

초기 기수각 정보가 필요 없는 SDINS의 운항중 정렬

In-Flight Alignment of SDINS without Initial Heading Information

홍 현 수, 이 장 규, 박 찬 국
(Hyun Su Hong, Jang Gyu Lee, and Chan Gook Park)

Abstract : This paper presents a new in-flight alignment method for an SDINS under large initial heading error. To handle large heading error, a new attitude error model is introduced. The attitude errors are divided into heading error and leveling errors using a newly defined horizontal frame. Some navigation error dynamic models are derived from the attitude error model for indirect feedback filtering of the in-flight alignment system. A Kalman filter with position measurement is designed to estimate navigation errors as the indirect feedback filter. Simulation results show that the proposed in-flight alignment method reduces the heading error very quickly from more than 40deg to about 5deg so as to apply a refined navigation filter. The total alignment process including leveling mode and navigation mode in addition to the proposed one allows large initial values not only in heading error but also in leveling errors.

Keywords : SDINS, in-flight alignment, attitude error, heading error

I. 서론

관성항법시스템(Inertial Navigation System: INS)은 항공기, 선박, 유도무기, 자동차 등의 항체에 장착되어 항체의 자세, 속도 및 위치 정보를 관성 센서를 이용하여 제공하는 시스템이다. INS는 센서의 장착 방식에 따라 GINS(Gimbaled INS)와 SDINS(Strapdown INS)로 나눌 수 있으며, 최근에는 비교적 저가이며 소형 시스템인 SDINS가 그 영역을 확장하고 있다. 센서가 동체에 장착되어 센서의 기준좌표계가 동체 좌표계와 일치하는 특성을 지닌 SDINS는 항법시스템이 필요로 하는 항법 좌표계에서의 속도 및 위치를 구하기 위하여, 동체 좌표계의 항법 좌표계에 대한 상대적인 자세각을 소프트웨어로 계산하여야 한다. SDINS에서 자세각은 수평축 자세각과 기수각으로 구분할 수 있으며, 자세각은 초기값과 자이로(gyroscope)로부터 얻는 각속도를 시간에 따라 적분하여 계산한다. 자세각의 계산 과정에서 초기 오차와 자이로의 오차는 적분 과정을 통하여 누적되므로, 자세오차는 시간에 따라 누적되는 특성을 갖고 있다. 또한, 속도 및 위치의 계산 과정에서 자세오차 및 각속도계의 오차가 적분 과정을 통하여 계속 남게 되므로 속도 및 위치 오차도 시간에 따라 누적되는 특성을 갖는다[1][2]. 이러한 특성으로 인하여 순수하게 자이로와 가속도계만으로 구성된 SDINS를 사용하기 보다는 관성 센서 외에 속도계, 고도계 및 GPS 등의 보조 센서를 이용하여 항법오차를 보정하는 보조항법이 널리 사용되고 있다[2]. 보조항법은 오차추정 필터로 항법오차를 추정하고 이를 사용하여 항법 해를 보정한다. 오차추정 필터는 선형화된 항법오차의 시스템 모델과 보조센서의 측정치 모델로부터 설계할 수 있다. 항법오차의 선형 모델은 항법오차

가 미세하다는 가정 하에서 유도된 것이므로 초기 자세각을 정확하게 구하는 것은 매우 중요하다.

항체의 초기 자세각은 초기 정렬을 통하여 구하며 일반적으로 초기 정렬은 지상에서 정지 중에 수행한다. 초기 정렬 과정은 개략 정렬 과정과 정밀 정렬 과정으로 구성된다. 개략 정렬 과정에서는 비교적 간단한 알고리즘을 사용하여 항체의 초기 자세각을 개략적으로 계산하며, 정밀 정렬 과정에서는 칼만필터와 같은 최적의 추정기를 사용하여 자세각의 오차를 추정한다[3]. 초기 정렬 과정으로 충분하지 않다고 판단되면, 항체는 운항을 시작한 후에 다시 자세각 오차 추정에 유리한 궤적으로 운항하며 운항중 정렬을 수행한다. 초기 정렬 과정은 시간 및 공간 적인 비용이 요구되므로 항체에 따라서는 초기 정렬 과정을 생략한 채, 운항을 시작하여 운항중 정렬을 수행하기도 한다. 이러한 예로서는 자율 운항을 하는 무인비행기나 무인잠수정 등을 들 수 있으며, 운항 중에 자세 정보를 잃어 곧바로 자세각 정렬을 수행하여야 하는 항체의 경우도 좋은 예이다.

초기 정렬을 생략하고 운항중 정렬을 수행하는 경우에 중요한 문제 중의 하나는 정렬 과정 초기의 오차 크기이다. 정지 중인 상태에서 개략 정렬을 통하여 구한 자세각의 초기값은 비교적 작은 오차를 갖지만, 운항 중에는 개략적인 방법으로 자세각을 구할 경우 항체의 운동으로 인하여 큰 오차를 가질 수 있다. 항체의 자세각 중에서 수평축 자세각은 운동 중에도 가속도계를 이용한 수평축 정렬 방법 등에 의해 비교적 간단한 과정으로 작은 오차 범위 내에서 구할 수 있으나[4], 기수각은 수평축 자세에 비하여 큰 오차를 갖기 쉽다. 따라서, 수평축 정렬을 수행한 후에 기수각 추정에 중점을 둔 기수각 정렬을 수행하는 것이 바람직하다. 기수각 정렬 과정을 통하여 기수각 오차가 크게 감소한다면, 안정적으로 항법 모드로 전환할 수 있다. 항법 모드의 초기에서는 본격적으로 운항하기 전에, 보다 정밀하게 자세각을 추정하게 된다. 본 논문에서는 수평축 자세의 추정은 개략적인 방법으로도 가

논문접수 : 2001. 9. 14., 채택확정 : 2002. 1. 16.

홍현수, 이장규 : 서울대학교 전기·컴퓨터공학부(hshong@asrignc3.snu.ac.kr : jgl@snu.ac.kr)

박찬국 : 광운대학교 정보제어공학과(cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)
※ 본 연구는 국방과학연구소 및 서울대 자동제어특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구 결과입니다.

능하다는 전제 하에 기수각 추정이 중심이 되는 기수각 정렬을 운항중 정렬로 정의하고, 수평축 정렬과 항법 모드에서의 정렬은 선택 사항으로 가정한다.

운항중 정렬을 위한 항법오차 모델로서, 항법오차가 미세하다는 가정 하에 유도된 모델은 초기 정렬을 수행한 후에는 적합하지만, 초기 정렬 없이 운항중 정렬을 수행하는 경우에는 기수각 오차의 크기로 인하여 적합하지 않다. 기수각 오차가 큰 경우에 기존 미세오차 모델로 시스템을 구성하면 모델링 오차로 인하여 오차추정 필터의 성능이 저하되고, 오차의 크기에 따라서는 필터가 발산할 수도 있으므로 기수각 오차를 고려한 오차 모델이 요구된다. 이러한 요구에 따라 운항중 정렬에 관한 많은 연구가 진행되고 있으며, 최근의 주요 연구 주제로서 비선형 항법시스템을 위한 항법오차 모델의 연구나, 비선형 필터링 기법의 연구들이 있다[5]-[8].

