JANT 한국항행학회논문지
Journal of Advanced Navigation Technology

항행 및 항법

J. Adv. Navig. Technol. 23(3): 221-227, Jun. 2019

INS/GPS 통합 항법 시스템의 위치 오차 개선을 위한 IMM 필터 설계

A Design of the IMM Filter for Improving Position Error of the INS / GPS Integrated System

백 승 준
국방과학연구소

Seung-jun Baek
Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea

[요 약]

본 논문에서는 위성 항법 해를 이용하여 INS의 순수항법을 보상하는 INS / GPS 통합 항법 알고리즘을 구성할 때 불안정한 위성 항법 위치 해 출력에도 안정적인 항법 성능을 보장할 수 있는 IMM (interacting multiple model)필터를 설계하였다. INS / GPS 통합 항법 시스템 구조 내에 칼만필터를 서브 필터로 하는 IMM 필터 구조를 정의하였다. IMM필터 구성시 서브필터는 2개로 구성하였으며, 각각의 칼만필터는 INS의 오차 방정식으로부터 위치, 속도, 자세, 센서 오차 등으로 구성한 16차의 상태를 정의하고 추가로 위성항법의 유색 잡음(coloured measurement noise)영향으로 2차를 확장하였다. 제안한 IMM 필터의 성능을 확인하기위해 위성 항법에 임의의 오차를 위도와 경도에 삽입하고 필터의 추종성을 확인하는 것으로 성능을 비교 분석하였다. 몬테카를로 시뮬레이션을 100회 수행하여 결과를 RMS로 비교한 결과 제안한 필터 방식이 오차에 대해 안정적이며 빠른 수렴결과를 보이고 있음을 확인할 수 있었다.

[Abstract]

In this paper, interacting multiple model (IMM) filter was designed that guarantees a stable navigation performance even in the unstable satellite navigation position. In order to design IMM filter in INS / GPS integrated navigation system, sub filter of the IMM filter is defined as Kalman filter. In the IMM filter configuration, two subfilters are determined. Each Kalman filter defines the six-teenth state composed of position, velocity, attitude, and sensor error from the INS error equation and the states additionally derived in case of the coloured measurement noise. In order to verify the performance of the proposed filter, we compared the performance how the filter works in the presence of arbitrary error in GPS navigation solution. The Monte Carlo simulation was performed 100 times and the results were compared with the root mean square(RMS). The results show that the proposed method is stable against errors and show fast convergence.

Key word : Global positioning system, Inertial navigation system, Interacting multiple model, Integrated navigation system, Monte Carlo simulation.

https://doi.org/10.12673/jant.2019.23.3.221

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-CommercialLicense(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 26 April 2019; **Revised** 29 May 2019
Accepted (Publication) 22 June 2019 (30 June 2019)

Corresponding Author; Seung-jun Baek

Tel: +82-42-821-3726
E-mail: sjbaek@add.re.kr

Ⅰ. 서 론

관성 항법 시스템 (INS; inertial navigation system)은 서로 직교하는 3 축의 자이로와 가속도 센서로 이루어진 관성 측정부 (IMU; inertial measurement unit)의 출력을 가지고 항법 컴퓨터(navigation processor)에서 위치, 속도, 자세 등을 계산하여 유도 조종에 필요한 항법 정보를 전달하는 대표적인 추측 항법 (dead-reckoning)이다.

항법 시스템은 항법 해를 계산하는데 짧은 시간 내에서 자세, 속도, 각속도 및 위치까지의 다양한 항법 해를 낮은 오차율로 정확하게 제공하는 장점이 있다. 하지만 초기 위치가 반드시 제공되어야하고 적분에 의한 항법 해를 계산함으로서 센서의 오차와 외란 등에 인해 장시간 운용 시 오차가 누적 된다는 단점이 있다.

이와 같은 단점을 보완하기 위해 관성 항법 시스템의 위치 해 보정을 위한 다양한 기법들이 존재 하는데 그 중에서도 GPS(global positioning system) 신호를 이용한 위성 항법 시스템이 널리 사용되어지고 있다. GPS 신호를 이용한 위성 항법 시스템은 24 시간, 지구 전역으로 3 축의 위치 정보를 제공하고 높은 위치 정확도를 가지고 있으며 장시간 운용 시에도 오차가 누적되지 않는 장점이 있지만 신호의 세기가 약하여 방해받기 쉽고 장애물 등 지형적 특징에 따라 신호를 수신하지 못하는 단점을 가지고 있다.

