

정지궤도위성과 발사체와의 전자파 적합성 해석

김의찬*, 이흥호**

한국항공우주연구원*, 충남대학교**

Preliminary EMC Analysis between the COMS and the Arian V Launch Vehicles

Eui-Chan Kim*, Heung-Ho Lee**

Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University**

Abstract - In this paper, the preliminary EMC analysis process between the Communication, Ocean and Meteorological Satellite (COMS) and Geostationary Earth Orbit (GEO) launch vehicles in the frequency range [1MHz-47MHz] is described. The considered launch vehicle is the Arian V. The launch vehicle Radiated Emission (RE) specifications have been compared to COMS satellite Radiated Susceptibility (RS) limits. The COMS RS limits are the RS qualification levels of COMS units during launch. As a result, The radiated emission levels of the Arian V is compliant with COMS RS limits.

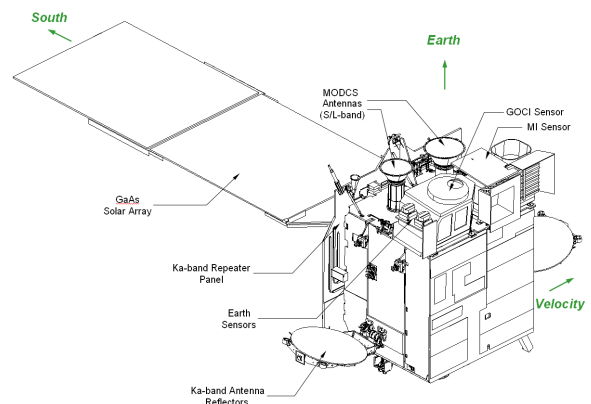
1. 서 론

높은 신뢰성과 안정성이 필요한 위성체 및 발사체 시스템은 우주 기술 및 전자기술의 빠른 발전과 더불어 복잡 다양해지고 종전보다 많은 수의 전자 장비를 요구하는 추세이다. 우주에서의 전자파환경이란 위성체 및 위성체를 운반하는 발사체에 장착되는 전장품들의 정상적인 동작에 영향을 미치는 전자기적인 주위 상황을 지칭한다. 그리고 이와 같은 전자파 환경은 위성체 전장품들이 정상적으로 동작할 때 발생하는 전자기장에 의한 정상상태 전자파 환경과 위성 임무를 수행하기 위해 위성체 외부의 안테나를 사용하여 의도적으로 전자파를 발생시키는 임무상태 전자파 환경으로 구분될 수 있다. 그러므로 위성체 전장품은 본인 자체가 전자파 환경을 형성하므로써 다른 전장품에 영향을 주는 것이 적극적으로 억제되어야 하며 동시에 다른 전장품에 의하여 발생된 전자파 환경의 영향에 대한 내성(immunity)을 향상시켜 감수성(susceptibility)을 저하하도록 설계되어야 한다. 전자파 환경을 매개로 한 시스템과 시스템간의 상호 간섭에 대한 EMC는 시스템간(inter-system EMC)라고 하는데 이는 발사체 및 발사장 주위 전자파 환경과 위성체와의 EMC로 이해될 수 있다. 한편, 위성체 시스템 내부에 있어서도 전자파 간섭과 이에 대한 EMC를 만족해야 하는데 이것을 시스템 내부 EMC(intra-system)라고 한다. 위성체에서는 이들 두 가지의 EMC를 만족해야 하며, 본 논문에서는 발사체 시스템과 위성체 시스템간의 상호 간섭에 대한 EMC에 대하여 기술한다. 위성체가 발사체의 페어링 안에 탑재되어 발사대가 상태일 때, 위성체는 발사장에서 발사체 및 발사장 주변을 제어하는 운용 장비에서 방출되는 전자파 및 발사장 기상상태를 관측하는 기상레이더의 전자파 잡음을 받는다. 또한 위성체는 우주 궤도로 진입 시 발사체의 궤적을 알기 위하여 지상 통제 센터에서 쏘아올린 레이더와 발사체의 정보를 지상국으로 내려 보내는 발사체 송신기 등의 각종 RF환경의 전자파 잡음에 영향이 없이 정상동작하여야 한다. 발사체는 자신의 정보를 지상으로 내려 보내는 송신기의 주파수대역에서 송신기가 방출하는 최대레벨을 위성체에 제공하여 서로 전자파 간섭이 없는지 검증한다. 위성체 역시 대기 상태에서 방출하는 전자파가 발사체의 전자시스템에 간섭이 없어야 한다. 이와 같은 발사체 및 발사장의 전자파 환경은 위성체 시스템 수준의 전자파 적합성(ElectroMagnetic Compatibility : EMC)을 만족하기 위해 위성 설계 초기단계부터 고려되어야 하고, 위성체의 복사 방출(Radiated Emission : RE) 및 복사 감응(Radiated Susceptibility : RS)이 시험레벨에서 확인된다. 최종적으로 발사체는 위성체에서 제공된 전자파 시험 자료를 통하여 상호간에 전자파 적합성이 성립하는지 검증하고 있다. 본 논문은 서로간의 전자파 적합성이 만족하는지 확인하기 위하여 COMS를 정지궤도로 운반시켜주기로 선정된 Arian V의 RE 수준을 분석하고, 통신해양기상위성의 RS를 근간으로 하여 예비적인 EMC 해석과정을 기술한다.

