

과학관측 로켓 KSR-420S의 탑재용 원격측정 시스템설계

(A Design of Onboard Telemetry System for the Scientific Sounding Rocket KSR-420S)

이 수 진* · 이 재 득* · 조 광 래* · 류 장 수*

(Soo Jin Lee*, Jae Deuk Lee*, Gwang Rae Cho*, Jang Soo Ryoo*)

요 약

과학관측 로켓 KSR-420S에 탑재되는 원격측정 시스템은 로켓이 비행중에 갖게되는 응력분포, 온도분포, 속도, 가속도, 압력, 자세 등의 제반특성 및 각종 회로동작 상태에 관한 정보, 오존, 이온, X-선 등의 과학연구용 관측 데이터를 취득하여 지상국으로 전송한다.

본 연구에서는 KSR-420S에 탑재된 PCM /FM원격측정 시스템에 대해서 기술하였다.

Abstract

Telemetry system which is mounted on the scientific sounding rocket KSR-420S transmits the informations about the performance of fighting rocket -distribution of the strain and temperature, acceleration, pressure, velocity, attitude etc. -, the status of onboard circuit operating and measured data for scientific research such as ozone, ionosphere, x-ray etc. In this paper, PCM /FM telemetry system which was mounted on the KSR-420S is described.

I. 서 론

1940년대 중반 미국에서 대기층 관측을 목적으로 탐사 로켓을 발사한 이후 호주, 영국, 프랑스, 일본, 소련, 미국이 주체가 되어 1957년을 국제지구관측년(IGY; International Geophysical Year)으로 제정하여 각 국에서 탐사 로켓을 이용하여 대기층 탐사를 수행하고 관측 데이터를 분석 및 상호교환 함으로써 로

켓을 이용한 대기층 탐사가 활성화 되었다.[1] 현재는 선진국은 물론 인도, 브라질, 파키스탄, 스웨덴 등 여러 개발도상국에서도 탐사 로켓을 이용 X-선, 오존층, 오로라, 이온층, 태양 흑점 관측 및 미소중력(Microgravity) 실험을 수행해 오고 있다.

국내에서는 1970년대에 군사목적의 로켓을 개발하였으나 그 내용이 공개되지 않았다. 과학탐사용 로켓은 1987년 천문우주(연)에서 과학기술처의 특정 연구

* 한국항공우주연구소(Korea Aerospace Research Institute)

개발사업으로 과학관측 로켓 개발을 위한 탐색연구를 산·학·연 협동연구로 시작한 후 과학관측 로켓 과학 1호, 2호를 1993년 6월 4일과 9월 1일에 각각 발사 성공하였다.

과학관측용 로켓에 탑재되는 원격측정 시스템(Telemetry System)에서 사용하는 통신방식은 크게 FM /FM 방식과 PCM /FM 방식으로 분류할 수 있다. FM /FM 방식은 각종 센서(응력, 온도, 압력, 가속도, 자이로 등)의 출력 신호(아날로그)가 VCO(Voltage Controlled Oscillator)에 의해서 각각 부 반송파로 변조되어 믹서에서 혼합 및 증폭된 후 송신기와 안테나를 거쳐 지상으로 신호를 송신하는 방식이다. PCM /FM 방식은 각종 센서의 출력이 PCM Encoder에 의해서 디지털 코드, 예를 들면 NRZ, BI Φ , DM 코드 등으로 변환된 후 FM /FM 방식과 동일하게 송신기 및 안테나를 거쳐 지상으로 신호를 송신하는 방식이다.[2]

이들 2가지 방식중에서 과학관측 로켓에 널리 쓰이고 있는 방식은 FM /FM 통신방식에 비해 신호대역폭이 넓은 단점을 가지는 반면에 RF 링크시 통신효율이 좋고, 잡음에 강하고, 아날로그신호와 디지털 신호를 동시에 취급할 수 있고, 채널수 및 Sampling Rate 그리고 각 채널간의 상대적인 Sampling Rate 조절이 가능한 PCM /FM 방식이다.

