

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 134-141(2013)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.134

링레이저 자이로 기반 관성항법장치와 위성항법장치의

강결합 방식 시스템 구현

유해성*, 박상은, 정진섭, 박홍원

The Implementation of Tightly coupled SDINS/GPS System
based on the Ring Laser Gyro

Haesung Yu*, Sang Eun Park, Jinseob Jeong and Heung-Won Park

Agency for Defense Development

ABSTRACT

This paper explores a real-time system implementation to couple tightly StrapDown Inertial Navigation System(SDINS) and Global Positioning System(GPS) mounted on the aircraft. When implementing the SDINS/GPS coupled system in real-time processor, we have to deliberate SDINS's unique characteristics based on the ring laser gyro, and besides, lever-arm, measurements, and error compensation method. The novel modeling method is applied to system the misalignment error term of gyro to estimate the cumulative heading attitude errors while the aircraft banking to turn repeatedly. Captive Flight Test results show that the proposed modeling strategy has good performance.

초 록

항공기에 탑재되어 운용되는 링레이저 자이로 기반 스트랩다운 관성항법장치(SDINS)와 위성항법장치(GPS)의 결합 시스템의 실시간 구현에 있어서 설계시 고려해야할 문제에 대해서 살펴본다. SDINS/GPS 결합 시스템의 실시간 구현시, 레버암, 측정치 획득 및 오차 보상 외에, 링 레이저 자이로 기반의 SDINS의 특성을 고려해야만 한다. 뱅크턴을 반복적으로 수행하는 항공기에서 발생하는 누적 수직축 자세 오차를 추정하기 위해, 자이로의 비정렬이 모델링된 모델을 구현한다. 항공기 탑재 시험을 통해 수직축 자세 오차의 누적 문제 및 실시간 구현 상의 문제를 해결하고, 자세 오차 추정 성능 향상 결과를 살펴본다.

Key Words : Gyro misalignment(자이로 비정렬), Bank-to-turn(뱅크턴), GPS(위성항법장치), SDINS(Strapdown 관성항법장치), Implementation(구현)

1. 서 론

항공기 및 유도탄 등의 위치 및 자세 정보는 관성항법장치(Inertial Navigation System, INS)를

통해 획득된다. 관성항법장치는 3개의 가속도계와 자이로로 이루어진 관성 센서 뭉치(Inertial Measurement Unit, IMU)를 Local-Level Frame(LLF)에 대해서 일정 자세를 유지하도록

† Received: August 16, 2012 Accepted: January 8, 2013

* Corresponding author, E-mail : haesong7@add.re.kr

http://journal.ksas.or.kr/

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

하는 김블형 관성항법장치(Gimbaled INS, GINS)와 운용체의 동체에 완전 고정하여 사용하는 스트랩다운형 관성항법장치(StrapDown INS, SDINS)의 형태가 있다. 김블형 관성항법장치는 김블이라는 구조를 이용하게 IMU의 자세를 일정하고 유지하기 위해서 별도의 기구적 장치가 추가되어 복잡하여 진다. 또 동체의 운동에 관계없이 IMU의 자세를 유지하므로 자이로 자체의 성능과 더불어 김블 제어가 중요한 요소로 작용하게 된다. 반면 SDINS는 구조가 간단하고, 자세 계산을 위한 자이로의 중요성이 증대된다. 동체 좌표계(Body frame)의 측정 가속도 값을 LLF에 사영시키기 위하여 자이로를 이용하고, 자세 정보의 정확도가 매우 중요한 요소로 작용하게 된다. 따라서 관성항법장치의 성능 개선은 자이로의 성능 개선이라는 말로 대변되었다[1].

자이로는 GINS에 적용되었던 기계식 자이로(Mechanical Gyro)와 SDINS에 적용되는 RLG(Ring Laser Gyro), DTG(Dynamically Tuned Gyro), IFOG(Interferometric Fiber Optic Gyro)와 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)등의 단계를 거쳐 발전되어 왔다[1]. 센서 단계에서의 발전과 더불어 위의 여러 종류의 자이로에 기반한 관성항법장치는 위성항법장치와 결합하여 센서의 오차를 추정하고 보상하는 방법을 통해 시스템 단계에서 많은 발전을 거듭하였다. 관성항법장치와 위성항법장치의 결합 방법으로는 약결합(Loosely coupled), 강결합(Tightly coupled), 심층 결합(Deeply coupled) 방식 등이 있으며, 서로의 장단점을 보완하는 많은 방법이 제시되었다[1].

