

## 지구저궤도 GPS 수신기의 시험 및 성능 분석 방법

정대원<sup>1†</sup>, 이상정<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 체계종합그룹

<sup>2</sup>충남대학교 전자공학과

### TEST AND PERFORMANCE ANALYSIS METHODS OF LOW EARTH ORBIT GPS RECEIVER

Dae-Won Chung<sup>1†</sup> and Sang-Jeong Lee<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Systems Engineering & Integration Department, KARI, Yusong-gu, Daejeon 305-333, Korea

<sup>2</sup>Department of Electronics Engineering, ChungNam National University, Daejeon 305-764, Korea

E-mail: dwchung@kari.re.kr

(Received June 7, 2006; Accepted June 22, 2006)

#### 요 약

우주 공간에서 GPS 수신기의 사용은 지구저궤도에서 일반화가 되었다. 최근 대부분의 위성은 위성 위치를 찾기 위한 항법 해로써 GPS 수신기를 사용한다. 그러나, GPS 수신기로부터 직접 획득한 항법 해의 정확도는 지도 제작과 같은 위성 활용에서 충분하지가 않다. 정밀궤도결정과 같은 후처리 개념이 위성 위치 정확도를 향상시키기 위해서 위성 자료 처리에 최근 적용되고 있다. 정밀궤도결정은 GPS 수신기의 항법 해가 아닌 원시 측정 자료를 사용한다. 원시 측정 자료의 성능은 GPS 수신기의 원시 측정 자료 정확도 및 추적 루프 알고리즘에 의해서 결정된다. 이 논문에서는 원시 측정 자료의 성능을 평가할 수 있는 기법을 제안하였다. GPS 수신기의 항법 해와 정밀궤도결정의 항법 해를 얻기 위한 지구저궤도위성의 시험 환경 및 절차를 기술하였다. 추가로, GPS 수신기의 항법 해, 원시 측정 자료, 정밀궤도결정의 항법 해에 대한 정확도를 분석하였다. 제안된 기법은 일반적인 저궤도 위성에 적용 가능하다.

#### ABSTRACT

The use of GPS receiver at outer space becomes common in low earth orbit. Recently most of satellites use GPS receiver as navigation solution for finding satellite position. However, the accuracy of navigation solution acquiring directly from GPS receiver is not enough in satellite application such as map generation. Post-processing concepts such as Precise Orbit Determination (POD) are recently applied to satellite data processing to improve satellite position accuracy. The POD uses raw measurement data instead of navigation solution of GPS receiver. The performance of raw measurement data depends on raw measurement data accuracy and tracking loop algorithm of GPS receiver. In this paper, a method for evaluating performance of raw measurement data is suggested. Test environment and procedure of the low earth orbit satellite acquiring for navigation solution of GPS receiver and navigation solution of POD are described. In addition, accuracy on navigation solution of GPS receiver,

<sup>†</sup>corresponding author

raw measurement data, and navigation solution of POD are analyzed. The proposed method can be applicable to general low earth orbit satellite.

*Keywords:* low earth orbit, GPS receiver, precise orbit determination

## 1. 서 론

우주용 GPS 수신기는 시각 동기 신호와 위성의 위치와 속도에 대한 항법 해를 위성에게 제공할 수 있다. 또한, 최근에 개발되고 있는 우주용 GPS 수신기는 원시 측정 자료로써 의사 거리와 반송파 위상 자료를 생성 및 저장할 수 있다. 이러한 원시 측정 자료는 지상으로 전송되어 정밀궤도결정을 거쳐서 위성의 위치 및 속도에 대한 정밀도를 향상시킬 수 있다. 이러한 위성 위치 정밀도의 향상은 지도 제작과 같은 위성 활용 분야에서 매우 필요한 것이다.

