

우리별 3호 비행모델에 대한 발사환경시험

이상현 · 장영순 · 배정석 · 이동우 · 정연황 · 성단근
한국과학기술원, 인공위성연구센터

LAUNCH ENVIRONMENTAL TEST FOR KITSAT-3 FM

Sang-Hyun Lee, Young-Soon Jang, Jeong-Seok Bae,
Dong-Woo Lee, Yun-Hwang Jung, and Dan-Keun Sung
Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejeon, 305-338
e-mail: shlee, jys, jsbae, dwlee, yhjung@satrec.kaist.ac.kr, dksung@ee.kaist.ac.kr

(Received April 1, 1999; Accepted May 15, 1999)

요 약

인공위성은 로켓을 이용하여 궤도에 진입하며 발사과정 중 진동, 가속, 충격, 소음 등과 같은 극심한 발사환경을 경험하므로, 이와 같은 발사조건에 견딜 수 있도록 설계/제작 되어야 한다. 본 논문에서는 우리별 3호 비행모델의 구조체에 대해 소개하고, 발사과정에서 겪게 되는 환경을 지상에서 시험한 발사환경시험의 과정과 결과를 소개하고자 한다.

ABSTRACT

The satellite experiences the severe launch environment such as vibration, acceleration, shock, and acoustics induced by rocket. Therefore, the satellite should be designed and manufactured to endure such severe launch environments. In this paper, we describe the structure of the KITSAT-3 FM(Flight Model) and the processes and results of the launch environmental test to ensure the reliability during launch period.

1. 서 론

한국과학기술원 인공위성연구센터는 영국 Surrey 대학과 기술협력으로 우리별 1호를 개발하여 1992년 8월 발사에 성공하였고, 우리별 1호 개발을 통하여 습득한 기술을 바탕으로 기술시험위성인 우리별 2호를 국내 기술로 개발하여 1993년 9월에 발사에 성공하였다. 그 경험과 기술을 바탕으로 1994년부터 한걸음 더 발전된 기술과 성능을 가진 과학시험위성인 우리별 3호를 개발하기 시작하였다. 우리별 3호는 고해상도 다채널 CCD 카메라를 이용한 지구 관측 및 태양활동에 따른 우주 플라

즈마 환경 변화 관측 등의 임무와 3축 제어 방식의 자세제어 시스템, 고속 통신 시스템 및 태양전지 판 전개장치 등의 신기술을 적용한 소형 인공위성으로 개발되었다. 주요 탑재체로는 원격탐사용 기술 시험을 위한 고해상도 다채널 지구 촬영 시스템(MEIS)과 태양 활동에 따른 우주 플라즈마 환경의 변화를 관측하기 위하여 방사선 총 누적 방사선 영향 측정기(TDE)와 단일이상현상 측정기(SEU) 등이 탑재된 우주환경측정장치(SENSE) 등이 있다. 주요 4가지 우주환경측정장치로는 고에너지 입자 검출기(High Energy Particle Telescope, HEPT), 전자부품 방사선 영향 측정기(Radiation Effect on Micro-Electronics, REME), 지구 자기장 정밀 측정기(Scientific MAGnetometer, SMAG), 전자 온도측정기(Electron Temperature Probe, ETP) 등이 있다. 또한 기본적인 3축 자세제어를 위하여 아날로그 태양센서(Analog Sun Sensor, ASS), 지자기감지기(Navigational Magnetometer, NMAG), 자기발생기(Magnetorquer, MTQR) 등을 탑재하였으며, 좀더 안정화시키고 지향정확도를 높이며, 자세제어에 걸리는 시간을 줄이기 위하여 Reaction Wheel(RW)과 Fiber Optic Gyro(FOG), 별감지기(Star Sensor, STS), 지구지평선센서(Infrared Earth Horizon Sensor, IEHS) 등을 사용하였다.

