

우리별 1, 2호 위성 시스템 개요

박성동 · 성단근 · 최순달

한국과학기술원 인공위성연구센터

OVERVIEW OF KITSAT-1 / 2 MICROSATELLITE SYSTEMS

Sungdong Park, Dan Keun Sung and Soon Dal Choi

Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

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

요 약

한국과학기술원 인공위성연구센터는 1989년부터 영국 쉐리대학과 위성 분야에 대한 공동 연구 및 인력양성 프로그램을 수행하여 최초의 우리나라 국적 위성인 우리별 1호의 성공적인 개발 및 운용을 이룩하였다. 이를 발판으로 우리별 2호를 국내에서 자체적인 기술과 인력으로 개발, 명실상부한 기술의 자립화를 이룩함과 동시에 독자적인 소형위성의 설계 및 제작 능력을 확보하고 이 분야의 인력을 양성할 수 있게 되었다. 본 논문에서는 우리별 1, 2호의 시스템 개략 및 그 사이의 운용 결과를 소개하고자 한다.

ABSTRACT

Satellite Technology Research Center(SaTReC) of Korea Advanced Institute of Science and Technology(KAIST) has started a collaborative research, development, and training program in the field of space technology. As the result of that, SaTReC has successfully developed and operated the KITSAT-1, which is the first Korean satellite system. From the experience gained, SaTReC has developed the KITSAT-2 with its own technology and man-power and acquired the capability to design and to manufacture small satellite systems. In this paper, an overview of KITSAT-1/2 microsatellite systems and operational results are introduced.

1. 서 론

한국과학기술원 인공위성연구센터는 우리나라에서 불모지나 다름없었던 위성 기술을 습득하고, 소형위성의 설계, 제작 및 시험능력을 갖추며, 우주개발에 대한 범 국가적인 이해를 증진시키자는 목적으로 영국의 쉐리대학과 공동으로 우리나라 최초의 위성인 우리별 1호를 개발,

1992년 8월 11일 프랑스의 아리안 발사체를 이용하여 성공적으로 발사하였다. 이를 위하여 인공위성연구센터는 1989년부터 12명의 유학생 및 연구원을 파견하였고 위성공학과 대학원 과정의 이수 및 써리대학의 위성 개발에 직접 참여함으로써 체계적인 기술 경험을 쌓게 되었다. 이를 바탕으로 1993년 9월 26일에는 우리별 2호를 발사, 지금까지 성공적으로 운용할 수 있게 되었다.

우리별 2호는 우리별 1호와 달리 다음과 같은 세가지의 원칙에 의거하여 국내에서 설계, 제작, 시험되었다. 첫째, 가능한 한 많은 부분에서 국산 부품을 사용하고, 둘째, 그동안 국내에서 개발된 시험 탑재체를 최대한 활용하며, 셋째, 우리별 1호의 개발 및 운용 중에 발견된 문제점 및 개선점을 보완 수정하는 것이다.

이와 같은 목적을 바탕으로 위성의 구조체 및 인쇄회로 기판을 비롯하여 국내 생산품으로 교체가 가능한 대부분의 부품은 거의 모두 국산으로 교체되었다. 우리별 1호가 영국에서 개발되는 기간동안 한국과학기술원을 중심으로 국내에서 개발된 실험용 탑재체의 대부분은 위성체와의 접합에 필요한 설계 변경을 바탕으로 대부분 채용, 탑재되었으며 이에 따라 우리별 2호

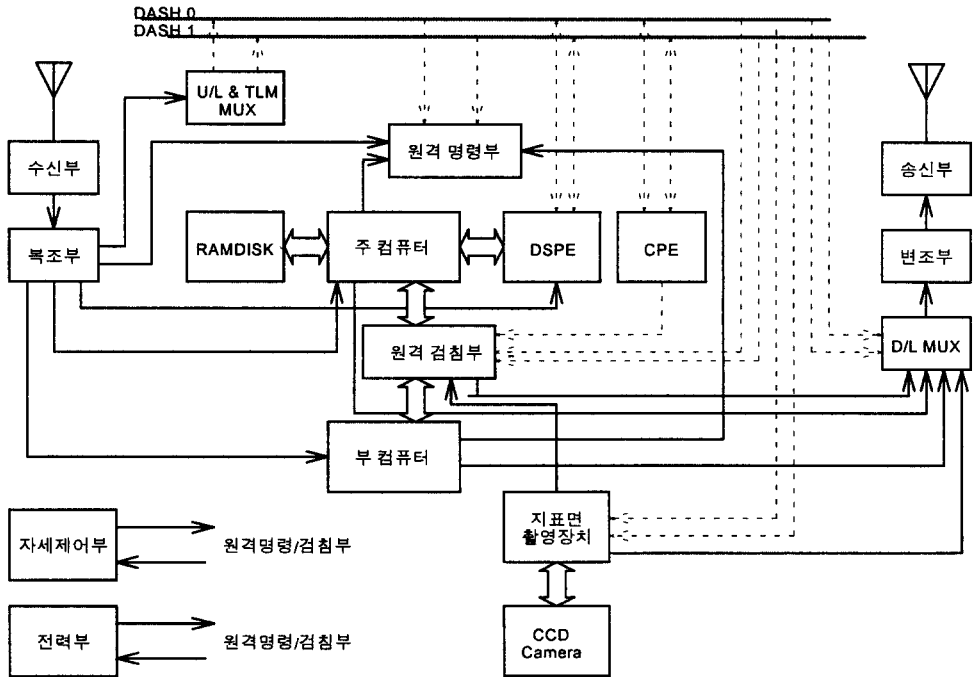


그림 1. 우리별 2호의 시스템 블록 다이어그램.

표 1. 우리별 위성의 시스템 규격.

기계구조/열 제어부	모듈러 구조 무게: 약 50kg 크기: 352×356×650 (mm) 수동 열제어(thermal coating)
전력부	평균 전력 발생량: 30W 태양전지판: GaAs/GaAs 축전지: NiCd(6 Ah, 14 V) 최대 전력점 추적방식(peak power tracking)
통신부	송신 출력: 2 / 10W 송신 대역: UHF 수신 감도: -110dBm 수신 대역: VHF 변조 방식: 1,200bps AFSK / 9,600bps FSK
데이터 처리부	주 컴퓨터: Intel 80C186 부 컴퓨터: Zilog Z84C00 운영 체계: Multi-tasking OS 통신 프로토콜: AX.25
자세 제어부	자세 감지 센서 지자기 감지 센서, 태양 감지기, 지표면 감지기 자세 구동장치 Gravity gradient boom, 자기토크 발생기
탑재체	우리별 1호 지구표면 촬영장치 축적 및 전송 통신 시스템 우주 방사선 조사량 측정기 우리별 2호 지구표면 촬영장치 축적 및 전송 통신 시스템 Infrared sensor experiment(IRES) 저에너지 전자 검출기(LEED) 우주 방사선 조사량 측정기

의 본체에 대한 설계 변경 또한 상당부분 불가피하게 이루어졌었다. 우리별 2호의 개발이 우리별 1호의 발사에 이어 거의 곧바로 이루어진 관계로 우리별 1호의 운용결과가 많이 받아들여지지 못하는 못했지만 우리별 1호의 최종 점검 및 환경시험 결과 그리고 발사 이후 초기운용 결과에서 나타난 미비점들이 상당부분 보완되었다(Kim *et al.* 1992, Lee *et al.* 1993, 박찬왕 등 1993). 우리별 2호의 시스템 블럭 다이어그램 및 시스템 규격은 각각 그림 1, 표 1과 같다.

