

## 우리별 1, 2호 주 컴퓨터부

김형신 · 이홍규 · 최순달

한국과학기술원 인공위성연구센터

### ON-BOARD COMPUTER SYSTEM FOR KITSAT-1 AND 2

H. S. Kim, H. K. Lee and S. D. Choi

Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701

e-mail: hskim@satrec.kaist.ac.kr

*(Received March 20, 1996; Accepted May 4, 1996)*

#### 요 약

우리별 1, 2호는 50kg급의 소형위성으로 위성체내의 모든 데이터의 처리는 주 컴퓨터에 의해 이루어진다. 따라서 주 컴퓨터는 위성운영의 중심으로 고도의 신뢰도를 요구하며, 저 전력소모, 저 중량, 소형 설계가 중요한 설계 제한요소로 고려되어야 한다. 우리별 1, 2호의 컴퓨터부는 고성능의 컴퓨터 하드웨어를 사용하기보다는 신뢰도에 중심을 두어 비교적 간단하며 유동적인(flexible) 하드웨어로 설계되었으며, 소프트웨어에 더 큰 비중을 두고 있다. 우리별 1, 2호의 컴퓨터 시스템은 주 컴퓨터인 OBC186과 보조 컴퓨터인 OBC80으로 이루어져 있으며, 주 컴퓨터인 OBC186은 인공위성 운영체제(spacecraft operating system)를 사용하여 다중 태스크를 실시간적으로 처리한다. OBC186과 OBC80은 발사 이후 현재까지 성공적으로 동작하고 있다. 본 논문에서는 우리별 1, 2호의 주 컴퓨터인 OBC186의 하드웨어와 소프트웨어에 대해 설명하고, 우주에서의 운영 결과를 분석하였다.

#### ABSTRACT

KITSAT-1 and 2 are microsattellites weighting 50kg and all the on-board data are processed by the on-board computer system. Hence, these on-board computers require to be highly reliable and be designed with tight power consumption, mass and size constraints. On-board computer(OBC) systems for KITSAT-1 and 2 are also designed with a simple flexible hardware for reliability and software takes more responsibility than hardware. KITSAT-1 and 2 on-board computer systems consist of OBC186 as the primary OBC and OBC80 as its backup. OBC186 runs spacecraft operating system (SCOS) which has real-time multi-tasking capability. Since their launch, OBC186 and OBC80 have been operating successfully until today. In this paper, we describe the development of OBC186 hardware and software and analyze its in-orbit operation

performance.

## 1. 서 론

인공위성 주 컴퓨터의 임무는 궤도 조정과 자세 제어, 위성체 데이터 시스템의 정기 운영(housekeeping), 서브시스템들을 통제하는 명령처리, 위성 각 시스템의 상태를 점검하는 원격 점검 및 내부상태 관측, 탑재물 관리, 그리고 지상국과의 교신 등으로 나누어진다(Wertz 1991). 인공위성 주 제어 컴퓨터가 지상의 컴퓨터와 구분되는 가장 큰 요인은 우주 환경에서 운영되어야 하고, 지상국으로부터 원격 제어되어야 하며, 저궤도위성이므로 대부분의 시간을 자율적으로 운영해야 하는 높은 자율성을 요구한다는 점이다. 이를 위하여 인공위성 주 제어 컴퓨터 설계시에는 연산 능력, 메모리 용량, 에러보정 능력, 입출력 성능, 저 전력소모, 시스템의 높은 신뢰도 및 방사선 차폐(radiation hardness) 등을 고려해야 한다(Theis 1983).

우리별과 같은 소형 인공위성의 주 제어 컴퓨터는 위에서 제시된 모든 요구조건을 짧은 개발기간과 제한된 예산이라는 점과 타협(trade-off)을 이루는 방향으로 설계가 이루어지며, 사용되는 기술의 단계도 여기에 의존한다. 우리별 1, 2호의 주 컴퓨터인 OBC186은 경량, 저 전력소모 및 신뢰도를 설계주도변수(design driver)로 하여 개발되었다. 고집적도의 칩을 사용하고 전력소모를 조절하는 방법으로 경량, 소형, 저전력 설계를 하였으며, 대부분의 부품을 군용표준으로 사용하여 제한된 예산내의 부품 수준에서 신뢰성을 꾀하였다. 개발기간과 비용의 제약으로 우주검증 수준의 부품을 이용하지는 않았지만, 사용된 모든 부품은 기존의 다른 위성에서 사용된 경험이 있는 우주 동작 증명(space proven)된 것들이다.

