



2축 회전형 관성항법장치 성능에 영향을 미치는 오차 분석

Analysis on Influence of Errors for Dual-axis Rotational Inertial Navigation System Performance

조민수 · 박찬주*

국방과학연구소

Minsu Jo · Chanju Park*

Agency for Defence Development, Daejeon 34186, Korea

[요 약]

관성항법장치는 내장된 관성센서만을 이용하여 외부의 도움 없이 항체의 가속도 및 각속도를 이용하여 항법 정보를 계산한다. 하지만, 장시간 운용 시 관성항법장치는 시간이 지남에 따라 오차가 누적되어 항법 성능이 저하된다. 이러한 관성항법장치의 누적 오차를 줄이기 위하여 관성센서조립체를 일정한 절차로 회전시켜 관성센서 오차가 회전을 통해 상쇄되도록 항법 성능을 개선 시키는 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 논문에서는 2축 회전형 관성항법장치의 성능에 영향을 미칠 수 있는 오차 요소를 식별하고 각 오차가 항법 성능에 어떠한 영향을 미치는지 분석하였다. 오차 분석 수행 후 시뮬레이션을 통해 관성항법장치의 항법 성능분석 결과를 제시하였다.

[Abstract]

INS(Inertial Navigation System) calculates navigation information using a vehicle's acceleration and angular velocity without the outside information. However, when navigation is performed for a long time, navigation error gradually diverges and the performance decreases. To enhance INS's performance, the rotation of inertial measurement unit is developed to compensate error sources of inertial sensors, which is called RINS(Rotational Inertial Navigation System). This paper analyzes the influence of several errors for dual-axis RINS and the shows the results using simulation.

Key word : Error compensation, Rotational navigation, Sensor error.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2023.27.1.50>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 30 January 2023; Revised 31 January 2023

Accepted (Publication) 13 February 2023 (28 February 2023)

Corresponding Author; Minsu Jo

Tel: +82-42-821-2199

E-mail: bistrue@add.re.kr

1. 서론

관성항법장치(INS: Inertial Sensor System)는 내장된 센서의 가속도 및 각속도를 이용하여 외부의 도움 없이 항체의 항법 정보를 계산한다. 하지만, 시간이 지남에 따라 오차가 누적되어 항법 성능이 저하된다. 특히, 관성항법장치의 항법 성능은 항법 센서(자이로, 가속도계) 성능에 의해 결정된다[1, 2]. 그러므로 항법 성능을 개선하기 위해서는 정밀한 관성센서를 개발이 필요하지만, 정밀한 관성센서 개발은 쉽지 않으며 개발 과정 동안 많은 시간과 비용이 소요된다. 정밀한 관성센서 개발을 대신해 기존의 관성센서를 이용하여 관성센서조립체를 일정한 절차로 회전시켜 관성센서 오차가 회전을 통해 서로 상쇄되도록 하여 항법 성능을 개선할 수 있는 회전형 관성항법장치(RINS; Rotational Inertial Navigation System)가 연구되었다[3, 4]. 미국에서는 1970년대 SISUR(Strapdown Inertial Sensor Unit Rotation)으로 칭하는 회전형 관성항법장치의 이론적 원리를 정립하고 기계식 자이로인 ESG(Electrostatically Supported Gyro)를 이용해 항법장치의 성능을 향상해 사용된 것으로 보고 되고 있다[5, 6]. 추후 ESG의 단점을 보완하여 개발된 RLG(Ring Laser Gyro), FOG(Fiber Optic Gyro)를 이용하여 더 나은 성능의 회전형 관성항법장치를 구성하였다. 이렇듯 현재 전 세계 전략급 함정의 항법장치에는 회전형 관성항법장치가 사용되고 있는 것으로 알려져 있다[7].

