

GPS/GLONASS 보정 관성항법시스템의 적응필터 설계

Design of an Adaptive Filter for GPS/GLONASS Aided Inertial Navigation System

박홍원, 제창해, 정태호, 박찬빈
국방과학연구소

Abstract

Inertial Navigation System(INS) can provide the vehicle position and velocity information using inertial sensor outputs without the use of external aids. Unfortunately INS navigation error increases with time due to inertial sensor errors, and therefore it is desirable to combine INS with external aids such as GPS, TACAN, OMEGA, and etc.. In this paper we propose an integration algorithm of commercial GPS/GLONASS and INS where an adaptive filter for signal processing of GPS/GLONASS receiver and the 12th order Kalman filter for aided strapdown INS(SDINS) are employed. Simulation results show that the proposed adaptive filter can effectively remove a randomly occurring abrupt jump due to sudden corruption of the received satellite signal and that the Kalman filter performs satisfactorily.

Keywords INS, GPS, GLONASS, Aided INS, Adaptive Filter, Kalman Filter

1. 서론

관성항법시스템(INS : Inertial Navigation System)은 관성센서인 자이로 및 가속도계 출력을 이용하여 기준 항법좌표계에 대한 항체의 위치 및 속도, 그리고 자세에 대한 정보를 제공한다. 그러나 INS는 단독으로 사용하는 경우 장시간 사용함에 따라 항법오차가 크게 증가하는 특성이 있다. 특히 수평축 위치오차는 슬러(Schuler)주기를 가지고 점진적으로 증가하며 고도오차는 기하급수적으로 증가하는 특성을 가지고 있다. 최근에는 전파항법장치의 일종인 인공위

성을 이용하는 GPS나 GLONASS와 같은 위성항법장치가 개발되어 사용되고 있으며 시각이나 기상조건에 관계없이 항체의 위치 및 속도정보가 제공된다. 이러한 위성항법장치는 저렴한 비용으로 사용자가 이용할 수 있으나 지형조건이나 항체의 자세 등에 의하여 항법 정확도가 떨어질 수 있다. 그러므로 고주파 특성이 좋은 INS와 저주파 특성이 좋은 GPS나 GLONASS와 같은 위성항법장치를 통합하여 보정항법 시스템을 구성하는 것이 바람직하다^[1,2].

미국에서 개발된 GPS는 정확도에 따라 상용과 군용으로 나뉘어지며 상용 GPS에는 정확도를 고의로 떨어뜨리기 위하여 약 5~10분의 주기를 가

지고 서서히 변화하는 의사잡음인 S/A(Selective Availability)오차를 섞어서 송신하고 있다. 그러나 러시아에서 개발된 상용 GLONASS 신호에는 S/A오차가 없는 대신 백색잡음에 가까운 자체잡음이 군용 GPS와 상용 GPS의 중간정도의 오차를 가지는 것으로 알려져 있다. 그러므로 최근 각국에서는 위성항법수신기의 항법 정확도 및 신뢰도를 높이기 위해 GPS와 GLONASS 위성신호가 동시에 수신 가능한 다채널 수신기를 개발하고 있다.

본 논문에서는 이러한 상용 GPS 및 GLONASS 신호가 동시에 수신되는 위성항법수신기를 이용한 INS 보정항법 알고리즘을 설계하기로 한다. 이를 위해 우선 위성항법신호가 항체의 동적환경 등으로 인하여 불안정해지는 경우에 대비하여 수신기의 위치신호 처리를 위한 적응필터를 구성하고, 적응필터로부터 얻어진 위치출력을 이용한 INS 보정항법 칼만필터를 구성한다. 그리고 시뮬레이션을 통하여 설계된 GPS 및 GLONASS 보정 INS의 보정항법 알고리즘에 대한 성능을 분석한다.

