

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(2), 156-164(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.156

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

큐브위성 STEP Cube Lab.의 임무 탑재체 인증모델의 열진공시험 및 열모델 보정을 통한 궤도 열해석

강수진*, 하현우*, 한성현*, 서정기**, 오현웅***

Thermal Vacuum Test and Thermal Analysis for a Qualification Model of Cube-satellite STEP Cube Lab.

Soo-Jin Kang*, Heon-Woo Ha*, Sung-Hyun Han*, Joung-Ki Seo** and Hyun-Ung Oh***

Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering, Chosun University* ,***, SaTReC(Satellite Technology Research Center), KAIST**

ABSTRACT

Qualification model(QM) of main payloads including concentrating photovoltaic system using fresnel lens, heating wire cutting type shockless holding and release mechanism, and MEMS-based solid propellant thruster have been developed for the STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project), which is a pico-class satellite for verification of core space technologies. In this study, we have verified structural safety and functionality of the developed payloads under a qualification temperature range through the QM thermal vacuum test. Additionally, a reliability of thermal model of the payloads has been confirmed by performing a thermal correlation based on the thermal balance test results.

초 록

우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)의 주요 탑재체인 집광형 프레넬렌즈가 적용된 고효율 집광형 태양전력시스템, 열선 절단방식이 적용된 무충격 구속분리장치 그리고 MEMS 기반의 고체추력기에 대해 인증수준의 열진공 시험과 열평형 시험을 수행하였다. 이를 통해 열진공 환경 하의 인증수준의 시험온도규격에서 탑재체의 구조건전성 및 정상작동성을 검증하고, 열평형 시험 결과로부터 보다 신뢰성 높은 보정된 열해석 모델을 확립하였다. 본 논문에서는 주요 임무 탑재체의 인증수준의 열환경 시험에 대한 기능시험 결과 및 시험 결과로부터 수행된 열모델 보정과 최종 열모델의 궤도 열해석 결과에 대해 기술하였다.

Key Words : Cube-satellite(큐브위성), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Balance Test(열평형 시험)

† Received : March 18, 2015 Revised : January 19, 2016 Accepted : January 22, 2016

*** Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

I. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 1kg 이하의 중량 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능하며, 소형임에도 위성개발은 실용급 위성의 설계원리를 전부 이해해야만 설계가 가능하다는 점에서 교육적, 기술적 측면으로도 적합하여 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 이미 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다. 일례로, 유럽우주기구(ESA)에서는 50개의 큐브셋을 동시에 쏘아 올리는 'QB50' 프로젝트[1]를 개최하는 등 다양한 우주실험 임무를 수행하고 있다. 국내에서는 경희대학교가 개발한 CINEMA[2]가 현재 궤도 운용 중에 있으며, 2012년도에는 미래창조과학부와 한국항공우주연구원에서 주최한 큐브위성 경연대회가 첫 개최되어 선발된 팀에게는 큐브위성 제작, 발사 및 궤도운용 기회가 부여되는 등 큐브위성 분야의 활발한 연구개발이 진행 중에 있다.

2013년에 개최된 제2회 큐브위성 경연대회에 선정된 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)은 조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실의 학부학생들이 주축이 되어 2015년 발사를 목표로 개발 진행 중에 있는 1U의 극초소형 위성이다 [3]. 주요 임무는 논문 연구 실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 우주핵심기술 및 본 연구팀에서 자체 개발한 기술을 탑재하여 궤도 검증용 실시하고 획득 데이터를 제공하여 해당분야 기술의 지적 기반을 구축함에 있다. 이에 선정된 주요 탑재체는 가변방사율 라디에이터[4], 상변화물질(PCM: Phase Change Material)[5], MEMS(Micro Electro Mechanical Systems) 고체 추진로켓(이하 MEMS 추력기)[6], 무충격 구속분리장치[7] 그리고 집광형 태양전력시스템(이하 CPV System : Concentrating Photovoltaic System)[8]이 탑재되어 궤도운용을 수행할 예정이다.

