

저궤도 소형위성 우리별 1,2호의 원격검침 및 명령부

김 성 현 · 성 단 근 · 김 형 명 · 최 순 달

한국과학기술원 인공위성연구센터

네 빌 빈

써리위성기술회사, 영국

TELEMETRY AND TELECOMMAND SYSTEM OF LOW-EARTH-ORBIT MICROSATELLITE, KITSAT-1 AND 2

Sunghoon Kim, Dan Keun Sung, Hyung-Myung Kim and Soon Dal Choi

Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701

Nevile Bean

Surrey Satellite Technology Limited, Guildford, Surrey GU2 5XH, UK

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

요 약

우리별 1, 2호의 원격명령부는 지상의 지구국, 또는 위성내 부 컴퓨터로부터 위성의 각부분을 제어하는 명령을 수신하여 적절한 전기적인 신호로 해당 부분에 전달하는 역할을 한다. 원격검침부는 위성의 건강 상태나 운영 상태를 나타내는 각종 정보를 취합하여 지상으로 전달하는 역할을 한다. 원격 검침 및 명령부를 이용하여 위성내의 나머지 부분들을 제어할 수 있으며, 또한 동작 상태를 측정할 수 있으므로 위성내의 어느 시스템보다도 높은 신뢰도가 요구되는 시스템이다. 특히, 저궤도 소형위성이라는 특수한 상황을 고려하여 설계되었으며, 위성 시스템의 전체 구성이 효율적으로 이루어질 수 있도록 개발되었다. 우리별 1, 2호는 1992년 8월과 1993년 9월에 각각 발사되어 지금까지 성공적으로 운용되고 있으며, 탑재된 원격검침 및 명령부도 정상적인 동작을 하고 있다.

ABSTRACT

The telecommand system of KITSAT microsatellite receives commands from ground stations or on-board computers. It decodes, validates and delivers commands to subsystems. The telemetry system is to collect, process and format satellite housekeeping and mission data for use by on-board computer and ground station. It is crucial for the telemetry and telecommand system to have high reliability since the spacecraft operation is mostly based on the function of this system. The telemetry and telecommand(TTC) systems for KITSAT-1 and 2 had been developed under the consideration of the space

environment of Low-Earth-Orbit and the limited mass, volume and power of micro-satellite. Since both satellites were launched in August 1992 and September 1993 respectively, they have shown to be working successfully as well as the TTC systems on-board both satellites.

1. 서 론

지구 대기권 밖의 먼 거리에서 지구를 선회하는 인공위성 시스템은 지상의 관제소에서 보내는 제어신호를 받아서 처리하고, 또한 위성의 건강 상태나 동작 상태를 지상의 관제소로 전송하는 시스템이 필요하다. 이와 같이 인공위성을 원격조정하는 것이 가능하도록 위성내에 장착된 시스템이 바로 원격검침 및 명령부이다. 원격명령부는 지상의 명령을 수신하고 올바른 명령이 전송되었는지를 확인하는 일을 담당한다. 올바른 명령으로 판명된 정보는 그 속에 담겨져 있는 내용에 따라 위성내의 각종 시스템을 제어하는 신호로 바뀌어져 전달된다. 원격 검침부는 반대로 위성 각 부분의 상태를 측정하는 각종 센서나 프로세서의 정보를 수집하여 일정한 형식에 맞추어 지상으로 전송한다. 이를 통하여 지상에서는 위성의 상태를 파악할 수 있다.

최근에는 막대한 예산을 들여서라도 고장난 인공위성을 수리하는 경우도 있다. 하지만 일반적으로 인공위성은 일단 발사된 후에는 더 이상 직접 손을 댈 수 없다. 위성을 조정하는 유일한 방법은 원격 명령을 통해서이며, 또한 위성의 상태를 알 수 있는 유일한 방법도 원격 검침 정보를 이용하는 것이다. 따라서, 원격검침 및 명령부는 그 시스템 자체의 기능과 성능도 중요하지만 위성내의 다른 시스템과의 접속이 어떻게 되어 있는 지도 매우 중요하다. 불필요하게 너무 많은 제어 기능이나 검침 기능을 가지는 경우 전체 시스템이 너무 복잡해질 수 있으며 실제 운용에 있어서도 혼선을 야기시킬 수 있다. 반면 제어 기능이나 검침 정보가 부족하도록 설계가 되면 예기치 않은 문제가 발생했을 경우 대처할 수 있는 가능성이 상당히 줄어들게 된다(Wertz 1991).

실제로 원격 명령부와 검침부의 설계는 단순히 위성내 한 부분을 설계하는 일만이 아니라 전체 위성 시스템의 구조를 형성하는 기본 틀을 구상하는 일이며 또한 위성을 어떻게 운용할 것인가 하는 계획을 수립하는 것을 포함하는 일이다. 이 시스템이 얼마만큼 효율적이고 확장 가능하게 만들어졌느냐에 따라서 전체 위성 시스템의 구성이 효율적이고 확장 가능하게 되는 것이 일반적이다.

