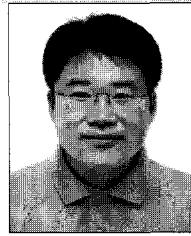
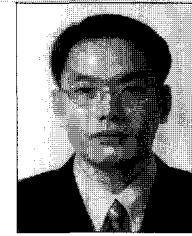


소형 인공위성의 열설계 개요 및 열해석 기법 소개

Overview of Thermal Design and Analysis
in Micro-satellite



서 정 기*



장 태 성**

* 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구센터(SaTReC) 연구교수
** 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구센터(SaTReC) 연구교수

1. 서 론

인공위성은 크게 버스(Bus)와 주/부탑재체(Payload)로 분류된다. 버스는 주/부탑재체가 임무를 수행할 수 있도록 전력을 공급하고 지상과 데이터를 송수신하며, 임무 수행을 위한 위성자세를 제공하고 내부 유닛에 적절한 구조적 지지와 온도환경을 제공하는 것을 목적으로 한다. 이에 따라 버스는 전력계, 통신계, 명령 및 데이터 처리계, 자세제어계, 열/구조계로 나뉘어 각자의 임무를 수행하도록 한다. 인공위성에 있어 기계분야 기술은 열/구조계에서 주로 사용된다고 할 수 있다.

버스의 일부인 구조계/열제어계(Structure and Thermal Control Subsystem)는 위성 내부에 있는 모든 전자유닛, 광학 카메라 및 각종 센서가 잘 작동할 수 있도록 기계적 환경을 제공하는 것을 목적으로 한다. 구조계는 발사체로부터 위성에 전달되는 극심한 진동하중을 견디며 위성 내부 유닛들을 보호하고 지지구조를 제공하도록 한다. 열제어계는 우주에서 임무를 수행하는 동안 위성 내/외부 유닛의 온도가 작동허용 온도범위를 넘지 않도록 유지시켜 주는 것을 목적으로 한다.

본 기사에서는 소형 인공위성 열제어계 설계에 대한 전

반적인 내용과 궤도상의 온도예측을 위한 전산 열해석 시뮬레이션 기법에 대해 개략적으로 서술하도록 한다.

2. 문제 정의

위성은 지상과는 전혀 다른 우주환경에서 임무를 수행하게 된다. 열제어의 관점에서 볼 때 지구궤도를 운행하는 위성은 초고전공 환경 속에서 태양에 노출되는 낮 기간 동안은 극단적인 복사가열, 지구 그늘에 가리는 밤 기간 동안에는 심우주로 열이 방출되는 극단적인 복사냉각이 주기적으로 반복되는 상황 속에 놓인다고 표현될 수 있다.

대기권 밖에서 위성에 가해지는 열량은 일반적인 경우

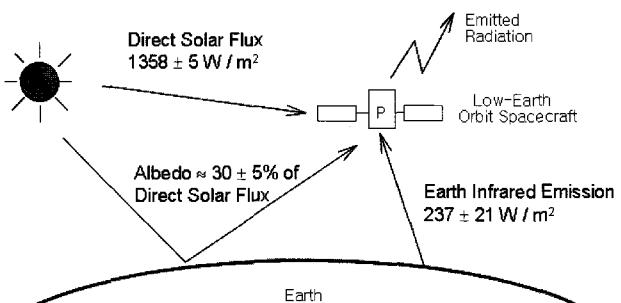


그림 1 인공위성에 가해지는 외적인 열적 환경

약 1350W/m^2 수준이며, 이는 1m^2 당 50W 전구 27개를 동시에 켜면 열량이다.¹⁾ 또한, 태양 복사에너지가 지구에 반사되어 위성으로 유입되는 것을 알베도(Albedo)라고 하는데, 이는 지구로 유입된 태양에너지의 약 30%에 해당한다. 아울러 지구 자체는 약 300K의 온도를 가지고 있으므로 적외선 대역에서 복사열을 방출하는데, 이는 약 240W/m^2 에 해당한다. 즉, 위성이 태양을 바라보는 면과 지구를 바라보는 면에서는 열이 유입되는 상황이며, 그 밖의 면은 약 -270°C 에 해당하는 삼우주에 열을 방출하는 상황이 된다. 과학기술 위성 3호의 경우 한 궤도를 도는데 약 100분이 소요되며, 이 중 55분은 태양을 바라보는 낮 기간, 45분은 지구 그늘에 가리는 밤 기간으로 구성되어 있다. 한편, 위성은 임무를 수행하기 위하여 궤도를 돌면서 자세를 바꾸는데, 이에 따라 방열면이 가열면으로, 가열면이 방열면으로 바뀔 수도 있다. 아울러 임무수행 상황에 따라 위성 내부 전자유닛의 전력 소모량이 바뀌게 된다. 전자유닛에서 발생한 열은 위성 내부의 온도를 올리는 역할을 하는데, 이 때문에 전자유닛의 작동허용온도를 넘어서는 경우 전자유닛 오작동 및 임무수행 실패로 연결될 수 있으므로 열설계에 있어 운용 시나리오는 반드시 고려되어야 한다.

한편, 저궤도 위성일지라도 이미 궤도상 압력은 초고진공 상태이다. 과학기술위성 3호의 경우, 고도가 약 600km이며 이때의 압력은 10^{-9}torr 이하이다.²⁾ 따라서 대류열전달(Convection Heat Transfer)의 영향은 충분히 무시할 수 있다. 즉, 위성에서는 열이 전달되는 메커니즘은 전도(Conduction)와 복사(Radiation) 열전달밖에 없다.

이상의 논의로부터 인공위성의 궤도상 온도를 해석적으로 구하는 것은 ‘위성 내/외부 형상, 궤도와 자세를 모두 고려한 3차원 천이(Transient) 전도 및 복사열전달 문제를 풀이하는 것’으로 정의 내릴 수 있다.

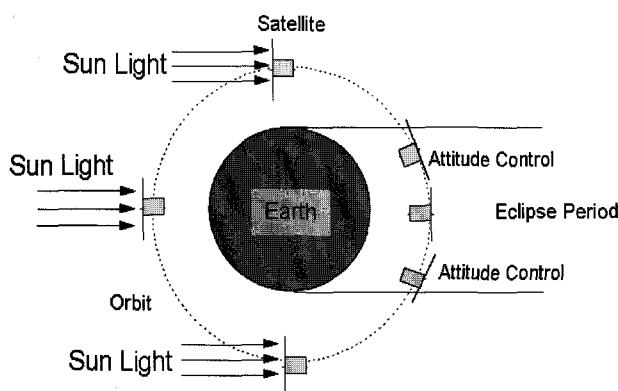


그림 2 위성 궤도와 자세제어 개념

3. 열제어계 설계 기법

열제어계를 설계하는 것은 2장에 언급한 극단적인 우주 열환경 속에서도 위성의 각 유닛이 작동허용 온도 범위 내에 있도록 하는 것이며, 이를 위해 수동적 열제어(Passive Thermal Control) 기법과 능동적 열제어(Active Thermal Control) 기법이 사용된다.

3.1 수동적 열제어 기법

수동적 열제어 기법은 위성체 내/외부 온도를 변화시키기 위해 별도의 제어를 사용하지 않는 것이라고 할 수 있다. 수동적 열제어 기법의 사례로 고정된 열전달 계수를 갖는 일반 히트파이프(Heat Pipe), 열코팅(Thermal Coating) 등을 예로 들 수 있다. 이 중 소형위성에서 대표적으로 사용하는 것은 열코팅이다. 열코팅은 온도제어를 위해 위성 내/외부에 부착되는 테이프(Tape) 또는 도포되는 페인트(Paint)를 통칭한다.

