技術論文 DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2s011.39.11.1069

저궤도 위성 광학탑재체의 열해석 모델 검증을 위한 열모델 보정 및 히터 설계

김민재*, 허환일**, 김상호***, 장수영****, 이덕규****, 이승훈****, 최해진****

Thermal Model Correlation and Heater Design Verification for LEO Satellite Optical Payload's Thermal Analysis Model Verification

Min-Jae Kim*, Hwan-il Huh**, Sang-ho Kim***, Su-Young Chang****, Deog-Gyu Lee****, Seung-Hoon Lee**** and Hae-Jin Choi****

ABSTRACT

All of the satellite components must be operated within the permissible temperature range during the mission in orbit. Therefore, thermal design is performed to develop verified thermal model and to secure thermal stability on the ground. In this study, thermal model correlation was performed to satisfy the criteria of correlation using ground thermal vacuum/thermal balance test results of LEO satellite optical payload. We also secured verified thermal model by controlling operating cycle of flight heaters. In addition, it was confirmed that all components are within the permissible temperature range through conducting orbit environment thermal analysis. We also secured thermal stability of the satellite.

초 록

인공위성이 궤도상에서 임무를 수행하는 동안 모든 위성 부품이 허용 온도 범위 내에서 존재하도록 하기 위하여 검증된 열모델을 개발하고, 궤도 열해석을 통하여 열적 안정성을 확보하기 위한 열설계를 수행한다. 본 연구에서는 저궤도 위성 광학탑재체의 열진공/열평형 시험 결과를 이용하여 열해석 모델을 보정하고 flight heater의 작동주기를 맞추어 줌으로써 검증된 열모델을 확보하였다. 또한 위성의 열적 안정성을 확보하기 위하여 보정이 완료된 모델을 이용하여 궤도 열해석을 수행함으로써 모든 부품이 허용온도 범위 내에 존재하는 것을 확인하였다.

Key Words : Satellite Payload(위성 탑재체), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Model Correlation(열모델 보정), Thermal Balance(열평형), Thermal Analysis(열해석)

Ⅰ. 서 론

우주공간에서 임무를 수행하는 인공위성은 급격히 변화하는 우주 열환경에 노출되어 있기 때문에 위성의 모든 시스템이 궤도상에서 원활하게 작동할 수 있도록 열적 안정성을 확보해야 한다. 이를 위하여 궤도상에서 발생 가능한 우주환경을

† 2011년 6월 29일 접수 ~ 2011년 11월 2일 심사완료
* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
** 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 대학로 99
*** 정회원, 한국항공우주산업(주)
**** 정회원, 한국항공우주연구원

모사해 줄 수 있는 열진공/열평형시험을 수행하여 그 결과를 통해 위성 열모델의 보정을 수행함으로써 우주환경에 따라 위성의 온도를 예측할 수 있는 최적의 열모델을 개발하여 열해석을 통한 검증 단계를 거쳐야 한다.

열모델의 최종 검증은 우주환경시험 결과를 이용한 보정을 통해 수행되는데 이를 위해서는 보다 정확하고 신뢰성 있는 열모델이 필요하다. 따라서 열진공/열평형시험을 통하여 탑재체 및 모든 부품들을 온도 한계 범위 내에서 유지시켜 주는 열 제어부의 성능을 검증하고, 보다 정확한 열모델을 이용하여 궤도 열해석 결과를 얻을 수 있도록 열모델의 보정을 위한 데이터를 확보해주어야 한다.[1]

위성의 열평형 시험의 hot thermal balance(태양이 동지점 위치)단계와 cold thermal balance (태양이 하지점 위치)단계를 통해 획득한 데이터를 토대로 각 부품별 발열량과 위성 내/외부의 실제 광학 물성치에 대한 재검증, 그리고 탑재체와 위성 본체간의 열적 연결과 부품-위성 사이의 열적 연결 등에 대한 검증과정을 통하여 위성 열해석 모델의 보정단계를 수행한다.[2] 또한 열진공 시험결과를 이용하여 위성에 사용되는 flight heater의 작동 주기 및 duty cycle을 비교하여 열모델의 heater on/off control을 검증하게 된다. 이 단계는 궤도 운용 조건에 따른 열해석을 수행함에 있어서 사용되는 열모델이 물리적, 열적으로 최대한 실제조건과 유사한 모델을 사용해야만 궤도 열해석 결과의 신뢰성을 얻을 수 있기 때문에 필수적인 과정이라 할 수 있다.

