



## 정지궤도 위성의 열평형 시험 모델링 및 예비 예측

전 형 열,<sup>\*1</sup> 김 정 훈<sup>1</sup>

### THEMAL BALANCE MODELLING AND PREDICTION FOR A GEOSTATIONARY SATELLITE

Hyoung Yoll Jun<sup>\*1</sup> and Jung-Hoon Kim<sup>1</sup>

*COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) is a geostationary satellite and has been developing by KARI for communication, ocean and meteorological observations. It will be tested under vacuum condition and very low temperature in order to verify thermal design of COMS. The test will be performed by using KARI large thermal vacuum chamber, which was developed by KARI, and the COMS will be the first flight satellite tested in this chamber. The purposes of thermal balance test are to correlate analytical model used for design evaluation and predicting temperatures, and to verify and adjust thermal control concept.*

*KARI has plan to use heating plates to simulate space hot condition especially for radiator panels such as north and south panels. They will be controlled from 90K to 273K by circulating GN2 and LN2 alternatively according to the test phases, while the shroud of the vacuum chamber will be under constant temperature, 90K, during all thermal balance test. This paper presents thermal modelling including test chamber, heating plates and the satellite without solar array wing and Ka-band reflectors and discusses temperature prediction during thermal balance test.*

**Key Words :** 정지궤도(Geostationary Orbit), 열제어(Thermal Control), 열해석(Thermal Analysis), 열진공 챔버(Thermal Vacuum Chamber), 열평형 시험(Thermal Balance Test)

### 1. 서 론

정지궤도 위성은 정지궤도, 즉 고도 36,000 km 상공에 도달하기 위해서는 전이궤도의 운용을 통해, 액체/고체 원지점 엔진을 이용하여 정지궤도에 진입하게 된다[1,2]. 국내에서 항공우주연구원이 개발 중인 통신해양기상위성은 아리안(ARIANE) 5호를 이용해 2009년에 발사될 예정이다.

정지궤도 하에서의 위성은 고진공과 극저온의 상태에 놓이게 된다. 특히 우주 공간은 절대 온도 4K에 해당하여, 위성의 효율적인 열제어가 필요하다. 또한 정지궤도에서는 지구의 영향이 적어 알베도 등 지구에 의한 영향을 무시할 수 있으며 태양에 의한 열유입만이 존재 한다.

위성의 열설계를 검증하기 위해 지상에서 고진공과 극저온

에서의 궤도 환경시험을 수행하게 된다. 특히 열평형시험(Thermal Balance Test)은 열설계를 검증하고 열해석 모델을 보정하기 위한 시험으로 위성에 입사하는 외부 열환경 조건을 열진공 챔버 내에서 만들어 줄 필요가 있다 이와 같은 외부 열환경을 만들어주는 방법으로는 일반적으로 LN2(Liquid Nitrogen)와 GN2(Gaseous Nitrogen)를 사용하여 챔버 슈라우드의 온도를 변화시켜주는 방법[3,4], 다목적 위성에 사용되었던 방식인 환경 히터를 방열판에 직접 부착하는 방법[3][5], 태양광 시뮬레이터를 이용하는 방법[3], 히터를 부착한 패널을 이용하는 방법[6], 특수하게 제작된 Cal rod를 이용하는 방법[4], IR 램프를 이용하는 방법[3] 등이 있다. 일반적으로 태양광 시뮬레이터가 우주 환경에 유사하게 모사하지만 초기 설치비 및 유지비가 많이 드는 단점이 있다.

