

외란을 고려한 스트랩다운 관성항법장치 자이로 바이어스 교정기법

A Study on the SDINS's Gyro Bias Calibration Method in Disturbances

이 윤 선* 이 상 정**
Youn-Seon Lee Sang-Jeong Lee

Abstract

In this paper we study the gyro bias calibration method of SDINS(Strap-Down Inertial Navigation System). Generally, SDINS's calibration is performed in 2-axis(or 3-axis) rate table with chamber for varying ambient temperature. We assumed that the majority of calibration-parameter except for gyro bias is known. During gyro-bias calibration procedure, it can be induced some disturbances(accelerometer's short-term error induced rate table rotation and anti-vibration mount's rotation). In these cases, old gyro-bias calibration methods(using velocity error or attitude error) have an error, because these disturbances are not detectable at the same time.

So that, we propose a new gyro-bias calibration method(heading error minimizing using equivalent linear transformation) that can detect anti-vibration mount's rotation. And we confirm efficiency of the new gyro-bias calibration method by simulation.

Keywords : INS(관성항법장치), Calibration(교정), Equivalent Linear Transformation(등가선형변환)

1. 서론

관성항법장치(INS : Inertial Navigation System)는 관성센서(자이로 및 가속도계)를 이용하여 항체의 정밀한 위치, 속도, 자세, 각속도, 가속도 정보를 실시간 제 공하는 장치로서, 지상, 해상, 항공, 우주 분야 등 다양한 무기체계에 적용되고 있다. 이러한 관성항법장치는

요구되는 항법정확도에 따라 저급, 중급, 고급으로 분류되고, 주로 관성센서의 정밀도에 따라 나뉘어 진다.

관성센서의 정밀도를 판단하는 기준은 관성항법장치 사용 환경에 따라 조금씩 다르지만, 통상 확정적(Deterministic) 오차와 확률통계적(Stochastic) 오차로 분류하고 확률통계적 오차의 시간에 따른 분산오차를 정의하여 관성센서의 정밀도 판단 기준으로 삼는다. 그러나 일반적으로 관성센서의 확정적 오차와 확률통계적 오차를 명확히 구분하기 어려우며, 확정적 오차를 구분하여 검출하는 기법을 교정이라 부른다^[1~3].

이러한 관성센서를 장착한 관성항법장치는 각각의 관성센서 오차 이외에도 3축 자이로와 3축 가속도계를

† 2009년 2월 13일 접수~2009년 4월 17일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

** 충남대학교(Chungnam National University)

책임저자 : 이윤선(yslee@add.re.kr)

비정렬 오차의 정의는 임의의 동체좌표계 기준축에 대해 α_{ij} 는 i 축이 j 축 방향으로 틀어진 각을 의미하며, 가속도계 좌표계 x^a 를 동체좌표계 x^b 로 일치시키고, 가속도계 좌표계 y^a 의 레벨(Level) 쪽 성분을 동체좌표계 y^b 로 일치시키면, $\alpha_{xy}, \alpha_{xz}, \alpha_{yz} = 0$ 이 되어 Fig. 1과 같이 나타난다.

나. 관성항법장치 시스템 오차 모델

관성항법장치의 속도 및 자세 항법방정식은 항법좌표계(N-frame)상에서 정의되는 ENU-frame을 가정했으며 식 (3), (4)와 같다¹⁻³⁾.

$$\dot{v}^n = C_b^m f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g^n \quad (3)$$

$$\dot{C}_b^m = C_b^m \Omega_{nb}^b \quad (4)$$

여기서

$v^n = [v_e \ v_n \ v_u]^T$: 항법좌표계상의 속도 벡터

C_b^m : 3×3 자세변환 행렬(동체좌표계→항법좌표계)

ω_{ij}^k : i-frame에 대한 j-frame의 각속도를 k-frame에서 측정(3×1 벡터)

g^n : n-frame에서 정의되는 중력가속도

Ω_{nb}^b : n-frame에 대한 b-frame의 각속도를 b-frame에서 측정한 skew-symmetric 행렬

자세오차에 대한 미분방정식을 구하기 위해 식 (5)과 같이 자세오차를 정의한다.

$$\widehat{C}_n^b = C_n^b(I + \Psi) \quad (5)$$

여기서 Ψ 는 식 (6)과 같다.

$$\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_u & \psi_n \\ \psi_u & 0 & -\psi_e \\ -\psi_n & \psi_e & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

행렬형태의 Ψ 를 벡터 $\psi = [\psi_E, \psi_N, \psi_U]^T$ 로 표현하여 자세오차에 대한 미분방정식을 구하면 식 (7)와 같다.

$$\dot{\psi} = -\omega_{in}^n \times \psi - \delta\omega_{in}^n + C_b^m \delta\omega_{ib}^b \quad (7)$$

다음은 속도오차에 대한 미분방정식을 구하면 다음 식 (8)와 같다.

$$\dot{\delta v}^n = \psi \times f^n - (\omega_{in}^n + \omega_{ie}^n) \times \delta v^n - (\delta\omega_{in}^n + \delta\omega_{ie}^n) \times v^n + \delta f^n + \delta g^n \quad (8)$$

