

우주방사능 환경에서 정지궤도 위성시스템 설계에 관한 고찰

홍상표^{1*} · 허종완²

Study on the design of GEO Satellite System in Space Radiation Environment

Sang-Pyo Hong · Jong-Wan Heo

ABSTRACT

The space radiation/total ionizing Dose(TID) and its effects, and the GEO satellite system design considerations in space radiation environment are studied in this paper using Spenvis(Space Environment Information System). The GEO satellite system in space environment is simulated by NASA AP8/AE8, JPL91 and NRL CREME models, respectively for trapped particle, solar proton and cosmic-ray. The total ionizing Dose which is accumulated continuously to spacecraft electronics has been expressed as the function of aluminum thickness. These values can be used as the criteria for the selection of electronic parts and shielding thickness of the Digital Channel Amplifier(DCAMP) structure.

Key words : Digital channel amplifier, Space environment, Radiation, TID, Geostationary satellite

요약

본 논문에서는 우주방사능 환경에서 우주방사능/총 누적 방사선량(TID) 및 이에 대한 시스템 영향과 정지궤도 위성 시스템 설계를 Spenvis 를 사용하여 분석하였다. 우주환경에서 정지궤도 위성 시스템이 겪게 될 우주방사선 환경을 포획된 입자, 태양 양성자 그리고 우주선으로 구분하여 각각 NASA AP8, JPL91 그리고 NRL CREME 모델을 사용하여 전산모사하였다. 임무수 명기간 동안 전자부품에 계속적으로 피폭되는 전체 방사량을 알루미늄 차단두께의 함수로 나타내었으며, 이 값들은 디지털채널 처리부의 전자부품의 선택기준 및 위성체 또는 구성품의 구조물 두께를 설정할 수 있는 기준으로 제시한다.

주요어 : 디지털채널처리부, 우주환경, 방사선, 총 누적방사선량, 정지궤도위성

1. 서론

우주방사능 환경은 인공위성의 전자 부품에 중대한 영향을 끼칠 수 있기 때문에 인공위성을 개발하는데 있어서 중요한 설계 인자로 고려되고 있다. 인공위성의 전 수명 기간을 통하여 계속적으로 축적되는 저 준위 에너지 입자의 영향에 의한 전자소자나 태양 전지판 전지 셀의 성능

저하는 인공위성의 수명을 단축시키거나 오동작의 원인이 되며, 인공위성에 대한 우주방사능 환경은 위성체 전자소자의 선택이나 기능 설계 단계에서 반드시 고려해야 할 요소라는데 그 중요성이 있다^{1,2)}.

본 논문에서는 2016년 정지궤도에 발사예정인 차기군 통신위성에 탑재되는 디지털채널처리부(Digital Channel Amplifier, DCAMP)가 운용되는 우주방사능 환경 및 총 누적방사선량 영향에 관하여 분석하였다.

지구 자기권 내부에 포획되어 활동하는 양자 및 전자로 구분하여 디지털채널처리부에 영향을 미치는 우주 방사능 외부환경을 분석하였다. 또한, 우주방사능 외부 환경이 디지털채널처리부 내부에 전달되면서 구성되는 내부 환경 스펙트럼을 분석하였으며 그에 대한 특성분석과 알루미늄 차단 구조물을 통과한 후의 포획된 양자와 태양양

* 본 연구는 국방과학연구소 핵심기술과제의 지원으로 수행되었습니다(UC080025ED).
접수일(2010년 9월 8일), 심사일(1차 : 2010년 12월 16일),
게재 확정일(2010년 12월 17일)

¹⁾ 삼성탈레스 위성그룹

²⁾ 국방과학연구소

주 저자 : 홍상표

교신저자 : 홍상표

E-mail; sp1110.hong@samsung.com

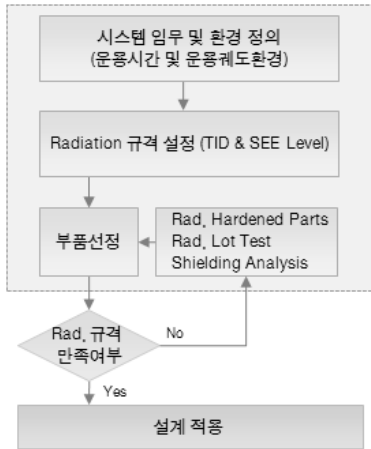


그림 1. 방사능 분석방안

표 1. 궤도 정보

No	Orbit Elements	Value	Units
1	Type of Orbit	Geo	
2	Altitude	35,793.23	km
3	Inclination	0	°
4	Period	23.93	hrs
5	Number of Orbit	1	
6	Mission Duration	18	years

자 유속 스펙트럼을 비교 분석하였다. 마지막으로, 디지털 채널처리부의 임무수행 중 계속적으로 피폭되는 전체 방사선량을 위성체 알루미늄 두께에 따른 피폭된 전체량을 분석하였다.