본 논문에서는 기수각의 초기 오차를 고려하여 자세오차를 수평축 자세오차와 기수각 오차로 분리하여 유도한 자세오차 모델을 제시한다. 그리고, 자세오차 모델로부터 속도 및 위치 오차 모델을 유도하여 항법오차 모델을 제시하고, 이를 이용한 기수각의 정렬 방법을 제안한다. 또한, 수평축 정렬[4]을 시작으로 기수각 정렬과 항법 모드로 이어지는 전체 정렬 과정을 구성하여, 기수각 및 수평축 자세의 초기 오차가 모두 큰 경우를 고려한 정렬 방법으로 제시한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 기수각 오차의 비선형성을 고려한 새로운 항법오차 모델의 유도 과정을 제시하고, 3장에서 전체 정렬 과정의 구성과 칼만필터를 이용한 운항중 정렬 방법을 제시하며, 4장에서 제안된 방법의 성능 확인을 위한 시뮬레이션 결과를 제시한다. 마지막으로 5장에서 결론을 맺는다.

II. 기수각 오차를 고려한 항법오차 모델

운항중 정렬 필터의 시스템 모델을 얻기 위하여 기수각 오차가 큰 경우를 위한 SDINS의 오차 모델을 유도한다.

1. 좌표계 정의

본 논문의 항법시스템에 쓰이는 좌표계는 다음과 같다 [1].

- 관성 좌표계(inertial frame)
- 지구고정 좌표계(earth-fixed frame)
- 항법 좌표계(navigational frame)
- 수평 좌표계(horizontal frame)
- 동체 좌표계(body frame)

관성 좌표계는 지구중심을 원점으로 하고 관성공간에서 고정된 좌표계이며, 지구고정 좌표계는 관성 좌표계와 원점은 같으나 관성 좌표계에 대하여 지구자전각속도로 회전하는 좌표계이다. 항법 좌표계는 항체의 속도, 위치 등이 표시되는 좌표계로서 일반적으로 지역 수평(local-level) 좌표계 중에서 선택된다. 본 논문에서는 NED 좌표계를 항법 좌표계로 정한다.

NED 좌표계의 세 축을 X축, Y축, Z축이라 할 때, X(N)축은 정북 방향을 가리키며 Z(D)축 방향은 중력가속도벡터와 평행하다. Y(E)축은 X축, Z축과 수직을 이루는 동쪽 방향을 가리킨다. 이러한 NED좌표계는 지구자전각속도와 항체의

위치 변화에 따라 회전하게 되는데 NED좌표계의 회전각속도 ω_{in}^n 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \omega_{in}^n &= \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n \\ \omega_{ie}^n &= [\Omega_n \ 0 \ \Omega_D]^T = [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T \\ \omega_{en}^n &= [\rho_N \ \rho_E \ \rho_D]^T = [l^{\&} \cos L - L^{\&} \ -l^{\&} \sin L]^T \end{aligned}$$

여기서 사용된 기호의 정의는 다음과 같다.

ω_{ie}^n : 지구자전각속도

ω_{en}^n : 지구고정좌표계에 대한 항법좌표계의 각속도

L : 위도, l : 경도, Ω : 지구자전각속도의 크기

항법 좌표계와 동체좌표계 사이의 자세각은 수평축 자세인 롤각 (ϕ), 피치각(θ)과 수직축 자세인 기수각 (ψ)으로 나타낸다[1][4]. 수평 좌표계는 항법 좌표계와 동체 좌표계 사이의 중간 좌표계로서 그림 1과 같이 항법 좌표계에서 기수각을 회전한 좌표계로서 본 논문에서 정의된 것이다.

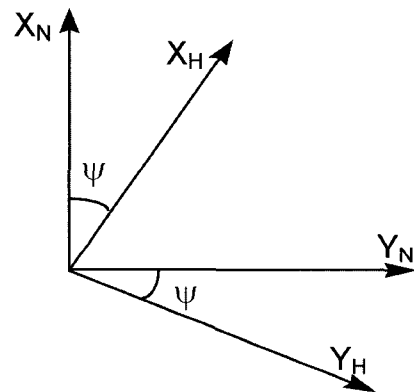


그림 1. NED 좌표계와 수평 좌표계 사이의 관계.
Fig. 1. The relationship between n-frame and h-frame.

2. 항법시스템 모델

SDINS의 위치, 속도 및 자세 계산을 위한 미분방정식을 정리해 본다. (1)은 항체의 위도와 경도의 미분방정식이며, (2)는 항법 좌표계에서의 속도의 미분방정식이다. (3)은 동체 좌표계와 항법 좌표계 사이의 자세를 나타내는 방향코사인 행렬 C_b^n 의 미분방정식을 나타낸다[2].

$$\dot{L} = \frac{V_N}{R_m + h}, \quad \dot{l} = \frac{V_E}{(R_l + h) \cos L} \tag{1}$$

$$\dot{\nu}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \nu^n + g^n \tag{2}$$

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \tag{3}$$

여기서 사용된 기호들의 정의는 다음과 같다.

$$R_m = R_o(1 - 2e + 3e \sin^2 L), \quad R_l = R_o(1 + e \sin^2 L)$$

- R_o : 적도에서의 지구반경, e : 타원율
- h : 고도, g^n : 중력가속도
- $f^b (= [f_x, f_y, f_z]^T)$: 가속도계에서 측정되는 비력(specific force)
- $v^n (= [V_N, V_E, V_D]^T)$: 항법 좌표계에서의 속도
- $\omega_{nb}^b (= [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T)$: 항법 좌표계에 대한 동체 좌표계의 회전 각속도
- Ω_{xy}^z : 각속도 ω_{xy}^z 에 대한 왜대칭 행렬(skew-symmetric matrix)

3. 기수각 오차를 고려한 자세오차 모델

동체 좌표계와 항법 좌표계 사이의 방향코사인 행렬 C_b^n 은 부록을 참조하면 다음과 같다.

$$C_b^n = C_2^n(\psi)C_3^2(\theta)C_b^3(\phi)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

미세 자세오차 모델을 이용하여 나타낸 \hat{C}_b^n 은 다음과 같다.

$$\hat{C}_b^n = (I - \langle \delta\theta^n \times \rangle) C_b^n \quad (5)$$

여기서, $\delta\theta$ 는 미세 자세오차각을, $\langle \delta\theta^n \times \rangle$ 은 다음과 같은 왜대칭 행렬을 나타낸다.

$$\langle \delta\theta^n \times \rangle = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\theta_d^n & \delta\theta_e^n \\ \delta\theta_d^n & 0 & -\delta\theta_n^n \\ -\delta\theta_e^n & \delta\theta_n^n & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

자세를 나타내는 C_b^n 은 항법 좌표계에 대한 회전을 나타낸 것으로, $(I - \langle \delta\theta^n \times \rangle)$ 은 미세 자세오차 만큼의 회전을 나타내는 것이며, 자세오차가 미세하다는 가정 하에서 선형화 된 것이다. 기수각의 오차가 큰 경우에는 미세 오차각 회전 행렬 $(I - \langle \delta\theta^n \times \rangle)$ 의 선형화 오차가 증가하므로 기수각의 오차와 수평축 자세의 오차가 분리되는 것이 바람직하다.

