

論文

발사체 탑재용 파이로 충격기록장치 개발 및 시험

김주년*, 정혜승*, 이재득*, 김보관**

Development of On Board Pyro-Shock Recorder for Launch Vehicle

Joonyun Kim*, Hae-Seung Jung*, Jae-Deuk Lee* and Bo-Gwan Kim**

ABSTRACT

Pyro-shock measurement system in launch vehicle is necessary to validate structural robustness and to prepare environmental qualification criteria for launch vehicle systems. This paper describes design, development and function test of prototype pyro-shock recorder to be employed on KSLV-I in the near future. Due to the limitation of telemetry transmission rate, pyro-shock recorder acquires and stores the shock sensor data with high sampling rate in short period and sends the data to the KSLV-I telemetry system with lower data rate. Signal conditioning in pyro-shock recorder is designed to enhance signal-to-noise ratio through proper placement of anti-aliasing filter.

초 록

인공위성 발사체의 파이로 충격 데이터는 환경시험 조건의 기준을 마련하고 또한 구조적인 강인성을 확인하기 위해 원격측정 데이터로 지상으로 송신되어야 한다. 본 논문은 발사체 탑재를 위한 충격기록장치의 초기 개발모델 설계, 개발 그리고 성능시험 결과에 대하여 기술하고 있다. 충격기록장치는 원격측정 데이터 전송률의 제한적 요소로 인해 고속으로 샘플된 데이터를 저장하였다가 저속으로 KSLV-I 원격측정 시스템으로 전송하도록 설계하였다. 충격기록장치의 회로 부분에서는 필터설계와 신호 대 잡음비를 최대화하기 위한 신호 조절부등이 설계되었다.

Key Words : Pyro-shock Recorder(파이로-충격 기록장치), KSLV-I Telemetry (KSLV-I 원격측정), Anti-aliasing filter(엔티-앨리어싱 필터)

1. 서 론

인공위성 발사체는 비행 중 페어링 분리(fairing separation)와 1-2단 분리(stage separation)와 같은 파이로 분리장치에 의한 충격을 겪게 된다. 파이로 분리장치에 의한 충격은 전장품에 심각한 장애를 가져올 수 있으며 특히 릴레이, 스위치, 오실레이

터(oscillator)와 같은 전자기계 부품(electro-mechanical components)에게는 더욱 치명적일 수 있다. 그러므로 충격 측정데이터는 발사체의 환경 데이터로써 활용하거나 구조적인 특성 확인을 위해서 필수적으로 원격측정 데이터로 전송되어야 한다. 충격데이터는 다른 센서 원격측정 채널에 비해 고속 샘플율을 요구한다. 반면 충격 발생 시간은 1초 미만으로 수백초 이상 전송되어야 하는 다른 원격측정 데이터에 비해 극히 짧다. 따라서 충격 센서 원격측정 데이터를 실시간으로 송신하게 되면 원격측정 송신율에 매우 부담이 되며 비효율적이다. 그러므로 충격과 같은 순간적 고속 데이터 처리가 요구되는

† 2004년 7월 6일 접수 ~ 2005년 3월 29일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 전자그룹

** 정회원, 충남대학교 전자공학과
연락처, E-mail : jnkim@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

센서 신호의 경우에는 데이터를 저장한 후, 충격 발생 이외의 기간 동안 저속으로 송신하도록 구성하면 낮은 통신율로 송신이 가능하게 된다. 이로써 원격 측정 데이터 대역폭을 최소화 하여 원격측정 데이터의 신뢰도 향상을 도모할 수 있다.

충격기록장치의 초기 개발모델 설계에서는 시스템 설계 요구조건을 바탕으로 각 분리 이벤트를 수용할 수 있도록 설계하였다. 또한 잡음을 최소화 할 수 있도록 설계하였으며, 원격측정데이터로 전송하기 위한 데이터 버스 설계가 수행되었다. 초기 개발모델로 제작된 충격기록장치를 이용하여 실제 KSLV-I 원격측정 시스템 구성과 기능시험을 수행하였다. 본 논문에서는 충격기록장치 초기 개발모델(prototype model)의 설계, 제작 그리고 시험 결과를 기술하였다.