본 논문에서는 1992년과 1993년에 발사되어 성공적으로 운영되고 있는 우리별 1, 2호의 주 컴퓨터인 OBC186의 하드웨어와 소프트웨어에 대해 설명하고, 우주에서의 운영 결과를 분석하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 OBC186 하드웨어에 대해 설명하고, 3장에서는 소프트웨어에 대해 설명한다. 4장에서는 OBC186의 운영 결과를 분석하였고, 5장에서 결론을 맺는다.

## 2. OBC186 하드웨어

OBC186은 우리별 1, 2호의 주 컴퓨터로 무게는 1.8kg이고 전력소모는 +5V에서 150mA를 사용한다. OBC186은 프로세서부, 입출력부, 그리고 램디스크부로 나누어진다(그림 1). 프로세서는 마이크로 프로세서와 메모리부로 구성되어 있으며, 실질적인 위성 운영 프로그램을 수행하는 부분이다. 입출력부는 위성체의 서브시스템들과의 인터페이스가 되는 부분들로 직렬 인터페이스와 병렬 인터페이스를 제공한다. OBC186은 위성체 운영을 위한 주 컴퓨터의 기능 외에 우리별 1, 2호에서는 패킷통신 실험장치로도 사용하므로, 이를 위한 대용량 메모리인 램디스크를 탑재하고 있다. 본 장에서는 OBC186의 하드웨어를 각 부분별로 설명한다.

## 2.1 프로세서부

OBC186의 프로세서인 80C186은 인터럽트 컨트롤러, 주변장치 제어기, 프로그램 가능 타이머, DMA 컨트롤러를 내장하고 있는 16bit 고집적 마이크로 컨트롤러로서, 7.3728MHz로 동작한다.

80C186은 우리별 1, 2호 외에 다른 저궤도위성에서 이미 사용되어, 우주환경에서의 신뢰성 있는 동작이 입증된 프로세서로서 우리별 1, 2호에서도 선택되었다. 또한, 주 컴퓨터의 운영체제인 SCOS가 80C186 환경에서 동작하도록 개발되어 제공된다는 점도 프로세서 선정에 주요한 요인으로 작용하였다. 512kbyte 크기의 메모리는 두가지 유형의 서로 다른 타입의 메모리를 사용하여 구성하여 메모리의 고장에 대비하였다. 이 프로그램 메모리는 single bit-error-correction, double bit error detection(SEC-DED) 기능을 갖는 EDAC(error detection and correction) 하드웨어 회로를 가지고 있다. 이것은 저궤도 위성들에서 관측된 바 있는 SEU(single event upset; Adams *et al.* 1991)을 보정하기 위한 회로이다. EDAC은 reduced hamming 코드를 패러티 생성기들을 사용하여 설계하였다. EDAC은 메모리에서 데이터를 읽을 때와 주기적인 에러정정 프로세스가 동작할 때 에러를 검사하여 EDAC 카운터를 증가시킨다. 에러정정 주기는 궤도에 따라 가변적으로 운용할 수 있으며, 우리별 1호의 경우는 초당 1kbyte의 메모리 블록을 검사한다. ROM에는 프로세서와 입출력부의 초기화 코드와 로더가 탑재되며, fused 방식의 ROM을 사용하여 상하 두개의 페이지로 나누어 동일한 코드를 프로그램하여 한쪽의 코드가 손상을 입어도 다른 한쪽의 복사본을 사용할 수 있다.

## 2.2 입출력부

입출력부는 직렬 통신 인터페이스와 병렬 통신 인터페이스로 구성되어 있으며, 위성의 다

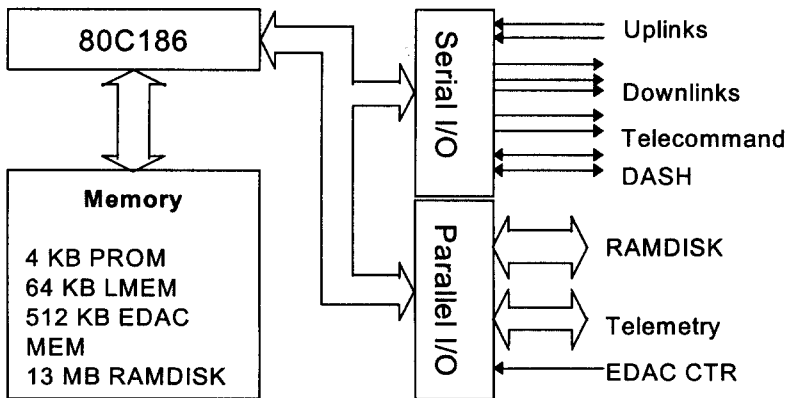


그림 1. OBC186의 구조.

