

## 소형위성의 제어를 위한 컴퓨터 시스템의 설계 및 구현

김기형<sup>1</sup>·김형신<sup>2</sup>·박재현<sup>3</sup>·박규호<sup>1</sup>·최순달<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국과학기술원 전기 및 전자공학부, <sup>2</sup>한국과학기술원 인공위성연구센터

<sup>3</sup>삼성전자 주식회사

## DESIGN AND IMPLEMENTATION OF THE SMALL SATELLITE ON-BOARD COMPUTER SYSTEM: KASCOM

K. H. Kim<sup>1</sup>, H. S. Kim<sup>2</sup>, J. H. Park<sup>3</sup>, K. H. Park<sup>1</sup> and S. D. Choi<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Electrical Engineering, KAIST, <sup>2</sup>Satellite Technology Research Center, KAIST

<sup>3</sup>Sam Sung Electronics Co., Ltd.

(Received March 20, 1996; Accepted May 10, 1996)

### 요 약

본 논문에서는 우리별 2호(KITSAT-2)와 같은 소형위성의 실시간 제어 컴퓨터 시스템인 KASCOM(KAIST satellite computer)의 설계시 요구사항(requirement)과 설계 방식(design methodology)을 제시한다. 위성 컴퓨터는 위성의 서브시스템으로서 뿐만 아니라 위성의 관리 제어 및 실험 장치들의 운용에 이르기까지 위성의 전 시스템과 연관을 맺고 있다. 이러한 연관성 때문에 위성 컴퓨터의 신뢰성은 위성의 전체 생명 유지에 매우 중요하다. 위성의 제어 컴퓨터로서 가져야 할 요구조건은 위성의 실시간 제어를 위한 연산 능력, 결합 허용의 입출력 시스템, 저전력소모, 무게, 크기, 방사선 차폐 등이다. 이러한 요구조건을 만족시키기 위해 KASCOM에 채택된 여러 설계 방법이 소개된다. 설계뿐만 아니라 실수 없이 구현하고 성능 및 환경 시험을 하는 것도 매우 중요하다. KASCOM의 구현 및 테스트 역시 본 논문에서 다룬다. 마지막으로 구현된 시스템의 실제 운용(in-orbit) 결과를 제시한다. 운용 결과, 프로그램 메모리(1Mbit SRAM)에서는 하루 평균 2개의 SEU(1Mbyte 당), 데이터 메모리(4Mbit SRAM)에서는 하루 평균 3.7개의 SEU(1Mbyte 당)가 관측되었다. 따라서 저집적 메모리가 고집적 메모리보다 SEU에 강한 것으로 보여진다.

### ABSTRACT

In this paper, we present the design methodology of KASCOM(KAIST satellite computer), the experimental on-board computer system of KITSAT-2. The design of the on-board computer system should consider the following constraints: operational throughput, fault tolerant input/output, low power, size, weight, and radiation hardness. KASCOM is designed to satisfy these constraints. This paper also presents the implementation and

testing details of KASCOM. Finally, the in-orbit operational results are presented. The results show that about 2 SEU errors occur for the program memory(1Mbit SRAM) in a day, while 3.7 SEU errors occur for the data memory(4Mbit SRAM). This implies that high-integrated memories are more susceptible to the radiation environment than low-integrated memories.

## 1. 서 론

인공위성은 통신위성을 중심으로 대형화의 추세를 보여 왔으나, 궤도 자원의 한계, 막대한 개발 비용, 수년에 걸친 개발 기간 등으로 상업성의 확보와 프로젝트의 유지에 어려움을 겪고 있다. 최근 들어 대형위성들이 수행해 오던 일들을 저궤도 소형위성을 이용하여 적은 비용과 짧은 개발 기간으로 수행하려는 시도가 이루어지고 있다. 이러한 시점에 개발된 우리별 2호는 우주 관련 기술 개발을 위한 50kg 급의 소형 다목적 과학 실험 위성이다. 우리별 2호(KITSAT-2)는 패킷 통신, 적외선 감지 소자 실험, 고속 변복조 실험, 저에너지 전자 검출기, 지표면 촬영 장치 등의 실험 장치들을 탑재하고 있다. 우리별 2호는 820km에서 98°의 극궤도를 초속 약 7km의 속도로 지구 주위를 90분마다 한바퀴씩 돌고 있다(SaTReC 1993, Kim *et al.* 1993, Park & Min 1992, Sweeting 1987, Bean & Radbone 1987).

이러한 소형위성의 제어를 위한 컴퓨터 시스템은 지난 20년 동안 간단한 프로그램이 가능한 순차 로직(programmable sequence logic)에서부터 마이크로 컴퓨터에 이르기까지 발전을 해 왔다. 최근의 위성 컴퓨터는 위성의 서브 시스템으로서 뿐만 아니라 위성의 관리(maintenance), 제어(control) 및 탑재물(payload)들의 운용(operation)에 이르기까지 위성의 전 시스템과 연관을 갖게 되었다. 따라서 위성의 설계에서 위성의 목적(mission)에 맞는 적절한 컴퓨터시스템을 설계하는 것은 매우 중요하다(Carney 1983, Wertz & Larson 1991, Chetty 1991). 반면, 이러한 연관성은 위성 컴퓨터가 결함이 생기면 위성이 그 자체의 목적(mission)을 수행하지 못하게 됨을 의미한다. 따라서 위성 컴퓨터는 우주환경에서는 고장에 대한 복구가 불가능하므로 결함 허용 능력이 있어야 하고, 무엇보다도 높은 신뢰성(reliability)을 가져야 한다. 대부분의 위성 컴퓨터 설계 시, 증명된 기술(technology)만을 사용함으로써 여러 가지 예기치 못한 결함을 방지한다.

