

GPS/INS 초강결합 기법에 대한 UKF의 성능분석

Performance Investigation of the Unscented Kalman Filter for Ultra-tightly GPS/INS Integration

조영석, 심덕선*, 양철관, 박진우

(Young-Seok Cho, Duk-Sun Shim, Cheol-Kwan Yang, and Jin-Woo Park)

Abstract : GPS and INS can be integrated in 3 ways of loose, tight, and ultra-tight configuration. This paper investigates the performance of GPS/INS ultra-tightly integrated system when unscented Kalman filter(UKF) is adopted as well as extended Kalman filter(EKF). Covariance analysis is performed using UKF and EKF for tightly coupled and ultra-tightly coupled systems. Various trajectories such as straight, circle, S-shape, spiral are considered for the simulations of covariance analysis.

Keywords : unscented Kalman filter, positioning, GPS/INS, ultra-tightly integration

I. 서론

GPS(Global Positioning System)와 INS(Inertial Navigation System)는 서로 보완적인 특성을 가지고 있으므로 각 방법은 서로 독자적인 항법을 수행할 수 있지만, 보다 정확한 항법을 수행하기 위해 두 가지 항법 방식을 결합하여 사용하는 것이 유리하다. GPS/INS 결합 항법시스템은 약결합 방식과 강결합 방식이 잘 알려져 있고[1], 최근에는 고충격과 고회전 그리고 전파장애에 강한 성능을 보이는 초강결합 시스템(ultra-tightly coupled integration)[2-7]이 활발히 연구되고 있다. GPS/INS 약결합 방식은 GPS와 INS의 출력으로부터 위치, 속도를 비교해서 칼만필터의 측정치로 사용하며 강결합 방식은 pseudo-range와 pseudo-range rate를 비교한다. 초강결합은 약결합과 강결합에 비해 GPS 수신기 내부와 INS가 밀접하게 결합되는 방식으로 복잡한 특성을 가지고 있다. 초강결합 기법은 GPS 수신기 내부의 신호추적루프의 in-phase 신호, quadrature-phase 신호와 INS가 결합하는 방식으로 결합의 강도가 강결합보다 강해진 것이다. GPS/INS 초강결합에 대한 성능은[8]에서 보여준 것처럼 약결합 및 강결합에 비해서 훨씬 우수한 것을 볼 수 있다.

일반적으로 GPS/INS 결합 항법시스템에서는 항법 오차 추정을 위하여 EKF(Extended Kalman Filter)를 사용한다. EKF에서는 상태분포가 가우시안 랜덤변수에 의해서 근사화되며 비선형 시스템의 1차 선형화를 통해 전파(propagation)되므로 큰 오차를 유발할 수 있어 필터의 준최적화나 경우에 따라서는 필터의 발산을 일으킬 수 있다. UKF(Unscented Kalman Filter)는 Julier과 Uhlmann에 의해서 제안되고 Wan과 van der Merwe에 의해서 발전된 것으로[9] 상태분포가 가우시안 랜덤변수에 의해서 근사화되지만 실

제의 비선형 시스템을 통해 전파되어 후평균(posterior mean)과 공분산이 비선형성의 테일러 시리즈의 2차항까지 정확하다[9].

최근에 GPS/INS 강결합 시스템에 UKF가 적용되는 연구 결과가 발표되어[10,11] GPS/INS 강결합 기법에 대해 EKF와 UKF의 성능이 분석, 비교되었고, 초강결합 시스템에 EKF를 적용한 연구결과도 발표되었다[6,8]. 그러나 GPS/INS 초강결합에 대해 UKF의 성능을 정량적으로 분석한 연구는 아직 없는 실정이다.

본 논문에서는 최근 연구되고 있는 GPS/INS 초강결합에 대해서 UKF 알고리즘을 사용하여 항법 성능을 분석하고자 한다. 초강결합의 성능을 보기 위해서 비행체의 여러 비행 궤적에 대해서 강결합 방식과 초강결합 방식의 오차 공분산 시뮬레이션을 수행하여 오차를 정량적으로 분석한다. 2장에서는 초강결합 GPS/INS 시스템을 기술하고 3장에서는 UKF에 대해 기술한다. 4장에서는 공분산 시뮬레이션 결과를 기술하고 5장에서 결론을 맺는다.

II. 초강결합 GPS/INS 모델

초강결합 GPS/INS 시스템은 GPS 수신기에서 위성신호의 추적을 위한 내부 신호인 I&Q 신호와 INS에서 구한 속도,

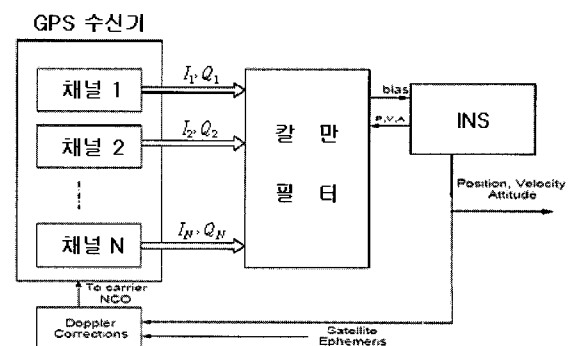


그림 1. GPS/INS 초강결합 구성도.

