

Matlab/Simulink를 이용한 SDINS의 성능 해석

Performance Analysis of SDINS using Matlab/Simulink

홍영선 *, 권태환 *, 권용수 *

Young-Sun Hong *, Tae-Hwan Kwon *, and Yong-Soo Kwon *

요 약

본 논문은 Matlab/Simulink로 구현된 시뮬레이터에 의한 SDINS의 성능해석에 관한 연구이다. 성능해석 모델은 중력과 코리올리스 힘이 고려되었으며, 수직축의 발산을 막기 위하여 고도계를 포함시켰다. 구현한 시뮬레이터를 사용하여 DTG와 FOG의 대표적인 관성센서를 모델로 다양한 기동패턴 하에서 자이로 오차해석이 포함된 SDINS의 성능해석을 수행했다. 또한, GUI환경을 통하여 자이로와 가속도계의 파라미터의 변화에 따른 SDINS의 성능을 시각적으로 나타냈다.

Abstract

This paper includes a study on the performance analysis of SDINS by a simulator using Matlab/Simulink. The performance model is considered gravity and Coriolis force, and a barometer is included to damp down diversity of a perpendicular axis error. Using the simulator, the performance included gyro sensor errors was analyzed in various maneuvering patterns. Also, the performance is virtually presented for the variation of error parameters of gyro and accelerometer under GUI.

I. 서 론

관성항법장치(INS: Inertial Navigation System)는 자체의 가속도계와 자이로스코프를 이용하여 비행 중인 항행체의 위치, 속도와 자세 등에 관련된 항법정보를 얻을 수 있고, 전파나 천체 등과 같은 부가적인 외부의 도움이 필요없으므로 전파 방해 또는 기만의 염려가 없다. 그러나 INS는 비행시간에 따라 누적되는 오차에 의해 장시간 비행을 하면 항법장치의 정확도가 크게 떨어지는 단점을 지니고 있다. 이러한 오차는 크게 초기정렬 오차, 관성센서 오차 그리고 항법계산 오차로 구분된다. 특히, 관성센서 오차의 영향은 센서의 정밀도와 항행체의 기동형태, 그리고

비행시간에 크게 영향을 받기 때문에 관성항법장치의 오차해석에서 중요한 부분을 차지하고 있다.

이 분야에 대한 연구는 주로 필터링에 의해 항법 오차를 줄이는 기법과 장착 및 진동환경 등을 고려하여 INS의 오차 특성을 분석하고 초기정렬 오차를 줄이는 방법 등에 관하여 연구되어 왔으며[1]~[3]. 또한 소형화에 대한 요구와 컴퓨터 용량의 발달 추세에 따라 SDINS에 대한 연구 개발이 활발히 진행 중이다. 이러한 관점에서 본 연구는 다양한 기동환경 하에서 오차해석이 가능한 SDINS 시뮬레이터를 Matlab5.3/Simulink를 사용하여 구성하고 이를 이용한 SDINS의 성능 특성을 제시한다. 구성한 시뮬레이터를 사용하여 대표적인 관성센서인 DTG와 FOG를 모델로 다양한 기동패턴 하에서 항법시뮬레

국방대학교 무기체계학과(Dept. of Weapons Systems, National Defense University)

· 논문번호 : 2000-2-3

· 접수일자 : 2000년 11 13일

이션을 통하여 자이로의 오차해석이 포함된 SDINS의 성능해석을 수행했으며, GUI환경을 통하여 자이로와 가속도계의 파라미터의 변화에 따른 SDINS 성능을 시각적으로 나타냈다.

II. SDINS

2-1 개요

스트랩다운형 INS(SDINS: Strapdown INS)는 기계적인 안정화 플랫폼을 사용하지 않고, 가속도계와 자이로스코프를 직접 동체에 설치하는 방식이다. GINS(Gimballed INS)와 달리 김블과 같은 기계적인 장치들이 불필요하고 안정화된 플랫폼 대신 컴퓨터의 항법알고리즘에 의해 동체좌표계의 항행체 정보가 실시간으로 항법좌표계로 변환된다. GINS는 센서의 방향을 항법좌표계와 일치시킴으로써 항법계산이 매우 간단한 반면, SDINS는 동체의 다른 방향으로 측정된 값을 항법좌표계를 기준으로 한 값으로 변환시켜야 하므로 계산이 복잡하고 계산량도 많다. 그러나, 최근에는 허용입력각속도의 선형성이 우수한 DTG(Dynamically Tuned Gyro), 광기술을 응용한 RLG(Ring Laser Gyro)와 FOG(Fiber Optic Gyro) 등이 개발되고 디지털 컴퓨터를 이용한 자세 및 항법계산이 용이해짐에 따라 SDINS는 전술용 유도무기 등과 같은 군사용 뿐만 아니라 산업체 등과 같은 분야의 중·저급용 INS로서 많이 쓰이고 있다.

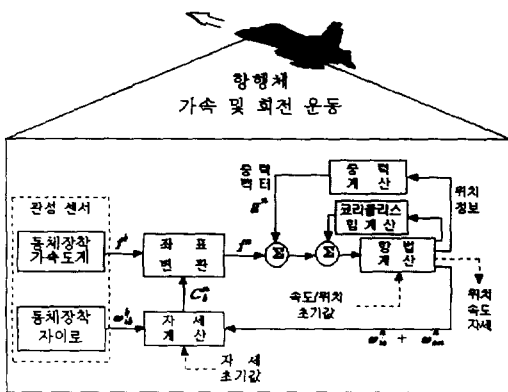


그림 1. SDINS의 블록선도[4]

Fig. 1. Block diagram of SDINS.

