

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1032-1039(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1032>

GPS 반송파 위상을 사용한 편대비행위성 상대위치결정 연구

박재익*, 이은성, 허문범

Precise Relative Positioning for Formation Flying Satellite using GPS Carrier-phase Measurements

Jae-Ik Park*, Eunsung Lee and Moon-Beom Heo

Satellite Navigation Team, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

The present paper deals with precise relative positioning of formation satellites with long baseline in low Earth orbit making use of L1/L2 dual frequency GPS carrier phase measurements. Kinematic approach means to describe the motion of objects without taking its mass/dynamics model into consideration. The advantage of the kinematic approach is that information about dynamics of the system is not applied, which gives more flexibility and could improve the scientific interest of the observations made by the mission. The ionosphere terms, which are not canceled by double differenced measurement equation in the case of the long baseline, are explicitly estimated as unknown parameters by extended Kalman filter. The estimated float ambiguities by EKF are solved by existing efficient integer vector search strategy under integer least square condition. For the integer vector search, we employ well known MLAMBDA. Finally, The feasibility and accuracy of processing scheme are demonstrated using the GPS measurements for two satellites in low Earth orbit separated by baselines of 100 km.

초 록

이 논문에서는 GPS L1/L2 이중 주파수 반송파 위상 관측값을 사용하여 100km 이상의 장기선을 가지는 저궤도 편대비행위성의 상대위치결정 기법을 연구하였다. 더욱 다양한 응용분야로의 유연한 확장을 위해 위성의 동역학 모델을 고려하지 않았고 이중 주파수 GPS 관측값과 오차 모델링을 기반으로 확장칼만필터를 통해 구하고자 하는 미지의 변수를 추정하였다. 편대비행위성 간 기선의 증가로 인해 공통오차로 소거되지 않고 남아있는 전리층 지연 오차는 전리층 매핑 모델을 사용하여 계산하였다. 정수형 미지정수 검색은 정수 최소 자승 조건을 만족하는 미지정수를 보다 빠르고 효율적으로 검색할 수 있는 MLAMBDA 기법을 적용하였다. 결정된 정수형 미지정수의 검정은 비울 테스트를 통해 판정하였다. 제안된 기법의 검증을 위해 편대비행위성 간 상대 기선 거리가 100 km 이상 떨어져 있는 가상의 편대비행위성 시나리오를 구성하여 상대위치결정 정확도를 분석하였다. 분석된 결과를 통해 제안된 기법은 장기선에서의 반송파 위상 미지정수 결정과 mm 수준의 정밀한 상대위치결정이 가능함을 확인하였다.

Key Words : Formation Flying Satellite(편대비행 위성), Relative Positioning(상대위치결정), Global Positioning System(위성항법시스템), Carrier-phase(반송파위상), Integer Ambiguity(미지정수)

† Received: September 26 2012, Accepted: November 27 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : jpark@kari.re.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

위성 편대비행은 다수의 위성이 하나의 군을 이루어 지구궤도나 우주 공간상에서 임무를 수행하도록 하는 기술을 의미한다. 하나의 대형위성이 수행할 임무를 여러 대의 인공위성에 분산시킴으로써 임무비용을 절감하는 효과가 있어, 한대의 인공위성에 이상이 생기더라도 다른 인공위성으로 그 기능을 분산시킴으로써 임무 실패의 위험도 줄일 수 있다는 장점이 있다. 이러한 장점을 바탕으로 편대비행 기술을 이용한 분산형 위성시스템 기술은 입체영상, 합성개구면레이더(SAR), 우주관측레이더와 같은 지구 관측과 우주탐사를 목적으로 하는 간섭계 구성 기술이 요구되는 연구가 진행되고 있다[1].

편대비행위성의 상대거리 유지 정확도는 간섭계 구성 시 그 해상도와 직결되는 문제이기 때문에 요구되는 정확도에 맞게 편대비행위성의 상대거리를 정확하게 결정하는 기술은 편대비행 기술의 핵심이다. 이를 위해 필요한 센서 정보로서 위성항법시스템이 제공하는 신호의 사용은 위치결정에 매력적인 대안이다. 특히 편대비행위성간의 시각 동기화를 위해 매우 정확한 시간 정보를 제공하고 편대비행위성 간 항법 데이터를 동시에 측정할 수 있어 정밀한 상대위치결정을 가능하게 한다[2][3]. 현재까지 다양한 연구자들의 상대위치결정 연구가 수행되고 있다. Mohiuddin[4] 과 Psiaki[5]는 편대비행위성의 GPS 반송파 위상 관측값 모델링과 동역학 모델링을 통해 단기선(<10km)에서 상대위치결정 연구를 수행하였으며, Tancredi[6]는 변화하는 기선에서 상대위치결정 연구를 수행하였다.

