

통신해양기상위성 본체 방열판 및 히터 개념설계를 위한 해석적 방법 및 수치모사 연구

김정훈^{1*}, 전형열¹, 양군호²

A STUDY OF ANALYTIC METHOD AND NUMERICAL SIMULATION FOR CONCEPTUAL DESIGN OF BUS RADIATOR AND HEATER POWER OF COMS (COMMUNICATION, OCEAN AND METEOROLOGICAL SATELLITE)

Jung-Hoon Kim, Hyung Yoll Jun and Koon-Ho Yang

The COMS, the first meteorological geostationary satellite in Korea, is under development by KARI. The radiator size and the heater power for the thermal control of COMS are calculated using an analytic method. The total radiator area of 4.85 m² and the total heater power of 794.77 W are determined at a conceptual design of COMS. The commercial software, SINDA and TRASYS, are utilized in order to compare and verify the analytic results. The results of on-orbit numerical simulation of cold and hot cases show that the radiator size and heater power obtained from the analytic method are appropriate to maintain COMS equipments within required temperature ranges.

Key Words: 열제어(Thermal Control), 방열판(Radiator), 히터(Heater), 해석적 방법(Analytic Method), 수치모사(Numerical Simulation), 통신해양기상위성(COMS)

1. 서 론

국내 최초로 개발되는 정지궤도 복합기능위성인 통신해양기상위성(COMS: Communication, Ocean and Meteorological Satellite)은 통신업무, 해양 및 기상관측 임무를 가지고 있다 [1]. 현재 국내의 위성개발 기술은 저궤도위성 중심으로 이루어지고 있으며 통신방송위성인 무궁화위성의 구매 및 감리를 통해 관련 경험을 축적하고 있는 상태이다. 국내 주도로 개발되는 COMS는 세 가지 임무를 수행할 각각의 탑재체가 위성에 장착되므로 지금까지 접하지 못한 다양한 제한사항을 가지게 되었다. COMS의 위성본체 및 탑재체의 열 제어는 전체 시스템 성능에 직접적인 영향을 주게 된다. 일례로 외부부착

물인 태양전지판은 극저온을 유지해야 하는 기상탑재체의 성능에 큰 영향을 주기 때문에 기상탑재체의 방열판이 향하는 방향에는 태양전지판을 부착하지 않는다. 또한 기상 및 해양 탑재체와 고발열의 통신탑재체는 상호 임무에 영향을 주지 않도록 열적으로 분리시켜야 한다[2].

정지궤도 위성의 방열판(radiator)은 연중 태양광의 열유입이 가장 적은 남쪽 및 북쪽에 위치하게 되며 방열판의 크기는 위성의 구조적인 크기에 직접적인 영향을 준다[3]. 또한 열제어를 위한 히터용량을 예측함으로써 위성에 필요한 총 전력량 버짓 설계를 위한 자료를 제공할 수 있다.

본 논문에서는 COMS의 최상위 수준의 설계를 위하여 위성본체의 방열면적 및 히터용량을 해석적인 방법으로 도출하였으며 수치적 방법을 사용하여 모사하고 그 결과를 검토하였다. 수치적 모사를 위하여 RC(Resistance-Capacitance) 네트워크 방식의 에너지방정식을 푸는 SINDA[4]가 사용되었고 복사열전달 모델은 복사컨덕턴스(radiative conductance)를 계산할 수 있는 TRASYS[5]를 활용하였다.

접수일: 2005년 7월 5일, 심사완료일: 2005년 8월 23일.

1 정희원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

2 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

* E-mail: jungkim@kari.re.kr

2. 통신해양기상위성 열제어계

2.1 열제어계 주요내용

위성 열제어의 목적은 모든 임무기간동안 위성체 부품들을 허용온도범위 이내로 유지하는 것이다. 임무기간이라 함은 작동/비작동 및 비상(contingency)모드를 포함하여 발사 전, 발사, 전이궤도(transfer orbit) 및 정지궤도 모두를 일컫는다. COMS의 경우, 최악조건에서 예측되는 위성의 비행온도는 부품레벨의 인증온도범위 보다 10 °C 이내로 존재하도록 열제어계를 설계하여야 한다[2]. 최악조건 중 저온조건은 임무초(BOL: Begining Of Life) 물성치를 사용할 경우이다. 또한 시간이 흘러감에 따라 사용된 재료의 열물성이 성능감쇄를 일으키기 때문에 초기 설계된 열복사 성능을 유지하지 못하는 임무말(EOL: End Of Life)의 환경을 고온조건으로 정할 수 있다.