그림 1은 전형적인 SDINS의 구성을 나타내는 블록선도로서, 전체 항법시스템의 개념을 나타낸다. 항행체가 기동할 때 자이로는 회전각속도, ω_{ib}^b 를 측정하여 자세계산 모델에서 동체와 항법좌표계 사이의 좌표변환행렬(DCM: Direction Cosine Matrix), C_b^n 을 생성한다. C_b^n 은 동체좌표계에서 측정된 가속도, f^b 를 항법좌표계 성분의 비력 벡터(specific force), f^n 로 바꿔주며, 항법계산모델에서는 코리올리스 힘과 중력벡터를 보정하여 순수 가속도를 생성한 후 위치와 속도 추정치를 얻게 된다.

2-2 자세계산 모델

SDINS 자세계산 모델은 동체좌표계로 표시된 자세정보를 항법좌표계로 나타내기 위해 요구되는 DCM을 계산하는 것이다. 시간에 따라 전파되는 C_b^n 은 다음과 같이 회전행렬, ω 의 성분으로 이루어진 왜대칭행렬(skew symmetric matrix), Ω_{nb}^b 로 나타낼 수 있다.

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (1)$$

식 (1)로부터 직접 해를 구하는 대신 오일러각(Euler angle)방법과 쿼터니언(Quaternions) 방법으로도 구할 수 있다. 오일러각 방법은 기준좌표계를 Z축, Y축 및 X축 순으로 연속 회전시키고, 각각의 회전각을 ψ , θ , ϕ 로 표시할 때, 동체 좌표계와 항법좌표계와의 C_b^n 은 다음 식과 같이 된다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, 오일러각 ψ, θ, ϕ 는 시간에 따라 전파되므로 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

한편, 쿼터니언방법으로 계산된 C_b^n 은 다음과

같이 정의된다.

$$C_i^n = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

또한, 쿼터니언, q 는 시간에 따라 전파되므로 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{q} = 0.5 q \cdot p_{nb}^b \quad (5)$$

여기서, $p_{nb}^b = [0 \ \omega_{nb}^b]^T$

그러므로, 식 (5)를 쿼터니언 벡터성분으로 다시 나타내면 다음 식과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \\ \dot{d} \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

2-3 항법계산 모델

항법좌표계에서의 가속도는 다음식으로 나타낸다.

$$\dot{v}_e^n = \dot{v}_e^i - [\omega_{ie} + \omega_{en}] \times v_e \quad (7)$$

여기서, ω_{ie} 와 ω_{en} 는 각각 지구의 회전각속도와 항행체 이동속도(transport rate)이다. 또한 식 (7)에서 \dot{v}_e^i 는 비력벡터 f 와 지구회전에 의한 코리올리스 힘 $\omega_{ie} \times v_e$, 그리고 중력벡터 g_I 을 사용하여 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{v}_e^i = f - \omega_{ie} \times v_e + g_I \quad (8)$$

여기서,

$$g_I = g - \omega_{ie} \times [\omega_{ie} \times r]$$

그러므로 식 (8)을 식 (7)에 대입하여 항법좌표계를 기준으로 나타내면 다음식과 같다.

$$\dot{v}_e^n = f^n - [2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \times v_e^n + g_I^n \quad (9)$$

여기서,

$$f^n = [v_N \ v_E \ v_D]^T \quad (10)$$

$$\omega_{ie}^n = [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T \quad (11)$$

$$\omega_{en}^n = \left[\frac{v_E}{(R_E + h)} \quad \frac{-v_N}{(R_N + h)} \quad \frac{-v_E \tan L}{(R_N + h)} \right]^T \quad (12)$$

Ω 와 L 은 각각 지구 선화율, 위도를 나타내며, $(R_N + h)$ 와 $(R_E + h)$ 는 지구중심으로 부터 항행체까지의 거리성분이다. 그러므로, g_I^n 는 다음 식과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$g_I^n = g - \frac{\Omega^2 (R_o + h)}{2} \begin{bmatrix} \sin 2L \\ 0 \\ (1 + \cos 2L) \end{bmatrix} = [\zeta g \ -\eta g \ g]^T \quad (13)$$

따라서, 식 (10), (11), (12)와 (13)을 식 (9)에 대입하면 다음과 같은 항법방정식을 쉽게 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{v}_N &= f_N - v_E(2\Omega + \lambda)\sin L + v_D \dot{L} + \zeta g \\ \dot{v}_E &= f_E + v_N(2\Omega + \lambda)\sin L \\ &\quad + v_D(2\Omega + \lambda)\cos L - \eta g \\ \dot{v}_D &= f_D - v_E(2\Omega + \lambda)\cos L - v_N \dot{L} + g \end{aligned} \quad (14)$$

여기서, 위도 L , 경도 λ 및 지표면상의 고도 h 는 다음 식으로부터 각각 얻어진다.

$$\begin{aligned} \dot{L} &= \frac{v_N}{(R_N + h)}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E \sec L}{(R_E + h)}, \\ \dot{h} &= -v_D \end{aligned} \quad (15)$$

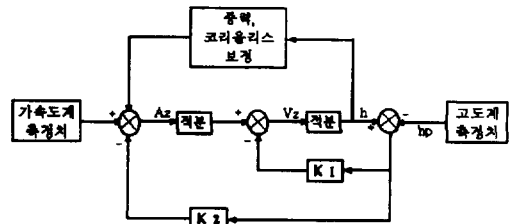


그림 2. INS/고도계의 통합시스템
Fig. 2. Intergrated system of INS/barometer.

