



위성의 전이궤도 열해석

전 형 열,^{*1} 김정 훈,¹ 김 성 훈,² 양 군 호²

TRANSFER ORBIT THERMAL ANALYSIS FOR SATELLITE

Hyoung Yoll Jun,^{*1} Jung-Hoon Kim,¹ Sung-Hoon Kim² and Koon Ho Yang²

COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) is a geostationary satellite and has been developing by KARI for communication and ocean and meteorological observations. It will be launched by ARIANE 5. Ka-band components are installed on South panel, where single solar array wing is mounted. Radiators, embedded heat pipes, external heat pipe, insulation blankets and heaters are utilized for the thermal control of the satellite. The Ka-band payload section is divided several areas based on unit operating temperature in order to optimize radiator area and maximize heat rejection capability. Other equipment for sensors and bus are installed on North panel. The ocean and meteorological sensors are installed on optical benches on the top floor to decouple thermally from the satellite. During the transfer orbit operation, satellite will be under severe thermal environments due to low dissipation of components, satellite attitudes and LAE(Liquid Apogee Engine) firing. This paper presents temperature and heater power prediction and validation of thermal control design during transfer orbit operation.

Key Words : 전이궤도(Transfer Orbit), 열제어(Thermal Control), 열해석(Thermal Analysis), 네트워크해석법(Network Analysis Method), 정지궤도(Geostationary Orbit)

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]. 이와 같은 전이궤도 임무 및 운용은 발사체 종류에 따라 많은 영향을 받는다.

국내에서 항공우주연구원 이 개발 중인 통신해양기상위성(COMS: Communication, Ocean and Meteorological Satellite)은 아리안(ARIANE) 5호를 이용해 발사될 예정이며, 인공위성에 부착된 액체 원지점 엔진(LAE)을 이용하여 최종적으로 정지궤도에 진입하게 된다.

통신해양기상위성은 전이궤도 운용 시 초기에는 태양 전지판이 접혀 있는 상태로 발사체에서 분리된다. 전이궤도 임무 수행 중에 태양 전지판이 부분 전개되어 부분적으로 태양 에

너지를 이용하여 전력을 생산하게 된다.

전이궤도 시 위성이 겪는 우주 환경은 정지궤도에서와는 다른 열환경에 처하게 된다. 특히 통신 탑재체 등 작동하지 않는 부품들이 많아 전반적인 위성의 온도가 낮게 유지된다. 지구 관측, 자이로 보정 및 액체 원지점 엔진 점화 등을 위한 자세 변화가 많으며 액체 원지점 엔진 점화에 따른 위성 내부 및 외부의 열환경이 변하기도 한다. 또한 발사시기에 따른 계절적인 영향도 고려해 주어야 한다.

전이궤도에서의 열제어는 정지궤도와 동일한 방열판(Radiator), 다층박막절연재(Multi-Layer Insulation), 히트파이프(Heat Pipe) 등이 사용되며, 특히 히터의 사용이 중요하다. 이때 부품의 작동 상태에 따라 정지궤도 운용 때와는 다르게 히터의 작동 온도를 변경해 주어야 한다. 통신 탑재체의 경우는 비 작동 온도 요구조건을 고려하여 정지궤도에 비해 상대적으로 낮은 온도에서 작동하도록 설계한다.

통신해양기상위성은 태양 전지판이 남쪽 패널에만 부착되어 있어 전이궤도 운용 시, 남쪽 패널에 장착된 통신 부품 및 전력계 부품들의 우주공간으로 과도한 열 유출을 차단하는 역할을 한다. 반면에 북쪽 패널은 태양 전지판이 없는 관계로

1 정희원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 통해기체계팀

2 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 통해기체계팀

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

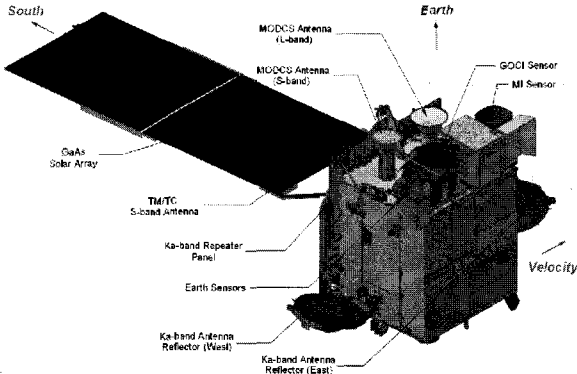


Fig. 1 Overview of geostationary satellite

우주공간으로 열의 방출이 많아. 상대적으로 남쪽 패널에 비해 히터의 역할이 중요하다.

