J. Astron. Space Sci. 26(3), 403–416 (2009) [기술논문]

통신해양기상위성의 열평형 시험 모델 및 예비 예측

전형열†, 김정훈, 한조영
한국항공우주연구원 위성 열/추진팀

Modelling and Preliminary Prediction of Thermal Balance Test for COMS

Hyoung Yoll Jun†, Jung-Hoon Kim, and Cho Young Han
Satellite Thermal & Propulsion System Department, KARI, Daejeon 305-333, Korea
E-mail: hyj@kari.re.kr

(Received July 20, 2009; Accepted August 12, 2009)

요 약

한국항공우주연구원에서는 기상탑재체, 해양탑재체 및 통신탑재체를 탑재한 정지궤도 위성인 통신해양기상위성을 개발하고 있다. 한국항공우주연구원에서 자체 개발한 대형 열진공 챔버를 이용하여 통신해양기상위성의 열평형 시험을 수행 할 예정이다. 열평형 시험의 주목적은 열해석 모델을 보정하고 열제어 설계를 검증하는데 있다. 통신해양기상위성의 고온 열평형 시험을 위해 남쪽과 북쪽 방열판 위에 외부 열유입량을 모사하기 위한 히팅플레이트를 장착하고, 액화질소 및 질소가스를 이용하여 히팅플레이트의 온도를 90K에서 260K 사이로 조절할 예정이다. 또한 열진공 챔버의 벽면은 심우주의 낮은 온도를 모사하기 위해 열평형 시험동안 액화질소를 이용하여 90K로 유지할 예정이다. 이 논문에서는 통신해양기상위성의 열평형 시험을 위한 열진공 챔버, 탑재체를 위한 타깃, 히팅플레이트 등 위성 모델링에 관한 내용과 열평형 시험 예측을 위한 경계조건, 부품의 작동 상태 및 온도 예측에 관해 다루고자 한다. 또한 새로이 개발한 히팅플레이트를 이용하여 열평형 시험을 수행하는 방법에 대한 타당성을 검토하고자 한다.

Abstract

COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) is a geostationary satellite and developed by KARI for communication, ocean and meteorological observations. It will be tested under vacuum and very low temperature conditions 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 of satellite such as north and south panels. They will be controlled from 90 K to 273 K by circulating GN2 and LN2 alternatively according to the test phases, while the main shroud of the vacuum chamber will be under constant temperature, 90 K, during all thermal

†corresponding author

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.

Keywords: COMS, geostationary orbit, thermal control, thermal analysis, thermal balance test, thermal vacuum chamber

1. 서 론

현재 국내에는 우주 개발이 활발히 진행되고 있다. 한국항공우주연구원의 경우 우리나라 우주개발의 선도적 역할을 수행하고 있으며, 정지궤도 복합위성인 통신해양기상위성을 위시해 저궤도 다목적실용위성인 아리랑위성 및 과학기술위성 등의 다양한 우주개발 프로그램을 진행하고 있다. 이 중 정지궤도 위성인 통신해양기상위성은, 정지궤도 고도 36,000km 상공에 도달하기 위해 저궤도 위성과는 다르게 전이궤도의 운용을 통해, 즉 액체 원지점 엔진을 이용하여 정지궤도에 진입하게 된다(홍용식 1992, 한조영 2005).

우주공간에서 위성은 고진공과 극저온의 상태에 놓이게 된다. 특히 우주 공간은 절대 온도 4K에 해당하여, 부품의 적절한 작동을 위해 위성의 효율적인 열제어가 필요하다. 또한 정지궤도에서는 지구의 영향이 적어 알베도 등 지구에 의한 영향을 무시할 수 있으며 태양에 의한 직접적인 영향만이 존재 한다(Agrawal 1986). 이와 같은 우주환경에서 위성의 온도를 적절하게 제어하기 위해 열제어 설계가 수행되고, 위성의 열제어 설계를 검증하기 위해 지상에서 만든 고진공과 극저온 열진공 챔버 내에서 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(Agrawal 1986, Mackey et al. 1997), 다목적실용 위성에 사용되었던 방식인 환경 히터를 위성 방열판에 직접 부착하는 방법(Agrawal 1986, Kim & Jang 1999), 태양광 시뮬레이터를 이용하는 방법(Agrawal 1986), 추가적으로 히터를 부착한 패널을 이용하는 방법(Karam 1998), 특수하게 제작된 히터, Cal rod를 이용하는 방법(Mackey et al. 1997), IR(적외선) 램프를 이용하는 방법(Agrawal 1986) 등이 있다. 일반적으로 태양광 시뮬레이터가 우주 환경에 유사하게 모사하지만 초기 설치비 및 유지비가 많이 드는 단점이 있다.

통신해양기상위성의 궤도 환경시험은 한국항공우주연구원에서 자체 개발한 대형 열진공 챔버(지름: 8m, 길이: 10m)에서 수행될 예정이다. 한국항공우주연구원 열진공 챔버의 슈라우드는 LN2(액체질소)만을 사용하기 때문에 슈라우드의 온도 제어는 불가능하나 극저온과 진공의 우주환경의 모사는 가능하다. 통신해양기상위성의 열평형 시험에서는 외부 열유입량을 모사하기 위해 온도 제어가 가능한 히팅플레이트(Heating plate), 일종의 슈라우드(Shroud)를 사용할 예정이다. 이와 같은 방식은 광학탑재체의 열진공 시험시 많이 사용되는 방법이다. 이 히팅플레이트는 위성의 북쪽과 남쪽 패널(-Y 패널/+Y 패널)에 약 50cm의 거리를 두고 장착되며, 장착되어 있는 배관으로 액체질소(LN2)와 질소가스(GN2)를 흐르게 하여 원하는 온도를 얻을 수 있다. 또한 위성의 방열판과 히팅플레이트 사이는

