



관성센서 오차 모델을 이용한 진동형 MEMS 자이로스코프 G-민감도 환산계수 오차 추출 기법

박병수¹, 한경준², 이상우³, 유명종⁴

The Extraction Method for the G-Sensitivity Scale-Factor Error of a MEMS Vibratory Gyroscope Using the Inertial Sensor Model

ByungSu Park¹, KyungJun Han², SangWoo Lee³ and MyeongJong Yu⁴

Agency For Defense Development

ABSTRACT

In this paper, we present a new approach to extract the g-sensitivity scale-factor error for a MEMS gyroscope. MEMS gyroscopes, based on the use of both angular momentum and the Coriolis effect, have a g-sensitivity error due to mass unbalance. Generally, the g-sensitivity error is not considered in general use of gyroscopes, but it deserves our attention if we are to develop for tactical class performance and reliability. The g-sensitivity error during vehicle flight increases navigation error; so it must be analyzed and compensated for the use of MEMS IMU for high dynamics vehicle systems. Therefore, we analyzed how to extract the g-sensitivity scale-factor error from the inertial sensor error model. Furthermore we propose a new method to extract the g-sensitivity error using flight motion simulator. We verified our proposed method with experimental results.

초 록

본 논문에서는 MEMS 자이로스코프에서 발생하는 G-민감도 오차를 관성센서 오차 모델에 정의하고, 이를 분석하여 오차 성분을 추출하는 기법을 제안한다. 일반적으로 MEMS 기반 자이로스코프는 스프링과 관성질량체를 갖는 진동형 방식으로 개발된다. 따라서 구조적으로 고기동 환경에서 인가되는 가속도에 비례하는 G-민감도 오차 특성을 갖게 된다. 이러한 G-민감도 오차는 외부에서 높은 가속도가 인가되지 않는 민수분야에서는 무시할 정도로 작다. 하지만 전술급 성능의 MEMS 관성측정기가 고가속 환경에서 외란과 가속도에 의해 G-민감도 오차가 발생하게 되면 항체의 유도 조종을 위한 항법장치 성능에 큰 영향을 미치게 되므로 오차 분석과 보상은 필수적이다. 따라서 본 논문에서는 MEMS 자이로스코프에 발생하는 G-민감도 오차를 분석하고 정의하여 관성센서 오차 모델에 적용한다. 새로 정의된 관성센서 오차 모델을 분석하여, 오차 성분을 고가속도 시험환경이 아닌 FMS 시험만으로 정확히 추출하는 방법을 제안한다. 그리고 제안한 방법으로 얻은 오차를 보상하여 고가속도 시험을 수행하고 그 결과를 분석하여 성능과 신뢰성을 검증한다.

† Received : April 10, 2019 Revised : May 25, 2019 Accepted : May 27, 2019

¹ Senior Researcher, ² Senior Researcher, ³ Principal Researcher, ⁴ Principal Researcher

⁴ Corresponding author, E-mail : mjyu@add.re.kr

Key Words : Inertial Measurement Unit(관성측정기), Micro-Electro-Mechanical Systems(초소형 전자기계 시스템), Vibratory Gyroscope(진동형 자이로스코프), G-sensitivity(G-민감도), Scale-factor Error(환산계수 오차), Flight Motion Simulator(비행자세 모의기)

I. 서 론

관성항법장치(INS : Inertial Navigation System)는 외부의 도움 없이 관성측정기(IMU : Inertial Measurement Unit)에서 출력되는 정보만을 이용하여 항체의 위치, 속도, 자세를 계산하는 장치이다. 항체의 운동을 측정하는 관성측정기는 각속도를 측정하는 자이로스코프와 선형 가속도를 측정하는 가속도계로 구성된다[1]. 관성항법장치의 항법성능은 관성측정기의 구성품인 관성센서 성능과 안정도에 많은 영향을 받게 된다.

최근 MEMS(Micro Electro-Mechanical System) 기반 관성센서 기술이 급속하게 발전함에 따라, Fig. 1 과 같이 고기동 시스템에 적용될 수 있는 전술급 성능의 MEMS 관성측정기가 국내외적으로 활발히 개발되고 있다[2,3]. MEMS 기반 관성센서는 기존의 기계식이나 광학식 센서에 비해 무게, 크기, 소비전력 등 많은 장점을 갖는다[4]. 하지만 바이어스, 환산계수오차, 환산계수 비선형 오차, G-민감도 오차, 비정렬 오차 등의 정적오차와 센서 구조물의 불일치와 외란에 의해 발생하는 불규칙 오차에 의하여 성능과 신뢰성 향상에 많은 어려움을 겪고 있다. 특히 고기동으로 비행하는 항체는 진동, 음향, 온도, 충격 등 여러 환경이 복합적으로 발생하므로 관성센서의 주요 성능뿐만 아니라 외란에 대한 강인성도 고려하여 반드시 신뢰성을 확보해야 한다[5-8].

