

INS/GPS 결합방식에 따른 성능분석

박영범*, 이장규*, 박찬국**

*서울대학교 전기공학부(Tel: 02-872-8190, E-Mail: ybpark@asrignc3.snu.ac.kr, jgl@snu.ac.kr)

**광운대학교 제어계측공학과(Tel: 02-940-5157, E-Mail: cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)

Performance Analysis of INS/GPS Integration System

Young Bum Park*, Jang Gyu Lee*, Chan Gook Park**

*School of Electrical Engineering, Seoul National University

**Department of Control and Instrumentation Engineering, Kwangwoon University

Abstract - Inertial Navigation System(INS) provides short-term accurate navigation solution but its error grows with time due to integration characteristics. Meanwhile, Global Positioning System(GPS) provides long-term stable solution but it has poor error characteristics in high dynamic region. So for its synergistic relationship, an integrated INS/GPS systems has been widely used as an advanced navigation system. Generally, two kinds of integration method are used. One is loosely coupled mode which uses GPS-derived position and velocity as measurements in an integrated Kalman filter. The other is tightly coupled one which uses pseudorange and pseudorange rate as Kalman filter measurements.

In this paper the system error models and observation models for two kinds of integrated systems are derived, respectively, and their performance are compared through Monte-Carlo simulations.

서 정확한 항법해를 제공하지 못하는 단점이 있다. 강결합방식은 필터의 측정모델이 복잡하고 가시위성수가 늘어남에 따라 계산량이 많아지는 단점이 있지만 가시위성수가 3개 이하인 경우나 큰 동적 환경 하에서 비교적 정확한 항법해를 제공하는 장점이 있다.[2,6]

본 논문에서는 결합방식에 따른 오차모델과 측정모델을 유도하고 결합 칼만필터를 구성하였으며 동적 환경 하에서 INS에 사용된 관성센서의 성능에 따른 두 결합필터들의 성능을 시뮬레이션을 통해 분석하였다.

2. 관성항법시스템의 오차모델

INS/GPS 결합 칼만필터를 구성하기 위한 스트랩다운 관성항법시스템(StrapDown INS: SDINS)의 오차모델은 비선형인 항법 방정식을 섭동방법(perturbation method)을 이용하여 유도된다. 위도,경도,고도로 표현된 위치오차와 항법좌표계(NED)로 표현된 속도, 자세오차 방정식은 다음과 같다.[1,5,7]

$$\delta \dot{L} = \frac{R_{mm} \rho_E}{R_m + h} \delta L + \frac{\rho_E}{R_m + h} \delta h + \frac{1}{R_m + h} \delta v_N \tag{1a}$$

$$\delta l = \frac{\rho_N}{\cos L} \left(\tan L - \frac{R_\pi}{R_t + h} \right) \delta L - \frac{\rho_N \sec L}{R_t + h} \delta h + \frac{\sec L}{R_t + h} \delta v_E \tag{1b}$$

$$\delta \dot{h} = -\delta v_D \tag{1c}$$

$$\delta \dot{v}^n = [C_b^s f^b] \times \phi^n - [2w_{ie}^n + w_{en}^n] \times \delta v^n + C_b^s \delta f^b + v^n \times (2\delta w_{ie}^n + \delta w_{en}^n) + \delta g^n \tag{2}$$

$$\dot{\phi}^n = -w_{in}^n \times \phi^n - C_b^s \delta w_{ib}^b + \delta w_{in}^n \tag{3}$$

여기서,

$\delta L, \delta l, \delta h$: 위도, 경도, 고도 오차

$\delta v^n = [\delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D]^T$: 속도오차

