

한국 우주개발분야의 충격시험 적용사례

이상설* · 김홍배** · 문상무* · 우성현*

The Application of Pyrotechnic Shock in Korean Aerospace Program

Sang-Seol Lee, Hong-Bae Kim, Sang-Mu Moon, Sung-Hyun Woo

ABSTRACT

The term "Pyrotechnic Shock" or "Pyroshock" is used to describe short duration, high amplitude and high frequency transient structural responses in aerospace vehicle structures. The transients are generally initiated by firing of an ordnance item to separate or release a structural member of fastener. The objective of this paper is to present a set of pyrotechnic shock environment information - specific characteristics induced by many separation devices, prediction, testing, measurement and analysis methods of pyroshock environment. In addition, it is introduced the application of pyrotechnic shock test in Korean aerospace development program.

1. 개요

우주개발분야에서의 충격환경은 "Pyrotechnic Shock" 또는 "Pyro-shock"이라고 불리는 수십 msec 이내의 짧은 시간동안 수천 G에 이르는 매우 높은 응답을 갖는 하중조건으로 대표된다. 이 충격환경은 우주발사체의 단분리, 발사체로부터의 위성체의 분리, 위성체의 안테나 및 태양전지판과 같은 부착물의 분리 또는 전개를 위한 분리장치 (Separation Device)의 작동에 의해 발생하며, 탑재된 각종 전자부품 및 광학장비에 치명적인 손상을 입힐 수 있으므로, 우주개발에 있어서 필수적으로 고려해야 할 환경의 하나이다. 따라서 이에 대한

연구가 지난 수십년간 계속되어 왔다. 실제로 1960년대 초반부터 1970년대 말까지 미국, 구소련과 같은 우주개발 선도국을 중심으로 활발하게 진행되었던 우주개발분야의 발사체 및 위성체의 오동작이나 작동불능의 원인을 조사한 바에 의하면, 14개의 프로그램에서 발생한 88개의 고장 중 85개가 충격 환경이 직간접적인 원인인 것으로 파악되었으며, 대표적 고장부위는 전자부품의 단락불량, 광학장치나 애피시등의 접착제 파손, 심지어는 분리장치의 폭발에 의한 오염등으로 제 기능을 하지 못하는 결과를 냈다[1]. 이는 분리시스템으로부터 야기되는 pyro-shock이 매우 짧은 시간동안 작용하지만 수 KHz 이상의 고주파 대역에서 높은 에너지를 갖기 때문이다.

본 논문에서는 이 충격환경의 특징과 지상 시험

* 정회원, 한국항공우주연구소, 연구원
** 한국항공우주연구소, 연구원

으로의 모사, 측정 및 분석방법등에 대해 그동안 진행되었던 연구결과를 바탕으로 소개하며, 끝으로 1990년대부터 급가속화된 국내의 우주개발 분야에 적용된 충격시험 사례를 알아보고자 한다.

2. 우주비행체의 충격환경

다단계 발사체의 단분리, 발사체로부터 탑재체(위성체등)의 분리, 위성체 부착불의 분리 및 전개 등에 사용되는 분리 시스템은 일반적으로 폭발성 물질을 이용하여 분리시스템의 고정장치를 분리시키는 방법을 사용하는데, 이러한 과정에서 수 kHz의 고주파대역까지 높은 에너지가 구조물로 전달된다. 이러한 충격환경의 응답 스펙트럼 특징은 첫째, 저 주파수 대역에서부터 응답 스펙트럼의 최고점까지는 그림 1과 같이 +6dB/Oct의 등속도 선과 일치하며, 충격원으로 멀어짐에 따라 그림 2와 같이 그 크기는 줄어드나, 최저 15%이하로는 줄어들지 않는 형태를 이루며, 두번째 특징으로는 최고치가 고주파대역까지 일정치를 유지되는 형상으로, 그 크기는 충격원으로부터 멀어짐에 따라 급격하게 줄어든다.

우주분야에서 사용되고있는 일반적인 pyro-shock 기구의 형상은 그림 3과 같으며, 충격환경은 충격원으로부터의 거리에 따라 다음의 세영역으로 나누어 연구되고 있다[2].