GPS 반송파 위상을 이용한 정밀한 상대위치결정을 위해 이동체 동역학을 고려한 필터 기반의 추정방식과 RTK(real-time kinematic)와 같이 이동체 동역학에 대한 고려 없이 관측값을 기반으로 직접 위치, 속도를 추정하는 방법이 있다. 후자의 방식은 이동체 동역학에 대한 고려가 필요 없어, 다양한 응용분야에 더 유연하게 대응할 수 있다는 장점이 있다[7].

GPS 관측값으로 사용되는 반송파 위상 측정값은 코드 관측값보다 정확하지만, 미지의 정수성을 포함하는 것으로 알려져 있다. 신뢰할 수 있는 미지정수의 결정은 정확한 상대위치결정을 수행하기 위해 필수이다. GPS 반송파 위상의 미지정수 결정 연구는 1980년대 말부터 현재까지 꾸준히 연구되고 있다. 대표적으로 Blewitt [8]에 의해 전리층 제거 조합과 와이드 레인(wide-lane) 반송파 위상 조합을 활용한 미지정

수 검색 방법에 관해 연구 되었으며, 이후에도 와이드 레인, 네로우 레인(narrow-lane) 관측값 조합을 활용한 방법은 Gao[9], Colombo[10]등 많은 연구자에 의해 널리 활용되었다. 그러나 일반적으로 기선이 멀어지면 이중 차분 관측값을 사용하더라도 미지정수의 추정은 전리층 지연 효과와 같은 오차 성분이 소거되지 않아 그 추정이 어렵다. 장기선에서 이중 차분시 공통오차로 소거되지 않는 전리층 지연 오차 성분 제거를 위한 관측값 선형결합과 같은 기존의 방식은 관측 오차의 잡음 증가와 전리층 지연 오차의 정확한 추정이 불가하여 반송파 위상 미지정수의 보다 정확한 추정을 방해한다[11]. 본 연구에서는 GPS L1/L2 이중 주파수 관측값을 모두 사용하여 더 정확한 미지정수를 추정하고자 시도 하였다. 저궤도 위성에서의 전리층 지연 오차 모델은 Montenbruck[12]이 제안한 Single-layer 매핑 함수를 따랐다.

이 논문에서는 GPS L1/L2 이중 주파수 반송파 위상 관측값을 사용하여 100km 이상의 장기선을 가지는 저궤도 편대비행위성의 상대위치결정 기법을 연구하였다. 더욱 다양한 응용분야로의 유연한 확장을 위해 위성의 동역학 모델을 고려하지 않았고 이중 주파수 GPS 관측값과 오차 모델링을 기반으로 확장칼만필터를 통해 구하고자 하는 미지의 변수를 추정하였다. 편대비행위성 간 기선의 증가로 인해 공통오차로 소거되지 않고 남아있는 전리층 지연 오차는 전리층 매핑 모델을 사용하여 계산하였다. 정수형 미지정수 검색은 정수 최소 자승 조건을 만족하는 미지정수를 보다 빠르고 효율적으로 검색할 수 있는 MLAMBDA 기법을 적용하였다. 결정된 정수형 미지정수의 검정은 비율 테스트를 통해 판정하였다. 제안된 기법의 검증을 위해 편대비행위성 간 상대 기선 거리가 100 km 이상 떨어져 있는 가상의 편대비행위성 시나리오를 구성하여 상대위치결정 정확도를 분석하였다.

이 논문의 II 장 본문에서는 편대비행위성의 상대위치결정 기법에 대해 설명하고, III 장에서는 제안된 알고리즘의 성능평가를 위한 시뮬레이션 환경 구성 설명과 그 결과에 대해 설명하였다. 마지막 IV 장에서 본 논문의 결론으로 끝을 맺었다.

II. 본 론

2.1 상대위치결정

Figure 1은 편대비행위성의 상대위치결정 개념

을 나타내는 그림이다. P , Φ , λ 는 주위성과 부위성의 코드 측정값, 반송파 위상 측정값, 반송파 위상 파장을 의미한다. 편대비행위성의 부위성의 정밀한 위치결정을 위해 추정해야 할 미지의 상태벡터는 다음과 같이 정의된다.

$$x = (r_r^T, I^T, N_1^T, N_2^T)^T \quad (1)$$

여기서 r 은 부위성의 절대 위치, I 는 전리층 지연 오차, N 은 L1/L2 이중 주파수의 단일 차분된 GPS 반송파 위상의 미지정수를 의미한다.

