과학기술위성 2호 준비행모델 환경시험 결과

이승헌*, 박종오**, 심은섭***, 이승우****,
서정기*****, 장태성******, 이상현*******, 김성현********

STSAT-2 PFM Environmental Test Result

Seung-Hun Lee*, Jong-Oh Park**, Eun-Sup Sim***, Seung-Woo Rhee****,
Jung-Ki Seo*****, Tae-Sung Jang******, Sang-Hyun Lee*******, Sung-Hyun Kim********

Abstract

STSAT-2 (Science & Technology SATellite-2) is a Korea micro-satellite which will be launched at NARO Space center in Koheung, Korea. Launch vehicle for STSAT-2 is KSLV-1 (Korea Space Launch Vehicle-1) which is the first development in Korea space launch vehicle program. Starting development in 2002 EM(Engineering Model), PFM(Proto-Flight Model), and FM(Flight Model) were developed completely. Electrical functional test, space environmental test, and launch vehicle environmental test on system level are performed for testing those development models. In this paper we report the results of STSAT-2 PFM space environmental test and launch vehicle environmental test which is successfully completed.

초 록

과학기술위성 2호는 국내에서 최초로 개발되는 소형위성발사체(KSLV-1)에 의하여 국내 발사장(나로 우주센터)에서 발사될 위성이다. 2002년 개발을 시작하여 엔지니어링모델(EM), 준비행모델(PFM), 비행모델(FM)을 개발 완료하였다. 위성의 기능을 점검하기 위해 종합적인 전기/전자 기능시험과 우주환경시험, 발사환경시험을 수행한다. 본 논문은 성공적으로 수행한 과학기술위성 2호 준비행모델의 우주환경시험과 발사환경시험에 대한 분석과 그 결과를 보고한다.

키워드 : 과학기술위성 2호(STSAT-2), 환경시험(environmental test)

1. 서 론

위성체가 발사체에 실려 운영 궤도에 진입하여 임무를 수행하는 동안의 환경조건을 지상에서는 두 가지의 환경시험(발사환경시험, 우주환경시험)으로 나누어 시험한다. 발사환경은 발사체의 이륙 직후부터 위성체가 정상 운영궤도를 진입하는 시점까지 볼 수 있으며, 이 과정에서 위성체는 짧은 기간 동안 극심한 진동과 소음환경

* 과학위성팀/slee@kari.re.kr
** 과학위성팀/jopark@kari.re.kr
*** 과학위성팀/esim@kari.re.kr
**** 위성미래기술실/srhee@kari.re.kr
***** SaTReC/jkseo@satrec.kaist.ac.kr
****** SaTReC/tsjang@satrec.kaist.ac.kr
******* SaTReC/shlee@satrec.kaist.ac.kr
******** GIST/shkim@gist.ac.kr

의 변화 및 충격을 겪게 된다. 지상의 발사환경 시험에서는 발사과정에서 주어지는 가속도의 변화가 위성체에 주는 영향인 정현파진동, 발사체 구조물을 통해 연성되어 부품에 전달되는 랜덤진동, 발사체 패드부분에서 발생하는 소음과 관련된 음향진동, 연료통의 분리, 페어링의 분리, 위성의 분리, 태양전지판 전개 등의 충격과 관련된 시험으로 나누어 수행한다.

우주환경은 위성체가 정상궤도에 진입한 후부터 수명을 다하는 시기까지이며, 일단 요구궤도에 진입하면 주어진 우주환경에서 위성체는 주어진 임무를 신뢰성있게 수행할 수 있도록 설계, 제작되어야 한다. 이 우주환경은 미세중력, 고진공, 태양복사, 극도의 온도차, 자기장 및 플라즈마공간의 특성을 가지고 있다.

이렇게 위성체 수준의 지상시험을 통해 위성체의 성능을 분석하고, 개발과 조립과정에서 잠재하거나 발생 할 수 있는 문제점을 발견하고 이를 해결해야 한다. 특히 과학기술위성 시리즈와 같은 시험 위성에 사용된 부품의 대부분은 우주급이 아닌 군용급이어서 신뢰성을 보장할 수는 없다. 이를 극복하기 위해 철저한 지상시험을 통해서 시스템을 검증하려 한다.

