論文

우주방사능 효과를 고려한 저가 COTS 소형위성의 신뢰성 분석

정지완*, 문병영*, 장영근**

Reliability Analysis with Space Radiation of Low-Cost COTS Small Satellite

Ji-Wan Jung*, Byoung-Young Moon* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

The reliability and failure mode effect analysis are effective means to achieve efficient and cost-reduction design for satellite development. The failure rate of COTS (Commercial-Off-The-Shelf) parts required for reliability analysis is not usually provided from the manufacturer. Space environment factors based on empirical data obtained from MIL-HDBK-217F can be applicable to the reliability calculation. As a radiation environment factor, the occurrence rate of SEL (Single Event Latch-up) is additionally incorporated for the failure rate prediction. In this paper, the statistical reliability analysis method for low-cost small satellite using COTS parts is suggested. This statistical reliability analysis was applied to HAUSAT-2 small satellite whose electronic boxes are consisted of many COTS parts to calculate the system reliability at the end of design mission life.

초 록

위성개발 시 비용의 절감과 효율적인 설계 보장을 위해 신뢰성과 고장모드 분석이 필요하지만, COTS 소자를 사용하는 소형위성의 경우 통상 제작자로부터 소자에 대한 실패율이 제공되지 않기 때문에 신뢰성 계산이 어렵다. 이 논문에서는 실패율 예측을 위해 MIL-HDBK-217F의 시험적/경험적 데이터에 기초한 방법을 사용하였고, MIL-HDBK-217F에서 고려되지 않은 방사능 환경을 실패율 예측에 반영하기 위해 방사능 효과들 중 신뢰도에 영향을 미칠 수 있는 10^{-9} failures / device / 10^{6} hours 이상의 발생확률을 갖는 SEL 발생확률을 실패율 예측 결과에 추가로 반영하였다. 결국 본 논문은 실패율이 제공되지 않는 COTS 소자를 사용하는 저가 소형위성에 대해 통계적 기법을 이용한 새로운 신뢰성 해석 방법을 제안하고, 현재 개발 중인 25kg급의 초소형위성인 HAUSAT-2에 이 방법을 적용하여 분석한 결과를 보여준다.

Key Words : HAUSAT-2, reliability analysis(신뢰성 분석), COTS(Commercial-Off-The Shelf), SEU(Single Event Upset), SEL(Single Event Latch-up), RBD(Reliability Block Diagram)

† 2005년 11월 3일 접수 ~ 2006년 1월 13일 심사완료
* 정회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학부 대학원
** 정회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학부
연락저자, E-mail : ykchang@hau.ac,kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

Ⅰ. 서 론

현재 우주개발의 주요 관심사항은 "보다 빠르게 (Faster), 보다 낫게 (Better), 보다 싸게 (Cheaper)"

모토이다. 이러한 추세에 맞추어 비용의 절감과 효율적인 위성 설계를 수행하기 위해서 소형위성의 경우 중대형 위성과는 달리 일반 상용급(COTS)의 소자 사용이 증가하고 있다. 그러나 이러한 COTS 소자를 사용하는 위성의 경우 아직까지 보편적으로 사용될 수 있는 정형화된 신뢰성 분석에 대한 연구가 없기 때문에, 소형위성이 주어진 임무를 임무기간동안 수행할 수 있을지에 대한 고장모드 분석을 필요로 하고 HAUSAT-2 개발을 통해 이에 대한 연구를 수행하였다. 이는 COTS 소자를 사용하는 위성의 경우에도 신뢰성 해석을 통해 효율적인 설계를 보증하므로, 전체 개발기간의 단축 효과를 유발하고 성능과 비용의 최적화 기준을 제공함으로써 보다 싼 가격으로 보다 좋은 성능을 낼 수 있는 위성 시스템의 개발이 가능하도록 한다.

위성의 경우, 우주환경이라는 특수한 운용환경과 운용과정 중 수리가 불가능하다는 점, 많은 전자소자로 구성되어 있는 제어모듈의 집합체라는 점 때문에 다른 시스템에 비해 높은 신뢰도가 요구되기 때문에 신뢰성 분석과 고장모드 분석이 중요시된다[1]. 중·대형의 실용급 위성에서는 군용급 (Mil)이나 우주급의 소자가 대부분 사용되어 제작사로부터 제공되는 실패율 (failure rate) 데이터를 기반으로 신뢰도 예측이 가능하다. 그러나 COTS를 사용하는 대부분의 저가 소형위성의 경우에는 제작자가 COTS 소자에 대한 실패율을 제공하지 않고 우주방사능 효과가 MIL-HDBK-217F 신뢰도 예측 모델에 반영되지 않기 때문에 신뢰도 예측이 어려운 상태이다. 따라서 본 논문에서는 COTS를 사용하는 저가 소형위성의 경우 신뢰도 예측모델로 MIL-HDBK-217F의 우주환경 인자의 경험적 데이터를 활용하는 방안을 제시하고 우주방사능 효과를 추가하여 COTS 소자의 실패율을 예측함으로써 신뢰도를 해석하는 방법을 제안한다.

한국항공대학교 우주시스템연구실에서 개발 중인 HAUSAT-2는 25kg급 초소형위성으로 주요 소자로 COTS를 이용하고 있다. 따라서 HAUSAT-2의 신뢰성 분석 수행 시에 부품의 실패율 예측 결과를 이용하여 각 서브시스템의 설계를 고려하고 신뢰성 블록다이어그램을 작성하여 서브시스템과 HAUSAT-2 전체 시스템의 신뢰도를 구하였다. 결국 소자의 실패율 예측은 기본적으로 MIL-HDBK-217F를 이용하였으며, 시스템의 신뢰도 배당과 서브시스템의 신뢰도 관계 모델링은 MIL-STD-756B의 기준을 따라 수행하였다. 아직 COTS 소자를 사용한 저가 소형위성에 대한 신뢰성 분석은 수행된 사례가 전무하며, 이 연구에서는 MIL-HDBK-217F 모델에 우주방사능 효과를 고려하여 신뢰성 분석을 처음으로 시도하였다.

II. 저가 소형위성 소자 실패율 예측

2.1 COTS 소자를 이용하는 소형위성 신뢰도 해석 순서

COTS 소자를 이용하는 소형위성의 신뢰도 해석은 Fig. 1과 같이 각각의 서브시스템 해석 후 시스템 통합을 하는 순서로 수행하며, 위성의 요구기능은 임무수행을 가능하게 하는 성능을 내는 범위 내에서, 가장 최악의 경우를 고려하여 모든 서브시스템이 동시에 운용되는 경우를 고려하여 해석을 수행하였다. 목표 신뢰도는 임무수명 말(EOL)의 신뢰도를 기준으로 정한다. 위성의 경우 일반적으로 85~90% 사이의 값을 목표 신뢰도 값으로 정하지만[2], COTS를 사용하는 저가 소형위성의 경우 위성의 모든 소자를 COTS로 사용한다고 가정했을 때 일반적으로 0.85~0.9의 목표 신뢰도를 갖는 위성은 임무기간을 10년으로 가정했을 때 임무기간 동안 99.8~99.9%이상의 높은 신뢰도를 갖는 소자를 사용해야 하는 고가의 중

