

정확도 향상을 위한 스트랩다운-센서
- 파라미터의 평가 및 확정

○ 이진규* 조현진* 김인환* 이만형**
* 부산대학교 기계공학과 **부산대학교 정밀기계공학과

Evaluation and Identification of Strapdown-Sensor-Parameters for
Accuracy Improvement

Jin Kyo Lee Hyeon Jin Cho In Hwan Kim Man Hyung Lee
Pusan National Univ.

ABSTRACT

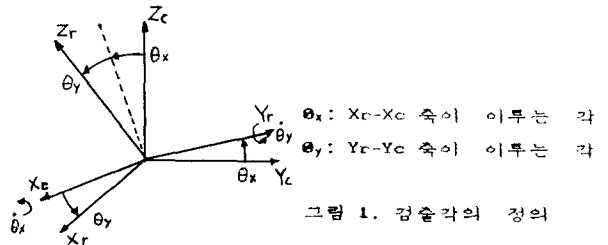
The inertial measurement units in Strapdown System are characterized by the fact that sensors directly mounted to the vehicle frame. So the sensors are subjected to the translatory and rotation dynamics of the vehicle. The sensor outputs involve many error terms. We must compensate the error terms for accuracy improvement. The method which identify the error parameter is studied and suggested.

- * 관성좌표계(X_i, Y_i, Z_i) : 뉴우튼의 운동법칙이 성립하는 관성공간에 대하여 고정된 좌표계.
- * 케이스 좌표계(X_c, Y_c, Z_c) : DTG의 케이스에 고정된 좌표계로, SDINS에서는 케이스가 항체에 고정되므로 항체에 대하여 고정된 좌표계.
- * 회전자 좌표계(X_r, Y_r, Z_r) : 원점이 케이스 좌표계의 원점과 일치하며, X_r, Y_r 축은 회전자가 이루는 평면상에 있고, Z_r 축은 회전자의 회전축과 일치

케이스 좌표계에 대한 회전자 좌표계의 상대적 자세는 검출각 θ_x, θ_y 에 의해 표시된다.

1. 서론

스트랩다운 관성항법장치는 중래의 김벌을 이용한 관성항법장치와는 달리 센서들이 항체에 직접 부착되어 있으므로 센서는 항체의 병진운동과 회전운동에 완전한 지배를 받고 있다. 이로인해 스트랩다운 관성항법장치의 센서들은 이들 운동의 영향을 받아 오차를 유발하게 되며, 이렇게 유발된 오차는 결국 유용한 정보들에 대한 정확도를 떨어뜨리는 결과를 초래하게 되어 시스템 전체의 성능을 저하시키게 된다. 본 연구에서는 이러한 오차를 보상하여 정확도를 향상시킬 수 있는 방법으로 스트랩다운-센서-파라미터를 평가, 확정지켜주는 방법을 제시하였다. 이를위해 여기서는 센서레벨에서의 자이로 오차모델을 구한 후 여러가지 시험방법을 통해 이들 파라미터들을 평가, 분석하는 방법에 대해 살펴보았다.



관성좌표계에 대한 회전자 좌표계의 각속도 \dot{W}_r 는 관성좌표계에 대한 케이스 좌표계의 각속도 $\dot{\phi}_{c/i}$ 와 케이스 좌표계에 대한 회전자 좌표계의 각속도 $\dot{\theta}_{r/c}$ 의 벡터합과 같다.

$$\dot{W}_r = \dot{\phi}_{c/i} + \dot{\theta}_{r/c} \quad (2-1)$$

회전자에 3 차원 감재운동의 회전법칙을 적용하면, 회전자 포오그는 다음과 같다.

$$\dot{M}_r = \dot{H}_r + \Omega_r H \quad (2-2)$$

\dot{H}_r : 회전자 좌표계에서 각운동량의 시간에 대한 미분

Ω_r : 관성좌표계에 대한 회전자 각속도 W_r 의 왜대칭

2. 센서레벨에서의 동조자이로 오차모델

먼저 좌표계를 정의하고 2 자유도 동조자이로(DTG)의 정적, 동적특성을 결정하게 되는 DTG의 오차모델을 유도한다.