현재까지 우리별 1호는 약 4년 이상, 그리고 우리별 2호는 3년 이상 운용되었다. 아직까지 당초에 예상되었던 수명에 이르지 않는 않지만 그 동안의 제작 및 운용 경험은 독자적인 소형 위성의 설계 및 제작, 운용 능력의 보유로 이어질 것이다.

본 논문에서는 우리별 1,2호의 시스템 규격 및 그 동안의 운용 결과를 설명한다.

2. 위성 시스템 제원

2.1 임무 분석

위성체의 설계과정 중 제일 먼저 수행되어야 하는 것은 위성의 임무 정의 및 요구사항의 분석이다. 위성의 임무와 가장 직결되는 요소는 궤도로서 원하는 임무를 수행하기에 가장 적절한 궤도를 설계하여야 한다. 하지만 우리별 1, 2호의 경우는 독자적인 발사체를 갖지 못하고 주 위성체가 선택한 궤도에 따라 발사되므로 주위성의 궤도 특성을 분석하여 원하는 주어진 수명기간동안 임무를 수행할 수 있도록 위성체를 설계하여야 한다.

우리별 1호의 경우 고도가 약 1,300km인 원궤도로서 경사각은 약 66°이고 우리별 2호는 고도가 약 820km인 원궤도로서 약 98°의 경사각을 갖는다. 우리별 1, 2호의 경우 궤도 조정을 위한 추진 시스템이 없기 때문에 임무 수행기간동안 약간의 궤도편이가 생기는 하지만 위성의 크기가 작기 때문에 그 영향은 상당히 작고 지금까지 초기의 궤도 특성을 거의 그대로 유지하고 있다.

하지만 우리별 1, 2호의 궤도 특성은 위성의 설계 및 운용에 있어 상당히 큰 차이를 갖고 있는데, 우리별 2호는 태양동기 특성을 갖고 있는 반면, 우리별 1호는 비동기 특성을 갖고 있다. 다시 말하면 우리별 1호의 경우 궤도면과 태양이 이루는 면이 일정하지 않고 일정 주기를 갖고 변화한다는 것이다. 우리별 1호의 경우, 하루에 2.11° 회전하게 되는데, 이 사실은 우리별 1호로 하여금 약 2주간의 기간동안 햇빛에 노출되어 있게 한다. 그림 2는 우리별 1호와 2호의 일년간 일식량을 보여준다.

그림 2를 보면 우리별 2호는 일년 동안 거의 일정한 일식 정도를 갖고 있으나 우리별 1호는 일식 정도가 상당히 불규칙적으로 변화함을 알 수 있다. 이 특성은 위성체의 열제어 및 전력 시스템의 설계에서 고려되어야 하는 중요한 사실이다. 일식량이 적다는 것은 햇빛으로부터 에너지를 더 많이 받을 수 있다는 장점과 동시에 위성의 열적 환경은 상대적으로 열악하다는 것을 예상할 수 있다.

하지만 우리별 1, 2호는 위성체 겉면의 열 흡수량과 방출량의 조절, 그리고 위성체 내부 모듈간의 열전달 특성을 조절함으로써 위성체 내부, 특히 축전지의 온도가 0°에서 30° 이내에서 동작할 수 있도록 설계되었다. 그림 3은 위성체 내부의 온도로서 위성의 원격점검 정보를 이용하여 그린 것이다.

위성체의 초기 설계에 있어 또 다른 중요한 점은 태양전지의 선택이다. 일반적으로 아직까지의 통신위성에서는 Si 태양전지가 주류를 이루고 있고 GaAs 태양전지의 경우, 태양에너지의 전기에너지 변환 효율 및 내방사 특성이 우수함에도 불구하고 사용빈도가 낮았다. 우리별 1, 2호의 경우, GaAs 태양전지를 선택하였는데 이는 기술적인 시험과 동시에 GaAs 태양전지가 갖고 있는 두가지의 장점을 이용하여 위성의 수명기간동안 본체 및 탑재체에서 요구하는 전력 요구를 충족시켜주기 위함이었다. 지금까지의 운용을 통해 얻어진 결과를 분석해 본 결과 우리별 1, 2호 모두 태양전지판에서 위성의 수명에 영향을 줄 만큼의 열화현상을 발견할 수는 없

었다.

2.2 본체 시스템

우리별 위성의 본체 시스템은 크게 전력부, 통신부, 데이터 처리부, 자세제어부, 그리고 기계구조 및 열제어부로 구성되어 있다. 우리별 위성은 위성의 궤도를 조정하거나 자세조정을

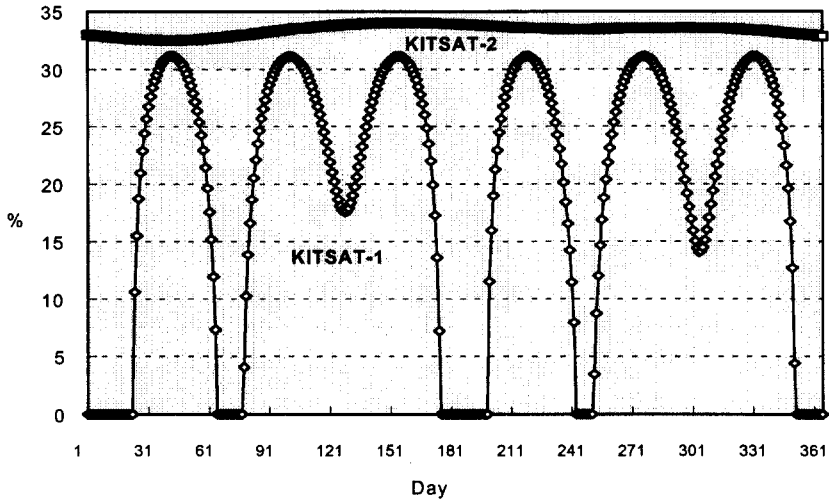


그림 2. 우리별 1,2호의 일식량.



그림 3. 우리별 2호의 원격검침 정보 결과 - 온도 정보.

위한 추진장치를 갖고있지 않다. 다음은 각 서브시스템에 대한 개략적인 기능을 나타낸 것이다.

2.2.1 전력부

우리별 위성은 위성체 네면에 장착된 태양전지판으로부터 전력을 얻는다. 각 태양전지판은 병렬로 연결된 네개의 태양전지열로 이루어져 있고 각 열은 직렬로 연결된 42개의 GaAs/GaAs 전지로 구성되어 있다. 위성이 운용되는 기간동안 겪게 되는 일식기간동안 위성에서 요구하는 전력을 공급해주기 위하여 위성체 내부에는 NiCd 축전지를 탑재하고 있는데 10개의 축전지를 직렬로 연결하여 14V의 전압을 얻게 된다. 위성에서 사용하는 축전지의 종류 결정은 위성의 임무 및 운용 방식에 따라 달라지는데 우리별 위성과 같은 저궤도 위성의 경우, 정지궤도상의 통신위성에서 사용되는 NiH₂보다 NiCd가 유리한 성능을 나타낸다. 하지만 NiCd 축전지의 경우 기억효과를 갖고 있으므로 이의 방지를 위한 정기적인 reconditioning이 필요하다.

전력부는 크게 축전지 충전 조절부(battery charge regulator, BCR), 전력 조정부(power conditioning module, PCM), 전력 분배부(power distribution module, PDM)로 이루어진다. 위성체 내부에 있어 중요한 서브시스템들은 동일한 기능을 가지는 두개 이상의 모듈로 구성되어, 한 모듈에 이상이 생기면 다른 모듈로 자동전환되는 기능을 갖고 있는데 앞에서 언급된 전력부의 모든 시스템도 똑같은 두개의 모듈로 구성되어 있다.

