

다목적 실용위성 2호 충격 분리 시험

Shock Separation Test of KOMPSAT-II

우 성 현* · 김 홍 배** · 문 상 무** · 김 영 기** · 김 규 선***

Sung-Hyun Woo, Hong-Bae Kim, Sang-Mu Moon, Young-Key Kim, Gyu-Sun Kim

Key Words : KOMPSAT-II(다목적 실용위성 2호), STM(구조 열해석 모델), KARI(한국항공우주연구원), SITC(우주시험동), Shock Separation(충격 분리), Shock Response Spectrum(충격 응답 스펙트럼), Launch Vehicle(발사체), LV Adapter(발사체 어댑터), Upper Marmon Ring(상부 마몬링), Clamp Band(클램프 밴드), Pyro-Device(파이로 장치)

ABSTRACT

The shock separation test simulates the environmental effects of the spacecraft separation from launch vehicle. The shock separation test for a structural model of KOMPSAT-II(KOrea Multi-Purpose SATellite II) was performed in SITC(Satellite Integration & Test Center) launch environmental test hall at KARI(Korea Aerospace Research Institute) to verify the shock test requirement of the spacecraft, to predict the induced acceleration responses on the primary structures and payloads by the explosion of pyro-lock and to perform mechanical fit check. The spacecraft with S/A was mated vertically to LV(Launch Vehicle) adapter simulator via a clamp band, then hoisted and suspended above a foam test bed by four isolation springs secured to the spacecraft hoist fittings to isolate the payload platform shock wave from the sling elements. For separation process, real pyro-devices were used and the time response signals from 60 accelerometers installed on the interested points was acquired and recorded. The SRS responses for each response channels were calculated and the achieved SRS's on the separation plane was reviewed and evaluated in comparison to the ICD(Interface Control Document) value.

1. 서 론

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute, KARI)이 제작중인 다목적 실용위성 2호(KOrea Multi-Purpose SATellite)는 1999년 12월 미국 반덴버그 공군기지에서 발사되어 현재 성공적으로 궤도입무를 수행중인 다목적 실용위성 1호의 차기 모델로서 총중량은 약 800 kg, 크기는 3000(H) × 2000(D) × 9000(L) mm에 이르며, 특히 1m의 해상도를 가지는 고해상도 카메라(Multi-Spectral Camera, MSC)가 주 탑재물로 장착되어진다,

본 논문에서는 상기의 다목적 실용위성 2호의 구조 열해석 모델(Structural and Thermal Model, STM)을 대상으로 수행되어진 위성체 충격 분리 시험(Satellite Shock Separation Test)의 내용을 기술하고자 한다. 위성체 충격

분리 시험이란 위성체가 발사체에 실려 설정 궤도에 도달한 후 발사체로부터 이탈되는 과정에서 겪게 되는 파이로 충격 장치(Pyro-Device)의 충격환경을 모사함으로써 위성체 탑재물(Paload) 및 주구조물의 충격 내강성을 지상에서 확인하고 실제 환경에서의 충격 응답을 예측하는 작업이다[1]. 이러한 위성체 충격 분리 시험은 위성체 개발사를 포함한 발사체 업체 및 위성 분리 시스템(Satellite Separation System) 제작 업체의 긴밀한 협조가 요구되는 시험으로써 위성체 개발 사업의 성공적인 수행을 위하여 필수적인 시험이기도 하다. 특히 다목적 실용위성 2호와 같이 고해상도 카메라를 장착하게 되는 위성 구조물의 경우에는 미세한 충격 응답에 의해서도 카메라 성능 및 획득 이미지의 특성이 저하 될 수 있으므로 지상에서의 면밀한 모사 시험 및 분석은 더욱 중요하다.