본 논문에서는 링 레이저 자이로 기반의 관성항법장치와 위성항법장치(Global Positioning System, GPS)의 의사거리 및 의사 거리 변화율을 측정치로 이용하는 강결합 방식의 결합 시스템을 실시간으로 구현하는 내용을 기술한다. SDINS/GPS 결합 시스템은 하드웨어 자원을 이용하여 소프트웨어적으로 상호 성능을 향상시킬 수 있는 방법으로 실시간 운용 체계의 환경에서 구현된다. 보통의 경우, 이 소프트웨어는 항법 계산이 상대적으로 많은 관성항법장치의 항법 컴퓨터에서 이루어지며, 필요한 GPS의 데이터는 MIL-1553B, RS422 등의 통신을 통해 전달된다.

링레이저 자이로 기반 결합 시스템은 GPS의 안테나와 SDINS의 위치가 떨어져서 발생하는 레버암 보상 문제, 통신을 통해 획득되는 GPS의 정보와 내부 인터럽트를 이용하여 획득되어지는 관성 센서와의 시각 동기화 문제, 결합 시스템의

알고리즘 계산 시간 및 추정된 오차의 보상 방법, 링 레이저 자이로를 기반으로 하는 관성항법장치의 디딩링 문제 등으로 인한 문제를 고려하여 구현하여야 한다.

또 RLG 기반의 SDINS가 운용되는 항공기에 대해서 항공기가 뱅크턴을 반복적으로 수행하면서 누적되어 나타나는 방위각 오차의 특성을 모델링한 결합시스템을 구현하여[2], 시뮬레이션 상에서 연구된 내용을 실시간으로 구현하여 검증한다.

위와 같이 구성된 결합 시스템의 상태 변수에 해당되는 관성항법장치의 오차는 운용 및 적용 체계의 목적에 따라 앞먹임 방식(FeedForward Type, FF)과 되먹임 방식(FeedBack Type, FB)의 형태로 구성될 수 있다. FF 방식은 추정한 오차를 출력의 마지막 단계에서 보상하고 관성항법 내부 계산은 순수항법을 유지하며, 측정치가 가용하지 않을 경우 모델의 Propagation만으로 다음 상태 변수를 예측하는 단계를 거친다. FB 방식은 추정된 오차를 센서 레벨에서 제거하고, 항법 계산에 발생하는 자세 오차 및 속도, 위치 오차는 SDINS의 항법 계산 레벨에서 보상하는 방법이 있다. 본 논문에서는 FF 방식으로 기존의 모델링 방법과 참고문헌[2] 제시된 모델링 방법의 성능 및 특성 차이를 비교하고, 마지막으로 FB 방식으로 구성하여 제시된 모델이 방법의 유용성을 검증한다.

본 논문의 구성은 본문의 1장에서 자이로 비정렬 모델링 방법을 다시 살펴보고, 2장에서는 실시간 구현상에서 예상되는 문제점을 논의한다. 3장에서는 항공기 탑재 시험과 시험 결과 분석을 수행하고, 결론을 맺는다.

II. 모델링 및 구현

1. 자이로 비정렬 모델링

위치, 속도 오차 모델링은 [2]를 참조하고, 자이로 오차 모델링 부분을 다시 살펴 본다.

$$\dot{\psi} = [\psi \times] \omega_{in}^n - \delta \omega_{in}^n + C_b^m \delta \omega_{ib}^b \quad (1)$$

식(1)의 자세 오차 방정식은 항법축에서의 각속도(지구 회전 각속도와 항체의 속도에 의한 각속도의 합)에 의한 변화량과 센서 오차가 항법축으로 사영되어 나타나는 부분으로 이루어져 있다. 여기서, $\delta \omega_{ib}^b$ 는 센서 오차에 의해서 자세오차에 영향을 주는 항으로 자이로 바이어스, 척도 계수 오차와 비정렬에 입력되는 각속도가 곱해져서 식(2)와 같이 정의할 수 있다.

$$\delta\omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \beta_{xx} & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & \beta_{yy} & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & \beta_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x^B \\ B_y^B \\ B_z^B \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, β_i 는 자이로 바이어스 오차, β_{ii} 는 자이로 척도계수 오차, $\beta_{ij}(i \neq j)$ 는 비정렬 오차로 i 축 자이로가 j 축 방향으로 틀어진 각을 의미한다. B_i^B 는 동체 좌표계에 인가되는 각속도값을 나타낸다. 참고로 가속도계 센서 오차는 식(3)과 같이 표현된다.

$$\delta\alpha^B = \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \alpha_{xx} & \alpha_{xy} & \alpha_{xz} \\ \alpha_{yx} & \alpha_{yy} & \alpha_{yz} \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & \alpha_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x^B \\ A_y^B \\ A_z^B \end{bmatrix} \quad (3)$$

α_i 는 가속도계 바이어스 오차, α_{ii} 는 가속도계 척도계수 오차, $\alpha_{ij}(i \neq j)$ 는 비정렬 오차로 i 축 가속도계가 j 축 방향으로 틀어진 각을 의미한다. A_i^B 는 동체 좌표계에 인가되는 가속도값을 나타낸다.