여기에서 시스템 교정중에는 실제로 고정되어 있기 때문에 위치 이동이 없으므로, 항법 자세 계산시 “transport rate” 항을 생략할 수 있고, 속도 방정식 계산시에 “Corioris” 항 계산도 생략가능하다. 결과적으로 식 (7)과 식 (8)은 다음과 같이 단순화 된다.

$$\dot{\psi} = -\omega_{in}^n \times \psi + C_b^m \delta\omega_{ib}^b \quad (9)$$

$$\dot{\delta v}^n = \psi \times f^n + \delta f^n + \delta g^n \quad (10)$$

다. 자이로 바이어스 교정기법

관성항법장치 시스템에 대해 자이로 바이어스를 제외한 교정기법은 2축 또는 3축 레이트 테이블에서 적당한 자세 변화를 인가하고, 자세 변화에 따른 상대적인 속도 오차 기울기를 이용하여 추정이 가능하다³⁻⁸⁾. 그래서 본 연구에서는 자이로 바이어스를 제외한 변수에 대한 교정기법에 대해서는 생략하도록 하고, 자이로 바이어스 교정기법에 대해 논하도록 한다.

자이로 바이어스를 교정하기 위해서 본 연구에서는 일반적인 두 위치 교정기법을 사용한다고 가정하였다^{3,5)}.

두 위치 교정기법은 주로 진북에 대해 0°에서 일정 시간 동안(T 시간으로 가정) 항법을 수행하고, 180°로 회전하여 일정시간 동안(T 시간) 항법을 수행하여 두 자세에서 추정된 자이로 바이어스를 평균하는 방식이다. 두 위치에서 자이로 바이어스를 구하는 이유는 주로 동쪽(East)에 위치하는 자이로의 자세오차가 정렬시 방위각오차에 의해 영향을 많이 받기 때문이며, 두 위치에서 바이어스를 추정하여 방위각 오차에 의한 영향을 상쇄시키기 위함이다.

각각의 자세에서 자이로 바이어스를 추정하기 위한 방법으로 두 가지가 있다. 첫 번째는 정지상태에서 T 시간 동안 자세 변화량을 직접 계측하여 자이로 바이어스로 환산하는 방법이고(자세오차 추정기법), 두 번째는 T시간 동안의 속도 오차에 대해 2차 곡선 맞춤(Curve-Fitting)을 수행하여 2차 항의 계수를 자이로 바

이어서 환산하는 방법이다(속도오차 추정기법)^[5,8]. 첫 번째 방식은 자세만을 사용하기 때문에 가속도계 변화량 오차에 무관하며 관성센서 뭉치에 어떤 외란도 존재하지 않는 경우 사용가능하고, 두 번째 방식은 가속도계 변화량 오차가 없는 경우 사용가능하다. 즉, 식 (10)을 미분하면 식 (11)과 같다.

$$\delta \dot{v}^n = \dot{\psi} \times f^n + \psi \times \dot{f}^n + \delta \dot{f}^n + \delta \dot{g}^n \quad (11)$$

여기서 중력가속도의 변화도 없고, 교정중 정지상태 이므로 항법좌표계상의 가속도 변화가 없으므로 다음 식 (12)와 같이 간략화 된다.

$$\delta \dot{v}^n \approx \dot{\psi} \times f^n + \delta \dot{f}^n \quad (12)$$

식 (12)에서 자이로 바이어스 교정중 가속도계 바이어스 오차의 변화가 없다면(식 (12)의 우변 2번째 항이 0인 경우), 관성센서 뭉치가 레이트 테이블 고정 자세에서 자세변화가 있어도 이에 의한 자세오차가 추가되지 않으므로 속도오차의 2차항 계수 추정으로 자이로 바이어스 오차 검출이 가능하다. 그러나 만약 가속도계 바이어스 오차의 변화가 있는 경우에는 자이로 바이어스 오차를 정확히 검출하지 못한다. 다음 Fig. 2의 실험 결과에서 보여지 듯 가속도계에 회전 운동을 인가하였을 경우 시료(Sunstand사 QA2000 가속도계)가 약 10 μ g/°C의 바이어스 온도변화를 갖고 있음을 감안 하면, 약 0.1°C의 온도 변화에도 바이어스가 미세한 열적 불균형에 의해 약 50 μ g 이상 변화할 수 있다는 것을 알 수 있다.

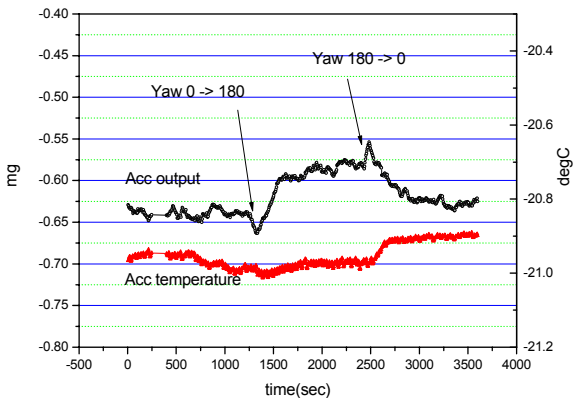


Fig. 2. 가속도계 회전안정도 시험결과(QA-2000)

더욱이 시스템 교정중에 자이로 바이어스를 제외한 나머지 교정 파라미터들이 완벽하게 보상되었다고 가정하기 어렵기 때문에 이들에 의한 오차 성분도 가속도계 바이어스 변화로 나타날 수 있다.