상기의 탑재체 중 자체 개발된 MEMS 추력기와 무충격 구속분리장치 그리고 CPV System에 대해서는 극한 우주 열진공 환경에서의 생존성 및 정상작동이 보장되어야 한다. 따라서 자체개발 탑재체에 대한 검증을 목적으로 우주 열환경을 모사한 고진공 환경 하의 인증온도범위에서의 열진공 시험을 수행하였으며, 본 논문에서는 이에 대한 시험방법 및 결과에 대해 논하고자 한

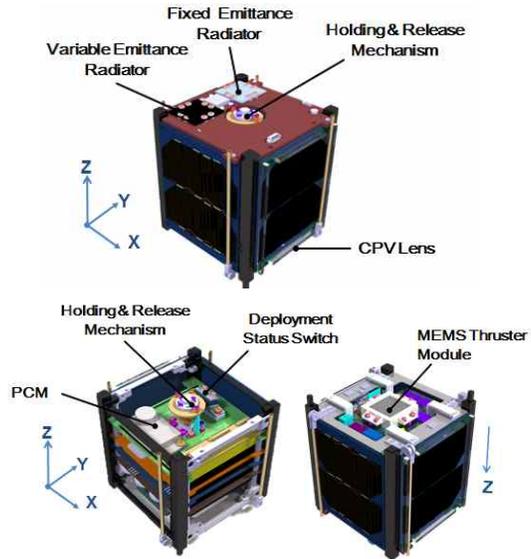


Fig. 1. STEP Cube Lab. Configuration and Payload Accommodation

다. 또한, 신뢰성 높은 열해석 모델 구축을 위해 열평형 시험을 실시하였으며, 이로부터 보정된 열모델을 구축하였다.

주요 탑재체의 궤도 운용온도 예측을 위하여 열평형 시험으로부터 구축된 열보정 모델을 적용한 궤도 열해석을 수행하였다. 열해석에 사용된 열모델(TMM : Thermal Mathematical Model)은 유한차분과 유한요소 모델이 간편한 Thermal Desktop에서 구축하였으며, 궤도에 따라 변하는 태양 복사의 열 유입량, 지구 적외선과 알베도 영향 고려를 위해 Resistor-capacitor 네트워크 방식의 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA (System Improved Numerical Differencing Analyzer)/FLUINT를 이용하여 궤도 열해석을 실시하였다[9-11].

II. 큐브위성 STEP Cube Lab.

2.1 STEP Cube Lab. 형상

Figure 1은 STEP Cube Lab.의 전체 형상이며 주요 탑재체의 배치를 나타낸다. 가변방사율 라디에이터는 가변방사 성능의 효율을 비교, 검증하기 위하여 고정방사율 라디에이터와 동일위치인 +Z패널에 위치하며, 태양전지판의 전력생성 효율 향상을 위해 개발된 CPV System의 렌즈는 ±X방향의 태양전지판 외곽에 배치되며, 성능 검증을 위해 CPV 렌즈가 없는 ±Y방향의 태양전지

판과 궤도 상에서의 전력 생성량을 비교, 분석할 계획이다. MEMS 추력기는 궤도 운용을 위해 -Z방향의 위성 외부에 장착되며, +Z방향의 위성체 내부에는 무충격 구속분리장치와 PCM이 배치된다.

2.2 STEP Cube Lab.의 주요 탑재체

2.2.1 가변방사율 라디에이터

한국과학기술원 나노열전달 연구실에서 제공 받은 가변방사율 라디에이터의 형상과 온도에 따라 방사율이 변화하는 소재의 특성그래프는 Fig. 2와 같다. 본 탑재체는 높은 방사율로 고정된 기존 라디에이터와 달리 온도가 낮아질수록 방사율이 낮아지는 특성으로부터 저온에서 불필요한 온도 손실을 최소화하여 허용온도 유지를 위해 별도로 추가되는 히터의 소비량을 절감하거나 불필요로 하는 장점이 있다[4].

2.2.2 상변화 물질

한국산업기술대학교 기계공학과에서 제공받은 PCM은 상변화과정에서의 열에너지를 축적하거나 방출하는 물리현상을 이용한 열제어 장치이다. 궤도 상에서의 위성온도를 고려하여 녹는점이 9~10°C인 파라핀 계열의 펜타데칸(n-Pentadecane)을 선정하여 열진공시험을 수행한 결과, Fig. 3과 같이 선정한 온도구간에서의 상변화를 PCM의 온도변화로부터 확인하였다. 그래프의 점선은 챔버 온도, 실선은 PCM의 온도를 나타낸다[5].

2.2.3 MEMS 추력기

Figure 4는 MEMS 추력기와 이에 내장된 마이크로 점화기의 형상을 나타낸다. MEMS 추력기는 마이크로 점화기에 열을 인가 시 기폭제 기반의 고체 추진제가 점화되어 추진제의 가스 압력으로 박막이 깨지며 노즐을 통하여 추력을 발생시키는 MEMS 기술 기반의 고체 추력기이다. MEMS 추력기의 주요 제원은 Table 1과 같으며, 궤도 상에서의 운용은 MEMS 추력기의 추력으로 인한 위성의 회전을 고려하여 Fig. 4에 표시된 바와 같이 두 개의 점화기가 한 쌍으로 순차적으로 점화가 이뤄진다[6].