II. 충격기록장치 설계

이전에 관측로켓용 충격기록장치는 FPGA의 제어회로로 설계되었으며, 1개의 채널로 구성되었고, RS-485 방식의 통신 인터페이스를 제공하였다[1]. 그러나 KSLV-I에서의 충격기록장치는 이와 달리 다수의 채널 요구를 비롯한 다양한 기능들이 요구되었다.

2.1 충격기록장치 설계 요구조건

다음 Table 1은 KSLV-I에서 요구된 충격기록장치의 기능적 요구조건을 보여주고 있다.

데이터 샘플율은 파이로 소자(pyro devices)의

Table 1. Functional requirements of pyro-shock recorder for KSLV-I

설계 항목	설계 요구 조건
충격 측정	2 채널
채널 개수	(페어링 분리, 단 분리)
요구 샘플 율	10K 샘플/초
센서 형태	piezoelectric 형태
여기 전압	직류 20~30V
여기 정전류	2~20mA
데이터 취득 구간	페어링 및 단 분리 신호 발생 후 0.4초
데이터 저장 조건	0.4초 데이터 저장
송신 조건	저장된 데이터를 10초 동안 일정한 송신율로 전송
Anti-aliasing	6차 Butterworth LPF
필터	fc= 3.33KHz
계기증폭기 이득	1~10배

기계적 특성을 고려하여 10KHz로 설정되었다. 데이터 취득구간은 분리 이벤트 발생 후 0.4초 동안 데이터를 획득 및 저장하도록 요구조건이 설정되었다.

데이터 전송요구조건으로는 충격데이터를 10초 동안 균일한 전송율로 원격측정 시스템에 전송하도록 요구되었다. 그러므로 전송되어야 할 데이터는 초당 400 바이트가 된다. 10초의 전송 요구조건은 페어링 분리 후 다음의 이벤트 즉 단 분리 까지 저장된 데이터가 모두 전송되어야 하는 제한요소에 따라 결정되었다. 또한 페어링 분리데이터와 단 분리데이터가 PCM(Pulse Code Modulation) 프레임(frame)상에서 동일한 워드에 위치하도록 구성하였기 때문에 PCM의 채널을 줄였으며, 송신데이터 양을 최소화 하였다.

신호의 aliasing을 방지하기 위한 anti-aliasing 필터는 Nyquist 샘플율에 따라 $10\text{KHz}/2=5\text{KHz}$ 의 정지대역(stop band)을 갖도록 요구되었는데, 정지대역에서의 감쇄율은 1/10배 즉 5KHz에서 -20dB 감쇄를 갖는다. 이를 만족하기 위한 차단주파수는 $\text{normalized gain } \Omega = \frac{\omega_x}{\omega_c} = 1.5$ 를 이용하여 3.33KHz로 선정하였다[2].

2.2 충격기록장치와 발사체 원격측정 시스템 인터페이스

충격기록장치는 KSLV-I의 상단부에 위치하며 원격측정 처리를 총괄하는 주데이터장치(Master Data Unit)와 MIL-STD-1553B(이하 1553B) 데이터 통신을 이용하여 데이터를 송수신 한다. 이때 충격기록장치는 RT(Remote Terminal)로 작동하게 되며, 주데이터장치는 BC(Bus Controller)로 작동하게 된다.

충격기록장치는 BC인 주데이터장치의 데이터

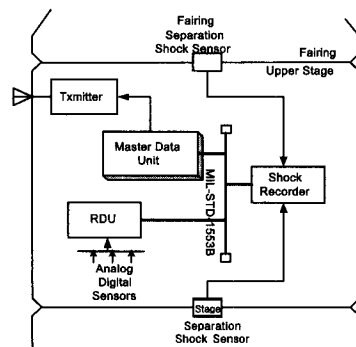


Fig. 1. Interface between pyro-shock recorder and telemetry system

송신 요구가 있을 때마다 저장된 데이터를 주데이터장치로 송신한다. 단 분리 이벤트의 신호가 발생 시에도 이와 동일하게 데이터 통신이 이루어지는데, 단 분리 후 약 10초 후에는 단 분리 데이터 전송이 완료된다. 페어링 분리 발생 전과 모든 원격 측정 데이터 송신 이후부터는 dummy 데이터를 송신하도록 구성하였다.

