

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.10.872>

## EOS-C Ver.3.0 비행모델의 열제어계 개발 및 설계 검증

장진수\*, 양승욱\*, 김이을\*\*

Development and Design Verification of  
Thermal Control Subsystem for EOS-C Ver.3.0 Flight Model

Jin-Soo Chang\*, Seung-Uk Yang\* and Ee-Eul Kim\*\*

## ABSTRACT

The Flight Model (FM) of a high-resolution electro-optical camera (EOS-C Ver.3.0), the mission payload of an Earth observation satellite, was successfully developed by Satrec Initiative. We designed it to give improved thermal representatives compared with the Structural-Thermal Model (STM) by optimizing the thermal characteristics based on the STM thermal vacuum test results. We developed the FM and verified the workmanship by performing the acceptance level thermal vacuum test. We also conducted the verification of its Thermal Mathematical Model (TMM) by the thermal balance test. As the result, it was confirmed that TMM faithfully represents the thermal characteristics of the EOS-C Ver.3.0 FM.

## 초 록

(주)썬트렉아이는 지구관측위성의 주 탑재체로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C Ver.3.0의 FM 개발을 완료하였다. EOS-C Ver.3.0 FM은 STM 열진공 시험 결과를 이용한 설계 최적화를 통해 STM 대비 향상된 열제어 성능을 갖도록 설계되었다. FM 개발 후, 인수(acceptance) 수준의 열진공 시험 수행을 통해 작업도(workmanship) 확인을 완료하였다. 또한 열평형 시험 결과를 이용하여 열-수치 모델에 대한 검증 작업을 수행, 열-수치 모델이 EOS-C Ver.3.0 FM의 실제 열적 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인하였다.

**Key Words :** Electro-Optical Camera(전자광학카메라), Thermal Control Subsystem(열제어계), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Balance Test(열평형 시험), Thermal Mathematical Model(열-수치 모델), Correlation Criteria(보정 기준), Flight Model(비행 모델), Earth Observation Satellite, EOS-C

## 1. 서 론

(주)썬트렉아이는 2007년부터 400 kg 급 지구관

측소형위성의 임무 탑재체(mission payload)인 EOS-C Ver.3.0의 개발에 착수, 최종 모델인 비행 모델(Flight Model, FM)의 개발을 완료하였다. 향후 5년 동안 고도 700 km에서 운용될 예정인 EOS-C Ver.3.0은 흑백 2.5 m, 다중 칼라 5.0 m 해상도의 영상 촬영 및 지상 전송 임무를 수행할 예정이다. 특히, FM은 구조-열 모델(Structural-Thermal Model, STM)의 개발 및 시험, 검증 결과를 바탕으로 보다 향상된 성능을

† 2012년 7월 2일 접수 ~ 2012년 9월 28일 심사완료

\* 정회원, (주)썬트렉아이 우주 7팀

교신저자, E-mail : jschang@satreci.com

대전광역시 유성구 전민동 461-26번지

\*\* 정회원, (주)썬트렉아이 우주사업부문

낼 수 있도록 개발되었다. 아울러 인수 (acceptance) 수준의 열진공 시험 수행을 통해 충분한 작업도(workmanship)를 갖췄는지에 대한 검토를 완료하였다.

본 논문에서는 EOS-C Ver.3.0 FM의 열제어계 개발 과정에 대해 살펴보고자 한다. 특히, STM 개발 결과를 바탕으로 한 설계/해석 최적화와의 통합을 통한 FM 개발 및 시험, 검증 과정에 대해 살펴보고자 한다.

## II. EOS-C Ver.3.0 열제어계 개발

### 2.1 열제어계 설계

전자광학카메라의 경우, 주위 열환경과 무관하게 광학 정렬 상태가 유지될 수 있도록 허용 범위 내에서 온도를 안정적으로 유지시켜주는 것이 중요하다. 이를 위해 EOS-C Ver.3.0의 경우, Fig. 1과 같이 열적 안정성을 극대화 할 수 있도록 영상 촬영에 필요한 광개구부(optical aperture)를 제외한 모든 부분에 MLI(Multi-Layer Insulation)를 적용하여 복사 열교환을 최소화하였다. 또한 위성과의 기계적 체결에 사용되는 구조물을 열전도성이 낮은 Ti6-AL-4V 재질을 이용하여 설계함으로써 주위와의 열적 단열을 극대화하였다[1].

