

HAUSAT-2 위성의 방사능 환경해석 및 소프트웨어 HAMMING CODE EDAC의 구현에 관한 연구

정지완[†], 장영근
한국항공대학교 우주시스템 연구실

HAUSAT-2 SATELLITE RADIATION ENVIRONMENT ANALYSIS AND SOFTWARE HAMMING CODE EDAC IMPLEMENTATION

Ji-Wan Jung[†] and Young-Keun Chang
Space System Research Lab., Hankuk Aviation University, Goyang 412-791, Korea
E-mail: jazzmango@mail.hangkong.ac.kr

(Received April 8, 2005; Accepted October 5, 2005)

요 약

본 논문에서는 HAUSAT-2 위성이 운용될 궤도의 우주 방사능 환경 및 총 피폭효과(Total Ionizing Dose), 단일사건 효과(Single Event Effects) 등에 대해 분석하였다. 총 피폭효과에 영향을 미치는 우주 방사능은 포획된 양성자, 전자, 태양 양성자 및 우주선이다. 총 피폭효과는 선량심도선 분석을 통해 해석을 수행하였으며, DMBP(Design Margin Breakpoint) 방법과 3-D 구분구적법을 이용하여 HAUSAT-2의 부품의 총 피폭량에 대한 내성을 검증하였다. 단일사건 효과에 대하여 위성체 외부와 내부 방사능 환경으로 양성자와 중이온에 대하여 선형에너지 전달량(LET) 스펙트럼을 분석하였으며, HAUSAT-2의 전자소자로 사용예정인 MPC860T2B 마이크로프로세서와 메모리 K6X8008T2B에 대한 SEU(Single Event Upset) 및 SEL(Single Event Latch-up) 발생률을 추정하였다. 분석 결과 SEU는 운용 중에 수차례 발생하며 SEL 발생은 임무기간동안 일어나지 않을 것으로 추정되었다. HAUSAT-2는 소프트웨어 해밍코드 EDAC을 이용하여 SEU 발생에 대처할 수 있는 시스템 레벨의 설계를 반영하였다. 이 연구에서 수행된 방사능 해석은 ESA의 SPENVIS 소프트웨어를 이용하였다.

ABSTRACT

This paper addresses the results of HAUSAT-2 radiation environment and effect analyses, including TID and SEE analyses. Trapped proton and electron, solar proton, galactic cosmic ray models were considered for HAUSAT-2 TID radiation environment analysis. TID was analyzed through total dose-depth curve and the radiation tolerance of TID for HAUSAT-2 components was verified by using DMBP method and sectoring analysis. HAUSAT-2 LET spectrum for heavy ion and proton were also analyzed for SEE investigation. SEE(SEU, SEL) analyses were accomplished for MPC860T2B microprocessor and K6X8008T2B memory. It was estimated that several SEUs may occur without SEL during the HAUSAT-2 mission life(2 years). Software Hamming Code EDAC has been implemented to detect and correct the SEU. In this study, all radiation analyses were conducted by using SPENVIS software.

Keywords: radiation analysis, tid, seu, sel, edac, hamming code

[†]corresponding author

1. 서 론

우주방사능 환경은 인공위성의 임무수행 성공여부에 중대한 영향을 끼칠 수 있다. 1971년 이후 현재까지 우주방사능 환경에 의해서 발생한 이상 현상은 약 4,500번에 이른다. 대표적인 예로는 Anik E-1, GOES 5 ~ 7, 허블 우주망원경, NOAA-11, ERS-1와 같은 위성들이 있다. 보고된 자료에 의하면 우주방사능의 영향은 태양전지판, 자세제어 시스템, 컴퓨터 시스템에서 주로 일어났으며 발생한 이상 현상들은 위성의 수명에 직접적인 영향을 미칠 수 있기 때문에 인공위성을 개발하는데 있어서 우주방사능 환경 분석은 중요한 설계인자로 고려되고 있다. 인공위성에서 일어나는 우주방사능 현상으로는 총 피폭효과(TID), 단일사건 효과(SEE), 위성방전(Spacecraft Charging)이 있다. 우주방사능 영향을 분석하는데 핵심적인 인자는 바로 우주방사능 환경 데이터이다. HAUSAT-2호는 고도 650km의 태양동기궤도에서 2년의 임무수명을 가지고 있는 저궤도 위성으로, 주요 우주방사능 인자로는 포획된 양자, 전자, 태양양성자와 태양계 외부에서 전달되는 고에너지 입자를 들 수 있다. 우주방사능의 영향으로는 포획된 양자, 전자와 태양양성자는 위성 내부에 방사선량의 누적현상을 일으켜, 총 피폭효과를 유발하며, 태양계 외부에서 전달되는 고에너지 입자는 인공위성 시스템의 운용을 일시적으로 교란시키며 경우에 따라서는 영원히 복구할 수 없는 상태에 이르는 원인이 된다. 위와 같은 현상을 단일사건 효과라고 한다. 따라서 인공위성에 대한 우주방사능 환경은 위성체 전자소자의 선택이나 기능 설계 단계에서 반드시 고려되어야 한다.

본 논문에서는 우주방사능 영향을 ESA의 SPENVIS 소프트웨어를 이용하여 HAUSAT-2 임무궤도를 생성하고 궤도상의 우주방사능 환경을 분석하였다. 분석결과를 바탕으로 총 피폭효과 해석에 근거하여 HAUSAT-2의 알루미늄 구조물의 차폐두께를 결정하였으며, 구조 담당자와 협의하여 HAUSAT-2에의 적합성을 검증하였다. 그리고 HAUSAT-2에 사용한 전자소자들의 총 피폭현상 내성을 3-D 구분구적법 해석을 통해 검증하였다. 그 결과 HAUSAT-2의 전자소자들은 임무기간동안 충분한 우주방사능 마진(RDM: Radiation Design Margin)을 가짐으로써 피폭효과에 의한 성능저하 문제는 없다는 것을 확인하였다. 단일사건 효과 태양계 외부에서 전달되는 고에너지 입자와 태양양성자에 대하여 유속에 대한 선형에너지 전달 량(LET: Linear energy transfer)으로 스펙트럼으로 도출하였으며, 단일사건 효과 발생확률을 계산하였다. 그 결과 단일사건 효과는 HAUSAT-2의 임무기간 동안에 SEU가 11 ~ 16번 정도 발생하며, SEL은 발생하지 않을 것으로 추정되었다(백명진과 김학정 2001, NASA 1994). 따라서 HAUSAT-2는 SEU 발생에 대처할 수 있는 시스템이 필요하며, EDAC 코드를 FPGA에 구현함으로써 SEU 발생에 대처할 수 있도록 설계 되었다. EDAC 코드는 1비트 EDAC이 가능하며, 시뮬레이션과 시험 툴킷을 이용하여 EDAC 코드를 검증하였다.

2. HAUSAT-2 임무궤도와 우주방사능 환경

우주방사능 영향을 해석하기 위해서는 궤도 모델과 해당 궤도에 대한 우주방사능 모델이 필요하다. HAUSAT-2는 고도 650km의 태양동기궤도 모델을 가지고 있으며, 임무기간은 2008년~2010년의 2년간이다. 궤도 모델에 GTO(Geosynchronous Transfer Orbit)는 고려하지 않았으며 궤도수를 1로 설정하여 궤도 모델로 주 임무가 수행되는 650km 태양동기궤도만을 고려하였다. 그림 1에서 HAUSAT-2 궤도 모델의 형상을 나타내었다. HAUSAT-2의 우주방사능 환경요소로는 포획된 양자, 전자와 태양양성자가 있다. 우주 방사능 환경은 태양의 활동에 크게 영향을 받는다. 따라서 HAUSAT-2의 우

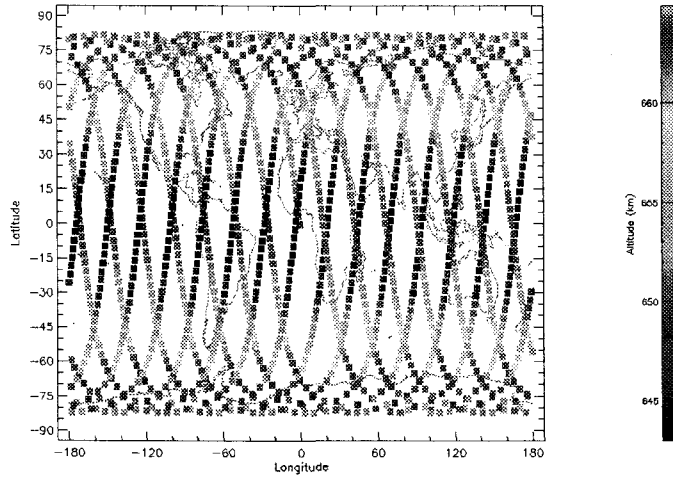


그림 1. HAUSAT-2 궤도 형상 모델.

