

고기동 항체의 위치추적용 GPS 중계기 설계/제작

(GPS Translator Design and Manufacturing for High Dynamic Vehicle)

강 설 목*
Kang, Seol-Muk*

이 상 정**
Lee, Sang-Jeong**

ABSTRACT

A GPS translator system is used to get the precise and reliable trajectory data for the high dynamic test vehicles, such as missiles or artillery shells. The missile system with high dynamics, vibration and shock needs to determine its position and velocity in particular. The proposed GPS translator on the test vehicle receives GPS signals, amplifies, down-converts, digitally samples, BPSK modulates, up-converts them to S-band, and then retransmits them to the ground translator processing station. It has doppler variation and signal noise, so design method for resolving them is proposed. The performance of the translator is proved by environmental test and real flight test.

주요기술용어 : GPS(Global Positioning System), Translator(중계기), CDGPS(캐리어 DGPS)

1. 서 론

GPS(Global Positioning System)는 정확한 3차원 위치, 속도, 시각정보를 제공해주며 항법, 측지, 정밀 시각동기, 자세결정 등이 요구되는 항공분야, 지상운송, 해상운송, 우주분야, 군사, 과학, 탐사, 자원관리, 레저용, 시각측정 등의 분야에서 응용되고 있다^[1]. 최근 들어 유도무기분야와 포에도 자세, 위치 및 속도측정이 정확한 GPS가 많이 이용되고 있다^{[2][3]}. GPS가

미 국방성에서 운용하고 있는 위성시스템이므로 미국이 아닌 타 국가에서는 Mission 용으로 GPS를 이용하기에는 항상성에 문제가 있을 수 있다. 그러나 계측, 시험평가 및 IMU aiding용으로 GPS를 이용하는 데에는 별 문제가 되지 않는다.

최근 미사일의 정밀한 위치 및 속도를 얻는데 GPS 중계기를 이용하고 있다^[4] GPS 중계기는 수신한 L1 C/A 코드를 기저대역의 이산화 신호로 변환한 뒤에 S 대역의 반송파에 실어 지상으로 송신하는 역할을 한다^[5]. 고기동(High Dynamics), 진동, 충격, 회전 등 환경의 영향을 많이 받는 비행체인 미사일의 시험평가시 위치추적과 속도정보 계측과 명중오차를 정확히

* 국방과학연구소 연구원

** 충남대학교 전자공학과 교수

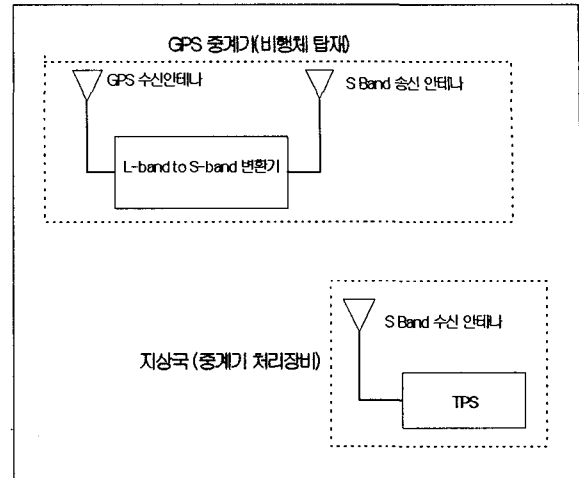
측정할 수 있는 장비로 GPS 중계기를 개발하였다.

소형 미사일의 경우 공력학적인 문제로 저전력의 GPS L-band 신호를 수신하는 안테나구조에 제약이 많이 따른다. 특히, 회전하는 미사일의 경우 GPS 위성에 대한 가시성을 위해 다중의 안테나 사용이 필요하다^[6]. 따라서 본 논문에서는 미사일이 겪는 환경 하에서 강인성과 안테나 문제를 해결하기 위한 설계 방안을 제시하고, 다양한 시험을 통해 기능을 검증하였다.

2. GPS 중계기 설계

2.1. GPS 중계기 시스템 개요

GPS 시스템으로 위치와 속도를 계산하는 방법에는 Stand-alone, DGPS, CDGPS 등 세 가지가 있다. Stand-alone과 DGPS에서의 위치정확도가 수십m, 수m 인 반면, CDGPS에서정확도는 수십cm이다. 수십cm의 정확도를 요구하는 고기동(High Dynamics) 비행체에서의 위치와 속도를 계산하기 위해서는 CDGPS가 필요하다. CDGPS를 구현하는 방법에는 비행체의 수신기에서 위치와 속도를 계산하는 방식과 지상에서 위치와 속도를 계산하는 방식인 GPS 중계기 시스템 방식이 있다. 비행체의 수신기에서 계산하는 방법은 지상의 기준국 정보를 반송파에 실어 비행체의 수신기에 송신하는 것이다. 이러한 방법은 수신기의 계산량이 너무 많아 실시간 처리가 어려우며, 하드웨어의 복잡성과 이로 인한 수신기의 크기와 소비 전력의 소모가 커지는 문제점이 있다. GPS 중계기 시스템 방식은 GPS 신호를 받아 기저대역의 이산화 신호로 변환 한 후 S밴드의 반송파에 실어 지상으로 송신하며 지상에서는 TPS(Translator Processing

