

Single Frequency GPS Relative Navigation for Autonomous Rendezvous and Docking Mission of Low-Earth Orbit Cube-Satellites

Hanjoon Shim¹, O-Jong Kim¹, Sunkyoung Yu², Changdon Kee^{1†}, Dong-Hyun Cho³, Hae-Dong Kim³

¹Department of Aerospace Engineering and the Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University, Seoul 08826, Korea

²Samsung Electronics, Suwon 16677, Korea

³Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

ABSTRACT

This paper addressed a relative navigation method for autonomous rendezvous and docking of cube-satellites using single frequency Differential GPS (DGPS) under the intermittent communication between satellites. Since the ionospheric error of GPS measurement is variable depending on the visible satellites, a few meters error of relative navigation is occurred in the Low-Earth Orbit (LEO) environment. Therefore, it is essential to remove the ionospheric error to perform relative navigation. Besides, an intermittent communication period for receiving GPS measurements of the target satellite is limited for getting information every sampling time. To solve this problem, a method combining range domain DGPS and orbit propagation is proposed in this paper. The proposed method improves the performance of DGPS by using Hatch filter and solves an intermittent communication problem by estimating the relative position and velocity using Hill-Clohessy-Wiltshire Equation. Through the simulation, it is verified that the suggested algorithm provides the relative position error within RMS 0.5 m and the relative velocity error within RMS 3 cm/s. Furthermore, it has the advantage that it is suitable for real-time implementation using single-frequency GPS measurements and is computationally efficient.

Keywords: single frequency differential GPS, relative navigation, cube-satellite, orbit propagation

1. INTRODUCTION

큐브위성(Cube-Satellite)은 표준 1U ($10\times 10\times 10$ cm³)의 정육면체 규격의 단일 또는 다중 구조 초소형위성으로서, 1-10 kg의 나노위성(Nano-Satellite)으로 분류된다. 기존의 중대형 위성과 달리, 가볍고 단순하며 저비용으로 개발할 수 있는 이점 때문에, 큐브위성을 활용한 기술검증 및 다양한 임무를 수행하기 위한 연

구가 진행되어 왔다 (Bouwmeester & Guo 2010, Selva & Krejci 2012). 작은 크기와 가벼운 무게의 큐브위성은 많은 위성을 동시에 다발적으로 쏘아 올리는 것이 가능하며, 이 때문에 우주공간에서 다수의 큐브위성을 활용한 군집운용, 편대비행 등의 기술을 통한 임무수행 영역의 확장이 시도되고 있다 (Foust et al. 2017). 이렇게 다수의 큐브위성을 활용하기 위해서는, 큐브위성의 한정된 크기 내에 구성된 센서를 활용하여 위성 간의 정밀한 항법정보를 산출하는 항법 시스템이 요구된다.

저궤도 위성의 군집운용, 편대비행, 랑데부/도킹 등의 활용을 위한 상대항법 시스템으로 GPS를 이용한 기술은 대표적인 상대항법 기법 중 하나이다. 잘 알려진 바와 같이 저궤도 위성을 위한 상대항법 개발을 위해서는 초속 7-8 km의 기동성으로 인한 GPS 가시위성 변화와, 항법해에 수 미터 오차를 발생시키는 전리층 오차로 발생하는 제약조건을 고려하여야 한다. 사용자부터 GPS 위성까지의 시선벡터(Line of Sight)가 지구 전리층을 통과하는 각도에 따라 전리층 오차가 변화하기 때문에, GPS를 활용한 우주용 정밀 상대항법 시스템을 구축하기 위해서는 저궤도위성의 빠

Received Aug 29, 2020 Revised Sep 28, 2020 Accepted Oct 28, 2020

†Corresponding Author

E-mail: kee@snu.ac.kr

Tel: +82-02-880-1912 Fax: +82-02-878-0559

Hanjoon Shim <https://orcid.org/0000-0003-2816-8836>

O-Jong Kim <https://orcid.org/0000-0003-0752-6219>

Sunkyoung Yu <https://orcid.org/0000-0003-1976-7298>

Changdon Kee <https://orcid.org/0000-0002-8691-7068>

Dong-Hyun Cho <https://orcid.org/0000-0001-7113-1102>

Hae-Dong Kim <https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

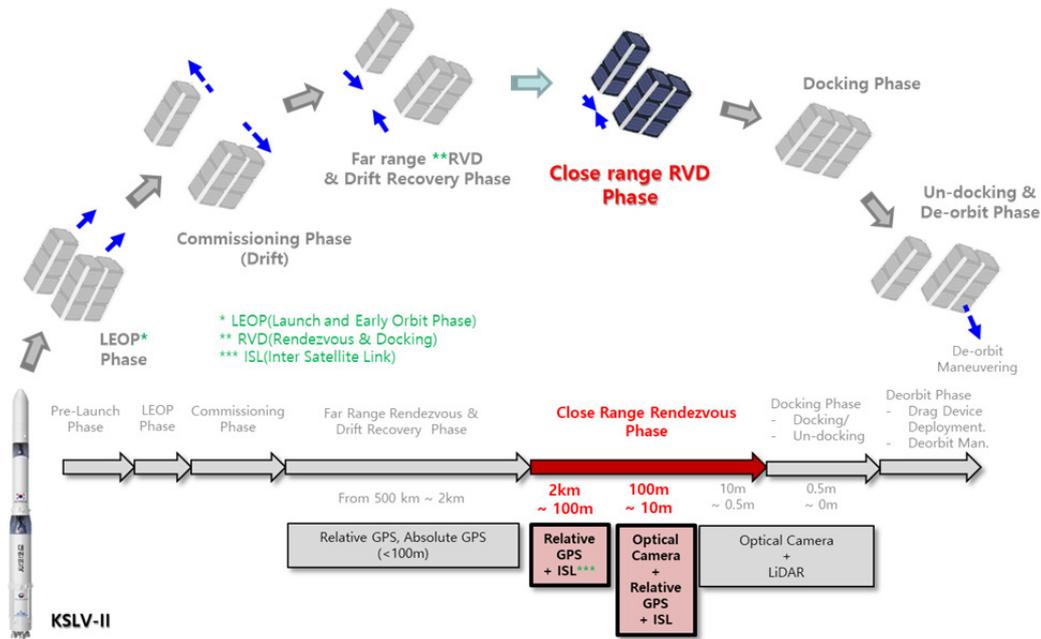


Fig. 1. Operation scenario of KARDSAT (Kim et al. 2019a).

른 속도를 고려하여 전리층 오차를 감소시키는 것이 필수적이다. 또한, 다수 위성 간의 상대항법 시스템을 구축하기 위해서는 상대위성의 GPS 측정치를 실시간으로 제공받아 항법해를 산출하여야 하지만, 위성운용의 한계로 인해 상대위성의 GPS 측정치는 간헐적인 통신으로 제공되어 위성 간 데이터 통신신호의 지연이 발생한다.