우리별 1호와 2호의 원격검침 및 명령부는 저궤도 초소형 위성의 상황에 적합하도록 설계되었다. 이 시스템은 근래에 항공기나 상용 혹은 군용 위성에서 흔히 쓰이는 MIL-STD-1553B 통신망을 이용하는 시스템 구성 및 제어 방식과는 달리 고전적인 중앙 집중식 방식을 사용하고 있다. 본 논문은 이 시스템을 설계하는데 있어서 고려해야 하는 요구조건들과 각 시스템에

표 1. 원격검침 및 명령부의 설계시 고려사항.

기능적 측면	<ul style="list-style-type: none"> - 위성을 원할히 제어하고 동작 상태를 확인할 수 있어야 한다. - 위성의 명령부는 허가된 사용자만이 사용할 수 있도록 한다. - 모든 명령을 수신 후 검증하여 잘못된 명령의 실행을 예방한다. - 여러 경로를 통하여 명령을 수신하고 또한 검침 정보를 송신할 수 있도록 한다.
신뢰성	<ul style="list-style-type: none"> - 한 부분의 고장에 의하여 전체 시스템이 마비되지 않도록 한다. - 명령 수신 및 검침 정보 송신 경로를 다양하게 하여 다른 시스템의 부분적인 고장시에 동작할 수 있도록 한다.
소모전력	<ul style="list-style-type: none"> - 원격명령 및 검침부는 위성이 동작하는 한 항상 전력이 공급되어 있어야 하므로 최소한의 전력만 소모하도록 한다.
무게 및 부피	<ul style="list-style-type: none"> - 가능한 한 최소한으로 설계한다.
우주방사선 환경	<ul style="list-style-type: none"> - 일년에 약 1Mrad정도의 방사선 조사량을 5년 이상 견딜 수 있어야 한다. - SEU(single event upset)와 같은 현상이 일어날 경우 자동적으로 복구되는 기능이 있어야 함.

관해 설명하고 있다. 2장에서는 우선 원격명령부와 검침부의 설계에 있어서 고려해야 할 중요한 사항들을 설명하였고, 3장과 4장에서는 원격명령부와 검침부의 구성을 각각 설명하였다. 5장에서는 우리별 1호의 원격탐사 정보를 예로 제시하였고, 6장에서는 발사 후 우주에서 동작하고 있는 원격검침부에서 보내 온 자료에 관하여 소개하고 있다. 7장에서는 결론과 함께 앞으로 연구 개발해 나아갈 방향에 관해 논의하였다.

2. 설계상의 고려 사항

원격검침 및 명령부의 설계는 주어진 상황에서 원하는 기능을 모두 수행하는 가장 신뢰성 있는 시스템을 설계하는 것을 목표로 한다. 즉, 필요 이상의 기능을 구현하거나 새로운 기술을 시도하기 보다는 가능한 한 이미 확인된 기술들을 최대한 이용하여 우주에서의 고장 가능성을 최대한으로 줄이고 정해진 기능을 항상 수행할 수 있도록 개발하는 것이 중요하다. 원격검침 및 명령부의 개발에 있어서 고려해야 할 사항들 중 우리별 1호와 2호의 상황에서 중요한 몇 가지를 살펴보면 표 1과 같다.

3. 원격명령부

원격명령부는 그림 1에 보인 것과 같이 구성되어 있다. 이 시스템은 크게 명령을 수신하고 이를 검증하는 CD(command decoder)와 CD의 제어를 받아 전기적 신호를 출력하는 CLB(command latch bank)를 중심으로 이루어져 있다. 이 기능을 하는 블록들을 2개 혹은 4개씩 중복하여 사용함으로써 신뢰성을 높이도록 하였다. 4개의 CD와 2개의 CLB를 연결하는데는 TSM

(time-slicing mux)이 사용되었다. 원격명령부는 5V 전원을 사용하며 약 0.1W 이하의 적은 전력을 소모한다.

원격명령을 수신하여 처리하는 CD는 마이크로프로세서 87C51을 이용하여 구현하였다. 87C51의 내부에 있는 각종 register나 데이터를 저장하는 128byte의 RAM은 방사선 입자에 의하여 SEU(single event upset)와 같은 문제가 발생할 수 있다. 따라서 동작 상태를 감시하고 있는 회로를 구현하여 이상 상태가 발생시에는 하드웨어적인 reset신호를 발생하여 복구를 시도하도록 하였다. 각각의 CD는 서로 다른 전원을 사용함으로써 만약의 경우 회로에 문제가 있어 과전류가 흐를 경우 그 부분에 해당하는 퓨즈에 의하여 전원이 차단되고 나머지 부분들의 동작에는 영향을 미치지 않도록 설계하였다. CD-3은 8개의 입력 중 하나를 선택할 수 있도록 하였으며 CD-0, 1, 2의 입력을 중복하여 배치하고 나머지는 그 외의 명령 전달 경로에 연결함으로써 여러가지 경로를 통하여 위성을 제어할 수 있도록 하였다.

