

위성의 시스템 레벨 전자파 환경 검증 방안

System-Level Electromagnetic Environment Verification Method of Satellites

장 경 덕 · 이 재 현*

Kyung-Duk Jang · Jae-Hyun Lee*

요 약

위성은 발사에서 궤도 운영까지 다양한 전자파 환경을 경험하며, 이러한 환경에서 위성이 정상적으로 동작하는지 개발 단계에서 충분히 검증되어야 한다. 현재 국내에서는 광학위성, 레이더위성, 통신위성, 항법위성 등 많은 위성들이 개발되고 있으며, 이러한 개발 현황에 따라 위성 시스템의 전자파 환경에 대한 적합성 검증 기술은 나날이 중요해지고 있다. 본 논문에서는 국내 개발 위성의 시스템 레벨 전자파 환경 검증 방안에 대해 정의하였다. 위성의 시스템 레벨 전자파 환경 검증 수행 항목인 EMC 시험, RF 자가 적합성 시험, 발사체 RF 적합성 시험, 정전하 방전 분석 등으로 나누어 기술하였으며, 각각 항목에 대한 검증의 목적, 요구조건, 수행 방법 및 고려하여야 할 사항들을 정의하였다. 이를 적용하여 개발된 위성들은 현재 성공적으로 임무를 수행 중에 있다. 이러한 시스템 레벨의 전자파 환경 검증 방안은 향후 국내 개발 중인 위성의 검증에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

Abstract

Satellites experience a variety of electromagnetic environments, from launch to orbital operation, making it is necessary to verify that satellites can properly operate in these environments. Currently, many satellites, such as optical satellites, radar satellites, communication satellites, and navigation satellites, are being developed in Korea, and based on this development trend, electromagnetic environment verification technology for satellite systems is becoming increasingly important. In this study, we describe a method for verifying the electromagnetic environment at the satellite system level. The purpose, requirements, methods, and considerations of each item are introduced for the EMC test, RF auto-compatibility test, LV RF compatibility test, and electrostatic discharge analysis. It is expected that the proposed method for verifying the electromagnetic environment at the satellite system level can be used in the verification of satellites under development in Korea.

Key words: Satellite, Electromagnetic Compatibility, Electro-Static Discharge, Emission, Susceptibility

I. 위성의 전자파 환경

위성은 수많은 전자장비들로 구성되어 있으며, 각각의

전자장비들은 다양한 전자파 노이즈를 생성하고, 이렇게 발생된 전자파 노이즈는 위성내 다른 전자장비로 전파되어 영향을 줄 수 있다. 위성은 위성내 전자장비들 간의 상

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

*충남대학교 전파정보통신공학과(Department of Radio and Information Communications Engineering, Chungnam National University)

· Manuscript received January 30, 2024 ; Revised February 21, 2024 ; Accepted April 24, 2024. (ID No. 20240130-013)

· Corresponding Author: Jae-Hyun Lee (e-mail: jaehyun@cnu.ac.kr)

호 전자파 간섭뿐만 아니라, 발사체가 생성하는 전자파 환경, 위성과 지상국과의 통신환경, 우주 플라즈마 환경에 의해서도 영향을 받을 수 있다. 이러한 다양한 전자파 환경에서 위성이 영향을 받지 않고 본래의 설계된 목적으로 정상동작할 수 있는 능력을 위성의 전자파 적합성(EMC, electromagnetic compatibility)이라 한다. 위성은 다양한 전자파 환경에 대하여 지상에서 충분한 시험을 수행하여 위성의 전자파 적합성을 검증하여야 하는데, 이를 전자파 환경시험이라 한다.

일반적으로 전자파 환경시험은 보통 전자장비에서 발생하는 노이즈가 규정치를 만족하는지 검증하는 방출시험과 외부의 전자파 노이즈로부터 전자장비가 영향을 받지 않고 내성을 가지는지 검증하는 감응시험으로 구분할 수 있다. 또한 노이즈의 전달 경로에 따라, 전원선이나 그라운드 등 도선으로 전달되는 전도성 환경과, 자유공간으로의 방사에 의한 복사성 환경으로 구분될 수 있다. 따라서 보통의 전자파 환경시험을 전도성 방출시험(CE, conducted emission), 전도성 감응시험(CS, conducted susceptibility), 복사성 방출시험(RE, radiated emission), 복사성 감응시험(RS, radiated susceptibility)으로 구분한다^{[1]~[3]}.

위성의 전자파 환경 시험은 위성내 각 전자장비들간의 전자파 적합성 검증을 위한 상기의 전자파 시험 외에, 위성에 탑재된 각종 송수신 시스템과 위성의 전자장비들간에 상호 영향을 검증하기 위한 RF 자가 적합성(RFC, RF auto-compatibility) 시험, 발사체의 RF 전자장비들과 위성의 상호 영향을 검증하기 위한 발사체 RF 적합성(LVC, launch vehicle RF-compatibility) 시험, 궤도상의 플라즈마 환경이나 태양풍, 우주선 등에 의한 위성내 전하 충전 및 방전(ESD, electro-static discharge)에 대한 영향을 검증하는 ESD 시험 등으로 크게 4가지의 환경시험이 있다^{[2]~[6]}.

위성의 전자파 적합성 검증을 위성의 개발단계에 맞춰 유닛 레벨에서부터 시작하여 시스템 레벨로 단계적으로 수행한다. 단계별로 적용되는 검증 항목은 위성 개개의 특성에 따라, 혹은 위성별 요구사항에 따라 변경되거나 추가될 수 있으며, 국내에서 개발되는 위성에 보편적으로 적용되는 단계별 요구 항목의 예를 표 1에 나타내었다.

유닛 개발 단계에서는 일차적으로 설계검토 과정에서 전자파 적합성을 위한 다양한 설계 요구조건이 적절히

표 1. 전자파 환경 검증 시험 요구사항 적용항목

Table 1. Test requirement applicability for electromagnetic environment verification test.

Test items		Unit		System
		QM	FM	FM
EMC test	CE	✓	✓	✓
	CS	✓		Note 1
	RE	✓	✓	✓
	RS	✓		✓
RF auto-compatibility test				✓
LV RF-compatibility test				✓
Electro-static discharge test		✓		Note 2

Note 1) The necessity of this requirement depends on the CE test result.

