

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(2), 114-123(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.2.114

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

큐브위성 LINK 비행모델 개발 및 설계 검증

김종범*, 정유연, 임이랑, 방효충, 미카엘 마린

Development and Verification for Flight Model of CubeSat LINK

Jongbum Kim*, Youeyun Jung, Yeerang Lim, Hyochoong Bang and Mikaël Marin

Dep. of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology(KAIST)

ABSTRACT

Little Intelligent Nanosatellite of KAIST(LINK) is a 2U-size CubeSat which is developed by Aerospace Systems & Control Lab.(ASCL) of KAIST as a part of the international cooperation project QB50. The objective of the QB50 project is to carry out atmospheric research within the lower thermosphere and ionosphere and CubeSats are planned to be deployed at the International Space Station(ISS) from the first quarter of 2017. To implement this objective, a flight model(FM) of LINK has been successfully developed and the design and performance of the satellite have been verified by performing environment and function tests in accordance with acceptance requirement level. This paper describes the development of flight model and the results of vibration and thermal vacuum tests.

초 록

Little Intelligent Nanosatellite of KAIST(LINK)는 카이스트 항공우주 시스템 및 제어연구실(ASCL)에서 국제협력 프로젝트인 QB50의 일환으로 개발한 2U 크기의 큐브위성이다. QB50 프로젝트의 과학적 임무 목적은 열권 및 이온층 대기를 관측하는 것이며, 2017년 1분기부터 국제우주정거장에서 순차적으로 발사될 예정이다. 상기의 임무 구현을 위해 최종 비행모델을 개발하였으며, 수락 수준(Acceptance level)의 요구조건에 따라 환경시험 및 기능시험을 수행하여 위성의 성능 및 설계의 검증을 완료하였다. 본 논문에서는 비행모델 개발과 진동시험 및 열진공시험 결과에 대해 기술하였다.

Key Words : CubeSat(큐브위성), Flight Model(비행모델), Environment Test(환경시험)

1. 서 론

큐브위성은 개발을 위한 설계표준이 제정되고 개발 및 발사비용이 저렴하여 대학 교육용, 과학 실험용, 첨단기술 실증용으로 많이 이용되고 있다. 국내에서는 항공대(한누리 1호)와 경희대

(TRIO-CINEMA)의 큐브위성 개발을 시작으로, 위성 관련 전문인력 양성과 관련 산업화를 위해 미래창조과학부가 주최하고 한국항공우주연구원이 주관하여 2012년부터 큐브위성 경연대회를 개최하였으며 2012년 3팀[KAIST(ASTRIS), 항공대(한누리 5), 연세대(CANYVAL)], 2013년 3팀[경

† Received : October 27, 2016 Revised : January 15, 2017 Accepted : January 26, 2017

* Corresponding author, E-mail : jbkim@ascl.kaist.ac.kr

희대(SIGMA), 조선대(STEP Cube Lab.), 충남대 (Paillon-sail)]이 선정되었다[1].

이 중 LINK는 국제협력 프로젝트인 QB50[2]의 일환으로 KAIST ASCL ASTRIS 팀에서 개발한 2U 크기의 큐브위성이며, 그 과학적 임무 목적은 저궤도(90~380km) 열권 및 이온층 대기를 관측하는 것이다[3]. QB50은 전 세계에서 총 50개의 위성을 동시에 제작/발사하는 대형 프로젝트로, 2017년 1분기부터 미국의 발사업체인 NanoRacks를 통해 순차적으로 국제우주정거장에서 발사되며 '진주목걸이' 형태로 배치되어 공동의 임무를 수행하게 된다. 따라서 초기 운영궤도는 국제우주정거장의 궤도와 유사한 고도 약 415km, 궤도 경사각(Inclination) 51.6도가 될 것으로 예상된다. 초기고도 조건으로부터 분석한 기대수명은 6개월 이상이며, 요구 임무 수명은 Commissioning 1개월, Payload operation 2개월로 최소 3개월이다.

본 팀에서는 QB50에서 제공하는 센서들 중 Mullard Space Science Laboratory(MSSL)에서 제작한 이온/중성자 질량 스펙트로미터(INMS, Ion/Neutral Mass Spectrometer)[4]와 카이스트 물리과 연구실에서 자체 제작하여 이온층의 전자 밀도와 온도를 측정하는 랑뮈어 탐침(LP, Langmuir Probe)을 탑재하여 동시간대의 데이터도 함께 측정한다.

본 논문에서는 시스템 요구조건을 충족하는 비행모델의 개발과 환경시험 결과를 서술하였으며, 수락 수준의 진동시험, 열진공시험[5] 및 기능시험을 통해 비행모델의 성능 및 설계의 검증을 완료하였다.

