

강결합방식의 GPS/INS 시스템에 대한 측정치 시간지연 추정 연구

A Study on the Measurement Time-Delay Estimation
of Tightly-Coupled GPS/INS system

이 윤 선* **이 상 정****
Lee, Youn-Seon Lee, Sang-Jeong

ABSTRACT

In this paper we study the performance of the measurement time-delay estimation of tightly-coupled GPS/INS(Global positioning system/Inertial Navigation system) system.

Generally, the heading error estimation performance of loosely-coupled GPS/INS system using GPS's Navigation Solution is poor. In the case of tightly-coupled GPS/INS system using pseudo-range and pseudo-range rate, the heading error estimation performance is better. However, the time-delay error on the measurement(pseudo-range rate) make the heading error estimation performance degraded.

So that, we propose the time-delay model on the measurement and compose the time-delay estimator. And we confirm that the heading error estimation performance in the case of measurement time-delay existence is similar with the case of no-delay by Monte-Carlo simulation.

주요기술용어(주제어) : Tightly-Coupled(강결합), Heading Error(방위각 오차), Time-Delay(시간지연)

1. 머리말

관성항법장치는 자이로 및 가속도계 등 관성 센서를 이용하여 비행체의 정밀한 위치, 속도, 자세, 각속도, 가속도 정보를 실시간 제공하는 장치로서, 지상, 해상, 항공, 우주 분야 등 다양한 무기체계에 적용되고 있다. 이러한 관성항법장치는 시간 증가에 따라

오차가 증가하는 특성을 보이므로 통상 비관성 보조 센서의 도움을 받아 보정항법을 구성하여 오차 증가를 제한하는 방법을 사용한다. 이러한 비관성 보조 센서의 일환으로 위성항법시스템(GPS)등이 많이 사용되고 있으나 재밍등에 취약한 특징을 가지고 있다. 관성항법장치의 순수항법 오차는 사용되는 자이로 및 가속도계 성능과 초기정렬 특성에 따라 달라지며, 적용되는 환경에 따라서도 다르게 나타난다.

정밀한 초기정렬 이후에는 주로 센서오차에 따라 관성항법장치 오차가 발생하지만, 부정확한 초기정렬 이후에는 센서오차 뿐만 아니라 초기정렬 특성에 의해서도 큰 항법오차가 발생하게 된다.

† 2008년 4월 15일 접수~2008년 6월 20일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

** 충남대학교(Chungnam National University)

주저자 이메일 : yslee@add.re.kr

관성항법장치 정렬방법은 외부의 도움없이 자체적으로 정렬을 수행하는 자가정렬(Self-alignment)기법과 외부 항법장치의 도움을 받아 초기정렬을 수행하는 전달정렬(Transfer-alignment) 기법이 있다. 자가정렬 기법은 관성항법장치가 지표면에 고정되어 있는 경우 지구의 자전각속도와 중력가속도를 이용하여 정렬을 수행하는 방법이다^[1,2]. 전달정렬은 이미 정렬이 완료되어 항법상태에 있는 주 관성항법장치(MINS : Master INS)의 도움을 받아 정렬을 수행하는 기법이다. 자가정렬의 경우 충분한 시간동안 정렬을 수행하면 고유의 센서오차 특성에 근접하는 정렬오차 특성을 얻을 수 있으나, 짧은 시간동안의 자가정렬을 수행하는 경우에는 큰 초기정렬오차를 발생시킬 수 있다. 전달정렬의 경우에도 가관측성이 확보되지 않은 움직임이 있는 경우에는 정렬오차가 크게 발생될 수 있다.

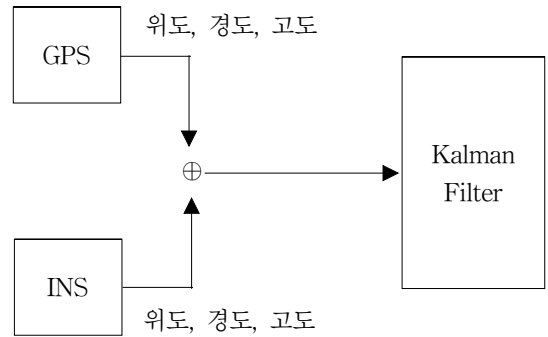
통상적으로 정렬오차는 수평축 초기 자세오차와 수직축 초기자세오차로 나누고, 수평축 초기자세는 상대적으로 짧은 시간동안에도 수렴값을 가지지만 수직축 초기자세를 구하기 위해서는 긴 시간이 필요하다. 그래서 초기정렬을 충분히 수행 할 수 없는 환경에서는 통상 수직축 초기 자세오차가 커지게 되고, 특히 고속으로 주행하는 경우에는 더욱더 큰 항법오차를 유발하게 된다.