본 연구에서는 열평형시험의 결과를 활용하여 열해석 모델을 보정하고 열진공시험 결과를 토대로 히터의 작동 주기를 수정하여 보정 요구조건에 맞는 최적화된 열모델을 확보하였다. 이를 이용하여 궤도환경 열해석을 수행하여 위성의 시스템이 예상되는 작동온도에서 만족스럽게 동작하는지 증명하고, 궤도 운용 조건에서 히터 사용량의 적절성을 확인하여 위성 열모델의 열적 안정성을 확인하였다.

II. 열해석 모델 보정

2.1 열해석 모델

Figure. 1은 저궤도 위성의 광학탑재체의 지상시험 열해석 모델로서 탑재체 외부에 쉬라우드(열진공 챔버의 열교환 장치) 모델을 씌워 궤도환경에서 받게 되는 열적 환경을 임의로 모사해

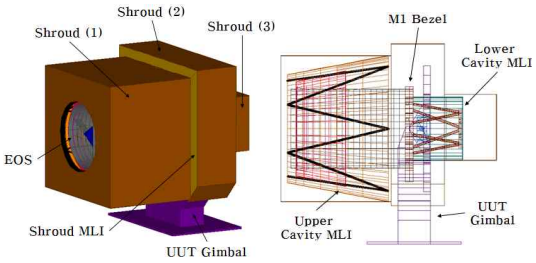

Fig. 1. Geometrical Math Model

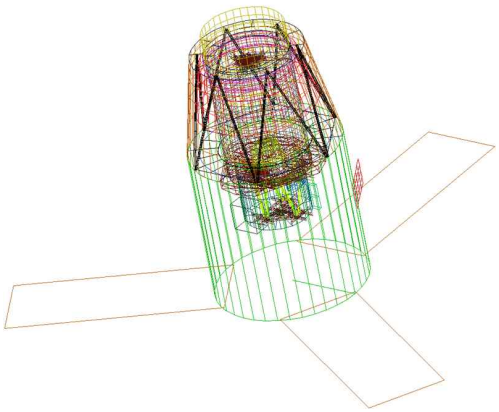

Fig. 2. Orbit environment thermal analysis model

줄 수 있도록 경계 온도조건을 설정하여 복사 열전달을 통해 탑재체와 열교환을 하게 된다. 또한 실제 위성 모델에는 없는 gimbal module이 존재하는데, 이것은 지상에서 열진공 시험을 수행하기 위해 탑재체를 고정시켜주는 장치이며 실제 궤도상에서 운용되는 위성에는 사용되지 않는다.

Figure. 2는 위성의 궤도환경 열해석을 수행하기 위한 열해석 모델로서 지상시험 열모델에서 쉬라우드와 gimbal, adaptor ring이 제외되고, 지상시험에서 포함되지 않은 냉각 유닛과 sunshield 그리고 위성 본체가 포함되어 해석이 수행된다.

위성의 기하학적 수학 모델(Geometrical Math Model)은 AutoCAD 기반의 Thermal desktop S/W를 이용하여 모델링 되었으며 열해석을 수행하기 위한 복사, 전도 및 외부 열 유속의 계산은 Thermal desktop의 RadCAD를 이용하였다. Thermal desktop의 해석기법으로는 몬테카를로 광선추적법(Monte Carlo Ray Tracing)이 적용된다. 몬테카를로 광선추적법은 복잡한 광학이나 복사 열전달 현상을 난수(random number)를 이용하여 확률적으로 접근하는 방법이다. 다수의

광선을 생성하여 반사나 흡수와 같은 물리적 현상을 고려하면서 각각을 추적하고, 전체 광선의 추적결과를 바탕으로 모델링 결과를 도출하게 된다. 몬테카를로 광선 추적 기법은 시스템이 복잡하여 다수의 물체에서 다중 반사를 포함하더라도 반복적인 계산으로 모델링 할 수 있다.[3] 온도 분포 해석은 SINDA/FLUINT를 이용하여 수치 열모델(Thermal Mathematical model)을 입력하여 열해석을 수행하였다. SINDA는 각 노드에 대한 열에너지 평형식을 풀어 열 분포 및 온도 변화를 계산해 낸다.

