

논문 2008-45SC-4-5

과학기술위성 3호 대용량 메모리에서의 SEU 극복 및 확률 해석

(SEU Mitigation Strategy and Analysis on the Mass Memory of the STSAT-3)

곽 성 우*

(Seong Woo Kwak)

요 약

메모리 소자가 우주 환경에 노출 되면 우주 방사능에 의해 메모리의 값이 변하는 SEU 현상이 발생한다. 이러한 현상에 대처하기 위하여 위성체에 사용되는 메모리는 필연적으로 오류 탐지 및 극복 기법을 탑재하고 있다. 본 논문에서는 과학기술위성 3호 대용량 메모리 유닛에서 채택하게 될 오류 탐지 및 극복 방식을 알아본다. 오류 극복을 위해 대용량 메모리를 RS(10,8) Reed-solomon 코드로 인코딩/디코딩했을 때 SEU에 의해 메모리의 데이터가 손상 받을 확률을 계산한다. 이 확률식을 기반으로 과학기술위성 3호가 직면할 수 있는 다양한 SEU 발생률에 대하여 그 확률 변화를 분석한다. 이것으로부터 과학기술위성 3호 대용량 메모리 유닛 설계의 중요한 요소 중의 하나인 메모리 인코딩/디코딩 주기를 결정하는데 이용하고자 한다.

Abstract

When memory devices are exposed to a space environment, they suffer various effects such as SEU(Single Event Upset). For these reasons, memory systems for space applications are generally equipped with error detection and correction(EDAC) logics against SEUs. In this paper, the error detection and correction strategy in the Mass Memory Unit(MMU) of the STSAT-3 is discussed. The probability equation of un-recoverable SEUs in the mass memory system is derived when the whole memory is encoded and decoded by the RS(10,8) Reed-Solomon code. Also the probability value is analyzed for various occurrence rates of SEUs which the STSAT-3 possibly suffers. The analyzed results can be used to determine the period of scrubbing the whole memory, which is one of the important parameters in the design of the MMU.

Keywords : Mass Memory Unit, STSAT-3, Single Event Upset, Reed-Solomon Code, Probability Analysis

I. 서 론

지구 자기장 주변의 이온화 방사선 환경은 그 궤도에 서 운용되고 있는 위성체를 구성하는 물질과 전자부품을 손상시키는 등 심각한 영향을 끼칠 수 있다. 두개의 띠 모양을 하고 있는 반알렌대 중 특히 안쪽 방사선에 존재하는 고에너지 양성자는 마이크로프로세서

(microprocessor)와 메모리 소자 등의 전자 부품에 SEU(Single Event Upset)와 같은 SEE(Single Event Effects)를 일으킨다^[1]. 과학기술위성과 같은 저궤도 위성에는 이러한 고에너지 양성자가 중요한 영향을 미친다. 따라서 위성 설계에 있어서는 SEU 현상을 극복하기 위한 여러 방법들을 반드시 고려하여야 한다^[5].

1992년 우리별1호 발사를 시작으로 국내 저궤도 소형 위성의 개발이 시작되었고, 현재 우리별 1~3호와 과학기술위성 1,2호에 이은 6번째 소형위성인 과학기술위성 3호(STSAT-3)의 개발이 진행 중이다. 과학기술위성 3호는 2007년 5월 개발이 시작되어 현재 각 서브시스템의 규격이 도출되고 세부 설계가 진행 중이다. 과학기

* 정회원, 계명대학교 전자공학과

(Dept. of EE, Keimyung University)

※ 본 연구논문은 교육과학기술부 과학기술위성 3호 핵심기술개발 사업중 고성능 탑재컴퓨터 개발 과제 의 예산지원을 받아 작성되었습니다.

접수일자: 2007년11월3일, 수정완료일: 2008년7월3일

술위성 3호에는 근적외선(1~2 um) 파장 대역에서의 우주 관측 및 지구 관측을 위한 적외선영상시스템(MIRIS, Multi-purpose IR Imaging System)이 주탑재체로, 다방향 분광 영상을 이용한 지구관측용 소형위성영상 분광기(COMIS, COMPact Imaging Spectrometer)가 부탑재체로 탑재될 예정이다^[2]. 또한 위성의 동작 상태를 실시간으로 볼 수 있는 카메라(ITS, Image Telemetry Sensor)가 탑재될 수 있다(현재 미정임). 이들 탑재체로부터 생성되는 데이터는 위성의 대용량 메모리 유닛에 저장된 후 지상으로 전송된다.

