'87 韓國自動制御學術會議論文集 1987. 10.16~17

자이로 콤파스 좌표축 정렬에 의한 SDINS 오차특성

°문홍기, 박흥원, 정태호, 오문수
대 전 기 계 창

Error Propagation of SDINS Aligned by Gyrocompass

Hong-Key Moon, Heung-Won Park, Tae-Ho Chung, Moon-Su Oh
Daejeon Machine Depot

Abstract

In this paper the error equations of the SDINS aligned by the gyrocompass are derived considering that the alignment errors are correlated to the sensor errors. Also the navigation errors due to the correleated errors are simulated by this error equations. The simulations are performed by the covariance analysis method, assumed all the sensor errors are random constants.

The simulation results show that while the INS maintains the alignment attitude the cancellation takes place between the correlated errors, but once the INS changes attitude this cancellation effect is perturbed.

I. 서 론

관성항법장치(INS)를 구성하고 이에대한 성능을 예측하기 위해서는 시스템의 오차원들을 정확히 규명하고 각 오차원들이 항법 성능에 미치는 영향을 분석해야만 한다. INS의 오차분석에 관한 논문들은 이미 다수 발표되어 있으다,[1-8] 종래의 INS 오차방정식에서는 모든 오차요소들을 상관관계가 없는 독립변수로 해석하여 왔다.[1-5] 그런데 자이로콤파스 좌표축 정렬(gyrocompass alignment) 방식을 사용하는 INS에서 좌표축 정렬 오차는 감지기 오차에 의해 일어나므로 이 경우 두 오차는 상관관계를 갖는다.[1,6-9]

GINS(Gimbaled Inertial Navigation System)에서는 감지기의 불규칙 상수 오차(random constant error)와 자이로콤파스 좌표축 정렬시 이 오차로부터 유발된 좌표축 정렬 오차가 서로 상쇄되는 방향으로 안정대(platform)의 자세가 기울어진다.[7-8] 이와 동일한 효과가 자이로콤파스 좌표축 정렬 방식을 사용하는 SDINS (Strapdown INS)에서도 나타나지만 INS의 자세가 바뀌게 되면 이러한 상쇄효과는 상실된다. 그러므로 모든 오차요소들을 독립변수로 취급한 기존의 SDINS 오차방정식으로는 자세변화에 따른 SDINS 오차 전파특성을 정확히 규명할 수 없다.

따라서 본 논문에서는 자이로콤파스 좌표축 정렬 방식을 사용한 SDINS의 오차 전파특성을 연구하기 위하여, 좌표축 정렬 오차와 감지기 오차 사이의 상관관계를 고려한 SDINS 오차방정식을 유도하였다. 또한 이 오차방정식을 이용하여 서로 상관관계를 갖는 이들 오차에 의한 INS의 항법오차를 시뮬레이션 하였다. 이때 감지기의 모든 오차는 불규칙 상수로 가정하였으며 상호분산해석(covariance analysis) 방법을 적용하였다.[10]

II. SDINS 오차방정식

1. SDINS 오차요소

SDINS 오차분석시 고려되는 주요 오차요소는 다음과 같다.

1) 자이로 오차
2) 가속도계 오차
3) 자이로 정렬오차
4) 가속도계 정렬오차
5) 시스템 좌표축 정렬오차
6) 고도계 오차
7) 중력 계산 오차
8) 항법계산기의 계산 오차

위와같은 오차요소중 고도계 오차, 중력 계산오차, 항법계산기의 계산오차가 좌표축 정렬오차에 미치는 영향은 무시할 수 있으므로 본 논문의 오차방정식 유도에서 이들 오차는 제외시켰다. 그리고 자이로 오차 $(u)W^g$는 자이로 바이어스 오차 W_d^g만 고려 하였으며, 가속도계 오차 $(u)f^a$는 가속도계 척도계수(scale factor) 오차 K^a와 바이어스 오차 B^a를 고려하였다.

