

다목적실용위성 준비행모델에 대한 발사환경시험

°김홍배* · 문상무* · 이상설*

Launch Environmental Test for KOMPSAT PFM

°Hong-Bae Kim* · Sang-Mu Moon* · Sang-Seol Lee*

1. 머리말

1999년 7월 한반도 상공에 발사되어 21세기 한국의 우주시대를 열어나갈 국내 최초의 실용 위성인 KOMPSAT I호가 한국 항공우주 연구소를 주관 기관으로 하여 국내외의 여러 기업 및 연구기관들이 참여한 가운데 현재 개발중이다.

본 논문에서는 KOMPSAT I호 개발과정의 일환으로 수행 중인 위성체의 준 비행모델 (Proto-flight Model)에 대한 발사환경시험의 과정 및 결과에 대하여 기술하고자 한다. 현재 개발중인 다목적 실용위성 1호는 지상으로부터 685 Km 상공의 태양동기궤도 (LEO)에 위치하게되며, 지구를 하루에 25

회정도 반복하여 비행하면서 한반도에 대한 지상관측, 해양관측과 같은 실용 임무 및 이온 측정등과 같은 과학시험을 수행하도록 설계·제작되어 있다. 이러한 고유의 임무를 수행하기 위하여 위성체에는 그림 1에 기술된 바와 같은 고가의 정밀 측정장치 및 통신·제어 장비들이 탑재되게 된다.

위성체는 임무수행을 위한 설정궤도까지 발사체에 의하여 운반되는데, 이러한 발사 과정에서 야기되는 매우 극심한 소음 및 진동은 때때로 위성체 및 탑재체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있다[1]. 이에 따라 위성체의 설계 및 제작 과정에서 발사 환경에 대한 고려가 필요하며, 제작된 위성에 대하여 발사 이전에 적절한 시험과정을

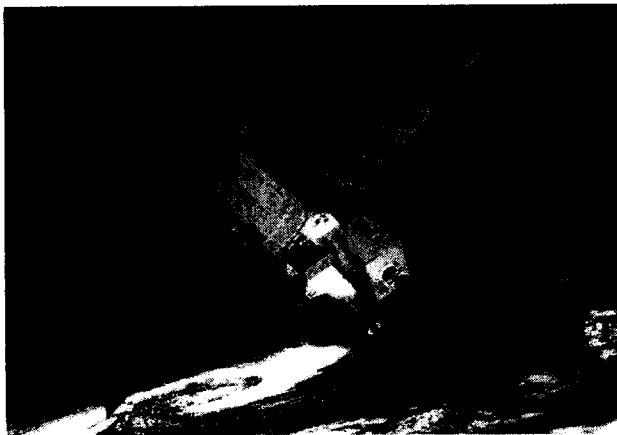


그림 1. KOMPSAT Orbital Configuration

*한국 항공우주 연구소 우주비행시험연구실

Specification

- Weight : 500 kg
- Dimension : 253(H)x134(D)x690(L)cm
- Orbit : 685 km Sun-synchronous
- Payload : - EOC
 - LRC
 - SPS
- Launch : 1999
- Primary Mission :
 - Earth Observation
 - Ocean Color Monitoring
 - Scientific Experiment

통하여 설계 및 제작에 대한 검증절차를 수행하는 것이 일반적이다. 다목적실용위성의 경우에도 비행모델(Flight Model)과 동일하게 제작된 준비행모델에 대하여 개발 협력사인 美 TRW사와 본 연구소 기술자들의 협력을 통하여 발사환경시험을 수행하였다. 실제 발사될 비행모델에 대한 환경시험은 98년 10월경 비행모델의 국내 조립이 완료되는대로 본 연구소의 위성체 조립·시험 센터(SITC, Satellite Integration and Test Center)의 인력 및 장비를 이용하여 수행될 예정이다.

본 연구에서는 위성체의 수명 중 초기의 매우 짧은 기간이지만 위성체의 성공 여부를 좌우하는 발사 환경에 대하여 본 연구소가 개발중인 다목적 실용위성의 준비행모델에 대하여 적용하는 과정에 대하여 기술한다.