Fig. 1. Structure of GPS/INS ultra-tightly integration.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2007. 3. 5., 채택확정 : 2007. 6. 25.

조영석, 심덕선, 양철관, 박진우 : 중앙대학교 전자전기공학부
(eye4blue@wm.cau.ac.kr/dshim@cau.ac.kr/ckyang92@empal.com/leuit_park@naver.com)

※ 본 논문은 2006년도 중앙대학교 학술연구비(일반연구비)에서 지원하여 연구하였음.

위치로부터 예측한 I&Q를 비교하여 칼만필터의 측정치로 사용한다. 초강결합 GPS/INS 시스템은 그림 1과 같은 블록도로 나타낼 수 있다. I와 Q는 GPS 수신기의 신호추적루프 내의 in-phase 신호와 quadrature-phase 신호를 나타낸다.

그림 1과 같은 초강결합을 구성하기 위해서는 INS의 항법정보를 이용하여 GPS의 I와 Q 신호를 추정하는 부분이 필요하다. II장에서 유도되는 INS로부터의 I와 Q 신호의 추정은 [2]의 결과이다.

먼저 도플러 효과를 고려한 GPS 신호를 살펴보면 (1)과 같다.

$$y(t) = AC(t)D(t)\cos(w(t-\tau)) + \eta \tag{1}$$

여기서 $A = \sqrt{2P}$, P는 신호의 크기, C(t)는 C/A 코드 시퀀스, D(t)는 항법데이터이며, τ 는 위성과 수신기사이의 전파 지연, w 는 각 주파수, η 는 가우시안 잡음(Gaussian noise)이다. 지연매개변수 τ 는 다음의 식을 이용하여 계산한다.

$$\tau = \frac{|X_s - X_u|}{c} \tag{2}$$

여기서 X_s 는 GPS 위성 위치, X_u 는 사용자 위치이고 c 는 빛의 속도이다.

(2)는 테일러 급수(Taylor's series)를 사용하여 다음과 같이 1차식으로 전개할 수 있다.

$$|X_s - X_u| = |X_s - X_u(t_0)| + \frac{d}{dt}|X_s - X_u(t_0)|(t - t_0) \tag{3}$$

(2)와 (3)을 (1)에 대입하여 정리하면 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$y(t) = AC(t)D(t)\cos(w't - \phi') + \eta \tag{4}$$

여기서

$$w' = w(1 - \frac{v_r}{c}), \quad \phi' = -\frac{w}{c}(|X_s - X_u(t_0)| - v_r t_0)$$

그리고 $v_r = \frac{d}{dt}|X_s - X_u(t_0)|$.

w' 와 ϕ' 은 수신기에서 수신된 GPS의 반송주파수와 위상 신호로서 (4)를 통하여 반송주파수와 위상 신호가 위치와 속도의 관계식으로 표현됨을 알 수 있다. 일반적인 GPS 수신기에서는 PLL(Phase Lock Loop)이 반송파 위상 ϕ' 를 추적하고 FLL(Frequency Lock Loop)이 반송주파수 w' 를 추적한다. 이 두 가지 추적 루프 내에서는 (5)와 같은 in-phase(I) 신호와 quadrature-phase(Q) 신호를 이용한다.

$$I = \int_{kT}^{(k+1)T} \sin(\hat{w}t + \hat{\phi}) [A \cos(w't + \phi') + \eta] dt$$

$$= \frac{A}{2} \int_{kT}^{(k+1)T} [\sin((\hat{w} + w')t + \hat{\phi} + \phi') + \sin((\hat{w} - w')t + \hat{\phi} - \phi')] dt + \eta_I \tag{5a}$$

$$Q = \int_{kT}^{(k+1)T} \cos(\hat{w}t + \hat{\phi}) [A \cos(w't + \phi') + \eta] dt$$

$$= \frac{A}{2} \int_{kT}^{(k+1)T} [\cos((\hat{w} + w')t + \hat{\phi} + \phi') + \cos((\hat{w} - w')t + \hat{\phi} - \phi')] dt + \eta_Q \tag{5b}$$

여기서 \hat{w} 와 $\hat{\phi}$ 는 w' 와 ϕ' 에 대한 수신기의 추정치이고, k 는 측정 주기, T 는 결합 간격, η_I 와 η_Q 는 직각위상신호(I&Q)의 잡음구성요소이다.

반송파와 코드 루프필터 모두 저역통과필터(LPF)의 특성을 가지므로 (5)의 $\hat{w} + w' \approx 2w$ 성분은 제거가 됨을 알 수 있다. 따라서 (5)는 (6)과 같이 단순화 될 수 있다.

$$I = \int_{kT}^{(k+1)T} \frac{A}{2} [\sin(w_e t + \phi_e)] dt + \eta_I \tag{6a}$$

$$Q = \int_{kT}^{(k+1)T} \frac{A}{2} [\cos(w_e t + \phi_e)] dt + \eta_Q \tag{6b}$$

여기서 $w_e = \hat{w} - w'$ 와 $\phi_e = \hat{\phi} - \phi'$ 는 각각 주파수와 위상 오차이다.

