의 정렬은 초기 자세를 식별하는 과정이다. 정렬 정확도의 판단 방법은 정렬 과정에서 획득한 자세를 보다 정확한 자세 기준 장치를 이용하여 판단하는 직접적인 방법과 정렬 후 비행 모드에서 속도 오차를 이용하는 간접적인 방법이 있다[2].

예를 들어 본 논문에서 제시하는 알고리즘이 구현된 관성항법장치의 가속도계는 $100\mu g$ 급으로 예상되는 수평축 자세 오차인 0.0057deg는 실제 운용 중에 이 정도의 값을 자세 기준 장치를 이용하여 상대각을 측정하여 평가하는 방법은 사실상 불가능하다. 따라서 여기에서는 정렬 후 비행 모드에서의 속도 오차를 이용하여 정렬이 정상적으로 이루어졌는지 확인하는 간접적인 방법을 알아본다.

### 3.1 수평축 자세오차의 상쇄

Strapdown 관성항법장치의 정렬 후 비행 모드 상태에서의 속도 오차 방정식은 아래와 같다[2].

$$\delta V_E = -\phi_N(0) R\nu \sin\nu t + \delta\alpha_E \frac{1}{\nu} \sin\nu t - w_N^{dr} R(1-\cos\nu t)$$

$$\delta V_N = \phi_E(0) R\nu \sin\nu t + \delta\alpha_N \frac{1}{\nu} \sin\nu t + w_E^{dr} R(1-\cos\nu t) \quad (7)$$

여기서, R은 지구 반경, g는 중력 가속도, $\nu = \sqrt{\frac{g}{R}}$ , $\delta\alpha_E$, $\delta\alpha_N$은 E,N축 가속도계 바이어스, $w_E^{dr}$, $w_N^{dr}$은 E, N축 자이로 바이어스를 의미한다.

정렬 과정에서 수평축 및 수직축에 대해서 충분히 수렴한 초기 자세에 대해서 남아 있는 오차는 식 (9)와 같다.

$$\phi_E(0) = -\frac{\delta\alpha_N}{g}, \quad \phi_N(0) = +\frac{\delta\alpha_E}{g} \quad (8)$$

식 (8)를 식 (7)에 대입하여 정리하고, 본 시험에서 놓인 자세 Roll, Pitch, Heading이 각각 0, 0 -180deg 로 정리하면 아래와 같다.

$$\delta V_E = +w_N^{dr} R(1-\cos\nu t)$$
$$\delta V_N = -w_E^{dr} R(1-\cos\nu t) \quad (9)$$

정렬 과정에서 획득하는 수평축 자세 즉 롤과 피치는 식 (8)과 같이 그 오차의 크기가 결정되고, 이 획득된 수평축 자세로부터 항법 모드를 수행한 이후의 속도 오차 형태는 속도 오차 방정식 식 (7)로 나타나게 된다. 하지만 항법 모드에서의 자세가 정렬과 동일한 자세이면 식 (9)와 같이 되고, 속도 오차에서 sin 형태가 나타나지 않게 된다. 즉 식 (9)과 같이 수평축에 대해서 정렬이 정상적으로 수행되며 비행 모드에서 속도 오차 형태는 cos 형태로 자이로 바이어스만 영향을 주는 슐러 형태를 나타나게 된다.

### 3.2 방위각 오차의 상쇄

방위각 오차를 식별하는 방법은 Vn 속도 오차이다. 정렬이 충분한 시간을 갖고 수행되었다(RW에 의한 영향이 없어질 정도로 충분히)면 E축 자이로 바이어스에 의해서 발생한 방위각 오차는 항법 중 E축 자이로 바이어스와 상쇄

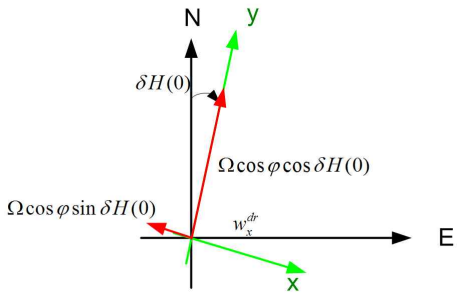


그림 12. Heading 오차 상쇄 개념도.

Fig. 12. Diagram of heading error cancellation.

된다.

