

# 삼중 차분 기법을 이용한 AGPS/INS 통합 항법 시스템 설계

## The AGPS/INS Integrated Navigation System Design Using Triple Difference Technique

오 상 현, 황 동 환\*, 박 찬 식, 이 상 정

(Sang Heon Oh, Dong-Hwan Hwang, Chansik Park, and Sang Jeong Lee)

**Abstract :** The GPS attitude output or carrier phase observables can be effectively utilized to compensate the attitude error of the strapdown inertial navigation system. However, when the integer ambiguity is not correctly resolved and/or a cycle slip occurs, an erroneous GPS output can be obtained. If the erroneous GPS information is directly applied to the AGPS/INS integration system, the performance of the system can be rapidly degraded. This paper proposes an AGPS/INS integration system using the triple difference carrier phase observables. The proposed integration system contains a cycle slip detection algorithm, in which inertial information is combined. Computer simulations and van test were performed to verify the proposed integration system. The results show that the proposed system gives an accurate and reliable navigation solution even when the integer ambiguity is not correct and the cycle slip occurs.

**Keywords :** SDINS, attitude determination GPS receiver, carrier phase, triple difference, Kalman filter

### I. 서론

자세 측정용 GPS (AGPS, attitude determination GPS) 수신기는 다수의 안테나로부터 측정된 반송파 위상 측정치를 이용하여 각 안테나 사이의 기저선 벡터를 정밀하게 구함으로써 항체의 자세 정보를 제공할 수 있다[1,2]. GPS를 이용한 자세 정보는 위치 및 속도 정보와 마찬가지로 부유 오차(drift error)를 포함하지 않으므로 시간에 대하여 오차가 유계되는 장점을 가진다. 따라서 GPS의 자세 정보나 반송파 위상 신호를 SDINS(Strapdown Inertial Navigation System)의 출력과 통합함으로써 항법 시스템의 성능을 향상시킬 수 있다[3-8].

반송파 위상 측정치는 위성과 수신기 사이의 거리, 미지 정수 및 대류권 지연, 전리층 지연, 수신기 시계 오차, 수신기 측정 잡음으로 구성된다. 수신기 간 단일 차분이나 수신기 간 및 위성 간 이중 차분 기법을 이용하면 반송파 위상 측정치 내의 여러 가지 오차들을 제거할 수 있지만 미지 정수는 제거할 수 없으므로 통합 시스템의 측정치로 반송파 위상 측정치를 사용하기 위해서는 미지 정수가 반드시 결정되어야 한다[1,2]. 만약 잘못 결정된 미지 정수나 사이클 슬립(cycle slip)이 포함된 반송파 위상 측정치를 통합 시스템에 직접 사용할 경우 만족할 수 있는 항법 성능을 제공할 수 없게 된다[6]. 따라서 좀 더 신뢰할 수 있는 항법해를 얻기 위해서는 미지 정수 오차와 사이클 슬립을 대비한 통합 알고리즘이 반드시 필요하다.

본 논문에서는 전술한 잘못 결정된 미지정수나 사이클 슬립에 대한 단점을 보완하기 위해서 삼중 차분 기법을 이용한 새로운 AGPS/INS 통합 시스템을 제안한다. 반송파 위상 측정치에서 미지 정수를 제거하기 위해 삼중 차분한 반송파 위상 측정치를 사용하였으며 통합 칼만 필터의 측정 방정식을

새롭게 유도하였다. 사이클 슬립 문제를 해결하기 위해 제안한 통합 시스템에 관성 센서의 정보를 이용하여 사이클 슬립 검출 알고리즘을 포함시켰다. 사이클 슬립을 검출한 경우에는 통합 시스템에서 칼만 필터의 측정치로 반송파 위상 측정치를 사용하지 않으므로써 사이클 슬립의 영향을 배제하도록 하였다.

논문의 전체 구성은 다음과 같다. II절에서는 삼중 차분을 이용한 AGPS/INS 통합 시스템의 전체 구조를 제시하였다. III절에서는 삼중 차분 기법을 이용한 측정 방정식을 유도하였으며 관성 센서 정보를 이용한 사이클 슬립 검출 알고리즘을 소개하였다. IV절에서는 제안한 통합 시스템을 검증하기 위해 모의실험과 차량실험을 수행한 결과를 나타내었다. 마지막으로 V절에 결론을 나타낸다.

### II. 삼중 차분 기법을 이용한 AGPS/INS 통합 시스템 구조

그림 1은 본 논문에서 제안하는 통합 시스템 알고리즘의 전체 구조를 나타낸다. 통합 알고리즘은 SDINS 부분, 삼중 차분 반송파 위상 측정치 생성 부분, 통합 칼만 필터 및 사이클 슬립 검출 알고리즘 부분으로 구성된다. SDINS 부분은 관성 센서로부터 측정된 가속도와 각속도를 적분하여 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산한다. 삼중 차분 반송파 위상 측정치 생성 부분에서는 AGPS 수신기에서 측정된 반송파 위상 정보를 수신기 간 차분과 위성 간 차분을 수행한 다음 현재 epoch과 이전 epoch에 대하여 차분을 수행함으로써 삼중 차분한 반송파 위상 측정치를 생성시킨다. 통합 칼만 필터에서는 AGPS 수신기의 위치 및 속도 정보와 삼중 차분한 반송파 위상 측정치를 이용하여 SDINS 항법 오차와 센서 오차를 추정한다. 칼만 필터의 상태 변수는 항법 오차로서 위치 오차, 속도 오차, 자세 오차와 센서 오차로서 자이로스코프 오차 및 가속도계 오차로 구성되는데 센서 오차는 랜덤 상수(random constant)로 두었다[8]. 사이클 슬립 검출 알고리즘 부분은 SDINS의 항법 결과를 이용하여 반송파 위상 정보

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2002. 11. 22., 채택확정 : 2003. 6. 3.

오상현 : 충남대학교 전자공학과(laborosh@cnu.ac.kr)

황동환, 이상정 : 충남대학교 전기정보통신공학부

(dhwag@cnu.ac.kr / eesjl@cnu.ac.kr)

박찬식 : 충북대학교 전기전자컴퓨터공학부(chansp@chungbuk.ac.kr)

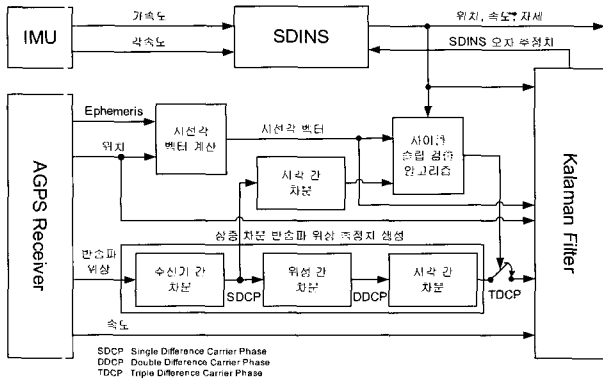


그림 1. 제안한 통합 시스템의 전체 구조.  
Fig. 1. Overall structure of integration algorithm using triple difference technique.