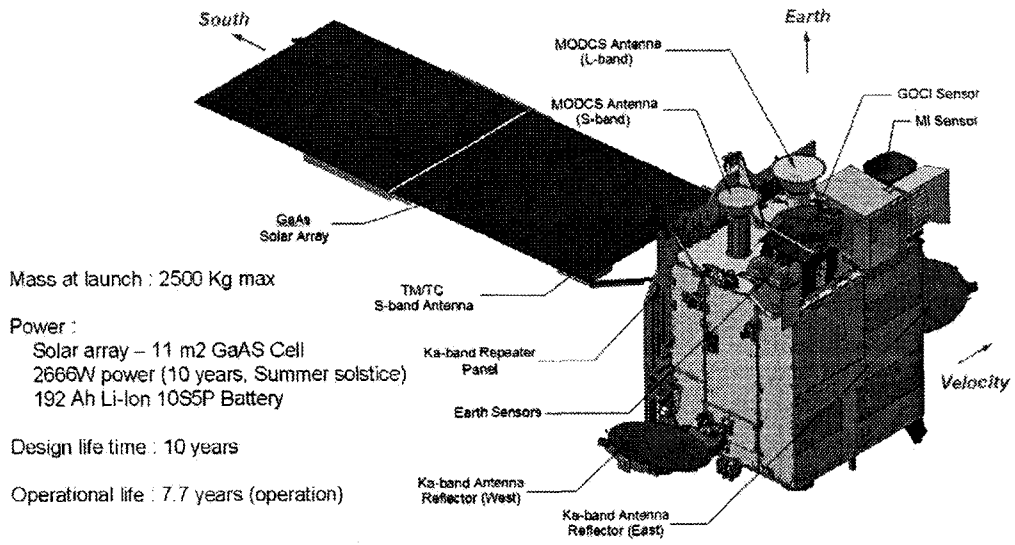

그림 1. 통신해양기상위성의 형상.

다층박막단열재(MLI: Multi-layer Insulation)를 사용하여 열진공 챔버의 차가운 슈라우드와의 위성 패널 방열판 사이의 시야각(FOV: Field Of View)을 없앨 예정이다. 즉 열적으로 챔버 슈라우드와 분리시킬 예정이다.

이 논문에서는 통신해양기상위성의 열평형 시험을 위한 열진공 챔버, 탑재체를 위한 타깃, 히팅 플레이트 등 위성 모델링에 관한 내용과 열평형 시험 예측을 위한 경계조건, 부품의 작동 상태 및 온도 예측에 관해 다루고자 한다. 또한 새로이 개발한 히팅플레이트를 이용하여 열평형 시험을 수행하는 방법에 대한 타당성을 검토하고자 한다.

2. 위성의 열제어계

통신해양기상위성은 그림 1과 같이, 기상(MI: Meteorological Imager) 및 해양 센서(GOCI: Geostationary Ocean Color Imager)는 각각의 독립적인 광학대(Optical bench)위에 장착되어 있으며, 다층박막단열재를 이용하여 위성과 열적으로 분리 시켰다. 통신해양기상위성은 태양전지판이 남쪽에만 장착되어 있는 비대칭적인 구조를 갖고 있는데 이는 북쪽에 장착된 기상탑재체의 적외선 냉각기의 심우주에 대한 시야각을 확보하기 위함이다.

통신(Ka-band) 주 반사판(Reflector)의 앞면은 흰색 페인트, 뒷면은 다층박막단열재를 사용하여 열적으로 위성과 분리 하였다. 다른 안테나, TM/TC(TeleMetry & TeleCommand) 안테나, 기상해양자료송수신 시스템(MODCS: Meteorological and Ocean Data Communication Subsystem) 안테나 역시 위성과 열적으로 분리 하였다. 통신 관련 부품들은 광학 탑재체와 반대쪽인 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착되어 있으며, 방열판, 다층박막단열재, 히트파이프 등을 이용하여 열제어를 수행하며, 보조적으로 히터를 사용한다. 방열판은 내부의 에너지를 외부로 잘 방출하고, 외부에서 유입되는 태양

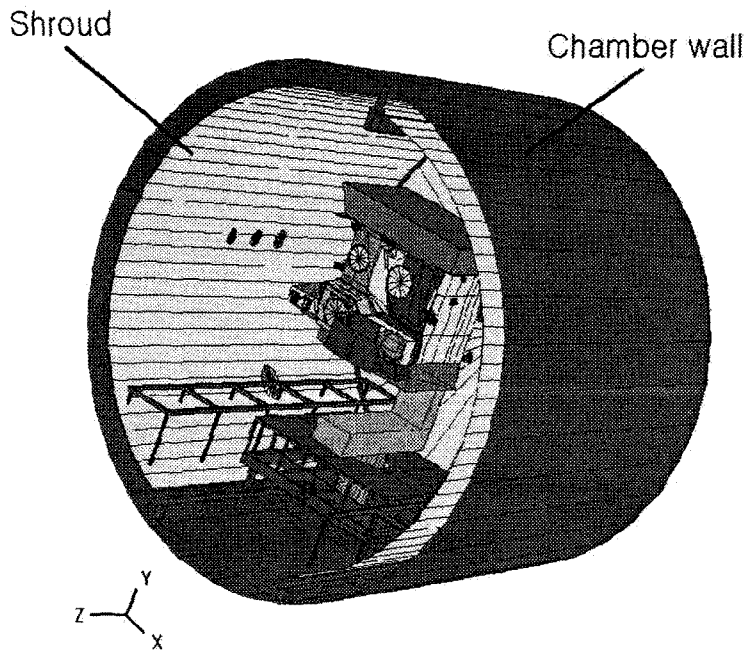

그림 2. 대형 열진공 챔버 및 통신해양기상위성.