일반적으로 인공위성은 발사체에 의해 궤도에 진입하게 되며, 이때 발사체와의 접합부 및 위성체 표면으로 극심한 외부 가진력 형태로 진동, 가속, 충격, 소음 등을 전달 받으며, 이를 위성체가 받는 발사환경이라 한다. 발사환경시험은 크게 정현과 진동시험(Sinusoidal vibration test), 랜덤과 진동시험(Random vibration test), 음향 진동시험(Acoustic vibration test) 및 충격시험(Shock test)으로 나눌 수 있으며, 이러한 발사환경은 때때로 위성체 및 탑재체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있다(김홍배 1997). 또한 위성체의 경우 발사 이후의 보수 유지가 불가능한 특수성으로 인해 위성체의 설계 및 제작과정에서 위성체가 처할 수 있는 모든 상황을 고려한 설계/제작이 필수적이며, 제작된 위성체에 대한 신뢰성 검증 작업의 일부로 발사환경시험을 수행하는 것이 일반적이다. 우리별 3호는 인도의 PSLV(Polar Satellite Launch Vehicle) 발사체에 의해 고도 720 km의 원형 태양동기 궤도(LEO)로 발사되며, 하루에 14번 정도 지구를 반복하여 비행하면서 지구관측 및 과학시험을 수행한다.

본 연구에서는 우리별 3호의 비행모델의 구조체 소개와 위성체의 수명 중 초기의 위성체의 성공 여부를 좌우하는 발사환경을 우리별 3호의 비행모델(Flight Mode, FM)에 대하여 한국항공우주연구소 위성체 조립/시험센터(SITC, Satellite Integration and Test Center)에서 수행한 발사환경시험 과정과 결과를 소개하고자 한다.

2. 우리별 3호 비행모델의 구조체

우리별 3호는 시험모델(Engineering Model, EM), 준비행모델(Protoflight Model, PFM), 비행모델(Flight Model, FM) 등 3단계로 나누어 개발되었다. 먼저 시험모델은 구조적인 설계가 제대로 되었는지를 검토하는 단계로서, 준비행모델은 전자장비가 구조체와 결합하여 제대로 작동이 되는지를 검토하는 단계로서, 비행모델은 이러한 검증을 거친 것으로 우주로 발사하게 되는 최종 단계로서 개

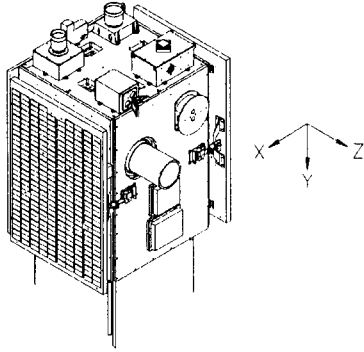


그림.1 우리별 3호 비행모델 형상

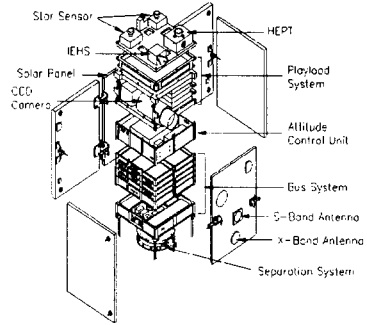


그림.2 우리별 3호의 내부도

발되었다(장영근 & 이동호 1997).