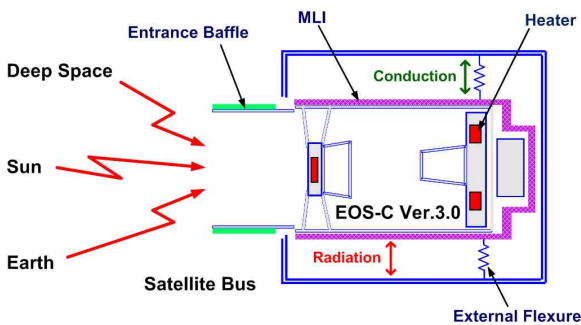


Fig. 1. Thermal Design Principle of EOS-C

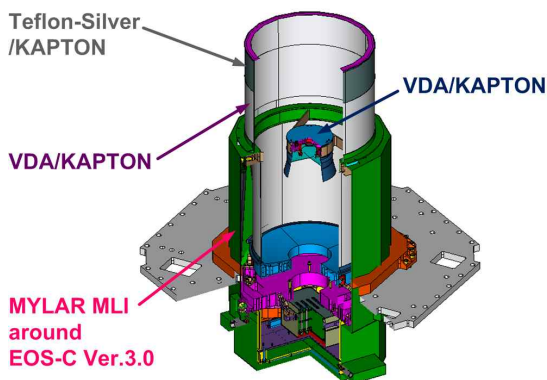


Fig. 2. Thermal Coating and Insulation

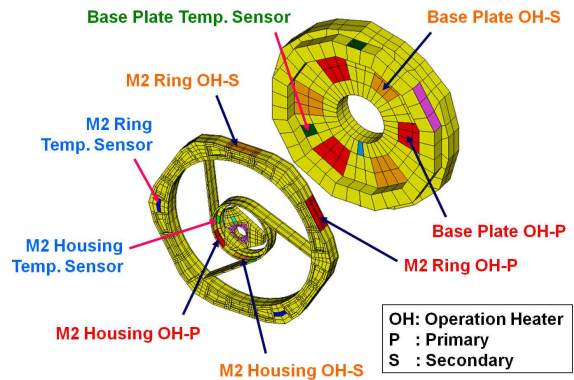


Fig. 3. Thermal H/W Implementation

또한 필요 히터(heater) 전력의 최소화를 주구조물(metering structure)에 대해 적정한 표면 처리 및 Fig. 2와 같이 열제어 코팅을 수행하였다. 마지막으로 광학 정렬 온도인 +20 °C를 기준으로 +/-1 °C 이내에서 주구조물의 온도가 유지될 수 있도록 Fig. 3과 같이 히터와 온도 센서를 이용한 능동 열제어 설계를 완료하였다[2-3].

### 2.2 STM을 통한 개선 필요 사항 확인

EOS-C Ver.3.0의 경우, FM에 앞서 STM을 개발, 인증(qualification) 수준의 열진공 시험 수행을 통해 열제어 설계 및 해석 모델에 대한 검증을 완료하였다[4]. STM 개발을 통해 개선이 필요한 부분 또한 확인할 수 있었는데, 바로 히터 제어에 사용하는 온도 센서의 정확성이다[5].

EOS-C Ver.3.0는 AD590 온도 변환기 (temperature transducer) 중에서, MIL-STD-883B 인증 과정을 통과한 AD590M을 온도 센서로 사용한다. 문제는, 센서 자체가 가지고 있는 여러 종류의 에러로 인해 측정값이 실제값과 다를 수 있다는 것으로, AD590M을 사용하더라도 Table 1과 같이 최대 ±2.6 °C 정도의 오차가 발생할 수 있음을 확인할 수 있다[6].

실제로 열전대 (Thermocouple, T/C)을 이용하여 STM 열진공 시험 중에 측정한 값과 AD590으로 측정한 값을 비교해보면, Table 2와 같이

Table 1. AD590 Specification (Error)

Error	AD590L	AD590M
Calibration Error @ +25 °C	±1.0 °C	±0.5 °C
Absolute Error /w.o. Calibration Adjustment	±3.0 °C	±1.7 °C
Absolute Error of Nonlinearity	±0.4 °C	±0.3 °C
Absolute Error of Repeatability	±0.1 °C	±0.1 °C
Max. Error (Superposition)	±4.5 °C	±2.6 °C

Table 2. STM Test Data: T/C vs AD590

Part	T/C	AD590	Difference
Base Plate	5.19 °C	3.12 °C	2.07 °C
		3.25 °C	1.94 °C
		3.37 °C	1.82 °C
		Avg.: 3.25 °C	1.94 °C
M2 Ring	6.23 °C	4.71 °C	1.52 °C
		4.34 °C	1.89 °C
		5.08 °C	1.15 °C
		Avg.: 4.71 °C	1.52 °C
M2 Housing	4.77 °C	5.81 °C	-1.04 °C
		3.73 °C	1.04 °C
		3.12 °C	1.65 °C
		Avg.: 4.22 °C	0.55 °C

온도 차이가 적지 않음을 확인할 수 있다. 개별 센서 뿐 만 아니라, 히터 제어에 사용되는 개별 구조물 별 온도 센서들의 평균값과 비교해 보아도 히터 제어 수준인 +/- 1 °C 이상의 온도차가 발생한 것을 확인할 수 있다. 즉, EOS-C Ver.3.0에 사용하는 온도 센서들에 대한 교정(calibration)이 필요함을 확인할 수 있었다.

2.3 STM을 통한 MLI 모델링의 최적화

STM 개발 및 시험을 통해 EOS-C Ver.3.0의 열해석 모델에 대한 검증은 성공적으로 완료되었다. 그러나 이와 별도로, FM 개발에 앞서 열제어 계 설계의 최적화를 위해 불확실성이 가장 높은 MLI 모델링에 대한 추가 검토를 진행하였다[7].

