

技術論文

표면히터를 이용한 HAUSAT-2 위성 STM의 우주모사 및 열해석 검증 연구

이미현*, 김동운*, 황기룡*, 장영근**

Space Simulation Test and Thermal Verification of HAUSAT-2 STM (Structural-Thermal Model) by Using Surface Heaters

Mi-Hyeon Lee*, Dong-Woon Kim*, Ki-Lyong Hwang* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

This study addresses space simulation test results and thermal modelling verification of HAUSAT-2 nanosatellite STM (Structural-Thermal Model). The thermal modelling of the HAUSAT-2 has been modified in accordance with test results. Thermal analysis results were repeatedly compared with test results for modified thermal modelling. It is verified that the analysis results for modified thermal modelling agree well with test results. Some surface heaters were implemented to simulate solar illumination for HAUSAT-2 Thermal Vacuum/Balance Test. A low-cost and effective thermal test methodology, which is applicable to ultra-small satellite system, was proposed and verified by test results in this study.

초 록

본 논문은 HAUSAT-2 위성의 구조-열모델(STM)에 대해 수행한 우주모사시험의 결과 및 이에 따른 열 모델링의 수정과 해석에 대한 연구 결과를 보여준다. 열 모델링의 보정은 시험 데이터와의 비교 분석 과정을 반복하여 이루어졌으며, 이러한 보정된 열 모델링을 통해 시험데이터와 근사한 결과를 재해석 시에 얻게 되었다. HAUSAT-2의 열진공 및 열평형 시험에서는 표면히터를 사용하여 태양광을 모사하였다. 본 열진공 및 열평형 시험을 통하여 소형 열진공 챔버 내에서 국내 최초로 초소형 위성 모델을 우주모사시험하기 위한 저비용이며 효율적인 열시험 방법을 제시하였고, 또한 이를 시험 결과를 통해 검증하였다.

Key Words : HAUSAT-2, Nanosatellite(나노위성), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Balance Test(열평형 시험), Structural Thermal Model(구조-열모델)

1. 서 론

HAUSAT-2는 한국항공대학교 우주시스템연구

† 2005년 7월 26일 접수 ~ 2005년 9월 30일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: ykchang@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

실(Space System Research Lab.)에서 개발 중인 25Kg급 나노위성이다. 위성시스템 예비설계 후 구조 및 열 설계에 대한 인증(qualification) 수준의 우주환경시험을 위해 구조-열모델(STM; Structural-Thermal Model)을 개발하고, 진동시험을 마친 후 열진공/평형 시험을 수행하였다. 그림 1은 HAUSAT-2 형상 및 좌표계를 보여주고 있다. 일반적으로 열평형 시험은 열해석 모델의 유효성을

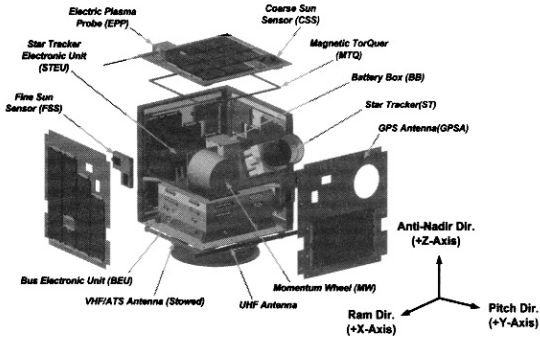


그림 1. 내부 형상 및 컴포넌트 배치

검증하는 데 목적이 있으며, 시험 결과에 따라 열해석에 이용한 경계조건들을 수정하게 된다. 열진공 시험은 우주환경인 진공상태에서 위성체와 열제어 서브시스템이 요구조건을 만족시키는 지 확인하는데 목적이 있으나, HAUSAT-2 STM은 실제 기능을 하는 부품이나 전장보드가 탑재되지 않음으로 열적 변형이나 진공과 관련된 현상에 대한 결함을 미리 발견하는데 목적을 두었다[1]. 일반적으로 초소형위성은 개발비용을 최소화하기 위하여 열해석만을 수행하는 경우가 많아, 동급의 위성에 대한 인증 수준의 열시험에 대한 데이터는 거의 없었다. 따라서 HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험은 중대형위성의 많은 데이터를 검토 후에 자체적인 방법을 수립한 후 시험을 수행하였다. HAUSAT-2의 열진공/평형 시험은 2005년 4월 (주)KoSPACE 내의 열진공 챔버 내에서 수행하였다. 본 논문에서는 열진공/평형 시험 결과 및 열모델링 수정과 수정된 모델링 검증에 대하여 고찰하고자 한다.

II. 시험 준비 및 구성

HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험을 위해 시험용 히터와 히터제어시스템(HCS; Heater Control System)을 구성하였고, 시험용 열전대(TTC; Test Thermo Couple)를 장착하였다. 또한, 시험용 열전대의 온도 데이터를 획득하기 위한 데이터 획득시스템(DAS; Data Acquisition System)을 구성하였다.

