

UKF 를 사용한 운항 중 정렬 성능 분석

Performance Analysis of In-Flight Alignment Using UKF

강우용, 김광진, 박찬국*
(Woo Yong Kang, Kwangjin Kim, and Chan Gook Park)

Abstract : In this paper, in-flight alignment algorithm using UKF is presented for an SDINS aided by SSBL or GPS system under large initial heading error. The EKF usually applied for this task. This approximates the propagation of mean and covariance accurate to first-order only. To overcome this limitation, the unscented transformation that achieves second order approximation is applied to the in-flight alignment. To analyze the performance of the proposed method, simulations for S-type trajectory are carried out. The results show that performance of EKF and UKF are the almost same when the initial heading error is smaller than 30° , but UKF has a better performance for large initial heading error about 45° .

Keywords : in-flight alignment, SDINS, GPS, SSBL, UT, UKF, EKF, heading error

I. 서론

관성항법시스템 (Inertial Navigation System - INS)은 항공기, 선박, 유도무기, 자동차 등의 항체에 장착되어 외부의 도움 없이 항체의 자세, 속도 및 위치 정보를 관성 센서를 이용하여 제공하는 시스템이다. INS는 센서의 장착 방식에 따라서 GINS (Gimbaled INS)와 SDINS (Strapdown INS)로 나눌 수 있으며, SDINS는 항법시스템이 필요로 하는 항법 좌표계에서의 속도 및 위치를 구하기 위하여 동체 좌표계의 항법 좌표계에 대한 상대적인 자세각을 소프트웨어로 계산한다. 그러므로 SDINS는 항법 수행 초기에 정렬과정을 통하여 동체 좌표계와 항법 좌표계 사이의 초기 자세를 계산한 후 항법을 수행하여야 한다[1]. 그러나 초기 정렬과정에서 시간 및 공간적 제약이 따르는 경우에는 이를 최소화하고 운항 시작과 함께 정렬을 수행한다[2].

운항 중 정렬이란 항체가 기동하는 상태에서 SSBL (Super Short Baseline)과 GPS (Global Positioning System)와 같은 보조 항법 시스템을 사용하여 동체 좌표계와 항법 좌표계 사이의 자세각 오차를 추정하는 기법이다 [6]. 이러한 운항 중 정렬 알고리즘은 초기 정렬을 수행하기 어려운 환경하에서 운항을 시작하는 자율 운항 무인 잠수정 (AUV-Autonomous Underwater Vehicle)이나 대잠 어뢰 (Anti Submarine Torpedo)와 같은 항체에 효과적으로 사용될 수 있다. 또한 항체의 운항 도중 자세 오차가 발생하였을 경우에도 운항 중 정렬을 통하여 자세 오차를 보정할 수 있다.

운항 중 정렬에서 중요한 요인 중의 하나로 초기 자세각의 오차 크기를 들 수 있다. 일반적으로 항체의 초기 자세각 중 수평축 자세각은 가속도계를 이용한 수평축 정렬 방법 등에 의하여 작은 오차 범위 내에서 구할 수 있으나 수직축 자세각인 기수각 오차는 수평축 자세에 비하여 큰 오차를 가지게

된다. 이와 같이 기수각 오차가 큰 경우에는 기수각 오차를 고려한 비선형 모델을 이용하여 오차를 추정한다. 기존에는 이러한 비선형 모델에 EKF를 사용하여 오차를 추정하였다. 그러나 기수각 오차가 커져서 선형화 지점에서 차이가 커지게 되면 EKF는 성능이 저하되게 된다[3].

본 논문에서는 AUV가 수중 또는 수상에서 보조 항법 시스템을 이용하여 운항 중 정렬을 수행하는 경우에 적용 가능한 오차 모델을 구하고 기수각 오차가 큰 경우에도 적용 가능한 UT (Unscented Transformation)를 이용한 운항 중 정렬 알고리즘을 제시한다. 또한 이를 적용한 UKF 운항 중 정렬 과정을 시뮬레이션을 통하여 수행하고 기존의 EKF 결과와 비교하도록 한다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장에서는 UT와 그 기법에 대해서 소개하도록 하고, 3장에서는 UKF를 이용한 운항 중 정렬 기법에 대해서 설명하며 4장에서는 시뮬레이션 결과를 제시하도록 한다. 마지막으로 5장에서 결론을 맺도록 하겠다.

II. Unscented Transformation

UT는 상태 변수의 통계치를 고려하여 시그마 점(SP-Sigma Point)을 선정할 후 이를 비선형 모델의 입력으로 하여 변환함으로써 EKF에서 요구되는 선형화 과정을 거치지 않게 된다. UT의 기본적인 개념은 비선형 함수를 근사화하는 EKF보다 확률 분포를 근사화 하는 것이 더 용이하다는 것이다. 이를 도시하면 그림 1과 같다.

