

# Dilution of Precision 정보를 이용한 INS/GPS 결합시스템 위치오차 개선

## Improving INS/GPS Integrated System Position Error using Dilution of Precision

김현석\* · 백승준 · 조운철  
국방과학연구소

Hyun-seok Kim\* · Seung-jun Baek · Yun-cheol Cho  
Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea

### [요 약]

본 논문에서는 INS/GPS결합 시스템에서 GPS가 기만신호 또는 지형지물에 의한 가시선이 제한되어 위성의 기하학적 배치가 저하되는 조건을 고려하였고, 통합항법 성능을 향상시키기 위한 방법을 제안하였다. 먼저 GPS의 DOP에 측정 공분산이 연동되는 가변 공분산 확장 칼만필터(VCEKF)를 제시하였다. 그리고 몬테칼로 시뮬레이션을 통하여 EKF와 VCEKF를 사용한 통합항법 시스템의 항법성능을 분석하였다. DOP 값이 낮은 경우보다 DOP값이 높을 경우에 VCEKF가 확장 공분산을 사용하는 EKF보다 우수한 추정 성능을 보임을 확인할 수 있었다.

### [Abstract]

A method for improving the integrated navigation performance in the INS/GPS navigation system by the considering that the condition that the geometric arrangement of the satellite is degraded due to limitation of the line of sight of the satellite such as geographic feature and GPS signal jamming is proposed. A variable covariance extended Kalman filter (VCEKF) that correlated to the measured covariance to the DOP of GPS is suggested. The navigation performance of integrated navigation system using EKF and VCEKF is analyzed by Monte-Carlo simulations. The result is verified that VCEKF has better estimation performance than EKF using fixed covariance on condition that DOP value is larger than the smaller value.

**Key word** : Dilution of precision, Inertial navigation system / global positioning system Integrated System, Variable covariance extended Kalman filter.

<https://doi.org/10.12673/jant.2017.21.1.138>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 7 February 2017; Revised 9 February 2017  
Accepted (Publication) 27 February 2017 (28 February 2017)

\*Corresponding Author; Hyun-seok Kim

Tel: +82-42-821-0403

E-mail: hyskim77@add.re.kr

## 1. 서론

관성항법시스템(INS; inertial navigation system)은 관성 센서인 자이로와 가속도계로 측정되는 항체의 각속도와 선형가속도를 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세에 대한 정보를 제공하는 시스템을 말한다. INS는 항법에 필요한 정보를 외부장치의 도움 없이 연속적으로 제공하고 짧은 시간동안 정확한 항법 해를 제공하는 장점이 있지만 시간이 지남에 따라 오차가 누적되는 단점이 있다[1].

GPS(global positioning system)은 인공위성을 이용한 전파 항법장치로 지구전역에서 시간과 기상에 관계없이 사용이 가능하며 항체의 위치를 항상 일정한 오차 범위 내에서 실시간으로 획득할 수 있으므로 주행시간이 증가해도 항법정능이 일정하게 유지된다는 장점이 있다. 그러나 신호의 교란(jamming)이 있을 때 정상 동작이 불가능하거나 정확한 항법 정보를 제공하지 못하는 단점이 있다[2]. 따라서 두 시스템의 단점을 상호 보완하기 위하여 짧은 시간 내의 동적 특성을 잘 측정할 수 있는 INS를 기준 시스템으로 이용하고 주행시간 증가에 따른 오차가 누적되지 않는 GPS를 보조 시스템으로 이용하는 결합시스템에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다[1]-[3].

관성항법시스템에서 항법오차를 추정하고, 보상하기 위하여 확장형 칼만필터(EKF; extended kalman filter)가 많이 사용되고 있다. 일반적으로 확장형 칼만필터의 경우 측정잡음 및 공분산의 분산 값은 필터 수행 초기에 확정된 값을 사용하며, 확정된 초기 값은 필터의 성능에 큰 영향을 준다[3].

INS/GPS 결합기법에서도 항법오차를 추정하고, 보정하기 위하여 확장형 칼만필터가 많이 사용되고 있으며, GPS는 필터의 측정치를 제공하게 된다. 적용된 확장형 칼만필터가 정상적으로 항법오차를 추정하기 위해서는 초기에 확정된 측정잡음 공분산 값을 기준으로 일정범위의 오차를 가진 위성항법 정보를 요구한다. 그러나 수신기에서 측정된 정보의 경우 비정상 동작을 할 수 있다. 특히, 전파 송신기에 의한 의도하지 않은 jamming 이나 저고도나 지표상에서 빌딩이나 산 등에 의한 DOP(dilution of precision) 저하 및 다중경로(multipath) 효과에 의한 성능저하 등으로 측정오차가 발생할 수 있다.

