技術論文

통신해양기상위성 통신 탑재체의 우주 방사선 환경 모사 및 영향 추정

김성준*, 선종호**, 우형제**, 최장섭***

Environment Simulation and Effect Estimation of Space Radiation for COMS Communication Payload

Sung-Joon Kim*, Jongho Seon**, Hyung-Je Woo** and Jang-Sup Choi***

ABSTRACT

Space radiation environment for COMS is simulated by NASA AP8/AE8, JPL91 and NRL CREME models, respectively for trapped particle, solar proton and cosmic-ray. The radiation effects on electronic devices in communication payload are also estimated by using simulation results. Dose-depth curve and LET spectrum are calculated for estimating total ionizing dose(TID) effect and single event effect(SEE) respectively. Spherical sector method is applied to dose estimation at each position in the units of communication payload to consider shielding effect of platform and housing. Total ionizing dose at each position varies by 8 times through shielding effect under the same external space radiation environment.

초 록

통신해양기상위성의 통신 탑재체가 겪게 될 우주 방사선 환경을 포획된 입자, 태양 양성자 그리고 우주선으로 구분하여 각각 NASA AP8/AE8 모델, JPL91 모델, 그리고 NRL CREME 모델을 사용하여 전산 모사 하였다. 이러한 우주 방사선 환경이 위성 내 통신 탑재체에 미치는 영향을 추정하기 위해 총 이온화 방사선 효과의 분석에 필요한 Dose-Depth 곡선 및 단일사건효과 발생률 계산에 필요한 LET 스펙트럼 구하였다. 통신 탑재체 내의 각 장치별 차폐 효과 차이를 고려한 총 이온화 방사선 효과의 예측을 위해서 기계 구조 모델을 만든 후 구형 분할 방법을 적용하였다. 이를 통해 통신 탑재체 내 각 장치의 위치별 총 이온화 방사선 효과를 예상하였으며 동일한 외부 방사선 환경에 대해서 차폐 효과에 따라 최고 8배까지 방사선 효과가 다르게 나타났다.

Key Words : Space Radiation(우주 방사선), Cosmic-ray(우주선), Solar Proton(태양 양성자), COMS(통신해양기상위성), Radiation Effect(방사선 효과)

Ⅰ. 서 론

통신해양기상위성(Communication, Ocean and Meteorological Satellite, COMS)는 국내의 정지궤도 통신위성 수요충족을 위한 정지궤도위성 기술 확보 및 독자적인 기상 및 해양관측의 필요성이 증대됨에 따라 2008년 발사하여 7년 동안 운용되는 것을 목표로 2003년 9월에 개발을 시작한

† 2006년 8월 30일 접수 ~ 2006년 10월 23일 심사완료
* 정회원, 한국과학기술원 물리학과
연락저자, E-mail : aramis@space.kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 구성동 373-1
** 정회원, (주)쎄트렉아이
*** 정회원, 한국전자통신연구원

표 1. 우주 방사선이 위성 운용에 영향을 준 대표적인 사례[1]

Spacecraft	Orbit	Launch date	Anomaly Description
ETS-6	GEO	1994.8.28	Solar radiation reduced the effectiveness of solar panels and made it unable to reach the GEO because of failure in apogee kick motor
Hipparcos	Elliptical(495-35,811 km, 7 degree)	1989.8.8	Mission operations were terminated by radiation damage to certain components
HST	593km, 28.5 degree	1990.4.24	Bit flips in the RAM of fine guidance system
			Six of the telescopes' status monitors failed in the SAA
			Data Interface Unit-2 presented faulty telemetry readings for specific HST parameters

정지궤도 위성이다. 임무 수행을 위해 국가재난 관리 체계의 구축을 위한 기상관측탑재체, 해양자원 관리 및 해양환경 보전을 위한 해양관측탑재체, 광대역 위성 멀티미디어 시험 서비스 및 우주인증을 위한 통신탑재체 등이 탑재될 계획이다. 정지궤도위성에 최초로 해수 온도변화를 감시하는 전용센서를 탑재하여 대기, 해수면의 온도 및 수증기량의 변화를 실시간으로 감시할 수 있다. 통신해양기상위성이 수집한 기상관측자료는 일본, 중국 및 동남아 지역에 제공돼 지진해일 등 기상이변으로 인한 피해를 막는 데 도움을 줄 것으로 기대되고 있다.