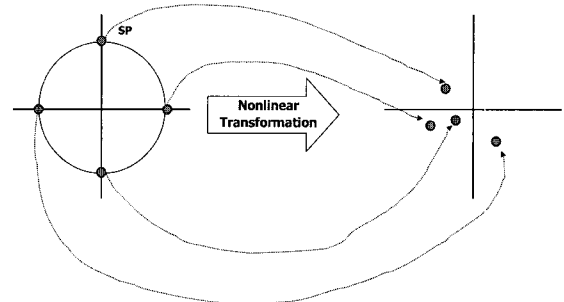


그림 1. UT의 기본 원리[3].

Fig. 1. Principle of unscented transformation[3].

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2005. 12. 24., 채택확정 : 2006. 6. 12.

강우용, 김광진, 박찬국 : 서울대학교 기계항공공학부/정밀기계설계공동연구소

(kang79@snu.ac.kr/p149213@snu.ac.kr/chanpark@snu.ac.kr)

※ 본 연구는 국방과학연구소와 두산인프라코어의 부분적인 지원에 의하여 수행되었음.

그림에서 알 수 있듯이 UT는 먼저 4개의 SP를 결정한 후 이를 비선형 변환한 4개의 변환 결과로부터 평균과 분산을 계산하며, 이러한 과정으로 인하여 EKF에서 요구되는 선형화 과정이 필요 없게 된다. UT에서 사용되는 SP는 랜덤 변수 x 의 통계적 특성을 가장 잘 나타낼 수 있도록 하는 것이 중요하며, 이러한 이유로 랜덤 변수 x 의 평균 \bar{x} 와 공분산 P_{xx} 를 이용한다.

이것은 입자 필터 (particle filter)에서 입자를 결정하는 것과 유사한 개념이나 기본적인 차이점은 입자 필터는 랜덤 (random)하게 입자를 선택하지만 SP에서는 결정적인 (deterministic) 방법으로 선택한다는 것이다. 이와 함께 UT에서는 가중치 (weighting factor)를 사용하여 SP의 존재 구간을 변화시킬 수 있다는 것이 차이점이다.

UT에서 SP 결정 조건을 살펴보기 위하여 $p+1$ 개의 벡터로 이루어진 SP 집합을 $S=\{i=0,1,\dots,p; X_i, W_i\}$ 로 정의한다. 이때 가중치 W_i 는 양수나 음수 모두가 될 수 있으나, 바이어스를 제거하기 위해서는 다음 식을 만족해야 한다.

$$\sum_{i=0}^p W_i = 1 \tag{1}$$

SP의 집합을 아래 식과 같이 $f(\cdot)$ 라고 정의된 비선형 함수에 넣어서 비선형 변환을 하게 되면 비선형 변환된 SP가 계산된다.

$$Y_i = f(X_i) \tag{2}$$

위의 (1)을 만족하는 가중치와 (2)의 비선형 변환된 SP를 사용하여 SP의 비선형 변환의 평균은 다음과 같이 계산된다.

$$\bar{y} = \sum_{i=0}^p W_i Y_i \tag{3}$$

또한 공분산은 (2)의 SP의 비선형 변환 결과와 (3)에서 계산된 평균값을 이용하여 아래와 같이 구할 수 있다.

$$P_{yy} = \sum_{i=0}^p W_i \{Y_i - \bar{y}\} \{Y_i - \bar{y}\}^T \tag{4}$$

일반적으로 UT의 SP 결정은 랜덤 변수의 평균과 공분산을 $\bar{x}=0, P_{xx}=I$ 로 정의한 후 랜덤 변수가 가우시안 확률 분포를 가진다고 가정하여 4차 항 모멘트까지 일치시킬 수 있는 $2N+1$ 개의 SP를 주로 사용하는 기법을 적용하며, 이때 SP는 아래 식과 같이 표현된다[3].

$$\begin{aligned} X_0 &= \bar{x} \\ X_i &= X_0 + (\sqrt{(N+\kappa)P_{xx}})_i \\ X_{i+N} &= X_0 - (\sqrt{(N+\kappa)P_{xx}})_i \end{aligned} \tag{5}$$

여기서 $i=1 \dots N$

이때 가중치는 $\sum_{i=0}^{2N} W_i = 1$ 을 만족해야 하므로 다음과 같이 선정한다.

$$\begin{aligned} W_0 &= \kappa / (N + \kappa) \\ W_i &= 1 / 2(N + \kappa) \\ W_{i+N} &= 1 / 2(N + \kappa) \end{aligned} \tag{6}$$

여기서 $i=1 \dots N$

$2N+1$ 개의 SP를 사용하는 UT의 경우 $(N+\kappa)=3$ 으로 놓게 되면 4차 모멘트까지 일치시킬 수 있다[4].

