

우주비행체 분리장치 작동에 의한 충격현상 모의 시험기 개발

김 홍 배* · 오 진 호 · 문 상 무* · 우 성 현* · 이 상 설*

Development of Shock Testing M/C to Simulate Pyro-technic Device Explosion of Space vehicle

Hong-Bae Kim · Jin-Ho Oh · Sang-Mu Moon · Sung-Hyun Woo · Sang-Seol Lee

ABSTRACT

Explosively activated pyro-technic device is used to release exhausted rocket booster or payloads at prescribed times in the rocket's flight. It creates pyro-shock environment that rocket or payload components must survive. With the shock spectra acquired from flight data, laboratory test should be performed before flight to check whether all of component can sustain the shock environment. The pyro-shock environment simulation was created by the resonance fixture response to a projectile impact. Desired shock spectra is realized by adjusting the natural frequency of resonance plate and the velocity of impact hammer. This paper describes the development process of Pyro-shock testing machine, which is designed and tested by Korean engineers, to verify components of Korean Sounding Rocket(KSR-3) and the other Korean space vehicle. Both analytical and experimental techniques are introduced in this paper.

1. 서 론

우주개발분야에서의 충격환경은 Pyro-technic Shock 또는 Pyro-shock 이라고 불리는 수십 m-sec 이내의 짧은 시간동안 수백에서 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 있



Fig. 1 Jettering of Payload Fairing

* : 한국항공공우주연구소, 정희원

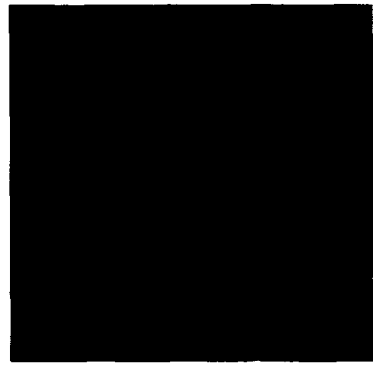
· : 테크노 넷

어서 필수적으로 고려해야 할 환경의 하나이다. 이에 따라 발사체 및 위성체에 탑재되는 개발품은 부품레벨의 개발단계에서부터 내충격에 대한 검증시험을 수행하며, 특히 국내 주도로 개발중인 국산 소형발사체에 장착되는 장비의 경우, 대부분의 탑재물이 기존에 검증되지 않은 초도 생산 품목들이므로, 이에 대한 검증이 매우 중요하다. 충격에 대한 검증시험은 실제 파이프 절단장치를 폭파하여 시험 대상물에 부과하는 것이 가장 이상적이나, 비용이 매우 고가이고 개발일정의 관리가 매우 어려운점이 있다. 전자기 가진기를 사용하는 경우, 가진기의 용량제한으로 인하여 최대 300 ~ 400 G-peak이상의 가속도 이상을 부과하는 불가능하고, 가진기 아마츄 자체의 공진현상으로 인하여 2,000 Hz이상의 고주파수 대역에 대해서는 제어가 불가능하다. 미국의 JPL 등에서는 이러한 난점을 피하고자 절단장치 충격시험을 위한 전용시험기인 MIPS (Mechanical Impulse Pyro Shock)등을 개발하여 사용중이며, 최근에는 매우 높게 압축된 공기를 이용하여 필요한 해머의 속도를 얻은 후 공진장치를 가진하는 방식의 충격시험기를 사용하여 여러 우주 개발 프로그램에 적용하고 있다(1).

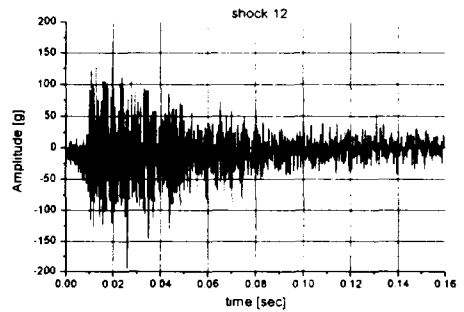
본 논문에서는 한국에서 개발 중인 우주 비행체에 대한 내충격 검증을 수행하기 위하여 최근 한국항공우주연구소 연구진과 국내 전문개발기관이 공동 개발한 시험기의 개발과정 및 성능을 소개하고자 한다.



