

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.2.128

## 뱅크턴하는 항체에 대한 GPS를 이용한 SDINS의 자세 오차 추정 향상

유해성\*, 유기정\*, 김현석\*, 이운선\*, 박홍원\*

### Performance improvement of SDINS attitude error estimation using GPS for bank-to-turn flight vehicle

Haesung Yu\*, Ki-Jeong Yoo\*, Hyun-Seok Kim\*, Youn Seon Lee\* and Heung-Won Park\*

#### ABSTRACT

An approach to improve the performance of SDINS and GPS integrated system for bank-to-turn flight vehicles is described. Then, it is shown through the simulation that a specific gyro misalignment error results in an increased heading error of SDINS. A new modelling method is presented herein for identifying of sensor and attitude error. The main advantage of the proposed method is that it not only estimates the gyro misalignment error of SDINS, but also improves estimate performance of heading error of SDINS in the presence of the gyro misalignments.

#### 초 록

뱅크턴을 수행하는 항공기에 운용되는 관성항법장치의 특정 자이로 비정렬 오차가 수직축 자세오차를 연속적으로 증가시키는 현상에 대해서 분석을 수행하고, 이 자이로 비정렬 오차를 제거하기 위해 GPS를 결합한 INS/GPS 시스템에 대해서 새로운 비정렬 모델링 방법을 제시하고, 그 성능 향상을 시뮬레이션을 통해 제시한다.

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

#### 1. 서 론

관성항법장치(Inertial Navigation System, INS)는 항체의 위치, 속도, 자세를 제공하는 장치로 항법을 수행하기 위해 초기에 초기 자세를 결정해야 하는데 이를 정렬(Alignment)이라 한다[1]. 정렬 방법으로는 자체 정렬(Self Alignment), 전달 정렬(Transfer Alignment) 및 운항중 정렬(In-flight Alignment)의 방법이 있다. 자체 정렬

은 항체가 지구상에 완전 정지라는 가정하에 수평축 자세는 가속도계 센서 출력을 이용하고 수직축 자세는 자이로센서를 직접 이용하여 계산하는 방법이 있다. 그리고 완전 정지는 아니지만 위치는 정지하고 있어 속도가 0 이라는 가정하에 항법을 수행하고 발생한 속도 오차를 이용하는 방법이 있다[1]. 전달 정렬 방법은 주관성항법장치(Master INS)로 부터 속도, 자세, 위치 등의 정보를 전달받아 부관성항법장치(Slave INS)의 초기 자세를 계산하는 방법이며, 운항중 정렬은 항체의 운동중 관성항법정보 이외의 다른 기준 정보(Reference information)를 이용하여 자세 오차를 추정하는 방법이다.

† 2010년 8월 10일 접수 ~ 2010년 1월 12일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : haesong7@add.re.kr

대전 유성구 유성 우체국 사서함 35-34호

자세 정렬의 경우 정렬 알고리즘에 관계없이 수평축 자세 오차는 수평축 가속도계 오차에 의해서, 수직축 자세오차는 항법축의 동쪽(East)축 성분의 자이로 오차에 의해서 그 정확도가 제한된다[2]. 정렬과정에서 발생한 기준 좌표계(Reference frame)에 대한 항체의 동체 좌표계(body frame)사이의 초기 자세 오차 중 수평축 자세 오차는 수평축 속도 오차와 음의 피드백(Negative feedback loop)을 형성하여 84.4분의 슬러(shuler) 오차 주기를 형성한다. 수직축 자세 오차는 통상 수평축 자세 오차에 비해 약 10배 정도 크고, 이 후 시간 변화율이 작기 때문에 자세 오차가 거의 일정하게 유지되는 형태를 나타낸다. 이 수직축 자세 오차는 항체의 이동 거리에 비례하는 위치 오차를 발생시킨다. 그래서 항체의 이동속도가 빠른 경우 수직축 자세오차가 주요 오차요소로 작용하므로 여러 가지 보조항법 정보를 이용하여 수직축 자세 오차를 보정하는 기법 및 수직축 자세오차 가관측성 분석하는 많은 연구가 있어 왔다[3].

본 논문에서는 일반적으로 수직축 자세 오차가 거의 일정하게 유지되는 특성과 달리 항체가 뱅크턴을 하게 되는 경우 자이로 비정렬 오차에 의해 특이한 형태로 변화하는 현상에 대해서 살펴본다. 또한 항체가 뱅크턴을 반복적으로 수행하는 경우, 자이로 비정렬 오차에 의해 오차가 누적되지 않는 수평축 자세 오차와는 달리 자이로 비정렬의 특정 오차가 수직축 자세 오차를 누적시키는 현상을 분석한다. 또한 발생된 수직축 자세 오차를 추정하고 방법으로 GPS를 사용한 결합 시스템을 제시하고, 자이로 비정렬 오차를 모델링 하기 전,후의 시스템을 자세 오차를 중심으로 비교 분석한다.

본문 II장의 1절에서는 관성항법장치의 자세 오차 특성을 살펴보고, 2절에서는 자이로 비정렬에 의한 자세 오차 특성을 살펴 보고, 3절에서는 이런 자세 오차를 INS/GPS 시스템에서 모델링하는 방법을 살펴본다. 4절과 5절에서 시뮬레이션을 수행하고 결과를 분석한다. 그리고 III장에서 결론을 맺는다.

