

나로호의 EMC 통제를 위한 규격설정 및 검증

Specification Establishment and Verification for KSLV-I EMC Control

지 기 만

Ki-Man Ji

요 약

소형 위성 발사체 나로호의 전자파 적합성 성능은 탑재 위성과 우주센터에 설치되는 지상 장비, 그리고 다른 무선 통신망 사이에서 정상적인 동작을 보장하도록 확보되고 검증되어야 한다. 전자파 적합성 성능을 검증하기 위해서는 서브 시스템과 시스템에 대한 적절한 시험 규격과 방법, 그리고 절차가 발사체의 운용 특성과 전자기 환경을 고려하여 수립되어야 한다. 그리고 프로그램 종료단계까지 결정된 규격에 따라 지속적으로 전자파 적합성 특성을 유지 관리하는 것이 요구된다. 본 논문에서는 나로호의 발사체 개발 전 주기 동안 수행된 순차적인 관리 업무를 기술하고, 나로호와 각 서브 시스템의 각 모델에 대한 단계별 시험계획뿐만 아니라, 시험 방법, 규격, 검증시험 결과 등이 제시된다. 또한, 멀티팩션 분석에 대한 결과를 기술한다.

Abstract

Electromagnetic compatibility(EMC) performance of the first Korea space launch vehicle(KSLV-I) should be ensured and verified in order to guarantee the normal operation among the spacecraft, ground facilities which are installed in the space center, and other wireless communication networks. For the purpose of the EMC performance verification, pertinent EMC test specifications, methods, and procedures for both the subsystems and the system should be established in consideration of operational properties and electromagnetic environmental effects. And it is required to maintain and control the EMC properties consistently in accordance with the determined specifications up to the program closing phase. In this paper, sequential management work conducted during the overall development process of the KSLV-I is explained, and not only the phased EMC test plan for each model of the KSLV-I and its subsystem but also test method, specification, and results of the verification tests are presented. And also, multipaction analysis results are presented.

Key words: EMC, EMI, Self Compatibility, Radiated Emission, Radiated Susceptibility

I. 서 론

우주발사체는 진동, 음향, 열, 압력에 대해 매우 과도한 환경에서 운용되기 때문에, 발사 전 충분한 시험과 검증 과정을 거쳐야 한다. 특히 많은 서브 시스템으로 복잡한

구성을 가지고 있는 발사체는 전자파 간섭(EMI)에 의한 많은 사고 사례를 겪고, 서브 시스템의 수가 증가되면서 전자파 적합성(EMC) 문제가 더욱 중요시 되고 있다. 발사체에 장착되는 전기전자 장비의 오동작과 성능 저하는 외부환경의 잡음이나 발사체 자체에서 생성되는 간섭 신

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

· Manuscript received December 6, 2013 ; Revised February 26, 2014 ; Accepted February 27, 2014. (ID No. 20131206-10S)

· Corresponding Author: Ki-Man Ji (e-mail: kmjee@kari.re.kr)

호에 의해 발생할 수 있다. 이러한 비정상 동작을 예방하기 위해서 단위 장비 수준에서 시스템 수준에 이르기까지 EMC 관리가 강하게 요구된다.

발사체의 탑재 장비들은 고신뢰성과 고성능을 보장해야함에도, 소형화와 경량화의 요구 조건과 차폐 기술 적용의 한계, 안테나 장착 영역의 한계 등은 전체 임무 실패나 지연을 야기하는 간섭 문제를 야기할 수 있으며, EMC 문제에 의해 야기된 임무 실패가 보고되어 왔다^{[1][2]}.

