

# 고성능 지구관측위성의 비행모델 발사환경시험 결과분석

## An assessment on the launch environmental test results for Advanced LEO EO Satellite

김경원\* · 임재혁\* · 김창호\* · 김선원\* · 김성훈\*

Kyung-Won Kim, Jae-Hyuk Lim, Chang-Ho Kim, Sun-Won Kim and Sung-Hoon Kim

### 1. 서 론

인공위성이 발사체에 실려 발사시 인공위성은 극심한 발사환경에 노출이 된다. 인공위성 구조체를 비롯하여 탑재체, 전자장비, 구동기, 센서류 등은 이러한 발사환경하에서 안전하도록 제작되며, 최종 발사환경시험을 통하여 이를 검증한다. 발사환경시험은 정현파가진시험, 음향시험, 발사체 분리충격시험으로 구성이 된다. 현재 개발중인 고성능 지구관측위성의 경우 구조열모델의 개발을 통하여 인증수준의 발사환경시험을 완료하였으며, 최종 비행모델에 대한 발사환경시험을 수행하였다. 본 논문에서는 발사환경시험의 목적, 시험방법, 시험절차 등을 수립하고 발사환경시험의 결과분석을 통하여 고성능 지구관측위성 비행모델의 발사환경시험이 성공적으로 완료하였음을 검증하도록 한다.

않고 선정된 가진력이므로 이를 그대로 적용할 경우 인공위성의 주요 모드에서 구조공진에 의하여 인공위성이 손상될 수도 있다. 이를 방지하기 위하여 가진력에 적절한 노칭을 적용하여 허용 가속도를 넘지 않도록 하였다. 허용 가속도는 발사체와 위성체와의 연성하중해석결과를 이용하였다. 정현파가진시험 중 구조적 손상이 없는지를 알아보기 위하여 시험 전/후에 저수준 정현파가진시험을 수행한 후 주파수 응답함수를 서로 비교하였다 비교결과 이상이 없음을 확인하였다. 또한, 시험후에 육안검사를 통하여 주요 부위에서의 손상이 있는지 주요 부재의 체결토크가 이상이 없는지를 확인하였다. 확인결과 모두 이상이 없음을 알 수 있었다.

### 2. 발사환경시험

#### 2.1 정현파가진시험

정현파가진시험은 발사시 발생하는 저주파대역의 과도정현파 하중하에서 인공위성이 안전한지를 검증하는데 그 목적이 있다. 시험형상은 Fig. 1에 나타난 바와 같으며, 가진력은 Fig. 2에 나타난 바와 같다. 인공위성의 주요 구조부재, 탑재체, 전자장비들이 장착되는 부위에 가속도를 장착하고 Fig. 2의 가진력으로 가진한 후 가속도를 측정하였다. Fig. 2에 나타난 가진력은 인공위성의 주요 모드를 고려하지



(a) lateral direction (b) axial direction  
Fig. 1 Sinusoidal vibration test configuration

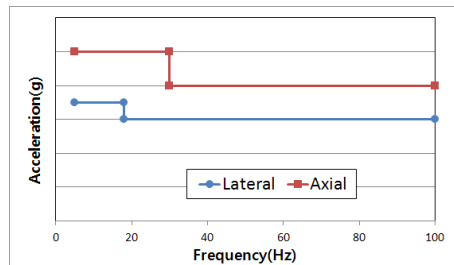
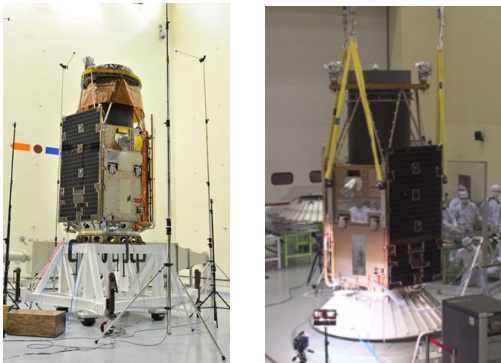