명령 신호를 출력하는 CLB는 CMOS latch를 이용하여 구현하였으며 외부에 신호를 전달하면서 동시에 외부 회로에 문제가 있을 때 CLB를 보호할 수 있도록 회로적으로 고려하였다. 두개의 CLB에는 각각 64개의 출력 단자가 있다. 모든 출력 단자의 신뢰도를 높이기 위하여 이중으로 설치하기에는 너무 많은 숫자이므로 이중화가 되어 있지 않다. 출력 단자의 고장을 대비하는 장치가 원격명령부 내부에 없으므로 중요한 명령의 경우 명령을 받는 시스템에서 2개 이상의 출력 단자를 사용하도록 하였다. 두개의 CLB는 각각 독립된 전원을 사용하고 있다. CD와 CLB를 연결하는 TSM은 외부의 제어를 받지 않고 독립적으로 동작을 하고 있다. 주된 기능은 짧은 시간 간격으로 각각의 CD에게 CLB에 정보를 보낼 수 있도록 시간을 할당하고 필요한 데이터 버스를 연결해 주는 역할을 한다. TSM-0, 1은 각기 다른 전원을 사용하므로 부분적으로 고장이 났을 경우 다른 쪽에 영향을 미치지 않도록 설계하였다(김성현 1992, 정용길 1993).

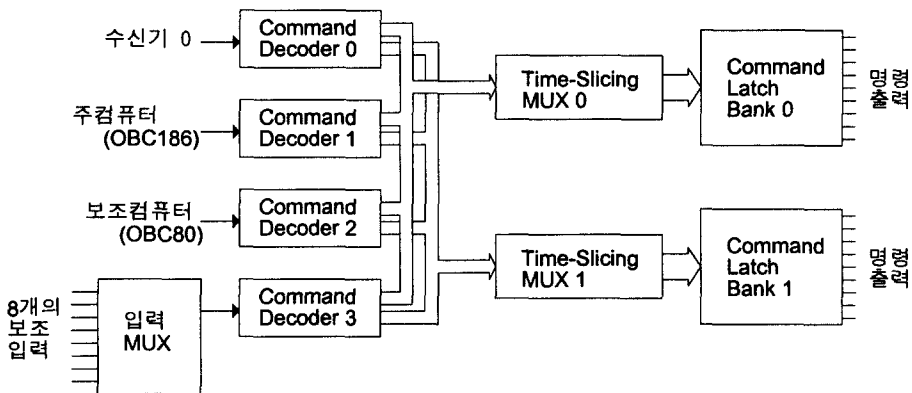


그림 1. 원격명령부의 구성.

지상국에서 원격명령을 보낼 때는 두가지 방법을 사용한다. 첫번째는 수신기-0을 이용하여 명령을 전달하는 직접적인 방법과, 두번째는 위성의 컴퓨터를 통하여 명령을 전달하는 간접적인 방법이다. 두 방식이 각각 운용상의 장단점을 가지고 있으므로 위성이나 지상국의 상태에 따라서, 혹은 명령의 종류에 따라서 두가지 방법 중 하나를 선택하여 사용하게 된다.

우리별 위성의 수신기-0는 지상에서 다른 지구국의 신호가 쉽게 들어오지 못하도록 수신 감도가 낮게 설계되어 있다. 수신기-0를 통하여 수신된 신호는 1,200bps AFSK(audio frequency shift keying) 복조기를 통과하여 CD-0에 전달된다. 이렇게 전달된 명령은 CD내의 확인절차를 거쳐 실행되게 된다. 이 방법을 사용하는 경우에는 간단한 경로를 거치므로 손쉽게 사용할 수 있는 장점이 있다. 단점으로는 순차적으로 실행되는 명령을 전송하기에 불편하다는 것이다. 여러개의 명령을 지상에서 전송할 경우 수신기-0에 제대로 수신되지 않은 명령들은 무시되고 수신된 명령들만 실행되게 된다. 따라서 순차적인 동작을 위하여 다수의 명령을 보낼 때는 원격 검침 정보를 통하여 확인하면서 진행하여야 하는 불편함이 있다.

위성의 컴퓨터를 통하는 경우에 지상국은 원격명령부와 직접 통신하지 않고 위성의 컴퓨터와 통신한다. 이 경우 수신기-1, 2를 통하여 9,600bps FSK(frequency shift keying) 방식을 사용한다. 통신 프로토콜로는 X.25를 수정한 패킷통신방식을 사용하고 있다. 명령을 송신하고자 하는 지상국은 컴퓨터와 접속하여 특수암호를 주고 받으면서 사용허가를 받은 후 명령을 전송하게 된다. 컴퓨터는 모든 명령이 제대로 수신되었는지를 지상국과 확인한 후 수신된 순서대로 원격명령부에 전달한다. 이 방식을 통하여 보다 안전하게 명령을 전송할 수 있다.