$$(u)W^g = W_d^g \tag{1}$$

$$(u)f^a = K^a f^a + B^a \tag{2}$$

2. SDINS 오차방정식

지구에 대한 운반체의 속도 방정식에 선형 섭동(linear perturbation) 방법을 적용하여 다음과 같은 SDINS의 속도 오차방정식을 얻는다.[1)]

$$\delta\dot{V}^n = \delta f^n - (\Omega_{en}^n + 2\Omega_{ie}^n)\delta V^n + V^n(\delta W_{en}^n + 2\delta W_{ie}^n) \tag{3}$$

식(3)에서 δf^n은 가속도계에 의한 가속도 측정 오차로 시스템의 자세오차 ε^n, 가속도계 정렬오차 ΔC_a^b와 가속도계 오차 $(u)f^a$에 의해

$$\delta f^n = [-E^n + C_b^n(\Delta C_a^b)^T C_n^b]C_b^n f^b + C_b^n(u)f^a \tag{4}$$

로 표시된다. 식(4)에서 E^n은 시스템 자세오차 ε^n의 교대대칭(Skew-Symmetric) 행렬이며, $\dot{\varepsilon}^n$은 식(5)와 같은 SDINS의 자세 오차방정식으로 부터 얻는다.

$$\dot{\varepsilon}^n = -\Omega_{in}^n \varepsilon^n + \delta W_{in}^n + C_b^n[T^g - (\Delta C_g^b)^T]W_{ib}^b + C_b^n(u)W^g \tag{5}$$

$$\varepsilon^n = \int_0^t \dot{\varepsilon}^n dt + \varepsilon^n(o) \tag{6}$$

III. 자이로콤파스 좌표축 정렬 오차특성을 고려한 SDINS 오차방정식

1. 자이로콤파스 좌표축 정렬 오차특성

그림 1은 SDINS에 대한 3차 자이로콤파스 좌표축 정렬의 오차모델이다.

이 오차모델에서 모든 오차요인을 불규칙 상수 오차로 가정할때 정상상태에서의 좌표축 정렬오차 $\varepsilon_E(0)$, $\varepsilon_N(0)$ $\varepsilon_U(0)$는 다음과 같다.

$$\varepsilon_E(0) = -(\delta f_N + f_{dN})/g - \delta W_U/K_U \cdot g \tag{7.1}$$

$$\varepsilon_N(0) = (\delta f_E + f_{dE})/g + \delta W_N/K_N \cdot g \tag{7.2}$$

$$\varepsilon_U(0) = \delta W_E/\Omega_N + K_E\delta W_U/K_U\Omega_N \tag{7.3}$$

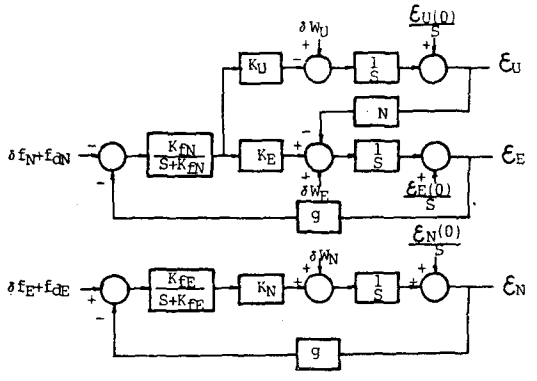

그림 1. Error model for 3rd-order gyrocompass loop

그림 1.의 자이로콤파스 제어계에서 $K_U g \gg \delta W_U$, $K_N g \gg \delta W_N$ 및 $K_U\Omega_N \gg K_E\delta W_U$의 조건이 만족되도록 설계하고 가속도 외란(disturbance) f_{dN} 및 f_{dE}가 작은 좌표축 정렬 상황을 고려하면 식(7)은 다음과 같다.

