Journal of the KIMST, Vol. 21, No. 6, pp. 731-743, 2018
ISSN 1598-9127
DOI http://dx.doi.org/10.9766/KIMST.2018.21.6.731

Research Paper 센서 · 신호처리 부문

# 링 레이저 자이로 기반 함정용 관성항법장치 성능규격 결정에 대한 연구

김천중*,1) · 유해성1) · 유기정1) · 박찬주1) · 이상정2)

1) 국방과학연구소 제3기술연구본부
2) 충남대학교 전자공학과

# A Study on Determining the Performance Requirements of Ship's Inertial Navigation System Based on Ring Laser Gyroscope

Cheonjoong Kim*,1) · Haesung Yu1) · Kijeong Yoo1) · Chanju Park1) · Sangjeong Lee2)

1) *The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea*
2) *Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea*

(Received 4 May 2018 / Revised 16 July 2018 / Accepted 2 November 2018)

ABSTRACT

In this paper, a study result to decide the accuracy specifications of inertial sensors satisfying the performance requirements of SINS(ship's inertial navigation system) is proposed. To do this, the performance specifications of overseas SINS is surveyed and the detailed error analysis of SINS at stationary condition is performed. Also, a new performance index to indicate the performance of SINS is derived. Modelling and simulation results show that the accuracy specifications of inertial sensors to meet the performance requirements of SIGMA40XP, a typical overseas SINS, can be determined through the newly derived performance index in this paper.

Key Words : Ship's Inertial Navigation System(함정용 관성항법장치), RLG(링 레이저 자이로), Error Analysis(오차 해석), Performance Requirements(성능 규격), Performance Index(성능 지표)

## 1. 서 론

관성센서인 자이로와 가속도계에서 측정된 각속도/가속도를 이용하여 항법정보를 계산하는 관성항법장치는 외부의 도움 없이 자체적인 항법이 가능하다는 장점 때문에 비관성 보조센서와 통합하여 무기체계 및 민간 항공기 등의 기본적인 항법장치로 널리 사용되고 있다[1,2]. 관성항법장치의 기본 성능은 관성센서인 자이로와 가속도계 성능에 의하여 결정되며 일반적으로 항공기 및 유도무기에 많이 적용되는 1Nm/hr (1 nautical mile/hr = 1.852 km/hr)급 관성항법장치에 적용되는 자이로 및 가속도계에 대한 세부 성능규격은 많은 문헌에 기술되어 있다[1,2]. 그러나 함정에 사

* Corresponding author, E-mail: kcj3651@add.re.kr
Copyright ⓒ The Korea Institute of Military Science and Technology

용되는 고정밀 관성항법장치의 경우 대략적인 시스템 항법성능만이 기술되어 있어 이를 기반으로 관성센서 세부규격을 결정하기 위해서는 많은 모델링 및 시뮬레이션이 요구된다 하겠다[3-6].

현재 함정용 관성항법장치에 가장 널리 사용되고 있는 자이로는 링 레이저 자이로로 과거의 기계식 자이로 대비하여 회전체가 없어 회전체 관련 가속도 민감 오차 요소가 없고 수명이 길다는 장점이 있다[7-11]. 그러나 링 레이저 자이로 특성상 광경로 길이에 의한 성능 제한이 존재하며 반사경 산란에 의한 lock-in 효과를 제거하기 위해 가해지는 디더링에 의해 발생하는 랜덤 워크 잡음으로 추가 항법 오차가 발생한다는 단점이 있다[12,13]. 그럼에도 불구하고 해외 선진국에서는 이러한 단점을 극복하기 위하여 회전형 관성항법장치에 링 레이저 자이로를 탑재하여 시스템 레벨에서 오차를 상쇄시켜 항법 성능을 개선하거나 광경로를 키워 링 레이저 자이로 자체 성능을 향상시켜 함정용 관성항법장치에 널리 적용하고 있다[7-10,14-18].

함정용 관성항법장치의 경우 항공기 및 유도무기와 같이 큰 기동이 없는 함정에 탑재되어 해면에서 운용되기 때문에 주로 작은 정현파 수평운동 및 느린 방위각 변화 운동이 관성항법장치에 인가된다. 그러므로 외부 운동과 무관하게 항법 오차를 발생시키는 관성센서 바이어스 오차에 의해 대부분의 오차가 발생한다. 이러한 상황은 정지 상태에서 관성항법장치 자세를 변화시켜가며 수행하는 성능평가 상황과 동일한 조건이라 하겠다. 따라서 이러한 사실은 정지 상태에서 자세 변화에 따른 함정용 관성항법장치 성능이 실제 운용환경에서도 동일한 성능을 나타낼 확률이 높다는 것을 의미하는 결과이며 함정용 관성항법장치의 성능규격 결정을 위해서는 정지 상태에서의 정확한 성능규격 결정이 선행되어야 함을 나타내는 사실이다.

본 논문에서는 스트랩다운 방식의 링 레이저 자이로 기반 함정용 관성항법장치의 시스템 성능규격 만족을 위한 관성센서 세부 성능규격 결정에 대한 연구 결과를 제시한다. 이를 위하여 우선 해외 선진국의 함정용 관성항법장치 성능규격에 대한 기술조사를 수행하였으며 이를 기반으로 시스템 목표 성능을 결정하였다. 결정된 목표 성능을 달성하기 위한 관성센서 세부 성능규격을 결정하기 위하여 정지 상태에서의 관성센서 및 시스템 오차 요소 별 함정용 관성항법장치의 상세 오차 해석을 수행하고 관성센서 오차 요소별 항법성능에 미치는 영향에 대한 분석 결과를 제시하였으며 이를 기반으로 새로운 성능지표를 유도하였다. 유도된 성능지표를 이용하여 함정용 관성항법장치의 관성센서 세부 성능규격을 결정하였으며 공분산 시뮬레이션을 통하여 새롭게 유도된 성능지표 및 성능규격의 정확성과 타당성을 검증하였다. 또한 정지 상태에서 함정용 관성항법장치 성능규격 결정 결과가 실제 함 운용 상황에서도 유사한 성능을 나타냄을 확인하기 위하여 동일한 관성센서 바이어스 오차에 대하여 다양한 운동궤적 별 성능평가 수행 결과를 제시하였다.

## 2. 해외 함정용 관성항법장치 시스템 성능규격

최근 전 세계적으로 높은 정밀도와 신뢰도를 요구하는 함정용 관성항법장치를 생산하는 국가로는 Table 1에서 나타난 바와 같이 미국 및 프랑스 등이 있다[5,7]. 이들 국가는 관성항법장치 분야 선진국으로 이 분야에 오랜 연구 경험을 가지고 있기 때문에 개발 및 제작에 높은 기술력을 요구하는 함정용 관성항법장치의 개발이 가능했을 것으로 판단된다. Table 1에서 독일은 실제적으로 미국에서 제작된 관성항법장치를 구매하고 함정용 관성항법장치 구성에 필요한 주변 장비를 개발하여 사용하였기 때문에 함정용 관성항법장치의 실제적인 개발국은 아니다.

함정용 관성항법장치 기술 분야에서 선두주자인 미국은 1980년대까지도 스트랩다운 관성항법장치와 비교하여 좋은 오차전파 특성을 보이는 김블형 관성항법장치가 함정용 관성항법장치로 대부분 사용되었다[7-10,14-18]. 그러나 스트랩다운 관성항법장치에 사용되는 대표적인 관성센서로서 1970년대 본격적인 개발이 시작된 링 레이저 자이로(Ring Laser Gyroscope)의 정밀도가 크게 향상됨에 따라 유지비용이 매우 높은 김블형 관성항법장치 방식의 함정용 관성항법장치를 유지비용이 저렴한 링 레이저 자이로 기반 스트랩다운 함정용 관성항법장치로 대체하기 위한 계획이 진행되었다. 그러나 개발 초기 링 레이저 자이로 기반 스트랩다운 함정용 관성항법장치를 시험한 결과 경도 방향의 위치오차가 발산하는 특성을 보여 김블형 관성항법장치의 장점과 스트랩다운 관성항법장치의 장점을 혼합한 방식인 SISUR(Strapdown Inertial Sensing Unit Rotation) 방식의 관성항법장치가 개발되어 현재 함정용 관성항법장치로 널리 사용되고 있으며 이 제품이

바로 Table 1의 MK49 함정용 관성항법장치이다[7-10,14-18]. 실제 MK49의 경우 Table 1에서 공개된 시스템 성능 대비하여 문헌상에 나타난 성능은 1Nm/2weeks의 성능도 만족하는 것으로 기술되어 있기 때문에 이 모델은 고정밀 항법 성능을 요구하는 전략 원자력 잠수함 혹은 고가의 함정에 널리 적용되고 있는 모델이다[8,18]. 이와 대조적으로 공격형 잠수함 혹은 전함의 경우 MK49 대비 시스템 성능은 낮으나 구조가 간단하고 저가이기 때문에 스트랩다운 방식의 함정용 관성항법장치가 널리 적용되고 있다.