또한 관성센서 뭉치의 무게중심과 방진기의 기구적 중심 불일치로 인하여 레이트 테이블 정지상태에서도 방진기의 열팽창/수축에 의해 회전 후 미세하게 움직일 수 있다.

결국 식 (12)에서 가속도계 바이어스 자체 변화량과 관성센서 뭉치의 움직임에 따른 가속도계 바이어스 변화를 분리 검출 할 수 없다면, 자이로 바이어스를 잘 못 교정 하게 된다.

3. 외란시 자이로 바이어스 교정기법

2장에서 서술한 바와 같이 가속도계 오차 및 방진기 회전에 의한 외란이 존재하는 경우 기존의 자이로 바이어스 추정기법으로는 추정이 불가능하다. 이에 본 논문에서 새로운 자이로 바이어스 추정기법을 사용하기 위해 기존 방식과 달리 Table 1과 같이 처음 자세로 돌아오는 회전 시퀀스를 정의한다.

Table 1. 회전 시퀀스 및 시간별 자세오차 정의

	ψ_E	ψ_N	ψ_U	yaw	roll	pitch
t=0	$\psi_E(0)$	$\psi_N(0)$	$\psi_U(0)$	0°	R(0)	P(0)
t=T	$\psi_E(1)$	$\psi_N(1)$	$\psi_U(1)$	0°	R(1)	P(1)
t=T+Δ	$\psi_E(2)$	$\psi_N(2)$	$\psi_U(2)$	180°	R(2)	P(2)
t=2T+Δ	$\psi_E(3)$	$\psi_N(3)$	$\psi_U(3)$	180°	R(3)	P(3)
t=2T+2Δ	$\psi_E(4)$	$\psi_N(4)$	$\psi_U(4)$	0°	R(4)	P(4)

Table 1에서 T는 앞서 언급한 바와 같이 각 자세에서의 교정시간이고, Δ는 180° 회전에 필요한 시간이다.

먼저 처음 정렬 완료 후 항법 초기 자세오차는 일반적으로 다음과 같은 특성을 만족한다.

$$\psi_U(0) \gg \psi_E(0), \psi_N(0) \quad (13)$$

다음은 $\psi_E(0), \psi_N(0)$ 에 의한 시간 T동안의 자세오차 증분이 충분히 작다고 가정하면, t=T 시간에서의

자세오차는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \psi_E(1) &\approx \psi_E(0) + (\psi_U(0)\omega_N + \beta_x)T + \beta_z\omega_N T^2 \\ &\approx \psi_E(0) + (\psi_U(0)\omega_N + \beta_x)T \end{aligned} \quad (14)$$

$$\psi_N(1) \approx \psi_N(0) + \beta_y T \quad (15)$$

$$\psi_U(1) \approx \psi_U(0) + \beta_z T \quad (16)$$

다음은 $t=T+\Delta$ 시점의 자세오차인데, 주로 180° 회전에 의한 오차가 추가되므로, 식 (2)의 자이로 비정렬오차에 의한 영향중 주로 ω_z 에 의해 β_{xz} , β_{yz} 의 영향만 나타나고, 자이로 척도계수에 의한 영향을 무시하면 다음과 같다.

$$\psi_E(2) \approx \psi_E(1) + 2\beta_{yz} \quad (17)$$

$$\psi_N(2) \approx \psi_N(1) + 2\beta_{xz} \quad (18)$$

$$\psi_U(2) \approx \psi_U(1) + \pi\beta_{zz} \approx \psi_U(1) \quad (19)$$

동일한 방법으로 $t=2T+\Delta$ 와 $t=2T+2\Delta$ 에서의 자세오차를 구하면 다음과 같다.

$$\psi_E(3) \approx \psi_E(2) + (\psi_U(2)\omega_N - \beta_x)T \quad (20)$$

$$\psi_N(3) \approx \psi_N(2) - \beta_y T \quad (21)$$

$$\psi_U(3) \approx \psi_U(2) + \beta_z T \quad (22)$$

$$\psi_E(4) \approx \psi_E(3) - 2\beta_{yz} \quad (23)$$

$$\psi_N(4) \approx \psi_N(3) - 2\beta_{xz} \quad (24)$$

$$\psi_U(4) \approx \psi_U(3) \quad (25)$$

여기에서 2번의 180° 방위각 회전을 수행하였으므로, 결과적으로 처음 정렬 자세로 돌아오게 되고, 이때 발생하는 자세오차는 다음과 같다.

$$\psi_E(4) - \psi_E(0) \approx 2\psi_U(0)\omega_N T \quad (26)$$

$$\psi_N(4) - \psi_N(0) \approx 0 \quad (27)$$

여기에서 만약 자이로 바이어스 교정중 방진기의 회전등과 같은 외란이 없다고 가정하면, 자이로 바이어스는 다음과 같이 얻어질 수 있다(실제로는 T 시간 동안의 자세변화량을 이용).

$$\begin{aligned} [\psi_E(1) - \psi_E(0)] - [\psi_E(3) - \psi_E(2)] \\ \approx (\psi_U(0) - \psi_U(2))\omega_N T + 2\beta_x T \approx 2\beta_x T \end{aligned} \quad (28)$$

$$[\psi_N(1) - \psi_N(0)] - [\psi_N(3) - \psi_N(2)] \approx 2\beta_y T \quad (29)$$

결과적으로 외란이 없는 경우에는 초기 자세오차나 비정렬오차 등에 의해 자이로 바이어스 추정이 크게 영향 받지 않는 것으로 나타났다. 그런데 만약 방진기 회전에 의한 외란이 입력되는 경우에는 이와 같은 방식으로 자이로 바이어스를 추정하는 것이 불가능해진다. 즉, T 시간동안의 자세변화량에는 방진기 회전에 의한 영향이 포함되어 있기 때문이다.