기수각 ψ 에 의한 회전을 분리하여 방향코사인 행렬 C_h^n 을 나타내면 다음과 같다.

$$C_b^n = C_h^n C_b^h \quad (7)$$

여기서,

$$C_h^n = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

수평축 자세오차의 크기는 기수각 오차에 비하여 작기 때문에 수평축 자세의 오차와 기수각의 오차를 각각 다르게 모델링한다. (7)에서 기수각의 오차는 수평 좌표계와 항법 좌표계 사이의 방향코사인 행렬 C_b^h 의 오차로 나타나며 수평축 자세오차는 C_b^h 의 오차가 된다. \hat{C}_b^n 을 구하기 위하여 먼저 \hat{C}_b^h 과 \hat{C}_h^n 을 구한다. 수평축 자세오차가 미세하다는 가정 하에서 \hat{C}_b^h 를 미세 각오차 벡터 $\delta\theta^h$ 를 이용하여 나타내면 다음과 같다.

$$\hat{C}_b^h = (I - \langle \delta\theta^h \times \rangle) C_b^h \quad (8)$$

여기서,

$$\langle \delta\theta^h \times \rangle = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\theta_z^h & \delta\theta_y^h \\ \delta\theta_z^h & 0 & -\delta\theta_x^h \\ -\delta\theta_y^h & \delta\theta_x^h & 0 \end{bmatrix}$$

한편, \hat{C}_h^n 은 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\hat{C}_h^n = C_h^n + \delta C_h^n \quad (9)$$

여기서,

$$\delta C_h^n = \begin{bmatrix} \delta\cos\psi & -\delta\sin\psi & 0 \\ \delta\sin\psi & \delta\cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

자세오차 δC_b^n 은 C_b^n 의 추정치 \hat{C}_b^n 와 C_b^n 의 차로 정의되며 다음과 같다.

$$\delta C_b^n = \hat{C}_b^n - C_b^n \quad (10)$$

(7)의 형태로 C_b^n 을 분리하고, (8)과 (9)를 대입하여 \hat{C}_b^n 을 구한 후 δC_b^n 을 다시 쓰면 아래와 같다.

$$\delta C_b^n = \hat{C}_h^n \hat{C}_b^h - C_h^n C_b^h = (C_h^n + \delta C_h^n)(I - \langle \delta\theta^h \times \rangle) C_b^h - C_h^n C_b^h \quad (11)$$

(11)에서 오차의 곱에 해당하는 항을 무시하면 다음 (12)를 유도할 수 있다.

$$\delta C_b^n = E C_b^h \quad (12)$$

여기서,

$$E = \begin{bmatrix} \alpha_2 & -\alpha_1 & -\delta\theta_e^h \\ \alpha_1 & \alpha_2 & \delta\theta_n^h \\ \delta\theta_y^h & -\delta\theta_x^h & 0 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \delta \cos \psi + \delta \theta_x^h \sin \psi & -\delta \sin \psi + \delta \theta_z^h \cos \psi & -\delta \theta_x^h \sin \psi - \delta \theta_y^h \cos \psi \\ \delta \sin \psi - \delta \theta_z^h \cos \psi & \delta \cos \psi + \delta \theta_x^h \sin \psi & \delta \theta_x^h \cos \psi - \delta \theta_y^h \sin \psi \\ \delta \theta_y^h & -\delta \theta_x^h & 0 \end{bmatrix}$$

(12)와 같이 추정오차 δC_b^n 이 오차행렬 E 와 오차가 없는 C_b^n 의 곱으로 표현되어 기수각 오차와 수평축 자세오차가 함께 오차행렬 E 에 포함됨으로써 δC_b^n 은 오차들의 선형식으로 표현된다. (12)의 양변을 미분하면 다음 (13)과 같다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{C}_b^n &= \dot{E}C_b^n + E\dot{C}_b^n = \dot{E}C_b^n + \dot{E}C_b^n \Omega_{nb}^b \\ &= \dot{E}C_b^n + EC_b^n \Omega_{nb}^b C_b^n C_b^h = (\dot{E} + E\Omega_{nb}^h)C_b^h \end{aligned} \quad (13)$$

한편, (10)의 양변을 미분하면 아래와 같다.

$$\delta \dot{C}_b^n = \dot{\hat{C}}_b^n - \dot{C}_b^n = \dot{\hat{C}}_b^n \hat{\Omega}_{nb}^b - C_b^n \Omega_{nb}^b = \dot{\hat{C}}_b^n \hat{\Omega}_{nb}^b - C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (14)$$

(14)에 (8)과 (9)를 대입하고 오차의 곱을 무시하면 다음과 같게 된다.

$$\delta \dot{C}_b^n = (E\Omega_{nb}^h + C_b^n \delta \Omega_{nb}^h)C_b^h \quad (15)$$

(13)과 (15)는 같아야 하므로 다음 (16)을 만족한다.

$$\dot{E} + E\Omega_{nb}^h = E\Omega_{nb}^h + C_b^n \delta \Omega_{nb}^h \quad (16)$$

따라서 오차행렬 E 의 미분방정식은 다음과 같다.

$$\dot{E} = E\Omega_{nb}^h - E\Omega_{nb}^h + C_b^n \delta \Omega_{nb}^h = E\Omega_{nb}^h + C_b^n \delta \Omega_{nb}^h \quad (17)$$

여기서, $\Omega_{nb}^h, C_b^n \delta \Omega_{nb}^h$ 의 계산 방법은 부록에 정리하였다. 자세오차 변수의 미분방정식을 변수별로 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\alpha}_1 = \psi \alpha_2 + \delta \omega_D \cos \psi \quad (18a)$$

$$\dot{\alpha}_2 = -\psi \alpha_1 + \delta \omega_D \sin \psi \quad (18b)$$

$$\delta \dot{\theta}_x^h = \psi \delta \theta_y^h - \delta \omega_E \sin \psi - \delta \omega_N \cos \psi \quad (18c)$$

$$\delta \dot{\theta}_y^h = -\psi \delta \theta_x^h - \delta \omega_E \cos \psi + \delta \omega_N \sin \psi \quad (18d)$$

2.4. 속도 및 위치 오차 모델

속도오차 δv^n 은 추정치 \hat{v}^n 와 v^n 의 차로 정의된다.

