

아리랑 2호의 방사능 환경 및 영향에 관한 분석(I)
- TOTAL IONIZING DOSE 영향 중심으로 -

백명진[†], 김학정
한국항공우주연구원 위성사업부

THE ANALYSIS ON SPACE RADIATION ENVIRONMENT AND EFFECT
OF THE KOMPSAT-2 SPACECRAFT(I): TOTAL IONIZING DOSE EFFECT

Myung-Jin Baek[†], Hak-Jung Kim

Korea Aerospace Research Institute, P.O. Box 113, Yu-Sung, Taejon, 305-600, Korea
E-mail: mjbaek@viva.kari.re.kr

(Received September 20, 2001; Accepted October 25, 2001)

요 약

본 논문에서는 아리랑 2호가 운용될 궤도의 우주방사능 환경 및 total ionizing dose(TID) 영향에 대하여 분석하였다. 포획된 양자의 경우 SAA(South Atlantic Anomaly) 지역에 집중되어 있음을 알 수 있었으며, TID에 영향을 미치는 우주 방사능은 포획된 양자 및 전자와 태양양자임을 알 수 있었다. 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 있었다. 아리랑 2호의 임무수명기간 동안 전자부품에 계속적으로 피폭되는 전체 방사량을 알루미늄 차단두께의 함수로 나타내었으며, 이 값들은 아리랑 2호의 전자부품의 선택기준 및 위성체 또는 구성품의 구조물 두께를 설정할 수 있는 기준으로 제시하였다.

ABSTRACT

In this paper, space radiation environment and total ionizing dose(TID) effect have been analyzed for the KOMPSAT-2 operational orbit. It has been revealed that the trapped protons are concentrated in the SAA(South Atlantic Anomaly) area and that the trapped protons and electrons, and solar protons are main factors affecting TID. It turned out that low energy particles can be effectively blocked by aluminum shielding thickness, but high energy particles can not be effectively blocked by increasing aluminum shielding thickness. KOMPSAT-2 total radiation 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 KOMPSAT-2 structure or electronic box.

Key words: space radiation, environment, TID

[†]corresponding author

1. 서 론

우주방사능 환경은 인공위성의 전자 부품에 중대한 영향을 끼칠 수 있기 때문에 인공위성을 개발하는데 있어서 중요한 설계인자로 고려되고 있다. 인공위성의 전 수명기간을 통하여 계속적으로 축적되는 저 준위 에너지 입자의 영향에 의한 전자소자나 태양전지판 전지 셀(solar cell)의 성능 저하는 인공위성의 수명을 단축시키거나 오동작의 원인이 된다. 태양활동에 의하여 방출되는 고 에너지 입자(SEP: solar energetic particle)나 태양계 외부에서 전달되는 고 에너지 GCR (galactic cosmic ray) 입자는 인공위성 시스템의 운용을 일시적으로 교란시키며 경우에 따라서는 영원히 복구할 수 없는 상태에 이르는 원인이 된다. 따라서, 인공위성에 대한 우주방사능 환경은 위성체 전자소자의 선택이나 기능 설계 단계에서 반드시 고려해야 할 요소라는데 그 중요성이 있다. 아리랑 2호는 685km의 고도에서 98도의 경사각을 가지고 태양동기궤도에서 3년의 임무수명을 가지고 있는 저궤도 위성이다. 따라서, 아리랑 2호는 지구 자기권 내부에 포획되어 활동하는 우주방사능과 지구 외부에서 전달되는 우주방사능의 영향을 모두 받는다.

