

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 921-930(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.921>

고해상도 전자광학카메라 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 개발 및 검증

장진수*, 김종운, 강명석, 양승욱, 김이을

Development and Verification of Thermal Control Subsystem for High Resolution Electro-Optical Camera System, EOS-D Ver.1.0

Jin-Soo Chang*, Jong-Un Kim, Myung-Seok Kang, Seung-Uk Yang and Ee-Eul Kim

Satrec initiative

ABSTRACT

Satrec Initiative successfully developed and verified a high-resolution electro-optical camera system, EOS-D Ver.1.0. We designed this system to give improved spatial and radiometric resolution compared with EOS-C series systems. The thermal control subsystem (TCS) of the EOS-D Ver.1.0 uses heaters to meet the opto-mechanical requirements during in-orbit operation and uses different thermal coatings and multi-layer insulation (MLI) blankets to minimize the heater power consumption. Also, we designed and verified a refocusing mechanism to compensate the misalignment caused by moisture desorption from the metering structure.

We verified the design margin and workmanship by conducting the qualification level thermal vacuum test. We also performed the verification of thermal math model (TMM) by comparing with thermal balance test results. As a result, we concluded that it faithfully represents the thermal characteristics of the EOS-D Ver.1.0.

초 록

(주)세트렉아이는 고해상도 전자광학카메라인 EOS-D Ver.1.0의 개발 및 검증을 성공적으로 완료하였다. EOS-D Ver.1.0 시스템은 기존 EOS-C 계열 대비 향상된 공간 해상도 및 방사학적 해상도를 갖도록 설계되었다. EOS-D Ver.1.0의 열제어계는 능동 열제어 방식과 수동 열제어 방식을 혼용하여 개발되었다. 또한, 광학계 주구조물의 수분 발산 효과에 의한 비정렬 상태를 보상할 수 있도록 초점 조절장치(refocusing mechanism)를 설계하고 이를 검증하였다.

설계를 바탕으로 실제 모델을 제작, 인증 수준의 열진공 시험을 통해 설계 여유(design margin)와 작업도(workmanship)를 확인하였다. 또한 열-수치 모델(TMM)에 대한 검증 작업을 수행하여 해석 모델이 실제 모델의 열적 특성을 잘 모사하고 있음을 확인하였다.

Key Words : Electro-Optical Camera(전자광학카메라), Thermal Control Subsystem(열제어계), Thermal Math Model(열-수치 모델), Correlation Criteria(보정 기준), Earth Observation Satellite(지구관측위성), EOS-D, EOS-C

† Received: July 24, 2013 Accepted: October 28, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : jschang@satreci.com

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

(주)쎄트렉아이는 300 kg급 지구관측소형위성 시스템 SpaceEye-1을 개발하였고, 이 시스템은 2013년 말 발사 예정인 DubaiSat-2의 기본이 되는 모델이다. SpaceEye-1 시스템에는 설계 고도 600 km에서 흑백 1 m, 다중 4 m 해상도와 100 이상의 신호 대 잡음비를 갖는 영상을 생성하는 고해상도 전자광학카메라인 EOS-D Ver.1.0이 탑재된다.

EOS-D Ver.1.0에는 (주)쎄트렉아이에에서 개발한 기존 EOS-C 계열의 시스템과 달리 복합재가 주 구조물(metering structure)로 사용되며, 그 동안 축적된 개발경험을 바탕으로 필요한 열적 성능을 만족시킬 수 있는 능동 및 수동 열제어 방식을 혼용하여 열제어계를 개발하였다. 또한, 임무 궤도상의 우주 환경 하에서 복합재의 수분 발산 효과(moisture desorption)로 인한 주구조물의 수축 및 이에 따른 비정렬(misalignment) 발생 시, 이를 보상해 줄 수 있는 초점 조절장치(refocusing mechanism)를 부경(secondary mirror)에 설계, 적용하였다.

설계를 바탕으로 EOS-D Ver.1.0의 실제 모델을 개발, 인증(qualification) 수준의 열진공 시험을 수행하여 설계 여유(design margin) 및 작업도(workmanship)를 확인하였으며, 열평형 시험 결과를 이용하여 해석 모델에 대한 검증은 완료하였다.

본 논문에서는 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 설계 및 해석 과정, 실제 모델 개발 및 열진공 시험 수행, 그리고 열-수치 모델의 검증 과정에 대해 논하고자 한다. 그리고 이를 통해 고해상도 전자광학카메라 시스템의 열제어계 개발 과정에 대해 논하고자 한다.

II. EOS-D Ver.1.0 열제어계 개발

2.1 열제어계 설계

고해상도 전자광학카메라의 경우, 주위 열환경과 무관하게 조립/정렬 시의 광학 정렬 상태를 임무 기간 중에 유지할 수 있어야 한다[1]. 특히 복합재로 주구조물을 제작하는 경우, 허용 온도 뿐 아니라 허용 온도 편차 범위 내에서 안정적인 온도 유지가 필요하다[2]. 즉, 임무 기간 중에 안정적인 온도 및 온도 편차 제어/유지를 위해 열제어계 개발은 필수불가결하다.