2003년 5월, 한국항공우주연구원 우주시험동(Satellite Integration & Test Center, SITC) 발사환경 테스트홀에서는 국내 처음으로 위성체 충격 분리 시험이 수행 되어졌으며 일련의 2번의 분리 시험동안 고해상도 카메라와 주요 탑재물 및 각 위성 플랫폼(Platform) 상의 총 60개의 측정점으로부터 충격 응답 신호를 얻어내었다. 획득된 응답신호는

* 한국항공우주연구원 선임연구원
E-mail : mach@viva.kari.re.kr
Tel : (042) 860-2381, Fax : (042) 860-2234

** 한국항공우주연구원 선임연구원
*** 한국항공우주연구원 책임연구원

충격 응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS) 계산을 통하여 비교 및 분석되었다. 특히 위성체와 발사체의 분리면에서의 충격 레벨은 위성 분리 시스템의 특성을 규정하는 기준값으로서, 시험을 통하여 얻어진 이 지점의 측정값은 위성체의 발사체 연계작업에 대한 규정(Interface Control Document) 상에 제시된 요구조건과 비교되었다.

2. 위성체의 충격 분리 환경

위성체는 Fig. 1보인 바와 같이 발사체 상부의 패어링(Fairing)이라는 보호 덮개 내부에 장착되어 설정 궤도까지 이송되어진다. 이때 패어링 내부의 위성 고정 장치인 발사체 어댑터(LV Adapter)와 위성체 하부에 장착된 상부 마몬링(Upper Marmon Ring)은 접합면을 둘러싼 클램프 밴드(Clamp Band)의 장력에 의하여 고정되어지며, 파이로 장치의 폭발로 인하여 이 밴드의 한쪽 끝이 절단됨으로써 위성체의 분리 작업이 이루어진다.

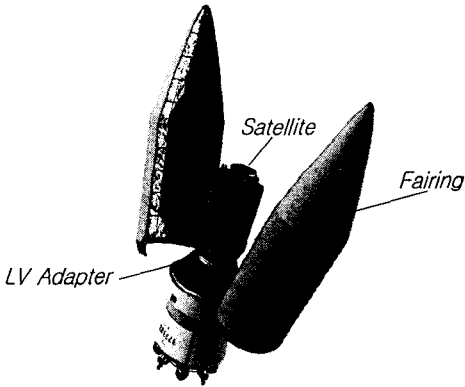


Fig. 1 Satellite and Launch Vehicle Interface

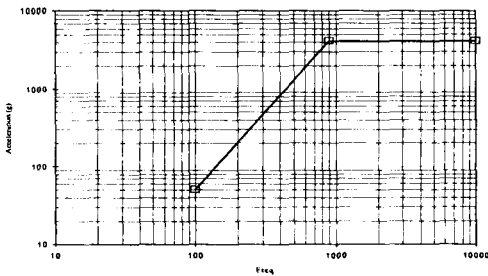


Fig. 2 Shock Separation Environment on KOMPSAT-II

Fig. 2는 다목적 실용위성 2호기 발사체 업체가 제시한 위성체 분리시의 충격 레벨로서 상부 마몬링 상에서 위성 분리면으로부터 위쪽으로 40 mm 떨어진 지점을 기준으로 하고 있다. 이 지점은 클램프 밴드와의 간섭을 피하면서 파이로 절단 장치에 가장 근접하여 측정 가능한 지점을 의미한다. 제시된 충격 응답 스펙트럼은 900 Hz ~ 10000 H영역에서 최고치 10000 g값을 나타내며, 그 이전의 저주파수 대역에서는 약 6 dB/Oct의 기울기를 가지는 전형적인 파이로 충격 신호의 형태를 지니고 있다.

3. 시험 구성

3.1 위성 분리 시스템의 구성

위성 분리 시스템은 크게 상부 마몬링, 클램프 밴드 그리고 하부 마몬링을 포함한 발사체 어댑터의 세부부분으로 구성되며, 분리시의 불확실성 및 불균형성의 제거를 위하여 가공 및 제작시 매우 높은 수준의 정밀도가 요구되어진다. 또한 분리 시스템의 조립 및 위성체와의 연계 작업은 시험의 성공을 좌우하는 가장 중요한 요소이다. Fig. 3에는 시험에 사용된 위성 분리 시스템의 모습을 나타낸다.