우주용 GPS 수신기에서 제공하는 항법 해와 정밀궤도결정을 수행한 후의 항법 해는 우주용 GPS 수신기의 성능을 정확하게 나타낼 수가 없다. 항법 해의 성능은 수신기 내부의 추정 및 필터링 알고리즘에 의해서 크게 영향을 받으며, 정밀궤도결정 기법으로 얻는 항법 해의 경우에도 마찬가지이다. 이 논문에서는 항법 해 단계의 성능 분석이 아닌 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료 단계의 정확도 및 추적 알고리즘 성능에 대한 분석 근거를 제공함으로써 우주용 GPS 수신기의 성능을 알 수 있게 한다. 이러한 낮은 단계의 성능 분석 기법을 상업용 우주용 GPS 수신기들에 적용하여 분석하면 저궤도위성에서 가장 좋은 성능을 낼 수 있는 상업용 우주용 GPS 수신기를 선택할 수 있다. 어떠한 영역의 활용에 사용되는 항법 알고리즘이라도 수신기의 원시 측정 자료의 정확도에 그 성능이 제한 받는 것은 명백하다. 항공우주연구원에서 사용 중인 저궤도위성 GPS 수신기를 제외한 몇몇 상업용 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료의 정확도는 분석되어 있다. 상업용 우주용 GPS 수신기는 P 코드를 사용하는 경우를 포함하면 제품에 따라서 의사 거리는 0.12m~1.39m의 정확도, 반송파 위상은 0.53mm~3.47mm, 거리 변화율은 0.01m/s~0.15m/s의 원시 측정 자료 정확도를 보여주고 있다(Holt et al. 2003). 이 논문에서는 항공우주연구원에서 사용하는 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료의 성능 분석을 시도한다.

우주용 GPS 수신기는 위성의 발사 이전인 지상 상태에서 시험 및 성능 분석이 이루어져야 한다. 지상에서의 우주용 GPS 수신기의 성능을 시험, 분석하기 위해서는 우주 환경에 맞게 시험이 구성되어야 하며 위성의 임무 목적에 맞게 시험 항목을 만들어야 한다. 시험 환경은 SPIRENT STR 4760 GPS 시뮬레이터와 저궤도 위성용 시험 시나리오로 구성한다(정대원 등 2005). 시험에서 얻어지는 항법 해, 우주용 GPS 수신기가 생성하는 원시 측정 자료의 성질 및 성능에 대한 분석이 필요하다. 또한, 원시 측정 자료를 이용하여 정밀궤도결정을 수행한 결과가 어떠한 지에 대한 분석이 필요하다.

## 2. GPS 수신기 항법 해 성능

저궤도위성의 GPS 수신기는 ETB(Engineering Test Bed)와 FM(Flight Model)에서 시험이 수행됐다. ETB에서는 대기 환경에서 GPS 수신기의 기능 시험이 주로 이루어졌으며, FM에서는 열 진공 등의 각종 환경 조건 하에서 시험이 수행되었다(권기호 등 2005).

우주용 GPS 수신기의 성능을 위한 시험은 지상에서 우주의 환경을 모사해 주어야 하며, 우주 환

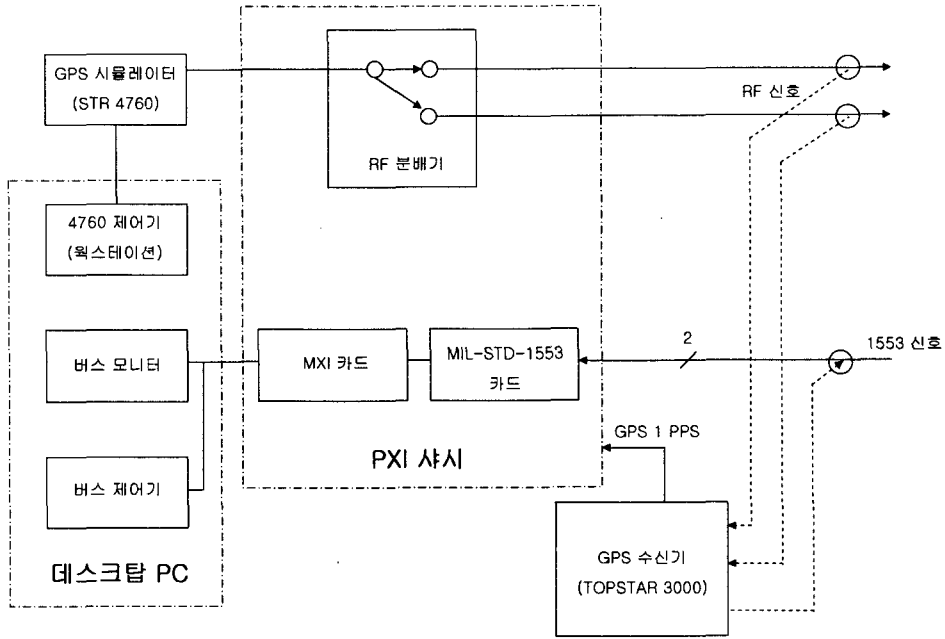


그림 1. GPS 수신기 시험 구성.