1. Near-Field Pyro-shocks :

- Source로부터 15cm 이내
- Peak acceleration : 5,000 G(Q=10) 이상
- 10KHz 이상까지 유지됨
- 주로 충격파가 직접 전달됨

2. Mid-Field Pyro-shocks :

- Source로부터 15~60cm
- Peak acceleration : 1,000~5,000 G(Q=10)
- 10KHz 이상까지 유지됨
- 충격파와 구조물의 공진이 복합된 형태로

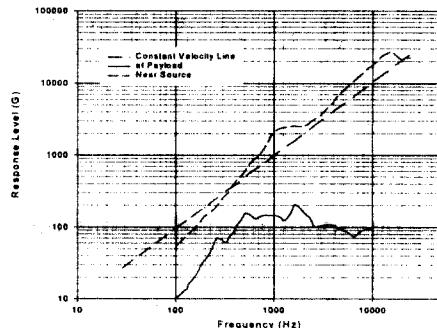


Figure 1. Typical Pyroshock Response Spectrum

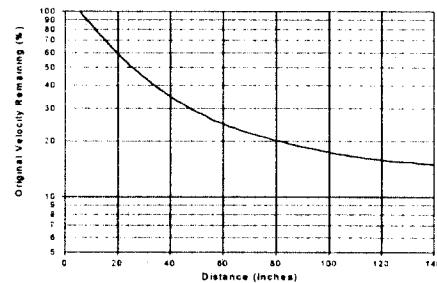


Figure 2. Attenuation for Constant Velocity Line

전달됨.

3. Far-field Pyro-shocks :

- Source로부터 60cm 이상지역
- Peak acceleration : 1000 G(Q=10) 이하
- 10KHz 이하영역에만 유지됨
- 대부분이 구조물의 공진형태로 전달됨

이 충격환경은 분리장치의 종류에 따라 그림 3과 같이 최고치가 다르게 나타나며, 그림 4와 같이 고주파 특성상 전달되는 구조물의 형상 및 재질에 따라 거리에 대한 감쇠정도가 다르게 나타나므로, 발사체나 위성체의 구조에 따른 분리장치의 선택이 중요하며, 내부 탑재품의 배열 위치의 선정도 함께 고려되어야 한다[3].

3. 충격 시험

Device	Typical Applications
- Pin Pullers - Cable Cutters - Bolt Cutters - Sub Valves - Separation Nuts	POINT SOURCE Release of Deployable Subsystems Generally Low Load Capability
	High Gas Pressure Release High Load Transmission Capability Booster Staging Spacecraft/Booster Separation
	Distributed or Continuous Sources
- V-Bands - Flexible Linear Shaped Charge (FLSC) - Super-Zip™ - TM-LMSC - Mild Detonating Fuse (MDF)	Spacecraft/Booster Separation Missile Staging - Low Load High Performance Missile Staging Thick Metal Cutting Booster Staging and Release Many FLSC Applications Material Fracture Expansion Bellow Pressurization Payload Fairing Separation