## II. 본 론

### 1. 관성항법장치의 자세오차

본 논문에서는 관성항법장치 기준좌표계로 항법 좌표계(여기서는 ENU frame)을 설정하고, 그

항법 좌표계가 각각의 축에 대해서 미소각 만큼 틀어진 좌표계를 플랫폼 좌표계(Platform frame)로 아래와 같이 정의한다.

$$X^P = C_N^P X^N = \begin{bmatrix} 1 & \phi_U - \phi_N \\ -\phi_U & 1 & \phi_E \\ \phi_N & -\phi_E & 1 \end{bmatrix} X^N \quad (1)$$

여기서,  $\phi_E, \phi_N, \phi_U$  는 관성항법장치의 자세 오차를 나타내며,  $\vec{\phi} = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U]^T$ 이다.

관성항법장치는 이 플랫폼 좌표계에 대해서 항법 계산을 수행하고, 미소 자세 오차와 관성 센서 오차에 의해서 속도 오차 및 위치 오차를 유발한다. 이와 같은 자세 오차는 자체정렬의 경우 주로 센서오차에 의해 결정되고, 다음과 같이 알려져 있다[2].

$$\phi_E(0) = \frac{\delta\alpha_N}{g}, \quad \phi_N(0) = \frac{-\delta\alpha_E}{g}, \quad \phi_U(0) = \frac{\beta_E}{\Omega \cos\phi}$$

여기서,  $\delta\alpha_E, \delta\alpha_N$  은 E, N축 가속도계 바이어스,  $\beta_E$ 는 E축 자이로 바이어스,  $\Omega$ 는 지구 회전 각속도,  $\phi$ 는 위도를 나타낸다.

예를 들어, 가속도계 바이어스 100ug 는 0.0057deg 정도의 수평축 초기 자세 오차( $\phi_E, \phi_N$ )를, 위도 35도 부근에서 자이로 바이어스 0.01deg/hr 에 대해서는 0.057deg 정도의 수직축 초기 자세 오차( $\phi_U$ )가 유발된다.

또, 자세 오차의 시간 변화율 및 속도 오차는 아래와 같이 표현된다[1].

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E &= \phi_N \Omega_U - \phi_U \Omega_N - \frac{\delta V_N}{R} + w_E^{dr} \\ \dot{\phi}_N &= \phi_U \Omega_E - \phi_E \Omega_U + \frac{\delta V_E}{R} + w_N^{dr} \\ \dot{\phi}_U &= \phi_E \Omega_N - \phi_N \Omega_E + \frac{\delta V_E}{R} \tan\lambda + w_U^{dr} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= a_N \phi_U - a_U \phi_N + B_E \\ \delta \dot{V}_N &= a_U \phi_E - a_E \phi_U + B_N \end{aligned} \quad (3)$$

여기서,  $[\Omega_E \ \Omega_N \ \Omega_U]^T = [0 \ \Omega \cos\phi \ \Omega \sin\phi]^T$  로 항법축에서의 지구 회전 각속도,  $\delta V_E, \delta V_N$  는 E축, N축 속도 오차,  $w_E^{dr}, w_N^{dr}, w_U^{dr}$ 은 항법축에서의 자이로 오차, R은 지구 반경을 나타낸다.

이와 같은 속도오차와 자세오차의 관계로부터, 수평축 자세 오차  $\phi_E, \phi_N$  은 각각 수평축 속도 오차  $\delta V_N, \delta V_E$  와 음의 피드백 형태로 슬러

(Schuler) 주기의 속도 오차를 만들고, 수직축 자세 오차( $\phi_U$ )는 수평축으로 인가되는 가속도( $a_E$ ,  $a_N$ )에 의해서 비 주기적인(Non-Schuler) 속도 오차를 유발한다[4]. 일반적으로 센서오차의 특성상 수직축 초기 자세 오차는 수평축 초기 자세 오차의 약 10배 정도이고, 위식에서 나타나듯 수직축 자세 오차( $\phi_U$ )는  $\phi_N \Omega_E$  와  $\delta V_E$  오차 및 수직축 자이로 오차에 의해 변화하며, 초기 오차의 크기에 비해 시간 변화율이 작아서 일정하게 유지되는 모양을 나타나게 된다.

자이로 오차  $w_E^{dr}, w_N^{dr}, w_U^{dr}$  는 동체 좌표계(body frame)에서의 자이로 센서 오차가 DCM(Direction cosine matrix)을 통해 항법축으로 변환된 자이로 변화율  $w^{dr}$  이다.

$$w^{dr} = C_b^N \delta w_{ib}^b \quad (4)$$

여기서,  $\delta w_{ib}^b$ 는 동체축에서의 자이로 오차,  $C_b^N$ 는 동체축에서 항법축으로의 DCM 이다. 센서축에서 발생한 자이로 바이어스(Bias), 척도 계수(Scale factor) 오차는 DCM에 의해 항법축으로 사영될 뿐 그 크기는 센서축과 항법축이 동일하다. 그러나 센서 축간의 상대적인 비정렬 각 오차에 의해 발생하는 비정렬 오차는  $C_b^N$ 에 의해 항법축으로 사영되면서 항체의 자세에 의해 그 크기가 일정치 않게 된다. 이 크기의 변화는 자세에 따라 다양하게 나타나게 되어 관성항법장치의 운용 환경에 따라 다르게 나타난다. 그래서 본 논문에서는 단축 회전과 벡터턴시 나타나는 현상에 한정시켜 자세 오차의 특성을 분석토록 한다. 다음 절에서는 자이로 비정렬 오차가 항체의 자세 변화에 따라서 어떤 특성을 나타내는지 살펴보도록 한다.