그림 1.은 과학기술위성 3호에서 대용량 메모리 유닛(MMU, Mass Memory Unit)의 역할을 나타내고 있다. 그림 1.에서 보는 바와 같이 탑재체(주탑재체 + 부탑재체)에서 관측된 데이터는 대용량 메모리 유닛에 있는 메모리에 저장되어 지상국으로 전송되기 전까지 관리된다. 대용량 메모리에 저장된 데이터는 지상으로 전송되기 전 상당한 시간 동안 우주환경에 노출되므로 우주의 고에너지 입자에 의한 SEU(Single Event Upset) 현상이 발생할 수 있다. 이와 같은 SEU로부터 데이터를 보호하기 위하여 과학기술위성 1호, 2호에서는 Reed-Solomon 코드를 이용하여 메모리에 저장된 데이터를 인코딩(encoding)하고 주기적으로 디코딩(decoding)하여 다시 메모리에 저장하는 과정을 거쳤다. 즉 메모리에 발생한 SEU는 디코딩 과정에서 복구되고, 복구된 데이터를 다시 인코딩하여 메모리에 저장하도록 함으로써 SEU에 의한 메모리 오류를 복구하였다. 또한 이러한 과정을 주기적으로 수행하여 SEU가 메모리에 누적

되는 것을 막아 디코딩을 통하여 복구할 수 없는 SEU가 존재할 가능성을 줄이도록 하였다.

과학기술위성 1호와 2호에 사용된 Reed-Solomon 코드는 RS(207,187)이며, 인코딩 및 디코딩 과정은 대용량 메모리에 탑재된 프로세서에 의해 소프트웨어로 수행되었다^[3]. 과학기술위성 3호에서도 Reed-Solomon 코드를 이용한 오류 복구 방식을 사용할 예정이다. 하지만 과학기술위성 3호에서는 기존의 RS(207,187) 방식보다 에러 복구율이 좋은 RS(10,8) 코드를 사용하고, 인코딩 및 디코딩과정을 프로세서에 의한 소프트웨어 방식 대신 FPGA내부에서 하드웨어적으로 처리하도록 구성할 예정이다.

디코딩 및 인코딩 주기(메모리 scrubbing 주기로 불림)는 메모리에 SEU가 존재할 가능성을 어느 정도로 유지할 것 인가에 따라 달라진다. 대용량 메모리 유닛의 전체 메모리를 scrubbing 하는 것은 많은 시간을 소요하고, 메모리 scrubbing 과 더불어 메모리 관리도 필요 하므로 scrubbing 주기를 무한정 줄일 수 없다. 또한 주기를 줄이는 것이 부가적인 하드웨어와 프로세서의 역할을 필요로 할 수도 있다. 따라서 전체 메모리 scrubbing 주기에 따라 복구할 수 없는 SEU가 대용량 메모리에 존재할 확률 관계식을 유도하고, 이 확률을 원하는 수준으로 유지하기위하여 어느 정도의 주기가 필요한지 산정하는 것은 대용량 메모리 유닛의 설계에 있어 중요한 부분이 된다.

본 논문에서는 과학기술위성 3호 대용량 메모리 유닛에 적용될 RS(10,8) 코드가 SEU에 대하여 어느 정도의 성능을 가지는지 확률적으로 분석한다. 대용량 메모리 전체를 RS(10,8)으로 인코딩, 디코딩 하였을 때 메모리 scrubbing 주기에 따른 복구할 수 없는 SEU가 존재할 확률 식을 유도하고, 과학기술위성 3호가 직면할 수 있는 다양한 SEU 발생율에 대하여 그 확률 변화를 분석한다. 이 결과는 메모리 scrubbing 주기를 산정하는데 유용하게 이용할 수 있다.

