

GPS 반송파 위상변화율을 이용한 GPS/SDINS 결합모델

GPS/SDINS integration model using GPS carrier phase rate measurements

박준구¹

Joon Goo Park¹

¹Department of Electronics, Electrical & Computer Science, Kyungpook National University

Abstract

As an application of the GPS/SDINS integration for its synergistic results, the alignments of the SDINS utilizing GPS carrier phase rate measurements is introduced. A measurement model of GPS carrier phase rate, which does not require integer ambiguity determination process, is newly derived in order to be adopted with the SDINS in-flight alignment process. For in-flight alignment, the performance of the GPS/SDINS integration method suggested in this paper is analyzed using the covariance analysis.

Keywords- SDINS, GPS carrier phase rate, covariance analysis

1. 서 론

SDINS(strapdown inertial navigation system) 정렬과정은 동체좌표계(body frame)와 NED(north - east - down) 항법좌표계의 상대각 정보를 결정하는 주요 과정이다. SDINS 항법은 정지상태에서 초기 정렬 과정을 거친 후 시작하며 일정시간 주기로 GPS와 같은 비관성 보조센서 측정치를 활용한 운항중 정렬(in-flight alignment)과정을 거치면서 누적된 항법 오차 보정을 수행한다 [1].

GPS는 전 세계적으로 3차원 위치 정보와 속도 정보를 제공하며 단일위성 항법시스템의 경우 제공되는 위치 정보의 오차는 수십 미터 이내로 제한된다 [2]. GPS 항

법 신호를 실어 보내는 반송파(carrier)의 위상정보를 활용하는 경우 수 센티미터의 위치 정확도를 확보할 수 있고 2개 이상의 다중 안테나를 갖는 경우에는 기저선(baseline) 구조를 이용하여 자세 정보를 제공할 수 있다[3]. 그러나 반송파 위상 측정치를 이용한 위치결정 과정은 수초 이상이 소요되는 미지정수 결정과정이 선행되어야 하므로 추적중인 GPS 위성의 반송파 위상신호 단절(cycle slip)이 빈번하게 발생하는 운용 환경에서는 GPS 반송파 위상 정보를 측정치로 활용하는 항법 시스템의 실시간 구성이 어렵다.

최근에 단일 차분 또는 이중 차분된 GPS 반송파 위상 측정치를 이용한 GPS/SDINS 결합에 관한 연구 결과가 발표되었다[4]. 제안된 결합 기법은 GPS 반송파 측정치를 이용하여 SDINS 자세오차를 추정하는 방법으로 이전 GPS 측정치를 이용한 위치 결정 방법과는 차별화된다.

본 논문에서는 SDINS 오차모델을 2장에서 살펴보고, 3장에서는 GPS 반송파 위상 변화율을 이용한 GPS/SDINS 결합 모델을 제안하고, 4장에서는 제안 모델을 상호공분산 해석법(covariance analysis) 기법을 이용하여 GPS/SDINS의 가관측성 분석 결과를 제시한다. 5장에서는 결론이 제시된다.

2. SDINS 오차모델

본 논문에서는 Goshen-Meskin과 Bar-Itzhack이 제안한 GINS 오차모델[5,6]을 변경한 SDINS 오차 모델을 채택한다. 시스템이 기동하는 경우 SDINS 오차 모델은 다음과 같다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + w(t), \quad w(t) \sim N(0, Q)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_f \\ \dot{x}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & T \\ 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f \\ x_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_f \\ 0_{6 \times 1} \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 $x_f \equiv [(\delta v)^T, (\psi)^T]^T$ 와 $x_a \equiv [(\nabla)^T, (\delta \omega)^T]^T$ 는 항법 오차와 센서 바이어스 벡터항이며, $0_{6 \times 6}$ 와 $0_{6 \times 1}$ 는 영행렬이다.