## 2. 자이로 비정렬에 의한 자세 오차

자세 오차는 짧은 시간 항법축에서의 각속도(지구 회전 각속도와 항체의 속도에 의한 각속도의 합)에 의한 변화량 보다 센서에 의해 발생 정도가 훨씬 크기 때문에 일반적인 오차 방정식을 분석을 위해 아래와 같이 단순화 할 수 있다.

$$\dot{\phi} \approx w^{dr} = C_b^N \delta w_{ib}^b \quad (5)$$

여기서,  $\delta w_{ib}^b$ 는 센서 오차에 의해서 자세오차에 영향을 주는 항으로 자이로 바이어스, 척도 계수 오차와 비정렬에 입력되는 각속도가 곱해져서 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\delta w_{ib}^b = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \beta_{xx} & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & \beta_{yy} & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & \beta_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x^B \\ B_y^B \\ B_z^B \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서,  $\beta_i$ 는 자이로 바이어스 오차,  $\beta_{ii}$ 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.

위의 센서 오차 중 자이로 비정렬은 항체의 회전, 즉  $C_b^N$  및 입력 각속도에 의해 항법축에서의 자세 오차를 유발한다. 이 회전이 단축에만 나타나는 경우와 2축에 동시에 발생하는 상황에 따라서 그 특성이 다르게 나타난다. 우선 단축 회전에 의한 영향을 살펴 보고, 2축 회전은 벡터턴 항체의 궤적을 대상으로 분석을 수행한다.

### 1) 단축 회전

우선, 관성항법장치가 Yaw축으로만 회전한다고 가정하면, Yaw축 회전에 의한 자세 오차를 유발하는 원인은 입력되는 yaw rate에 이루는 xy 평면이 기울어져 발생한다. 예를 들어 x축이 z축으로 틀어진 자이로 비정렬 오차  $\beta_{xz}$ 가 있을 때, 그림에서처럼  $\omega_z \beta_{xz}$ 가 수평축 자세 오차를 유발한다. 같은 방법으로, y축이 z축으로 틀어진 자이로 비정렬 오차  $\beta_{yz}$ 가 있을 때,  $\omega_z \beta_{yz}$ 가 수평축 자세 오차를 유발하며,  $\omega_z \beta_{xz}$ 와  $\omega_z \beta_{yz}$ 의 합에 의한 효과가 수평축 자세 오차를 유발하게 된다.

이를 수식으로 표현하면 다음과 같다. 만약 센서 오차가  $\beta_{xz}$  만 있다고 가정하면,

$$\text{센서 오차 } \delta w_{ib}^b = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \beta_{xz} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{xz} \omega_z \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

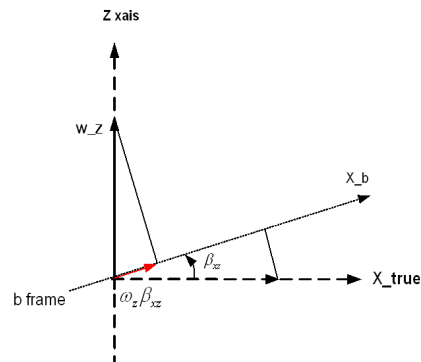


그림 1. Yaw 회전시 자세 오차

여기서 yaw 축 회전에 의한

$$C_b^N = \begin{bmatrix} +\cos\psi + \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi + \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{과 같고,}$$

$$\dot{\phi} = \begin{bmatrix} \cos\psi\beta_{xz}\omega_z \\ -\sin\psi\beta_{xz}\omega_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

Yaw 회전을 0도에서 시작했다고 가정 한다면,

$$\phi = \int_0^T \dot{\phi} dt$$

$$\phi_E = \int_0^T \cos\psi\beta_{xz}\omega_z dt, \quad \omega_z = \frac{d\psi}{dt} \text{ 이므로}$$

$$\phi_E = \int_0^\psi \cos\psi\beta_{xz} d\psi = \sin\psi\beta_{xz} \Big|_0^\psi = \beta_{xz}\sin\psi$$

$$\phi_N = \int_0^T -\sin\psi\beta_{xz}\omega_z dt, \quad \omega_z = \frac{d\psi}{dt} \text{ 이므로}$$

$$\phi_N = \int_0^\psi -\sin\psi\beta_{xz} d\psi = \cos\psi\beta_{xz} \Big|_0^\psi = \beta_{xz}(\cos\psi - 1)$$

E, N축으로 발생한 자세 오차를 그림으로 표현 하면 그림 2와 같다.

y축이 z축으로 틀어진 오차  $\beta_{yz}$ 가 있을 때는 그림 3과 같은 형태로 수평축 자세 오차가 유발되고,  $\beta_{xz}$ 와  $\beta_{yz}$ 의 합에 의한 자세 오차를 살펴 보면,