경에서 GPS 수신기가 임무 목적에 맞는 성능을 내는 지를 확인하는 것이다. 저궤도위성 GPS 수신기는 위성이 정상 동작한 후 GPS 수신기를 켜고 GPS 시뮬레이터를 시나리오에 따라 동작한 후 GPS 수신기를 표준 모드로 가게 한다. 유효한 응답을 빨리 획득하기 위해서 GPS 시간과 저궤도위성 궤도 값을 GPS 수신기에 보낸다. 일정 시간이 지난 후 GPS 수신기는 유효한 좌표 값을 찾으며 이때부터 유효한 항법 해와 원시 측정 자료를 생성한다.

### 2.1 시험 환경 구성

저궤도위성 GPS 수신기 시험을 그림 1과 같이 구성하였다. GPS 시뮬레이터는 우주 환경에서 GPS 위성의 RF 신호를 모사해주며, 저궤도위성의 운영 방법에 적합하게 시험 시나리오가 구성되어야 한다(정대원 2005). 저궤도위성 GPS 수신기는 2 RF 입력을 받을 수 있으나 GPS 신호 시뮬레이터 (SPIRENT STR4760)는 1 RF 출력만을 제공하므로 그림 1에서 처럼 RF 분배기를 이용하여 동일한 RF 신호를 두 개로 만들어서 GPS 수신기로 입력되도록 하였다. GPS 시험 셋에서 위성 쪽으로 가는 GPS 자료를 1553B 채널로 관찰이 가능하도록 하였다(Tabouelle 2001).

### 2.2 성능 분석

저궤도위성 GPS 수신기의 항법 해의 성능 분석은 임무 목적에 맞게 수행되며, 성능 분석의 항목은 다음의 내용들로 구성된다. 저궤도위성은 태양 동기 위성이므로 관측되는 GPS 위성의 갯수가 분석되어야 하며, 그림 2에 그 결과를 나타내었다. 그림 2는 종합위성시험 기간 중 열진공 환경 시험의 냉각 환경에서 GPS 시뮬레이터를 GPS 수신기에 연결하여 추적되는 GPS 위성의 갯수를 시간에

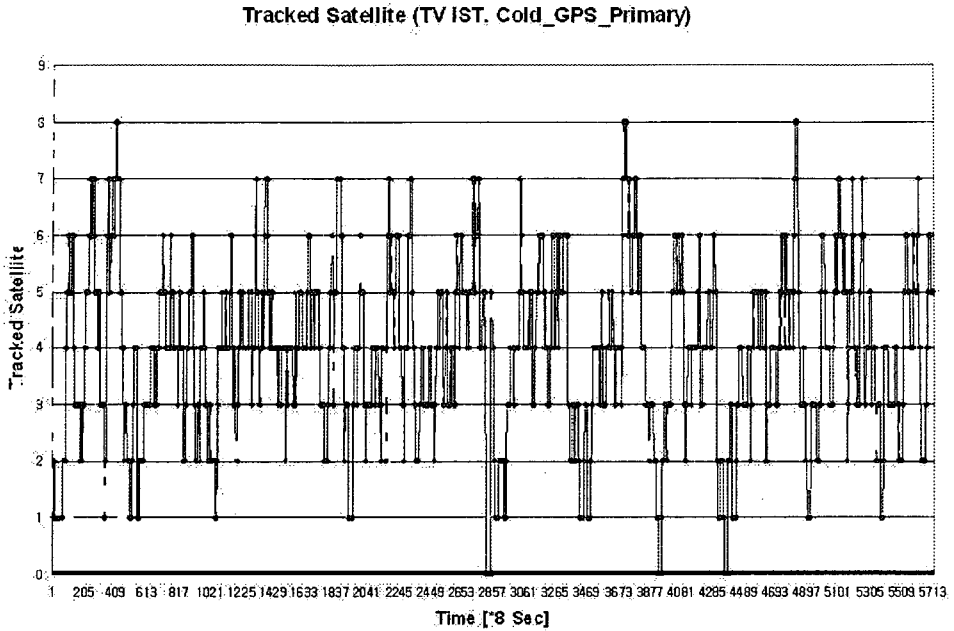


그림 2. 지구 지향 모드에서 추적되는 GPS 위성 수(Cold 열진공, GPS Primary).