따라서 방해 신호(jamming signal) 또는 외란 신호 등에 영향을 받지 않는 INS와 장시간에도 오차 누적을 가지지 않아 높은 정확도를 보장하는 GPS 위성 항법 시스템을 구성하여 각각의 단점을 보완하는 INS/GPS 통합 항법 시스템이 선박, 비행기, 군용기와 장거리 미사일과 무인 비행체 등에서 많이 사용되어지고 있다 [1],[2].

INS/GPS를 통합하는 알고리즘은 대게 칼만필터(Kalman filter)를 기반으로 한 알고리즘이 많이 사용되며[3],[4] GPS의 항법 해를 이용하여 INS의 항법 해를 보정한다. 이와 같은 알고리즘 방식은 GPS 위성 항법에서 계산한 해를 출력으로 이용하여 칼만필터로 INS의 항법 해의 오차를 갱신하면 계산 시간이 감소하고 칼만필터의 측정치 방정식이 간단하다는 장점이 있지만 전체적인 통합 보정 항법의 성능이 GPS 위성 항법의 정확도에 의존한다는 단점이 있다.

이러한 단점을 보완하기위해 통합 보정항법을 설계할 때는 GPS 위성 항법의 정확도가 높은 성능을 보장하는 경우에만 사용해야하며 이는 GPS 위성 항법의 전체적인 성능을 보장하는 DOP(dilution of precision)를 참조하여 칼만필터의 측정치 갱신 과정에서 갱신 유무를 판단한다는 PDOP(position DOP) weighted형 칼만필터 기반 보정항법이 연구된 바 있다[5].

GPS 위성 항법의 출력을 실제로 사용하는 경우 주변의 산과 빌딩과 같은 지형학적 문제나 위성 수신 신호의 다중경로(multipath)영향으로 GPS 신호를 수신하면 위치 해의 튀는 현상이 빈번하게 발생한다. 이러한 영향으로 칼만필터에서 GPS 위성 항법의 항법 해로 INS의 항법 오차를 보상하면 측정치에 급작스런 변화로 내부 파라미터 추정치의 과도한 변화로 발산의 요인이 되기도 한다. 따라서 필터의 전체적인 설계 관점이 GPS 위성 항법에 과도한 추종이 되지 않으면서 안정적이고 빠른 수렴이 가능하도록 이루어져야 하는데 이는 성능적인 측면에서 손실을 불러올 수 있어 단수(single)필터의 한계가 되기도 한다 [6].

본 논문에서는 위와 같은 단점을 보완하고 필터의 성능적인 측면에서도 이점을 가지도록 칼만필터의 모델을 하나 이상으로 설계하는 IMM(interacting multiple model)필터방식을 제안하고자 한다. 서브필터는 칼만필터이며 IMM은 각각의 필터와 상호작용을 통하여 GPS 위성항법의 정확도와 성능에 따라 필터의 공분산과 상태 추정치를 혼합하여 각각의 서브필터에 제공하기 때문에 기존의 단수 필터 방식보다 다양한 위성항법 오차에 대해서 빠르고 정확한 수렴이 가능하다는 장점이 있다.

본 논문의 구성으로는 2장에서는 IMM기법과 필터 구성을 설명하고 3장에서는 IMM 기반 필터와 칼만필터 기반의 단수 필터들과의 시뮬레이션으로 성능을 비교하고 4장으로 결론을 맺는다.

Ⅱ. INS/GPS 통합 항법 기반 IMM 필터 설계

본론에서는 INS/GPS 통합 항법 시스템의 알고리즘에서의 칼만필터 구성을 정의하고 다음으로 IMM 필터의 기본 상호작용 및 혼합과정과 INS/GPS 통합 항법 시스템 알고리즘의 IMM 기법 적용에 대해서 정의한다.

2-1 INS/GPS 통합 항법 알고리즘

통합 항법 알고리즘을 설계할 때 추정된 오차를 보상하는 방식에 따라 앞먹임(feedforward)과 되먹임(feedback) 형태로 구성할 수 있고, GPS 위성항법의 결합 방식에 따라 약 결합(loosely-coupled)와 강 결합(tightly-coupled)등으로 나누어진다. 본 논문에서의 통합 항법 알고리즘의 구성은 약 결합 방식의 앞먹임 구조로 설계하였으며 그림으로 도식하면 다음과 같다.

