

# 다목적 실용위성(KOMPSAT)의 추진 장치 (DTM)에 대한 발사환경 시험

김 홍 배\*, 문 상 무\*\*, 이 상 설\*\*\*

## Launch Environmental Test for Dual Thrust Module of Korea Multi-purpose Satellite

○Hong-Bae Kim\*, Sang-Mu Moon\*\* and Sang-Seol Lee\*\*\*

### 초록

1999년 한반도 상공에 발사되어 21세기 한국의 우주 시대를 열어나갈 국내 최초의 다목적 실용 위성인 KOMPSAT의 개발이 한국 항공우주 연구소를 주관 기관으로 국내외의 여러 기업 및 연구기관들이 참여한 가운데 현재 진행 중이다. 본 논문에서는 위성체의 설계, 제작 및 시험의 국산화 일환으로 국내에서 제작된 이중 추진 장치(Dual Thrust Module)의 발사 환경 시험에 대한 과정 및 결과에 대하여 언급코자 한다. 일반적으로 목표 궤도에서 발사체로부터 분리된 위성체는 자세 제어를 수행하며, 또한 저궤도 위성의 경우 궤도상에 존재하는 공기동의 저항으로 인하여 빈번한 궤도 수정이 필요하다. DTM은 이러한 궤도 수정 업무를 담당하는 중요한 위성체의 부품이다. 그러나, 지상에서 발사 시 발사체로부터 전달되는 진동 및 소음의 영향으로 인하여 기능 장애를 일으킬 우려가 있음에 따라, 제작된 DTM은 위성 본체에 장착되기 전 반드시 발사 시와 동일한 환경하에서 고유의 기능을 수행할 수 있는지에 대한 검증 절차가 필요하다. 본 연구에서는 DTM의 발사 환경 시험을 성공적으로 수행함으로써 위성체 및 부품의 시험 기술을 축적하여 국내 위성 개발 분야에 기여코자 한다.

### 1. 서론

발사체가 위성체를 탑재하고 지상에서 발사되어 설정 궤도에 도착하기 까지 발사체의 추진부에서 발생하는 분사소음과 발사체 표면과 대기가 충돌하여 발생하는 소음은 매우 넓은 주파수 대역에 존재한다. 이러한 소음은 발사체의 표면을 가진하게 되고 발사체의 내부로 방사된 소음은 위성체의 고유 업무에 관련된 탑재 부품들을 가진시킨다[1]. 이러한 열악한 발사 환경으로 인하여 야기 되는

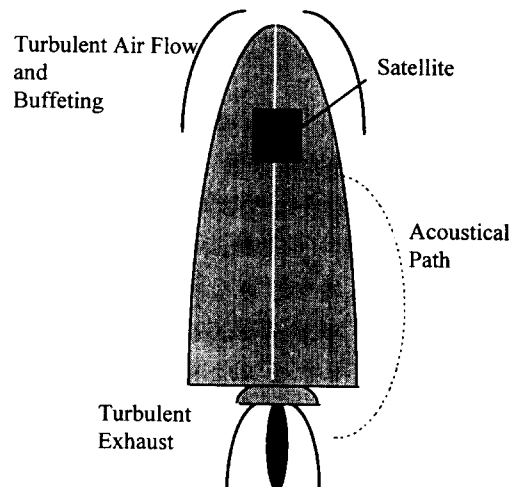


그림 1. 위성체에 대한 진동 입력원

\* 한국 항공우주 연구소, 한국과학기술원 기계공학과

\*\* 정회원, 한국 항공우주 연구소

\*\*\* 정회원, 한국 항공우주 연구소

소음 및 진동은 때때로 위성체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있다[2].

