

## 論文

## 자세결정시의 GPS 반송파 다중경로 오차 추정

이은성\*, 천세범\*, 이영재\*, 강태삼\*, 지규인\*\*

## GPS Carrier Multipath Estimation While Attitude Determination

Eunsung Lee\*, Sebum Chun\*, Young-Jea Lee\*, Teasam Kang\* and Gyu-In Jee\*\*

## ABSTRACT

Incorrect ambiguity integer of GPS make a large error on attitude determination. In this paper one method is suggested for estimating the multipath of GPS carrier measurement while attitude determination. The multi-antenna system consists of 4 antennas have the same clock error help to make attitude determination effectively. If the distance between antennas is a half wavelength, it is not necessary to search the ambiguity integer and the multipath of GPS carrier measurement can be estimated. The results of the simulation are shown and analyzed.

## 초 록

잘못된 미지정수는 잘못된 위치값을 사용자에게 제공하여 자세결정에 큰 오차를 발생시킨다. 본 논문에서는 이동하는 항체에 4개 이상의 GPS 안테나를 고정시켜 정확한 자세결정을 수행할 때 다중경로를 추정하는 방법을 제안하였다. 4개 이상의 GPS 안테나에서 얻은 측정값이 같은 수신기 시계오차를 갖게 되면, 안테나 사이의 기하학적 관계를 이용하여 자세결정을 보다 효과적으로 수행할 수 있다. 안테나 사이의 거리를 반파장으로 만들어 미지정수 검색의 과정 없이 미지정수를 결정하고, GPS 반송파 측정값에 존재하는 다중경로 오차를 추정할 수 있다. 본 논문은 GPS 반송파 측정값의 다중경로 오차를 추정하는 알고리즘을 제시하고 수학적 증명을 하였으며, 이 결과를 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

**Key Words** : GPS, Carrier Phase(반송파), Multipath(다중경로), Attitude(자세), Estimation(추정), Ambiguity(미지정수)

## 1. 서 론

GPS 측정값에서 다중경로 오차를 제거하기 위한 기존의 방법을 살펴보면 안테나 계인을 이용하는 방법, 향상된 수신기 기술을 이용하는 방법, 그리고 신호 처리 및 데이터 가공을 이용하는 방법이 있다. 그러나 대부분의 방법이 코드 측정값

의 다중경로 완화에 효과적이었고, 반송파 다중경로 오차 완화에는 어려움이 많았다. 지금까지 GPS 반송파의 다중경로 오차를 추정하는 방법으로 제시된 것들 중 탁월한 성능을 보여주는 방법은 없으며, 아직도 많은 연구가 진행 중 이다. 안테나 계인을 이용하는 방법에는 안테나의 계인 패턴을 향상시켜 다중경로 오차의 발생에도 대처할 수 있도록 하는 방법이 있다. 안테나의 계인 패턴을 향상시키는 방법으로는 특수하게 만들어진 안테나를 사용하는 방법이 있으며, 다중 안테나를 이용하여 GPS 측정값의 데이터를 분석하여 다중경로 오차의 발생에 대처하는 방법이 있

† 2004년 7월 12일 접수 ~ 2005년 1월 18일 심사완료

\* 정희원, 건국대학교 항공우주공학과

\*\* 정희원, 건국대학교 전자공학과

연락처자, E-mail : younglee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

다. 또한 초크링 (Choke Ring)을 사용하여 소극적으로 다중경로 오차에 대한 대처를 할 수도 있다.

수신기 기술의 향상은 다중경로 오차 제거에 도움을 주었다. Narrow Corrlertor™을 이용하면 0.1 칩 간격을 유지할 수 있고 IF (Intermediate Frequency)에서 보다 넓은 대역폭을 가지므로 다중경로 완화에 도움이 되었다[1]. MET™ (Multipath Elimination Technique)는 다중경로 제거를 위하여 Narrow Correlertor™의 성능을 향상 시킨 것이다[2]. MEDLL™ (Multipath Estimation Delay Lock Loop)은 다중 근접 상관을 이용하여 다중경로를 추정하고 신호의 상관 함수에서 다중경로가 제거된 순수한 신호의 상관 함수를 제공한다[3]. 이러한 향상된 알고리즘 기술의 수신기 적용에 있어서 주요한 문제는 개별 회사의 기술로 모든 수신기에 복합적으로 적용될 수 없다는 점과 사용자의 임의에 의해서 수신기 구조를 변형시킬 수 없다는 것이다.