수동적 열제어를 사용하는 위성에서 열코팅 조합은 위성체의 온도를 결정짓는 가장 주요한 요소이다. 비록 위성 내부 전자유닛의 발열이 있기는 하지만, 위성체 외면에서 발생하는 복사열교환 양이 내부에서 발생하는 열량에 비해 월등히 크기 때문에 위성체의 전반적인 온도는 위성체 외면에 어떠한 복사열전달 특성을 갖는 열코팅을 사용하였는가에 따라 결정지어지는 것이다(겨울철에 검정색 외투를 입으면 따듯함을 느끼는데, 이는 검정색이 태양에너지를 다른 색에 비해 월등히 잘 흡수하기 때문이다.).

열코팅은 외부에서 유입된 복사열에 대한 흡수율(Absorptivity, α)과 흑체(Black Body)의 방사에너지 대비 실제 표면이 방출하는 방사에너지의 비율인 방사율(Emissivity, ε)의 조합에 따라 다양한 종류가 있다. 온도가 높아져서 열을 많이 방출해야 하는 면은 흡수율이 낮고 방사율이 높은 열코팅($\alpha/\varepsilon < 1$)을 선택하며, 온도가 낮은 면은 열방출을 가급적 줄이고, 외부열을 흡수하도록 흡수율이 높고 방사율이 낮은($\alpha/\varepsilon > 1$) 열코팅을 선택하도록 한다. 한편, 위성체 내부의 온도구 배가 심한 것은 바람직하지 않다. 위성체 내부에 국부적인 과열 또는 냉각이 발생하고 있음을 의미하는 것이다. 따라서, 위성체 내부 열코팅은 흡수율과 방사율이 모두 높은 재질을 선정, 복사열교환이 활발하게 이루어져 위성체 내부 온도가 가급적 균일하도록 한다.

그림 3에 과학기술위성 2호와 3호 외부 열코팅으로 사용된 Kapton-VDA(Vapor Deposited Aluminum), AL-Kapton 및 Teflon-VDA를 나타내었다. 열코팅 종류의 최종적인 선정에

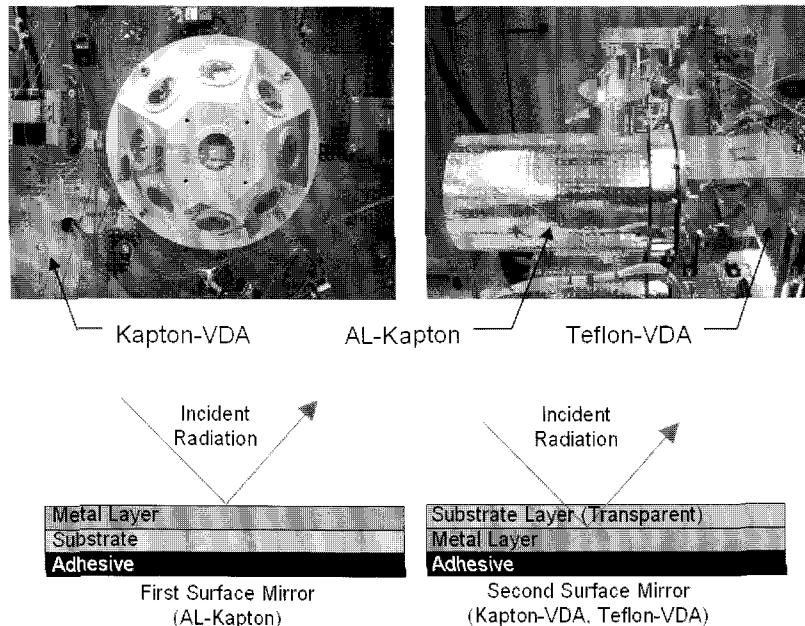


그림 3 다양한 열코팅 종류

있어 위성 궤도조건, 내부의 발열량, 운용 시나리오, 임무, 내부 구조형상을 모두 고려되어야 한다. 위성외면에 적용될 열코팅은 다양한 조합이 가능하기 때문에 실험 데이터로 보정된 궤도 열해석 모델을 사용하여 모든 유닛의 작동 허용온도를 잘 만족시키는 최적의 열코팅 조합을 찾아내도록 한다. 아울러 열코팅의 흡수율은 임무수행시간이 지남에 따라 물성치가 변하기 때문에 열해석 모델을 통한 최대/최소 온도산출에 물성치 변화가 고려되어야 한다.

3.2 능동적 열제어 기법

수동적 열제어 기법은 고정된 전도/복사 물성치를 가지는 열제어 장치를 사용하는 것으로 궤도상에서는 온도를 인위적으로 올리거나 내리는 것이 매우 제한적이다. 이러한 단점을 극복한 것이 능동적 열제어 기법이다. 능동형 열제어는 수동적 열제어 만으로는 허용온도 조건을 만족시킬 수 없는 경우, 또는 높은 신뢰성이 요구되는 경우에 주로 사용된다. 능동적 열제어는 On/Off 제어기법을 등을 이용하여 위성체의 온도를 직접적으로 높이거나 낮추는 방식을 사용한다. 가장 대표적으로 사례로 히터(Heater)와 Thermostat을 이용하는 방식을 예로 들 수 있다.

과학기술위성 3호의 경우 홀 추력기(Hall Thruster)가 장착되어 있다. 추력발생에 사용되는 기체로 제논(Xenon)이 사용된다. 제논의 특성상 온도가 내려가면 상(Phase)이 기체에서 액체로 바뀌게 되는데, 액체의 출렁거림(Sloshing)이 위성 자체제어에 심각한 외란(Disturbance)으로 작용하게 되어 주/부

탑재체 운용에 심각한 지장을 초래할 수 있다. 따라서, 제논 탱크의 온도는 항상 22°C 이상이 되도록 유지시켜야 한다. 이를 위해 제논 탱크에는 히터(Heater), 온도센서(Thermistor), 바이메탈(Bi-metal)의 원리를 이용한 Thermostat이 부착되어 있다. 궤도상에서 제논 탱크의 온도를 주기적으로 측정하여 온도가 일정 수준 이하로 떨어지면 히터가 자동으로 작동되는 방식을 사용한다.

능동형 열제어를 사용하는 경우 추가적인 비용과 무게증가, 오작동에 대한 위험을 감수해야 한다. 일반적인 소형위성의 경우, 최대한 무게를 줄이는 방향으로 설계되므로 특별한 경우가 아니면 능동적 열제어는 지양하며, 수동적 열제어 기법을 사용하도록 한다.

