

차폐체 두께에 따른 정지궤도위성용 반도체의 우주방사선 피폭 계산

A Calculation of the Cosmic Radiation Dose of a Semiconductor in a Geostationary Orbit Satellite Depending on the Shield Thickness

허정환¹, 고봉진¹, 정범진^{1,a}

(Jeong-Hwan Heo¹, Bong-Jin Ko¹, and Bum-Jin Chung^{1,a})

Abstract

Cosmic ray is composed of nuclear particles moving at a light speed. The cosmic ray affects the performance and the reliability of semiconductor devices by ionizing the semiconductor material. In this study, the radiation effects of protons, electrons, and photons, which compose the cosmic ray, on the GOS(Geostationary Orbit Satellite) were evaluated using the Monte-Carlo N-Particle code. The GOS was chosen due to the comparatively long exposure to the cosmic ray as it stays in the geostationary orbit more than 10 years. As the absorbed dose of semiconductor from electrons is much larger than those of protons, photons, and the secondary radiation, most of the radiation exposure of the semiconductors in the GOS results from that of electrons. When we compare the calculated absorbed dose with the radio-resistance of semiconductor, the Intel 486 of the Intel company is not suitable for the GOS applications due to its low radio-resistance. However RH3000-20 of MIPS and Motorola 602/603e can be applied to the Satellite when the aluminium shield is thicker than 3 mm.

Key Words : Cosmic ray, Satellite, Semiconductor, MCNP, Geostationary orbit, Shield

1. 서론

우주선(Cosmic Ray)이란 광속에 가까운 속도로 운동하는 원자핵 입자이다. 이러한 입자는 지구의 자기권 밖 우주공간 전체에 분포되어 있으며 양성자, 고에너지 전자, 헬륨이온 및 기타 원소의 입자 등으로 존재한다. 우주선은 외부 태양계에서 발생된 은하 우주선(GCR; Galactic Cosmic Ray), 주로 태양 플레어 현상에 의해서 만들어지는 태양 우주선(SCR; Solar Cosmic Ray), 그리고 태양권계면을 넘어 우주공간에서 기원하는 이상 우주선(ACR; Abnormal Cosmic Ray)으로 분류된다.

이들 가운데 은하 우주선과 태양 우주선 그리고 지구 자기장의 상호작용에 의해 형성되는 반 알런(Van Allen) 방사선대는 인공위성에 다음과 같은 영향을 준다 : 소자에 이온이 누적되면서 나타나는 TID(Total Ionizing Dose), 고에너지 단일입자에 의하여 반도체에 큰 영향을 주는 SEE(Single-particle Event Effect), 그리고 고에너지 입자가 반도체를 통과할 때 원자를 결정 내 위치로부터 벗어나도록 하는 DDD(Displacement Damage Dose)[1].

따라서 인공위성의 정상적인 운용을 위해서, 인공위성의 반도체는 우주 방사선에 대하여 보호되어야 한다. 이런 이유로 인공위성의 외벽은 가볍고 구조체로서의 역할을 만족시키면서도, 우주 방사선 환경에서 반도체를 보호할 수 있는 차폐체의 역할을 동시에 수행하여야 한다. 인공위성 외벽으로는 특수 제작된 알루미늄 합금(이하 알루미늄)이 주로 사용된다. 알루미늄 외벽이 두꺼워지면 강도가 증가하고 방사선 차폐성능이 좋아지는 반면 하중이

1. 제주대학교 에너지공학과

(제주특별자치도 제주시 제주대학교 66)

a. Corresponding Author : bjchung@jeju.ac.kr

접수일자 : 2009. 4. 6

1차 심사 : 2009. 5. 20

심사완료 : 2009. 5. 22

증가한다. 하중은 인공위성의 발사비용 등과 직결되어있는 중요한 설계요소이다. 따라서 인공위성 외벽의 두께는 최적화가 필요하다[2].

신명원과 김명기(2002)는 저궤도 위성에서의 양성자 차폐계산 연구를 통해서 근사계산방법이 실제 차폐계산방법에 효과적으로 사용될 수 있음을 증명하였다[3]. 백명진과 김학정(2001)은 아리랑 2호에 대하여 우주방사선에 의한 TID와 SEE에 관한 영향을 평가하였고 인공위성의 구조물 두께를 결정할 수 있는 기준을 제시하였다[4].