2. 본 론

2.1 EMC 해석

2.1.1 전장품 RS 요구사항



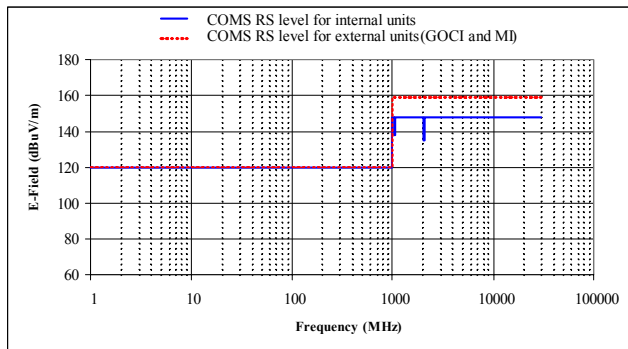
〈그림 1〉 통신해양기상위성 형상

통신해양기상위성(Communication, Ocean and Meteorological Satellite : COMS)은 통신, 해양 및 기상탐체제를 주요 탑재체로 탑재하여 임무를 수행하는 다임무 정지궤도 위성이다. 통신 탑재체인 Ka-band 중계기는 한반도 및 중국의 동북지역에 통신서비스를 제공하며, 해양탐체제(Geostationary Ocean Color Imager : GOCI)는 약 500m급의 공간 분해능을 갖는 8개 가시광선채널을 통해 한반도 주변의 해양데이터를 획득하는 것이 주 임무이다. 또한 기상탐체제(Meteorological Imager : MI)는 지구표면 및 구름의 이미지 측정과 복사 정보를 획득하는 것이다. 통신해양기상위성 모델은 EADS Astrium사의 Eurostar 3000 모델위성의 기본형상 및 요구사항을 기본으로 두며, 통신해양기상위성의 모든 요구사항은 Eurostar 3000에서 가져온다. 그러므로 Eurostar 3000의 전장품 EMC 요구사항중 RS의 규격은 위성에 장착되는 전장품은 1m 떨어진 거리에서 정해진 그림 2의 그래프와 같은 규격의 전자파가 가해질 때 정상동작을 해야 하는 요구사항을 갖고 있다. 그러므로 COMS에 사용될 전장품들은 EMC RS시험을 통해 그림 2의 그래프의 요구조건을 충족시키는 것을 확인하였다[1]. 그림 2를 설명하면, 1MHz에서 1GHz의 범위 내에서 구조체의 내부에 장착되는 전장품에 적용되는 전계의 세기는 $E(V/m) = 1V/m(rms) = 0dBV/m(rms) = 120 dB\mu V/m(rms)$ 이고, 1GHz에서 30GHz의 범위 내에서는 구조체 내부에 장착되는 전장품에 대하여 전계의 세기는 $E(V/m) = 25V/m(rms) = 0dBV/m(rms) = 148 dB\mu V/m(rms)$ 이고, 구조체 외부에 장착되는 전장품에 대한 전계의 세기는 $E(V/m) = 89V/m(rms) = 39 dBV/m(rms) = 159 dB\mu V/m(rms)$ 이다. 그림 1에서 보여주듯이 임무를 수행하는 GOCI, MI는 위성체 바깥쪽에 장착되어지므로 구조체에 의하여 전자파 감쇄 효과의 영향을 받는 내부 전장품보다 강한 전자파에도 정상 동작이 요구된다. 지상국에서 RF 원격 명령을 받는 S-band 트랜스폰더 수신기는 시험을 통해 최소 RS를 확인하는데 RS관점에서 볼 때, 발사체나 다른 전장품은 위성인 원격 명령을 받는데 사용되는 주파수대역에서 전자파를 최대한 적게 발산하여야 한다. COMS에 장착되는 트랜스폰더는 전장품 레벨의 EMC RS시험중 S-band Rx 주파수범위(2,025GHz~2,110GHz)에서 $6V/m = 135 dB\mu V$ 를 가했을 때 반응을 보이기 시작하고, S-band Rx 주파수범위의 1/2인 구간 (1,012MHz~1,055GHz)에서 $8V/m = 138 dB\mu$

V를 가했을 때 트랜스폰더는 동작하기 시작하는 것을 확인하였다. 그러므로 최종적으로 그림 2와 표 1에 나타나듯이 COMS에 장착되는 구조체 내부에 장착되는 전장품과 외부에 장착되는 전장품은 그래프와 같은 수치의 전자파의 세기가 가해졌을 때 정상 동작한다.