4. 위성 열설계의 절차

모든 위성은 기본적으로 버스 시스템(전력계, 통신계, 명령 및 데이터 처리계, 자세제어계, 열/구조계)과 주/부 탑재체로 구성되며, 위성개발은 설계 초기단계부터 마지막 조립까지 전체 시스템(System) 차원에서 수행되는 작업이다. 이에 따라 각 서브시스템(Sub-system)은 시스템에게 요구조건(Requirement)을 부여받고 이를 만족시켜야 하며, 요구조건을 만족시키는 각 서브시스템이 모여 전체 시스템을 구성하는 방식으로 설계된다. 열제어계도 이러한 방식에 따라 설계되며, 그 절차는 다음과 같다.³⁾

- Step 1. Establish thermal design requirement / constraints

- Step 2. Obtain system design information / details
- Step 3. Determine heat dissipation
- Step 4. Identify environmental and boundary conditions
- Step 5. Define operating modes
- Step 6. Construct thermal analysis model for simplified geometry

열제어계는 위성체를 구성하는 모든 유닛이 작동할 수 있는 온도범위에 대한 요구조건 및 각종 열설계 제약조건들을 시스템으로부터 부여받는다. 또한, 위성 내부 형상에 대한 정보, 궤도정보를 수집한다. 위성개발 초기 단계에서는 최종적인 위성 형상(구조 및 유닛 배치) 디자인이 끝난 상황이 아니지만, 시스템 설계 차원에서 온도에 대한 예측이 필요하므로 초기 열해석 모델 작성 수행을 위해 준비작업을 수행하는 것이다. 열해석에 기본적으로 필요한 모든 요구사항에 대한 조사가 완료되면 초기 열해석 모델을 작성하여, 궤도상의 온도를 개략적으로 산출한다. 초기 열해석 모델의 결과는 단순한 추정치이며, 이 후 상세설계에 기본이 되는 자료로 타 서브시스템 설계의 참고자료로 사용된다.

- Step 7. Thermal balance test
- Step 8. Revision of analysis model

초기 단계 열해석 모델은 많은 가정을 포함하고 있다. 예를 들어 접촉면과 접촉면의 열저항, 일부 재료의 물성치 등등 실험적으로 구해야 하는 상수들에 대해서는 실측이 아

닌 기존자료를 이용하여 계산하는 것이다. 좀 더 신뢰성 있는 열해석이 되기 위해서는 가정되었던 값을 실험적으로 구하여 보정하는 작업이 필요하다. 이를 위해 STM(Structure and Thermal Model)을 제작하여 열평형 시험(Thermal Balance Test)를 수행한다. STM은 현재까지 개발단계에서 디자인된 구조체 및 열제어 시스템을 그대로 재현하되, 위성 내부유닛은 더미(Dummy)와 히터를 사용하여 모사한다. 즉, STM은 위성체의 기계적 부분에 대한 검증을 수행하기 위해 제작되는 것이다. 열평형 시험은 벽면온도 제어가 가능한 진공챔버에서 수행되며, 히터 발열량의 여러 조합에 대한 열평형시(Thermal Steady State) 온도를 측정한다.

한편, 초기 열해석 모델을 변경하여 열평형 시험을 모사할 수 있는 STM 열평형을 모사하는 열해석 모델을 추가로 작성한다. 열평형 시험에서 측정된 온도데이터와 STM 열해석 모델에서 해석적으로 얻은 온도의 오차가 가장 작도록 (모든 측정지점과 히터 조합에 대해서 $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 이내) 열해석 모델의 가정치(접촉 열저항, 복사 물성치 등등)를 보정하도록 한다. 이러한 과정을 통해 초기 열해석 모델은 더욱 신뢰성을 갖는 궤도 열해석 모델이 된다.

- Step 9. Finalize design

위성개발이 진행됨에 따라 초기에 설정되었던 설계 가정치(허용 온도 요구조건, 전자유닛의 발열량, 궤도조건, 운용시나리오)등이 점차로 구체화 된다. STM 열평형 시험으로 보정된 궤도 열해석 모델에 좀 더 구체화된 데이터를 모두 반영하여 궤도 열해석을 수행하게 된다. 궤도 열해석 결과

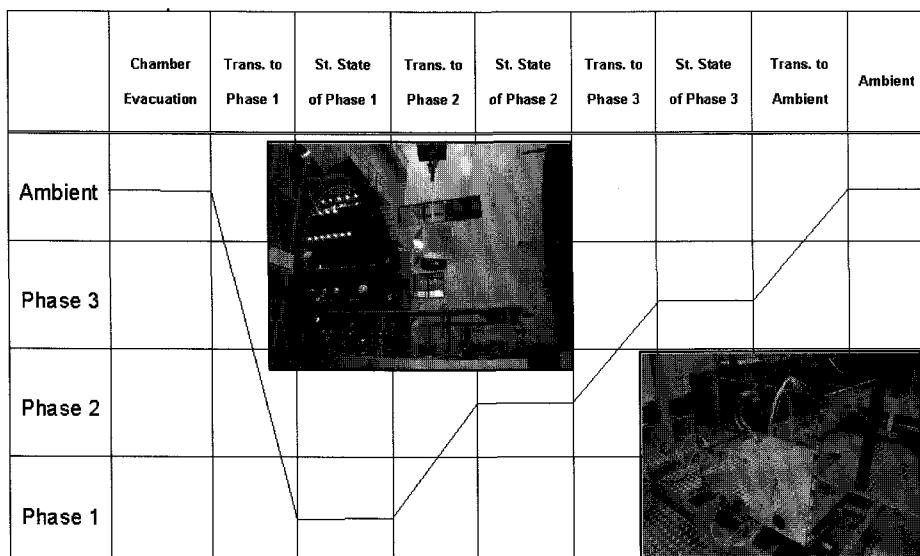


그림 4 과학기술위성 3호 열평형 및 시험 온도 Profile

를 검토하여 혁용 온도 요구조건에 대한 만족여부를 판단하고, 추가적인 초기가 필요한 부분에 대해서는 설계를 변경한 후 열해석 모델로 재검토하여 열설계를 최종적으로 종료한다.

5. 위성 열해석

위성 열해석은 위성의 열설계 단계 중에 포함된 일련의 과정 중 하나로 이해되어야 한다. 위성의 특성상 발사 후에는 사후조치를 취할 수 없기 때문에 지상에서 온도를 가급적 정확하게 예측해야 한다. 위성 열해석 모델은 궤도상의 온도를 예측할 수 있는 유일한 수단이며, 이는 위성 열설계에 있어 가장 핵심이 되는 작업이다.

5.1. 제약조건(Constraint)과 가정

위성을 구성하는 모든 유닛은 그 수가 많고 형상이 복잡하므로 이를 상세하게 모델링하는 것에는 한계가 있다. 따라서, 다른 모든 수치해석과 마찬가지로 위성 열해석 모델에서도 형상적 단순화 과정을 거친다. 위성의 온도분포 해석은 근본적으로 천이 열전달 해석이므로 Element 개수가 지나치게 많은 경우 해석시간이 상당히 많이 소요되며, Computational Power의 한계로 계산이 되지 않을 수도 있다. 따라서, 열해석에 있어 위성 내/외부 형상을 단순화 하되, 열전달의 물리적 특성을 해치지 않는 범위 내에서 수행되어야 한다.

형상적 단순화와 더불어 내부유닛간의 전기적 연결을 위한 각종 하니스(Harness), 유닛 고정을 위한 인서트(Insert)는 열해석 모델에 포함하지 않는 것이 일반적인 가정이다. 또한, 위성 운용시에 발생 가능한 모든 궤도와 자세에 대한 열해석을 수행하는 것은 현실적으로 불가능하므로 온도가 가장 높아질 수 있는 경우(Max. Hot Case)와 가장 온도가 낮을 수 있는 경우(Max. Cold Case)에 대한 해석을 수행하는 것이 일반적인 방법이다.

5.2. 위성외부 열경계 조건(External Thermal Boundary Condition)

위성의 외부 열경계 조건은 궤도와 자세에 따라 결정된다. 해석 소프트웨어(IDEAS TMG Ver 13.0)에 궤도의 고도, 경사각, 근지점, 원지점, 해석일(춘분, 추분, 동지, 하지)등의 정보를 입력하면 자동으로 궤도상 각 지점에서 받게 되는 태양복사 에너지, Albedo, 지구복사 에너지를 계산하여 외부 열입력 조건으로 사용한다. 한편, 위성 외부면 중에

서로 바라보는 면(태양전지판과 위성 본체, 외부로 돌출된 유닛과 외부패널)은 형상계수(View Factor)를 계산하여 상호간의 복사 열교환을 고려하도록 한다.

