

중형 과학로켓을 활용한 천체 X-선 관측실험 결과 분석

남옥원 · 최철성

한국표준과학연구원 천문대/우주과학그룹
대전광역시 유성구 화암동 산 36-1, 305-348

AN X-RAY EXPERIMENT WITH TWO-STAGE KOREAN SOUNDING ROCKET

Uk-Won Nam and Chul-Sung Choi

Korea Astronomy Observatory, Taejon, 305-348
email: uwnam@hanul.issa.re.kr, cschoi@hanul.issa.re.kr

(Received October 14, 1998; Accepted November 3, 1998)

요 약

천문대 X-선 연구팀에서는 3년의 연구기간 동안(1995 - 1997) 천체 X-선 관측시스템을 자체개발하였다. 이 관측 시스템은 한국 항공우주연구소에서 개발된 2단 과학로켓에 탑재되어, 1998년 6월 11일 오전 10시(KST) 태안의 한 발사장에서 발사되었다. 이 실험의 목적은 X-선 관측 시스템의 성능시험과 X-선 배경복사 관측으로 설정되었다. 로켓은 성공적으로 발사되었고 발사 후 약 140초 동안 각종 데이터들을 지상국으로 전송하였다. 수신된 데이터들을 분석한 결과 X-선 관측시스템은 최종 도달고도에 이르기까지 정상적으로 동작하지 못하였음을 알 수 있었다. X-선 검출기부는 발사 후 약 32초까지 그리고 신호처리부는 발사 후 약 55.7초까지 정상적인 동작을 하였다. 이 연구에서는 55.7초까지의 데이터들을 바탕으로 X-선 관측시스템에 대한 기능점검을 수행하였으며, 이에 대한 결과를 보고하고 시스템의 오동작 원인에 대한 토의를 하였다.

ABSTRACT

The test result of the X-ray observation system is presented which have been developed at Korea Astronomy Observatory for 3 years(1995 - 1997). The instrument, which is composed of detector and signal processing parts, is designed for the future observations of compact X-ray sources. The performance of the instrument was tested by mounting on the two-stage Korean Sounding Rocket, which was launched from Taean rocket flight center on June 11 at 10:00 KST 1998. Telemetry data was received from individual parts of the instrument for 32 and 55.7 sec, respectively, since the launch of the rocket. In

this paper, the result of the data analysis based on the received telemetry data and discussion about the performance of the instrument is reported.

1. 서 론

현대 천문학의 항성 진화론에 따르면, 항성 진화의 마지막 단계에서는 고밀도로 압축된 컴팩트 별(compact star) 즉, 블랙홀, 중성자성, 백색왜성 등이 형성되게 된다. 그러나, 이들 컴팩트별들이 최종적으로 어떻게 진화되는지에 대한 과정은 잘 알려져 있지 않으며, 궁극적으로 천문학자들이 풀어야 할 과제로 남아있다. 컴팩트별 주위에는 극한의 중력장과 자기장이 형성되어 있기 때문에, 이들은 X-선과 같은 고에너지 영역에서 빛을 방출한다. 따라서 X-선은 이들 천체의 물리적 환경과 진화를 연구하는데 없어서는 안될 중요한 도구이다. X-선 천문학에서는 0.1 - 100 keV(124 - 0.124 Å) 범위의 빛을 관측한다. 천체 X-선은 지구대기를 투과하지 못하기 때문에 인공위성, 로켓, 기구 등과 같은 우주 관측 수단이 필수적이다. 예를들어, 2 keV의 천체 X-선을 관측하기 위해서는 지표면으로부터 약 100 km 이상을 벗어나야만 한다. 천문대 X-선 연구팀은, 국내에서 개발되는 로켓과 인공위성에 X-선 검출기를 탑재하여 컴팩트별들을 관측한다는 목표아래, X-선 관측 시스템을 개발하여왔다. 그동안 제작된 실험실형 X-선 관측 시스템을 바탕으로, 3년 동안(1995 - 1997) 로켓 탑재형 X-선 관측 시스템(X-ray detector for rocket experiment, XDR)을 자체개발 하였다(남옥원 과 최철성 1995, 남옥원 외 1996, 남옥원 외 1997). XDR은 한국 항공우주연구소에서 개발된 2단 과학로켓(KSR-II)에 탑재되어 2회(KSR-II-1, 1997년 7월 9일 그리고 KSR-II-2, 1998년 6월 11일) 발사되었다. 이 연구에서는 XDR의 기능과 성능, 환경시험 결과를 기술하고, 1998년 6월의 로켓실험 데이터를 분석한 결과와 이에 대한 토의를 진행한다.

2. XDR의 임무설정과 KSR-II를 활용한 실험

2.1. XDR의 임무설정

KSR-II는 최대 도달고도가 약 150 km 그리고 비행 중 로켓의 회전율은 초당 약 0.8 rps 정도가 되도록 설계되었으며, XDR이 장착되어 있는 탑재부는 약 70 km의 고도에서 개방되도록 설계되었다. 이러한 조건에서는 관측시간이 절대적으로 부족하여 매우 밝은 몇몇 X-선원 밖에는 관측할 수 없는 상황이었다. 이외에도 로켓의 자세 불안정성과 로켓의 발사일 시에 대한 제약 때문에 밝은 X-선원들이라 할지라도 실제로 관측할 수 있을지 의문이었다. 따라서 XDR의 주임무를 기능점검으로 설정하였고, 부 임무를 등방적으로 분포하는 천체 X-선 배경복사 관측으로 설정하였다. 로켓 발사로부터 탑재부 개방까지의 XDR 기능점검을 위해, 표준 X-선원인 ^{55}Fe (5.9 keV)를 로켓 덮개 부분에 부착하였으며, 이 데이터를 분석함으로써 XDR의 기능과 성능 변화를 감시할 수 있도록 고안하였다.

2.2. 로켓실험

XDR은 KSR-II의 1차 발사 시점을 기준으로 XDR-I, XDR-II, XDR-III를 제작하였다 (XDR-I, -II, & -III의 검출기 구조와 제원은 모두 같다). 1997년 7월 9일 XDR-I을 탑재한 KSR-II-1이 발사되었지만, 관성항법장치의 고장으로 인하여 발사 후 약 20초 만에 데이터 송신이 이루어지지 못했다. 이 시간 동안의 텔레메트리 데이터를 분석한 결과 XDR-I은 정상적으로 동작하고 있었음을 확인하였다. 1997년 10월로 예정된 KSR-II-2의 발사를 위해 같은 방법으로 XDR-II를 제작하였으나, 기상관계로 로켓 발사가 약 8개월 가량 연기되었다. 예정된 로켓 발사를 앞두고 XDR-II의 기능 재점검 시험 중 내부 백그라운드 이상 증가 현상이 발견되었고, 이의 개선을 위해 XDR-III를 제작하였다. 1998년 6월 11일 오전 10시, 예정된 일시보다 하루 늦게 XDR-III를 탑재한 KSR-II-2가 발사되었다. XDR-III의 경우 발사 후 약 140초 동안 수신된 텔레메트리 데이터 중 유효한 데이터는 발사 후 약 55.7초까지였다. 데이터 분석결과 X-선 검출기부는 발사 후 32초(고도 약 32 km) 까지 그리고 신호처리부는 55.7초(고도 약 56 km) 까지 정상적인 동작을 하였다.