그림 1은 일반적인 우주방사능 분석 방안을 나타내었다. 이 분석을 통하여 총누적방사선량 계산 및 부품 설딩이 고려되어야 한다. 특히, 총누적방사선량 분석은 부품에 축적되는 방사선량과 부품의 설계 방사선량 조사를 통해 각 부품의 설계 방사선량이 예측된 방사선량과 비교하여 충분한 여유를 가지고 있는지 분석한다. 여기서 “설계 방사선량”은 개별 능동소자가 기능이나 성능의 오류 없이 동작할 수 있는 방사능 축적량을 의미하며 제조사 제공자료 또는 신규 시험을 통해 얻을 수 있다.

축적된 방사선량 분석의 목적은 예상되는 수명주기 동안 해당 부품에 축적되는 방사능의 총 조사량이 부품이 정상적으로 동작할 수 있는 방사능 조사량보다 충분히 적은 것인지 확인하는 것으로 그렇지 못한 부품이 있을 경우 통상적으로 다음과 같은 보완 작업을 통해 방사능으로 인한 저하 위험을 회피하고자 한다.

- 부품/모듈/반의 실장 위치나 방향변경
- 보호 물질 추가
- 방사능 내성부품으로 교체

그러나 본 분석에서는 상기 언급한 일반적인 방안을 적용하기에는 개발단계(EM: Engineering Model)에 따른 제약사항으로 인해 Tailoring된 분석 방안을 적용하였다.

2. 우주방사선 환경 모사 및 영향 분석

2.1 우주방사선 환경

정지궤도에서 디지털채널처리부가 겪게 될 우주방사선 환경을 모사하기 위한 임무수행 궤도 정보는 표 1과 같다. 임무수명을 최약조건을 고려하여 18년을 목표로 하여 전산모사를 하였다. 특히, 고 궤도의 특성을 고려하여 우주방사선 환경을 포획된 입자, 태양 양성자로 구분하였다. 각각에 대해 NASA AP8/AE8, JPL91 그리고 NRL CRE ME86 모델을 사용하여 전산모사를 수행하였다³⁾. 모든 방사선원으로부터 총 이온화 방사능 효과를 계산하기 위해 SHILDOSE-II 코드를 사용하여 Dose-Depth 곡선을 구하였다.

2.2 포획된 양성자 및 전자

포획된 양성자 및 전자의 전산모사에는 AP8 모델과 AE8 모델이 각각 사용되었다. 이 모델들은 NASA에서 개발한 실험적 모델로 1960년대에서 1970년대까지 발사된 여러 위성들에서 측정된 데이터들을 축적하여 지구자기좌표에 대한 적분 선속을 제공한다. 지구 자기권에 포획된 입자들은 태양 주기에 따른 지구 대기 팽창 등에 의해 영향을 받으며, 이를 반영하여 NASA 모델에서는 각 입자별로 태양 극대기용 Max 모델과 태양 극소기용 Min 모델을 선택할 수 있다.

우주방사선 영향 평가는 기본적으로 보수적인 관점을 취하므로 더 높은 선속 분포를 나타내는 AP8(Min) 모델과 AE8(Max) 모델이 선택되었다. 각 모델들의 선속 데이터는 지구자기좌표를 사용하므로 적절한 변환 기준을 적용하여 지리좌표로 변환해 주어야 한다. 이를 위하여 지구자기장 모델로 Jensen Cain 1960 모델을 선택하여 변환의 기준으로 사용하였다⁴⁾.