른 서브시스템과 주 컴퓨터를 연결시켜 준다. 직렬 통신은 두개의 85C30 직렬 통신 컨트롤러(SCC)에 의해 다양한 통신 모드를 서브시스템에 제공한다. 각 SCC는 두개의 양방향 데이터 채널을 가지고 있으며, 멀티플렉서를 사용하여 두개 이상의 통신 링크를 서비스할 수 있도록 설계되어 있으며, 통신 채널을 중복적으로(redundant) 연결하여 통신 링크의 고장에 대비할 수 있다. DASH(data sharing network)는 9,600bps로 데이터를 교환하며 주 컴퓨터와 탑재체들간에 구성된 공통 버스 네트워크로 SCC는 인터럽트 방식으로 모드를 설정한다. DASH는 carrier sense multiple access/collision detect(CSMA/CD) 방식의 프로토콜을 사용하여 운영된다. 상향링크와 하향링크는 비동기형과, HDLC프레임을 생성/처리하는 동기형의 두가지 모드로 구성이 가능하다. 초기 운영모드나 주 컴퓨터 프로그램 오류 발생시에는 9,600bps 비동기형으로 운영하다가 주 컴퓨터의 운영 프로그램이 동작하면 동기형 HDLC모드를 DMA방식으로 제공한다. 원격명령은 9,600bps의 명령 프레임을 직렬로 원격명령부로 전송한다. 병렬 인터페이스는 세개의 병렬 입출력기를 사용하여 램디스크와 탑재체에 주 컴퓨터와의 양방향 통신채널을 제공한다.

### 2.3 램디스크부

램디스크(RAMDISK)는 주 컴퓨터의 데이터 저장장치 목적과 탑재체인 패킷통신 실험을 위해 설계되었다. 용량은 13Mbyte이며, 1Mbyte SRAM 13개를 사용하였다. 램디스크는 주 컴퓨터의 병렬포트에 의해 액세스되며, 일반 디스크와 같이 cluster와 sector 등의 블록 단위로 액세스하여 파일 시스템을 구현하기에 용이한 구조이다. 램디스크의 최소 액세스 단위는 256byte의 sector이며, 네개의 sector를 모아 한개의 cluster를 이룬다. 우주환경에서의 SEU에 대비하기 위해 각 sector는 EDAC 소프트웨어에 의해 관리되며, 섹터내의 252byte당 3byte의 코드를 생성하여 사용한다. 따라서 한개의 클러스터내에는 1,008byte의 순수 데이터가 저장된다.

## 3. OBC186 소프트웨어 설계

우리별 1, 2호의 주 컴퓨터는 탑재 프로그램을 쉽게 바꿀 수 있는 가변적인 온보드 데이터 처리(on-board data handling) 시스템으로 구성되어 있다. 주 컴퓨터의 ROM에는 최소한의 부트스트랩 로더(bootstrap loader)만이 구현되고, 다른 프로그램들은 위성이 발사된 후에 개발되어 위성에 전송된다. 우리별 1, 2호의 OBC186은 2kbyte 부트스트랩 로더로 동작을 시작하며, 운영체제와 응용 프로그램들을 포함하여 약 128kbyte의 프로그램들이 전송되어 운용된다. 실시간 다중태스크 관리 운영체제를 사용하여 다수의 독립적인 태스크들을 스케줄링하며, 스트림(stream) 방식으로 태스크간 통신을 지원한다. 그림 2는 OBC186의 운영 소프트웨어의 구조를 보여준다. 우리별의 주 컴퓨터 프로그램은 크게 부트스트랩 로더, 운영체제(OS), 통신 프로그램, 자세제어 프로그램, 원격검침 및 명령 프로그램, 그리고 탑재체 운영 프로그램들로 구성되어 있다. 파일서버, 원격검침 및 명령 서버, AX.25 server, DASH server는 하드웨어 인터페이스를 담당하는 프로그램들이고, 나머지 프로그램들은 응용 프로그램들이다. 본 장에서는 우리별 1, 2

호 OBC186에서 사용되는 소프트웨어들에 대해 설명한다.

