

아리랑1호 위성 ETB의 전도성 전자파환경 시험결과 분석

A Analysis on the Result of CE/CS Test on the KOMPSAT-I ETB

임 성 빈 · 천 용 식

Seong-Bin Lim · Yong-Sik Chun

요 약

본 논문에서는 아리랑 1호 개발단계에서 위성의 전기/전자적 기능시험을 수행하기 위해 개발 모델로 구성된 Electrical Test Bed (ETB) 플랫폼에서 수행한 전도성 방출 및 전도성 감응시험 결과를 분석하였다. 전도성 전자파환경시험은 전력공급장치 (Power control unit)로부터 위성을 구성하고 있는 각각의 하드웨어에 DC 전원을 공급하기 위하여 스위치가 동작하는 순간, 전력 및 신호선을 통하여 전달하게 될 노이즈의 순시 파형을 시간영역에서 측정하고, 모든 하드웨어에 전력이 공급되어 정상상태로 동작하는 동안에 발생하는 노이즈 특성을 시간영역과 주파수 영역에서의 스펙트럼을 10 Hz에서 100 MHz까지 스캐닝하여 그 레벨을 측정하여 결과를 분석하고 분석한 결과를 이용하여 6 dB^[1] 이상의 시스템 마진을 더한 결과를 노이즈 소스로 공급하여 하드웨어의 오동작 및 하드웨어의 손상이 없음을 검증하였다. 본 시험은 아리랑 1호 위성의 공동 개발을 수행한 미국 TRW사의 위성체 조립시험장에서 수행되었다.

Abstract

In this paper, we analyze the result of the conducted emission and susceptibility tests performed on the KOMPSAT-I ETB Platform. The ETB platform consists of the EM (Engineering Model) boxes developed to perform the electrical functional test. During the conducted emission test, we measured the instant waveform in time domain when each switch was turn on, and spectrum of the noise in the frequency range of 10 Hz up to 100 MHz for the steady state of the ETB. During the conducted susceptibility test, no malfunction and no serious damage of the electronic box were observed when a simulated noise waveform was applied to the DC power bus. The simulated waveform was obtained by adding the 6 dB-system margin to the worst case waveform measured from the conducted emission. This test was performed as co-development of the KOMPSAT-I with TRW in USA.

I. 서 론

한반도에 대한 영상정보, 해양관측 및 과학실험을 위해 개발된 아리랑 1호 위성은 1999년 12월 21일 미국 VAFB (Vandenberg Air-Force Base)에서 발사되어 한반도 관측 영상 및 과학실험 자료를 제공하고 있다. 위성 개발시 위성시험의 한 분야인 전자파환경시험은 복사성 전자파환경시험 및 전도성 전

자파환경시험의 두 단계로 수행하게 되는데, 복사성 전자파환경시험은 위성체 조립이 완료된 상태에서 수행이 가능하지만 전도성 전자파환경시험은 하드웨어의 접근이 어렵기 때문에 실제 비행에 이용하게 될 하드웨어의 설계 검증 및 기능시험을 목적으로 제작된 개발모델로 구성된 ETB 플랫폼에서 주로 수행하게 된다. ETB는 전력계, 자세제어계 및 원격측정 명령계의 전기/전자적 기능을 갖는 하드웨

한국항공우주연구원 위성사업부(Space Division, KARI)

· 논문 번호 : 20000731-090

· 수정완료일자 : 2001년 1월 5일

어로 구성되어 있다. EM 하드웨어는 알루미늄 플랫폼 상에 조립되어 ETB 용으로 제작된 하니스를 통하여 인터페이스된다.

ETB를 구성하고 있는 하드웨어로는 탑재 컴퓨터와 Solar Array Regulator (SAR), Deployment Device Controller (DDC) 및 Power Control Unit (PCU)의 전력계 하드웨어, Gyro Reference Assembly (GRA), Reaction Wheel Assembly (RWA), Valve Drive Electronics (VDE), Control Electronics Assembly (CEA)의 자세제어계 등이 있다. ETB에서 하드웨어로 구현되어 있지 않은 하드웨어의 입출력 특성은 주로 시뮬레이터를 이용했는데, 자세제어계 하드웨어의 일부인 Conical Earth Sensor (CES), Coarse Sun Sensor Assembly (CSSA), Fine Sun Sensor Assembly (FSSA)는 Vehicle Dynamic Simulator (VDS)에서 통합적으로 시뮬레이션하였고, 아리랑 1호 위성에 위치정보를 제공하고 있는 GPS 수신기와 Solar Array Drive Assembly (SADA)/Solar Array Drive Electronics (SADE)는 별도의 시뮬레이터로 구성되었다. 그림 1은 아리랑 1호 위성의 ETB 플랫폼을 보여주고 있다. 이들 환경에서의 전도성 전자파 환경시험은 군용 규격인 MIL-STD-461^[1] /MIL-STD-462^[2]/MIL-STD-1541^[3]의 전자파환경시험 규격 및 시험 방법과 아리랑 1호의 전자파환경시험 규격인 SR-0128^[4]에 따라 수행하였다.

