

다중속도 INS/GPS 결합항법시스템의 실시간 구현을 고려한 수정된 UKF

Modified UKF Considering Real-Time Implementation of the Multi-Rate INS/GPS Integrated Navigation System

조성윤*, 문흐줄, 김경호
(Seong Yun Cho¹, Munkhzul Enkhtur², and Kyong-Ho Kim¹)

¹Electronics and Telecommunications Research Institute

²University of Science and Technology

Abstract: UKF (Unscented Kalman Filter) has been used in the nonlinear systems without initial accurate state estimates instead of EKF (Extended Kalman Filter) of the last decade because the UKF has robustness to the large initial estimation error. In the multi-rate integrated system such as INS (Inertial Navigation System)/GPS (Global Positioning System) integrated navigation system, however, it is difficult to implement the UKF based navigation algorithm in the mid-grade micro-processor due to the large computational burden. To overcome this problem, this paper proposes a MUKF (Modified UKF) that has a reduced computation burden using the basic idea that the change of the probability distribution for the state variables between measurement updates is small in the multi-rate INS/GPS integrated navigation filter. The performance of the proposed MUKF is verified by numerical simulations.

Keywords: unscented Kalman filter, modified UKF, multi-rate INS/GPS system

I. 서론

INS/GPS 결합항법시스템은 다양한 응용분야로 확대되면서 국내외 대학, 연구소, 산업체 등에서 기초/응용기술 연구 및 실시간 구현기술 개발이 이어져오고 있다. 연구 분야는 크게 INS 기술과 INS/GPS 결합 필터 기술로 나눌 수 있다. INS 기술로는 센서/시스템/항법해 오차 모델링 기술[1,2]과 IMU (Inertial Measurement Unit)/Redundant IMU의 Calibration 기술[3], 고장검출 기술[4], 사용되는 관성센서의 종류에 따른 INS 오차 감소 기술[5], 그리고 초기 정렬 기법[6] 등이 주를 이루며 INS 계산식을 이중 쿼터니언으로 정리하는 연구[7]가 한때 이루어지기도 했다. INS/GPS 결합 필터 기술로는 결합 강도에 따른 필터 설계[8], 시각 동기 기법[9], 측정치에 따른 필터 스위칭 기술[10], 큰 초기 오차를 고려한 오차 모델링 기술[11], 응용분야 특성을 고려한 추가적인 측정치 생성[12] 및 새로운 필터 개발/필터 개조[13] 등이 주 연구 테마로 자리잡고 있다. 이러한 연구 분야 중에서 본 논문은 필터 특성 향상을 위한 필터 개조에 관한 부분에 해당한다.

INS 계산식은 비선형 함수의 형태를 가지므로 INS/GPS 결합 필터로 주로 EKF가 사용되어 왔으며 이를 위한 INS 오차 모델링 기법이 연구되었다. 그러나 EKF는 초기 추정오차가

큰 경우, 모델에 불확실성이 있는 경우, 측정치에 일시적인 큰 오차가 발생하는 경우 등의 상황에서 큰 오차를 발생시키거나 때로는 필터가 발산하는 문제가 발생하기도 한다. 이런 문제는 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems)형 관성센서를 사용하여 저가형 INS를 구성하는 경우에 빈번하게 발생하는 문제이다. 이 문제 해결을 위해 다양한 형태의 필터가 연구되었으며 그 중에서 초기 추정오차가 큰 경우 EKF에서 오차를 포함한 자코비안(jacobian) 행렬에 의해 발생하는 필터의 불안정성[14]을 고려하여 UKF가 사용되기 시작했으며 최근 10년 동안 UKF 기반으로 다양한 응용 연구가 이루어져 오고 있다[15-17].

UKF는 오차 공분산 행렬을 시간 전파(time propagation)할 때 오차의 통계적인 특성을 반영한 시그마 포인트들을 비선형 INS 함수를 그대로 사용하여 시간 전파한 다음 그 시간 전파된 시그마 포인트들을 사용하여 오차 공분산 행렬을 계산[15]함으로써 EKF에서 오차를 포함한 자코비안 행렬에 의해 발생하는 문제가 발생하지 않도록 한 것이다. 이런 긍정적인 효과에 힘입어 최근 EKF를 대신하여 많은 응용 분야에서 UKF를 사용하고 있으며 INS/GPS 결합항법시스템에서도 많이 사용되고 있다[16,17]. 그러나 INS/GPS 결합항법시스템에서와 같이 다중속도 결합시스템에서는 기존 EKF보다 계산량이 크게 상승하여 실시간 구현에 부담을 주는 문제를 안고 있다.

일반적으로 INS는 IMU에서 센서 샘플링 주파수에 맞추어 항법해를 시간 전파하며 IMU의 종류에 따라 50 Hz에서 수백 Hz까지 시간 전파 주파수를 갖는다. 이에 반해 GPS에서는 항법해 출력 주파수가 주로 1 Hz이며 고가의 수신기에서는 10 Hz까지 제공하기도 한다. 즉 이런 다중속도 INS/GPS 결합

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 12. 3., 수정: 2012. 12. 26., 채택확정: 2012. 12. 31.

조성윤, 김경호: 한국전자통신연구원 자동차인터랙션기술연구팀 (sycho@etri.re.kr/kkh@etri.re.kr)

문흐줄: 과학기술연합대학원대학교 이동통신 및 디지털방송 공학 (mr_enkhtor@etri.re.kr)

※ 본 연구는 지식경제부 산업융합기술개발사업의 일환으로 수행하였음 [운전 안전성 및 편의성 향상을 위한 운전자 시야 중심 차량용 증강현실 정보제공 시스템 기술 개발].

항법시스템의 결합 필터에서는 시간 전파를 INS 주파수에 맞추어 이루어지며 측정치 갱신(measurement update)은 GPS 출력 주파수에 맞추어 이루어진다. 따라서 결합 필터로 UKF를 사용하는 경우 사용되는 각 시간 전파 시 시그마 포인트의 수만큼 시간 전파를 반복 계산해야 하는 계산 부담을 갖게 되며, 고 출력 주파수를 갖는 IMU를 사용하거나 결합 필터의 상태변수 차수가 커 질수록 계산 부담은 점점 더 커지게 된다. 본 논문 시뮬레이션에서 50 Hz IMU와 1 Hz GPS 수신기를 사용하고 15차 상태변수를 갖는 UKF를 17개의 시그마 포인트로 설계하는 경우 EKF를 사용하는 경우보다 계산 소모 시간이 약 6배 이상 증가하는 것을 알 수 있다. 본 논문에서는 이 문제를 해결하기 위해 MUKF를 제시한다. MUKF에서는 고기동을 하지 않는 차량항법을 가정하였으며 이런 경우 필터의 상태변수의 통계적 특성이 측정치 갱신 사이에 크게 변화하지 않는다는 것을 고려하여 시간 전파의 계산상의 효율성을 향상시킨 것이다. MUKF의 계산량은 EKF보다 작으며 성능은 UKF와 유사한 것을 시뮬레이션을 통해 보인다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 II 장에서는 UKF에 대한 기본적인 원리를 설명하고 MUKF와 이를 기반으로 한 INS/GPS 결합항법시스템을 III 장에서 제시한다. IV 장에서는 제안한 필터의 성능을 시뮬레이션으로 분석하고 본 논문의 결론 및 시사점을 V 장에서 논한다.