### 3.1 부트스트랩 로더

OBC186의 부트스트랩 로더는 롬(ROM)에 위치하며, 위성의 발사 후에도 개발된 소프트웨어들을 위성에 송신하여 수행시킬 수 있도록 해준다. 따라서 OBC186에서는 유일한 비휘발성(non-volatile) 프로그램이다. 주 컴퓨터에 전원이 공급되면 컴퓨터는 위성 관리나 탑재체 제어와 같은 복잡한 일을 수행할 수 없으며 단지 지상으로부터 다른 프로그램을 수신할 수 있는 상태가 된다. 위성 발사 이전에 다른 운영 프로그램들이 아직 개발되어 있지 않았고, 개발된 프로그램에 오류가 없는지 충분히 검증할 시간이 부족했기 때문에 간단하고 신뢰성이 높은 로더만 ROM에 탑재하였다. 모든 운영 프로그램들을 주 컴퓨터에 탑재하지 않고 발사하게 되므로 주 컴퓨터 없이도 위성의 운영에 문제가 없도록 하는 최소 생존 시스템(survival system)에 대한 고려를 유도하였으며, 이것은 발사 후 주 컴퓨터의 고장시에도 위성의 임무수행에 사용될 수 있는 장점이 있다. 또한 발사시까지 하드웨어 개발에 주력함으로써 적은 수의 인력으로 위성 개발기간을 단축하였고, 보다 더 완성도가 높고, 기능적으로 복잡한 프로그램들이 개발될 수 있는 장점이 있다.

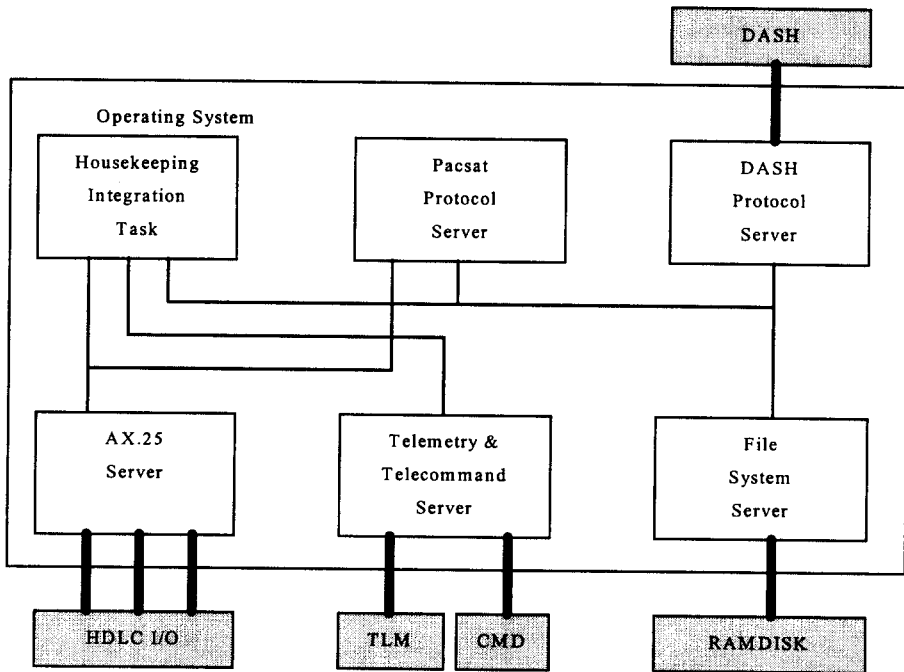


그림 2. OBC186 운영 소프트웨어 구조.

부트로더(boot loader)는 메모리에 에러가 발생하는 경우를 대비하여 메모리를 사용하지 않고 레지스터들만 사용하여 설계되었으며, 다수의 다중화(redundant) 송수신 채널을 서비스한다. 통신은 비동기 ARQ(automatic repeat request) 방식을 사용하며, 통신 에러를 효과적으로 수정하기 위해 ACK과 NAK프레임을 연속적으로 송신하는 변형된 ARQ를 사용한다.

