

발사체 목업(Mock-up) 위성의 파이로 충격 측정 결과

Pyroshock measurement results of satellite mock-up for launch vehicle

윤세현†·정호경*·서상현*·장영순*·이영무**

S.H. Youn, H.K. Jeong, S.H. Seo, Y.S. Jang, Y.M. Yi

Key Words : 파이로 충격(pyroshock), 분리시험(Separation Test), 위성(Satellite), 발사체(Launch Vehicle)

ABSTRACT

In general, pyrotechnic shock or pyroshock is generated during the operation of separation devices, which use explosives, such as pyrobolt, puronut, purocutter, linear shape charge, and so on. During the flight of launch vehicle, pyroshock is mainly produced at the events of satellite separation, fairing separation and stage separation.

In this paper, characteristics of pyroshock are introduced in the first place and measured shock result data at the UMR of satellite mock-up during the separation tests of satellite and fairing are suggested. These results are compared with the suggested pyroshock test specification of satellite, and it finally confirms that the specification is reasonable for the qualification of satellite against pyroshock.

1. 서론

현재 한국항공우주연구원에서는 2007년 100Kg급 과학 위성을 저궤도에 투입하는 것을 목표로하는 소형 위성 발사체 KSLV-I을 개발중이다.

대부분의 발사체에는 비행 중 임무를 위해 단 분리(stage separation)와 위성을 보호하고 있는 페어링(PLF, PayLoad Fairing) 분리 그리고 위성(satellite) 분리를 수행하게 된다. 이러한 여러 분리 작동은 일반적으로 화약을 이용한 분리 장치를 적용하게 되는데 이 때 화약의 폭발로 인해 구조적으로 매우 큰 천이 진동 현상(transient acceleration)이 유발되게 된다. 이러한 현상을 파이로 충격(pyrotechnic shock or pyroshock)이라고 한다.

파이로 충격에 의해 발사체/위성의 전자 탑재물이 파손되거나 오작동이 유발되어 발사체/위성의 임무 실패로 연결될 수 있는 가능성이 크기 때문에 위성의 개발 단계에서 사용 발사체의 특성에 따라 제공된 파이로 충격에 관련된 규격을 이용하여 인증 시험을 수행하여야 하는데 초기 발사체의 개발에서는 이러한 파이로 충격에 대한 결과가 없기 때문에 정확한 규격을 제공하기 힘든 경우가 있다.

KSVL-I에 탑재되는 위성의 경우 비행 중 단 분리, 페어링 분리, 그리고 위성 분리시에 큰 파이로 충격이 전달될 것이고 본 논문에서는 이러한 상황에서 전달되는 파이로 충격을 위성 목업(mock-up)을 이용하여 측정, 실제 제시된 위성의 충격 시험 규격과 비교하여 보았다. 파이로 충격 측정 시험이 적용된 비행 이벤트(event)는 위성 분리와 페어링 분리시이고 단 분리시에는 단 분리 장치와 위성과의 거리가 멀고 유발되는 파이로 충격이 페어링 분리에 비해 크지 않기 때문에 본 논문에서는 고려하지 않았다.

시험 결과를 이미 제시된 충격 규격과 비교하여 시험 규격이 적절함을 검증하였고 이는 위성 개발 시 제시된 시험 규격을 통과하면 실제 비행중에 문제가 발생할 가능성이 없음을 의미하게 된다.

2. 파이로 충격 개요

실제로 발사체에서 유발되는 파이로 충격은 앞에서 거론한바와 같이 폭발 볼트(pyro-bolt)나 폭발 너트(pyro-nut), 여러 가지 종류의 선형 화약(linear shape charge)등의 기폭에 의한 직접적인 영향이 있을 수 있고 추가로 마만 클램프 밴드(marman clamp band)를 적용하는 경우는 밴드의 구속 해제에 의한 에너지 발산과 같은 간접적인 영향도 포함되게 된다.

파이로 충격은 일반 진동 현상과는 그 특성이 매우 다른데 작용 시간이 10~30msec 정도로 매우 짧다는 것 파 이

† 윤세현, 한국항공우주연구원 구조그룹
E-mail : ysh@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2493, Fax : (042) 860-2233

* 한국항공우주연구원 구조그룹

** 한국항공우주연구원 우주발사체 기술실

때 유발되는 천이 진동이 분리 장치의 종류에 따라 1kHz 이상의 고주파 영역에서 100G에서 10,000G까지 상당히 큰 가속 현상이 유발 된다는 것이다.