4. 원격검침부

원격검침부는 위성내 각 부분의 상태를 측정하기 위한 각종 센서들의 값을 입력으로 받아 들이고 있다. '0' 혹은 '1'의 상태로 나타내어질 수 있는 디지털 신호들은 상태표시 신호(digital status point)로 분류하여 DMA(digital mux array)를 통하여 수집된다. 그 밖에 온도, 전압, 전류를 비롯한 각종 아날로그 센서들의 출력은 AMA(analog mux array)를 통하여 수집된다. AMA에 의하여 순차적으로 선택되는 아날로그 신호는 0V에서 +5V의 사이의 신호로서 ADC(analog-to-digital converter)에 의하여 12bit의 디지털 정보로 변환된다.

DMA, AMA 그리고 ADC를 통하여 들어오는 디지털 정보는 TE(telemetry encoder)에 의하여 일정한 형태의 원격검침 데이터로 만들어진다. 원격검침 데이터는 송신기로 보내져서 지상으로 송신될 수도 있고 운용 모드에 따라서 위성의 주 컴퓨터나 부 컴퓨터로 보내어진다. TE의 구성은 원격명령부와는 달리 마이크로프로세서를 사용하지 않고 논리회로의 조합으로 구성되었다. 단, 작은 공간에 TE를 구현하기 위하여 이 회로는 ASIC(application specific integrated circuit)으로 구현되었다. 그림 2는 원격검침부의 구성을 나타내고 있다. +5V와 +/-10V의 전원을 사용하며 약 0.1W 이하의 전력을 소모한다.

원격검침부의 동작은 크게 두가지 방식이 있다. 첫째는 원격검침부에서 직접 원격검침 정

보를 송신기로 출력함으로써 지상에서 실시간으로 신호를 수신하는 방식과 들쭉는 위성의 컴퓨터에 의하여 원격검침부의 정보가 수집되어 저장되었다가 지상국의 요구에 의하여 지상으로 송신되는 방식이다.

원격검침 정보를 실시간 송신하는 경우에는 TE가 원격검침부의 주 제어 장치로써 모든 원격검침 입력단을 순차적으로 측정하여 곧바로 송신한다. 이때에 원격검침 정보의 전송속도는 1,200bps이며 AFSK 방식으로 변조되어 전송된다. 이 방식은 저궤도위성의 경우 한 지상국이 항상 위성과 교신가능한 상황에 있는 것이 아니므로 모든 정보를 받아 볼 수 없다는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위한 것이 위성의 컴퓨터를 이용하는 방식이다.

위성의 컴퓨터를 이용하는 경우 TE는 컴퓨터의 명령에 의하여 지정된 입력단의 신호를 측정하여 다시 컴퓨터에게 보내준다. 컴퓨터는 원하는 원격검침 데이터를 이런 방식으로 수집하여 저장해 두는데 이 때 측정간격은 지상으로부터의 명령에 의하여 정해진다. 지상국에서는 원하는 시간에 하루에 한번씩 혹은 더 짧은 시간 단위로 모아진 데이터를 위성에 요구하여 수신할 수 있다. 이러한 방식으로 원격검침 정보를 수신할 경우 연속적으로 측정된 데이터를 받아 볼 수 있는 장점이 있다. 또한 위성의 컴퓨터는 실시간으로 원격검침 정보를 수신할 수 있도록 약 3초 간격으로 가장 최근의 정보를 송신한다. 이 경우 원격검침 정보는 9,600bps의 속도로 전송되며 FSK(frequency shift keying) 방식으로 변조된다(김성현 1992, 정용길 1993).

5. 우리별 1호의 원격검침 데이터

이 장에서는 우리별 1호의 원격검침 정보를 예로서 다음의 표 2와 표 3에 정리하여 나타내었다. 원격검침 데이터는 위성의 동작 상태를 쉽게 파악할 수 있도록 고려하여 정해졌다. 위

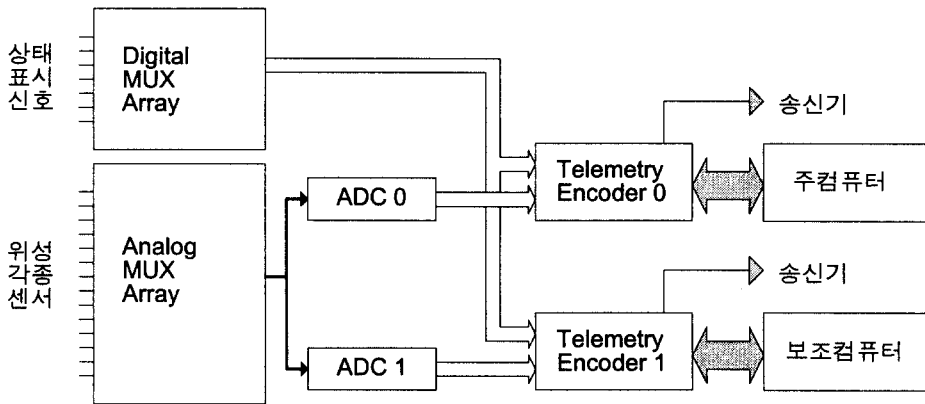


그림 2. 원격검침부의 구성.