를 추정하고 이를 AGPS 수신기에서 측정된 반송파 위상과 비교하여 검출한다. 사이클 슬립이 검출된 경우에는 사이클 슬립의 영향을 제거하기 위해서 반송파 위상 측정치를 사용하지 않고 GPS의 위치와 속도 정보만을 칼만 필터의 측정치로 사용한다.

### III. 통합 알고리즘

#### 1. 통합 칼만 필터

칼만 필터의 구성을 위한 SDINS의 오차 모델은 (1)과 같다[8,9].

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{nav} \\ \dot{\mathbf{x}}_{sensor} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11} & \mathbf{F}_{12} \\ \mathbf{0}_{6 \times 9} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{nav} \\ \mathbf{x}_{sensor} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{w}_{nav} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{w} \sim N(0, \mathbf{Q}) \quad (1)$$

여기서  $\mathbf{x}_{nav}$  와  $\mathbf{x}_{sensor}$  는 각각 항법 오차 (2)와 센서 오차

(3)을 나타낸다.

여기서  $\delta R, \delta V, \delta \psi$  는 각각 위치 오차, 속도 오차, 자세 오차를 나타내며 아래 첨자  $N, E, D$ 는 항법 좌표계(navigation frame)에서 각각 북쪽 방향, 동쪽 방향, 아래쪽 방향의 성분을 나타낸다.  $\delta f$  와  $\delta \omega$  는 각각 가속도계 오차와 자이로스코프의 오차를 나타내며 아래 첨자  $x, y, z$ 는 동체 좌표계(body frame)에서 롤(roll) 축, 피치(pitch) 축, 요(yaw) 축 방향을 나타낸다. 부행렬  $\mathbf{F}_{11}$  과  $\mathbf{F}_{12}$  는 (4), (5)와 같다.

여기서  $R_t, R_m, R_0$  는 각각 접선 방향의 지구 반지름(tangential radius of the Earth), 자오선 방향의 지구 반지름(meridional radius of the Earth), 평균 지구 반지름(mean radius of the Earth)을 나타낸다.  $v$ 와  $f$ 는 각각 속도와 가속도를 나타내며  $g_n$  과  $\Omega$  는 각각 중력 가속도와 지구 자전 각속도를 나타낸다.  $L$ 과  $h$ 는 각각 위도와 고도를 나타낸다. 측정 모델은 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t)$$

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix}, \mathbf{v} \sim N(0, \mathbf{R}) \quad (6)$$

여기서  $\mathbf{H}_1$  은 GPS의 위치 및 속도 측정치에 관한 측정 행렬이며[8]  $\mathbf{H}_2$  는 삼중 차분한 반송파 위상 측정치에 관한 측정 행렬이다.

하나의 기저선에 대하여 이중 차분한 L1 반송파 위상 측정식은 (7)과 같이 나타낼 수 있다[10].

$$\lambda \Phi_{RU}^{ij} \equiv \lambda \left\{ \left[ \Phi_U^j(k) - \Phi_R^j(k) \right] - \left[ \Phi_U^i(k) - \Phi_R^i(k) \right] \right\}$$

$$= r_{RU}^{ij}(k) + \lambda N_{RU}^{ij} + w_{RU}^{ij}(k) \quad (7)$$

$$\mathbf{x}_{nav} = \left[ \delta R_N \quad \delta R_E \quad \delta R_D \quad \delta V_N \quad \delta V_E \quad \delta V_D \quad \delta \psi_N \quad \delta \psi_E \quad \delta \psi_D \right]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{x}_{sensor} = \left[ \delta f_x \quad \delta f_y \quad \delta f_z \quad \delta \omega_x \quad \delta \omega_y \quad \delta \omega_z \right]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_{11} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & \frac{v_E}{R_t+h} & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{v_N}{R_m+h} & -\frac{v_E}{R_t+h} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{g_n}{R_0+h} & 0 & 0 & 0 & -2\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} & 0 & -f_D & f_E \\ 0 & \frac{g_n}{R_0+h} & 0 & 2\Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & 2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_t+h} & f_D & 0 & -f_N \\ 0 & 0 & \frac{2g_n}{R_0+h} & -\frac{v_N}{R_m+h} & -2\Omega \cos L - \frac{v_E}{R_t+h} & 0 & -f_E & f_N & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & \Omega \cos L + \frac{v_E}{R_t+h} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{v_N}{R_m+h} & -\Omega \cos L - \frac{v_E}{R_t+h} & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_{12} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 위 첨자  $i, j$ 는 위성의 ID를 나타내며 아래 첨자  $U, R$ 은 각각 사용자 안테나와 기준 안테나를 나타낸다.  $\lambda$ 는 LI 반송파의 파장을 나타내며  $r_{RU}^{ij}$ 은 이중 차분한 거리를 나타낸다.  $N_{RU}^{ij}$ 와  $w_{RU}^{ij}$ 는 각각 이중 차분한 미지 정수와 측정 잡음을 나타낸다. (7)을 기준 안테나의 위치에서 선형화하면 (8)로 나타낼 수 있다.

$$l_{RU}^{ij}(k) = h_R^{ij}(k)r^e(k) + \lambda N_{RU}^{ij} + w_{RU}^{ij}(k) \quad (8)$$

여기서  $l_{RU}^{ij}$ 은 선형화 한 이중 차분 반송파 위성 측정치이고  $h_R^{ij}$ 는 기준 안테나에서 각 위성에 대한 시선각 벡터(line-of-sight vector)의 차분을 나타낸다.  $r^e$ 는 기준 안테나와 사용자 안테나 사이의 기저선 벡터(baseline vector)를 ECEF 좌표계(earth centered earth fixed frame)에 대하여 나타낸 것이다.

변수  $x$ 에 대하여  $\Delta x(k) \equiv x(k) - x(k-1)$ 라고 정의하자. 삼중 차분한 반송파 위성 측정식은 (8)을 현재 epoch( $k$ )과 이전 epoch( $k-1$ )에 대하여 (9)와 같이 시간간 차분을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta l_{RU}^{ij}(k) &= l_{RU}^{ij}(k) - l_{RU}^{ij}(k-1) \\ &= h_R^{ij}(k)r^e(k) - h_R^{ij}(k-1)r^e(k-1) \\ &\quad + w_{RU}^{ij}(k) - w_{RU}^{ij}(k-1) \\ &= h_R^{ij}(k)r^e(k) - h_R^{ij}(k-1)r^e(k-1) + \Delta w_{RU}^{ij}(k) \end{aligned} \quad (9)$$

(9)의 측정식을 (1)에서 정의한 상태 변수로 표현하기 위해서 다음을 가정한다.