본 연구에서는 상대적으로 긴 기간 동안 우주공간에서 유영하는 정지궤도위성을 연구대상으로 선택하였다. 이는 유영시간이 길기 때문에 정지궤도 위성이 보다 많은 우주방사선에 노출되므로 차폐에 관한 많은 연구가 필요하기 때문이다. 본 연구에서는 실제 인공위성에 이용되는 반도체인 Intel 486, RH300-20, PowerPC에 대하여 차폐벽의 두께를 변화시키면서 양성자, 전자, 감마 그리고 이러한 방사선에 의해 발생하는 이차방사선이 주는 영향을 MCNP(ver MCNPX 2.5.0) 코드를 이용하여 계산하였다. 이를 바탕으로 인공위성 외벽의 최적 차폐 두께를 계산하였다.

2. 배경

2.1 궤도별 위성 분류

인공위성은 운용궤도에 따라 저궤도(LEO; Low Earth Orbit)위성, 중궤도(MEO; Middle Earth Orbit)위성, 정지궤도(GEO; Geostationary Earth Orbit)위성으로 나뉜다.

저궤도위성은 지구의 자전 속도보다 훨씬 빠르고, 원 또는 타원궤도로 지상 500~3,000 km 이상에서 3~4년 동안 운영되며, 대부분 지구 자원탐사, 해양·기상관측뿐만 아니라 사진정찰 등 군사 목적의 첩보수집용으로 많이 이용된다. 고도 약 1만 km 이상에서 6~7년 동안 운용되는 중궤도위성은 지구를 한 바퀴 도는데 약 90~100분이 소요되며, 대부분 군사용(첩보용), 통신용, 위성케이블 방송용으로 쓰인다. 정지궤도위성은 적도상공 36,000 km 이상에서 10년 이상 운영되고 지구의 자전주기와 같아서 지구상에서 보았을 때 항상 정지하고 있는 것처럼 보이는 위성으로 통신용, 방송용, 기상용 등으로 사용된다.

2.2 우주방사선에 의한 인공위성 피해

표 1은 인공위성에 방사선이 누적되었을 때 주

요 부분에서 발생할 수 있는 현상들을 정리한 것이다[5]. 표 2는 우주방사선에 의하여 인공위성이 피해를 입은 사례를 정리한 것이다. 태양플레어, 자기폭풍, 전자선 및 고에너지 입자에 의하여 인공위성의 통신장애, 운영중단, 기능상실, 항로변경 등의 사례가 보고되고 있으며, 전자기기의 성능과 신뢰성에 미치는 영향을 보여준다. 이러한 우주방사선은 우주비행사 및 비행 승무원의 안전을 위협하는 등 다양한 사회·경제적인 손실을 유발할 수 있다[6].

표 1. 우주방사선 누적시 인공위성의 피해[5].

Table 1. Damage of satellite subject to the accumulated of cosmic ray[5].

기관	피해
전력부	Cover glass의 투과도 변화, 전위기준면변화, 방전, 태양전지판의 성능변화
자세제어부	토크, 감지기 성능저하
구조부	마모
열제어부	표면의 물리적 성질변화
전자부	전기간섭(EMI), 성능저하
통신부	전기간섭(EMI)
탑재체	센서성능저하, 전기부 성능저하

2.3 우주에서 인공위성이 받는 에너지별 Flux

본 연구에서는 유영시간이 길어서 보다 많은 우주방사선에 노출되는 정지궤도위성을 연구대상으로 선택하였다. 우주 공간에는 양성자, 고에너지 전자, 헬륨이온 및 기타 원소의 입자 등이 존재하는데, 본 연구에서는 양성자와 전자, 그리고 감마선이 고려되었다. 양성자와 전자의 경우 전체 우주방사선의 99%를 차지하며, 감마선의 경우는 우주공간의 방사선에서 높은 비율을 차지하지는 않지만 하전입자에 비하여 투과력이 좋기 때문이다.

표 3에서 양성자와 전자의 에너지는 태양 우주환경 연구그룹(Solar and Space Weather Research Group)의 정지궤도에서 우주방사선 측정 자료를 10년간 평균하여 나타낸 것이다[7]. 표 4는 S. Cheenu Kappadath의 연구보고에 제시된 감마선의 에너지 스펙트럼을 에너지 Flux별로 데이터화한 것이다[8].