Note 2) This requirement is verified by analysis.

반영되었는지 검토를 수행하며, 본딩, 그라운드링, 절연, 차폐, 케이블의 라우팅 등 다양한 설계가이드에 대한 충족 여부를 확인한다. 그 다음, 인증모델(QM, qualification model)을 제작하여 다양한 전자파 환경 시험 항목에 대해 충분한 시험을 수행하여 유닛의 전자파 적합성을 검증한다. 반면 비행모델(FM, flight model)의 경우, 전자파 적합성 검증보다는 제작과정에서의 오차 및 실수를 검증하기 위한 목적으로 일부 방출시험 위주로 제한적으로 수행하고, 감응시험 및 정전하 방전 시험은 수행하지 않는다^[7].

모든 유닛들의 전자파 환경 시험이 종료되면, 각 유닛들이 시스템과 결합하였을 때 전자기적으로 적합한지 분석을 수행한다. 모든 유닛들의 전자파 환경시험 결과를 이용하여 시스템 수준의 전자파 적합성을 평가하고, 위성의 안전성 마진이 충분한지 확인이 되면, 각 유닛의 비행 모델을 이용하여 위성 시스템 조립을 수행할 수 있다.

시스템 레벨에서는 최종적으로 위성의 전자파 적합성을 검증하는 단계로, 전자파 적합성 시험, RF 자가적합성 시험, 발사체 RF 적합성 시험을 수행한다. 다만 위성 시스템은 비행모델 유닛으로 구성되어 있기 때문에 위성에 직접적으로 스트레스를 가할 수 있는 CS, ESD 시험은 수행하지 않으며, 대신 분석 등의 방법을 통해 전자파 적합성 여부를 판단한다.

위성의 시스템 레벨 전자파 적합성 확립 및 검증을 위

해 다양한 위성용 EMC 표준에서 관련 요구사항을 기술하고 있으나, 구체적인 검증 수행방안이 기술되어 있지는 않다^{[2]~[6]}. 따라서 실제 전자파 환경에 대한 검증수행을 위해서는 수행 기관의 많은 경험 및 노하우를 필요로 한다. 국내 위성 개발 프로그램의 경우 저궤도 광학위성, 영상 레이다 위성, 정지궤도 위성 등 위성의 특성에 따라 각각 독자적인 EMC 요구조건을 갖고 있으며, 오랜 기간의 위성 개발 및 시험 경험을 통해 고유의 전자파 환경 검증 기술을 보유하고 있다. 본 논문에서는 국내 개발 위성의 시스템 레벨에서 수행되는 다양한 전자파 환경 검증 수행방안에 대하여 정의하였다. 주로 시험을 통해 검증을 수행하는 전자파 시험, RF 자가 적합성시험, 발사체 RF 적합성 시험 등과 분석을 통해 검증을 수행하는 정전하 방전 적합성에 대해서 각 항목별 검증의 목적, 요구조건, 수행 방법, 고려해야 할 사항들을 정의하였다.

II. 전자파 적합성 시험

2-1 전도성 방출시험

전도성 방출시험은 전원선 또는 신호선에 존재하는 전압, 전류 노이즈를 측정하여 규격에서 요구하는 레벨을 만족하는지 검증하기 위한 시험이다. 위성의 시스템 레벨 CE 시험은 보통 전원선에 대해 시험을 수행하며, 그림 1과 같이 위성의 전원분배유닛의 출력단에서 유닛으로 공

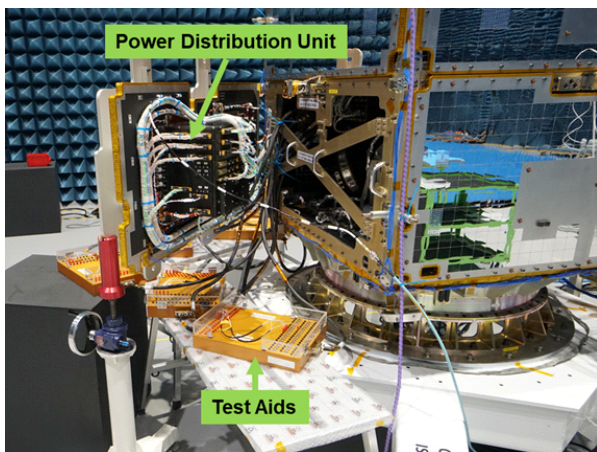


그림 1. 전도성 방출시험 형상
Fig. 1. CE test configuration.

급되는 전원선에 전압/전류 프로브를 연결하고, 노이즈 수신기나 오실로스코프를 이용하여 전압/전류 노이즈를 측정한다. 이때 위성의 전원 케이블에 직접 프로브를 연결할 수는 없기 때문에 그림 1과 같이 break-out box와 같은 특별한 시험 보조장치(test aids)를 전원분배유닛의 출력단자와 전원 케이블 사이에 연결하고, break-out box에 전압/전류 프로브를 연결하여 시험을 수행한다.

전자파 시험시 위성 운용모드의 정의는 중요하다. 일반적으로 전자파 시험시 시험품의 운용모드는 최대 노이즈를 방출하거나, 외부 인가 노이즈에 대해 최대 감응하는 모드로 정의하고 있다^[1]. 위성의 경우, 모든 유닛들이 정상적인 동작을 하면서 탑재체가 임무를 수행하는 상황이 가장 많은 노이즈를 방출하거나 노이즈에 취약한 운용모드라 할 수 있다. 예를 들면 광학위성의 경우 카메라가 이미지를 촬영하는 모드, 영상레이다의 경우 영상레이다가 동작하는 모드, 통신위성의 경우 RF 신호를 송수신하는 모드가 가장 전자파적으로 취약한 운용모드가 된다. CE 시험시 위성이 원하는 운용 모드로 동작하는 순간에 발생하는 노이즈를 측정하여야 한다.

