

技術論文

온도변화에 따른 위성발사체용 GPS 수신기의 성능분석

권병문*, 문지현*, 최형돈*, 조광래**

Performance Analyses of the GPS Receiver for Satellite Launch Vehicles according to Temperature Variation

Byung-Moon Kwon*, Ji-Hyeon Moon*, Hyung-Don Choi* and Gwang-Rae Cho**

ABSTRACT

The GPS(Global Positioning System) receiver for satellite launch vehicles which will be mounted on a launch vehicle can be applied to the flight safety system with its accurately calculated position and velocity data during vehicle's flight. This paper analyzes the performance of the GPS receiver such as SNR(Signal to Noise Ratio), fix mode, position and velocity error, number of visible and tracking satellites, and PDOP(Position Dilution of Precision) under temperature variation which is changed from -34°C to +71°C.

초 록

위성발사체용 GPS(Global Positioning System) 수신기는 위성발사체에 탑재되어 전 비행구간에 걸쳐 위치 및 속도를 정확하게 계산하고, 계산된 항법정보를 비행안전 분야에 활용할 수 있는 시스템이다. 본 논문에서는 -34°C에서 +71°C로 변화하는 온도 조건에서 GPS 수신기의 신호대잡음비, Fix 모드, 위치 및 속도 정확도, 가시위성 및 추적위성의 개수, PDOP 등의 성능을 분석한다.

Key Words : Global Positioning System(GPS), GPS Receiver(GPS 수신기), Thermal Cycling Test(열주기 시험)

1. 서 론

위성항법시스템인 GPS(Global Positioning System)는 최근 차량의 위치추적 장치나 휴대전화기 등의 상용시스템 뿐만 아니라 유도무기 등의 군용시스템 및 위성이나 발사체 등의 우주시스템에서도 활발하게 응용되고 있다. 특히, 위성발사체용으로 사용되는 GPS 수신기는 비행안전시스템이나 관성항법장치와의 통합시스템으로 활용이 가능

하며, 외국 발사체에서 이러한 용도로 이용된 사례가 다수 공개되어 있다[1, 2]. 현재 한국항공우주연구원에서는 국내에서 발사 예정인 KSLV-I 위성발사체에 탑재된 GPS 수신기에서 계산된 위치, 속도, 시간 등의 데이터를 비행안전시스템에 활용하기 위하여 위성발사체용 GPS 수신기를 개발하고 있다[3].

위성발사체에 탑재되는 모든 탑재물은 발사 및 비행환경에서 정상적으로 동작할 수 있음을 보장하기 위해서 발사 전에 지상에서 속도, 가속도, 진동, 충격, 온도, 압력, 습도 및 전자파 등과 같은 다양한 환경시험을 수행해야 한다. 현재 개발되고 있는 GPS 수신기도 다른 탑재물과 마찬가지로 이러한 환경시험을 계획하여 수행하고 있다[3,4].

† 2005년 5월 10일 접수 ~ 2005년 10월 6일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 제어그룹
연락처자, E-mail : bmkwon@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

** 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

본 논문에서는 제작된 위성발사체용 GPS 수신기의 시제품에 대하여 온도변화에 따른 신호대잡음비(Signal to Noise Ratio, SNR), 가시위성(Visible Satellite) 및 추적위성(Tracking Satellite)의 개수, 위치 및 속도 정확도, Fix 모드, PDOP(Position Dilution of Precision) 등의 분석결과를 제시한다. 시험에 사용된 온도변화 프로파일은 실제 탑재물의 열주기 시험에서 사용되는 프로파일과 유사하다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 시험환경과 GPS 시뮬레이터의 설정 및 시험을 수행하는 동안의 GPS 수신기 운용에 대하여 설명하고, 3장에서는 온도변화에 따른 GPS 수신기의 성능을 분석한다. 마지막으로 4장에서 결론과 향후 연구 과제를 제시한다.

II. 시험환경

2.1 GPS 수신기의 설치

온도변화에 따른 위성발사체용 GPS 수신기의 성능을 시험하기 위하여 Fig. 1과 같이 온도조절이 가능한 온도챔버에 GPS 수신기를 설치하고, 온도센서를 사용하여 수신기의 온도(TC1 ~ TC5)와 베이스플레이트의 온도(TC6, TC7)를 측정한다.