본 논문에서는 과학 1호에 사용한 PCM /FM 통신 방식의 탑재용 원격측정 시스템의 설계, 제작, 지상시험 및 발사결과를 다루었다.

II. 탑재용 원격측정시스템 설계

로켓에 탑재되는 원격측정시스템을 설계할 때에는 탑재 공간, 무게에 대한 제약조건과 온도, 진동, 충격, 고도 등의 환경조건을 고려해야 한다. 따라서 탑재용 원격측정 시스템에 사용되는 소자 및 서브시스템들은 MIL-SPEC에 규정된 환경조건 즉, <표 1>의 환경조건을 만족하는 것을 사용해야만 되고 설계 제작된 시스템은 시스템 레벨에서 이 환경조건에 견딜 수 있도록 제작되어야 한다.

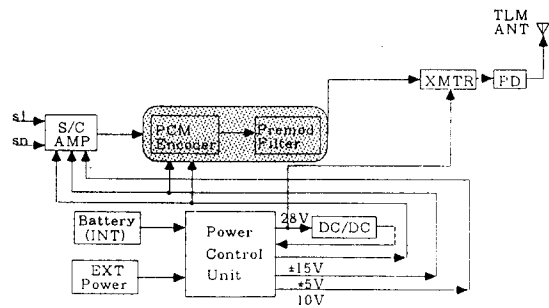
<표 1> 탑재용 원격측정시스템의 환경규격

<Table 1> Environmental Specifications of Onboard Telemetry System

환경	규격
온도	-40℃ ~ 120℃
고도	무한대
가속도	30g(gravity) (최소)
진동	20g(gravity), 20 ~ 2000Hz
충격	100g(gravity), 11ms

1. 탑재용 시스템 구성

탑재용 원격측정시스템은 온도, 압력, 응력, 가속도, 자이로 등의 센서와 센세출력을 PCM Encoder의 입력 레벨에 적합하도록 조절하는 S/C Amp.(Signal Conditioning Amplifier), 아날로그 신호를 디지털 코드로 바꾸어 주는 PCM Encoder, PCM Encoder 출력신호를 지상으로 전송하는 송신기, 안테나와 같은 송신시스템 그리고 각각의 서브시스템 및 센서회로에 바이어스를 공급하는 배터리 및 Power Control Unit등으로 구성된다.[2, 3, 4]



Board

ANT : Antenna, PD : Power Divider, S/C : Signal Conditionner, TLM : Telemetry, Premod : Premodulation, XMTR : Transmitter, RCVR : Receiver, PCM : Pulse Code Modulation, AMP : Amplifier

[그림 1] 탑재용 시스템의 구성도

[Fig. 1] Block Diagram of the Onboard System

2. 탑재용 시스템 설계

탑재용 시스템 설계시 고려할 사항은 센서에 따른 할당 채널수, 각 채널에 따른 S/C Amp.의 이득, PCM Encoder의 해상도, Bit Rate, 코드 형태, 출력특성, 송

신주과수 대역 및 각 서브시스템에 공급해야 할 바이어스전압과 전원용량 등이 있다.

가) 센서결정 및 채널 할당

본 논문에서 사용한 센서는 로켓의 성능분석에 필요한 가속도계, 공력가열현상을 측정하기 위한 온도계(RTD형), 비행하는 로켓의 내부 환경상태를 측정하기 위한 압력계, 설계된 로켓의 모터 케이스에 받는 힘을 측정하기 위한 Strain Gauge와 한반도 상공의 오존층 상태를 측정하기 위한 오존측정계로 결정하였다. 이들 센서에 대한 채널 할당은 <표 2>와 같이 결정하였다.

<표 2> 채널 할당

<Table 2> The Channel Assignment

측 정 항 목	할당 채널수
가 속 도	4
압 력	2
온 도	6
응 력	18
오 존	10

<표 2>의 센서 중 온도센서(RTD: Resistance Temperature Detector)와 응력센서(Strain Gauge)는 출력이 저항의 변화로 나타나기 때문에 전압변화로 바꾸기 위하여 3선식 Wheatstone Bridge 회로를 사용하였다.