EOS-D Ver.1.0은 기존 EOS-C 계열 시스템의

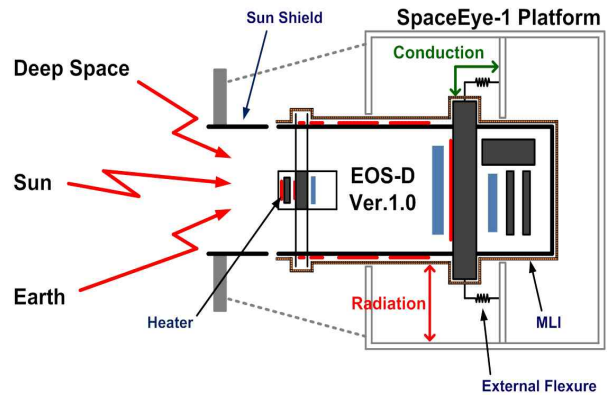


Fig. 1. Thermal Design Principle of EOS-D

개발 경험을 바탕으로 하되, 해상도 향상에 따른 주경(primary mirror) 및 주구조물의 크기 증가, 금속 재질에서 복합재로 주구조물의 재질 변경, 부경에 대한 초점 조절장치, 그리고 요구되는 히터(heater) 전력의 최소화 등을 고려하여 열제어계를 개발하였다.

먼저 요구되는 히터 전력의 최소화를 위해 광학 구경(optical aperture)를 제외한 나머지 부분들에 KAPTON MLI(Multi-Layer Insulation)를 적용, 주위로의 복사 열 손실을 최소화 시켰다. 뿐만 아니라 위성체와의 전도 열전달 최소화를 위해 열전도도가 낮은 Ti-6Al-4V를 이용하여 External Flexure를 설계, Fig. 1과 같이 위성체와의 체결에 사용하였다.

다음으로 주구조물에 대한 히터 설계를 수행하였다. 히터 설계는 광기계 설계 및 열탄성 해석 결과를 바탕으로 정의된 Table 1의 온도 구배(temperature gradient) 요구 조건과 표 2의 온도차(temperature difference) 요구 조건을 반영, 고려하여 진행되었다.

Table 1. Temp. Gradient Requirement

Item	Axial Direction	Gradient
Metering Tube	Axial	≤ 10 °C
	Radial	≤ 10 °C
Bezel	In-plane	≤ 2 °C

Table 2. Temp. Difference Requirement

Primary	Secondary	Difference
M1 Bezel	M3 Bezel	≤ 2 °C
M2 Refocusing Mechanism Base	M2 Bezel	≤ 10 °C

Table 3. Heater and Temperature Sensor Design Results

Target	Location	Heater			Temperature Sensor		
		Item	EA	Peak Power	EA	On/Off Temp.	
M1A M3A M4A M5A FPA	M1 Bezel	Operation	Primary	3	3.5W	3	+19.0 / +21.0℃
Redundancy			3				
		Survival		3	15.0W	1	-5 / +5℃
M2A	M2 Refocusing Mechanism Base	Operation	Primary	3	1.0W	3	+19.7 / +20.3℃
			Redundancy	3			
	M2 Bezel	Survival		1	2.5W	1	-5 / +5℃
MTA	Metering Tube#1	Operation	Primary	6	30.0W	3	+19.5 / +20.5℃
			Redundancy	6			
	Metering Tube#2	Operation	Primary	6	7.5W	3	+19.5 / +20.5℃
			Redundancy	6			
	Metering Tube#3	Operation	Primary	6	3.5W	3	+19.5 / +20.5℃
			Redundancy	6			

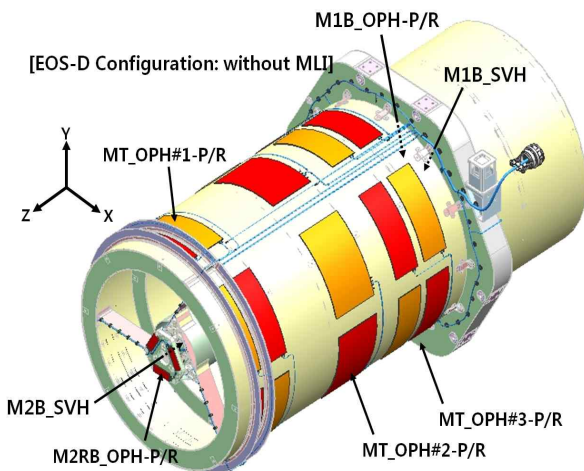


Fig. 2. Heater Implementation on EOS-D

그 결과, EOS-D Ver.1.0에는 기존 EOS-C 계열과 달리 총 5 개 채널의 OPH(operation heater)가 설계, 적용되었다. SVH(survival heater)의 경우, 기존과 동일하게 2 개 채널이 적용되었으며 세부 설계 결과는 Table 3과 Fig. 2와 같다.

마지막으로 복합재의 수분 발산 효과에 의한 비정렬 보상을 위해 초점 조절장치를 설계하였다. EOS-D Ver.1.0의 경우, 질량, 필요 전력 및 위험도의 최소화를 위해 별도의 기계적 메커니즘 장치를 적용하는 대신, 주구조물과 부경이 장착되는 구조물 사이에 초점 조절장치를 적용, 탄성 구간 내에서의 열 변형(thermo-deformation) 성

질을 바탕으로 제어 온도에 따른 초점 조절장치의 치수 변화로 주구조물의 수축에 의한 비정렬 보상이 가능하도록 하였다.

즉, 주구조물의 수축에 의해 주/부경 간의 거리가 감소하는 만큼, 부경이 장착되는 구조물의 제어 온도를 낮춤으로써 구조물의 수축을 유발, 이를 통해 일정한 유효초점거리(effective focal length)를 유지할 수 있도록 하였다.

이를 위해 먼저 열탄성 해석을 수행, 초점 보상에 필요한 온도 차이를 확인하였다. 설계 초기에는 7℃의 온도 차이가 필요한 것으로 확인되었으나, 실제 복합재 주구조물을 제작, 이를 이용한 치수 안정성(dimensional stability) 시험을 통해 기준 온도 대비 최대 4 ℃ 정도의 온도 차이가 필요한 것을 확인하였다.