### 3.2 다중태스크 실시간 운영체제

우리별위성 주 컴퓨터의 운영체제는 컴퓨터가 수행하는 다수의 태스크들에게 태스크 스케줄링, 태스크간 메시지 교환, 시스템 자원 할당 등의 임무를 실시간적으로 처리한다. 이를 위해 BekTek사의 SCOS(spaceCraft operating system)을 주 컴퓨터의 OS로 선택하였다. SCOS를 운영체제로 선정한 이유는 다음과 같다. 첫째, SCOS는 입출력 제어 라이브러리를 함께 제공한다. 여기에는 저수준 함수들과 AX.25통신 서버가 포함되어 있다. 둘째, SCOS의 개발 환경은 MS-DOS상의 Microsoft C 컴파일러를 사용한다는 점이다. 따라서 모든 위성 프로그램의 개발은 일반 PC에서 수행하며, 다양한 디버거를 사용할 수 있게 된다. PC에서 코딩과 디버깅이 가능하므로 개발기간이 단축되며, 보다 더 신뢰성 있는 코드를 개발할 수 있게 된다. 셋째로는 SCOS를 IBM의 RIC(real-time interface coprocessor)카드를 사용해 PC에서 시험할 수 있도록 한다는 점이다. 이것은 BekTek사가 80186으로 설계된 RIC카드에 맞도록 SCOS를 변형한 것으로, RIC카드를 OBC186시뮬레이터로 사용할 수 있게 해준다. 또한 스트림(stream) 방식을 이용한 태스크간 메시지 교환은 서버, 클라이언트 방식의 프로그램 개발을 용이하게 해준다.

### 3.3 화일시스템

우리별 위성 주 컴퓨터는 실험 결과를 화일 단위로 저장하며, 지상국과의 교신에서도 화일 단위로 메시지를 주고 받는다. 이를 위하여 주 컴퓨터에는 13Mbyte의 램디스크가 들어있으며, 이 램디스크는 화일 시스템 서버에 의해 관리된다. 램디스크는 DOS의 하드디스크 구조와 유사하게 256byte의 섹터들로 구성되어 있으며, 네개의 섹터를 묶어서 한개의 클러스터로 사용한다. 각 섹터에는 EDAC코드가 3byte씩 포함되어 있으므로 실질적으로 252byte만이 데이터가 된다.

램디스크에서 사용하는 EDAC은 프로그램에 의한 방식을 사용하고 있다. 램디스크로부터 데이터를 읽을 때마다 화일 서버는 SEU를 검사하고, 발견된 SEU는 정정된다. 우리별 1, 2호의 화일 시스템에서는 Hodgart-Burton block code(Hodgart 1991)의 single-byte-correction 방식을 사용하고 있다. Hodgart-Burton 코드는 범용 프로세서들도 빠른 시간내에 EDAC 연산을 수행하도록 설계되어 있어서, 램디스크 액세스 속도 저하를 줄일 수 있다.

화일 액세스를 위하여 FAT(file allocation table)을 사용한다. FAT은 디스크에서 그 개념을 따온 것으로 화일 시스템의 각 클러스터마다 값을 할당할 수 있다. 클러스터에 해당하는 FAT값은 이 클러스터가 비어있는지, 화일에 할당되었는지, 또는 할당할 수 없는 클러스터인지를 표시한다. 화일에 할당되어 있는 경우는 화일의 구성 클러스터의 번호를 링크드 리스트(linked list) 방식으로 FAT에 써넣는다. 램디스크에는 화일들에 대한 디렉토리 리스트가 들어있으며,

이 정보를 통해 화일에 액세스를 하게 된다.

### 3.4 통신프로그램

우리별 위성과 지상국과의 통신은 HDLC, AX.25, FTL0(file transfer level 0), pacsat broadcast protocol(PBP; Ward 1990)의 네가지 계층구조로 이루어져 있다. HDLC와 AX.25 라이브러리는 커널과 함께 제공되어 아마추어 무선사들의 패킷통신 규약인 AX.25 프로토콜을 사용하여 가상 회선(virtual circuit) 서비스를 제공한다. FTL0는 다수의 지상국과의 동시 화일 교환을 위한 서비스를 제공한다. 상향송신 요청의 경쟁은 위성으로부터 송신 가능신호를 받은 후 random-backoff를 각 지상국이 수행한 후 송신을 시도함으로써 충돌을 줄인다. PBP는 화일을 하향송신할 때 selective-repeat ARQ방식을 사용하는 화일 하향송신 프로토콜이다. 화일 하향송신 요청 방식은 split-channel reservation multiple access를 사용하며, PBP의 하향송신은 TDMA(time division multiple access) 방식을 사용한다. FTL0는 가상회선을 설정한 후 교신을 하게 되지만, PBP에서는 회선을 설정하지 않고 화일 요청을 한 각 지상국들에게 시간 슬롯을 할당하여 방송하게 된다.

