

지구 정지궤도 위성의 열해석 모델 보정

전형 열,^{*1} 김정 훈¹

THERMAL MODEL CORRELATION OF A GEOSTATIONARY SATELLITE

H.Y. Jun ^{*1} and J.H. Kim¹

COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) is a geostationary satellite and was developed by KARI for communication, ocean and meteorological observations. COMS was tested under vacuum and very low temperature conditions in order to correlate thermal model and to verify thermal design. The test was performed by using KARI large thermal vacuum chamber. The COMS S/C thermal model was successfully correlated versus the 2 thermal balance test phases. After model correlation, temperatures deviation of all individual units were less than 5°C and global deviation and standard deviation also satisfied the requirements, less than 2°C and 3°C. The final flight prediction was performed by using the correlated thermal model.

Key Words : 정지궤도 위성(Geostationary Satellite), 모델 보정(Model Correlation), 열해석(Thermal Analysis), 열평형 시험(Thermal Balance Test)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 기상탐재체, 해양탐재체 및 통신탐재체를 탑재한 정지궤도(고도 : 36000km) 위성인 통신해양기상위성을 개발하였다. 궤도 환경에서 위성의 온도를 적절하게 제어하기 위해 위성에 대한 열제어 설계를 수행하고, 이 열제어 설계를 검증하기 위해 지상에서 만든 고진공 및 극저온의 열진공 챔버내에서 궤도 환경시험을 수행하게 된다. 통신해양기상위성은 한국항공우주연구원에서 개발한 대형 열진공 챔버를 이용하여 열평형 및 열진공 시험을 성공적으로 수행하였다. 열평형 시험의 주 목적은 위성 열해석 모델을 보정하고 열제어 설계를 검증하는데 있다. 특히 보정된 열해석 모델은 위성의 실제 비행 성능을 예측하는데 매우 중요하며, 특히 비정상 운영에서도 열제어계 성능을 예측할 수 있다. 고온 및 저온의 두 열평형 시험에 대하여 통신해양기상위성의 열해석 모델 보정을 수행하였다.

통신해양기상위성의 궤도 환경시험은 대형 열진공 챔버(지

름: 8m, 길이: 10m)를 이용하였으며, 챔버의 온도는 액체질소를 이용하여 극저온으로 유지하였다. 또한 외부 열유입량을 모사하기위해 온도 제어가 가능한 히팅플레이트, 즉 일종의 쉬라우드(Shroud)를 사용하였다. 이 히팅플레이트는 방열판이 부착된 위성의 북쪽과 남쪽패널(-Y wall/+Y wall)에 약 50cm의 거리를 두고 장착되었으며, 히팅플레이트 뒷면에 부착된 배관으로 액체질소 및 기체질소를 흐르게 하여 원하는 외부 열환경을 만들 수 있었다. 또한 위성의 방열판과 히팅플레이트 사이는 다층박막단열재(MLI : Multi-layer Insulation)를 사용하여 열진공 챔버의 차가운 쉬라우드와의 시야각을 없애 위 성패널과 열적으로 분리하였다. 열해석 모델 보정의 정확한 결과를 얻기 위해 고온과 저온, 두 경우에 대한 열평형 시험을 수행하였다. 저온 열평형에서 위성의 온도를 원하는 목표 온도로 유지하기 위해, 히팅플레이트와 함께 추가적으로 비행 히터를 사용하였다. 일부 비행 히터는 열평형 시험 동안 주기적으로 작동하는 히터가 아니라 열평형 시작 시 켜진 상태를 계속 유지하기 위해 써모스탯(Thermostat)을 우회하도록 전기적으로 회로를 변경시켰다. 이때 통신해양기상위성의 고온 및 저온 열평형 도달 조건은, 선정된 열전대(Thermocouple)의 80%가 4시간동안 0.5°C이하의 변화를 가질 때 열평형에 도달했다고 판단하였다. 열해석 모델 보정을 위한 온도 데이터를 얻기 위해서, 또한 위성에 장착된 온도 센서(Thermistor)의 정

접수일: 2011년 6월 16일, 수정일: 2011년 8월 11일,

게재확정일: 2011년 8월 12일.