ϕ^n : 항법좌표계와 계산좌표계의 자세오차

f^b : 가속도계 출력

δf^b : 가속도계 오차

δw_{ib}^b : 자이로 오차

$w_{en}^n = [\rho_N \ \rho_E \ \rho_D]^T$: 지구고정좌표계에 대한 항법좌표계의 회전각속도

w_{ie}^n : 항법좌표계에서 표현된 지구자전 각속도

$w_{in}^n = w_{ie}^n + w_{en}^n$

C_b^s : 동체좌표계에서 항법좌표계로의 방향코사인행렬

δg^n : 중력오차

R_m, R_t : 지구의 장, 단반경

$$R_{mm} = \frac{\partial R_m}{\partial L}, \quad R_\pi = \frac{\partial R_t}{\partial L}$$

1. 서 론

관성항법시스템(Inertial Navigation System: INS)은 관성센서인 자이로와 가속도계로 측정되는 항체의 각속도와 선형가속도를 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세에 대한 정보를 제공하는 시스템을 말한다. INS는 항법에 필요한 정보를 외부장치의 도움없이 연속적으로 제공하고 짧은 시간동안 정확한 항법해를 제공하는 장점이 있지만 시간이 지남에 따라 오차가 누적되는 단점이 있다.[1,6]

GPS(Global Positioning System)는 인공위성을 이용한 전파항법장치로 지구전역에서 시간과 기상에 관계없이 사용이 가능하며 항체의 위치를 항상 일정한 오차 범위 내에서 직접 얻을 수 있으므로 주행시간이 증가해도 항법성능이 일정하게 유지된다는 장점이 있다. 그러나, 위성신호가 단절되거나 신호의 교란(jamming)이 있을 때 정상동작이 불가능하거나 큰 동적 환경 하에서 정확한 항법해를 제공하지 못하는 단점이 있다.[6] 따라서 두 시스템의 단점을 상호 보완하기 위하여 짧은 시간 내의 동적 특성을 잘 측정할 수 있는 INS를 기준, 센서로 이용하고 주행시간 증가에 따른 오차가 누적되지 않는 GPS를 보조 센서로 이용하는 결합시스템에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다.[2,3,4,6] 두 시스템을 결합하는 방법에는 GPS의 항법해인 위치와 속도정보를 칼만필터의 측정치로 사용하는 약결합(loosely coupled)방식과 GPS의 의사거리와 의사거리변화율을 측정치로 사용하는 강결합(tightly coupled)방식이 있다. 약결합방식의 경우 기준의 GPS 수신기내의 알고리즘을 이용하므로 계산시간이 감소하고 결합 칼만필터의 측정모델이 간단해지는 장점이 있는 반면 가시위성의 수가 부족하거나 큰 동적환경하에

3. 강결합 INS/GPS 칼만필터

3.1 강결합방식의 구성

강결합방식은 그림 1과 같이 GPS에서 수신된 의사거리와 의사거리 변화율을 칼만필터의 측정치로 이용하는 구조로 embedded approach, one-filter approach 라고도 한다. [6] 본 논문에서는 칼만필터의 상태변수를 기준치에 대한 오차로 표현하고 시스템에 되먹임하는 간접 되먹임 방식으로 구성하였다.

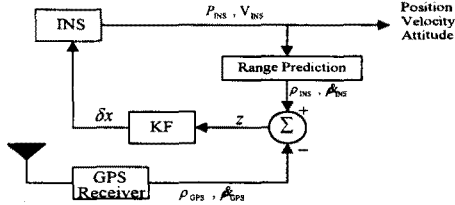


그림 1. 강결합 INS/GPS 칼만필터

3.2 결합 칼만필터 모델

결합 칼만필터는 SDINS의 위치오차, 속도오차, 자세오차, 가속도계 및 자이로의 바이어스오차로 구성된 15차 모델에 GPS 수신기의 시계 바이어스오차와 시계 드리프트오차를 포함한 17차 모델로 구성된다. [3,6]

$$\begin{bmatrix} x_{INS} \\ x_{clock} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{INS} & 0_{15 \times 2} \\ 0_{2 \times 15} & F_{clock} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{INS} \\ x_{clock} \end{bmatrix} + w, \quad w \sim \mathcal{N}(0, Q) \quad (4)$$

$$x_{INS} = [\delta L \ \delta l \ \delta h \ \delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D \ \phi_N \ \phi_E \ \phi_D \ B_{accel} \ B_{gyro}]^T$$

$$x_{clock} = [c_{bias} \ c_{drift}]^T$$

여기서, B_{accel} , B_{gyro} 는 각각 가속도계와 자이로의 바이어스오차를 나타내고 c_{bias} , c_{drift} 는 GPS수신기의 시계오차를 나타낸다.