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

(2)로부터 속도오차에 대한 미분방정식을 유도한다.

$$\delta \dot{v}^n = \hat{C}_b^n \dot{f}^b - (2\hat{\omega}_{ie}^n + \hat{\omega}_{en}^n) \times \delta v^n + EC_b^n \dot{f}^b + C_b^n \delta \dot{f}^b - (2\delta \omega_{ie}^h + \delta \omega_{en}^h) \times v^n \quad (20)$$

오차의 곱들을 무시하면 (20)은 다음 식과 같다.

$$\delta \dot{v}^n = -(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n + EC_b^n \dot{f}^b + C_b^n \delta \dot{f}^b - (2\delta \omega_{ie}^h + \delta \omega_{en}^h) \times v^n \quad (21)$$

위치오차 $\delta L, \delta l, \delta h$ 는 각각 다음과 같이 정의된다.

$$\delta L = \hat{L} - L, \delta l = \hat{l} - l, \delta h = \hat{h} - h$$

(1)로부터 위치오차의 미분방정식을 유도하면 다음과 같다.

$$\delta \dot{L} = \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h} \delta L + \frac{\rho_E}{R_m + h} \delta h - \frac{1}{R_m + h} \delta V_N \quad (22)$$

$$\nabla \dot{l} = \rho_N \sec L (\tan L - \frac{R_n}{R_t + h} \delta L - \frac{\rho_N \sec L}{R_t + h} \delta h + \frac{\sec L}{R_t + h} \delta V_E) \quad (23)$$

$$\delta \dot{h} = -\delta V_D \quad (24)$$

여기서,

$$R_{mm} = \frac{\partial(R_m)}{\partial L} = 6R_o e \sin L \cos L, R_n = \frac{\partial(R_t)}{\partial L} = 2R_o e \sin L \cos L$$

III. 운항중 정렬 필터 설계

본 장에서는 기수각 정렬 필터의 설계 방법을 제시한다. 제안된 자세, 속도 및 위치 오차 모델로부터 항법오차의 시스템 모델과 측정치 모델을 구하면 그림 2에서의 간접되먹임형 칼만필터를 설계할 수 있다.

3.1. SDINS 오차의 시스템 모델

관성 센서인 가속도계의 측정잡음 \mathcal{W}^b 는 랜덤상수 ∇ 와 백색잡음 w_o 의 합으로 모델링하고 자이로스코프의 측정잡음 $\delta \omega_b^h$ 는 랜덤상수 ε 과 w_g 의 합으로 모델링 한다. 센서오차와 함께 항법오차로 구성된 칼만필터의 시스템 모델은 다음과 같다.

$$\dot{x}(t) = F(t)x(t) + w_1(t), w_1(t) \sim N(0, Q(t)), \quad (25)$$

$$x(t) = [\delta \hat{\phi}^T \quad (\delta v^n)^T \quad (\delta \theta^h)^T \quad \alpha^T \quad \nabla^T \quad \varepsilon^T]^T$$

$$w_1(t) = [0_{1 \times 3} \quad w_a^T \quad w_g^T \quad w_g^T \quad 0_{1 \times 3} \quad 0_{1 \times 3}]^T$$

여기서, 상태변수 $x(t)$ 는 위치오차 변수 $\delta \hat{\phi}$, 속도오차 변

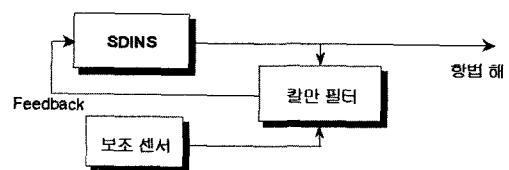


그림 2. 간접되먹임 방식의 항법오차 보정 과정.
Fig. 2. Indirect feedback compensation of navigation errors.

수 δv , 자세오차 변수 $\delta\theta^h$ 및 α 와 관성 센서의 랜덤상수 오차 변수로 이루어진 16차 벡터이다. $w_1(t)$ 는 가속도계와 자이로의 백색잡음으로 구성된 시스템의 공정잡음을 나타내며, $Q(t)$ 는 공정잡음의 공분산이다.

시변 시스템 행렬 $F(t)$ 는 다음 (26)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & F_{25} & 0_{3 \times 3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} & F_{36} \\ F_{41} & F_{42} & 0_{2 \times 2} & F_{44} & 0_{2 \times 3} & F_{46} \\ & & 0_{6 \times 6} & & & \end{bmatrix} \quad (26)$$

여기서,

$$F_{11} = \begin{bmatrix} \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h} & 0 & \frac{\rho_E}{R_m + h} \\ \rho_N \sec L (\tan L - \frac{R_u}{R_i + h}) & 0 & -\frac{\rho_N \sec L}{R_i + h} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_m + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sec L}{R_i + h} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix},$$

$$F_{21} = \begin{bmatrix} -(2\Omega_N + \rho_N \sec^2 L + \frac{\rho_D R_u}{R_i + h})V_E + \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h}V_D & 0 & -\frac{\rho_D V_E}{R_i + h} + \frac{\rho_E V_D}{R_m + h} \\ (2\Omega_N + \rho_N \sec^2 L + \frac{\rho_D R_u}{R_i + h})V_N + (2\Omega_D - \frac{\rho_N R_u}{R_i + h})V_D & 0 & \frac{\rho_D V_N}{R_i + h} - \frac{\rho_N V_D}{R_i + h} \\ -\frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h}V_N - (2\Omega_D - \frac{\rho_N R_u}{R_i + h})V_E & 0 & -\frac{\rho_E V_N}{R_m + h} + \frac{\rho_N V_E}{R_i + h} \end{bmatrix},$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} \frac{V_D}{R_m + h} & 2\Omega_D + 2\rho_D & -\rho_E \\ -2\Omega_D - \rho_D & \frac{V_N \tan L + V_D}{R_i + h} & 2\Omega_N + \rho_N \\ 2\rho_E & -2\Omega_N - 2\rho_N & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_{23} = \begin{bmatrix} -f_z^h \sin \psi & -f_z^h \cos \psi \\ f_z^h \cos \psi & -f_z^h \sin \psi \\ -f_y^h & f_x^h \end{bmatrix},$$

$$F_{24} = \begin{bmatrix} -f_y^h & f_x^h \\ f_x^h & f_y^h \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, F_{25} = C_b^n,$$

$$F_{31} = \begin{bmatrix} (\Omega_D - \frac{\rho_N R_u}{R_i + h})\cos \psi - \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h}\sin \psi & 0 & -\frac{\rho_N \cos \psi}{R_i + h} - \frac{\rho_E \sin \psi}{R_m + h} \\ -(\Omega_D - \frac{\rho_N R_u}{R_i + h})\sin \psi - \frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h}\cos \psi & 0 & \frac{\rho_N \sin \psi}{R_i + h} - \frac{\rho_E \cos \psi}{R_m + h} \end{bmatrix},$$