식(1)의 시스템 행렬 F 는 다음과 같이 구성된다.

$$F \equiv \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} \\ 0_{3 \times 3} & F_{22} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F_{11} = [-(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)^\times],$$

$$F_{12} = [(a^n)^\times],$$

$$F_{22} = [-(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)^\times],$$

$$\omega_{ie}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T,$$

$$\omega_{en}^n = [\rho_N \quad \rho_E \quad \rho_D]^T = [i \cos L \quad -\dot{L} \quad -i \sin L]^T$$

여기서 Ω 는 지구 자전각속도를 의미하고 N, E , 그리고 D 는 각각 북쪽, 동쪽 그리고 하향을 나타낸다. 그리고 $(\cdot)^\times$ 는 왜대각 행렬을 나타내고 $a^n = [f_N \quad f_E \quad f_D]^T$ 는 항법좌표계에서 표기된 비력(specific force)이다. ρ 는 지구고정 좌표계에 대한 항법좌표계의 각속도를, L, l , 그리고 h 는 위도, 경도 그리고 고도를 나타낸다 [7].

항체 자세정보 행렬 T 는 다음과 같다.

$$T = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 C_b^n 는 동체좌표계(b)에서 항법좌표계(n)로의 변환행렬이다.

제안된 시스템은 속도와 반송파위상 변화율 등 두 종류의 측정치를 칼만필터의 입력값으로 사용한다. 속도오차 측정 모델은 아래와 같다.

$$z_1(t) = [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3}] \begin{bmatrix} x_f(t) \\ \dots \\ x_a(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_1(t) \\ n_2(t) \\ n_3(t) \end{bmatrix}$$

$$\equiv H_1 x(t) + n(t), \quad n(t) \sim N(0, R) \quad (4)$$

3. GPS 반송파 위상변화율을 이용한 측정 모델

반송파 위상 변화율은 GPS 위성과 수신기 사이의 상대 각속도 정보를 포함하고 있으며 관련 식은 다음과 같다[8].

$$\lambda \Delta \Phi_U^j = (L_{u-j}^e)^T \left(\frac{\Delta_{sat} - \Delta_{usr}}{\Delta t} \right) = (L_{u-j}^e)^T (v_j^e - v_U^e) \quad (5)$$

여기서 λ 는 GPS 반송파 파장이며, $\Phi(\cdot)$ 는 반송파 위상 누적 측정치를 나타낸다. L_{u-j}^e 는 수신기로부터 j 번째 위성으로의 가시선(LOS: Line of Sight) 벡터이며, v^e 는 지구중심고정좌표계(ECEF: Earth Centered Earth Fixed)에서 표기된 속도 벡터다.

식 (5)와 단(short) 기저선 제한 조건을 이용하면 사용자와 기준 수신기 사이의 상대 속도 정보는 다음과 같이 유도된다.

$$\lambda \Delta \Phi_{RU}^j \equiv \lambda \Delta \Phi_R^j - \lambda \Delta \Phi_U^j = (L_{r-j}^e)^T (v_U^e - v_R^e) \quad (6)$$

여기서 L_{r-j}^e 는 기준 수신기로부터 j 번째 위성으로의 가시선 벡터이다.

강체(rigid body)에 놓인 두 지점간의 상대 속도는 식 (7)에서와 같이 강체의 회전 가속도와 연관된다.

$$v_U^b - v_R^b = \omega_{nb}^b \times r^b \quad (7)$$

식 (6)에 식 (7)을 대입하고 몇 차례의 수식 정리를 하면 식 (8)이 유도된다.

$$\begin{aligned} \lambda \Delta \dot{\Phi}_{RU}^j &= (r^b)^T \left\{ \left(\bar{C}_n^b C_e^n L_{r-j}^e \right) \times \bar{\omega}_{nb}^b \right\} \\ &= (r^b)^T \left\{ \left(\bar{C}_e^b L_{r-j}^e - \bar{C}_n^b [\theta^x] C_e^n L_{r-j}^e \right) \right. \\ &\quad \left. \times \left(\bar{\omega}_{nb}^b + \delta \omega_{ib}^b + \bar{C}_n^b [\theta^x] \omega_{in}^n \right) \right\} \quad (8) \end{aligned}$$

여기서 \bar{C}_n^b 는 SDINS의 항법 결과로 계산된 좌표변환 행렬이며 θ^x 는 자세오차 벡터 Ψ 의 왜대칭 행렬이다.

