

전자-광학센서를 이용한 스트랩다운 관성항법장치의 보정기법

A SDINS Compensation Scheme Using Electro-Optical Sensor

임정빈, 임유철, 유준*
(Jong-bin Yim, You-chol Lim, and Joon Lyou)

Abstract : This paper presents a navigation error compensation scheme for Strap-Down Inertial Navigation System(SDINS) using electro-optical sensor. The proposed scheme uses the position or the attitude information from the sensor. For each case, Kalman filter model is derived and implemented. To show the effectiveness of the present compensation scheme, computer simulations have been carried out resulting in the boundedness of position and attitude errors.

Keywords : SDINS, electro-optical sensor, compensation scheme, kalman filter

I. 서론

일반적으로 항법오차는 주로 항법장치의 초기정렬오차 및 항법센서오차(가속도계 바이어스 및 자이로 바이어스)에 의해 유발되며 시간에 따라 누적되는 특성을 가진다. 유도오차의 대부분을 차지하는 항법오차의 보정기법은 유도성능 향상과 직결된 문제로서 그간 많은 연구가 이루어져 왔다. GPS 보조항법장치를 이용한 항법보정방법[1]은 가격이 저렴하고 정확도가 높은 반면에 정보의 의존도가 높고, 항법에 필요한 위성신호 교란 시 항법보정에 실패할 가능성이 높다는 단점이 있다.

광학센서 및 수평 센서로 구성된 전자-광학 관측시스템은 외부의 교란을 받지 않는 독립적인 항법 시스템의 구성이 가능하다는 점에서 많은 장점을 시사하고 있다. 전자-광학 관측시스템은 관측 정보를 이용하여 관성 측에 대한 절대 위치 파악이 가능하며 또한 관성항법장치와 결합하여 센서 오차를 교정하는데 이용될 수 있다. 즉, 독립적인 항법 기능과 보정 항법 기능을 동시에 제공해 줌으로써 항법 시스템의 정확도 및 신뢰도 향상에 중대한 이점을 제공해 준다. 독립적인 전자-광학 관측시스템은 SR-71, RC-135, B-2 같은 몇몇 비행기에서 INS와 결합되었다[2]. 그러나 이러한 시스템들은 정보들이 믿을 만함에도 불구하고 짐벌(Gimbal)식 센서를 사용하므로 모두 복잡할뿐더러 크고, 무겁고, 비싸다. 최근 십년간 간단하고, 작고, 전력을 적게 사용하며 더 믿을만한 정보를 제공하는 스트랩다운(strapdown)형 센서들이 개발되었고, 인공위성 및 비행체의 자세제어에 이용되었다[3-5]. 하지만, 전자-광학 관측시스템의 관측정보를 이용하여 관성항법장치의 자세오차뿐만 아니라 위치오차를 함께 보정한 알고리즘에 관하여 자세하게 발표된 자료는 거의 없다. 이에 본 논문에서 전자-광학 센서의 관측 정보를 이용한 관성항법장치의 항법오차 보정기법을 제안한다.

먼저 2장에서 전자-광학 센서에 대해 소개하고, 3장에서는 전자-광학센서의 관측정보를 이용한 보정항법의 구성을 설명하며, 칼만필터를 구현하기 위한 오차모델과 추정모델식을 유도한다. 4장에서 시뮬레이션을 통해 스트랩다운 관성항법장치의 항법오차 보정을 검증하며, 마지막 5장에서는 주요 결과를 요약한다.

본 논문에서 사용된 주요기호는 다음과 같다.

i	지구중심 관성좌표계
e	지구중심 고정좌표계
n	항법좌표계
b	동체좌표계
s	전자-광학센서좌표계
C_A^B	A좌표계로부터 B좌표계로의 좌표변환행렬
$(\hat{\cdot})$	계산된 값을 표현하는 기호
δR	위치오차
δV	속도오차
ψ	자세오차
ω_{ij}^k	i 좌표계의 j 좌표계에 대한 각속도를 k 좌표계에서 측정한 값
f^k	가속도를 k 좌표계에서 측정한 값

II. 전자-광학 센서 시스템

별들은 관성좌표계 상에서 고정 되어있고, 태양계에서 다수의 별이 충분히 관측 가능하면서도 각각 작은 크기로 보이기 때문에 정확한 자세 및 위치 정보를 제공하는데 유용한 자원이라고 할 수 있다. 전자-광학 관측시스템의 기본 원리는 관측된 천구상의 별자리 패턴 정보를 이용하여 기존에 저장된 별자리 패턴과 비교함으로써 현재의 위치정보와 자세정보를 추정하는 것이다. 그림 1에서 보인 것처럼 전자-광학 시스템으로부터 관측되는 별의 정보와 전자-광학 센서 좌표계에 대한 시선벡터를 직접 얻을 수 있으며 천측항법 알고리즘을 통해 지구중심 고정좌표계에 대한 위치와 자세정보를 얻을 수 있다.

본 논문의 주안점은 이와 같은 전자-광학센서로부터 얻어지는 천측항법 정보를 이용하여 관성항법장치의 오차를

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2005. 9. 30., 채택확정 : 2006. 1. 27.

