

# 위성체에 대한 발사 환경 실험

김홍배 · 문상무 · 우성현  
(한국우주항공연구소 우주비행시험연구그룹)

## 1. 머리말

**발**사체(launch vehicle)가 위성체(satellite)를 탑재하고 지상에서 발사되어 설정 궤도에 도착하기까지 발사체의 추진부에서 발생하는 추력과, 음속의 수배에 이르는 속도로 비행함에 따라 대기가 발사체 표면에 충돌하여 발생하는 가진은 위성체 및 탑재체에 매우 심각한 소음 및 진동을 유발시킨다. 이러한 열악한 발사 환경으로 인하여 야기되는 소음 및 진동은 때때로 위성체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있다<sup>(1)</sup>. 그림 1에 나타난 바와 같이 위성체에 대한 고장률을 임무 수행 단계별로 분석한 결과는 발사 시의 열악한 환경이 위성체 임무 수행의 성패를 좌우함을 잘 나타내 준다. 위성체의 운영에 있어서 대부분의 실패는 발사 후 2개월 이내의 초기 임무 준비 기간

(infant mortality period)에 발생하며, 이후 3년에서 10년 사이인 정상 동작기간(normal operating period)의 고장률은 상대적으로 적다.

이에 따라 장시간의 개발 기간과 고비용이 소요되는 위성체를 구성하는 모든 구조물 및 탑재체들의 설계 및 제작 과정에서 발사 환경에 대한 고려가 필요하며, 적대한 검증 절차가 선행되어야만 한다.

이러한 검증 절차를 수행하기 위해서는 발사 환경 시와 유사한 시험 규격을 정하고, 가용한 시험 장비를 이용하여 이를 구현하여야 하나, 대상 위성체 및 발사체에 따라 시험 규격 및 기법들은 매우 상이하고, 축적된 기술이 필요하다.

본 글에서는, 위성체의 수명 중 초기의 매우 짧은 기간이지만 위성체의 성공 여부를 좌우하는, 발사 환경에 대한 기본적인 개념을 파악하고 이를 지상에서 구현하는 방법론에 대하여 언급코자 한다.