$$\phi_E = \beta_{xz}\sin\psi - \beta_{yz}(\cos\psi - 1)$$

$$\phi_N = \beta_{xz}(\cos\psi - 1) + \beta_{yz}\sin\psi$$

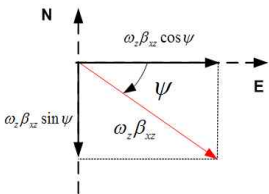


그림 2.  $\beta_{xz}$

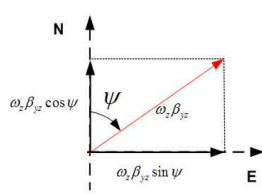


그림 3.  $\beta_{yz}$

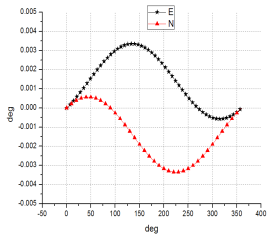


그림 4.  $\beta_{xz}, \beta_{yz}$

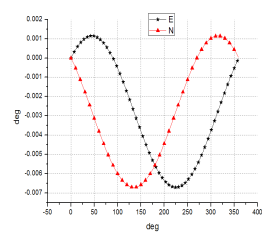


그림 5.  $\beta_{xz}, \beta_{yz}$

위 그림은 각각  $\beta_{xz}$ 와  $\beta_{yz}$ 가 5arcsec, 10arcsec 일때의 수평축 자세 오차를 보여준다. 가속도계 바이어스 100ug가 약 0.0057deg 정도의 수평축 초기 자세 오차를 유발하는데, 그림에서 처럼  $\pm 10$  arcsec의 차이로 비정렬 오차가 자세 변화에 따라 최대 약 140ug의 가속도계 오차에 해당하는 자세 오차를 유발한다.

z 축 회전과 같은 방법으로 y 축, x 축 회전에 대해서 정리하면 다음과 같다.

z축 회전 :  $\phi_E = \beta_{xz}\sin\psi - \beta_{yz}(\cos\psi - 1)$  ,

$\phi_N = \beta_{xz}(\cos\psi - 1) + \beta_{yz}\sin\psi$

y축 회전 :  $\phi_E = \beta_{xy}\sin\gamma - \beta_{zy}(\cos\gamma - 1)$  ,

$\phi_U = \beta_{xy}(\cos\gamma - 1) + \beta_{zy}\sin\gamma$

x축 회전 :  $\phi_N = \beta_{yx}\sin\theta - \beta_{zx}(\cos\theta - 1)$  ,

$\phi_U = \beta_{yx}(\cos\theta - 1) + \beta_{zx}\sin\theta$

이러한 결과로부터 단축 회전시 자세 오차는 항체의 자세 변화에 따라 유발되었다가 회전전 자세로 돌아오면 오차가 없어지는 형태로 그 오차가 누적되지 않음을 알 수 있다. 그러나 항체가 뱅크턴 모션을 하는 경우에는 다른 형태로 나타나게 되는데, 다음 절에서 자세히 살펴 보도록 한다.

2) 뱅크턴 회전

두 축 이상의 자세 변화가 동시에 있는 경우 차이로 비정렬에 의한 자세 오차의 거동은 단축 회전과 달리 해석적으로 분석하기 어렵다. 그래서 본 절에서는 본 논문의 대상인 항공기가 뱅크턴을 수행하는 경우의 차이로 비정렬 오차에 의한 자세 오차 특성을 분석한다.

항체의 동체 좌표계를 그림 6과 같이 정의하고, 항체의 자세 변화 및 각속도는 그림 7-그림10과 같다(■, ●는 왼쪽 라벨, ★는 오른쪽 라벨로

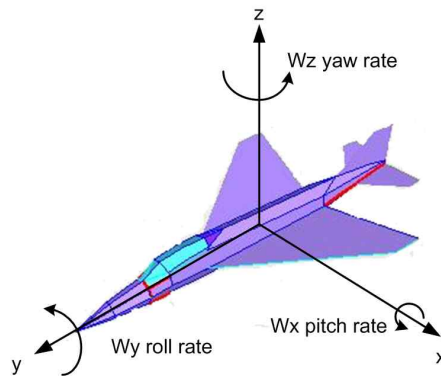


그림 6. 항공기의 동체 좌표계

표시한다). 그림의 자세와 각속도의 크기는 분석을 위한 예이며, 일반적으로 항공기가 뱅크턴을 수행할 때 제시된 예와 비슷한 형태로 운동을 하게 된다. 본 논문에서 예로 삼은 항체의 뱅크턴시 항체의 자세 변화와 각속도 변화를 살펴 보면 항체가 각각 왼쪽과 오른쪽으로 선회시 롤은 -60deg, +60deg을 유지하고, yaw rate은 +2deg/sec, -2deg/sec을 유지한다. 두 선회 모두 pitch rate는 약+3deg/sec을 유지한다.