본 논문에서는 아리랑 2호가 운용되는 궤도의 우주방사능 환경 및 total ionizing dose(TID) 영향에 관하여 분석하였다. 지구 자기권 내부에 포획되어 활동하는 양자(trapped proton: 이하 “포획된 양자”라고 칭한다) 및 전자(trapped electron: 이하 “포획된 전자”라고 칭한다.)와 태양에서 전달되는 양자(solar proton: 이하 “태양양자”라 칭한다)로 구분하여 아리랑 2호에 영향을 미치는 우주방사능 외부환경을 분석하였다. 또한, 본 논문에서는 우주방사능 외부환경이 위성체 내부에 전달되면서 구성되는 내부환경 스펙트럼을 분석하였으며 그에 대한 특성을 분석하였다. 알루미늄 차단 구조물을 통과한 후의 포획된 양자와 태양양자 유속(flux) 스펙트럼을 비교 분석하였다. 알루미늄 차단 구조물의 두께를 변경하여 알루미늄 차단 구조물의 차단 효과를 에너지 세기와 연관하여 분석하였다. 마지막으로, 본 논문에서는 아리랑 2호가 임무수행 중 계속적으로 피폭되는 전체 방사량을 위성체 알루미늄 두께에 따른 피폭된 전체량(total radiation absorbed dose)의 함수로 표시하였다.

2. TOTAL IONIZING DOSE (TID) 현상 및 영향

우주방사능 고에너지 입자가 물질을 통과할 때, 입자는 에너지의 일부 또는 전체를 손실한다. 우주방사능 입자의 에너지 손실에 의한 피폭 받는 물질의 에너지 전달구조(energy transfer mechanism)는 전하상태, 에너지 및 물질의 특성 등에 따라 여러 구조로 나타날 수 있으나, 전자-전공쌍(electron-holes pairs) 생성을 통하여 에너지가 전달되는 ionizing transfer mechanism에 의한 영향이 대표적인 TID 영향이다.

우주 방사능에 의하여 생성된 전자-전공쌍의 일부는 다시 재결합하나, 그 중 일부는 전기장에 의하여 분리가 된다. 전하 이동성이 좋은 전자는 순식간에 게이트 쪽으로 끌려가나 전하 이동성이 낮은 전공들은 SiO₂/Si 경계면으로 이동하는 과정을 수행한다. 또한, 일부분의 전공들이 포획되어 SiO₂/Si 경계면 주위에 잔류전하로 남게된다. 잔류전하의 생성률은 SiO₂의 특성에 따라 다르며, 상업용 처리된 부품(commercial process)의 경우 50% 이상, 우주방사능 면역 처리된 부품(radiation hardened process)의 경우 1% 미만이다(Astrium 2001). 이와 같이 SiO₂/Si 경계면에 생성된 전하는 전류펄스를 야기하거나, 전자소자의 전기적 성능을 변화시킨다. 그림 1은 MOS device에 total ionizing dose 현상이 생성되는 과정을 나타내는 것으로서, 에너지가 높은 입자의 입사→이온화 현상→전자-전공

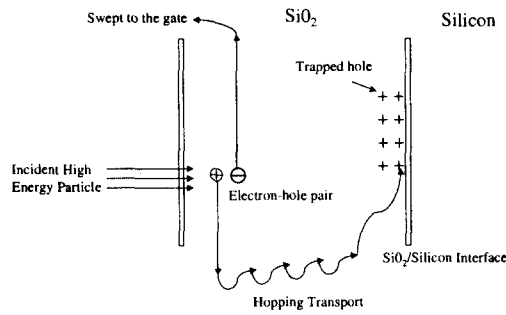


그림 1. MOS device의 TID 현상.

쌍 생성 → 경계면 쪽으로 이동 → 경계면 전하 생성 과정을 설명한다.

총 축적 방사량, TID는 피폭된 단위물질(Δm)에 대한 전달된 에너지(ΔE)의 함수로 나타내며 다음의 식 1과 같이 표시된다.

$$TID = \frac{\Delta E}{\Delta m} \tag{1}$$

TID의 단위는 RAD(Radiation Absorbed Dose 또는 Roentgen Absorbed Dose)으로 표시하며 다음의 식 2와 같은 관계로 표시된다.

$$1RAD = 10^{-2} Gray = 100Erg/g = 10^{-2} J/kg \tag{2}$$

RAD는 피폭된 물질의 단위면적당 피폭된 양을 표시하므로, 피폭된 물질을 RAD 괄호 안에 RAD(Si), RAD(SiO₂), RAD(GaAs)등과 같이 표시한다. TID 영향에 의한 전자소자에 미치는 부분은 다음의 표 1과 같다(Astrium 2001).