가정 1. 한 epoch 동안 각 위성에 대한 시선각 벡터의 변화는 없다.

$$h_R^{ij}(k) \cong h_R^{ij}(k-1) \quad (10)$$

가정 2. 한 epoch 동안 항법 좌표계(navigation frame)를 ECEF 좌표계로 변환하는 좌표 변환 행렬  $C_n^e$ 의 변화는 없다.

$$C_n^e(k) \cong C_n^e(k-1) \quad (11)$$

가정 3. 한 epoch 동안 SDINS 자세 오차의 변화는 없다.

$$\delta\psi(k) \cong \delta\psi(k-1) \quad (12)$$

여기서  $\delta\psi$ 는  $\psi$  각( $\psi$  angle) 오차 모델에서 정의한 SDINS의 자세 오차 벡터를 나타낸다[8].

고찰 1 : 시선각 벡터 변화량의 크기  $\Delta h_R^{ij}$ 를 (13)과 같이 정의하자.

$$\Delta h_R^{ij} = \left\| h_R^{ij}(k) - h_R^{ij}(k-1) \right\| = \left\| \Delta h_R^{ij}(k) \right\| \quad (13)$$

그림 2는 GPS time으로 1000초에서 3000초 사이에 기준 안테나의

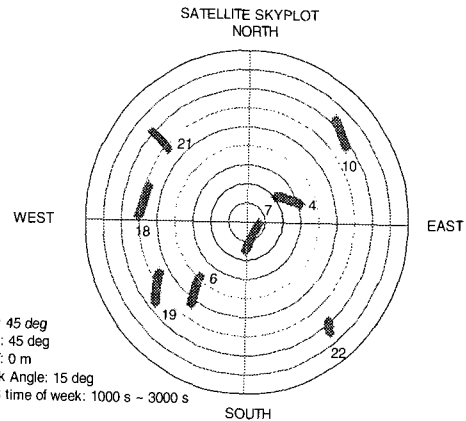


그림 2. GPS 시각 1000초에서 3000초 사이에서 위성의 움직임.  
Fig. 2. GPS satellite motion during the GPS time 1,000-3,000s.

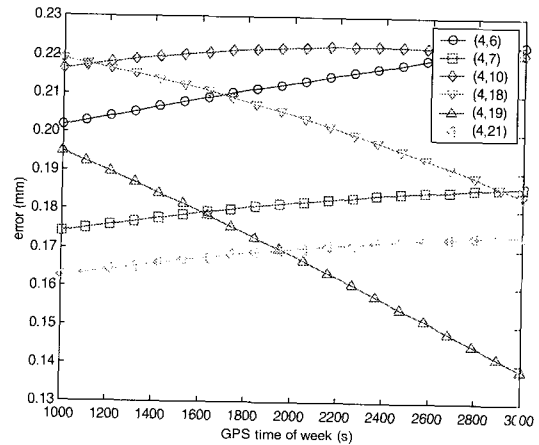


그림 3. 시선각 벡터 변화량의 크기.  
Fig. 3. Magnitude of LOS vector variation.

위치가 위도 45°, 경도 45°, 고도 0m경우에 대한 위성의 움직임을 나타낸 것이다.

그림 3은 그림 2에서 나타낸 위성의 움직임에 대하여 각 epoch에 대한 시선각 벡터의 변화량을 나타낸 것이다.

그림 3에서 ( $i, j$ )는 각 위성의 PRN 번호를 나타낸다. 그림에서 모든 시선각 벡터 변화량의 크기는 0.5 mm 이하이므로 가정 1은 타당하다고 할 수 있다.

고찰 2 : 항체가 1000 km/hr(=277.8 m/s)의 고속으로 이동하는 경우 한 epoch(1초) 동안 위도 또는 경도의 변화량은  $10^{-4}$  rad 이하이다. 좌표 변환 행렬  $C_n^e$ 의 각 성분은 안테나의 위도 및 경도를 종속 변수로 하는 삼각 함수의 곱과 합으로 표현되므로 한 epoch 동안 각 성분의 변화값은 매우 작다. 따라서 가정 2가 성립된다고 할 수 있다.

고찰 3 : SDINS의 자세 오차는 84분 주기의 슈러 진동(Schuler oscillation)을 하는 것으로 알려져 있으므로 한 epoch 동안 오차의 변화는 없는 것으로 가정할 수 있다[11].

(9)에 가정 1을 적용하면 (14)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta l_{RU}^i(k) &= h_R^{ij}(k)r^e(k) - h_R^{ij}(k-1)r^e(k-1) + \Delta w_{RU}^{ij}(k) \\ &\cong h_R^{ij}(k)[r^e(k) - r^e(k-1)] + \Delta w_{RU}^{ij}(k) \quad (14) \\ &\cong h_R^{ij}(k)\Delta r^e(k) + \Delta w_{RU}^{ij}(k) \end{aligned}$$

여기서 두 epoch 사이의 기저선 벡터의 변화량  $\Delta r^e(k)$  는 (15)와 같다.

$$\begin{aligned} \Delta r^e(k) &= r^e(k) - r^e(k-1) \\ &= C_n^e(k)\bar{C}_b^n(k)r^b - C_n^e(k-1)\bar{C}_b^n(k-1)r^b \\ &\quad + C_n^e(k)(\bar{r}^n(k))^\times \delta\psi(k) \quad (15) \\ &\quad - C_n^e(k-1)(\bar{r}^n(k-1))^\times \delta\psi(k-1) \end{aligned}$$

여기서  $\bar{C}_b^n$  은 SDINS에서 추정된 동체 좌표계(body frame)와 항법 좌표계사이의 좌표 변환 행렬을 나타낸다.  $r^b$  는 동체 좌표계에서 나타낸 기저선 벡터를 나타내며  $\bar{r}^n$  은 SDINS에서 추정된 기저선 벡터를 항법 좌표계에서 나타낸 것이다.  $(\bar{r}^n)^\times$  은 (14)로 정의하는  $\bar{r}^n$  의 왜대칭 행렬(skew-symmetric matrix)이다.

$$(\bar{r}^n)^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\bar{r}_D^n & \bar{r}_E^n \\ \bar{r}_D^n & 0 & -\bar{r}_N^n \\ -\bar{r}_E^n & \bar{r}_N^n & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

(15)에 가정 2와 3을 적용하면 (17)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta r^e(k) &\cong C_n^e(k)[\bar{C}_b^n(k) - \bar{C}_b^n(k-1)]r^b \\ &\quad + C_n^e(k)[(\bar{r}^n(k))^\times - (\bar{r}^n(k-1))^\times] \delta\psi(k) \quad (17) \\ &\cong C_n^e(k)\Delta\bar{C}_b^n(k)r^b - C_n^e(k)\Delta(\bar{r}^n(k))^\times \delta\psi(k) \end{aligned}$$