Table 1. Pyro-Shock Device Categories and Applications

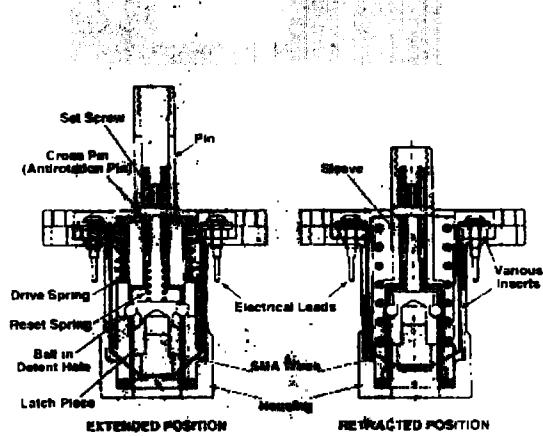


Figure 3. Pin Puller Release Mechanism

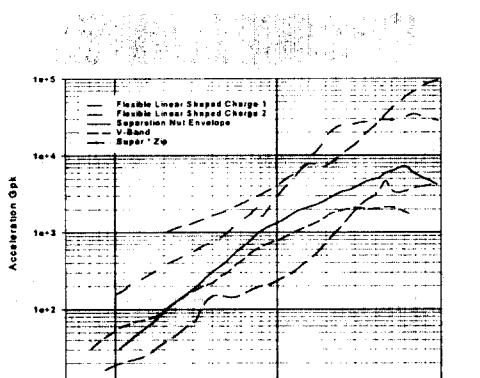
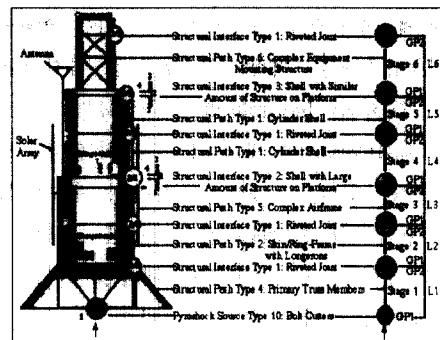


Figure 4. Comparison of Pyro/Shock Device Source Shock Levels



(a) Typical Launchers Structure Configuration

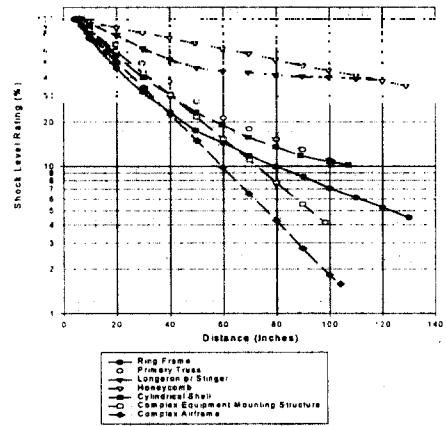


Figure 5. Shock Attenuation for Structure Type

충격에 대한 지상에서의 모사시험을 위해서는 우선적으로 시험대상체의 충격환경에 대한 예측이 필요하다. 분리장치와의 거리, 분리장치의 종류등에 의해 우선 예측된 주된 환경을 바탕으로 시험대상체의 위치에 따른 시험환경을 미리 예상하여야 하며, 이 자료는 시험환경의 모사방법 및 측정방법을 선택하는 중요한 요소가 된다. 시험환경예측방법에는 통계적 에너지 해석법(Statistical Energy Analysis)이 주로 사용되며, 미국과 같이 유사 우주비행체의 비행경력이 많은 경우에는 지상시험 및 비행시 획득한 자료들을 이용한 간접 추정법을 사용하는 것이 일반적이다. 유한요소모델의 모드해석을 이용한 예측의 경우, 1,000Hz 이상의 고주

파대역에 대부분의 에너지가 분포하는 Pyro-shock 의 거동해석에는 적합하지 않으며, 시간영역에서 직접적분(Direct Integration)을 수행하는 경우도 있으나, 메쉬(Mesh)의 제한 및 수치적분 시 오차등의 수반은 피할 수 없다. 따라서 우주비행체의 경우, 충격파의 전달해석에 사용되는 방법으로 중고주파 대역의 소음 진동연성해석을 위하여 개발된 통계적 해석법을 주로 사용한다

충격환경을 모사하여 지상에서 시험하는 방법에는 직접 분리장치를 장착하여 시험하는 것이 실제의 환경을 정확하게 구현할 수 있으나, 절단장치가 매우 고가이며, 폭발성 물질에 대한 시험대상체의 오염, 인가된 시험장소로의 제한등이 있다. 이에 따라 우주비행체 부품등의 개발시에는 충격전용기, 전자기식 가진기를 이용한 충격시험을 주로 사용한다. 충격전용기는 실제 pyro-shock 과는 달리 단방향으로 충격이 부과되며, 형상, 속도의 변동 및 지속시간등의 구현이 매우 어려운 반면 저가로 반복성있는 시험이 가능한다. 전자기식 가진기는 임의의 파형을 반복성있게 구현하는 장점이 있으나, 최대 200g, 3kHz 이하의 충격환경만을 모사할 수 있으며, 역시 단방향 부과로, 수직한 3축에 대해 독립적으로 부과한다. 이러한 단점을 보완하는 기술들이 최근들어 개발되었는데, 그림과 같은 공진치구를 이용한 방법은 치구의 설계에 따라 매우 유사한 충격환경을 모사할 수 있으나 이를 위해서는 치구형상, 충격부가시의 속도, 질량, 지속시간등과 같은 다수의 시행착오를 겪어야 하는 단점이 있다. 또 다른 방법으로는 그림 8과 같이 시험 대상물의 증폭비(Amplification Factor)를 이용하는 것이다. 일반적인 Pyro-shock 의 경우 지속시간이 대략 20 msec 이내로 정상거동의 증폭률에 비하여 매우 낮은 증폭만이 이루어진 후 거동이 중지된다. 이와 반대로 Pyro-shock 파형과 동일한 주파수별 가속도치를 지닌 여러 개의 Wavelet 형태의 Sine 파를 그림 8(c)과 같이 합성하여 시험 대상물의 정상거동 영역까지 충격부가시