III. UKF를 이용한 운항 중 정렬 기법

본 논문에서는 운항 중 정렬 필터의 시스템 모델을 얻기 위하여 ψ 각 모델을 이용한다[5]. ψ 각 모델은 항법 컴퓨터가 위치를 계산하는 계산 좌표계 (computer frame)와 가속도계와 자이로가 장착된 플랫폼 좌표계 (platform frame) 사이의 각을 이용하여 유도되는 모델로 두 좌표계 사이의 관계는 그림 2와 같다.

계산 좌표계와 플랫폼 좌표계 사이의 좌표 변환행렬 C_p^c 는 다음 식과 같다.

$$C_p^c = \begin{bmatrix} \cos\psi_y \cos\psi_z & \sin\psi_x \sin\psi_y \cos\psi_z - \cos\psi_x \sin\psi_z \\ \cos\psi_y \sin\psi_z & \sin\psi_x \sin\psi_y \sin\psi_z + \cos\psi_x \cos\psi_z \\ -\sin\psi_y & \sin\psi_x \cos\psi_y \\ \cos\psi_x \sin\psi_y \cos\psi_z + \sin\psi_x \sin\psi_z \\ \cos\psi_x \sin\psi_y \sin\psi_z - \sin\psi_x \cos\psi_z \\ \cos\psi_x \cos\psi_y \end{bmatrix} \tag{7}$$

이때 수평축 자세 오차 ψ_x, ψ_y 는 미소각이며, 수직축 성분 ψ_z 는 크다고 가정하면 아래와 같이 근사화시킬 수 있다.

$$C_p^c = \begin{bmatrix} \cos\psi_z & \sin\psi_z & \psi_y \cos\psi_z + \psi_x \sin\psi_z \\ \sin\psi_z & \cos\psi_z & \psi_y \sin\psi_z - \psi_x \cos\psi_z \\ -\psi_y & \psi_x & 1 \end{bmatrix} \tag{8}$$

여기서, $\sin\psi_x = \psi_x, \cos\psi_x = 1$
 $\sin\psi_y = \psi_y, \cos\psi_y = 1$

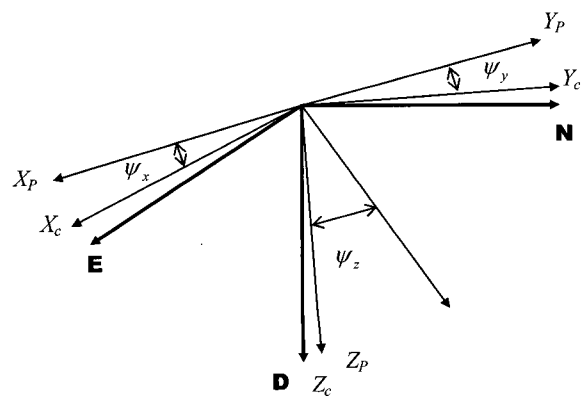


그림 2. ψ 각 모델 (NED 좌표계).
 Fig. 2. ψ angle model (NED frame).

1. SSBL을 이용한 운항 중 정렬 비선형 모델

SSBL을 이용한 시스템 모델을 구성하면 선형 항과 기수학의 오차로 인한 비선형 항이 더해져서 다음 식과 같이 나타나게 된다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_c \\ \Delta \dot{V}_c \\ \dot{\psi} \\ \dot{\nabla}^b \\ \dot{\varepsilon}^b \\ \dot{\rho}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Omega_{ec}^c & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -(2\Omega_{ie}^c + \Omega_{ec}^c) & 0_{3 \times 3} & C_b^p & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -C_b^p & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_c \\ \Delta V_c \\ \psi \\ \nabla^b \\ \varepsilon^b \\ \rho_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ (I - C_p^c) f_t^p \\ (I - C_c^c) \omega_{ic}^c \\ 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

- 여기서 ΔR_c : 계산 좌표계에서의 SDINS의 위치 오차
- ΔV_c : 계산 좌표계에서의 SDINS의 속도 오차
- ψ : 플랫폼 좌표계와 계산 좌표계 사이의 각
- ∇^b : 동체 좌표계에서의 가속도계에 바이어스 오차
- ε^b : 동체 좌표계에서의 자이로 바이어스 오차
- ρ_s : SSBL의 바이어스 오차
- f_t^p : 플랫폼 좌표계에서의 가속도 출력
- Ω_{ie}^c : ω_{ie}^c 의 왜대칭 행렬
- $\omega_{ie}^c = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]$
- Ω_{ec}^c : ω_{ec}^c 의 왜대칭 행렬
- $\omega_{ie}^c = \begin{bmatrix} V_v^c & -V_s^c & -V_v^c \tan L \\ (R_r + h) & (R_m + h) & (R_r + h) \end{bmatrix}$