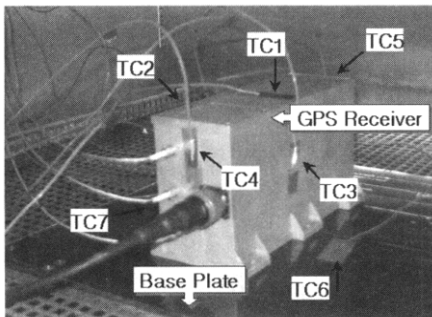


Fig. 1. Installation of the GPS receiver

Table 1. Physical & electrical specification of the GPS receiver

Physical Specification	Dimension	110 × 240 × 140mm ³
	Mass	2.9kg
Connect or	Antenna	SMA, 3EA
	Circular	D38999 Series IV, 1EA
Electrical Specification	Input Voltage	28VDC (Nominal)
	Power Dissipation	9 watts (Max.)
	Data Interface	MIL-STD-1553B, RS-422
	Output Rate	10Hz

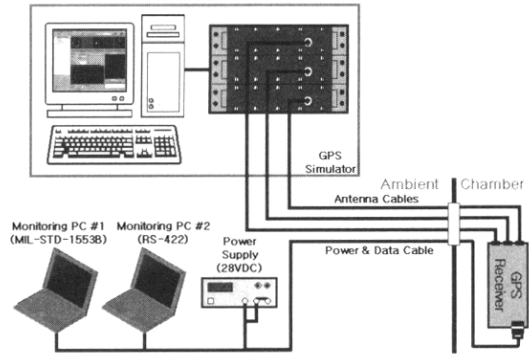


Fig. 2. Test configuration

다. 시험에 사용된 GPS 수신기의 물리적·전기적 규격은 Table 1과 같다.

GPS 위성신호는 외부에 설치된 GPS 시뮬레이터로부터 동축케이블을 통하여 수신기에 공급되며, 수신기로부터 계산된 정보는 외부에 설치된 2대의 모니터링 PC(MIL-STD-1553B, RS-422)로 전송된다. 시험의 전체적인 연결도는 Fig. 2와 같다.

2.2 GPS 시뮬레이터의 설정

온도변화에 따른 GPS 수신기의 성능을 분석하기 위하여 사용된 GPS 시뮬레이터는 Spirent사의 GSS6560 3대를 기본으로 성능을 향상시킨 모델로 자세한 성능은 참고문헌[5]에 주어져 있다.

시험에 사용한 GPS 시뮬레이터의 시나리오는 Table 2와 같이 위성발사체의 발사장이 건설되고 있는 전라남도 고흥 지역의 1,000m 상공에서 반

Table 2. Scenario of the GPS simulator

Item	Setting
Start Time	2004. 06. 02, 00:00:00
Signal Level Offset	Initial Setting : +15dB (Fixed) (Change : 10min., Period : 80min.)
Almanac File	yuma20040526.txt
Vehicle	Simple Motion Type
	Latitude : 34° 25' N
	Longitude : 127° 32' E
	Altitude : 1,000m
Antenna Installation (Offset = 0)	Radius : 10,000m
	Velocity : 100m/s
	#1 : Azimuth 0°
Earth Obscuration	#2 : Azimuth 120°
	#3 : Azimuth 240°
Earth Obscuration	Type : Earth Tangential
	Obscuration Angle : 5°

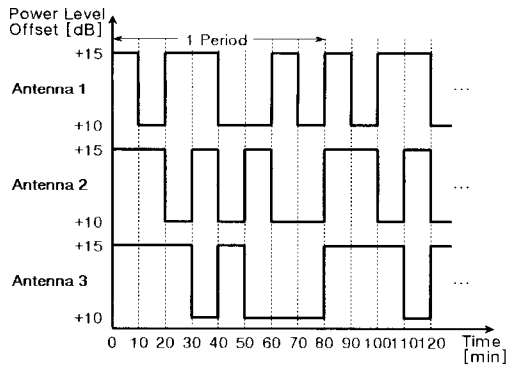
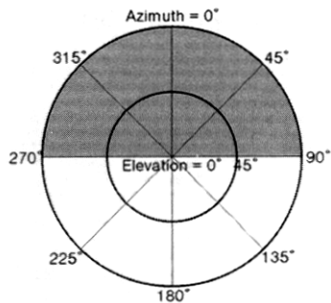
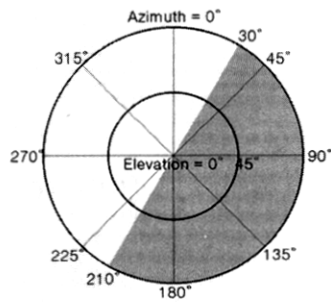