위성의 CE 시험 결과에 대한 합부 판단은 시험 결과가 충분한 시스템 안전성 마진(safety margin)을 갖는지 여부로 인해 결정할 수 있다. 안전성 마진이란 식 (1)과 같이 시스템내에서 실제 존재하는 간섭 신호(노이즈)와 감응 임계값 간의 차이로 정의한다. M_{dB} 는 안전성 마진, S_{dB} 는 유닛 또는 시스템의 감응 임계값(susceptibility level), 또는 인증시험 값(qualification test level), I_{dB} 는 시스템에 실제 존재하는 노이즈이다^{[3]~[6],[8]}.

$$M_{dB} = S_{dB} - I_{dB} \quad (1)$$

마진에 대한 요구사항은 검증대상의 위험도(criticality)나 하드웨어의 허용오차(tolerance), 불확도(uncertainty) 등에 따라 달라질 수 있다. 위성 시스템의 임무나 기능에 영향을 줄 수 있는 회로의 경우 보통 6 dB 이상의 마진을 요구하나, EED(electro-explosive device)나 NEA(non-explosive actuator)와 같이 한 번의 오동작으로 위성의 수명 자체에 영향을 줄 수 있는 중요한 회로의 경우, 20 dB 이상의 마진을 요구하기도 한다^{[4]~[6],[8]}.

예를 들어 위성의 모든 유닛들이 1 Vrms(120 dB μ

Vrms) 크기의 전압 노이즈에 대해 CS 시험을 수행한 경우, 시스템 레벨 CE 시험에서 전원선에 존재하는 최대 노이즈 측정값과 $120 \text{ dB} \mu\text{Vrms}$ 와의 차이가 이 위성 시스템의 전도성 안전성 마진이 된다. 시스템 요구조건에서 최소 6 dB의 안전성 마진을 요구한다면 시스템 레벨 CE 시험 결과는 $114 \text{ dB} \mu\text{Vrms}$ 를 초과하여서는 안되고, 따라서 이 값이 그림 2와 같이 시스템 레벨 전도성 방출시험 규격이 된다. 그림 3에 전도성 방출시험 결과의 예를 표현하였다. 그림 3의 CE 시험 결과는 최대 노이즈 발생량이 약 $95 \text{ dB} \mu\text{Vrms}$ 이므로 CS 시험 레벨인 $120 \text{ dB} \mu\text{Vrms}$ 와 약 25 dB의 차이를 보이고 있어 이 시스템은 충분한 전도성 안전성 마진을 가짐을 알 수 있다.

표 1을 보면 위성의 시스템 레벨에서는 CS 시험을 수행하지 않는데, 그 이유는 위성 시스템이 비행모델(flight

model) 유닛으로 구성되어 있기 때문에 위성에 스트레스를 가하거나 손상을 줄 수 있는 시험은 가급적 제한하기 위함이다. 따라서 시스템 레벨 CE 시험 결과가 CS 시험인가 레벨과 비교하여 충분한 안전성 마진을 가지고 있는 것으로 확인된다면 시스템 레벨에서 CS 시험을 수행하지 않는다. 하지만 만약 시스템 레벨 CE 시험 결과가 안전성 마진을 확보하지 못하였다면, 시스템 레벨에서 CS 시험이 필요할 수도 있다. 이럴 경우, CE 시험 결과에 최소 6 dB의 마진을 더한 값을 CS 시험 요구조건으로 정하여 시험을 수행하여 마진을 확보하여야 한다.

2-2 복사성 방출시험

위성의 시스템 레벨 복사성 방출시험은 위성에서 방출하는 전기장 노이즈를 측정하여 규격에서 요구하는 레벨을 만족하는지 검증하는 시험이다. RE 시험은 MIL-STD-461 표준의 RE102 시험방법을 참고하여 그림 4와 같이 위성에서 1 m 떨어진 곳에 측정 안테나를 설치하여 위성에서 방출되는 노이즈를 측정하며, 수십 kHz부터 수십 GHz까지 측정한다^{[1]~[3]}. 통신 위성과 같이 많은 RF 시스템이 탑재된 위성의 경우 40 GHz까지 측정을 요구하기도 한다. 저궤도 광학위성에서 자주 요구되는 RE 시험 규격을 그림 5에 표시하였다^[9].

대형 위성의 경우, 측정 안테나의 위치에 따라 측정 결과값에 차이가 발생할 수 있어 다수의 위치에 안테나를 설치하여 시험을 수행할 필요가 있다. 이때 안테나의 위

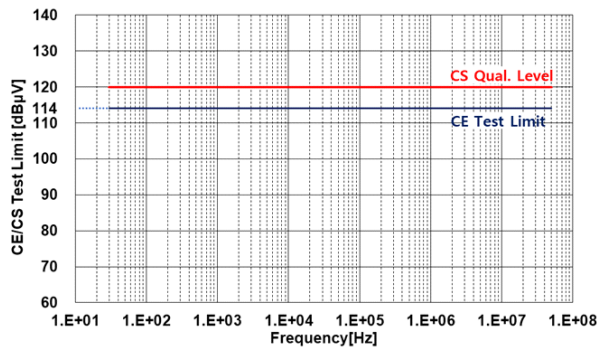


그림 2. 전도성 감응시험과 방출시험 규격치(예)
Fig. 2. CS and CE test limit (example).

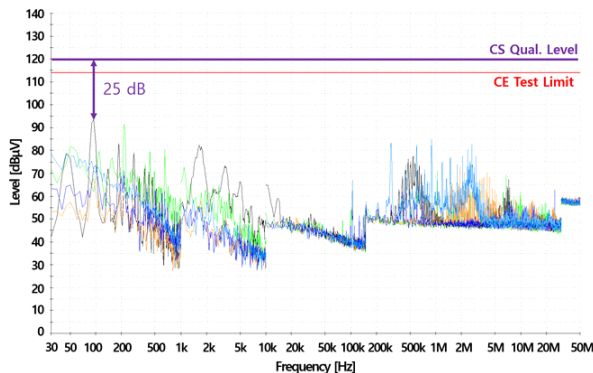


그림 3. 전도성 방출시험 결과(예)
Fig. 3. CE test result (example).