2. 본 론

2.1 열진공시험

열진공시험은 발사, 천이궤도, 운영궤도 등에서 위성체에 주어지는 극한온도와 진공상태에서 위성체 시스템이 주어진 요구조건을 만족시키는가를 확인하기 위한 목적이다. 또한 열적인 환경을 변화시키면서 각 부품 간의 하드웨어적인 연결부위, 즉 케이블, 커넥터, 조립부품 등에 열 응력을 가하여 작업 과정에서의 불완전한 부위 및 잠재 결함을 사전에 발견해 낸다. 열진공 시험은 임무단계에서 나타나는 몇 개의 실제 구성을 선택해서 수행하며, 내부의 발열경로를 확인하고 태양에너지에 대한 외부표면의 흡수, 복사성능도 확인하게 된다. 고온시험은 태양에너지를 흡수함과 동시에 내부의 많은 부품들이 사용되는 경우에 해당되며, 저온시험은 정상상태의 저온인 경우와 배터리의 방전/충전 능력을 평가하는 식의 경우 등 두 가지를 모사한다.

2.1.1 열진공시험 조건

수행된 열진공 시험의 조건은 [표 1]과 같다.

표 1. 열진공 시험 조건

Shroud Temperature Range	-140°C ~ +100°C
Shroud Temperature Change Rate	> 1.0°C/min
Number of Thermal Cycle	3회 (열평형 시험 포함)
Pressure	< 5.0×10^{-5} torr
Dwelling Time	Min. 6 hours

주요 부품의 온도는 [표 2]에 제시된 범위를 넘지 않도록 제어 되었다. 특히 배터리는 0°C 이상을 유지하기 위해 히터를 부착하여 시험하였다.

표 2. 주요 부품의 온도 제약 조건

Module	Cold Soak Temp.(°C)	Hot Soak Temp. (°C)
RF Box	-10	44
Battery	0	40
DHST	-42	43

2.1.2 열진공시험 절차

챔버를 진공으로 만들기 전후, 진공을 해제하기 전후에 기능시험을 수행하였으며, Hot Soak과 Cold Soak이 선언된 직후에도 기능시험을 수행하였다. 각 기능시험은 약 5~6시간 정도 소요되었으며, 이는 Dwelling에 소요된 시간과 비슷하다. 기능시험이 먼저 끝나더라도 Dwelling 시간은 최소 6시간으로 수행하였다. 그리고 고온에서 저온으로의 천이과정 중 온도가 약 0°C 되는 시점에서 각 전장의 제한된 기능시험을 수행하였다. 챔버 내부 기체가 원활하게 빠져나가 진공환경이 빠르게 만들어 지도록 첫 번째 사이클을 Cold Soak으로 선택하여 시험을 시작하였다. [그림 1]은 수행된 열진공 시험 주기를 나타낸다.

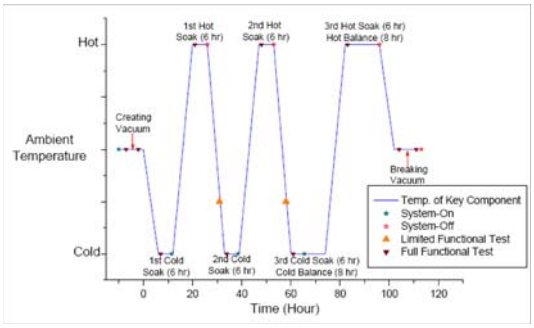

그림 1. 열진공 시험 주기

과학기술위성 2호의 준비행모델은 발사예비용이기 때문에 Mil-Standard No. 1540B에 따른 Acceptance-Level(Uncertainty Margin: 11℃)로 열진공시험을 수행하였으며 온도컨트롤의 마진은 3°C로 설정하였다. 배터리의 온도는 0°C 이상이 되도록 하기 위해 열제어 엔지니어가 온도를 모니터링 하면서 외부 전원 공급기를 ON/OFF 하는 방식으로 조절하였다. 이전 해석의 결과 배터리의 최대온도는 마진을 포함하여 29°C로 계획되어 있으나 이를 이용하여 열진공시험을 수행할 경우 위성의 전반적인 온도가 너무 낮게 되어 Hot Soak의 의미가 없다. 그래서 첫 번째 Hot Soak은 계획대로 진행하지만, 2, 3번째 Hot Soak은 배터리 온도 상한선을 +40°C로 시험규격을 변경하였다.