이러한 측정오차들 때문에 측정잡음의 크기는 일정 범위를 벗어나게 되며, 확장형 칼만필터는 큰 오차를 유발 할 수 있다. 그러므로 GPS시스템의 이러한 오차들을 고려하기 위하여 측정잡음 분산 값을 실시간으로 추정하여 사용 가능한 적응필터 기법이 요구된다. 최근의 적응필터 기술 연구 결과로는, 측정치의 잉여 값(residual)을 이용하여 측정 잡음 분산 값을 실시간으로 추정하여 적응필터(adaptive filter)를 구성하는 기법이 제안된 바 있다[1].

본 논문에서는 기존의 잉여 값을 이용하여 측정 공분산을 추정하는 방식이 아닌, GPS의 대표적인 성능 지수인 DOP를 이용한 새로운 형태의 가변 공분산 확장 칼만(VCEKF; variable covariance EKF)필터를 구성하고, 시스템의 항법오차 추정

성능에 대하여 분석한다. 이를 위해 먼저 II장에서는 위치정합 INS/GPS 통합항법 시스템의 오차모델을 구성하고, III장에서 DOP를 적용한 VCEKF를 설계한다. IV장에서는 시뮬레이션을 통해 그 결과를 확인하고, V장에서 결론을 맺는다.

본 논문에서 사용된 기호는 다음과 같다.

$L, l, h$ : 위도, 경도, 고도

$V^n = [V_E \ V_N \ V_U]^T$ : ENU(east-north-up) 항법 좌표계에서의 표시된 항체의 속도

$C_b^n$ : 동체 좌표계에서의 ENU 항법 좌표계로의 변환 방향 코사인 행렬

$w_{x,y}^z$ : z좌표계에서 표현된 x에 대한 y의 회전률(rotation rate). 여기서 x,y,z는 i, b, e, n 중 하나가 될 수 있으며 각각 i는 관성 좌표계, b는 동체 좌표계, e는 지구고정좌표계 그리고 n은 항법 좌표계이다.

$\Omega$ : WGS84좌표계에서 정의된 지구 회전 각속도 상수

$G$ : WGS84에서 정의된 중력 상수

$f^B$ : 동체 좌표계에서 표현된 가속도

$f^N$ : 항법 좌표계에서 표현된 가속도

$R_m, R_t$ : 지구 단반경 및 장반경

$R_{mm}, R_{tt}$ : 지구 단반경 및 장반경의 위도에 대한 미분 값

$\delta L, \delta l, \delta h$ : 위도, 경도 및 고도오차

$\delta V^N = (\delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U)^T$ : ENU 항법 좌표계에서의 속도 오차

$\Phi = (\phi_E \ \phi_N \ \phi_U)^T$ : 자세 오차

$w$ : 공정잡음(process noise)

$v$ : 측정잡음(measurement noise)

$\delta a_B = [\delta a_{BX} \ \delta a_{BY} \ \delta a_{BZ}]^T$ : 동체 좌표계에서 표현된 가속도계 바이어스 오차

$\delta g_B = [\delta g_{BX} \ \delta g_{BY} \ \delta g_{BZ}]^T$ : 동체 좌표계에서 표현된 자이로 바이어스 오차

$\delta a_S = [\delta a_{SX} \ \delta a_{SY} \ \delta a_{SZ}]^T$ : 동체 좌표계에서 표현된 가속도계 환산계수 오차

$\delta a_M = [\delta a_{MX} \ \delta a_{MY} \ \delta a_{MZ}]^T$ : 동체 좌표계에서 표현된 가속도계 비정렬 오차

## II. INS/GPS 통합필터 오차모델

이번 장에서는 INS/GPS 결합시스템을 구성하기 위해서 확장칼만필터를 사용한 통합항법 시스템 설계에 대해서 기술한다. 먼저 관성항법시스템의 오차 모델을 구하고, 위치 정보를 측정치로 사용하는 측정치 오차 모델을 정의한다.

### 2-1 항법 오차 모델

INS/GPS 결합 칼만필터를 구성하기 위한 스트랩다운 관성 항법시스템(SDINS; strapdown INS)의 오차모델은 비선형인

항법 방정식을 섭동방법 (perturbation method)을 이용하여 유도할 수 있다.