II. 본 론

2.1 큐브위성 LINK 개발

일반적인 큐브위성 2U의 제원은 Table 1과 같지만 안테나, 태양전지판 등의 부품과 다양한 전개장치가 부착되기 때문에 위성의 조립이 완료되었을 때 위성은 발사장치(Deployment system)

Table 1. Generic CubeSat dimensions

Property	2U
Footprint	100×100±0.1mm
Height	227±0.1mm
Rails	External edges shall be rounded R×1mm or chamfered 45°×1mm

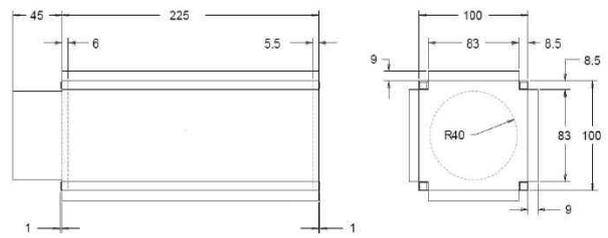


Fig. 1. 2U CubeSat extended volume(mm)

가 제공하는 Fig. 1의 확장부피(Extended volumes)에 충족되도록 설계되어야 한다.

본 큐브위성 개발팀에서는 QB50 프로젝트의 전체 일정에 따라 위성을 개발하고, 위성 개발의 위험도를 최소화하기 위하여 KAIST 물리과에서 개발한 LP와 QB50 프로젝트를 위해 개발된 INMS, ADCS를 제외하고 Table 2와 같이 대부분의 서브시스템을 기 검증된 상용제품(COTS, Commercial Off-the-Shelf)을 선정하여 위성을 개발하였다. LINK에 탑재된 상용제품의 구체적인 스펙(Specification)과 진동 및 열시험 결과는 각 업체 홈페이지에서 제공하는 제품 매뉴얼(Manual)에서 확인할 수 있다.

위성의 무게중심은 다양한 임무모드를 수행하고 원활한 자세제어 및 안정성을 위해 도심에서 20mm 구 안에 위치해야 하는 요구조건을 만족해야 하며, 각 서브시스템은 이러한 요구조건을 만족하도록 Fig. 2와 같이 배치되었다.

Table 2. List of subsystem products

Subsystem	Part name	Provider
OBC	Nanomind A712D	GomSpace
ADCS	QB50ADCS	Surrey Space Center
EPS	3 rd generation	Clyde Space
Battery	Standalone(10Wh)	
Solar panel(SP)	Body-mounted	
	Deployed(135°)	
COMM	Transceiver	ISIS
	Antennas	
STR	2U Structure	ISIS
Payload	LP	In-house
	INMS	MSSL

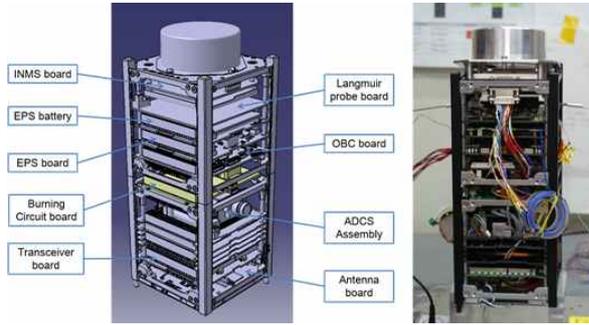


Fig. 2. PCB stack (left: cad model, right: integration model)

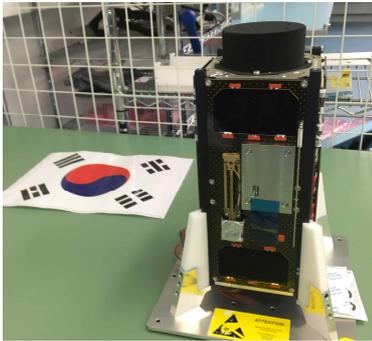


Fig. 3. LINK FM

Figure 3과 같이 최종 조립된 LINK FM은 KAIST 연구실 내 청정실에서 조립되었으며, 발사업체인 NanoRacks로 배송되기 전 네덜란드 ISIS에서 수행된 Fit check을 통해 발사장치의 확장부피 요구조건도 만족하는 것을 확인하였다.

본 연구실에서 개발한 LINK FM의 특성을 요약하면 Table 3과 같다.

확장부피 요구조건은 ISIS에서 실제로 수행된 Fit check에서 확인했지만, Table 3의 제원에서와 같이 수치적으로도 Fig. 1의 요구조건을 만족하는 것을 확인하였고, 파워 버짓 해석 결과 방전 깊이 (DOD, Depth of discharge)가 EPS 스펙 문서 상 권고 값(≤20%)을 충족하는 것도 확인하였다.

