技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.5.466

저궤도위성 광학탑재체의 지상 열진공 시험을 위한 예비 열해석

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

Preliminary Thermal Analysis for LEO Satellite Optical Payload's Thermal Vacuum Test

Jonglyul Lee*, Hwanil Huh**, Sangho Kim***, Su-Young Chang****, Deog-Gyu Lee****, Seung-Hoon Lee**** and Hae-Jin Choi****

ABSTRACT

The purpose of satellite thermal control design is to maintain all the elements of a spacecraft system within their temperature limits for all mission phases. The thermal analysis model for Low Earth Orbit satellite payload level simulation is established by considering thermal vacuum test environment condition, thermal vacuum chamber configuration, and satellite's payload inner thermal environment. The established thermal analysis model is used to determine thermal vacuum test conditions and test case requirements.

초 록

인공위성의 열제어는 인공위성이 운용궤도상에서 겪는 고진공, 극한의 온도변화 환경에서 위성 구성품의 온도변화를 허용한계 온도 범위 내에서 유지하는데 목적이 있다. 본 연구에서는 저궤도 관측위성(LEO)의 광학탑재체에 대한 열해석 과정으로 열진공 시험 조건, 열진공 챔버의 형상, 위성 탑재체 내부의 열적 환경을 고려하여 열해석 모델을 구성하고 궤도 조건에 따른 열해석을 수행하였다. 또한 광학탑재체의 지상 열진공 시험 조건에 따른 열해석 수행하여 열진공 시험을 위한 시험조건을 정립하였다.

Key Words : Low Earth Orbit(저궤도 위성), Thermal Analysis(열해석), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Satellite Payload(위성 탑재체)

1. 서 론

극심한 온도변화를 겪는 우주공간에서 인공위성이 임무를 수행하도록 하기 위해서는 위성체의 모든 구성품들이 허용한계 온도범위 내에서 유지될 수 있도록 열적 안정성을 확보해야 한다. 구

성품들의 열적 상관관계 및 궤도상의 열원들과의 호 복사도 중요하지만 관측위성의 경우 주 임무를 수행하기 위한 위성 탑재카메라의 열적 안정성이 무엇보다 중요하다. 탑재체를 구성하는 구조체 및 카메라 구성품들은 열악한 우주환경에서 최소한의 오차범위 안에 열변형이 없는 상태로 기동하여야 하는 한계를 가진다. 이런 온도 요구조건을 맞춰주기 위해 열해석 프로그램을 이용하여 위성체가 우주에서 겪게되는 환경을 예측해보고 열진공/열평형시험을 통해 우주환경을 모사해주어 위성체의 열적 안정성을 검증할 수 있는 연구가 활발히 진행되고 있다.^(1,2,3) 실제 위성의 운용상태에 따른 구성품들의 온도 범위를

† 2010년 10월 6일 접수 ~ 2011년 4월 22일 심사완료

* 정회원, (주)한화

** 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 대학로 79

*** 정회원, 한국항공우주산업(주)

**** 정회원, 한국항공우주연구원

예측하고 히터 및 Radiator의 최적설계를 위해 열설계를 하게 된다. 열설계는 궤도상의 환경과 물리적 접촉조건을 고려한 열모델을 이용하여 열해석을 통하여 수행되는데, 열해석 과정에서 실제 위성이 임무를 수행하는 우주환경에서 열적 조건에 영향을 주는 많은 변수를 반영하는 것이 어렵기 때문에 최악의 상황(worst case)을 가정하여 해석을 수행하게 된다. 또한, 열모델의 정확도를 높이기 위해서 열진공/열평형시험을 수행하게 된다. 열구조 모델의 열평형 시험은 지상에서 진공과 극심한 우주의 열환경을 모사하여 열설계와 열해석 모델을 검증하기 위한 Hot/Cold 평형 단계의 온도를 획득하기 위한 것이다.⁽⁴⁾ 열진공/열평형시험을 통해 열해석 결과와 비교분석 함으로써 열모델 보정을 수행하게 되고, 열설계 방법에 대한 검증을 거쳐 최종적으로 인공위성의 궤도환경에 따른 열해석 결과를 얻게 된다.

