

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 814-821(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.814

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

큐브위성 STEP Cube Lab. 비행 모델의 열진공시험을 통한 성능 및 열제어계 설계 검증

강수진*, 정현모*, 서정기**, 오현웅***

Performance and Thermal Design Validation for FM STEP Cube Lab.

Soo-Jin Kang*, Hyun-Mo Jung*, Joung-Ki Seo** and Hyun-Ung Oh***

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

ABSTRACT

The STEP Cube Lab. classified as a pico-class satellite has been successfully developed as a flight model(FM) to be launched in 2015. Its mission objective is to perform the on-orbit verification of fundamental space core-technologies. In this study, a thermal design concept based on the passive method to achieve the mission objective is introduced. The effectiveness of the thermal design and performance of the satellite has been verified through the acceptance level thermal vacuum test. In addition, to improve the reliability of thermal mathematical model, correlation was performed using the results of thermal balance test. This paper describes a series of process for the thermal vacuum test on the STEP Cube Lab. FM.

초 록

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)은 우주기반 핵심기술들의 궤도검증을 주 임무로 2015년 발사를 위해 최종 비행모델의 개발을 완료하였다. 상기 임무를 위해 STEP Cube Lab.은 수동 열제어를 기반으로 최적화된 열제어 설계를 수행하였으며, 수락(acceptance) 수준의 열진공시험을 통해 위성 성능 및 열제어 설계의 검증을 완료하였다. 또한 열평형 시험을 통해 위성 열-수치 모델의 신뢰도 향상을 위한 보정 작업을 수행하였다. 본 논문에서는 STEP Cube Lab. FM의 열진공시험을 통한 일련의 검증 과정에 대해 서술하고자 한다.

Key Words : Pico Satellite (극초소형 위성), Thermal Control Subsystem (열제어계), Thermal Vacuum Test (열진공시험), Thermal Balance Test (열평형 시험)

1. 서 론

미래창조과학부와 한국항공우주연구원에서 개

최한 2013 제2회 큐브위성 경연대회에 선정된 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)은 조선대학교

† Received : July 4, 2015 Revised : August 16, 2015 Accepted : August 18, 2015

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

항공우주공학과 우주기술융합연구실 학생들이 주축이 되어 2015년 하반기 발사를 목표로 최근 2015년 3월에 개발을 완료한 1U 크기의 극초소형 위성이다[1]. 주요 임무는 논문 연구 실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 우주핵심기술 및 본 위성 개발팀에서 자체 개발한 우주핵심기술을 탑재하여 궤도 검증을 실시하고 획득 데이터로부터 해당분야 기술의 지적 기반을 구축함에 있다. 이에 선정된 주요 탑재체는 가변방사율 라디에이터[2], 상변화물질(PCM: Phase Change Material)[3], 그리고 자체 제작된 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems) 기반 고체 추진로켓(이하 MEMS 추력기)[4], 무충격 구속분리장치[5], 집광형 태양전력 시스템(이하 CPV System : Concentrating Photovoltaic System)[6]이 탑재되어 궤도운용을 수행할 예정이다.

본 논문에서는 STEP Cube Lab. FM(Flight Model)의 열진공시험에 대한 시험 준비, 시험 과정 그리고 시험 결과 및 결과 분석을 통한 열제어 설계 검토 과정에 대해 서술하였으며, 본 시험을 통해 궤도 열환경에서의 STEP Cube Lab. FM의 위성 성능 및 열제어계 개발의 검토 및 검증을 최종적으로 완료하였다.

II. 본 론

2.1 STEP Cube Lab. 개요

2.1.1 STEP Cube Lab. 형상

Figure 1은 STEP Cube Lab.의 외/내부 형상으로, 서론에서 언급한 선정 및 자체 개발된 주요 탑재체와 궤도 운용을 위한 전자보드 등의 배치를 나타낸다. Fig. 1 (a)에서 +Z축에는 가변방사율 라디에이터가 가변방사 성능의 효율을 비교/검증하기 위해 고정방사율 라디에이터와 함께 배치되며 Fig. 1 (b)에 MEMS 추력기가 궤도 운용을 위해 -Z축에 위치한다. 또한 ±X축의 태양전지판 외각에는 전력생성의 효율 향상을 위한 CPV System이 배치되어, ±Y축의 일반적으로 사용되는 위성용 태양전지판과 비교/검증할 계획이다. Fig. 1 (c)는 위성 내부에 무충격 구속분리장치와 PCM, 그리고 주요 전자보드 등의 배치를 나타낸다.