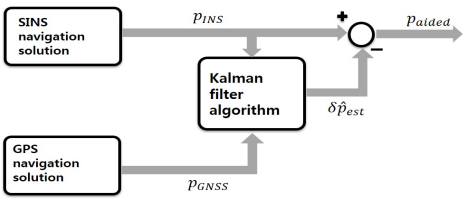

그림 1. 약결합 방식의 INS/GPS 통합 항법 알고리즘
Fig. 1. Loosely-coupled INS/GPS integrated navigation algorithm.

1) INS/GPS 통합 항법의 칼만필터

칼만필터로 통합 항법 시스템을 구성할 때 약 결합 방식의 구조로 구성하고자 한다면 시스템 상태 모델을 관성 항법의 오차 방정식으로 정의해야하고 측정치 오차 방정식을 GPS 항법해를 이용하여 설계해야한다. 따라서 칼만필터 상태 방정식과 측정 방정식은 식(1)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}\dot{\delta x} &= F\delta x + w \\ z &= H\delta x + v\end{aligned} \tag{1}$$

2) 칼만필터의 상태 모델 정의

본 논문에서의 통합 항법 내의 칼만필터 상태 모델은 INS항법의 오차 방정식으로 상태 오차 방정식으로 정의하고 이를 섭동방법(pertubation method) 으로 구할 때 위치 오차 방정식은 식(2)과 같다.

$$\begin{aligned}\delta\dot{L} &= \left(\frac{R_{mm}\rho_E}{R_m+h}\right)\delta L + \left(\frac{\rho_E}{R_m+h}\right)\delta h + \left(\frac{1}{R_m+h}\right)\delta V_N \\ \delta\dot{l} &= \left(\frac{\rho_N}{\cos L}\left[\tan L - \frac{R_{tt}}{R_t+h}\right]\right)\delta L - \left(\frac{\rho_E}{R_m+h}\right)\delta h + \left(\frac{1}{R_m+h}\right)\delta V_N\end{aligned} \tag{2}$$

이때 $\delta L, \delta l$은 위도와 경도 오차, R_m, R_t는 지구 단반경 및 장반경 , R_{mm}, R_{tt}은 지구 단반경 및 장반경의 위도에 대한 미분치, δV^N은 ENU좌표계에서의 속도 오차를 의미한다.

속도 오차 모델을 ENU 좌표계에서 정의할 때 식(3)와 같다.

$$\begin{aligned}\delta\dot{V}_N = &\left[C_B^N f^B\right]\times\phi - \left(2\delta w_{IE}^N + \delta w_{EN}^N\right)\times V^N \\ &- \left(2w_{IE}^N + w_{EN}^N\right)\times\delta V^N + C_B^N\delta f^B\end{aligned} \tag{3}$$

여기서 C_B^N은 동체좌표계에서 ENU좌표계(항법좌표계)로 변환하는 방향 코사인 행렬이고 ω_{IE}^N은 관성좌표계(I; inertial frame)를 기준으로 지구고정 좌표계(E; earth-centered frame)에서 항법 좌표계(N; navigation frame)로의 각속도 변화량을 의미하고 ω_{EN}^N은 지구고정 좌표계를 기준으로 항법좌표계에서의 각속도 변화량을 의미한다. δf^B는 동체좌표계(B; body frame)에서의 가속도오차를 의미한다.

자세오차 모델은 phi 오차 모델로 정의하면 식(4)과 같다.

$$\dot{\phi} = -w_{IN}^N\times\phi - C_B^N\delta w_{IB}^B + \delta w_{IN}^N \tag{4}$$

이외에도 INS 항법에서 오차를 발생하는 주요 변수로는 위치, 속도, 자세 뿐 아니라 IMU의 가속도계 바이어스, 자이로 바이어스 등이 있다.

본 논문에서는 최종적으로 상태 모델을 수평축 위치 오차 $[\delta L\ \delta l]^T$, 수평축 속도 오차 $[\delta V_E\ \delta V_N]^T$, 자세 오차 $[\delta\Phi_E\ \delta\Phi_N\ \delta\Phi_U]^T$, 가속도 바이어스(bias) $[\delta\alpha_{B_x}\ \delta\alpha_{B_y}\ \delta\alpha_{B_z}]^T$, 자이로 바이어스 $[\delta g_{B_x}\ \delta g_{B_y}\ \delta g_{B_z}]^T$, 가속도 스케일팩터(scale factor) $[\delta\alpha_{S_x}\ \delta\alpha_{S_y}\ \delta\alpha_{S_z}]^T$ 로 이루어진 16차로 칼만필터의 상태 'δx'를 정의한다.