식(2-2)를 성분별로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M_{rx} \\ M_{ry} \\ M_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{H}_{rx} + \omega_y H_{ry} - \omega_z H_{rz} \\ \dot{H}_{ry} + \omega_z H_{rz} - \omega_x H_{rx} \\ \dot{H}_{rz} + \omega_x H_{rx} - \omega_y H_{ry} \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

[모터역학 (Motor Dynamics)]

모터의 거동에 의한 각운동량을 회전자좌표계에 대해 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} H_{rx} \\ H_{ry} \\ H_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \omega_x \\ A \omega_y \\ C (\omega_z + \dot{\alpha}_z) \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

A : 회전자의 X 축 및 Y 축 방향의 관성모멘트

C : 회전자의 Z 축 방향 관성모멘트

$\dot{\alpha}_z$: 회전자 좌표계에 대한 회전자의 상대적 각속도

도 : 모터의 동기속도 N 과 모터 토포모크각 α_z

의 미분치의 차로 표현된다.

$$\dot{\alpha}_z = N - \dot{\alpha}_z \quad (2-5)$$

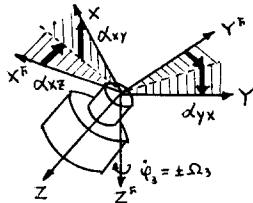
식(2-3)에 (2-4), (2-5)를 대입하고 $CN=H$ 로 두면 다음의 식을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} M_{rx} \\ M_{ry} \\ M_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -A\dot{\omega}_x + H\dot{\omega}_y + (C-A)\omega_y\omega_z - C\dot{\alpha}_z\omega_y \\ -A\dot{\omega}_y - H\dot{\omega}_x - (C-A)\omega_x\omega_z + C\dot{\alpha}_z\omega_x \\ C(\dot{\omega}_z - \dot{\alpha}_z) \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

여기서, 우변의 첫째항은 각가속도항, 둘째항은 자이로의 원하는 슬러팅항, 셋째항은 관성불균형항이며, 마지막 항은 모터 토포링항이다.

[비정렬 (Misalignment)]

토키를 케이스 좌표계의 좌표축위에 정확히 설치하는것이 불가능하다는 기술적인 문제 때문에 항상 토키와 케이스 좌표계 사이에는 그림 2. 와 같은 비정렬이 존재한다. 그러므로 식(2-6)에 대하여 비정렬에 의해 발생하는 오차소스 (error source)로부터 이들이 적당한 정렬을 유지하도록 이들에 대한 토키를 고려해 주어야 한다.



α_{ij} : j 축에 대한 i 축의 비정렬

그림 2. 비정렬각

X 축 토키와 Y 축 토키에 의한 비정렬은 각각 식(2-7), (2-8)과 같다.

$$M_{mis,x} = (\alpha_{xy} \omega_z - \alpha_{xz} \omega_y) H \quad (2-7)$$

$$M_{mis,y} = (\alpha_{yx} \omega_z - \alpha_{yz} \omega_x) H \quad (2-8)$$

[선가속도 입력 (linear acceleration input)]

선가속도 입력에 의한 오차는 자이로의 질량불균형 및 탄성불균형에 의해 일어날 수 있는데, 이들에 의한 토키를 회전자의 X 축과 Y 축에 대해 고려하여 M_{acc} 라 두면 다음과 같다.

$$M_{acc,x} = (-m a_y + q a_x + n a_y a_z) H \quad (2-9)$$

$$M_{acc,y} = (m a_x + q a_x - n a_y a_z) H \quad (2-10)$$

여기서, m : 질량불균형계수 (직접적인 성분)

q : 질량불균형계수 (quadrature 성분)

n : 탄성불균형계수

이와같이 유도된 모든 토키들을 식(2-6)에 부가하여 다시쓰면 식(2-11)와 같이 벡터합으로 표현되는 토키 M_g 를 얻을 수 있다.

