

[첨부 3] 차세대 소형위성 환경시험 요구조건(안)

차세대 소형위성 Component 환경시험 요구조건(안)

2014년 3월

KAIST 인공위성연구센터

목 차

1 개요	3
1.1 환경시험 업무범위.....	3
1.2 환경시험 내용	3
2 참고문헌	4
2.1 NEXTSat 규격문서	4
2.2 기타 개발참고 문서.....	4
3 환경시험 요구사항.....	5
3.1 우주 및 발사환경 설계	5
3.1.1 온도범위	5
3.1.2 Random Vibrations and Shock 요구사항	6
3.1.2.1 Random Vibration	6
3.1.2.4 Shock	9
3.1.3 Orbital Radiation Dose Levels	10
3.1.4 Non-destructive SEE (SEU, MBU, SES, SEFI).....	10
3.1.5 Destructive SEE (SEL, SEB, SEGR).....	10
3.1.6 Micrometeoroids and Debris	13
3.2 환경시험 조건	14
3.2.1 Ambient Environment.....	14
3.2.2 Test Condition Tolerances	15
3.2.3 Functional Test	17
3.2.4 시험결과 합격 및 불합격.....	17
3.2.5 Test Data Package.....	17
4 환경시험 항목.....	18
4.1 Thermal Vacuum	19

1 개요

본 문서는 차세대 소형위성의 본체 및 탑재체 각 component에 대한 환경시험 요구사항에 대하여 기술하였으며, 추후 발사체 선정, 운용궤도 및 세부설계가 진행됨에 따라 일부 내용이 변경될 수 있다.

1.1 환경시험 업무범위

아래의 표는 러시아 Dnepr 발사체의 경우에 대한 발사체 요구사항을 보여주고 있으며, 추후 발사체가 선정되면 관련 세부 요구사항이 바뀔 수 있다.

Table 1-1 발사체 요구사항 [TBD]

Item	Launch Vehicle
Quasi-Static Loads in LV Axis: . Axial . Lateral	$\pm 10.8 \text{ g}$ $\pm 3.4 \text{ g}$
Random Vibration	5.2 Grms
Shock, Maximum	3,000 g
Payload Frequency . Lateral, Min. . Longitudinal, Min.	10 Hz 20 Hz

1.2 환경시험 내용

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체의 환경시험은 EQM과 FM으로 구분하여 수행하며, 세부적인 요구사항은 다음 각 절에서 기술한다.

2 참고문헌

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체 각 component에 대한 환경시험 수행 참고문헌은 다음과 같으며, 추후 개발과정에서 설계를 통하여 발행 할 예정이다.

2.1 NEXTSat 규격문서

Document No.	Title
NS1-SP-000-000	NEXTSat Spacecraft Bus Specification
NS1-SP-000-000	NEXTSat Payload Specification

2.2 기타 개발참고 문서

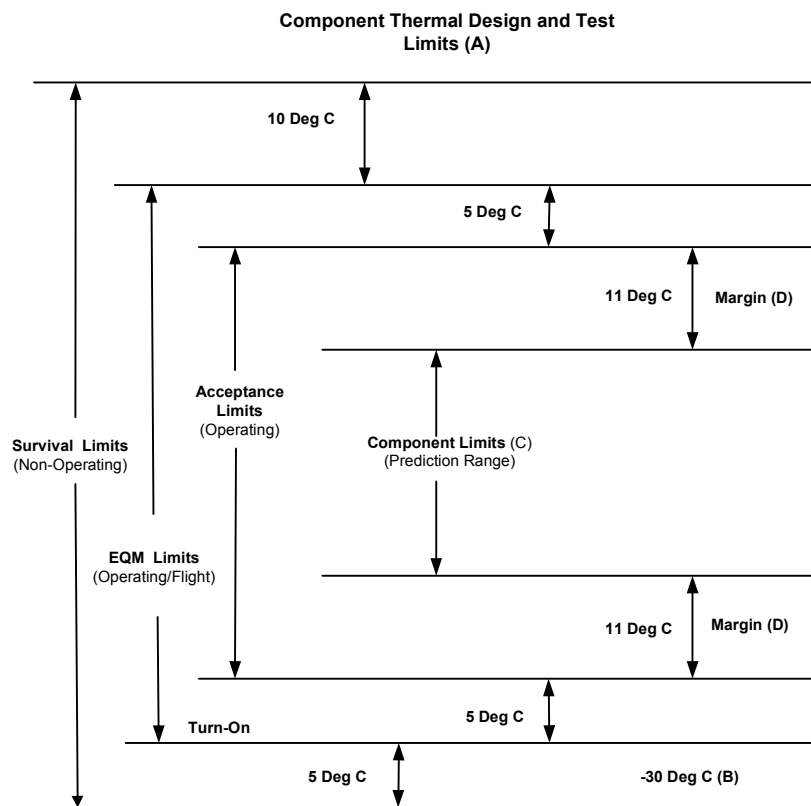
Document No.	Title
MIL-STD-1540B	Test Requirements for Space Vehicles
MIL-STD-1540C	Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles
GEVS-SE Rev A	General Environmental Verification Specification
PSS-01-801	Test Requirements Specification for Space Equipment

