

속도오차 초기화를 이용한 김블형 관성항법시스템의 교정기법

Calibration Technique of Gimballed Inertial Navigation System Using the Velocity Error Initialization

°김 천 중, 박 정 화, 유 명 중, 박 흥 원

국 방 과 학 연 구 소 (Tel: 821-3494; Fax: 821-2224)

Abstracts In this paper, we formulate the extended Kalman filter for calibration of gimballed inertial navigation system (GINS) at a pure navigation mode with 1500 ft/sec initial velocity and compare its performance to the linear Kalman filter's by using Monte-Carlo analysis method. It has been shown that estimation performance of the extended Kalman filter is better than that of the linear Kalman filter.

Keywords GINS, Calibration, Kalman Filter, Error Model, Nonlinearity

< 기호설명 >

	: 추정값
(n, e, d)	: 항법 좌표계
(x, y, z)	: 플랫폼 좌표계
C_n^p	: 좌표변환행렬
$\delta L, \delta l, \delta h$: 위도, 경도, 고도 오차
$\delta V_n, \delta V_e, \delta V_o$: 속도오차
ε	: 오일러각 자세오차 $[\delta\phi \ \delta\theta \ \delta\psi]^T$
δQ	: 쿼터니온 자세오차 $[\delta q_0 \ \delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3]^T$
Q	: 쿼터니온 $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$
ω_n^p, Ω_n^p	: 지구회전 각속도, 왜대칭 행렬
w_p^p	: 자이로 출력 $[w_x \ w_y \ w_z]^T$
f^p	: 가속도계 출력 $[f_x \ f_y \ f_z]^T$
δw^p	: 자이로 오차 $[\delta w_x \ \delta w_y \ \delta w_z]^T$
δf^p	: 가속도계 오차 $[\delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z]^T$
w_{dx}, w_{dy}, w_{dz}	: 자이로 바이어스 오차
w_{mdx}, w_{mrx} w_{mdy}, w_{mqy}	: 자이로 질량불균형 오차
B_x, B_y	: 가속도계 바이어스 오차
K_x, K_y	: 가속도계 척도계수 오차

1. 서 론

관성항법장치(INS: Inertial Navigation System)는 자이로와 가속도계를 이용하여 항체의 각속도 및 가속도를 측정하여 현재위치를 계산하도록 되어있다. 그러므로 자이로와 가속도계 정밀도가 INS의 항법성능에 중요한 역할을 하며 특히 각속도와 가속도를 적분하기 때문에 약간의 센서 오차도 장시간에 누적되어 항법오차를 크게 유발시키므로 가능한 정밀한 센서가 요구된다. 그러나 센서의 정밀도에는 한계가 있기 때문에 이러한 다양한 오차요소를 내포하고 있는 센서를 관성항법장치

에 직접 사용할 경우 관성항법장치 성능저하의 주요 원인이 되므로 이러한 센서 오차요소는 다양한 식별방법을 이용하여 추정된 후 보상하는 기법이 필요하다. 또한 관성항법장치에 장착되어 있는 센서들은 시간이 경과함에 따라 센서의 오차특성의 변화에 따른 성능저하를 막기 위하여 정기적으로 센서 오차요소를 식별하여 교정하는 작업이 필요하다. 그러나 지금까지 주로 사용된 교정기법은 스트랩다운 관성측정기인 경우에 대해서 다위치 시험과 레이트 시험에 의한 교정기법[1,2]이 알려져 있다. 그러나 이 기법은 레이트 테이블을 이용하여 교정을 수행하기 때문에 많은 외부장비들이 필요하며, 김블형 관성항법장치 (GINS: gimballed inertial navigation system)의 경우에는 칼만필터를 이용하여 교정하는 기법이 제시되었다[5]. 이 기법은 정지상태에서 임의로 관성항법장치의 수평축의 한 방향으로 1500 ft/sec에 상당하는 속도오차를 가함으로써 관성항법장치의 자세변화를 강제적으로 유발시킨 후 측정된 위치 및 속도와 같은 조건에서 항법 알고리즘을 계산하여 얻은 속도 및 위치와의 차를 칼만필터의 측정치로 사용하여 정지상태에서 칼만필터에 의해 추정이 불가능한 수평축 척도계수 오차, 자이로 질량불균형 오차와 같은 g-sensitive 오차 성분을 추정할 수 있었다. 그러나 이 방법은 관성항법장치에 입력되는 초기 속도오차의 크기가 작아지면 관성항법장치의 자세변화 또한 작아져 수평축 가속도계에서 출력되는 가속도값의 크기가 작아지기 때문에 g-sensitive 오차의 추정성능이 저하된다. 반면에 초기 속도오차의 크기가 커지면 자세변화 또한 커지나 항법 알고리즘의 비선형성(nonlinearity)에 의하여 칼만필터의 추정성능이 저하된다.