신호처리와 데이터 처리과정에서 다중경로를 제거하는 방법으로 대표적인 방법은 코드의 측정값과 반송파의 측정값을 함께 사용하고 스무딩 (Smoothing) 알고리즘을 이용하여 코드의 다중경로를 추정하는 방법이 있다[4]. 신호대잡음비 (Signal-to-Noise Ratio)를 이용하여 차분된 반송파 측정값의 반송파 다중경로 오차를 제거하는 방법도 있으나 이러한 방법은 안테나 계인의 패틴을 알고 있어야 가능하다. 신호대잡음비를 사용한 다른 예는 반사판을 모델링 하고 반송파의 다중경로 오차를 모델링 하기 위하여 사용되었다 [5]. 코드와 반송파의 다중경로 오차를 추정하기 위하여 다중 기준국을 이용한 방법도 있다[6].

기존의 기저선 제한조건을 사용하는 방법을 살펴보면 네가지 방법으로 나눌 수 있다. 그 첫 번째는 GPS 반송파 미지정수의 검색에서 검색 범위를 축소하는 방법이며[6], 두 번째는 기저선 제한조건을 이용하여 관계식을 간략화하는 것이다[7]. 세 번째는 각 미지정수 사이의 관계를 이용하여 검색해야 할 미지정수를 사전에 선별하는 것이다[8]. 마지막으로 네 번째 방법은 사전에 기저선 길이를 알고, 이를 새로운 측정값으로 사용하는 경우이다[9]. 첫 번째, 두 번째, 네 번째 방법은 일반적으로 자세 결정에 많이 사용되며, 세 번째 방법은 위치 결정에 많이 사용된다.

본 논문에서는 이동하는 항체의 정확한 자세 결정을 수행하기 위하여 반송파의 다중경로 오차를 추정하는 방법을 제안하였다. 안테나 그룹이 놓여있는 기하학적 조건을 이용하여 다중경로 오

차의 수학적 전개를 기존의 방법[10]보다 간단히 하였으며 자세결정 알고리즘을 수행하면서 기저선 제한 조건을 사용하여 미지정수 검색을 보다 효과적으로 수행하고 GPS 반송파 측정값에 존재하는 다중경로 오차를 추정할 수 있음을 정리하였고, 이를 시뮬레이션으로 보여주었다.

본 논문의 2절은 반송파 다중경로 오차 모델과 측정 방정식을 설명하였고, 3절에서는 제시된 알고리즘 결과를 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 4절에서 결론을 맺었다.

## II. 반송파 다중경로 오차 모델

GPS 반송파 측정식은 다음의 식(1)과 같다. 식 (1)은 수신기에서 얻은 반송파 측정값으로 각종 오차가 포함되어 있다.

$$\Phi_A^i = R_A^i - d_{ion} + d_{trop} + \lambda N_A^i + \delta^i + \delta_A + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_A^i + w_A^i \quad (1)$$

여기서  $\Phi_A^i$ 는 반송파 측정값,  $R_A^i$ 는 위성과 수신기간의 실제거리,  $d_{ion}$ 는 전리층 오차,  $d_{trop}$ 는 대류권 오차,  $\lambda$ 는 반송파 파장,  $N_A^i$ 는 미지정수,  $\delta^i$  위성 시계 오차,  $\delta_A$ 는 수신기 시계 오차,  $\Psi_A^i$ 는 다중경로 오차,  $w_A^i$ 는  $w_A^i \sim N(0, Q)$ 의 분포를 갖는 측정잡음,  $Q$ 는 측정 잡음의 공분산,  $i$ 는 위성 번호,  $A$ 는 안테나 번호이다.