강결합방식에서 측정치는 GPS의 의사거리와 의사거리 변화율을 이용하는데 비선형 특성을 갖는 GPS측정치를 INS의 항법정보를 기준으로 선형화 해야하며, 이를 위해 시선 좌표계(Line-of-sight)에서 얻어지는 GPS측정치를 경위도좌표계와 항법좌표계로 변환해야한다. 먼저 의사거리에 대한 측정식은 식(5)와 같이 나타낼 수 있다. [2]

$$\rho = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + c_{bias} + v_p \quad (5)$$

여기서, x_i, y_i, z_i 는 지구고정좌표계에서 위성 i 의 위치를 나타내며 x_u, y_u, z_u 는 항체의 위치를 나타낸다. 식(5)를 위도, 경도, 고도 및 시계바이어스에 대해서 체인룰(chain rule)을 적용하여 선형화하면 다음을 얻을 수 있다. [6]

$$\delta \rho_i = \left[\frac{\partial \rho_i}{\partial L} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial l} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial h} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial c_{bias}} \right]_{u_i} \delta u \quad (6)$$

여기서, $\delta u = [\delta L \ \delta l \ \delta h \ c_{bias}]^T$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial L} = \frac{\partial \rho_i}{\partial x_u} \frac{\partial x_u}{\partial L} + \frac{\partial \rho_i}{\partial y_u} \frac{\partial y_u}{\partial L} + \frac{\partial \rho_i}{\partial z_u} \frac{\partial z_u}{\partial L}$$

$$l_i = \left[\frac{\partial \rho_i}{\partial x_u} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial y_u} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial z_u} \right]^T : \text{시선벡터}$$

또한, $\frac{\partial x_u}{\partial L}, \frac{\partial y_u}{\partial L}, \frac{\partial z_u}{\partial L}$ 는 지구고정좌표계와 경위도좌표

계의 관계식을 이용하면 구할 수 있다. [6]

의사거리변화율은 도플러 천이를 이용하여 식(7)과 같이 나타낼 수 있다. [2]

$$\dot{\rho}_i = -(v_i - v_u)^T \cdot l_i + c_{drift} + v_p \quad (7)$$

여기서, v_{ix}, v_{iy}, v_{iz} 는 지구고정좌표계에서 위성 i 의 속도를 나타내며 v_x, v_y, v_z 는 항체의 속도를 나타낸다. 지구고정좌표계와 항법좌표계의 속도관계식은 식(8)과 같으므로 식(7)을 항법좌표계의 속도 v^n 에 대해 선형화하면 식(9)와 같다.

$$v^e = C_n^e v^n \quad (8)$$

$$\delta \dot{\rho}_i = [h_{1x} \ h_{1y} \ h_{1z} \ 1] v_o \delta v \quad (9)$$

여기서, $\delta v = [\delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D \ c_{drift}]^T$

$$h_{1x} = \frac{\partial \rho_i}{\partial x_u} C_n^e(1,1) + \frac{\partial \rho_i}{\partial y_u} C_n^e(2,1) + \frac{\partial \rho_i}{\partial z_u} C_n^e(3,1)$$

C_n^e : 항법좌표계에서 지구고정좌표계로의 방향 코사인행렬

따라서 강결합방식의 칼만필터의 측정행렬 H_{TC} 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$H_{TC} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_i}{\partial L} & \frac{\partial \rho_i}{\partial l} & \frac{\partial \rho_i}{\partial h} & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \rho_n}{\partial L} & \frac{\partial \rho_n}{\partial l} & \frac{\partial \rho_n}{\partial h} & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{1x} & h_{1y} & h_{1z} & 0_{1 \times 9} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & h_{nx} & h_{ny} & h_{nz} & 0_{1 \times 9} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

