

고온 환경에서 KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 성능 분석

문지현*, 권병문**, 최형돈***, 정호락****

Performance Analysis of GPS Antenna for KSLV-I under Hot Temperature Environment

Ji-Hyeon Moon*, Byung-Moon Kwon**, Hyung-Don Choi***, Ho-Rac Jung****

Abstract

For a GPS antenna to normally receive GPS satellite signals during full flight mission of a satellite launch vehicle, it should be installed on skin of the vehicle. The surface of a launch vehicle is drastically heated up due to aerodynamic heating effect during flight, so that the GPS antenna mounted on surface of the launch vehicle is directly exposed to extremely hot temperature environment. Hot temperature test specification of the GPS antenna, therefore, is severer than inner components. This paper describes that procedures and results of performance analysis of the GPS antenna for KSLV-I under hot temperature environment. The GPS antenna was not deformed physically and inner LNA(Low Noise Amplifier) operated normally without performance degradation.

초 록

GPS 안테나는 위성발사체의 전 비행 구간에서 GPS 위성 신호를 정상적으로 수신하기 위하여 발사체의 외피에 설치되어야 한다. 위성발사체의 표면 온도는 발사체가 대기권을 통과하면서 발생하는 열공력의 영향으로 급격하게 상승하며 발사체 외피에 설치되는 GPS 안테나는 극심한 고온 환경에 직접적으로 노출된다. 따라서 위성발사체의 외피에 설치되는 GPS 안테나에 대한 고온 환경 시험 규격은 발사체 내부 시스템의 고온 환경 시험 규격보다 더 가혹하게 설정되어야 한다. 본 논문에서는 KSLV-I 발사체에 탑재될 GPS 안테나의 고온 환경에서 성능 분석 절차 및 결과를 기술하며, GPS 안테나가 고온 환경에서 물리적인 변형이나 내부 LNA(Low Noise Amplifier)의 성능 저하 없이 정상적으로 동작하였음을 보여주고 있다.

키워드 : 위성항법시스템(global positioning system), GPS 안테나(GPS antenna), GPS 수신기(GPS receiver), 위성발사체(satellite launch vehicle), 고온(hot temperature), 저온(cold temperature), 환경시험(environment test).

* 제어팀/mjhdust@kari.re.kr

** 제어팀/bmkwon@kari.re.kr

*** 제어팀/hdchoi@kari.re.kr

**** 제어팀/hlj@kari.re.kr

1. 서 론

현재 한국항공우주연구원에서는 100kg급 소형 위성발사체인 KSLV-I을 개발하고 있으며 KSLV-I 발사체의 비행안전용 센서로 활용하기 위해 GPS 수신기 시스템을 개발하고 있다. GPS 수신기 시스템은 KM(Kick Motor) 지지부 패널에 설치되는 GPS 수신기 1조와 1/2단 분리 조인트 외피에 설치되는 GPS 안테나 3조로 구성된다 [1].

GPS 수신기 시스템을 비롯한 KSLV-I 발사체의 구성품은 상용 제품과는 달리 발사체가 가지는 발사 환경 및 비행 환경에서도 정상적으로 동작해야 하며 이를 검증하기 위하여 지상 시험 단계에서 각종 환경 시험 및 성능 시험을 수행해야 한다. 따라서 발사 및 비행 환경에서 발생하는 진동, 충격, 고속, 고가속, 고온·저온, 진공 등의 환경 시험이 인증 시험 단계 및 수락 시험 단계로 구분되어 수행된다 [2].