3 환경시험 요구사항

3.1 우주 및 발사환경 설계

3.1.1 온도범위

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체 각 Component 에 대한 최저 및 최고 온도범위는 아래의 그림과 같으며, 추후 궤도환경 분석에 따라 일부 내용이 변경될 수 있다.



Notes :

(A) Limits apply to all units except for propulsion equipment and payload equipment

(B) Lower survival limit is 5 degrees C below EQM level or -30 degree C, whichever is lower

(C) Limits for components with their own cooling design, i.e., isolated from the spacecraft

(D) Margins for the battery units is ± 5 degrees C in lieu of ± 11 degrees C

Figure 3-1 Component에 대한 열 설계 및 시험 기준 레벨

3.1.2 Random Vibrations and Shock 요구사항

3.1.2.1 Random Vibration

아래의 표는 차세대 소형위성의 본체 및 탑재체를 포함한 각 component에 대한 random vibration 시험 요구사항을 제시한다.

Table 3-1 Random vibration level for satellite equipment [TBD]

Frequency (Hz)	Acceleration PSD (g^2/Hz)
20	0.013
50	0.08
800	0.08
2000	0.013
Overall	10 g rms

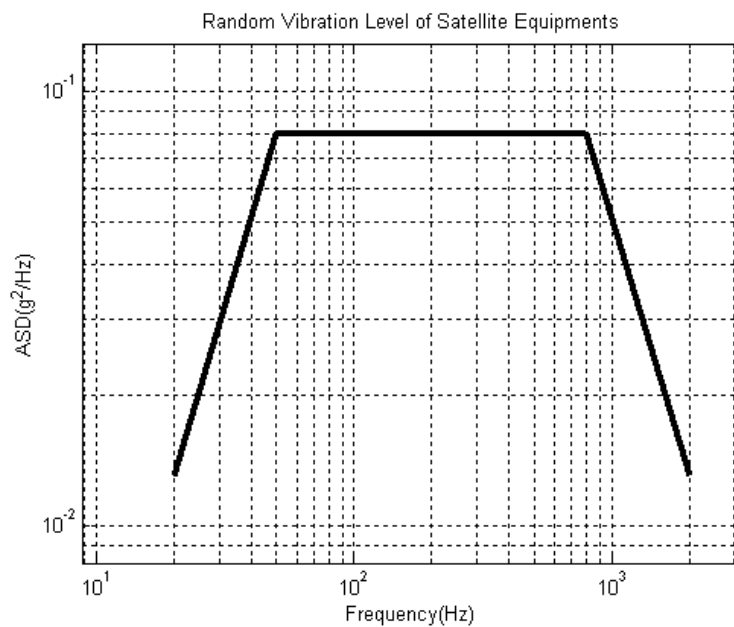


Figure 3-2 satellite components 에 대한 Random vibration level

차세대 소형위성의 위성 본체 및 탑재체 각 component에 대한 Random vibration design margin 및 test range requirements는 아래의 표와 같다.

