

## 우리별 1, 2호의 기계구조 개발 및 환경시험 결과

배 정 석 · 이 동 우 · 이 상 현 · 박 성 동 · 최 순 달  
한국과학기술원 인공위성연구센터

### DEVELOPMENT OF KITSAT-1 AND 2 MECHANICAL SYSTEM AND RESULTS OF ENVIRONMENT TEST

J. S. Bae, D. W. Lee, S. H. Lee, S. D. Park and S. D. Choi  
Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701

(Received March 20, 1996; Accepted May 9, 1996)

#### 요 약

인공위성은 로켓에 의한 진동, 가속, 충격과 같은 발사환경과 고진공, 무중력, 고온, 저온과 같은 궤도환경을 경험하므로 이와 같은 극심한 환경조건에 견딜 수 있도록 설계와 제작이 되어야 한다. 또한 각 부품 및 부분체 조립에도 각별한 조심과 특수조건을 고려해야 한다. 본 논문에서는 이러한 위성의 기계구조적인 설계에 대해 기술하고 발사과정과 궤도 운용상에서 신뢰성있는 동작을 보장하기 위해 수행한 환경시험에 대하여 기술한다.

#### ABSTRACT

The satellite experiences the launch environment such as vibration, acceleration, shock induced by rocket and the orbit environment such as high vacuum, no gravity, high temperature and cryogenic. Therefore, the satellite should be designed and manufactured to endure such extreme environments. Also, special care must be taken on the assembly of parts and subsystem. Finally, we describe the environment test of microsatellite to ensure the reliable operation during launch period as well as in-orbit operation.

#### 1. 서 론

한국과학기술원 인공위성연구센터와 영국 Surrey 대학과 기술협력으로 우리별 1호를 개발하여 1992년 8월 발사에 성공하였고, 우리별 1호 개발을 통하여 습득한 기술을 바탕으로 우리별 2호를 국내 기술로 독자적으로 개발하여 1993년 9월에 발사에 성공하였다. 우리별 1, 2호의 개발의 성공은 모두 큰 의미를 가진다. 비록 우리별 1호가 영국 Surrey 대학에서 개발한 UoSAT-F와 같은 구조로 영국에서 개발되었지만, 우리나라에서는 처음 발사된 위성이며, 제작

에 참여한 연구원들이 위성 제작 기술을 충분히 습득한 점이다. 또한 우리별 2호는 기본구조가 우리별 1호와 동일하나 우리별 1호 제작 기술을 바탕으로 국내에서 여러 연구기관 및 기업이 참여한 가운데 순수 국내 기술로 제작되었으며, 위성에 관한 기술이 전무한 국내에 위성 제작에 대한 기술을 습득하게 한점이다. 인공위성은 발사되어 안전하게 궤도에 진입하여 수명이 끝날 때까지 아주 극한 환경을 겪게 되므로 위성을 제작하기 앞서 충분한 구조 및 열적 분석을 하여야 하며, 제작 후 이를 시험하는 환경시험을 수행해야 한다. 우리별 1/2호의 기본구조는 동일하고 같은 발사체로 발사되어 동일한 기계적 발사환경을 겪게된다. 우리별 2호는 위성체 설계, 제작 및 환경시험을 모두 국내에서 실시하였으므로 우리별 2호를 기준으로 우리별 1호와 비교하여 우리별 1/2호의 개발에 관해 소개하고자 한다.

## 2. 기계구조 시스템

### 2.1 구조해석

인공위성은 발사되는 동안 발사체로부터 극심한 정적 및 동적 하중을 받게 되는데 이런 하중을 견디도록 구조 설계 및 제작이 이루어져야 하며, 발사체와 위성사이의 동적결합(dynamic coupling)에 의한 공진방지를 위하여 고유 진동수에 대한 제한을 갖는다.