2.2.4 무충격 구속분리장치

Figure 5는 무충격 구속분리장치의 분리 전/후 형상이다. 무충격 구속분리장치는 기존 큐브 위성에 적용된 나일론 커팅방식 메커니즘에 비해 볼트에 의한 구속방식을 적용함으로써 높은 체결력과 저충격 그리고 적용방법에 따라 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 장점을 갖는

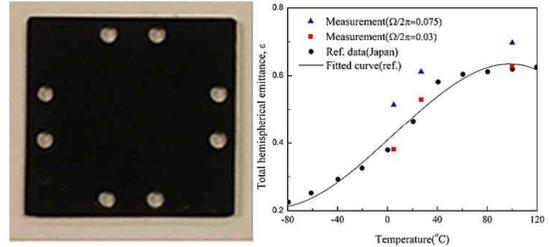


Fig. 2. Variable Emittance Radiator Configuration and Characteristics

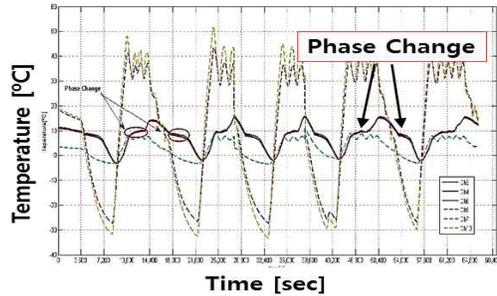


Fig. 3. TV Test Results of PCM

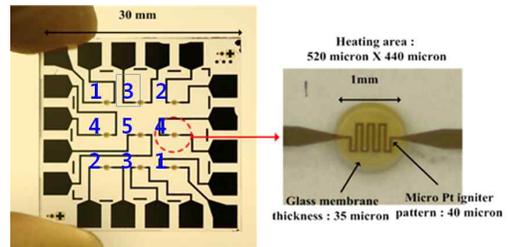


Fig. 4. MEMS Thruster

Table 1. MEMS Thruster Specification

Description	Specifications
Mass	2.74g
Dimensions	30 30×2.6mm
Burning Time	0.23ms
Max Thrust	3.62N
Total Impulse	0.384m·Nsec
Specific Impulse	62.3sec

구속분리장치이다[7].

2.2.5 CPV System

Figure 6은 CPV System의 집광형 프레넬렌즈 형상이며, Fig. 1과 같이 집광형 렌즈를 태양전지판 외각에 배치하여 태양광 사각지대에서의 집광을 통해 태양전지의 가용면적을 증가시켜 효율적

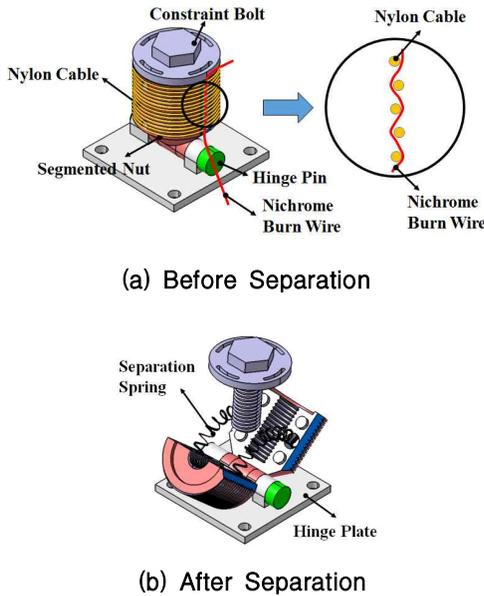


Fig. 5. Holding and Release Mechanism

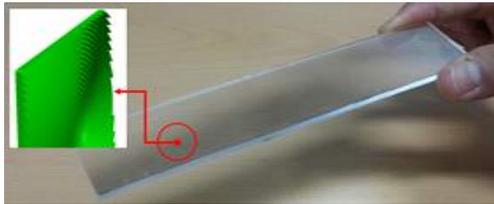


Fig. 6. CPV System

전력생성이 가능한 장점을 갖는 시스템이다. 본 위성에 CPV 렌즈는 태양전지판과 3M scotch-weld CV2216으로 본딩하여 체결된다[8].