Table 3-2 Component random vibration design and test requirements [TBD]

Component Status	Design Margin	Test Range
Payload/Spacecraft		
Existing Design	3 dB min. above limit levels	Limit levels
Modified Design	3 dB min. above limit levels	3 dB above limit levels
New Design	6 dB min. above limit levels	3 dB above limit levels

3.1.3.3 Sine Vibration

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체에 대한 sine environment의 limit level은 아래 표와 같다.

Table 3-6. Sine vibration level for satellite equipment [TBD]

Axis	Frequency (Hz)	Acceleration (g)	Sweep Rate
		Acceptance Level	
Y (Axial)	5 - 13	4.56 mm (0-peak)	4 oct/min
	60 - 80	6	
	100	3	
X, Z (Lateral)	5 - 20	3.72mm (0-peak)	
	20 - 50	6	
	50 - 100	4	

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체의 sine vibration design margin과 test range requirements은 아래의 표와 같다.

Table 3-7. Component sine vibration design and test requirements [TBD]

Component Status	Design Margin	Test Range
Payload/Spacecraft		
Existing Design	3 dB min. above limit levels	Limit levels
Modified Design	3 dB min. above limit levels	3 dB above limit levels
New Design	6 dB min. above limit levels	3 dB above limit levels

3.1.2.4 Shock

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체의 shock test level은 아래의 표와 같다.

Table 3-8 Shock response spectrum (Q = 10) [TBD]

Description	Frequency (Hz)	Acceleration (g's)
Satellite Components	100	20
	1500	2000
	10000	2000

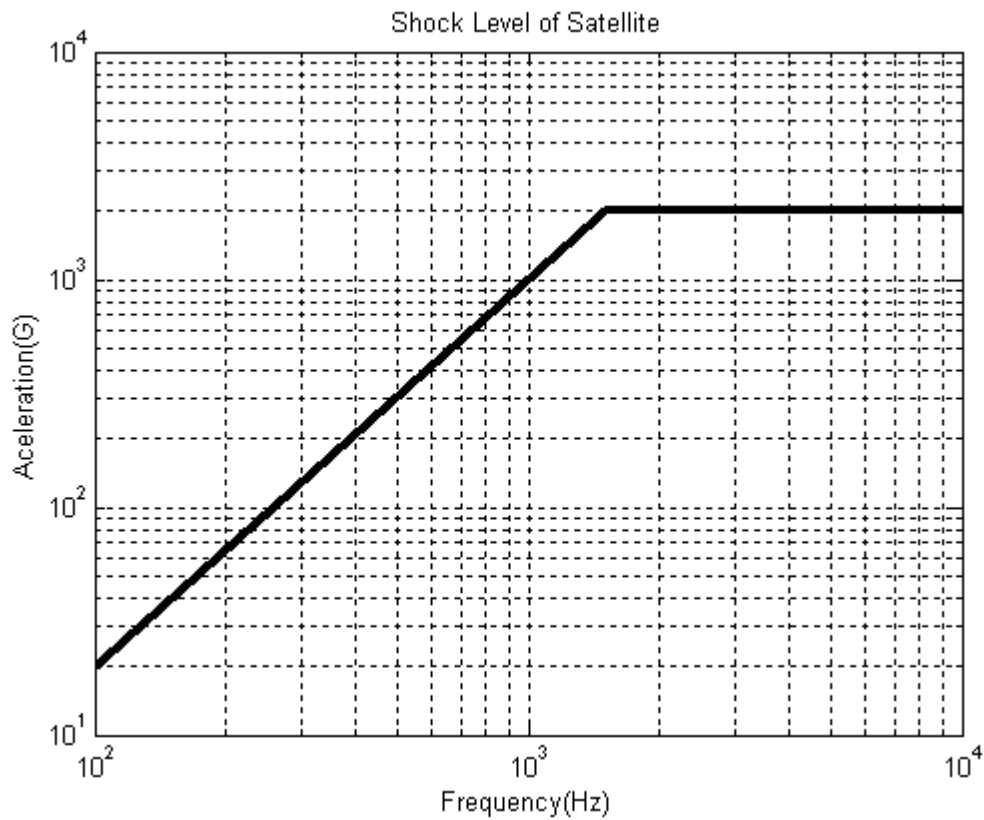


Figure 3-4 Satellite components의 Shock response spectrum

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체의 shock design margin requirements은 아래의 표와 같다.