- 우리별 2호의 고유 진동수 제한 조건(항공우주연구소 1992)
  - 수직방향 고유진동수: 100Hz 이상일것
  - 수평방향 고유진동수: 45Hz 이상일것

위성을 설계 제작하기 위해서는 위성체가 발사체로부터 받는 정적 및 동적 하중에 대한 안전성 및 고유진동수 조건에 적합한지의 검토가 필요하며, 이를 위해 구조해석을 수행한다. 구조해석을 수행하기 위해 유한요소 모델을 수립하여 구조/진동 특성을 파악하였으며, 유한요소 모델링 및 해석을 위하여 PATRAN 및 NASTRAN을 이용하였다(Larson 1995).

그림 1은 우리별 2호의 내부도를 도시한 것이다. 그림에서와 같이 11개의 모듈박스가 핀 및 볼트로 체결되고 하부면에는 Ariane 발사체의 특수 구조체인 ASAP(Ariane structure auxiliary payload) 구조물과 위성체를 체결하기 위한 결합부(adaptor)가 있으며 상부에는 각종센서, 붐 등이 부착되어 있고 외부 4면에는 태양전지판이 부착되어 있는 형태이다. 전체적으로 수립된 유한요소 모델은 11개의 모듈박스를 빔요소 및 평판요소로 실제형상에 가깝도록 모델링하였고 각 모듈박스내의 탑재장비는 집중질량이 분포된 것으로 처리하였다. 각 모듈박스는 4개의 핀 및 4개의 볼트로 체결되어 있으므로 이의 묘사를 위해서 각 모듈사이의 8개 지점을 빔요소로 연결하였다. 그리고 태양전지판 및 +Z Facet은 하니컴 패널(honeycomb panel)의 구조물이므로 이에 대한 모델링도 NASTRAN의 평판요소를 이용하여 처리하였다. 그리고 발사체와 위성체와의 결합부는 평판요소로 모델링하였고 발사체 부위는 고정된 것으로 경계조건을 처리하였다. 이

상으로 유한요소모델 수립에 사용된 요소 및 노드는 다음과 같다.

- 전체 요소수 = 1200 (QUAD4=688, TRIA3=16, BAR=497)
- 전체 노드수 = 811
- 전체 자유도수 = 4348

유한요소모델 수립 후 계산된 질량특성을 동일한 구조인 우리별 1호의 측정치와 비교하여 표 1에 나타내었다.

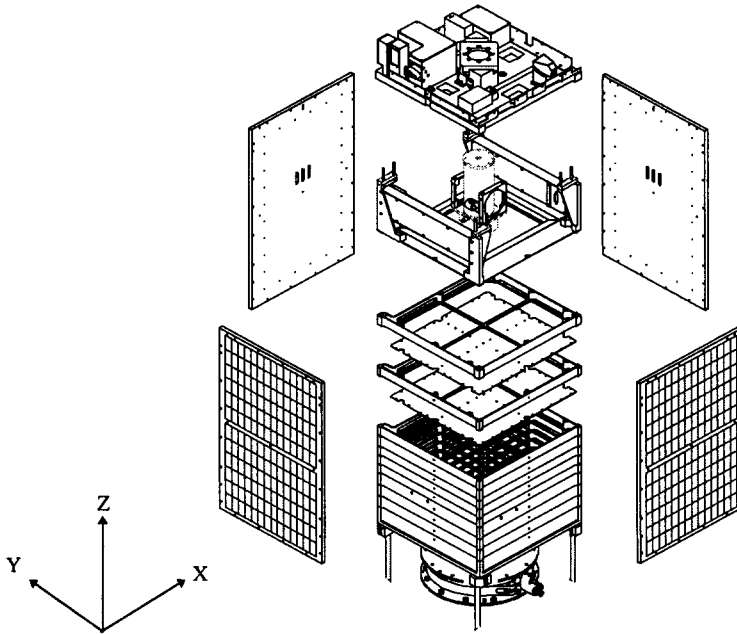


그림 1. 우리별 2호의 내부도.

표 1. 우리별 2호 유한요소모델과 우리별 1호 시험결과와의 질량특성 비교.