2. 다목적 실용위성에 대한 발사환경

그림 2에 나타난 바와 같이 다목적실용위성은 美 OSC사의 상용 발사체인 Taurus에 탑재되어 설정궤도로 운반된다. 위성체의 발사 단계(Launch Phase)는 발사체의 이륙에서부터 설정 궤도에 도달하기까지의 기간을 뜻하며, 위성체의 총 임무 수행기간에 비하여 매우 짧은 시간이다. 그러나, 이 짧은 기간에 모든 위성체의 성패가 좌우된다.

위성체의 측면에서 발사 과정 중 위성체가 접하는 대표적인 환경은 다음과 같다.

가. 천이성 저주파 진동(Transient Vibration)
비행 중 위성체는 발사체의 추진 모터 점화, 이륙시 발사체에 가해지는 동압력 변화, 모터 연소 및 단 분리등과 같은 주위환경의 영향으로 인하여 천이성 저주파 진동을 받

게된다. 이러한 환경은 이륙에서부터 설정 궤도까지의 전 비행과정에 걸쳐 존재하지만, 비행의 초기과정인 고체 로켓의 연소중에 그 크기가 매우 크다. 물론 위성체의 운반이나 취급과 같은 지상작업과정 중에도 위성체에 대한 악영향이 있을 수 있으나, 추진 비행에 비하여 그 영향이 매우 적다. 탑재된 위성체에 대한 진동의 크기는 위성체와 발사체사이의 연성 특성에 따라 달라지며, 영향을 주는 인자로는 위성체의 강성, 질량특성, 추진용 액체 연료탱크의 위치 및 질량과 발사체와 위성체 어댑터 사이의 접촉 연결 강성등이 있다. 자세한 추출과정에 대해서는 참고논문 2에 언급되어있으며, KOMPSAT에 대한 분석결과는 표 1과 같다.

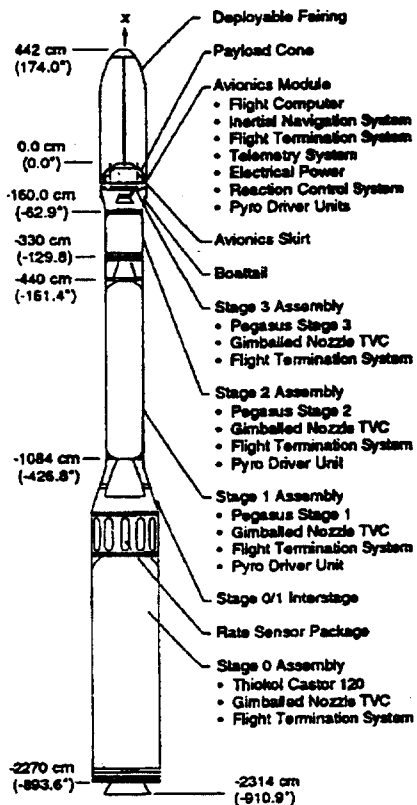


그림 2. Taurus Launch Configuration

Direction	Event	Lift-Off	Peak Acceleration (Stage 1 Burnout)	Specification
	Time	0 to 1 sec	160 sec	-
	Location	Interface	Interface	Interface
Axial Acceleration (g's)	Steady state	- 2.5	- 6.5	Sine Sweep with 7.8 g at 11Hz : 6 cycles at full level 6 ramp up and 6 ramp down cycles
	Transient	+/- 2.5	negligible	
	Combined	+ 0.0 - 5.0	- 6.5	
Lateral Acceleration (g's)	Steady state	negligible	+/- 0.5	Sine Sweep with 3.2 g at 7Hz : 6 cycles at full level 6 ramp up and 6 ramp down cycles
	Transient	+/- 1.5	negligible	
	Combined	+/- 1.5	+/- 0.5	

Table 1. Taurus Combined Acceleration and Specification for KOMPSAT

나. 랜덤 진동(Random vibration)

발사체의 이륙 시 발사체 주위에서 발생하는 150dB 이상의 소음이 발사체의 패어링 (Fairing) 내부로 전달되고, 이로 인한 위성 본체 및 구성 부품의 진동이 야기된다.

위성체가 위치한 패어링 내부는 청정 (Cleanness) 유지등의 이유로 인하여 잔향실 (Reverberant Chamber)과 같은 환경하에 놓이게 되며, 이로 인한 높은 소음 레벨은 위성체 및 탑재체들에게 악영향을 미친다.