다음 Fig. 1은 KSLV-I 상단부 원격측정 시스템에서의 충격기록장치와 원격측정 시스템 간의 인터페이스를 보여준다. 그림의 간략화를 위하여 이 외의 상단부 원격측정 시스템은 생략하였다.

2.3 충격 센서 처리 회로설계

충격처리 장치의 센서는 Table 1에서와 같이 piezoelectric type의 센서가 사용될 것으로 요구되었다. Piezoelectric type의 센서는 가속도 변화에 따라 전하량의 변화(pC/g)를 출력시키므로 가속도 변화에 따른 충전량을 측정해야 한다. 그러나 이 신호는 일반적인 계측회로로는 측정이 불가능하며, 별도의 전하 증폭기(charge amplifier)가 일반적으로 사용된다. 용도 및 센서 제조회사에 따라 전하 증폭기가 내장된 경우가 있다.

다음 Fig. 2는 piezoelectric type의 센서를 획득하기 위한 센서 신호 조절기의 구성을 보여준다. 전하증폭기를 거친 신호는 +8.0V이상의 직류 전압이 바이어스되어 나타난다. 이와 같은 바이어스된 직류 성분은 제거되어야 하는데, 이를 위해 직류 차단(blocking) 커패시터를 사용한다[3].

다음 Fig. 3은 센서의 여기전력을 공급하기 위한 정전류 전원의 회로도도를 보여준다. 정전류 전원으로는 Linear Technology사의 LM134를 이용하였다. LM134와 같은 소자는 회로내의 열로 인해 전류량이 표류(drift)한다. 이와 같은 온도 종속요소를 최소화하기 위해 Fig. 3과 같이 음 온도계수

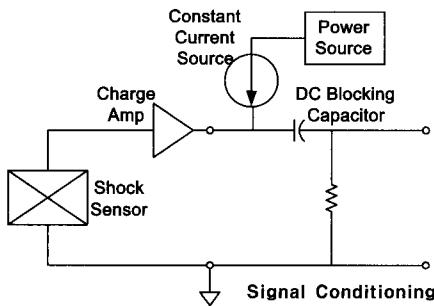


Fig. 2. Signal conditioning circuit of piezoelectric type shock sensor processing

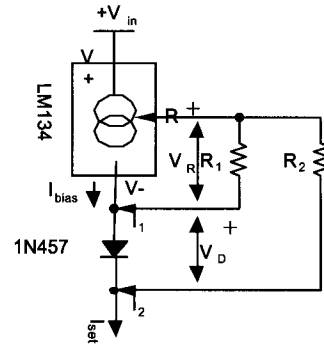


Fig. 3. Constant current source circuit

(negative temperature coefficient)를 갖는 다이오드를 사용하여 온도에 관한 종속요소를 제거하고자 하였다. 최종적으로 센서에 공급하고자 하는 전류 식은 다음 식과 같다[4].

$$\begin{aligned}
 I_{BIAS} &= I_1 + I_2 + I_{BIAS} \\
 &= \frac{V_R}{R_1} + \frac{V_R + V_D}{R_2} \\
 &\approx \frac{67.7mV}{R_1} + \frac{67.7mV + 0.6V}{10.0R_2}
 \end{aligned}$$

$$I_{SET} \approx \frac{0.134V}{R_1}$$

만약 4mA의 정전류를 공급하려면 다음과 같이 R1과 R2의 값을 구할 수 있다.

$$I_{SET} = 4mA = \frac{0.134V}{R_1}$$

$$R_1 = 33.5\Omega$$

$$R_2 = 10R_1 = 335\Omega$$

만약 다이오드의 순방향 전압이 달라지면 근사 식도 V_D값의 변화에 따라 조금 바뀌어야 한다.

충격 측정용 센서는 충격예상 범위에 따라 결정되는데, 측정 범위의 값에 따라 계기증폭기(instrumentation amplifier)의 이득이 결정된다. 충격신호 조절회로를 설명하기 위해 PCB사의 350B03모델을 예로 들면 이 센서의 출력 범위는 ±10,000g, 전압 민감도(voltage sensitivity)는 0.5mV/g, 출력 전압값은 -5V~+5V이다. 한편 KSLV-I의 원격측정 데이터들은 모두 unipolar 형태인 0~+5V 신호로 구성된다. 그러므로 전범위에 걸쳐 충격 센서 신호를 획득하려면 bipolar의 범위(-5V~+5V)를 갖는 신호를 0.5배의 전압이득을 갖는 증폭단을 이용하여 신호범위를 -2.5V~+2.5V로 바꾼 후 전압을 +2.5V로 이동시켜 0~+5V 범위로

조절하여야 한다. 이와 같은 회로는 모두 신호조절 부에서 구성된다.