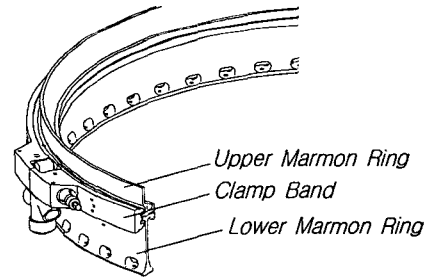


Fig. 3 Satellite Separation System

(1) 상부 마몬링(Upper Marmon Ring)

상부 마몬링의 뒷면은 72개의 체결본트에 의해 위성체 어댑터(Spacecraft Adapter) 하부면과 체결되어지며, 아랫면은 정밀 가공되어 위성체와 발사체의 분리면을 이룬다. 따라서 위성체의 분리시 이 상부 마몬링은 위성체에 영구히 남게 되므로 위성체 비행 모델의 한 부분으로 간주될 수 있다.

(2) 발사체 어댑터(LV Adapter)

Fig. 4는 발사체 업체가 제공한, 본 시험에 사용된 발사체 어댑터의 모사체(Simulator)로서, 실제 발사체 어댑터와 동일한 무게와 고유진동수를 가지도록 설계 되었다. 이 발사체 어댑터의 상부에는 하부 마몬링(Lower Marmon Ring)이 설치되어 있어 상기의 상부 마몬링과 함께 클램프 밴드에 의해 고정되어 위성 분리시 분리면을 이룬다.

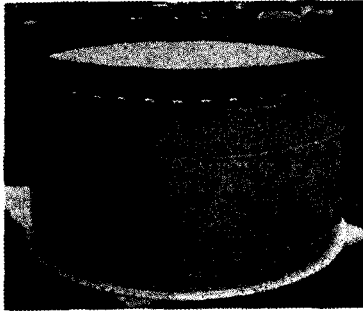


Fig. 4 LV Adapter Simulator

(3)클램프 밴드(Clamp Band)

클램프 밴드는 두개의 반원형 밴드로 구성되며, 그 한쪽 끝에는 M12 체결 볼트가, 다른 한쪽에는 파이로 절단 장치가 설치되어진다. 또한 밴드 양단의 좌우로 30° 위치에는 4개의 밴드 스톱퍼(Stopper)가 설치되어 분리 시 절단된 밴드가 다른 구조물에 2차 충격을 가하지 않도록 설계되어 있다.

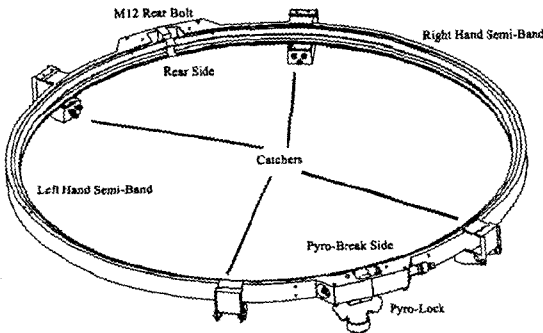
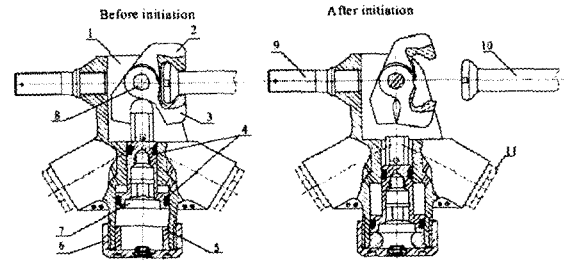


Fig. 5 CRSS 1194 Clamp Band

Fig. 5는 시험에 사용된 CRSS 1194 클램프 밴드의 구성을 나타낸다. 클램프 밴드의 전체 원주 길이는 위성과 발사체의 접합면의 실제 둘레 길이보다 다소 짧게 제작되며, 조립시에는 밴드 옆면에 일시적으로 밴드 히터(Band Heater)를 설치한 후 80°C 이상 가열하여 열팽창 시킨 후 실온에서 냉각시켜 체결한다. 이때의 밴드 장력(Tension)은 M12 볼트 접합부에 사이에 적절한 두께의 shim을 삽입하여 23 kN이 되도록 조정하며, 냉각 과정 동안 밴드의 장력이 최대 허용 장력 25 kN을 넘지 않도록 지속적으로 모니터링(Monitoring) 하여야 한다. 이와 같이 열팽창 및 응축에 의한 밴드의 체결 방법은 위성과 발사체 접합면 둘레에 균일한 장력을 제공할 수 있으므로 밴드 절단의 성공률을 높일 수 있다[2].

