

위성체 구조 검증을 위한 소음/진동 기술의 적용

Application of Noise and Vibration Technology for Verification of Satellite Structure

은희광† · 임종민* · 이동우* · 문남진* · 문귀원*

Hee-Kwang Eun, Jong-Min Im, Dong-Woo Lee, Nam-Jin Moon and Guee-Won Moon

1. 서론

위성체는 발사체에 실려서 목표 궤도에 도달한 후 분리되어 지구 탐사 등 각종 임무를 수행한다. 이러한 일련의 발사 단계에서 위성체는 여러 종류의 하중에 노출된다. 따라서 위성 구조체 및 주요 탑재체를 대상으로 발사 중 발생하는 하중 환경에 대한 검증은 필수적이다.

발사환경은 크게 위성 발사체의 로켓 연소로 인하여 발생하는 소음/진동과 궤도에 진입해서 발사체와 분리되는 과정에서 충격으로 구분할 수 있다. 따라서 위성체에 전달되는 하중의 주파수 범위 및 레벨에 알맞게 환경을 모사하기 위하여 소음 및 진동 기술이 적용되고 있다. 또한 환경 모사 단계에서 위성체의 하중 한계 내에서 안전하게 시험을 수행하고 시험 후 구조체의 건전성을 확인하기 위한 여러 기술이 사용되고 있다. 본 논문에서는 주요 발사 환경 조건과 이를 구현하기 위해 사용되는 소음 및 진동 기술을 소개하고자 한다.

2. 위성 발사환경

2.1 위성 발사 과정

위성은 발사체에 실려서 목표하는 궤도와 고도에 도달하여야 한다. 발사체는 여러 종류가 있으며 1 단 내지 여러 단으로 구성된다. Fig.1 은 다단 발사체인 ARIANE 5 의 발사 과정을 보여 주고 있다. 주 로켓을 이용하여 지구 중력을 이겨내고 대기권을 벗어나 페어링을 분리시킨다. 그리고 상단 로켓은 위성을 목표하는 궤도에 진입시키고 최종적으로 위성체와 로켓이 분리된다.

지구관측용 저궤도위성의 경우에는 발사체를 이용하여 최종 고도에 도달하므로 바로 접혀있던 태양전지판이나 안테나 등을 파이로(pyro) 장치를 이용하여 전개시키고 임무를 시작하게 된다. 정지궤도위성

의 경우에는 위성 자체 추진 시스템을 이용하여 36,000km 고도에 올라간 후에 저궤도위성과 동일한 과정을 수행한다.

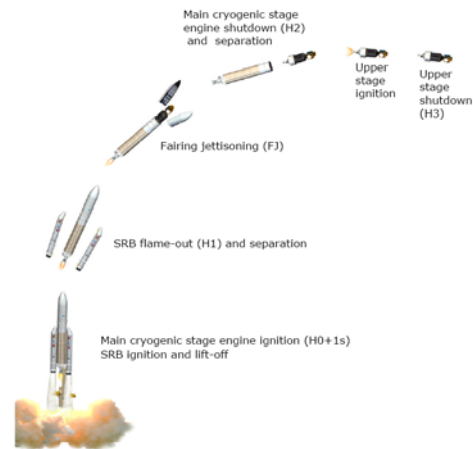


Fig.1 Sequence of Launch (ARIANE 5)

2.2 발사 과정 단계 별 하중

발사 과정 중에 발사체 엔진 연소에 의해서 매우 높은 가속도와 진동이 발생하므로 위성체는 이러한 환경에 대한 검증이 필수적이다. 따라서 각 발사체 업체는 위성 접합부의 환경 조건을 제공하고 이에 대한 위성체의 검증을 요구한다.

이러한 검증 시험을 위하여 소음 및 진동 기술이 적용되며, 각 발사 단계 별 발생하는 환경을 Table 1 과 같이 구분하여 검증을 수행하고 있다.

Table 1 Sources of Launch Environment

	Acoustics	Random Vibration	Sine Vibration	Shock
Lift-off	V	V		
Motor burn		V	V	
Aerodynamics	V	V		
Separation, Deployment				V

각 하중은 주파수 특성에 따라서 구분할 수 있다. 정적 하중은 로켓 추진력으로 생기는 가속도로 인한 관성력으로 발생하며, 질량이 최소가 되는 연소 최종 단계에서 최대가 된다. 진행 방향은 4-10g, 측

† 교신저자; 정희원, 한국항공우주연구원
E-mail : hkeun@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2186, Fax : (042) 860-2234
* 한국항공우주연구원

방향은 최대 0.6g 가량이다.

동적 하중은 5-100Hz 의 정현파 진동과 20-2,000Hz 의 랜덤 진동으로 구분할 수 있다. 정현파 진동은 엔진 연소 중에 발생하는 정현파 진동과 발사체의 구조적인 모드 특성에 의해서 발생하고 1g 가량이다.

랜덤 진동은 연소 중에 발생하는 음향 하중이 페어링 등의 경계를 통해 전달되는 진동이며 위성체의 경우에는 142dB 가량의 음향 환경으로 모사되고 각 소형 부품의 경우에는 7.3grms 가량의 랜덤 진동으로 모사된다. 음향 하중은 20-10,000Hz 의 넓은 주파수에 분포하며 발사 순간과 음속을 통과하는 단계에서 최대가 된다.