본 논문은 이러한 초기 속도오차 선정의 문제점을 해결하기 위하여 확장형 칼만필터(extended Kalman filter)를 이용한 교정기법을 제시한다. 이 기법은 이미 제시된 칼만필터를 이용한 교정기법과 방법상으로는 동일하나 칼만필터를 설계하는 과정에서 비선형성을 고려하여 설계하였기 때문에 큰 초기 속도오차가 입력되었을 경우라도 선형 칼만필터를 사용하였을 경우보다 추정성능이 우수한 것으로 나타났다. 또한 본 논문에서는 칼만필터의 자세오차 미분방정식을 오일러각을 이용한 자세 미분방정식을 사용하였을 경우와 쿼터니온 자세 미분방정식을 사용하였을 경우와의 칼만필터의 추정성능을 비교한다.

2. 칼만필터 설계

항법시스템 레벨에서의 관성측정기 오차계수 추정을 위한 칼만필터는 항법정보인 위치, 속도, 자세를 포함하는 자이로 및 가속도계 오차요소를 상태변수로 하며 기준 측정치는 초기 속도오차만이 존재한다고 가정하여 순수 항법알고리즘을 계산하여 얻은 위치, 속도로 정할 수 있다. 따라서 칼만필터를 포함한 시스템을 그림 1. 과 같이 가정하였다.

구성된 시스템을 살펴보면 정치상태에서 GINS에 초기속도 $V(0)$ 을 관성항법장치의 수평축인 E, N축 중 임의의 한축에 인가한다. 동시에 센서오차가 전혀 없다고 가정한 True Model에도 같은 크기의 초기 속도오차를 인가한다. 이와 같이 인가된

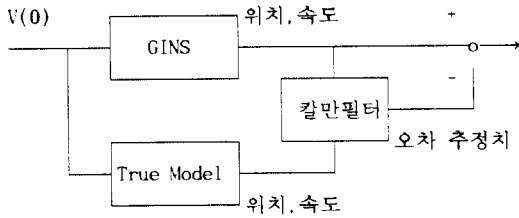


그림 1. GINS 교정시험을 위한 시스템 구성도
Fig 1. System Structure for GINS Calibration

속도오차는 두 시스템의 위치 및 속도의 변화를 유발하며 이 값들은 모두 칼만필터에서 사용된다. True Model에서 계산된 위치 및 속도는 칼만필터의 시스템 행렬 계산시 기준 측정치로 사용되며 GINS에서 출력되는 위치 및 속도는 True Model에서 출력되는 위치 및 속도와 비교되어 칼만필터의 측정치로 사용된다. 위에서 구한 시스템 행렬과 측정치를 사용하여 칼만필터는 속도오차와 위치오차, 자세오차, 그리고 자이로 및 가속도계의 오차요소에 관한 오차계수(바이어스, 척도계수, 질량불균형)를 추정한다. 그리고 추정된 상태변수들은 GINS에서 출력된 위치 및 속도에 보상된다. 이러한 칼만필터 설계는 상태방정식을 다음과 같이 기본 항법오차 방정식(위치오차, 속도오차, 자세오차)에 자이로와 가속도계 오차계수를 상태변수에 포함시켜 사용하였다. 여기서 항법방정식은 식(1) ~ (5)와 같이 인용되었으며[3,4] 특히 방향 코사인 및 쿼터니온을 이용한 자세방정식인 식 (4), (5)는 정치상태에서 초기속도오차에 의해 유발된 GINS의 자세변환을 나타내는 식으로서 속도방정식에서 자세변환에 따른 가속도계의 측정치를 계산할 때 사용된다. 식 (3)과 (4)의 f^p 와 w_{ip}^p 는 가속도계 오차와 자이로 오차를 포함하고 있는 항으로서 식 (6), (7)과 같이 나타낼수 있다.