$$M_g = M_r + M_{mis} + M_{acc} \quad (2-11)$$

위의 식(2-11)과 같이 표현된 식에 토키변이, 영점 불확실 혹은 온도등의 영향에 의해 유발되는 바이어스 B 와 장기간의 운전에 의한 불안정 및 자이로 온도변이 그리고 보정의 불확실성 등을 고려한 환산계수의 토키 M_{sf} 를 부가하면 다음의 식이 구해진다.

$$M_q = M_r + M_{mis} + M_{acc} + M_{sf} + B \quad (2-12)$$

식(2-12)로 표현된 벡터식에 Z 자이로의 X 축토키 $-M_y$ 및 Y 축토키 M_x 를 X, Y 축 각각에 대해 성분별로 나타내면, 식(2-13), (2-14)와 같다.

$$\begin{aligned} -M_y = & (1 + DSF_x) [\omega_x + \alpha_{xz} \omega_y - \alpha_{xy} \omega_z - m a_x + q a_y + n a_y a_z \\ & + \frac{C-A}{H} \omega_z \omega_x - \frac{A}{H} \dot{\omega}_y - \frac{C}{H} \dot{\alpha}_z \omega_x + b_x] H \end{aligned} \quad (2-13)$$

$$\begin{aligned} M_x = & (1 + DSF_y) [\omega_y + \alpha_{yx} \omega_z - \alpha_{yz} \omega_x - m a_y + q a_x + n a_y a_z \\ & + \frac{C-A}{H} \omega_z \omega_y + \frac{A}{H} \dot{\omega}_x - \frac{C}{H} \dot{\alpha}_z \omega_y + b_y] H \end{aligned} \quad (2-14)$$

식(2-13), (2-14)에서 각운동량 H를 좌변으로 이항하면 Z 자이로의 오차모델을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} -M_y/H = & (1 + DSF_x) [\omega_x + \alpha_{xz} \omega_y - \alpha_{xy} \omega_z - m a_x + q a_y + n a_y a_z \\ & + \frac{C-A}{H} \omega_z \omega_x - \frac{A}{H} \dot{\omega}_y - \frac{C}{H} \dot{\alpha}_z \omega_x + b_x] \end{aligned} \quad (2-15)$$

$$\begin{aligned} M_x/H = & (1 + DSF_y) [\omega_y + \alpha_{yx} \omega_z - \alpha_{yz} \omega_x - m a_y + q a_x + n a_y a_z \\ & + \frac{C-A}{H} \omega_z \omega_y + \frac{A}{H} \dot{\omega}_x - \frac{C}{H} \dot{\alpha}_z \omega_y + b_y] \end{aligned} \quad (2-16)$$

여기서, 오차모델이 X 축 및 Y축에 대해서만 얻어진 이유는 2자유도의 DTG 에 대하여 살펴 보았기 때문이다. 같은 방법에 의해 X 자이로의 Z 축에 대해서도 오차모델을 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi_3(t) & \sin\phi_3(t) & 0 \\ -\sin\phi_3(t) & \cos\phi_3(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

여기서, $\dot{\phi}_3 = \Omega_3 =$ 일정, $\phi_3 = \Omega_3 t$

$\Omega_c =$ earth rate, \pm : 시계(+), 반시계(-) 방향 초기위치로부터 출발하면 시험테이블은 $\dot{\phi}_3 = \pm \Omega_3 =$ 일정한 수직축에 대해 정확히 360°까지 회전하는데 식(3-1), (3-2)로 주어지는 각속도와 가속도를 식(2-18)에 대입하면 식(3-3), (3-4)와 같은 토커신호가 발생한다.

$$\begin{aligned} -M_y/H]_{(t)} &= (1+DSF_x) \{ \Omega_c \cos(\Omega_3 t) - \alpha_{yz} \Omega_c \sin(\Omega_3 t) \\ &\quad - \alpha_{xy} (\Omega_3 \pm \Omega_5) + \frac{C-A}{H} (\Omega_3 \pm \Omega_5) \Omega_c \cos(\Omega_3 t) + b_x \} \end{aligned} \quad (3-3)$$

$$\begin{aligned} M_x/H]_{(t)} &= (1+DSF_y) \{ -\Omega_c \sin(\Omega_3 t) + \alpha_{yx} (\Omega_3 \pm \Omega_5) \\ &\quad - \Omega_c \alpha_{yz} \cos(\Omega_3 t) - \frac{C-A}{H} (\Omega_c \pm \Omega_5) \Omega_c \sin(\Omega_3 t) \\ &\quad + b_y \} \end{aligned} \quad (3-4)$$