$$\varepsilon_E(0) \approx -\delta f_N(0)/g \tag{8.1}$$

$$\varepsilon_N(0) \approx \delta f_E(0)/g \tag{8.2}$$

$$\varepsilon_U(0) \approx \delta W_E(0)/\Omega_N(0) \tag{8.3}$$

좌표축 정렬중에는 가속도계 척도계수 오차에 의한 가속도 측정 오차는 무시할 수 있으며, 자이로에 의한 각속도 측정 오차중 자이로 바이어스 오차를 제외한 다른 오차에 의한 영향은 무시할 수 있으므로, 가속도 측정 오차 및 각속도 측정 오차는 각각 다음과 같다.

$$\delta f^n(0) = C_b^n(0)[B^a + (\Delta C_a^b)^T f^b(0)] \tag{9}$$

$$\delta W^n(0) = C_b^n(0)W_d^g \tag{10}$$

그리고 가속도계 바이어스 오차 B^a와 자이로 바이어스 오차 W_d^g에 대하여, INS 동작중에는 일정하게 유지하는 불규칙 상수 오차 B_f^a, W_{df}^g와 그 외의 불규칙 요동오차 B_r^a, W_{dr}^g의 합으로 다음과 같이 표시한다.

$$B^a = B_f^a + B_r^a \tag{11}$$

$$W_d^g = W_{df}^g + W_{dr}^g \tag{12}$$

따라서 식(9)-(12)를 식(8)에 대입하고 정상상태의 좌표축 정렬오차를 감지기의 불규칙 상수 오차에 의한 오차와, 기타 다른 모든 불규칙 요인에 의한 불규칙 요동항 $\varepsilon_{rE}(0)$, $\varepsilon_{rN}(0)$, $\varepsilon_{rU}(0)$으로 구분하여 표시하면 다

음과 같다.

$$\varepsilon_E(0)=-B_{fN}/g-\Delta C_N(0)f^b(0)/g+\varepsilon_{rE}(0) \quad (13.1)$$

$$\varepsilon_N(0)=B_{fE}/g+\Delta C_E(0)f^b(0)/g+\varepsilon_{rN}(0) \quad (13.2)$$

$$\varepsilon_U(0)=W_{dfE}/\Omega_N(0)+\varepsilon_{rU}(0) \quad (13.3)$$

여기서 $\Delta C_N(0)$와 $\Delta C_E(0)$는 각각 $C_b^n(0).(\Delta C_a^b)^T$의 N축 및 E축 성분을 나타낸다.

식(13)을 식(15)에 대입하고 $E_s^n(0)f^n(0)$, $C_b^n(0)\cdot B_f^a$ 및 $C_b^n(0)(\Delta C_a^b)^T f^b(0)$ 항들을 가감하고 정리하면 다음과 같다.

$$\delta f^n=[-(E_r^n(0)+\underline{E}^n)+C_b^n(\Delta C_a^b)^T(1-f^b(0)/f^b)C_n^b]\cdot C_b^n f^b+C_b^n(K^a f^b+B_r^a)+D_b^n(B_f^b+(\Delta C_a^b)^T f^b(0))]+E_b^n W_{df}^g \quad (16)$$

여기서

$$D_b^n=\begin{vmatrix} -f_U/g.C_{11}(0)+C_{11} & -f_U/g.C_{12}(0)+C_{12} & -f_U/g.C_{13}(0)+C_{13} \\ -f_U/g.C_{21}(0)+C_{21} & -f_U/g.C_{22}(0)+C_{22} & -f_U/g.C_{23}(0)+C_{23} \\ f_E/g.C_{11}(0)+f_N/g.C_{21}(0)+C_{31} & f_E/g.C_{12}(0)+f_N/g.C_{22}(0)+C_{32} & f_E/g.C_{13}(0)+f_N/g.C_{23}(0)+C_{33} \end{vmatrix} \quad \cdots\cdots\cdots (17)$$

$$E_b^n=\begin{vmatrix} f_N/\Omega_N(0).C_{11}(0) & f_N/\Omega_N(0).C_{12}(0) & f_N/\Omega_N(0).C_{13}(0) \\ -f_E/\Omega_N(0).C_{11}(0) & -f_E/\Omega_N(0).C_{12}(0) & -f_E/\Omega_N(0).C_{13}(0) \\ 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \quad (18)$$

이며 $\Omega_N(0)=W_{ie}\cos L(0)$이다.