최근 연구로는 SISUR의 이론적 원리를 기반으로 회전 순서를 변형하여 항법 성능을 개선하는 연구가 활발히 진행되고 있다[8, 9]. 회전형 관성항법장치는 단일축, 2축, 3축으로 구성할 수 있으며 각 축별 다양한 회전 순서를 이용하여 관성센서의 바이어스, 척도계수, 비정렬 오차를 상쇄시킬 수 있다. 고정밀 회전형 관성항법장치의 오차 감소 기법 연구를 위해서는 먼저 항법 오차를 발생시키는 회전형 관성항법장치의 오차 요소 식별, 모델링 및 영향성 분석이 필요하다.

본 논문에서는 회전형 관성항법장치에 영향을 미치는 관성센서 오차, 온도구배 및 지구자기장에 대한 오차 모델링과 각 오차가 항법 성능에 미치는 영향에 대해 시뮬레이션으로 분석하였다. 논문의 구성으로는 2장에서 2축 회전형 관성항법장치의 동작 원리 및 오차별 모델을 기술하고 3장에서는 2장에서 기술한 각 오차 모델이 항법 성능에 어떠한 영향을 미치는지 시뮬레이션을 통해 보여준다. 마지막으로 4장에서 본 논문의 결론을 맺는다.

II. 2축 회전형 관성항법장치 원리 및 오차 모델

2-1 2축 회전형 관성항법장치 원리

회전형 관성항법장치는 일정한 회전 순서로 관성센서조립체를 회전시켜 관성센서 오차를 서로 상쇄시켜 항법 성능을 개선하는 원리를 사용한다. 수식적으로 회전형 관성항법장치의

원리를 이해하기 위해 속도 및 자세 오차방정식 $\delta \dot{v}^n, \dot{\psi}$ 을 유도할 수 있고 [1, 2], 각각의 오차방정식은 (1), (2)와 같다.

$$\delta \dot{v}^n = -\epsilon \times f^n + C_b^n \delta f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n + \delta g^n \quad (1)$$

$$\dot{\psi} = -\omega_{in}^n \times \epsilon + \delta \omega_{in}^n + C_b^n \delta \omega_{ib}^b \quad (2)$$

식(1), (2)에서 회전을 통해 상쇄는 속도 오차방정식의 $C_b^n \delta f^b$ 와 자세 오차방정식의 $C_b^n \delta \omega_{ib}^b$ 를 변화시켜 오차를 상쇄시킨다. 여기서 C_b^n 은 동체 좌표계(b-frame)와 항법 좌표계(n-frame) 사이의 좌표변환 행렬로 정렬이 끝난 후 자세 오차가 없다고 가정하면 C_b^n 은 단위행렬이 된다. 특정 시간 후에 관성센서조립체를 180도 방위각 회전을 하면 단위행렬인 C_b^n 의 x와 y축 대각행렬 성분이 -1이 되면서 동체 좌표계에서 가속도계 오차인 δf^b 와 자이로 오차인 $\delta \omega_{ib}^b$ 의 수평축 관성센서 오차가 서로 상쇄되는 효과가 나타난다. 이러한 원리로 3축의 모든 관성센서 오차를 상쇄할 수 있는 회전 절차를 설계하여 운용하는 것이 회전형 관성항법장치의 동작 원리이다. 회전형 관성항법장치의 구성도와 순서도는 그림 1, 2와 같이 구성할 수 있다. 기존의 관성항법장치가 항법해를 계산하는 과정은 동일하지만 짐벌을 통해 관성센서조립체를 정해진 순서로 회전시켜주는 과정에서 차이가 난다.