그리고 $\delta \omega_{ib}^b$ 는 자이로 바이어스 오차를 나타낸다.

유도된 GPS 반송파 위상 변화율 측정식은 다음과 같이 자세 오차와 자이로 바이어스 오차의 선형 조합 형태로 표현된다.

$$\begin{aligned} z_2^j &= \lambda \Delta \dot{\Phi}_{RU}^j - (r^b)^T \left\{ \left(\bar{C}_e^b L_{r-j}^e \right) \times \bar{\omega}_{nb}^b \right\} \\ &= (r^b)^T \left\{ \begin{aligned} & \left(-\bar{C}_n^b [\theta^x] C_e^n L_{r-j}^e \right) \times \left(\bar{\omega}_{nb}^b \right) \\ & + \left(\bar{C}_e^b L_{r-j}^e \right) \times \left(\bar{C}_n^b [\theta^x] \omega_{in}^n \right) \\ & + \left(\bar{C}_e^b L_{r-j}^e \right) \times \delta \omega_{ib}^b \end{aligned} \right\} \quad (9) \end{aligned}$$

몇 단계의 수식 정리를 수행하면 식 (9)는 다음과 같이 표현된다[9].

$$z_2^j = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & h_{2_2}^j & 0_{1 \times 3} & h_{2_4}^j \end{bmatrix} x \quad (10)$$

$$h_{2_2}^j \equiv -(r^b)^T \left\{ \begin{aligned} & \left[\left(\bar{\omega}_{nb}^b \right)^x \right] \left[\left(\bar{L}_{r-j}^b \right)^x \right] \\ & + \left[\left(\bar{L}_{r-j}^b \right)^x \right] \left[\left(\bar{\omega}_{in}^n \right)^x \right] \right\} \bar{C}_n^b$$

$$h_{2_4}^j \equiv (r^b)^T \left[\left(\bar{L}_{r-j}^b \right)^x \right] \quad (11)$$

여기서 L_{r-j}^e 와 ω_{ib}^b 는 위성과 사용자의 기동과 연관되며 시변(time varying)한 특성을 갖는다.

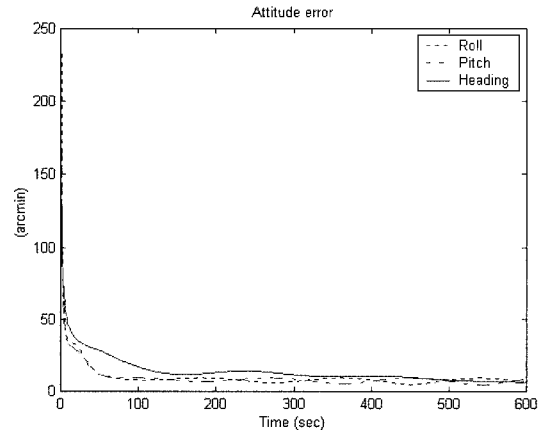
4. 시뮬레이션 결과

선형 시스템의 가관측성은 대상 시스템의 입력과 출력 정보를 이용하여 상태 변수를 결정하는 가능성(possibility)을 나타낸다[10]. 확률 통계적(stochastic) 시스템에 있어서는 가관측성은 상태변수 추정자(estimator)의 안정성과 연관된다. 주어진 시스템의 가관측성을 향상

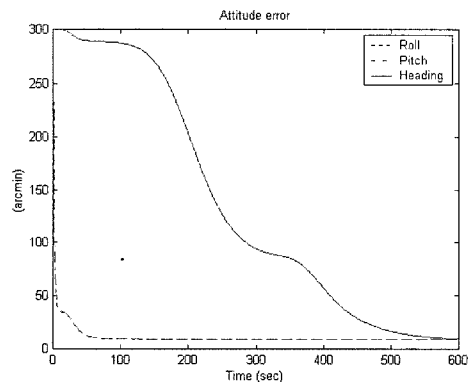
시키기 위해서는 각속도나 가속도를 유발하는 기동이 필요하다 [5,6,11].

가관측성 정도(degree of observability)는 대상 시스템의 상태변수들의 추정 정도를 나타내며 공분산 해석법을 통하여 계산된다.