3. 아리랑 2호의 우주방사능 환경

3.1 우주방사능 외부환경

아리랑 2호 위성체에 TID 영향을 미치는 우주 방사능 환경은 양자와 전자이다. 양자는 지구 자기권 내부에 구속되어 운동하는 포획된 양자와 태양의 활동에 의하여 전달되는 태양양자로 구분된다. 포획된 양자 및 전자 입자들은 지구 자기장의 방향을 따라 이동한다. 또한, 이들의 입자들은 고도 및 지역에 따라 그 분포가 상이하나 포획된 양자의 경우 특히 남미의 브라질 동부해안 지역을 중심으로 형성된 SAA(south atlantic anomaly)에 집중적으로 형성되어 있다. 685km의 고도를 가지고 있는 아리랑 2호는 이 지역을 통과할 때마다 다량의 포획된 양자에 의한 방사능 영향을 받으며, 위성의 수명이 다할 때까지 위성체 전자소자에 축적된다. 대부분 저궤도 위성의 지구 자기권 내부 방사능 환경에 의하여 피폭되는 영향은 주로 SAA에 기인한다. 이와는 반대로, 극 궤도로 올라갈수록(지구 자기권의 영향 감소) 위성체는 지구 자기권의 영향에서 벗어나며, 위성체가 극지방을 지날 경우 지구 외부에서 전달된 방사능 입자의 영향을 받게된다. 대표적인 영향으로 태양에서 전달되는 태양양자에 기인한다. 따라서, 아리랑 2호는 적도 주변 지역을 통과할 경우 지구 자기권 내부에 구속되어

표 1. TID 영향에 의한 전자소자에 미치는 부분.

Effect Type	Sensitive Parameter	Main Type of Damages	Seriousness
Total Dose	All oxide layers: gate oxide, field oxide, and especially edges of thick oxide layers	MOS transistor level: - Progressive threshold voltage shift of elem. MOSFET - Decrease of mobility Bipolar transistor level: - Progressive decrease of DC gain of bipolar transistor - Increase of reverse current, changes on saturation voltages MOS IC level: - Progressive increase of current consumption on IC's - Logical level degradation - Loss of functionality - Degradation of dynamic characteristics Linear IC level: - Increase of bias and offset currents - Increase of offset voltage - Change of reference voltage	Progressive and irreversible damages

운동하는 포획된 양자(특히 SAA 영역) 및 전자의 영향을 주로 받고 극지방으로 가까워짐에 따라 외부에서 전달되는 태양양자의 영향을 주로 받게 된다. 아리랑 2호가 운용될 2000년대 중반은 태양활동 주기 상 태양의 활동이 저조한 시기이기 때문에 포획된 양자의 활동이 활발할 것으로 예상되며, 태양양자에 대한 영향 또한 보수적인 관점에서 접근하여야 한다.

그림 2와 그림 3은 아리랑 2호 궤도에서 지구 자기권 내의 포획된 양자 및 전자의 지역별 분포를 나타낸 것이며 "Space Radiation"(Space Radiation Associate 1998) 소프트웨어를 이용하였다. 포획된 양자의 경우 실제 위성에 영향을 줄 수 있는 20 MeV 이상의 입자 분포를 나타내었으며, 포획된 전자의 경우 0.04MeV 이상의 입자 분포를 나타내었다. 입자수의 단위는 $\text{protons}/\text{cm}^2/\text{s}$ 및 $\text{electrons}/\text{cm}^2/\text{s}$ 로 표기되었다.