이러한 파이로 충격의 특성을 고려하여 그 충격량의 크기나 특성을 비교하기 위해 SRS(Shock Response Spectrum) 비교 방법, 시간 영역 비교 방법, Fourier Spectra를 이용한 비교 방법등의 여러 방법이 제시되고 있지만 현재 MIL spec등에서 권장하고 가장 널리 사용되는 방법은 SRS를 이용한 비교 방법이고 이 때 Q(amplification factor) 값을 명시해야 한다. 일반적으로 Q=10을 적용한다.

파이로 충격이 발사체에서 중요한 이유는 발사체 또는 위성에 탑재된 전자 장비가 파이로 충격에 의해 작동 불능 상태가 되거나 오작동을 유발시킬 수 있는 여지가 크기 때문이고 실제로 초기에 개발된 발사체의 경우 파이로 충격에 의해 많은 발사 실패를 경험했었다.

파이로 충격에 의한 발사 실패를 막기 위해서는 파이로 충격에 취약한 단품에 대해 제작 단계에서의 시험 뿐 아니라 시스템 차원의 성능 시험(qualification test) 및 인증 시험(acceptance test)이 필히 수행되어야 하고 분리 장치의 설계시에 충격량에 관한 개념을 충분히 가지고 설계가 이루어져야 한다.

파이로 충격 전달 특성은 거리와 주파수 그리고 구조물의 조립 특성, 강성 등에 따라 달라지는데 일반적으로 파이로 충격 근원지로부터 거리가 멀어질수록 고주파 영역에서 많은 감쇠가 이루어지는 것으로 알려져 있다. 이는 구조물의 강성이나 재질, 그리고 그 조립 특성에 따라 많은 차이가 있다.

3. 목업 위성에 전달되는 파이로 충격 측정 시험

3.1 위성 분리시 유발되는 파이로 충격

(1) 위성 분리 시험

위성 분리에 사용되는 분리 장치는 마단 클램프 밴드를 이용하여 위성의 UMR(Upper Marman Ring)과 위성 어댑터 상부 프레임을 구속하는 역할을 하게 되는데 실제로 구속은 두 개의 인장 볼트로 이루어진다. 분리 개념은 두 개의 파이로 커터를 이용하여 각각 인장 볼트를 절단, 클램프 밴드의 구속을 해제하고 동시에 압축된 스프링으로 위성을 밀어내어 분리를 수행한다. 이 때 파이로 커터의 화약 폭발 및 클램프 밴드의 구속 해제를 통한 에너지 발산에 의해 파이로 충격이 유발되게 된다.

위성 분리 시험은 그림 1과 같이 약 7m 높이에서 위성을 거꾸로 조립하여 분리하게 되고 이 때 충격 가속도계 센서는 그림 2의 위치에 부착되어 파이로 충격을 측정하게 된다. 센서 부착 위치는 위성 하부 UMR 체결부와 위성 어댑터의 상부 프레임인데 각각 세 개의 가속도계를 이용하여 모든 방향의 충격을 측정하였다. 그리고 UMR의 경우 위성 어댑

터와 위성 사이에서 체결 역할을 하는 프레임으로 위성의 구조물 중 가장 큰 충격이 측정될 것으로 예상된다. 파이로 충격 측정에는 6개의 ENDEVCO -2225 충격 가속도 센서가 사용되었다.