III. STEP Cube Lab. 열진공시험

3.1 열진공시험 개요

STEP Cube Lab.의 임무 탑재체 인증모델의 열진공시험은 미군 군사규격(MLI-STD 1540)을 기준으로 진행되며, 정의된 시험규격은 Table 2 와 같다. 시험온도규격은 궤도 열해석을 기반으로 탑재체의 궤도 상에서의 예상온도범위에 불확실한 해석마진($\pm 5^{\circ}\text{C}$)과 미군 군사규격의 인증마진($\pm 10^{\circ}\text{C}$)을 확보한 $\pm 35^{\circ}\text{C}$ 로 정의하였으며, 시험비용이 크게 소모되는 열진공시험의 특성 상 열주기는 미군 군사규격의 최소 요구조건인 3주기로 정의하였다[12-13].

열진공시험 중 기능시험을 위한 전기적 인터

페이스는 Fig. 7과 같이 구상하였으며, 열전대는 Fig. 8과 같이 MEMS 추력기의 주요 소자가 위치한 보드의 바닥면과 추력기 중심의 점화기의 박막, CPV 렌즈 그리고 무충격 구속분리장치의 구속볼트에 각각 하나씩, 총 4개를 부착하여 챔버 내에 배치하였다.

시설은 인공위성연구센터(SaTReC)에서 보유 중인 챔버를 사용하였으며, 챔버규격은 $400 \times 400 \times 450\text{mm}$, 작동온도범위는 $-40^{\circ}\text{C} \sim +100^{\circ}\text{C}$, 진공도는 로터리/디퓨전 펌프를 1/ 2차로 차례로 가동시켜 최대 0.7torr 까지 가능하다.

Table 2. Definition of QM Payload Level TVT

Item	Definition
Test Temperature Limit	$-35^{\circ}\text{C} \sim +35^{\circ}\text{C}$ (Qualification Level)
Number of Cycle	3
Test Tolerance	$\pm 3^{\circ}\text{C}$
Thermal Dwell Time	2 hour
Pressure	$< 10^{-4}$ torr

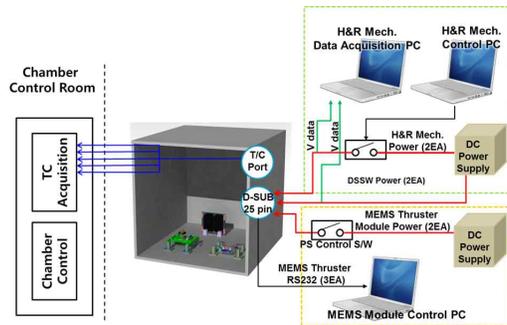


Fig. 7. Electrical I/F Configuration

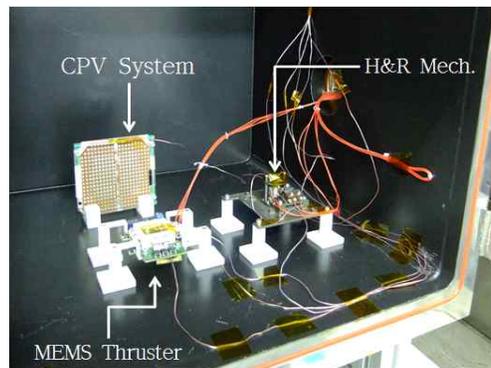


Fig. 8. Test Set-up Configuration for QM Payload Level for STEP Cube Lab.