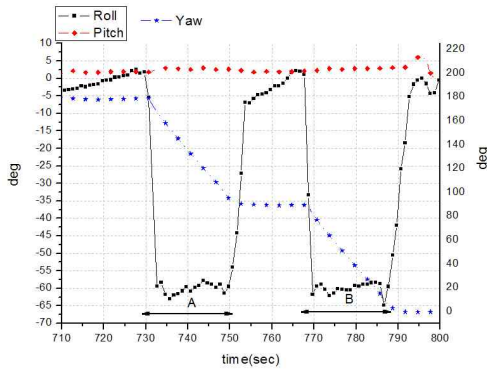


그림 7. 왼쪽으로 선회시 자세 변화

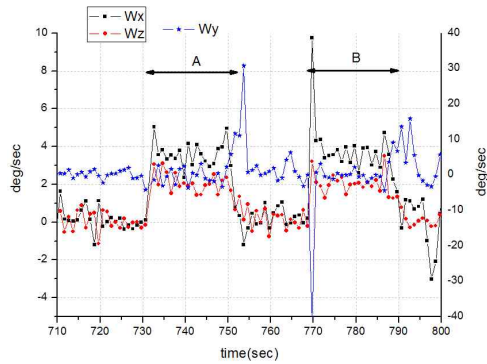


그림 8. 왼쪽으로 선회시 각속도 변화

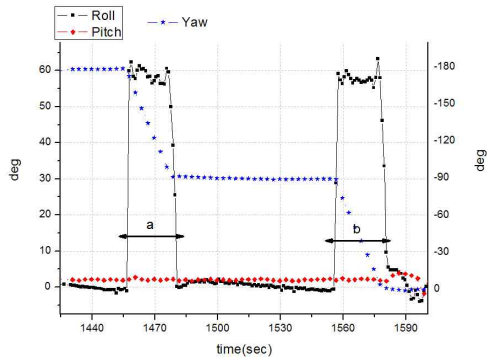


그림 9. 오른쪽으로 선회시 자세 변화

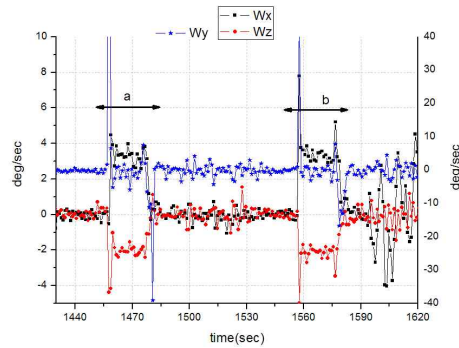


그림 10. 오른쪽 선회시 각속도 변화

뱅크턴시 자이로 비정렬 오차에 의한 자세 오차 특성을 살펴 보기 위해 구간 A, B 또는 a, b에서의 자세 오차 방정식을 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &\approx w^{dr} = C_b^N \delta w_{ib} \\ &= C_b^N \begin{bmatrix} 0 & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & 0 & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서,  $C_b^N$  은 roll은  $\pm 60\text{deg}$ , pitch는  $0\text{deg}$ , yaw는  $\psi$ ,  $w_x$ ,  $w_y$ ,  $w_z$ 는 입력 각속도를 의미한다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E &= \cos r \cos \psi \omega_y \beta_{xy} + \cos r \cos \psi \omega_z \beta_{xz} + \sin \psi \omega_x \beta_{yx} + \\ &\quad \sin \psi \omega_z \beta_{yz} + \sin r \cos \psi \omega_x \beta_{zx} + \sin r \cos \psi \omega_y \beta_{zy} \\ \dot{\phi}_N &= -\cos r \sin \psi \omega_y \beta_{xy} - \cos r \sin \psi \omega_z \beta_{xz} + \cos \psi \omega_x \beta_{yx} + \\ &\quad \cos \psi \omega_z \beta_{yz} - \sin r \sin \psi \omega_x \beta_{zx} - \sin r \sin \psi \omega_y \beta_{zy} \\ \dot{\phi}_U &= -\sin r \omega_y \beta_{xy} - \sin r \omega_z \beta_{xz} + \cos r \omega_x \beta_{zx} + \cos r \omega_y \beta_{zy} \end{aligned}$$

위의 수식에서 알 수 있듯이 수평축 자세 오차는 항체의 방위각에 의해서 단축 회전에서 살펴본 것과 같이 수평축 자세 오차를 유발하였다 없어지는 형태이지만, 수직축 자세 오차에 영향을 주는  $\beta_{xz}$ 와  $\beta_{zx}$ 는 수평축과 전혀 다른 형태를 나타나게 된다. 다시 말해  $\beta_{xz}$ 에 의한  $-\sin r \omega_z$ 와  $\beta_{zx}$ 에 의한  $\cos r \omega_x$ 의 영향은 다르게 나타나게 되는데, roll과  $\omega_z$ 의 부호가 뱅크턴에서는 항상 반대이므로  $-\sin r \omega_z$ 는 항상 양의 방향으로 나타나며, 왼쪽 선회나 오른쪽 선회에 관계 없이  $\cos r \omega_x$ 는 항상 양의 부호를 나타나게 된다. 예를 들어,  $\beta_{xz}$ 에 의한 영향은 항체가 오른쪽으로 회전시  $\dot{\phi}_u = -\sin(60) \cdot 2\text{deg/sec} \cdot \beta_{xz}$  왼쪽 회전시  $\dot{\phi}_u = -\sin(-60) \cdot 2\text{deg/sec} \cdot \beta_{xz}$  로 한쪽 방향으로 증가하게 만든다. 또  $\cos r \omega_x$ 는 뱅크턴

을 할 때, 항체가 roll이 ±60deg에서 cosr는 항상 양의 부호이고, 뱅크턴을 할 때, 항체가 pitch rate을 항상 양의 방향으로 하게 되어, 항상 양의 방향으로 오차를 발생한다. 예를 들어,  $\dot{\phi}_u = (\cos \pm 60) \cdot +3 \text{ deg/sec} \cdot \beta_{zx}$  으로 양의 방향으로 수직축 자세 오차를 발생시킨다. 위의 예처럼,  $\beta_{xz}$ 와  $\beta_{zx}$ 의 영향의 크기가 아래와 같이 나타난다.

그림 11~13은 각각의 비정렬이 20 arcsec 있을 때, 항법축에서의 자세 오차를 나타낸 것이다.