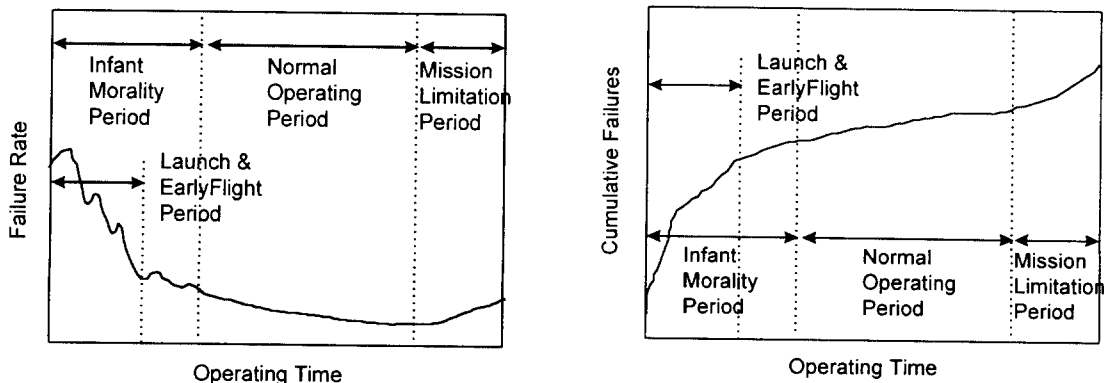


그림 1 Roller coaster curvesatellite failure rate

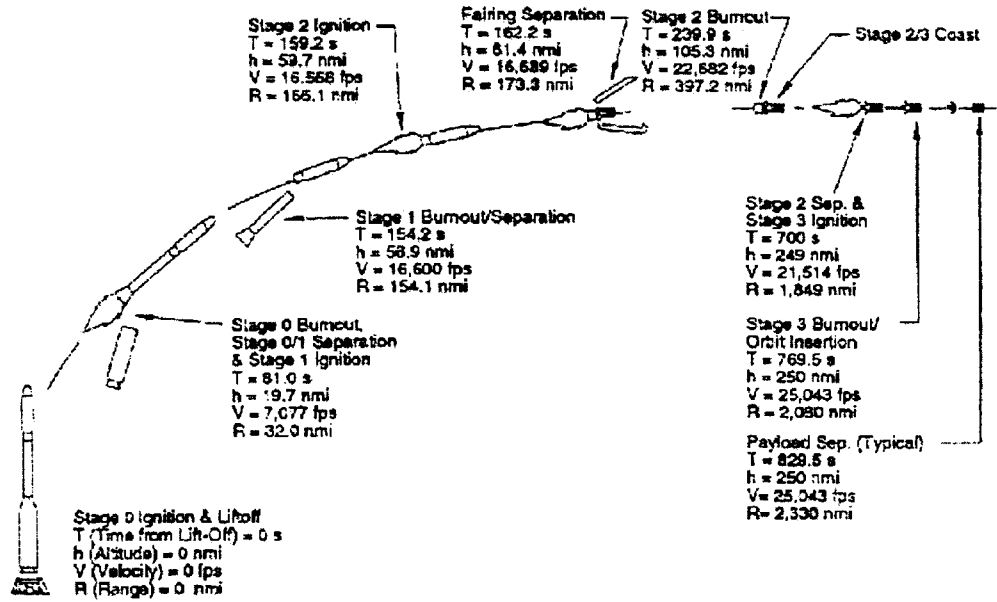


그림 2 Launch vehicle ascent mission profile

## 2. 위성체에 대한 발사환경

그림 2에 나타난 바와 같이 위성체의 발사 단계는 발사체의 이륙에서부터 설정 궤도에 도달하기까지의 기간을 뜻하며, 위성체의 총 임무 수행기간에 비하여 매우 짧은 시간이다. 그러나, 이 짧은 기간에 대부분 위성체의 성패가 좌우된다.

발사 과정 중 위성체가 접하는 대표적인 환경은 다음과 같다. 첫째로, 추진 장치로부터의 가진력, 발사체의 방향 조정 및 발사체 부위의 급격한 동압력 변화 등에 의한 천이성 힘 성분들이 발사체 구조물을 통하여 위성체를 가진함으로써 발생하는 진동이 있다. 이러한 성분은 대체적으로 100 Hz 미만의 저주파 특성을 지니고 있으며, 위성체 주 구조물의 구조 강도 설계 시 반드시 고려되어야 하는 성분이다. 그림 3, 4에서 보는 바와 같이 발사체에 작용하는 작용력들은 매우 넓은 대역에 분포하나, 발사체 자체가 기계적 필터 역할을 수행함으로써 발사체의 공진 주파수 부근을 제외한 다른 주파수 대역의 성분은 대부분 차단된다. 발사체 자체의 기본 공진 주파수는 발사체별로 조금씩 다르긴 하나 초기 이륙 시 대략적으로 10 Hz 근방을 시작으로, 고도가 상승함에 따라 추진제(프로-

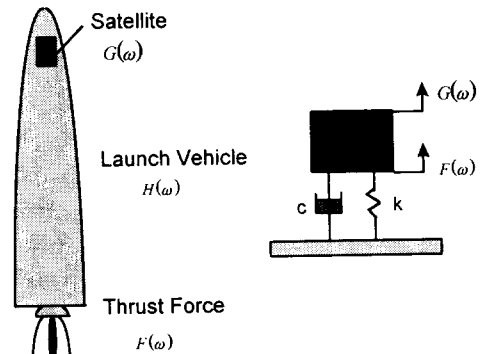


그림 3 Simplified model of L/V

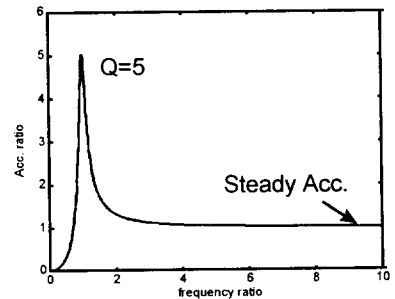


그림 4 Acceleration ratio vs frequency (pellant)의 감소 및 단분리로 인한 질량 감소로 증가 현상을 나타낸다. 따라서 위성체의 기계적 구조강도를 검증하기 위한 조화 진동 시험 규격은 10 Hz 에서 수십 Hz 사