정지궤도 해양색선서 GOCI(Geostationary Ocean Color Imager)와 기상색선서 MI(Meteorological Imager)는 COMS의 두 광학탑재체로서 각 센서에 고유의 열제어를 할 수 있도록 하여 결과적으로 나머지 위성부품과 통신탑재체와의 진도 및 복사열전달을 막도록 한다. 또한 광학 탑재체들을 태양진지판이 없는 북쪽 패널 쪽에 장착하여 위성의 운용기간 중 센서냉각장치가 심우주로 고유한 시야각(field of view)을 확보하도록 한다. 위성 외부에는 수동형 방열판이 위성 내부의 폐열을 심우주로 방출하며, 방열판이 없는 부분은 열손실을 최소화하기 위해 다층박막단열재(MLI: Multi-Layer Insulation)를 사용한다. 패치형 전기히터는 저온조건과 같이 위성이 추운 열환경에 놓여질 경우 부품의 온도요구사항을 만족시키기 위해 부품 근처에 장착하여 사용한다.

2.2 열제어계 구성

COMS의 열제어계 설계는 검증된 3축 자세제어를 하는 정지궤도 통신위성의 일반적인 열제어계와 유사하게 수행될 예정이다. 특히 3개의 탑재체를 장착한 COMS의 열제어계의 구성의 특징은 다음과 같이 기술할 수 있다.[2]

- Ka 대역 통신탑재체는 MODCS(Meteorological and Ocean Data Communication Subsystem), MI 및 GOCI 전장품과 반대편에 장착되어지며 방열면적의 활용을 최적화하기 위하여 비슷한 온도범위의 탑재체부품들을 모은 후 두 개의 열제어 영역으로 나눈다.
- 탑재체부품과 플랫폼부품 영역을 각각 위성체의 상단 및 하단에 위치시키며 탑재체부품은 광학탑재체와 통신탑재체 안테나의 피드(feed)와의 거리를 최소화 한다.
- 북쪽 패널 부근 지구패널에 전용의 광학벤치를 설치함으로써 위성체의 진도 및 복사열전달로부터 분리시키며 광학벤치위에 지구센서와 MI 및 GOCI 탑재체를 장착한다.

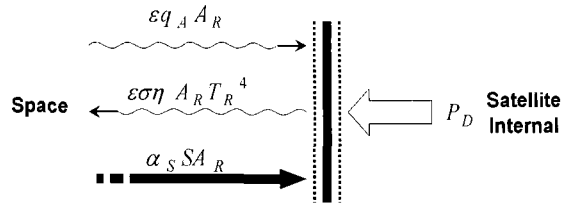


Fig. 1 Energy balance schematic for COMS radiator sizing

- 위성 내부는 유사한 온도제어 범위를 가지는 부품들을 그룹으로 구분하고 해당 그룹의 열제어를 위해 전용 방열판을 설치하며 히터를 이용하여 가열한다.

3. 방열판 및 히터용량 설계

3.1 해석적 방법

정지궤도위성에서 위성내부에서 발생하는 과도한 열을 약 4 K의 심우주로 방사하는 방열판 설계는 전체 위성의 크기를 결정하는데 중요한 요소이다. 방열판을 제어표면으로 할 때 우주와 위성체 내부의 에너지보존식은 식 (1)과 같고 Fig. 1에 그 개념도를 나타내었다.

$$\alpha_S S A_R + \epsilon q_A A_R + P_D = \epsilon \sigma \eta A_R T_R^4 \tag{1}$$

여기서,

- α_S : 방열판의 태양광 흡수율
- S : 태양열유속의 수직성분(W/m²)
- A_R : 방열판 면적(m²)
- ϵ : 방열판 적외선 방사율
- q_A : 외부 부차물에 의한 열유속(W/m²)
- P_D : 전장품의 열소산량(W)
- η : 방열판의 효율
- T_R : 방열판의 온도(°C)

를 나타낸다. 즉 식 (1) 좌변의 항은 각각 태양열유속에 의한 열유입, 위성 외부 부차물에 의한 열유입, 위성 내부의 열소산이며 우변의 항은 방열판의 심우주로의 열복사량을 나타낸다. 방열판 크기의 평가는 위성 운용 중 외부 열환경이 고온조건일 때 목적하는 방열판 온도를 유지할 수 있는지를 확인하는 것이다. 식 (1)을 이용하면 제어하고자 하는 방열판 온도 T_R 이 주어질 때 방열판 면적 A_R 을 구할 수 있다.