항법계산 중 나타나는 수직성분의 발산을 막기 위해서는 일반적으로 고도계를 사용한다[5]. 이러한 불안정요인을 제거하기 위해 본 연구에서는 항법계산의 수직채널과 고도계를 통합한 그림 2와 같은 통합항법시스템을 구성했다.

III. 오차모델

3-1 오차모델

자세오차방정식은 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{\Phi} = -\hat{C}_b^n C_b^{nT} - \hat{C}_b^n C_b^{nT} \quad (16)$$

식 (16)을 항법좌표계와 동체좌표계의 각 변화율로 나타내면 다음식과 같다.

$$\dot{\Phi} \approx \Phi \Omega_{in}^n - \Omega_{in}^n \Phi + \delta \Omega_{in}^n - C_b^n \delta \Omega_{ib}^b C_b^{nT} \quad (17)$$

따라서 식 (17)을 다음 식과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{\phi} \approx -\omega_{in}^n \times \phi + \delta \omega_{in}^n - C_b^n \delta \omega_{ib}^b \quad (18)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \phi &= [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T, \quad \phi \times = \Phi, \\ \omega_{in}^n \times &= \Omega_{in}^n, \quad \delta \omega_{in}^n \times = \delta \Omega_{in}^n, \\ \delta \omega_{ib}^b \times &= \delta \Omega_{ib}^b \end{aligned}$$

한편, 속도에 대한 오차방정식은 다음 식으로부터 구해진다.

$$\delta \dot{v} = \hat{v} - \dot{v} \quad (19)$$

그러므로, 식 (9)로부터 다음과 같은 속도 오차방정식을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{v} &= [f^n \times] \phi + C_b^n \delta f^b - [2 \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \\ &\times \delta v - [2 \delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n] \times v - \delta g \quad (20) \end{aligned}$$

식 (18)를 적분하여 식 (20)에 대입하면 다음과 같은 비선형 미분방정식 형태로 표시할 수 있다.

$$\delta \dot{x} = F \delta x + G u \quad (21)$$

여기서,

$$\delta x = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma \ \delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D \ \delta L \ \delta l \ \delta h]^T,$$

$$u = [0 \ 0 \ 0 \ \delta \omega_x \ \delta \omega_y \ \delta \omega_z \ \delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z]^T$$

$$F = \begin{pmatrix} 0 & F12 & F13 & 0 & F15 & 0 & F17 & 0 & F19 \\ F21 & 0 & F23 & F24 & 0 & 0 & 0 & 0 & F29 \\ F31 & F32 & 0 & 0 & F35 & 0 & F37 & 0 & F39 \\ 0 & F42 & F43 & F44 & F45 & F46 & F47 & 0 & F49 \\ F51 & 0 & F53 & F54 & F55 & F56 & F57 & 0 & F59 \\ F61 & F62 & 0 & F64 & F65 & 0 & F67 & 0 & F69 \\ 0 & 0 & 0 & F74 & 0 & 0 & 0 & 0 & F79 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & F85 & 0 & F87 & 0 & F89 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & F96 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -c_{11} & -c_{12} & -c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -c_{21} & -c_{22} & -c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -c_{31} & -c_{32} & -c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{pmatrix}$$

한편,

$$F12 = -\Omega \sin L - \frac{v_E}{R} \tan L, \quad F13 = v_N/R, \quad F15 = 1/R,$$

$$F17 = -\Omega \sin L, \quad F19 = -\frac{v_E^2}{R^2} \tan L, \quad F21 = \Omega \sin L + \frac{v_E}{R} \tan L,$$

$$F23 = \Omega \cos L + v_E/R, \quad F24 = -1/R, \quad F29 = v_N/R^2, \quad F31 = -v_N/R,$$

$$F32 = -\Omega \cos L - v_E/R, \quad F35 = -\frac{\tan L}{R}, \quad F37 = -\Omega \cos L - \frac{v_E}{R \cos^2 L},$$

$$F39 = \frac{v_E \tan L}{R^2}, \quad F42 = -f_D, \quad F43 = f_E, \quad F44 = v_D/R, \quad F45 = -2$$

$$[\Omega \sin L + \frac{v_E}{R} \tan L], \quad F46 = v_N/R, \quad F47 = -v_E [2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R \cos^2 L}],$$

$$F49 = 1/R^2 [v_E^2 \tan L - v_N v_D], \quad F51 = f_D, \quad F53 = -f_N, \quad F54 = 2\Omega \sin L$$

$$+ \frac{v_E}{R} \tan L, \quad F55 = 1/R [v_N \tan L + v_D], \quad F56 = 2\Omega \cos L + v_E/R,$$

$$F57 = 2\Omega (v_N \cos L - v_D \sin L) + \frac{v_N v_E}{R \cos^2 L}, \quad F59 = -v_E/R^2 [v_N \tan L + v_D],$$

$$F61 = -f_E, \quad F62 = f_N, \quad F64 = -2v_N/R, \quad F65 = -2[\Omega \cos L - v_E/R],$$

$$F67 = 2\Omega v_E \sin L, \quad F69 = 1/R^2 (v_N^2 + v_E^2), \quad F74 = 1/R,$$

$$F79 = -v_N/R^2, \quad F85 = 1/R \cos L, \quad F87 = \frac{v_E \tan L}{R \cos L}$$

$$F89 = -\frac{v_E}{R^2 \cos L}, \quad F96 = -1$$

3-2 관성센서오차 계산모델

일반적인 가속도계 오차식 모델은 다음 식과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} = \mathbf{M}_A^T \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} + \mathbf{S}_A \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} + \mathbf{B}_A + \mathbf{B}_v \begin{bmatrix} f_y f_z \\ f_z f_x \\ f_x f_y \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta}_A \quad (22)$$