표 2. 우주환경에 의한 피해 사례[6].

Table 2. Reported incidents by cosmic environments[6].

발생일	피해내용	원인
1982. 11. 26.	○운량조사용 Goes4 기상위성이 45분간 운용 중단	태양플레어
1989. 03. 14.	○전 세계적으로 HF대 사용불가 ○VHF 방송의 이상도달 및 전파간섭현상을 유발 ○일본 위성의 이중잉여 명령회로의 절반 파손 ○미국 NASA가 운영하는 인공위성 케도 이탈로 수명단축	자기폭풍 및 열권의 대기밀도 증가
1991. 04. 29.	○미국 AT&T사 통신, 방송위성 Telstar 401호의 기능상실	자기폭풍
1994. 01. 20.	○캐나다 위성 장애로 전화 두절 및 TV 및 라디오 수신 곤란 ○동계올림픽 기간 중 Single Event Upset 현상으로 방송장애	전자의 이상증가
2000. 07. 14.	○태양풍을 관측하는 ACE 위성의 이온 검출기 장애 ○SOHO 위성의 태양 전지판의 성능 저하 ○WIND 위성의 태양풍 센서에 영향을 줌 ○일본 ASCA 위성의 수명단축 ○일본 Akebono 위성의 전자장비 고장	태양 활동 증가 고에너지 입자
2000. 10. 26.	○주요 항공사의 HF 통신장애로 극 항로에서 항로 변경	태양플레어
2001. 04. 15.	○디트로이트-북경 간 항로변경으로 도착지연 ○뉴욕에서 홍콩 간 항로 변경으로 운항 시간지연	태양활동에 의한 HF 통신두절
2003. 10. 28.	○미국의 화성 탐사 위성의 Radiation 측정 장비 손상 ○일본의 화성 탐사 위성인 노조미 위성의 장애 ○호주전역에서 HF 통신 곤란	고에너지 하전입자 유입 태양플레어

2.4 인공위성에 사용되는 반도체

반도체가 인공위성에 탑재되기 위해서는 방사선 우주환경에서 충분히 안정된 동작을 보장하는 내방사성(Radio-resistance)제품이어야 한다. 여기서 내방사성이란 방사선에 대한 내성을 말한다. 내방사성이 높은 제품일수록 반도체에 대한 저항이 크다. 짧은 임무수명으로 우주방사선의 영향을 적게 받는 저궤도 인공위성은 반도체 선정이 상대적으

로 수월하다. 그러나 정지궤도위성의 경우는 임무수명이 약 10년이므로 내방사성이 높은 반도체를 선정해야 한다.

표 5는 인공위성에서 대표적으로 사용되고 있는 반도체의 제원을 제조사별로 나타낸 것이다. Intel사의 반도체는 마이크로프로세서가 사용되기 시작한 초기부터 상용컴퓨터에 사용되어 왔으며, 다양한 하드웨어 및 소프트웨어가 지원되고 있어서 개

표 3. 정지궤도에서의 10년간 측정된 양성자와 전자의 에너지의 평균[7].

Table 3. The average energy of the proton and the electron at a geostationary orbit for ten years[7].

Data (MeV)	Protons/cm ² -day				Electrons/cm ² -day		
	1~10	10~100	100~	Total	0.6~2	2~	Total
Flux	1.86×10 ⁶	1.73×10 ⁴	3.93×10 ³	1.89×10 ⁶	3.93×10 ¹⁰	1.86×10 ⁸	1.90×10 ¹⁰
Ratio	98.9	0.9	0.2	100	99.4	0.6	100

표 4. 정지궤도에서의 10년간 측정된 감마선의 에너지의 평균[8].

Table 4. The average energy of the photon at a geostationary orbit for ten years[8].