이러한 소음은 수천 Hz의 주파수 범위까지 분포하며, 위성체를 가진하여 위성체의 임무 수행에 절대적인 제어, 통신 및 광학 장비 등의 피로 파괴(Fatigue Fracture)를 유발시킬 수 있다[3]. 즉, 설정 궤도 상에는 성공적으로 발사되었으나, 이후 정상 임무 수행에 실패하는 경우는 모두 이러한 경우에 해당된다고 볼 수 있다. 위성체에 대한 음향 시험(Acoustic Test)은 실제 상황과 유사하도록 1분 내지 2분 가량 수행하며, 중·소형 위성체에 대해서는 진동 가진장치를 이용하여 소음과 동가의 랜덤진동시험으로 대신할 수 있다. 그림 3은 Taurus의 패어링 내부의

소음 레벨을 바탕으로 통계적 에너지 해석법(Statistical Energy Analysis)을 이용하여 KOMPSAT의 랜덤 진동 규격을 계산하여 도시한 내용이다. 일반적으로 준비행 모델에 대해서는 비행모델에 가해지는 환경치보다 3 dB 정도 강화된 규격을 사용한다. 이는 비행모델에서 발생할 수 있는 결함을 사전에 찾아내기 위함이다.

다. 충격성 진동(Shock Vibration)

비행과정중 발사체의 단분리, 위성 본체의 발사체로 부터 분리 및 태양 전지판과 같은 부착물의 분리에 사용되는 절단 장치(Pyrotechnic Device)의 폭발로 인한 충격성 진동(Shock Vibration)이 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. 과거 수십년간의 위성체 및 발사체의 실패 이력을 분석한 자료에 의하면 [4], 충격성 진동이 직간접적으로 위성체 발사 실패원인의 60~70%를 점유하고 있다.

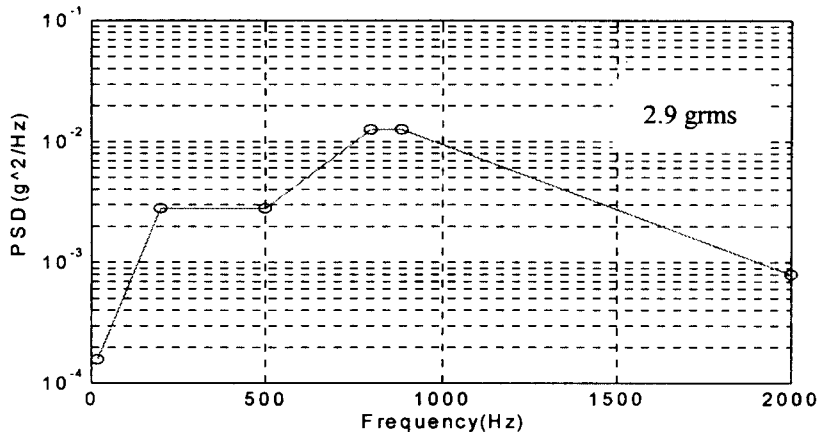


그림 3. Taurus Maximum Predicted Flight Random Vibration Environment

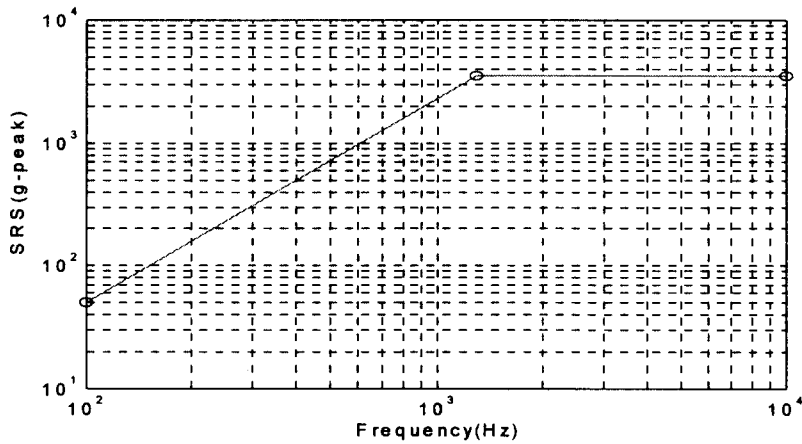


그림 4. Taurus Pyro Shock Environment

특히, 설정 궤도 근방에서 발사체로 부터 위성체를 분리 시 사용되는 어댑터(Adapter) 부근의 절단 장치의 충격은 흡수체의 부재로 인하여 대부분의 에너지가 위성체에 전달된다. 그림 4는 OSC사가 규정하는 Taurus의 충격진동 규격을 나타내고 있다.