이에 따라 위성체를 구성하는 모든 부품들은 설계 및 제작 과정에서 발사 환경에 대한 고려가 필요하며, 제작된 부품들은 본체에 탑재되기 이전에 적절한 시험 과정을 통하여 설계 및 제작에 대한 검증 절차가 선행되는 것이 일반적이다. 이러한 검증 절차를 수행하기 위해서는 발사 환경시와 유사한 시험 규격이 필요하나, 대상 부품 및 발사체에 따라 시험 규격들은 매우 상이하고, 축적된 기술이 필요하다. 따라서 발사 환경에 대한 규격을 체계적으로 정하는 절차가 반드시 필요하다. 또한 제시된 시험 규격을 관련 시험 장비를 이용하여 구현할 수 있는 시험 분야 또한 많은 연구와 경험이 요구된다. 발사 환경의 규격화 및 시험 기법 개발에 관련된 연구 노력은 반세기 이전에 우주 관련 산업에 투자를 시작한 선진국의 경우에 있어서는 이미 체계적으로 이루어진 상태이나, 최근에야 그 필요성이 요구되는 국내의 경우 매우 생소한 분야이므로, 관련 연구자들의 노력이 요구되는 미개척 분야이다.

본 연구에서는 위성체 발사 환경에 관련된 기반 기술을 축적하기 위하여 국내 연구진 및 시험 시설로 수행된 위성체의 발사 환경 시험 과정에 대하여 언급코자한다.

## 2. 진동 환경 예측

본 장에서는 위성체가 발사체에 탑재되어 지상에서 발사 시 위성체 부품 주위에 발생하는 소음으로 인하여 야기되는 부품의 진동의 크기를 추정하는 절차에 대하여 논하고자 한다. 이러한 예측치를 이용하여 제작된 위성체 부품에 인위적으로 부가함으로써, 대상 부품들이 발사 환경하에서 고유의 기능을 수행할 수 있는지 여부를 평가한다. 일반적으로 발사체가 결정이 되면, 발사 용역을 담당하는 제작업체는 위성체가 탑재되는 부근의

소음 측정치에 대한 정보를 위성체 제작자에게 제공하게 된다. 제공되는 소음치는 그림 2와 같이 일반적으로 1/3 옥타브 밴드 소음레벨로 주어지므로 발사환경에 대한 진동치를 예측하기 위해서는 다음과 같은 절차가 요구된다[3].

절차 1. 측정 밴드별로 1/3 옥타브 소음 레벨을 동가의 음압 파워 스펙트럼 밀도치로 환산한다.

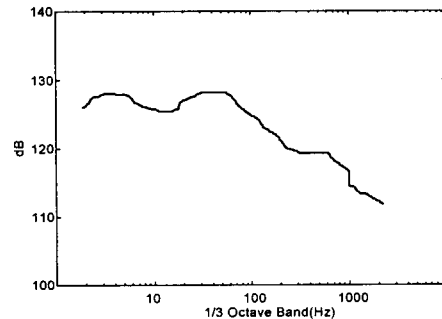


그림 2. 발사시 소음 환경 (SPL)

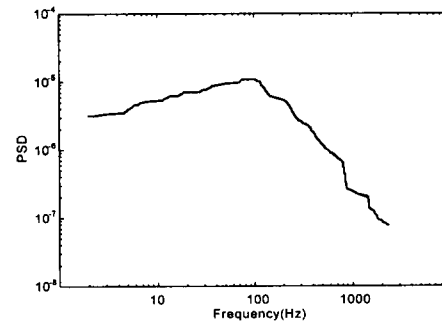


그림 3. 발사시 소음 환경 (PSD)

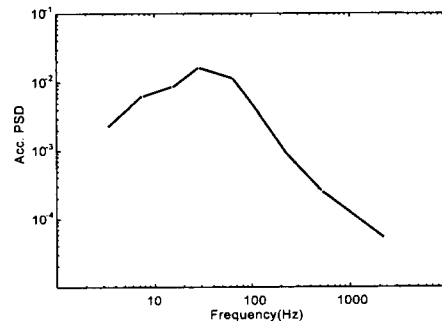


그림 4. 동가 응답 곡선

$$(PSI^2 / Hz)_f = \left[ (2 \times 10^{-5}) \text{LOG}^{-1} \frac{SPL}{20} \right]^2 \frac{1}{BW} \quad (1)$$

여기서 BW는 1/3 옥타브 밴드별 주파수 폭을 의미한다(그림 3 참조).