우리별 위성의 축전지 충전 조절부는 최대전력 생성점을 추적하는 방식을 채택하여 태양전지판으로부터 얻어진 전력을 극대화하여 사용하게 되는데 태양전지판에서 생성된 불안정한 전력을 정류하여 축전지가 과충전되는 것을 방지하면서 충전하게 된다. 전력 조정부는 축전지 내지는 축전지 충전 조절부로부터 14V의 전원을 받아 위성체 서브시스템에서 요구하는 +5V와 +/-10V를 만들어낸다. 이렇게 정류된 전원은 전기 스위치 및 퓨즈로 구성되어 있는 전력 분배부를 통해 각 서브시스템으로 분배된다.

2.2.2 통신부

우리별 위성의 수신부는 1,200bps의 속도를 갖는 audio frequency shift keying(AFSK)과 9,600 bps의 속도를 갖는 minimum frequency shift keying(FSK) 변조방식을 사용하는 세계의 독립적인 VHF 대역 수신기로 이루어져 있다. 이 중 한개의 수신기는 다른 두개의 수신기에 비해 낮은 감도를 갖고 있어 상대적으로 강한 출력을 갖고 있는 명령 지상국만이 교신이 가능하도록 설계되어 있다. 수신부는 위성의 바닥면에 위치한 모노폴 안테나를 통해 전파를 수신한 후 저잡음 증폭기를 거쳐 10.7MHz 및 455kHz의 중간 주파수를 거쳐 베이스 밴드 신호를 얻게 된다.

송신부는 두개의 UHF 대역 송신기 및 릴레이로 구성되어 있다. 그 중 일반적으로 항상 사용되는 송신기(Tx 0)는 2W의 출력을 갖고 있으며, 다른 하나(Tx 1)는 5~10W의 출력을 갖는다. 상대적으로 출력이 큰 송신기는 우리별 위성에 탑재된 디지털 신호처리 시험을 위해 별도로 설계된 것으로 Tx 0의 예비용으로 사용될 수 있다. 각각의 송신기는 하나의 주파수 합성기와 하나의 증폭기로 구성되어 있는데, 두개의 증폭기 출력은 래칭 릴레이에 의해 선택되어 송

신용 안테나로 연결된다. 송신용 안테나는 네개의 모노폴 안테나로 구성되어 있는데 이는 수신기에 비해 높은 출력을 사용하고 있는 송신 안테나 시스템의 신뢰도를 증가시키기 위한 방법으로 안테나에 대한 feeding network은 여러가지의 가능한 고장을 고려하여 설계되어져 있다.

2.2.3 데이터 처리부

우리별 위성의 데이터 처리부(on-board data handling system, OBDH system)는 두개의 컴퓨터, 원격검침 및 명령부, 그리고 data sharing network(DASH)로 구성되어져 있다. 우리별 1, 2호는 주 컴퓨터로서 Intel사의 80C186을 동일하게 사용하고 있으며, 부 컴퓨터로는 우리별 1호의 경우 Zilog사의 Z84C00, 그리고 우리별 2호의 경우 Intel사의 80C960 32-bit 컴퓨터와 기존의 Z84 C00을 사용하고 있다. 우리별 2호에 탑재된 80C960의 경우, 실제 운용목적보다는 차세대 위성 개발을 위한 위성용 컴퓨터 및 운영체계의 개발을 목적으로 개발된 탑재체의 성격을 띄고 있다.

주 컴퓨터는 원격검침부, 디지털 신호처리부, BCR 및 대용량 기억장치를 위한 병렬 인터페이스를 갖고 있으며 원격명령부 및 DASH와 통신을 위한 직렬 인터페이스를 제공한다. 주 컴퓨터의 운영체계는 상이한 업무를 제어하기 위한 독립된 프로그램의 동시 수행을 가능하게 하기 위해 다중운영 시스템을 이용한다.

주 컴퓨터는 운영 프로그램을 위한 512kbyte EDAC(error detection and correction) 메모리를 갖고 있으며 디지털 축적 및 전송실험과 원격검침 정보를 비롯한 운용정보의 저장을 위해 12Mbyte의 RAMDISK를 갖고 있다. RAMDISK는 세개의 4Mbyte SRAM bank로 이루어져 있으며 block addressing 방식으로 데이터를 저장할 수 있다.

부 컴퓨터는 주 컴퓨터가 고장났을 경우를 위한 예비용 컴퓨터로서 Zilog Z84C00 마이크로 프로세서와 주변장치로 이루어져 있는데 고신뢰성을 얻기 위해 비교적 간단한 구조로 이루어져 있다.

원격검침 및 명령부는 지상국 또는 컴퓨터로부터 명령을 받아 위성을 제어하고 감시하는 역할을 한다. 원격명령부는 130개의 명령채널을 갖고 있으며 원격검침부는 64개의 아날로그 채널과 192개의 디지털 채널을 지원한다. 원격검침 및 명령부 또한 single point failure를 피하기 위해 두개의 동일한 회로로 구성되어 있다.

2.2.4 자세제어부

우리별 위성의 자세제어부는 위성의 주 탑재체인 지구표면 촬영장치가 항상 지구의 중심을 가리킬 수 있도록 위성을 유지시켜 주는 목적을 갖고 있다. 또한 위성의 열제어를 위하여 4분 내지 10분 정도의 주기를 갖고 스핀할 수 있게 하여야 한다.

자세제어부는 위성의 자세결정을 위해 지자기 감지센서, 지구 지평선 감지센서, 그리고 태양센서를 이용하며 제어를 위해 3축 자기토크를 사용한다. 위성의 발사/분리후 전개되는 봄은 중력경사방식을 이용하여 가장 기초적인 자세안정 효과를 얻을 수 있게 된다.

자세제어부는 주 컴퓨터에 내장된 자세제어 알고리즘을 이용하여 자세 결정용 센서들로부터 얻어진 데이터를 계산하여 자기토크를 적절하게 이용, 위성의 자세를 제어하게 된다.

2.2.5 기계구조 및 열제어부

그림 4와 그림 5는 우리별 위성의 외곽 형상 및 내부구조를 보여준다. 완전히 조립된 위성의 크기는 $352 \times 356 \times 650(\text{mm})$ 이고 전체 무게는 약 49kg 이다. 각 서브시스템은 $330 \times 330(\text{mm})$ 크기의 알루미늄 박스에 내장되어 있으며 전체 시스템은 11개의 모듈박스로 이루어져 있다. 각각의 모듈끼리는 spiral pin을 이용하여 강하게 결합되어 있으며 최종 조립된 11개의 모듈은 tie bar에 의해 강체화되어진다. 로켓 접속부와 분리부는 위성체의 가장 아랫부분에 위치한다. 태양전지판은 위성의 네 옆면에 부착되며 태양전지와 지자기 토크용 케이블을 지지하는 벌집형 샌드위치 구조로 이루어진다.