Table 3. Summary of the properties

Physical properties	
Mass	2299.54g
Dimension	109.8x115.6x253.6mm
Power budget analysis	
Depth of discharge	16%
Link budget analysis	
Downlink budget	16.7dB
Uplink budget	17.4dB

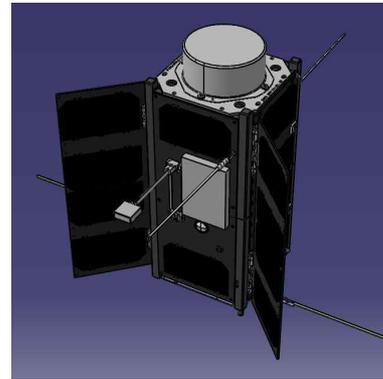


Fig. 4. LINK configuration in orbit

Table 4. Dimension of deployed parts

Magnetometer ~ Body-mounted SP	86.92mm
Between 2 deployable SPs	217.71mm
Between 2 LP tips	352.64mm
UHF antenna ~ VHF antenna	794.99mm

Figure 4와 Table 4는 위성이 궤도상에서 LP, 태양전지판, 안테나, 마그네토미터와 같은 전개 부품 전개를 했을 때의 형상과 제원을 보여준다.

2.2 비행모델 성능 및 설계 검증

2.2.1 시험 항목 및 절차

LINK의 시험인증 모델(EQM, Engineering Qualification model)에 대한 설계 검증은 인증수준(Qualification level)의 요구조건에 따라 Table 5와 같이 수행한 바 있으며, 기능시험[6]을 수행하여 위성의 동작 여부도 확인하였다.

QB50 프로젝트의 요구조건은 주관기관인 VKI(von Karman Institute for Fluid Dynamics)로부터 제공받았고, 설계 검증을 위한 시험은 제공받은 시험 프로파일을 기반으로 진행되었으며, 환경시험 요구조건은 6가지 종류의 발사체 (VEGA, Cyclone-4, Dnepr, PSLV, Rokot, Soyuz) 중 최악의 조건을 고려하여 도출되었다.

위성의 축은 요구조건에 따라 Fig. 5와 같이 설정하였고, 진동시험과 충격시험은 각 축방향에

Table 5. Qualification tests

Test	Facility	Date
Vibration[7]	SaTReC	14. 12. 22.
EMC	DMI	15. 1. 16.
Shock	KARI	14. 12. 25.

DMI: Daegu Mechatronics & Materials Institute
KARI: Korea Aerospace Research Institute

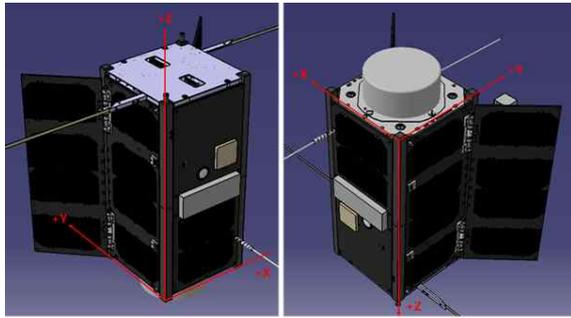


Fig. 5. Body-axis definition

Table 6. Resonance survey test characteristics

	Qualification	Acceptance
Type	Harmonic	
Sweep rate	2oct/min	
Profile	Frequency(Hz)	Amplitude(g)
	5	0.15
	100	0.15

Table 7. Quasi-static test characteristics

	Qualification	Acceptance
Amplitude	13g	Not required

Table 8. Random vibration test characteristics

	Qualification		Acceptance	
RMS acceleration	8.03g		6.5g	
Duration	120s		120s	
Profile	Freq. (Hz)	Amp. (g^2/Hz)	Freq. (Hz)	Amp. (g^2/Hz)
	20	0.01125	20	0.007
	130	0.05625	50	0.007
	800	0.05625	200	0.035
	2000	0.015	640	0.035
	-	-	2000	0.010

Table 9. Sinusoidal vibration test characteristics

	Qualification		Acceptance	
Sweep rate	2oct/min		4oct/min	
Profile	Freq. (Hz)	Amp. (g)	Freq. (Hz)	Amp. (g)
	5~100	2.5	5~100	2
	100~125	1.25	100~125	1

Table 10. Shock test characteristics

	Qualification		Acceptance
Q-factor	10		Not required
Number of shocks	2		
Profile	Freq. (Hz)	Spectrum (g)	
	30	5	
	100	100	
	700	1500	
	1000	2400	
	1500	4000	
	5000	4000	
	10000	2000	

Table 11. RE test characteristics

Frqe. range	30MHz ~ 1GHz
Limit	50dB μ V/m at all freq.
Remarks	Procedures : refer to ECSS-E-ST-20-07C

Table 12. RS test characteristics

Frqe. range	30MHz ~ 10GHz
Limit	10 V/m outside the main frame or at proximity of beams
Remarks	Procedures : refer to ECSS-E-ST-20-07C

대하여 Tables 6~10의 요구조건에 따라 수행되었다. 발사 장치의 다른 위성 부품과의 간섭(Interference)이 발생하는지 확인하기 위하여 EQM에 대한 전자파 적합성(EMC) 시험이 수행되었으며, EMC의 다양한 시험 중 방사잡음시험(RE, Radiated emission)과 방사내성시험(RS, Radiated susceptibility)이 Tables 11~12의 요구조건에 따라 진행되었다.

그리고 VKI가 제공한 열주기 시험과 베이 크아웃 시험의 요구조건은 Tables 13~14과 같다.