II. Unscented 칼만 필터

EKF는 비선형 시변(time-varying) 시스템을 위한 필터로 오랫동안 사용되었다. EKF는 초기 상태변수 추정치를 공칭점(nominal point)으로 설정하고 비선형 시스템 함수를 Taylor 급수 1차 전개를 하여 선형화 한 다음 칼만 필터를 구동하여 기 설정한 공칭점의 오차를 추정한다. 추정된 오차를 사용하여 기 설정한 공칭점을 보상(compensation)하고 이 값을 다시 새로운 공칭점으로 설정하고 이전 과정을 반복한다[18]. 이를 통해 시스템이 가관측한(observable) 경우 시간에 따라 오차가 작은 값으로 수렴하게 되며 필터는 정상상태(steady state)에 이르게 된다. 그러나 초기 상태변수 추정치가 큰 오차를 갖는 경우 시스템이 가관측 하더라도 필터가 정상상태에 이르지 못하고 큰 오차를 발생시키거나 때로는 발산하기도 하게 된다. 그 이유는 Taylor 급수 1차 전개를 통해 계산된 자코비안 행렬에 큰 오차가 포함되며 상태변수 오차 공분산 행렬의 시간 전파에서 오차가 포함된 자코비안 행렬을 사용함으로써 문제가 발생하는 것이다.

본 논문에서 응용하는 INS/GPS 결합항법시스템의 경우 초기 방위각 추정치에 가장 크게 영향을 받아서 필터의 안정성 유무가 결정되기도 한다[11,16]. 이 문제를 해결하기 위해 Taylor 급수 전개 시 작은 각 오차 모델(small angle error model) 대신 큰 각 오차 모델(large angle error model)을 사용하여 추가적인 상태변수를 설정하고 자코비안 행렬 계산을 하는 방법[11]이 연구되기도 하였으며, UKF와 같은 필터를 사용하여 해결[16]하기도 하였다. 최근에는 UKF의 활용성 및 안정성이 인정되어 EKF 대신 많은 분야에서 사용되고 있다. UKF는 상태변수의 통계적인 특성을 반영한 시그마 포인트들을 사용한다. 시그마 포인트들을 비선형 시스템 함수를 통

해 시간 전파하고 이렇게 시간 전파된 시그마 포인트들을 사용하여 상태변수와 상태변수 오차 공분산 행렬의 시간 전파된 값을 계산한다[15]. 이를 통해 EKF에서 오차 공분산 행렬의 시간 전파에서 발생하는 오류를 해결하게 된다.

EKF와 UKF를 비교 정리하면 다음과 같으며 필터 구조는 그림 1에 나타내었다. 상태 변수는 확률변수이며 이것을 정의하는 평균과 분산을 시간 전파하는 방법에 따라 EKF와 UKF로 구분할 수 있다. EKF는 상태변수의 평균을 비선형 시스템 함수를 사용하여 시간 전파하며 UKF에서는 시그마 포인트들을 각각 비선형 시스템 함수를 사용하여 시간 전파한 다음 시그마 포인트들의 가중 평균하여 상태변수의 시간 전파된 평균을 계산한다. 그리고 EKF는 오차를 포함하는 자코비안 행렬을 사용하여 상태변수의 공분산 행렬을 시간 전파하는 반면 UKF는 각 시간 전파된 시그마 포인트들을 사용하여 직접 상태변수의 공분산 행렬을 계산한다.

EKF의 시간 전파를 식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k^-, \omega_{b,k}^b, f_k^b, dt) \quad (1)$$

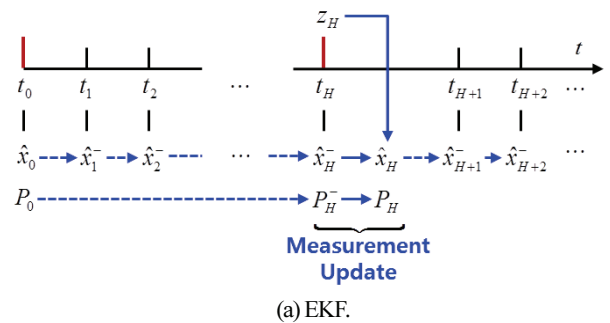
$$P_{k+1}^- = \phi_k P_k \phi_k^T + Q \quad (2)$$

여기서 \hat{x} 과 P 는 각각 상태변수의 추정된 평균과 공분산 행렬을 나타낸 것이며, ω_b^b 와 f^b 는 각각 자이로 출력과 가속도계 출력이며 INS에서 상태변수 시간 전파에 사용된다. dt 는 시간 전파 간격을 나타낸 것이며 ϕ 는 자코비안 행렬을 그리고 Q 는 공정잡음 공분산 행렬을 의미한다.

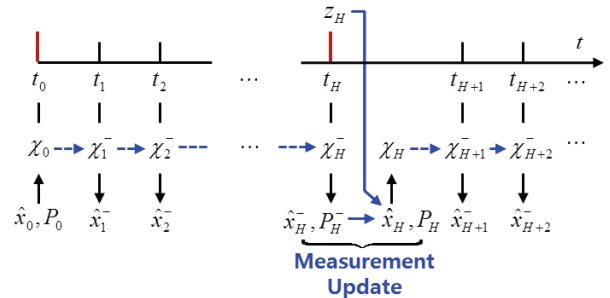
UKF 의 시간 전파를 식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\chi_{k+1}^-(:,j) = f(\chi_k^-(:,j), \omega_{b,k}^b, f_k^b, dt), \quad j \in \{1, 2, \dots, L\} \quad (3)$$

$$\hat{x}_{k+1}^- = \sum_{j=1}^N W_j^{(m)} \chi_{k+1}^-(j) \quad (4)$$



(a) EKF.



(b) UKF.

그림 1. EKF/UKF 필터 구조.