포획된 양성자(Trapped Proton) 및 전자(Trapped Electron)에 대한 전산모사 결과를 그림 2와 그림 3에 나타내었다. 전자가 양성자에 비해 약 10배 정도 높은 선량을 나타내며, 에너지도 2.5배 정도 높게 분포하는 것을 알 수 있다. 양성자의 경우 최대 에너지가 2MeV이므로 알루미늄

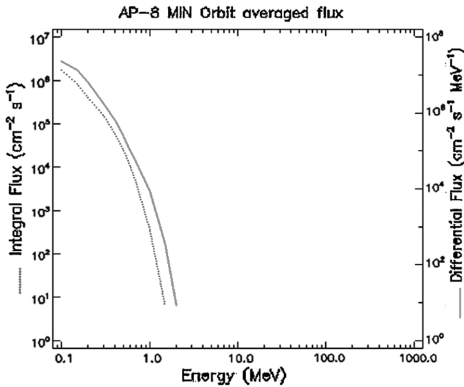


그림 2. 포획된 양성자의 에너지-선속분포

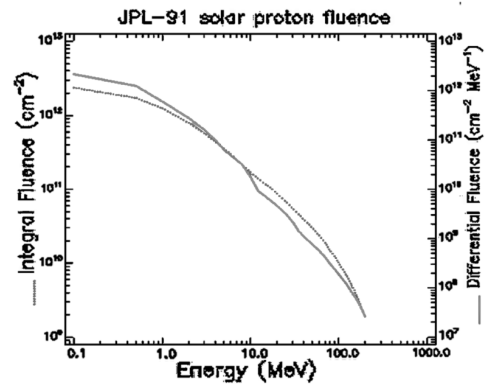


그림 4. 태양 양성자의 에너지-선속 분포

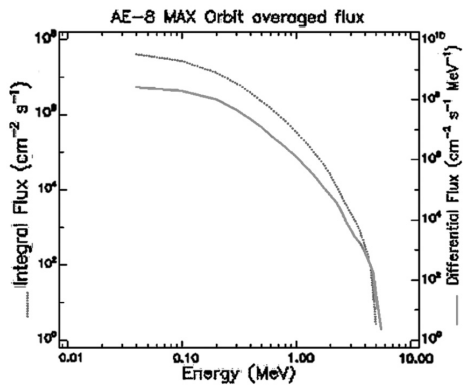


그림 3. 포획된 전자의 에너지-선속분포

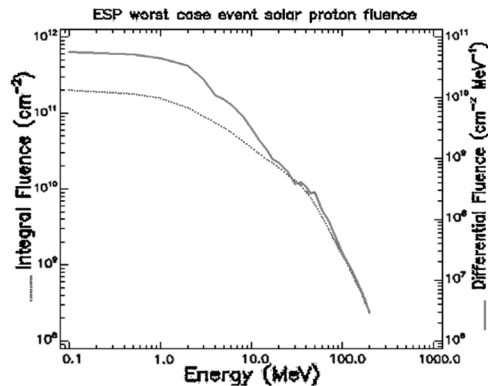


그림 5. 태양 양성자의 에너지-선속 분포(최악조건)

늄 투과 범위가 17 μm 이며, 전자의 경우 최대 에너지가 6 MeV 이므로 알루미늄 투과 범위가 12 μm 이다. 그러므로 디지털채널처리부의 경우 포획된 양성자는 내부의 전자 소자에 영향을 줄 수 없으며, 포획된 입자에 대한 분석은 전자에 대해서만 이루어진다.

2.3 태양 양성자

지구 주변의 우주 방사선 환경에서 태양에 의한 영향은 크게 양성자와 중이온으로 나눌 수 있다. 중이온 입자들의 경우 높은 LET(Linear Energy Transfer)로 인해 위성 내 전자 소자에 큰 영향을 줄 수 있으나 태양 양성자에 비해 현저히 낮은 선속 분포를 나타내므로 일반적으로 태양에 의한 영향은 태양 양성자만을 고려하게 된다. 위성 내 전자 소자에 영향을 주는 고 에너지 태양 양성자는 대부분 코로나 물질방출(Coronal Mass Ejection, CME)때 발생된다. 전자가 주로 방출되며 수 시간 정도 지속되는 태양 플레어와 달리 CME는 양성자를 방출하며 수 일 가

량 지속되는 것이 일반적이다.

태양 양성자의 경우 포획된 양성자와는 달리 공간적 분포나 에너지 분포가 불안정하므로 누적 효과인 총 이온화 방사선 효과의 평가에는 평균화된 모델인 JPL91 모델을 사용하는 반면, 순간 효과인 단일사건 효과의 평가에는 CREME 모델을 사용하여 태양 양성자에 대한 최악의 경우(Worst Case)를 분석한다. JPL91 모델을 이용한 분석에서 신뢰 수준은 95%로 설정하였으며, 지구에 의한 그림자 효과와 지구 자기장에 의한 차폐효과가 고려되었다. 태양 양성자 효과는 태양 활동의 극대기에서 고려된다.