(7), (14), (17)을 이용하여 삼중 차분한 반송과 위상 측정식은 (18)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} z_2^i &= \lambda\Delta\Phi_{RU}^{ij} - h_R^{ij}C_n^e\Delta\bar{C}_b^n r^b \\ &= h_R^{ij}C_n^e(\Delta\bar{r}^n)^\times \delta\psi + w \quad (18) \end{aligned}$$

따라서, 삼중 차분한 반송과 위상 측정치에 관련된 측정 방정식은 (19)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} t_2 &= \begin{bmatrix} 0_{(k-1)\times 6} & H_R C_n^e (\Delta\bar{r}^n)_1^\times & 0_{(k-1)\times 3} & 0_{(k-1)\times 3} \\ 0_{(k-1)\times 6} & H_R C_n^e (\Delta\bar{r}^n)_2^\times & 0_{(k-1)\times 3} & 0_{(k-1)\times 3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0_{(k-1)\times 6} & H_R C_n^e (\Delta\bar{r}^n)_l^\times & 0_{(k-1)\times 3} & 0_{(k-1)\times 3} \end{bmatrix} \mathbf{x} + \mathbf{v}_2 \quad (19) \\ H_{R_{ik} \ 1 \times 3} &= \left[ \left( h_R^{12} \right)^T \quad \left( h_R^{13} \right)^T \quad \dots \quad \left( h_R^{lk} \right)^T \right]^T \end{aligned}$$

여기서  $k$ 는 각 기저선에 대한 가시 위성의 개수를 나타내며  $l$ 은 기저선의 개수를 나타낸다.

### 2. 사이클 슬립 검출

삼중 차분한 반송과 위상 측정치를 사용하는 통합 시스템에서도 사이클 슬립의 영향을 제거할 수는 없으며 이는 항법 성능의 저하를 유발한다. 이에 대비하기 위해서 제안하는 통합 시스템에서는 사이클 슬립의 영향을 대처하기 위해 관성 정보를 이용하는 사이클 슬립 검출 알고리즘을 포함시켰다 [12,13]. 사이클 슬립의 발생을 검출한 경우에는 칼만 필터에서 삼중 차분한 반송과 위상 측정치를 사용하지 않도록 한다. 검출 알고리즘은 다음과 같다. 하나의 클럭(clock)을 사용하는 AGPS 수신기의 경우 기준 안테나와 사용자 안테나간 차분을 수행하면 각 반송과 위상 측정치에 포함된 수신기 시계 오차는 제거된다. 따라서 안테나간 차분한 반송과 위상 측정치는 (20)과 같다.

$$l_{RU}^i(k) = h_R^i(k)r^e(k) + \lambda N_{RU}^i + w_{RU}^i(k) \quad (20)$$

여기서  $h_R^i$  은 기준 안테나  $R$ 과 위성  $i$ 사이의 시선각 벡터를 나타낸다. (18)을 현재 epoch과 이전 epoch에 대하여 시간간 차분을 수행하고 가정 1을 적용하면 (21)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta l_{RU}^i(k) \cong h_R^i(k)\Delta r^e(k) + \Delta w_{RU}^i(k) \quad (21)$$

여기서  $\Delta l_{RU}^i$  은 (17)로부터 SDINS에서 추정된 기저선 벡터를 이용하여 다음과 같이 추정할 수 있다.

$$\Delta \bar{l}_{RU}^i(k) \cong h_R^i(k)\Delta \bar{r}^e(k) \quad (22)$$

반송과 위상 측정치와 추정치의 잔차(residual)는 (23)과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta l_{RU}^i(k) - \Delta \bar{l}_{RU}^i(k) &\cong h_R^i(k)[\Delta r^e(k) - \Delta \bar{r}^e(k)] \\ &\quad + \Delta w_{RU}^i(k) \quad (23) \\ &\cong h_R^i(k)\delta\Delta r^e(k) + \Delta w_{RU}^i(k) \end{aligned}$$

여기서  $\delta\Delta r^e$  는 관성 정보를 이용하여 추정된 기저선 벡터의 오차를 나타낸다. 사이클 슬립은 다음의 부등식을 이용하여 검출한다.

$$|\Delta l_{RU}^i(k) - \Delta \bar{l}_{RU}^i(k)| > \text{임계값} \quad (24)$$

여기서 임계값은 SDINS에서 추정된 기저선 벡터의 오차와 반송과 위상의 측정 잡음으로부터 결정한다. 일반적으로 사이클 슬립이 발생하지 않은 경우에 반송과 위상의 측정 잡음은 10 mm 이내이며 한 epoch 동안 SDINS는 비교적 정확한 항법해를 제공하므로 (22)를 이용하면 사이클 슬립을 효과적으로 검출할 수 있다.

IV. 실험 및 검토

1. 모의실험

제안한 통합 시스템의 효용성을 검증하기 위하여 모의실험을 수행하였다. 관성 센서(IMU, Inertial Measurement Unit)는 전술급인 Honeywell 사의 HG1700AE를 대상으로 하였으며 GPS는 MATLAB과 GPSof s의 Satellite Navigation Toolbox를 이용하여 모사하였다[14][15]. AGPS 수신기의 안테나 배치는 그림 4와 같이 두었으며 IMU와 GPS의 오차요소는 표 1과 같다.

그림 5에 모의실험에서 사용한 기준 궤적 나타내었다. 항체는 500초 동안 정지하였다가 정복으로 500초 동안 이동한다. 이후 100초 동안 오른쪽으로 90° 만큼 회전하여 정동으로 진행한다.

GPS 시각 1,500초에서 1,900초 동안 첫 번째 기저선에 대하여 모든 이중 차분한 반송파 위상 측정치에 1 사이클의 미지 정수 오차가 포함되도록 하였다. 그림 6, 7과 표 2에 이중 차분한 반송파 위상 측정치를 사용하는 통합 시스템과 삼중 차분한 반송파 위상 측정치를 사용하는 통합 시스템의 실험 결과를 나타내었다. 실험 결과로부터 제안한 통합 시스템은

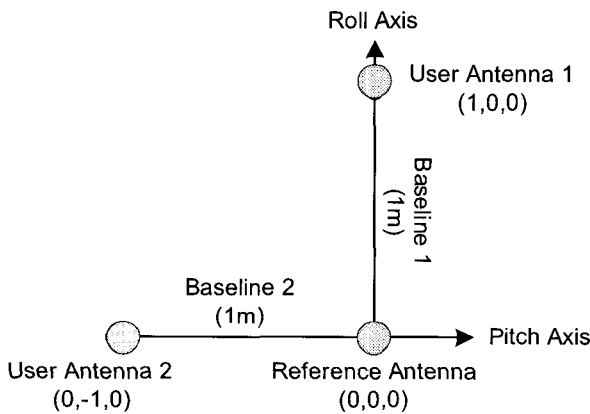


그림 4. GPS 안테나의 배치.