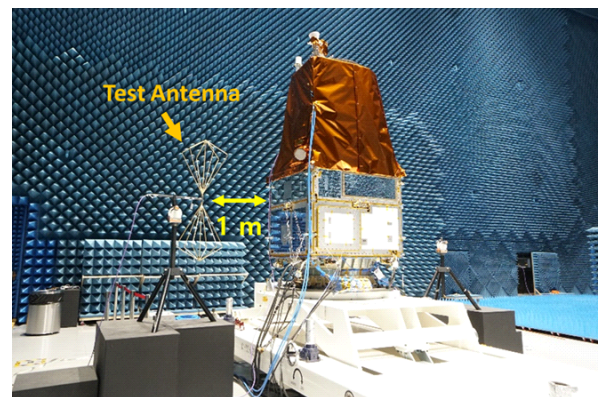


그림 4. 복사성 방출시험 형상
Fig. 4. RE test configuration.

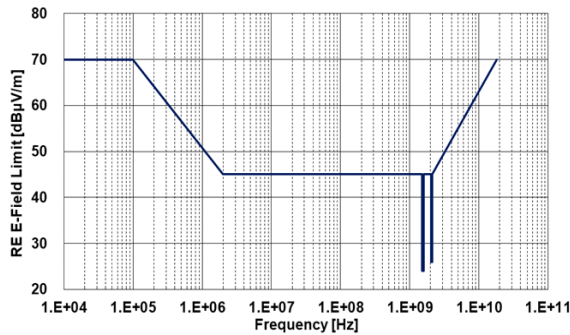


그림 5. 복사성 방출시험 규격치 (예)
Fig. 5. RE test limit (example).

치를 단순히 규칙적으로 여러 곳에 배열하기 보다는 유닛의 RE 시험 결과를 참고하여 가장 노이즈가 많이 발생하였던 유닛을 지향하도록 안테나를 설치하는 것이 좋은 방법이 될 수 있으며, 위성의 여러 위치에서 측정된 결과 중 가장 큰 측정값을 최대 방출 노이즈로 판단할 수 있다.

위성 시스템 RE 시험 수행시 가장 주목해야 하는 부분은 위성에서 만들어지는 전기장 노이즈가 위성의 수신기에 영향을 주지 않는지 검증하는 것이다. 그림 5의 위성 시스템 RE 시험규격을 보면 1 GHz~3 GHz 대역 사이에 주변보다 상당히 낮은 레벨을 요구하는 주파수 구간이 있는 것을 알 수 있는데, 이 대역은 위성에서 GPS 신호와 지상국 명령 등을 수신하기 위한 수신대역이다. 위성의 각 유닛이 만들어 내는 전기장 노이즈가 위성의 수신 안테나를 통해 수신기에 입력되었을 때 수신기의 감도 (sensitivity)보다 큰 노이즈가 수신된다면 정상적인 수신 신호의 판별에 오류를 일으킬 수도 있다. 따라서 위성에서 방출하는 전기장 노이즈는 수신기에 영향을 주지 않도록 특별히 낮은 값으로 제한되어야 한다. 수신대역에서 RE 시험 규격은 위성 내 유닛과 수신 안테나와의 간섭정도를 고려하여 정의할 수 있다. 유닛에서 방출하는 전기장 노이즈가 위성 수신 안테나에 유입되는 정도를 계산하여, 수신기에 영향을 주지 않는 복사 노이즈 허용한계치에서 마진을 고려하여 최소 6 dB 더 낮은 레벨로 정의한다.

2.3 복사성 감응시험

위성의 시스템 레벨 복사성 감응시험은 규격에서 요구

하는 세기의 전기장 노이즈를 위성에 인가하였을 때 위성이 어떠한 오동작을 일으키지 않고 정상적으로 동작하는지 검증하는 것이다. 시험은 그림 6과 같이 MIL-STD-461 표준의 RS103 시험방법을 참고하여 위성에서 1 m 이상 떨어진 곳에 방사 안테나를 설치하여 위성에 전기장 노이즈를 인가하고, 위성체 근방에 설치된 전기장 센서를 통해 인가된 전기장이 규격에 정의된 세기에 도달하였는지 확인한 후 위성이 오동작을 일으키는지 검증하는 방식으로 진행된다^{[1]~[3]}. 수십 kHz부터 수십 GHz까지 주파수 대역에서 시험을 수행하고 있으며, 통신 위성 등 많은 RF 시스템을 탑재한 위성의 경우, 사용되는 주파수에 따라 40 GHz까지 시험을 요구하기도 한다. 저궤도 광학위성에서 자주 요구되는 RS 시험 규격을 그림 7에 표시하였다^[9]. RE 시험과 마찬가지로 위성이 큰 경우 여러 곳에

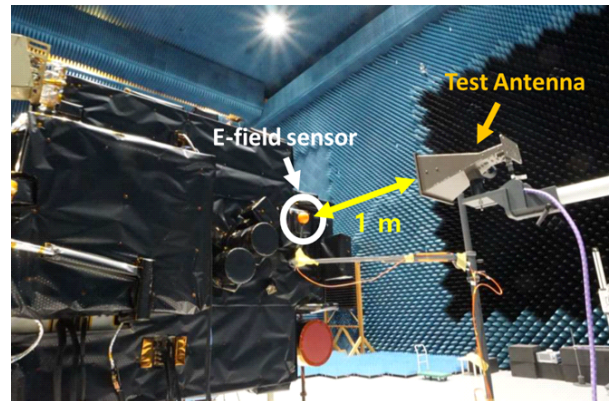


그림 6. 복사성 감응시험 형상
Fig. 6. RS test configuration.

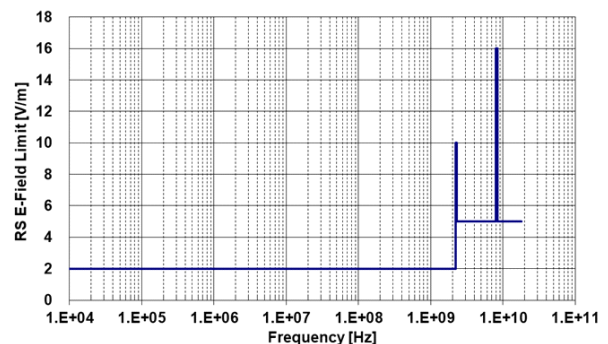


그림 7. 복사성 감응시험 규격치(예)
Fig. 7. RS test limit (example).

