

우리별 1, 2호의 열제어 모델 개발 및 궤도 운용 결과를 바탕으로 한 모델의 검증

박성동 · 배정석 · 성단근 · 최순달

한국과학기술원 인공위성연구센터

DEVELOPMENT OF THE THERMAL MODEL FOR KITSAT-1/2 MICROSATELLITES AND ITS VERIFICATION USING IN-ORBIT TELEMETRIES

Sungdong Park, Jungseok Bae, Dan Keun Sung and Soon Dal Choi

Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

e-mail: sdpark@satrec.kaist.ac.kr

(Received March 20, 1996; Accepted May 4, 1996)

요 약

이 연구는 1992년 8월 11일과 1993년 9월 26일 발사된 우리별 1호 및 우리별 2호의 열제어 모델 및 그 동안의 운용 결과에 대한 해석을 바탕으로 한 것이다. 우리별 1, 2호는 아리안 발사체의 초소형 위성 탑재를 위한 특수 구조물에 장착되어 발사되었기 때문에 크기, 전력, 무게 등의 제한으로 인해 외부로부터의 열 흡수와 방출의 제어 및 내부의 연결 모듈 간의 열 흐름을 제어하여 위성체 전반의 열적 환경을 조절하는 수동적인 방식의 열제어를 채택하게 되었다. 우리별 위성의 주 임무는 위성 기술의 개발과 더불어 위성체 바닥면에 탑재된 CCD 카메라를 이용하여 지구 표면을 촬영하는 것이었기 때문에 위성의 바닥면은 항상 지구의 중심을 향하고 있게 된다. 이 연구는 위성의 임무 궤도에 대한 분석으로부터 열 모델링, 시뮬레이션 결과 및 우리별 2호의 실제 운용에서 얻어진 원격검침 정보를 바탕으로 한 열 모델의 평가를 포함한다. 이 분석 결과를 바탕으로 수동 제어에 의한 우리별 위성의 열 모델 및 해석이 실제 측정된 온도 데이터와 평균 오차 10°C 이내에서 일치되었음을 보여 준다.

ABSTRACT

This study is based upon the thermal modeling, analysis and operational results of KITSAT-1 and KITSAT-2 microsattellites launched on August 11, 1992 and September 26, 1993, respectively. As KITSAT-1/2 was designed to be launched as an auxiliary payload of ARIANE launcher, the constraints on volume, power consumption, and mass were required to adopt passive thermal control method controlling absorptivity, emis-

sivity, and conductivities among adjacent modules. The main mission of KITSAT was to take Earth images using CCD cameras positioned at the bottom of spacecraft, in which the cameras were always pointing to the center of Earth. This study is concerned with orbital analysis, thermal modeling, simulation results, and its verification by utilizing in-orbit telemetry data of KITSAT-2. The results of telemetry analysis show that the thermal modeling is matched to actual temperature data within 10 degrees of error range in average.

1. 서 론

이 연구는 한국과학기술원 인공위성연구센터가 1992년 8월 11일과 1993년 9월 26일에 발사한 우리별 1호 및 우리별 2호의 열제어 모델과 해석 그리고 실제 궤도에서의 운용 결과를 바탕으로 한 것이다.

위성체에 있어 열제어 시스템의 목적은 위성의 수명이 다할 때까지 위성체 내의 모든 부분들이 동작이 가능한 온도 범위 이내에 있도록 해주는 것이다. 위성체는 지상에서 동작되는 시스템들과 달리 고진공과 초저온의 우주라는 환경에서 동작하여야 하기 때문에 설계의 개념 자체가 틀리다. 위성의 열해석 및 제어는 이러한 환경으로부터 위성체 내부의 시스템들을 거의 상온에 가까운 온도에서 동작되도록 해주어야 한다. 그 밖에 위성체의 열해석이 다른 시스템을 위한 열해석과 다른 점들은 위성이 동작하게 될 궤도의 특성 때문이다. 위성은 그 궤도에 따라 외부(주로 태양과 지구)로부터의 열 입력에 커다란 차이가 있고 따라서 궤도의 해석이 위성체 열제어 시스템 설계에 우선하여 시행되어야 하는 것이다.

우리별 위성의 경우 크기와 전력소모 그리고 무게면에서 이미 제한되어진 상태로 설계해야 했기 때문에 위성체의 열제어 기법도 위성의 표면이 갖는 흡수와 방사량의 조절과 내부 시스템간의 열전도를 조절하는 수동적인 방법밖에는 사용할 수 없었다. 우리별 위성은 주임무가 위성체의 바닥면에 위치한 카메라를 이용하여 지표면을 촬영하는 것이기 때문에, 위성체의 바닥면은 늘 지구를 항상 가리키고 있고 위성체는 길이축을 중심으로 자전을 한다는 것을 가장 기본적인 가정으로 새우고 열해석을 시행하였다.