지금까지 저궤도 위성의 GPS를 활용한 상대항법을 위해 이중주파수 GPS 측정치를 활용한 Carrier Phase Differential GPS (CDGPS) (Busse et al. 2001, Chien et al. 2002, Kroes et al. 2005, Montenbruck et al. 2011), 단일주파수 의사거리 Differential GPS (DGPS)와 Extended Kalman Filter (EKF)를 활용한 상대항법 (Kawano et al. 2001) 등 다양한 상대항법들이 제안된 바 있다. 이러한 기법을 수행하고 있는 현존하는 위성들은 대부분 이중주파수 GPS 측정치를 활용한 CDGPS 기반의 mm 급 상대항법을 수행하고 있으나 지상국 후처리 기반의 데이터 처리로 그 결과를 도출하고 있으며 (Chien et al. 2002, Kroes et al. 2005, Montenbruck et al. 2011), 실시간 기반의 이중주파수 CDGPS 기법을 활용하여 임무를 수행중인 위성들은 현재까지 알려진 바가 없다. 상대항법 시스템을 실시간으로 탑재한 위성의 경우 단일주파수 DGPS 기반 상대항법을 활용하여 궤도상에서 10 m 급의 정밀도를 가지는 상대항법 시스템을 운용하고 있다 (Kawano et al. 2001). 이러한 시스템을 실시간으로 운용하기 위한 방법으로 이중주파수 GPS 측정치를 활용하면, 정밀한 상대항법 해를 도출할 수 있다는 장점을 가지나 위성 간 통신 데이터량 증가로 인한 통신지연, 위성 전력소모량 증가, 계산량, 미지정수 해에 대한 보장 문제, 그리고 정밀한 궤도결정기법 등 실시간 시스템의 적용에는 한계가 있다. 반면 단일주파수 GPS 측정치를 활용하는 경우, 의사거리 측정치를 주로 사용하기 때문에 상대항법의 정밀도를 향상시키기 위한 복잡한 필터 설계, 보정항법 장치의 결합 등의 기

법 도입이 필수적으로 요구된다.

전술한 문제들을 극복하기 위해, 본 논문에서는 큐브위성의 실시간 자율항데부 및 도킹을 수행하기 위한 단일주파수 DGPS 상대항법을 제안한다. 반송파 측정치를 보조적으로 사용한 해치 필터(Hatch Filter)를 활용하여 잡음수준이 향상된 의사거리 보정 측정치를 만들고, 상대위성과의 공통 GPS 위성만을 활용한 Range Domain 기반의 DGPS를 수행한다. 이를 통해, 가시위성에 따라 가변적인 전리층 오차를 제거함으로써 단일주파수 DGPS 기반 상대항법의 효율적인 정밀도 성능 향상을 도모한다. 여기에, 간헐적인 통신으로 제공되는 GPS 측정치 간격을 보완하기 위해 상대위성의 위치, 속도를 Hill-Clohesy-Wiltshire (HCW) 방정식으로 모델링하여 궤도전파를 수행함으로써 GPS 측정치가 제공되지 않는 경우에서도 실시간으로 구현 가능한 상대항법을 수행한다. 제안된 방법은 간헐적으로 제공되는 GPS 측정치를 활용하여 큐브위성의 항데부 및 도킹을 위한 정밀 상대항법을 제공할 뿐만 아니라, 단일주파수만을 활용한 DGPS를 수행하기 때문에 데이터량, 계산량, 전력소모량이 적어 실시간 상대항법 시스템 적용에 적합하다. 제안한 방법의 유용성을 확인하기 위해, 주 위성(Chaser)과 부위성(Target)에 대한 상대항법 시뮬레이션을 수행하고 그 성능을 검증하였다.

2. RELATIVE NAVIGATION BASED ON DGPS

2.1 KARDSAT Operation Scenario

KARI Rendezvous and Docking Demonstration Satellite (KARDSAT)은 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 큐브위성

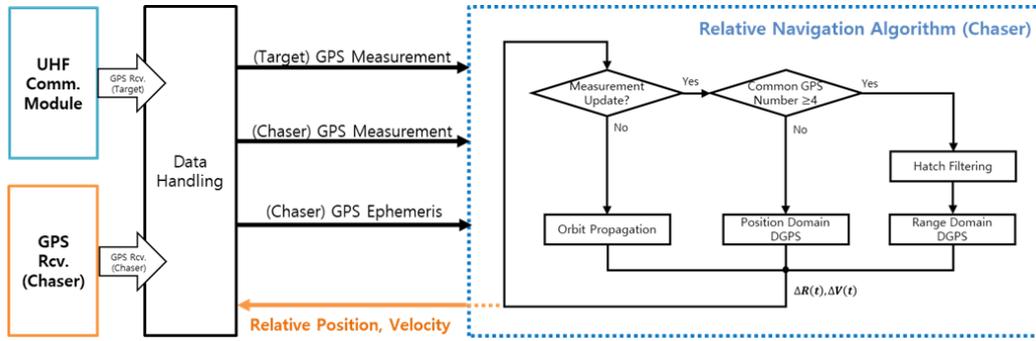


Fig. 2. Overall block diagram of relative navigation system.

으로, 6U 규격의 주위성과 3U 규격의 부위성으로 구성된다 (Kim et al. 2019b). 주요 임무로는 자율 랑데부 도킹 및 근접운용 시험, 정밀 상대항법 시험, 그리고 근접거리 위성 간 통신시험을 목적으로 하며, 주위성에 추력기를 탑재하여 부위성을 추종함으로써 전자석 도킹 장치를 활용한 도킹임무를 수행한다. KARDSAT은 대한민국 최초의 저궤도 실용위성 발사로켓(누리호, KSLV-II)에 탑재되어 발사 예정이며 임무 시나리오는 Fig. 1과 같다.

발사체로부터 두개의 위성이 사출되면, 초기 운용 단계를 수행하며 위성의 상태가 점검된다. 이때부터 두 위성의 상이한 무게로 인해 우주 섭동력에 의해 두 위성의 거리가 자연적으로 멀어지게 된다. 멀어진 거리를 회복하기 위해, 장거리 랑데부 도킹 단계가 수행됨으로써 주위성의 추력이 가동을 통해 부위성으로 2 km 수준의 상대거리까지 접근한다. 이때, GPS의 절대위치, 속도해의 단순차분을 활용한 상대항법이 수행되며 10초부터 수분의 간헐적 통신이 이루어진다. 2 km 상대거리로 두 위성이 가까워지면 10 m 상대거리까지 정밀 랑데부 도킹을 위한 GPS 상대항법 시스템이 수행된다. 위성 간 상대거리가 100 m 이내로 근접하게 되면 광학 카메라를 활용한 근접 랑데부 비행이 이루어지며, 최종적으로 10 m 이내로 위성 간 거리가 근접하는 경우, LIDAR를 활용하여 도킹 임무가 수행된다 (Kim et al. 2019a). 본 논문에서 제안하는 알고리즘은 2 km부터 10 m 상대거리의 근접 랑데부 및 도킹 운용단계에서 활용되는 상대항법 시스템으로, 부위성에서 10초 간격으로 제공되는 GPS 측정치를 주위성에서 수신하여, 상대위치 및 속도를 산출한다. 여기서, GPS 상대항법 시스템의 요구사항은 다음과 같다.