측정치는 다음 식과 같이 SDINS의 위치 추정치에서 SSBL의 위치 측정치를 차분하여 계산된다.

$$z_s(k) = \hat{P}_{SDINS}(k) - R_{SSBL}(k) = R + \Delta R_c - R - \rho_s = \Delta R_c - \rho_s \quad (10)$$

여기서 R 은 참위치 값이다. 그러므로 SSBL의 측정치 모델은 다음 식과 같다.

$$z_s(k) = H_s(k)x_s(k) + w_s(k) \quad (11)$$

여기서 x_s 는 $[\Delta R_c \quad \Delta V_c \quad \psi \quad \nabla_b \quad \varepsilon_b \quad \rho_s]^T$

$$H_s(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0_{1 \times 12} & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0_{1 \times 12} & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 12} & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$w_s(k)$ 는 SSBL의 측정 잡음

2. GPS를 이용한 운항 중 정렬 비선형 모델

GPS는 SSBL과는 달리 바이어스 오차가 없으므로 15개의 상태변수를 가지며 다음 식과 같은 시스템 모델이 구성된다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_c \\ \Delta \dot{V}_c \\ \dot{\psi} \\ \dot{\nabla}^b \\ \dot{\varepsilon}^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Omega_{ec}^c & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -(2\Omega_{ie}^c + \Omega_{ec}^c) & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_c \\ \Delta V_c \\ \psi \\ \nabla^b \\ \varepsilon^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ (I - C_p^c) f_t^p \\ (I - C_c^c) \omega_{ic}^c \\ 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ \nabla^p \\ -\varepsilon^p \\ 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} \quad (12)$$

또한 측정치는 다음 식과 같이 SDINS의 위치 추정치에서 GPS의 위치 측정치를 차분하여 계산한다.

$$z_G(k) = \hat{P}_{SDINS}(k) - P_{GPS}(k) = P + \delta P - P = \Delta R_c \quad (13)$$

여기서 δP 는 SDINS의 위치 오차로 ΔR_c 와 같다. 그러므로 SSBL의 측정치 모델은 다음 식과 같다.

$$z_G(k) = H_G(k)x_G(k) + w_G(k) \quad (14)$$

여기서 x_G 는 $[\Delta R_c \quad \Delta V_c \quad \psi \quad \nabla_b \quad \varepsilon_b]^T$ 정의된다.

$$H_G(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0_{1 \times 12} \\ 0 & 1 & 0 & 0_{1 \times 12} \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 12} \end{bmatrix}$$

$w_G(k)$ 는 GPS의 측정 잡음

3. UKF를 이용한 운항 중 정렬 알고리즘

UKF 운항 중 정렬 알고리즘에 적용하기 위하여 $2N + 1$ 개의 SP를 이용하는 UT기법을 사용한다. SSBL을 이용한 운항 중 정렬의 경우에는 시스템의 차수가 18차이므로 (15)를 사용하여 37개의 SP 집합을 결정한다. GPS를 이용하는 경우에는 시스템 차수가 15차이므로 SSBL의 보다 6개 작은 31개의 SP 집합을 선택한다.

$$\begin{aligned} X_0 &= \bar{x} \\ X_i &= \bar{x} + (\sqrt{(N + \kappa)P_{xx}})_i, \quad i = 1 \dots N \\ X_{i+N} &= \bar{x} - (\sqrt{(N + \kappa)P_{xx}})_i \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 SSBL의 경우 시스템 차수가 18차이므로 N 은 18, GPS는 N 이 15이다.

이때 UT의 평균과 공분산을 계산하기 위한 가중치는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} W_0 &= \kappa / (N + \kappa) \\ W_i &= 1 / 2(N + \kappa) \\ W_{i+N} &= 1 / 2(N + \kappa) \end{aligned} \quad (16)$$

여기서 $N + \kappa = 3$ 이며 $i = 1 \dots N$.

(15)와 (16)으로 표현되는 SP와 가중치는 UT 평균을 계산하는데 적용되며 다음과 적용한다.

$$Y_i = f(X_i) \tag{17}$$

$$\bar{y} = \sum_{i=0}^{2N} W_i Y_i \tag{18}$$

여기서 SSBL에서의 사용한 비선형 함수 $f(\bullet)$ 은 위의 (9)이며 GPS 는 (12)이다.