절차 2. 음압을 받는 유효 면적을 계산한다.

대상 부품의 면적과 부품을 지지하고 있는 지지부의 면적을 포함한다.

절차 3. 유효 질량을 계산한다.

질량의 계산시에도 절차 2.에서와 마찬가지로 대상 부품 및 지지부의 질량을 합한 값이다.

절차 4. 등가 1 자유도(SDF) 응답 곡선을 계산한다(그림 4 참조).

절차 1. ~3. 에서 유도된 압력, 표면적 및 질량을 이용하여, 각 밴드별로 대상 부품을 1 자유도계 모형으로 간주하여 가속도 레벨을 추정한다. 등가 1 자유도 계 응답 곡선을 다음 식을 이용하여 계산한다.

$$(G^2 / Hz)_f = 126.6 \left( \frac{A}{W} \right)^2 (PSI^2 / Hz)_f \quad (2)$$

등가 응답 곡선을 계산시 설정된 상수는 소음과 진동사이의 연성 효과(Coupling Effect) 및 구조물의 증폭비(Amplification Factor)에 의하여 결정되는 값이다.

절차 6. SDF 곡선의 엔벨로프를 작성한다.

- 최대 가속도 레벨이 존재하는 주파수,  $f_p$  와 응답 레벨,  $PSD_1$  을 찾아낸다.
- $0.5f_p$  이상과  $4f_p$  이하의 주파수 대역은 최대 응답 레벨  $PSD_1$  로 처리한다.
- $0.5f_p$  이하의 주파수 대역은 +6 dB/OCT 의 기울기를 지닌 것으로 간주한다.
- $4f_p$  이상의 주파수 대역은 다음 식에 의

하여 구하여지는  $PSD_2$  에 도달하기까지 -6 dB/OCT 의 기울기를 가지는 것으로 간주한다.

$$PSD_2 = PSD_1 - 0.4 \left( \frac{A}{W} - 5 \right) dB \quad (3)$$

- $PSD_2$  를 2000 Hz 까지 유지한다.

위에서 언급된 발사시 진동환경에 대한 예측 기법을 사용하여 추정된 DTM 에 대한 시험 규격은 그림 6 과 같다. 대상 부품에 가해지는 최고 파워 스펙트럼 밀도는  $0.08 g^2 / Hz$  이고, 20 에서 50 Hz 사이는 +6dB/Oct 를 갖으며, 800 Hz 이상의 주파수는

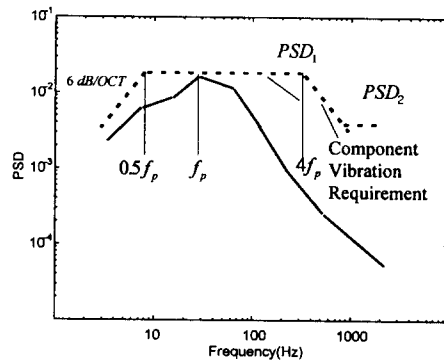


그림 5. 진동환경 규격 작성

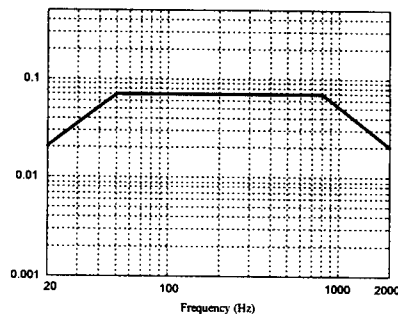


그림 6. DTM 에 대한 진동환경 규격

-6dB/Oct의 기울기로 가속도의 크기가 작아짐을 볼 수 있다. 제시된 진동환경을 대상물에 부가시 상황에 따라 정현파 가진 또는 랜덤파 가진 중 한 가지의 방법을 선택하여 사용할 수 있으며, 본 실험에서는 랜덤 가진 방법을 사용하였다[4].