<표 1> COMS 복사 감응 수준 레벨

주파수(MHz)	COMS RS level(internal units)	COMS RS level(external units)
1~1000	120 dB μ V/m	120 dB μ V/m
1000~1012	148 dB μ V/m	159 dB μ V/m
1012~1055	138 dB μ V/m	159 dB μ V/m
1055~2025	148 dB μ V/m	159 dB μ V/m
2025~2110	135 dB μ V/m	159 dB μ V/m
2110~30000	148 dB μ V/m	159 dB μ V/m



<그림 2> COMS 복사 감응 수준 레벨

2.2.2 전자파 감쇄

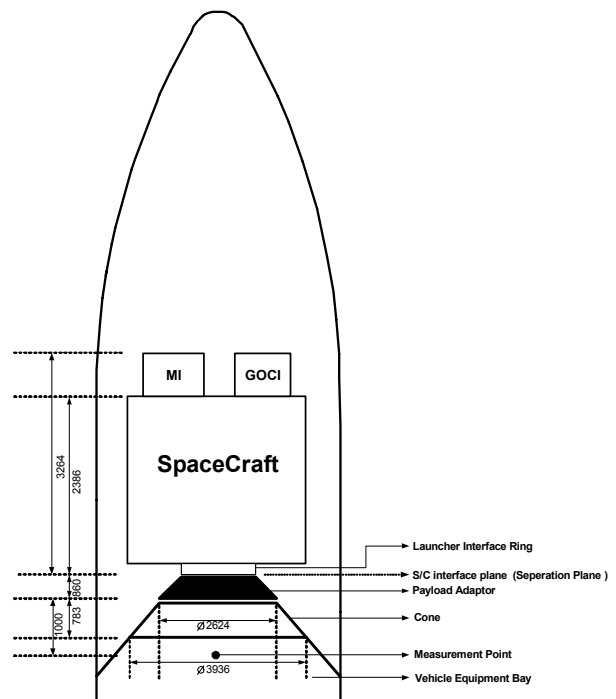
위성이 발사체에서 탑재되어 우주공간에서 발사체와 분리되기까지 동작하는 대부분의 전장품은 우주환경에서 태양열을 차단목적으로 장착되는 금속다층박막절연체가 외부에 둘러싸인 구조체의 안쪽에 위치한다. 구조체는 Faraday effect cage의 역할을 하므로 내부에 위치한 COMS 전장품에서 생기는 의도하지 않는 복사 방출은 이 구조체에 의하여 약 20dB 감쇄되어 구조체 바깥쪽으로 방출된다. 발사체등의 외부 복사 방출에 대한 전기장의 세기는 위성 구조체에 의하여 감쇄되어 내부의 전장품에 가해진다. 구조체가 20dB감쇄 효과를 가지려면 위성체 접지 요 구사항을 만족시켜야 한다. 그러나 위성 외부에 위치한 GOCI와 MI는 구조체에 의한 감쇄 영향은 없고, 거리에 의한 감쇄가 고려된다. 발사체 회사들이 제공하는 RE와 RS의 전기장의 세기는 발사체를 정상동작시킨 후 위성체/발사체 분리된 근처에서 측정된 값이다. GOCI와 MI가 있는 최상층 판에서 위성체/발사체 분리면까지 거리는 2386mm이다. 그러므로 발사체에서 제공하는 전자파 측정지점을 알면 발사체의 복사 방출이 거리에 의하여 감쇄되어 GOCI와 MI에 가해지는 전자파 세기를 유추할 수 있다. 전기장은 자유공간의 근역장에서는 1/d² 거리에 따라 감쇄하고, 원거리 영역에서는 거리에 반비례(1/d)하여 감쇄한다. 거리에 의한 감쇄량을 알아내기 위한 접근방법으로, 자유공간에서 전기장이 전파되고, 위성체와 발사체의 전자파 환경은 원역장으로 가정해도 무방하므로, 발사체에서 발생된 전기장은 거리에 반비례(1/d)하여 감쇄되어 GOCI, MI에 가해진다.