### 3.5 원격검침 및 명령 서버

Telemetry and telecommand 서버는 응용 태스크들과 서버간에 설정된 스트림(stream)을 통해 들어오는 명령과 원격검침 요청을 수행하여 그 결과를 스트림으로 보내어 응용 프로그램들이 위성에 명령을 내리고, 원격검침 정보를 조사할 수 있도록 해준다.

### 3.6 자세제어 태스크

자세제어 프로그램은 위성의 안테나와 지표면 촬영을 위해 카메라를 지구중심을 지향하도록 하는 것과, 위성의 자전주기를 조절하기 위해 사용한다. 자세제어 태스크는 원격검침 정보와 자세제어 감지기들을 이용하여 위성의 자세를 결정하고, 이를 바탕으로 gravity gradient boom과 자기발생기(magnetorquer)를 사용하여 위성의 목표 자세를 얻게 된다. 우리별 1, 2호는 지구 지향각이 5° 이내를 유지하고, 자전주기 10분을 유지하도록 자세제어를 수행한다. 자세제어 태스크는 Hodgart(1989)에 의해 제시된 자세제어 알고리즘을 사용한다.

## 4. 궤도상 (In-Orbit) 운영 결과 분석

OBC186은 우리별 1호와 2호에 탑재되어 발사부터 현재까지 성공적으로 운영되고 있다. 본 장에서는 지난 4년간의 운영 결과를 요약하였다. 주로 우리별 1호를 위주로 설명하되 필요한 곳은 우리별 2호의 경우도 함께 설명하였다.

### 4.1 위성체 자율운영도

우리별 위성은 하루에 6회 대전에 위치한 우리별 지상국과 교신을 수행하며, 매 교신마다 평균 8분의 교신 시간을 갖는다. 지상국에서는 WOD(whole orbit data) survey 명령을 위성으로 송신하거나, 특별한 탑재체 운영이 필요할 때에는 명령을 위성으로 송신한다. 주 컴퓨터의

HIT(housekeeping integration task)가 지상국과의 모든 교신을 주관하며, 명령 및 화일 교환 임무를 수행한다. 지상국의 패킷처리 시스템은 위성으로부터 broadcast되는 디렉토리를 저장한 후 필요한 화일들을 우선순위에 의해 다운로드한다. 주 컴퓨터의 프로그램이 crash되는 경우에는 SCOS가 에러코드를 특정 메모리 어드레스에 저장하고 시스템을 초기화시키며, 지상국 운영자는 주 컴퓨터 메모리의 내용을 지상으로 dump하여 off-line으로 코드를 RIC카드에 탑재하여 디버깅할 수 있다.

그림 3과 4는 각각 우리별 1, 2호의 1994년도 OBC186 crash 원인을 보여준다. crash의 원인은 크게 다음의 네가지로 분류할 수 있다. 첫째 하드웨어 에러, 둘째 소프트웨어 자체의 에러, 셋째 운영자의 에러, 그리고 넷째 원인 불명으로 그림에 나타내었다. 우리별 1호의 경우 소프트웨어 에러가 53.8%, 운영자의 에러가 15.4%로 나타났으며, 하드웨어 에러는 찾아낼 수 없었다. 나머지 30.8%의 에러 원인은 하드웨어 과도현상(transient)에 의한 에러이거나, 우주 에너지 입자에 의한 MEU(multiple event upset)에 의한 에러일 것으로 추정되고 있다. 우리별 2호에서도 비슷한 비율의 운영자 에러와 소프트웨어 에러가 발생되었다. 우리별 1호의 프로그램들의 에러는 데이터 유효 검사(data validation check)와 같은 소프트웨어 고장 방지 기법들을 사용하지 않은 모듈에서 발생하였다. 또한 운영자의 에러가 많이 발생하기 때문에 위성 운영자의 복잡한 위성 시스템에 대한 정확한 이해가 요구되었다. 우리별 1, 2호 모두 미확인(unknown) 에러들이 많이 발생한 것은 위성 소프트웨어의 정확한 디버깅이 어려운 경우가 많음을 보여준다.