항 목		우리별 2호의 유한요소모델	우리별 1호의 시험결과	
중 량 (kg)		48.56	46.5	
무 계	(X)	-0.88	-1.72	(error) +/- 3mm
중 심	(Y)	-0.39	0.86	
(mm)	(Z)	293.27	297.58	
관 성	$I_{xx}$	2.309	2.305	(error) +/- 10%
모 멘트	$I_{yy}$	2.256	2.522	
( $kg\ mm^2$ )	$I_{zz}$	0.988	0.963	

표 2. ARIANE 발사체의 준정적 하중.

축	최 대 가속도	최대 저주파 순간 하중	최 대 준정적 하중
수 직	-4.5g	+/-1.0g	-4.5g
수 평	+/-0.2g	+/-0.8g	+/-1.0g

표 3. 우리별 2호의 최대응력과 재료의 항복강도와의 비교.

위 치	최대 응력	재 료	항복 강도
батери 모듈	3.8MPa	Al L163-T6	420MPa
결합체	5.3MPa	Al L163-T6	420MPa

### 2.1.1 강도해석

우리별 2호의 주 구조물에 대한 강도해석은 발사체로부터 전달되는 준정적하중에 대해 실시하게 되며 준정적하중은 다음과 같다(Larson 1992).

$$\begin{aligned} \text{준정적하중(quasi-static load)} &= \text{정가속하중(steady acceleration load)} \\ &+ \text{저주파 동적하중(low frequency transient Load)} \end{aligned}$$

우리별 2호는 Ariane 발사체로 발사되었으며 이 발사체의 자료에 의한 준정적하중은 표 2와 같다. 준정적하중에 의한 전달하중은 길이방향(Z축 방향)과 횡방향(X 또는 Y축 방향)으로 나타나며 구조물에 분포하중으로 작용한다. 앞에서 수립한 유한요소모델에 표 2의 하중조건을 적용하여 강도해석을 수행하였다. 우리별 2호의 구조물은 발사에 성공한 우리별 1호 및 영국 Surrey 대학의 UoSAT과 동일한 구조이므로 간단한 확인해석으로도 충분하다. 따라서 극한하중에 대해 최대 응력이 나타나는 부위에 대한 강도해석을 중점적으로 수행하였다. 유한요소모델로 강도해석을 수행한 결과 최대응력이 나타나는 부위는 배터리 박스 바닥 부위 및 발사체와의 결합부이며 해석결과는 표 3과 같다. 해석결과 최대응력은 소재의 항복강도의 1/100 정도이므로 강도상은 극히 안정하다고 판단된다.

### 2.1.2 진동해석

위성체의 고유진동수는 발사환경시험(정현파진동, 랜덤진동, 음향시험)시 위성체 각 부위의 응답수준(response level)에 영향을 미치는 중요한 인자가 된다. 또한 발사체가 가진 주파수 성분을 고려하여 제한되는 기본 고유진동수의 한계값은 위성체의 강도와 관련되어 위성체 발사시의 안전성과 밀접한 관계를 갖게된다. 따라서 위성체의 고유진동수 계산은 강도해석과 관련되어 필히 수행해야 할 부분이다. 앞에서 수립한 유한요소모델을 이용하여 10개까지의 고유진동수 및 모드 형상을 구하였고, 계산된 고유진동수는 표 4에 나타내었다.

표 4. 유한요소모델로 계산한 우리별 호의 고유진동수.

모우드수	고유진동수(Hz)	비 고	ARIANE의 제한
1(X)	43.64	Y축의 굽힘 모우드	> 45Hz
2(Y)	44.12	X축의 굽힘 모우드	> 45Hz
3(Z)	119.86	Z축의 모우드	> 100Hz

표 4는 우리별 2호의 횡방향 기본 고유진동수가 43.6Hz이며 종방향 기본 고유진동수는 119.9Hz임을 보여주고 있다. 이 값을 기본 고유진동수 제한 조건과 비교하여 볼 때 수평방향인 1번 및 2번 모우드는 제한조건에 미달되나 수직방향인 3번 모우드는 제한조건을 만족하였다. 기본 고유진동수의 미달은 로켓의 발사과정에서 공진 등에 의한 위성의 과도응답을 유발하여 위성내 각종부품 및 센서 등에 손상을 줄 수 있다. 우리별 2호는 고유진동수 측면에서 취약성을 갖고 있으며 다행히도 성공적인 발사가 이루어져 지정궤도에서 정상적인 작동상태를 유지하고 있지만 우리별 2호의 구조적 취약성을 개선하는 것은 차후 위성개발을 위해 의미있는 일이다.