- R1. 위성 간 통신 지연 시간, 전력 소모를 줄이기 위해 단일주파수 GPS 측정치를 사용한다.
- R2. 랑데부-도킹 임무를 수행하는 위성 간 자세는 동일하며, GPS 안테나는 Cross-Track 방향을 향하도록 자세가 제어된다.
- R3. 부위성의 GPS 측정치 송신을 위한 위성 간 통신 간격은 10초이다.
- R4. 실시간 상대항법을 수행하기 위해, GPS 측정치가 제공되지 않는 환경에서도 연속적으로 상대항법 해가 제공되어야 한다.
- R5. 상대위치 및 속도 성능은 각각 3D RMSE 2 m, 3 cm/s 이 내를 목표로 한다.

위 요구사항은 KARDSAT의 실시간 상대항법 시스템에 적용되는 사항이며, 위성을 효율적으로 운용하기 위한 제반사항이 고려되었다.

2.2 Overall Procedure of Relative Navigation

KARDSAT의 자율 랑데부 및 도킹을 위한 상대항법 알고리즘의 전체 시스템은 Fig. 2와 같다. 부위성에 탑재된 단일 주파수 GPS 수신기로부터 제공되는 측정치는 10초 간격으로 주위성으로 전달되며, 주위성에서 GPS 측정치만을 활용한 상대항법이 수행된다.

Range Domain DGPS를 수행하기 위해, 위성 간의 GPS 공통위성 개수를 확인한다. 만약 공통 GPS 위성이 4개 미만인 경우 항법해를 산출할 수 없으므로, 절대위치 및 속도를 차분한 Position Domain DGPS 상대항법해가 제공된다. 공통 GPS 위성 조건을 만족하게 되면, 의사거리 측정치의 잡음수준을 향상시키기 위해 반송파 측정치를 결합한 해치필터를 통해 의사거리 보정치를 산출한다. 보정된 의사거리 측정치를 활용하여 DGPS를 수행하게 되면 보다 더 정확한 상대 위치해를 구할 수 있다. 상대속도의 경우 도플러 측정치를 활용하여 각 위성의 속도를 차분한 상대속도를 산출한다.

실시간 상대항법을 수행하기 위해서는 현재시점의 GPS 측정치가 제공되어야 하지만, 위성 간 데이터 통신전파속도 및 데이터량으로 인해 측정치가 제공이 지연된다면 궤도전파를 활용하여 측정치의 수신시점보다 미래시점까지의 상대위치, 속도를 추정하여야 한다. 또한, GPS 측정치가 제공되지 않는 통신 간격 사이와 위성 간 통신이 실패하는 경우에도 연속적으로 상대항법 해를 제공할 수 있어야 한다. 이를 위해, DGPS 상대항법으로 산출된 상대위치, 속도해를 초기값으로 선정하고 이를 궤도전파를 수행함으로써 상대항법 해가 도출된다. 이때 궤도전파 식으로 부위성에 대한 상대위치, 속도를 원궤도로 가정한 HCW 방정식이 활용된다. 간헐적 통신에 따른 전체 상대항법 시스템의 스케줄링은 Figs. 3, 4와 같다.

2.3 Relative Navigation Algorithm

2.3.1 Hatch filter

의사거리 측정치 잡음 수준을 향상시키기 위한 해치필터는 스

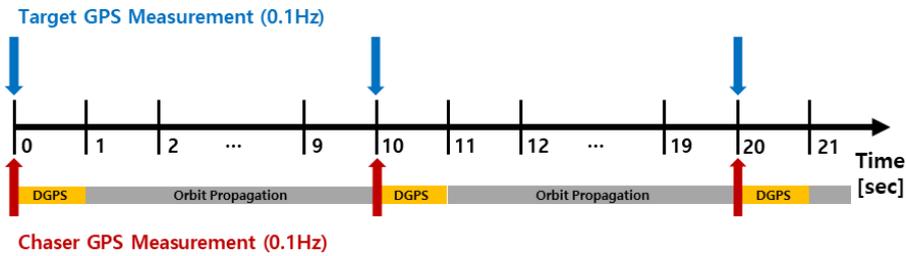


Fig. 3. Relative navigation system scheduling for measurement update.

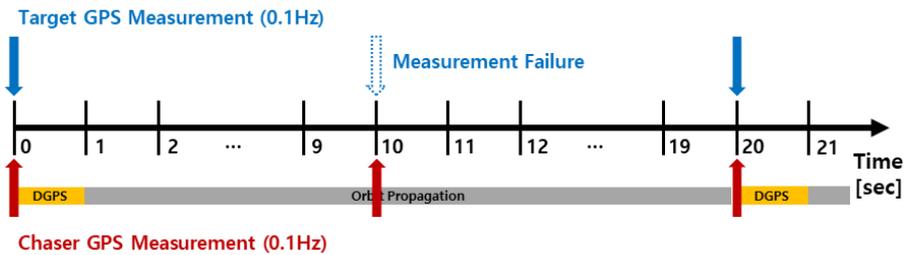


Fig. 4. Relative navigation system scheduling for measurement failure.

무딩 필터의 일종으로써, mm급의 잡음수준의 반송파 측정치(ϕ)와 m급의 잡음수준인 의사거리 측정치(ρ)를 결합하는 필터이다. 이를 통해, 미지정수 산출 없이 효과적으로 잡음수준을 향상시킨 의사거리 보정 측정치($\hat{\rho}$)를 추정할 수 있다 (Kaplan & Hegarty 2017). 해치 필터의 경우, 이전 스무딩된 의사거리 보정 측정치와 현재 측정치만을 필요로 하기 때문에 추가적인 센서나 운동 모델이 필요하지 않고 식 (1)과 같은 단순한 형태로 쓸 수 있다.

$$\hat{\rho}(k) = \frac{K-1}{K} [\rho(k-1) + \Delta\phi(k)] + \frac{1}{K} \rho(k) \quad (1)$$

여기서,

$$\rho \sim N(0, \sigma_\rho^2), \phi \sim N(0, \sigma_\phi^2), \hat{\rho} \sim N(0, \sigma_{\hat{\rho}}^2)$$

$$\sigma_{\hat{\rho}} \approx \frac{\sigma_\rho}{\sqrt{K}}$$

일반적으로 해치 필터의 성능은 필터의 스무딩 구간 계수(K)의 간격에 직접적으로 영향으로 받는다. 즉, 계수가 커질수록 다수의 샘플이 필터 추정에 사용되기 때문에 추정치의 잡음 수준은 낮아진다. 하지만, 전리층 효과의 경우 의사거리 측정치와 반송파 측정치의 부호가 다르게 나타나므로 전리층에 의한 발산 현상이 나타난다는 문제점이 발생한다. 이를 방지하기 위해, 해치 필터에 사용되는 스무딩 구간 계수를 측정치 개수에 따라 증가시키고, 일정 간격에 다다르면 일정하게 유지한다. 일반적으로 스무딩 구간 계수는 1초 간격으로 제공되는 GPS 측정치를 활용하는 지상사용자가 100초의 간격을 설정한다고 알려져 있다 (Park 2008). 하지만 본 논문에서 제안하는 KARDSAT은 지상사용자와 달리 빠른 속도로 이동하는 저궤도 위성으로써 전리층 변화율이 크고 측정치 또한 10초 간격으로 제공되기 때문에, 이를 고려한 해치필터 계수 설정이 필수적이다. 여기에 공통 GPS 위성을 고려한 Range Domain DGPS를 활용하여 저궤도 위성의 상대항법을

수행함으로, 본 논문에서는 다음과 같은 조건을 활용하여 해치필터를 설계한다.