우리별3호 비행모델의 구조는 그림 1, 2와 같으며, 외곽의 크기가 623.7mm(X축) 612.9mm(Z축) 818.5mm(Y축)인 직육면체이다. 내부에는 알루미늄 합금2014, 7075, 6061 등의 재질로 찬합형(Module type)으로 만들어진 10개의 버스(Bus) 모듈(Module)과 9개의 탑재체(Payload) 모듈로 구성되어 있으며, 이들 모듈들은 체결봉(Tie Bar)과 코일핀(Coiled Pin)으로 연결되어 있다. 전체 모듈의 외부에는 하니컴 패널(Honeycomb panel)이 부착되며, 상부에 설치된 하니컴 패널(Honeycomb panel)인 센서플랫폼(Sensor Platform)에는 태양센서, 지자기 센서 등 각종 센서류와 우주환경시험을 위한 여러 장치들이 설치되어 있다. -Z 측면의 하니컴 패널에는 고정된 태양전지판(Solar Cell)이 설치되고, +X 및 -X 측면에는 펼칠 수 있는 태양전지판(Solar Panel)이 설치되어 있다. 이 태양전지판은 발사시에는 접혀져 있다가 발사 후 파이로(Pyrotechnic)에 의해 조여진 봉을 절단함으로써 힌지(Hinge) 스프링의 힘으로 -Z면으로 펼쳐진다. 위성체의 하면에는 발사시에는 위성체를 발사체에 고정하고, 우주에서는 위성체를 로켓에서 분리시키는 분리시스템(Separation system)이 장착된다. 이 분리시스템은 인도의 PSLV 발사체에서 제공되며, 상하 두 부분의 결합부(Attach fitting)와 결합부를 조여주는 밴드부(Clampband assembly)로 이루어져 있다. 결합부는 밴드부가 조여 주며 발사 후에 결합부에 부착된 폭발볼트(Pyro Bolt)의 폭발로 두 결합부는 결합부 내부에 설치된 압축스프링의 팽창력에 의해 발사체로부터 분리되어 우리별 3호는 우주공간으로 날아간다.

3. 고유진동수 해석

인공위성은 발사되는 동안 발사체로부터 극심한 가속력과 위성의 표면으로 전달되는 음향진동력 등의 외부가진력을 받게 된다. 이와 같은 정하중, 동하중 및 충격하중 등은 위성에 전달되어 발사체와 위성체 사이의 동적결합(Dynamic coupling)에 의한 공진이 발생할 수 있다. 따라서 이러한 공

표 1. 우리별 3호 비행모델에 대한 유한 요소모델의 질량 특성

		FEM Model		
Mass(kg)		106.734(without Adapter)		
CG(mm)	X	0.48		
	Y	-300.91		
	Z	-0.71		
Inertia ($kg \cdot m^2$)		X	Y	Z
	X	6.972	-0.04764	0.04174
	Y	-	4.988	0.02014
	Z	-	-	7.198

진방지를 위하여 기본 고유진동수(Fundamental natural frequency)에 대한 제한조건을 갖는다. 우리별 3호는 인도의 PSLV 발사체에 부위성(Piggyback satellite)에 탑재되어 발사된다. 발사체와 위성체 사이의 관련 사항을 규정한 ICD(Interface control document)에 정의된 우리별 3호의 PSLV 기본 고유진동수 제한조건은 표 2와 같다. 이러한 우리별 3호의 고유진동수를 예측하고 발사환경에의 적합 여부를 판단하기 위하여 유한요소 모델을 구성하고 해석을 수행하였다. 유한요소 모델의 구성은 전용 전처리 프로그램인 MSC/PATRAN을 사용하였고, 해석은 MSC/NASTRAN을 사용하였다.

그림 3은 우리별 3호 비행모델의 FEM 모델의 Shaded profile이다. 전체구조에 대한 모델은 우리별 3호를 구성하고 있는 각 모듈에 대한 모델을 먼저 구성하고, 이들을 결합하여 구성하였다. 각 모듈은 구조적 강성을 가지는 기계적 구조물과 비교적 작은 강성을 가지며 질량효과를 가지는 전자부품 등으로 구분할 수 있다. 각 모듈의 기계적 구조물들은 Beam, Shell 및 Solid 요소를 사용하여 모델을 만들었고, 모듈의 내부에 설치된 전자부품 등은 분포된 집중질량으로 처리하여 각 모듈의 하면의 절점에 배치하였다.