2.1.3 열진공시험 온도제어 결과

과학기술위성 2호 준비행모델의 열진공시험은 기본적으로 Chamber Shroud의 온도를 올리고 내리는 방법을 사용하여 우주 환경을 모사하였다. 하지만, 실제 궤도상의 위성에 가해지는 경계조건은 태양과 지구에서 가해지는 열유속 조건이기 때문에 현재의 시험방안으로는 궤도상의 열적 환경을 완벽하게 재현할 수 없다. 따라서 온도범위에 민감한 주요 부품을 정의하고 이들의 온도를 원하는 극한범위 내에 있는 경우에도 정상 동작 여부를 시험하였다. [그림 2]는 주요 전장 유닛의 시간에 따른 온도변화를 나타낸다. 시험결과 주요부품의 온도는 원하는 세팅값에서 2°C 이내로 컨트롤 되었음을 알 수 있다.

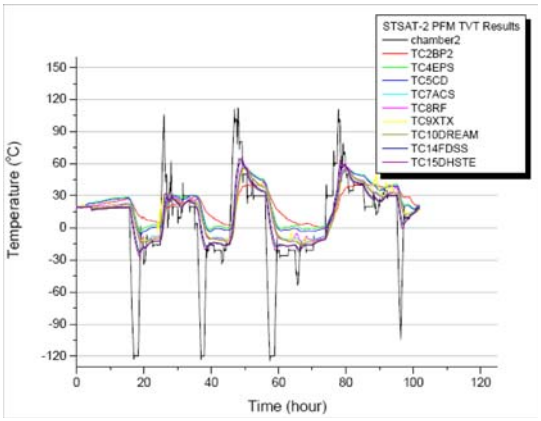

그림 2. 주요부품의 온도변화

2.1.4 열해석 모델과 해석결과의 비교

과학기술위성 2호 준비행모델의 열해석 모델 갱신을 위하여 열진공시험 마지막 사이클에 Cold Balance 및 Hot Balance 시험을 수행하였다. 열평형 시험에서는 위성의 초기운용에 사용되는 전장 유닛에만 전원을 공급하여 전체 소모전력을 측정하였으며, 전력버짓에 제시된 값의 전력을 각 유닛에 공급하였다.

[표 3]에 제시된 경계조건을 이용하여 수치해석을 수행하였으며 결과는 [표 4]에 나타내었다.

표 3. 열진공 시험의 경계조건

Unit	Cold Balance Test	Hot Balance Test
Chamber Wall	-10.6°C	39.9°C
Battery	2.0 W	
OBC & TCU	8.75 W	
EPS	10.75 W	
PDU	1.68 W	
RF	0.47 W	

표 4. Steady State 해석모델과 시험결과 비교

Unit	Cold Balance Test(°C)		Hot Balance Test(°C)	
	시험	모델	시험	모델
Chamber	-10.6	-10.6	39.9	39.9
Battery 1	-2.5	-3.0	45.0	45.9
Battery 2	0.5	-0.2	41.8	48.7
Battery 3	-3.0	-3.0	44.3	45.8
EPS	1.8	-0.5	49.6	48.3
CD	-0.1	-0.7	48.7	48.2
RWA	-7.4	-7.9	43.5	41.5
ACS	-6.9	-7.9	44.2	41.5
RF	-7.9	-7.2	43.9	42.1
XTX	-10.0	-8.0	43.0	41.4
DREAM	-9.8	-8.0	42.8	41.4
FASS	-6.4	-8.3	42.9	41.1
FDSS	-10.4	-8.5	41.1	41.0
DHST	-10.5	-8.8	40.4	40.7
LRA	-8.8	-8.4	41.6	41.0
X+ Panel	-7.1	-8.2	42.5	41.2
X- Panel	-8.7	-8.6	41.1	40.9
Z+ Panel	-6.6	-8.1	42.6	41.2
Z- Panel	-7.0	-8.3	42.7	41.1
Lower Platform	-2.0	-3.3	46.7	45.5
Middle Platform	-6.5	-7.9	44.5	41.5
Upper Platform	-9.4	-8.0	43.2	41.4
Sensor Platform	-10.2	-8.6	40.6	40.9