이에 본 논문에서는 초기정렬을 충분히 수행하지 못하는 경우를 가정하여, 수평축은 어느 정도 정렬이 수행되었다고 가정하고 수직축 초기정렬 오차가 큰 경우, 운항중에 GPS정보를 이용하여 수직축 초기정렬 오차를 감소시키는데, 이때 발생하는 측정치 시간지연 오차가 추정 성능을 얼마나 감소시키는가와 제안된 시간지연 추정기의 성능에 대해 서술하고자 한다.

2. 운항중정렬 알고리즘

가. 약결합 방식

약결합 방식의 운항중정렬 알고리즘은 위성항법수신기의 항법해인 위치정보를 이용하여 관성항법장치의 위치오차를 보정하고 동시에 자세오차를 추정하여 보상하는 방법으로 그림 1과 같이 나타난다.

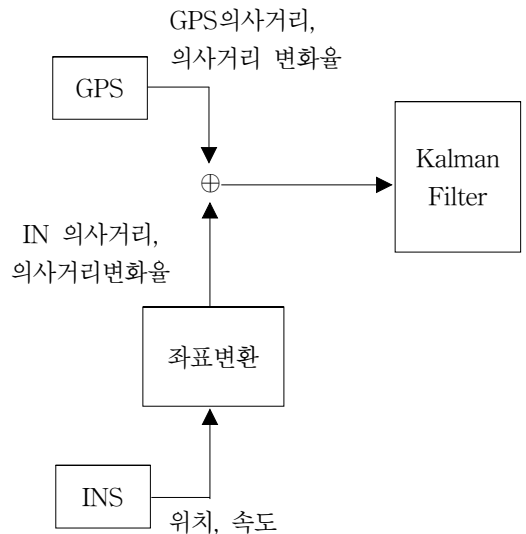


[그림 1] 약결합방식 구성도

이 방식은 초기자세오차가 위치오차로 전파되어 GPS수신기의 항법해 오차보다 훨씬 큰 경우에 보정 성능을 기대할 수 있다. 예를 들어 항공기가 2분동안 20km를 운항하는 경우 10m의 GPS수신기 항법해 오차를 가정하면, 약 1~2mil의 방위각 오차 추정이 가능할 수 있다.

나. 강결합 방식

강결합방식의 운항중정렬 알고리즘에서는 약결합방식에서 사용하는 GPS수신기의 위치해 대신 의사거리와 의사거리변화율을 보정정보로 사용하며 그림 2와 같이 나타난다.



[그림 2] 강결합방식 구성도

GPS수신기의 의사거리와 의사거리차분 정보는 위성과 수신기 안테나 사이의 직선거리(Line of Sight) 및 직선방향 속도를 나타내고, 약결합방식에 비해 속도정보가 추가 되어 자세오차 추정성능이 빠른 것으로 알려져 있다.

다. 강결합 방식의 운항중정렬 알고리즘

강결합방식의 운항중 정렬 알고리즘을 구성하기 위해 관성항법장치 오차모델을 다음과 같이 구성한다. 먼저 위도(λ), 경도(ϕ), 고도(h) 미분방정식은 식 (1) ~ 식 (3)과 같이 나타난다^[2].

$$\dot{\lambda} = \frac{v_n}{(R_m + h)} \tag{1}$$

$$\dot{\phi} = \frac{v_e}{(R_t + h) \cos \lambda} \tag{2}$$

$$\dot{h} = v_u \tag{3}$$

여기서 V_e, V_n, V_u 는 ENU-frame에서의 속도이고, R_m, R_t 는 지구반경 모델이다^[1]. 오차 모델을 구성하기 위해서 섭동방법(Perturbation Method)를 사용하여 간략화하면 식 (4)~식 (6)과 같다.

$$\dot{\lambda} = -\frac{v_n R_{mm} \delta \lambda}{(R_\lambda + h)^2} - \frac{v_n \delta h}{(R_\lambda + h)^2} + \frac{\delta v_n}{(R_\lambda + h)} \tag{4}$$

$$\dot{\phi} = \frac{v_e (\tan \lambda - \frac{R_{tt}}{R_\lambda + h})}{(R_\lambda + h) \cos \lambda} \delta \lambda \tag{5}$$

$$- \frac{v_e}{(R_\lambda + h)^2 \cos \lambda} \delta h + \frac{1}{(R_\lambda + h) \cos \lambda} \delta v_e$$

$$\delta \dot{h} = \delta v_u \tag{6}$$

속도와 자세 미분방정식은 식 (7)과 식 (8)과 같이 나타난다.