- C1. 해치필터의 계수는 10-20으로 설정함
- C2. 각 PRN에 대한 독립적인 해치필터를 구성하며, 해당 PRN 신호가 확보되지 않는 구간(epoch)에서는 해치필터 계수를 초기화함
- C3. 계산량의 효율화를 도모하기 위해 주위성과 부위성의 공통 GPS 위성에 대해 해치필터를 사용함

위 조건들은 모두 위성의 기동속도와 단일주파수 GPS 수신기로부터 제공되는 측정치 간격과 연관을 갖는다. 상대항법 모듈에서 위성 간 측정치 제공간격 10초동안 위성은 약 70~80 km 이동하며 GPS 위성군(Constellation)이 20분에 한번씩 변화되는 것을 고려하여, 저궤도 환경에서 기동하는 위성의 해치필터 스무딩 계수를 설정하였다.

2.3.2 Position domain DGPS

Fig. 2와 같이, GPS 측정치가 제공된 시점에서 위성 간 공통 GPS 위성의 개수가 4개 미만인 경우 공통 GPS 위성 측정치만으로 항법해를 산출할 수 없으므로 Position Domain DGPS를 수행한다. Position Domain DGPS는 주위성, 부위성의 GPS 측정치로부터 Stand Alone 해를 각각 산출하고 이를 단순 차분하여 상대 위치를 산출하는 기법이다. j 번째 위성에서 측정되는 의사거리는 식 (2)와 같이 정의된다. 이때 전리층 오차는 고려되지 않으며 위성 시계오차는 제거되었다고 가정한다.

$$\rho^j = d^j + B^j \quad (2)$$

여기서 d , B 는 각각 위성(사용자)과 GPS 위성까지의 거리, 수신

기 시계오차를 나타낸다.

GPS 측정치로부터 위치를 산출하기 위한 의사거리식은 식 (3)과 같다. 이때, \vec{R}_j , \vec{R}_u , \hat{e} 은 각각 GPS 위성위치, 사용자 위치, 그리고 시선벡터(Line of Sight)를 의미한다.

$$\rho^j = (\vec{R}^j - \vec{R}_u) \cdot \hat{e}^j + B \quad (3)$$

식 (3)으로부터 m 개의 공통 GPS 위성으로 구성된 정리된 식 (4)의 행렬을 구성하고 최소자승법(Least Square Method)을 적용하면 각 위성(사용자)의 위치를 손쉽게 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \hat{e}^1 & -1 \\ \hat{e}^2 & -1 \\ \vdots & \vdots \\ \hat{e}^m & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{R}_u \\ B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{R}^1 \cdot \hat{e}^1 - \rho^1 \\ \vec{R}^2 \cdot \hat{e}^2 - \rho^2 \\ \vdots \\ \vec{R}^m \cdot \hat{e}^m - \rho^m \end{bmatrix} \quad (4)$$

이제 각 위성에서 산출된 위치를 차분하면 Position Domain DGPS 기반의 상대항법 해를 산출할 수 있다. 이 경우, 각 위성의 위치 및 속도를 활용하기 때문에 데이터량이 작아 위성 간 통신에 유리하다는 장점이 있지만, 식 (2)에서 가정된 바와 같이 전리층을 고려하지 않았으므로 전리층 오차가 각 위성의 위치 해에 반영된다. 따라서 주위성과 부위성의 공통 GPS 위성이 다를 경우, 각기 다른 GPS 위성으로부터 유발되는 전리층 오차를 제거할 수 없기 상대위치 성능 저하를 일으킬 것으로 예상할 수 있다.

2.3.3 Range domain DGPS

공통 GPS 위성의 개수가 4개 이상인 경우, Range Domain DGPS를 수행한다. 이때, 해치필터를 적용한 의사거리 보정 측정치를 활용하여 잡음수준을 향상시킨 의사거리를 사용한다. Range Domain DGPS 기반 상대항법을 수행하기 위한 j 번째 위성에 대한 주위성과 부위성의 단일주파수 의사거리 보정 측정치 ($\hat{\rho}_j^j$, $\hat{\rho}_j^i$)는 식 (5)와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \hat{\rho}_j^j &= d_c^j + i_c^j + B_c - b^j \\ \hat{\rho}_j^i &= d_c^i + i_c^i + B_c - b^j \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 d , i , B , b 는 각각 위성(사용자)과 GPS 위성까지의 거리, 전리층 오차, 수신기 시계오차, GPS 위성 시계오차이며, 아래첨자 c , t 는 각각 주위성과 부위성을 나타낸다.

상대위치를 산출하기 위한 의사거리 차분식은 식 (6)과 같이 쓸 수 있다. 이때, \vec{R}_j^j , \vec{R}_j^i , \hat{e} 은 각각 GPS 위성위치, 사용자 위치, 그리고 시선벡터를 의미한다.

$$\Delta_c \hat{\rho}^j = [(\vec{R}_j^j - \vec{R}_j^i) \cdot \hat{e}^j - (\vec{R}_j^j - \vec{R}_j^i) \cdot \hat{e}^i] + \Delta i + \Delta B \quad (6)$$

만약 두 위성사이의 거리가 작다고 가정하면 ($\Delta i \approx 0$, $\hat{e}_i^j \approx \hat{e}_i^i$), 상대항법을 수행하기 위한 식은 식 (7)과 같이 단순화할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta \hat{\rho}^j &\approx -(\vec{R}_j^i - \vec{R}_j^i) \cdot \hat{e}_c^j + \Delta B \\ &= \Delta \vec{R} \cdot \hat{e}_c^j + \Delta B \end{aligned} \quad (7)$$

이제, l 개의 공통 GPS 위성으로 구성된 정리된 식 (8)을 활용하여 최소자승법을 적용하면 Range Domain DGPS 기반 상대위치를 손쉽게 구할 수 있으며, 보다 더 정밀도 향상을 위해 해치필터 스무딩 계수를 활용한 가중된 최소자승법(Weighted Least Square Method)을 고려함으로써 잡음수준이 작은 의사거리 보정치에 가중치를 부여할 있다. 본 논문에서는 각 위성별 해치필터 스무딩 계수를 가중치로 선정한 최소자승법을 활용하였다.

$$\begin{bmatrix} \hat{e}_c^1 & -1 \\ \hat{e}_c^2 & -1 \\ \vdots & \vdots \\ \hat{e}_c^l & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \vec{R} \\ \Delta B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Delta \rho^1 \\ -\Delta \rho^2 \\ \vdots \\ -\Delta \rho^l \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.3.4 Orbit propagation

위성 간 GPS 측정치가 제공되지 않는 간헐적 통신간격에는, 항법해를 도출하기 위해 상대운동 방정식을 활용한 궤도전파가 필수적으로 요구된다. 본 논문에서 제안하는 실시간 상대항법 시스템의 궤도전파 알고리즘은 통신간격이 10초로써 짧은 시간의 궤도전파를 수행하기 때문에, 궤도전파를 수행하는 시간동안 지구 중심으로부터 각 위성의 거리의 변화량이 무시가능하다 (Pollock et al. 2008). 따라서 HCW 방정식을 통해 선형 시간 불변 시스템으로 구성된 궤도전파 모델을 구성하면 구현이 용이하고 계산량이 적어 실시간 상대항법 시스템의 궤도전파 알고리즘으로 활용할 수 있다.