반사된 반송파의 신호중 가장 영향력이 큰 하나를 고려하거나, 여러 경로를 통하여 반사된 반송파의 합성된 값으로 하나의 반송파 신호를 고려할 경우, 식 (1)의 다중경로 오차  $\Psi_A^i$ 는 다음의 식(2)와 같이 얻을 수 있다[10].

$$\Psi_A^i = \arctan \left( \frac{\alpha \sin \gamma_A^i}{1 + \alpha \cos \gamma_A^i} \right) \quad (2)$$

여기서  $\gamma_A^i$ 는 신호의 지연값을 라디안으로 표현한 값,  $\alpha$ 는 반사계수,  $i$ 는 위성 번호,  $A$ 는 안테나 번호이다.

식 (1)은 한 개의 안테나와 하나의 GPS 위성 사이의 반송파 측정식을 나타낸 것이다. 두 개의 안테나를 그림 1과 같이 근접하게 배열하고, 단일 차분된 측정식은 다음과 같다.

안테나 A와 B에 대한 측정식을 차분하면 다음과 같이 식 (3)로 쓸 수 있다.

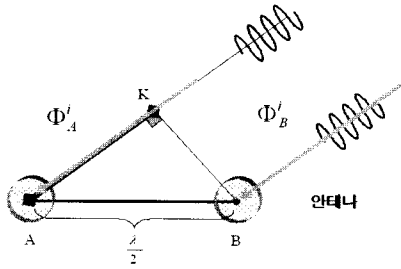


그림 1. 두개의 안테나

$$\begin{aligned} \Phi_{AB}^i &= \Phi_B^i - \Phi_A^i \\ &= \left( R_B^i + \lambda N_B^i + \delta_B + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_B^i \right) \\ &\quad - \left( R_A^i + \lambda N_A^i + \delta_A + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_A^i \right) \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)에서 보는 것과 같이, 같은 위성  $i$ 에 대한 차분을 취한 것이므로, 측정잡음은 상대적으로 작아 무시되며, 위성  $i$ 에 대한 공통 오차항은 제거 된다. 제거된 오차항은 전리층 오차, 대류권 오차, 위성 궤도 및 위성 시계 오차이다. 식 (3)을 간략한 표현으로 다시 정리하면 식 (4)와 같다.

$$\Phi_{AB}^i = R_{AB}^i + \lambda N_{AB}^i + \delta_{AB} + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i \quad (4)$$

식 (4)의  $\Psi_{AB}^i$ 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \Psi_{AB}^i &= \Psi_B^i - \Psi_A^i \\ &= \arctan \left( \frac{\left( \alpha \sin \gamma_B^i - \alpha \sin \gamma_A^i \right) + \alpha^2 \sin \left( \gamma_B^i - \gamma_A^i \right)}{\left( 1 + \alpha \cos \gamma_B^i - \alpha \cos \gamma_A^i \right) + \alpha^2 \cos \left( \gamma_B^i - \gamma_A^i \right)} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

식 (5)에서 보는 바와 같이  $\Psi_{AB}^i$ 의 값은  $-\frac{\pi}{2}$ 에서  $\frac{\pi}{2}$  사이의 값을 갖는다.

식 (4)에서 두 개의 수신기가 같은 시계를 사용한다면, 수신기 시계에 대한 오차항  $\delta_{AB}$ 은 0이 된다. 따라서 식 (4)의 차분된 수신기 오차를 제거 하고 다시 쓰면 식 (6)이 된다.

$$\Phi_{AB}^i = R_{AB}^i + \lambda N_{AB}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i \quad (6)$$

식 (6)의 미지정수  $N_{AB}^i$ 는 아래와 같은 이유로, 제한조건에 의하여 검색의 과정 없이 선택할 수 있다. 만약 두 안테나의 중심점 사이의 길이를