간을 충분히 늘려 가진기의 요구 가속도레벨을 낮추는 방법 등이 있다.

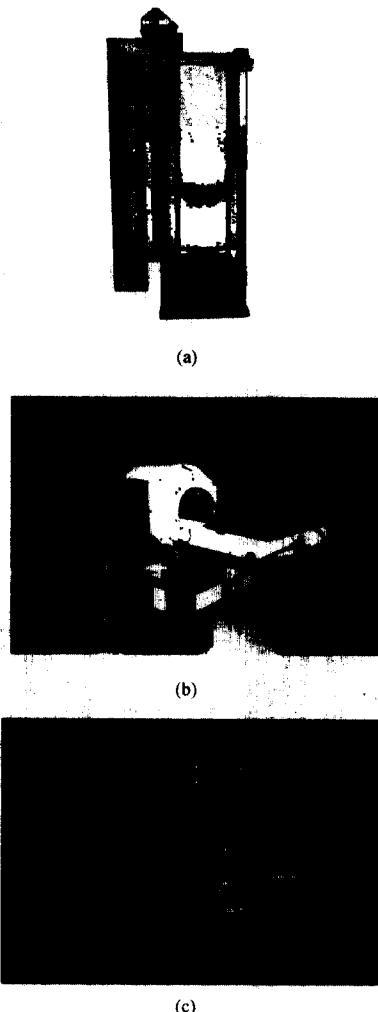


Figure 6. Shock Test M/C(KARI). (a) Free Fall Shock M/C. (b) Electro-magnetic Shaker(V964). (c) Electro-magnetic Shaker(V994).

Table 2 Shock Test M/C and Its Shock Performance(KARI)

Shock Machine	Shock Test Performance
LDS V994 Electromagnetic Shaker	Half sine peak bump : 801kN Acceleration : 180g Displacement : 63.5mm
LDS V964 Electromagnetic Shaker	Half sine peak bump : 267kN Acceleration : 210g Displacement : 50.8mm
Free-Fall Shock Machine	Over 3,000g in time domain Over 5,000g(Q=10) in SRS

