

GPS 의 반송파 위상을 이용한 각속도 계산 알고리즘

The Computation Algorithm for Angular Rate Using GPS Carrier Phase

박준구*, 김진원**, 지규인*, 이장규***

- * 서울대학교 전기공학부(Tel:+82-02-872-8190;Fax:+82-02-878-8198;E-mail:pjg@asrignc3.snu.ac.kr)
- ** 서울대학교 전기공학부(Tel:+82-02-872-8190;Fax:+82-02-878-8198;E-mail:kjw@asrignc3.snu.ac.kr)
- *건국대학교 전자공학과(Tel:+82-02-450-3070;Fax:+82-02-450-3488;E-mail:gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
- *** 서울대학교 전기공학부(Tel:+82-02-872-8190;Fax:+82-02-878-8198;E-mail:jgl@asrignc3.snu.ac.kr)

Abstracts In this paper, we propose angular rate computation algorithm using GPS carrier phase. A direct angular rate measurement has not previously been available from GPS, although its availability is highly desirable for use in state feedback control. So we propose angular rate computation algorithm which derive angular rate from the velocity of differentiated carrier phase of GPS. The proposed algorithm contains attitude determination using double-differentiated carrier phase and 2 baseline configuration which provide more practical applications than 3 baseline.

Keywords Angular rate, GPS, State feedback, Baseline

1. 서론

GPS를 이용한 자세 결정은 GPS 안테나를 장착한 항체가 공간상에서 회전을 하는 경우 회전된 GPS 안테나의 상대위치를 계산하여 항체의 회전을 결정하는 과정이다. 자세 결정에는 일반적으로 주 안테나(master antenna)와 종 안테나(slave antenna)로 구성된 4 개 이상의 GPS 안테나가 필요하며 주 안테나로부터 종 안테나 사이의 거리벡터를 기저선(baseline)이라 한다. 결정된 자세의 정확도는 기저선의 길이와 안테나의 놓인 위치 그리고 위성 구조의 함수로 주어진다. 기저선의 길이가 커지면 자세오차가 줄어 자세의 정확도는 높아진다. 반면에 반송파 위상을 이용하는 경우 미지정수 결정 과정에서 미지정수 검색 범위의 증가로 계산 시간이 증가하는 단점이 있고 실제 시스템을 구현하는 경우에도 실제적인 공간상의 제약으로 기저선 길이의 무제한 확대는 불가능하다. 안테나의 위치는 불규칙 측정오차를 최소화하는 삼각(triad) 형태로 4 개의 안테나를 배치시키면 자세의 정확도는 증가한다[1].

GPS 측정치를 이용하여 계산된 각속도 정보는 상태변수 되먹임 제어(state feedback control)의 측정치로서 유용한 용도를 갖는다. 또한 GPS 수신기 내의 반송파 위상 추적 루프에서 반송파의 추적(tracking)의 일시적 손실이 있는 경우 미지정수를 다시 찾는 과정이 필요한데 이 과정은 많은 시간이 소요된다. 하지만 초기 자세와 각속도 정보를 이용하면 미지정수를 매우 빠른 속도로 찾을 수 있다.

본 연구에서는 GPS 측정치를 이용한 각속도 계산은 자세 계산과 밀접한 관계를 갖고, 주 안테나와 종 안테나 각각에서 측정되는 반송파 위상의 변화 속도인 도플러 주파수(Doppler frequency)의 차를 이용한 각속도 계산 알고리즘이 자세의 직접적인 차분을 통한 각속도 계산 알고리즘에 비하여 우수한 성능을 갖는다는 사실을 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

구성은 다음과 같다. 먼저 2 개의 기저선을 이용한 자세 결정 알고리즘을 설명하고 좌표 변환행렬의 차분을 통한 각속도 계산 알고리즘과 도플러 주파수의 차분 측정치를 이용한 각속도 계산 알고리즘을 유도하였다. 마지막으로 시뮬레이션을 통하여 두 계산 알고리즘의 성능을 비교, 검증하였다.