3) 칼만필터의 INS 항법 측정치 모델

칼만필터의 측정치 모델은 GPS항법의 위치해만을 이용하여 이루어지며 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$z = [P_{INS} - P_{GPS}] = H\delta x + v \tag{5}$$

이때 측정치 모델의 잡음 v는 화이트-가우시안 모델(white gaussian model)이다.

지금까지 INS/GPS 통합 항법 시스템을 칼만필터 기반의 단수필터를 구성하였다. 다음으로 설계된 INS/GPS 통합 항법의 칼만필터를 서브 필터로 구성하는 IMM 필터에 대해 설명한다.

2-2 INS/GPS 통합 항법 기반 IMM 필터

그림에서의 IMM 필터는 혼합 과정, 필터링 과정, 모델 확률 갱신과정, 최종 추정치 계산 과정을 반복하는 구조를 갖는다. INS/GPS 통합 항법을 위한 IMM필터 설계를 위해서는 서브 필터들을 칼만필터로 설계한 후 각각 필터의 모델에 대한 모드 확률을 계산하고 이를 이용하여 각각의 필터 출력들을 결합하여 최종 필터 추정치를 계산한다.

본 논문에서는 서브필터를 2개의 칼만필터로 설정하고 이에 대한 IMM필터를 설계하고자 한다.

1) 혼합 과정

IMM 필터의 상호작용 과정에서는 이전 시간에 모든 필터에서 계산된 추정치를 혼합하여 각 필터에 들어가는 초기치를 계산한다.

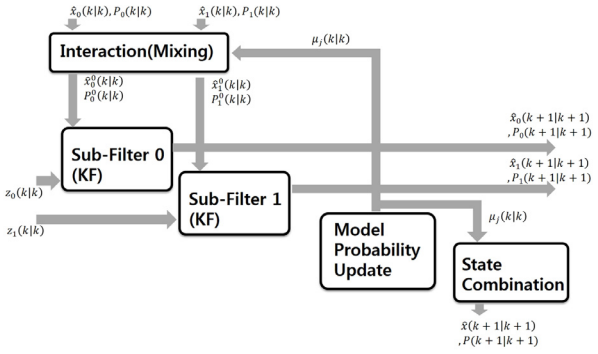

그림 2. INS/GPS 통합 항법 기반 IMM필터 구조
Fig. 2. A scheme of the IMM filter based on INS/GPS integrated navigation algorithm.

첫 번째로 모드 행렬이 동질 마르코프 연쇄성질(homogeneous markov transition property)을 가질 때 마르코프 체인 전이 확률 행렬(markov chain transition probability matrix)을 π_{ij}로 정의하고 서브 필터 j에 대한 신뢰성을 의미하는 모드 확률을 μ_j라고 할 때 혼합 확률(mixing probability) $\mu_{i|j}$는 다음과 같이 정의한다.

$$\mu_{i|j}(k)=\pi_{ij}(k)\mu_i(k)/\mu_j(k+1|k),\ \mu_j(k+1|k)=\sum_i \pi_{ij}\mu_i(k) \quad (6)$$

위의 혼합 확률을 가중치로 사용하여 모든 필터에서 이전 시간에 계산된 추정치의 합으로 필터의 초기치 상태와 공분산을 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned}&\hat{x_j^0}(k|k)=\sum_i \hat{x_i}(k|k)\mu_{i|j}(k)\\&P_j^0(k|k)\\&\quad=\sum_i\left[P_i(k|k)+\left[\hat{x_j^0}(k|k)-\hat{x_i}(k|k)\right]\left[\hat{x_j^0}(k|k)-\hat{x_i}(k|k)\right]^T\right]\mu_{i|j}(k)\end{aligned} \quad (7)$$

2) 필터링 과정

전 단계에서 계산된 상태변수와 공분산 값을 이용하여 예상 상태치와 공분산 값을 계산하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}&\hat{x_j}(k+1|k)=F_j(k)\hat{x_j^0}(k|k)+\Gamma_j(k)\overline{v_j}(k)\\&P_j(k+1|k)=F_j(k)P_j(k|k)F_j(k)^T+\Gamma_j(k)Q_j(k)\Gamma_j(k)^T\end{aligned} \quad (8)$$