$$\dot{L} = \frac{V_N}{(R_m + h)} \quad (1)$$

$$\dot{l} = \frac{V_E}{(R_l + h) \times \cos L} \quad (2)$$

$$\dot{V}^n = C_p^n f^p + (2u_{ie}^n + u_{en}^n) \times V^n - g \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{C}_p^n &= C_p^n \Omega_{ip}^p \\ &= C_p^n \Omega_{ip}^p - \Omega_{in}^n C_p^n \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{Q} &= \frac{1}{2} w_{ip}^p Q \\ &= \frac{1}{2} [w_{ip}^p]_A Q - \frac{1}{2} [w_{ip}^p]_B Q \end{aligned} \quad (5)$$

$$f^p = f^n + \delta f^p \quad (6)$$

$$w_{ip}^p = w_{in}^n + \delta w_{ip}^p \quad (7)$$

GINS의 속도 오차방정식은 식 (3)에 섭동기법(perturbation method)을 적용하여 유도하면 (8)과 같다. 식 (8)에서 δv 는 일반적으로 선형 칼만필터에서 사용되는 속도오차 방정식으로서 항법오차의 1차 근법만으로 구성되어 있는 반면에 Δv 는 선형 칼만필터 구성시 일반적으로 무시되는 항으로서 항법오차의 상호 근법으로 구성되어 있으며 항법오차가 큰 경우에 이 항이 무시되었을 경우 선형 칼만필터의 추정성능을 저하시키는 요인이 된다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}^n &= [\delta C_p^n f^p + (2\delta u_{ie}^n + \delta u_{en}^n) \times V^n + (2u_{ie}^n + u_{en}^n) \times \delta V^n \\ &\quad + C_p^n \delta f^p + \delta g] + [(2\delta u_{ie}^n + \delta u_{en}^n) \times \delta V^n + \Delta C_p^n f^p] \\ &= \delta v + \Delta v \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)에서 δC_p^n , ΔC_p^n 은 자세오차와 속도오차와의 연관성을 나타내주는 수식으로서 오일러 각을 이용한 자세 오차방정식을 사용할 경우 식 (9)와 같으며 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식을 사용할 경우 식 (10), (11)와 같이 유도된다.

$$\delta C_p^n = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\psi & \delta\theta \\ \delta\psi & 0 & -\delta\phi \\ -\delta\theta & \delta\phi & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\delta C_p^n = \begin{bmatrix} \delta C_{11} & \delta C_{12} & \delta C_{13} \\ \delta C_{21} & \delta C_{22} & \delta C_{23} \\ \delta C_{31} & \delta C_{32} & \delta C_{33} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\Delta C_p^n = \begin{bmatrix} \Delta C_{11} & \Delta C_{12} & \Delta C_{13} \\ \Delta C_{21} & \Delta C_{22} & \Delta C_{23} \\ \Delta C_{31} & \Delta C_{32} & \Delta C_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

식 (10), (11)의 각각의 구성요소들을 자세하게 나타내면 다음과 같다. 식 (10)의 구성요소들은 자세오차의 1차 근법만 표현된 반면에 식 (11)의 구성요소들은 자세오차들의 상호 곱으로 표현되어 비선형성을 포함하고 있다.