Table 1. Performance survey result of overseas ship's inertial navigation system

| 제품명 (제작국) | 관성항법장치 Type & 운용 모우드 | 시스템 성능규격 | 적용 자이로 종류 (광경로 길이) |
|---|---|---|---|
| MK49 (미국) | semi-gimbal & pure | 1Nm/24hr (TRMS) | RLG (32 cm) |
| MK39 (미국) | Strapdown & pure | 1Nm/8hr (TRMS) | RLG (15 cm) |
| MINSII (독일) | Strapdown & pure | 3Nm/8hr (TRMS) | RLG (15 cm) |
| SEANAV (미국) | Strapdown & pure | 1Nm/8hrs (TRMS) | RLG (15 cm) |
| SIGMA40XP (프랑스) | Strapdown & pure | 1Nm/24hr (TRMS) | RLG (32 cm) |
| M3 (프랑스) | Strapdown & pure | 1Nm/12hr (TRMS) | FOG |
| M5 (프랑스) | Strapdown & pure | 1Nm/24hr (TRMS) | FOG |
| M7 (프랑스) | Strapdown & pure | 1Nm/72hr (TRMS) | FOG |

프랑스를 포함한 유럽의 여러나라들이 1980년대 이전에 어떠한 제품의 함정용 관성항법장치를 사용하였는지는 문헌상에서 찾을 수 없었다. 그러나 1980년대 중반 NATO SINS(Ship's Inertial Navigation System) 획득 프로그램의 일환으로 새로운 함정용 관성항법장치를 도입하기 위한 공개 경쟁에서 최종적으로 선정된 제품이 현재 함정용 관성항법장치로 가장 많이 사용되고 있는 Table 1의 MK49이기 때문에 프랑스에서 2000년대 중·후반 링 레이저 자이로 기반 함정용 관성항법장치가 개발되기 전에는 미국에서 개발된 함정용 관성항법장치가 널리 사용되었을 것으로 판단된다[7]. 현재 링 레이저 자이로의 경우 광경로 길이 증가에 따른 성능개선 효과에 한계가 있어 링레이저 자이로 기반의 스트랩다운 관성항법장치의 성능으로는 함정용 관성항법장치의 계속적인 성능개선이 불가능 한 것으로 판단되기 때문에 최근에는 광학식 자이로이나 광경로 길이에 대한 성능 제한이 없는 것으로 예상되는 광섬유 자이로(Fiber Optic Gyro) 기반 함정용 관성항법장치 개발이 미국 및 프랑스에서 활발하게 진행되고 있다[3,4,11,13,20].

본 논문에서는 Table 1의 해외 함정용 관성항법장치 기술조사 결과를 바탕으로 스크랩다운 방식의 링레이저 자이로 기반 함정용 관성항법장치중 성능이 가장 우수한 것으로 알려진 프랑스의 SIGMA40XP 함정용 관성항법장치를 구성하는 관성센서 세부 성능 규격을 결정하도록 한다.

## 3. 함정용 관성항법장치의 오차 해석

본 장에서는 함정용 관성항법장치의 성능규격 결정을 위한 상세 오차해석 결과를 제시한다. 먼저 정지상태에서 관성항법장치 오차해석을 위해서 관성항법장치 오차 모델을 유도하면 식 (1)~(4)와 같다[1,12,19].

$$\delta\dot{L}=\frac{\delta v_n}{R} \tag{1}$$

$$\delta\dot{l}=\frac{\delta v_e}{R\cos(L)} \tag{2}$$

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

$$\dot{\epsilon}=-\omega_{in}^n\times\epsilon+\delta w_{in}^n+C_b^n\delta\omega_{ib}^b \tag{4}$$

식 (1)~(4)에서 $R$은 지구 반경, $\delta L$는 위도 오차, $\delta l$은 경도 오차, $L$은 위도, $\delta v^n$은 항법 좌표계에서의 속도오차 벡터 $[\delta v_e\,\delta v_n\,\delta v_u]^T$, $\delta v_e$는 e축 속도오차, $\delta v_n$

은 n축 속도오차, $\epsilon$은 자세오차 벡터 $[\epsilon_e\ \epsilon_n\ \epsilon_u]^T$, $f^n$은 항법 좌표계에서의 가속도 벡터 $[f_e\ f_n\ f_u]^T$, $C_b^n$은 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표변환행렬, $\delta f^b$는 동체좌표계에서의 가속도계 오차 벡터, $\delta w_{ib}^b$는 동체좌표계에서의 자이로 오차 벡터, $w_{ie}^n$은 항법 좌표계에서의 지구 회전 가속도 벡터, $w_{en}^n$은 항법 좌표계에서의 transport 각속도 벡터를 의미한다. 본 논문에서 동체좌표계에서의 가속도계 및 자이로 오차 벡터 $\delta f^b$, $\delta w_{ib}^b$는 바이어스, 척도계수, 비정렬 오차 들 다양한 오차 요소가 있지만 정지 상태에서 가장 큰 영향을 미치는 랜덤상수 성분의 바이어스 오차 성분만이 존재한다고 가정한다. 식 (1)~(2)를 속도오차에 대해서 정리하면 식 (5)와 같고 식 (5)의 양변을 미분하여 정리하면 식 (6)과 같다.

$$R\delta\dot{L}=\delta v_n,\ R\cos(L)\delta\dot{l}=\delta v_e \tag{5}$$

$$R\delta\ddot{L}=\delta\dot{v}_n,\ R\cos(L)\delta\ddot{l}=\delta\dot{v}_e \tag{6}$$

식 (6)에 식 (3)을 대입하여 정리하면 식 (7)과 같은 수식이 유도된다. 식 (4)에서 좌표변환행렬과 곱해져 좌표 변환된 동체 좌표계에서의 자이로 오차 벡터 $\delta w_{ib}^b$를 항법 좌표계에서의 자이로 오차 벡터 $\delta w_i$로 가정하여 정리하면 식 (8)과 같다. 식 (7), (8)에서 $\delta f_i$ 및 $\delta w_i$는 i축에서의 가속도계 및 자이로 오차로 여기서 i는 항법좌표계에서의 e, n, u축을 의미한다. 또한 $\Omega$는 지구회전 각속도, $g$는 중력 가속도를 의미한다. 식 (7)에서 중력 가속도 $g$는 식 (3)에서 항법좌표계에서의 중력 가속도 벡터 $f^n$이 정지 상태라 가정하였기 때문에 u축의 중력 가속도 성분만이 존재하여 식 (7)에 중력 가속도 $g$가 포함되었다.

$$\begin{bmatrix} Rcos(L)\delta\ddot{l} \\ R\delta\ddot{L} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} -g\epsilon_n \\ g\epsilon_e \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 2R\Omega\sin(L)\delta\dot{L} \\ -R\Omega\sin(2L)\delta\dot{l} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} \delta f_e \\ \delta f_n \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\epsilon}_e \\ \dot{\epsilon}_n \\ \dot{\epsilon}_u \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \Omega\sin(L)\epsilon_n-\Omega\cos(L)\epsilon_u \\ -\Omega\sin(L)\epsilon_e \\ \Omega\cos(L)\epsilon_e \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} -\delta\dot{L} \\ -\Omega\sin(L)\delta L+\cos(L)\delta\dot{l} \\ \Omega\cos(L)\delta L+\sin(L)\delta\dot{l} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} \delta w_e \\ \delta w_n \\ \delta w_u \end{bmatrix} \tag{8}$$

식 (7), (8)에서 항법좌표계에서의 가속도계 및 자이로 오차 성분인 $[\delta f_e\ \delta f_n\ \delta f_u]^T$, $[\delta w_e\ \delta w_n\ \delta w_u]^T$는 정지 상태라 가정하였기 때문에 동체좌표계에서의 랜덤상수 가속도계 및 자이로 바이어스 오차가 좌표변환되어 동일하게 랜덤상수 성분의 바이어스 오차가 된다.