정확하게 조절하여  $\frac{\lambda}{2}$ 로 항체에 고정한다면, 식 (5)에서  $R_{AB}^i$ 는  $-\frac{\lambda}{2}$ 에서  $\frac{\lambda}{2}$  사이의 값을 가지며, 앞에 설명한 바와 같이  $\Psi_{AB}^i$ 가  $-\frac{\pi}{2}$ 에서  $\frac{\pi}{2}$  사이의 값을 갖으므로,  $\frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i$ 는  $-\frac{\lambda}{4}$ 에서  $\frac{\lambda}{4}$  사이의 값을 가지므로  $R_{AB}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i$ 의 값은 항상  $-\frac{3\lambda}{4}$ 에서  $\frac{3\lambda}{4}$ 까지 값을 갖는다. 따라서  $R_{AB}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i$ 는 소수 부분을 항상 갖게 되며,  $N_{AB}^i$ 는 정수 부분을 갖게 된다. 따라서 검색 없이  $N_{AB}^i$ 를 결정할 수 있다.  $N_{AB}^i$ 를 결정한 후 우변의  $\lambda N_{AB}^i$ 를 좌편으로 이항하여 식 (6)을 식 (7)과 같이 다르게 쓸 수 있다. 식 (7)의 좌편은 한번의 계산을 통해 얻어지는 값으로 "Adjust"라는 첨자를 사용한다.

$$\left( \Phi_{AB}^i \right)_{Adjust} = R_{AB}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i \quad (7)$$

그림 2와 같이 안테나 4개를 그룹으로 만든 시스템에서는 식 (7)을 식 (8)에서 식 (10) 같이 확장해서 쓸 수 있다.

$$\left( \Phi_{BC}^i \right)_{Adjust} = R_{BC}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{BC}^i \quad (8)$$

$$\left( \Phi_{CD}^i \right)_{Adjust} = R_{CD}^i + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{CD}^i \quad (9)$$

그림 2는 그룹 안테나의 기하학적 모양과 반사된 신호가 각각의 안테나에 들어오는 모양을 설명하고 있다. 식 (7)에서 식 (9)을 일정 위치에 대한 선형화된 형식으로 변형하고 단일차분에서 얻어진 미지정수를 적용하면 다음과 같다.

$$\left( l_{AB}^i \right)_{Adjust} = h_{AB}^i \Delta X_{AB} + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{AB}^i \quad (10)$$

$$\left( l_{BC}^i \right)_{Adjust} = h_{BC}^i \Delta X_{BC} + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{BC}^i \quad (11)$$

$$\left( l_{CD}^i \right)_{Adjust} = h_{CD}^i \Delta X_{CD} + \frac{\lambda}{2\pi} \Psi_{CD}^i \quad (12)$$

여기서  $\left( l_{AB}^i \right)_{Adjust}$ ,  $\left( l_{BC}^i \right)_{Adjust}$ ,  $\left( l_{CD}^i \right)_{Adjust}$ 는 단일차분된 측정값에서 결정된 미지정수를 제외 한 것이고,  $h_{AB}^i$ ,  $h_{BC}^i$ ,  $h_{CD}^i$ 는 단일차분된 측정값의 측정방정식이며,  $\Delta X_{BC}$ ,  $\Delta X_{CD}$ ,  $\Delta X_{AB}$ 는 상대위치벡터이다.

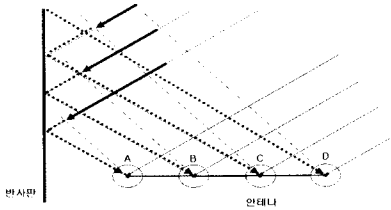


그림 2. 그룹 안테나와 반사판

만일 4개의 안테나 사이의 간격이 모두  $\frac{\lambda}{2}$ 이고 그림 2와 같이 일직선 위에 배열되었다면, 식 (11)과 식 (12)에서  $\Delta X_{BC}$ ,  $\Delta X_{CD}$ 는  $\Delta X_{AB}$ 와 같다. 안테나 A와 B사이의 거리를  $d_{AB}$ , 안테나 B와 C사이의 거리를  $d_{BC}$ , 안테나 C와 D사이의 거리를  $d_{CD}$ 라고 하고, 안테나 A, B, C가 그림 2와 같이 일직선으로 배열된 경우, 기하학적 관계에 의하여 식 (13)에서 식 (15)가 성립한다.

$$\gamma_B^i = \gamma_A^i + S^i \quad (13)$$

$$\gamma_C^i = \gamma_A^i + S^i \times \left( \frac{d_{AB} + d_{BC}}{d_{AB}} \right) \quad (14)$$

$$\gamma_D^i = \gamma_A^i + S^i \times \left( \frac{d_{AB} + d_{BC} + d_{CD}}{d_{AB}} \right) \quad (15)$$

여기서  $S^i = \gamma_B^i - \gamma_A^i$ 이다.