기계구조부는 위성이 발사시 받게 되는 진동 및 충격으로부터 위성의 내부를 보호할 수 있게 설계되어야 하며 분리후 우주환경에서 받게 되는 고에너지 입자 및 방사환경으로부터

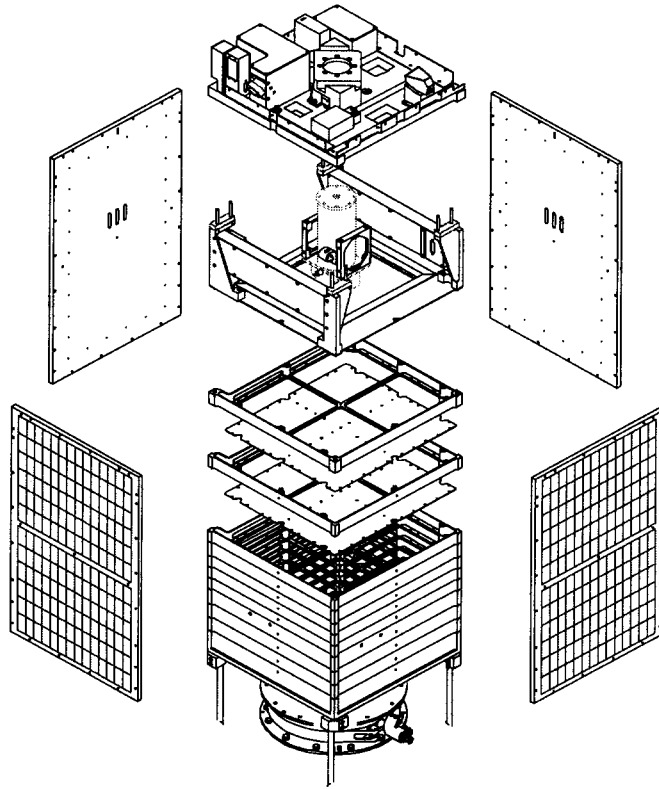


그림 4. 우리별 위성의 외곽 형상.

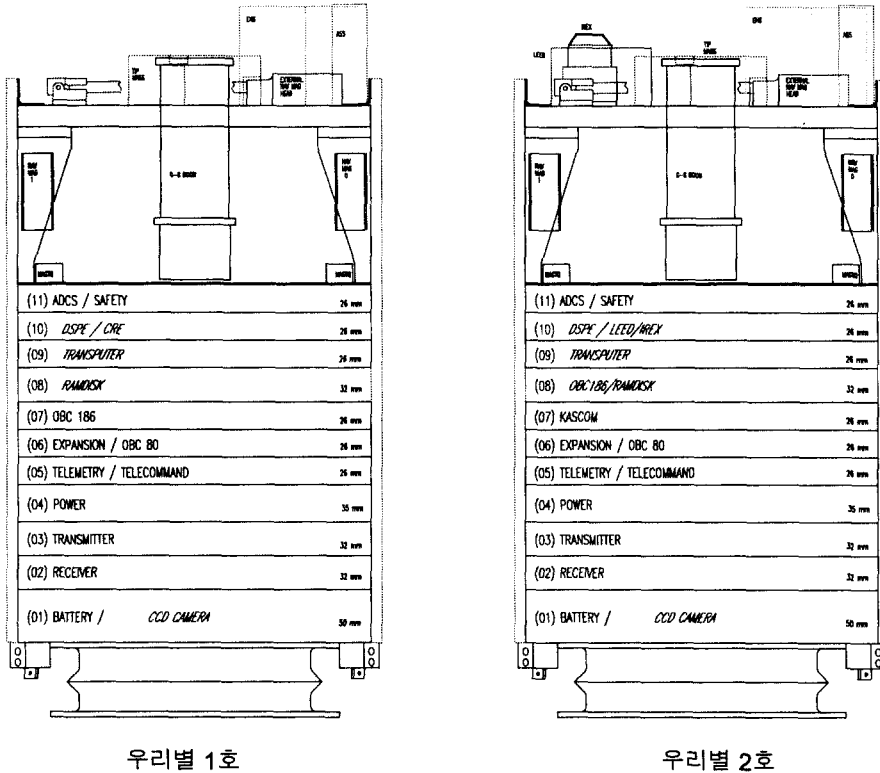


그림 5. 우리별 위성의 내부구조.

위성의 내부 전자모듈을 보호할 수 있게 하여야 한다. 우리별 위성은 발사무게 제한으로 인해 수동의 열제어 방식을 선택하여 위성의 외면에 열제어 필름을 적절히 배치하여 열의 입출력을 조절, 위성체 내부의 온도가 항상 상온에 가깝게 유지될 수 있도록 하여야 한다. 우리별 1, 2호의 경우 위성의 바닥면이 항상 지구를 가리키고 위성의 윗면은 거의 모든 기간동안 우주의 차가운 공간에 노출되어지므로 바닥면은 열의 입출비가 낮은 필름을 그리고 윗면에는 입출비가 높은 필름을 사용하였다. 우리별 1호의 경우는 일식이 없는 기간동안 위성의 온도가 상승되는 것을 막기 위해 바닥면에 우리별 2호에 비해 상대적으로 더 낮은 필름을 사용하였으며 계속해서 충전되어있는 축전지로부터 열을 방출시키기 위해 내부 모듈과 태양 전지판 간의 전도특성을 크게 증가시켰다. 결과적으로 우리별 1호의 경우 가장 고온인 경우와 가장 저온인 경우 간에 있어 축전지의 온도범위가 큰 결과를 얻기는 하였으나 위성의 운용 및 수명에는 그다지 영향이 없는 것으로 나타났다.

2.3. 탑재체 시스템

2.3.1 지구표면 촬영 탑재체

우리별 1, 2호에는 각각 두개의 카메라가 탑재되어 있다. 우리별 1호에는 흑백의 광각과 협각 카메라가 탑재되어 있고, 우리별 2호에는 그 중 광각 카메라를 국내 기업과 공동개발을 통해 국산 칼라 카메라로 대체하였다. 흑백 CCD 센서의 경우 한 화면이 578×576개의 화소로 이루어진 텔레비전 카메라용 면적 센서를 이용하고 있고, 칼라 CCD 센서의 경우 512×496개의 gray정보를 이용하여 천연색의 정보로 변환하여 사진을 얻게 된다. 데이터 샘플링은 공히 8bit로 이루어진다.

지구표면 촬영 탑재체는 크게 촬영부와 디지털 신호처리부로 나뉘어져 있다. 촬영부는 다시 광학부, 수신단 전자회로부, 그리고 카메라 제어회로 및 메모리 관련 인터페이스들로 구성되어 있다. 디지털 신호부는 두개의 INMOS T800(805) 트랜스퓨터로 구성되어 있는데, 주로 소프트웨어에 의한 데이터 압축 등에 이용되며 카메라 시스템 전체의 관리 및 외부와의 통신, 자체 메모리 보호 및 스케줄링 등의 기능을 수행한다.

2.3.2 축적 및 전송 통신 탑재체

이 탑재체는 소형위성을 이용한 정보전달 시스템으로서 현재 전세계 아마추어 햄들 사이에서 널리 사용되어지고 있다. 이 서비스는 위성의 주 컴퓨터를 이용하여 제공되어지는 것으로서 12Mbytes의 메모리를 사용할 수 있다. 여기서 사용되는 통신 프로토콜은 AX.25라고 불리워지는 것으로 아마추어들간의 위성통신을 위하여 X.25 프로토콜을 개조한 것이다. 우리별 위성의 경우 지구상 전지역과 통신이 가능하므로 지상국의 위도에 따라 통신 가능시간 및 빈도가 다소의 차이는 있지만 우리나라의 경우, 우리별 위성을 통해 각각 약 14번 정도의 주기에 걸쳐 5~7회 교신이 가능하며 매 교신 당 약 10분에서 20분 동안 정보의 송수신이 가능하다.

2.3.3 소형위성용 차세대 컴퓨터

KASCOM(KAIST satellite computer)은 우리별 2호에 탑재된 차세대 소형위성용 컴퓨터로서 Intel사의 80C960MC 마이크로프로세서를 중앙 처리기로 사용하고 있다. KASCOM은 기존의 주 컴퓨터가 16bit인 것과 달리 32bit RISC(reduced instruction set computer) 구조로 되어 있으며 실수 연산기를 내장하여 고성능 연산에도 적합하다.