Fig. 1. Filter structure of EKF/UKF.

$$P_H^- = \sum_{j=1}^N W_j^{(c)} [\chi_H^-(j) - \hat{x}_H^-] [\chi_H^-(j) - \hat{x}_H^-]^T \quad (5)$$

여기서 $\chi(j)$ 는 시그마 포인트이며 L 은 시그마 포인트의 수로 $2N+1$ 또는 $N+2$ 로 설정되며 본 논문에서는 $N+2$ 로 설정한다. 여기서 N 은 시스템 차수이다. H 는 시간 전과 주파수이다. 그리고 $W^{(m)}$ 과 $W^{(c)}$ 는 각각 평균과 공분산 계산을 위해 사용되는 가중치로 다음과 같이 계산된다[17].

$$W_0^{(m)} = (w_0 - 1) / \alpha^2 + 1 \quad (6a)$$

$$W_0^{(c)} = (w_0 - 1) / \alpha^2 + 4 - \alpha^2 \quad (6b)$$

$$W_j^{(m)} = W_j^{(c)} = w_j / \alpha^2 \quad (6c)$$

$$w_j = (1 - w_0) / (L + 1) \quad (6d)$$

여기서 $10^{-4} \leq \alpha \leq 1$ 와 $0 \leq w_0 \leq 1$ 는 조정 매개변수며, 상태변수 수를 가우시안 분포로 가정된 것이다.

EKF에서는 (2)에서와 같이 상태변수의 큰 초기 추정오차에 의해 큰 오차를 포함하는 자코비안 행렬을 사용하는 것에 반해 UKF에서는 (5)와 같이 상태변수의 통계적 특성을 반영한 시그마 포인트들을 사용하여 직접 공분산 행렬의 시간 전과를 함으로써 EKF와 달리 상태변수의 큰 초기 추정오차에 강한 특성을 갖는다.

III. 다중속도 INS/GPS 결합항법시스템을 위한 수정된 UKF

INS/GPS는 일반적으로 다중속도 결합시스템이다. 즉 INS는 IMU의 센서 데이터 출력 주기에 맞추어 항법 해를 시간 전과 하며 50 Hz에서 수백 Hz의 시간 전과 주파수를 갖는다. 이에 반해 GPS 수신기는 주로 1 Hz로 항법 해를 제공하며 고가의 수신기의 경우 10 Hz의 항법 해를 제공하기도 한다. 따라서 측정치 갱신은 GPS 수신기의 항법 해 출력 주기에 맞추어 이루어지며 이로 인해 그림 1에서와 같이 필터는 다중속도 결합 구조를 갖는다.

다중속도 INS/GPS 결합항법시스템을 UKF로 구현하는 경우 (3)에 의해 큰 계산량을 필요로 한다. EKF의 경우 (1)에서와 같이 1개의 상태변수 시간 전과를 수행하지만 UKF의 경

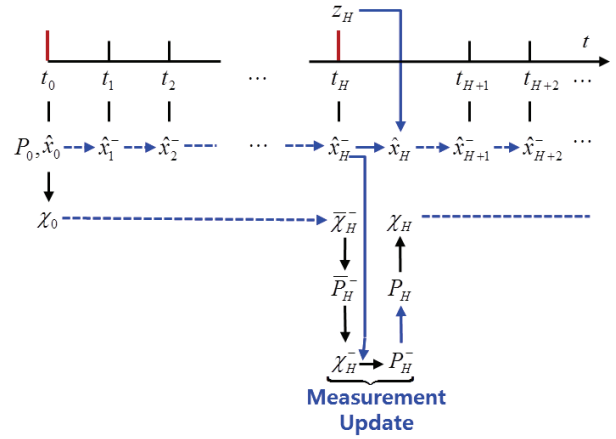


그림 3. MUKF 필터 구조.

Fig. 3. Filter structure of the MUKF.

우 L 개의 시그마 포인트들을 시간 전과하게 된다. 이로 인해 UKF에서는 EKF보다 큰 계산시간을 요구한다. 그림 2는 기본적인 15차 INS/GPS 결합항법시스템을 Matlab에서 100초간 시뮬레이션 하면서 측정치 갱신 사이 처리 시간을 ‘tic/toc’ 명령어를 사용하여 계산한 것이다. EKF의 경우 평균 처리 시간이 0.01988초가 걸렸으며 UKF의 경우 평균 처리 시간이 0.13633초가 걸려 EKF보다 약 7배의 계산 시간이 소모되었다. 따라서 UKF를 사용하여 INS/GPS 결합항법시스템을 구현하는 경우 실시간 구현에 부담을 갖게 된다.

시스템 차수가 증가하거나 시그마 포인트의 수를 $2N+1$ 로 설정하는 경우 더 큰 계산량을 요구하게 되며 실시간 구현을 위해서는 항법 컴퓨터를 고성능으로 선정해야 할 것이다. 이 문제를 해결하기 위해 본 논문에서는 MUKF를 제안하며 그림 3과 같은 구조를 갖는다. INS/GPS 결합항법시스템을 장착한 항체가 고기동을 하지 않는 차량인 것을 가정하였으며 이런 경우 필터의 측정치 갱신 사이에 상태변수의 통계적 특성이 크게 변하지 않는다는 것을 고려한 것이다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 상태변수의 시간 전과는 EKF의 구조를 가지며 공분산 행렬의 시간 전과는 UKF의 간략화된 구조를 갖는다.

MUKF의 시간 전과를 식으로 정리하면 다음과 같다. 먼저 상태변수는 시스템 함수를 사용하여 시간 전과 한다.

$$\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k^-, \omega_{b,k}^b, f_k^b, dt) \quad (7)$$

시간 전과된 시그마 포인트를 계산하기 위해서는 공분산 행렬을 시간 전과해야 한다. 이를 위해 우선 다음과 같이 측정치 주기의 시그마 포인트를 시간 전과한다.

$$\bar{\chi}_H^-(:, j) = f(\chi_0^-(:, j), \bar{\omega}_{b,H}^b, \bar{f}_H^b, Hdt), \quad j \in \{1, 2, \dots, L\} \quad (8)$$

여기서

$$\bar{\omega}_{b,H}^b = \frac{1}{H} \sum_{i=0}^{H-1} \omega_{b,i}^b, \quad \bar{f}_H^b = \frac{1}{H} \sum_{i=0}^{H-1} f_i^b \quad (9)$$

(8)에서 계산된 시그마 포인트가 갖는 통계적인 특성 중에서 분산만을 사용하고 평균은 (7)에서 계산된 것을 사용하기

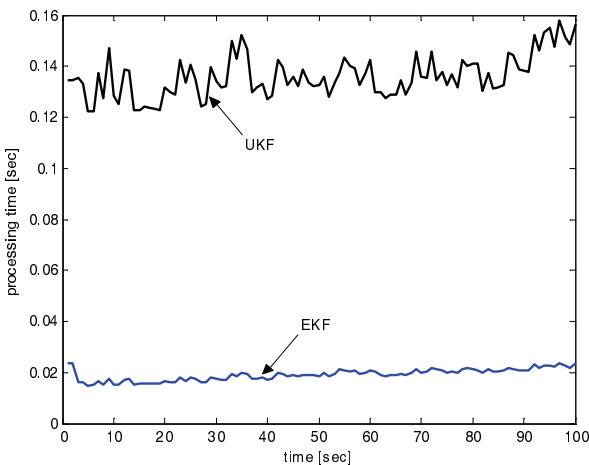


그림 2. 측정치 갱신 사이 처리 시간.