일반적으로 인공위성들은 그들의 궤도에 따라 다양한 종류의 우주 방사선 환경에 노출되며 이러한 방사선에 의해 위성 내 반도체 소자 및 태양 전지의 성능이 저하되고 오동작이 유발되며 최악의 경우 영구적인 동작 불능 상태에 이르게 된다(표 1). 우주 방사선 환경은 크게 포획된 입자(trapped particle), 태양 양성자(solar proton) 그리고 우주선(cosmic-ray)으로 구분하여 분석되는데, 통신해양기상위성이 운용될 지구 정지 궤도는 이러한 입자들에 대한 지구 자기장의 차폐효과가 낮기 때문에 과학위성 2호(STSAT-2)나 아리랑 1호 같은 저궤도 (Low Earth Orbit, LEO) 위성에 비해 우주 방사선에 의한 영향의 훨씬 크게 받게 된다. 그러므로 통신해양기상위성의 설계 및 제작 단계에서 이러한 우주 방사선 환경을 예측하여 대비하는 것은 필수적이다[2]. 이를 위하여 통신해양기상위성의 통신 탑재체가 임무 수행 중 겪게 될 우주 방사선 환경을 시뮬레이션 하여 포획된 입자들, 태양 양성자, 그리고 우주선으로 나누어 방사선 입자들에 대한 선속(flux) 분포를 구하였다. 각각의 우주 방사선원의 시뮬레이션은 NASA AP8/AE8 모델, JPL91 모델 그리고 NRL CREME 모델을 통해 수행되었다. 또한 우주 방사선 환경이 위성 내 통신 탑재체에 미치는 영향을 예측하기 위해 여기서 얻어진 시뮬레이션 결과들을 총 이온화 방사선 효과 분석에 필요한 Dose-Depth 곡선과 단일사건효과 분석에 필요한 LET 스펙트럼으로 변환하였으며, 구형 분할 방법(spherical sector method)을 적용하여 각 장치의 위치별로 예상되는 총 이온화 방사능 효과를 계산하였다.

II. 본 론

2.1 우주 방사선 환경

통신해양기상위성이 겪게 될 우주 방사선 환경을 시뮬레이션하기 위한 임무 수행 궤도에 대한 정보는 다음과 같다(표 2). 위성의 발사 후 임무 수행 궤도에 이르기 전까지의 천이 궤도(Geostationary Transfer Orbit, GTO)는 전체 임무 수행 기간에 비해 매우 짧은 시간에 통과하므로 본 시뮬레이션에서 생략하였다. 그리고 위성의 임무수명은 7년이지만 통신탑재체의 임무수명은 12년을 목표로 하고 있으므로, 12년을 기준으로 시뮬레이션 하였다.

표 2. 통신해양기상위성의 운용 정보

Orbit Elements	Value
Type of Orbit	Geo-Stationary
Altitude	35,800 km
Inclination	0°
Mission Life Time	7(12) years

지구정지궤도는 바깥쪽 반 알렌 방사선대(Van Allen radiation belts)에 속하므로 방사선 입자들이 저궤도와는 다르게 분포한다. 예를 들어, 저궤도에서 크게 문제가 되는 고 에너지의 포획된 양

성자의 경우 지구정지궤도에서는 에너지가 매우 낮아 인공위성 외벽에서 모두 차폐되는 것이 일반적이다. 반면 저궤도에서 인공위성 외벽을 거의 통과하지 못하는 포획된 전자들의 경우 지구정지궤도에서는 높은 에너지와 선속으로 인해 총 이온화 방사선 효과의 주된 원인으로 작용한다. 또한 저궤도에서는 극지방에서만 존재하는 태양 양성자의 경우 바깥쪽 반 알렌 방사선대에 속하는 고 궤도에서는 적도 부근에서도 위성에 영향을 준다. 이러한 고 궤도의 특성을 고려하여 통신해양기상위성의 우주 방사선 환경을 포획된 입자, 태양 양성자 그리고 우주선으로 나누어 시뮬레이션 하였다. 각각에 대해 NASA AP8/AE8, JPL91 그리고 NRL CREME86 모델을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였으며[2~5], 모든 방사선원으로부터 총 이온화 방사능 효과를 계산하기 위해 SHIELDOSE-II 코드를 사용하여 Dose -Depth 곡선을 구하였다. 또한 우주선에 의한 단일사건 효과 발생률 계산에 필요한 LET 스펙트럼은 CREME의 내부 코드를 사용하여 계산하였다.

