

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(9), 795-801(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.9.795>

## 우주기반기술 검증을 위한 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 궤도 열해석

강수진, 하현우, 오현웅\*

On-orbit Thermal Analysis of Pico-class Satellite STEP Cube Lab.  
for Verification of Fundamental Space Technology

Soo-Jin Kang, Heon-Woo Ha and Hyun-Ung Oh\*

Space Technology Synthetic Laboratory, Department of Aerospace Engineering, Chosun University

## ABSTRACT

STEP Cube Lab. classified as a pico-satellite has been being developed by SSTL(Space Technology Synthesis Laboratory) in Chosun University. Its main mission objective is to perform the on-orbit verification of core space technologies, which will be the potential candidates for future space missions. In this paper, to guarantee successful mission operation of the cube satellite under extremely severe space thermal environment condition, the system level thermal design and analysis has been performed. The effectiveness of the design has been verified through on-orbit thermal analysis of cube satellite.

## 초 록

STEP Cube Lab.은 조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실에서 개발 중인 극초소형 위성으로 구분되는 1U 큐브위성으로, 논문 연구 실적으로만 그친 우주핵심기술을 발굴 및 탑재하여 궤도 검증 실시 및 해당 분야 기술의 지적 저변확대에 공헌을 목표로 한다. 이에 본 논문에서는 주요 탑재체인 가변방사율 라디에이터, 무충격 구속분리장치 그리고 MEMS 고체추진로켓 등을 탑재하여 극한 우주 열환경에서의 위성 시스템과 탑재 체의 안정적인 궤도 운용 및 기술 검증을 위해 시스템 통합 열해석 및 열제어를 실시하였으며, 이를 통해 해석결과 분석 및 열제어 설계의 타당성을 입증하였다.

**Key Words** : Cube Satellite(큐브 위성), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석), Thermal Control Subsystem(열 제어계)

## 1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 1kg이하의 중량 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능

하며, 소형임에도 위성개발은 실용급 위성의 설계 원리를 전부 이해해야만 설계가 가능하다는 점에서 교육적인 면에서도 적합하여 해외 대학 및 연구소에서 활발하게 연구가 진행 중에 있다.

해외에서는 큐브위성으로 분류되는 1~5kg급의 위성이 2003년 첫 발사 이후 50기 이상이 발사되었으며, 미국의 경우 National Science Foundation

† Received: March 30, 2014 Accepted: July 31, 2014

\* Corresponding author, E-mail : [ohu129@chosun.ac.kr](mailto:ohu129@chosun.ac.kr)<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

(NSF)의 초소형위성 개발 지원과 NASA의 발사체 제공으로 이 분야의 연구개발이 더욱 활발해질 것으로 전망된다. 국내에서도 국내 최초의 큐브위성인 한국항공대학교가 개발한 HAUSAT[1], 현재 궤도 운용 중에 있는 경희대학교가 개발한 CINEMA[2] 등 큐브위성개발에 대한 관심이 높아져가는 추세이며, 2012년 미래창조과학부와 항공우주연구소는 큐브위성 경연대회를 개최하여 선발된 개발팀에게 큐브위성 제작, 발사 및 궤도 운용 기회가 부여되는 등 향후 큐브위성 분야의 활발한 연구개발을 통한 지적 기반 구축이 예상된다.

2013년 제2회 큐브위성 경연대회에 선정된 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)은 조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실 학생들이 주축이 되어 2015년 발사를 목표로 개발 진행 중에 있는 큐브위성이다. 주요임무는 논문 연구 실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하여 궤도 검증을 실시하고 획득 데이터를 제공하여 해당분야 기술의 지적 저변확대에 공헌하는 것이다. 이에 주요 탑재장비인 가변방사율 라디에이터, 무충격 구속분리장치, 집광형 태양전력시스템 그리고 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems) 고체추진로켓(이하 MEMS 추력기) 등이 탑재되어 궤도운용을 수행할 예정이다[3].