2. GPS 및 GLONASS 특성 비교

미국의 상용 GPS 및 러시아의 상용 GLONASS에 대한 주요 특성 비교는 표 1과 같다. 표 1을 살펴보면 항법정확도인 경우 상용 GPS의 위치오차는 S/A에 의한 영향으로 상용 GLONASS의 위치오차에 비해 약 4배 정도 큰 것으로 나타났다. 또한 고도오차는 상용 GPS나 상용 GLONASS 모두 위치오차에 비해 큰 것으로 나타났다. 표 1에서 GLONASS 정확도는 1996년 미국 MIT의 측정결과를 참고로 하였다. GPS에서 사용되고 있는 지구좌표계는 WGS-84

좌표계를 사용하고 있으며 GLONASS는 PZ-90 좌표계를 사용하고 있다. PZ-90 좌표계는 러시아 및 유럽, 그리고 아시아에서 비교적 정확한 것으로 알려져 있으며 이들 두 좌표계 사이에는 서로 좌표변환이 가능하다. 한편 GPS나 GLONASS인 경우 지구상에서 항상 4개 이상의 위성이 보일 수 있도록 위성군이 구축되어 있다. 그러나 실제로는 가동되는 위성 및 관측자의 환경조건에 따라 가시위성의 갯수 및 위성배열이 달라질 수 있다. 최근에 측정된 위성신호를 이용하여 한국 중부지역에서의 GPS 및 GLONASS 가시위성 갯수를 시뮬레이션한 결과는 그림 1과 같이 나타났으며, 항법정확도에 영향을 주는 가시위성의 기하학적인 배열 즉 GDOP(Geometric Dilution of Precision)를 시뮬레이션한 결과는 그림 2와 같다. 그림 1과 그림 2는 양각이 10도일 때 측정된 결과이며 GPS의 가시위성수는 평균 약 7.4개로 GLONASS의 가시위성인 약 3.3개에 비해 많은

표 1. 상용 GPS와 상용 GLONASS의 특성 비교

비교항목	상용 GPS	상용 GLONASS
위치정확도	수평축:40m C.E.P. 수직축:47m P.E.	수평축:10.4m C.E.P. 수직축:18m P.E.
S/A 포함여부	포함	불포함
신호분리방식	CDMA	FDMA
반송파 주파수	1575.42 Mhz	1602+9N/16 Mhz (N = -7 ~ 24)
위성수	24	24
위성궤도수	6	3
위성궤도 경사각	55 deg.	64.8 deg.
위성궤도 주기	11h 58m	11h 15m
기준시간	UTC(미국)	UTC(러시아)
지구좌표계	WGS-84	PZ-90

것으로 나타났다. 이것은 현재 가동중인 GLONASS 위성수가 14개 정도이기 때문인 것으로 판단된다. 또한 그림 2를 살펴보면 GPS의 GDOP는 평균 약 2정도이며 GLONASS를 GPS와 동시에 사용하면 GDOP가 약 1.7정도로 GDOP의 향상이 가능한 것으로 나타났다.

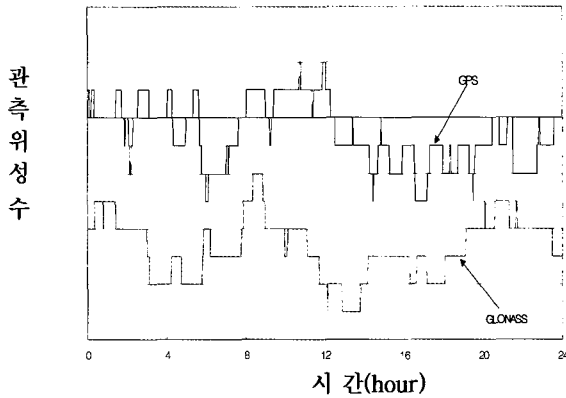


그림 1. 한국 중부에서의 가시위성의 개수

3. GPS/GLONASS 신호처리를 위한 적응필터 설계

위성항법수신기에서 계산된 항법정보는 항체의 운동조건이나 지형조건, 위성 배열상태 등 환경조건에 따라 불안정한 출력을 제공할 수 있다. 이러한 불안정한 항법정보를 그대로 이용하여 INS 보정항법을 수행하면 보정항법 성능저하가 예상된다. 그러므로 이에 대비하여 불안정한 위성항법 신호에 대한 적절한 신호처리가 필요하다. 특히 최근에 개발된 미국 Ashtech사의 GPS/GLONASS 수신기는 GPS 신호와 GLONASS 신호를 동시에 수신 가능하며 수신된 두 신호를 적절히 혼합하여 항법정보를 제공하는 수신기로서 GLONASS 신호의 수신상태가 좋은 경우에는 GLONASS 신호를 위주로 항법을 계산하며