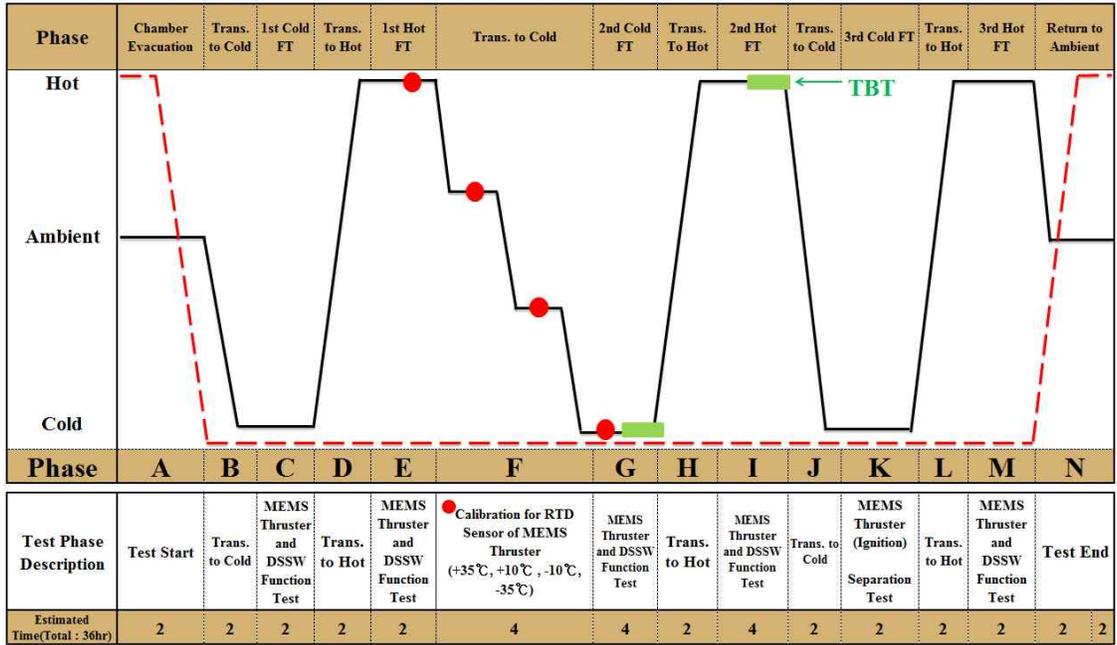


Fig. 9. Temperature Profile of QM Payload Level TV Test of STEP Cube Lab.

3.2 인증수준 열진공시험 검증 항목

STEP Cube Lab.의 임무 탑재체 중 인증수준의 열진공 시험을 수행할 탑재체는 MEMS 추력기, 무충격 구속분리장치 그리고 CPV System이다. 각 탑재체에 대한 시험 목표는 MEMS 추력기의 경우, 추력기 모듈의 기능검증과 UV 접착의 MEMS 공정 그리고 RTD 센서의 보정데이터 획득 및 접착기 히터의 생존성 검증이며, 무충격 구속분리장치의 경우, 저온 진공환경에서의 냉간 압접(Cold Welding)의 영향을 확인 및 시험 결과로부터 대기환경과 진공환경에서의 측정된 분리시간 차를 확인하는 것이다. 또한 CPV System의 경우, 태양전지 패널과의 본딩 공정에 대한 구조조건전성 검증을 목표로 한다.

3.3 열진공시험 프로파일

Figure 9는 STEP Cube Lab.의 열진공 시험 온도 프로파일을 나타낸다. 인증수준의 시험온도 규격에서 총 3주기의 열주기를 수행하며, 실선은 시험 목표온도, 점선은 챔버 내 압력을 의미한다.

구간 A에서 챔버 내의 압력을 고진공 상태 (0.4 torr 이하)로 강하하여 목표압력에 도달하면 구간 B에서 목표 저온온도인 -35°C 로 냉각한다. 기준 온도점이 목표 온도에 도달하면 구간 C에서 모든 시험품의 온도 안정화를 위한 등온시간

을 1시간 유지한 후에 기능시험을 수행한다. 기능시험은 MEMS 추력기와 무충격 구속분리장치 그리고 무충격 구속분리장치의 분리상태 확인을 위한 분리상태 확인스위치(DSSW: Deployment Status Switch)의 정상작동 시그널을 확인한다. Fig. 9에서 빨간 점으로 표시된 부분은 MEMS 추력기의 RTD(Resistance Temperature Detector) 센서의 온도에 따른 전압 데이터 수집구간으로 구간 E부터 G까지 $+35^{\circ}\text{C}$, $+10^{\circ}\text{C}$, -10°C , -35°C 에서 기능시험을 수행한다. 구간 G와 I에서는 열평형시험을 위해 기능시험 종료 후, 모든 전자장비가 발열하는 상태에서 온도변화량이 $1^{\circ}\text{C}/\text{hour}$ 이하를 만족하는 조건으로 안정화를 실시한다. 마지막 저온구간인 구간 K에서는 MEMS 추력기의 점화시험을 총 5회에 걸쳐 수행하게 되며 무충격 구속분리장치의 분리시험을 수행하고 세 번째 고온구간인 구간 M을 거쳐 시험을 마무리한다.

3.4 열진공시험 결과

3.4.1 MEMS 추력기

Figure 10과 같이, MEMS 추력기는 열진공시험 전부터 시험 내에 모든 온도구간에서 마이크로 접착기의 생존여부를 동일한 저항 값이 출력되는 것으로부터 확인하였다.

본 시험을 통해 MEMS 추력기 제작에 사용된 열접합 방식과 UV 접합 방식의 제작 기술에 대한 검증이 수행되었으며, 새로운 우주기술에 사용될 다양한 MEMS 기반 기술 제작에 유효한 공정방법의 기반이 될 것으로 기대된다.