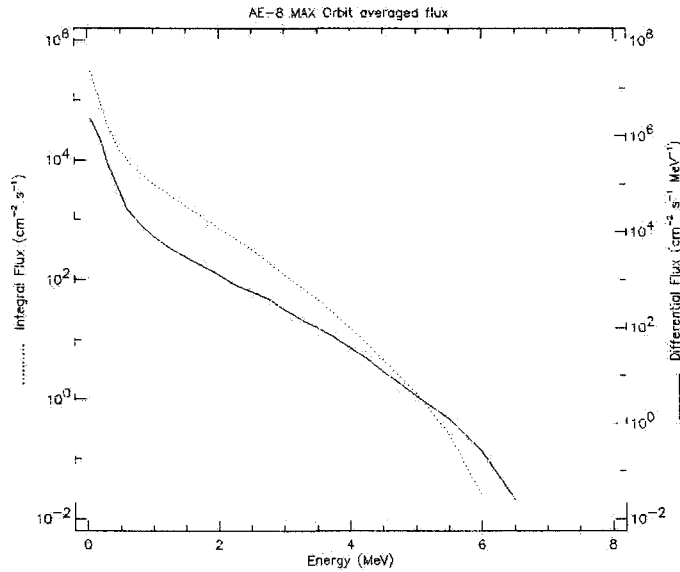


그림 2. HAUSAT-2 궤도상의 단위 면적 및 단위 시간에 통과하는 포획된 전자의 수.

주방사능 환경을 모델링하기 위해서는 임무기간동안의 태양활동에 대한 분석이 필요하다. NASA 마샬 우주센터에서 예측한 23 ~ 24번째 태양활동 예측정보를 볼 때 HAUSAT-2의 임무기간인 2008년부터 2010년까지는 4년의 태양활동 극소기 기간이 끝나고, 7년간의 태양활동 극대기 기간이 시작되는 기간임을 알 수 있다. 따라서 우주방사능 환경 모델링 기준을 태양활동 극대기로 정하였다. 포획된 양자를 모델링하기 위해 AP-8 MAX 모델을, 포획된 전자를 모델링하기 위해 AE-8 MAX을 사용하였다. 그림 2에서 포획된 전자의 세기에 대한 단위 면적 및 단위 시간에 통과하는 전자의 수를, 그

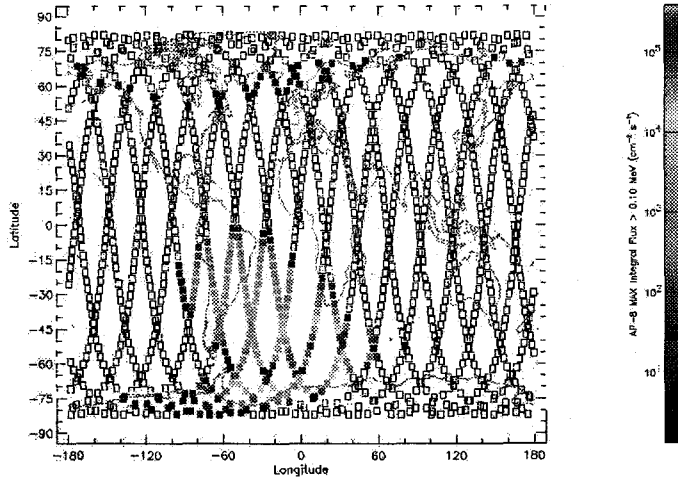


그림 3. HAUSAT-2 궤도상의 포획된 전자 분포.

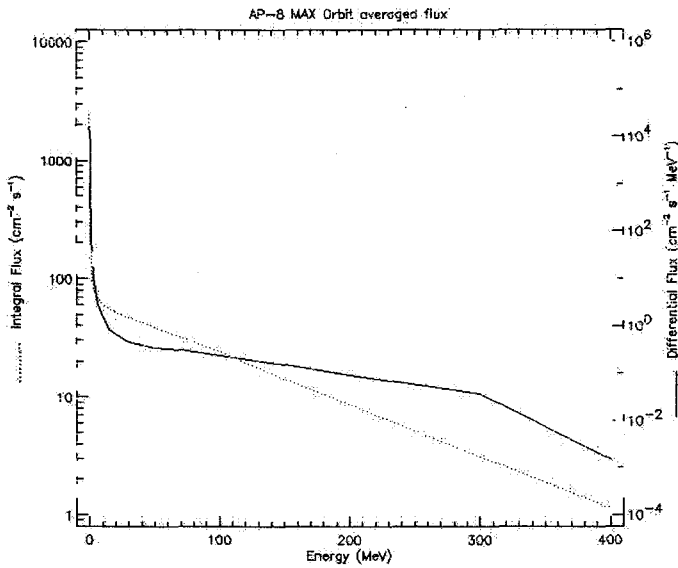


그림 4. HAUSAT-2 궤도상의 단위 면적 및 단위 시간에 통과하는 포획된 양자의 수.

림 3에서는 궤도상에 포획된 전자의 분포를 나타내었다. HAUSAT-2의 임무궤도 내에는 그림 2에서 알 수 있듯이 0.04MeV에서 7MeV 사이의 에너지를 가진 포획된 전자들이 분포하고 있으며, 다수의 저에너지 전자가 궤도상에 존재하고 있음을 알 수 있다. 그림 3으로부터 포획된 전자는 SAA(South Atlantic Anomaly)에 고에너지 전자가 밀집되어 있으며, 남위 50 ~ 80°, 북위 50 ~ 80°에 걸쳐 포획된 전자층이 형성되어 있음을 알 수 있다. 이 결과는 이론적인 모델링 결과와 아주 흡사한 결과이다. 포획된 양자 모델 결과는 그림 4, 5와 같다. 그림 4에서 포획된 양자의 세기에 대한 단위 면적 및 단

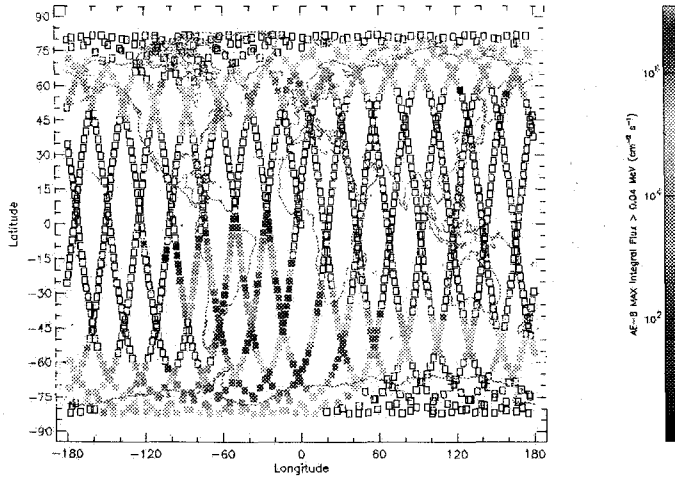


그림 5. HAUSAT-2 궤도상의 포획된 양자 분포.

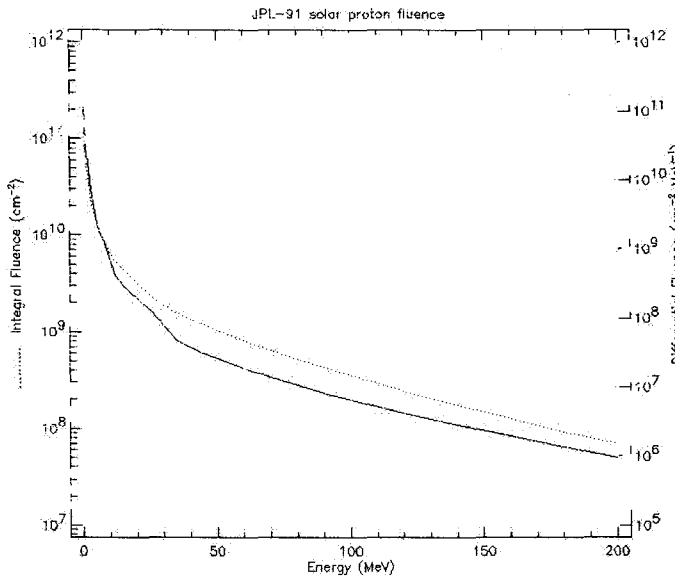


그림 6. HAUSAT-2 궤도상의 단위 면적 및 단위 시간에 통과하는 태양양성자의 수.

위 시간에 통과하는 포획된 양자의 수를 그림 5에서는 궤도상에 포획된 양자의 분포를 나타내었다. HAUSAT-2의 임무궤도 내에는 그림 4에서 알 수 있듯이 0.1MeV에서 400MeV 사이의 에너지를 가진 포획된 양자들이 분포하고 있으며, 포획된 전자와 비교하여 고에너지 양자가 궤도상에 존재하고 있음을 알 수 있다. 따라서 총 피폭현상에 미치는 영향은 포획된 전자보다 포획된 양자의 경우가 훨씬 크며, 그림 5에서 나타내는 것과 같이 포획된 양자는 SAA에 중점적으로 분포하고 있다. 이 결과는 이론적인 모델링 결과와 아주 흡사한 결과이다. 태양양성자 모델의 경우 HAUSAT-2의 궤도상에

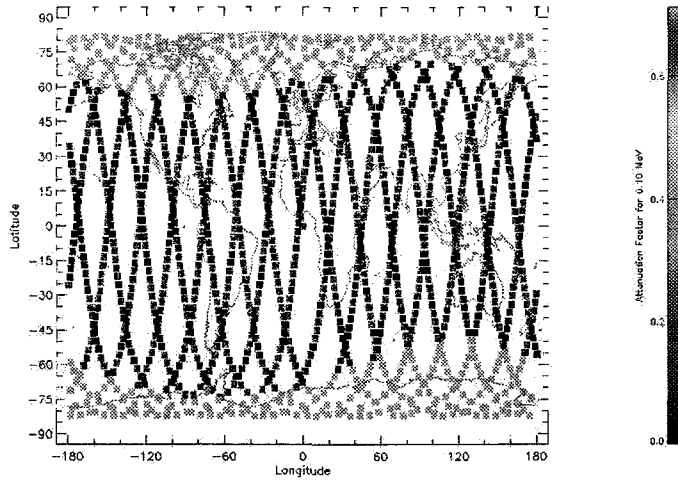


그림 7. HAUSAT-2 궤도상의 태양양성자 분포.