임정빈, 유준 : 충남대학교 전자공학과

(jbiny@cnu.ac.kr/jlyou@cnu.ac.kr)

임유철 : 한국항공우주연구원(yclim1002@kari.re.kr)

※ 본 논문은 2005년도 충남대학교 학술연구비 지원에 의하여 연구되었음.

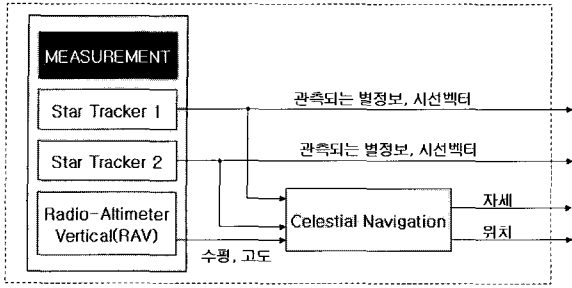


그림 1. 전자-광학 센서 시스템.
Fig. 1. Electro-Optical sensor system.

보정하는 것이며, 최소한의 센서를 사용하여 시스템을 구성하고자 하였다. 보정 알고리즘은 천측항법 알고리즘의 위치 정보를 이용하는 방법과 전자-광학센서의 측정치인 지구중심관성좌표계에 대한 전자-광학센서의 자세정보를 이용하는 방법으로 분류하고 이에 대하여 보정기법을 자세히 도출한다.

III. 항법보정 알고리즘

1. 전자-광학 센서를 이용한 항법보정 방식

1.1 위치정보를 이용한 보정항법 구성

전자-광학 센서 및 천측항법 알고리즘을 통해 항체의 위치를 독립적으로 계산할 수 있으며[6], 따라서 관성항법장치의 위치오차를 추정할 수 있게 된다. 그림 2는 위치정보를 이용한 INS 보정항법의 구성도를 보여준다. 그림 2에서 보듯이 전자-광학 센서를 이용한 천측항법알고리즘에서 별도의 항체의 위치를 계산하고 관성항법장치의 항법알고리즘에서 계산된 위치 값과 동일한 좌표계에서 비교하여 잔여치를 계산하고 이를 칼만필터의 입력으로 사용하여 관성항법장치의 오차를 보정하도록 구성하였다.

1.2 자세정보를 이용한 보정항법 구성

전자-광학센서의 자세정보를 이용한 오차보정의 원리는 플랫폼에 장착된 전자-광학센서의 지향 자세오차를 이용하여 관성항법 시스템의 위치 오차 및 자세오차를 간접적으로 추정하는 것이다. 그림 3은 전자-광학 센서에서 측정된 별의 전자-광학센서 좌표계에서의 적경 (α)과 적위 (β)와 별 카탈로그에 저장되어 있는 지구중심관성좌표계에서의 적경 (γ)과 적위 (δ)의 관계를 보여준다.

관측된 별의 시선벡터가 2개 이상일 경우, 자세 결정 알고리즘을 통해 지구중심관성좌표계에 대한 전자-광학센서의 자세정보 (C_s^i)를 계산할 수 있다[6].

전자-광학센서로부터 측정된 지구중심관성좌표계에 대한 전자-광학센서의 자세 C_s^i 와 관성항법시스템의 위치, 자세 정보를 이용하여 칼만필터의 측정방정식을 (1)과 같이 도출할 수 있다.

$$z = \mathcal{C}_n^s \mathcal{C}_s^i \mathcal{C}_n^b - I$$

$$= \mathcal{C}_n^s C_s^i \mathcal{C}_s^b \mathcal{C}_n^b - I \tag{1}$$

여기서 C_s^i 는 지구중심관성좌표계에 대한 전자-광학센서

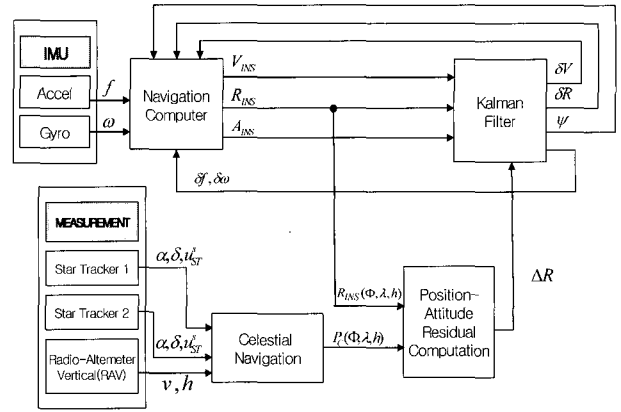


그림 2. 위치정보를 이용한 항법보정 방식.
Fig. 2. SDINS compensation scheme using position information.

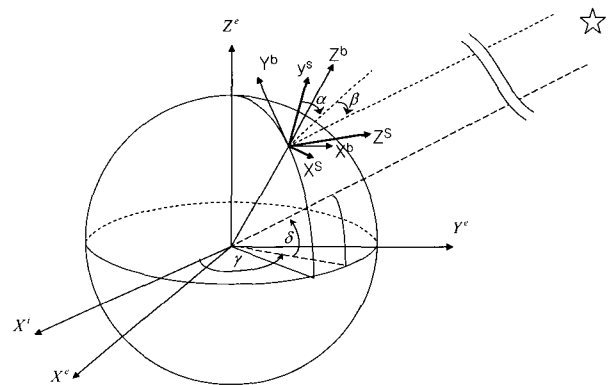


그림 3. 전자-광학 센서의 지향각 오차.
Fig. 3. Heading angle error of electro-optical sensor.