2.1 시험용 히터

HAUSAT-2의 열진공/평형 시험의 계획에 있어서 가장 중요한 사항은 시험환경과 STM이다. 먼저 시험환경에 있어서 열진공 챔버 내에 적외선이나 태양광을 모사할 수 있는 환경이 갖추어

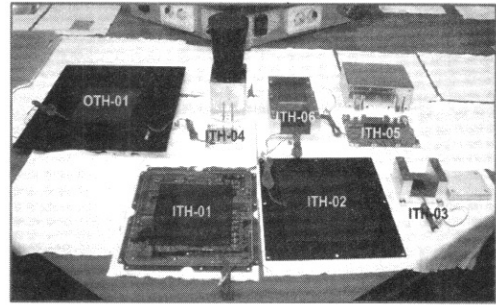


그림 2. 시험용 히터 장착 모습

져 있지 않았으며, STM의 경우 내부에 전장박스나 부품들이 장착되지 않음으로 외부 열유입 및 내부 발열에 대한 모사가 필요하였다. 따라서 HAUSAT-2의 열진공/평형 시험에는 표면히터를 통하여 외부 열 유입을 모사하였고, 내부 발열 또한 히터를 붙여 모사하였다. 시험용 히터는 사용 경험(heritage)이 많은 MINCO사의 제품을 선정하였고, 탈부착이 용이한 B타입(스티커를 떼어내어 부착하는 형식)을 선정하였다. 히터 선정은 전력 사항과 장착 면보다 작은 사이즈를 충족시킬 수 있는 요구조건을 고려하였다. 외부 열유입 모사 히터(OTH; Outside Test Heater)와 내부 발열 모사 히터(ITH; Inside Test Heater)를 장착한 모습은 그림 2와 같다.

내부의 발열 모사량은 HAUSAT-2의 운용 중 발열이 가장 클 때와 적을 때로 나누어 모사하였다. 그에 따른 전력 공급 사항은 표 1과 같다. 모드에 따른 시험용 히터의 전력 공급 조절은 히터제어 시스템을 구성하여 조절하였다. 표 1에서 OTH-01은 고온 평형(hot balance) 시에만 전원을 공급하여 열평형을 외부 열 유입을 통해서 이루도록 모사하였다.

표 1. 시험용 히터 모드에 따른 전력 공급 사항

번호	Hot Turn On			Cold Turn On		
	E[V]	I[A]	P[W]	E[V]	I[A]	P[W]
ITH-01	15	0.2	2.8	15	0.2	2.8
ITH-02	28	0.575	16.05	11.6	0.238	2.75
ITH-03	15	0.214	3.2	10.6	1.415	1.6
ITH-04	15	0.134	2	0	-	0
ITH-05	15	0.266	4	0	-	0
ITH-06	15	0.134	2.1	0	-	0
OTH-01	28	1.073	30	0	-	0

2.1.1 외부 열유입 모사 히터

외부 열유입 모사에 표면히터를 장착할 경우

전력량을 조정하여 필요한 부분을 균일하게 또는 차등으로 가열해 원하는 온도 장을 만들 수 있고, 챔버 벽과의 표면계수 교정이나 외부 부품의 열적인 간섭 등을 배제할 수 있는 장점이 있다. 단점으로 위성 외부에 표면히터를 직접 부착함으로써 탈부착으로 인해 위성 표면이 손상될 수 있다는 단점이 있으나, STM의 경우 외부에 크게 손상될 구조물이 없으므로 단점에 대한 피해를 줄일 수 있다[2]. HAUSAT-2의 외부 열 유입모사는 위성의 한 면에 직선으로 유입되는 열로 모사하였으며, 모사 열 유입량(Q)은 아래 식(1)을 이용하여 계산하였다.

$$Q = G \cdot \alpha \cdot A \quad (1)$$

G =패널이 받는 총 태양 에너지 ($1410.84\text{W}/\text{m}^2$)

α =패널 표면의 흡수율 (0.719)

A =패널의 면적 (0.09m^2)

계산에 사용된 총 태양에너지는 HAUSAT-2의 궤도에서 태양에너지가 가장 큰 겨울의 태양상수를 적용하였고, 패널 표면 흡수율은 블랙아노다이징 처리된 위성표면과 HAUSAT-2 태양전지판 면적을 비율로 계산하여 얻은 값을 사용하였다. 계산 결과인 91W 를 시험에 적용할 경우 우주에서 위성이 한 면에 91W 를 받는 경우와 유사한 결과가 나타나는지에 대한 열해석을 수행한 결과 우주에서 91W 를 받는 위성의 온도인 31°C (worst case)보다 훨씬 높은 온도인 73°C 로 평형을 이루게 됨을 확인하였다. 이러한 현상은 챔버에 대한 영향을 들 수 있다. 시험을 수행한 소형 챔버는 챔버벽의 온도를 조절 할 수 없으므로 실제 우주 환경에 비해 위성은 높은 온도가 나타날 수 밖에 없다. 따라서 우주에서와 근사한 열평형 온도를 나타내는 30W 로 열 유입을 모사하기로 결정하였다. 이러한 결정은 열평형 시험시간을 줄이는 효과도 기대할 수 있다. OTH는 궤도 열해석 결과에 따라 직선 방향의 태양빛을 가장 많이 받게 되는 반 지구방향 플랫폼에 장착하였다.