만약 초기 방위각 오차가 없는 경우에는 식 (26)이 0이 되고, 이를 이용하면 자이로 바이어스 추정중 방진기 회전의 외란을 추정하여 보상할 수 있다.

초기 방위각 오차가 없는 경우에는 정렬 후 초기자세와 처음 위치로 돌아왔을 때의 자세변화는 교정중 방진기 회전량과 거의 동일하다.

각 시간에서의 Roll, Pitch를 Table 1과 같은 방식으로 가정하고 Roll 측에 대한 자세오차와 자세사이의 관계식은 구하면 다음과 같다.

$$R(0) = R(0)_T + \psi_N(0) \quad (30)$$

$$R(1) = R(0)_T + \psi_N(1) + M_1 \quad (31)$$

$$R(2) = R(2)_T - \psi_N(2) \quad (32)$$

$$R(3) = R(2)_T - \psi_N(3) + M_2 \quad (33)$$

$$\begin{aligned} R(4) &= R(4)_T + \psi_N(4) \\ &= R(0)_T + \psi_N(4) + M_1 + M_2 \\ &\approx R(0)_T + \psi_N(0) + M_1 + M_2 \end{aligned} \quad (34)$$

여기서 $R(0)_T$, $R(2)_T$ 는 회전전과 회전후의 오차없

는 자세이고, M_1, M_2 는 각 자세에서의 방진기 외란이며, 식 (32), 식 (33)의 자세오차 부호는 N-frame으로부터 B-frame으로의 변환 관계(180° 회전)로부터 얻어진다. 식 (30)~식 (34)로부터 식 (35)~식 (37)과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$R(4) - R(0) = M_1 + M_2 \quad (35)$$

$$R(1) - R(0) = \psi_N(1) - \psi_N(0) + M_1 \quad (36)$$

$$R(3) - R(2) = -(\psi_N(3) - \psi_N(2)) + M_2 \quad (37)$$

식 (35)~식 (37)로부터 식 (29)의 관계식을 이용하여 자이로 바이어스 β_y 를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \beta_y &= \frac{1}{2T}(R(1) - R(0) - R(3) + R(2) - R(4) + R(0)) \\ &= \frac{1}{2T}(R(1) + R(3) - R(2) - R(4)) \end{aligned} \quad (38)$$

다음은 β_x 를 구하기 위해 Pitch 방향의 자세오차와 자세사이의 관계식을 정의하면 다음과 같다.

$$P(0) = P(0)_T + \psi_E(0) \quad (39)$$

$$P(1) = P(0)_T + \psi_E(1) + M_3 \quad (40)$$

$$P(2) = P(2)_T - \psi_E(2) \quad (41)$$

$$P(3) = P(2)_T - \psi_E(3) + M_4 \quad (42)$$

$$\begin{aligned} P(4) &= P(4)_T + \psi_E(4) \\ &= P(0)_T + \psi_E(4) + M_3 + M_4 \\ &\approx P(0)_T + \psi_E(0) + 2\psi_U(0)\omega_N T + M_3 + M_4 \end{aligned} \quad (43)$$

여기에서 $M_3 + M_4 = 0$ (외란이 없거나 반대)인 경우에는 식 (28)의 관계식을 이용하여 β_x 를 구하면 다음과 같다.

$$\beta_x = \frac{1}{2T}(P(1) + P(3) - P(0) - P(2)) \quad (44)$$

또한 초기 방위각 오차 $\psi_U(0) = 0$ 인 경우에는 다음

과 같이 β_x 를 구할 수 있다.

$$\beta_x = \frac{1}{2T}(P(1) + P(3) - P(2) - P(4)) \quad (45)$$

식 (44)와 식 (45)를 살펴보면 β_x 를 구하기 위해서는 초기 방위각 오차를 무시할 수 있든지, $M_3 + M_4 = 0$ 인 조건이 필요함을 알 수 있다.

1) 방위각 오차 최소화 기법

다음은 식 (45)와 같이 자이로 바이어스를 구하기 위한 가정인 초기 방위각 오차를 최단 시간내에 최소화 하는 방안에 대해 논한다. 만약 Rate Table의 레벨이 Local-level이고, 방위각이 진북을 향하고 있다고 가정하면(또는 측정 가능하다면, 일반적으로 측정 가능함), 가속도계만을 이용한 두 위치 정렬에 의해 관성항법장치의 방위각을 찾아낼 수 있다. 즉, Rate Table의 Pitch가 90°(수직상태)인 자세에서 수평축 가속도계를 이용하여 정렬하고, 다음 Rate Table의 Pitch가 0°(수평상태)인 자세에서 수평축 가속도계를 이용하여 정렬하면 방위각을 구할 수 있다. 이 방식은 가속도계만을 이용하여 수직축 자세를 구하는 방식으로 Fig. 3에서와 같이 방위각 α 를 짧은 시간동안에 정밀하게 추정할 수 있다.