**1) 위치 오차 모델**

항체의 위치를 위도(L), 경도(l), 고도(h)로 나타낼 때, 위치 오차 방정식을 유도하면 다음과 같다[4].

$$\begin{aligned} \delta \dot{L} &= \left( \frac{R_{mm}\rho_E}{R_m+h} \right) \delta L + \left( \frac{\rho_E}{R_m+h} \right) \delta h + \left( \frac{1}{R_m+h} \right) \delta V_N \quad (1) \\ \delta \dot{l} &= \left( \frac{\rho_N}{\cos L} \left[ \tan L - \frac{R_{tt}}{R_t+h} \right] \right) \delta L - \left( \frac{\rho_N \sec L}{R_t+h} \right) \delta h + \left( \frac{\sec L}{R_t+h} \right) \delta V_E \\ \delta \dot{h} &= \delta V_U \end{aligned}$$

**2) 속도 오차 모델**

ENU 항법 좌표계 상에서 표현된 속도오차 방정식은 아래의 식(2)와 같이 구할 수 있다.

$$\delta \dot{V}^N = [C_B^N f^B] \times \phi - (2\delta w_{IE}^N + \delta w_{EN}^N) \times V^N - (2w_{IE}^N + w_{EN}^N) \times \delta V^N + C_B^N \delta f^B \quad (2)$$

**3) 자세 오차 모델**

phi 오차모델의 자세오차 방정식은 아래와 같다.

$$\dot{\phi} = -w_{IN}^N \times \phi - C_B^N \delta w_{IB}^B + \delta w_{IN}^N \quad (3)$$

**2-2 측정치 오차 모델**

본 절에서는 위치정합 통합항법 시스템을 위한 측정방정식을 유도한다. 일반적으로는 GPS의 위치와 속도정보를 측정치로 사용하지만, 본 연구에서는 위치정보만 측정치로 사용하므로 측정 오차 모델은 다음과 같이 간단하게 표현된다.

$$z_k = [P_{INS} - P_{GNSS}] = H\delta x_k + v_k, \quad v_k \sim N(0, R) \quad (4)$$

$$H = \begin{bmatrix} 1000 & 0_{1 \times 21} \\ 0100 & 0_{1 \times 21} \\ 0010 & 0_{1 \times 21} \end{bmatrix} \quad (5)$$

**2-3 통합항법 시스템 구성**

통합항법 시스템을 구현하기 위한 칼만필터는 식(1)-(3)에서 정의한 관성항법장치 오차모델과 식(4)의 측정방정식을 이용하여 24차의 위치정합 통합 보정필터를 구성하였다. 이 때 24차의 오차 항들로는 위치오차, 속도오차, 자세오차, 가속도계 바이어스 오차, 자이로 바이어스 오차, 가속도계 환산계수 오차, 가속도계 비정렬 오차 등으로 구성된다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{x} &= F\delta x + w \\ z &= H\delta x + v \end{aligned} \quad (6)$$

$$\delta x = [\delta P^T \quad \delta V^T \quad \delta \Phi^T \quad \delta \alpha_B^T \quad \delta g_B^T \quad \delta \alpha_S^T \quad \delta \alpha_M^T]^T$$

여기서 F는 식(7)-(20)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & 0_{3 \times 3} & F_{26} & F_{27} & F_{28} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & 0_{3 \times 3} & F_{35} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$F_{11} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\rho_N}{\cos L} \left( \tan L - \frac{R_{tt}}{R_t+h} \right) - \frac{\rho_N \sec L}{R_t+h} \\ 0 & \frac{R_{mm}\rho_E}{R_m+h} & \frac{\rho_E}{R_m+h} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} \frac{\sec L}{R_t+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{R_m+h} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} \frac{V_N \tan L - V_U}{R_t+h} \rho_U + 2\Omega_U - \rho_N - 2\Omega_N \\ -2(\rho_U + \Omega_U) & \frac{-V_U}{R_m+h} & \rho_E \\ 2(\rho_N + \Omega_N) & -2\rho_E & 0 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$F_{23} = \begin{bmatrix} 0 & -f_U & f_N \\ f_U & 0 & -f_E \\ -f_N & f_E & 0 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$F_{24} = C_B^N, \quad (12)$$