### 3. 진동 환경의 구현 요구 조건

제시된 진동 환경을 위성체 부품에 인위적으로 부가하기 위해서는 그림 7과 같이 제어기로부터 부여된 진동치를 정확히 재생할 수 있는 가진기(Shaker)와 대상 부품을 고정하면서 가진기로부터 진동을 전달하는 고정 장치(Fixture)가 필요하다. 이러한 진동 구현 장치는 설정된 진동 값을 정확히 재생하여야 하나, 일반적으로 관심 주파수 영역내에 가진기의 아마츄어(Armature) 및 고정 장치 자체의 고유 모드의 존재로 인하여 제한을 받게 된다. 가진 축 방향에 대한 모드의 경우 되먹임 제어(Feed Back Control)를 통하여 보상이 가능하나, 고정 장치의 굽힘 모드(Bending Mode) 및 아마츄어의 비틀림 모드(Torsional Mode)에 대한 제어는 불가능하다. 이에 따라, 위성체 부품의 진동 환경 시험 규정에서는 정확한 발사 진동 환경이 구현되었는지를 확인하기 위해서 다음과 같은 사항이 명시되어 있다.

고정장치의 표면 중 부품이 지지 되는 부근의 균일성(Uniformity)에 대한 요구 조건으로, 표면상에 설치된 모든 가속도의 크기가 규정 가속도 치를 기준하여 +/- 6dB 이내에 존재하여야 하며, 횡 방향 운동(Transverse Motion)에 대한 제한 조건으로써, 가진축에 대하여 수직으로 설치된 가속도계 신호가 규정 가속도 치를 넘지 못하도록 규정되어 있다 (< 0 dB).