Fig. 2. Processing time between measurement updates.

위해 (8)을 사용하여 분산을 다음과 같이 계산한다.

$$\bar{P}_H^- = \sum_{j=1}^N W_j^{(e)} [\bar{\chi}_H^-(:,j) - \hat{\bar{x}}_H^-] [\bar{\chi}_H^-(:,j) - \hat{\bar{x}}_H^-]^T \quad (10)$$

여기서

$$\hat{\bar{x}}_H^- = \sum_{j=1}^N W_j^{(m)} \bar{\chi}_H^-(j) \quad (11)$$

이 구조에서와 같이 UKF에서는 측정치 갱신 사이에 L 개의 시그마 포인트들을 H 번 시간 전파한 것에 반해 MUKF에서는 시그마 포인트들을 1번만 시간 전파하게 된다. 따라서 UKF의 계산량을 크게 감소시킬 수 있게 되었다. 그러나 (7)-(8)에서 볼 수 있듯이 측정치 갱신 사이에 획득되는 자이로와 가속도계 출력의 평균값을 사용하여 시그마 포인트들을 시간 전파 하고 이 값을 사용하여 공분산 행렬을 계산하므로 항체가 고기동 하는 경우 다소 오차가 발생할 수 있게 된다. 상태변수의 시간 전파를 시그마 포인트들을 사용하지 않고 평균값만을 사용함으로써 발생할 수 있는 오차는 크지 않으며 이 오차는 측정치 갱신에서 추정 보상될 수 있으므로 문제가 되지 않는다.

MUKF를 기반으로 INS/GPS 결합항법시스템을 설계한다. 먼저 상태변수를 다음과 같이 15차로 설정한다.

$$x = [L \ l \ h \ | \ V_N \ V_E \ V_D \ | \ \phi \ \theta \ \psi \ | \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z \ | \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T \quad (12)$$

여기서 $[L \ l \ h]^T$ 는 위치 벡터, $[V_N \ V_E \ V_D]^T$ 는 항법좌표계 상의 속도 벡터, $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 는 Euler 각 벡터이다. 그리고 $[\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ 와 $[\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ 는 각각 가속도계 바이어스와 자이로 바이어스를 나타낸 것이다.

상태변수의 초기 추정치(\hat{x}_0)와 초기 오차 공분산(P_0)을 기 본으로 한 시그마 포인트들을 다음과 같이 설정한다[15].

$$\chi_0 = \mathbf{0}_{15 \times (15+2)} \quad (13a)$$

$$\chi_0(i, 2:i+1) = \frac{-1}{\sqrt{i(i+1)w_1}}, \quad i=1,2,\dots,15 \quad (13b)$$

$$\chi_0(i, i+2) = \frac{1}{\sqrt{i(i+1)w_1}} \quad (13c)$$

$$\chi_0(1:15, j) = \hat{x}_0 + \alpha S_0^T \chi_0(1:15, j), \quad j=1,2,\dots,17 \quad (13d)$$

여기서 행렬 S 는 다음과 같이 Cholesky decomposition을 통해 계산된다.

$$S_0^T S_0 = P_0 \quad (14)$$

상태변수의 시간 전파를 위한 이산시간 시스템 행렬은 다음과 같다.

먼저 위치계산 식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} L_{k+1} \\ l_{k+1} \\ h_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_k \\ l_k \\ h_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_{N,k}/(R_{m,k} + h_k) \\ V_{E,k}/(R_{t,k} + h_k) \cos L_k \\ -V_{D,k} \end{bmatrix} \cdot dt \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} V_{N,k+1} \\ V_{E,k+1} \\ V_{D,k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{N,k} \\ V_{E,k} \\ V_{D,k} \end{bmatrix} + \left\{ C_{b,k}^n f_k^b - (2\omega_{ic,k}^n + \omega_{en,k}^n) \times \begin{bmatrix} V_{N,k} \\ V_{E,k} \\ V_{D,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_k \end{bmatrix} \right\} \cdot dt \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} \phi_{k+1} \\ \theta_{k+1} \\ \psi_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_k \\ \theta_k \\ \psi_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_k + \tan \theta_k (q_k \sin \phi_k + r_k \cos \phi_k) \\ q_k \cos \phi_k - r_k \sin \phi_k \\ \sec \theta_k (q_k \sin \phi_k + r_k \cos \phi_k) \end{bmatrix} \cdot dt \quad (17)$$

$$\nabla_{i,k+1} = \nabla_{i,k} \quad (18)$$

$$\varepsilon_{i,k+1} = \varepsilon_{i,k} \quad (19)$$

(15)에서 R_m 과 R_t 는 각각 다음과 같이 계산되는 위도에 따른 자오선(meridian) 방향 지구 반경과 접선(tangential) 방향 지구 반경을 의미한다.

$$R_{m,k} = R_0 (1 - e^2) / (1 - e^2 \sin^2 L_k)^{3/2} \quad (20a)$$

$$R_{t,k} = R_0 / (1 - e^2 \sin^2 L_k)^{1/2} \quad (20b)$$

여기서 $R_0 = 6,378,137m$ 와 $e = 0.0818191908$ 는 각각 지구 타원체의 적도 반경과 이심률이다.

(16)에서 C_b^n 은 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표 변환 방향코사인행렬이고, g 는 중력가속도이며,

$$\omega_{ic,k}^n = [\Omega_{ic} \cos L_k \quad 0 \quad -\Omega_{ic} \sin L_k]^T \quad (21a)$$

$$\omega_{en,k}^n = \begin{bmatrix} \frac{V_{E,k}}{R_{t,k} + h_k} & -\frac{V_{N,k}}{R_{m,k} + h_k} & \frac{V_{E,k} \tan L_k}{R_{t,k} + h_k} \end{bmatrix}^T \quad (21b)$$

여기서 Ω_{ic} 는 지구자전 각속도이다.