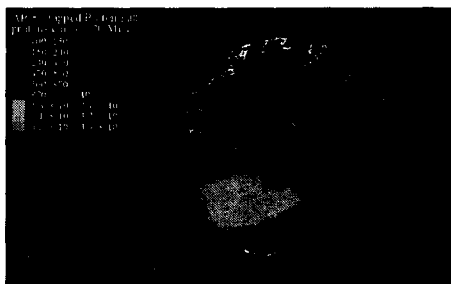


그림 2. Trapped proton flux contour(685 km).



그림 3. Trapped Electron flux contour.

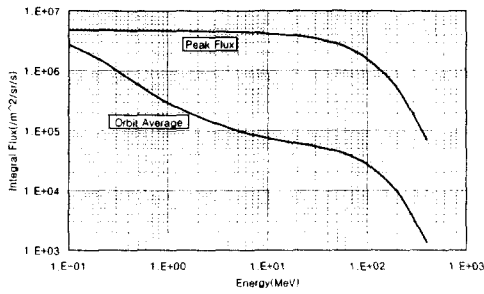


그림 4. Trapped proton external environment.

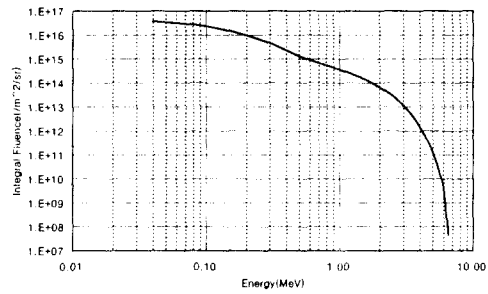


그림 5. Trapped electron external environment.

그림 2에서 알 수 있듯이 포획된 양자의 경우 SAA의 형태로 브라질 해안지역에 집중되어 있음을 알 수 있다. 반면에 포획된 전자의 경우 북반구, 적도부근, SAA 지역 일부 및 남반구의 여러 지역으로 분포되어 있음을 알 수 있었다. 그림 2와 그림 3을 종합하여 보면, 아리랑 2호 위성이 궤도를 진행하면서 지역별로 방사능 환경에 노출되는 부분과 노출되지 않는 부분(flux-free time)(Stassionpoulos & Ryamond 1988)이 있음을 알 수 있었다. 특히, 아리랑 2호의 경우 하루에 약 6-8회 정도 SAA 지역을 통과하며 통과하는 시간은 입자밀도가 높은 지역의 경우 수분에서 수 십분 정도 소요된다. 이 때 포획된 양자에 의한 영향을 많이 받음을 알 수 있으며, 이에 대한 전자소자에 미치는 영향 분석이 요구된다(Petersen 1981, 1996).

위의 분포에 대하여 에너지 세기 및 입자 수를 분석하기 위하여 에너지 스펙트럼을 도출하였다. 그림 4는 그림 2와 연계하여 포획된 양자 방사능 외부환경 스펙트럼을 나타낸다. 포획된 양자의 세기에 대한 단위 면적 및 단위 시간에 통과하는 입자 수의 함수로 표시하였으며, 궤도 평균 유속(orbit average)과 최대 유속(peak flux) 값을 비교 분석하였다. 최대 유속 스펙트럼은 SAA 지역에 대한 포획된 양자 환경을 나타낸다. 지구 자기장 내의 포획된 양자모델은 “Space Radiation” 소프트웨어에서 지원하는 AP8MIN 모델을 사용하여 분석하였다. AP8MIN 모델은 0.1 MeV에서 400 MeV사이의 세기의 에너지를 가진 포획된 양자 모델을 가지고 있으며 1964년 태양활동이 가장 저조할 때의 환경을 모델화한 것이다(Sawyer & Vette 1976). 그림 5는 그림 3과 연계하여 아리랑 2호 궤도에서의 포획된 전자 방사능 환경을 나타낸다. 지구 자기장 내의 포획된 전자 모델은 AE8MAX 모델을 사용하였으며 0.04 MeV에서 7 MeV사이의 에너지를 가진 포획된 전자 모델을 가지고 있다(Vette 1989). AP8과 AE8은 1960-1970년도에 얻어진 데이터를 근거로 하여 만들어진 모델로 최근 측정치와는 차이를 보이나, 아직까지는 인공위성 개발현장에서 기존의 모델들이 통상적으로 사용되고 있다. 그림 6은 태양에서 전달되는 태양양자의 우주방사능 외부환경을 나타낸다. 태양의 활동에 의하여 지구에 전달되는 태양 방사능은 주로 태양양자 및 중이온으로 구성되며(Stassionpoulos & Ryamond 1988) 태양활동의 주기에 따라 그 세기가 변한다. 태양양자에 의한 TID 피폭영향을 분석하기 위하여 “Space Radiation” 소프트웨어 JPL-1991 모델(신뢰도 95%)이 사용되었다(Feynman et. al. 1993).

