

고주파 호환성을 고려한 통신해양기상위성 발사체 접속 해석

이호형* · 채태병** · 오승엽***

COMS LV Interface Analysis Considering RF Compatibility

Hohyung Lee* · Taebyeong Chae** · Seunghyeop Oh***

ABSTRACT

The COMS(Communication, Ocean & Meteorological Satellite) is the geostationary satellite which will be performing three main objectives such as meteorological service, ocean monitoring and Ka-band satellite communications.

This paper presents the analysis of the electromagnetic radiated compatibility between COMS satellite and the ARIANE 5 launch vehicle. As a conclusion, a good level of confidence can be given at present time to demonstrate the compatibility between the spacecraft and the launcher, and vice versa. No threat has been identified regarding the other units powered during launch mode.

Key Words: Geostationary Satellite, Launch Vehicle, Compatibility, Radio Frequency, Interface

기호 설명

P_d	: 단위면적 당 전력 밀도 [W/m^2]
E	: 전기장의 세기 [V/m]
X_c	: 공진기 내부의 삽입손실 [dB]
X_r	: 공진기 내부의 복사성 삽입손실 [dB]
X_σ	: 공진기 내부의 전도성 삽입손실 [dB]
δ	: 표면 깊이(Skin Depth) [m]
P_t, P_r	: 송신 및 수신 전력 [dBW]

1. 서 론

우주환경에서 운용되는 위성의 경우, 궤도운용 중 시스템 내부에서 발생되거나 외부환경에 의해 형성된 전자파가 위성의 성능에 중요한 영향을 미치게 된다. 상호 유기적으로 연결된 다양한 전자장비로 인한 전도성 방출에너지와 복사성 방출 에너지가 서로 결합된 잡음 형태로 나타나게 되며, 이러한 잡음은 위성 시스템과 탑재체 및 발사체의 전자기적인 결합에 의하여 주요 기능에 중대한 결함을 유발시킬 수 있으므로 위성 시스템은 개발 단계에서부터 전자파 환경에 대한 설계 검증이 수반되어야 한다.

* 정희원, 한국항공우주연구원

** 한국항공우주연구원

*** 충남대학교 전자공학과

연락처, E-mail: hhlee@kari.re.kr

Table 1. 발사체 송·수신장치의 특성

3.9.2 LAUNCHER SYSTEM DESCRIPTION										
UNIT DESIGNATION	L2	L3	L4 - 1	L4 - 2	L5 - 1	L5 - 2	L6	L7	L8	L9
FUNCTION	TM TRANSMITTER		RADAR - TRANSPONDER				COMMAND RECEIVER		TM TRANSMITTER	
	VEB N° 1	VEB N° 2	H155 N° 1 (TX)	H155 N° 1 (RX)	H155 N° 2 (TX)	H155 N° 2 (RX)	H155 N° 1	H155 N° 2	P230 Y	P230 YN
BAND	S		C				UHF		S	
CARRIER FREQUENCY Fo (MHz)	2284	2254.5	5745	5690	5790	5690	400 - 500		2206.5	2267.5
MAX. BANDWIDTH	±500 kHz		2 MHz		20 MHz		CONFIDENTIAL		± 0.1 MHz	
CENTERED AROUND Fo			160 MHz		160 MHz					
			100 MHz		100 MHz					
CARRIER MODULATION	PCM / FM		PULSE $\tau = 0.8\mu s$ PRR = 2340 PPS Max				CONFIDENTIAL		PCM / FM	
INDEX	$\Delta f/Rb = 0.7$								$\Delta f/Rb = 0.7$	
MAXI. EIRP TRANSMIT (dBm)	+35		+42 PEAK POWER AT RR OUTPUT	NA	+42 PEAK POWER AT RR OUTPUT	NA	CONFIDENTIAL		+ 23	
SENSITIVITY (dBm)	NA		NA	-70 RR TRANSPONDER	NA	-70 RR TRANSPONDER			NA	
CODING	NRZ - L						CONFIDENTIAL		NRZ - L	
DATA RATE	1 Mb/s								≤ 100 kb/s	

위성을 구성하는 유닛 및 시스템은 위성에서 발생하는 전자파환경에서 정상적으로 동작할 수 있도록, 위성 설계 초기부터 전자파환경에 대한 규격과 요구사항을 정의하고, 위성 제작과정에서 전자파 환경시험을 통하여 이에 대한 검증을 수행하게 된다.[1]

특히, 인공위성 시스템 중 위성 본체의 제어 및 감시 기능을 수행하는 원격측정명령 송·수신부와 발사체 통신장치 간의 호환성을 갖는 전기 접속 설계는 시스템 설계 시 매우 중요한 부분으로, 크게 다음의 3가지 범주에서 고려되어야 한다.