2.1.2 내부 발열 모사 히터

ITH는 더미질량모델, 버스전장박스(BEU; Bus Electronic Unit) 등 1W 이상의 내부 발열을 모사하는데 사용되었다.

배터리 박스와 모멘텀 휠은 더미질량모델(dummy mass model)을 사용하므로 그림 3과 같이 내부 발열을 모사하기 위해 히터를 장착할 수 있는 면을 고려하여 ITH와 TTC의 장착이 편리하도록 제작하였다[3].

모든 서브시스템 및 탑재체 전장보드의 내부 발

열 모사는 대부분의 전장보드를 실장하는 버스전장박스에 이루어졌으며 그림 4와 같이 구성되어 있다. 위성 내에서 공간 효율성을 높일 수 있는 장점이 있으나 각 보드 간 발열로 인한 열전달 과정을 알아볼 필요가 있다. BEU는 $220 \times 220 \times 104(\text{mm}^3)$ 의 부피를 가지며, 위성의 지구방향 플랫폼에 장착된다.

그러나 시험에는 각 모듈에 해당하는 실제보드가 장착되지 않음으로 더미보드(dummy board)를 명령 및 데이터 처리계(C&DH; Control &

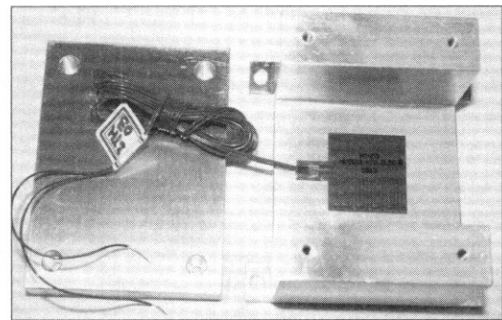


그림 3. ITH 장착한 배터리 박스 더미질량모델

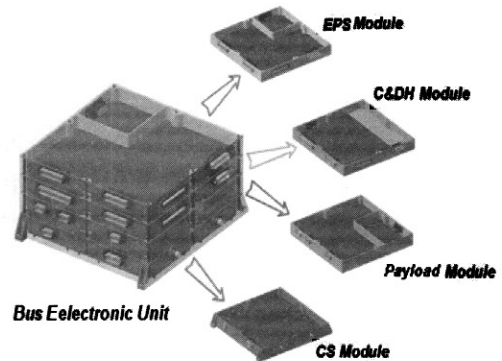


그림 4. 버스전장박스(BEU)의 구성

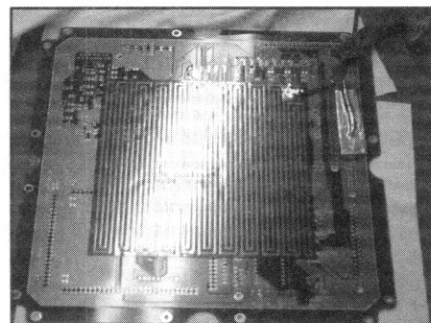


그림 5. ITH 장착한 C&DH 더미보드

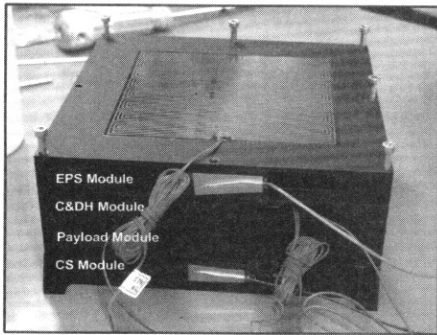


그림 6. ITH 및 열전대 장착한 BEU

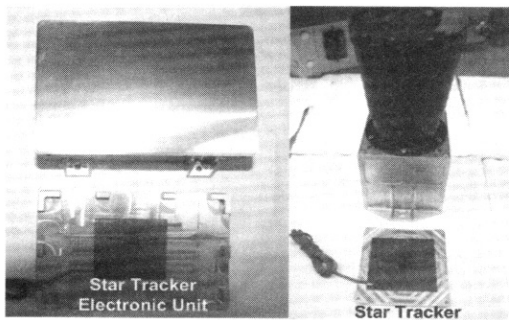


그림 7. ITH 장착한 별센서 및 별센서 전장박스

Data Handling) 모듈에 장착하여 보드의 열전달 특성을 파악하고자 하였다. 그림 5는 C&DH 더미보드에 ITH를 장착한 형상이다.