2.1.1 상대위치결정 기법

Figure 2는 편대비행위성의 상대위치결정을 위한 알고리즘 흐름도 나타낸다. 측정된 GPS 관측값으로부터 이중 차분 측정값을 생성 후, 전리층 매핑 모델과 함께 확장칼만필터를 이용하여 미지 상태변수를 추정한다. 항법위성의 빠른 변화 때문에 발생할 수 있는 기준위성의 핸드오버 문제를 해결하기 위해 이중 차분된 반송파 위상 미지정수 대신 단일 차분된 미지정수 추정값을 관측값 모델링에 직접 사용하고, 이를 변환 행렬을 통해 다시 이중 차분 미지정수 추정값으로 변환하여 정수형 미지정수를 결정한다.

필터로부터 추정된 실수형 미지정수와 공분산 값을 이용하여 MLAMBDA 방법으로 정수형 미지정수를 검색하고, 검색된 정수형 미지정수 후보를 검정하여 최종적인 정수형 미지정수를 결정한다. 결정된 정수형 미지정수를 이용하여 최종적인 편대비행위성의 절대위치를 결정 후 주위성과의 상대위치를 결정하는 알고리즘 절차를 가진다.

2.1.2 관측 방정식 모델링

편대비행위성의 주위성과 부위성의 코드 및

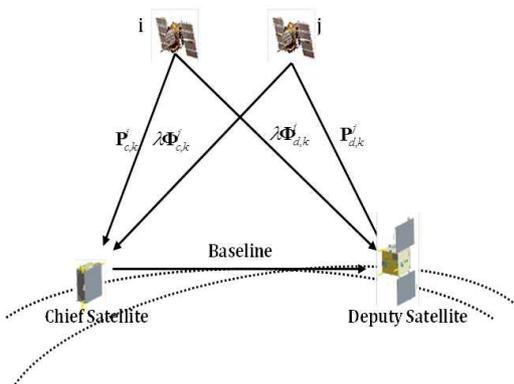


Fig. 1. Relative positioning of formation-flying satellite

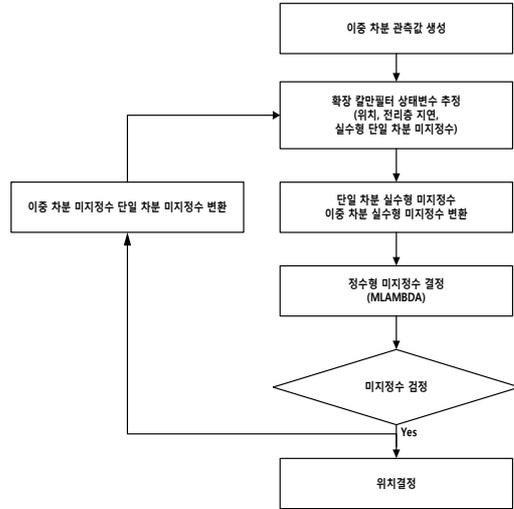


Fig. 2. Algorithm flow-chart of precise relative positioning for formation-flying satellite using GPS carrier phase measurement.

반송파 위상 관측값 대한 이중 차분된 관측 방정식은 다음과 같이 정의한다[13].

$$\begin{aligned} P_{cd,k}^{ij} &= \rho_{cd}^{ij} - I_{cd,k}^{ij} + \epsilon_P \\ \Phi_{cd,k}^{ij} &= \rho_{cd}^{ij} - I_{cd,k}^{ij} + \lambda_k (N_{cd,k}^i - N_{cd,k}^j) + \epsilon_\Phi \end{aligned} \quad (2)$$

이 방정식에서, $()^{ij}$ 는 위성 i 와 위성 j 의 단일 차분 측정식, $()_{cd}$ 는 주위성 c 와 부위성 d 의 단일 차분 측정식, $\Phi_{c,k}^i$ 는 L_k 주파수 반송파 위상 측정값, $P_{c,k}^i$ 는 L_k 주파수 코드 측정값, ρ_c^i 는 위성과 수신기 사이의 기하학적 거리, $I_{c,k}^i$ 는 주파수 L_k 전리층 지연 오차, λ_k 는 L_k 주파수 반송파 위상 파장, $N_{c,k}^i$ 는 L_k 주파수 반송파 위상 미지정수, ϵ_Φ , ϵ_P 는 각각 반송파 위상과 코드 관측값의 관측 오차를 나타낸다.