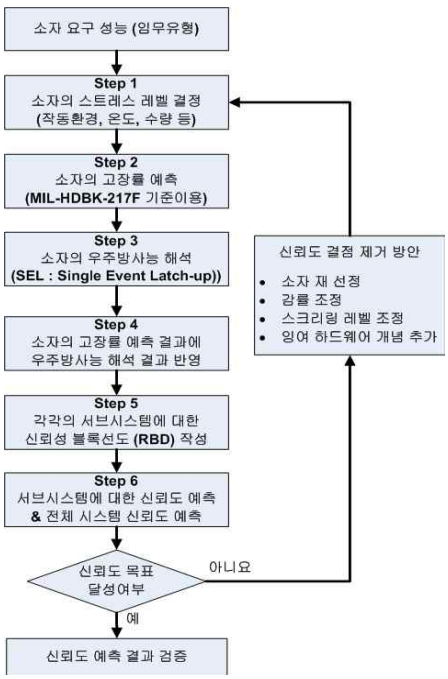

Fig. 1. COTS 소자를 이용하는 위성 신뢰도 해석 순서도

/대형 위성이며, 이 경우 해당 임무기간에 대해 소자의 고장률을 환산하면 0.017 failures/10^6 hours 정도의 값을 갖는다. COTS 소자를 사용하는 소형위성의 경우 소자의 고장률은 MIL급 소자 고장률의 10배 정도이므로(MIL-HDBK-217F에 근거) 0.17 failures/10^6 hours 정도의 값으로 생각할 수 있으며, 소형위성의 일반적인 임무수명인 2년을 고려하면, 소자의 최종 신뢰도는 99.7%로 생각할 수 있다. HAUSAT-2의 경우 사용되는 110개의 능동소자가 series로 연결되는 경우를 고려 시 71%의 신뢰도를 가지므로(worst case), 저가 소형위성의 경우 목표 신뢰도를 설계수명 말에 70%로 생각하는 것이 타당성을 갖게 된다.

COTS 소자를 이용하는 위성의 신뢰도 해석은 먼저 소자의 실패율 예측 후 우주방사능 효과를 실패율에 추가하여 신뢰도 블록다이어그램(Reliability Block Diagram)을 작성하여 서브시스템의 신뢰도 분석 후 시스템의 신뢰도가 목표 신뢰도 임무수명 후 70%를 만족시키지 못할 경우 높은 실패율을 갖는 소자에 대해 신뢰도를 올릴 수 있는 방법 (소자 재선정, 감률 (Derating) 변경, 소자 스크리닝 (Screening)등급 변경, 잉여하드웨어(Redundancy) 추가)을 제시하는 순으로 진행한다.

2.2 실패율 예측 모델 MIL-HDBK-217F

신뢰도 해석을 수행함에 있어 가장 기본적으로 요구되는 인자는 소자의 실패율 데이터이다. 실패율 데이터는 필드 데이터를 이용하는 것이 가장 이상적이지만, Fig. 2와 같이 현재 통용되는 COTS 소자의 수는 약 1900여개가 있지만 실패율 데이터가 알려져 있는 소자는 437개로 전체 소자수의 약 23% 정도밖에 되지 않기 때문에 COTS를 사용하는 저가 소형위성의 경우 소자 실패율 예측이 필요하다.

따라서 본 논문에서는 통계적 기법으로 소자의 실패율을 예측하여 해석에 이용하는 방안을

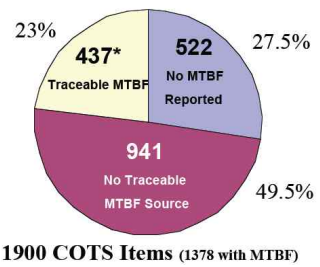

Fig. 2. 상용소자 데이터베이스 분석 결과

제시한다. 소형위성 소자의 이론적 실패율을 산출하기 위해 많이 쓰이는 기준은 MIL-HDBK-217F이다. MIL-HDBK-217 문서는 1956년 RCA가 'Reliability Stress Analysis for Electronic Equipment'라는 책자를 발간하여 소자의 실패율 계산을 위한 모델로 개발한 것을 미 국방성에서 30년 동안 축적된 소자의 실패율 데이터를 바탕으로 군사용 전자기기 및 시스템 실패율 예측용으로 발행한 핸드북으로서 정밀화, 고도화 추세를 치닫고 있는 각종 전자기기의 신뢰도 예측을 위한 실패율 평가 지침이다. MIL-HDBK-217F에서 제시하고 있는 실패율 예측방법은 소자카운트 분석(Parts Count Method)과 소자응력 분석(Parts Stress Method)이다[1]. 소자카운트 분석 기법은 신뢰도 예측에 비교적 적은 양의 정보 (품질인자 (π_Q), 환경인자 (π_E))를 요구하므로 개념설계 단계에서 주로 이용되며, 소자응력 분석은 많은 양의 정보 (품질, 환경, 온도 등)와 소자의 종류에 대해 다른 실패율 산출 식을 적용하므로 보다 정확한 값을 얻을 수 있다.

2.3 실패율 예측 시 우주방사능 효과 고려 방안

MIL-HDBK-217F는 기본적으로 군사용 전자기기 및 시스템 실패율 예측용으로 개발한 모델이기 때문에 COTS를 사용한 시스템에 적용하기에 적합하지 않다. 따라서 COTS를 사용하는 시스템에 대해서는 운용환경에 따라 COTS를 사용했을 경우 발생할 수 있는 고장에 대한 사항이 고려되어야 한다. 위성의 경우 COTS를 사용 시에 문제를 유발할 수 있는 요소는 우주방사능 효과이다. 위성의 경우 주로 고려되는 우주방사능 효과는 총 피폭효과 (TID : Total Ionizing Dose)와 단일사건 효과 (SEE : Single Event Effects)이다. TID에 의한 문턱전압(Threshold Voltage)의 변화 및 누설 전류(Leakage Current)의 증가가 설계상에 규정된 오차 허용도를 넘어 오동작을 유발할 수 있다면 이는 고장모드로 분류해야 하나, TID의 발생 특성이 누적되어 나타나므로 소자의 TID 오차 허용마진이 임기 말에 충분할 경우에는 임무기간 중에 TID에 의한 고장이 매우 적을 것이다. 따라서 이 경우에 계산의 단순화를 위해 TID에 의한 고장모드를 무시할 수 있을 것이다[4].