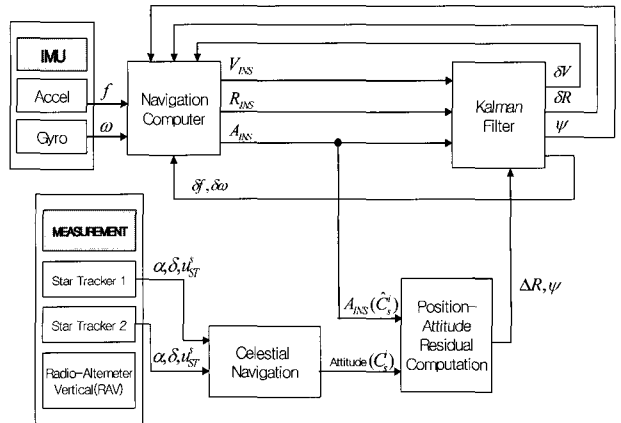


그림 4. 자세정보를 이용한 항법보정 방식.
Fig. 4. SDINS compensation scheme using attitude information.

의 좌표변환행렬로 전자-광학센서의 측정치로 획득되고, \mathcal{C}_n^b 는 관성항법장치에서 계산되는 항법좌표계에 대한 동체 좌표계의 자세변환행렬이다. \mathcal{C}_n^i 는 지구중심관성좌표계에 대한 항법좌표계의 자세변환행렬로 관성항법장치로부터 계산된 위치와 항법시간으로 얻을 수 있으며, \mathcal{C}_s^b 는 전자

광학센서와 동체좌표계 사이의 장착각을 좌표변환행렬로 표현한 것으로 미리 알 수 있는 정보이다. 따라서 관성항법 장치의 위치오차와 자세오차를 포함하고 있는 z 값을 칼만 필터의 측정치로 이용할 경우 관성항법장치의 자세오차와 위치오차가 보정이 가능하게 된다.

전자-광학센서로부터 지구중심관성좌표계에 대한 자세 정보를 이용한 보정항법은 그림 4와 같이 구성하였다.

2. 칼만필터 모델

2.1 SDINS 오차모델

칼만필터의 동적모델로는 psi 오차모델을 SDINS 오차방정식으로 사용하였으며, SDINS에서 NED 좌표계를 항법 좌표계로서 사용하는 경우 속도, 위치 및 자세 오차 방정식은 다음과 같다. SDINS의 오차방정식은 많은 문헌[1,6,7]들을 통해 소개되어 있으므로 이에 대한 유도 및 자세한 설명은 생략한다.

$$\delta \dot{R} = -\hat{w}_{em}^n \times \delta R + \delta V \tag{2}$$

$$\delta \dot{V} = \Omega_s \delta R - (2\hat{w}_{ie}^n + \hat{w}_{en}^n) \times \delta V + \hat{f}^n \times \psi + \hat{C}_b^n \delta f^b \tag{3}$$

$$\dot{\psi} = -\hat{w}_m^n \times \psi - \hat{C}_b^b \delta w^b \tag{4}$$

(2-4)를 상태방정식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{x}_f \\ \dot{x}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_i & F_f \\ 0_{6 \times 9} & 0_{6 \times 6} \\ 0_{3 \times 9} & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ x_f \\ x_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_i \\ 0_{6 \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} \tag{5}$$

여기서 오차상태변수 x_i 은 위치, 속도, 자세오차를 의미하며, w_i 는 각 오차의 공정잡음을 나타낸다. x_f 는 가속도계와 자이로 바이어스 오차를 나타내고, x_m 은 회전벡터로 표현된 장착비정렬을 의미하며 오차특성상 랜덤상수로 모델링 하였다.

$$x_i = [\delta \Phi \ \delta \lambda \ \delta h \ : \ \delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ : \ \psi_N \ \psi_E \ \psi_D]^T \tag{6}$$

$$x_f = [\delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z \ : \ \delta w_x \ \delta w_y \ \delta w_z]^T \tag{7}$$

$$x_m = [\mu_x \ \mu_y \ \mu_z]^T \tag{8}$$

(5)의 시스템행렬의 F_i 와 F_f 는 (9) 및 (10)과 같다.