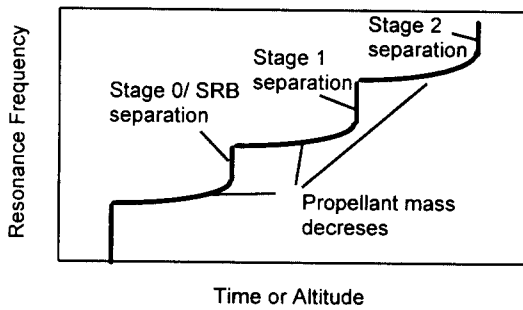


그림 5 Resonance frequency vs altitude

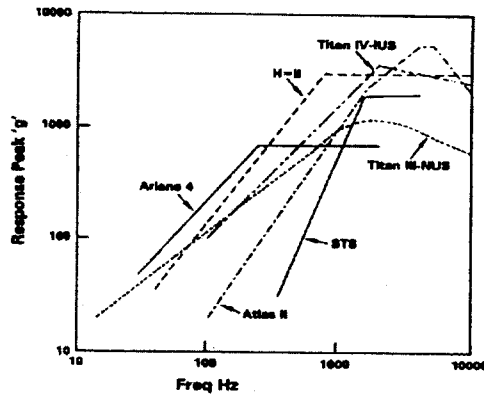


그림 8 Launch environment: shock vibration

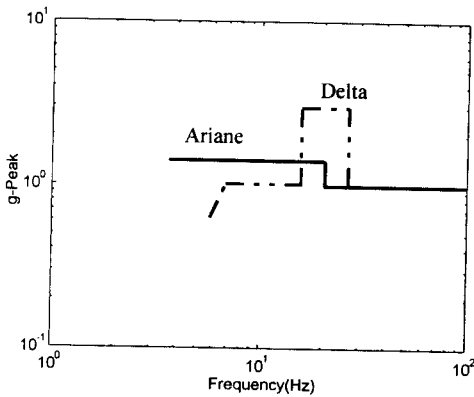


그림 6 Launch environment : sine vibration

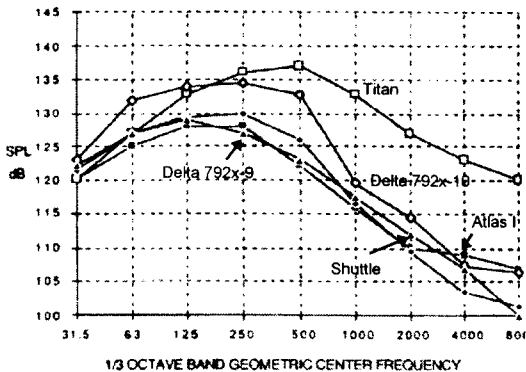


그림 7 Launch environment : SPL

이에서 일정 가속도 치로 설정하게 된다. 가속도 치의 설정 시 비행 이력(flight career)이 많은 발사체의 경우에는 비행 중 획득한 가속도 치 평균 및 표준 편차등의 통계적 수치를 이용하여 결정할 수 있으나, 초도 비행이거나 비행 경력이 적은 경우에는 위성체와 발사체 사이의 연성 강제 진동 해석을 통하여 얻어진 진동량의 크기에 최대 4g에 이르는 발사체의 상승 가속도(ascending accele-

ration)를 더한 값과 해석 시의 불확실성(uncertainty)을 고려하여 발사 규정치를 정한다<sup>(2)</sup>. 또한 발사 환경 시험 시 가진 주파수 변경률(frequency sweep rate)의 설정은 위성체가 비행 중 해당 주파수 대역에 놓여지는 시간과 일치하도록 정한다. 즉, 발사 환경 시험의 규격을 위성체가 발사과정 중 실제 경험하는 상황과 되도록 일치하도록 설정하는 것이 기본 개념이다. 발사체 업체에 따라서는 단일 주파수(약 10 Hz)로 10 주기 내외의 조화 진동 시험만을 요구하는 경우도 있으나<sup>(3)</sup>, 일반적인 경우는 아니다.

둘째로, 발사체의 이륙 시 발사체 주위에서 발생하는 150 dB 이상의 소음이 발사체의 페어링(fairing) 내부로 전달되고, 이로 인한 위성 본체 및 구성 부품의 진동이 야기된다. 발사체 별로 이러한 소음을 줄이기 위하여 부분적으로 흡·차음체를 채용하고 있으나, 페어링 내부의 청정(cleanness) 유지등의 어려움으로 인하여 매우 제한된 부분만 허용된다. 이에 따라 페어링 내부는 잔향실(reverberant chamber)과 같은 환경하에 놓이게 되며, 이로 인한 높은 소음 레벨은 위성체 및 탑재체들에 악영향을 미친다. 이러한 소음은 수천 Hz의 주파수 범위까지 분포하며, 위성체를 가진하여 위성체의 임무 수행에 절대적인 제어, 통신 및 광학 장비등의 파로 파괴를 유발 시킬 수 있다<sup>(4)</sup>. 즉, 설정 궤도 상에는 성공적으로 발사되었으나, 이후 정상 임무수행에 실패하는 경우는 모두 이러한 경우에 해당된다고 볼 수 있다. 소음으로 인한 극한 환경은 발사체의 고도 상승