서 그림 6에서 알 수 있듯이 0.1MeV에서 200MeV 사이의 에너지를 가진 태양양성자들이 분포하고 있으며, 그림 7에서 나타내는 것과 같이 고위도 지방에 고에너지 태양양성자가 분포하고 있음을 알 수 있다. 극지방에서는 지구 자기장의 보호 효과가 낮으므로 높은 에너지 준위의 태양양성자가 존재한다. 해석 시 태양활동이 왕성할 것으로 예상되므로 지구자기장에 의한 차폐효과는 미약할 것으로 가정하였다. HAUSAT-2의 임무기간인 2년 동안 예상되는 태양의 움직임은 태양활동 극대기 1.53년, 태양활동 극소기 0.47년이다. 사용한 모델은 JPL-91이며, 1992년 Tranquille와 Daly가 제안한 임무기간에 대한 신뢰도 레벨 기준을 적용하여 신뢰도 95% 모델을 적용하였다. 이상의 HAUSAT-2의 우주방사능 환경을 종합해본 결과 저위도를 지날 때에는 SAA 영역에서는 포획된 양자와 전자에 의해 고위도 영역에서는 포획된 전자와 태양양성자에 의해 HAUSAT-2 내부에 우주방사능이 누적되는 것을 알 수 있다. 총 피폭효과를 억제하는 일반적인 방법으로는 방사선 흡수 물질 두께를 조절하여 방사능 피폭량을 흡수하는 방법이 있다. 따라서 HAUSAT-2에서는 위성체의 구조물에 의한 차단 방법을 적용하여 총 피폭효과를 억제하게 되었다.

3. HAUSAT-2 위성체의 방사선 피폭

HAUSAT-2의 내부방사선량 해석과정은 그림 8과 같다. 위성체 내부의 누적되는 방사선량을 해석하기 위해 선량심도선을 도출해냈다. 선량심도선은 시스템 수준의 총 피폭효과 해석이라고 할 수 있으며, 위성체를 단순한 질점으로 생각하고 알루미늄 두께에 따라 단위질량당의 에너지를 구해 연결한 결과이다. 총 피폭효과량은 피폭된 단위물질에 대한 전달된 에너지의 함수이며 다음과 같은 식 (1)로 구할 수 있다.

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

ΔE 는 전달된 에너지의 양을, Δm 은 피폭된 단위물질의 질량을 말한다. 그림 9는 알루미늄의 두께에 따른 총 피폭효과량을 나타내는 선량심도선이다. 선량심도선의 총 피폭효과량은 임무기간인 2년 동

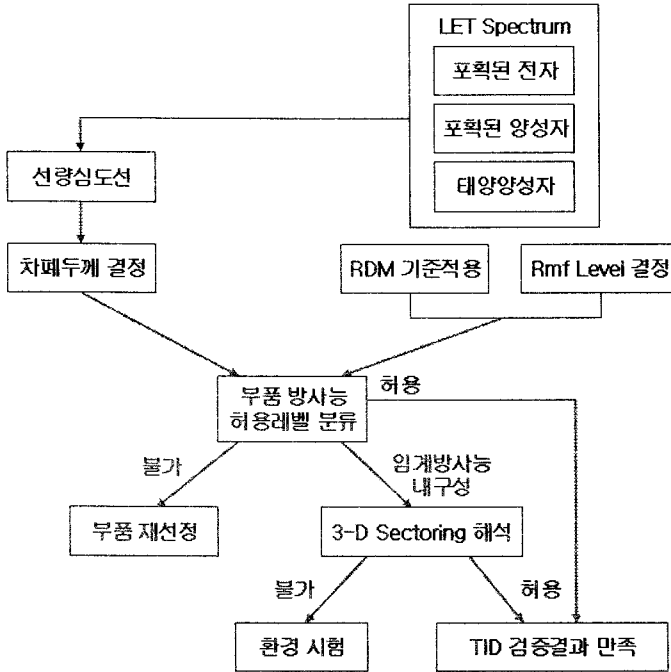


그림 8. 위성체 내부의 방사선량 해석 및 검증과정.

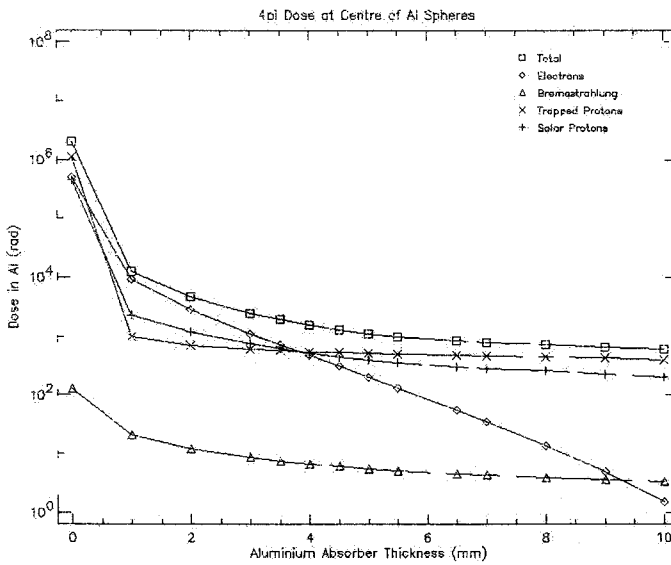


그림 9. Total Dose-Depth Curve.

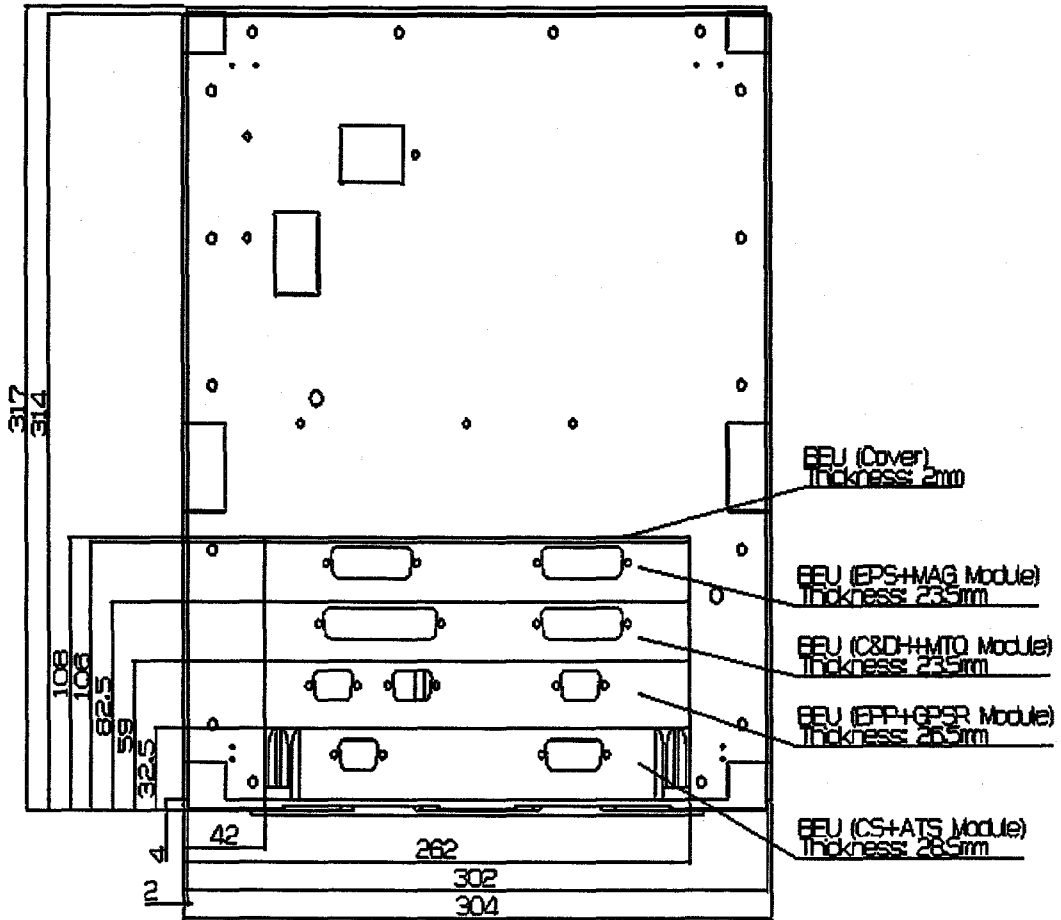


그림 10. HAUSAT-2 mechanical layout.