관측 방정식 벡터 y 는 이중 차분된 반송파 위상과 코드 관측값으로 다음과 같이 정의된다[13]. 여기 m 은 항법위성의 개수를 의미한다.

$$\begin{aligned} y &= (\Phi_1^T, \Phi_2^T, P_1^T, P_2^T)^T \\ \Phi_k &= (\Phi_{cd,k}^{12}, \Phi_{cd,k}^{13}, \Phi_{cd,k}^{14}, \dots, \Phi_{cd,k}^{1m})^T \\ P_k &= (P_{cd,k}^{12}, P_{cd,k}^{13}, P_{cd,k}^{14}, \dots, P_{cd,k}^{1m})^T \end{aligned} \quad (3)$$

식 (1)을 이용하여 관측 모델 벡터 $h(x)$ 는 다음과 같이 정의된다[13].

$$h(x) = (h_{\Phi_1}^T, h_{\Phi_2}^T, h_{P_1}^T, h_{P_2}^T)^T \quad (4)$$

여기서,

$$h_{\phi,k} = \begin{pmatrix} \rho_{cd}^{12} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^2 I_{cd,1}^2) + \lambda_k(N_{cd,k}^1 - N_{cd,k}^2) \\ \rho_{cd}^{13} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^3 I_{cd,1}^3) + \lambda_k(N_{cd,k}^1 - N_{cd,k}^3) \\ \vdots \\ \rho_{cd}^{1n} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^n I_{cd,1}^n) + \lambda_k(N_{cd,k}^1 - N_{cd,k}^n) \end{pmatrix}$$

$$h_{P,k} = \begin{pmatrix} \rho_{cd}^{12} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^2 I_{cd,1}^2) \\ \rho_{cd}^{13} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^3 I_{cd,1}^3) \\ \vdots \\ \rho_{cd}^{1n} + \gamma_k(m_I^1 I_{cd,1}^1 - m_I^n I_{cd,1}^n) \end{pmatrix}$$

여기서, $\gamma_k = \lambda_k^2 / \lambda_1^2$ 는 반송파 위상 파장의 길이 비, $I = (I_{rb,1}^1, I_{rb,1}^2, \dots, I_{rb,1}^n)^T$ 은 L_1 전리층 수직 지연 오차, $N_{cd,k} = (N_{cd,k}^1, N_{cd,k}^2, \dots, N_{cd,k}^n)^T$ 은 L_k 반송파 위상의 단일 차분된 미지정수 값을 의미한다. 편미분 디자인 행렬 $H(\hat{x})$ 는 다음과 같다.

$$H(\hat{x}) = \frac{\delta h(x)}{\delta x} \Big|_{x=\hat{x}} = \begin{bmatrix} -E - \gamma_1 M_I \lambda_1 & \\ -E - \gamma_2 M_I & \lambda_2 \\ -E & \gamma_1 M_I \\ -E & \gamma_2 M_I \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 $E = (e_r^1, e_r^2, \dots, e_r^n)^T$ 는 시선각(LOS) 벡터 이고 $M_I = (m_I^1, m_I^2, \dots, m_I^n)^T$ 는 전리층 지연 오차 맵핑 함수이다. 본 연구에서는 Montenbruck[12]이 제안한 Single-layer 매핑함수를 이용하였다. 전리층 오차항의 시간적인 변화는 간단한 random-walk으로 모델화 하였다[14].

이중 차분된 관측값의 측정 오차의 공분산 행렬은 다음과 같이 나타낸다.

$$R = \begin{pmatrix} R_{\phi,1} & & & \\ & R_{\phi,2} & & \\ & & R_{P1} & \\ & & & R_{P2} \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$R_{\phi,k} = \text{diag}(2\sigma_{\phi,k}^1, 2\sigma_{\phi,k}^2, \dots, 2\sigma_{\phi,k}^n)$$

$$R_{P,k} = \text{diag}(2\sigma_{P,k}^1, 2\sigma_{P,k}^2, \dots, 2\sigma_{P,k}^n)$$

여기서, $\sigma_{\phi,k}^i, \sigma_{P,k}^i$ 는 L_k 주파수 반송파 위상과 코드 관측값 측정오차의 표준편차를 의미한다.