2. 자이로콤파스 좌표축 정렬 오차특성을 고려한 SDINS 오차방정식

식(13)에서 알 수 있듯이 자이로콤파스 좌표축 정렬의 수평축 오차는 가속도계 바이어스 및 가속도계 정렬오차의 수평축 성분에 의하여 유발되고, 좌표축 정렬의 수직축 오차는 자이로 바이어스의 E축 성분에 의해 일어난다. 본 논문에서는 이들 오차의 상관관계를 고려하여 SDINS 오차방정식을 다음과 같이 유도하였다.

시스템의 자세오차 ε^n을 좌표축 정렬시 감지기의 불규칙 상수 오차에 기인된 $\varepsilon_s^n(0)$와 다른 요인에 의한 불규칙 요동항 $\varepsilon_r^n(0)$, 그리고 항법모드에서 유발되는 $\underline{\varepsilon}^n$의 합으로 표현한다.

$$\varepsilon^n=\varepsilon_s^n(0)+\varepsilon_r^n(0)+\underline{\varepsilon}^n \quad (14)$$

식(2),(11),(14)를 식(4)에 대입하여 다음과 같은 가속도 오차방정식을 얻는다.

$$\delta f^n=[-(E_s^n(0)+E_r^n(0)+\underline{E}^n)+C_b^n(\Delta C_a^b)^T C_n^b]C_b^n f^b+C_b^n(K^a f^b+B_f^a+B_r^a) \quad (15)$$

이제 식(1),(12),(14)를 식(5)에 대입하여 다음과 같은 자세 오차방정식을 얻는다.

$$\dot{\varepsilon}^n=-\Omega_{in}^n(\varepsilon_s^n(0)+\varepsilon_r^n(0)+\underline{\varepsilon}^n)+\delta W_{in}^n+C_b^n[T^g-(\Delta C_g^b)^T]W_{ib}^b+C_b^n(W_{df}^g+W_{dr}^g) \quad (19)$$

식(13)을 식(19)에 대입하고 좌표축 정렬오차와 관련된 항 $\Omega_{in}^n(0)\varepsilon_s^n(0)$과 $C_b^n(0)W_{df}^g$를 가감하고 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\underline{\varepsilon}}^n=-\Omega_{in}^n(\varepsilon_r^n(0)+\underline{\varepsilon}^n)+\delta W_{in}^n+C_b^n[T^g-(\Delta C_g^b)^T]W_{ib}^b+C_b^n W_{dr}^g+F_b^n W_{df}^g+G_b^n[B_f^b+(\Delta C_a^b)^T f^b(0)] \quad (20)$$

여기서

$$F_b^n=\begin{vmatrix} -(\Omega_N+\rho_N)/\Omega_N(0).C_{11}(0)+C_{11} & -(\Omega_N+\rho_N)/\Omega_N(0).C_{12}(0)+C_{12} & -(\Omega_N+\rho_N)/\Omega_N(0).C_{13}(0)+C_{13} \\ \rho_E/\Omega_N(0).C_{11}(0)+C_{21} & \rho_E/\Omega_N(0).C_{12}(0)+C_{22} & \rho_E/\Omega_N(0).C_{13}(0)+C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{vmatrix} \quad \cdots\cdots\cdots (21)$$

$$G_b^n=\begin{vmatrix} (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{11}(0) & (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{12}(0) & (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{13}(0) \\ (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{21}(0) & (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{22}(0) & (\Omega_U+\rho_U)/g.C_{23}(0) \\ -\rho_E/g.C_{11}(0)-(\Omega_N+\rho_N)/g.C_{21}(0) & -\rho_E/g.C_{21}(0)-(\Omega_N+\rho_N)/g.C_{22}(0) & -\rho_E/g.C_{13}(0)-(\Omega_N+\rho_N)/g.C_{23}(0) \end{vmatrix} \quad \cdots\cdots\cdots (22)$$

모든 오차요소들을 독립변수로 해석한 SDINS 오차방정식중 식(4),(5)를 각각 식(16),(20)으로 대체하면 자이로콤파스 좌표축 정렬오차와 감지기의 불규칙 상수 오차와의 상관관계를 고려한 SDINS 오차방정식이 된다.