위성이 식기간(eclipse period)과 같은 저온조건에서는 목적하는 방열판 온도를 유지하기 위하여 히터가 사용된다. 히터

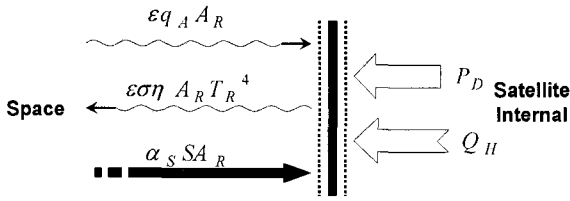


Fig. 2 Energy balance schematic for COMS heater sizing

가 사용될 경우 에너지보존식은 식 (2)와 같고 Fig. 2와 같이 나타낼 수 있다.

$$\alpha_S S A_R + \varepsilon q_A A_R + P_D + Q_H = \varepsilon \sigma \eta A_R T_R^4 \quad (2)$$

여기서, Q_H 는 히터의 용량이다. 히터용량의 평가는 위성 운용 중 외부 열환경이 저온조건일 때 목적하는 방열판의 온도를 유지할 수 있는지를 확인하는 것이다. 식 (2)에서 식 (1)로부터 구한 방열판의 면적 A_R 과 제어하고자 하는 방열판 온도 T_R 이 주어질 때 히터용량 Q_H 를 구할 수 있다.

50 %로 정의하였다.

EOL 동지일 때 COMS의 남쪽 패널은 태양열유속의 영향이 가장 큰 고온조건이다. 또한 EOL 하지일 때에는 북쪽 패널이 고온조건이라고 할 수 있다. COMS의 각 부품그룹별 해당 방열판의 제어온도 및 열소산량이 주어지면 식 (1)을 이용하여 방열판 면적을 구할 수 있으며 그 결과를 Table 2에 나타내었다. 남쪽 및 북쪽 패널에 위치하는 방열판의 총 면적은 4.85 m^2 로 계산된다.

3.3. 히터용량 설계

COMS의 저온조건은 식기간이 존재하는 BOL 춘/추분과 전이케도이다. 특히 전이케도에서는 통신탑재체와 같은 고발열 부품이 꺼져있는 상태이므로 위성 내부의 온도가 상당히 떨어져 있다. 따라서 히터의 발열이 가장 많이 필요하게 되는 시기이다. Table. 2와 같이 고온조건에서 도출된 방열판 크기를 기준으로 식 (2)를 이용하여 정지케도 및 전이케도에서 필요한 히터용량을 계산하였다. Table. 3에서는 정지케도 저온조건에서 각 부품그룹이 최소한 유지해야할 방열판 온도와 부품의 온도 및 요구 히터용량을 나타내었다.

3.2 방열판 설계

COMS 열제어계 개념설계 중 방열판 설계를 위하여 사용된 입력값을 Table. 1에 나타내었다. 위성 수명 7년을 기준으로 EOL 물성치를 적용하였다. 남쪽 패널에서 태양전지판으로 인한 태양광의 반사 및 자체 적외선 복사는 외부 부착물에 의한 열유속이라고 정의하였다.

COMS는 정지케도를 획득하기 위한 전이케도에서 태양전지판 두 장 중 한 장만 전개되고 한 장은 위성체 남쪽패널 위에 덮여있는 형태이다. 따라서 전이케도에서 남쪽 패널의 방열판은 제 성능을 유지하지 못한다. 본 논문에서는 정지케도에서 방열판 효율을 100 %라고 할 때 전이케도에서 효율을

Table. 1 Input parameters for energy balance equation

Parameter	Input value	Applied case
Radiator absorptance	0.08	BOL
	0.24	EOL(7 years)
Normalized solar heat flux	528.7 W/m ²	Summer solstice
	565.4 W/m ²	Winter solstice
Radiator emissivity	0.79	BOL/EOL
External appendages heat flux	23 W/m ²	For south panel
Radiator efficiency	100 %	On-orbit
	50 %	Transfer orbit