통신해양기상위성의 궤도 환경시험은 항우연이 자체 개발한 열진공 챔버(지름: 8m, 길이: 10m)에서 수행될 예정이다. 항우연 열진공 챔버의 슈라우드는 LN2만을 사용하기 때문에 슈라우드의 온도 제어는 불가능하며 극저온과 진공의 우주환

1 정회원, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실  
위성 열/추진팀

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



경의 모사가 가능하다. 통신해양기상위성의 열평형 시험에서는 외부 열유입량을 모사하기 위해 온도 제어가 가능한 히팅플레이트(Heating plate)를 사용할 예정이다. 이 히팅플레이트는 위성의 북쪽과 남쪽 패널(-Y 패널/+Y 패널)에 약 50cm의 거리를 두고 장착되며, LN2와 GN2를 사용하여 온도를 변화시키며, 또한 위성의 방열판과 히팅플레이트 사이는 다층박막단열재(MLI)를 사용하여 열진공 챔버의 차가운 슈라우드와의 위성 패널의 방열판 사이의 시야각을 없앨 예정이다.

본 논문에서는 통신해양기상위성의 우주 열평형 시험을 위한 열진공 챔버, 탑재체를 위한 타겟, 히팅플레이트 등 위성 모델링에 관한 내용과 열평형 시험 예측을 위한 경계조건, 부품의 작동 상태 및 온도 예측에 대해 다루고자 한다

## 2. 위성의 열제어계

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

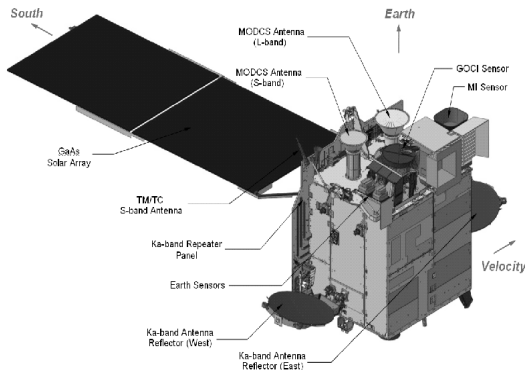


Fig. 1 Overview of geostationary satellite

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 최적화 하고 열 방출 능력을 최대화하기 위해 몇 개의 영역으로 나누어 열제어를 수행한다.

## 3. 열진공 챔버 및 위성 모델링

열평형 예측을 위해 열진공 챔버, 위성 및 기타 필요한 시험 장치 등을 모델링 해야 한다. 본 챔버 및 위성의 모델링에는 THERMICA[7]가 사용되었으며, 열진공 챔버의 경우 CATIA 3차원 모델을 기반으로 작성하였다.

### 3.1 열진공 챔버

항우연의 대형 열진공 챔버는 지름의 8 m, 길이 10 m이며 저온을 얻기 위해 LN2(Liquid Nitrogen)를 사용한다. 챔버 슈라우드의 방사율은 0.85 이다(Ambient condition). Fig. 2는 챔버, 슈라우드 및 위성을 보여준다.

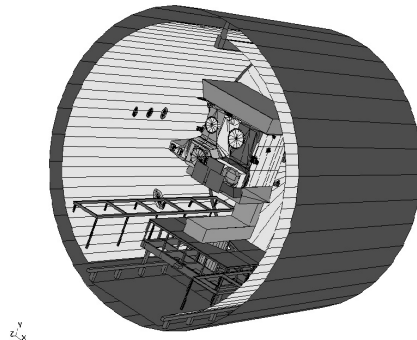


Fig. 2 Large thermal vacuum chamber + Satellite (without front door and shroud)

### 3.2 히팅플레이트(Heating Plate)

히팅플레이트는 동판(Copper plate)으로 LN2와 GN2의 흐름을 위한 동배관이 장착된다. 위성의 방열판이 있는 +Y 패널과 -Y 패널에 일정한 간격을 두고 장착되며, 다층박막단열재로 싸여 있어, 위성 방열판 (+Y/-Y 패널)과 차가운 챔버의 슈라우드와의 시야각을 없앤다. 두 패널은 각각 독립적으로 온도 제어가 가능하다. 챔버 슈라우드에는 Chemglaze Z306 검은색 페인트가 사용되었으며, 방사율이 극저온에서 떨어지는 특성을 갖고 있다. 즉 90K에서는 0.75, 240K에서는 0.88의 방사율을 갖고 있다[8].