$$F_i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{V_N}{R^2} & 0 & \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{V_E \tan \Phi}{R \cos \Phi} & 0 & -\frac{V_E}{R^2 \cos \Phi} & \frac{1}{R \cos \Phi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -K_1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ -2\Omega \cos \Phi V_E - \frac{V_E^2}{R \cos^2 \Phi} & 0 & \frac{V_E^2 \tan \Phi + V_D V_E}{R^2} & \frac{V_D}{R} & -2(\frac{V_E \tan \Phi}{R} + \Omega \sin \Phi) & \frac{V_N}{R} & 0 & -f_D & f_E \\ 2\Omega(\cos \Phi V_N - \sin \Phi V_z) + \frac{V_E V_N}{R \cos^2 \Phi} & 0 & \frac{-V_E \tan \Phi V_N - V_D V_E}{R^2} & \frac{V_E \tan \Phi}{R} + 2\Omega \sin \Phi & \frac{V_N \tan \Phi + V_D}{R} & \frac{V_E + 2\Omega \cos \Phi}{R} & f_D & 0 & -f_N \\ -2\Omega \sin \Phi V_E & 0 & -\frac{2g}{R} + (\frac{V_E^2 + V_N^2}{R^2}) & -\frac{2V_N}{R} & -2(\frac{V_E}{R} + \Omega \cos \Phi) & 0 & -f_E & f_N & 0 \\ -\Omega \sin \Phi & 0 & -\frac{V_E}{R^2} & 0 & \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & -(\frac{V_E \tan \Phi}{R} + \Omega \sin \Phi) \frac{V_N}{R} \\ 0 & 0 & \frac{V_N}{R^2} & -\frac{1}{R} & 0 & 0 & \frac{V_E \tan \Phi}{R} + \Omega \sin \Phi & 0 & \frac{V_E + \Omega \cos \Phi}{R} \\ -\Omega \cos \Phi - \frac{V_E(1 + \tan^2 \Phi)}{R} & 0 & \frac{V_E \tan \Phi}{R^2} & 0 & -\frac{\tan \Phi}{R} & 0 & -\frac{V_N}{R} & -(\frac{V_E}{R} + \Omega \cos \Phi) & 0 \end{bmatrix} \tag{9}$$

$$F_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \hat{C}_b^n & 0 \\ 0 & -\hat{C}_b^n \end{bmatrix} \tag{10}$$

2.2 위치정보를 이용한 보정항법의 측정모델

위치정보를 이용하여 보정항법을 수행하기 위하여 시스템 모델 (5)에 대한 측정 방정식은 (11)로 표현된다.

$$z(t) = H(t)x(t) + v(t), \quad v \sim N(0, R) \tag{11}$$

측정치 z 는 각각 SDINS와 전자-광학센서로부터 계산된 위치정보들의 잔여치로 (12)와 같이 정의되며

$$z = \begin{bmatrix} R_{INS, \phi} - R_{ST, \phi} \\ R_{INS, \lambda} - R_{ST, \lambda} \\ R_{INS, h} - R_{ST, h} \end{bmatrix} \tag{12}$$

측정행렬 H 는 다음과 같다.

$$H = [I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3}] \tag{13}$$

여기서 v 는 측정잡음을, $R_{INS}(\phi, \lambda, h)$ 와 $R_{ST}(\phi, \lambda, h)$ 는 각각 SDINS와 전자-광학센서에서 측정하여 계산된 위치 정보를 의미한다.

2.3 자세정보를 이용한 보정항법의 측정모델

자세정보를 이용한 보정항법의 측정방정식은 측정치 z 를 (14)와 같이 좌표변환행렬의 잔여치로 사용하여 유도하였다.

$$z = \hat{C}_s^n \hat{C}_b^s \hat{C}_n^b - I \tag{14}$$

자세정보를 이용한 경우의 측정방정식의 유도과정을 구체적으로 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} z &= \hat{C}_i^n C_s^i \hat{C}_b^s \hat{C}_n^b - I \\ &= (I - P) C_i^n C_s^i (I - M) C_b^s \hat{C}_n^b (I + \Psi) - I \\ &\simeq C_i^n C_s^s + C_s^s C_n^s \Psi - C_s^n M C_n^s - P C_s^n C_n^s - I \\ &= -P + \Psi - C_s^n M C_n^s \end{aligned} \tag{15}$$

여기서 Ψ 는 자세오차, M 은 장착비정렬오차, P 는 위치 오차이며, 각각 왜대칭행렬(skew-symmetric matrix)이다.

위치오차 행렬인 P 를 위도오차 및 경도오차로 표현하기 위해 우선 \hat{C}_e^n 을 계산된 위도 $\hat{\Phi}$ 와 경도 $\hat{\lambda}$ 로 표현하고 다시 위도오차 $\delta \Phi$ 와 경도오차 $\delta \lambda$ 로 선형화하여 표현하면 다

음과 같다.

$$\begin{aligned} \widehat{C}_e^n &= \begin{bmatrix} -\sin \widehat{\Phi} \cos \widehat{\lambda} & -\sin \widehat{\Phi} \sin \widehat{\lambda} & \cos \widehat{\Phi} \\ -\sin \widehat{\lambda} & \cos \widehat{\lambda} & 0 \\ -\cos \widehat{\Phi} \cos \widehat{\lambda} & -\cos \widehat{\Phi} \sin \widehat{\lambda} & -\sin \widehat{\Phi} \end{bmatrix} \\ &= C_e^n + \begin{bmatrix} -\delta\Phi \cos \Phi \cos \lambda & -\delta\Phi \cos \Phi \sin \lambda & -\delta\Phi \sin \Phi \\ +\delta\lambda \sin \Phi \sin \lambda & -\delta\lambda \sin \Phi \cos \lambda & 0 \\ -\delta\lambda \cos \lambda & -\delta\lambda \sin \lambda & 0 \\ \delta\Phi \sin \Phi \cos \lambda & \delta\Phi \sin \Phi \sin \lambda & -\delta\Phi \cos \Phi \\ +\delta\lambda \cos \Phi \sin \lambda & -\delta\lambda \cos \Phi \cos \lambda & 0 \end{bmatrix} \\ &= C_e^n + \Delta C_e^n \end{aligned} \quad (16)$$