(6)에 대하여 평균치를 구하면 (7)과 같으며 이 식으로부터 I와 Q에 대한 추정값이 주파수와 위상 오차에 의존하고 있음을 알 수 있다.

$$E[I] = \frac{-A}{2w_e} [\cos(w_e(k+1)T + \phi_e) - \cos(w_e kT + \phi_e)] \tag{7a}$$

$$E[Q] = \frac{-A}{2w_e} [\sin(w_e(k+1)T + \phi_e) - \sin(w_e kT + \phi_e)] \tag{7b}$$

여기서 주파수와 위상 판별기의 출력으로부터 얻을 수 있는 오차를 위치와 속도에 관해 기술하면 다음과 같다.

$$w_e = \frac{w}{c} V_e \tag{8a}$$

$$\phi_e = \frac{-w}{c} [X_e - V_e t] \tag{8b}$$

(8)은 추정되는 주파수 오차 w_e 와 위상 오차 ϕ_e 가 위치(P)와 속도(V) 정보로부터 얻을 수 있음을 보여준다. 여기서 X_e 와 V_e 는 GPS 수신기의 위치와 속도에 대한 참값과 추정치 사이의 오차로서, 초강결합 칼만필터의 상태 변수들 값을 이용하면 (8)의 값을 추정할 수 있고 이를 이용하여 (7)의 I&Q 신호를 추정할 수 있다. 즉, (7)은 INS로부터 I와 Q 신호를 추정하는데 이용한다.

본 연구에서는 초강결합 시스템에 17차의 상태변수 모델을 사용한다. 17차 상태변수는 3차원 벡터인 위치오차, 속도오차, 자세오차, 가속도계 바이어스 오차, 자이로 바이어스와 GPS 수신기의 시계 바이어스와 드리프트이다. 상태식은 (9)와 같다.

$$\dot{x} = Fx + w \tag{9}$$

(9)는 다음과 같이 상세히 표현된다[12].

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{nav} \\ \dot{x}_{acc} \\ \dot{x}_{gyro} \\ \dot{x}_{gps} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} & F_{14} \\ 0 & F_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_{33} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & F_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{nav} \\ x_{acc} \\ x_{gyro} \\ x_{gps} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{acc} \\ \omega_{gyro} \\ \omega_{gps} \end{bmatrix} \tag{10}$$

여기서 각 변수는 아래와 같다.

$$x_{nav} = [\delta P_N \quad \delta P_E \quad \delta P_D \quad \delta V_N \quad \delta V_E \quad \delta V_D \dots \delta A_N \quad \delta A_E \quad \delta A_D]^T$$

$$x_{acc} = [\delta f_N \quad \delta f_E \quad \delta f_D]^T$$

$$\begin{aligned} x_{gyro} &= [\delta\omega_{ibN}^n \ \delta\omega_{ibE}^n \ \delta\omega_{ibD}^n]^T \\ x_{gps} &= [x_p \ x_f]^T \\ \omega_{acc} &= [0 \ 0 \ 0]^T : \text{random constant} \\ \omega_{gyro} &= [0 \ 0 \ 0]^T : \text{random constant} \\ \omega_{gps} &= [\omega_p \ \omega_f]^T : \text{white noise.} \end{aligned}$$

초강결합 시스템에서 칼만필터를 위한 측정값은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} m &= \{INS \text{ predicted measurements} - GPS \text{ measurements}\} \\ &= \{I + dI, Q + dQ\}_i - \{I - \eta_I, Q - \eta_Q\}_i \\ &= \{dI + \eta_I, dQ + \eta_Q\}_i \end{aligned} \quad (11)$$

(11)의 측정식은 (7), (8)을 이용하면 (12)와 같이 추정될 수 있다.

$$dE[I] = \left[\frac{\partial E[I]}{\partial \phi_e} \ \frac{\partial \phi_e}{\partial x} \right] dx \quad (12a)$$

$$dE[Q] = \left[\frac{\partial E[Q]}{\partial w_e} \ \frac{\partial w_e}{\partial x} \right] dx \quad (12b)$$

(12)는 초강결합 시스템에서 위치 P, 속력 V와 I, Q신호사이의 관계를 수립한다. I는 위상에러를 통해 위치와 관계가 있고 Q는 주파수에러를 통해 속도와 관계를 갖는다.

(11)에서 $I + dI$ 와 $Q + dQ$ 는 INS의 관성센서로부터 예측된 I&Q 신호이고 η_I, η_Q 는 GPS에서 I&Q의 신호 잡음 구성 요소이다. i 는 추적되는 i 번째 채널을 나타낸다. INS에서 추정된 I&Q 신호는 INS 위치와 속도에 관한 식에서 구해진다. 초강결합 칼만필터의 구조는 그림 2와 같다[2].