식 (7), (8)을 라플라스 변환하여 위치 및 자세 오차에 대하여 정리하면 식 (9)와 같다. 식 (9)에서 $s$는 라플라스 연산자, $\delta r_i$는 i축의 백색잡음, $\epsilon_i(0)$는 i축의 초기 자세 오차를 의미한다. 식 (9)의 자이로 백색 잡음 $\delta r_i$는 자이로 오차에서 모델링되지 않은 성분을 나타내기 위하여 식 (7) 대비하여 식 (9)에 추가된 항으로 일반적으로 백색잡음은 라플라스 변환이 불가하여 식 (9)에 추가하는 것은 불합리하나 본 논문에서는 해석의 편의를 위하여 식 (9)에 추가하였다. 식 (9)에 추가된 백색잡음은 자세오차 측면에서 보면 랜덤 워크와 같이 동작하는 것으로 이에 대한 상세 분석은 식 (23)~(31)에서 수행한다.

$$\begin{bmatrix} s & -\Omega\sin(L) & \Omega\cos(L) & s & 0 \\ \Omega\sin(L) & s & 0 & \Omega\sin(L) & -\cos(L)s \\ -\Omega\cos(L) & 0 & s & -\Omega\cos(L) & -\sin(L)s \\ -g & 0 & 0 & Rs^2 & R\Omega\sin(2L)s \\ 0 & g & 0 & -2R\Omega\sin(L)s & Rcos(L)s^2 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \epsilon_e(s) \\ \epsilon_n(s) \\ \epsilon_u(s) \\ \delta L(s) \\ \delta l(s) \end{bmatrix}$$
$$=\begin{bmatrix} \frac{\delta w_e(s)}{s}+\epsilon_e(0)+\delta L(0) \\ \frac{\delta w_n(s)}{s}+\epsilon_n(0)-\cos(L)\delta l(0) \\ \frac{\delta w_u(s)}{s}+\epsilon_u(0)-\sin(L)\delta l(0) \\ \frac{\delta f_n(s)}{s}+R\delta L(\dot{0})+R\delta L(0)s+R\Omega\sin(2L)\delta l(0) \\ \frac{\delta f_e(s)}{s}+R\cos(L)\delta l(\dot{0})+R\cos(L)\delta l(0)s-2R\Omega\sin(L)\delta L(0) \end{bmatrix}$$
$$+\begin{bmatrix} \delta r_e(s) \\ \delta r_n(s) \\ \delta r_u(s) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{9}$$

식 (9)의 해를 구하기 위하여 식 (9)의 좌측 행렬에 대한 determinant를 구하면 식 (10)과 같다[19]. 식 (10)에서 $w_s$는 슐러(Schuler) 주기를 의미한다.

$$\begin{aligned} |A| &= R^2\cos(L)s(s^2+\Omega^2)(s^4+2(u_s^2+2\Omega^2\sin^2(L))s^2+w_s^4) \\ &= R^2\cos(L)s(s^2+\Omega^2)(s^2+w_s^2(1+2\frac{\Omega}{w_s}\sin(L))(s^2 \\ &\quad +w_s^2(1-2\frac{\Omega}{w_s}\sin(L)) \end{aligned} \tag{10}$$

식 (10)에서 일부 수식의 상수 항을 제곱의 형대로

표현하기 위하여 식 (11)과 같은 간략화 과정을 거쳐 정리하면 식 (12)와 같은 새로운 수식이 유도된다[19]. 식 (12)의 수식에서 라플라스 연산자를 포함하는 3개 항은 정현파 성분의 주파수를 나타내는 항으로 각각 $\Omega$는 24시간 주기, $w_s \pm \Omega\sin(L)$은 슐러 주기에 변조된 푸코 주기를 의미한다.

$$\sqrt{w_s^2(1+2\frac{\Omega}{\omega_s}\sin(L)} = w_s(1+2\frac{\Omega}{\omega_s}\sin(L))^{\frac{1}{2}} \approx w_s(1+\frac{\Omega}{\omega_s}\sin(L)) = w_s+\Omega\sin(L) \quad (11)$$

$$|A| = \approx R^2\cos(L)s(s^2+\Omega^2)(s^2+(w_s+\Omega\sin(L))^2)(s^2+(w_s-\Omega\sin(L))^2) \quad (12)$$

식 (12)의 수식을 이용하여 각각의 관성항법장치 오차요소와 위도 및 경도 오차에 대한 전달 함수를 구하면 식 (13)~(22)와 같다.

$$\delta L(s) = \frac{-Rg\cos(L)s^2(s^2+w_s^2-2(\Omega\sin(L))^2)}{|A|}\epsilon_e(0) \quad (13)$$

$$\delta L(s) = \frac{-Rg\Omega\cos(L)\sin(L)s(3s^2+w_s^2+2(\Omega\cos(L))^2)}{|A|}\epsilon_n(0) \quad (14)$$

$$\delta L(s) = \frac{Rg\Omega\cos^2(L)s(s^2+w_s^2-2(\Omega\sin(L))^2)}{|A|}\epsilon_u(0) \quad (15)$$

$$\delta L(s) = \frac{-R\Omega\sin(2L)s(s^2+\Omega^2)}{|A|}\delta f_e(s) \quad (16)$$

$$\delta L(s) = \frac{R\cos(L)(s^2+\Omega^2)(s^2+w_s^2)}{|A|}\delta f_n(s) \quad (17)$$

$$\delta l(s) = \frac{-Rg\Omega\sin(L)s(3s^2+w_s^2)}{|A|}\epsilon_e(0) \quad (18)$$

$$\delta l(s) = \frac{Rg(s^4+(w_s^2-2(\Omega\sin(L))^2+(\Omega\cos(L))^2)s^2+(w_s\Omega\cos(L))^2)}{|A|}\epsilon_n(0) \quad (19)$$

$$\delta l(s) = \frac{Rg\Omega^2\cos(L)\sin(L)(3s^2+w_s^2)}{|A|}\epsilon_u(0) \quad (20)$$

$$\delta l(s) = \frac{R(s^2+\Omega^2)(s^2+w_s^2)}{|A|}\delta f_e(s) \quad (21)$$

$$\delta l(s) = \frac{2R\Omega\sin(L)s(s^2+\Omega^2)}{|A|}\delta f_n(s) \quad (22)$$

식 (13)~(22)의 전달 함수를 이용하여 관성항법장치 오차요소에 대한 위도 및 경도 오차를 구하여 정리하면 Table 2와 같다. Table 2의 수식은 $\Omega \ll w_s$, $\Omega\sin(L) \ll w_s$ 가정을 반영하여 정리된 것이다. Table 2의 수식에서 다양한 성분의 정현파 성분이 존재하며 지구 회전 각속도 성분 $\Omega$는 24시간 주기, 슐러 주기 성분 $w_s$는 약 84분 주기, 푸코 주기 성분 $\Omega\sin(L)$는 위도 36도에서 약 40시간의 주기를 가진다. Table 2의 결과를 보면 대부분이 시간에 따라 증가하지 않고 일정 진폭을 가지는 정현파 성분이나 n, u축 자이로 바이어스에 의한 경도 오차는 시간에 따라 선형적으로 증가하는 특성을 가짐이 확인되었다. 따라서 함정용 관성항법장치의 초기 항법 성능은 정현파 성분의 진폭에 의해 결정되고 장시간 항법 성능은 n, u축 자이로 바이어스에 의해서 결정됨이 확인되었다.