HCW 방정식은 이체운동방정식(Two-body Equation)으로부터 상대위성을 원형 궤도상의 점질량으로 가정하여 단순화하여 식 (9)와 같이 기술된다 (Vallado & McClain 2007, Franzini 2014).

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= 3n^2 x + 2n\dot{y} - u_x \\ \ddot{y} &= -2n\dot{x} - u_y \\ \ddot{z} &= -n^2 z - u_z \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, Fig. 5와 같이 주위성과 부위성의 상대위치 벡터를 정의하고, 주위성을 기준으로 Local-Vertical-Local-Horizontal (LVLH) 좌표계를 정의한다. \hat{i} 는 지구의 중력 중심으로부터 주위성까지의 방향벡터, \hat{k} 는 궤도의 각운동량(Angular Momentum) \mathbf{h} 에 대한 방향벡터, \hat{j} 는 \hat{i} , \hat{k} 의 외적벡터로서 위성의 진행방향이다.

$$\hat{i} = \mathbf{r}_c / r_c, \hat{k} = \mathbf{h} / h, j = k \times i \quad (10)$$

식 (9)의 HCW 방정식은 2차 선형 미분방정식이므로, 식 (11)과 같은 형태의 해가 산출되며, n 은 평균운동, u_x , u_y , u_z 는 각 축 방향에 대한 추력 가속도, x_0 , y_0 , z_0 , \dot{x}_0 , \dot{y}_0 , \dot{z}_0 는 초기 상대위치, 상대속도로써 Position Domain DGPS 또는 Range Domain DGPS를 통해 산출된 값을 적용한다.

$$\begin{aligned}
 x(t) &= (4 - 3 \cos nt)x_0 + \frac{\sin nt}{n} \dot{x}_0 + \frac{2}{n}(1 - \cos nt)\dot{y}_0 \\
 y(t) &= 6(\sin nt - nt)x_0 + y_0 - \frac{2}{n}(1 - \cos nt)\dot{x}_0 + \frac{4 \sin nt - 3nt}{n} \dot{y}_0 \\
 z(t) &= z_0 \cos nt + \frac{\dot{z}_0}{n} \sin nt
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

3. SIMULATION

제안된 DGPS 기반 상대항법의 실용성을 확인하기 위해, 일정 거리를 유지한 위성들에 대한 궤도를 생성한다. 모의실험을 수행하기 위한 기본 조건은 Tables 1, 2에 정리되었다. 이때 사용된 궤도는 한국형 발사체의 궤도 시나리오인 700 km 타원궤도를 설정하였으며, 상용프로그램인 GMAT을 활용하여 생성하였다.

논문에서 제시한 알고리즘은 근접 랑데부-도킹의 초기, 중기 단계인 상대거리 2000 m, 10 m에서 위성 간 공통 GPS 위성 개

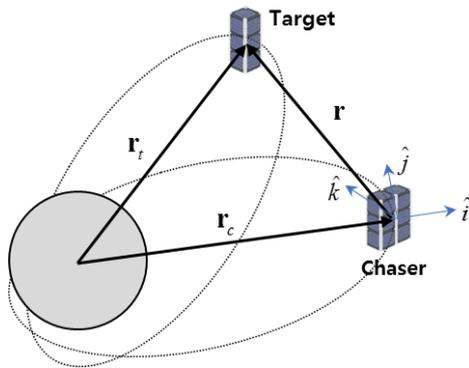


Fig. 5. Local-vertical-local-horizontal (LVLH) coordinate for orbit propagation.

Table 1. Orbit simulation Keplerian orbit elements.

Parameters	Assumption
Semimajor axis (<i>a</i>)	6978 km
Eccentricity (<i>e</i>)	0.0143
Inclination (<i>i</i>)	98 deg
Longitude of ascending node (Ω)	0 deg
Argument of periapsis (ω)	0 deg
True anomaly (ν)	45 deg

Table 2. Orbit simulation propagation model.

Model	Assumption
Earth gravity	EGM-96 (360x360)
3rd-body gravity	Sun, Moon
Solar radiation pressure	Spherical shadow model
Air drag	Jacchia roberts atmosphere model

Table 4. Comparison of each algorithm methods.

Method	Algorithm	Hatch filter smoothing constant	Communication interval time
PD DGPS (Stand Alone)	Position domain DGPS	-	
PD DGPS (Hatch filter)	Position domain DGPS	20	10 (sec)
Proposed method	Range domain DGPS	20	

수를 달리하여 모의실험을 수행함으로써 그 성능을 확인하였으며, 가정한 조건은 Table 3과 같다. 여기서, 경우 1은 상대거리가 2000 m이고 위성 간 GPS 안테나 방향을 90도 다르게 설정하여 부위성과 주위성의 자세오차가 90도 틀어진 경우를 모사하여 공통위성이 최소화되는 최악의 상황을 가정하였으며, 경우2는 상대거리가 10 m이고 주위성과 부위성의 자세 및 공통 GPS 위성이 동일한 최상의 조건을 가정하였다. 이는 주어진 KASDSAT 시나리오의 랑데부-도킹 단계에서 위성 간 자세는 동일하지만, 제안한 알고리즘의 위성 자세에 대한 강건성을 확인하기 위함이다. 주위성과 부위성에 각 GPS 측정치는 서울대학교 GNSS 연구실에서 개발한 “저궤도 위성 GPS 수신기 시뮬레이터”를 활용하고 (Jeon et al. 2009, Kim et al. 2014) GPS 위성 측정치는 정규분포를 가정하여 의사거리 0.5 m, 반송파 측정치 2 mm, 도플러 측정치 2 cm/s 수준의 표준편차를 가정하였다. 또한, 제안한 알고리즘의 성능 비교를 위한 비교군은 Table 4에 정리하였다. 비교군은 Position Domain DGPS를 Stand Alone의 차분으로 수행한 PD DGPS (Stand Alone), 동일한 방법으로 Position Domain DGPS를 수행하지만 각 위성에 해치필터를 적용한 PD DGPS (Hatch Filter), 그리고 본 논문에서 제안하는 기법인 해치필터를 활용하여 Range Domain DGPS를 수행한 Proposed Method이다. 열거한 비교군은 모두 10초 간격으로 GPS 측정치를 제공받는다.

모의실험을 통해 본 논문에서 제안하는 DGPS 기반 상대항법의 성능을 확인한 결과는 Figs. 6-13에 도시된 바와 같다. 동일한 데이터에 대하여 공통 GPS 위성의 공통오차가 상대 위치 성능에 미치는 영향을 확인하기 위해, 경우 1을 적용한 경우(Figs. 6, 7, 10, 11)와 경우 2를 적용한 경우(Figs. 8, 9, 12, 13)로 나누어 모의실험을 수행하였다. 이때, 위성 간 통신간격은 10초 간격으로 설정하여 간헐적으로 GPS 측정치를 제공받는 환경을 가정하였다.