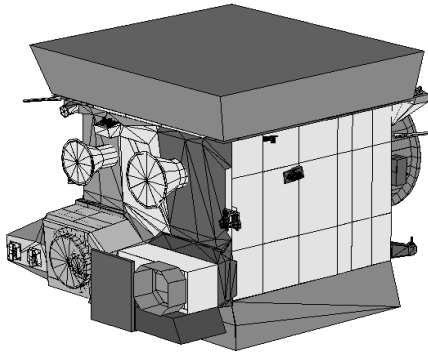


Fig. 3 Heating plates (+Y/-Y panel)

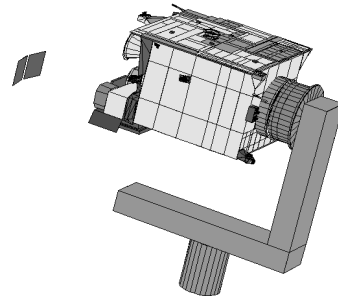


Fig. 5 TVA(Thermal Vacuum Adaptor) and L-shape fixture

### 3.2 위성 및 기상 탐재체 타겟

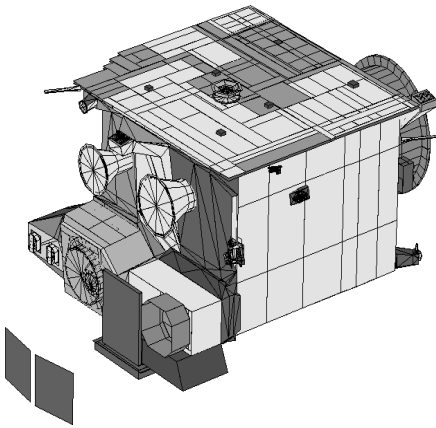


Fig. 4 Satellite and MI targets

열진공 시험을 위한 실제 위성의 형상은 Fig. 4와 같다. 동쪽과 서쪽 Ka-band 주 반사판과 남쪽 패널의 태양 전지판 제거되며 지구센서가 히트파이프의 중력하에서의 작동을 위해 실제 비행 위치에서 90° 회전하여 설치된다. 또한 기상탐재체의 성능 시험을 위해 Radiant Cooler Target, Space Clamp Target, Earth Scene Target 등이 추가로 기상탐재체(MI) 주위에 장착된다.

Fig. 5와 같이 통신해양기상위성은 LVA(Launch Vehicle Adaptor)에 접속한 TVA(Thermal Vacuum Adaptor)를 통해 L-shape 접속물에 고정된다. TVA와 L-shape 접속물은 20mm 두께의 PERMAGLASS 단열물질을 사용하여 열적으로 단열시킨다. TVA는 여러 개의 히터 및 열전대가 장착되어 각 시험 단계에 따른 온도 제어가 가능하다.

## 4. 열평형 시험 예측

### 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. 이 외부 열유입량 및 복사열교환계수를 구하기 위해 몬테카를로법이 사용 되었다.

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[4].

위성의 온도를 예측하기 위해, 널리 사용되는 네트워크 해석법을 사용하였다[3][4]. 열전달이 일어나는 격자(노드)를 집중 열용량법으로 모사하고 격자(노드)간 열저항으로 연결시켜 온도를 구하는, 식 (1)를 이용하여 비정상 상태의 절점  $i$  온도를 구할 수 있다.

$$mC_{p,i} \frac{dT_i}{dt} = \sum_j GL_{ij}(T_j - T_i) + 0 \sum_j GR_{ij}(T_j^4 - T_i^4) + P_{sun,i} + P_{albedo,i} + P_{earth,i} + P_{dissip,i} + P_{heater,i} \quad (1)$$

여기서, 하첨자  $i, j$  는 절점을 나타내며,  $T_i$  는 온도,  $mC_{p,i}$  는 노드의 열용량(J/K),  $GL_{ij}$  는 전도열교환계수,  $GR_{ij}$  는 복사열교환계수를 나타낸다. 또한 식 (1)에서  $P_{sun,i}$ ,  $P_{albedo,i}$ ,  $P_{earth,i}$  는 각각 절점  $i$  에 대한 태양열, 알베도, 지구복사량을 몬테카를로법을 이용하여 구한 값이며  $P_{dissip,i}$  는 절점  $i$  의 열소산량,  $P_{heater,i}$  는 히터의 발열량을 나타낸다.