Table 13과 같이 열진공시험 중 열주기 시험은 인증시험에서 수행되어야 하지만 당시 EQM의 모든 서브시스템 모듈에 대한 부품 수급이 원활하지 못하여 부품 중 EPS, BAT, Transceiver, OBC 만을 수급한 상태였고, QB50 프로젝트의 전체 일정도 고려해야 하는 상황에서 EQM으로 열주기 시험을 수행하는 것은 FM과의 연관성을 입증하기 어렵다고 판단하여 모든 서브시스템 모듈이 갖추어진 FM을 PFM 수준으로 하여 베이

Table 13. TVAC cycling test characteristics

	Qualification	Acceptance
TVAC test	Required	Not required
Min temp.	-20±2°C	
Max temp.	50±2°C	
Temp. variation rate	≥1°C/min	
Dwell time	1 hour at extreme temp.	
Vacuum	10 ⁻⁵ mBar	
Cycles	4	

Table 14. TVAC bake out test characteristics

	Qualification	Acceptance
TVAC test	Not required	Required
Max temp.		50±2°C
Temp. variation rate		≥1°C/min
Vacuum		10 ⁻⁵ mBar
Duration		3 hours after thermal stabilization

Table 15. Acceptance tests

Test	Facility	Date
INMS E2E test	KAIST	16. 3. 29.~30.
1 st RFT	KAIST	16. 7. 12.
Pre-TVAC	SaTReC	16. 7. 13.
TVAC (including TCF)	SaTReC	16. 7. 13.~15.
Bake-out	SaTReC	16. 7. 15.
Post-TVAC	SaTReC	16. 7. 15.
2 nd RFT	KAIST	16. 7. 18.
Vibration tests	SaTReC	16. 7. 18.
VFT	KAIST	16. 7. 18.

E2E: End to end
 RFT: Reference Func. Test
 TVAC: Thermal Vacuum Test
 TCF: Thermal Cycling Func. Test
 RFT: Reference Func. Test
 VFT: Verification Func. Test

크 아웃 시험을 포함한 열진공 시험을 수행하기로 결정하였다.

그 결과 FM의 성능 및 설계 검증을 위해 Table 15와 같은 시험을 수행하였으며, 시험 시작 전 FFT, 각 시험 항목 사이에 RFT, 시험 마지막에 VFT의 기능시험을 수행하였다. 각 기능 시험은 대략 1시간 정도 소요되었으며, 약 65개의 항목[OBC(8항목), ADCS(12항목), STR(4항목),

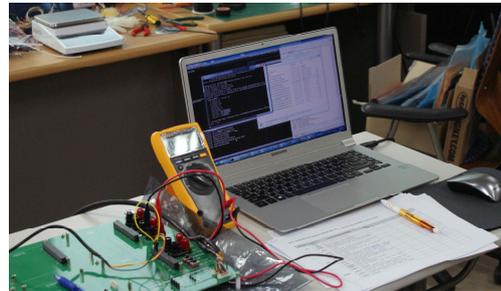


Fig. 6. Functional test

EPS(12항목), COMM(17항목), LP(5항목), INMS(7항목)]에 대한 점검을 통해 위성의 각 서브시스템이 정상적으로 동작하는지 확인하였다.

전개형 태양전지판과 같이 발사장치에서 분리 후 전개가 필요한 부품에 대한 전개시험은 RFT, 진동시험 후 VFT에서 각각 2번 수행하여 각 부품의 기능을 점검하였다.

시험 결과 LINK FM은 수락수준의 모든 요구조건을 만족하는 것을 확인하였으며, FM의 조립, 제작오류에 대한 검증을 완료하였다.

2.2.2 진동시험

앞의 요구조건 Tables 6~10 중 FM의 수락수준에서 수행해야 할 진동시험 항목은 고유진동수 조사(Resonance survey), 정현파 진동(Sinusoidal vibration), 랜덤 진동(Random vibration) 시험이었고, 주어진 수락수준의 요구조건에 따라 각축(Y→Z→X)에 대하여 고유진동수 조사1(시험 전), 정현파 진동, 고유진동수 조사2(시험 중), 랜덤 진동, 고유진동수 조사3(시험 후)의 순서로 진동 시험을 수행하였다. 또한 시험 결과를 획득하기 위해 Table 16과 같은 위치에 3축 가속도계 1개와 1축 가속도계 3개를 부착하였다. 가속도계는 조립 전 KAIST 인공위성연구소(SaTReC)에서 수령하여 FM을 조립하는 과정 중에 Fig. 7과 같이 부착하였고 부착 위치는 Fig. 8과 같다.