## 2.2 구조체 설계 및 제작

우리별 1/2호는 구조해석, 열해석, 환경시험을 거쳐 안정성이 검토된 후 설계 및 제작이 되었다. 이러한 안전성을 확보하기 위해 가져야 할 설계 특성은 다음과 같다(항공우주연구소 1991).

- 발사 로켓의 덮개(fairing)내에 들어갈 수 있도록 설계
- 위성체의 제작 단계부터 임무 종료까지 받는 모든 외압 및 환경에 견딜 수 있는 강성 부여
- 최소 중량 구조
- 자세 제어로부터의 요구를 만족
- 우주 환경하에서 내부 장비의 손상을 보호
- 위성체에서 필요로 하는 장비 및 탑재물의 설치를 위한 공간을 부여

### 2.2.1 구조 설계

우리별 1/2호의 위성체 구조는 그림 2 및 그림 3이다. 이들은 같은 직육면체의 구조물로서 크기는 352mm(가로)×356mm(세로)×670mm(높이)이며 내부는 알루미늄 합금(Al L163-T6) 재질인 모듈형 상자모듈로 이루어져 있다. 우리별 2호는 기계구조적으로 우리별 1호에 LEED 및 IREX가 추가되었으며 그의 내부 형상은 동일하다. 위성체의 상단(+Z면)은 하니컴 패널(honeycomb panel) 구조물을 사용하였으며 옆면은 태양전지판이 붙어있는 하니컴 패널이 사용되었다. 위성체의 하단에는 Ariane 로켓의 소형위성을 위한 특수 구조체 ASAP과 연결을 위한 결합부가 있다. 이 결합부는 위성체 쪽의 결합체(attach fitting)와 ASAP 쪽의 결합체로 이루어져 있고 이 두 결합체를 접합링(clampband)으로 고정하게 된다. 접합링에 부착된 폭발볼트(pyro-bolt)의 폭발로

두 결합체는 분리되고 위성은 분리 스프링의 팽창력으로 ASAP으로부터 분리되어 우주공간으로 날아간다. 위성체의 상단면과 모듈박스사이에는 자세제어를 위한 자기발생기(magnetorquer)가 있고 +X/-X면에는 두개의 지자계 측정상자가 있다. 그리고 그 중앙에는 위성체의 자세안정을 위한 붐(boom)이 위치한다. 상단 +Z면에는 두개의 아날로그 태양감지기(analogue sun sensor) 및 지구 지평선 감지기(earth horizon sensor), 외부 지자계 잠지기(navigation magnetometer)가 있다. 위성의 자세제어를 돕기 위해 위성의 붐 윗쪽에 약 2.5kg의 무게를 가진 물체(tip mass)가 있으며 발사 후 지상의 명령으로 자세 안정화를 위해 서서히 퍼지게 되며 이때 외부 지자계 감지기도 90° 각도로 퍼지게 된다. Ariane 로켓의 ASAP 구조를 이용할 수 있는 소형 인공위성의 중량은 최고 50kg으로 제한되어 있으므로 이 제한 중량을 유지하기 위해서는 위성체 각 모듈들의 중량뿐만 아니라 전체 구조물에 소요되는 재료들의 중량관리가 상당히 중요하다. 따라서 위성을 설계할 때 요구 조건을 효율적으로 만족시키면서 중량관리를 수행하기 위해 위성체의 중량을 꾸준히 추적하여 중량을 제어하였다. 또한 구매품의 확정과 최적 중량을 구현하기 위하여 중량 데이터 베이스를 통하여 중량을 제어하였고 그 결과는 표 5에 나타내었다(항공우주 연구소 1993).