나) Signal Conditioning Amplifier (S/C Amp.) 설계

본 논문에서 사용한 센서들의 출력은 아주 미소하게 변하기(수mV 단위) 때문에 PCM Encoder의 입력 레

<표 3> Signal Conditioning Amplifier의 특성

<Table 3> Characteristics of the Signal Conditioning Amplifier

항 목	세 부 규 격
이 득 [V/V]	가속도: 3 압 력: 82 온 도: 6 응 력: 200
출 력	0~5V

벨에 적합하도록 증폭을 시켜야 한다. 이 증폭기를 통칭 Signal Conditioner라 한다.

본 논문에서는 선정된 센서들의 출력특성 및 예상 최대측정치를 고려하여 S/C Amp.의 이득이 <표 3>과 같이 되도록 설계 제작하였다.

다) PCM Encoder 설계

PCM Encoder는 PCM /FM 통신방식에서 가장 핵심되는 장치로서 Signal Conditioner를 통해 나오는 센서출력 신호(아날로그)를 디지털 코드로 변환한 후 직렬 비트열 데이터로 변환하는 기능을 가지고 있다.

PCM Encoder를 설계하기 위해서는 입력 신호의 Sampling Rate (Major Frame Rate), 사용할 센서수에 따른 채널할당 및 PCM 포맷이 결정되어야 한다.

본 논문에서 사용한 센서 중 가속도 및 추진기관 압력을 제외한 나머지 센서들의 데이터 변화는 40Hz를 넘지 않기 때문에 Sampling Rate를 250Hz로 지정하였으며 데이터 변화가 많은 가속도 데이터는 Supercommutation 방식을 이용 Sampling Rate가 최대 1000Hz가 되도록 PCM 포맷을 결정하였다.

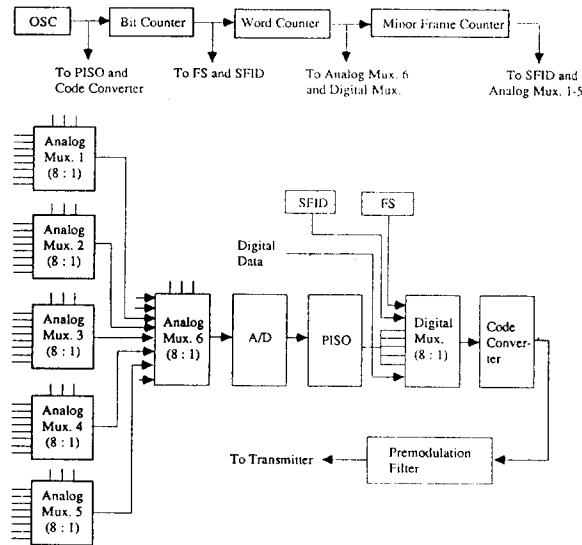
본 논문에서는 아날로그 40채널, 디지털 1채널을 갖는 PCM Encoder을 설계 제작하였는데 포맷은 <표 4>, 시스템 구성은 [그림 2], 특성은 <표 5>와 같다.

<표 4> PCM 부호기의 포맷

<Table 4> Format of the PCM Encoder

FS	SFID	WD0	WD1	WD2	WD3	WD4	WD5	WD6	WD7
1101110000	0...000	A1	A9	A17	A25	A33	D1		
-	001	A2	A10	A18	A26	A34	D1		
-	010	A3	A11	A19	A27	A35	D1		
-	011	A4	A12	A20	A28	A36	D1		
-	100	A5	A13	A21	A29	A37	D1		
-	101	A6	A14	A22	A30	A38	D1		
-	110	A7	A15	A23	A31	A39	D1		
-	111	A8	A16	A24	A32	A40	D1		