Cold Balance 시험의 경우 최대오차 2.3°C 내에서 시험과 해석모델이 일치함을 알 수 있다. 한편 Hot Balance 시험의 경우 대부분의 유닛에서 온도가 잘 일치하는 경향을 나타내지만 Battery Cell에서 큰 온도편차가 발생함을 알 수 있다. Hot Balance 시험에서는 요구되었던 Steady 상태의 요구조건 (<1°C/hr)을 만족시켰으나 Battery Pack과 Cell의 온도를 비교해 보면 완전히 Steady State에 도달하지 못함을 알 수 있다. 천이상태에서는 Battery Pack의 온도가 Battery Cell의 온도보다 높을 수는 있다. 하지만 Steady State에서는 Battery Cell이 외부의 온도에 관계없이 계속해서 열을 발생시키고 있으므로, Battery Cell의 온도가 Cover에 해당하는 Battery Pack의 온도보다 반드시 높아야 한다. 따라서 이번 열진공시험에서 수행했던 Hot Balance 시험의 결과는 완전히 정상상태를 이룬 상태의 온도값으로 보기 어려우며, 해석모델의 갱신을 위한 시험결과로 사용하는 데에 무리가 있다. 하지만, 경향성을 비교해본 결과 비교적 잘 일치하는 경향을 보인다.

궤도상에서 임무를 수행하고 있는 위성체의 온도분포는 경계조건(궤도, 자세, 내부발열량)에 크게 영향을 받는다. 한편, 위성체에 가해지는 열환경은 시간에 따라 계속해서 바뀌므로 위성체의 온도분포는 천이 열전달 해석을 통해 예측한다. 이러한 천이 열전달 문제를 해결하기 위해서는 각 유닛의 접촉열저항(전장박스와 플랫폼 등) 및 열용량(Heat Capacity, W/°C)에 대한 정보가 필요하다. 위성체가 열적으로 Steady 상태를 유지하는 경우 접촉열저항에 대한 정보를 얻을 수 있으나 열용량에 대한 정보는 얻을 수 없다. 각 유닛의 열용량은 내부에 사용된 전자부품, 광학계, PCB, Conformal Coating의 양 등에 따라 바뀌며 유닛마다 다른 값을 가진다. 따라서 각 유닛의 열용량은 실험을 통해 얻을 수 밖에 없다. 따라서, 열해석모델에서 각 전장유닛의 열용량을 추정하여 열진공 시험 데이터의 특정 천이구간 동안 온도분포와 열해석 모델의 결과가 일치하도록 해석모델을 보정하였다. [그림 3]은 천이상태 온도분포 프로파일을 나타내며 열진공시험을 시작하여 약 15.7 시간 후부터 2시간 30분 동안을 모델링 한 것을 보여준다.

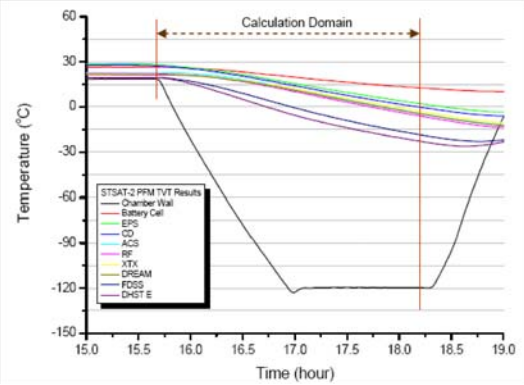

그림 3. 천이상태 온도분포 프로파일

천이 수치해석 모델에서 초기조건으로 위성체 내부는 모두 22°C로 균일하다고 가정하였으며, 외부온도(챔버온도)는 일정속도로 감소하다 일정한 값(-120°C)을 유지하는 것으로 모델링하였다. [표 5]는 시험결과와 모델해석 비교 결과를 나타내며 그 차이가 최대 1.3°C 이내인 것을 알 수 있다.

표 5. Transient Analysis 해석모델과 시험결과 비교

Unit	Transition (°C)		Temperature Difference (°C)
	시험	모델	
Battery 1	1.3	0.4	0.9
Battery 2	12.6	12.8	-0.2
EPS	2.0	1.1	0.9
CD	-0.4	0.7	-1.1
ACS	-4.6	-5.3	0.7
RF	-6.2	-5.6	-0.6
XTX	-3.1	-3.8	0.7
DREAM	-4.7	-3.9	-0.8
FDSS	-18.7	-17.4	-1.3
DHST	-23.0	-22.2	-0.8
LRA	-20.8	-20.4	-0.4
X+ Panel	-18.2	-18.4	0.2
Z+ Panel	-19.2	-18.5	-0.7
Middle Platform	-5.7	-6.6	0.9
Upper Platform	-4.3	-5.5	1.2

2.2 진동시험

발사체 환경시험은 발사체에 탑재된 위성체가 겪에 되는 극심한 진동, 충격, 음향환경에 대하여 위성체 및 위성체에 탑재된 전자유닛이 충분한 내구성과 안정성을 갖추었는지 평가하는 것을 목적으로 한다. 일반적인 위성체에 대한 발사체 환경시험은 조화진동시험, 랜덤진동시험, 음향시험 및 충격시험으로 구분된다.