1 정회원, 한국항공우주연구원 위성 열/추진팀

* Corresponding author, E-mail: hjj@kari.re.kr

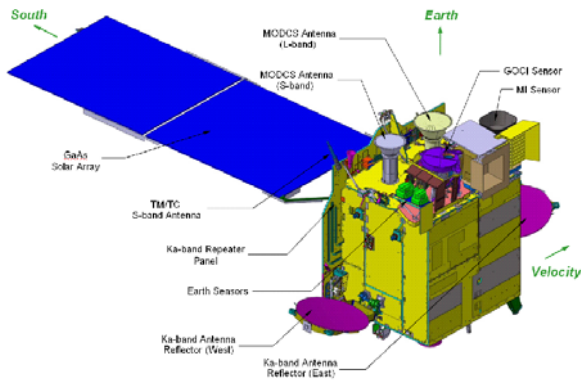


Fig. 1 Overview of COMS

Phase Number	0	1	2	3	4
Phase Name	Pumping	Cool down & outgassing	Thermal balance Hot	Transition	Thermal balance Cold
Pressure	ambient	1e-8 Torr			
Main Shrouds temperature	ambient	< 90 K	< 90 K	< 90 K	< 90 K
Additional Shroud temperature +Y or -Y	ambient	~240 K			< 90 K
MI targets temperatures	ambient			not controlled	
LVA ring temperature	ambient	40°C	40°C		0°C
S/C temperature	ambient				

Fig. 3 Thermal balance test profile

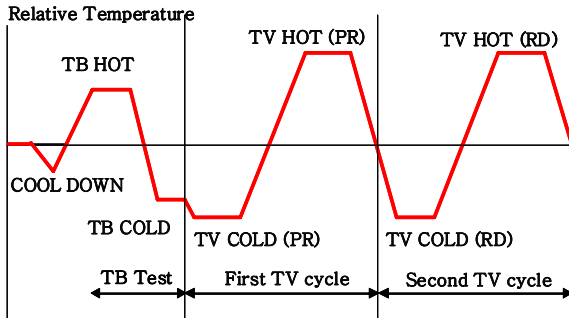


Fig. 2 Temperature profile of thermal vacuum test

확성을 검증하기 위해 통신해양기상위성에 약 500개의 열진대가 사용되었다.

본 논문에서는 통신해양기상위성의 열평형 시험 예측, 시험 절차, 시험 결과 및 열해석 모델 보정에 관해 다루고 있다.

2. 위성의 열제어계

통신해양기상위성은 Fig. 1과 같이, 기상 및 해양 센서는 광학대(Optical bench)위에 장착되어 있으며, 다층박막단열재를 이용하여 위성과 열적으로 분리 시켰다.

통신 주 반사판(Reflector)은 앞면은 흰색 페인트, 뒷면은 다층박막단열재를 사용하여 열적으로 위성과 분리 하였다. 안테나 역시 위성과 열적으로 분리 하였다. 통신 관련 부품들은 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착되어 있으며, 방열판, 다층박막단열재, 히트파이프 등을 이용하여 열제어를 수행하며, 보조적으로 히터를 사용한다. 북쪽패널(-Y 패널)은 해양 및 기상 관련 탑재체 장비들, 자이로, 컴퓨터, 자세제어를 위한 휠(Wheel) 등이 장착되어 있다. 북쪽 패널의 열제어는 남쪽과

동일한 열제어 방법을 사용한다. 남쪽과 북쪽 패널에는 각각 방열판이 장착되며, 방열판을 제외한 위성의 모든 부분은 다층박막단열재로 덮여 있다. 내부의 추진제 탱크 및 배관 등은 다층박막단열재를 이용하여 위성과 열적으로 분리시켰다. 남쪽 패널에 장착된 배터리 모듈 역시 다층박막단열재를 이용하여 위성과 열적으로 분리 시켰으며, 모듈의 열제어를 위해 히트파이프와 히터가 사용된다. 통신 탑재체가 장착된 남쪽 패널은 방열판을 최적화하고 열 방출 능력을 최대화하기 위해 몇 개의 영역으로 나누어 열제어를 수행한다.