GLONASS 신호의 수신상태가 나쁜 경우에는 GPS 신호를 일부 사용하여 항법계산을 수행한다^[3]. 그리고 GPS 신호를 일부 사용하거나 위성신호 수신상태가 모두 비정상인 경우에는 수신기 자체에서 점프형태의 항법출력을 제공한다. 그러므로 본 장에서는 이러한 GPS/GLONASS 동시 수신기의 신호처리에 적합한 적응필터를 설계한다. 적응필터기법으로는 시스템의 공정잡음 및 측정잡음을 실시간으로 추정하여 보상하는 방법을

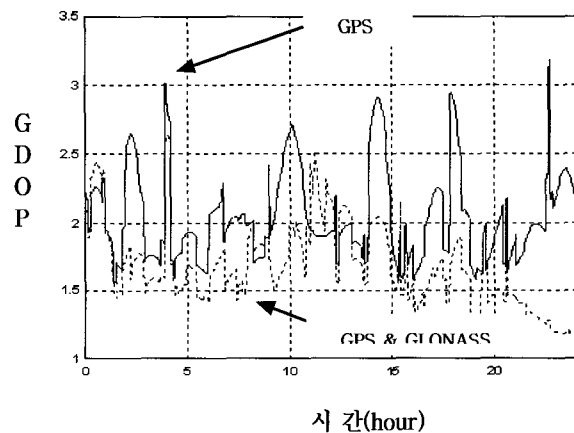


그림 2. 한국 중부에서의 가시위성의 GDOP

사용한다. 단 시스템 모델의 공정잡음 모델은 기존의 백색잡음 모델이 아닌 입력외란 모델을 사용하고 이를 일정 구간별로 최소자승법에 의해 추정한다^[4]. 측정잡음 추정을 위해서는 잉여치를 이용한 추정방법을 적용한다^[5]. 이러한 적응필터를 유도하기 위해 스칼라 형태의 위성항법 오차 모델을 다음과 같이 가정한다.

$$\delta s_k = \delta s_{k-1} + \delta v_{k-1}T \quad (1)$$

여기서 δs 는 위치오차, δv 는 속도오차, T 는 샘플링 시간을 각각 나타내며 속도오차는 구간별 랜덤상수 모델로 간주한다. 그리고 추정방정식은

다음과 같이 가정한다.

$$z_k = \delta s_k + v_k \quad (2)$$

여기서 z 는 측정치, v 는 측정오차를 각각 나타내며 측정오차는 영평균 및 공분산 R 을 가지는 것으로 간주한다. 식(1)에서 상태변수의 추정방정식을 다음과 같이 가정한다.

$$\delta \hat{s}_{k/k} = \delta \hat{s}_{k/k-1} + K_k (z_k - \delta \hat{s}_{k/k-1}) \quad (3)$$

여기서 $\delta \hat{s}$ 는 추정치, K_k 는 펠티이득을 각각 나타내며 추정오차의 공분산을 최소화하는 최적 펠터의 이득계수 및 추정오차의 공분산 갱신은 다음과 같이 얻어진다.

$$K_k = \frac{P_{k/k-1}}{P_{k/k-1} + R_k} \quad (4)$$

$$P_{k/k} = (1 - K_k)P_{k/k-1} \quad (5)$$

이때 추정오차 $\delta \hat{s}_k$ 의 공분산 전파는 다음과 같이 나타내어지며

$$P_{k/k-1} = P_{k-1/k-1} + 2E(\delta \hat{s}_{k-1} \delta v_{k-1} T) + E(\delta v_{k-1}^2) T^2 \quad (6)$$

여기서 E 는 기대값을 의미하며 식(6)에서 $\delta \hat{s}_k$ 와 δv_k 의 상관관계는 다음과 같이 나타내어진다.

$$E[\delta \hat{s}_k \delta v_k T] = E\left[\sum_{i=1}^{k-1} (1 - K_{st})^i \delta v_{k-i} \delta v_k T^2\right] \quad (7)$$

여기서 K_{st} 는 K_k 의 정상상태값을 의미하며 정상상태에서 샘플링 구간을 충분히 작게 설정하

여 $\delta v_k \approx \delta v_{k-1}$ 로 간주하면 식(7)은 다음과 같이 나타내어진다.

$$E[\delta \hat{s}_k \delta v_k T] \approx \frac{1 - K_{st}}{K_{st}} \hat{q}_k \quad (8)$$