II. SEU 발생 메커니즘

위성체가 우주환경에 직면하게 되면 먼 우주로부터 오는 우주선(cosmic ray)에 의한 고에너지 입자, 태양 활동에 의해 분출되는 입자, 또는 지구 자기장에 붙잡혀 있는 여러 에너지 입자들에 의해 위성체의 전자회로가 영향을 받게 된다. 이 중에서 메모리에 발생하는 중요한 영향은 이들 고에너지 입자에 의해 메모리에 저장

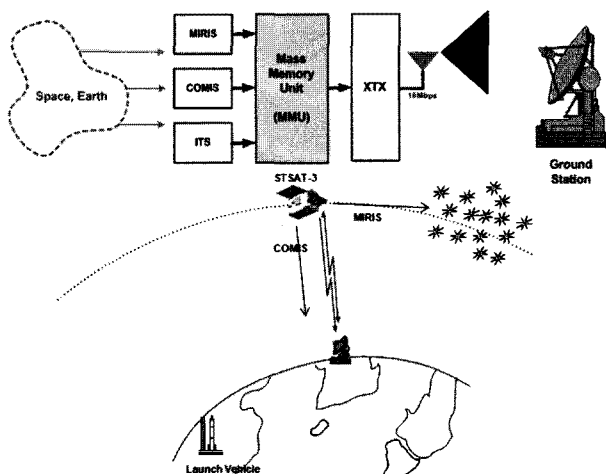


그림 1. 과학기술위성 3호에서 대용량 메모리 유닛의 운용 개념
Fig. 1. Operation concepts of the Mass Memory Unit(MMU) of the STSAT-3.

되어있던 정보가 “1” -> “0” 또는 “0” -> “1” 로 변경 되는 SEU(Single Event Upset) 현상이다.

대부분의 메모리 소자는 그림 2와 같이 MOS(Metal Oxide Semiconductor) 트랜지스터를 이용하여 NOT 게이트(gate) 2개를 서로 연결시킨 기본 구조에 바탕을 두고 있다^[4,6]. 이 회로는 2개의 안정된 상태에, 즉 “0” 또는 “1”, 항상 머물러 있으므로 1bit의 2진 정보를 저장할 수 있다. 각각의 상태에서 그림 2의 4개 MOS 트랜지스터 중 2개는 Turn-ON, 2개는 Turn-OFF 상태에 있게 된다. 이들 MOS 트랜지스터에 그림 3.에서와 같이 고에너지 입자가 입사 되면 실리콘 반도체의 P-Substrate에는 이 입자가 지나가는 패스(path)를 따라 반도체 내부에 있던 원자가 이온화 되어 전자(electron), 전공(hole) 쌍이 생성되고, 이때 발생된 전자, 전공 쌍의 일부는 일정 시간 후 재결합하여 없어지지만 일부는 트랜지스터의 소스(source)와 드레인(drain) 쪽으로 이동하여 소스에서 드레인 쪽으로 전류 펄스를 야기 시킨다^[4,6]. 이 전류 펄스의 크기가 일정 이상이 되면 OFF되어 있던 그림 2의 트랜지스터를 Turn-ON 시켜 이 회로의 상태가 다른 상태로 천이하게 된다(“1”

-> “0” 또는 “0” -> “1”). 이와 같이 회로의 상태가 천이함으로써 인해 메모리에 저장되어있던 1bit 정보가 바뀌는 것이 SEU 현상이다.

III. 대용량 메모리 유닛 구조

과학기술위성 3호의 명령 및 데이터 처리계는 그림 4.에서 보이듯이 위성의 주 컴퓨터인 탑재 컴퓨터(OBC, On-Board Computer), 대용량 메모리 유닛(MMU), 그리고 원격 검침 및 명령처리 유닛(TCTM, Tele-Command and Telemetry unit)으로 구성된다. 각 유닛은 고장에 대처하기 위해 중복 구조(Primary and Redundancy)로 설계되고, 이들이 그림 4.에서와 같이 탑재 컴퓨터를 정점으로 그물 구조로 서로 연결된다. 대용량 메모리 유닛은 탑재체인 MIRIS, COMIS 또는 ITS로부터 데이터를 전송받아 저장하며, 지상의 요구에 따라 X-band Transmitter를 통하여 지상국으로 전송한다. 따라서 탑재체의 운용에 있어 대용량 메모리는 매우 중요한 위치를 차지하고 있으며, SEU와 같은 오류 상황에 대비하도록 설계 되어야 한다.