STM 시험 결과와 해석 결과를 비교해보면, Table 3과 같이 해석 결과가 시험 결과보다 전반적으로 높은 것을 알 수 있다. 검토 결과, 이는 실제 모델에 비해 해석 모델의 외부로의 열손실량이 적기 때문에 발생한 것이었다.

이를 해결하기 위해 외부와의 열교환과 관련된 열제어 코팅과 MLI의 모델링 방법을 검토,

Table 3. STM Test Result: Test vs Analysis

Description	Hot Balance (°C)		Cold Balance (°C)	
	Test	Analysis	Test	Analysis
Base Plate	31.75	34.52	5.19	5.92
M2 Ring	33.83	34.68	6.23	6.21
M2 Housing	32.95	34.48	5.31	5.98
M2 Cover	32.70	34.50	5.04	6.00
M2 Spider	33.40	34.51	5.33	6.02
Entrance Baffle	30.16	30.99	0.87	1.33
EOS I/F Ring	30.09	30.58	0.79	0.93
T/V Chamber	29.72	30.00	0.35	0.00

Table 4. Case Study for ε\* Optimization

Case	Base Plate	M2 Ring	Others
Case-1	0.03	0.03	0.03
Case-2	0.05	0.04	0.04
Case-3	0.08	0.05	0.03
Case-4	0.10	0.05	0.03

제조사에서 제공해 준 값으로 설정된 열제어 코팅의 방사율(emissivity, ε)과 달리, 설계/해석을 위해 임의로 설정한 MLI의 유효 방사율(effective emissivity, ε\*)이 원인임을 확인, 이를 최적화하기 위해 Table 4와 같이 개별 case를 정의하였다.

Case-1의 0.03은 EOS-C Ver.3.0의 개발을 위해 Spacecraft Thermal Control Handbook을 참조하여 설정한 값으로 MLI의 ε\*은 제작/시험을 통해서나 확인이 가능하기 때문에 설계/해석 단계에서는 보편적인 값을 사용하였다. 여기에 최적화를 위해 Case-2 ~ 4를 추가로 정의, 해석 수행 및 시험 결과와의 비교/검토를 수행하였다.

검토 결과, MLI의 ε\*를 Case-4와 같이 설정할 경우, Table 5와 같이 이전 대비 해석과 시험 결과의 차이를 줄일 수 있었으며, 또한 온도 제어 범위를 고려하여 최적화의 기준으로 정의한 전체 시험 결과에 대한 표준 편차 1 °C를 Table 6과 같이 만족시킬 수 있었다[8].

Table 5. Test vs Analysis /w Optimized ε\*

Description	Hot Balance (°C)		Cold Balance (°C)	
	Test	Analysis	Test	Analysis
Base Plate	31.75	34.04	5.19	5.32
M2 Ring	33.83	34.32	6.23	5.74
M2 Housing	32.95	34.16	5.31	5.55
M2 Cover	32.70	34.18	5.04	5.57
M2 Spider	33.40	34.19	5.33	5.58
Entrance Baffle	30.16	30.91	0.87	1.23
EOS I/F Ring	30.09	30.58	0.79	0.93
T/V Chamber	29.72	30.00	0.35	0.00

Table 6. Verification Result after ε\* Optimization

Item	Case	Thermal Balance Test (°C)		
		Hot	Cold	All
Allowable Deviation	Before	2.82	1.41	2.82
	After	2.29	1.41	2.29
	Criteria	≤ 3		
Mean Deviation	Before	1.31	0.77	1.04
	After	1.08	0.58	0.83
	Criteria	≤ 2		
Standard Deviation	Before	1.51	0.87	1.23
	After	1.24	0.71	1.01
	Criteria	≤ 3		

### III. EOS-C Ver.3.0 개발 및 시험

#### 3.1 온도 센서 보정 및 FM 개발

FM 개발에 앞서, STM에서 개선이 필요함을 확인한 AD590 온도 센서의 교정 방안에 대한 검토를 먼저 진행하였다[9-10].

가장 간단한 방법은 센서와 센서의 측정 데이터를 처리하는 전장품(electronics)을 함께 교정 받는 것이나 EOS-C Ver.3.0 FM과 전장품이 동시에 개발되기 때문에 선택 가능한 상황이 아니었다. 대안으로 T/C와 T/C용 DAS(Data Acquisition System)를 함께 교정 받은 후, 교정 받은 T/C를 AD590의 바로 옆에 부착, FM 조립을 완료한 후에 T/C의 측정값과 AD590 센서의 측정값을 비교/검토하여 AD590 센서 특성 방정식의 계수들을 보정하기로 하였다.