Table 3-9 Component shock design margins [TBD]

Component Status	Design Margin
Payload/Spacecraft	
Existing Design	Limit levels
Modified Design	3 dB minimum above limit levels
New Design	6 dB minimum above limit levels

3.1.3 Orbital Radiation Dose Levels

발사체의 선정과 임무궤도가 확정되지 않았으나, 저궤도 태양동기궤도와 임무수명을 고려하여 차세대 소형위성 본체 및 탑재체 components는 누적방사선량의 크기 20 krad(Si) [TBD]를 고려하여 설계하여야 한다.

3.1.4 Non-destructive SEE (SEU, MBU, SES, SEFI)

발사 후 우주환경을 고려하여 추가적인 우주환경 시험을 요구할 수 있다. SEU, MBU, SES, SEFI 등 시험은 추후 개발 과정에서 협의를 통하여 반영 할 수 있다.

3.1.5 Destructive SEE (SEL, SEB, SEGR)

발사 후 우주환경을 고려하여 추가적인 우주환경 시험을 요구할 수 있다. SEL, SEB, SEGR 등 시험은 추후 개발 과정에서 협의를 통하여 반영 할 수 있다.

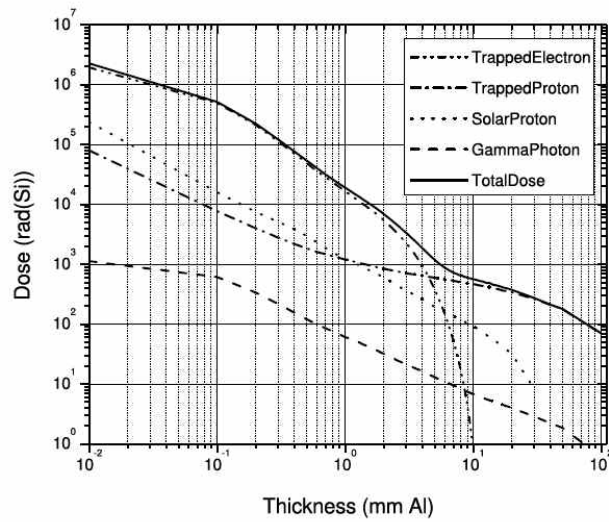


Figure 3-5 알루미늄 두께에 따른 dose 량 (2 years)

Table 3-10 Radiation dose levels during mission life time (2 years)

Shielding Thickness [mm Al]	Trapped Electron [rad(Si)]	Trapped Proton [rad(Si)]	Solar Proton [rad(Si)]	Gamma Photon [rad(Si)]	Total Dose [rad(Si)]
1.00E-02	1.96E+06	8.01E+04	2.38E+05	1.14E+03	2.27E+06
1.00E-01	4.92E+05	7.75E+03	1.60E+04	6.14E+02	5.17E+05
1.00E+00	1.66E+04	1.20E+03	1.23E+03	6.10E+01	1.91E+04
2.00E+00	5.48E+03	8.47E+02	6.03E+02	3.20E+01	6.97E+03
3.00E+00	2.25E+03	7.16E+02	3.67E+02	2.15E+01	3.35E+03
4.00E+00	9.54E+02	6.45E+02	2.60E+02	1.65E+01	1.88E+03
5.00E+00	3.85E+02	6.00E+02	1.96E+02	1.31E+01	1.20E+03
6.00E+00	1.47E+02	5.62E+02	1.60E+02	1.10E+01	8.81E+02
7.00E+00	5.26E+01	5.33E+02	1.36E+02	9.49E+00	7.30E+02
8.00E+00	1.68E+01	5.13E+02	1.20E+02	8.32E+00	6.58E+02
9.00E+00	4.46E+00	4.81E+02	1.04E+02	7.49E+00	5.97E+02
1.00E+01	8.36E-01	4.67E+02	9.14E+01	6.84E+00	5.66E+02
2.00E+01	0.00E+00	3.39E+02	3.23E+01	3.99E+00	3.75E+02
3.00E+01	0.00E+00	2.63E+02	8.31E+00	2.89E+00	2.74E+02
4.00E+01	0.00E+00	2.11E+02	0.00E+00	2.22E+00	2.13E+02
5.00E+01	0.00E+00	1.77E+02	0.00E+00	1.85E+00	1.79E+02
1.00E+02	0.00E+00	6.97E+01	0.00E+00	6.05E-01	7.03E+01