열유입량을 제한하는 특성이 있다. 따라서 내부에서 발생된 열은 방열판을 통해 심우주로 방출이 된다. 북쪽패널(-Y 패널)은 해양 및 기상 관련 탑재체 장비들, 자이로, 위성 컴퓨터, 자세제어를 위한 휠(Wheel) 제어 장비 등이 장착되어 있다. 북쪽 패널의 열제어는 남쪽과 동일한 열제어 방법을 사용한다. 남쪽과 북쪽 패널에는 각각 방열판이 장착되며, 방열판을 제외한 위성의 모든 부분은 열적으로 위성과 외부환경과 분리시키기 위해 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, 배터리 모듈의 열제어를 위해 히트파이프와 히터가 사용된다. 통신 탑재체가 장착된 남쪽 패널은 방열판을 최적화하고 열 방출 능력을 최대화하기 위해 기능 및 부품의 작동온도를 고려하여 몇 개의 영역으로 나누어 열제어를 수행한다. 전력계와 관련된 부품들은 태양전지판과 가까운 남쪽패널에 장착된다.

3. 열진공 챔버 및 위성 모델링

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 상용코드인 THERMICA(Jacquiqau & Noel 2003)가 사용되었으며, 열진공 챔버의 경우 3차원 CAD(Computer Aided Design) 모델을 기반으로 작성하였다. 통신해양기상위성, 열진공 챔버 및 기타 시험 장치는 총 3881개의 격자(노드)로 구성된다.

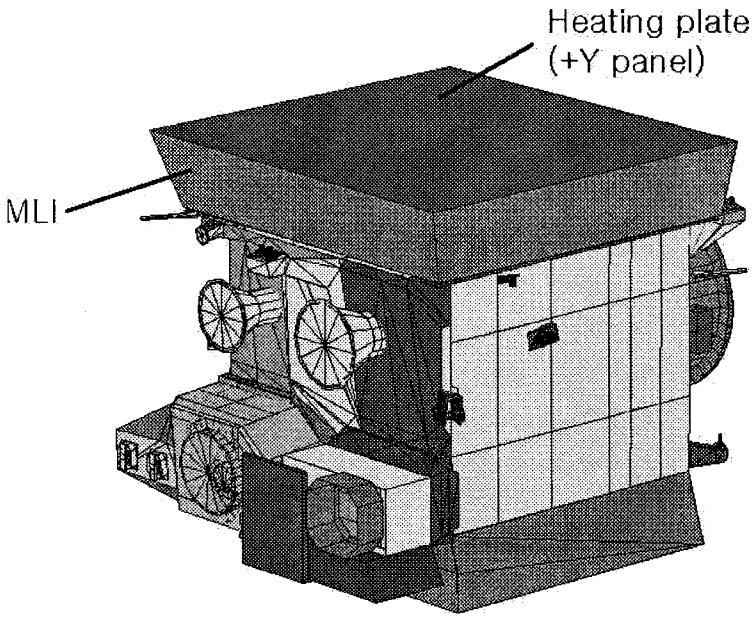

그림 3. 히팅플레이트.

3.1 열진공 챔버

한국항공우주연구원의 대형 열진공 챔버는 지름의 8m, 길이 10m이며 저온을 얻기 위해 액체질소(LN2)를 사용한다. 챔버 슈라우드의 방사율(Emissivity)은 대기상태에서 0.85이다. 그림 2는 열진공 챔버, 챔버 슈라우드 및 챔버 내 장착된 통신해양기상위성을 보여준다.

3.2 히팅플레이트(Heating Plate)

히팅플레이트는 구리판(Copper plate)으로 제작되며, LN2와 GN2의 흐름을 위한 배관이 구리판 위에 부착된다. 위성의 방열판이 있는 +Y 패널(남쪽패널)과 -Y 패널(북쪽패널)에 50cm 간격을 두고 히팅플레이트가 각각 장착되며, 그림 3과 같이 다층박막단열재로 싸여 있어, 위성 방열판 (+Y/-Y 패널)과 차가운 챔버 슈라우드와의 시야각을 없앤다, 즉 차가운 챔버의 슈라우드와 열적으로 분리시킨다. 위성패널(남쪽/북쪽 패널)은 이 히팅 플레이트를 사용하여 각각 독립적으로 열환경(열유입량) 제어가 가능하다. 히팅플레이트에는 Chemglaze Z306 검은색 페인트가 사용되었으며, 방사율이 극저온에서 떨어지는 특성을 갖고 있다. 실험(Ghaffarian et al. 2006)에 의하면 90K에서는 0.75, 240K에서는 0.88의 방사율을 나타낸다. 따라서 이 변화율을 고려하여 저온과 고온, 두 가지 경우에 대한 복사열교환 계수를 THERMCIA(Jacquiqau & Noel 2003)를 이용하여 계산하였다. 각각의 히팅 플레이트는 온도가 균일하다고 가정하여 1개의 노드로 만들어 졌다.

3.3 위성 및 기상 탑재체 타깃

열진공 시험을 위한 실제 위성의 형상은 그림 4와 같다. 동쪽과 서쪽 Ka-band 주 반사판과 남쪽 패널의 태양 전지판은 제거되며 IRES(Infra-Red Earth Senor, 지구센서)의 패널에 장착된 히트파

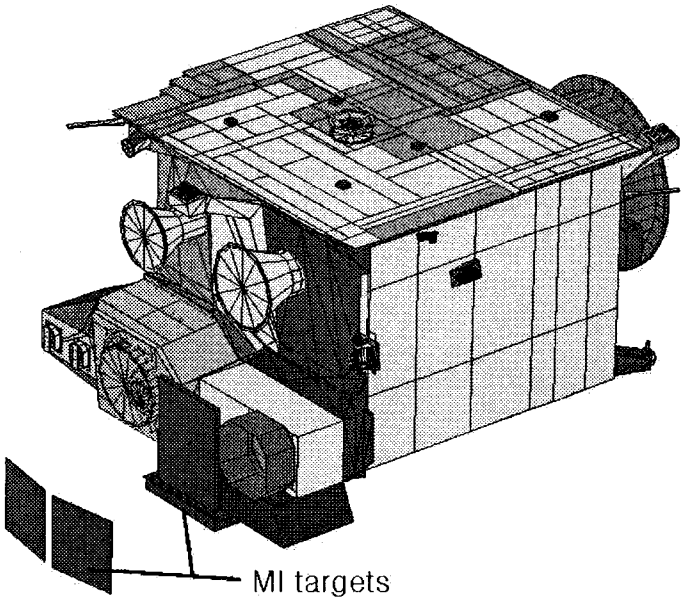

그림 4. 통신해양기상위성과 기상탑재체 시험용 타깃.