3.2 포획된 양자 및 태양양자의 위성체 내부환경

제 3.1절에서 분석된 우주방사능 외부환경은 위성체의 구조물과 전자박스 하우징을 통과하여 위성체 내부의 방사능 환경을 구성하게 된다. 그러나, 우주방사능은 위성체의 내부로 통과되는 과정

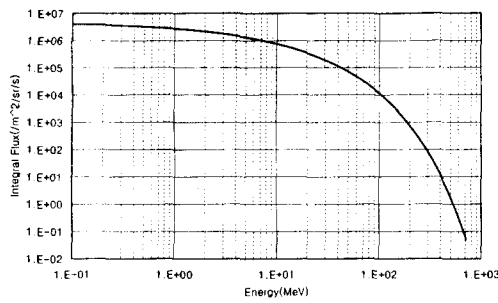


그림 6. Solar proton external environment.

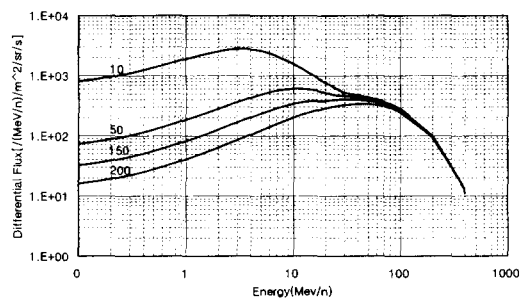


그림 7. Trapped proton(orbit average) transport.

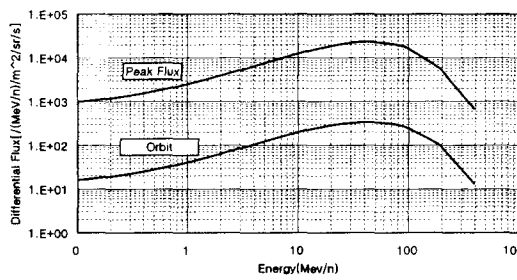


그림 8. Trapped protons transport under 200 mils of Al Shielding.

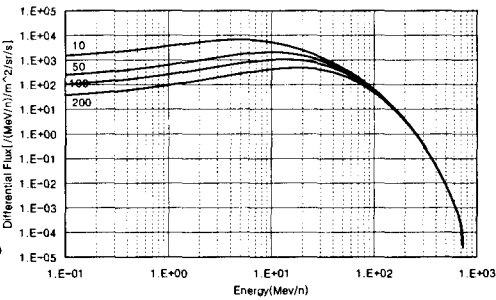


그림 9. Solar Proton(JPL 1991) transport.