일반적으로 MEMS 기반 자이로스코프는 스프링과 질량체를 갖는 진동형 방식으로 개발된다. 따라서 구조적으로 외부에서 인가되는 가속도에 비례한 G-민감도 오차 특성을 갖게 된다. 이러한 오차는 고가속도 환경이 존재하지 않는 민수분야에서는 무시할 정도로 매우 작다. 하지만 고기동으로 비행하는 항체의

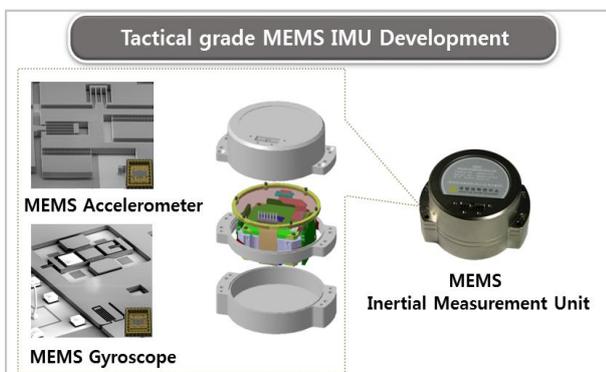


Fig. 1. Tactical grade MEMS IMU Development

경우 가속도에 의한 오차를 분석하고 보상하지 않으면 항법장치 성능에 큰 영향을 미치게 된다.

본 논문에서는 먼저 고기동 환경에서 MEMS 자이로스코프에 발생하는 G-민감도 오차에 대해 기술하고, 이때 발생하는 오차 성분을 관성센서 오차 모델에 정의하여 이를 보상하는 방법을 기술한다. 그리고 관성센서 오차모델을 이용하여 오차를 추출할 수 있는 방법을 제안한다. 마지막으로 제안한 방법으로 추출된 오차를 보상하고 고가속 실험을 통해 이를 검증한다.

II. 본 론

2.1 MEMS 자이로스코프 G-민감도 오차

MEMS 자이로스코프는 선형 진동 운동과 회전에 의한 코리올리 효과(Coriolis Effect)를 기본 원리로 동작한다. Fig. 2와 같이 튜닝포크(Tuning Fork)형태의 자이로스코프는 차분 구조 형태로 두 개의 관성 질량체-스프링 구조를 대칭으로 설계한다. 관성질량체는 콤(Comb)전극의 정전력으로 구동 축(Driving Axis) 방향(X축)으로 선형진동을 하게 된다. 이때 외부에서 입력 축(Input Axis) 방향(Z축)으로 회전이 인가되면, 진동하는 축(X축)과 회전하는 축(Z축)에 수직인 방향(Y축)으로 코리올리 힘이 발생하게 된다. 코리올리 힘에 의해 질량체는 감지 축(Sensing Axis) 방향으로 미세한 진동이 발생하게 된다. 이때에 발생

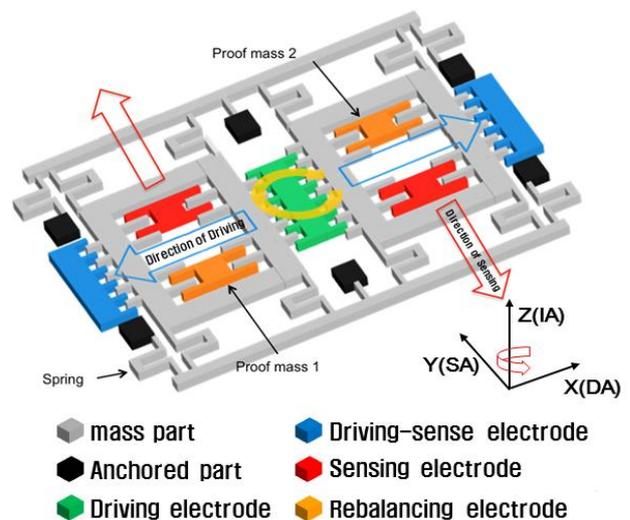


Fig. 2. Conceptual diagram of the MEMS vibratory gyroscope

하는 질량체의 움직임은 평행판(Parallel plate) 전극을 통해 정전용량의 변화로 검출이 되며, 검출되는 주파수는 구동모드의 진동 주파수와 동일하고 크기는 회전입력에 비례한다. 따라서 인가된 각속도는 검출된 진동의 크기를 측정하여 산출한다. 안정된 성능을 갖는 고성능 자이로스코프 설계를 위해 구동모드와 검출모드는 각각 100,000과 10,000 이상의 품질계수(Q-Factor)를 갖도록 설계한다. 구동모드와 검출모드를 위한 공진 주파수는 약 15kHz 내외로 설계하고, 구동모드와 검출모드 사이의 주파수 이격은 바이어스 전압을 조절하여 150Hz 정도가 되도록 설계한다. 또한 온도 민감도 최소화를 위해 두 개의 앵커로 관성질량체를 지지하도록 설계한다.

기계식 자이로스코프는 관성질량체의 불균형으로 인해 인가된 가속도에 비례하는 G-민감도 오차가 발생하게 된다. 이러한 G-민감도 오차는 주로 가속도에 비례한 자이로스코프 출력(각속도)의 바이어스 오차 형태(deg/hr/g)로 나타난다. MEMS 자이로스코프의 경우 입력 축방향(X축)으로 일정한 주파수로 진동하던 관성질량체는 외부에서 가속도가 검출 축방향(Y축)으로 인가되면 뉴턴의 제 2법칙에 의해 미세하게 움직이게 된다. 인가된 가속도에 의한 움직임은 코리올리 힘에 의하여 발생하는 변위와 동일한 방향이기 때문에 각속도 측정에 있어 오차 요인이 된다.