3. X-선 검출 시스템

XDR은 X-선을 검출하는 검출기부와 이의 신호를 분석하여 데이터를 처리하는 신호처리부로 구성되며, XDR이 탑재될 로켓의 탑재 공간과 무게, 임무 설정 등에 대한 고찰을 토대로 설계 제작되었다. XDR은 2-12 keV 범위의 진성 X-선 신호에 대해 6비트 ADC(analog to digital converter)로 에너지 스펙트럼을 측정하고, 이의 계수율을 LLD(lower level discriminator) 카운터에 기록한다. 만약 신호의 크기가 측정 에너지 범위 밖이면 백그라운드 신호로 분류하여 ULD(upper level discriminator) 카운터에 기록되도록 하였다. XDR에서 얻어진 데이터들은 텔레메트리 시스템을 이용하여 지상으로 중계되며 전송 방식은 PCM/FM(pulse-code modulator/frequency modulation) 방식을 이용한다. 로켓의 PCM 인코더에 X-선 데이터로 할당된 채널이 디지털 8 채널 밖에 없으므로, X-선 신호처리 계는 PCM 인코더의 성능을 고려하여 적절한 에너지 분해능과 시간 분해능을 갖도록 설계 제작되었다.

3.1 구조와 제원

X-선 검출기는 그림 1과 같이 시계각을 결정하는 콜리메이터(collimator), 검출기 입사창, 검출기 개스실, 프론트 엔드(front-end) 회로 상자 등으로 구성된다. X-선 검출기의 제원은 표 1과 같다. 검출기 창은 약한 마일러 창을 보호하기 위해 고안된 창 지지대를 이용하여 고정된다. 검출기는 4개의 개스실로 구분되어 있으며 각각의 개스실 중앙에 1개의 전극선이 설치되어 있다. 검출기는 외부 체적이 $320 \times 160 \times 52mm^3$ 이고, 각각의 개스실 내부 체적은 $280 \times 40 \times 40mm^3$ 이다.

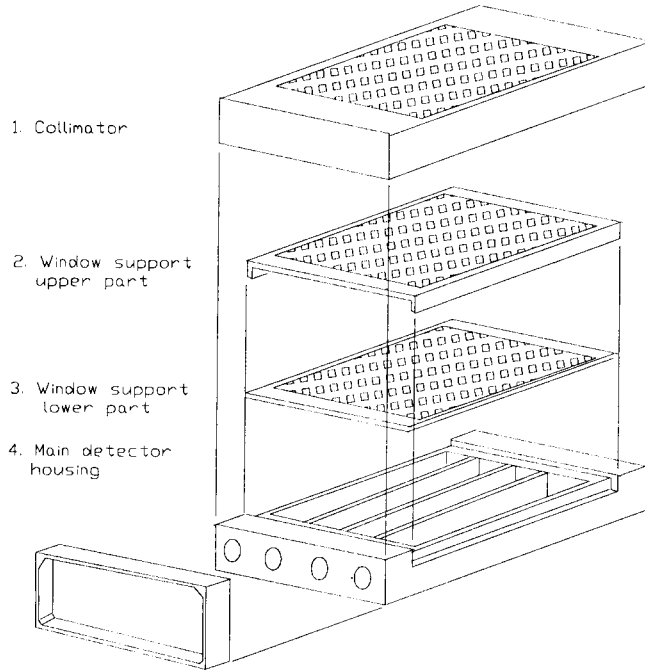


그림 1. X-선 검출기 구조. X-선 검출기는 시계각을 결정하는 콜리메이터 부, 검출기 입사창, 검출기 몸체등으로 구성된다. 검출기 몸체는 4개의 개스실로 구분되어 있으며 각각의 개스실 중앙에 1개의 전극선이 설치되어 있다.

표 1. X-선 검출기 제원.

검출기 인자	제원
측정 에너지대	2-12keV
검출기 시계각	17° × 17°
검출 면적	260 cm ²
검출기 창	두께 50 μm 알루미늄이 도금된 마일러 필름.
양극선	직경 40 μm 스테인레스선
충전 개스	Ar(90%) + CH ₄ (10%)

3.2. 검출기부

(1) 콜리메이터

검출기 창 위쪽에 부착되는 콜리메이터는 시계각을 제한함으로써 관측에 방향성을 주고, 검출기 창을 지지하는 역할을 한다. 이 연구에서는 로켓의 자세 불안정성에 의한 효과를 줄이기 위해 17° × 17°인 시계각을 얻도록 설계하였으며, 25 mm 두께의 알루미늄을 와이어 커팅(wire cutting)법을 이용하여 9 mm × 9 mm 크기의 정사각형 구멍을 갖도록 가공하였다. 이 구멍들 사이의 간격은 2 mm로 하였다. 콜리메이터와 밀착되어 바로 밑에 설치되는 창 지지대도 이와 같은 형태로 가공하였

으며, 창 지지대 두께는 5 mm이다. 따라서 콜리메 이터의 높이는 총 30 mm 이다.

(2) 검출기 창

검출기 창 지지대는 약한 마일러 필름을 지지해야 하므로 콜리메이터와 같은 형태로 제작되었다. 창 지지대는 위측 지지대와 아래측 지지대로 나누어 제작되었으며 이 사이에 마일러 필름이 삽입되었다. 검출기 창 재질은 두께 50 μm 인 마일러 필름이며 전도성을 가지도록 검출기 안쪽으로 알루미늄이 코팅되어있다. 창지지대와 마일러창은 에폭시를 사용하여 부착하였다.

(3) 검출기 몸체

검출기 몸체는 알루미늄을 밀링 가공하여 제작되었다. 검출기 양단에는 전극 피드스루를 부착하기 위해 구멍을 뚫었다. 전극선이 설치되는 끝 부분에서 개스 증폭도는 검출기 중앙부에 비해 현저하게 떨어진다. 이는 검출기 전극단이 설치된 부분에서 전장의 세기가 감소하기 때문에 나타나는 현상이다. 이러한 현상을 줄이기 위하여 전극선이 설치되는 부분은 입사창의 위치로부터 3 cm의 여유를 갖도록 하였다. 검출기 본체에 전극선을 먼저 설치 한 다음, 에폭시를 이용하여 창 틀과 조립하였다.

(4) 전극선의 설치

전극선은 굵기가 40 μm 인 스테인레스 선을 사용하였다. 검출기에 전극선을 설치할 때에는 설치된 전극선의 고유 진동수가 로켓의 고유 진동수(20~30 Hz) 보다 높게 설정되도록 장력을 주어야 한다. 이를 위해 사용된 전극선의 재질과 길이 등을 고려하여, 전극선의 고유 진동수가 380 Hz가 형성되도록 무게가 50 g인 추를 이용하여 전극선에 장력을 주었다.