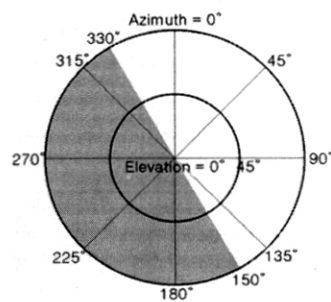
Fig. 3. Output power level of each antenna



(a) Antenna 1



(b) Antenna 2



(c) Antenna 3

Fig. 4. Field of view of each antenna

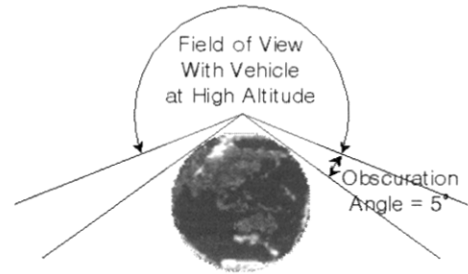


Fig. 5. Earth obscuration [2]

경 10,000m의 원을 그리며 100m/s의 정속도로 움직이도록 작성하였다. 위성신호의 초기 신호레벨은 -130dBm의 정격값에 대하여 +15dB의 고정값을 갖도록 설정하였으며, GPS 수신기의 신호추적 성능을 보기 위하여 각각의 고주파수신단에 입력되는 위성신호 레벨을 Fig. 3과 같이 10분간격으로 +15dB와 +10dB의 읍셋을 갖도록 교차시켜 설정하였다. 또한, 3개의 GPS 안테나는 각각 방위각 0°, 120°, 240°에 설치되었다고 가정하고, Fig. 4와 같은 가시영역을 갖도록 안테나의 패턴을 설정하였으며, 안테나의 설치읍셋은 0°로 설정하였다. 마지막으로 지구에 의해 차단되는 영역을 설정하기 위하여 Fig. 5와 같이 차단각도가 5°로 설정된 지구접선형식을 사용하였다.

2.3 온도 프로파일

온도에 따른 인공위성이나 위성발사체의 탑재물 성능을 검증하기 위하여 사용되는 온도 프로파일은 실제 탑재되는 환경에 따라 매우 다양하다. 본 논문에서 온도변화에 따른 GPS 수신기의 성능을 분석하기 위해 사용된 온도 프로파일은 MIL-STD-1540C를 기본으로 위성발사체의 탑재시스템에 적용되는 열주기 시험 프로파일과 유사하게 -34°C ~ +71°C 사이의 온도에서 총 12.5주기로 구성하였다[6]. -34°C의 저온잠김시간과 +71°C의 고온잠김시간은 각각 1시간이며, 전체 온도 프로파일에 따른 총 시험시간은 57시간이다.

2.4 GPS 수신기 운용

온도변화에 따른 GPS 수신기의 성능시험이 진행되는 동안 GPS 수신기의 이상현상을 가정하여 중간에 수신기의 전원을 1시간 정도 차단한 후 다시 전원을 인가하였다. 이 외에 GPS 수신기는 전 구간에 걸쳐 정상상태로 운용되었다.