2.1.2 STEP Cube Lab. 열설계

극초소형 위성 STEP Cube Lab.은 1U(10cm×10cm×10cm)의 매우 작은 크기로 질량 버짓 및 전력생성 한계 등의 제한된 설계조건에 따라 열

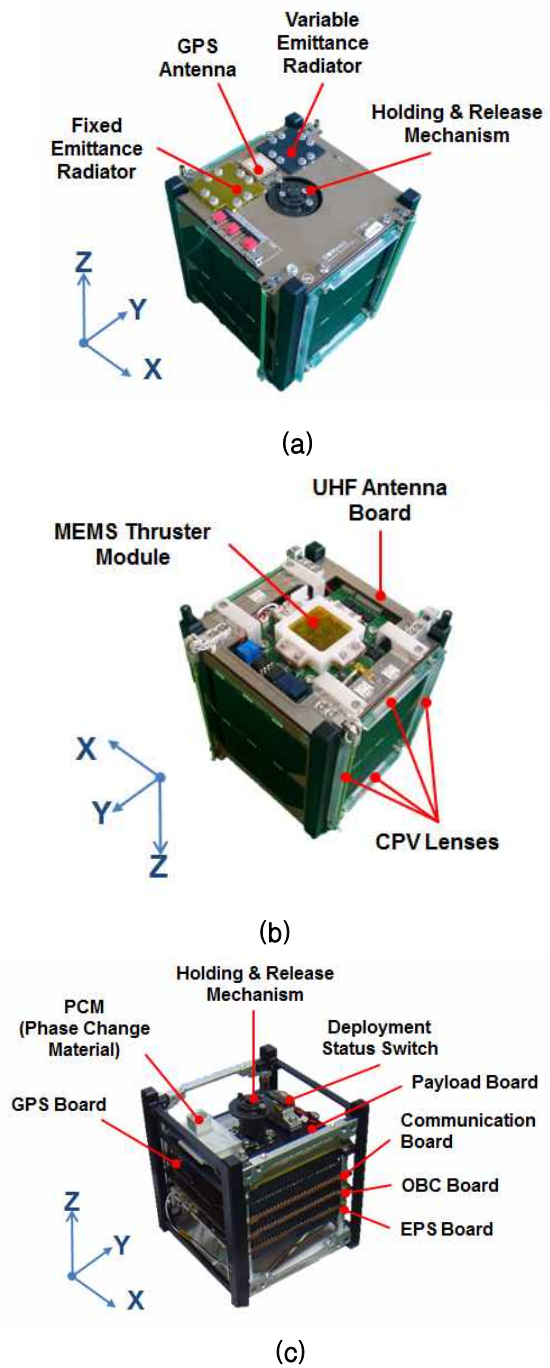


Fig. 1. STEP Cube Lab. Configuration

설계는 수동열제어 방식을 기반으로 진행하였다.

가변방사율 라디에이터와 PCM은 궤도 열환경에서의 열적성능 검증에 적합한 독립적인 열환경 조성을 위해 Fig. 2 (a), (b)와 같이 단열와셔 (Thermal Washer)와 다층박막단열제(MLI:Multi-Layer Insulation)를 적용하여 위성 내부에서 발생하는 열의 전도/복사경로를 차단하였다. 또한 PCM은 특정 온도에서 작동하는 성능을 확인하기 위해 궤도상에서 인위적인 온도환경 조작이