본 논문에서는 정지궤도 위성, 통신해양기상위성의 전이궤도 입부에 따른 우주 열 환경, 탑재체의 작동 상태 등을 고려한 위성 시스템 수준의 열해석에 관한 내용을 다루고 있다. 전이궤도 열해석을 통해 온도 및 히터 소모량 등을 예측하며, 최종적으로 위성의 열제어계 설계를 검증 하고자 한다.

2. 위성의 열제어계

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

통신 주 반사판(Reflector)은 앞면은 흰색 페인트, 뒷면은 다중박막절연재를 사용하여 열적으로 위성과 분리 하였다. 안테나 역시 위성과 열적으로 분리 하였다. 통신 관련 부품들은 남쪽 패널(+Y 패널)에 장착되어 있으며, 방열판, 다중박막절연재, 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 패널이 열제어는 남쪽과 동일한 열제어 방법을 사용한다. 남쪽과 북쪽 패널에는 각각 방열판이 장착되며, 방열판을 제외한 위성의 모든 부분은 다중박막절연재로 덮여 있다. 내부의 추진제 탱크 및 배관 등은 다중박막절연재를 이용하여 위성과 열적으로 분리시켰다. 남쪽 패널에 장착된 배터리 모듈 역시 다중박막절연재를 이용하여 위성과 열적을 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.

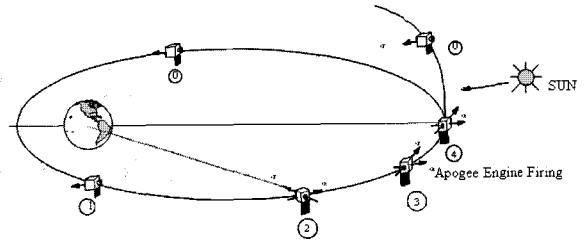


Fig. 2 Overview of transfer orbit operation

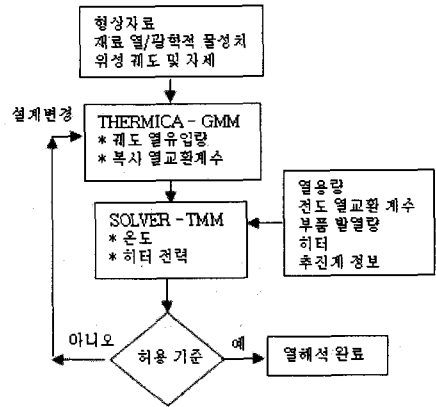


Fig. 3 Flow chart of Thermal Analysis

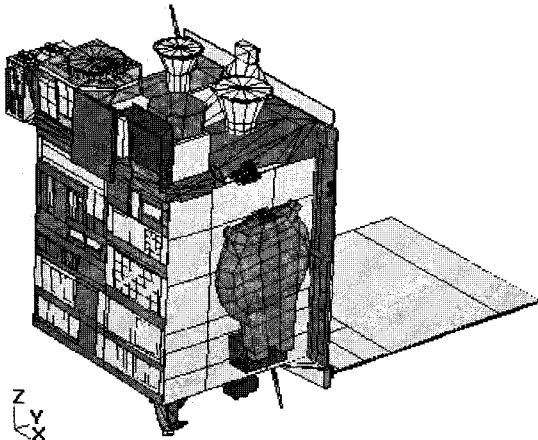
3. 전이궤도 운용 위성 자세

전이궤도 운용 시 임무에 따라 위성은 여러 가지 자세를 취하게 된다. 이와 같은 자세 변화는 위성의 외부 열환경의 변화를 가져와 전이궤도 열해석 시 반드시 고려해야할 중요 사항이다. 지구 관측, 자이로 보정, 순항, 초기 진입자세, 액체 원지점 엔진 점화 자세 등이 있다.

4. 열해석

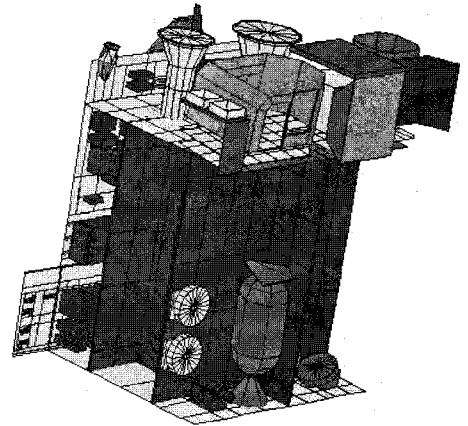
Fig. 3는 위성의 개념적인 열해석 흐름도[3]를 나타낸다.