대상 시스템의 성능은 다음과 같다. 우선 자이로 바이어스 오차는 10deg/h 크기의 랜덤 상수로 모델링하고 구동 백색 잡음의 크기는 0.5 deg/h로 가정한다. 가속도계 오차는 10mg 크기의 랜덤 바이어스로, 구동 백색 잡음의 크기는 20mg로 설정한다. 속도 측정 오차는 1ft/s로 설정한다. GPS 반송파 위상 변화율 측정 잡음의 크기는 3mm로 설정한 후 제안 시스템을 대상으로 상호공분산 분석을 600초간 수행한다. 그리고 운항중 정렬을 위한 동체 궤적은 원형으로 주기는 360초(각속도 1/360Hz)를 가정한다.



(a) 속도 보정 GPS/SDINS



(b) 제안된 GPS/SDINS

그림 1. 자세 오차

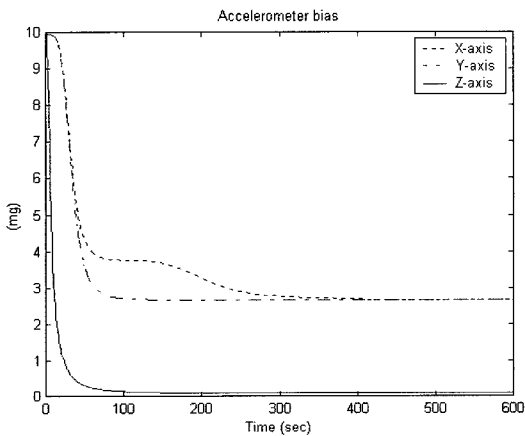
제안된 GPS/SDINS 결합 시스템과 성능 비교할 대상 시스템은 기존의 GPS/SDINS 결합방식에 따른 속도 보정형 GPS/SDINS로 설정한다.

시뮬레이션 결과는 그림 1, 그림 2 그리고 그림 3과 같다. 그림 1(b)는 항법을 자세 성분 중 가장 중요한 기수각(heading)의 오차 공분산을 나타내는데 수초 이내에 50arcmin이내로 급격히 작아짐을 알 수 있다. 이의 실제적 의미는 제안된 시스템이 항법 오차중 가장 결정적 요소인 기수각 오차 보정 성능이 우수함을 나타낸다. 그림 2(b)와 그림 3(b)는 각각 제안된 시스템의 x축 가속도계 오차와 자이로 바이어스 오차의 가관측성 정도를 나타내는데 기존의 속도 보정형 GPS/SDINS 시스템의 결과(그림 2(a)와 그림 3(b))와 비교하면 제안된 반송파 위상 변화율을 이용한 GPS/SDINS 복합 항법 시스템의 우수성을 확인할 수 있다.

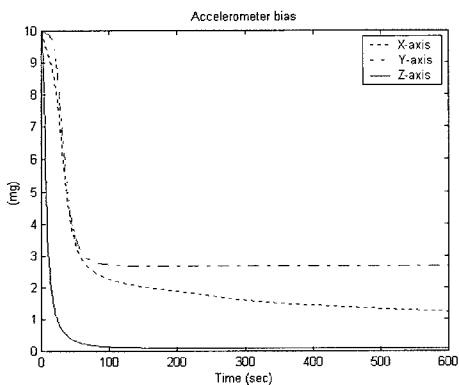
5. 결론

본 논문에서는 GPS 반송파 위상 변화율을 이용한 GPS/SDINS 결합 기법을 제안하였다. 실제 복합항법 시스템 구성을 위하여 운항 시 SDINS 오차 모델과 연계된 GPS 반송파 위상 변화율 측정 모델을 새로이 유도하였고 제안된 시스템의 항법 필터 안정성 검증을 위하여 가관측성 정도 분석에 상호공분산 해석법을 적용하였다.

제안된 GPS/SDINS 복합 항법 시스템은 기수각 오차 추정 성능과 자이로 바이어스 오차 추정 성능이 크게 향상됨을 보였다. 또한, 제안된 GPS 반송파 위상 변화율을 이용한 GPS/SDINS 결합 기법은 수초의 시간이 소요되는 미지정수 결정 과정을 생략함으로써 실시간 항법 시스템 구성을 가능케 한다.