완전한 주기 $T = \frac{2\pi}{\Omega_3}$ 에 걸친 토커신호의 적분은 다음의 신호를 제공한다.

$$\int_0^T \left[\frac{M_x}{H} \right]_{(t)} dt = J_x(\pm) \quad (3-5)$$

$$\int_0^T \left[\frac{M_y}{H} \right]_{(t)} dt = J_y(\pm) \quad (3-6)$$

식(3-1), (3-2)의 우변도 주기 T 에 걸쳐 적분하면, 시계방향($\dot{\phi}_3 = \Omega_3$) 에 대해서는 식(3-5), (3-6)으로, 반시계방향($\dot{\phi}_3 = -\Omega_3$) 에 대해서는 식(3-7), (3-8)과 같은 적분된 토커신호를 얻는다.

$$J_x(+) = (1 + DSF_y) [\alpha_{yx} (\Omega_3 - \Omega_5) + B_y] T \quad (3-7)$$

$$J_y(+) = (1 + DSF_x) [\alpha_{xy} (\Omega_3 - \Omega_5) - B_x] T \quad (3-8)$$

$$J_x(-) = (1 + DSF_y) [-\alpha_{yx} (\Omega_3 + \Omega_5) + B_y] T \quad (3-9)$$

$$J_x(-) = (1 + DSF_x) [\alpha_{xy} (\Omega_3 + \Omega_5) + B_x] T \quad (3-10)$$

양과 음의 방향 회전에 대해 전 주기에 걸쳐 적분된 토커신호들의 차는 다음과 같다.

$$\Delta J_{x1} = J_{x1}(+) - J_{x1}(-) = 2(1 + DSF_y) \alpha_{yx} \Omega_3 T \quad (3-11)$$

$$\Delta J_{y1} = J_{y1}(+) - J_{y1}(-) = -2(1 + DSF_x) \alpha_{xy} \Omega_3 T \quad (3-12)$$

[시험위치 2]

$$\begin{aligned} \phi_1 &= 90^\circ, & \phi_2 &= 0^\circ \\ \phi_3(0) &= 0^\circ, & \dot{\phi}_3 &= \pm \Omega_3 \end{aligned}$$

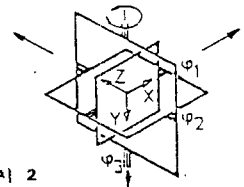


그림 4. 시험위치 2

3. 정확성 향상을 위한 자이로의 오차 보상

센서로부터 측정 가능한 토커신호로부터 유용한 정보를 얻기 위해서는 앞절에서 살펴본 센서 레벨의 오차모델에서 정적오차와 동적오차항들에 대한 보상이 필요하다. 다음은 이를 위하여 여러가지 시험을 통해 적절한 오차 파라미터를 선택함으로써 오차를 보상할 수 있는 방법에 대해 살펴본다.

3.1 정적오차 보상을 위한 파라미터 결정

정적오차 보상을 위한 파라미터를 결정하는 방법으로는 레이트 시험(rate-test)과 다위치 정적 시험(multi-position static test)이 있는데 레이트 시험은 외부 각속도에 의해 기진되는 파라미터들을 결정하고, 다위치 정적시험은 외부 가속도에 의해 기진되는 나머지의 정적 파라미터들을 결정한다.

3.1.1 레이트 시험을 통한 결정

레이트 시험의 외부각속도에 의해 기진되는 파라미터, 즉 자이로의 환산비와 자이로축의 비정렬각을 측정하는 것으로, 시험의 주요 단계는 다음과 같다.