과학기술위성 2호 준비행모델의 진동시험은 발사환경에서 발사체로부터 직접 위성체 하부구조를 통해 전달되는 외부 가진력에 대하여 각종 전자유닛의 신뢰성 검증을 위해 수행되었고, Acceptance Level으로 시험이 진행되었다.

2.1.1 진동시험 절차

과학기술위성 2호 준비행모델의 Acceptance Level 진동시험은 위성축 방향별로 정의된 정현파 진동시험(Sine vibration test), 랜덤 진동시험(Random vibration test) 및 저수준 랜덤 진동시험(Low-level random survey) 규격에 따라 수행하였다. 정현파 및 랜덤 진동시험 전/후에 저수준 랜덤 진동시험을 수행함으로써, 위성체의 구조적 변화로 인한 고유진동수 변화여부를 조사하였다. [그림 4]는 진동시험의 순서를 나타낸다. 위성의 수평방향 진동시험을 수행한 후 수직방향 진동시험을 수행하는 순서로 정의되었다. 각 축에 대한 각각의 진동시험 직후, 위성체에 부착된 태양전지판, 센서 플렛폼에 부착된 광학 모듈, LRA 및 전자유닛에 대한 육안검사를 통하여 진동에 의한 광학부품의 파손 혹은 모듈 체결 파손을 자세히 점검하였다.

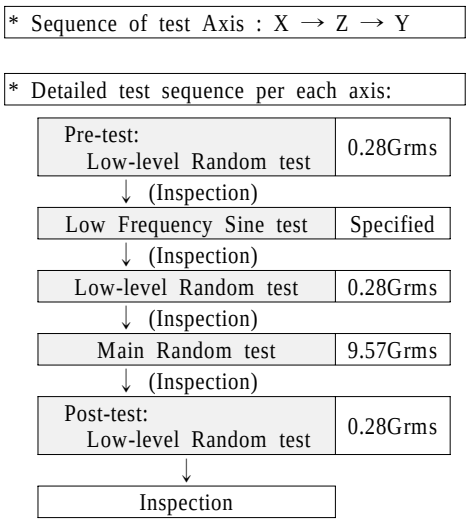

그림 4. 진동시험 순서

구조체 및 전장 모듈의 가속도를 측정하기 위해 구조체 및 전장모듈에 가속도계를 부착시키고, 진동 제어용 가속도계를 별도로 Slip table 또는 Fixture에 부착시킨다. 진동 제어용 가속도계 중 하나는 Slip table의 중앙에 부착되어 수평방향 가진(X, Z 방향) 제어에 사용되며, 나머지 진동제어용 가속도계는 Fixture 상면에 90° 등간격으로 배치되어 부착되며, 수직방향 가진 제어에 사용된다.

2.1.2 진동시험 규격

저수준 랜덤진동시험은 정현파 진동시험 및 랜덤시험의 전/후에 위성체 기저-가진(base-driven) 입력신호를 랜덤으로 적용하여, 진동시험 전/후의 고유진동수 변화를 비교함으로써 정현파 및 랜덤시험에 의한 과학기술위성 2호 준비행모델 구조체에 물리적 변화가 있는지를 분석하고 랜덤진동에 의한 위성체의 고유진동수를 구하기 위해 수행한다. 1분 동안 10~400Hz의 저수준 랜덤신호를 가진하며, 시험에 적용된 규격은 [표 6]에 나타난다. 저수준 랜덤 진동시험 규격을 적용함에 있어서, 진동제어에 적용된 Alarm Level은 ±3dB, Abort level은 ±6dB이다.