위성의 열해석을 수행하기 위해서는 위성의 형상, 재료의 열 및 광학적 물성치 등을 이용하여 위성의 기하학적인 모델(GMM : Geometric Math Model)을 만든다. 이 모델을 이용하여 주어진 궤도에서 외부 열유입량, 위성체 내부 및 외부 복사열교환계수(radiative exchange factor)를 구할 수 있다. 위성의 열용량, 전도열전달계수(conductive conductance), 부품의 발열량, 히터 등을 고려하여 수학적 열모델(TMM : Thermal Math Model)을 만든 후에 기하학적인 모델에서 얻어진 결과 값을 이용하여 위성의 온도 및 히터의 전력량 등을 예측한다.



System

Fig. 4 Satellite thermal model with semi-deployed solar panel



System

Fig. 5 Internal geometrical math model

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 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[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 온도를 구할 수 있다.

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

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.

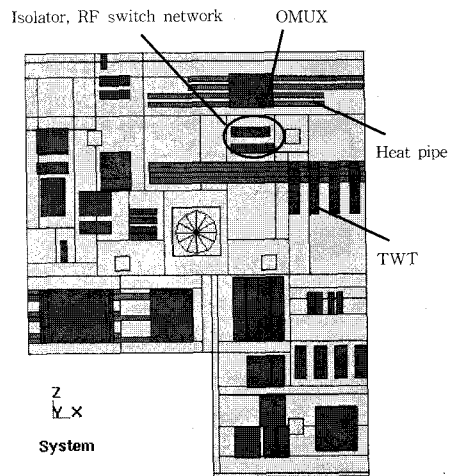


Fig. 6 Internal geometrical math model (+Y panel)

4.2 열해석 모델

앞에서 언급 했듯이 열해석 모델은 해당 절점(node)에 열복사연계(radiative couplings) 및 태양열유속 계산을 위한 기하학적 모델(GMM)과 온도 계산을 위한 수학적 열모델(TMM)로 구성되어 있다.

전이궤도의 임무에 따라 두 가지의 기하학적 모델(GMM)을 작성하였다. 초기의 태양 전지판이 접혀 있는 상태와 태양 전지판이 부분 전개된 상태 등을 고려하였다. Fig. 4은 태양 전지판이 부분 전개된 열해석 모델을 나타낸다. 전이궤도에서는 두 경우 모두 기상 탐재체의 방열판 및 해양 탐재체의 셔터가 닫혀 있다. 통신 탐재체의 두개의 주 반사판은 접혀 있다. 열해석 모델은 THERMICA[4]를 이용하여 생성되었다.

위성의 기하학적인 열해석 모델은 Fig. 4와 같은 외부 모델과 Fig. 5와 같은 내부 모델로 구성되어 있다. Fig. 6는 +Y 패널의 내부 기하학적인 모델로, 통신 탑재체 관련 부품들이 모델 되었다. 기하학적인 모델 외에 열용량과 전도 열전달 전도도, 부품의 발열량, 히터등도 수학적인 열모델(TMM)을 통해 고려되었다. 전이궤도 열해석에는 Fig. 3에서와 같이 THERMICA[4] 소프트웨어의 몬테카를로법 모듈을 사용하여 복사 열교환계수 및 외부 열유입량(태양열, 알베도, 지구 복사량)을 계산 하였다.

4.3 경계 조건

외부환경적인 경계조건은 계절적으로 동지(Winter Solstice)이며, 정지궤도 진입 전까지 아리안 5호로 총 3번의 액화 원지점 엔진을 점화하게 된다. 초기의 온도는 발사체에서 분리될 당시 위성의 온도로 모든 부품 및 구조체의 온도를 25°C로 가정한다. 초기 발사체에서 분리될 당시를 계산 시작 시점으로 하여 정지궤도 진입 때까지, 약 124시간 동안 비정상상태 계산을 수행한다. 온도 예측을 위한 네트워크 해석, 식 (1)을 풀기 위해서는 SOLVER[5]의 SLFWBK (Crank-Nicholson Algorithm)를 사용한다. 워크스테이션 HP C8000 이 계산에 사용되었다.

