

지구관측위성의 발사환경시험 요구조건 Launch Environment Requirements for Earth Observation Satellite

김경원*·김성훈**·김진희***·이주훈***·황도순***

Kyung-Won Kim, Sung-Hoon Kim, Jin-Hee Kim, Juhun Rhee and Do-Soon Hwang

Key Words : Launch Environment (발사환경), Earth Observation satellite(지구관측위성)

ABSTRACT

After launching, spacecraft is exposed to extreme environments. So spacecraft should be tested after design/manufacture to verify whether components can be operated functionally. Acceleration transferred from launch vehicle to spacecraft produces quasi-static load, sine vibration and random vibration. Random vibration is also induced by acoustic vibrations transferred by surface of spacecraft. And shock vibration is produced when spacecraft is separated from launch vehicle. To verify operation of spacecraft under these launch environments, separation shock test, sine vibration test, acoustic vibration test and random vibration test should be performed. This paper describes these launch environment test requirements.

1. 서론

위성체가 발사환경 조건을 견디고 목적하는 계도에 무사히 진입할 수 있도록, 위성체는 설계/제작 후에 발사환경 시험을 반드시 거쳐야 한다. 위성체는 발사 이후 유지 보수가 불가능하므로 위성의 성공적인 임무수행을 위해서는 부품에서 최종조립까지 각 단계마다 신뢰성 확인을 위한 환경시험이 필수적이다.

위성체의 환경시험은 크게 평가시험(qualification Test)과 승인시험(acceptance Test) 두 가지로 나눌 수 있다. 평가시험은 제품이 요구사항에 맞는지를 확인하는 시험으로, 위성의 임무수행 동안 예상되는 모든 환경보다 높은 범위에서 평가시험의 수준이 결정된다. 승인시험은 각종 부품, 서브시스템 및 위성이 위성 임무수행에 적합한지를 인증하는 시험으로, 임무수행상 요구되는 환경에서 정상작동여부를 확인하며, 임무기간 중에 성능이 설계기준 이하로 저하되는지를 확인하게 된다.

위성체의 환경시험 중 발사환경시험은 발사 후 위성체가 받게 되는 외부 가진력에 대한 위성체의 신뢰도 및 안정성 검증을 확인하는 시험이다. 발사 후 위성체가 받는 외부 가진력은 발사체와의 접합부를 통해 전달되며, 이는 준정적 하중, 저주파 과도진동 및 랜덤 진동을 유발하게 된다. 또한 위성체 표면으로부터 전달된 음향하중은 랜덤하중을 유발시킨다. 그리고 발사체의 단분리 및 발사

체로부터 분리시에 위성체는 충격하중을 받게 된다.

이러한 외부 하중 및 진동에 대한 위성체 수준의 동특성시험은 충격시험, 정현파 가진시험, 음향 및 랜덤시험 등이 있으며 이들 시험에 대한 요구조건을 본 논문에서 기술한다.

2. 위성체 모델 및 동특성

2.1 위성체 모델

위성체 모델은 I-deas 를 이용하여 모델링 하였다. 모델링의 형상은 Fig.1 과 같고 모델링의 결과는 Table 1 과 같다. Fig. 2 에는 위성의 구성도가 나타나 있다.

2.2 동특성 해석

위성체의 동특성 해석은 MSC/Nastran v70.7 을 이용하여 수행하였다. 위성체의 모델링시 각

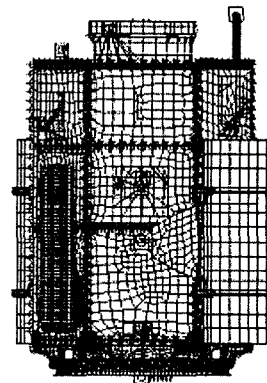


Fig. 1 FEM model

* 한국항공우주연구원 위성본체그룹
E-mail : kwkim74@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2086, Fax : (042) 860-2603
** 한국항공우주연구원 통신위성체계그룹
*** 한국항공우주연구원 위성본체그룹