표 1. 서브 시스템들의 일반적인 동작 온도 범위.

| 부 분 | 일반적인 동작 가능 범위 (°C) |
|------|--------------------|
| 전자부품 | 0 ~ +40 |
| 구조체 | -45 ~ +65 |
| 축전지 | +5 ~ +35 |
| 태양전지 | -100 ~ +100 |
| 연료장치 | +7 ~ +35 |

이 논문은 위성의 발사 이전에 행해진 위성체의 열해석과 발사후 위성으로부터 얻어진 원격검침 정보의 분석 결과를 토대로 소형위성에서 적용이 가능한 수동 열제어의 가능성을 보여 준다.

일반적으로 위성체의 열적 환경은 그림 1과 같다. 약 300km 이상의 고도에서는 전도나 대류를 고려할 만큼의 공기가 존재하지 않기 때문에 위성체가 주변 환경과의 열 변환이 일어나는 주요 요인은 복사에 의한 것이다(Camack & Edwards 1960). 또한 위성체에 대한 주요 열원으로는 태양으로부터 직접 열에너지를 전달받는 insolation, 지표면의 반사에 의해 전달되는 태양 에너지인 albedo, 그리고 지구 표면의 복사에 의해 전달되는 에너지가 있다. 그밖에 우주의 폭발에 의해 전체 우주에 존재하는 약 4K 정도의 복사에너지가 있으나 위성체의 열적 환경을 분석하기에는 무시할 수 있을 만큼 적은 양이다. 그밖에 위성체의 각 서브시스템은 자체가 소모하는 전력량만큼 열에너지를 얻게 되는데 이렇게 얻어진 열은 위성체의 다른 부분으로 전도에 의해 전달되거나 우주로 복사에 의해 에너지를 잃게 되어 어느 순간 열적 평형상태에 도달하게 된다.

위성체 각 서브시스템의 온도는 태양과 지구에 대한 상대적인 위치, 주변 환경으로부터 열에너지를 흡수하거나 방출할 수 있는 정도, 다른 서브시스템과의 열전도 정도, 그리고 자체의 열적 용량에 의해 좌우된다. 하지만 우리별 1호와 같이 위성 전체가 하나의 강체인 것처럼 강하게 체결되어 있고 전체적인 구조가 박스 형태인 경우 열제어에 있어 가장 중요한 요인은 위성체 외면의 열적 특성이다. 이 논문에서는 이들 외면의 열 흡수율과 방출율을 적절히 조절하여 위성체 내의 모든 시스템들이 원하는 온도 범위내에서 동작하도록 설계할 수 있음을 보여 준다.

2. 궤도 환경

우리별 1호와 우리별 2호는 각각 해양관측위성인 TOPEX/POSEIDON 및 지구관측위성인

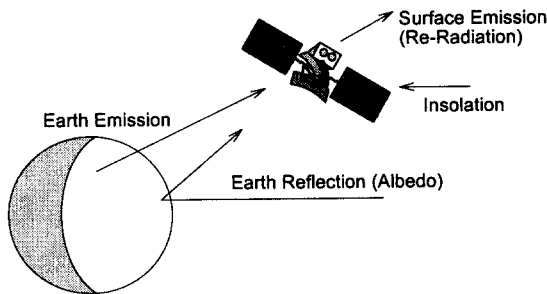


그림 1. 위성의 열적 환경.

표 2. 우리별 1, 2호의 궤도요소(94년 2월).

| Satellite ID | KITSAT-1 | KITSAT-2 |
|-----------------------------------|----------------|----------------|
| Epoch Time | 94046.40390865 | 94045.75293537 |
| Inclination | 66.081000 | 98.567400 |
| Right Ascension of Ascending Node | 174.962800 | 121.307100 |
| Eccentricity | 0.000987 | 1.001141 |
| Argument of Perigee | 317.571300 | 172.039000 |
| Mean Anomaly | 42.453900 | 188.097500 |
| Mean Motion | 12.86284764 | 14.28033386 |

SPOT-3와 함께 발사되었기 때문에 주위성의 궤도 특성을 그대로 갖고 있다. 표 2는 94년 초반 우리별 1, 2호의 궤도요소이다.