KASCOM은 10Mbyte의 메모리를 가지고 있는데, 이 중 2Mbyte는 하드웨어 EDCA 방식으로 우주환경에서 발생하는 SEU(single event upset)에 의한 에러를 보정해주며, 나머지 8Mbyte는 소프트웨어에 의한 에러 보정 방식에 의해 보호된다. 또한 이 탑재체의 개발과 동시에 KASCOM을 위한 실시간 다중 태스크 운용체제로 '별지기'를 개발하였다. 별지기는 RTX nucleus를 개조하여 개발된 운영체제로서 우선순위(priority) 방식으로 time sharing과 preemptive task scheduling이 가능하다. KASCOM은 우리별 2호의 소모전력 제한에 따라 실제 최대 연산능력보다 낮은 약 4MIPS(million instructions per second)의 연산능력을 갖도록 설계되어있다.

2.3.4 고속 변복조 실험장치

고속 변복조 실험장치는 소프트웨어를 이용한 변복조 기능의 구현을 통하여 현재 우리별 위성에서 사용중인 하드웨어 변복조 기능을 대체하기 위하여 개발된 것이다. 이 기능은 Texas Instrument사의 TMS320C30과 TMS320C25, 디지털 신호처리 전용 프로세서를 사용하는 컴퓨터 시스템에 의해 구현되어졌다. 이 탑재체는 위성내의 송수신 링크와 직접 연결되어 있으며 위성내의 다른 컴퓨터들과의 직렬 또는 병렬 통신링크를 통해 연결되어 있어 위성내의 컴퓨터와 지상국간에 요구되는 송수신 신호의 처리를 담당할 수 있게 되어있다.

이 탑재체는 특히 지구표면 촬영장치에 의해 촬영된 상당크기의 영상정보를 빠른 속도로 지상으로 송신시켜 주기 위한 목적을 갖고 있다. 기존의 9,600bps 전송속도는 축적 및 전송통신과 원격검침 정보, 그리고 영상정보를 함께 송신시켜 주기에는 다소 낮으므로 본 실험장치를 이용하여 19.2kbps 및 38.4kbps 전송속도로 데이터를 전송하고자 한다.

이와 같은 고품위 신호처리 및 고속 전송과 더불어 소프트웨어를 이용한 다양한 방식의 변복조 방식을 구현해 보고자 한다.

3. 운용 결과

우리별 1, 2호는 인공위성연구센터에서 시작한 첫번째 연구로서 인력양성과 우주분야의 연구경험 축적이라는 큰 뜻을 가지고 89년부터 약 4년간에 걸쳐 이룬 노력의 결실이다. 하지만 위성을 제작하는 것만으로 모든 것을 이루었다고 할 수는 없다. 위성의 운용을 통해 얻어진 경험과 발견된 미비점은 향후 개발되어지는 위성에 직접적인 입력이 될 수 있으며 위성이 운용되어지는 우주라고 하는 환경에 대한 정확한 이해가 없이는 위성 시스템의 완벽한 제작 또한 불가능하다.

위성개발을 처음으로 시작하는 상황에서 탑재체를 비롯하여 버스 시스템의 작은 부분에 이르기까지 우리별 1, 2호는 거의 모두가 하나의 실험장치라고 할 수 있다. 현재 우리별 위성의 운용은 자동화된 지상국에 의해 거의 무인화로 이루어지고 있으며 차세대 위성개발을 위한 운영 소프트웨어의 개발 및 지상국 운영요원의 훈련, 그리고 위성에 탑재된 탑재체의 데이터 분석용으로 활발히 사용되어지고 있다.

다음은 우리별 위성을 통하여 이루어지고 있는 활동을 간략히 소개한 것이다.

3.1 자세제어

우리별 위성의 자세변화는 통신, 온도, 전력, 탑재체의 운용 등 거의 전 분야에 직접적인 영향을 끼치게 된다. 따라서 위성의 자세를 결정하고 제어하는 일은 위성의 운용에 있어 가장 기본이 되는 일이다. 보다 정밀한 자세 결정 및 제어를 위한 연구와 위성용 소프트웨어의 개발은 위성이 수명을 다하는 순간까지 지속되어야 하는 것이다. 현재 우리별 위성은 약 $3\sim 5^\circ$ 이내($< 2\sigma$)의 자세 정밀도를 가지고 운용되어지는데 고도가 높은 우리별 1호의 경우 지구 자

기장이 상대적으로 낮은 이유 때문에 더 큰 오차를 가진다.

자세결정을 위하여 관측하는 3축 지구자기장 관측자료는 그 자체만으로도 아주 중요한 정보로써, 이미 잘 알려져 있는 지구자기장 모델과 비교 연구하는데 사용된다. 그림 6은 우리별 2호에서 측정된 지구자기장 데이터를 보여준다.

그림 6으로부터 Z축의 자기장 변화는 위성이 지구의 주위를 돌면서 생기는 자장의 극성변경을 발견할 수 있다. X축과 Y축 상에 나타나는 자기장의 변화 주기는 위성의 자전주기와 동일하며 이들 값과 기존의 자기모델을 비교하여 위성의 자세를 결정할 수 있게 된다(표유선과 이동훈 1994).

그밖에 우리별 2호에서 탑재된 태양 감지센서는 한국과학기술원 전기 및 전자공학과에서 자체 제작된 것으로 이에 대한 장기간에 걸친 성능 평가를 수행할 예정이다.

3.2 통신 시스템 관리

위성에 탑재된 송신기와 수신기에 관련된 각종 정보를 분석하는 것도 매우 중요한 일이다. 고출력 증폭기를 사용하는 송신기의 경우 환경의 변화에 따라 불안정해질 수 있다. 특히 위성이 발사로부터 분리에 이르는 짧은 시간동안과 우주의 진공상태로 노출되는 기간동안 송신기가 안정된 상태로 동작하는지, 진공에서 간혹 발생하는 방전현상은 나타나지 않는지, 그리고 계속되는 온도변화를 겪으며 계획된 임무기간동안 안정된 상태로 동작하는지 등을 송신기내의 여러부분에서 얻어지는 원격점검 정보를 이용하여 관찰한다.

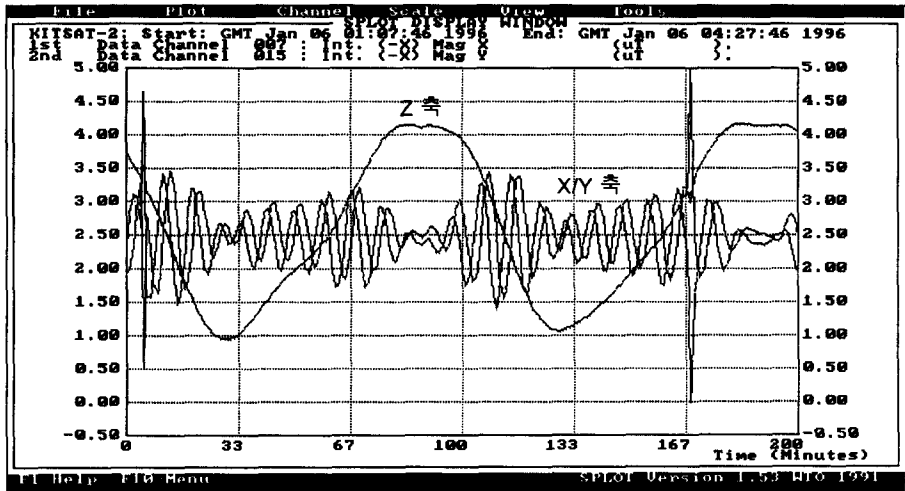


그림 6. 우리별 2호의 지구자기장 변화 곡선.