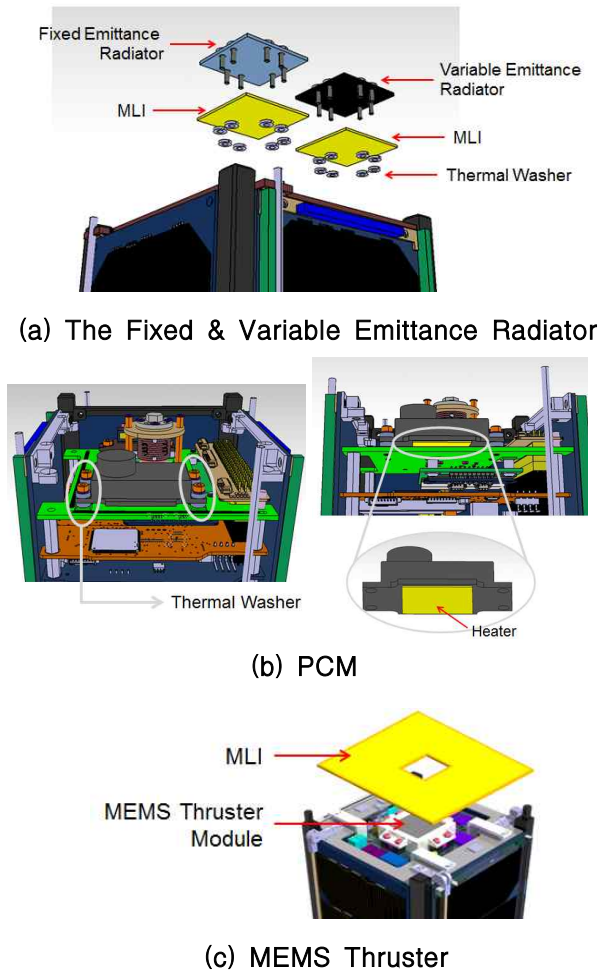


Fig. 2. Thermal Control H/W Configuration

필요할 경우를 대비하여 바닥면에 히터를 장착하였다. MEMS 추력기의 경우, 궤도 열해석으로부터 저온에 과도하게 노출될 것으로 예상되어 Fig. 2 (c)와 같이 MEMS 추력기 모듈 전면부에 작동을 위한 최소한의 면적만을 노출하여 MLI를 적용하였다.

2.2 열진공시험 개요

열진공시험은 실제 궤도상의 고진공 열환경을 모사하여 위성의 성능을 확인하고 열제어 설계의 적합성을 검증하는 것이 주 목적이다. 이에 STEP Cube Lab.의 주요 개발 탑재체에 대하여 QM(Qualification Model)단계에서 3주기의 인증 수준의 열진공시험을 통한 검증을 완료함에 따라 FM단계에서는 최종 모델에 가해지는 열적 스트레스를 최소화하고자 수락수준의 열진공시험은 열평형시험을 포함한 2주기로 완화하여 수행한다. 시험온도규격은 궤도 열해석 결과로부터 해석/수락마진($\pm 5^{\circ}\text{C}/\pm 5^{\circ}\text{C}$)을 확보한 $-35^{\circ}\text{C}/+35^{\circ}\text{C}$ 로 산출하였으며[7] 본 시험은 인공위성연구

센터(SaTReC)에서 보유한 챔버를 사용하였으며, 챔버 스펙은 직경 2000mm, 깊이 2500mm 크기의 10^{-5}torr 이하의 진공도, $-80^{\circ}\text{C}\sim+100^{\circ}\text{C}$ 의 온도범위, 80개의 온도센서 채널과 12개의 히터 채널 등 이다.

2.2.1 시험 프로파일

Table 1에 정의한 요소를 바탕으로 Fig. 3과 같은 시험 프로파일은 도출하였다. 2주기의 열진공시험 중에 총 4번의 시험구간(Soak Phase)에서 실제 궤도상에서의 위성 시나리오를 모사한 위성 시스템 기능시험(Integrated System Test)을 수행하여 위성 시스템 전반의 성능 검증을 실시하며 1주기의 열평형시험을 수행하여 열-수치 모델의 보정에 필요한 온도데이터를 확보한다.

2.3 열진공시험 준비

열진공시험을 수행하기 전에 시험 프로파일을 모사한 열해석을 수행하여 시험 중에 위성 온도를 예측하고 사전에 발생할 수 있는 위험을 파악하여, 이를 바탕으로 시험 프로파일 보완 및 시험 장비구성 등의 시험 계획을 최종 수립하였다.

2.3.1 열진공시험 모사 열해석

열진공시험을 모사한 열해석을 수행하기 위해 구축한 STEP Cube Lab.의 열-수치 모델(TMM: Thermal Mathematical Model)은 Fig. 4와 같으며, Table 2는 위성 전장품 중 온도에 취약한 일부 전장품의 허용온도범위를 나타낸다.