3. 다목적실용위성 준비행모델에 대한 발사환경시험

앞 절에서 언급된 바와 같은 KOMPSAT에 대한 발사 환경 규정을 지상의 시험장비를 이용하여 구현하는 과정에 대하여 기술한다.

다목적 실용위성에 대하여 행하여진 발사환경시험은 천이성 저주파 진동을 나타내는 조화 진동(Sine Burst Vibration), 랜덤 진동(Random Vibration) 및 충격 진동(Shock Vibration)들로 구성되어 있으며, 각 시험의 흐름도는 그림 5와 같다.

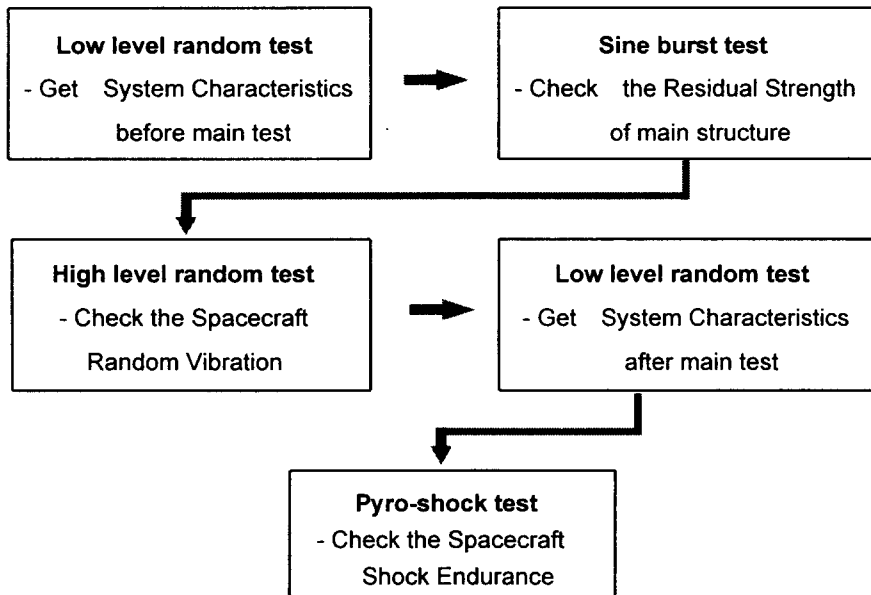


그림 5. Launch Environmental Test Flow of KOMPSAT PFM

발사환경의 지상 구현은 일반적으로 전자기 진동 가진기를 이용하며, 위성체의 3축에 독립적으로 발사환경을 가하기 위하여 그림과 같이 수직축에 대해서는 가진기의 상면에 고정장치(Head Expander)를, 수평축에 대해서는 수평 이송용 테이블(Slip Table)을 이용한다.

그림 5에 나타난바와 같이 진동시험수행중 위성체에 가해지는 진동 레벨을 제어하기 위하여 고정 장치에 4개의 제어용 가속도계를, 위성체의 각 위치별 진동레벨을 측정하기 위하여 다목적 위성의 본체에 27개를 비롯하여 태양전지판 구조물에 10개의 측정용 가속도계를 설치하였다.