에서 상당량의 방사능 입자가 통과하지 못하고 차단되는 현상이 발생한다. 인공위성의 설계에 있어서 우주 방사능 영향의 차단 방법으로 위성체의 구조물에 의한 차단방법이 있다. 그러나, 방사능 입자의 종류 및 에너지의 세기에 따라서 차단효과는 다르며, 이에 대한 영향 분석이 수행된 후 위성체의 설계에 반영되어야 한다. 그림 7은 포획된 양자 외부환경에 대하여 알루미늄 차단두께 10 mils(1 inch=1000 mils), 50 mils, 100 mils 및 200 mils의 두께를 통과한 뒤 형성된 내부환경을 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있듯이, 알루미늄 차단두께를 증가할수록 저 에너지의 포획된 양자의 수가 효과적으로 차단되는 것을 알 수 있었다. 그러나, 에너지가 증가할수록 차단효과는 감소하며, 20-30 MeV 이상의 에너지를 가진 입자들에 대해서는 차단두께를 증가하여도 차단효과는 거의 동일한 것을 알 수 있었다. 그림 8은 200 mils(약 5 mm)의 알루미늄 차단두께를 통과한 포획된 양자의 궤도 평균속과 최대속의 스펙트럼을 비교 나타낸 것이다. 그림에서도 알 수 있듯이 포획된 양자의 평균값과 최대값 사이에는 상당한 차이가 있음을 알 수 있었으며 30 MeV정도에서 최대 에너지 스펙트럼을 가지고 있는 것을 알 수 있었다. 이것은, Stassionpoulos & Ryamond (1988)에서도 언급되었지만, SAA 지역에서 고 에너지의 포획된 양자(peak flux)에 의한 전자소자의 우주방사능에 대한 영향이 집중적으로 발생할 수 있음을 의미한다. 표 2는 그림 8에 대한 스펙트럼을 나타낸다.

그림 9는 태양양자 JPL 1991 모델 외부환경에 대하여 알루미늄 차단두께 10 mils, 50 mils, 100 mils 및 200 mils의 두께를 통과한 뒤 형성된 내부환경을 나타낸 것이다. 포획된 양자와 마찬가지로 차단두께를 증가할수록 저 에너지 태양양자의 영향을 효과적으로 차단할 수 있는 것을 알 수 있었다. 그러나, 에너지가 증가할수록 차단효과는 감소하며, 20 ~ 30 MeV이상의 에너지를 가진 입자에 대해

표 2. Trapped Proton Flux Spectrum.

Energy (MeV/n)	Orbit Average	Peak Flux	Energy (MeV/n)	Orbit Average	Peak Flux	Energy (MeV/n)	Orbit Average	Peak Flux
1.01E-01	1.61E+01	9.95E+02	4.00E+00	1.05E+02	6.51E+03	6.00E+01	3.27E+02	2.20E+04
2.03E-01	1.95E+01	1.20E+03	6.01E+00	1.42E+02	8.81E+03	8.01E+01	2.91E+02	1.96E+04
4.01E-01	2.52E+01	1.56E+03	8.04E+00	1.74E+02	1.08E+04	1.00E+02	2.41E+02	1.60E+04
6.03E-01	3.08E+01	1.90E+03	1.00E+01	2.01E+02	1.26E+04	2.01E+02	8.96E+01	4.96E+03
8.06E-01	3.61E+01	2.22E+03	2.02E+01	2.88E+02	1.88E+04	3.59E+02	1.70E+01	8.87E+02
1.01E+00	4.11E+01	2.53E+03	4.05E+01	3.39E+02	2.33E+04	4.04E+02	6.24E+00	3.21E+02
2.02E+00	6.46E+01	3.99E+03						

표 3. Solar Proton Flux Spectrum.

Energy (MeV/n)	JPL1991 Model	Energy (MeV/n)	JPL1991 Model	Energy (MeV/n)	JPL1991 Model	Energy (MeV/n)	JPL1991 Model
1.01E-01	3.86E+01	1.00E+00	9.76E+01	1.02E+01	4.33E+02	1.01E+02	4.75E+01
2.51E-01	5.00E+01	2.00E+00	1.52E+02	2.03E+01	4.88E+02	2.01E+02	3.20E+00
4.04E-01	6.05E+01	4.00E+00	2.46E+02	4.05E+01	3.14E+02	4.02E+02	4.54E-02
6.09E-01	7.39E+01	6.04E+00	3.25E+02	6.12E+01	1.65E+02	6.06E+02	1.15E-03
8.07E-01	8.61E+01	8.00E+00	3.84E+02	8.10E+01	8.75E+01		

서는 차단두께를 증가하여도 차단효과는 거의 동일한 것을 알 수 있었다. 표 3은 200 mils의 알루미늄 두께를 통과한 태양양자의 위성체 내부 환경 스펙트럼을 나타낸 것이다.