- 1) 시험테이블을 순서대로 3개의 주요 위치에 조정
- 2) 360° 에 걸쳐 일정각속도를 갖는 테이블의 수직축에 관하여 시계방향(C.W.)과 반시계방향(C.C.W.)으로 시험테이블을 회전
- 3) 각각의 위치에서 C.W.와 C.C.W. 회전에 대해 전 주기에 걸쳐 측정된 토커신호를 적분
- 4) C.W.와 C.C.W. 회전에 대해 적분된 신호들의 차를 계산

이 시험은 다음의 주요 3위치에 대해 수행된다.

[시험위치 1]

$$\begin{aligned} \phi_1 &= 0^\circ, & \phi_2 &= 0^\circ \\ \phi_3(0) &= 0^\circ, & \dot{\phi}_3 &= \pm \Omega_3 \end{aligned}$$

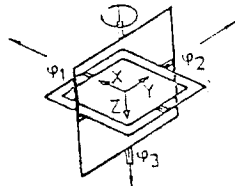


그림 3. 시험위치 1

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi_3(t) & \sin\phi_3(t) & 0 \\ -\sin\phi_3(t) & \cos\phi_3(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega \\ 0 \\ \dot{\phi}_3 + \Omega_5 \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

시험위치 2에 대하여도 앞서와 같은 방법을 통해 식(2-29), (2-30) 을 구할 수 있다.

$$\Delta J_{x2} = 2 (1 + DSF_y) \Omega_3 T \quad (3-13)$$

$$\Delta J_{y2} = 2 (1 + DSF_x) \alpha_{xz} \Omega_3 T \quad (3-14)$$

[시험위치 3]

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= 0^\circ, & \varphi_2 &= -90^\circ, \\ \varphi_3(0) &= 0^\circ, & \varphi_3 &= \pm \Omega_3 \end{aligned}$$

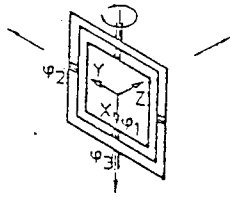


그림 5. 시험위치 3

시험위치 3에 대하여도 앞서와 같은 방법을 통해 식(3-15), (3-16) 을 구할 수 있다.

$$\Delta J_{x3} = -2 (1 + DSF_y) \alpha_{yz} \Omega_3 T \quad (3-15)$$

$$\Delta J_{y3} = 2 (1 + DSF_x) \Omega_3 T \quad (3-16)$$

식 (3-11), (3-12), (3-13), (3-14), (3-15), (3-16)으로 부터 얻은 각시험위치에 대한 토커신호의 차에 주기 $T = \frac{2\pi}{\Omega_3}$ 를 대입하여 풀어내면, 환산비와 비정렬에 관한 파라미터를 구할 수 있다.

$$\text{환산비} : (1 + DSF_y) = \frac{1}{4\pi} \Delta J_{x2} \quad (3-17)$$

$$(1 + DSF_x) = \frac{1}{4\pi} \Delta J_{y3} \quad (3-18)$$

비정렬 각 :

$$\alpha_{yx} = \frac{1}{4\pi(1+DSF_y)} \Delta J_{x1} = \frac{\Delta J_{x1}}{\Delta J_{x2}} \quad (3-19)$$

$$\alpha_{yz} = -\frac{1}{4\pi(1+DSF_y)} \Delta J_{x3} = -\frac{\Delta J_{x3}}{\Delta J_{x2}} \quad (3-20)$$

$$\alpha_{xz} = \frac{1}{4\pi(1+DSF_x)} \Delta J_{y2} = \frac{\Delta J_{y2}}{\Delta J_{y3}} \quad (3-21)$$

$$\alpha_{xy} = -\frac{1}{4\pi(1+DSF_x)} \Delta J_{y1} = -\frac{\Delta J_{y1}}{\Delta J_{y3}} \quad (3-22)$$

3.1.2 다위치 정적시험을 통한 결정

다위치 시험의 외부에서 작용하는 가속도에 의 해 기진되는 파라미터들, 즉 질량불균형 (mass-unbalance), 탄성불균형 (anisoeasticity), quadrature항 , 바이어스 편류 (bias drift)를 결정하는 시험으 로 그 절차는 다음과 같다.