MEMS 자이로스코프의 G-민감도 오차는 직관적으로 외부에서 인가된 가속도에 비례한 출력의 바이어스 오차 형태(deg/hr/g)로 발생한다고 보일 수 있다. 하지만 Fig. 2와 같이 MEMS 자이로스코프는 2개의 구조물이 차분 구조로 동작하도록 설계되었으며, 또한 구동 주파수와 동일한 주파수 성분만 검출하여 각속도 성분으로 처리한다. 따라서 Fig. 3에서처럼 외부 가속도에 의한 정적인 미세한 변위는 주로 구동주파수와는 다른 저주파 또는 DC 성분이므로 각속도 출력을 위한 센서 신호처리 과정에서 모두 제거된다. 하지만 평행판 전극과 콤팩트 전극을 검출전극으로 설계하면 G-민감도 오차는 가속도에 비례하는 각속도 환산계수 오차의 형태(ppm/g)로 발생하게 된다[9].

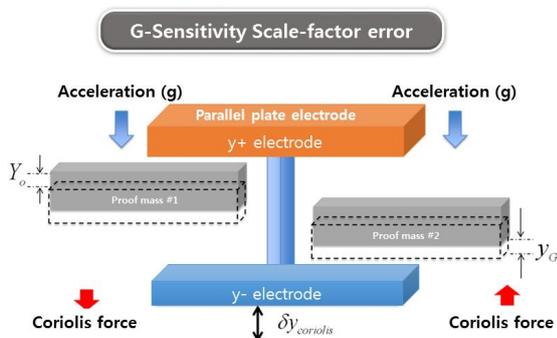


Fig. 3. Conceptual diagram of sensing electrodes

미세한 변위가 전극간의 간극보다 매우 작게 되면 평행판 전극의 정전용량은 미세변위에 선형적으로 비례하게 된다. Fig. 3과 같이 외부 가속도가 검출 축 방향으로 인가되어 추가적인 변위(y_G)가 발생하였을 때 두 평행판 전극에 발생하는 정전용량은 다음과 같다.

$$\Delta C^{Left} = \epsilon_0 N \frac{A}{(Y_0 - y_G) - \delta y_{Coriolis}} \quad (1)$$

$$\Delta C^{Right} = \epsilon_0 N \frac{A}{(Y_0 - y_G) + \delta y_{Coriolis}} \quad (2)$$

이때 Y_0 는 초기간극, y_G 는 외부에서 인가된 가속도(G-민감도)에 의해 발생한 변위, $\delta y_{Coriolis}$ 는 코리올리 힘에 의해 발생한 변위, A 는 전극간 겹쳐진 면적이며, N 은 콤팩트 전극의 개수, ϵ_0 는 자유공간에서의 유전율을 나타낸다.

정전용량 변화의 차를 고차항까지 테일러 전개를 하면 정전용량의 변화량은 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \Delta C^T &= \Delta C^L - \Delta C^R \\ &= \epsilon_0 N \frac{A}{Y_0} \left[\frac{1}{1 - \frac{(y_G + \delta y_{Coriolis})}{Y_0}} - \frac{1}{1 - \frac{(y_G - \delta y_{Coriolis})}{Y_0}} \right] \\ &\cong N \cdot \left[2\epsilon_0 \frac{A}{Y_0^2} + 4\epsilon_0 \frac{A}{Y_0^3} y_G - 6\epsilon_0 \frac{A}{Y_0^4} y_G^2 \right] \delta y_{Coriolis} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 첫 번째 항은 입력된 가속도에 비례한 환산계수이고, 두 번째 항은 입력된 가속도에 의한 환산계수 오차 성분이 된다. 그러므로 각속도가 입력된 상태에서 검출 축 방향으로 가속도가 인가되면, 인가된 가속도에 의해 평행판 정전용량이 변하게 되어 자이로스코프 출력에 환산계수 오차가 발생하게 된다.

일반적인 자이로스코프의 오차모델은 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \tilde{\omega}_x \\ \tilde{\omega}_y \\ \tilde{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서, $\tilde{\omega} = [\tilde{\omega}_x \tilde{\omega}_y \tilde{\omega}_z]^T$ 는 오차가 포함된 세 축 자이로스코프 출력, $\beta = [\beta_x \beta_y \beta_z]^T$ 는 각 축 자이로스코프의 바이어스 오차, K 는 3x3 행렬로 다음과 같이 구성된다.

$$K = \begin{bmatrix} 1 + \beta_{xx} & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & 1 + \beta_{yy} & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & 1 + \beta_{zz} \end{bmatrix}$$