$$\dot{v}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g^n \tag{7}$$

$$\dot{C}_b^m = C_b^m \Omega_{nb}^b \tag{8}$$

속도오차에 대한 미분방정식을 구하면 다음 식 (9)와 같다.

$$\delta \dot{v}^n = \psi \times f^n - (\omega_{in}^n + \omega_{ie}^n) \times \delta v^n - (\delta \omega_{in}^n + \delta \omega_{ie}^n) \times v^n + \delta f^n + \delta g^n \tag{9}$$

자세오차에 대한 미분방정식을 구하기 위해 식 (10)과 같이 자세오차를 정의한다.

$$\widehat{C}_n^b = C_n^b (I + \Psi) \tag{10}$$

여기서 Ψ 는 식 (11)과 같다.

$$\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_u & \psi_n \\ \psi_u & 0 & -\psi_e \\ -\psi_n & \psi_e & 0 \end{bmatrix} \tag{11}$$

행렬형태의 Ψ 를 벡터 ψ 로 표현하여 자세오차에 대한 미분방정식을 구하면 식 (12)와 같다.

$$\dot{\psi} = -\omega_{in}^n \times \psi - \delta \omega_{in}^n + C_b^m \delta \omega_{ib}^b \tag{12}$$

다음은 의사거리(Pseudorange) 및 의사거리 변화율(Pseudorange Rate)에 대한 오차방정식을 유도한다.

C/A 코드를 이용하여 위성과 수신기간의 의사거리를 측정하는 방법은 신호의 전달시간을 측정함으로써 이루어지며 수신기가 측정한 신호의 전달시간은 $d\tau$ 이며 다음 식 (13)과 같이 나타난다^[5].

$$d\tau = d\tau_{TRUE} + dt + dT \tag{13}$$

여기서,

$d\tau$: 수신기가 측정한 신호의 전달시간

$d\tau_{TRUE}$: 실제 신호 전달시간

dt : GPS 기준시간에 대한 위성시계 오차

dT : GPS 기준시간에 대한 수신기시계 오차

식 (13)에서 구해진 시간차 $d\tau$ 에는 위성 시계오차

와 수신기 시계오차가 포함되는데 위성 시계오차는 항법신호에 포함된 보정신호를 이용하여 보정할 수 있기 때문에 이를 무시할 수 있다. 구해진 시간차에 광속을 곱하면 위성에 대한 수신기의 의사거리를 구할 수 있으며 의사거리는 식 (14)와 같이 정의된다.

$$\rho_i = r + c_{bias} + \delta_E + \delta_I + \delta_T + \delta_M + v \quad (14)$$

여기서,

r : 위성과 수신기 사이의 실제거리

$c_{bias} = c \cdot dT$: 수신기 시계 오차 [m]

c : 광속

dT : 수신기 시계오차 [sec]

δ_E : 위성궤도 오차에 의한 의사거리 측정오차

δ_I : 전리층 지연(Ionospheric Delay)에 의한 의사거리 측정오차

δ_T : 대류권 지연(Tropospheric Delay)에 의한 의사거리 측정오차

δ_M : 다중경로(Multipath)에 의한 의사거리 측정오차

v : 수신기 측정잡음(Measurement Noise)

식 (14)에서 가능한 모든 오차를 보정한 후 위성 수신기 사이의 의사거리 측정치는 다음 식 (15)과 같이 표현될 수 있다.

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + c_{bias} \quad (15)$$

여기서,

$[x_i \ y_i \ z_i]^T$: ECEF(Earth-Centered Earth-Fixed) 좌표계에서 위성 i 의 위치

$u = [x_u \ y_u \ z_u \ c_{bias}]^T$: ECEF 좌표계에서 수신기의 위치 및 시계오차

이전 스텝의 수신기 위치 $\hat{u} = [x_0 \ y_0 \ z_0]^T$ 에서 ρ_i 를 Taylor 급수로 선형화하면 다음과 같다.

$$\rho_i = r_{i|0} + \left. \frac{\partial \rho_i}{\partial u} \right|_{\hat{u}} \delta u + \left. \frac{\partial^2 \rho_i}{\partial u^2} \right|_{\hat{u}} \delta u^2 + \dots \quad (16)$$