안테나를 두고 시험을 하는 것이 필요할 수 있다.

RS 시험시 위성의 정상동작에 대한 판단은 실시간으로 위성의 원격측정신호(telemetry)를 확인하여 각 원격측정신호가 정상범위에 있는지 확인하여 판단할 수 있으며, 추가로 탑재체에서 전송된 데이터(광학/영상레이다 위성의 경우 이미지 정보, 통신 위성의 경우 전송된 신호정보)의 후처리를 통해 데이터에 이상이 있는지 유무도 판별하여야 한다.

위성 시스템 RS 시험 수행시 가장 주목할 부분은 위성의 송신 시스템에 의해 위성의 유닛들이 영향을 받지 않는지 검증하는 것이다. 예를 들어 그림 7의 RS 시험 규격을 보면 주변보다 상당히 높은 시험레벨을 요구하는 주파수 구간이 존재하는 것을 확인할 수 있는데, 이 대역은 위성의 원격측정신호를 전송하거나 탑재체 데이터를 전송하는 송신 주파수 대역이다. 위성의 송신시스템에서 RF 전력이 송신되면서 위성 주변에 강한 전기장이 형성될 수 있는데, 이때의 전기장 세기를 모사하여 RS 시험을 수행하는 것이다. 송신대역에서의 RS 시험 요구레벨은 위성의 송신 안테나로부터 방사되는 RF 전력이 위성 주변에 형성하는 전기장 세기를 분석하여 예측된 전기장 세기보다 최소 6 dB의 마진을 더한 값으로 정의한다. 즉, 실제 위성주변에 생성되는 전기장 세기보다 훨씬 높은 레벨로 RS 시험을 수행하여 위성이 이상 없음을 보임으로써 송신시스템과 위성간에 적합성을 가짐을 검증하는 것이다.

III. RF 자가 적합성 시험

자가 적합성 시험(auto-compatibility test)은 위성 시스템이 자체적으로 운용될 때 스스로 전자기 적합성을 가지는지 검증하는 시험으로, 특히 RF 자가 적합성(RFC, RF auto-compatibility) 시험은 위성내 탑재된 RF 시스템이 무선으로 RF 신호를 송신하거나 수신하는 상황에서 문제없이 적절히 동작할 수 있음을 검증하는 시험이다.

RFC 시험 수행을 위해서는 위성의 RF 시스템이 안테나를 이용하여 무선으로 송수신할 수 있는 상황을 모사하여야 한다. 그림 8의 RFC 시험 형상을 보면, 위성의 맞은편에 테스트 안테나가 설치되어 있어 무선으로 위성

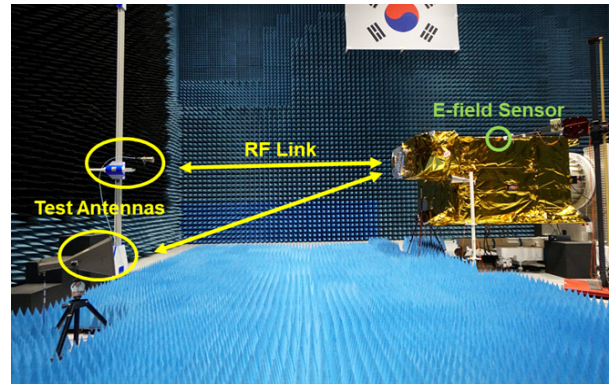


그림 8. RF 자가 적합성 시험 형상

Fig. 8. RFC test configuration.

명령이나 데이터를 주고 받을 수 있다. 위성과 테스트 안테나 사이 공간의 바닥면에는 전파 흡수체를 설치하여 불필요한 반사를 막도록 한다.

이 시험동안 위성내 여러 RF 시스템이 상호 간섭 없이 정상적으로 데이터를 송수신하는지 검증함과 동시에 위성이 주어진 임무를 수행하면서 스스로 생성해 낸 전자파와 노이즈 환경에서 아무런 문제를 일으키지 않고 적절한 동작을 하는지 검증한다. RS 시험과 마찬가지로 실시간으로 위성의 원격측정신호(telemetry)를 확인하여 각 원격측정신호가 정상범위에 있는지 확인하며, 수신된 데이터 정보를 확인하여 데이터에 이상이 있는지 유무도 판별한다.

RFC 시험동안 실제 위성의 안테나가 방사하면서 생성되는 전기장 세기를 측정하여 RS 시험 레벨이 타당한지 검증할 수 있다. 그림 8의 RFC 시험 형상을 보면 위성 주변에 전기장 센서가 설치되어 있어 안테나 방사시 전기장 세기를 측정할 수 있다. 전기장 센서는 송신 안테나와 가장 가까이 위치한 유닛이나, 가장 영향을 받기 쉬운 유닛을 선정하여 그 주변에 설치하여 전기장을 측정한다.

그림 9는 저궤도 광학위성의 RFC 시험시 위성의 송신 안테나가 단계적으로 RF 전력을 방사할 때 위성 주변에 형성된 전기장 세기를 측정한 그래프이다. 처음 RF를 방사하지 않는 구간에서는 약 1.5 V/m 정도의 전기장 세기가 측정되었고, 그 다음 위성의 S-대역 안테나가 송신하는 구간에서는 약 2 V/m 이상의 전기장 세기가 측정되었다. 마지막으로 S-대역과 X-대역 안테나가 동시에 RF 전

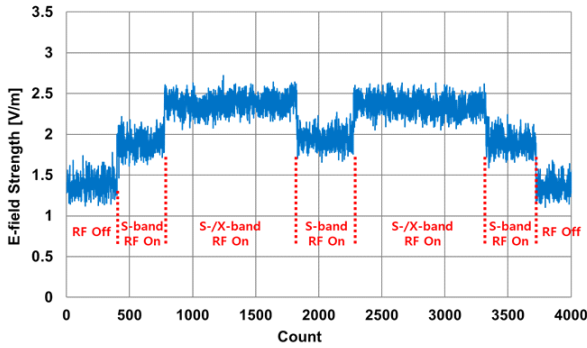


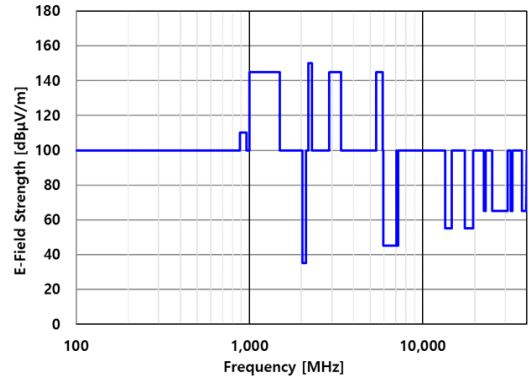
그림 9. RFC 시험 중 전기장 측정 결과(예)

Fig. 9. E-field strength measurement result during RFC test (example).