또한 그림 6에서와 같이 커버에 모사된 BEU의 발열은 BEU의 가장 윗부분의 전력계(EPS; Electrical Power Subsystem) 모듈과 가장 아랫부분의 통신계(CS; Communication Subsystem) 모듈에 TTC를 장착함으로써 BEU 모듈 간의 열전달 특성을 파악할 수 있도록 하였다.

별센서(ST; Star Tracker)와 별센서 전장박스(STEU; Star Tracker Electronic Unit)는 발열사항을 고려하여 그림 7과 같이 내부에 ITH를 장착하였다.

2.2 시험용 열전대(TTC)

HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험에서 사용한 시험용 열전대는 T타입(구리와 콘스탄탄 와이어 재질을 사용)을 사용하였으며, 열진공 챔버에서 지원할 수 있는 열전대 채널이 제한되어 부득이하게 열전대의 개수를 줄여 총 13개를 장착하였고, 장착위치는 표 2와 같다. 장착위치는 열전달 특성을 알고자하는 위치와 위성의 평균적 온도를 알기위한 패널 등에 부착하였다[4].

표 2. TTC 장착위치

번호	장착위치
TTC-01	+X축 방향 패널의 내부 중앙
TTC-02	-Y축 방향 패널의 내부 중앙
TTC-03	-X축 방향 패널의 내부 중앙
TTC-04	+Y축 방향 패널의 내부 중앙
TTC-05	+Z축 방향 플랫폼의 내부 중앙
TTC-06	배터리 박스 더미 모델 내부 천장 중앙
TTC-07	별센서 헤드 내부 옆면 중앙
TTC-08	별센서 전장박스 내부 천장 중앙
TTC-09	C&DH 모듈 바닥
TTC-10	C&DH 더미보드
TTC-11	EPS 모듈 +X축 방향
TTC-12	CS 모듈 +X축 방향
TTC-13	고정치구(fixture) 표면

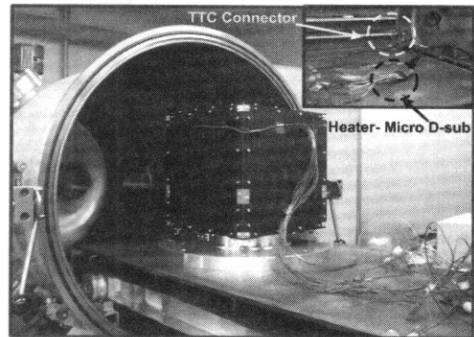


그림 8. 챔버 내의 장착과 인터페이스

2.3 열진공 챔버

HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험은 (주)KoSPACE의 열진공 챔버에서 이루어졌다.

그림 8은 열진공 챔버 내에 장착된 HAUSAT-2의 모습을 보여주고 있다. TTC는 그림 8에서와 같이 커넥터를 통해 챔버 밖으로 연결되고, 히터는 micro D-sub를 통해 외부와 연결됐다.

2.4 히터 제어시스템(HCS)

시험 중 시험용 히터의 전력공급을 조절하기 위해 HCS를 구성하였다. 이러한 HCS는 제작한 스위치와 전력공급기로 그림 9와 같이 구성하였다.

이와 같이 구성된 HCS는 시험 중 모드 별 전력공급 사항인 표 1에 따라 스위치와 전력공급기를 그림 10과 같이 조절하였다.

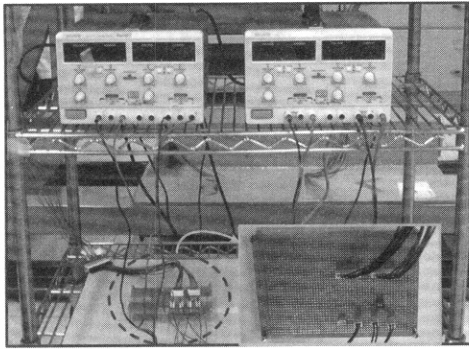


그림 9. 히터 제어시스템 구성

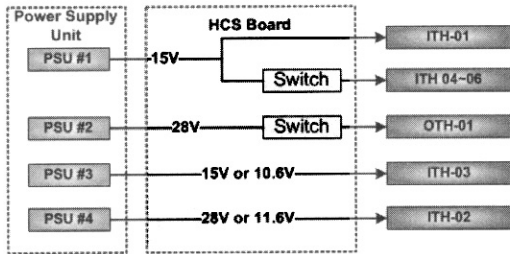


그림 10. 히터 제어시스템 블록도

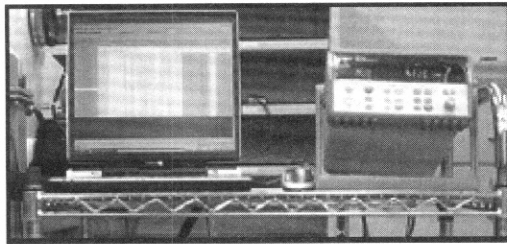


그림 11. 데이터 획득 시스템 구성

2.5 데이터 획득시스템(DAS)

DAS는 시험과정 동안 TTC의 온도데이터를 저장하고 모니터링 하기위한 장비이다. DAS는 Agilent사의 데이터 획득 유닛과 모니터링 할 수 있는 노트북으로 그림 11과 같이 구성하였다.