* FS: Frame Sync., SFID: Sub-frame Identifier, A1~A40: Analog Channel, D1: Digital Channel



[그림 2] PCM Encoder 구성도

[Fig. 2] Configuration of the PCM Encoder

<표 5> PCM Encoder 특성

<Table 5> Charaterisitics of the PCM Encoder

항 목	세 부 규 격
채널수	Analog: 40, Digital: 1
Bit / Word	10
Word / Minor Frame	8
Minor Frame / Major Frame	8
Sub-Frame ID	1 word
Frame Sync.	1 word
Sampling Rate	250 sample / sec
Bit Rate	160k bit / sec
입력 레벨	0~5V
출력 코드	BI ϕ -L
바이어스 전압	$\pm 15, 5V$
Premodulation Filter	Type: 6pole Bessel LPF 차단주파수: 250kHz

라) FM 송신기

FM 송신기는 PCM Encoder의 출력신호(PCM 코드)를 지상시스템에 송신하는 장치인데 일반적으로 Voltage Regulator, 주파수변조, 주파수체배, Power 증폭 그리고, 출력 Isolator 등의 기능을 포함하고 있다.

본 논문에서는 IRIG Standard 106-86의 규정 및 전파전송 방식(FM), 주파수(S-Band), 전송거리(최대 200Km), 전송손실 등을 고려하여[5] Aydin Vector

사의 T-105S 송신기를 사용하였다.

마) Power Divider 설계

로케트에 탑재될 송신안테나는 로케트의 회전이나 자세에 상관없이 지상시스템과 원활한 링크를 이루기 위하여 Spike 안테나가 180° 간격으로 2개 또는 90° 간격으로 4개가 부착된다.

본 논문에서는 로케트의 직경(42Cm)이 작기 때문에 2개의 안테나를 180° 간격으로 부착하였다. 이 두 안테나에 송신기의 출력을 균등하게 분배하기 위하여 Power Divider를 사용하는데 본 논문에서 설계 제작한 Power Divider의 특성은 <표 6>과 같다.

<표 6> Power Divider의 특성

<Table 6> Charaterisitics of the Power Divider

항 목	세 부 규 격
주 파 수 범 위	2.2~2.3GHz
V S W R	1.25 : 1(최대)
임 피 던 스	50ohms
삽 입 손 실	0.5dB(최대)
전 력 분 배	$\pm 0.5dB$
전 력	20W
커넥터	TNC female

바) 안테나

안테나의 형태와 종류는 무수히 많으나 전송하고자 하는 목적과 방법(주파수, 주파수 대역폭, 이득 등)에 적합한 안테나를 선정하여야 한다. 특히, 로켓에 부착되는 안테나는 로켓 몸체에 부착이 용이한 구조를 가지며 초고속으로 이동하면서 안테나의 제반특성을 유지할 수 있어야 한다.[6]

본 논문에서는 로켓 비행환경 조건을 고려하여 Spike형의 안테나를 설계 제작하였는데 그 특성은 <표 7>과 같다.

<표 7> 스파이크 안테나 특성

<Table 7> Charaterisitics of the Spike Antenna

항	목	세 부 규 격
주 파 수	V S W R	2.2~2.3GHz
임 피 단 스	편 파	1.5 : 1(최대)
변	터	50ohms
커	터	선형
		TNC female

사) 전원부(PCU: Power Control Unit)

일반적으로 탑재물의 각종 서브시스템에서 필요로 하는 전원을 공급하는 장치를 전력 분배장치 또는 전원 제어 장치라고 하는데 여기서는 전원제어 장치라 칭한다. 본 논문에서는 센서용으로 10V, S/C Amp. 및 PCM Encoder 아날로그 소자용 ±15V, 송신기용 28V, PCM Encoder 디지털 소자용 ±5V의 전원을 공급할 수 있도록 28V_{DC}, 2.3AH 용량을 갖는 충전용 NiCd 배터리 출력을 DC/DC 변환기와 Regulator를 사용하여 설계하였으며 발사 준비시에는 Umbilical를 통해서 지상 콘솔로부터 공급되는 외부 28V_{DC} 전원을 사용하다가 발사 직전에 로켓에 탑재된 배터리 전원을 사용할 수 있는 스위칭 기능을 갖도록 설계 제작하였다.