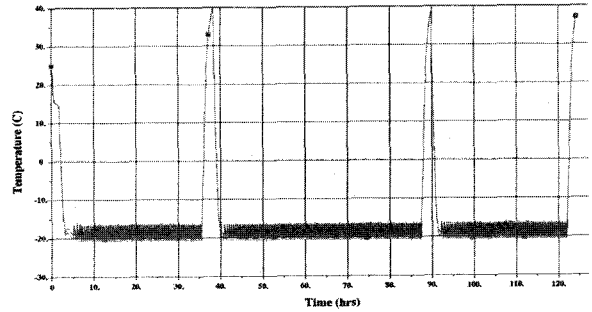
전이궤도 운용 중 통신 탑재체 장비에 대한 발열량이 전혀 없다. 따라서 히터에 의한 열제어가 매우 중요하며 열해석을 통해 그 소모량을 예측할 수 있다. 또한 Table 1은 통신 탑재체에 적용된 히터 그룹과 각각의 작동 온도를 나타낸다. Ka-band 중계기 지역에 10개의 히터 그룹, 총 600 W의 히터

Table 1 Heater for Ka-band equipments (hot zone)

Heater Loop	Group		Power (W)	TS Thresholds (°C)	
+Y TWT/OMUX undertemp 1	76		60	-19.5	-16.5
	77	78	120	-20	-17
	79	80	120	-20.5	-17.5
+Y TWT/OMUX undertemp 2	81		60	-21	-16
	82	83	120	-21.5	-18.5
	84	85	120	-22	-19

Table 2 Temperature requirements of Ka-band equipments (hot zone)

Equipment	Operating Temp(°C)		Non-operating Temp(°C)	
	min	max	min	max
TWT	-5	75	-35	95
OMUX	10	70	-40	90
Ka-band Isolator	0	75	-40	90
RF switch network	0	75	-40	90



+Y Wall / KA BAND HOT +Z AREA (6/7)

Node	Description	CASE	MAX	MIN	RANGE	Node	Description	CASE	MAX	MIN	RANGE
1	T 680011 ISOLATOR	T0101T	39.5	-20.4	60.4	2	T 680013 RF SWITCH NETWORK	T0101T	35.3	-20.4	60.2
3	T 680001 OMUX RP	T0101T	39.6	-20.2	59.9	4	T 680015 TWT 1	T0101T	35.3	-20.5	60.1
5	T 680020 TWT 2	T0101T	35.8	-20.6	60.5	6	T 680023 TWT 3	T0101T	35.8	-20.5	60.3
7	T 680033 TWT 4	T0101T	35.8	-20.2	60.4						

Fig. 7 Temperatures of Ka-band hot zone

가 장착되었다.

Table 2는 +Y 패널의 중요 부품은 TWT(Travelling Wave Tube)와 OMUX(Output Multiplexer)등의 작동 온도 요구조건 및 비 작동 온도 요구조건을 나타낸다.

4.4 열해석 결과

전이궤도 인공위성의 자세 및 부품의 작동 상태 등을 고려하여 위성의 온도를 예측하고, 그에 따라 각 히터의 소모량을 예측하였다.

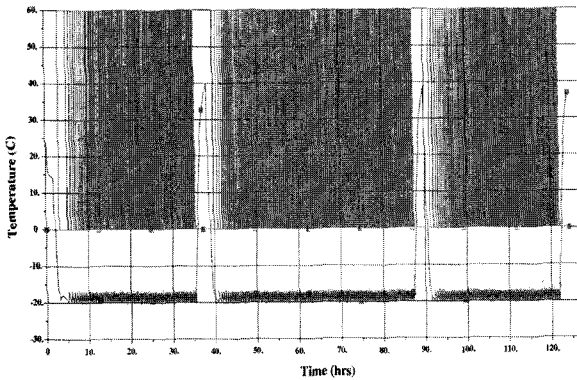
Fig. 7은 TWT들과 OMUX, Isolator 및 RF switch network의 온도 변화를 나타낸다. Fig. 7 에서와 같이 액화 원지점 점화 시 위성의 자세에 의한 태양 유입량 증가 및 액화 원지점 엔진의 점화에 의한 온도 증가로 부품의 온도가 약 40°C 까지 올라감을 알 수 있다.

Table 3는 전이궤도 운용 시의 TWT/OMUX 지역에 장착된 부품의 온도 최고 값과 최저 값을 나타낸다. 최고 값에는 해석의 불확실성(5°C)를 고려하였으며 최저 값에서는 히터가 작동 중이므로 불확실성을 고려하지 않는다.