열진공 시험에서는 식 (1)에서  $P_{sun,i}$ ,  $P_{albedo,i}$ ,  $P_{earth,i}$  이



없어지며, 대신 열진공 챔버의 슈라우드 및 히팅플레이트와의 복사를 통한 열교환이 우주 환경 및 태양에 의한 열유입량을 모사하게 된다.

### 4.2 열평형 시험 요구 조건

열평형시험 시 기본 사이클은 Fig. 6과 같이 Phase 0에서 4 까지에 해당하며, 챔버내는 고진공 상태로 약  $1 \times 10^{-6}$  Torr 유지된다. 이때 챔버 슈라우드의 온도는 Phase 1부터 4 (Thermal balance cold phase)까지 LN2를 이용하여 극저온 (90K)으로 유지한다. 또한 MI target들은 열평형시험에서는 사용되지 않으며, LVA 접속부분의 온도는 히터를 이용하여 313K에서 273K로 유지된다. 히팅플레이트(Heating plate or additional shroud temperature)의 온도는 시험 단계에 따라 260K에서 90K로 유지된다.

열평형시험 시 위성의 상태는 Table 1과 같으며 슈라우드 및 히팅플레이트의 온도 요구 조건은 Table 2와 같다.

### 4.3 부품의 발열량

열평형 시험을 위한 부품의 발열량은 Fig. 7과 같다. CDR (상세설계) 시 정지궤도에서의 동지(WSEOL), 하지(SSEOL), 춘추분(EQBOL)시의 발열량과 비교 하였을 때 다소 값이 작음을 알 수 있다.

Table 1 Satellite configuration during TB test

| Configuration    | Thermal balance Hot | Thermal balance cold |
|------------------|---------------------|----------------------|
| Ka-band          | Primary ON          | Redundant ON         |
| GOCI             | Stand by            | Stand by             |
| MODCS            | Primary ON          | Redundant ON         |
| Bus              | Nominal mode A side | Nominal mode B side  |
| Payload heaters  | Pr+Rd               | Pr+Rd                |
| CPS line heaters | Pr+Rd               | Pr                   |
| Bus heaters      | Pr+Rd               | Pr+Rd                |

Table 2 Temperature requirement for TB test

| Description      | Thermal balance Hot (K) | Thermal balance Cold (K) |
|------------------|-------------------------|--------------------------|
| LVA int S/C      | 313                     | 273                      |
| Bottom Shroud    | 90                      | 90                       |
| Main Shroud      | 90                      | 90                       |
| MI SCT           | not controlled          | not controlled           |
| MI EST           | not controlled          | not controlled           |
| MI RCT           | not controlled          | not controlled           |
| +Y heating plate | 260                     | 90                       |
| -Y heating plate | 240                     | 90                       |

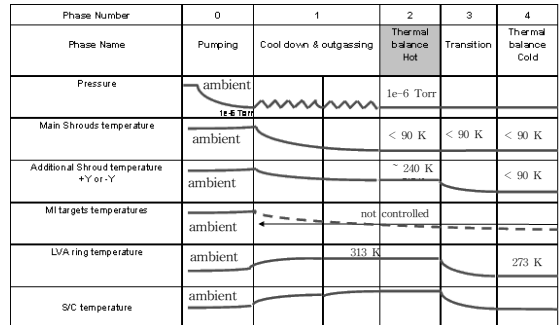


Fig. 6 Thermal balance test sequence

### 4.4 열평형 예측 결과

열평형시험 온도 예측을 위한 네트워크 해석, 식 (1)을 풀기 위해서는 THERMICA[7]를 이용하여 열진공 챔버내에서의 복사열교환 계수를 구한 후에 SOLVER[9]의 SLFWBK (Crank-Nicholson Algorithm)를 사용하며, 워크스테이션 HP C8000이 열평형 예측에 사용되었다.