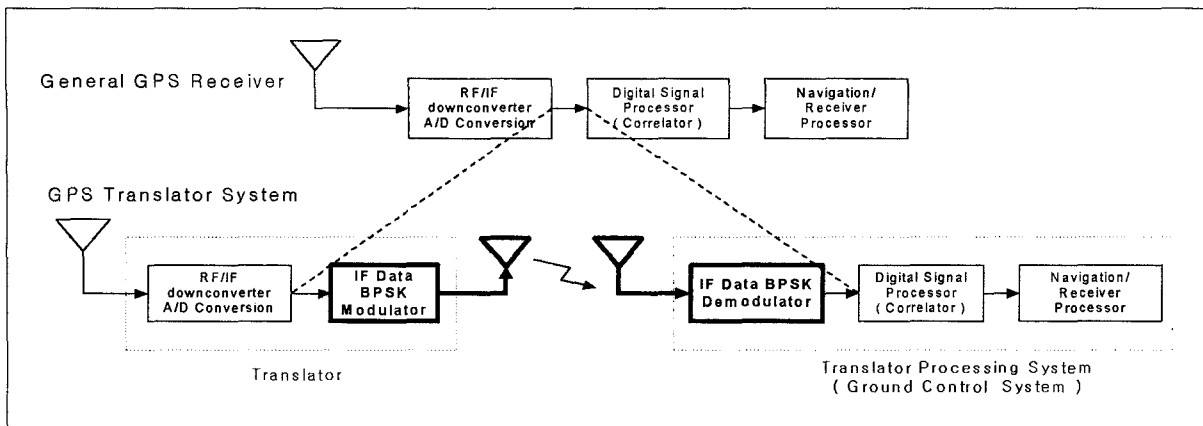


[그림 1] GPS 중계기 시스템 구성도

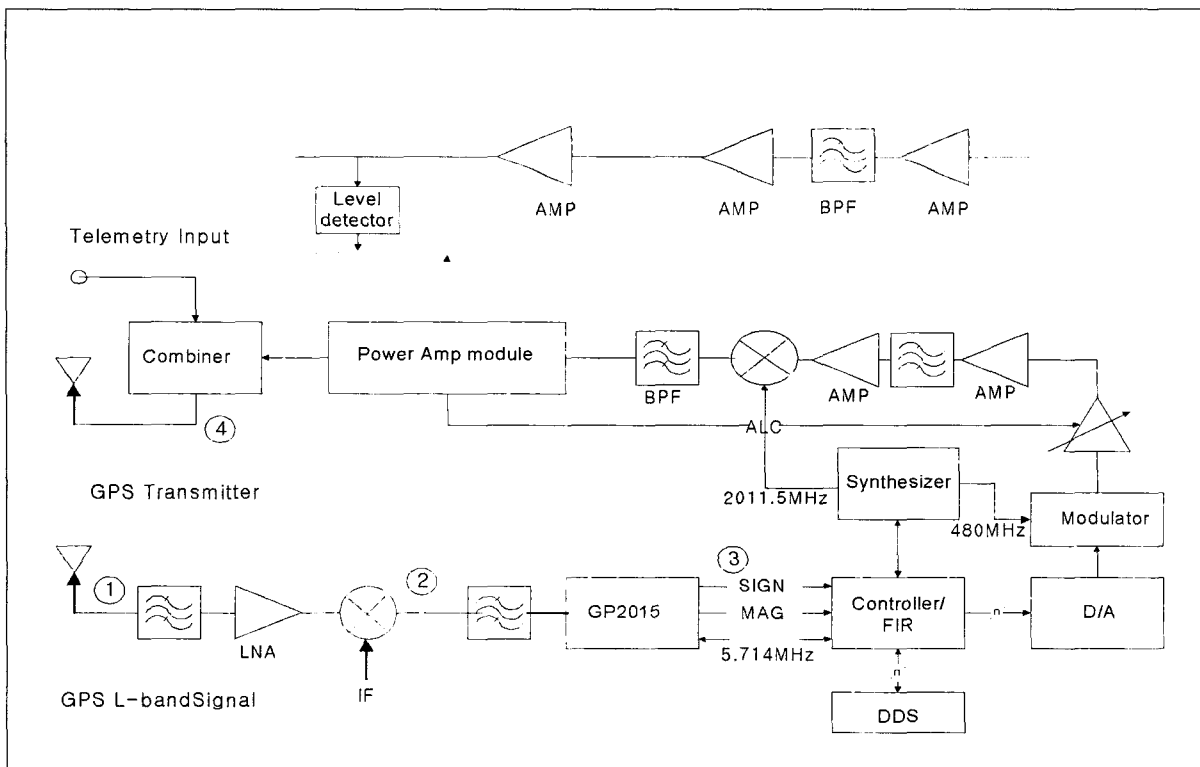
System)라는 실시간처리와 후처리장비를 이용하여 위치와 속도를 계산하는 방식이다. 본 논문에서는 GPS 중계기 시스템 방식 중에서 비행체에 탑재하여 GPS 신호를 이산신호로 변환한 후 S밴드의 반송파에 실어 TPS 지상 장비에 송신하는 역할을 하는 GPS 중계기에 대한 설계 방안을 제시하였다. 그림 1은 GPS 중계기 시스템 구성도를 나타내었다. 또한, 이에 대한 상세구성도를 그림 2에 나타내었다.