우주발사체의 성공적 임무 수행을 위해서는 개발사업 초기에 EMI 문제가 통제되어야 하는데, 이것은 시스템의 전체 설계와 개발 과정에 EMC 프로그램이 적합하게 적용될 때 가능하다^[1]. 시스템 설계 요구 조건은 일반적으로 시스템 설계 단계의 초기에 작성되고, 상세 설계를 거치면서 개정되지만, EMC 통제는 단위 장비 수준에서 시작하여 시스템 수준까지 동시에 진행된다. 그러므로 서브 시스템 수준 EMC 규격 초안은 시스템 설계 단계 초기에 최종본과 가깝게 수립되어야 한다. 대형 시스템인 우주발사체의 EMC 통제는 적합한 요구 조건과 설계 규격이 선행적으로 수립되고, 그에 따른 검증 절차를 통해 수행된다. 소형 위성우주발사체 나로호의 단위 장비와 시스템 수준 EMC 규격은 국방과 우주분야에서 전기전자 장비의 EMC 특성을 규정하고 시험하기 위해 가장 널리 사용되는 MIL-STD-461E를 기초로 전자기 환경을 고려하여 수립되었다^[3].

본 논문에서는 우주발사체 나로호(KSLV-I)의 발사체 개발 전 주기 동안 수행된 순차적인 관리 업무를 기술하고, 나로호와 각 서브 시스템의 각 모델에 대한 단계별 시험계획, 시험 방법, 시험규격, 검증시험 결과 등이 제시된다. 또한, 멀티팩션 분석에 대한 결과를 기술한다.

II. EMC 관리, 규격 설계 및 검증

EMC 관리의 목적은 예산, 형상, 일정의 제한 내에서 시스템의 적합성을 달성하는 것으로 EMC 관리 업무는 다음과 같이 순차적인 문서의 작성과 업무로 세분화될 수 있다^[1].

- ① 전자기 환경의 평가와 주파수 관리
- ② 시스템 EMC 요구 조건

- ③ EMC 검토 위원회 설립
- ④ 시스템 EMC 요구 조건 검토
- ⑤ 설계 지침과 기술 생성
- ⑥ 예비 설계 검토(preliminary design review)
- ⑦ EMC 시험계획 검토 및 승인
- ⑧ 엔지니어링 모델(EM) 시험
- ⑨ 상세 설계 검토(critical design review)
- ⑩ 인증 모델(QM)에 대한 인증 시험
- ⑪ EMC 분석
- ⑫ 시스템 종합을 위한 EMC 통제 지침
- ⑬ EMC 통제 지침서 검토
- ⑭ 시스템 EMC 시험계획 및 검토
- ⑮ 시스템 EMC 시험
- ⑯ 시험 결과 검토

상기의 EMC 업무 중에서 설계지침에 고려되어야 하는 항목은 주파수 관리, 접지, 쉴딩, 전기적 접속, 하니스, 멀티팩션, 정전기, 낙뢰 등이 있으며, 설계 및 시험과 분석을 통해 관리된다.

EMI/EMC를 고려한 우주발사체의 설계와 인증을 위해 사용되는 규격은 주로 미국군 규격인 MIL-STD-461, MIL-STD-464, MIL-STD-1541과 ISS(International Space Station) 규격 등이 적용되는데, 이러한 규격은 발사체, 페이로드, 지상 장비의 특성에 최적화되도록 수정되어 적용된다^[4]. 전자파 적합성 확보는 발사체 자체에서 생성되는 잡음이 규격 이하이어야 하고, 외부의 전자파 환경과 발사체 자체에서 생성된 잡음의 수준에 일정한 여유값이 더해진 전자파 환경의 감응시험을 통해 검증된다. 시험규격이 엄격할수록 발사체의 EMC 성능은 높아지지만, 이에 따라 개발비용과 개발기간이 더 많이 소요되게 되어 임무의 수행에 가장 적합한 규격과 절차를 개발하는 과정이 필요하다.

2-1 EMC 시험 계획

2단형 소형 위성 발사체 나로호의 EMC 시험은 단위 장비/서브시스템 수준, 시스템 수준 그리고 운용환경 수준으로 구분하여 단계적으로 수행되었다.

서브 시스템 수준의 EMI/EMC 시험은 각 서브 시스템

들이 시스템을 구성하기 이전에 성능을 검증하고, 시스템 구성 시에 발생할 수 있는 문제를 예측, 방지하기 위해서 수행되며, 시스템 수준의 EMC 시험은 시스템의 성능 저하나 오동작 여부를 점검하기 위하여 수행된다.