과학기술위성 3호에서는 기존의 과학기술위성 1호, 2호의 대용량 메모리 유닛^[3]에서 채택하였던 프로세서(processor) 기반의 데이터 수신, 데이터 저장, SEU 복구 과정을 FPGA를 이용한 하드웨어 처리 방식으로 전환하였다. 이것은 탑재체로부터 전송되는 고속(~100Mbps) 데이터를 프로세서로 처리하기에는 한계가 있고, 전체 메모리 scrubbing 시간을 줄이기 위해서는 하드웨어적인 방법이 더 유리하기 때문이다. 그림 5.는 과학기술위성 3호의 대용량 메모리 유닛의 구조이다.

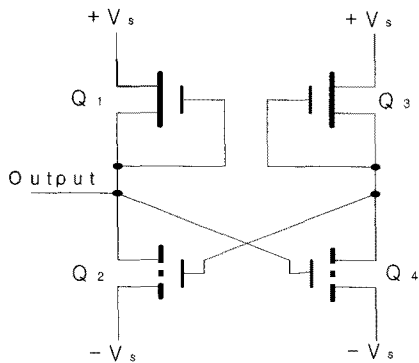


그림 2. 메모리 기본 구조
Fig. 2. Basic structure of a memory.

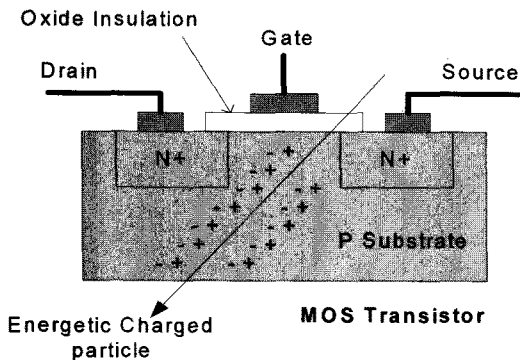


그림 3. 고에너지 입자에 의한 SEU 발생 메커니즘
Fig. 3. SEU mechanism in a semiconductor memory.

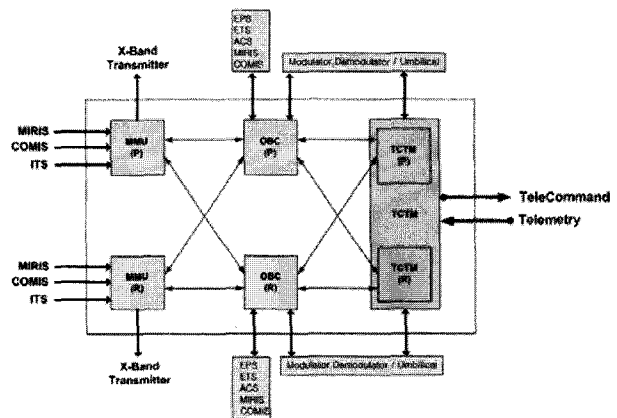


그림 4. 과학기술위성 3호 명령 및 데이터 처리계
Fig. 4. Command and data handling systems of the STSAT-3.

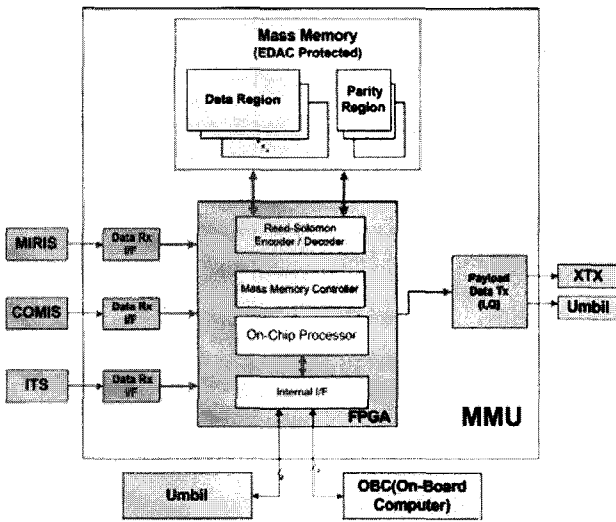


그림 5. 과학기술위성 3호 대용량 메모리 유닛 구조
Fig. 5. Internal structure of the Mass Memory Unit of the STSAT-3.

