

링 레이저 자이로 기반 회전형 관성항법장치를 위한 6-자세 자이로 바이어스 교정 방법

유해성^{*,1)} · 김천중¹⁾ · 이인섭¹⁾ · 오주현¹⁾ · 성창기¹⁾ · 이상정²⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

²⁾ 충남대학교 전자전파정보통신공학과

The Six-Position Calibration Technique of Gyro Bias for Rotational Inertial Navigation System Based on Ring Laser Gyroscope

Haesung Yu^{*,1)} · Cheon-Joong Kim¹⁾ · Inseop Lee¹⁾ · Ju-Hyun Oh¹⁾ · Chang-Ky Sung¹⁾ · Sangjeong Lee²⁾

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

²⁾ *Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea*

(Received 3 August 2018 / Revised 31 December 2018 / Accepted 8 February 2019)

ABSTRACT

The inertial sensor errors in SDINS(Strapdown Inertial Navigation System) can be compensated by rotating the inertial measurement unit and it is called RINS(Rotational Inertial Navigation System). It is assumed that the error of the inertial sensor in RINS is a static bias. However, the error of the inertial sensor actually developed and produced is not a static bias due to the change of the temperature applied to the sensor and the influence of the earth's gravity acceleration. In this paper, we propose a six-position gyro bias calibration method to evaluate the gyro bias required for RINS and present the test results of applying it to a ring laser gyro inertial navigation system under development.

Key Words : Six-Position Calibration(6 자세 교정), Ring Laser Gyro(링 레이저 자이로), Rotational Inertial Navigation System(회전형 관성항법장치)

1. 서론

각 증분과 속도 증분을 측정하여 위치를 제공하는 스트랩다운(Strapdown) 관성항법장치(Inertial Navigation

System)는 관성 센서 뭉치를 회전시켜 관성 센서 오차를 상쇄 시킬 수 있으며, 이런 형태를 회전형 관성항법장치(Rotational Inertial Navigation system)라 한다¹⁻³⁾. 외부의 도움 없이 가속도계와 자이로로 구성된 관성항법장치는 단독으로 위치, 자세, 속도를 제공할 수 있다. 이러한 장점으로 비관성 센서와 통합되어 무기체계 등의 항법장치로 널리 사용되고 있다. 그러나 관

* Corresponding author, E-mail: hae0817@add.re.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

성센서 오차 및 초기 정렬 오차가 지구회전 각속도와 지구 중력의 상호 관계에 의해서 시간에 따라 위치 오차가 증가하는 특성을 가지고 있다. 이러한 특성을 가지는 관성항법장치의 성능을 개선하는 방법으로 초기 정렬 과정에서 발생하는 초기 자세 오차가 없고 관성 센서의 오차가 static 형태라는 가정하에, 항법 중 발생하는 관성 센서의 오차를 관성 센서 뭉치 회전을 통해 상쇄 시키는 회전형 관성항법장치의 연구들이 많이 진행되었다^{6,8)}. 관성 센서 오차가 자세 변화를 통해 항법 축에서 항법 오차로 전과되는데, 이때 관성 센서 뭉치를 일정하게 회전 시키며, 회전 전/후 및 회전 중의 오차 전과를 상호 반대 방향으로 만들어 항법 좌표계에서의 관성센서 오차의 총합이 0이 되게 할 수 있다. 이러한 이유로 관성 센서 오차는 항법 중 항법축에서 전과되지 않게 되고 관성항법장치의 위치 오차 성능을 상당히 향상 시킬 수 있다.

하지만, 실제로 개발되고 생산되는 관성 센서의 오차는 static 형태이기 어렵다. 관성 센서의 자세 변화에 따라 오차를 발생시키는 원인들이 변화되고 결과적으로 관성 센서의 오차가 시간에 대해 변화하게 된다. 또, 센서가 경험하는 온도의 변화 및 지구 중력 가속도의 영향이 관성 센서 오차를 변화 시킨다⁹⁾. 관성 센서의 오차가 static 형태가 아니면 회전형 관성항법장치의 운용 원리의 가정인 관성 센서의 회전에 의해 전과되는 오차의 총 합이 상쇄되지 않게 되고, 결국 회전형 관성항법장치의 오차를 발생시키게 된다. 이러한 이유로 초기 정렬 및 교정 과정을 통해 관성 센서 오차를 최소화하거나 항법 중 발생하는 자세 변화를 정렬 중에 반복 시켜 오차의 변화량을 보상하는 방법들이 연구 되고 있다¹⁰⁻¹¹⁾. 이러한 연구들은 관성 센서의 종류에 따라 다르게 개발되고 있으며, 그 방법 또한 여러 가지 형태로 연구가 진행되었다.