AD590 센서는 운영 온도 범위인 -55 ~ +150 °C 전체에 대해서는 비선형적 특성을 갖지만, 일부 극소 구간에서는 선형성(linearity)을 갖는다고 볼 수 있기 때문에 1차 기본 방정식을 적용, 식(1)을 유도하였다.

$$T_{Cal.} = C_1 + C_2 \times T_n \quad (1)$$

- $T_n$  : Nominally Measured Temperature
- $T_{Cal.}$  : Calibrated Temperature
- $C_1$  : Zero-Offset Correction Coefficient
- $C_2$  : Gain-Offset Correction Coefficient

즉, 2개 이상의 서로 다른 온도 조건 하에서 온도 측정 후, 이를 이용하여 식(2)와 같이 각각에 대한  $C_1$ 과  $C_2$ 를 유도함으로써 개별 AD590 센서에 대한 보정 작업을 수행하기로 하였다.

$$C_1 = \frac{T_{T/C @ B} \times T_{AD590 @ A} - T_{T/C @ A} \times T_{AD590 @ B}}{T_{AD590 @ A} - T_{AD590 @ B}}$$

$$C_2 = \frac{T_{T/C @ A} - T_{T/C @ B}}{T_{AD590 @ A} - T_{AD590 @ B}} \quad (2)$$

- $T_{AD590 @ A}$  : Measured by AD590 @ A °C
- $T_{AD590 @ B}$  : Measured by AD590 @ B °C
- $T_{T/C @ A}$  : Measured by Cal. T/C @ A °C
- $T_{T/C @ B}$  : Measured by Cal. T/C @ B °C

보정 작업을 수행할 온도 범위의 경우, 보정에 따른 오차 최소화 및 선형성 보장을 위해 범위가

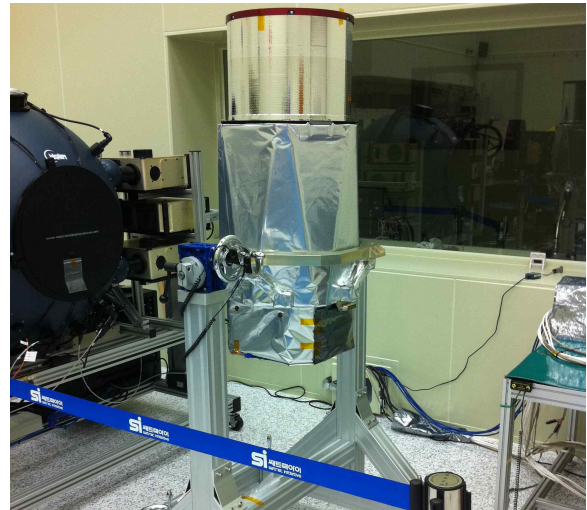


Fig. 4. EOS-C Ver.3.0 FM Configuration

좁을수록 좋다. 이에 EOS-C Ver.3.0의 경우, 히터 제어 온도 범위에 1°C의 여분(margin)을 고려한 +18 ~ +22 °C로 수행 범위를 결정하였다.

보정 방안 검토를 완료한 후, 조립 절차에 따라 히터 및 개별 온도 센서, 그리고 열제어 코팅 및 MLI 장착을 수행하였으며, FM 최종 조립 형상은 Fig. 4와 같다.

FM 조립 후, 청정실 온도를 변경하는 것으로 EOS-C Ver.3.0의 온도를 변경하기로 하였고, 이에 공조기 동작에 따른 대류 효과 차단을 위해 광개구부 주위 및 EOS-C Ver.3.0 주위에 차단막을 설치한 후, 다음과 순서로 보정 작업을 수행하였다.

- ✓ 식(2)의 A와 B를 +18/+22 °C로 설정하여  $C_1$ 과  $C_2$ 를 유도한 후, +20 °C에서 얻은 값으로 계수 보정 수행
- ✓ 식(2)의 A와 B를 +19/+21 °C로 설정하여  $C_1$ 과  $C_2$ 를 유도한 후, +20 °C에서 얻은 값으로 계수 보정 수행
- ✓ +18/+22 °C와 +19/+21 °C 중, 표준 편차가 최소가 되는 경우를 개별 AD590의 최종 보정 계수로 적용 후, 보정된 값과 기준값의 표준 편차가 Nonlinearity Error인 0.3 °C 보다 작으면 보정 완료 (차이가 0.3 °C 보다 크다면 상기의 계수 보정 작업을 다른 온도 범위에 대해 다시 수행)

상기의 보정 과정을 통해 Table 7과 같이 히터 제어용 개별 AD590 센서에 대한 보정 계수를 얻었으며, 이를 적용하여 Table 8과 같이 보정 전에 비해 기준값에 대한 표준 편차가 향상되었음을 확인할 수 있었다[11].

Table 7. Correction Coefficient for Calibration

Temp_Sensor	Primary Chain		Secondary Chain	
	C1	C2	C1	C2
M1B_Temp#1	-0.631	1.126	1.078	1.052
M1B_Temp#2	-1.775	1.116	0.036	1.043
M1B_Temp#3	0.347	1.112	1.650	1.058
M2R_Temp#1	0.341	1.053	0.425	1.067
M2R_Temp#2	-0.384	1.082	0.903	1.030
M2R_Temp#3	0.671	1.077	1.367	1.059
M2H_Temp#1	-0.079	1.119	1.151	1.073
M2H_Temp#2	-0.407	1.108	0.456	1.083
M2H_Temp#3	0.103	1.098	0.695	1.087