탑재체와의 고속 데이터 인터페이스는 LVDS(Low Voltage Differential Signaling) 방식을 사용하며, 탑재체로부터 전달된 데이터는 FPGA 내부에 있는 하드웨어 로직에 의해 메모리에 자동적으로 저장된다. SEU 복구를 위한 Reed-Solomon 인코딩 및 디코딩 과정은 FPGA 내부에 구현된 로직에 의해 수행된다. 위성의 탑재 컴퓨터(OBC)로부터의 대용량 메모리 운용과 관련된 명령 처리는 FPGA 내부에 온 칩으로 탑재된 프로세서를 이용한다.

과학기술위성 3호에 사용될 Reed-Solomon 인코딩 및 디코딩은 RS(10,8) 방식을 사용한다. 이것은 8개의 데이터 symbol에 2개의 패리티 symbol을 더하여 10개의 symbol을 발생시키는 방식이다. 이 방식은 1 symbol에서의 에러를 탐지하고 복구할 수 있다. 각 symbol의 크기는 4bit 이상으로 임의로 정할 수 있으나 과학기술위성 3호에서는 symbol의 크기를 4bit(또는 8bit)로 채택 할 예정이다. 이것은 대용량 메모리의 데이터 버스 크기가 32bit이고, symbol 크기가 4bit(또는 8bit)인 경우 인코딩 또는 디코딩 과정에서 byte 단위로 데이터를 불러와 처리할 수 있기 때문이다.

RS(10,8) 코딩 방식이 적용된 대용량 메모리는 그림 6.에서와 같이 구성된다. 그림 6.에서 탑재체로부터 전송된 8개의 데이터 symbol은 데이터 메모리 영역에 저장되고 RS(10,8)로 인코딩 후 발생하는 2개의 패리티 (parity) symbol은 패리티 메모리 영역에 저장된다. 디코딩 과정은 데이터 영역에 저장된 8개의 symbol과 패리티 영역에 저장된 2개의 symbol을 불러와 에러를 탐

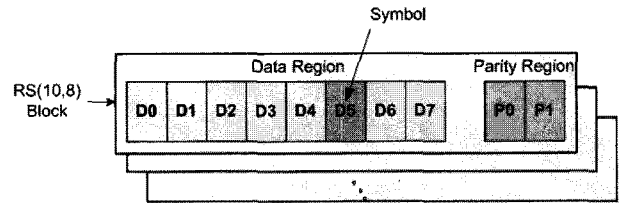


그림 6. 대용량 메모리의 데이터 및 패리티 저장 형태
Fig. 6. Data and parity structure in the Mass Memory.

지하고 복구한다. 디코딩 및 인코딩 과정은 전체 메모리에 대하여 일정한 주기로 계속 반복하여 SEU가 누적되지 않도록 한다.

IV. 대용량 메모리 SEU 확률 해석

4.1 SEU 모델링

랜덤(random)하게 독립적으로 발생하는 많은 사건들은 주로 Poisson 과정(process)을 이용하여 모델링 된다. 따라서 우주의 고에너지 입자에 의해 각 메모리 셀에 발생하는 SEU 역시 Poisson 과정을 사용하여 모델링이 가능하다^[4]. 여기서 하나의 고에너지 입자에 의하여 여러 메모리 셀에서 SEU가 발생하는 다중 SEU 현상은 배제한다. Poisson 과정은 다음과 같은 확률 분포를 갖는 확률 과정으로 각 사건은 과거에 발생한 사건에 관계없이 독립적으로 발생하며, 사건의 도착시간은 지수 분포를 갖는다.

$$\phi_n(\lambda, t) = \frac{(\lambda t)^n e^{-\lambda t}}{n!} \tag{1}$$

여기서 λ 는 각 메모리 셀에서의 SEU 발생율이며, $\phi_n(\lambda, t)$ 는 t 시간 간격에 n개의 SEU가 메모리 셀에 발생할 확률이다.