충격 하중은 시간 영역과 주파수 영역의 충격응답 함수를 이용하여 나타내고 시간영역에서 수천 g, Q factor 10 으로 가정 시 수만 g 의 값을 보인다⁽¹⁾.

3. 발사환경 구현 및 검증

3.1 발사환경 시험 구성

정지궤도 위성에 대하여 실시한 발사환경 시험 구성은 Fig. 2 와 같다. 위성체의 총중량은 1,200kg 이며 위성 제어 및 모니터링을 위하여 가속도계 300 채널, 마이크로폰 8 채널, 스트레인게이지 17 채널이 사용되었다.

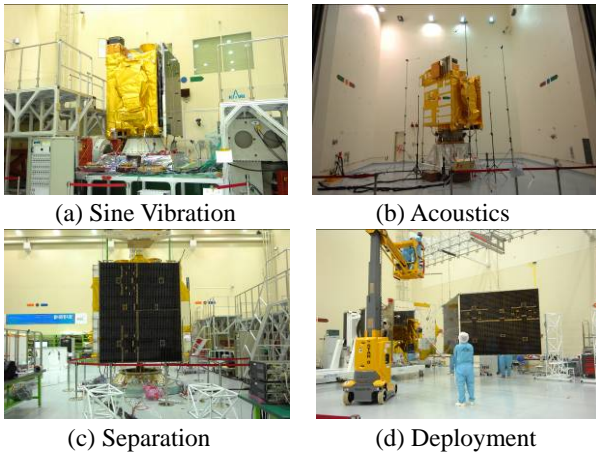


Fig. 2 Launch Environment Test for Satellite

3.2 검증 과정

위성체의 구조해석은 유한요소모델을 이용하여 이에 대한 모델 검증을 먼저 시험적으로 수행한다. 모델 검증은 낮은 레벨의 정현파 sweep 시험(0.1g, 5-150Hz, 2Oct./min.)을 통하여 수행하며 위성체의 고유진동수와 감쇄특성을 확인한다. 감쇄특성은 고유진동수에서 응답 크기와 직접적인 관계를 가지므로 매우 중요하다. 위성체의 경우, 입력 하중의 크기에 따라서 매우 비선형적인 특성을 나타낸

다. 이러한 특성 때문에 최종 목표 레벨의 시험 전에 낮은 여러 레벨의 시험을 수행하여 감쇄특성 변화를 확인한다.

해석모델에 대한 검증 수행 후에 각 주요 부품의 목표 입력 레벨에서의 응답을 예측하게 된다. 예측된 응답이 특정 주파수에서 시스템 한계 레벨을 넘는 경우가 발생한다. 이러한 경우에는 특정 주파수 범위에 대하여 입력을 낮추게 되며, 통상 Notching 이라고 칭한다. 주요 Notching 은 위성체의 1 차 모드에서 이루어지며, 주요 부품 고유진동수에서도 사용된다. 최종적으로 목표 레벨의 시험 후 낮은 레벨의 정현파 sweep 시험을 수행하여 고유진동수 및 감쇄특성 변화를 확인하여 구조적인 건전성을 확인한다.

음향환경은 Fig.2(b)와 같은 잔향실에서 수행하고 질소가스를 이용하는 혼을 음향 가진원으로 사용한다. 마이크로폰 8 개의 1/3 옥타브밴드 음압의 평균값을 이용하여 피드백 제어를 수행하며, SPL 130dB 에서 해석모델의 검증을 수행하고 목표 레벨인 142dB 로 입력을 올려서 검증 시험을 수행한다. 태양전지판이나 안테나와 같이 면적이 넓은 부품에서 비교적 높은 응답이 나타난다.

충격 시험은 발사체 연결부를 발사 조건과 동일한 파이로 장치를 이용하여 분리 시험을 실시하며 이때의 응답을 측정하여 시간영역 및 충격응답 함수 결과를 분석한다.

최종적으로 모든 발사환경 검증을 수행한 후에 각 주요 시스템의 기능을 점검하여 문제 발생 여부를 확인한다⁽²⁾.

4. 결론

위성체 구조 검증은 발사체 업체로부터 제공된 발사환경에 대한 모사 시험을 통하여 수행된다.

입력 하중은 주파수 특성에 따라 분류되며, 정현파 시험, 음향 시험, 랜덤 시험, 충격 시험을 통하여 전체 발사환경을 검증한다.

또한 안정적인 검증을 위하여 유한요소모델에 대한 검증 시험을 먼저 수행하고 검증된 모델을 이용하여 목표레벨에 대한 예측을 수행하여 입력 하중을 조정한다. 그리고 안전한 낮은 레벨 진동 시험의 전달함수 비교를 통하여 구조체의 건전성을 확인한다.

참고 문헌

- (1) J. Wijker, 2008, "Spacecraft Structures," Springer
- (2) NASA-TM-86538, 1986, "Design and Verification Guidelines for Vibroacoustic and Transient Environments."