(17)에서 $[p \ q \ r]^T$ 은 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{bmatrix} p_k \\ q_k \\ r_k \end{bmatrix} = \omega_{nb,k}^b = \omega_{\#k}^b - (C_b^n)^T (\omega_{ic,k}^n + \omega_{en,k}^n) \quad (22)$$

(7)과 같이 상태변수 평균의 시간 전파는 (15)-(19)의 시스템 함수를 사용하여 수행한다. 그리고 (8)에서와 같이 시그마 포인트들을 측정치 갱신 주기로 시간 전파하기 위한 식은 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \bar{\chi}_{tH}(1, j) \\ \bar{\chi}_{tH}(2, j) \\ \bar{\chi}_{tH}(3, j) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \chi_{(t-1)H}(1, j) \\ \chi_{(t-1)H}(2, j) \\ \chi_{(t-1)H}(3, j) \end{bmatrix} + \left[\frac{\chi_{(t-1)H}(4, j) / (R_{m,(t-1)H} + \chi_{(t-1)H}(3, j))}{\chi_{(t-1)H}(5, j) / (R_{t,(t-1)H} + \chi_{(t-1)H}(3, j)) \cos(\chi_{(t-1)H}(1, j))} - \chi_{(t-1)H}(6, j) \right] \cdot Hdt \quad (23)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{\chi}_{tH}(4, j) \\ \bar{\chi}_{tH}(5, j) \\ \bar{\chi}_{tH}(6, j) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \chi_{(t-1)H}(4, j) \\ \chi_{(t-1)H}(5, j) \\ \chi_{(t-1)H}(6, j) \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\begin{aligned}
 & + \left\{ C_{b,(t-1)H}^n \bar{f}_{tH}^b - (2\omega_{ie,(t-1)H}^n + \omega_{en,(t-1)H}^n) \right. \\
 & \quad \times \left. \begin{bmatrix} \chi_{(t-1)H}(4,j) \\ \chi_{(t-1)H}(5,j) \\ \chi_{(t-1)H}(6,j) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{g}_{(t-1)H} \end{bmatrix} \right\} \cdot Hdt \\
 \begin{bmatrix} \bar{\chi}_{tH}(7,j) \\ \bar{\chi}_{tH}(8,j) \\ \bar{\chi}_{tH}(9,j) \end{bmatrix} & = \begin{bmatrix} \chi_{(t-1)H}(7,j) \\ \chi_{(t-1)H}(8,j) \\ \chi_{(t-1)H}(9,j) \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} \frac{P_{(t-1)H} + r_{(t-1)H} \cos(\chi_{(t-1)H}(7,j)) + \tan(\chi_{(t-1)H}(8,j))(q_{(t-1)H} \sin(\chi_{(t-1)H}(7,j)))}{q_{(t-1)H} \cos(\chi_{(t-1)H}(7,j)) - r_{(t-1)H} \sin(\chi_{(t-1)H}(7,j))} \\ \frac{sed(\chi_{(t-1)H}(8,j)) \times (q_{(t-1)H} \sin(\chi_{(t-1)H}(7,j)) + r_{(t-1)H} \cos(\chi_{(t-1)H}(7,j)))}{r_{(t-1)H} \cos(\chi_{(t-1)H}(7,j))} \end{bmatrix} \cdot Hdt \\
 \bar{\chi}_{tH}(a,j) & = \chi_{(t-1)H}(a,j) \quad (26)
 \end{aligned}$$

여기서 $j=1,2,\dots,17$ 그리고 $t=1,2,\dots$ 이다.
 (23)에서 지구 반경은 다음과 같이 계산된다.

$$R_{m,k} = R_0(1 - e^2)/(1 - e^2 \sin^2 \chi_k(1,j))^{3/2} \quad (27a)$$

$$R_{t,k} = R_0/(1 - e^2 \sin^2 \chi_k(1,j))^{1/2} \quad (27b)$$

(24)에서

$$\omega_{ie,k}^n = [\Omega_{ie} \cos(\chi_k(1,j)) \quad 0 \quad -\Omega_{ie} \sin(\chi_k(1,j))]^T \quad (28a)$$

$$\begin{aligned}
 \omega_{en,k}^n & = \begin{bmatrix} \frac{\chi_k(5,j)}{R_{t,k} + \chi_k(3,j)} & -\frac{\chi_k(4,j)}{R_{m,k} + \chi_k(3,j)} \\ \frac{\chi_k(5,j) \tan(\chi_k(1,j))}{R_{t,k} + \chi_k(3,j)} \end{bmatrix}^T \\
 & \quad (28b)
 \end{aligned}$$

그리고 (26)에서 $a=10,11,\dots,15$ 이다.

이렇게 시간 전파된 시그마 포인트들을 사용하여 (10)과 같이 공분산 행렬의 시간 전파를 수행한다. (11)에서 계산된 상태변수의 평균(\hat{x}_{tH}^-)과 (7)에서 계산된 값(\hat{x}_{tH}^-)은 서로 다르다. (11)에서 계산된 값은 (8)-(9)에서 볼 수 있듯이 측정치 주기로 센서 출력값의 평균을 사용하여 시간 전파된 시그마 포인트를 사용하므로 본 논문에서는 (7)에서 계산된 값을 상태변수의 평균으로 사용한다.

(7)에서 계산된 평균과 (10)에서 계산된 분산(\bar{P}_{tH}^-)을 사용하여 시그마 포인트(χ_{tH}^-)를 계산한다. 이렇게 시간 전파된 시그마 포인트들을 사용하여 시간 전파된 공분산 행렬(P_{tH}^-)을 다시 계산한다. 계산의 흐름을 정리하면 다음과 같다.

$$(\hat{x}_t^-, \hat{x}_{t2}^-, \dots, \hat{x}_{tH}^-) \rightarrow \bar{\chi}_{tH}^- \rightarrow \bar{P}_{tH}^- \rightarrow \chi_{tH}^- \rightarrow P_{tH}^-$$

이 중에서 시간 전파된 최종값은 \hat{x}_{tH}^- , P_{tH}^- , 그리고 χ_{tH}^- 이다.

GPS 수신기로부터 위치와 속도정보를 측정치로 획득한 다음 측정치 갱신을 다음과 같이 수행한다[17].

$$\hat{x}_{tH} = \hat{x}_{tH}^- + K_{tH}(y_{tH} - \hat{y}_{tH}^-) \quad (29)$$

$$P_{tH} = P_{tH}^- - K_{tH} P_{yy,tH} K_{tH}^T \quad (30)$$

여기서

$$K_{tH} = P_{xy,tH} P_{yy,tH}^{-1} \quad (31)$$

$$P_{xy,tH} = \sum_{j=1}^{17} W_j^{(c)} [\chi_{tH}^-(:,j) - \hat{x}_{tH}^-] [h(\chi_{tH}^-(1:6,j)) - \hat{y}_{tH}^-]^T \quad (32)$$

$$\begin{aligned}
 P_{yy,tH} & = \sum_{j=1}^{17} W_j^{(c)} [h(\chi_{tH}^-(1:6,j)) - \hat{y}_{tH}^-] \\
 & \quad \times [h(\chi_{tH}^-(1:6,j)) - \hat{y}_{tH}^-]^T \quad (33)
 \end{aligned}$$

여기서

$$\hat{y}_{tH}^- = \sum_{j=1}^{17} W_j^{(m)} h(\chi_{tH}^-(:,j)) \quad (34)$$

이 과정은 그림 3에 따라 반복 수행된다.