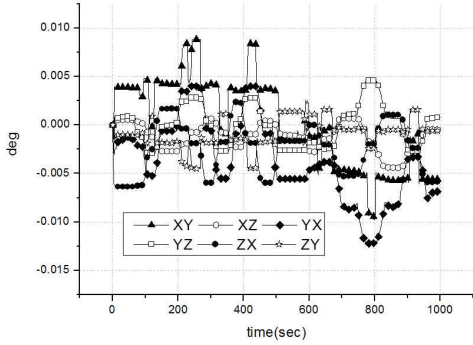


그림 11.  $\phi_E$  오차

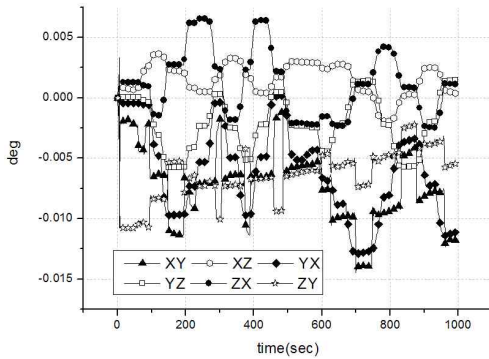


그림 12.  $\phi_N$  오차

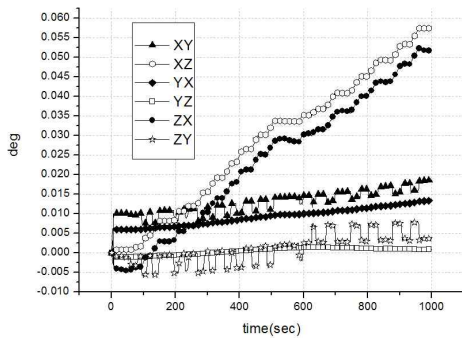


그림 13.  $\phi_U$  오차

20arcsec에 의한 초기 자세 오차는 N축과 U축으로 입력되는 지구 회전각속도에 의한 바이어스에 의해서 생길 수 있는데, 그 양은 0.001deg/hr (15deg/hr \* 20 arcsec) 정도로 무시한다. 그래서 초기 자세 오차가 없으며, 비정렬 20 arcsec에 의한 항법축에서의 자세 오차의 경향을 살펴 본다.

$$\hat{C}_b^N = (I - C_N^P)C_b^N \quad \text{또는} \quad C_N^P = I - \hat{C}_b^N C_b^N \quad (8)$$

여기서,  $C_b^N$ 은 true INS의 DCM,  $\hat{C}_b^N$ 은 순수항법에서 계산한 DCM을 의미한다.

위 식의  $C_N^P$ 에서 센서 오차 및 자세 오차에 의한 관성항법장치의 자세 오차를 계산할 수 있게 된다.

위에서의 자세 오차 방정식에서처럼 수평축 자세 오차는 항체가 뱅크턴을 수행시 발생과 소멸을 반복하지만, 수직축 자세 오차는 양(+)의  $\beta_{xz}$ 와  $\beta_{zx}$  오차에 대해서 계속 증가함을 알 수 있다.

아래와 같이[1] 위도 오차( $\delta\phi$ )와 경도 오차( $\delta\lambda$ )이 표현는데,

$$\begin{aligned} \delta\phi &= \int_0^t \frac{\delta V_N}{R} dt \approx -\phi_U \Delta E \frac{1}{R} + \dots \\ \delta\lambda &= \int_0^t \frac{\delta V_E}{R \cos\phi} dt \approx \phi_U \Delta N \frac{1}{R \cos\phi} + \dots \end{aligned} \quad (9)$$

$$\Delta N = \Delta\phi(R+h)$$

$$\Delta E = \Delta\lambda(R+h)\cos\phi$$

여기서,  $\Delta\phi$ ,  $\Delta\lambda$  는 초기 위치에서 부터의 위도, 경도 변화량, h는 고도를 나타낸다.

초기 수직축 자세 오차와 함께 비정렬로 발생한 수직축 자세 오차는 이동 거리에 비례하는 위치 오차를 발생시키게 된다.

본 논문에서는 위와 같이 뱅크턴을 반복적으로 수행하는 항공기에 탑재되는 관성항법장치의 자세 오차 보정을 위해 위성항법장치의 의사거리(Pseudorange)와 의사거리 변화율(Pseudorange Rate)을 이용하고, 관성항법장치의 비정렬을 추가적으로 모델링하여 수직축 자세 오차의 추정을 향상시킬 수 있는 방법에 대해서 다음절에서 제시한다.

### 3. Kalman filter의 센서 오차 모델

관성항법장치의 관성 오차는 가속도계에 대해서 아래 식과 같이 바이어스, 척도 계수 오차 및 비정렬 오차로 구성할 수 있고, 자이로는 앞에서 언급한 형태로 구성할 수 있다.

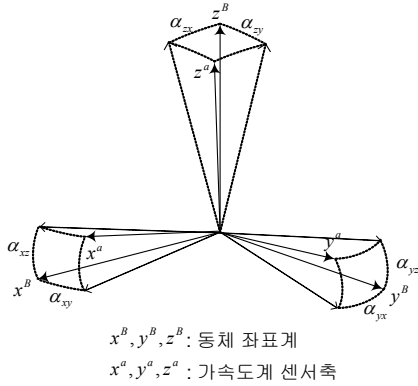


그림 14. 동체 좌표계와 비정렬 오차에 의한 가속도계 센서축의 관계

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

$\alpha_i$ 는 가속도계 바이어스 오차,  $\alpha_{ii}$ 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. 그림 14와 같이 관성 센서의 오차 중 비정렬은 위 그림과 같이 가속도계와 자이로에 대해서 각각 6개씩 12개의 비정렬로 구성할 수 있다. 그러나 실제 관성항법장치의 오차는 기준축에 대해서 각 축이 절대적으로 틀어진 비정렬이 유발시키는 것이 아니라, 각 축의 상대적인 비정렬이 항법 오차에 영향을 주는 것으로 알려져 있다[5]. 그래서 실제 동체 좌표계의  $x$ 축은 가속도계의  $x$ 축과 일치시키고, 동체 좌표계의  $xy$ 평면은 실제 가속도계의  $xy$ 평면과 동일하게 설정해서  $\alpha_{xy} = \alpha_{xz} = \alpha_{yz} = 0$ 이 되도록 하여 비정렬 오차항의 수를 줄일 수 있다. 위와 같이 표현된 센서 오차 중 가속도계 척도계수 오차는 뱅크턴 항체의 주 오차 요소가 아니므로 모델링에서는 제외한다. 그러면 최종 오차 모델인 식은 다음과 같다.