Table 1 Results of modeling

No	Descriptions	Results
1	Mass	726.34kg
2	No. of Grids	32586
3	No. of Elements	
	- Shell	26548
	- Solid	2982
	- Beam	1226
	- Rigid Body	1855
- Concentrated Mass	59	

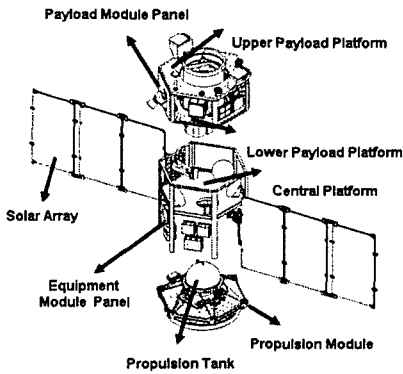
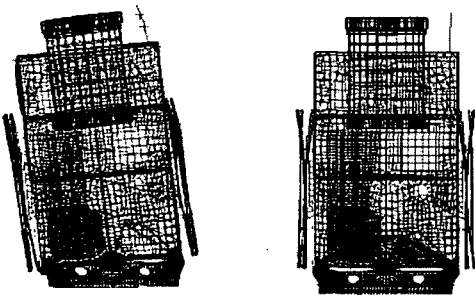


Fig. 2 Spacecraft configurations

요소들의 모드가 서로 중첩이 되지 않도록 하였으며, 발사체의 요구조건에 따라 첫번째 횡방향 모드와 축방향 모드가 각각 25Hz, 35Hz 이상이 되도록 설계하였다. Fig. 3 에는 첫번째 횡방향 모드와 축방향 모드가 나타나 있으며, 고유 진동수는 각각 28.2Hz와 57.9Hz로 발사체 요구조건을 만족함을 알 수 있다.



lateral mode (28.2Hz) axial mode (57.9Hz)

Fig. 3 lateral and axial modes

3. 발사환경 시험조건

3.1 충격시험

충격시험은 위성체가 발사체로부터 분리될 때 가해지는 충격력을 위성체가 견딜 수 있는가를 시험하는 것이다. 이 때 가해지는 충격력은 매우 크며, Fig. 4와 같이 위성체와 발사체의 접속부위에서 최대 4100g의 가속도가 작용하게 된다. 이 하중은 접속부위로부터의 거리에 따라 감소되어 위성체의 각 부위에 영향을 미치게 된다. Fig. 5는 Fig. 4의 고주파 영역이 접속부위로부터의 거리에 따라 감소되는 비율을 나타낸다. 또한 Fig. 6은 Fig. 4의 저주파 영역이 감소되는 비율을 나타낸다. 고주파 영역에서는 Fig. 5와 같이 충격력의 감소 비율이 전달되는 재료에 관계없이 거리에 따라서 비례하게 되나, 저주파 영역에서는 Fig. 6과 같이 거리 뿐 아니라 전달되는 재료에 따라서도 감소 비율이 달라지게 된다. 최종적으로 위성체의 주요 부위에서의 충격력은 Fig. 7과 같다.