여기서, \mathbf{M}_A , \mathbf{S}_A , \mathbf{B}_A , \mathbf{B}_v 및 $\boldsymbol{\eta}_A$ 는 각각 가속도계의 비정렬오차, 척도계수오차, 고정바이어스오차, 진자진동(vibro-pendulous)오차 및 랜덤바이어스오차를 나타낸다. 또한, 일반적인 자이로 오차식 모델은 다음 식과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \delta \omega_x \\ \delta \omega_y \\ \delta \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{S}_G \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \mathbf{M}_G \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \mathbf{B}_G + \mathbf{B}_g \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} + \mathbf{B}_{ae} \begin{bmatrix} f_y f_z \\ f_z f_x \\ f_x f_y \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta}_G \quad (23)$$

여기서, \mathbf{S}_G , \mathbf{M}_G , \mathbf{B}_G , \mathbf{B}_g , \mathbf{B}_{ae} 및 $\boldsymbol{\eta}_G$ 는 각각 자이로의 척도계수 오차, 비정렬 오차, 고정바이어스 오차, 질량불균형 오차, 비등탄성 오차 및 랜덤바이어스 오차를 나타낸다.

IV. SDINS 시뮬레이터 구성

SDINS 시뮬레이터는 Matlab 5.3/Simulink를 사용하여 그림 3과 같이 구성했으며, 좌표체계는 WGS-84(World Geodetic System-1984)모델을 기준으로 했다. 식 (21)을 단순화하여 구성한 SDINS 오차모델은 그림 4와 같다. $\delta\omega_N, \delta\omega_E, \delta\omega_D$ 와 $\delta f_N, \delta f_E, \delta f_D$ 는 그림 5와 같이 구성된 관성센서오차 계산 모델로부터 각각 얻어진다. Simulink로 구성된 그림 5는

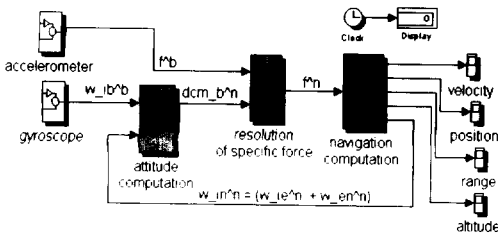


그림 3. SDINS 항법모델
Fig. 3. Navigation model of SDINS.

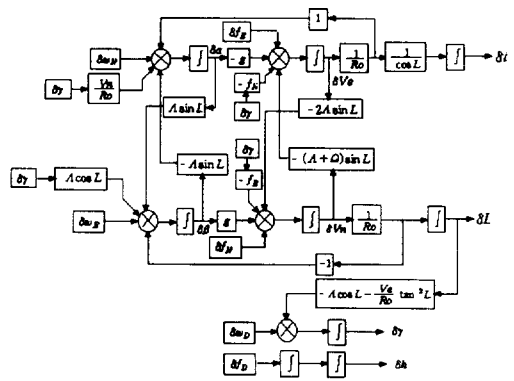


그림 4. 오차모델 블록선도 [6]
Fig. 4. Error block diagram.

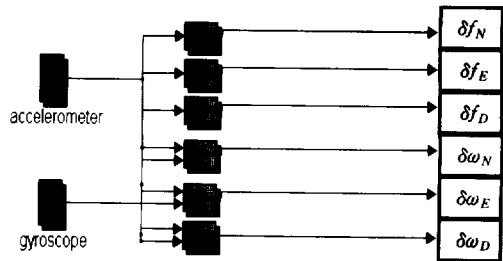


그림 5. 관성센서오차 계산모델
Fig. 5. Computational model of inertial sensor error.

식 (22)와 (23)을 사용하여 쉽게 구성할 수 있다.

V. 시뮬레이터 구현 및 결과

5-1 SDINS의 기동성능

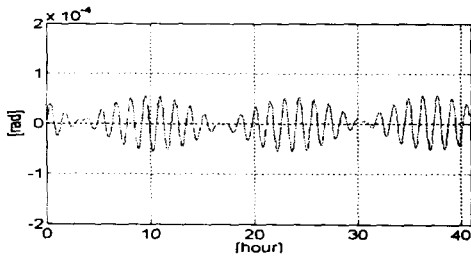
SDINS의 성능해석은 정지 및 기동상태의 항행체에 대하여 수행하였으며, 사용된 SDINS의 관성센서 모델의 자이로는 Litton Co.의 기계식 자이로 DTG(T-100)와 Fizoptika Co.의 광파이버자이로 FOG-910을 선정했고, 자이로 및 가속도계의 사양은 표 1과 같다.