4. 약결합 INS/GPS 칼만필터

4.1 약결합방식의 구성

약결합방식은 그림 2와 같이 GPS의 항법해인 위치, 속도를 칼만필터의 측정치로 사용하는 방식이며 2개의 필터가 연속적으로 배치되는 형태를 취하므로 cascaded approach, two-filter approach 라고도 한다. [6]

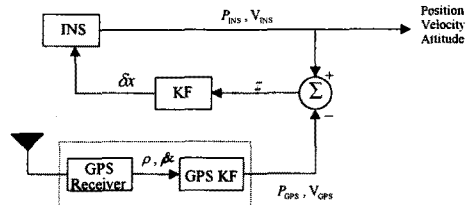


그림 2. 약결합 INS/GPS 칼만필터

4.2 결합 칼만필터 구성

GPS수신기는 위치와 속도, 시계오차를 상태변수로 하는 8차의 칼만필터로 구성되며 의사거리와 의사거리 변화율을 측정치로 사용하였다. 측정모델은 이전 epoch에서의 GPS 항법정보를 선형화의 기준점으로 하여 식(5)와 식(7)을 이용하여 구할 수 있다. 이렇게 구성된 GPS 수신기로부터 구해진 위치와 속도를 약결합 칼만필터의 측정치로 사용한다. 따라서 약결합방식의 경우 강결합 방식에서와 같이 시계오차를 상태변수로 추가할 필요가 없으므로 15차 모델을 그대로 이용할 수 있으며, 측정 모델은

다음과 같다.

$$z = [P_{INS} \ V_{INS}]^T - [P_{GPS} \ V_{GPS}]^T = H_{LC} x_{INS} + v \quad (11)$$

$$\text{여기서, } H_{LC} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 9} \end{bmatrix}$$

5. 시뮬레이션 및 결과

5.1 시뮬레이션

INS에 사용된 관성센서의 사양 및 운항계획에 따라 앞에서 구성된 INS/GPS 결합시스템의 성능을 시뮬레이션을 통해 분석하였다. 시뮬레이션에 사용된 궤적은 등속 직진 궤적으로 하였으며 동적 환경에 대한 결합시스템의 영향을 분석하기 위해 큰 회전이 있는 궤적을 사용하였다.

관성센서의 오차성분은 랜덤상수, 환산계수오차, 랜덤 워크오차 그리고 백색잡음으로 가정하였으며 시뮬레이션에 사용된 관성센서의 사양은 INS의 등급에 따라 표 1과 같이 두가지로 나누었다.

GPS 신호는 Matlab GPS Toolbox를 사용하고 SA가 없는 경우를 가정하여 생성하였다.

표 1. INS의 센서오차사양

오차요소		저급INS	고급INS
가속도계	랜덤상수 [μg]	2000	3
	백색잡음 [μg]	500	1
	환산계수오차 [ppm]	500	100
자이로	랜덤상수 [deg/hr]	3	0.001
	백색잡음 [deg/hr]	1	0.0005
	환산계수오차 [ppm]	500	5
	랜덤워크 [$\text{deg}/\sqrt{\text{hr}}$]	0.08	0.0001

시뮬레이션 방법은 몬테칼로(Monte Carlo)방법을 사용하였으며 항체의 자세 계산 주기는 100Hz, 위치 및 속도 계산 주기는 10Hz로 하고 GPS 항법에는 1Hz로 생성하고 결합 칼만필터의 측정치 갱신은 1Hz로 하였다.