Table 8. Summary of Calibration Effect

Temp_Sensor	Primary (°C)		Secondary (°C)	
	Before	After	Before	After
M1B_Temp#1	1.654	0.094	1.982	0.090
M1B_Temp#2	0.482	0.095	0.820	0.101
M1B_Temp#3	2.324	0.076	2.642	0.071
M2R_Temp#1	1.316	0.055	1.606	0.085
M2R_Temp#2	1.120	0.046	1.436	0.063
M2R_Temp#3	2.014	0.044	2.346	0.085
M2H_Temp#1	2.104	0.078	2.408	0.108
M2H_Temp#2	1.640	0.068	1.960	0.081
M2H_Temp#3	1.930	0.054	2.234	0.089

3.2 FM 열진공 시험

FM 개발 후, 작업도 확인을 위해 위성체 개발 기관과의 협의를 바탕으로 Table 9와 같이 인수 수준의 열진공 시험 규격을 정의하였다[12-13]. 또한 개별 soak에서의 성능 검증과 시험 기간 단축 및 열평형 시험 수행에 필요한 히터 운용을 위해 EMS(EOS-C Management Subsystem)를 함께 시험하기로 하였다. EMS는 EOS-C Ver.3.0의 제어 및 전력 공급, 영상 데이터 처리를 수행하는 전장 품으로 센서 보정 또한 이를 이용하였다[14].

Figure 5는 FM 열진공 시험의 전체 개요를 나타낸 것으로, Table 9의 시험 규격을 바탕으로 2번의 열주기 시험 후, 1번의 열평형 시험을 수행함을 확인할 수 있다.

3.3 사전 열해석 수행 및 시험치구 개발

FM 열진공 시험을 위한 시험치구(T/V Test Jig)의 경우, 기존의 STM 열진공 시험 수행을 위해 설계/개발한 STM 시험치구를 이용하되, 시험 기간 단축 및 FM임을 감안하여 충분한 설계 여유가 확보될 수 있도록 하였다.

이를 위해 FM 열진공 시험 형상에 대한 사전 열해석 모델을 작성한 후, 개별 시험 온도를 기준으로 열진공 챔버를 운용하는 경우에 대해 사전 열해석을 수행하였다. 해석 결과, hot soak 수행 후, cold soak으로의 천이 과정에서 일부 개선이 필요함을 확인하였다[15].

먼저 EMS의 경우, 천이 과정 중에 EMS의 온도를 시험 온도로 유지시키려면, STM 시험치구 개발 시에 설계한 EMS용 test heaters를 모두 사용해야만 유지할 수 있음을 확인하였다. 이는 천이 기간을 단축시키기 위해 열진공 챔버의 온도를 test heater 설계 시의 기준 온도인 -100 °C 보다 낮은 -150 °C로 설정하였기 때문이다.

실제 시험에서도 천이 기간 단축을 위해 열진공 챔버의 온도를 -150 °C까지 내릴 예정이므로,보수적 관점에서 설계 여유가 충분히 보장될 수 있도록 EMS용 test heater의 용량을 늘리기로 하였다.

Table 9. FM Thermal Vacuum Test Specification

Item	Value
No. of Cycle	2 Cycles
Soak Duration	≥ 2 hrs
Temperature Range	
Non-Operation Test	EOS: +/-0 ~ +40 °C
	EMS: -20 ~ +50 °C
Thermal Cycling Test	EOS: +10 ~ +30 °C
	EMS: -10 ~ +40 °C
Thermal Balance Test	+/-0 °C
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 <sup>-5</sup> Torr

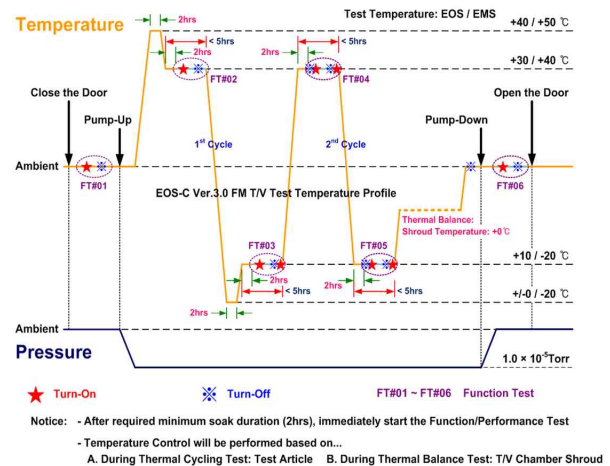


Fig. 5. FM Thermal Vacuum Test Profile



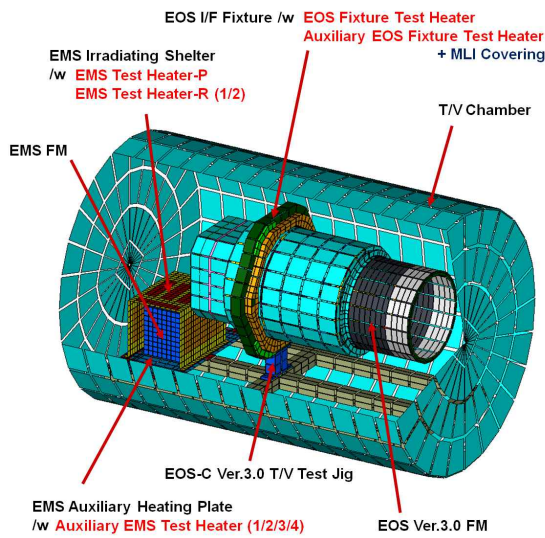


Fig. 6. T/V Test Jig for FM T/V Test

다음으로 EOS-C Ver.3.0과 시험치구 간의 온도차, 즉 I/F 구조물 양단의 온도차가 설계치인 30 K를 크게 상회하여, 천이 구간에서 약 70 K 가량 발생할 수 있음을 확인하였다. 이와 같은 과도한 온도차는 영구 열변형을 유발시킬 수 있기 때문에, I/F 구조물 양단의 온도차가 설계치 이내에서 제어될 수 있도록 test heater의 용량 증대와 더불어 MLI를 적용하여 복사 열교환을 차단하는 방향으로 설계를 수정하기로 하였다.