충격측정을 위해서 Table 1에서 나타난 바와 같이 anti-aliasing 필터는 차단 주파수가 3.33KHz이며, 정지대역이 5KHz인 저주파 통과 필터를 설계하였다. 일반적으로 기계적인 충격데이터를 위해서는 Butterworth 저주파 필터가 Bessel, Chebyshev 저주파 필터에 비해 유리한 것으로 알려져 있다[5]. 특히 Butterworth 저주파 필터는 통과대역의 신호를 최대한 평편하게 통과시키므로 정밀 센서의 데이터 변환 분야에 anti-aliasing 필터로 널리 사용된다. 본 논문에서의 저주파 필터도 Butterworth 저주파 필터를 이용하여 설계하였다. 필터의 구조로는 전압이득의 감쇄가 없는 Sallen-Key 구조를 채택하였다.

다음 Fig. 4는 충격기록계에 사용된 3.33KHz의 저주파 필터의 회로도를 보여주고 있다. 그림에서와 같이 저주파 필터는 6차(6th-order poles)로 설계 되었는데, 이는 2차 및 4차 저주파 필터에 비해 차단 주파수 이후부터의 신호를 급격히 감쇄시켜 준다.

다음 Fig. 5는 위 회로도에 대해 PSPICE를 이용한 시뮬레이션 결과이다. 그림에서와 같이 차단주파수 인근 3.30KHz에서 크기 감쇄가 -3.07dB 발생함을 알 수 있고 이는 설계치와 거의 동일하다.

일반적으로 필터 회로는 ADC(Analog-to-Digital Converter) 바로 전단에 배치하여 중요한 신호에 대해 왜곡이 없도록 만들도록 설계하는 것이 관례였다. 하지만 기계적 충격에 의해 발생하는 신호를 필터링하기 위한 회로는 신호 증폭단 중 맨 앞에 위치하여 설계하는 것이 유리한 것으로 최근 논문에 발표되고 있다[6]. 이는 신호 입력단 이후의 신호 조절부분이 비선형 부분에 의해

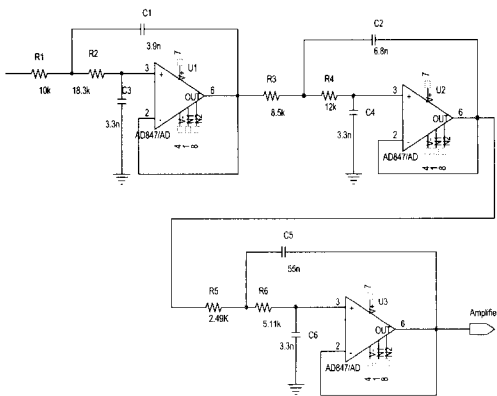


Fig. 4. 6th-order Butterworth low pass filter circuit

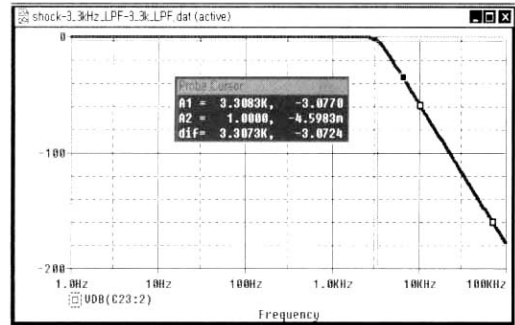


Fig. 5. Low pass filter simulation result

구동되는 것을 방지하며, 예상치 않은 신호가 유입되어 뒷단 변환기에 공진 주파수를 야기할 수 있는 현상을 제거한다. 또한 초기에 저주파 통과 필터를 통과시키면 신호의 잡음은 이미 제거된 상태이기 때문에 신호 대 잡음 비(signal-to-noise ratio)가 높아진다. 특히 충격신호의 경우는 고주파 범위의 잡음 성분이 많이 존재하므로 증폭후 필터링을 하면 잡음레벨도 신호레벨과 동일하게 높아져 불리하다. 본 충격기록장치 개발모델 설계에서도 신호 대 잡음비를 높이기 위하여 필터를 증폭기 앞단에 배치하였다.