2.2.2 구조물 제작

우리별 2호는 결합체(attach fitting) 2종, 모듈박스 11종 등 총 236개의 부품을 제작하게 되

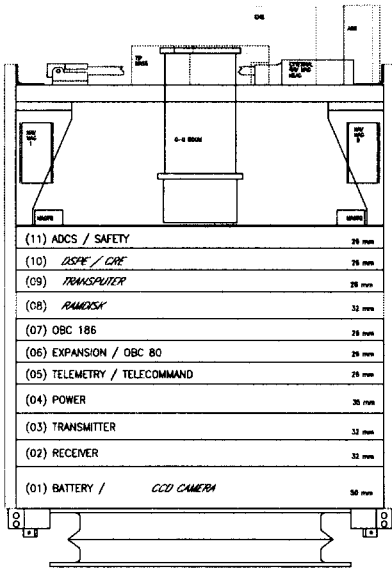


그림 2. 우리별 1호의 구조도.

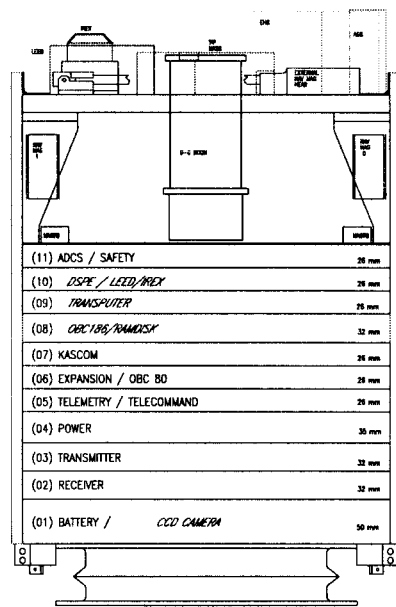


그림 3. 우리별 2호의 구조도.

표 5. 우리별 2호 각 모듈의 중량.

모듈번호	모 들 명	무 계(g)
00	Attach Fitting Assembly	4272.323
01	Battery Module	8725.342
02	Receiver Module	2197.995
03	Transmitter Module	2012.995
04	Power Module	1928.408
05	Telemetry/Telecommand Module	1545.998
06	Expansion Module	1408.528
07	KASCOM Module	1443.170
08	OBC/RAMDISK Module	1880.170
09	Transputer	1441.170
10	DSPE/LEED/IREX Module	2470.783
11	ADCS Module	1974.516
12	Magnetometer Assembly 0	462.554
13	Magnetometer Assembly 1	553.588
14	Gravity Gradient Boom Assembly	4230.656
15	Analogue Sun Sensor Assembly	298.585
16	Earth Horizon Sensor Assembly	867.284
17	+Z Facet Assembly	2436.268
18	Solar Panels	6525.667
19	Harness Assembly	2100.00
총 중 량		48766.000

는데 우선 EM(engineering model)을 제작하여 조립성 시험 및 환경시험을 수행한 후에 실제 비행모델인 FM(flight model)을 제작하게 된다. 즉, EM을 제작하여 각 구조 부품간의 상관관계를 검토하게 되는데 이때 공차관리(tolerance control)을 수행하게 된다. 또한 각 모듈에 전자부품을 모두 조립한 상태에서 진동시험, MOI(Moment of Inertia) 시험, EMI(electromagnetic interference) 시험, 열진공시험을 수행하여 실제 비행상태의 제반조건을 검토하게 된다. 구조물 제작과 관련하여 검토해야 할 사항이 많은데 특히 다음과 같은 것들이 있다(항공우주연구소 1994).

- 원자재 선정
  - 본체: 알루미늄 합금 (L163, L168, L93, L72)
  - 접촉부위: delrin 및 PTFE
  - 태양전지판: 하니컴 패널
  - 기타: copper, brass, BeCu
- 조립성: 정합성을 위해 중요부위에 대해 공차 부여
- 제작공차: 비용절감, 중량제어를 위해서 부여
- 품질관리: 육안검사, 치수검사, 비파괴 검사
- 중량관리: 적용원자재의 비중검사, 허용공차관리

표 6. Ariane 발사체의 제한조건과 질량특성시험 결과와의 비교.