표 6. 저수준 랜덤 진동시험 규격

Frequency	10 ~ 400 Hz
Power Spectral Density	0.0002 g2/Hz
Overall RMS value	0.28 grms
Duration	1 min
Loading Directions	X, Y, Z
Tolerance	PSD: ±3dB, RMS: ±10%

정현파 진동시험 규격은 발사체의 이륙경로, 불완전 연소에 의한 주기적인 진동, 구조물과 추진시스템 연소 등이 공진되는 경우 및 지상의 위성체 운반과정에서 나타날 수 있는 환경을 모사한다. 수직방향 진동조건과 수평방향 진동조건이 구분되어 [표 7]에 정의 되었으며, 진동제어에 적용된 Alarm Level은 ±3dB, Abort level은 ±6dB이다.

표 7. 정현파 진동시험 규격

Test Direction	Frequency	Acceptance Level	Qualification Level
		Sweep rate: 4oct/min	Sweep rate: 2oct/min
Axial (Y)	5~13Hz	4.40mm (0-peak)	5.50mm (0-peak)
	13~100Hz	3.0g	3.75g
Lateral (X, Z)	5~13Hz	2.90mm (0-peak)	3.63mm (0-peak)
	13~100Hz	2.0g	2.5g
Tolerance		Amplitude: ±3dB	

랜덤 진동시험은 위성의 고주파 진동과 소음에 대한 신뢰성 검증을 위한 시험이며, 발사과정에서 위성체에 유도된 진동환경에서 각 부품이 기계적/전기적으로 성능이 저하되지 않고 유지할 수 있는지를 확인하기 위한 목적을 지닌다. 랜덤 진동시험 규격은 [표 8]에 표시되었으며, 진동제어에 적용된 Alarm Level은 ±3dB, Abort level은 ±6dB이다.

표 8. 렌덤 진동시험 규격

Frequency	Power Spectral Density(g2/Hz)	
	Acceptance Level	Qualification Level
20 Hz	0.007	0.014
70 Hz	0.08	0.16
500 Hz	0.08	0.16
2000 Hz	0.02	0.04
Overall RMS	9.57 grms	13.54 grms
Test Duration	1 min	2 min
Tolerance	PSD: ±3dB	
	RMS: ±10%	
Loading Direction	X, Y, Z	

2.1.3 진동시험 결과

실제 비행모델 태양전지판을 장착한 과학기술위성 2호 준비행모델을 진동가진기에 장착하고, 위성체에 부착된 43개의 가속도계에 대한 신호분석을 통해 가속도계의 상태를 점검하였다. 가속도계의 상태가 모두 양호함을 판단하고, 이후 시험순서에 따라 진동시험을 진행하였다.

2.1.3.1 진동시험 결과

[표 9]는 위성체 구조물의 X방향 고유진동수를 나타내며 위성체 기저에서 가진되는 가속도에 대한 위성체의 X방향 진동의 응답을 중요시하여 고려한 결과이다. 위성체 시스템 관점에서는 수평방향 첫 번째 고유진동수의 값에 대한 요구조건을 만족하는지를 우선적으로 파악하는 것이 제일 중요하다. 수평방향 위성체의 고유진동수 요구조건은 15Hz 이상이며, Sine Vibration 및 Main Random Vibration 상태에서 얻은 X방향 첫 번째 고유 진동수 값 모두 위성체 강성에 대한 요구조건을 충분히 만족하고 있음을 알 수 있다.

표 9. 위성체 구조물의 X방향 진동수

Vibration Test in X direction	1st Natural Frequency(Hz)
Pre-test: low level random	46.5
Sine test	40.6
Low level random	45.5
Main random test	42.5
Post-test: low level random	45.5

[표 10]은 위성체 구조물의 Z방향 고유진동수를 나타내며, 수평방향 위성체의 고유진동수 요구조건은 15Hz 이상이다. Sine Vibration 및 Main Random Vibration 상태에서 얻은 Z방향 첫 번째 고유진동수 값 모두 위성체 강성에 대한 요구조건(>15Hz)을 충분히 만족하고 있음을 알 수 있다. Z방향 진동시험 전후에 전장모듈의 파손이나 구조적 결함 징후는 전혀 없었다.