- 발사체 - 통신 대역 내에서의 고주파 방출에 대한 원격측정명령 송·수신 장치의 혼신 유무
- 발사체 통신 대역 외에서의 고주파 방출에 대한 원격측정명령 송·수신 장치의 혼신 유무
- 발사체로부터 방출되는 불요 EMI 신호에 대한 원격 측정명령 송·수신 장치의 내성 및 수신 장치의 추적 가능 유무

본 논문에서는 이상의 3가지 고려사항을 기준으로 현재 개발 및 제작 진행 중인 통신해양기상위성의 고주파 환경에 대한 적합성 여부를 고찰하고자 한다.

통신해양기상위성은 크게 기상관측, 해양관측 및 Ka-대역을 이용한 광대역 멀티미디어 방송 통신 서비스 제공을 목적으로 하는 정지궤도 위

성으로서, 2005년부터 프랑스의 아스트리움사와 한국의 한국항공우주연구원이 공동 참여하여 개발 진행 중이다. 총 조립 및 시험을 거친 후, 2009년 6월 경 아리안 5 발사체를 이용하여 발사 예정이며, 약 6개월의 초기 운영 및 정지궤도 진입 이후, 원활한 기상 정보 및 해양 생태 정보 그리고 다양한 방송 통신 서비스 제공을 통해 국민의 복리 증진에 크게 기여할 것으로 예상된다.

2. 발사체를 고려한 고주파 호환성 설계

2.1 발사체 송신대역 내에서의 호환성

Table 1 에 보인 바와 같이, Ariane-5 발사체는 상이한 특성을 갖는 다수의 S-대역 송신기와 C-대역 Transponder 및 UHF 대역의 명령수신기가 사용된다.

발사체의 S-대역 송신기는 각각 2206.5 [MHz], 2254.5 [MHz], 2267.5 [MHz], 2284 [MHz]의 송수신 주파수와 최대 500 [kHz]의 대역폭을 갖는다. 통신해양기상위성의 명령 수신기는 중심주파수가 2091.765 [MHz]이고 1 [MHz]의 대역폭을 갖도록 설계되었다. 이를 나타내면 Table 2와 같다.

Table 1과 2로부터 발사체 송신기와 위성의

Table 2. 통신해양기상위성 S-대역 Transponder

Unit Designation		Tx(N)	Tx(R)	Rx(N)	Rx(R)
Function		Telemetry		Command	
Band		S		S	
Carrier Frequency(MHz)		2271.6	2271.6	2091.765	2091.765
Bandwidth Centered Around F0(MHz)	-3 dB	1	1	1	1
	-60 dB				
Carrier Modulation(kHz)	Type	PCM(NRZ-L)/PSK/PM		PCM(NRZ-L)/PSK/PM	
	Index	1.0rad±0%		1.4rad±5%	
	Bit Rate	4096bps (including convolutional coding)		1000bps	
Sub Carrier(kHz)		65.536		8	
Carrier Polarization		-Z LHCP +Z RHCP		-Z LHCP +Z RHCP	
Local Oscillator Frquencies(MHz)				2271.6	2271.6
First Intermediate Frequencies(MHz)		-	-	179.835	179.835
Second Intermediate R Frequencies(MHz)		-	-	9.465	9.465
Transmit Antenna Output Power EIRP(dBW)	Maxi	4	4	-	-
	Nominal			-	-
	Mini	-7.6	-7.6	-	-
Power Density at Receive Antenna(dBW/m ²)	Maxi	-	-		
	Norminal	-	-		
	Mini	-	-	-93.9	-93.9
Maximum Power at Transmit Antenna Input (Watt)					
Antenna	Designation	Omnidirectional		Omnidirectional	
	Pattern	Hemispherical		Hemispherical	
	Gain	0 dBi		2dBi	

명령 수신기의 주파수 대역은 100MHz 이상 격리되어 있으며 동작 주파수 역시 상호 혼신의 영향성이 없도록 고안되었기 때문에, 발사체 송신 대역 내의 방출에 의한 영향성은 없을 것으로 분석되었다.