이때 비선형 변환된 상태변수들의 공분산 P_{yy} 는 다음과 같이 계산 할 수 있다.

$$P_{yy} = \sum_{i=0}^{2n} W_i (Y_i - \bar{y})(Y_i - \bar{y})^T + Q \tag{19}$$

(18)과 (19)에 의해서 계산된 UT 평균과 공분산 값은 측정치를 이용한 칼만 이득과 상태 갱신에 사용되며, 본 연구에서는 측정치 H 행렬이 선형이므로 다음의 선형 칼만 갱신식을 이용한다.

$$K = P_{yy}(k+1|k)H^T[HP_{yy}(k+1|k)H^T + R]^{-1} \tag{20}$$

$$x(k+1|k+1) = K(z(k+1)) \tag{21}$$

$$P_{yy}(k+1|k+1) = (I - KH)P_{yy}(k+1|k) \tag{22}$$

위의 식에서 측정치와 H 행렬은 SSBL과 GPS의 사용에 따라 (11)과 (14)를 이용한다.

IV. 시뮬레이션 결과

3장에서 설명한 UKF를 이용하는 경우와 EKF를 이용하는 경우의 성능을 비교하기 위하여 초기 정렬 과정을 거치지 않고 운항 중 정렬을 수행하는 AUV를 대상으로 수중에서 SSBL을 이용한 경우와 수상에서 GPS를 이용하여 두 가지 경우에 대해서 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 몬테칼로 기법을 사용하며 순서도는 그림 3과 같으며 사용된 센서의 오차는 표 1과 같다. 또한 EKF와 UKF의 결과 비교를 위하여 보정된 항법 출력에서 나오는 기수각과 참 값의 차이를 자세각 오차로 정의한 후 아래 식과 같이 각 시뮬레이션의 같은 시간대별 오차를 제곱하여 RMS 오차를 계산한다.

$$e_k^{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (e_k^j)^2} \tag{23}$$

여기서, e_k^{RMS} : 시간 t_k 에서의 항법 변수의 RMS 추정 오차
 N : 시뮬레이션 총 횟수
 e_k^j : j 번째 시뮬레이션의 시간 t_k 에서의 항법 변수의 추정 오차

1. SSBL을 이용한 시뮬레이션

SSBL의 정확도는 모선 (reference ship)과 AUV의 거리에 반 비례 한다. 운항 중 정렬을 수행하는 동안 모선과 AUV의 거리가 수백 미터 안이므로 SSBL의 정확도 (1σ)를 표 1에서와 같이 1~2m로 가정한다[6, 7]. 또한 DGPS를 이용하여 모선의 초기 위치 오차 (1σ)를 3m로 가정하였다. 이를 이용하여 시뮬레이션에 사용된 조건은 다음과 같다.

- 몬테칼로 시뮬레이션 횟수: 100
- 시뮬레이션 시간: 300초
- 항체의 운항 속도: 3 m/s

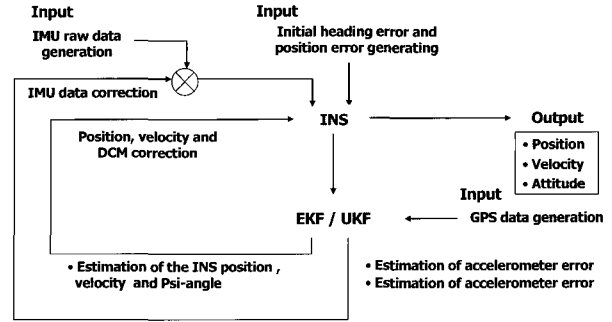


그림 3. 시뮬레이션 순서도.
 Fig. 3. Simulation block diagram.

표 1. 센서의 오차 사양.

Table 1. Characteristic of sensor error.

센서	바이어스(1σ)	백색잡음(1σ)
자이로	1 deg/hr	0.3 deg/ \sqrt{hr}
가속도계	1000 μg	50 μg
GPS	-	수평면: 10m, 고도: 15m
SSBL	1m	2m

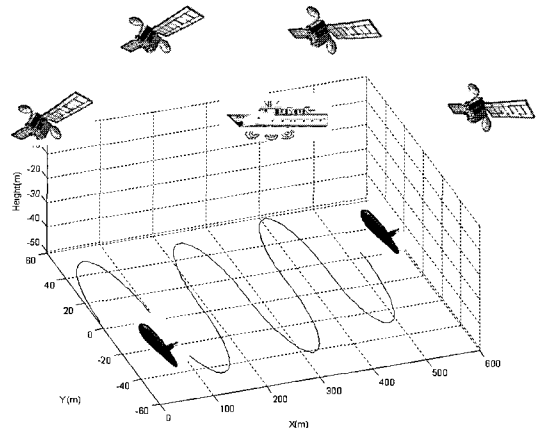


그림 4. S자 궤적.
 Fig. 4. S-type trajectory.