2.2. 설 계

GPS 중계기 블록도는 그림 3와 같으며 GPS RF Front end는 Mitel semiconductor사의 칩셋인 GP2015를 사용하였다. GP2015에서 수신된 L1대역 신호는 3단의 믹서를 거쳐 다운컨버전(down conversion)하면 4.3MHz로 변환된다. 이를 다시 FPGA(Field Programmable Gate Array)에서 생성한 샘플링 클럭 5.714MHz로 샘플링을 하여 1.405MHz의 2비트 디지털신호를 얻게 된다. 그림 4은 L밴드 대역의 신호를 다운컨버전 한 후의 샘플링을 나타내고 있다.



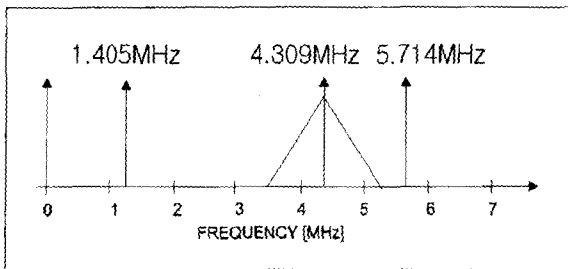
[그림 2] GPS 중계기 시스템 상세 구성도



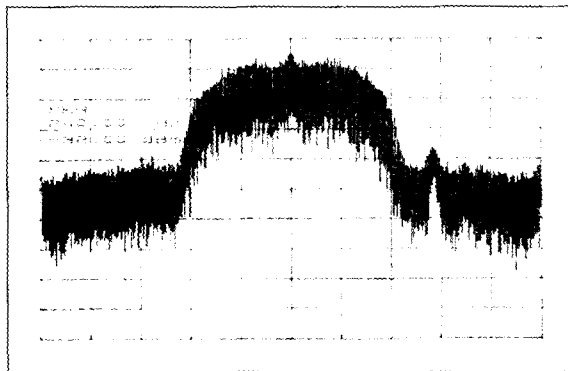
[그림 3] GPS 중계기 블록도

FPGA에서는 GP2015에서 40MHz의 클럭을 받아 40/2MHz를 생성한다. 이 클럭을 DDS(Direct Digital

Synthesizer)의 시스템 클럭으로 이용하여 45.714 MHz를 만든다.



[그림 4] 다운컨버전한 후 샘플링



[그림 5] BPSK 변조

DDS에서 만든 클럭을 8분주하여 GP2015의 샘플링 주파수로 사용하며, 샘플된 데이터는 FIR(Finite Impulse Response Filter)필터를 통과하여 D/A(Digital to Analog)변환기로 출력된다.

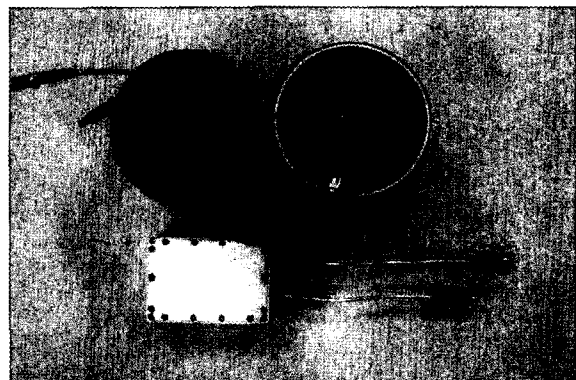
변조에서는 100mVpp의 전압을 D/A(Digital to Analog)변환기로부터 받은 신호와 IF Local 주파수로부터 얻은 신호를 BPSK 변조방식으로 변조하였다. 그림 5는 BPSK 변조 결과 파형을 나타내고 있다.

RF믹서에서는 주파수 신디사이저에 의하여 발생된 S 대역의 로칼 주파수에 의하여 IF 대역의 신호를 S 대역의 주파수로 변환시켰다. 이때 RF 믹서의 출력은 -22.5dBm이다.