3. 열평형 시험 요구 조건

통신해양기상위성의 열진공 시험은 Fig. 2와 같이 총 2-1/2 사이클로 수행된다. 이 중 열평형 시험은 위성기능시험(SFT)을 수행하기 위한 열진공 시험의 앞부분에서 수행된다. Fig. 2 및 Fig. 3에서와 같이 우선 열평형 고온 시험을 수행한 후에, 열평형 저온 시험을 수행한다.

열평형 시험 시 기본 사이클은 Fig. 3과 같이 Phase 0에서 4까지에 해당하여, 챔버 내부는 고진공 상태로, 약 1x10-5hpa로 유지된다. 이때 챔버 쉬라우드의 온도는 액체질소(LN2)를 이용하여 극저온, 약 -183°C로 유지한다. 또한 기상탐체체 타겟(Target)들은 열평형 시험에서는 사용되지 않으며 기능시험이 수행되는 열진공 시험 시 사용된다. Phase 0 단계에서는 챔버내 압력을 대기 상태에서 1x10-5hpa로 감압하며, 발사 시 위성 하드웨어에 발생할 수 있는 코로나(Corona) 현상의 존재 여부를 점검한다. 이 단계에서 챔버 쉬라우드의 온도는 대기 상태로 유지된다(20 ~ 25°C). 챔버 내부의 압력이 약 1x10-5 hpa로 충분히 내려 갔을 때, 액체질소를 이용하여 챔버 쉬라우드의 온도를 내리기 시작한다(Phase 1 - Cool down). Phase 1- Outgassing 단계는 위성 내부의 압력을 낮추는 단계로, 이때 위성 내부가 거의 진공 상태에 도달 했을 때, MODCS 나

Ka-band의 증계기(TWT) 등을 동작시킨다. Phase 2, 열평형 고온 시험에서는, 챔버 쉬라우드의 온도는 -183°C 이하로 유지되며, +Y 패널 히팅 플레이트는 -13°C, -Y 패널 히팅 플레이트는 -33°C, LVA(Launch Vehicle Adaptor)는 40°C로 유지된다. Phase 4, 열평형 저온 시험에서는 챔버 쉬라우드의 온도는 -183°C 이하로 유지되며, +Y 히팅 플레이트는 -183°C, -Y 히팅 플레이트는 -183°C, LVA는 0°C로 유지된다. Table 1은 고온 및 저온 열평형 시험 시 주요 장비의 온도 요구조건을 나타낸다.

4. 열해석

4.1 열해석 이론

위성의 외부 열 환경은 태양 복사 에너지, 지구의 복사 에너지, 지구에 의한 태양 반사 에너지 (알베도) 등이 있으며, 추가로 위성 내부 부품 등의 발열량 및 우주로의 복사에너지 등이 있다[1][2]. 이 외부 열유입량 및 복사열교환계수를 구하기 위해 몬테카를로법이 사용되었다.

몬테카를로 광선 추적법은 한 다발의 열복사선을 하나의 광선으로 모사하는 방법으로 표면 열광학 물성치의 특성인 방사율, 흡수율, 반사율, 투과율을 초기 표면방사로부터 광선 에너지의 소멸 때까지를 모두 모사할 수 있는 장점이 있다 [3].

위성의 온도를 예측하기 위해, 널리 사용되는 네트워크 해석법을 사용하였다[1][2]. 열전달이 일어나는 격자(노드)를 집중 열용량법으로 모사하고 격자(노드)간 열저항으로 연결시켜 온도를 구하는, 식 (1)을 이용하여 비정상 상태의 절점 i온도를 구할 수 있다.

$$mC_{p,i} \frac{dT_i}{dt} = \sum_j GL_{ij}(T_j - T_i) + \sigma \sum_j GR_{ij}(T_j^4 - T_i^4) + P_{sun,i} + P_{albedo,i} + P_{earth,i} + P_{dissip,i} + P_{heater,i} \quad (1)$$

Table. 1 Temperature requirements

Description	TB HOT Temp (°C)	TB COLD Temp (°C)
LVA IF S/C	40	0
+Y wall heating plate	-13	-183
-Y wall heating plate	-33	-183
Bottom shroud	< -183	< -183
Main Shroud	< -183	< -183
MI Targets	not controlled	not controlled