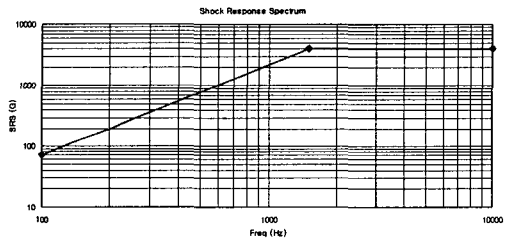


Fig. 4 Launch vehicle interface shock level

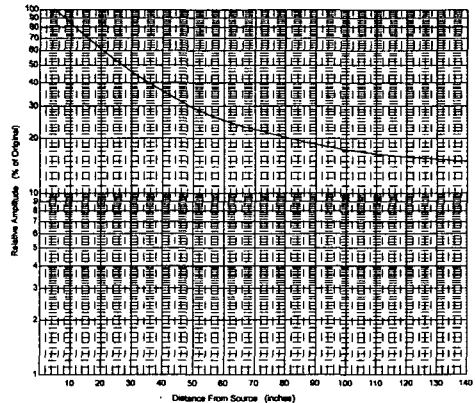
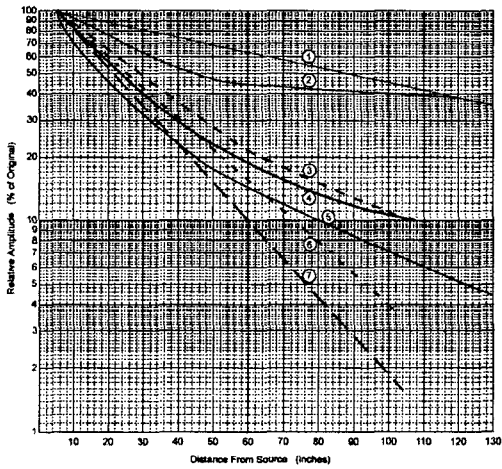


Fig. 5 Attenuation of high frequency regions



- ① Honeycomb structure
- ② Longeron or stringer of skinning-frame structure
- ③ Primary truss members
- ④ Cylindrical shell
- ⑤ Ring frame of skinning-frame structure
- ⑥ Complex equipment mounting structure
- ⑦ Complex airframe

Fig. 6 Attenuation of low frequency regions

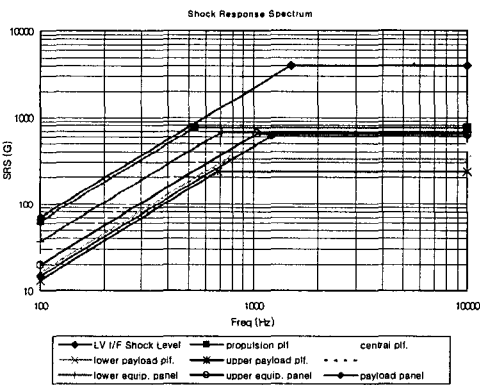


Fig. 7 SRS of spacecraft components

3.2 정현파 가진시험

정현파 가진시험은 위성 구조물의 강도 및 고유치 특성을 검증하는 목적으로 수행된다. 랜덤 및 음향 시험에서는 낮은 주파수대(특히 50Hz 이하)에 대해 충분한 수준으로 가진하기 어려우므로, 발사시 노출되는 저주파수대에 대해 검증을 정현파 가진시험으로 수행한다. 시험시 가진력은 Table 2 와 같다. 주로 고주파수대의 위성 검증 시험을 목적으로 하는 랜덤 진동 시험과 마찬가지로 정현파 가진 시험시에도 위성체의 고유진동수에서 과도한 입력이 주어지는 것을 피하기 위해서 낮은 수준의 예비 시험을 통해서 입력에 노치(notching)를 하여야 한다.

노치해석을 수행하기 위해서는 위성의 각 요소

에서의 최대 하중을 알아야 하는데, 이는 위성체와 발사체간의 CLA(Coupled Load Analysis)를 통하여 알 수 있다. CLA 로부터 구한 최대 하중을 넘지 않도록 Table 2 의 가진력에 노치를 가하면 Fig. 8 과 Fig. 9 와 같이 시험에 필요한 가진력을 구할 수 있다.

Table 2 Sine vibration test level

Direction	Frequency (Hz)	Amplitude(mm) or acceleration (G)	Sweep rate
Lateral	5	1.25mm	4Oct/Min
	5-100	0.5G	
Axial	5	2mm	4Oct/Min
	5	0.8G	
	10	0.8G	
	20	1.2G	
	40	0.8G	
	100	0.8G	

