

GPS/INS 강결합에서 다중경로 오차에 대한 Total-state UKF의 성능 분석

Performance Evaluation of Total-state UKF for Multipath Error in Tightly-coupled GPS/INS Integration

양철관*, 심덕선**, 기창돈***

Cheol-Kwan Yang*, Duk-Sun Shim** and Chang-Don Kee***

요 약

본 논문에서는 GPS/INS 강결합 시스템에서 다중경로 오차에 대한 EKF와 total-state UKF 두 가지 필터의 성능을 비교 분석하였다. 도심 빌딩숲에서 많이 발생하는 다중경로 오차가 없는 경우와 있는 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였고, 위성이 3개만 보이는 경우에 두 필터의 추정 성능을 비교하였다. 다중경로 오차가 없을 경우보다 있는 경우에 total-state UKF가 EKF에 비하여 더 좋은 추정 성능을 보여서 total-state UKF의 성능이 더 강인함을 확인할 수 있었다.

Abstract

This paper considers the performance of tightly-coupled GPS/INS integration using total-state UKF (Unscented Kalman Filter) for multipath error. In the city canyon there exists large multipath error and it may happen that GPS satellites are seen only three or less. For these situations simulations show that the performance of total-state UKF is better than that of EKF in the presence of multipath error. The total-state UKF shows robust performance for multipath error.

Key words : GPS/INS tightly-coupled integration, Kalman Filter, EKF, Total-state UKF

I. 서 론

GPS(Global Positioning System) 항법시스템과 관성 항법시스템(INS: Inertial Navigation System)은 서로 상호 보완적인 특징으로 인하여 항공기, 미사일, 자동차 등 여러 분야에서 이 둘을 결합한 항법시스템을 많이 사용하고 있다[1],[2],[3]. 결합 방법으로는 주로

칼만필터(Kalman Filter)와 같은 베이시안 추정기법을 많이 사용하는데 이 때 필터의 측정치로 사용되는 값에 따라 약결합 (loosely coupled) , 강결합 (tightly coupled) 그리고 초강결합(untra-tightly coupled) 방식으로 분류된다[4]. 약결합 방식은 GPS와 INS의 출력으로부터 위치, 속도를 칼만필터의 측정치로 사용하는 기법으로써 구현이 용이하다는 장점이 있는 반면

* 피에서키시스템즈(PSKEYSystems. co. Ltd.)

** 중앙대학교 전자전기공학부(School of Electrical and Electronics and Engineering, Chung-Ang University)

*** 서울대학교 기계공학부(Department of Mechanical Engineering, Seoul National University)

· 제1저자 (First Author) : 양철관

· 투고일자 : 2011년 8월 7일

· 심사(수정)일자 : 2011년 8월 7일 (수정일자 : 2011년 8월 22일)

· 게재일자 : 2011년 8월 30일

에 가시 위성의 개수가 4개 이상일 경우에만 적용할 수 있다는 단점이 있다. 강결합 방식은 필터의 측정치로 의사거리(pseudo-range)와 의사거리 변화율(pseudo-range rate)를 사용함으로써 위성의 개수가 4개 미만일 경우에도 적용이 가능하며 성능 또한 약결합 방식에 비해 우수한 것으로 알려져 있다. 초강결합은 성능이 가장 우수한 기법이지만 약결합과 강결합에 비해 GPS 수신기 내부와 INS가 밀접하게 결합되는 방식으로 구현이 어렵다는 단점을 가지고 있다.