이에 따라 설계 여유를 고려하여 Table 4와 같이 재 초점 온도를 +15 ℃로 정의, 초점 조절장치에 사용한 구조물의 온도를 기준 온도인 +20 ℃에서 +15 ℃로 내릴 수 있도록 부경부(secondary mirror assembly)에 대해 Teflon-Silver를 이용하여 cold coating을 수행하였다.

Table 4. Refocusing Temp. Requirement

Item	Target Temp.	Remarks
M2 Refocusing Mechanism Base	+20 ± 0.3	Nominal
	+15 ± 0.3	Max. Refocused

2.2 열-수치 모델 작성

수행된 설계의 검증에 필요한 열해석 수행을 위해 열-수치 모델을 작성하였다. 열-수치 모델 작성에 앞서, 개별 부재간의 열적 결합 상태 및 열 전달 경로 확인을 위해 단위 및 전체 시스템에 대해 열 저항 해석(thermal resistance network analysis)을 수행하였으며, Fig. 3은 M2A에 대한 해석 결과를 나타낸다.

검토 결과를 바탕으로 해석 모델의 단순화를 위해 주 관심사가 아닌 flexure 등의 부차 구조물(tertiary structure)은 등가 열 저항으로 대체하기로 하였다. 이에 따라 Fig. 4와 같이 기저 온도(base temperature)와 열 부하(heat load)를 적용한 간단한 열해석을 통해 개별 부차 구조물들에 대한 등가 열저항을 산출하였다.

산출된 등가 열저항 및 열 저항 회로 해석 결과를 바탕으로 NX I-DEAS 6.0 TMG프로그램을 이용, 열-수치 모델(Thermal Math Model, TMM)을 작성하였으며 이는 Fig. 5와 같다.

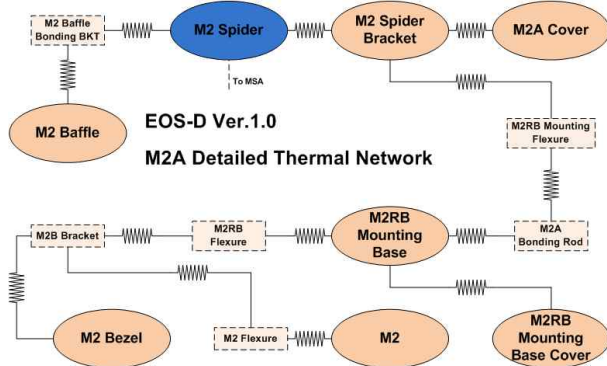


Fig. 3. Thermal Network of M2A

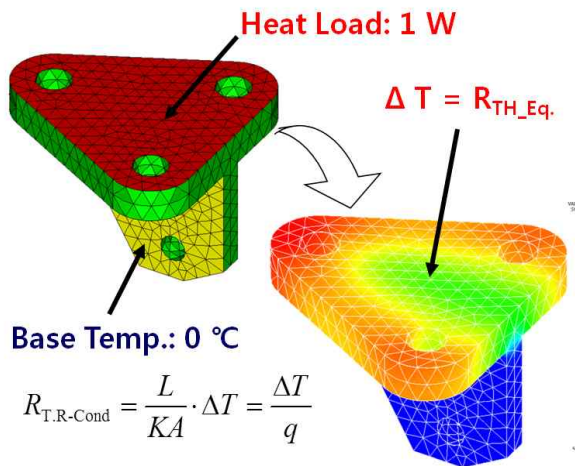


Fig. 4. Equivalent Thermal Resistance

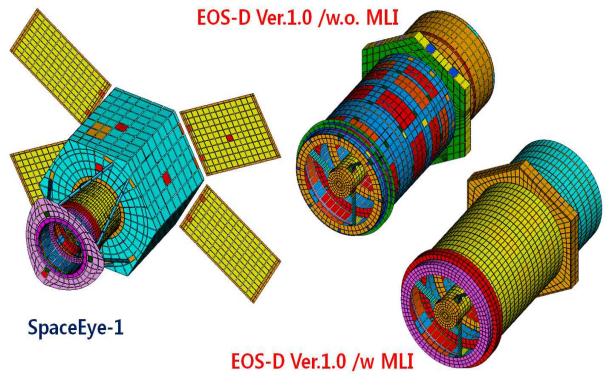


Fig. 5. EOS-D Ver.1.0 Thermal Math Model

2.3 열해석 수행 및 결과 검토

수행된 설계의 검증 및 정확을 위해 열-수치 모델을 이용, 열해석을 수행하였다. 먼저, 부경부에 수행된 cold coating의 적정성을 확인하기 위해 초점 조절장치에 사용되는 구조물의 온도를 얼마나 낮출 수 있는지 검토하였다. 검토 결과, Fig. 6과 같이 정상 환경(normal environment)

Imaging Operation Mode	
Normal: ~ +11.40 °C	Worst Hot: +12.10 °C

Fig. 6. M2 Refocusing Capability Check

Table 5. Analysis Case Definition

Case	On-Orbit Satellite Operation	Space Thermal Environment
Case-01	Housekeeping	Normal
Case-02		Worst Hot
Case-03		Worst Cold
Case-04	Imaging	Normal
Case-05		Worst Hot
Case-06		Worst Cold
Case-07	Hot Anomaly (Nadir/Earth Pointing Only)	Normal
Case-08		Worst Hot
Case-09		Worst Cold
Case-10	Cold Anomaly (Max. Sun Tracking Only)	Normal
Case-11		Worst Hot
Case-12		Worst Cold

하에서 영상 촬영 모드로 운영할 경우에 기준 온도인 +20 °C 대비 최대 8.6 °C 정도를 낮출 수

있음을 확인하였다. Worst hot 환경 하에서도 Table 4의 요구 조건을 충분히 만족시킬 만큼 온도를 낮출 수 있음을 확인, 이로써 부경부에 수행한 cold coating이 적절함을 확인하였다.