충격 데이터 처리를 위한 디지털 회로부에서는 아날로그 멀티플렉서(AMUX: Analog MultipleXer)와 ADC를 내장하고 있어 구현이 간단한 80196 마이크로 컨트롤러를 근간으로 데이터를 획득하도록 구성하였다.

다음 Fig. 6은 충격데이터 처리 장치의 디지털 회로부를 보여준다. 이벤트 발생 신호는 충격기록

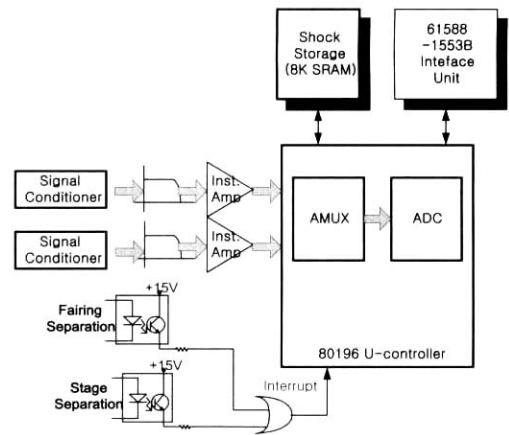


Fig. 6. Schematic diagram of pyro-shock data processing

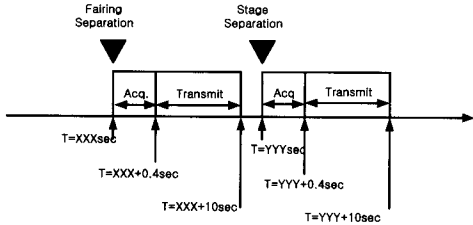


Fig. 7. Shock data processing timing diagram

제어기에게 인터럽터를 발생시켜 데이터 처리 명령을 실행시킨다. 한편 1553B 인터페이스 소자로는 DDC사의 61588 Mini-ACE를 사용하였다.

다음 Fig. 7은 충격데이터 처리 타이밍도를 보여 준다. 데이터를 획득하기 위해 충격기록장치는 전원인가 후 페어링 분리 신호 인터럽터가 발생할 때 까지 계속 대기한다. 페어링 분리가 발생하면, 우선 AMUX 채널을 선택하여 해당 채널을 기동시킨다. AMUX가 선택됨과 동시에 내부 타이머 인터럽터를 발생시켜 400ms 동안 데이터를 획득하도록 구동시킨다. 400ms가 지나고 나면 곧 바로 1byte 씩 1553B 서브어드레스에 데이터를 올린다. 데이터 획득이 완료되면 다음 단 분리 이벤트가 발생할 때 까지 계속 대기한다. 이벤트 발생 후부터는 페어링 분리와 동일하게 운영된다.

III. 충격기록장치 제작 및 성능시험

3.1 충격기록장치 제작

충격기록장치는 디지털 회로부와 전원 및 신호 조절부로 나뉘어져 2장의 PCB로 제작되었다. 디지털회로부는 80196을 비롯하여, 메모리, 1553B 제어기, 그리고 주변회로들이 장착되었다. 전원부조절부는 EMI 필터가 장착되었으며 또한 +28±4V의 전원을 입력으로 받아 +5V, +15V, -15V의 전원으로