그림 6은 항행체가 정지되어 있는 상태(위도: 36°, 경도: 126°, 고도: 0 m)에서 다른 오차파라미터를 모두 0으로 하고 자이로의 고정바이어스 오차만 0.01°/h로 입력했을 때의 41시간 동안의 정적 오차특성을 나타낸다. 그림으로부터 Schuler, Foucault 및 24시간

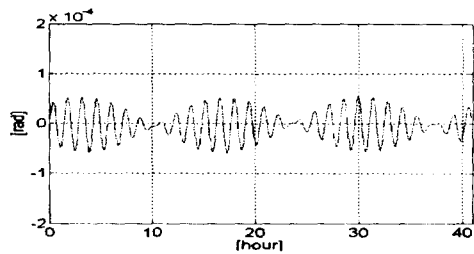
표 1. 자이로 및 가속도계 오차파라미터

Table 1. Error parameters of gyro and accelerometer

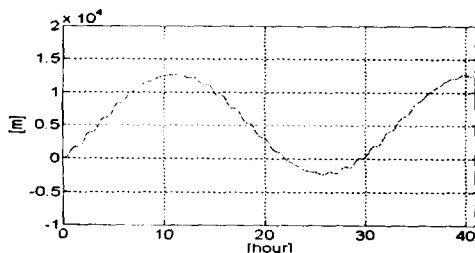
자이로			가속도계	
오차 구분 (단위)	DTG (T-100)	FOG-910	오차 구분 (단위)	오차 파라미터
척도계수 오차 (%)	$\begin{bmatrix} 0.05 & 0 & 0 \\ 0 & 0.05 & 0 \\ 0 & 0 & 0.05 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.3 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3 \end{bmatrix}$	비정렬 오차 (arcsec)	$\begin{bmatrix} 0 & -20 & 20 \\ 20 & 0 & -20 \\ -20 & 20 & 0 \end{bmatrix}$
비정렬 오차 (arcsec)	$\begin{bmatrix} 0 & -100 & 100 \\ 100 & 0 & -100 \\ -100 & 100 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & -100 & 100 \\ 100 & 0 & -100 \\ -100 & 100 & 0 \end{bmatrix}$	척도계수 오차 (ppm)	$\begin{bmatrix} 300 & 0 & 0 \\ 0 & 300 & 0 \\ 0 & 0 & 300 \end{bmatrix}$
고정바이어스 오차 (°/h)	$\begin{bmatrix} 25 & 0 & 0 \\ 0 & 25 & 0 \\ 0 & 0 & 25 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 15 & 0 & 0 \\ 0 & 15 & 0 \\ 0 & 0 & 15 \end{bmatrix}$	고정바이어스 오차 (mg)	$\begin{bmatrix} 200 & 0 & 0 \\ 0 & 200 & 0 \\ 0 & 0 & 200 \end{bmatrix}$
질량불균형 오차 (°/h/g)	$\begin{bmatrix} 5 & -5 & 0 \\ 5 & 5 & 0 \\ 0 & 5 & 5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	진자진동 오차 (mg)	$\begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 \\ 0 & 50 & 0 \\ 0 & 0 & 50 \end{bmatrix}$
비등탄성오차 (°/h/g ²)	$\begin{bmatrix} 0.15 & 0 & 0 \\ 0 & 0.15 & 0 \\ 0 & 0 & 0.15 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	랜덤바이어스 오차 (mg)	$[50 \ 50 \ 50]^T$
랜덤드리프트 오차 (°/h)	$[0.02 \ 0.02 \ 0.02]^T$	$[0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T$		



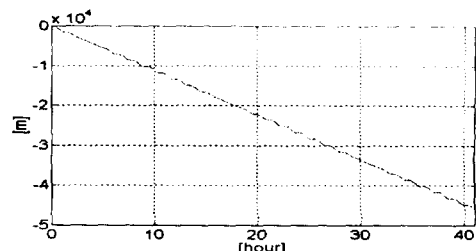
(a) 피치각 오차



(b) 롤각 오차



(c) N축 위치오차



(d) E축 위치오차

그림 6. 관성센서에 의한 오차

Fig. 6. Inertial sensor error.

주기를 확인할 수 있다. Foucault 주기는 $(2\pi/\Omega) \sin L$ 로 나타내며 계산상 대략 40.7시간이나 Schuler 및 24시간 주기에 의해 변조된 특성을 나타내고 있다. 24시간 주기는 지구의 회전주기에 의해 나타나며, Schuler 주기는 약 84.46분의 주기특성을 갖는다. NED좌표로 나타낸 위치오차에서 Schuler의 영향이 미비한 반면 자세오차에서는 크게 나타남을 알 수 있다.

기동항행체에 대한 공칭궤적은 가속-상승-수평-선화의 일반적인 비행과 전 비행단계에서 속도와 자세의 변화가 매우 큰 탄도미사일 비행궤적을 적용하였다. 일반적인 비행궤적은 그림 7과 같이 고정출발점(위도: 36°, 경도: 126°, 고도: 0m)에서 출발하여 북쪽으로 48초간 0.4g로 가속후 12° 피치각으로