5.3. 위성내부 열경계 조건(Internal Thermal Boundary Condition)

위성 내부 일부 유닛은 위성이 동작하는 한 계속해서 일정량의 전력을 소모하기도 하며, 일부 유닛은 임무수행 상황에 따라 발열량이 수시로 바뀌게 된다. 따라서, 궤도 열해석 수행시 시간에 따른 모든 유닛 발열량에 대한 정보를 파악하도록 한다. 위성체 내부의 발열위치(전자보드 또는 구조체)에 적절한 Element를 선택하고 이에 주어진 열경계 조건을 입력하도록 한다.

5.4. 지배방정식

우주에서는 전도와 복사열전달 모드 밖에 존재하지 않으므로, 해석에 사용되는 에너지 방정식에서 대류열전달은 고려하지 않는다. 해석 프로그램인 TMG는 3차원 해석프로그램이지만, 개념적인 이해를 위하여 2차원 미소영역의 에너지 방정식을 예로 들어 설명한다.

그림과 같은 미소평면 영역 A_i 에서 x, y 방향으로 전도열전달이 발생하고 외면(A_j, A_k)으로 복사열전달이 발생하며, 미소영역에서 열(q_i)이 발생하는 경우 천이상태 에너지 방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.⁴⁾

$$\begin{aligned}\dot{E}_{in,i} - \dot{E}_{out,i} + \dot{E}_{gen,i} &= \dot{E}_{storage,i} \\ \dot{E}_{in,i} &= q_{x,i} + q_{y,i} \\ \dot{E}_{out,i} &= q_{x,i} + \partial q_{x,i}/\partial x + q_{y,i} + \partial q_{y,i}/\partial y + J_i \\ \dot{E}_{gen} &= \dot{q}_i dx dy \\ \dot{E}_{storage} &= \rho c_p (\partial T_i / \partial t) dx dy\end{aligned}$$

단,

$$q_x = -kdy(\partial T_i / \partial x), \quad q_y = -kdx(\partial T_i / \partial y)$$

위 수식은 다음과 같이 정리된다.

$$k \frac{\partial^2 T_i}{\partial x^2} + k \frac{\partial^2 T_i}{\partial y^2} - J_i + \dot{q} dx dy = \rho c_p \frac{\partial T_i}{\partial y} dx dy \quad (1)$$

한편, Gray-Diffuse한 복사면에 대해서는 흡수율과 방사

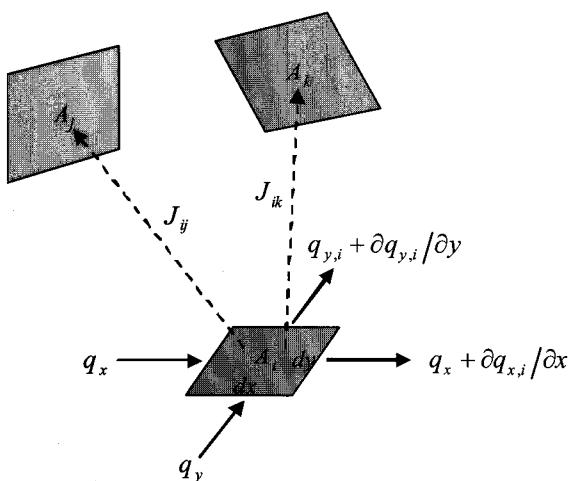


그림 5 미소영역에서의 에너지 Balance

율이 같으므로($\alpha=\epsilon$) 미소면적 A_i 에서 미소면적 A_j 로 전달되는 단위면적당 방출열량(Radiosity, J_i)은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\frac{E_{b,i} - J_i}{(1-\epsilon_i)/\epsilon_i A_i} = \sum_{j=1}^N \frac{J_j - J_j}{(A_i F_{ij})^{-1}} \quad (2)$$

여기서 F_{ij} 는 A_i 면에서 A_j 면을 바라보는 형상계수이며, 3차원적인 공간배치에 의해 자동으로 계산이 되는 값이다. 식 (2)에서 $E_{b,i}$ 는 A_i 면이 흑체라고 가정하는 경우의 단위면적당 복사방열량이며 다음과 같이 정의된다.

$$E_{b,i} = \sigma T_i^4 \text{ (단, } \sigma = 5.67 \times 10^{-8} W/m^2 K^4 \text{)}$$

식 (1)과 식 (2)에서 T_i 와 J_i 는 서로 연계(Couple)되어 있음을 알 수 있으며, N 개의 T_i 에 대한 N 개의 방정식, N 개의 J_i 에 대한 N 개의 방정식이 세워지므로 식 (1)과 식 (2)를 연립하면 위 방정식을 풀이할 수 있게 된다.

5.5 열해석 소프트웨어

궤도 열해석에 일반적으로 널리 사용되는 열해석 패키지는 SINDA/FLUINT, TMG 등이 널리 쓰인다. 본 연구에서는 TMG(Maya Heat Transfer, Canada)를 사용하여 열해석을 수행하였다. 일반적인 상용 열/유체 해석 패키지가 전도/대류 열전달 해석에 중점을 두고 있는 것과 달리 TMG는 전도/복사열전달 해석에 중점을 둔 것이 특징이다. TMG는 유럽우주청(ESA)등에서도 널리 사용되고 있으며, 특히, 인공위성의 열해석 시 궤도상 외부 열경계 조건을 편리하게 출

수 있는 장점을 지닌다. TMG에서는 면과 면의 전도/복사 열전달을 모사하기 위하여 열적인 연결(Thermal Coupling) 기법을 사용하고 있다.

5.5.1 전도열전달 연결(Conduction Coupling)

전도열전달 연결은 면과 면에서 전도열전달이 발생하는 경우에 사용한다. 즉, 면과 면의 접촉열전달 계수를 사용자가 직접 입력하는 방식이다. 위성 유닛과 플랫폼 사이, 프레임과 패널 등은 볼트로 체결되는데, 상호간 접촉면에 대해서 전도열전달 연결을 이용하여 면대면 체결을 표현할 수 있다.

5.5.2 복사열전달 연결(Radiation Coupling)

복사열전달 연결은 면과 면에서 복사열전달이 발생하는 경우에 사용한다. 위성 내부 유닛은 3차원적으로 배치되어 있으며, 모든 유닛에서는 타 유닛, 내/외부 패널과 복사열교환이 발생한다. 복사열전달이 정의되기 위해서는 먼저 마주보는 면과 면의 View Factor가 정의되어야 한다. TMG에서는 위성궤도와 자세에 따라 지구, 태양 또는 심우주와의 View Factor를 자동으로 계산하며, 위성의 내면은 3차원적인 위성 내부 유닛의 배치에 따라 상호간의 View Factor를 계산한다.