위성의 궤도 특성을 결정짓는 데에는 표 2의 모든 요소가 관여되지만 그 중에서 열적인 측면에서 가장 중요한 것은 위성의 고도와 이심률 및 경사각에 의해 결정되어지는 궤도면의 회전을(nodal precession)이다. 일반적인 지구관측위성은 일정한 밝기를 유지하면서 지구를 관측하기 위해 궤도면의 회전이 태양에 대한 지구의 공전율과 똑같은 태양동기궤도를 택하는 데 이 경우 위성은 태양으로부터 매 주기 당 항상 일정한 조사량을 받게 된다. 다시 말하면 태양으로부터 지구에 의해 가리워지는 일식 정도가 항상 일정한 것이다. 궤도면 회전율(nodal precession, $\dot{\Omega}$)은 다음과 같은 식에 의해 계산된다(Larson & Wertz 1991).

$$\dot{\Omega} = -9.95 \times \left[\frac{R_{eq}}{a} \right]^{7/2} \times \frac{\cos i}{(1 - e^2)^2} \quad (1)$$

여기서 a 는 장축반경(semi-major axis in km), R_{eq} 는 적도상에서의 지구반경(equatorial radius of Earth = 6,378km), i 는 경사각(inclination in degree), e 는 이심율(eccentricity)이다.

위의 식은 궤도면의 회전에 가장 큰 영향을 주는 지구 편평도에 의한 요인에 대해 구해진 것으로 일반적으로 J_2 Term만을 고려한 것이다. 식 (1)로부터 얻어지는 우리별 1, 2호의 궤도면 회전율($\dot{\Omega}$)은 각각 -2.0920 deg/day과 0.9856 deg/day인데 이 값의 의미는 우리별 1호의 경우, 위성의 궤도면이 지구의 공전주기에 약 2배의 속도를 가지고 반대 방향으로 회전한다는 것이다. 반면 우리별 2호의 태양 동기궤도로서 궤도면 회전이 태양에 대한 지구의 공전율인 0.9856 deg/day이다. 이러한 궤도 특성을 감안하여 우리별 1, 2호의 일식량을 표 2의 궤도요소를 이용하여 시뮬레이션해 본 결과는 그림 2와 같다(박성동 1992, 박성동 1993).

그림 2를 보면 우리별 1호의 경우, 일식상태의 변화 주기가 약 1년에 두 차례 정도인 것을 알 수 있다. 또한 한 주기중 약 두 차례에 걸쳐 일식이 존재하지 않는 기간이 있음을 알 수 있다. 이 기간 중 위성의 궤도면은 지구의 중심과 태양이 이루는 선에 수직인 면을 이루고 있다는 것을 예측할 수 있다. 이와 같은 사실은 위성의 열제어 측면에서는 상당히 불리한 조

건을 제공한다. 이 경우 위성의 열제어는 두가지의 극한 상황, 최대 일식 기간 및 일식이 존재하지 않는 기간에 대해 위성체 각부가 작동 온도 범위내에서 운용될 수 있도록 설계하여야 한다.

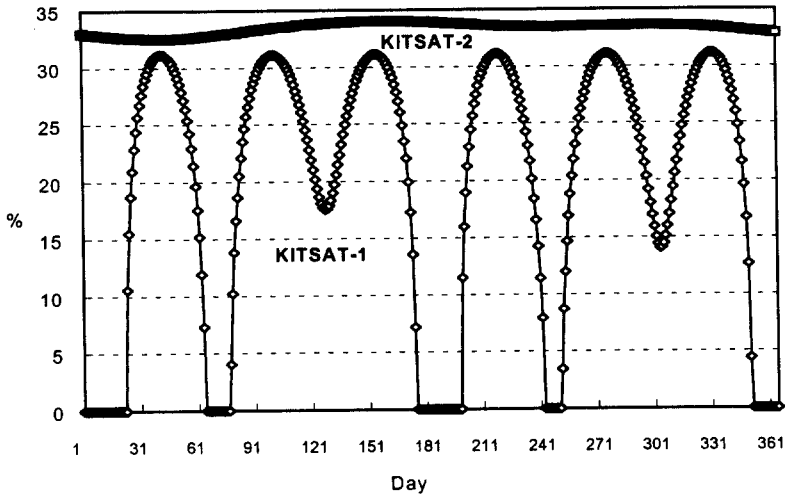


그림 2. 우리별 1, 2호의 일식량(95년 1 - 12월).