여기서, $r_{i|0}$ 는 \hat{u} 을 이용하여 계산된 위성과 수신기 사이의 거리이며 식 (16)에서 2차항 이상을 무시하고 n 개의 위성에 대해 전개하면 식 (18)의 선형화된 측정식을 얻을 수 있다.

$$\delta \rho_i = [h_i \ 1] \delta u \quad (17)$$

$$\delta \rho = \begin{bmatrix} h_1^T & 1 \\ \vdots & \vdots \\ h_n^T & 1 \end{bmatrix} \delta u \equiv H \delta u \quad (18)$$

여기서, h_i 는 수신기와 위성 i 의 시선벡터(Line-of-Sight Vector)이며 식 (18)과 같다.

$$h_i = \left. \frac{\partial \rho_i}{\partial u} \right|_{\hat{u}} = \begin{bmatrix} \frac{x_0 - x_i}{r_{i|0}} & \frac{y_0 - y_i}{r_{i|0}} & \frac{z_0 - z_i}{r_{i|0}} \end{bmatrix} \quad (19)$$

식 (18)을 이용하여 수신기의 위치와 수신기 시계 오차는 다음과 같이 구해지며 정확도를 향상시키기 위하여 이 과정을 반복적으로 수행하기도 한다.

$$\delta u = H^T (H^T H)^{-1} \delta \rho \quad (20)$$

$$u = \hat{u} + \delta u \quad (21)$$

다음은 의사거리 변화율에 대한 오차방정식을 유도한다. GPS 수신기에서는 위성과 수신기간의 상대적인 움직임으로 인한 반송파 주파수의 도플러 천이(Doppler Shift)를 이용하여 수신기의 속도를 계산할 수 있다. 위성과 수신기간의 상대 속도에 의한 도플러 천이 D_i 는 다음과 같이 정의된다.

$$D_i = \left(\frac{v_i - v_u}{c} \cdot h_i \right) L_1 \quad (22)$$

여기서 L_1 은 1575.42 MHz인 반송파 주파수이며 v_i, v_u 는 각각 ECEF 좌표계에서 위성 i 와 수신기의 속도를 나타낸다. 식 (22)의 도플러 천이로부터 의사거리 변화율은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_i &= -D_i \frac{c}{L_1} + c_{drift} + \nu_\rho \\ &= -(v_i - v_u) \cdot h_i + c_{drift} + \nu_\rho \end{aligned} \quad (23)$$

여기서

c_{drift} : 수신기 시계 바이어스 변화율 오차(Clock Drift Rate)[m/s]

ν_ρ : 의사거리 변화율 측정잡음[m/s]

식 (23)으로부터 시선방향의 속도를 구하기 위해 먼저 선형화의 기준점으로 이전 시간의 속도값으로부터 현재의 속도 예측값 \hat{v}_u 를 구하고 이를 이용하여 예측된 의사거리 변화율을 구한다.

$$\hat{\rho}_i = (v_i - \hat{v}_u) \cdot \hat{h}_i + \hat{c}_{drift} + \hat{\nu}_\rho \quad (24)$$

여기서 \hat{h}_i , \hat{c}_{drift} , $\hat{\nu}_\rho$ 는 각각 이전 시간의 항법해를 이용하여 예측된 시선벡터, 시계 바이어스 변화율, 의사거리 변화율 측정 잡음이다. 식 (23)과 식 (24)를 이용하여 선형화된 의사거리 변화율 측정방정식을 유도할 수 있다.

$$\delta \dot{\rho}_i = \hat{\rho}_i - \dot{\rho}_i = [\hat{h}_i^T \ 1] \begin{bmatrix} \delta v_u \\ \delta c_{drift} \end{bmatrix} + \delta \nu_\rho \quad (25)$$

식 (18)의 의사거리 오차방정식과 식 (25)의 의사거리 변화율 오차방정식에서 수신기 시계오차에 대한 오차모델은 다음 식 (26)과 같이 나타난다.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{c}_{bias} \\ \delta \dot{c}_{drift} \end{bmatrix} = F_{dock} \begin{bmatrix} \delta c_{bias} \\ \delta c_{drift} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta c_{bias} \\ \delta c_{drift} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix}$$

지금까지 유도된 관성항법장치 오차모델 및 수신기 오차모델을 종합하여 다음과 같은 시스템 오차모델 및 측정방정식을 구성할 수 있다.