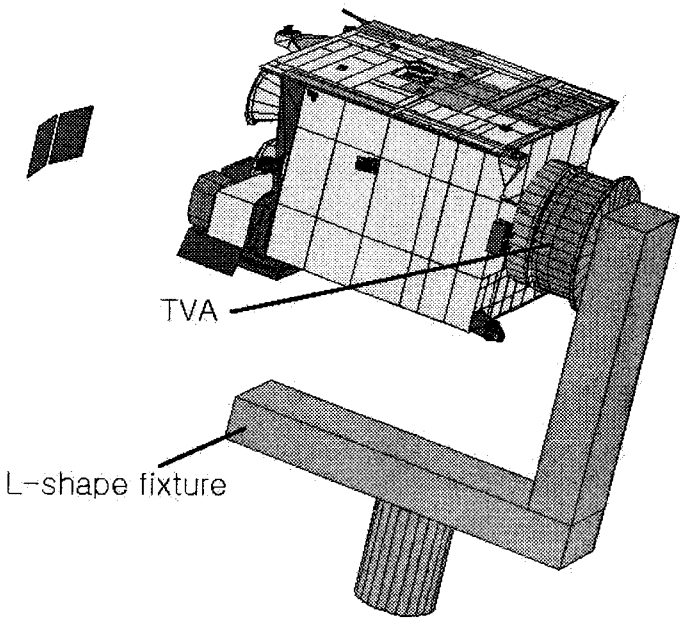

그림 5. 열접속 어댑터 및 L-형상 구조물.

이프가 중력하에서 원활한 작동이 이루어지도록, 지구센서 모듈을 그림 1에서와 같은 실제 비행 위치에서 90° 회전하여 그림 2와 같이 설치된다. 또한 기상탑재체의 성능 시험을 위해 RCT(Radiant Cooler Target), SCT(Space Clamp Target), EST(Earth Scene Target) 등이 추가로 기상탑재체(MI) 주위에 장착된다.

그림 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 단열 시킨다. TVA는 여러 개의 히터 라인 및 열전대(Thermo couple)가 장착되어 각 시험 단계에 따른 TVA의 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 위성체에서 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(Jacquiqau & Noel 2003).

위성의 온도를 예측하기 위해, 널리 사용되는 네트워크 해석법을 사용하였다(Agrawal 1986, Jacquiqau 2005). 열전달이 일어나는 격자(노드)를 집중 열용량법으로 모사하고 격자(노드)간 열저항으로 연결시켜 온도를 구하는, 식 (1)를 이용하여 비정상 상태의 노드 i의 온도를 구할 수 있다.

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

여기서, 아랫첨자 i, j는 노드를 나타내며, T_i는 온도, $mC_{p,i}$는 노드의 열용량(J/K), GL_{ij}는 전도열교환계수, GR_{ij}는 복사열교환계수를 나타낸다. 또한 $P_{sun,j}, P_{albedo,i}, P_{earth,i}$는 각각 노드 i에 대한 태양열, 알베도, 지구복사량을 몬테카를로법을 이용하여 구한 값이며 $P_{disssip,i}$는 노드 i의 열소산량, $P_{heater,i}$는 히터의 발열량을 나타낸다.

열진공 시험에서는 식 (1)에서 $P_{sun,j}, P_{albedo,i}, P_{earth,i}$이 없어지며, 대신 열진공 챔버의 슈라우드 및 히팅플레이트와의 복사를, 즉 IR(Infra-Red) 복사를 통한 열교환이 극저온의 우주 환경 및 태양에 의한 열유입량을 모사하게 된다.

4.2 열평형 시험 요구 조건

열평형 시험시 기본 사이클은 그림 6과 같이 Phase 0에서 4까지에 해당하며, 챔버 내부는 고진공 상태로, 약 1×10^{-6}Torr로 유지된다. 이때 챔버 슈라우드의 온도는 Phase 1부터 4(Thermal balance cold phase)까지 액체질소(LN2)만을 이용하여 극저온, 약 90K로 유지한다. 또한 기상탑재체 타깃들은 열평형 시험에서는 사용되지 않으며 기능시험이 수행되는 열진공(Thermal vacuum test) 시험시 사용된다. LVA 접속부분의 온도는 히터와 온도센서를 이용하여 열평형 고온에서 313K, 열평형 저온 시험에서는 273K로 유지된다. 히팅플레이트(Heating plate or additional shroud temperature)의 온

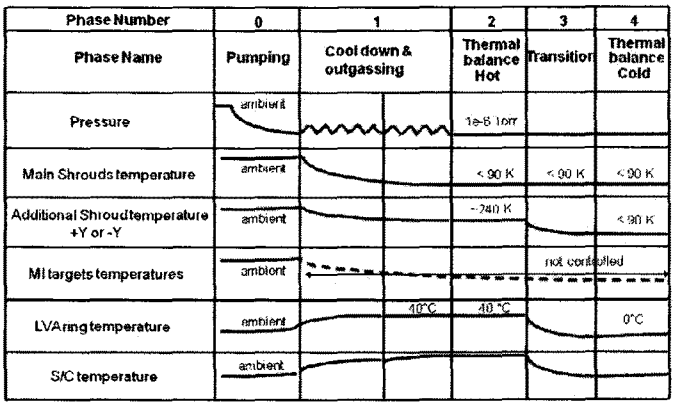

그림 6. 열평형 시험 절차.