단일사건 효과로는 치명적이지 않은 고장을 유발하는 효과와 치명적인 고장을 유발하는 효과가 있다. 치명적이지 않은 고장을 유발하는 효과로는 SEU (Single Event Upset), SET (Single Event Transient), SEFI (Single Event Functional Interrupt)가 있으며, 치명적인 고장을 유발하는

효과로는 SEL (Single Event Latch-up), SEB (Single Event Burn-out), SEGR (Single Event Gate Rupture)를 들 수 있다. 이러한 단일사건 효과들 중 실패율에 반영되어야 하는 영향들은 치명적인 고장을 유발하는 효과들이다. 치명적이지 않은 효과들은 발생 시에 SEU는 EDAC (Error Detection And Correction), SET와 SEFI의 경우 시스템 재 기동, 와치독 타이머, 신호 재전송과 같은 방법으로 완전히 소거가 가능하기 때문에 고장모드로 분류하지 않고, 실패율 예측모델에 반영되어야 하는 효과는 치명적인 고장을 유발하는 효과로 한정할 수 있다. 치명적인 효과들 중 SEGR와 SEB는 일반적으로 집적회로에서는 일어나지 않으며, 300V 이상의 작동 전압을 갖는 고 전압장비에서 발생하기 때문에 저가의 소형위성의 신뢰도 해석에는 반영하지 않아도 된다. 따라서 실제 위성의 고장을 유발하는 우주방사능 요소로 SEL을 생각할 수 있으며, 저가의 소형위성의 신뢰도 해석 수행 시에 SEL의 발생확률을 소자의 실패율 예측에 반영하는 방법으로 소자 실패율 예측 모델에 우주방사능 영향을 고려할 수 있다[6]. 소자의 SEL 발생확률은 방사능 시험 보고서의 데이터와 위성의 운용궤도에 대해 와이블 (Weibull) 함수와 벤델 (Bendel) 함수를 이용하여 구할 수 있다. 하지만 소자의 SEL 발생확률을 계산할 경우 방사능시험 보고서 데이터가 필요하게 되는데, COTS를 사용하는 경우 프로세서나 메모리와 같은 위성의 핵심소자가 아닌 소자의 경우에는 소자 모델에 대한 정확한 방사능 시험 데이터를 구하기 어렵기 때문에 최악의 SEL 발생확률을 고려하여 프로세서나 메모리의 발생확률을 기준으로 정한다.

2.4 소자 실패율 예측 이론

신뢰도 해석은 MIL-HDBK-217F 계산 모델을 사용하여 수행한다. 또한 시스템 / 유니트의 번인 (Burn-in) 기간이 1시간 이내이며, 번인을 위한 별도의 기기를 갖지 않기 때문에 소자 응력 방법을 적용한다. 또한 임무환경은 우주환경이므로, 환경 인자는 S_F를 적용하였으며, 작동환경온도는 Table 1을 참조하여 35℃로 정한다[3].

위성의 신뢰도 예측모델은 소자의 범주에 따라 달라지며, 각각의 예측 수식은 식 (1)~(5) 같다. 위성에서 사용되는 능동소자의 모델 중 집적회로 모델은 마이크로프로세서와 논리회로, 메모리, 시모스 3가지며, 반도체 모델로는 전계효과 트랜지스터가 있다. 각각의 모델은 서로 다른 실패율 추정 식을 갖으며 각각의 실패율 추정 식은 마이크로프로세서와 논리회로의 경우 식 (1), 메모리의 경우 식 (2), 시모스의 경우 식 (3), 전계효과 트랜지스터의 경우 식 (4), (5)와 같다[3].

Table 1. 작동환경별 기준 온도

환경	G_B	· · ·	A_{UF}	A_{RW}	S_F	M_F	M_L	C_L
온도 (℃)	35	· · ·	75	60	35	50	60	45

$$\lambda_p = (C_1\pi_T + C_2\pi_E)\pi_Q\pi_L \quad (1)$$

$$\lambda_p = (C_1\pi_T + C_2\pi_E + \lambda_{cyc})\pi_Q\pi_L \quad (2)$$

$$\lambda_p = \lambda_{BD}\pi_{MFG}\pi_T\pi_{CD} + \lambda_{BP}\pi_E\pi_Q\pi_{PT} + \lambda_{EOS} \quad (3)$$

$$\lambda_p = \lambda_b\pi_T\pi_A\pi_Q\pi_E \ (Low\,frequency) \quad (4)$$

$$\lambda_p = \lambda_b\pi_T\pi_Q\pi_E \ (High\,frequency) \quad (5)$$

λ_P =소자 실패율
π_T =온도인자
π_E =환경인자
π_Q =품질인자
π_L =러닝인자(기간)
λ_{cyc} =프로그래밍 사이클 관련 실패율
λ_{BD} =칩 기준 실패율
π_{MFG} =제조공정 조정인자
π_{CD} =칩 복잡도 조정인자
λ_{BP} =패키지 기준 실패율
π_{PT} =패키지 유형 조정인자
λ_{EOS} =전기 과부하 실패율
π_A =적용인자 (선형, 스위칭, 파워)

각각의 인자들은 MIL-HDBK-217F를 참조해 결정할 수 있으며 이들은 통계적 데이터에 근거한 값들이다. 이 계수들 중 C_1과 C_2는 소자 내의 게이트나 트랜지스터의 수와 기능 핀의 수에 따라 결정할 수 있으며, 품질인자는 상용소자를 쓸 경우 소자의 종류에 상관없이 10으로 사용할 수 있다. 또한 환경인자는 S_F 모델을 적용하였으며 러닝인자는 설계 임무기간인 2년을 고려하여 결정하였다. 온도인자는 접합점 온도를 고려하여 결정하였다. 접합점 온도 (T_J)는 식 (6)을 통하여 구할 수 있으며 복합회로 경우를 제외한 경우 식 (6)은 공통적으로 이용될 수 있다[4].

$$T_J = T_C + \theta_{JC}P \quad (6)$$

T_J =접합점 온도
T_c =작동환경온도 (HAUSAT-2의 경우 35℃)
Θ_{JC} =접합점-케이스 열 저항 (케이스 기준)
P =전력소산량 (작동전력)

이상의 계수 값을 적용하여 소자의 실패율을 예측할 수 있으며, 예측된 실패율 값은 소자의 듀티 사이클을 고려하여 조정되어야 하므로 비동작상태의 실패율을 고려해야 한다. 비동작상태의 실패율은 'The Rome Laboratory Reliability Engineer's Toolk' 을 참조하여 얻어진 Table 2의 변환관계를 통해 얻을 수 있으며 비동작상태의 실패율을 고려하여 듀티 사이클을 고려하여 조정된 실패율은 식 (7)의 관계로 구할 수 있다.

$$\lambda_{part} = \lambda_{active} * Duty + \lambda_{passive} * (100 - Duty) \quad (7)$$

λ_{part} =소자 실제 실패율 (Failures/10^6 Hours)
λ_{active} =소자 동작상태 실패율
$\lambda_{passive}$ =소자 비 동작상태 실패율

Table 2. 비 동작상태 실패율 변환표

소자	지상 지상	공중 공중	공중 지상	해상 해상	해상 지상	우주 우주	우주 지상
집적회로	0.08	0.06	0.04	0.06	0.05	0.10	0.30
다이오드	0.04	0.05	0.01	0.04	0.03	0.20	0.80
트랜지스터	0.05	0.06	0.02	0.05	0.03	0.20	1.00
커패시터	0.10	0.10	0.03	0.10	0.04	0.20	0.40
저항	0.20	0.06	0.03	0.10	0.06	0.50	1.00
스위치	0.40	0.20	0.10	0.40	0.02	0.80	1.00
릴레이	0.20	0.20	0.04	0.30	0.08	0.40	0.90
커넥터	0.005	0.005	0.003	0.008	0.003	0.02	0.03
보드	0.04	0.20	0.01	0.03	0.01	0.08	0.20
트랜스포머	0.20	0.20	0.20	0.30	0.30	0.50	1.00

2.5 HAUSAT-2 소자 실패율 예측

HAUSAT-2의 신뢰도 해석은 Relex 소프트웨어를 활용하였으며, 사용 소자에 대해 비교적 정확한 데이터를 얻을 수 있기 때문에 신뢰도 해석에 소자응력 분석 기법을 이용하였다.