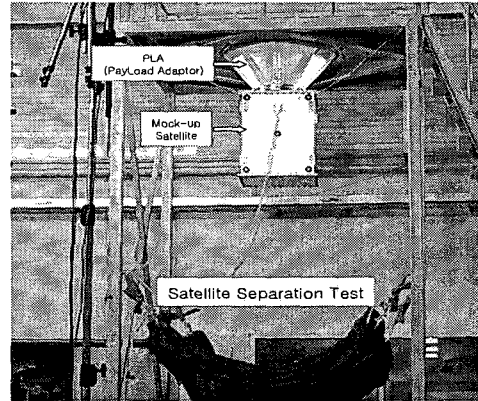


그림 1 위성 분리 시험 장면

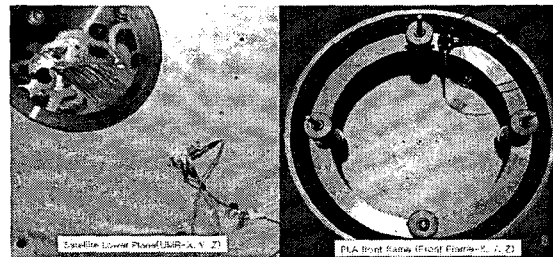


그림 2 위성 분리 시험시 충격 가속도 센서 부착 위치

(2) 위성 분리시 파이로 충격 측정 결과

위성 분리시 파이로 충격 측정 결과를 그림 3, 4에 제시하였다. 여기서 X 축은 기축 방향을 나타내는데 위성 UMR의 결과를 보면 부착면에 수직 방향인 Sat-X의 결과가 SRS 값으로 최대 330G 정도로 가장 크게 나타나게 된다. 이는 충격이 전달될 때 부착면에 대해 횡방향 보다는 수직인 방향으로 진폭이 크게 발생하기 때문이라고 판단된다.

위성 어댑터 전방 프레임에서 측정된 결과를 보면 SRS 값으로 최대 700G 정도의 결과를 보이고 있는데 위성 UMR에서 측정된 결과와 비교하면 상당히 큰 값이라 할 수 있다.

파이로 충격은 체결 부위를 통과하면서 줄어들고 충격 근원지에서의 거리가 멀어질수록 특히 고주파 영역에서 저감되어 가는 특성이 있는데 위성 UMR에서 측정된 충격 결과가 위성 어댑터 상부 프레임의 결과에 비해 작게 나타난 것은 앞의 파이로 충격의 특성과 같이 근원지에서의 거리가 위성 UMR에 부착된 센서가 더 멀고 UMR과 위성의 체결부에 의해 충격이 감소되었기 때문이다. 이러한 현상은 뒤의 페어링 분리 시험시 측정된 결과와 유사하다.