2.2 포획된 양성자 및 전자

포획된 입자들은 외부로부터 유입된 입자들이 지구 자기장에 포획되어 지구 주변에 띠 형태로 분포하고 있으며 이를 반 알렌 방사선대(Van Allen radiation Belts)라고 한다.

비교적 안정적인 형태로 분포하며 양성자와 전자를 제외한 중이온은 상대적으로 매우 낮은 분포를 나타내기 때문에 우주 방사선에 의한 영향 평가에서는 일반적으로 양성자 및 전자만 고려한다. 평균적인 선속이 다른 우주 방사선원에 비해 훨씬 높기 때문에 총 이온화 방사선 효과의 주요 원인으로 작용하며, 저궤도의 경우 고 에너지 양성자의 분포가 높아 단일 사건 효과에도 기여하게 된다. 양성자의 경우 100 keV에서 수백 MeV까지, 전자의 경우 수십 keV에서 10 MeV까지의 에너지가 분포하며 고도 및 위도에 따라 크게 달라진다. 포획된 양성자 및 전자의 시뮬레이션에는 AP8 모델과 AE8 모델이 각각 사용되었다[2,3]. 이 모델들은 NASA에서 개발한 실험적 모델(empirical model)로 1960년대에서 1970년대까지 발사된 여러 위성들에서 측정된 데이터들을 축적하여 지구자기좌표(geomagnetic coordinate)에 대한 적분 선속(integral flux)을 제공한다. 지구 자기권에 포획된 입자들은 태양 주기에 따른 지구 대기 팽창 등에 의해 영향을 받게 되며, 이를 반영하여 NASA 모델에서는 각 입자 별로 태양 극대기용 MAX모델과 태양 극소기용 MIN모델을 선택할 수 있다[6]. 우주 방사선 영향 평가는 기본적으로 보수적인 관점을 취하므로 더 높은 선속 분포를 나타내는 AP8MIN모델과 AE8MAX 모델이 선택되었다. 각 모델들의 선속 데이터는 지구자기좌표 (geomagnetic coordinate)를 사용하므로 적절한 변환 기준을 적용하여 지리 좌표(geographical coordinate)로 변환해 주어야한다. 이를 위해 지구자기장 모델로 Jensen Cain 1960 모델을 선택하여 변환의 기준으로 사용하였다. 포획된 양성자 및 전자에 대한 시뮬레이션 결과를 각각 그림 1과 그림 2에 나타냈다.

전자가 양성자에 비해 10배 정도 높은 선량을 나타내며, 에너지도 10배 정도 높게 분포하는 것을 알 수 있다. 양성자의 경우 최대 에너지가 1 MeV이므로 알루미늄 투과 범위가 14 um이며, 전자의 경우 최대 에너지가 5 MeV이므로 알루미늄 투과 범위가 11 mm이다[7, 8]. 그러므로 통신해양기상위성의 경우 포획된 양성자는 위성 내

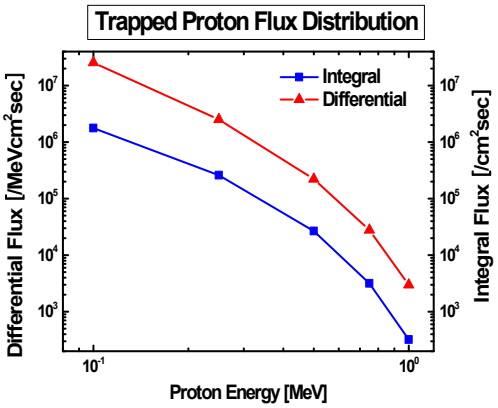

그림 1. 포획된 양성자의 에너지-선속 분포

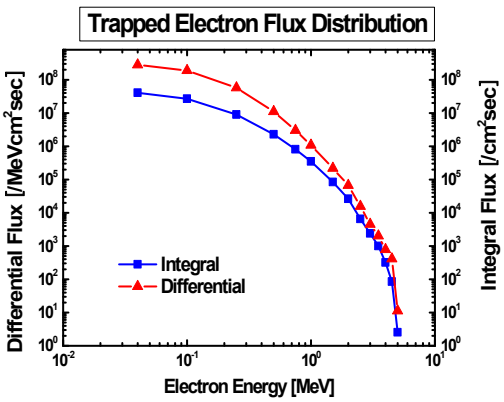

그림 2. 포획된 전자의 에너지-선속 분포

부의 전자 소자에 영향을 줄 수 없으며 포획된 입자에 대한 분석은 전자에 대해서만 이뤄진다.