따라서 P 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} P &= I - \widehat{C}_i^n C_n^i = I - \widehat{C}_e^n C_e^e \\ &= I - (C_e^n + \Delta C_e^n) C_e^e = -\Delta C_e^n C_e^e \quad (17) \\ &= \begin{bmatrix} \delta\Phi \cos \Phi \cos \lambda & \delta\Phi \cos \Phi \sin \lambda & \delta\Phi \sin \Phi \\ -\delta\lambda \sin \Phi \sin \lambda & +\delta\lambda \sin \Phi \cos \lambda & 0 \\ \delta\lambda \cos \lambda & \delta\lambda \sin \lambda & 0 \\ -\delta\Phi \sin \Phi \cos \lambda & -\delta\Phi \sin \Phi \sin \lambda & \delta\Phi \cos \Phi \\ -\delta\lambda \cos \Phi \sin \lambda & +\delta\lambda \cos \Phi \cos \lambda & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

위 식을 전개한 뒤 $[-(2,3) (1,3) -(1,2)]^T$ 원소만을 취하면 위치오차행렬인 P' 를 $\delta\Phi, \delta\lambda$ 에 대하여 정리할 수 있다.

$$P' = \begin{bmatrix} 0 & -C_{13} \cos \lambda \\ & -C_{23} \sin \lambda \\ C_{13} \cos \Phi \cos \lambda & -C_{13} \sin \Phi \sin \lambda \\ +C_{23} \cos \Phi \sin \lambda & +C_{23} \sin \Phi \cos \lambda \\ +C_{33} \sin \Phi & \\ -C_{12} \cos \Phi \cos \lambda & C_{12} \sin \Phi \sin \lambda \\ -C_{22} \cos \Phi \sin \lambda & -C_{22} \sin \Phi \cos \lambda \\ -C_{32} \sin \Phi & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\Phi \\ \delta\lambda \end{bmatrix} \quad (18)$$

이때 H 를 (20)과 같이 정의하고,

$$H = \begin{bmatrix} 0 & C_{13} \cos \lambda \\ & +C_{23} \sin \lambda \\ -C_{13} \cos \Phi \cos \lambda & C_{13} \sin \Phi \sin \lambda \\ -C_{23} \cos \Phi \sin \lambda & -C_{23} \sin \Phi \cos \lambda \\ -C_{33} \sin \Phi & \\ C_{12} \cos \Phi \cos \lambda & -C_{12} \sin \Phi \sin \lambda \\ +C_{22} \cos \Phi \sin \lambda & +C_{22} \sin \Phi \cos \lambda \\ +C_{32} \sin \Phi & \end{bmatrix} \quad (19)$$

최종적으로 z 를 벡터로 변환하면 전자-광학센서의 자세 정보를 이용하여 SDINS를 보정하는 칼만필터의 측정방정식이 (21)과 같이 유도된다.

$$z = \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{bmatrix} - C_s^n \begin{bmatrix} \mu_x \\ \mu_y \\ \mu_z \end{bmatrix} + H \begin{bmatrix} \delta\Phi \\ \delta\lambda \end{bmatrix} - v \quad (20)$$

IV. 시뮬레이션 결과

1. 시스템 모델 및 순수 SDINS 항법 성능

본 논문에서 제안한 보정기법을 검증하기 위해 전산 시뮬레이션을 수행하였다. 표 1은 시뮬레이션에 사용된 SDINS 모델의 계수를 보여준다. 전자-광학 센서 모델을 시뮬레이션 하기 위해 표 2에 나타난 Raytheon Optial System사의 전자-광학 센서를 채택하였다. 이는 $8^\circ \times 8^\circ$ 의 FOV(Field Of View) 내에서 6개의 별을 추적가능하며, 피치 및 롤 방향에 6 arcsec(1σ)의 정확도로 별 위치를 제공한다.

항법 시나리오는 천체의 영상을 얻기 위해 급격한 자세 변화가 없어야 하고, 되도록 높은 고도에서 사용하여야 하는 전자-광학 센서의 특성을 고려하여 정북에서 동쪽으로 30도 방향으로 20초간 최대 $180\text{m}/\text{sec}^2$ 의 가속도를 받아 21초부터 $170\text{m}/\text{sec}$ 의 등속도로 수평비행 하는 항체로 가정하였다. 각각의 시뮬레이션은 50회 이상의 몬테-칼로(Monte-Carlo) 시뮬레이션을 수행한 결과이다.

SDINS는 외부장치의 도움 없이 항체의 위치, 속도 및 자세를 결정할 수 있는 장점이 있으나 시간이 지남에 따라 가속도계와 자이로의 오차, 관성센서의 초기정렬오차 등으로 오차가 누적되어 장시간 항법시 오차가 현저히 증가하게 된다.