표 2. 우리별 1호 아날로그 원격검침 입력.

채널	명 칭	보 정 식	채널	명 칭	보 정 식
0	Array Curent +X	0.2943N + 4.4294 (mA)	32	ASS 3	0.0012N + 0.0 (V)
1	Array Voltage	0.0135N + 0.2349 (V)	33	TX0 Forward	$9.94 \times 10^{-7} N^2 - 7.84 \times 10^{-4} N + 0.8$ (W)
2	Nav. Head Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	34	Rx0 RSSI	0.0235N - 131.2913 (dBm)
3	+14V Raw Current	0.7899N + 11.6282 (mA)	35	Rx0 Disc	0.0012N + 0.0 (V)
4	Panel Temp. -X	-0.0728N + 95.793 (°C)	36	+10V line volts	0.0035N + 0.0 (V)
5	+Z Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	37	-10V line current	0.0257N - 5.6932 (mA)
6	Battery Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	38	+ 5V line current	0.3446N + 1.478 (mA)
7	Int. (-X) Mag. Y	-0.0315N + 64.4867 (uT)	39	Ext. (+X) Mag Y	0.0309N - 62.4729 (uT)
8	Array Current -X	0.2902N - 1.1634 (mA)	40	ASS 4	0.0012N + 0.0 (V)
9	ASS 0	0.0012N + 0.0 (V)	41	TX1 Forward	$1.96e-5N^2 - 8.44e-2N + 95.8$ (W)
10	EHS (-X) Sensor	0.0012N + 0.0 (V)	42	Rx1 RSSI	0.0254N - 175.158 (dBm)
11	Battery current	-1.7784N + 3620.644 (mA)	43	Rx1 Disc.	0.0012N + 0.0 (V)
12	+X Panel Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	44	Rx1 AFC	0.0012N + 0.0 (V)
13	-Z Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	45	+10V line current	0.0262N - 0.3008 (mA)
14	TDE	0.0012N + 0.0 (V)	46	-10V line volts	-0.0040N + 0.0 (V)
15	Int. (-X) Mag X	-0.0329N + 67.1603 (uT)	47	Ext. (+X) Mag X	0.0318N - 65.0336 (uT)
16	+Y Array Current	0.3016N + 4.6607 (mA)	48	ASS 5	0.0012N + 0.0 (V)
17	Battery Voltage	0.0042N + 0.0 (V)	49	TX0 Reverse	0.0012N + 0.0 (V)
18	ASS1	0.0012N + 0.0 (V)	50	Rx2 RSSI	0.0254N - 175.158 (dBm)
19	PCM Input Current	0.2469 N + 30.6905 (mA)	51	Rx2 Disc	0.0012N + 0.0 (V)
20	-Y Panel Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	52	Rx2 AFC	0.0012N + 0.0 (V)
21	TX1 Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	53	+ 5V line volts	0.0021N - 0.0017 (V)
22	EHS (+Y) Sensor	0.0012N + 0.0 (V)	54	TX1 Current	0.5682N + 10.989 (mA)
23	Int. (-X) Mag R	0.0320N - 67.1909 (uT)	55	Ext. (+X) Mag R	0.0323N - 65.8852 (uT)
24	Nav. Box Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	56	TX1 Reverse	0.0012N + 0.0 (V)
25	Battery Sub-Mux	0.0004N + 0.0 (V)	57	EUD	0.0012N + 0.0 (V)
26	-Y Array Current	0.3026N + 3.5337 (mA)	58	DSPE0 & 1 Current	0.1144N - 15.748 (mA)
27	ASS 2	0.0012N + 0.0 (V)	59	DAC Voltage	0.0012N + 0.0 (V)
28	EHS Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	60	OBC186 CPU Current	0.1093N - 0.3582 (mA)
29	+Y Panel Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	61	Magnetorquer Polarity	0.0012N + 0.0 (V)
30	ADCS Temp.	-0.0728N + 95.793 (°C)	62	Boom Deployment	0.0012N + 0.0 (V)
31	Int. (-X) Mag Z	0.0306N - 62.7901 (uT)	63	Ext. (+X) Mag Z	0.0309N - 63.4651 (uT)

* N: Telemetry count.

성의 임무수행을 위한 탑재장치의 동작에 관한 데이터나 측정결과 데이터는 포함되어 있지 않다.