Fig. 6은 시험에 사용된 파이로 절단 장치의 절단 전후의 모습을 나타낸다. 그림에서 보인 바와 같이 파이로의 폭파

전 레버 2와 3은 플런저(Plunger) 7에 의해 지지되어져 볼트 10을 맞물어 클램프 밴드의 한쪽 끝을 연결시켜준다. 이후 위성체 분리 조절 장치(Satellited Separation Control System)로부터 파이로 장치에 폭파 신호(Ignition Signal)가 인가되면 파이로 장치는 폭파되게 되고 이때 발생하는 고압의 가스는 플런저를 아래 방향으로 밀어 내림으로써 클램프 밴드의 한쪽 끝은 열리게 된다. 이때 플런저의 과도한 충격 에너지는 아랫면에 장착되어 있는 댐퍼(Damper)를 구겨버림으로써 상당량 흡수되어지며, 발생한 분말 가스는 파이로 절단 장치 안에 그대로 잔존함으로써 위성 분리 환경을 오염시키지 못하도록 설계되어졌다.



1. Housing; 2. 3. Crank; 4. Rubber sealing; 5. Creasing damper; 6. Nut; 7. Plunger; 8. Act; 9. Pin; 10. Bolt; 11. Cap

Fig. 6 Pyro-Lock Configuration

3.2 가속도계의 설치

충격 응답 신호의 측정을 위하여 위성체에는 총 60개의 가속도계가 설치되어졌다. 특히 상대적으로 높은 충격 레벨이 예상되는 상부 마운팅으로부터 중간 플랫폼(Central Platform)까지의 구간은 약 0.9 pC/g 정도의 감도(Sensitivity)를 가지는 충격 전용 가속도계인 ENDEVCO 2225를, 그 이외의 측정점에는 약 3 pC/g의 감도를 가지는 ENDEVCO 2220D 가속도계를 사용하였다.

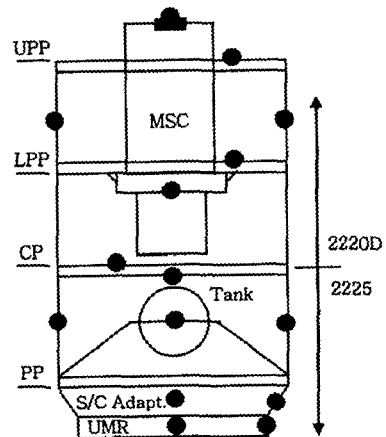


Fig. 7 Accelerometer Configuration

Fig. 7은 시험에 사용된 가속도 측정점을 나타내며, Fig. 8은 파이로 충격 레벨의 기준으로 사용하기 위하여 위성체 분리면으로부터 위쪽 40 mm 위치의 상부 마운팅(UMR1) 상에 설치한 3축 가속도계의 모습이다.



Fig. 8 Sensors Configuration on UMR1

3.3 시험 장치의 구성

파이로 폭발 직전 위성체는 테스트 홀 내부의 천정 크레인에 의하여 500 mm 정도 들어올려지게 되는데 이때 파이로 절단시 발생하는 위성체의 충격 에너지가 슬링(Sling)에 의해 전달되는 것을 막기 위하여 고유진동수를 수 Hz 정도로 조정한 4개의 번지 케이블(Bungee Cable)을 사용하였다. 또한 분리되어 떨어지는 발사체 어댑터의 충격을 완화시키기 위하여 스폰지로 제작된 완충 패드를 들어올려진 위성체 밑면에 설치하였으며, 파이로 폭발시 발생할 수 있는 파편으로부터 작업 인원들을 보호하기 위하여 시험 영역 주변에 3개의 방탄 유리벽을 설치하였다[3]. Fig. 9는 파이로 폭발 직전의 다목적 실용위성 2호 구조 열해석 모델의 모습이다.