Figure 6은 수정 사항들을 반영하여 개발된 FM 시험치구를 이용한 열진공 시험 형상에 대한 사

전 열해석 모델을 나타낸다. Fig. 7은 시험치구 수정 전후의 사전 열해석 결과로서, 상기 수정 사항들을 반영한 후에 시험 조건을 모두 잘 만족시키고 있음을 확인할 수 있다.

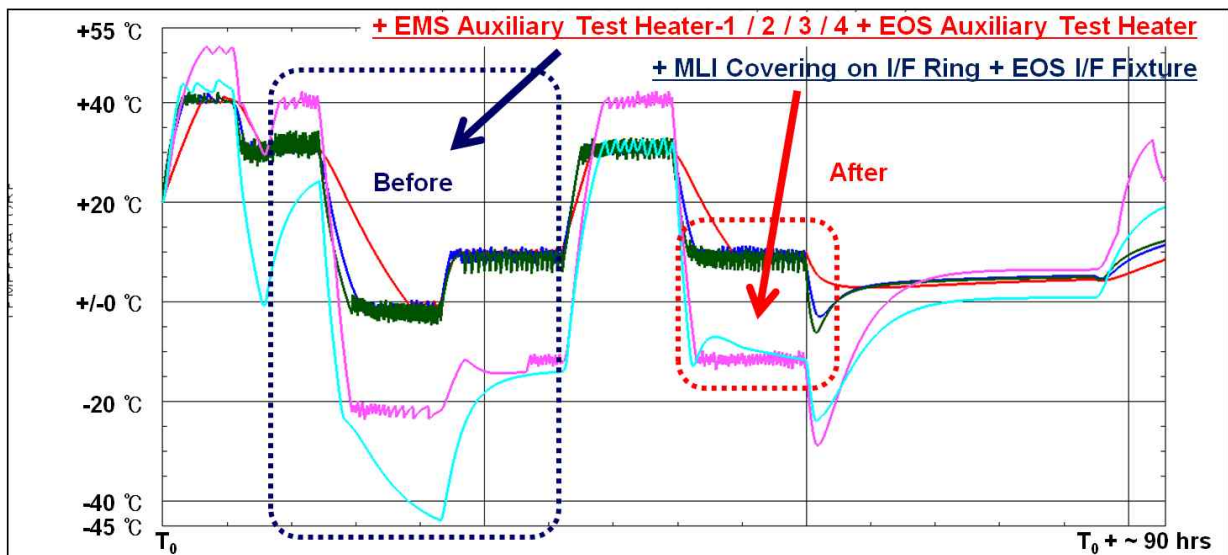
### 3.4 열진공 시험 방안 검토

STM 열진공 수행 후, 시험 결과 분석 과정에서 열평형 시험 결과를 열해석 모델 검증에 사용하기 위해서는 0.5 °C/2hrs의 시험 조건 뿐 아니라 충분한 시험 기간 보장도 필요함을 확인하였다. 또한 모델 검증에 적용한 표본의 숫자가 적은 편이라는 우려도 제기되었다.

이에 FM 열진공 시험의 경우, 열평형 시험의 성공적인 수행과 해석 모델 검증의 신뢰성 향상을 위해 ECSS(European Cooperation for Space Standardization)를 참조, 다음과 같이 시험 조건을 수정하였다[16].

- ✓ 열평형 시험 조건: 0.5 °C/5hrs
- ✓ 검증용 표본 수량: 20개 이상

검증용 표본의 경우, ECSS에서는 최소 25개 이상을 제안하지만, EOS-C Ver.3.0이 위성체처럼 크기가 크지 않고, 또한 외부를 둘러싸고 있는 MLI로 T/C 탈부착 작업이 용이한 편이 아니라 위성체 개발 기관과의 협의를 통해 20개 이상으로 조정하였다. 조정 후, 시험에 대한 T/C의 장착 위치 및 수량을 확정하였다.