Solid 요소는 비교적 두꺼운 부분으로 구성된 각 모듈의 모서리와 체결봉이 연결되는 각 모듈 측면의 중앙부분, 그리고 코일핀이 연결되는 부분 등의 모델링에 사용되었고, Beam 요소는 체결봉의 모델링과 각 모듈 바닥면의 Screen 장착부의 모델링에 사용되었다. 기타의 각 모듈의 비교적 얇은 부분은 Shell 요소를 사용하였다. 그리고 각 모듈에 설치되는 전자부품 등과 유한요소 모델에서 제외된 기타의 부품 등은 각 모듈의 실제 무게와 유한요소 모델로부터 구한 모듈의 무게 차이를 계산하여 각 모듈의 바닥면에 분포된 집중질량으로 처리하였다. 하니스(Harness)는 각 하니컴 패널에 분포된 집중질량으로 처리하였다. 각 모듈은 각 모듈 측면의 중앙부분에 설치된 코일핀들과 각 모서리의 구멍을 통해 삽입된 체결봉으로 서로 연결된다. 체결봉과 Solid 요소사이의 연결부위에 Shell 요소를 위치시킴으로써 자유도의 불일치를 해소하였다.

결합부는 위성체에 결합되는 위성체 결합부(Spacecraft Attach Fitting)와 발사체 결합부(Launcher Attach Fitting)로 구분되며, 이들은 밴드부(Clampband assembly)로 결합된다. 그러나 이들 결

표 2. 기본 진동수

Axis	FEM		Vibration Test	ICD Frequency	
	Frequency(Hz)	Error(%)	(Hz)	Requirements(Hz)	
Thrust Axis	Y	123.929	10.65	112	> 41.8
Lateral Axis	Z	50.502	5.21	48	> 38.6
	X	55.590	4.89	53	> 100

합체를 그대로 모델링할 수 없으므로 위성체 결합부와 발사체 결합부가 서로 강결합된 것으로 모델링하고, 다른 부품들은 결합부의 측면에 분포한 집중질량으로 처리하였다. 모델링은 Shell 요소를 사용하였고, 단면의 면적이 실제와 일치하도록 두께를 조정하였다. 위성체는 발사체 결합부에 설치된 12개의 볼트로 발사체에 결합된다. 따라서 볼트로 체결된 12개의 절점이 고정된 것을 전체 모델의 경계조건으로 하였다.

이렇게 하여 구성된 유한요소모델의 전체형상은 그림 3과 같으며, 전체형상의 질량특성(Ma-ss Properties)은 표 1과 같다. 유한요소모델은 6821개의 절점과 6959개의 요소로 구성되었다. 해석조건은 150 Hz 이하의 모든 고유진동수를 찾으려 하였으며, 해석결과 35개의 고유진동수가 발견되었다. 구해진 고유진동수 중에서 각 축의 중요한 모드(Mode) 형상을 그림 4에 나타내었으며, 기본고유진동수는 표 2에 나타내었다. 그림에 수록한 모드 이외의 것들은 위성체가 전체적으로 변형하는 것이 아니고, 내부의 일부 모듈에서 국부적으로 발생하는 국부모드(Local mode)로서 위성 전체의 거동에 큰 영향을 주지 않으므로 생략하였다. 모드 (a)는 첫번째 모드로 발사체와 위성체를 연결하는 배터리 박스(Battery Box)의 바닥면과 위성체 결합부의 변형으로 발생하는 Z축에 대한 굽힘변형으로 전체구조가 Z축에 대해 회전하는 형상이고, 두번째 모드인 모드 (b)는 X축에 대한 굽힘변형으로 Z축과 동일한 변형형상을 나타내지만, 위성체의 질량분포가 각 평면상으로 대칭적이지 않아 두 모드간에 약간의 주파수 차이가 발생하였다. 세번째 이상의 모드는 위성체의 종방향 모드와 태양전지판의 변형 등을 나타내는 모드 등으로 버스과 탑재체의 각 모듈 바닥면들의 변형과 기타 다른 부분들의 변형이 서로 결합하여 나타나는 모드들이다. 위성의 종방향에 대한 모드는 다른 국부적 모드와 서로 결합되어 나타나므로 따로 구분하기가 어렵다. 종방향(Axial)의 기저모드로 17번째 모드인 모드 (c)는 배터리 박스가 종방향으로 변형함으로써 위성체 전체가 추력방향인 Y축으로 변형하는 형상이 태양전지판 변형과 같이 나타나고 있다. 이상에서와 같이 우리별 3호는 배터리 박스의 변형이 기저진동 모드를 좌우하고 있는 것으로 나타나 위성의 기저진동수를 결정하는 중요한 부분임을 알 수 있으며, 해석된 기본고유진동수는 모두 ICD 주파수 조건을 만족함을 알 수 있다.