4.2 SEU 발생 확률

메모리의 각 셀(cell)에서 SEU 발생이 앞서 제시한 Poisson 과정을 따른다고 하면 메모리의 각 셀에서 t 시간 내에 n개의 SEU가 발생할 확률은 식(1)과 같다. 따라서 메모리 각 셀에 저장되어 있는 2진 정보가 SEU에 의해 변경되었을 확률은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} p(\lambda, t) &= \sum_{k=0}^{\infty} \phi_{2k+1}(\lambda, t) \\ &= \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(\lambda t)^{(2k+1)} e^{-\lambda t}}{(2k+1)!} \\ &= e^{-\lambda t} \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(\lambda t)^{(2k+1)}}{(2k+1)!} \end{aligned} \tag{2}$$

각 셀의 2진 정보가 변경되지 않을 확률은 다음의 식으로 표현된다.

$$q(\lambda, t) = 1 - p(\lambda, t) = \sum_{k=0}^{\infty} \phi_{2k}(\lambda, t) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(\lambda t)^{2k} e^{-(\lambda t)}}{(2k)!} = e^{-(\lambda t)} \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(\lambda t)^{2k}}{(2k)!} \quad (3)$$

지수 함수의 Taylor Series 는 다음과 같으므로,

$$e^x = 1 + x/1! + x^2/2! + x^3/3! + x^4/4! + \dots \quad (4)$$

$$e^{-x} = 1 - x/1! + x^2/2! - x^3/3! + x^4/4! - \dots \quad (5)$$

식(2)와 식(3)을 Taylor Series를 사용하여 정리하면 $p(\lambda, t)$, $q(\lambda, t)$ 는 다음의 수식으로 나타낼 수 있다.

$$p(\lambda, t) = [1 - e^{-2\lambda t}]/2 \quad (6)$$

$$q(\lambda, t) = [1 + e^{-2\lambda t}]/2 \quad (7)$$

식(6)과 식(7)은 각 메모리셀(메모리 1bit에 해당됨)의 정보가 SEU에 의해 변경될 확률과 변경되지 않을 확률을 각각 나타낸다. 따라서 1개의 symbol(4bit인 경우)이 SEU에 의해 손상을 입을 확률($\alpha(\lambda, t)$)과 손상을 입지 않을 확률($\gamma(\lambda, t)$)은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\alpha(\lambda, t) = 1 - q(\lambda, t)^4 \quad (8)$$

$$\gamma(\lambda, t) = q(\lambda, t)^4 \quad (9)$$

과학기술위성 3호 대용량 메모리에서 SEU 극복을 위해 RS(10,8) 코드를 사용하며, 이 코드는 10개 symbol중 1개의 symbol에서의 오류를 극복할 수 있다. 따라서 10개의 symbol로 이루어진 하나의 Reed-Solomon 인코딩/디코딩 블록(block)에서 2개 이상의 symbol에 에러가 발생하여 RS(10,8)코드에 의해 복구할 수 없을 확률은 다음과 같다.

$$\Theta(\lambda, t) = \sum_{k=2}^{10} {}_{10}C_k \cdot \alpha(\lambda, t)^k \cdot \gamma(\lambda, t)^{10-k} = 1 - \gamma(\lambda, t)^{10} - {}_{10}C_1 \alpha(\lambda, t) \gamma(\lambda, t)^9 \quad (10)$$

식(10)은 10개의 symbol로 이루어진 블록이 RS(10,8) 코드에 의해 복구 불가능한 SEU를 격을 확률이다. 따라서 대용량 메모리 전체의 크기가 Mbytes이고 각 메모리 셀에서의 SEU 발생율이 λ 일 때 t 시간 이후 Mbytes의 메모리 중에서 RS(10,8)코드로는 복구 불가

능한 SEU가 1개 이상 있을 확률은 다음과 같다.

$$\Gamma(\lambda, t) = 1 - [1 - \Theta(\lambda, t)]^{M/5} \quad (11)$$

여기서 symbol 크기는 4bit로 가정한다.

V. 시뮬레이션 결과

다음 그림 7.과 그림 8.은 시간에 따른 대용량 메모리에 복구 불가능한 SEU가 있을 확률을 나타낸 것이다. 그림 7.은 symbol의 크기를 4bit로 하였을 때 λ 와 시간에 따른 $\Gamma(\lambda, t)$ 의 변화를 나타낸 것이고, 그림 8.은 symbol 크기가 8bit 인 경우를 나타낸 것이다. 대용량 메모리 용량은 현재 4Gbyte로 검토 중이므로 이 값을 사용하였다. SEU 발생을 λ 는 위성의 궤도, 사용된 메모리의 종류, 대용량 메모리의 위성내부 위치등 여러 요인에 의해 달라 질 수 있다. 본 논문에서는 기존 우리 별 3호에서 추정된 SEU 발생율을 근거로 그 부근 값들에서 시뮬레이션 하였다^[4].