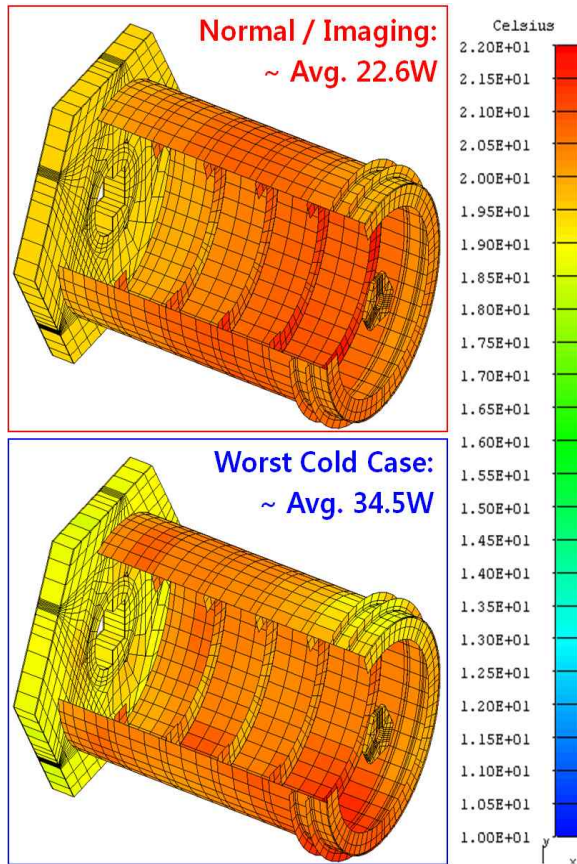
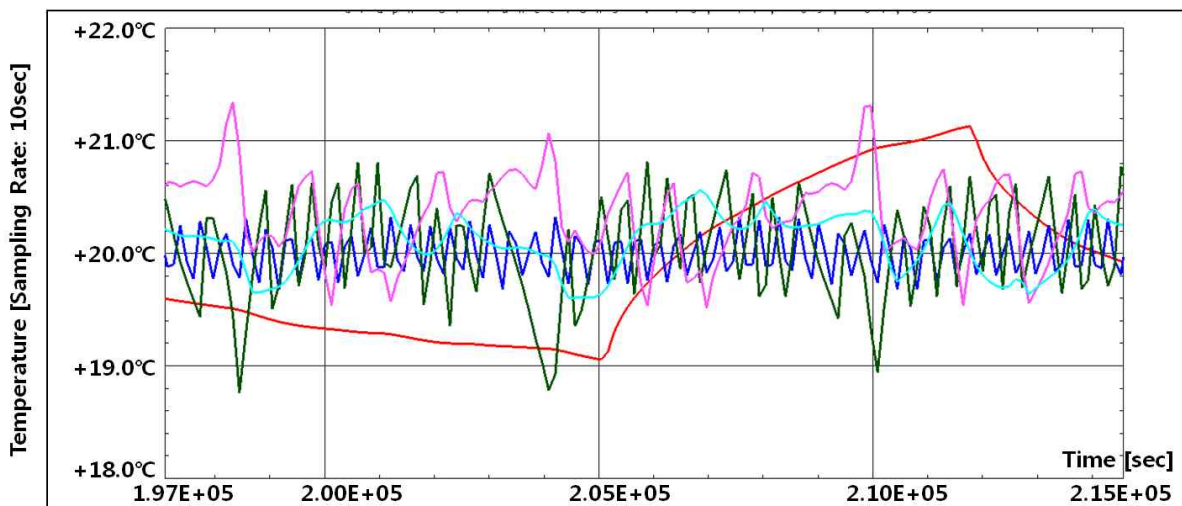


Fig. 7. Required Average Heater Power

다음으로 히터 설계에 필요한 권도 평균 요구 전력(average required heater power)을 확인하기 위해 Table 5와 같이 임무 권도에 대해 정의한 12가지의 경우에 대해 정상 상태 열해석을 수행하였다. 해석 결과 Fig. 7과 같이 OPH의 경우, 정상 환경 하의 영상 촬영 모드(Case-04)에서 23 W, cold anomaly 운영 모드의 worst cold 환경(Case-12) 하에서 35 W가 필요한 것을 확인하였다. 또한 SVH의 경우, Case-12에서 8.1 W가 필요한 것을 확인하였다.

여기에 해석의 불확실성을 고려, OPH의 경우 25 %를, SVH의 경우 100 %의 여분(margin)을 반영하여 Table 3과 같이 개별 히터들의 설계를 완료하였다. 설계 후, 과도 열해석을 수행하여 개별 히터들의 온도 제어 성능을 검토하였으며, 검토 결과 Fig. 8과 같이 각각의 제어 온도를 바탕으로 온도 제어가 이뤄지고 있음을 확인하였다.

마지막으로 주구조물에 대해 온도 제어 과정에서 발생하는 온도 구배를 검토하였다. 온도 구배는 어느 특정 시점에 대해 구조물의 위치에 따른 온도 구배를 검토하는 spatial gradient와 특정 기간에 대해 관심 부위의 시간에 따른 온도 변화를 검토하는 temporal gradient로 구분할 수 있다.