(12)의 추정치를 이용하면 (11)의 측정식 m 은 (13)과 같이 나타낼 수 있다.

$$m = Hx + v \quad (13)$$

여기서 측정 행렬 H 는 다음과 같다.

$$H = \begin{bmatrix} h_{xi} & h_{yi} & h_{zi} & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 10 \\ 0 & 0 & 0 & h_{xi} & h_{yi} & h_{zi} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 01 \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서 i 는 추적되는 위성의 번호를 나타내고 H 의 각 원소는 아래와 같다.

$$h_{x1} = \left[\frac{\partial E[I]}{\partial \phi_e} \ \frac{\partial \phi_e}{\partial x} \right], \quad \dot{h}_{x1} = \left[\frac{\partial E[Q]}{\partial w_e} \ \frac{\partial w_e}{\partial x} \right] \quad (15)$$

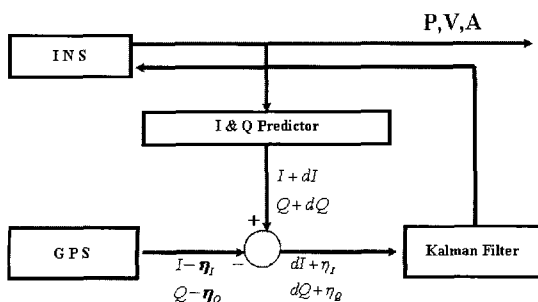


그림 2. 초강결합 시스템을 위한 칼만필터.

Fig. 2. Kalman filter for ultra-tightly integration.

h_{x1} 은 dx 를 채널 1에서 추적되는 I 신호의 측정치와 관계 짓는 벡터이고 \dot{h}_{x1} 은 \dot{dx} 를 Q 신호의 측정치와 관계 짓는다. (13)에서 위상오차 ϕ_e 와 주파수 오차 w_e 는 각각 PLL과 FLL로부터 얻을 수 있다. 식(11)에서 I&Q 신호의 측정 잡음 η_I 와 η_Q 는 평균값 영을 갖는 가우시안 랜덤 변수로 간주하며 이들의 오차 공분산은 R 이다.

$$\eta_I = N(0, 1), \quad \eta_Q = N(0, 1) \quad (16)$$

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_{I(1,1)}^2 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{Q(1,1)}^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{I(2,2)}^2 & \dots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & \sigma_{Q(2i,2i)}^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

III. Unscented Kalman Filter(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 사용한다[9]. 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[9].

$$\begin{aligned} \chi_0 &= \hat{x} \\ \chi_i &= \hat{x} + (\sqrt{(n+\lambda)P_{i|t-1}})_i, \quad i = 1, \dots, n \\ \chi_i &= \hat{x} - (\sqrt{(n+\lambda)P_{i|t-1}})_{i-n}, \quad i = n+1, \dots, 2n \end{aligned} \quad (18)$$

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

$$\lambda = \alpha^2(n + \kappa) - n \quad (19)$$

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

$$Y_i = f(\chi_i), \quad i = 0, \dots, 2n \quad (20)$$

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

$$\bar{y} \approx \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Y_i \quad (21)$$

$$P_y \approx \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (Y_i - \bar{y})(Y_i - \bar{y})^T \quad (22)$$

가중치 W_i 는 다음과 같이 정의된다[9].

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

$$W_0^{(c)} = \frac{\lambda}{n + \lambda} + 1 - \alpha^2 + \beta \quad (23)$$

$$W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = \frac{\lambda}{2(n + \lambda)}, \quad i = 1, \dots, 2n$$

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

먼저 상태변수와 오차 공분산 행렬을 초기화한다.

$$\hat{x}_0 = E[x_0] \quad (24)$$

$$P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \quad (25)$$

상태추정 변수를 이용하여 시그마 포인트를 계산한다.

$$x_{t-1} = [\hat{x}_{t-1} \quad \hat{x}_{t-1} + \gamma\sqrt{P_{t|t-1}} \quad \hat{x}_{t-1} - \gamma\sqrt{P_{t|t-1}}] \quad (26)$$

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

$$x_{t|t-1}^* = F(x_{t-1}, u_{t-1}) \quad (27)$$

$$\hat{x}_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} x_{i,t|t-1}^* \quad (28)$$

$$P_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (x_{i,t|t-1}^* - \hat{x}_{t|t-1})(x_{i,t|t-1}^* - \hat{x}_{t|t-1})^T + R^V \quad (29)$$

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.

$$x_{t|t-1} = [x_{t|t-1}^* \quad x_{0,t|t-1}^* + \gamma\sqrt{R^V} \quad x_{0,t|t-1}^* - \gamma\sqrt{R^V}] \quad (30)$$

$$Y_{t|t-1} = H(x_{t|t-1}) \quad (31)$$

$$\hat{y}_{t|t-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Y_{i,t|t-1} \quad (32)$$

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

$$P_{\hat{y}, \hat{y}} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (Y_{i,t|t-1} - \hat{y}_{t|t-1})(Y_{i,t|t-1} - \hat{y}_{t|t-1})^T + R^N \quad (33)$$

$$P_{x, \hat{y}} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (x_{i,t|t-1}^* - \hat{x}_{t|t-1})(Y_{i,t|t-1} - \hat{y}_{t|t-1})^T \quad (34)$$

$$K_t = P_{x, \hat{y}} P_{\hat{y}, \hat{y}}^{-1} \quad (35)$$

$$\hat{x}_t = \hat{x}_{t|t-1} + K_t (y_t - \hat{y}_{t|t-1}) \quad (36)$$

$$P_t = P_{t|t-1} - K_t P_{\hat{y}, \hat{y}} K_t^T \quad (37)$$

여기서 R^N 은 측정 오차 공분산 행렬이다.