4. 시험장치 및 시험방법

4.1 진동시험

발사시 인도가 제공하기로 한 분리시스템은 이번 시험에서 사용할 수 없으므로 새롭게 제작된 아답터(Adapter)로 대체하여 사용하였다. 아답터는 알루미늄 합금7075를 사용하여 강성(Stiffness)을 강하게 설계/제작하였다. 구체적인 형상은 그림 5와 같다.

우리별 3호 진동시험은 3축 방향 가진이 필요하며, 이를 위해 위성체 집합부와 가진기의 수직테이블(Vertical Table) 및 슬립테이블(Slip Table) 사이에 치구(Fixture)가 필요하다. 따라서 수평 및 수직방향 치구를 두께가 50 mm로 각각 설계/제작하여 사용하였다. 치구 제작시 사용 재질은 강도 및 밀도를 고려하여 알루미늄 합금 7075를 선택하였으며, 해석을 미리 수행하여 우리별 3호의 고유진동수 범위를 벗어나게 설계하였다. 치구는 발사시와 같은 환경을 만들어 주기 위하여 치구의 영향이 진동 시험에서 최소화되어야 한다. 따라서 제어기로부터 부여 받은 진동 신호를 정확히 재현하는 것을 확인하는 차원에서 치구의 성능시험을 진동시험 전에 수행하여야 한다. 이를 위해 시험모델을 가지고 치구성능시험을 수행하여 부품이 지지되는 부근의 균일성에 대한 요구 조건으로 표면상에 설치된 모든 가속도의 크기가 규정가속도를 기준으로 하여 ± 6 dB 이내에 존재해야 하는 ‘가진 방향 진동전달비(Transmissibility)’와 가진축에 대하여 수직으로 설치된 가속도계의 신호가 규정 가속도치를 넘지 않아야 한다는 ‘가진축 이외의 축 방향에 대한 응답(Cross-Talk)’을 확인하였다.

우리별 3호의 응답 수준을 확인하기 위하여 진동시험에서는 총 10개의 가속도계를 부착하였으며, 그 중 2개는 치구 표면에 부착하여 입력제어용으로 사용하였으며, 나머지 8개는 위성체 조립이 끝난 후에 위성체 외부에 부착하여 신호획득용으로 사용하였다. 부착 위치는 전력부 박스 밀면의 아답터 옆, 태양전지판 뒷면 중앙 가장자리, 태양전지판 뒷면 위 모서리, 센서플랫폼 중앙에 부착하였으며, 자세한 위치는 그림 6에 나타내었다.

진동시험 장비는 항공우주연구소 우주시험동에 있는 전동식 가진기(Electrodynamic shaker)를 사용하였으며, 용량은 80 KN으로 조화진동, 랜덤진동 및 충격시험에 사용되었다. 기본적인 시스

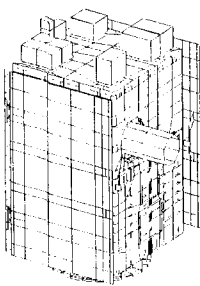


그림.3 유한요소모델의 전체형상

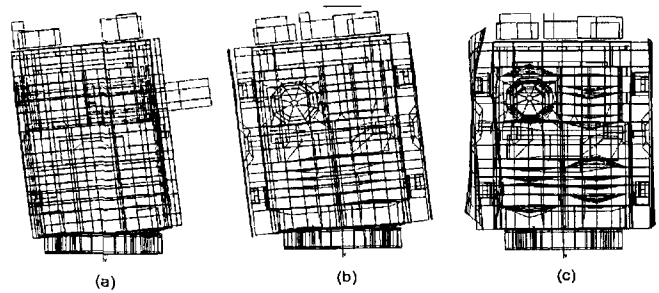


그림.4 각 축의 Mode((a)Z축, (b)X축, (c)Y축)