KOMPSAT에 대한 발사환경을 구현시, 가진기는 최대 2,000 Hz까지의 주파수 범위까지 가진하여야 한다. 그러나, 시험 대상물을 지지하고 있는 고정 장치의 유연성(Flexibility)으로 인하여 가진기에 따라 500~1000 Hz 이상에서는 위치별로 서로 다른 응답 특성을 나타낸다[5]. 이는 기계 구조물

의 특성상 피할 수 없는 현상이며, 가진 장치의 제어에 있어서 가장 어려운 문제이다. 이러한 현상 때문에 가진기의 제어 시에는 통상적으로 2개 이상의 위치에 제어용 가속도계를 설치하여, 공간적 평균(Spatial Averaging) 값을 제어하는 것이 일반적이다. 또한, 전자기 가진기(Electromagnetic Shaker)를 이용하여 발사 환경을 구현할 경우, 가진기 자체의 비 선형성(Non-linearity)을 반드시 고려하여야 한다[2]. 이에 따라, 진동시험시에는 매우 낮은 가속도 레벨로부터 점차 레벨을 증가하여 최종적으로 기준레벨에 도달한다. 이는 가진기 자체의 특성을 고려한 이유도 있지만, 기준레벨을 위성체에 가하기 전에 가진기 제어 특성 및 신호 측정/처리 장비의 확인 작업도 포함하고 있다. KOMPSAT에 대해서는 -6, -3, 0 dB의 3단계로 구성되며, 각 단계별로 획득한 신호를 분석하여 설치된 가속도계, 가진/신호 처리 장비 및 제어과정의 이상 유무를 확인하는 작업을 수행한다.

그림 5의 시험 흐름도에 나타난 바와 같이 실제 발사환경을 모사하는 본 시험 전·후에 매우 낮은 레벨의 랜덤 시험(Low Level Random Test)을 거치게 되는데, 이는 부과된 발사환경에 대하여 위성체의 기계적 특성이 변화되었는지 여부를 검증하기 위함이다. 그림 15, 17, 19은 저준위 랜덤 시험을 통하여 얻어진 주파수 응답함수(Frequency Response Function)를 나타내고 있으며, 이를 이용하여 모달 변수(고유 진동수, 모드 형상)를 추출한 결과는 그림 16, 18, 20과 같다. 천이성 저주파 진동 성분에 대한 위성체 구조물의 기계적 구조 강도를 검증하기 위한 조화진동시험(Sine Burst Test)은 그림 7~10과 같다. X, Y 두 수평축에 대해서는 7 Hz의 가진 주파수로 3.2 g의 가속도로, 수직 Z축에 대해서는 11 Hz의 가진 주파수로 7.8 g의 가속도를 6주기 정도 위성체에 부과하였다. 그림에 나타난 바와 같이 조화가진의 형상은 가진의 시작과 끝 부근에서는 0의 값을 갖도록 하면서, 중간의 6 주기는 기준 레벨을 지니도록 시간 파형을 입력