여기서, F_j는 각 모드의 상태 천이 행렬, Γ_j는 잡음 게인, $\overline{v_j}$는 프로세스 잡음 평균, 그리고 Q_j는 프로세스 잡음 공분산을 의미한다. 이후에 필터에서 측정치가 갱신되면 상태와 공분산의 갱신 과정이 이루어진다.

$$\begin{aligned}&\hat{x_j}(k+1|k+1)=\hat{x_j}(k+1|k)+K_j(k)r_j(k)\\&P_j(k+1|k+1)=P_j(k+1|k)-K_j(k+1)S_j(k+1)K_j(k+1)^T\end{aligned} \quad (9)$$

여기서, r_j는 잔차(residual)이며 측정치와 추정치 간의 차이를 의미한다. S_j는 잔차의 공분산을 의미하며 K_j는 칼만 이득(kalman gain)을 의미한다.

3) 모델 확률 갱신 과정

모델 확률 갱신 과정(model probability update process)에서는 필터링 과정에서 계산된 잔차와 잔차의 공분산을 이용하여 확률 함수(likelihood function)를 계산한다.

$$L_j(k+1)=\frac{1}{\sqrt{|2\pi S_j(k+1)|}}\cdot\exp\left[-\frac{1}{2}r_j(k+1)^T S_j^{-1}(k+1)r_j(k+1)\right] \quad (10)$$

이제 앞에서 계산한 예상 모델 확률과 확률 함수를 이용하여 모델 확률을 갱신한다.

$$\mu_j(k+1)=\frac{\mu_j(k+1|k)L_j(k+1)}{\sum_i \mu_i(k+1|k)L_i(k+1)} \quad (11)$$

4) 최종 추정치 계산

갱신된 모델 확률과 필터의 추정치를 이용하여 최종 추정치를 계산한다.

$$\begin{aligned}&\hat{x}(k+1|k+1)=\sum_j \hat{x_j}(k+1|k+1)\mu_j(k+1)\\&P(k+1|k+1)=\sum_j\\&\left[P_j(k+1|k+1)+\right.\\&\left.\left[\hat{x}(k+1|k+1)-\hat{x_j}(k+1|k+1)\right]\left[\hat{x}(k+1|k+1)-\hat{x_j}(k+1|k+1)\right]^T\right]\\&\quad\cdot\mu_j(k+1)\end{aligned} \quad (12)$$

계산된 최종 추정치는 각각의 서브필터의 상태와 공분산 값으로 들어가며, 1)~4)의 과정이 반복적으로 이루어지며 필터의 알고리즘이 구성된다.

Ⅲ. 모의 실험 결과 (Monte Carlo simulation results)

제안된 IMM 필터의 통합 항법 시스템 성능을 확인하기 위해 기존 칼만 필터의 통합 항법 시스템 성능과 비교 분석 하기로 한다. 통합 항법 알고리즘은 GPS의 성능이 보장된 경우 GPS를 추종하도록 설계되어 있다.

따라서 필터의 성능을 확인하기 위해 모의실험에서는 GPS에 임의의 오차를 위도 축에 그림 3과 같이 생성하고 경도 축에 그림 4와 같이 생성했을 때 이에 대한 각 필터들의 추종성을 확인하는 것으로 성능을 비교하고자 한다.

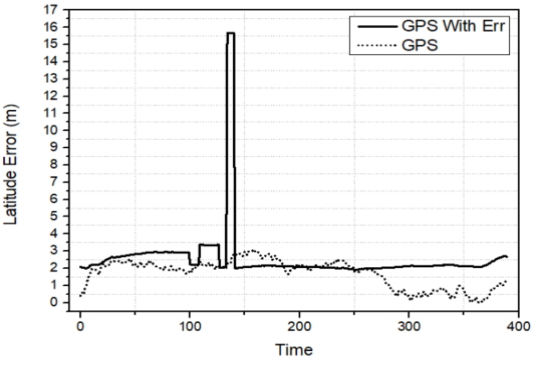

그림 3. GPS항법의 위도 오차 비교
Fig. 3. Error of the GPS navigation solution in latitude.

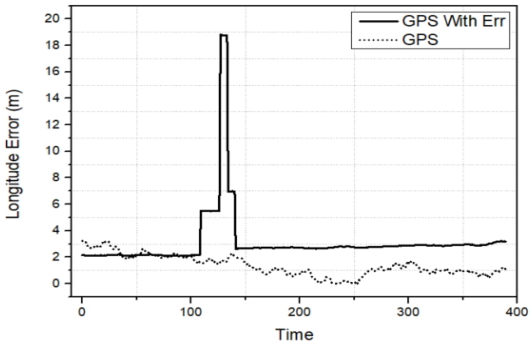

그림 4. GPS항법의 경도 오차 비교
Fig. 4. Error of the GPS navigation solution in longitude.