데이터 획득 유닛은 20개의 채널을 가지고 있으며 1초에 한번 씩 데이터를 얻는 것이 가능하다. 그러나 이번 시험에 있어서는 TTC의 13개의 채널만을 사용하고 긴 시험시간을 고려하여 50초에 한번 씩 온도데이터를 얻고 저장하도록 하였다.

III. 시험 수준

HAUSAT-2의 STM의 시험은 인증 수준으로

수행하였다. HAUSAT-2의 인증시험 수준은 4주기(열진공 3주기, 열평형 1주기)를 기본으로 하고 있으나 STM의 경우 내부에 전자품을 장착하지 않고, 디미 모델에 히터를 붙여 모사함으로, 기능 시험을 주로 하는 열진공 시험의 주기를 1주기로 줄이고, 열진공 시험 1주기를 마친 후 바로 열평형 시험을 수행하였다. 표 3은 HAUSAT-2의 열진공/평형 시험의 시험수준을 보여주고 있다.

표 3. HAUSAT-2 열진공/평형 시험 수준

항목	수준
압력	$< 1 \times 10^{-5} \text{ torr}$
온도 범위	$-30^{\circ}\text{C} \sim 70^{\circ}\text{C}$
주기	열진공: 1 cycle, 열평형: 1 cycle

그리고 고온 평형 및 저온 평형(cold balance) 시험은 모든 TTC의 온도 변화가 3°C/hr 이하일 때까지 수행하였다. 이러한 기준은 MIL-STD-1540B를 준수하였다[5].

IV. 시험 과정

HAUSAT-2의 열진공/평형 시험은 그림 12와 같은 순서로 진행하였다. 각 진행 단계에 대한 설명과 시간은 표 4에 나타내었으며, 시간은 실제 시험시간을 나타낸 것이다.

그림 12에서 보이는 바와 같이 Hot Soak의 시작과 동시에 시험용 히터를 발열이 가장 큰 상태(hot turn on)로 조절하고, Hot Soak의 시험을 마친 후 기저판(baseplate)의 LN2를 통해 온도를 하강시킴과 동시에 시험용 히터를 발열이 가장 적은 경우(cold turn on)로 조절하였다. Cold Soak의 시간을 마친 후에도 열평형을 이룰 때까지

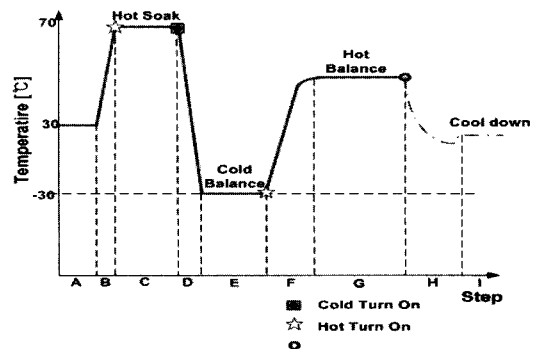


그림 12. HAUSAT-2 열진공/평형 흐름도

표 4. HAUSAT-2의 열진공/평형 시험 순서

순서	설명	시간
A	Pump Down	120min
	Room Ambient (35℃)	15min
B	Temperature Increase (70 ℃)	35min
C	Hot Turn On, Hot Soak	120min
D	Cold Turn On, Temperature Decrease (-30℃)	100min
E	Cold Soak & Cold Balance	300min
F, G	Hot Turn On Temperature Increase & Hot Balance	275min
H, I	Pump Up	15min

지 관찰하여 저온 평형을 수행하였다. 고온 평형 시험 수행 시 기저판을 작동시키지 않고 내, 외부의 시험용 히터만을 사용하기로 하였으나, 빠른 온도상승을 위하여 상온인 20℃까지 기저판도 함께 작동시켜 빠른 온도상승을 유도하였으며, 내부의 시험용 히터 또한 발열이 가장 큰 상태로 조절하여 함께 온도를 상승시키는데 이용하였다.