시험은 각각의 하드웨어로 전력을 공급하기 위해 스위치가 동작하는 동안에 발생하는 노이즈의 순시 파형을 측정하고, 위성체 EM 하드웨어가 정상상태로 동작하고 있는 동안에 발생하는 노이즈의 파형을 시간 영역과 주파수 영역에 대한 노이즈 특성을 측정하는 전도성 방출시험을 수행하였다. 또한, 전



그림 1. ETB 플랫폼 사진

Fig. 1. Photograph of the ETB platform.

도성 방출시험에서 얻어진 파형 및 노이즈 레벨을 분석하고, 분석한 결과를 위성에 대한 전도성 감응 시험에 이용하게 될 노이즈 파형 및 노이즈 신호레벨을 계산하는데 이용하였으며, 전도성 감응시험을 통하여 위성체 내부 하드웨어 사이의 전도성 전자파 환경에서도 오동작 없이 잘 동작하였음을 검증하였다.

II. 전도성 전자파환경시험

2-1 시험개요

2-1-1 시험장비구성

그림 2는 전도성 전자파환경시험 장비의 구성을 보여주고 있다. 전도성 전자파환경시험은 위성체의 DC 전원 버스에서 하드웨어에 전력을 가해 주기 위하여 스위치가 동작하는 순간에 노이즈 특성을 측정하게 되는데, 그림 2에서 보여주듯이 퓨즈 모듈이 위치할 P21 콘넥터와 퓨즈 모듈 사이에 37 핀의 Break-out "T" 형 어댑터를 설치하여 측정하였다. 그림 2에 나타나 있는 연장 케이블을 설치하였을 경우 케이블에 의한 노이즈 변형 특성으로 인하여 정확한 노이즈 특성을 측정할 수 없기 때문에 실제 시험에서는 연장 케이블을 제거하고 T 형 어댑터를 직접 P21 콘넥터에 연결하여 수행하였다. 시험을 위한 시험장 접지와 ETB 플랫폼 접지는 항상 DC 결합 저항 2.5 mΩ 이하를 유지하도록 했다. 시험은 전도성 방출 시험에서 스위치가 동작하는 순간에 노이즈 특성을 측정하기 위한 과도특성 및 정상상태에 대한 전도성 방출을 시간 영역과 주파수 영역에서 측정하였다. 이때 위성체 EM 하드웨어는 정상 상태에서 동작하고 있어야 한다. 또한, 전도성 방출 시험과 동일한 구성하에서 전도성 감응시험을 수행하였다. 전도성 감응시험을 위한 소스는 전도성 방출 시험에서 측정된 레벨에 6 dB 이상의 시스템 마진을 더하여 계산한 값을 이용하였다.

2-1-2 시험규격 및 검증

시험 규격은 MIL-STD-461C^[1]의 전자파환경시험 규격을 기본으로 하고 있지만, 아리랑 위성의 특성

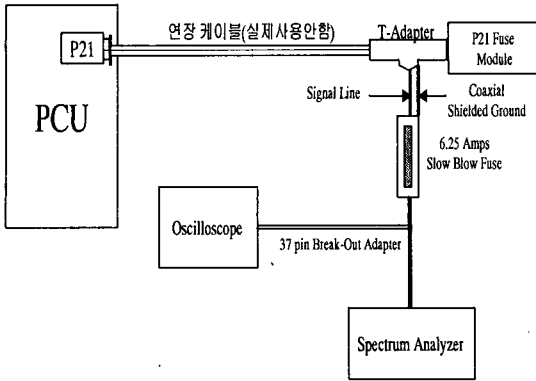


그림 2. 전도성 전자파환경 시험장비 구성
Fig. 2. Conducted emission test set-up.

에 맞게 구성된 자체 규격인 SR-0128^[4]를 적용했다. 주 전원으로 동작하는 위성의 하드웨어는 22~34 V의 전압범위 내에서 정상적인 동작을 할 수 있도록 설계되어 있으며, 다음과 같은 조건하에서 하드웨어의 손상이나 오동작없이 동작할 수 있어야 한다.

- 50 ms 동안에 발생된 42 Vdc까지의 순간 서지 전압
- 0 V까지의 이하전압 현상 (Any undervoltage down to zero volt)

또한, PCU에 있는 DC/DC 컨버터의 전원을 사용하고 있는 하드웨어는 다음과 같은 조건하에서 오동작 없이 정상적으로 동작할 수 있어야 한다.