궤도상에서 실제 운용중인 위성 부품들의 온도를 예측하기 위하여 궤도 환경 열해석을 수행하게 되는데 무엇보다 열해석에 사용되는 열모델이 정확해야만 궤도 열해석 결과를 신뢰할 수 있다. 따라서 열진공/열평형 시험을 수행하고 hot thermal balance와 cold thermal balance 단계의 온도결과 데이터를 기준으로 삼고 열해석 결과를 맞추기 위하여 위성 열모델의 수정과 보완이 이루어지게 된다. 하지만 열모델의 보정을 수행함에 있어서 실제 실험 데이터와 열모델 보정을 통한 예측 결과를 100% 일치시키는 것은 현실적으로 불가능하기 때문에, Table 1과 같이 열진공/열평형 시험을 통하여 측정한 온도와 열해석을 수행하여 획득한 온도를 비교하여, 열평형 시험에서 온도 측정 대상이 되는 모든 부품들 중 ±3℃의 범위를 만족하는 부품이 70% 이상이 되도록 하는 것을 기본으로 하여 열모델 보정을 수행하였다.[4]

2.2 열모델 보정

본 연구의 대상이 되는 위성의 열모델에는 총 4개의 flight heater(Upper cavity heater A & B, lower cavity heater, FPA heater)가 존재한다. 열모델의 보정을 수행함과 동시에 열용량을 조절하면서 히터의 작동주기를 검증하는 과정이 이루어지기 때문에 이러한 과정을 원활하게 수행하기 위하여 열모델에 히터의 종류를 중심으로 하여 3개의 구간으로 나누어 순차적으로 보정을 수행하였다.

Table 1. Correlation criteria

	항목	요구조건
1	$\|\Delta T\|$ 평균	2℃ 이하
2	$\|\Delta T\|$ 표준편차	3℃ 이하
3	$\|\Delta T\| \leq 3$℃ 비율	70% 이상
4	$\|\Delta T\| \geq 10$℃	적절한 설명 필요

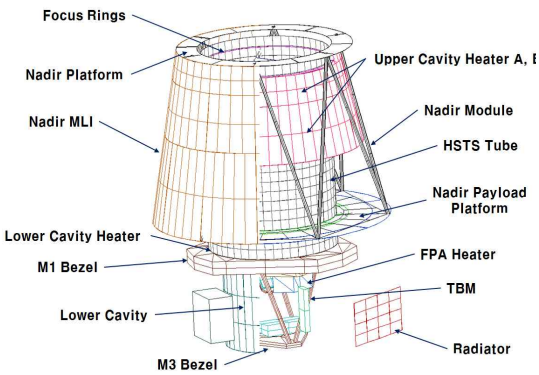

Fig. 3. Thermal Model Configuration

우주공간에는 공기가 없거나 거의 무시할 정도이기 때문에 고체를 통한 전도와 공간상의 복사에 의한 열전달을 고려해 주어야 한다. 또한 위성체의 각 부품별 발열량과 위성 내/외부의 실제 광학 물성치에 대한 재검증을 수행하고 위성의 부품들 사이의 열적 연결 등을 재설정하여 이미 획득한 열평형 시험에서의 온도 값과 대조하는 작업을 수행하게 된다.[2]

위성탑재체 열모델의 부품별 위치와 명칭을 Fig. 3에 나타내었고, Table 2와 같이 보정을 수행하였다. 보정 전 nadir MLI와 일체형으로 연결되어 모델링 되어 있는 upper cavity heater(UC heater)와, M1 bezel과 일체형으로 모델링 되어 있는 lower cavity heater(LC heater)를 각각 따로 분리시켜 노드를 별도로 추가하였다. 그리고 FPA(Focus Plane Array)에서도 FPA 히터와 FPA 보드를 따로 분리 시켜 FPA 보드의 온도를 기준으로 FPA 히터가 작동되도록 수정하였다.

또한 우주환경의 온도조건을 모사해 줄 수 있도록 하기 위해서 Fig. 1의 쉬라우드 (1)에서 앞부분에 원형으로 뚫린 부분을 투명한 aperture cover로 막아주었고, UC heater, LC heater, FPA heater의 순으로 수행하였다.

2.3 열모델 보정 결과

보정된 열모델을 이용해서 열평형 해석을 하기 위해 열평형 시험의 각 단계에 따라 우주 환경을 모사해 줄 수 있는 쉬라우드의 온도를 설정해 주어야 한다. 또한 우주 환경의 궤도상에서 위성의 온도조건을 적절히 모사해 주기 위하여 필요에 따라 일부 부품에 경계 온도조건을 설정해 주어야 한다. 각 부품의 경계온도와 쉬라우드 온도는 단계에 따라 달라지며 그 내용을 Table 3에 나타내었다.