표 1. 열진공 시험시 통신해양기상위성의 형상.

Configuration	Thermal balance hot case	Thermal balance cold case
Ka-band	Primary ON (4 channel on)	2 channel on/ 2channel off
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
Propulsion line heaters	Pr+Rd	Pr
Bus heaters	Pr+Rd	Pr+Rd

표 2. 온도 요구 조건.

Description	Thermal balance hot case Temp (K)	Thermal balance cold case Temp (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

도는 시험 단계에 따라 최고 260K에서 최저 90K로 유지된다.

열평형 시험시 위성의 작동 상태는 표 1과 같으며 챔버 슈라우드 및 히팅플레이트의 온도 요구 조건은 표 2와 같다. 두 히팅플레이트의 온도는 민감도 해석(4장 4절)을 통해 결정되었다.

4.3 위성 부품의 발열량

열평형 시험을 위한 위성 부품의 발열량은 그림 7과 같다. 상세설계(CDR: Critical Design Review) 시 정지궤도하에서의 동지(WSEOL: Winter Solstice End Of Life), 하지(SSEOL: Summer Solsitce End of Life), 춘추분(EQBOL: Equinox Begin Of Life) 시의 발열량과 비교 하였을 때, 탑재체의 작

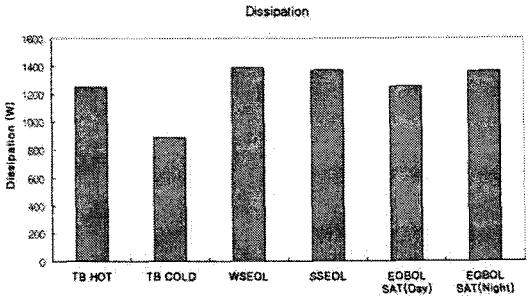

그림 7. 통신해양기상위성의 발열량.

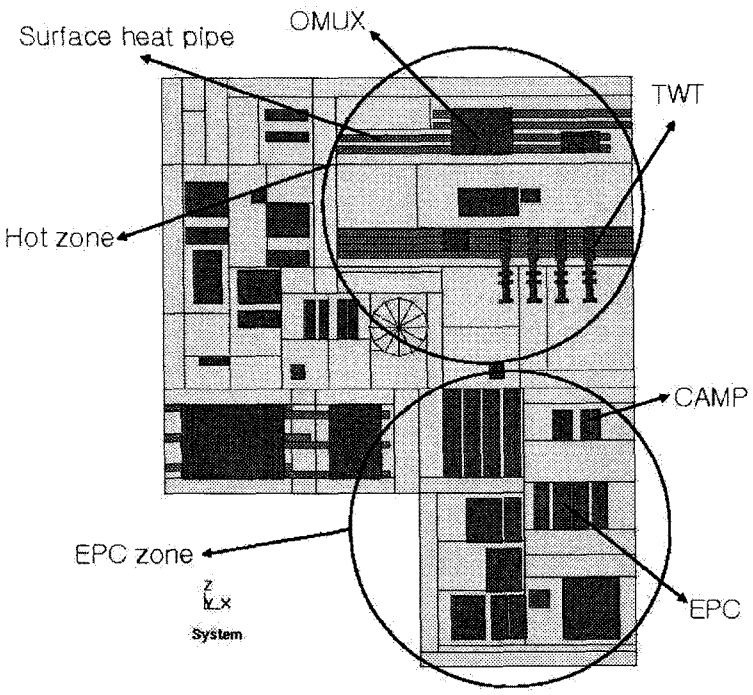

그림 8. 남쪽 패널 통신탑재체 부품 배치.

동 상태의 차이에 의해 전체적인 위성 발열량이 작음을 알 수 있다. 특히 열평형 저온 시험시에는 통신중계기의 4채널중 2채널만 사용되기 때문에 상대적으로 발열량이 작다.

4.4 열평형 예측 결과

열평형 시험 온도 예측을 위한 네트워크 해석(집중열용량법), 식 (1)을 풀기 위해서는 상용코드인 THERMICA(Jacquiqau & Noel 2003)를 이용하여 열진공 챔버내에서의 복사열교환 계수를 구한 후에 SOLVER(Jacquiqau 2005)의 SLFWBK(Crank-Nicholson Algorithm)를 사용하여, 온도 및 히터

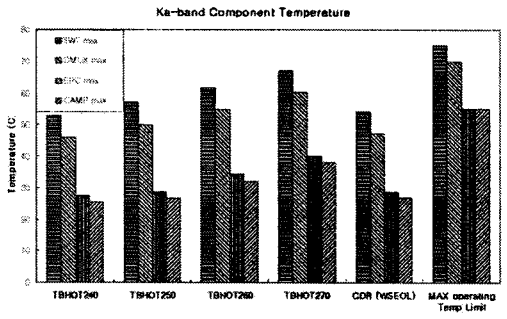

그림 9. 히팅플레이트의 온도에 따른 Ka-band 주요 부품의 온도.

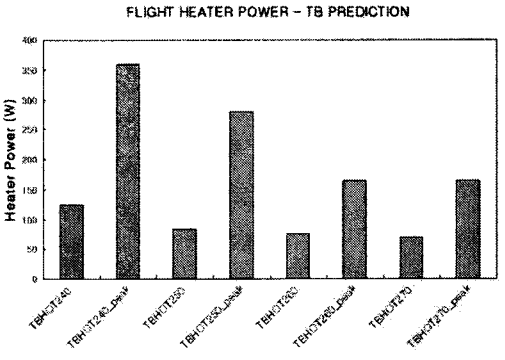

그림 10. 히팅플레이트 온도 변화에 따른 비행히터 소모량.

