

# 위성체에 발생하는 진동현상과 지상시험

김 희 대

(현대전자 위성사업단)

## 1. 머리 말

위성체가 지상에서 조립·시험되어 발사·운용되기 까지 여러 가지 위성체 환경, 즉, 지상 환경, 발사 환경, 우주 환경과 같은 일련의 환경변화를 겪게 된다. 위성체는 발사 후에는 유지보수가 어렵다는 기술적인 특성 때문에 부품이나 시스템이 요구조건을 만족하는지 확인하기 위하여 설계, 해석, 시험, 검사 등 일련의 성능 확인작업을 거쳐 철저히 검증을 받은 후 발사하게 된다.

위성체는 설계에서부터 정상궤도에 진입한 후 수명이 다하는 시기까지 상기 열거한 세가지의 환경을 거치게 되나, 주로 극도의 온도 변화, 자기장 변화 등과 같은 우주 환경에 의해 지배를 받게 된다. 이러한 우주환경에 대해 위성체의 성능을 보장하기 위하여 열진공시험, 열평형시험, 자기장시험 등과 같은 일련의 지상 시험을 실시하게 된다.

본 글에서는 위성체가 겪게 되는 여러 가지 환경 중에서도 특히, 발사체가 이륙되어 천이궤도 진입시 까지 위성체에 발생하는 진동 현상과, 이와 같은 발사 환경에 의해 위성체설계에 하자가 없는지를 확인하는 절차로서 지상에서 행해지는 시험의 종류와 방법에 대해 알아보하고자 한다.

## 2. 발사환경 (Launch Environment)

발사환경은 발사체의 이륙 직후부터 위성체가 발사체로부터 분리되는 시점까지 겪게 되는 환경을 말하며, 이 과정에서 위성체는 짧은 기간이나마 극심한 환경의 변화를 겪게

된다. 이 발사환경을 분류하여 보면

- (1) 발사체의 추진체 소음에 의한 진동
- (2) 이륙 가속도에 의한 축방향 하중과 바람 및 회전에 의한 횡방향 하중
- (3) 발사체의 추진체 분리과정 및 위성체 분리시 사용되는 폭발장치에 의해 발생하는 충격
- (4) 발사체의 상승과정에서 공기와의 마찰에 의해 기낭 (fairing)에 전달되는 음향 진동 등으로 나눌 수 있다.

## 3. 발사환경에 대한 지상시험

위성체에 탑재되는 각 부품과 조립 완성된 위성체는 발사 전에 위성체가 노출되게 될 환경에 대해 일련의 지상시험을 거치게 된다. 이러한 지상시험의 목적은 시험을 통해 설계의 오류, 재질 결함, 그리고 조립시 발생될 수 있는 작업 (workmanship) 결함을 미리 발견하여 위성체의 성능을 보장하기 위함이다. 특히, 상기 열거한 발사환경, 즉 발사 후 1시간 이내의 집중적으로 위성체에 전달되는 환경에 견딜 수 있도록 탑재될 부품과 위성체가 설계되고 조립되었는지 여부를 검증하기 위해서 다음과 같은 지상시험이 수행된다.

- (1) 발사체의 가속도에 견딜 수 있는지를 확인하는 정하중 시험
- (2) 발사체의 불완전 연소나 위성체가 발사체와 분리되면서 가속도에 의해 압축되었던 부분이 팽창 (release)되어 발생하는 주기적 진동에 대한 정현파 진동시험
- (3) 발사체 패드(pad) 부분에서 발생하는 소음 및 기낭에 공기마찰과 관련된 음향

및 랜덤 진동시험

(4) 발사체 연료통의 분리, 발사체와 위성체의 분리, 그리고 태양전지판 전개 등의 파이로 테크닉 충격(pyrotechnic shock)에 해당하는 충격시험

MIL-STD-1540B 에서는 처음 개발되거나, 설계 변경이 많아 기존의 데이터를 사용할 수 없는 부품에 대해서는 인증시험(qualification test)을 실시하도록 규정하고 있는데, 인수 시험(acceptance test)에 비해 입력레벨(input level)을 4배(6dB), 시험시간을 3배로 규정하고 있다. 인증시험을 거친 부품은 비행모델(flight model)로 사용치 않는다. Protoflight 시험은 통상 비행모델 중 첫 번째 부품에 대해 행해지고, 인수시험에 비해 입력레벨 및 시험 시간을 각각 1.5배로 규정하고 있다. 그러나, 위성 제작회사들은 설계의 난이도, 기술 축적도, 위성의 임무 등을 고려해 각 프로그램에 적합하게 시험 요구조건을 정하고 있다.

### 3.1 정하중 시험 (Static Load Test)

위성체가 조립되어 지상에서 저장될 기간 동안, 그리고 발사체의 상승 가속도에 따라 위성체가 받게 되는 정하중에 견딜 수 있는지를 검증하기 위하여 위성체의 기본 구조물에 quasi-state 하중을 축방향 및 횡방향으로 가하여 실시한다. 일반적으로 이러한 시험은 위성체 모델의 초기 개발단계에서 행하여지며, 이미 인증 받은 모델에 대해서는 별도로 행하여지지 않는다.