- 초기 오차 분포:
 - 수평면 위치 오차: $N(0, (5m)^2)$
 - 고도 오차: $N(0, (5m)^2)$
 - 수평축 자세 오차: 1deg
 - 기수각 오차: $N(0, (30\text{deg})^2)$, $N(0, (45\text{deg})^2)$

AUV의 운항 중 정렬에서 가관측성이 높다고 알려진 S자 궤적을 사용하여 성능을 분석하였다[8]. S자 궤적은 그림 4와 같다. 시뮬레이션은 초기 기수각 오차의 표준편차를 30[deg]와 45[deg]로 주었으며 그 결과는 그림 5부터 그림 7과 같다. 그림 5에서 초기 기수각 오차의 표준편차가 30[deg]인 경우에는 EKF와 UKF의 성능이 거의 동일함을 알 수 있다.

그러나 그림 6에서와 같이 초기 기수각 오차의 표준편차가 45[deg]인 경우에는 UKF의 성능이 EKF보다 더 우수함을 알 수 있다. 이것은 초기 기수각 오차가 커질수록 오차 모델

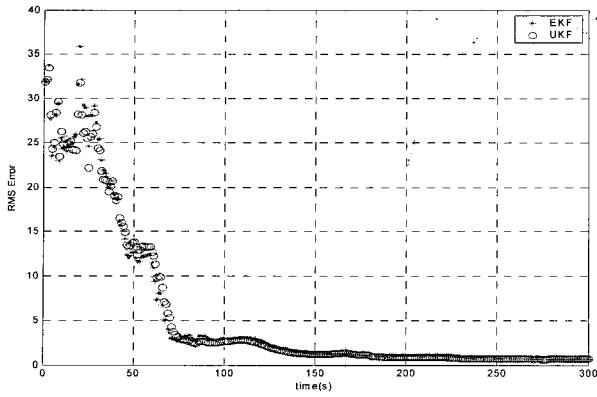


그림 5. 기수각 오차 $N(0, (30\text{deg})^2)$.
Fig. 5. Heading error $N(0, (30\text{deg})^2)$.

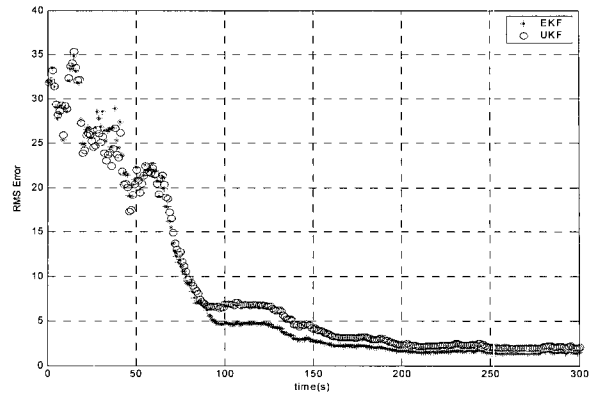


그림 8. 기수각 오차 $N(0, (30\text{deg})^2)$.
Fig. 8. Heading error $N(0, (30\text{deg})^2)$.

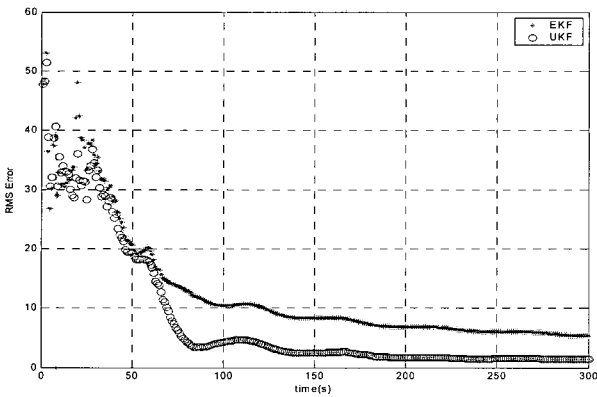


그림 6. 기수각 오차 $N(0, (45\text{deg})^2)$.
Fig. 6. Heading error $N(0, (45\text{deg})^2)$.