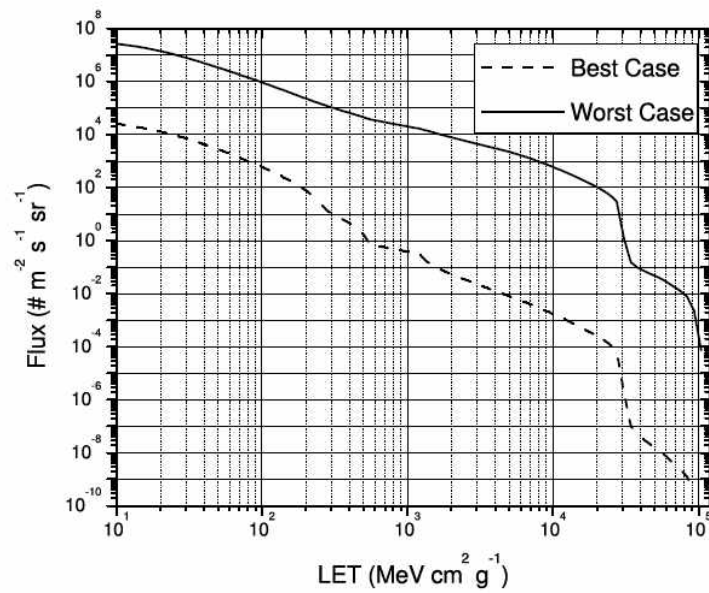


Figure 3-6 Charged particle flux under 2 mm aluminum shielding

Table 3-11 Integral flux vs. LET under 2 mm aluminum shielding

LET (MeV.cm ² /g)	Integral Flux (#.m ⁻² .s ⁻¹ .sr ⁻¹)		LET (MeV.cm ² /g)	Integral Flux (#.m ⁻² .s ⁻¹ .sr ⁻¹)	
	Worst Case	Best Case		Worst Case	Best Case
1.011E+01	2.61E+07	2.55E+04	7.055E+02	2.89E+04	5.50E-01
2.003E+01	1.40E+07	1.29E+04	1.004E+03	2.01E+04	3.80E-01
3.012E+01	7.90E+06	7.17E+03	2.011E+03	7.83E+03	5.38E-02
4.012E+01	4.94E+06	4.30E+03	3.024E+03	4.43E+03	2.24E-02
5.002E+01	3.36E+06	2.78E+03	4.029E+03	3.02E+03	1.25E-02
6.034E+01	2.42E+06	1.89E+03	5.023E+03	2.21E+03	8.05E-03
7.041E+01	1.80E+06	1.33E+03	7.070E+03	1.23E+03	3.89E-03
8.037E+01	1.41E+06	9.87E+02	1.006E+04	5.90E+02	1.68E-03
9.073E+01	1.12E+06	7.46E+02	2.015E+04	1.03E+02	2.51E-04
1.002E+02	9.23E+05	5.88E+02	3.031E+04	1.73E+00	2.66E-06
2.007E+02	2.28E+05	7.77E+01	4.037E+04	8.15E-02	3.72E-08
3.018E+02	1.06E+05	1.07E+01	5.033E+04	4.67E-02	1.55E-08
4.020E+02	6.48E+04	4.44E+00	7.006E+04	1.62E-02	3.24E-09
5.013E+02	4.48E+04	1.67E+00	1.008E+05	2.04E-04	0.00E+00

3.1.6 Micrometeoroids and Debris

우주환경에 노출되는 각 component는 아래의 debris 등을 고려하여 설계하여야 한다.