3. 탑재용 시스템 Integration 및 지상환경 시험

앞절에서 언급한 각 서브시스템들을 이용하여 과학 로켓 KSR-420S에 탑재될 원격측정시스템을 제작하였다. 시스템 Integration시에는 로켓의 무게중심 위

치(Center of Gravity), Dynamic Balance 등을 고려하여 서브시스템을 배치하였고 고강력 볼트를 사용하여 진동·충격에 견디도록 하였다. 또한 공격가열 현상에 대비하여 1cm 두께의 코르크를 로켓 외피 내벽에 설치하였다.

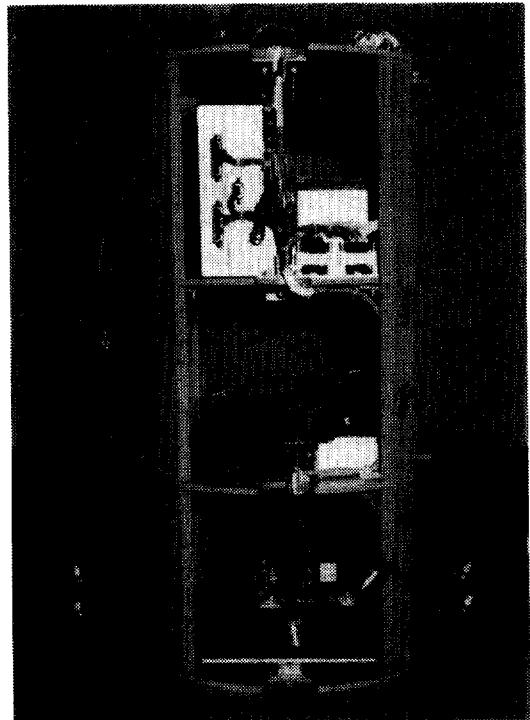
Integration된 탑재시스템은 진동 및 충격시험을 실시하여 정상동작됨을 확인하였으며 진동 및 충격시험내용은 다음과 같다.

진동시험

- 형태: Random
- 주파수 범위: 20Hz~2000Hz
- 진폭: 5.19Grms(10.4Gpeak)
- 축방향: 수직축
- 시험시간: 8분
- 시험회수: 2회