정지궤도에서는 통신 탑재체가 작동 중이므로 TWT의 최저 온도가 46.5°C 전이궤도와 비교 했을 때 TWT의 최저 온도가 67.2°C 의 차이가 존재 한다. 특히 정지궤도상에서 동지

Table 3 Temperature prediction of Ka-band equipments (hot zone) : Transfer orbit

Hot TO	Status	Cold Uncertainty	CDR				Hot Uncertainty
			Prediction		Margin		
Payload OFF			Margin	Min	Max	Margin	
0 years			Cold	(°C)	(°C)	Hot	
OMUX	OFF	0	20.7	-19.3	44.6	45.4	5
TWT	OFF	0	14.3	-20.7	44.9	50.1	5
Circulator/isolator	OFF	0	19.5	-20.5	45	45	5
RF switch network (output)	OFF	0	19.6	-20.4	44.9	45.1	5
high power load	OFF	0	19.4	-20.6	44.8	90.2	5



MPIU Lines: TWT/OMUX comp/repl (23/26)

Node	Description	CASE	MAX	MIN	RANGE	Node	Description	CASE	MAX	MIN	RANGE		
□	T 999990	CM1GR7N	TOHOT	38.6	-20.0	58.6	△	Q9999993	CM1GR7N	TOHOT	69.0	8	69.0
○	T 999991	CM1GR7N	TOHOT	38.6	-20.0	58.6	▽	Q9999991	CM1GR7N	TOHOT	69.0	8	69.0
◇	T 999992	CM1GR7N	TOHOT	38.6	-20.0	58.6	+	Q9999992	CM1GR7N	TOHOT	69.0	8	69.0
×	T 999994	CM1GR7N	TOHOT	38.6	-20.0	58.6	×	Q9999994	CM1GR7N	TOHOT	69.0	8	69.0
•	T 999996	CM1GR7N	TOHOT	38.6	-20.0	58.6	•	Q9999996	CM1GR7N	TOHOT	69.0	8	69.0

Fig. 8 Heater operation of Ka-band hot zone (logic 1)

때는 +Y 패널에 태양에 의한 열입량이 상대적으로 많아 부품의 작동 온도가 높아진다.

Fig. 8 은 히터 작동 센서의 온도 및 +Y TWT/OMUX undertemp 1 에 해당하는 히터 그룹 76, 77, 78, 79, 80의 상태를 나타낸다. 히터를 작동시키기 위한 센서는 외장형 히트파이프위에 장착되어 있어 부품의 최저 온도(-20.7°C)와는 약간의 차이가 존재한다. 열해석 결과, 전이궤도 운용 전 기간을 거쳐 히터 작동 센서의 최저 온도가 -20.0°C 에서 유지됨을 알 수 있다. 따라서 이에 해당하는 히터 그룹 76, 77, 78 만이 작동됨을 알 수 있다.

5. 결 론

열해석을 통해서 알 수 있듯이 전이궤도에서는 부품의 발열량, 위성의 자세 등이 중요한 위성 열환경 변수임을 알 수 있다. 위성의 발열량이 적어 부품의 온도 요구조건을 충족시

키기 위해서는 반드시 히터의 동작이 필요하다. 물론 히터의 동작 온도 역시 정지궤도 운영 시에 비해서는 낮은 온도로 설정되어야 한다. 통신 탑재체의 경우 정지궤도 운영 시에는 부품의 작동 온도 요구조건을 기준으로 전이궤도 운영 시에는 부품의 비 작동 온도 요구조건을 바탕으로 각각 히터의 작동 온도를 선정하게 된다.

통신 탑재체의 경우 부품의 온도가 -21°C 이상으로 유지되고 있으며 부품의 요구 조건인 -35°C와 비교 했을 때 온도 여유분을 갖고 있다. 또한 히터 역시 전체 10개의 그룹 중에 3개만이 작동하므로 여유분을 갖고 있음을 알 수 있다. 통신 탑재체 뿐만 아니라 전체적인 위성의 부품 및 구조체도 전이궤도에서 온도 여유분과 히터 여유분이 있음을 확일 할 수 있었다. 위성 전력계에서도 이 기간동안 열제어를 위한 히터 전력 소모량을 고려했을 때 전력 여유분이 있음을 확일 할 수 있었다. 따라서 위성의 열설계는 정지궤도뿐만 아니라 본 논문에서 다루고 있는 발사체 아리안 5호를 이용한 전이궤도에서도 역시 위성 및 부품의 요구 조건을 충족시킴을 알 수 있다.

현재 통신해양기상위성은 상세 설계가 완결되었으며, 조립 및 시험 단계에 있다. 추후 위성체 열해석 및 열제어계 검증은 위성체 수준의 열진공 시험을 통해 최종적으로 실시할 예정이다.

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] 2003, Jacquiquau, Marc. and Noel, P., THERMICA v3.2 User's Manual, EADS Astrium, Toulouse.
- [5] 2005, Jacquiquau, Marc., Temperature Solver v4.0.29, EADS Astrium, Toulouse.