여기서

$$\hat{q}_k = E[\delta \hat{v}_k^2] T^2 \quad (9)$$

식(8)과 식(9)를 식(6)에 대입하면 다음과 같은 공분산 전파식이 구해진다.

$$P_{k/k-1} \approx P_{k-1/k-1} + \frac{2 - K_{st}}{K_{st}} \hat{q}_k \quad (10)$$

식(10)에서 K_{st} 는 0에서 1사이의 값을 가지며 시뮬레이션을 통하여 적절한 값을 선정한다. $\delta \hat{v}$ 는 위치추정치로부터 샘플 갯수 N 에 해당되는 NT 구간에서 최소자승법으로 추정한다. 이때 NT 구간은 샘플 한 개가 추가될 때마다 구간을 이동시킨다. 한편 측정잡음을 추정하기 위하여 다음과 같이 잉여치를 고려하고

$$v_k = z_k - \delta \hat{s}_{k/k-1} \quad (11)$$

식(11)에 공분산 정합방법을 적용하여 측정잡음을 다음과 같이 추정한다.

$$\hat{R}_k \approx v_k^2 - P_{k/k-1} \quad (12)$$

식(10) 및 식(12)는 공정잡음 및 측정잡음을 실시간 추정하여 보상하는 적응필터 구조를 갖는다. 그리고 위성항법수신기에서 관측되는 가시위

성의 수가 영인 경우에는 가시위성이 수가 영이 되기 직전까지 추정된 보정항법 칼만필터의 추정 상태변수를 이용하여 전파시킨다. 또한 적응필터 적용시 INS 및 위성항법 오차전파특성을 고려하여 최소자승 추정구간을 적절히 선정한다.

4. GPS/GLONASS 보정 INS의 칼만필터 설계

위성항법시스템과 INS를 통합하여 보정항법 시스템을 구성하는 경우 위성항법수신기와 INS사이의 신호결합 방식에 따라 비결합 방식과 결합 방식으로 나뉘어진다. 또한 결합 방식은 항법계산 방식에 따라 강결합 방식과 약결합 방식으로 나뉘어진다^[2].

본 장에서는 그림 3과 같은 비결합 방식에 적합한 보정항법 칼만필터를 설계한다. 보정항법 칼만필터의 측정치는 적응필터를 이용하여 필터링된 위성항법 위치정보를 사용한다. 이를 위해 우선 시스템 오차모델을 다음과 같이 가정한다^[1].

$$\dot{\delta x} = F \delta x + w \tag{13}$$

식(13)에서 상태변수 δx 는 수평채널만을 고려한 다음과 같은 12차의 SDINS 오차 상태변수로 구성한다.

$$\delta x = [\delta p_N \ \delta p_E \ \delta v_N \ \delta v_E \ \psi_N \ \psi_E \ \psi_D \ \Delta_x \ \Delta_y \ \epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z]^T \tag{14}$$

여기서 $\delta p_N, \delta p_E$ 는 수평축 위치오차, $\delta v_N, \delta v_E$ 는 수평축 속도오차, ψ_N, ψ_E, ψ_D 는 자세오차, Δ_x, Δ_y 는 수평축 가속도계 바이어스, $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ 는 자이로 바이어스를 각각 의미하며 관성센서 오차모델은 랜덤상수로 가정한다. N, E, D는 항법좌표계의 북쪽, 동쪽, 수직아랫쪽 성분을 나타내며 x, y, z는 동체좌표계 성분을 나타낸다. 또한 시스템 행렬 F는 다음과 같이 나타내어진다.

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & I_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & 0_{2 \times 3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & 0_{3 \times 2} & F_{35} \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} \\ 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \tag{15}$$

식(15)에서 (F_{ij} , a, b) 행렬을 성분으로 표시하면 다음과 같다.