### 4. 발사 환경 시험의 수행

본 시험에서는 국내에서 제작된 다목적 위성

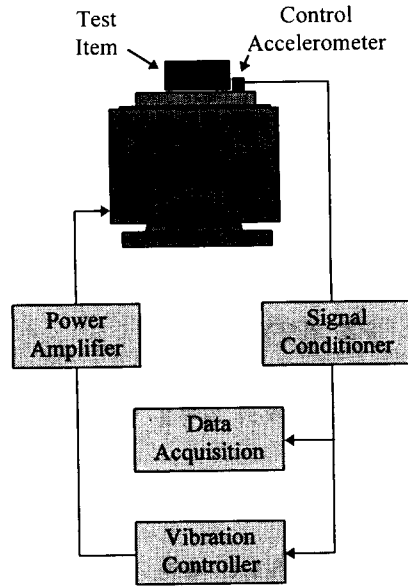


그림 7. 가진 장치의 구성도

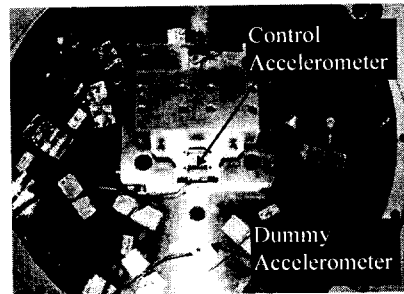


그림 8. 가속도 계 배치



그림 9. Z축 진동 시험

그림 10. X,Y 축 진동 시험

의 이중 추진장치(DTM)가 발사 환경 조건하에서 견디어 낸 후 궤도 상에서 고유의 기능을 수행할 수 있도록 설계, 제작되었는지를 확인하기 위하여, 추진 장치의 3축(X, Y, Z)에 대하여 그림 6과 같은 가속도 규정치로 진동 시험을 수행하였다. 본 진동 시험에 사용된 시험 설비는 본 연구소내의 위성체 조립 및 시험 센터(Satellite Integration and Test Center)에 설치/가동 중인 80 kN급 가진 장치로써, 그림 7과 같이 가진축상에 설치된 가속도계로부터 응답 신호를 제어장치에 되먹임(Feed Back)함으로써, 가속도 치를 제어하는 형태이다. 진동 신호 제어를 위해서 그림 8과 같이 가진축 방향에 2개씩의 제어용 가속도계(Control Accelerometer)를 설치하였으며, 고정 장치상에 가진축과 동일 방향으로 2개의 가속도계를 추가 설치하고, 가진축에 수직한 2 방향에 각각 2개씩의 가속도계를 설치하여, 가속도 레벨의 균일성 및 횡 방향 운동의 크기를 측정하였다. Z축에 대한 가진 시험의 경우 그림 9와 같이 별도의 추가 장치가 필요 없으나, 수평 축에 해당하는 X, Y축에 대한 진동 시험 시에는 그림 10과 같이 횡방향 가진을 위한 슬립 테이블 장비를 사용하였다.

위성체 본체 및 부품에 대한 환경 시험의 경우 대상물이 준 비행 모델(Proto Flight Model) 또는 비행 모델(Flight Model)인 경우, 대상 부품에 대한 본 시험을 수행하기에 앞서, 가진 장치 및 제어 알고리즘에 대한 검증 절차가 필요하다. 이는 장시간의 제작 소요 기간과 막대한 비용이 요구되는 위성체 부품의 환경시험에 있어서 반드시 필요한 절차이다. 예비 시험은 DTM과 질량 및 형상이 유사한 모형을 사용하였다. 예비 시험 과정에서 DTM의 지지대와 고정장치 사이에서 발생하는 채터링(Chattering) 현상을 발견하고 이 현상을 없애기 위해 고정 장치와 DTM 사이의 연결부에 대한 수정 작업을 수행하였다. 참고로 되먹임 제어를 이용한 가진 제어를 수행할 때, 가진 입력과 상관 관계(Correlation)가 적은 응답이 존재하는 경우에는

가진 장치에 대한 제어가 불가능하며, 이로 인하여 환경 시험의 반복 수행 또는 기준치에 비하여 과도한 시험 조건을 야기시키므로써 위성 본체 및 부품의 손상을 유발시킬 수 있다.