Ariane의 제한			우리별 2호의 질량특성 시험결과		
중 량 (kg)	무게 중심 (mm)	MOI (kg m <sup>2</sup> )	중 량 (kg)	무게 중심 (mm)	MOI (kg m <sup>2</sup> )
50	-1.8(±2)	2.08(±0.1)	46.16	-0.81	2.002
	-0.6(±2)	2.08(±0.1)		+1.59	2.033
	+298.3(+2/-5)	0.96(±0.1)		+292.80	0.960

### 3. 환경시험

우리별 1/2호 FM의 성공적인 발사, 궤도진입 및 궤도운행을 보장하기 위해 환경시험을 수행하였으며, Ariane 발사체에 탑재되기 위한 필수조건은 다음과 같다(Arianespace 1993).

- Ariane 진동환경 규격에 따른 진동시험 합격
- Ariane 충격환경 규격에 따른 충격시험 합격
- Ariane 전자파환경 규격에 따른 전자파시험 합격

이와 같은 요건을 만족하는지의 검증 및 궤도상에서의 위성작동 검증을 위하여 질량특성 측정시험, 진동시험, 충격시험, 열진공시험 및 전자파시험으로 분류하여 환경시험을 수행하였다.

#### 3.1 질량특성시험

우리별 2호 위성이 발사체로부터 이탈하여 안전하게 궤도에 진입하고 또한 궤도운동에 대한 안정성(stability) 확보를 위해서는 질량특성의 정밀한 측정이 필요하며 이를 위해 우리별 2호 위성의 무게, 무게중심 및 관성모멘트의 정밀측정을 수행하였다. 우리별 2호 FM의 3축에 대한 질량특성의 측정을 위해 평판치구 및 L형 치구를 사용하였다. 우리별 2호 FM의 질량특성 측정값과 Ariane의 제한조건과의 비교는 표 6이며, 측정값이 모두 제한조건을 만족하였다. 이는 Ariane 발사체로부터의 위성이탈과정이 안전함을 보여주는 것이다.

#### 3.2 진동시험

우리별 1/2호는 Ariane 발사체에 의해 발사될 때 발사체와의 접합부 및 위성체 표면으로 극심한 외부 가진력을 전달받게 되는데 이를 발사 진동환경이라 한다. 이와 같은 진동하중을 우리별 위성의 EM에 대하여 실시하였으며, 이때 발생된 문제점을 보완하여 새로이 제작된 FM에 대해 진동시험을 수행하여 발사과정에서의 안전성 검증 및 고유진동수 비교/분석을 수행하였다. 시험항목은 랜덤 진동시험(random vibration test), 정현파 진동시험(sine vibration test)으로 위성의 3개축에 대한 진동시험을 실시하였다. 랜덤 및 정현파 진동시험은 발사환경을 지상에서 모사하여 위성의 정상적인 작동 여부를 검증하기 위함이다. 진동시험기 위에 발사될



표 7. 정현파 진동시험 규격.

	주파수 영역 (Hz)	평가시험 수준 (0 - peak)	승인시험 수준 (0 - peak)
수직방향 (Z축)	5 - 6	17.3mm	10.4mm
	6 - 35	3.75g	2.25g
	35 - 100	2.50g	1.5g
수평방향 (X, Y축)	5 - 100	1.0g	0.8g
이동율		2 Oct./min	4 Oct./min

표 8. 랜덤진동 시험 규격.

	주파수 영역 (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	RMS (g)
평가시험 (X,Y,Z축)	30 - 150	+ 6dB/Oct.	15.9
	150 - 700	0.20	
	700 - 2000	- 3dB/Oct.	
승인시험 (X,Y,Z축)	30 - 150	+ 6dB/Oct.	11.2
	150 - 700	0.20	
	700 - 2000	- 3dB/Oct.	