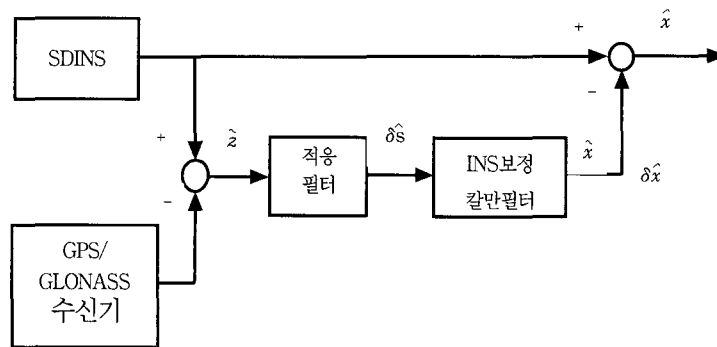


그림 3. GPS/GLONASS 보정 SDINS의 구성도

$$F_{11}(1, 2) = F_{11}(2, 1) = -i \sin L \quad (16)$$

$$F_{21}(1, 1) = F_{21}(2, 2) = -\omega_s^2 \quad (17)$$

$$F_{22}(1, 2) = -(2\Omega + i) \sin L \quad (18)$$

$$F_{22}(2, 1) = (2\Omega + i) \sin L$$

$$F_{23}(1, 2) = -f_D$$

$$F_{23}(1, 3) = f_E \quad (19)$$

$$F_{23}(2, 1) = f_D$$

$$F_{23}(2, 3) = -f_N$$

$$F_{31}(1, 1) = -\frac{\Omega \sin L}{R_0} \quad (20)$$

$$F_{31}(3, 1) = -\frac{\Omega \cos L}{R_0}$$

$$F_{32}(1, 2) = \frac{1}{R_0}$$

$$F_{32}(2, 1) = -\frac{1}{R_0} \quad (21)$$

$$F_{32}(3, 2) = -\frac{\tan L}{R_0}$$

$$F_{33}(1, 2) = -(\Omega + i) \sin L$$

$$F_{33}(1, 3) = \dot{L}$$

$$F_{33}(2, 1) = (\Omega + i) \sin L \quad (22)$$

$$F_{33}(2, 3) = (\Omega + i) \cos L$$

$$F_{33}(3, 1) = -\dot{L}$$

$$F_{33}(3, 2) = -(\Omega + i) \cos L$$

그리고 F_{24} 및 F_{35} 는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 좌표변환행렬을 나타내며 Ω 는 지구회전 각속도, L 은 위도, i 은 경도, ω_s 는 슬러주기, R_0 는 지구반경을 각각 나타낸다.

한편 위성항법시스템과 같은 비관성 보조센서를 이용하여 SDINS의 보정항법 칼만필터를 설계하는 경우 우선 시스템의 가관측성을 고려하여

설계하는 것이 시스템의 성능을 보장할 수 있는 한가지 방법이 될 수 있다. 특히 보조 관성항법 장치의 가관측성은 사용되는 비관성 보조센서의 종류나 시스템 행렬 변화에 따라 다르게 나타날 수 있다. SDINS와 같이 서서히 변하는 시변 시스템 모델은 항체가 정지하거나 가속도 운동 또는 자세변화가 있는 경우 시불변 또는 구간별 시불변 시스템으로 간주될 수 있다. 이러한 구간별 시불변 시스템에 대한 가관측성 분석을 위해 Goshen-Meskin과 Bar-Itzhack^[6]에 의해 제안된 SOM(Stripped Observability Matrix)을 이용한다. 구간별 시불변 시스템에 대한 TOM(Total Observability Matrix)을 이용한 가관측성 판별은 복잡하므로 해석적인 판별이 어려운 반면, 정리 1에서와 같이 TOM과 SOM의 핵이 일치되는 조건이 만족되면 TOM V 대신 SOM V_s 의 핵을 판별하여 가관측성을 판별하는 것이 효과적이다.

정리 1^[6] : 만약 $\text{Ker}(V_r) \subset \text{Ker}(F_r)$, $1 \leq r \leq r$ 가 만족되면 다음의 관계가 성립된다.

$$\text{Ker}(V_r) = \text{Ker}(V_s)$$

$$\text{Rank}(V_r) = \text{Rank}(V_s)$$

여기서 V_r 는 SOM의 구간별 관측행렬, F_r 는 구간별 시스템 행렬, r 번째 시불변 구간을 각각 의미한다. ■

정리 1은 충분조건으로 일반적으로 만족시키기 어려우나 식(15)의 SDINS 오차모델인 경우 가관측성 판별을 보다 용이하게 하기 위해 시변항인 \dot{L} 및 i 을 영으로 간주했을 때 다음의 제안에 서와 같이 만족된다.