이러한 세 가지 결합 방식에 사용되고 있는 칼만 필터는 시스템의 동적 모델과 측정 모델이 선형이고 공정 잡음과 측정 잡음이 가우시안 확률 분포(Gaussian probability density)를 갖는 경우에 최적인 추정 성능을 갖기 때문에 비선형 시스템인 GPS와 관성항법시스템에 직접 적용할 수는 없다. 일반적으로 확장칼만필터(EKF: Extended Kalman Filter)를 사용하는데 이 기법은 비선형 시스템을 1차 선형시스템으로 근사화 하여 칼만필터를 적용하는 기법으로써 준최적(suboptimal method) 성능을 갖는다. 특히 확장칼만필터는 고충격, 고회전 등과 같은 항체의 급격한 동적 변화가 발생할 경우와 의도적인 간섭 신호(jamming)가 발생하였을 경우 추정 오차가 매우 커지게 되어 시스템이 불안정해지는 단점이 있다. 오늘날 이러한 단점을 보완하기 위하여 비선형식을 선형화하지 않고 그대로 적용하는 기법들이 연구되어져 오고 있다. 대표적인 방법으로는 언센티드 칼만필터(UKF:Unscented KF)[5], 파티클 필터(PF:Particle Filter) 그리고 앙상블 칼만필터(EnKF:Ensemble KF)등이 있는데 이들 중 언센티드 칼만필터는 계산량에 비하여 우수한 추정 성능을 보이는 특성으로 인하여 많은 응용 분야에서 적용하기 위한 연구가 진행되고 있다. GPS/INS 결합 시스템의 경우에도 언센티드 칼만필터를 적용하기 위한 연구가 수행되었지만 대다수가 필터의 측정식은 비선형식을 사용하고 결합 시스템의 모델식으로는 선형화된 관성항법의 오차 모델식을 사용하였다.

지금까지의 연구는 주로 error-state UKF [6],[7],[8]에 대한 연구이나 본 논문에서는 다중경로 오차에 대한 total-state UKF의 성능을 비교해 보고자 한다. 본 논문에서는 이러한 선형화된 오차 모델식을 사용하

지 않고 비선형 관성항법 식을 필터의 상태변수로 사용하여 total-state UKF를 구성하였다. 이때 결합 방식으로는 가시 위성의 개수가 4개 미만일 경우에도 적용할 수 있는 강결합 방식을 사용하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다.

먼저 2장에서는 GPS/INS 강결합 시스템을 살펴보고 3장에서는 UKF 알고리즘을 소개한다. 그리고 4장에서는 다중경로오차(multipath error)가 있을 경우와 없을 경우에 시뮬레이션을 수행하여 UKF의 성능을 평가한다.

II. GPS/INS 강결합 시스템

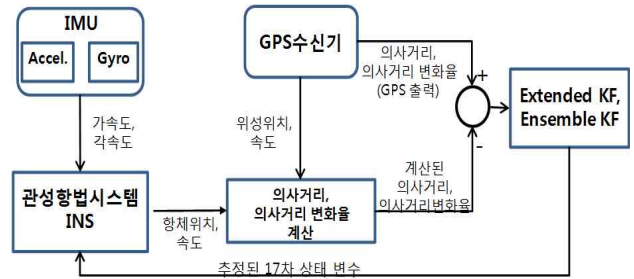


그림 1. GPS/INS 강결합 시스템
Fig. 1. GPS/INS tightly-coupled integration System

본 논문에서는 관성항법시스템(INS)과 GPS를 결합하기 위한 방법으로 강결합 방식을 사용하였다. 강결합 방법은 구현이 어렵지 않으며 가시 위성 개수에 따른 제약 조건이 없기 때문에 결합 항법 시스템에 적합한 방법이다. 이러한 강결합 시스템을 구성하기 위해서 사용되는 항체의 비선형 동적 모델식([6]참조)은 관성항법시스템의 항법 방정식이고 비선형 측정식은 GPS 수신기의 의사거리(pseudorange)와 의사거리변화율(pseudorange rate)이다. 그림1은 GPS/INS 강결합 시스템의 전체 블록도이다.