력을 송신하는 구간에서는 약 2.5 V/m가 넘는 전기장 세기가 측정되었다. 위성의 송신대역에서 RS 시험은 위성 주변에 예측되는 전기장보다 훨씬 높은 값을 인가하기 때문에, 실제 RFC 시험에서 측정된 위성 주변의 전기장 세기는 RS 시험시 인가되는 세기보다 훨씬 작은 값이어야 한다. 이 위성의 S-대역 RS 시험 레벨은 10 V/m, X-대역 시험 레벨은 16 V/m 이므로 RS 시험 레벨보다 충분한 낮은 값으로 전기장이 형성되었음을 확인할 수 있으며, 따라서 RS 시험 레벨이 타당한 값을 확인할 수 있다.

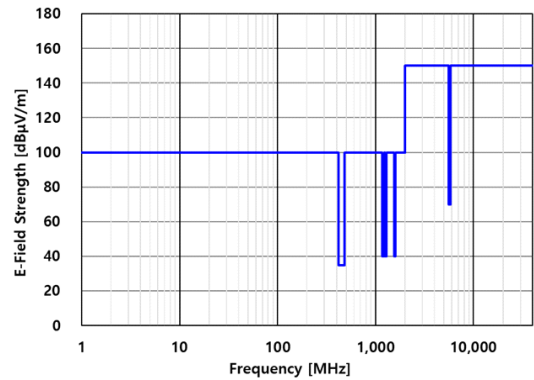
IV. 발사체 RF 적합성 시험

위성은 발사되는 동안 발사체의 전자장비와 상호 RF 간섭을 주고 받는다. 위성에서 발생하는 전기장 노이즈(RE)는 발사체에 복사성 간섭신호(RS)로 작용하고, 반대로 발사체에서 발생하는 전기장 노이즈(RE)는 위성에 복사성 간섭신호(RS)로 작용한다. 예를 들면 그림 10(a) 그래프는 발사체의 RE 규격^[10]으로, 위성의 입장에서서는 최악의 경우 그래프에 정의된 크기의 전기장 노이즈가 발사체로부터 위성에 인가되어 영향을 줄 수 있다. 반면 그림 10(b)는 발사체의 RS 규격^[10]으로, 위성이 만들어 내는 RE 노이즈는 이 규격을 넘지 않아야 발사체에 영향을 주지 않는다. 따라서 발사체와 RF 적합성을 갖는지 검증하기 위한 시험은 1) 위성의 RE를 측정하여 발사체의 RS 규격을 넘지 않는지 검증하는 시험, 2) 발사체 RE 규격에 해당하는 전기장 세기만큼 위성에 전기장 노이즈를 인가



(a) 발사체에서 발생하는 최대 복사성 방출 세기

(a) Worst-case radiated emission generated by LV



(b) 발사체에 허용가능한 최대 복사성 방출 세기

(b) Allowable radiated emission for LV

그림 10. LVC 시험 규정치(예)

Fig. 10. LVC test limit (example).

하여 위성의 내성을 검증하는 시험의 2가지 형태로 진행된다.

시험의 수행방법은 그림 11과 같이, 일반적인 위성의 RE, RS 시험과 동일하게 위성으로부터 1 m 떨어진 곳에 시험 안테나를 위치하여 위성으로부터 발생하는 전기장 노이즈를 측정하거나, 위성에 전기장 노이즈를 인가하여 위성의 이상동작 유무를 판별한다. 이때 RE 시험의 경우 발사체의 수신대역에 대한 요구조건이 고려되어야 하고, RS 시험은 발사체의 송신대역에 대한 요구조건이 특별히 고려되어 시험이 수행된다.

일반적인 위성 시스템의 RE, RS 시험과 다른 점이 2가지가 있다면, 첫 번째로 일반 RE, RS는 가장 노이즈를 많이 발생하거나 외부 노이즈에 영향을 받기 쉬운 유닛을

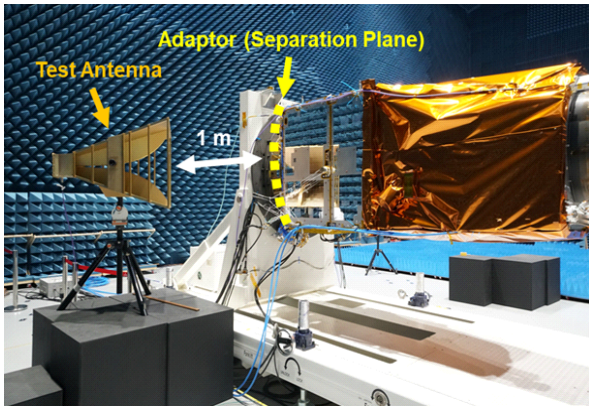


그림 11. LVC 시험 형상

Fig. 11. LVC test configuration.

기준으로 테스트 안테나를 설치하였다면, LVC 시험은 발사체 접속면을 기준으로 안테나를 설치하여 시험을 한다는 점이다. 위성의 하단에 발사체와 접속되는 둥근 어댑터링을 발사체 접속면이라 부르는데, 그림 11과 같이 이면을 기준으로 1 m 띄운 곳에 테스트 안테나를 두고 시험을 수행한다. 발사체에서 제공되는 RE, RS 규격도 보통 위성과 발사체의 접속면을 기준으로 제공되는데, 만약 발사체의 전자시스템을 기준으로 제공이 된다면 전자장비와 발사체 접속면 사이의 거리를 반영하여 적절하게 RE, RS 규격을 수정하여야 한다.