- | | | | | | |
|----------|-------------------------------|-------|------------------------------|--------------|------------------------------|
| Red: | M1 Bezel | Blue: | M2 Refocusing Base | Dark Green: | Metering Tube-1 (~ R/F Ring) |
| Magenta: | Metering Tube-2 (~ Mid-Point) | Cyan: | Metering Tube-3 (~ M1 Bezel) | Light Green: | — |

Fig. 8. Expected Temp. Profile of EOS-D Ver.1.0 under Case-04

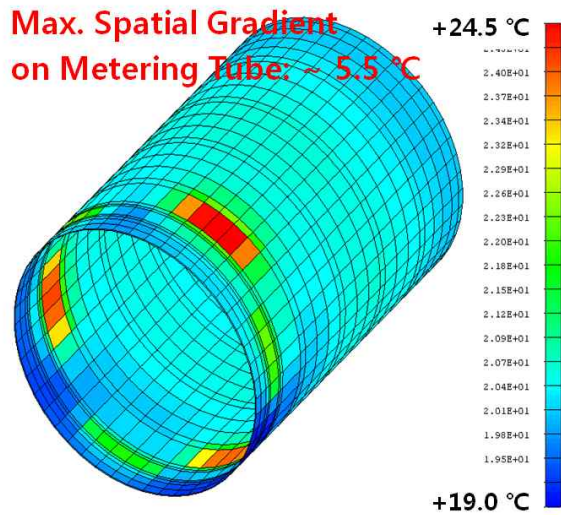


Fig. 9. Spatial Gradient on Metering Tube

먼저 spatial gradient에 대해 검토하였다. 검토 결과, 다른 주구조물들과 달리 우주에 직접 노출되는 Metering Tube의 경우, 식(eclipse)기간 전후에서 위성체의 자세 변환에 의한 외부로의 급격한 열 유출 및 이를 제어하기 위한 히터 동작에 의해 최대 13 °C의 spatial gradient가 발생되는 것을 확인하였다. 이를 해결하기 위해 spatial gradient가 큰 부분의 히터를 single layer에서 double layer로 변경, 구조물과의 접촉 면적을 증가시킴으로써 단위 면적 당 열 유속을 감소시켰다. 또한 Metering Tube에 부착하는 히터들의 위치를 조정하여 상호 작용에 의한 과도치 않은 온도 상승을 최소화하였다.

이를 통해 Metering Tube의 spatial gradient를 식(eclipse)기간 전후에서도 최대 8 °C 정도의 요구 조건 범위 내로 줄일 수 있게 되었다. 특히 영상 촬영 구간인 daylight 기간에는 Fig. 9와 같이 최대 6 °C 정도의 안정된 spatial gradient로 온도가 제어되는 것을 확인할 수 있었다.

다음으로 daylight 기간에 대해 주구조물의 온도가 어느 정도의 변폭을 가지고 제어되고 있는지를 확인하기 위해 temporal gradient를 검토하였다. 검토 결과, Table 6과 같이 temporal gradient가 spatial gradient 보다 높은 값을 갖는 것을 볼 수 있다. 이는 daylight 기간에서의 온도 중, 가장 높은 온도와 낮은 온도의 차이로 temporal gradient를 산출하기 때문이다. 그러나 앞서 Table 1에서 언급했던 온도 구배 요구 조건 내에서 모두 제어되고 있으며, 따라서 주구조물의 치수 안정성에도 문제없음을 확인하였다.

Table 6. Temp. Gradient on Metering Structure

Item	Thermal Gradient [°C]	
	Spatial	Temporal
M1 Bezel	0.4	0.5
M2 Bezel	0.1	0.7
M2 Re. Mech. Base	0.1	0.6
M3 Upper Bezel	0.1	0.3
M3 Lower Bezel	0.1	0.3
Metering Tube	5.5	6.0

III. EOS-D Ver.1.0 열제어계 검증

3.1 카메라 시스템 독립 열진공 시험

완성된 설계를 바탕으로 실제 모델을 개발, 설계 및 개발 결과 검증을 위해 열진공 시험을 수행하였다. EOS-D Ver.1.0의 경우, 검증 대상에 따라 카메라 시스템 독립 열진공 시험과 위성체에 조립된 상태에서 수행하는 통합 열진공 시험을 각각 수행하였다.

먼저 카메라 시스템 독립 열진공 시험의 경우, 통상적인 시스템 검증을 위해 인증 수준으로 수행하였으며, 시험 규격은 Table 7과 같다[3-5]. 시험 순서의 경우, EOS-D Ver.1.0이 새로이 개발된 시스템임을 감안하여 설계 및 해석 결과의 검증

Table 7. Thermal Vacuum Test Specification

Item	Value
No. of Cycle	4
Soak Duration	≥ 2hrs
Temperature Range	
Thermal Cycling Test	T/C Test: +5 °C ~ +35 °C
	Non-Op.: -10 °C ~ +40 °C
Thermal Balance Test	+20 °C @ Hot
	Shroud: +10 °C @ Normal
	+/-0 °C @ Cold
Temp. Transition Rate	≤ 2 °C/min
Stabilization Condition	
Thermal Cycling Test	≤ 1 °C/hr at Each Soak
Thermal Balance Test	≤ 0.5 °C/5hrs at Each Test
Pressure Condition	≤ 1.0 × 10 ⁻⁵ Torr

에 필요한 열평형 시험을 먼저 수행한 후에 열주기 시험을 수행하는 것으로 결정하였다.