IV. 오차 시뮬레이션 및 분석

자이로콤파스 정렬오차에 의한 SDINS 오차 전파 특성을 시뮬레이션 하기 위하여, 좌표축 정렬시 동체 좌표계 X,Y,Z 를 지구 좌표계 E,N,U 와 일치시켰으며 다음과 같은 오차요소들을 고려하였다.

1) X축 가속도계 바이어스 오차(B_{fx})
2) X축 가속도계 정렬오차(Θ_{xy})
3) X축 자이로 바이어스 오차(W_{dfx})

이들의 오차모델은 INS 동작중 일정하게 유지되는 불규칙 상수 오차로 가정하였으며, 각각의 오차요소에 대한 SDINS 오차를 상호분산해석 방법을 적용하여 그림 2.와 같이 시뮬레이션 하였다.

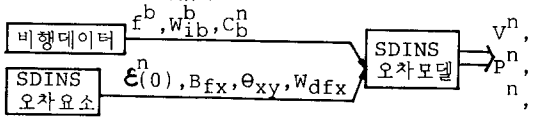

그림 2. Block diagram for SDINS error simulation

시뮬레이션에 사용한 비행궤도는 자이로콤파스 좌표축 정렬 오차특성이 잘 구별되도록 그림 3.a와 같이 20분간 비행하는 상황(CASE I)에서 좌표축 정렬시의 자세를 계속 유지하는 경우와 10분 비행후 비행체의 기수를 각각 90°,180°,360° 회전한 상태로 비행하는 경우를 고려하였으며, 또한 INS의 항법오차에 슐러진동(Schuler oscillation)에 의한 영향이 포함되도록 그림 3.b와 같이 60분간 비행한 경우(CASE II)를 고려하였다.

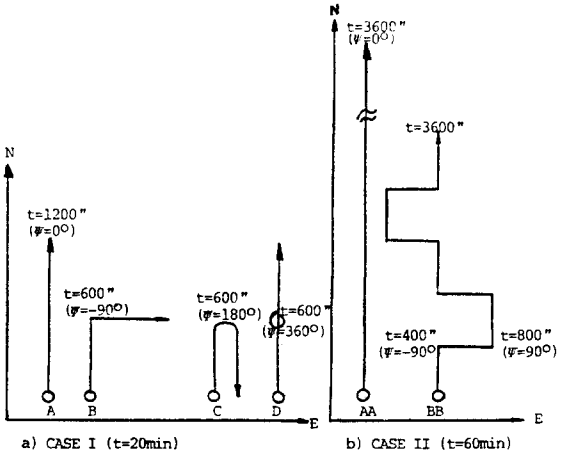

그림 3. Simulation trajectory profile

시뮬레이션시 가정한 오차의 크기는 X축 가속도계 바이어스 오차 $1x10^{-4}g$, X축 가속도계 정렬오차 20arcsec 및 X축 자이로 바이어스 오차 0.02°/hr 이다.