전력 소모량을 예측한다. 열평형 시험 모델링 및 온도 예측을 위해 워크스테이션 HP C8000이 사용되었다. 남쪽과 북쪽의 히팅플레이트는 단일 온도로 균일하게 제어된다고 가정하였으며, 열평형 시험의 고온/저온 경우 모두 초기 온도는 25°C로 가정하여 총 48시간에 해당하는 비 정상상태(transient state) 계산을 수행 하였다. 그림 8은 통신탑재체(Ka-band) 주요 부품의 위성 내부 위치를 나타낸다.

열평형 고온 시험시 남쪽패널 위에 장착된 히팅플레이트의 온도는 비행히터의 작동이 없고, 부품의 온도가 상세설계(CDR) 예측의 부품 온도와 유사한 분포를 갖도록 남쪽과 북쪽의 히팅플레이트 온도를 변화시켜가며 민감도 해석을 수행하였다. 그림 9는 이 부품들의 민감도 해석을 통해 얻은 열평형 고온 시험시 온도를 나타낸다. 그림 9에서와 같이 남쪽패널 위에 장착된 히팅플레이트의 온도가 증가함에 따라, 즉 외부 열유입량이 증가함에 따라 부품의 온도 역시 증가함을 알 수 있다. 하지만, 그림 9에서와 같이 부품의 온도는 최대 작동온도(Max operating temp)보다 높지 않아야 한다. 그림 10은 이 히팅플레이트 온도 변화에 따른 비행히터의 평균 소모 전력과 최대 소모 전력을 나타낸다.

히팅플레이트의 온도가 240K와 250K에서는 Ka-band 부품 영역에 장착된 비행히터가 열제어를 위해 일정한 주기를 갖고 작동하였다. 이와 같은 비행히터의 작동은 열해석 모델을 보정하는데 바람직하지 않다. 반면에 270K에서는 Ka-band 영역의 비행히터 작동은 없으나, 부품의 온도가 상세설계 예측보다 10K 이상 높다. 따라서 +Y 패널 히팅플레이트의 온도는 비행히터의 작동이 없고 부품의 온도가 상세설계 예측 보다는 조금 높은 260K로 결정하였다. 또한 북쪽패널도 남쪽패널과 동일하게 여러 경우에 대해 해석한 결과 240K에서 비행히터의 작동이 없고, 상세 설계시와 비슷한 온도 분포를 갖는다.

다음과 같은 열평형식을 이용하여 간략하게, 정지궤도하에서의 열유입량을 모사하기 위한 히팅플레이트의 온도($T^4_{sink-wall}$)를 계산할 수 있다(Agrawal 1986).

$$T^4_{sink-wall} = (P_{sun,i} + P_{albedo,i} + P_{earth,i})/(\epsilon_{eff} \cdot \sigma), \epsilon_{eff} = (1/\epsilon_{rad} + 1/\epsilon_{wall} - 1)^{-1} \quad (2)$$

여기서, $\epsilon_{eff}, \epsilon_{rad}, \epsilon_{wall}$는 각각 유효방사율, 방열판의 방사율, 히팅플레이트의 방사율을 나타낸다.

표 3에서와 같이, 민감도 해석을 통해 얻은 히팅플레이트의 온도가 식 (2)를 통해 계산된 온도보

표 3. 히팅플레이트의 온도 및 주요 계산 변수.

Description	T_heatingplate by Eq (2)	T_heating plate by sensitivity analysis
South wall	249.4 K	260 K
North wall	227.5 K	240 K
Other parameter		
WSEOL solar constant	1422 W/m^2	
SSEOL solar constant	1332 W/m^2	
Solar absorptivity	0.2 (End of life)	
Radiator emissivity	0.773	
Heating plate emissivity	0.88	
Solar array effect on south wall	40 W/m^2	

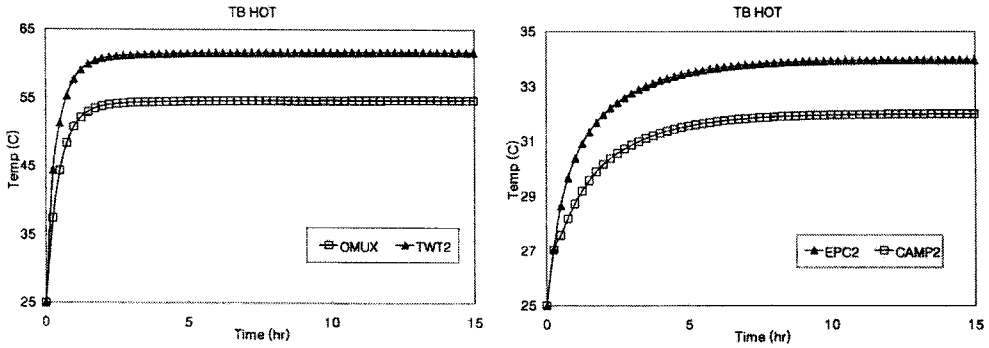

그림 11. 통신탑재체 TWT 영역과 EPC 영역의 온도(열평형 고온 시험).

다 높음을 알 수 있다. 앞에서 언급했듯이 남쪽패널은 비행 히터의 작동이 없도록, 정지궤도에서 전달되는 열에너지보다 높은 260K로 선정했으며, 북쪽 패널의 경우는 실제로 정지궤도에서는 내부의 비행히터가 작동하나, 열평형 시험에서는 작동하지 않으므로 이를 고려하기 위해 식 (2)를 통해 계산된 온도보다 높은 온도인 240K로 선정하였다.

추력기 및 안테나는 직접적으로 챔버의 차가운 슈라우드 영향 하에 있기 때문에, 일정 온도를 유지하기 위해 비행히터의 작동이 필요하다. 이와 같이 외부에 장착된 부품들은, 이미 검증이 되었으며, 추가적으로 통신해양기상위성 열평형 시험을 통해 검증할 필요가 없기 때문에 히팅플레이트의 온도를 결정하는데 있어 고려할 부품들이 아니다.