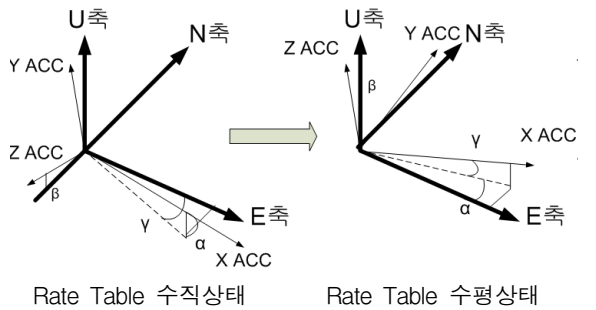


Fig. 3. 수직/수평자세를 이용한 방위각 추정

이러한 관계는 다음과 같은 등가선형변환^[9]으로부터 유도될 수 있고 Fig. 4와 같이 표현할 수 있다.

◎ 등가선형변환(Equivalent Linear Transformation)

A, B는 아래의 성질을 만족하는 선형변환이다.

1) A : $X_{bwIN} \rightarrow Y_{bwRT}$,

X_{bwIN} 에서 Y_{bwRT} 로의 사상(Mapping)

2) B : $X_{bh,IN} \rightarrow Y_{bh,RT}$,
 $X_{bh,IN}$ 에서 $Y_{bh,RT}$ 로의 사상(Mapping)

정의) $X_{bc,IN}$, $X_{bh,IN}$ 가 동형(Isomorphic)이고, $Y_{bc,RT}$, $Y_{bh,RT}$ 가 동형인 동일 실수체(Scalar Field)상의 선형공간에 있다고 가정한다. 만약 $A = W^{-1}BU$ 와 $B = WB^{-1}U^{-1}$ 인 $U : X_{bc,IN} \rightarrow X_{bh,IN}$, $W : Y_{bc,RT} \rightarrow Y_{bh,RT}$ 의 동형성이 존재하면, 선형변환(A : $X_{bc,IN} \rightarrow Y_{bc,RT}$)와(B : $X_{bh,IN} \rightarrow Y_{bh,RT}$)는 동형등가(Isomorphically Equivalent)이다.

이러한 등가선형변환 관계를 이용하면, Rate Table 수직상태와 수평상태 사이의 선형변환 행렬 U와 W를 알고 있고, Rate Table 수직상태에서 관성항법장치의 좌표변환행렬과 Rate Table의 좌표변환행렬사이의 선형변환행렬 A를 알고 있다고 가정하면, 다음과 같이 수평상태의 선형변환행렬 $B = WAU^{-1}$ 를 알 수 있다.

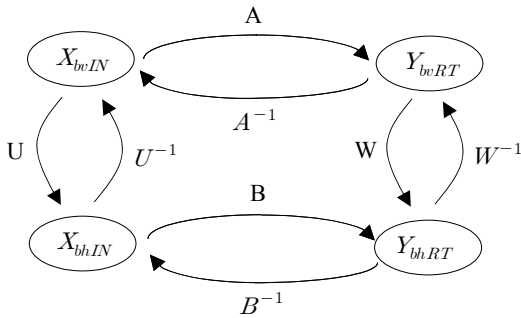


Fig. 4. 등가선형변환 관계

먼저 Rate Table이 수직인 상태에서 관성항법장치의 좌표변환 행렬 $C_{bc,IN}^n$ 과 Rate Table의 좌표변환행렬 $C_{bc,RT}^n$ 사이에는 비정렬행렬 A를 정의할 수 있다.

$$A = C_{bc,RT}^{bc,IN} = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & \alpha \\ \gamma & 1 & -\beta \\ -\alpha & \beta & 1 \end{bmatrix} \quad (46)$$

수직상태에서 α 와 β 는 가속도계를 이용하여 구할 수 있으며, γ 는 개략 0°로 설정한다.

U와 W행렬은 Rate Table를 Pitch축 방향으로 90°회전하는 변환행렬이므로 다음과 같다.

$$U = W = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (47)$$

다음은 수평자세에서의 선형변환행렬 B를 구하면 다음 식 (48)과 같다.

$$B = WAU^{-1} \quad (48)$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & \alpha \\ \gamma & 1 & -\beta \\ -\alpha & \beta & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & \alpha & \gamma \\ -\alpha & 1 & -\beta \\ -\gamma & \beta & 1 \end{bmatrix}$$

식 (48)에서 α 는 수평자세에서의 Rate table과의 방위각 비정렬을 의미하므로 결국 초기 방위각을 빠르게 검출할 수 있다. 이러한 등가선형변환 관계를 이용하여 방위각을 추정하는 경우 발생하는 방위각 오차 요소로는 주로 레이트 테이블 측정오차, 가속도계 바이어스 오차, 비정렬오차 등으로, 정렬에 의한 방위각 추정 오차에 비해 통상 1/10 수준으로 무시할 수 있다.

2) 전산 모의 시뮬레이션

자이로 바이어스 교정중 관성센서 뭉치의 미세한 회전과 가속도계 오차 등에 의한 외란이 존재하는 경우에는 앞서 언급한 바와 같이 속도오차 추정기법이나, 자세오차 추정기법을 사용하는 경우에 추정오차가 존재함을 증명하였고, 제안된 기법을 통해 추정가능함을 시뮬레이션을 통해 검증하고자 한다.