식 (7)에서 식 (9)까지의  $\Psi_{AB}^i$ ,  $\Psi_{BC}^i$ ,  $\Psi_{CD}^i$ 를 선형화 기준점  $\alpha_0$ ,  $\gamma_{A0}^i$ ,  $S_0^i$ 에 대하여 선형화 시키고 추정할 값  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\gamma_A^i$ ,  $\Delta S^i$ 으로 다시 표현하면 식 (19)에서 식 (21)이 된다.

$$\Psi_{AB}^i = \Psi_{AB}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i) + \left[ \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial\alpha} \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial\gamma_A} \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)} \quad (16)$$

$$\left[ \Delta\alpha \ \Delta\gamma_A^i \ \Delta S^i \right]^T \Psi_{BC}^i = \Psi_{BC}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i) + \left[ \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial\alpha} \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial\gamma_A} \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)} \quad (17)$$

$$\Psi_{CD}^i = \Psi_{AB}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i) + \left[ \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial\alpha} \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial\gamma_A} \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)} \left[ \Delta\alpha \ \Delta\gamma_A^i \ \Delta S^i \right]^T \quad (18)$$

식 (10)에서 식 (12)를 식 (16)에서 식 (18)를 이용하여 다시 정리하면 식 (19)에서 식 (21)가 된다.

$$(L_{AB}^i)_{Adjust} = H_{AB}^i \Delta X \quad (19)$$

$$(L_{BC}^i)_{Adjust} = H_{BC}^i \Delta X \quad (20)$$

$$(L_{CD}^i)_{Adjust} = H_{CD}^i \Delta X \quad (21)$$

$$(L_{AB}^i)_{Adjust} = (l_{AB}^i)_{Adjust} - \Psi_{AB}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i),$$

$$(L_{BC}^i)_{Adjust} = (l_{BC}^i)_{Adjust} - \Psi_{BC}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i),$$

$$(L_{CD}^i)_{Adjust} = (l_{CD}^i)_{Adjust} - \Psi_{CD}^i(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i),$$

$$H_{AB}^i = [ h_{AB}^i \ g_{AB}^i ], H_{BC}^i = [ h_{BC}^i \ g_{BC}^i ],$$

$$H_{CD}^i = [ h_{CD}^i \ g_{CD}^i ],$$

$$g_{AB}^i = \left[ \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial\alpha} \ \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial\gamma} \ \frac{\Psi_{AB}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)},$$

$$g_{BC}^i = \left[ \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial\alpha} \ \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial\gamma} \ \frac{\Psi_{BC}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)},$$

$$g_{CD}^i = \left[ \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial\alpha} \ \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial\gamma} \ \frac{\Psi_{CD}^i}{\partial S} \right] \Bigg|_{(\alpha_0, \gamma_{A0}^i, S_0^i)},$$

$$\Delta X = [ \Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta\alpha \ \Delta\gamma_A^i \ \Delta S^i ]^T,$$

$h_{AB}^i$ ,  $h_{BC}^i$ ,  $h_{CD}^i$ 는 단일차분된 측정값의 측정방정식이다.