- 1) 지구회전과 중력벡터에 대해 미리 결정된 위치 에서 IMU 의 방위에 의해 다위치 시험을 수행
- 2) 전 주기에 걸쳐 자이로 토커신호들을 측정

3) 최소자승법을 이용하여 오차 파라미터 벡터를 위한 좋은 추정치를 결정하도록 선형회귀분석 (linear regression analysis) 을 수행

위의 시험절차를 바탕으로 Z 자이로에 대해 고려해 볼때, 만일 Y 축에 대해 n개의 위치가 고려되어진 다면, 측정모델은 식(3-23)으로 표현된다. 단, 환산 비와 비정렬각은 레이트 시험을 통해 결정되었다고 가정한다.

$$\frac{1}{(1+DSF_y)} \begin{bmatrix} M_x(1) \\ H \\ \vdots \\ M_x(n) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega_y(1) & \omega_x(1) & -\omega_x(1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \omega(n) & \omega(n) & -\omega(n) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ \alpha_{yx} \\ \alpha_{yz} \end{bmatrix} \quad (3-23)$$

$$= \begin{bmatrix} -a_y(1) & a_x(1) & a_x(1) & a_z(1) & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -a_y(n) & a_x(n) & a_x(n) & a_z(n) & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m \\ \alpha_y \\ n \\ b_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V(1) \\ \vdots \\ V(n) \end{bmatrix}$$

여기서, 좌변의 4항중 첫항과 마지막항은 레이트 시험으로부터 알려져 있고, 둘째항은 서로 다른 위치들에서의 토커신호들이며, 셋째항은 시험 테이블의 위치로부터 결정되어지는 각속도들이다. 그리고 우변의 3항중 첫항은 시험테이블의 위치로부터 결정되고, 둘째항은 우리가 구하고자하는 파라미터 벡터이며, 셋째항은 잡음이다. Z 자이로의 X축에 대해서도 같은 방법이 적용된다. 식(3-23)에서 각각의 측정량들이 통계적으로 독립이라면, 이 식은 다음과 같은 선형회귀모델 형태의 방정식으로 표현가능하다.

$$Z = M X + V \quad (3-24)$$

여기서, Z : 측정벡터 ($n \times 1$)
 M : 측정행렬 ($n \times 4$)
 X : 파라미터 벡터 (4×1)
 V : 측정소음 ($n \times 1$)

식(3-24)와 같은 선형회귀모델에서 오차를 최소화하는 의미에서의 파라미터 벡터 X 의 최적 추정치 \hat{X} 를 구하면, 그 해는 Moore - Penrose의 의사역행렬 (pseudo inverse) 를 이용한 최소자승해가 된다. 이때, $[M^T]$ 내에 4 개의 선형독립 행벡터 $M^T(i)$ 가 존재할때만 해가 존재한다.

$$\hat{X} = [M^T M]^{-1} M^T Z = [M]^{\dagger} Z \quad (3-25)$$

여기서, $[M]^{\dagger}$ 는 $[M^T M]^{-1} M^T$ 로 표현되는 의사역행렬이다. 만일 M 의 행과 열이 선형독립이라면, 이들은 완전히 측정가능하며 또한 positive definite 이다. 그러나, M 행렬의 행 또는 열이 영이거나 영에

가까운 값을 가질 경우에는 특이현상(Singularity)이 발생하는데, 이를 경우 오차 파라미터는 관측되지 않으며 선형회귀는 실패하게 된다.

개개의 측정값들의 분산이 σ^2 이라면, 독립측정량을 갖는 최소자승추정치의 공분산은 식(3-26)과 같다.

$$\text{COV}(\hat{X}) = \sigma^2 [M^T M]^{-1} \quad (3-26)$$

이 공분산을 분석하여 이들의 표준편차가 우리가 설정한 정밀도내에 존재할때 그 때의 파라미터를 선정함으로써, 오차가 보상되고 향상된 정확도 성능을 얻을 수 있다.