III. GPS 수신기의 성능

본 절에서는 온도변화에 따른 GPS 수신기의

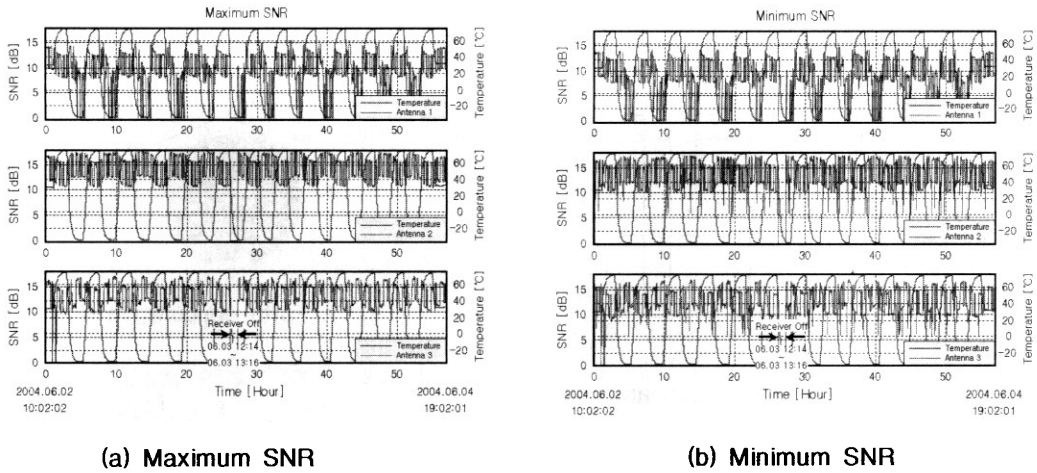


Fig. 6. SNR of each RF front-end

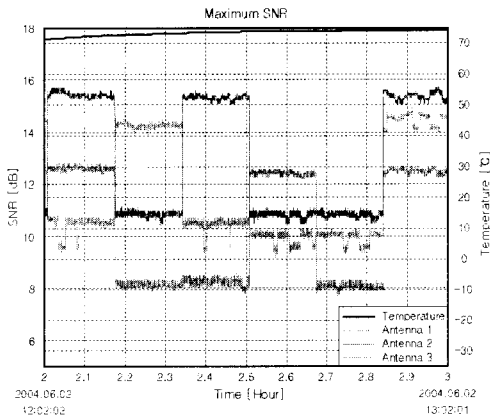


Fig. 7. Maximum SNR over high temperature period

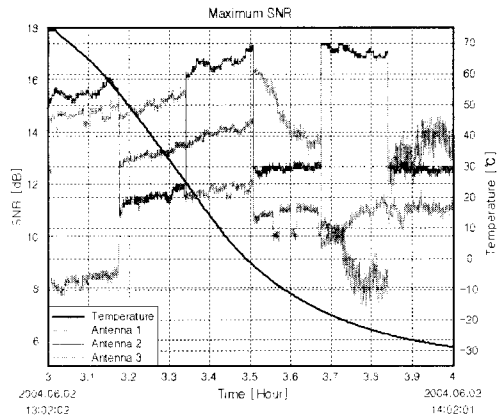


Fig. 8. Maximum SNR over temperature descending period

신호대잡음비, Fix 모드, 위치 및 속도 정확도, 가시위성 및 추적위성의 개수, PDOP 등의 성능 분석 결과를 제시한다. 각 그래프에 나타난 온도 변화는 GPS 수신기에 설치된 5개의 온도센서에서 측정된 온도의 평균값이다. GPS 수신기의 자세한 성능은 참고문헌[3]과 [7]에 주어져 있다.

3.1 신호대잡음비

전체 온도 프로파일에 걸쳐 GPS 수신기에서 각 안테나별로 계산된 최대 신호대잡음비와 최소 신호대잡음비의 그래프는 각각 Fig. 6의 (a)와 (b)와 같다. 일반적인 수신기에서 계산되는 열잡음(Thermal Noise)의 크기는 동작온도에 비례하기 때문에 상온이나 고온에서보다 저온에서 GPS 수신기의 신호대잡음비가 더 크게 나타난다. Fig. 6에서 2번째 고주파수신단과 3번째 고주파수신단