열평형 고온(HOT) 경우는 보다 정확한 열모델 보정을 위해 비행히터 및 시험히터가 작동하지 않도록 방열판쪽에 부착된 히팅플레이트의 온도를 결정하였다. 이 때 히팅플레이트는 단일 온도로 균일하게 제어된다고 가정하였으며, 열평형 고온/저온시험 모두 초기 온도는 25°C로 가정하여 비 정상상태(transient state) 계산을 수행 하였다.

열평형 고온시험 시 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착된 Ka-band 주요 부품들은 온도는 Fig. 8, Fig. 9, Table 3과 같다. TW(Travelling Wave Tube)의 온도 61.7 °C까지 올라가며, 이 때 OMUX(Output Multiplexer)의 온도는 54.7°C를, EPC(Electronic Power Conditioning)는 최고 34.2°C를 유지한다. Hot zone의 부품들은 5시간 후에, EPC 영역 부품들은 10시간 후에 열평형에 도달하는 것을 알 수 있다. IRES 영역을 제외한 모든 시험히터는 작동하지 않으며, 위성 외부에 부착된 추력기, TM/TC 안테나 및 지구센서 등은 차가운 챔버 슈라우드에 직

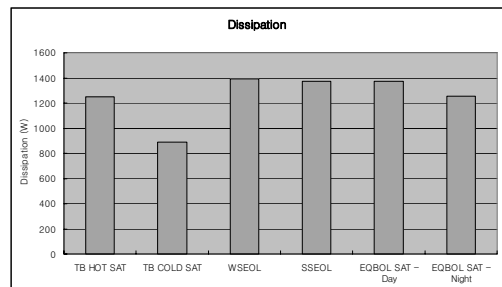


Fig. 7 Dissipation

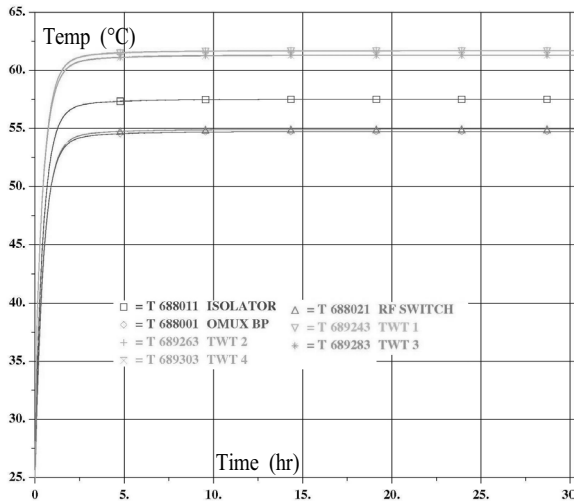


Fig. 8 Ka-band Hot zone temperatures(TB HOT)

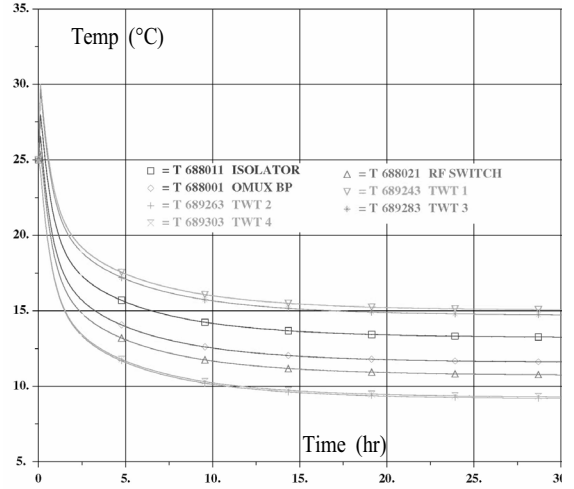


Fig. 10 Ka-band Hot zone temperatures(TB COLD)