본 논문에서는 개발된 GPS 안테나의 고온 시험에 대한 절차 및 결과를 소개한다. 최대 약 7 ~ 8km/sec로 비행하는 발사체의 외피에 설치되는 GPS 안테나의 표면은 대기권 비행시 발생하는 열공력의 영향으로 온도가 급격히 상승하게 되며, KSLV-I 발사체 내부에 설치되는 구성품과 비교하여 더욱 높은 고온 환경에 노출된다. 이러한 고온 환경에서 GPS 안테나가 물리적으로 변형되거나 내장된 LNA(Low Noise Amplifier)의 성능이 저하될 수 있으므로, 비행 시험 전에 정해진 고온 환경 시험 규격에 따라 시험을 수행하여 GPS 안테나의 물리적인 변형이나 성능 저하가 발생하지 않음을 확인해야 한다. 본 논문에서 기술된 고온 시험은 참고문헌 [1]과 같이 이미 수행된 열주기 시험(-34℃ ~ +71℃, 12.5주기, 잠김시간 1시간)의 고온 조건이 +71℃로 KSLV-I 발사체의 고온 환경 시험 규격으로 제시된 +95℃보다 낮기 때문에 추가적으로 수행되었다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 구조 및 규격에 대하여 설명하고 3장에서는 고온 시험 조건 및 운용 방법에 대하여 기술한다. 4장에서는 시험

결과를 기술하고 5장에서 결론과 향후과제를 제시한다.

2. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나

2.1 GPS 안테나의 구조

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 발사체의 발사 대기 상태 및 비행 환경에서 발생하는 가혹한 조건에서도 정상적으로 동작할 수 있도록 설계되었으며, 외국의 위성 시스템에 탑재된 이력을 가진 LNA를 내장하고 있다. KSLV-I 발사체의 1/2단 분리 조인트에 설치되는 GPS 안테나는 표면이 발사체 외부에 노출되어 있기 때문에 발사 후 대기권을 통과할 때 발생하는 열공력의 영향을 직접적으로 받게 된다. 따라서 GPS 안테나의 표면은 극심한 고온 환경에서도 물리적인 변형이 발생하지 않는 특수한 재료를 사용하여 제작해야 한다. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 알루미늄 베이스를 포함하여 5계층으로 구성되며, 각 계층의 구성 재료는 표 1과 같다.

표 1. GPS 안테나의 구조

#	계 층	구 성 재 료
1	Radome (0.76mm)	Ceramic filled polytetrafluoroethylene
2	Radome (0.04mm)	Bonding film: FEP-Fluorocarbon film
3	Antenna circuit/substrate (1.53mm)	Ceramic filled polytetrafluoroethylene
4	Circuit bonding film (0.04mm)	FEP-Fluorocarbon film
5	Aluminum base	-

GPS 안테나의 레이돔 및 안테나 회로를 구성하는 재료(#1, #3)는 RO3003으로 -100°C ~ +250°C의 온도범위에서 유전율의 변화가 거의 없으며, 레이돔 접착필름(#2, #4)은 -240°C ~ +250°C의 온도범위에서 재료의 특성을 안정적으로 유지할 수 있는 특징을 갖는다 [3, 4].

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나에 내장되어 있는 LNA로 전달되는 열은 비행시 열공력의 영향을 직접 받는 GPS 안테나의 표면과는 달리 5계층으로 구성된 재료를 통과하면서 열손실이 발생하므로 안테나 표면에 비해 온도가 낮아지게 된다.

2.2 GPS 안테나의 성능

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 그림 1과 같이 패치 형상이며, LNA가 내장된 능동 안테나이다. GPS 수신기와의 연결을 위한 커넥터는 SMA(Female) 타입이며, M5 접시머리나사 8개로 발사체의 표면에 장착된다.



(a) 앞면



(b) 뒷면

그림 1. GPS 안테나의 형상

KSLV-I 발사체뿐만 아니라 대부분의 위성발사체는 원통형이기 때문에 GPS 안테나를 설치하기 위한 공간 선정에 제약이 따른다. 일반적으로 GPS 안테나의 설치가 가능한 곳은 위성발사체의 옆면이며 이러한 이유 때문에 패치형 안테나가 위성발사체용으로 많이 사용된다 [5].

표 2. GPS 안테나의 성능

안테나	
Frequency(GHz)	1.575
VSWR	1.5
Gain(dBc)	5.03 (0°)
LNA	
Current(mA)	22
Gain(dB)	25
Noise Figure(dB)	0.9

(a) Magnitude vs. Elevation(at 1,575MHz)

(b) Magnitude vs. Azimuth(at 1,575MHz)

그림 2. 양각 및 방위각 패턴

추가적으로 위성발사체의 옆면에 안테나를 설치하기 위해서는 발사체의 곡률이 안테나의 형상에 반영되어 제작되어야 하며, KSLV-I 발사체용 GPS 안테나도 KSLV-I 2단의 직경에 맞는 곡률 반경을 갖도록 개발하였다.