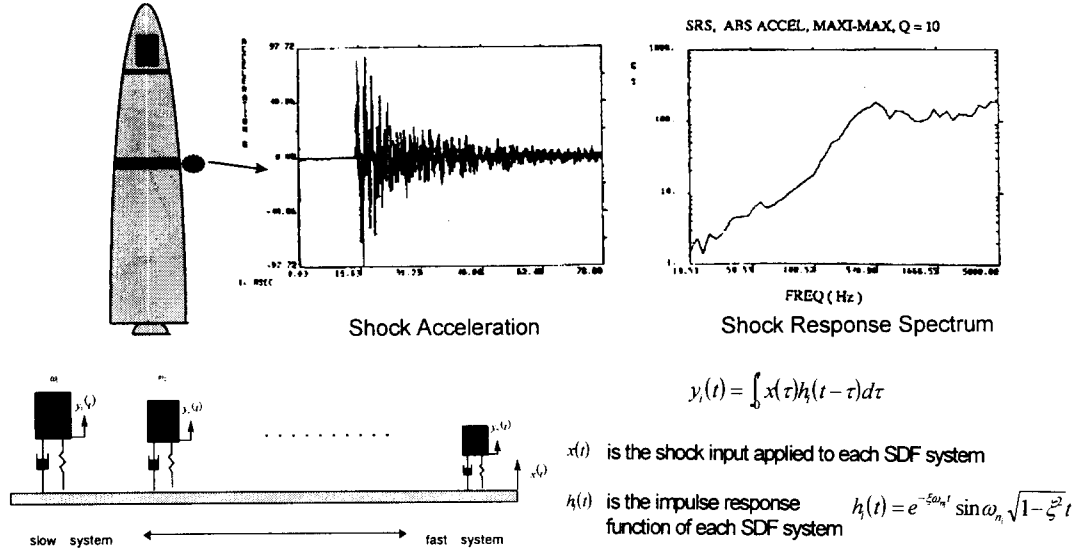


그림 9 Derivation of shock response spectrum

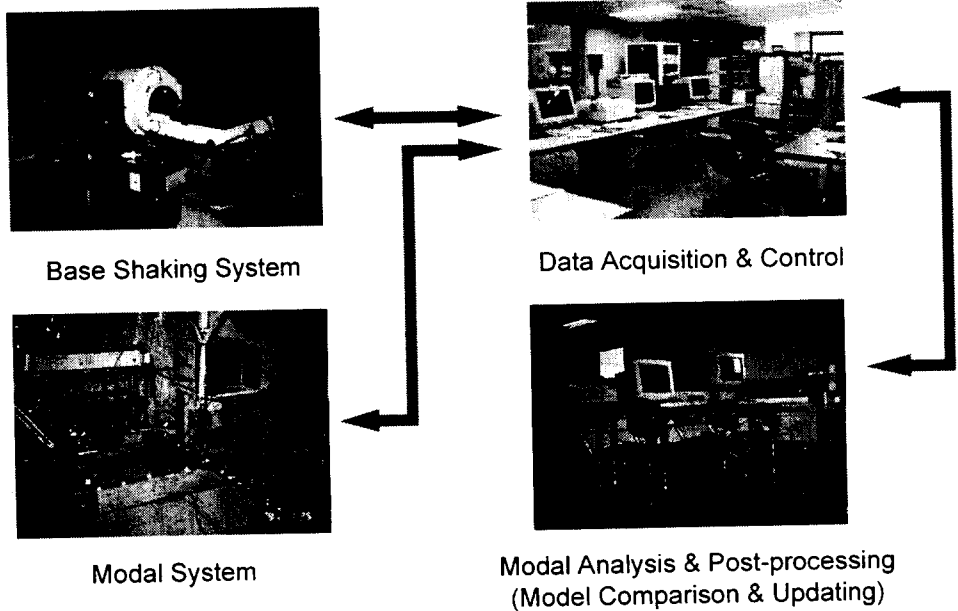


그림 10 KARI's launch environmental test facility

으로 인한 공기 밀도의 감소와 음속 등과 이후의 소음 레벨 감소로 인하여, 대략적으로 초기 발사 후 1분 내외까지 매우 크며 이후에는 그 영향이 급격히 감소한다. 따라서, 위성체에 대한 음향 시험은 실제 상황과 유사하도록 1분 내지 2분 가량 수행한다. 그림 7은 상용 발사체 별 패어링 내부의 소음 레벨을 도시한 것이다. 역시 발사체 별로 상이한 수치를 나타내고 있음을 볼 수 있다. 마지막

으로, 발사체의 단분리(stage separation), 위성 본체의 발사체로 부터의 분리 및 태양 전지판과 같은 부착물의 분리에 사용되는 절단 장치(pyrotechnic device)의 폭발로 인한 충격성 진동이 존재한다. 이러한 충격성 진동은 다른 환경과 달리 매우 짧은 시간 내에 존재하는 단발성 환경이긴 하나, 그 크기가 상대적으로 큼으로 인하여 탑재체들에게는 매우 심각한 악 영향을 미친다. 특히, 설

정 궤도 근방에서 발사체로 부터의 위성체 분리 시 사용되는 어댑터부근의 절단 장치의 충격은 흡수체의 부재로 인하여 대부분의 에너지가 위성체에 전달된다. 충격 응답 스펙트럼은 100에서 10,000 Hz사이에서 1/6 옥타브 또는 그 이하의 간격별로 공진 주파수를 지닌 수십 개의 단일 자유도 계에 대하여 충격 신호를 가할 때 발생하는 최대 충격 응답치(shock response spectrum)로 구성된다<sup>(5)</sup>. 충격 신호의 지속시간은 일반적으로 수십 msec 정도이다. 단일 자유도 계에 대한 증폭비는 5 또는 10으로 설정되며, 충격 신호의 재생시 반드시 동일한 증폭비를 입력하여야만 한다.