Fig. 2 Sinusoidal vibration test input level

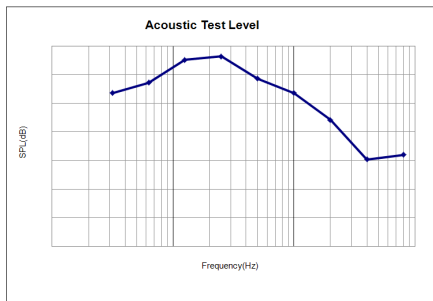
† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원 위성구조팀  
E-mail : kwkim74@kari.re.kr  
Tel : 042-860-2086, Fax : 042-860-2603  
\* 한국항공우주연구원 위성구조팀

## 2.2 음향시험

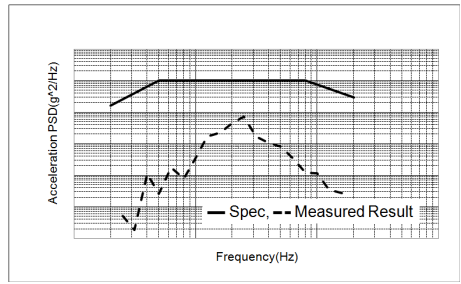
음향시험은 발사시 발생하는 음향환경하에서 인공위성이 안전한지를 검증하는 시험이다. 시험 형상은 Fig. 3(a)에 나타난 바와 같이 같으며, 가진력은 Fig. 4에 나타난 바와 같다. Fig. 4의 음향하중은 1 옥타브 밴드로 나타나 있다. 음향하중시 가속도계로 랜덤진동을 측정하여, 각 주요부재, 탑재체, 전자장비들이 이상이 없는지를 확인하였다. Fig. 5에는 측정된 랜덤하중과 해당 전자장비 개발시 적용된 랜덤하중이 서로 비교되어 있다. Fig. 5에 나타난 바와 같이 측정된 랜덤하중이 훨씬 작아 전자장비는 발사 환경하에서 충분히 안전함을 확인할 수 있었다. 시험 전/후에 저수준 음향시험을 수행한 후 주파수 응답함수를 서로 비교하여 구조적 안정성을 확인하였다. 또한, 시험후에 육안검사를 통하여 주요 부위에서의 손상이 있는지를 확인하였다. 확인결과 모두 이상이 없음을 알 수 있었다.



(a) Acoustic Test (b) L/V separation shock test  
**Fig. 3** Test Configuration



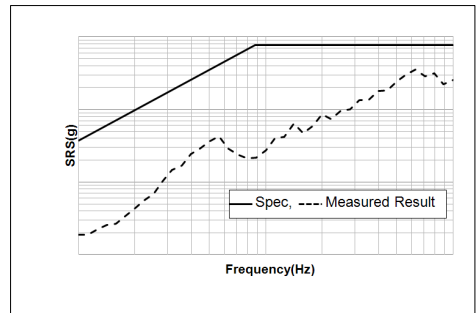
**Fig. 4** Acoustic test input level



**Fig. 5** Acoustic test result

## 2.3 발사체 분리 충격시험

발사체 분리충격시험은 인공위성이 발사체로부터 분리될 때 발생하는 충격하중하에서 인공위성이 안전한지를 검증하는 시험이다. 또한, 발사체와 인공위성의 결합 부분에 문제는 없는지, 분리시 기계적/전기적 간섭이 없는지를 검증한다. 시험형상은 Fig. 3(b)에 나타난 바와 같다. 발사체가 위성체로부터 분리시 발생하는 충격하중은 가속도계로 측정되어 충격응답스펙트럼(SRS, Shock Response Spectrum)으로 변환되었으며, 각종 탑재체 및 전자장비들이 충격하중하에서 안전함을 확인하였다. Fig. 6에 나타난 바와 같이 측정된 충격하중이 훨씬 작아 전자장비는 충분히 안전함을 확인할 수 있었다.



**Fig. 6** L/V separation shock test result

## 3. 결 론

본 논문에서는 고성능 지구관측위성 비행모델 발사환경시험의 목적, 시험방법, 시험절차등을 수립하였으며, 발사환경시험 결과를 분석하였다. 발사환경시험은 정현과가진시험, 음향시험, 발사체 분리충격시험으로 이루어져 있으며, 시험결과분석을 통하여 개발된 비행모델은 발사환경하에서 충분히 안전함을 확인하였다.