FE Model
Test Model
Node/Point Pairs

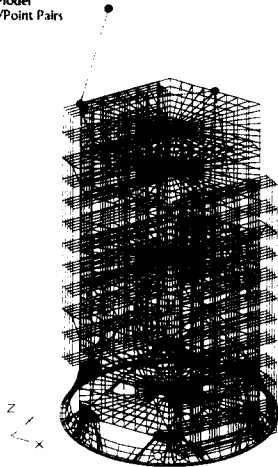


그림 6. Sensor Configuration for Vibration Test

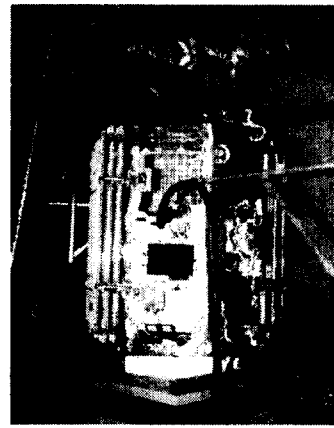


그림 7. Experimental Setup for Horizontal Test

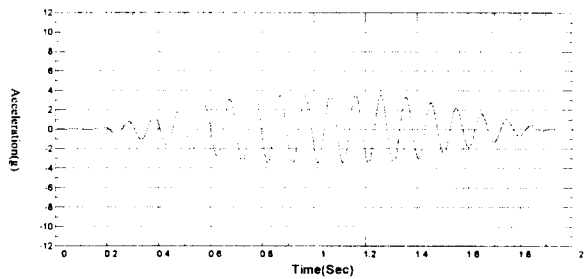


그림 8. Sine Burst Test for Horizontal Axis



그림 9. Experimental Setup for Vertical Test

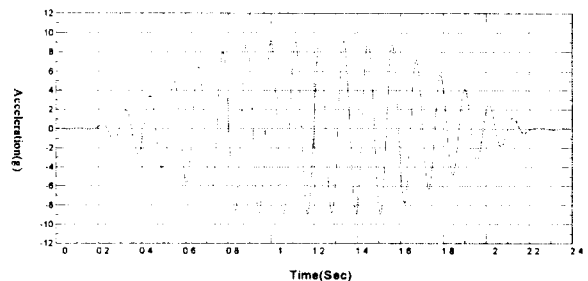


그림 10. Sine Burst Test for Vertical Axis

한 것으로 이는 매우 큰 관성을 지닌 가진 대상물을 저주파 성분으로 가진 하는데 있어서, 가진 장비의 제어성을 고려한 것이다. 그림 11~14는 각 축별 랜덤진동을 위성체에 대하여 적용한 결과이다. 가진기를 이용하여 진동을 부과하는 과정에서 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 장비 등의 파손을 일으킬 수 있다. 이러한 과도 입력 현상을 피하고, 실제 현상에 되도록 근사시키고자 파손이 우려되는 특정 탑재체 부근의 응답 레벨을 제한하는 노칭 기법을 적용하는 것이 일반적이다[2]. 본 시험에서는 X, Y 축에 대해서는 탑재 플랫폼(Payload Platform) 및 나디아 플랫폼(Nadir Platform)의 해당축에 대하여, Z 축에 대해서는 탑재 플랫폼(Payload Platform), 나디아 플랫폼(Nadir Platform) 및 추진 플랫폼(Propulsion Platform)의 Z 축 가속도 레벨이 기준 레벨에 대하여 10 dB 이상 초과하지 않도록 입력 가속도 레벨을 제어하였다.

4. 결론

본 논문에서는 실용급 위성으로는 국내에서 처음 개발되는 다목적 실용위성의 개발과정 중 준비행모델에 대한 발사환경 시험에 관련된 내용의 일부를 관련분야의 전문가들에게 소개하는데 중점을 두었다. 장시간의 개발기간과 고비용이 소요되는 위성체를 성공적으로 설정궤도에 발사하기 위해서는 소음 및 진동에 관련된 심도있는 연

구가 필수적이며, 향후 우주 분야의 독자적인 기술 개발시 국내 관련분야 전문가들의 노력이 절대적으로 필요하다.

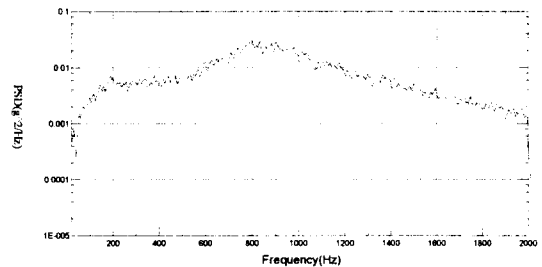


그림 11. Input PSD for X Axis Test

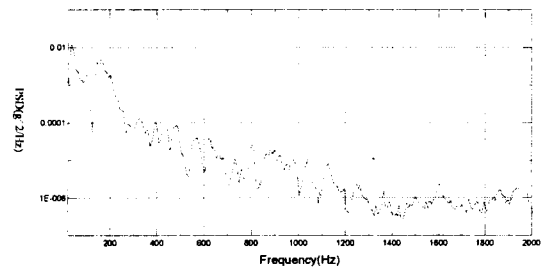


그림 12. Response PSD at Payload Platform(X)

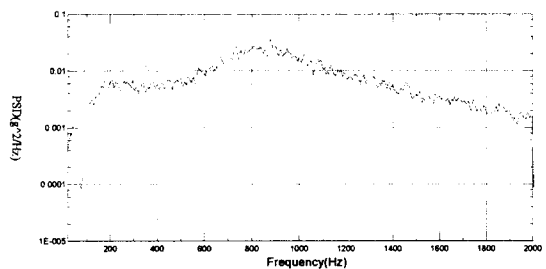


그림 13. Input PSD for Z Axis Test

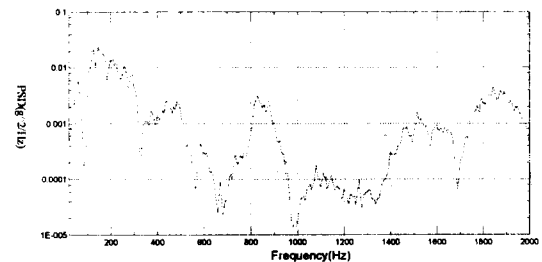


그림 14. Response PSD at Payload Platform(Z)