2. 자세 결정 알고리즘

이중차분된 반송파 위상을 사용하는 경우 수 km 이내에서는 공통오차가 완전히 상쇄되어 수 mm 정도의 정확도를 갖는 위치측정이 가능하다. 즉 반송파 위상을 사용하면 알고있는 기준점으로부터 구하고자 하는 안테나의 위치를 수 mm의 정확도로 알 수 있다. 만약 두 개의 안테나가 항체에 부착된 경우라면 두 안테나 사이의 기저선 벡터를 정확하게 구할 수 있게 된다. GPS를 이용한 자세 결정은 이와 같이 여러 개의 안테나를 동체에 부착하고 안테나 사이의 기저선 벡터를 반송파 위상을 사용하여 측정함으로써 가능하다. 기저선 길이와 자세 측정오차와의 관계는 대략 식(1)로 나타난다. 식에서 b 는 기저선의 길이, ϵ 은 위치 측정오차, ϵ_θ 는 자세 측정오차를 나타낸다. 실제로 5m의 기저선을 사용하여 수 mrad의 자세 정확도를 얻을 수 있다고 알려져 있다[2].

$$\epsilon_\theta = \tan^{-1} \frac{\epsilon}{b} \quad (1)$$

이 장에서는 자세 결정에 관련된 좌표계를 정의하고 측정된 기저선 벡터를 이용하여 항체의 자세를 구하는 방법을 소개한다.

2.1 좌표계의 정의

GPS에서는 기준 좌표계로 WGS-84 좌표계를 사용하며 이는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed)좌표계이다. 그러나 초기의 기저선 벡터는 동체좌표계(body frame)에서 표현되고 자세는 동체좌표계와 항법좌표계(navigation frame)로부터 정의된다.

2.1.1 WGS-84

WGS-84 좌표계는 지구 중심을 원점으로 두고 지구와 함께 회전하는 좌표계이며 정의는 다음과 같다 [3].

원점 : 지구의 무게중심

Z^W : BIH(Bureau International de l'Heure)서 1984에 정의한 CTP(Conventional Terrestrial Pole)의 방향으로 WGS-84 좌표계의 회전 축이 된다.

X^W : CTP에서 정의된 적도면과 기준 자오선(meridian plane)의 교점으로 정의되며 기준 자오선은 Greenwich 천문대를

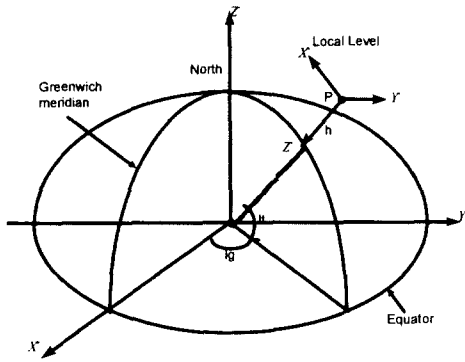


그림 1. WGS-84 좌표계와 항법좌표계의 관계
Fig 1. WGS-84 and navigation frame

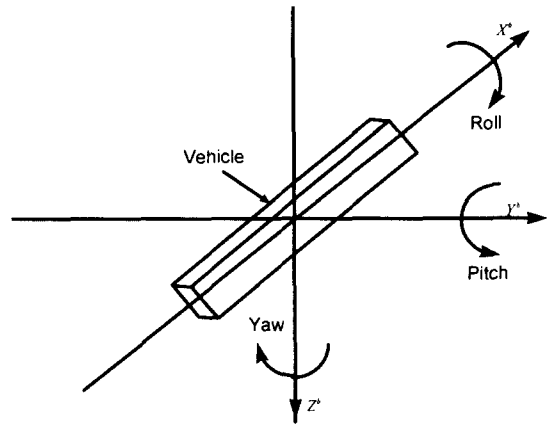


그림 2. 동체좌표계와 자세각의 정의
Fig 2. Definition of body frame and Euler angle

지나간다.

Y^w : Z^w 축과 X^w 에 의하여 RHS(Right-Handed System)로 정의되며 적도면에 존재한다.