추력기 점화시험 결과는 Fig. 11과 같이, 표시된 총 3개의 점화기의 추진제가 점화되지 않은 것은 MEMS 공정 과정에서의 불균일한 UV 접합으로 첫 번째 점화의 충격이 전체 레이어에 전달되어 다른 점화기의 손상으로 이어진 것으로 판단되며 이는 향후 접합 공정과 재질의 개선으로 보완이 가능할 것이다.

3.4.2 무충격 구속분리장치

무충격 구속분리장치는 열진공 환경에서 인증 수준의 시험온도규격에 2.5주기 동안 노출시킨 후, 저온환경에서 분리시험을 수행하였다. 수행 결과, 전압이 인가되고 0.71초 만에 성공적으로 분리가 됨을 DSSW로부터 확인하였다. DSSW의 시험 데이터와 분리 후 형상은 Fig. 12 (a), (b)에 나타낸다. 또한 대기환경과 저온 진공환경 하의 분리시험 결과 비교는 Fig. 12 (c)와 같이 유사한 분리시간 내에 이루어지는 것을 확인하여 궤도환경에서의 정상운용에 대해 검증하였다.

3.4.3 CPV System

CPV System의 경우, 열진공 시험 전/후에 고유 진동수를 측정된 결과, 각각 201.0Hz, 227.5Hz로 약 13%의 오차가 측정되었으나, 시험 전후 별도의 치구에 고정하여 고유진동수를 측정하는 시험조건에 다소 차이가 존재하는 관계로 상기의 측정결과로부터 본딩 체결에 대한 구조 건전성에는 문제가 없다고 판단하였다.

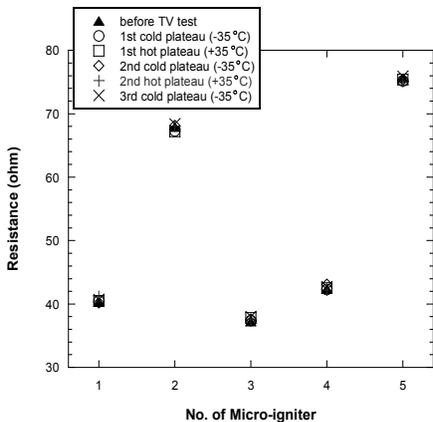


Fig. 10. Resistance Changes of the -igniters

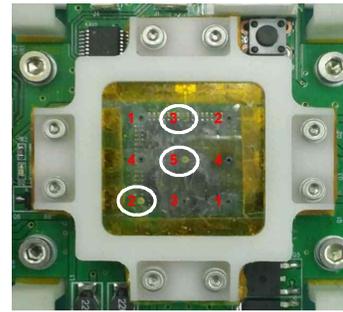
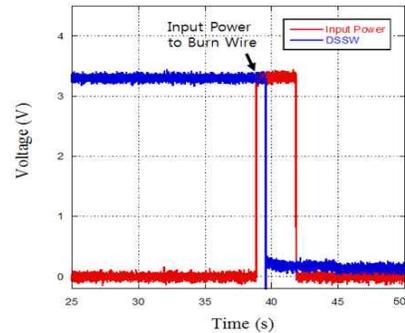
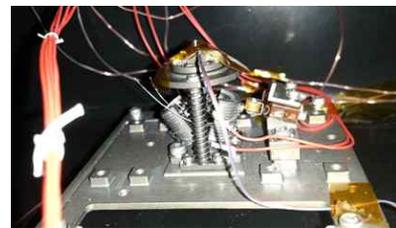


Fig. 11. MEMS Thruster after Ignition Test during TV Test



(a) Test Results Data of DSSW



(b) H&R Mechanism after TV Test



(c) Release Time Measurement

Fig. 12. Separation Test Results of H&R Mechanism during the TV Test

Table 3. Cold/Hot Correlation Results of QM STEP Cube Lab. Thermal Balance Test

Cold Correlation Results						
	Test T	Pre T	After T	Pre E.	After E.	
CPV System	-35.303	-28.773	-34.998	6.531	0.305	
H&R Mech.	-35.322	-20.337	-34.997	14.985	0.325	
MEMS Thruster	Thruster	-27.277	-34.936	-29.972	7.659	2.695
	I/F Board	-21.257	-34.986	-20.444	13.729	0.813

Hot Correlation Results						
Item	Test T	Pre T	After T	Pre E.	After E.	
CPV System	34.895	38.366	35.003	3.471	0.108	
H&R Mech.	34.879	42.433	35.008	7.554	0.129	
MEMS Thruster	Thruster	38.342	35.212	37.782	3.13	0.56
	I/F Board	42.043	35.007	42.656	7.036	0.613