특히 회전형 관성항법장치의 경우, 관성 센서 중 자이로의 바이어스가 static 형태가 아닐 경우, 회전에 의해 전과되는 오차의 총합이 상쇄되지 않아 성능에 영향을 많이 미친다. 장시간 운용되는 관성항법장치의 경우, 자이로 성능이 관성항법장치의 성능 결정에 주요 요소이다¹²⁻¹⁴⁾. 회전형 관성항법장치 역시 자이로 성능이 주요한 성능 결정 요소이며, 오차 요소로는 자이로 바이어스의 변화가 많은 영향을 준다. 회전형 관성항법장치의 원리에서 알 수 있듯이 자이로 바이어스가 static 형태이면 문제가 되지 않지만, 회전 중에 발생하는 자이로 바이어스의 변화가 회전형 관성

항법장치의 성능을 좌우하게 된다. 이런 이유로 자세 변화 및 외부 환경에 따라 바이어스 변화가 작은 링 레이저 자이로(Ring Laser Gyro(RLG)) 혹은 광섬유 자이로(Fiber Optic Gyro(FOG))를 개발하여 회전형 관성항법장치에 적용하였다⁹⁾.

본 논문에서는 회전형 관성항법장치에 요구되는 자이로 바이어스를 평가하기 위해 자세별 자이로 바이어스 교정 방법을 제시하고, 국내 개발 중인 링 레이저 관성항법장치에 적용한 결과를 제시한다. 본 논문의 자이로 바이어스 교정 방법은 Rate Table에서 정지 상태의 속도오차를 이용하여 자세별로 식별하게 된다. 링 레이저 자이로의 바이어스는 자체 디더링에 의한 상호 간섭을 최소화하기 위하여 관성 센서 뭉치를 구성하여 관성항법장치 시스템 단계의 교정을 통하여 식별된다^{15,16)}. 본 논문에서는 관성항법장치의 자세를 6 자세로 변화시키고, 항법 오차 방정식을 이용하여 센서 축에서의 자이로 바이어스를 계산한다. 제시된 자이로 바이어스 측정 방법을 통해 자이로를 평가한다. 자세별로 자이로 바이어스가 변화하면 회전형 관성항법장치에 오차를 발생시키므로, 이를 최소화하기 위해 자이로의 하드웨어를 수정한 예를 보이고, 운용 자세에 따른 자이로 바이어스 변화에 대한 성능 개선 효과에 대해서 기술한다.

본 논문의 구성은 2장에서 교정 계수를 정의하고, 3장에서는 시스템 단계의 교정에 필요한 항법 오차 방정식을 제시한다. 4장에서는 6 자세 교정에 필요한 측정 방정식을 유도하고, 5장에서는 제안된 교정 방법을 개발 중인 관성항법장치에 수행한 결과를 제시하고 6장에서 결론을 기술하도록 한다.

2. 교정 계수의 정의

관성 센서의 오차는 인가되는 운동량에 무관하게 그 값이 변화하는 정적 오차(static error)와 인가되는 운동량에 유관하게 발생하는 동적(Dynamic error)가 있다. 본 논문이 대상으로 하는 RLG 관성항법장치의 교정 대상은 정적 오차이고, 동적 오차는 그 크기가 작아 생각한다.

정적 오차 교정 방법으로는 레이트 시험, 다위치 시험 및 시스템 단계에서의 가속도 정보를 이용하는 방법이 있으며, 본 논문에서는 항법 정보를 이용하는 시스템 단계에서의 정렬/항법을 수행하여 교정을 수행한다.