2.1.2 항법좌표계

항법을 위하여 정의되는 좌표계로 여기서는 NED (North-East-Down) 좌표계를 사용하였다.

원점 : 여러 개의 안테나 중 한 개를 기준 안테나로 두고 이 기준 안테나의 위치를 원점으로 정의하며 동체좌표계 (body frame)의 원점과 일치시킨다. 이는 원점이 달라 발생하는 계산량을 감소시키기 위함이다.

X^n : 북쪽방향(North)

Y^n : 동쪽방향(East)

Z^n : X^n - Y^n 평면에 수직이며 지구중심 방향(Down)

그림 1에 WGS-84 좌표계와 항법좌표계 사이의 관계를 나타내었다. 그림에서 P는 항법좌표계의 원점을 나타내며 lg, lt, h 는 각각 원점의 경도, 위도, 고도를 나타낸다. 원점 P는 기준 안테나의 위치로 두며 이는 코드를 사용한 절대위치 결정기법으로 구한다. 자세측정에서는 상대위치 결정기법을 사용하므로 원점 위치의 정확도는 중요하지 않다. 그림에서 WGS-84 좌표계와 항법좌표계 사이의 변환은 다음의 식(2)로 나타낼 수 있다[4].

$$r^n = C_e^n r^e \quad (2)$$

여기서

$r^n = [x^n \ y^n \ z^n]^T$: 항법 좌표계에서의 벡터

$r^e = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z]^T$: P를 원점으로 하는 WGS-84 좌표계에서의 벡터

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin lg \cos lt & -\sin lg \sin lt & \cos lg \\ -\sin lt & \cos lt & 0 \\ -\cos lg \cos lt & -\cos lg \sin lt & \sin lg \end{bmatrix}$$

2.1.3 동체좌표계

원점 : X^b, Y^b, Z^b 축의 교점으로 기준 안테나의 위치와 일치

X^b : 동체의 앞쪽 방향

Y^b : 동체의 오른쪽 방향

Z^b : X^b - Y^b 평면에 수직이며 아래쪽 방향

항체의 자세는 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 각으로 정의되며 그림 2에 동체좌표계와 자세각의 정의를 나타내었다. 그림에서 화살표는 롤(ϕ), 피치(θ), 요(ψ)의 양의 방향을 나타내며, 요는 X^b 축과 북쪽이 이루는 각으로, 롤은 동체가 X^b 축을

중심으로 회전을 나타내며, 피치는 Y^b 축을 중심으로 회전을 나타낸다. 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 좌표 변환행렬 C_n^b 는 오일러 각에 의하여 나타낼 수 있다. 오일러 각은 회전 순서에 따라 달라지나 본 논문에서는 요, 롤, 피치의 순서로 회전을 고려하였다. 따라서 좌표 변환행렬 C_n^b 는 식(3)으로 표현된다[4]. 식(3)으로부터 롤, 피치, 요는 식(4), 식(5), 식(6)에 의하여 구할 수 있다.

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{C_{23}}{C_{33}} \right) \quad (4)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{-C_{13}}{\sqrt{1 - C_{13}^2}} \right) \quad (5)$$

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{C_{12}}{C_{11}} \right) \quad (6)$$

2.2 자세 결정

GPS를 이용하면 기저선 벡터는 WGS-84 좌표계에서 구해지지만 식(2)를 이용하여 항법좌표계로 변환할 수 있다. 또한 항체에 장착된 안테나들 사이의 기저선 벡터를 동체좌표계에서 구할 수 있으므로, 이 벡터와 항법좌표계로 변환된 벡터 사이의 좌표 변환행렬을 구할 수 있다. 좌표 변환행렬로부터 자세각은 식(4), (5), (6)을 이용하여 결정할 수 있다. 따라서 a 개의 안테나에 의하여 만들어지는 $(a-1)$ 개의 기저선 벡터를 이용한 자세 결정 문제는 식(7)을 만족하는 좌표 변환행렬을 구하는 문제가 된다.