그림 5와 그림 6은 전자-광학 센서를 이용한 보정 없이 SDINS만으로 항법 시뮬레이션을 수행한 결과를 나타낸다. 1800초에 위치오차가 약 700m를 넘어서며, 3600초에는 1800m 정도가 되는데, 이는 표 1의 모델 성능에 준하는 것

표 1. SDINS 모델의 오차 계수.

Table 1. Specification of sensor error elements.

오차요소	크기 (1σ)
초기 수평축 위치오차	6.4 m
초기 수평축 속도오차	0.003 m/sec
초기 수평축 자세오차	0.1 arcmin
초기 수직축 자세오차	0.1 arcmin
가속도계 랜덤워크	$10 \mu\text{g} / \text{hr}^{1/2}$
가속도계 바이어스	$50 \mu\text{g}$
가속도계 척도계수	50 ppm
자이로 랜덤워크	$0.003^\circ / \text{hr}^{1/2}$
자이로 바이어스	$0.004^\circ / \text{hr}$
자이로 척도계수	10 ppm

표 2. 전자-광학 센서의 특성.

Table 2. Characteristics of a electro-optical sensor.

Characteristics	HD-1003
Field Of View	$8^\circ \times 8^\circ$
Sensitivity Range(Mv)	+2 to +6
Accuracy(arcsec, 1σ) in Roll and Pitch	6
Update Rate(Hz)	10
Acquisition Time(Full Field, second)	6
Maximum Number of Stars Tracked	6
Maximum Power(W)	12
Operating Temperature(Deg)	-20 to +60

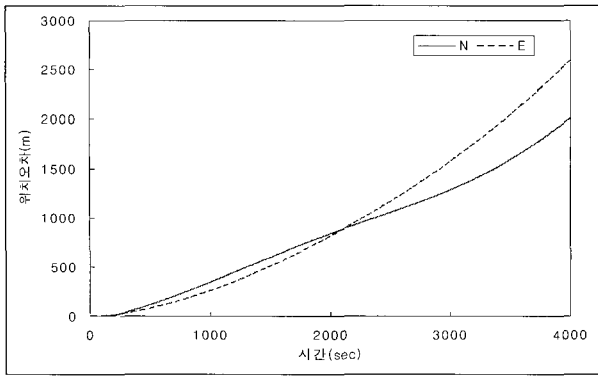


그림 5. 비 보정시 위치오차.
Fig. 5. Position error without compensation.

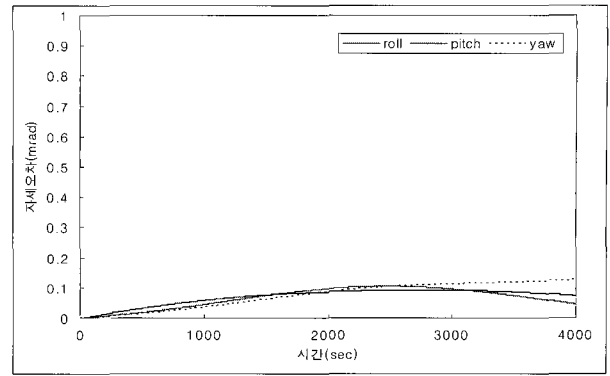


그림 8. 위치정보를 이용한 보정시 자세오차.
Fig. 8. Attitude error with position based compensation.

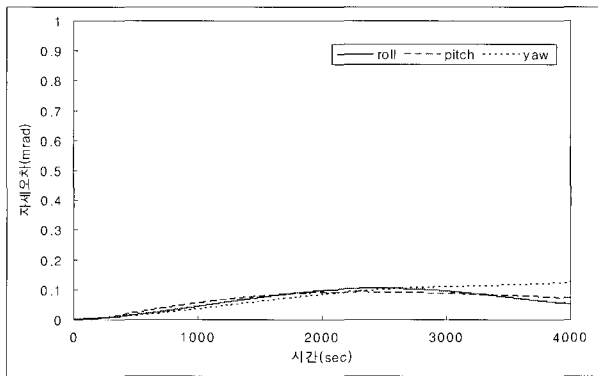


그림 6. 비 보정시 자세오차.
Fig. 6. Attitude error without compensation.

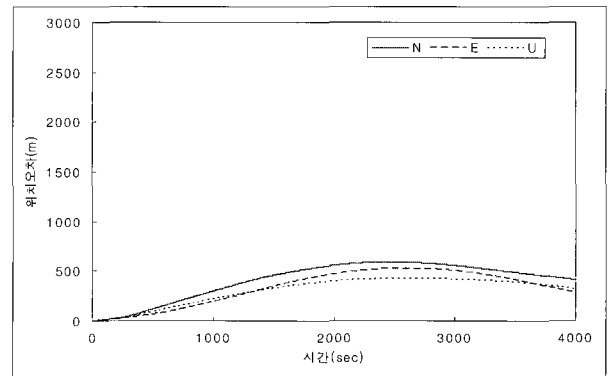


그림 9. 자세정보를 이용한 보정시 위치오차.
Fig. 9. Position error with attitude based compensation.