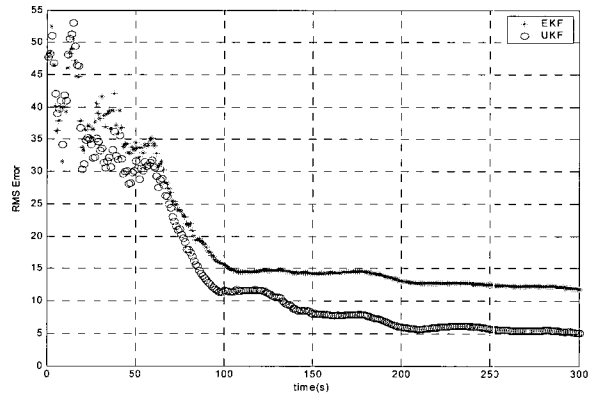


그림 9. 기수각 오차 $N(0, (45\text{deg})^2)$.
Fig. 9. Heading Error $N(0, (45\text{deg})^2)$.

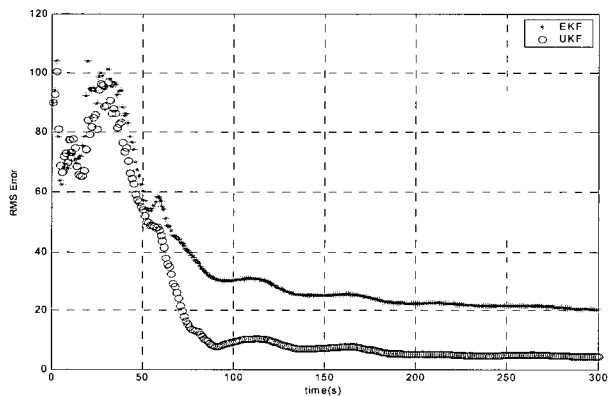


그림 7. 기수각 오차 90deg.
Fig. 7. Heading error 90deg.

의 비선형성이 증가하므로 선형화된 모델을 사용하는 EKF보다 UKF의 특성이 더 우수하기 때문이다. 이를 확인해 보기 위해서 초기 기수각을 90[deg]로 고정시키고 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과는 그림 7과 같다. EKF의 경우 20[deg]로 수렴하였으나 UKF의 경우에는 5[deg]로 더 잘 수렴함을 확인할 수 있다. 그러므로 초기 기수각 오차가 큰 경우 기존의 EKF보다 UKF를 사용함으로써 운항 중 정렬 알고리즘의 향

법 성능을 향상시킬 수 있다.

2. GPS를 이용한 시뮬레이션

GPS를 이용하는 경우 시뮬레이션에 사용된 조건은 아래의 초기 오차 분포를 제외하고 SSBL을 이용한 시뮬레이션 조건과 같다. 또한 시뮬레이션에 사용된 궤적은 그림 4와 같은 S자 궤적이거나 AUV의 수심을 0으로 고정하여 GPS 신호를 받는 것으로 가정한다.

- 초기 오차 분포:
 - 수평면 위치 오차: $N(0, (10m)^2)$
 - 고도 오차: $N(0, (15m)^2)$

GPS를 이용한 AUV의 수상에서의 운항 중 정렬 시뮬레이션 결과는 그림 8에서 10과 같다. SSBL을 이용한 시뮬레이션과 마찬가지로 초기 기수각 오차의 표준편차가 30[deg]인 경우 EKF와 UKF의 성능이 거의 동일함을 알 수 있으나 초기 기수각 오차의 표준편차가 45[deg]로 커진 경우에는 UKF의 성능이 EKF보다 더 우수함을 알 수 있다. 또한 초기 기수각을 90[deg]로 고정시키고 시뮬레이션을 수행한 결과 EKF의 경우 40[deg]로 수렴하였으나 UKF의 경우에는 17[deg]로 수렴함을 확인할 수 있다. 그러므로 GPS를 사용하여 수상에서 운항 중 정렬을 수행하더라도 UKF의 성능이 더 우수함을 확인할 수 있다.

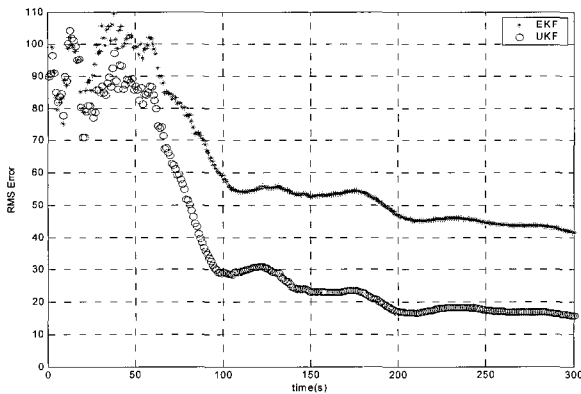


그림 10. 기수각 오차 90deg.