이 논문에서는 우리별 2호와 같은 소형위성의 제어를 위한 컴퓨터 시스템으로서 KASCOM(KAIST satellite computer)의 설계시 요구사항(requirement), 설계방법(design methodology), 그리고 우주환경에서의 운용 결과에 대해 알아 본다. KASCOM은 우리별 2호와 같은 소형위성의 실시간 제어를 목적으로 만들어진 컴퓨터 시스템이다(김기형 등 1993, Kim *et al.* 1994, 김형신 등 1994). KASCOM은 우리별 2호의 버스 시스템과 효율적으로 연결되어서 우리별 2호를 운용한다. 2장에서는 우리별 2호의 버스 시스템에 대해 설명한다. 3장에서는 인공위성 컴퓨터의 설계시 고려해야 될 요구사항들과 이를 위해 KASCOM의 설계에서 선택한 방법론에 대해 설명한다. 4장에서는 KASCOM의 하드웨어 구조에 대해 자세히 알아보고, 5장에서는 KASCOM의 소

소프트웨어 체계에 대해 설명한다. 6장에서는 구현 및 테스트에 대해 설명한다. 7장에서는 우주환경에서의 운용 결과를 분석한다. 마지막으로 8장에서는 결론을 맺는다.

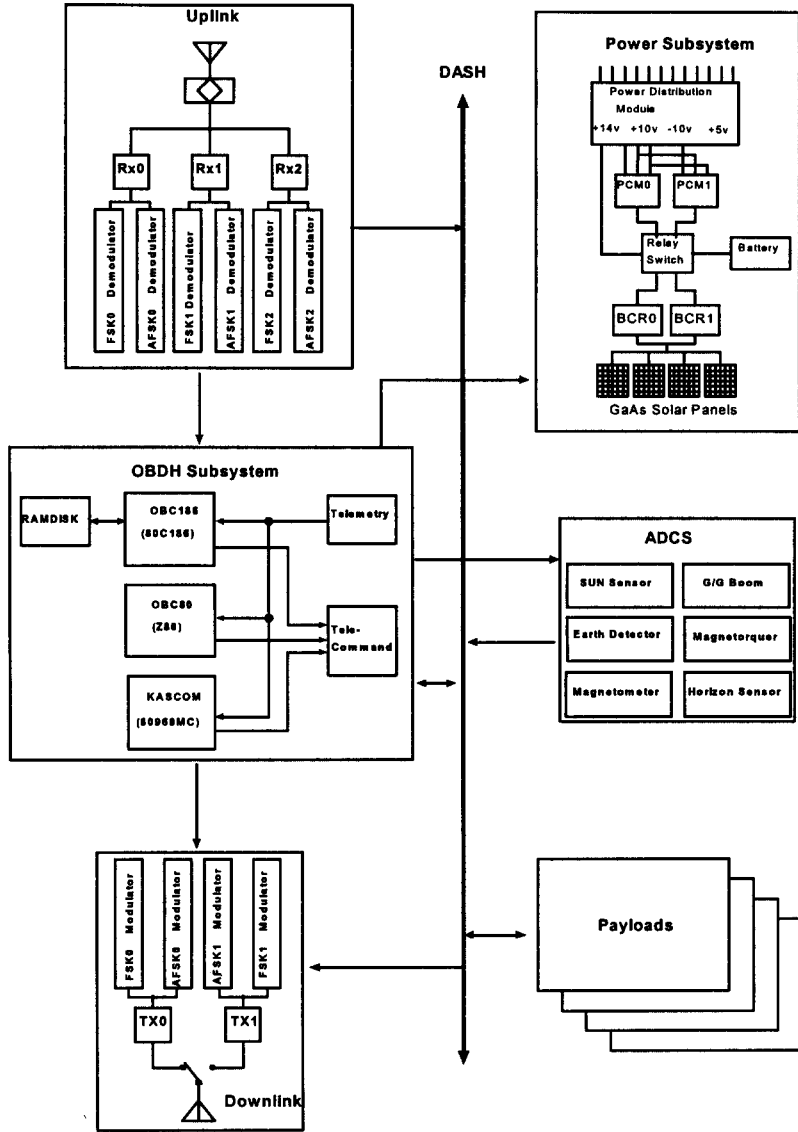


그림 1. 우리별 2호의 버스 시스템.

## 2. 우리별 2호 (KITSAT-2)의 버스 시스템

우리별 2호의 버스 시스템은 위성의 기본적인 동작과 제어를 수행하는 부분으로서 그림 1과 같이 전력부(power system), 송수신부(up/downlink system), 자세 제어부(attitude control unit), 컴퓨터부(computer system), 원격검침(telemetry), 명령부(telecommand) 및 기계 구조부 등으로 구성된다(SaTReC 1993, Kim *et al.* 1993).

전력부는 위성체내의 모든 서브시스템과 탑재물이 필요로 하는 전원을 안정되게 공급하는 역할을 한다. 전원은 태양으로부터 네 면의 GaAs 태양전지판을 통하여 공급받고 태양빛을 볼 수 없는 궤도에서는 NiCd 충전지로부터 전력을 공급받는다. 전력 변환부(power conditioning module)는 불안정한 14V의 전원을 위성체 각 부분에서 사용하는 안정된 +5V, +10V, -10V으로 변환해 준다.

송수신부는 9,600bps FSK/FM, 1,200bps AFSK/FM의 변조 방식을 이용한다. 송신부는 각각 송신 출력이 2W와 5W의 두개의 송신기로 구성되고 모두 436MHz 대의 송신 주파수를 사용한다. 수신부는 세개의 수신기로 구성되고 세개의 수신 채널 즉 144.xxxMHz의 명령 채널, 145.870/45.980MHz의 통신 채널, 148.xxx/149.xxxMHz의 실험 채널을 가진다.

자세제어부는 위성체의 밑부분이 지구 중심을 향하도록 자세를 제어하는 부분으로서 현재의 자세를 검출하는 센서들 - 지자기 감지 센서(magnetometer), 지구 지평선 센서(earth horizon sensor), 태양 센서(sun sensor), 지표면탐기 감지 센서(earth underneath detector) - 을 통해 얻어진 데이터를 이용하여 자세제어 프로그램을 실행시켜 제어부의 자기토크(magnetorquer)를 구동하거나, 붐(gravity gradient boom)을 펼쳐 자세를 유지한다(Hodgart 1982, Hodgart & Wright 1987).