열진공 시험시 하나의 탐재품에 대해 열환경 시험 요구조건에 정의된 온도 사이클 횟수만큼 고온과 저온의 온도조건을 전이하며 반복 수행하는데 전체 시험시간은 1주일 정도가 소요되며, 이에 따른 인건비, 전기료, 냉각수용 상수도비 및 시험장비의 감가상각비와 같은 부수적인 비용이 발생하게 된다.⁽⁵⁾ 따라서 열진공 시험을 효율적으로 수행하기 위하여 예비 열해석을 수행함으로써 열진공 시험 주기에 따른 적절한 환경을 설정해 주어야 한다.

본 연구에서는 열진공시험 주기에 따른 열해석을 통해 실제 지상 열진공시험에서 각 시험 단계별 Shroud의 온도조건을 찾기 위한 열해석을 수행하였다. 먼저 인공위성 광학탐재체의 열해석 모델과 접촉 요구조건을 분석하여 단순화된 열해석 모델을 개발하고, 탐재체가 궤도조건에서 겪게 되는 열적 환경을 분석하여 위성카메라를 탑재한 저궤도 관측 위성의 임무 및 궤도에 따른 열해석을 수행하였다. 그리고 열설계 검증을 위해 지상 열진공시험 온도조건을 찾기 위한 열해석을 수행하였다. 열진공시험은 위성 개발에 필수적인 검증시험으로서 궤도에서의 Hot, Cold case에 대한 시험을 진행하며 각각의 case에 대해서 위성체가 적절한 온도범위 내에서 작동하는지 확인할 수 있었다.

II. 본 론

2.1 위성 열모델

저궤도 위성의 광학탐재체 열해석 모델은 궤도해석을 위한 궤도해석모델과 지상 열진공시험

(a) 궤도 해석용 광학 탐재체 열해석 모델

(b) 지상 열진공시험 열해석 모델

Fig. 1. 열진공시험 해석 모델

해석을 위한 지상 열진공시험모델로 구분 할 수 있다.

Figure 1 (a) 모델이 궤도 해석을 위한 실제 위성에 탑재되는 탐재체 열해석 모델이며, 이 해석 모델을 통해 위성의 임무궤도환경에서의 열해석을 수행하게 된다. Fig. 1 (b)해석 모델은 열진공 시험의 열해석을 위한 궤도 해석용 광학 탐재체 열모델 (a)에 지상열진공 시험을 위한 지지대인 Gimbal과 우주 열환경을 모사해줄 수 있는 Shroud Module의 열모델을 추가하여 개발하였다. 두 해석 모델을 통해 궤도 해석과 지상 열진공시험 조건을 파악하기 위한 열해석을 수행하였다.

열해석에는 범용 열해석 프로그램인 Thermal Desktop의 RadCAD와 온도 분포 해석을 위한 열해석 프로그램인 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)를 사용하였다. Thermal Desktop의 RadCAD는 복사열을 계산하기 위해서 사용되며, SINDA는 각 노드에 대한 열에너지 평형식을 풀어 열 분포 및 온도 변화를 계산해 낸다. 다음 식은 SINDA에서 일반적으로 사용되는 열에너지 평형식으로 위성 탐재체의 열해석시 사용되었다.⁽⁶⁾

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

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
 $j = Ai F_{ij}$

k : thermal conductivity

A : cross sectional area through which heat flows

L : length of conductor

σ : Stefan-Boltzmann constant

A_i : surface area

ε : emissivity of the surface

F_{ij} : view factor between nodes

$Q_{i,env}$: absorbed environmental heating

$Q_{i,int}$: internally generated heat

열모델은 위성 형상정보를 이용하여 복사연성계수를 계산하는 기하 열모델(GMM: Geometric Mathematical Model)과 기하 열모델에서 해석된 복사연성계수를 이용하여 최종적으로 온도분포를 해석하는 수치 열모델(TMM : Thermal Mathematical Model)로 구분된다. 이 두 가지 해석 틀은 우주비행체 각 부품을 노드(node)로 나누어 모델링하여 열전달 지배방정식을 간단한 형태로 만든 후 유한차분법(FDM)을 이용한 수치해석 프로그램으로서, 이 방법은 계산이 간단하면서 노드(node)의 크기가 작을수록 해석해와 잘 일치해 열해석 연구에 널리 쓰이고 있다.^(7,8)