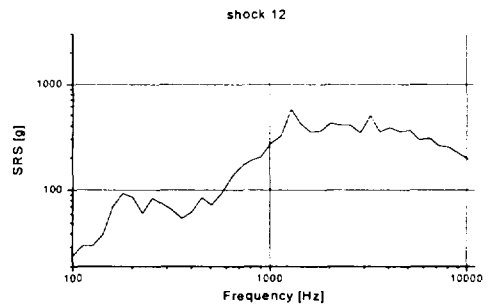
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 2. Pyro-shock Test of Payload Fairing. (a) KSR-III Payload Fairing. (b) Sensor Installation on Payload Platform. (c) Acceleration Response. (d) Shock Response Spectrum.

2. Pyro-shock 규격설정

국산 발사체의 각종 절단장치 작동으로 인하여 발사체 및 탑재체에 전달되는 충격 진동특성을 파악하기 위하여 수차례에 걸친 시험 및 분석이 이루어졌다. 현재 제작중인 발사체의 충격진동원은 발사체 각단의 분리 및 발사체 상단에 위치한 노즈 페어링의 분리시 동작하는 절단장치들이다. Fig. 2(a)는 발사체 노즈 페어링 분리장면이며, Fig. 2(b)는 시험시 과학 탑재부 구조물에 가속도계를 설치하여 응답을 측정하는 장면이다. Fig. 2(c)와 Fig. 2(d)는 절단장치 동작시 탑재부 구조물의 평판에서 측정된 가속도 파형과 이에따른 충격응답함수(Shock Response Spectrum)을 보여준다. 결과에서 나타남과 같이 시간파형의 최대 가속도치는 200 g 내외이며, 지속시간은 100 msec 내외임을 보여주고 있다. 충격응답함수의 경우에는 최대치가 500G-peak 내외이고, 1,000 ~ 2,000 Hz내외에 최대 응답을 나타내는 전형적인 구조물의 충격응답을 보여주고 있다. 다른 절단장치의 작동에 의한 응답을 분석한 결과도 이와 매우 유사하였다. 이러한 시험자료를 바탕으로 발사체 탑재부에 장착되는 부품들에 대한 충격시험 규격은 Fig. 3과 같다. 규격 선정시 측정결과에 대하여 통상 +6dB의 여유를 가지도록 하고, 이를 반영하여 설계 및 검증시험을 수행하도록 권고하고 있다.

3. 충격시험장비 설계

앞절에서 도출된 충격시험규격을 수행하기 위하여 요구되는 충격시험기의 설계는 기존의 충격시험기설계 이론은 사용한다. 일반적으로 충격시험기 공진장치의 1차모드 공진주파수가 충격스펙트럼의 둔치 주파수(Heel Frequency)와 일치하도록 설계하는 것이 일반적이다(2). 이 경우, 공

진장치를 해머등을 이용하여 가진하면, 공진장치의 1차 모드운동이 고정장치를 통과하여 시험대상물을 가진하게 되는 것이다. 이에따라 시험대상물은 주어진 충격스펙트럼을 전달받게된다. 가진 주파수 변조를 위한 공진기의 강성에 비해 충격해머, 시험대상물 고정장치등은 강체로 취급할 수 있으므로 Fig.5와 같이 이상화할 수 있다(3).