$$F_{32} = \begin{bmatrix} -\frac{\sin \psi}{R_m + h} & \frac{\cos \psi}{R_i + h} & 0 \\ \frac{\cos \psi}{R_m + h} & -\frac{\sin \psi}{R_i + h} & 0 \end{bmatrix}, F_{33} = \begin{bmatrix} 0 & \psi \\ -\psi & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_{36} = -\begin{bmatrix} C_b^h(1,1) & C_b^h(1,2) & C_b^h(1,3) \\ C_b^h(2,1) & C_b^h(2,2) & C_b^h(2,3) \end{bmatrix},$$

$$F_{41} = \begin{bmatrix} (\Omega_N + \rho_N \sec^2 L + \frac{\rho_D R_u}{R_i + h})\cos \psi & 0 & -\frac{\rho_N \tan L}{R_i + h}\cos \psi \\ -(\Omega_N + \rho_N \sec^2 L + \frac{\rho_D R_u}{R_i + h})\sin \psi & 0 & \frac{\rho_N \tan L}{R_i + h}\sin \psi \end{bmatrix},$$

$$F_{42} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\tan L}{R_i + h}\cos \psi & 0 \\ 0 & -\frac{\tan L}{R_i + h}\sin \psi & 0 \end{bmatrix}, F_{44} = \begin{bmatrix} 0 & \psi \\ -\psi & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_{46} = \begin{bmatrix} C_b^h(3,1)\cos \psi & C_b^h(3,2)\cos \psi & C_b^h(3,3)\cos \psi \\ -C_b^h(3,1)\sin \psi & -C_b^h(3,2)\sin \psi & -C_b^h(3,3)\sin \psi \end{bmatrix},$$

$C_b^h(i, j)$: C_b^h 행렬의 i 행, j 열 성분.

2. SDINS 오차의 측정 모델

시스템의 상태변수가 위치오차, 속도오차, 자세오차 등으로 구성되어 있고, 초기 기수각의 오차가 크기 때문에 보조 측정 장치로는 자세 정보에 영향을 받지 않으면서 위치 정보를 제공하는 위치 측정 장치가 적합하며 적합한 예로 GPS를 들 수 있다[9][10]. 속도 측정 장치를 사용할 경우에는 항법 좌표계에서의 속도 측정이 용이하지 않으므로, 동체에 장착된 속도계(speedometer)의 측정치로부터 자세변환을 통하여 항법 좌표계에서의 속도를 구하여 속도 측정치로 사용하게 된다[11]. 이러한 경우에 초기 자세오차가 클 경우에는 자세 변환을 통하여 구한 항법 좌표계에서의 속도 측정치 역시 큰 오차를 갖게 되어 자세 보정에 적합하지 않다. 정렬 후의 항법 모드에서는 자세오차가 크지 않으므로 동체에 장착된 속도계를 이용한 보정이 가능하다. GPS를 보조 센서로 선정하여 항법오차의 측정 모델을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} y(t_k) &= \hat{p}(t_k^-) - p_{GPS}(t_k) = p(t_k) + \delta p(t_k^-) - p_{GPS}(t_k) \\ &= \delta p(t_k^-) - \delta p_{GPS}(t_k) \\ &= H(t_k)x(t_k^-) + w_2(t_k), w_2(t_k) \sim N(0, R_{GPS}) \end{aligned} \quad (27)$$

여기서, t_k 는 GPS로부터 위치 정보가 들어오는 시점, $\hat{p}(t_k^-)$ 는 t_k 시점에서 칼만필터에 의한 보정 이전의 위치 추정치, $p_{GPS}(t_k)$ 는 GPS의 위치 측정치, $p(t_k)$ 는 t_k 시점에서의 참 위치, $\delta p(t_k^-)$ 는 t_k 시점에서의 보정 이전의 위치 추정 오차, $\delta p_{GPS}(t_k)$ 는 백색 잡음으로 가정된 GPS의 측정 오차이며, 측정 행렬 $H(t_k)$ 는 다음과 같다.

$$H(t_k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0_{1 \times 3} \\ 0 & 1 & 0 & 0_{1 \times 3} \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 3} \end{bmatrix}$$

3. 항법오차 보정 과정

칼만필터가 추정한 항법오차 및 센서오차 들을 사용하여 SDINS의 자세, 속도 및 위치 오차를 보정하고 센서의 랜덤 바이어스 오차도 보정할 수 있다. 자세오차는 (10)과 (11)로부터 다음과 같이 보정하게 된다.

$$\hat{C}_b^n(t_k^+) = \hat{C}_b^n(t_k^-) - \delta \hat{C}_b^n(t_k^+) = \hat{C}_b^n(t_k^-) - \hat{E}(t_k^+) \hat{C}_b^h(t_k^+) \quad (28)$$

여기서, $\hat{C}_b^n(t_k^+)$ 는 t_k 시점에서 칼만필터에 의한 보정 이후의 방향코사인 행렬, $\hat{C}_b^n(t_k^-)$ 는 t_k 시점에서의 보정 이전의 방향코사인 행렬이며, $\delta\hat{C}_b^n(t_k^+)$ 는 t_k 시점에서 칼만필터로 추정된 방향코사인 행렬 오차의 추정치이다. $\hat{E}(t_k^+)$ 는 칼만필터로 구한 $\alpha_1, \alpha_2, \delta\theta_x^b, \delta\theta_y^b$ 의 추정치로부터 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\hat{E} = \begin{bmatrix} \hat{\alpha}_2 & -\hat{\alpha}_1 & -\delta\hat{\theta}_z^b \\ \hat{\alpha}_1 & \hat{\alpha}_2 & \delta\hat{\theta}_n^b \\ \delta\hat{\theta}_y^b & -\delta\hat{\theta}_x^b & 0 \end{bmatrix}$$

한편, 속도 및 위치는 다음과 같이 보정할 수 있다.

$$\hat{v}^n(t_k^+) = \hat{v}^n(t_k^-) - \delta\hat{v}^n(t_k^+) \quad (29)$$

$$\hat{L}(t_k^+) = \hat{L}(t_k^-) - \delta\hat{L}(t_k^+), \quad (30a)$$

$$\hat{l}(t_k^+) = \hat{l}(t_k^-) - \delta\hat{l}(t_k^+), \quad (30b)$$

$$\hat{h}(t_k^+) = \hat{h}(t_k^-) - \delta\hat{h}(t_k^+) \quad (30c)$$

여기서, $\delta\hat{v}^n(t_k^+), \delta\hat{L}(t_k^+), \delta\hat{l}(t_k^+)$ 와 $\delta\hat{h}(t_k^+)$ 는 각각 칼만필터로 구한 속도 및 위치 오차 변수의 추정치이다.

IV. 시뮬레이션 결과

제안된 항법오차 모델로부터 설계된 운항중 정렬 방법의 성능 확인을 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 기수각 정렬의 성능과 함께 수평축 정렬 및 항법 모드를 포함한 전체 정렬 과정의 성능도 확인하였다.