링 레이저 자이로는 반사경 산란에 의해 발생하는 lock-in 효과 제거를 위해 가해진 정현파 디더 운동(dither motion)으로 인해 측정치에 백색 잡음 형태의 잡음이 포함되어 출력되므로 자세 계산시 랜덤 워크 성분이 포함되게 된다. 랜덤 워크 단위는 일반적으로 $\mathrm{deg}/\sqrt{hr}$를 사용하며 이 의미는 1시간이 경과하면 1 deg의 자세오차가 유발됨을 의미한다. 그러므로 랜덤 워크 성분에 의해 발생되는 자세오차는 랜덤 워크 크기 기준으로 $\sqrt{t}$에 비례하여 서서히 증가하는 특성을 가지며 단시간의 경우 백색잡음의 공분산을 $Q$라 하면 $\frac{1}{20}t^{\frac{5}{2}}g\sqrt{Q}$의 함수로 위치오차를 발생시키나 장시간의 경우 초기 자세오차와 위치오차와의 관계식을 이용하여 자이로 랜덤 워크에 의해 발생되는 위치오차의 계산이 가능하다[21]. 상태변수 식에서 랜덤 워크 오차는 초기 자세오차를 $\sqrt{Qt}$로 증가시킨다고 가정하여 수식의 유도가 가능하나 식 (9)의 $\delta r_i$이 백색잡음의 형태를 가지므로 이에 대한 위치오차 영향을 평가하기 위해서는 분산을 이용하여 이에 대한 분석을 수행하여야 한다. 이를 위하여 상태변수에 포함하는 상태 미분 방정식을 식 (23)과 같이 가정하자[22].

Table 2. Latitude & longitude error by initial attitude and inertial sensor error sources

| 오차요소 | 위도 오차(rad) | 경도 오차(rad) |
|---|---|---|
| 초기 위도 오차 | $\delta L(0)\cos(\Omega t)$ | $\delta L(0)\tan(L)\sin(\Omega t)$ |
| 초기 경도 오차 | 0 | $\delta l(0)$ |
| e축 초기 속도오차 | $-\frac{\delta v_e(0)}{Rw_s}\sin(w_s t)\times \sin(\Omega\sin(L)t)$ | $\frac{\delta v_e(0)}{R\cos(L)w_s}\sin(w_s t)\times\cos(\Omega\sin(L)t)$ |
| n축 초기 속도오차 | $\frac{\delta v_n(0)}{Rw_s}\sin(w_s t)\times\cos(\Omega\sin(L)t)$ | $\frac{\delta v_n(0)}{R\cos(L)w_s}\sin(w_s t)\times \sin(\Omega\sin(L)t)$ |
| e축 자이로 바이어스 | $-\frac{\delta w_e}{\Omega}\sin(\Omega t)$ | $-\frac{\delta w_e}{\Omega}\tan(L)(1-\cos(\Omega t))$ |
| n축 자이로 바이어스 | $-\sin(L)\frac{\delta w_n}{\Omega}(1-\cos(\Omega t))$ | $\delta w_n\cos(L)(t+\frac{\tan^2(L)}{\Omega}\sin(\Omega t))$ |
| u축 자이로 바이어스 | $\cos(L)\frac{\delta w_u}{\Omega}(1-\cos(\Omega t))$ | $-\delta w_u\sin(L)\times(t-\frac{1}{\Omega}\sin(\Omega t))$ |
| e축 가속도계 바이어스 | $\frac{\delta f_e}{Rw_s^2}\cos(w_s t)\times\sin(\Omega\sin(L)t)$ | $\frac{\delta f_e\sec(L)}{Rw_s^2}(1-\cos(w_s t)\times\cos(\Omega\sin(L)t)$ |
| n축 가속도계 바이어스 | $\frac{\delta f_n}{Rw_s^2}(1-\cos(w_s t)\times\cos(\Omega\sin(L)t)$ | $-\frac{\delta f_n\sec(L)}{Rw_s^2}\cos(w_s t)\times\sin(\Omega\sin(L)t)$ |
| e축 초기 자세오차 | $-\epsilon_e(0)[\cos(\Omega t)-\cos(w_s t)\times\cos(\Omega\sin(L)t)]$ | $-\epsilon_e(0)\tan(L)[\sin(\Omega t)-\frac{1}{\sin(L)}\cos(w_s t)\times\sin(\Omega\sin(L)t)]$ |
| n축 초기 자세오차 | $-\epsilon_n(0)\sin(L)[\sin(\Omega t)-\frac{1}{\sin(L)}\cos(w_s t)\times\sin(\Omega\sin(L)t)]$ | $\epsilon_n(0)\sec(L)[-(1-\cos(\Omega t))\times\sin^2(L)+(1-\cos(w_s t)\cos(\Omega\sin(L)t))]$ |
| u축 초기 자세오차 | $\epsilon_u(0)\cos(L)\sin(\Omega t)$ | $\epsilon_u(0)\sin(L)(1-\cos(\Omega t))$ |

$$\dot{x}=Ax+G\delta r \tag{23}$$

식 (23)을 라플라스 변환하여 정리하면 식 (24)와 같다[22].

$$x(s)=(s-A)^{-1}x(0)+(s-A)^{-1}G\delta r(s) \tag{24}$$

식 (24)에서 백색 잡음 $\delta r$에 대한 라플라스 변환식은 존재하지 않으므로 이를 시간 영역에서의 분산 값을 이용하여 정리하면 식 (25)와 같다[22].

$$Var(x(t))=\Phi(t,t_0)\,Var(x(t_0))\Phi^T(t,t_0)+\int_0^t\Phi(t,\tau)\,GQG^T\Phi^T(t,\tau)d\tau \tag{25}$$

식 (25)에서 $\Phi(t,t_0)$는 상태변수에 대한 시간영역에서의 상태 변환 행렬 $\Phi(t,t_0)=L^{-1}[(s-A)^{-1}]$이며 $Q$는 백색 잡음 $\delta r$의 공분산이다.

식 (9)의 자세오차 랜덤 워크에 의해 발생하는 위치오차를 식 (25)을 이용하여 수식으로 유도하면 식 (26)~(31)과 같다. 식 (25)에서 $\Phi(t,t_0)$는 식 (9)의 좌변 행렬의 역행렬을 역 라플라스 변환하여 구할 수 있다. 그런데 식 (9)에서 백색잡음 $\delta r_i$와 위치오차의 전달함수는 초기 자세오차의 전달함수와 동일하기 때문에 이 관계를 이용하여 $\Phi(t,t_0)$의 유도가 쉽게 가능하다. 식 (26)~(31)에서 $Var(x)$는 함수 $x$의 분산을 의미하며 i축의 백색 잡음 $\delta r_i$의 분산 $Var(\delta r_i)$은 $Q_i$이다.

$$Var(\delta L(t))=Var(\delta r_e)\int_0^t(\cos(\Omega t)-\cos(w_s t)\cos(\Omega\sin(L)t))^2dt \tag{26}$$

$$Var(\delta L(t))=Var(\delta r_n)\sin^2(L)\int_0^t(\sin(\Omega t)-\frac{1}{\sin(L)}\cos(w_s t)\sin(\Omega\sin(L)t)))^2dt \tag{27}$$

$$Var(\delta L(t))=Var(\delta r_u)\int_0^t(\cos(L)\sin(\Omega t))^2dt \tag{28}$$

$$Var(\delta l(t))=Var(\delta r_e)\tan^2(L)\int_0^t(\sin(\Omega t)+\frac{1}{\sin(L)}\cos(w_s t)\sin(\Omega\sin(L)t)))^2dt \tag{29}$$

$$Var(\delta l(t))=Var(\delta r_n)\sec^2(L)\int_0^t(-\sin^2(L)(1-\cos(\Omega t))+(1-\cos(w_s t)\cos(\Omega\sin(L)t)))^2dt \tag{30}$$

$$Var(\delta l(t))=Var(\delta r_u)\sin^2(L)\int_0^t(1-\cos(\Omega t)))^2dt \tag{31}$$

### 3.1 TRMS(Time Root Mean Square)의 정의

TRMS 개념은 함정용 관성항법장치와 같이 장시간 운용되는 항법장치의 성능을 나타내기 위한 오차 계산 방법으로 많이 사용된다[3-6]. 장시간 운용 관성항법장치의 경우 항법 오차가 일정한 주기로 진동하는 정현파 성분과 시간에 따라 증가하는 성분이 동시에 나타나기 때문에 항법 오차 계산 시점에 따라 항법 오차의 크기가 달라진다. 따라서 이를 동시에 고려한 새로운 오차 계산 방법으로 TRMS 개념이 새로이 도입되었다. TRMS 값을 정의하기 위하여 위치오차가 Fig. 1과 같이 전파한다고 가정하여 위치 오차에 대한 TRMS 값을 수식으로 나타내면 식 (32)와 같다.