안 누적된 결과이며, 총 피폭효과량의 추세를 분석한 결과 저에너지 입자에 의한 포획된 전자의 효과와 양자와 위성체 구조물과의 상호작용에 의한 Bremsstrahlung 영향은 알루미늄의 두께를 증가시키기에 따라 효율적으로 줄일 수 있다. 하지만, 포획된 양자나 태양양성자와 같은 고에너지 입자에 의한 총 피폭량은 일정량 이상의 차폐두께에서는 이를 증가시켜도 차폐효과를 얻을 수 없음을 알 수 있다. HAUSAT-2 선량심도선의 총 피폭량 추세 분석 시 임계 차폐두께는 4mm 정도이다. 임무기간 동안 HAUSAT-2 내부에 누적되는 총 피폭량은 1.56Krad(AI)이다. 따라서 HAUSAT-2의 임무궤도에서 차폐두께를 적용하여 대부분의 총 피폭 효과를 억제할 수 있음을 확인할 수 있었다. SPENVIS를 이용한 해석 결과는 최근 위성의 실제 데이터와는 다소 차이를 보이며 현재 정확한 모델을 개발 중인 것으로 알려져 있다. AP-8 MAX 모델의 경우 실제 피폭량(APEX 위성데이터)과 예측 값의 비율이 2배 정도이며, AP-8 MIN 모델의 경우 실제 피폭량과 예측 값의 비율은 3배 정도이다(Armstrong 2000). 하지만 해석에 사용한 SPENVIS의 시뮬레이션 시 총 피폭효과에 영향을 미치는 요소들의 마

표 1. 알루미늄 차폐두께에 따른 총 피폭효과량.

차폐두께(mm)	Total(Rad(Al))	포획된 전자	포획된 양성자	태양 양성자
3.500	1.944E+03	7.213E+02	6.379E+02	6.379E+02
4.000	1.560E+03	4.758E+02	5.286E+02	5.286E+02
4.500	1.300E+03	3.137E+02	4.475E+02	4.475E+02

표 2. BEU 부품 방사능 허용레벨 분류.

Device	Rmf(Krad(Al))	RDM	Remark
HPA(RF2117)	17.5	5.6	임계방사능 내구성
Analog Mux(LM4040-2.5)	75	24.0	허용
Oscillator(INA2107)	100	32.1	허용
Logic devices(74HC.HCT157)	30	9.6	임계방사능 내구성
MOSFETs(K241)	37	11.9	허용
Processors&DSP(LM78L05)	10	3.2	임계방사능 내구성
OBC(MPC860T2B)	17	5.4	임계방사능 내구성
Memory(K6X8008T2B)	50	16.0	허용
ADC(MCP3204)	7.5	2.4	임계방사능 내구성
MMU(K6F1608T6C)	50	16.0	허용
FPGA(ACTEL product)	25	8.0	임계방사능 내구성
MUX(74HC4051)	50	16.0	허용
DC-DC Converter(VI-J00&101-CZ)	50	16.0	허용
Voltage reference(LM4040-2.5)	30	9.6	임계방사능 내구성
Comparator(INA2107)	60	19.2	허용
OP Amp(OP07)	60	19.2	허용
OP Amp(LM7301)	20 ~ 40	64 ~ 12.8	임계방사능 내구성
Switch(MAX890)	5Krad까지 검증됨(DTUsat 결과)		허용
Voltage Regulator(LM78L05)	20	6.4	임계방사능 내구성
MOSFETs(SFP9Z34,IRF9540)	10	3.2	임계방사능 내구성

진 값을 반영할 수 없으므로 총 피폭효과에 가장 큰 영향을 미치는 포획된 양성자의 효과를 반영하여 해석치를 3.12Krad(Al)로 조정하여 사용한다.

현재 HAUSAT-2의 구조모델은 패넬두께 2mm, BEU(Bus Electronics Unit) 전장박스 두께 2mm로 설정되어 있으므로 차폐두께 4mm를 만족하도록 설계되어있다. HAUSAT-2의 구조체 레이아웃은 그림 10과 같다. 표 1에 알루미늄 차폐두께에 따른 총 피폭효과량과 각각의 우주방사능 현상에 대한 방사능 누적량 값을 나타내었다. HAUSAT-2에 사용하는 전자부품들은 임무기간동안 총 피폭효과에 의한 성능저하로 인한 임무실패를 막을 수 있도록 총 피폭효과에 대한 내성을 가져야 한다. 이 내성에 대한 값을 RDM이라 하며 정의는 식 (2)와 같다(NASA 1994).

$$RDM = Rmf/TID_{tot} \tag{2}$$

Rmf(Radiation Maximum Failure Level)는 방사선 시험 시 사용된 전자부품이 고장 날 때의 총 피폭량을 말하며, TID_{tot}는 선량심도선 분석결과로부터 HAUSAT-2의 경우 3.12Krad(Si)이다. 부품 선정/검증 시 RDM의 기준은 MIL-HBDK-814의 DMBP(Design Margin Break Point) 방법의 기준을 따른다. DMBP 방법의 RDM 기준은 RDM의 값이 2 이하인 부품은 사용 불가, 2 이상 10 이

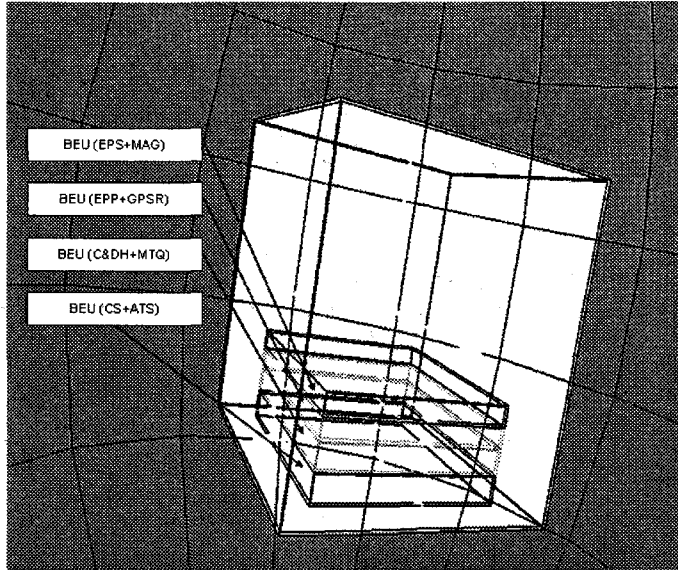


그림 11. HAUSAT-2 3-D Sectoring Analysis Model.

하의 값을 갖는 부품은 별도의 시험을 거친 후 사용 가능, 10 이상의 RDM을 갖는 부품은 직접 사용가능하다는 것이다. 위성의 전자부품 중 우주방사선에 민감한 부품들은, ADC&DAC, FPGA, Linear Devices, Logic Devices, MOSFETs, Photonics, Processor&DSPs, PROMs-EE, UV&FLASH, SRAMs&DRAMs, Transistors와 같은 것들이다. ESTEC(European Space Research and Technology Centre)의 기준에 의한 우주방사선에 민감한 HAUSAT-2의 부품에 대한 우주방사능환경에서의 사용 가능 여부를 확인하기 위해서, 부품의 방사능 허용레벨 분류과정을 수행하였다(표 2).

부품 방사능 허용레벨 분류를 수행한 부품들은 전장박스 내에 위치하는 것으로 외부의 지원을 받는 탑재체(전기 플라즈마 탐침봉, 별 센서)와 모멘텀 휠에 대해서는 수행하지 않았다. 부품 방사능 허용레벨 분류를 수행한 결과 모든 부품이 2 이상의 RDM을 갖기 때문에 사용불가한 부품은 없었으며, 임계방사능 내구성을 갖는 부품은 CS+ATS BEU 모듈의 HPA(RF2117), Logic devices(74HC_HCT157), Processors&DSP(LM78L05), C&DH+MTQ BEU 모듈의 OBC(MPC860T2B) ADC(MCP3204), FPGA(ACTEL Product)와 EPS+MAG BEU 모듈의 Voltage reference(LM4040-2.5), OP Amp(OP07), Voltage Regulator(LM78L05), MOSFETs(SFP9Z34, IRF9540) 등으로 확인되었다.

부품 방사능 허용레벨 분류결과 임계방사능내구성을 갖는 부품은 내부의 정확한 총 피폭량 값을 고려하여 방사능 허용레벨 분류를 수행하기 위해 3-D 구분구적법 해석을 수행하였다. 3-D 구분구적법 해석 수행 시 모듈이 우주방사선 환경에 직접 노출된 경우를 제외한 일반적인 경우 방사능 감지기의 위치에 의해 기하학적 형상에 의해 차폐효과를 받는다. 일반적으로 3-D 구분구적법 해석의 수행결과는 차폐두께에 의한 총 피폭량 값보다 작은 값을 갖게 된다. 따라서 방사능 허용레벨 분류 결과 임계방사능 내구성을 갖는 부품들의 RDM 값이 높아질 확률이 높게 된다. 3-D 구분구적법

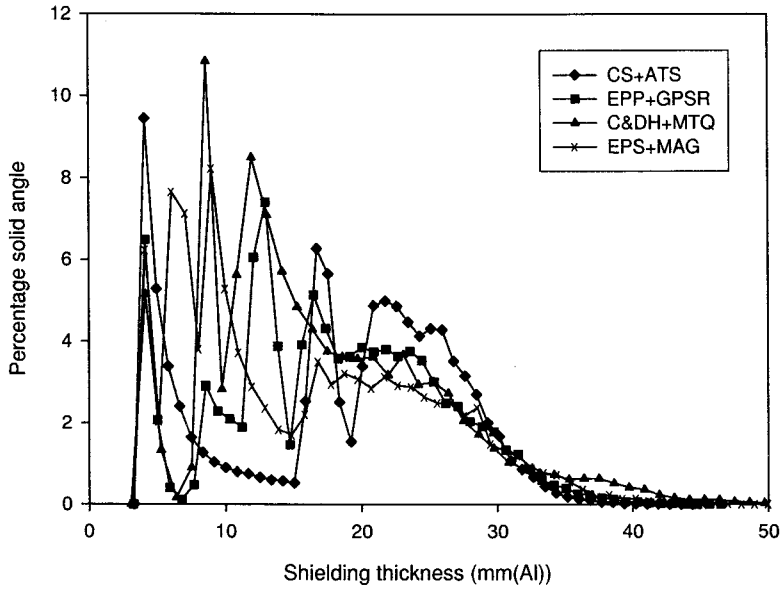


그림 12. BEU 차폐두께 분포도.

