

HAUSAT-2의 궤도 열해석과 열제어계의 예비설계

이미현[†], 김동운, 장영근
한국항공대학교 우주시스템 연구실

THE ORBITAL THERMAL ANALYSIS OF HAUSAT-2 AND ITS THERMAL CONTROL SUBSYSTEM PRELIMINARY DESIGN

Mi-Hyeon Lee[†], Dong-Woon Kim, and Young-Keun Chang
Space System Research Lab, Hankuk Aviation University, Goyang 412-791, Korea
E-mail: freeflight@hau.ac.kr

(Received March 31, 2005; Accepted April 18, 2005)

요 약

본 논문에서는 HAUSAT-2의 궤도 열해석 과 열제어계의 예비설계를 살펴본다. HAUSAT-2의 열제어계를 설계하기 위해서 우선 열제어의 기본 이론 및 열평형 방정식을 바탕으로 능동 및 수동의 각종 열제어 방법을 고려하여 HAUSAT-2에 적합한 열제어 방법 및 재질을 선정하였다(Karam 1998). 또한, 예상궤도인 고도 650km, 경사각 98°의 태양동기궤도에서 HAUSAT-2가 처해지는 열 환경에 대한 분석 및 위성체의 각 면에 가해지는 온도 분포 및 범위를 예측하여 이를 바탕으로 열제어계를 설계하였다. 열해석은 기본적으로 시스템레벨의 해석, 부품레벨의 해석, 보드레벨의 해석 차순으로 진행 되었으며, 현재 HAUSAT-2의 열해석은 발열이 비교적 많은 보드의 해석 까지 진행된 상태이며, 이러한 열해석을 통해서 얻은 결과는 요구조건을 만족하지 못하는 부분에 대해 설계 변경 등을 통해서 모든 부품이 허용온도 범위를 유지하도록 HAUSAT-2의 열제어계를 설계 하였다. 향후 구조-열 모델(STM; Structure & Thermal Model)을 제작한 후 열진공 시험을 통해 열해석 결과에 대한 검증을 수행할 것이다.

ABSTRACT

This paper describes HAUSAT-2 orbital thermal analysis and preliminary design of thermal control subsystem. To design thermal control subsystem of HAUSAT-2, we have considered active & passive thermal control method based on basic theory and thermal equilibrium equation. Using this result, suitable thermal control method and material have been selected. We have designed thermal control subsystem based on analysis of HAUSAT-2's thermal environments on sun synchronous orbit with altitude 650km, inclination 98° and thermal distribution and range expectation of each HAUSAT-2's surface. Thermal analysis consists of system level, box level and board level analysis. We have completed system level and box level analysis. Till now, board level analysis of main heat dissipation board in progress. Thermal control subsystem has designed according to thermal analysis result. This design is to maintain all of the HAUSAT-2 components within the allowable temperature limits. In future, STM

[†]corresponding author

표 1. HAUSAT-2 서브시스템 허용 온도 범위.

Component		Operating Temperature Range (°C)	Survival Temperature Range (°C)
ADCS	Magnetic Torquer	-60 to 40	-70 to 50
	MTQ Board	-50 to 80	-50 to 100
	Magnetometer	-40 to 85	-50 to 95
	Fine Sun Sensor Coarse Sun Sensor	-40 to 85	-65 to 100
	Momentum Wheel	-20 to 60	-40 to 70
	Star Tracker	-40 to 50	-40 to 60
CS	Transmitter, Receiver, TNC	-30 to 60	-45 to 85
	Antenna	-40 to 105	-55 to 125
C&DH	OBC, MMA, TCA	-20 to 60	-45 to 85
	GPS Receiver	-35 to 70	-50 to 85
EPS	Battery	0 to 40	-20 to 60
	PDA, PCA	-45 to 85	-50 to 90
	BCR	-35 to 70	-45 to 80
	Solar Array	-100 to 100	-100 to 170
Payload	Animal Tracking System	-35 to 70	-40 to 85
	Electric Plasma Probe	-25 to 55	-55 to 125

manufacturing and thermal vacuum test for verification of thermal analysis result will be conducted.