발사체의 S-대역 송신기의 출력은 각각 35 dBm, 23 dBm, 42 dBm 이다. 발사체 접속 규격서에서 제시하는 복사성 방출의 최대값을 기준으로 본 해석을 진행하였다. Fig 1에서 보는 바와 같이 발사체에서 복사되는 복사성 방출 전기장의 크기는 2.20 ~ 2.29 [GHz]의 범위에서 최대 140 [dBμV/m] 이며 이는 10 [V/m] 에 해당한다. 이 전기장의 세기는 Fig 2와 같이 1194H 어댑터 링의 밑 부분에서 1 [m] 거리의

이격을 두고 측정된 레벨이다. 1194H 어댑터의 형상을 고려할 경우 어댑터링의 높이는 약 0.86 [m] 이므로 총 거리는 약 1.86 [m] 에 해당한다. 따라서 발사체 내부에서 인공위성의 명령 송수신 안테나로부터 방출된 고주파 에너지는 발사체를 구성하는 매질에 의한 손실과 최소 이격 거리인 1.86 [m] 에 의한 공간손실 만큼 감소하여 발사체의 전자 장비에 영향을 주게 된다.

원역장(far-field) 조건을 가정할 경우, 발사체와 위성 사이의 거리에 대한 공간손실은 $20 * \log(1.86) = 5.3$ [dB] 이다. 또한 원격측정 명령계의 안테나에 수신되는 전기장의 세기는 약 $E(\text{ant}) = 10\text{V/m} / 1.86 = 5.4$ V/m 이다.

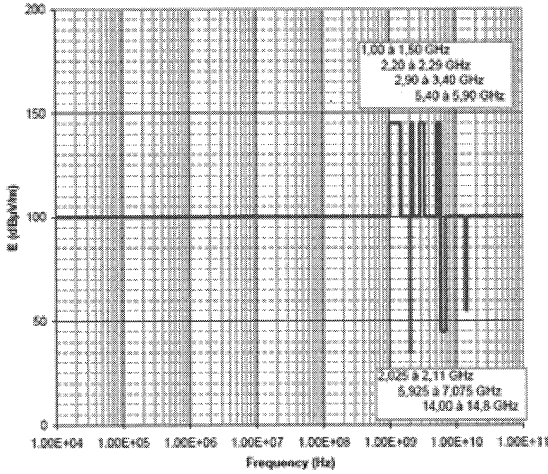


Fig 1. 발사체의 불요 복사 특성

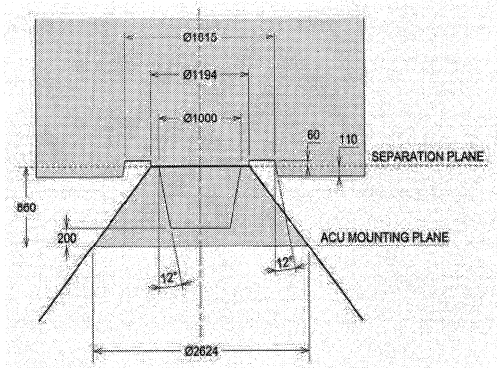


Fig 2. 1194H 어댑터 인터페이스

이로부터, 발사체로부터 전달되는 전력밀도, P_d 는

$$P_d = \frac{E(ant)^2}{120\pi} = 0.0766 [W/m^2]$$

이고, 2 [dBi]의 인공위성 안테나 이득을 고려할 경우 수신 신호 전력은,

$$P_r = \frac{\lambda^2}{4\pi} \cdot P_d \cdot G_r = -37 [dBW]$$

이다.

최악의 조건으로 안테나와 수신기사이의 손실이 없다고 가정할 경우, 발사체로부터 방출된 신호로 인한 수신 신호 레벨은 $-37 [dBW] = -7 [dBm]$ 이 된다. 따라서 발사체 송신 대역 외에서의 방출로 인한 불요 복사 신호는 인공위성 수신기의 최대 수신 레벨인 25 [dBm] 이하 이므로 그 영향성은 없을 것으로 분석되었다.

22 발사체 송신대역 외에서의 호환성

Fig 1에 보인 바와 같이, 인공위성 수신 대역인 2025 ~ 2120 [MHz]의 주파수에 대한 발사체의 불요 복사 레벨은 약 35 [dBμV/m]에 해당한다. 발사체로부터 인공위성의 -Z 안테나까지의 거리는 약 1.86 [m]이며 이는 약 5.3 [dB]의 공간 손실로 환산할 수 있다. 따라서 인공위성 수신안테나로 입사되는 전력 밀도는,

$$\begin{aligned} P_d &= 10 \text{Log}[(E - 5.3)^2] - 10 \text{Log}(120\pi) \\ &= -116.06 [dBW/m^2] \end{aligned}$$

이다. 인공위성 수신기의 최소 허용 전력 밀도 레벨은 $-93.9 [dBW/m^2]$ 이므로 약 22.16 [dB]의 마진을 확보할 수 있다.