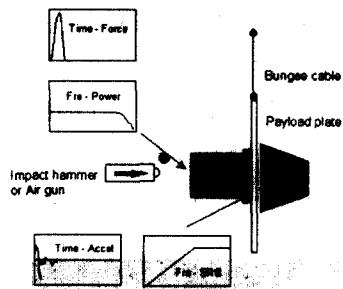


Figure 7. Concept for Resonant Fixture

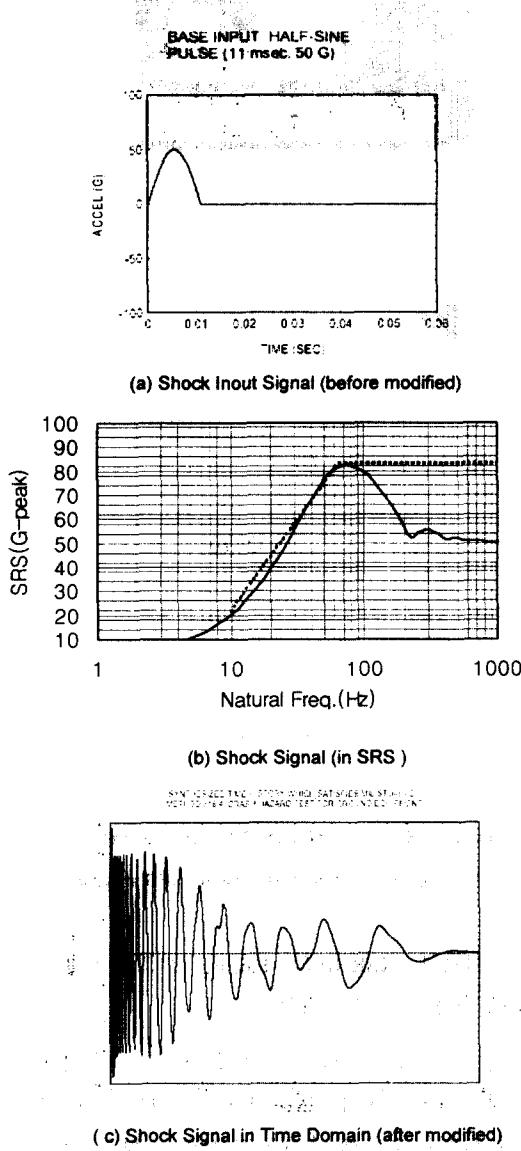


Figure 8. Wavelet Modification Method

충격시험의 측정방법으로는 가속도계와 스트레인케이지, 도플러효과를 이용한 레이저 측정기 등이 사용된다. 가속도계의 경우 일반적으로 10,000Hz 까지의 주파수 대역과 10,000G 까지의 광범위한 동적범위를 측정할 수 있는 사양이 요구되며, 스트레인 케이지의 경우 원하는 특정위치에서의 데이터를 획득하기는 용이하나 법선방향의 값을 축출하기가 어렵다. 반사된 레이저의 도플러효과를 이용한 방법은 비접촉식이어서 실제 충격원 근처의 50,000G 이상의 값에 대한 측정도 가능하지만 비용과 교정/보정의 어려움, 가속도계 보다 낮은 동적범위등의 단점을 갖는다. 따라서 예측환경을 바탕으로 한 적절한 측정센서의 선택이 필요하다.

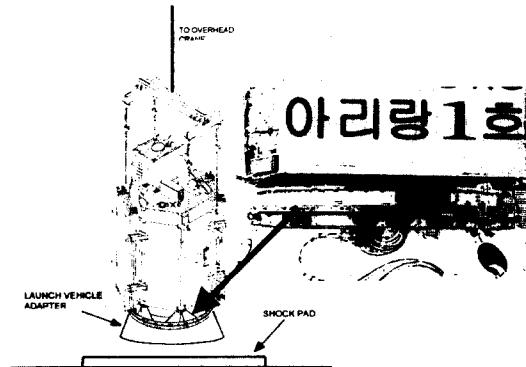
4. 국내의 우주개발관련 충격시험 사례

1990년대부터 활발하게 진행되어온 국내의 우주분야에 대한 연구는 과학실驗위성인 우리별 1, 2, 3호와 다목적 실용위성인 아리랑 1호가 궤도에 올라 임무를 수행하고 있으며, 발사체 분야에서는 과학로켓 1, 2호의 성공적인 발사를 바탕으로 3단형 액체추진로켓(KSR-III)의 개발을 진행하고 있다. 이들은 개발단계부터 다수의 환경시험을 수행하였으며, 이중 항공우주연구소에서 수행한 충격시험의 대표적인 경우에 대해 소개하고자 한다.

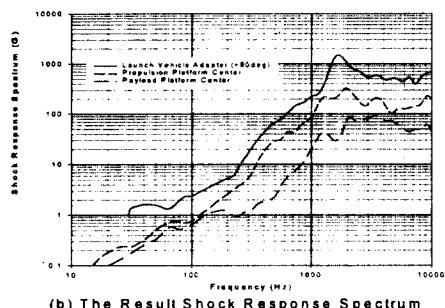
(1) 다목적 실용위성 아리랑 1호 충격시험 – 분리장치 폭발시험

TAURUS 발사체에 의해 1999년 12월에 궤도로 올려진 아리랑 1호의 분리충격시험은 준비행모델(Proto-Flight Model)을 이용한 시스템수준으로 진행되었다. TAURUS 발사체에서 사용하는 동일 분리장치를 위성체의 발사체 연결부위에 설치하고 위성체를 들어올린 상태에서 직접 분리용 폭발장치를 작동시켜 그림 9와 같이 분리시험을 수행하였다. 이때의 충격량은 위성체의 연결부에 최고