Red: TC#01 / EOS: M1B Blue: TC#04 / EOS: M2R Dark Green: TC#07 / EOS: M2H  
 Magenta: TC#21 / EMS Ref. Cyan: TC#31 / I/F Ring Light Green: -

Fig. 7. Preceding Thermal Analysis Result for FM T/V Test

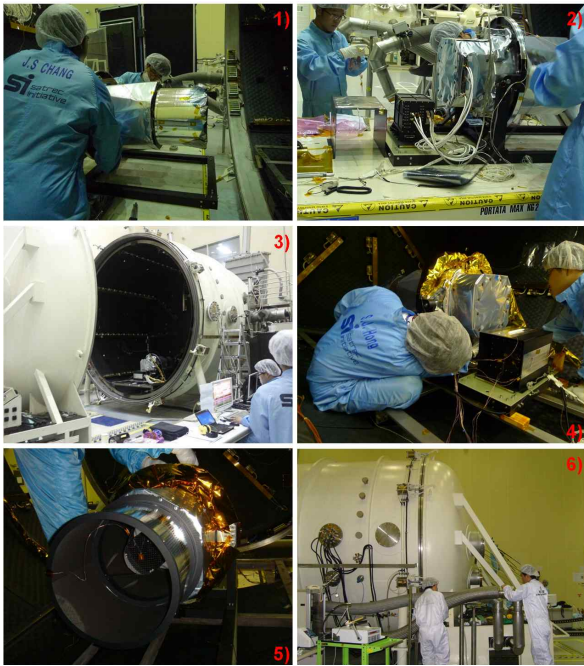


Fig. 8. EOS-C Ver.3.0 FM T/V Test Setup

### 3.5 열진공 시험 수행 및 결과

시험 준비 완료 후, 시험 수행을 위해 Fig. 8과 같이 test setup을 수행하였다.

Test setup은 FM 시험치구에 EOS-C Ver.3.0과 EMS를 조립한 후(Fig. 8-1), 개별 harness들을 연결하고(Fig. 8-2), 기능 시험을 수행하여 전체 시스템의 이상 유무 확인 후(Fig. 8-3), T/C 부착 및 사전 열해석 결과를 바탕으로 EOS-C Ver.3.0과 FM 시험치구의 I/F 구조물에 MLI covering을 수행한 후(Fig. 8-4), 광학 부품의 오염 방지를

위해 광개구부에 덮어 놓았던 덮개(Protection cover)를 제거하고(Fig. 8-5), 열진공 챔버의 문을 닫음으로써 완료되었다(Fig. 8-6).

Test setup 후, 한국항공우주연구원 우주시험동에 있는 HVT40 열진공 챔버에서 약 일주일 동안 EOS-C Ver.3.0 FM 열진공 시험이 진행되었으며, 시험 결과는 Fig. 9와 같다.

앞서 기술한 바와 같이 EOS-C Ver.3.0과 EMS의 열주기 시험 온도가 다르기 때문에 hot soak에서는 EOS-C Ver.3.0의 시험 온도에, cold soak에서는 EMS의 시험 온도에 열진공 챔버의 온도를 맞춘 후, EMS는 test heaters를 이용해서, EOS-C Ver.3.0은 온도 제어용 FM heaters와 I/F 구조물에 적용된 test heaters를 이용해서 시험 온도와의 차이를 보상하였다. 또한 STM 대비, test heaters의 용량 증대에 따라 hot soak에서 cold soak으로의 천이 구간 중에 열진공 챔버의 온도를 -150 °C 이하까지 내릴 수 있게 됨으로써, 천이 구간의 소요 시간도 단축시킬 수 있었다. 열주기 시험에 이어 진행된 열평형 시험의 경우, EOS-C Ver.3.0의 온도 제어용 FM heaters를 EMS를 이용하여 10 % duty cycle로 운용하며 시험 조건인 0.5 °C/5hrs의 온도 평형 조건을 만족시킬 때까지 수행하였다.

## IV. EOS-C Ver.3.0 FM 검증

### 4.1 열해석 모델 검증

EOS-C Ver.3.0 FM 역시 STM과 동일한 3가지의 검증 조건으로 모델 검증을 수행하였으며, 개별 조건은 Table 10과 같다.