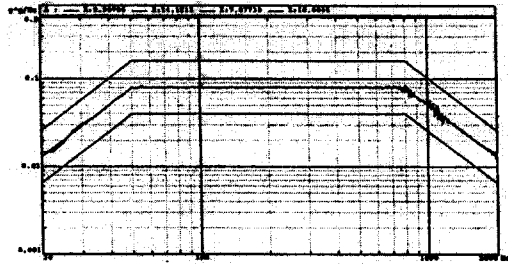


그림 11. X축 가진시 제어 신호

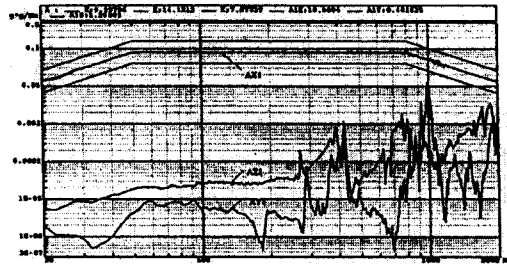


그림 12. X축에 대한 가진축 및 횡방향 신호

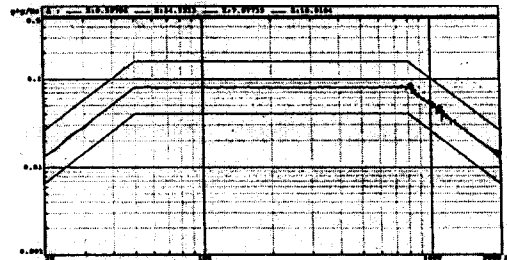


그림 13. Y축 가진시 제어 신호

이러한 예비 시험을 수행한 후 DTM에 대한 발사 환경에 대한 본 시험을 X, Y, Z 각 축별로 그림 11-16에 나타난 바와 같이 수행하였다. 각 축별 시험 조건은 동일하며, 그림 11, 13, 15에 나타난 바와 같이 제어된 가속도 레벨은 규정치인 10 rms에 매우 근접함을 볼 수 있으며, 고정 장치 표면상의 가속도 레벨에 대한 균일성 또한 규정치인  $\pm 6$  dB 이내이고, 횡 방향에 대한 가속도 레벨도 규정치를 기준으로 하여 0 dB 이하임을 볼 수 있다. 이러한 결과로부터, 국내에서 처음으로 수행된 위성체 부품에 대한 발사 환경 시험이 성공리에 수행되었음을 볼 수 있다.

## 5. 결론

본 연구에서는 국내에서 처음으로 수행되는 위성체 부품의 발사 환경 시험의 과정에 대하여 기술하였다. 발사 환경 시험을 수행하기 위해서는 대상 부품 및 발사체별로 시험 규격을 마련하여야 하며, 제시된 시험 규격이 대상물에 정확히 부과되도록 시험 장비에 관련된 시험 기술을 축적하여야 한다.

본 시험 과정을 통하여 발사 환경에 관련된 시험 기법을 획득할 수 있었으며, 향후 국내 위성 개발 분야에 기여하리라 본다.

## 6. 참고 문헌

- [1] W. Tustin and R. Mercado, "Random Vibration in Perspective," Tustin Institute of Technology, Inc., 1984.
- [2] M. O'Connel, "Shuttle Payload Dynamic Environments -Update," Proceedings of 8<sup>th</sup> Aerospace Testing Seminar, pp. 1-13, 1984.
- [3] F. Spann and P. Patt, "Component Vibration Environment Predictor," Proceedings of 8<sup>th</sup> Aerospace Testing Seminar, pp. 81-94, 1984.

[4] "Acceptance Vibration Test Procedure for the 450265-1 Dual Thrust Module," Korea Aerospace Research Institute, 1997.

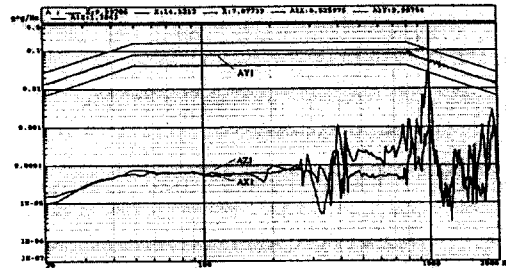


그림 14. Y 축에 대한 가진축 및 횡방향 신호

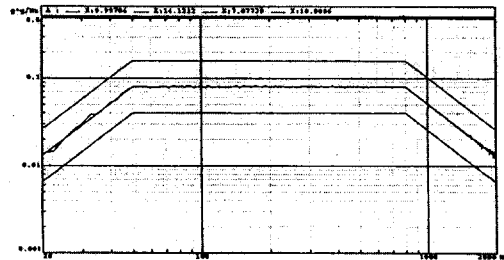


그림 15. Z 축 가진시 제어 신호

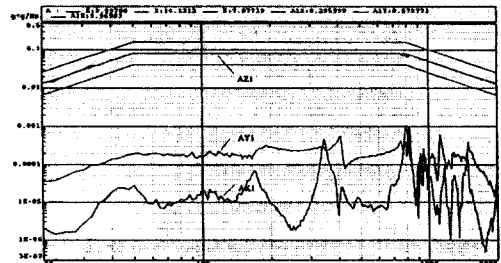


그림 16. Z 축에 대한 가진축 및 횡방향 신호