MIL-STD-461E는 우주시스템의 단위 장비(서브시스템)에 대한 세부 시험항목을 규정하고 있으며, MIL-STD-464C는 시스템 수준에 대한 시험요구 조건을 다루고 있다. 그러나 이 문서는 표준화된 규격서로서 우주발사체에 적용하기 위해서는 시스템 특성을 고려하여 수정되어야 하며, 개발 전략에 따라 적용 항목을 선정하여야 한다. 나로호에 적용하기 위하여 상기의 문서에 규정된 시험항목들을 선정한 기준은 다음과 같다.

- ① 규격서에 제시된 필수 시험항목은 모두 적용한다.
- ② 가능한 많은 시험을 엔지니어링 모델(EM)과 인증 모델(QM)에 적용한다.
- ③ 비행 모델(FM)에 피로가 누적될 수 있는 시험은 지양한다.
- ④ 시험 환경과 비행 환경을 유사하게 하며, 시험 항목에 따라 취약한 운용모드로 수행한다.
- ⑤ 시험 규격은 보수적으로 엄격하게 결정한다.

표 1. EMC 시험 계획
Table 1. EMC test plan.

KSLV-I	Unit subsystem		System	
	EM/QM	FM	EM/QM	FM
CE102	Y	N	N	N
CE106/ RE103	Y	N	N	N
CS101	Y	N	N	N
CS114	Y	N	N	N
CS115	Y	N	N	N
CS116	Y	N	N	N
RE102	Y	N	Y	Y
RS103	Y	N	Y	N
Self comp.	N	N	Y	Y
ESD	N	N	Y	N
안테나 간섭	N	N	Y	N

N : no, Y : yes

⑥ 시험의 수행이 어려운 항목은 대체 검증 방법을 강구하여 적용한다.

지상 지원 장비 등의 특성을 고려하여 도출된 나로호의 단위 장비 또는 서브 시스템에 적용되는 EMC 시험항목은 CE102, CE106 또는 RE103, CS101, CS114, CS115, CS116, RE102, RS103이다. 시스템 수준에서의 EMC 시험은 복 사성 방사(RE), 복사성 감응(RS), 자체 적합성(self-compatibility), 정전기 방전(ESD), 안테나 간섭시험이 수행되었다. 표 1에 모델별 적용 시험항목이 정리되어 있다. 또한, 발사장에는 고출력의 추적 시스템, 원격 측정 시스템, 비행 중단 시스템 등의 발사체와 직접적으로 관계된 신호원과 방송, 통신, 기상에 관련된 간접적인 잡음원들이 있어 각 시스템 상호간의 간섭현상이 시스템 수준에서 분석되었다.

2-2 자체 적합성 시험

자체 적합성(self compatibility) 시험은 지상에서 운용되는 추적 레이더 등 RF 송수신 장비와, 운용과 임무수행 과정에서 발사체가 겪게 되는 발사체 외부의 전자기 환경을 최대한 비슷하게 모사하고, 탑재된 모든 전자 장비를 비행상태로 동작시키며, 발사체의 정상 동작 여부를 확인하기 위한 시험이다. 따라서 정확한 시험을 수행하기 위해서는 시험주파수, 송신기 출력값, 수신 신호 감쇠값, 장비 운용 모드가 다음과 같은 인자를 고려하여 정확하게 결정되어야 한다.

- 발사 패드(launch pad)와 비행 궤적 상에서 발사체에 입사되는 전자기 필드의 강도
- 발사 장비와 시험 장비의 차이
- 발사체 각 서브 시스템 별 임무 특성
- 비행 시퀀스와 전자기 환경

나로호에 탑재되는 RF 장비는 원격 측정 시스템, 추적 시스템, 비행 중단 시스템, GPS 시스템이 있다. 자체 적합성 시험을 위해 각 지상 시스템의 송신 출력 및 수신기 입력 감쇠값은 실제 송신 장비의 출력과 발사체의 비행 궤적, 임무수행 거리 및 시간에 따른 RF 링크 특성을 고려해 결정되어야 한다. 비행 중단 시스템의 경우, 임무 특