해석 결과, Fig. 5에서 볼 수 있듯이 저온시험에서 배터리가 허용온도범위를 초과하고, 고온시험에서 통신보드가 작동 시 발열로 인해 허용온도범위에 근접하는 것을 확인하였다. 따라서 열진공시험 내 저온환경에서 배터리를 허용온도범위 내로 제어하기 위해 별도의 시험용 비접촉식

Table 1. FM T/V Test Specification

Item	Value
Temperature Range	$-35^{\circ}\text{C}\sim+35^{\circ}\text{C}$
Number of Cycle	2 cycle (included 1 balancing)
Test Tolerance	$\pm 3^{\circ}\text{C}$
Thermal Dwell Time	≥ 2 hour
Pressure	$< 1 \times 10^{-5}$ Torr
Stabilization Condition	
Thermal Cycling Test	stay 1 hour
Thermal Balance Test	temp. change rate $\leq 1^{\circ}\text{C}/\text{hour}$

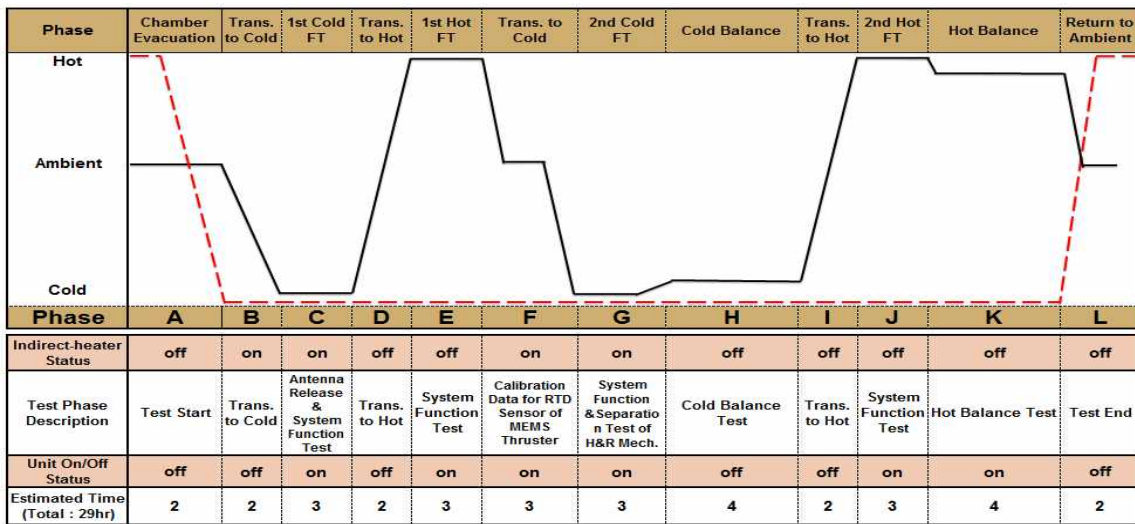


Fig. 3. STEP Cube Lab. FM Thermal Vacuum Test Profile

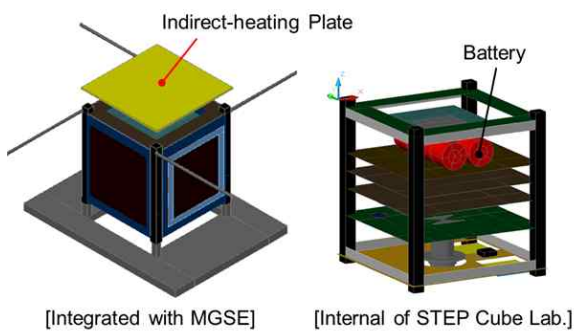


Fig. 4. STEP Cube Lab. TMM for FM T/V Test

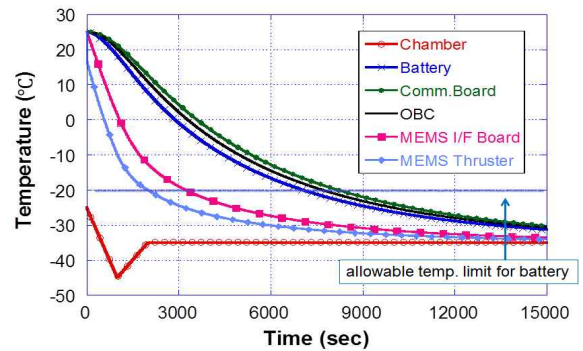
Table 2. Allowable Temperature Range for Thermally Critical Components