- +5 V 전원을 사용하는 하드웨어에 대하여 20 μ s 동안 6.2 Vdc까지의 순간 서지 전압
- ± 15 V 전원을 사용하는 하드웨어에 대하여 20 μ s 동안 ± 18.6 Vdc까지의 순간 서지 전압
- 0 V까지의 이하전압 현상 (Any undervoltage down to zero volt)

이러한 시험 규격에도 불구하고 ETB에서의 전도성 전자파환경시험은 다른 정도의 절차에 따라 수행했다. 시험은 먼저, 과도특성 전압 및 ETB의 정상 동작상태에서 주파수 영역에 대한 노이즈 레벨을 측정하고 여기서 얻어진 결과를 이용하여, 시스템

마진인 6 dB 이상을 더하여진 노이즈 신호를 재생한 결과를 주 전력 공급버스에 가하여 시스템이 오동작없이 정상 동작함을 검증하게 된다. 특히, 시간영역에서 측정된 노이즈에 대한 적용은 하드웨어로부터 발생한 과도전압 파형에 실제 전력공급 버스에 미치는 영향을 고려하기 위하여 전압 레벨을 실제 버스전압 수준으로 한 시뮬레이션된 파형을 가하게 된다.

전도성 감응시험에 적용하게될 노이즈 신호의 레벨은 방출시험에서 얻어진 파형을 분석하여 얻은 결과를 적용하게 되는데, 예측이 가능한 노이즈 신호에 대한 레벨에 대하여는 시스템 마진인 6 dB를 적용하지만, 미지의 노이즈 신호에 대한 재생에는 6 dB 이상의 값을 미지 신호의 기저주파수에 적용한다.

2-2 전도성 방출시험

2-2-1 전도성 방출시험 (과도특성 전압)

전도성 방출시험은 ETB를 구성하고 있는 각각의 하드웨어에 전원을 공급하거나 제거하는 동안에 발생하는 과도특성 전압을 시간 영역에 대하여 측정하고, 이 데이터를 위성 버스에 대한 전도성 감응시험에 인가하게 될 과도특성 신호레벨을 계산하는데 이용하게 된다. 과도특성 전압에 대한 전도성 방출시험은 시험을 위해 제작한 RF 케이블을 디지털 오실로스코프에 그림 2와 같이 연결하여 수행하게 되는데, 각각의 하드웨어에 파위가 인가되거나 제거될 때, 발생한 과도특성 전압을 오실로스코프로 그 파형을 측정한다. 표 1은 시험기간 동안에 10가지 이상의 다른 형태로 발생한 과도특성 전압을 측정된 값이다. 이들을 보면 크게 3가지 유형의 특성을 보이고 있다. 그림 3은 Iso-valve가 ARM되는 순간에 나타나는 노이즈 파형으로서 전압은 ± 2.0 V, 5~10 μ s의 파형을 갖는다. 또한, 추진 밸브(Thruster valve)가 "ENABLE" 되는 순간에 이와 비슷한 파형을 보이고 있으나 노이즈 레벨은 다소 적게 나타났다. 그림 4는 또 다른 형태를 보여주고 있는데, 이는 DDC가 "ENABLE" 되는 순간에 나타나는 파형이고, 그림 5는 GPS "ON"시 발생하는 파형의 특성을

표 1. 전도성 방출시험결과 (과도특성 전압레벨).

Table 1. Conducted emission test result (transient voltage level).

Event	Voltage	Duration
DDC Pri "ENAB"	± 1.8 V	500 ps/50% decay
DDC Red "ENAB"	± 2.36 V	600 ps/50% decay
THR-Valve A "ENAB"	± 1.6 V	6~12 μ s
THR-Valve B "ENAB"	± 1.0 V	1~3 μ s
ISO-Valve A "ARM"	± 2.0 V	5~10 μ s
GPS Pri "ON"	-1 V	
S-Band Xmitter A	-540 mV	1 ms/50% decay
GRA-2 "ON"	-420 mV	600 μ s/50% decay
Heater-1 "ON"	± 500 mV	1~3 μ s
VDE "ON"	± 300 mV	1~2 μ s

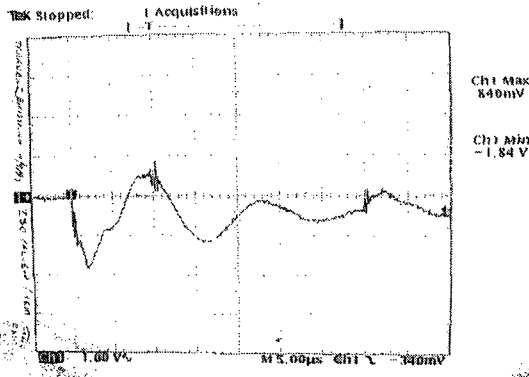


그림 3. ISO Valve-A ARM의 과도특성전압
Fig. 3. Transient response of ISO valve-A ARM.