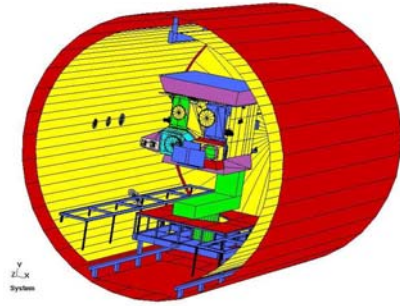


Fig. 4 Thermal chamber and satellite

여기서, 하첨자 i, j 는 절점(노드)을 나타내며, T_i 는 온도, $mC_{p,i}$ 는 노드의 열용량(J/K), GL_{ij} 는 전도열교환계수[1][2], GR_{ij} 는 복사열교환계수[1][2]를 나타낸다. 또한 식 (1)에서 $P_{sun,i}$, $P_{albedo,i}$, $P_{earth,i}$ 는 각각 절점 i에 대한 태양열, 알베도, 지구복사량을 몬테카를로법을 이용하여 구한 값이며 $P_{dissip,i}$ 는 절점 i의 열소산량, $P_{heater,i}$ 는 히터의 발열량을 나타낸다.

열진공 시험에서는 식 (1)에서 $P_{sun,i}$, $P_{albedo,i}$, $P_{earth,i}$ 가 없으며, 대신 열진공 챔버의 쉬라우드 및 히팅플레이트와의 적외선 복사를 통한 열교환이 극저온의 우주 환경 및 태양에 의한 열유입량을 모사하게 된다.

4.2 열평형 예측

열평형 예측을 위해 열진공 챔버, 위성 및 기타 필요한 시험 장치 등의 모델을 작성해야 한다. 열진공 챔버 및 통신해양기상위성의 모델 작성을 위해 인공위성 열해석 전용 상용 코드인 THERMICA[3]가 사용되었으며, 열진공 챔버의 경우 3차원 CAD(Computer Aided Design) 모델을 기반으로 작성하였다. 통신해양기상위성, 열진공 챔버 및 열진공 시험을 위한 기타 시험 장치는 Fig. 4와 같이 모델링되었으며 총 3968개의 격자(노드)로 구성된다.

열평형 시험 온도 예측을 위한 네트워크 해석법을 풀기 위해서는 상용코드인 THERMICA[3]를 이용하여 열진공 챔버내에서의 복사열교환 계수(GR_{ij})를 구한 후에 SOLVER[4]를 사용하여, 온도 및 히터 전력 소모량을 예측하였다.

열평형 고온 시험 시 남쪽패널 위에 장착된 히팅플레이트의 온도는 비행히터의 작동이 없고, 부품의 온도가 상세설계 예측의 부품 온도와 유사한 분포를 갖도록 남쪽과 북쪽의 히팅플레이트 온도를 변화시켜가며 민감도 해석을 통하여 결정하였다. +Y 패널 히팅플레이트의 온도는 비행히터의 작동이 없고 부품의 온도가 상세설계 예측 보다는 조금 높은 -13°C

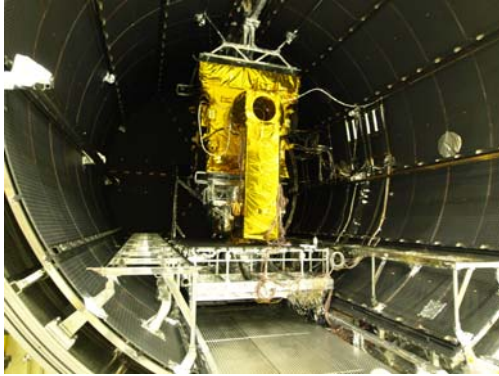


Fig. 5 COMS in large thermal vacuum chamber

로 결정하였다. 또한 북쪽패널도 남쪽패널과 동일하게 여러 경우에 대해 해석한 결과 -33°C에서 비행히터의 작동이 없고, 상세 설계 시와 비슷한 온도 분포를 갖는다.