Tables 5, 6에 정리된 바와 같이 제안된 기법이 비교군과 대

Table 3. Case for simulation.

Case	Relative distance	Number of common visible GPS
1	2000 m	6
2	10 m	10

Table 5. Relative position simulation results in ECEF (Case 1).

Method	X (m)	Y (m)	Z (m)	3D RMS (m)
PD DGPS (Stand alone)	1.07	0.68	0.67	1.44
PD DGPS (Hatch filter)	0.70	0.34	0.19	0.80
Proposed method	0.25	0.23	0.19	0.39

Table 6. Relative position simulation results in ECEF (Case 2).

Method	X (m)	Y (m)	Z (m)	3D RMS (m)
PD DGPS (Stand Alone)	1.00	0.701	0.55	1.35
PD DGPS (Hatch filter)	0.22	0.14	0.13	0.29
Proposed method	0.22	0.14	0.13	0.29

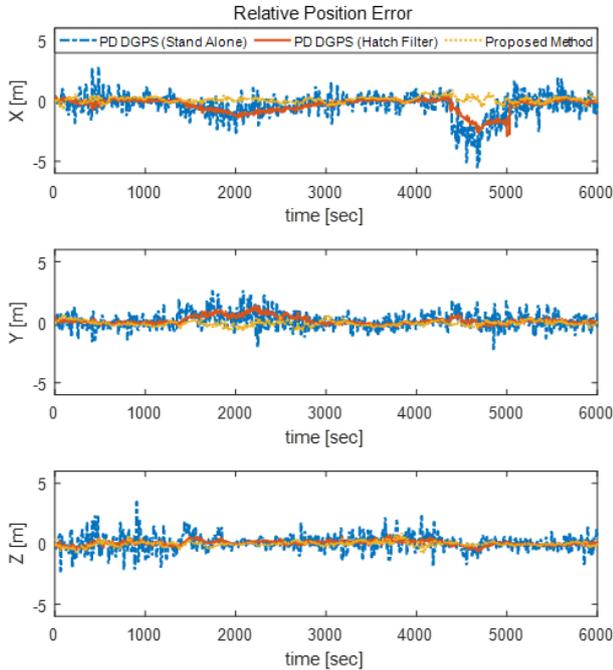


Fig. 6. Relative position error in ECEF (Case 1).

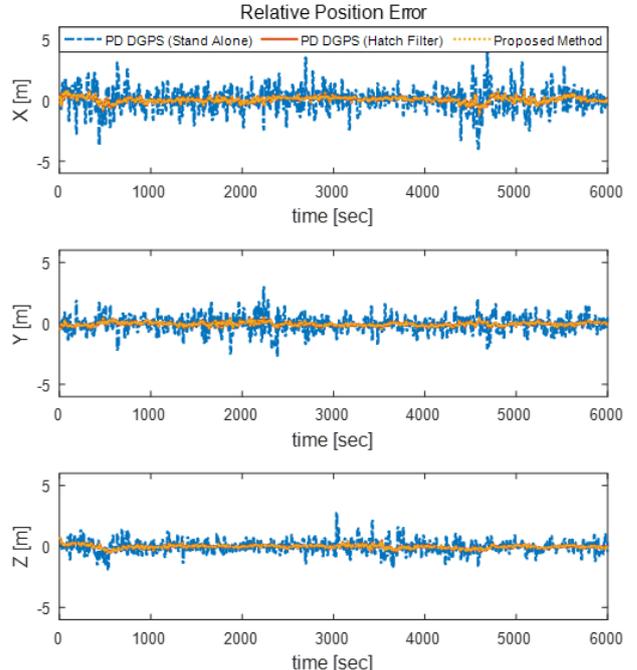


Fig. 8. Relative position error in ECEF (Case 2).

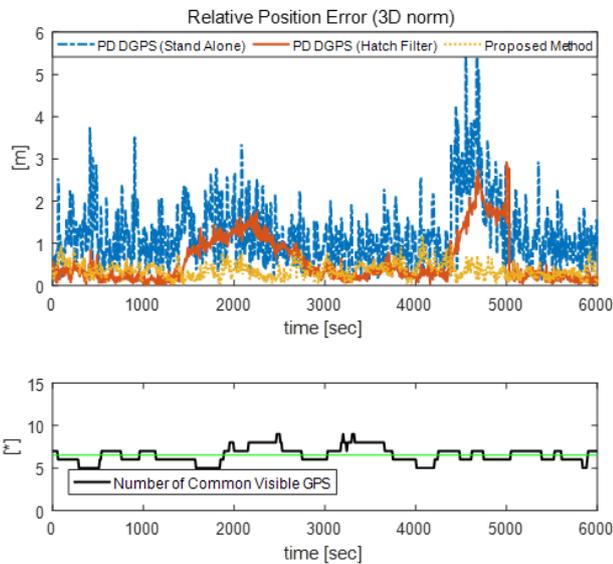


Fig. 7. 3D Normalization of relative position error in ECEF (Case 1).

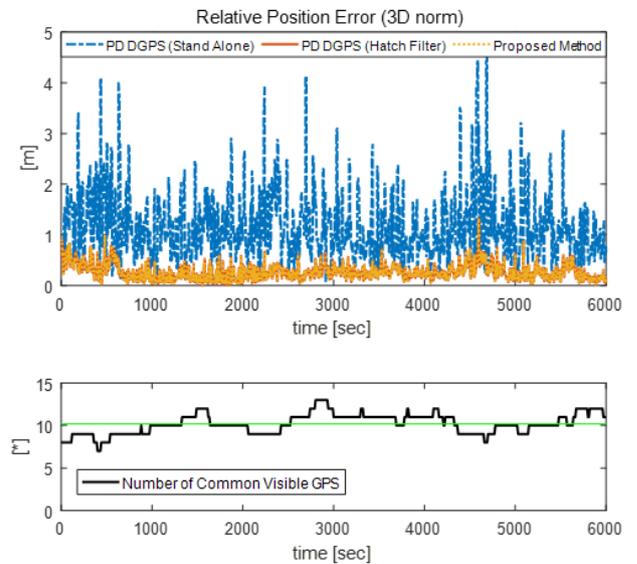


Fig. 9. 3D Normalization of relative position error in ECEF (Case 2).

조하였을 때 모든 경우에 대해 상대위치 오차 3D RMS 0.5 m 이 내의 우수한 성능을 보이고 있음을 알 수 있다. Figs. 8, 9에서 확인할 수 있듯이, 두 위성 간의 가시 GPS 위성이 동일한 경우에는 해치필터를 결합한 Position Domain DGPS와 Range Domain DGPS의 성능이 동일함을 보이나, Figs. 6, 7에 나타난 결과와 같이 가시 GPS 위성이 달라지게 되면 Position Domain DGPS의 상대위치 성능이 저하됨을 확인할 수 있다. 이는 성능비교를 위한 방법들이 위성 간 상이한 GPS 위성 측정치에 대한 공통오차를 제거하지 못하기 때문이다. 이와 달리, 제안된 방법은 공통 GPS 위성만을 활용하여 항법해에 영향을 미치는 공통오차를 제거할

Table 7. Relative velocity simulation results.