표 1. GPS 위치 FOM 요약.

박스	GPS Primary		GPS Redundant
조건	열진공 Cold	열진공 Hot	열진공 Cold
위치 FOM	40 ~ 60m	40 ~ 60m	40 ~ 60m

따라 기록한 것이다. 이때 위성의 자세는 지구 지향 모드의 시험 시나리오를 사용한다. 저궤도위성 GPS 수신기가 처음으로 켜지고 난 뒤에 얼마 정도의 시간이 흐른 뒤에 정상적인 항법 해를 제공하는 지를 시험하였다. 저궤도위성 GPS 수신기의 항법 해는 필터를 사용한 결과와 사용하지 않은 결과 두 가지를 제공하며, 두 가지 경우의 성능을 비교 분석하였다. 저궤도위성 GPS 수신기가 제공하는 항법 해의 정확도도 분석하였다. 이러한 모든 분석들은 대기 시험 환경, 열 진공 환경 등에서 모두 시험되었으며, 명령과 원격측정 등의 기본적인 접속 시험은 성능 시험과 병행하여 모두 수행하였다. GPS 수신기가 4개 이상의 GPS 위성을 추적하게 될 때까지의 시간도 측정, 분석하였다. GPS 수신기의 정밀도를 나타내 줄 수 있는 FOM(Figure of Merit)값도 측정, 분석하였다. 그림 3은 열진공 시험의 냉각 기간 중 GPS 주수신기로 부터 받은 위치 FOM 값이며, 표 1은 열진공 시험 기간 중의 냉각과 고열 기간 상태의 GPS 주수신기와 보조수신기의 위치 FOM 값을 요약한 것이다. 그림 3을 보면 위치 정확도가 약 50m 정도임을 알 수 있다.

장시간 수행되는 열 진공 환경시험에서 GPS 수신기의 위치/속도/시간 정확도에 대한 검증도 수행되었다. GPS 신호 시뮬레이터의 시간대별 위치/속도/시간 값과 저궤도위성 GPS 수신기의 위

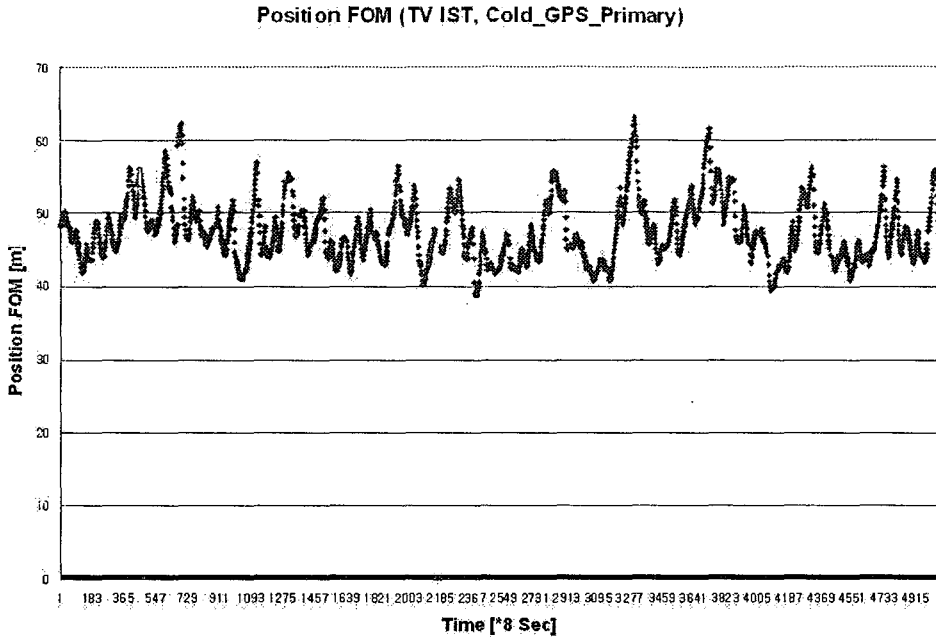


그림 3. 위치 FOM(Cold 열진공, GPS Primary).