다음으로 시험치구 설계 및 열진공 시험 수행 방안 확정을 위해 카메라 시스템 독립 열진공 시험에 대한 사전 열해석을 수행하였다[6-8]. 사전 열해석은 열진공 시험 중에 발생할 수 있는 상황들을 사전에 해석적으로 검토, 시험용 히터나 MLI 장착 등의 시험용 하드웨어 설계 및 적용 여부를 검토, 시험에 적합한 시험치구를 개발하기 위해 수행한다.

또한 시험 기간 단축을 위한 천이 기간 최소

화를 위해 OPH, SVH, 그리고 시험용 히터의 운용 방안 최적화를 위해서도 수행한다.

EOS-D Ver.1.0 역시 열제어계 설계를 위해 작성해 놓은 열-수치 모델을 시험 형상에 맞게 수정하여 사전 열해석 모델을 작성, 이를 이용하여 시험치구 설계 및 개별 히터들의 운용 최적화를 검토하였으며, 최종 결과는 Fig. 10과 같다.

개발된 시험치구를 이용, EOS-D Ver.1.0에 대한 카메라 시스템 독립 열진공 시험을 수행하였으며 시험 결과는 Fig. 11과 같다. Fig. 11의 T₀는 실제 열진공 시험이 시작된 시점을 나타내며 T₀

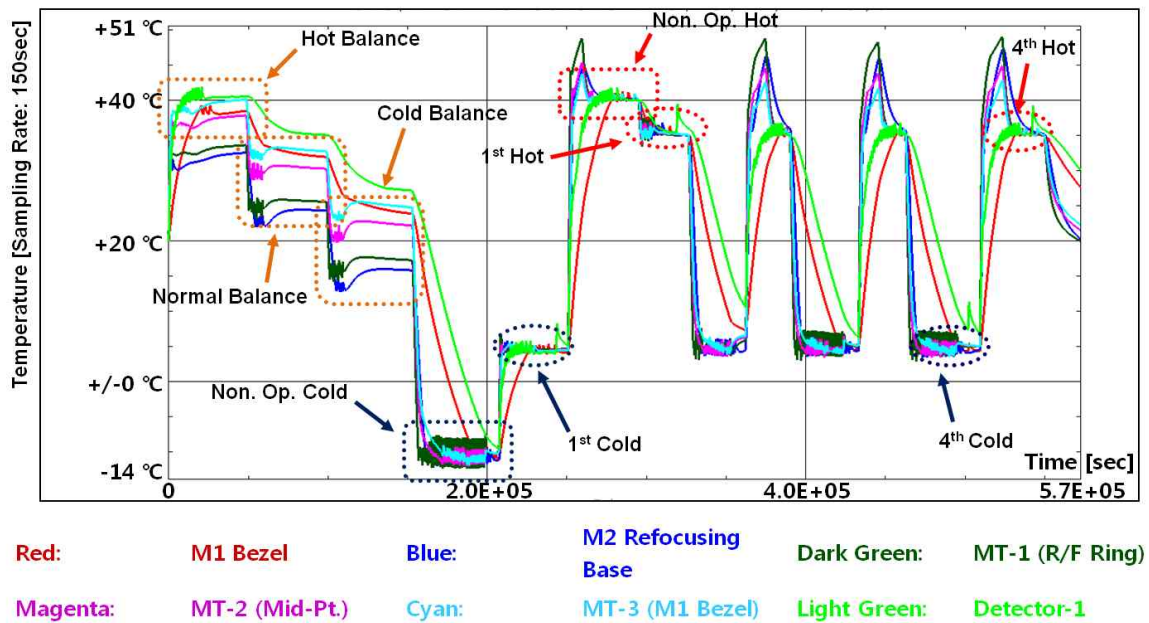


Fig. 10. Preceding Thermal Analysis Result of EOS-D Ver.1.0 Thermal Vacuum Test

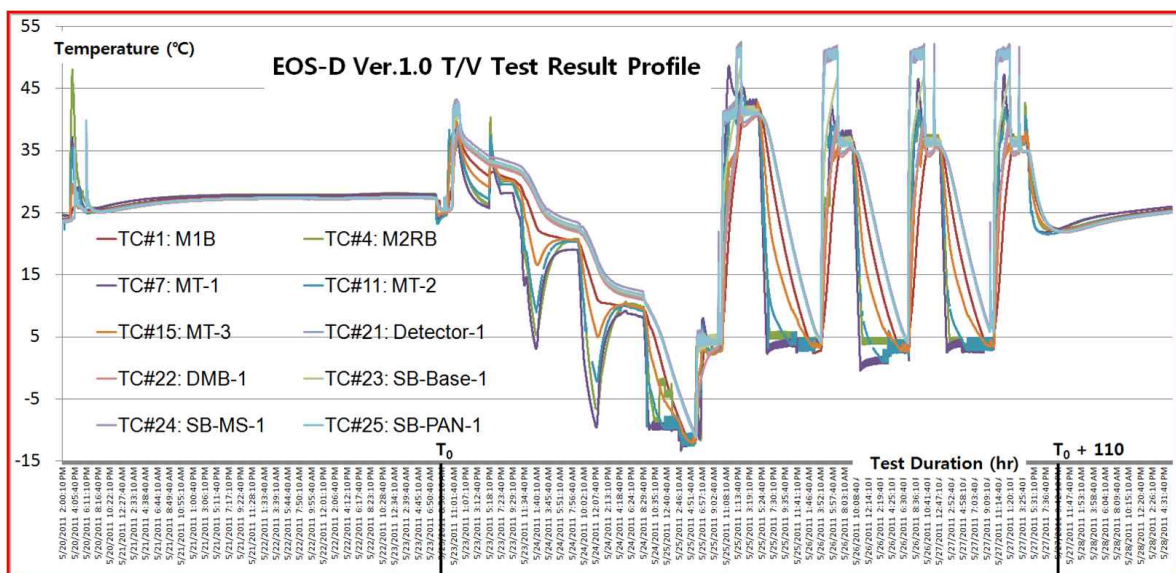


Fig. 11. EOS-D Ver.1.0 Thermal Vacuum Test Result

좌측은 test setup 완료 및 주말 동안의 대기 기간을 의미한다.