제안 1^[7] : 식(13)~식(15)의 SDINS 오차모델은

보조항법 시스템의 측정방정식 모델에 따라 정리 1의 충분조건을 만족한다. ■

정리 1 및 제안 1의 결과를 근거로 SOM을 이용하여 위치 및 속도 보조센서 종류에 따른 SDINS 보정항법 시스템에 대한 가관측성을 분석한 결과는 표 2와 같다. 표 2를 살펴보면 위치 센서가 속도센서에 비해 보다 가관측성을 향상시킬 수 있으며 자세변화가 없는 경우 위치나 속도 보조센서를 사용하지더라도 관측 가능한 시스템이 되지 못하는 것으로 나타났다. 또한 위치나 속도 보조센서를 사용하는 경우 가속도 운동이 있게 되면 방위각 상태변수가 관측 가능하게 되어 가관측성이 향상되는 것으로 나타났다. 또한 항체의 자세변화시 기수축 회전은 항상 관측 가능한 시스템이 되며, 항체가 북쪽을 향했을 때 피치축 회전은 관측 불가능한 시스템이 되며 롤축 회전은 부분적으로 관측 불가능한 시스템이 되는 것으로 나타났다^[8]. 그러므로 GPS 및 GLONASS의 위치 보조정보를 사용하고 자세변화가 있는 경우 보조 SDINS 시스템은 관측 가능한 시스템이 되는 것으로 분석되었으며 본 논문에서는 GPS/GLONASS를 이용한 보정항법 칼만필터 설계를 위해서 위치정보를 보조센서로 사용하는 12차 SDINS 보정항법 오차모델을 이용한 칼만필터를

표 2. 12차 SDINS 오차모델에 대한 SOM의 랭크

보조 센서 종류	항체 운동 유무	자세변화가 없는 경우		자세변화가 있는 경우		
		가속도 변화가 없는 경우	가속도 변화가 있는 경우	roll 축	pitch축	yaw 축
위 치		9	10	≤12	≤10	12
속 도		7	8	≤10	≤8	11
위치+속도		9	10	≤12	≤10	12

구성한다.

5. GPS/GLONASS 보정 INS의 항법성능 시물레이션

본 장에서는 그림 3과 같이 GPS/GLONASS를 이용한 보정항법 시스템을 구성하고 3장 및 4장에서 설계된 GPS/GLONASS신호에 대한 적응 필터 및 보정항법 칼만필터에 대해 시물레이션을 통하여 항법성능을 분석한다. 시물레이션시 사용된 주행궤도는 시속 45 km/hr의 속력으로 정지하지 않고 30분간 주행하되 출발 후 10분간 북쪽으로 주행하고 10분마다 기수각을 90도, 45도로 바꾸어서 주행한다. 주행시 고도변화는 없는 것으로 간주하며 출발전에 정지상태에서 10분간 정렬을 수행한다. SDINS 오차모델은 식(13) 및 식(14)의 12차 오차모델을 사용하며 관성센서 오차 요소는 중급 SDINS에 해당되는 자이로 및 가속도계 오차모델 및 오차크기를 가정한다. SDINS의 오차요소 및 크기는 표 3에 나타나 있으며 시스템 플랜트 초기오차, 가속도계 및 자이로의 랜덤상수, 랜덤워크, 그리고 백색잡음 등이 고려된다. 위성항법수신기의 항법 위치오차는 미국 Ashtech사의 상용 GPS/GLONASS 동시수신기(GG-24모델, 24채널)을 이용하여 실제 주행시 측정된 위치정보와 차분 GPS/GLONASS로부터 얻어진 위치정보와의 차이를 이용하였다. GG-24 위성항법수신기의 수평축 위치오차는 7~25m(C.E.P.) 정도인 것으로 규격서^[3]에 나타나 있으며 관측되는 GLONASS 위성의 개수가 영이고 GPS 위성신호만 사용하는 경우 위치오차가 가장 나쁜 것으로 나타나 있다. 주행시 측정된 GG-24 위성항법수신기의 가시위성의 수는 그림 4와 같다. 그림 4를 살펴보면 1279~1284초 및

1232~1454초 구간에서 각각 위성수가 영이며 이것은 주행시 차량이 터널이나 다리아래등을 통과할 때 생기는 Shading효과 때문인 것으로 판단된다. 시뮬레이션시 적응필터의 이득 K_{st} 는 0.5로 가정하였으며 추정된 위치오차로부터 최소자승법을 이용하여 공정잡음 \hat{q} 를 추정하기 위한 샘플링 구간은 10초로 가정하였다. 그리고 보정항법 칼만필터의 측정잡음은 백색잡음으로 간주하며 20m(1 σ)로 가정한다. 시뮬레이션시 보정항법 칼만필터의 갱신주기는 1초로 가정하였다.