강결합 기법으로 추정해야할 상태 변수들은 다음과 같다.

$$x = [x_{nav}^T \ x_{acc}^T \ x_{gyro}^T \ x_{gps}^T]^T \quad (1)$$

여기서 x_{nav} , x_{acc} , x_{gyro} , x_{gps} 는 각각 항체의 항

법 정보(위치, 속도, 자세), 가속도계 바이어스 오차, 자이로 바이어스 오차, 그리고 GPS 수신기의 시계 바이어스 오차와 주파수 오차이다. 구체적인 식은 아래와 같다[1].

$$\begin{aligned} x_{nav} &= [P_N \ P_E \ P_D : V_N \ V_E \ V_D : A_N \ A_E \ A_D]^T \\ x_{acc} &= [\delta f_N \ \delta f_E \ \delta f_D]^T \\ x_{gyro} &= [\delta \omega_{ibN}^n \ \delta \omega_{ibE}^n \ \delta \omega_{ibD}^n]^T \\ x_{gps} &= [x_p \ x_f]^T \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 GPS 수신기의 시계 바이어스 오차(x_p)와 주파수 오차(x_f)는 식(2)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{x}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p \\ x_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_p \\ w_f \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 $w_c \equiv \begin{bmatrix} w_p \\ w_f \end{bmatrix}$: white noise

$$Q_c \equiv E[w_c w_c^T] = c^2 \begin{bmatrix} s_b \Delta t + s_f \frac{\Delta t^3}{3} & s_f \frac{\Delta t^2}{2} \\ s_f \frac{\Delta t^2}{2} & s_f \Delta t \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 $s_b = 2 h_0$, $s_f = \frac{8 \pi^2}{h_2}$, $h_0 = 2 \times 10^{-19}$, $h_2 = 2 \times 10^{-20}$, $c = 3 \times 10^8$ (빛의 속도)이며 s_b , s_f 는 백색 잡음의 주파수 크기이고 이는 Allan variance parameter와 관련된 변수들이다.

III. 언센티드 칼만필터(UKF)

UKF는 상태분포가 비선형 시스템의 테일러 시리즈 전개를 통한 1차 선형화를 통해 전파(propagation)되는 대신, 상태변수의 표본 포인트를 생성한 후 실제 비선형 시스템을 통해 전파하여 실제 확률분포의 전파후 평균(posterior mean)과 공분산을 비선형성의 테일러 시리즈의 2차항까지 완벽하게 잡아 낼 수 있

다[5]. UKF는 Unscented transformation(UT)을 수행하여 표본 포인트와 비선형 모델을 이용하여 상태변수의 통계치 계산을 통하여 확률 분포를 근사화하는 방법이다. 먼저, 랜덤변수 x 가 n 차원인 경우에 $2n+1$ 개의 시그마 포인트(sigma point) χ_i 를 선택하여 상태변수 x 의 전파후의 실제 평균과 공분산을 구하는 것이다. 시그마 포인트는 다음과 같다[5].

$$\begin{aligned} \chi_0 &= \hat{x} \\ \chi_i &= \hat{x} + (\sqrt{(n+\lambda)P_{t|t-1}})_i, \quad i = 1, \dots, n \\ \chi_i &= \hat{x} - (\sqrt{(n+\lambda)P_{t|t-1}})_{i-n}, \quad i = n+1, \dots, 2n \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, $(\sqrt{(n+\lambda)P_{t|t-1}})_i$ 는 제곱근 행렬의 i 번째 열이고 λ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\lambda = \alpha^2(n+\kappa) - n \quad (6)$$

α 는 시그마 포인트의 퍼짐을 계산하는 스케일 파라미터이며 항상 작은 양의 값($1 \geq \alpha \geq 10^{-4}$)이다. κ 는 2차 스케일 파라미터이고, $(\sqrt{(n+\lambda)P_{t|t-1}})_i$ 는 출레스키 인수분해(Cholesky Factorization)로 구할 수 있는 대칭이고 양으로 정의되는 행렬이다. 이 시그마 벡터들은 비선형 함수를 통해 시간 전파된다.

$$Y_i = f(\chi_i), \quad i = 0, \dots, 2n \quad (7)$$

y 의 평균과 공분산은 이전 시그마 포인트의 샘플 평균과 공분산에 가중치를 곱하여 근사화한다.

$$\bar{y} \approx \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Y_i \quad (8)$$

$$P_y \approx \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (Y_i - \bar{y})(Y_i - \bar{y})^T \quad (9)$$