$$\dot{x} = f(x, t) + w \quad (27)$$

$$z = Hx + v \quad (28)$$

여기서 x 는 위치, 속도, 자세오차 및 가속도계오차,

자이로오차, 수신기 시계 바이어스오차, 바이어스변화율오차를 고려하여 17차로 가정하여 식 (29)와 같다.

$$x = [\delta \lambda \ \delta \phi \ \delta h \ \delta v_e \ \delta v_n \ \delta v_u \ \psi_e \ \psi_n \ \psi_u \ \delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z \ \delta d_x \ \delta d_y \ \delta d_z \ \delta C_{bias} \ \delta C_{drift}]^T \quad (29)$$

라. 시간지연 오차 영향 분석

강결합 방식의 운항중 정렬 알고리즘의 측정치로 사용하는 의사거리는 관성항법장치와의 시각동기를 위해 통상 위성항법수신기로부터 1PPS(1 Pulse Per Second)라는 신호를 제공받는다. 이때 수신기의 의사거리 측정치는 1PPS 신호에 동기되었다고 가정해도 무방하다. 일반적으로 지상차량의 경우에는 관성항법장치와의 시각동기에 의한 오차를 수십 cm 수준까지 낮출 수 있다. 항공기등 고속, 고기동 항체에 적용하는 경우에도 통상 수m 수준 이하의 시각동기 오차를 유지하는데 어려움이 없다. 그러나 의사거리 변화율 측정치의 경우에는 시각동기가 상대적으로 어렵다. 의사거리 변화율은 일반적으로 두가지 부류로 분류된다. 첫 번째는 심한 잡음이 섞여있는 1msec 주기의 GPS 수신기 PLL(Phase Lock Loop)출력을 적당히 필터링하여 의사거리 변화율로 사용하는 경우이고, 두 번째는 ICP(Integrated Carrier Phase)로 표현되는 정보로 일정 시간동안 적분을 통해 얻어진 위상정보를 의사거리 변화율로 사용하는 것이다. 첫 번째 방식의 정보는 엄밀하게는 필터링 된 속도로 모델링 할 수 있고, 두 번째 정보는 속도와는 다른 개념으로 의사거리의 변화량으로 모델링 할 수 있다.

본 논문에서 사용한 의사거리 변화율 측정치는 일반적인 항공기의 고기동 환경을 고려하여 PLL루프의 출력에 대해 약 30Hz의 차단주파수를 가지는 1차 저역통과필터(LPF)를 가정하였고, 1PPS에 동기되어 출력된다고 가정하였다.

항체의 운동에 따른 시간지연 오차를 분석하기 위해 등속운동, 등가속운동, 시변가속운동의 경우로 구분하면 다음과 같다. 항체가 V_e , V_n , V_u 방향으로 등속운동을 하는 경우에는 시간지연 오차에 의해 의사거리 변화율 측정치에 오차가 거의 발생하지 않는다. 등가속운동은 선형 등가속운동과 등속운동중 회전에 의한 속도 변화가 발생하는 경우로 나눌 수 있으

며, 두 경우 모두 시간지연에 비례하는 의사거리 변화율 측정치에 속도오차가 발생하게 된다. 더욱이 GPS 수신기 안테나와 INS 중심점까지의 거리차에 의한 지렛대효과(Lever-Arm)가 있는 경우 회전 운동에 의해 매우 큰 속도오차를 유발 할 수 있다. 통상 항공기의 경우에는 관성항법장치의 센서측 중심과 수신기 안테나 사이에는 매우 큰 이격거리가 존재하고, 상대적으로 작은 항공기 기동에 의해서도 지렛대효과에 의해 큰 시변가속운동이 발생하게 된다. 이런 경우 관성항법장치의 각속도 정보와 이격거리를 바탕으로 실시간으로 지렛대효과를 보정하게 되는데, 통상 관성항법장치의 실시간 각속도 정보의 분산오차가 매우 크다. 그래서 지렛대 효과 까지 보정된 속도에 대해 임의의 저역통과 필터를 수행하여 그 결과를 수신기의 의사거리 변화율 정보와 차분을 취하게 된다. 이 과정에서 통상 측정치간의 시각동기 오차가 발생하게 된다.

본 논문에서는 이러한 측정치 시간지연 오차에 의해 방위각 오차 추정성능이 얼마나 저하되는지 시뮬레이션을 통해 관측하고, 상태변수에 시간지연 오차를 추가하여 시간지연 오차의 추정성능 및 방위각 오차 추정성능을 보이기 위해 다음과 같이 시간지연 오차 모델을 구성한다.