2.2 궤도조건 분석

해석에 사용된 위성의 임무는 저궤도에서 지구를 관측하는 것으로 공전주기는 5907.55 sec이다. 지구 궤도는 이심률 0.0167을 갖는 타원이며 연간 $\pm 1.67\%$ 의 태양과의 거리 변화가 있다. 이에

Fig. 2. Orbit operating condition

Table 1. Orbit data of Hot/Cold Case

	Hot case	Cold case
Albedo	0.35	0.30
Solar Radiation	1420 W/m ²	1287 W/m ²

따라 우주 환경의 가장 큰 열원인 태양복사량도 $\pm 3.5\%$ 의 차이가 나게 되며, 태양복사량이 최대일 때인 동지(冬至)를 Hot case, 최소일 때인 하지(夏至)를 Cold case로 정의하였다.

Figure 2는 궤도 운용 조건을 나타내는 것으로써 해석 인공위성의 궤도 운용 조건을 보면 A, C, E 구간에서는 Anti-sun mode로 임무기동 외에 전력을 생산하기 위해 태양광 발전을 위한 구간이며, B구간은 Imaging mode로써 관측임무를 수행하는 구간이다. D구간은 Eclipse mode로식 기간 중에 탑재체 내부 부품들은 심우주(Deep Space)와의 열전달을 통해 열을 빼앗길 수 있다. 따라서 이런 열방출을 막기 위해 탑재체가 지구를 바라보는 자세를 취한다.⁽¹⁾

대표적인 궤도 조건으로 위성이 태양과 가장 가까워지는 동지기간(Hot case)과 가장 거리가 먼 하지기간(Cold case)으로 나눌 수 있으며 두 기간에서의 태양상수를 Table 1에 정리하였다.

2.3 궤도 환경에 따른 위성체 열해석

정상조건인 Hot case, Cold case의 궤도 환경에 따른 온도조건을 살펴보았다. 구성품들이 초기 온도값에서 안정적인 온도조건을 보일 때까지 주기회전을 시킨 후의 결과이며 궤도해석 결과는 열해석 결과값에 기준 값으로써 지상 열진공시험 열해석 조건을 찾는데 사용하였다.

위성의 공전주기 동안 궤도에 따라 달라지는 복사 에너지량 및 임무기동에 따른 위성의 자세 변화에 의해 두 궤도 조건에서 수행한 열해석 결과는 확연한 차이를 보였다. 하지만 각 Case에서의 해석 결과 모든 구성품이 각각에 허용 온도 범위 내에서 동작하였으며, 히터 제어 로직에 따라 히터가 동작하는 결과를 확인하였다.

구성품 중 HSTS의 열해석 결과를 Fig. 3에 나타내었고, HSTS 허용온도 범위와 해석결과를 통해 얻은 Case 별 최소온도 및 최대온도를 Table 2에 정리하였다.

Table 2. 궤도 조건에 따른 HSTS 온도변화[℃]

HSTS	허용온도범위	최소온도	최대온도
Hot	-10~40	16.2	27.3
Cold	-10~40	10.6	21.0

Fig. 3. Hot, Cold case 온도 해석 결과⁽⁹⁾

2.4 열진공시험 조건 분석

열진공시험의 목적은 위성체에 주어지는 극한 온도와 진공상태에서 위성체와 열제어 서브시스템, 그리고 다른 서브시스템들(히터, 루버, 열과이프 등)의 동작 및 설계 성능 등을 확인하는 것이다.⁽¹⁰⁾ 이러한 과정 중에 설치된 부품과 서브시스템이 온도한계 내에서 위성이 열 환경을 유지하도록 하는 열 제어시스템의 능력을 알고, 열진공시험 결과를 이용함으로써 열해석 모델을 보정

하여 모델의 검증하기 위한 열 균형 시험이 진행된다. 신뢰성이 있는 검증된 열모델을 이용해야만 환경 열해석 결과 믿을 수 있기 때문에 열진공/열평형 시험시 우주환경을 모사하는 Shroud의 적절한 경계온도조건을 설정해 주는 것이 무엇보다 중요하다. 이와 함께 열진공 시험을 수행하기 위해 걸리는 시간을 대략 예상할 수 있다.