이와 같이 GPS 항법에 오차를 주고 모의실험을 하는 경우 한 가지 고려해야할 점이 있는데, 앞서 정의한 칼만필터의 측정치를 GPS의 항법 해를 사용할 때 측정치의 잡음을 백색 가우시안 잡음(white gaussian noise)으로 정의하였는데, GPS 항법 해에 오차를 삽입하는 경우 측정치는 유색 잡음 (coloured noise)의 특성을 가지기 때문에 칼만필터에서 이를 고려하여 상태를 재정의 해야 한다.

식(5)에서 측정치 모델의 v를 유색 측정치 잡음으로 정의하여 shaping filter에 의해 이산시간으로 표현하면 다음과 같다. [7]

$$v_k = (1-\beta T)v_{k-1} + A\sqrt{2\beta}\,Tw_{k-1}^{*} \tag{12}$$

이를 필터의 상태방정식에 포함하여 재 정의하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} x_k \\ \cdots \\ v_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & \vdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \vdots & \beta^{*} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{k-1} \\ \cdots \\ v_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G & \vdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \vdots & A\sqrt{2\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ \cdots \\ w^{*} \end{bmatrix}_{k-1} \tag{13}$$
$$\beta^{*} = 1-\beta T$$

유색잡음의 영향으로 IMM의 서브필터로 설계된 칼만필터 0번과 1번 모두 총 18차로 구성되며 필터의 초기치는 SINS의 센서 사양에 따라 자이로 바이어스 0.005 $[\mathrm{deg}/hr^{0.5}]$에 가속도계 바이어스 100 $[ug]$급 센서에 준하여 설정한다.

잡음에 대한 영향으로 설정한 변수에 대해서 칼만필터 0번은 $\beta = 10.0, A = 20.0$, 칼만필터 1번은 $\beta = 10.0, A = 1.0$으로 설정한다.

다음으로 IMM 필터의 초기화를 위하여 마르코프 전이 확률 행렬은 다음과 같이 설정한다.

$$\pi_{00} = \begin{bmatrix} 0.9 & 0.1 \\ 0.1 & 0.9 \end{bmatrix} \tag{14}$$

또한 모델 확률 $\mu_j^0 = [\,\mu_0^0\,\mu_1^0]^T = [0.5\,0.5]^T$을 이와 같이 설정한다.

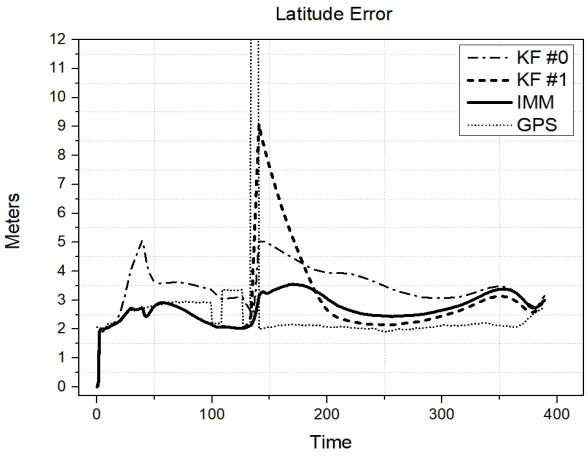

그림 5. 위도축의 필터 간 RMS 위치 오차 비교
Fig. 5. RMS position error of the filters in latitude axis.

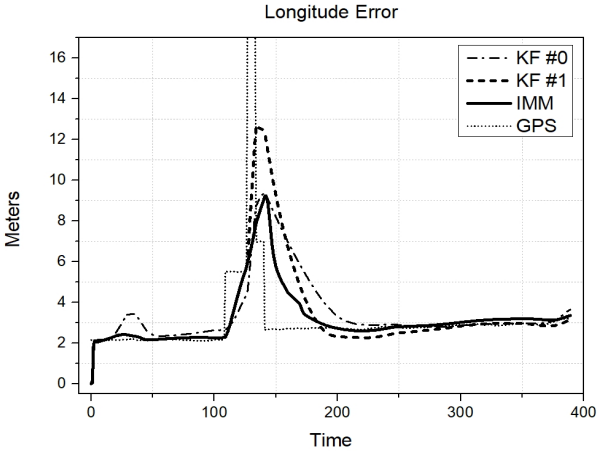

그림 6. 경도축의 필터 간 RMS 위치 오차 비교
Fig. 6. RMS position error of the filters in longitude axis.