HAUSAT-2의 신뢰도 해석에 적용한 소자들은 능동소자로 한정하였으며 수동소자는 전기에너지 발생을 일으키지 않고 능동소자와 비교 시 매우 낮은 실패율을 가지므로 해석에 반영하지 않았다. 전형적인 수동소자의 실패율은 대략 1 Failures/10^9 hours 정도로 무시 가능한 실패율이며 이는 저가 소형위성의 짧은 임무기간 동안에는 거의 99.99%의 가까운 매우 높은 신뢰도를 갖기 때문에 수가 많더라도 전체 시스템의 신뢰도에 미치는 영향은 극히 미약할 것으로 여겨진다.

또한 소자 고장 발생에 영향을 미치는 납땜실패(Solder Joint failure)는 열적 균열이나 피로에 의해 일어나므로 임무환경의 열적환경에 의해 결정되어야 하는데, 일반적인 소형위성의 궤도 내 열적 환경(-45~+85℃)의 경우 Solder Joint failure의 일반적인 예측 실패율은 ASTROLAB의 제안값(0.0027 failures/10^6 hours)에 의하면 매우 적은 고장률 값이라 할 수 있습니다. 때문에 Solder Joint에 의한 실패율이 전체 고장률에 대해 미치는 영향이 매우 적을 것으로 판단되어 본 논문의 신뢰도 해석에는 배재하였다. 또한 능동소자에 대해 예측한 실패율 값에 HAUSAT-2의 우주방사능 환경해석 결과를 이용하여 우주방사능 영향을 신뢰도 해석에 적용하였다. HAUSAT-2에 사용되는 소자 중 가장 SEL에 민감한 소자는 탑재컴퓨터(MPC860T2B)와 메모리(K4S281632E-TC75)다. 수명기간인 2년 동안 SEL이 발생할 확률은 각각 0.06 SEL / device / mission, 0.005 SEL / device / mission이다.

HAUSAT-2의 소자들 중 가장 큰 SEL 발생확률을 갖는 소자는 탑재컴퓨터이기 때문에 최악의 경우를 고려할 때, 탑재컴퓨터에 SEL이 발생할 경우 위성이 고장모드에 들어간다고 생각할 수 있다. 따라서 모든 소자의 SEL 발생확률을 탑재컴퓨터의 SEL 발생확률로 고려했을 때가 최대 고장확률을 갖는 것으로 예상되며, 이는 우주방사능 영향을 최대로 고려한 값이다. SEL 발생확률은 임무기간 동안 소자에 일어날 수 있는 이상현상의 수를 말하며 실패율은 일반적으로 10^6 시간동안 일어나는 이상 현상의 수를 말한다. 따라서 SEL 발생확률을 소자의 실패율 데이터에 반영하기 위해서는 10^6 시간 동안 일어나는 SEL 발생확률을 구해야 하며, 이를 SELPMH(Single Event Latch up Per Millennium Hours)라고 한다. 하지만 SEL 발생확률은 시간에 대해 선형적으로 반응하지 않으므로, 산술적으로 계산이 불가능하다. 따라서 SEL에 의한 실패율을 계산하기 위하여 HAUSAT-2의 임무기간 동안 구한 SEL 발생확률을 동일한 궤도 모델에 대해 임무 기간을 106시간으로 바꾸어 ESA의 방사능 해석 툴인 SPENVIS를 이용하여 SEL 발생확률을 구하고 그 결과를 SELPMH값으로 적용하였다. 그 결과 HAUSAT-2의 SELPMH 값은 0.12 SEL / device / 10^6hours이며, SELPMH 값을 소자의 실패율에 더함으로써 MIL-HDBK-217F를 이용하여 실패율을 예측하면서 고려되지 않은 우주방사능 효과를 추가로 반영하였다[5].

2.5.1 명령 및 데이터 처리계(C&DH)

HAUSAT-2의 C&DH 서브시스템에서 사용하는 소자의 목록, 실패율과 신뢰도 추정 결과는

Table 3과 같다. 신뢰도 예측은 식 (1)~(7)과 Table 2를 적용하여 수행하였다. 그 결과 C&DH 서브시스템에서는 마이크로프로세서와 FPGA (Field Programmable Gate Array), 와치독 타이머의 실패율이 소자의 복잡성, 작동전력 등이 다른 소자에 비해 크기 때문에 상대적으로 높게 나타나는 것을 알 수 있었다.

Table 3의 결과는 AMEX사의 클래스 B 소자의 실패율 예측 데이터와 비교하여 타당성을 검증하였다. 비교 시 AMEX사의 소자의 품질인자는 1이며, HAUSAT-2 소자의 품질인자는 10으로 적용하였다[3].

Table 3. C&DH 서브시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θ_{JC} (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 사이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
OBC	MPC860T	8	0.6	100	1.987095	0.965785
	AT28BV256-20SC	25	0.1	50	0.339660	0.994067
	AM29LV160DB	12.36	0.05	1	0.138124	0.995583
	K4S281632E-TC75	20	0.03	100	0.259720	0.995460
	EPM3032A	9	0.05	100	0.214193	0.996254
	SCEZ1086CM	3	0.3	100	0.149015	0.997393
	MAX491	69.8	0.005	100	0.306131	0.994651
	MAX211	50.4	0.005	100	0.306131	0.994651
	74VHC4051	73	0.005	100	0.148722	0.997398
	74FCT163244CPV	90	0.005	100	0.181548	0.996824
	MAX232ACWP	100	0.005	100	0.306886	0.994638
TCA	P89C51RD2	36.3	0.1	100	0.449020	0.992164
	74VHC4051	73	0.005	100	0.148722	0.997398
	MAX491	69.8	0.005	100	0.306131	0.994651
	MAX211	50.4	0.005	100	0.306131	0.994651
	EPF10K20RC240-4	1	0.3	100	0.767042	0.986651
	DS1232	84.6	0.001	100	0.507310	0.991151
	MCP3204	70	0.004	100	0.277896	0.995143
GPS R	NDF9015	-	-	100	0.398400	0.993044
	AN032	-	-	100	0.398400	0.993044
	DW9225	-	-	100	0.171040	0.997008
	AN4885	-	-	100	0.171040	0.997008
	GP2015	28	0.690	100	0.247533	0.995673
	GP2021	28	0.520	100	0.220035	0.996152
	HN27C1024HCC-10	20	0.017	100	0.231559	0.995951
	HM628127HB4JP	25	0.010	100	0.231559	0.995951
	ARM60	36	0.620	100	2.340198	0.959829

2.5.2 자세제어계(ADCS)

Table 4는 ADCS 서브시스템에 사용하는 소자의 목록과 MIL-HDBK-217을 이용하여 예측한 실패율과 신뢰도 해석 결과이다.