23 발사모드에서의 고주파 호환성

발사체 비행 중 위성의 상태를 지속적으로 감시하기 위하여 발사체 페어링 내부에서 위성의 송신기를 작동시킬 필요가 있을 수 있다.

그림 3과 같이 인공위성은 발사체 페어링 내부의 SYLDA 5 구조 안에 장착된다. 이 경우 1 [GHz] 이상의 고주파 조건에서 발사체의 페어링 구조는 다중모드 공동 공진기로 근사화할 수 있게 된다. 따라서 페어링 내부의 전자파의 전파는 자유공간 조건으로 근사화할 수 없다. 또한 페어링 내부의 고주파 전기장은 측정 위치와 관계 없이 균질하고 등방적인 특성을 갖게 된다.

페어링 내부로 전달된 고주파 신호는 페어링

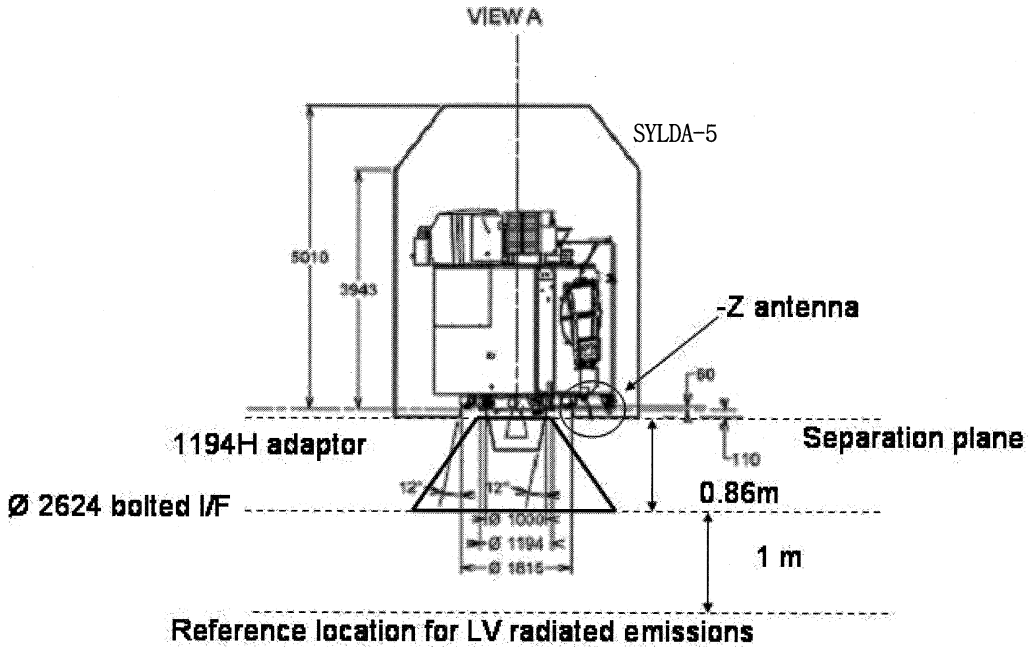


Fig 3. 발사 모드에서의 구성도

을 구성하는 재료의 특성, 즉 재료의 전도율 (conductivity) 와 투자율(permeability)에 따라 균일한 감쇄특성을 갖게 되며 X_c 로 정의되는 공동공진기 삽입손실은 식(1)과 같이 표현된다.