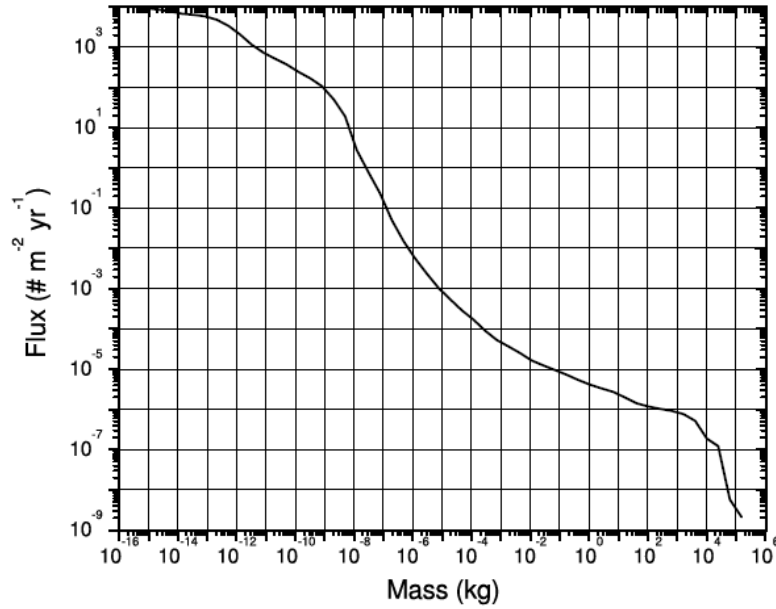
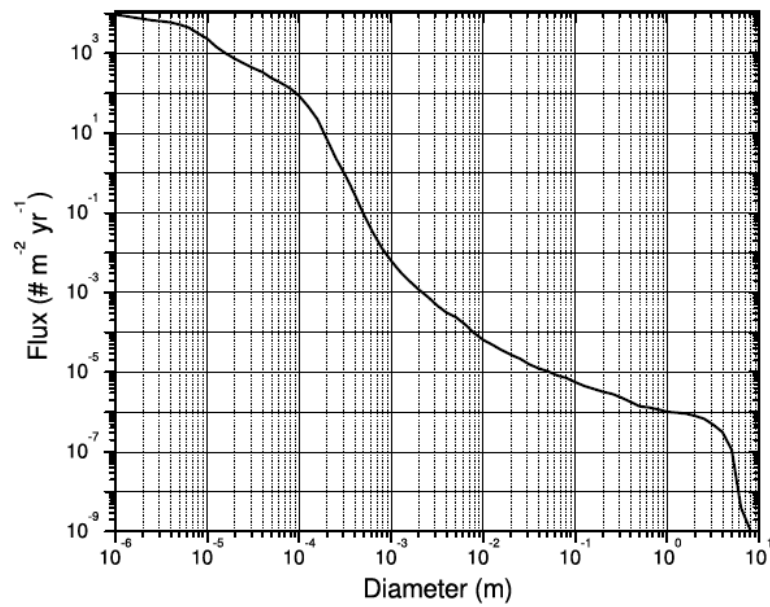


Figure 3-7 Debris mass integral flux



spectrum

Figure 3-8 Debris size integral flux spectrum

Table 3-12 Debris mass flux spectrum

Debris Mass (kg)	Integral Flux (#/m ² /yr)	Debris Mass (kg)	Integral Flux (#/m ² /yr)
8.90E-16	9.29E+03	1.88E-05	5.43E-04
5.54E-15	7.81E+03	1.17E-04	1.70E-04
1.38E-14	6.82E+03	1.81E-03	3.67E-05
2.15E-13	4.84E+03	1.13E-02	1.65E-05
1.34E-12	2.07E+03	1.75E-01	7.24E-06
2.08E-11	5.12E+02	1.09E+00	4.14E-06
1.29E-10	2.42E+02	1.70E+01	1.98E-06
2.01E-09	5.06E+01	1.06E+02	1.18E-06
1.25E-08	2.77E+00	1.64E+03	7.69E-07
1.94E-07	5.08E-02	1.02E+04	1.89E-07
1.21E-06	5.58E-03	3.95E+05	0.00E+00