$$\delta\alpha^B = \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & 0 & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x^B \\ A_y^B \\ A_z^B \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\delta\omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & 0 & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x^B \\ B_y^B \\ B_z^B \end{bmatrix} \quad (5)$$

식(2)와 식(3)에서 자이로 비정렬 오차 6개와 가속도계 비정렬 오차 6개는 가속도계의 x축을 실제 가속도계의 x축과 일치시키고, 동체 좌표계의 xy평면은 실제 가속도계의 xy평면과 동일하게 설정해서 $\alpha_{xy} = \alpha_{xz} = \alpha_{yz} = 0$ 이 되도록 하여 비정렬 오차항의 수를 줄일 수 있다. 그리고, 가속도계 비정렬 3개와 자이로 비정렬 6개를 상태 변수에 추가된다. 가속도계 및 자이로의 척도 계수 오차의 영향은 항공기의 궤적에 대한 각 센서별 민감도 분석(Sensitivity Analysis) 결과 영향이 미미하여 각 필터의 상태 변수에서 제거하였다. 기존의 위치(3), 속도(3), 자세(3), 가속도계 바이어스(3), 자이로 바이어스(3), 수신기 시계바이어스(1), 수신기 바이어스 변화율(1)으로 모델링된 17차의 확장형 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)와 본 논문에서 가속도계 비정렬(3), 자이로 비정렬(6)을 추가한 26차의 EKF에 대해서 실시간 구현 시험을 실시한다. EKF의 추정치로는 의사거리와 의사거리 변화율을 이용하며, 세부 내용은 기존의 문헌을 참조한다[3,4].

2. 구현상의 문제

확장형 칼만 필터(EKF)의 계산은 크게 오차를 수학적으로 모델링하여 예측하는 Propagation 부분과 새롭게 입력 받은 측정치와 예측한 측정치와의 차이를 이용하여 상태 변수를 업데이트하는 Measurement Update 부분으로 두 부분으로 구성된다[5]. 위 수식에서 살펴본 것 같이 관성항법 장치의 위치, 속도, 자세 오차 모델은 오차가 포함된 관성항법 장치의 위치, 속도, 자세를 입력 받아 Propagation을 수행한다. 그리고 위성항법 장치에서 관성항법 장치로 입력되는 정보(의사거리, 의사거리 변화율, 개별 위성의 위치 및 속도)는 1 PPS (Pulse Per Second)에 동기 되어 위성항법 장치에서 측정되고, 수신기 내부의 계산 과정에서 소요되는 시간과 두 항법장치 간의 통신상의 전달 시간이 더해져 관성항법 장치에 도달하게 된다. 이러 측정치를 획득하는 시점과 측정치가 전달되는 시간을 고려하여 아래와 같은 방법으로 칼만 필터가 계산을 수행하는 시점을 설계하도록 한다.

2.1 데이터 획득 scheduling

관성항법 장치와 위성항법 장치는 항법 데이터를 위한 통신 부분과 위성항법 장치의 측정치 획득 시간을 전달하기 위해서 0과 5V의 전기적 연결 라인을 이용하여 1 PPS 신호를 전달하는 부분으로 구성되어 있다. 위성항법 장치가 1 PPS를 전달 하면 관성항법 장치는 내부 하드웨어 Interrupt를 이용하여 이 시점에서의 오차가 포함된 관성항법 장치 위치, 속도, 자세를 200Hz routine의 계산 도중 저장한다.

본 논문의 결합 방식이 의사거리와 의사거리 변화율을 이용하지만, 수신기의 위치해 결과도 동일한 시점에서 획득하므로 항법 계산에 이용한 위성의 수 등에 따라서 위성항법 장치의 정보가 갱신되는 시간이 가변적일 수 있어 GPS Data Update 시점이 유동적이게 된다. 이런 문제를 해결하기 위해서 통신 라인에서 위성항법 장치의

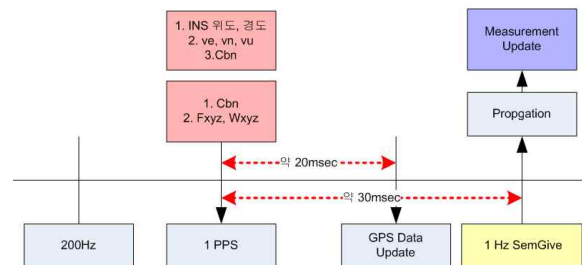


Fig. 1. scheduling

정보가 갱신되는 여부를 위성항법장치의 Refresh Counter를 이용하여 확인하도록 하며, 갱신이 이루어지면 칼만 필터를 위한 1Hz task를 호출하여 GPS Data Update가 수행 완료 후, 필터 계산을 수행할 수 있도록 한다.