발사환경과 동일한 조건에서 시험을 수행하기 위해 Fig. 9와 같이 발사장치인 P-POD에 FM과

Table 16. List of accelerometers

Component	Position	Axis
INMS	Top plate of INMS	X,Y,Z
Battery	Center of board	Z
SP	body-mounted panel	X
	deployable panel	Y
Control sensor	Jig	-



Fig. 7. Mounting accelerometers

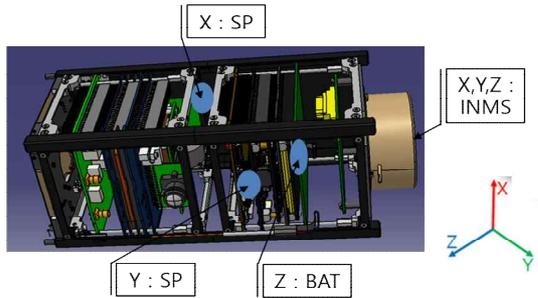


Fig 8. Accelerometer position

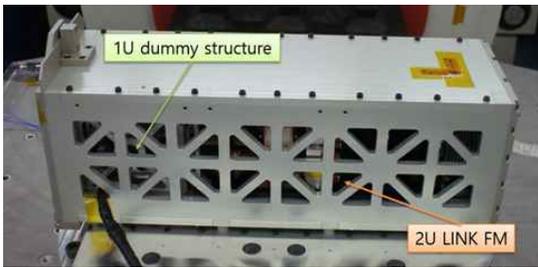


Fig. 9. P-POD



Fig. 10. Vibration test configuration

1U 구조물을 넣어 진동기(Shaker)에 설치하였고, P-POD 밖으로 케이블(Access port)을 뽑아 시험 전후 기능시험을 수행하였다.

Figure 10과 같이 진동시험 구성을 완료하고 시험을 진행하였다. 정현과 진동시험의 입력 프로파일은 Table 9에 따라 수행되어야 하지만 진동기 장비의 한계와 안전을 고려하여 Fig. 11과 같이 5~8Hz의 초기 구간에는 7.75mm의

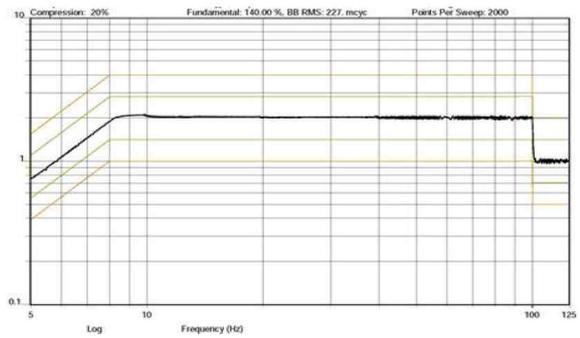


Fig. 11. Sine vibration test input in X axis

Table 17. Accelerometer response for sine vibration test

Component	X axis		Y axis		Z axis	
	(g)	(Hz)	(g)	(Hz)	(g)	(Hz)
INMS	5.45	84.93	4.44	71.03	6.55	66.6
BAT	-	-	-	-	6.03	66.6
SP	12.11	84.93	6.12	75.15	-	-

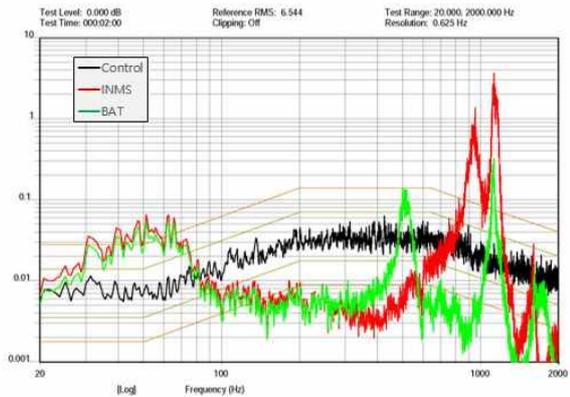


Fig. 12. Random vibration test in Z axis

Constant displacement를 적용하고 나머지 구간은 요구조건과 동일한 입력 프로파일을 적용하였다.

각 축에 대한 정현과 진동시험 결과 가속도계의 반응은 Table 17과 같이 도출되었다.

Figure 12는 Z축 방향의 랜덤 진동 시험[8] 결과 그래프로 검정색은 제어(Control) 입력이며, 붉은색과 초록색 그래프는 각각 INMS와 BAT에 부착된 가속도계에서 측정된 결과를 나타낸다.

Table 18은 각 축에 대하여 랜덤 진동 시험의 가속도계 반응을 정리한 것이다.

저수준 정현과 진동시험(LLS, Low-level sine sweep test)을 통해 FM의 고유진동수를 측정하였으며, Fig. 13은 태양전지판에서 측정된 X축

Table 18. Accelerometer response for random vibration test

Component	X axis (g RMS)	Y axis (g RMS)	Z axis (g RMS)
INMS	9.834	11.946	14.183
BAT	-	-	4.957
SP	12.761	6.874	-

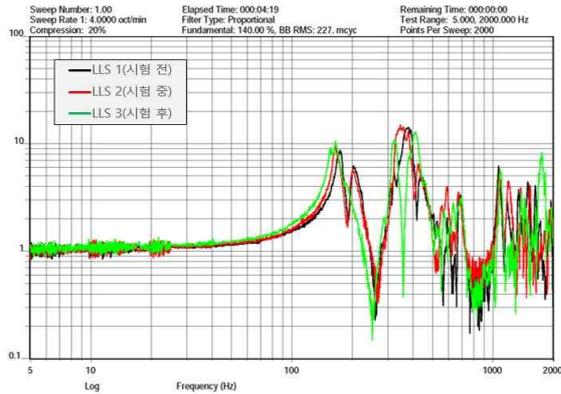


Fig. 13. Resonance test comparison at body-mounted solar panel in X axis

방향의 고유진동수 조사 1, 2, 3의 시험 결과를 비교한 것이다.