IV. 시뮬레이션 결과 및 비교 분석

초강결합 GPS/INS의 UKF에 대한 성능 평가를 위해서

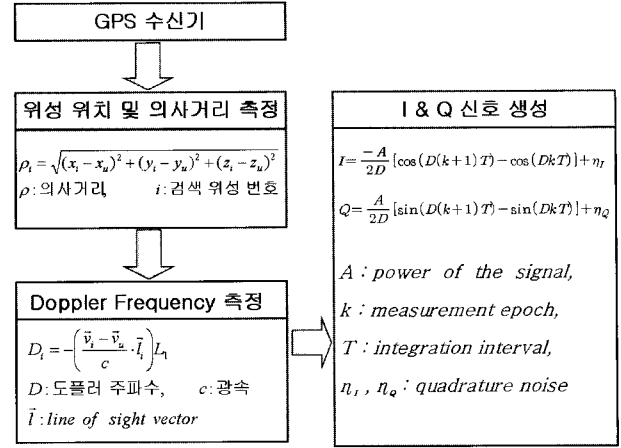


그림 3. GPS 수신기의 I&Q 신호생성 블록도.
Fig. 3. I&Q signal generation in GPS receiver.

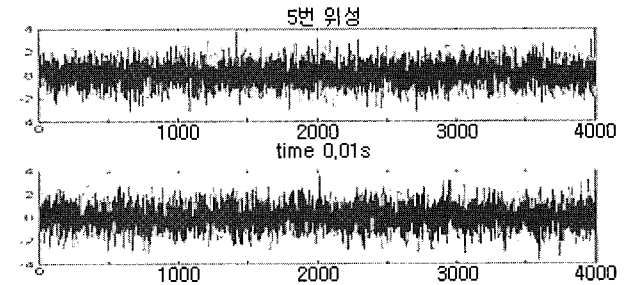


그림 4. 5번 위성에 대한 I&Q 신호.
Fig. 4. I&Q signal of satellite no. 5.

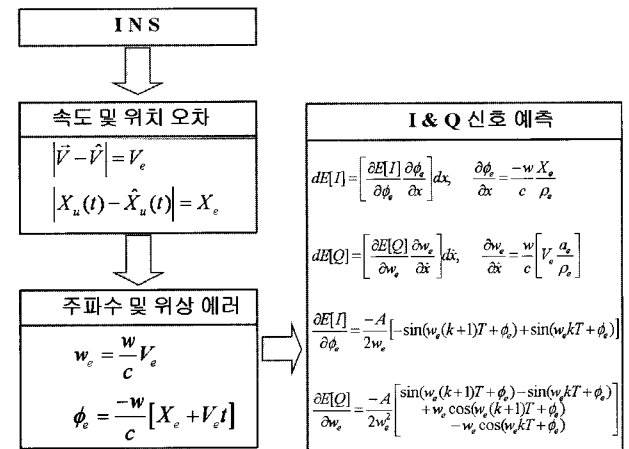


그림 5. INS에서 I&Q 신호생성 블록도.
Fig. 5. I&Q signal generation in INS.

여러 비행 궤적에 대해 위치오차의 표준편차를 그래프로 나타내어 분석하였다. 다른 시스템의 성능과 비교하기 위해서 EKF와 UKF를 사용한 강결합 및 초강결합에 대한 공분산 시뮬레이션을 수행하였다.

그림 3은 GPS 수신기에서 I&Q신호를 생성하는 블록도이며 그림 4는 관찰된 위성 중 5번 위성에 대한 I&Q 신호이다. INS 수신기로부터 I&Q 신호의 생성은 그림 5와 같

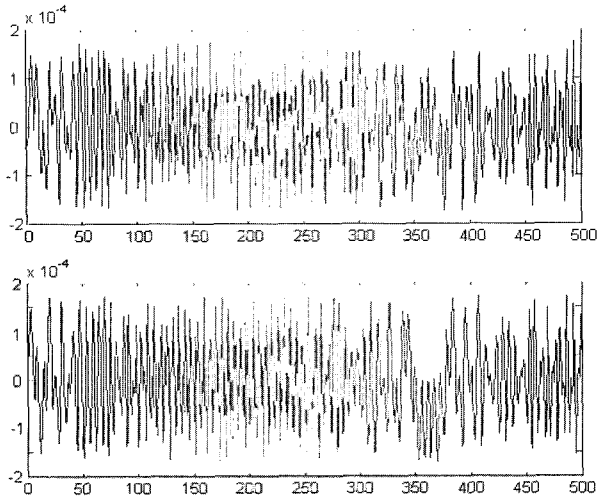


그림 6. 5번 위성의 I&Q 신호오차.
Fig. 6. I&Q signal error of satellite no. 5.

다. 속도 및 위치오차를 칼만필터로부터 얻을 수 있고, 칼만필터를 통하여 얻어진 I&Q 신호와 관측위성의 I&Q 신호와의 차이를 구하여 그림 6에 나타내었다.