아날로그 원격검침 정보의 경우에는 위성에서 내려오는 디지털 정보를 이용하여 실제값을 계산하기 위한 보정식을 포함하였다. 표 2의 보정식은 지상에서 많은 측정을 통하여 구한 것이다. 일반적으로 정밀도가 크게 요구되지 않거나 선형적인 특성을 보이는 것들은 주로 동작하는 범위에 대하여 일차식을 이용하여 나타내었다. 송신기의 출력과 같은 경우에는 온도나 공급전원의 전압 변화에 따른 변화를 자세하게 관찰하기 위하여 이차식을 사용하기도 하였다.

표 3. 우리별 1호 디지털 원격 검침 데이터.

TX0 Power	Rx 1 Frequency	OBC186 DASH1	CCD T1 EDAC Disable
TX Relay Select 0	Rx 2 Mode	RAMDISK Logic Power	CCD T1 DASH0
TX0 Select Bit 0	Rx 2 Frequency	RAMDISK Bank 0	CCD T1 DASH1
TX0 Select Bit 1	Rx 2 AFC	RAMDISK Bank 1	CCD T1 Processor Error
TX0 Select Bit 2	Rx/TLM Mux Input Sel. Bit 0	RAMDISK Bank 2	CCD T1 EDAC Error
TX0 Freq Select Strobe	Rx/TLM Mux Input Sel. Bit 1	RAMDISK Bank 3	CCD uController Power
TX0 Pow. Select Strobe	Rx/TLM Mux Output DASH0	DSPE_C30 Analog Pow.+5v	CCD uController Reset
Tx0 Synthesizer Lock	Rx/TLM Mux Output DASH1	DSPE_C30 Digital Pow.+5v	CCD uController DASH0
Downlink 0 Digital Mux Bit 0	Command Decoder 0 Status 0	DSPE_C30 Reset	CCD uController Boot Select
Downlink 0 Digital Mux Bit 1	Command Decoder 0 Status 1	DSPE_C30 EPROM Selec	CCD Picture Taken
Downlink 0 Digital Mux Bit 2	Command Decoder 1 Status 0	DSPE_C30 DASH0	BCR A S/W control
Downlink 0 Audio Mux Bit 0	Command Decoder 1 Status 1	DSPE_C25 Power	BCR A DAC Enable
Downlink 0 Audio Mux Bit 1	Command Decoder 2 Status 0	DSPE_C25 Reset	BCR B S/W control
Downlink 0 Audio Mux Bit 2	Command Decoder 2 Status 1	DSPE_C25 DASH0	BCR B DAC Enable
Downlink 0 Audio Mux Bit 3	Command Decoder 3 Status 0	OBC80 Computer Power	BCR Changeover
Downlink 0 Mode Select	Command Decoder 3 Status 1	OBC80 Reset	BCR Status
Tx Relay	Command Mux Select Bit 0	OBC80 CPU Speed Select	PCM Changeover
TX1 Power	Command Mux Select Bit 1	OBC80 EDAC Enable	PCM Status
TX Relay Select 1	Command Mux Select Bit 2	OBC80 PROM Select	BoomPyro Main Enable
TX1 Select Bit0	TLM Power	OBC80 DASH0	BoomPyro Main Fire
TX1 Select Bit1	TLM R Power	OBC80 DASH1	BoomPyro Main Confirm
TX1 Select Bit2	TLM VLSI Reset	TDE Power	BoomPyro Backup Enable
TX1 Freq Select Strobe	TLM VLSI Baud Rate	TDE mod	BoomPyro Backup Fire
TX1 Power Select Strobe	TLM Address Select 0	CPE Logic Power	BoomPyro Backup Confirm
Tx1 Synthesizer Lock	TLM Address Select 1	CPE Reset	EHS +5v Power
Downlink 1 Digital Mux Bit 0	TLM Dwell Read	CPE Mode	EHS +10v Power
Downlink 1 Digital Mux Bit 1	TLM Dwell write	CPE DASH0	EHS -10v Power
Downlink 1 Digital Mux Bit 2	TLM Dash Select	CPE DASH1	EHS Reset Strobe
Downlink 1 Audio Mux Bit 0	TLM Frame Inhibit	CCD T0 Power	EHS DASH0 Enable
Downlink 1 Audio Mux Bit 1	OBC186 power	CCD T0 Reset	Magnetorquer Power +14V
Downlink 1 Audio Mux Bit 2	OBC186 R Power	CCD T0 DASH0	Magnetorquer Power +5V
Downlink 1 Audio Mux Bit 3	OBC186 Reset	CCD T0 Processor Error	Magnetorquer Power -10V
Downlink 1 Mode Select	OBC186 R Reset	CCD T1 Power	Int (-X) Nav Mag Power
Rx 0 Mode	OBC186 EDAC Enable	CCD T1 Reset	Ext (+X) Nav Mag Power
Rx 1 Mode	OBC186 PROM Select	CCD T1 Boot Select	Analog Sun Sensor +14V
Rx 1 AFC	OBC186 DASH0	CCD T1 Internal RAM Inh	EU D Power +14v

아날로그 입력중 측정하는 주기가 길어도 문제가 없는 것들은 묶어서 하나의 입력으로 할 당하였다. 채널 17 충전지 전압(battery volts)의 경우 12개의 입력이 순차적으로 측정되어 출력 되며, 채널 14 TDE의 경우 32개의 신호가 하나의 채널로 묶어져 있다.