Data (MeV)	Photons/cm ² -day							
	0.3~0.5	0.5~1	1~2	2~5	5~10	10~20	20~50	Total
Flux	1×10 ⁵	7×10 ⁴	3×10 ⁴	1×10 ⁴	2×10 ³	9×10 ²	5×10 ²	2×10 ⁵
Ratio	47.0	32.6	12.7	6.0	1.1	0.4	0.2	100

발환경이 용이한 장점이 있으나 최근 Intel 계열의 반도체가 대부분 단종되고 있어 사용빈도가 점차 감소되는 추세이다. MIPS 사의 반도체는 RISC 프로세서로써 우주 분야에서 많이 사용되었고 이미 그 성능이 입증되었다. Motorola 사의 반도체는 소비전력이 적은 장점이 있어 많은 위성 탑재 컴퓨터 개발회사들이 차세대 위성 탑재 컴퓨터 제품에서 활용하고 있다[9].

3. 우주방사선에 의한 피폭 계산

3.1 우주방사선 피폭계산 방법

정지궤도 위성에 내장된 반도체가 10년 동안 우주방사선에 피폭되는 선량을 계산하였다. 계산에는 MCNP(Monte-Carlo N-Particle)코드가 사용되었고 우주방사선 가운데 양성자, 전자, 감마선 그리고 이러한 우주방사선에 의해 발생하는 이차방사선에 의한 흡수선량을 별도로 구하였다. 계산시 인공위성의 차폐체(위성의 외벽)두께는 1 mm에서 10 mm까지 변화시키면서 반도체에 흡수되는 선량의 변화를 계산하였다. 입사되는 우주방사선의 양과 에너지 분포는 표 3과 4에 나타난 값을 적용하였다. 계산된 결과는 현재 인공위성에 사용되는 대표적인 반도체와 비교하였다.

계산에 사용된 가정은 다음과 같다;

1. 인공위성은 원통이며, 반도체는 그 원통의 중심에 있다.
2. 우주방사선의 선원은 인공위성을 둘러싼 커다란 구(Sphere)이다.
3. 인공위성의 외벽의 재질은 99 %의 알루미늄 합금이 사용되므로 순수 알루미늄(Al)으로 본다.
4. 반도체는 순수한 실리콘(Si)이다.

3.2 MCNP(Monte-Carlo N-Particle) 코드

몬테카를로법(Monte-Carlo N-Particle)은 여러 가지 방사선 수송 코드의 해석 기법들 가운데 하나이다. 이 방법은 방사선 입자수송에 적용하여 선속, 유동, 에너지분포, 에너지침착 등의 다양한 값들을 예측하는데 사용된다. 몬테카를로법을 이용한 방사선 수송 코드 중 대표적인 프로그램이 MCNP 코드이다. MCNP 코드는 포트란 90과 C언어로 프로그램된 425 서브루틴으로 구성되어 있고, 사용의 간편함을 위하여 ANSI포트란 90 Standard를

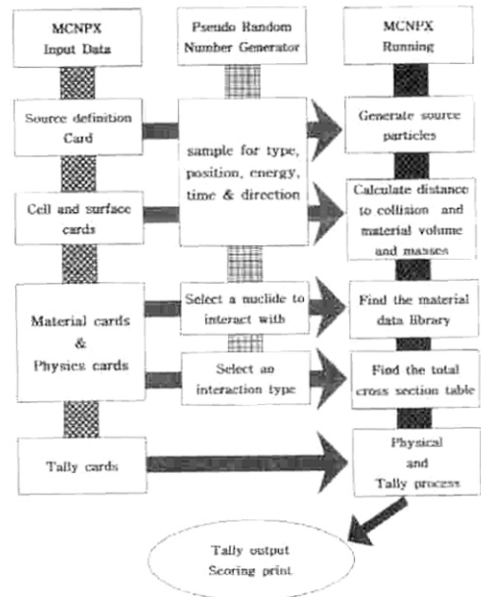


그림 1. MCNP 코드 계산 알고리즘[10].
Fig. 1. The algorithm of the MCNP code[10].

표 5. 인공위성에 대표적으로 사용되는 반도체[9].

Table 5. The semiconductor used to an artificial satellite representatively[9].