표 9. 우리별 2호 FM의 고유진동수 측정결과.

진동축	고유진동수
X 축	40.25Hz
Y 축	41.00Hz
Z 축	129.50Hz

형상과 같은 모습으로 위성을 장착하여 가진한다. 표 7은 Ariane 발사체에서 요구하는 정현파 진동시험 규격이며, 표 8은 랜덤진동 시험규격이다. FM 모델의 진동시험 후 측정된 고유진동수는 표 9과 같으며 수평방향 고유진동수는 제한조건(45Hz 이상)에 미흡하였다. 이는 유한요소 해석을 통해서도 확인되었다.

### 3.3 충격시험

우리별 2호는 Ariane 발사체의 단 분리 및 주 위성 분리시 충격하중을 받게 되며 또한 우리별 2호 위성의 자체 분리시 충격하중이 발생한다. 지상에서 충격시험을 모사하는 방법은 다양하지만, 우리별 2호에서는 위성의 결합부(adaptor)에 장착된 폭발볼트(pyro-bolt)를 폭발시킬때 발생하는 충격하중을 측정하고 충격에 대한 안전성을 검증하는 것이다. 그림 4는 충격시험 규격이며, 이 충격은 위성이 분리될 때의 충격하중의 주파수 스펙트럼을 나타낸 것이다. 폭발 충격시험 결과 폭발볼트가 각각 3조각씩 절단되는 비정상적인 현상이 나타났는데 이는 폭발볼트의 파편에 의해 우리별 2호 및 다른 위성에도 손상을 줄 수 있는 위험한 현상이다. 또한 측정된 충격가속도 신호를 분석한 결과 250msec내에 10개 이상의 펄스가 발생되어 비정상적인 결과로 나타났고, 측정된 시간영역 가속도 신호로부터 충격응답 스펙트럼을 구하여 분석한 결과

채널 1 이외의 모든 채널이 제한값 이상으로 나타났다. 충격시험 후 육안검사 및 기능시험 결과는 정상으로 나타났으므로 우리별 2호는 측정된 충격 가속도 수준까지는 안전함을 알 수 있다.

**3.4 열진공시험**

열진공시험은 우주환경을 지상에서 시뮬레이션하는 시험으로 위성체 또는 부분품을 진공 하에서 예상되는 극한 열환경을 가하여 작동을 확인하는 시험으로 부품개발 단계에서부터 최종 시스템까지 적용된다. 우리별 2호 FM의 열진공 시험은 4싸이클, 84시간 수행하였으며 열진공챔버의 슈라우드(shroud) 온도를 -40°C~+60°C까지 변화시켜가며 인증시험 차원의 시험을 수행하였다. 전 시험과정을 통해 정상상태의 슈라우드 온도변화는 2°C내로 유지되었고 챔버의 압력은  $2 \times 10^{-6}$ Torr 이하로 유지되었다. 각 정상상태 말기에 질량분석기를 이용하여 출기(out-gassing) 상태를 점검하였으며 고온상태에서도 잔류가스의 주성분은 H<sub>2</sub>O, N<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub>였고 오염의 주원인인 탄화수소는 극소량인 것으로 분석되었다. 열진공시험 결과 우리별 2호 FM은 오염되지 않고 제작되어 Ariane 로켓에 실릴 수 있다고 판정났다.

**3.5 전자파 시험**

전자파 시험은 우리별 2호가 이용하는 발사체인 Ariane과 주위성(SPOT-3)이 운용하는 각종 주파수 대역에 대한 간섭영향과 주변환경요소에 영향이 없음을 시험하는 것이다. 전자파의 복사성 방사특성을 측정하기 위해 미군사 규격 MIL-STD-461C PART3 - RE02, MIL-STD-462 Notice 3 RE02 및 DCI 10/35830(issue1, Rev. 1, Feb. 1993)을 적용하여 우리별 2호의 전자파 시험을