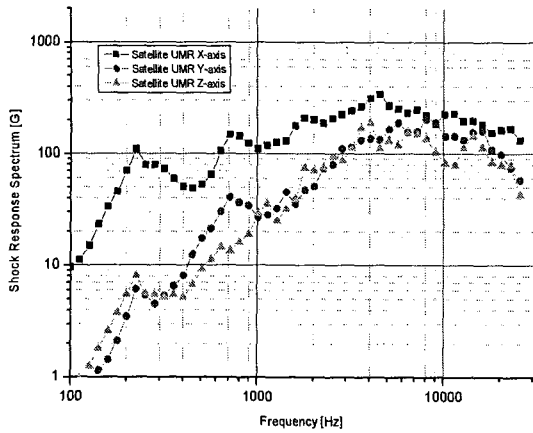


그림 3 위성 하부 UMR 체결면에서의 파이로 충격 결과

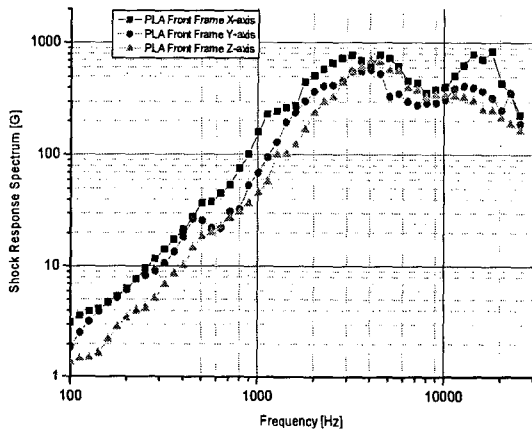


그림 4 위성 어댑터 상부 프레임에서의 파이로 충격 결과

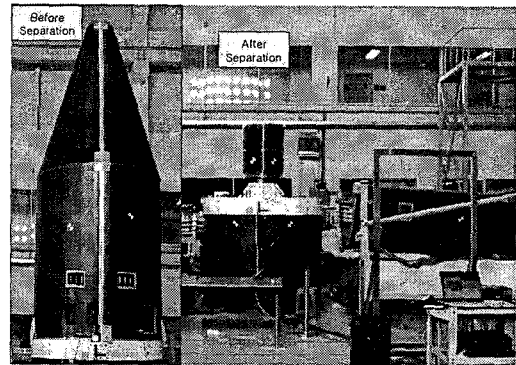


그림 5 페어링 분리 시험 전, 후 장면

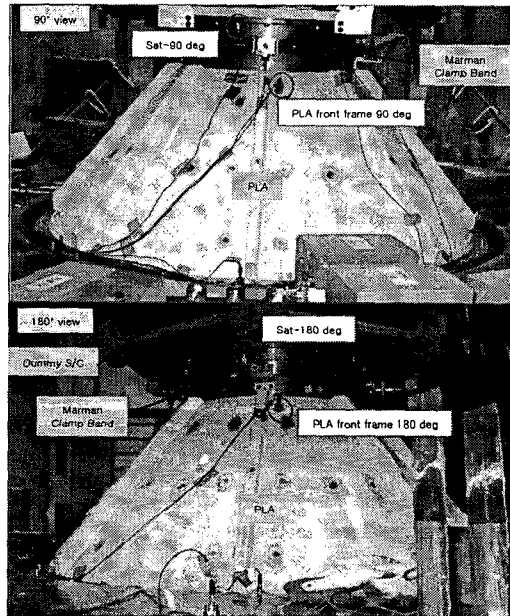


그림 6 PLF 분리 시험시 충격 가속도계 부착 위치

3.2 페어링 분리시 유발되는 파이로 충격

(1) 페어링 분리 시험

페어링 분리 시험은 페어링 분리 장치가 정상적으로 동작하여 분리 요구 조건에 만족하는지를 확인하고 이 때 유발되는 파이로 충격에 의해 위성 뿐만 아니라 탑재대에 장착된 전자 장비들이 정상적인 작동을 하는지를 확인하는 시험으로 본 논문에서는 위성에 관련된 결과만을 기술하였다. 페어링 분리 시험 전, 후 장면을 그림 5에 보였다.

페어링 분리 장치는 수직 방향 및 수평 방향으로 장착된 화약이 폭발하여 페어링을 분리하는 방식이고 이 때 사용되는 화약의 양이 비교적 많기 때문에 큰 파이로 충격이 유발된다. 그러나 페어링 분리 장치의 충격이 위성까지 절단되기 위해서는 다수의 체결부와 구조물을 거치기 때문에 충격이 많이 완화되는 것을 측정 결과에서 확인할 수 있다.

사용된 가속도 센서는 PCB-350B03이고 그림 6과 같이 위성 UMR에는 기축으로 방향으로 90, 180° 위치에, 위성 어댑터에는 부착면에 수직방향으로 90, 180° 위치에 부착하여 충격을 측정하였다.

(2) 페어링 분리시 파이로 충격 측정 결과

페어링 분리시 파이로 충격 측정 결과를 그림 7, 8에 제시하였다. 위성 UMR의 결과를 보면 SRS 값으로 최대 900G 정도로 가장 크게 나타나게 되고 위성 어댑터 전방 프레임에서는 SRS 값으로 최대 1,200G 정도의 측정 결과를 보이고 있다.

앞의 위성 분리 시험 결과와 동일하게 위성 UMR에서의 결과가 위성 어댑터 상부 프레임에서의 결과보다 작게 나오는 것을 확인하였다.

위성 분리시의 결과와 비교하면 페어링 분리시의 충격 결과가 SRS 기준으로 3배 정도 더 크게 나오는 것을 확인할 수 있는데 이는 앞에서 밝힌 바와 같이 페어링의 큰 화약량에 의해 유발되는 파이로 충격이 상당히 큰 것이 주 원인으로 판단된다.