6. 과학기술위성 2호 열설계

앞서 언급한 바와 같은 위성의 열설계 절차에 의해 과학기술위성 2호의 열해석이 단계별로 수행되었으며 이에 대해 서술하도록 한다.⁵⁾

6.1 과학기술위성 2호 열/구조계 구성

과학기술위성 2호는 1호와 달리 전자유닛이 기능에 따라 하나의 독립된 전자박스로 구성된다. 과학기술위성 2호 구

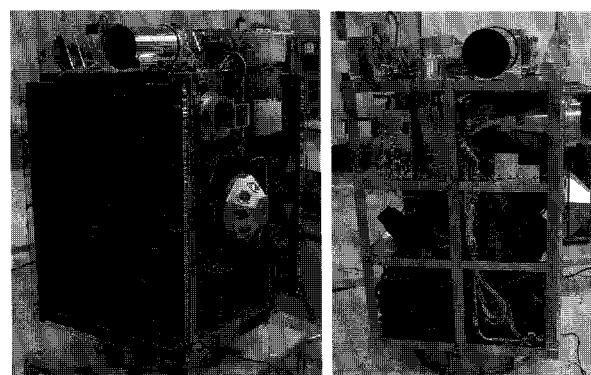


그림 6 과학기술위성 2호 구성

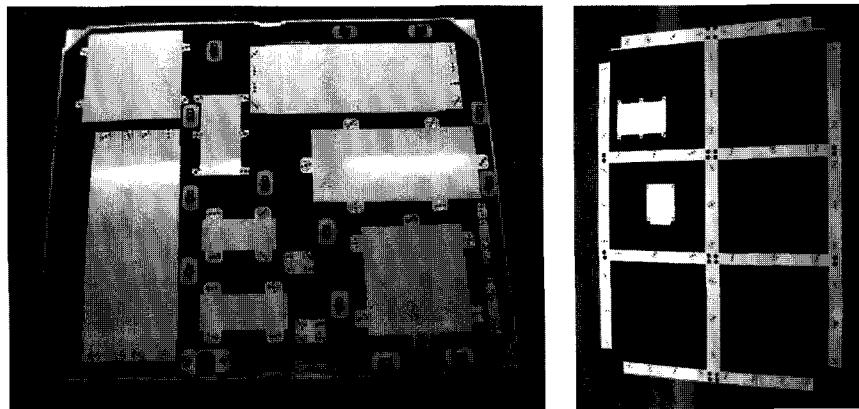


그림 7 과학기술위성 2호 패널 내부 흑색도료 도포

조계는 세로뼈대(Longeron) 및 가로뼈대(Rail)과 같은 주하 중지지구조물과 알루미늄 샌드위치 패널(Al facesheet + Al honeycomb core + Al facesheet)의 기계적 체결로 구성되며 각종 전자박스는 알루미늄 샌드위치 패널 위에 장착된다.

6.2 열전달적 특징

구조계를 구성하는 대부분의 재질은 알루미늄이며, 열전도도가 비교적 높고 가볍다는 장점을 지닌다. 따라서, 내부 온도구배가 크게 발생하지 않을 것으로 예상지만 가급적 내부 온도구배를 줄이기 위하여 내면에는 흡수율과 방사율이 높은 흑색도료(Black Paint)가 도포되어 있다.

6.3 열해석 모델 및 가정

과학기술위성 2호의 최종 형상을 바탕으로, 물리적으로 타당한 범위 내에서 해석 시스템을 최대한 단순화 시켜서 열

해석 모델을 작성하였으며, 다음의 단순화 가정을 적용하였다.

- 구조체 및 전장박스 내 가공성 확보를 목적으로 설계된 모든 곡선(곡면)은 직선(평면)으로 단순화시킨다.
- 볼트에 의해 접촉되는 면(전장박스와 플랫폼, 전장박스 내부 PCB의 체결, 하니콤 패널과 구조체Frame등)에서의 열전달은 볼트를 통한 구체적인 열전달을 세세히 모델링할 수 없으므로, Thermal Coupling으로 처리한다.
- 하니콤 패널 내부를 부분적으로 채우는 레진(Resin)은 패널마다 충진된 양이 다르므로 실험을 통해 비열(Heat Capacity)를 산출하도록 한다.
- 그 밖에 형상을 단순화 시킬 수 있는 부분들은 물리적 타당성을 고려하여 모델링하도록 한다.

과학기술위성 2호 열해석 모델의 경우 전자유닛 내부의 전자보드(Board Level)까지 모사되어 있으며, 각 Board 상에 주요 발열체에서 열이 발생한다고 가정하여 실제 전자

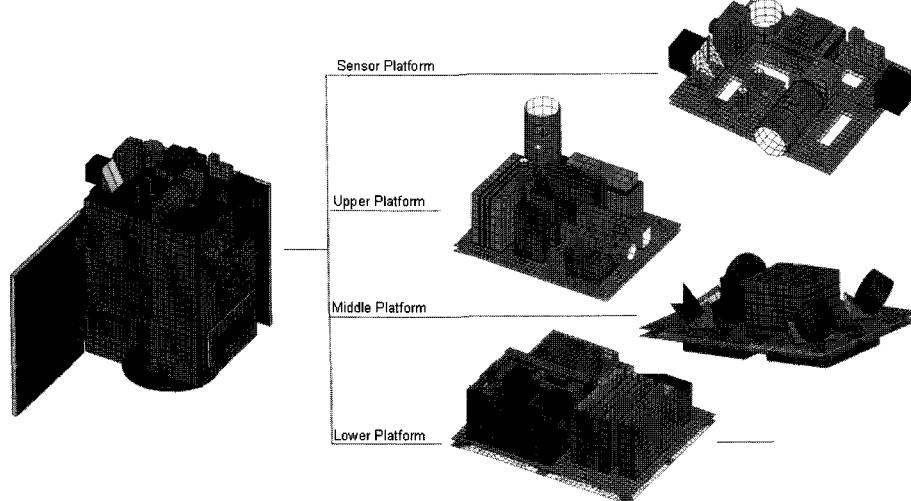


그림 8 과학기술위성 2호 열해석 모델 개요

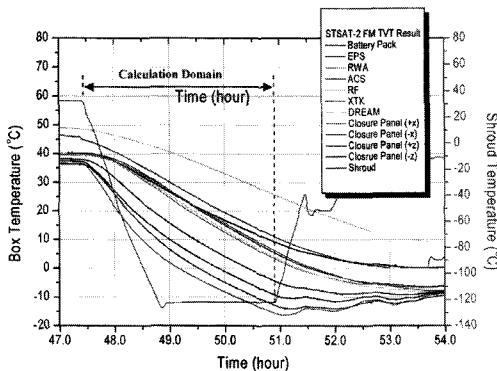
부품의 온도를 예측할 수 있도록 하였다. 그림에 과학기술 위성 2호 FEM 모델의 전체적인 개형을 나타내었다. 총 40875개의 Element(Solid, Shell, Beam)가 사용되었으며, FEM Mass는 90.65kg이며 실제 Mass는 100.3kg이다.