2.1.3 확장칼만필터

미지의 상태벡터 추정을 위해 확장칼만필터를 사용하였다. 확장칼만필터는 Epoch t_k 에서 관측 벡터 y_k 와 함께 상태 벡터 x 와 공분산 행렬 P 는 추정할 수 있다[14].

$$\hat{x}(+) = \hat{x}_k(-) + K_k(y_k - h(\hat{x}_k(-)))$$

$$P_k(+) = (I - K_k H(\hat{x}_k(-)))P_k(-)$$

$$K_k = P_k(-)H(\hat{x}_k(-))(H(\hat{x}_k(-))P_k(-)H(\hat{x}_k(-))^T + R)^{-1} \quad (7)$$

여기서, \hat{x}_k 는 상태변수, P_k 는 분산-공분산 행렬, K_k 는 칼만이득, H_k 는 $n \times m$ 의 형태를 갖는 디자인 행렬, y_k 는 관측값, R_k 는 관측 오차 행렬을 의미한다.

$$\hat{x}_{x+1}(-) = F_k^{k+1} \hat{x}_k(+)$$

$$P_{k+1}(-) = F_k^{k+1} P_k(+) F_k^{k+1T} + Q_k^{k+1} \quad (8)$$

시스템 모델이 선형이라는 가정에 따라, 확장 칼만필터에 의한 상태 벡터의 시간 갱신 값과 공분산 값은 다음과 같이 표현된다[14].

여기서, F_k^{k+1} 는 t_k 에서 t_{k+1} 까지의 전이 행렬을 Q_k^{k+1} 은 시스템 잡음의 공분산 행렬을 의미한다.

식 (2)-(7)를 이용해 확장칼만필터 식 (7), (8)을 계산하여 부위성의 위치, 속도, 반송파 위상 실수형 미지정수, 위성 고도각에 따른 단일 차분된 전리층 지연 오차 값을 추정할 수 있다.

2.2 반송파 위상의 미지정수 결정

2.2.1 미지정수 추정

미지정수 결정은 GPS 반송파 위상 관측값을 사용하여 위성의 정확한 위치를 결정하기 위한 핵심 기술이다. 저궤도에 있는 편대비행위성은 위성의 속도가 매우 빠르기 때문에 추적되는 GPS 위성의 변화가 빠르다. 빠르게 변하는 GPS 위성의 미지정수를 연속적으로 추정하기 위해 추정되는 미지정수를 단일 차분 또는 이중 차분된 미지정수로 적절하게 변환하여 항법위성의 빠른 변화에 대비하였다.

필터를 통해 추정된 단일 차분된 미지정수 실수해를 이중 차분된 형태로 변환하기 위한 식은 다음과 같다[15].

$$\hat{x}_k = G \hat{x}_k(+) = (R^T, \hat{N}^T)^T$$

$$P_k = G P_k(+) G^T = \begin{pmatrix} Q_R & Q_{NR} \\ Q_{RN} & Q_N \end{pmatrix} \quad (9)$$

여기서, $G = \begin{pmatrix} I \\ D \end{pmatrix}$ 이고 단일차분 변환행렬

$$D = \begin{pmatrix} 1 & -1 & 0 & \dots & 0 \\ 1 & 0 & -1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & 0 & 0 & \dots & -1 \end{pmatrix}$$

를 의미한다.

2.2.2 정수형 미지정수 결정

이중 차분된 반송파 위상 미지정수의 최적 정수 벡터 N 은 정수 최소 자승 조건을 만족하는 다음의 조건을 갖는다.

$$\tilde{N} = \underset{N \in \mathbb{Z}}{\operatorname{argmin}} ((N - \hat{N}) Q_N^{-1} (N - \hat{N})) \quad (10)$$

이 조건을 만족하는 미지정수 N 을 구하기 위해 본 논문에서는 보다 빠른 검색이 가능한 확장된 MLAMBDA 기법을 적용하였다[16][17].

2.2.3 정수형 미지정수 검증

정수형 미지정수 후보가 결정되면, 최종의 정수형 미지정수를 결정하기 위해 검정을 수행한다. 다양한 검정 방법이 연구되었지만, 본 연구에서는 비율(ratio) 테스트 기법을 적용하였다. 비율 테스트를 통해 정수형 미지정수 후보의 수락 여부를 판정한다. 앞서 결정된 첫 번째와 두 번째 정수형 미지정수 후보는 비율 테스트에 다음과 같이 이용된다[18][19].

$$\frac{\|\hat{a} - \tilde{a}_2\|_{Q_a}^2}{\|\hat{a} - \tilde{a}\|_{Q_a}^2} \leq \mu, \mu \geq 1 \quad (11)$$