4.1의 기수각 정렬 시뮬레이션은 운항 중에 자세각 정렬을 수행해야 하는 무인잠수정을 대상으로 한 것으로 수상에서 GPS를 이용하여 운항중 정렬을 수행하는 것을 가정한 것이다. 4.2의 전체 정렬 과정 시뮬레이션에서는 무인잠수정이 운항중 정렬을 수행한 후 속도 보정형 보조항법으로 운항하는 것을 가정하였다. 시뮬레이션에서 사용된 센서 오차의 사양은 표1과 같으며, 관성 센서는 중저급이다.

4.1. 기수각 정렬 과정

항법시스템이 수평축 정렬을 수행한 후, 기수각 정렬을 수행하는 과정의 시뮬레이션으로서 조건은 다음과 같다.

- 몬테칼로 시뮬레이션 횟수: 100회
- 시뮬레이션 시간: 200초
- 항체의 운항 속도: 6m/sec
- 초기 오차 분포
- 수평면 위치오차: $N(0, (10m)^2)$
- 고도 오차: $N(0, (15m)^2)$
- 기수각 오차: $N(0, (45deg)^2)$
- 수평축 자세오차: $N(0, (1deg)^2)$.

표 1. 센서의 오차 사양.

Table 1. Sensor error specification.

센서	바이어스(1σ)	백색잡음(1σ)
자이로	1deg/h	0.3deg/h
가속도계	1000 μ g	50 μ g
GPS	-	수, 평면: 10m, 고도: 15m

기수각의 초기 오차가 여러 값을 갖는 경우에 대하여 기수각 추정 성능을 확인하기 위하여 초기 오차의 분포를 설정하여 시뮬레이션의 각 회마다 기수각의 초기 오차 값에 변화를 주었다. 자세각의 초기 값은 0으로 설정하여 운항중 정렬의 초기에 항법 좌표계와 동체 좌표계가 일치하도록 하였다. 기수각의 초기 오차는 표준편차를 45deg로 설정하여 초기 오차가 대부분 90deg에서 +90deg 사이의 값을 갖도록 하였다. 이와 같이 초기 오차를 크게 설정한 것은 최악의 경우(worst case)를 가정한 것이다. 항법오차 상태변수의 모든 초기값은 0으로 설정하였으며 공분산의 초기값은 초기 오차 분포에 따라 설정하였다.

(26)의 시스템 행렬은 항체의 운항 궤적에 따라 변하며 회전 운동을 포함하는 운항 궤적이 필터의 가관측 정도를 높이는 것으로 알려져 있다[12][13]. 운항 궤적은 그림 3와 같은 형태로이며, 필터의 가관측 정도가 높다고 알려진 S자형의 궤적으로 선정하였다[13][14].

그림 4는 기수각 정렬 과정에서 기수각의 추정 오차를 나타낸 것으로, A는 제안된 오차 모델을 사용한 결과이고, B는 기존 미세 오차 모델을 사용한 결과이다. 그림 4에서 B는 초기의 약 40deg에서 점차 감소하였으나, 정렬이 수행된 후에도 20deg 이상의 값을 갖고 있다. 반면, A는 초기의 약 40deg에서 5deg 수준으로 감소하는 것을 볼 수 있다. 기수각 오차의 크기가 정상 상태에 이른 200초 이후에 A의 평균은 1deg 이하이고, 표준편차는 약 5deg의 크기를 나타내었다. 이러한 오차는 센서오차와, 자세오차 모델의 선형화 과정에서 무시한 항들에 의한 것으로 볼 수 있다. 롤각과 피치각의 초기 오차가 작을 경우에 오차들의 비선형 항은 더 작아질 것으로 예상할 수 있으며, 이런 경우에 기수각 오차의 크기가 더 작은 값으로 감소함을 추가적인 시뮬레이션을 통하여 확인할 수 있었다.

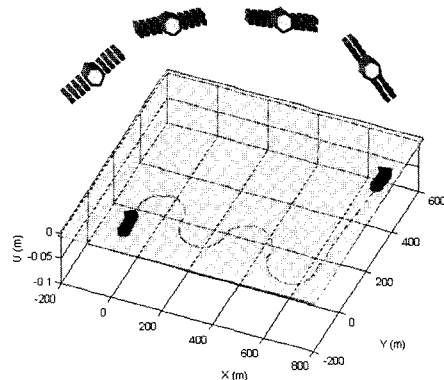


그림 3. 무인잠수정의 기수각 정렬.
Fig. 3. In-flight alignment of an AUV.

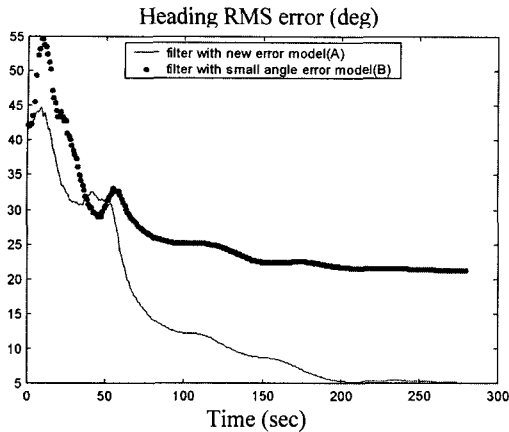


그림 4. 기수각 추정 RMS오차.
Fig. 4. Heading RMS error.

2. 수평축 정렬 및 항법 모드를 포함한 전체 과정

기수각 정렬 과정의 시뮬레이션을 통하여 기수각 정렬 방법의 성능을 확인할 수 있었다. 본 절에서는 수평축 정렬에서부터 항법 모드로 이어지는 전체 정렬 과정에 대한 시뮬레이션 결과를 제시한다. 그림5는 전체 정렬 과정의 구성으로 괄호 안은 주요 기능을 나타낸 것이다.

정렬 과정 초기에 모든 자세오차의 크기가 크다는 가정 하에 시뮬레이션의 조건은 다음과 같다.

- 몬테카를로 시뮬레이션 횟수: 100회
- 시뮬레이션 시간: 600초
- 항체의 운항 속력: 6m/sec
- 초기 오차 분포

- 수평면 위치오차: $N(0, (10m)^2)$

- 고도오차: $N(0, (15m)^2)$

- 기수각 오차: $N(0, (45deg)^2)$

- 수평면 자세오차: $N(0, (45deg)^2)$

- 정렬 과정(600초)

- 수평축 정렬(0~30초): 속도 측정치(동체 좌표계)에 의한 보정

- 기수각 정렬(30~180초): 위치 측정치(항법 좌표계)에 의한 보정

- 항법 모드(180~600초): 속도 측정치(항법 좌표계)에 의한 보정

전체 과정은 총 600초 동안 수행되며 수평축 정렬에서는 동체에 장착된 속도계를 이용하여 정렬을 수행하며 기수각 정렬에서는 GPS를 이용하여 기수각을 추정한다. 기수각 정렬을 통하여 자세 및 속도 오차의 크기를 어느 정도 줄인 후에 항법 모드에서는 속도계를 이용한다. 수평축 정렬에

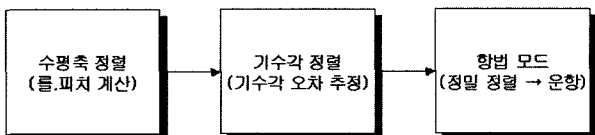


그림 5. 전체 정렬 과정.
Fig. 5. Total alignment process.