### 3.2 정현파 진동시험(Sine Vibration Test)

정현파 진동시험은 3개의 수직축(x, y, z)에 대해 행하여지며 각각 10~100Hz 의 진

동 주파수가 주어진다. 이와 같은 정현파 진동시험은 pre-low level survey, intermediate level, acceptance level, 그리고 post-low level survey의 순으로 진행된다.

Low level survey는 위성체의 동적 특성, 즉, 고유진동수, mode shape, vibration magnification factor, 그리고 특정 위치에서의 응력을 조사하기 위해 수행된다. 그 결과를 토대로 intermediate 및 acceptance level test의 입력레벨을 결정하게 된다. 입력레벨은 각 진동 주파수에 대해 위성체의 굽힘 모멘트(bending moment)가 발사시 겪게 되는 한계치를 넘지 않도록 notch(notching)하여 준다. 이러한 굽힘 모멘트는 발사체 회사에서 복합하중설계(coupled load analysis)를 실시하여 위성체 회사에 제공한다. 마지막에 수행되는 post-low level survey test의 목적은 pre-low level test의 출력레벨(output level)과 비교하므로써 intermediate 및 acceptance level test를 거친 부품 및 위성체에 구조적 이상이 발생되었는지 여부를 판단하기 위함이다. 즉, 두 출력레벨을 비교하여 두 레벨간에 차이가(shift)가 발생되었거나, 출력레벨이 서로 다르다면 해당 부품이 기계적 손상을 입은 것으로 판단할 수 있다. 통상, 정현파 진동시험의 주파수 범위가 랜덤 진동시험 주파수 범위에 속하므로 일반 부품에 대해서는 정현파 진동시험을 수행한다. 표 1은 대표적인 부품레벨에서의 정현파 진동 입력레벨을 보여주고 있다.

### 3.3. 음향 진동시험 (Acoustic Test)

음향 진동시험의 목적은 발사체 엔진에서 발생하는 소음과 이륙하면서 공기와의 마찰

표 1 정현파 진동시험 입력레벨

Frequency range (Hz)	Level G ( 0 to peak )		
	Qualification	Protoflight	Acceptance
10~24	0.5 INCH D.A*	0.5 INCH D.A*	0.5 INCH D.A*
24~36	15	15	11.0
36~55	20	20	14.7
55~100	7	7	5.1
Sweep rate	2 Oct/Min	4 Oct/Min	4 Oct/Min

\* D.A - Double Amplitude

표 2 랜덤 진동시험 입력레벨

Item	Frequency range (Hz)	PSD level ( $g^2/Hz$ )	Overall level (G rms)	Duration (Seconds)
Qualification	20~1,000	0.20	20.0	120
	1,000~2,000	-6 dB/Oct		
Protoflight	20~1,000	0.20	20.0	60
	1,000~2,000	06 dB/Oct		
Acceptance	20~1,000	0.09	13.3	60
	1,000~2,000	-6 dB/Oct		

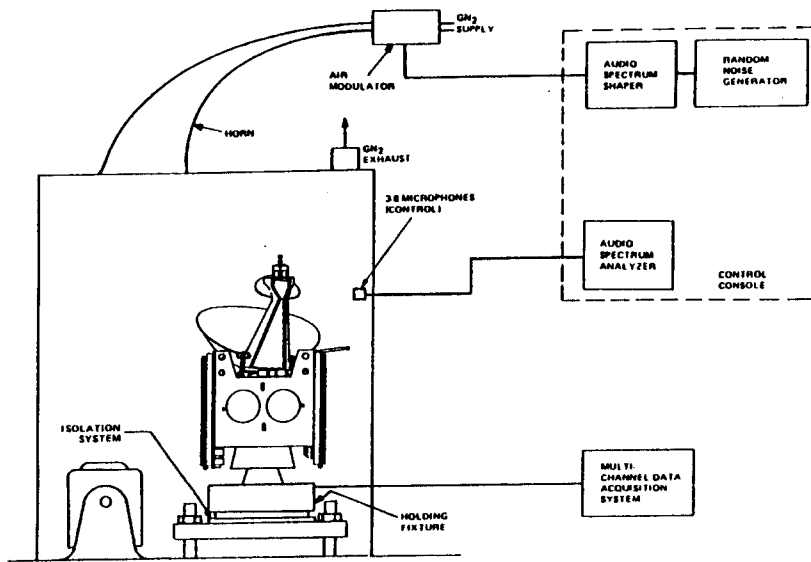


그림 1 음향 진동시험 구성도

에 의해 기낭에 전달되는 음향에 의해 위성체에 전달되는 압력변화에 위성체 및 부품들이 구조적으로 안전한지 여부를 확인하기 위해 실시된다. 최대 음향 압력은 위성체에 부착된 각 부품에 랜덤 진동형태로 전달된다.