열평형 고온 시험 시 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착된 통신탑재체 (Ka-band) 주요 부품들의 온도는 Table 2와 같다. TWT(Travelling Wave Tube)의 온도가 57.5°C까지 올라가며, 이때 OMUX (Output Multiplex)의 온도는 49.3°C를, EPC (Electronic Power Conditioning)는 최고 33.5°C를 유지한다. 이때 시험히터는 작동하지 않으나, 위성 외부에 부착된 추력기 및 TM/TC 안테나 등은 부품의 적정온도를 유지하기 위해 비행히터의 작동이 필요하다.

열평형 저온시험에서는 통신 탑재체 중계기의 4개 채널 중에 2개만 작동하며, 나머지 두 개는 작동하지 않는다. 따라서 전체적인 위성의 발열량은 고온 시험에 비해 작다. 또한 비행히터는 부품의 온도가 요구조건 이상으로 유지되도록 일부분의 비행히터가 제어 기능(ON/OFF)을 수행하는 대신, 강제로 켜진 상태로 계속 유지한다. 저온 시험에서는 히팅플레이트로 외부 열유입량을 모사하는 것이 아니라, 히팅플레이트는 심우주를 모사하는데 사용되며, 히트파이프 및 부품주위의 위성패널에 장착된 비행히터들은 외부에서 유입된 열유입량을 모

Table 2 Predicted unit temperatures

Component	TB HOT(°C)	TB COLD (°C)
OMUX	49.3	4.8
CAMP	31.2	14.3
TWT	57.5	1.9
EPC	33.5	14.3
S-band Transponder	30.8	-6.2
MPIU	29.8	15
SCU A	24.4	-6.6
Battery	17.6	15.4

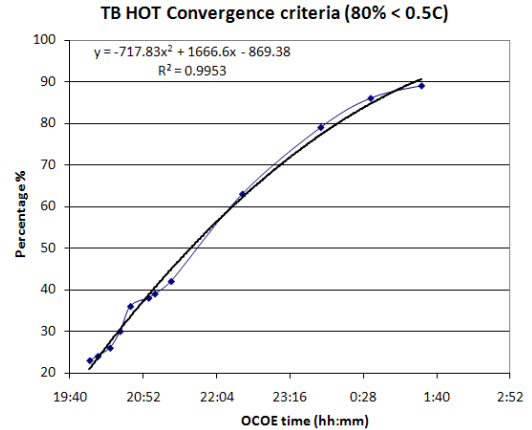


Fig. 6 TB Hot convergence criteria

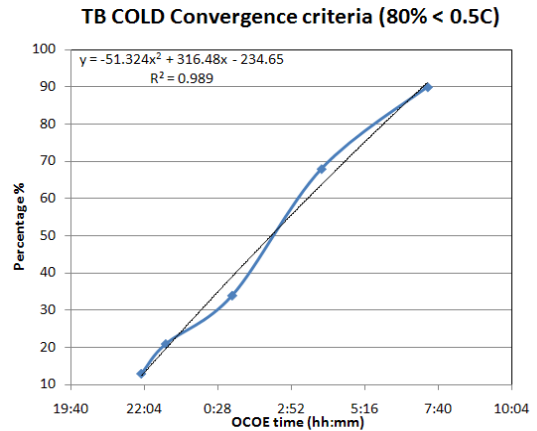


Fig. 7 TB Cold convergence criteria

사하는데 사용된다. 고온시험에서처럼 지구센서를 제외한 모든 시험히터는 사용하지 않는다. 열평형 저온 시험에서는 낮은 발열량 및 차가운 주위 환경의 영향으로 TWT의 온도가 1.9°C, OMUX의 온도는 4.8°C, EPC는 14.3°C로 예측되었다.

5. 열평형 시험 결과

Fig.5는 대형 열진공 챔버내에 장착된 통신해양기상위성을 나타낸다.