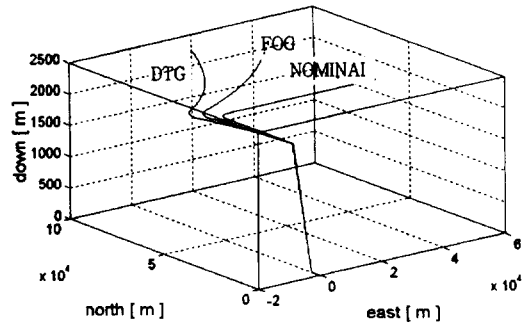
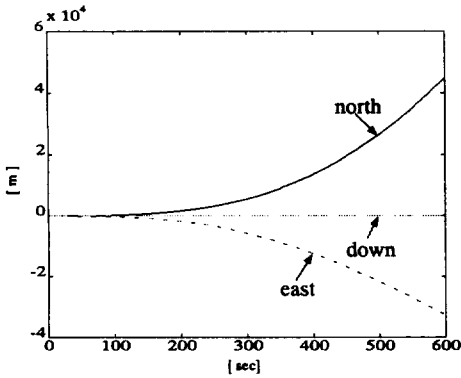
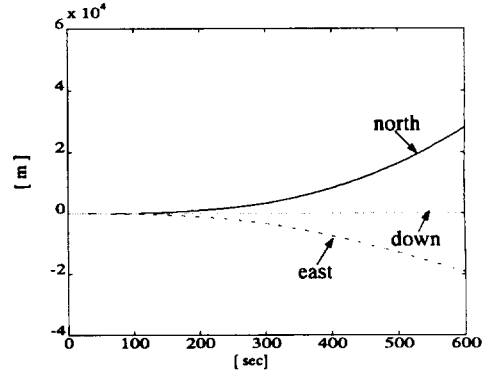


그림 7. 비행궤적
Fig. 7. Flight trajectory.

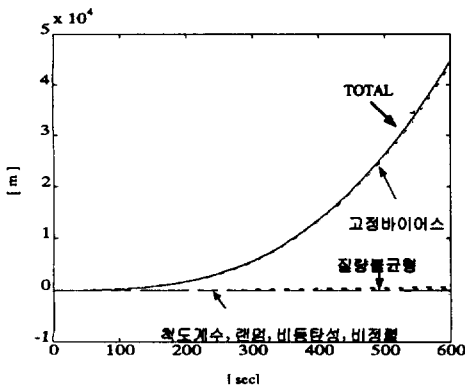
50초간 상승하여 200초간 수평비행하고, 45° 선화각으로 90° 선화한 후 266초 수평비행하는 총 600초간



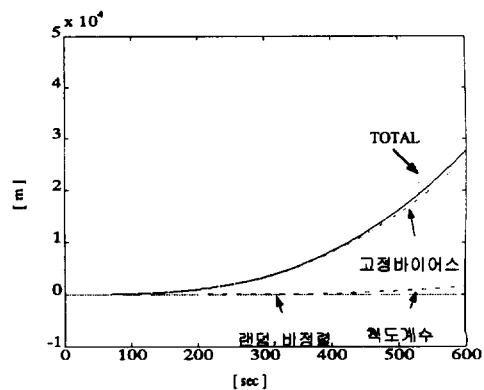
(a) NED축 DTG 항법오차



(b) NED축 FOG 항법오차



(c) N축 DTG 자이로오차



(d) N축 FOG 자이로오차

그림 8. SDINS의 항법오차
Fig. 8. Navigational error of SDINS.

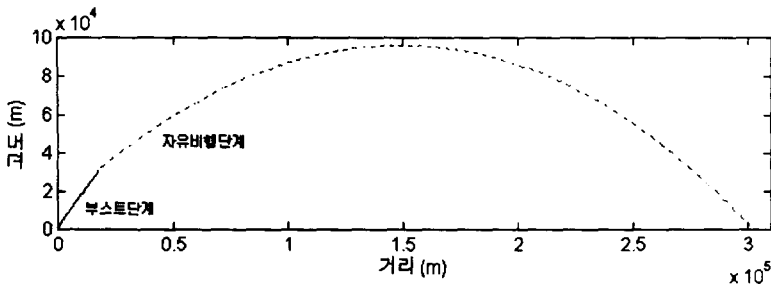
의 급격한 기동으로 가정했다.

표 1의 오차파라미터와 그림 7의 비행궤적을 적용하여 SDINS 시뮬레이터 구현시 오차누적에 따른 실제 비행궤적과 항법오차 및 관성센서 자체의 각 요소별 오차 특성을 각각 그림 7과 8에 나타냈다. 그림 7은 기계식 자이로인 DTG를 관성센서로 한 SDINS 비행궤적의 누적오차가 FOG에 비해 매우 큼을 나타낸다. 이것은 광학식 자이로인 FOG가 표 1에서 알 수 있듯이 기동에 관계되는 g 특성과 거의 무관함에 기인하며, FOG가 탄도미사일이나 요격미사일과 같은 고기동을 하는 유도무기에 대한 적용 가능성을 나타낸다.

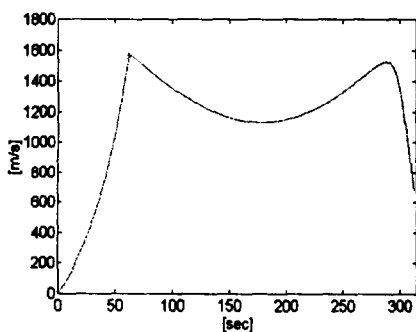
그림 8(a)와 (b)는 SDINS의 항법오차를 나타내는 것으로 고도계와의 통합시스템에 의해 수직채널의 오차가 지속적으로 증가하는 오차특성을 사라지게 함으로써 발산이 사라짐을 알 수 있다. 그림 8(c)와 (d)는 자이로의 고정바이어스 오차성분이 전체 오차 특성에 지배적인 영향을 미치고, 다른 성분은

상대적으로 매우 적음을 알 수 있다. DTG가 FOG에 비해 기동 특성에 크게 영향을 받음을 알 수 있다. 또한, 상대적으로 매우 적지만 회전율에 의한 비정렬오차는 선화 후에 급격히 증가한다. 한편, Foucault와 24시간 주기뿐만 아니라 비교적 짧은 주기 특성을 지닌 Schuler 오차 특성도 발견할 수 없다. 이것은 짧은 시간의 항행체, 특히 일반적인 유도무기의 경우 이러한 오차가 무시될 수 있음을 나타낸다.