가중치 W_i 는 다음과 같이 정의된다.

$$W_0^{(m)} = \frac{\lambda}{n+\lambda} \quad (10)$$

$$W_0^{(c)} = \frac{\lambda}{n+\lambda} + 1 - \alpha^2 + \beta$$

$$W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = \frac{\lambda}{2(n+\lambda)}, \quad i = 1, \dots, 2n \quad Y_{t|t-1} = H(\chi_{t|t-1}) \quad (18)$$

β 는 상태 변수의 확률분포에 대한 사전 지식을 나타내는 파라미터이며, 가우시안 분포는 $\beta=2$ 가 최적이다. 평균이 0인 잡음을 가진 시스템에 적용되는 언센티드 칼만필터의 알고리즘은 다음과 같다.

먼저 상태변수와 오차 공분산 행렬을 초기화한다.

$$\hat{x}_0 = E[x_0] \quad (11)$$

$$P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \quad (12)$$

상태추정 변수를 이용하여 시그마 포인트를 계산한다.

$$\chi_{t-1} = [\hat{x}_{t-1} \quad \hat{x}_{t-1} + \gamma\sqrt{P_{t|t-1}} \quad \hat{x}_{t-1} - \gamma\sqrt{P_{t|t-1}}] \quad (13)$$

γ 는 합성 스케일 파라미터로 $\gamma = \sqrt{n+\lambda}$ 이다. 생성한 시그마 포인트를 이용하여 상태 추정 변수와 오차 공분산 행렬을 시간 전파한다.

$$\chi_{t|t-1}^* = F(\chi_{t-1}, u_{t-1}) \quad (14)$$

$$\hat{x}_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} \chi_{i,t|t-1}^* \quad (15)$$

$$P_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (\chi_{i,t|t-1}^* - \hat{x}_{t|t-1})(\chi_{i,t|t-1}^* - \hat{x}_{t|t-1})^T + R^V \quad (16)$$

R^V 는 공정잡음 공분산 행렬이다. 시간 전파 후 공정잡음 성분을 추가하여 시그마 포인트를 증가시키고, 이를 이용하여 측정 행렬인 시그마 벡터를 생성한 후 시그마 벡터의 평균을 구한다.

$$\chi_{t|t-1} = [\chi_{t|t-1}^* \quad \chi_{0,t|t-1}^* + \gamma\sqrt{R^V} \quad \chi_{0,t|t-1}^* - \gamma\sqrt{R^V}] \quad (17)$$

$$\hat{y}_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Y_{i,t|t-1} \quad (19)$$

시그마 포인트와 상태 추정 변수, 시그마 벡터와 시그마 벡터의 평균을 이용하여 칼만 이득을 구한 후 상태 추정 변수와 오차 공분산 행렬을 업데이트 한다.

$$P_{y_t, y_t} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (Y_{i,t|t-1}^x - \hat{y}_{t|t-1})(Y_{i,t|t-1}^x - \hat{y}_{t|t-1})^T + R^N \quad (20)$$

$$P_{x_t, y_t} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (\chi_{i,t|t-1}^x - \hat{x}_{t|t-1})(Y_{i,t|t-1}^x - \hat{y}_{t|t-1})^T \quad (21)$$

$$K_t = P_{x_t, y_t} P_{y_t, y_t}^{-1} \quad (22)$$

$$\hat{x}_t = \hat{x}_{t|t-1} + K_t(y_t - \hat{y}_{t|t-1}) \quad (23)$$

$$P_t = P_{t|t-1} - K_t P_{y_t, y_t}^{-1} K_t^T \quad (24)$$

여기서 R^N 은 측정 오차 공분산 행렬이다.