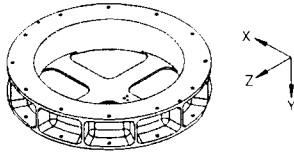


그림.5 아답터 형상

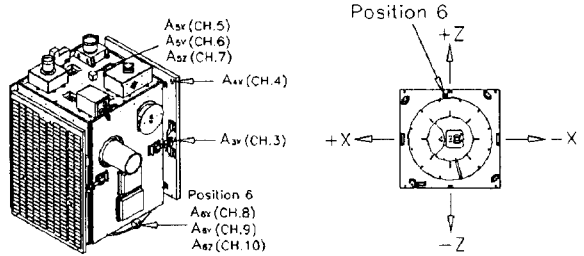


그림.6 우리별 3호에 붙은 가속계의 위치

템 구성은 가진기가 제어 및 데이터 처리 장치에 연결되어 있고, 이것은 다시 전력 증폭기(Power Amplitude)와 연결되어 있다.

시험은 규정된 규격보다 -12dB 낮게 가진하기 시작하여 -9dB, -6dB, -3dB 순으로 가진을 하여 최종적으로 기준수준으로 가진을 하였으며, 이는 전통식 가진기의 비선형성과 바로 높은 수준(Level)을 주었을 때 위성체에 주어지는 악 영향을 고려하여 낮은 수준으로 시작하여 최종적으로 기준수준에 도달하도록 하였다. 시험은 본 시험이 시작되기 전에 시스템의 특성을 얻기 위한 저수준의 시험을 시작한 후 본 시험이 수행되고 본 시험이 끝난 후 시스템의 특성을 얻기 위한 시험이 수행되었다. 먼저 X축을 시작으로 Z, Y축 순으로 실시하였으며, 시험 순서는 그림 7과 같다.

4.2 충격시험

지상에서 충격시험을 모사하는 방법은 분리시스템에 절단장치(Pyrotechnic device)를 장착한 발사상황과 동일하게 조립하여 절단장치를 폭발시켜 발생하는 충격을 측정하는 일반적인 방법이 있으며, 또 다른 하나는 충격응답스펙트럼을 진동시험기에서 위성체에 가하여 발생된 충격 응답치를 측정하는 방법이 있다. 우리별 3호는 인도에서 제공하기로 한 분리시스템이 준비되지 않아 후자의 방법을 채택하여 시험을 수행하였다.

시험에 사용된 아답터와 진동시험기는 진동시험에서 사용한 것과 같은 것을 사용하였으며, 시험은 입력신호를 컴퓨터에서 만들어 이것을 낮은 수준인 -12dB 부터 가진하기 시작하여 -9dB, -6dB,

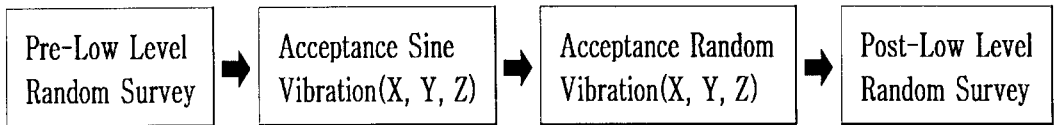


그림.7 진동시험 순서

-3dB, 0dB 순으로 점차 높여 수행하였다. 시험방법은 저수준랜덤시험을 수행한 후 본 시험을 X, Z, Y축 순으로 수행한 후 최종적으로 저수준랜덤시험을 수행하였다. 가속도계는 총13개를 부착하였으며, 그 중 10개는 진동시험 때에 부착한 위치에 부착하였으며, 나머지 3개는 아답터 상부 플랜지 밑면에 +X 방향으로 부착하여 아답터의 충격수준을 측정하는데 사용하였다.

5. 발사환경시험

우리별 3호는 각 개발 단계마다 구조물을 제작하여 진동시험을 수행하였으며, 시험모델과 준비행모델 단계에서는 고유진동수 제한조건을 모두 만족하는 것을 확인하였다. 비행모델은 모든 전자장비와 하니스를 탑재하고 RTV Silicon Rubber를 발라 체결상태를 좋게 유지하였다.