위성의 모든 탑재장비들은 극한 우주 열환경에서의 생존은 물론 안정적인 작동성능 보장을 위해 허용온도범위를 만족해야만 하는데 기 탑재장비들은 실험실 수준에서의 기능검증은 실시되었으나, 극한 우주 열환경을 고려한 설계 및 시험이 실시되지 않아 큐브위성에 탑재 시 정상작동을 예측할 수 없다. 따라서 STEP Cube Lab. 프로젝트에서는 기 탑재체의 추가적인 설계변경 또는 검증시험을 최소화하여 큐브위성에 탑재 가능하도록 위성체 레벨에서 탑재체 접속부의 구조 및 열 최적화 설계를 통해 탑재체에 가해지는 발사 및 열적 환경을 완화를 목표로 한다. 본 논문에서는 이러한 목표 구현을 위해 열설계 관점에서 궤도상에서의 탑재장비들의 정상작동을 위한 신뢰성을 확보하고 효율적인 궤도 검증을 위한 열설계를 수행하였다.

STEP Cube Lab.의 열설계 검증을 위한 열모델(TMM : Thermal Mathematical Model)은 유한차분과 유한요소 모델이 간편한 Thermal Desk top에서 구축하였다. 궤도에 따라 변하는 태양복사의 열 유입량, 지구 적외선과 알베도 영향

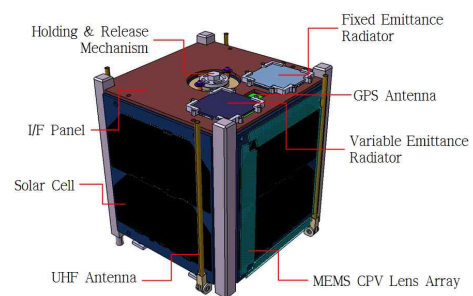
고려를 위해 Resistor-capacitor 네트워크 방식의 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)[4]를 이용하여 궤도 열해석을 실시하였다.

## II. 본 론

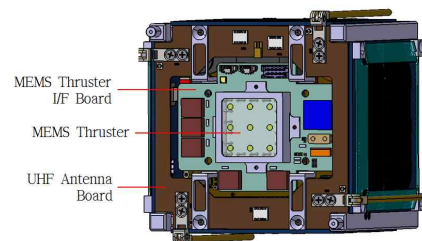
### 2.1 STEP Cube Lab. 개요

STEP Cube Lab.의 궤도 검증을 위해 선정된 주요 탑재장비로는 온도에 따라 방사율이 변화하는 특성을 가지는 가변방사율 라디에이터[5]와 진동형 유연 히트파이프[6], 고체 추진체가 접착되어 추력을 발생시키는 MEMS 기술기반 고체추력기[7]가 있으며, 본 위성 개발팀에서 자체 개발한 탑재체로는 높은 체결력과 저충격 그리고 적용방법에 따라 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 장점을 갖는 무충격 구속분리장치[8]와 태양광 사각지대에서의 집광을 통해 전력생성 효율의 증가가 가능한 MEMS 집광형 태양전지 시스템[9]이 있다. 상기 선정 및 제작중인 탑재체들을 위성에 탑재하기 위해 지상시험 계획을 수립, 그리고 이를 구현하기 위한 설계 및 제작이 진행 중에 있으며, 본 위성의 형상은 Fig. 1과 같다.

위성의 임무를 고려하여 자세제어는 히스테리



(a) Front Side View



(b) Bottom Side View

Fig. 1. Configuration of STEP Cube Lab.

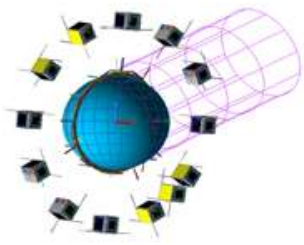


Fig. 2. Orbit Profile of STEP Cube Lab. by Using Permanent Magnet Attitude Stabilization

시스 댐퍼를 조합한 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크를 발생하는 영구자석 안정화 수동형 제어방식을 적용하였으며, 영구자석은 온도에 따라 자성특성이 변하지 않는 AlNiCo-3와 히스테리시스 댐퍼는 Hymu-80 타입을 선정하였으며 그에 따른 궤도 프로파일은 Fig. 2에 나타내었다 [10].