두 번째 차이점은 위성의 운용모드이다. 일반적인 EMC 시험은 위성이 가장 노이즈를 많이 발생시키거나 노이즈에 취약한 상황을 가정하여 전자파 시험을 수행하기 때문에 가능한 위성의 모든 유닛을 동작시킨 상태에서 시험을 수행한다. 하지만 위성이 발사될 때는 위성의 일부 유닛을 제외하고는 대부분의 유닛이 꺼진 상태로 발사된다. LVC 시험은 발사될 때의 위성의 상황을 모사하여 수행하는 시험이므로, 실제와 동일하게 일부 유닛만 켜진 상태로 위성을 운용하게 된다. 보통 전원제어 및 분배장치, 탑재컴퓨터의 일부기능, S대역 트랜스폰더의 수신기 등이 켜진 상태로 발사되므로 이러한 형상으로 시험을 수행한다. 일부 소형위성의 경우 모든 전자장비가 켜진 상태로 발사되는 경우도 있는데, 이 경우는 발사체 전자장비와 위성간에 상호 RF 간섭이 존재하지 않기 때문에 LVC 시험을 생략할 수도 있다.

V. 정전하 방전 분석

위성이 궤도에서 운용될 때 우주 플라즈마 환경이나 태양풍, 우주선 등에 의해 전하를 띤 입자(charged particle)로부터 위성표면이 충전되는 현상이 발생된다. 위성 표면 전체에 걸쳐 골고루 충전된 전하는 주변 플라즈마 환경과 자연적으로 충방전 현상이 일어나기도 하지만, 위성내 일부 영역에서 전하가 고루 분포하지 못하여 전압 차이가 발생하고, 이 전압 차이 또는 그에 의한 전기장 세기가 임계값을 초과하는 경우 방전이 일어날 수 있다. NASA 규격에 따르면 유전체와 전도체 사이의 전압이 500 V를 넘거나 전기장 세기가 10^5 V/cm를 넘는 경우 방전이 일어날 수 있다^{[11],[12]}. 이때 방전 전류는 주변으로 전도되면서 전도성/복사성 노이즈를 발생시켜 전자장비에 이상 현상을 일으키거나 위성 부품에 물리적인 손상을 가하기도 한다. 따라서 위성을 설계할 때 이러한 전하 불균형이 발생하는 것을 막기 위해 위성 표면은 모두 금속 물질을 사용하거나 전도성 표면을 가지도록 제한하고, 위성내 모든 구성품은 모두 접지될 수 있도록 요구하고 있다^{[11]~[14]}.

위성이 정전하 방전 상황에서 이상 없이 잘 동작할 수 있는지 검증하는 정전하 방전(ESD) 시험은 보통 표 1과 같이 유닛의 인증모델에서 수행된다. 시험은 유닛에 직접 ESD 파형을 인가하는 방법, 케이블에 ESD 신호를 커플링 시키는 방법, 접지면에 ESD 전류를 인가하는 방법 등 다양한 시험방법이 존재한다. 그림 12에 케이블 결합 방법과 접지면 인가 방법에 대한 시험 형상을 표현하였다^{[3],[15]}.

보통 위성 시스템은 유닛뿐만 아니라 구조체를 비롯한 모든 구성품들이 비행모델(FM)로 구성되어 있기 때문에 안전을 위하여 시스템 레벨에서 ESD 시험을 수행하지 않는다. 대신 위성의 유닛 및 구조체의 설계, 제작 및 조립에 대한 엄격한 요구조건을 부여하여 위성내 전하 충전 및 전압차가 발생하지 않도록 사전에 방지하고 있으며, 유닛 레벨에서 시험을 통해 ESD 발생에 대한 내성을 검증하고 있다. 또한 위성 시스템이 임무 기간 동안 어느 정도의 ESD 위협 요소가 발생하는지 다양한 소프트웨어를 이용하여 분석을 수행한다. 그림 13은 천리안 위성 2호의 표면전하 충전에 따른 전압 형성 결과를 시뮬레이션한

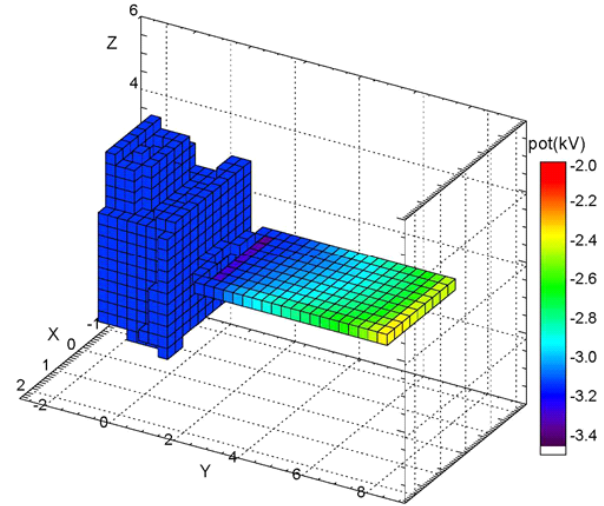
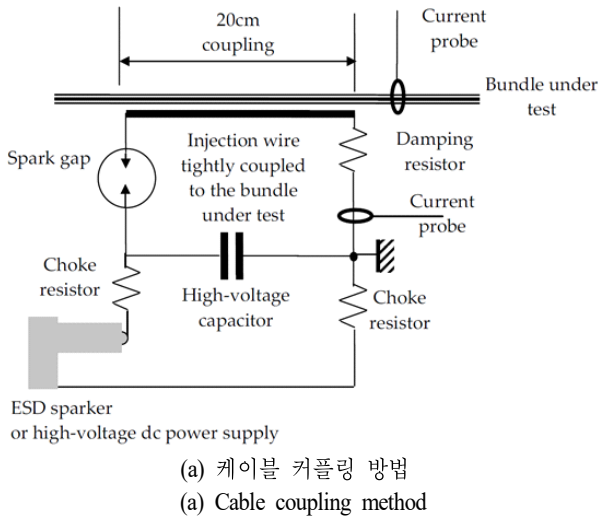


그림 13. 위성의 표면전하 충전 시뮬레이션 결과
Fig. 13. Surface charging analysis result of satellite.