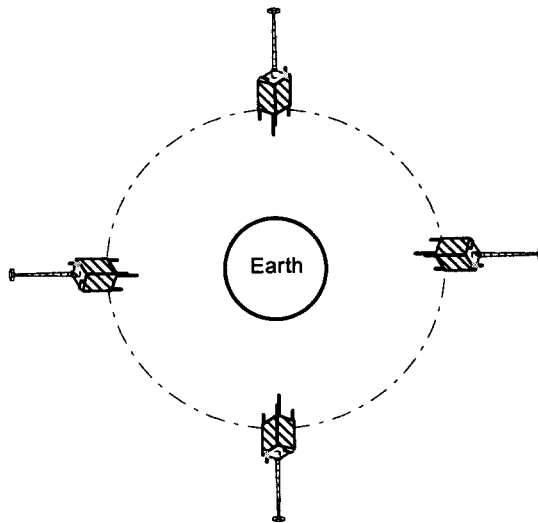


그림 3. 우리별 위성의 궤도내 운용 모드.

3. 열해석 모델링

우리별 1호의 열제어 모델은 일차적으로 lumped model을 이용해 간단한 해석을 수행한 후 가능성을 입증하고 유한요소해석을 통해 좀 더 정밀한 해석을 하게 된다(Agrawal 1986). 이 논문에서는 유한요소해석 방법에 중점을 두고자 한다.

위성체 각부에 대한 유한요소해석 이전에 수행되어야 하는 것은 위성체에 대한 열입력량을 계산하여야 하는 것이다. 이는 이미 서론에서 기술된 insolation, albedo, 그리고 earth radiation에 의해 위성체 외면에 전달되는 열에너지를 계산하는 것이다. 그림 3은 우리별 위성

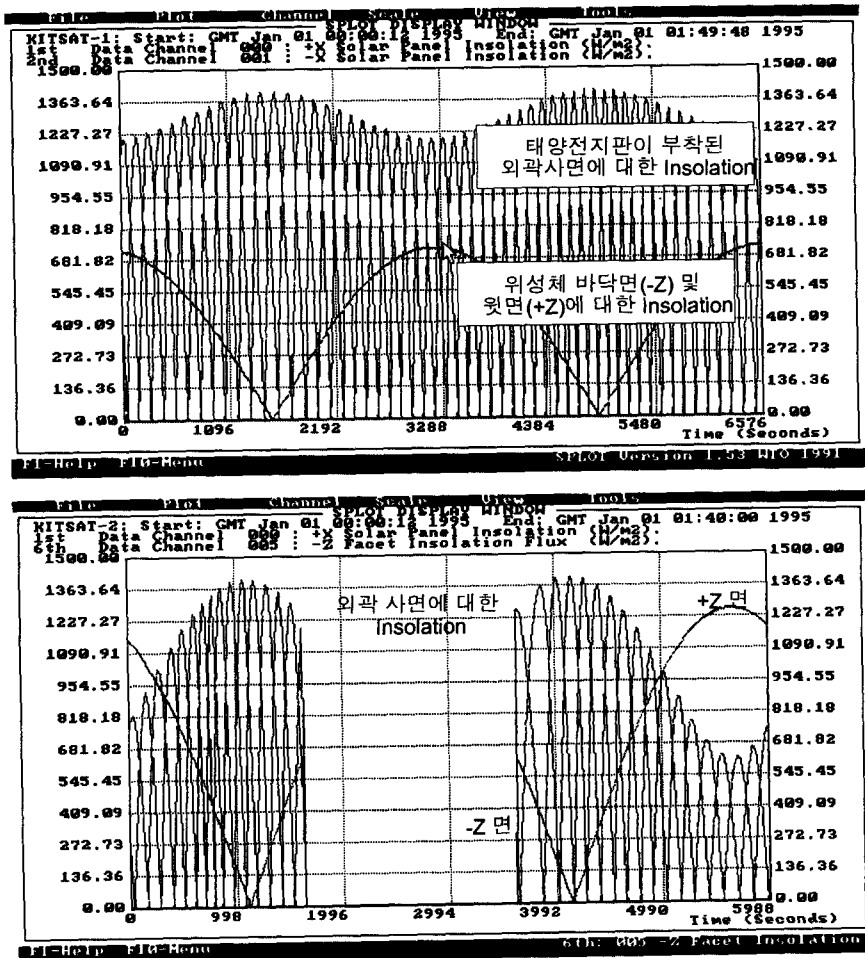


그림 4. 우리별 1,2호의 insolation에 의한 열입력량 (상단: 우리별 1호, 하단: 우리별 2호).

의 궤도내에서의 자세제어 방식을 보여 주고 있다. 또한 위성체는 태양에너지에 의해 한쪽면이 지속적으로 데워지는 것을 방지하기 위하여 약 4분 내지 10분에 한번씩 자전한다.