Table. 2 COMS radiator sizing results using analytic method

Seasons (EOL)	Location	Equipments group name	Heat dissipation (W)	Radiator temp. (°C)	Group temp. (°C)	Size of radiator (m ²)
Winter solstice (hottest to south panel)	South panel	ADE+PSR	72	46	56	0.232
		Repeater+PRU	286	29	44	1.303
		Repeater+TWT	450	48	63	1.395
		Battery	27	13	18	0.184
Summer solstice (hottest to north panel)	North panel	Imagers Elec.	177	35	40	0.639
		TCR	40	53	58	0.105
		MODCS	97	10	15	0.602
		SCU+WDE+Wheels	115	39	44	0.385
Total radiator size (m ²)						4.85

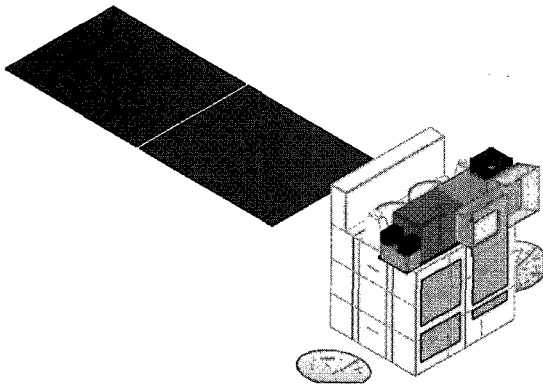


Fig. 3 COMS thermal model

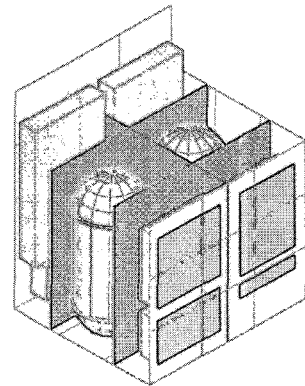


Fig. 4 COMS internal thermal model

Table. 3의 부품그룹 최소운용온도 중 Repeater+PRU(Pyro Release Unit) 및 MODCS는 데이터 송수신시 요구되는 품질을 위해서 최소 5 °C 이상의 온도를 유지하여야 한다. 배터리는 요구성능을 유지하기 위하여 최소 10°C 이하로 온도가 떨어 저서는 안되기 때문에 정지궤도에서도 히터발열이 필요한 것으로 나타났다. 특히 정지궤도위성의 배터리는 열제어가 가장 민감하게 이루어져야 하는 부품 중 하나로서 위성내부의 다른 부품그룹들과도 열전도 및 열복사로부터 격리되어야 한다. 이러한 배터리는 자체 질량이 크기 때문에 열용량도 크며 배터리 열용량의 영향을 고려하기 위하여 계산된 히터용량에 1.5를 곱하였다. Table. 3에서 추진계부시스템[6]의 부품온도를 규정하지 않은 것은 추진계 부품이 위성 내부에 장착되어 있어서 위성의 방열판에 의한 직접적인 영향을 받지 않기 때문에 식 (1) 및 식 (2)를 적용할 수 없다. 따라서 추진계의 열제어를 위한 히터용량은 기존의 정지궤도 위성의 열해석 결과를 참조하였다[7].

Table. 4는 전이궤도에서 요구되는 히터용량을 나타내었다. Table. 4와 같이 전이궤도에서 COMS는 위성자세제어, 전력공

급, 지상국과의 통신 등을 위한 최소한의 부품들만 동작된다. COMS의 남쪽패널에 장착되는 부품들은 두 장의 태양전지판 중 한 장이 위성체 남쪽패널 위에 덮여있으므로 남쪽패널에 장착된 방열판의 방사효율을 50 %로 하여 계산하였다. 계산 결과 COMS의 열제어를 위한 히터전력량은 총 794.77 W로 예측된다.

4. 위성 열모델 및 수치모사

4.1 위성 열모델

COMS의 정지궤도 열모델을 위한 소프트웨어는 TRASYS 및 SINDA를 사용하였다. 생성된 열모델의 외형과 내부를 각각 Fig. 3과 Fig. 4에 나타내었다. COMS의 열모델에서 위성체 패널은 0.4 mm의 면재 사이에 15.1 mm 두께의 하니콤코어로 가정하였다.