Keywords: thermal analysis, thermal control, thermal design, HAUSAT-2

1. 서 론

HAUSAT-2는 25kg의 나노급 위성으로 650km의 태양동기궤도에서 임무를 수행할 것이다. 열제어계는 임무기간중 위성체 및 구성 부품을 허용온도범위 내에 유지해 주는 것이 목적이다(장영근과 이동호 1997). HAUSAT-2의 열제어계는 주로 수동적인 방법으로 제어 해 주고, 좁은 온도 범위를 갖는 배터리에 국부적으로 능동방식인 히터를 사용한다. 열제어계에 주어진 질량비트는 70g이고, 전력비트는 평균 1.058W이다. 전력사용은 주로 히터에 의해 이루어지며, 짧은 시간동안 최대 3W 정도의 전력을 사용할 것이다. 열제어계에서 유지해 주어야하는 HAUSAT-2의 각 서브시스템 허용 온도 범위는 표 1과 같다.

2. 열 해석 및 열 설계

시스템 및 부품 레벨 열 해석은 HAUSAT-2의 위성체 구조 및 재질, 예상 궤도의 정보와 운영 모드에 따른 전력 소산을 경계조건으로 적용하여 I-DEAS를 사용하여 수행하였다. HAUSAT-2의 구조에는 주로 알루미늄 6061과 알루미늄 7075 사용하여 그에 따른 물성치를 열 모델에 적용하였다(Gilmore 1994). 예상 궤도는 전술한 바와 같이 고도 650km의 태양동기궤도이고 계절별로 해석하였다. HAUSAT-2의 전력 소산은 위성의 운영 모드에 따라 다르다. 따라서 발열이 가장 많은 일반 모드와 가장 적은 안전 모드를 대상으로 최악 조건(Worst Case)을 고려하여 해석을 진행하였다. 총 전력 소산은 일반 모드에서 27.7W이고 안전 모드에서 12.35W이다. 시스템 레벨 열 해석의 결과는 표

표 2. 시스템 레벨 열 해석 결과.

	Normal Mode (°C)	Safe Mode (°C)
Spring	-7.5 to 22	-19.5 to 10.5
Summer	-8 to 21	-20 to 9.5
Fall	-7.5 to 22	-19.5 to 10
Winter	-6 to 23.5	-18 to 13.5

2와 같다. 이 결과에 따라 HAUSAT-2는 전 모드에 걸쳐 $-20^{\circ}\text{C} \sim 23.5^{\circ}\text{C}$ 의 범위 안에서 작동 할 것으로 예상할 수 있다.

최고온도 상태의 온도 분포는 약 $6.2^{\circ}\text{C} \sim 32^{\circ}\text{C}$ 의 온도에서 작동할 것으로 예상된다. 진행 반대 방향 패널은 태양에 가장 많이 노출되고 있기 때문에 그곳의 온도가 가장 높게 나타난다. 최고 온도 상태는 위성의 모든 전자품이 작동한다는 가정으로 도출된 것이기 때문에 실제 운영에서 32°C 까지의 온도상승은 없을 것이다.

최저온도 상태의 결과는 발열을 극소화한 식기간의 온도이다. 위성을 운영할 때에 발열이 전혀 없는 경우는 없기 때문에 최저온도 상태는 가장 기본적인 운용만 이루어지는 안전 모드의 발열 사항을 가정하여 해석하였다. 결과적으로 최저 -23.2°C 까지 온도가 떨어질 것으로 예상된다.

위의 해석 결과를 통해 지구 방향 플랫폼의 온도 변화가 가장 적은 것을 알 수 있다. 따라서 HAUSAT-2의 전장 보드들이 대부분 탑재되어 있는 버스전장박스를 지구방향 플랫폼에 장착시킨다. 배터리의 온도가 영하로 떨어질 경우에는 배터리의 효율이 90%로 떨어지고 충전도 원활하지 않게 된다(Woo & Kim 2003). 따라서 식기간에도 영상의 온도를 유지하기 위하여 $0^{\circ}\text{C} \sim 45^{\circ}\text{C}$ 의 작동 온도범위를 지켜주어야 한다. 3W의 히터 발열을 적용한 배터리 팩의 최저온도 예상 해석을 수행하였다. 온도가 가장 최하로 떨어진다 해도 약 4°C 이상으로 유지 할 수 있다는 것을 이 결과로 확인할 수 있다. 배터리는 온도가 너무 높으면 방전 효율이 떨어지기 때문에 45°C 이하의 온도를 유지해 주는 것 또한 중요하다. 히터를 사용하지 않은 최고온도 상태 분포에 따르면 배터리는 최고 23.1°C 를 유지한다.