Table 2. Thermal model correlation

Section 1 (UC heater 구간)
Upper cavity heater A, B - UC 히터를 Nadir MLI모델에서 따로 분리시켜 광학물성 처리 - 실제 위치반영하여 위치 변경 - 열용량 조절하여 히터 duty 맞춤
Nadir module - Platforms의 양쪽면 MLI Insulation 처리 - Nadir과 Nadir MLI, HSTS 사이의 빈공간 MLI 처리 - MLI 광학물성, Thermo-Physical 물성 수정
Focus rings - Upper/Lower ring 각각 실제 두께 반영 - HSTS와의 열접촉조건 수정 - 열용량 조절하여 히터 duty 맞춤
HSTS tube - Focus ring과의 열전도도 수정
Aperture stop - 외부면에 MLI 처리
Section 2 (LC heater 구간)
Lower cavity heater - M1 bezel모델에서 따로 분리 - 실제 두께, 위치반영 및 광학물성 처리 - LC 히터 상면 MLI Insulation 처리 - 열용량 조절하여 히터 duty 맞춤
M1 bezel - 열용량 조절하여 LC 히터 duty 맞춤 - 바깥면 MLI Insulation 처리 - MLI 물성 수정
HSTS tube - 외부와 접촉된 부분 MLI Insulation 처리 - 열용량 조절하여 히터 duty 맞춤
Lower cavity - Supporting Structure(S/S) 물성 변경 - M1 bezel과 MLI S/S와의 열출입 모사 - LC 내부부품들 사이의 열접촉조건 추가 - MLI 물성 수정
Section 3 (FPA heater 구간)
FPA mounting plate - 상면 MLI Insulation 적용 - FPA외곽, FPA 히터, FPA 보드를 따로 분리 - 열용량 조절하여 FPA 히터 duty 맞춤 - 신호케이블과의 열전달 모사
Cooling unit - Thermal buffer mass의 상/하단 노드사이의 열전도도와 열용량 수정 - Heat pipes 위치 변경 및 열전도도 수정 - Radiator의 광학물성과 면적 수정

Table 3. Submodel boundary temperature at thermal balance test phase

Components	Cold TB (℃)	Hot TB (℃)
MLI	20	20
FPA	7.5	29.3
Circular plate	6	29
Adaptor ring	7	17
Gimbal	7	17
Shroud 1/2/3	8/25/25	25/25/53

Table 4. Thermal balance analysis results after correlation

항목	Cold TB	Hot TB
$\|\Delta T\|$ 평균	1.24 ℃	1.17 ℃
$\|\Delta T\|$ 표준편차	1.50 ℃	1.31 ℃
$\|\Delta T\| \leq 3$℃ 비율	97.5%	98.8%
$\|\Delta T\| > 3$℃ 개수	2개	1개

인공위성의 열모델 보정의 최종 목표는 예측결과(해석결과)와 시험결과의 차이를 최소화 시켜 열모델 보정의 요구조건(Table 1)에 일치시키는 것이다. 열진공/열평형 시험을 통하여 위성의 열모델 보정을 수행하여 해석한 결과 Table 4과 같은 결과를 얻을 수 있었다. Cold/Hot thermal balance 단계에서 해석결과와 시험결과의 온도차이가 3도 이하인 부품의 비율이 각각 97.5%, 98.8%를 만족하였다. 또한, $|\Delta T|$ 평균, $|\Delta T|$ 표준편차에 대한 보정 요구조건에 대하여 모두 만족하는 결과를 얻을 수 있었으며 온도차이가 10도를 벗어나는 부품은 발생하지 않았다.

III. 히터 설계 검증

열진공 시험 시 flight heater를 작동시켜 히터의 성능을 검증하는 과정을 진행하였다. 궤도환경 열해석에 필요한 검증된 열모델을 확보하기 위해서는 열해석 결과를 열진공/열평형 시험을 통해 획득한 온도 결과와 최대한 맞추어 주는 것이 기본 목표이다. 히터의 성능 검증은 열진공시험에서 normal cold simulation 단계에서 수행되며 열평형 해석과 같이 궤도상의 온도조건을 모사하기 위하여 일부 부품에 경계온도를 설정해 주었다. Normal cold simulation 단계의 부품별 경계 온도조건을 Table 5에 나타내었다.

히터의 작동주기를 맞추기 위해 필요한 변수

Table 5. Submodel boundary temperature at Normal cold simulation phase

Components	Normal cold simulation (℃)
MLI	20
Adaptor ring	0
Nadir upper ring	6
Paylod platform	-3
Shroud 1/2/3	-100/-100/-100

는 열용량이다. 다음 식은 열해석에 쓰이는 SINDA/FLUINT에서 일반적으로 사용되는 열에너지 평형식을 나타낸다.[5]

$$(mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^{N} G_{i,j}^{L}(T_j - T_i) + \sum_{j=1}^{N} G_{i,j}^{R}(T_j^4 - T_i^4) + \dot{Q}_{i,env} + \dot{Q}_{i,int} \quad (1)$$

여기서,

$(mC_p)_i$: thermal capacity of node i

T_i, T_j : temperatures of node i (or j)