2.2 큐브위성의 궤도 열해석

2.2.1 궤도 열해석 Parameter

위성은 극심한 온도차를 보이는 우주에서 생존하기 위해 최악의 조건에서도 모든 탑재장비가 허용온도 범위내로 유지될 수 있도록 최악의 저온/고온의 경우(Worst Cold/Hot Case)를 고려하여 열설계를 수행하여야 한다. 위성의 궤도 열해석은 공전궤도 중 태양복사와 지구 적외선 등 열입사량이 가장 적은 조건인 하지와 입사량이 가장 많은 조건인 동지를 최악의 경우(Worst Case)로 정의하고, 시스템 요구조건과 영구자석을 적용한 수동 안정화 자세제어 방식을 적용한 궤도 조건을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Orbit Parameter of STEP Cube Lab.

Parameter	Orbit Condition	
	Coldest	Hottest
Orbit Type	Sun-Synchronous (Circular)	
Inclination angle	97.78	
Altitude[km]	600	
Period	5801.23sec	
Solar Flux[W/m <sup>2</sup> ]	1287	1420
Albedo	0.30	0.35
IR Flux[W/m <sup>2</sup> ]	227	249
Season	Summer	Winter

Table 2. Allowed Temperature Range of STEP Cube Lab.

Unit	Allowed Temperature Range[°C]	
	T <sub>min</sub>	T <sub>max</sub>
Comm. Board	-30	+60
UHF Antenna Board	-55	+100
UHF Antenna	-70	+70
GPS Antenna Board	-40	+85
GPS Antenna	-70	+70
Hysteresis Damper	-	+460
Magnet	-	+80
OBC	-40	+85
I/F Panel	-40	+85
EPS	-40	+85
Solar Cell	-100	+100
Battery	-10	+60
CPV	-	+80
Mechanism	-20	+60

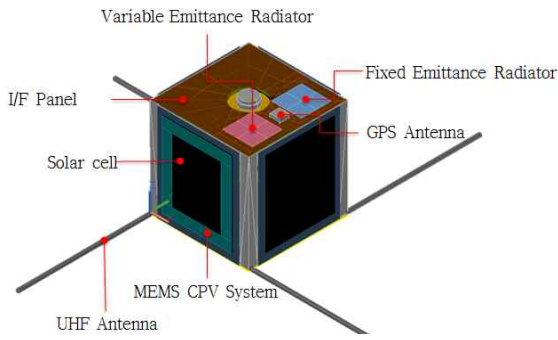
2.2.2 위성 탑재장비의 허용온도범위

열설계의 기본 목표는 위성의 모든 탑재장비가 허용온도범위 내로 유지될 수 있도록 하는 것이다. 특히 임무장비는 특정온도범위 내에서 최고의 작동 성능을 나타내며, 허용온도범위 내의 온도유지는 위성의 생존과 직접적인 연관이 있다. 본 위성의 탑재장비의 허용온도범위는 Table 2에 나타내었다.

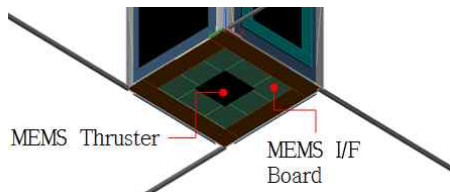
2.2.3 위성 열모델

본 위성이 큐브위성이라는 점을 감안하여 시스템 관점에서의 단순화 구현을 위해 열설계는 수동적인 방법을 기초로 진행하였으며, Fig. 3은 Thermal Desktop을 이용하여 구축한 큐브위성 TMM의 외부(a,b)와 내부(c) 형상을 나타낸다. 임무수행을 위해 심해 우주로 노출되는 I/F Panel과 MEMS 추력기 그리고 배터리의 경우, 허용온도범위 내로의 유지 및 임무장비의 운용을 위해 MLI(Multi-layer Insulator)로 단열처리 하였다. 라디에이터의 경우, 가변방사율 라디에이터의 성능비교를 위하여 방사율이 고정된 라디에이터를 동일 패널에 배치하였으며, 효율적인 궤도환경시험을 위해 위성내부와외의 복사 및 전도적 단열을 위해 각각의 라디에이터 바닥면에 각각 MLI와 단열와셔(Thermal Washer)를 적용하였다. 또한 다른 탑재장비에 비해 허용온도범위가 좁은 배터리에 MLI를 적용하였다.