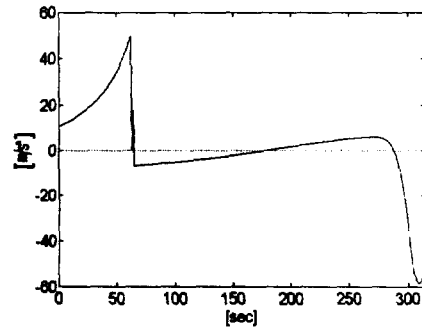
두번째의 기동모델인 탄도미사일은 전 비행 단계를 통하여 속도와 가속도가 변화하며, 특히, 부스트와 재진입단계에서는 그림 9에서 알 수 있는 바와 같이 급격하게 변화하는 비행특성을 지니고 있다. 이러한 탄도미사일의 비행패턴 가운데 편의상 실제적으로 관성유도가 적용되고 있는 연소종료(burn-out)까지의 비행에 대해 오차해석을 수행한다. 탄도 미사일은 연소종료점까지 6초간 수직상승 후 초당 약 1.4°의 피치선회를 하는 궤적으로 총 63초로



(a) 비행궤적



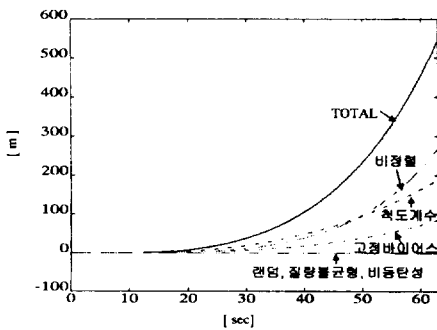
(b) 속도



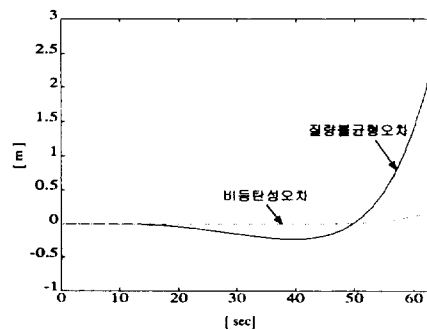
(c) 가속도

그림 9. 탄도미사일의 비행궤적, 속도 및 가속도 [7]

Fig. 9. Flight trajectory, velocity and acceleration of a ballistic missile.



(a) N축 자이로 오차



(b) N축 질량불균형 및 비등탄성오차

그림 10. 탄도미사일의 자이로오차

Fig. 10. Gyro error of ballistic missile.

이루어진다고 가정한다. 이 때의 궤적은 그림 9(a)에서 실선으로 표시된 부분에 해당하며, 탄도미사일의 전체 궤적, 속도 및 가속도는 그림과 같다.

그림 9에서 속도와 가속도가 급격히 변화하는 연소종료점까지의 초기 63초간 비행에 대해 편의상 표 1과 동일한 DTG의 오차파라미터를 입력으로 시뮬레이터를 구동시켰을 때의 오차특성을 그림 10에 나타냈다. 관성센서의 임의의 선택으로 인해 실제 미사일의 오차크기와는 다르나 전반적인 오차 특성의 패턴에는 크게 변화가 없다. 그림 10은 오차파라미터에 따른 자이로 오차성분의 시간에 따른 누적 특성을 나타낸다. 그림 8과 달리 급격한 기동에 따라 DTG의 척도계수오차와 비정렬오차의 요소가 크게

증가되어 나타났으며, 비등탄성, 특히 질량불균형오차의 크기가 지수함수적으로 급격히 증가됨을 알 수 있다. 이것은 질량불균형오차 및 비등탄성오차에 거의 영향을 받지 않는 FOG가 급격한 기동을 하는 항행체의 관성센서로서 적합함을 의미한다. 반면에 자이로의 고정바이어스오차는 급격한 속도와 가속도의 변화에도 불구하고 큰 변화가 없음을 알 수 있다.

5-2 GUI환경 구현

Matlab에 익숙하지 않은 사용자에게 쉽게 SDINS 성능해석 프로그램 실행을 가능하게 하고, 또한 시각적으로 확인할 수 있도록 GUI환경을 구현하였다. Matlab에서 edit box, pushbutton, listbox 등을 생성

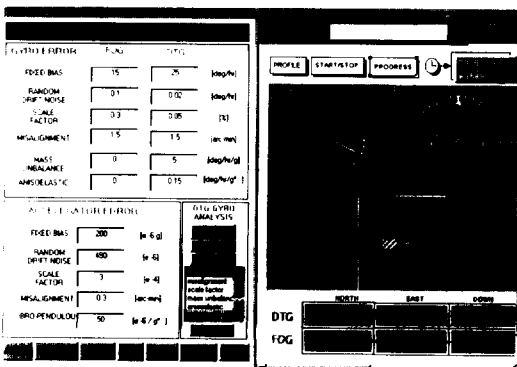


그림 11. 오차파라미터 입력 및 비행특성 확인창

Fig. 11. Input of parameters and window of flight characteristics.