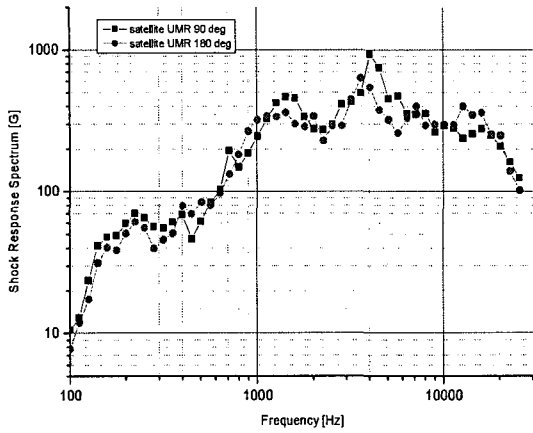


그림 7 위성 하부 UMR 체결면에서의 파이로 충격 결과

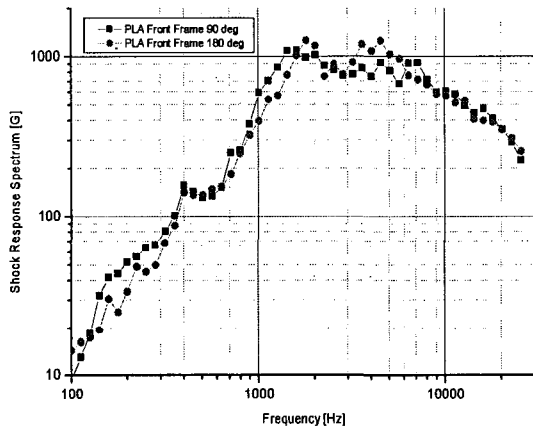


그림 8 위성 어댑터 상부 프레임에서의 파이로 충격 결과

3. 위성의 파이로 충격 검토

위성 분리시와 페어링 분리시 측정된 파이로 충격 결과를 그림 9에 종합적으로 도시하였고 위성 시험을 위해 표 1과 같이 제공된 규격도 같이 보였다.

결과적으로 100Hz ~ 300Hz 영역에서는 시험 규격보다 큰 결과를 보이나 이외의 주파수 영역에서는 충분한 안전 여유를 가지고 있는 것이 확인되었다.

일반적으로 파이로 충격은 1000Hz 이상의 고주파 영역이 주 관심사이고 실제로 500Hz 미만의 충격 결과는 고려하지 않는 경우도 많기 때문에 100Hz ~ 300Hz 영역에서의 결과는 파이로 충격 관점에서 문제될 것이 없다고 판단된다.

표 1 위성의 파이로 충격 시험 규격

Frequency	100 Hz	1,500 Hz	1,000 Hz
SRS	20 G	2,000 G	2,000 G

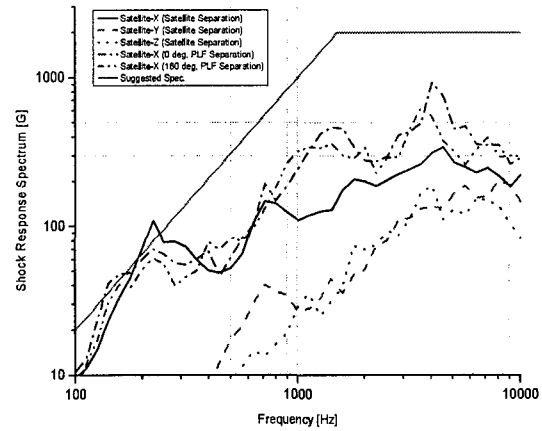


그림 9 위성의 파이로 충격 규격 및 시험 결과 비교

4. 결론

발사체는 비행중 여러 분리 장치의 작동시 발생하는 파이로 충격에 의해 발사체/위성의 전자 장비들이 정상적인 작동을 하지 않는 경우가 발생할 가능성이 크다. 따라서 위성 개발시에 적정한 규격에 의한 인증 시험을 수행하여야 한다.

본 논문에서는 발사체 비행중 위성 분리 및 페어링 분리시 발생하는 파이로 충격을 위성 목업에서 측정하여 제시된 시험 규격과 비교하였다.

측정 결과 페어링 분리에 의한 파이로 충격이 더 큰 것을 알 수 있었고 시험 규격을 만족한다면 비행 중 위성에 발생할 수 있는 모든 파이로 충격에 대해 문제가 없을 것이라는 것을 시험 결과를 통해 확인하였다.

참고 문헌

- (1) Berment, L.J., and Schimmel, M.L., "A Manual for Pyrotechnic Design, Development and Qualification", *NASA TM 110172*, June, 1995.
- (2) Daniel R. Mulville, "Pyroshock Test Criteria", *NASA-STD-7003*, 1999.
- (3) Kacena, W.J., McGrath, M.B., and Rader, W.P., "Aerospace Systems Pyrotechnic Shock Data", *NASA Contractor Report-116406*, Vol. VI, 19780.
- (4) *KSLV-I 위성분리 장치 충격량 측정 결과*, 한국항공우주연구원 기술자료, TR14332PA00000-0008, 2005.
- (5) *KSLV-I 실물형 노즈페어링 1차 분리시험시 충격량 측정 결과위성분리 장치 충격량 측정 결과*, 한국항공우주연구원 기술자료, TR16100PA00000-0002, 2006.