2.2 디더링(Dithering)

RLG 기반의 관성항법장치는 Lock in Zone 문제 [6]로 인하여 Dithering을 수행한다. 본 논문의 대상 관성항법장치는 기계적인 Dithering을 수행하는데 그로 인해 측정되는 가속도 정보가 아래 Fig. 2와 같은 고주파 잡음이 인가된다. 본 논문에서 제시한 자이로의 비정렬 오차를 모델링하기 위해서는 body 축에서의 가속도(A_i^B) 및 각속도(B_i^B)가 필요하며, 자세 오차가 coupling되는 항법축에서의 가속도값($C_b^n f^b$)도 필요하다. 이를 위하여 실제 가속도계와 관계없는 Dither 모션을 제거하기 위해서 가속도 값에 대한 필터링을 필요하다.

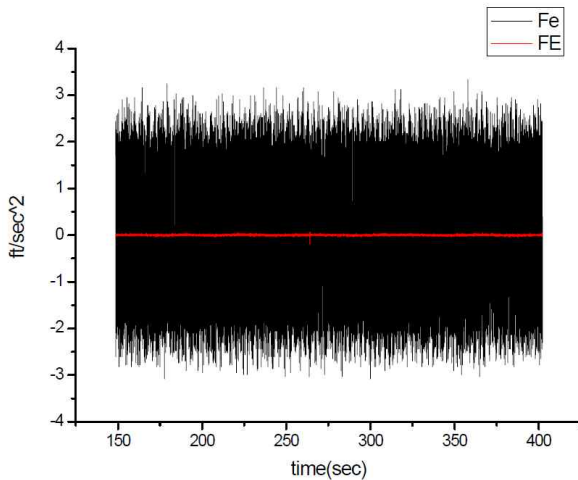


Fig. 2. Befor and After Filtering East Axis Acceleration

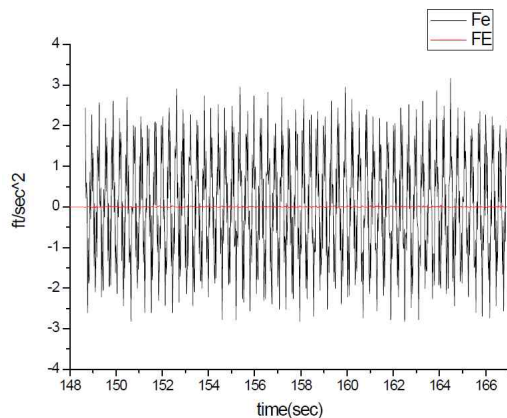


Fig. 3. Befor and After Filtering East Axis Acceleration Detail

본 논문에서의 필터링 방법은 기본적인 200Hz routine의 항법 계산에서 0.1Hz Moving Average(MV)를 이용하였으며, 아래와 같은 정지 상태의 결과를 확인하였다. body축에서의 가속도와 각속도를 MV를 수행하고, 항법축에서의 가속도는

$$F^N = C_b^N f^b \tag{6}$$

식(6)을 이용하여 계산한다.

Figure 2, Fig. 3의 Fe는 Filtering 전, FE는 필터링 후의 East 축 가속도 값을 나타낸다.

2.3 계산 시간

약결합 방식의 칼만 필터와 달리 강결합 방식의 칼만 필터는 측정치 모델이 식(7)와 같이 구성되며 위성항법장치에서 신호를 획득한 채널수에 따라 계산 시간이 달라진다.

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial \lambda} & \frac{\partial \rho_1}{\partial \phi} & \frac{\partial \rho_1}{\partial h} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 18} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \rho_n}{\partial \lambda} & \frac{\partial \rho_n}{\partial \phi} & \frac{\partial \rho_n}{\partial h} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 18} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_1^T C_n^e & 0_{1 \times 18} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & h_n^T C_n^e & 0_{1 \times 18} & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{7}$$

따라서, 필터의 Propagation 부보다 H matrix를 구성하여 측정치를 갱신하는 Measurement 부가 계산 시간이 증가하게 된다. 이런 점을 1Hz task 내부에서 수행하는 계산시간이 주어진 시간내에 수행하는지를 확인해야만 한다. 이와 같은 계산 완료 시점을 확인하는 방법으로는 1Hz task가 호출된 시점에서 시작하는 카운터를 구현 하드웨어의 기본 인터럽트(Hardware Interrupt Routine, 본 논문에서는 2400Hz)에서 증가시키고, 이 증가하는 카운터를 계산 완료 시점에서 저장한다. 이 카운터가 계산을 시작한 시점에서 다음 1PPS 발생 시점내에 있는지를 확인하는 방법으로 수행할 수 있다. 이 카운터는 측정 위성수가 많아지면 증가하므로 실시간 상태에서 계속 모니터링을 수행한다.