원격검침부(telemetry)는 위성내의 동작 상황을 나타내는 모든 정보 - 예를 들면 전압, 전류, 온도 등 - 를 위성체내의 모든 시스템으로부터 받아서 지상국 또는 위성의 컴퓨터 시스템으로 전송하는 역할을 하며 64개의 아날로그 입력과 192개의 디지털 입력으로 구성된다(Mansi & Clarke 1982, Mansi & Sweeting 1987).

원격명령부(telecommand)는 지상국, 주 컴퓨터(OBC186), 보조 컴퓨터(OBC80), KASCOM으로부터 원격 명령을 받아 위성체를 제어한다(Mansi & Sweeting 1987).

마지막으로 컴퓨터부(on board data handling)는 주 컴퓨터(OBC186)와 보조 컴퓨터(OBC80) 그리고 실험용 32bit 컴퓨터 KASCOM으로 구성된다(Haynes 1982, Peel 1987, Ward & Price 1987).

각 서브시스템간의 통신은 개별적인 통신선과 DASH(data sharing network)라는 공용 통신 버스를 통해 이루어진다. 이 DASH 네트워크는 직렬선(serial line)으로 구성되어 있고, CSMA(carrier sense multiple access) 방식의 독자적인 프로토콜을 사용한다.

## 3. 소형위성 컴퓨터의 설계

소형위성 주 컴퓨터의 임무는 궤도 비행 중의 궤도 조정과 자세제어(navigation), 위성체

데이터 시스템의 정기적인 관리를 하는 정기 운영(housekeeping), 위성체 각 서브시스템을 통제하는 위성 명령 처리(command processing), 위성의 건강 상태를 점검하는 기능(health monitoring), 각 부속 시스템의 관리(subsystem management), 탑재물 관리(payload management), 지상국과의 교신(communication) 등으로 나누어진다(Wertz & Larson 1991).

이러한 기능들을 수행하기 위한 위성 주 컴퓨터는 일반적인 컴퓨터 시스템의 설계시와는 다른 요구조건을 필요로 한다. 인공위성 컴퓨터가 지상의 컴퓨터와 구분되는 가장 큰 요인은 우주환경에서 운영되어야 하고 지상국으로부터 원격제어되어야 한다는 점에 있다. 따라서 하드웨어의 설계시에는 여러 가지 제약 조건, 특히 연산 성능, 입출력 성능, 전력 소모, 무게, 크기, 고신뢰도 부품의 사용, 방사선 차폐(radiation hardness) 등을 고려해야 한다는 점이다(Theis 1983). 또 다른 중요한 요인으로서 소형위성 개발의 특성이기도 한 짧은 개발기간과 예산의 제한이라는 제약 조건을 들 수 있다. 따라서 소형위성 주 컴퓨터를 설계할 때는 위의 두 가지 요인에서 타협 점(trade-off)을 찾아야 한다.

소형위성의 제어 컴퓨터로서의 KASCOM 설계시 고려된 요구조건은 다음과 같이 6가지로 나뉜다. 첫째, 위성을 실시간으로 제어할 수 있는 성능(throughput)을 가져야 한다. 우리별 2호는 우리별 1호와 같은 소형 저궤도 위성으로서 제어를 위해 주 컴퓨터 시스템으로 OBC186 (Intel 80C186), 보조 컴퓨터 시스템으로 OBC80(Z80)을 가지고 있다. 주 컴퓨터 시스템의 80C186 프로세서는 이미 UoSAT-D와 우리별 1호에서 그 안정성이 증명된 프로세서이지만 housekeeping 태스크, 자세제어 태스크, 그리고 여러 실험 장치제어 태스크들을 실시간으로 처리하기에는 역부족 현상을 보여 왔다. 따라서 실험용 차세대 위성 컴퓨터 시스템인 KASCOM에서는 무엇보다 80C186보다 성능이 우수하고 고신뢰성을 가지는 프로세서가 선정되어야 한다. 이러한 기준에 의해 인텔사의 80960MC가 선정되었다. 80960MC는 미국 군 표준(MIL-STD-883B)을 따르고, 16bit인 80C186에 비해 32bit 정수 연산 장치, 실수 연산 장치, 캐시 메모리, 인터럽트 제어기, 메모리 관리 유닛 등을 가지고 있는 고성능 CPU이다.

둘째, 신뢰성있는 메모리 시스템을 위하여 메모리의 크기, 메모리의 타입, 에러 보정 능력 등을 고려해야 한다. 우주환경에서의 SEU(single event upset) 현상은 여러 문헌에서 발표된바 있다(Ward 1988a, Ward 1988b, Underwood 1991). KASCOM의 메모리 시스템은 이를 위하여 해밍(hamming) 코드를 사용하며 1bit/byte의 에러 보정 능력을 가지고 있다. 또한 static RAM이 dynamic RAM 보다 SEU에 강하고 전력 소모가 적으므로 KASCOM은 SRAM을 사용한다. 메모리의 크기는 OBC186의 메인 메모리가 512kbyte이고 파일 시스템의 용량이 13Mbyte인데 비해 KASCOM은 메인 메모리로 2Mbyte, 데이터 메모리로 8Mbyte를 가지고 있다. 80C186의 어드레스 영역이 1Mbyte까지 인데 반해 80960MC는 4Gbyte이므로 프로그래밍에 제한이 없고 메인 메모리가 4배가 커졌으므로 소프트웨어의 작성 및 위성의 운영에 많은 도움이 된다. 화일 시스템은 주로 패킷 통신의 메일 박스로 사용하게 되는데 KASCOM은 실험용이므로 8Mbyte로 충분히 그 임무를 달성할 수 있다.

셋째, 신뢰성있는 입출력 시스템을 가져야 한다. KASCOM은 지상국으로부터의 수신을 위

하여 위성의 세계의 수신기 - 상향 링크(uplink) 0, 1, 2 - 에 연결되어 있고, 송신을 위하여 2개의 송신기 - 하향 링크(downlink) 0, 1 - 에 연결되어 있다. 한 위성의 제어를 위하여 원격명령부, 원격검침부, 로컬 버스인 DASH0, DASH1 등에 접속되어 있다. 각각의 연결에 대해서도 중복된 경로를 가지고 있으므로 어느 한 패스에 결함이 생기더라도 대체 경로가 있게 된다.