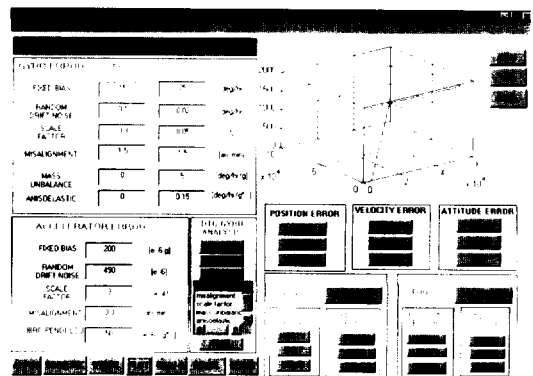


그림 12. 오차 특성 확인창

Fig. 12. Error characteristic window.

하고[8], 관성센서의 오차파라미터를 edit box에 입력한 후 Simulink 작동시 ActiveX로 구성된 계기판에 그림 11에서와 같이 항행체의 비행특성을 시각적으로 보여준다. Simulink를 동작시키면 그림 12와 같이 DTG와 FOG의 각 오차 요소 및 항법 특성을 동일한 화면에 나타나며, 오차 파라미터를 재 입력 후 Simulink 동작시 동일한 화면이 전개되므로 각 오차파라미터에 따른 SDINS의 오차해석 및 특성을 직접 시각적으로 확인할 수 있다.

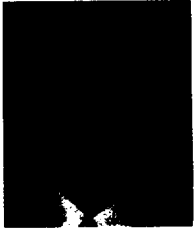
VI. 결 론

본 연구에서 구현한 SDINS의 시뮬레이터는 항법 모델, 관성센서오차 계산모델 및 항법오차모델로 구성된다. 정확도를 높이기 위하여 중력 및 코리올리스 힘을 고려하였으며 수직축의 발산을 막기 위하여 고도계를 포함시켰다. 장시간 항행체의 비행궤적에 대하여 INS 고유의 오차요인인 Schuler, Foucault 및 24시간 주기특성을 확인했으며, 대표적인 관성센서인 DTG와 FOG의 오차 파라미터를 적용하여 다양한 기동패턴 하에서의 SDINS 성능해석을 나타냈다. 성능해석을 통하여 질량불균형오차 및 비등탄성 오차의 영향이 매우 적은 FOG가 고기동 항행체에 적합함을 입증하였다. 또한, Matlab에 익숙하지 않은 사용자에게 쉽게 SDINS 성능해석 프로그램 실행을 가능하게 하고, 시각적으로 확인할 수 있도록 GUI환경을 구현하였다.

참 고 문 헌

- [1] 유명중, 남창우, 이현수, 속도보정 스트랩다운 관성항법장치 구현 및 시험평가, 국방과학 연구소, 제4차 유도무기 학술대회 논문집(유도조종/체계), pp.186-190, 1994.
- [2] 최상욱, 이윤선, 박홍원, 김블형 관성항법장치의 두위치 정렬기법 연구, 국방과학 연구소, 제 10차 유도무기 학술대회 논문집(유도조종/체계), pp.117-122, 1994.
- [3] 조운철, 신용진, Matlab/Simulink를 이용한 관성항법장치의 시뮬레이터 개발, MSDC-417-961167, p.1, 1996.
- [4] 권용수, 강추영, Matlab/Simulink를 이용한 SDINS 시뮬레이터 구현, 한국군사 과학기술학회 추계학술대회논문집, p.338, 1999.
- [5] 심덕선, 스트랩다운 관성항법장치 오차해석, 서울대학교 석사학위논문, pp.18-21, 1986.
- [6] D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus Ltd, pp.332-335, 1997.
- [7] 김남기, 탄도미사일 비행궤적 특성 해석에 관한 연구, 국방대학교 석사학위논문, pp.60-72, 1999.
- [8] P. Marchand, *Graphics and GUIs with MATLAB(II)*, CRC Press, pp.253-280, 1999.

권 태 환(權泰煥)



1976년 : 공군사관학교(공학사)
1979년 : 서울대학교 전자공학과
(공학사)
1982년 : 서울대학교 전자공학과
(공학석사)
1990년 : 미국 Oregon State Uni-
versity 전자공학과(공학박사)

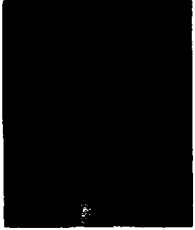
1990년~1997년 : 공군사관학교 부교수
1997년~현재 : 국방대학교 무기체계학과 조교수, 대한
전자공학회/항공학회 이사
관심분야 : Avionics, 지능제어, 신호처리, 레이더, GPS,
CAI, 통신시스템, 전자전 등

홍 영 선(洪永善)



1992년 : 공군사관학교(공학사)
1992년~1998년 : 공군 F-4 전투기
조종사
1999년~현재 : 국방대학교 무기체
계학과 석사과정
관심분야 : 항법시스템, 항공전자
시스템 등

권 용 수(權容守)



1980년 : 해군사관학교(공학사)
1983년 : 서울대학교 전기공학과
(공학사)
1986년 : 서울대학교 전기공학과
(공학석사)
1993년 : 영국 Manchester Univ-
ersity 전기공학과(공학박사)

1993년~1997년 : 해군사관학교 전기공학과 부교수
1997년~현재 : 국방대학교 무기체계학과 조교수
관심분야 : 미사일 추적 및 유도, 미사일 방어체계, 항법
시스템 등