은 온도변화에 따라 저온에서 신호대잡음비가 더 높은 것을 볼 수 있다. 그러나, 1번째 고주파수신단은 저온에서 오히려 신호대잡음비가 더 낮으며, 심지어 GPS 시뮬레이터의 신호레벨이 +10dB로 주어지는 경우에는 최대 신호대잡음비가 GPS 수신기의 위성신호의 추적을 위한 문턱값인 5.9dB 이하로 떨어져 위성신호를 추적하지 못하는 현상이 발생함을 알 수 있다. 순차례의 추가 시험을 수행한 결과 이러한 현상의 원인은 GPS 전용소자(Chipset)에 필요한 외부 필터에 의한 영향으로 분석되었다. 따라서, GPS 수신기의 제작 단계에서 필터를 구성하는 저항, 커패시터 및 인덕터의 값을 조정하여 필터의 특성이 온도변화에 민감하지 않도록 조정해야 한다. 시험에 사용된 GPS 수신기의 전체적인 신호대잡음비는 2번 고주파수신단이 가장 높으며, 1번 고주파수신단이

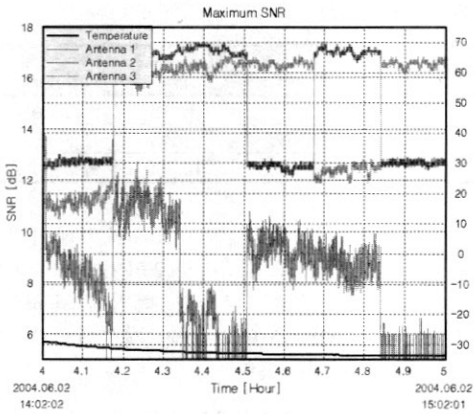


Fig. 9. Maximum SNR over low temperature period

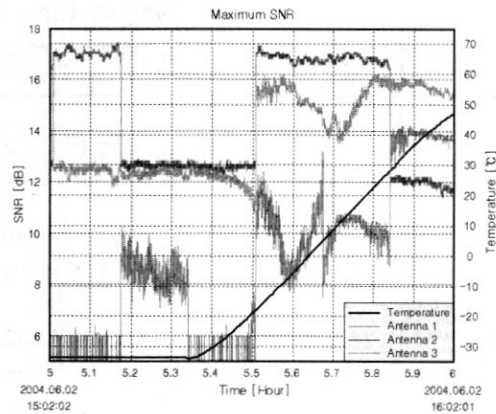


Fig. 10. Maximum SNR over temperature ascending period

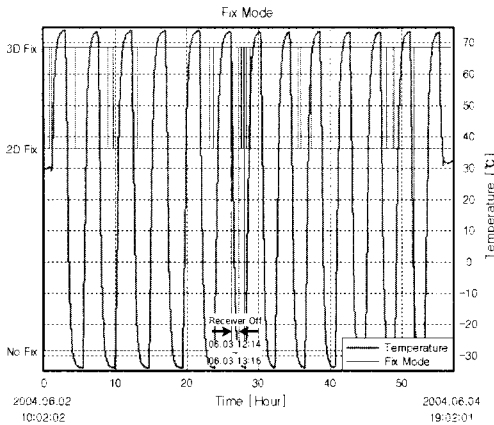


Fig. 11. Fix mode

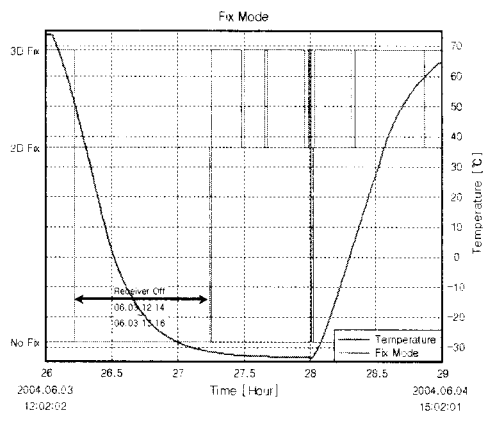


Fig. 12. Fix mode after power-on over low temperature period

가장 낮게 나타나고 있다.