IV. 시뮬레이션 결과

제한된 필터는 UKF의 성능을 유지하면서 계산량을 크게 감소시키는 것이 주 목적이다. 이 의도대로 설계된 MUKF의 성능 검증을 위해 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 조건과 MEMS 형 관성 센서의 사양은 다음과 같다.

- 몬테칼로 시뮬레이션 횟수: 100회
- 각 시뮬레이션 시간: 100초
- 운항 궤적: S-turn (그림 4)
- 초기 방위각 오차 특성: $N(0, (45 \text{ deg})^2)$
- 초기 수평축 자세 오차 특성: $N(0, (1 \text{ deg})^2)$
- 차이로 랜덤 상수 오차 (1σ): 0.3 deg/s
- 가속도계 랜덤 상수 오차 (1σ): 30 mg

시뮬레이션은 Matlab을 사용하였으며 계산량 측정을 위해 'tic/toc' 명령어를 사용하였다. 그 결과를 그림 5에 나타내었다.

100번의 몬테칼로 시뮬레이션 결과 본 논문에서 제시된 MUKF의 계산량이 UKF 대비 12.98 %로 크게 감소되었으며 EKF 보다 계산량이 작은 것으로 확인되었다. 그 이유는 MUKF에서는 자코비안 행렬을 계산하지 않기 때문이다. 따라서 UKF 대비 MUKF의 계산량 감소는 증명되었다.

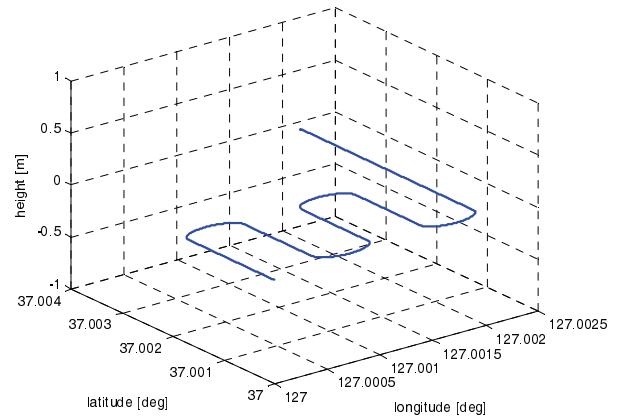


그림 4. 운항 궤적.
 Fig. 4. Trajectory.

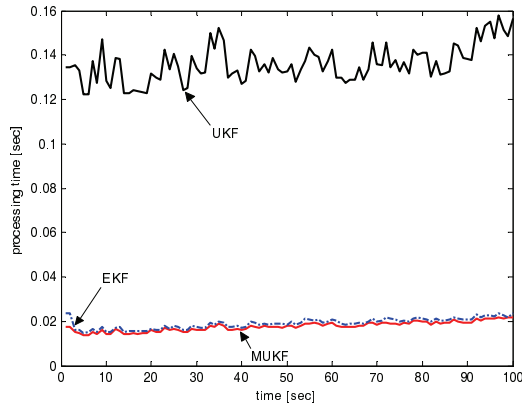
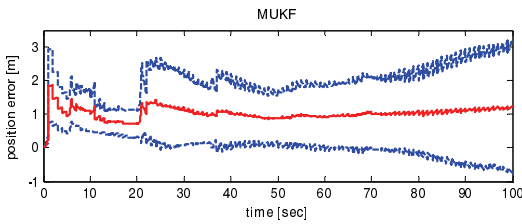
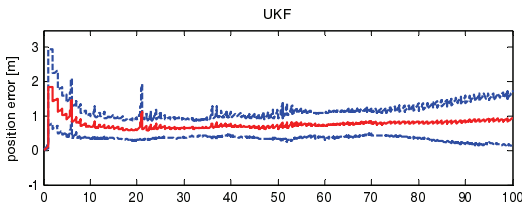


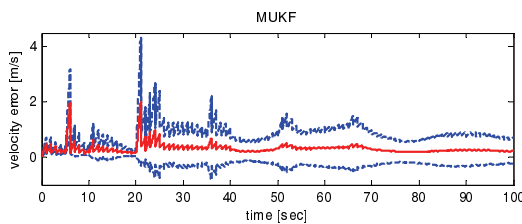
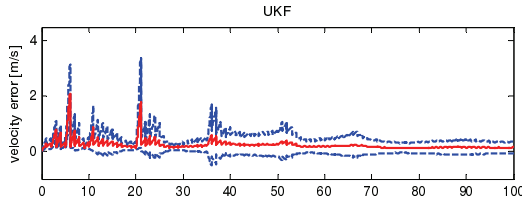
그림 5. 측정치 갱신 사이 처리 시간.

Fig. 5. Processing time between measurement updates.

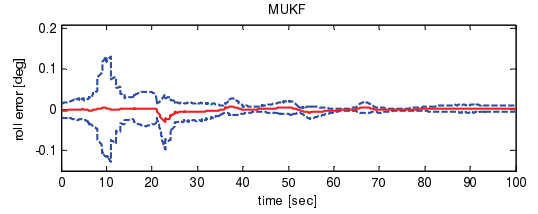
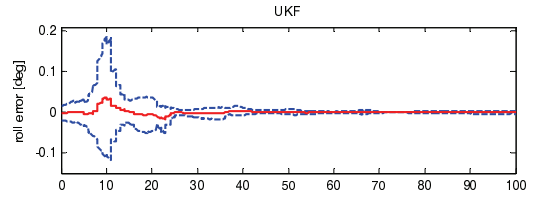
MUKF의 계산량이 UKF 보다 현저히 작으며 추정 성능은 UKF와 유사해야 본 MUKF를 사용할 수 있다. 이를 확인하기 위해 시뮬레이션 결과를 분석하였다. 그림 6에 시뮬레이션 결과를 나타내었으며 그림에서 실선은 100번의 몬테칼로 시뮬레이션의 평균값을 나타내며 점선은 평균값 \pm 표준편차 (1σ)를 나타낸 것이다. 위치, 속도, 가속도계 바이어스 및 자이로 바이어스 추정 오차는 각각 세 축의 RMS (Root Mean Square) 오차로 계산된 것이다. 이 결과를 통해 UKF와 MUKF의 성능이 거의 유사한 것을 볼 수 있다. 특히 큰 초



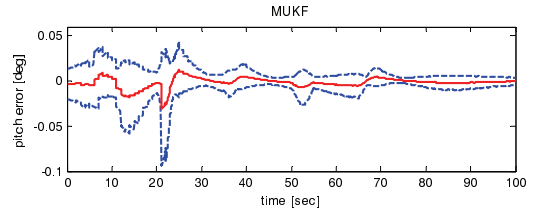
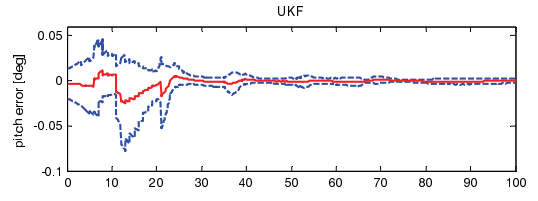
(a) Position estimation error.