전력증폭기에서는 저전력의 입력을 고전력으로 증폭할 수 있는 증폭기를 사용하여 21dBm까지 출력을

[표 1] GPS 중계기 규격 요약

Signal Input	Type	L1 GPS signal
DC Power	Voltage	5V ±0.25V
	Current	1.2A
Data Output	Type	S-Band Telemetry
	3dB Bandwidth	7.4MHz
	Modulation	BPSK
	Power	21dBm
Physical	Size	69.2 × 49.2 × 22.2mm
	Weight	124g



[그림 6] L1, S밴드안테나 및 중계기

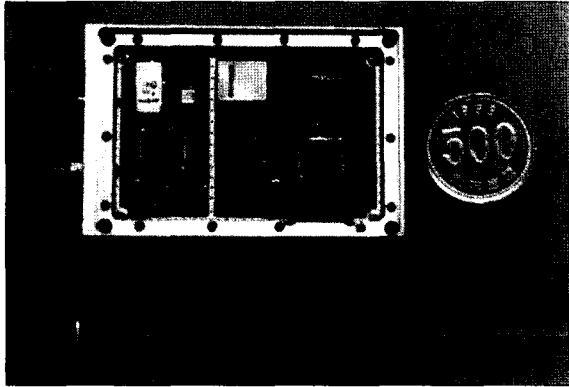
증폭시켰다. 표 1은 신궁 미사일에 적용한 GPS 중계기 규격을 요약한 것이다.

그림 6에서는 실제 사용한 안테나와 GPS 중계기를 나타내고 있다. 또한, 그림 7에서는 중계기 내부 사진이다.

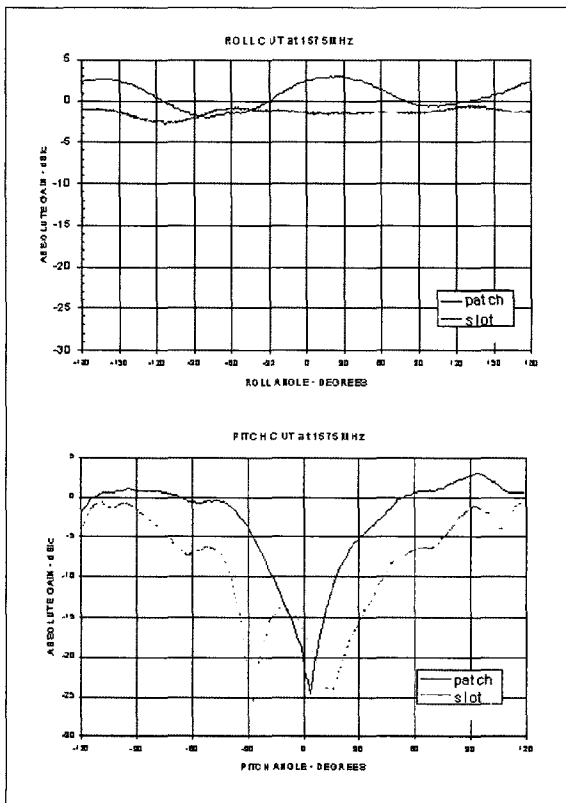
소형 RAM(Rolling Airframe Missile)의 경우 L-band 수신 및 S-band 송신안테나가 하나의 안테나에 제작되어야 하며 공력학적인 특성으로 무 돌출 형이어야 하는 제약으로 인해 안테나의 설계시 이득 패턴을 고려한 설계가 요구된다. 회전하는 미사일의

경우 GPS 위성에 대한 가시성 확보를 위해 다중의 Slot형 혹은 Patch형 안테나로 설계되어야 한다. Slot형의 경우 공간적인 크기는 작으나 roll 및 yaw 방향

에 대한 이득패턴이 patch형보다는 좋지 못하다. 설계/제작된 Slot형 및 Patch형의 이득패턴은 그림 8과 같다.



[그림 7] 중계기 내부 사진

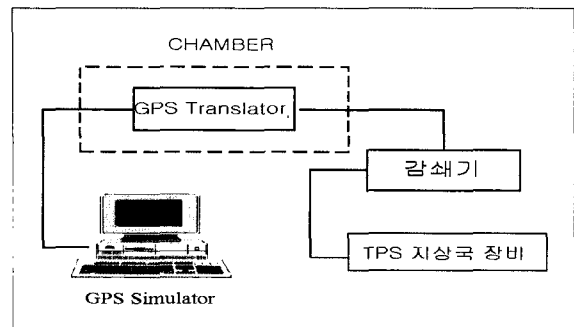


[그림 8] Slot형 및 Patch형 이득패턴

3. 환경시험

미사일에 탑재된 GPS 중계기는 미사일이 겪는 가혹한 환경과 동일한 환경에서 견뎌야하며 이에 대한 시험결과는 다음과 같다. 고기동, 진동, 충격 및 회전이 큰 환경에서 비행체의 정확한 위치, 속도를 알 수 있는 방법으로 개발된 GPS 중계기로서 외부환경에 적응하도록 개발하는 것은 필수불가결한 조건으로서, 비행체의 동특성에 의해 획득 및 추적이 가능한지를 다양한 시험을 통해 그 성능을 검증하였다.