해당 부품그룹은 6 mm 두께의 직육면체 하우징으로 모델링

Table. 3 Required heater power on geo-orbit (BOL equinox case)

Equipments group name	Radiator temp. (°C)	Group temp. (°C)	Heater power (W)
ADE+PSR	-15	-10	0
Repeater+PRU	0	5	38.91
Repeater+TWT	-15	-10	0
Battery	5	10	74.00
Imagers Elec.	-10	-5	0
TCR	-15	-10	0
MODCS	0	5	53.11
SCU+WDE+Wheels	-15	-10	0
Propulsion Subsystem	-	-	139.0
Total heater power			305.02

Table. 4 Required Heater Power on Transfer Orbit

Equipments group name	Radiator temp. (°C)	Group temp. (°C)	Heater power (W)
ADE+PSR ^(*)	-15	-10	0
Repeater+PRU	-5	-5	150.77
Repeater+TWT	-20	-20	128.31
Battery ^(*)	10	10	39.13
Imagers Elec.	-20	-20	117.55
TCR ^(*)	-15	-10	0
MODCS	-5	-5	139.42
SCU+WDE+Wheels ^(*)	-15	-10	36.59
Propulsion Subsystem	-	-	183.0
Total heater power			794.77

(*) Turned-on equipments group

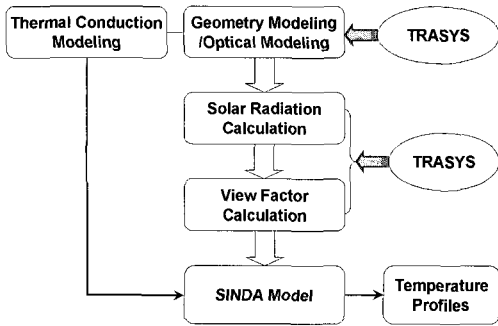


Fig. 5 Numerical simulation flowchart

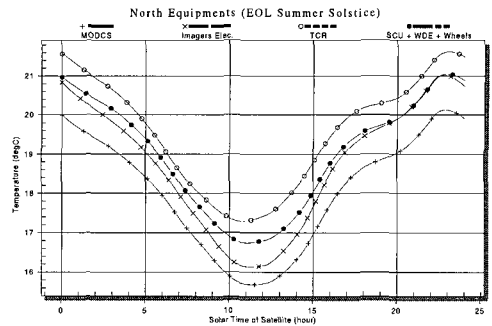


Fig. 6 Temperature profiles of north panel equipments (EOL summer solstice)

하여 부품그룹을 대표하도록 하였다. 방열판을 제외한 위성본체 표면은 다층박막단열재로 덮여 있어서 우주환경으로부터 복사 단열의 효과를 얻을 수 있다. Fig. 4의 추진계 탱크를 제외한 위성내부는 내부의 열복사 축진을 위하여 검점페인트와 같이 적외선 방사율이 높은 코팅제를 사용하였다. Table. 5에서 COMS의 열모델링에 사용된 물성치 및 입력변수를 나타내었다. Table. 5에서 다층박막재의 유효방사율이란 외곽층 박막 재료에서부터 박막재료를 거쳐서 구조표면에 이르는 복사열 전달을 총 복사열저항으로 환산했을 때의 방사율을 말한다.

4.2 수치모사 순서 및 조건

COMS의 열해석을 위한 수치모사 흐름도를 Fig. 5에 나타내었다. COMS의 열모델링은 열전도모델링과 열복사모델링으로 나누어진다. 복사열전달 계산을 위한 열복사모델은 기하학적인 형상 및 광학모델링 후 TRASYS를 이용하여 정지궤도에서 태양열유입량과 복사표면간 형상계수를 계산하고 RC 식의 형태로 복사 열저항을 도출할 수 있다. 열전도모델은 노드의

열용량과 노드사이의 매질을 통한 열저항 및 접촉열저항을 입력값으로 계산하여 SINDA에서 모델링하였다.

정지궤도의 열해석을 위한 수치모사 조건을 고온조건 및 저온조건으로 구분하였다. 고온조건에서는 위성의 방열판의 크기를 평가할 수 있고 저온조건에서는 히터용량을 평가할 수 있다. 고온조건은 북쪽 방열판에 태양열유입이 가장 큰 임무말 하지와 남쪽 방열판에 태양열유입이 가장 큰 임무말 동지로 다시 나눌 수 있다. 반면 식기간이 존재하는 임무초 추분을 저온조건으로 정하였다.

비정상상태의 궤도 열해석은 정상상태에서 계산된 온도를 초기값으로 한 후, 위성 기준의 태양시 0시를 기준으로 위성 온도의 변화가 0.1 °C 이상 변하지 않을 때를 수렴된 정지궤도 1-사이클이라고 가정하였다. 태양시 0시는 태양과 지구사이에 위성이 위치하는 시각이며 지구가 태양과 위성사이에 위치하면 태양시 12시에 해당한다. 24시간 1-사이클의 SINDA 계산을 위한 시간간격은 1초이며 2차 음해법(2nd Order Implicit Method)인 FWDBCK 서브루틴을 사용하였다. 현재 COMS의 전이궤도를 위한 시나리오가 정확하게 결정되지 않은 상태이므로 본 논문에서는 별도의 전이궤도 열해석을 위한 수치모사는 수행하지 않았다.