온도변화에 따른 GPS 수신기의 최대 신호대잡음비를 살펴보면 Fig. 7 ~ Fig. 10과 같다. Fig. 7은 고온 잠김구간에서의 최대 신호대잡음비로 3개의 고주파수신단이 모두 안정적으로 동작하는 것을 볼 수 있다. 2번째 고주파수신단의 신호대잡음비가 가장 높으며, 가장 안정적으로 동작하고 있다. Fig. 8은 고온에서 저온으로 하강하는 구간으로 0°C 근처 까지는 온도가 내려감에 따라 신호대잡음비가 조금씩 상승하는 것을 볼 수 있다. 그러나, 온도가 그 이하로 내려가면 신호대잡음비가 오히려 떨어지는 것을 알 수 있으며, 이것은 GPS 수신기의 전자부품 특성이 저온에서 저하되기 때문인 것으로 판단된다. 1번째 고주파수신단은 -20°C 근처에서부터 신호대잡음비의 크기가 감소하면서 불안정하게 동작하고 있다. Fig. 9

는 저온 잠김구간으로 2번째와 3번째 고주파수신단은 저온으로 하강하는 구간보다 더욱 안정적으로 동작하는 것을 알 수 있다. 그러나, 1번째 고주파수신단은 계속 불안정하게 동작하고 있으며, 최대 신호대잡음비가 GPS 시뮬레이터의 위성 신호 레벨보다 5dB 이상 감소하고 있다. Fig. 10은 저온에서 고온으로 상승하는 구간으로 3번째 고주파수신단의 신호대잡음비가 흔들리고 있으며, 1번째 고주파수신단은 계속 불안정하게 동작하고 있다. 1번째 고주파수신단은 35°C 이상으로 온도가 상승해야 안정적으로 동작하는 것을 볼 수 있다.

3.2 Fix 모드

전체 시험구간에서 GPS 수신기의 Fix 모드의 변화는 Fig. 11과 같다. Fig. 11에서 볼 수 있듯이 3D Fix 모드로 동작하던 GPS 수신기가 순간적으

Table 3. Error of the GPS receiver

Error	Latitude [m]	Longitude [m]	Horizontal [m]	Altitude [m]	ECEF-X [m]	ECEF-Y [m]	ECEF-Z [m]	Velocity [m/sec]
Mean	0.173	-0.603	-	2.438	-7.611e-1	1.816	1.518	-3.223e-3
RMS	7.842	7.634	11.476	7.797	7.531	8.166	7.643	8.846e-2
R95	-13.868	12.872	-	15.170	13.900	-15.200	14.300	-7.000e-2

로 2D Fix 모드나 No Fix 모드로 바뀌는 현상이 나타나고 있다. 여기서, 3D Fix 모드는 모든 항법해가 정상적으로 출력되고 있음을 의미하며, 2D Fix 모드는 위도와 경도만 제대로 계산되고 있음을 의미한다. 이러한 현상은 대부분 저온에서 발생하는 것으로 보아 1번째 고주파수신단의 성능이 개선되면 이러한 현상도 사라질 것이다.

GPS 수신기의 전원공급을 차단한 후 저온에서 GPS 수신기를 다시 동작시키는 경우에는 1번째 고주파수신단이 저온에서 제대로 동작하지 못하므로 온도가 상승할 때까지 GPS 수신기가 Fig. 12와 같이 불안정하게 동작한다.

3.3 위치 및 속도 정확도

전체 온도 프로파일에 걸쳐 GPS 수신기의 위치오차가 Fig. 13과 Fig. 14에 주어져 있다. GPS 시뮬레이터에서 생성되는 위성신호에는 실제 위성신호와 달리 다양한 오차요인이 포함되어 있지 않기 때문에 전 구간에서 걸쳐 비교적 작은 값의 오차가 나타나는 것을 볼 수 있다. Fig. 13에서 주어진 위도와 경도를 미터 단위로 환산하면 각각 식 (1), 식 (2)와 같다.

$$\text{위도} : 2 \times 10^{-4} \approx 22.19 \quad (1)$$

$$\text{경도} : 2 \times 10^{-4} \approx 18.39\text{m} \quad (2)$$

오차계산방법에 따른 GPS 수신기의 오차가 Table 3에 정리되어 있다. 열주기 환경에서 GPS 수신기의 평균오차는 모두 2.5m 이내이며, 2dRMS 오차를 포함한 모든 RMS 오차도 12m 이내인 것을 확인할 수 있다. 또한, GPS 수신기에서 계산된 항법해의 오차를 크기별로 나열한 후 95%에 해당하는 오차값인 R95 오차도 16m 이내의 값을 가지므로 제작된 GPS 수신기가 비교적 안정적으로 동작한다고 할 수 있다.