G_{ij}^{L} : linear conductor between nodes i and j = k A/L

G_{ij}^{R} : radiation conductor between nodes I and j = Ai F_{ij}

$\dot{Q}_{i,env}$: absorbed environmental heating

$\dot{Q}_{i,int}$: internally generated heat

식 (1)을 보면 특히 시간에 따른 온도 변화율은 질량과 비열 즉, 열용량에 영향을 받는다는 따라서 각 히터에 사용되는 재질의 열용량(비열, 밀도)을 변경해 주면서 히터의 작동주기를 조절해 주었다. 특히, UC heaters의 경우 히터의 작동에 가장 밀접하게 영향을 주는 것은 2개의 focus ring과 HSTS tube와의 열접촉 조건, 그리고 aperture stop과 HSTS tube와의 열접촉 조건이다. 따라서 UC heaters의 작동 주기와 시간에 따른 온도 변화를 지상 시험결과와 맞추기 위해서는 이들의 열적관계에 대한 정확한 수정을 해주어야 한다. 각 히터들의 시간에 따른 온도변화와 각 히터의 작동상태를 Fig. 4~7에 도시하였다.

그래프에서 실선은 지상시험 측정값을, 점선은 열해석 결과값을 의미한다. Fig. 4는 HSTS tube와 focus ring의 해석 결과를 보여준다. 2개의 focus ring은 HSTS tube에 접촉되어 있기 때문에 HSTS tube가 열을 흡수하여 온도가 상승하게 되면 focus ring의 온도가 상승하고 그에 따라 UC heater의 on/off 제어가 이루어진다. 따라서

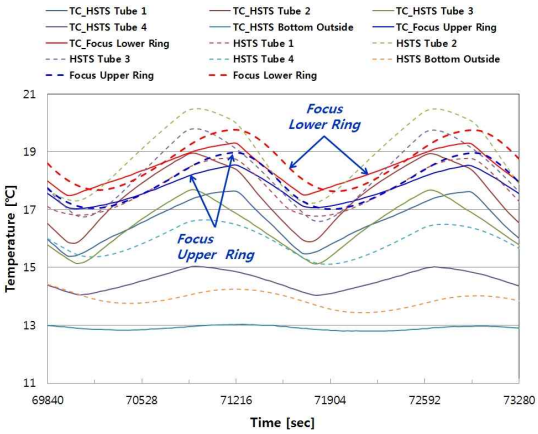

Fig. 4 Temperature change of HSTS tube and focus rings

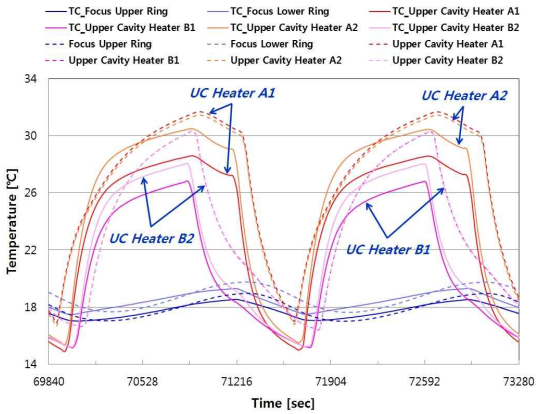

Fig. 5. On/Off control of upper cavity heaters by temperature change of focus rings

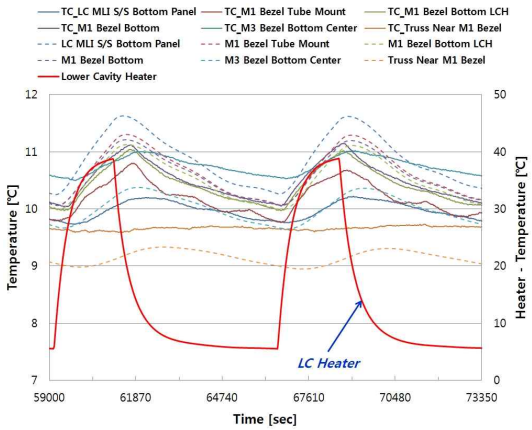

Fig. 6. On/Off control of lower cavity heater by temperature change of M1 bezel

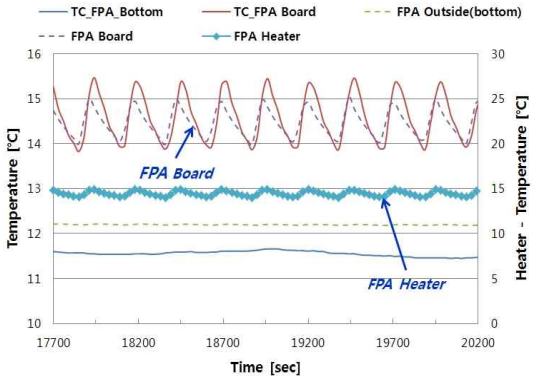

Fig. 7. On/Off control of FPA heater and hemperature change of FPA board

Table 6. Operating time and duty cycle comparison of flight heaters

Heater	주기, On/Total (sec)		Duty (%)	
	실험	해석	실험	해석
UC A	1230/1720	1320/1750	71.5	75.4
UC B	835/1720	800/1750	48.5	45.7
LC	2030/7165	2100/7400	28.3	28.4
FPA	70/250	70/250	28.0	28.0