보여준다.

2-2-2 전도성 방출시험 (정상상태)

위성의 하드웨어가 정상상태로 동작하고 있는 동안에 전도성 방출시험은 위성의 DC 전원 버스에서 발생한 노이즈 특성을 시간 영역과 주파수 영역에 대하여 각각 측정하게 된다. 시험결과는 위성 버스에 인가하게 될 정상상태에 대한 전도성 감응시험에 필요한 신호의 계산과 재생을 위해 이용한다. 정상상태에 대한 전도성 방출시험은 Break-out "T" 어댑터를 통하여 위성 전원 버스에 연결된 RF 케이블을

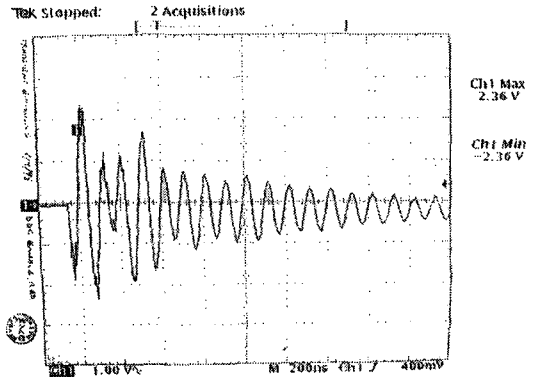


그림 4. DDC Enable Signal의 과도특성전압
Fig. 4. Transient response of DDC enable signal.

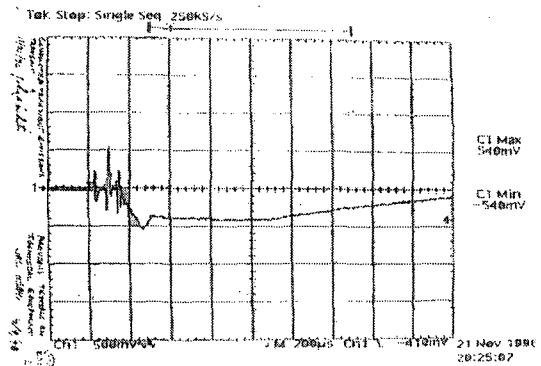


그림 5. 과도특성전압 (GPS ON)
Fig. 5. Transient response of GPS "ON".

통하여 오실로스코프로 측정한다. 오실로스코프는 위성체가 정상상태 모드에서 동작할 때 정상상태에 대한 노이즈 신호를 측정할 수 있도록 설정했다. 정상상태에 대한 주파수 영역에서의 측정은 10 Hz~100 MHz의 주파수 범위 내에서 FET 프로브를 이용하여 스펙트럼 분석기로 스캐닝하게 된다. 시간영역에서 측정된 신호는 전압파형이 360 mVp-p의 크기를 가지며, 120 ms 노이즈 신호의 펄스 폭을 갖는다. 이 파형은 초당 약 3회 (3 Hz)의 빈도수로 발생한다. 이들 신호는 주로 태양전지판을 구동하는 SADA 모터에서 발생하는 것으로서 그림 6에서 시간영역에서 측정된 파형을 보였다.

RF 영역에서의 전도성 방출시험은 주어진 주파수 범위 내에서 기저 및 고조파 스펙트럼을 보여주고 있는데, 정상상태에 대한 시험은 2회 반복 수행하였다. 이것은 ETB 환경에서 시뮬레이터를 이용한 하드웨어 특성상 GRA와 CES가 동시에 동작할 수 없기 때문에 GRA가 초기화 되었을 때 수행한 후 다시 CES가 초기화되었을 때 수행하였다. 표 2는 위성의 정상상태, 운용에서 10 Hz~100 MHz 주파수 범위에 대하여 측정된 노이즈 레벨을 보여준다. 표 2에서 보여 주고 있는 3 Hz는 SADA 모터에서 발생한 노이즈이고, 59.3 KHz와 그의 고조파 성분은 SAR에서 출력 요구전력을 제어하기 위해 FET 스위칭 소자의 동작 주파수에서 발생하는 노이즈이다. 그 외의 주파수에서 발생하는 노이즈는 정확히

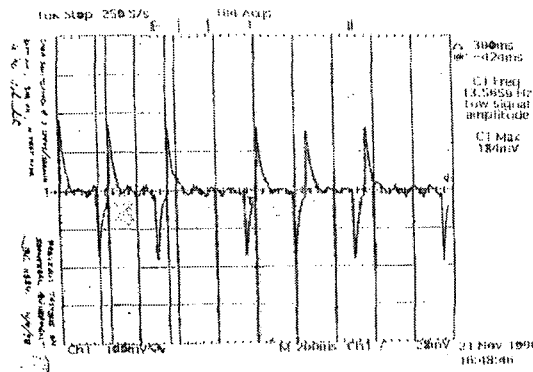


그림 6. SADA 스위칭 노이즈에 대한 정상상태 노이즈 파형
Fig. 6. Waveform of steady state noise (SADA switching noise).