예를 들어 x축 자이로 바이어스 $w_x^{dr}$ 가 0.01deg/hr인 경우, 식 (3)에 의해 초기 방위각 오차 $\delta H(0)$는 0.047 deg이며, platform torquing rate $\Omega\cos\phi\sin\delta H(0)$은 0.00995deg/hr로 대략 0.01deg/hr에 해당된다. 즉 진동 환경 하에서 방위각 정렬이 주어진 E축 자이로의 성능만큼 잘 이루어졌다면 Vn축 속도 오차는 발생하지 않아야 하며, 정렬 이후 RW 때문에서 발생하는 x축 자이로 바이어스 성분만이 Vn 속도 오차를 야기해야 한다. 2.1 절에서 평가한 자이로의 RW을 평가하였으므로 그 Vn의 속도 오차 크기로 방위각 정렬의 성능을 평가할 수 있다.

### 3.3 정렬 평가

그림 13은 비행 모드 진입 후 항공기가 Run-up 중 속도 오차의 전파를 표시한 것이다. 그림과 같이 비행 모드에서 발생한 속도 오차의 형태가 cos의 형태로 수평축 초기 자세 오차와 가속도계 오차가 완전히 상쇄한 형태이며 이것으로부터 수평축 초기 정렬이 잘 수행 되었다 것을 알 수 있다. 비행 모드 30분 부근에서의 Ve 속도 오차 0.8m/sec은 식 (9)으로부터 예상되는 y축 자이로 바이어스는 0.015 deg/hr이며 이는 시험 대상 관성항법장치의 발생 가능한 오차 수준이다. Vn 속도 오차는 E축 자이로의 성능만큼 충분히 정렬이 이루어져 비행모드에서 그림 13에서 보는 것과 같이 오차가 작게 발생한다. 비행 모드 30분 부근의 Vn 속도 오차 0.2m/sec는 자이로 RW이 약 0.003deg/$\sqrt{h}$ 일 경우 발생할 수 있는 양이다(II 장 1.3절에서 0.003deg/$\sqrt{h}$ * (1/

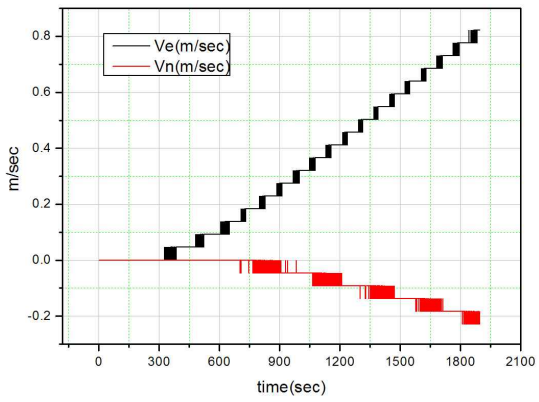


그림 13. 수평축 속도 오차.

Fig. 13. Horizontal Velocity Error.

$\sqrt{0.5h}$ ) = 0.004deg/hr 이며, 식 (9)에서 $w_E^{dr}$ 는 $w_x^{dr}$ 으로 정렬 중 자이로 오차는 3.2에 의해 상쇄되고, 30분의 해당하는 RW에 의한 영향, 0.004deg/hr 만 항법 모드에 영향을 준다. $0.004\frac{\deg}{hr}*6378137m*2*\frac{\pi}{180}*\frac{1hr}{3600\sec}$ = 0.24m/sec의 오차를 발생시킨다). 이는 2.1에서 평가를 수행한 X 축 자이로의 RW과 유사한 양으로 정밀 방위각 역시 정상적으로 이루진 것을 알 수 있다.

## V. 결론

본 논문에서는 관성항법장치의 가속도 및 각속도에 대해서 선행 필터링을 하지 않으면서, 항공기의 Run-up과 같은 진동 환경 하에서 유용한 정밀 방위각 정렬 방법을 제시하였다. 또 구현상 고려해야 할 점과 정렬 평가 방법을 제시하였으며, 설계된 정렬 방법을 실제 진동 하에서 구현하여 평가하여 그 특성 및 유용성을 검증하였다.

## REFERENCES


[1] K. R. Britting, “Inertial navigation systems analysis,” John Wiley & Sons Inc., New York, 1971.

[2] O. S. Salychev, “Inertial systems in navigation and geophysics,” Bauman MSTU Press, Moscow, 1998.

[3] G. M. Siouirs, “Aerospace avionics systems, a modern synthesis,” Academic Press, San Diego, 1993.

[4] Y. M. Yoo, “Profile-based TRN/INS integration algorithm considering terrain roughness,” *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 19, no. 2, pp. 131-139, Feb. 2013.