성상 2단 고체 모터(KM)가 점화되는 시점까지를 고려하여 링크를 계산하는 반면, 추적시스템은 링크가 확보되는 최대거리를 고려하여 결정하였다. 발사체가 비행 중일 때 지상 레이더의 고각이 0°가 되는 시간은 발사 후 약 510 초이며, 이 때의 사선거리는 2,000 km이다. 따라서 원격 측정 시스템과 추적 시스템의 송신기 출력값과 수신기 입력 감쇠값은 2,000 km를 기준으로 결정하였으며, 비행 중단 시스템은 2단 KM의 점화 시간인 369.2초까지를 임무시간으로 설정하여 계산된 1,100 km 사선거리를 기준으로 결정하였다. 그림 1은 나로호가 비행할 때 우주센터, 제주추적소에서 고각 변화를 보여준다.

상기의 조건으로부터 시험용 송신기의 송신 출력 P_t 는 식 (1)과 같이 결정될 수 있다.

$$P_t = P_{tsc} + G_{tsc} - G_{tt} + L - \Delta P \quad (1)$$

여기서 $\Delta P = 20 \log(R_1/R_2)$, R_1 은 나로호와 지상시스템 사이의 거리, R_2 는 나로호와 시험 안테나 사이의 거리, P_{tsc} 는 우주센터 송신기의 출력, G_{tsc} 는 우주센터 송신안테나 이득, G_{tt} 는 시험 송신안테나 이득, L 은 시험케이블 손실이다.

또한 시험을 위해 설치된 지상수신기의 입력단자에 입력되는 신호의 감쇠값 A_{self} 은 식 (2)와 같이 결정된다.

$$A_{self} = \Delta P - G_{rsc} + G_{rt} - L \quad (2)$$

여기서 G_{rsc} 는 우주센터 수신 안테나 이득, G_{rt} 는 시험 수신 안테나 이득, L 은 시험케이블 손실이다.

표 2는 자체 적합성 시험을 위해 결정된 비행 중단 시스템, 추적 시스템, 1단부 원격 측정 시스템의 시험용 지상 송신기 출력값과 지상수신기 입력 감쇠값을 나타낸다.

그림 2는 나로호 2단부의 자체 적합성 시험 형상으로서,

표 2. 시험송수신기 출력 및 감쇠값

Table 2. Test transmitter output power and receiver attenuation.

Transmitter	Output power	Attenuation
Tracking radar	10.9 dBm	73.08 dB
FTS system	-34.09 dBm	NA
Telemetry system	NA	103.78 dB

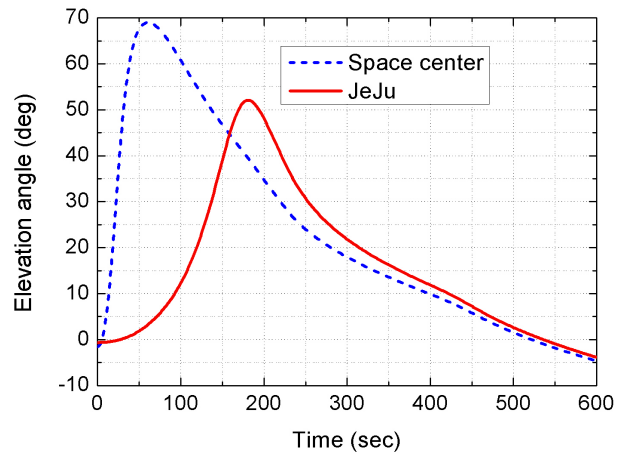


그림 1. 고각 변화
Fig. 1. Elevation angle.