그림 7.과 그림 8.에서 볼 수 있듯이 시간이 지날수록 메모리에서 발생한 SEU가 누적되어 복구 불가능한 SEU가 존재할 확률이 증가한다. 즉 메모리 scrubbing을 하지 않으면 시간이 지남에 따라 복구 불가능한 SEU가 존재할 확률이 "1"로 수렴함을 볼 수 있다. 따라서 적당한 주기로 계속 메모리를 scrubbing 하여 SEU가 누적되는 것을 방지하여야 한다. scrubbing 주기는 $\Gamma(\lambda, t)$ 의 제한치와 λ 값이 주어지면 결정할 수 있다. 예를 들어 symbol 크기가 4bit 인 경우 메모리에 복구 불가능한 SEU가 존재할 확률($\Gamma(\lambda, t)$)을 "0.1" 이하로 유지시키기 위해서는 그림 7.에서 볼 수 있듯이

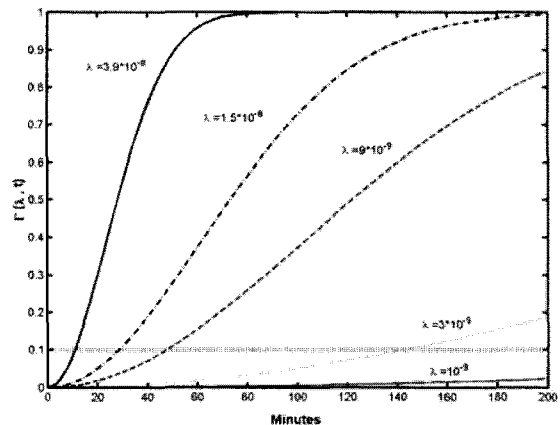


그림 7. λ 와 시간에 따른 $\Gamma(\lambda, t)$ 변화 (symbol size=4bit)

Fig. 7. Variation of $\Gamma(\lambda, t)$ for λ and time (size=4bit).

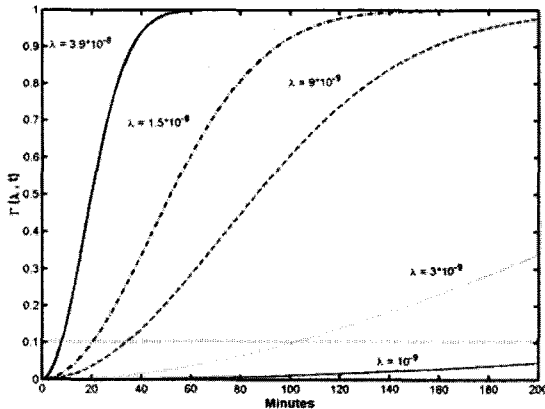


그림 8. λ 와 시간에 따른 $\Gamma(\lambda, t)$ 변화
(symbol size=8bit)

Fig. 8. Variation of $\Gamma(\lambda, t)$ for λ and time (size=8bit).

$\lambda = 10^{-9}$ SEU/bit \cdot min 인 경우에는 ~ 240 분, $\lambda = 3 \cdot 10^{-9}$ 인 경우 ~ 150 분, $\lambda = 9 \cdot 10^{-9}$ 경우 ~ 50 분, $\lambda = 3.9 \cdot 10^{-8}$ 인 경우 ~ 10 분 으로 scrubbing 주기를 결정하여야 함을 볼 수 있다(그림 7.에서 $\Gamma(\lambda, t) = 0.1$ 에 표시된 가로축 보조선 참조). symbol 크기가 8bit인 경우(그림 8. 참조) scrubbing 주기는 $\lambda = 10^{-9}$ SEU/bit \cdot min 인 경우에는 ~ 210 분, $\lambda = 3 \cdot 10^{-9}$ 인 경우 ~ 100 분, $\lambda = 9 \cdot 10^{-9}$ 경우 ~ 30 분, $\lambda = 3.9 \cdot 10^{-8}$ 인 경우는 10분 이내로 하여야 함을 볼 수 있다.