본 열해석 모델의 열진공 시험은 저온환경 시험을 먼저 수행한 후 고온부로 온도를 높여 고온부 특성을 살펴 볼 예정이다. 열진공시험에 사용될 진공챔버는 진공환경만을 모사해줄 수 있고, 열적 환경을 모사해 줄 수는 없다. 따라서 탑재체 주변에 열교환장치인 Shroud를 씌워 탑재체가 궤도환경에서 받을 수 있는 열적 환경을 모사해 주어야 한다. 그러므로 열진공시험을 시작하기 앞서 주기에 따른 열해석을 수행하여 각 단계에 필요한 Shroud의 온도를 찾는 과정이 필요로 하기 위하여 열해석을 통하여 Phase에 따라 열진공시험 시간을 예측할 수 있다.

열진공시험은 Fig. 4의 주기로 진행되며, 열주기 환경시험이 시작되는 저온부 실험인 Phase B (Transition to cold)에서부터 시작하여 열모델 보정을 위한 Cold & Hot thermal balance 단계를 수행하며, 모든 히터를 작동시켜 히터용량을 검증하기 위한 Normal Cold Simulation 단계로 수행된다.

2.5 열진공시험 주기 분석 및 해석

2.5.1 Transition to Cold 단계

가장 먼저 수행되는 단계는 대기압에서 진공상태로 챔버의 진공도를 원하는 환경까지 내려주는 단계이며 그 다음 실질적으로 열진공시험이 실시되는데 Phase B는 Transition to cold 단계로

EOS TBT Timeline							
Phase	A	B	C	D	E	F	G
	Chamber Evacuation & Fill Cold Wall	Transition to Cold	Cold Thermal Balance	Normal Cold Simulation	Transition to Hot	Hot Thermal Balance	Back to Ambient
Expected Duration							
Temperature							
Simulated Environment	N/A	N/A	Safe Hold	Normal Cold - Flight Heater On	N/A	Normal Hot	N/A
Local Shroud Control	N/A	Enable	Enable	Enable	Enable	Enable	N/A
Flight Heater	N/A	Enable (Primary/Red)	Enable (Primary)	Enable (Primary)	Enable (Primary)	Enable (Primary)	N/A
Heater Set-Points	N/A	Normal => Survival	Survival	Normal	Normal	Normal	N/A

Fig. 4. Thermal Vacuum Test Timeline

Table 3. Heater On/Off control Setpoints on the Transition to Cold

Heater Setpoints (on / off)	Cold case [°C]	Safe Hold case [°C]
Heater A (UCH A)	17.5/18.5	4.0/5.0
Heater B (UCH B)	17.5/18.5	4.0/5.0
Heater C (LCH)	10.0/11.0	4.0/5.0

Table 4. Boundary temperature of Shroud on the Transition to Cold

	Shroud 1	Shroud 2	Shroud 3	챔버
Temp. [°C]	-100	-5	-5	20

Table 5. Thermal Balance Temperature of the Transition to Cold

Component	케도환경 평균온도[°C]	열해석 온도 [°C]
HSTS	1.01 ~ 4.88	0.87 ~ 5.03
Heater A	4.41	4.67
Heater B	4.52	4.67
Lower Cavity	1.30 ~ 3.81	4.44 ~ 4.85
Mirror 1	1.92	7.93
Mirror 2	0.60	8.51
Mirror 3	0.20	7.53
Mirror 4	1.68	4.30
Mirror 5	1.05	4.16

저온부의 환경을 모사하여 모든 히터의 작동성을 검증할 수 있도록 온도를 하강시키고, 이와 함께 Cold case에서 위성 각 부품의 열적 평형온도를 측정하기 위하여 환경을 만들어주는 과정이다.

Hot, Cold case 히터 제어 조건과 Safe Hold case의 히터 제어조건은 Table 3과 같이 각각의 환경에 따라 다르다. Safe Hold case의 경우는 위성이 항상 태양을 지향하는 상태로 식 기간에서 최악의 조건이 된다. 그에 따라 위성의 부품들이 적절히 작동하도록 하기 위해서는 히터 제어조건이 다르게 된다.