제조사	Intel	MIPS	Motorola	
제품명	Intel 486	RH3000-20	602	603e
CPU Architecture	CISC	RISC	RISC	RISC
Data Size	32-bit	32-bit	32/64-bits	32/64-bits
HW/SW 개발 지원 환경	PC/WS 기반의 다양한 HW/SW 개발 환경	주로 WS 기반으로 하는 SW 개발 환경 지원	주로 WS 기반으로 하는 HW/SW 개발 환경	
내방사성 (Gy)	300	1000~5000	1000	

따르면서 독립적인 시스템으로 만들어졌다. 중성자, 감마선, 전자, 양성자 외에 30종의 입자를 계산할 수 있는 프로그램으로 연구용, 산업용, 치료용, 방사선 방호를 위한 차폐체 설계·해석, 방사선 검출기 설계 등에 폭넓게 사용되고 있다[10]. MCNP(ver MCNPX 2.5.0) 코드의 전반적인 계산 과정을 그림 1에 나타내었다.

3.3 계산 모형

정지궤도 위성의 모델로 우리나라의 무궁화 1, 2호를 선정하였다. 무궁화 위성은 한국 최초의 상용 통신·방송용인 정지 위성이다. 표 6은 한국 한공우주산업 진흥협회에 제시된 자료를 이용하여 무궁화 위성의 제원을 나타낸 것이다[11].

표 6. 무궁화 1, 2호의 주요 제원[11].
Table 6. The technical specifications of KOREASAT-1, 2[11].

구 분	주요내용	
인공위성의 형태	3축 자세제어 방식(날개형)	
인공위성의 크기	1.42 × 1.74 × 1.96 m (W × H × D)	
무 계	발사중량	1,459 kg
	인공위성	623 kg
최대 전력	1,979 W	
운용 수명	10년('95~'05)	

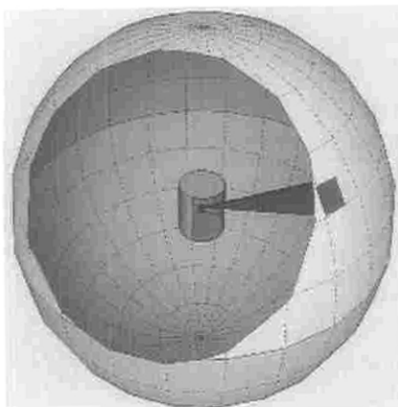


그림 2. 우주공간의 인공위성 계산 모형.
Fig. 2. The semiconductor simulation model in space.

실제 무궁화 위성의 크기는 1.42 × 1.74 × 1.96 m 직육면체로 본 연구에서는 지름 1.5 m, 높이 2 m인 원통으로 모사하였다. 우주에서 방사선 선원을 본 연구에서는 인공위성을 둘러싼 큰 원으로 가정하였다. 그리고 원의 크기는 MCNP 코드의 계산시간을 줄이기 위해서 최소한의 크기로 하였고, 이때의 원의 반지름은 3 m이다. 원통의 중심에 위치한 반도체의 크기는 정육면체로 가로·세로·높이가 8 mm이다. 그림 2는 MCNP 코드에 적용될 원통으로 인공위성이 우주방사선에 노출되는 상황을 모사한 모형을 나타낸다.

4. 결과와 고찰

표 7은 정지궤도위성의 반도체에 흡수되는 양성자, 전자, 감마선 그리고 이들 우주방사선에 의해 발생하는 이차방사선에 의해 10년간 알루미늄 두께에 따른 반도체의 흡수선량을 계산한 결과이고 그림 3은 그 결과를 도시한 것이다. 계산 결과는 알루미늄 두께에 따라 나타났다. 그림에서 사각형은 양성자, 원은 전자, 삼각형은 감마선 그리고 역삼각형은 이차방사선의 흡수선량을 나타낸다.

표 7. 반도체의 흡수선량 계산결과.
Table 7. Calculation of radiation dose.

Thickness (mm)	Radiation dose (Gy)				
	Proton	Electron	Photon	Secondary radiation	Total dose
1	0.166	11596.3	0.0023	0.0013	11596.4
2	0.161	3547.8	0.0022	0.0012	3547.9
3	0.156	513.7	0.0023	0.0012	513.8
4	0.152	769.3	0.0023	0.0012	769.4
5	0.148	544.9	0.0023	0.0012	545.0
6	0.144	712.0	0.0023	0.0012	712.1
7	0.140	616.4	0.0022	0.0012	616.5
8	0.137	623.5	0.0023	0.0012	623.6
9	0.133	534.4	0.0023	0.0012	534.5
10	0.130	520.8	0.0022	0.0012	520.9