### 3. 위성체에 대한 발사환경시험

앞 절에서 언급된 바와 같이 발사 환경별로 설정된 규정에 따라 지상에서 시험하고자 할 경우, 우선 시험의 구현성(feasibility)을 검토하여야 한다. 만약 가용한 장비를 사용하여 구현이 불가능할 경우에는 이를 대처할 수 있는 시험 방안을 고려하여야 한다.

조화진동, 랜덤 진동 및 충격 진동과 같은 진동 시험의 경우에 사용되는 일반적인 시험 장비는 그림 10과 같다. 필자가 속한 연구소 내의 위성체 시험 센터(Satellite Integration and Test Center)에서는 소형 위성 및 부품 단위의 진동 환경 시험을 위한 80 kN 급의 중형 가진기와 중/대형 위성의 시험을 위한 260 an급 가진기를 갖추고 있다. 두 대의 가진기는 발사 환경 시험실 내의 제어 및 데이터 처리 장치에 연결되어 있고, 기본적인 구성은 그림 11과 같다. 112 개의 채널을 가진기의 제어 및 위성체의 진동 데이터 처리를 위하여 사용하고 있으며, 주어지는 발사 환경에 따라 가진기는 최대 10,000 Hz 까지의 주파수 범위까지 가진하여야 한다.

그러나, 시험 대상물을 지지하고 있는 고정 장치의 유연성(flexibility)으로 인하여 가진기에 따라 500~1000 Hz 이상에서는 그림 12와 같이 위치별로 서로 다른 응답 특성을 나타낸다<sup>(5)</sup>. 이는 기계 구조물의 특성상 피할 수 없는 현상이며, 가진 장치의 제어에 있어서 가장 어려운 문제이다. 이러한 현상 때문에 가진기의 제어용 가속도계를 설