LINK와 같이 작은 큐브위성의 경우 시스템의 고유진동수를 측정하기는 쉽지 않은 것으로 판단되므로 가속도계가 부착된 위치에서 처음으로 나타나는 고유진동수를 파악하여 Table 19에 정리하였다.

각 가속도계에서 측정된 고유진동수는 정현파 진동 영역과 공진이 발생되지 않으며, 위성체의 고유진동수는 아니지만 각 센서에서 측정된 고유진동수가 126Hz(90Hz*1.4) 이상이라는 점을 고려하면 일반적인 발사체에서 발생하는 저주파 영역(<90Hz)과 공진이 발생되지 않도록 적절하게 설계되었다고 판단된다.

FM에 대한 진동시험의 성공 여부는 고유진동수의 변화(Variation)가 5% 이내 이어야 한다는 요구조건을 만족하는지 확인해야 한다. 우선 FM을 P-POD에 설치하고 처음으로 측정된 Y축의 LLS1의 결과가 차이를 보이는 이유는 P-POD 내부의 FM과 1U 구조물이 적절한 위치를 잡는 과정으로 생각되며 이후 측정된 LLS2와 LLS3의 결과에서는 고유진동수의 변화가 5% 이내로 도출되었다. Z축에서 LLS2가 다른 고유진동수의 결과보다 큰 값으로 도출된 것은 LLS1, 정현파 진동시험 후 기능시험 과정 중 잘못된 명령을 입력

Table 19. Results of LLS tests

		INMS (Hz)	BAT (Hz)	SP (Hz)
Y	LLS1	356.91	-	256.67
	LLS2	371.10	-	254.37
	LLS3	380.10	-	243.92
Variation (%)		(1-2) 3.98 (2-3) 2.42 (1-3) 6.10	-	(1-2) 0.89 (2-3) 4.11 (1-3) 4.97
Z	LLS1	312.82	324.27	-
	LLS2	345.34	345.34	-
	LLS3	310.02	310.02	-
Variation (%)		(1-2) 9.42 (2-3) 10.23 (1-3) 0.90	(1-2) 6.10 (2-3) 10.23 (1-3) 4.39	-
X	LLS1	298.17	-	173.84
	LLS2	325.25	-	163.73
	LLS3	321.37	-	164.22
Variation (%)		(1-2) 8.33 (2-3) 1.19 (1-3) 7.22	-	(1-2) 5.82 (2-3) 0.30 (1-3) 5.53

해서 태양전지판이 전개되었고, LLS2 시험 전에 FM을 꺼낸 후 전개형 태양전지판을 낚시줄로 고정하여 다시 P-POD에 설치하는 과정이 있었기 때문이다. 그렇지만 이후 측정된 LLS3의 결과는 LLS1과 5% 이내의 변화를 보였으며 LLS3 시험 후 기능시험에서도 문제점을 발견하지 못했다. 마지막으로 X축의 시험에서도 Y축에서와 같이 LLS1의 시험 결과가 차이를 보이는데 이것은 축을 바꾸기 위하여 시험 장비의 배치를 변경하는 과정에서 발생한 것으로 생각된다. 그러나 LLS2와 LLS3의 결과 차이가 5% 이내로 도출되었고, 기능시험 결과 모든 서브시스템이 정상적으로 작동되는 것을 확인하였다.

2.2.3 열진공시험

우주의 극심한 온도변화와 진공 환경에서 위성이 정상적으로 작동하는지 확인하기 위하여 열진공시험(TVAC)과 열주기 기능시험, 베이크 아웃 시험을 SaTReC에서 수행하였다. 앞서 언급한