넷째, 위성의 공급가능한 전력은 한계가 있으므로 최대한 사용할 수 있는 전력 소모를 고려해야 한다. 위성 제어 컴퓨터로서의 KASCOM은 위성의 버스 시스템이므로 가능하면 전력소모를 최소화해야 하고 이에 많은 중점을 두어서 설계되었다. 버스 제어 논리 회로를 단순화하기 위해 FPGA를 사용하였고 될 수 있으면 꼭 필요한 기능만을 갖도록 설계되었다. KASCOM에 사용된 모든 칩들은 CMOS 기술로 만들어졌다. 성능과 전력소모는 서로 절충해야 할 문제인데 사용할 칩들이 결정되고 나면 시스템 클럭 주파수의 조정이 이에 중요한 변수가 된다. KASCOM의 주어진 최대 전력은 1.5W 이내이고 그 한도내에서 사용할 수 있는 클럭 주파수는 4MHz가 된다.

다섯째, 사용할 부품의 선택에 많은 신경을 써야 한다. 위성의 설계시 신뢰성(reliability)을 위하여 중복도(redundancy)를 높이는 것도 중요하지만 신뢰도가 높은 부품을 사용하는 것은 더욱 중요하다(Wertz & Larson 1991). KASCOM은 될 수 있으면 기존의 소형 위성들인 UoSAT-x, KITSAT-x에서 신뢰도가 인정된 부품들을 사용했다.

여섯째, 발사시의 충격 및 방사선(radiation)에 강하도록 설계되어야 한다. 발사시의 충격을 견디기 위하여 회로 기판의 설계 및 새시의 설계에 기존의 우리별 1호에서 사용되었던 규격을 사용하였다.

#### 4. KASCOM 하드웨어의 설계

KASCOM의 전체 구조는 그림 2와 같이 CPU 및 버스 제어 서브시스템, 메모리 서브시스템, 그리고 입출력 서브시스템으로 구성된다.

##### 4.1 CPU 서브시스템

KASCOM은 CPU로서 Intel 80960MC를 사용한다. 80960MC는 군사용 CPU로서 512byte 캐시 메모리, 부동소수점 연산장치, 인터럽트 제어기, 메모리 관리 유닛 등을 내장하고 있고, 버스 대역폭을 높이기 위해 버스트(burst) 버스를 사용한다. 시스템 클럭은 80960MC가 최대 20MHz 까지 운용될 수 있으나 우리별 2호의 전력 시스템에서 KASCOM에 제공할 수 있는 전력은 최대 1.5W로 제한되어 있기 때문에, 3.932640MHz를 사용한다. 전력 소모와 부품수를 줄이기 위해 시스템 타이머의 클럭도 이 시스템 클럭을 사용한다.

버스 제어 논리회로를 위해서는 FPGA인 ALTERA EP1810을 사용함으로써 전력 소모 및 크기를 최소화하였다. 지금까지 소형위성에서는 제어 논리회로를 위해서 FPGA를 사용하지 않았다. 하지만 KASCOM에서 FPGA EP1810을 사용할 수 있었던 근거는 EP1810이 EPROM 기술

로 만들어졌고 우리별 1호에서 EPROM들이 잘 동작함을 확인하였기 때문이다.

#### 4.2 메모리 서브시스템

KASCOM의 메모리 서브시스템은 128kbyte EPROM과 에러 보정이 되는 2Mbyte의 메인 메모리 그리고 8Mbyte의 데이터 메모리로 구성된다. 128kbyte의 EPROM은 중복성(redundancy)을 위하여 64kbyte의 주소 공간에 2개의 뱅크로 중복되게 할당되고 원격 명령부(telecommand)로 선택할 수 있다. EPROM에는 bootloader 프로그램이 들어가는데 ROM의 내용이 깨지면 운영체제 및 다른 소프트웨어를 올릴 수 없게 되므로 전체 시스템에 치명적이기 때문에 두 뱅크로 여분을 둔 것이다.

우주환경에서의 SEU 현상은 지금까지 여러 문헌에서 발표된 바 있다(Ward 1988a, Ward 1988b, Underwood 1991). SEU는 고에너지 하전 입자에 의해 반도체 부품내의 bit 정보가 바뀌는 소프트 에러(soft-error)를 말한다. 이러한 현상은 반도체 격자(lattice)의 임계 체적 내에 충분한 에너지가 축적되었을 때 입사 입자에 의해 바로 일어나거나 또는 핵반응의 결과로 생긴 입자의 recoil에 의한 이차 이온화(secondary ionization)의 결과로 일어난다(Underwood 1991). 우주선(cosmic-ray)의 중이온(heavy-ion) 성분과 지구 자기장내에 잡혀 있는 입자들, 특히 고에너지 양성자에 의해 일어나는 SEU는 위성체의 전자 부품에서 중요하게 고려되어야 할 요소

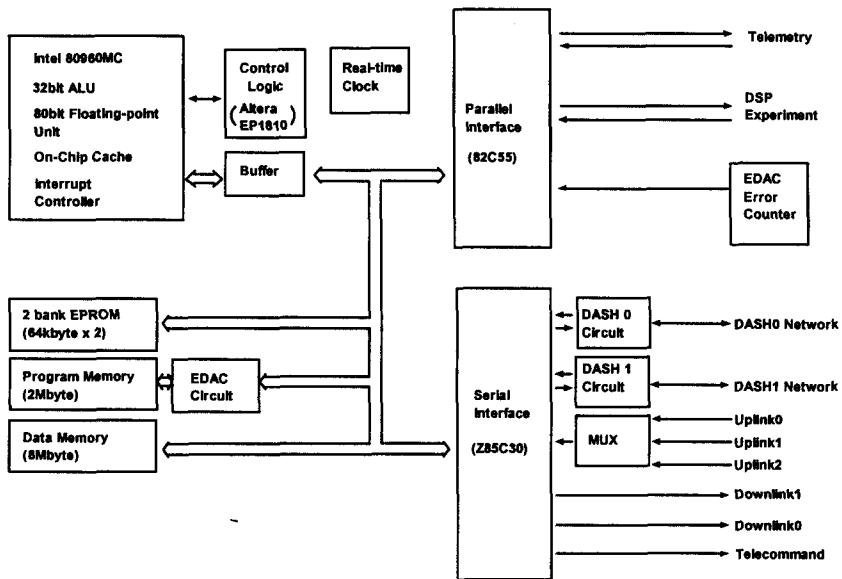


그림 2. KASCOM의 전체 블럭도.