Unit	Allowable Temp. Range[°C]	
	Minimum	Maximum
Battery	-20	+60
Comm. Board	-30	+60
OBC	-40	+85
MEMS Thruster	-35	+35

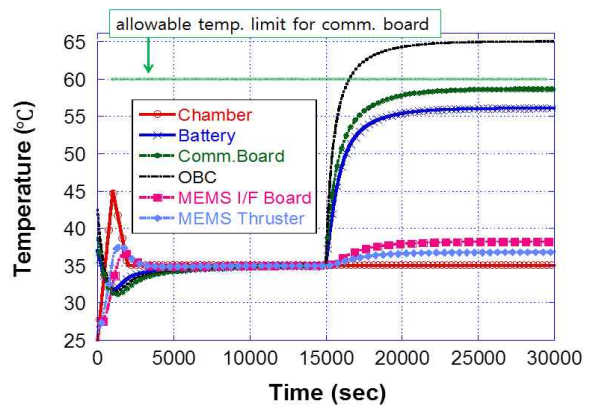
히터[8]를 치구설계에 반영하였으며, 저/고온에서 위성 전장품의 열적 안정성을 고려하여 열평형시험 온도는 $\pm 25^{\circ}\text{C}$ 로 시험규격을 완화하여 수행한다.

2.3.2 열진공시험 치구 설계

2.3.1에서 요구된 비접촉식 히터는 저온시험에서 배터리의 온도조절이 가능하도록 열해석을 통해 복사에 의한 열전달량을 고려하여 계산된 히터 전력량을 산정[8]하여 최대 30W를 허용하도



(a) Cold Soak Phase



(b) Hot Soak Phase

Fig. 5. Preceding Temperature of STEP Cube Lab. during FM T/V Test

록 제작하였으며, 형상은 Fig. 6과 같다. 플레이트는 열전도성이 좋은 알루미늄(Aluminum)으로 선정하였으며 히터의 복사열전달 효율을 증대시키기 위해 표면은 블랙 아노다이징(Black Anodiz

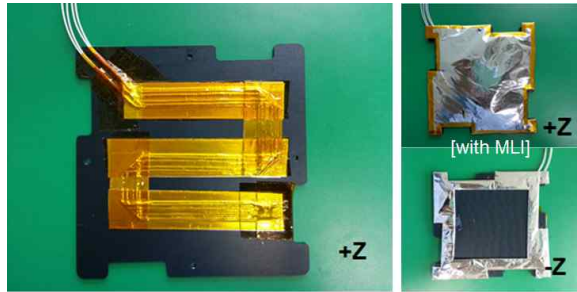


Fig. 6. Indirect-heating Plate Configuration

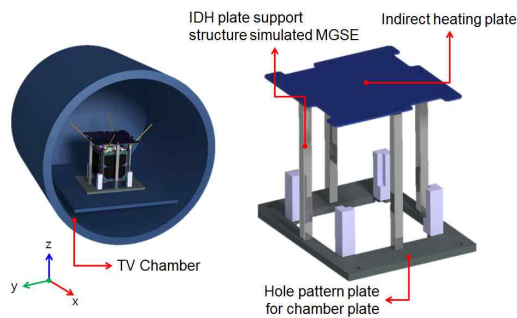


Fig. 7. Mechanical Ground Segment Equipment for FM T/V Test

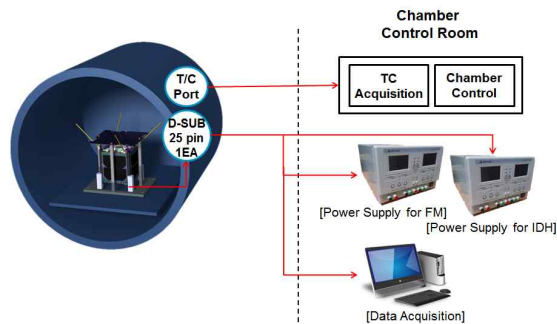


Fig. 8. FM T/V Test Electrical Configuration

ing) 처리하였다. 또한 플레이트 윗면에 MLI를 적용하여 불필요한 열손실을 줄여 히터 용량의 최소화 및 구동시간을 단축하고자 하였다. 또한 비접촉식 히터의 복사열로 인한 위성 전체에 열적 영향이 미칠 것을 방지하여 플레이트 바닥면은 최소한의 면적만을 노출하여 MLI를 적용하였으며, 플레이트를 지지하는 구조물은 Thermal Washer를 적용하여 열전달 경로를 차단하였다. 이와 같은 비접촉식 히터를 적용한 열진공시험 치구 형상을 Fig. 7에 나타내며, 저온시험 시, 배터리의 온도를 실시간 모니터링하며 독립적으로 운용이 가능하도록 Fig. 8과 같이 시험을 구상하였다.