모의실험의 성능 검증 및 필터 간 비교분석을 위해 몬테카를로(Monte Carlo) 시뮬레이션을 100회 수행하고 이에 대한 결과를 위치오차와 속도오차를 RMS(root mean square)로 정리하였다.

그림 5에서 위도 축의 오차 도식 결과를 살펴보면, 위성 항법은 GPS 위성 신호 수신 불량 및 지형적인 이유로 수신 상태 불량의 의한 오차가 발생하여 120초 부근에서 오차가 3.5m 정도 점프하다가 140초 부근에서는 12m 이상 급작스런 점프하는 항법을 한다고 가정 했을 때 칼만필터 0번은 140초 부근의 급작스런 점프에도 많은 점프는 하지 않았지만 수렴속도가 늦고, 칼만필터 1번은 0번에 비해 수렴 속도는 빠르지만 위성 항법이 안정적인 출력을 가지지 않을 때에 계속되는 점프를 하게 된다면 1번과 같은 필터는 오차에 취약한 시스템이 될 수 있다. IMM필터의 결과는 120초 부근의 오차에는 반응하지 않으면서 140초 부근부터 이후 시간 동안 가장 안정적인 출력을 보이고 있음을 확인할 수 있다.

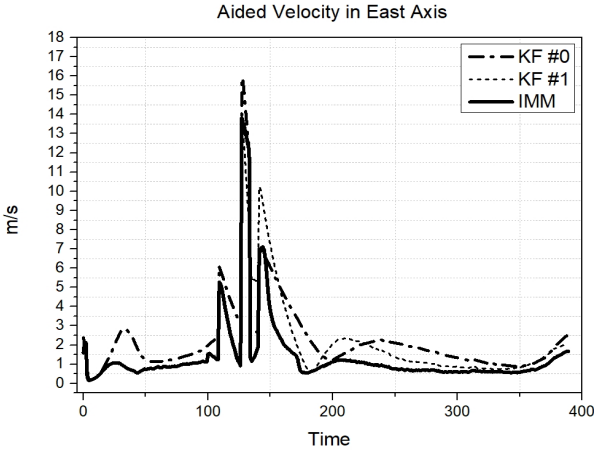

그림 7. 위도축의 필터 간 보정항법 속도 RMS 오차 비교
Fig. 7. Aided velocity RMS error of the filters in latitude axis.

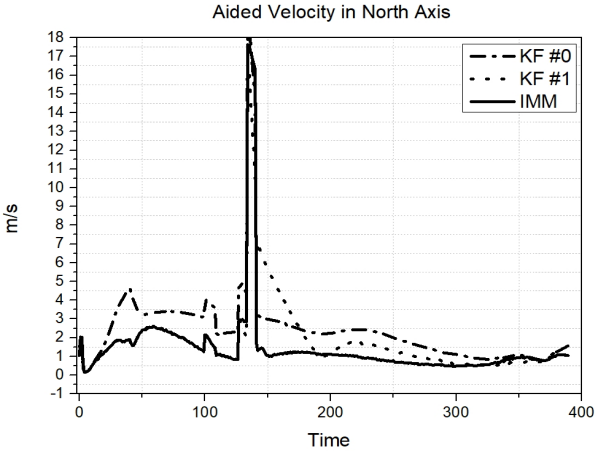

그림 8. 경도축의 필터 간 보정항법 속도 RMS 오차 비교
Fig. 8. Aided velocity RMS error of the filters in longitude axis.

경도 축에 대해서도 결과를 살펴보면 GPS 항법의 오차에 대해 칼만필터들의 결과에 비해서 IMM 기반의 항법 결과가 빠르고 안정적인 출력을 보이고 있다.

GPS 항법을 추종하기 위한 각 필터들의 보정항법의 속도오차를 위도 축과 경도 축에 대해서 그림 7과 8에 도식하였다. 그림에서 알 수 있듯이 전 구간에 대해서 IMM 기반 항법 결과가 속도 오차 RMS 결과가 가장 우수함을 알 수 있다.

IMM은 서브 필터간의 측정치의 잔차와 공분산을 이용하여 모델 확률을 통하여 서브필터의 유사성을 확인하고 혼합과정을 통하여 성능을 확보하는데 시뮬레이션 시간 동안에 IMM의 모델 확률 결과를 확인해보면 다음과 같다.