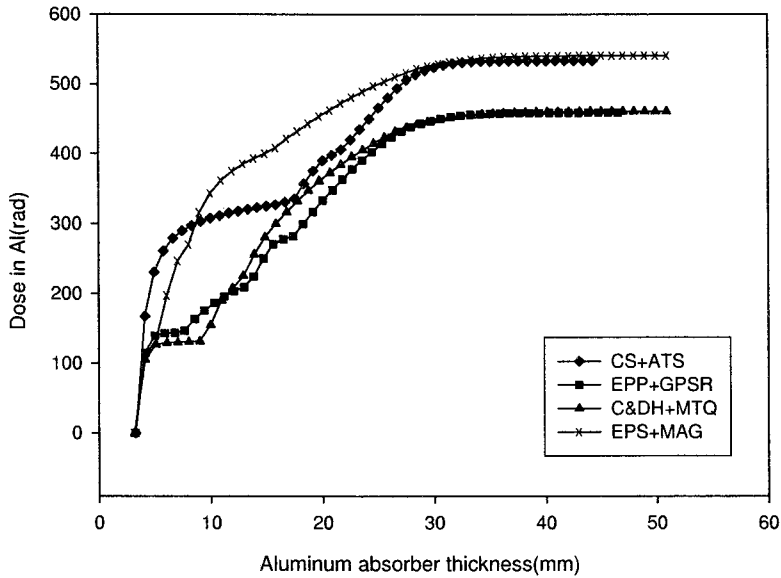


그림 13. BEU 내의 누적된 TID.

표 3. BEU 모듈내의 임무기간동안 누적된 총 피폭효과량.

Dose(Krad)	Components			
	BEU(CS+ATS)	BEU(EPP+GPSR)	BEU(C&DH+MTQ)	BEU(EPS+MAG)
	1.07	0.91	0.92	1.08

표 4. 재수행한 부품 방사능 허용레벨 분류 결과.

Device	Rmf(Krad(Al))	RDM	Remark
BEU(CS+ATS)(RF2117)	17.5	16.67	허용
BEU(CS+ATS)(74HC.HCT157)	30	28.57	허용
BEU(CS+ATS)(LM78L05)	10	9.35	임계방사능 내구성
BEU(C&DH+MTQ)(MPC860T2B)	17	18.68	허용
BEU(C&DH+MTQ)(MCP3204)	7.5	8.24	임계방사능 내구성
BEU(C&DH+MTQ)(ACTEL product)	25	27.47	허용
BEU(EPS+MAG)(LM4040-2.5)	30	27.78	허용
BEU(EPS+MAG)(LM7301)	20 ~ 40	18.52 ~ 37.03	허용
BEU(EPS+MAG)(LM78L05)	20	18.52	허용
BEU(EPS+MAG)(SFP9Z34,IRF9540)	10	9.26	임계방사능 내구성

해석은 ESA의 SPENVIS를 이용하였으며, 그림 11은 HAUSAT-2를 모델링한 결과이다. 모델링 시 BEU의 두께를 2mm로 통일시켜 사용하였다. HAUSAT-2는 BEU의 측면과 윗면두께는 2mm, 아래면 두께는 1.5mm로 설정되어 있지만 모델링 시 전장박스의 두께를 다르게 줄 수 없어 2mm로 통일하여 해석을 수행하였고, 각각의 BEU 모듈 내의 총 피폭량 값을 계산하기 위해 BEU별로 방사능 감지기가 BEU의 중앙에 위치하도록 조절하여 해석을 수행하였다. 구분구적법 해석이 수행되는 과정은 방사능 감지기의 위치에 따라 알루미늄 두께의 분포가 달라지며 위성체의 모델을 망으로 나눈 지점에 대해 방사되어지는 방사선의 입체각을 구하여, 입체각의 분포에 대해 피폭 값을 구하고 누적시켜 방사능 감지기의 위치에 대한 총 피폭량을 구하는 것이다. 그림 12와 13에 CS+ATS BEU 모듈, EPP+GPSR BEU 모듈, C&DH+MTQ BEU 모듈, EPS+MAG BEU 모듈에 대해 차폐두께의 분포도와 누적된 총 피폭량을 나타내었다. 각각의 BEU 모듈 내에 누적되는 총 피폭량은 표 3에 정리하였다. 표 3의 결과를 볼 때 구분구적법 해석 수행 후 총 피폭량 3.12krad(Al)에 비해 작은 값을 갖는 것을 확인할 수 있었다.

구분구적법 해석을 수행한 HAUSAT-2의 BEU 모듈들은 우주환경에 직접 노출된 것은 없기 때문에 기하학적 형상에 의한 차폐효과를 받는다. CS+ATS BEU 모듈은 BEU 가장 밑단에 존재하기 때문에 BEU 모듈 중 큰 총 피폭량을 가지며, EPP+GPSR BEU 모듈과 C&DH+MTQ BEU 모듈은 상대적으로 작은 값을 갖는다. 해석 결과에 따르면 EPS+MAG BEU 모듈에 가장 큰 총 피폭량이 누적되는 것을 알 수 있는데, 해석 시 별 센서와 모델링 휠과 같은 부품을 고려하지 않았기 때문에 실제 누적되는 피폭량은 구분구적법 해석 결과보다 작을 것으로 예상된다. 총 피폭효과 설계를 검증하기 위해 차폐두께(4mm)를 적용한 방사능 허용레벨 분류를 임계방사능 내구성을 갖는 부품들에 대해 재수행한 결과를 표 4에 제시하였다. 표 4의 결과 문제가 되었던 임계방사능 내구성을 갖는 부품들의 변경된 총 피폭량을 적용한 결과 LM78L05, MCP3204, SFP9Z34, IRF9540의 경우 10 이하의 RDM

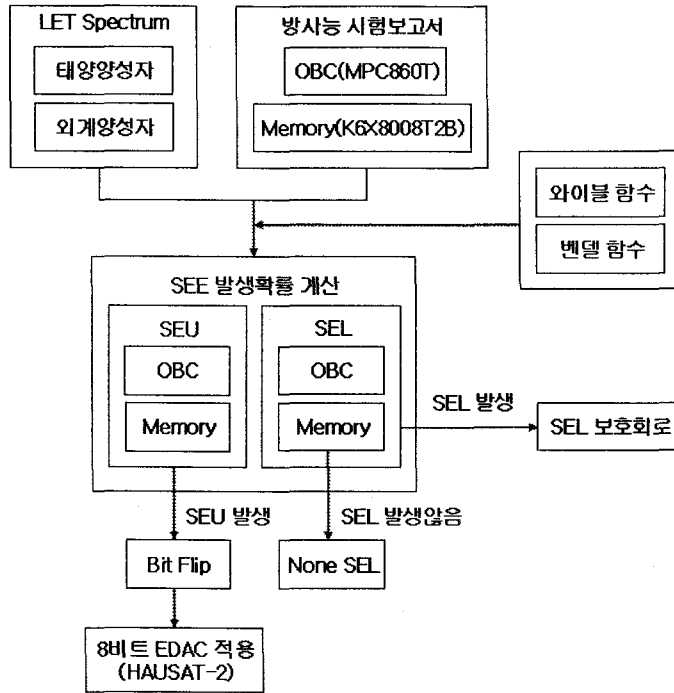


그림 14. SEE Rate 계산 및 억제방안 고려 과정.

을 가지므로 환경시험을 통한 검증과정이 요구된다. 하지만 3-D 구분구적법을 수행 시 부품 상호간의 배치와 하니스에 의한 차폐효과는 고려하지 않았으므로, 실제 BEU 모듈에 누적되는 피폭량은 해석 결과보다 적은 값을 가지며 BEU 모듈 내 부품들은 표 4의 결과보다 높은 RDM을 갖을 것으로 예상된다. 하니스의 두께는 대략 0.65mm로 하니스의 영향을 고려 시 26%의 차폐효과를 얻을 수 있으며, 하니스의 차폐효과를 고려 시 모든 부품이 모두 10 이상의 RDM을 갖는다. 따라서 HAUSAT-2의 전자부품들은 임무기간동안 총 피폭효과의 영향에 대해 안전하다는 것을 알 수 있으며 부품선정 결과는 타당성을 갖는다고 할 수 있다.