(5) 청정실 작업

검출기를 조립하기 전에 조립될 검출기 부품들을 중성세제를 이용하여 세척하였다. 특히 검출기 창이 부착될 부분은 가는 샌드페퍼를 이용하여 날카로운 모서리 부분을 갈아내었다. 검출기를 조립하기 전에 검출기 본체를 진공 챔버 안에서 진공도 10^{-6} torr, 온도 120°C 조건 하에서 약 24시간 동안 1차 베이킹(backing) 해주었다. 검출기 조립은 항공 우주 연구소 내의 청정실에서 작업하였으며, 청정실 조건은 먼지 티끌의 크기가 0.5 μm 인 것이 약 10000 개 이하가 검출되는 환경이었다.

3.3. 신호처리회로부

XDR-I의 경우 1차 환경 실험 결과 파워 제어 부분의 릴레이 회로와 PCM 통신 부분에서 문제점이 있었다. 그러나 마지막 환경 시험인 수락 시험(acceptance test)까지 이 문제점 들은 해결될 수 있었다. 특히 PCM 통신 문제에 있어서 처음 설계에 사용되었던 마이크로 프로세서 80C196KC 1개로서는 X-선 신호처리 기능을 제대로 소화하지 못하였기 때문에 2 개의 마이크로프로세서를 이용하여 완벽한 회로를 구성하였으며, 이의 개념도는 그림 2와 같다. 전체 회로는 (1) 프론트 엔드 회로, (2) 증폭 회로, (3) 파고 분석 회로, (4) 주 마이크로프로세서 회로, (5) 보조 마이크로프로세서 회로, (6) 파워 제어 보드, (7) PCM 인터페이스 회로 등으로 구성하였다. 또 주 마이크로프로세서 회로와 보조 마이크로프로세서 회로에서는 시스템의 상태를 원격적으로 모니터링하기 위해, RS-232 방식 비동기 시리얼 통신이 가능하도록 설계 제작하였다.

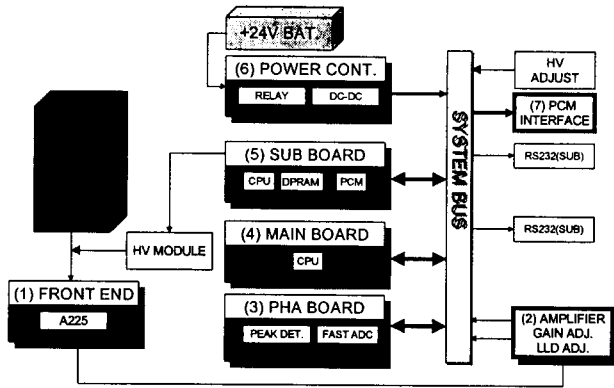


그림 2. X-선 신호처리회로 구성도.

(1) 프론트 엔드 회로

프론트 엔드 회로는 검출기 전극선과 직결되는 회로이며, 이 회로를 통해 검출기 내에서 X-선과 상호작용에 의해 생성된 전하신호를 검출하여 증폭한 다음, 신호처리가 용이한 전압 신호로 변환하여 주는 회로이다. 또한, 프론트 엔드 회로는 검출기 바이어스 전원과 함께 연결되며, 고압 전원이 시스템에 영향을 미치지 않도록 차단하는 기능을 겸하고 있으며, AMPTEX 사의 A-225를 이용하여 구현되었다.

(2) 증폭 회로

프론트 엔드의 출력을 파고 분석하기에는 피크 크기가 너무 작기 때문에 증폭회로를 통해 약 10 배정도 증폭시켜 주었다. 이 회로는 AMPTEK사의 A206을 이용하였다. 또한, 이 회로의 LLD 기능을 통해 잡음 레벨의 신호를 제거하고, 파고 분석회로에서 필요한 타이밍 신호를 함께 얻었다.

(3) 파고 분석 회로

아날로그 보드는 파고 분석을 위해 증폭된 신호를 피크홀드 회로와 6비트 고속 AD 변환 회로를 이용하여 파고 분석회로를 구성하였다. ADC는 AD671을 이용하였다.

(4) 주 마이크로프로세서 회로

주 보드는 파고 분석 회로를 제어하여 X-선 검출기의 에너지를 측정하기 위한 마이크로 프로세서 회로이다. CPU로서는 80C196KC를 사용하였으며, 신호의 선별, 에너지 스펙트럼 측정의 기능을 갖도록 하였다. 또 측정된 데이터는 보조 마이크로프로세서 회로를 통해 텔레메트리로 전송되며, 보조 마이크로프로세서 회로와의 통신은 듀얼 포트 램(DS1269)을 이용하였다.

(5) 보조 마이크로프로세서 회로

보조 보드는 PCM 통신, 시스템의 모니터링, 검출기에 필요한 고전압 제어 등의 기능을 갖도록 하였다. 마이크로프로세서에 사용된 CPU는 주 보드와 마찬가지로 80C196KC를 사용하였다.

(6) 텔레메트리 인터페이스

로켓의 PCM 인코더 데이터 포맷 구조는 다음과 같다. 1개의 데이터 프레임은 8개의 서브 프레임으로 구성되고, 각 서브 프레임은 16개의 워드로 구성되며, 각 워드는 10비트로 구성된다. 데이터 전송율은 320 kbit/s로서 1개의 프레임을 전송하는데 걸리는 시간은 4 ms, 한 서브 프레임을 전송하는 데 걸리는 시간은 500 μ s, 한 워드는 31.25 μ s, 1비트는 3.125 μ s의 전송시간을 갖는다. 로켓 PCM 송신장치와 인터페이스를 위해, 로켓 PCM 송신장치에서는 PCM 클럭과 PCM 싱크 신호를 받으며, 이 신호에 동기 시켜서 PCM 데이터 신호로 X-선 데이터를 실어 보낸다. PCM 인터페이스 회로는 EPLD(Erasable Programmable Logic Devices, Altera EPM7064LC44-12)를 이용하여 회로를 간략화 하였다. X-선 데이터는 8채널의 PCM 채널에 72개의 데이터를 9개의 데이터 프레임에 나누어 전송하도록 하였다. 이와 같이 설정함으로써 X-선 검출기가 측정한 에너지 스펙트럼을 포함한 각종 데이터들은 36 ms의 시간 분해능을 갖고 전송된다.