3. 항공기 탑재 시험 (Captive flight test)

3.1 Lever Arm 보상 방법

위성항법장치의 안테나 속도는 관성항법장치에서 측정된 속도에 회전 각속도 ω 와 상대 거리 r 의 외적의 합으로 나타난다. 따라서 본 논문에서 제안된 필터의 측정치로 사용되는 관성항법장치의 의사거리 변화율 식(8)와 같다.

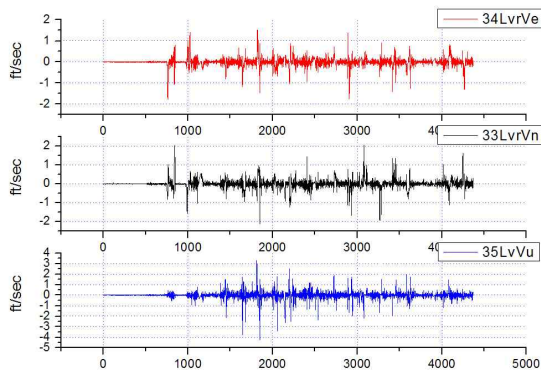


Fig. 4. $C_b^n(w \times r)$ result

$$\dot{\rho}_{ins} = -h_i^T(v_i - C_N^E v^n) \quad (8)$$

식(8)에서 사용되는 v^n 을 식(9)과 같이 Lever Arm 효과를 보상하여 사용한다.

$$v^n = v_{pure}^n + C_b^n(w \times r) \quad (9)$$

여기서, v_{pure}^n 관성항법장치의 항법 속도, C_b^n 는 body에서 항법축으로의 DCM, w 는 body에서의 회전 각속도, r 는 상대 위치를 나타낸다.

실제 시험에서 측정된 Lever Arm에 의해 발생하는 추가적인 속도의 크기는 Fig. 4의 예와 같다.

3.2 시험 방법

본 논문에서 제안한 필터의 성능 검증을 위해 두 번의 소티(Sortie)를 수행한다. 1차 비행 시험은 비정렬이 모델링 되지 않는 필터(EKF1)과 비정렬이 모델링된 필터(EKF2)를 항법 컴퓨터 내부에 각각 1 Hz task를 생성, 앞먹임(FF Type)으로 구성하여 동일한 관성항법장치의 오차에 대해서 각 필터의 상태 변수가 어떻게 추정되는지를 살펴본다. 2차 비행시험은 EKF2의 추정치를 되먹임(FB Type) 방식으로 구성하면서 센서 오차 및 자세 오차의 특성을 살펴본다.

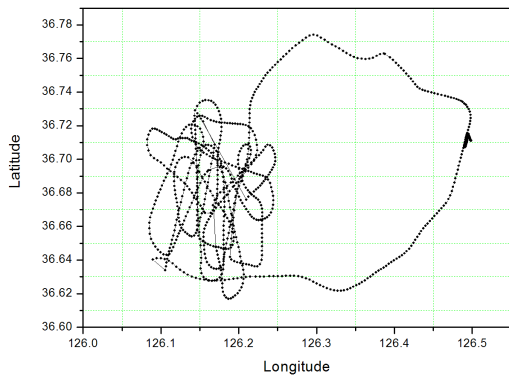


Fig. 5. Flight Trajectory

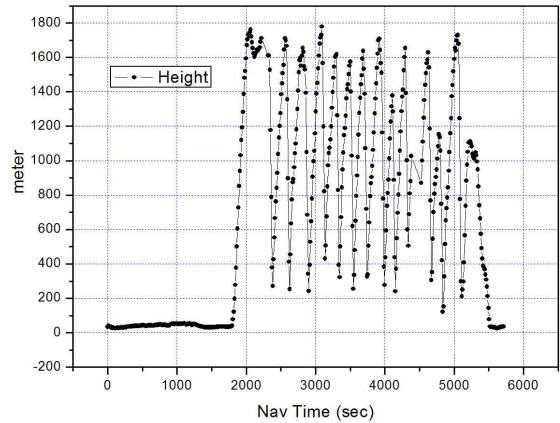


Fig. 6. Flight Height



Fig. 7. Test Aircraft

본 시험의 궤적은 Fig. 5, Fig. 6과 같으며, 항공기가 상승과 하강을 반복하면서 뱅크턴을 빈번히 발생하도록 한다.

3.3 결과 분석

3.3.1 1차 비행시험

1차 시험은 동일한 관성항법장치의 오차에 대해서 EKF1과 EKF2를 FF로 구현하고 실행한 결과이다. 두 개의 필터 모두 1Hz로 위성항법장치의 의사거리 및 의사거리 변화율을 추정치로 사용하므로 위치 및 속도에 대한 오차 수준은 동일하다. 그러나 내부 상태 변수는 모델링 된 방법에 따라 Fig. 8-11과 같이 다르게 나타나게 된다.