구성품들의 온도를 내리는 과정에서 Cold case 히터제어 조건과 최악조건인 Safe Hold case 히터 제어 조건에 맞게 히터가 정상 작동하는지에 대한 시험을 진행할 예정이며 최종적 온도 환경은 Safe Hold case의 평균온도조건을 모사할 수 있도록 하기 위해 Shroud 온도조건을 찾아 주었다. 먼저 Shroud의 온도제어를 통해 획득 가능한 최저온도를 확인하기 위하여 히터를 작동

Fig. 5. Cold Case Simulation 해석 결과

Fig. 6. Safe Hold Case Simulation 해석 결과

시키지 않고 열해석을 수행하였다. 그리고 히터의 작동을 점검하기 위하여 최저온도보다 낮은 온도를 찾기 위한 열해석을 수행한 후 최종적으로 Safe Hold의 케도환경 평균온도와 유사한 부품들의 온도분포를 얻기 위한 Shroud의 온도 찾을 수 있었으며 그 결과를 Table 4, 5에 나타내었다. 그리고 Transition to cold 단계의 해석 결과 중 HSTS Tube에 대한 해석결과를 Fig. 5와 6에 도시하였다. HSTS Tube는 내부에 설치된 부품 중 가장 정밀성을 요구하는 5개의 mirror를 보호하고 열적 안정성을 유지시켜주기 역할을 수행하며, 이 부분에 사용되는 Heater A, B는 다른 히터와 다르게 복사의 방식으로 열을 방출시켜 준다. 해석결과 Fig. 5에서 볼 수 있듯이 히터들의 가동이 제어온도 범위에서 정상작동하고 있음을 알 수 있다. 또한 Fig 6과 같이 최악의 환경을 모사하는 Safe Hold 운용모드에서 히터가 정상작동을 하는 것을 확인함으로써 히터용량 설정에 문제가 없는 것을 예상할 수 있다.

해석 결과 Cold case와 Safe Hold case에서의 히터의 가동이 제어온도 범위에서 정상 작동하는 결과를 알 수 있고 각 구성품의 온도가 허용 온도 범위 내에서 작동하는 것을 확인할 수 있었다.

2.5.2 Cold Thermal Balance 단계

Cold Thermal Balance 단계의 시험목적은 위성이 태양과 가장 멀리 위치할 때 겪게 되는 우주 열환경을 가정하여 열모델 보정(correlation)을 위한 온도결과를 획득하기 위한 단계로서, 히터의 구동이 없는 상태에서 열해석을 수행하게 된다.

궤도환경 mode에서 가장 낮은 온도분포로서 최악조건인 Safe Hold mode의 온도조건에 맞도록 Shroud 온도를 Table 6과 같이 설정하고 해석을 진행하였다.

해석결과 중 HSTS에 대한 해석결과를 Fig. 7에 나타내었고 히터의 동작이 없기 때문에 구성품들의 온도가 일정한 온도로 수렴하는 특성을 보였다. Table 7을 보면 전단계와 동일하게 궤도평균

Fig. 7. Cold Thermal Balance 온도해석 결과

Table 6. Boundary temperature of Shroud on the Cold Thermal Balance

	Shroud 1	Shroud 2	Shroud 3	챔버
Temp. [°C]	-70	10	10	20

Table 7. Thermal Balance Temperature of the Cold Thermal Balance

Component	궤도환경 평균온도[°C]	열해석 온도 [°C]
HSTS	1.01 ~ 4.88	3.64 ~ 6.44
Heater A	4.41	6.35
Heater B	4.52	6.41
Lower Cavity	1.30 ~ 3.81	2.55 ~ 3.59
Mirror 1	1.92	3.74
Mirror 2	0.60	6.88
Mirror 3	0.20	3.53
Mirror 4	1.68	4.27
Mirror 5	1.05	3.18

온도조건을 Safe Hold case에 맞췄으므로 Phase B와 유사한 값을 가지지만 히터가동이 없으므로 Shroud 온도조건은 Phase B보다 높은 값으로 설정해 주어야하는 것을 알 수 있다.