6.4 열해석 모델 보정

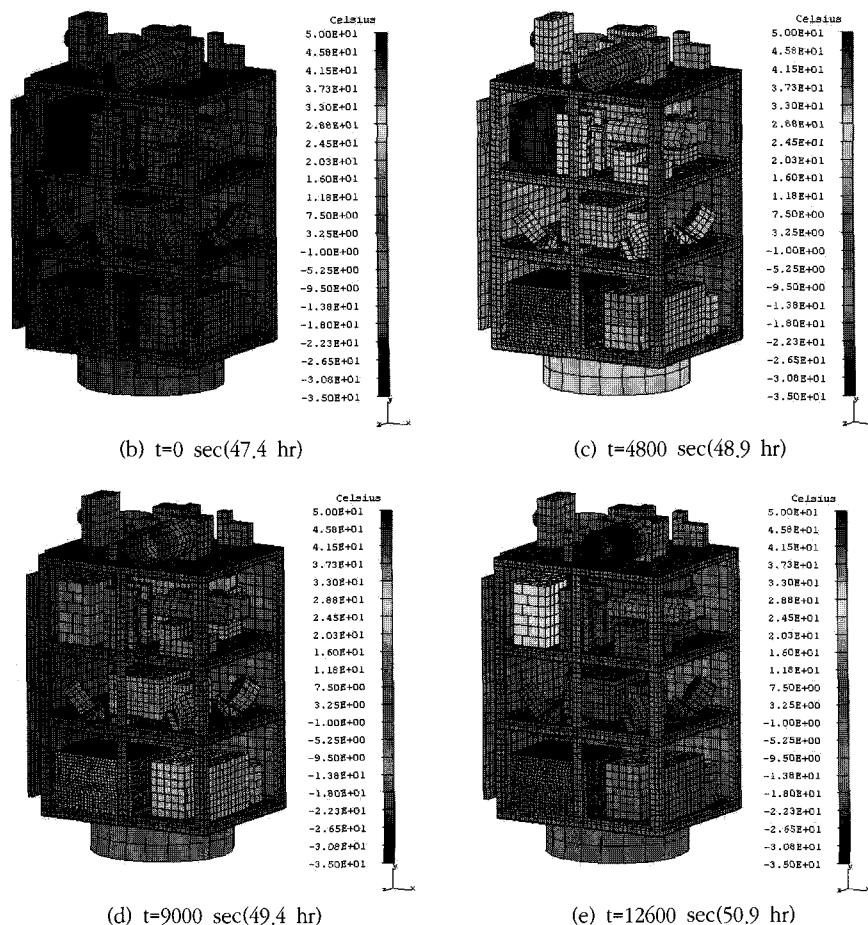
궤도상의 위성의 온도분포는 근본적으로 천이열전달 수

치해석을 통해서 이루어진다. 천이열전달 문제를 풀이하기 위해서 열전도뿐만 아니라 물체의 질량, 밀도 및 비열 등의 물성치가 필요하다.

전자유닛은 박스구조물, PCB, 전자부품의 조합으로 이루어져 있다. 이 중에서 박스구조물과 PCB의 무게가 전장박스 무게의 대부분을 차지하므로 이들의 물성에 따라서 박스내부 온도분포가 크게 영향을 받는다고 할 수 있다. 기존의 데이터로 열전도도(Thermal Conductivity)와 질량, 밀도



(a) 과학기술위성 2호 FM 열진공 시험시 각 유닛의 온도천이 결과



(b) t=0 sec(47.4 hr) (c) t=4800 sec(48.9 hr)
(d) t=9000 sec(49.4 hr) (e) t=12600 sec(50.9 hr)

그림 9 과학기술위성 2호 FM 열진공 시험 시험데이터와 해석모델 결과 비교

는 어느 정도 예측이 가능하지만 가급적 실험치를 사용하도록 한다.

과학기술위성 2호의 경우 STM을 이용한 열평형 시험이 수행되었으며 이를 통해 프레임과 패널, 전자유닛과 플랫폼의 접촉 열저항에 대한 데이터를 STM 열해석 모델을 통하여 산출되었다. 하지만, 더욱 상세한 보정을 위해 FM(Flight Model) 열진공시험(Thermal Vacuum Test)의 마지막 사이클에 각 유닛의 비열을 파악하기 위한 추가적인 열평형 시험을 수행하였다. 최종적으로 보정된 시험결과와 해석결과를 그림 9에 나타내었다.

6.5 열해석 모델 궤도와 자세

과학기술위성 2호는 나로호에 탑재될 예정이며, 발사체 사양에 따라 단반경 300km, 장반경 1500km인 타원궤도를 갖는다. 위성은 하루에 지구를 14바퀴 회전하므로 주기는 102.3분이다. 궤도경사각(Orbit Inclination)은 80° 이며, 근지 점각(Argument of Perigee)은 100° 이다.

위성은 다양한 운용 시나리오를 가지며 운행되므로 모든 경우에 대한 열해석을 수행함이 타당하나, 너무나도 많은 경우의 수가 있기 때문에 이는 현실적으로 불가능하다. 따라서, 현재 열설계의 문제점을 발견하고 대처할 수 있도록 극단적인 작동상황을 가정하여 그 때의 온도분포를 파악하

고 이에 대한 대비를 하는 것이 더욱 의미를 지닌다. 이에 과학기술위성 2호 궤도 열해석에는 총 4가지 시나리오에 대해 수행되었다.

6.6 궤도 열해석 결과

이상의 논의로부터 과학기술위성 2호의 궤도상 온도분포를 구하였으며, 그 결과는 표와 같다.

표 1 과학기술위성 2호 궤도 평균 온도 요약($^{\circ}\text{C}$)

Orbit Average Temperature According to Thermal Coatings						
Orbit	Orbit1	Orbit2	Orbit3	Orbit4	Min.	Max.
z+ Closure Panel	-11.5	17.8	-8.5	-15.1	-15.1	17.8
x- Closure Panel	-14.1	6.8	-14.2	-21.5	-21.5	6.8
z- Closure Panel	0	32.5	-7.2	-17.9	-17.9	32.5
x+ Closure Panel	0.2	38.6	-9.6	-15.9	-15.9	38.9
Lower Platform	2.2	32.2	-0.4	13.2	-0.4	32.2
Mid Platform	-5	29.2	-8.7	-12.8	-12.8	29.2
Upper Platform	-6.1	26.5	-9.5	-15.8	-15.8	26.5
Sensor Platform	-12	15.2	-14.2	-23	-23	15.2