HSTS tube와 focus ring을 열적으로 연결시켜 열전달을 모사해 주었다. Fig. 5, 6은 각각 UC heaters와 LC heater의 작동주기를 나타내며 해석 시 UC heater는 focus ring의 온도가 17.5 ℃에서 히터가 작동되고, 18.5℃에서 히터가 작동을 멈추도록 설정되어 있다. 그리고 LC heater는 M1 bezel의 온도 변화에 의하여 10℃/11℃에서 히터의 on/off가 결정된다. UC heaters와 LC heater의 해석결과 그래프를 통하여 히터는 작동 제어로직에 따라 정확히 작동한 것을 알 수 있다. 시간에 따른 온도변화곡선을 보면 해석결과는 지상시험결과와 비교하여 최고온도와 최소온도가 약 1~2℃ 정도의 차이가 존재하지만 온도 변위에 있어서 차이는 미미하며, 히터의 작동주기와 duty cycle도 상당히 유사하게 맞출 수 있었다.

FPA heater의 해석결과를 보면 duty cycle은 시험결과와 정확히 일치시킬 수 있었다. FPA는 하나의 노드로 모델링 되어있던 상태에서 CCD와 electronics, heater와 board를 따로 분리하여 모델링 하였다. 그리고 이들 사이를 열적으로 연결시켜 주었으며 FPA 히터는 FPA 보드를 기준으로 on/off 제어가 되도록 수정함으로써 주기를 맞출 수 있었다. 그 결과를 Fig. 7에 도시하였고, Table 6에 각 히터의 작동주기와 duty cycle의 정량적 결과를 나타내었다.

Ⅳ. 궤도환경 열해석

4.1 궤도 운용조건

보정과정을 거친 열해석 모델을 이용하여 궤도환경에 대한 열해석을 수행하였다. 본 연구의 대상인 지구 저궤도 관측 위성의 임무를 수행하는 궤도의 운용조건은 Fig. 8에 나타내었다. 전체 5구간으로 나누어 A, C, E구간에서는 anti sun mode로 기동하면서 태양광으로부터 전력 에너지를 충전하는 시기이며, B구간은 광학카메라를 이용하여 지구를 관측하는 imaging mode로 실제적인 임무를 수행하는 단계로 볼 수 있다. D구간은 인공위성이 식 기간에 들어간 때를 말하며 이때 열을 빼앗기는 것을 방지하기 위해 nadir pointing mode로 탑재체가 지구를 지향하게 된다. 식 기간이 지나면 다시 충전을 위해 anti-sun mode 기동을 하며 이 과정을 반복하며 임무를 수행하게 된다.[7]

궤도환경 조건은 대표적으로 위성이 태양과 가장 가까워지는 동지기간으로 hot case imaging, 가장 거리가 먼 하지기간으로 cold case imaging 그리고 위성이 항상 태양을 지향하는 상태로서 식 기간에서 최악의 조건을 모사하는 safe hold case의 조건에서 해석을 수행하였다.

4.2 궤도 열해석

위성에 사용되는 히터의 설계 용량을 Table 7에 나타내었고, 열적 안정성을 확보하기 위해서는 사용되는 히터의 duty cycle이 항상 85%가 넘지 않으며 주요 부품이 허용온도 범위 내에서

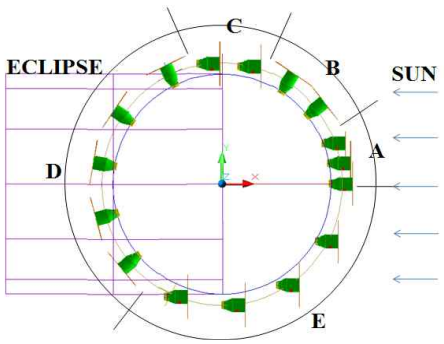

Fig. 8. Orbit operating condition[6]

Table 7. Installed heater power

Installed Heater Power			
UCH A	UCH B	LCH	FPA
60 W	100 W	15 W	61.7 W

Table 8. Heater operating status

Heater	Average Power / Duty Cycle [W/%]		
	Hot Case	Cold Case	Safe Hold
UCH A	38.4/64.0	50.1/83.5	49.2/82.0
UCH B	35.5/35.5	64.5/64.5	47.0/47.0
LCH	0/0	0/0	10.0/66.7
FPA	7.5/17.2	31.9/51.7	44.1/71.5
Total Power	81.4 W	146.5 W	150.3 W

존재하는 것을 요구조건으로 하여 궤도해석을 수행하였다. 궤도환경 열해석 결과 궤도 조건에 따라 사용된 전력 사용량과 duty cycle을 Table 8에 나타내었다.