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 성능은 표 2와 같다. 표 2와 같이 안테나의 VSWR(Voltage Standing Wave Ratio)은 1.5, 내부 LNA의 이득은 25dB이며, 양각 및 방위각 패턴은 각각 그림 2의 (a) 및 (b)와 같다.

3. 온도 시험 규격 및 운용

3.1 시험 규격

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 온도 시험 규격은 발사체의 비행 프로파일에 따른 열공력 영향 분석 결과를 토대로 결정되었다 [6]. GPS 안테나의 온도 시험은 저온 시험과 고온 시험으로 구분되며 표 3과 같은 시험 규격을 갖는다 [7].

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 이미 참고문헌 [1]과 같이 열주기 시험을 수행하였다. 수행된 열주기 시험에는 -34°C 의 저온 유지 시간 12시간과 $+71^{\circ}\text{C}$ 의 고온 유지 시간 13시간이 포함되어 있다. 열주기 시험의 저온 조건은 -34°C 로 표 3에서 제시된 인증 시험 저온 시험 규격보다 더 가혹하며 열주기 시험의 고온 조건은 $+71^{\circ}\text{C}$ 로 표 3에 주어진 고온 시험 조건이 더 가혹하다. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 표 3의 규격보다 가혹한 열주기 시험 저온 조건에서 정상적으로 동작함이 확인되었으므로 추가적인 저온 시험은 수행되지 않았으며, 표 3에서 제시된 고온 시험 규격에 따른 추가 시험이 수행되었다.

표 3. 온도 시험 규격

저온	인증시험	$-25^{\circ}\text{C}(\pm 2^{\circ}\text{C})$, 5시간 이상 유지
	수락시험	$-15^{\circ}\text{C}(\pm 2^{\circ}\text{C})$, 5시간 이상 유지
고온	인증시험	$+95^{\circ}\text{C}(\pm 2^{\circ}\text{C})$, 30분 이상 유지
	수락시험	$+85^{\circ}\text{C}(\pm 2^{\circ}\text{C})$, 30분 이상 유지
* 온도변화율은 $1^{\circ}\text{C}/\text{min} \sim 2^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 이어야 하며 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 보다 작아야 한다.		

3.2 설치 및 운용

KSLV-I 발사체에 탑재되는 GPS 안테나의 온도 시험은 온도 챔버에 GPS 안테나를 설치하고 수행한다. 운용 방법에는 두 가지가 있을 수 있으며, 첫째는 시험 전·후에 대한 성능 비교를 수행하는 시험 방법이고, 둘째는 안테나에 GPS 위성 신호를 공급하면서 시험 전 구간에서 GPS 안테나의 동작 상태를 확인하는 방법이다. 일반적으로 챔버를 이용한 안테나 시험에서는 시험 전·후의 성능을 비교하는 방법을 많이 채택한다. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 GPS 수신기와 연동되는 구성품이며, 시험이 진행되는 동안 발생했던 문제가 시험 후에 다시 정상적으로 복구되는 경우가 발생할 수 있다. 따라서 시험 전·후 뿐 아니라 시험이 진행되는 도중에도 시스템의 동작 상태를 확인하고자 GPS 안테나에 전원 및 GPS 위성 신호를 공급하였으며, 온도 챔버 외부에 설치된 GPS 수신기와 GPS 안테나를 연결하여 수신기에서 계산된 신호대잡음비 값을 통하여 GPS 안테나의 성능을 확인하였다.