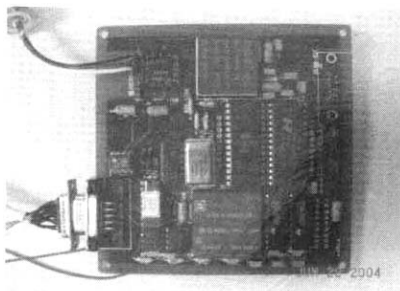


Fig. 8. Photo of digital part PCB

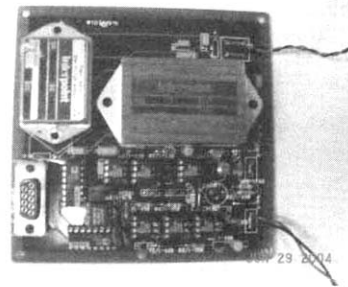


Fig. 9. Photo of power and signal conditioning part PCB

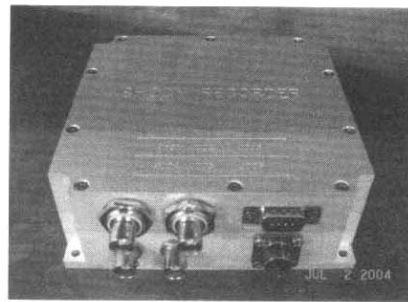


Fig. 10. Photo of pyro-shock recorder

변환하는 DC/DC 변환기가 있다. 신호조절부는 일정전류를 공급하는 회로를 비롯하여, 필터, 계측증폭기등이 장착되었다. 다음 Fig. 8과 9는 제작된 충격기록장치의 디지털 회로부와 전원 및 신호조절부의 PCB 제작 사진이다.

다음 Fig. 10은 조립된 충격기록장치의 외형 사진이다. 충격기록장치의 외형 크기는 131×131×50[mm]이며, 소비전류는 0.2A내외이며, 무게는 0.9Kg이다. 센서 연결을 위한 2개의 BNC 컨넥터, 1553B 연결을 위한 2개의 3축 컨넥터, 이벤트를 연결하기 위한 9핀 D-sub 컨넥터, 그리고 전력공급을 위한 JT00RT-8-6P 컨넥터가 충격기록장치 전면부에 실장되었다.

3.2 성능시험

충격기록장치의 성능시험을 수행하기 위해 로켓 혹은 발사체에 실제 탑재되는 PCB 사의 350B03 충격센서 모델을 이용하였다. 350B03 센서의 성능 및 전기적 특징은 다음과 같다.

- 민감도(sensitivity) 0.5mV/g
- 측정 범위 : ±10,000g pk
- 동작 주파수 범위(-3dB) : 0.2~25,000Hz
- 여기 전압 : 20~10VDC
- 여기 정전류 : 2~20mA

-출력 바이어스 전압 : 8~14VDC

충격기록장치의 성능을 위한 모사 시험은 실험실 수준에서 불가능하다. 대안으로 본 실험에서는 충격센서를 알루미늄 마운트에 장착한 후 충격을 가하여 충격기록장치의 아날로그 센서 신호 출력 파형과 충격기록계를 통하여 획득된 데이터 값 출력 파형으로 출력하여 파형 비교를 통해 성능을 검증하고자 하였다. 본 시험에서는 장비의 제한적 요인으로 인하여 주파수응답 특성 분석연구는 수행하지 않았으며, 향후 실제 파이로-충격 소자를 이용하는 예비시험(preliminary test) 혹은 비행시험(flight test)에서 분석연구를 수행할 것이다.

한편 발사체에 탑재될 충격 센서 측정 범위는 ±5,000g~±10,000g이므로 실험실 수준에서 전체 범위에 대해 실험을 수행하기는 불가능하다. 실험을 위하여 계기증폭기의 이득을 10배로 높여서 시험을 수행하였다. 즉 원래 충격 센서 측정범위보다 1/10배로 범위로 축소시켜 성능시험을 수행하였다.

다음 Fig. 11은 실험실 수준에서의 충격기록장치 성능시험 구성 사진을 나타낸다.