4. TID 계산 및 영향 분석

TID 계산은 포획된 양자, 포획된 전자 및 태양양자를 포함한다(표 4 참조). 이와 같은 우주 방사능 입자들은 위성체의 전자소자에 계속적으로 축적되어 전자소자의 이온화 현상을 진행시켜 결국에 가서는 전자소자의 특성을 변화시키거나 파손시키는 영향을 준다. 따라서, 아리랑 2호에 사용되는 전자소자 중 우주 방사능에 반응하는 전자소자는 최소한 아리랑 2호 임무기간동안에 축적 예상되는 총 방사량 이상에서 기능을 수행할 수 있어야 된다.

그림 10과 표 5는 그림 4(궤도 평균값 사용), 그림 5 및 그림 6 각각의 방사능 외부환경이 알루미늄

표 4. TID 방사량 계산 항목.

Environment	Conditions(typical Model)
Earth Trapped Environment	Averaged Trapped Proton(AP8MIN)
	Averaged Trapped Electron(AE8MAX)
Solar Environment	Solar Proton(JPL1991)

표 5. Annual Total Radiation Dose[rad].

Thickness (mils)	Trapped Proton	Trapped Electron	Solar Proton	Total Dose
0	5.90E+05	1.25E+06	1.50E+04	1.86E+06
10	1.59E+03	9.93E+04	3.66E+03	1.05E+05
20	9.26E+02	2.96E+04	2.39E+03	3.29E+04
30	7.13E+02	1.49E+04	1.81E+03	1.74E+04
40	6.05E+02	9.51E+03	1.46E+03	1.16E+04
50	5.38E+02	6.72E+03	1.23E+03	8.49E+03
100	3.91E+02	1.92E+03	6.63E+02	2.97E+03
150	3.33E+02	6.65E+02	4.38E+02	1.44E+03
200	3.02E+02	2.19E+02	3.19E+02	8.40E+02
250	2.80E+02	6.81E+01	2.45E+02	5.93E+02
300	2.63E+02	2.24E+01	1.95E+02	4.80E+02
350	2.48E+02	1.05E+01	1.59E+02	4.18E+02
400	2.36E+02	6.50E+00	1.33E+02	3.76E+02
450	2.24E+02	5.03E+00	1.12E+02	3.41E+02
500	2.14E+02	4.59E+00	9.64E+01	3.15E+02

늄 재질의 차단 구조물을 통과한 후 축적되는 연간 방사량과 그들의 연간 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 방사능 bremsstrahlung X-ray에 의한 영향을 포함한다. 그러나, 양자의 경우, 앞에서도 설명되었듯이 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 것을 알 수 있다.

위성체의 무게는 발사비용과 직결되어있는 중요한 설계 요소이다. 따라서, 위성체의 무게 및 전자소자의 특성 등을 고려하여 적절한 두께를 설정하는 것이 필요하다. 그림 10 또는 표 5에서 분석되었듯이, 아리랑 2호의 궤도 환경하에서 200mils(약 5mm) 정도 이상의 두께에는 그 이상의 방사능 차단효과가 미약한 것을 알 수 있었다. 아리랑 2호의 위성체 구조물과 전자박스 하우징 알루미늄 두께의 합은 대략 150 mils에서 200 mils이다. 따라서, 우주 방사능과 관련된 아리랑 2호의 구조설계는 매우 효과적으로 설정되었음을 알 수 있었다. 아리랑 2호 위성의 위성체 구조 및 전자박스 하우징의 두께의 합을 200 mils정도로 고려할 경우 연간 0.84 krad의 총 방사량이 예상되며, 이 값은 전자부품의 선택기준으로 사용될 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 아리랑 2호가 운용될 궤도의 우주방사능 환경 및 total ionizing dose(TID) 영향에 관하여 분석하였다. 위성체 외부 방사능 환경으로서 지구 자기장 내부에 포획되어 활동하는 포획된 양자 및 전자가 고려되며, 태양에서 전달되는 태양양자가 고려되었다. 특히 포획된 양자의 경우 SAA 지역에 집중되어 있음을 알 수 있었으며 TID에 주로 영향을 미치는 방사능은 포획된 양자 및 전자