의사거리 변화율 정보에 대한 시간지연 오차는 위에서 설명한 바와 같이 가속운동에 의해 관측가능하게 되므로, INS의 가속도정보를 이용하여 식 (30)과 측정치 방정식 일부를 수정한다.

$$\delta \dot{\rho}_i = \begin{bmatrix} \hat{h}_i^T C_n^e & 1 & \hat{h}_i^T C_n^e f^n \\ \delta c_{drift} \\ \delta T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v^n \\ \delta c_{drift} \\ \delta T \end{bmatrix} + \delta v_{\rho} \quad (30)$$

여기서 δT 는 시간지연 오차이다.

마. 시뮬레이션

본 연구에서는 GPS/INS 강결합 방식의 방위각 오차 추정성능에 대한 시간지연 오차를 분석하기 위해 관성항법장치 오차 및 측정치 오차를 아래와 같이 가정하였다.

먼저 운항중인 항공기의 초기 방위각 오차가 약 0.15°(3mil) 정도 있고, 이륙 후 약 90초 이후 위성항법 수신기의 초기동기(TTFF : Time to First Fix)

획득이 가능하며, 의사거리 측정치의 분산오차는 약 8m, 의사거리 변화율 측정치의 분산오차는 약 0.3 m/s(1σ)로 가정하였다.

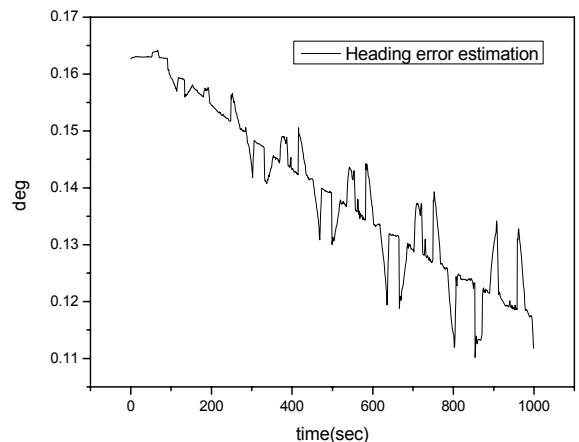
또한 항법계산 주기를 50Hz로 가정하였으며, 모든 시뮬레이션은 몬테칼로 방식으로 30회 수행하는 것으로 하였다.

항공기의 선회는 뱅크턴(Bank-Turn)으로 가정하여, 회전시마다 자세각에 따른 가시위성의 개수가 변화하도록 모사했고, 약 1~2g의 선회 가속도를 가지도록 하였다.

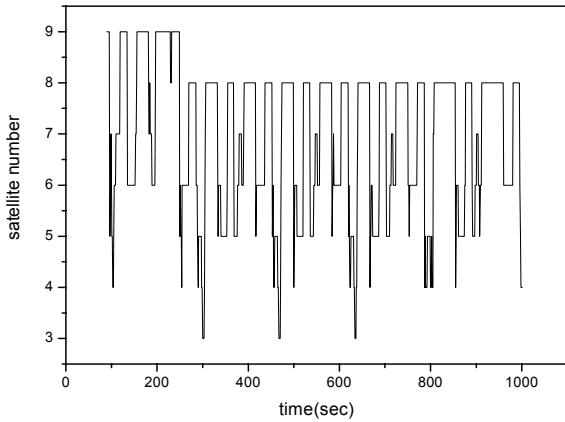
먼저 약결합 방식의 방위각 오차 추정 성능을 살펴 보기 위해 약결합 방식과 유사한 형태인 의사거리만을 측정치로 사용한 경우에 대한 방위각 추정성능을 그림 3과 같이 나타내었다. 그림 3과 같이 의사거리만을 측정치로 사용한 경우 초기 위치오차와 초기 위치로부터 벗어난 거리에 비례하여 방위각 오차 추정이 가능하므로 가정한 시뮬레이션 궤적상에서는 1000초 경과 후에도 수렴하지 못함을 알 수 있다.

또한 GPS수신기의 시간 및 자세변화에 따른 위성 개수 및 PDOP(Position Dilution of Precision)은 다음 그림 4, 그림 5와 같다.