표 2. 전도성 방출시험 결과 (정상상태)

Table 2. Steady state conducted emissions signals.

Identity	주파수	진폭	노이즈 원
기저파	3 Hz	93 dB μ V	SADA모터
기저파 2고조파 6고조파	4.95 kHz 10 kHz 30 kHz	45.2 dB μ V 36.8 dB μ V 38 dB μ V	Unknown
기저파 고조파	17 kHz 500~700 kHz	Not Visible 43 dB μ V	Unknown
기저파 2고조파 3고조파 4고조파	59.3 kHz 119 kHz 177 kHz 236 kHz	86.6 dB μ V 64 dB μ V 66.3 dB μ V 69.5 dB μ V	SAR
기저파	210 kHz	54 dB μ V	Unknown
기저파 고조파	2.5 MHz -50 MHz	42 dB μ V 69 dB μ V	Unknown

파악하지는 못했지만 전도성 감응시험을 통하여 그들의 노이즈에 대한 영향이 없음을 검증하는데 이용하였다. 또한, 그림 7에서 보여주고 있는 스펙트럼은 10 MHz 이상에서의 노이즈 특성으로서 SAR의 스위칭 소자에 기생하는 인덕턴스 성분과 다이오드 누설에 의한 고조파 성분으로 생각된다. 전도성 감응시험은 앞에서 언급했듯이 GRA가 동작할 경우와 CES가 동작하는 동안에 각각 측정하였는데, 각각에 대한 노이즈 특성은 거의 유사하게 나타났다. 표 2는 정상상태에서의 전도성 방출시험 결과를

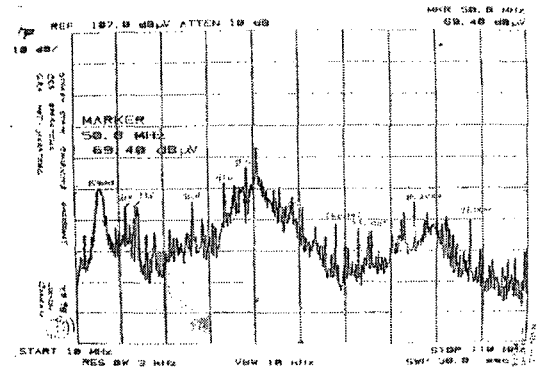


그림 7. 주파수 10 MHz~1,000 MHz 노이즈 특성
Fig. 7. Noise characteristics on 10 to 1,000 MHz.

보여준다.

2-3 전도성 감응시험

2-3-1 전도성 감응시험 (과도특성 전압)

전도성 감응시험은 위성의 궤도 환경에 대한 6 dB 이상의 시스템 안전성 마진을 갖는 전도성 노이즈 환경에서 하드웨어의 양립성을 시험하게 된다. 위성을 구성하고 있는 모든 하드웨어는 정상적인 위성 전압의 2배보다 높은 정상상태 또는 과도특성 전압 노이즈 조건에서도 정상적인 기능을 수행할 수 있어야 한다. 전도성 감응시험은 임의 파형 발생 장치에 오디오 증폭기를 연결하고 과도특성 전압 파형 발생장치를 이용하였다. 과도특성에 대한 전도성 감응시험은 전도성 방출 시험 동안에 측정된 3가지 형태의 최악의 파형을 재생하는 과도특성 전압을 위성 버스에 더하게 되는데 다음과 같은 값을 갖는다.

- 1) ± 8 V, 10 μ s transient
 ± 2 V Thruster/Iso-valve
- 2) -2 V, 200 μ s transient
 -1 V GPS Turn-on transient
- 3) ± 1 V, 1 ms/50% decay
 -500 mV S-Band Transmitter/GRA

위의 과도특성 전압은 5초 간격의 펄스로 5회 인가하였다. 시험동안에 ETB 레벨에서 위성 하드웨어의 동작은 오류가 발생하지 않고 정상적으로 동작함을 검증하였다. 그림 8과 9는 과도특성 노이즈 전압에 대하여 전도성 감응시험을 위해 재생하게 될 노이즈 신호를 보여준다. 그림 8의 노이즈 특성은 위성의 주 전원버스 전압 28 V에 노이즈 레벨의 변화를 적용하여 만들어진 전압 파형이며, 그림 9는 위성의 DC 로직 전압을 이용하는 하드웨어에 가하여지는 전압 파형이다.