V. 시험 결과 및 고찰

HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험동안 13 개의 TTC를 통해 얻은 온도 값은 그림 13과 같다. 그림 13을 보면 기저판과 가장 가까웠던 고정치구의 시험용 열전대인 TTC-13 데이터는 Hot Soak동안 약 58℃까지 상승하며 약 -11℃ 정도로 저온 평형을 이루고 25℃의 온도에서 고온 평형을 이루는 것을 볼 수 있다. 단, 열평형의 경우 OTH를 이용하여 열평형을 이루도록 하였으므로 OTH가 장착된 반 지구방향 플랫폼과 거리가 가장 먼 고정치구의 경우가 다른 TTC와 비교할 때

온도가 가장 낮게 나타났다. 저온 평형의 경우에도 -30℃를 유지하고 있는 기저판과 가장 가깝고 ITH들과의 거리가 가장 멀기 때문에 역시 가장 낮은 온도로 열평형을 이루게 되었다. 패널들은 OTH가 장착된 면을 제외하곤 모두 약 40℃에서 고온 평형을 이루었다. 내부발열이 존재하는 곳에 장착된 TTC에서는 다른 시험용 열전대들에 비해 높은 온도에서 저온 평형을 이루었다.

5.1 모델링 수정

시험결과와 열해석 결과를 비교 하기위한 기존 열해석 모델을 실제 시험환경과 유사하도록 수정하여 재해석을 수행하였다.

HAUSAT-2의 열해석은 모두 I-DEAS를 사용하였으며, 시험환경과 같이 기저판, 고정치구 및 열진공 챔버를 모델링하였다[6]. 그 결과는 그림 14에서 확인할 수 있다.

그리고 모델링 한 기저판에 시험 시 적용한 온도 변화를 시간 테이블로 작성하여 적용한 후 재해석을 수행하였고, 내부의 발열은 실제 시험의 히터위치와 발열량을 적용하였다. 이렇게 재수행된 해석결과 중 시험의 온도데이터를 얻은 TTC와 같은 위치에서 온도데이터를 획득하여 그 결과를 비교하였다. 전체적인 온도그래프의 추세는 열해석 결과와 비슷하나 온도차이가 가장 큰 부분은 10℃이상의 온도차가 나타났다. 그림 15에서 BEU의 열전달 특성을 알기 위해 EPS 모듈과 CS 모듈에 장착한 TTC의 온도 차를 나타낸 그래프가 (b)이고 해석 결과에서 TTC위치와 같은 곳의 온도 데이터를 그래프로 나타낸 결과가 (a)이다. 열해석 결과인 (a)의 경우 BEU 가장 윗부분과 가장 아랫부분의 온도 차가 4℃인 반면, 시험 데이터인 (b)의 경우 11℃의 온도차가 나타났다. 약 7℃의 오차가 나타남을 알 수 있다.

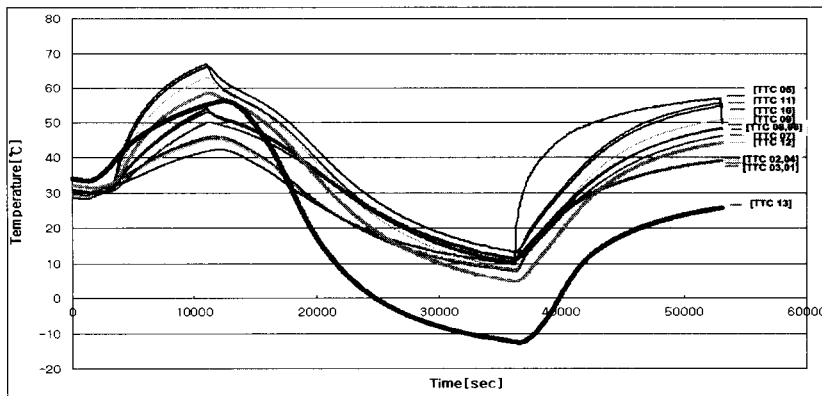


그림 13. HAUSAT-2 열진공/평형 시험 결과

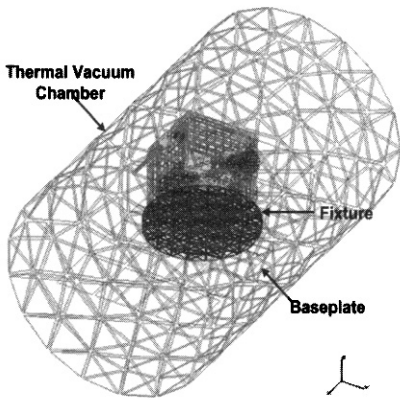
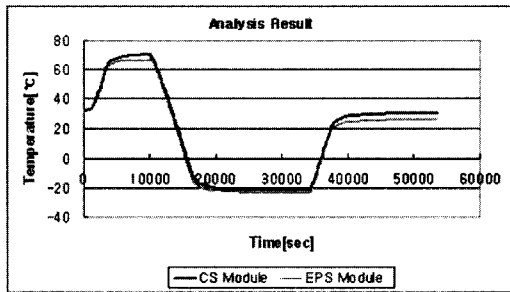
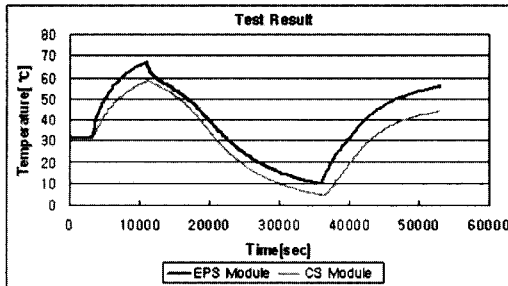