시스템 단계에서의 교정 방법은 각 위치(Angular Position)를 제어할 수 있는 Rate Table을 이용하여 관성항법장치의 각 위치를 변화시킨다. 그리고 각 위치에서의 속도 오차를 측정값으로 하면서, 해당 위치에서의 관성 센서 오차로 표현된 선형 방정식을 구성하고, 관성 센서 오차식을 풀게 된다. 본 논문에서는 식 (1), (2)의 관성항법 오차식과 2축 제어가 가능한 Rate Table을 이용하여 관성항법장치의 각 위치를 변화시키며 관성 센서 오차와 속도 오차 측정방정식을 획득한다^[12,13]. 동체 좌표계에서의 가속도 오차(δA_i^B) 및 자이로 오차($\delta \omega_i^B$)는 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \delta A_x^B &= \alpha_x + \alpha_{xx}A_x^B + \alpha_{xy}A_y^B + \alpha_{xz}A_z^B \\ \delta A_y^B &= \alpha_y + \alpha_{yx}A_x^B + \alpha_{yy}A_y^B + \alpha_{yz}A_z^B \\ \delta A_z^B &= \alpha_z + \alpha_{zx}A_x^B + \alpha_{zy}A_y^B + \alpha_{zz}A_z^B \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \delta \omega_x^B &= \beta_x + \beta_{xx}\omega_x^B + \beta_{xy}\omega_y^B + \beta_{xz}\omega_z^B \\ \delta \omega_y^B &= \beta_y + \beta_{yx}\omega_x^B + \beta_{yy}\omega_y^B + \beta_{yz}\omega_z^B \\ \delta \omega_z^B &= \beta_z + \beta_{zx}\omega_x^B + \beta_{zy}\omega_y^B + \beta_{zz}\omega_z^B \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, $A_x^B, A_y^B, A_z^B, \omega_x^B, \omega_y^B, \omega_z^B$ 는 각각 동체 좌표계에서의 가속도, 각속도, $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ 는 동체 좌표계에서의 가속도계 바이어스, $\alpha_{xx}, \alpha_{yy}, \alpha_{zz}$ 는 동체 좌표계에서의 가속도계 척도계수 오차, α_{ij} 는 동체 좌표계에서의 가속도계 i축이 j축 방향으로 향하는 방향의 비정렬 오차, $\beta_x, \beta_y, \beta_z$ 는 동체 좌표계에서의 자이로 바이어스, $\beta_{xx}, \beta_{yy}, \beta_{zz}$ 는 동체 좌표계에서의 자이로 척도계수 오차, β_{ij} 는 동체 좌표계에서의 자이로 i축이 j축 방향으로 향하는 방향의 비정렬 오차를 의미한다.

본 논문에서는 자이로 바이어스에 대해서만 교정 측정 방정식을 기술한다. 회전형 관성항법장치의 회전 운동에 대해서 자이로 바이어스가 static 바이어스인지를 확인하기 위해서 관성 센서 뭉치를 6 자세로 위치시키고, 6 자세에 대해서 자이로 바이어스와 속도 오차 및 방위각 자세 사이의 선형 측정 방정식을 유도한다.

3. 교정 오차 모델

식 (1), (2)에서 정의된 관성 센서 오차와 항법 결과

인 속도 측정치와의 상관 관계를 기술하기 위해서 교정 과정에서 이용하는 관성항법장치 자세 오차 및 속도 오차 모델^[12-17]을 구하면 식 (3), (4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_E \\ \dot{\phi}_N \\ \dot{\phi}_U \end{bmatrix} = -\delta\omega + \phi \times \Omega = \begin{bmatrix} -\delta\omega_E - \Omega_N\phi_U + \Omega_U\phi_N \\ -\delta\omega_N - \Omega_U\phi_E + \Omega_E\phi_U \\ -\delta\omega_U - \Omega_E\phi_N + \Omega_N\phi_E \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서, ϕ 는 관성항법장치가 계산한 항법좌표계와 자세오차가 포함된 실제 항법 좌표계와의 비정렬을 의미하는 자세 오차이며, $\delta\omega$ 는 $\delta\omega = [\delta\omega_E \ \delta\omega_N \ \delta\omega_U]^T$ 로 항법축에서의 자이로 오차이며, $\phi \times$ 는 ϕ 의 cross product이며, $\Omega = [\Omega_E, \Omega_N, \Omega_U]^T$ 는 지구 회전 각속도이다.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{V}_E \\ \delta \dot{V}_N \\ \delta \dot{V}_U \end{bmatrix} = \delta A - \phi \times g = \begin{bmatrix} \delta A_E - g\phi_N \\ \delta A_N + g\phi_E \\ \delta A_U \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서, δV 는 항법 좌표계에서의 속도 오차이며, g 는 중력 가속도를 의미한다.

4. 자이로 바이어스 교정

본 장에서는 Z축이 Up 자세와 일치하게 배치되는 경우에 대해서 자이로 바이어스를 교정하여 구하는 방법을 논의하고 이후 다른 자세별 자이로 바이어스를 구하는 방법을 기술한다.