2-2 관성센서 오차 모델

관성센서 오차 모델은 가속도계 오차 모델과 자이로 오차 모델로 나눌 수 있다. 가속도계 오차 모델은 바이어스, 척도계수, 비정렬 오차를 포함하고 있으며 이는 아래 식과 같다.

$$\delta f^b = B_a + K_a + A_a + \omega_a \quad (3)$$

여기서, B_a, K_a, A_a, ω_a 는 각각 바이어스, 척도계수, 비정렬 오차, 백색잡음을 나타내면 매트릭스로 아래와 같이 다시 표현할 수 있다.

$$B_a = [B_{ax}, B_{ay}, B_{az}]^T \quad (4)$$

$$K_a = \begin{bmatrix} K_{11} & 0 & 0 \\ 0 & K_{22} & 0 \\ 0 & 0 & K_{33} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$A_a = \begin{bmatrix} 0 & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & 0 & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

자이로 바이어스 오차 모델도 가속도와 유사하게 바이어스, 척도계수, 비정렬 오차가 있으며 아래와 같이 식으로 표현할 수 있으며, 각 오차의 매트릭스 표현은 식(3), (4), (5) 형태와 같다.

$$\delta \omega_{ib}^b = B_g + K_g + A_g + \omega_g \quad (7)$$

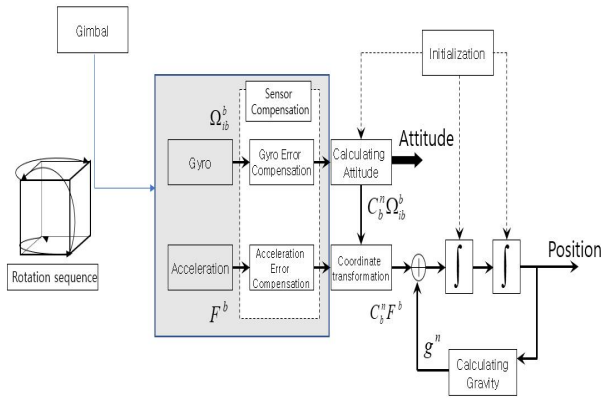


그림 1. 회전형 관성항법장치 구성도
Fig. 1. Structure of RINS

2-3 온도구배 및 지구자기장 오차 모델

RLG의 경우 자이로 바이어스는 광경로 내 가스의 온도구배 변화에 의해 바이어스 변화가 나타나는 것으로 알려져 있다. 자이로 블록 내에서 가장 온도가 높은 부분인 캐소드가 중력 방향에 대해서 놓여 있는 위치에 따라 채널 내 가스의 열대류가 다르게 나타나 바이어스가 변화된다. 이러한 온도구배 변화에 의한 오차를 자이로 바이어스에 추가하면 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$\delta\omega_{ib}^b = B_g + K_g + A_g + \omega_g + \delta T_g \tag{8}$$

여기서 δT_g 는 온도구배 오차를 의미하며 온도구배 오차 모델은 아래와 같다.

$$\delta T_g = G_{T_e} (1 - e^{-\frac{Rt}{T}}) \tag{9}$$

여기서, G_{T_e} , Rt , T 는 각각 온도구배 오차, 축 회전 후 경과 시간, 온도 수렴 시간을 나타낸다.

지구자기장 오차 모델은 지구 내부로부터 발생하는 자기장이 항법장치가 회전하면서 자이로 오차를 유발하는 오차로써, 자기장 좌표계에서의 한반도 자기장 값을 동체좌표계로 변환하여 오차 모델을 설계하였다. 지구자기장 오차가 포함된 자이로 바이어스 오차는 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\delta\omega_{ib}^b = B_g + K_g + A_g + \omega_g + \delta T_g + \delta M_g \tag{10}$$

여기서 δM_g 는 지구자기장 오차를 의미하고 오차 모델은 아래와 같다. C_n^b, C_m^m, M_m 는 각각 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 좌표 변환 행렬, 자기장 좌표계와 항법좌표계 사이의 좌표 변환 행렬, 자기장 프레임에서의 지구자기장 값을 의미한다.