시뮬레이션에서는 자이로 바이어스를 제외한 나머지 교정변수는 보상되었다고 가정하였으므로, 수평축 자이로 바이어스를 $\beta_x = 0.0016/T$, $\beta_y = -0.0034/T$ 로 선정하여 시뮬레이션을 수행하였다.

먼저 외란이 없는 경우 교정중의 Roll 각과 Pitch 각의 변화를 살펴보면 다음 Fig. 5, Fig. 6과 같으며, 초기 방위각 오차가 $\beta_x(0.0016/T)$ 에 해당한다고 가정한다. 즉, $Heading\ Error = \frac{\beta_x}{\Omega \cos \lambda}$.

Fig. 5와 Fig. 6을 살펴보면 관성센서 뭉치의 회전이 없는 경우에는(외란 없는 경우), Roll축의 경우 자이로 바이어스에 의해 자세가 변화함을 알 수 있고 원래 자세로 돌아왔을 때 처음 정렬 자세와 거의 차이가 없고, Pitch축의 경우 자이로 바이어스와 초기 방위각 오차에 의해 자세변화가 나타나고 처음 자세로 돌아온 경우 방위각 오차 성분에 의한 자세오차가 발생함을 알 수 있다. 결과적으로 식 (38)을 이용하면 $\beta_y \approx -0.0034/T$, 식 (44)를 이용하면 $\beta_x \approx 0.0016/T$ 로 자이로 바이어스 추정 오차가 매우 작게 발생한다.

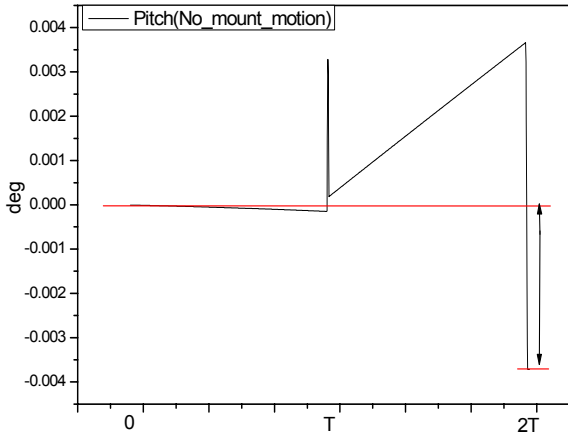


Fig. 5. Pitch 변화(외란없는 경우)

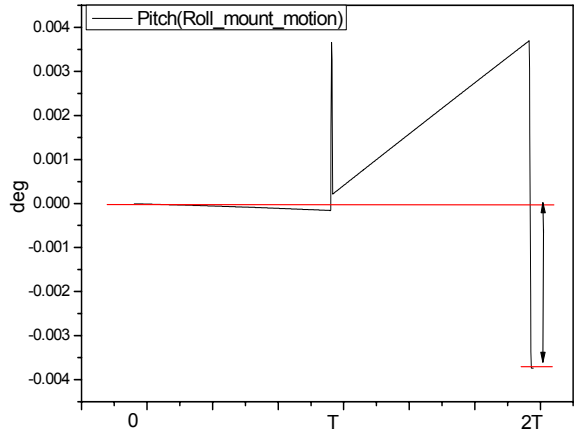


Fig. 8. Pitch 변화(Roll축 외란, 방위각오차 존재)

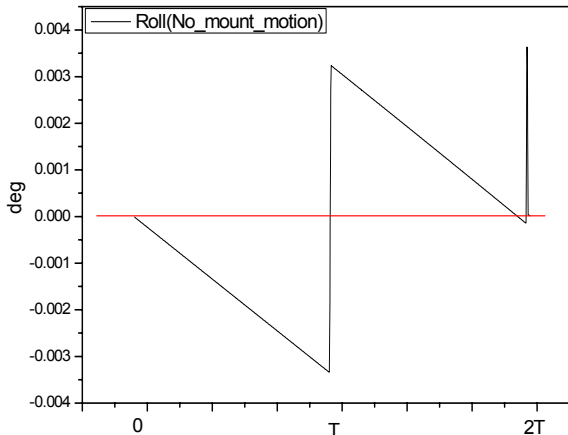


Fig. 6. Roll 변화(외란없는 경우)

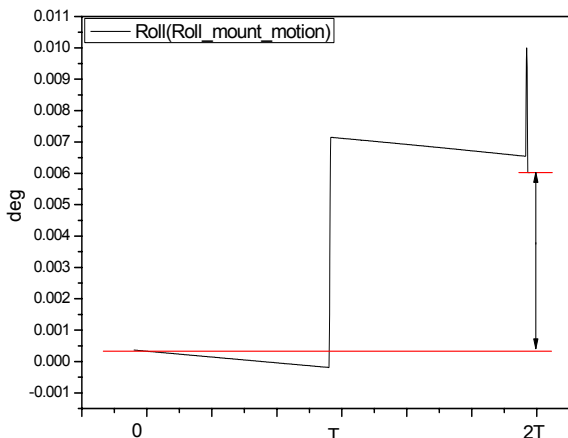


Fig. 7. Roll 변화(Roll축 외란, 방위각오차 존재)

다음은 관성센서 뭉치가 Roll 축 방향으로 2T 시간 동안 약 0.005° 변화하는 경우에 대한 시뮬레이션 결과로 Fig. 7, Fig. 8과 같다.