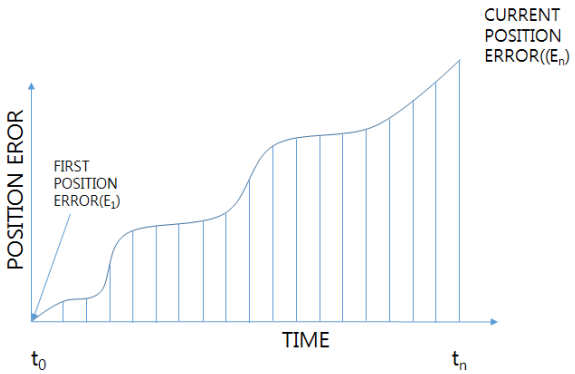


Fig. 1. Propagation characteristic of position error

$$TRMS(t_n)=\sqrt{\frac{E_1^2+E_2^2\cdots E_n^2}{n}} \tag{32}$$

식 (32)에서 나타난 바와 같이 위치오차의 TRMS 값은 시간에 따라 증가하는 오차에 대하여 일정주기로 샘플링된 오차에 대한 RMS 값을 의미함이 증명된다. 식 (32)에서 $E_i$는 $t_i$시점에서의 위치오차를 나타낸다.

#### 3.1.1 정현파 함수의 TRMS 값

정현파 함수인 식 (33)을 식 (32)에 대입하여 정리하면 식 (34)와 같이 정현파 함수에 대한 TRMS 값이 산출된다. 식 (34)에서 나타난 바와 같이 정현파 함수에 대한 TRMS 값은 실효값을 의미함이 식으로 증명된다.

$$y=A\sin(w_st) \tag{33}$$

$$\begin{aligned}TRMS(t_n)&=\sqrt{\frac{A^2\sin^2(w_s\Delta t)+A^2\sin^2(2w_s\Delta t)\cdots A^2\sin^2(nw_s\Delta t)}{n}}\\&=\sqrt{\frac{A^2}{T}\int_0^T\sin^2w_st\,dt}=\frac{A}{\sqrt{2}}\end{aligned} \tag{34}$$

#### 3.1.2 선형 함수의 TRMS 값

선형 증가 함수인 식 (35)을 식 (32)에 대입하여 정리하면 식 (36)과 같이 선형 증가 함수에 대한 TRMS 값이 산출된다.

$$y=At \tag{35}$$

$$\begin{aligned}TRMS(t_n)&=\sqrt{\frac{A^2(\Delta t)^2+A^2(2\Delta t)^2\cdots A^{2(n}\Delta t)^2}{n}}\\&=\sqrt{\frac{A^2\Delta t^2}{n}(1^2+2^2\cdots n^2)}\\&=\sqrt{\frac{A^2\Delta t^2(n+1)(2n+1)}{6}}\end{aligned} \tag{36}$$

식 (36)에서 $\Delta t=\frac{T}{n}$이라 가정하고 n이 매우 크다고 가정하면 식 (37)과 같이 선형 증가 함수에 대한 TRMS 값이 산출된다. 여기서 T는 TRMS 값을 구하기 위해 주어진 시간이다.

$$TRMS(t_n)=\sqrt{\frac{A^2T^2(n+1)(2n+1)}{6n^2}}\approx\frac{AT}{\sqrt{3}} \tag{37}$$

#### 3.1.3 변조된 정현파 함수의 TRMS 값

변조된 정현파 함수인 식 (38)을 식 (32)에 대입하여 정리하면 식 (39)와 같이 정현파 함수에 대한 TRMS 값이 산출된다.

$$y=A\sin(w_st)\sin(\Omega\sin(L)t) \tag{38}$$

$$\begin{aligned}TRMS(t_n)&=\sqrt{\frac{A^2}{T}\int_0^T(\sin(w_st)\sin(\Omega\sin(L)t))^2dt}\\&=\frac{A}{2}\end{aligned} \tag{39}$$

### 3.2 관성항법장치 오차요소별 TRMS 항법 오차

관성항법장치 오차요소에 대한 RSS 값을 구하고 이를 이용하여 TRMS 값을 구하는 것과 각각의 오차요소에 대한 TRMS를 구하고 이를 RSS하는 것은 동일한 효과를 가지므로 먼저 각각의 오차요소에 대한 TRMS

값을 구한다.

Table 2에서 유도한 관성항법장치 오차요소와 위치 오차와의 관계식을 이용하여 각각의 오차요소에 대한 위도 및 경도오차에 대한 TRMS 값을 식 (34), (37), (39)를 이용하여 계산하면 Table 3과 같다.

Table 3. TRMS latitude & longitude error by initial attitude and inertial sensor error sources

| 오차요소 | 위도 오차(rad) | 경도 오차(rad) |
|---|---|---|
| e축 자이로 바이어스 | $\frac{\delta w_e}{\Omega\sqrt{2}}$ | $\delta w_e \frac{\tan(L)}{\Omega}\sqrt{\frac{3}{2}}$ |
| n축 자이로 바이어스 | $\delta w_n \frac{\sin(L)}{\Omega}\sqrt{\frac{3}{2}}$ | $\delta w_n \sqrt{(\frac{T^2}{3}+\frac{\tan^4(L)}{\Omega^2}\frac{1}{2})} \times \cos(L)$ |
| u축 자이로 바이어스 | $\delta w_u \frac{\cos(L)}{\Omega}\sqrt{\frac{3}{2}}$ | $\delta w_u \sqrt{(\frac{T^2}{3}+\frac{1}{\Omega^2}\frac{1}{2})} \times \sin(L)$ |
| e축 가속도계 바이어스 | $\frac{\delta f_e}{Rw_s^2}\frac{1}{2}$ | $\frac{\sec(L)\delta f_e}{Rw_s^2}\frac{\sqrt{5}}{2}$ |
| n축 가속도계 바이어스 | $\frac{\delta f_n}{Rw_s^2}\frac{\sqrt{5}}{2}$ | $\frac{\sec(L)\delta f_n}{Rw_s^2}\frac{1}{2}$ |
| e축 초기 자세오차 | $\epsilon_e(0)\frac{\sqrt{3}}{2}$ | $\epsilon_e(0)\sqrt{(\frac{1}{2}+\frac{1}{4\sin^2(L)})} \times \tan(L)$ |
| n축 초기 자세오차 | $\epsilon_n(0)\sqrt{(\frac{\sin^2(L)}{2}+\frac{1}{4})}$ | $\sqrt{(\sin^4(L)\frac{3}{2}-2\sin^2(L)+\frac{5}{4})} \times \sec(L)\times\epsilon_n(0)$ |
| u축 초기 자세오차 | $\epsilon_u(0)\frac{\cos(L)}{\sqrt{2}}$ | $\epsilon_u(0)\sin(L)\sqrt{\frac{3}{2}}$ |

Table 3에서 초기 자세오차를 자체정렬에서 계산되는 가속도계 및 자이로 바이어스 오차로 정의되는 수식으로 대체하면 초기 자세오차에 대한 위도 및 경도 오차의 TRMS 값은 식 (40)~(45)와 같이 유도된다.

$$\delta L(t) = \frac{\delta f_n}{g}\frac{\sqrt{3}}{2} \tag{40}$$

$$\delta L(t) = \frac{\delta f_e}{g}\sqrt{(\frac{\sin^2(L)}{2}+\frac{1}{4})} \tag{41}$$

$$\delta L(t) = \frac{\delta w_e}{\Omega}\frac{1}{\sqrt{2}} \tag{42}$$

$$\delta l(t) = \frac{\delta f_n}{g}\tan(L)\sqrt{(\frac{1}{2}+\frac{1}{4\sin^2(L)})} \tag{43}$$

$$\delta l(t) = \frac{\delta f_e}{g}\sec(L)\sqrt{(\sin^4(L)\frac{3}{2}-2\sin^2(L)+\frac{5}{4})} \tag{44}$$

$$\delta l(t) = \frac{\delta w_e}{\Omega}\tan(L)\sqrt{\frac{3}{2}} \tag{45}$$

Table 3의 위도 및 경도 방향의 오차에 각각 $R$, $Rcos(L)$을 곱하여 위도 및 경도 방향의 거리오차 $\Delta L$, $\Delta l$을 계산하고 각 축의 가속도계 및 자이로 바이어스 오차가 동일한 값을 가진다고 가정하여 $\delta f$ 및 $\delta w$로 정의하여 Table 3과 식 (40)~(45)식을 이용하여 위도 및 경도 방향의 거리 오차에 대한 RSS 값을 구하면 식 (46), (47)과 같다.