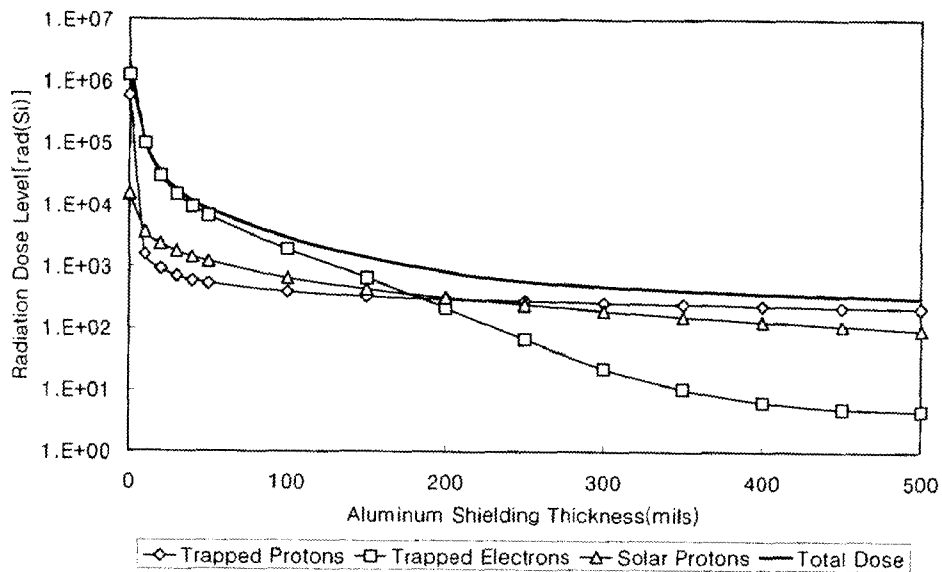


그림 10. Annual Radiation Dose Level [Al(Si)].

와 태양양자임을 알 수 있었다. 또한, 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 있었다. 아리랑 2호의 궤도 환경하에서 200mils(약 5mm) 정도 이상의 두께에는 그 이상의 방사능 차단 효과가 미약한 것을 알 수 있었다. 따라서, 150 mils에서 200 mils의 알루미늄 차단두께를 고려하고 있는 아리랑 2호의 구조설계는 우주 방사능과 관련하여 매우 효과적으로 설정되었음을 알 수 있었다. 마지막으로, 아리랑 2호의 임무수명기간 동안 전자부품에 계속적으로 피폭되는 전체 방사량을 알루미늄 차단두께의 함수로 나타내었으며, 이 값들은 아리랑 2호의 전자부품의 선택기준 및 위성체 또는 구성품의 구조물 두께를 설정할 수 있는 기준으로 제시하였다.

감사의 글: 본 연구는 한국항공우주연구원의 다목적 실용위성 아리랑 2호 시스템 설계 및 개발사업 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- Astrium 2001, KS-TN-043-ASTR
 Feynman, J., Spitale, G., Wang, J., & Gabriel, S. 1993, Journal of Geophysical Research, 98, 13281
 Peterson, E. L. 1981, IEEE Trans. on Nuclear Science, NS-28, 3981
 Petersen, E. L. 1996, IEEE Trans. on Nuclear Science, 43, 496
 Sawyer, D. M., & Vette, J. I. 1976, NSSDC 76-06 [NASA-TM-X-72605]

Stassionpoulos, E. G., & Ryamond, J. P. 1988, in Proceedings of the IEEE, 76, 11
Space Radiation Associates 1998, Oregon, U.S.A.

Vette, J. I. 1989, Technical note 1, ESA