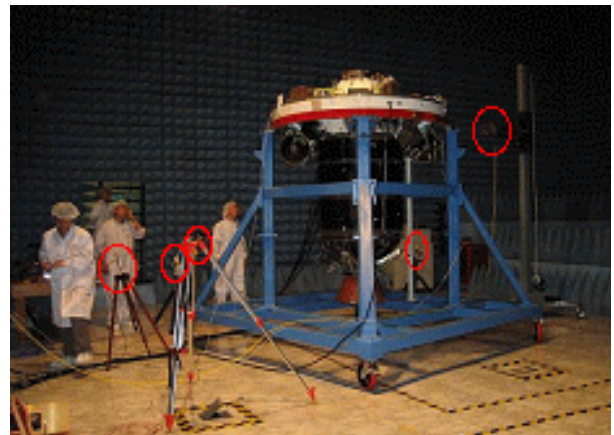


그림 2. 자체 적합성 시험 사진
Fig. 2. Photograph of self compatibility test.

타원으로 표시한 부분은 지상 송수신 안테나를 모사하기 위하여 설치한 트랜스폰더 송수신 안테나, GPS 안테나, 비행 중단 시스템 안테나, 텔레메트리 안테나, 1단 텔레메트리 안테나를 나타낸다.

2-3 복사성 방사 및 감응 시험

모든 단위 장비가 조립되어 구성된 발사체 시스템이 탑재 위성, 지상 장비 등 기타 외부 전파시스템에서 복사된 전자기 잡음에 대해 정상적으로 동작하고, 다른 시스템에 간섭을 일으키지 않도록 개발되기 위해서는 단위 장비와 시스템 레벨에서의 복사성 잡음 방사 및 감응에

대한 통제가 수행되어야 한다.

단위 장비의 복사성 방사 규격은 MIL-STD-461E를 기반으로 각 서브 시스템의 송수신기 규격을 고려하여 결정되었다. 임의의 서브 시스템에서 출력되는 잡음의 크기는 다른 서브 시스템의 수신감도 이하로 방출되도록 통제되어야 하며, 다른 서브 시스템에서 사용되는 출력 신호에 대한 내성이 검증되어야 한다. 서브 시스템 수신기의 수신감도로부터 각 수신기의 안테나 단자 위치에서의 전계강도는 기본적으로 아래 식 (3)으로부터 결정되며, 복사성 방사 규격은 식 (3)에 의한 결과값과 안테나의 위치 및 방사특성, 하니스 특성, 탑재 장비의 배치 구조, 방사체의 운용 조건, 잡음 내성 여유 등을 반영하여 결정된다.

$$E = \frac{\pi}{\lambda} \sqrt{\frac{480P_s}{G}} \quad (3)$$

여기서 λ 는 파장, P_s 는 수신 감도에 의한 전력, G 는 안테나 이득이다.

시스템 레벨에서의 복사성 방사 규격은 MIL-STD-464A 및 다른 방사체들의 규격, 그리고 나로호에서 방사되는 신호와 잡음의 특성을 고려하여 결정되었다. 그림 3은 나로호의 단위 장비와 시스템 레벨의 복사성 방사/잡음을 통제하기 위해 결정된 규격을 나타낸다.

나로호의 시스템 레벨 복사성 방사 시험은 10 kHz~18 GHz 주파수 대역에 대해 수행되었다. EMI 수신기의 동작대역 제한에 의해 복사성 방사 시험에서는 나로호의 각 안테나 단자를 EMC 챔버 외부에 있는 지상 점검 장비로 동축 케이블을 이용하여 직접 연결하여야 한다. 따라서 나로호가 운용되는 환경과 유사한 입력값이 지상 점검 장비에 입력되도록 지상 점검 장비 입력단에 감쇠값을 설정하여야 하며, 감쇠값 A_{radi} 는 다음 식 (4)와 같이 설정하였다.

$$A_{radi} = L_{fs} - G_{tsc} - G_{rsc} - L \quad (4)$$

여기서 L_{fs} 는 우주센터 송신 안테나와 수신 안테나 사이의 자유공간 손실이며, G_{tsc} 는 우주센터 송신 안테나 이득, G_{rsc} 는 우주센터 수신 안테나 이득, L 은 시험케이블 손실이다.