궤도 열해석에 사용되는 열모델에는 지상시험 시 포함되지 않았던 냉각 유닛, sunshield 그리고 위성 본체를 포함 시키고, 궤도상에서 운용되는 위성에 포함되지 않는 쉬라우드, adaptor ring, gimbal은 제외시켰으며 온도 데이터의 추출은 궤도해석 시 위성의 부품들이 초기 단계에서 안정적인 온도조건을 보일 때까지 주기회전을 시킨 후의 결과를 최종 결과로 선택하여 분석하였다.

해석 결과 모든 히터의 duty cycle은 85% 이하로 작동 요구조건을 만족하는 것을 확인할 수 있었다. 여기서 LC heater는 lower cavity를 쌓고 있는 MLI의 단열 성능이 우수하여 내부의 M1 bezel과 truss, 그리고 M3 bezel의 온도 변화가 없으며 히터 또한 작동 되지 않았다. 또한 위성이 항상 태양을 지향하는 safe hold case는 최악의 경우로서 식 기간에 들어가게 되면 Hot/Cold case와 반대로 지구를 지향하지 않게 되므로 많은 열을 빼앗기게 된다.

따라서 safe hold case의 경우 히터의 duty cycle이 열적 신뢰성을 판단하는데 가장 큰 지표라고 할 수 있다. 이에 따라 Table 8의 safe hold case의 해석 결과를 보면 모든 히터가 85% 이하로 사용되며 식 기간에서 상당량의 열을 빼앗기기 때문에 LC heater와 FPA heater의 사용량이 크게 증가한 것을 확인할 수 있다.

위성의 임무수행에 따라 hot case 조건에서 주요 부품의 온도변화와 히터의 작동상태를 각각 Fig. 9~11에 도시하였다. HSTS tube, focus rings의 온도변화에 의한 UC heater A & B, M1 bezel(점선)에 의한 LC heater 그리고 FPA