20분간 비행한 경우(CASE I)에 대한 시뮬레이션 결과는 그림 4.-9.와 같다. 그림 4.와 그림 5.는 X축 가속도계 바이어스 오차에 의해 유발된 E축 속도오차 δV_E와 N축 자세오차 ε_N을 보여준다. 좌표축 정렬시와 동일한 자세를 유지하는 구간에서는 X축 가속도계 바이어스 B_{fx}와 이 오차에 의하여 좌표축 정렬시 유발된 자세오차의 N축 성분 $\varepsilon_N(0)$가 서로 상쇄되어 δV_E는 발생하지 않으나, INS의 진행방향을 90° 회전한 경우는 이와같은 상쇄효과가 상실되고 $\varepsilon_N(0)$에 의해 $1.7ft/sec^2$의 δV_E가 유발되며, 180° 회전한 경우에는 B_{fx}와 $\varepsilon_N(0)$에 의해 유발된 E축 속도오차가 더해지게 되어 $3.4ft/sec^2$의 δV_E가 유발되었음을 알 수 있다. 그림 6.과 그림 7.은 X축 가속도계 정렬오차 Θ_{xy}에 의해 유발된 δV_E와 ε_N의 전파특성을 보여주는데 B_{fx}에 의한 오차전파 양상과 동일한 특성을 나타내고 있다. 그림 8.과 그림 9.는 X축 자이로 바이어스 오차 W_{dfx}에 의해 유발된 E축 자세오차 ε_E와 N축 속도오차 δV_N의 전파모습을 나타낸 것이다. 좌표축 정렬시 자세를 계속 유지할때 W_{dfx}와 $\varepsilon_U(0)$가 서로 상쇄되어 ε_E가 발생되지 않으나, 자세를 바꾸게 되면 이러한 상쇄효과가 상실된다. INS의 진행방향을 180° 회전한 경우는 W_{dfx}와 $\varepsilon_U(0)$가 서로 더해진 오차크기 만큼의 ε_E가 유발되어 90° 회전시 $\varepsilon_U(0)$에 의해 유발된 ε_E보다 2배정도 큰 자세오차를 갖게 되지만, δV_N은 90° 회전시 보다 작게 발생했음을 알 수 있다. 이것은 INS의 heading 오차 ε_U의 영향으로 90° 회전시 ε_U는 일정한 값을 유지하지만, 180° 회전하게 되면 INS의 진행방향이 정반대가 되어 ε_U가 점차 감소하기 때문이다.

그림 10.-15.는 60분간 비행한 경우(CASE II)에 대하여 X축 가속도계 바이어스와 X축 자이로 바이어스 오차에 의해 유발된 속도오차, 위치오차 및 자세오차의 전파모습을 보여준다.

이와같은 시뮬레이션 결과에 의하면 INS가 좌표축 정렬시의 자세를 유지할 경우 서로 상관관계를 갖는 감지기 오차와 좌표축 정렬오차에 의한 INS 오차가 서로 상쇄되지만, INS가 좌표축 정렬시의 자세로 부터 벗어나게 되면 이와같은 상쇄효과는 상실되어 INS 오차가 크게 발생됨을 알 수 있다. 이와같은 현상은 안정대에 의해 INS의 자세를 비행체의 자세변화와 무관하게 좌표축 정렬시의 자세를 유지시켜주는 GINS에서는 나타나지 않지만, SDINS에서는 안정대 좌표계와 비행체의 동체 좌표계가 일치하게 되어 비행체의 자세변화에 따라 INS의 자세가 바뀌게 되기 때문이다.

V. 결 론

자이로콤파스 좌표축 정렬방식을 사용하는 SDINS의 오차 전파특성을 연구하기 위하여, 좌표축 정렬오차와 감지기 오차 사이의 상관관계를 고려한 SDINS 오차방정식을 유도하였다. 이 오차방정식을 이용하여 서로 상관관계를 갖는 이들 오차에 의한 INS의 항법오차를 상호분산해석 방법에 의해 시뮬레이션 하였다. 이 결과, INS가 좌표

축 정렬시와 동일한 자세를 유지할때는 감지기의 불규칙 상수 오차와 이 오차로 부터 유발된 좌표축 정렬오차가 서로 상쇄되어 이들 오차에 의한 INS 오차는 거의 발생되지 않으나, INS의 자세가 바뀌게되면 이러한 상쇄효과는 상실되어 INS 오차는 크게 발생되었다. 이것은 SDINS에서만 나타나는 현상으로 안정대에 의해 비행체의 자세변화에 무관하게 INS 자세를 유지시켜주는 GINS에서는 발생되지 않는다. 그러므로 감지기의 불규칙 상수 오차가 좌표축 정렬오차를 유발하는 주된 오차요인인 경우에는 반드시 이들의 상관관계를 고려하여 본 논문에서 유도한 SDINS 오차방정식을 사용해야 정확한 SDINS 오차분석이 가능하다.