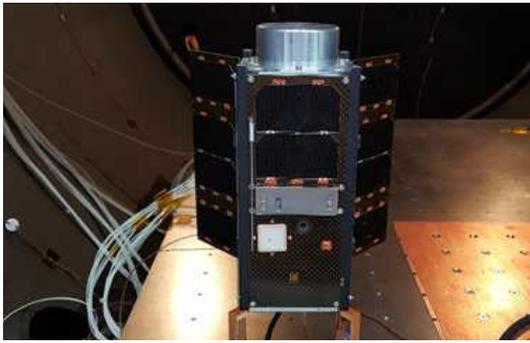


Fig. 14. TVAC test configuration

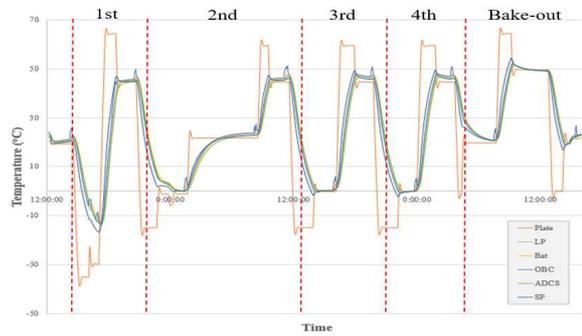


Fig. 15. Temp. profile for TVAC test

Table 20. Operating temp. for all subsystems

Subsystem		Lower limit(°C)	Upper limit(°C)
EPS	Board	-40	85
	BAT	-10	50
	SP	-40	80
ADCS		-10	60
Payload	INMS	-20	40
	LP	-40	100
	LP board	-40	80
OBC		-40	60
TRANS	Board	-40	85
	ANT	-20	60
STR		-50	90

바와 같이 EQM으로 수행하지 못한 열주기 시험도 FM을 이용하여 진행하였다.

대형 열진공 챔버 바닥과 모델과의 열전도 방지를 위하여 자체 제작한 단열 지그 위에 Fig. 14와 같이 FM을 설치하였다.

위성의 온도변화를 확인하기 위하여 열전쌍(Thermocouple)은 총 6곳(Cold plate, LP board, BAT, OBC, ADCS, SP)에 부착하였으며, 각 서브시스템의 운용 온도범위는 Table 20에서 확인할 수 있다.

Table 13의 온도범위에 따라 4주기 동안 열주기 시험을 하고 이를 통해 위성의 기능을 점검해야 하지만, ADCS와 BAT의 최저 운용온도 범위를 벗어나는 조건이어서 열주기 시험 최저 온도의 설정에 대한 검토가 필요하였다.

BAT는 저온에서 원활한 동작을 위해 0°C 이하에서 BAT 히터를 작동시켜 운용 최저 온도 범위(-10°C) 이하로 온도가 내려가는 것이 방지되도록 설계되어 있으나, 열주기 시험의 최저온도를 Table 13에 따라 BAT 히터가 작동하게 설정하면 시험 중간에 방전될 가능성이 있다는 것을

인지하였으며, 외부로 연결된 케이블로는 충전하는 것에 한계가 있다는 것을 확인하였다.

또한 BAT와 달리 내부에 히터가 없는 ADCS의 경우 Worst case의 열주기 시뮬레이션 수행결과 -10°C로 내려가는 경우가 없는 것을 확인하였고, 2016년 6월 19일에 발사된 2기의 QB50 Precursor[9]에 탑재되어 현재까지 정상적으로 운영되고 있기 때문에 LINK FM 모델에 과도한 스트레스를 가하는 것 보다 열주기 시험 최저 온도를 SaTReC 열구조 및 우주시험팀과 협의 후 프로젝트 주관기관인 VKI의 승인을 얻어 설정하고 시험을 진행하는 것으로 결정하였다.

SaTReC 열구조 및 우주시험팀과 협의 후 1주기는 BAT 히터가 올바르게 동작하는지 확인하기 위해 저온 담금(Cold soak) 온도를 -15°C까지 내렸다가 상승시키고 그 이후에는 0°C를 최저온도로 설정하여 시험을 수행하였으며, 각 Soak에서 기능시험을 수행하였다. 이와 같이 설정된 온도 범위로 수행된 열주기 시험의 온도 변화는 Fig. 15와 같았다.

1주기에서 Cold soak 온도를 유지하지 않은 것은 ADCS와 BAT의 운용 온도범위의 한계온도보다 낮아질 수 있는 상태였고 BAT 방전의 위험 때문이었으며, BAT 히터의 정상적인 동작과 ADCS의 기능점검 확인 후 바로 온도를 상승시켰다. 그리고 2주기에 상온에서 긴 시간 머물렀던 것은 열진공 챔버 Operator의 부재로 지속적인 Cycle 수행이 어려워 상온에 대기상태로 있다 다시 기능시험 후 Hot soak 시험을 수행하였기 때문이다.

결국 FM의 열주기 시험은 요구조건에서 수정된 온도 프로파일에 따라 수행되었으나 각 주기별로 수행된 기능시험 결과 모든 서브시스템이 정상적으로 동작하는 것을 확인하였다. 또한 본 연구실에서 개발한 위성의 실제 우주환경에 노출되는 외부 부품이 모두 열진공 시험을 통해 검증받은 헤리티지(Heritage)가 있는 상용 제품을 사

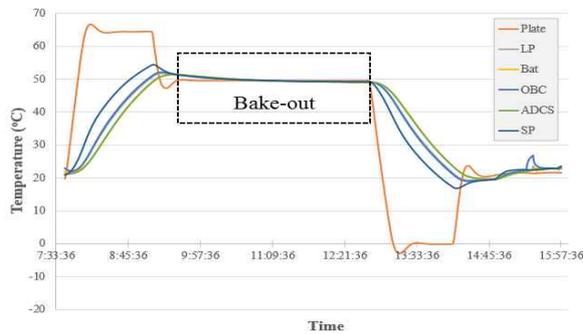


Fig. 16. Temperature profile for Bake-out

용한다는 것을 고려하면 수정된 프로파일로 수행된 열주기 시험에 대한 우려와 달리 실제 우주환경에서 위성 시스템이 정상적으로 작동할 것으로 생각된다.