열평형 고온 시험시 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착된 통신탑재체(Ka-band) 주요 부품들의 온도는 그림 11 및 표 3과 같다. TWT(Travelling Wave Tube)의 온도가 61.7°C까지 올라가며, 이때 OMUX(Output Multiplex)의 온도는 54.7°C를, EPC(Electronic Power Conditioning)는 최고 34.2°C를 유지한다. 그림 11에서와 같이 통신탑재체 TWT 영역의 부품들은 약 5시간 후에, EPC 영역 부품들은 약 10시간 후에 열평형에 도달하는 것을 알 수 있다. 이미 앞에서 언급 했듯이 시험히터는 작동하지 않으나, 위성 외부에 부착된 추력기 및 TM/TC 안테나 등은 부품의 적정온도를 유지하기 위해 비행히터의 작동이 필요하다. 열평형 고온 시험시 히팅플레이트는 태양에 의한 열유입량을 고려해서 표 2에서와 같이 남쪽패널(+Y 패널)에 장착된 히팅플레이트는 260K로, 북쪽패널(-Y 패널)에

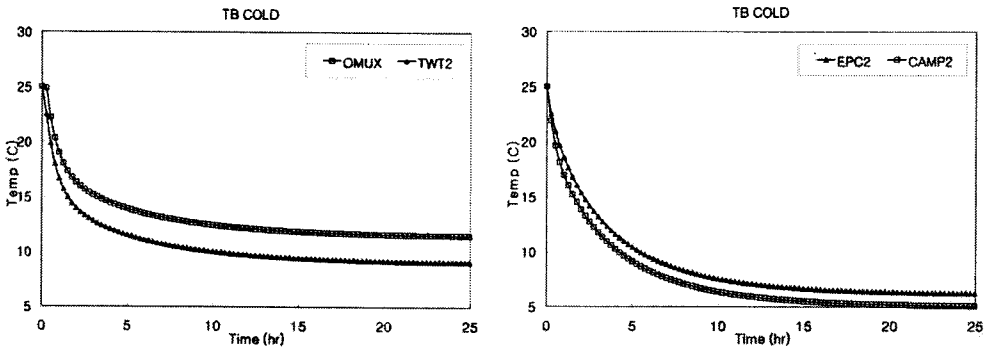

그림 12. 통신탑재체 TWT 영역과 EPC 영역의 온도(열평형 저온 시험).

표 4. 열평형 고온/저온 시험의 Ka-band 주요 부품의 온도 예측.

0 year		TB HOT Prediction		TB COLD Prediction	
Ka-band Component	Status	Min	Max	Min	Max
OMUX	ON	54.7	54.7	11.6	11.6
TWT	ON	61.3	61.7	9.2	15
EPC	ON	33.9	34.2	6	10.3
Circulator/Isolator	ON	57.5	57.5	13.2	13.2
RF switch network	ON	54.9	54.9	10.7	10.7

장착된 히팅플레이트는 240K로 유지된다.

열평형 저온 시험시에는 표 2에서와 같이 챔버 슈라우드 및 남쪽 및 북쪽에 장착된, 두 개의 히팅 플레이트가 90K로, LVA 접속부분은 273K로 유지된다.

열평형 저온시험에서는 탑재체 중계기의 4개 채널중에 2개만 작동하며, 나머지 두 개는 작동하지 않는다. 따라서 전체적인 위성의 발열량은 고온 시험에 비해 작다. 또한 비행히터는 부품의 온도가 요구조건 이상으로 유지되도록 일부분의 히터가 강제로 켜진 상태로 계속 유지한다. 저온 시험에서는 히팅플레이트로 외부 열유입량을 모사하는 것이 아니라, 히팅플레이트는 심우주를 모사하는데 사용되며, 히트파이프 주위나 부품주위의 위성 패널에 장착된 비행히터들을 이용하여 외부에서 유입된 열유입량을 모사한다.

고온시험에서처럼 지구센서를 제외한 모든 시험히터는 사용하지 않는다. 고온과 저온시험에서 지구센서(IRES) 시험히터는 다른 두 값을 사용하여 지구센서의 모델 보정을 수행할 예정이다. 그림 12와 표 4에서와 같이 TWT의 최저 온도는 9.2°C이며, EPC의 최저 온도는 6°C로 유지됨을 알 수 있다.

열평형 고온 및 저온 시험시 비행히터의 전력 소모량은 그림 13과 같다. 고온 시험시에서 46W, 저온 시험시에서는 629W의 평균 비행히터 전력이 필요하다. 저온 시험시, 대부분의 비행히터는 제어 기능(ON/OFF) 대신에 위성 외부 열유입량을 모사하고, 내부 부품의 온도를 적정하게 유지하기 위해 발열만을 할 수 있도록 강제로 켜진 상태(Forced ON)로 유지된다.

전체적인 열평형 시험 기간을 예측하기 위한 열평형 고온에서 저온으로의 전이 모사가 필요하며,

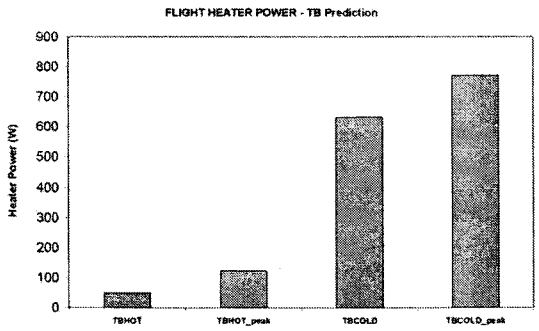

그림 13. 비행히터 전력 소모량.