디지털 원격검침 데이터는 위성에 있는 각종 스위치나 각종 컴퓨터를 비롯한 디지털 시스템의 동작 상태를 표시하는 정보들로 이루어져 있다. 각 데이터는 '0'이나 '1'의 두가지 상태를 가지게 된다. 표 3에서는 우리별 1호에서 사용하고 있는 디지털 원격검침 데이터의 종류를 예로서 표시하였다.

6. 우주 궤도상에서의 동작

우리별 1호와 2호의 원격검침 및 명령부는 발사 후 지금까지 고장없이 성공적으로 동작하고 있다. 위성을 발사한 후 초기 운용할 때나 위성의 기본적인 동작 모드를 변경할 경우에는 지상에서 직접 명령을 보내는 방식을 사용하였으며, 원격검침 데이터도 원격검침부로부터 직접 수신하는 방식을 사용하였다. 그러나, 일반적인 운용상태에서는 위성의 주 컴퓨터에 의하여 지상국과의 모든 교신은 이루어지고 있으며, 원격검침과 명령에 관한 동작도 주 컴퓨터에 의하여 이루어진다.

위성의 상태를 점검하기 위한 원격검침 데이터의 수집은 위성내의 컴퓨터에 의하여 이루어지고 있으며 하루에 한번씩 그날의 저장된 데이터 화일을 전송받는다. 이와 같이 궤도를 선회하는 동안 연속적으로 검침정보를 수집한 것을 WOD(whole orbit data)라고 부른다. 그림 3과 4는 우리별 1호와 2호로부터 수신한 1996년 1월 3일의 WOD 중 일부를 한 예로 보인 것이다.

그림 3과 4에 나타낸 것과 같은 WOD 자료는 위성의 상태 및 동작을 이해하는데 많은 도움을 준다. 그림 3에서 우리별 1호의 +X방향에 있는 태양전지판의 온도를 살펴보면 18°C에서 35°C 사이를 약 10분 주기로 움직이고 있다. 이것은 위성이 약 10분 주기로 자전하기 때문에 나타나는 현상이다. 또한 이 당시 우리별 1호는 궤도를 선회하는 동안에 지구 그림자에 들어가는 시간이 없는 때이므로 계속해서 10분 주기의 변화만을 보인다. 한편 그림 4에 있는 우리별 2호의 +X 태양전지판의 온도는 10분 주기의 자전에 의한 온도 변화와 함께 지구 그림자에 들어갈 때 온도가 많이 떨어지는 현상을 함께 나타내고 있다.

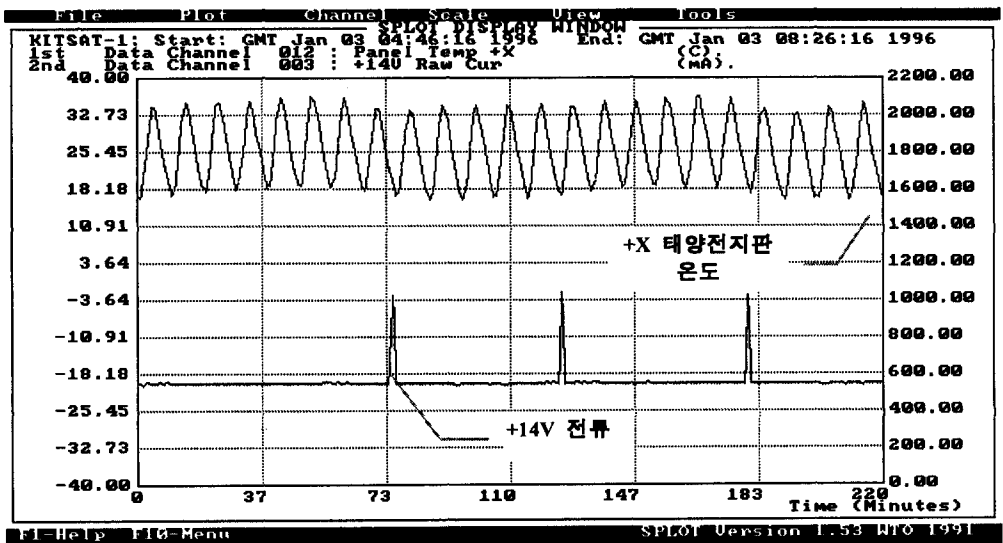


그림 3. 1996년 1월 3일 우리별 1호의 WOD.