중의 하나이다. 우리별 2호와 유사한 위성으로 UoSAT-OSCAR-11의 경우를 보면 Poisson distribution을 가정할 때 5%에서 95%까지의 신뢰도 구간(confidence band)은  $4.07 \times 10^{-7}$  에러/비트/하루에서  $7.87 \times 10^{-7}$  에러/비트/하루를 보인다. 이는 2Mbyte의 메인 메모리를 가지고 있을 때 SEU 보정을 하지 않는다면 3시간마다 시스템의 폭주가 일어날 수 있음을 의미한다(Ward 1988b).

메인 메모리의 에러 보정 회로(error detection and correction circuit)는 그림 3과 같이 해밍(hamming) 코드를 이용한다(Ward 1988a). 상용의 EDAC 칩을 사용할 수도 있겠으나 우주환경에서 인증된 칩을 구하기 어렵고 위의 회로는 KITSAT-1에서 이미 잘 동작함이 확인되었으므로 KASCOM에서도 사용되었다. 위의 EDAC회로는 바이트 읽기시 1bit 에러가 발생할 경우 에러 보정을 하고 에러 카운터가 증가한다. KASCOM은 32bit 데이터 버스를 가지고 있으므로 위의 EDAC회로가 4개 있게 된다. 메모리에 보정된 데이터가 저장되지 않으므로 주기적으로 메모리 청소(wash) 소프트웨어가 청소를 해야 한다.

데이터 메모리는 소프트웨어 EDAC을 사용한다. 2Mbyte를 128byte 블록으로 나누고 각 블록마다 3byte의 EDAC코드(Reed-Solomon 코드)를 할당한다. 메모리 청소는 메인 메모리와 마찬가지로 데이터 메모리 청소 소프트웨어가 담당하게 된다.

KASCOM은  $8\text{bit} \times 512\text{kbyte}$ 의 4M SRAM을 사용한다. 두가지 종류의 4M SRAM을 사용하는 데 메인 메모리는 기존 우리별 1호에서 그 성능이 입증된 하이브리드 형태의 MS8512 FKLI 4M SRAM을 사용하고 데이터 메모리와 EDAC 코드 메모리는 모놀리틱 KM684000L 4M SRAM을 사용한다. Static RAM을 택한 이유는 dynamic RAM보다 SEU에 강하고 전력 소모가 적으며 기존의 소형위성에서 사용해왔기 때문이다. Static RAM의 예비(standby) 상태의 전력 소모는 거의

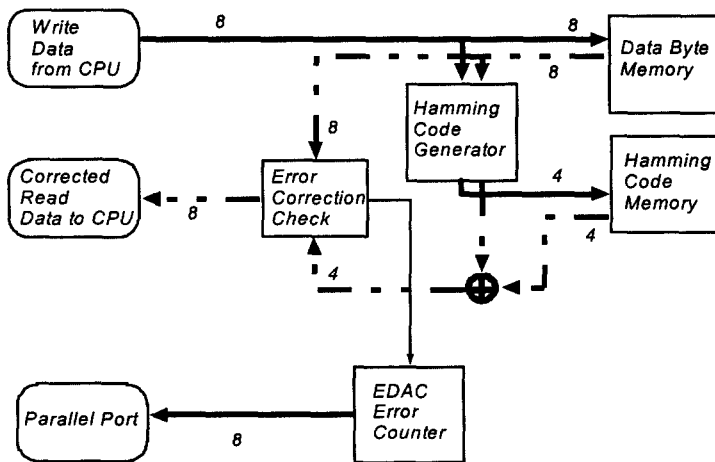


그림 3. 해밍(Hamming) 코드를 이용한 에러 보정 회로.



무시할만 하지만 운용(operation) 상태의 전력 소모는 KASCOM이 32bit 버스 구조이고 EDAC 코드 메모리가 동시에 동작되기 때문에 적지 않다. 그러므로 전력 소모를 줄이기 위해 특정 바이트만을 읽을 때에는 필요한 SRAM만 선택하도록 설계되었다.

#### 4.3 입출력 서브시스템

KASCOM의 입출력 서브시스템은 송수신부, 원격명령부(telecommand), 원격검침부(telemetry), DASH, DSPE와의 interface로 나누어진다. 송신부는 상향 링크(Uplink) 0, 1, 2로 나누어지고 수신부는 하향 링크(downlink) 0, 1로 나누어진다. Interface는 결함 허용성을 위해 중복성(redundancy)을 두어 설계되었다. 전송방식은 9,600bps의 비동기 통신과 HDLC를 이용한 동기 통신을 이용한다. 원격명령부는 위성을 제어할 수 있는 유일한 명령 시스템으로서 지상국, 주 컴퓨터 OBC186, 보조 컴퓨터 OBC80, KASCOM으로부터 명령을 받는다(Mansi & Sweeting 1987). 전송방식은 1,200bps의 직렬 통신이다. 원격검침부와 interface는 원격검침 주소를 원격검침부에 주면 그 데이터를 받는 구조로 이루어진다(Mansi & Sweeting 1987). DASH(data sharing network)은 우리별 2호의 전체 시스템을 하나로 연결하는 직렬 버스로서 CSMA 프로토콜을 사용하고 DASH0와 DASH1으로 구성되어 있다. DASH는 OBC186 및 다른 탑재물들과의 통신에 사용된다.