수신기를 통해서도 매우 흥미있는 사실을 관찰할 수 있다. 우리별 위성의 수신기는 -110 dBm 정도의 약한 신호를 감지할 수 있도록 설계되어 있다. 또한 수신기에는 수신된 신호의 세기를 나타내는 아날로그 원격검침 정보 채널이 있는데 이를 이용하여 수신기가 사용하는 주파수 대역에 있어 전세계 위치에 대한 신호 잡음 레벨의 측정이 가능하다. 그림 7은 실제 위성에서 측정된 값을 나타낸 것으로 지역별로 신호 잡음 레벨에 상당히 큰 차이가 있음을 발견할 수 있다. 이외에도 통신시스템에 대한 원격검침 정보로부터 송수신 주파수의 안정도 및 도플러 편이에 대한 추적이 가능하다.

그림 7의 결과는, 전 세계에서 우리별 위성을 이용하는 지상국이 동일하게 분포한다고 가정할 경우 아시아 지역에서 위성의 수신기가 감지하고 있는 대역의 주파수에 대한 신호의 크기가 상대적으로 크다는 것을 알 수 있다. 실체는 위성을 이용하는 지상국들이 미국과 유럽지역에 더 많음을 고려한다면 이 결과는 아시아 지역에서 주파수의 관리가 미흡함을 단적으로 보여주는 예가 될 것이다.

3.3 전력 균형도

위성내에서 소모되는 전력과 태양전지판을 통해 공급되는 전력에 대한 균형도 분석은 위성의 운용에 있어 가장 중요한 요소로서 위성에 탑재된 탑재체의 운용 스케줄링에 절대적으로 필요한 내용이다. 태양전지판은 일종의 반도체 소자로서 장시간 우주환경에 노출되어 있으면 우주의 방사선에 의하여 태양에너지를 전기에너지로 변환시킬 수 있는 효율이 감소하게 된다.

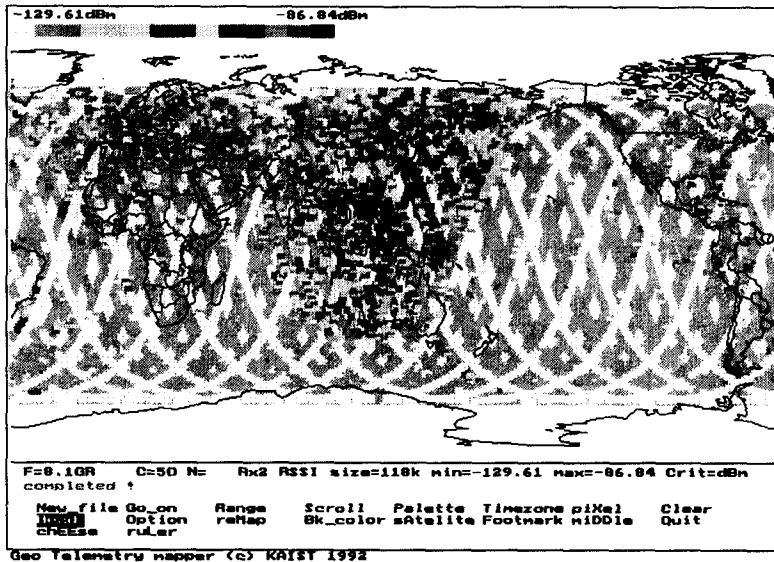


그림 7. 우리별 2호에서 측정된 수신신호 잡음 크기.

즉, 시간이 지나면서 위성이 사용할 수 있는 전력의 양은 점점 줄어들게 된다. 이것은 위성의 수명과 직접적으로 연결되므로 매우 중요한 것이며 이러한 정보를 잘 관측하여 분석하는 것은 앞으로 위성의 개발하고 운용하는데 있어서 절대적으로 필요한 것이다. 그림 8은 우리별 2호의 태양전지판 및 축전지 전압의 변화를 나타낸 것으로 약 2주기동안의 경향을 보여준다. 태양전지판의 경우 태양으로부터 에너지를 받는 동안 항상 전력부에 의해 최대전력을 발생할 수 있는 전압에서 동작되도록 조정된다.

태양전지판을 통해 생성된 전력을 효율적으로 관리하는 것도 중요한 일이다. 이 기능은 NiCd 축전지와 축전지 충전부에 의해 이루어진다. 축전지는 위성이 지구에 의해 태양으로부터 가리워져 있는 기간동안 전력을 공급해 줄 수 있는 유일한 전력원으로서 매 주기마다 한 주기의 약 35%에 해당하는 시간동안 위성의 버스 시스템과 탑재체에서 요구하는 전력을 안정적으로 공급해 줄 수 있어야 한다. 또한 위성이 햇빛에 노출되어 있는 기간동안 다시 완전한 충전이 이루어질 수 있어야 한다. 따라서 축전지의 충전 상태를 적절하게 조절하지 못하면 축전지의 용량이 줄거나 수명의 단축이 초래될 수 있다.

전력 분배부에서 각각의 서브시스템으로 공급되는 전류의 양을 관찰하는 것 또한 위성체 내부의 시스템에 대한 동작상태를 파악하는데 유용한 정보가 된다. 각 시스템에서 소모되는 전류량의 변화에 대한 정보는 위성 운용상에 문제가 발생되었을 경우 그 원인을 분석하는데 중요한 자료가 된다.

3.4 온도 변화

공기와 같은 열전달 매체가 존재하지 않는 우주공간에서 위성은 극심한 온도 변화를 겪게 되는데 위성체 내부의 서브시스템별로 큰 온도 차이가 나타날 수 있다. 그림 9는 우리별 위성

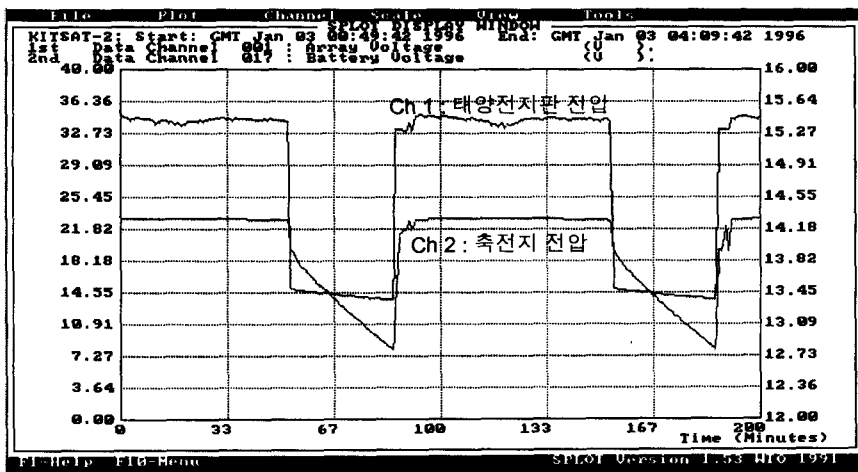


그림 8. 우리별 2호의 태양전지판 전류 및 축전지 전압의 변화.

에 있어 가장 온도 변화가 극심한 태양전지판과 외부에 장착된 지자기 감지센서 그리고 축전지의 온도 변화 곡선을 보여준다. 그림 9의 결과는 위성체 외면에 부착된 태양전지판의 경우 외부로부터의 열적환경변화에 가장 빠른 반응을 보이고 있음을 보여준다. 축전지의 경우 외부로부터 유입된 열에너지가 다시 전도에 의해 열적 평형을 이루게 되므로 상대적으로 가장 느린 온도반응 특성을 나타내게 된다.