Fig. 6은 고온 열평형 상태에 도달 했을 때, 평형 기준을 만족하는 열전대(Thermocouple)의 비율을 나타낸다. Table 3은 열평형 시험 시 열전대를 이용하여 측정된 주요 부품의 온도를 나타낸다. Fig. 6에서와 같이 각 단계에서 미리 선정한 열

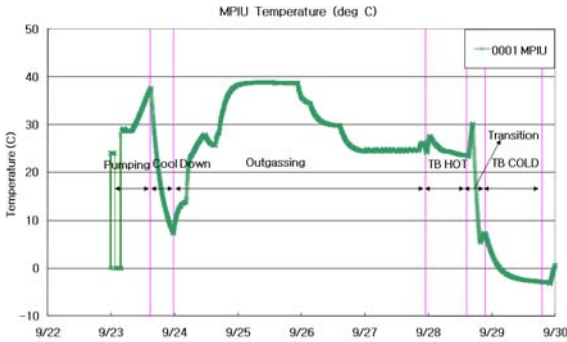


Fig. 8 MPIU temperature (temperature vs. day)

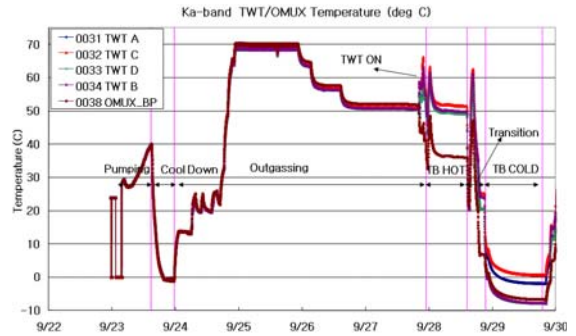


Fig. 9 Ka-band TWT temperatures (temperature vs. day)

전대의 80% 이상이 기준을 만족함을 알 수 있다. 열평형 고온 시험단계부터 15시간 후에 고온 평형상태에 도달하였다. 특히, Ka-band 지역의 부품들은 Table 2와 Table 3에서 알 수 있듯이, 예측보다 5~10°C 정도 낮은 온도를 유지하였다.

Fig. 7은 저온 열평형 상태에 도달 했을 때, 평형 기준을 만족하는 열전대의 비율을 나타낸다. 저온 평형 상태는 21시간 후에 도달하였다. Ka-band 지역의 부품들 역시 예측보다 10~20°C 정도 낮은 온도를 유지하였다. 두 경우, 모두 이와 같은 온도 차이의 주된 요인은 예측에 비해 부품의 발열량이 적어서 발생하였다.

Fig. 8은 +Y 패넬(위성의 남쪽 패넬)에 장착된 MPIU (Modular Payload Interface Unit)의 온도를 나타낸다. 고온 및 저온 열평형 시험에서 Table 3과 같이 각각 23.6°C 및 -2.8°C를 나타낸다.

Fig. 9는 Phase 0에서 4까지의 Ka-band TWT의 온도 변화를 나타낸다. Fig. 9에서 알 수 있듯이, Outgassing 구간에서 위성 내부 압력이 충분히 내려갔을 때 중계기를 동작시켰으며, 열평형 고온에서 네 개의 TWT들이 약 50°C로 유지됨을 알 수 있다.

Table 4는 남쪽과 북쪽 패넬에 장착된 비행히터의 전력소모량을 나타낸다. 표에서 알 수 있듯이, 히팅플레이트가 외부

열유입량을 모사하는 고온 열평형 시험에서는 비행히터 전력소모량이 0 이었으며, 비행히터가 외부 열유입량을 모사하는 저온 열평형 시험에서는 각 영역에 대해 Table 4와 같이 비행히터가 켜진 상태로 유지되었다.

6. 열해석 모델 보정

6.1 열해석 모델 보정 기준

열해석 모델 보정 업무의 일반적인 지침은 다음과 같다[2].

- 성공적인 모델 보정을 위해서는 온도에 가장 영향을 많이 미치는 요인 중에 하나인 위성의 국부 및 전체 발열량 (Dissipation)의 정확한 측정이 중요하다.
- 모델 보정의 대상은 주로 발열량이 있는 부품 및 탑재체 등의 접속 부분이 되어야 한다.
- 전도 컨택터 값을 변경하는 것이 복사 컨택터 값을 변경하는 것보다 효과적이다.
- 설정된 보정 성공 기준을 만족하여야 하며, 기준을 만족하지 못하는 경우에는 충분한 설명이 필요하다.

통신해양기상위성(천리안위성)에 적용된 열해석 모델 보정 성공 기준은 Table 5와 같다.