그림 3에 제시된 것과 같이 양성자와 감마선, 그리고 이차방사선에 의한 흡수선량은 차폐체의 두께에 관계없이 각각 0.15, 0.0022, 0.0012 Gy로 표 5의 인공위성에 사용되는 반도체의 내방사선과

비교하면 무시할 정도의 적은 선량인 것으로 나타난다. 전자의 흡수선량은 차폐체의 두께가 두꺼워짐에 따라 감소하나 차폐체 두께가 3 mm 이상이 되면 양성자의 경우와 마찬가지로 일정한 선량으로 나타났다.

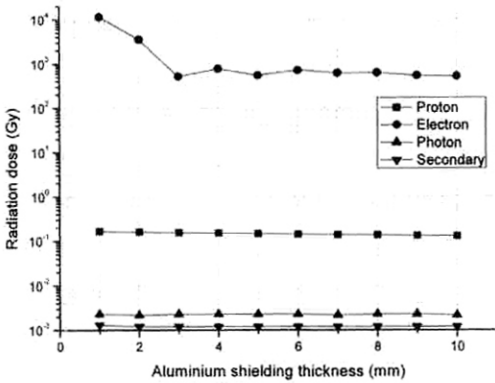


그림 3. 알루미늄 두께에 따른 흡수선량.
Fig. 3. Radiation dose of the semiconductor as the aluminium thickness.

이를 통하여 양성자는 차폐체의 두께를 설계할 때 고려할 필요가 없음을 알 수 있다. 일반적으로 양성자의 비정(Range)은 길지 않다. 표 8은 알루미늄에서 양성자의 에너지에 따른 비정을 보여준다. 여기서 양성자의 비정계산은 중하전 입자의 비정과 이온화 에너지 등을 계산하는 SRIM(The Stopping and Range of Ions in Matter) 프로그램을 이용하였다.

표 8. 알루미늄에서 양성자 비정.
Table 8. Range of photon in aluminium.

Proton Energy (MeV)	1	10	15	30	50	100
Range (mm)	0.012	0.6	1.2	4	10	38

우주공간에서 양성자의 약 99 %는 10 MeV 이하이다. 즉 이들 양성자는 1 mm의 차폐체에서 모두 차폐됐을 것이라 예상된다. 이를 확인하기 위해 표 3의 양성자 분포에 대해 알루미늄 차폐체 두께 0.001, 0.1, 0.3, 0.5, 0.7 mm일 경우의 흡수선량을 계산하였다. 그리고 1~10 MeV구간의 양성자만을

대상으로 차폐체 1 mm일 때의 흡수선량을 MCNP 코드를 이용하여 추가로 계산하였다. 그림 4는 차폐체의 두께 0.001 mm부터 1 mm까지 양성자 흡수선량 변화를 MCNP 코드를 이용해 계산한 결과이다. 1 mm이하의 영역에서 차폐체 두께가 증가함에 따라 피폭선량이 급속하게 감소하는 것이 확인된다. 따라서 알루미늄 차폐체의 두께가 1 mm 이상이 되면 흡수선량의 변화가 거의 없어짐을 알 수 있다. 그러므로 양성자에너지가 1~10 MeV인 Flux는 차폐체가 1mm 이하에서 모두 차폐됨을 알 수 있다. 이를 확인하기 위하여 1~10 MeV의 양성자선을 선원으로 하여 두께 1 mm인 차폐체의 경우에 대해 MCNP 코드 계산을 수행한 결과 흡수선량은 일부 2차 방사선의 영향만 나타났다.

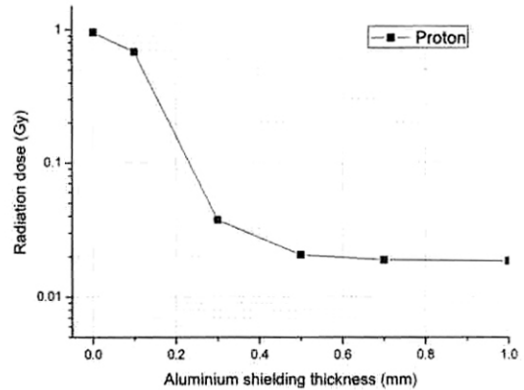


그림 4. 세부 양성자 흡수선량 계산.
Fig. 4. Detailed proton radiation dose calculation.