Table 3-13 Debris size flux spectrum

Debris Diameter (m)	Integral Flux (#/m ² /yr)	Debris Diameter (m)	Integral Flux (#/m ² /yr)
1.00E-06	9.51E+03	1.00E-02	6.41E-05
5.01E-06	5.28E+03	5.01E-02	1.07E-05
2.00E-05	7.34E+02	1.00E-01	5.63E-06
5.01E-05	2.39E+02	5.01E-01	1.39E-06
1.00E-04	8.64E+01	1.00E+00	1.03E-06
5.01E-04	9.25E-02	5.01E+00	1.14E-07
1.00E-03	6.19E-03	6.31E+00	4.01E-09
5.01E-03	2.41E-04	7.94E+00	1.14E-09

3.2 환경시험 조건

3.2.1 Ambient Environment

차세대 소형위성의 본체 및 탑재체 각 component의 환경시험은 아래의 온도 및 습도조건에서 시험을 수행한다.

- Temperature: (16 to 32)°C
- Relative Humidity: (20 to 70)%

3.2.2 Test Condition Tolerances

기타 환경시험 조건에서 언급되지 않은 시험은 아래의 오차범위를 반영하여 수행하도록 한다.

Antenna Pattern Determination	± 2 dB
Electromagnetic Compatibility	
Voltage Magnitude:	± 5 % of the peak value
Current Magnitude:	± 5 % of the peak value
RF Amplitudes:	± 2 dB
Frequency:	± 2 %
Distance	± 5 % of specified distance, or ± 5 cm, whichever is greater
Humidity	± 5 % RH
Loads	
Steady-State (acceleration):	± 5%
Magnetic Properties	
Mapping Distance Measurement:	± 1 cm
Displacement of assembly center of gravity (c.g.) from rotation axis:	± 5 cm
Vertical displacement of single probe centerline from c.g. of assembly:	± 5 cm
Mapping turntable angular displacement:	± 3 degrees
Magnetic Field Strength:	± 1 nT

Repeatability of magnetic measurements (short term):	$\pm 5 \%$ or $\pm 2 \text{ nT}$, whichever is greater
Demagnetizing and Magnetizing Field Level:	$\pm 5 \%$ of nominal
Mass Properties	
Weight:	$\pm 0.2 \%$
Center of Gravity:	$\pm 0.15 \text{ cm}$ ($\pm 0.06 \text{ in.}$)
Moments of Inertia:	$\pm 1.5 \%$
Mechanical Shock	
Response Spectrum:	+ 100 %, - 50 %
Time History:	$\pm 10 \%$
Pressure	
Greater than $1.3 \times 10^4 \text{ Pa}$ (Greater than 100 mm Hg):	$\pm 5 \%$
1.3×10^4 to $1.3 \times 10^2 \text{ Pa}$ (100 mm Hg to 1 mm Hg):	$\pm 10 \%$
1.3×10^2 to $1.3 \times 10^1 \text{ Pa}$ (1 mm Hg to 1 micron):	$\pm 25 \%$
Less than $1.3 \times 10^1 \text{ Pa}$ (less than 1 micron):	$\pm 80 \%$
Temperature	$\pm 2.0^\circ\text{C}$
Temperature Stabilization	The component is within 2°C of the specified temperature extreme and the rate of change of temperature is less than 1°C per hour.
Vibration	
Sinusoidal: Amplitude	$\pm 10 \%$
Frequency	$\pm 2 \%$

Random: RMS level	$\pm 10 \%$
Accel. Spectral Density	$\pm 3 \text{ dB}$

3.2.3 Functional Test

각 component는 환경시험 결과를 비교하기 위하여 시험 전·후 결과를 제출하여 상태를 확인할 수 있도록 하여야 한다.