$$\Delta L^2 = \delta w^2 R^2 \frac{1}{\Omega^2}\frac{5}{2} + \delta f^2 \frac{R^2}{g^2}(\frac{\sin^2(L)+2}{2}) + \delta f^2 \frac{1}{w_s^4}\frac{3}{2} \tag{46}$$

$$\Delta l^2 = \delta w^2 R^2 (\frac{7\sin^2(L)}{2\Omega^2}+\frac{T^2\cos^2(L)}{3}) + \delta f^2 \frac{1}{w_s^4}\frac{3}{2} + \delta f^2 \frac{R^2}{g^2}(\frac{3}{2}\sin^4(L)-\frac{3}{2}\sin^2(L)+\frac{3}{2}) \tag{47}$$

식 (46)과 (47)의 RSS 값을 구하면 식 (48)과 같은 위치오차가 계산된다. 식 (48)은 관성센서 바이어스 오차 및 초기 자세오차에 대한 함정용 관성항법장치의 TRMS 성능지표를 새로이 유도한 수식으로 함정용 관성항법장치의 성능평가 및 관성센서 성능규격 결정 시 유효하게 사용될 것으로 판단된다.

$$\sqrt{\Delta L^2+\Delta l^2} = \sqrt{\delta w^2 R^2(\frac{5+7\sin^2(L)}{2\Omega^2}+\frac{T^2\cos^2(L)}{3})+\frac{\delta f^2}{w_s^4}\frac{3\sin^4 L-2\sin^2 L+11}{2}} \tag{48}$$

식 (48)에서 초기 자세오차에 대한 영향을 고려하지

않고 관성 센서에 대한 오차만을 고려하여 위도 및 경도 방향의 거리오차를 계산하면 식 (49), (50)과 같다.

$$\Delta L^2 = \delta w^2 R^2 \frac{2}{\Omega^2} + \delta f^2 \frac{1}{w_s^4} \frac{3}{2} \tag{49}$$

$$\Delta l^2 = \delta w^2 R^2 \left(\frac{2\sin^2(L)}{\Omega^2} + \frac{T^2\cos^2(L)}{3}\right) + \delta f^2 \frac{1}{w_s^4} \frac{3}{2} \tag{50}$$

식 (49), (50)의 RSS(Root Sum Square) 값을 구하면 식 (51)과 같은 위치오차가 계산된다. 식 (51)은 관성센서 바이어스 오차에 대한 함정용 관성항법장치의 TRMS 성능지표를 새로이 유도한 수식으로 함정용 관성항법장치의 성능평가 및 관성센서 성능규격 결정시 유효하게 사용될 것으로 판단된다.

$$\sqrt{\Delta L^2 + \Delta l^2} = \sqrt{\delta w^2 R^2 \left(\frac{2+2\sin^2(L)}{\Omega^2} + \frac{T^2\cos^2(L)}{3}\right) + \frac{\delta f^2}{w_s^4} 3} \tag{51}$$

식 (26)~(31)에서 구한 자이로 랜덤 워크 분산과 위도 및 경도오차 분산과의 관계 식을 이용하여 자이로 랜덤 워크에 의한 TRMS 위치오차의 계산이 가능하며 이를 수식을 나타내면 식 (52)~(57)과 같다.

$$\delta L(t)_{RMS} = \sqrt{Q_e}\sqrt{\frac{3T}{4}} \tag{52}$$

$$\delta L(t)_{RMS} = \sqrt{Q_n}\sin(L)\sqrt{\frac{T}{2} + \frac{1}{\sin^2 L}\frac{T}{4}} \tag{53}$$

$$\delta L(t)_{RMS} = \sqrt{Q_u}\cos(L)\sqrt{\frac{T}{2}} \tag{54}$$

$$\delta l(t)_{RMS} = \sqrt{Q_e}\tan(L)\sqrt{\frac{T}{2} + \frac{1}{\sin^2 L}\frac{T}{4}} \tag{55}$$

$$\delta l(t)_{RMS} = \sqrt{Q_n}\sec(L)\sqrt{\sin^4(L)\frac{3T}{2} - 2\sin^2(L)\,T + \frac{5T}{4}} \tag{56}$$

$$\delta l(t)_{RMS} = \sqrt{Q_u}\sin(L)\sqrt{\frac{3T}{2}} \tag{57}$$

식 (52)~(57)에서 각 축별 랜덤 워크에 의해 발생하는 거리오차를 TRMS 값으로 계산하기 위하여 랜덤 워크 오차의 크기가 동일하다고 가정하여 전체 위치오차에 대한 TRMS 값을 식 (32)을 이용하여 구하면 식 (58)과 같은 수식이 유도된다. 식 (58)은 자이로 측정치에 포함된 백색잡음에 의해 발생하는 위치오차에 대하여 새롭게 유도된 TRMS 성능지표로 자이로 랜덤 워크에 의한 함정용 관성항법장치의 성능평가시 유효하게 사용될 것으로 판단된다.

$$\sqrt{\Delta L^2 + \Delta l^2} = 3\sqrt{(Q)}\,R\sqrt{\frac{T}{6}} \tag{58}$$

본 논문에서 유도된 새로운 성능지표 식 (48), (51), (58)의 타당성을 검증하기 위하여 0.001 deg/hr의 자이로 바이어스, 0.001 deg/sqrt(hr)의 자이로 랜덤 워크 및 50 ug의 가속도계 바이어스가 존재하는 경우에 대하여 본 논문에서 유도된 성능지표 식 (48), (51), (58)를 이용하여 구한 TRMS 위치 오차와 공분산 해석을 통하여 구한 TRMS 위치 오차를 비교하면 Fig. 2~4와 같다. Fig. 2는 관성센서 오차요소만을 고려한 오차해석 결과이고 Fig. 3은 초기 자세 오차와 관성센서 오차요소를 고려한 오차해석 결과이고 Fig. 4는 자이로 랜덤 워크 성분만을 고려한 오차해석 결과이다. Fig. 2~4에서 M&S Result라고 표시된 부분이 공분산 해석을 통한 오차해석 결과이고 Performance Index라고 표

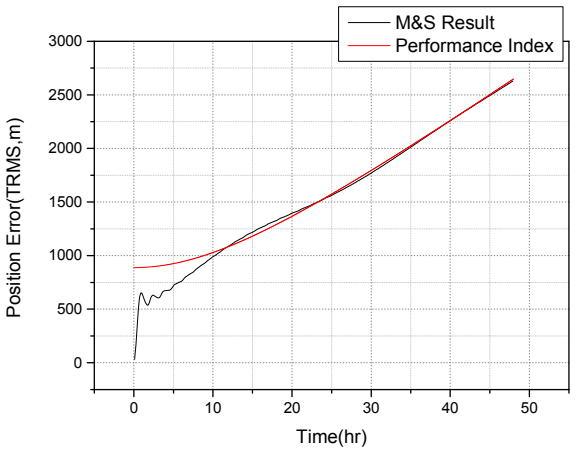


Fig. 2. Comparison of error analysis result through covariance analysis and performance index Eq. (51)

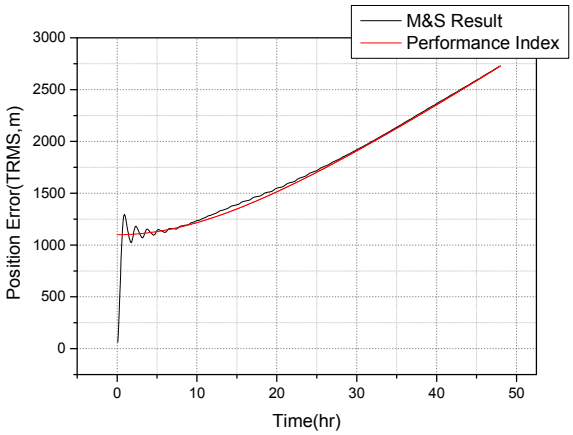


Fig. 3. Comparison of error analysis result through covariance analysis and performance index Eq. (48)