Table. 5 Input properties for thermal model

Material/parameter	Value		Note
	α_s	ϵ	
Black paint	0.95	0.92	-
Outer MLI	0.87	0.82	Effective emissivity=0.03
Solar cell	0.70	0.86	-
White paint	0.25	0.90	-
Radiator	0.24(EOL)	0.79	$\alpha_s=0.08(BOL)$
Al-6061-T6	$k = 167.9 \text{ W/mK}$ $\rho = 2770 \text{ kg/m}^3$ $c_p = 961.2 \text{ J/kgK}$		
Honeycomb core	$k_{eff} = 3.0 \text{ W/mK}$ $\rho = 380 \text{ kg/m}^3$ $c_p = 800 \text{ J/kgK}$		
Thermal contact Conductance	300 W/m ² K		

5. 정지궤도 수치모사 결과

5.1 임무말 하지

임무말 하지는 북쪽 패널에 대하여 고온조건이 되며 북쪽 패널에 장착된 부품그룹의 온도 프로파일을 Fig. 6에 나타내었다. Table. 2에서 나타낸 바와 같이 부품그룹의 온도는 TCR(Telemetry Command and Ranging)이 최고 58 °C로 가정되어 방열판이 설계되었으나 설계된 방열판을 적용했을 경우 수치모사 결과 최고 23 °C까지만 상승하였다. MODCS의 설계 기준 온도는 15 °C이지만 수치모사 결과는 20 °C이다. 또한 북쪽 패널의 모든 부품그룹간 최대 온도차이는 약 43 °C이지

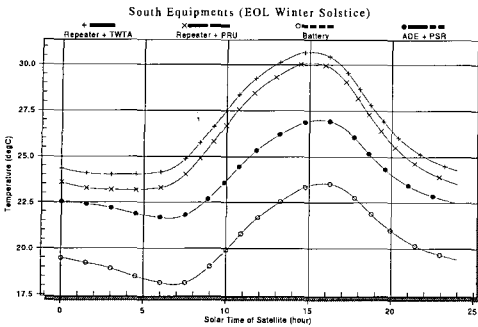


Fig. 7 Temperature profiles of south panel equipments (EOL winter solstice)

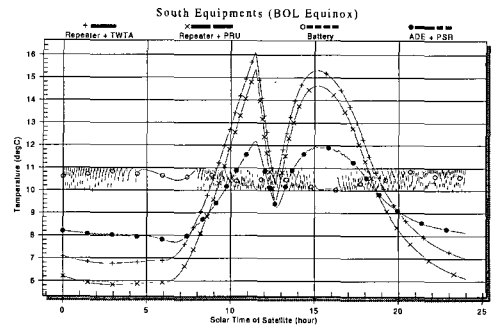


Fig. 8 Temperature profiles of south panel equipments (BOL equinox)

만 수치모사 결과 약 2 °C 정도로 북쪽 패널 전체의 온도가 거의 동일하게 나타났다.

이러한 결과는 해석적 방법이 1차원 정상상태 표면에너지 방정식을 활용하였으므로 3차원 비정상상태의 수치모사 결과와 차이가 있을 수 있다. 즉 1차원 해석은 주변 열환경으로부터 전도 및 복사를 배제한 상태로 완전 열적분리를 가정한 것이지만 3차원은 인접 부품그룹의 발열에 의한 영향 및 위성 내부 복사환경의 영향을 고려하기 때문에 모든 부품그룹에서 온도구배가 그다지 크게 나타나지 않는다. 또한 개념설계 수준에서 유사한 기능의 부품을 하나의 그룹으로 묶어서 등온체로 가정한 본 논문의 결과는 실제 해당 부품 하나하나가 고유의 열용량을 가지고 발열을 하는 상세 열모델의 해석 결과와는 차이가 있을 것이다. 그러나 위성의 개념설계 수준에서는 이러한 접근도 공학적으로 의미 있는 초기 결과를 예측할 수 있다.