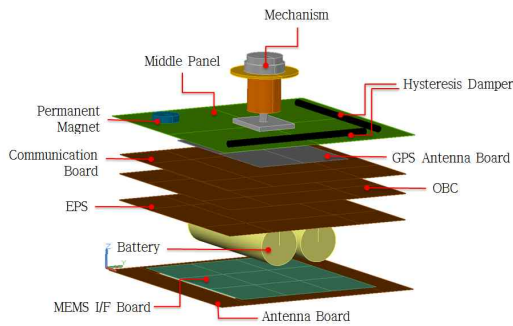
열해석에 적용된 광학적 열물성치를 Table 3



(a) External Configuration



(b) External Configuration of Bottom Side



(c) Internal Configuration

Fig. 3. Configuration of STEP Cube Lab.

Table 3. Thermo-optical Properties

Items	Solar $\alpha$	IR $\epsilon$	Remark
Alodined_Al	0.35	0.07	Structure
GaAs	0.68	0.70	Solar Cell
FR4	0.6	0.6	PCB
Glass	0.1	0.9	CPV
MLI	0.46	0.81	Thermal H/W
Variable Emittance Radiator	0.2	[5]	Payload
Fixed Emittance Radiator	0.1	0.8	Payload

에 나타내었으며, 표면간 전도값 및 노드간 전도값을 각각 다음의 식으로부터 도출하여 적용하였다[11].

$$h = \left( \frac{1}{\frac{L_A}{K_A} + \frac{L_B}{K_B}} \right) [W/m^2K] \quad (1)$$

$$G = \frac{K \times A}{L} [W/K] \quad (2)$$

여기에서,  $L_{A,B}$ 는 접촉된 면 두께의 1/2 치수,  $L$ 은 두 노드간의 거리,  $K$ 는 면 재료의 열전도도 그리고  $A$ 는 전달되는 면의 단면적을 나타낸다.

열해석에는 범용 열 해석 상용프로그램인 Thermal Desktop의 RadCAD와 온도 분포 해석을 위한 열해석 프로그램인 SINDA를 사용하였다. SINDA는 각 노드에 대한 열에너지 평형식을 풀어 열분포 및 온도 변화를 계산한다. 다음 식(3)은 SINDA에서 일반적으로 사용되는 열에너지 평형 식으로 위성 탑재체의 열해석 시 적용되었다[12].

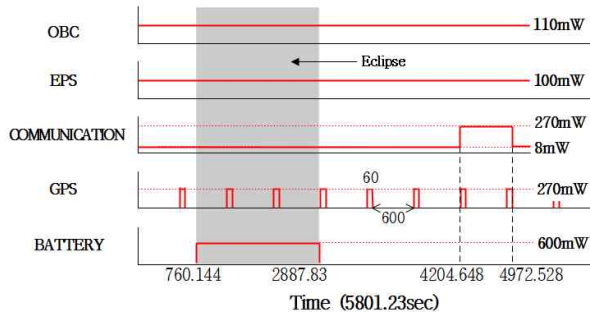
$$\begin{aligned} \frac{2C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) &= 2Q_i + \quad (3) \\ \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^n - T_i^n) + \hat{G}_{ji} \{ (T_j^n)^4 - (T_i^n)^4 \}] &+ \\ \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ji} \{ (T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4 \}] & \end{aligned}$$

여기에서, 현재시간  $t$ 의 노드온도는  $T_j$ 이며 현재 시간부터  $\Delta t$  이후의 시간의 노드온도가  $T_j^{n+1}$ , 디퓨전 노드  $j$ 와  $i$ 의 선형 컨덕터로 연결한 값을  $G_{ji}$ , 복사 컨덕터를  $\hat{G}_{ji}$ , 노드  $i$ 의 열용량은  $C_i$ , 열원을  $Q_i$ 를 의미한다.