$$\delta M_g = C_n^b C_m^m M_m \tag{11}$$

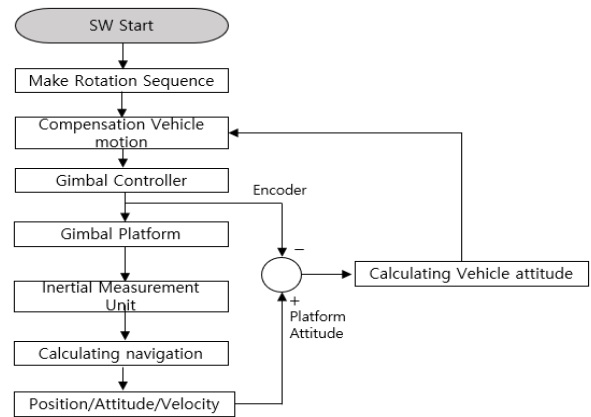


그림 2. 회전형 관성항법장치 순서도
Fig. 2. Diagram of RINS

2-4 2축 회전형 관성항법장치 회전 절차

본 논문에서는 2축 회전형 관성항법장치의 회전 절차는 ENU 기준의 16회전의 회전 절차를 이용한다[10]. 회전형 관성항법장치의 원리에서 설명한 것과 같이, 관성센서조립체를 회전시켜 센서 오차를 상쇄시킨다. 회전 순서는 처음 4회전은 U축으로 +180도 회전 후 E축으로 +180, -180도를 회전하고 다시 U축으로 -180도를 회전해서 초기자세로 돌아온다. 다음 4회전에서는 E축으로 -180도 회전 후 U축으로 +180, -180도를 회전하고 E축으로 +180도를 회전하여 다시 초기자세로 돌아온다. 나머지 9~16회전은 1~8회전과 동일하지만 회전 방향을 반대로 회전하고, 이를 정리하면 표1과 그림 3과 같다. 회전구간에서 발생하는 각속도와 좌표변환행렬은 표2로 정리하였으며 9~16회전의 각속도와 좌표변환행렬은 표2에서 각속도의 방향을 반대로 하여 계산할 수 있다.

16회전을 통해 바이어스에 의해 유발되는 자세 오차는 아래와 같이 한 주기 동안 서로 상쇄되면서 최종적으로 0이 된다.

$$\epsilon = \int_0^{\pi} \sum_{i=0}^{16} C_p^b B_g dt + \int_0^{t_s} 4B_g [(C_p^b)_A + (C_p^b)_B + (C_p^b)_C + (C_p^b)_D] dt = 0 \tag{12}$$

여기서, $\frac{\pi}{\omega}$, t_s 와 C_p^b 는 각각 회전속도와 회전 후 정지시간, 회전구간에서의 좌표변환행렬을 의미한다.

표 1. 회전 별 회전축과 방향

Table 1. Rotation axis and direction for each rotation

Rotation	Rotation axis and direction			
1~4	U, +180	E, -180	E, +180	U, -180
5~8	E, -180	U, +180	U, -180	E, +180
9~12	U, -180	E, +180	E, -180	U, +180
13~16	E, +180	U, -180	U, +180	E, -180

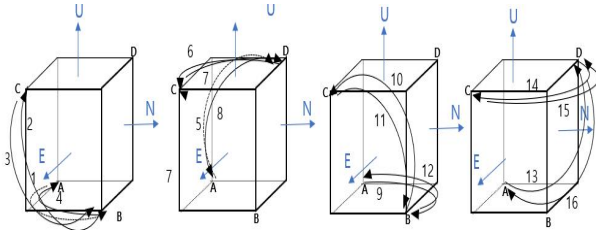


그림 3. 16회전 순서도
Fig. 3. 16 Rotation Sequence

그림 3에서 A,B,C,D는 한 회전이 끝난 후 관성항법장치의 정지시간 동안 자세를 표현한다. 척도계수와 비정렬에 의한 자세 오차는 식 (11)과 같이 계산할 수 있다.

$$\epsilon = \int_0^{\frac{\pi}{\omega}} \sum_{i=0}^{16} C_p^b (\delta K + \delta A) \omega dt \quad (13)$$