$$F_{26} = \begin{bmatrix} C_B^N(0,0)f_X & C_B^N(0,1)f_Y & C_B^N(0,2)f_Z \\ C_B^N(1,0)f_X & C_B^N(1,1)f_Y & C_B^N(1,2)f_Z \\ C_B^N(2,0)f_X & C_B^N(2,1)f_Y & C_B^N(2,2)f_Z \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$F_{27} = \begin{bmatrix} C_B^N(0,0)f_Y & C_B^N(0,0)f_Z & C_B^N(0,1)f_X \\ C_B^N(1,0)f_Y & C_B^N(1,0)f_Z & C_B^N(1,1)f_X \\ C_B^N(2,0)f_Y & C_B^N(2,0)f_Z & C_B^N(2,1)f_X \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$F_{28} = \begin{bmatrix} C_B^N(0,1)f_Z & C_B^N(0,2)f_X & C_B^N(0,2)f_Y \\ C_B^N(1,1)f_Z & C_B^N(1,2)f_X & C_B^N(1,2)f_Y \\ C_B^N(2,1)f_Z & C_B^N(2,2)f_X & C_B^N(2,2)f_Y \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$F_{31} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{\rho_E R_{mm}}{R_m+h} & -\frac{\rho_E}{R_m+h} \\ 0 & -\Omega_U - \frac{\rho_N R_{tt}}{R_t+h} & -\frac{\rho_N}{R_t+h} \\ 0 & \Omega_N + \rho_N \sec^2 L - \frac{\rho_U R_{tt}}{R_t+h} & -\frac{\rho_U}{R_t+h} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$F_{32} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{-1}{R_m+h} & 0 \\ \frac{1}{R_t+h} & 0 & 0 \\ \frac{\tan L}{R_t+h} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$F_{33} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_U + \rho_U & -\Omega_N - \rho_N \\ -\Omega_U - \rho_U & 0 & \rho_E \\ \rho_N + \Omega_N & -\rho_E & 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$F_{35} = -C_B^N, \quad (19)$$

$$F_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 2(\Omega_N V_N + \Omega_U V_U) + \frac{R_{tt}(\rho_N V_U - \rho_U V_N)}{R_t + h} + \rho_N V_N \sec^2 L & \frac{1}{R_t + h}(\rho_N V_U - \rho_U V_N) \\ 0 & -2\Omega_N V_E - \rho_N V_E \sec^2 L - \frac{\rho_E V_U R_{mm}}{R_{mm} + h} + \rho_N \rho_U R_{tt} & \rho_N \rho_U - \frac{\rho_E V_U}{R_m + h} \\ 0 & -2\Omega_U V_E - \rho_U^2 R_{mm} - \rho_N^2 R_{tt} & -\rho_N^2 - \rho_E^2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

### III. 가변 공분산 확장칼만필터

비선형 시스템에 일반적으로 적용되는 확장형 칼만필터의 성능은 공점잡음 및 측정잡음의 초기 분산 값 설정에 크게 의존한다. 따라서 이들 값을 초기에 정확하게 결정하는 것은 필터를 사용할 때 중요한 설계요소 (design parameter) 중 하나이다. 하지만 초기에 공분산 값을 고정시켜 놓은 경우 비행 중 발생하는 측정 오차의 변화를 정확히 반영할 수 없기 때문에 칼만필터의 추정성능을 저하시키는 요소가 될 수 있다.

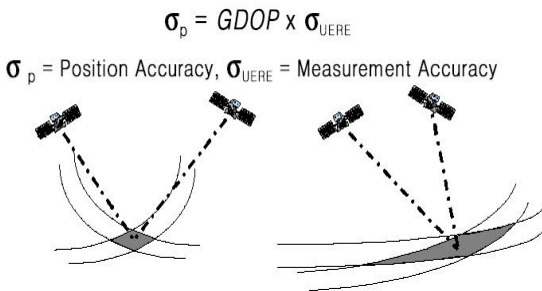
본 장에서는 GPS 시스템의 성능 인자 중 하나인 DOP의 개념에 대해서 살펴보고, 이를 이용하여 VCEKF를 설계한다.

#### 3-1 Dilution of precision

GDOP(geometric DOP)의 개념은 측정 오차가 최종 상태 추정에 어떤 영향을 미칠지를 기술하는 것이다.

$GDOP = \Delta(\text{output location}) / \Delta(\text{measured data})$  이라고 정의할 수 있다.

개념적으로  $\Delta(\text{measured data})$  항목을 변화시키는 측정오차를 고려했을 때, 이상적으로는 측정치의 작은 변화는 출력된 위치를 크게 변경시키지는 않는다. 이것이 의미하는 바는 항법 결과가 오차에 매우 민감하다는 것을 나타낸다. 최근에는 이 용어가 GPS의 개발 및 적용에 훨씬 더 광범위하게 사용되었다. 전리층 및 대류층 오차를 무시하면 항법 위성의 신호는 고정된 정밀도를 갖는다. 따라서 위성과 수신기 간의 상대적인 기하학은 추정된 위치 및 시간의 정밀도를 결정하는 데 중요한 역할을 한다. 수신기에 대한 임의의 주어진 위성의 상대적인 기하 구조로 인해, 위성의 의사 거리의 정밀도는 수신기에 의해 측정된 4차원 위치의  $x, y, z$  및  $t$  각각에 대응하는 성분으로 변환된다.



· Good geometry (low GDOP) · Poor geometry (high GDOP)

그림 1. 위성의 기하학적 배열관계

Fig. 1. Relative geometry for satellites.