초기 항공기 이륙 전 관성항법장치는 남쪽(방위각 180°) 방향으로 정렬을 수행하였다. 그러면 초기 방위각 오차는 식(10)과 같이 나타난다[2].

$$\phi_U(0) = \frac{\beta_E}{\Omega \cos \phi} \quad (10)$$

여기서, β_E 는 East축 자이로 바이어스, Ω 는 지구 회전 각속도, ϕ 는 위도를 나타낸다.

East축 자이로 바이어스 β_E 는 초기 정렬 자세에 의해서 센서 x축 자이로 바이어스 β_x 에 해당된다. 따라서 초기 방위각 오차가 추정되는 양과 β_x 의 상관관계를 바탕으로 추정의 정상 유

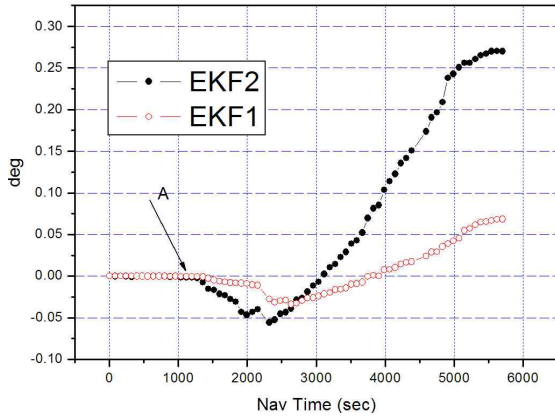


Fig. 8. Heading Error State

무를 판단할 수 있다. 그리고 자이로 비정렬의 β_{xz} 와 β_{zx} 가 뱅크턴하는 항공기의 자세에서 수직축 자세오차를 누적시키는 현상을 발생한다[2]. Fig. 8에 나타난 것처럼 EKF1은 누적되어 발생하는 수직축 자세 오차를 충분히 추정하지 못하는 것으로 나타난다. 또 EKF1의 경우, 초기 이렇게 누적되어 발생하는 수직축 자세 오차를 수직축 자이로에 의해 발생하는 것으로 판단하여 실제 존재하지 않는 자이로의 수직축 바이어스 오차쪽으로 추정하게 된다(Fig. 9). 하지만 EKF2의 경우 초기 방위각 오차 $\phi_U(0)$ 에 의한 β_x 는 0.01deg/hr 정도를 추정하고, 이후 발생하는 오차를 자이로 비정렬에 의해 발생하는 양으로 추정하는 것을 볼 수 있다(Fig. 10-11). 누적되어 발생하는 수직축 자세 오차를 EKF1에 비해 잘 추정함을 알 수 있다. Fig. 8의 A시점 이전 구간은 항공기 이륙 대기 시간으로 항체 자세 및 가속도 변화가 없어 수직축 자세 오차가 가관측하지 않는 구간이다.

이와 같이 측정치로 사용하는 위치 및 속도 정보 외에 필터의 내부 상태 변수 추정이 바르게 되는지를 판단해야 하는 이유는 관성항법장치의 오차를 보상함에 있어서 위치, 속도 외에 필터의 내부 추정치를 이용하여 자세 오차 및 센서 오차를 보상함으로써 관성항법장치가 현격한 성능 개선 효과를 발휘할 수 있기 때문이다. 관성항법장치는 센서 오차에 의해서 초기 정렬 중 일정량의 자세 오차를 갖게 된다. 이러한 자세오차들 중 수평축 자세 오차는 속도 오차를 발생하고 다시 이 속도 오차는 자세 오차를 없애는 방향으로 작용하여 84.4분의 슬러(shuler) 주기를 형성한다. 그리고 수직축 자세 오차는 항체의 궤적에 따른 입력 가속도에 의해 (Non-shuler) 오차를 발생시킨다. 그래서 위와 같은 칼만 필터는 위치 및 속도 측정치를 이용하여 관성항법장치의 내부 오차