(7) 시스템 전원과 배터리

외부 단일 전원 +24 V(배터리 전원)을 공급받아 시스템에 필요한 +12 V, -12 V, +5 V 전원을 공급 시키도록 시스템 전원 회로를 구성하였다. 사용된 DC-DC 변환기로는 인터포인트사의 MHV28512T를 이용하였다. 이 회로의 출력단에 L-C 필터를 구성하여 부작함으로써 DC-DC 자체의 전기적 잡음을 1/10 이하로 줄였다. 또 외부 명령에 의해 외부전원과 내부전원(배터리)을 교체할 수 있도록 릴레이 회로를 이용하여 구성하였으며, 사용된 릴레이는 Hi-G 사의 10 A급 군사용 규격 릴레이인 2T-1B-126이다. 또한 배터리는 삼성 모델인 SV-LB5A 이며, 출력은 12 V, 2 A급 리튬전지이다. DC-DC 변환기가 필요로 하는 전압은 최소 16 V 이상이어야 하므로 이 배터리를 2개 직렬로 연결하여 사용하였다.

(8) 고전압 모듈

고전압 모듈로는 Matsusada Precision Device Inc. 사의 모델인 HPM-3PNV를 사용하였으며, 이 모듈은 입력 전압 범위 DC 1.5 - 15 V에 대해 고전압 DC 출력 0 ~ 3000 V까지 비례적으로 출력시키며 리플특성은 0.05% V_{pp} 이다. 또한 출력이 단락되었을때 회로를 보호해 주는 기능을 내장하고 있다.

3.4. 시스템 성능

XDR 시스템은 외부 전원 +28 V인 조건에서 400 mA(11.2 Watt)를 소비하였으며, 배터리의 경우 2 시간 충전 후 약 30 분간 시스템을 연속적으로 동작시킬 수 있었다. XDR 시스템 성능 분석을 위해 $^{54}\text{Mn}(5.48\text{keV})$, $^{55}\text{Fe}(5.96\text{keV})$, $^{57}\text{Co}(6.48\text{keV})$, $^{65}\text{Zn}(8.14\text{keV})$ 등 표준 X-선원을 이용하였다. KSR-II-2에 탑재되었던 XDR-II 검출기의 경우 백그라운드는 LLD 계수율의 경우 17 cps, ULD의 경우 16 cps를 나타내었다. 에너지 분해능은 5.96 keV의 경우 21% 이었으며, 각 에너지에 따른 직선성

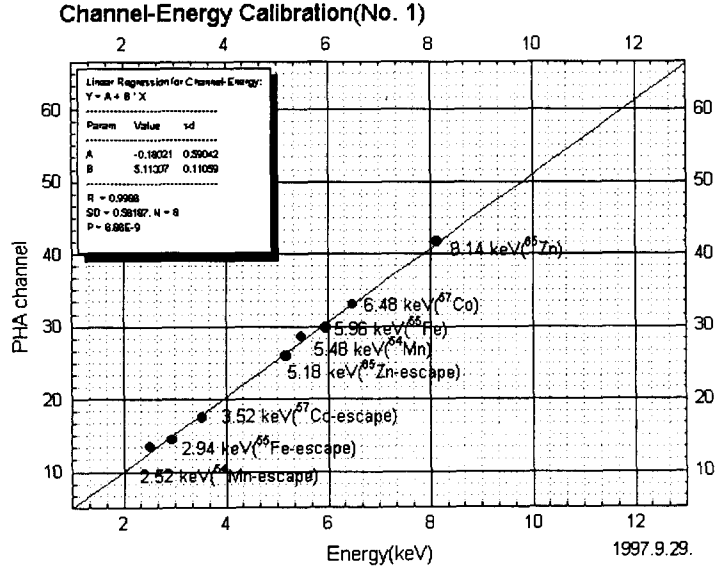


그림 3. 에너지 채널(PHA channel) 대 에너지의 검교정 곡선.

은 그림 3과 같다.

3.5. 환경 실험

XDR에 대한 환경 실험은 항공우주연구소의 실험 계획에 따라 진행되었다. XDR-I의 경우 진동과 충격 시험, 진공 및 저온 시험이 진행되었고, XDR-II의 경우 진동 및 충격 시험과 고온 시험을 시행하였다. XDR-I의 경우 진동 및 충격 시험에서 릴레이 점점 불안정성을 보였으나 최종 수락 시험을 실시할 때까지 보완하였고, 나머지 시스템 부는 이상이 없었다. 또 진공 및 저온 실험에서 10^{-6} torr, 주변환경 10°C 에서 약 30분간 실시하였으며, XDR-I 이 무난히 동작함을 보여 주었다. XDR-II에 실시했던 고온 시험의 경우 고온 챔버에 과학 탑재부를 넣고 온도를 상온에서 70°C 까지 약 30분간 온도를 상승시켰다. 10분 경과시점에서 온도는 25°C 에서 50°C 까지 상승하였으나 시스템은 정상적으로 동작하였다. 그러나 이 시점 이후 에너지 스펙트럼의 주 피크가 낮은 채널로 감소하는 특성 변화를 보였다. 과학로켓 2호기에 실시했던 공력 가열 시험 결과에 따르면, 과학 탑재부의 외피를 140 초 동안 최대 230°C 정도 가열하여도 탑재부 내부의 온도 상승량은 5°C 였으므로, XDR 주변의 온도는 30°C 이상 가열되지 않을 것으로 판단된다(문신행 외 1997). 따라서 XDR은 로켓 고도가 상승하면서 겪는 온도 변화 환경에 대해 잘 적용할 수 있을 것으로 판단되었다. 98년 6월의 발사를 앞두고, XDR-II의 기능 재점검 시험 중 검출기 내부 백그라운드의 이상 증가 현상이 발견되었다. 이 문제를 해결하기 위해 XDR-III를 제작하였다. 조립 방법은 XDR-I, XDR-II와 같은 방법으로 하였기 때문에

XDR-III에 대한 환경시험은 생략하였다.

4. 데이터 처리와 분석

4.1. 데이터 처리

PCM 채널 중 8개의 디지털 데이터 위치들 중 A13, A27, A41, A55, A69, A83, A97, A111 위치를 할당받았다. X-선 PCM 데이터는 총 72개로 이루어져 있으며, 채널 0에서 채널 2까지는 내부 시스템 클럭, 채널 3에서 채널 60까지는 에너지 스펙트럼 채널, 나머지 채널들에는 시스템 모니터링 데이터를 할당하였다. 또 72개의 X-선 채널은 로켓의 PCM 데이터 프레임 중 8개의 채널에 할당시켜야 하므로 데이터 프레임이 모두 9번 순환되어야 X-선 데이터를 모두 전송할 수 있다. X-선 데이터는 8비트 데이터이므로 255가 넘는 숫자가 있을 수 없다. 그러나 로켓 발사 전에 실시된 전파시험을 통해 얻은 데이터에서 255가 넘는 숫자가 상당히 많이 보여 통신상태가 다소 불안함을 보였다. 로켓 비행 중의 텔레메트리 데이터를 통해 얻은 X-선 데이터 파일에서도 약 70%정도 불안정성을 보였다. 분석 결과 이러한 숫자는 데이터 전송 에러 때문에 데이터 값이 1비트 우측으로 쉬프트된 규칙적인 현상을 보였으므로, 255가 넘는 숫자를 좌측으로 1비트 쉬프트시키고, 255와 비트 AND 시켜서 데이터를 복구하였다. 이 때문에 복구된 데이터는 최종 하위 1비트, 숫자로는 값 1의 오차를 갖게 되었다.