2.3.3 열전대 위치

열전대는 위성과 치구에 총 25개가 사용되었으



Fig. 9. FM T/V Test Set-up Configuration

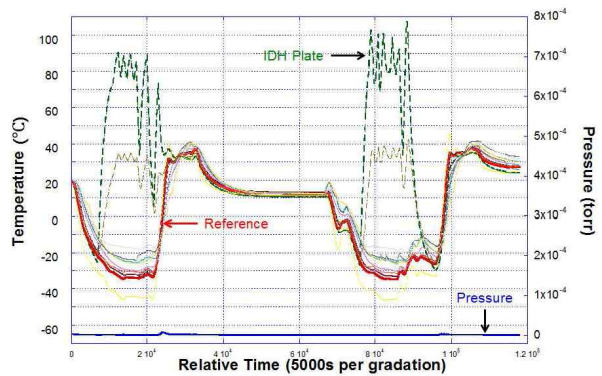


Fig. 10. Temperature & Pressure Chart during the FM T/V Test

며, 다음과 같은 사유를 고려하여 열전대의 위치를 선정하였다.

- 1) 열-수치모델 보정을 위한 온도 데이터 확보
- 2) 열적 성능확인이 필요한 탑재체인 가변방사율 라디에이터와 PCM
- 3) 온도에 민감하여 실시간 모니터링이 필요한 배터리 및 주요 전자보드
- 4) 시험 내 열적 표본(Reference Temperature) 수량 확보

2.4 열진공시험 결과

Figure 9와 같이 열진공시험을 위한 시험배치를 진행하여 시험을 수행하였으며, Fig. 10은 시험 중의 진공도와 열전대 온도데이터를 나타낸다. 시험 중 진공도는 1×10^{-5} torr 이하의 고진공을 유지하였으며, 열적 표본온도가 시험온도규격에 맞게 도달한 것을 굵은 선으로 나타낸다.

2.4.1 탑재체 검증

주요 탑재체 중 하나인 PCM은 상변화 과정에서 열에너지를 축적하거나 방출하는 물리현상을 이용한 열제어 장치로, 궤도상에서의 위성온도를 고려하여 녹는점이 9~10°C인 파라핀 계열