4. HAUSAT-2 위성의 단일사건 효과

단일사건 효과는 주어진 시간 안에 발생 가능한 확률로 평가된다. 따라서 단일사건 효과 발생확률을 계산은 부품들의 방사능 시험보고서와 확률 밀도함수 와이ابل 함수와 2변수 벤델함수를 이용하여 계산하였다. 단일사건 효과는 중이온과 양성자에 의해 일어나며 주요 고려사항들은 치명적이지 않은 SEU, SET(Single Event Transient), SEFI(Single Event Functional interrupt), MEU(Multiple Event Upset), MBU(Multiple Bit Upset)와 같은 것들과 치명적인 영향을 미치는 SEL, SEB(Single Event Burnout), SEGR(Single Event Gate Rupture)들이 있다(백명진과 김학정 2001, Rollins 1990). HAUSAT-2의 단일사건 효과 해석수행 시 고려한 사항은 SEU와 SEL이다. SEB와 SEGR은 매우 높

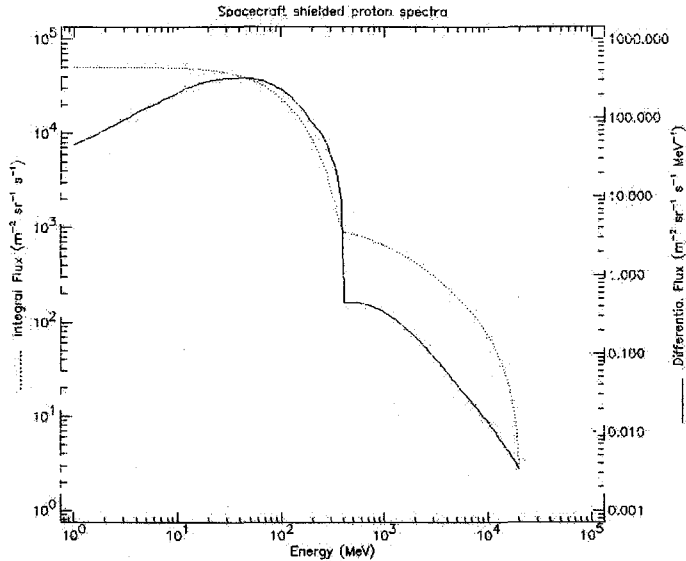


그림 15. HAUSAT-2 Shielded Proton Spectrum.

은 에너지를 갖는 입자에 의해 일어날 수 있으므로 저궤도 위성인 HAUSAT-2의 해석과정에서 배제하였으며, MEU와 MBU는 ARGOS 프로젝트의 해석 결과를 분석하여 해석과정에서 배제하였다. ARGOS 프로젝트의 결과에 따르면 MBU의 발생률은 SEU의 약 1% 정도이다. 따라서 실제로 HAUSAT-2의 임무기간 동안 예상되는 단일사건 효과는 SEU와 SEL이다. HAUSAT-2의 단일사건 효과 해석은 그림 14와 같다. 단일사건 효과를 해석하는데 가장 먼저 고려되는 사항은 LET 스펙트럼이다.

LET 스펙트럼을 통해 위성체의 내부를 통과하는 에너지 크기에 대한 입자의 양을 알 수 있다. 단일사건 효과를 일으킬 수 있는 입자는 높은 에너지 준위를 갖는 외계 중이온과 양성자가 있다. 양성자에 의한 단일사건 효과는 양성자가 위성체를 통과하면서 위성체의 구조물과 2차 핵반응을 일으켜 나타나는 것으로 알려져 있다(Vampola 1994). HAUSAT-2의 LET 스펙트럼 계산 시 차폐두께를 고려하여 4mm로 설정하였고, HAUSAT-2의 LETth(Linear Energy Transfer Threshold)값은 마이크로프로세서(MCP860T2B) 경우 $2.2MeV/(cm^2/mg)$, 메모리(K6X8008T2B)는 $1.7MeV/(cm^2/mg)$ 이므로, Astrium SEE 분석기준에 적용하여 우주방사능 환경인자로는 우주방사선, 포획 양성자, 태양양성자 효과(SPE)을 고려하여 구하였다. 사용한 모델은 CREME-86이다.

CREME-86 모델 적용 시 위성은 4mm 두께의 알루미늄에 의해 보호 받으며, HAUSAT-2의 우주방사능 환경을 고려하여 외계 양성자와 이온화된 입자의 영향을 받는 상태를 가정하였다. LET 스펙트럼의 결과는 그림 15와 16의 결과와 같다. LET 스펙트럼을 보면 위성내부를 통과하는 중이온의 수는 양자와 비교하여 적은 수지만 높은 에너지 준위를 갖는 입자가 존재하는 것을 알 수 있다. 높은 에너지 준위를 갖는 중이온은 단일사건 효과 발생에 큰 영향을 미친다. 양자의 경우에는 다수의 양자가 위성내부를 통과하지만 입자의 에너지 준위가 낮음을 알 수 있다. HAUSAT-2는 650km 고도를

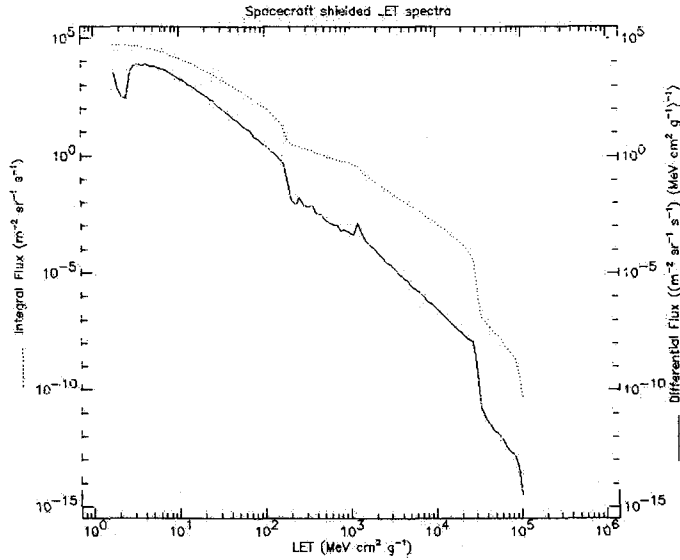


그림 16. HAUSAT-2 Shielded LET spectrum.

표 5. Radiation Test Report data of SEU.

	OBC(MPC860T2B)	Memory(K6X8008T2B)
중이온 모델	A: 2.08×10^{-8} x0: 1.6	A: 3.15×10^{-8} x0: 1.7
양성자 모델	S: 0.0104×10^{-12} A: 17 B: 1.705	S: 0.00236×10^{-12} A: 1.86 B: 1.207

표 6. Radiation Test Report data of SEL.

	OBC(MPC860T2B)	Memory(K6X8008T2B)
중이온 모델	A: 7.8125×10^{-8} x0: 22	A: 1.8646×10^{-8} x0: 23.7

갖는 저궤도 위성이므로 높은 에너지 준위를 갖는 태양양성자의 영향이 적기 때문에 양자에 의한 단일사건 효과 발생확률은 낮을 것으로 예측되어진다. 단일사건 효과 발생확률 계산은 LET 스펙트럼과 부품의 방사능 시험보고서를 이용하여 구할 수 있다. HAUSAT-2의 SEU & SEL 위험부품들은 데이터 저장 기능을 수행하는 탑재컴퓨터와 메모리로 정하고 해석을 수행하였다. 탑재컴퓨터와 메모리의 방사능 시험보고서 데이터는 표 5와 6, 그림 17 ~ 22에 걸쳐 나타내었다. 단일사건 효과는 중이온에 의한 영향과 양자에 의한 영향으로 나누어 생각하였다. 중이온에 의한 SEU 모델은 와이블 함수를 이용하였으며, 양자에 의한 SEU 모델은 2변수 벤델함수를 이용하였다(Petersen 1992). 중이온에 의한 SEU 모델을 적용 시 방사능 민감 부품은 부품의 포화 단면적 넓이를 갖는 높이 1micron의 부피

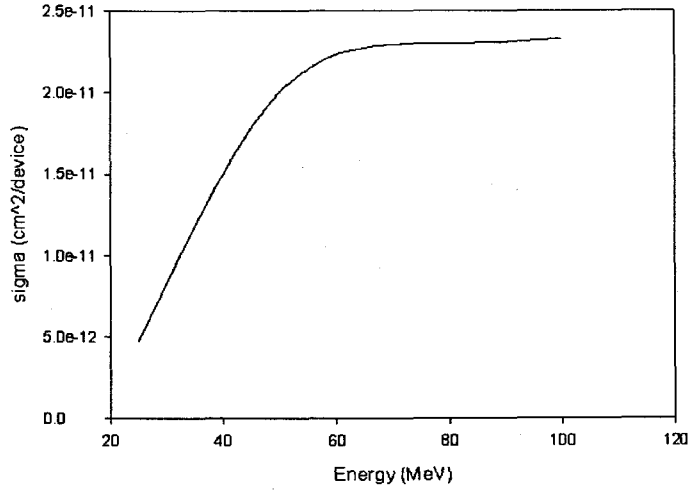


그림 17. MPC860T2B Heavy-ion induced SEU test data.