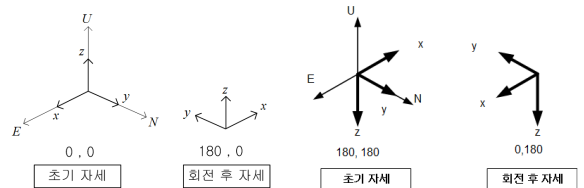


Fig. 1. Z-Up position Fig. 2. Z-Down position

먼저 항법 좌표계에서의 수평축 속도 오차 $\delta V_E, \delta V_N$ 의 시간 변화율은 항법 좌표계에서의 수평축 가속도 오차 $\delta A_E, \delta A_N$ 와 수평축 자세 오차 ϕ_E, ϕ_N 에 대해서 식 (5)와 같은 관계를 형성한다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= \delta A_E - g \phi_N \\ \delta \dot{V}_N &= \delta A_N + g \phi_E \end{aligned} \quad (5)$$

수평축 및 수직축 자세 오차의 시간 변화율은 수평축 자세오차가 작다고 가정하여 식 (3)에서 지구 회전 각속도 $\Omega = [\Omega_E, \Omega_N, \Omega_U]^T$ 와 곱하지는 항이 무시할 정도로 작다는 가정하에 식 (6)과 같은 관계를 형성한다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E &= -\delta \omega_E - \Omega_N \phi_U \\ \dot{\phi}_N &= -\delta \omega_N + \Omega_E \phi_U \\ \dot{\phi}_U &= -\delta \omega_U \end{aligned} \quad (6)$$

자이로 바이어스 측정치 획득 시점은 전 단계의 교정 즉 자이로 바이어스를 제외한 오차를 획득하는 과정에서 가속도 오차 및 자이로 바이어스 오차를 제외한 자이로 오차가 정상적으로 보상되어 시간 변화율이 없다고 가정하여 식 (7)과 같이 근사화 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \ddot{V}_E &\cong -g \dot{\phi}_N \\ \delta \ddot{V}_N &\cong +g \dot{\phi}_E \end{aligned} \quad (7)$$

자이로 바이어스를 계산하기 위해서 자체 정렬은 방위각 0도($C_b^N(0)$)에서 수행하고, 비행 모드를 진입 후 일정시간 후(여기서는 10분) 방위각을 180도($C_b^N(T)$) 회전시킨다(여기서 0은 회전 전, T는 회전 후의 순간을 의미한다).

Fig. 1의 초기 자세 0도에서의 자세 오차(Fig. 1의 (x,y) 2축 회전 Rate Table의 각 위치를 의미한다)에 의해 초기 및 회전 후 자이로 바이어스($\beta_x, \beta_y, \beta_z$)는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E(0) &= -\beta_x - \Omega_N \phi_U \\ \dot{\phi}_N(0) &= -\beta_y + \Omega_E \phi_U \\ \dot{\phi}_U(0) &= -\beta_z \end{aligned} \quad (8-1)$$

180도에서의 자세 오차는

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E(T) &= \beta_x - \Omega_N \phi_U \\ \dot{\phi}_N(T) &= \beta_y + \Omega_E \phi_U \\ \dot{\phi}_U(T) &= -\beta_z \end{aligned} \quad (8-2)$$

또한 0도에서의 속도 오차 2차 기울기는 식 (9-1)과 같다.

$$\begin{aligned} \delta \ddot{V}_E(0) &= -g \dot{\phi}_E(0) \\ \delta \ddot{V}_N(0) &= g \dot{\phi}_N(0) \end{aligned} \quad (9-1)$$

180도에서의 속도 오차 2차 기울기는 식 (9-2)와 같다.

$$\begin{aligned} \delta \ddot{V}_E(T) &= -g \dot{\phi}_E(T) \\ \delta \ddot{V}_N(T) &= g \dot{\phi}_N(T) \end{aligned} \quad (9-2)$$

식 (8-1), (8-2)를 식 (9-1), (9-2)에 대입하여 자이로 바이어스에 대해 정리하면 식 (10)과 같이 자이로 바이어스가 구해진다.

$$\begin{aligned} \beta_x &= \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{2g} \\ \beta_y &= \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{-2g} \\ \beta_z &= \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{-2} \end{aligned} \quad (10)$$

결과적으로, 동체 좌표계에서의 x축 자이로 바이어스는 회전 후(T)와 회전 전(0)의 항법축에서의 Y축 즉 N 축 속도 오차의 2차 기울기의 차로 나타나며, Y축 자이로 바이어스는 회전 후(T)와 회전 전(0)의 항법축에서의 X축 즉 E 축 속도 오차의 2차 기울기의 차로 나타나고, Z축 자이로 바이어스는 회전 전과 후의 항법축에서의 수직축 자세의 1차 기울기의 평균으로 표현됨을 알 수 있다.