Fig. 4. Arrangement of GPS antennas.

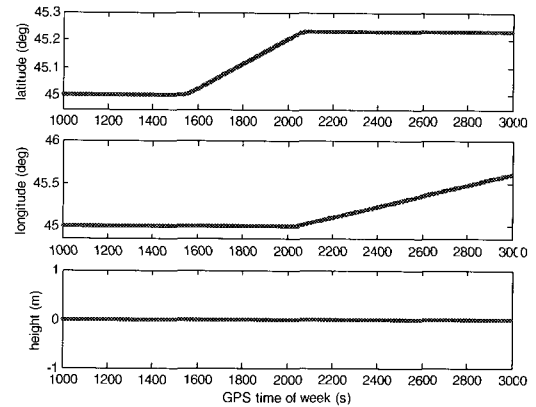
표 1. 오차 특성.

Table 1. Error characteristics.

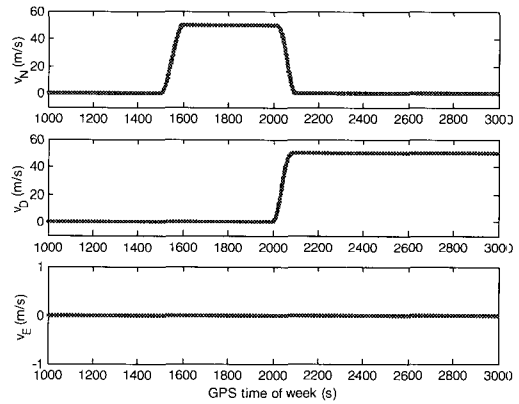
IMU 오차 요소 ( $1\sigma$ )		
자이로스코프 바이어스		1.0 °/hr
자이로스코프 출력 잡음		80 mrad/s
가속도계 바이어스		1.0 mg
가속도계 출력 잡음		0.8 ft/s <sup>2</sup>
GPS 오차 요소 ( $1\sigma$ )		
전리권 지연		5.0 m
대류권 지연		1.5 m
다중 경로 오차	의사거리	1.5 m
	반송파 위상	$1.5 \times 10^{-2}$ m
수신기 잡음	의사거리	1.5 m
	반송파 위상	$1.9 \times 10^{-3}$ m

미지 정수 오차의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다. 반면에 이중 차분한 반송파 위상 측정치를 사용하는 통합 시스템은 미지 정수 오차가 존재할 경우 큰 자세 오차를 유발함을 알 수 있다.

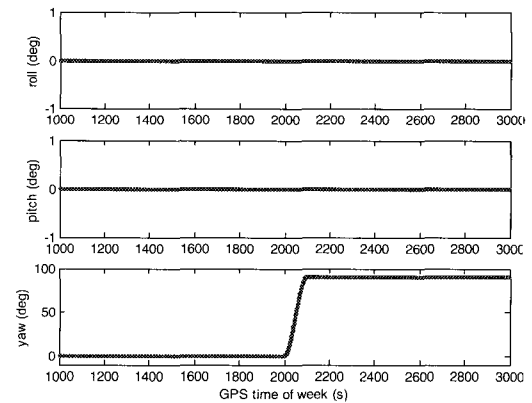
그림 9는 항체가 정동으로 회전하는 100초 동안 각 사용자 안테나에서 측정된 PRN 번호가 가장 낮은 위성에 대한 반송파 위상 측정치에 그림 8과 같은 사이클 슬립을 부가한 후 사이클 슬립 검출 알고리즘을 적용한 결과를 나타낸다.



(a) 위치



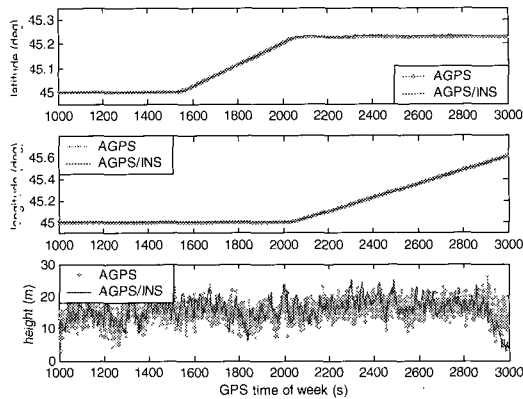
(b) 속도



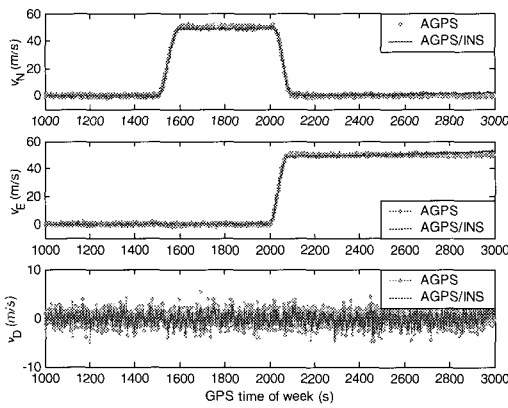
(c) 자세

그림 5. 기준 궤적.

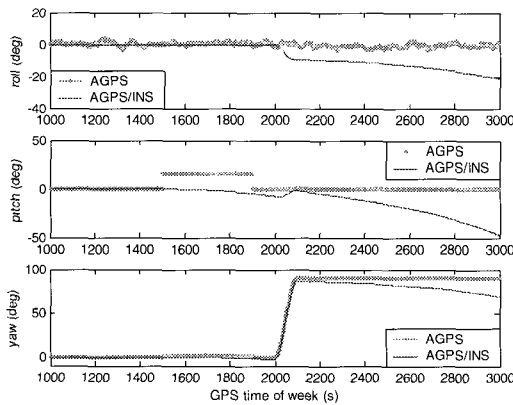
Fig. 5. Reference trajectory.