5.1 진동시험

우리별3호는 PSLV 발사체에 의해 발사될 때 발사체와의 접합부 및 위성체 표면으로 극심한 외부 가진력을 전달 받게 된다. PSLV의 시험조건을 가지고 우리별 3호 비행모델에 대해 진동시험을 수행하여 발사과정에서의 안전성 검증 및 고유진동수를 확인하였다. 시험항목은 랜덤파 진동시험(Random Vibration Test) 정현파 진동시험(Sine Vibration Test), 저수준랜덤시험(Low-level Random Vibration Test)으로 위성의 3개축에 대해 각각 실시하였다. 표 3은 PSLV 발사체에서 규정한 정현파 진동시험, 표 4는 랜덤파 진동시험, 표 5는 저수준 랜덤시험 규격이다(인공위성연구센터 1998). 진동시험은 먼저 저수준진동시험을 수행하여 시험전 위성체의 상태를 검증한 후 본 시험인 정현파 및 랜덤시험을 차례로 수행한 후 다시 저수준랜덤시험을 통하여 일정한 가진 입력신호에 대한 가속도 응답 변화를 측정하여 고유진동수와 위성체 변화를 확인하였다. 제어신호는 치구에 시험방향으로 90° 간격으로 2개의 가속도계를 부착하여 얻은 것을 평균(Averaging)하여 사용하였다. 측정된 고유진동수는 표 2와 같으며, 저수준 랜덤 시험의 주파수 응답함수(Frequency Response Function, FRF)을 그림 8, 9, 10에 나타내었다. 측정된 결과는 3축 모두 PSLV 고유진동수 제한조건을 만족하였다. 또한 진동시험 후에 수행된 육안검사 결과 구조물의 파괴가 일어나지 않아 구조물의 안전함이 입증되었으며, 진동시험 전/후에 시스템 수준의 기능시험(Functional Test) 결과도 아무런 문제가 발생하지 않아 시스템의 안전성도 입증되었다.

5.2 충격시험

우리별3호는 PSLV 발사체의 단분리, 주위성 분리시 충격하중을 받게 되며, 또한 우리별 3호가 로켓으로부터 분리 될 때와 태양전지판 분리시에 사용되는 절단장치(Pyrotechnic device)의 폭발로 충격성 진동이 발생한다. 이러한 충격은 매우 짧은 시간에 발생하긴 하나 그 크기가 진동보다 상대적으로 크므로 위성체와 탑재체에 악 영향을 줄 수 있다. 충격 응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS)은 100에서 10000 Hz사이에 1/6 옥타브(Octave) 또는 그 이하의 간격별로 공진 주파수를 지닌 수십 개의 단일 자유도계에 충격신호를 주어 발생하는 최대 충격 응답치로 구성된다. 이 때 단일 자

표 3. 정현파 진동시험 규격

Direction	Frequency Range(Hz)	Acceptance Level
Longitudinal	5-11.5	4.5mm(DA)
	11.5-25	1.2g
	25-33	2.5g
	33-60	2.3-0.5g
	60-100	0.5g
Lateral	5-7	4.5mm(DA)
	7-30	0.45g
	30-100	0.30g
Sweep rate(Oct/min)		4Octave/min

표 4. 랜덤진동 시험 규격(인수레벨)

Frequency Range(Hz)	Spectral Density(g^2/Hz)
20-110	0.001
110-250	+9.93dB / Octave (0.015 g^2/Hz , at 250Hz)
250-1000	0.015
1000-2000	-5.74dB / Octave (0.004 g^2/Hz , at 2000Hz)
RMS acceleration: 4.47g(1minute/axis)	

유도계에 대한 증폭비는 5 또는 10으로 설정되며, 발생된 충격신호는 일반적으로 수십 msec 정도이다(김홍배, 문상무, & 우성현1997).