GPS 시뮬레이터에서 사용한 시나리오는 가속도나 저크와 같은 동특성을 갖지 않고, 100m/sec의 정속도만을 갖는 시나리오이므로 GPS 수신기에서 계산된 속도오차는 Fig. 15에서와 같이 매우 작게 나타난다. 특히, Table 3에 주어진 것과 같이 95%에 해당하는 속도오차가 매우 작은 것으로 보아 Fig. 15에서 큰 속도오차로 보이는 값

은 모두 95% 이상의 값에 포함되는 데이터라는 것을 알 수 있다. RMS 속도오차가 R95 속도오차보다 큰 것은 95% 이상의 범위에 속하는 큰 속도오차가 RMS 속도오차를 계산하는데 많은 영향을 주었기 때문이다.

3.4 가시위성 및 추적위성의 개수와 PDOP

GPS 수신기에서 각 안테나별로 계산된 가시위성 및 추적위성의 개수와 PDOP는 각각 Fig. 16

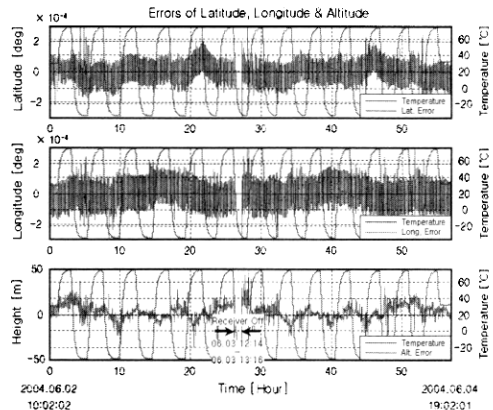


Fig. 13. Position error - latitude, longitude, altitude

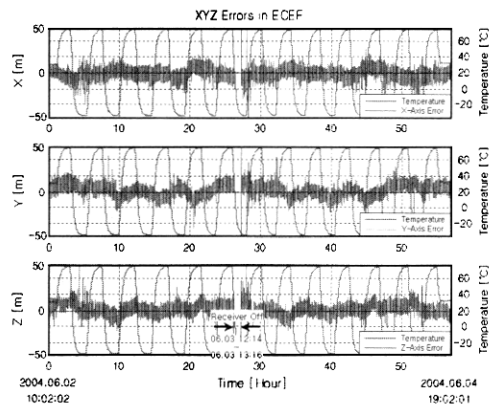


Fig. 14. Position error - ECEF X, Y, Z

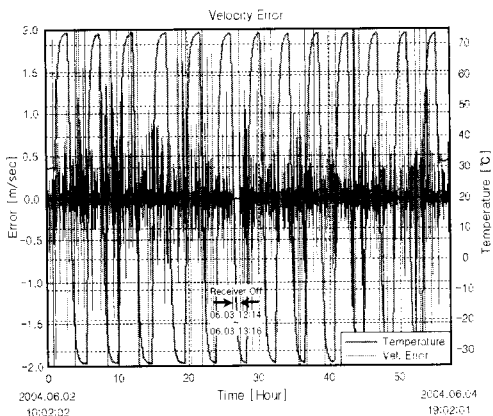


Fig. 15. Velocity error

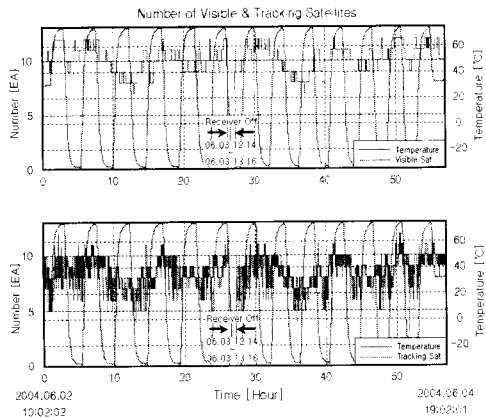


Fig. 16. Number of visible & tracking satellites

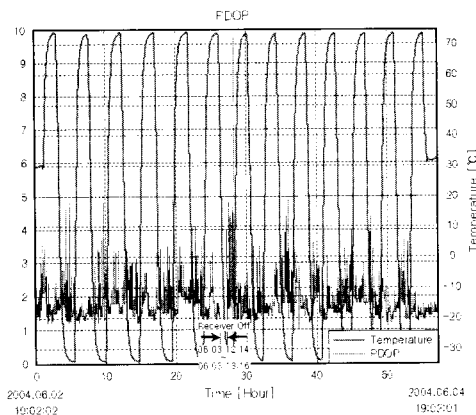


Fig. 17. PDOP

과 Fig. 17에 주어져 있다. 참고문헌[8]과 [9]에서 분석된 결과와 유사하게 3개의 안테나를 사용한

경우에 Fig. 16과 같이 전체 구간에 걸쳐 항상 6 개 이상의 가시위성이 확보되고 있고, 항법 계산에 실제로 사용되는 추적위성의 개수도 대부분의 구간에서 5개 이상으로 나타나고 있음을 알 수 있다. 그러나, 저온 구간에서는 1번째 고주파수신단에서 추적되어야 하는 위성이 제대로 추적되지 못한 영향으로 추적위성의 개수가 5개 이하로 떨어지는 현상이 발생하는 경우를 볼 수 있다. 이러한 현상은 1번째 고주파수신단의 성능이 개선되면 자연스럽게 해결될 것이다. 또한, GPS 수신기에서 계산된 PDOP는 Fig. 17과 같이 1번째 고주파수신단의 영향으로 PDOP가 상승한 저온구간을 제외하면 대부분의 구간에서 4.0 이하의 값을 갖는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 제작된 위성발사체용 GPS 수신기의 시제품을 사용하여 실제 열주기 시험에서 사용되는 온도 프로파일과 유사한 온도 변화에 따른 GPS 수신기의 성능을 분석하였다. GPS 수신기의 개발단계에서 제작된 시제품이지만, 전체 시험 동안에 큰 문제점은 발생하지 않았다. 그러나, 저온 구간에서도 좀 더 안정적으로 동작할 수 있도록 GPS 수신기를 개선하고, 참고문헌[3]에 주어진 다른 환경시험도 수행할 예정이다.