표 3. SDINS의 오차요소 및 크기

오차요소	RMS 초기값 (또는 P.S.D값)	단위
가속도계 랜덤상수 오차	50	μg
가속도계 랜덤워크 오차	$(10)^2$	$(\mu g)^2/hr$
가속도계 백색잡음	5	μg
자이로 랜덤상수 오차	0.01	deg/hr
자이로 랜덤워크 오차	$(0.01)^2$	$(deg/hr)^2/hr$
자이로 백색잡음	0.005	deg/hr

시뮬레이션 결과 SDINS 위치오차에서 위성항법 위치오차를 뺀 오차는 그림 5와 같으며 위성신호 수신이 불량인 경우에는 위성항법 위치오차가 급격하게 큰 위치오차를 유발하는 것으로 나타났다. 이러한 위성항법 위치오차를 포함한 측정치에 대해 적응필터를 이용하여 필터링한 결과는 그림 6과 같이 나타났다. 그림 6을 살펴보면 적응필터에 의해 위성신호가 수신불량인 경우에도 항법오차가 크게 발산하지 않는 것으로 나타났으며 1800초 동안의 RMS(Root Mean Square) 위치추정오차는 N축인 경우 3.9m E축인 경우

4.6m로 각각 나타났다. 또한 이러한 적응필터에 의해 필터링된 위치정보를 이용한 SDINS 보정항법 칼만필터의 위치추정오차는 그림 6 및 그림 7과 같으며 적응필터에 의한 위치정보를 보다 스무딩시키는 것으로 나타났다. 보정항법 칼만필터에 의한 위치오차는 1800초 동안 N축인 경우 1.8m(RMS), E축인 경우 2.5m (RMS)인 것으로 나타났다. 그리고 방위각 및 E축 자세오차에 대한 보정항법 칼만필터의 추정오차 전파는 그림 8 및 그림 9와 같으며 항체의 방위각 변화가 있는 경우 추정성능이 급격히 좋아지는 것으로 나타났다. 이것은 항체의 자세변화에 의해 시스템의 가관측성이 향상되기 때문인 것으로 분석되었다.

6. 결론

본 논문에서는 상용 GPS 및 GLONASS를 동시에 수신 가능한 위성항법수신기를 이용하여 보조 SDINS를 구성할 때 이에 적합한 위성신호처리용 적응필터 및 항법 칼만필터를 설계하였다. 설계된 적응필터 및 칼만필터에 대한 항법성능을 시뮬레이션한 결과 위성신호 수신상태가 불량인 경우에도 적응필터에 의해 위성항법 위치오차를 효과적으로 안정화시킬 수 있었으며 이를 이용한 보정항법 칼만필터도 정상적으로 동작하는 것으로 나타났다. 그리고 보조 SDINS 시스템에 대한 가관측성을 분석한 결과 위치정보를 이용하고 항체의 기수각 변화가 있는 경우 관측 가능한 시스템이 되는 것으로 나타났으며 시뮬레이션 결과도 이와 일치되는 것으로 나타났다.

참고문헌

- [1] G.M. Siouris, Aerospace Avionics Systems, Academic Press, Inc., 1993.
- [2] B.W. Parkinson and J.J Spilker Jr.(Ed.),

- Global Positioning System: Theory and Applications, Vol. I, II, 1996.
- [3] GG24 GPS+GLONASS Receiver, Reference Manual, Ashtech Inc., 1997.
- [4] O.S. Salychev and A.V. Bykovsky, "Wave Method in Processing Navigation Information in Survey Systems," Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing, Springer-Verlag, 1991.
- [5] R.K. Mehra, "Approaches to Adaptive Filtering," IEEE Trans. on Automatic Control, AC-17, 1972.
- [6] D.G. Meskin and I.Y. Bar-Itzhack, "Observability Analysis of Piece-wise Constant Systems - Part I," IEEE Trans. on AES, Vol. AES-28, No. 4, 1992.
- [7] 박홍원, 분산계층형 스무딩필터 설계 및 보조 관성항법시스템에의 응용, 서울대학교 대학원 박사학위 논문, 1995.
- [8] J.G. Lee, C.G. Park, and H.W. Park, "Multiposition Alignment of Strapdown Inertial Navigation System," IEEE Trans. on AES, Vol. AES-29, No. 4, 1993.