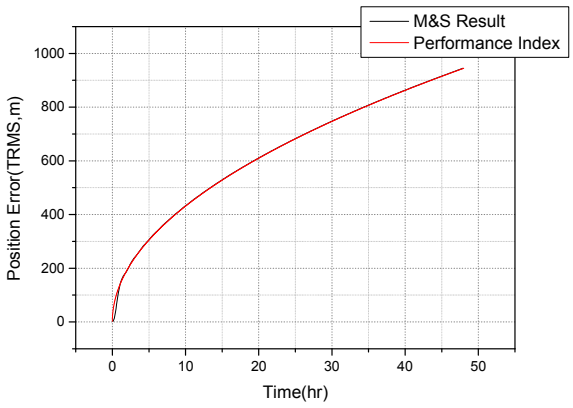


Fig. 4. Comparison of error analysis result through covariance analysis and performance index Eq. (58)

시된 부분이 본 논문에서 유도된 성능지표를 이용하여 구한 오차해석 결과이다. Fig. 2~4에서 알 수 있듯이 초기 공분산 해석시 TRMS 위치 오차 값을 계산하는데 소요되는 과도상태를 제외하면 공분산 해석 결과와 본 논문에서 유도된 성능지표를 이용하여 구한 TRMS 위치오차가 동일함을 확인할 수 있다. 이러한 사실은 본 논문에서 유도된 성능지표가 정확하게 함정용 관성항법장치의 성능을 나타내는 지표로 활용할 수 있고 손쉽게 오차해석도 가능함을 의미하는 결과라 하겠다. 또한 함정용 관성항법장치의 장시간 성능을 결정하는 관성센서 오차요소가 자이로 바이어스 및 랜덤 워크 임을 확인할 수 있는 수식이라 하겠다.

본 논문에서 오차해석에 사용된 공분산 해석 방법은 장시간 운용되어 관성항법장치의 오차가 커진 경우 비선형성에 의해 해석 정확도가 저하되는 특성이 있다. 그러나 본 논문의 해석 대상 관성항법장치는 정확도가 매우 높기 때문에 장시간 운용하여도 비선형성이 나타날 정도의 항법 오차가 발생하지 않기 때문에 공분산 해석 방법을 통한 오차해석을 수행하여도 몬테칼로 해석 방법과 동일한 해석 정확도를 가짐을 확인하였다.

## 4. 함정용 관성항법장치 성능규격 결정

본 장에서는 본 논문에서 유도된 함정용 관성항법장치 성능지표 식을 이용하여 관성센서 세부 성능규격을 결정하기 위한 연구결과를 제시한다. 관성센서 세부 성능규격을 결정하기 위한 대상 제품으로 Table 1에서 나타난바와 같이 링 레이저 자이로 기반 스트랩다운 함정용 관성항법장치 중에 성능이 제일 우수한 것으로 나타난 프랑스의 SIGMA40XP를 선정하였다.

SIGMA40XP의 경우 TRMS 시스템 성능규격이 1Nm/24hr 이므로 이 규격을 만족하기 위한 관성센서 성능규격을 결정하기 위하여 식 (51), (58)을 이용하여 관성센서 오차요소별 오차해석을 수행하였다. 식 (51), (58)에서 결정해야 할 오차요소는 가속도계 바이어스, 자이로 바이어스 및 자이로 랜덤 워크 성분이다. 식에서 알 수 있듯이 자이로 바이어스 및 자이로 랜덤 워크에 의해 발생되는 위치오차는 각각 시간 $t$ 및 $\sqrt{t}$ 의 함수로 증가한다. 그러나 가속도계 바이어스에 의해 발생하는 위치오차는 정현파 특성을 가지므로 슐러 주기 이하 시간에서의 TRMS 위치오차 크기를 결정하게 된다. 그러므로 가속도계 바이어스가 너무 큰 경우 Fig. 2~4에서 알 수 있듯이 초기 위치 오차 크기를 증가시키는 효과가 발생한다. 예를 들어 90 ug의 가속도계 바이어스는 약 1.14 km의 위치오차를 발생시키며 초기 수평축 자세오차까지 감안하면 슐러주기 이내 비교적 짧은 시간내에 가속도계 바이어스 오차만으로도 약 2.2 km를 초과하는 위치 오차를 발생시킨다. 따라서 함정용 관성항법장치용 가속도계 성능 및 자이로 바이어스, 자이로 랜덤 워크에 의해 발생하는 초기 위치 오차 규격을 감안할 때 30 ug 이하의 가속도계 바이어스를 가지는 것이 적절한 것으로 판단된

다[23]. 가속도계 바이어스를 30 ug로 결정하고 식 (51)과 (58)을 이용하여 1Nm/24hr TRMS 성능을 만족하기 위한 자이로 바이어스 및 랜덤 워크 오차 규격을 결정하면 0.0011 deg/hr 및 0.0011 deg/sqrt(hr)가 산출된다. 가속도계 바이어스를 50 ug로 설정하여도 자이로 바이어스 및 랜덤 워크 오차 규격은 0.00105 deg/hr 및 0.00105 deg/sqrt(hr)로 크게 변화하지 않는다. 이는 24시간 시점의 경우 자이로 바이어스 및 랜덤 워크 오차요소에 의해 발생되는 위치오차가 주요하기 때문이다. 그러나 슐러주기로 진동하는 가속도계 바이어스에 의한 위치 오차 특성으로 인한 진동 폭을 줄이기 위해서는 가속도계 바이어스 오차를 작게 가져가는 것이 타당한 것으로 사료된다. 위의 해석 결과를 종합해 보면 SIGMA40XP의 시스템 성능규격을 만족하기 위한 가속도계 바이어스 및 링 레이저 자이로 바이어스, 랜덤 워크 성능규격은 각각 30 ug, 0.0011 deg/hr, 0.0011 deg/sqrt(hr) 인 것으로 나타났으며 이는 복합 오차(composite error)를 의미하는 것으로 여기에서 고려되지 않은 오차요소인 척도계수 및 비정렬 오차 등에 의해 발생되는 바이어스 오차 성분이 포함되었음을 의미한다.

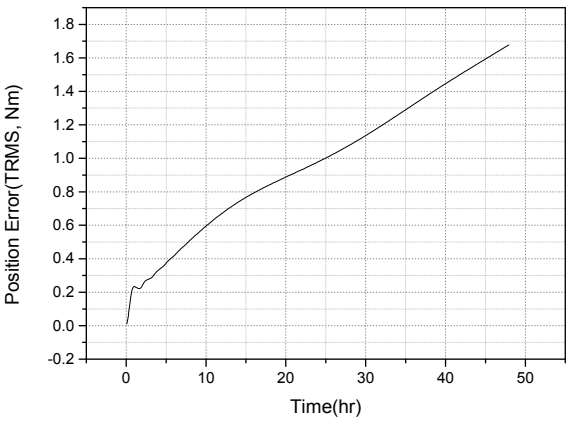


Fig. 5. Position error simulation result through covariance analysis method

1Nm/24hr TRMS 시스템 성능규격 만족을 위해 본 논문에서 제시된 성능지표를 이용하여 앞 절에서 구한 관성센서 세부 규격의 타당성을 검증하기 위하여 공분산 해석 방법을 이용한 시뮬레이션 결과를 그림으로 나타내면 Fig. 5와 같다. Fig. 5를 통하여 알 수 있듯이 본 논문에서 제시한 성능지표를 이용하여 구한 관성센서 오차규격이 정확하게 시스템 성능규격을 만족하는 것이 확인되었으며 이러한 결과는 본 논문에서 구한 성능지표가 정확하게 함정용 관성항법장치의 성능을 나타내고 있음을 증명하는 결과라 하겠다.