그림 2의 결과와 그림 3으로부터 1월초, 위성이 일식 주기를 갖지 않고 운용되는 기간동안 위성체의 태양전지판이 부착된 사면 중 최소한 한면 이상은 항상 태양에너지를 흡수하게 될 것이라는 것을 알 수 있다.

그림 4는 위성체 외면에 대한 insolation 양을 계산한 것이다. 그리고 그림 5는 albedo와 earth radiation 양을 나타낸 것으로 정확한 온도 예측을 위해서는 이미 언급된 두가지의 극한 상황에 대해 계산하여야 하나 여기서는 최고온이 예측되는 1월초에 대해서만 나타내었다(박성동 1992, 박성동 1993).

그림 4에 나타난 결과 중 상대적으로 빠른 주기의 정현파 형태로 나타난 것은 +X, -X, +Y, 그리고 -Y면에 대한 것이다. 그리고 한 주기동안 단 한번 나타나는 것은 +Z와 -Z면으로서 한 면이 태양에 노출되어 있는 기간동안 다른 반대면은 전혀 에너지를 받지 못한다. +X, -X, +Y, 그리고 -Y면에 나타나는 주기는 위성의 자전주기에 따른 것으로 각 면의 열에너지 입력량은 1/4주기의 위상차가 있음을 알 수 있다.

또한 우리별 1호의 경우 주어진 기간동안 일식이 존재하지 않기 때문에 한 순간에 최소한면 이상으로부터 태양에너지를 받으며 우리별 2호의 경우에는 일식 기간동안 태양에너지가 전혀 들어오지 않음을 알 수 있다.

그림 5의 결과에 있어 항상 일정한 값을 가지는 선들은 지구의 복사에 의한 에너지로서 +Z면은 항상 0의 값을 가지고 지구를 항상 향하는 -Z면은 나머지 네개의 면에 비해 더 큰 값을 가진다는 것을 알 수 있다. albedo에 의한 에너지의 경우, +Z면은 항상 0이고 -Z면은 자전에 의한 영향이 무시되므로 빠른 주기의 변화가 없이 다른 면에 비해 상대적으로 큰 값을 가진다.

우리별 1호가 전체적인 경향 측면에서 우리별 2호보다 낮은 에너지를 받게 되는 것은 우리별 1호의 고도가 상대적으로 높기 때문이다. 또한 이 기간 중 우리별 1호는 밤과 낮의 경계 선상을 들고있기 때문에 태양에 노출되어있는 기간동안 우리별 2호가 받는 albedo에 의한 에너지보다 상당히 낮은 에너지를 흡수하게 된다.

이상의 과정은 위성의 궤도에 따른 우주환경의 분석을 위한 것이다. 그 다음에 수행되어야 하는 것은 위성의 기계 구조설계 내용을 바탕으로 위성체 각부를 유한요소로 분할하고 분할된 각 노드 간의 열전달계수를 계산하는 것이다. 기초 설계를 바탕으로 만들어진 모델은 일련의 시뮬레이션을 통해 보완되는데 경우에 따라 이 결과는 기계구조의 재설계를 필요로 한다.

우리별 위성과 같은 초소형위성의 경우는, 상용의 중형 및 대형위성이 외부 환경으로부터의 열을 차단하고 위성체 내부에서 발생하는 자체 열을 이용하여 내부의 온도를 제어하는 기본 개념과 달리, 낮은 전력소모 때문에 자체적으로 발산되는 열에너지가 적기 때문에 태양과 지구로부터 전달되는 열에너지를 적절하게 이용해야 한다. 우리별 위성에서 사용하는 방식은 위성 외면의 물성치, 특히 열흡수율과 방출율을 여러 가지의 코팅 재료를 이용하여 변화시키

는 것과 위성체 내부의 각 모듈간 열전도계수를 조정하는 것이다.

표 3은 우리별 2호의 유한요소해석을 위한 열 모델에 있어 노드 정의 및 각 노드의 주요 물성치를 나타낸 것으로 우리별 1호 또한 이와 유사한 방법으로 정의되었다.