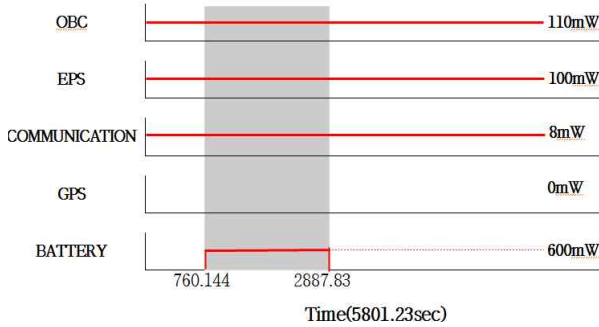
온도분포를 해석하는 TMM은 위성의 각 부품을 노드로 나누어 모델링하여 열전달 지배방정식을 간단한 형태로 만든 후 유한차분법(FDM)을 이용한 수치해석 프로그램으로서, 이 방법은 계산이 간단하면서 노드의 크기가 작을수록 해석해와 잘 일치해 열 해석 연구에 널리 활용되고 있다[13].

### 2.2.4 열해석 조건

궤도 열해석은 총 3가지 경우를 적용하였다. 먼저, 본 큐브위성의 운용모드 중에서 주요탑재장비의 주 임무에 대한 데이터를 수집하는 발열량이 가장 많은 모드인 임무모드(Mission Mode)에서의 궤도 열환경이 하지인 경우를 Cold



(a) Mission Mode of STEP Cube Lab.



(b) Emergency Mode of STEP Cube Lab.

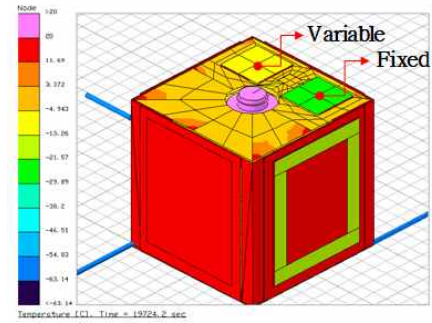
Fig. 4. Heat Dissipation Profile

Nominal Operation Mode, 동지인 경우를 Hot Nominal Operation Mode로 정의하였으며, 배터리 충전량이 부족하여 배터리를 충전시키거나 위성에 문제가 발생하였을 때, 운용되는 모드로서 최소한의 유닛만을 작동시키는, 발열량이 가장 적은 모드인 비상모드(Emergency Mode)에서의 궤도 열환경이 하지인 상태를 Emergency Cold Mode로 정의하였다[14]. 상기 모드에 대한 발열 프로파일은 Fig. 4와 같다.

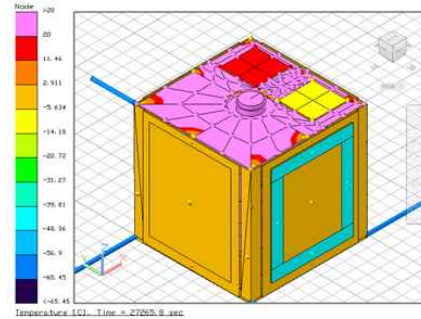
### 2.3 열해석 결과

STEP Cube Lab.의 경우 큐브위성이라는 제한된 설계로부터 시스템 관점에서의 설계 부담을 줄이기 위해 마진을 5°C 이상 확보하는 것을 목표로 열설계를 진행하였다. Table 4는 고정방사율 라디에이터와 가변방사율 라디에이터의 열해석 결과이며 Fig. 5는 라디에이터의 해석 경우에 대한 온도분포 결과이다. 고정방사율 라디에이터의 경우 고정된 높은 방사율로 인해 저온에서도 지속적인 열손실이 발생하지만 가변방사율 라디에이터의 경우 온도에 따른 방사율이 변하는 특성으로 저온에서 방사율이 낮아져 -10°C 이상 열손실이 감소하였고 고온에서는 비교적 높은 방열의 역할을 수행하여 가변방사율 라디에이터가 효율적인 열제어가 가능함을 확인하였다. MEMS 추력기의

경우, MLI 미적용 시 극심한 우주 열환경으로 인한 외부로의 열손실이 크기 때문에 임무장비의 운용을 위해 MLI로 단열처리하여 -21°C~+1.3°C로 안정화된 온도구간을 확보하였으며, MLI 유무에 따른 열해석 결과는 Table 5에 나타내었다.