Table 4. Navigation performance analysis result according to ship's various operational conditions

| 순번 | 운항조건 | 항법성능 (Nm/24hr,TRMS) | |
|---|---|---|---|
| | | 4장 기술 오차요소 고려 | 모든 오차요소 고려 |
| 1 | • 정지 상태<br>• 방위각 0° 정렬 후 0° 항법 | 0.95 | 0.98 |
| 2 | • 정지 상태<br>• 방위각 0° 정렬 후 180° 항법 | 1.04 | 1.10 |
| 3 | • 정지 상태<br>• 방위각 0° 정렬 후 항법에서 2시간마다 13°/sec 각속도로 90° 회전하며 항법 | 0.83 | 0.87 |
| 4 | • 10 knots로 정속 운항<br>• 방위각 0° 정렬 후 360°/24hr 각속도로 회전하며 항법 | 0.89 | 0.92 |
| 5 | • 10 knots로 정속 운항<br>• 방위각 0° 정렬 후 ±30°/2hr 각속도로 반복 회전하며 항법 | 0.92 | 0.94 |
| 6 | • 10 knots로 정속 운항<br>• 방위각 0° 정렬 후 360°/48hr 각속도로 회전<br>• 방위각 ±30°/2hr 각속도로 반복 회전하며 항법 | 0.97 | 1.01 |
| 7 | • 10 knots로 정속 운항<br>• 방위각 0° 정렬 후 1시간 동안 180° 회전 후 정속 운항 항법 | 1.09 | 1.14 |
| RMS | - | 0.96 | 1.00 |

## 5. 다양한 운항 조건 따른 항법성능 평가결과

본 장에서는 4장에서 기술된 정지 상태에서의 함정용 관성항법장치의 성능규격이 실제 운용환경에서도

유사한 성능을 보임을 확인하기 위하여 공분산 해석 방법을 이용하여 다양한 함정 운항 조건에 따른 성능 평가 결과를 제시한다. 다양한 함정 운항조건에 따른 시뮬레이션 결과를 표로 정리하면 Table 4와 같다. 시뮬레이션은 4장에서 기술한 오차요소 만을 고려한 경우와 4장에서 기술한 오차요소에 척도계수/비정렬 오차요소 등과 같은 모든 관성센서 오차요소를 고려한 경우를 구분하여 항법성능 분석을 수행하였다. Table 4에 나타난 바와 같이 기동성이 크지 않은 함정의 동특성으로 인해 정지 상태에서나 운항 조건에서의 항법 성능에 큰 차이가 발생하지 않고 있음이 확인 되었다. 또한 4장에서 고려되지 않은 척도계수 및 비정렬 오차에 의해 약간의 성능저하가 발생함이 확인되었으나 그 정도가 크지 않기 때문에 4장의 성능규격 결정 결과가 유효함이 확인 되었다. 이러한 사실은 본 논문에서 제시한 성능지표를 이용하여 설정된 정지 상태에서의 함정용 관성항법장치 세부 성능 규격이 실제 함정 운항 조건에서의 성능 규격을 대표할 수 있음을 보여주는 결과이다.

## 6. 결 론

본 논문에서는 1Nm/24hr 성능의 링 레이저 자이로 기반 스트랩다운 함정용 관성항법장치의 시스템 성능 규격 만족을 위한 관성센서 세부 성능규격 결정에 대한 연구 결과를 제시하였다. 이를 위하여 우선 해외 선진국의 함정용 관성항법장치 성능규격에 대한 기술 조사를 수행하였으며 이를 기반으로 링 레이저 자이로 기반 함정용 관성항법장치 시스템 목표 성능을 설정하였다. 설정된 시스템 목표 성능을 달성하기 위한 관성센서 세부 성능규격 결정을 위하여 정지 상태에서 관성센서 및 시스템 오차 요소 별 함정용 관성항법장치의 상세 오차 해석을 수행하고 관성센서 오차요소별 항법성능에 미치는 영향에 대한 상세 분석 결과를 제시하였으며 이를 기반으로 새로운 TRMS 위치 오차 성능지표를 유도하였다. 유도된 성능지표를 이용하여 함정용 관성항법장치의 세부 성능규격을 결정하였으며 공분산 오차해석 시뮬레이션을 통하여 새롭게 유도된 성능지표 및 설정 세부 성능규격의 정확성 및 타당성을 검증하였다.

시뮬레이션 결과 본 논문에서 유도된 성능지표를 이용하여 구한 관성센서 세부 성능규격이 목표 시스템 성능을 정확하게 만족함을 확인하였다. 이러한 결과는 본 논문에서 유도된 성능지표가 정확하게 함정용 관성항법장치의 성능을 대표할 수 있음을 증명하는 결과이며 이러한 결과로 판단할 때 본 논문에서 유도된 성능지표가 함정용 관성항법장치의 성능규격 결정 및 오차해석에 유용하게 적용될 수 있을 것으로 판단된다. 또한 함정용 관성항법장치의 장시간 성능을 결정하는 관성센서 오차요소가 자이로 바이어스 및 랜덤 워크 임을 본 논문에서 유도된 성능지표를 이용하여 확인할 수 있다.

향 후 다양한 운동 궤적에 대한 함정용 관성항법장치 성능해석을 통하여 본 논문에서 구한 성능지표가 함정용 관성항법장치의 최대 성능을 대표하는 가에 대한 추가 성능분석을 수행할 예정이다.

## References

[1] D. Titterton and J. Weston, “Strapdown Inertial Navigation Technology,” Peter Peregrinus Ltd., 1997.

[2] M. M. Kuritsky and M. S. Goldstein, “Inertial Navigation,” Proceedings of the IEEE, Vol. 71, No. 10, Oct. 1983.

[3] iXBlue, “MARINS M7 Product Specification,” 2016.

[4] iXBlue, “MARINS M3&M5 Product Specification,” 2015.

[5] Sagem SAFRAN, “SIGMA40XP Technical Specifications,” 2009.

[6] Raytheon Anschutz GmbH, “Technical Description for the MINS 2,” 2010.

[7] M. B. May, “Ring Laser Gyro Inertial Navigation,” ION Newsletter, 2014.

[8] E. Levinson, J. Horst and M. Willcocks, “The Next Generation Marine Inertial Navigation is Here Now,”

[9] E. Levinson, and C. Giovanni, “Laser Gyro Potential for Long Endurance Marine Navigation,” Proceedings of IEEE PLANS 1980.

[10] H. Rice, L. Mendelsohn, R. Aarons and D. Mazzola, “Next Generation Marine Precision Navigation System,” Proceedings of IEEE PLANS, 2000.

[11] S. Vajda and A. Zorn, “Survey of Existing and Emerging Technologies for Strategic Submarine

Navigation," Proceedings of IEEE PLANS, 1998.

[12] G. M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems : A Modern Synthesis," Academic Press, Inc. 1993.

[13] Y. Paturel, J. Honthaas, H. Lefevre and F. Napolitano, "One Nautical Mile per Month FOG-Based Strapdown Inertial Navigation System : A Dream Already within Reach," Gyroscopy and Navigation, Vol. 5, No. 1, pp 1-8, 2014.

[14] E. Levinson and R. Majure, "MARLIN, The Next Generation Marine Inertial Navigator," Symposium Gyro Technology 1987.

[15] E. Levinson and R. Majure "Accuracy Enhancement Techniques Applied to the Marine Ring Laser Inertial Navigator(MARLIN)," Proceedings of ION National Technical Meeting, 1987.

[16] J. I. Lahham and J. R. Brazell, "Acoustic Noise Reduction in The MK 49 Ship's Inertial Navigation System(SINS)," Proceedings of IEEE PLANS, 1992.

[17] K. M. Hays, R. G. Schmidt, W. A. Wilson, J. D. Campbell, D. W. Heckman and M. P. Gokhale, "A Submarine Navigator for the 21st Century," Proceedings of IEEE PLANS, 2002.

[18] D. Johnson and S. Eppig, "Aided Inertial Navigation Systems for Underwater Vehicles," Proceedings of the 1987 5th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology, 1987.

[19] K. R. Britting, "Inertial Navigation System Analysis," Wiley-Interscience, 1971.

[20] R. B. Morrow and D. W. Heckman, "High Precision IFOG Insertion into the Strategic Submarine Navigation System," Proceedings of IEEE PLANS, 1998.

[21] Y. Yuksel and H. Kaygisiz, "Notes on Stochastic Errors of Low Cost MEMS Inertial Units," www.instk.org.

[22] P. Maybeck, "Stochastic Models, Estimation, and Control Vol. 1," Academic Press, 1979.

[23] N. Barbour and G. Schmidt, "Inertial Sensor Technology Trends," IEEE Sensors Journal, Vol. 1, No. 4, Dec. 2001.