온도변화에 따른 GPS 수신기의 성능은 수신기 자체의 영향뿐만 아니라 연결된 GPS 안테나의 성능에도 많은 영향을 받는다. 그러나, 온도챔버 안에서 안테나에 대한 시험은 매우 어렵기 때문에 온도변화 중에는 안테나의 성능을 시험하지 못하고, 온도변화 전·후에만 안테나의 성능을 시험하고 있다. 앞으로 GPS 안테나에 대한 온도 시험은 시험방법을 고안하여 따로 수행할 예정이다.

참고문헌

- 1) Tomoyuki Miyano, Shuichi Matsumoto, Atsushi Itsukaichi, "GPS Range Safety for the H-IIA Launch Vehicle", ION-GPS-2001, pp. 2327-2333, Sep. 2001.
- 2) Masatoshi Harigae, Takeshi Mishizawa, Hiroshi Tomita, "Development of GPS Aided Inertial Navigation System for High Speed Flight Demonstration", ION-GPS- 2001, pp. 2665-2675, Sep. 2001.

3) 최형돈 외, "위성발사체 탑재시스템 정밀도 및 신뢰도 향상 기술 연구 III", 한국항공우주연구원보고서, Jan. 2005.

4) 권병문, 문지현, 고정환, 최형돈, "위성발사체용 GPS 수신기의 환경시험 계획", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2004.

5) "DGP00686AAA : SimGen User Manual - Software for the Spirent Range of Satellite Navigation Simulator Products", Spirent Communications, 2004.

6) "MIL-STD-1540C, Test Requirements for

Launch, Upper-stage, and Space Vehicles", Military Standard Document, 1994.

7) 문지현, 권병문, "열주기 환경에서 GPS 수신기의 성능 분석", 한국항공우주연구원 기술자료(KARI-GCG-TM-2004-032), 2004.

8) 권병문, 문지현, "위성발사체용 GPS 수신기 설계를 위한 위성의 가시성 분석", The 10th GNSS Workshop, pp. 280-283, 2003.

9) 권병문, 문지현, 고정환, 최형돈, "수직으로 위치한 위성발사체의 가시 GPS 위성", 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp. 201-205, 2004.