수신기의 관점에서 다수 위성의 정밀도는 수신기 측정치의 각 차원에서 정밀도 수준을 결정하기 위해서 위성의 상대 위치에 따라 결정된다. 가시 항법 위성이 서로 가까워지면 지오메트리는 약해지고 DOP값은 높아진다. 반면에 멀리 떨어져 있으면 지오메트리가 강하고 DOP값은 낮아진다. 그림 1과 같이 서로 다른 중심의 두 개의 중첩 고리를 가정해보자. 두 개의 중첩 고리들이 직각으로 겹치면, 중첩의 가장 큰 범위는 거의 평행하게 겹치는 것보다 훨씬 작아진다. 따라서 낮은 DOP값은 수신기의 위치를 계산하는 데 사용되는 위성 간의 넓은 각도 분리로 인해 더 나은 위치 정밀도를 나타낸다. DOP를 증가시킬 수 있는 다른 요소는 인근 산이나 건물과 같은 장애물이다. DOP는 PDOP (position DOP), HDOP (horizontal DOP), VDOP (vertical DOP), TDOP (time DOP) 등으로 구분지어서 표현할 수 있다. 이 값들은 항법에 사용 가능한 위성의 위치로부터 수학적으로 계산할 수 있다.

위성의 기하학이 위치 오차에 미치는 영향은 기하학적으로 정밀도가 저하 된 것으로 위치 오차 대 거리 오차의 비율로 대략적으로 해석할 수 있다. 각 꼭지점에 위치한 4개의 위성파 수신기가 연결하는 선에 의해 사각형 피라미드가 형성된다고 가정해보자. 피라미드의 부피가 클수록 GDOP의 값은 더 낮아진다. 부피가 작을수록 GDOP값이 더 높아진다. 유사하게 위성 수가 많을수록 GDOP의 값이 더 좋아진다.

#### 3-2 Variable Covariance Extended Kalman Filter

앞 절에서는 수신기에서 계산된 위치의 정확도가 DOP와 연관되어 있음을 해석적으로 알 수 있었다. 본 절에서는 DOP의 개념을 수식으로 확인하고 확장칼만필터에 적용하여 VCEKF를 설계할 것이다.

DOP를 계산하기 위해서 먼저 위성 시계 오차, 이온층 오차 및 대류층 오차가 보상된 의사거리 측정 모델을 구하면 다음과 같다[2].

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + c b_u + \epsilon_i \quad (21)$$

여기서,  $x_u, y_u, z_u$  : 사용자의 위치

$x_i, y_i, z_i$  : 위성  $i$ 의 위치

$b_u$  : 수신기 시계바이어스

$c$  : 빛의 속도상수

$\rho$  : 측정된 의사거리

$\epsilon$  : 측정오차

식 (21)을 선형화 기준점 (nominal point)에서 테일러 급수 전개하여 1차 항으로 근사화하고 N개의 위성에 대하여 정리하면 식 (22)와 같다. 식 (22)에서 의사거리 측정치와 실제 의사거리

사이의 오차를 최소화시키는  $\Delta X$ 를 구하면 식 (10)과 같다.

$$\Delta\rho = H\Delta X + \epsilon \tag{22}$$

$$\Delta X = (H^T H)^{-1} H^T \Delta\rho \tag{23}$$

만약, 수신기 각 채널의 특성이 같다고 가정하면 항법 오차는  $\Delta X$ 의 공분산을 구하면 식 (24) 및 (25)와 같이 계산이 가능하다.

$$\begin{aligned} cov(\Delta X) &= E[(H^T H)^{-1} H^T \Delta\rho \Delta\rho^T H (H^T H)^{-1}] \\ &= (H^T H)^{-1} H^T cov(\Delta\rho) H (H^T H)^{-1} \\ &= (H^T H)^{-1} \sigma_{URE}^2 \end{aligned} \tag{24}$$

$$\therefore cov(\Delta X) = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix} \sigma_{URE}^2 \tag{25}$$

$$PDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}} \tag{26}$$

$$HDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$$

$$VDOP = \sqrt{D_{33}}$$

식 (24)에서  $\sigma_{URE}^2$  항은 측정 오차에 대한 부분을 나타내며,  $(H^T H)^{-1}$  항은 위성의 배치에 의해 생기는 오차를 말한다. 따라서 식(24)~(26)에서 표현한 것과 같이 수신기의 위치오차는 통계적으로 위성 배치에 비례해서 커지는 오차임을 확인할 수 있으며, 위성의 기하학적 배치가 수신기 위치오차에 대한 성능 지표가 될 수 있음을 알 수 있다. 이산 칼만필터의 갱신과정은 그림 2와 같고, 측정 공분산 값은 칼만이득(Kalman gain) 계산 과정에 필요함을 알 수 있다[5]. 따라서 본 논문에서는 식 (27)과 같이 GPS위성의 기하학적 배열에 따라 측정공분산을 실시간으로 계산하는 VCEKF를 구성하였다.