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 고온 시험을 수행하기 위한 설치 절차는 다음과 같다. GPS 안테나를 온도 챔버에 설치하고 GPS 위성 신호를 공급해 줄 수 있도록 별도의 수동 안테나를 GPS 안테나와 마주보도록 약 50cm의 자유공간을 두고 설치하였으며 챔버 외부에 20dB 신호증폭기를 설치하고 수동 안테나와 연결하였다. 사용된 수동 안테나는 Sensor System사의 S67-1575-20 모델이며, 동작 온도 범위는 $-55^{\circ}\text{C} \sim +85^{\circ}\text{C}$ 이다 [8]. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나에 GPS 위성 신호를 공급하기 위해 설치된 수동 안테나는 KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 고온 시험 규격인 $+95^{\circ}\text{C}$ 를 만족하지는 않지만 능동소자인 LNA를 포함하고 있지 않기 때문에 안테나의 동작이 온도변화에 의해 크게 영향 받지 않는다. 챔버 외부에 설치된 신호증폭기는 GPS Networking사의 LA20RPDC 모델이다 [9].

GPS 안테나의 성능 및 동작을 감시하기 위해 KSLV-I 발사체용 GPS 수신기를 챔버 외부에 설치하여 안테나 단자 #1과 GPS 안테나를 연결하

였다. 사용되지 않는 GPS 수신기 안테나 단자 #2 및 안테나 단자 #3은 중단 처리되었다.

GPS 수신기와 연결하여 GPS 안테나의 상태를 확인하는 시험 방법은 시험 결과가 GPS 안테나의 성능뿐만 아니라 연결된 GPS 수신기의 성능에 의해서도 영향을 받는다는 한계가 있으며 성능 저하와 같은 비정상적인 시험 결과가 나타났을 때 문제의 원인을 판단하기가 쉽지 않을 수 있다. 그러나 본 시험에서 사용된 GPS 수신기는 상온에서 정상적으로 동작하는 수신기이며, 설치된 GPS 안테나와는 온도 환경 이외의 조건이 동일하므로 문제가 발생하였을 때 문제의 원인을 GPS 안테나라고 판단할 수 있다.

GPS 안테나의 고온 시험을 위한 장비 구성 및 전경은 각각 그림 3 및 그림 4와 같다.

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 인증 시험 규격에 따른 온도 프로파일을 온도 챔버에 설정한 후 GPS 안테나 및 고정치구에 총 5개의 온도 센서를 설치하였다. 센서 #1은 GPS 안테나의 뒷면에 설치하고, 센서 #2 ~ 센서 #5는 고정치구의 사면에 설치한다. 그림 5의 (a) 및 (b)는 측정된 온도 데이터를 보여주고 있다. 그림 5의 (a)는 챔버 기록지에 표시된 온도 데이터이며 (b)는 5개의 센서로부터 획득한 데이터이다. Antenna로 표시된 선은 GPS 안테나 뒷면에 설치된 센서 #1 데이터이며, Fixture로 표시된 선은 고정치구에 설치된 4개의 센서 데이터를 평균한 값이다. 그림에서 볼 수 있듯이 GPS 안테나의 표면에서 얻어진 온도와 고정치구에서 얻어진 온도가 거의 유사함을 알 수 있다. GPS 안테나에 내장된 LNA의 온도는 GPS 안테나의 뒷면에 설치된 센서 #1로부터 얻어진 온도와 유사할 것으로 판단된다.



그림 3. 시험 구성



(a) 안테나 설치



(b) 챔버 및 DAQ 장비



(c) 점검장비

그림 4. 고온 시험 전경

(a) 챔버 온도 변화

(b) 안테나 및 고정치구 온도 변화

그림 5. 온도 변화

챔버 온도를 기준으로 상온 +25℃와 고온 +95℃ 사이를 상승 및 하강하는 데 걸리는 시간은 온도 변화율 1.5℃/min일 때 각각 50분씩 소요된다. 사전 시험 및 사후 시험에서의 상온 대기 시간은 각각 10분씩이며, 아래와 같이 구분된 시험 구간에 따라 총 170분 동안 시험이 진행된다.