IV. 시뮬레이션

4-1 시뮬레이션 조건

본 논문에서는 GPS/INS 결합시스템을 적용할 대상으로 차량의 경우를 가정하였다. 차량항법시스템에서는 비용이 저렴한 저급의 관성측정장치(IMU: Inertial Measurements Unit)를 주로 사용하며 이에 대한 사양은 가속도 센서의 경우 바이어스 오차와 백색잡음의 표준편차 값이 각각 5000[μg], 1000[μg]이고 자이로 센서의 경우에는 각각 30[deg/h], 1[deg/h]이다. 또한, GPS 수신기의 시계 오차와 주파수 오차의 표준편차 값은 각각 10[m], 1[m/s]이다. 차량 운행 조건

은 지름이 약 600m인 원형 궤적을 30km/h의 속도로 200초간 운항하는 경우를 가정하였고 이때 차량의 자세 변화는 200초간 방위각만 360[deg] 변하는 경우를 가정하였다.

강결합 필터의 경우 가시 위성의 개수가 4개 미만 일 경우에도 필터링이 가능하므로 본 시뮬레이션에서는 가시 위성의 개수가 3개일 경우를 고려하였다.

다중오차는 차량 운행 중 20~29[sec] 사이에 GPS 수신기의 의사거리 측정치에 30[m]와 50[m]의 오차를 각각 추가 하는 것을 가정하였다.

시뮬레이션에 사용된 공정 잡음(w)과 측정 잡음(v)의 공분산 행렬인 Q, R 그리고 상태 추정 오차 변수의 공분산 행렬 초기치 P_0^- 는 다음과 같은 값을 사용하였다.

$$Q = \text{diag}[0_{1 \times 3}, (1000[\mu g])^2_{1 \times 3}, (1[\text{deg}/h])^2_{1 \times 3}, 0_{1 \times 8}]$$

$$R = \text{diag}[50[m] \cdots 50[m]]_{(n \times n)}$$

여기서 n 은 가시 위성의 개수이다.

$$P_0^- = \text{diag}[(10[m])^2_{1 \times 3}, (2[m/s])^2_{1 \times 3}, (0.03[\text{deg}/h])^2_{1 \times 2}, (5[\text{deg}/h]^2), (5000[\mu g])^2_{1 \times 3}, (30[\text{deg}/h])^2_{1 \times 3}, 10^2, 1^2]$$

4-2 시뮬레이션 결과

-다중경로 오차가 없는 경우

그림2는 다중오차가 없을 경우에 EKF와 total-state UKF의 추정 오차를 나타낸 것이다. 먼저 그림2-(a)의 위치 오차 그림을 보면 초기에는 EKF의 추정 성능이 조금 더 우수하지만 200초에서는 total-state UKF의 추정 오차가 비슷하거나 더 작은 것을 볼 수 있다. 그림2-(b)의 속도 오차의 경우는 EKF의 추정 성능이 조금 더 우수하지만 거의 비슷하다.

그러나 그림2-(c) 자세 오차의 경우는, 지상에서 원운동을 하고 있으므로 Yaw축의 오차가 total-state UKF의 성능이 조금 더 우수함을 알 수 있다.