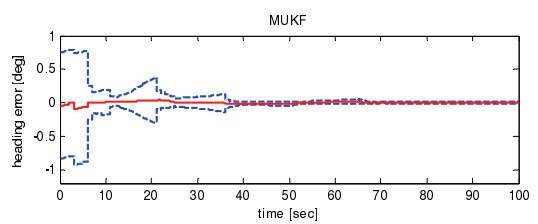
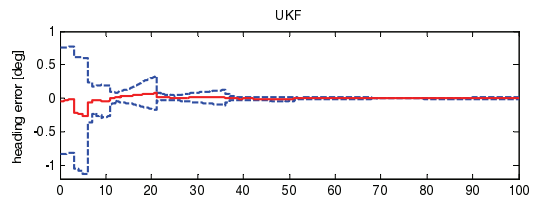
(b) Velocity estimation error.



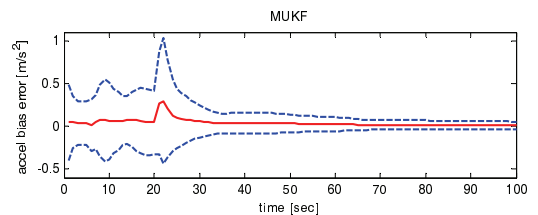
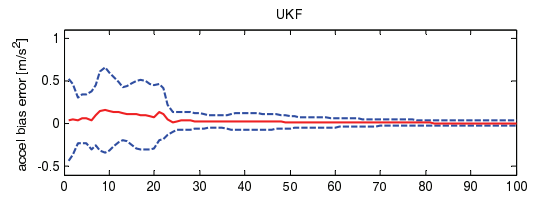
(c) Roll angle estimation error.



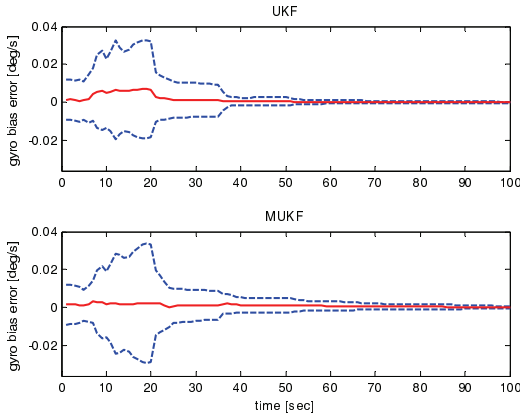
(d) Pitch angle estimation error.



(e) Heading angle estimation error.



(f) Accelerometer bias estimation error.



(g) Gyro bias estimation error.

그림 6. 상태변수 추정 오차.

Fig. 6. Estimation errors of the state variables.

기 추정 오차를 갖는 방위각의 추정 성능 또한 MUKF에서 좋은 결과를 보인다. 가속도계 바이어스와 자이로 바이어스도 잘 추정됨으로써 GPS 신호가 차단되는 구간에서도 순수 INS의 성능이 향상되는 것을 짐작할 수 있다.

두 번째 시뮬레이션은 초기 방위각 추정 오차를 90°로 설정한 경우 각 필터의 방위각 추정 성능을 비교 분석한 것으로 시뮬레이션 결과를 그림 7에 나타내었다. 이 그림에서 알 수 있듯이 EKF의 경우 큰 초기 방위각 추정 오차로 인해 오차 수렴 특성이 나쁜 것을 볼 수 있으나 나머지 두 필터는 가관측성이 좋은 S-turn 궤적에 의해 빠르게 추정 오차가 0으로 수렴하는 것을 볼 수 있다. 그리고 MUKF의 성능은 UKF와 거의 유사하게 나오는 것을 볼 수 있다.

그림 8은 UKF와 MUKF의 방위각 오차 공분산을 비교한 것이다. MUKF는 공분산 행렬의 시간 전파를 (8)-(10)에서 나타낸 것처럼 측정치 갱신 주기에 맞추어 한 번에 평균된 센서 출력을 사용하여 수행한 것이다. 그러나 그림 8에서 볼 수 있듯이 MUKF의 방위각 오차 공분산의 크기가 UKF의 방위각 오차 공분산과 크게 다르지 않은 것을 볼 수 있으므로 본 논문에서 가정된 것의 적합함을 알 수 있다.

따라서 제안된 MUKF의 성능이 UKF와 유사하면서 계산

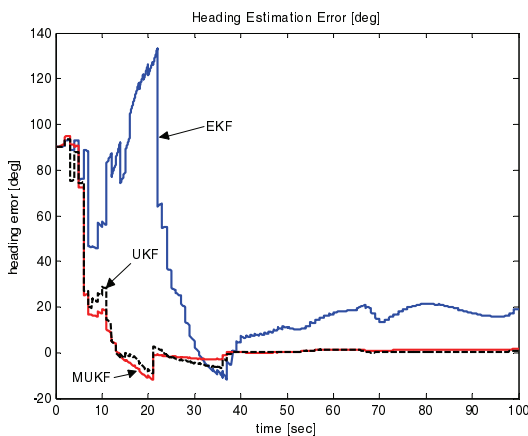


그림 7. 방위각 추정 성능 비교.

Fig. 7. Comparison of heading estimation performance.

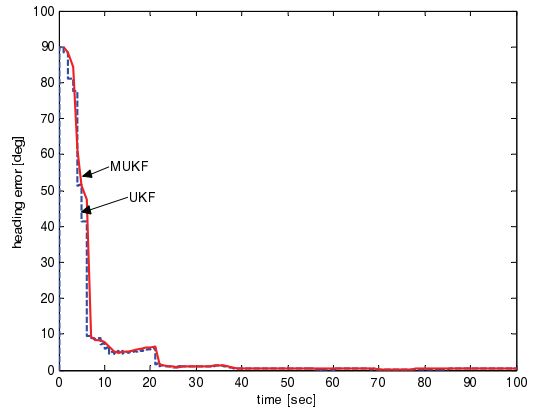


그림 8. 방위각 오차 공분산 비교.

