

저가형 GPS 엔진 보오드를 이용한 자세측정 시스템

Attitude Determination System using Low Cost GPS Engine Boards

홍진석, 박찬식, 지규인, 이장규

(Jin Seok Hong, Chan Sik Park, Gyu-In Jee, and Jang Gyu Lee)

Abstract : The attitude determination system is indispensable for navigation, guidance and control tasks. In order to construct this system some special products that use dual frequencies or have on receiver engine with multiple antennas are used. But they are so expensive. Thus there are still strong requirements for the conventional low cost single frequency off-the-shelf receiver. This paper will propose a new technique to resolve integer ambiguity with single frequency GPS receiver and will show the problems of the attitude applications in which low cost receiver are being used. Also, based on this new technique precise attitude determination is presented.

Keywords : GPS, carrier phase, relative positioning, ARCE, integer ambiguity resolution

I. 서론

GPS의 기본적인 측정값인 코드는 300m 정도의 파장을 가지고 있다. 코드 측정치를 이용하면 지상에서 수십 m 정도의 오차로 위치를 측정할 수 있다. 그러나 GPS의 반송파 위상은 약 19cm의 파장을 가지므로 수 mm의 정밀도로 상대위치를 측정할 수 있다. 따라서 이를 이용한 항공기의 CAT III 이착륙, 정밀경작, 지도제작 및 측량, 항체의 자세결정 등 정밀 측정 분야의 응용이 점차 증가하고 있다. 그러나 정밀 측정용 수신기는 고가의 장비가 대부분이므로 일반 사용자들이 적은 비용 부담으로 이용하기에는 어려움이 있다. 따라서 저가형 GPS 수신기를 이용한 정밀 측정 기술의 개발이 절실하다.

반송파 위상을 이용하면 정밀한 측정을 할 수 있는 반면 cycle slip이 발생하면 미지정수를 다시 찾아야 하는 약점을 가지고 있다. 또한 저가형 엔진 보오드를 사용하면 반송파 위상의 측정치에 잡음이 많이 섞이게 되고 사이클 슬립 또한 고가형 수신기에 비하여 보다 자주 발생한다. 본 논문에서는 CMC(Canadian Marconi Company)사의 저가형 엔진 보오드(\$150)인 CMT-1200을 이용한 자세 측정 시스템을 구현하고 반송파 위상을 이용하는 자세 측정에 필요한 기술과 CMT-1200과 같은 저가형 수신기를 사용할 경우 발생하는 문제점들과 실험결과를 기술한다.

II. 기저선 벡터를 이용한 자세결정

1. 좌표계의 정의

GPS에서는 기준 좌표계로 WGS-84좌표계를 사용하며 이는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed)좌표계이다.

그러나 초기의 기저선 벡터는 동체좌표계(body frame)에서 표현되고 자세는 동체좌표계와 항법좌표계(navigation frame)로부터 정의된다.

1.1 The World Geodetic System 1984(WGS-84)

WGS-84좌표계는 지구 중심을 원점으로 두고 지구와 함께 회전하는 좌표계이며 정의는 다음과 같다[1].

원점 : 지구의 무게중심

Z^w : BIH(Bureau International de l'Heure)에서 1984에 정의한 CTP(Conventional Terrestrial Pole)의 방향으로 WGS-84 좌표계의 회전축이 된다.

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

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

1.2 좌표계(The navigation frame)

항법을 위하여 정의되는 좌표로 여기서는 ENU(East-North-Up) 좌표계를 사용하였다.

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

X^n : 동쪽방향(East)

Y^n : 북쪽방향(North)

Z^n : $X^n - Y^n$ 평면에 수직이며 지구중심과 반대방향(Up)

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

$$r^n = C_e^n r^e \quad (1)$$

여기서

접수일자 : 1997. 12. 29., 수정완료 : 1998. 10. 21.

홍진석, 지규인 : 건국대학교 전자정보통신공학과

박찬식 : 충북대학교 제어 계측 공학과

이장규 : 서울대 전기공학부

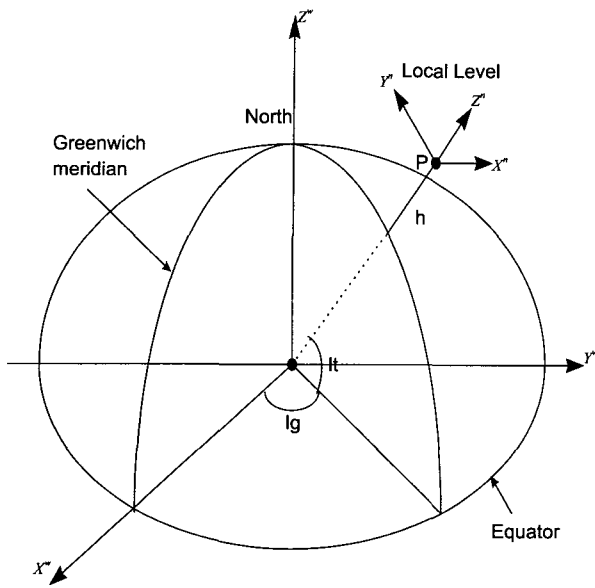


그림 1. WGS-84좌표계와 항법좌표계의 관계.
Fig. 1. Relationship between WGS-84 frame and navigation frame.

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

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin lg & \cos lg & 0 \\ -\sin lt \cos lg & -\sin lt \sin lg & \cos lt \\ \cos lt \cos lg & \cos lt \sin lg & \sin lt \end{bmatrix} \quad (2)$$

1.3 동체좌표계(The body frame)

항체에서 정의되는 동체좌표계와 안테나가 설치된 좌표계를 일치시키기가 쉽지 않으므로 엄밀한 의미에서 안테나 좌표계와 동체좌표계는 구분되어야 하지만 강체라는 가정으로 안테나 좌표계와 동체좌표계 사이의 비정렬(misalignment) 각도는 항상 일정하다. 따라서 자세를 구할 때 이를 고려할 수 있으므로 여기서는 안테나 좌표계와 동체좌표계를 일치한다고 가정하며 다음과 같이 정의된다.