복사성 방사 시험 절차는 먼저 지상 점검 장비와 EMC

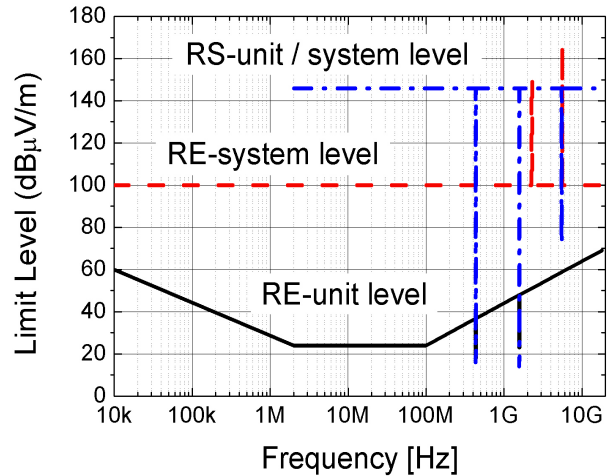


그림 3. 복사성 방사 규격
Fig. 3. Radiated emission limits.

시험장비에 전원을 인가하고, 측정 준비 상태로 동작시키며, 기본 잡음(ambient noise) 수준을 측정하여 시험장의 적합성을 확인한 후 수행된다. 나로호 2단부의 복사성 방사 측정은 기체를 수직으로 위치시키고, 기체의 51°와 231° 방향에서, 그리고 기체를 수평방향으로 회전시키고, 전자 탑재 베이 정면에서 각각 수직과 수평편파 방향에 대해 수행하였다. 나로호 2단부에 탑재된 모든 장비를 비행 모드 상태로 준비하고, 유도 항법 장치에서 비행 시퀀스에 대한 명령을 반복적으로 출력하도록 시험을 구성하였다.

2-4 정전기 방전

우주발사체 시스템은 연료의 점화와 폭발의 기폭 또는 파손을 막고, 충격 위험으로부터 인명을 보호하며, 성능의 저하를 방지하기 위해서 강수 공전, 유체 유동, 공기 유동, 배기가스 흐름, 사람에 의한 정전기, 그리고 다른 정전기 축적 메커니즘에 의한 정전기 축적을 안전하게 제어 및 소멸시켜야 하며, 성능은 시험과 분석, 검사 또는 그것들의 조합에 의해 검증되어야 한다.

MIL-STD-464C 본문에는 폭발 시스템과 전기전자 서브시스템에 대한 정전기 방전(ESD) 시험 규격과, ESD 시뮬레이터에 사용되어야 하는 저항 및 커패시턴스의 값이 규정되어 있으며, 부속서에 우주시스템에 대한 시뮬레이터 방전회로 소자에 대한 값이 명시되어 있다. 또한, 우주

표 3. ESD 규격
Table 3. ESD specification.

Level	Voltage (kV)	Capacitor (pF)	Resistance (ohms)	Remark
Ordnance system	25	500	500	pin-to-pin pin-to-case
Subsys.	8(contact) 15(air)	150	330	
Launch vehicle	10	100	1500	contact discharge

시스템에 대한 방전값은 MIL-STD-41541에 10 kV로 규정되어 있다. ESD 시험을 위한 절차와 구체적인 전압 파형, 시뮬레이터 방전회로, 방전회로의 파라미터 값은 MIL-STD-331C에 나타나 있으며, AECTP-500, Category 508 Leaflet 2에 방전회로와 전극에 대한 규격이 나타나 있다. 상기의 규격서들을 종합하여 나로호의 ESD 관리를 위한 시험 규격과 방법, 절차를 개발하였는데, 결정규격은 표 3에 나타나 있는 바와 같다.