여기서 Q_a 는 실수형 미지정수 \hat{a} 의 공분산 행렬을 의미하고 $\|\dots\|_Q^2 = (\dots)^T Q^{-1} (\dots)$ 로 표현된다. 이 논문에서는 전통적 접근 방법인 고정된 $\mu=3$ 을 적용하였다. 비율 테스트로 검증된 정수형 미지정수를 이용하여 위성 위치를 포함한 실제 변수 R 의 고정해는 다음과 같은 식으로 계산하여 얻을 수 있다.

$$\tilde{R} = \hat{R} - Q_{RN} Q_N^{-1} (\hat{N} - \tilde{N}) \quad (12)$$

III. 성능평가

3.1 시뮬레이션 환경설정

이전 장에서 제안한 편대비행위성의 정밀 상대위치결정 기법 성능을 검증하기 위해 가상의 시뮬레이션 환경을 설정하였다. 관측값은 Spirent GPS 신호생성기와 Septentrio사가 제작한 우주용 수신기를 사용하였다. 우주환경에서의 시나리오의 생성을 위해 주위성과 부위성은 550km 고도의 저궤도에서 종방향으로 약 100km 떨어져 있도록 궤도를 설정하였다. 위성의 질량은 20kg, 대기 계수는 2.3, 대기항력 계산을 위한 위성의 단면적은 $0.67m^2$, 태양 복사압 계수는 1.3 로 가

Table 1. Initial orbital elements of formation flying satellite scenario

Epoch (GPST)	2011/09/26,00:00:00.00	
Orbital Elements	주위성	부위성
Semi-major axis (a)km	6937.466	6937.466
Eccentricity (e)	0.00120	0.00120
Inclination(i) [°]	97.615	97.615
Arg. of perigee (ω) [°]	359.951	359.951
Lon. Ascend (Ω) [°]	339.484	339.484
Mean anomaly (M)[°]	0.0000450	0.014144

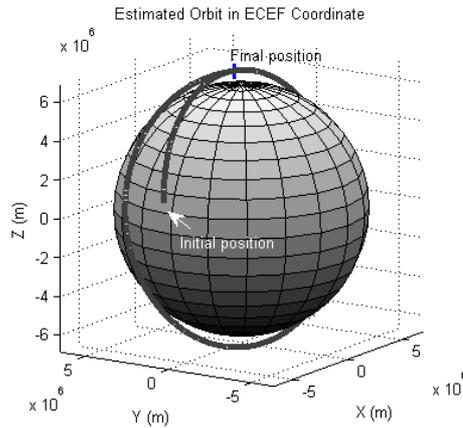


Fig. 3. Estimated absolute position of chief and deputy satellite

정하여 설정하였다. 초기궤도요소와 기산일은 Table 1에 정리하여 나타내었다.

3.2 성능평가 결과

앞서 설정한 환경을 통해 시뮬레이션을 수행하였다. 위성의 고도가 상대적으로 높고, 우주공간에서는 GPS 신호를 방해하는 요소가 적기 때문에 평균적으로 7~8개의 GPS 위성이 관측 가능하였다. 제안한 기법의 미지정수 결정 성능을 검증하기 위해 미지정수 초기 결정 시간과 정수형 미지정수 결정 성공률(Ambiguity Success Rate)을 계산하였다. 미지정수 결정 성공률은 결정된 정수형 미지정수의 개수를 총 미지정수의 개수로 나눠 백분율로 계산하였다.

100km 기선을 가진 편대비행위성에서 제안한 기법을 적용하였을 때 867초 후 처음으로 정수형 미지정수를 결정하였으며, 92.5%의 정수형 미지정수 결정 성공률을 보였다. 정수형 미지정수의

초기 결정 시간은 편대비행위성 간 기선이 멀어질 때 발생하는 공간적인 상관 오차(전리층, 궤도 오차 등)로 인해 정수형 미지정수 검색에 실패하는 것이 주요인으로 보인다. Table 2.는 미지정수 초기 결정 시간 및 정수해 결정 성공률을 요약하여 나타내었다. 여기서 결정된 정수형 미지정수를 이용하여 주위성과 부위성의 고정해를 계산하였다. Fig. 3은 부위성의 절대 위치를 그림으로 나타내었으며 시물레이션 동안의 부위성의 궤적을 나타낸다.

다음으로 상대위치결정 정확도를 분석하였다. 주위성은 고정되었다 가정하였으며, 주위성에 대한 상대위치결정을 통해 부위성의 위치 오차 정확도를 계산하였다.