충격시험의 목적은 첫째로 우리별 3호 위성의 충격하중에 대한 안전성을 파악하는 것이고, 둘째는 우리별 3호에서 발생된 충격하중이 PSLV의 제한조건에 적합한지를 파악하는 것이다. 그림 11는 충격시험 규격이며, 위성이 로켓과 분리될 때 발생하는 충격 응답 스펙트럼을 나타낸 것이다(인공위성연구센터 1998). 시험결과 측정된 충격가속도는 25msec 내에서 펄스가 발생되었으며, 모든 위성체의 충격 응답 스펙트럼의 최대가속도가 배터리 박스 밑바닥에서 250g로 PSLV 제한값 이하로 나타났다. 또한 충격시험 후에 수행된 육안검사 및 기능시험 결과는 정상으로 나타나 우리별3호는 최소한 측정된 충격 가속도 수준까지는 안전함을 입증하였다.

6. 결 론

본 논문에서는 우리별 3호 구조체의 개발 과정과 비행모델 구조체를 소개하였으며, 개발과정의 일환으로 수행한 발사환경시험의 과정과 결과들을 소개하는데 중점을 두었다. 우리별 3호는 설계, 해석, 제작, 발사환경시험 등을 독자적으로 수행함으로써 위성개발 능력을 한층 더 향상시켰으며, 이

표 5. 저수준 랜덤 규격

Frequency(Hz)	Power Spectral Density (g^2 /Hz)	RMS value(g)
10-400	0.0005	0.442

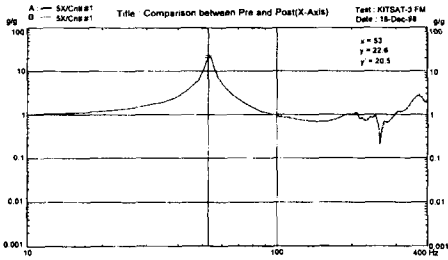


그림 8. 시험 전/후의 주파수 응답함수 (X축)

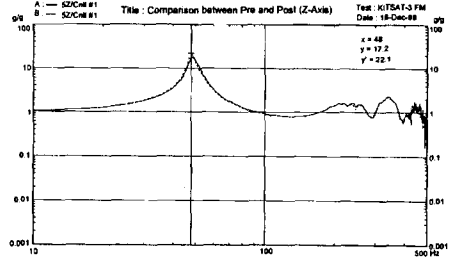


그림 9. 시험 전/후의 주파수 응답함수 (Z축)

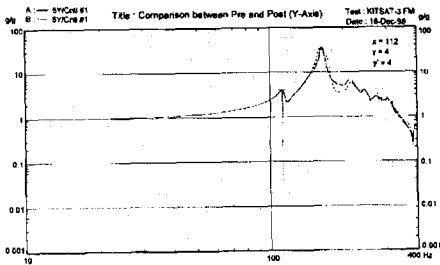


그림 10. 시험 전/후의 주파수 응답함수 (Y축)

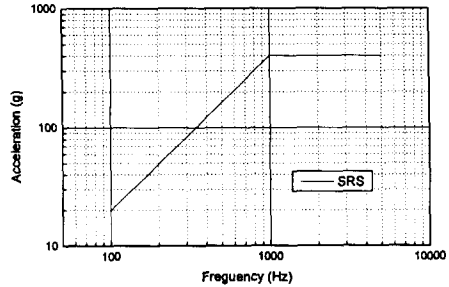


그림 11. 충격시험 규격

것을 계기로 장시간의 개발기간과 고비용이 소요되는 위성개발을 성공적으로 수행하기 위해서는 각 계 각층의 전문가들의 노력이 요구된다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부, 정보통신부, 과학재단의 지원으로 수행된 “저궤도 과학실험용 소형위성 우리별 3호 개발” 연구 결과의 일부입니다.

참고문헌

- 김홍배, 문상무, 우성현 1997, 위성체에 대한 발사 환경 시험, 한국소음진동공학회지, 7, 717
- 인공위성연구센터 1998, ICD(Interface Control Document), Issue 2, p.47 ~ 49
- 장영근, 이동호 1997, 인공위성 시스템 설계공학(서울: 경문사), p 421 ~ 483