척도계수와 비정렬에 의한 자세 오차는 관성센서조립체를 어떻게 회전하느냐에 따라 자세 오차의 경향이 달라지며 척도계수와 비정렬에 의한 자세 오차를 최소화하기 위한 연구도 활발히 진행되고 있다. 온도구배와 지구자기장 오차의 경우 식 (8), (9)에 의해 계산된 오차가 자이로 센서 오차에 추가되며 회전을 하면서 추가적으로 발생하는 오차로 식별된다. 이렇듯 어떤 순서로 관성센서조립체를 회전시키느냐에 따라 센서 오차에 의한 자세 오차 경향이 달라지며 이를 적절히 잘 상쇄시켜 최종적으로 위치 오차를 감소시키는 것이 중요하다.

표 2. 회전구간에서 좌표변환행렬 및 각속도
Table 2. Transformation matrix and ω in rotation

	Transformation matrix	ω
1	$\begin{bmatrix} \cos\alpha t & -\sin\alpha t & 0 \\ \sin\alpha t & \cos\alpha t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$
2	$\begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos\alpha t & \sin\alpha t \\ 0 & \sin\alpha t & \cos\alpha t \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$
3	$\begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha t & \sin\alpha t \\ 0 & \sin\alpha t & -\cos\alpha t \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -\omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$
4	$\begin{bmatrix} -\cos\alpha t & -\sin\alpha t & 0 \\ \sin\alpha t & -\cos\alpha t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\omega \end{bmatrix}$
5	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha t & \sin\alpha t \\ 0 & -\sin\alpha t & \cos\alpha t \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -\omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$
6	$\begin{bmatrix} \cos\alpha t & \sin\alpha t & 0 \\ \sin\alpha t & -\cos\alpha t & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\omega \end{bmatrix}$
7	$\begin{bmatrix} -\cos\alpha t & \sin\alpha t & 0 \\ \sin\alpha t & \cos\alpha t & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega \end{bmatrix}$
8	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos\alpha t & \sin\alpha t \\ 0 & -\sin\alpha t & -\cos\alpha t \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$

III. 시뮬레이션 환경 구성 및 결과 분석

3-1 시뮬레이션 환경 구성 및 성능분석

시뮬레이션의 환경 구성과 센서 규격은 [10], [11]을 참고하여 환경을 구성하였고 이를 정리하면 표 3, 4와 같다. 회전속도는 6deg/s로 관성센서조립체가 180도를 회전하는 속도이고, 회전 후 30s 정지시간을 가진다. 센서오차 외에 추가로 온도구배, 지구자기장 오차를 추가하였으며, 온도구배의 모델 파라미터는 식(8)에서 온도 구배 오차를 0.01로 수행하였고, 축 회전 후 경과 시간은 축이 반대 방향으로 회전하였을 때 누적되는 시간이며 온도 수렴 시간은 3시간으로 정하였다. 지구자기장 오차의 경우 한반도에 측정되는 자기장 값을 식(9)와 같이 자기장 좌표계에서 동체좌표계로 변환하여 자이로 센서 오차에 추가하였다.

성능분석은 표 4에 표기된 센서 오차에 대한 TRMS(Time Root Mean Square)를 구하고 오차별 영향성에 대해서 분석하였다. 그림 4는 자이로 센서 오차, 온도구배, 지구자기장 오차에 대한 TRMS를 보여주고 그림 5는 가속도계 오차와 초기자세 오차에 대한 TRMS를 보여준다. 자이로 바이어스, 환산계수, 비정렬 오차에 의한 위치 오차는 각각 0.07, 0.35, 0.12 Nm로 각각 비중이 0.58%, 2.9%, 1%를 차지한다. 하지만 자이로 불규칙 잡음은 1.5Nm로 12.5%를 차지한다. 온도구배 오차가 자이로 바이어스 수준으로 발생할 때 미치는 영향은 크지 않은 것으로 보이나 지구자기장 오차에 대한 영향은 크게 받아 가장 47.7%로 가장 큰 비중으로 오차에 영향을 미친다. 이는 자기장의 영향을 최소화하지 않으면 센서의 성능과 무관하게 항법 성능이 크게 저하될 것으로 예상되어 시스템 구성 시 자기장의 영향을 고려해야 할 것으로 판단된다.