## 5. KASCOM의 소프트웨어 설계

### 5.1 Bootloader

KASCOM의 bootloader는 지상국으로부터 또는 OBC186으로부터 운영체제 '별지기'를 로드한다(Lee 1993). 지상국으로부터의 loading은 두가지의 프로토콜을 사용한다. 첫번째로 stop-and-wait ACK 프로토콜은 주 컴퓨터 OBC186에서 사용하는 표준 bootloading 방식으로 한 패킷씩 ACK를 받아가면서 전송한다. 두번째 프로토콜은 비트맵(bitmap) 방식으로, stop-and-wait ACK 프로토콜이 안정되긴 하지만 전송속도가 그다지 높지 않으므로 개발된 것이다. 지상국은 모든 패킷을 전송하고 KASCOM으로부터 예러없이 받은 패킷의 맵(map)을 받은 다음 전송되지 않은 패킷만을 다시 전송한다.

KASCOM이 지상국으로부터 bootloading을 하려면 위성의 송수신기를 점유해야 하는데 KASCOM은 아직 실험용이므로 잘못하면 위성을 잃을 위험성이 있다. 그러므로 그 안정성이 확인될 때까지는 OBC186으로부터 bootloading을 할 수 있어야 한다. OBC186으로부터의 bootloading은 DASH를 통해야 한다. 즉 OBC186의 RAMDISK로부터 DASH 프로토콜을 이용하여 bootloading한다.

### 5.2 운영체제

소형 인공위성 주 제어 컴퓨터를 위한 운영체제는 다음의 기능을 하여야 한다(Peel 1987, Holder 1987).

1. 실시간 선점형(preemptive) 다중 태스크 스케줄링 기능
2. 각 태스크의 실행 주기가 프로그램 가능하고 개별적으로 on-off 가능
3. 컴퓨터 상태 메시지 제공
4. 암호화된 명령을 통한 태스크 로딩 기능
5. 동적인(dynamic) 태스크의 생성 및 관리
6. 동적인 커널의 확장

KASCOM의 운영체제 '별지기'는 실시간, 선점형, 다중 운영체제 Nucleus(ACT 1991)에 바탕을 두고 있으며 위의 기능을 만족시키기 위해 확장되었다. 먼저 별지기는 동적 로더(dynamic loader)를 이용해 지상에서 태스크를 다운로드할 수 있다. 이 동적 로더는 stop-and-wait ARQ 프로토콜을 사용해서 on-board 상에 태스크를 생성시킬 수도 있고 제거시킬 수도 있다. 또한 확장성을 위해 커널이 제공하는 시스템 콜을 동적으로 변화시킬 수 있도록 개발되었다. 마지막으로, 별지기는 SEU로부터 메모리를 보호하기 위해, 주기적으로 KASCOM 메모리의 SEU 에러를 발견하고 보정한다.

그림 4는 KASCOM의 소프트웨어 체계를 보여 준다(Holder 1987, Park & Min 1992, Ward 1990). ADCS 태스크는 원격검침기(telemetry)의 센서를 통해 위성의 자세를 결정하고 magnetorquer를 이용해서 위성의 자세를 제어하는 태스크이다. 파일 시스템 태스크는 8Mbyte의 데이터 메모리를 도스의 파일 시스템처럼 관리하는 태스크이다. KAX.25 태스크는 다른 태스크들에게 상향 링크와 하향 링크의 통신 채널을 사용할 수 있도록 하는 통신 라이브러리 태스크이다.

ADCS	KAX.25 (Packet Software)	Housekeeping Integrated Task	User tasks	
Dynamic Loader		Process Management	File System	Telemetry & Telecommand Software
Byuljigi ( Real-time Multitasking Operating System )				
KASCOM Hardware				

그림 4. KASCOM의 소프트웨어 체계.

## 6. 구현 및 시험

KASCOM의 구현시 가장 기본적인 원칙은 먼저 비행 모델(flight model)과 똑같이 설계된 시험 모델(engineering model)을 만들어서 모든 테스트를 거친 후에 이상이 없으면 다시 한번 비행 모델을 만들어 시험 모델과 같은 테스트를 한다. 시험 모델에서 모든 테스트를 해서 수정사항이 없이 잘 통과되면 설계에 문제가 없음을 확인하고, 다시 비행 모델을 만들어서 똑같은 테스트를 함으로써 제작상의 실수를 점검하는 것이다. 위성 기술의 특색으로서 한번 만들어 발사되고 나면 다시 고칠 수 없기 때문에 설계도 중요하지만 실수없이 잘 제작하는 것은 무엇보다도 중요한 것이다.

비행 모델의 제작이 완료되면, 기능 시험과 환경 시험을 거치게 된다(KARI 1993, SaTReC 1993). 기능 시험으로는 먼저 KASCOM만의 기능과 성능을 테스트하고 우리별 2호의 다른 서브 시스템과 통합해서 인터페이스 테스트를 한다. 환경 시험으로는 발사 시의 충격을 견디기 위한 충격시험, 우주환경을 모의 실험하는 열진공 시험, 전자기적인 환경에의 적합성을 시험하는 전자파 시험 등을 한다. 열진공 시험은 영하 40°에서 영상 60°까지의 온도 변화를 진공 챔버에 가하면서 KASCOM의 기능을 시험한다. 진동 시험은 사인파와 랜덤 진동 시험으로 나누어 이루어지며 이것은 발사체 제조 회사로부터 요구된 진동 규격에 맞추어 이루어진다. 충격 시험은 발사체로부터 위성이 분리될 때의 충격을 위성이 견뎌내는지 시험하는 것으로, 로켓과의 접속부를 절단하는 과정을 재현하여 이루어진다. 진동 시험과 충격시험이 끝난 후에는 각 서브시스템을 분해하여 손상 여부를 정밀 조사를 하고, 기능검사를 다시 수행한다.

## 7. In-Orbit 운영 결과 분석

이번 장에서는 KASCOM의 우주환경에서의 운용 결과를 제시한다.