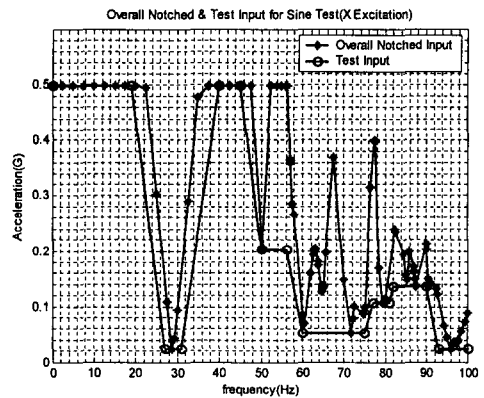


Fig. 8 Overall notched input and test input level in x-direction

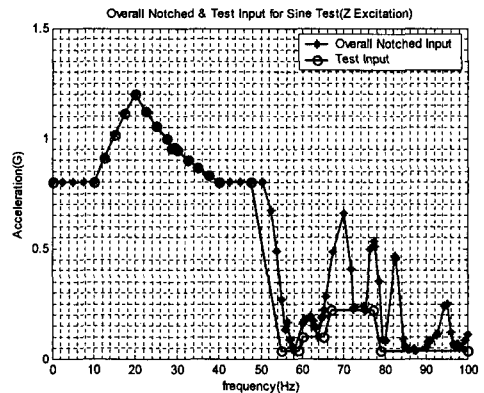


Fig. 9 Overall notched input and test input level in z-direction

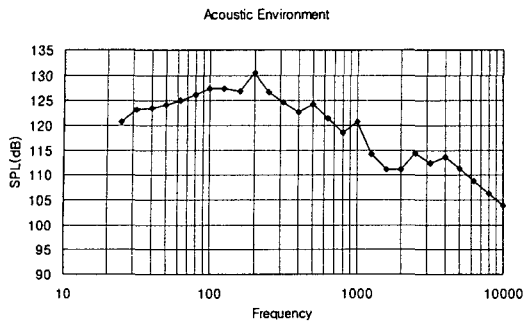


Fig. 10 Input spectrum for acoustic vibration test

3.3 음향 및 랜덤 시험

음향 및 랜덤 시험은 발사시에 발생하는 진동/음향 환경에 위성체가 견딜 수 있는가를 검증하는 시험이다. 음향진동은 발사체 엔진 소음 및 발사체 주변의 소음 등에 의해 발생하며, 랜덤 진동은 발사시 위성 어댑터를 통한 랜덤 진동 및 음향 진동에 의해 발생한다. 따라서, 이와 같은 진동 현상에 대한 발사환경 시험을 수행하는데에는 음향 진동시험과 랜덤 진동시험으로 크게 나눌 수 있다. 음향 진동시험은 가진기의 용량 제한에 의해 랜덤 진동시험을 하기 힘든 대형위성이나, 태양전지판과 같이 표면적은 크고 질량이 작은 경우에 주로 수행한다. 음향 시험은 음향챔버와 같은 대규모의 시험 시설이 요구되므로, 전자기식 가진기로도 충분히 가진이 가능한 소형 위성일 경우에는 주로 랜덤 진동시험을 실시한다. 본 논문의 위성체는 중형급 위성으로 랜덤 진동에 의해서 위성체 전체

를 충분히 가진하기 어려우므로, 음향 시험을 실시한다. 음향 시험을 위한 입력 스펙트럼은 발사체에 따라 바뀌게 되는데, Rockot 발사체의 경우 Fig. 10 과 같은 입력 스펙트럼을 사용한다.

4. 결론

위성체를 설계하고 제작하는 과정에서는 발사시 진동 및 소음에 대한 고려가 반드시 필요하다. 따라서 제작이 완료된 후에는 시험을 통해서 설계 및 제작에 대한 검증절차를 수행하는 것이 필수적이다.

본 논문은 다목적실용위성 2 호 비행모델의 충격시험, 정현파 가진시험, 음향 및 랜덤시험의 요구조건이며, 이 요구조건은 향후 수행할 시험에 사용될 예정이다.

참고 문헌

- (1) Y. Bachvalov, 2004, Adaptation of "ROCKOT" LV for launching "KOMPSAT-2" SC, Federal State Research and Production Space Centre, pp. 113~116
- (2) Robert C. Baumann, 1996, General Environmental Verification Specification, Nasa Goddard Space Flight Center, pp. A11~A12
- (3) 김성훈 등, 2001, "인공위성 정현파 진동시험 입력결정방법", MSC software, MSC/Nastran User's Conference
- (4) 김홍배 등, 2000, "다목적위성 아리랑 2 호 발사환경 규격설정", 추계학술대회논문집, 한국소음진동공학회 pp. 165~169