Fig. 9 KOMPSAT-II STM before Pyro Explosion

3.4 진동 신호 측정 장치의 구성

진동신호의 측정 및 충격 응답 스펙트럼의 계산에는 한국항공우주연구원이 보유하고 있는 112 채널의 진동 신호 획득 시스템이 사용되어졌다. 충격 응답 스펙트럼의 계산은 100 ~ 10 kHz의 1/6 옥타브 밴드의 주파수 영역에서 이루어졌으며, Q 값으로는 10을 사용하였다. 또한 시간 이력 신호의 특성 개선을 위하여 샘플링 주파수는 40 kHz로 설정하였으며 파이로 폭발 이후 2.44초 동안의 신호를 저장하였다. 신호 획득을 위한 트리거(Trigger) 채널은 UMR1 위치의 Z축 가속도계를 선정하였고, 28개 주요부위의 측정점 신호는 테이프 기록장치(Tape Recorder)에 동시 저장하여, 데이터 획득 실패에 대비하였다. Fig. 10은 시험을 위하여 최종적으로 구성된 진동 신호 획득 시스템의 구성을 나타낸다.

어졌으며, Q 값으로는 10을 사용하였다. 또한 시간 이력 신호의 특성 개선을 위하여 샘플링 주파수는 40 kHz로 설정하였으며 파이로 폭발 이후 2.44초 동안의 신호를 저장하였다. 신호 획득을 위한 트리거(Trigger) 채널은 UMR1 위치의 Z축 가속도계를 선정하였고, 28개 주요부위의 측정점 신호는 테이프 기록장치(Tape Recorder)에 동시 저장하여, 데이터 획득 실패에 대비하였다. Fig. 10은 시험을 위하여 최종적으로 구성된 진동 신호 획득 시스템의 구성을 나타낸다.

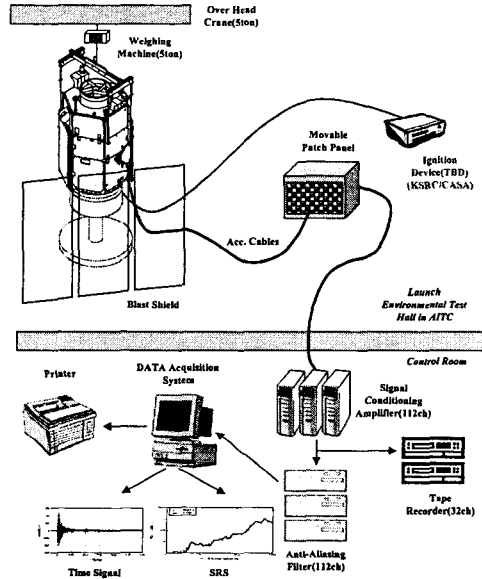


Fig. 10 Data Acquisition System Configuration

4. 시험 수행

일반적인 충격시험은 동일한 사양의 2번의 중복시험으로 이루어지는데, 이는 첫 번째 시험을 통하여 데이터 획득 장비 및 앰프(Amplifier)의 적정 증폭비(Gain) 및 측정 변수를 설정하여 두 번째 시험에는 보다 향상된 특성의 신호를 획득하기 위함이다. 첫 번째 시험을 위하여 모든 채널은 시간 영역에서 최대 5000 g까지 획득 가능하도록 설정하였으며, 첫 번째 시험 결과 신호 특성에 큰 문제가 없는 것으로 판단되어 두 번째 시험을 위하여도 동일한 증폭비를 사용하였다. 첫 번째 분리 시험 이후에는 위성 분리 시스템의 재설치를 위하여 클램프 밴드의 히팅(Heating) 및 냉각 작업이 동일한 순서로 수행되어졌으며 폭발된 파이로의 교체작업이 이루어졌다. 수행된 2번의 시험 모두 클램프 밴드는 성공적으로 분리되어졌으며, 절단 밴드의 2차 충격이나 주 구조물 및 탑재물의 충격에 의한 파손과 같은 현상도 발견되지 않았다. Fig. 11은 파이로 폭발에 의해 분리된 위성체와 발사체 어댑터의 모습이다.