3.2.4 시험결과 합격 및 불합격

각 component는 요구사항 및 규격서에 언급된 각 사항을 만족할 경우 시험 합격으로 간주하며, 단 1개의 요구사항이라도 만족하지 못할 경우 설계변경 등을 통한 재시험을 수행하여 요구사항을 만족하도록 하여야 한다.

3.2.5 Test Data Package

각 component는 매 단계 개발 후 아래의 package를 작성 및 준비하여 제출하여야 한다.

- Test article part number
- Retest requirements document
- Q.A. acceptance tag
- Events log
- Operating time record
- All test procedures including diagrams of the test setups identifying axes and diagrams of thermal and thermal vacuum setup.
- Test data
- Summary test report and conclusions
- All discrepancy documents.

4 환경시험 항목

각 component에 대한 환경시험 항목은 아래 표와 같다.

Table 4-1 Component environmental test requirements for payload and bus equipment [TBD]

Test	Qualification Tests(EQM)	Acceptance Tests(FM)
Test Article:		
Preconditioning	Optional	Optional
Random Vibration	Required	Required
Sine Vibration	Optional	Optional
Shock	Required	Optional
Thermal Cycling (T/C)	Optional	Optional
Thermal Vacuum (T/V)	Required	Required

Table 4-2 Summary of thermal test requirements [TBD]

Condition	Qualification(EQM)*	Acceptance(FM)*
Thermal Vacuum (T/V)		
Temperature	Table 3-1	Table 3-1
Pressure, Torr	$\sim 10^{-5}$	$\sim 10^{-5}$
Number of cycles	2.5	2.5
Dwell	Figure 4-1	Figure 4-1
Thermal Cycling (T/C)		
Temperature	Table 3-1	Table 3-1
Pressure, Torr	Ambient	Ambient
Number of cycles	6	4
Dwell	Figure 4-1	Figure 4-1

* Refer to section 3.1.2 for the definition

아래의 표는 구조체의 시험요구 사항에 대한 시험 레벨을 보여준다.

Table 4-3 Structural mechanical requirements [TBD]

Test	Qualification (EQM)	Acceptance (FM)
Random Vibration		
Test Level	Limit Level + 3 dB	Limit Level
Duration	1 Minute/Axis	1 Minute/Axis
Mechanical Shock		
Test Level	Limit Level + 3 dB	Limit Level

4.1 Thermal Vacuum

Thermal vacuum (T/V) test의 온도 프로파일은 아래의 그림과 같으며, components 레벨에서는 최소 시험 주기는 아래의 그림 같이 최소 2 주기 시험을 수행한다.

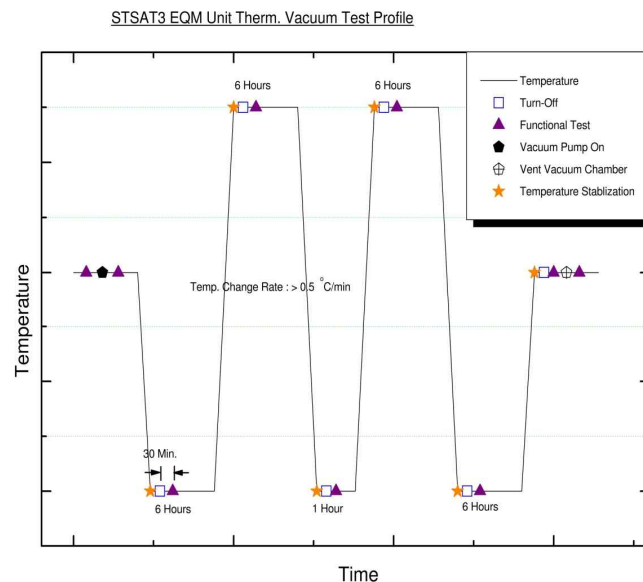


Figure 4-1 Timeline for thermal cycle profile [TBD]

추후 발사체 선정, 임무궤도 분석 및 세부설계 진행에 따라
상기 기술된 각 절의 요구사항은 변경이 될 수 있다.