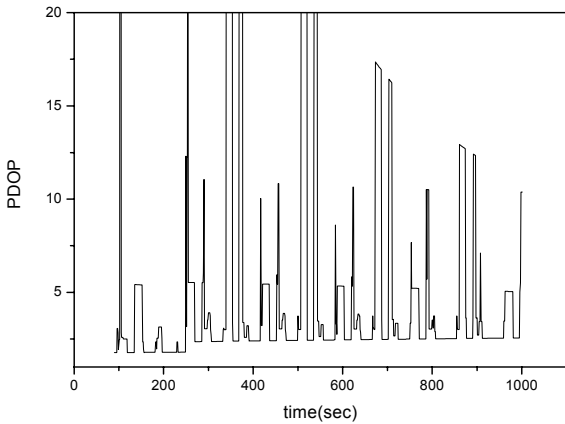
다음은 의사거리 변화율 측정치를 사용하는 강결합 방식의 경우 0msec, 20msec 시간지연 오차에 의한 방위각 추정성능을 그림 6과 같이 나타냈다. 그림 6과 같이 시간지연 오차가 없는 경우 약 200초 내에 0.025°(0.5mil) 이내로 수렴함을 알 수 있으며, 20msec



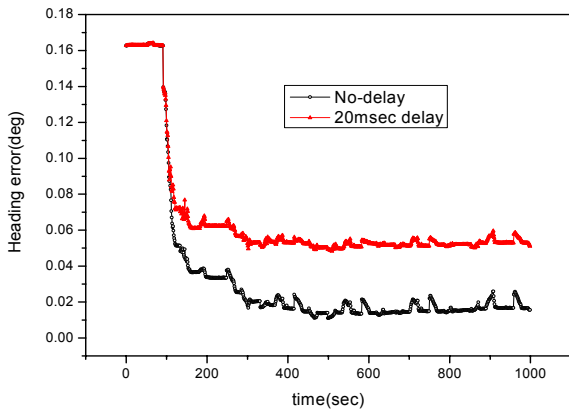
[그림 3] 약결합방식의 방위각 오차 추정성능



[그림 4] 시간에 따른 위성 개수



[그림 5] 시간 및 자세 따른 PDOP 변화



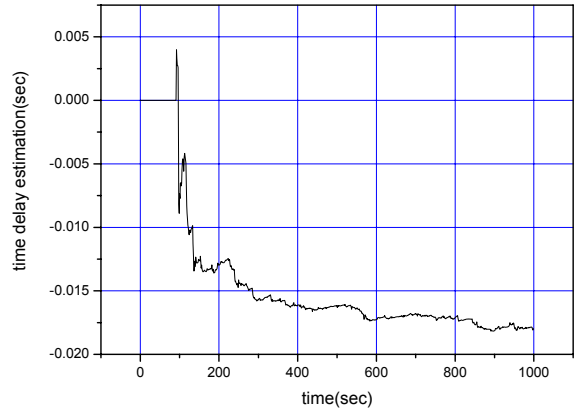
[그림 6] 강결합방식의 측정치 시간지연에 의한 방위각 오차 추정성능

시간지연 오차가 존재하는 경우에는 약 0.05° (1mil)로 수렴함을 알 수 있다.

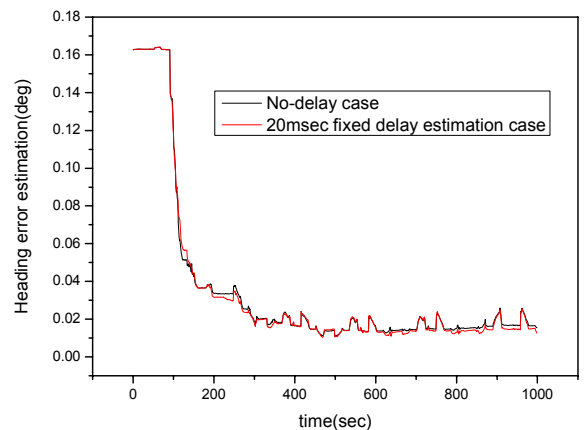
이러한 측정치 시간지연 오차에 의한 방위각 오차 추정성능 저하를 줄이기 위해 본 논문에서 제안한 시간지연 오차 추정 상태변수를 추가하여 다음과 같이 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션 가정은 20msec의 시간지연을 INS 속도 측정치에 인가하고, 시간지연 상태변수의 추정성능을 살펴보니 그림 7과 같이 나타났다.