Table 4. ADCS 서브시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θ_{JC} (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 싸이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
FSS & CSS	LM2904	125	0.01	60	0.160113	0.997199
MAG	MAX662	50	0.02	100	0.134212	0.997651
	74HC04	80	0.012	100	0.175747	0.996926
	SE555	85	0.015	100	0.527323	0.990804
	IRF7105	62.5	0.005	100	0.201897	0.996469
	HMC1001	10	0.05	100	0.160110	0.997199
	HMC1002	10	0.05	100	0.171480	0.997000
	LM2904	125	0.01	100	0.160113	0.997199
	MMBT3904	357	0.005	100	0.149544	0.997383
MTQ	MAX471	357	0.001	60	0.159391	0.997211
	IRF9540	62	0.005	60	0.139492	0.997559
	IRF530	62	0.005	60	0.139492	0.997559
	MAX4665	2	0.25	60	0.482071	0.991590
	MMBT2222	357	0.05	60	0.276046	0.995175
ST	FMSA-461	130	0.1	100	0.198635	0.996526
	MHF2812S	10.41	1.1	100	0.155610	0.997277
	MTR283R3S	4.17	1.5	100	0.152293	0.997335
	SMJ320C6701	7.34	1.5	100	0.828369	0.985592
	AT27LV040A	16.8	0.01	100	0.231451	0.995953
	AT28LV010	28.4	0.01	100	0.231559	0.995951
	K8X8016T3B	24.6	0.3	100	0.194578	0.996597
	54SX32A	6.3	0.4	100	0.165273	0.997109
	DS90LV031ATM	117.4	0.05	100	0.187168	0.996726
	DS90LV032ATM	150.0	0.05	100	0.191840	0.996645
	54SX16A	6.4	0.4	100	0.173335	0.996968
	LM2675M	95	0.2	100	0.160965	0.997184
	LP2992AIM	65	0.1	100	0.188859	0.996697
	CCD47-20-331	15	0.3	100	0.174774	0.996943
	MUX08FP	39	0.02	100	0.182047	0.996816
	LM7171A	108	0.3	100	0.455377	0.992054
	AD9225ARS	25	0.3	100	0.153054	0.997322
	OP200	37	0.01	100	0.306508	0.994644
	DG613	83.3	0.02	100	0.183182	0.996796
	54AC14	28	0.01	100	0.124373	0.997823
	EL7154	95.2	0.2	100	0.207782	0.996366
	EL7457	95.2	0.1	100	0.184587	0.996771
	MAX488	68.75	0.02	100	0.182802	0.996802

Table 4의 결과를 볼 때 ADCS 서브시스템의 소자들은 매우 낮은 실패율을 갖는다는 것을 알 수 있다. 이는 ADCS 서브시스템의 특성 상 매우 적은 전력을 소모하여 온도인자의 영향이 매우 적기 때문이다. MAX471 스위치의 경우에는 상대적으로 높은 열 저항 계수를 갖지만 저 전력 소비 소자이므로 역시 낮은 실패율을 갖는다는 것을 알 수 있다.

2.5.3 통신계(CS)

CS 서브시스템의 사용 소자의 목록과 실패율, 신뢰도 예측 결과는 Table 5와 같다. CS 서브시스템의 소자 실패율 예측 결과를 보면 앰프류와 마이크로프로세서의 실패율이 상대적으로 높게 나오는 것을 알 수 있다. 특히 수신부에 비해 송신부의 소자의 실패율이 높은 경향을 갖는데 이는 높은 출력파워를 만들기 위한 증폭의 영향 때문이다.

Table 5. CS 서브시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θJC (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 사이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
Tx	TH72011	90	0.05	30	0.288126	0.994965
	RF2117	100	4	30	2.177722	0.962565
	LM2651	3	0.01	100	0.170764	0.997013
Rx	MC3362	50.4	0.012	100	0.179297	0.996864
	HT9170	1	0.01	100	0.167329	0.997073
	MAX640	3	0.002	100	0.155985	0.997271
	LM386	69.8	0.5	100	0.427554	0.992537
TNC	AT90S8535	36.3	0.01	100	0.416913	0.992722
	ATmea8	36.3	0.01	100	0.392865	0.993141
	AT90S2313	36.3	0.01	100	0.377273	0.993412
	FM25160	20	0.008	100	0.135069	0.997636
	MAX232ACWP	100	0.005	100	0.306886	0.994638
	74HC04A	70	0.0002	100	0.181068	0.996833
	MAX890L	50.4	0.47	100	0.124854	0.997815

2.5.4 전력계(EPS)

EPS 서브시스템의 사용 소자의 목록과 실패율, 신뢰도 예측결과는 Table 6과 같다. Table 6의 결과를 볼 때 EPS 서브시스템의 소자들은 낮은 실패율을 갖는다는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 EPS 서브시스템의 소자들은 마이크로프로세서나 논리회로와 같은 복잡한 소자가 아니고, 앰프나 스위치와 같은 높은 열 저항 계수를 갖는 소자를 매우 저 전력으로 운용하기 때문이다.

Table 6. EPS 서브시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θJC (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 싸이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
BCR	MAX745	11	0.05	100	0.284792	0.995023
	IRF730	1.7	0.005	100	0.181061	0.996833
	MAX471	11	0.0003	100	0.181059	0.996833
	MBRS340	28	0.08	100	0.308402	0.994611
PCA	VI-J00-CZ	0.4	0.873	100	0.306131	0.994651
	VI-J01-CZ	0.4	0.449	100	0.305754	0.994658
	VI-J0L-CZ	0.4	1.207	100	0.306886	0.994638
	MAX471	1.1	0.0003	100	0.181059	0.996833
PDA	IRF9540	1.1	0.005	100	0.148493	0.997402
	MAX890	11	5E-6	100	0.148491	0.997402
	MAX471	1.1	0.0003	100	0.181059	0.996833
	2N2222	83.3	0.005	100	0.148722	0.997398
	LM2904	125	0.006	100	0.182676	0.996805

2.5.5 열제어계(TCS)

TCS 서브시스템의 사용 소자의 목록과 실패율, 신뢰도 예측결과 Table 7과 같으며, TCS 서브시스템의 소자 실패율 예측 결과 온도센서는 매우 낮은 전력을 소비하므로 매우 높은 신뢰도로 운용될 수 있음을 알 수 있다.

Table 7. TCS 서브시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θJC (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 싸이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
Temp sensor	DS1820	70	0.008	100	0.140536	0.997541

2.5.6 탑재체(Paylaod) 시스템

HAUSAT-2의 탑재체 시스템은 동물추적시스템(ATS; Animal Tracking System) 및 전기플라즈마 탐침(EPP; Electric Plasma Probe)로 구성되어 있으며, ATS와 EPP 사용 소자의 목록과 실패율, 신뢰도 예측결과는 Table 8과 같다.