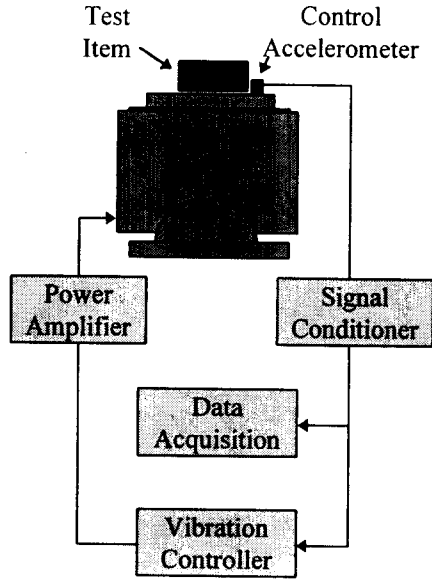


그림 11 Block diagram of bass shaking system

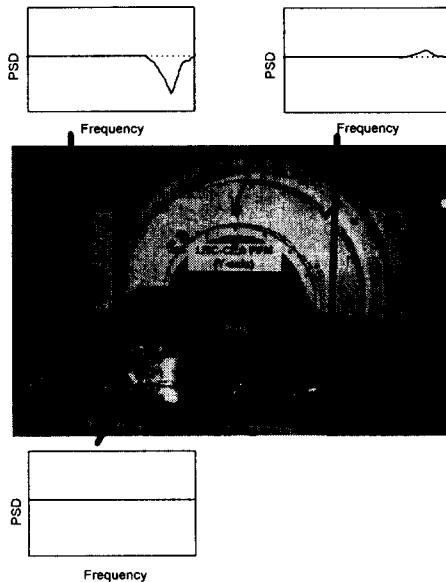


그림 12 Spectral vibrations with position

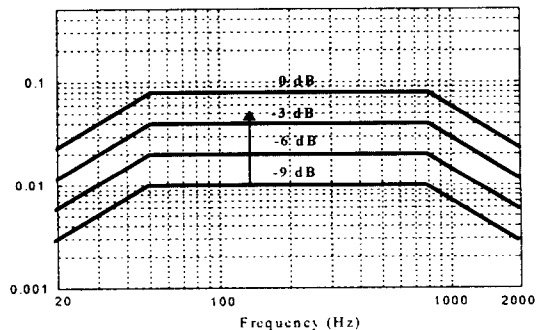


그림 13 Typical level scheduling

치하여, 공간적 평균(spatial averaging) 값을 제어하는 것이 일반적이다. 이를 위해서는 본 시험 이전에 고정 장치에 대한 수많은 예비 시험을 수행하여야 하며, 시험 기술자들의 숙련된 경험이 필요로 한다. 또한 신뢰도 있는 제어를 위해서는 제어용 가속도 신호에 대한 평균(ensemble averaging)을 취해야 한다. 일반적으로 기준 신호에 대하여  $\pm 3$  dB 가량의 범위 내로 제어하고자 할 때는 100회 이상의 데이터를 평균하여야 하나, 이는 매우 긴 되먹임 제어 시간(loop time)을 요구한다<sup>(5)</sup>. 긴 되먹임 제어 시간은 가진기 및 대상물의 특성 변화 등에 민감하게 대응하지 못하므로, 경우에 따라 규정치보다 과도한 크기의 가속도를 입력하여 위성체를 파손시킬 수 있다. 가진 레벨 및 시험 조건 등에 따라 적절한 평균 회수를 결정하여야 한다.

전동식 가진기(electrodynamic shaker)를 이용하여 발사 환경을 구현할 경우, 가진기 자체의 비 선형성을 반드시 고려하여야 한다. 즉, 전동식 가진기는 평형 상태를 기준한 아마춰(armature) 변위에 대하여 매우 큰 비 선형 특성을 지닌다<sup>(6)</sup>. 이에 따라, 본 실험 이전에 낮은 가속도 레벨을 사용하여 행해지는 예비 시험으로 얻어진 주파수 응답 특성은 본 시험 시의 높은 가속도 레벨을 가진 시 적용되는 특성과는 차이가 크다. 이러한 난점을 피하기 위하여 그림 13과 같이 매우 낮은 레벨로부터 점차 레벨을 증가하여 최종적으로 기준 레벨에 도달한다. 이에 필요한 세부적인 기법은 랜덤, 조화, 충격진동에 따라 서로 다르며, 관련 연구자의 경험이 필요하다.

이 외에 주어진 환경 규정이 제어 및 데이터 처리용 A/D, D/A 변환기의 처리 범위(dynamic range)를 만족하는지 여부도 중요한 검토 사항이다. 일반적으로 12 비트의 변환기의 경우 72 dB의 처리 범위를 갖지만, 앞에서 언급한 여러 가지의 요구 조건을 맞추기 위해서는 규정치의 범위가 40 ~ 50 dB를 넘지 않도록 권장하고 있다<sup>(5)</sup>.

발사 환경 규정을 정할 때는 반드시 이러한 제한 조건을 만족하도록 구현성 측면을 고려하여야 한다. 음향 시험(acoustic test)은 그림 16과 같은 잔향실 내부에 위성체를 완전히 노출된 상태로 설치한 후, 전동식 밸브를 통과한 압축 질소 가스를 잔향실 내부



그림 14 KSR-II vibration test

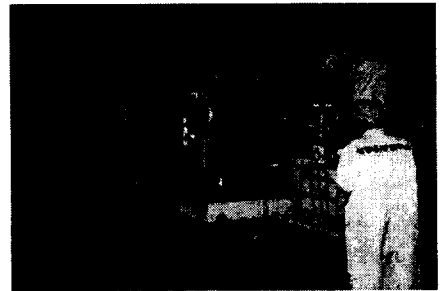


그림 15 KITSAT-III vibration test

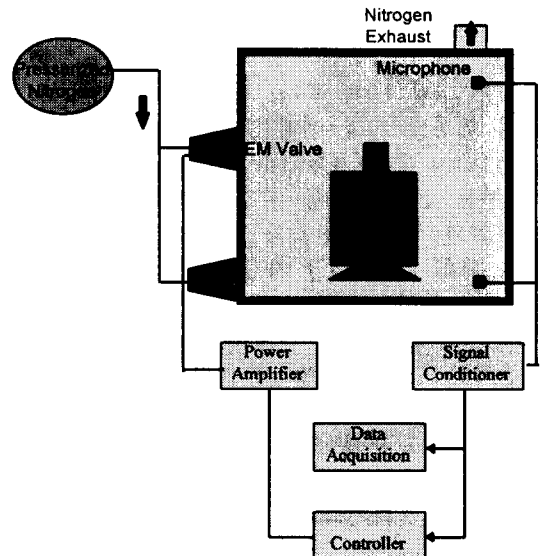


그림 16 Block diagram of acoustic chamber

로 주입한다. 주어진 규정치와 일치시키기 위하여 잔향실 내부에 여러 개의 마이크로폰을 설치, 발사체의 페어링 내부의 환경과 동일하게 만들어 준다. 제어 및 데이터 처리에 관련된 사항은 진동 시험과 동일하다.