(a) 위치



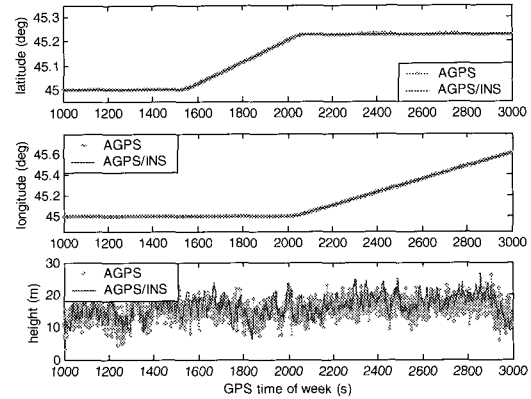
(b) 속도



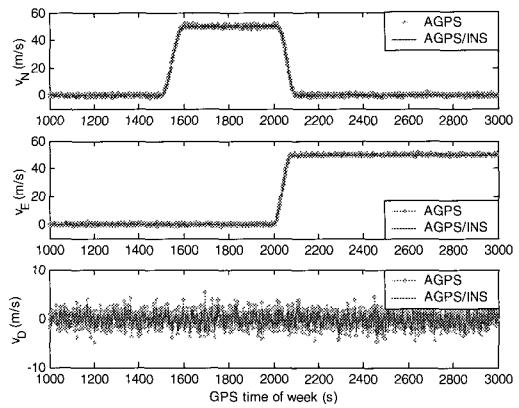
(c) 자세

그림 6. 이중 차분한 반송파 추정치를 사용한 모의실험 결과.  
Fig. 6. Simulation results using DDCP.

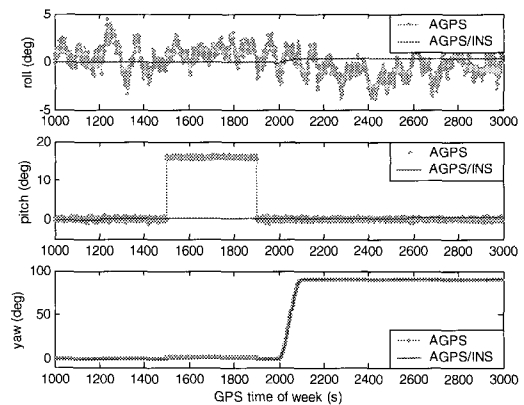
사이클 슬립을 부가한 2000초에서 2100초 사이를 살펴보면 사이클 슬립 검출 알고리즘을 적용하지 않은 경우에는 반송파 위상 추정치의 오차가 (16)에 나타난 반송파 위상 추정치의 추정 잡음의 크기를 크게 벗어나므로 칼만 필터가 항법 오차를 제대로 추정하지 못함을 볼 수 있다. 사이클 슬립 검출 알고리즘을 적용한 경우에는 사이클 슬립이 발생하면 반송파 위상 추정치는 사용하지 않으며 GPS의 위치와 속도 정



(a) 위치



(b) 속도



(c) 자세

그림 7. 제안한 통합 시스템의 모의실험 결과.  
Fig. 7. Simulation results of proposed system.

보를 이용하여 항법 오차를 추정함으로써 사이클 슬립에 의한 칼만 필터의 오동작을 방지한다. 표 3에 2000초 이후의 항법 오차를 비교하였다. 실험 결과에서 제안한 삼중 차분한 반송파 위상 추정치와 사이클 슬립 검출 알고리즘을 사용하는 통합 시스템이 신뢰할 수 있는 항법 성능을 나타냄을 확인할 수 있다.

표 2. 미지 정수 오차가 발생한 경우의 모의실험 결과.

Table 2. Simulation results with integer ambiguity errors.

		이중 차분		삼중 차분	
		Mean	STD	Mean	STD
위치 오차 (m)	North	2.28	5.56	-0.43	1.63
	East	1.50	4.25	-0.65	1.25
	Down	-15.92	3.46	-16.41	3.28
속도 오차 (m/s)	North	0.20	0.97	-0.03	0.53
	East	0.30	0.84	-0.00	0.43
	Down	-0.14	1.05	-0.17	1.04
자세 오차 (°)	Roll	-6.38	6.90	0.01	0.17
	Pitch	-9.82	12.60	0.22	0.14
	Yaw	-4.51	5.49	-0.07	0.04

표 3. 사이클 슬립이 발생한 경우의 모의실험 결과.

Table 3. Simulation results with cycle slips.

		사이클 슬립 검출 알고리즘 미사용		사이클 슬립 검출 알고리즘 사용	
		Mean	STD	Mean	STD
위치 오차 (m)	North	-8.21	12.7	0.14	1.72
	East	7.67	12.7	-0.84	1.32
	Down	-22.16	4.21	-17.63	3.00
속도 오차 (m/s)	North	-0.64	14.10	-0.01	0.65
	East	0.85	14.90	0.02	0.52
	Down	-2.17	3.77	-0.23	1.04
자세 오차 (°)	Roll	0.27	0.06	0.23	0.04
	Pitch	0.15	0.04	0.17	0.07
	Yaw	-0.52	0.26	-0.11	0.02

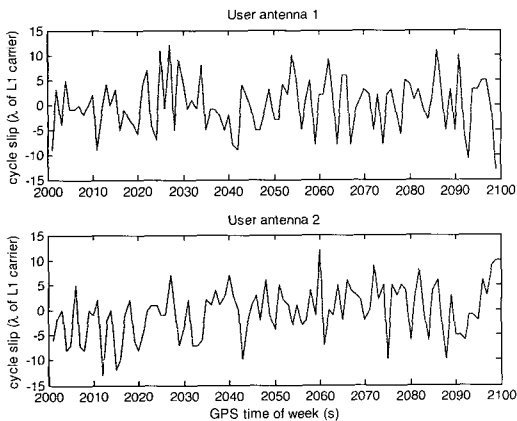
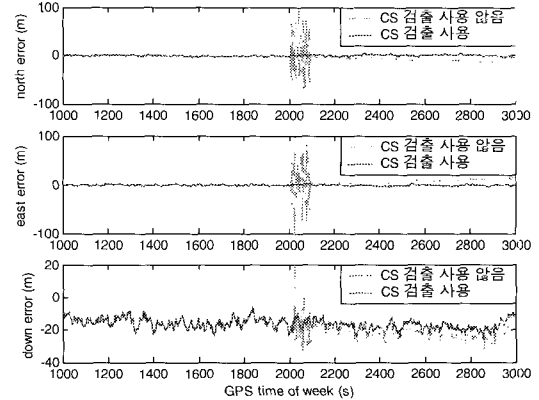


그림 8. 부가한 사이클 슬립.

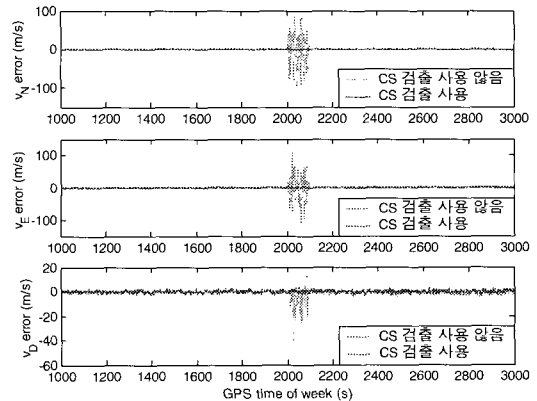
Fig. 8. Imposed cycle slip.