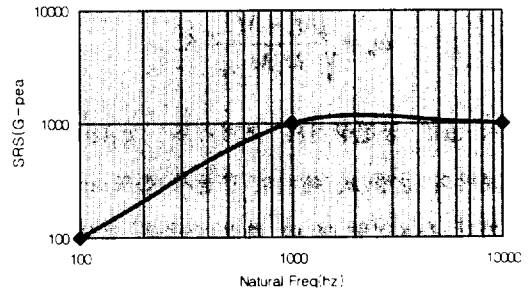


Fig. 3. Derived SRS Specification

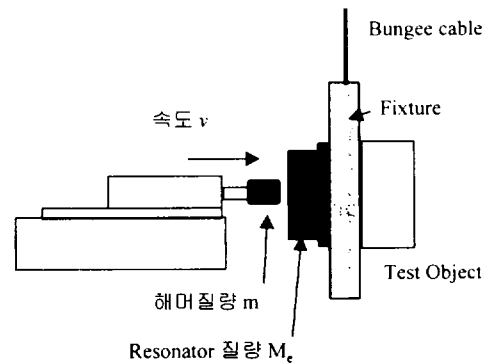


Fig. 4. Schematic Description of Pyro-shock Test M/C

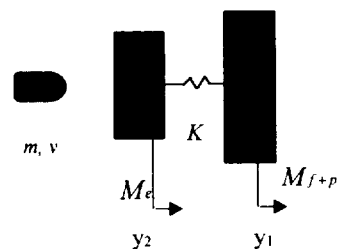


Fig. 5. Idealized Model of Pyro-shock Test M/C

여기서 M_e 는 공진장치의 유효질량(Effective Mass)이며, M_{f+p} 는 시험대상물 및 고정장치의 질량이다. K 공진장치의 강성이다.

이상화된 1자유도계의 충격시점부터의 공진장치와 고정장치사이의 상대운동은 다음과 같다.

$$y = y_2 - y_1 = \frac{u}{\omega_n} \sin \omega_n t \quad (1)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{M_e + M_{f+p}}{M_e M_{f+p}}} K$$

여기서 u 는 공진장치의 초기속도 $\dot{y}_1(0)$ 이며, 충격해머의 질량 m , 해머의 충돌시 속도 v 및 공진장치의 유효질량 M_e 에 따라 다음과 같이 얻어진다.

$$u = \frac{R + \sqrt{R^2 - L(R^2 + R)}}{R^2 + R} \cdot v \quad (2)$$

$$= \alpha \cdot v$$

$R = M_e/m$ 은 공진장치의 유효질량에 대한 충격해머의 질량비를 나타내고, L 은 해머와 공진장치사이의 충돌시 발생하는 에너지 손실계수로서, 해머의 형상 및 재질등에 따라 결정되는 값이며, 실험적으로 얻을 수 있는 값이다(3). 본 시험장치의 설계단계에서는 비슷한 구조 및 원리를 갖고있는 미해군 중중량 고충격시험기(Navy High-impact Shock Machine)의 시험결과로부터 얻어진 0.52로 가정하여 계산하였다. 공진장치와 고정장치의 상대운동으로 인한 가진력은 식 (1)에 의하여 다음과 같다.

$$F = Ky = K \frac{u}{\omega_n} \sin \omega_n t \quad (3)$$

가진력에 의한 고정장치와 시험대상물의 최대 가속도(g) G_{max} 는 다음과 같이 얻어진다.

$$G_{max} = \frac{F_{max}}{gM_{f+p}} = \alpha \cdot \frac{2\pi f_n}{g} \cdot \frac{M_e}{M_e + M_{f+p}} \cdot v \quad (4)$$

앞절에서 요구된 50kg의 질량에 대한 500g의 충격가속도 레벨을 얻기위하여, 먼저 공진장치에 대한 설계를 수행하였다. 요구되는 공진주파수가 1,000 ~ 2,000 Hz이고 Fig.6과 같은 취부형태 등의 제한조건에 따라 원판의 두께는 다음과 같은 식에 의하여 계산하였다.

$$f_1 = 2.03^2 \frac{\pi^2}{d^2} \sqrt{\frac{Et^3}{12\rho(1-\nu^2)}} \quad (5)$$

계산결과 원판의 직경은 350 mm, 두께는 약 15 mm이고, 이결과를 이용하여 공진장치의 정확한 1차모드 공진주파수와 유효질량계산은 유한 요소 해석을 통하여 Fig. 7과 같이 수행하였다.