$$\begin{aligned} \delta C_{11} &= 2(q_0 \delta q_0 + q_1 \delta q_1 - q_2 \delta q_2 - q_3 \delta q_3) \\ \delta C_{12} &= 2(q_1 \delta q_2 + q_2 \delta q_1 - q_0 \delta q_3 - q_3 \delta q_0) \\ \delta C_{13} &= 2(q_1 \delta q_3 + q_3 \delta q_1 + q_0 \delta q_2 + q_2 \delta q_0) \\ \delta C_{21} &= 2(q_1 \delta q_2 + q_2 \delta q_1 + q_0 \delta q_3 + q_3 \delta q_0) \\ \delta C_{22} &= 2(q_0 \delta q_0 - q_1 \delta q_1 + q_2 \delta q_2 - q_3 \delta q_3) \\ \delta C_{23} &= 2(q_2 \delta q_3 + q_3 \delta q_2 - q_0 \delta q_1 - q_1 \delta q_0) \\ \delta C_{31} &= 2(q_1 \delta q_3 + q_3 \delta q_1 - q_0 \delta q_2 - q_2 \delta q_0) \\ \delta C_{32} &= 2(q_0 \delta q_1 + q_1 \delta q_0 + q_2 \delta q_3 + q_3 \delta q_2) \\ \delta C_{33} &= 2(q_0 \delta q_0 - q_1 \delta q_1 - q_2 \delta q_2 + q_3 \delta q_3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta C_{11} &= \delta q_0^2 + \delta q_1^2 - \delta q_2^2 - \delta q_3^2 \\ \Delta C_{12} &= 2(\delta q_1 \delta q_2 - \delta q_0 \delta q_3) \\ \Delta C_{13} &= 2(\delta q_1 \delta q_3 + \delta q_0 \delta q_2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta C_{21} &= 2(\delta q_1 \delta q_2 + \delta q_0 \delta q_3) \\ \Delta C_{22} &= \delta q_0^2 - \delta q_1^2 + \delta q_2^2 - \delta q_3^2 \\ \Delta C_{23} &= 2(\delta q_2 \delta q_3 - \delta q_0 \delta q_1) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta C_{31} &= 2(\delta q_1 \delta q_3 - \delta q_0 \delta q_2) \\ \Delta C_{32} &= 2(\delta q_0 \delta q_1 + \delta q_2 \delta q_3) \\ \Delta C_{33} &= \delta q_0^2 - \delta q_1^2 - \delta q_2^2 + \delta q_3^2 \end{aligned}$$

GINs의 위치 및 자세 오차방정식의 자세한 유도과정[4]은 지면상 삭제하였다. 본 논문에서 사용한 GINS의 오차방정식은 초기 속도오차에 의해 유발된 자세변환의 영향을 감안하여 C_p^b 행렬 및 자세오차와 속도오차사이의 비선형 항을 오차방정식에 포함시켰으며, 상태방정식으로 표현하면 식 (12)과 같다. 식 (12)의 상태변수로는 위치와 속도의 수직축 성분은 칼만필터의 추정치가 발산할 경우를 대비하여 제외시켰으며 오일러 각을 이용한 자세오차 방정식의 경우 총 7개를 그리고 쿼터니온을 이용한 자세오차 방정식의 경우 총 8개의 항법오차 성분을 상태변수로 삼았다. 이것을 식으로 나타내면 식 (13), (14)와 같다. 식 (12)에서 F_{11} , F_{12} 는 각각 시스템 상태방정식과 센서오차 모델을 나타내는 행렬로서 상세한 식은 지면상 삭제하였다. 그리고 $f(x_1(t), t)$ 은 자세오차와 속도오차사이의 비선형 관계를 나타내는 함수이며 $u(t)$ 는 평균이 영이고 공분산이 Q인 백색 공정잡음이다.