$$\delta\alpha^B = \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & 0 & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x^B \\ A_y^B \\ A_z^B \end{bmatrix} \quad (10)$$

가속도계 오차 모델과 마찬가지로, 자세 오차 방정식의 마지막 항을 세부적으로 모델링한다. 자이로 척도계수 오차는 교정에서 충분히 보상되어 자이로 오차 모델링에서 제외하면 다음과 같은 형태로 자이로 오차 모델을 구성할 수 있다.

$$\delta\omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & 0 & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x^B \\ B_y^B \\ B_z^B \end{bmatrix} \quad (11)$$

위와 같이 비정렬 9개를 상태 변수에 추가하고, 기존의 위치(3), 속도(3), 자세(3), 가속도계 바이어스(3), 자이로 바이어스(3)으로 모델링된 15차의 EKF(Extended Kalman Filter)와 본 논문에서 가속도계 비정렬(3), 자이로 비정렬(6)을 추가한 24차의 EKF에 대해서 시뮬레이션을 통해 성능을 검증한다. EKF의 측정치로는 의사거리와 의사거리 변화율을 이용하며, 기존의 문헌을 참조한다[6,7].

#### 4. Simulation 구성

EKF 구조의 결합 시스템으로 각각 15차와 24차의 모델에 대해서 의사거리와 의사거리 변화율에 의한 자세 오차 추정 성능을 비교하기 위해 몬테칼로 시뮬레이션을 수행한다.

시뮬레이션의 전체 구성도는 그림 15와 같으며, 항체 운동 방정식(Vehicle Dynamic Equation)에 사용된 궤적은 약 250m/sec로 순항하는 항공기로, 뱅크턴(Bank-to-Turn)을 반복적으로 수행한다. 이 항체의 궤적을 기초로 항체 운동 방정식은 참 가속도와 각속도를 1KH로 생성한다. 이 참 가속도와 각속도로 True INS Navigation S/W를 수행하여, 오차가 없는 위치, 속도 및 자세 등을 계산한다. INS Navigation S/W는 중급의 관성항법장치의 오차 수준으로 랜덤 생성된 오차를 참값에 추가하여 INS Navigation S/W에서 순수항법을 수행한다. 시뮬레이션 사용한 센서 오차는 표와 같다.

그림 15의 GPS model에서는 항체의 참(true) 위

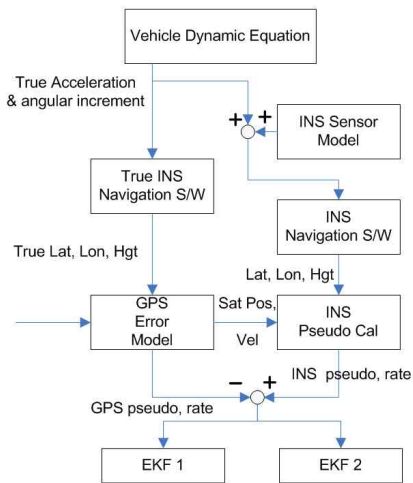


그림 15. 시뮬레이션 순서도

표 1. 관성 센서 오차

가속도계		자이로	
Bias(ug)	100	Bias(deg/hr)	0.01
Scale factor (ppm)	100	Scale factor	100
Misalignmnet (arcsec)	5	Misalignmnet	5
<b>GPS</b>			
의사 거리 오차	8 m		
의사 거리 변화율 오차	0.2 m/sec		

치와 알마낙(Almanac) 데이터를 이용하여 위성의 위치 및 속도를 계산하고 여기에 1차 markov 로 모델링 된 오차를 추가하여 의사거리와 의사거리 변화율을 생성한다. 마지막으로 INS Pseudo Cal 에서는 EKF1(15차)과 EKF2(24차)의 측정치로 사용되는 관성항법장치의 의사거리 및 의사거리 변화율을 생성하여 EKF를 수행한다. 관성항법장치의 항법 계산은 200Hz로 수행하며, EKF의 시간 전파 및 측정치 갱신은 1Hz로 수행한다.

5. Simulation 결과

그림 16~19는 100회의 몬테칼로 시뮬레이션 결과이며,

$$\phi_i err = \phi_i - \hat{\phi}_i \quad i = E, N, U \quad (12)$$

여기서,  $\phi_i$  순수 항법의 자세 오차,  $\hat{\phi}_i$ 는 EKF의 자세 오차 추정치

위와 같이 정의된 추정후 남은 자세 오차에 대해서 표준편차(standard deviation,  $\sigma$ )을 나타내며, 그림에서 +는 평균(mean)+1 $\sigma$ 와 -는 mean-1 $\sigma$ 를 나타낸다.