4.2. 데이터 분석

(1) X-선 데이터로의 복원

복구된 데이터를 X-선 PCM 구조로 복원하였으며, 복원 프로그램은 Labwindows/CVI Version 4.0.1을 이용하여 작성하였다(그림 4). X-선 데이터 복원 과정은 다음과 같이 하였다. PCM 데이터에서 채널 순서대로 데이터를 나열한 다음 X-선 채널 마지막 값인 255를 찾고, 255와 다음 255사이의 숫자가 72개가 되는지 확인한 다음, 일치하면 정상적인 X-선 데이터 그룹을 형성하는 것으로 간주하고, 그렇지 않으면 에러로 처리하였다. 전체 데이터에서 정상적인 X-선 PCM 데이터 채널을 형성하는 것은 63% 이었다. 이것은 과학로켓 1차 발사 때의 100%와 비교하면, 통신 상태가 상당히 불안하였음을 보여준다. 그림 4는 PCM 데이터로부터 X-선 데이터로 복원하는 과정을 보여준다. 이 그림의 위 부분은 에너지 스펙트럼을, 중간 그림은 시간에 따른 계수율의 변화를, 그리고 아래 그림은 X-선 시스템 모니터링 데이터의 변화를 보여준다.

(2) 시간에 따른 계수율의 변화

검출기 동작 상태를 확인하기 위해 과학 로켓 덮개 부분에 표준 X-선 선원인 $^{55}\text{Fe}(5.9\text{ keV})$ 를 부착하였다. 따라서 탑재부가 개방되기 전까지는 X-선 검출기는 이를 계수하게 된다. 계수율은 LLD와 ULD 두 종류가 있으며, X-선 시스템에서 LLD는 정상적인 X-선 데이터 계수값을 ULD는 백그라운드 계수값을 나타낸다. 시간에 따른 계수율은 그림 5와 같다. 전반적으로 보면 로켓 발사 후 약 3초 후 그리고 1단 분리 후 약 3초 지나서 급격한 계수율의 증가를 보였는데, 이것은 로켓의 진동 때문에 생기는 현상으로 이해된다. 그러나 XDR이 충분히 안정화되었다고 생각되는 시점에서 XDR의 이상 동

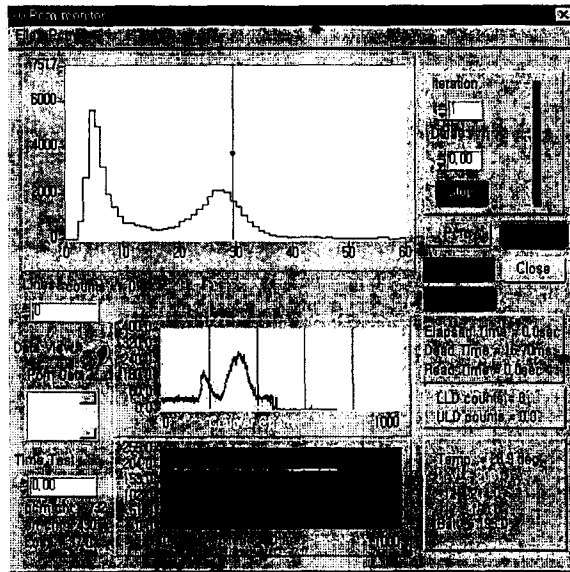


그림 4. PCM 데이터로부터 X-선 데이터를 복원하는 과정. 위측 그림은 에너지 스펙트럼을, 중간 그림은 시간에 따른 계수율의 변화율, 그리고 아래 그림은 XDR-III의 모니터링 데이터의 변화를 보여준다.

작에 의해 측정이 중단되었고, 탑재부가 개방되기 전 즉, 발사 후 약 55.7 초 경과시점에서 XDR-III는 데이터 전송을 멈추었다.

(3) 시간에 따른 모니터링 데이터의 변화

X-선원 ^{55}Fe 의 계수는 약 32초경과 시점에서 끝이 났으나, XDR-III 모니터링 데이터는 그 값이 55.7초 가까이 지속되었다. 그림 6은 시간에 따른 모니터링 데이터를 보여 준다. 모니터링 데이터에는 온도, 고전압, +12 V 전원, -12 V 전원, 배터리값 등이 있으며 이들 데이터 전송이 모두 끝날 때까지 정상적인 값을 보였다. 그러나 55.7 초 이후 정상적인 데이터 송신이 중단되었다.

(4) 에너지 스펙트럼의 변화

그림 5와 그림 6의 결과에 따르면 시스템에 이상이 생겼음을 알 수 있다. 이를 보다 자세히 분석하기 위해 측정된 계수율 변화를 근거로 전체 측정시간을 8 단계로 분리하여 에너지 스펙트럼을 비교하였다. 자세한 구간을 그림 7에 나타내었으며, 각 구간별 내용은 다음과 같다.

- 구간 I(-9 s ~ 0 s): 로켓 발사 전 10 초 동안의 측정기간.
- 구간 II(0 s ~ 3 s): 로켓 발사 후 3초 경과 기간.
- 구간 III(3 s ~ 10 s): 로켓 발사 진동에 의한 XDR의 1차 불안정 기간.
- 구간 IV(10 s ~ 12 s): XDR의 1차 안정 기간.
- 구간 V(12 s ~ 26 s): 로켓 1단 분리 후 XDR의 2차 불안정 기간.
- 구간 VI(26 s ~ 31.2748 s): 2차 XDR의 안정 기간.

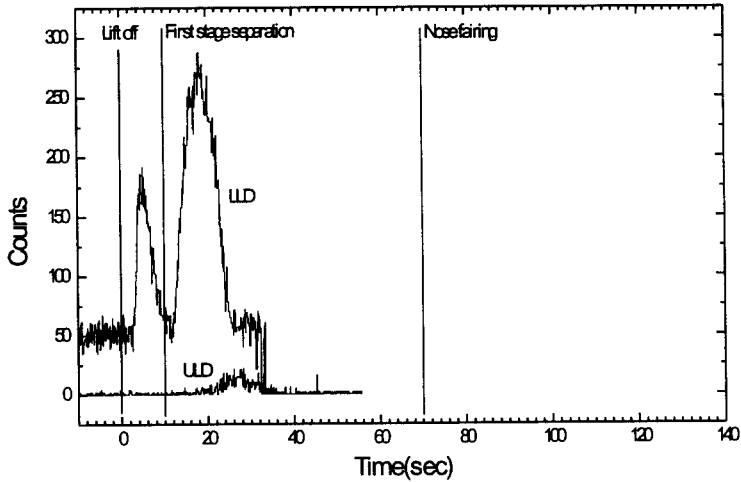


그림 5. 시간에 따른 XDR-III의 ^{55}Fe 계수율 변화. 여기서 시간 $t=0$ 는 로켓 발사 시점을 의미한다.