$$\dot{x}_1(t) = F_{11}(t)x_1(t) + F_{12}(t)x_2(t) + f(x_1(t), t) + u(t) \quad (12)$$

$$f(x_1(t), t) = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta v \end{bmatrix}$$

$$x_1 = [\delta L \quad \delta l \quad \delta V_n \quad \delta V_e \quad \delta \phi \quad \delta \theta \quad \delta \psi] \quad (13)$$

$$x_2 = [\delta L \quad \delta l \quad \delta V_n \quad \delta V_e \quad \delta q_0 \quad \delta q_1 \quad \delta q_2 \quad \delta q_3] \quad (14)$$

식 (12)에서 $x_2(t)$ 는 자이로 및 가속도계의 오차성분을 나타내는 상태벡터이다. 본 논문에서는 센서의 오차성분은 랜덤상수라 가정하였으며 수식으로 표현하면 식 (15)과 같다.

$$x_2(t) = [u_{dx} \quad u_{dy} \quad u_{dz} \quad u_{mdx} \quad u_{mgy} \quad u_{mdy} \quad u_{mgy}]$$

$$x_a(t) = [B_x \quad B_y \quad K_x \quad K_y]$$

$$x_2(t) = [x_2(t) \quad x_a(t)]$$

$$\dot{x}_2 = 0 \quad (15)$$

식 (12)의 상태방정식은 센서의 오차 성분을 나타내는 $x_2(t)$ 를 상태변수로 확장하여 새로운 상태방정식을 유도하면 식 (16)와 같다.

$$x(t) = [x_1^T(t) \quad x_2^T(t)]$$

$$F = \begin{bmatrix} (F_{11} + \frac{\partial f(x_1(t), t)}{\partial x_1(t)}) & F_{12} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\dot{x}(t) = Fx(t) + Gu(t) \quad (16)$$

식 (16)를 구성하는 시스템 행렬 F_{12} 의 유도과정을 상세히 기술하면 다음과 같다.

$$F_{12}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ F_k(t) & 0 \\ 0 & F_a(t) \end{bmatrix} \quad (17)$$

식 (17)의 행렬에서 $F_k(t)$, $F_a(t)$ 는 관성항법장치의 센서오차와 관련된 시스템 행렬로서 오일러각을 이용한 자세 오차방정식의 경우 식 (18)과 같이 유도되며 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식을 사용할 경우 식 (19)와 같이 유도된다.

$$F_k(t) = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta w_x \\ \delta w_y \\ \delta w_z \end{bmatrix} = C_p^b \delta w^b, \quad F_a(t) = C_p^a \delta f^a \quad (18)$$

$$F_k(t) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ -q_6 & -q_3 & +q_2 \\ +q_3 & -q_6 & -q_1 \\ -q_2 & +q_1 & +q_6 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta w_x \\ \delta w_y \\ \delta w_z \end{bmatrix} = \frac{1}{2} U \delta w^b$$

$$F_a(t) = \frac{1}{2} U \delta f^a \quad (19)$$

$$\delta w = [\delta w_x \quad \delta w_y \quad \delta w_z]^T = F_{kb}(t) \times x_k(t)^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & f_x & f_y & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & f_y & f_x \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \times [w_{dx} \quad w_{dy} \quad w_{dz} \quad w_{mdx} \quad w_{mgy} \quad w_{mdy} \quad w_{mgy}]^T$$

$$\delta f = [\delta f_x \quad \delta f_y \quad 0]^T = F_{aa}(t) \times x_a(t) =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & f_x & 0 \\ 0 & 1 & 0 & f_y \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \times [B_x \quad B_y \quad K_x \quad K_y]^T$$

그리고 칼만필터의 측정치는 True Model에서 출력되는 위치 및 속도를 기준 정보로하여 GINS에서 출력된 위치 및 속도의 차로 간주하여 측정방정식을 유도하면 식 (20)과 같다.

$$z = Hx + v \quad (20)$$

$$z = [\delta L \quad \delta l \quad \delta V_n \quad \delta V_e]$$

식 (20)에서 v 는 평균이 영이고 공분산이 R인 백색 측정잡음이고, 측정행렬 H 는 4×4 의 단위행렬 H_0 와 4×14 의 영향행렬 H_z 로 다시 나타내면 식 (21)과 같다.

$$H = [H_0 \quad H_z] \quad (21)$$

상기 상태방정식과 측정방정식으로 부터 설계되는 칼만필터는 항법시작과 동시에 1초에 한번씩 수행된다.