식 (19)에서 식 (21)까지 하나의 식으로 표현하면 식 (22)가 된다.

$$(L)_{Adjust} = H \Delta X \quad (22)$$

### III. 시뮬레이션

가시위성이 5개이고 반사판이 1개인 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 충분히 필터가 수렴할 시간으로 시뮬레이션 수행 시간을 250초로 하였으며, 그룹 안테나의 구성은 그림 2와 같이 4개의 안테나로 구성하였다. 시뮬레이션 측정값에 발생하는 반송파 다중경로를 만들기 위하여 식 (2)을 이용하였으며, 상태변수가 인공위성의 움직임에 따라 변화하는 것을 고려하여 반송파 다중경로 오차에 영향을 미치는 상태변수를 선형적으로 증가시켰다. 또한 동적인 환경을 구현하기 위하여, 안테나 그룹이 안테나 A를 기준으로 회전운동을 하는 경우를 가정하였다. 이 경우 상

태변수  $\Delta X$ 는 상대위치  $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ , 다중경로 모델 계수  $\Delta\gamma_A^1, \Delta S_A^1, \Delta\gamma_A^2, \Delta S_A^2, \Delta\gamma_A^3, \Delta S_A^3, \Delta\gamma_A^4, \Delta S_A^4, \Delta\gamma_A^5, \Delta S_A^5$ , 반사판의 반사계수  $\Delta\alpha$ 로 구성된다. 측정값은 반송파 측정값을 단일차분하여 사용하였다. 본 논문에서는 추정 알고리즘으로 확장 칼만 필터를 사용하였다.

그림 3은 안테나 그룹이 놓여 있는 수직선에서 안테나 A와 안테나 B사이의 자세벡터의 기하학적 모습을 나타낸 것이다. 그림 4의 (a)는 자세벡터의 x성분, (b)는 자세벡터의 y성분, (c)는 자세벡터의 z성분의 참값과 추정값을 함께 그린 것이다. 실선이 추정값이며, 별 모양의 선이 참값이다. 추정값이 참값을 잘 따라감을 확인 할 수 있다.

반사판을 1개로 가정할 경우 추정해야 할 반사계수는 1개이다. 이것을 추정한 것의 오차는 그림 5와 같다. 추정값이 참값에 잘 수렴하는 것을 확인 할 수 있다.

각각의 위성에 대한  $\gamma$ 와  $S$ 를 구한 것은 그림 6에서 그림 15와 같다. 각각 추정값들의 오차는 0에 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

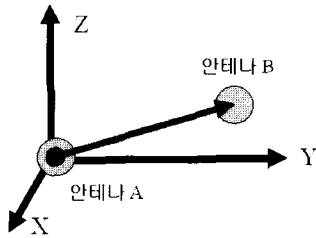
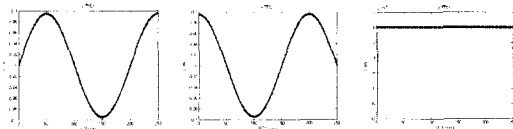