최악의 경우에 대한 시뮬레이션에는 1989년 10월에 발생한 태양사건의 선속 분포 데이터를 사용하였다. JPL91 모델로부터 구한 태양 양성자의 선속 분포(그림 4)의 경우 포획된 양성자가 전자에 비해 훨씬 낮은 선속을 나타내지만 200 MeV의 높은 에너지까지 분포한다. 1989년 10월에 발생한 태양사건의 데이터를 이용하여 CREME 모델로부터 구한 최악의 경우에 대한 태양 양성자의 선속

분포는 그림 5에 나타내었다. JPL91 모델로부터 구한 평균화된 선속 분포에 대해 10배 정도 높은 선속을 나타내며 200 MeV까지 분포하고 있다. 이는 태양 사건 발생 시 디지털채널처리부 내의 전자 소자에 대해 높은 단일 사건 효과 발생률을 예상할 수 있으며, 1989년 10월의 태양 사건과 같은 태양 사건이 발생할 경우 태양 양성자에 의한 평균 단일 사건효과 발생률에 대해 약 1000배 정도 높은 단일 사건 효과 발생률이 예상된다.

2.4 TID계산 및 영향분석

TID 계산은 포획된 양자, 포획된 전자 및 태양 양성자를 포함한다. 우주 방사능 입자들은 위성체의 전자소자에 계속적으로 축적되어 전자소자의 이온화 현상을 진행시켜 결국에 가서는 전자소자의 특성을 변화시키거나 파손

시키는 영향을 준다^{5,6)}. 따라서 차기군통신위성에 사용되는 전자소자 중 우주 방사능에 반응하는 전자 소자는 디지털채널처리부의 임무기간동안에 축적 예상되는 총 방사량 이상에서 기능을 수행할 수 있어야 한다.

그림 6과 TID 방사량 계산은 포획된 양자, 포획된 전자 및 태양양자를 포함한다(표 2참조). 그리고 그림 2~그림 5의 전산모사 결과는 각각의 방사능 외부환경이 알루미늄 재질의 차단 구조물을 통과한 후 위성체 총 수명주기 동안 축적되는 총 방사량 합을 나타낸다. 알루미늄 구조의 두께가 증가함에 따라 포획된 전자의 방사량은 효과적으로 감소됨을 알 수 있었다. 포획된 전자 값은 전자와 알루미늄의 상호작용에 의하여 생성된 2차 방사능에 의한 영향을 포함한다. 그러나 양자의 경우 에너지의 세기가 적은 양자는 알루미늄 구조의 차단에 의하여 그 방사량을 효과적으로 감소시킬 수 있으나, 에너지가 큰 양자의 경우 알루미늄 구조의 두께를 증가시켜도 방사량 감소 효과는 거의 동일한 것을 알 수 있다.

위성체의 무게는 발사비용과 직결되어있는 중요한 설계 요소이다. 따라서, 위성체의 무게 및 전자소자의 특성 등을 고려하여 적절한 두께를 설정하는 것이 필요하다. Spennis를 사용하여 전산모사 결과 그림 6의 총 누적 방사선량이 분석되었다. 디지털채널처리부의 위성체 구조 및 전자박스 하우징의 두께의 합은 5mm 정도로 고려할 경우 연간 88.39krad의 총 방사량이 예상되며, 이 값은 전자 부품의 선택 기준으로 사용될 수 있다.

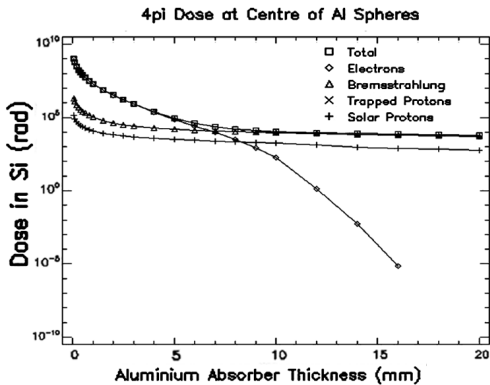


그림 6. 총 누적 방사선량

표 2. TID 적용 모델

Environment	Conditions (Typical Model)
Trapped Environment	Trapped Proton (AP8 MIN) Trapped Electron (AE8 Max)
Solar Environment	Solar Proton (JPL91)