- 0분 ~ 10분 : 사전 시험
- 10분 ~ 30분 : 온도 안정화
- 30분 ~ 80분 : 온도 상승
- 80분 ~ 110분 : 고온 유지
- 110분 ~ 160분 : 온도 하강
- 160분 ~ 170분 : 사후 시험

GPS 안테나에 위성 신호를 공급하기 위한 GPS 시뮬레이터의 시나리오는 속도, 가속도, 저크가 0인 고정 위치(위도: 34° 25', 경도: 127° 32', 고도: 300m)의 정적 시나리오를 사용하였으며, 제공되는 신호세기는 -130dBm 기준으로 +15dB 수준의 신호를 출력하도록 설정하였다. 만약 정적 시나리오가 아닌 동적 시나리오를 사용했을 경우에는 문제가 발생하였을 때 문제 발생의 원인이 고온 환경에 의한 것인지 동적 시나리오에 의한 것인지 판별하기가 쉽지 않으므로 본 시험에서는 정적 시나리오를 사용하였다.

4. 시험 결과

고온 시험에서 KSLV-I 발사체용 GPS 안테나의 성능 확인은 온도 챔버 외부에 설치되어 GPS 안테나와 연결된 GPS 수신기의 동작 분석을 통하여 이루어진다. GPS 안테나와 GPS 수신기는 고온 시험 전 구간에서 동작시켰으며 시험 각 구간에서 동작 상태가 확인된다. 분석되는 항목은 GPS 수신기에서 계산된 최대신호대잡음비, Fix 모드, 항법에 사용된 위성의 개수, PDOP(Position Dilution of Precision) 및 정확도 등이다.

KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 이미 -34℃ ~ +71℃ 온도 범위에 대한 12.5주기(잠김시간 1시간)의 열주기 시험을 수행하였으며, 열주기 시험

에 의한 GPS 안테나의 물리적 변형이나 성능 저하가 발생하지 않음이 확인되었다 [1]. 열주기 시험의 저온 조건은 -34℃로 표 3에 주어진 인증시험 저온 규격보다 더 낮으며, GPS 안테나가 이미 총 12시간 동안 -34℃의 저온 상태에서 정상적으로 동작하였으므로 표 3과 같은 규격에 따른 저온 시험은 추가적으로 수행하지 않았다.

4.1 최대신호대잡음비

온도 챔버 외부에 설치된 GPS 수신기에서 계산된 최대신호대잡음비 결과는 그림 6과 같다. 그림 6에서 볼 수 있듯이 최대신호대잡음비가 19dB ~ 20dB 사이의 값으로 계산되고 있는 것을 볼 수 있으며, 고온 상승 및 하강 구간, 고온 유지 구간에서도 상온에서의 값과 유사하게 나타나고 있는 것을 볼 수 있다.

4.2 Fix 모드

그림 7은 고온 시험 전 구간에서의 Fix 모드 결과이다. 온도 변화에 따른 각각의 시험 구간에서도 Fix 모드는 2D나 No Fix 상태로 떨어지지 않고 정상적으로 3D Fix 상태를 유지하고 있다.

4.3 사용된 위성 개수 및 PDOP

가시위성 및 항법해 계산에 사용된 추적위성 개수 및 PDOP는 각각 그림 8 및 그림 9와 같다.

고온 유지 구간에서 추적위성의 개수가 고온 유지 전·후 구간에 비해 1 ~ 2개 정도 적은 것을 볼 수 있다. 이는 시간에 따른 위성 배치의 변화에 따른 결과이며, 같은 구간에서 위성 배치의 변화에 의해 PDOP 계산값이 상승하고 있다.

4.4 정확도

그림 10은 GPS 수신기에서 계산된 위도 및 경도 결과를 나타낸 2D(2 Dimension) 그래프이다. 위도 및 경도 계산값은 기준 위치와 비교하여 1×10^{-4} [deg] 범위 내에 있어 항법해 정확도가 매우 양호하다.