4.2 자세제어

우리별 1, 2호의 자세제어 태스크는 지구 촬영 카메라의 사용과 지상국과의 교신을 위해 위성의 지구지향각을 최대 15° 이내로, 자전주기 10분을 유지하여야 한다. 초기 자세 안정화 과정 이후 현재까지 OBC186의 자세제어 태스크가 성공적으로 위성의 목표 자세를 유지해 오

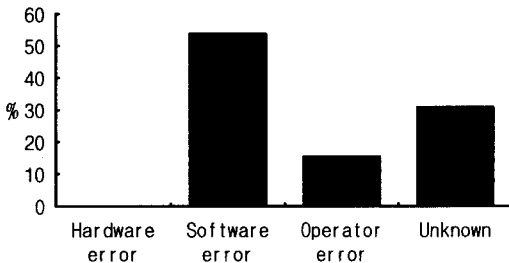


그림 3. 우리별 1호 주 컴퓨터 crash 원인 분석 (1994. 1.1. ~ 12.31.).

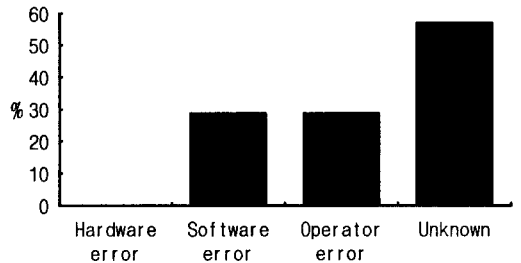


그림 4. 우리별 2호 주 컴퓨터 crash 원인 분석 (1994. 1.1. ~ 12.31.).



고 있다. OBC186은 clock skew에 의해 real time 값이 변화하므로 정확한 자세제어를 위해서는 주기적으로 OBC186의 real time 값을 리셋해 주어야 한다. 또한 perturbation에 의해 위성의 궤도가 변화하므로 정확히 관측된 위성의 Keplerian element 값들을 자세제어 태스크에 정기적으로 송신해 주어야 한다.

4.3 EDAC

SEU는 고에너지 하전입자에 의해 반도체 부품내의 비트 정보가 바뀌는 소프트 에러를 말한다. 주요 원인으로서는 cosmic ray의 heavy ion성분과 지구 자기장내에 잡혀있는 양성자를 들 수 있는데, 그것들에 의해 일어나는 SEU는 위성체 전자 부품에서 중요하게 고려되어야 한다. 본 장에서는 OBC186의 하드웨어 EDAC(error detection and correction)을 통한 512kbyte 프로그램 메모리에서 발생한 SEU들과 소프트웨어 EDAC으로 보호된 13Mbyte 램디스크에서 발생한 SEU들에 관한 관측 결과를 분석하였다.

SEU가 발생한 지역을 살펴보면 대부분이 SAA(south atlantic anomaly)라고 하는 남미 해안 상공에서 발생하는 것으로 확인되었으며, 이러한 사실은 이미 다른 위성에서도 발견된 바 있으며, 그 주원인은 양성자로 알려져 있다. 우리별 1호와 2호의 차이는 고위도 지역에서 발생하

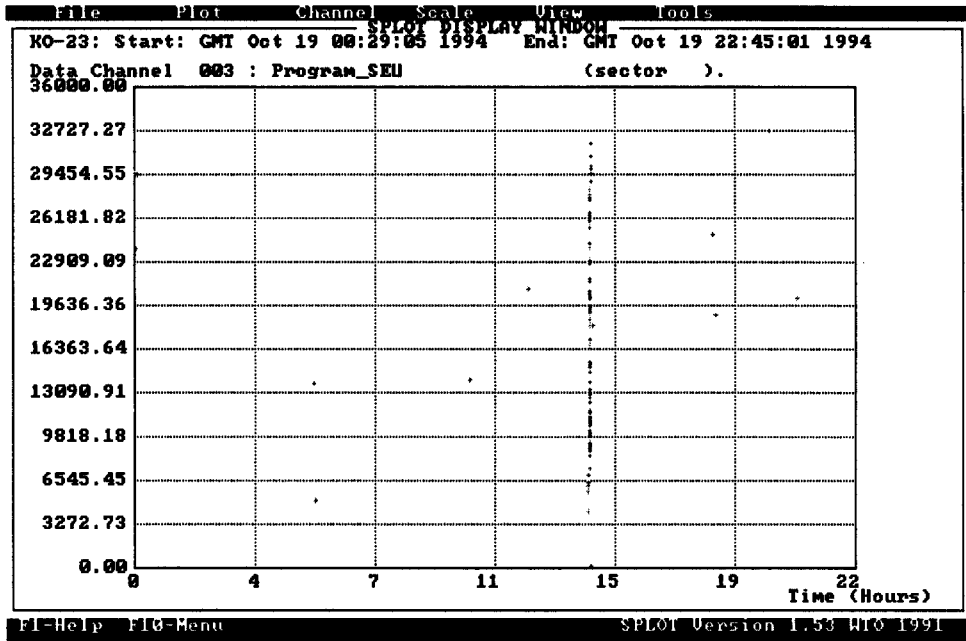


그림 5. OBC186 프로그램 메모리에서 발생한 SEU와 메모리 주소와의 관계.