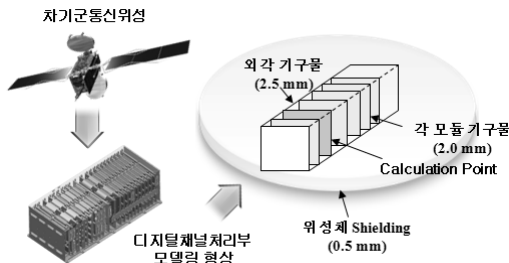


그림 7. 모델링 방안

3. 누적방사선량 추정 및 부품 Design Dose

그림 6에서 구한 총 누적 방사선량 곡선을 이용하여 디지털채널처리부 내의 개별 부품에 조사되는 누적 방사선량을 예측하기 위해서는 개별 부품의 실장 위치를 기준으로 전 방향에서의 다음과 같은 차폐 두께를 고려한 구형 분할 방법을 수행하여야 한다.

- 위성체 내부 실장 위치에 따른 Shielding
- 유닛 외곽 기구물
- 유닛 전, 후면 덮개
- 모듈 기구물

그러나 차기군통신위성에 탑재될 디지털채널처리부의 위성체 종류 및 위성체 패널 내 탑재 위치 등이 미정인 상태에서 3차원적인 기구 구조물에 대한 별도의 복잡한 해석이 필요한 구형 분할 분석을 수행했을 때의 결과(TID)의 신뢰성 및 그 결과에 따른 대책 수립의 적절성에 대한 추가적인 논의가 필요하다. 본 논문에서는 그림 7과 같이

표 3. 방사선량 (TM/TC 제어반)

품 명	Space		Dose Level
	부품 번호	제조사	
FPGA	XQR4VFX60	Xilinx	250Krad
PROM	XQR17V16	Xilinx	50Krad
1553B(RT)	BU-63705,BU-63157	DDC	100Krad
SRAM 64M	UT8ER512K32	Aeroflex	100Krad

표 4. 방사선량 (IF처리반)

품 명	Space		Dose Level
	부품 번호	제조사	
다이오드	SMXDZ0W212V0	semiconix	100Krad
다이오드	SMXDZ0W212V0	semiconix	100Krad
FET	IRHLUB7970Z4SCS	IRF	100Krad
집적회로	OM7639SM	IRF	100krad
레귤레이터	5962-0624101KXA	NSC	100krad
집적회로	AD667-713F	Analog Devices	100krad

단순화된 모델링 및 최악조건에 가까운 분석을 수행하여 기구물 두께를 5mm 추정하여 TID를 계산하고, 개별 부품 설계 방사선량과의 비교를 통해 선정된 부품의 방사능 요구사항(Radiation Requirement) 만족 여부를 1차적으로 분석하였다. 위성체 구조 및 전자박스 하우징의 두께의 합을 5mm 정도로 고려하면 약 88krad의 총 방사량이 누적된다. 이를 각 반별 능동소자에 대한 설계 방사선량 레벨 값과 비교하여 분석하였다.

- 위성체 설딩: 전 방향으로 0.5mm
- 유닛 외각 기구물 및 전, 후면 덮개: 전방향으로 2.5mm 가정
- 각 모듈별 기구물: 2.0mm

표 3~표 6은 디지털채널처리부의 방사선량을 분석한 결과이다. 설계 방사선량 레벨이 조사된 대부분의 주요 소자의 경우 각 모듈별 적용된 설계 방사선량 레벨이 100 krad 이상으로 예측된 TID(88.39krad) 이상이므로 문제가 없을 것으로 분석되었다.

설계 방사선량 레벨이 50krad로 조사된 PROM의 경우 실제 부품 실장 위치가 디지털채널처리부 및 TMTC 제어반이므로 실제적으로는 디지털채널처리부 내부에 실장되어 차폐물의 평균 두께가 최소 7mm 이상으로 예측되므로 사용에 문제가 없을 것이다.