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 양성자만을 고려하게 된다. 위성 내 전자 소자에 영향을 주는 고 에너지 태양 양성자는 대부분 코로나 물질 방출(coronal mass ejection, CME) 때 발생한다. 전자가 주로 방출되며 수 시간 정도 지속되는 태양 플레어(solar flare)와 달리 CME는 양성자를 방출하며 수 일 가량 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 단일 사건 효과의 평가에는 CREME 모델을 사용하여 태양 양성자에 대한 최악의 경우(worst case)를 시뮬레이션 하게 된다[6]. JPL91 모델을 이용한 시뮬레이션에서 신뢰 수준(confidence level)은 95%로 설정하였으며, 지구에 의한 그림자 효과(earth's shadow effect)와 지구 자기장에 의한 차폐 효과 (magnetospheric shielding)가 고려되었다. 태양 양성자 효과는 태양 활동의 극대기(solar maximum)에만 고려되며, 본 통신 탑재체의 경우 총 임무 수행 기간 12년 중 7.5년이 극대기에 해당된다.

최악의 경우에 대한 시뮬레이션에는 1989년 10월에 발생한 태양 사건(solar event)의 선속 분포 데이터를 사용하였다. 또한 두 시뮬레이션 결과에 대해 알루미늄 2 mm로 구성된 차폐물을 통과한 후의 선속 분포를 계산하였다.

JPL91 모델로부터 구한 태양 양성자의 선속 분포(그림 3)의 경우 포획된 양성자나 전자에 비해 훨씬 낮은 선속을 나타내지만 100 MeV 이상의 높은 에너지까지 분포한다. 알루미늄으로 구성된 2mm 차폐물 통과 후의 선속 분포는 저에너지 선속은 크게 줄어들지만 10 MeV 이상의 고 에너지 양성자들은 큰 영향을 받지 않는 것으로 나타났다. 그러므로 위성 내부의 전자 소자에 대한 총 이온화 방사능 효과뿐만 아니라 단일 사건 효과에도 기여할 것으로 예상된다.

1989년 10월에 발생한 태양 사건의 데이터를

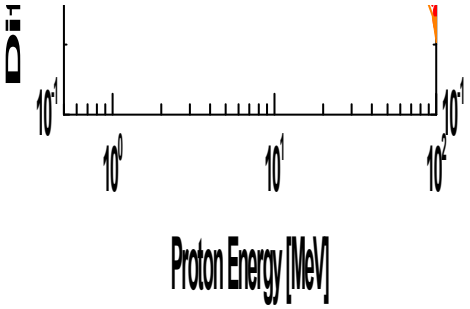

그림 3. 태양 양성자의 에너지-선속 분포

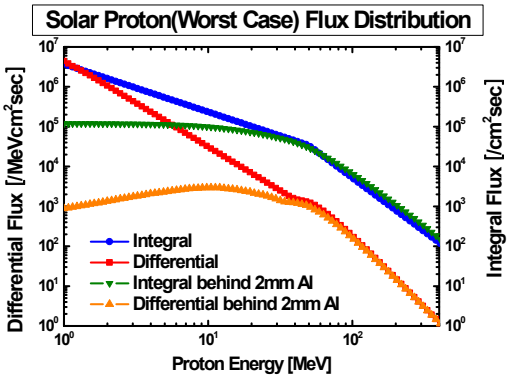

그림 4. 태양 양성자의 에너지-선속 분포 (Worst Case)

이용하여 CREME 모델로부터 구한 최악의 경우에 대한 태양 양성자의 선속 분포는 그림 4에 나타냈다. JPL91 모델로부터 구한 평균화된 선속 분포에 비해 1000배 정도 높은 선속을 나타내며 수 GeV까지 분포하고 있다. 알루미늄으로 구성된 2mm 차폐물 통과 후의 선속 분포는 JPL91 모델의 결과와 비슷하다. 태양 사건 발생 시 통신해양기상위성 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 사건 효과 발생률에 비해 1000배 정도 높은 단일 사건 효과 발생률이 예상된다.