GPS 중계기 환경시험은 이를 구성하고 있는 각종 구조물과 전자회로 등이 비행(운용)중이거나, 저장 혹은 준비상태 등에서 발생할 수 있는 환경조건에 대해 설계, 제작된 중계기가 결함없이 충분한 강도와 전기적인 안전성, 신뢰성 등을 보장하기 위해 실시한다. 오히려 미사일보다 더 가혹한 환경에서 운용성을 보장하도록 관련 군사규격(MIL-STD-810C Environmental Test Method, MIL-STD-810E



[그림 9] 환경시험 구성도

Environmental Test Methods and Engineering Guidelines)에서 적용한 시험 조건과 수준 중에서 가장 가혹한 환경을 적용하여 시험하였다. 시험구성은 GPS 시뮬레이터(simulator), 챔버, 감쇄기, GPS 중계기, TPS 지상국 장비로 구성하였다. 그림 9에 시험 구성도를 나타내었다.

3.1 고온시험

60℃에서 5시간 이상 유지(시험장비 온도변화률 : 3℃/min 이하)하는 군사규격 MIL-STD-810E, Method 501.3, Procedure II에 의한다.

3.2 저온시험

-40℃에서 5시간 이상 유지(시험장비 온도변화률 : 3℃/min 이하) 하는 군사규격 MIL-STD-810E, Method 502.3, Procedure II에 의한다.

3.3 가속도 시험

표 2의 시험 방향 및 시험 수준에 대하여 ± X축(100 msec 이상), ±Y, ±Z 축(3 sec 이상)에 대해 군사규격은 MIL-STD-810E, Method 513.4, Procedure II에 의한다.

[표 2] 가속도 기준

	X	-X	Y	-Y	Z	-Z
가속도량(g)	78	33	45	45	45	45

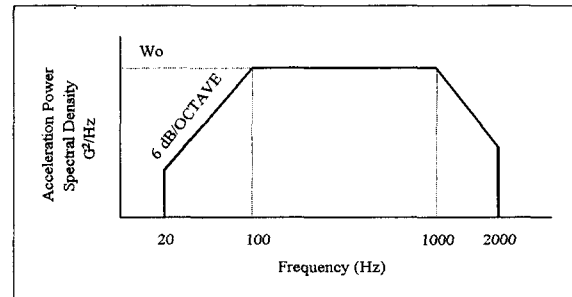
3.4 진동시험

Random Vibration과 sinusoidal Vibration 으로 분리해서 시험하며, 표 3, 그림 10에는 랜덤진동을 나타내며 x,y,z 3축에 대해 5분 이상 진동 시험 규격은

MIL-STD-810C, Method 514.2, Procedure V, Part 2에 의한다.

[표 3] 진동 기준

PSD(G ² /Hz)	Composite G-rms min.
0.06	9.3



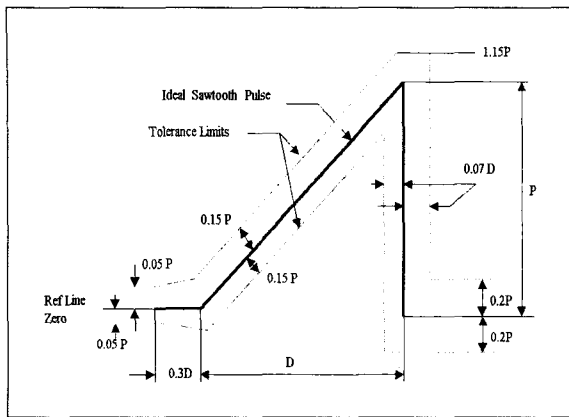
[그림 10] 진동시험 커브

3.5 충격시험

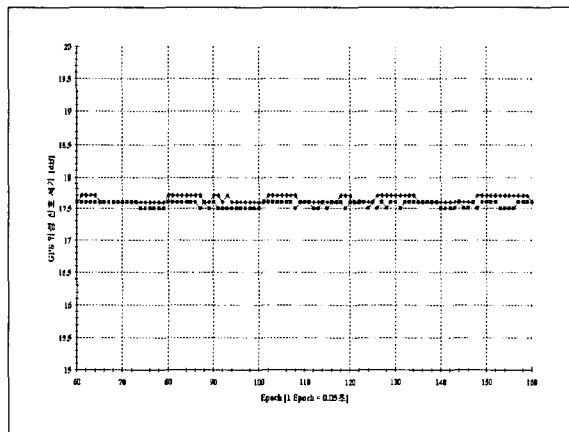
Pulse Envelop : Sawtooth Pulse에 해당하는 값으로 표 4의 충격기준과 그림 11의 충격수준에 대하여 x,y,z 각 방향 : 40g / 11ms, sawtooth pulse : 약 30초 간, 3 회씩 수행후 이상이 없을때 x(axial) 방향 : 75g / 11ms, sawtooth pulse : 약 30초 간, 3 회씩 수행한다. 군사규격은 MIL-STD-810E, Method 516.4, Procedure I에 의한다.