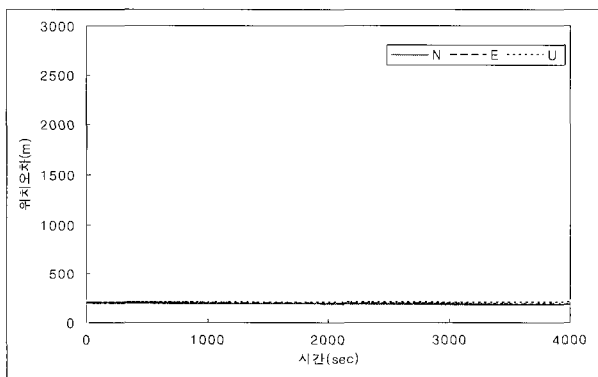


그림 7. 위치정보를 이용한 보정시 위치오차.
Fig. 7. Position error with position based compensation.

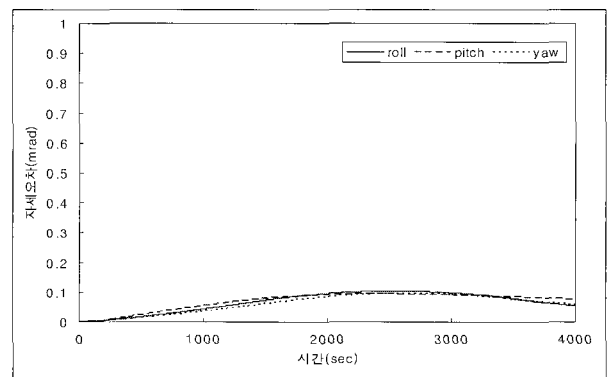


그림 10. 자세정보를 이용한 보정시 자세오차.
Fig. 10. Attitude error with attitude based compensation.

이다. 그림 6의 자세오차는 관성센서의 성능과 항법시나리오의 조건으로 인해 작은 값을 갖지만, 위치오차와 마찬가지로 시간에 따라 증가하는 경향을 보인다.

2. 위치정보를 이용한 항법보정 시뮬레이션

동일한 조건에서 3장에서 도출한 위치정보를 이용한 칼만필터의 측정방정식을 이용하여 SDINS를 보정한 결과 위치오차와 자세오차는 각각 그림 7과 그림 8과 같다. 그림 7에서 보여지는 것처럼, 천측항법으로부터 제공된 위치정보를 이용하여 관성항법장치의 항법오차를 보정할 경우, 위치

오차가 200m 내외로 안착되어 효과적으로 보상되는 것을 확인할 수 있다. 여기서 자세오차가 차츰 증가하는 것은 위치보정만 수행하기 때문이며 그 크기는 매우 작은 것을 알 수 있다.

3. 자세정보를 이용한 항법보정 시뮬레이션

마찬가지로 3장에서 유도한 자세정보를 이용한 칼만필터의 측정방정식을 이용하여 SDINS를 보정한 결과는 그림 9와 그림 10과 같다. 전자-광학 센서로부터 제공된 자세정보를 이용하여 관성항법장치의 항법오차를 보정할 경우, 위치

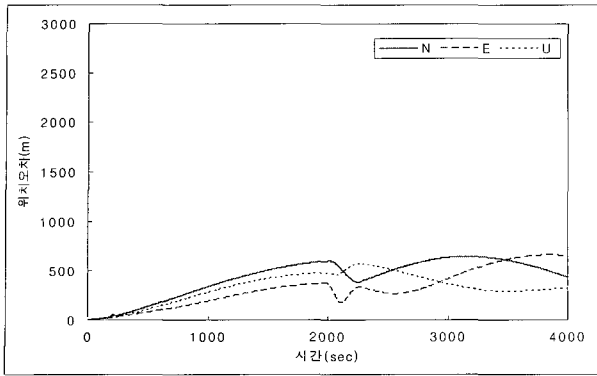


그림 11. 자세변화가 있고 자세정보를 이용한 보정시 위치오차.
Fig. 11. Position error with attitude based compensation and a attitude change.

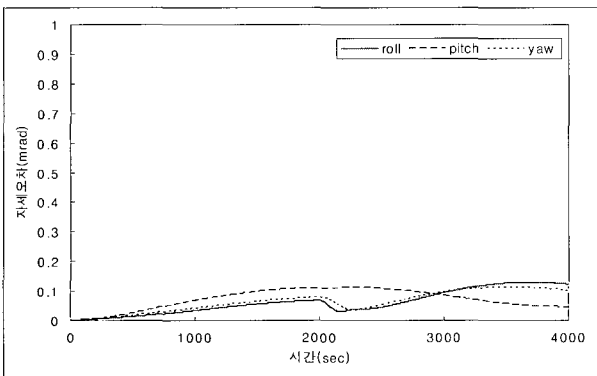


그림 12. 자세변화가 있고 자세정보를 이용한 보정시 자세오차.
Fig. 12. Attitude error with attitude based compensation and a attitude change.

정보를 이용한 보정기법에 비하여 상대적으로 위치오차가 크지만 순수 SDINS항법과 비교할 때 상당히 효과가 있음을 확인할 수 있다.