2-3-2 전도성 감응시험 (정상상태)

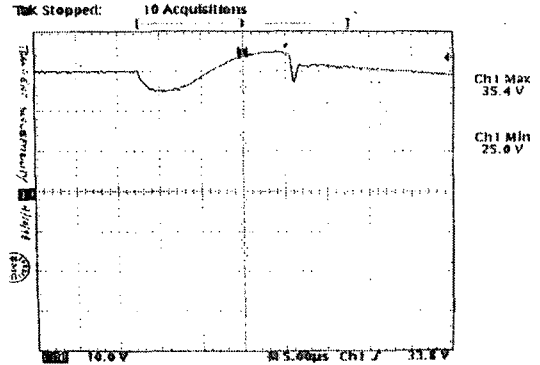


그림 8. 과도특성에 대한 전도성 감응시험 (위성의 주 전원 28V)

Fig. 8. Conducted susceptibility test for transient (Main Bus Voltage).

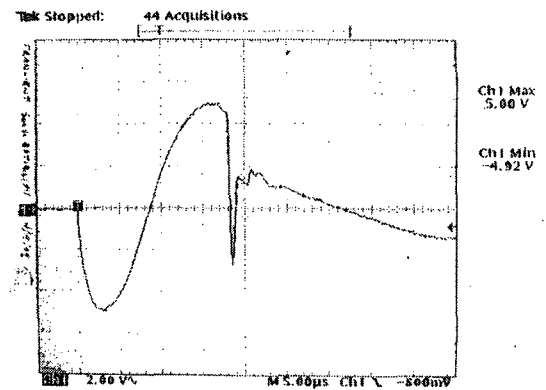


그림 9. 과도특성에 대한 전도성 감응시험 (로직 전압)

Fig. 9. Conducted susceptibility test for transient (Logic Voltage).

정상상태에 대한 전도성 감응시험은 위성이 위성체 내에서 발생하는 노이즈 레벨에 두 배의 전압 즉 6 dB 이상의 노이즈 레벨에 유사한 RF 신호와 시간 영역에 대하여 인가되었을 때 오동작이 없다는 것을 검증하게 된다. 이것은 전도성 방출시험에서 측정된 기저 주파수와 고조파를 재생하기 위하여 신호 발생기와 증폭기를 이용하였다. 표 3은 정상상태에 대한 전도성 감응시험을 수행하기 위해 이용되었던 노이즈 레벨로 이들 값은 전도성 방출시험에서 측정된 값에 6 dB 이상을 더한 값으로 위성 전원

표 3. 전도성 감응시험 (정상상태) 인가신호 특성
Table 3. Conducted susceptibility steady state injected signals

Signal	Identity	주파수	진폭
1	기저파	3 Hz	99 dB μ V
2	기저파	4.95 kHz	84.7 dB μ V
	2고조파	10 kHz	42.8 dB μ V
	6고조파	30 kHz	44 dB μ V
3	기저파	17 kHz	80 dB μ V
	고조파	500~700 kHz	49 dB μ V
4	기저파	59.3 kHz	102.3 dB μ V
	2고조파	119 kHz	70 dB μ V
	3고조파	177 kHz	72.3 dB μ V
	4고조파	236 kHz	75.5 dB μ V
5	기저파	210 kHz	67 dB μ V
6	기저파	2.5 MHz	61.4 dB μ V
	고조파	-50 MHz	78 dB μ V

버스에 인가된 노이즈 특성값이다. 정상상태에서 측정된 노이즈 특성에 따라 6가지의 기저신호 및 그들의 고조파를 발생시켜 전도성 감응시험을 수행하는데, 시험 동안에 먼저 위성의 하드웨어 안전성을 위하여 증폭기 출력이 더미 부하를 연결하여 원하는 레벨의 신호가 출력되는지를 검증한 다음에 신호 발생장치를 캐퍼시터를 이용하여 위성에 연결했다.