표 10. 위성체 구조물의 Z방향 진동수

Vibration Test in Z direction	1st Natural Frequency(Hz)
Pre-test: low level random	44.0
Sine test	38.0
Low level random	43.0
Main random test	40.0
Post-test: low level random	43.0

[표 11]은 위성체 구조물의 Y방향 고유진동수를 나타내며, 위성체 기저에서 가진되는 가속도에 대한 위성체 Y방향 진동의 응답을 고려한 결과이다. 1차 고유진동수 변화 추이를 근거로 진동시험 전후의 구조물의 강성저하는 없다고 판단되며, 수직방향 강성 요구조건(1st Natural Frequency > 40Hz)에 대하여 충분한 여유를 가지고 만족함을 알 수 있다. 진동시험 전후의 구조체 및 전장모듈의 파손과 같은 이상은 전혀 없었다.

표 11. 위성체 구조물의 Y방향 진동수

Vibration Test in Y direction	1st Natural Frequency(Hz)
Pre-test: low level random	118.5
Sine test	-
Low level random	118.0
Main random test	112.5
Post-test: low level random	118.5

과학기술위성 2호 구조체 개발모델에 따른 진동시험 결과를 비교하여 [표 12], [표 13], [표 14]에 정리하였다. 열구조모델에서부터 준비행모델까지 개발하면서 구조강성은 향상되었음을 알 수 있으며, 극심한 진동하중을 겪으면서 발생하는 강성저하도 크게 개선되었음을 알 수 있다.

표 12. 열구조모델의 진동수

Vibration Test	1st Natural Frequency (Hz)		
	Y	X	Z
Pre-test: Low level random	112.5	37.5	38.5
Sine test	96.7	28.0	28.3
Low level random	109.0	34.5	36.0
Main random test	82.5	25.0	27.5
Post-test: Low level random	101.0	34.0	36.0
Requirement	> 40	> 15	> 15

표 13. 열구조모델+엔지니어링모델2의 진동수

Vibration Test	1st Natural Frequency (Hz)		
	Y	X	Z
Pre-test: Low level random	113.5	40.5	37.5
Sine test	-	36.5	33.5
Low level random	113.5	38.5	35.5
Main random test	105.0	37.5	35.0
Post-test: Low level random	112.5	37.5	35.0
Requirement	> 40	> 15	> 15

표 14. 준비행모델의 진동수

Vibration Test	1st Natural Frequency (Hz)		
	Y	X	Z
Pre-test: Low level random	118.5	46.5	44.0
Sine test	-	40.6	38.0
Low level random	118.0	45.5	43.0
Main random test	112.5	42.5	40.0
Post-test: Low level random	118.5	45.5	43.0
Requirement	> 40	> 15	> 15

3. 결 론

열진공시험에서는 수치해석 결과와 전장유닛의 작동허용 온도를 고려하여 Acceptance Level을 시험기준으로 선택하였다. 총 3회의 반복 사이클을 수행하였으며, Dwelling 시간은 6시간으로 정하였으며, 마지막 세 번째 사이클에서는 두 번의 열평형 시험을 수행하였다. 온도측정을 위해 총 34개의 열전대를 부착하였다. 과학기술위성 2호 준비행모델 열진공시험의 결과를 이용하여 열해석 모델을 갱신하였다. 그 결과 Steady State에서 최대 2.3°C, Transient State에서 최대 1.3°C의 오차를 보이며 시험의 결과와 잘 일치하는 해석모델을 개발할 수 있었다.

진동시험에서는 발사체에서 요구하는 강성 요구조건을 과학기술위성 2호 준비행모델 구조체가 만족하였음을 알 수 있다. 전체 위성체 구조를 Y축 상에서 바라볼 때, 위성체 구조체의 형상은 I_{xx} 값이 I_{zz} 값보다 큰 구조로 되어 있어서, X방향의 고유진동수가 낮을 것으로 예상하기 쉬우나, 시험결과는 Z방향 고유진동수가 더 낮게 보고되었다. 이러한 원인으로서는 각 Platform을 연결하는 Supporting Rail이 X방향 진동에 강인하도록 영향을 줌으로써, 결과적으로 X방향 고유진동수가 Z방향 고유진동수보다 약간 더 큰 값을 나타내는 것으로 판단된다. 위성 구조체 관점에서는 발사체에서 요구하는 강성 요구조건을 만족하

였으나, 혹독한 진동환경에서 매우 작은 값의 구조체의 강성저하가 존재하는 것이 관찰되었다. 이는 진동환경 중 수많은 체결점에서 초기 체결 토오크가 미소량 변화하여 전체적인 강성의 변화를 유발한 것이 주원인이라고 판단된다.