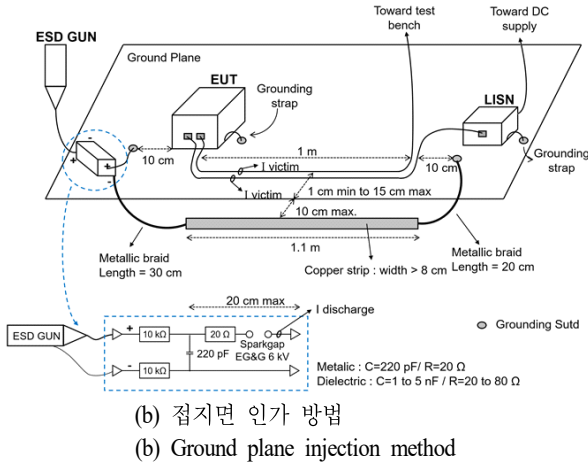


그림 12. ESD 시험 형상
Fig. 12. ESD test configuration.

예시이다. 시뮬레이션 결과 위성 표면의 전위가 나타나 있으며, 인접 셀 간의 전위차가 정전하 방전 발생 조건에 해당하는지 이 결과로부터 확인할 수 있다. 예시의 그림에서는 인접 셀 간의 전위차가 약 200 V 정도로 정전하 방전이 발생하기 위한 500 V의 전위차에 미치지 않아 이 위성은 방전위험이 낮은 것을 알 수 있다.

VI. 결 론

본 논문에서는 국내 개발 위성 시스템의 전자파 환경

검증 방법을 정의하였다. 위성은 개발부터 임무수행 기간 동안 다양한 전자파 환경을 겪으며, 이러한 환경에서 위성이 정상적으로 동작할 수 있는 능력을 검증하기 위하여 다양한 검증을 수행한다. 위성의 시스템 레벨 전자파 환경 검증을 위해서 전자파 시험, RF 자가 적합성 시험, 발사체 RF 적합성 시험 등의 시험과 정전하 방전 분석, 그리고 각각의 항목에 대하여 검증의 목적, 수행 방법, 시험 셋업 방안, 고려해야 할 사항들에 대해 정의하였다.

현재 국내에서는 광학위성, 레이더위성, 통신위성, 항법위성 등 많은 위성이 개발되고 있으며, 또한 위성의 활용 분야도 과학탐사, 지구관측, 기상관측, 해양관측, 환경관측 등으로 다양해지고 있다. 특히 이전에는 위성 시스템 개발 기관이 국내 일부 기관에 한정되었으나 점차 민간으로 확대되면서 늘어나고 있으며, 전자장비의 국산화 개발 증가에 따라 위성용 부품 개발 업체도 기하급수적으로 늘고 있다. 이러한 개발 현황에 따라 위성 시스템 및 유닛의 전자파 환경시험 수요는 꾸준히 증가하고 있다. 위성의 시스템 레벨 전자파 환경시험 수행 및 전자파 적합성 검증은 많은 경험 및 위성에 대한 이해가 필요하다. 본 논문에서 소개된 위성 시스템의 전자파 환경 검증방안을 참고하여 향후 개발 중인 위성들의 신뢰성 확보에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

References

- [1] *Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment*, MIL-STD-461G, Dec. 2007.
- [2] *General Environmental Verification Standard(GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects*, GSFC-STD-7000B, Apr. 2021.
- [3] *Electromagnetic Compatibility*, ECSS-E-ST-20-07C, Rev. 2, Jan. 2022.
- [4] *Electrical and Electronic*, ECSS-E-ST-20C, Jul. 2008.
- [5] *Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems*, MIL-STD-464C, Dec. 2010.
- [6] *Electromagnetic Compatibility Requirements for Space Systems*, MIL-STD-1541A, Dec. 1987.
- [7] *Testing*, ECSS-E-ST-10-03C, Jun. 2012.
- [8] L. Cheng, H. Zhang, Y. J. Zhang, and M. Li, "Research on EMC margin of spacecraft system," in *2017 International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications*, Verona, Oct. 2017, pp. 1207-1211.
- [9] *CAS500-1 System EMC Requirements Specification*, C1-SP-320-004, Dec. 2017.
- [10] *Ariane 6 User's Manual*, Issue 2, Washington, DC, Arianespace, Feb. 2021.
- [11] *Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects*, NASA-TP-2361, Sep. 1984.
- [12] *Mitigating In-Space Charging Effects: A Guideline*, NASA-HDBK-4002A, Mar. 2011.
- [13] *Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook*, NASA-HDBK-4006A, Nov. 2018.
- [14] *Spacecraft Charging*, ECSS-E-ST-20-06C, Jul. 2008.
- [15] *DIET(Design, Interface, Environment and Test Requirement Specification for Equipments)*, EUR3-SP-5060-MMT, Nov. 2001.

장 경 덕 [충남대학교/박사과정]

<https://orcid.org/0009-0006-9126-5523>



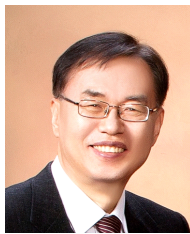
2006년 2월: 경북대학교 전자전기컴퓨터학부 (공학사)
 2008년 2월: 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
 2008년 2월~2010년 11월: LG전자 주임연구원
 2010년 12월~현재: 한국항공우주연구원

선임연구원

2019년 3월~현재: 충남대학교 전파정보통신공학과 박사과정
 [주 관심분야] 위성시스템, EMC, ESD, 안테나 설계, RF 해석

이 재 현 [충남대학교/교수]

<https://orcid.org/0000-0001-7697-3982>



1978년 2월: 인하대학교 전자공학과 (공학사)
 1985년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자과 (공학석사)
 1993년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자과 (공학박사)
 1991년 2월~2001년 2월: 한국전자통신연

구원 책임연구원

2001년 2월~현재: 충남대학교 전파정보통신공학과 교수
 [주 관심분야] EMC, 위성통신 시스템 및 MW 부품, MW 신호 처리 소자