Table 8. EPP, ST, GPSR 시스템 실패율과 신뢰도 예측

모듈	소자명	θJC (℃/W)	작동 전력 (W)	듀티 싸이클	실패율 (SEL 포함)	신뢰도
ATS	2SC3356	90	0.005	100	0.125375	0.997806
	MC13135	70	0.021	100	0.135451	0.997630
	SA607DK	117	0.011	100	0.133483	0.997664
	LM2904	125	0.006	100	0.137549	0.997593
	MC12017	70	0.051	100	0.126676	0.997783
	MC145152	65	0.037	100	0.173824	0.996959
	OP07	82.5	0.006	100	0.165956	0.997097
EPP	FMH-461F	20	0.8	100	0.183055	0.996798
	AD822	92	0.001	100	0.201553	0.996475
	LM117	15	0.28	100	0.182747	0.996803
	INA138	200	0.001	100	0.181299	0.996829

	AD712	8.5	0.5	100	0.321627	0.994381
	LM137	12	0.3	100	0.181310	0.996828
	LF198	20	0.08	100	0.319080	0.994425
	AMP03	43	0.02	100	0.308402	0.994611
	MC1558	14.5	0.03	100	0.306508	0.994644
	PGA202	100	0.75	100	0.749079	0.986962
	ADG508	90	0.0033	100	0.181423	0.996827
	OP200	37	0.004	100	0.305378	0.994664
	AD976	24	0.1	100	0.149901	0.997377
	AT89C51	35	0.2	100	1.628227	0.971877
	MAX232	57	0.01	100	0.181797	0.996820

III. HAUSAT-2 시스템 신뢰도 해석

3.1 신뢰도 블록다이어그램 작성 이론

신뢰도 블록 다이어그램은 시스템의 입력과 출력을 화살표 방향을 따라 연결시켜 주는 경로들 중, 신호가 통과하여 시스템의 정상적 작동을 보장하는 소자들의 집합을 보여줌으로써 시스템에 대한 이해를 높이는데 사용될 수 있으며, 신뢰성 해석 기법을 이용하여 시스템의 신뢰도 계산과정에 이용될 수 있다. 이 기법들 중 HAUSAT-2의 신뢰성 해석에 이용한 모델은 '직렬' 모델과 '병렬'모델이다. '직렬'모델은 Fig. 3에 '병렬'모델은 Fig. 4에 나타내었으며 각각의 모델의 신뢰도는 식 (8)과 (9)를 이용하여 구할 수 있다.

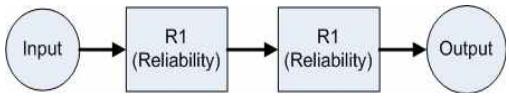

Fig. 3. '직렬' 모델

$$R = R1 * R2 \tag{8}$$

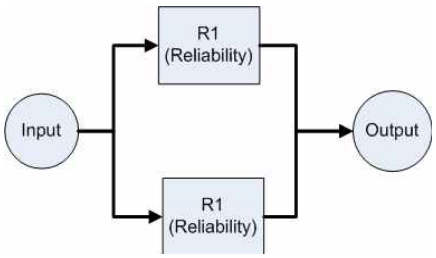

Fig. 4. '병렬' 모델

$$R = 1 - (1 - R1) * (1 - R2) \tag{9}$$

신뢰성 블록 다이어그램은 소자의 신뢰도를 합쳐나가 전체 시스템의 신뢰도를 구하는 과정으로 수행했으며, 잉여 하드웨어의 개념은 C&DH 서브시스템에 'warm' 잉여 하드웨어의 개념을 적용하였다. HAUSAT-2의 C&DH의 경우에는 주부품과 잉여부품이 주기적으로 서로간의 동작을 모니터링 하도록 설계되어 있다. 즉, 부품 실패시 다른 한쪽의 부품은 이를 즉시 감지하고 고장난 부품을 절연시키고, 위성의 모든 제어를 자신으로 변환하는 시스템을 운용하고 있다. HAUSAT-2의 신뢰도 블록 다이어그램 작성은 임무성공 판단기준을 고려하여 작성되었으며, 각각의 소자의 신뢰도는 임무기간을 고려하였으며, 우주에서는 수리가 불가능하기 때문에 가용성은 고려하지 않고 추정하였다[7]. 또한 신뢰도 블록 다이어그램 상 단일부품실패가 발생할 수 있는 소자의 경우 실패 발생율은 예측한 소자자체의 실패 발생률보다 높을 것으로 예상되므로, 단일부품실패 발생 가능한 소자의 경우에는 MIL-HDBK-217A를 참조하여 소자 실패 발생률 + 0.04 failures/10^6 hours'의 실패 발생률을 추가로 반영하였다.

3.2 HAUSAT-2 서브시스템 신뢰도 블록 다이어그램

3.2.1 명령 및 데이터 처리계(C&DH)

HAUSAT-2의 C&DH 서브시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 5와 같다. Fig. 5는 다른 모든 서브시스템으로부터 들어올 때를 고려한 경

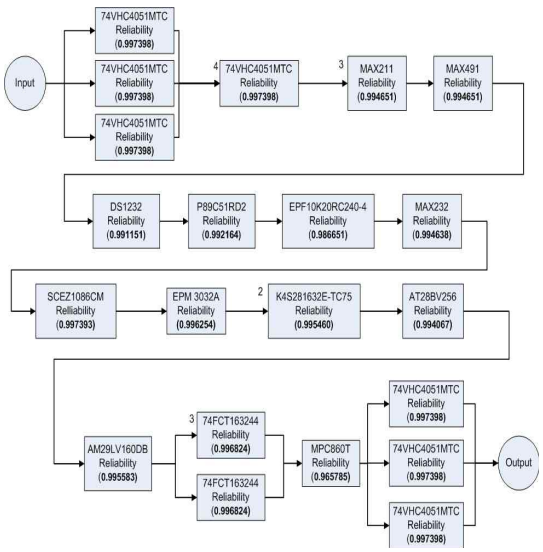

Fig. 5. C&DH 서브시스템 RBD

우이며 74FCT163244CPV와 같은 'Latch'회로는 메모리와 제어컴퓨터로 각각 연결되므로 별도로 구분하였으며 74VHC4051과 같은 '먹스'회로는 연결된 각각의 모듈이 모두 정상 작동해야함을 가정하고 블록 다이어그램을 작성하였다.
또한 C&DH 서브시스템은 잉여 하드웨어 개념을 적용하고 있으며 동일한 시스템을 갖고 있다. 잉여 하드웨어 개념은 '병렬' 모델을 적용하여 나타낼 수 있다. HAUSAT-2 C&DH 서브시스템의 잉여 하드웨어 개념을 신뢰도 블록 다이어그램에 적용한 결과는 Fig. 6과 같다.

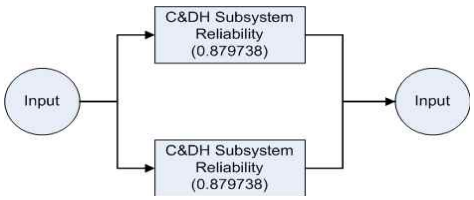

Fig. 6. C&DH 서브시스템 잉여 하드웨어 개념 적용 모델

GPSR 시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 7과 같으며, C&DH 전장박스 내 포함되지만 C&DH와 별도로 운용되므로 별도의 시스템으로 인식한다. GPSR 시스템은 순차적으로 기능을 수행하도록 설계되었으므로 '직렬' 모델로 표현하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다.