표 5. 방사선량 (전원반)

품명	Space		Dose Level
	부품 번호	제조사	
전원공급기	9031-S03.3	M.D.I	100Krad
전원공급기	9690-S12	M.D.I	100Krad
전원공급기	9107-S05	M.D.I	100Krad
전원공급기	9107-S15	M.D.I	100Krad
집적소자	LM139AJR LQMLV	National	100Krad
집적소자	LM124AJR QMLV	National	100Krad
집적소자	AD584TH QMLV	Analog	100Krad
온도센서	AD590MF	Analog	100Krad
트랜지스터	JANS2N2222A	Microsemi	100Krad

표 6. 방사선량 (디지털채널처리반)

품 명	Space		Dose Level
	부품 번호	제조사	
ADC	ADS5444-SP	TI	100Krad
DAC	DAC5675A-SP	TI	100Krad
FPGA	XQR4VLX200	Xilinx	250Krad
PROM	XQR17v16	Xilinx	50Krad

4. 결 론

본 논문에서 언급한 우주방사능 영향 분석은 2016년 정지궤도에 발사예정인 차기군통신위성에 탑재되는 정지궤도 위성중계기의 우주방사능 환경 및 TID 영향을 우주방사능 해석 소프트웨어인 SPENVIS를 활용하여 분석하였다.

본 논문에서는 위성체 외부 방사능 환경으로서 지구 자기장 내부에 포획되어 활동하는 포획된 양자 및 전자가 고려되며, 태양에서 전달되는 태양 양성자가 고려되었다. 또한 TID에 영향을 미치는 방사능은 포획된 양자 및 전자와 태양 양성자임을 알 수 있었다. 우주방사능 외부환경이 위성체 내부로 통과된 후 구성되는 내부 방사능 환경 스펙트럼을 분석하였으며, 그에 대한 영향을 분석하였다. 저 에너지 입자는 알루미늄 차단 구조물을 이용하여 방사능 영향을 효과적으로 차단할 수 있음을 알 수 있었으나, 고 에너지 입자의 경우 구조물의 두께를 증가하여도 방사능 영향을 효과적으로 차단할 수 없음을 알 수 있

었다.

정지궤도의 우주환경에서 약 5mm 정도 이상의 두께에는 그 이상의 방사능 차단 효과가 미약한 것을 알 수 있었으며, 최소 5mm 이상의 평균 알루미늄 차단두께를 고려하고 있는 일반적인 위성체와 비교하였을 경우 구조설계는 우주 방사능과 관련하여 매우 효과적으로 설정되었음을 알 수 있었다. 즉, 에너지의 세기가 적은 양자는 알루미늄 구조의 차단에 의하여 그 방사량을 효과적으로 감소시킬 수 있으나 에너지가 큰 양자의 경우 알루미늄 구조의 두께를 증가시켜도 방사량 감소효과는 거의 동일한 것으로 분석되었다. 마지막으로 디지털채널처리부가 탑재될 위성체의 임무수명기간 동안 전자부품에 계속적으로 피폭되는 전체방사량을 차폐물의 두께에 대한 차폐물 통과 후 누적되는 이온화 방사선량으로 나타내었으며, 이 값들은 차기 정지궤도 위성의 전자부품의 선택기준 및 위성체 구성품의 구조물 두께를 설정할 수 있는 기준으로 제시하였다.

참 고 문 헌

1. R. L. Pease, "Total Dose Issues for Microelectronics in Space Systems," IEEE Trans. Nucl. Sci.,43, pp. 442-452, 1996.
2. G. C. Messenger and M. S. Ash, "The Effects of Radiation on Electronic Systems, Van Nostrand Reinhold: New York, 1986.
3. Sawyer, D. M., and J. I. Vette, AP-8 Trapped Proton Environment for solar Maximum and Solar Minimum, NSS DC/WDC-A-R&S 76-06, 1976.
4. M.A Xapsos, G.P.Summers, J. L.Barth, E.G. Stassinopoulos and E. A. Burke, "Probability Model for Worst-Case Solar Proton Event Fluences," IEEE Trans. Nucl. Sci., 46, pp. 1481-1485, 1999.
5. J. L. Barth, "Part I of the Radiation Effects Short Course," the Nuclear and Space Radiation Effects Conference, Snowmass, Colorado, July, 1997.
6. Kyungin Kang, "Radiation Damage Effects on Optoelectronic Devices", ESA-ESTEC WP-2066, 1999.



홍 상 표 (sp1110.hong@samsung.com)

2003 경동대학교 정보통신공학과 학사
 2005 광운대학교 전자공학과 석사
 2005~2008 코스페이스
 2008~2009 한국항공우주연구원 위성시험그룹
 2009~현재 삼성탈레스 통신연구소 위성그룹 재직중

관심분야 : 위성통신



허 종 완 (dangke@add.re.kr)

1994 충남대학교 전자공학과 학사
 1996 충남대학교 전자공학 석사
 1996~현재 국방과학연구소 재직중

관심분야 : 위성통신