2.4 우주선

우주선원은 크게 은하, 태양 그리고 지구 대기로 나눠지며, 태양에 의한 영향은 2.3절에서 이미 다뤄졌으며 지구 대기부터의 우주선(terrestrial cosmic-ray)에 비해 은하 우주선이 상대적으로 평균

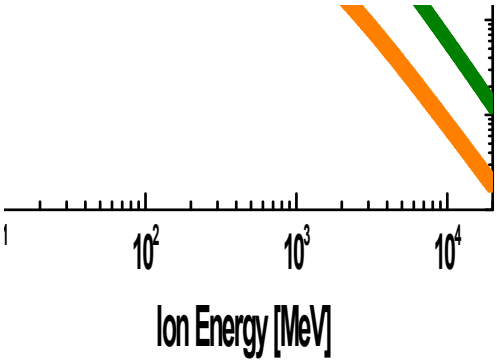

그림 5. 우주선의 에너지-선속 분포

선속이 훨씬 높기 때문에 여기서는 은하 우주선을 고려하게 된다. 은하 우주선(galactic cosmic-ray)은 은하에서 태양계로 유입된 고 에너지 저 선속의 하전 입자들이다. 양성자 85%, 알파 입자 14%, 그리고 중이온 1%로 구성되며 에너지는 수십 GeV 이상까지 분포한다. 은하로부터 유입되는 하전 입자들은 태양풍을 극복해야 지구까지 도달할 수 있게 되므로 태양 활동이 활발한 극대기에는 선속이 낮아지며 극소기에는 선속이 높아지는 역상관관계(anti-correlation)를 갖는다[5].

통신해양기상위성의 우주선 환경에 대한 시뮬레이션에는 Naval Research Laboratory에서 개발한 CREME 모델을 사용하였다. 90% worst case cosmic ray(M=3)로 설정하였으며, 태양 양성자와 마찬가지로 지구에 의한 그림자 효과와 지구 자기장에 의한 차폐 효과가 고려되었다. 우주선에 대한 CREME 모델을 이용한 시뮬레이션 결과 중에서 양성자와 주요 중이온들에 대한 결과를 그림 5에 나타냈다. 태양 양성자보다도 1000배 이상 낮은 선속을 나타내므로 통신해양기상위성 내의 전자 소자에 대한 총 이온화 방사선 효과 분석에서는 무시할 수 있으며, 단일 사건 효과에 대한 분석에만 고려될 것이다.

2.5 Dose-Depth 곡선과 LET 스펙트럼

앞서 통신해양기상위성의 통신 탑재체가 임무 수행 기간 동안 겪게 될 위성 외부의 우주 방사선 환경을 우주 방사선원 별로 구분하여 시뮬레이션 하였다. 이 시뮬레이션에서 구한 선속 분포들을 이용하여 우주 방사선에 의한 전자 소자들의 영향을 예측하기 위해서 총 이온화 방사선 효과에 대해서는 Dose-Depth 곡선으로, 단일 사건 효과에 대해서는 LET 스펙트럼으로 변환시켜줘야 한다.

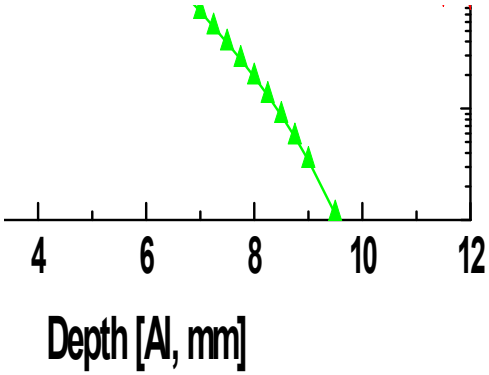

그림 6. COMS 임무에 대한 Dose-Depth 곡선

Dose-Depth 곡선은 차폐물의 두께에 대한 차폐물 통과 후 누적되는 이온화 방사선량을 나타낸 곡선으로 우주 방사선에 의한 총 이온화 방사선 효과를 계산하는 기초 자료가 된다. 시뮬레이션에서 구한 에너지에 대한 선속 분포들을 SHIELDOSE-II를 사용하여 Dose-Depth 곡선으로 변환하였다. 포획된 양성자 및 우주선은 각각 낮은 에너지와 낮은 선속으로 인해 고려 대상에서 제외하였다. 차폐물은 알루미늄, 대상 물질은 실리콘이며 차폐체 분포는 구형 껍질 형태(spherical shell type)로 설정하여 계산하였다. 그 결과는 그림 6과 같다. 포획된 전자에 의해 누적되는 방사선량은 알루미늄 차폐 두께가 두꺼워질수록 크게 줄어들지만 태양 양성자는 2 mm 이상의 영역에선 큰 영향을 받지 않는 것으로 나타났다. 차폐 두께가 5 mm를 넘어서면서 태양 양성자의 영향이 포획된 전자보다 크게 나타나지만(표 3) 제동복사(bremsstrahlung)의 대부분이 전자에 의해 발생하므로 차폐 두께와 무관하게 포획된 전자의 영향이 지배적임을 알 수 있다.