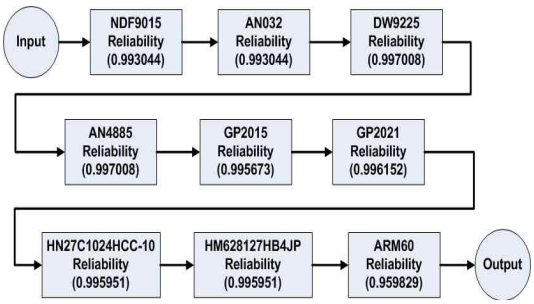

Fig. 7. GPSR 시스템 RBD

3.2.2 자세제어계(ADCS)

HAUSAT-2의 ADCS 서브시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 8과 같다. ADCS의 운용은 센서로부터 데이터를 받아들이는 것으로 시작하며 HAUSAT-2의 자세제어 센서는 '고 정밀태양센서(FSS)'와 '저 정밀태양센서(CSS)', 자장계, 별센서, 네 가지이다. 자세제어 데이터는 세 가지 센서의 데이터 중 어떤 것을 받아들여도임무수행에는 지장이 없으므로 '병렬' 모델을 적용하였으며 자세제어 데이터는 3축 데이터가 나오므로 각각의 데이터에 대한 제어가 필요하다. 따라서 MAX471 전류센서는 '직렬' 모델로 적용하였다. 자기토커 (MTQ)는 잉여 하드웨어를 적용하여 고장에 대비하는 시스템을 적용하였으므로 신뢰도 블록 다이어그램 작성 시 '병렬' 모델을 적용하게 되었다.

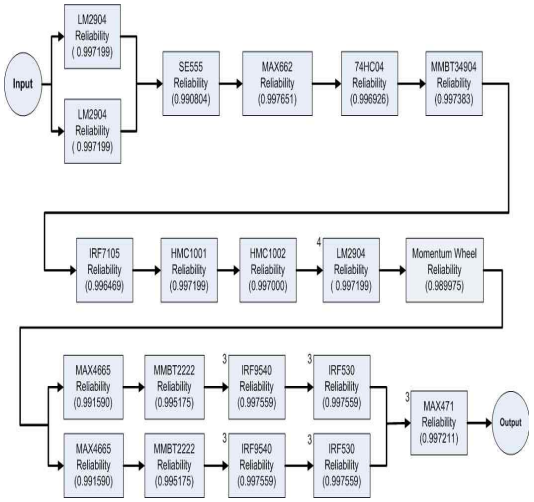

Fig. 8. ADCS 서브시스템 RBD

별센서 (Star Tracker) 시스템의 주 목적이 우주 인증이므로 별도의 시스템으로 인식할 수 있으며 별센서의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 9와 같으며, 이는 순차적으로 기능을 수행하도록 설계되었으므로 '직렬' 모델로 표현하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다.

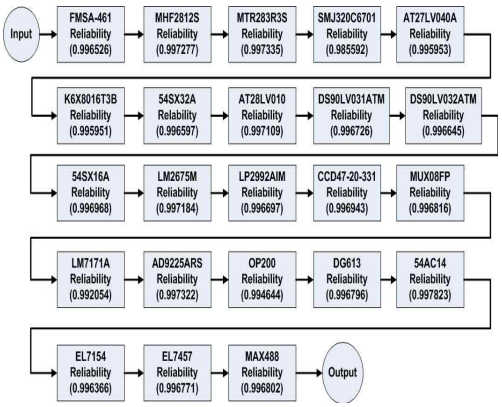

Fig. 9. 별센서 RBD

3.2.3 통신계(CS)

HAUSAT-2의 CS 서브시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 10과 같다. CS 서브시스템의 수신부와 송신부는 공통적으로 잉여 하드웨어 개념을 적용하고 있으므로, 신뢰도 블록 다이어그램에 '병렬' 모델을 이용하여 적용시켰다. 패킷부는 세 개의 패킷 중 하나만 작동하더라도 임무수행에는 지장이 없기 때문에 '병렬' 모델을 적용하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다.

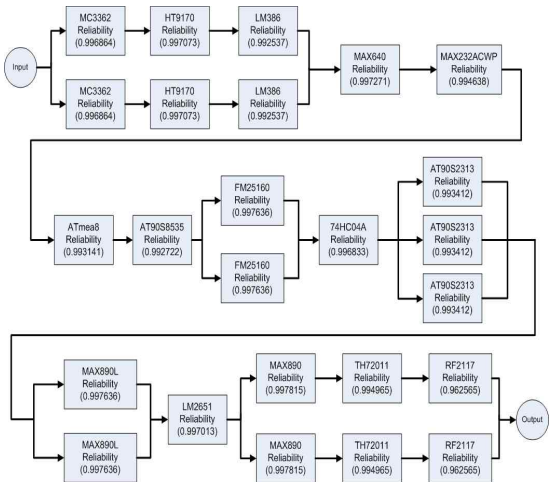

Fig. 10. CS 서브시스템 RBD

3.2.4 전력계(EPS)

HAUSAT-2의 EPS 서브시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 11과 같다. EPS 서브시스템 중 '배터리 충전조절기(BCR; Battery Charge Regulator)' 부분은 배터리 충전과 태양전지판 제어 2가지 임무가 있으며 어떤 임무를 수행하더라도 임무수행으로 볼 수 있기 때문에 '병렬' 모델을 적용하였다. 또한 '전력분배기(PDA; power Distribution Assembly)' 부분은 모든 서브시스템으로 전력을 배분 시 모두 정상 작동해야 하므로 '직렬' 모델을 이용하여 신뢰도 블록 다이어그램을 나타내었다.

3.2.5 열제어계(TCS)

HAUSAT-2의 TCS 서브시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 12와 같다. TCS 서브시스템의 온도센서는 보드 기판에 1개씩(총 5개), 배터리팩에 2개, 별센서에 1개, 전기 플라즈마 탐침봉 보드에 2개하여 총 10개로 운용된다. 각각의 온도센서는 각각의 보드와 모듈의 온도를 모두 측정 가능해야 하므로 배터리 팩과 전기 플라즈마 탐침봉 보드에 들어가는 온도센서는 '병렬' 모델로 나타냈으며 나머지는 '직렬' 모델로 표현하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다.

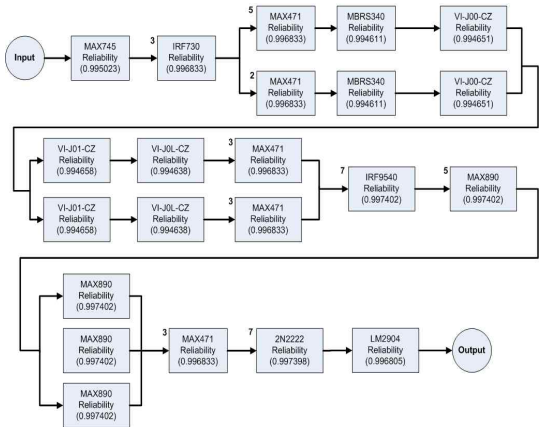

Fig. 11. EPS 서브시스템 RBD

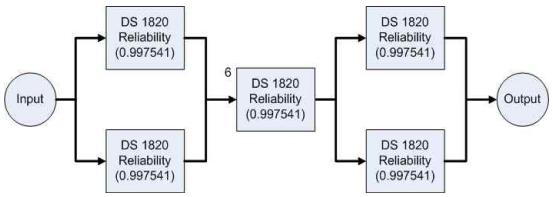

Fig. 12. TCS 서브시스템 RBD

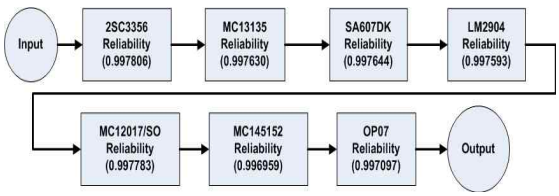

Fig. 13. ATS 시스템 RBD

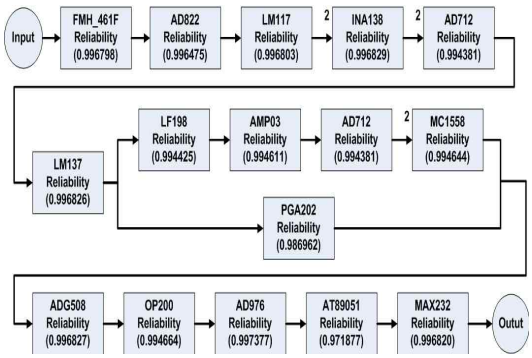

Fig. 14. EPP 시스템 RBD

3.2.6 탑재체 시스템 신뢰도 블록 다이어그램

HAUSAT-2의 ATS와 EPP 시스템의 신뢰도 블록다이어그램은 Fig. 13과 14와 같다.