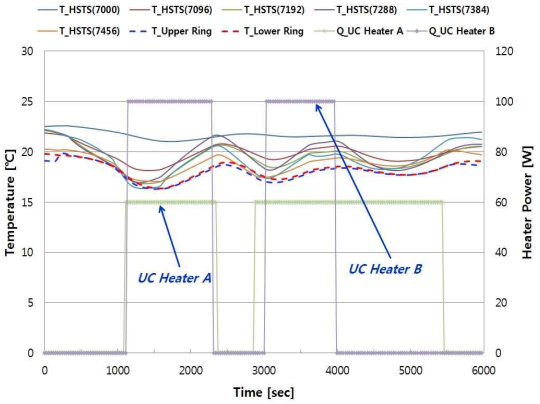

Fig. 9. On/Off control of upper cavity heaters on the Hot case - Imaging

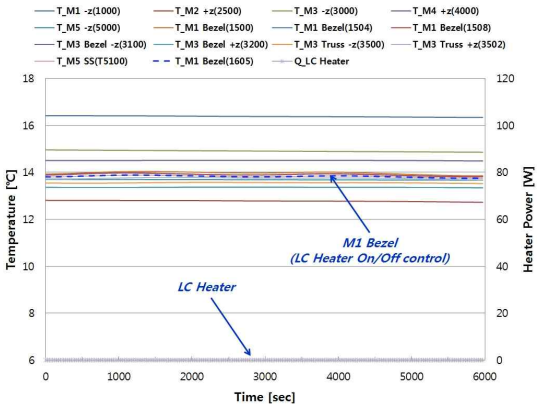

Fig. 10. On/Off control of lower cavity heater on the Hot case - Imaging

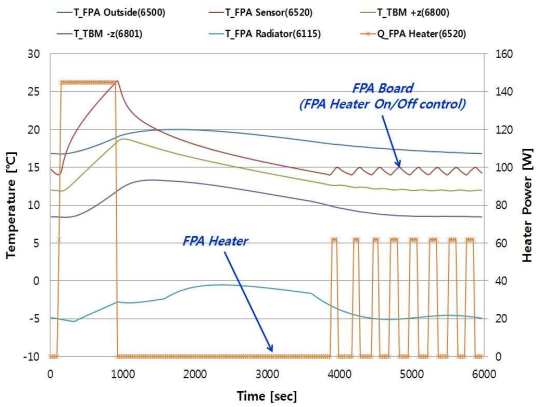

Fig. 11. On/Off control of FPA heater on the Hot case - Imaging

Table 9. Temperature range of components on the Cold/Hot case whole orbit

Component	Min. [℃]	Min./Max. [℃]		Max. [℃]
		Cold	Hot	
HSTS Tube	-10	14.8/21.0	16.2/22.7	40
UCH A	-10	16.1/33.5	16.4/33.1	80
UCH B	-10	16.7/31.2	17.4/31.7	80
LCH	-10	11.3/11.5	25.7/25.8	40
TBM	0	6.7/16.9	8.4/18.7	30
FPA Board	5	14.0/25.0	14.0/26.4	30
FPA Outside	5	14.3/17.0	16.8/20.0	30
Mirror 1~5	-10	12.7/16.4	19.7/19.9	50

board에 의한 FPA heater의 각 작동상태를 확인할 수 있었으며 이를 통하여 위성의 주요부품이 궤도상에서 허용온도 범위 내에서 작동 하는 것을 확인할 수 있었다. Table 9를 통해 궤도상에서 운용 중인 위성이 지구를 한 바퀴 돌면서 주요 부품의 온도 변화와 히터의 작동 상태를 확인할 수 있다.

Ⅲ. 결 론

본 연구에서는 검증된 열모델을 확보하기 위하여 지상 열진공/열평형시험을 수행하여 측정한 온도결과를 이용하여 열해석 모델을 보정하고, 히터의 작동주기를 맞춰주기 위한 열해석을 수행하였다.

위성 열모델의 보정은 열평형 시험결과와 열해석 결과의 온도차이와 온도변화 경향을 파악한 후 주요 부품의 열접촉 조건, 열전도도, optical properties, thermo-physical properties 등을 수정하는 과정을 반복함으로써 시험결과와 해석결과의 차이를 줄일 수 있었다. 또한, 위성에 사용되는 4가지의 flight heater의 열용량을 수정하여 히터의 작동 주기를 시험결과와 맞춰 주었으며 그 결과 보정 요구조건을 만족시킬 수 있었다. 또한 보정과정을 거친 모델을 이용하여 궤도환경 열해석을 수행하여 모든 부품이 허용 온도 범위 내에서 작동하고, 위성이 궤도상에서 임무를 수행함에 있어 필요한 히터의 사용량이 충분하다는 결과를 확인 하였다.

본 연구를 통하여 검증된 열모델을 확보할 수 있었으며 검증된 열모델을 이용하여 궤도 환경 열해석을 수행함으로써 열적 안정성을 확인 할 수 있었다. 본 연구 결과를 통하여 차후에 개발되는 인공위성 개발에 있어 광학탑재체 및 본체의 온도 영향을 분석하는 열설계의 참고자료가 되어 위성 개발의 대한 신뢰성을 확보 할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 다목적실용위성3호 시스템 종합개발사업의 “다목적실용위성3호 전자광학카메라 및 전장품 열진공하 온도영향 분석(2010~2011)” 위탁연구과제의 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) David G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook", Vol 1. Second Edition, 2002, pp746.

2) 이장준, 김희경, 현범석, 최준민, “열진공 시험 결과를 활용한 위성 열해석 모델의 correlation 효과”, 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2006. 11, pp.672~675.

3) 이현진, 김종규, 이상남, 강용혁, “몬테카를로 광선추적법을 이용한 태양로의 열유속 해석”, 대한기계학회논문집 B권, 제35권 제10호, 2011, pp. 989~996.

4) 이장준, 김희경, 현범석, “저궤도 인공위성 열-구조 모델 열진공시험 결과를 활용한 열모델 보정”, 한국항공우주학회지, 제37권, 제9호, 2009, pp.916-927.

5) 이성택, 이상희, 최영종, 류정호, “다목적 실용위성 자세제어용 추력기 개발”, 한국추진공학회지, 제1권 2호, 1997, pp.67-73.

6) 이종률, 허환일, 김상호, 장수영, 이덕규, 이응식, 이승훈, 최해진, “저궤도 위성의 열진공시험을 위한 예비 열해석”, 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2009. 4, pp.742~745.

7) 이종률, 허환일, 김상호, 장수영, 이덕규, 이승훈, 최해진, “저궤도위성 광학탑재체의 지상 열진공 시험을 위한 예비 열해석”, 한국항공우주학회지, 제39권 제5호 2011, pp.466~473.