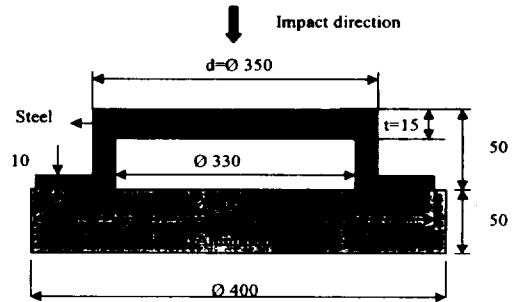


Fig. 6. Schematic Drawing of Resonance Fixture

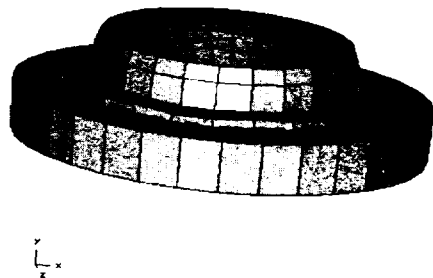


Fig. 7. FE Analysis of Resonance Fixture

계산결과 공진주파수는 1.147 Hz이고, 유효질량은 약 6kg이다. 이에따라 요구되는 충격해머의 질량과 충격속도의 관계는 Fig. 8과 같다. 결과에서 보는 바와 같이 해머의 질량이 2 kg이하인 경우, 매우 높은 충격 속도가 요구되고, 4kg 이상인 경우, 해머질량의 증가효가가 그다지 크지 않음을 알 수 있다. 본 연구에서는 시험장비의 최소 충격 속도가 20 m/sec로 하고, 해머의 질량은 4kg 정도가 되도록 설계하였다.

충격해머의 요구 속도를 얻기 위하여 일반적으로 사용하는 공기의 압력은 수심기압으로 가압되어야 하고 액츄에이터를 구동하기 위한 장비 또한 고가이므로(1), 본 연구에서는 일반 전원을 사용할 수 있으면서, 만족할만한 재현성 및 제어성이 얻기 위하여 Fig.9와 같이 압축스프링의 복원력을 이용한 구동기구를 설계하였다. 4개의 스프링 압축을 위한 구동원은 볼 스크류를 이용하였고, 해머의 이송 및 압축스프링의 지지는 4개의 중공 연마봉을 사용하여 충격 전후에 발생할 수 있는 해머의 흔들림을 최소화하도록 설계하였다.

스프링의 초기 수축길이(m)를 δ 라하면, 충격가전시 속도(m/sec)를 v 는 다음식과 같다.

$$v = \omega_{sh} \delta \quad (6)$$

$$\omega_{sh} = \sqrt{\frac{k}{(m + m_s/3)}}$$

여기서 ω_{sh} 은 해머와 스프링의 공진 주파수 이고, m_s 는 스프링의 질량이다. 본 시험장치의 경우, 해머의 질량에 대하여 스프링의 질량을 무시하지 못하므로 고려되었다. 식(6)을 이용하여 각각 1,600 N/m의 스프링강성을 지닌 압축스프링 4개를 초기 압축변위 800 mm를 지니도록 설계되었다.

본 시험장비는 PC를 이용한 최대 4 채널의 충격

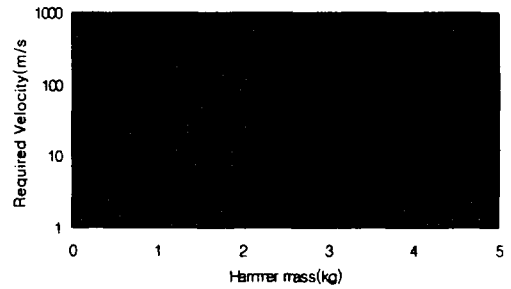


Fig. 8. Hammer Mass Vs. Velocity Relationship

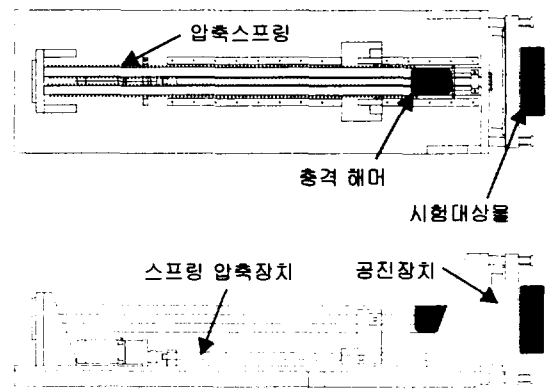


Fig. 9. Schematic Drawing of Pyro-shock Test M/C

신호 획득처리 및 충격응답함수 계산등을 수행할 수 있도록 설계되었다. 또한 시험 대상물의 무게 변화에 대응하기 위하여 주어진 충격 규격을 부가하기전 자동으로 낮은 레벨의 충격을 가하여 충격량과 스프링 변위간의 관계를 계산한 후, 시험대상물에 규정된 충격을 정확히 부과하도록 하여 작업자의 조작미숙으로 인한 오차율 최소화하도록 설계하였다.