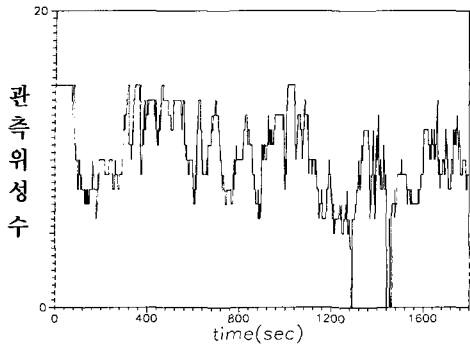


그림 4. 주행시의 GPS+GLONASS 가시위성 수

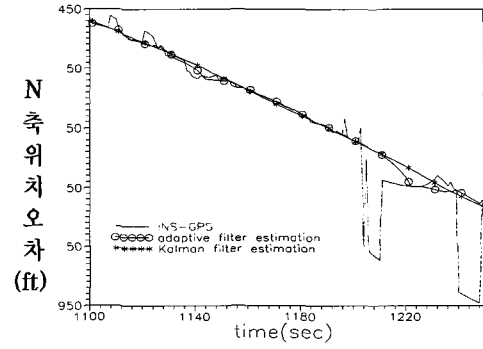


그림 7. 적응필터 및 칼만필터의 N축 위치 추정오차(1100 - 1250초)

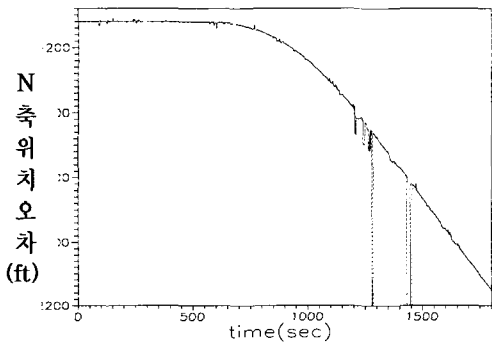


그림 5. 주행시의 N축 위치오차(INS-GPS/GLONASS)

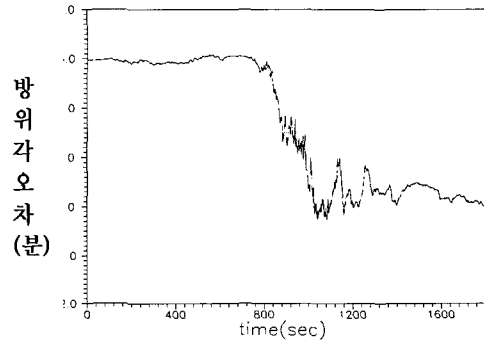


그림 8. 방위각 추정오차

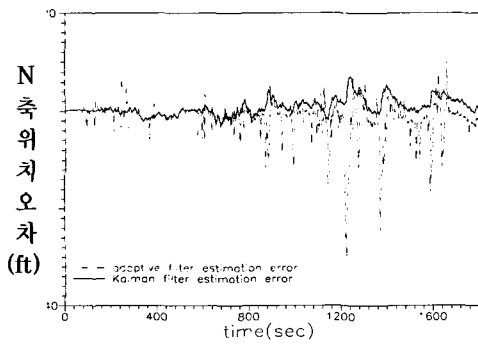


그림 6. 적응필터 및 칼만필터의 N축 위치 추정오차(1 - 1800초)

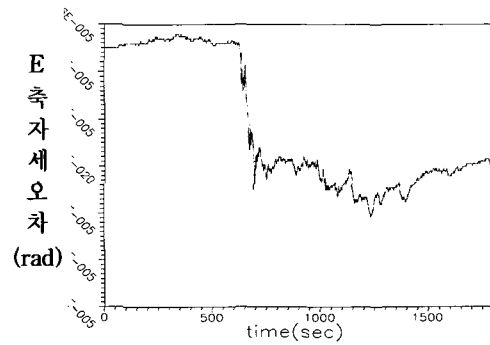


그림 9. E축 자세 추정오차