표 3. 시뮬레이션 조건
Table 3. Conditions for Simulation

Simulation Time [hr]	100
Num of Monte Carlo	50
Rotation Velocity [deg/s]	6
Duration Time [s]	30

표 4. 센서 오차
Table 4. Sensor Errors

Gyro constant bias [deg/hr]	0.01
Gyro scale factor error [ppm]	10
Gyro installation error [arcsec]	10
Gyro random walk [deg/√hr]	0.001
Temperature gradient error [deg/h/g]	0.01
Geomagnetic field error [deg/h/G]	0.005
Acceleration constant bias [ug]	50
Acceleration scale factor error [ppm]	10
Acceleration installation error [arcsec]	10
Initial horizontal attitude error [mil]	0.05
Initial vertical attitude error [mil]	0.1

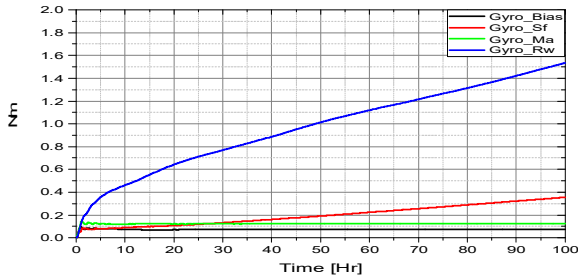


그림 4. 자이로 센서 오차 TRMS 분석
 Fig. 4. TRMS error for Gyro

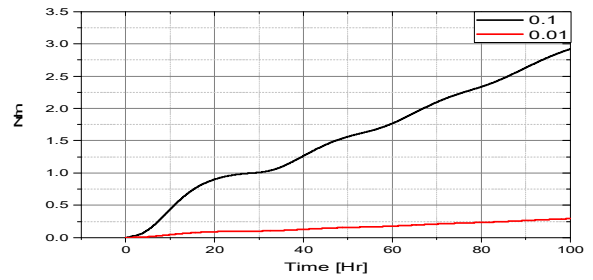


그림 6. 온도구배 오차 분석
 Fig. 6. TRMS error for temperature gradient error

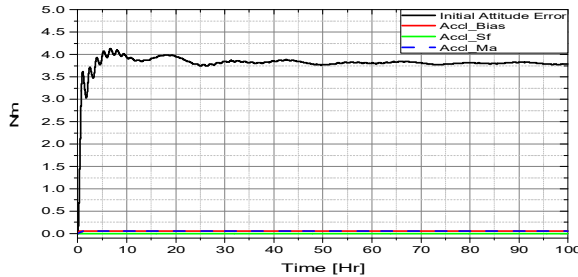


그림 5. 가속도계 센서 오차 TRMS 분석
 Fig. 5. TRMS error for Acceleration

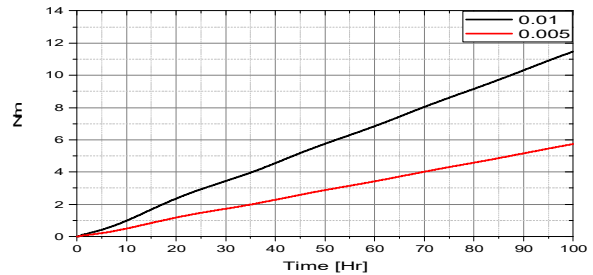


그림 7. 지구자기장 오차 분석
 Fig. 7. TRMS error for geomagnetic filed error

가속도계 센서 오차의 경우 바이어스, 환산계수, 비정렬에 의한 TRMS 오차는 각각 0.051, 6.1E-5, 0.05로 관성센서조립체 회전에 의해 대부분 상쇄되는 것으로 확인되었다. 하지만 초기 자세 오차의 경우 회전에 의해 상쇄되지 않고 초기자세 오차의 영향이 항법 성능에 마지막까지 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 이는 정렬 후 발생한 초기자세 오차가 최종 항법 성능에 큰 영향을 미칠 수 있음을 의미한다.