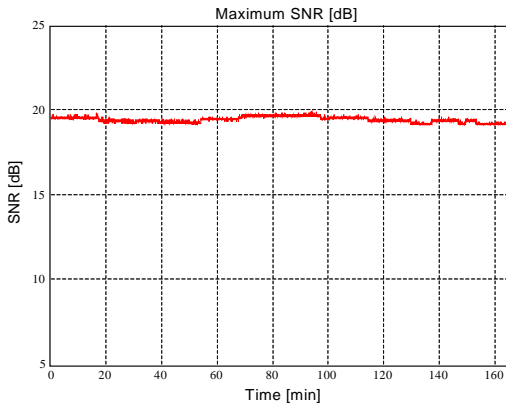


그림 6. 최대신호대잡음비

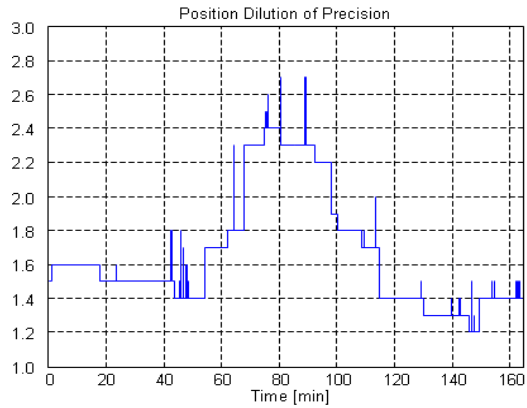


그림 9. PDOP

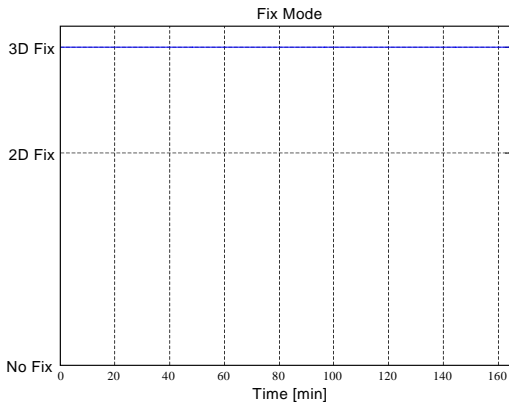


그림 7. Fix 모드

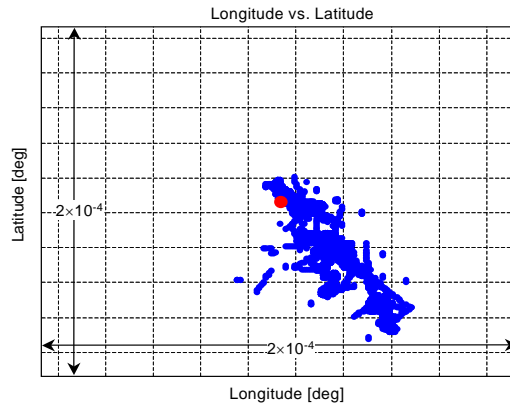


그림 10. 위도 vs. 경도

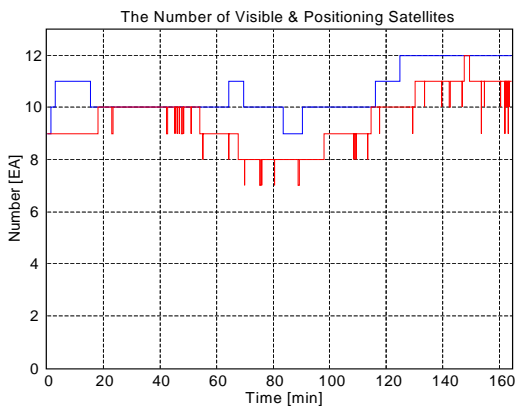


그림 8. 가시위성 및 추적위성 개수

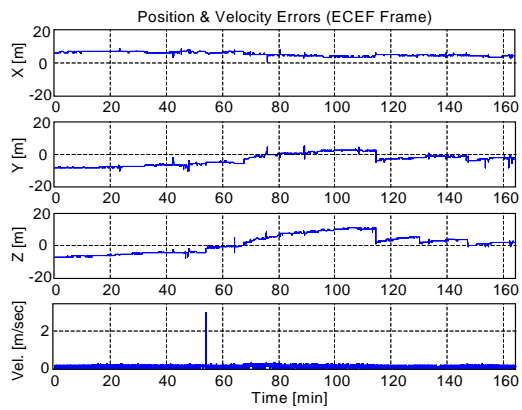


그림 11. 위치 및 속도 오차

표 4. 정확도

	RMS	R95	Max.
Latitude [deg]	3.776e-5	6.967e-5	7.876e-5
Longitude [deg]	2.593e-5	-4.567e-5	-5.467e-5
Altitude [m]	7.763	-1.349e+1	-1.567e+1
ECEF-X [m]	5.311	6.788	8.823
ECEF-Y [m]	4.947	-8.543	-1.009e+1
ECEF-Z [m]	5.551	8.924	9.968
Velocity [m/sec]	4.882e-2	-9.000e-2	-3.010

그림 11은 계산된 위치 및 속도 오차를 보여 준다. ECEF 좌표계에서 X축, Y축 및 Z축에 대한 오차는 시험 전 구간 동안 거의 같은 수준을 유지하고 있다. 속도 오차는 온도 상승 구간인 시작 후 3230.3초에 나타난 3.01m/sec의 순간적인 큰 속도 오차를 제외하고는 시험 전 구간에서 매우 작다.

3D Fix 상태에서의 항법해 오차는 표 4와 같다. 결과에서 볼 수 있듯이 고온 시험이 진행되는 동안의 항법해 오차는 매우 정상적이며 고온 환경에서 GPS 안테나의 성능 저하가 발생하지 않았음을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 GPS 안테나의 고온 시험에 대하여 기술하였다. GPS 안테나의 고온 시험은 GPS 안테나를 온도 챔버에 설치하고 챔버 외부에 설치된 GPS 수신기와 GPS 안테나를 연결하여 수행되었으며 GPS 안테나의 동작 및 성능은 각 시험 구간에 따라 GPS 수신기를 통하여 간접적으로 분석하였다. KSLV-I 발사체용 GPS 안테나는 고온 환경에서 오동작 및 성능 저하가 발생하지 않았으므로 KSLV-I 발사체의 비행 중에 나타나는 고온 환경에서 정상적으로 동작함이 검증되었다.