그림 7의 시간지연 오차 추정은 인가한 시간지연 20msec를 잘 추정하고 있음을 알 수 있다. 또한 시간지연 오차를 잘 추정함에 따라 방위각 오차 추정성능도 시간지연이 없는 경우와 유사한 성능이 나타남



[그림 7] 시간지연 오차 추정성능(20msec)

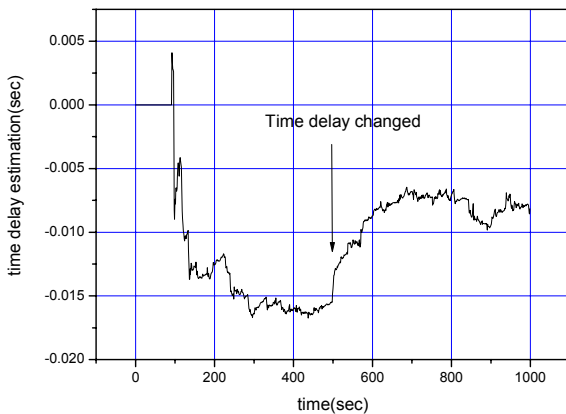


[그림 8] 시간지연 보상 필터의 방위각 오차 성능 비교

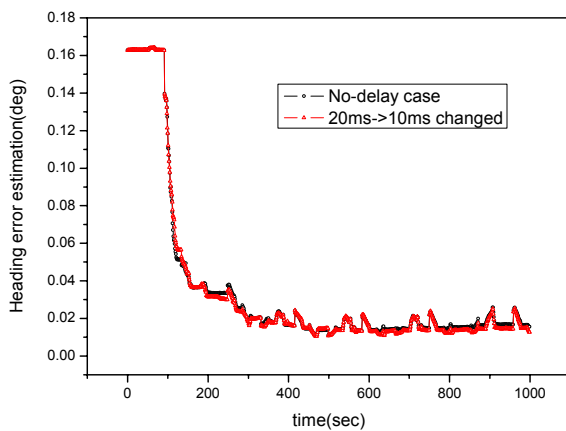
을 그림 8과 같이 알 수 있다.

다음은 측정치 시간지연 오차가 변화하는 경우에 대한 방위각 오차 추정 성능을 검토하기 위해 다음과 같이 시간지연이 변화하는 경우를 가정하였다. 처음 500초 동안은 20msec의 측정치 시간지연 오차를 가지다가 500초 이후 갑자기 10msec로 줄어드는 경우이다. 이 경우에 대한 시뮬레이션 결과를 그림 9와 그림 10에 나타내었다.

그림 9와 그림 10에서 나타나는 바와 같이 제안된 시간지연 오차모델 및 추정기가 시간지연이 변화하는 경우에도 비교적 잘 추정하고 있음을 알 수 있다.



[그림 9] 시간지연오차 변화에 따른 시간지연 오차 추정성능(20msec → 10msec)



[그림 10] 시간지연오차 변화에 따른 방위각 오차 추정성능(20msec → 10msec)

3. 맺음말

GSP 수신기의 위치해를 사용하는 약결합 방식에 비해 의사거리 및 의사거리 변화율 측정치를 사용하는 강결합 방식의 방위각 오차추정 성능이 뛰어나다. 다만 의사거리 변화율을 측정치로 사용시 시간지연 오차를 고려하지 않는 경우에는 방위각 오차 추정 성능이 저하됨을 알 수 있었다. 이러한 성능저하를 막기 위해 본 논문에서는 시간지연 오차를 INS의 가속도 데이터를 이용하여 모델링하고 추정기의 상태변수로 포함시켜 추정케 하였다. 본 논문에서 제시한 시간지연 오차 모델은 시뮬레이션 결과 약 80% 이상 시간지연 오차를 추정하고 있으며, 갑작스런 시간지연 오차의 변화에도 비교적 잘 추정함을 알 수 있었다. 더욱이 방위각 오차 추정성능은 시간지연이 없는 경우와 유사함을 알 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] Kenneth R. Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons, Inc., 1971.
- [2] George M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems", Academic Press, Inc., 1993.
- [3] Michael F. Lynch, Donald J. Weber, "Flight Test Results of a Tightly Integrated RLG-Based Global Positioning System/Inertial Navigation System", IEEE, pp. 421~428, 1990.
- [4] Tuan Manh Pham, "Kalman Filter Mechanization for INS Airstart", IEEE AES system Magazine, January 1992.
- [5] Donald T. Knight, "Rapid Development of Tightly-coupled GPS/INS Systems", IEEE AES Systems Magazine, pp. 14~18, February 1997.
- [6] H. Carvalho, P. Del Moral, "Optimal Nonlinear Filtering in GPS/INS Integration", IEEE Aerospace and Electronic systems, Vol. 33, No. 3, pp. 835~850, July 1997.