참고로 자세정보를 이용한 보정기법의 경우 가관측성을 확보하면 좀 더 위치오차가 좀 더 개선될 수 있음을 확인할 수 있었다. 자세보정기법의 가관측성은 자세변화에 영향을 받는 것으로 알려져 있다[9]. 이를 근거로 그림 11과 그림 12는 2000초에 300초간 약 15도의 자세변화를 준 것으로 그림 9 및 10과 비교해 볼 때, 자세변화가 발생되는 300초 동안 위치 및 자세 오차가 감소되는 것을 알 수 있다. 따라서 자세정보를 이용하는 방안이 있어 가관측성이 주요한 요소가 되며, 자세정보를 이용한 보정기법의 경우 자세변화를 통해 효과적으로 개선되는 것을 확인할 수 있다.

위치정보를 이용한 INS 보정기법의 경우, 칼만필터 측정 모델이 간단히 표현되며, 안정적인 항법해를 얻을 수 있는 장점이 있는 반면, 2개 이상의 전자-광학 센서와 수평센서가 요구되며, 전자-광학 센서에 별도의 위치계산 알고리즘이 요구되는 단점이 있다. 자세정보를 이용한 INS 보정기법의 경우, 수평센서가 요구되는 않아 시스템구성이 간단

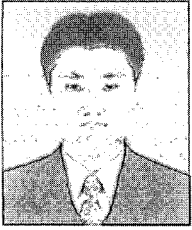
하다는 장점이 있다. 하지만, 자세계산을 위해 2개 이상의 전자-광학 센서(여러 개의 별을 측정할 수 있을 경우 1개)와 자세계산 알고리즘이 탑재되어야 한다. 또한 위치정보를 이용하는 경우와 비교할 때, 칼만필터 측정 모델이 복잡하며 항법 보정시 가관측성이 좋지 못하다는 단점이 있다.

V. 결론

유도오차의 대부분을 차지하는 항법오차의 보정기법은 유도성능 향상과 직결된 중요한 연구 분야이다. 본 논문에서 스트랩다운 관성항법 장치의 항법오차를 보정하기 위해 전자-광학 센서의 항법정보인 위치정보를 이용한 경우와 측정치인 지구중심 관성좌표계에 대한 전자-광학센서의 자세정보를 이용한 보정항법 모델을 새롭게 도출하였다. 또한 시뮬레이션을 통해 제시한 보정기법의 가능성을 검증하였으며, 전자-광학 센서의 자세정보를 이용한 보정항법의 경우, 보다 정확한 보정을 위해서는 자세변화가 필요함을 확인하였다. 추후 본 논문에서 유도한 측정 모델식의 가관측성 분석을 통해 각 오차 변수의 가관측성 여부 및 추정 가능성 조건을 도출하고 가관측성을 개선 할 수 있는 방안을 모색하는 것이 필요하다고 판단된다.

참고문헌

- [1] J. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, McGraw-Hill, 1999.
- [2] White Paper: Celestial Augmentation of Inertial Navigation Systems: A Robust Navigation Alternative, U.S. Naval Observatory, SPAWAR System Center, 2001.
- [3] S. Levine, R. Dennis, and K. L. Bachman, "Strapdown astro-inertial navigation utilizing the optical wide-angle lens startracker," *Journal of the Institute of Navigation*, vol. 37, no. 4, pp. 347-362, 1990-1991.
- [4] W. Andy, "SBIRS high payload LOS attitude determination and calibration," *Proc. of the IEEE Aerospace Conf.* vol. 5, pp. 243-253, 1998.
- [5] W. Andy, "Precision attitude determination for LEO spacecraft," *AIAA Guidance Navigation and Control Conf.*, AIAA-96-3753, 1996.
- [6] M. Kayton and W. R. Fired, *Avionics Navigation Systems*, John Wiley & Sons, Inc., 1997.
- [7] G. M. Siouris, *Aerospace Avionic Systems A Modern Synthesis*, Academic press, 1993.
- [8] M. S. Grewal and V. D. Henderson, "Application of kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems," *Proc. of the 29th IEEE Conf.*, vol. 6, pp. 3325-3334, 1990.
- [9] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack., "Observability analysis of piece-wise constant system-part II : applications." *IEEE Trans. on AES.*, vol. 28, no. 4, pp. 1056-1067, Oct. 1992.



임 정 빈

1979년 4월 19일생. 2002년 충남대학교 학사 및 2004년 동 대학원 석사 졸업. 2006년 동 대학원 박사 수료. 제어 전공. 현재 삼성탈레스 재직중. 관심분야는 임베디드 시스템, 항법 시스템, 네트워크제어 등.



임 유 철

1975년 10월 2일생. 1998년 충남대학교 학사 및 2003년 동 대학원 박사 졸업. 제어 전공. 현재 한국항공우주연구원 재직중. 관심분야는 제어 및 항법 시스템, 로켓탑재시스템 등.



유 준

1978년 서울대학교 전자공학과(공학사). 1980년, 1984년 한국과학기술원 전기전자공학과(공학석사/공학박사). 1984년 9월~현재 충남대학교 전기정보통신 공학부 교수. 1989년 2월~1990년 2월 미쉬건 주립대학교 객원교수. 1993년 12월~1994년 2월 독일 후라우호퍼 생산공학 및 자동화(IPA) 연구소 방문연구원. 1997년 2월~1998년 2월 캘리포니아 주립대학교(데이비스) 객원교수. 관심분야는 산업공정제어, 센서신호처리, IT 기반 로봇, 항법시스템 등.