카메라 시스템 독립 열진공 시험은 계획대로 3 번의 열평형 시험 수행 후, 4 번의 열주기 시험이 순차적으로 수행되었다. 열평형 시험의 경우, EOS-C Ver.3.0의 시험 경험을 바탕으로 0.5℃/5 hrs의 온도 평형 조건을 만족시킬 때까지 수행하였으며, 열주기 시험 역시 요구 조건을 준수하여 수행하였다[5].

카메라 시스템 독립 열진공 시험 완료 후, 열-수치 모델의 검증 작업을 수행하였다. 검증 작업은 열-수치 모델 검증 결과의 신뢰성 극대화를 위해 3번의 열평형 시험 각각에 대해 Table 8과 같이 시험과 해석 결과의 단순 편차(allowable deviation) 뿐 아니라 평균 편차(mean deviation)와 표준 편차(standard deviation)를 함께 검토하는 방향으로 진행되었다[4]. 검토 결과, 표 9와 같이 요구되는 열-수치 모델 검증 조건들을 모두 만족하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 작성된 열-수치 모델이 실제 모델의 열적 특성을 잘 모사하고 있으며, 따라서 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 개발을 위해 수행된 설계 및 해석들이 유효한 것임을 확인하였다.

Table 8. Thermal Model Correlation Criteria

Maximum Allowable Deviation
$T_{MAD} = T_{T_{est}} - T_{TMM} \leq 3^{\circ}C$
Maximum Mean Deviation
$T_{MMD} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta T_i \leq 2^{\circ}C$
Maximum Standard Deviation
$T_{MSD} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \Delta T_i^2}{N-1}} \leq 3^{\circ}C$

Table 9. TMM Verification Result

Case	Allowable Deviation	Normal Deviation	Standard Deviation
Criteria	≤ 3℃	≤ 2℃	≤ 3℃
Hot Balance	2.93℃	1.50℃	1.71℃
Normal Balance	2.39℃	1.37℃	1.47℃
Cold Balance	2.74℃	1.47℃	1.61℃

3.2 통합 열진공 시험

카메라 시스템 독립 열진공 시험 후, EOS-D Ver.1.0을 SpaceEye-1 위성체와 조립하여 통합 열진공 시험을 수행하였다. 통합 열진공 시험의 경우, 주목적인 위성체 열제어계의 검증 뿐 아니라 카메라 시스템 독립 열진공 시험으로는 검증할 수 없었던 부경부의 초점 조절장치 성능 검증도 수행할 수 있도록 진행되었다.

앞서 기술한 바와 같이 부경부의 초점 조절장치는 위성체와의 복사 열교환을 바탕으로 부경부에 적용된 cold coating에 의한 복사 냉각에 의해 초점 조절장치의 구조물 온도를 낮추는 방식으로 이뤄진다. 따라서 카메라 시스템과 위성체의 통합 열-수치 모델 검증이 필요하며, 이를 위해 위성체의 열평형 시험 기간에 초점 조절장치의 구조물에 장착된 M2RB_OPH(M2 Refocusing Mechanism Base OPH)를 지속적인 on 상태, 즉 100% duty cycle로 운영하여 온도 평형 상태에서의 시험 결과와 해석 결과를 비교하기로 하였다.

또한 임무 궤도의 열 유속을 모사하여 열평형 시험을 수행하기 때문에 궤도상에서의 온도와 비슷한 온도에 위성체가 수렴, 즉 실제 운영 환경과 유사한 열 환경이 만들어진다. 따라서 열평형 시험 조건을 만족하여 위성체의 열평형 시험이 완료된 후, 초점 조절장치 구조물의 제어 온도를 조정하여 초점 조절장치의 하드웨어 성능을 검토하기로 하였다. 이를 위해 Fig. 12와 같이 통합 열-수치 모델의 검증에 필요한 M2 Refocusing Mechanism Base의 온도 평형 시험을 먼저 수행한 후, 이어서 제어 온도 변경 및 초점 조절장치의 성능 검토를 진행하였다.

검토 결과, Table 10과 같이 시험과 해석 결과에 차이가 거의 없으며, 따라서 카메라 시스템과 위성체의 통합 열-수치 모델 역시 실제의 열적 특성을 잘 모사하고 있음을 확인하였다.