이상의 해석 결과에 따라 배터리 팩에 3W의 패치형 캡톤 히터를 사용할 것이다. 히터는 두 개의 배터리 팩 중앙에 하나씩 그리고 각 팩 사이에 하나를 장착하여 총 3개를 사용한다. 이러한 장착 위치는 히터로부터의 발열을 흡수하여 최대한의 효과를 얻기 위해서이다.

HAUSAT-2의 탑재체 중 하나인 전기 플라즈마 탐침(Electric Plasma Probe)의 pre-amp는 $-15^{\circ}\text{C} \sim 55^{\circ}\text{C}$ 의 운용 온도 범위를 가진다. 하지만 초기 해석 결과 최저온도 상태에서 -19°C 까지 떨어졌다. 이는 운용 온도 범위 요구조건을 만족하지 못한다. 이 결과에 대한 대책으로 pre-amp에 MLI를 적용하였다. 열 해석 결과, 식기간 중 가장 낮은 온도는 -15.6°C 인 것으로 예상된다.

Pre-amp의 온도는 -15°C 까지 유지가 가능 할 것으로 예상되지만, 전기 플라즈마 탐침의 보다 안전한 운용을 위해 전기 플라즈마 탐침에 사용되는 소자들을 $-25^{\circ}\text{C} \sim 55^{\circ}\text{C}$ 의 온도 범위 내에서 정상적인 작동이 가능한 소자들을 사용하도록 하여 허용 온도 범위를 조정하였다.

HAUSAT-2 전장보드의 열해석 시에는 TAS를 사용하였다. HAUSAT-2의 전장보드 중 최대 전력 소산이 가장 큰 통신계의 전장 보드와 명령 및 데이터 처리계의 전장 보드를 해석하였다. 각 보드의 기관 재질에 FR-4를 적용하였고, 통신계 보드는 2 copper layer, 명령 및 데이터 처리계 보드는 7

copper layer로 가정하였다. 기저판은 버스전장박스의 각 보드가 장착되는 모듈이며 열 모델에서 경계 노드로 설정하였다. 기저판의 온도는 버스전장박스의 최고 온도인 16°C이다.

통신계 보드의 온도는 copper layer의 두께를 1_{o2}로 가정했을 때 송신기 부분에서 최고 83.9°C까지 나타났다. 통신계의 허용 온도 범위를 만족시키기 위해 copper layer의 두께를 2_{o2}로 증가시켰으며 이때 최고 온도는 55.5°C까지 떨어졌다.

명령 및 데이터 처리계 보드의 온도는 FPGA부분에서 최고 21.4°C까지 나타나며 허용 온도 범위를 충분히 만족하고 있다. 명령 및 데이터 처리계 보드의 copper layer 수는 설계가 진행됨에 따라 다소 줄어들 수 있다. 하지만 위 열해석 결과에 따르면 copper layer 수가 줄어들더라도 보드의 온도 범위는 안정적일 것으로 예상된다.

3. 결 론

본 논문을 통해 HAUSAT-2가 갖는 궤도의 열환경을 바탕으로 열해석을 수행하였다. 이 결과를 토대로 위성체 온도를 예측하고 위성부품이 요구하는 허용온도범위를 유지하기 위한 열제어계를 설계하였다. 향후 구조-열 모델(STM)을 제작한 후 열진공 시험을 통해 예측된 위성의 온도를 실제 시험 결과와 비교함으로써 열 모델링 및 해석에 대한 검증을 수행할 것이다(장영근과 이동호 1997).

감사의 글: 본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실 사업의 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 장영근, 이동호 1997, 인공위성 시스템 설계공학 (서울: 경문사), pp.448-455
Gilmore, D. G. 1994, Satellite Thermal Control Handbook (San Francisco: AIAA), p.805
Karam, R. D. 1998, Satellite Thermal Control for System Engineers (San Francisco: AIAA), pp.91-154
Woo, T. U., & Kim, S. R. 2003, Product Specification (Seoul: LG Chem.), p.4