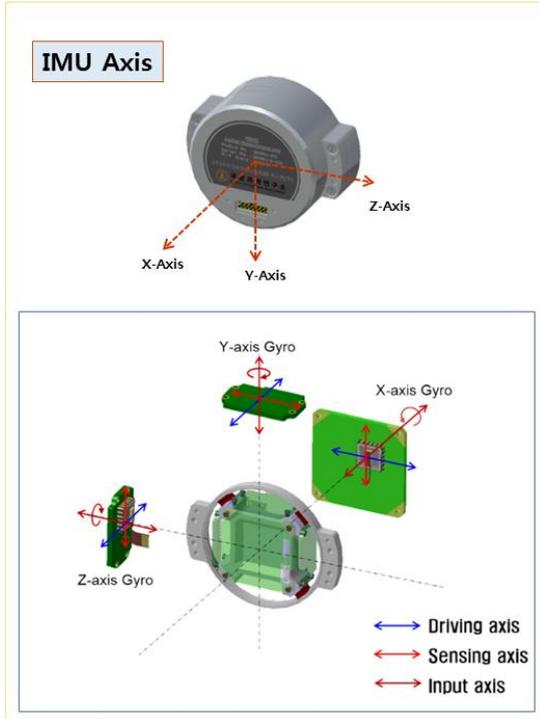


Fig. 4. Exploded diagram of the MEMS IMU for the gyroscopes

여기서 $\beta_{xx}, \beta_{yy}, \beta_{zz}$ 는 세 축 자이로스코프의 환산 계수 오차, $\beta_{xy}, \beta_{xz}, \beta_{yx}, \beta_{yz}, \beta_{zx}, \beta_{zy}$ 는 관성측정기 조립 중 발생하는 자이로스코프 조립 비정렬 오차가 된다. 마지막으로 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 는 자이로스코프에 입력되는 각속도이다. G-민감도 오차에 의해 발생하는 환산계수 오차를 적용하여 K 를 다시 정의하면 다음과 같이 K_G 로 정의할 수 있다.

$$K_G = \begin{bmatrix} 1 + \beta_{xx} + G_{xx}A_y & \beta_{xy} & \beta_{xz} \\ \beta_{yx} & 1 + \beta_{yy} + G_{yy}A_z & \beta_{yz} \\ \beta_{zx} & \beta_{zy} & 1 + \beta_{zz} + G_{zz}A_y \end{bmatrix}$$

여기서, G_{xx}, G_{yy}, G_{zz} : 세 축에 대한 G-민감도 환산 계수 오차, A_y, A_z : 축에 인가된 가속도이다. MEMS 자이로스코프의 G-민감도 오차는 검출 축 방향의 평행관 진극에 인가되는 가속도에 의하여 발생하므로, Fig. 4와 같이 관성측정기에 장착된 자이로스코프의 구동 축과 검출 축 방향을 고려하여 정의하였다. 따라서 x축 자이로스코프는 y축 방향으로 가속도 인가, y축 자이로스코프는 z축 방향으로 가속도 인가, z축 자이로스코프는 y축 방향으로 가속도가 인가되면 G-민감도 오차가 발생하게 된다.

2.2 G-민감도 오차 추출 기법

본 논문에서는 관성센서의 오차모델을 이용하여 자이로스코프의 G-민감도 환산계수 오차를 추출하는

기법을 제안한다. G-민감도 오차인 K_G 를 자이로스코프 오차모델에 적용하면 Eq. (5)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \tilde{\omega}_x \\ \tilde{\omega}_y \\ \tilde{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + K_G \begin{bmatrix} 1 & \Gamma_z & -\Gamma_y \\ -\Gamma_z & 1 & \Gamma_x \\ \Gamma_y & -\Gamma_x & 1 \end{bmatrix} \omega^b \quad (5)$$

여기서, $\Gamma_x, \Gamma_y, \Gamma_z$: 관성측정기의 장착 비정렬 오차, ω^b : 자이로스코프에 인가된 각속도이다.

자이로스코프에 인가된 각속도 ω^b 를 다시 정리하면 Eq. (6)과 같다.

$$\begin{aligned} \omega^b &= \omega_{ib}^b \\ &= \omega_{in}^b + \omega_{nb}^b \\ &= \omega_{ie}^b + \omega_{en}^b + \omega_{nb}^b \\ &= C_n^b \Omega^n + W^b \end{aligned} \quad (6)$$

(frame : b = body, i = inertial, n = navigation, e = earth)

그리고 C_n^b, Ω^n, W^b 는 각각

$$C_n^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Omega^n = \begin{bmatrix} \Omega_n \\ 0 \\ \Omega_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega \cos L \\ 0 \\ \Omega \sin L \end{bmatrix} \quad (L : \text{Latitude}, \Omega : \text{Earth Rate})$$

W^b : 외부 인가 각속도가 된다.