치/속도/시간 값을 일대일로 비교하여야 하나, 저궤도위성 GPS 수신기의 PPS 모드를 Free-Running 모드로 사용하므로 인하여 GPS 신호 시뮬레이터와 저궤도위성 GPS 수신기 간의 정확한 시간 동기를 찾을 수 없으므로 오차 비교가 어려웠다. 하지만, GPS 수신기 자체가 현재 자기오차를 추정하는 FOM을 제공하므로, 이 값이 정확하게 시뮬레이터와 저궤도위성 GPS 수신기 간의 일대일로 비교한 오차는 아니지만 실제 오차와 거의 유사한 값을 알카텔 회사의 시험 결과로 검증되었다. 저궤도위성 열진공 환경 시험에서 FOM 값을 추출하여 스펙 값과 비교하여 어느 정도의 위치/속도/시간 오차가 있는지 확인하였다.

위치 FOM 값은 GPS 수신기의 위치 요구 사항 값인 30m보다는 큰 값을 알 수 있다. 시험에서 30m보다 큰 값이 나온 이유는 저궤도위성 GPS 수신기의 시험 환경에서 1 RF 신호 시뮬레이터를 이용했기 때문에 이와 같은 결과가 나온 것으로 판단된다. GPS EM(Engineering Model)에서 2 RF 신호 시뮬레이터를 이용한 시험 결과, FOM 값이 FM 시험 결과 보다 현저히 좋아짐을 확인하였다.

### 3. 원시 측정 자료 성능

필터를 거친 항법 해의 정확도가 아니라 GPS 수신기의 원시 측정 자료의 정확도를 정량화할 수 있는 시험을 할 수 있다면 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료의 성능 검증에 사용할 수 있다. 이러한 특성 분석이 이루어진다면 위성 프로그램이 새로이 시작될 때 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료 생성에 대한 요구 사항으로써 사용될 수 있다. GPS 측정 자료에서 geometry와 오실레이터에 의한 오차는 주요한 외부 성분으로 나타난다. 이 논문에서는 이러한 주요 외부 오차 요인을 제거

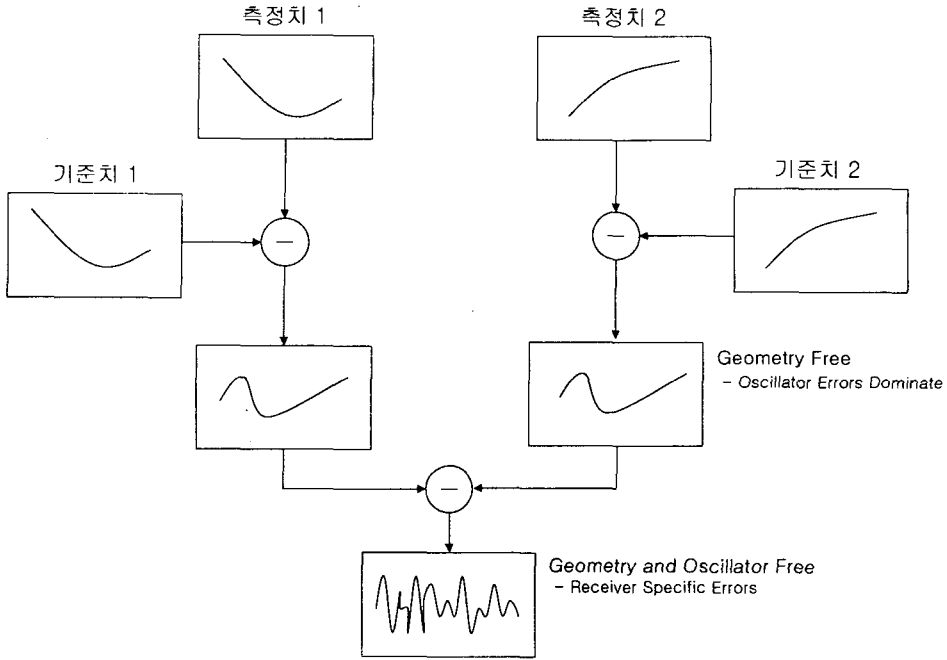


그림 4. 측정치 차분 기법.