2-5 멀티팩션(Multipaction)

전자 장비나 소자의 전기적 손상이 유전체 절연 파괴에 의해 발생할 수 있다. RF 에너지는 전자장 내에 위치한 두 전극 사이 가스 매질 속의 전자에 힘을 생성할 수 있는데, RF 절연 파괴 현상은 두 전극 사이에 있는 가스가 이온화되고, 절연체에서 도체로 전이되도록 RF 전계가 충분히 높은 전압을 발생시킬 때 저압에서 발생한다. 멀티팩션, 즉 전극에서의 2차 전자 방출은 전자 분리거리보다 전자평균 자유경로가 길며, 충분히 낮은 압력에서 발생한다. 따라서 우주발사체에 장착되어 운용되는 안테나들은 멀티팩션에 의한 방전이 발생하지 않도록 설계되어야 한다. 두 전극 사이의 간격을 d , 압력을 p 라 할 때 절연 파괴가 일어나는 최소 전압 V_s 는 다음 식 (5)와 같다.

$$V_s = \frac{Bpd}{\ln\left(\frac{Apd}{\ln(1/\gamma)}\right)} \tag{5}$$

여기서 A 와 B 는 기체의 매질에 관련된 상수이며, γ 는 기체와 금속에 관계된 상수이다^[5].

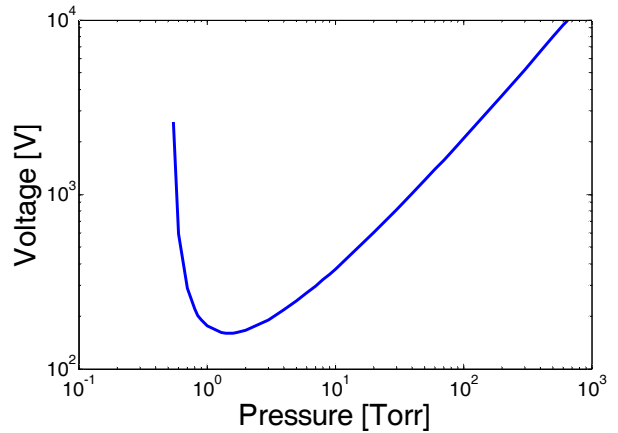


그림 4. Paschen 곡선
Fig. 4. Paschen's curve.

식 (5)로부터 나로호에 사용된 안테나의 Paschen 곡선을 계산하고, 결과를 그림 4에 나타내었다. 그림 4에서 방전이 발생할 수 있는 최소 전압은 160 V임을 알 수 있다. 따라서 나로호에 장착된 안테나는 안테나 주위의 두 지점 사이에 160 V를 초과하지 않도록 설계되어야 한다.

나로호에 장착된 안테나의 구조에서 멀티팩션이 발생할 가능성이 가장 높은 부분을 찾고, 인가된 전압에 대해서 발생하는 최대 전압을 유한 차분 시간 영역법으로 해석하였다. 그림 5는 해석을 위해 사용된 2.2 GHz에서 동작하는 역-F 안테나의 구조를 나타내며, 테프론 레이돔이 분리된 상태를 나타낸다. 역-F 안테나에 2.2 GHz 신호를 인가하고 해석된 안테나 측면에서의 전계 크기를 색으로 표현한 결과를 그림 6에 나타내었다. 해석 영역에서 두 지점 $a-b$ 사이의 전압은 아래 식으로부터 구할 수 있으며, 안테나의 우측 끝단에서 가장 높은 전압이 발생하는

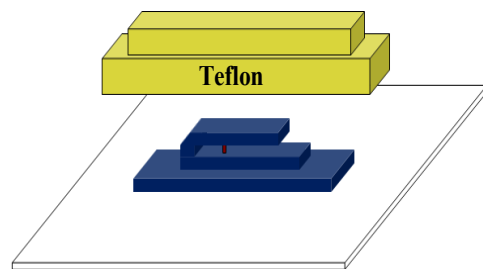


그림 5. 역-F 안테나 구조
Fig. 5. Inverse-F antenna structure.

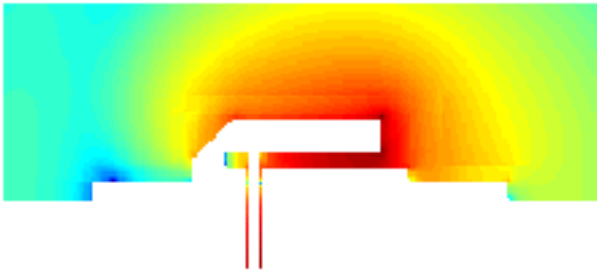


그림 6. 전계강도 FDTD 해석 결과
Fig. 6. FDTD calculation result for electric field intensity.