그림 14. 시험결과 분석을 위한 모델링 수정



(a) Analysis Result



(b) Test Result

그림 15. BEU 모듈 간 온도차 비교

이와 같은 결과로 열해석 시 적용한 열저항이 실제보다 작다는 것을 알 수 있었다. 따라서 열저항 값의 보정이 필요하였고 열저항 값의 보정을 위해서는 보다 정확한 커플링 값을 얻어야 한다. 해석에 사용된 서로 다른 접촉면 사이의 열전달 형태인 커플링 값을 초기에는 단순히 접촉된 두면의 두께와 재질만을 고려하여 식 (2)를 통해 계산하였다.

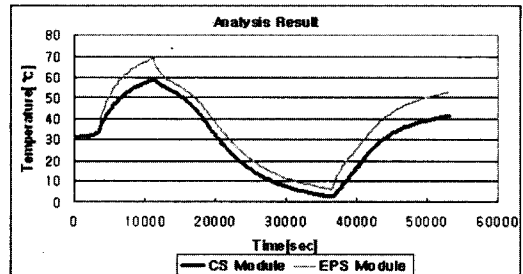
$$\left(\frac{1}{\frac{L_A}{K_A} + \frac{L_B}{K_B}} \right) = h [W/m^2K] \quad (2)$$

여기서, L_A 와 L_B 는 접촉된 면 두께의 1/2 치수이고 K_A 와 K_B 는 각 면 재질의 열전도율 (conductivity)을 나타낸다. 그러나 이러한 계산을 통한 추정치는 부정확한 값으로 결과상의 오차를 가져왔고 시험결과를 통해 보정할 수 있었다. 시험 후 고려하지 않았던 BEU 모듈 간의 접촉저항 등을 새로이 적용하고 시험결과와 비교분석 과정을 반복하여 불확실한 열해석의 경계조건을 수정해 나갔다. 결과로 표 5와 같이 커플링 값이 수정되었다. 커플링이 적용된 두 접촉면 사이의 열저항 값은 커플링 값의 역수에 비례한다. 그리고 두 접촉면 사이의 온도 차이는 이러한 열저항 값에 비례한다. 따라서 이러한 커플링 값의 수정을 통하여 신뢰성 있는 열저항 값을 열해석 모델링에 적용 할 수 있었다.

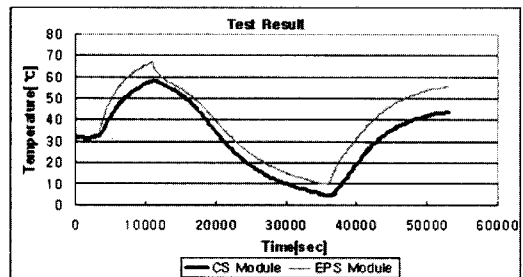
표 5. 모델링 수정 후 변경된 커플링 값

항목	수정 전 [W/m ² K]	수정 후 [W/m ² K]
Battery Box to Middle Platform	66,800	1,333
All Side Panel to Frame	63,835	2,150
Nadir Platform to Frame	64,793	1,368
Nadir Platform to BEU Bottom	66,800	50

5.2 해석 및 비교



(a) Analysis Result



(b) Test Result

그림 16. 모델링 수정 후 BEU 모듈 간 온도차 비교

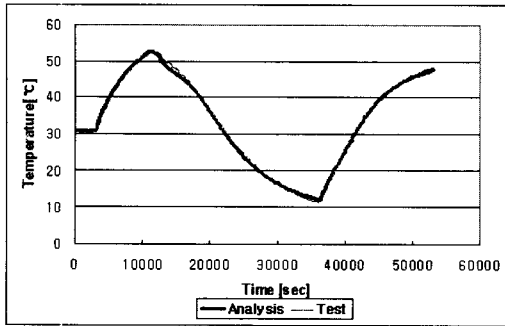


그림 17. 배터리 박스 비교 결과

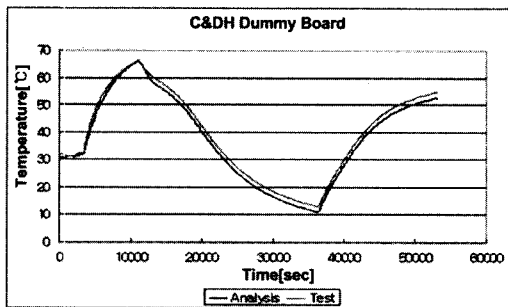


그림 18. C&DH 더미보드 비교 결과

반복적인 분석을 통해 BEU 각 모듈 간의 접촉저항을 추가, 조정하고 기저판과 고정치구 간의 접촉저항도 조정하였다. 이러한 조정을 통해 얻은 결과 중 BEU 모듈 간 열저항 수정에 대한 비교 그래프는 그림 16과 같다.