- Y^b : 동체의 앞쪽 방향
- X^b : 동체의 오른쪽 방향
- Z^b : X^b - Y^b 평면에 수직이며 위쪽 방향
- 원점 : X^b, Y^b, Z^b 축의 교점으로 기준 안테나의 위치와 일치

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 Y^b 축과 북쪽이 이루는 각으로 반 시계방향인 양, 롤은 동체가 Y^b 축을 중심으로 회전을 나타내며 오른쪽이 양, 피치는 X^b 축을 중심으로 회전을 나타내며 항체의 앞부분이 올라가는 방향인 양의 방향으로 정의된다. 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 좌표 변환행렬 C_n^b 는 오일러 각에 의하여 나타낼 수 있다. 오일러 각은 회전 순서에 따라 달라지나 본 논문에서는

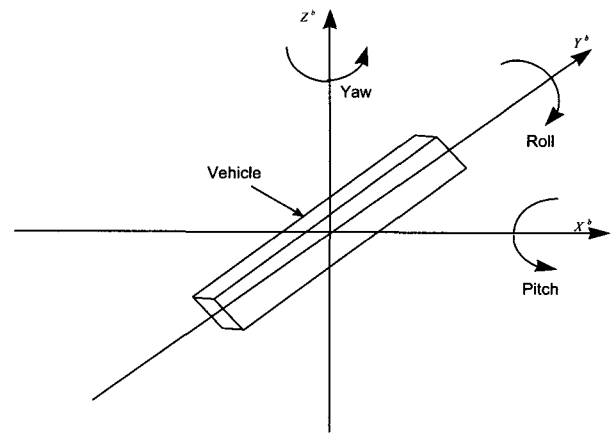


그림 2. 동체좌표계와 자세각의 정의.
Fig. 2. Definition of the body frame and attitude angles.

요, 피치, 롤의 순서로 회전을 고려하였다. 따라서 항법좌표계에서의 벡터는 (3)에 의하여 동체좌표계로 변환된다. 최종적으로 좌표 변환행렬 C_n^b 는 (4)로 표현된다[3]. (4)으로부터 롤, 피치, 요는 (5), (6), (7)에 의하여 구할 수 있다.

$$r^b = C_n^b r^n = C(\phi) C(\theta) C(\psi) r^n \quad (3)$$

여기서

r^b : 동체 좌표계에서의 임의의 벡터

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \psi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \psi - \cos \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$= [C_{ij}]$

$$\text{Roll} : \phi = -\tan^{-1} \left(\frac{C_{13}}{C_{33}} \right) \quad (5)$$

$$\text{Pitch} : \theta = -\sin^{-1} (C_{23}) \quad (6)$$

$$\text{Yaw} : \psi = -\tan^{-1} \left(\frac{C_{21}}{C_{22}} \right) \quad (7)$$

2. 자세결정 방법

GPS를 이용하면 기저선 벡터는 WGS-84좌표계에서 구해지며 (2)를 이용하여 항법좌표계로 변환할 수 있다. 또한 항체에 장착된 안테나들 사이의 기저선 벡터는 안테나 설치 시 동체좌표계에서 구할 수 있으므로, 이 벡터와 항법좌표계로 변환된 벡터 사이의 좌표 변환행렬을 구할 수 있다. 좌표 변환행렬로부터 자세각은 (5), (6), (7)을 이용하여 결정할 수 있다. 따라서 a 개의 안테나에 의하여 만들어지는 $(a-1)$ 개의 기저선 벡터를 이용한 자세결정 문제는 결국 좌표 변환행렬을 구하는 문제가 되며 다음과 같이 정의할 수 있다.

2.1 기저선 벡터를 이용한 자세결정 문제

동체좌표계에서의 측정된 기저선벡터 r_i^b 와 항법좌표계에서 측정된 기저선벡터 r_i^n 로부터 다음을 만족하는 C_n^b 을 찾는다.

$$r_i^b = C_n^b r_i^n, \quad i = 1, \dots, (a-1) \quad (8)$$

(8)로 주어지는 자세결정 문제에서 좌표변환 행렬 C_n^b

을 구하는 방법에 대하여 많은 연구가 이루어졌으며 직접 자세각을 구하는 방법(direct computation)[4], 최소자승법을 이용하여 구하는 방법[5] 및 최적화 기법을 사용하는 방법(Wahba's problem)[6]이 대표적인데 실험에서는 직접 구하는 방법을 이용하였다.

III. 미지정수의 결정

본 논문에서는 미지정수 결정을 위하여 제한조건식을 이용한 미지정수 결정기법(ARCE : Ambiguity Resolution with Constraint Equation) [2][7]을 사용한다. ARCE를 자세결정에서 사용하기 위해서는 기저선의 길이를 알고 있다는 조건을 추가해야 하며, 이 조건을 이용하면 검색범위를 더 줄일 수 있으며, 한번의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있는 가능성이 높아진다.

ARCE를 자세결정에 사용하기 위하여 (9)의 미지정수 결정문제의 정의에 기저선의 길이가 일정하다는 조건이 추가되어야 한다.

$$\Omega_{\Sigma E} \equiv \sum_{i=1}^3 \Omega_E = \lambda^2 \sum_{i=1}^3 \delta N_D^T [E_D Q_E^{-1} E_D^T] \delta N_D \quad (9)$$

여기서

$$N_D \equiv \tilde{N}_D + \delta N_D$$

ARCE는 위치에 무관하게 미지정수를 결정하므로, 이 조건을 사용하려면 거리영역에서의 조건을 미지정수 영역에서의 조건으로 변경해야 한다. 미지정수 영역에서의 조건을 이용하면 독립 미지정수 항의 검색범위를 구 전체에서 구의 표면만으로 변경할 수 있다. 이 과정을 설명하기 전에 먼저 코드의 공분산으로부터 검색범위를 결정하는 과정을 살펴보자. 독립 미지정수 항만을 포함하는 이중차분된 코드와 반송파 위상은 (10)과 (11)로 나타낼 수 있으며 미지정수 추정치는 (12)가 된다. 이때 선형화 기준점은 기준 안테나의 위치가 된다.

$$\rho_I = H_I r_I + \nu_I, \quad \nu_I \sim N(0, Q_{D\psi}) \quad (10)$$

여기서

ρ_I : 독립 미지정수항에 대한 이중차분된 코드 측정치

H_I : 독립 미지정수 항에 의하여 나누어진 H 의 부분

ν_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중차분된 측정잡음

$$l_I = H_I r_I + \lambda N_I + \omega_I, \quad \omega_I \sim N(0, Q_{D\phi}) \quad (11)$$

$$\hat{N}_I = \frac{l_I - \rho_I}{\lambda} \quad (12)$$

코드와 반송파 위상에 상관 관계가 없고, 수신기 채널별 특성이 같다면

$$Q_{D\psi} = \sigma_{\psi}^2 (DD \cdot DD^T)$$

$$Q_{D\phi} = \sigma_{\phi}^2 (DD \cdot DD^T)$$

가 되며 추정된 미지정수의 공분산은 (13)이 된다.

$$\text{cov}(\hat{N}_I) = \frac{\text{cov}(l_I - \rho_I)}{\lambda^2} = \frac{(\sigma_{\psi}^2 + \sigma_{\phi}^2)}{\lambda^2} (DD \cdot DD^T) \quad (13)$$