것으로 계산되었다.

$$V_{ab} = \int_b^a E \cdot dL \tag{6}$$

여기서 E 는 계산점에서의 전계강도이다.

역-F 안테나에 인가된 신호에 의해 계산된 입력 전압과 안테나 끝단에서의 전압을 계산하여 구한 전압 증폭비는 4.6으로 계산되었다. 따라서 역-F 안테나에 입력된 신호의 전압은 안테나 끝단에서 4.6배로 증폭된 크기를 갖는 것을 알 수 있다. 이것은 안테나에 20 W의 신호가 인가될 때 안테나 끝단에 143.9 V의 전위차가 형성되는 것을 의미한다. 식 (5)로부터 계산된 값과 FDTD로 해석한 값 사이에는 약 16 V의 여유가 있다. 그러나 설계에 적용하기 위해서는 충분한 안전계수의 적용이 필요함을 알 수 있다.

III. 결 론

발사체의 전자파 적합성 확보는 구조체의 전기적 접속, 접지, 하니스 등을 설계 규격에 맞게 제작하고, 시스템 특성과 외부 전자파 환경을 고려하여 시험규격을 정하여 시험과 분석을 통해 성능을 검증함으로써 획득된다. 나로호의 전자파 적합성 관리는 서브 시스템 수준과 시스템 수준으로 구분하여 관리되었으며, 개발 모델별로 관리정책에 따라 시험항목을 결정하였다. 단위 장비 또는

서브 시스템 수준에 적용된 시험항목은 CE102, CE106 또는 RE103, CS101, CS114, CS115, CS116, RE102, RS103이며, 시스템 수준에서의 시험항목은 복사성 방사, 복사성 감응, 자체적합성, 정전기, 안테나 간섭시험이다. 각 시험항목에 대한 시험규격은 고출력의 추적 시스템, 원격 측정 시스템, 비행 종단 시스템 등의 발사체와 직접적으로 관계된 신호원과 방송, 통신, 기상에 관련된 간접적인 잡음원들의 특성을 고려하여 수립하였다. 각 시험의 시험절차 또한 발사체의 특성 및 운용정책에 맞게 개발되었으며, 서브시스템 간의 상호 영향성과 안테나 방사 패턴, 멀티패션에 대한 분석을 수행하여 설계에 반영하였다.

나로호의 EMC 관리는 3차 비행시험의 성공을 통해 적절하게 수행되었음이 검증되었으며, 나로호 개발과정에서 획득된 설계 규격과 검증 절차는 향후 한국형 발사체의 개발에 활용될 것으로 기대된다.

References

- [1] N. K. Agarwal, "EMI control in high reliability space systems", *Proc. Int. conf. on EMI and EMC*, pp. 1-6, 1999.
- [2] Yiming Li, "Review of EMC practice for launch vehicle systems", *IEEE 1988 International Symposium on EMC*, pp. 459-464, Aug. 1988.
- [3] MIL-STD-461E, Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment, Department of Defense, USA, 1999.
- [4] W. Elkman, J. Trinh, P. McCaughey, and W. Chen, "EMI/EMC, lightning, and ESD design approach for the falcon 9 launch vehicle : Part I", *2011 Int. Symp. on EMC*, pp. 290-294, 2011.
- [5] Mark S. Fan, Hyun Soo Park, *Minimum Conductor Spacing for Electronic Packaging*, NASA Goddard Space Flight Center, Mar. 1993.

지 기 만



1996년 2월: 충남대학교 전자공학과 (공학사)

1998년 2월: 충남대학교 전자공학과 (공학석사)

2004년 2월: 충남대학교 전자공학과 (공학박사)

2003년 12월 ~ 현재: 한국항공우주연구원

선임연구원

[주 관심분야] 우주발사체시스템, RF 수동부품, EMI/EMC