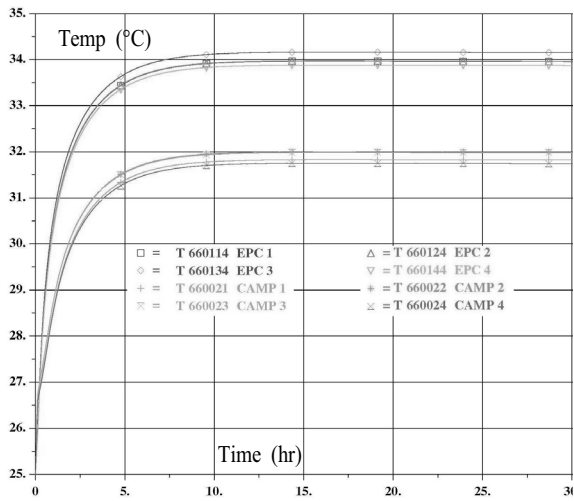


Fig. 9 Ka-band EPC zone temperatures(TB HOT)

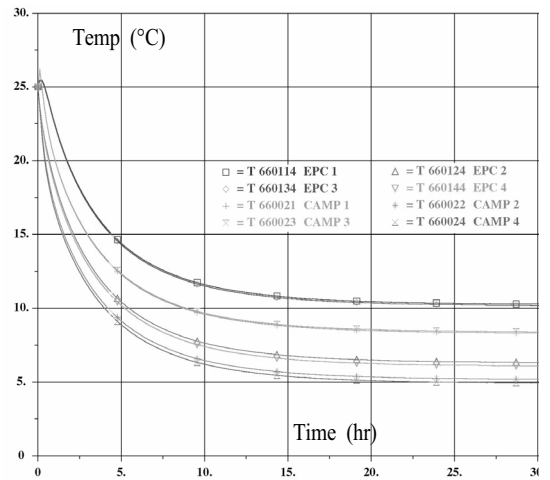


Fig. 11 Ka-band EPC zone temperatures (TB COLD)

Table 3 Ka-band Temperature for TB HOT

| TBHOT                      | Status         | TBTV pred  |      | Comment |
|----------------------------|----------------|------------|------|---------|
|                            |                | no         | unc  |         |
| Payload Saturated          |                | Prediction |      |         |
| 0 years                    |                | Min        | Max  |         |
| Component                  | Status         | no         | unc  |         |
| <b>Ka band repeater</b>    | <b>+Y wall</b> |            |      |         |
| OMUX                       | ON             | 54.7       | 54.7 |         |
| TWT                        | ON             | 61.3       | 61.7 |         |
| EPC                        | ON             | 33.9       | 34.2 |         |
| Circulator/isolator        | ON             | 57.5       | 57.5 |         |
| RF switch network (output) | ON             | 54.9       | 54.9 |         |

접적인 영향을 받기 때문에, 부품의 적정온도를 유지하기 위해 비행히터가 작동함을 알 수 있다. 이때 히팅플레이트의 태양에 의한 열유입량을 고려해서 Table 2에서와 같이 남쪽패널은 260K, 북쪽패널(-Y 패널)은 240K로 유지한다.

열평형 저온시험 시에는 Table 2에서와 같이 챔버 슈라우드 및 히팅플레이트가 90K로, LVA 접속부분은 273K로 유지된다. 비행히터는 부품의 온도가 요구조건 이상으로 유지되도록 일부분의 히터는 켜진 상태로 계속 유지한다. 고온시험에서처럼 IRES 영역을 제외한 모든 시험히터는 사용하지 않는다. 고온과 저온시험에서 IRES 시험히터는 다른 두 값을 사용하여 IRES 모델 보정을 수행할 예정이다. Fig. 10, Fig. 11,