다음 Fig. 12는 시편에 충격을 가하여 출력된

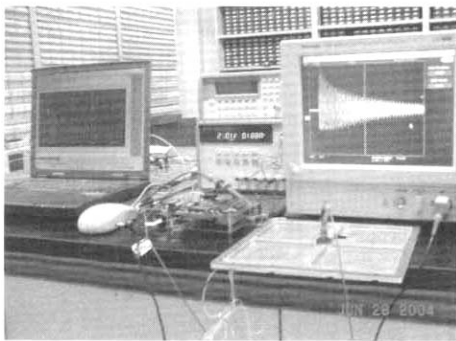


Fig. 11. Assembly function test

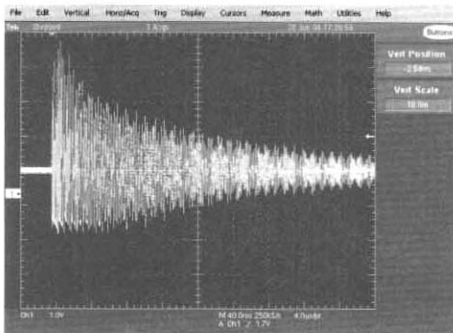


Fig. 12. Shock sensor output signal

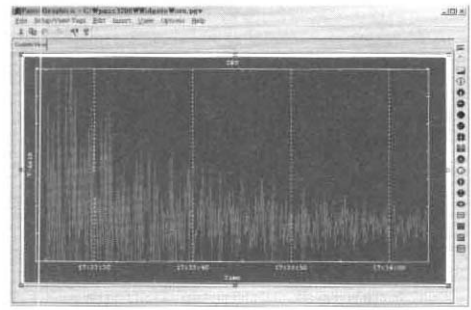


Fig. 13. Telemetry data output signal

센서 신호가 10배의 계측증폭기를 거쳐 출력된 파형을 오실로스코프로 측정한 결과이다. 측정결과 충격신호가 +4V~-2V로 출력되었는데, 이는 약 800g~400g의 충격량에 해당한다. 또한 알루미늄 마운트를 이용한 본 시험에서의 충격신호는 약 360ms 근처에서 1/10가량 감쇄되었다.

다음 Fig. 13은 충격기록장치가 Fig. 12의 데이터를 획득과 저장과정을 거친 후 주데이터장치의 요구 명령에 따라 데이터를 전송한 결과를 1553B 모니터 상에서 파형을 그려보았다. 데이터 값도 약 800g~400g 가량의 범위로 출력되었으며 감쇄율 또한 Fig. 12와 거의 유사한 경향을 보였다. 이로써 충격기록장치의 초기 개발모델로서 성능부분이 문제없음을 확인하였다.

IV. 결 론

발사체는 단 분리 및 페어링 분리를 위해 파이로 소자를 이용한다. 분리 시 발생하는 파이로-충격은 전자부품에 손상을 입힐 수 있으므로 충격 데이터 확보가 필수적이다. 충격 데이터는 짧은 시간에 고속으로 데이터가 취득되어야 한다. 발사체의 원격측정 데이터 용량의 제한적 요인으로 인해 충격 데이터를 실시간으로 전송하지 않고 데이터를 저장하였다가, 낮은 전송율로 PCM 데이터를 전송하면 원격측정 시스템으로는 훨씬 유리하다.

본 논문에서는 KSLV-I 탑재용 충격기록장치 초기 개발모델의 설계, 제작 그리고 성능시험 결과에 대해 기술하였다. 회로 설계부분에서는 신호 대 잡음비를 높이기 위해 anti-aliasing 필터의 적절한 배치가 수행되었다. 데이터 제어부에서는 마이크로 콘트롤러를 이용하여 내장된 AMUX 및 ADC 기능을 이용하여 회로의 간소화를 도모하였으며, 1553B 데이터 버스를 통하여 원격측정 처리장치와 인터페이스 되도록 구성하였다. 또한 제작된 충격 기록장치를 이용하여 실제 탑재 가능한 충격센서

를 이용한 성능시험을 수행한 결과 센서 신호를 정상적으로 취득하여 원격측정 데이터로 전송함을 확인하였다.

본 논문에서 개발된 충격기록장치는 향후 EM 및 FM 모델로 개발될 것이며 온도 및 진동 등의 환경시험을 거쳐 발사체에 탑재될 계획이다.

참고문헌

- 1) 이수진, 김주년, 마근수, 이재득, "과학로켓 충격측정용 센서 데이터 처리 시스템 개발", 한국항공우주학회지, 제 28권, 제 7호, pp. 131-137, 2000.
- 2) Arthur B. Williams and Fred J. Tajor, *Electronic Filter Design Handbook*, McGraw-Hill Publishing Company, 1988.
- 3) ENDEVCO, *Shock & Vibration Measurement Technology*, ENDEVCO, 1997.
- 4) National Semiconductor, LM134 3-Terminal Adjustable Current Source, National Semiconductor, 1998.
- 5) Patrick L. Walter, "Filtering considerations when telemetering shock and vibration data", *Proceedings of ITC/USA 2001* pp598-603, 2001.
- 6) Patrick L. Walter, *The Handbook of Dynamic Force, Pressure, and Acceleration Measurements*, ENDEVCO, 2001.