회전형 관성항법장치를 적용함으로써 회전에 의해 상쇄될 수 있는 오차는 자이로 센서의 경우 바이어스, 비정렬, 환산계수 오차가 있다. 온도구배와 지구자기장 오차는 회전에 의해 발생하는 추가적인 오차로 시스템 구성 시 오차를 최소화하는 방안을 고려해야 한다. 가속도계 센서는 바이어스, 비정렬, 환산계수 오차가 회전으로 대부분 상쇄되므로 가속도계 오차에 대한 영향성은 다른 오차들에 비해 낮은 것으로 확인되었다.

표 5. 시뮬레이션 결과
 Table 5. Simulation Result

	TRMS[Nm]	Weight[%]
Gyro constant bias	0.07	0.58
Gyro scale factor error	0.35	2.9
Gyro installation error	0.12	1
Gyro random walk	1.5	12.5
Temperature gradient error	0.29	2.4
Geomagnetic field error	5.7	47.7
Acceleration constant bias	0.051	0.42
Acceleration scale factor error	6.1E-5	0
Acceleration installation error	0.05	0.41
Initial attitude error	3.8	31.8

3-2 온도구배 및 지구자기장 크기에 따른 영향성 분석

본 단락에서는 온도구배 및 지구자기장의 오차 크기 변화에 따른 TRMS를 분석한다. 온도구배 오차를 0.01 deg/h/g에서 0.1deg/h/g로 증가하였을 때 TRMS값이 0.29에서 2.9로 증가하는 것을 확인하였다. 온도구배 오차의 크기에 따라 TRMS 값이 비례하여 증가하는 것을 확인하였으며 온도구배 오차를 줄이기 위해 시스템 단계에서 자세별 자이로 바이어스를 획득할 수 있는 교정 방법이 필요한 것으로 판단된다. 그리고 교정을 통해 획득한 자이로 바이어스를 보상하여 바이어스 오차를 자세가 변하여도 일정하게 만들어 회전을 통해 상쇄시키는 것이 중요하다.

지구자기장 오차는 0.005deg/h/G에서 0.01deg/h/G로 증가하였을 때 TRMS가 5.7에서 11.47으로 증가하였다. 온도구배 오차와 같이 지구자기장 오차도 오차의 크기에 따라 TRMS 오차가 비례하여 증가하는 것을 확인하였다. 회전형 항법장치의 항법 성능 규격을 만족하기 위해 지구자기장 오차의 영향성을 분석하고 자기차폐를 통해 자기장의 영향성을 최소화하는 것이 중요할 것으로 판단된다.

표 6. 온도구배에 따른 오차 분석
 Table 6. Error analysis of temperature gradient error

Temperature gradient error	TRMS[Nm]
0.1 deg/hr	2.9
0.01 deg/hr	0.29

표 7. 지자기 크기 따른 오차 분석

Table 7. Error analysis of geomagnetic field error

Geomagnetic field error	TRMS[Nm]
0.01 deg/h/G	11.47
0.005 deg/h/G	5.7

V. 결 론

관성항법장치는 내장된 센서의 가속도 및 각속도를 이용하여 외부의 도움 없이 항체의 항법 정보를 계산하지만, 시간이 지남에 따라 측정 오차가 누적되어 항법 성능이 저하된다. 시간과 비용이 많이 소모되는 항법 센서 개발을 대신해 기존의 관성 센서를 이용하여 관성센서조립체를 일정한 절차로 회전시켜 관성센서 오차가 회전을 통해 서로 상쇄되도록 하여 항법 성능을 개선할 수 있다.