○ 구간 VII (26 s ~ 31.2748 s): 2차 XDR의 안정기간 중 1차 불안정성을 보이는 기간.

○ 구간 VIII (26 s ~ 31.2748 s): 마지막 불안정성을 보이는 기간.

그림 8은 그림 7의 각 구간에 해당하는 ^{55}Fe 에너지 스펙트럼을 보여준다. 각 구간별 스펙트럼을 위쪽에서 아래쪽으로 정렬하여 나타내었으며, 각 구간별 스펙트럼 양상은 다음과 같다.

○ 구간 I에서는 로켓이 발사되기 전이므로 정상적인 ^{55}Fe 스펙트럼을 보여주고 있다.

○ 구간 II에서는 로켓이 발사는 되었지만 아직 로켓의 진동이 영향을 미치지 않은 영역이므로 구간 I과 같은 양상을 보여준다.

○ 구간 III은 로켓 발사 진동의 영향으로 저 에너지 영역에서 계수 값이 많이 증가되었음을 알 수 있다. 이것은 로켓의 진동이 XDR 검출기 부의 전극선을 진동시켜서, 이로 인해 신호의 크기가 LLD 문턱 값을 넘는 전기적인 잡음을 만들어 내기 때문이다. 이 진동의 영향은 로켓 발사 후 3 초 정도 지연되어 나타났다.

○ 구간 IV에서 1차 안정화를 이루고 있으나 완전히 진동 영향이 사라지지 않았음을 알 수 있다.

○ 구간 V에서 1단 분리 후 진동영향으로 구간 III과 같은 결과를 보여주고 있음을 알 수 있다. 진동 영향은 단 분리 후 2 초 정도 지연되어 나타났으며, 계수율 증가량으로 판단 할 때, 로켓 발사에 의한 진동 영향보다 단 분리 후의 진동 영향이 XDR 시스템에 더 크게 미치는 것을 알 수 있었다.

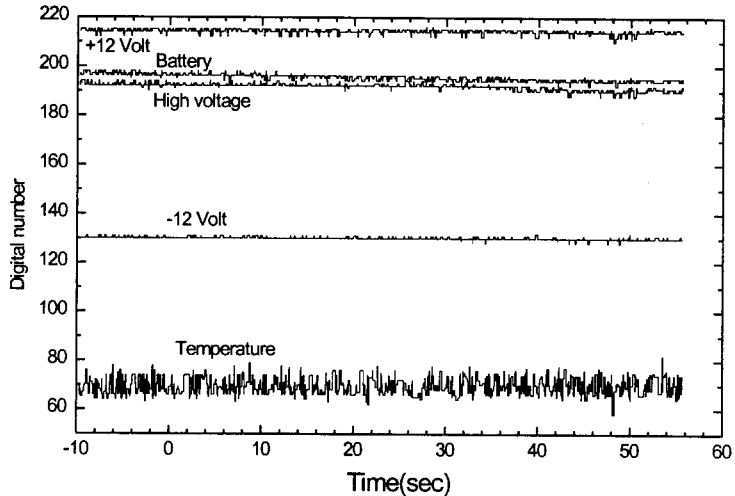


그림 6. 시간에 따른 XDR-III 모니터링 데이터 변화.

- 구간 VI에서 진동영향이 완전히 사라지고 정상적인 동작 상태를 보여주고 있음을 알 수 있다.
- 구간 VII에서는 구간 VI과 같은 결과를 보여주고 있다. 이 구간을 나눈 것은 그림 5에서 구간 VI 과 구간 VII 사이에 갑작스런 LLD 값의 변화를 보였기 때문이었다. 이것은 시간적으로 매우 짧은 기간이고, 전후의 스펙트럼 변화가 없기 때문에 시스템의 이상 때문에 생긴 것이 아니라고 판단된다. 이 이후 시스템에 중대한 문제가 발생했음을 알 수 있다.
- 구간 VIII에서 정상적인 스펙트럼의 모습을 볼 수가 없었다. 그러나 그림 6에 나타낸 모니터링 데이터 값은 신호처리부 측에서는 아직도 정상적인 동작을 계속하고 있음을 보여주고 있다. 이러한 결과로 비추어 볼 때 검출기부에서 중대한 문제점이 발생했음을 알 수 있다.

5. 토의 및 결론

5.1. 문제점의 원인에 대한 고찰

XDR은 발사 후 약 32초까지 정상적인 상태를 보였으나, 이후 검출기부의 문제가 생겼고, 55.7초 이후 제대로 데이터를 전송하지 못했다. ^{55}Fe 계수 데이터와 모니터링 데이터를 비교한 결과 32초 이후 1 차적으로 검출기부에서 문제가 발생한 것으로 보이며, 55.7초 이후에는 신호처리 회로부에서 문제가 발생한 것으로 판단된다. 따라서 문제점을 검출기부와 신호처리 회로부로 나누어 논의하였다.

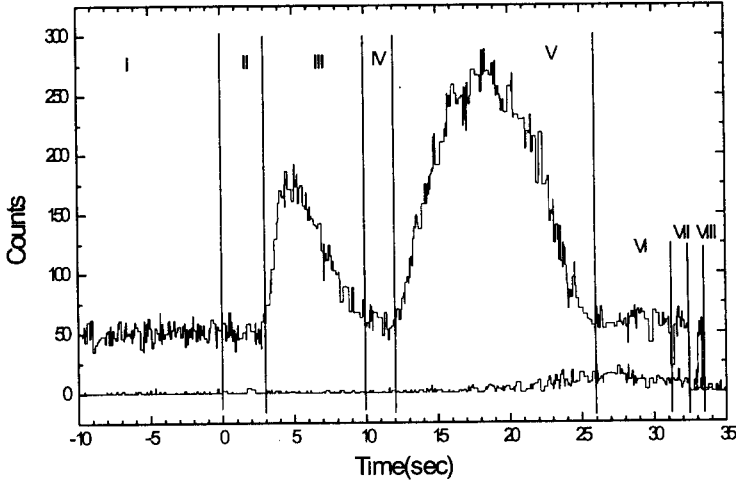


그림 7. 에너지 스펙트럼 변화를 조사하기 위해 나눈 구간. 여기서 시간 $t=0$ 는 로켓 발사 시점을 의미한다. 위의 그림은 LLD 데이터를, 아래 그림은 ULD 데이터를 나타낸다.

5.2. 검출기부의 문제점

과학로켓 탑재를 준비하면서 X-선 검출기는 동일한 3대(XDR-I, XDR-II 그리고 XDR-III)가 제작되었다. XDR-I의 경우 로켓부의 텔레메트리 송신 중단으로 관측이 실패하였고, XDR-II는 발사 시점의 기후 조건이 나빠서 발사되지 않았다. 그 후, XDR-II의 내부 백그라운드 증가현상을 발견했으며, 이 문제점을 해결하기 위해 XDR-III를 제작하였다. XDR-III의 ^{55}Fe 계수율 데이터를 보면 발사 후 큰 진동이 있었음을 알 수 있으며, 검출기 부의 문제는 로켓의 진동이 안정화된 시점에서 발생하였다. 검출기부에 발생한 가능한 문제들은 다음과 같다.