표 3. 차폐 두께 변화에 따른 총 누적 방사선량 및 방사선원별 상대적 기여도 변화

두께 (mm)	Trapped El. (%)	Solar Pr. (%)	Brems. (%)	Total Dose (krad(Si))
1	98.8	0.5	0.6	3500
2	96.1	1.8	2.1	500
3	88.6	4.9	6.5	110
4	71.5	11.7	16.9	34
5	48.0	20.5	31.5	15
6	26.5	28.1	45.4	9.1
7	11.4	32.7	55.9	6.5

단일사건효과의 발생률을 예측하기 위해서는 유발 메커니즘 차이로 인해 양성자의 경우 에너지 스펙트럼이, 중이온의 경우 LET 스펙트럼이 필요하다. 통신해양기상위성의 임무에 대한 LET 스펙트럼을 구하기 위해 CREME에 내장된 입자 전송 코드(particle transport code)를 이용하여 우주선의 에너지 선속 분포(그림 5)를 LET 스펙트럼으로 변환하였으며 그림 7과 같은 결과를 얻었다. 낮은 LET에서는 차폐 효과가 뚜렷하지만 LET가 200 MeVcm^2/mg를 넘어서면 차폐체가 두꺼워져도 단일사건효과 발생률은 거의 영향을 받지 않을 것으로 예상된다.

그림 7의 결과를 이용하여 차폐 두께 증가에 따라 단일 사건 발생률이 상대적으로 얼마나 변화하는지 전자 소자의 단일사건효과에 대한 내성을 세 가지로 가정하여 비교해 본 결과를 그림 8에 나타내었다. 단일사건효과가 발생하기 시작하는 문턱 LET가 높을수록, 즉 다시 말해 단일사건효과에 대한 내성이 강할수록 차폐 증가에 의한 발생률 감소 효과가 더 크게 나타났다.

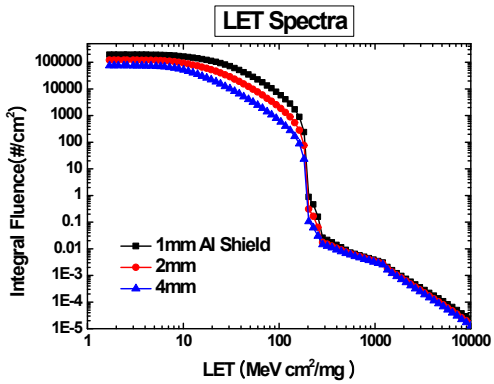

그림 7. COMS 임무에 대한 LET 스펙트럼

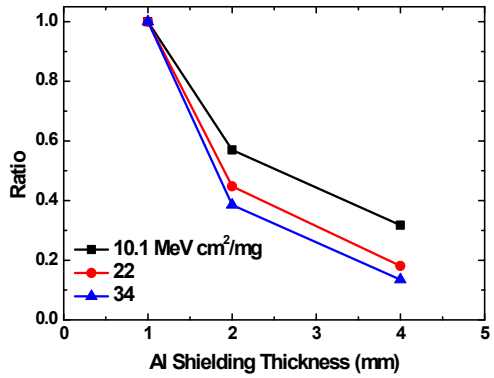

그림 8. 차폐 두께에 대한 단일사건효과 발생률의 상대적 변화 (단일사건효과 내성에 따른 차폐 증가의 효과 비교)

2.6 누적 방사선량 추정

2.5에서 구한 Dose-Depth 곡선을 이용하여 통신탑재체 내의 장치별 누적 방사선량을 추정하기 위해서는 각 장치의 위치에서 위성 본체(Platform) 또는 탑재체 덮개(Payload Housing)에 의한 차폐의 두께 분포를 구해야 한다. 이를 위해 본 논문에서는 그림 9와 같은 구형 분할 방법(Spherical Sector Method)를 사용하였다[6].