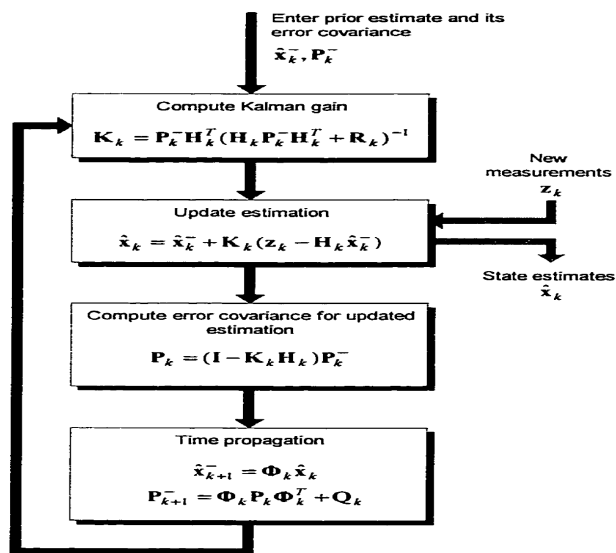


그림 2. 이산 칼만필터 흐름도  
Fig. 2. Flowchart of discrete Kalman filter.

$$\overline{R}_k = \begin{bmatrix} HDOP \\ HDOP \\ VDOP \end{bmatrix} \cdot \sigma_{URE} \tag{27}$$

여기서  $\alpha_H \leq HDOP \leq \beta_H$ ,  $\alpha_V \leq HDOP \leq \beta_V$ 이고,  $\sigma_{URE}$ ,  $\alpha_H$ ,  $\beta_H$ ,  $\alpha_V$  및  $\beta_V$ 는 임의의 상수이다.

#### IV. VCEKF 시뮬레이션

제한된 가변 공분산 칼만필터를 사용하는 INS/GPS 시스템의 통합 보정항법 성능을 분석하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 조건은 표1과 같고, 시뮬레이션 시나리오 및 궤적은 그림 3~5와 같다. 그림 3은 비행체의 비행 중 피치 각 변화를 나타내고, 그림 4는 피치 각 변화에 따른 GPS 수신기에서 추적하는 위성의 수, 그림 5는 추적 위성 수에 따른 DOP의 변화를 의미한다. 시뮬레이션에서 비행체는 남북방향으로 빠르게 비행하면서, 피치 각이 +60° ~ -90° 까지 변하는 궤적으로 비행하게 된다.

성능확인을 위해 몬테칼로 시뮬레이션을 각각 300회씩 실행하였으며 RMS (root mean square) 오차를 그림 6~8에 나타내었다.

그림 3의 피치 각 변화에 따라 시선 각 (line of sight)이 제한되고, 수신기에서 추적하는 위성의 수가 그림 4와 같이 변하게 된다. 결과적으로 그림 5에서 보는 것과 같이 위성의 DOP도 위성 수에 비례하여 변하는 것을 확인할 수 있다. 시뮬레이션 결과 위도 및 고도오차는 VCEKF가 확정 공분산 방식의 일반적인 EKF에 비해서 월등히 뛰어난 성능을 보임을 알 수 있다. 경도오차는 VCEKF가 EKF에 비해 전체적으로 유사한 항법오차를 갖지만, 종말 단계에서는 더 좋은 성능을 보임을 알 수 있다. 이러한 결과가 발생한 이유는 시뮬레이션의 동적 특성 때문으로, 위도 및 고도 축으로 시간당 변화가 크게 발생하기 때문에 DOP 변화에 따라서 GPS의 오차도 클 수밖에 없다. 반면에, 경도 축 방향으로는 위치의 변화량이 적기 때문에 DOP의 변화량에 관계없이 GPS의 오차도 작을 수밖에 없고 결과적으로 보정항법 결과도 유사한 성능을 보일 수밖에 없다.

시뮬레이션 결과는 시간에 따라 크게 세 구간으로 나눌 수 있다. 먼저, 0초 < t < 50초 구간은 비행체가 가속하는 구간으로 DOP변화 자체는 종말 구간과 유사하지만 위치변화량 자체가

표 1. 시뮬레이션 사양

Table 1. Simulation specifications.