3,000G-peak, 위성체 탑재부에 최고 300G-peak를 범위로 예상하여 가속도계를 설치하였으며, 시험 결과 위성체의 분리장치 부근에 설치된 가속도계는 1000G-peak 이상의 최고치를, 분리장치로부터 먼 탑재부의 경우는 100G-peak 이하의 응답을 나타냈다. 이는 위성체 탑재부품의 설계 충격치에 비하여 낮은 레벨이며, 충격원으로부터의 거리에 따라 현저한 감쇠를 보여주고 있다.



(a) Test Configuration



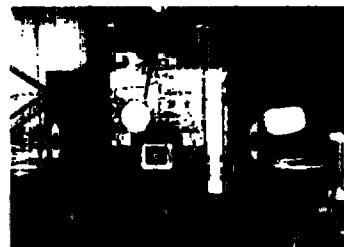
(b) The Result Shock Response Spectrum

Figure 9. KOMPSAT-1 PyroShock Test

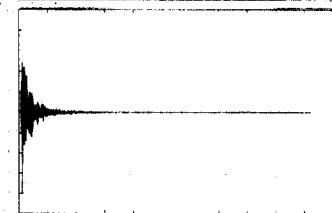
(2) 우리별 3호의 충격시험 – 태양전지판 분리 장치 폭발시험 / 전자기 가진기 충격 시험

과학실험위성으로 100Kg급의 소형위성인 우리별 3호의 준비행모델 및 비행모델(Flight Model)에 대한 태양전지판 분리장치 폭파시험은 태양전지의 충격환경을 예측하기 위하여 1996년과 1997년에

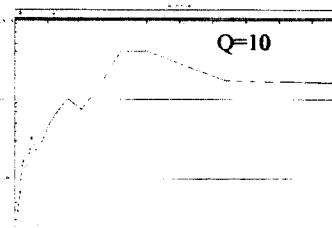
그림 10과 같이 수행되었다. 발사체로부터의 분리시 충격환경시험은 인도 발사체로부터 제공받은 충격응답스펙트럼을 바탕으로 시간파형으로 재구성하여 항공우주연구소가 보유하고 있는 전자기식 가진기를 이용하여 그림 11과 같이 수행되었다.



(a)



(b)



(c)

Figure 10. Shock test of KITSAT III. (a) Solar panel deployment (b) Time response at panel (c) SRS at panel

(3) 과학로켓 KSR-III의 Fairing 전개 시험 – 탑재부에 대한 충격환경레벨 획득

현재 항공우주연구소에서 개발중인 3단형 액체 추진로켓인 KSR-III의 EM 모델에 대하여 페어링의 전개 시험을 2차례 수행되었으며, 향후 단분

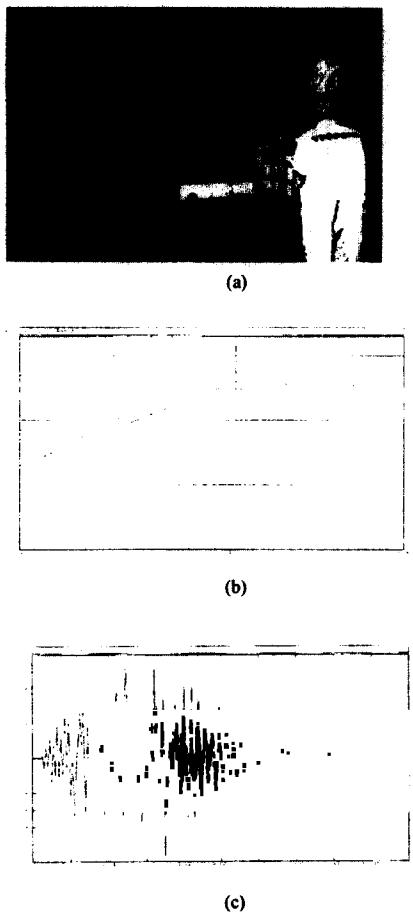


Fig. 10 Shock test of KITSAT III. (a) FM shock test configuration
(b) Given SRS (c) Regenerated Shock Acceleration