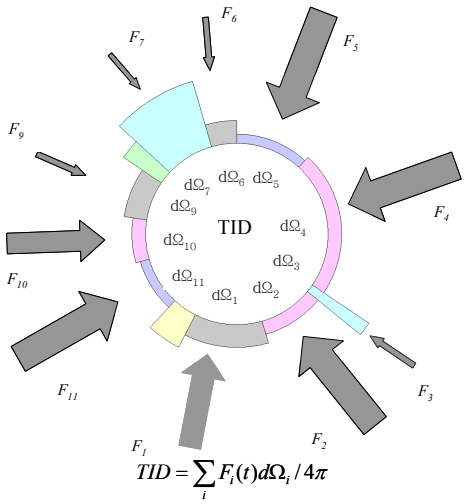

그림 9. 구형 분할 방법 개념도

여기서 TID는 기계 구조에 의한 차폐 효과를 고려하여 모든 입체각(solid angle)으로부터 들어오는 방사선량을 누적한 값이다. 또한 $d\Omega_i$는 i번째 기계 구조의 입체각이며, $F_i(t)$는 i번째 기계 구조의 유효 차폐 두께(effective shielding thickness) t를 통과한 후의 방사선량, 즉 Dose-Depth 곡선에서 두께 t에 대한 방사선량을 의미한다.

먼저 방사선량을 계산하고자 하는 모든 장치에 대해 기계적 모델을 만든다. 그림 10과 그림 11은 주요 장치에 대한 기계적 모델링의 결과를 나타낸다. 모델링 후 각각에 대해 구형 분할 방법을 적용하여 각 장치의 위치별 누적 방사선량을 추정하였다. 상세한 기계 구조 모델링은 본체와 탑재체의 정확한 디자인을 입수한 뒤에 수행될 예정이며 본 논문에서는 위성 본체에 의한 차폐 효과를 두께 0.5 mm의 알루미늄으로 이뤄진 구형 껍질(spherical shell)과 같다고 가정한 뒤 계산하였다.

이 방법을 통해 구한 통신 탑재체의 각 장치

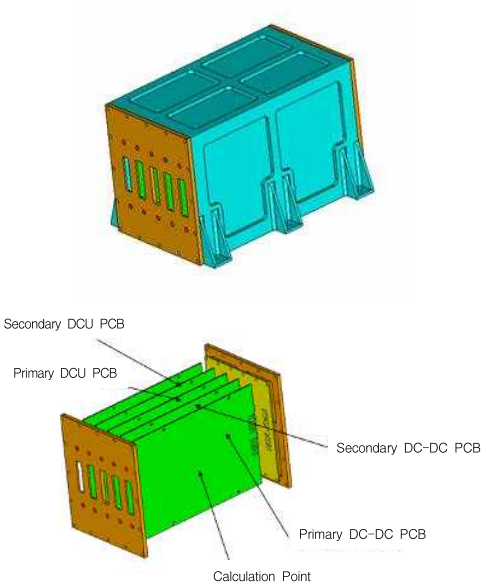

그림 10. DCU의 기계 구조 모델

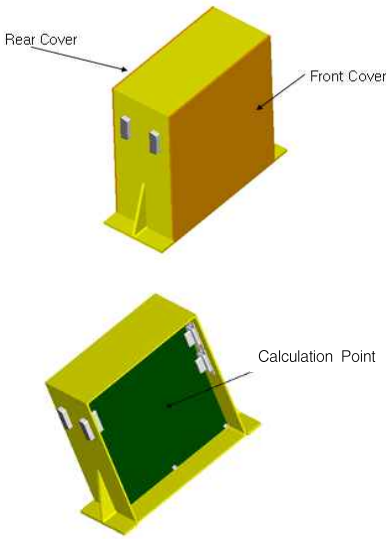

그림 11. DC/DC Converter의 기계 구조 모델

에 대한 위치별 예상 방사선량은 표 4에 나타내었다. 총 이온화 방사선량을 계산하는 위치는 모두 전자 소자 및 모듈이 설치되는 알루미늄 판의 중앙이다. DC-DC Converter와 MSM의 Point-1과 Point-2는 각각 알루미늄 판의 앞면과 뒷면의 중앙이며, DCU의 각 Point들은 5장의 PCB들 사이의 중앙점을 의미한다.