Specification of covariance		Remark
$\overline{R}_k$	$\sigma_{URE}$	4.0 m URE
	$\alpha_H$	0.5 Minimum value of HDOP
	$\beta_H$	4.0 Maximum value of HDOP
	$\alpha_V$	0.5 Minimum value of VDOP
	$\beta_V$	4.0 Maximum value of VDOP
$R_k$	4.0 m	Fixed measurement covariance

적기도 하고 시스템 공분산의 영향을 많이 받는 시점이기 때문에 EKF와 VCEKF의 보정항법 성능이 GPS와 유사함을 알 수 있다. 두 번째는 50초 < t < 200초 구간으로, 비행체 가속이 끝나고 위치 변화량 자체도 크지만, GPS의 DOP와 위치오차 자체가 좋은 성능을 보이기 때문에 공분산 결정 방식에 따른 차이를 확인할 수 없다. 마지막으로 200초 < t < 종말구간으로, 비행체의 위치변화량도 크고 DOP 변화도 큰 구간이다. 이 구간에서는 EKF에 비해 VCEKF의 성능이 우수함을 확인할 수 있다.

표 2에서 종말시점(227초)의 확정공분산 방식의 EKF와 VCEKF의 RMS 위치오차를 비교하였다. 표 2와 그림6~8을 통해서 DOP정보에 연동되는 가변 공분산 방식의 VCEKF가 유용함을 알 수 있다.

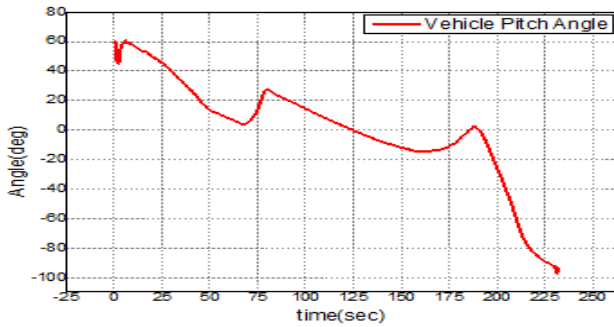


그림 3. 항체의 피치 각 변화  
Fig. 3. Change of vehicle pitch angle.

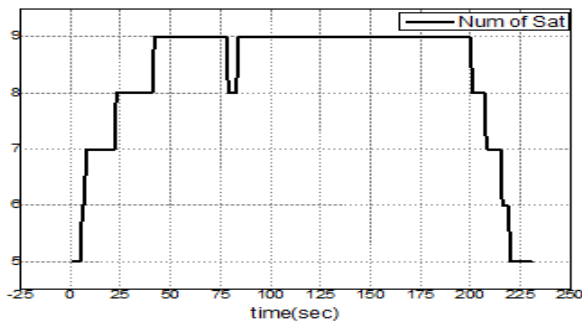


그림 4. 비행 중 가시위성 수  
Fig. 4. Number of visible satellite in flight.

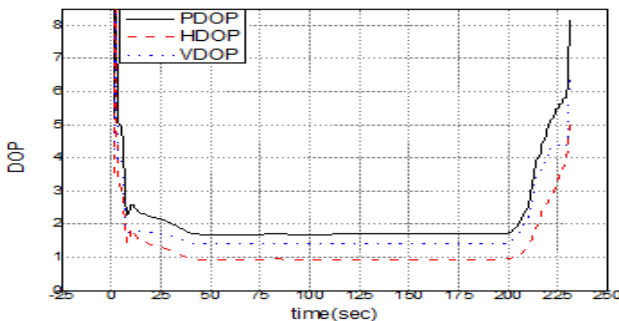


그림 5. 비행 중 DOP변화  
Fig. 5. Change of vehicle DOP in flight.

표 2. 통합항법 종말오차 비교(227 초)

Table 2. Comparison of position error at 227 second.

	EKF position error (RMS)	VCEKF position error (RMS)
Latitude error	26.7 m	13.5 m
Longitude error	14.7 m	12.7 m
Altitude error	51.6 m	23.8 m

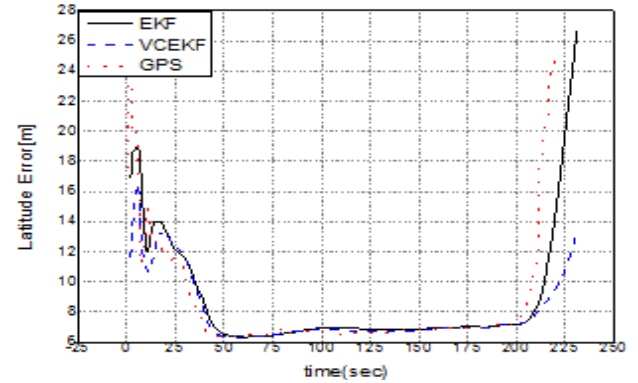


그림 6. 통합항법 위도 오차  
Fig. 6. Latitude error of INS/GPS integrated navigation.