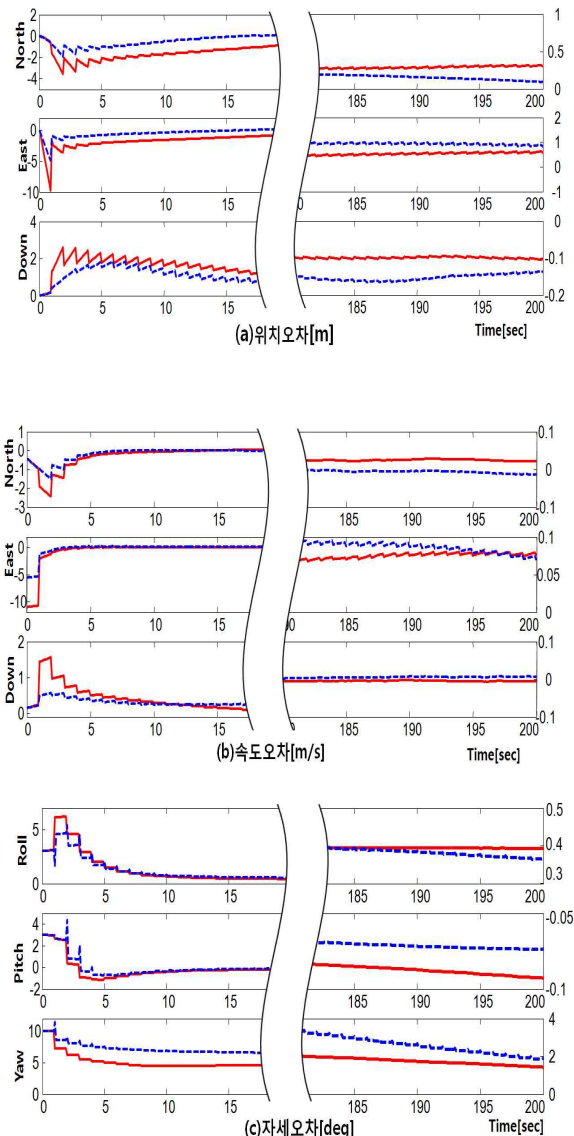


그림 2. EKF와 total-state UKF의 추정 오차(다중경로오차가 없는 경우, 실선:UKF, 점선:EKF)
Fig. 2. Estimation Error of EKF and total-state UKF (in the absence of multipath error, solid line: UKF, dotted line: EKF)

-30m의 다중경로 오차가 있는 경우

그림3은 20~29초 사이에 30m의 다중 오차가 발생하였을 경우에 추정 오차를 나타낸 것으로써 추정 오차 수렴 값을 비교해보면 전반적으로 total-state UKF가 우수하지만 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 방위각 자세 오차의 경우는 매우 큰 차이(약 10[deg])를 보인다. 또한 다중 경로 오차가 발생한 순간 EKF의 경우는 크게 진동하고 진동 감쇄비가 작은 반면에 total-state

UKF는 진동폭이 상대적으로 작으며 진동 감쇄비 또한 커서 진동이 빠르게 사라짐을 알 수 있다.

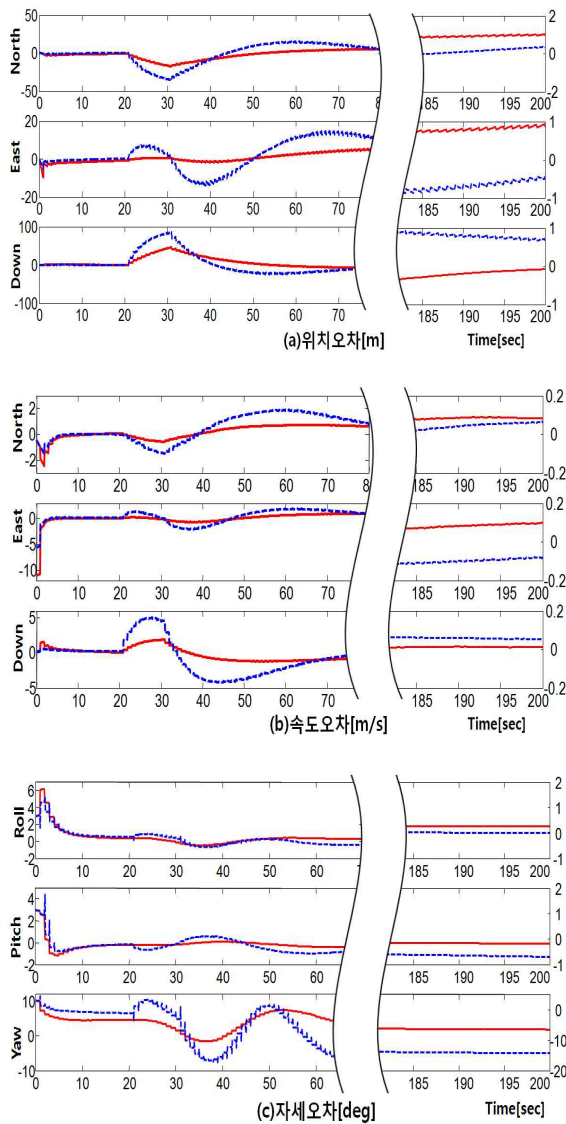


그림 3. EKF와 total-state UKF의 추정 오차(30[m]의 다중경로오차가 있는 경우, 실선:UKF, 점선:EKF)
 Fig. 3.Estimation Error of EKF and total-state UKF(in the case of 30m multipath error, solid line: UKF, dotted line: EKF)