- Test T : 시험 온도
- Pre T : TMM Correlation 전 해석 온도
- After T : TMM Correlation 후 해석 온도
- Pre E. : Test T와 Pre T와의 오차
- After E. : Test T와 After T와의 오차

3.5 시험 탑재체의 열모델 보정

열평형 시험은 저온/고온의 각각 구간 G와 I에서 수행하였다. Fig. 13과 같이, 열모델은 시험환경을 그대로 모사하여 탑재체와 열진공 챔버 내에 탑재체를 고정할 치구와 함께 형상화하였다. 상기 수행된 열평형 시험의 온도정보 데이터로부터 시험 탑재체에 대한 열해석 모델을 보정하였으며, 그 결과 Table 3과 같이 해석온도와 시험온도결과의 온도차가 시스템 요구조건인 3도 이하로 모두 만족하도록 보정하였다.

3.6 위성 시스템 궤도 열해석

상기에 수행된 탑재체의 열보정 모델을 위성 시스템 열모델에 반영하여 궤도 열해석을 재수행하였으며, 구축된 위성 시스템 열보정 모델로

부터 좀 더 신뢰도 높은 궤도 상에서의 위성 온도를 예상하였다. 궤도 열해석은 극한의 최저/최고 온도의 우주 열환경에서 위성이 최저/최고로 발열하는 상태를 고려하여 최악의 경우에 대한 해석을 수행하였다. 따라서 해석 파라미터는 Table 4와 같이 정의하였으며, 위성 시스템 열모델과 궤도 프로파일은 Fig. 14와 Fig. 15에 각각 나타낸다.

궤도 열해석에는 우주환경에서의 대류항을 제외한 열모델에 적용되는 에너지 방정식 (1)을 Crank-Nicholson 방식을 이용하여 (2)와 같이 풀이하여 (3)과 같이 수렴될 때까지 반복 계산하는 수치해석 기반의 SINDA/FLUNIT를 이용하였다 [9-11].

$$c \frac{\partial}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{Q}'' - \nabla \cdot (q) \quad (1)$$

$$2C_1 \frac{\Delta T}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = 2Q_i + \sum_{j=1}^N [G_{ji} (T_j^n - T_i^n) + G_{ji} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ji} (T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4] \quad (2)$$

$$|T_j^{(l+1)} - T_j^{(l)}|^k < \epsilon^* \quad (3)$$

여기서,

T_j^n : temperature of node j at the current time t

T_j^{n+1} : temperature of node i at the next time t+Δt

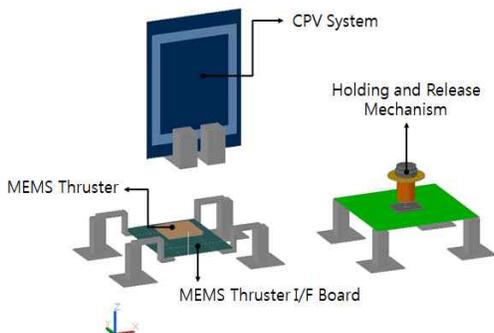


Fig. 13. TMM of Payload for Correlation

- i : linear conductor attaching node j to i
- G_{ji} : radiation conductor attaching node j to i
- C_i : thermal capacitance of node i
- Q_i : source/Sink for node i
- \bar{k} : iteration level
- \bar{k} : time step
- ϵ^* : convergence criteria

3.6.1 궤도 열해석 결과

STEP Cube Lab.의 열진공시험을 수행한 탑재체에 대한 위성 시스템 수준의 궤도 열해석 결과는 Table 5에 나타난다. CPV System의 경우,

Table 4. Orbit Parameter of STEP Cube Lab.

Parameter	Orbit Condition	
	Coldest	Hottest
Orbit Type	Sun-Synchronous	
Inclination angle	97.78	
Altitude[km]	600	
Solar Flux[W/m^2]	1287	1420
Albedo	0.30	0.35
IR Flux[W/m^2]	227	249
Season	Summer	Winter

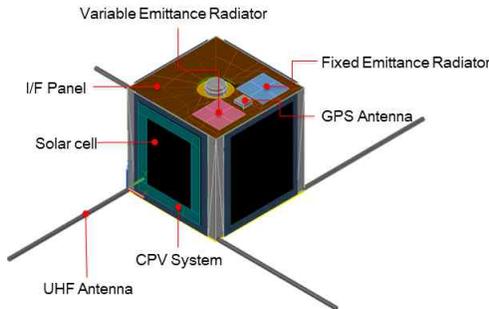


Fig. 14. TMM for STEP Cube Lab. for on-orbit Thermal Analysis

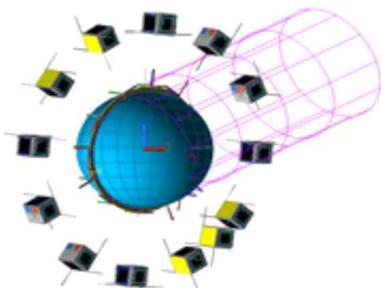


Fig. 15. Orbit Profile of STEP Cube Lab.