정지 상태에서의 INS오차를 측정하여 자이로콤파스 정렬 방식을 사용하는 SDINS의 성능시험을 수행할 경우, 좌표축 정렬오차를 유발시키는 감지기의 불규칙 상수 오차들을 검출하고 교정(Calibration)하는데 본 논문에서 유도한 오차모델을 적용할 수 있다.

REFERENCES

1) K.R.Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons Inc., New York, 1971.
2) R.A.Nash Jr., S.A. Levine and K.J.Roy, "Error Analysis of Space-Stable Inertial Navigation Systems", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-7, Jul. 1971, pp.617-629.
3) C.E.Hutchinson and R.A.Nash.Jr., "Comparison of Error Propagation in Local-level and Space-Stable Inertial Systems", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-7, Nov. 1971, pp.1138-1142
4) K.R.Britting, "Error Analysis of Strapdown and Local Level Inertial Systems Which Compute in Geographic Coordinates" RE-52, Nov. 1969.
5) J.E.Ryan, "Sensitivity Study of Strapdown Inertial Sensors in High Performance Applications" AD-A100825/9 July 1981.
6) J.S.Stambaugh, "Propagation and System Accuracy Impact of Major Sensor Errors on a Strapdown Aircraft Navigator", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-9, No.6, Nov. 1973, pp.838-846
7) Itzhack Y. Bar-Itzhack, "Modeling of Certain Strapdown Heading Sensitive Errors in INS Error Models", J.Guidance Vol.8, No.1, Jan.-Feb. 1985, pp.142-144
8) 정태호,박홍원,오문수,"Gyrocompass Alignment 오차가 INS 성능에 미치는 영향" 한국 항공우주학회지 제 14권 제 1호, 1986.4.30. pp.3-12
9) K.R.Britting, "Self-Alignment Techniques for Strapdown Inertial Navigation Systems with Aircraft Applications", J.Aircraft, Vol.7, No.4, July-Aug. 1970, pp.302-307
10) P.S.Maybeck, "Stochastic Models, Estimation and Control", Vol.1, Academic Press, 1979.