연결된 두개의 모듈간의 열전도에 의한 특성을 열 모델에 포함시키기 위해서는 표 3에서 정의된 노드를 바탕으로 노드간의 열전도계수를 구하여야 한다. 앞에서 정의된 27개의 노드에

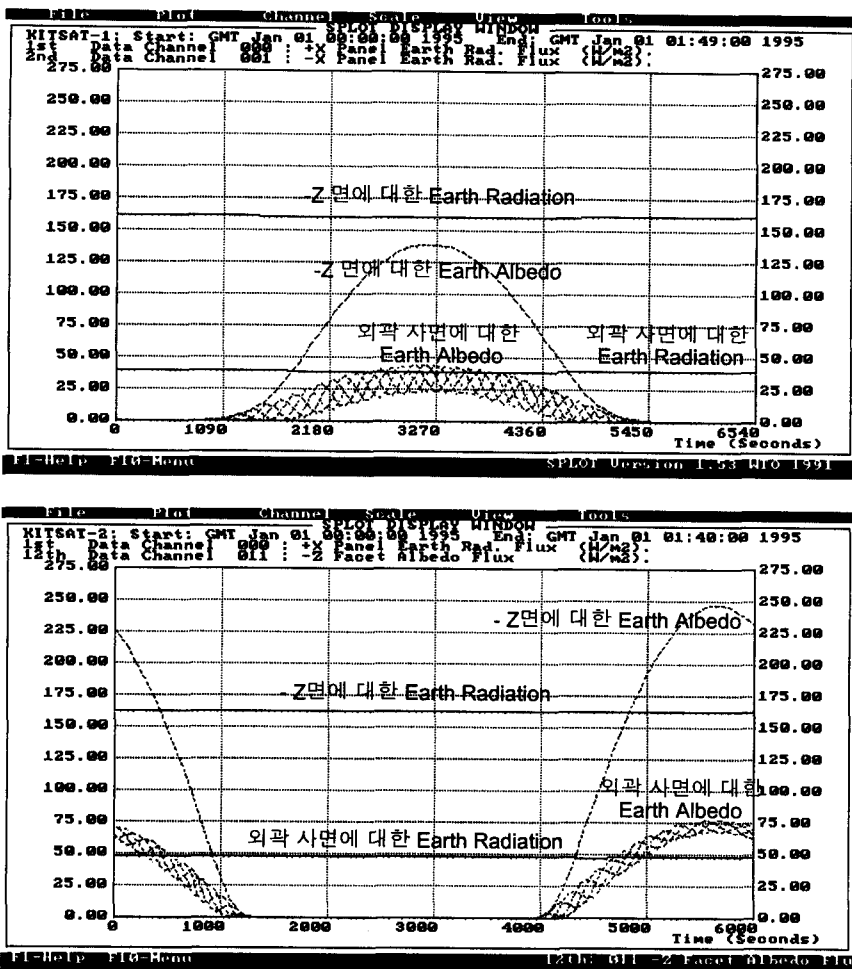


그림 5. 우리별 1,2호의 albedo / earth radiation에 의한 열입력량 (상단: 우리별 1호, 하단: 우리별 2호).

표 3. 우리별 2호의 유한요소해석을 위한 노드의 정의 및 주요 물성치.

| Node No. | Node Definition | Mass (kg) | Specific Heat Capacity (Ws/g°C) | Power Consumption (W) |
|----------|--|-----------|---------------------------------|-----------------------|
| 1 | +X Solar Array Panel | 1.581 | 850 | 0 |
| 2 | +Y Solar Array Panel | 1.588 | 850 | 0 |
| 3 | -X Solar Array Panel | 1.581 | 850 | 0 |
| 4 | -Y Solar Array Panel | 1.588 | 850 | 0 |
| 5 | -Z Facet / Module Box 1 : Battery / CCD. | 8.410 | 880 | 2.2 |
| 6 | Module Box 2 : Receiver / Demodulator | 2.341 | 880 | 0.425 |
| 7 | Module Box 3 : Transmitter / Modulator | 2.014 | 880 | 3.635 |
| 8 | Module Box 4: Power : BCR / PCM / PDM | 2.092 | 880 | 4.352 |
| 9 | Module Box 5: Telecommand / Telemetry | 1.784 | 880 | 1.367 |
| 10 | Module Box 6: Expansion / OBC 80 | 1.530 | 880 | 0.503 |
| 11 | Module Box 8: OBC186 / RAMDISK | 1.593 | 880 | 0.575 |
| 12 | Module Box 9: CCD / Transputer | 1.873 | 880 | 0.175 |
| 13 | Module Box 9: CCD / Transputer | 1.811 | 880 | 0.525 |
| 14 | Module Box 10: DSPE / CPE | 1.600 | 880 | 0.050 |
| 15 | Module Box 11: ADCS / SAFETY | 2.164 | 880 | 0.040 |
| 16 | +Z Support : +X / +Y | 0.160 | 880 | 0 |
| 17 | +Z Support : -X / +Y | 0.165 | 880 | 0 |
| 18 | +Z Support : +X / -Y | 0.160 | 880 | 0 |
| 19 | +Z Support : -X / -Y | 0.165 | 880 | 0 |
| 20 | Navigation Magnetometer_1 Box | 0.421 | 880 | 0.020 |
| 21 | Navigation Magnetometer_2 Box | 0.463 | 880 | 0.020 |
| 22 | +Z Facet | 2.311 | 870 | 0 |
| 23 | Boom Motor | 2.225 | 850 | 0 |
| 24 | Navigation Magnetometer Head | 0.080 | 900 | 0 |
| 25 | Sun Sensor_1 | 0.190 | 880 | 0 |
| 26 | Sun Sensor_2 | 0.190 | 880 | 0 |
| 27 | Earth Horizon Sensors | 0.826 | 880 | 0.050 |