Figure 4에서 관성측정기의 x축에 회전을 인가한다고 가정하면 자이로스코프에 인가되는 각속도(ω^b)와 가속도(A^b)는 Eq. (7)과 Eq. (8)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_n \\ 0 \\ \Omega_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} W_x + \Omega_n \\ \Omega_d \sin\phi \\ \Omega_d \cos\phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 0 \\ -g \sin\phi \\ -g \cos\phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

따라서 x축 회전에 의한 Eq. (7)의 ω^b 를 Eq. (5)에 적용하면 Eq. (9)와 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} \tilde{\omega}_x \\ \tilde{\omega}_y \\ \tilde{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} 1 & \Gamma_z & -\Gamma_y \\ -\Gamma_z & 1 & \Gamma_x \\ \Gamma_y & -\Gamma_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_x + \Omega_n \\ \Omega_d \sin \phi \\ \Omega_d \cos \phi \end{bmatrix} \quad (9)$$

x축만 회전하므로 x축 자이로스코프 출력($\tilde{\omega}_x$)만 고려하여 다시 정리하면 Eq. (10)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \tilde{\omega}_x = & \beta_x + [(1 + \beta_{xx}) + G_{xx}A_y](W_x + \Omega_n) \\ & + \beta_{xy}\Gamma_x W_x + \beta_{xz}(-\Gamma_y W_x + \Omega_d \cos \phi) \end{aligned} \quad (10)$$

Equation (8)의 가속도 출력을 Eq. (10)에 적용하고, x축에 인가된 각속도(W_x)로 다시 정리하면 하던 Eq. (11)과 같이 된다.

$$\tilde{\omega}_x \approx \beta_x + \Omega_n + (1 + \beta_{xx})W_x - G_{xx}g W_x \sin \phi \quad (11)$$

Equation (11)의 x축 자이로스코프 출력을 보면 자이로스코프의 바이어스 오차 성분(β_x)과 지구 회전 각속도(Ω_n), 자이로스코프 환산계수 오차 성분(β_{xx})은 입력된 각속도의 크기(W_x)의 곱과 합으로 출력된다. 하지만 G-민감도에 의한 환산계수 오차는 입력되는 x축 회전(ϕ)에 의하여 정현파 형태로 나오게 되고, 환산계수 오차 성분(G_{xx})은 정현파의 진폭 형태로 출력된다. 따라서 제한한 방법을 이용하면 자이로스코프에 회전을 인가하여 G-민감도에 의해 발생하는 환산계수 오차 성분만을 추출할 수 있게 된다.

2.3 검증 실험

2.3.1 G-민감도 오차확인

MEMS 관성측정기에 발생하는 G-민감도 오차를 확인하기 위하여 Fig. 5와 같이 고가속도 시험을 수행하였다. 고가속도 시험은 원심력을 이용하여 관성측정기에 높은 가속도를 인가할 수 있다. 시험에 사용된 MEMS 관성측정기는 안정된 성능을 위해 사전에 교정시험과 성능시험을 수행하였다. 시험결과 분석을 위해 기준 관성측정기는 G-민감도 오차가 없는 FOG(Fiber Optic Gyro) 기반의 관성측정기를 사용하였다. 시험에 사용된 MEMS 관성측정기와 기준관성측정기의 주요 성능은 Table 1과 같다.

시험에 사용된 고가속도시험기는 반경 2m의 회전암과 1.0m × 1.0m의 Test bed를 가지고 최대 100g까지 원심 가속이 가능하다. MEMS 관성측정기는 x축 자이로스코프의 입력 축 방향으로 회전이 인가되고 원심 가속도는 검출 축 방향인 ±y축으로 인가되도록 장착하여 G-민감도 오차가 발생하도록 하였다. 입력 가속도에 따른 오차 확인을 위하여 관성측정기에 원심 가속도를 1 (g)부터 3 (g)단위로 30 (g)까지 인가되도록 시험을 수행하였다. 시험 결과는 기준 관성측정기의 출력을 이용하여 인가된 각속도와 가속도를



Fig. 5. Centrifugal test

비교 분석하였다.

Figure 6은 고가속도 시험결과 관성측정기에 입력된 가속도에 따른 각속도 출력을 비교한 그래프이다. 시험결과를 통해 MEMS 관성측정기 모두 기준 관성

Table 1. The performance of the IMU

Parameters	MEMS IMU	Ref. IMU
Gyro bias repeatability(deg/hr), 1σ	30	1
Gyro scale factor repeatability(ppm), 1σ	700	100
Gyro operating rate range(deg/s)	500	1000
Accelerometer bias repeatability(mg), 1σ	2	0.3
Accelerometer scale factor repeatability(ppm), 1σ	500	300
Accelerometer operating range (g)	50	40

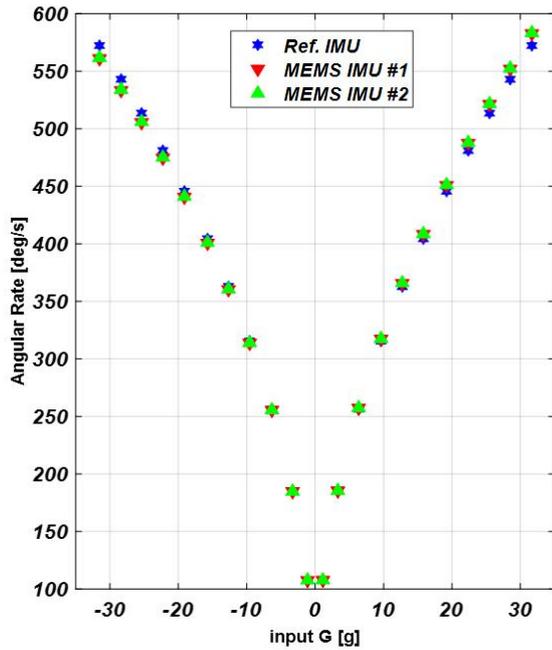


Fig. 6. Experimental results from the x-axis gyroscopes

측정기와 다른 각속도가 출력됨을 확인할 수 있다. 그리고 각속도 출력오차는 자이로스코프의 감지축 방향으로 양의 가속도가 인가되면 기준 값보다 크게 출력되고, 음의 가속도가 인가되면 기준 값보다 작게 출력됨을 확인하였다. 따라서 출력 오차는 인가되는 가속도에 따라 환산계수 오차로 발생함을 확인하였