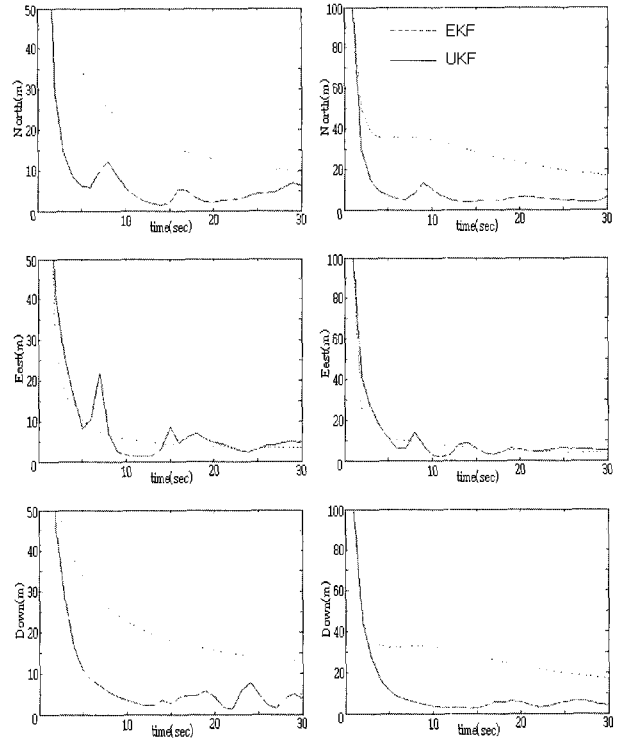
GPS/INS 결합에 따른 성능 분석을 위해 칼만필터의 오차공분산행렬 P의 위치오차를 구하였다. 초기 공정잡음과 측정잡음의 공분산 행렬인 R^V , R^N 그리고 오차 공분산 행렬 초기치 P_0 는 다음과 같다. 항법의 좌표축은 North(x축)-East(y축)-Down(z축)이다.

$$\begin{aligned}
 R^V &= \text{diag}[0_{1 \times 3}, (100[\mu g])^2_{1 \times 3}, (0.1[\text{deg}/h])^2_{1 \times 3}, 0_{1 \times 8}] \\
 R^N &= \text{diag}[(5[m])^2 \dots (5[m])^2] \in R^{n \times n} \quad n: \text{위성의 개수} \\
 P_0 &= \text{diag}[(5[m])^2_{1 \times 2}, 10[m]^2, (2[m/s])^2_{1 \times 3}, \\
 &\quad (0.03[\text{deg}/h])^2_{1 \times 2}, 5[\text{deg}/h]^2, (500[\mu g])^2_{1 \times 3}, \\
 &\quad (3[\text{deg}/h])^2_{1 \times 3}, 10^2, 1^2]
 \end{aligned} \tag{38}$$

1. 강결합 EKF 및 UKF 시뮬레이션

강결합 항법 시스템의 비행 궤적은 정지 상태에서 북측 방향으로 가속도 1m/s²으로 운항하는 직선 등가속 궤적과 북측 방향으로 시속 500km/h의 속도에 각속도 $\omega_{bn}^b = \pi/100$, 중력(Down)방향 위치 성분은 200초간 운항한 원형궤적에 대해 시뮬레이션 하였으며 EKF 및 UKF 각각에 대해 x, y, z축의 위치오차의 표준편차(1σ)를 구하였다.

두 궤적에 대한 위치오차(1σ)는 그림 7에 주어졌고 두 궤적에 대한 30초 후의 위치오차가 표 1에 주어졌다. x축과 z축은 UKF 사용시의 위치오차가 EKF 사용시의 위치오차보다 작지만 y축의 경우는 UKF의 위치오차가 EKF보다 약간 큰 것을 볼 수 있다. 이는 등가속과 원궤적 모두 30초간 y축(동쪽방향)으로 속도 성분이 없거나(등가속) 작기(원궤적) 때문이다. 그림 7을 보면 강결합의 경우 UKF의 값이 안정되게 감소하지 않고 출렁이는 것을 볼 수 있다. 이는 랜덤변수가 비선형 시스템의 2차항까지 사용하므로 1차항과 2차항 사이에 dominant한 항이 아직 형성되지 못함을 보여준다고 할 수 있다.



(a) 위치오차(등가속) (b) 위치오차(원 궤적)

그림 7. 강결합시 30초 동안의 위치오차(1σ)(m).

Fig. 7. Position error(1σ, m) for 30second (tightly coupled integration).

표 1. 강결합시 30초 후 궤적의 위치오차(1σ)(m).

Table 1. Position error(1σ, m) after 30seconds (tightly coupled integration).

		등가속	원
EKF	X	9.4608	16.482
	Y	3.3488	3.7399
	Z	12.828	16.507
UKF	X	1.6143	9.2088
	Y	3.9677	4.2305
	Z	3.5402	2.4695

2. 초강결합 EKF 및 UKF 시뮬레이션

초강결합 항법 시스템의 궤적은 강결합 시뮬레이션과 동일한 등가속 궤적 및 원형 궤적에 원형 궤적과 동일한 속도이나 100초 후 반대 방향으로 회전하는 S형 궤적, 원형 궤적과 동일한 속도이고 -z축으로 0.2m/s의 속도로 상승하는 Spiral 궤적을 추가하여 시뮬레이션 하였다. 이러한 네 궤적에 대해서 EKF와 UKF를 사용한 GPS/INS 초강결합에 대하여 x, y, z축의 위치오차의 표준편차(1σ)를 구하였다.