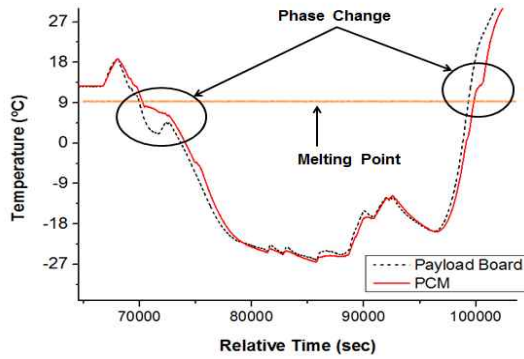


Fig. 11. The PCM and Payload Board Temperature during the T/V Test

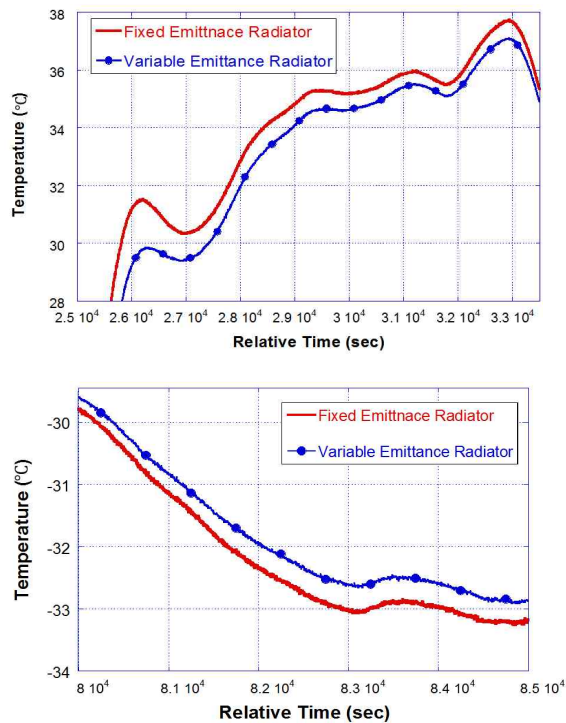


Fig. 12. The Fixed & Variable Emittance Radiator Temp. during the T/V Test

의 펜타데칸(n-Pentadecane)을 선정하였으며, 열진공시험 결과, 설계된 상변화 온도구간에서의 정상적인 성능 구현이 이루어짐을 Fig. 11에 표시한 잠열구간의 온도특성으로부터 확인하였다.

Figure 11은 PCM과 PCM이 배치된 구조패널인 Payload Board의 시험 중 온도데이터를 비교하여 나타낸다. 또한 가변방사율 라디에이터는 온도에 따라 방사율이 변화하는 소재의 특성을 지닌 수동형 열제어기로서, 열진공시험 중의 온도데이터를 Fig. 12에 고정방사율 라디에이터와 비교/분석한 바와 같이, 고온에서는 높은 방사율, 저온에서는 낮은 방사율로 인한 비교적 좁은 온도변화폭을 고정방사율과 비교하여 확인하였다. 다만 3cm×3cm의 적은 면적의 표면에 열전대까지 부착되어 충분한 방열면적을 확보하지 못한 점을 고려한다면 적합한 설계에서 보다 효율적인 수동 열제어가 가능할 것으로 기대된다.

2.5 시험결과 검토

2.5.1 열-수치모델의 보정

열-수치모델의 보정 작업은 모델의 신뢰도 향상을 위한 필수 절차이며, 위성의 열평형 시험에서 획득한 온도 데이터를 바탕으로 각 부품별 발열량과 위성 내/외부에 실제 광학 물성치에 대한 재검증 그리고 위성 구조체간의 열적 연결과 부품-위성 사이의 열적 연결 등에 대한 검증을 수행한다[9]. 열-수치모델의 보정은 Table 3과 같은 성공 기준[10]을 만족하도록 수행하였다.

Table 3. Correlation Criteria

No.	Item	Req.
1	$ \Delta T $	$\leq 3^{\circ}\text{C}$
2	The ratio of $ \Delta T \leq 3^{\circ}\text{C}$	$\geq 90\%$
3	$ \Delta T \geq 6^{\circ}\text{C}$ 인 경우 적절한 설명이 필요	

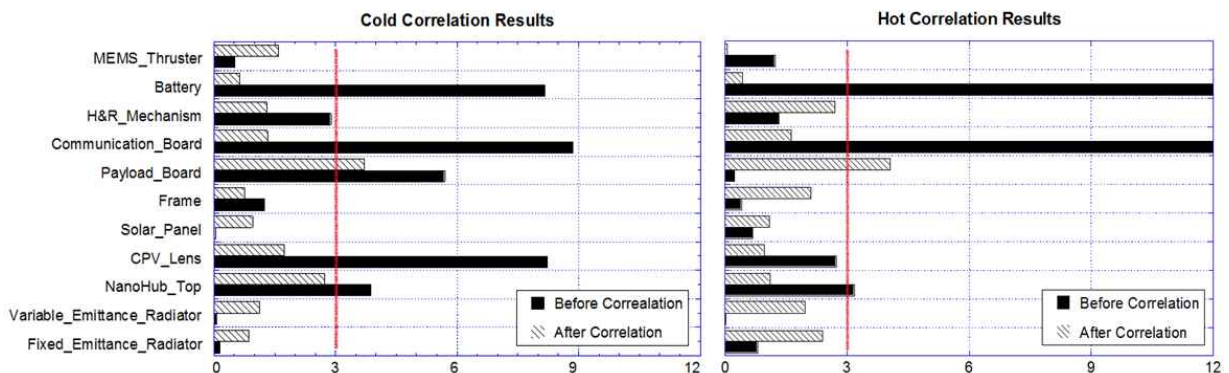


Fig. 13. Cold/Hot Correlation Results of FM STEP Cube Lab. TMM by Temperature Difference between Prediction(°C) and Test(°C)