Table 5에서 전체편차(Global deviation) 및 표준편차(Standard

Table 3 Unit temperatures (Measurement)

Component	TB HOT(°C)	TB COLD (°C)
OMUX	35.9	-6.7
CAMP	23.1	-2.6
TWT	48.9	-7.9
EPC	26.2	-2.2
S-band Transponder	28.2	-11.2
MPIU	23.6	-2.8
SCU A	21.0	-13.3
Battery	19.6	14.5

Table 4 Flight heater power

Zone	TB HOT (W)	TB COLD (W)
+ Y panel (South panel)		
Ka-band receive zone	0	120
Ka-band EPC zone	0	105
Ka-band TWT/OMUX zone	0	180
- Y panel (North panel)		
MI EM	0	60
GOCI/MI PS	0	40

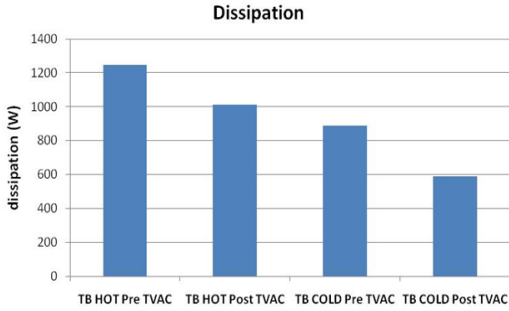


Fig. 10 Satellite dissipation

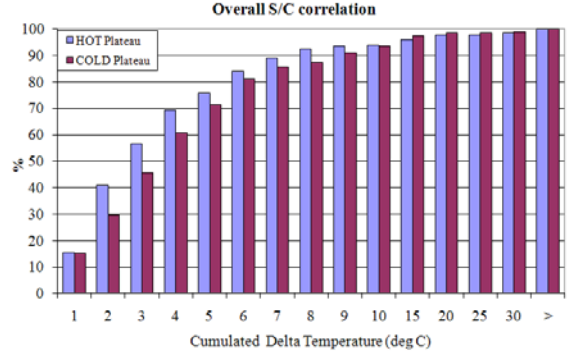


Fig. 11 Global correlation performance (dissipation correction)

deviation)는 아래 와 같이 정의 된다.

$$\Delta T = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N (TM_i - TP_i) \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{1}{N-1} \cdot \sqrt{\sum_{i=1}^N ((TM_i - TP_i) - \Delta T)^2} \quad (3)$$

여기서 N은 비교에 사용된 측정 온도 데이터의 개수를 나타내며, TM_i 은 측정온도, TP_i 은 예측온도를 각각 나타낸다.

6.2 열해석 모델 보정 수행

인공위성의 열해석 모델의 보정은 일련의 반복적인 과정을 통해, 보정 요구 조건을 만족 시키도록 한다. 먼저 부품의 발열량의 실제 측정치와 예측치의 비교가 필요하다. Fig. 10에서 알 수 있듯이 예측치가 실제 측정치 보다 높은 열평형의 경우 235W, 저온 열평형의 경우 299W 많았다. 앞서서도 언급했듯이 이와 같은 발열량의 차이로 인해 열평형 사전 예측 온도가 실제 측정 온도보다 높았다. 열해석 모델 보정에는 위성에 부착된 500개의 열전대 중 부품 및 접속 부분에 설치된 334개의 열전대가 사용되었다.

Table 6 및 Fig. 11에서 알 수 있듯이 단지 발열량만의 수

Table 5 Success criteria

Item	Criteria
Individual unit correlation	< 5 °C
Global deviation (ΔT)	< 2 °C
Standard deviation (σ)	< 3 °C

Table 6 Temperature correlation status

Item	TB HOT	TB COLD	Criteria
Global deviation (ΔT)	-0.5	1.2	< 2 °C
Standard deviation (σ)	0.413	0.387	< 3 °C

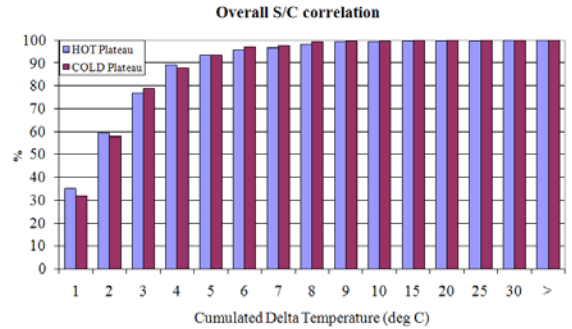


Fig. 12 Global correlation performance

정을 통해, 보정기준(Table 5)의 두 가지(Global deviation, standard deviation)를 만족함을 알 수 있다.