위성의 설계기간동안 지상에서 이미 많은 컴퓨터 시뮬레이션과 환경시험을 통해 위성체 내부의 각 시스템들이 동작온도 범위내에서 운용될 수 있음이 검증되어져야 한다. 하지만 위성이 발사된 후 실제 우주에서 나타나는 위성의 온도변화를 관측하여 모델링 결과와 비교 분석한 후 문제가 발생될 경우 위성의 운용 스케줄을 변경하여야 한다. 우리별 위성의 경우 온도에 가장 민감한 부분은 축전지로서 축전지의 온도가 0°에서 30° 이내에서 운용될 수 있도록 조정하였다.

위성체 내부의 온도변화에 대한 지속적인 관찰은 위성체 내부의 시스템 고장시 원인분석에 중요한 이유를 제공할 수 있다. 특히 송신기나 전력부의 경우 온도에 민감한 변화를 보여준다.

3.5 축적 및 전송 통신 실험

우리별 위성의 축적 및 전송 시스템은 현재 전세계적으로 약 500명 이상의 아마추어 햄들에 의해 사용되어지고 있고 국내에도 10여개 이상의 지상국이 사용중에 있다. 이 시스템내에는 아마추어 햄들의 메시지 외에 위성의 상태와 관련된 자료뿐만 아니라 탑재체의 운용결과 등이 있기 때문에 위성에 관심이 있는 많은 사람들에게 의해 자유롭게 수신, 분석되고 있다.

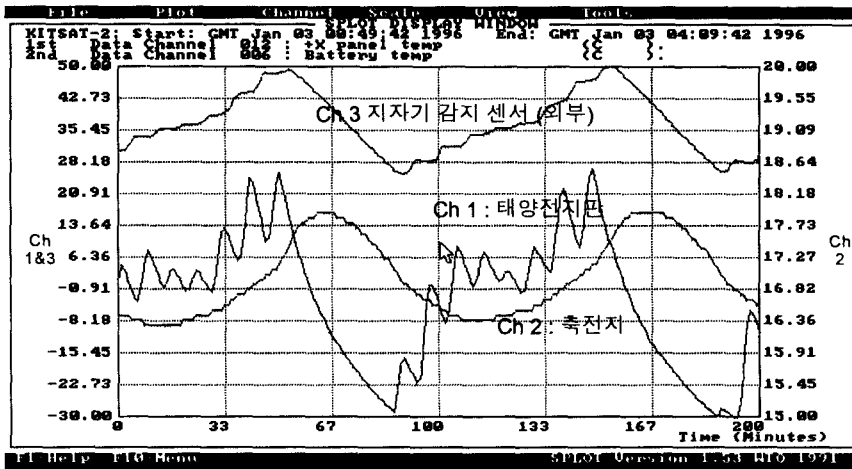


그림 9. 우리별 위성의 주요 부분별 온도 변화.

그림 10과 11은 축적 및 전송 통신 실험의 결과를 이용하여 분석한 것으로 1995년 일년동안 각각 월별 최대 데이터 전송속도 및 최대 채널 점유 시간을 나타낸 것이다. 그림 10의 결과는 우리별 1, 2호의 통신 링크상에 충분한 여유가 있기 때문에 위성의 고도에 영향을 받지 않고 있다는 것을 보여준다. 하지만 그림 11은 위성 고도의 차이에서 비롯되는 교신 가능 시간의 차이 때문에 우리별 1호가 매 교신당 채널 점유에서 우리별 2호에 비해 약 두배정도 긴 시간을 가진다는 것을 보여준다.

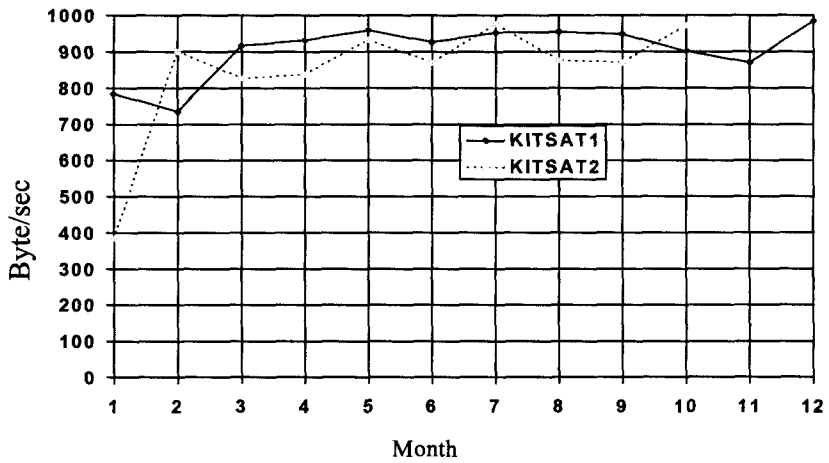


그림 10. 최대 데이터 전송속도(1995년).

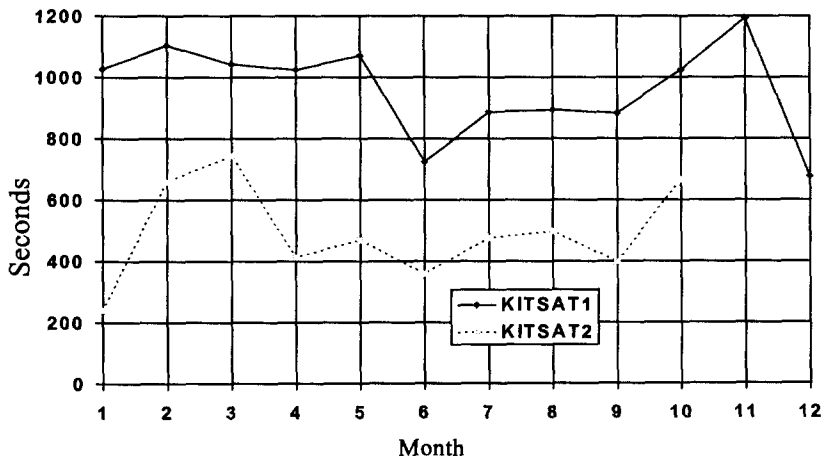


그림 11. 최대 채널 점유 시간(1995년).

3.6 우주환경 분석

우주 방사선 환경은 위성이 겪어야 하는 가장 극심한 환경 조건 중의 하나이다. 위성체의 모든 부분은 이러한 방사선 환경에 의한 영향을 받게 되는데 그 중 가장 큰 영향을 받게 되는 것은 반도체 기억소자이다. 반도체 기억소자는 우주에 존재하는 고에너지 입자에 의해 그 내용이 바뀌어지거나(single event upset, SEU), 심한 경우 아주 못쓰게 되기도(latch up or burn out) 한다. 그림 12는 우리별 2호에서 측정된 SEU 발생위치를 나타낸 것이다. 이 결과는 널리 잘 알려진 south atlantic anomaly 지역에서 SEU의 발생빈도가 가장 높다는 것을 잘 보여주고 있다.

우리별 위성에 탑재된 다양한 컴퓨터 및 마이크로프로세서들에는 많은 반도체 기억소자가 들어 있다. 이 기억소자들에는 중요한 관측결과나 위성의 운용에 관련된 프로그램들이 저장되어 있다. 따라서 이러한 기억소자에 문제가 생기는 것은 위성의 운용에 치명적인 영향을 초래할 수 있다. 따라서 우리별 위성내에 기억소자가 사용되는 부분들에는 위성의 운용에 있어 그 중요도에 따라 하드웨어적 또는 소프트웨어적으로 보호장치를 갖고 있다.