$$r_i^b = C_n^b r_i^n, \quad i = 1, \dots, (a-1) \quad (7)$$

4개의 안테나를 이용하는 경우 3개의 기저선 벡터가 설정된다. 항법좌표계에서 계산된 기저선 벡터를 행렬 R^n 로 나타내고, 동체좌표계에서의 기저선 벡터를 행렬 R^b 로 나타내면 구하고자 하는 좌표 변환 행렬 C_n^b 는 다음의 식(8)의 관계를 만족하므로 식(9)의 최소자승법으로 구할 수 있다[2,5].

$$R^b = C_n^b R^n \quad (8)$$

$$C_n^b = R^b (R^n)^T [R^n (R^n)^T]^{-1} \quad (9)$$

이 방법은 안테나를 4 개 이상 사용하는 경우에는 쉽게 사용할 수 있지만 3 개의 안테나를 사용하면 식(9)에서 $[R^n(R^n)^T]^{-1}$ 가 존재하지 않으므로 사용할 수 없다. 따라서 3 개의 안테나를 사용하는 경우에는 다음과 같이 변형하여 자세를 구한다. 즉 측정된 두개의 기저선 벡터 r_1^n, r_2^n 와 동체좌표계에서의 기저선 벡터 r_1^b, r_2^b 을 이용하여 식(10)을 만족하는 좌표 변환행렬 C_n^b 을 찾는 문제에서 식(11)과 같이 두 행렬을 정의하면 식(12)가 성립한다. 따라서 좌표 변환행렬은 식(13)을 이용하여 구할 수 있다.

$$r_1^b = C_n^b r_1^n, \quad r_2^b = C_n^b r_2^n \quad (10)$$

$$R_g \equiv [g_1, g_2, g_3] = [r_1^n, r_2^n] \times r_2^n / [r_1^n, r_2^n] \times g_1 \times g_2 \quad (11)$$

$$R_s \equiv [s_1, s_2, s_3] = [r_1^b, r_2^b] \times r_2^b / [r_1^b, r_2^b] \times s_1 \times s_2 \quad (12)$$

$$R_s = C_n^b R_g \quad (12)$$

$$C_n^b = R_s (R_g)^{-1} = R_s R_g^T \quad (13)$$

기저선 벡터를 이용하여 항체의 자세를 결정하는 방법은 위에서 제안된 최소자승법을 이용하는 방법 외에 직접 자세각을 구하는 방법(direct computation)[5], 최적화 기법을 사용하는 방법(Wahba's Problem)[6] 등이 있다.

3. 각속도 계산 알고리즘

각속도 추정값을 구할 수 있는 방법은 많지만 모든 방법들은 공통적으로 차분을 시행한다. 이유는 수신기의 주요 측정치인 차분된 위상(differential phase)이기 때문이다.

GPS를 이용한 자세의 계산 주기는 빠른 경우 10Hz 정도이고 이 때 물, 피치, 요 각각의 정확도는 대강 0.3deg(RMS)이다. 작은 자세 변화가 발생했을 때 자세 측정치의 차분을 통하여 얻게 되는 각속도의 대략적 오차 추정값은 식(14)와 같이 증폭된다. 즉 자세 계산 과정에서 발생한 오차 성분은 차분 과정중 증폭되어 각속도의 계산 오차 성분으로 남게 된다[7].

$$\frac{\sqrt{2}\sigma_{Attitude}}{\Delta T} \quad (14)$$

여기서 $\sigma_{Attitude}$ 는 계산된 자세의 오차이고 ΔT 는 자세의 계산 주기다.

3.1 자세 차분 방법

물, 피치, 요를 성분으로 갖는 동체좌표계와 항법좌표계 사이의 좌표 변환행렬의 차분을 통하여 각속도를 계산하는 방법이다. 먼저 좌표 변환행렬의 차분식은 식(15)와 같다.

$$\frac{d}{dt}[C_n^b] = C_n^b \Omega_{nb}^b - \Omega_m^n C_m^n \quad (15)$$

여기서 C_n^b 는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 좌표 변환행렬이며 Ω_{nb}^b 는 관성좌표계에 대한 동체좌표계의 각속도를 동체좌표계에서 표현한 값이다. 그리고 Ω_m^n 는 관성좌표계에 대한 항법좌표계의 각속도를 항법좌표계에서 나타낸 값이다.