Fig. 11 KOMPSAT-II STM after Pyro Explosion

5. 시험 결과

최대 가속도 레벨은 예상과 같이 UMR1 위치의 3축 가속도계 중 설치 면에 수직인 채널에서 발생했으며, 첫 번째 분리 시험에는 시간 영역에서 767g, 두 번째 분리 시험에는 567g의 레벨을 나타냈고, 대략 20 ms 충격 유지 시간을 가지는 것을 알 수 있었다(Fig. 12).

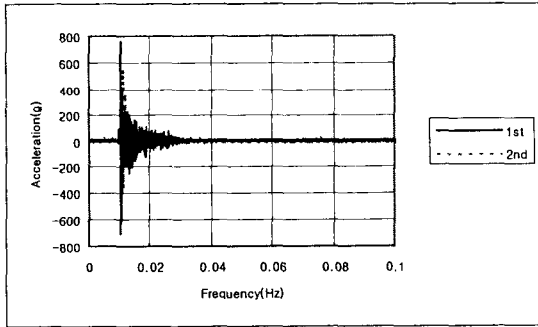


Fig. 12 Time Response of UMR1_r

Fig. 13은 상부 마운팅 상의 UMR1과 이로부터 90° 떨어진 지점에 위치한 UMR2의 충격 응답 스펙트럼을 나타낸다. 각각의 측정값은 발사체 규정 레벨 값과 비교되었는데 상대적으로 충격 레벨이 높았던 첫 번째 분리 시험에 대하여 모든 응답 레벨들이 기준 레벨 이하에 존재하는 것을 볼 수 있다. 위성체 각 플랫폼의 충격 응답 레벨을 비교하기 위하여 플랫폼 상에 설치되어 있는 3축 가속도계들의 Z 방향 응답을 Fig. 14에 비교하여 도시하였다.

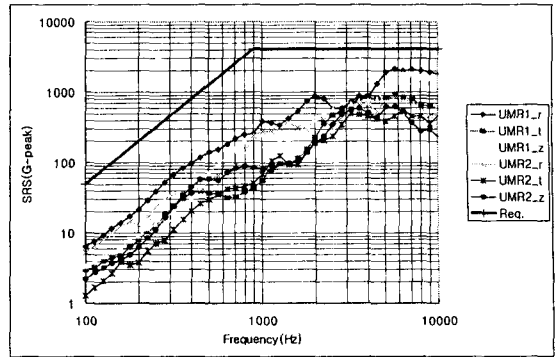


Fig. 13 Shock Response Spectrum of UMR & ICD value

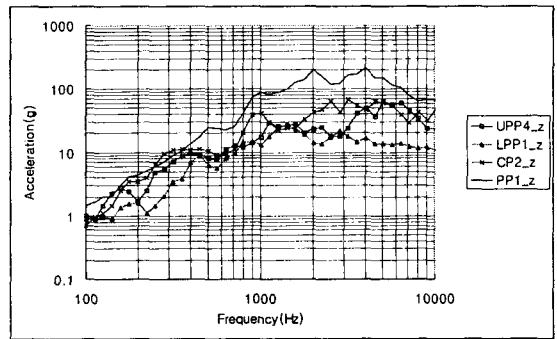


Fig. 14 SRS Responses of Satellite Platforms

그림에서 알 수 있는 바와 같이 응답 레벨은 추진부 플랫폼 (Propulsion Platform, PP), 중간 플랫폼(Central Platform, CP), 하부 탑재부 플랫폼(Lower Payload Platform, LPP), 상부 탑재부 플랫폼(Upper Payload Platform, UPP)의 순으로 크게 나타나는데, LPP가 UPP보다 충격원까지의 거리가 상대적으로 짧음에도 불구하고 응답 레벨이 낮은 것은 대략 100 kg에 이르는 고해상도 카메라가 120° 간격의 3개의 지지대에 의해 LPP에 체결되어 플랫폼의 전체 질량을 증가시켰기 때문이다.