KASCOM의 전체적인 기능은 위성이 운영된 지 2년 반 동안 아무 이상없이 동작되었다. 메모리 시스템은 SEU에 의해 많은 영향을 받았다. 그림 5와 그림 6은 1994년 1월부터 6월까지 프로그램 메모리와 데이터 메모리에서 일어난 SEU를 관측한 결과들이다. SEU의 발생 위치는 프로그램 메모리와 데이터 메모리가 비슷한 양상을 보이는데, south atlantic anomaly(SAA) 상공에서 SEU가 집중적으로 일어남을 알 수 있다. 또한 위도 55° 이상(또는 위도 -55° 이하)의 고위도 지역에서도 많은 SEU가 관측되었다. 이는 우리별 2호와 같이 극궤도를 가지는 위성은 지구자기장이 열려 있는 고위도 지방에서 우주선에 많이 노출되므로 그 영향으로 SEU가 많이 일어났던 것으로 생각된다(박선미 등 1996, 박선미 1996).

프로그램 메모리와 데이터 메모리 사이의 SEU 빈도수를 비교해 보면 데이터 메모리가 상대적으로 SEU에 약한 것으로 나타난다. 이를 좀더 명확히 하기 위하여 일일 SEU의 발생량을 조사하였다. 그림 7과 표 1에 보여진 바와 같이 데이터 메모리가 프로그램 메모리보다 약 2배쯤 많은 SEU를 보인다. 이 결과는 SEU가 메모리의 집적도와 비례함을 보여준다. 앞 절에서

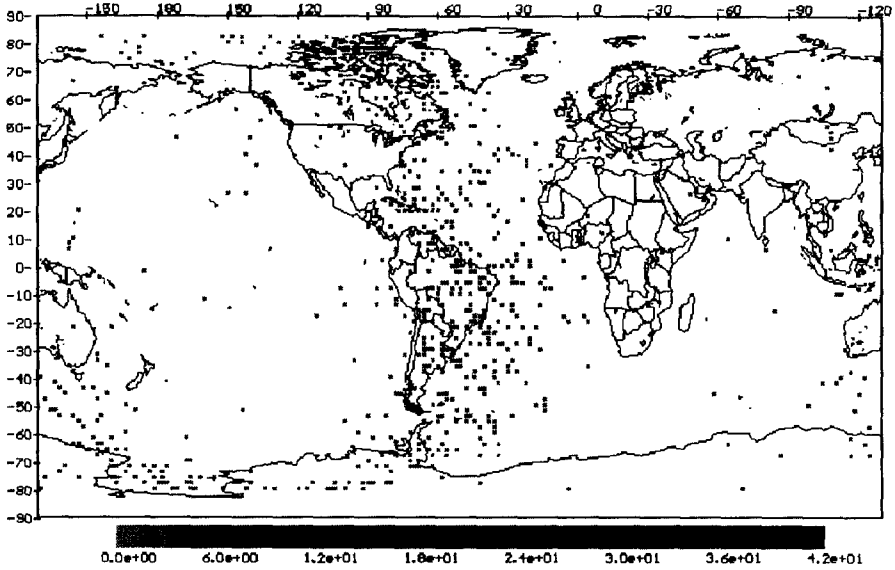


그림 5. 프로그램 메모리에서 관측된 SEU의 발생 위치와 양(1994년 1월 - 6월).

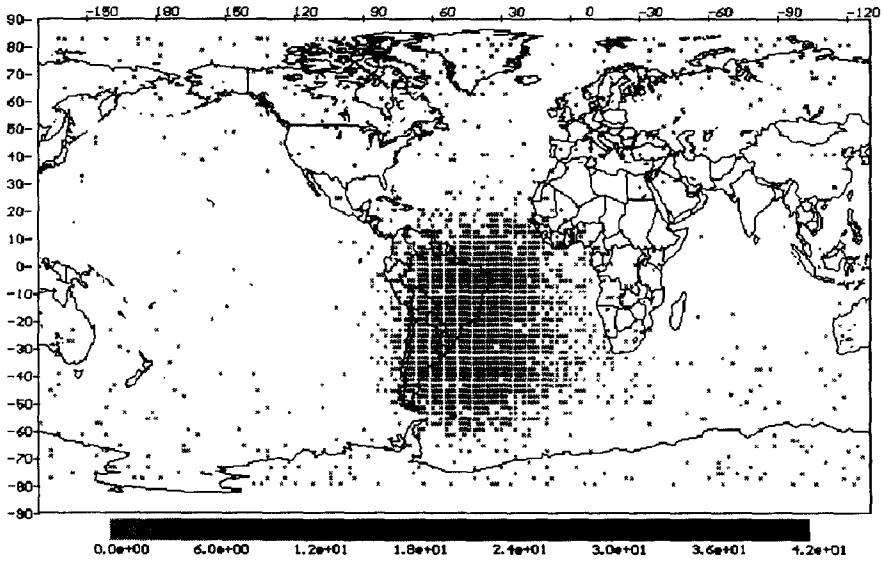


그림 6. 데이터 메모리에서 관측된 SEU의 발생 위치와 양(1994년 1월 - 6월).

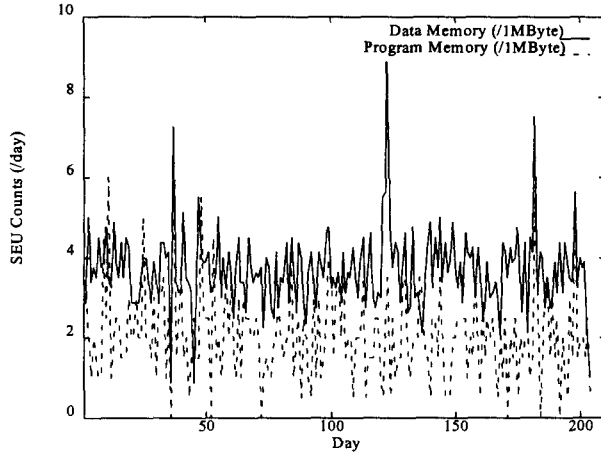


그림 7. SEU의 일별 검출 수(events/day) (1993년 11월 - 1994년6월).

표 1. SEU의 일별 평균 검출 수.