Fig. 10. Heading error 90deg.

V. 결론

본 논문에서는 초기 기수각 오차가 큰 경우에도 적용 가능한 운항 중 정렬 알고리즘을 개발하기 위하여 UT와 비선형 오차 모델, UKF 알고리즘에 대하여 살펴보았다. UT에서는 EKF에서 요구되었던 비선형 함수의 선형화 과정을 거치지 않고 평균과 공분산을 계산할 수 있음을 확인하였다. 이를 이용하여 AUV를 대상으로 SSSL과 GPS를 보조 항법 시스템으로 사용한 수중에서의 수상에서의 운항 중 정렬 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 초기 기수각 오차의 표준편차가 30[deg]인 경우 EKF와 UKF의 성능이 거의 동일하였으나 초기 기수각 오차의 표준편차가 45[deg]로 커진 경우에는 UKF의 성능이 EKF보다 더 우수함을 알 수 있다. 또한 기수각의 크기에 따른 영향을 확인해 보기 위해서 초기 기수각을 90[deg]로 고정시키고 시뮬레이션을 수행한 결과 EKF보다 UKF의 성능이 더 우수함을 확인 할 수 있었다. 이는

초기 기수각 오차가 커질수록 오차 모델의 비선형성이 증가하므로 선형화된 모델을 사용하는 EKF보다 UKF의 특성이 더 우수하기 때문이다.

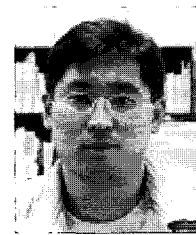
참고문헌

- [1] D. H. Titterton and G. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., London, 1997.
- [2] 홍현수, 이장규, 박찬국 “초기 기수각 정보가 필요 없는 SDINS의 운항 중 정렬,” 제어·자동화·시스템공학 논문지, 제8권, 제6호, pp. 524-532, 2002년 6월.
- [3] J. J. Simon and K. U. Jeffery, “Unscented filtering and nonlinear estimation,” *Proceedings of the IEEE*, vol. 92, no. 3, 2004, pp. 401-422.
- [4] J. J. Simon, K. U. Jeffery, and H. F. Durant-Whyte, “A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators,” *Proceedings of the IEE Transactions on Automatic Control*, Volume 45, no. 3, March 2000.
- [5] X. Kong, E. M. Nebot, and H. Durrand-Whyte “Development of a non-linear psi-angle model for large misalignment errors and its application in INS alignment and calibration,” *Proceedings of the IEE International Conference of Robotics & Automation*, pp. 1430-1435, 1999.
- [6] H. S. Hong, J. G. Lee, and C. G. Park, “Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large initial heading error,” *Proceedings of the IEE-Radar Sonar Navigation*, Volume 151, no. 1, February 2004.
- [7] J. Opederbecke, “At-sea calibration of a USBL underwater vehicle positioning system,” *Proceedings of the IEEE OCEANS '97*, Halifax, Canada, pp. 721-726, 1997.
- [8] 박준구, 스트랩다운 관성항법 시스템의 운항 중 정렬을 위한 궤적에 따른 가관측성 분석, 공학석사학위논문, 서울대학교 대학원, 1996.



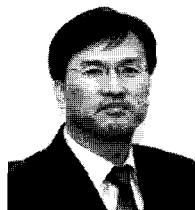
강 우 용

2004년 부산대학교 전자전기통신공학부 졸업. 2006년 서울대학교 대학원 기계항공공학부 석사. 2006년~현재 현대자동차 재직 중. 관심분야는 비선형 필터링, 관성센서.



김 광 진

1995년 광운대학교 제어계측공학과 졸업. 1997년 동 대학원 석사. 1997년~2004년 국방과학연구소 연구원. 2004년~현재 서울대 기계항공공학부 박사과정. 관심 분야는 관성항법시스템, INS/GPS 결합시스템, 비선형 필터링 등.



박 찬 국

1961년 9월 13일생. 1985년 서울대학교 공과대학 제어계측공학과 졸업. 1987년 동 대학원 졸업(석사). 1993년 동 대학원 졸업(공학박사). 1993년 서울대학교 제어계측신기술연구센터 Post Doc. 1994년~2002년 광운대학교 정보제어공학과 조

교수/부교수. 1998년 미국 UCLA 기계항공공학과 방문연구원. 1994년~2003년 서울대학교 자동제어특화연구센터 책임연구원. 2003년~현재 서울대학교 기계항공공학부 부교수/교수. 관심분야는 INS/GPS 결합 알고리즘, MEMS IMU 응용 시스템 개발, 영상항법시스템, USN을 이용한 Ubiquitous Positioning, 필터링기법.