같은 방법으로 관성항법장치의 자세가 Fig. 2와 같이 Z축이 Down 자세와 일치하도록 2축 Rate Table을 이용하여 관성항법장치 각 위치를 설정한다. Z-Down 자세의 초기 자세와 회전 후의 자세 오차 방정식은 식 (11-1), (11-2)와 같으며 식 (9-1), (9-2)와 같이 정리하면 Z-Down 자세에서 획득하게 되는 자이로 바이어스는 식 (12)와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_E(0) &= +\beta_x - \Omega_N \phi_U \\ \dot{\phi}_N(0) &= -\beta_y + \Omega_E \phi_U \\ \dot{\phi}_U(0) &= +\beta_z \end{aligned} \quad (11-1)$$

$$\begin{aligned}\dot{\phi}_E(T) &= -\beta_x - \Omega_N \phi_U \\ \dot{\phi}_N(T) &= +\beta_y + \Omega_E \phi_U \\ \dot{\phi}_U(T) &= +\beta_z\end{aligned}\quad (11-2)$$

$$\beta_x = \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{-2g}$$

$$\beta_y = \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{-2g}\quad (12)$$

$$\beta_z = \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{2}$$

같은 방법으로 2축 Rate Table 제어가 가능한 초기 자세가 Fig. 3과 같이 Y-Up 자세에서의 자이로 바이어스는 식 (13)과 같다.

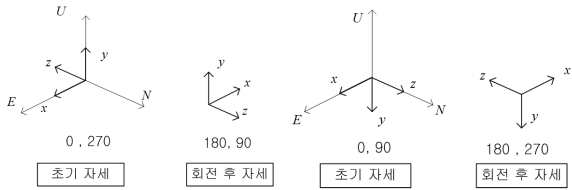


Fig. 3 Y-Up position

Fig. 4 Y-Down position

$$\beta_x = \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{2g}$$

$$\beta_z = \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{2g}\quad (13)$$

$$\beta_y = \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{-2}$$

초기 자세가 Fig. 4의 Y-Down 자세에서의 자이로 바이어스는 식 (14)와 같다.

$$\beta_x = \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{2g}$$

$$\beta_z = \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{-2g}\quad (14)$$

$$\beta_y = \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{2}$$

초기 자세가 Fig. 5와 같이 X-Up 자세에서의 자이로 바이어스는 식 (15)과 같다.

식 (10), (12)~(16)을 종합하여 보면, 교정의 초기 자세에서 수평축에 놓여 있는 자이로의 바이어스는 수평으로 90도 방향의 항법 축 속도 오차의 2차 기울기 차에 의해 결정되고, 수직축에 있는 자이로 바이어스는 항법 중 회전 방위각의 1차 기울기의 평균임을 알 수 있다.

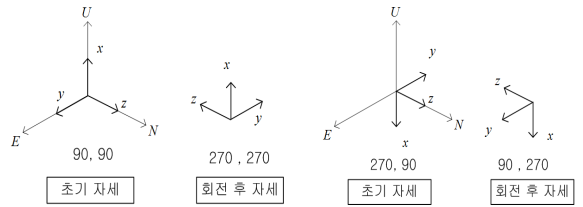


Fig. 5 X-Up position

Fig. 6 X-Down position

$$\beta_y = \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{2g}$$

$$\beta_z = \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{-2g}\quad (15)$$

$$\beta_x = \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{-2}$$

마지막으로 초기 자세가 Fig. 6과 같이 X-Down 자세에서의 자이로 바이어스는 식 (16)과 같다.

$$\beta_y = \frac{\delta \ddot{V}_N(T) - \delta \ddot{V}_N(0)}{-2g}$$

$$\beta_z = \frac{\delta \ddot{V}_E(T) - \delta \ddot{V}_E(0)}{-2g}\quad (16)$$

$$\beta_x = \frac{\dot{\phi}_U(T) + \dot{\phi}_U(0)}{2}$$

논문의 항법계산에 사용되는 관성항법장치 항법 좌표계는 East-North-Up(ENU)로 계산되며, 오일러 각 자세는 Roll, Pitch, Yaw에 대해 RPY(321) sequence으로 구한 Euler 각을 출력한다. 수직축에 위치한 자이로 바이어스는 이 Euler 각인 Yaw 각 혹은 방위각 자세 (ψ)의 1차 기울기를 이용한다.

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{\cos\theta \sin\psi}{\cos\theta \cos\psi}\right) \quad (17)$$

그러나 식 (17) 처럼, RPY(321) sequence은 Pitch(θ)가 90도 및 -90도에 위치하였을 경우 분모/분자가 0으로 수렴하므로 방위각 자세 정보를 계산할 수 없게 되고, Y축 자이로 바이어스를 계산하지 못하게 된다^[12]. 따라서 Pitch 90도 및 -90도에서는 PRY(231) sequence을 이용하여 Y축 자이로 바이어스를 계산하고, 방위각의 1차 기울기를 측정방정식으로 이용한다.