(13)을 항별로 정리하면 (14)가 되며 검색범위는 (15)으로 나타난다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{n_1}^2 & \sigma_{n_1}\sigma_{n_2} & \sigma_{n_1}\sigma_{n_3} \\ \sigma_{n_1}\sigma_{n_2} & \sigma_{n_2}^2 & \sigma_{n_2}\sigma_{n_3} \\ \sigma_{n_1}\sigma_{n_3} & \sigma_{n_2}\sigma_{n_3} & \sigma_{n_3}^2 \end{bmatrix} = \frac{\sigma_{\psi}^2 + \sigma_{\phi}^2}{\lambda^2} \begin{bmatrix} 4 & -2 & 0 \\ -2 & 4 & -2 \\ 0 & -2 & 4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\hat{n}_i - \delta n_i \leq \hat{n}_i \leq \hat{n}_i + \delta n_i, \quad i = 1, 2, 3 \quad (15)$$

여기서

$$\delta n_i = \beta \frac{2}{\lambda} \sqrt{\sigma_{\psi}^2 + \sigma_{\phi}^2}, \quad \beta: \text{significant level}$$

한편 (11)을 이용하여 기저선 벡터를 구하면 (16)이 되며, 안테나 사이의 거리를 알고 있다는 조건으로부터 (17)이 성립한다.

$$\hat{r}_I = H_I^{-1} (l_I - \lambda N_I) \quad (16)$$

$$b^2 = \hat{r}_I^T \hat{r}_I = (l_I - \lambda N_I)^T H_I^{-T} H_I^{-1} (l_I - \lambda N_I) \quad (17)$$

Cholesky 분해에 $H_I H_I^T = LL^T$ 로 나타낼 수 있으므로 (17)를 (18)로 나타낼 수 있다.

$$b^2 = [L^{-1} (l_I - \lambda N_I)]^T [L^{-1} (l_I - \lambda N_I)] \quad (18)$$

여기서 L^{-1} 를 (19)로 정의하고, 독립 미지정수 항을 $N_I = [n_1 \ n_2 \ n_3]^T$ 으로 두면 (20)이 성립한다. 따라서 길이의 제약은 다음의 (21)로 나타난다.

$$L^{-1} = \begin{bmatrix} x_{11} & 0 & 0 \\ x_{21} & x_{22} & 0 \\ x_{31} & x_{32} & x_{33} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$L^{-1}(l - \lambda N) \equiv \begin{bmatrix} \ell_1 \\ \ell_2 \\ \ell_3 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$= \begin{bmatrix} x_{11}(l_1 - \lambda n_1) \\ x_{21}(l_1 - \lambda n_1) + x_{22}(l_2 - \lambda n_2) \\ x_{31}(l_1 - \lambda n_1) + x_{32}(l_2 - \lambda n_2) + x_{33}(l_3 - \lambda n_3) \end{bmatrix}$$

$$b^2 = \ell_1^2 + \ell_2^2 + \ell_3^2 \quad (21)$$

(21)로부터 $-b \leq \ell_1 \leq b$, $-\sqrt{b^2 - \ell_1^2} \leq \ell_2 \leq \sqrt{b^2 - \ell_1^2}$ 가 성립하며 이를 미지정수에 대하여 나타내면 다음과 같다.

$$-\frac{b}{\lambda x_{11}} + \frac{l_1}{\lambda} \leq n_1 \leq \frac{b}{\lambda x_{11}} + \frac{l_1}{\lambda} \quad (22)$$

$$\frac{-\sqrt{b^2 - \ell_1^2}}{\lambda x_{22}} + \xi_1 \leq n_2 \leq \frac{\sqrt{b^2 - \ell_1^2}}{\lambda x_{22}} + \xi_1 \quad (23)$$

여기서

$$\xi_1 = \frac{x_{21}(l_1 - \lambda n_1) + x_{22}l_2}{\lambda x_{22}}$$

(15)와 (22)는 서로 다른 원점에서 다른 범위를 검색함을 알 수 있다. 즉 (15)는 코드정보를 이용하여 구해진 위치를 중심으로 측정잡음의 공분산에 의하여 구해진 범위를 검색하고, (22)는 기준 안테나의 위치를 중심으로 기하학적인 조건에 의하여 구해진 범위를 검색함을 알 수 있다. (15)와 (22)로부터 기저선의 길이가 (24)를 만족하면 두 방법의 검색범위가 일치한다. 즉 기저선의 길이가 (24)에서 구한 길이보다 작으면 (22)를 사용하는 것이 유리하다. 그러나 (15)에서 δn_1 은 사용하는 수신기의 성능

과 위성의 배치에 따라 변하며, (22)에서 x_{11} 는 위성의 배치에 따라 변화하므로 미리 정해진 기저선의 길이를 사용하기는 쉽지 않다.

$$b = \lambda x_{11} \delta n_1 \quad (24)$$

(24)에서 수신기의 측정잡음이 σ_w , σ_θ 이고 $x_{11} = 1$ 이라면 $d = 2\beta\sqrt{\sigma_w^2 + \sigma_\theta^2} \approx 2\beta\sigma_w$ 가 된다. 즉 $\sigma_w = 1m$ 이고 99% ($\beta = 3$) 이상의 신뢰도를 요구한다면 6m 이내의 기저선에 대해서는 (22)을 이용하고 그 이상의 기저선에 대해서는 (15)를 이용함으로써 검색 범위를 줄일 수 있다. 그러나 (25), (26)에서 본 바와 같이 기저선이 길수록 자세오차가 줄어들므로 항체가 허용하는 한 긴 기저선을 사용해야 한다. 따라서 일반적으로 (25)로 n_1 의 검색범위를 나타낼 수 있다.

$$\max(-\delta n_1, \frac{-b}{\lambda x_{11}}) \leq n_1 \leq \min(\delta n_1, \frac{b}{\lambda x_{11}}) \quad (25)$$

자세결정에서의 미지정수의 검색 과정은 다음과 같다. 먼저 (25)를 만족하는 범위내의 미지정수 항 n_1 에 대하여 n_2 의 범위를 구한다. n_2 의 범위도 n_1 의 범위와 같은 방법으로 구할 수 있다. 미지정수 후보 (n_1, n_2)에 대하여 n_3 는 다음과 같이 구해진다.

$$n_3 = \frac{\pm\sqrt{b^2 - l_1^2 - l_2^2}}{\lambda x_{33}} + \xi_2 \quad (26)$$

여기서

$$\xi_2 = \frac{x_{31}(l_1 - \lambda n_1) + x_{32}(l_2 - \lambda n_2) + x_{33}l_3}{\lambda x_{33}}$$

검색범위내의 미지정수 후보에 대하여 (9)의 목적함수를 최소화하는 미지정수 후보를 결정한다. 이때 여러 개의 후보가 남은 경우에는 비율검사를 통하여 참 값을 결정한다.