본 논문에서는 2축 회전형 관성항법장치의 성능에 영향을 미치는 오차를 식별하고 모델링하여 각 오차가 항법 성능에 미치는 영향에 대해 시뮬레이션을 통해 분석하였다. 특히, 온도구배 및 지구자기장의 오차의 경우 기존 스트랩다운과 같이 항법장치가 정지하면 발생하지 않으나 회전을 하면서 추가로 발생하는 오차로 식별된다. 자이로 센서의 경우 바이어스, 환산계수, 비정렬에 의한 오차는 회전을 통해 상쇄되었다. 하지만, 온도구배 및 지구자기장 오차는 오차의 크기가 증가함에 따라 위치 오차도 비례하여 증가하므로 시스템 설계 시 구조적으로 고려해야 하는 사전 교정 및 자기차폐의 중요성을 시뮬레이션 결과를 통해 확인하였다. 가속도계 오차는 회전을 통해 대부분 상쇄되었으나, 초기자세 오차는 위치 오차에 바이어스처럼 증가하여 오차가 발생하는 경향을 보이므로 정렬을 통해 초기자세 오차를 감소하는 것이 중요한 것으로 판단된다.

본 논문에서는 동체가 정지해 있는 상태에서 회전형 관성항법장치의 오차별 영향성을 분석하였으나, 실제로는 동체가 움직이기 때문에 이에 대한 영향성 분석을 추가적 연구를 통해 진행할 계획이다.

References

- [1] D.H. Titterton, J.L. Weston, Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd ed. London, LON:Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [2] Britting, K.R., *Inertial Navigation Systems Analysis*, John Wiley & Sons, Inc, 1971.
- [3] Fincke, W. H., "Strapdown Inertial Sensing Unit Rotation(SISUR), A New Approach to Inertial Navigation," IEEE Position Location and Navigation Symposium, pp.132-145, 1978
- [4] Levinson, E., Horst, J., and Wilcocks, M., "The Next Generation Marine Inertial Navigation is Here Now," Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium, pp.121-127, 1994.
- [5] Morrow, R B., and Heckman, D w., "High Precision IFOG Insertion into the Strategic Submarine Navigation System," Proceeding of IEEE PLANS, 1998.
- [6] Vajda, s., and Zorn, A., "Survey of Existing and Emerging Technologies for Strategic Submarine Navigation," IEEE Position Location and Navigation Symposium, pp.309-315, 1998.
- [7] Keller, J., "Sperry Marine to build AN/WSN-7 Shipboard Navigation Systems as Navy Waits for New Replacement", Military & Aerospace Electronics, Sep. 2017.
- [8] Yuan, B., Liao, D., and Han, S., "Error compensation of an optical gyro INS by multi-axis rotation," Measurement Science and Technology, 2012, pp. 9.
- [9] Qin, C., etc, "Design and Analysis of Dual-axis Rotating Scheme for Ring Laser Strapdown Inertial Navigation System," Proceedings of the 35th Chines Control Conference, July 2016.
- [10] Zha F, Chang L, He H. "Comprehensive Error Compensation for Dual-Axis Rotational Inertial Navigation System." IEEE Sensors Journal, 2020, 20(7):3788-3802
- [11] Yuan, B., Liao, D., and Han,s . "Error compensation of an optical gyro INS by multi-axis rotation". Measurement Science and Technology 23.2(2012):025102



조 민 수 (Min-Su Jo)

2014년 2월: 경상대 전기전자공학부(공학사)
2017년 2월: 대구경북과학기술원 정보통신융합(공학석사)
2017년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소
※ 관심분야 : 관성항법시스템, 위성항법시스템, 오류검출



박 찬 주 (ChanJu Park)

1994년 2월: 부산대학교 정밀기계공학과(공학사)
1996년 2월: 부산대학교 정밀기계공학과(공학석사)
2009년 2월: 충남대학교 전자공학과(공학박사)
1996년 1월 ~ 현재 : 국방과학연구소
※ 관심분야 : 관성항법시스템, 보정항법, 칼만필터