[표 4] 충격 기준

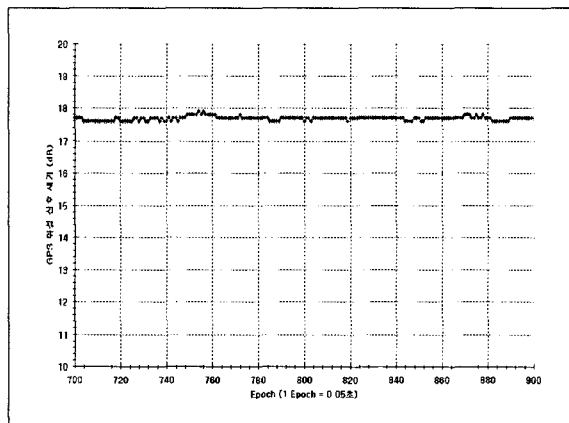
Seq.	Test Axis	Peak Value	Duration
1st Test	X	120 g	1 msec
	Y and Z	40 g	11 msec
2nd Test	X	180 g	1 msec
	Y and Z	60 g	11 msec



[그림 11] 충격시험 수준



[그림 12] 100G/6ms 충격시험 결과



[그림 13] 진동시험결과

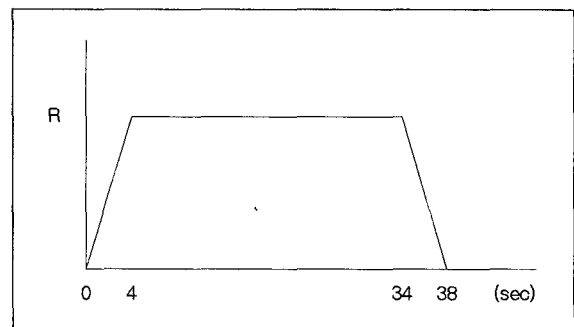
충격시험은 충격량이 중요하며 군사규격에서 정한 값보다 가혹한 100G/6ms의 규격으로 시험하였다.

환경시험 결과 규정한 모든 시험항목을 만족하였으며 대표적으로 충격시험 결과를 그림 12에, 진동시험 결과를 그림 13에 나타내었으며, 시험시 위성의 신호 대 잡음비(SNR)를 나타내었고, 충격 전,후와 시험중 시험결과 어떠한 변화도 볼 수 없었다.

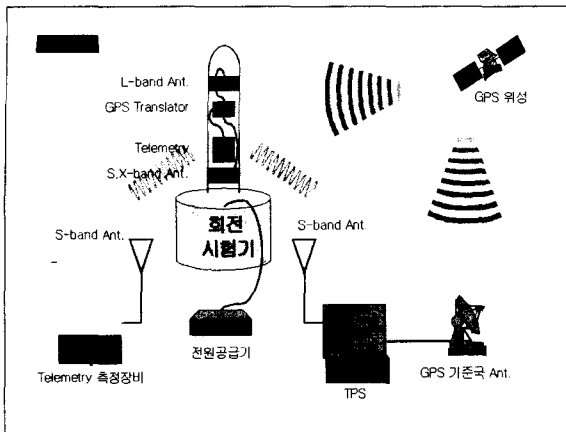
위 시험 결과로 볼 때 MIL-STD-810을 적용하는 시스템에 사용 가능함을 확인하였다.

4. 회전시험

RAM(Rolling Airframe Missile)의 비행환경에도 정상적인 동작을 확인하기위해 회전상태에서 중계기를 운용하여 정상동작 여부를 확인하기 위한 시험이다. 특히, 회전을 하면서 GPS 위성으로부터 GPS 신호를 수신하여야 하고, 그 신호를 처리하여 지상으로 송신하여 지상에서 데이터 처리가 이루어질 수 있어야 하기 때문에, 회전상태에서 정상적인 신호 전달에 관한 시험이 중요한 요소가 된다. 회전시험에 사용된 profile은 그림 14와 같고 R은 회전수를 의미하며 10~30 rps로 가변이며 구성도는 그림 15과 같다.