IV. 자세결정시 고려사항

저가형 엔진 보오드를 사용해서 자세를 결정할 경우에는 고가의 정밀한 수신기를 사용할 때에 비해 미지정수 결정 과정 및 자세 결정 과정에서 문제점이 발생하며 따라서 이를 고려한 측정값 처리 알고리즘이 필요하다.

1. Cycle Slip 검출

사이클 슬립은 반송파 위상의 측정치중 정수 부분의 사이클이 갑작스럽게 변하는 것을 말한다. 사이클 슬립이 일어나는 이유는 반송파 추적 루프(carrier tracking loop)의 락(lock)이 끊어 졌기 때문이다. 락이 끊어지는 것은 보통 2 epoch 사이에서 일어나거나 몇 분 동안 위성 신호가 안테나에 도착하지 못하기 때문에 일어난다. 사이클 슬립이 일어난 후 측정값은 일정한 정수의 값만큼 모두 변하게 되는 특성을 가지고 있다.

따라서 GPS 반송파 위상을 이용하면 정밀한 상대 위치 정보를 얻을 수 있지만 cycle slip이 발생할 경우 미지정수를 다시 찾아야 하는 단점이 있다. 그러므로 cycle slip이 발생했는지를 정확히 검출하여 cycle slip 발생시 미지정수를 다시 찾는 과정이 있어야만 정확한 정보를

얻을 수 있다.

cycle slip을 검출하기 위해서는 필터가 사용되는데 일반적으로 표준 형태의 kalman filter가 사용된다.

상태변수벡터, 천이행렬, 그리고 측정값 행렬은 다음과 주어진다.

$$X = \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \end{bmatrix}, \quad \Phi_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$H = [1 \ 0 \ 0] \quad (27)$$

이때 y 는 반송파위상의 예측값, \dot{y} 은 일차 미분값, \ddot{y} 은 이차 미분값을 나타낸다. 이러한 필터는 차분 되지 않은 측정값에도 사용될 수 있고, 2중차분, 3중차분된 측정값에도 사용할 수 있다. 사이클 슬립의 검출은 측정값과 예측값(\hat{X}_k)사이의 차이가 잡음의 값보다 크면 사이클 슬립이 일어났다고 판정한다.

2. 위성의 양각

수신기에서 락을 이룬 위성들 중에서 양각이 낮은 위성이 포함되어 있으면 이중차분을 취한 반송파위상이라도 잡음이 크게 나타난다[8]. 이로 인해 미지정수를 찾았어도 자세각에 오차가 발생할 수 있다. 따라서 위성의 양각을 계산하여 양각이 낮은 15도 미만의 위성을 자세 결정에서 제외해야 하는 선처리 과정이 필요하다.

3. 안테나의 선택 및 배치

안테나를 세 개 이상 사용하면 다수의 기저선 벡터가 형성되며 각각의 기저선 벡터로부터 각각 두개이상의 자세각을 얻을 수 있다. 그러나 서로 다른 기저선 벡터로부터 구한 같은 성분의 자세각이 다를 수 있다. 이것은 안테나들이 동체 좌표계와 기저선 벡터 사이의 정확한 배치가 이뤄지지 않았거나 각각의 안테나마다 고정된 값을 갖는 위상 중심(phase center)이 안테나의 중심에 오지 않아 발생하는 오차이다. 따라서 위상중심으로 인한 오차를 가능한한 줄이기 위해서는 동종의 안테나를 사용하고 같은 방향으로 배열되도록 해야 한다. 그러나 같은 종류의 안테나에서도 다른 값이 될 수 있으므로 두 안테나 사이의 위상중심 거리를 정확히 알 수 없다. 그러므로 오랜 시간동안 데이터를 받아 기저선벡터 길이를 정확히 구해 사용해야 한다. 이러한 성분들은 미리 계산하여 보상을 할 수 있으나 보상한 후에도 다중경로등의 수신기 자체의 측정 잡음에 의하여 다른 각이 나올 수 있다. 따라서 다중경로 오차를 줄일 수 있도록 안테나 어레이 판을 설계하고 이러한 여러 개의 측정값으로부터 자세를 구하는 알고리즘을 고려하여야 한다.

V. 자세측정시스템의 구성

자세 결정 실험을 위한 하드웨어 시스템 구성은 아래와 같이 안테나 어레이와 수신기 3대, 노트북컴퓨터 1대로 이루어져 있다. 안테나 1, 2, 3은 각각 수신기 1, 2, 3과 연결하였다. 그림 3에 이 시스템 구성 요소간의 데이터 흐름을 보였다.

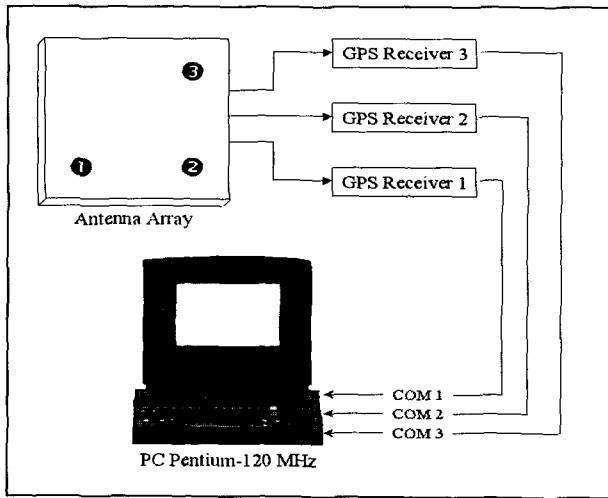


그림 3. 자세 측정 시스템의 하드웨어 구성.
Fig. 3. Hardware design of the attitude determination system.

안테나는 어레이 판을 설계하여 주문 가공하여 차량의 지붕에 설치하였다. 안테나 어레이 판은 3mm의 알루미늄 판에 그림 4와 같이 3개의 안테나를 배열하였고 테두리 주변을 직각으로 휘어 흔들림을 줄였다. 안테나 어레이 판은 루프 캐리어와 8개의 나사를 이용하여 고정시켜 동체와 같이 움직이도록 하였다. 구성된 자세 측정 시스템을 그림 5에 나타내었다.

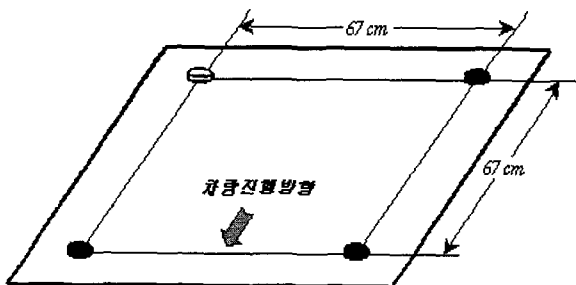


그림 4. 안테나 어레이.
Fig. 4. Antenna array design.