또한 다목적 실용위성의 주 탑재체인 고해상도 카메라 (Multi-Spectral Camera, MSC)의 탑재 업체는 카메라의 정상 동작을 위한 위성체 분리시의 충격 응답 레벨을 엄격하게 규정하고 있다. 이 값은 MSC가 체결되는 LPP 상의 측정값을 기준으로 한다. Fig. 15는 LPP의 3방향 가속도 레벨과 MSC 기준 응답 레벨을 나타내며, 그림에서 보인 바와 같이 세 측정값 모두 기준 레벨 이하로 존재하는 것을 알 수 있다.

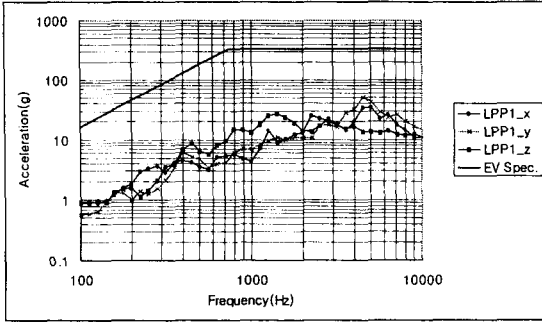


Fig. 15 LPP Responses vs. MSC EV spec.

태양전지판의 응답 레벨 측정 위하여 설치한 두개의 가속도계 SA3C(태양전지판 고정 및 전계장치 부근)와 SA3R(태양전지판 가운데)의 충격 응답 스펙트럼을 Fig. 16에 도시하였다. 태양전지판은 구조적으로 본체로부터 격리되어 있는 것으로 판단되었으나 전지판 자체 구조가 경량의 판넬로 구성되어 있으므로 인하여 본체의 플랫폼과 비등한 응답 특성을 나타내는 것을 알 수 있었다.

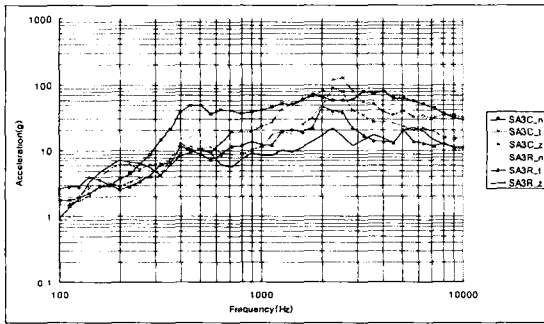


Fig. 16 SRS Responses on Solar Array

6. 결론

한국항공우주연구원 우주시험연구그룹은 다목적 실용 위성 2호 개발과제의 일환으로 발사체 업체 및 위성 분리 장치 개발 업체와의 협력 하에 위성체 충격 분리 시험을 수행하였다. 시험 결과 다목적 실용 위성 2호는 충격 분리 환경에 대하여 충분한 내강성을 가지는 것으로 판단되어졌으며, 특히 충격 분리 장치 특성의 기준이 되는 파이로 절단 장치 최근점 및 고해상도 카메라의 장착 부위의 응답 레벨은 규정 레벨 이하인 것으로 나타남으로 다목적 실용 위성 2호 비행모델에 대해서도 동일한 사양의 위성 분리 장치의 사용이 가능한 것으로 판단되어진다.

본 연구를 통하여 얻어진 응답 레벨은 다목적 실용 위성 2호 통계적 에너지 해석(Statistical Energy Analysis, SEA) 모델과 가상 모드 합성법(Virtual Mode Synthesis, VMSS)을 사용한 해석 결과와 비교 될 예정이며, 상기의 시험 기술과 데이터 획득 기술은 차기 위성체 및 발사체 개발 사업에 적용될 예정이다.

참고 문헌

- (1) H. H. Lee, and A. Parshin 2003, Test Plan for Structural Thermal Model Shock Test, Eurockot
- (2) J. Leclerc, 2003, User Manual for CASA Clamp Ring Separation System with the Khruunichev Pyrolock System PDO-1, Eurockot
- (3) 우성현, 2003, "KOMPSAT-2 STM Shock Test Procedure", 한국항공우주연구원