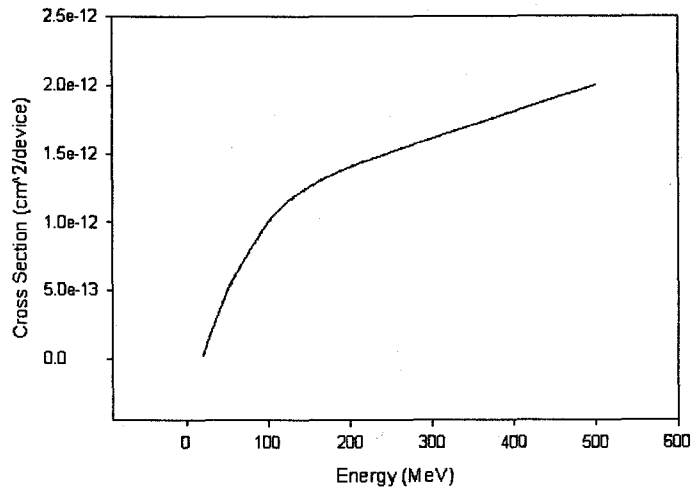


그림 18. MPC860T2B Proton induced SEU test data.

를 갖도록 설정되며, 임계전하(Q_c)는 축적에너지(E)의 함수이고 식 (3)과 (4)로 구할 수 있다(Rollins 1990). 식 (3)의 ρ_{sen} 은 부품 칩의 재질에 대한 밀도로 해석에는 실리콘의 밀도를 이용하였다.

$$E = 0.0001 \times LET_{th} \times \rho_{sen} \tag{3}$$

$$Q_c = E \times (0.16pC)/(3.6MeV) \tag{4}$$

양자에 의한 SEU 모델은 $LET_{th}(A)$ 와 2변수 벤델인자(B) 두 가지 데이터를 이용한다. LET_{th} 는 부

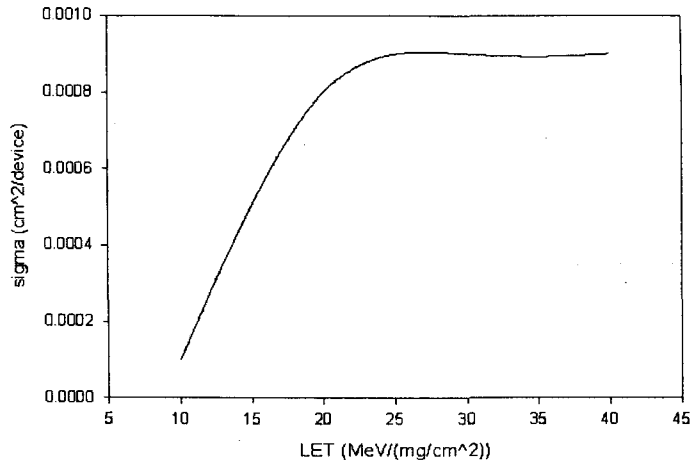


그림 19. MPC860T2B Heavy-ion induced SEL test data.

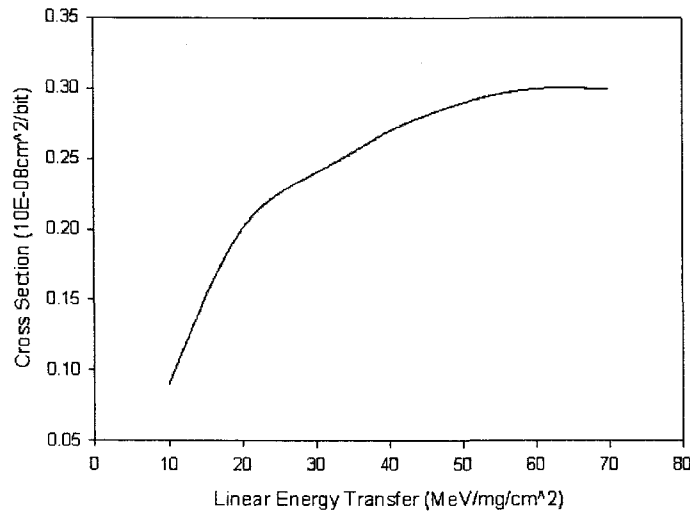


그림 20. K6X8008T2B Heavy-ion induced SEU test data.

품의 방사능 시험보고서로부터 알 수 있으며, 2변수 벤델인자는 식 (5)로 구해진다.

$$B = A \times S^{1/14} \tag{5}$$

여기에서 S는 포화단면적을 나타내며 역시 부품의 방사능 시험보고서로 도출가능하다. SEL 모델은 SEU 모델과 동일한 방법을 적용하였으나, 높은 에너지 준위를 갖는 입자에 의해 발생하는 SEL의 특성을 고려하여 양성자에 의한 영향은 배제하였다. SEU에 대한 방사능 시험보고서(표 5)와 SEL에 대한 방사능 시험보고서(표 6)는 아래와 같이 나타나고 있다(JPL RADATA Interactive, GSFC Rad Data Base). 표 5와 6의 중이온 모델의 경우 A가 나타내는 값은 포화단면적이며, x0는 LETth이다.

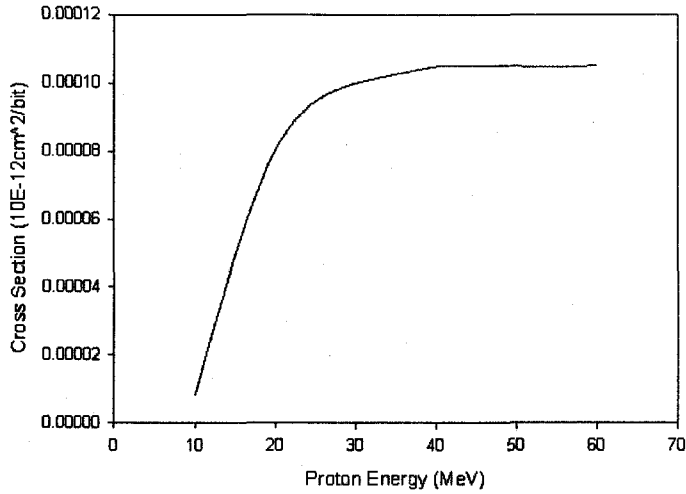


그림 21. K6X8008T2B Proton induced SEU test data.

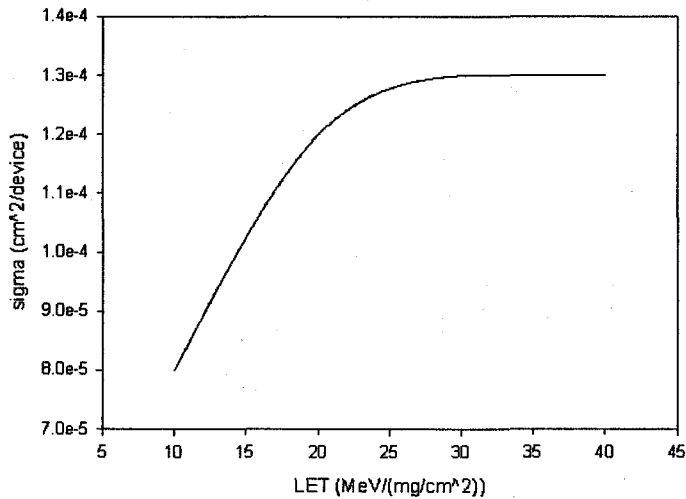


그림 22. K6X8008T2B Heavy-ion induced SEL test data.

양성자 모델에서는 S는 포화단면적, A와 B는 1차 벤델함수 인자와 2차 벤델함수 인자를 나타낸다. 이상의 데이터를 이용하여 표 7에 SEU 발생 확률을 그리고 표 8에 SEL 발생확률을 계산하였다. SEU와 SEL Rate: 계산을 수행한 결과 HAUSAT-2는 임무기간(2년)동안 16번 이하의 SEU가 발생할 것으로, SEL은 발생하지 않을 것으로 예측되었다. 이 결과는 CPU 레지스터의 100% 사용을 전제 사용 비트 수를 32000bits로 한 결과이다. 하지만 HAUSAT-2의 운용 중에는 전체 레지스터의 일부분만을 사용하기 때문에 비현실적인 발생률 추정치이다. HAUSAT-2는 멀티태스킹을 지원하기 때문에 사용하는 bits:수는 대체적으로 2/3 정도의 수치로 보는 것이 합리적이다. 따라서 실제 HAUSAT-2의

표 7. SEU Rate Calculation.

Effect	OBC(MPC860T2B)		Memory(K6X8008T2B)	
	bit ⁻¹ day ⁻¹	device ⁻¹ mission ⁻¹	bit ⁻¹ day ⁻¹	device ⁻¹ mission ⁻¹
중이온	4.3955E-07	10.27	6.4644E-07	15.10
양성자의 2차 반응	1.8783E-20	4.388E-13	9.9003E-09	0.23
Total	4.3955E-07	10.27	6.5634E-07	15.33

표 8. SEL Rate Calculation.

Effect	OBC(MPC860T2B)		Memory(K6X8008T2B)	
	bit ⁻¹ day ⁻¹	device ⁻¹ mission ⁻¹	bit ⁻¹ day ⁻¹	device ⁻¹ mission ⁻¹
중이온	2.7183E-09	0.06	2.2661E-10	0.005
양성자의 2차 반응	3.4868E-48	8.1452E-41	3.4868E-48	8.1452E-41
Total	2.7183E-09	0.06	2.2661E-10	0.005

임무기간동안 일어나는 SEU 수는 11번 정도가 될 것으로 예상된다. SEL 발생확률 계산을 수행 시 SEL은 에너지 준위가 큰 입자에 의해 위성에 높은 과전류가 흘러 전자소자를 파괴하는 현상이므로, 낮은 에너지 준위를 갖는 양성자의 2차 반응에 의한 효과는 최소화하는 것으로 가정하여 해석을 수행하였다.