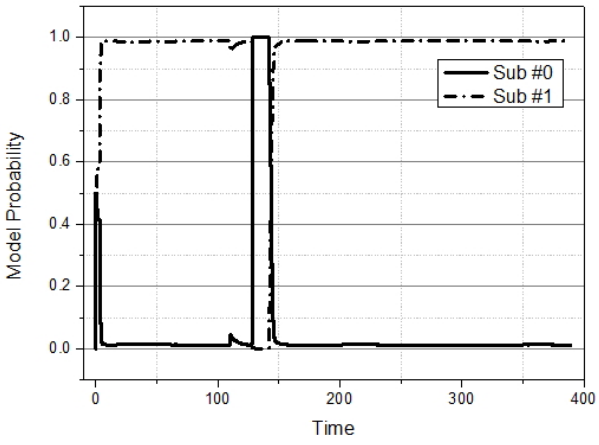

그림 9. IMM 필터의 모델 확률 결과
Fig. 9. Result of the model probability of the IMM filter.

그림과 같이 IMM 필터는 오차와 오차 공분산의 결과에 따라 적절한 혼합 과정으로 모델 확률을 갱신하여 항법을 수행하였다.

모의실험 결과 위성 항법의 오차가 발생했을 때 IMM 기반의 통합 항법의 결과가 KF기반의 결과보다 위치 오차 추정에 빠르고 안정적으로 수렴하고, 속도 오차 또한 우수한 결과를 보였다.

Ⅳ. 결 론

본 논문은 약 결합 방식의 INS/GPS 통합 항법 시스템 구성시 단수의 칼만필터를 이용한 통합 항법 알고리즘과 다수의 칼만필터를 서브필터로 하는 IMM 알고리즘 기법을 이용한 통합 항법의 결과에 대해서 비교하였다.

IMM필터 구성시 서브필터는 2개로 구성하였으며, 각각의 칼만필터는 INS의 오차 방정식으로부터 위치, 속도, 자세, 센서 오차 등으로 구성한 16차의 상태를 정의하였다. 제안한 IMM 필터의 성능을 확인하기위해 위성 항법에 임의의 오차를 위도와 경도에 삽입하고 필터의 추종성을 확인하는 것으로 성능을 비교 분석하였다. 몬테카를로 시뮬레이션을 100회 수행하여 결과를 RMS로 비교한 결과 제안한 필터 방식이 오차에 대해 안정적이며 빠른 수렴결과를 보이고 있음을 확인할 수 있었다.

References

[1] D. B. Park, D. H. Shin, S. H. Oh, and H. S. Kim, “Development of a INS/GPS system for precision GPS guieded bomb,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 27, No. 3, pp. 31-39, 2012.

[2] S. H. Oh, D. H. Hwang, C. S. Park, and S. J. Lee,“Attitude determination GPS/INS integrated navigation system with FDI

algorithm for a UAV," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19, No. 3, pp. 1529-1543, Aug.2005.

[3] S. J. Lee, C. Naumenko, and J. C. Kim," INS/GPS integrated smoothing algorithm for synthetic aperture radar motin compensation using an extended Kalman filter with position damping loop," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* , Vol. 18, No. 1, pp. 118-128, Mar.2017.

[4] S. Y. Cho, M. Enkhtur, and K. H. Kim," Modified UKF considering real-time implementation of the multi-rate INS/GPS integrated navigation system," *Journal of Institute of Control. Robotics and Systems*, Vol. 19, No. 2, pp. 87-94, 2017.

[5] H. S. Kim, S. J. Baek, and Y. C. Cho, "Improving INS/GPS integrated system position error using dillution of precision," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 21, No. 1, pp. 139-145, Feb. 2017.

[6] T. L. Song, "Filtering theory" *Journal of institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 9, No. 6 pp. 413-419, June. 2003.

[7] Oleg S. Salychev, A*pplied Inertial Navigation: Problem and Solutions,* Moscow, Russia: BMSTU Press Pub., 2004.

백 승 준 (Baek Seung Jun)
2012년 2월 : 전북대학교 전자 정보 공학부 전자공학과 (공학사)
2014년 2월 : 동 대학교 대학원 (공학석사)
2014년 2월 ~ 현재 : 국방과학 연구소 연구원
※ 관심분야 : 관성항법 시스템, 선형 제어, 비선형 제어, 필터링 이론 등