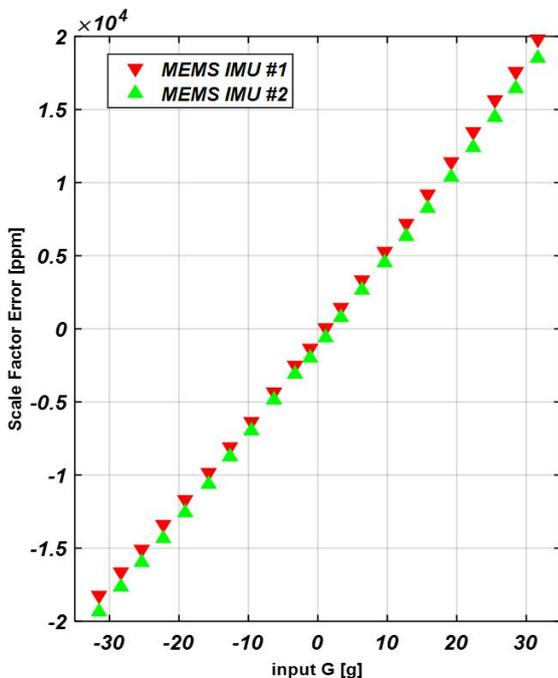


Fig. 7. Scale factor error of MEMS IMUs

Table 2. The result of linear fitting

MEMS IMU	Slope [ppm/g]	Standard Deviation [ppm]
MEMS IMU #1	602	5
MEMS IMU #2	599	12

다. 그러므로 G-민감도 오차는 Eq. (3)과 같이 자이로스코프의 입력 축 방향으로 회전이 인가되고, 감지축 방향으로 가속도가 인가되면 각속도의 출력에 환산계수 오차가 발생함을 확인하였다. 기준 관성측정기에 입력된 가속도와 각속도 출력을 이용하여 MEMS 관성측정기의 각속도 출력 오차를 환산계수 오차로 정리한 결과는 Fig. 7과 같다. 두 개의 MEMS 관성측정기 모두 입력된 가속도에 비례하여 환산계수 오차가 발생하였다. Fig. 7의 결과를 각각 1차 선형 근사 값을 구한 결과는 602 (ppm/g), 599 (ppm/g)로 Table 2와 같다. Table 2에서의 Standard Deviation 값은 1차 선형 근사 값과 Fig 7의 결과 값에 대한 표준편차를 구한 값이다. MEMS 관성측정기의 G-민감도 환산계수 오차는 입력된 가속도에 비례하여 발생하지만 오차 값의 정도는 시제별도 차이가 있음을 확인하였다. 따라서 MEMS 관성측정기의 G-민감도 오차는 자이로스코프의 감지 축 방향에 입력되는 가속도에 따라 발생하며, 출력 오차는 바이어스 형태의 오차가 아닌 환산계수 오차로 발생함을 확인할 수 있다.

2.3.2 제안한 방법 시험 결과

본 논문에서는 MEMS 자이로스코프에 발생하는 G-민감도 오차를 관성센서 오차모델에 정의하고 그 오차 성분을 추출하는 방법을 제안하였다. 제안한 방법을 이용하여 G-민감도 오차 성분을 추출하기 위해 Fig. 8과 같이 FMS(Flight Motion Simulator)를 이용한 검증시험을 수행하였다.

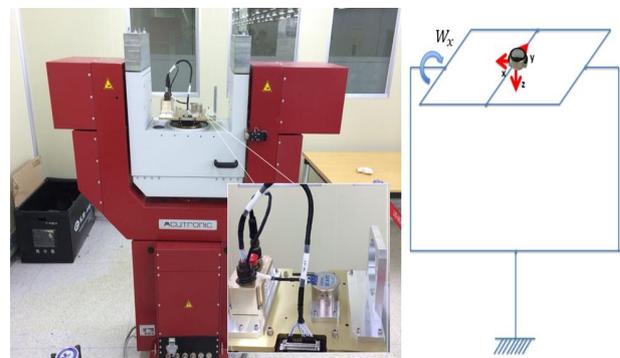


Fig. 8. Experimental setup for a proposed methods

FMS에 Fig. 8과 같이 MEMS 관성측정기를 장착하였다. 관성측정기의 x축을 회전시켜 x축 자이로스코프는 일정한 회전이 인가되고, y축에는 회전에 의한 중력가속도(g)가 정현파 형태로 인가되도록 하였다. FMS를 이용하여 관성측정기의 x축에 일정한 각속도 (W^b)를 인가하면 자이로스코프에 입력되는 값은 Eq. (7)과 같게 된다. 관성측정기의 x축 회전에 의한 y축 가속도 출력은 Eq. (8)과 같이 $-g\sin\phi$ 가 되며, 여기서 ϕ 는 x축 자세이다.