대해 생성될 수 있는 열전도계수는 27×27 의 matrix로 만들어지지만 실제적인 접촉이 있는 노드간의 열전도계수는 약 30여개에 지나지 않는다. 이 결과를 바탕으로 우리별 위성의 열 모델이 완료된다.

4. 시뮬레이션 결과

표 3에 나타난 노드 물성치를 바탕으로 만들어진 모델을 이용하여 우리별 2호의 주요 부분에 대해 예상되어지는 동작 온도는 그림 6과 같다.

그림 6의 시뮬레이션 결과는 당초 목적인 대로 위성체의 축전지가 최고 온도 15°C 정도에서 동작할 것으로 예상되기 때문에 만족스럽다고 할 수 있다.

5. 원격검침 정보의 분석

위성이 발사된 후에는 기존에 만들어진 열 모델에 의한 시뮬레이션 결과와 실제 우주에서 측정된 데이터를 비교 분석할 필요가 있다. 4장의 시뮬레이션을 수행한 기간과 거의 동일한 시점에 측정된 온도 데이터는 그림 7과 같다.

그림 7을 통해 우리별 2호의 축전지가 동작하는 온도 범위는 약 16°C에서 17°C 정도였다는 것을 알 수 있다. 4장의 시뮬레이션을 통해 예측된 온도는 약 10°C에서 12°C로써 5°C정도 낮게 예측되었음을 알 수 있다. 또한 태양 전지판의 경우, 당초 예상된 온도 범위는 -33°C에서 10°C로써 실제 측정된 범위인 -29°C에서 26°C와 낮은 온도에서는 근사하지만 높은 온도에서는 다소 큰 차이가 있음을 발견할 수 있었다. 이와 같은 차이는 모델링 상에서 가정한 온도센서의 위치와 실제 온도센서의 위치간에 차이 또는 실제 측정이 불가능한 각 노드별 열적 용량의 예측치 및 노드간의 열전도계수상의 오차 때문이라고 예상된다. 하지만 태양전지판을 제외한 위성의 운용에 직접적으로 영향이 있는 내부 전자모듈들에 대한 시뮬레이션 결과는 5°C 이내의 오차 범위내에서 실제 측정 결과와 일치됨을 확인할 수 있었다.

이와 같이 열 모델링의 결과와 실제 측정된 온도 정보와의 차이는 기존의 열 모델 수정에 중요한 요소를 제공한다. 또한 열 모델링 과정 동안 실제 측정이 불가능했던 여러 가지 상수들의 값들을 이와 같은 비교 분석을 통해 수정할 수 있게 된다.

우리별 2호의 경우, 가장 낮은 온도에서 동작하는 시기라고 할 수 있는 7월에는 축전지의 온도가 5°C까지 떨어진다. 하지만 이 정도의 온도는 위성의 운용에 있어 전력을 최적의 상태로 운용할 수 있는 온도이므로 전체적인 운용 측면에서는 만족스런 결과를 얻을 수 있었다.

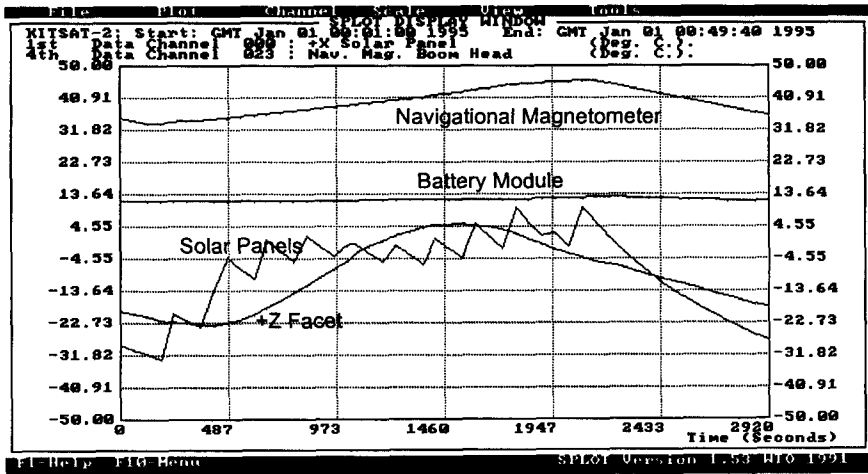


그림 6. 우리별 2호의 열 모델 시뮬레이션 결과.