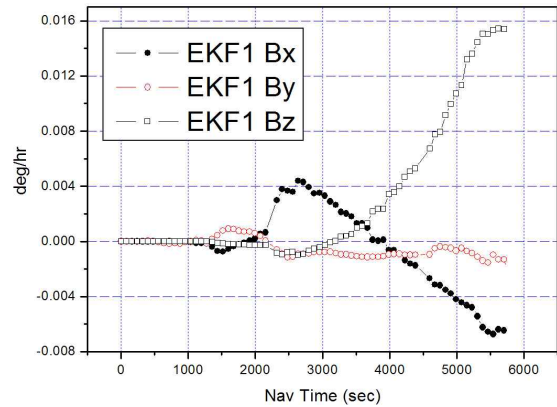


Fig. 9. Gyro Bias Error States of EKF1

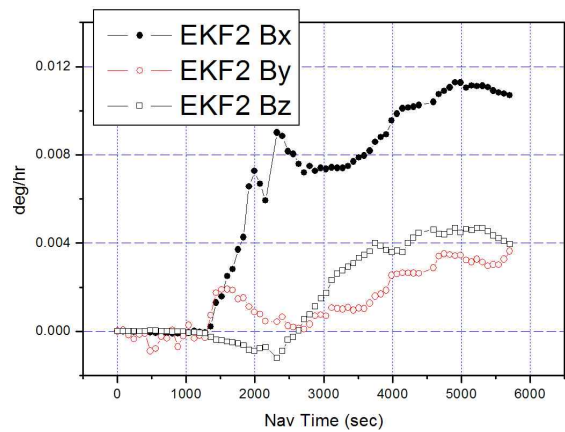


Fig. 10. Gyro Bias Error States of EKF2

요인을 식별할 수 있으며, 관성항법장치의 오차 원인을 추정하고 보상함으로써 운행 중 관성항법장치의 성능 향상을 꾀할 수 있는 장점이 있다. 하지만 내부의 잘못 추정된 상태 변수를 보상하면 관성항법장치의 자세 오차 및 센서 오차가 소거되지 못하고 계속 증가하는 형태를 가지게 되고, GPS 등의 보정항법 장치가 가용하지 못하는 순간 관성항법장치의 오차는 더욱 커지게 된다.

Figure 8의 초기 방위각 오차로 추정되는 0.05deg 외에 0.25deg까지 누적되어 나타나는 방위각 오차가 Fig. 11과 같이 EKF2는 β_{xz} 와 β_{zx} 의 오차로 식별함을 볼 수 있다.

Figure 8-11의 EKF1, EKF2의 β_i ($i = x, y, z$)는 각각 두 필터에서 추정한 body frame의 자이로 바이어스를, β_{ij} ($i \neq j$)는 비정렬 오차 나타낸다.

2차 비행시험에서는 1차 비행 시험의 FF 형태로 검증된 EKF2에 대해서 FB 형태로 구성하여 추정된 오차의 특성을 살펴본다.

3.3.2 2차 비행시험

위와 같이 설계된 EKF2의 오차 추정치 보상 측 상태 변수 FB은 추정치 중 위치, 속도, 자세

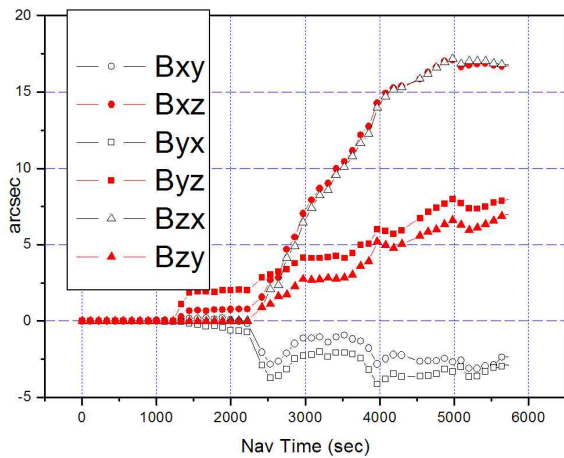


Fig. 11. Gyro Misalignment States of EKF2

는 200Hz로 수행되는 항법 계산의 마지막 단계에서 보상이 이루어지며, 센서 추정치인 가속도계 바이어스, 자이로 바이어스 및 자이로 비정렬은 관성센서 측정치에 대해서 이루어진다. 또 FB은 추정 값을 보상한 후 Zero화하므로 각각의 추정값을 Zero화 하기 전에 누적시켜 출력하여 정상 동작 여부를 시험 완료 후 확인할 수 있게 된다. 위치, 속도 및 자세 오차 누적 결과는 센서 오차가 정상적으로 보상이 이루어지면 그 발생량이 감소하므로 누적된 결과가 일정하게 유지하는 형태로 나타나야 하며, 변화하는 양은 필터가 완전히 제거하지 못하여 센서 오차에 의해서 발생하는 것으로 판단할 수 있다.