x축 방향으로 W_x 가 100 (deg/s)이 되도록 회전을 인가한 결과 x축 자이로스코프의 출력은 Fig. 9와 같다. Fig. 9의 출력값을 보면 관성측정기에 전원을 인가한 후 약 15초부터 30초까지 일정한 각속도가 인가되었음을 확인할 수 있다. 각속도가 인가된 시점에서 자이로스코프의 출력($\tilde{\omega}_x$) 값 중 크기 성분인 A는 Eq. (12)과 같이 x축 자이로스코프의 바이어스 오차, 지구회전각속도, 환산계수 오차가 포함된 회전 값이 된다.

$$A = \beta_x + \Omega_n + (1 + \beta_{xx})W_x \quad (12)$$

Figure 9의 결과를 15초 ~ 30초 구간만 확대해보면 Fig. 10과 같다. 앞서 분석한 바와 같이 Eq. (11)에서 G-민감도 오차(G_{xx})가 포함되어 있는 항은 Eq. (13)과 같이 x축 회전에 의한 정현파의 크기 형태로 나타난다. 그러므로 Fig. 10에서 B의 크기는 G-민감도 오차 성분과 중력가속도, 입력 각속도의 곱이 된다.

$$- G_{xx}g W_x \sin\phi \quad (13)$$

따라서 실험 결과를 이용하여 G-민감도 오차 성분을 계산하면 $G_{xx} = 596$ (ppm/g)를 얻을 수 있다.

제안한 방법을 통해 얻은 G-민감도 오차 성분을

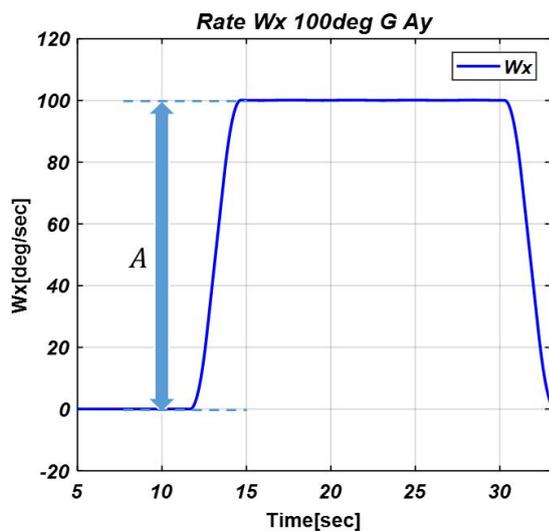


Fig. 9. Experimental Result (Wx=100 deg/s)

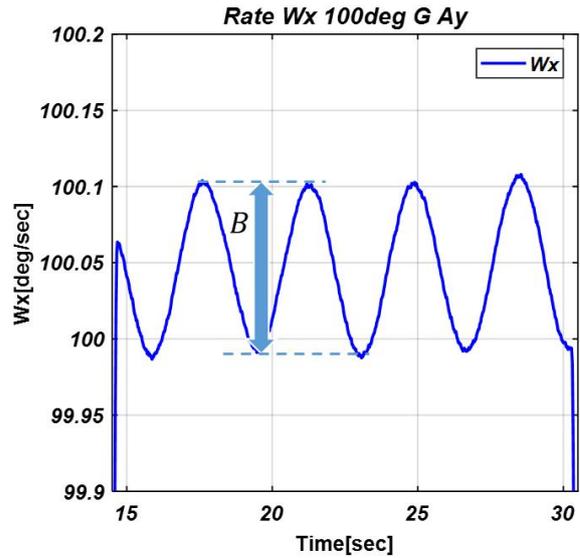


Fig. 10. Experimental Result (Wx=100deg/s)

관성측정기 교정 계수에 반영하고 이를 검증하기 위해 고가속도 시험을 재 수행하였다. 고가속도 시험은 관성측정기의 교정계수에 G-민감도 오차를 보상한 경우와 보상하지 않은 경우에 대해 수행하였다.

고가속도 시험 결과 G-민감도 오차를 보상한 MEMS 관성측정기는 인가된 가속도에 무관하게 기준 관성측정기와 거의 동일한 각속도 값이 출력됨을 확인할 수 있다. 정확한 출력 오차 확인을 위해 Fig. 12와 같이 기준 관성측정기 출력 값과 차이를 환산계수 오차로 정리하였다. 그 결과 G-민감도 오차를 보상하

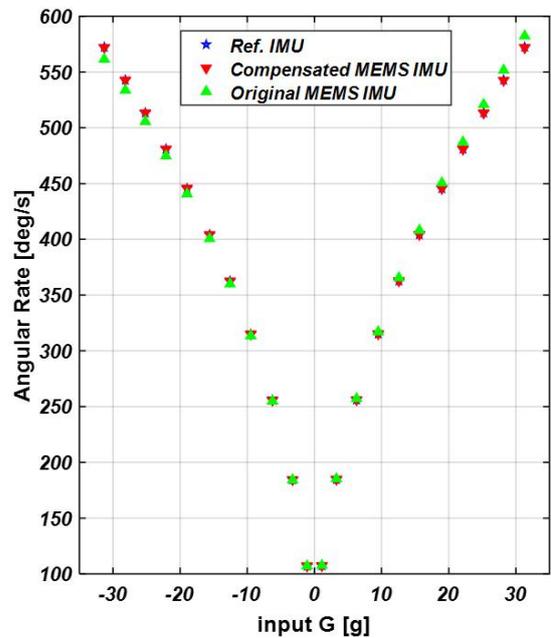


Fig. 11. Result of compensated G-sensitivity error (Rate)