하고 GPS 수신기의 고유 오차만을 비교하는 성능 분석 방법으로써 채널 간 차분 기법을 사용한다. GPS 수신기의 원시 측정 자료에 대한 성능을 분석하는 기법은 그림 4와 같다. 그림 5는 GPS 시뮬레이터에서 제공하는 저궤도 위성과 GPS 위성 간의 PRN 22에 대한 의사 거리 기준치 값이며, 그림 6은 GPS 수신기에서 측정한 저궤도 위성과 GPS 위성 간의 PRN 3에 대한 원시 측정 자료이다. 첫 번째로, GPS 수신기의 시간에 따르는 채널 별 측정치에서 GPS 시뮬레이터의 같은 시간 구간의 채널 별 기준치를 뺀다. 첫 번째의 차분 결과로 geometry 오차 항은 제거되고 GPS 수신기의 오실레이터의 오차 항에 대한 성분 및 수신기 특성에 따르는 오차 항만 남는다. 식 (1)은 GPS 수신기의 채널 별 측정치를 나타낸다.

$$\text{측정치}_i = \rho_i + \delta T + \epsilon_i \tag{1}$$

여기서,  $i$ 번째 측정치는 거리  $\rho_i$ , 오실레이터 오차  $\delta T$ , 수신기 오차  $\epsilon_i$ 이다. 식 (2)는 GPS 시뮬레이터의 채널 별 기준치를 나타낸다.

$$\text{기준치}_i = \rho_i + \epsilon_{Si} \tag{2}$$

여기서,  $i$ 번째 기준치는 거리  $\rho_i$ , 시뮬레이터 오차  $\epsilon_{Si}$ 이다. 식 (3)은 측정치와 기준치를 차분한 것이다. 첫 번째 차분치(First Difference)  $FD_i$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$FD_i = \text{측정치}_i - \text{기준치}_i = \delta T + \epsilon_i + \epsilon_{Si} \tag{3}$$

같은 시간 대역에 측정된 두 개의 첫 번째 차분치의 값을 또 한 번 차분한다면 공통의 오실레이터 오차 항목은 제거될 수 있다.

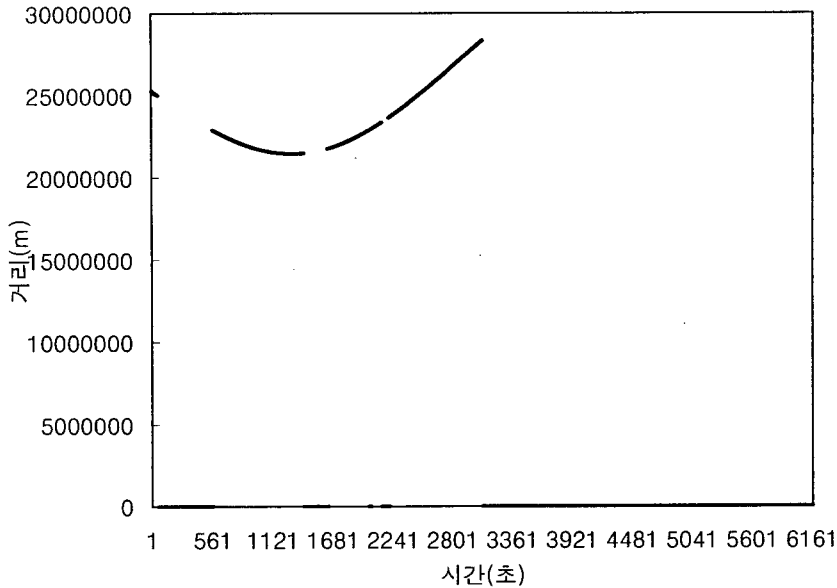


그림 5. 시뮬레이터 PRN 22 의사 거리.

식 (4)는 두 번째 차분치(Second Difference)이며, 시뮬레이터 오차가 수신기 오차 항에 비해서 매우 작다면 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$SD_{1-2} = FD_1 - ED_2 = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 + \varepsilon_{S1} - \varepsilon_{S2} \quad (4)$$

$$SD_{1-2} = FD_1 - ED_2 = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 \quad (5)$$

최종적으로 구한 식 (5)는 geometry와 오실레이터 오차가 없으며, 수신기 특성에 따르는 오차만이 존재한다. 만약 오차가 독립적이고 같은 표준 편차 값을 갖는다면 결과적으로 얻게 되는 GPS 수신기의 정확도는 식 (6), RMS 오차는 식 (7)과 같다. 수학적 의미뿐만이 아니라 물리적인 의미로도, 비슷한 SNR(Signal to Noise Ratio)을 갖는 두 채널 간에는 잡음 오차의 특성이 유사할 것으로 기대된다.