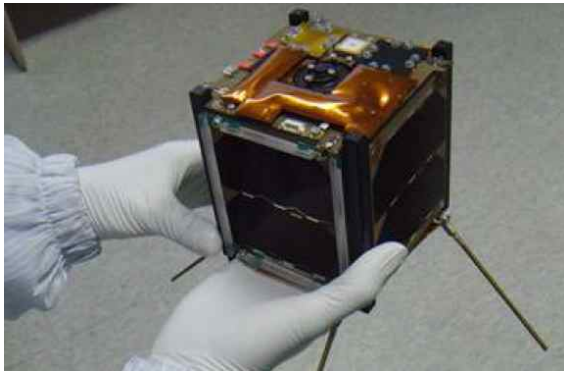


Fig. 14. STEP Cube Lab. Flight Model

상기 두 기준을 모두 만족하여 STEP Cube Lab. 열-수치모델이 실제 모델의 열적 특성을 잘 묘사하고 있음을 Fig. 13에 보정 전/후 모델과 열평형 시험 온도 데이터와의 온도차로 비교하여 나타내었다.

2.5.2 보정 열-수치모델의 궤도 열해석

열진공시험 내 위성 시나리오 시험 결과, 라디에이터가 배치되는 위성의 상부 패널에서 저온에서의 불안정한 작동이 확인되어, 저온환경으로부터 보호하기 위해 MLI를 처리하는 추가 열설계를 진행하였으며, 보정된 STEP Cube Lab.의 열-수치모델로 궤도 열해석을 재 수행하여 열설계의 적정성을 확인하였다. 해석 결과, 안정적인 작동을 확인한 저온 한계점으로부터 마진이 10°C 이상 확보되는 것을 확인하였으며, 재 수행된 궤도 열해석으로부터 보다 정확한 궤도상에서의 위성 온도를 예측하여 향후 위성이 발사 이후의 실제 온도와 비교/분석할 자료를 마련하였다. Fig. 14는 최종적으로 개발이 완료된 STEP Cube Lab. FM 형상을 나타낸다.

III. 결 론

본 논문에서는 우주기반기술의 궤도 검증을 목적으로 제작된 극초소형위성 STEP Cube Lab. FM의 열진공시험을 통한 위성의 성능 및 열제어 계를 최종 검토 및 검증하는 과정에 대해 살펴보았다. 또한 열평형시험으로 확보된 온도데이터로부터 보다 신뢰도 높은 보정 열-수치모델을 구축하였으며 보정된 열-수치 모델로부터 궤도 열해석을 재 수행하여 위성 열제어 설계의 적정성 검토 및 최종 검증을 완료하였다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부. 거대과학연구개발사

업, 소형위성개발사업의 지원으로 수행되었습니다(NRF-2013M1A3A4A01075961).

Reference

- 1) Kang, S. J., Ha, H. W., and Oh, H. U., "On-orbit Thermal Analysis of Pico-class Satellite STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, Sep. 2014, pp.795-801.
- 2) Han, S. W., and 3 others, "Experimental Investigation on Variable Emittance Material Based on (La,Sr)MnO₃", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 37, Jun. 2013, pp.583~590.
- 3) Kim, T. Y., and 4 others, "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*, Vol. 42, Dec. 2014, pp.1013~1019.
- 4) Lee, J. K., "Fabrication Method Performance Evaluation of Micro Igniter for MEMS Thruster", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, Jan. 2015, pp.1~8.
- 5) Oh, H. U. and Lee, M. J., "Performance Verification of Hinge Driving Segmented Nut Type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, Jun. 2014, pp.529~534.
- 6) 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.
- 7) Seo, J. K., Jang, T., S. and Cha, W., Ho, "Overview of Thermal Test and Practice in Developing Stellite", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, Nov. 2013, pp.915~920.
- 8) Baek, C. W., Shin, S. M. and Oh, H. U., "Analytical Investigation of In-direct Heater to Simulate Space Thermal Environment for Thermal Vacuum Test", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.

40, Feb. 2012, pp.178~183.

9) Lee, J. J., and 3 others, "Effect of Correlation about Satellite Thermal Math Model using Result of Thermal Balance Test", *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Nov. 2006, pp.672~675.

10) 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 Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, Sep. 2009, pp.916~922.