	프로그램 메모리 (/1Mbyte)	데이터 메모리 (/1Mbyte)
평균 SEU 수	2	3

설명한 바와 같이 프로그램 메모리는 1Mbit SRAM 4개를 하이브리드 형태로 조합한 4M SRAM (MS8512FKLI)이고 데이터 메모리와 EDAC 코드 메모리는 모놀리틱 4Mbit SRAM (KM684000L)이다. 즉, 메모리의 집적도가 높을 수록 기본 메모리 셀의 크기가 작아지므로 우주선에 더욱 취약한 것으로 보여진다. 그러므로 고집적 메모리를 사용할 때는 단위 byte 당 중복 bit 오류도 수정할 수 있는 EDAC 회로의 채용이 필요하다고 할 수 있다.

### 8. 결 론

본 논문에서는 소형위성 우리별 2호의 실시간 제어 컴퓨터시스템인 KASCOM의 설계시 요구사항, 설계 방법을 제시하였다. 인공위성 컴퓨터가 기존의 컴퓨터와 구분되는 가장 큰 요인은 우주환경에서 운영되어야 하고 지상국으로부터 원격 제어되어야 하며 위성의 실시간 제어를 위한 연산 능력, 결합 허용의 입출력 시스템, 저전력소모, 무게, 크기, 방사선 차폐 등을 고려해야 한다. KASCOM의 CPU 서브시스템은 소형위성의 주 컴퓨터로서 요구되는 충분한 성능과 우주환경에서의 신뢰도를 고려하여 Intel 80960MC를 CPU로 채택하고 버스 제어 로직을 위해서는 소형위성으로서는 최초로 FPGA Altera EP1810를 사용하였다. 메모리 서브시스템은 우

주환경의 SEU 현상으로부터 시스템을 보호하기 위해 여러 보정 회로를 가지고 있다. 입출력 서브시스템은 우리별 2호의 버스 시스템과의 접속을 담당하는데 여러 가지 결함에 대해 대처할 수 있도록 설계되었다. 또한 시스템의 고신뢰도를 위해 이미 우주환경에서 동작이 확인된 부품을 사용하였다. KASCOM은 위성의 버스 시스템으로서 최소한의 전력을 소비해야 하므로 전력 소모의 최소화에 많은 중점이 두어졌다. 마지막으로 구현된 시스템의 실제 운용(in-orbit) 결과, 지금까지 아무 이상없이 동작하였다. 메모리 서브시스템에서의 SEU 에러를 보면, 프로그램 메모리(1Mbit SRAM)에서는 하루 평균 2개의 SEU(1Mbit 당), 데이터 메모리(4Mbit SRAM)에서는 하루 평균 3.7개의 SEU(1Mbit 당)가 관측되었다. 따라서 저집적 메모리가 고집적 메모리 보다 SEU에 강한 것으로 나타났다.

## 참 고 문 헌

- 김기형, 김형신, 박규호, 최순달 1993, 대한전자공학회 추계학술대회 (인하대학교: 인천)
- 김형신, 박재현, 김기형, 이홍규 1994, 제 4차 유도무기 학술대회 (국방과학연구소: 대전)
- 박선미 1996, 석사학위논문 (한국과학기술원: 대전)
- 박선미, 신영훈, 민경욱, 김형신 1996, 한국항공우주학회, 24, 151
- ACT 1991, Nucleus RTX Reference Manual, Accelerated Technology Inc.
- Bean, N. P. & Radbone, J. M. 1987, The UoSAT-C, D & E Technology Demonstration Satellites, Technical report, UoSAT Spacecraft Engineering Research Unit
- Carney, P. C. 1983, IEEE Computer, April, 35
- Chetty, P. R. K. 1991, Satellite Technology and its Applications, TAB Professional and Reference Books
- Haynes, C. L. F. 1982, The Radio and Electronic Engineer, 52, 391
- Hodgart, M. S. 1982, The Radio and Electronic Engineer, 52, 379
- Hodgart, M. S. & Wright, P. S. 1987, The Radio and Electronic Engineer, 57, S151
- Holder, S. M. 1987, The Radio and Electronic Engineer, 57, S143
- KARI 1993, Research for the development of KITSAT structure, thermal control and environmental test (III), Technical report (KARI: Taejon)
- Kim, H. S., Park, J. H., Kim, K. H., Lee, H. K. & Lee, S. D. 1994, 13th AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference, Phoenix, Arizona
- Kim, S. H., Sung, D. K. & Choi, S. D. 1993, A Korean Experimental Microsatellite - KITSAT-1 System, Technical Report (SaTReC, Taejon)
- Lee, J. I. 1993, KASCOM Bootloader Document, Technical report (SaTReC: Taejon)
- Mansi, L. S. A. & Clarke, R. A. 1982, The Radio and Electronic Engineer, 52, 417
- Mansi, L. S. A. & Sweeting, M. N. 1987, The Radio and Electronic Engineer, 57, S121
- Park, C. W. & Min, S. H. 1992, Telecom, 8, 54
- Peel, R. M. A. 1987, The Radio and Electronic Engineer, 57, S132
- SaTReC 1993, Development Study of a Small Satellite for Science Technology Experiment (III), Technical

report (SaTReC: Taejon)

Sweeting, M. N. 1987, *The Radio and Electronic Engineer*, 57, S101

Theis, D. J. 1983, *IEEE Computer*, April, 85

Underwood, C. I. 1991, *Ionising Radiation Effects upon Spacecraft Microelectronics*, Technical report,  
UoSAT Spacecraft Engineering Research Unit

Ward, J. W. 1988a, *Second Annual USU/AIAA Conference on Small Satellites*

Ward, J. W. 1988b, *7th ARRL Amateur Radio Computer Networking Conference*

Ward, J. W. 1990, *4th Annual USU/AIAA Conference on Small Satellites*

Ward, J. W. & Price, H. E. 1987, *The Radio and Electronic Engineer*, 57, S163

Wertz, J. R. & Larson, W. J. 1991, *Space Mission Analysis and Design*, ed. J. R. Wertz & W. J. Larson  
(Kluwer Academic Publishers: Boston)