Table 5. On-orbit Thermal Analysis for STEP Cube Lab.

Payload	T_{min} [°C]	T_{max} [°C]
CPV	-37.98	29.08
H&R Mech.	1.69	30.89
MEMS I/F Board	-18.65	26.16
MEMS Thruster	-14.28	25.45

저온의 시험온도규격인 -35°C를 다소 초과하나, 그 외에 무충격 구속분리장치와 MEMS 추력기는 상기 수행된 열진공시험에서 충분히 극한 우주 열환경에서의 생존과 정상 작동을 검증하였다.

IV. 결론

본 논문에서는 우주기반기술 검증용 큐브위성 STEP Cube Lab.의 탑재체 수준의 열진공시험에 대하여 시험 준비 및 시험 과정 그리고 시험 결과를 포함한 전반적인 시험절차에 대하여 기술하였다. 본 시험을 통하여 위성 개발팀에서 자체 개발된 MEMS 추력기, 무충격 구속분리장치 그리고 CVP System의 우주 열환경에서의 생존성 및 정상작동을 검증하였으며, 시험 결과를 활용한 열해석 모델의 검토 및 보정작업을 수행하여 보다 신뢰도 높은 열해석 모델을 확보하였다. 또한 이를 이용하여 좀더 정확한 궤도 상에서의 탑재체 온도분포를 예측할 수 있었다.

References

- 1) Muylaert, J., Reinhard, R., Asma, C., Buchlin, J., Rambaud, P., Vetrano, M., "QB50: An International Network of 50 Cubesats for Multi-Point, In-Situ Measurements in the Lower Thermosphere and for Re-Entry Research" *Proceedings of ESA Atmospheric Science Conference*, Sep. 2009, pp.7~11.
- 2) Seon, J. H., Jin, H. Kim, G. H., Lee, D. H., Lin, R., and Lee, J. J., "A Cubesat-sized Space Science Mission TRIO_CINEMA" *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Nov. 2009, pp.1018~1020.
- 3) Kwon, S. C., and 10 others, "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and*

Space Sciences, May. 2015, pp.430~436.

4) Han, S. W., Choi, B. S., Song, T. H., Kim, S. J., and Lee, B. J., "Experimental Investigation on Variable Emittance Material Based on (La,Sr)MnO", *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 37, Jun. 2013, pp.583~590.

5) Kim, T. Y., Seo, J. G., Hyun, B. S., Cheon, H. Y., and Lee, J. J., "Study on the Thermal Buffer Mass and Phase Change Material for Thermal Control of the Periodically Working Satellite Component", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jan. 2013, pp.1225~1348.

6) Lee, J. K., and Kim, T. G., "MEMS Solid Propellant Thruster Array with Micro Membrane Igniter", *Journal of Sensors and Actuators A:Physical*, Vol. 190, Feb. 2013, pp.52~60.

7) Oh, H. U and Jeon, S. H., "Functional Verification of Engineering Model of Non-explosive Shockless Holding and Release Mechanism Using Heating Wire Cutting Method", *Journal of The Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 23, May. 2013, pp.401~406.

8) Park, T. Y., and 4 others, "Experimental

Investigation of Concentrating Photovoltaic System Applying Commercial Multi-array Lens for Space Applications", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, Jul. 2014, pp.622-627.

9) Timothy, D. P., Steven, G. R., Mark J. W., David, J., Brent A. C., and Douglas P. B., "Sinda/Fluint Manual", Version 5.2, Oct. 2008.

10) Michael, F. M., "Radiative Heat Transfer", 2nd Edition, The Academic Press, Sand Diego, California, 2003, pp.681.

11) Gilmore, D. G., and Collins, R. L., "Satellite Thermal Control Handbook", 2nd Edition, The Aerospace Corp. Press, 2004, pp.207~208.

12) Seo, J. K., Jang, T. S., and Cha, W. H., "Overview of Thermal Test and Practice in Developing Satellite", *Journal of The Koreans Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2013, pp.915-920.

13) Lee, J. J., Kim, H. K., and Hyun, B. S., "The Correlation of Satellite Thermal Mathematical Model using Results of Thermal Vacuum Test on Structure-Thermal Model", *Journal of The Koreans Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2009, pp.916~922.