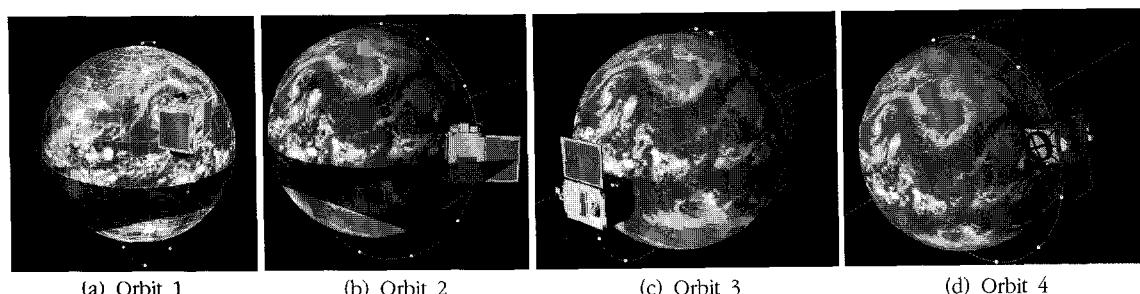


그림 10 과학기술위성 2호 궤도 열해석 모델 해석궤도 및 자세

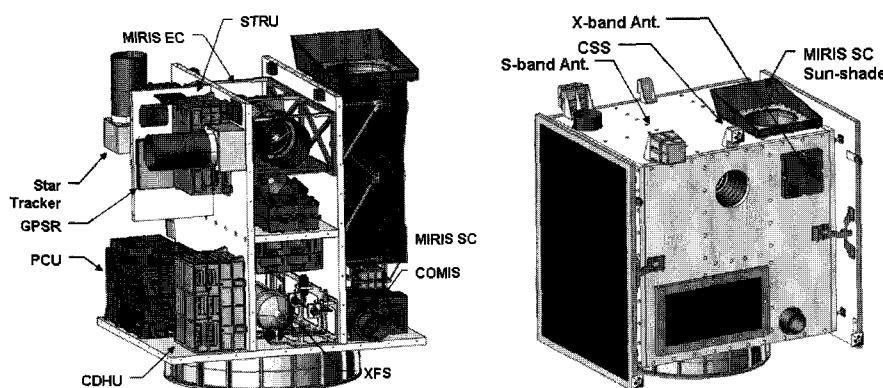


그림 11 과학기술위성 3호 내/외부 구성

7. 과학기술위성 3호 열설계

과학기술위성 3호의 열설계는 앞서 언급한 과학기술위성 2호와 동일한 절차에 따라 수행되었다. 과학기술위성 3호는 150kg급 소형위성으로서 우주 및 지구관측 카메라를 탑재하고 있으며, 다기능 복합재(Multi-functional Structure), 리튬-이온 배터리(Li-ion Battery), 훌 추력기 및 제논공급장치(Hall Thruster & Xenon Feeding System), 고성능 탑재컴퓨터(High-performance OBC) 등 첨단 기술의 우주검증을 목적으로 한다. 한편, 열/구조계의 경우 복합재료 샌드위치 패널을 이용하여 구조체 구성하였으며, 이를 통해 위성 구조체의 무게를 획기적으로 감소시켰다.⁶⁾

7.1 과학기술위성 3호 열/구조계 구성

과학기술위성 3호구조체는 복합재료 샌드위치 패널(CFRP facesheet + Al Core + CFRP facesheet)로 제작되었다. 그림 12에 나타낸 바와 같이 복합재료 샌드위치 패널과 패널은 관통형 인서트(Through Insert)와 측면부 인서트(Side Insert)의 볼트체결로 구조체를 형성하고 있다. 즉, 2호와 달리 가로뼈대와 세로뼈대와 같은 프레임 구조체가 제거되었으며, 이를 통해 상당한 무게감소 효과를 얻은 것이다. 패널간의 격자형태 체결만으로도 위성발사시 겪게 되는 진동하중을 충분히 견딜 수 있는 것으로 해석되었고, 실제 STM 진동시험을 통해서 구조적 안정성이 입증되었다.

7.2 열전달적 특징

과학기술위성 3호의 경우, 복합재료 샌드위치 패널로만 구조체가 구성되므로 무게감소에 큰 효과를 보았지만, 열설계는 그만큼 어려워졌다. Face-sheet으로 사용된 복합재

료의 열전달계수가 기존 알루미늄처럼 높지 않기 때문이다. Face-sheet의 열전달 계수가 낮을수록 위성 내부 열교환 메커니즘이 전도열전달에서 복사열전달로 바뀌게 되며, 이에 따라 내부 온도구배가 매우 커질 수 있게 된다. 모든 복합재료의 열전도도가 낮은 것은 아니다. 알루미늄보다도 열전도도가 월등히 높은 복합재료도 있으며 해외의 복합재료 구조체 위성에서 널리 사용된 바 있다. 하지만 이는 고가의 재료이므로 저비용 고효율 위성을 제작하고자 하는 과학기술위성 시리즈의 특성상 맞지 않는다고 판단되었다. 이에 상용 복합재료(USN150, URN300)를 사용하여도 온도 요구조건을 만족시킬 수 있는지에 대한 검토가 초기열해석 단계에서 수행되었으며 그 가능성을 확인하였다. 따라서, 상용 복합재료를 쓰되 공학적 설계를 통해 이러한 어려움을 극복하고자 하였다.

위성 내부 전자유닛 온도구배를 최소화 하고자 유닛은 흑색 아노다이징(Black Anodizing)으로 외면을 처리하도록 하며, 위성외면의 열코팅을 열부하에 맞게 2종으로 구성하는 등의 기법을 이용하여 모든 유닛이 허용 온도범위 내에서 작동하게 되는 열적 디자인을 완성하였다.

한편, 주탑재체 지구관측 카메라의 운용을 위해 본체와 단열이 필요하므로 지구관측 카메라 외면에 MLI(Multi-Layer Insulation)이 부착되며, 제논 탱크의 온도가 22°C이하로 내려가지 않도록 Heater와 Thermostat을 부착하였다. 즉, 과학기술위성 3호는 국내 소형위성으로는 최초로 일부 유닛에 능동형 열제어를 구현하고 있다.

7.3 열해석 모델

과학기술위성 3호는 현재 EQM(Engineering Qualification Model)단계의 제작이 끝난 상황이며 2010년 상반기에 FM이 최종적으로 조립되어 환경시험 후 발사될 예정이다. 현