Roll 축 방향으로 외란이 입력되는 경우의 시뮬레이션 결과 Pitch 축의 경우 Fig. 5와 거의 유사하여 식 (44)를 사용하여 계산하면 $\beta_x \approx 0.0016/T$ 로서 외란없는 경우와 거의 동일하고, 만약 외란이 있다고 가정하여 식 (45)을 사용하여 계산하면 $\beta_x \approx 0.00352/T$ 로 잘못 추정하게 된다.

β_y 의 경우는 식 (38)을 이용하여 계산하면 식 (49)과 같이 외란없는 경우와 거의 동일하다.

$$\begin{aligned} \beta_y &= \frac{1}{2T}(R(1) + R(3) - R(2) - R(4)) & (49) \\ &= \frac{1}{2T}(-0.00024 + 0.0066 - 0.0072 - 0.0059) \\ &= \frac{-0.0037}{T} \end{aligned}$$

식 (38)을 이용하여 β_y 를 추정하는 경우 Roll 축 외란이 β_y 의 추정에 거의 영향을 미치지 않는 이유는 2T 시점에서 처음 자세로 돌아왔을 때 2T 시간동안의 외란의 영향이 관측가능하기 때문이다.

다음은 관성센서 뭉치가 Pitch 축 방향으로 2T 시간 동안 약 0.005° 변화하는 경우에 대한 시뮬레이션 결과로 Fig. 9, Fig. 10과 같다.

시뮬레이션 결과 Roll 각의 경우 Fig. 6과 거의 유사하므로 $\beta_y \approx -0.0034/T$ 가 되어 추정오차가 거의 발생하지 않는다.

β_x 의 경우에는 식 (44)를 이용하는 경우는 식 (50)과 같고,

$$\begin{aligned} \beta_x &= \frac{1}{2T}(P(1) + P(3) - P(0) - P(2)) & (50) \\ &\approx \frac{1}{2T}(0.003 + 0.0103 - 0.00033 - 0.0041) \\ &= \frac{0.004435}{T} \end{aligned}$$

식 (45)를 이용하는 경우는 식 (51)과 같다.

$$\begin{aligned} \beta_x &= \frac{1}{2T}(P(1) + P(3) - P(2) - P(4)) & (51) \\ &\approx \frac{1}{2T}(0.003 + 0.0103 - 0.0041 - 0.0023) \\ &\approx \frac{0.00345}{T} \end{aligned}$$

즉, 방위각 오차와 외란이 동시에 존재하는 경우에는 β_x 의 추정이 불가능함을 알 수 있다.

다음은 등가선형변환 관계를 이용하여 초기 방위각 오차를 거의 0으로 한 상태에서 Pitch 축 방향으로 2T 시간동안 약 0.005° 변화하는 경우에 대한 시뮬레이션 결과로 Fig. 11, Fig. 12와 같다.

시뮬레이션 결과 Roll 각의 경우 Fig. 6과 유사한 결과를 보이므로 β_y 의 추정에 문제가 없음을 알 수 있고, β_x 의 경우에는 방위각 오차가 거의 없으므로 식 (45)를 이용하여 구하면 식 (52)와 같이 잘 추정하고 있음을 알 수 있다.

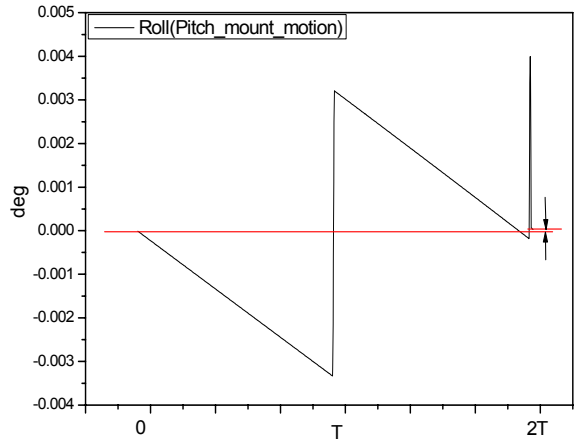


Fig. 10. Roll 변화(Pitch축 외란, 방위각오차 존재)

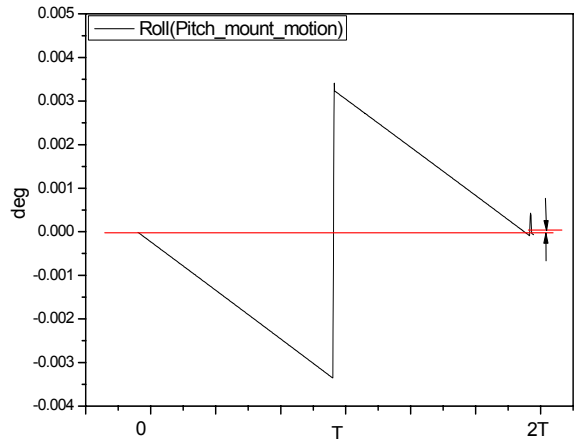


Fig. 11. Roll 변화(Pitch축 외란, 방위각오차 없음)