5. 시험 평가

2축 Rate Table을 제어하여 4장에서 제시된 6가지 자이로 바이어스 교정 방법을 적용하고, 개발 중인 관성항법장치 운용 온도를 고려하여 Fig. 7과 같이 외부 온도를 제어한 상태에서 자이로 바이어스를 실시간 계산한다.

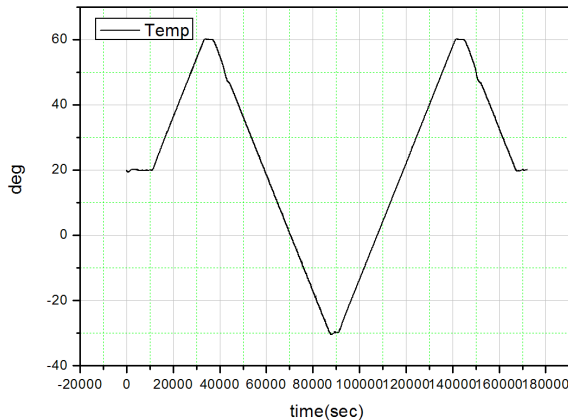


Fig. 7. Temp. change for calibration process

본 장에서는 6 자세의 교정 결과 중 Z-Up과 Y-Up 결과만 제시한다. 개발 중인 관성항법장치의 초기 정렬 모드 자세는 Y-Up 자세이고, 항법 모드 자세는 Z-Up으로 Z-Up과 Y-Up의 자세에 대해서 시험 결과를 분석한다.

Fig. 8과 Fig. 9는 각각 관성항법장치의 Z-Up(—●—)과 Y-Up(—★—) 자세에 대해서 식 (10)과 식 (12)로 획득된 X축과 Y축 자이로 바이어스를 나타낸다(세로축 자이로 바이어스/가로축 자이로 온도).

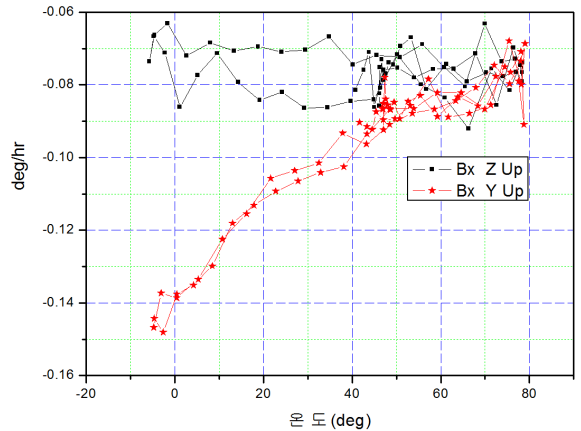


Fig. 8. X Gyro bias(Z-Up & Y-Up angular position)

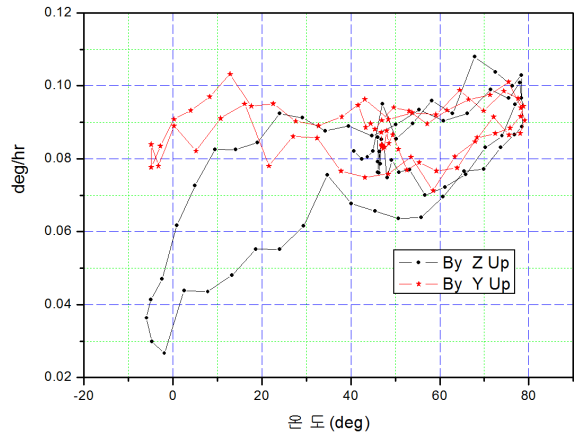


Fig. 9. Y Gyro bias(Z-Up & Y-Up angular position)

자이로 온도가 50 °C 이상의 고온에서는 Z-Up 및 Y-Up 자세에서 자이로 바이어스가 같은 값을 나타낸다. 하지만 50 °C 이하의 자세에는 각 자세에 따라 자이로 바이어스가 변하는 현상이 나타났다. 이렇게 회전 자세에 따라서 자이로 바이어스가 변화하게 되면, 회전형 관성항법장치의 기본 가정인 자이로 오차가 static 형태인 것에 위배되고, 결과적으로 회전형 관성항법장치의 성능을 크게 악화시키게 된다.