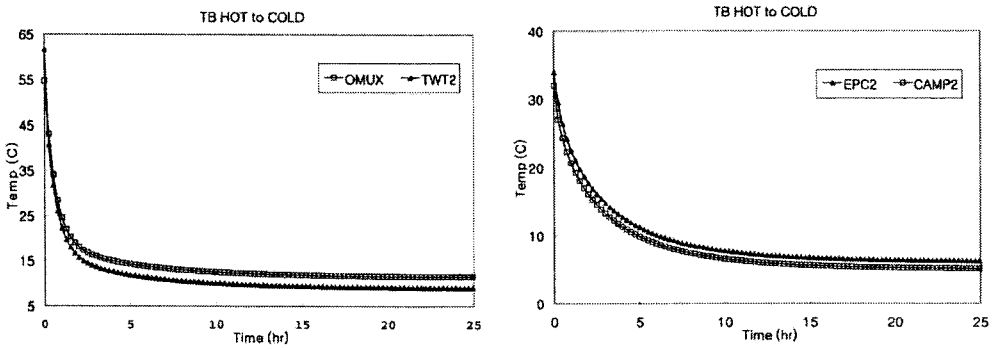

그림 14. 통신탑재체 TWT 영역과 EPC 영역의 온도(열평형 전이).

그 결과는 그림 14와 같다. 전이 예측 초기 온도는 열평형 고온의 안정화된 값이며, 이 초기 온도에서 챔버 슈라우드, 히팅플레이트, LVA 접속 온도를 표 2의 열평형 저온 값으로 유지한 후 48시간에 해당하는 비정상상태 온도 예측을 수행한다. 또한 위성 부품의 작동 상태, 탑재체의 작동 상태 및 발열량은 전이 시작부터 열평형 저온에 해당하는 값으로 변경한다.

그림 14와 같이 남쪽패널(+Y 패널) 히팅플레이트의 온도가 260K에서 90K로 변경되면서 TWT의 온도가 최고 61.7°C에서 최저 9.2°C로 변화됨을 알 수 있다. 또한 EPC의 경우 최고 34.2°C에서 최저 6°C로 변경된다. 남쪽 패널에 장착된 통신탑재체 부품들은 고온에서 저온으로 전이 시작 후, 그림 14와 같이 약 20시간 이상이 지나면 안정화됨을 알 수 있다.

5. 결 론

통신해양기상위성은 정지궤도 위성으로는 국내 처음으로 한국항공우주연구원이 자체 개발한 대형 열진공 챔버에서 우주환경 시험을 수행 할 예정이다. 또한 이 통신해양기상위성은 한국항공우주연구원 대형 열진공 챔버를 이용하여 환경시험을 수행하는 첫 번째 비행 모델이다. 특히 열평형 시험은 열제어 설계에 사용된 해석 모델을 검증 및 보정하고 열제어 설계를 검증하는 궤도 환경시험이

다.

한국항공우주연구원 열진공 챔버의 슈라우드는 액화질소만을 사용하기 때문에 추가적인 외부 열원이 없으면 열평형 고온 시험을 수행하기가 곤란하다. 즉 외부 열환경을 모사하기가 불가능하다. 한국항공우주연구원이 개발하고 있는 다목적위성은 방열판에 일종의 시험히터, 혹은 환경히터를 장착하여 열평형 시험을 수행하나, 통신해양기상위성은 방열판에 사용된 이차면경의 특성 등을 고려하여 방열판에 직접 히터를 붙이는 방식 대신에 일종의 슈라우드인 히팅플레이트를 적용하기로 결정하였다. 이 히팅플레이트는 구리로 제작되며 배관이 구리판에 장착되어 있어, 액화질소 및 질소가스를 이용하여 원하는 온도를 제어 할 수 있다. 이 히팅플레이트는 약 50cm의 거리를 두고 위성의 남쪽과 북쪽패널 위에 장착되며, 차가운 챔버 슈라우드와 열적으로 분리시키기 위해 다층박막단열재를 사용하여 위성패널과 챔버 슈라우드 사이의 시야각을 없앤다.

통신해양기상위성의 열평형 시험 예측을 위해 태양전지판과 주 반사판이 제거된 인공위성, 열진공 챔버 및 히팅플레이트의 열해석 모델을 작성하였으며, 남쪽과 북쪽 히팅플레이트의 민감도 해석을 통해, 각각의 작동 온도를 결정하였다. 남쪽(+Y 패널)은 260K, 북쪽(-Y 패널)은 240K로 유지하여 열평형 고온 시험을 수행할 예정이다. 또한 열평형 시험 예측을 통해, 각각의 시험히터 및 비행히터의 작동 상태를 각 단계별로 정의 하였다.

통신해양기상위성의 예비 열평형시험 예측을 수행한 결과 모든 부품의 온도가 요구조건을 충족하였으며, 또한 비행히터 전력 소모량 역시 적절함을 알 수 있었다. 따라서 새로이 개발된 히팅플레이트 방식을 이용하여 통신해양기상위성의 열평형 시험을 한국항공우주연구원 대형 열진공 챔버를 이용하여 수행 할 수 있다고 판단된다.

감사의 글: 이 논문은 과학기술부 "통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업"의 일부임을 밝히며, 연구지원에 감사를 드립니다.

참고문헌

한조영 2005, 우주비행선 추진공학 (서울: 경문사), p.44

홍용식 1992, 우주추진공학 (서울: 청문각), pp.361-379

Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft (Washinton D. C.: Prentice-Hall Inc.), pp.265-321

Ghaffarian, B., Kohrman, R., & Magner, A. 2006, Cryogenics, 46, 158

Karam, R. D. 1998, Satellite Thermal Control for System Engineers (Virgina: AIAA), pp.248-251

Jacquiqau, M. 2005, Temperature Solver v4.0.29 (Toulouse: EADS Astrium), pp.80-88

Jacquiqau, M. & Noel, P. 2003, THERMICA v3.2 User's Manual (Toulous: EADS Astrium), chap.6

Kim, J. S. & Jang, Y. K. 1999, JA&SS, 16, 177

Mackey R. J., Bouchez, J. P., & Conway, P. G. 1997, 6th European Symposium on Space Environmental Control System, 1, p.269 Mackey R. J., Bouchez, J. P., & Conway, P. G. 1997, in the Sixth European Symposium on Space Environmental Control System vol.1, ed. J. F. Redor (Noordwijk: ESA), p.269