통신 위성과 같은 대형 위성의 경우, 음향

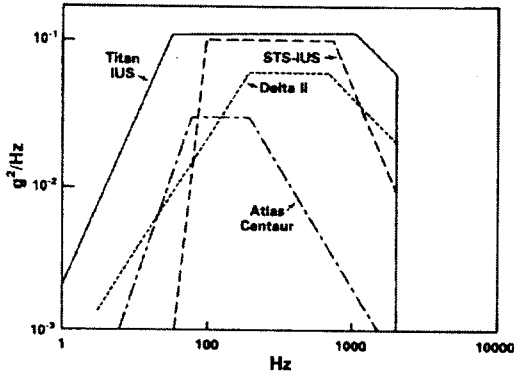


그림 17 Launch environment : random vibration

시험의 수행이 필수적이거나, 중/소형 위성 및 부품 단위의 경우 음향 시험과 등가의 램덤 진동 중 설비의 유무 등 상황에 따라 선택적으로 수행할 수 있다. 소음에 의한 등가의 램덤 진동 규정은 통계적 에너지 분석법 (statistical energy analysis) 등의 기법을 이용하여 산출한 다음, 가진기를 이용하여 구현한다<sup>(7)</sup>. 이러한 방법은 별도의 설비 없이 소음에 의한 영향을 파악할 수 있으나, 소음과 진동 구현 방법의 기본적인 차이로 인하여 위성체 및 탑재체에 과도한 부담을 줄 수 있다. 그림 18에 나타난 바와 같이 실제 위성체에는 음향학적 가진(acoustic loading)이 작용하며, 위성체를 지지 하고 있는