서는 동체 좌표계에서의 속도를 이용하므로 자세오차가 속도 측정의 정확도에 영향을 끼치지 않아 자세오차의 크기에 상관 없이 속도 보정형 필터를 구성할 수 있다. 기수각 정렬 과정과 항법 모드에서 속도 보정형으로 필터를 구성하기 위해서는 항법 좌표계에서의 속도 측정치가 필요하므로 동체 좌표계에서의 속도를 항법 좌표계로 변환하여 사용하게 된다. 그러므로, 자세오차가 속도 측정치의 정확도에 영향을 미치게 되어 동체에 장착된 속도계를 이용하는 속도 보정형 필터는 자세오차가 큰 경우에는 적합하지 않다. 그러나, 직접 항법 좌표계에서의 속도 측정이 가능할 경우에는 자세오차와 상관 없이 속도 보정형 필터를 구성할 수 있다.

그림 6은 항체의 궤적으로 기수각 정렬 시뮬레이션과 같은 S자형 궤적과 후반기의 직선 운동 궤적으로 구성되어 있다. 그림 7과 그림 8은 각각 기수각 오차와 수평축 자세오차의 추이를 나타낸 것이다. 그림 7에서 초기 0초에서 A시점(30초) 사이의 수평축 정렬 시간대에서는 기수각의 추정은 수행하지 않으므로 기수각 오차는 감소하지 않는다. A시점에서 기수각 정렬이 시작되면 기수각 오차는 크게 감소하며, B시점(210초)에서 항법 모드로 진입하여 작은 값을 유지하면서 서서히 미세한 값으로 감소해 나가는 것을 알 수 있다.

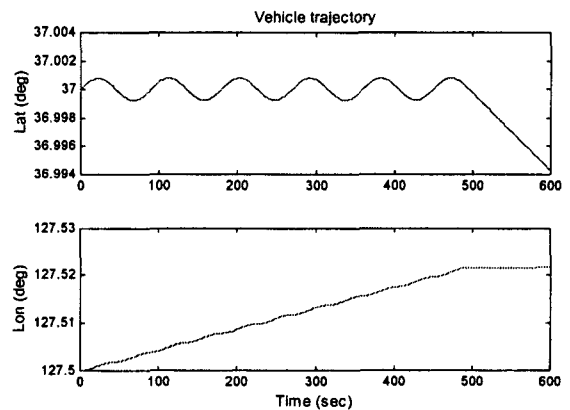


그림 6. 전체 정렬 과정에서의 운항 궤적.
Fig. 6. Trajectory of an AUV during total alignment process.

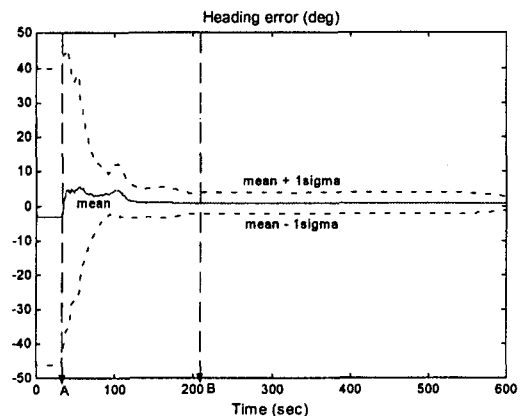
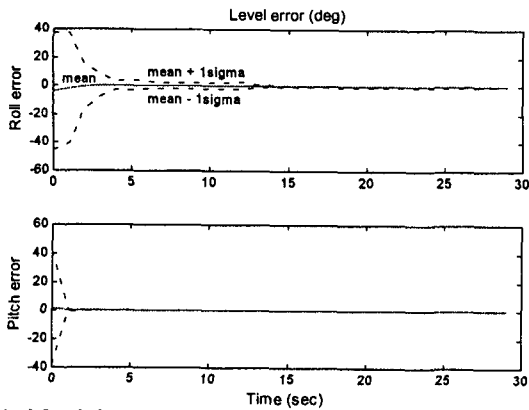
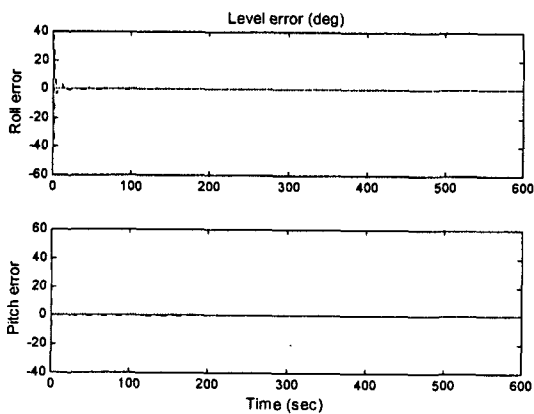


그림 7. 기수각 오차의 평균과 표준편차.
Fig. 7. Mean and standard deviation of heading error.



(a) 수평축 정렬 구간(Leveling interval)



(b) 전체 구간(Entire process)

그림 8. 수평축 자세오차의 평균과 표준편차.

Fig. 8. Mean and standard deviation of level attitude errors.

A시점과 B시점 사이에서의 결과가 앞의 기수각 정렬 시뮬레이션의 결과와 다른 것은 수평축 정렬로 인하여 수평축 자세오차가 앞 시뮬레이션에서의 설정 보다 작아졌기 때문에 이로 인하여 영향을 받은 것이다.

수평축 정렬 방법으로는 확장칼만필터를 이용한 수평축 정렬 방법[4]을 사용한 것으로 그림 8로부터 롤각 오차와 피치각 오차의 크기가 40deg 이상의 초기값으로부터 1deg 이하의 작은 값으로 감소하는 것을 볼 수 있다. 그림 8(b)는 수평축 정렬 후에 수평축 자세오차가 미세한 값을 갖게 되어 제안된 자세오차 모델을 적용하기에 적합함을 보여 주고 있다.