5.2 시뮬레이션 결과

먼저 10m/s의 속도로 북측 순항하는 등속 직진궤적에 대한 시뮬레이션 결과 위치오차(CEP)는 결합기법이나 관성센서의 사양에 관계없이 7m이내로 거의 유사한 값을 가지며 자세오차는 고급 INS가 저급 INS보다 좋은 성능을 보이는 것으로 나타났다. 이는 INS/GPS 결합시스템에서 위치오차를 결정하는 가장 큰 요인이 GPS 의사거리 정보에 포함된 오차 성분이기 때문이므로, 위치오차는 고급 INS를 이용하여도 큰 성능향상을 얻을 수 없을 것으로 판단된다. 그러나 주행 중 GPS 신호가 단절되는 경우 위치오차의 전파특성은 관성센서의 성능에 크게 좌우된다. 그림 1은 등속 직진궤적에서 200초에서 400초간 GPS 신호가 단절된 경우 관성센서의 사양에 따른 위치오차를 나타낸 것이다. 또한 동적 환경하에서의 결합방식에 따른 성능을 보기 위해 큰 회전이 있는 궤적에 대한 시뮬레이션을 수행하였으며 회전이 있는 구간에서의 위치오차를 표 2에 나타내었다. 결과에서 보듯이 동 특성이 큰 경우 강결합방식의 성능이 약결합방식보다 우수함을 볼 수 있다. 약결합방식의 경우 GPS 내부 칼만필터에서 측정치의 선형화 과정에서 선형화의 기준점으로 이전 epoch에서의 GPS 항법정보를 이용하므로 항체가 큰 가속도 및

각속도를 갖는 운동을 할 경우 항법 오차가 증가하는 반면 강결합방식의 경우 GPS 측정치의 선형화 기준점으로 동적특성이 좋은 INS의 정보를 이용하기 때문에 항체가 큰 운동을 할 경우 약결합방식보다 더 좋은 성능을 나타낸다.[6]

표 2. 큰 회전이 있는 경우 결합방법에 따른 위치오차

	약결합방식	강결합방식
CEP [m]	10.2	9.1

6. 결 론

본 논문에서는 INS/GPS 결합시스템에서 결합방식에 따른 오차모델과 측정모델을 유도하고 칼만필터를 구성하였다. 구성된 결합 시스템에 대해 INS에 사용된 관성센서의 사양에 따라 결합 시스템의 성능을 비교하였다. 시뮬레이션 결과 GPS 신호수신이 양호한 경우 위치오차는 유사한 값을 가지는 것으로 나타났으며 GPS 신호가 단절된 경우 결합시스템의 성능은 INS의 성능에 좌우됨을 확인했다. 또한 동적 환경하에서 결합방법에 따른 성능을 비교하였으며 강결합방식이 약결합방식보다 성능이 우수함을 확인했다.

(참 고 문 헌)

- [1] Siouris, G.M. *Aerospace Avionics Systems - A Modern Synthesis*. Academic Press, 1993.
- [2] Parkinson, B.W., and Spilker, J.J., *Global Positioning System: Theory and Applications*. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995.
- [3] Brown, R.G., and Hwang, P.Y.C., *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*. John Wiley and Sons, 1992.
- [4] Cox, D.B., Jr., "Integration of GPS with Inertial Navigation Systems," *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*, 1978.
- [5] Yu, M.J., Lee, J.G., Park, H.W., "Comparison of SDINS In-Flight Alignment Using Equivalent Error Models," *IEEE tr.on AES*, Vol.35, No.3, 1999.
- [6] 김진원, *GPS 반송파 위상과 INS를 상호 보완적으로 이용한 자세추정*, 공학박사 학위 논문, 1998, 서울대학교 제어계측공학과.
- [7] 박홍원, *스트랩다운 관성항법장치의 연속도 보정 칼만필터 구성 및 성능분석*, 공학석사 학위 논문, 1988, 서울대학교 제어계측공학과.

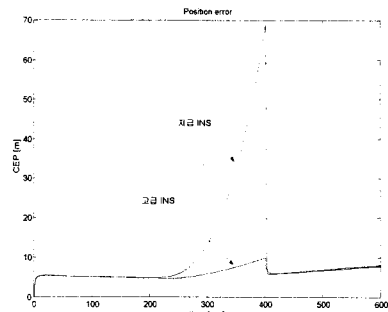


그림 1. GPS 신호가 단절된 경우 위치오차