2.2.3 적합성 기준

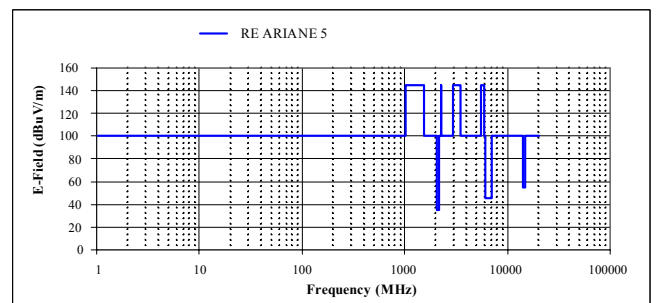
COMS의 전장품은 그림 2에서 보여주듯이 RS의 한계치를 보여준다. COMS 전장품은 규격 RS의 한계치 이상의 전자파가 가해질 때는 정상 동작을 보증하지 못한다. 그러므로 각 발사체의 RE는 COMS 전장품이 견딜 수 있는 RS한계치 이상의 전자파를 발산하여서는 안된다. 2.2.2절의 전자파 감쇄 효과를 적용하여, 내부의 전장품 및 외부의 전장품에 대하여 전 주파수 범위에서 COMS RS와 각 발사체 RE와 비교할 때 RS의 허용수치는 RE의 세기수치보다 0dB를 초과하여야지만(COMS RS - launcher RE > 0) EMC를 만족한다.

2.2.4 Ariane V RE

Arian V는 유럽의 다국적 항공우주 종합그룹인 EADS Space Transportation사에서 제작하고 Ariane Space사에서 발사 서비스를 담당하고 있는 발사체이다. 극저온 엔진을 사용하며 액체 수소와 액체 산소를 각각 연료와 산화제로 사용하고 있다. 이전의 Ariane IV의 우수한 발사 성능에 10톤 이상의 초대형 위성까지 정지궤도에 올릴 수 있는 강력한 성능이 더해진 발사체이다. Ariane V 발사체는 발사 성능에 따라 5G(General), 5E(Enhanced), 5ES, 5ECA 등 몇 가지 기종이 있는데 개발 이후 사용해오던 5G 기종을 최근에 생산 중단하고 5ECA를 사용하고 있는 것으로 알려졌다. 5ECA는 주엔진을 성능이 더욱 향상된 Vulcan2엔진으로 교체하고 5G에는 없었던 3단 극저온 엔진을 추가로 탑재한 것이 특징이다. 발사체를 관제하고 제어하는 지상 레이더, 통신망은 발사장 주위에다 전자파환경을 오염시킨다. 이런 전자파는 발사체에서 나오는 전자파와 더해져 위성에 영향을 미친다. Ariane V 발사체와 발사장의 총체적인 전자파 환경특성은 그림 4와 같으며 이 그래프는 Ariane사에서 측정하여 고객에게 제공하는 것이다. 발사체와 기어나 발사장로부터 방출되는 RE 수준은 그림 2의 레벨을 초과하지 않으며, 그림 3에서 보여주듯이, 이 레벨은 $\phi 2624$ mm볼트 접촉으로부터 1.0 m 아래에서 측정된 결과이다[2]. 실제로는 발사체의 전자파가 어댑터를 관통하여 위성에 도달하므로 감쇄효과가 있을 수 있으나, 해석과정에는 자유공간에서 거리에 의한 감쇄만 되는 최악조건으로 가정한다.