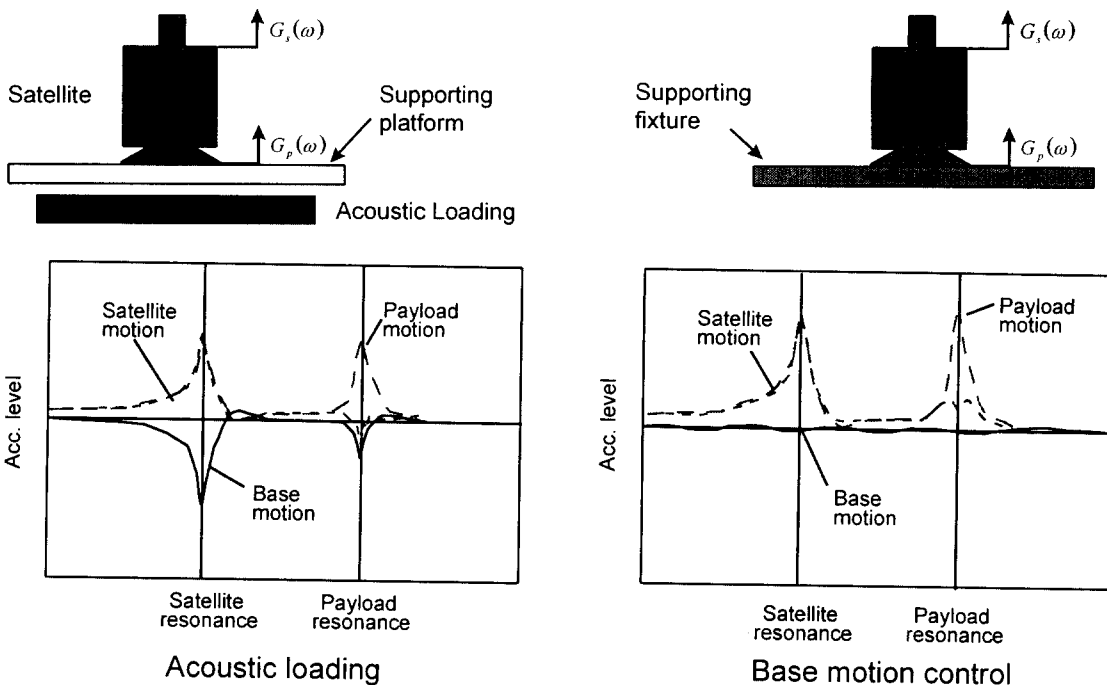


그림 18 Comparison between acoustic loading and random vibration

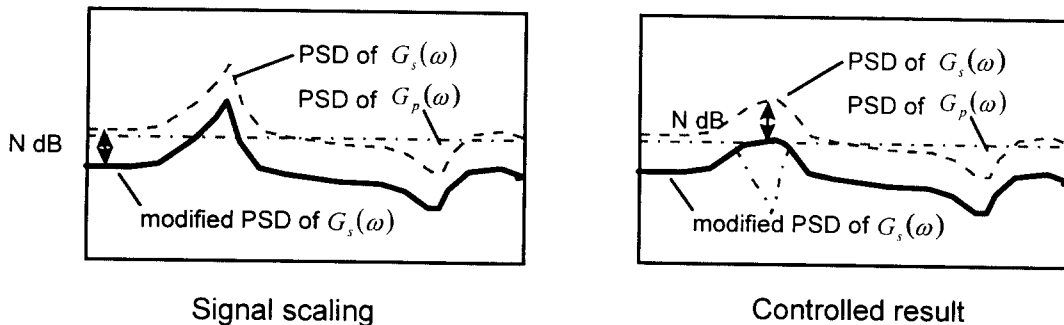


그림 19 Implementation of notching control

발사체 역시 상대적으로 낮은 기계적 임피던스를 지니고 있다.

이로 인하여 위성체 및 탑재체의 공진 주파수에서 각 하부계(sub system)는 주계(primary system)의 에너지를 소진(dissipation)시키는 동 흡진기(dynamic absorber)의 역할을 수행한다. 이에 따라 주파수 영역에 동일한 크기의 힘 성분이 작용한다 하더라도 하부계의 공진 주파수 부근에서의 응답 레벨은 다른 주파수 영역에 비하여 상대적으로 낮아진다. 그러나, 발사 환경에 대한 규정을 작성 시 규정의 단순화를 위하여 언급된 국부적 notch(notching) 현상은 고려되지 않고, 최대 응답 레벨만을 포함하는 외곽선(envelop)으로 선정한다<sup>(8)</sup>. 이러한 규정치를 가진기를 이용하여 구현할 때 위성체는 매우 높은 기계적 임피던스를 지닌 고정 장치에 설치되고, 단순화된 가속도 레벨 곡선에 따르도록 제어된다. 언급된 바와 같이 시험이 수행될 경우, 위성체 및 탑재체에는 실제보다는 매우 과도한 가속도 입력이 가해짐으로써 고가의 광학 장비 및 통신 장비등의 파손을 일으킬 수 있다. 이러한 과도 입력 현상을 피하고, 실제 현상에 되도록 근사 시키고자 파손이 우려되는 특정 탑재체 부근의 응답 레벨을 제한하는 notch 기법을 적용하는 것이 일반적이다. notch를 구현하는 방법은 그림 19와 같이 국부적으로 제한하고자 하는 몇 개 위치로부터의 가속도 신호의 크기를 줄인 다음(signal scaling), 고정 장치에 설치된 제어용 가속도계와 함께 최대 응답 제한 제어(peak hold control)를 통하여 간단히 구현 가능하다.

#### 4. 맺음 말

국내에 매우 생소한 분야인 위성체의 발사 환경에 대한 전반적인 이해를 돕고, 발사 환경을 지상에서 구현시, 고가의 위성체 및 탑재체의 안전과 실제 현상을 잘 묘사하기 위하여 필요한

시험 기법들에 대하여 언급하였다. 지난 수 십년 동안 위성 관련 분야의 심도있는 연구를 수행한 선진국과는 달리, 국내 관련 분야에서는 최근에야 그 필요성을 인식하고 연구 개발을 시작한 실정이므로, 선진국 수준의 기술로 빠른 시일 내에 도달하기 위해서는 관련분야 연구자들의 노력이 있다절대적으로 필요한 시점이다.

#### 참고 문헌

- (1) Chetty, P.R.K, 1991, Satellite Technology and Its Applications, TAB Professional and Reference Books, pp.345~365.
- (2) Coladonato, R.J, 1991, "Derivation of the Sinusoidal Sweep Vibration Levels for the Cosmic Background Explorer," Proceedings of the 13th Aerospace Testing Seminar, pp. 233~239.
- (3) Kern, D.L, 1984, "Tailoring Dynamic Qualification Tests for Interplanetary Spacecraft," Proceedings of the 8<sup>TH</sup> Aerospace Testing Seminar, pp. 67~79.
- (4) Steinberg, D.S, 1982, "Design Guides for Random Vibration", Proceedings of Designing Electronic Equipment for Random vibration, Environments, pp. 13~16.
- (5) Szymkowiak, E, 1983, Optimized Vibration Testing, and Analysis, The Institute of Environmental Sciences.
- (6) McConnell, K.G, 1995, Vibration Testing, John Willey & Sons, Inc.
- (7) Webb, C.S, 1997, KOMPSAT Acoustic Analysis Report, Orbital Sciences Corporation.
- (8) Spann, F, 1984, "Component Vibration Environment Predictor", Proceedings of the 8th Aerospace Testing Seminar, pp. 81~94.