이러한 보호장치들은 우리별 위성에 사용된 기억소자들이 종류별로 우주환경에 어떻게 반응하는가를 규명하는데 중요한 자료를 제공하기도 한다. 특히 우리별 위성에 의해 분석된 이 시험 결과는 다른 선진 외국 연구기관에서 발표하는 태양활동의 변화 자료와 더불어 우리별 위성에서 관찰된 현상을 규명하는 연구를 수행하고 있다(Min *et al.* 1993, 신영훈 등 1994).

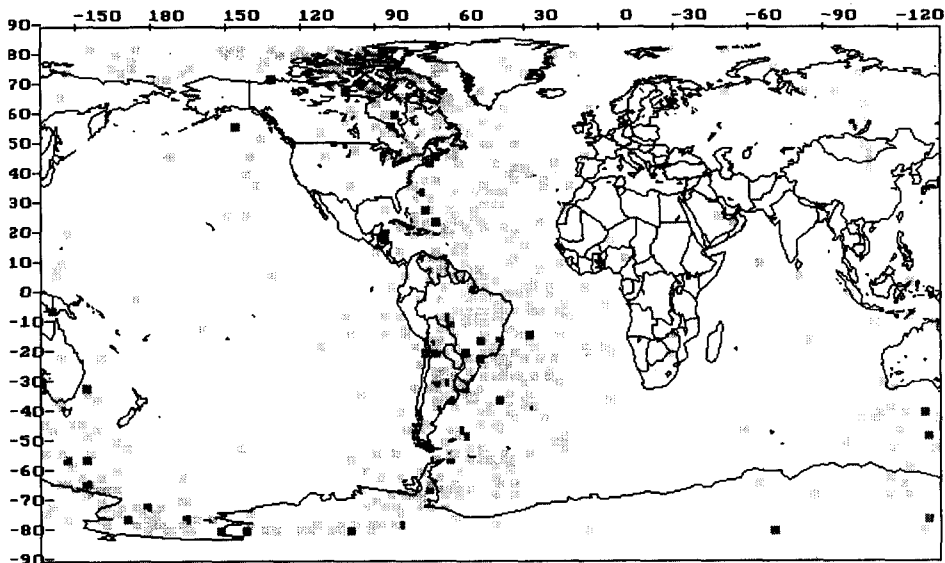


그림 12. 우리별 2호의 KASCOM내 program memory에서 발생된 single event upset.

3.7 지구표면 촬영

상용 관측위성에서와 같이 우리별 위성의 지구표면 촬영 탑재체는 가시광선과 근적외선 대역의 스펙트럼을 사용하고 있다. 이 때문에 이 탑재체의 운용을 통해 유용한 지구정보를 얻기 위해서는 촬영하고자 하는 지역의 기상상태를 미리 아는 것이 중요하다. 인공위성연구센터 지상국에서는 GMS 기상위성을 이용하고 있다. 현재 우리별 위성에서는 약 1,000여장의 지구표면을 촬영하였다.

위성에서 촬영된 영상정보는 지표면이 곡면인 관계로 찌그러짐이 발생되는데 이를 위해 지정학적 보정이 필요하다. 또한 지구의 대기상에 존재하는 수분 및 공기 입자에 대한 왜곡 현상을 보정해 주기 위한 대기보정이 필요하다. 이러한 일련의 보정작업을 전처리 과정(*pre-processing*)이라고 하는데, 그림 13은 우리별 1호의 광각 카메라로부터 얻어진 원시 데이터로부터 전처리 과정을 거쳐 얻어낸 영상을 보여준다.

3.8 KASCOM

KASCOM은 현재 컴퓨터 하드웨어 및 주변회로에 대한 시험을 성공적으로 마쳤으며 별지기에 대한 시험을 수행중이다. 이와 더불어 우리별 3호의 주 컴퓨터로 사용될 KASCOM을 위한 운영체계의 *upgrade*를 수행중에 있다.

또한 KASCOM에 탑재된 10Mbytes의 고집적 메모리에 대한 우주환경에서의 동작상태를 시험중에 있다(Kim *et al.* 1994, 김기형 등 1993).

3.9 고속 변복조 실험장치

고속 변복조 실험장치를 이용하여 38.4kbps 통신링크 실험을 완료하였으며 앞으로 다양한 변복조 방식을 소프트웨어적으로 구현 시험할 예정이다.

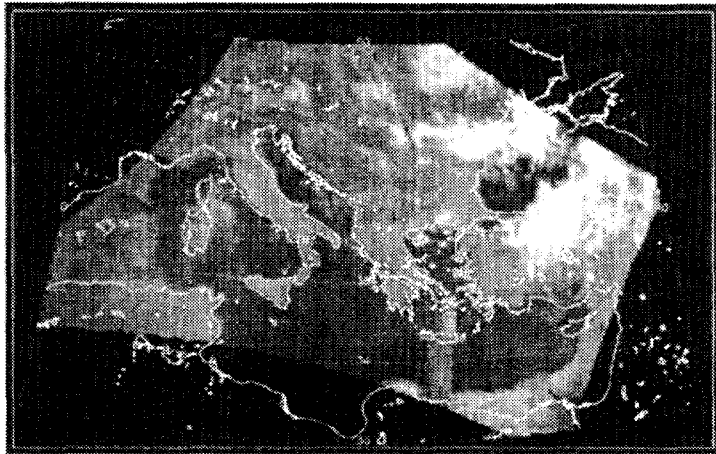


그림 13. 지구표면 촬영장치를 통해 얻어진 영상의 보정 결과(지중해 및 이탈리아 반도).

4. 결 론

지금까지 우리별 1, 2호의 시스템 제원 및 그 동안의 운용결과에 대하여 간략하게 소개하였다. 위성체 내부의 각 시스템별 세부사항은 별도의 논문을 통해 자세하게 알 수 있을 것이다.

인공위성연구센터는 우리별 1, 2호의 개발을 통해 소형위성에 대한 기술을 국내에 정착시키고 그것을 바탕으로 독자적인 소형위성의 설계 및 제작능력을 확보하였다고 자부한다. 현재 개발 중인 우리별 3호는 전세계적으로 주목받고 있는 소형위성의 신기술 경향을 수용하여 독자적인 설계를 바탕으로 고급의 지구관측 및 우주과학 실험을 수행할 수 있는 기술시험위성이 될 것이다.

감사의 글: 한국과학기술원 인공위성연구센터는 그 동안 우리별 1, 2호의 개발 및 운영에 많은 지원과 아낌없는 성원을 보내주신 한국과학재단, 과학기술처, 정보통신부, 그리고 정부출연 연구소 및 산업체 등에 진심으로 고마움을 표한다.

참 고 문 헌

- 김기형, 김형신, 박규호, 최순달 1993, 전자공학회 추계학술대회 (인하대학교: 인천)
- 박찬왕, 유상근, 박성동, 김성현, 이서림, 이임평, 성단근, 최순달 1993, 전자공학회지, 21, 36
- 신영훈, 민경욱, 최영완, 김성현 1994, 한국우주과학회지, 11, 131
- 표유선, 이동훈 1994, 한국우주과학회지, 11, 81
- Kim, H., Park, J., Kim, K., Lee, H. & Choi, S. 1994, 13th IEEE/AIAA Conference on Digital Avionics System
- Kim, S., Sung, D. & Choi, S. 1992, in APMCSTA Workshop, p.171
- Lee, I., Sung, D. & Choi, S. 1993, 7th AIAA/USU Conference on Small Satellites
- Min, K., Kim, S., Shin, Y. & Choi, Y. 1993, KJASS, 10, 103