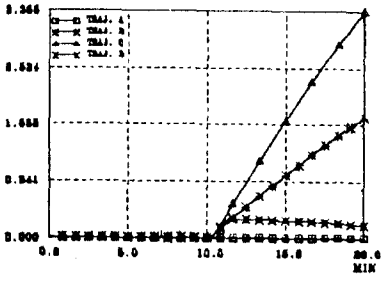

그림4. East velocity error due to B_{fx} for traj. I

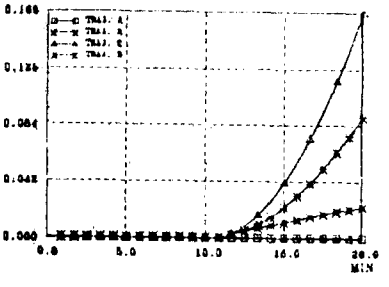

그림5. North tilt due to B_{fx} for traj. I

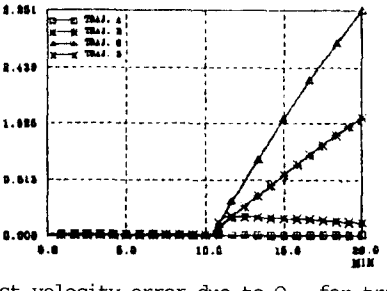

그림6. East velocity error due to Θ_{xy} for traj. I

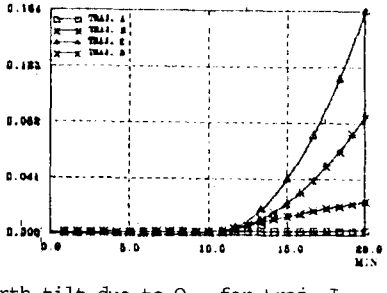

그림7. North tilt due to Θ_{xy} for traj. I

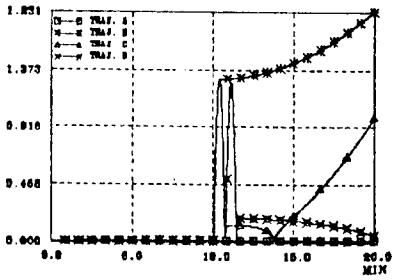

그림8. North velocity error due to W_{dfy} for traj. I

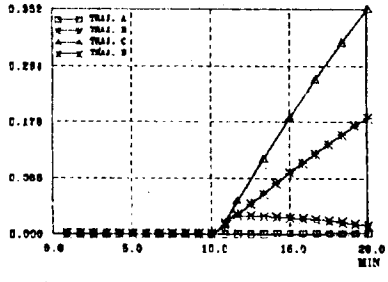

그림9. East tilt due to W_{dfx} for traj. I

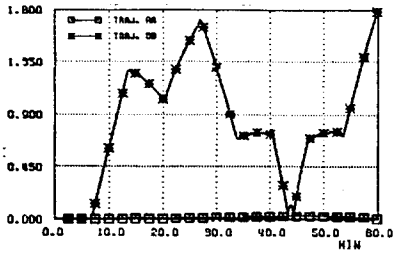

그림10. East velocity error due to B_{fx} for traj. II

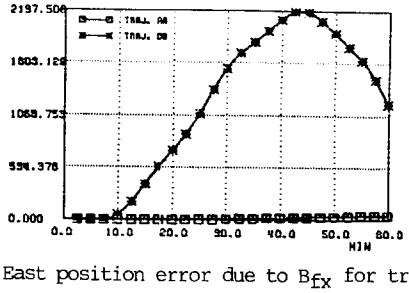

그림11. East position error due to B_{fx} for traj. II

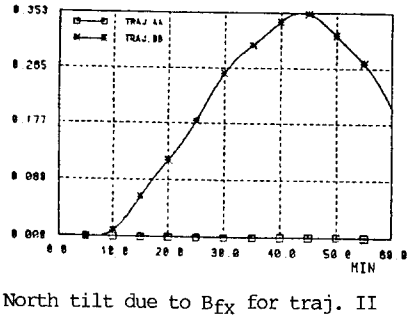

그림12. North tilt due to B_{fx} for traj. II

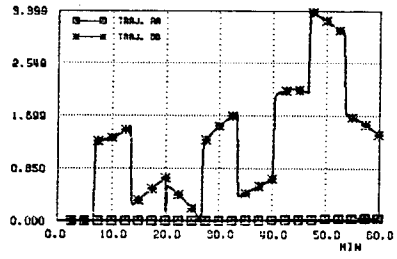

그림13. North velocity error due to W_{dfx} for traj.Ⅱ

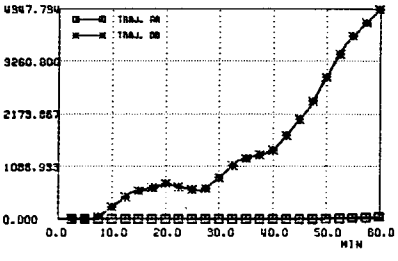

그림14. North position error due to W_{dfx} for traj.Ⅱ

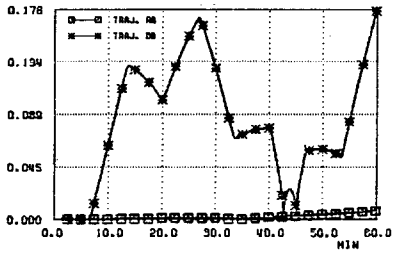

그림15. East tilt due to W_{dfx} for traj. II