Table 2. First Time to Fix and Integer ambiguity fixing success rate

기선거리	First Time to Fix [sec]	Ambiguity Success Rate [%]
100 km	867	92.5

Table 3. Result of the position error in the radial, along-track, and cross-track directions and 3D RMS error

RMS 위치오차 [mm]			3D RMS
반경방향	종방향	횡방향	
3.80	2.15	1.42	4.59

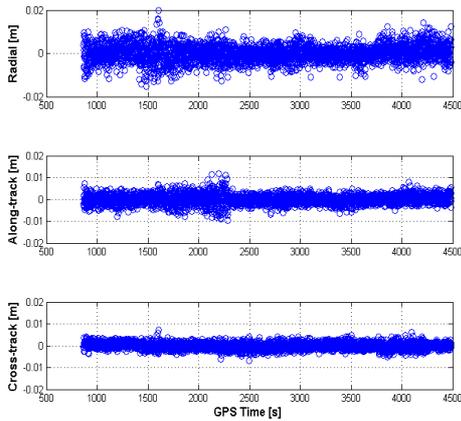


Fig. 4. Relative position error of deputy satellite (Top: Radial, Center: Along-track, Bottom: Cross-track directions)

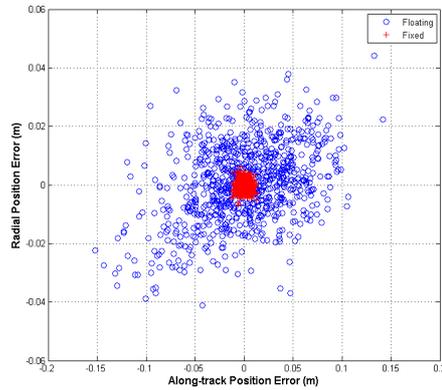


Fig. 5. Horizontal position error of deputy satellite using floating and fixing solution (blue circle : floating solution, red cross : fixed solution)

Figure 4, 5는 부위성의 상대위치결정 결과에 대한 위치 오차와 수평 위치 오차를 보여준다. 반경 방향, 종 방향, 횡 방향에 대해 3.8mm, 2.15mm 그리고 1.42mm의 위치 오차를 가지는 것으로 계산되었다. 각 방향의 3D RMS 오차는 4.59mm 로 분석 되었다. 분석된 결과를 통해 제안된 기법은 장 기선에서 미지정수 결정과 mm 수준의 정밀한 상대위치결정이 가능함을 확인하였다.

IV. 결 론

GPS L1/L2 이중 주파수 반송파 위상 관측값을 사용하여 장기선을 가진 저궤도 편대비행위성의 상대위치결정을 위해 요구되는 기법을 제안하고, 이를 검증하기 위해 두 위성간의 거리가 100km 이상 떨어져 있는 가상의 편대비행위성 시나리오를 설정하였다. 이를 통해 편대비행위성 간의 상대위치결정 정확도를 분석하였다. 보다 정확한 미지정수와 위치해 결정을 위해 GPS L1/L2 이중 주파수 관측값과 전리층 Single-layer 매핑 모델을 이용하였다. 확장칼만필터를 통해 이중 차분된 전리층 지연 오차와 실수형 미지정수를 계산하였다. 기존에 알려져 있는 LAMBDA 기법보다 빠르고 효율적으로 정수형 미지정수를 검색하기 위해 MLAMBDA 기법을 적용하였다. 계산된 정수형 미지정수의 검정을 위해 비율 테스트를 적용하여 미지정수를 판단하였다. 제안된 기법을 적용하여 편대비행위성의 상대위치결정을 수행한 결과 100km 기선을 가진 편대비행위성은 867초 후 처음으로 정수형 미지

정수가 결정되었으며, 92.5%의 정수해 결정 성공률을 보였다. 결정된 미지정수의 고정해를 이용해 부위성의 상대위치 오차 정확도를 계산하였다. 반경 방향, 종 방향, 횡 방향에 대해 각각 3.8mm, 2.15mm, 1.42mm 위치 오차를 나타냈으며 3D RMS 오차 4.59mm 로 계산 되었다. 분석된 결과를 통해 제안된 기법으로 mm 수준의 정밀한 상대위치결정이 가능함을 확인하였다. 시뮬레이션을 통한 제안된 기법의 성능 검증은 우주 환경의 정밀한 모사를 통해 얻을 수 있는 관측값의 제한 때문에 다양한 오차를 포함한 환경 테스트를 수행할 수 없다. 앞으로 기선에 따른 전리층 지연과 다중경로와 같은 오차를 실제와 가깝게 모사하여 보다 심도 있는 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 위성항법기반 교통인프라 기술개발사업의 연구비지원 (06교통핵심A03)에 의해 수행되었습니다. 지원에 감사드립니다.