약 10~100 krad(Si)의 방사선량이 예상되었으며, 동일한 외부 우주 방사선 환경에 대해서 모듈의 기계 구조 및 덮개의 두께에 따라 차폐 효과의 차이에 의해 방사선량이 최고 8배까지 달자질 수 있음을 확인하였다.

표 4. 장치별 예상 총 이온화 방사선량

Equipment Name	Calculation Point	TID (krad(Si))
DC-DC	Point-1	20.6
	Point-2	20.6
DCU	Point-1	24.6
	Point-2	17.2
	Point-3	16.8
	Point-4	14.9
Channel AMP	Bias Board Center	22.5
	RF Side Center	99.9
Down converter	Bias Board Center	12.8
	RF Side Center	98.7
Local Oscillator	Bias Board Center	15.9
	RF Side Center	18.1
MSM	Point-1	93.6
	Point-2	14.5
Up converter	Bias Board Center	14.5
	RF Side Center	98.9
LNA	Bias Board Center	14.8
	RF Side Center	21.8

III. 결 론

2008년 말에 발사되어 12년간 지구정지궤도에서 운용될 예정인 통신해양기상위성 대한 우주방사선 환경을 모사하고 주요 탑재체 중 하나인 통신 탑재체 내의 전자 소자에 미치는 효과를 추정하였다. 포획된 전자가 가장 높은 선속을 나타냈으며, 이로 인해 총 이온화 방사선 효과에 가장 큰 영향을 줄 것으로 예상되었다. 태양 양성자는 최악 상황에서 평소보다 1000배 정도 높은 선속을 나타냈으며, 이로 인한 단일사건효과 발생률을 급격한 증가가 예상되었다. 우주선은 매우 낮은 선속을 나타내어 총 이온화 방사능 효과는 거의 없지만 높은 LET 때문에 단일사건효과에는 크게 기여할 것으로 예상되었다. 총 이온화 방사선 효과의 분석에 필요한 Dose-Depth 곡선을 구하였으며 차폐 증가에 의한 효과가 매우 크게 나타났다. 알루미늄 차폐체의 두께가 2 mm일 때 500 krad(Si), 4 mm일 때 34 krad(Si)로 예상되었다. 또한 우주선에 의한 단일사건효과 발생률 계산에 필요한 LET 스펙트럼 구하였으며, 총

이온화 방사선 효과에 비해 상대적으로 낮은 차폐 효과를 나타내었다. 차폐 두께 증가에 따른 발생률 감소 효과는 소자의 내성이 강할수록 상대적으로 더 크게 나타났다. 통신 탑재체 내 각 장치 별 위치에 따른 총 이온화 방사능 효과를 예측하기 위해 구형 분할 방법을 적용하여 차폐 효과의 차이를 고려하였다. 예상되는 총 이온화 방사능 효과는 12.8~99.9 krad(Si)로 최대 8배까지 차이가 나타남을 알 수 있었다. 임무 수행 기간 동안의 발생률은 LET 스펙트럼을 각 소자들의 단일사건효과에 대한 단면적 곡선과 결합하여 예측될 수 있을 것이다.

참고문헌

1) Bedingfield, K. L., Leach, R. D., and Alexander, M. B., "Spacecraft System Failures and Anomalies Attributed to the Natural Space Environmnet", NASA Reference Publication 1390, pp. 22~38.

2) Sawyer, D. M. and Vette, J. I., AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum, NSSDC/WDC-A-R&S, 76-06, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, Dec. 1976.

3) Vette, J. I., The AE-8 Trapped Electron Environment, NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, Nov. 1991.

4) Feynman, J., Spitale, G., Wang, J., and Gabriel, S., "Interplanetary Fluence Model: JPL1991", J. Geophys. Res., Vol. 98, 13281-13294 (1993).

5) Tylka, A. J., Adams, Jr., J. H., Boberg, P. R., Brownstein, B., Dietrich, W. F., Flueckiger, E. O., Petersen, E. L., Shea, M. A., Smart, D. F., and Smith, E. C., "CREME96: A Revision of the Cosmic Ray Effects on Micro-Electronics Code", IEEE Transactions on Nuclear Science, 44, Dec. 1997, pp. 2150~2160.

6) Poivey, C., "Radiation Hardness Assurance for Space Systems", 2002 IEEE NSREC Short Course Notebook, pp. 4~5.

7) "Stopping Power and Ranges for Protons and Alpha Particles", ICRU Report 49, pp. 116.

8) "Stopping Powers for Electrons and Positions", ICRU Report 37, pp. 76~79.