-50m의 다중경로 오차가 있는 경우

그림4는 그림3의 경우와 마찬가지로 다중 경로 오차가 발생하였을 경우의 시뮬레이션 결과로써 이 때 발생한 다중 경로 오차는 50m이다. 결과를 보면 그림 3의 경우와 동일한 경향을 보이는데 그림3의 경우에 비해 EKF의 진동폭이 매우 커지고 추정 오차 수렴 값이 더 커짐을 알 수 있다.

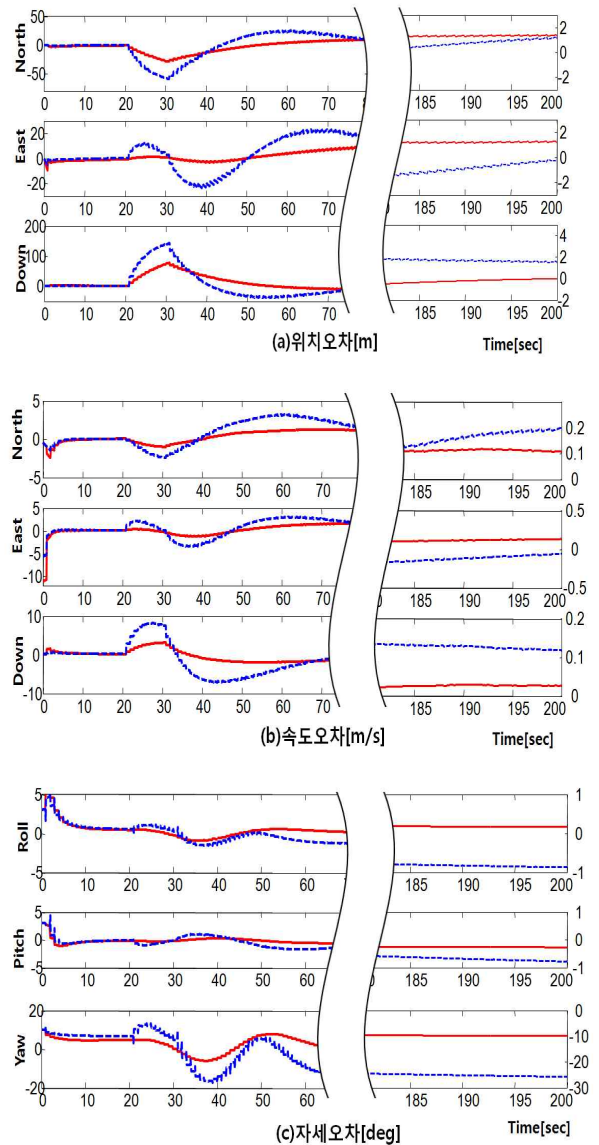


그림 4. EKF와 total-state UKF의 추정 오차(50[m]의 다중경로오차가 있는 경우, 실선:UKF, 점선:EKF)
 Fig. 4.Estimation Error of EKF and total-state UKF(in the case of 50m multipath error, solid line: UKF, dotted line: EKF)

특히, 방위각을 비롯한 자세 추정 오차의 경우 다른 경우의 오차보다도 EKF의 성능이 매우 나빠지고 있음을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문은 GPS/INS 강결합 시스템의 결합 필터로 항법 정보 자체를 상태 변수로 이용하는 total-state 언