(a)



(b)

Fig. 5. Contour Map of Radiator (a: Emergency Cold Mode, b: Hot Nominal Operation Mode)

Table 4. Thermal Analysis Results of Fixed/Variable Emittance Radiator

Type of Radiator	Cold Nominal Operation Mode		Hot Nominal Operation Mode	
	$T_{min}$	$T_{max}$	$T_{min}$	$T_{max}$
Fixed	-64	+3	-68	-3.5
Variable	-52.5	+33	-57.5	+28

Table 5. Thermal Analysis Results of MEMS Thruster

Worst Cold Case	without MLI		with MLI	
	$T_{min}$	$T_{max}$	$T_{min}$	$T_{max}$
MEMS Thruster I/F Board	-90	+20	-17.5	+2.5
MEMS Thruster	-90	+22	-21	+1.3

Table 6. Thermal Analysis Results of STEP Cube Lab.

Part	Unit	Emergency Cold Mode		Cold Nominal Operation Mode		Hot Nominal Operation Mode		Margin		
		$T_{min}$	$T_{max}$	$T_{min}$	$T_{max}$	$T_{min}$	$T_{max}$	$T_{min}$	$T_{max}$	
Comm.	Comm. Board	-14.6	+1.6	-13	+17.5	-7	+19.2	+15.4	+40.8	
	UHF Antenna Board	-38	+11.5	-37.4	+11.8	-32.5	+21.5	+17	+78.5	
	UHF Antenna	-59.5	+5	-60.5	+5.5	-55.5	+15.5	+10.5	+54.5	
ADCS	GPS Antenna Board	-9.6	-2	-6.5	+6	-1.6	+8.7	+30.4	+76.3	
	GPS Antenna	-36	+44	-36.5	+45	-42	+48.5	+33.5	+21.5	
	Damper	-20.2	+2.9	-20.5	+2.5	-20.5	+10.5	-	too high	
	Magnet	-7.01	-6.91	-6.95	-6.85	-2.44	-2.35	-	+82.4	
C&DH	OBC	-14	+10.8	-12.6	+12.2	-7.4	+20	+26	+65	
	I/F Panel	-22	+10	-23.4	+8.6	-24.5	+14	+15.5	+71	
Power	EPS	-14.6	+9.4	-13.7	+10.5	-8	+17.5	+25.4	+67.5	
	Solar Cell	-38	+13	-37.6	+14.8	-33	+24.5	+62	+75.5	
	Battery	-2.4	+2.4	-1.5	+3.4	+4.5	+10.4	+7.6	+49.6	
Payload	CPV	-63	-23	-63	-22.8	-59.8	-13	-	+93	
	Mechanism	+8.6	+9.7	+7.57	+8.63	+4.25	+6	+24.3	+50.3	
	Radiator	Fixed	-64	+3	-64	+3	-68	-3.5	-	-
		Variable	-52.5	+33	-52.5	+33	-57.5	+28	-	-
	MEMS Thruster	I/F Board	-17.5	+2.5	-16	+4	-10.4	+12.2	-	-
Thruster		-21	+1.3	-19.8	+2.3	-14	+13.6	-	-	