2.5.3 Normal Cold Simulation 단계

본 단계는 Cold case상태에서 모든 Flight 히터를 가동시켜 히터의 용량 및 duty cycle 등의 성능 검증을 위한 단계로 궤도상의 Cold case 조건의 히터 가동 조건에 맞도록 히터 작동 주기와 duty cycle이 유사해 지도록 Shroud 온도를 설정해 주어야 한다. 열해석 결과 최종적으로 Table 8과 같이 Shroud 경계온도를 설정해 주었다.

본 단계에서 Shroud 온도조건 변화를 통해 궤도상의 히터 가동 시간과 정확히 시험조건을 맞추는 것은 지상에서의 시험조건과 궤도 열환경의 차이 때문에 불가능한 작업이지만 시험조건과 비교적 유사하게 Shroud온도조건을 찾아 해석을 수행하였다. 그 결과 각 히터의 사용 용량과

Table 8. Boundary temperature of Shroud on the Normal Cold Simulation

	Shroud 1	Shroud 2	Shroud 3	챔버
Temp. [°C]	-90	0	0	20

Table 9. Heater duty-cycle

	궤도환경 (Cold case)	열해석 결과
Heater A	68% (41 W)	81% (49 W)
Heater B	71% (71 W)	43% (43 W)
Heater C	72% (11 W)	40% (6 W)
Total	123 W	98 W

Table 10. Thermal Balance Temperature of the Normal Cold Simulation

Component	궤도환경 평균온도[°C]	열해석 온도 [°C]
HSTS	11.64 ~ 17.61	9.52 ~ 18.12
Heater A	17.55	17.56
Heater B	17.54	17.97
Lower Cavity	10.62 ~ 11.55	10.46 ~ 11.17
Mirror 1	11.88	8.93
Mirror 2	12.62	14.26
Mirror 3	7.81	8.75
Mirror 4	12.61	11.97
Mirror 5	8.97	9.88

duty cycle을 Table 9와 같이 계산할 수 있었다. 또한 해석을 통해 각 구성품의 온도분포를 Table 10과 같이 얻었고 궤도 환경 평균온도와 거의 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

2.5.4 Transition to Hot & Hot Thermal Balance 단계

Transition to hot을 통해 고온환경을 만들어 준 후 수행되는 마지막 시험 주기인 Hot Thermal Balance(Hot TB) 단계는 태양과 거리가 가장 가까운 시점으로서 고온부 시험을 수행하며 앞서 수행한 Cold TB 단계와 같이 열모델을 보

Fig. 8. Transition to Hot & Hot Thermal Balance 온도해석 결과

Table 11. Boundary temperature of Shroud on the Transition to Hot & Hot Thermal Balance

	Shroud 1	Shroud 2	Shroud 3	챔버
Temp. [°C]	10	45	45	20

Table 12. Thermal Balance Temperature of the Transition to Hot & Hot Thermal Balance

Component	궤도환경 평균온도[°C]	열해석 온도 [°C]
HSTS	18.69 ~ 25.70	23.55 ~ 27.78
Heater A	18.08	23.67
Heater B	18.23	24.18
Lower Cavity	33.02 ~ 33.80	26.01 ~ 27.29
Mirror 1	24.74	17.63
Mirror 2	16.19	20.14
Mirror 3	34.84	19.04
Mirror 4	24.77	25.23
Mirror 5	34.65	25.06

정하는데 필요한 온도를 획득하기 위한 단계이다. 해석 수행결과 최종 Shroud 온도 조건을 Table 11과 같이 설정하여 해석을 수행하였다. 고온부 시험에서는 히터의 가동이 없이 태양열을 가장 많이 받는 조건을 모사해 주어 구성품들이 허용 온도범위 내에서 만족하는지를 시험하게 된다.

해석결과 앞선 Cold TB 단계에서와 같이 히터의 구동이 없기 때문에 Fig. 8과 같이 구성품들의 온도가 특정한 값으로 수렴하는 것을 확인 할 수 있다. 구성품들의 온도분포는 Table 12에 정리하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 저궤도 관측인공위성의 광학탐재체에 대한 지상 열진공시험을 위한 예비 열해석으로써, 열진공시험 단계별 Shroud 시험 온도 조건을 찾기 위해 시행착오법(Trial and Error)을 통해 해석을 진행하였다.