전도성 감응시험의 수행을 위해 3 Hz SADA 모터 신호의 재생은 두 가지 방법을 이용했다. 하나는 실제 측정된 파형과 동일한 펄스 폭을 갖는 노이즈 파형을 재생하는데 6 dB 대신 5 dB의 레벨의 진폭을 적용했는데 이는 실제로 장비가 발생시킬 수 있는 출력의 한계로 인한 것으로서, 이로부터 6 dB 신호 레벨을 적용하는데 대신에 파형이 실제 파형보다 좁게 적용했다. 이러한 시험에서 위성의 오동작은 발생하지 않았다. 표 3에서 보여 주듯이 미지의 노이즈 신호에 대한 기저 파형은 실제 시험에 요구된 값보다 더 높게 설정했다. 이것은 각각의 기저주파수의 고조파가 전도성 감응시험 데이터보다 시스템 마진인 6 dB 보다 높은 노이즈 신호에서 하드웨어를 검증하기 위한 것으로서 미지의 노이즈 신호에 대한 안전성을 고려한 것이다. 표 3은 주파수 영역에 대하여 측정된 노이즈 신호들을 재생하기 위

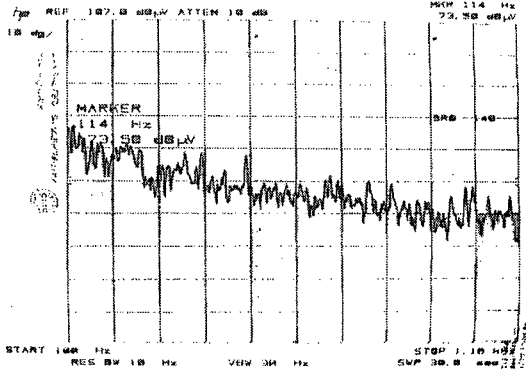
하여 이용되었던 주파수 대역에서의 노이즈 레벨을 보여준다.

추가적으로 위에서 수행한 6 가지의 기저신호 외에 나타난 10 MHz 이상의 고조파특성에 따른 시험도 수행하였으며, 이들의 전도성 노이즈 환경 하에서도 정상적인 동작을 검증하였다. 그림 10 (a) ~ (f)는 100 Hz~100 MHz의 주파수 범위에 대한 전도성 감응시험에 이용되었던 노이즈의 주파수 특성으로서 이들 값은 전도성 방출 시험에서 얻은 값에 6 dB 이상 더해진 노이즈 레벨의 파형이다.

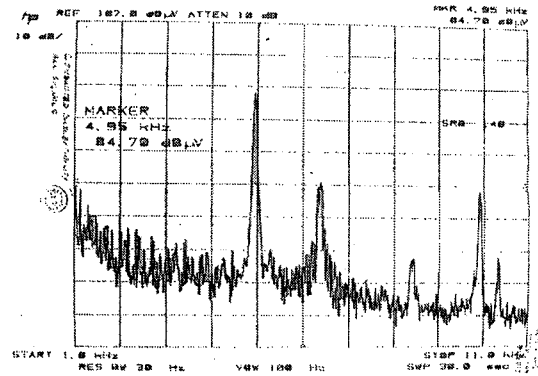
III. 결 론

ETB에서의 전도성 전자파환경시험에서 스위치가 동작하는 동안에 생성된 노이즈의 파형은 3가지 형태를 갖게 되는데, 노이즈의 최대 과도특성 전압은 DDC Primary/Redundant 스위치가 동작하는 순간에 발생되었으나, ± 2.36 V를 넘지 않았으며, 파형은 500ps/50% decay 특성을 갖고 있다. 정상상태에 대한 전도성 방출시험은 SADA 모터의 구동에 의하여 발생한 3 Hz 주파수 대역에서의 노이즈와 4.95 KHz 및 그의 고조파 성분의 소스는 정확히 확인할 수 없었으며, 이들 노이즈에 의한 전도성 감응 시험에서 위성 하드웨어는 오동작 없이 잘 동작하고 있음을 검증했다. 또한, SAR의 출력전력을 제어하기 위한 FET 스위칭 소자에 의하여 발생한 59.3 KHz 및 그의 고조파 성분 그리고 SAR 스위칭 소자에 기생하여 발생하는 인덕턴스 및 다이오드 누설에 의한 10 MHz 이상의 주파수 대역에서의 노이즈가 측정되었다. 이들의 측정값은 전도성 감응시험의 노이즈 레벨을 계산하는데 이용되었는데, 그의 레벨은 우주환경에서의 시스템 마진 6 dB 이상을 더하여지며, 이러한 전도성 전자파환경에서도 전체 시스템은 이들에 의한 오동작이나 손실 없이 동작하였음을 검증하였다.