Table 4 Ka-band Temperature for TB COLD

| TBCOLD                     |         | TBTV pred  |      | Comment |
|----------------------------|---------|------------|------|---------|
|                            |         | Min        | Max  |         |
| Payload                    |         | Prediction |      |         |
| 0 years                    |         | no         | unc  |         |
| Component                  | Status  |            |      |         |
| <b>Ka band repeater</b>    | +Y wall |            |      |         |
| OMUX                       | ON      | 11.6       | 11.6 |         |
| CAMP                       | ON      | 4.9        | 8.4  |         |
| TWT                        | ON      | 9.2        | 15   |         |
| EPC                        | ON      | 6          | 10.3 |         |
| Circulator/isolator        | ON      | 13.2       | 13.2 |         |
| RF switch network (output) | ON      | 10.7       | 10.7 |         |

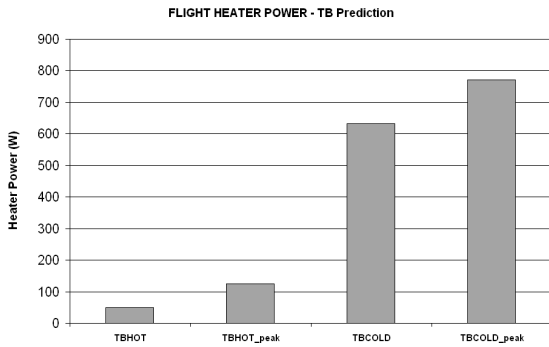


Fig. 12 Flight heater power during TB test

Table 4와 같이 TWT의 최저 온도는 9.2°C 이며, EPC의 최저 온도는 6°C로 유지됨을 알 수 있다.

열평형시험 시 비행히터의 전력 소모량은 Fig. 12와 같다. 열평형 고온시험에서 46 W, 열평형 저온시험에서는 629 W의 평균 히터 전력이 필요하다. 열평형 저온시험에서 위성의 대부분의 영역에서 히터가 작동함을 알 수 있다.

### 5. 결 론

통신해양기상위성은 정지궤도 위성으로는 국내 처음으로

항우연이 자체 개발한 대형 열진공 챔버에서 우주환경 시험을 수행 할 예정이다. 특히 위성의 열설계를 검증하고, 열모델을 보정하기 위한 열평형시험 위해 추가적으로 남쪽과 북쪽 패널에 히팅플레이트를 설치하여, 태양에 의한 열유입량을 모사할 예정이다.

통신해양기상위성의 예비 열평형시험 예측을 수행한 결과 모든 부품의 온도가 요구조건을 충족하였으며, 또한 비행히터 전력 소모량 역시 적절함을 알 수 있다. 따라서 항우연 대형 열진공 챔버와 히팅플레이트를 이용해서 정지궤도 위성의 열평형시험을 수행 할 수 있다고 판단된다.

### 참고문헌

- [1] 1992, 홍용식, 우주추진공학, 청문각.
- [2] 2005, 한조영, 우주비행선 추진공학, 경문사.
- [3] 1986, Agrawl, B.N., *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall Inc., Washinton D.C.
- [4] 1997, Mackey R.J., Bouchez, J.P. and Conway, P.G., "A Comparison of Intelsat VIII Spacecraft Thermal Vacuum Test Techniques," *6th European Symposium on Space Environmental Control System*, Noordwijk Netherlands, May. 20-22, 1997, Vol.1, pp.269-280.
- [5] 1999, Kim, J.S. and Jang, Y.K., "Absorbed Heat Flux Method for Ground Simulation of On-orbit Thermal Environment of Satellite," *J. Astron Space Sci*, 16(2), pp.177-190.
- [6] 1998, Karam, R.D., *Satellite Thermal Control for System Engineers*, AIAA., Virginia.
- [7] 2003, Jacquiquau, M. and Noel, P., *THERMICA v3.2 User's Manual*, EADS Astrium, Toulouse.
- [8] 2006, Ghaffarian, B., Kohrman, R. and Magner, A., "Thermal Performance of the CrIS Passive Cyrocooler," *Cryogenics*, 46, pp.158-163.
- [9] 2005, Jacquiquau, M., *Temperature Solver v4.0.29*, EADS Astrium, Toulouse.