IV. 결론

본 논문에서는 기수각 오차가 큰 경우를 위하여 수평 좌표계를 도입하고 자세오차를 기수각 오차와 수평축 자세오차로 분리함으로써 큰 기수각 오차에 대한 비선형성을 고려한 자세오차 모델을 제안하였다. 또한, 제안된 자세오차 모델로부터 속도 및 위치 오차 모델을 유도하고 운항중 정렬 필터의 설계를 제시하였다. 이렇게 설계된 필터는, 수평축 자세오차는 미세하지만 기수각 오차는 큰 경우에 미세 각오차 모델로 설계된 필터에 비하여 시스템의 모델 오차가 감소한 효과로 인하여 더 나은 성능을 갖게 된다. 시뮬레이션 결과에서 나타난 바와 같이 제안된 방법의 추정 오차는 초기

오차가 매우 큰 경우에도 그 오차가 크게 감소함을 알 수 있다. 전진방향속도 측정치를 이용한 속도 보정형 필터는 초기 자세오차에 민감하므로, 속도 보정형 보조항법으로 진입하기 전에 제안된 운항중 정렬 방법을 수행하면 보조항법의 안정성을 향상시킬 수 있다. 수평축 정렬과 제안된 방법이 함께 사용되면 기수각 오차 뿐만 아니라 수평축 자세오차가 모두 큰 경우에도 대응이 가능한 운항중 정렬 시스템을 구성할 수 있다.

참고문헌

- [1] K. R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, Wiley-Interscience, 1971.
- [2] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics System: A Modern Synthesis*, Academic Press, 1993.
- [3] 박찬국, 김광진, 박홍원, 이장규, 스트랩다운 관성항법 시스템의 초기 개략 정렬 알고리즘, *Proc. of the 11th KACC*, 1996.
- [4] H. S. Hong, C. G. Park, J. G. Lee, "A leveling algorithm for an underwater vehicle using extended kalman filter," *Proc. of PLANS, IEEE*, pp. 280-285, 1998.
- [5] S. P. Dmitriyev, O. A. Stepanov, "Nonlinear filtering methods application in INS alignment," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 33, no. 1, pp. 260-271, Jan., 1997.
- [6] R. M. Rogers, "IMU in-motion alignment without benefit of attitude initialization," *Journal of the Institute of Navigation*, vol. 44, no. 3, pp. 301-311, 1997.
- [7] R. T. Kelly, I. N. Katz, and C. A. Bedoya, "Design, development & evaluation of an ADA coded INS/GPS open loop kalman filter," *Proc. of IEEE*, pp. 382-388, 1990.
- [8] B. M. Scherzinger, "Inertial navigator error models for large heading uncertainty," *Proc. of IEEE*, pp. 477-484, 1996.
- [9] B. W. Parkinson and J. J. Spilker, *Global Positioning System : Theory and Applications*, vol. 1, AIAA, 1996.
- [10] 김진원, 지규인, 이장규, 이영제, GPS와 Dead-Reckoning을 이용한 항법시스템 설계, 제어자동화시스템공학 논문지, 제2권, 제3호, pp. 188-193, 1996.
- [11] 이장규 외, 무인잠수정의 항법 알고리즘 개발 연구보고서, 한국해양연구소, 1999.
- [12] D. H. Chung, J. G. Lee, C. G. Park, and H. W. Park, "Strapdown INS error model for multiposition alignment," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 32, no. 4, pp. 1362-1366, October, 1996.
- [13] D. Goshen-Meskin, and I. Y. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems part II : Application to inertial navigation in-flight alignment," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1068-1075, October, 1992.
- [14] 박준구, 스트랩다운 관성항법 시스템의 운항중 정렬을 위한 궤적에 따른 가관측성 분석, 공학석사학위논문, 서울대학교 대학원, 1996.

부록

C_b^n 을 계산하기 위한 식은 다음과 같다.

$$C_b^n = C_2^n(\psi)C_3^2(\theta)C_b^3(\phi) \tag{A1}$$

여기서, 다음 세 변환 행렬은 각각 요각, 피치각, 롤각에 의한 변환을 나타낸다.

$$C_2^3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C_3^2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$C_b^3(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

Ω_{nh}^h 와 $C_h^n \delta \Omega_{nb}^h$ 의 계산은 다음과 같다.

$$\Omega_{nh}^h = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\psi} & 0 \\ \dot{\psi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\dot{\psi} = \omega_y \sin \phi \sec \theta + \omega_z \cos \phi \sec \theta \tag{A2}$$

여기서,

ϕ : 롤각, θ : 피치각.

$$C_h^n \delta \Omega_{nb}^h = C_h^n \delta \Omega_{nb}^h C_h^n C_h^n$$

$$= \delta \Omega_{nb}^n C_h^n = \begin{bmatrix} 0 & -\delta \omega_D & \delta \omega_E \\ \delta \omega_D & 0 & -\delta \omega_N \\ -\delta \omega_E & \delta \omega_N & 0 \end{bmatrix} C_h^n \tag{A3}$$

$$\delta \omega_{nb}^n = \delta \omega_{ib}^n - \delta \omega_{in}^n$$

$$= \delta \omega_{ib}^n - \begin{bmatrix} (\Omega_D - \frac{\rho_N R_L}{R_i + h}) \delta L - \frac{\rho_N}{R_i + h} \delta h + \frac{1}{R_i + h} \delta V_E \\ -\frac{\rho_E R_{mm}}{R_m + h} \delta L - \frac{\rho_E}{R_m + h} \delta h - \frac{1}{R_m + h} \delta V_N \\ -(\Omega_N + \rho_N \sec^2 L + \frac{\rho_D R_H}{R_i + h}) \delta L + \frac{\rho_N \tan L}{R_i + h} \delta h - \frac{\tan L}{R_i + h} \delta V_E \end{bmatrix}$$



홍 현 수

1972년 1월 14일생. 1995년 서울대학교 공대 제어계측공학과 졸업. 1997년 동 대학원 제어계측공학과 졸업(석사). 1997년 - 현재 동 대학원 전기·컴퓨터공학부 박사과정 재학 중. 연구관심분야는 관성항법시스템, GPS, 강인칼만필터링.



이 장 규

1946년 3월 28일생. 1971년 서울대학교 전기공학과 졸업. 1974년 Univ. of Pittsburgh 전기공학과 졸업(석사). 1977년 Univ. of Pittsburgh 전기공학과 졸업(공학박사). 1977년 - 1981년 The Analytic Sciences Corporation 연구원(Technical Staff). 1981년 - 1982년 Charles Draper Laboratory 연구원(Technical Staff). 1982년 - 현재 서울대학교 전기·컴퓨터공학부 교수. 1994년 - 현재 서울대 자동제어특화연구센터 소장. 연구관심분야는 관성항법시스템, GPS, 자율주행항체(AGV), 표적추적시스템.



박 찬 국

1961년 9월 13일생. 1985년 서울대학교 공대 제어계측공학과 졸업. 1987년 동 대학원 제어계측공학과 졸업(석사). 1993년 동 대학원 제어계측공학과 졸업(공학박사). 1993년 서울대 제어계측신기술연구센터 박사후 연구원. 1994년 - 현재 광운대 정보제어공학과 부교수. 1997년 미국 UCLA 박사후 연구원. 연구관심분야는 성항법시스템, 칼만 필터링, 센서고장진단, 대형시스템.