베이크 아웃 시험은 열주기 시험 이후 진공이 유지된 상태에서 3시간 정도 진행되었으며, 온도 변화는 Fig. 16과 같았다.

베이크 아웃 시험의 목적은 위성에 사용된 접착제(Adhesives)와 컨포멀 코팅(Conformal coating) 등의 모든 재료가 탈기체(Outgassing) 요구조건을 만족하는지 확인하는 것이다. VKI로부터 받은 탈기체 요구조건은 TML(Total Mass Loss) $<1\%$ 이지만, 시험이 진행된 SaTReC에 질량 변화를 측정할 수 있는 장비가 없었기 때문에 위성의 질량 변화는 직접 측정할 수 없었다.

대신 위성에 사용된 부품 중 TML이 발생할 수 있는 모든 접착제와 부품이 스펙 상 TML $<1\%$ 의 요구조건을 만족하는 것을 확인하였고, 본 연구실에서 제작한 FM의 경우 조립과 모든 시험 과정이 청정실 내에서 이루어졌으며 위성이 ESD(Electrostatic Discharge) bag에 담겨 실링 후 운반된 점과 청정도가 유지된 곳에서 열진공 시험이 수행된 점을 고려하여 주관 기관의 탈기체 요구조건에 대한 승인을 얻게 되었다.

III. 결 론

본 논문에서는 열권 및 이온층 대기를 관측하는 국제협력 프로젝트인 QB50의 일환으로 개발한 2U 크기의 큐브위성 LINK 비행모델의 발사 및 궤도 환경 검증을 위한 진동시험과 열진공 시험 결과를 기술하였다.

모든 요구조건을 만족하도록 설계된 비행모델의 발사 환경 검증을 위하여 수락 수준의 요구조건에 따라 진동시험을 수행하였고, 비행모델의 구조건전성 검증을 완료하였다. 또한 각 서브시

스템의 운용 온도범위를 바탕으로 수행된 열진공 시험을 통해 우주환경에서의 극심한 온도변화에서 위성의 각 서브시스템이 정상적으로 작동하는 것을 확인하였으며, 각 시험 전·후에 기능시험을 수행하여 각 서브시스템의 기계적, 전기적 인터페이스의 건전성을 검증하였다.

LINK는 2017년 1분기에 발사될 예정으로, 성공적으로 운용될 경우 한국 최초의 국제우주정거장에서 발사되는 큐브위성의 사례가 될 것이며, 위성과의 충분한 통신 시간을 보장하기 위해 프로젝트에 참여하는 다른 지상국과의 협력을 진행하고 있어 향후 국제협력 연구에 대한 좋은 사례가 될 것으로 기대된다.

References

- 1) Kang, S. W., Han, S. H., Gong, H. C., and Choi, G. H., "Current state of CubeSat Development in Korea," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 11, No. 2, Dec. 2013, pp.172~178.
- 2) R. Twiggs, B. Malphrus, and J. Muylaert, "The QB50 Program, the first CubeSat Constellations doing Science," *24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2010.
- 3) D. Masutti, T. Banyai, J. thomel, T. Magin, B. Taylor, and D. Kataria, "Investigating the Middle and Lower Thermosphere using a CubeSat Constellation: the QB50 Mission and its Particular Challenges," *Geophysical Research Abstracts*, Vol. 17, EGU2015-9016, 2015.
- 4) Chaudery, R. A., "QB50 INMS Science Unit Interface Control Document Issue 7," *Mullard Space Science Laboratory Technical report*, UCL, 2013.
- 5) Seo, J. K., Jang, T. S., and Cha, W. H., "Overview of Thermal Test and Practice in Developing Satellite," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 11, Nov. 2013, pp.915~920.
- 6) Jeong, H., Chae, B., Han, S., and Oh, H., "A Series of Process of Electrical Integration and Function Test for Flight Model of STEP Cube Lab.," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 9, Sep. 2016, pp.814~824.

7) Kim, J., Jung, Y., Lee, H., Bang, H., Jang, T., and Han, S., "Vibration Test and Analysis for CubeSat LINK," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference on Fall 2014*, Jeju, Nov. 2014, pp.643~646.

8) Cho, H., and Rhee, J., "Random Vibration Characteristics of a Whole Structure Composite Satellite Having Hybrid Composite Sandwich

Panels," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 8, Aug. 2010, pp.798~805.

9) J. Thoemel, F. Singarayay, T. Scholz, D. Masutti, P. Testani, C. Asma, R. Reinhard, and J. Muylaert, "Status of the QB50 CubeSat Constellation Mission," *65th International Astronautical Congress*, 2014.