$$Accuracy(\varepsilon_{meas}) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2} \quad (6)$$

$$RMS(\varepsilon_{meas}) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n 2\varepsilon_i^2} = \sqrt{2}Accuracy(\varepsilon_{meas}) \quad (7)$$

저궤도위성 GPS 수신기는 의사 거리와 반송파 위상의 절대 값을 바로 제공하지 않기 때문에 변환 소프트웨어를 따로 개발하였다. 변환 소프트웨어는 정적인 시험 환경에서 검증하였다(Yoon & Kim 2003). 저궤도위성 우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료 정확도를 의사 거리 5m 이하, 반송파 위상 10mm 이하의 값으로 시험 결과를 예측하였으나, 저궤도위성 GPS 수신기의 의사 거리와 반송

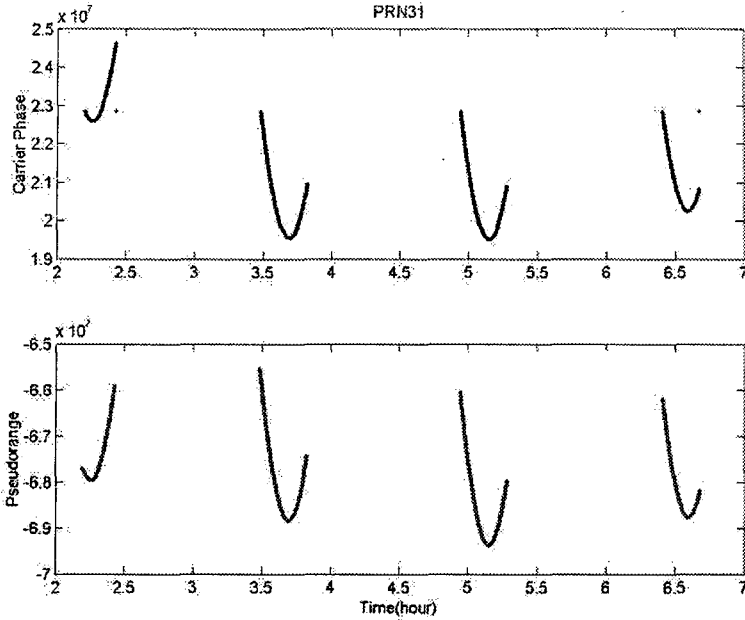


그림 6. PRN 3 원시 측정 자료.

파 위상 생성 시간이 GPS 시간이 아닌 GPS 로칼 시간에 동기 되어 있어서 초의 소수점 부분을 GPS 시뮬레이터가 생성하는 GPS 시간과 정확히 일치시키지 못해서 예측 값 보다 나쁘게 성능이 나타났다.

#### 4. 정밀궤도결정 항법 해 성능

우주용 GPS 수신기의 원시 측정 자료와 IGS에서 받은 GPS 위성 자료를 이용하여, GPS 위성에서 저궤도위성까지의 동일한 오차 항들을 차분 기법을 이용하여 제거하고, 반송파 위상 정보를 이용하여 저궤도위성 위치에 대한 정밀도를 수 십 센티미터까지 향상시킬 수 있다. 이러한 알고리즘을 적용하여 저궤도위성 정밀궤도결정 소프트웨어를 개발하였으며, TOPEX/Poseidon과 CHAMP 위성의 GPS 원시 측정 자료와 IGS 자료를 이용하여 알고리즘을 검증하였다. NASA가 개발한 GSFC(Goddard Space Flight Center) precise orbit propagation software의 결과와 TEC(Total Electron Content) 기법을 사용한 저궤도위성 정밀궤도결정의 결과의 차이는 radial 6.9cm(RMS), along track 19.4cm(RMS), cross track 6.9cm(RMS)가 나왔다(Lee et al. 2005).