그림 5. 자세 측정 시스템.
Fig. 5. Attitude determination system.

VI. 실험결과

1. 실험개요

저가의 수신기를 이용한 자세 결정 시스템의 성능을 알아보기 위하여 차량에 안테나를 설치하고 주행 실험을 하였다. 주행방법은 약 3분간 정지한 상태를 유지하다가 5바퀴 좌회전한 뒤 U턴한 후 다시 5바퀴 우회전을 하였다. 실험은 서울 잠실의 한강 고수부지 주차장을 이용하였으며 실험데이터는 노트북에 저장한 후 Matlab을 이용해 후처리하였다.

2. 반송파 위상을 이용한 자세 결정

ARCE에 반송파 위상을 이용하여 구한 자세는 다음과 같다. 수신기 1과 2를 이용하여 차량의 방향각과 롤을 구하였고 수신기 2와 3을 이용해 방향각과 피치를 구하였다. 그림 6에 실험 중 보인 위성의 개수와 그때의 PDOP을 나타냈다. 그림 7에 구해진 목적함수와 임계치를 나타냈다.

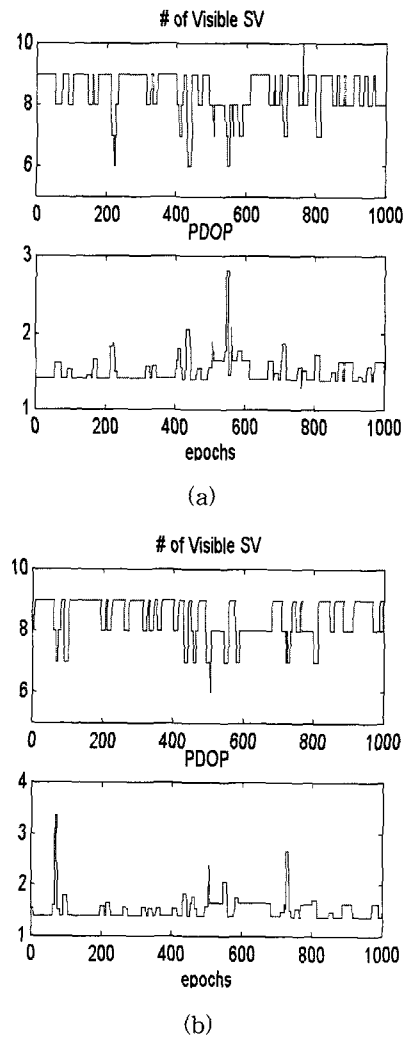
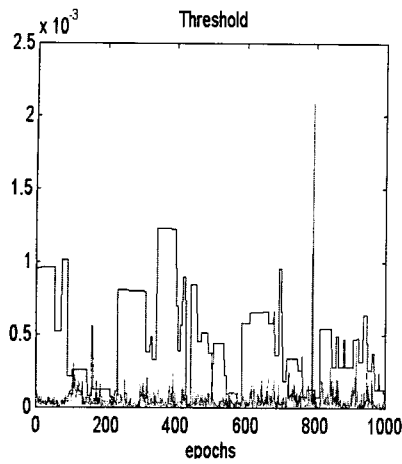
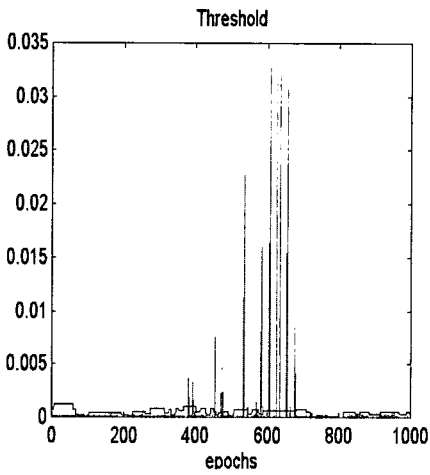


그림 6. 두 수신기에 모두 보인 위성의 개수와 PDOP (a) 수신기 1과 2사이, (b) 수신기 2와 3 사이.

Fig. 6. The number of the visible satellites and PDOP (a) between receiver 1 and 2, (b) between receiver 2 and 3.



(a)



(b)

그림 7. 목적함수값과 임계치 (a) 수신기 1과 2사이, (b) between receiver 2 and 3.

Fig. 7. Cost function and threshold (a) between receiver 1 and 2, (b) 수신기 2와 3 사이.

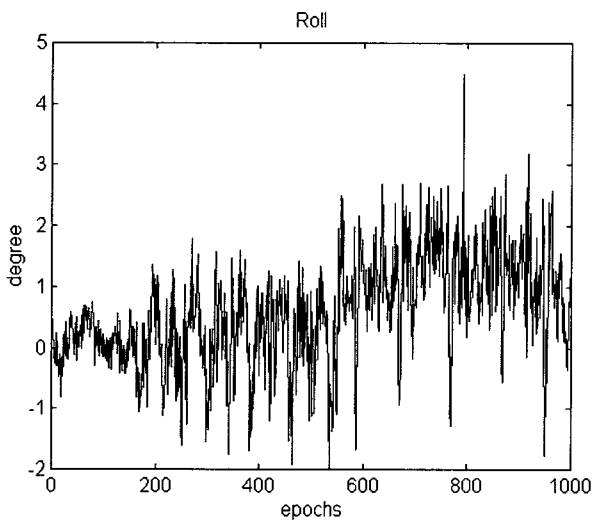


그림 8. 롤.
Fig. 8. Roll.

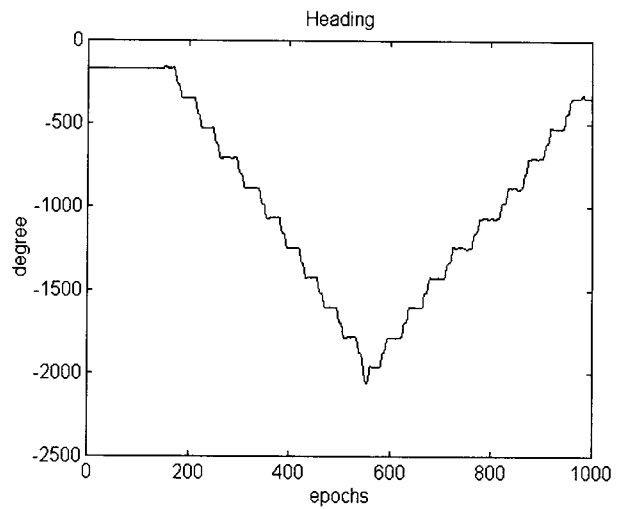


그림 9. 방향각.
Fig. 9. Heading.