또한 Fig. 12와 같이 초점 조절장치 구조물의 제어 온도를 최대 냉각 가능 온도인 +13 ℃로 설정, 요구조건인 +15 ℃보다 낮은 온도까지도 안정적으로 내릴 수 있음을 확인하였다. 아울러

Table 10. Coupled TMM Verification Result

Case	Verification Result (℃)		
	Test	Analysis	Difference
Hot Balance	+27.37	+26.70	0.67
Cold Balance	+23.03	+22.40	0.63

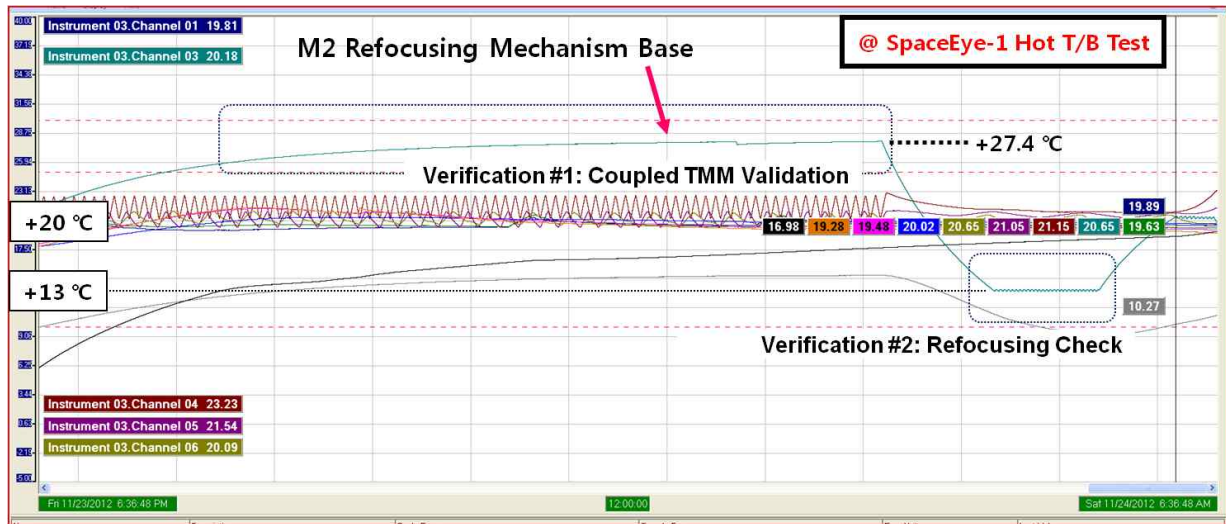


Fig. 12. SpaceEye-1 Thermal Vacuum Test Result: M2 Refocusing Design Verification

초점 조절을 위해 조정된 온도에서도 +/-0.3 °C 이내 범위에서 정상적으로 온도 제어가 이뤄지는 것을 확인함으로써 탄성 구간 내에서의 온도 변화에 따른 치수 변형을 이용한 초점 조절장치가 성공적으로 개발되었음을 확인하였다.

후 기

EOS-D Ver.1.0 및 DubaiSat-2 열진공 시험을 지원해주신 한국항공우주연구원 제도환경팀 소속 모든 연구원께 감사를 표합니다.

IV. 결 론

지금까지 지구관측소형위성 SpaceEye-1의 주 탑재체인 고해상도 전자광학카메라, EOS-D Ver.1.0의 열제어계 설계 및 개발, 열진공 시험 수행, 그리고 열-수치 모델 검증 과정에 대해 살펴 보았다.

EOS-D Ver.1.0은 기존 EOS-C 계열의 전자광학카메라 시스템과는 전혀 다른 새로운 시스템이다. 열제어계의 경우, 그간의 개발 경험을 바탕으로 주구조물의 재질 변경에 따른 열적 특성 변화를 반영하여 능동 및 수동 열제어 방식을 혼용한 최적화된 설계를 도출하였다. 또한 복합재의 수분 발산 효과에 의한 비정렬 보상을 위해 초점 조절장치를 개발하였으며, 실제 위성체와의 통합 열진공 시험 수행을 통해 성능 검증을 완료하였다. 마지막으로 독립 및 통합 열진공 시험 결과를 이용하여 열-수치 모델에 대한 검증을 수행, 작성된 열-수치 모델이 실제의 열적 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인할 수 있었다.

개발 및 검증 과정을 끝마친 EOS-D Ver.1.0은 현재 위성체인 DubaiSat-2에 최종 조립되어 있으며, 다가오는 11월 발사를 목표로 마지막 발사 준비 작업을 진행하고 있다.

References

- 1) Jin-Soo Chang, Seung-Uk Yang, Yun-Hwang Jeong, Ee-Eul Kim, "Design and Development of Thermal Control Subsystem for an Electro-Optical Camera System", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 8, 2009, pp. 798~804.
- 2) David G. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook Second Ed.*, The Aerospace Press, 2002.
- 3) European Cooperation for Space Standardization, *Space engineering - Testing*, ESA Publications Division, ECSS-E-10-03A, 2002.
- 4) Jin-Soo Chang, Seung-Uk Yang, Yun-Hwang Jeong, "Design Verification of Thermal Control Subsystem for EOS-C Ver.3.0 using STM Thermal Vacuum Test Result", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 12, 2010, pp. 1,232~1,239.
- 5) Jin-Soo Chang, Seung-Uk Yang, Ee-Eul Kim, "Development and Design Verification of Thermal Control Subsystem for EOS-C Ver.3.0

Flight Model", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 10, 2012, pp. 872~881.

6) Jin-Soo Chang, et al. "Thermal Vacuum Test Preparation for Performance Verification of Small Electro-Optical Camera System", *Proceedings of the 2009 KSAS Spring Conference*, Apr. 2009, pp. 860~863.

7) Jin-Soo Chang, et al. "Preparation of STR

/ FER Thermal Vacuum Test of EOS-C Ver.3.0", *Proceedings of the 2009 KSAS Spring Conference*, Apr. 2010, pp. 462~466.

8) Jin-Soo Chang, et al. "Preparation and Result Review of Thermal Vacuum Test of Flight Model for Small Electro-Optical Camera by Preceding Thermal Analysis", *Proceedings of the 2011 KSAS Fall Conference*, Nov. 2011, pp. 1,447~1,451.