<그림 3> Ariane V 페어링 내부에 탑재된 COMS 형상개략도

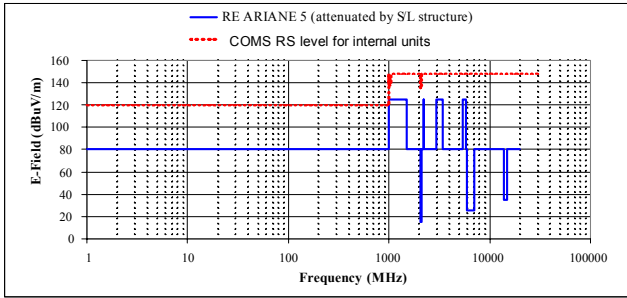


<그림 4> Ariane V의 전자파 방사 수준 레벨

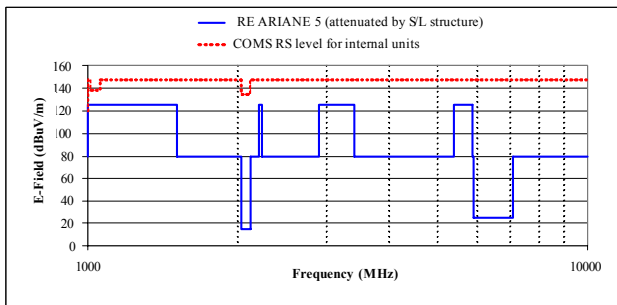
2.2.4 Ariane V RE / COMS 내부 전장품 RS

2.2.2절에서 설명된 전자파 감쇄 효과를 적용한후, 그림 5, 6에서는 위성체 내부에 위치하는 전장품에 대하여 구조체 의하여 20dB 감쇄된 Ariane V의 RE와 COMS의 RS의 비교를 보여준다. COMS 내부 전장품에 대

하여는 1012MHz~1055MHz 주파수 범위에서 최악조건 마진은 +13dB이다. 그러므로 COMS RS와 Arian V RE관점에서는 상호 전자과 적합성을 가진다.



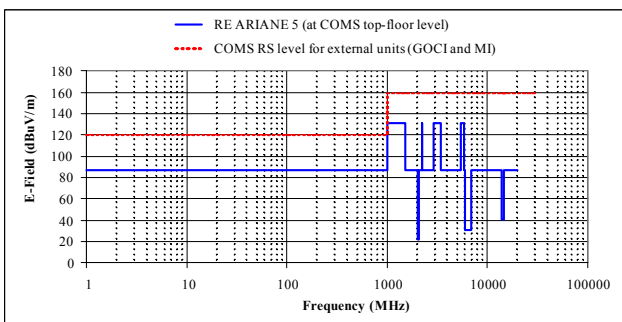
<그림 5> 내부 전장품에 대한 COMS RS vs Arian V RE



<그림 6> 내부 전장품에 대한 COMS RS vs Arian V RE (1GHz ~ 10GHz)

2.2.5 Arian V RE / COMS 외부 전장품 RS

2.2.2절의 전자과 감쇄 효과를 적용한후 위성체 외부 최상층에 위치한 전장품(GOCI, MI)에 대한 감쇄효과는 그림 3에서 보여주듯이 발사체 RE 측정지점과 위성의 최상단층의 사이의 거리가 4246mm이므로 자유공간의 원역장에 따라 $20 \times \log(1/4.2) = 12.4$ dB 감쇄효과를 얻을 수 있다. 그림 7은 위성체 외부에 위치한 전장품(GOCI, MI)에 대하여 거리에 의하여 12.4dB 감쇄된 Arian V의 RE와 COMS RS를 비교를 나타낸다. 외부에 위치한 전장품의 최악조건 마진은 1000MHz ~1500MHz 주파수 범위에서 + 27.7dB이므로 COMS 외부 전장품 RS와 Arian V RE의 관점에서 볼 때 상호 전자과 적합성을 충족한다.



<그림 7> 외부 전장품에 대한 COMS RS vs Arian V RE

3. 결 론

해당 발사장서 COMS가 운용될 정지궤도의 목표지점까지 운반하는 정지궤도급 발사체로 선정된 Arian V의 RE와 COMS RS의 관점에서 전자과 적합성이 있는 것으로 예측할수 있으나, 위성 EMC시험중 사된 Arian V의 RE 레벨을 COMS에 가하여 시험적으로 검증되어야 한다. aunch, Atlas III&V, Delta IV, Proton M/Breeze M, Soyuz, HII-A, Angara의 RE와 COMS RS의 관점에서 전자과 적합성이 있는 것으로 증명되었고, Land launch, Soyuz의 RE와 COMS RS의 관점에서는 음의 여유도가 생겨 전자과 적합성이 부적절한 것으로 해석되었다

[참 고 문 헌]

- [1] EADS Astrium, EMC Specification, Issue, 03, Rev.1, January 2001.
- [2] Arianspace, Ariane V User's Manual, Issue. 3, Rev.0, March 2000.
- [3] 구자춘, "정지궤도 위성 발사체의 전자과 환경", 항공우주학회 춘계학술대회, 2005. 3.
- [4] Zielinski, R.J., "Satellite Earth Stations with small antenna(VSAT) as a source of interference", 12th international Wroclaw symposium and Exhibition on EMC, pp.235-239, June 28 July 1 1994.
- [5] Zielinski R.J., "EMC analysis of Satellite Earth stations with small antenna (VSAT)", Euro Electromagnetics - Euroem, pp. 702-709, May 30-31 and June 1-2-3 1994.
- [6] 김태윤, " 전도성 전자과환경에서의 다목적 실용위성 2호 시스템 설계 검증", 항공우주학회지, 2004.