2. 차량 실험

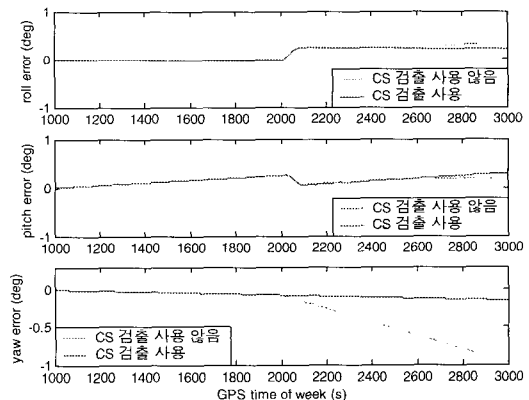
그림 10에 실험 장치의 구성을 나타내었다. GPS 수신기는 충남대학교에서 개발한 36 채널 3 안테나의 AGPS 수신기로



(a) 위치 오차



(b) 속도 오차



(c) 자세 오차

그림 9. 사이클 슬립 검출 알고리즘의 적용.

Fig. 9. Use of cycle slip detection algorithm.

서 위치, 속도, 자세, 반송파 위상, 위성 궤도 정보 및 시각 정보를 1Hz 의 전송률로 제공한다[16]. Honeywell 사의 HG1700AE IMU는 가속도와 각속도를 100Hz의 전송률로 제공한다. 항법 컴퓨터(NCU, Navigation Computer Unit)는 AGPS 수신기와 IMU의 정보를 이용하여 통합 항법을 수행한다. 제안한 통합 시스템의 성능 평가를 위해 고정밀한 항법시스템인 MAPS (Modular Azimuth Positioning System)을 실험 차량에 함께 탑재하여 제안한 시스템의 결과와 비교하였다[8].

그림 11은 MAPS의 결과에서 얻어진 실험 경로로서 GPS 시각 454,238초에서 455,184초까지 946초 동안 주행하였다. 주행 중 각 기저선에 대한 가시위성 개수의 변화를 그림 12에 나타내었다.

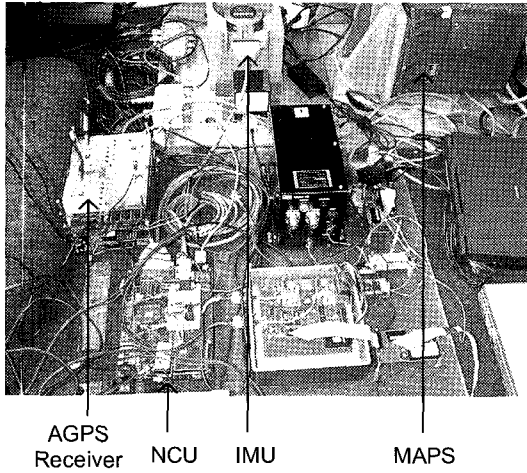


그림 10. 실험 장치 구성.  
Fig. 10. Experimental setup in test van.

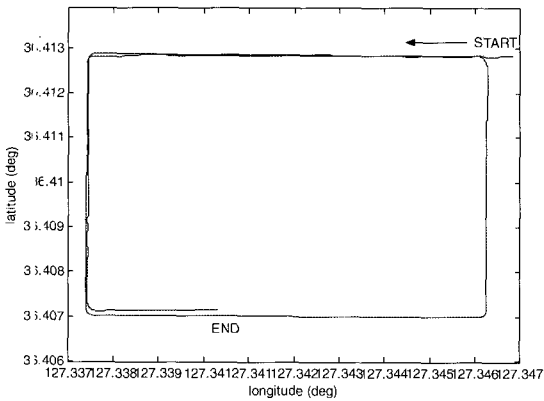


그림 11. 실험 경로.  
Fig. 11. Test Path.

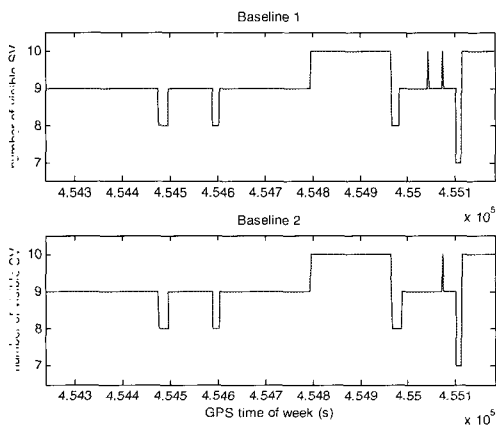
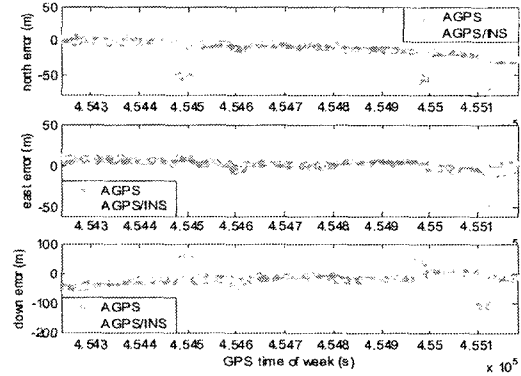
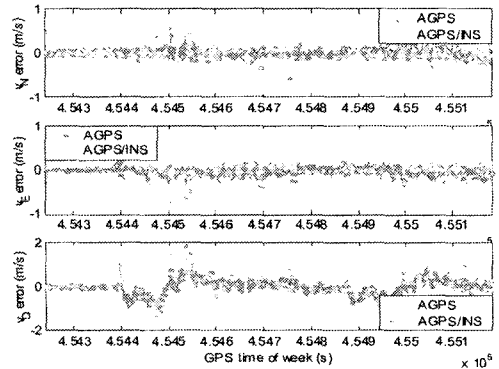


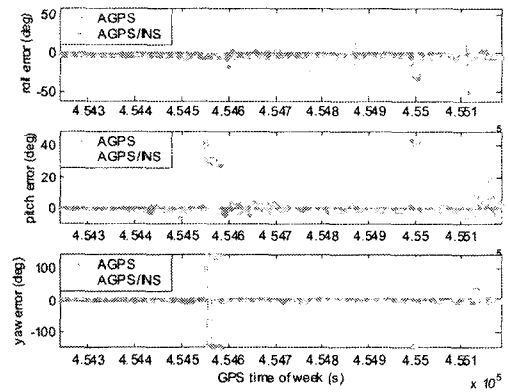
그림 12. 각 기저선에 대한 가시위성 개수의 변화.  
Fig. 12. Number of common visible SV at each baseline.