해석 결과 궤도상의 최악조건인 Safehold case와 저온조건인 Cold case thermal balance 그리고 고온조건인 Hot case thermal balance에 대한 검증에 위한 지상 열진공시험의 각 Shroud 온도 조건을 찾을 수 있었으며, Shroud 온도조건을 통해 해석단계에서의 시간에 따른 열해석 결과도 얻어 향후 열진공시험의 온도 조건과 온도변화율에 대한 정의가 내려지면 시험시간도 결정할 수 있을 것이다. 본 연구에서의 열해석 결과를 요약하면 다음과 같다.

열진공시험 주기	Shroud No. [°C]		
	1번	2번	3번
Transition to Cold	-100	-5	-5
Cold Thermal Balance	-70	10	10
Normal Cold Simulation	-90	0	0
Transition to Hot	10	45	45

- 저궤도 관측위성 광학탐재체의 궤도조건에 따른 온도분포를 Hot, Cold, Safe Hold case 세 개의 Case로 나누어 해석한 결과 실제 위성이 받는 온도환경보다 극심한 조건에서도 위성구성품의 온도가 허용온도 범위 안에서 적절하게 유지되는 것을 확인하였다.

- 허용온도 범위가 좁고 열적으로 취약한 구성품들에 대해서는 온도제어가 필요하게 되고, 허용온도 내에서 온도를 제어하기 위해서 히터가 장착되게 된다. 히터들은 각 case의 제어 온도 범위에 의해 on/off되며, 열해석을 통해 히터들

이 제어 조건에 맞게 적절히 동작하는 것을 확인하였다. 또한 구성품들의 온도가 히터 제어에 의해 허용 온도 범위 내에서 유지됨에 따라 히터의 온도 제어 범위가 적절하다고 판단된다.

• 열진공시험을 위해 열해석 모델을 구성하고 열진공시험 조건에 따라 궤도환경을 모사해 줄 수 있는 Shroud 온도조건을 찾아보았다. 향후 실험 조건 변화에도 열해석을 통해 효율적인 열진공시험 온도조건을 찾을 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 다목적실용위성3호개발사업의 “위성탐재카메라 열설계와 열진공시험간 열평형기법 연구(2008~2010)”, “다목적실용위성3호 전자광학카메라 및 전장품 열진공하 온도영향 분석(2010~2011)” 위탁연구과제의 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 허환일, 이종률, 이용우, 강완규, “위성탐재카메라 열설계와 열진공시험간 열평형 기법 연구”, 한국항공우주연구원 위탁연구과제 보고서, 2010.
- 2) 김희경, 이장준, 현범석, “저궤도 위성에서

별센서의 가시성을 위한 Yaw Motion에 따른 열적 영향 고찰”, 한국항공우주학회지, 제37권 7호, 2009, pp. 709-716.

3) 장진수, 양승욱, 정연황, 김이을, “전자광학카메라 시스템의 열제어계 설계 및 개발”, 한국항공우주학회지, 제37권 8호, 2009, pp. 798-804.

4) 김희경, 이장준, 현범석, “위성 열구조 모델의 열평형 시험과 열해석 (I)”, 한국항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, 2009, pp. 848-851.

5) 김상호, 서현석, 유재호, 한은수, 김태경, 김형동, 허환일, “인공위성 탑재품 수준 열진공 시험에 대한 열해석 모델의 개발과 환경시험 결과를 이용한 검증”, 한국항공우주학회지, 제38권 8호, 2010, pp. 842-847.

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

7) Yunus A. Cengel, “Heat Transfer-A Practical Approach 2nd edition”, Mc-Graw Hill Publishing, 2003.

8) Holman J. P., “Heat Transfer, 7th Edition”, Mc-Graw Hill Publishing, 1990.

9) 이종률, 강완규, 장수영, 이덕규, 이용식, 이승훈, 최해진, 허환일, “위성 광학탐재체의 열진공시험 주기에 따른 열해석”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2010, pp. 502-505.

10) 장영근, 이동호, “인공위성 시스템-설계공학”, 경문사, 1997.