- (1) 압력차 혹은 다른 원인에 의한 검출기 창의 파손.
- (2) 검출기 전극(피드스루)과 고전압 연결 부분의 단락.
- (3) 신호 처리 회로부와 검출기 사이에 연결한 고전압 연결부분의 단락(이것은 고전압용 BNC로 연결하였고, 이후 몰딩은 하지 않았다).
- (4) 검출기 아래측에 설치한 프론트 엔드 회로의 부품 결함.
- (5) 로켓이 상승하면서 가열되는 온도에 의해 모니터링용 ^{55}Fe X-선원이 떨어졌을 가능성.

이들 가능성 중에서 (2)와 (3)의 경우이면, 검출기의 전극선과 고전압이 단락되기 때문에 계수율 값은 완전히 0이 되어야 한다. 또 가능성 (4)의 경우는 고전압의 누설, 혹은 코로나 방전 현상에 의

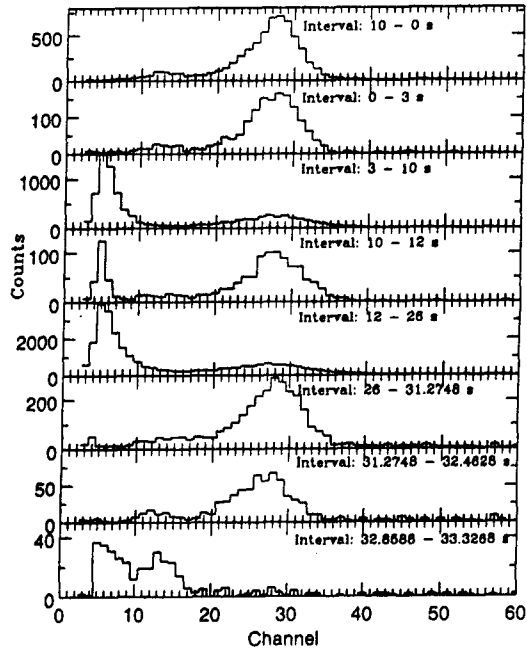


그림 8. 각 구간에서의 ^{55}Fe 에너지 스펙트럼. 총 8개의 에너지 스펙트럼은 그림 7에 표시한 각각의 구간에 해당한다. 가장 상단의 그림은 구간 I에 해당하는 에너지 스펙트럼이고 가장하단은 구간 VIII에 해당하는 에너지 스펙트럼이다.

해 가능할 수도 있으며, 이러한 경우도 가능성 (2)와 (3)의 경우와 마찬가지로 33초 이후의 계수율이 0이 되어야 한다. 그림 9의 (a)에 비행시간 33.3과 55.7초 사이의 에너지 스펙트럼을 나타내었다. 이 기간의 시간 길이는 22.7초이지만, 통신 불안정성 때문에 손실된 데이터양을 고려하면, 실제의 누적 측정 시간은 약 9초 정도였다. 이 기간의 총 계수 값은 263 개이므로 단위 시간당 계수율은 29 cps를 보였다. 따라서 계수율이 완전히 0이 아니므로 이들 가능성은 완전히 배제된다. 다음으로 (5)의 경우와 같이 모니터링용 ^{55}Fe 선원이 떨어진 경우에 대해 고찰하였다. 이런 경우는 검출기가 정상 동작을 하고 있다는 의미이며, 초당 17 개 정도의 계수율이 측정 될 것으로 예상된다. 그러나 그림 9의 (a)에 나타낸 에너지 스펙트럼은 29 cps 계수율을 보였고, 에너지 스펙트럼의 높은 에너지 영역에서 특이하게 높은 계수율을 보였다. 이 스펙트럼 모양이 백그라운드 스펙트럼인지 확인하기 위해 그림 9 (b)의 백그라운드 스펙트럼과 비교하였다. 이 스펙트럼은 XDR-III가 발사되기 전 지상에서 ^{55}Fe X-선원을 제거한 상태에서 10초간 측정된 백그라운드 스펙트럼이다. 계수 값들은 전 채널에 걸쳐 고르게 퍼져 있으며, 계수율은 17.5 cps였다. 따라서 그림 9의 (b)와 비교할 때 그림 9의 (a)는 백그라운드 스펙트럼을 보여준다고 말할 수 없으며, 다른 원인에 의해 발생한 전기적인 잡음 때문에 생긴 모양으로 판단된다. 더구나 항공우주연구소 자체에서 실험한 공력 가열 해석 결과를 보면 발사 후 약 30초 정도

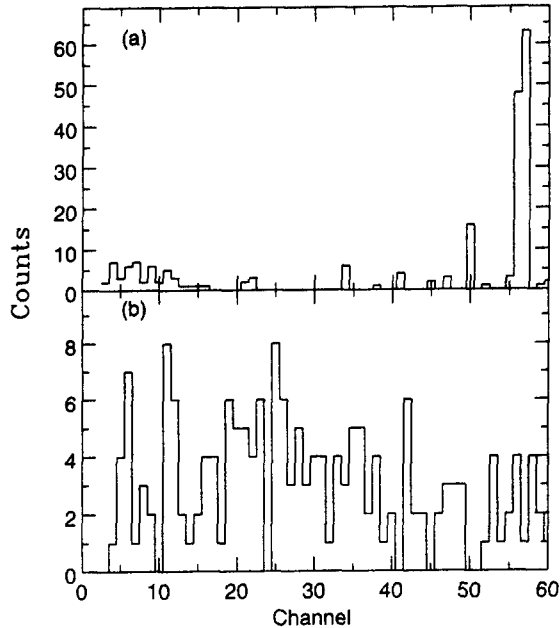


그림 9. (a) 발사후 경과시간 33.3 초에서 55.7 초 구간의 에너지 스펙트럼 (b) 로켓을 발사하기 전 10초간 측정된 백그라운드 스펙트럼.