시험 환경과 절차를 사용해서 얻은 저궤도위성의 원시 측정 자료와 IGS에서 받은 자료를 이용하여 정밀궤도결정 소프트웨어와 상용 MicroCosm 소프트웨어를 수행한 후 그 결과를 비교해 보았다. 저궤도위성의 정밀궤도결정의 요구 사항은 위치에 대해서 3m 이하이며, 시험 결과로는 요구 사항을 만족하지 못하고 있다. 이러한 오차가 생긴 것은 저궤도위성 GPS 수신기에서 생성하는 원시 측정 자료의 자료 생성 빈도수와 IGS 위성의 궤도력 자료 제공 빈도수의 차이, GPS 초 시간에 대한 소수 부분의 긴 시간 동안의 시간 표류의 정도, GPS 초 시간에 대한 소수 부분의 짧은 시간 동안의 시간 급



- 저궤도위성 정밀궤도결정 결과(C/A 코드, L1 위상 자료@02:20 UTC)
  - 좌표 기준 : ECEF
  - 참값     X : -4383.35079         Y : 5568.07308         Z : -416.5186
  - 예측값   X : -4383.185417        Y : 5567.520324        Z : -418.663749
  
- MicroCosm 정밀궤도결정 결과(C/A code, L1 위상 자료@02:20 UTC)
  - 좌표 기준 : ECEF
  - 참값     X : -4383.35079         Y : 5568.07308         Z : -416.5186
  - 예측값   X : -4387.25            Y : 5569.02            Z : -416.89

변의 정도 등이라 생각된다. 특히, 저궤도위성 GPS 수신기에서 원시 측정 자료가 생성될 때의 시간에 대한 동기는 GPS 시간이 아니라 저궤도위성 GPS 수신기의 로칼 시간인 것은 추가의 분석 및 시험이 요구되고 있는 상황이다.

### 5. 고찰 및 결론

저궤도위성 GPS 수신기는 지상 환경에서 GPS 위성 신호, 저궤도위성의 궤도 및 운영 모드, 열진공 환경 등의 환경을 모사하여 시험 및 분석을 수행해야 한다. 저궤도위성에서 사용 중인 GPS 수신기는 시각 동기 신호, 항법 해, 원시 측정 자료를 제공하며, 이러한 자료들은 주요한 시험 항목이 된다. 이 논문에서는 항법 해 단계의 시험 및 성능 분석을 하였고, 원시 측정 자료 단계의 성능을 알 수 있는 기법을 제시하였다. 또한, 원시 측정 자료를 정밀궤도결정 소프트웨어에서 처리를 하여 그 결과를 나타내었다. 항법 해 단계의 성능은 요구사항과 비교해서 만족스러웠다. 원시 측정 자료를 이용한 정밀궤도결정 값은 만족할 만한 성능을 나타내지 못하였기 때문에 원시 측정 자료 단계에 대한 성능 분석을 실시하였다. 원시 측정 자료 단계의 성능을 분석한 결과 만족할 만한 값을 나타내지 못하는 것을 발견하였으며, 이것은 원시 측정 자료의 GPS 시간 표류 및 급변과 원시 측정 자료의 시간 동기가 GPS 수신기의 로칼 시간 때문인 것으로 판단된다. 이 부분을 보정하기 위한 알고리즘을 개발하여 발사 후 실제 우주 환경에서 사용할 것이다. 최종적으로 저궤도위성의 GPS 수신기의 성능은 2006년 발사 이후 실제 우주 환경에서 재 검토된다.

우주용 GPS 수신기는 저궤도위성 프로그램에서 계속 사용될 것이다. 따라서, 추후 한국에서 개발될 저궤도위성에 사용될 우주용 GPS 수신기의 요구 성능을 GPS 수신기의 항법 해, 원시 측정 자료 단계 및 정밀궤도결정의 항법 해 단계로 명확히 하고, 지상에서 그 성능을 알 수 있는 기법이 개발되어야 한다.

### 참고문헌

권기호, 김대영, 최승운, 이윤기 2005, 한국항공우주연구원 기술 문서(GPS Receiver and Time Sync. Test Results), KARI-SEG-TM-2005-009

정대원 2005, 한국항공우주연구원 시험 문서(GPS Long Term Test for POD Performance), K2-D2-760-188 Rev. A

Holt, G. N., Lightsey, G. E., & Montenbruck, O. 2003, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003-5666, Benchmark Test for Spaceborne Global Positioning System Receivers

Lee, B.-S., Yoon, J.-C., Hwang, Y., & Kim, J. 2005, *Acta Astronautica*, 57, 747

Tabouelle, A. 2001, Alcatel 기술 문서(GPS Simulator & EM GPS Receiver Specifications), KS-TN 0060

Yoon, J. C. & Kim, E. H. 2003, 한국항공우주연구원 기술 문서(GPS Raw Measurement Reconstruction for POD Data Extraction)