Ω_{nb}^b 는 Ω_m^n 에 비하여 매우 큰 값을 갖는다. 따라서 식(15)를 이용하여 좌표 변환행렬을 갱신하는 경우에 첫번째 항은 항체의 빠른 자세변화를 반영하므로 갱신 주기를 짧게 한다. 반면에 항법좌표계의 관성좌표계에 대한 자세변화를 나타낸 두번째 항은 변화량이 작으므로 갱신 주기를 늘려 좌표 변환행렬의 갱신에 따른 계산량을 줄이는 이득을 얻을 수 있다.

식(15)는 식(16)으로 표현 가능하며 각속도 성분을 계산하기 위하여 식(16)을 다시 식(17)의 표현한다.

$$\frac{d}{dt}[C_n^b] = C_n^b [\Omega_{nb}^b - \Omega_m^n] = C_n^b \Omega_{nb}^b \quad (16)$$

$$\Rightarrow \frac{d}{dt}[C_n^b] = \Omega_{bn}^b C_n^b$$

$$\begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} = \left(\frac{d}{dt}[C_n^b] \right) (C_n^b)^T \quad (17)$$

여기서 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 는 Ω_{nb}^b 의 성분이며 좌표 변환행렬의 차분은 식(18)로 구현 가능하다.

$$\left\langle \frac{d}{dt}[C_n^b] \right\rangle_k \approx \frac{([C_n^b]_k - [C_n^b]_{k-1})}{\Delta T} \quad (18)$$

3.2 차분된 위상의 속도를 이용하는 방법

차분된 위상의 속도와 시선각(line-of-sight) 벡터를 이용하여 항법좌표계에 대한 동체좌표계의 각속도를 구하는 방법은 각각의 GPS 수신기 안테나의 상대 속도 정보에서 각속도 정보를 검출하는 과정으로 알고리즘은 다음과 같다.

먼저 위성과 안테나 사이의 상대 운동에 따른 도플러 현상으로 수신기 안테나에서 수신된 위성 신호의 반송파 주파수는 식(19)로 표현된다. 식(19)에서 위성의 속도는 항법메세지 안의 위성의 궤도 정보와 궤도 모델을 이용하여 계산된다[8,9].

$$f_r = f_T \left(1 - \frac{V_r \cdot S}{C} \right) \quad (19)$$

여기서 f_r 은 수신기 안테나에서 수신된 주파수이며 f_T 는 위성에서 송신한 주파수이다. 그리고 V_r 은 ECEF에서의 위성 속도 V 와 수신기 안테나 속도 \dot{u} 의 상대 속도이며 S 는 ECEF에서의 수신기 안테나와 위성 사이의 시선각 단위 벡터이다. 또한 C 는 광속을 나타낸다.

상대적 운동에 의한 도플러 값은 식(19)를 이용하여 식(20)으로 표현된다.

$$\Delta f = f_r - f_T = -f_T \frac{V_r \cdot S}{C} \quad (20)$$

j 번째 위성으로부터 수신된 주파수는 식(21)로 표현된다.

$$f_{R_j} = f_{T_j} \left(1 - \frac{(V_j - \dot{u}) \cdot S_j}{C} \right) \quad (21)$$

위성의 실제 전송주파수 $L1$ 인 f_{T_j} 는 식(22)로 표현된다. 그리고 수신기 주파수 f_{R_j} 는 식(23)처럼 측정된 수신 주파수 f_j 와 사용자 시계의 변화율 \dot{u} 의 함수이다

$$f_{T_j} = f_0 + \Delta f_{T_j} \quad (22)$$

$$f_{R_j} = f_j (1 + i_u) \quad (23)$$

여기서 f_0 는 위성의 공칭 전송주파수 $L1$ 이고 Δf_{T_j} 는 GPS 시스템 시간과 위성 시계 사이의 오차를 보정하기 위한 값으로 항법메세지의 위성 주파수 보정항이다.