Fig. 8. Comparison of heading error covariance.

량이 크게 감소하는 것으로 인해 UKF에 비해 실시간 구현에 유리할 것으로 결론을 내릴 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 UKF 기반 다중속도 INS/GPS 시스템의 실시간 구현을 위해 수정된 UKF를 제안하였다. UKF는 EKF에 비해 초기 상태변수 추정 오차에 강한 특성을 갖는다. 그러나 UKF는 다중속도 INS/GPS 시스템에서 시그마 포인트들의 고주파수로 시간 전파해야 하는 문제를 갖는다. 여기서 EKF 대비 과도한 계산시간을 요구한다. 본 논문에서는 이런 문제를 해결하기 위해 차량용 INS/GPS 시스템에서 측정치 갱신 사이에 필터의 상태변수의 통계적 특성이 크게 변하지 않는다는 것을 고려하여 필터의 시간 전파 과정을 수정하였다. 상태변수의 평균값은 EKF와 같이 시간 전파하고 측정치 갱신 주기로 시그마 포인트들을 시간 전파하여 이를 기반으로 시간 전파된 공분산 행렬을 계산함으로써 계산량을 크게 감소시켰다. 시뮬레이션 통해 성능을 검증한 결과 MUKF의 계산량은 UKF 대비 12.98 % 정도로 크게 감소되며 필터의 성능은 UKF와 유사한 것으로 확인되었다. 본 논문의 주요 성과는 UKF 기반 다중속도 INS/GPS 시스템의 계산 부하를 크게 감소시킨 것으로 중급 마이크로 프로세서 기반 항법보드에서도 실시간 구현이 가능하도록 한 것에 있다.

참고문헌

- [1] H. K. Lee, J. G. Lee, C. G. Park, and Y. K. Rho, "Modeling quaternion errors in SDINS: computer frame approach," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 1, pp. 289-299, Jan. 1998.
- [2] S. G. Park, D. H. Hwang, and S. J. Lee, "Psi angle error model based alignment algorithm for strapdown inertial navigation system," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 17, no. 2, pp. 88-197, Feb. 2011.
- [3] S. Y. Cho and C. G. Park, "A calibration technique for a redundant IMU containing low-grade inertial sensors," *ETRI Journal*, vol. 27, no. 4, pp. 418-426, Aug. 2005.
- [4] C. J. Kim, K. J. Yoo, H. S. Kim, and J. Lyou, "Fault detection method of laser inertial navigation system based on the overlapping model," *Journal of Institute of Control, Robotics*

and Systems, vol. 17, no. 11, pp. 1067-1182, Nov. 2011.

- [5] K. J. Kim and C. G. Park, "Drift error analysis caused by RLG dither axis bending," *Sensors & Actuators A-Physical*, vol. 133, no. 2, pp. 425-430, Feb. 2007.
- [6] C. G. Park, K. J. Kim, H. W. Park, and J. G. Lee, "Development of an initial coarse alignment algorithm for strapdown inertial navigation system," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, vol. 4, no. 5, pp. 674-679, Oct. 1998.
- [7] Y. X. Wu, "Strapdown inertial navigation system algorithms based on dual quaternion," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, vol. 41, no. 1, pp. 110-132, Jan. 2005.
- [8] J. Wendel and G. F. Trommer, "Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications," *Aerospace Science and Technology*, vol. 8, no. 7, pp. 627-634, Oct. 2004.
- [9] C. G. Park, S. Y. Cho, and Y. Jin, "Error analysis and compensation of measurement delay in INS/GPS integrated systems with Kalman filtering," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, vol. 6, no. 11, pp. 1039-1044, Nov. 2000.
- [10] S. Y. Cho, B. D. Kim, Y. S. Cho, and W. S. Choi, "Multi-model switching for car navigation containing low-grade IMU and GPS receiver," *ETRI Journal*, vol. 29, no. 5, pp. 688-690, Oct. 2007.
- [11] H. S. Hong, J. G. Lee, and C. G. Park, "Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large initial heading error," *IEE Proceedings - Radar, Sonar, and Navigation*, vol. 151, no. 1, pp. 57-62, Feb. 2004.
- [12] E. H. Shin, "Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications," Ph.D. Thesis of University of Calgary, 2001.
- [13] S. Y. Cho and B. D. Kim, "Adaptive IIR/FIR fusion filter and its application to INS/GPS integrated system," *Automatica*, vol. 44, no. 8, pp. 2040-2047, Aug. 2008.
- [14] K. Reif, S. Gunther, E. Yaz, and R. Unbehauen, "Stochastic stability of the discrete-time extended Kalman filter," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. 44, no. 4, pp. 714-728, Apr. 1999.
- [15] S. Julier, J. Uhlmann, and H. Durrant-Whyte, "A new method for nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. 45, no. 3, pp. 477-482, Mar. 2000.
- [16] W. Y. Kang, K. J. Kim, and C. G. Park, "Performance analysis of in-flight alignment using UKF," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 12, no. 11, pp. 1124-1129, Nov. 2006.
- [17] S. Y. Cho and W. S. Choi, "Robust positioning technique in low-cost DR/GPS for land navigation," *IEEE Trans. Instrumentation and Measurement*, vol. 55, no. 4, pp. 1132-1142, Aug. 2006.
- [18] R. G. Brown and P. Y. C. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, John Wiley & Sons, 1985.



조성윤

1998년 광운대학교 제어계측공학과 졸업. 2000년 동 대학원 졸업(공학석사). 2004년 동대학원 졸업(공학박사). 2004년 서울대학교 기계항공공학부 BK21 박사후연구원. 2004년 9월~현재 한국전자통신연구원(ETRI) 선임연구원. 2008년~현재 과학기술연합대학원대학교(UST) 겸임교수. 관심분야는 항법기술(INS/GPS/Vision, PDR, 무선휘치추정기술), MEMS 센서 응용, 선형/비선형 필터 설계, Telematics/LBS.



문호줄

2007년 몽고과학기술대학교 정보통신기술학부 졸업. 2008년~현재 과학기술연합대학원대학교(UST) 이동통신 및 디지털방송 공학과 석박사통합과정, 한국전자통신연구원 UST 연구생. 관심분야는 무선휘치추정기술, INS/GPS, 필터 설계.



김경호

1993년 경북대학교 전자공학과 졸업. 1995년 동 대학원 졸업(공학석사). 2010년 KAIST 전산학과 졸업(공학박사). 1994년~현재 한국전자통신연구원 책임연구원/자동차인터랙션기술연구팀 팀장. 관심분야는 Human-Vehicle Interaction, 지능형 차량, 차량용 증강현실 응용.