References

- 1) J. I. Park et al, "Hardware-in-the-loop simulations of GPS-based navigation and control for satellite formation flying," *Advances in Space Research*, vol. 46, pp. 1451-1465, December 2010. DOI:10.1016/j.asr.2010.08.012
- 2) S. Leung and O. Montenbruck, "Real-time navigation of formation-flying satellite using global positioning system measurements," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 28, no.2, pp. 226-235, 2005. DOI:10.2514/1.7474
- 3) O. Montenbruck et al, "A real-time kinematic GPS sensor for satellite relative navigation," *Aerospace Science and Technology*, vol.6, pp. 435-449, 2002. DOI:10.1016/S1270-9638(02)01185-9
- 4) S. Mohiuddin and M. L. Psiaki, "Satellite relative navigation using carrier-phase differential GPS with Integer Ambiguities," *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Francisco, California, 2005.
- 5) M. L. Psiaki and S. Mohiuddin, "Modeling, Analysis, and Simulation of GPS Carrier Phase for Spacecraft Relative Navigation," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 30, no. 6, pp. 1628-1639, 2007. DOI:10.2514/1.29534
- 6) U. Tancredi, A. Renga and M. Grassi, "GPS-based Relative Navigation of LEO formations with Varying Baselines," *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Canada, August, 2010.
- 7) J. I. Park, E. S. Lee, and M. B. Heo, "GNSS based Relative Navigation of Formation Satellite with Long Baseline", *Proc. of the 62nd International Astronautical Congress*, Cape Town, SA, October 2011.
- 8) G. Blewitt, "Carrier phase ambiguity resolution for the Global Positioning System applied to geodetic baseline up to 2000km," *J. Geophysical Research*, vol. 94, no. B8, August 1989. DOI:10.1029/JB094iB08p10187
- 9) Y. Gao and Z. Li, "Cycle Slip Detection and Ambiguity Resolution Algorithms for Dual-Frequency GPS Data Processing," *Marine Geodesy*, vol. 22, no. 3, pp. 169-181, 1999. DOI:10.1080/014904199273443
- 10) Colombo et al, "Resolving Carrier-phase Ambiguities On The Fly, At More Than 100 km from Nearest Reference Site, With the Help of Ionospheric Tomography," *Proc. of the Institute of Navigation(ION GNSS 1999)*, Nashville, TN, September 1999.
- 11) J. I. Park, E. S. Lee, and M. B. Heo, "Satellite Relative Navigation using Kinematic Approach", *Proc. of the European Navigation Conference*, April 2012.
- 12) O. Montenbruck and E. Gill, "Ionospheric Correction for GPS Tracking of LEO Satellites," *J. Navigation*, vol. 55, pp. 293-304, 2002. DOI:10.1017/S0373463302001789
- 13) P. Misra and P. Enge, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*, 2nd Ed., Ganga-Jamuna Press, 2011
- 14) B. P. Gibbs, *Advanced Kalman Filtering, Least-Squares and Modeling : A Practical Handbook*, A John Wiley & Sons, Inc., Publication, 2011
- 15) T. Takasu and A. Yasuda, "Kalman-Filter-Based Integer Ambiguity Resolution Strategy for Long-Baseline RTK with Ionosphere and Troposphere Estimation," *Proc. of the Institute of Navigation(ION GNSS 2010)*,

Portland, Oregon, September 2010.

16) P. J. G. Teunissen, "The least squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity rounding and bootstrapping," *J. Geodesy*, vol. 70, pp. 65-82, 1995. DOI:10.1007/BF00863419

17) X. W. Chang, X. Yang and T. Zhou, "MLAMBDA: A modified LAMBDA method for integer least-squares estimation," *J. Geodesy*, vol. 79, 2005. DOI:10.1007/s00190-005-0004-x

18) P. J. G. Teunissen and S. Verhagen, "On the Foundation of the Popular Ratio Test for GNSS Ambiguity Resolution," Proc. of the Institute of Navigation (ION GNSS 2004), Long Beach, CA, September 2004.

19) P. J. G. Teunissen and S. Verhagen, "On GNSS Ambiguity Acceptance Tests," Proc. of the International Global Navigation Satellite Systems Symposium, The University of New South Wales, Sydney, Australia, December 2007.