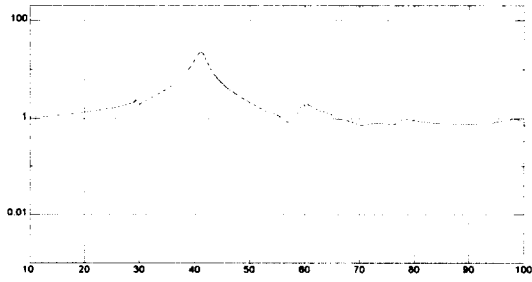


그림 15. FRF between Input and Response(X)

Pair 1 MAC 10
FEA 1 36.8 Hz
EMA 4 39.7 Hz

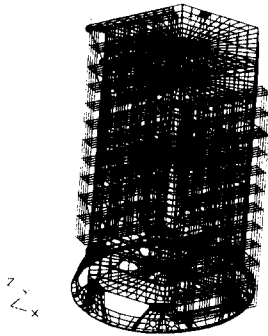


그림 16. 1st Mode Shape(X-Direction)

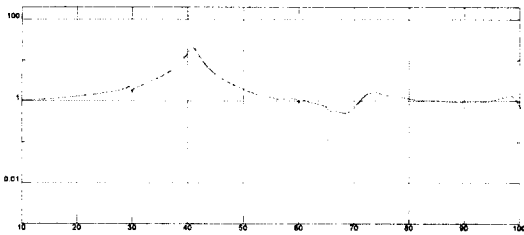


그림 17. FRF between Input and Response(Y)

Pair 2 MAC 30
FEA 12 66.5 Hz
EMA 11 75.9 Hz

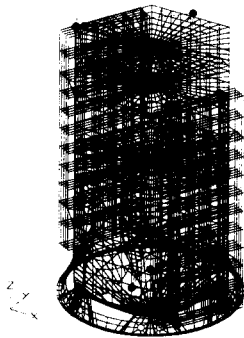


그림 18. 2nd Mode Shape(Y-Direction)

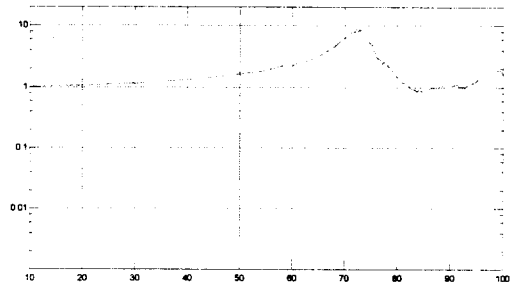


그림 19. FRF between Input and Response(Z)

Pair 2 MAC 30
FEA 12 66.5 Hz
EMA 11 75.9 Hz

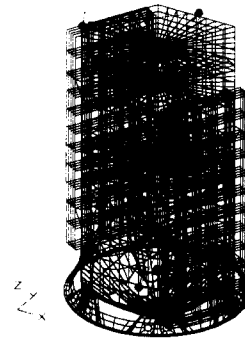


그림 20. 3rd Mode Shape(Z-Direction)

참고 문헌

- (1) Chetty, P.R.K, 1991, *Satellite Technology and Its Applications*, TAB Professional and Reference Books, pp. 345~365.
- (2) 김홍배 외, *위성체에 대한 발사환경시험*, 한국소음진동공학회지, Vol. 7, No. 5, 1997
- (3) Steinberg, D.S, 1982, "Design Guides for Random Vibration," *Proceedings of Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments*, pp. 13~16.
- (4) Moening, C. J, 1984, "Pyrotechnic Shock Flight Failure", *Proceedings of the 8th Aerospace Testing Seminar*, pp. 95 ~ 103..
- (5) Szymkowiak, E, 1983, *Optimized Vibration Testing and Analysis*, The Institute of Environmental Sciences.