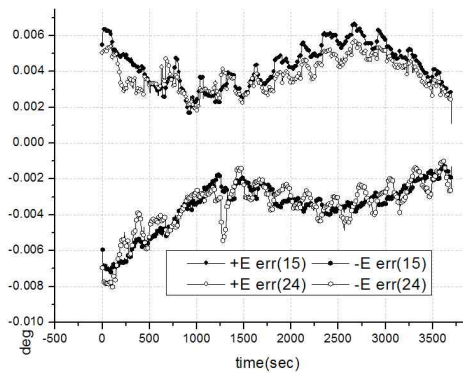


그림 16.  $\phi_E err$

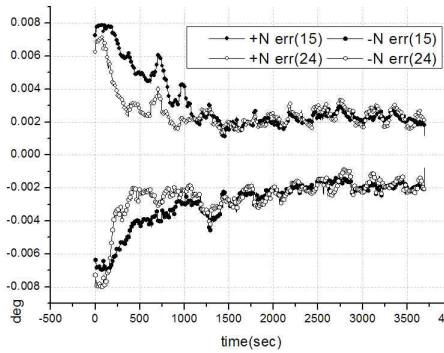


그림 17.  $\phi_N err$

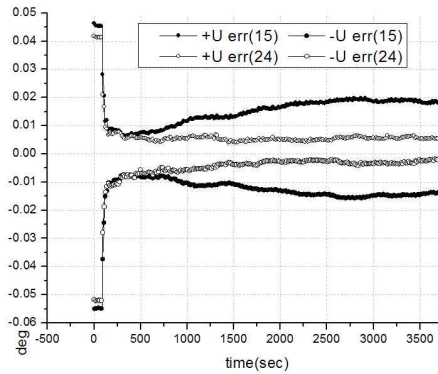


그림 18.  $\phi_U err$  ( $1\sigma = 5$  arcsec)

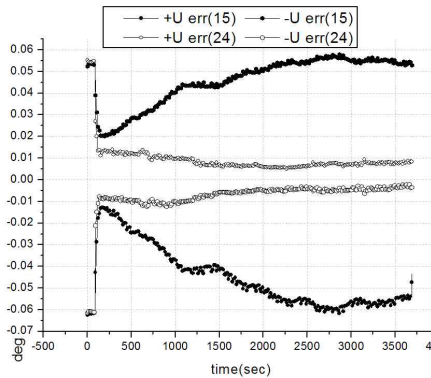


그림 19.  $\phi_U err$ ( $1\sigma = 15$  arcsec)

그림 16, 17과 같이 수평축 자세 오차에 대해서는 15차 EKF와 24차 EKF가 유사한 성능을 나타낸다. 수직축 자세 오차 역시 자이로 바이어스에 의해만 야기된 초기 오차는 동일한 크기의 추정 성능을 보이지만, 항체가 뱅크턴을 행하면서 발생하는 누적 오차에 대해서는 15차 EKF가 오차를 줄이지 못하는 것을 볼 수 있다. 따라서, 자이로 바이어스 오차 외에 비정렬에 의해서 추가적



으로 발생하는 오차에 대해서는 비정렬을 모델링한 24차 EKF의 성능이 우수함을 알 수 있다. 이런 이유는 식(2)에 의해 자이로 바이어스만 모델링된 15차의 경우 수직축 자세 오차의 누적을 수직축 자이로 바이어스만으로 추정하기 때문에 발생한다.

비정렬이 추가적으로 더 발생하였을 경우( $1\sigma = 15\text{arcsec}$ )인 그림 19에 대한 성능 차이는 더 크게 발생함을 알 수 있다. 15차 EKF는 벅크턴시 누적 오차의 크기가 초기 오차에 만큼이나 발생하는 것을 전혀 추정하지 못하는 것을 볼 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 벅크턴을 하는 항공기에 탑재되는 관성항법장치의 자이로 비정렬에 의한 자세 오차와의 관계를 살펴보고, 자이로의 특정 비정렬 오차가 벅크턴 자세가 있는 관성항법장치의 주요오차 요소인 수직축 자세오차를 누적 시켜 증가시킬 수 있다는 것을 살펴 보았다. 그러나 이런 오차를 제거하는 방법으로 위성항법장치를 이용하여 비정렬을 EKF에서 모델링하고, 제시된 모델링 방법이 오차를 추정하고 보상하는데 우수함을 시뮬레이션 결과를 제시하였다.

### 참고문헌

- 1) Oleg S. Salychev, Applied Inertial Navigation : Problems and Solutions, The BMSTU Press, 2004.
- 2) KENNETH R. BRITTING, Sc.d., INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS ANALYSIS, WILEY-INTERSCIENCE, 1971.
- 3) Bar-itzhack, I.Y., Porat, B. "Azimuth Observability Enhancement During Ins in-flight Alignment", Technion-Israel Inst.of Tech. 1979.
- 4) 이태규, 조윤철, 장석원, 박재용, 성창기, "방위각 개선을 위한 SDINS/GPS/ZUPT 결합 지상 항법 시스템", 한국군사과학기술학회지, 제9권 1호, pp.-12, 2006.
- 5) 성창기, 조윤철, 이윤선, 이태규, 신용진, "시변 비정렬 오차의 SDINS 영향 분석", 한국군사과학기술학회 2007년도 종합학술대회, pp. 779-782, 2007.
- 6) Pratap Misra, Per Enge, GLOBAL POSITIONING SYSTEM signal, Measurements, and Performance, Ganga-Jamuna Press, 2001.
- 7) Robert M. Rogers, Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems 2nd Ed., AIAA, 2003.