4. 검증시험 수행

앞절에서 언급된바와 같이 설계/제작된 충격시험장치의 완성된 모습은 Fig.10과 같다. Fig. 11은 충격해머의 가진에 의하여 고정용 치구 상면의 가속도신호 및 충격응답함수를 보여주고 있

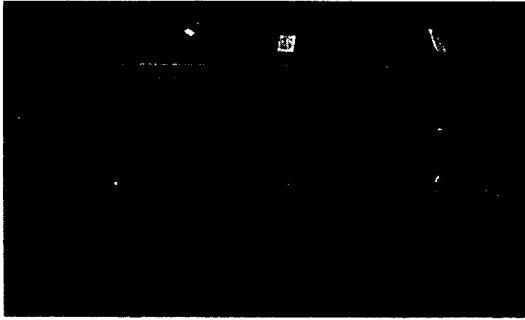
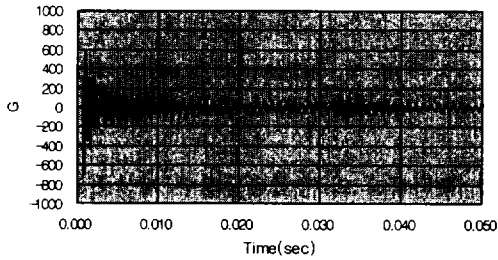
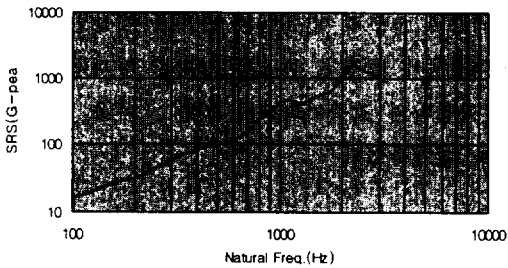


Fig. 10 Pyro-shock Test M/C



(a)



(b)

Fig. 11 Shock Response of Pyro-shock Test M/C. (a) Accerational Response. (b) Calculated SRS.

다. 결과에서 나타남과 같이 충격응답함수는 Fig.2(d)와 Fig.3에서 주어진 시험규격을 만족함을 볼 수 있다. 즉 저주파에서부터 둔치가 있는 2,000 Hz 근방까지는 전형적인 충격응답함수의 특성인 +6dB/oct의 등속도 곡선을 유지하며, 이후에는 동일한 값을 유지한다.

5. 결론

한국에서 개발 중인 우주 비행체 및 군수개발품에 대한 내충격 검증을 수행하기 위하여 최근 한국항공우주연구소 연구진과 국내 전문개발기관이 공동 개발한 시험기의 개발과정 및 성능을 소개하였다. 제작된 제품의 검증결과 주어진 충격 시험규격을 충분히 만족하도록 제작이 이루어졌으며, 향후 충격속도의 측정을 통한 이론식의 검증 및 충격해머의 형상등과 같은 변수들의 변경에 따른 충격현상의 변화등에 대한 연구가 이루어져야 할 것이다.

참고문헌

1. John Ericsson and Mattias Hanson, 1999, Measuring and Analysis of Pyrotechnic shock, Thesis for the Degree of Master of Science, Chalmers University of Technology.
2. V. I. Bateman and F. A. Brown, 1994, Evaluation of Shock Mitigating Materials in a V-Band Pyroshock Environment Simulated With a Resonant Fixture, Journal of International Environmental Science, pp.40~45.
3. 정정훈, 김병현, 허영철, 2000, MIL-S-901 중간중량 충격시험기의 하중특성에 관한 고찰, 소음진동 주계학술회의지, pp. 1149~1153.