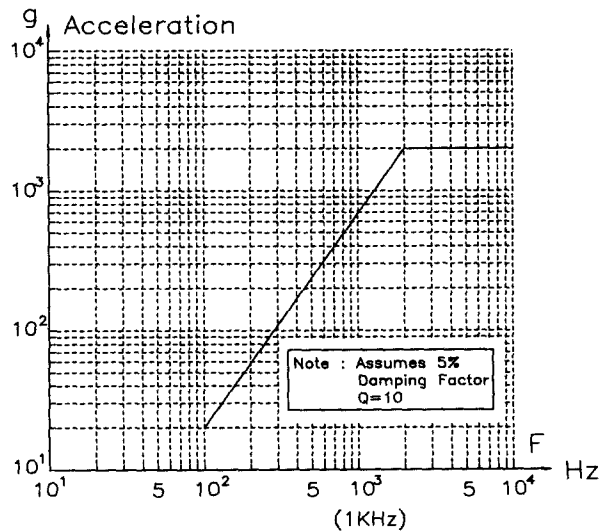


그림 4. 충격 시험 규격.

수행 하였다. 우리별 2호의 시험은 9.75m(폭)×13m(길이)×7.4m(높이) 크기의 전자파 무향실 (anechoic chamber)에서 14kHz~18GHz의 주파수 범위에 대해 각각의 주파수 대역 및 우리별 2호의 운영상태에 따라 적합한 안테나를 사용하여 주파수 대역 및 해상 대역폭의 민감도 등을 측정하였다. 시험을 실시한 전자파 무향실의 환경조건은 위성체를 시험하기에 적절한 청정도 조건을 만족하지 못하므로 시험실 내부의 탄소입자, 먼지 및 기타 부유물질로부터 위성체의 오염을 방지하기 위하여 폴리에틸렌 비닐텐트를 제작하여 시험에 활용하였다. 시험결과 모든 측정범위의 주파수 영역에 대하여 발사체와 간섭없이 전자파 환경에 적합함을 확인하였다.

#### 4. 결 론

본지에서는 우리별 2호를 기준으로 우리별 1호와 비교·검토하면서 우리별 1/2호의 기계구조 개발 및 환경시험에 관해 알아보았다. 환경시험은 우리별 2호 FM에 대해 승인수준으로 시험되었고, 시험결과에 대한 국제인증을 얻기 위해 프랑스 인공위성시험 기관인 INTESPACE사와 기술협력계약을 체결하여 항공우주연구소, 국방과학연구소, 표준과학연구원의 시험시설을 이용하였다. 구조해석 결과 강도상에는 문제가 없었으나, 수평방향 고유진동수는 Ariane의 요구조건에 미달해 배터리 박스의 바닥 두께 변경과 같은 구조적인 변경이 요구되며 환경시험의 결과에서도 이와 같은 결론이 나왔다. 충격시험 결과는 발사체의 요구조건을 충족하지 못했고 이와 같은 결과를 발사체에 통보하였다. 그 외 다른 환경시험 결과는 발사체의 기준에 적합하게 판정이 났다. 우리별 2호에 대해 구조 및 진동해석, 설계, 제작, 환경시험을 수행하여 차후 위성 설계를 위한 설계 기준을 확립하였다.

#### 참 고 문 헌

- 항공우주연구소 1991, KITSAT 구조, 열제어 및 환경시험 연구(1)(항공우주연구소: 대전)
- 항공우주연구소 1992, KITSAT 구조, 열제어 및 환경시험 연구(2)(항공우주연구소: 대전)
- 항공우주연구소 1993, KITSAT 구조, 열제어 및 환경시험 연구(3)(항공우주연구소: 대전)
- 항공우주연구소 1994, KITSAT 구조, 열제어 및 환경시험 연구(4)(항공우주연구소: 대전)
- Arianespace 1993, ARIANE 4 - A.S.A.P. User's Manual, Customer's Service DC/SC/324-90
- Larson, S. 1995, Spacecraft Structures and Mechanisms (Kluwer Academic Publishers: Boston), 449
- Larson, W. J. 1992, Space Mission Analysis and Design (Kluwer Academic Publishers: Boston), 430