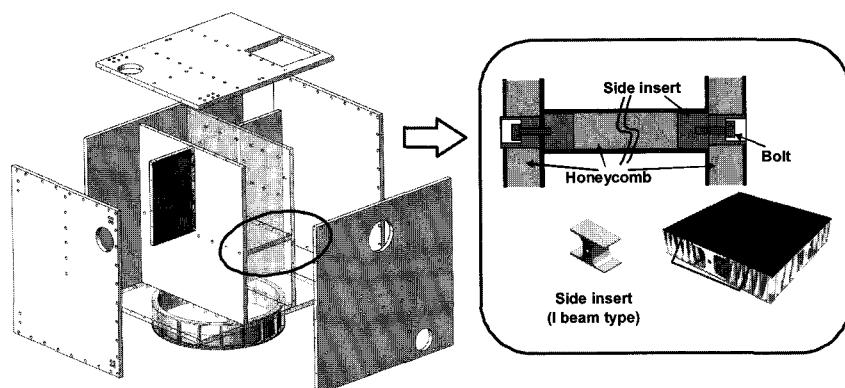


그림 12 과학기술위성 3호 구조체 구성 개념도

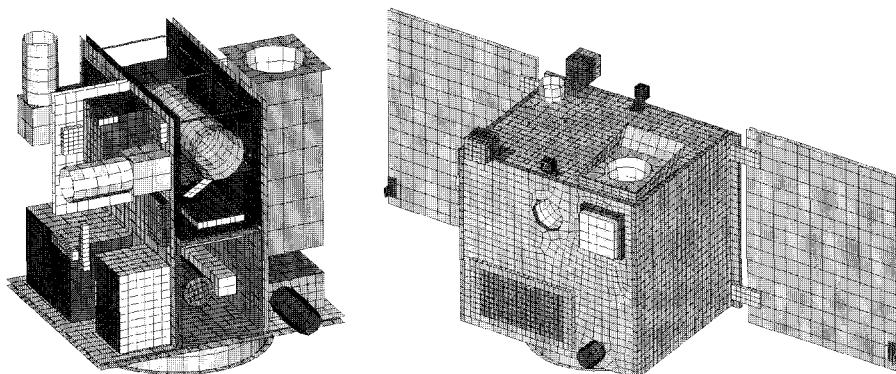


그림 13 과학기술위성 3호 열해석 모델

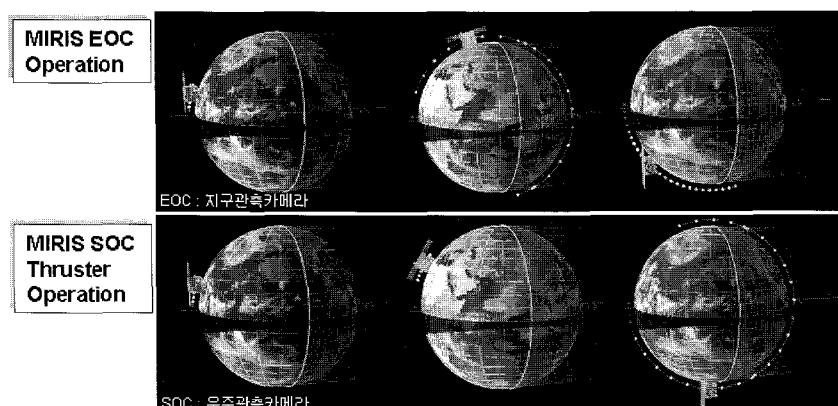


그림 14 과학기술위성 3호 궤도 열해석 모델 해석궤도 및 자세

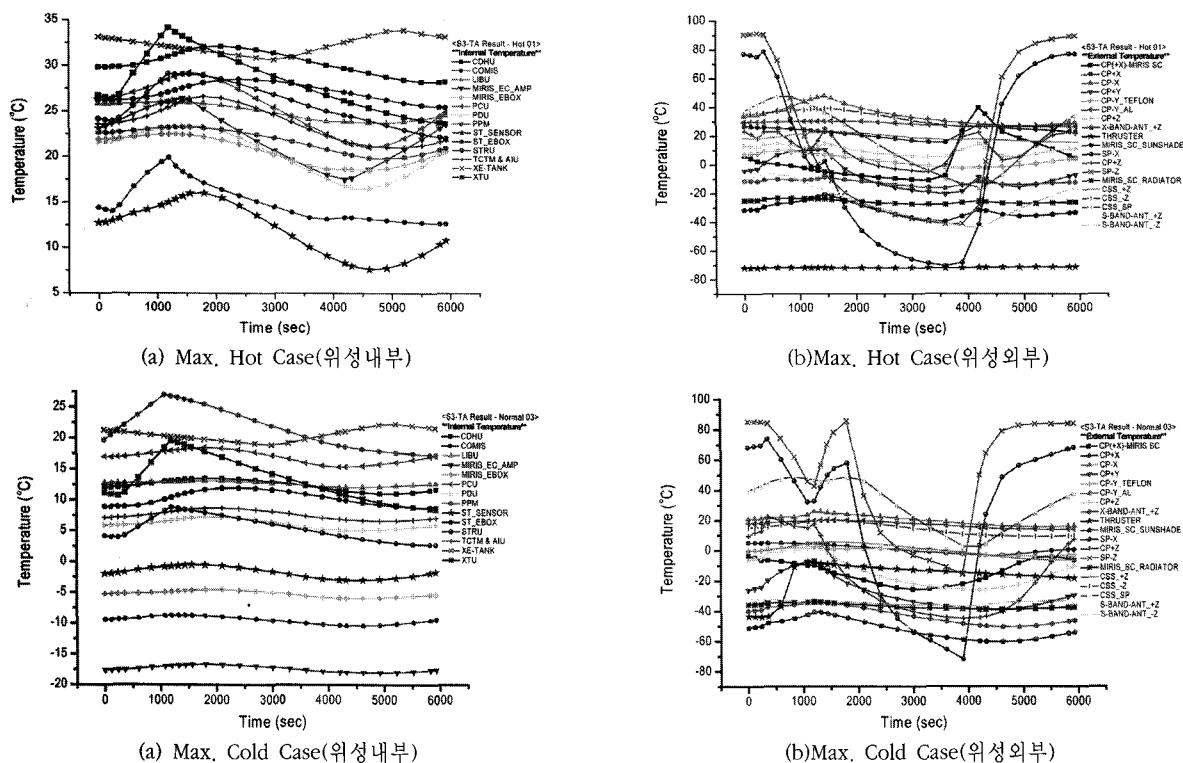


그림 15 과학기술위성 3호 최대/최소 예상온도

재, 열/구조계의 경우 STM이 제작되어 열평형 시험이 수행되었으며, 이 시험 데이터를 바탕으로 궤도 열해석 모델의 보정이 완료되었다. 그림 13에 궤도 열해석 모델을 나타내었다. 내부에서 발생하는 복사 열교환이 모두 고려되어 있으며, 전자유닛은 더미박스로 가정하였다.

궤도 열해석에서는 주/부탑재체 운용에 따른 총 7가지 시나리오에 대한 열해석이 수행되었으며 이에 따라 최대/최소 온도를 산출할 수 있었다.

7.4 열해석 결과

열해석 결과 모든 내부 유닛 및 주/부탑재체의 최대/최소 예상온도가 허용온도 범위 내에 있음을 확인할 수 있었다. 또한 제논 탱크의 경우 히터를 사용하는데 위성의 식기간 동안 약 5W 수준의 전력을 소모할 것으로 예상되었다. 그림 15에 최대/최소 온도가 발생하는 궤도에서의 위성 내/외부 온도분포를 나타내었다.

8. 결 론

본 기사는 소형 인공위성의 열설계에 대한 내용과 전산 열해석 시뮬레이션 기법에 대한 내용을 개략적으로 다루고 있다. 인공위성의 열해석은 위성의 궤도와 자세를 고려한 3차원 천이 전도 및 복사열전달 문제라고 정의내릴 수 있다. 인공위성의 열해석은 전체적인 열설계의 일부분이며, 위성 전체 시스템 차원의 정보를 얻기 위하여 수행된다. 위성설계 초기단계에서 열해석 모델은 시스템 요구조건 도출을 위한 기본적인 기초데이터를 산출에 사용된다. 이후 다른 서브 시스템의 세부설계 결과로 제공되는 구체적인 데이터(발열량, 유닛의 형상 및 배치)와 열/구조 모델(STM)의 열평형 시험을 통해서 얻은 데이터를 바탕으로 열해석 모델은 몇 차례의 보정과정을 거친다. 이러한 일련의 과정을 통

해 궤도상 위성 온도예측의 신뢰성을 높이도록 한다. 과학기술위성 시리즈의 열해석에는 I-DEAS TMG가 해석 패키지로 사용되었다. I-DEAS TMG는 전도 및 복사열전달 문제를 해석에 주안점을 두고 있으며, 궤도 및 자세정보를 입력하기에 편리한 장점이 있으며 유럽우주청(ESA)에서 사용되는 위성 열해석 패키지이다.

실질적인 열해석 기법 소개를 위해 과학기술위성 2호와 3호의 열설계 및 열해석에 대한 내용을 요약하였다. 과학기술위성 2호 구조체는 프레임과 패널의 체결방식으로 구성된 전형적인 인공위성 구조체의 형상을 가지고 있다. 과학기술위성 3호 구조체는 복합재료 샌드위치 패널의 체결로 구성되며, 무게를 줄일 수 있는 장점을 지닌 반면에 복합재료의 낮은 열전달 문제로 열설계시 많은 어려움이 있었으나, 이는 위성 외부패널에 2종 열코팅을 부착하는 방법으로 해결되었다. 열해석 결과에 의하면, 과학기술위성 2호 및 3호의 모든 유닛은 작동 허용온도를 모두 잘 만족시키는 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. David G. Gilmore, Satellite Thermal Control Handbook, The Aerospace Corporation Press, 1994
2. Jerry J. Sellers et. al., Understanding Space, McGraw-Hill, 2005
3. 장영근, 이동호, 인공위성 시스템 설계공학, 경문사, 1997
4. Frank P. Incropera, Fundamentals of Heat and Mass Transfer, John Wiley & Sons, Inc, 1996.
5. 과학기술위성 2호 CDR 패키지, 한국항공우주연구원, 2005
6. 과학기술위성 3호 CDR 패키지, 한국항공우주연구원, 2009

[담당 : 아주훈, 편집위원]