3. 칼만필터의 성능분석

항법시스템 레벨에서의 GINS 오차계수 추정을 위한 칼만필터는 아무런 외부장비의 도움없이 자체적으로 수행된다. 초기에 GINS는 정지상태에서 초기정렬을 수행한 후 항법모우드로 진입하며, 이때 GINS의 방위각은 영으로 정렬된다. 그러나 본 논문에서는 GINS의 초기정렬오차는 없는 것으로 간주하였다. 그리고 GINS에서 출력되는 속도 정보에는 $[-0.075, 0.075]$ 사이에서 일정한 분포를 갖는 양자화 오차가 포함되어 있다고 가정하였다. 성능분석 방법으로는 몬테칼로 시뮬레이션을 이용하였으며 이때의 true 모델은 정지상태에서 초기 속도오차에 의한 각운동을 하며, 이때 GINS의 성능규격은 자이로와 가속도계 오차요소중 표 1.와 같은 정적요소(random constant)만 고려하여 필터모델과 동일하게 사용하였다. 그리고 GINS 동작중 장시간 소요되는 시험에서 발생 가능한 오차요소의 부유(drift)특성은 각 오차요소들의 크기보다 매우 작으며 주변온도 또한 일정하게 유지된다고 가정하여 무시하였다.

표 1. GINS 성능규격(1σ)
Table 1. Performance of GINS

오차요소	자이로	가속도계
수평축 바이어스 오차	0.01 DEG/HR	100 μg
수직축 바이어스 오차	0.1 DEG/HR	-
척도계수 오차	-	3×10^{-4}
질량불균형 오차	0.2 DEG/HR/G	-

초기에 GINS가 정지상태이고 방위각이 영으로 정렬되었다고 가정된 상태에서 east축에 -1500 ft/sec를 가했을때 GINS는 각 운동을 한다. 이때 출력되는 위치 및 속도값에, 같은 조건에서 true model을 시뮬레이션하여 얻은 위치 및 속도값의 차를 측정치로 사용하고 오일러 각을 이용한 자세 오차 방정식을 이용하여 자이로 및 가속도계의 오차요소를 선형 칼만필터로 추정된 결과(case 1) north축, down축 자이로 바이어스의 경우 추정이 비교적 잘 이루어 졌고, 자이로 질량불균형 오차는 north 축의 회전축 방향성분과 east축의 입력축 방향만이 추정되었으며 가속도계 오차요소의 경우 east 축 성분만이 비교적 잘 추정되는 것으로 나타났다[5]. 본 논문에서는 이러한 결과를 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식에 선형 칼만필터를 적용한 경우(case 2)와 자세오차와 속도오차와의 비선형 관계를 고려하여 확장형 칼만필터를 적용한 경우(case 3)의 상호 추정성능을 비교한다. 먼저 초기 속도오차가 east 축에 -1500 ft/sec가 가해졌을 경우에 대한 전체적인 오차요소에 대한 칼만필터의 추정성능을 비교한 결과 case 3이 추정성능이 가장 우수하였고 case 1의 추정성능이 가장 저조하였다. 그리고 case 2는 두 경우의 중간정도의 추정성능을 가지고 있는 것으로 나타났다. 이는 -1500 ft/sec의 초기 속도오차에서도 크지는 않지만 자세오차와 속도오차사이에 약간의 비선형성이 존재하는 것을 입증하는 결과이며 case 2의 경우 case 1보다 추정성능이 우수한 것은 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식이 자체에 비선형성을 내포하고 있기 때문에 case 1보다 추정성능이 우수한 것으로 판단된다. 또한 case 2, 3의 칼만필터 모델을 이용할 경우 case 1에서는 추정되지 않던 east 축 자이로 바이어스 및 north 축 가속도계 바이어스등이 추정되는 것으로 나타났다. 이러한 결과로 볼 때 case 2, 3의 칼만필터 모델이 case 1보다 좀더 정확하게 관성항법장치의 오차모델을 나타내고 있는 것으로 판단된다. 이러한 결과를 north 축 자이로 바이어스 및 east 축 가속도계 바이어스에 대한 추정성능을 case 1, 2, 3의 경우에 대해 비교하여 그림으로 나타내면 그림 1.과, 그림 2.와 같다. 그림 1., 2.에서 알 수 있듯이 case 3의 추정성능이 가장 우수하고 다음으로 case 2가 그리고 case 1의 추정성능이 가장 저조한 것으로 나타나고 있다.