[그림 14] 회전시험 profile

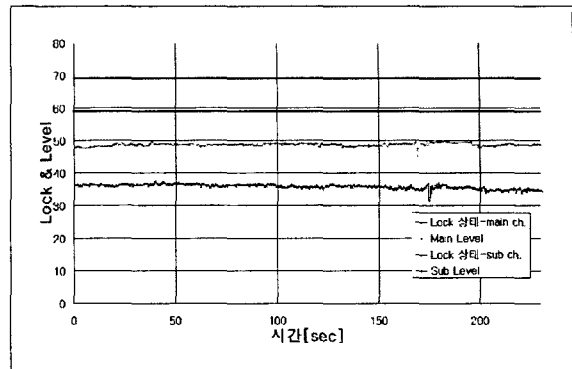


[그림 15] 회전시험 구성도

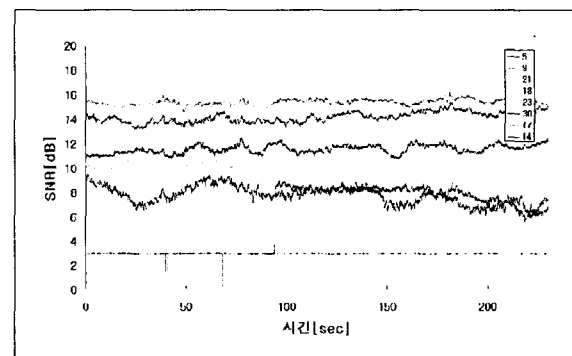
회전시험기의 특성상 미사일 전반부를 수직방향으로만 장착가능하다. 실제 미사일이 비행할 때는 수평 방향으로 비행을 하는데 똑같은 상황을 모사할 수가 없었다. 그로인해, GPS 신호를 수신하는 안테나 방향이 하늘을 향하지 못하여 GPS 위성 신호의 수신 상태가 평상시보다 좋지 못하였다. 시험의 목적은 비 회전 상태와 회전상태의 신호가 변화가 있는지에 관한 것으로, 비 회전 상태에서 수신되는 신호특성을 기준으로, 회전에 신호변화 여부를 판단하는 것으로 하여 시험을 실시하였다.

5. 비행시험 및 결과

실제 비행체인 미사일에 탑재하여 시험한 결과로 S-band 수신레벨 및 추적상태(lock)상태를 주채널과 보조채널 각각의 경우에 대한 결과를 그림 16에 나타내었다. 두 채널 모두 추적은 정상이며 주채널의 경우 수신레벨이 45dB 이상이며 보조채널은 35dB이상으로 추적유지 수준인 6dB를 충분히 만족하는 값이며 두 채널간 차이는 수신 안테나의 특성으로 인한 것이다.



[그림 16] S-band 수신레벨 및 추적 상태



[그림 17] L-band SNR

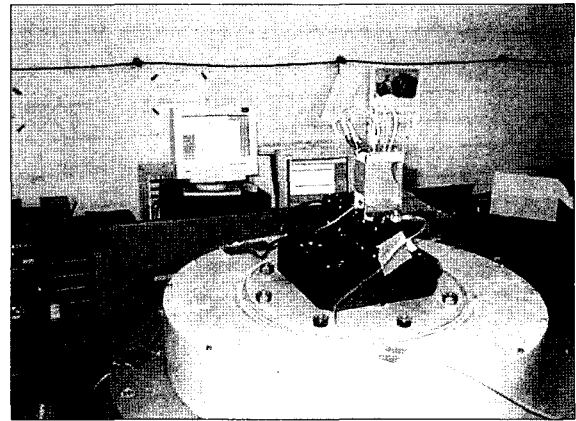
S-band 수신후 L-band SNR 수신레벨을 그림 17에 나타내었으며 7개의 위성을 안정적으로 추적함을 알 수 있다.

실제 비행체인 미사일에 탑재하여 여러차례의 비행 시험에서 그 성능을 입증하였다.

6. 결론

본 논문에서는 군사규격 MIL-STD-810을 만족하는 소형 경량의 GPS중계기를 설계/제작하였으며, 고기동, 충격, 진동, 회전 등 환경의 영향을 많이 받으며 정확한 위치측정이 요구되는 소형 RAM의 시험평가

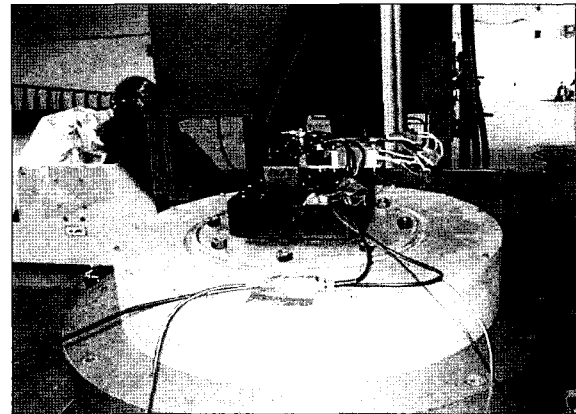
시 사용 할 수 있다. 회전하는 비행환경 하에서 강인성을 확인하기위한 회전시험을 수행하였다. 실제 비행 시험을 통해 그 기능 및 성능을 입증하였다. 이러한 결과로 추후 유도무기 계측시스템의 시험평가 시 적용이 가능할 것으로 사료되며, GPS 중계기의 소형화, 경량화에 대한 연구와 더불어 L-band 수신용 안테나와 S-band 송신용 안테나에 대한 연구, S-band 무선통신 시 링크상의 양질의 데이터 송수신을 위한 연구가 필요하다.