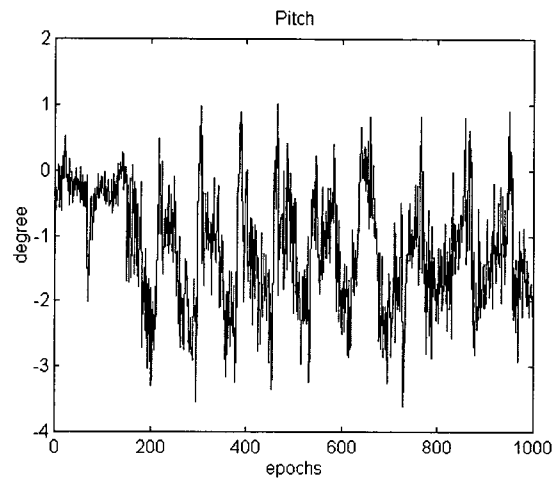


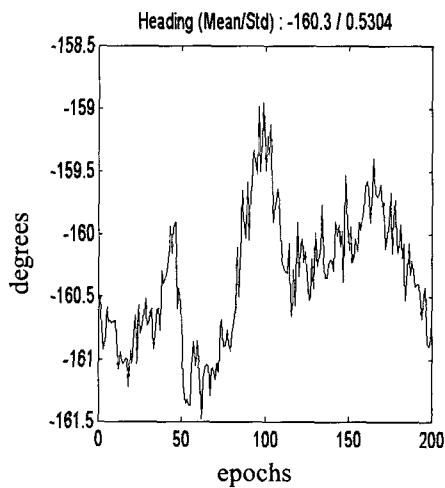
그림 10. 피치.
Fig. 10. Pitch.

GPS반송파 위상을 이용하여 구해진 롤, 방향각, 피치는 그림 8, 그림 9 그리고 그림 10에 나타났다. 차량의 방향각은 연속적인 회전을 나타내기 위하여 사이클의 증분을 계속이어서 표시하였다. 차량이 정지한 동안 방향각, 롤, 피치의 표준편차는 각각 158mdeg, 292mdeg 그리고 340mdeg로 나타났다. 이러한 값은 저급 관성항법장치에 해당하며, 기저선의 길이와 반비례하는 관계에 있다. 따라서 정밀한 자세측정을 위해서는 기저선의 길이를 늘려야 한다. 또한 롤의 표준편차가 방향각의 표준편차보다 큰 것은 GPS위성이 수신기의 안테나를 중심으로 위쪽에만 배치되어 수직방향의 오차가 크게 나타나기 때문이다.

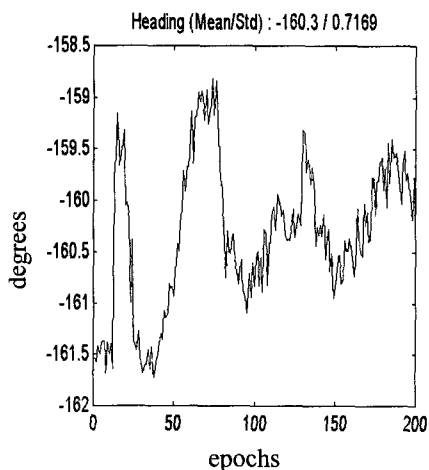
이상에서 보인 저가의 엔진 보오드(CMT-1200)를 이용한 자세결정 시스템의 성능을 평가하기 위해 고가의 장비인 NovAtel사의 3151R 수신기와 동시에 받은 데이터를 이용해 자세를 측정해 보았다. NovAtel 수신기의 기저선 길이는 55cm이고 CMT-1200수신기의 경우는 67cm로 CMT-1200 수신기의 기저선 길이를 길게 설정

하였고, 수신기 제작회사에서 제공하는 서로 다른 안테나를 이용하였다. 저가형의 CMT-1200 수신기의 경우 3151R 수신기에 비해 사이클슬립이 보다 자주 발생하며 의사거리와 반송파 위상의 측정값의 표준편차도 CMT-1200이 3151R에 비해 큰 것을 확인하였다. 이 실험은 정지한 상태로 데이터를 받은 것으로 그림 11과 그림 12은 각각 두 수신기의 방향각과 롤을 비교한 것이다. NovAtel 수신기로 구한 방향각과 롤의 표준편차가 각각 0.5304과 0.832으로 기저선의 길이가 긴 CMT-1200의 0.7169과 1.232보다 작아 측정잡음에 강함을 알 수 있다.

AUTOGYRO로는 Sagnac효과를 이용한 광학자이로스 코프이다. 측정 각속도 범위는 $\pm 100 \text{deg/sec}$ 으로 민간용 차량항법시스템에 많이 이용되는 저급 자이로스 코프이다. GPS반송파위상을 이용한 자세측정 시스템으로 구한 자세를 이 자이로로 측정된 자세와 비교하였다. 그림 13은



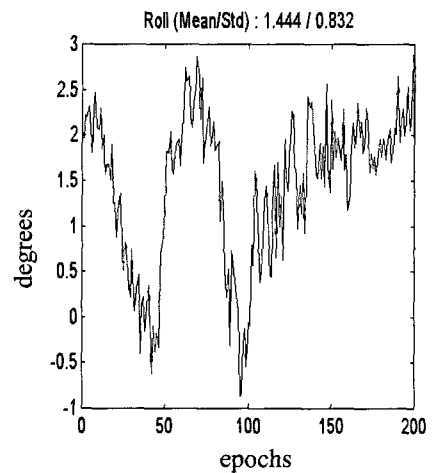
(a)



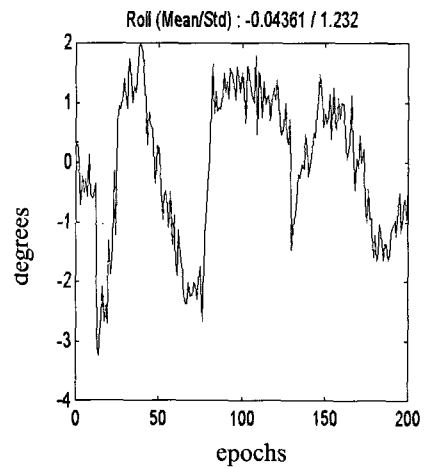
(b)

그림 11. 방향각의 비교 (a) NovAtel 수신기의 방향각, (b) CMT-1200 수신기의 방향각.

Fig. 11. Comparison of the heading (a) heading using NovAtel, (b) heading using CMT-1200.