그림 3. 자세벡터



(a) x 성분 (b) y 성분 (c) z 성분

그림 4. 자세벡터 성분의 추정값과 실제값

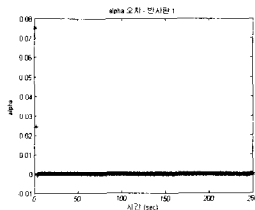


그림 5. 반사계수  $\alpha$

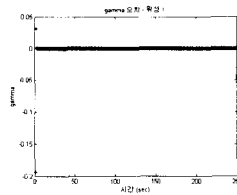


그림 6. 1번 위성의  $\gamma$

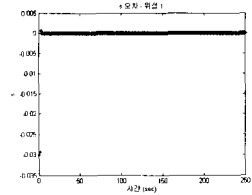


그림 7. 1번 위성의  $S$

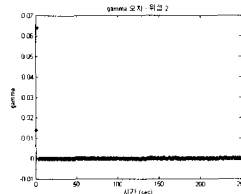


그림 8. 2번 위성의  $\gamma$

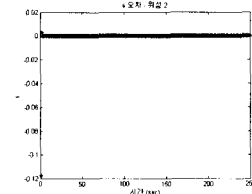


그림 9. 2번 위성의  $S$

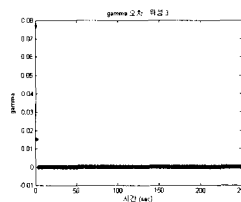


그림 10. 3번 위성의  $\gamma$

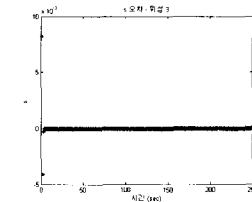


그림 11. 3번 위성의  $S$

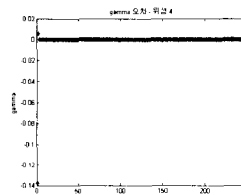


그림 12. 4번 위성의  $\gamma$

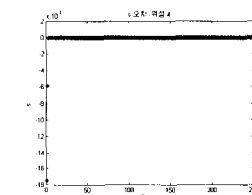


그림 13. 4번 위성의  $S$

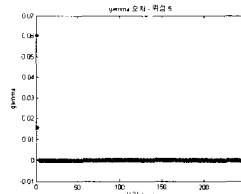


그림 14. 5번 위성의  $\gamma$

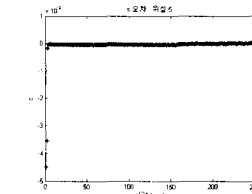


그림 15. 5번 위성의  $S$

#### IV. 결 론

4개 이상의 GPS 안테나에서 얻은 측정값이 같은 수신기 오차를 갖게 되면, 안테나 사이의 기

하학적 관계를 이용하여 자세결정을 보다 효과적으로 수행할 수 있다. 안테나 사이의 거리를 반파장으로 만들어 미지정수 검색의 과정 없이 미지정수를 결정하고, GPS 반송파 측정값에 존재하는 다중경로 오차를 추정할 수 있다. 본 논문에서는 시뮬레이션을 통하여 이동하는 항체에 4개 이상의 GPS 안테나를 고정시켜 정확한 자세결정을 위한 알고리즘을 제시하였다. 제안된 알고리즘을 사용하여 동적 환경에서 정확한 자세결정 및 반송파 다중경로 오차의 추정을 수행하였다. 시뮬레이션 결과를 통하여 자세와 반송파 다중경로 오차에 효과적인 방법임을 확인하였으며, 본 논문의 내용은 반송파 측정값을 이용하여 정밀한 위치 및 자세 결정에 사용할 수 있을 것으로 여겨진다.

## 후 기

이 논문은 산업자원부 지원으로 수행하는 항공우주기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- 1) Fenton, P., B. Falkenberg, T. Ford, K. Ng and A.J. van Dierendonck, "Novatel's GPS Receiver ; The High Performance OEM Sensor of the Future", *Proceedings of ION GPS-91*, Albuquerque, September 9-13, 1991, pp. 49-58.
- 2) Townsen and Fenton, "A Practical Approach to the Reduction of Pseudorange Multipath Error in L1 GPS Receiver", *Proceeding of ION GPS-94*, Salt Lake City, September 20-23, 1994, pp. 143-148.
- 3) Van Nee, *Multiple and Multi-Transmitter Interference in Spread-Spectrum Communication and Navigation Systems*, Ph.D.Thesis, Delft University Press, The Netherland, 1995.
- 4) B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins., *Global Positioning System: Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien, 1997.
- 5) Alxelrad, P., C.j. Comp and P.F MacDoran, "SNR Based Multipath Error Correction for GPS Differential Phase", *IEEE Transaction on Aerospace & Electronic Systems*, 32, 2, April, 1996, pp. 650-660.
- 6) Gang Lu, *Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination*, Dissertation, December 1994, Calgary, Alberta.
- 7) C. E. Cohen, Attitude determination using GPS, PhD Thesis, Department of Aeronautics & Astronautics, Stanford University, CA.
- 8) John F. Raquet, "Multiple Reference GPS receiver Muultipath Mitigation Technique", *ION Annual Meeting*, 1996, pp. 681-690.
- 9) 이은성 외, "기저선 제한조건을 이용한 검출확률 증가," *한국항공우주학회 춘계논문집*, 2004년 4월 16일 ~ 16일, pp 228-231.
- 10) J.K. Ray, M.E. Cannon, P. Fenton, "GPS Code and Carrier Multipath Mitigation Using a Multi-Antenna System", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 37, No 1, January 2001, pp183-195.