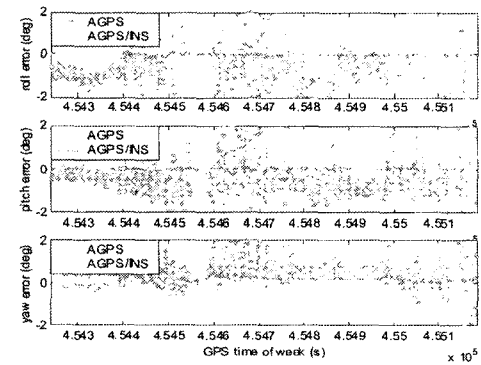
(a) 위치 오차



(b) 속도 오차



(c) 자세 오차



(d) 자세 오차 (확대)

그림 13. 차량 실험 결과.  
Fig. 13. Van Test Results.



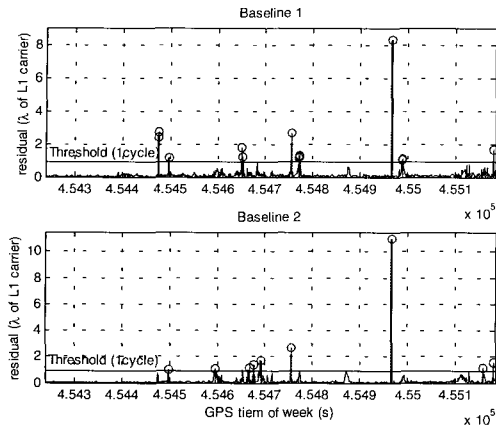


그림 14. 사이클 슬립 검출.  
Fig. 14. Cycle slip detection.

표 4. 차량 실험 결과.

Table 4. Van test results.

		AGPS 수신기		제안한 통합 항법 시스템	
		Mean	STD	Mean	STD
위치 오차 (m)	North	-11.65	15.72	-8.90	9.43
	East	2.66	9.24	2.26	5.46
	Down	-14.66	24.67	-16.90	12.44
속도 오차 (m/s)	North	-0.01	0.08	0.06	0.17
	East	-0.01	0.08	-0.07	0.13
	Down	0.00	0.33	0.00	0.32
자세 오차 (°)	Roll	-2.12	4.27	-0.04	0.07
	Pitch	1.47	8.05	-0.03	0.08
	Yaw	2.65	32.66	0.01	0.10

그림 13과 표 4는 제안한 통합 시스템의 차량 실험 결과를 나타낸다. 여기서 MAPS의 항법 결과와 통합 시스템의 항법 결과의 차를 오차로 두었다. 그림을 살펴보면 제안한 통합 시스템이 AGPS 수신기보다 더 정확한 항법 결과를 제공할 수 있다. 그림 14는 사이클 슬립 검출 결과를 나타낸다.

V. 결론

본 논문에서는 미지 정수 오차와 사이클 슬립의 영향에 강인한 삼중 차분 기법을 이용한 새로운 AGPS/INS 통합 시스템을 제안하였다. 삼중 차분한 반송파 위상 측정치를 사용하기 위해 새로운 형태의 칼만 필터 측정 방정식을 유도하였으며 사이클 슬립의 영향을 배제하기 위해 SDINS의 항법 결과를 이용하는 사이클 슬립 검출 알고리즘을 적용하였다. 모의실험과 차량 실험을 통하여 미지 정수 오차 및 사이클 슬립이 발생한 경우에도 제안한 통합 시스템이 신뢰할 수 있는 항법 성능을 나타냄을 보였다. 제안한 AGPS/INS 통합 시스템은 정밀하고 신뢰성 있는 항법 성능이 요구되는 항공기 및 군용 차량 등에 활용이 가능할 것으로 예상된다.

참고문헌

- [1] C. E. Cohen, B. W. Parkinson, "Expanding the Performance Envelope of GPS-Based Attitude Determination," *Proceedings of ION GPS-91*, 1991.
- [2] 박찬식, GPS 반송파 위상 신호를 이용한 자세 결정, 박사학위논문, 서울대학교, 1997.
- [3] D. Gebre-Egziabher, D. R. Hayward, C. D. Powell, "A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System(AHRS) for General Aviation Applications," *IEEE PALNS*, pp. 518-525, 1998.
- [4] R. Wolf, G. W. Hein, B. Eissfeller, E. Loehnert, "An Integrated Low Cost GPS/INS Attitude Determination and Position Location System," *Proceedings of the ION GPS-96*, pp. 975-981, 1996.
- [5] J. Evans, S. Houck, G. McNutt, B. Parkinson, "Integration of a 40 Channel GPS Receiver for Automatic Control into an Unmanned Ai-plane," *Proceedings of the ION GPS-98*, pp. 1173-1180, 1998.
- [6] 김진원, GPS 반송파 위상과 INS를 상호 보완적으로 이용한 자세 추정, 박사학위논문, 서울대학교, 1998.
- [7] D.-H. Hwang, Y. S. Kim, S. H. Oh, S. T. Kim, S. J. Lee, "Initial Alignment Algorithm for the SDINS using Multi-Antenna GPS Receiver," *Proceedings of the Asian Control Conference*, July, 2000.
- [8] S. H. Oh, D.-H. Hwang, S. J. Lee, "An Efficient Integration Scheme for the INS and the Attitude Determination GPS Receiver," *Proceedings of ION 57th Annual Meeting*, Albuquerque, New Mexico, pp. 334-340, 2001.
- [9] D. Goshen-Meskin, I. Y. Bar-Itzhack, "Unified approach to inertial navigation system error modeling," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.15, no. 3, pp. 648-653, 1992.
- [10] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, J. Collins, *Global Positioning System: Theory and Practice*, 2<sup>nd</sup>, Springer-Verlag, Wien, Austria, 1993.
- [11] P. S. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation and Control, Vol. 1*, Academic Press, New York, 1979.
- [12] C. Altmayer, "Cycle Slip Detection and Correction by Means of Integrated System," *Proceedings of ION National Technical Meeting*, Anaheim, California, pp. 134-144, 2000.
- [13] 이재호, 서흥석, 성태경, 이상정, "자세 결정용 GPS 수신기와 DR을 이용한 통합 시스템", 대한진기학회논문지, vol. 50D, no 2, pp. 72-79, 2, 2001.
- [14] D. Hanselman, B. Littlefield, *Mastering MATLAB® 6 - A Comprehensive Tutorial and Reference*, Prentice Hall, 2001.
- [15] GPSsoft, *Satellite Navigation Toolbox User Guide*, 1997.
- [16] S. B. Son, C. Park, S. J. Lee, "A New Half-Cycle Ambiguity Resolution Method for GPS Attitude Determination System," *Proceedings of ION GPS-2000*, Salt Lake City, Utah 19-22, Sep. 2000.

**오상현**

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 9 권 제 3 호 참조.

**박찬식**

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 8 권 제 7 호 참조.

**황동환**

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 9 권 제 3 호 참조.

**이상정**

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 9 권 제 3 호 참조.