COMS의 본체 방열판 설계에 있어서 식 (1)의 1차원의 해석적 방법을 적용한 경우 실제 3차원적인 접근에 비해 큰 크기를 예측하게 될 것이다. 공학적 의미에서 이러한 크기에 대한 여유분은 설계여유분(design margin)이 될 수 있으며 상세설계가 진행됨에 따라 설계여유분을 줄일 수 있다. 결과적으로, 해석적 방법으로부터 계산된 방열판의 크기는 Table. 2에서 제어해야 할 최고 온도 이하로 충분히 유지할 수 있다.

5.2 임무말 동지

임무말 동지는 남쪽 패널에 대하여 고온조건이 되며 남쪽 패널에 장착된 부품그룹의 온도 프로파일을 Fig. 7에 나타내었다. Table. 2에서 부품그룹의 최고 온도는 Repeater +TWTA (Travelling Wave Tube Amplifier)로 약 63 °C인데 반해 수치모사 결과는 최고 31°C이다. 해석적 방법에서 기준으로 한 63 °C는 TWTA 부품의 최고 열제어 온도이지만 수치모사 결과인 31 °C는 모든 TWTA 및 관련 부품의 온도를 하나의 등온체로 가정했을 때의 온도이므로 정확히 비교대상은 될 수 없다. 그러나 고발열의 중계기 부품이 히트파이프 위에 장착됨

을 고려할 때 수치모사 접근방법이 실제 물리적 결과와 큰 차이를 보일 것이라고는 생각되지 않는다. 배터리의 경우 18 °C를 기준으로 설계한 방열판이 수치모사 고온조건에서는 최고 23 °C를 보여주고 있다. 결과적으로, Fig. 7의 수치모사 결과는 해석적 방법으로부터 계산된 남쪽 패널 방열판이 Table. 2에서 제어해야 할 최고 온도 이하로 유지할 만큼 그 크기가 충분하다고 할 수 있다.

5.3 임무초 춘/추분

임무초 춘/추분은 남쪽 및 북쪽 패널에 대하여 저온조건이 되며 남쪽 및 북쪽 패널에 장착된 부품그룹의 온도 프로파일들을 각각 Fig. 8 및 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 8에서 태양시 12시 부근은 식기간으로 부품그룹의 온도가 급격히 떨어졌다가 이 기간을 벗어나면서 온도가 증가하고 있다. 배터리는 저온조건에서 최소 10 °C 이상을 유지해야하기 때문에 히터가 동작하게 되며 히터의 켜지는 온도는 10 °C, 꺼지는 온도를 11 °C로 정하였다. 식 (2)를 사용하여 해석적 방법으로 계산된 배터리의 요구 히터용량 74 W는 임무초 춘/추분에서 배터리의 온도를 10 °C 이상으로 유지할 수 있었다.

해석적 방법을 사용했을 때 Repeater+PRU를 위한 히터용량은 38.9 W로 예측되었지만 수치모사에서는 온도제어를 위한 히터가 동작하지 않고 있다. 고온조건의 경우와 마찬가지로 1차원 정상상태를 가정한 해석적 방법은 주변 열환경을 전혀 고려하지 않은 것이며 실제 3차원적인 열전달을 고려한 수치모사의 결과는 주변 열환경의 영향으로 전체 부품그룹간 온도 구배가 크게 나타나지 않는다. 따라서 Repeater+PRU의 경우 450 W를 소산하는 Repeater+TWTA의 영향으로 최저온도 약 6 °C를 유지하고 있다. 결과적으로, 저온조건일 때 Table 3에서 나타낸 부품의 최소온도 요구조건을 모든 남쪽 패널의 부품그룹이 만족하고 있다.

Fig. 9는 Fig. 6의 경우와 유사하게 북쪽 패널의 모든 부품그룹간 온도구배가 최대 약 1.5 °C 정도로 북쪽 패널 전체적으로 거의 동일한 온도 응답을 나타내고 있다. Fig. 9에서

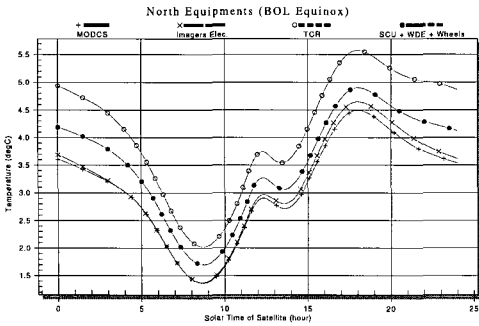


Fig. 9 Temperature profiles of north panel equipments (BOL equinox)