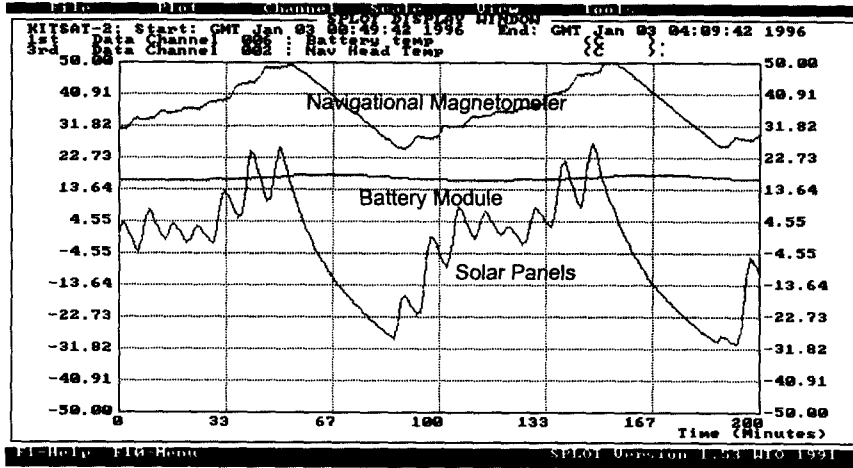


그림 7. 우리별 2호의 원격검침 정보.

6. 결 론

우리별 위성의 열 제어에 있어 가장 중요한 것은 축전지가 0°C 이하의 온도로 떨어지지 않도록 제어하는 것과 태양전지판을 가급적 낮은 온도에서 동작케 하는 것이다. 또한 위성체 내부의 모든 전자회로들이 가급적 동작 가능한 온도 범위(-10°C에서 +60°C)에서 동작할 수 있도록 제어하는 것이다.

실제 위성에서 측정된 온도 정보와 비교할 때 가장 극한 상황인 1월과 7월, 그리고 우리별 1호의 경우 일식량이 최대인 경우와 최소인 경우에서 다소 시뮬레이션 결과와 차이가 있음이 발견되었다. 이에 대한 이유는 위성의 내부 열발생량에 대한 예측이 낮게 산정된 것과 위성체 각 부의 열용량이 너무 크게 계산된 것, 그리고 위성체내의 노드 간의 열전달계수의 계산이 잘못된 것 등으로 여겨진다. 이와 같은 결과는 위성이 발사되기 전에 만들어진 기초 모델에 의한 것으로 이 결과를 바탕으로 기존의 열 모델을 수정할 필요가 있다. 또한 여기서 수정된 데이터들은 차후 위성의 개발시 직접적으로 사용될 수 있게 된다.

우리별 1, 2호의 궤도 특성은 저궤도 위성이 가질 수 있는 두가지의 극단적인 경우라 할 수 있다. 또한 소형위성의 경우 발사 무게의 제한으로 인하여 능동적인 방법에 의한 열제어에 상당한 제약이 있다. 이 논문에서는 우리별 1, 2호의 열제어 모델링, 시뮬레이션과 실제 운용으로부터 얻어진 원격검침 정보의 분석을 통하여 저궤도 소형위성을 위한 수동 열제어 시스템의 가능성을 보여 준다.

참 고 문 헌

- 박성동 1992, KITSAT-1 Document on Thermal Analysis and Design (인공위성연구센터: 대전)
- 박성동 1993, KITSAT-2 Document on Thermal Analysis and Design (인공위성연구센터: 대전)
- Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft (Prentice-Hall International Ltd.), p.264
- Camack, W. G. & Edwards, D. K. 1960, Proceeding of the First Symposium on Surface Effects on Spacecraft Materials (John Wiley & Sons, Inc.), p.3
- Larson, W. J. & Wertz, J. R. 1991, Space Mission Analysis and Design, ed. J. R. Wertz & W. J. Larson (Kluwer Academic Publishers: Boston), p.141