Fig. 8-9와 같이 두 자세에 대해서 자이로 바이어스가 변화하는 현상은 각각의 자세에서 자이로 내부의 열적 분포 차이에 의해서 발생한 것으로 원인 분석되었다. Z-Up과 Y-Up 자세에서 교정 시 자이로는 Fig. 10과 같이 배치되며 이 때 링레이저 자이로 전자부(Electric Board)에서 발생한 열이 자이로의 광학부

(Cathode/Anode)로 전달되는데, 각각의 자세에서 중력 가속도의 영향으로 대류 및 전도에 의해 그 전달이 다르게 영향을 주는 것으로 해석되었다(Fig 11).

측정을 통하여 링레이저 자이로 내부의 열분포를 측정된 결과 광학부 대비 전자부의 온도가 10 °C 이상 높게 나타남을 확인하였으며 이 때 열분포의 차이에 의해 전자부에서 발생한 열이 광학부로 전달됨에 따라 광학부에 열구배가 발생하여 Fig. 8~9와 같이 자세에 따라 교정결과가 다르게 나타난 것으로 확인되었다.

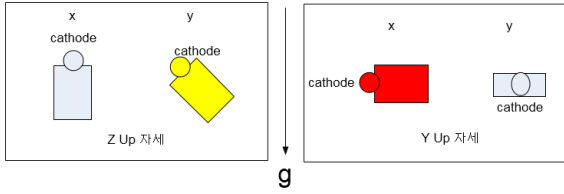


Fig. 10. Gyro angular position of Z-Up and Y-Up

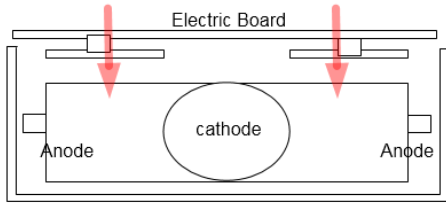


Fig. 11. Internal schematic of gyro

Fig. 11은 링레이저 자이로 내부의 구조를 보여주는 것으로 전자부에서 광학부로 열전달을 최소화 할 수 있도록 자이로 내부의 하드웨어를 설계 변경한 후 교정을 재 수행하였다. 다른 자세에서의 교정 결과를 비교하여 그림으로 나타내면 Fig. 12와 Fig. 13과 같다. 저온에서의 특성을 더 관찰하기 위해서 관성항법장치의 외부 케이스를 제거(위의 교정시험과 동일한 조건)하고 교정을 수행하여 -20 °C까지 교정을 수행하였다.

Fig. 12와 13에서 나타난 바와 같이 Z-Up과 Y-Up 자세에서 동일한 크기와 패턴의 자이로 바이어스가 계산됨을 확인하였으며, 나머지 4 자세에 대해서도 동일한 결과를 획득하였다.

검증 방법으로 교정 후 선별적인 온도에 대해서 정렬 과정에서 min bias 측정 방법 및 정렬 상태에서 정렬 이후 항법을 수행하고, 이 발생한 V_e 축 속도 오차를 이용하여 바이어스를 평가하였다. 이는 선별적인 온도에 대한 것으로 본 논문에서는 기술을 생략하였다.

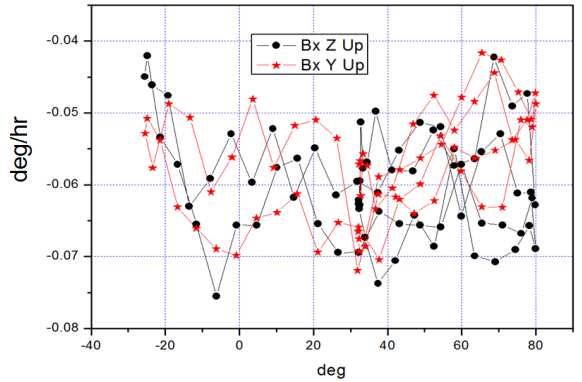


Fig. 12. X Gyro bias(Z-Up & Y-Up angular position)

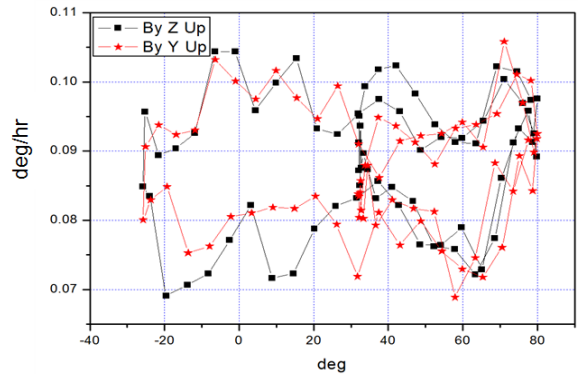


Fig. 13. Y Gyro bias(Z-Up & Y-Up angular position)