온도 챔버를 이용하여 고온 환경에서도 정상적인 성능을 나타낸 KSLV-I 발사체용 GPS 안테

나는 발사체의 비행 프로파일을 이용하여 비행 환경을 모사해주는 열공력 시험 장비를 통하여 고온에서의 성능을 좀 더 정확하게 분석할 예정이다. 열공력 시험 장비를 이용하면 온도 챔버를 이용한 온도 시험보다 더 실제 비행 환경에 가까운 시험을 수행할 수 있는 장점이 있으며, 온도 챔버를 이용한 시험시에 발생하는 멀티패스의 영향 등을 줄일 수 있다.

참 고 문 헌

1. 최형돈 외 위성발사체 탑재시스템 정밀도 및 신뢰도 향상 기술연구(I ~ V), 한국항공우주연구원, 2003 ~ 2007.
2. 전영두, "KSLV-I 상단부 콤포넌트 환경 시험 조건(A)," 한국항공우주연구원 내부자료, 2004. 8.
3. "RO3000 Series High Frequency Circuit Materials," Datasheet of Rogers Corporation.
4. "High Performance Films DuPont FEP Fluorocarbon film," Datasheet of DuPont.
5. M.Santina, J.Leung, G.Smit, J.Tekawy, G.T.Seng, "GPS-Based Launch Vehicle Tracking Using a Common Multi-Patch Antenna Configuration," Proceedings of the 8th International Technical Meeting of the Satellite Division of ION, Sep. 12-15, 1995, pp. 1885 ~ 1893.
6. 김성룡, "KSLV-I 안테나 열해석 - CDP 기준, GPS, C, S-band, UHF의 온도변화 (TR62592-PA00000-0003)," 한국항공우주연구원 내부자료, 2006. 1.
7. 전영두, "KSLV-I 상단부 온도 시험 요구 조건(SP51420PA00000-0001)," 한국항공우주연구원 내부자료, 2006. 2.
8. "GPS S67-1575-Series," Datasheet of Sensor Systems Inc.
9. "LA20RPDC," Datasheet of GPS Networking Inc.