그림 9는 각 궤적에 대한 북측 위치오차의 결과 값이다. 그림 7에서 x, y, z축의 경향이 비슷하여 x축의 결과만 나타냈다. 그림 9를 보면 모든 궤적에 대해 EKF를 사용한 경우보다 UKF를 사용한 경우의 위치오차가 더 작게 나오는

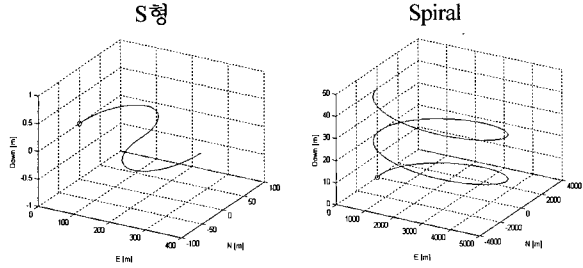


그림 8. S형 궤적과 spiral 궤적.
Fig. 8. S-type and spiral trajectory.

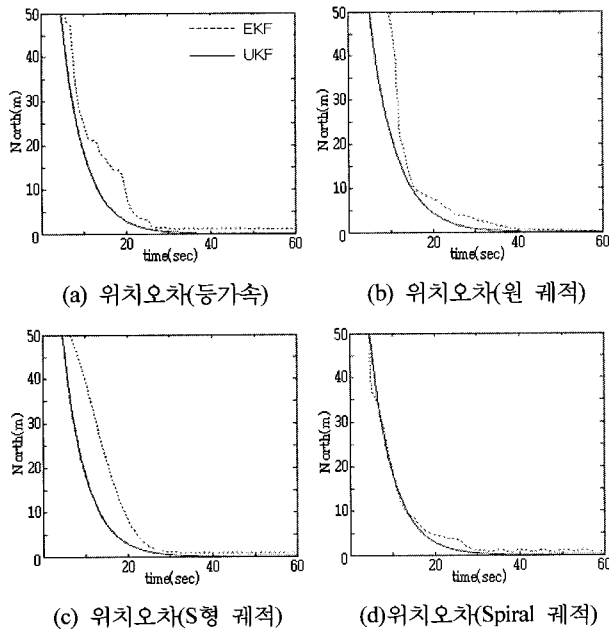


그림 9. 초강결합시 30초 동안의 위치오차(1σ)(m).
Fig. 9. Position error(1σ , m) for 60second (ultra-tightly coupled integration).

표 2. 초강결합시 150초 후 궤적의 위치오차(1σ)(m).
Table2. Position error (1σ , m) after 150sec (ultra-tightly coupled integration).

		등가속	원	S형	Spiral
EKF	X	0.615	0.591	0.661	1.116
	Y	0.57	0.634	0.677	0.96
	Z	1.32	0.896	0.91	0.925
UKF	X	0.03	0.03	0.032	0.032
	Y	0.023	0.04	0.025	0.023
	Z	0.021	0.008	0.018	0.019

것을 볼 수 있다. 그림 7의 강결합에서는 UKF의 오차가 출렁이는 반면 그림 9의 초강결합에서는 UKF의 위치오차가 계속 감소하고 있는 것을 볼 수 있다. 초강결합의 EKF는 오차가 계속 작아지지 않고 일정한 크기를 계속 유지하는 것을 볼 수 있다.

표 2를 보면 4가지 궤적에 대해서 x, y, z축 모두 UKF가 EKF보다 훨씬 성능이 우수함을 볼 수 있다.

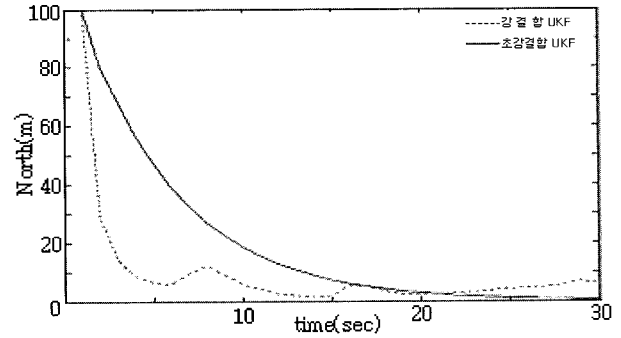


그림 10. 등가속 궤적에 대한 위치오차.
Fig. 10. Position error for constant acceleration.

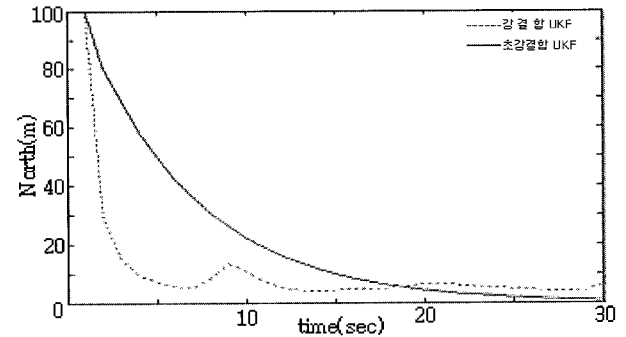


그림 11. 원 궤적에 대한 위치오차.
Fig. 11. Position error for circle trajectory.