에서 과학 탑재부가 위치한 로켓 노즈 부분의 바깥쪽은 240°C 정도 가열되지만 로켓의 내벽의 온도는 이보다 훨씬 낮다(문신행외 1997). X-선 선원을 부착한 고온 실리콘 접착제는 343°C 까지 견딜 수 있는 것으로 확인되었으므로 (5)항과 같이 로켓 노즈의 내벽에 부착한 모니터링 선원이 떨어질 가능성은 매우 낮다고 할 수 있다. 이러한 상황을 종합해 볼 때 로켓의 고도 상승에 의한 압력차 혹은 다른 원인에 의해 검출기 창이 파손되었을 가능성이 가장 크다. 더구나 에폭시를 사용하여 마일러 창을 창지지대에 부착하였다는 점은 창의 파손에 대한 원인을 제공할 가능성이 있다. 에폭시는 굳은 후 끝 부분이 날카로워질 가능성이 있고, 급격한 검출기 내외의 압력 차에 의해 검출기 창이 바깥 측으로 부풀어오를 때, 에폭시의 날카로운 끝 부분이 마일러 창을 파손시킬 수 있기 때문이다. 그림 10은 로켓의 비행 시간에 따른 탑재부 내부압력 상태를 보여주며 항공우주 연구소 측에서 제공받았다(김준 1998). 압력을 측정된 센서의 동작 범위가 대기압(14.7 psi)에서 2 psi 이기 때문에 진공 압력을 정확히 측정하지 못하였지만, 로켓 발사 후 약 30초 경과 시점에서 탑재부 내부압력(검출기 바깥 측 압력)은 거의 진공 상태로 떨어졌음을 추측 할 수 있다. 이 시각 이후 검출기가 정상 동작하지 못했던 점으로 보아서 진공 상태에서 검출기 창이 압력을 견디지 못해 파손되었으며, 그림 9의 (a)와 같이 비정상적인 스펙트럼 모양을 보여 주었다고 판단된다.

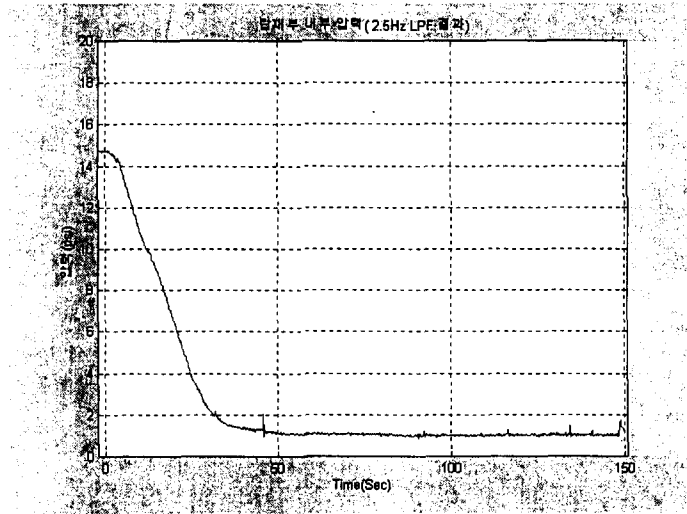


그림 10. 로켓의 비행시간에 따른 탐재부 내부 압력 변화.

5.3. 신호처리부의 문제점

발사 후 약 57초 이후의 모니터링 데이터를 살펴볼 때 모두 1023(16진수로는 3FFH)를 보여주고 있으므로 XDR-III의 신호처리회로부에 문제가 생긴 것으로 판단된다. 회로부의 이상 동작 원인으로서는 다음과 같은 가능성을 들 수 있다.

(1) 회로부 전원의 문제점.

(2) 통신선 불량 가능성. 즉, 로켓부의 PCM 회로와 X-선 신호처리회로부는 4줄의 전선 즉, 시스템 클럭 신호선, 시스템 동기 펄스 신호선, 데이터 펄스 신호선, 접지선 등이 커넥터를 통해 연결되어 있으므로 이 전선의 단락에 의해 통신이 두절될 가능성이 있다.

(3) 회로부를 구성하는 부품에 의한 문제점 발생.

이들 중 (1)의 경우는 모니터링 데이터(그림 6)를 보면 그러한 징후를 찾을 수 없다. 또한 (2)의 경우도 가능성이 희박해 보인다. 만약 전선이 끊어 졌다면 모니터링 데이터에 단락 전의 어떤 징후가 발생하였을 것이고 또한, 발사 때나 단 분리와 같은 큰 진동이 있을 때 문제가 발생했어야 한다. 그러므로, (3)의 경우가 가능성이 높다. X-선 회로부를 구성하는 부품은 일부를 제외하고는 모두 상용제품으로 구성되어 있다. 그 이유는 로켓의 비행 시간이 짧기 때문에 상용제품을 이용해도 그다지 문제가 되지 않는다고 판단했기 때문이다. 트랜지스터나 op amp와 같은 일반적인 부품들은 과학 탐재부를 구성하는 이온센서나 오존센서 부에서도 상용제품을 사용했었으나 특별한 문제점은 없는 것으로

알려져 있다. 그러나 XDR의 경우는 CPU 부분과 PCM 통신을 담당하고 있는 EPLD 칩의 규격이 상용제품이기 때문에, 고도에 따라 방사선 영향 혹은 정전기적 문제로 EPLD 칩의 파손 가능성, 혹은 같은 원인에 의해 CPU 칩의 동작에서 문제점이 생겼을 가능성을 배제할 수 없다.

5.4. 결론

개발된 XDR 시스템은 KSR-II-1과 KSR-II-2 로켓에 탑재되어 2회 시험되었지만 두 번 모두 완벽하게 동작하지 못하였다. KSR-II-1의 경우는 로켓의 관성항법장치의 고장 때문에 그리고 KSR-II-2의 경우는 XDR-III의 자체 기능 결함 때문에 천체 X-선 관측에는 실패하였다. 그러나, 그림 7에서 보는 바와 같이, 데이터가 정상적으로 수신된 기간동안의 스펙트럼을 보면 로켓 발사에 의한 진동의 영향으로 검출기부의 전극선 진동 때문에 계수율의 증가를 보였지만, 예상보다 빠르게 시스템이 안정화되는 것을 확인하였다. 이러한 사실은 KSR-II-1 실험(남육원의 1997)에서 부분적으로 확인되었지만 KSR-II-2 실험을 통해 확실히 검증되었다. 이러한 결과는 로켓을 이용한 X-선 관측 가능성을 시사해 주는 것이지만 경제적, 기술적 한계로 인해 로켓 탑재용으로 완벽한 XDR 시스템을 완성하지 못했던 점은 큰 아쉬움으로 남는다. 그러나 과학로켓을 이용한 천체 X-선 관측 실험은 국내 최초의 도전이었고, 이를 통해 많은 기술과 경험을 축적할 수 있었다. 앞으로 보다 확실한 관측 실험의 성공을 위해 엄격한 조건에서의 환경시험과 이를 극복할 기술적 노력을 현재 진행하고 있다.

참고문헌

김준 1998, 개인 서신

남육원, 최철성 1995, 과학로켓 탑재용 X-선 관측기기 개발 및 활용(I), (천문대: 대전)

남육원, 최철성, 공경남 1996, 과학로켓 탑재용 X-선 관측기기 개발 및 활용(II), (천문대: 대전)

남육원, 최철성, 공경남 1997, 과학로켓 탑재용 X-선 관측기기 개발 및 활용(III), (천문대: 대전)

문신행, 조광래, 이영무, 최형돈, 박정주, 정의성, 홍일희, 이재득, 오범석, 김준, 이경원, 이수진, 노용래, 전상운, 박문수, 박동수, 김준규, 민경주, 오승협 1997, 중형과학로켓 설계 및 개발연구(IV), (한국항공우주연구소:대전), 121