표 1. SEU 관측 결과(1994.1.1.~12.31.).

	우리별 1호	우리별 2호
Program Memory SEU Total (SEU/Days)	3,298 / 325	1,697/333
Program Memory SEU Rate (SEU/Day/Memory)	10.15	5.10
Program Memory Max SEU	176 on 20. Jan	558 on 12. Dec
RAMDISK Memory SEU Rate (SEU/Day/1 Mega Byte)	4.58	4.84
RAMDISK Mbit.SByte Event (Events, Days)	53, 1	148, 98
RAMDISK Sbit MByte Event (Events, Days)	34, 30	2, 2

는 cosmic ray에 의한 SEU가 극례도인 우리별 2호에서 많이 나타난다는 점이다. 그림 5는 프로그램 메모리에서 하루 동안 발생한 SEU의 위치를 표시한 것으로 X축이 메모리 주소를, Y축이 SEU 관측 시간을 나타낸다. 그래프에서 보듯이 SEU가 14시경 SAA상공에서 메모리 전 지역에 걸쳐 동시에 발생했음을 알 수 있다. 표 1에 1994년 1년동안 발생한 SEU를 분석한 결과를 볼 수 있다. 고도가 1,300km로 우리별 2호의 800km보다 반알렌 벨트의 하부에 가까운 우리별 1호에서 SEU가 두배 더 많이 관측되었다. 또한 특이한 점은 우리별 1호의 램디스크에서는 single-bit multiple-byte event(Sbit Mbyte event)가 30일이나 관측되었으나, 2호의 램디스크에서는 multi-bit single-byte event(Mbit Sbyte event)가 98일이 관측되었다. 이는 우리별 2호가 위치한 800km 고도가 trapped proton의 영향을 덜 받는 대신 고위도 지역에서 더 높은 에너지인 cosmic ray의 영향을 받기 때문인 것으로 추측된다. 많은 SEU가 발생한 날들은 태양의 자전주기와 관련이 있다는 점이 다른 논문에서 밝혀졌다(박선미 등 1996).

## 5. 결 론

우리별 1, 2호의 주 컴퓨터인 OBC186의 하드웨어 및 소프트웨어는 정상적으로 동작하며 성공적으로 위성을 운영하고 있다. OBC186은 크기와 무게, 그리고 전력소모는 작지만 다양하고 복잡한 소프트웨어들에 의해 유동적이고 복잡한 위성 제어 임무를 수행하고 있다. OBC186은 우리별 1, 2호를 통해 하드웨어와 소프트웨어에서 신뢰성을 입증하였으며, 현재 진행중인 우리별 3호에서는 고신뢰도를 요구하는 보조 컴퓨터로 탑재될 예정이다. 우리별 3호에서는 정확한 시간을 유지하기 위해 GPS위성으로부터 표준시를 제공받게 된다. OBC186은 우주용 부품이 아닌 군사용 부품들을 사용하여 성공적으로 우주에서 동작함으로써 이들 부품들의 우주에서의 동작을 입증하였다.

**참 고 문 헌**

- 박선미, 신영훈, 민경욱, 김형신 1996, 한국 항공우주학회지, 24, 151
- Adams, L., Daiy, E. J., Holmes-Siedle, A. G. & Ward, A. K. 1991, IEEE Trans. Nuc. Sci., 38, 1686
- Hodgart, M. S. 1989, PhD Dissertation (University of Surrey: Guildford)
- Hodgart, M. S. 1991, Proc. 5th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- Theis, D. 1983, IEEE Computer, April, 85
- Ward, J. J. 1990, Proc. 9th ARRL Amateur Radio Computing Networking Conference, ARRL
- Wertz, J. 1991, Spacecraft Mission Analysis and Design, ed. J. R. Wertz & W. J. Larson (Kluwer Academic  
Publisher: Boston), p.541