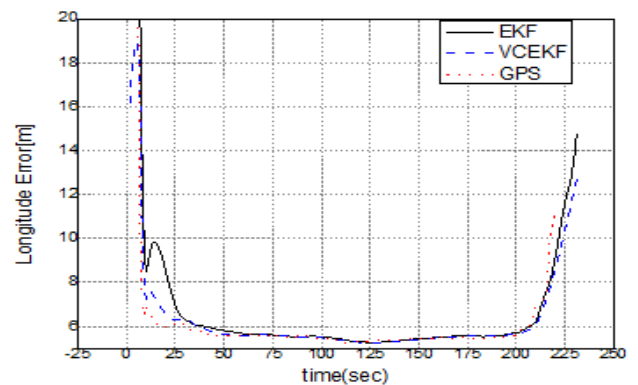


그림 7. 통합항법 경도 오차  
Fig. 7. Longitude error of INS/GPS integrated navigation.

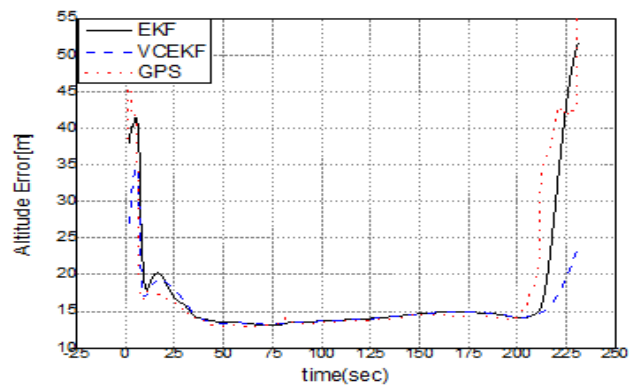


그림 8. 통합항법 고도 오차  
Fig. 8. Altitude error of INS/GPS integrated navigation.

## V. 결 론

본 논문에서는 GPS의 기하학적 배치를 고려하여 DOP정보가 측정 공분산에 연동되는 VCEKF를 제시하였다. 제시된 필터를 약 결합 INS/GPS 통합보정항법 시스템에 적용하여 확장형 칼만필터와 성능을 비교한 결과, 제시된 VCEKF는 확장형 칼만필터 보다 위치오차 추정성능에서 우수함을 보였다. 측정잡음 분산 값의 비례계수인 DOP의 상한과 하한을 설정하여 VCEKF가 안정적인 필터 성능을 가질 수 있도록 하였다. 특히, DOP가 나빠질 경우 확장 공분산 방식의 EKF에 비해서 가변 공분산 방식의 VCEKF가 측정치 GPS 오차에 둔감함을 확인할 수 있었다.

따라서 GPS시스템의 jamming이나 지형지물에 의한 가시선 제한조건에 따른 DOP변화가 심한 경우를 고려하여 INS/GPS 결합시스템을 구성할 경우 확장된 측정잡음의 분산 값을 사용하는 EKF 보다 DOP에 연동되는 가변 공분산 방식을 사용한 VCEKF가 더 효과적일 것으로 판단된다.

## 참고 문헌

- [1] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems : A Modern Synthesis*, 1st ed. San Diego, CA: Academic Press, 1993.
- [2] E. D. Kaplan and C. J. Hegarty, *Understanding GPS : Principles and Applications*, 2nd ed. Norwood, MA: Artech House, Inc., 2006.
- [3] M. J. Yu, "INS/GPS integration system using adaptive filter with estimating measurement noise variance," *Journal of Control, Automation, and Systems Engineering*, Vol. 13, No. 7, 2007.
- [4] M. J. Yu, J. G. Lee, and H. W. Park, "Comparison of SDINS in-flight alignment using equivalent error models," *IEEE Transaction on AES*, Vol. 35, No. 3, 1999.
- [5] R. G. Brown, and P. Y. C. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, 3rd ed. New York, NY: John Wiley and Sons, 1992.

### 김 현 석 (Hyun-Seok kim)



2003년 : 한양대 전기전자공학부 (공학사)  
 2005년 : 서울대학교 전기전자부 (공학석사)  
 2005년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 3본부 4부 선임연구원  
 ※ 관심분야 : 관성항법시스템, 위성항법시스템, 추정 이론, 필터링

### 백 승 준 (Seung-Jun Baek)



2012년 2월: 전북대 전기전자공학부 (공학사)  
 2014년 2월: 동 대학원 (공학석사)  
 2014년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 3본부 4부 연구원  
 ※ 관심분야 : 관성항법시스템, 위성항법시스템, 비선형 제어, 필터링

### 조 윤 철 (Yun-cheol Cho)



1989년 2월 : 부산대 기계공학 (공학학사)  
 1991년 2월 : 부산대 기계공학 (공학석사)  
 1991년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 3본부 4부 책임연구원  
 ※ 관심분야 : 관성항법시스템, 위성항법시스템, 별센서, 추정 이론, 필터링