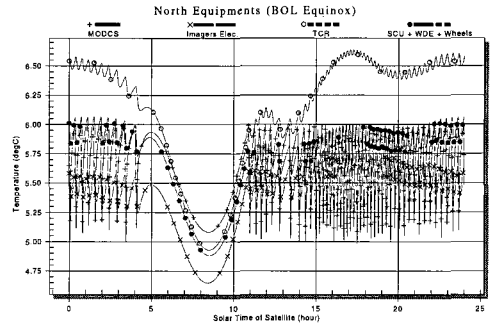


Fig. 10 Temperature profiles of north panel equipments as 108 W MODCS heater is applied

MODCS는 53 W의 히터가 연속적으로 동작하고 있는 상태이지만 최저 유지온도인 5 °C를 유지하지 못하고 있다. 이것은 1차원 해석적 방법을 사용하여 계산된 53 W의 히터용량은 MODCS에 인근한 다른 부품그룹으로의 열전달을 고려하지 못한 결과이기 때문이다. Fig. 10은 MODCS의 히터용량을 108 W로 했을 때 북쪽 패널 부품그룹의 온도 응답을 나타내었으며 MODCS의 온도를 5 °C 이상으로 유지할 수 있었다. 또한 정지궤도에서 요구되어지는 MODCS 히터용량인 108 W는 Table 4와 같이 전이궤도를 위한 MODCS 히터용량인 139 W보다 적기 때문에 설계된 MODCS 히터의 용량을 만족한다. Fig. 10은 Fig. 9에 비하여 MODCS의 히터용량이 증가함에 따라 전체적인 부품그룹의 온도가 상승하였으며 MODCS 히터의 영향을 직접적으로 받은 여타 부품그룹의 온도응답이 MODCS와 유사하게 요동치는 결과도 볼 수 있다.

도를 최저 허용온도 이상으로 유지할 수 있었다.

본 논문에서는 현재까지 통신해양기상위성의 전이궤도를 위한 시나리오가 결정되지 않은 상태이므로 전이궤도 수치모사를 수행하지 못했다. 그러나 전이궤도에서 해석적으로 계산된 히터용량의 평가를 위해 수치모사가 필요할 것이다. 더불어 향후 위성의 상세 열모델 수립 및 해석을 수행하여 위성체 수준의 실험결과와 상관관계를 분석하는 연구도 수행될 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술부가 지원하는 “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업”의 일환으로 수행되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

6. 결론 및 향후 과제

정지궤도 통신해양기상위성 본체 방열판 및 히터 개념설계를 위한 해석적 방법 및 수치적 모사에 관한 연구를 수행하였다. 방열판 크기 및 히터용량 개념설계를 위한 해석적 방법으로 1차원 정상상태의 표면에너지 방정식을 제안하였다. 그 결과 위성본체 방열판의 총 면적은 4.85 m²이며 요구되는 히터용량은 794.77 W로 예측되었다.

SINDA 및 TRASYS 소프트웨어를 사용하여 정지궤도에서 3차원 비정상상태의 수치모사를 수행하고 해석적 방법으로 도출된 설계결과와 비교하고 분석하였다. 주변 열환경과 격리된 1차원 해석의 가정은 인근 부품으로 열전달을 고려하지 못하여 3차원 수치모사의 결과와는 차이가 있었다. 그러나 고온조건에서 해석적 방법으로 계산된 방열판은 요구되는 최고 온도를 넘지 않을 만큼 충분한 크기로 설계되었음을 확인하였다. 또한 저온조건에서 해석적 방법으로부터 도출된 히터용량은 정지궤도에서 남쪽 및 북쪽 패널에 장착된 부품들의 온

참고문헌

- [1] 양근호, 외24인, 2004, “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업(I)”, 연구개발보고서, 한국항공우주연구원, 대전.
- [2] 양근호, 외46인, 2005, “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업(II)”, 연구개발보고서, 한국항공우주연구원, 대전.
- [3] Agrawl, B. N., 1986, *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall Inc., Washinton D. C.
- [4] *SINDA/G User's Guide - Version 2.2*, 2002, Network Analysis Inc.
- [5] *Thermal Radiation Analyzer System (TRASYS) User's Manual*, 1988, Johnson Space Center, NASA.
- [6] 한조영, 2005, *우주비행선 추진공학*, 경문사, 서울.
- [7] Wong, H. W., 1998, *Koreasat3 Critical Design Review Data Package - Thermal Control Subsystem*, Lockheed Martin.