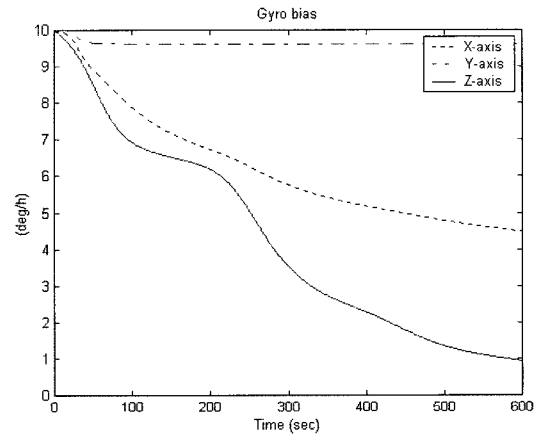


(a) 속도 보정 GPS/SDINS

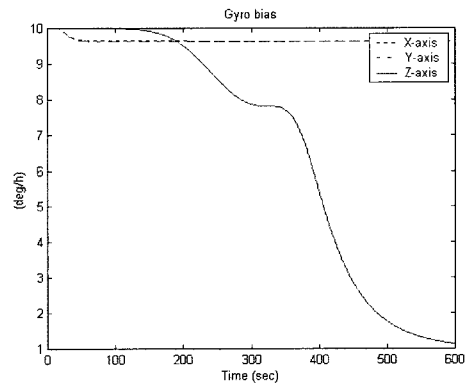


(b) 제안된 GPS/SDINS

그림 2. 가속도계 바이어스



(a) 속도 보정 GPS/SDINS



(b) 제안된 GPS/SDINS

그림 3. 자이로 바이어스

감사의 글

이 논문은 2005년도 경북대학교 학술진흥연구비에 의하여 연구되었음.

【참 고 문 헌】

- [1]. G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis*, Academic Press, 1993.
- [2]. *Global Positioning System*, vol. I, II, III, IV, The Institute of Navigation, 1980.
- [3]. C. E. Cohen, B. W. Parkinson, and B. D. McNally, "Flight tests of attitude determination using GPS compared against an inertial navigation unit," *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, vol. 41, no. 1, pp. 83-97, 1994.
- [4]. H. S. Satz, D. B. Cox Jr., R. L. Beard, and G. P. Landis, "GPS inertial estimation via carrier accumulated-phase measurements," *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, vol. 38, no. 3, pp. 273-284, 1991.
- [5]. D. Goshen-Meskin, and I. Y. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems Part I: Theory," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-28, no. 4, pp. 1056-1067, 1992.
- [6]. D. Goshen-Meskin, and I. Y. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems Part II: Application to inertial navigation in-flight alignment," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-28, no. 4, pp. 1068-1075, 1992.
- [7]. I. Y. Bar-Itzhack, "Azimuth observability enhancement during inertial navigation system in-flight Alignment," *Journal of Guidance and Control*, vol. 3, no. 4, pp. 337-344, 1980.
- [8]. B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *GPS*, 3rd edition, Springer-Verlag, Wien, 1994.
- [9]. J. G. Park, J. Kim, J. G. Lee, C. G. Park, G. Jee, and J. T. Oh, "The enhancement of INS alignment using GPS measurements," *Proc. Position Location and Navigation Symposium*, pp. 534-540, 1998.
- [10]. C. T. Chen, *Linear System Theory and Design*, New York: Holt, Rinehart and Winston, 1984.
- [11]. J. G. Lee, C. G. Park, and H. W. Park, "Multiposition alignment of strapdown inertial navigation system," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-29, no. 4, pp. 1323-1328, 1993.

Biography



박준구

- 1994년 서울대학교 제어계측과 졸업
- 1996년 서울대학교 대학원 제어계측공학과(공학석사)
- 2001년 서울대학교 전기컴퓨터공학부(공학박사)
- 2001년~2005년 삼성전자 통신연구소 책임 연구원

2005년~현재 경북대학교 조교수

<주관심분야> Navigation, Telematics, OMA 표준화

<이메일> jgpark@knu.ac.kr