표 9는 알루미늄에서 전자의 에너지에 따른 비정을 보여준다. 전자의 비정은 National Physical Laboratory의 Range of electrons and beta particles의 데이터를 이용하였다[12].

우주공간에서 전체 전자의 99.4 %를 차지하는 0.6 MeV의 에너지를 갖는 전자는 두께 1mm 이하의 차폐체에서 차폐되고, 나머지 0.6 %인 2 MeV 이상인 전자만이 반도체에 영향을 미치게 된다. 2 MeV전자의 비정이 4 mm이기 때문에 흡수선량은 비정거리까지 점진적으로 줄어들어 하나 그림 3에서 MCNP 코드의 계산결과 3 mm이상부터 흡수선량 변화가 거의 없음을 나타내었다. 이는 MCNP 코드 계산의 입력 자료인 전자가 2 MeV의 에너지만이 존재하는 것이 아니라 0.6~2 MeV 사이에도 분포하기 때문이다.

표 9. 알루미늄에서 전자의 비정.

Table 9. Range of electron in aluminium.

Electron Energy	0.6 MeV	2 MeV
Range(mm)	1	4

감마선의 경우는 10^{-3} Gy 수준인 미량의 흡수선량만이 차폐체의 두께와 관계없이 나타났다. 식 (1)과 (2)를 이용하여 감마선에너지 0.3~50 MeV에 대한 흡수선량을 계산한 결과 $1.3 \times 10^{-3} \sim 2.3 \times 10^{-3}$ Gy와 $2.2 \times 10^{-3} \sim 2.3 \times 10^{-3}$ Gy 였다. 식 (1)과 (2)에서 I_0 는 입사 전·후의 감마선의 강도, μ_{Al} , μ_{Si} 는 알루미늄과 실리콘의 선감쇠계수이고 ρ , t 는 선감쇠계수 밀도, 차폐체의 두께이며 D 는 흡수선량이다.

$$I = I_0 e^{-\mu_{Al} t} \quad (1)$$

$$D = I \frac{\mu_{Si}}{\rho} \quad (2)$$

이 계산에서는 이차감마선을 고려하지 못하기 때문에 MCNP 코드 계산결과 보다 작게 나타났다.

그림 5에서 원 기호는 표 7에서 계산된 양성자, 전자, 감마선 그리고 이차방사선에 의한 총 흡수선량(Total dose)을 나타낸다. 마름모는 Motorola 사와 MIPS 사의 내방사성을 나타낸다. 내방사성을 충족하는 차폐체 두께를 화살표로 표시하였다. 총 흡수선량과 각 회사별 반도체의 내방사성을 비교한 결과, 인공위성의 차폐체 두께가 Motorola 사와

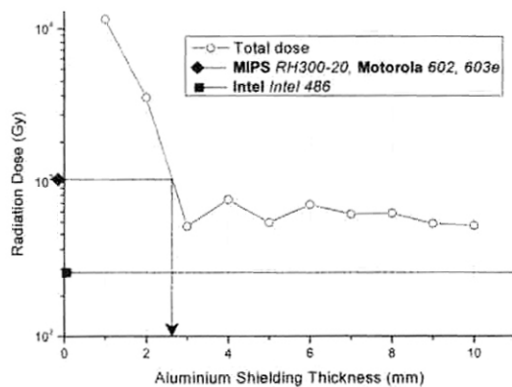


그림 5. 10년간 반도체에 흡수되는 총 선량.

Fig. 5. Total radiation dose of semiconductor for 10 years.

MIPS 사의 반도체는 차폐체의 두께가 약 3 mm경우에 10년 동안 우주공간에서 운용이 가능한 것으로 나타났다. 한편, 사각형은 Intel 사의 내방사성을 나타내는데 Intel 사의 반도체는 10 mm의 차폐체 두께에서도 흡수선량이 520.9 Gy로 내방사성 300 Gy를 초과하여 정지궤도 위성용 반도체로 사용하기 어려움을 알 수 있다.