충격시험

- 크기/시간: 10.351G / 7.953msec



[그림 3] 발사용 원격측정 탑재시스템

[Fig. 3] The Flight Model of On-Board Telemetry System

27.542G / 7.770msec

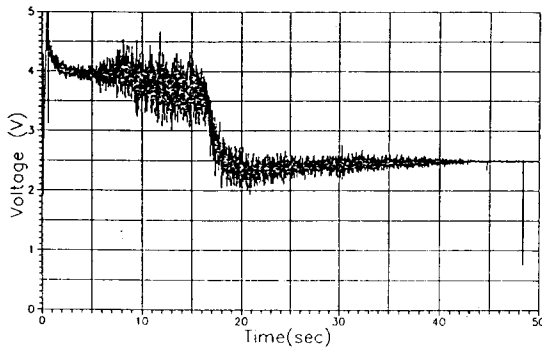
39.7G / 8.2msec

- 추방향: 수직추

- 시험회수: 각 크기 / 시간에 대해 1회씩

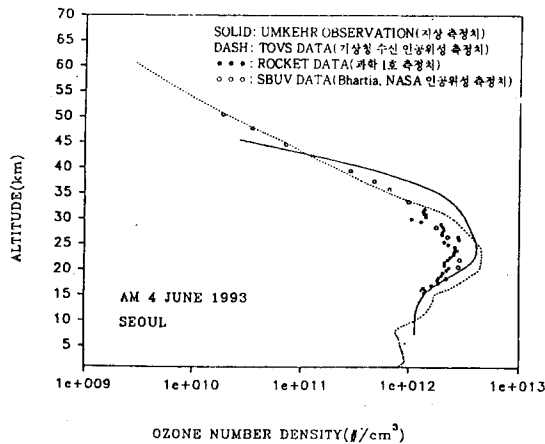
4. 비행 시험 결과

1993년 6월 4일에 발사된 과학 1호로부터 획득한 데이터를 분석한 결과 설계 제작된 탑재용 원격측정 장치의 성능이 아주 우수함이 검증되었다. [그림 4]는 지상



[그림 4] 가속도 출력

[Fig. 4] Output of the Accelerometer



[그림 5] 4개 관측기술(UMKEHR, TOVS, 과학1호, SBUV)로 구한 오존 분포 비교

[Fig. 5] The Comparison of the Ozone Layout which are Measured by 4 Measurement Tec. (UMKEHR, TOVS, Science No1, SBUV)

에서 수신된 로켓의 각종 데이터 중 가속도 출력(raw data)인데 로켓의 예상 최대 가속도를 10g로 예측 (Preflight Analysis 결과)하여 최대 측정범위를 12g (이때 전압값은 5V)로 하고 S/C Amp.의 이득을 3으로 설계하였으나 실제 비행중 최대 가속도는 12g가 약간 넘었음을 알 수 있다. 또 발사 당일 서해안에서 로켓으로 측정된 한반도 상공의 오존층 분포와 발사 당일 인공위성 관측 데이터 및 지상 관측 데이터 결과는 [그림 5]와 같이 비교적 잘 일치함을 확인하였다.

III. 결 론

항공우주연구소에서 국책과제로 수행한 과학관측 로켓 KSR-420S에 탑재된 탑재용 원격측정시스템을 설계하였다. 특히, 각종 센서의 출력을 PCM Encoder 입력(0~5V)에 적합하도록 조절하는 Signal Conditioning Amp., 센서출력(아날로그)을 디지털화 한 후 PCM 코드로 변환하는 PCM Encoder, Power Divider, S-band 안테나 그리고 각 서브시스템에서 필요로 하는 전원을 공급하는 Power Control Unit 등은 자체 설계, 제작하였으며 각종 센서 및 송신기는 기존의 제품을 사용하여 발사용 탑재원격측정 시스템을 제작하였다.

제작된 원격측정시스템은 환경시험을 거친 뒤 과학관측로켓 KSR-420S에 탑재되어 1993년 6월 4일 오전 10시 안흥시험장에서 발사되어 최대고도 39km, 수평거리 77.1km까지 비행하면서 성공적으로 원격측정 데이터를 지상으로 전송하였다.

참 고 문 헌

[1] E. Newell, "Sounding Rockets", Mc-Graw-Hill, pp.28-44, 1959.
 [2] L. Gruengerg, "Handbook of Telemetry and Remote Control", McGraw-Hill, 1967.
 [3] 류장수 외, "과학연구용 로켓 개발을 위한 필수 기술연구 (I)", 과기처, 특정연구보고서, 1989.

- [4] 류장수 외, “과학연구용 로켓 개발을 위한 필수 기술연구(Ⅱ)”, 과기처, 특정연구보고서, 1990.
- [5] IRIG STANDARD 106-86, “Telemetry Standard”, Secretariat RCC, New Mexico, 12986.
- [6] L. V. Blake, “Antennas”, Artech House, Washington, 1984.
- [7] Frank F. E, Owen.B.Sc., M.I.E.E., “PCM and Digital Transmission System”, McGraw-Hill, N.Y., 1982.
- [8] Leon W. Couch II, “Digital and Analog Communication System”, Macmillan Publishing company, N.Y., 1990.
- [9] “Temperature Measuring Handbook”, Omega Engineering Inc., 1987.
- [10] TN-132, “Strain Gage Selection”, Micro-Measurement, 1975.