식(23)을 식(21)에 대입하여 정리하면 식(24)와 같다.

$$\frac{c(f_j - f_{T_j})}{f_{T_j}} = \dot{u} \cdot S_j - \frac{c f_j i_u}{f_{T_j}} - V_j \cdot S_j \quad (24)$$

여기서 수신 주파수와 위성의 실제 전송 주파수의 차 $f_j - f_{T_j}$ 는 수신기의 반송파 추적 루프의 디지털 제어 발진기에서 측정

되는 도플러 주파수이다.

i 번째 종 수신기와 주 수신기에서 측정된 동일한 위성의 도플러 주파수의 차분을 취하면 식(25)와 같다.

$$\left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{slave i} - \left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{master} \quad (25)$$

$$= \left[\dot{u} \cdot S_j - \frac{cf_j \dot{u}}{f_{T_i}} - V_j \cdot S_j \right]_{slave i} - \left[\dot{u} \cdot S_j - \frac{cf_j \dot{u}}{f_{T_i}} - V_j \cdot S_j \right]_{master}$$

여기서 위성의 속도와 각 수신기에서 위성을 바라보는 시선각은 같다고 볼 수 있으므로 이 항들은 차분 과정에서 제거된다. 또한 수신기간에 동일한 시계를 이용하는 경우 GPS 시간에 대한 사용자 시계 변화율 항은 제거된다.

식(25)를 정리하면 식(26)과 같다.

$$\left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{slave i} - \left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{master} \quad (26)$$

$$= [\dot{u} \cdot S_j]_{slave i} - [\dot{u} \cdot S_j]_{master} = (v^{slave i} - v^{master}) \cdot S_j$$

안테나는 항체에 장착되어 있고 항체좌표계와 동체좌표계의 원점이 일치하는 경우 식(26)에서 주 수신기에 대한 종 수신기의 상대 속도는 식(27)로 나타낼 수 있다.

$$v^{slave i} - v^{master} = \omega_{nb}^b \times b_i \quad (27)$$

식(27)을 식(26)에 대입하여 정리하면 식(28)이 된다.

$$\left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{slave i} - \left[\frac{c(f_j - f_{T_i})}{f_{T_i}} \right]_{master} = (\omega_{nb}^b \times b_i) \cdot S_j \quad (28)$$

여기서 도플러 주파수를 이용하여 수신기간의 상대 각속도 계산이 가능하게 된다.

4. 시뮬레이션 결과

3장에서 유도된 자세의 차분을 이용한 각속도 계산 알고리즘과 차분된 위상의 속도를 이용한 각속도 계산 알고리즘의 추정 성능 비교를 위하여 다음과 같은 시뮬레이션을 수행하였다.

먼저 수신기의 안테나는 1개의 주 안테나와 2개의 종 안테나를 가정하였으며 위치는 주 안테나는 동체좌표계의 원점에 설정하고 2개의 종 안테나는 각각 항체의 X축과 Y축상으로 설정하였다. 그리고 주 안테나와 종 안테나 사이의 기저선 길이는 1m로 가정하였다. 또한 위성 신호의 갱신 주기와 자세 및 각속도 계산 주기는 1초로 설정했으며 항체의 운동은 Z축을 중심으로 10deg/s의 일정한 각속도를 갖는 경우를 가정하였다.

각 수신기에는 양각 15° 이상의 위성 5개가 보인다고 가정하였다. 또한 GPS 위성의 SA와 다중경로 오차는 고려치 않고 열잡음에 의한 오차 및 전리층과 대류권 오차만을 고려하였다. 열잡음 오차의 영향으로 나타나는 거리 오차는 코드 정보를 이용하는 경우 1m이고 반송파 위상을 이용하는 경우에는 1cm의 크기를 갖는다. 또한 대류권 지연 오차에 의한 거리 오차는 위성의 양각에 따라 달라지는데 양각과 밀접한 관계를 갖는데 양각이 90°인 경우에는 3m 정도의 오차를 나타내며 양각이 5°인 경우에는 25m 정도의 오차를 유발한다.