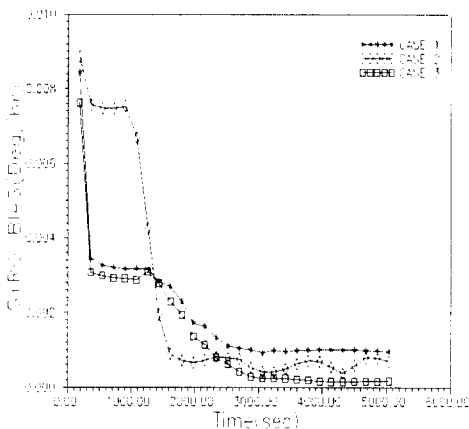


그림 1. north 축 자이로 바이어스에 대한 칼만필터의 추정성능
Fig. 1. Estimation Performance of K/F for N-axis Gyro Bias

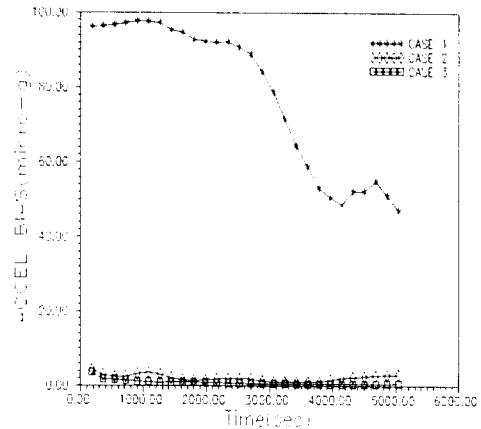


그림 2. east 축 가속도계 바이어스에 대한 칼만필터의 추정성능
Fig. 2. Estimation Performance of K/F for E-axis Accel Bias

4. 결 론

김블형 관성항법장치의 항법 시스템 레벨에서의 교정을 위하여 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식을 이용하여 확장형 칼만필터의 구성방법을 제시하였으며 시뮬레이션을 통하여 오일러 각을 이용한 자세 오차방정식 및 쿼터니온을 이용한 자세 오차방정식에 선형 칼만필터를 적용한 경우와 추정성능을 비교분석하였다. 시뮬레이션 결과 확장형 칼만필터를 이용한 경우가 추정성능이 제일 우수하였다. 이는 초기에 큰 속도오차에 의해 유발된 관성항법장치의 자세오차와 속도오차와의 비선형성을 고려하여 칼만필터를 설계하였기 때문으로 판단된다.

참고문헌

- [1] U. Krogmann, "Identification Procedures for Strapdown Sensor Parameter by Laboratory Testing," DGON-Symposium Gyro Technology, Bochum, Germany, 1978.
- [2] L. Camberlein and F. Mazzanti, "Calibration Technique for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems," SAGEM, France.
- [3] K. R. Britting, Inertial Navigation Systems Analysis, John Wiley & Sons Inc., 1971.
- [4] G. M. Siouris, Aerospace Avionics Systems, Academic Press Inc., 1993.
- [5] 김천중, 최상욱, 박홍원, 유 준, "칼만필터를 이용한 김블형 관성항법시스템의 교정기법," '95 한국자동제어학술회의 논문집, Oct., 1995.