3.2 동적오차 보상을 위한 파라미터의 입증

여기서는 모타역학에 의해 발생하는 동적오차를 보상해 주기 위한 파라미터를 결정해 줄 목적으로 다음의 동적효과(dynamic effect)들이 고려 되어진다.

- 각 가속도 항 ($\frac{A}{H} \dot{\omega}$)
- 관성불균형 항 ($\frac{C-A}{H} \omega_i \omega_j$) ; *j
- 모타 커플링 항 ($\frac{C}{H} \dot{\omega}$)

그러나, 이들 3개 성분들의 파라미터들은 자이로의 설계에 의해 결정되어지므로, 자이로로부터의 변화에 대해 지배를 받지 않는다. 이러한 이유때문에 여기서 센서의 동적오차 파라미터들을 결정 하는것은 의미가 없으며, 더우기 이들은 자이로 제작시 명확히 나타내어진다. 그러므로 동적시험(dynamic test)은 단지 제조데이터(manufacturing data)를 입증하기 위해 수행되어진다. 이를 입증하기 위한 동적시험은 레이트테이블에 정현파적인 운동과 일정 각속도운동을 인가하여 이들 운동에 의해 유발되는 자이로의 정보를 분석함으로써, 그 파라미터들의 적합성을 입증할 수 있다.

4. 결론

센서오차를 보상하여 이들 센서로부터 정밀하고도 유용한 정보를 얻기위해 정적오차 파라미터들은 레이트시험과 다회차 정적시험을 통하여, 즉 측정값들의 분산과 표준편차 분석 및 선형회귀법을 통하여 구하는 방법을 제시하였고, 동적오차 파라미터들은 레이트테이블에 기지의 운동을 인가하여 그 운동으로부터의 자이로 데이터를 분석하여 그 적합성을 입증하는 방법을 제시하였다. 다회차 정적시험에서는 시험회치의 수 n가 클수록 그 오차가 줄었다. 이로부터 시험회치의 수 n가 오차분석에 영향을 미침을 알았다.

[참고 문헌]

- (1) Joos, D.K. "Comparison of Typical Gyro Errors for Strapdown Application," DGON-Symposium Gyro Technology, Sept. 28th, 1977
- (2) Bertler, H. "Test Facilities and Procedures for Strapdown Systems," Symposium Gyro Technology, Sept. 18/19, 1978
- (3) U. Krogmann, Identification Procedures for Strapdown Sensor-Parameter by System Level Testing, DGON-Symposium Gyro Tech., Sept. 19th, 1978
- (4) William G. Denhard, "Laboratory Testing of a Floated Single-Degree-of-Freedom, Integrating, Integral Gyro," Jacson and Moreland, Inc, Sept. 1956
- (5) "Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Degree-of-Freedom Rate-Integrating Gyros," IEEE, 1978
- (6) W. Ebert, "Inertial Measuring Unit for Strapdown Applications," DGON-Symposium Gyro Technology, Sept. 28th, 1977
- (7) 이만형, 최근국, 조결래, "SDINS의 좌표축 초기 직립에 관한 칼만필터링 기법의 응용," 한국정밀학회지, 1987
- (8) Kenneth R. Britting, Inertial Navigation Systems Analysis, Wiley-Interscience, 1971
- (9) Wrigley, Hollister, and Denhard, Gyroscopic Theory, Design and Instrumentation, The M.I.T. Press, 1969
- (10) Robert J.G. Craig, "Theory of Operation of an Elastically Supported, Tuned Gyroscope," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Sys. No. 3, May 1972
- (11) Robert J.G. Craig, "Theory of Errors of an Elastically Supported, Tuned Gyroscope," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Sys. No. 3, May 1972
- (12) Robert J.G. Craig, "Dynamically Tuned Gyros in Strapdown Systems," Conference Proceedings No. 116, North Atlantic Treaty Organization Advisory Group for Aerospace Research and Development, Florence, Italy, 2-5, October 1972
- (13) S.C. Garg, L.D. Morrow, and R. Mamen, "Strapdown Navigation Technology: A Literature Survey," J. Guidance and Control, May - June 1978