ATS 시스템의 운용은 수신부를 통해 위상고정 루프를 통해 신호를 전달하는 것으로 이루어진다. 이 과정은 순차적으로 이루어지기 때문에 '직렬' 모델을 이용하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다. EPP와 시스템의 신뢰도 블록 다이어그램은 하드웨어 잉여 개념을 추가하지 않고 순차적으로 기능을 수행하도록 설계되었으므로 '직렬' 모델로 표현하여 신뢰도 블록 다이어그램을 작성하였다.

3.3 HAUSAT-2 시스템 신뢰도 분석

HAUSAT-2의 시스템의 신뢰도는 각각의 서브시스템 블록 다이어그램 신뢰도 분석 결과를 합함으로써 알 수 있다. HAUSAT-2의 경우 각각의 서브시스템은 '직렬' 구조로 연결되어 있으므로 시스템 신뢰도는 식 (8)을 이용하여 구할 수 있다. 각각의 서브시스템의 신뢰도 분석결과는 Table 9와 같다.

Table 9. 서브시스템 신뢰도 분석결과

서브시스템		신뢰도(%)
C&DH	GPSR 제외	87.9738
		98.5537 (잉여하드웨어)
	GPSR	94.4305
ADCS	ST 제외	94.6522
	ST	91.2692
CS		96.9841
EPS		91.9138
TCS		98.5324
ATS		98.2662
EPP		91.9735

Table 9의 결과를 이용하여 시스템의 신뢰도를 예측한 결과는 버스 시스템에 대해 82.0%가 된다. 이는 목표 신뢰도를 만족하는 결과이므로 HAUSAT-2의 설계는 충분한 신뢰도를 갖는다고 볼 수 있으며, 탑재체의 신뢰도를 고려하였을 경우 탑재체들은 운용모드에 대해 듀티 사이클을 가지고 운영되기 때문에 각각의 탑재체에 대한 듀티 사이클이 고려되어야 한다.

탑재체 소자의 비 동작상태의 실패율은 Table 2의 변환표와 식 (8)을 이용하여 조정하였으며, 버스의 신뢰도와 탑재체의 조정된 신뢰도를 기반으로 계산한 HAUSAT-2의 운용모드별 신뢰도를 계산하였다. HAUSAT-2 탑재체의 운용모드 별 듀티 사이클과 운용모드별 신뢰도는 Table 10과 같다.

Table 10. HAUSAT-2 탑재체의 운용모드별 듀티 사이클과 신뢰도

운용모드	탑재체	듀티 사이클	신뢰성
Initial Mode, Comm. Mode Safe Mode	Payloads	0	100
	BUS	100	81.9340
	System		81.9340
Normal Mode	EPP	0	100
	ATS	100	98.2662
	GPSR	100	94.4305
	ST	10	99.9999
	BUS	100	81.9340
	System		76.0292
Science Mode	EPP	20	99.9999
	ATS	100	98.2662
	GPSR	0	100
	ST	0	100
	BUS	100	81.9340
	System		80.5133

HAUSAT-2의 운용모드별로 신뢰도를 구한 결과 가장 최악의 경우인 '정상모드(Normal Mode)'에 대해서 76.03%의 신뢰도를 가질 것으로 예상되었고 목표 신뢰도를 만족하므로 HAUSAT-2의 설계는 신뢰도 측면에서 타당성을 갖는다고 할 수 있다. 주요 해석 소자들은 반도체이기 때문에 NEC Electronics corporation의 해석 결과를 적용할 수 있으며, 적용 결과 60%의 정확도(confidence level)을 갖는다[8].

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 COTS를 사용하는 저가 소형위성의 실패율 예측 방안을 제시하였으며, 신뢰도에 영향을 미치는 우주방사능 환경요소를 분석하여 MIL-HDBK-217F에 반영할 수 있는 방법을 제시하여 COTS를 사용하는 저가 소형위성의 신뢰도 예측 방안을 제시하였고, 25kg급 소형위성 HAUSAT-2에 사용되는 소자의 실패율을 예측하고, 이를 토대로 신뢰도 블록 다이어그램을 통해 각각의 서브시스템의 신뢰도와 전체 HAUSAT-2의 신뢰도를 계산하였다. 소자 실패율 예측을 수행한 결과 마이크로프로세서와 메모리를 앰프들은 비교적 높은 실패율을 갖으며 나머지 소자들 매우 낮은 실패율을 갖는 것을 확인하였다. 이러

한 경향은 소자의 데이터 처리량과 작동전력, 칩의 열 저항 계수와 밀접한 관계가 있다. 신뢰도 블록다이어그램을 통해 HAUSAT-2의 신뢰도 해석을 수행한 결과 버스시스템의 경우 82.0%의 신뢰도를 유지할 것으로 예측되었으며, 운용모드의 Portion을 근거로 각 탑재체 및 전자회로의 운용 듀티 사이클을 고려하여 계산결과 HAUSAT-2의 임무 신뢰도는 76.03%를 60%의 정확도로 만족하며, 목표 신뢰도를 충족시키는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구개발은 과학기술부의 국가지정연구실(National Research Lab.) 사업지원에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) 소동수, 강희정, “MIL-HDBK-217을 이용한 전자부품의 실패율 추정과 가속수명시험에 관한 연구", Journal of the Korean Institute of Plant Engineering, Vol. 2, pp. 17~33, 1997.

2) GLAST Project Mission System Specification, Goddard Space Flight Center, 433-SPEC-0001, 2002.

3) NASA, "Reliability Prediction of Electronic Equipment", MIL-HDBK-217F, 1991.

4) John Wiley & Sons, "Plastic Encapsulated Microelectronics", Wiley interscience, New York 10158-0012, 1995.

5) Walter E. Willing. Norman F. Goldstein, "Combining Single-Event Latchup and Reliability Requirements for Space Vehicles", PROCEEDINGS Annual RELIABILITY and MAINTAINABILITY Symposium, 1995.

6) Goddard Space Flight Center, "Radiation Requirements for the LRO", Greenbelt, Maryland, 2005.

7) NASA, "Reliability Modeling and Prediction", MIL-STD-756B, 1981.

8) NEC, "Semiconductor Failure Rate", C11178EJCVOIF00, NEC Electronics Corporation, 2005.