5. 결론

10년 이상 우주공간에서 유용하게 되므로 방사선에 장기간 노출되는 정지궤도 인공위성을 대상으로, 인공위성내의 반도체가 우주방사선에 의하여 피폭되는 흡수선량을 계산하였다. 정지궤도상의 우주 방사선량은 “태양우주환경연구그룹”의 정지궤도에서 측정된 자료와 S. Cheenu Kappadath의 연구에서 제시된 자료를 사용하였다. 계산에는 MCNP 코드가 사용되었고 양성자와 전자 그리고 감마선에 대하여 각각 차폐체의 두께를 1~10 mm까지 변화시키면서 인공위성내 반도체의 흡수선량을 계산하였다. 계산 결과는 현재 인공위성에 사용되는 대표적인 반도체의 내방사성 값과 비교하였다.

계산결과 양성자와 감마선 그리고 우주방사선에 의한 이차방사선의 경우 차폐체 두께가 1 mm이상 이 되면, 흡수선량이 일정해지며 그 값도 무시될 수준이었다. 한편, 전자의 경우 차폐체 두께에 따라 흡수선량이 감소하였고 차폐체 두께가 3 mm이상 이 되면 흡수선량이 일정해졌다. 전자에 의한 반도체의 흡수선량은 양성자, 감마선 및 이차방사선에 의한 흡수선량보다 훨씬 커서, 정지궤도위성의 경우 피폭선량의 대부분을 전자에 의한 흡수선량이 차지함을 알 수 있었다.

본 연구에서 계산된 방사선 흡수선량을 인공위성에 사용되는 반도체의 내방사성 값과 비교하면 인공위성 수명기간 동안 내방사성 값 이하의 흡수선량을 받기 위한 차폐체의 두께를 산출할 수 있다. 조사결과 Intel 사의 반도체는 내방사성이 낮기 때문에 10년간 운용되는 정지궤도위성에서는 사용될 수 없음을 알 수 있었으며, Motorola 사와 MIPS 사의 반도체는 인공위성의 차폐체 두께가 3 mm이상이어야 함을 알 수 있었다.

감사의 글

본 연구는 교육과학기술부 원자력인력양성사업의 지원에 의해 수행되었습니다.

참고 문헌

- [1] 백명진, 김학경, “아리랑 2호의 방사능 환경 및 영향에서 관한 분석(I)”, 우주과학회지, 18권, 2호, p. 153, 2001.
- [2] 김영수, “내방사성 반도체소자기술 동향분석”, Kisiti 기술뉴스브리프, p. 2, 2004.
- [3] 신명원, 김명현, “고에너지 우주방사선 차폐계산을 위한 근사모델 비교”, 우주과학회지, 19권, 2호, p. 151, 2002.
- [4] 백명진, 김학경, “아리랑 2호의 방사능 환경 및 영향에서 관한 분석(II)”, 우주과학회지, 18권, 2호, p. 163, 2001.
- [5] 안병호, 선종호, 최원호, “우주환경의 영향과 예보”, 물리학과 첨단기술, 10권, 10호, p. 26, 2001.
- [6] 조경석, 문용재, 김연한, 최성환, 김록순, 박종욱, 김해동, 임무택, 박영득, “2003년 10월의 태양활동과 우주환경의 영향”, 우주과학회지, 21권, 4호, p. 315, 2004.
- [7] 우주환경 시스템 - 우주환경 리포트 (Proton, electron), 태양활동 및 우주환경 연구(<http://sos.kasi.re.kr>).
- [8] S. Cheenu Kappadath, “Measurement of the Cosmic Diffuse Gamma-ray Spectrum from 800 keV to 30 MeV”, University of New Hampshire, 1998.
- [9] 최재동, “우주용 탑재 컴퓨터 프로세서 최근 기술동향연구”, ARIC 연구개발동향, 항공우주산업진흥협회(<http://www.aerospace.or.kr>).
- [10] 김용호, “MCNPX 코드를 이용한 감마선 조사설의 방사선량 분포 계산”, 제주대학교 졸업논문, 2008.
- [11] 항공우주분야 주요사업현황 - 무궁화 위성 (KOMPSAT) 사업, 항공우주산업진흥협회 (<http://www.aerospace.or.kr>).
- [12] Clarke, R. L. and Bartholomew, G. A., “Proton range-energy relation”, Physical Review, Vol. 76, p. 146, 1949.