+14V 선에 흐르는 전류의 양의 변화도 위성의 동작과 연관시켜서 관측할 수 있다. 그림 3에서 짧고 큰 peak가 관측된 것은 +14V 전원을 사용하면서 많은 양의 전류를 사용하는 자기토크 발생기를 순간적으로 동작시켰기 때문이다. 그림 4에서는 지구 그림자에 들어갔을 때 충전지의 방전에 의하여 +14V 전압이 떨어지는 것에 따라 전류의 양이 변하는 것을 볼 수 있으며, 이런 현상은 송신기와 같이 이 전압을 사용하는 시스템들의 동작 상태를 분석하는데 중요한 정보가 될 수 있다.

이와 같이 우리별 1호와 2호의 원격검침부는 위성의 동작과 각 부분의 상황을 면밀히 점검하는데 계속해서 이용되고 있다. 원격명령부도 그동안 부분적인 고장없이 성공적으로 동작하고 있다. 우리별 1호와 2호의 운용 상태는 하루 단위로 WOD 자료로 모아지며 각 시스템의 담당자들에 의하여 정밀 분석되고 있다.

7. 결 론

우리별 1호와 2호에서 원격검침 및 명령부는 매우 적은 전력을 소모하면서 주어진 임무를 성공적으로 수행하도록 개발되었다. 원격검침 및 명령부의 개발을 통하여 높은 신뢰도를 갖는 시스템의 설계에 관련된 기술과 경험을 얻을 수 있었으며, 우주에서 동작하는 하드웨어를 확보했다는 차원에서 의미가 있다고 할 수 있다.

앞으로 연구개발의 방향은 시스템의 확장이 쉽고 새로운 탑재체를 수용하기에 편리한 분

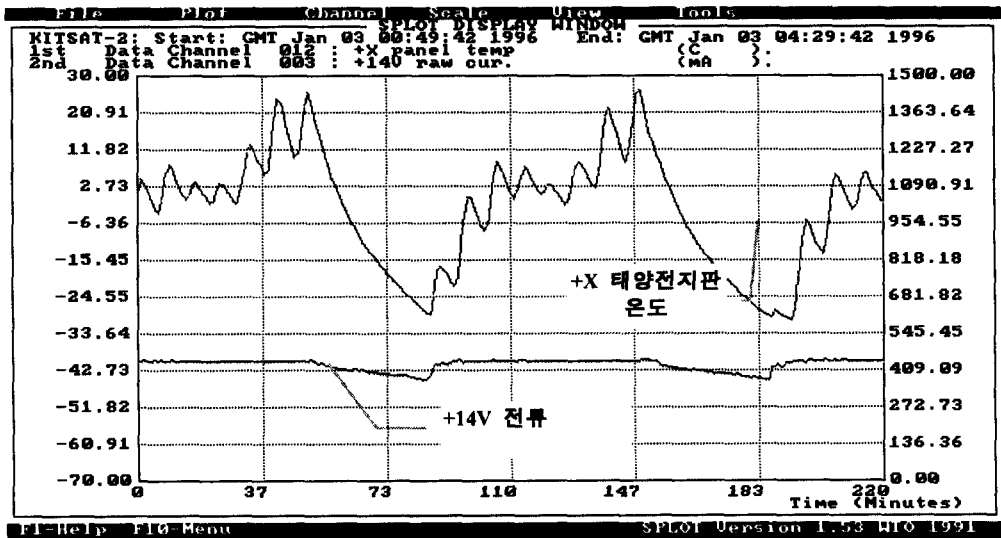


그림 4. 1996년 1월 3일 우리별 2호 WOD.

산형 시스템의 개발이 바람직하다고 할 수 있다. 상용의 MIL-STD-1553B를 이용한 시스템의 경우 우수한 성능을 지닌 반면, 가격이 매우 비싸며, 전력소모가 큰 단점이 있으므로 약 200kg 이하의 소형위성에는 적절치 못하다고 할 수 있다. 따라서, 우리별 1, 2호의 원격검침 및 명령부의 장점과 MIL-STD-1553B와 같은 상용 시스템의 장점을 접목하여 소형위성에서 사용할 수 있는 분산형 원격검침 및 명령부의 개발이 필요하며, 위성내 모든 데이터의 흐름을 관장하고 제어하는 시스템에 관한 연구개발이 계속되어야 한다.

참 고 문 헌

- 김성현 1992, 우리별 1호 원격검침 및 명령부 기술문서 (인공위성연구센터: 대전)
정용길 1993, 우리별 2호 원격검침 및 명령부 기술문서 (인공위성연구센터: 대전)
Wertz, J. R. 1991, Space Mission Analysis and Design, ed. J. R. Wertz & W. J. Larson (Kluwer Academic Pub.: Boston), p.380