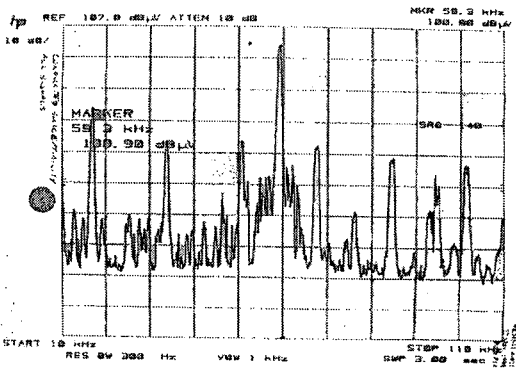
본 시험에서 적용된 규격은 널리 알려진 기존의 MIL-STD 규격으로부터, 한국항공우주연구소와 아리랑위성체 공동 개발기관인 미국 TRW사의 각종 위성 개발 경험을 기초로 마련된 위성용 전자파 시험 규격서를 기준으로 시험되어졌다. 아리랑위성에서 적용한 전자파 시험 규격은 위성에 함께 탑재되



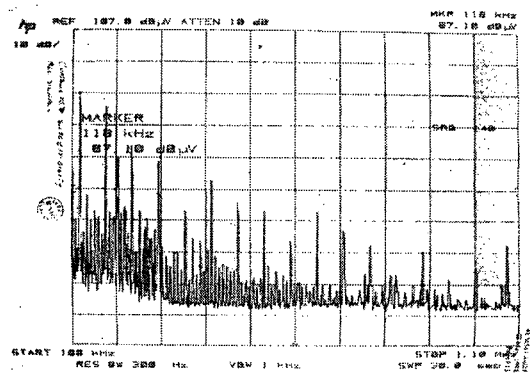
(a) 100 Hz~1.0 KHz



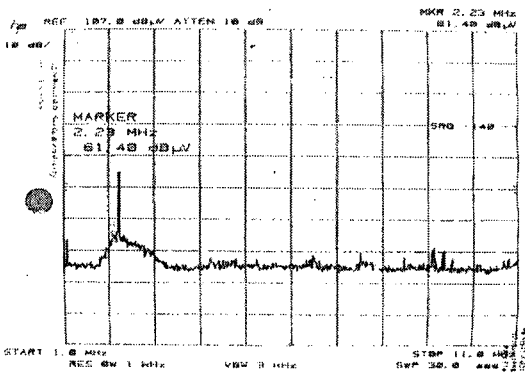
(b) 1 KHz~10 KHz



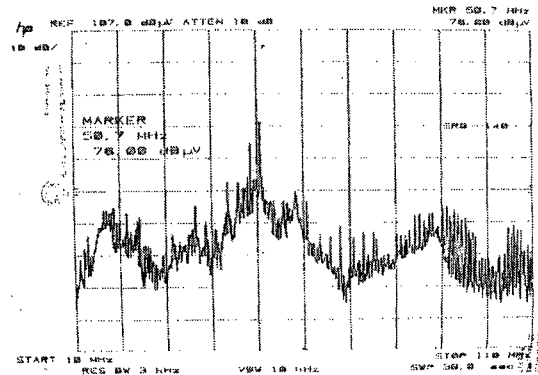
(c) 10 KHz~100 KHz



(d) 100 KHz~1 MHz



(e) 1 MHz~10 MHz



(f) 10 MHz~100 MHz

그림 10. 정상상태에 대한 전도성 감응시험 신호
Fig. 10. The steady state signals for CE test.

는 각종 부품, 서브시스템 및 탑재체의 전자기적인 특성과 개발 위성이 사용할 궤도, 임무 및 수명 등을 고려하여 결정된다. 추후 개발될 위성에서는 1호기 시험 및 운용 경험을 기초로 하여 1호기에서 부족한 부분을 보완한 진보된 새로운 규격서에 따라 전자파 시험이 수행될 예정이다.

참 고 문 헌

[1] MIL-STD-461C, Electromagnetic Emission and

Susceptibility Requirements for the Control of Electromagnetic Interference, Part 3,4 August, 1986.

[2] MIL-STD-462, Electromagnetic Interference Characteristics, Measurement of Notice -2, May, 1970.

[3] MIL-STD-1541, Electromagnetic Compatibility Requirements for Space Systems, Oct., 1973.

[4] SR1-0128A, KOMPSAT Electromagnetic Compatibility Control Plan & Requirements.

임 성 빈



1993년 8월: 단국대학교 대학원 전자공학과(공학석사)

1994년 3월~현재: 한국항공우주연구원 위성전자연구그룹 선임연구원

[주 관심분야] 인공위성 및 발사체 EMI/EMC, 위성통신용 안테나, 위성시험용 RFTS 개발

천 용 식



1985년 2월: 단국대학교 전자공학과(공학사)

1987년 2월: 단국대학교 대학원 전자공학과(공학석사)

1991년 2월: 육군 통신 장교

1991년 6월~현재: 한국항공우주연구원 우주시험연구그룹 선임연구원

[주 관심분야] 인공위성 및 발사체 EMI/EMC, 위성용 원격측정명령 시험장비 개발, Satellite System Performance test