수정 전인 그림 15와 달리 열해석 결과인 (a)와 시험 결과인 (b)의 데이터가 아주 흡사한 것을 알 수 있다. 수정된 모델링을 통해 얻은 값의 해석오차는 가장 큰 값이 1.5°C로 시험결과와 아주 근사한 값을 얻었다. BEU 뿐만 아니라 배터리 박스의 더미 모델은 그림 17과 같이 오차가 거의 없는 결과를 얻었다.

배터리 박스 더미 모델 뿐 아니라, 보드와 BEU간의 열전달 특성을 알기위해 장착한 C&DH의 더미 보드 역시 최대 2°C의 온도차이를 보일만큼 만족스러운 결과를 얻을 수 있으며, 결과 그래프는 그림 18에서 확인할 수 있다.

5.3 시험방법에 대한 고찰

HAUSAT-2 STM의 열진공/평형 시험은 표면히터를 사용한 시험방법을 택하였고 초소형위성과 소형 열진공 챔버에서의 시험에 따른 독자적인 방법을 수립하였다. 이는 태양광 모사나 적외선 모사 방법에 비해 부정확한 열평형 결과를 가

져올 수 있으며 히터의 접촉/분리로 인한 위성체의 손상을 가져올 수도 있다. 그러나 STM의 경우 표면에 손상을 우려할 만한 실제 부품들이 없어 문제가 되지 않았으며, 시험을 거쳐 열모델링의 불확실한 경계조건들을 수정하는데 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다. 또한 저비용의 시험을 수행할 수 있는 장점이 있다. 따라서 저비용 위성의 STM 시험에서 표면히터를 사용한 방법으로 열모델링을 검증하는데 충분한 결과를 얻을 수 있었다. 제안사항이 있다면 HAUSAT-2의 STM은 한 면에 직선으로 유입되는 열만을 모사하였지만 위성이 태양에 가장 많이 노출되는 경우인 위성의 3면에 적당한 차등을 주어 태양의 노출을 모사하여 준다면 더욱더 신뢰할 만한 결과를 얻을 수 있을 것이다. 그러나 이러한 표면히터의 사용은 준비행모델(PFM; Proto Flight Model)이나 비행모델(FM; Flight Model)에 있어서는 위성체에 직접적인 손상을 줄 수 있으므로 유의하여야 한다.

VI. 결 론

나노위성인 HAUSAT-2의 STM을 표면히터를 이용한 방법으로 열진공/평형 시험을 수행하였고, 결과를 통해 열해석에 사용된 모델링을 검증하였다. 뿐만 아니라, 열해석 시 불명확한 경계조건들을 보정할 수 있는 근거를 마련하고 보정된 모델을 통한 해석으로 만족할 만한 결과를 얻었다. 이와 같은 결과를 바탕으로 앞으로의 비행 모델 열해석 시에 더욱 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다. 뿐만 아니라 국내 최초로 나노위성과 같은 초소형위성의 STM에 대한 우주모사시험 방법을 제시하고 검증 자료를 제공할 수 있게 되었다.

후 기

본 연구는 과학기술부 국가지정연구소(NRL) 사업의 지원에 의하여 이루어졌으며, 이에 감사드립니다. 아울러 위성체 열환경 시험의 성공적인 수행을 위해 열진공시험 챔버를 지원해 주신 (주)KoSPACE 측에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) David G. Gilmore, "Satellite Thermal Control Handbook", Aerospace Corp., 1994, PP. 709~756.

2) 장영근, 이동호, "인공위성 시스템 설계공학", 경문사, 1997, PP. 448~455.

3) Gyu-Sun Kim, "KOMPSAT-2 PDR Data Package - Structure Thermal Model", Korea Aerospace Research Institute, 2001. 6.

4) H. Mapson-Menard and C. V. Goodall, EIS MTM/TTM THERMAL BALANCE TEST

SPECIFICATION, PROCEDURES AND PREDICTIONS', The University of Birmingham, 2002. 2. 21.

5) MIL-STD-1540B, "Test requirements for space vehicles, United State Air Force, 1992. 10.

6) 최석원, 최준민, "다목적실용위성 비행모델 열진공시험 Modeling 및 Correlation", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 항공우주연구원, 2000. 4.