Figure 12는 2차 비행시험의 수직축 자세 오차를 나타내며, 1차 비행시험에서 발생한 0.25°의 1/5 정도 발생한 것으로 나타난다. 항공기의 뱅크턴으로 추가적으로 발생하는 양을 자이로 비정렬로 보상하고 남은 양이 수직축 자세 오차를 발생하는 것으로 판단할 수 있다. Fig. 13과 14와

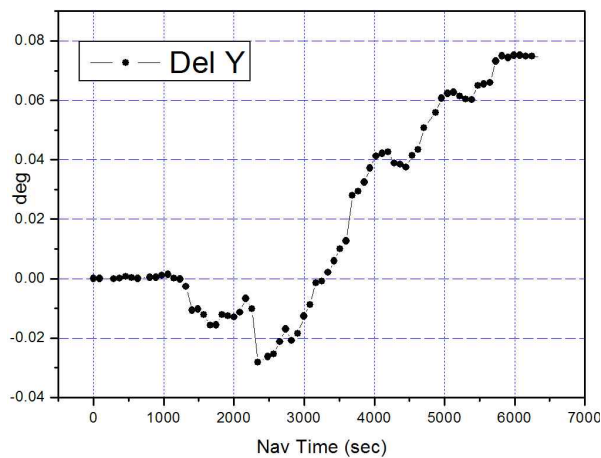


Fig. 12. Sum Of Heading Error State

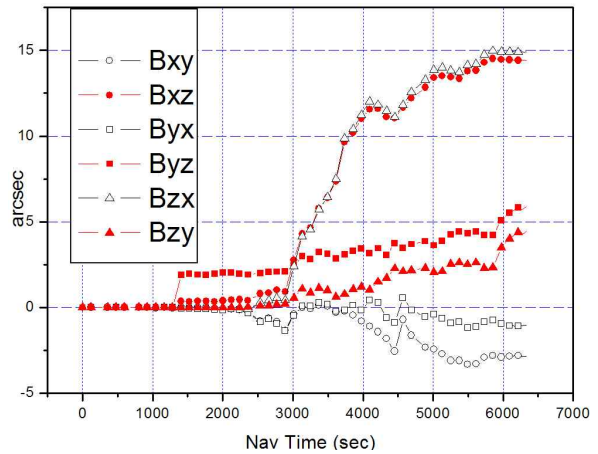


Fig. 13. Sum Of Gyro Misalignment Error

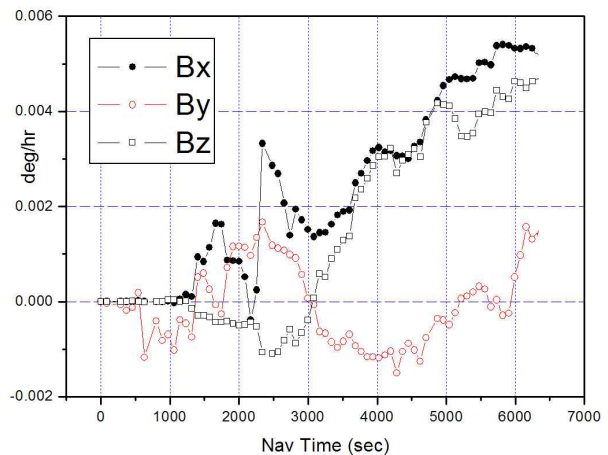


Fig. 14. Sum Of Gyro Bias Error State

같이 추정하고 보상한 자이로의 바이어스와 비정렬은 일정하게 유지되는 형태로 판단할 때 추정과 보상이 바르게 이루어진 것을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 일반적으로 자이로의 비정렬이 자세 변화에 따라 수직축 자세 오차가 생성되고 소멸되는 형태와 달리, 뱅크턴이라는 자세에 대해서 수직축 자세 오차를 누적시키는 현상에 대해서 기술하였다. 또 이를 추정하고 보상하기 위해서 자이로의 비정렬이 모델링된 오차 방정식을 구성하고, 실제 구현상에 발생할 수 있는 기술적 문제에 대해서 서술하였다. 수직축 자세 오차의 증가를 수직축 자이로 바이어스로 잘못 추정하는 문제를 비정렬에 의한 것으로 식별하고, 이를 필터의 상태 변수에 추가하여 자이로 바이어스와 비정렬이 바르게 추정되는 것을 보였다. 마지막으로 항공기 탑재 시험을 통해 내부 상태 변수들

의 특성과 성능 향상 정도를 기술하였다.

References

- 1) Research and Technology Organisation, NATO, "Advances in Navigation Sensors and Integration Technology", 2004.12
- 2) Yu Haesung etc, "Performance improvement of SDINS attitude error estimation using GPS for bank-to-turn flight vehicle", Journal of Korean Society Aeronautics and Space Sciences, 39 Vol. 2 2011.2, pp. 128-136.
- 3) Pratap Misra, Per Enge, GLOBAL POSITIONING SYSTEM signal, Measurements, and Performance, Ganga-Jamuna Press, 2001.
- 4) Robert M. Rogers, Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems 2nd Ed., AIAA, 2003.
- 5) Dan Simon, "Optimal State Estimation", WILEY-INTERSCIENCE. 2006.
- 6) MORRIS M. KURITSKY, etc, "Inertial Navigation", 1983, Proceeding of The IEEE, VoL.71, No10.