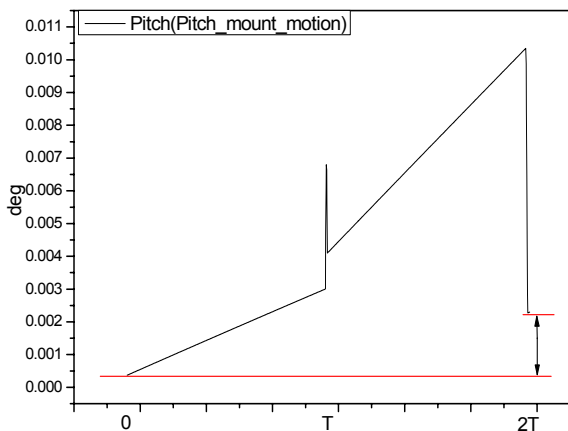


Fig. 9. Pitch 변화(Pitch축 외란, 방위각오차 존재)

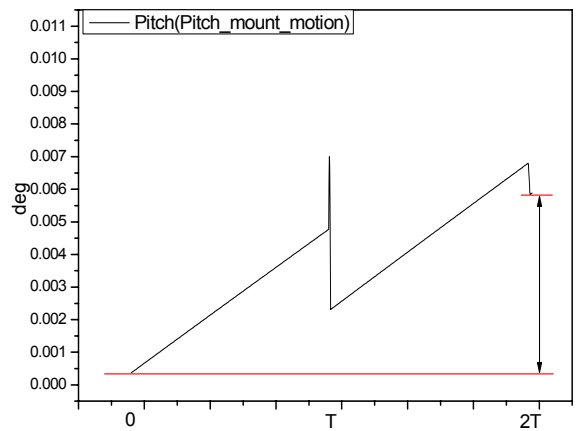


Fig. 12. Pitch 변화(Pitch축 외란, 방위각오차 없음)

$$\begin{aligned} \beta_x &= \frac{1}{2T}(P(1) + P(3) - P(2) - P(4)) & (52) \\ &\approx \frac{1}{2T}(0.00475 + 0.0068 - 0.0024 - 0.00587) \\ &\approx \frac{0.00164}{T} \end{aligned}$$

시뮬레이션 결과 수평축 자이로 교정시 Roll축 외란 및 Pitch축 외란이 존재하는 경우에도 등가선형변환 관계를 이용하여 짧은 시간내에 방위각 오차를 최소화 하면 자이로 바이어스 추정 오차를 최소화 할 수 있음을 보였다.

4. 결론

본 논문에서는 관성항법장치의 교정시 다른 오차요소에 비해 추정이 어렵고, 외란에 의해 추정오차가 큰 수평축 자이로 바이어스 추정기법에 대해 논하였다. 본 논문에서 가장한 외란으로는 가속도계에 회전이 인가되는 경우 발생하는 가속도계 바이어스 변화와 관성센서 뭉치를 보호하는 방진기의 열적 팽창/수축등에 의해 발생하는 관성센서 뭉치 회전이다. 이러한 외란이 동시에 존재하는 경우 기존 논문에서 제시한 자세오차 추정기법이나 속도오차 추정기법을 사용하는 경우에는 매우 큰 자이로 바이어스 추정오차가 발생할 수 있음을 보였다.

일반적으로 스트랩다운 관성항법장치의 교정은 운용온도 구간 전체를 포함해야 하므로 많은 시간이 소요되어, 추정오차를 최소화하는 교정기법 뿐만 아니라 교정시간을 단축하는 기법도 매우 중요하다.

이에 본 논문에서는 가속도계 및 방진기 외란이 존재하는 경우에도 등가선형변환 관계를 이용하여, 레이트 테이블을 Pitch 90°와 0°로 회전시키면 짧은 시간내에 가속도계 정보만을 사용하여 방위각 오차를 최소화 할 수 있고, 이 경우 제안된 자세오차 추정기법을 이용하여 자이로 바이어스 오차를 잘 추정할 수 있음을 해석적 방법과 시뮬레이션을 통해 증명하였다.

추후 연구과제로는 수직축에 외란이 존재하는 경우에도 레이트 테이블 회전 순서를 조정하여 수직축에 대해서도 정밀한 자이로 바이어스 추정기법을 고안하는 것이다.

Reference

- [1] Kenneth R. Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons, Inc., 1971.
- [2] George M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems", Academic Press, Inc., 1993.
- [3] Robert M. Rogers, "Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2007.
- [4] P. G., Savage, "Calibration Procedures for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems", Proceedings of the 9th Annual Electro-Optics/Laser Conference and Exhibition, Anaheim, California, 1977.
- [5] J. W. Diesel, "Calibration of a Ring Laser Gyro Inertial Navigation System", Proceedings of the 13th Biennial Guidance Test Symposium, Vol. I, Holloman AFB, New Mexico, 1987.
- [6] J. W. Diesel, "Calibration of Strapdown Inertial Systems", First International Symposium on Inertial Technology in Beijing, China, 1989.
- [7] L. Camberlein and F. Mazzanti, "Calibration Technique for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems", Symposium Gyro Technology, Stuttgart, Germany, 1985.
- [8] Oleg S. Salychev, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics", Bauman MSTU Press, Moscow, 1988.
- [9] A. W. Naylor and G. R. Sell, "Applied Mathematical Sciences Volume 40 ; Linear Operator Theory in Engineering and Science", Springer-Verlag, 1982.