Case	X (cm/s)	Y (cm/s)	Z (cm/s)	3D RMS (cm/s)
1	1.50	1.35	1.25	2.38
2	1.95	1.37	1.12	2.64

수 있기 때문에 공통 GPS 위성 수신환경을 좌우하는 위성의 자세에 대해 강건한 성능을 보였으며, Stand Alone 및 해치필터를 결합한 Position Domain DGPS에 대해 각각 269%, 105% 성능 향상을 보였다.

한편, Table 7에 정리된 상대 속도 오차 성능의 경우 공통 GPS 위성 개수와 상관없이 상대속도 성능 수준이 3D RMS 3 cm/s 이

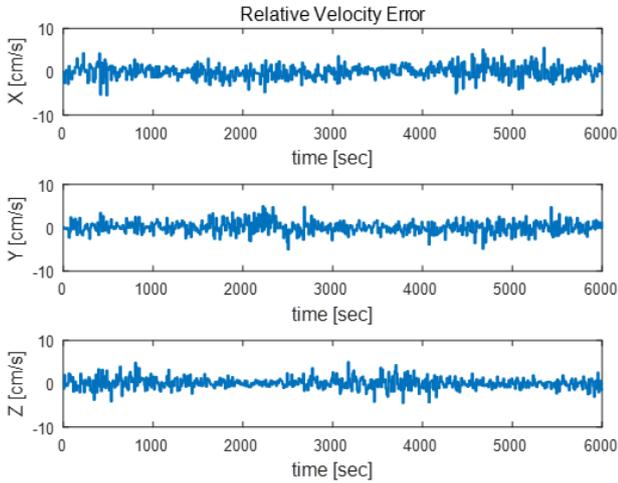


Fig. 10. Relative velocity error in ECEF (Case 1).

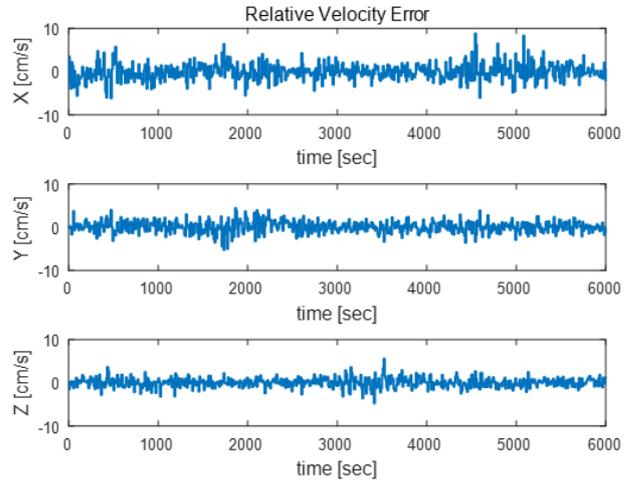


Fig. 12. Relative velocity error in ECEF (Case 2).

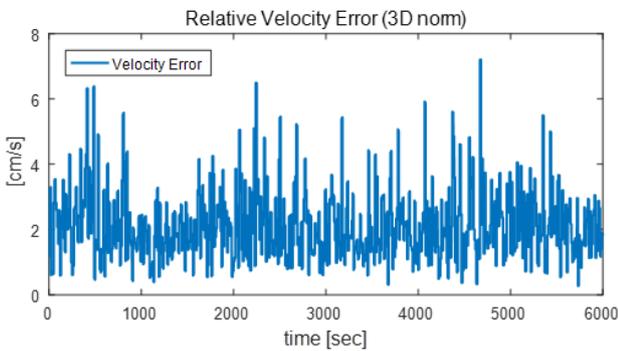


Fig. 11. 3D normalization of relative velocity error in ECEF (Case 1).

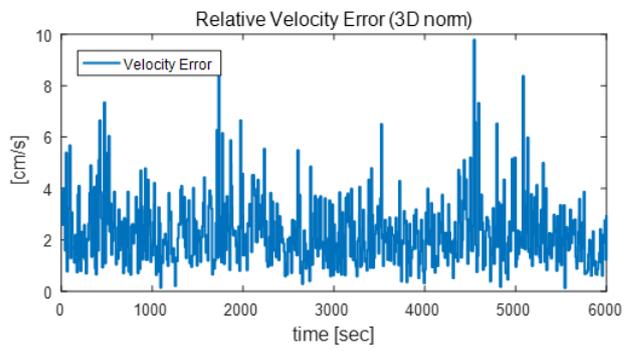


Fig. 13. 3D normalization of relative velocity error in ECEF (Case 2).

내로 비슷한 것을 확인할 수 있다. 이는 상대 속도를 결정짓는 도플러 측정치는 잡음 외에 오차요소의 영향이 매우 작음을 뒷받침하는 결과이다. 결과적으로 제안된 시스템을 활용하는 경우, KARDSAT의 근접 랑데부-도킹을 수행하기 위한 상대항법 시스템의 요구사항(R1-R5)을 모두 만족시킴을 확인할 수 있다.

4. CONCLUSIONS

본 논문에서는 큐브위성의 자율 랑데부 및 도킹을 위한 단일 주파수 DGPS 기반 상대항법을 제안하였다. 해치필터를 활용하여 의사거리 측정치의 잡음성능을 향상시키고, 공통 GPS 위성을 활용한 Range Domain DGPS를 수행하여 전리층 오차에 대한 상대항법 성능을 향상시켰다. 또한, 간헐적인 통신환경에서 HCW 방정식을 활용하여 궤도전파를 수행함으로써 실시간 구현에 적합한 시스템을 제안하였다. 이러한 접근 방법은 기존 실시간 GPS 상대항법 시스템의 단점들이 측정치 잡음요소와 위성 간 비공통 GPS 위성 측정치의 차분으로부터 유발되는 전리층 오차에서 기인한다는 데 착안한 것이다. 제안된 방법은 간헐적인 GPS 측정치 제공 환경에서 해치필터를 활용한 Range Domain DGPS 상대항법과 HCW 방정식을 결합함으로써 위성 간 통신 데이터량과 계산량이 적고, 저궤도 환경에 적합한 실시간 상대항법 시스템의

설계 및 구현이 가능하다. 제안된 Range Domain DGPS 기반 상대항법 시스템의 우수성을 입증하기 위해 저궤도의 큐브위성 간 상대항법 시스템에 대한 모의실험을 수행하였다. 모의 실험을 통해, 제안된 방법이 위성 간 GPS 측정치 수신환경에 대해 강건하면서 우수한 성능을 제공할 뿐만 아니라 통신환경이 제공되지 않는 상황에서도 신뢰성 있는 상대항법 성능을 제공함을 확인하였다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 서울대학교 항공우주신기술연구소를 통해 계약된 한국항공우주연구원의 ‘AI기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발’의 위탁연구과제인 “초소형위성용 GPS 기반 정밀 상대항법 시스템 개발”의 일환으로 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사를 드립니다. 그리고 서울대학교 공학연구원의 시설 지원에도 감사를 드립니다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, S.Y. and O.K.; methodology, H.S.,