각 경우에 대한 시스템 통합 열해석 결과를 Table 6에 나타내었으며, 발열량이 최소이면서 우주 열환경이 Worst Cold 상태인 Emergency Cold Mode에서도 위성 내부에 탑재된 보드들의 온도가 작동허용온도 범위를 만족하는 것을 확인할 수 있으며 외부 열환경에 노출된 태양전지 (Solar Cell), I/F Board 및 안테나는 최저 -59.5°C에도 불구하고 작동허용온도 범위를 만족하였고 온도에 수명과 작동성능의 영향을 많이 받는 배터리 또한 -2.4°C ~ +2.4°C로 안정적인 작동 범위를 만족하였다. 하지기간의 장비 발열량 최대 상태인 Cold Nominal Operation Mode의 경우, Emergency Cold Mode에서 Stand By/Off 상태였던 Comm./GPS 보드의 사용으로 내부장비들의 온도가 소폭 상승하였고, Comm./GPS 보드의 경우 최대 온도가 각각 16도, 8도 상승하였지만 허용온도범위를 만족하였다. 동지기간의 장비 발열량 최대 상태인 Hot Nominal Operation Mode의 경우, 내부에 탑재되는 보드의 최대 온도는 +21.5°C 로 최대 발열 조건에서도 작동허용 온도 범위를 만족하였고, 외부로 노출된 장비들 또한 작동허용온도 범위를 넘지 않고 마진을 5°C 이상 확보하는 것을 확인하여 시스템 통합 열설계의 타당성을 입증하였다.

### III. 결 론

큐브위성의 임무구현 및 설계 제약조건을 고려하여 열제어는 수동적인 방식을 기초로 진행하였다. 위성의 자세는 수동적 자세제어 방식인 영구자석 안정화 방식으로부터 도출된 궤도프로파일을 적용하여 열해석을 수행하였다. 열해석 결과, 모든 탑재장비의 온도는 각 조건에서 열설계 요구규격인 5도 이상의 마진확보가 가능함을 확인하였으며 이로부터 열설계의 타당성을 입증하였다. 본 열해석에는 일부모델의 정확한 물성치 미확보와 계산식에 의존한 전도도 입력값 등이 존재하여 향후 열평형 시험을 통해 온도의 재추정을 통한 열모델 보정으로 열모델에 대한 신뢰도 향상을 수행할 예정이다.

### References

- 1) Moon, B.Y., Kim, S. J., Lee, B. R., Kwon, S. K., and Chang, Y. K., "Preliminary Design of Nanosatellite HAUSAT-2" *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, Nov. 2004, pp.36~40.

- 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., Jung, H. M., Ha, H. W., and 12 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. 2014
- 4) 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,
- 5) 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<sub>3</sub>", *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 37, Jun. 2013, pp.583~590.
- 6) Kim, T. Y., and Seo, Y. B., "Numerical study on the transient operation of the heat pipe with the arbitrary and multiple heat sources", *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Nov. 2002, pp.1666~1670.
- 7) 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.
- 8) Oh, H. U., and Lee, M. J., "Performance Verification of Separation Nut Type Non-explosive Separation Device for Cube Satellite Application", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, Oct. 2013, pp.827~832.
- 9) 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.
- 10) Ha, H. W., and Oh, H. U., "Performance Investigation of Attitude Determination Control for Cube Satellite Using Permanent Magnet Stabilization Method" *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 7, Feb. 2013, pp.44~48.
- 11) Lee, M. H., Kim, D. W., Hwang, K. L., and Chang, Y. K., "Space Simulation Test and Thermal Verification of HAUSAT-2 STM by Using Surface Heaters", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, Nov. 2005, 11, pp.106~114.
- 12) Anvari., F. F. A., and Niaki, K.S. "Thermal Design and Analysis of a Small Satellite Operating in Low Earth Orbit", *Journal of International Conference on Mechanical Engineering*, Dec. 2007.
- 13) Lee, S. T., Lee, S. H., Choi, Y. J., and Lew, J. H., "Development of Attitude Control Thruster for KOMPSAT", *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.1 Feb., 1997, pp.67~73.
- 14) Hu, L. H., Chang, M. S., and Tsai, H. R., "Thermal Control Design and Analysis for a Picosatellite-YamSat", *Transactions of the Aeronautical and Astronautical Society of the Republic of China*, Vol. 35, 2003, pp.227~233.