5. EDAC 코드를 이용한 HAUSAT-2의 보호

HAUSAT-2는 에러 발생시 C&DH 내에서 와치독 타이머를 이용하여 시스템을 다시 켜으로써 에러보정을 수행하며, 잉여 하드웨어 개념을 설계에 적용하고 있으므로, HAUSAT-2의 임무를 수행하는데 있어서 SEU 보호의 범위를 SRAM(Task Memory)으로 한정하였다. EDAC 코드에 의해 제어되는 부분은 SRAM의 EDAC 메모리와 코드 메모리 부분으로 HAUSAT-2의 운용에 중요한 명령이다. 명령의 주요 내용은 On/Off 명령이다. 그림 23에 EDAC에 의해 보호되는 전자소자와 제어 명령흐름을 나타내었다. HAUSAT-2 탑재체의 에러제어 방안으로 자체 EDAC(FPGA)을 고려하고 있다. 서브시스템의 경우에는 사이클 코드 체크를 통해 에러를 발견하고, 에러발생 시 신호를 재전송하는 방법을 사용하고 있다. 따라서 메모리 제어 경우를 제외하고는 EDAC이 필요하지 않다는 것을 알 수 있다. HAUSAT-2의 EDAC이 고려되는 곳은 메모리와 MMU 제어를 담당하는 탑재컴퓨터다. HAUSAT-2의 경우 메모리는 EDAC(FPGA)를 통해, 즉각적인 에러보정이 가능하도록 설계되었으며, MMU에 저장되는 임무데이터는 탑재컴퓨터에서 해밍코드를 붙여 MMU에 저장, 에러 발생 시 지상국에서 에러를 보정하도록 설계되어 있다. HAUSAT-2 EDAC에 적용한 해밍코드는 HAUSAT-2의 데이터 전송 방식은 8bit × 4 quantity이므로 8bit 해밍 EDAC을 적용하였다. 메모리 제어는 FPGA에서 이루어지기 때문에 EDAC은 FPGA에 VHDL을 이용하여 추가시켰다(Petersen 1980). 해밍코드를 생성하기 위해서 식 (6)을 이용하여 해밍바운드를 계산하였다.

$$2^k \geq m + k + 1 \tag{6}$$

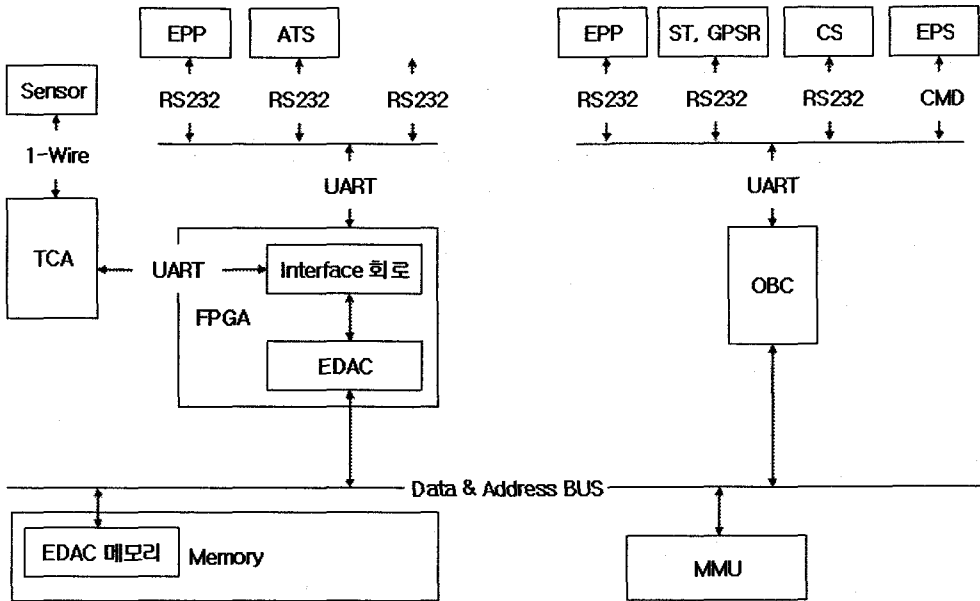


그림 23. HAUSAT-2 Commands & Operation Flow.

k는 해밍비트(Check bit)이며, m은 데이터 비트다. 따라서 8bit EDAC의 경우 해밍비트 수 k는 4이다. 해밍코드를 이용하여 에러를 발견하고 수정하는 과정은 기호화 과정과 복호화 과정으로 이루어지며, 해밍코드를 통해 생성된 codeword의 기우검사를 통해 이루어진다. (12,8) 해밍코드의 경우 생성행렬 G와 기우검사행렬 H는 식 (7), (8) codeword 행렬 C는 식 (9)와 같다.

$$G = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$H = G^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$[C] = G[U] \quad (9)$$

[U]는 입력데이터를 나타내는 행렬이다. 코딩 방정식을 이용하여 VHDL로 EDAC 코드를 생성하고 시물레이션을 수행했다. 코딩과정은 MAX+plus II를 이용하였고, 시물레이션 장치는 EDF10K10ATC

100-1으로 설정하였다. 작성한 VHDL 코드를 시뮬레이션을 정상모드와 에러모드에 대하여 수행하였고, 시뮬레이션을 수행한 결과 에러가 발생하지 않을 경우와 에러가 발생한 경우 모두 다 정상적으로 작동하며, 코드가 EDAC을 거치며 자동으로 에러가 보정되는 것을 확인할 수 있었다. 시뮬레이션을 통해 검증한 EDAC 코드를 FPGA trainer tool kit을 이용하여 실제 HAUSAT-2 C&DH 모듈을 개발할 때의 접근성을 높일 수 있도록 EDAC을 FPGA 툴킷은 HBE-DTK-240 Digital Logic Training & Measurement Kit을 이용하여 구현 시켜보았고 이상 없이 작동하는 것을 확인하였다. 이러한 방식으로 개발한 EDAC는 codeword 생성 시 생성행렬과 입력데이터와의 계산이 반복되므로 딜레이가 유발될 수 있으나, FPGA 툴킷을 이용하여 시뮬레이션한 결과 19.4ns의 딜레이가 발생하며 이 결과는 HAUSAT-2의 요구조건을 만족하는 수치이기 때문에 딜레이 문제는 고려하지 않아도 될 것으로 생각된다.

6. 결론

본 논문에서는 HAUSAT-2의 우주방사능 환경 모델을 생성하고, 총 피폭효과 영향과 단일사건 효과 영향에 대하여 분석하였다. 그리고 단일사건 효과 영향을 줄이기 위해 EDAC 코드를 생성하고 시험하여 검증하였다. 우주방사능 환경은 포획된 양자, 포획된 전자, 태양양자를 고려하여 분석하였고, 임무기간동안의 태양활동을 고려하여 태양활동 극대기 환경으로 해석을 수행하였다. 총 피폭효과 영향을 분석한 결과 차폐두께는 차폐효율을 고려하여 4mm로 선정하였고, HAUSAT-2의 차폐두께인 4mm에 대하여 임무기간 동안 3.12Krad(Al)가 누적됨을 확인하였다. 총 피폭량(3.12Krad(Al))에 대해 RDM을 만족시키지 못하는 부품들은 3-D 구분구적법 해석을 수행한 결과와 하니스의 영향을 고려하여 10 이상의 RDM을 갖기 때문에 HAUSAT-2에서 사용하는 부품들은 총 피폭효과로부터 안전함을 확인하였다. 단일사건 효과 영향을 분석하기 위해서 양자와 중이온에 대해 내부 방사능 환경 스펙트럼을 분석하였고 SEU와 SEL 발생확률을 계산하였다. 계산결과 SEU는 최대 16번 발생할 수 있으며, SEL은 임무기간동안 일어나지 않음을 확인하였다. SEU 발생확률은 CPU 레지스터의 100% 활용을 전제로 한 결과이기 때문에 실제 운용모드를 고려 시 11번 발생하는 것으로 예측할 수 있다. 따라서 HAUSAT-2는 SEU 발생에 대처할 수 있는 방안을 고려하였고, SEL 보호회로는 고려하지 않았다. SEU 발생에 대처할 수 있는 방안으로 EDAC을 작성하였다. 해밍코드를 이용하였으며, 데이터 8bit에 대해 4bit 해밍비트를 적용하여 (12,8) 해밍코드를 작성하였다. 코딩과정은 VHDL을 이용하였고 정상모드와 에러모드 모두에 대해 정상적으로 작동하는 것을 확인하였다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실(National Research Lab.) 사업에 의해 수행된 결과이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 백명진, 김학정 2001, 한국우주과학회지, 18, 153
- Armstrong, T. W. 2000, Evaluation of Trapped Radiation Model Uncertainties for Spacecraft Design (Alabama: Marshall Space Flight Center), pp.1-45
- NASA 1994, Ionizing Dose and Neutron Hardness Assurance Guidelines for Microcircuits and Semiconductor (Arlington: the Department of Defense), pp.1-106

Petersen, W. 1980, *Error-correcting codes* (Cambridge: The MIT Press), p.560

Petersen, W. 1992, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 39, 1577

Rollins, J. G. 1990, *IEEE Trans. Nuci. sci*, 37, 1975

Vampola, A. L. 1994, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 41, 2383