리(Stage Separation)시험 등이 계속될 예정이다. 페어링 전개장치의 기능확인 및 탑재부 각 패널에서의 충격응답을 획득하여 개발될 탑재부품의 충격내구설계의 기본 자료로 사용될 예정이다. 이를 위해서 페어링 내부 각 패널의 중앙부, 외곽부에 다수의 가속도계를 설치하였으며, 분리장치의 폭발 입력신호를 트리거 신호로 이용하여 레코더에 저장 후 충격응답스펙트럼등 후처리를 수행하였다.

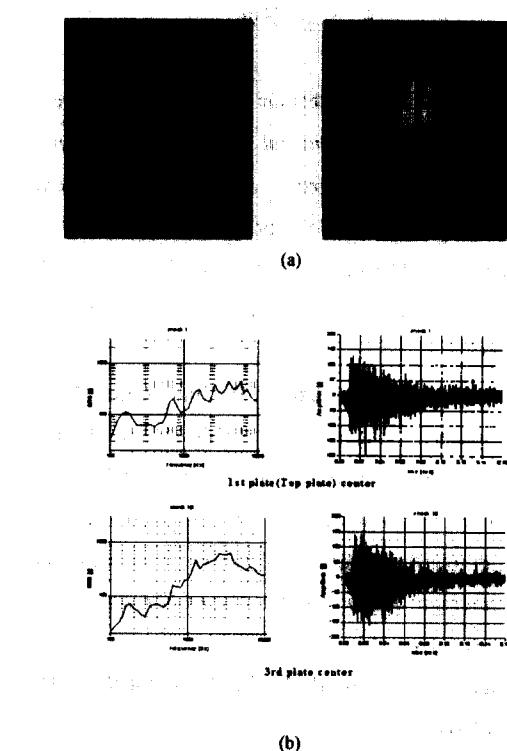


Figure 11. KSR-III Fairing Separation Test.

(a) Test Configuration. (b) Time Response & its SRS

5. 결 론

우주개발분야에서 충격환경시험의 중요성을 깨달은 우주개발 선도국들은 이미 1960-70년대부터 NASA 등을 중심으로 수많은 연구와 시험을 통하여 충격환경에 대한 기술적인 know-how를 축적해 왔다. 본 논문에서는 우주분야 충격시험기술에 대한 소개와 우주분야의 중간진입단계인 한국의 우주비행체들에 대한 일련의 충격시험들에 대하여 소개하였다. 향후 국내에서 개발될 우주비행체의 경우도 이러한 일련의 연구개발을 통하여 축적된 기술을 바탕으로 충격관련연구가 계속될 것이며, 조기에 기술 선도국이 되기 위해서는 관련분야 연구자들의 협조 및 노력이 요구된다.

6. 참고 문헌

- (1) Moening, C.J., "Pyrotechnic Shock Flight Failure",
Institute of Environmental Sciences Pyrotechnic Shock Tutorial Program, 31st Annual Technical Meeting, Inst. Envir. Sc., Apr. - May 1985.
- (2) Daniel R. Mulville, "Pyroshock Test Criteria",
NASA Technical Standard NASA-STD-7003, May 18, 1999.
- (3) Kacena, W.J., McGrath, M.B., and Rader, W.P.,
"Aerospace Systems Pyrotechnic Shock Data",
NASA Contractor Report - 116406, May 1970.
- (4) John E., and Mattias H., "Measuring and Analysis of Pyrotechnic Shock", *Chalmers University of Technology, Paper for the Degree of Master of Science*, Sept. 1999
- (5) "Flight Separation Mechanisms", *NASA-SP-8056*, Oct. 1970.
- (6) Strether Smith and Bill Hollowell, "A Proposed Method to Standardize Shock Response Spectrum (SRS) Analysis", *Journal of the Institute of Environmental Sciences*, MAY/JUNE 1996
- (7) Langner, K.C., "Separation System Shock Test", *KOMPSAT CDRL IT-09 (KOMPSAT-98-700-012)*, Mar. 1998..