(a)



(b)

그림 12. 롤의 비교 (a) NovAtel 수신기의 롤, (b) CMT-1200 수신기의 롤.

Fig. 12. Comparison of the roll (a) roll using NovAtel, (b) roll using CMT-1200.

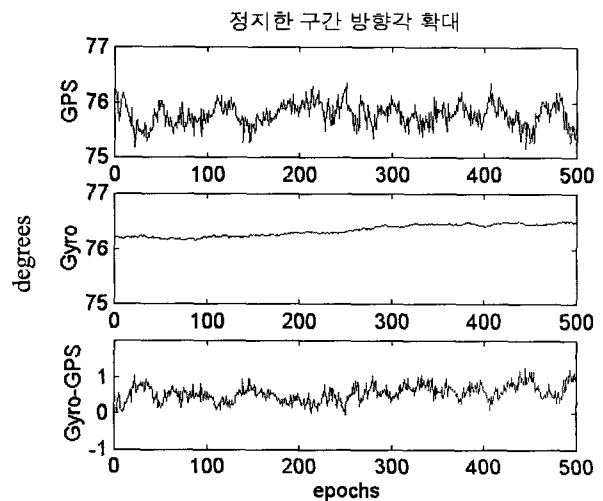


그림 13. GPS와 GYRO의 자세각.

Fig. 13. Heading using GPS and gyro.

정지한 상태에서의 자세측정 결과이다. 여기서 GPS의 오차가 자이로의 오차에 비하여 랜덤하게 빨리 흔들리는 오차 특성임을 알 수 있다.

3. 자세 결정시 고려사항에 관한 분석

그림 14는 CMT-1200의 반송파 위상의 측정값에서 사이클 슬립이 일어난 경우이다. 위쪽의 그림은 측정된 반송파 위상의 값을 나타낸다. 짧은 순간 일어나는 사이클 슬립의 값이 작기 때문에 보이지 않는다. 그러나 반송파 측정값의 미분을 나타내는 아래의 그림을 보면 3번의 사이클 슬립이 일어났음을 알 수 있다.

그림 15의 위쪽은 반송파 위상 예측값이고 아래쪽은 그림 14의 반송파 위상 측정값과 필터를 통과한 반송파 위상의 예측값과의 차이를 낸 그림이다. 아래쪽 그림의 측정값-예측값을 한 값의 차이가 1 이상이면 사이클 슬립이 일어났다고 판단 할 수 있다.

수신기가 락을 이룬 위성들 가운데 양각이 매우 낮은 위성이 포함되어 있을 경우 미지정수가 결정되어도 자세결정에서 오차가 발생할 수 있다. 왜냐하면 다중경로 등에 의해 측정잡음이 커질 수 있기 때문이다. 따라서

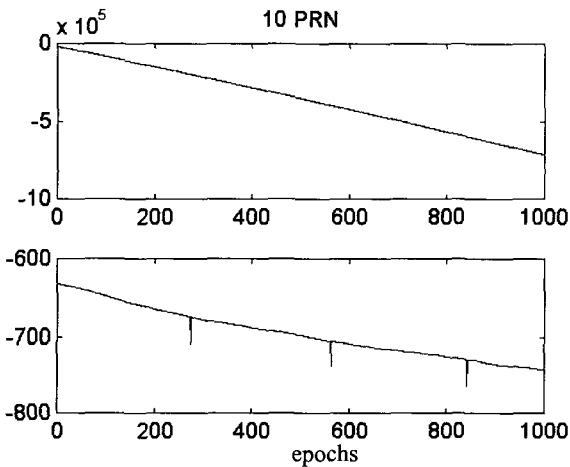


그림 14. 반송파 측정값과 미분값.
Fig. 14. Carrier phase measurement and its derivative.

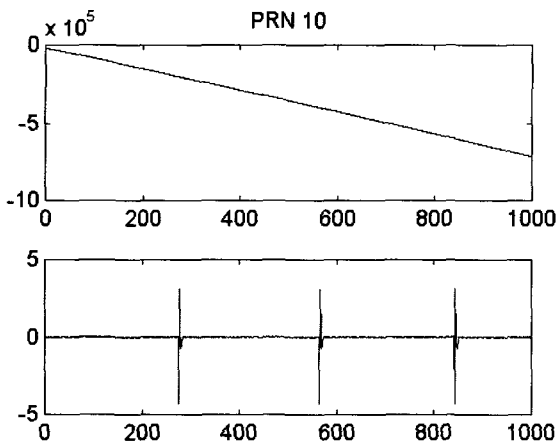


그림 15. Kalman filter에 의한 사이클 슬립 검출.
Fig. 15. Cycle slip detection by kalman filter.

자세결정 시 양각이 낮은 위성은 제외해야 정확한 자세각을 얻을 수 있다.

그림 16의 (a)은 양각이 낮은 위성이 포함되었을 때 피치를 구한 것이고 (b)는 양각이 낮은 위성을 제외하고 피치를 구한 것이다. 이때 해당 위성의 양각은 10도 이하 였다. 그림(a)에서 일시적으로 오차가 생기는 것을 볼 수 있다.

그림 3에 보인 안테나 배치를 이용해 자세를 구하면 안테나 2와 1가 이루는 벡터(벡터 A)와 안테나 3과 2가 이루는 벡터(벡터 B) 모두에서 방향각을 구할 수 있다. 그러나 두 벡터를 이용해 구한 방향각은 같게 나오지 않

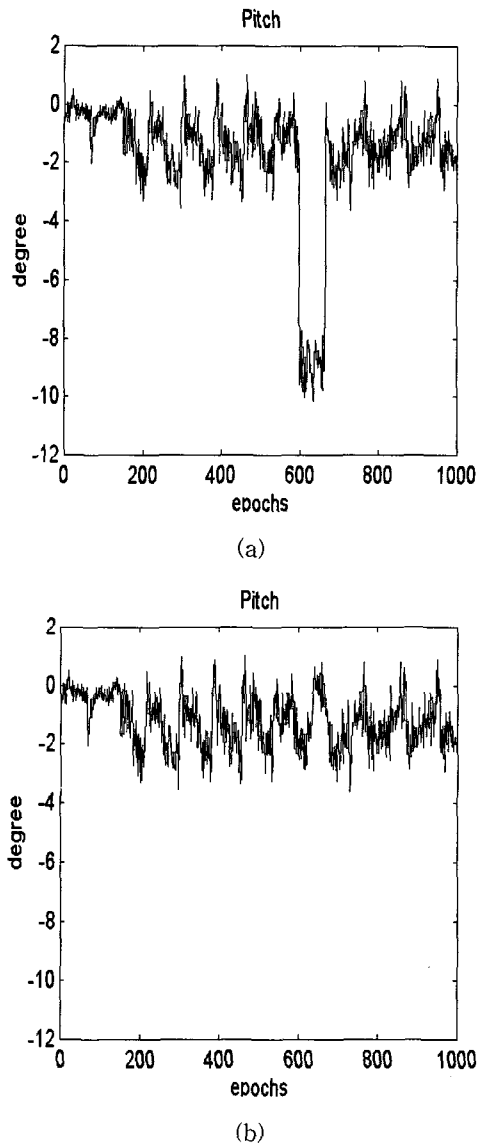


그림 16. 낮은 양각의 위성을 사용할 경우 자세각의 영향 (a) 낮은 양각의 위성이 포함된 경우, (b) 낮은 양각의 위성을 제외했을 경우.