위성체의 음향 진동시험의 주파수 범위는 20~2,000 Hz이다. 음향 진동 에너지는 출력 전압이 음향 진동의 rms (root mean square)에 비례하는 압력변환기가 장착된 혼(horn)을 사용하여 발생시키고, 시험실 내에 설치된 수개의 마이크로 폰을 사용하여 레벨을 측정한다. 혼을 사용할 때 공기 대신 질소가스를 사용하므로써 시험실 내의 오염

을 방지한다. 그림 1은 음향 진동시험 구성도를 보여주고 있다.

### 3.4. 랜덤 진동시험 (Random Vibration Test)

일반적으로 소형 위성체나 위성체 부품에 대해서는 음향 진동시험 대신 랜덤 진동시험이 수행되나, 안테나 구조물이나 태양전지판과 같이 무게에 비해 표면적이 넓은 구조물에 대해서는 음향 진동시험을 실시한다. 발사환경에 의해 위성체에 주어지는 음향 진동의 영향을 부품이 설치될 인터페이스에서 측정된 값이 부품의 랜덤 진동 기준이 된다. 랜덤 진동시험시 각각의 축에 대해 20~

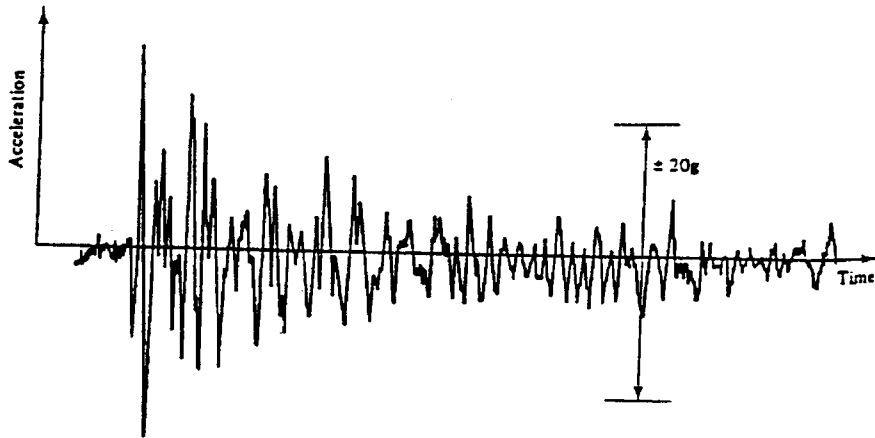


그림 2 충격 신호

2,000 Hz의 진동 주파수가 주어지고, 입력 및 출력레벨을  $g^2/Hz$ 로 나타내며 PSD (power spectrum density)를 사용하고 있다. 표 2는 대표적인 부품레벨에서의 입력레벨을 보여주고 있다. 랜덤 진동시험도 정현파 진동시험과 같이 low level survey를 실시하고, 필요시 낮침을 하여 준다.

### 3.5. 충격시험 (Shock Test)

충격시험은 위성체를 발사체와 분리시 사용되는 clamp band bolt cutter, 태양전지판의 전개를 위한 cable cutter, 그리고 위성체 자세제어에 사용되는 모멘텀 휠 (momentum wheel)을 피벗 어셈블리 (pivot assembly)로부터 분리하기 위해 pin-fuller의 파이로(pyro) 작동시 발생하는 파이로 테크닉 충격이 민감한 부품에 미치는 영향을 확인하는데 목적이 있다. 부품에 미치는 충격 수준은 충격 근원지와의 거리, 접합 부위의 수에 따라 급격히 감소한다. 이러한 시험을 위해서 파이로를 직접 폭발시키면서 각 부품의 응답을 측정하게 되는데, 각 주파수에서 발생된 최대응답을 나타내기 위하여 충격 스펙트럼을 사용하게 된다. 그림 2는 발사체와 위성체가 분리될 때 발생하는 전형적인 충격 신호를 나타낸다.

## 4. 맺음말

위성체가 처하게 되는 환경은 위성체 시험의 종류나 수준 등과 같은 시험 요구조건을 결정하게 되는 주요 인자이다. 위성체 제작회사들의 경험에 따르면 위성체가 발사되어 궤도에 진입한 후 초기 단계까지의 고장률이 상당히 높은 것으로 나타나고 있다. 따라서, 발사환경과 같은 극심한 환경에 대해 위성체의 성능 보장을 위해 지상시험을 어떻게 계획하느냐에 따라 잠재되어 있는 문제점을 사전에 발견할 수 있고, 위성체 동작 초기에 발생될 수 있는 고장확률을 최소화할 수 있어 위성의 신뢰도를 증가시킬 수 있다. 또한, 위성체 제작시 지상시험에 드는 비용이 상당부분을 차지하므로 시험방법이나 시험순서의 최적화가 위성체 제작비 절감에 중요한 요인이 된다.

## 참고문헌

- (1) "Critical Design Review for Koreasat", Martin Marietta, 1993
- (2) MIL-STD-1540B, 1982, "Test Requirements for Space Vehicles", US Air Force
- (3) Agrawal, B. N., 1986, "Design of Geosynchronous Spacecraft", Prentice Hall