센티드 칼만필터(total-state UKF)를 구현한 후 이에 대한 성능을 확장형 칼만필터(EKF)와 비교 평가 하였다. 평가 방법으로는 다중경로 오차(multipath error)가 있는 경우와 없는 경우 각각에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 추정 오차 성능을 비교하였다. 시뮬레이션 결과 다중경로 오차가 없는 경우에는 두 결합 필터의 성능 차이가 거의 없는 반면에 다중경로 오차가 발생하는 경우에는 EKF의 경우 다중경로 오차가 발생하는 순간에 추정 오차가 크게 진동하며 또한 진동 감쇄비가 작음을 알 수 있었다. 반면에 total-state UKF의 경우에는 진동 폭이 EKF에 비하여 매우 작으며 진동 감쇄비는 매우 커서 진동이 빠르게 사라짐을 확인할 수 있었다. 또한, 추정 오차 수렴 값이 EKF에 비해 우수 하였으며 특히, 방위각 자세 오차의 경우에는 매우 우수함을 확인할 수 있었다.

감사의 글

본 논문은 2010년 국토해양부 소관 연구개발사업의 연구비 지원에 의해 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[1] J. A. Farrell and M. Barth, "The Global Positioning System & Inertial Navigation," *McGraw-Hill*, 1999.
 [2] E. D. Kaplan, "Understanding GPS principles and applications," *Artech House, Inc*, 1996.
 [3] G M Siouris, "Aerospace Avionics System," *Academic Press, Inc*, 1993.
 [4] J. A. Farrell and M. Barth, "The Global Positioning System & Inertial Navigation", *McGraw-Hill*, 1999.
 [5] S. Haykin, "Kalman Filtering And Neural Networks", *John Wiley & Sons*, 2001.
 [6] 김광진, 박찬국, 유명중, 박영범, "INS/GPS 강결합 기법에 대한 EKF와 UKF의 성능 비교," *제어로봇시스템학회 논문지*, 제12권, 8호, pp.780-788, 2006.8.
 [7] 조영석, 심덕선, 양철관, 박진우, "GPS/INS 초강결합 기법에 대한 UKF의 성능분석," *제어로봇시스템학회 논문지*, 제13권, 8호, pp817-823, 2007.8.
 [8] Kwangjin Kim and Chan Gook Park, "Non-Symmetric Unscented Transformation with Application to In-Flight Alignment", *International Journal of Control, Automation,*

and Systems, vol. 8, no. 4, pp.776-781, 2010

양 철 관 (梁哲官)



1996년 2월: 중앙대학교 제어계측공학과 공학사
 1998년 2월 : 동 대학원 전자전기공학과 공학석사
 2003년 8월 동 대학원 전자전기공학과 공학박사
 현재 (주)피에스키시스템즈, 책임연구원
 관심분야 : 고장검출, 항법알고리즘, GPS, 강인필터.

심 덕 선 (沈德善)



1984년 2월: 서울대학교 제어계측공학과 공학사
 1986년 2월 서울대학교 대학원 제어계측공학과 공학석사
 1993년 12월 : 미시간대 항공우주공학과 공학박사
 1994년 1월 - 1995년 1월 미시간대 전기공학과 포스트닥
 1995년 3월~ 현재 중앙대학교 전자전기공학부 조교수, 부교수, 교수
 관심분야 : 강인제어, GPS, 관성항법 시스템, 필터링, 고장검출 및 분리

기 창 돈 (奇昌敦)



1984년 2월: 서울대학교 항공공학과 (공학사)
 1986년 2월: 서울대학교 항공공학과 (공학석사)
 1994년 1월: Stanford Univ. 항공우주공학과(공학박사)
 1996년 9월 ~ 2000년 9월 : 서울대학교 기계항공공학부 조교수
 2000년 10월~2006년 9월 : 서울대학교 기계항공공학부 부교수
 2006년 10월~현재 : 서울대학교 기계항공공학부 교수
 관심분야: 위성항법시스템, 실시간 보정위성항법시스템, 실시간 광역보정위성항법시스템, 실시간 초정밀 위치결정 시스템, 항공기/우주비행체 자세결정, 무인항공기 자동제어 시스템, 항공기 자동착륙 유도제어 시스템, 차량항법 시스템, 실내용 자동항법시스템, 위성체 위치결정 시스템, 항공교통 관제시스템, Avionics