O.K., and S.Y., software, H.S. and O.K.; validation, H.S., O.K., S.Y., and C.K.; formal analysis, H.S. and S.Y.; investigation, S.Y.; and H.S., resources, S.Y., and H.S., data curation, S.Y., and H.S., writing—original draft preparation, H.S., and C.K., writing—review and editing, H.S.; visualization, H.S., supervision, C.K.; project administration, D.C., and H.K. funding acquisition, D.C. and H.K.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Bouwmeester, J. & Guo, J. 2010, Survey of Worldwide Pico- and Nanosatellite Missions, Distributions and Subsystem Technology, *Acta Astronautica*, 67, 854-862. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.004>
- Busse, F. D., How, J. P., Simpson, J., & Leitner, J. 2001, Orion-Emerald: Carrier Differential GPS for LEO Formation Flying, in 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.01TH8542), Big Sky, MT, USA, 10-17 March 2001, pp.523-534. <https://doi.org/10.1109/AERO.2001.931233>
- Chien, S., Sherwood, R., Rabideau, G., Castano, R., Davies, A., et al. 2002, The Techsat-21 Autonomous Space Science Agent, in Proceedings of the First International Joint Conference on Autonomous Agents and Multiagent Systems Part 2 - AAMAS, New York, USA, July, 2002, pp.570-577. <https://doi.org/10.1145/544879.544880>
- Foust, R., Nakka, Y., Saxena, A., Chung, S. J., & Hadaegh, F. Y. 2017, Automated Rendezvous and Docking Using Tethered Formation Flight, in Proceedings of the 9th International Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying (IWSCFF), Boulder, CO, USA, 2017, pp.1-15.
- Franzini, G. 2014, Nonlinear Control of Relative Motion in Space Using Extend Linearization Technique, MS Thesis, University of Pisa.
- Jeon, S. H., So, H. M., Lee, T. J., Kim, G. H., Jeon, S. I., et al. 2009, The Development of Post-Processing GPS (L1)/Galileo (E1/E5a) Software Receiving Platform Using MATLAB, *The Journal of Advanced Navigation Technology (JANT)*, 13, 311-318.
- Kaplan, E. D. & Hegarty, C. J. 2017, *Understanding GPS/GNSS Principles and Applications*, 3rd ed. (Boston: Artech House Inc.)
- Kawano, I., Mokuno, M., Kasai, T., & Suzuki, T. 2001, First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation by ETS-VII, *Navigation*, 48, 49-56. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2001.tb00227.x>
- Kim, C. W., Kim, G. H., & Kee, C. 2014, Development of Software GPS Receiver for GEO Satellites Using Weak Signal Receiver Algorithm, *The Journal of Advanced Navigation Technology (JANT)*, 18, 312-318. <https://doi.org/10.12673/jant.2014.18.4.312>
- Kim, H. D., Choi, W. S., Cho, D. H., Kim, M. K., Kim, J. H., et al. 2019a, A Development of Core Technology for Space Exploration Using Nano-Satellite, Korea Aerospace Research Institute Annual Report. <https://doi.org/10.23000/TRKO201900001630>
- Kim, H. D., Choi, W. S., Cho, D. H., Kim, M. K., Kim, J. H., et al. 2019b, Introduction to Development of a Rendezvous / Docking Demonstration Satellite, in KSAS 2019 Spring Conference, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Byeonsan, Korea, 2019, pp.417-418.
- Kroes, R., Montenbruck, O., Bertiger, W., & Visser, P. 2005, Precise GRACE Baseline Determination Using GPS, *GPS Solutions*, 9, 21-31. <https://doi.org/10.1007/s10291-004-0123-5>
- Montenbruck, O., Wermuth, M., & Kahle, R. 2011, GPS Based Relative Navigation for the TanDEM-X Mission - First Flight Results, *Navigation*, 58, 293-304. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2011.tb02587.x>
- Park, B. W. 2008. (A) Study on Reducing Temporal and Spatial Decorrelation Effect in GNSS Augmentation System : Consideration of the Correction Message Standardization, PhD Dissertation, Seoul National University.
- Pollock, G. E., Gangestad, J. W., & Longuski, J. M. 2008, Analysis of Lorentz Spacecraft Motion about Earth Using the Hill-Clohessy-Wiltshire Equations, in AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, 18-21 August, 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-6762>
- Selva, D. & Krejci, D. 2012, A Survey and Assessment of the Capabilities of Cubesats for Earth Observation, *Acta Astronautica*, 74, 50-68. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.12.014>
- Vallado, D. A. & McClain, W. D. 2007, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 3rd ed. (New York: Springer)



Hanjoon Shim is a Ph.D. student of GNSS Laboratory in the Department of Aerospace Engineering at Seoul National University. He received B.S. degree in the School of Mechanical and Control Engineering from Handong Global University, and M.S degree in the School of Mechanical and Aerospace Engineering from Seoul National University. His research interests are spacecraft attitude determination and control system and cube-satellite.



O-Jong Kim is a Ph.D. researcher in the Department of Aerospace Engineering at Seoul National University, South Korea. He received the B.S. degree, Master degree and Ph.D. degree from Seoul National University. His research interests include alternative PNT, indoor navigation, cycle ambiguity resolution, and space technologies such as space GNSS receiver and nano-satellite platform.



Sunkyoung Yu is a staff engineer at Samsung electronics. She received Ph.D and B.S degree in the in the School of Mechanical and Aerospace Engineering at Seoul National University. Her research interests are orbit determination, orbit propagation and GNSS receiver.



Changdon Kee is a Professor in the School of Mechanical and Aerospace Engineering at Seoul National University (SNU), South Korea and supervises SNU GNSS Lab (SNUGL, <http://gnss.snu.ac.kr>). He received B.S. and M.S. degrees from Seoul National University and a Ph.D. degree from Stanford University. He served as a Technical Advisor to the Federal Aviation Administration (FAA) on the Wide Area Augmentation System (WAAS) in 1994. Prof. Kee currently serves as a Technical Advisor for Korea Civil Aviation Safety Authority (KCASA) and Ministry of Public Administration and Security (MOPAS). He also served as a President of Korean Institute of Navigation. He has more than 20 years of GNSS and flight control research experiences.



Dong-Hyun Cho received the Ph.D. degree in Aerospace Engineering from KAIST in 2012. Since 2011, he has been working as a senior researcher at KARI. His research interests include nanosatellite, attitude determination and control, spacecraft trajectory control, optimal design of the lunar lander, optimal control, space debris, and nonlinear control.



Hae-Dong Kim has got a BA and MA in Aerospace Engineering (1994, 1996) from the Pusan National University and Ph.D. in Aerospace Engineering (2009) from the KAIST (Korea Advanced In Science and Technology) in Republic of Korea. He started as a research engineer in Hyudai Aircraft and Space Ltd. since 1996 and joined the KARI since 2000. He took part in many research projects, carrying out his research activities in many fields concerning orbital mechanics, mission control system, and space mission design and analysis.