symbol 크기가 8bit인 경우(그림 8.)와 4bit 인 경우(그림 7.)을 비교하면 symbol 크기가 4bit인 경우가 복구 불가능한 SEU가 존재할 확률이 작으므로 symbol size = 4bit 가 더 유리함을 알 수 있다. 따라서 그림 7.와 그림 8.의 확률 변화를 기반으로 과학기술위성 3호 대용량 메모리의 Reed-Solomon 인코딩 및 디코딩을 위한 symbol의 크기는 4bit로 결정할 예정이다. scrubbing 주기의 경우 $\Gamma(\lambda, t)$ 의 제한값이 현재 결정되지 않았으며, 추후 이 값이 정해지면 본 논문에서 유도된 식을 기반으로 메모리 scrubbing 주기를 결정할 것이다.

VI. 결 론

본 연구에서는 과학기술위성 3호의 대용량 메모리 유닛에 적용될 RS(10,8) 코드가 어느 정도의 SEU 발생을 극복할 수 있는지 확률적으로 분석하였다. 메모리의 각 셀에서 SEU 발생이 Poisson 분포를 따른다는 가정 하에 RS(10,8) 코드로는 복구 불가능한 SEU가 존재할 확률을 계산하였다. 유도된 확률식으로부터 메모리에

scrubbing 기능을 탑재하지 않는 경우 SEU가 누적되어 필연적으로 복구 불가능한 데이터가 발생할 수 있음을 알 수 있었다. 이를 극복하기 위하여 반드시 주기적으로 메모리를 scrubbing 하여야 된다. SEU 발생율에 따른 scrubbing 주기는 유도된 확률식을 기반으로 적절히 결정할 수 있음을 몇가지 시뮬레이션 예제로부터 알아 보았다.

참 고 문 헌

- [1] H.B. Garrett and C. P. Pike, "Space Systems and Their Interactions with Earth's Space Environment", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.71, 1980.
- [2] "과학기술위성 3호 시스템 요구사항 검토 회의"자료집, 한국항공우주연구원, 2007. 8
- [3] 서인호, 이종주, 박홍영, 오대수, 최명진, 방효충, "과학기술위성 2호 대용량 메모리 유닛 비행모델 설계 및 구현", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2006.
- [4] 곽성우, 박홍영, "과학기술위성 1호 탑재 컴퓨터에서의 SEUs 극복을 위한 메모리 운용 및 해석", 항공우주학회지, Vol. 32 (1), pp.98-105, 2004. 2
- [5] 곽성우, 류상문, 박홍영 외, "과학기술위성1호 탑재 컴퓨터의 설계 및 구현", 한국항공우주학회지, vol.31 (4), pp. 105-111, 2003.
- [6] www.aero.org/seet/primer/singleeventupset .html
- [7] S.M. Park, Y.H. Shin, and K.W. Min, "우리별 1,2호의 Single Event Upset 관측", 한국항공우주학회지, pp. 152-158, 1996.
- [8] "Radiation Environment Analysis of STSAT-1 Orbit", 인공위성연구센터, 1999.
- [9] 곽성우, "중복구조 실시간 시스템에서의 고장 극복 및 최적 체크포인팅 기법", 전자공학회 논문지, 제 44권, TC편 제7호, pp.112-121, 2007.
- [10] 곽성우, 김형신, 박홍영, 오대수, 서인호, 이승우, "과학기술위성3호 대용량 메모리에서의 SEU 극복 방법 및 확률해석", 항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2007.

저 자 소 개



곽 성 우(정회원)

1993년 한국과학기술원 전기및전자공학과 학사 졸업.

1995년 한국과학기술원 전기및전자공학과 석사 졸업.

2000년 한국과학기술원 전기및전자공학과 박사 졸업.

2000년 9월~2003년 2월 한국과학기술원 인공위성연구센터, 선임연구원, 연구교수

2003년 3월~현재 계명대학교 전자공학과, 전임강사, 조교수

<주관심분야 : 실시간 제어 시스템, 임베디드 시스템, 고장 대응 및 극복,
위성 탑재 컴퓨터>