6. 결론

본 논문에서는 회전형 관성항법장치의 주요 오차 요소인 자이로 바이어스에 대해서 6 자세별로 교정하는 방법을 제시하였다. 180도 회전 전/후의 속도 오차의 2차 기울기 및 방위각 변화의 1차 기울기를 측정하여 시스템 단계에서 자이로 바이어스 교정 방법을 2축 Rate Table에서 수행할 수 있도록 제시하였으며 개발 중인 관성항법장치 시험 평가를 수행하였다. 수행 결과 개발된 링레이저 자이로 내부의 광학부/전자부 열간섭에 의하여 교정 자세 변화에 따라 자이로 바이어스가 상이하게 변하는 현상을 식별하였다. 하드웨어 설계 변경을 통하여 식별된 문제 해결 후 본 논문에서 제시한 교정 기법을 통해 자세 변화에 따른 자이로 바이어스 변화 현상이 사라졌음을 확인하여 하드웨어 설계 변경이 타당하게 진행되었음을 검증할

수 있었다. 이러한 결과로 판단할 때 본 논문에서 제시한 6자세 자이로 바이어스 교정기법은 새로이 개발되는 자이로 혹은 관성항법장치 기능/성능 검증에 매우 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단되며 회전형 관성항법장치용 자이로 선별에도 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

향 후 개발된 자이로 및 관성항법장치에 대해서 회전형 관성항법장치를 구성하고 회전형 관성항법치의 오차 요소에 대한 추가적인 연구를 진행 할 예정이다.

References

- [1] J. Keller, "Sperry Marine to build AN/WSN-7 Shipboard Navigation Systems as Navy Waits for New Replacement," Military & Aerospace Electronics, Sep. 2017.
- [2] E. Levinson, J. Horst and M. Willcocks, "The Next Generation Marine Inertial Navigation is Here Now," Proceedings of IEEE PLANS 1994.
- [3] E. Levinson, and C. Giovanni, "Laser Gyro Potential for Long Endurance Marine Navigation," Proceedings of IEEE PLANS 1980.
- [4] E. Levinson and R. Majure, "MARLIN, The Next Generation Marine Inertial Navigator," Symposium Gyro Technology 1987.
- [5] E. Levinson and R. Majure, "Accuracy Enhancement Techniques Applied to the Marine Ring Laser Inertial Navigator(MARLIN)," Proceedings of ION National Technical Meeting, 1987.
- [6] Zengjun Liu, etc, "An Improved Rotation Scheme for Dual-Axis Rotational Inertial System," IEEE Sensors Journal, Vol. 17, No. 13, July 2017.
- [7] Balun Yuan, Dan Liao and Songlai Han, "Error Compensation of an Optical Gyro INS by Multi-Axis Rotation," Measurement Science and Technology, p. 9, 2012.
- [8] QIN Chon, etc, "Design and Analysis of Dual-Axis Rotating Scheme for Ring Laser Strapdown Inertial Navigation System," Proceedings of the 35th Chinese Control Conference, July 2016.
- [9] S. Han, ect, "The Development and Evaluation for a Two-Axis Indexing NFFLDLG INS for Marine Navigation," Inertial Sensors and System, pp. 19-34, 2015.
- [10] Gu-Yin Rao, etc, "Calibration of Laser Inertial Navigator with Dual-axis Rotation," International Journal of Control, Automation and Systems, pp. 960-966, 2015.
- [11] Qingzhong Cai etc, "Online Calibration of the Geographic-Frame-Equivalent Gyro Bias in Dual-Axis RINS," IEEE Trans. of Instrumentation and Measurement, 2018.
- [12] D. Titterton and J. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology," Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [13] G. M. Siouirs, "Aerospace Avionics Systems, A Modern Synthesis," Academic Press, 1993.
- [14] Oleg S. Salychev, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics," Bauman MSTU Press, Moscow, 1998.
- [15] Sargent M., "Basic Ring Laser Gyro Theory," SPIE, Vol. 487 Physics of Ring Laser Gyros, pp. 22~29, 1984.
- [16] P. G. Savage, "Calibration Procedures for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems," Proceedings of the 9th Annual Elector-Optics/Laser Conference and Exhibition, Anaheim, California, pp. 667~681, October 1977.
- [17] Tae-Gyoo Lee, Chang-Ky Sung, "Estimation Technique of Fixed Sensor Errors for SDINS Calibration," International Journal of Control, Automation, and Systems, Vol. 2, No. 5, pp. 53-541, Dec. 2004.