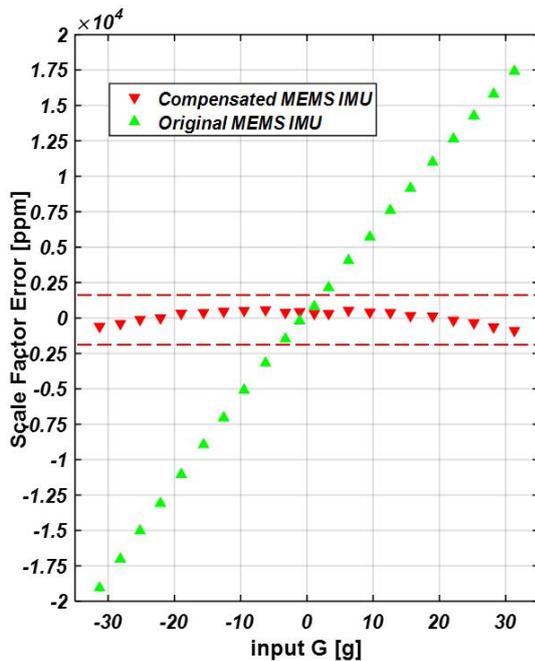


Fig. 12. Result of compensated G-sensitivity error (ppm)

지 않은 관성측정기는 입력된 가속도에 비례하여 환산계수 오차가 증가함을 보이며, G-민감도 오차를 보상한 관성측정기는 가속도와 무관하게 성능 규격내로 환산계수 오차가 발생하였다. 따라서 제안한 방법을 통해 G-민감도 오차를 정확히 추출하고, 추출된 오차를 보상하여 성능이 향상됨을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 관성센서 오차모델을 이용하여 MEMS 자이로스코프에 발생하는 G-민감도 오차를 정의하고, 오차모델을 분석하여 보상이 가능한 G-민감도 오차를 추출하는 기법을 제안하였다. 먼저 MEMS 관성측정기로 고가속도 시험을 수행하여 MEMS 자이로스코프의 G-민감도 오차를 확인하였다. 그리고 제안한 방법을 이용한 G-민감도 오차를 추출하기 위하여 FMS 시험을 수행하였고, 시험 결과를 분석하여 G-민감도 오차 성분을 추출하였다. 마지막으로 추출된 오차 성분을 MEMS 관성측정기 교정계수에 보상 하고, 검증을 위한 고가속도 시험을 수행하

였다. 고가속도 시험 결과 제안한 방법으로 G-민감도 오차가 정확히 추출되고, 보상이 가능함을 확인하였다. 따라서 본 논문에서 제안한 방법은 고기동 환경에서 MEMS 관성측정기에 발생하는 G-민감도에 대한 오차 확인이 가능하고, 이를 보상할 수 있어 관성측정기의 성능 향상과 신뢰성 향상에 기여할 수 있다.

References

- 1) Woodman, O. J., "An introduction to inertial navigation," *Technical Report*, University of Cambridge, 2007, pp. 5~10.
- 2) Yazdi, N., Ayazi, F., and Najafi, K., "Micromachined inertial sensors," *Proceeding of the IEEE*, 1998, pp. 1640~1659.
- 3) Perlmutter, M., and Robin, L., "High-Performance Low Cost Inertial MEMS : a Market in Motion," *Position Location and Navigation Symposium (PLANS), IEEE/ION*, 2012, pp. 225~229.
- 4) Nasiri, S., "A Critical Review of MEMS Gyroscopes Technology and Commercialization Status," *Inven Sense*, California, 2005, pp. 1~3.
- 5) Brown, T. G., et al, "Strap-Down Microelectromechanical (MEMS) Sensors for High-G Munition Applications," *IEEE Transaction on Magnetics*, 2001, pp. 336~342.
- 6) Dean, R. N., et al, "A Characterization of the Performance of a MEMS Gyroscope in Acoustically Harsh Environments," *IEEE Transactions on industrial Electronics*, 2011, pp. 2591~2596.
- 7) Brown, T. G., "Harsh Military Environments and Microelectromechanical (MEMS) Devices," *SENSOR IEEE*, Vol. 2, 2003, pp. 753~760.
- 8) Lee, S. W., Lee, H. S., Yu, M. J., and Kim, D. H., "A Study on Acoustic and Vibratory Response of a MEMS Resonant Accelerometer," *The Transactions of The Korean Institute of Electrical Engineer*, Vol. 64, No. 9, September 2015, pp. 1330~1336.
- 9) Park, B. S., Han, K. J., Lee, S. W., and Yu, M. J., "Analysis of compensation for a g-sensitivity scale-factor error for a MEMS vibratory gyroscope," *Journal of Micromechanics and Microengineering (JMM)*, 2015, pp. 1~10.