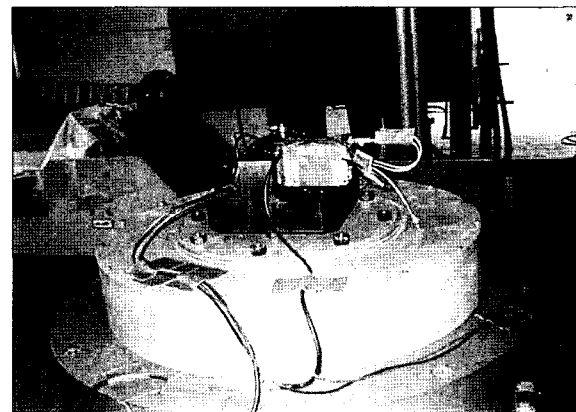
[그림 18] X축 방향 진동 시험장면

참 고 문 헌

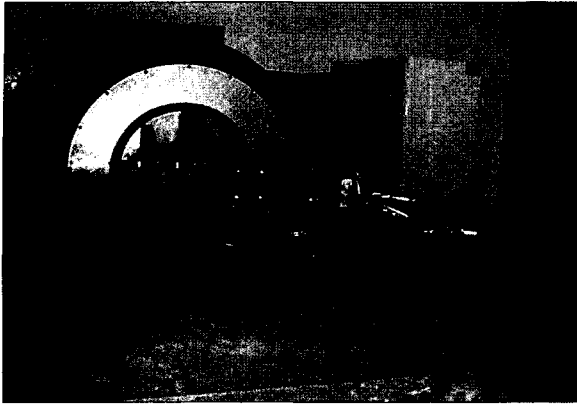
- [1] B.Hofmann-Wellenhof et al, "Global Positioning System theory and Practice", Springer Wien New York, 1997.
- [2] Lawrence L. Wells, "The New transed GPS Range system", IEC Anaheim, CA 92803.
- [3] Mahmood, S. "GPS-Translator processing system for ERIS", IEEE plans'88, IEEE, pp.171~176, 29 Nov-2 Dec, 1998.
- [4] J.Smuk, P.Katzin, V.Aparin and M.Shifrin, "MINIATURE GPS TRANSLATOR MODULE," Microwave and Millimeter Circuits Symposium, pp.149~152, July. 1995.
- [5] Stadnik, P.J, "Flight Test of an Integrated Digital GPS Translator," IEEE, 22-26, pp.75~82 April. 1996.
- [6] Robert H. Cantwell, Richard Ventresca. "GPS continuous Track on a spinning Vehicle with multiple patch antennas", ION GPS'99, pp.901~906 september, 1999.



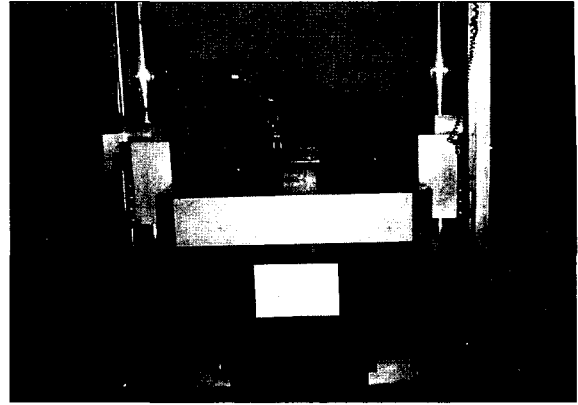
[그림 19] Y축 방향 진동 시험장면



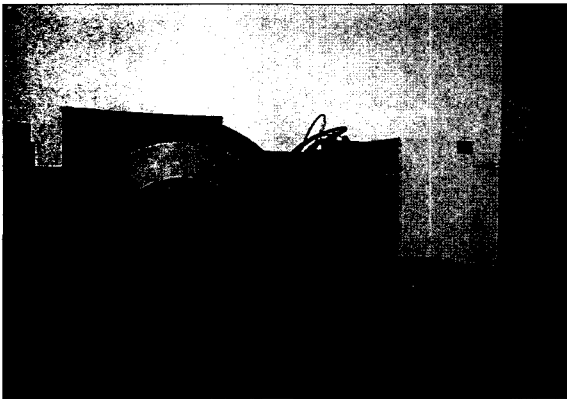
[그림 20] Z축 방향 진동 시험장면



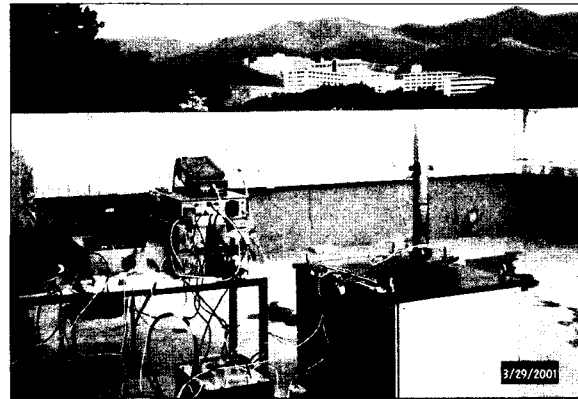
[그림 21] X축 방향 충격 시험장면



[그림 24] X축 방향 고충격 시험장면



[그림 22] Y축 방향 충격 시험장면



[그림 25] 회전 시험장면



[그림 23] Z축 방향 충격 시험장면