그림 10과 11은 등가속 궤적과 원형 궤적에 대해 강결합 및 초강결합 UKF의 위치오차의 표준 편차(1σ)를 비교한 그림이다. 초기에는 강결합 UKF가 오차가 빨리 줄어드나 10초쯤부터는 더 이상 줄어들지 않음을 볼 수 있고 초강결합의 경우는 오차가 계속 줄어들고 있음을 알 수 있다.

V. 결론

등가속, 원형, S형 및 spiral 궤적을 그리며 이동하는 비행체에 대하여 강결합, 초강결합 GPS/INS 결합시스템에 대해 EKF와 UKF의 성능을 분석하였다. 사용필터에 대해서 오차 공분산 행렬의 위치오차 성분의 표준편차를 비교해 봄으로써 각 결합 항법 시스템의 항법성능을 비교해 보았다. UKF를 사용했을 경우 EKF를 사용한 경우에 비해 좋은 성능을 보이는 것을 볼 수 있다. EKF는 일정시간 지난 후 더 이상 오차가 줄어들지 않았다. 같은 UKF를 사용할 경우 초강결합 방식이 강결합 방식보다 좋은 성능을 보임을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] J. A. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, McGraw-Hill, 1999.
- [2] S. R. Babu and J. Wang, "Ultra-tight GPS/INS/PL integration: A system concept and performance analysis," Pre-print submitted to GPS Solution, 2005.
- [3] S. R. Babu and J. Wang, "Improving the quality of

IMU-derived doppler estimates for ultra-tight GPS/INS integration." GNSS 2004, Rotterdam, The Netherlands.

[4] S. R. Babu and J. Wang, "Comparative study of interpolation techniques for ultra-tight integration of GPS/INS/PL sensors," *The 2004 International Symposium on GNSS/GPS, Sydney*, Australia, December 6-8, 2004.

[5] J. D. Gautier and B. W. Parkinson, "Using the GPS/INS Generalized Evaluation Tool(GIGET) for the comparison of loosely coupled, tightly coupled and ultra-tightly coupled integrated navigation systems," *ION 59th Annual Meeting/CIGTF 22nd Guidance Test Symposium*, 23-25 June 2003, Albuquerque, NM, pp. 65-76.

[6] D. Li and J. L. Wang, "System design and performance analysis of extended Kalman filter-based ultra-tight GPS/INS integration," *IEEE PLANS*, April 25-27, 2006, pp. 291-299.

[7] E. J. Ohlmeyer, "Analysis of an ultra-tightly coupled GPS/INS system in jamming," *IEEE PLANS*, April 25-27, 2006, pp. 44-53.

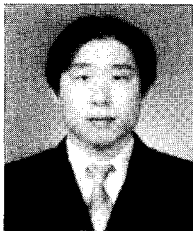
[8] 정광윤, 조영석, 심덕선, "무인탐사체의 항법을 위한 초강결합 GPS/INS 성능 분석," *제어·자동화·시스템 공학회 논문지*, vol. 12, no. 8, pp. 773-779, 2006. 8.

[9] S. Haykin, *Kalman Filtering and Neural Networks*, John Wiley & Sons, 2001.

[10] 김광진, 박찬국, 유명종, 박영범, "INS/GPS 강결합 기법에 대한 EKF와 UKF," *제어·자동화·시스템 공학회 논문지*, vol. 12, no. 8, pp. 780-788, 2006. 8.

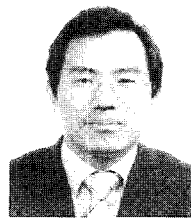
[11] 전우진, 지규인, "비선형 성능 향상을 위한 UKF 기반의 GPS/INS 강결합 시스템," *제11차 GNSS Workshop Proceedings*, 서울팔레스호텔, 2004. 11. 4-5.

[12] 조영석, "GPS/INS 초강결합 기법에 대한 UKF의 성능 분석," *석사학위논문*, 중앙대학교 전자전기공학부, 2007. 2.



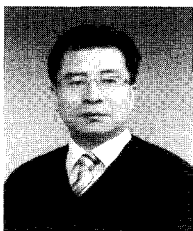
조영석

2005년 중앙대 전자전기공학 공학사. 2007년 동 대학원 전자전기공학부 공학석사. 현재 삼성중공업 재직. 관심분야는 항법알고리즘, GPS, 제어시스템.



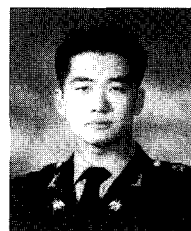
심덕선

1984년 서울대 제어계측공학 공학사. 1986년 동 대학원 제어계측공학 공학석사. 1993년 미시간대 항공우주공학과 공학박사. 1995년 3월~현재 중앙대학교 전자전기공학부 교수. 관심분야는 제어, GPS, 관성항법시스템, 필터링, 고장검출.



양철관

1996년 중앙대 제어계측공학 공학사. 1998년 동 대학원 전자전기공학 공학석사. 2003년 동 대학원 전자전기공학 공학박사. 현재 유한대 전기정보과 교수. 관심분야는 고장검출, 항법알고리즘, GPS, 강인필터.



박진우

2003년 중앙대 컴퓨터공학 공학사. 2007년 동 대학원 전자전기공학부 석사 과정. 관심분야는 GPS, 관성 항법 시스템, C++/C# 프로그래밍, 마이크로 프로세서.