[5] D. H. Titterton and J. L. Weston, “Strapdown inertial navigation technology,” Peter Pregrinus Ltd., London, 1997.

[6] K. R. Britting and T. Palsson, “Self-alignment techniques for strapdown inertial navigation systems with aircraft application,” *Journal of Aircraft*, vol. 7, no. 4, pp. 302-307, 1970.

[7] M. Ilyas, Y. Yang, and R. Zhang, “SINS initial alignment using wavelet de-noising method for aircraft navigation,” *Proc. of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation*, pp. 3921-3926, Jul. 2012.

[8] N. El-Sheimy, S. Nassar, and A. Noureldin, “Wavelet de-noising for IMU alignment,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 19, no. 10, pp. 32-39, Oct. 2004.

[9] B. Yoon and P. P. Vaidyannathan, “Wavelet-based denoising by customized thresholding,” *Proc. of Acoustics, Speech, and Signal Processing*, vol. 2, pp. ii-925, 2004.

[10] M. M. Kuritsky and M. S. Goldstein, “Inertial navigation,” Autonomous Robot Vehicles, Springer New York, pp. 96-116. 1990.

[11] S. Y. Cho, “Modified UKF considering real-time implementation of the multi-rate INS/GPS integrated navigation system,” *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 19, no. 2, pp. 87-94, Feb. 2013.

[12] H. Kim, “Performance improvement of low cost INS/GPS integrated system using allan variance method,” *Proc. of the 2004 International Symposium on GNSS/GPS*, Sydney, Australia, 2004.

[13] X. Kong, etc “Development of a non-linear psi-angle model for large misalignment errors and its application in INS alignment and calibration,” *Proc. of the 1999 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, Detroit, Michigan, pp. 1430-1435, May. 1999.

[14] X. L. Wang, “Fast alignment and calibration algorithms for inertial navigation system,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 13, pp. 204-209, May 2009.

[15] S. L. Lü, L. Xie, and J. B. Chen, “New techniques for initial alignment of strapdown inertial navigation system,” *Journal of the Franklin Institute*, vol. 346, pp. 1021-1037, Dec. 2009.

[16] Y. F. Jiang, “Error analysis of analytic coarse alignment methods,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 1, pp. 334-337, Jan. 1998.

[17] X. H. Chen and M. Zheng, “Optimization on Kalman filter parameters of SINS during initial alignment,” *Journal of Chinese Inertial Technology*, vol. 4, pp. 12-14, 2006.

[18] C. B. Zhang, W. G. Tian, and Z. H. Jin, “A novel method improving the alignment accuracy of a strap-down inertial navigation system on a station base,” *Measurement Science and Technology*, vol. 15, pp. 765-769, Apr. 2004.

[19] H. Yu, S. Choi, and S. Lee, “Nonlinear filtering approaches to in-flight alignment of SDINS with large initial attitude error,” *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 20, no. 4, pp. 468-473, Apr. 2014.

[20] J. Oh, “Performance analysis in disturbance on initial alignment of laser inertial navigation system using unscented Kalman filter,” *Journal of the KIMST (in Korean)*, vol. 17. no. 4, pp. 537-543, Aug. 2014.

**유 해 성**

2000년 충남대학교 기계공학과 졸업. 2002년 서울대학교 기계항공공학부 석사. 2002년~현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야는 관성항법장치, GNSS.

**이 인 섭**

2011년 충남대학교 전기정보통신공학부 졸업. 2013년 광주과학기술원 기전공학부 석사. 2013년~현재 국방과학연구소 연구원. 관심분야는 관성항법장치, GNSS.

**오 주 현**

2007년 고려대학교 전기전자전파공학과 졸업. 2011년 고려대학교 전기전자컴퓨터공학과 석사. 2013년~현재 국방과학연구소 연구원. 관심분야는 관성항법장치, GNSS.

**김 천 중**

1991년 충남대 전자공학과 졸업. 1993년 동 대학원 석사. 1993년~2000년 국방과학연구소 연구원. 2001년~2002년 한국항공우주연구원 선임 연구원. 2003년~현재 국방과학연구소. 책임연구원. 관심분야는 관성항법, 통합항법 및 필터이론 등.

**박 흥 원**

1995년 서울대학교 제어계측공학 박사. 1979년~현재 국방과학연구소 수석연구원. 2013년~현재 UST 무기체계공학 겸임교수. 관심분야는 관성항법, 위성항법, 복합항법, 분산형 필터.