Fig. 16. The effect of low elevation angle (a) in the case of including satellite having low elevation angle, (b) in the case of excluding satellite having low elevation angle.

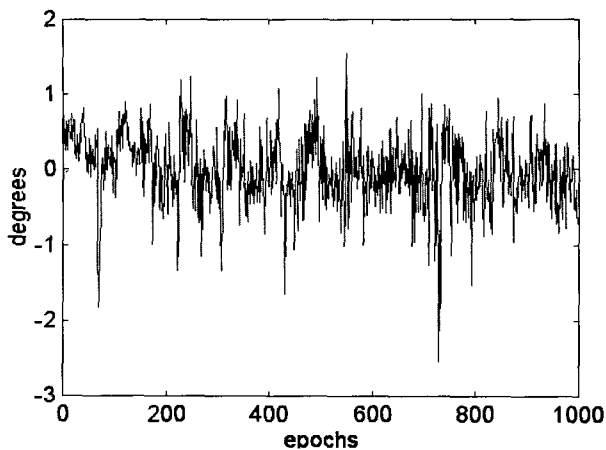


그림 17. 벡터 B로 구한 방향각과 벡터 A로 구한 방향각 차.

Fig. 17. Difference between heading obtained by vector B and heading obtained by vector A.

는다. 왜냐하면 여기에는 안테나의 특성인 위상 중심이 안테나의 정중앙에 있지 않아서 발생하는 오차가 포함되어 있으며 각 안테나에 들어오는 측정잡음이 서로 다르므로 발생하는 오차 역시 포함되기 때문이다. 그림 17은 벡터 B에서 구한 방향각과 벡터 A에서 구한 방향각간의 차를 표시한 것이다. 두 벡터로부터 구한 방향각이 일치하지 않음을 볼 수 있다.

VII. 결론

본 논문에서는 반송파 위상을 이용하여 항체의 자세를 구하는 자세측정시스템을 저가형 GPS 엔진 보오드를 사용하여 구성하였으며 차량에 설치하여 주행한 결과를 보였다. 또한 저가형 엔진 보오드를 이용한 자세결정 실험과정에서 나타난 문제점을 분석하였다. 구현된 자세측정 시스템의 성능은 안테나 사이의 기저선 벡터의 길이에 의하여 결정되므로 가능한 기저선 벡터의 길이를 늘려서 항체에 안테나를 부착하는 것이 좋다. 그러나 기저선의 길이가 증가하면 미지정수 검색에 많은 계산량을 필요로 하므로 응용에 맞는 안테나의 길이를 선택하는 것이 중요하다.

GPS를 이용한 자세측정시스템은 외부신호를 연속적으로 받아야 하는 단점을 가지고 있다. 즉 반송파 위상을 이용하기 위해서는 연속적으로 신호를 수신하는 것이 무엇보다 중요하다. 저가의 수신기들은 반송파 정보보다는 의사거리정보에 비중을 두고 설계가 되었다. 따라서

저가형 GPS 엔진 보오드를 사용하면 반송파 위상의 측정 잡음이 고가의 수신기에 비해 커지게 된다. 따라서 잡음을 유발할 수 있는 요인들을 미리 제거해야 저가의 엔진 보오드를 이용한 자세 측정이 가능하다. Cycle Slip이 발생했는지를 검출하여 미지정수를 다시 찾는 과정이 필요하며 락을 이룬 위성들 가운데 양각이 낮은 위성이 있으면 자세결정 과정에서 제외해야 오차 발생 가능성을 줄일 수 있다. 또한 설치된 안테나의 위상 중심과 기저선 벡터가 이루는 각을 정확히 알아야 정확한 자세각을 측정할 수 있다.

GPS를 이용한 자세측정시스템으로 구한 자세각은 정밀 자이로스코프와의 비교를 통해 그 성능을 평가할 수 있으며 연속적으로 위성신호를 수신할 수 없을 경우에 대비하여 자이로스코프와의 결합을 통해 연속적인 자세각을 얻을 수 있는 시스템을 설계할 필요가 있다.

참고문헌

- [1] DMA, *World Geodetic System 1984: Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems*, The Defense Mapping Agency Technical Report 8350.2, 2nd Edition, Sept., 1991.
- [2] 박찬식, 김일선, 이장규, 지규인, 김춘식, "GPS 반송파 위상을 이용한 정밀 위치 측정실험," 제2회 GPS워크샵논문집, 대전, 1995.
- [3] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems- A Modern Synthesis*, Academic Press, San Diego, 1993.
- [4] G. Lu, *Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination*, UCGE Reports #20073, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, Jan., 1995.
- [5] A. El-Mowafy, *Kinematic Attitude Determination From GPS*, UCGE Reports #20074, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, Dec., 1994.
- [6] G. Wahba, "A least square estimate of spacecraft attitude," *SIAM Review*, vol. 7, no. 3, 1965.
- [7] C. Park, I. Kim, J. G. Lee and G. I. Jee, "Efficient ambiguity resolution with constraints equation," *Proc. IEEE PLANS'96*, 1996.
- [8] M. Dumaine, "High precision attitude using low cost GPS receiver," *ION-GPS September 96*, 1996.



홍진석

1970년생 9월 5일생. 1994년 건국대 전자공학과 졸업. 1996년 동대학원 석사, 1996년-현재 건국대학교 전자·정보 통신공학과 박사과정.



지규인

1959년 11월 24일생. 1982년 서울대 공대 제어계측공학과 졸업. 1984년 서울대 대학원 제어계측공학과 석사. 1989년 Case Western Reserve University 시스템공학과 박사. 1990년 Rensselaer Polytechnic Institute 연구원. 1990년 9월-1992년 2월 강원대학교 제어계측공학과 전임강사. 1992년 3월-현재 건국대학교 전자·정보 통신공학과 부교수.

박찬식

제어·자동화·시스템공학 논문지 제4권, 제2호, 참조.

이장규

제어·자동화·시스템공학 논문지 제4권, 제5호, 참조.