시뮬레이션 결과는 다음과 같다. 그림 3은 각속도의 참값과 차분된 위상의 속도를 이용하여 계산된 값을 나타낸다. 그리고 표 1은 각속도 계산 알고리즘을 이용하여 계산된 각속도의 평균값과 표준편차를 나타낸다. 그림 3에서 나타난 것처럼 차분된 위상의 속도 정보를 이용하여 계산된 각속도는 실제 각속도 10deg/s와 작은 차이를 나타낸다. 그 차이는 표 1에 정리되어

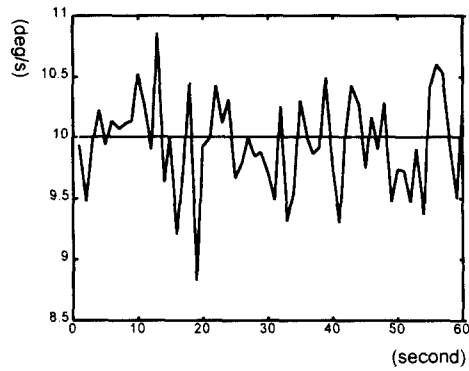


그림 3. 각속도의 참값과 계산값

Fig 3. True and computed value of angular rate

표 1. 계산된 각속도 평균과 표준편차
TABLE 1. Mean and standard deviation of angular rate

| | 평균 | 표준편차 |
|----------|--------------|--------------|
| 자세 차분 | 9.7890 deg/s | 1.0364 deg/s |
| 차분된 위상속도 | 9.9501 deg/s | 0.3899 deg/s |

있는데 계산된 각속도의 평균값은 실제값과 0.1deg/s 이내의 오차를 보이며 오차의 표준편차는 0.3899 deg/s를 나타냈다. 자세 차분을 이용하여 계산된 각속도는 차분된 위상의 속도를 이용하는 경우에 비하여 보다 큰 오차를 나타낸다.

5. 결론

GPS를 이용하여 항체의 각속도 정보를 얻는 경우 자세의 차분을 통한 각속도 계산은 자세 오차의 증폭으로 인하여 정확도가 떨어진다. 따라서 차분된 위상의 속도 정보를 이용하는 방법이 보다 우수하고 안정적이다. 그리고 각속도 정보는 항체의 자세 정보와 밀접한 관계를 갖기 때문에 기저선의 확장을 통하여 보다 정확한 자세 정보를 얻게된다면 계산된 각속도의 정확도는 향상될 것이다.

후기

본 논문의 연구는 1996-1997년도 국방과학연구소와 서울대 자동제어 특화연구센터의 연구비 지원으로 수행 되었으며 이에 관계 제위께 감사 드립니다.

참고 문헌

- [1] 박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세 결정", 서울대학교 전기공학부, 박사학위 논문, 1996
- [2] EL-Mowafy, A., Kinematic Attitude Determination From GPS, UCGE Reports #20074, Dept. of Geomatics Engineering, University of Calgary, December, 1994
- [3] DMA, World Geodetic System 1984: Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems, The Defense Mapping Agency Technical Report 8350.2, 2nd Edition, September, 1991
- [4] Siouris, G.M., Aerospace Avionics Systems- A Modern Synthesis, Academic Press, San Diego, 1993
- [5] Lu G., Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination, UCGE Reports #20073, Dept. of Geomatics Engineering, University of Calgary, December, 1995
- [6] Wahba, G., "A Least Square Estimate of Spacecraft Attitude", SIAM Review, Vol.7, No.3, 1965
- [7] Paul Montgomery, "Analysis of Angular Velocity Determination Using GPS", Proceeding of ION, 1994
- [8] Elliot, D. Kaplan, Understanding GPS Principles and Applications, Ashtech House, pp. 48-51, 1996
- [9] B. Hofmann-Wellenhof, Global Positioning System Theory and Practice, Springer-Verlag Wien New York, 1994