공동공진기 삽입손실 X_c 는 개구면 손실에 의한 복사성 손실 X_r 과 매질에서의 손실에 의한 전도성 손실 X_o 로 구성된다.

$$\frac{1}{X_c} = \frac{1}{X_r} + \frac{1}{X_o}, \quad \frac{1}{X_r} = \frac{8 \times \pi \times S_0}{\lambda^2} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{X_o} &= \frac{8 \times \pi \times (S - S_0)}{\lambda^2} \times \sqrt{\frac{\pi}{\lambda \times c \times \sigma \times \mu}} \\ &= \frac{8 \times \pi^2}{\lambda^2} \times (S - S_0) \times \delta \end{aligned}$$

여기서, δ 는 skin depth 이며 다음과 같다.

$$\delta = \frac{1}{\sqrt{\pi \times f \times \sigma \times \mu}} \quad (2)$$

페어링 내부에서의 전기장의 세기는 식 (3)과 같다.

$$E = \frac{4\pi}{\lambda} \sqrt{30 \times P_r} \quad (3)$$

여기서,

$$\frac{P_t}{P_r} = \frac{1}{X_c},$$

$$P_r \text{ dBW} = P_t \text{ dBW} + X_c \text{ dB} \quad (4)$$

이다.

Table 3 과 Table 4 는 1194H 어댑터 링과 페어링 내부의 SYLDA-5 의 크기 및 구성 매질에 대한 특성을 나타낸다.

식 (1) ~ (4) 를 적용하여 구한 페어링 내부에서의 전기장의 세기는 Table 5와 같다.

Table 3. 1194H 어댑터 링의 크기 및 제원

ELEMENT	MATERIAL	R-1(m)	R-2(m)	Height(m)	Surface(m ²)
100mm Adapter	Carbon	23	19	1	627
Breeze Upper stage	Carbon	4	4	21	2639
Total Carbon Surface(Surf)					3266

Carbon Permeability(Hr) $\mu = 1.2E-06$
 Carbon Conductivity(Sm) $c = 7.1E+04$

인공위성의 송신기 출력에 대한 페어링 내부에서의 전기장의 세기는 약 143.4 [dB μ V/m] 이다. 이는 Fig 1에서 보는 바와 같이 2.2 ~ 2.29 [GHz] 의 하향링크 주파수 영역에서 발사체가 제한하는 레벨인 145 [dB μ V/m]에 대하여 약 1.6 [dB]의 마진이 확보 가능하다.

Table 4. 페어링의 크기 및 제원

ELEMENT	MATERIAL	R-1(m)	R-2(m)	Height(m)	Surface(m ²)
R1B1EXTLONGFARING(3)	Aluminium	42	42	94	1260
R1B1EXTLONGFARING(1)	Aluminium	42	18	42	41.7
R1B1EXTLONGFARING(2)	Aluminium	18	0	18	509
COMSPACECRAFT	Aluminium	-	-	-	7600
Total Aluminium Surface(Surf)					2346

Aluminium Permeability(Hr) $\mu = 1.2E-06$
 Aluminium Conductivity(Sm) $c = 3.8E+07$

Table 5. 페어링 내부의 전기장의 세기

RF Window Diameter (m)	0.778
RF Window Surface (m ²)	0.476
Apertures (m ²)	0.56
Total Aperture Surfaces, S0 (m ²)	1.036

Injected RF Power (dBW) on -Z	0.831763771
Injected RF Power (dBW) on +Z	0.831763771
Injected RF Power (dBW)	1.663527542

Frequency (MHz)	2271.6
Alu. Skin Depth (um)	1.71E+00
Carb. Skin Depth (um)	3.95E+01

1/X radiated	1492.866
1/X conducted	327.958
Xc (dB)	-32.60

E-Field (V/m)	14.79188574
E-Field (dBuV/m)	143.4004709

3. 결 론

본 연구에서는 통신해양기상위성과 Ariane 5 발사체의 고주파 접속 적합성에 관하여 고찰하였다. 사용 주파수 대역 내에서 혼신으로 인한 성능열화의 가능성은 없으며, 발사모드에서 인공위성의 송신기를 운영할 경우 발사체 수신기에 간섭을 주지 않으며 동시 운영이 가능함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 “통신해양기상위성 개발 사업”의 지원으로 이루어졌으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] "ARIANE V User's Manual" Issue 4 Rev 0 November 2004.
- [2] "LAUNCH SYSTEM / SPACECRAFT INTERFACE CONTROL FILE", A5-DCI-1/0050431-AE.
- [3] "EMI/EMC/ESD Requirements Spec and Control Plan", COMS.SPG.00001.DP.T. ASTR Issue 01/00 2005.
- [4] William G. Duff, "Fundamentals of Electromagnetic compatibility", Interference Control Technologies, Inc., Virginia, 1988.
- [5] Michel Mardiguan, "EMI Troubleshooting Techniques"
- [6] Laszlo Tihanyi, "Electromagnetic Compatibility in Power Electronics", E&C, Inc., Florida, 1995.