추가적으로 다음과 같은 모델 수정을 통해 열해석 모델의 정확성을 향상 시켰다.

- OSR (Optical Solar Reflector)의 방사율(Emissivity)을 0.77에서 0.79로 변경하였다. +Y wall, Ka-band 영역의 온도가 약 0.9°C 정도 내려갔다.
- 실제 위성의 내부 MLI 모습과 일치하게 변경하였다. 전체적인 모델 변경에 따른 온도 영향은 매우 적으나 실제 모습과 일치하게 유지하기 위해 변경하였다.
- Ka-band TWT와 외장형 히트파이프의 온도 차이를 증대시킬 필요가 있어, 접촉 전도 컨덕터를 작은 값으로 변경하였다. 변경 후에 TWT의 온도가 약 1.5°C 상승하였다.
- Ka-band feed에 대한 모델 보정을 위해, 시험 예측 형상 모델에 시험용 도파관(Waveguide) 모델을 새로이 추가하였다. 도파관은 검은색 페인트로 칠해졌으며, 20°C로 온도제어가 되었다. 이 도파관 모델을 추가했을 때, Feed와 Diplex 모델에 대해 약 10°C 온도 보정 효과가 있었다.

6.3 열해석 모델 보정 결과

보정 완료 후 주요부품의 온도는 Table 7과 같다. Table 2 및 Table 3과 비교 했을 때 보정 기준을 만족함을 알 수 있다.

최종 열해석 모델 보정 후 Table 8과 같이 세 가지 보정 기준을 만족하였다.

Fig. 12는 최종 열해석 모델 보정 후의 334개의 열전대에 대한 전체편차(Global deviation)를 나타낸다. 전체 열전대의 90%가 5°C 이내로 보정되었다.

Table 7. Correlation results of main components

Component	TB HOT (°C)		TB COLD (°C)	
	Test	Correlation	Test	Correlation
OMUX	35.9	39.3	-6.7	-4.5
CAMP	23.1	23.9	-2.6	-0.4
TWT	48.9	47.6	-7.9	-8.1
EPC	26.2	24.9	-2.2	-1.2
S-band TRSP	28.2	29.8	-11.2	-8.9
MPIU	23.6	22.6	-2.8	-2.8
SCU A	21.0	22.7	-13.3	-11.1
Battery	19.6	19.4	14.5	15.3

Table 8. Temperature correlation status

Item	TB HOT	TB COLD	Criteria
Individual unit correlation	100%	100%	< 5 °C
Global deviation (ΔT)	0.2	0.0	< 2 °C
Standard deviation (σ)	0.16	0.15	< 3 °C

7. 결 론

열평형 고온 및 저온 시험을 통하여 통신해양기상위성의 열 해석 모델 보정을 성공적으로 수행하였다. 열모델 보정 후, 모든 전장부품 온도가 측정 열전대(Thermocouple)와 5°C 이내로 보정되었으며, 전체편차(Global deviation) 및 표준편차(Standard deviation) 역시 2°C 와 3°C 이내의 기준을 만족 시켰다. 또한 열해석 모델 보정에 사용된 모든 열전대(Thermocouple)의 76%가 3°C 이내, 열전대의 93%가 5°C 이내로 보정되었다. 이 보정된 모델은 최종 비행 예측 및 열제어 계 성능 예측에 사용되었다.

참고문헌

- [1] 1986, Agrawl, B. N., *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall Inc., Washinton D. C.
- [2] 1998, Karam. R.D., *Satellite Thermal Control for System Engineers*, AIAA., Virginia.
- [3] 2003, Jacquiquau, Marc. and Noel, P., *THERMICA v3.2 User's Manual*, EADS Astrium, Toulouse.
- [4] 2005, Jacquiquau, Marc., *Temperature Solver v4.0.29*, EADS Astrium, Toulouse.