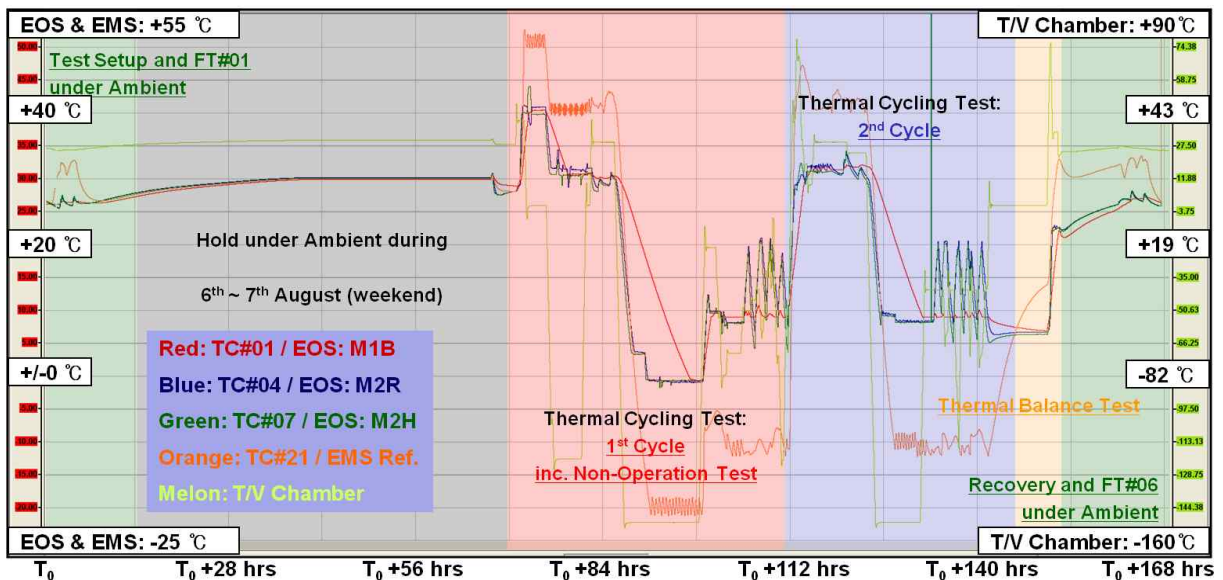


Fig. 9. EOS-C Ver.3.0 FM T/V Test Result: Temperature Profile during T/V Test

Table 10. Thermal Model Correlation Criteria

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

Table 11. Summary of Test vs Analysis Result

ID	Description	Result (°C)		
		Test	Analysis	Difference
#01	Base Plate #1	6.888	5.320	1.568
#02	Base Plate #2	7.203	5.330	1.873
#03	Base Plate #3	6.893	5.320	1.573
#04	M2 Ring #1	6.718	5.880	0.838
#05	M2 Ring #2	6.821	5.880	0.838
#06	M2 Ring #3	6.711	5.880	0.831
#07	M2 Housing #1	6.378	5.560	0.818
#08	M2 Housing #2	6.287	5.550	0.737
#09	M2 Housing #3	6.281	5.560	0.721
#11	M2 Cover	5.229	5.567	-0.338
#12	Entrance Baffle-1	1.133	1.230	-0.097
#13	Entrance Baffle-2	-0.102	0.822	-0.924
#14	Main Housing	4.920	4.415	0.505
#15	SPM #1	6.573	5.249	1.324
#16	SPM #2	6.541	5.196	1.345
#17	FPA (Detector)	6.636	5.221	1.415
#18	EOS I/F Ring	1.476	0.931	0.545
#31	I/F Ring Fixture-1	1.879	0.924	0.955
#32	I/F Ring Fixture-2	1.626	0.854	0.772
#33	T/V Test Jig	-0.182	1.660	-1.842
#A	M1B AVG	6.995	5.328	1.667
#B	M2R AVG	6.750	5.880	0.870
#C	M2H AVG	6.315	5.579	0.736
T/V Chamber B.C.-1		0.371	0.000	0.371
T/V Chamber B.C.-2		-0.036	0.000	-0.036
T/V Chamber B.C.-3		-0.002	0.000	-0.002

앞서 MLI 모델링을 최적화한 열해석 모델을 검증하기 위해 열평형 시험 결과와의 비교/분석이 가능토록 사전 열해석 모델의 2가지 경계 조건, 즉 열진공 챔버 온도와 개별 온도 제어용 FM heaters의 발열량을 시험 조건으로 수정하여 정상 상태 열해석을 수행하였다.

열해석 수행 후, T/C 부착 위치에 상응하는

Table 12. Analysis Model Verification Result

Case	Allowable Deviation	Mean Deviation	Standard Deviation
STM	2.77 °C	1.01 °C	1.20 °C
FM	1.87 °C	0.42 °C	0.52 °C
Improvement	32.5 %	58.4 %	56.7 %

위치의 결과를 Table 11에, 그리고 검증 조건에 따른 검토 결과를 Table 12에 정리하였다. Table 12를 보면, STM 대비 요구되는 개별 검증 조건들을 모두 향상된 성능으로 만족시키고 있음을 확인할 수 있다. 특히 기존 STM 대비 2배 이상으로 표본을 늘렸음에도 시험과 해석 결과의 단순 편차(allowable deviation,  $T_{MAD}$ )를 비롯하여 평균 편차(mean deviation,  $T_{MMD}$ )와 표준 편차(standard deviation,  $T_{MSD}$ ) 향상된 이유는 MLI의  $\epsilon^*$ 를 STM 결과를 바탕으로 EOS-C Ver.3.0에 적합한 값으로 최적화하여 FM에 적용했기 때문이다[17].

#### 4.2 온도 센서 보정 결과 검증

다음으로 센서 보정 결과의 확인을 위해 시험 결과와 AD590 측정값을 비교, 검토하였다. 온도 센서의 경우, 열평형 시험 결과를 이용한 열해석 모델과 달리, 센서의 보정 범위인 +18 ~ +22 °C 사이의 시험 결과, 즉 열주기 시험 중, 천이 기간 중의 시험 결과를 이용하여 검증 작업을 진행하였으며, 검토 결과는 Table 13과 같다.

Table 13을 보면, 개별 히터의 on/off 제어를 위해 적용된 AD590 센서의 측정값이 보정 후, 최대 2 °C가량 차이를 보이던 보정 전에 비해 매우 향상되었음을 확인할 수 있다.

추가로, M2H\_Temp 센서들의 편차가 다른 센서들에 비해 큰 이유를 확인하기 위해 추가 검토

Table 13. FM Test Data: T/C vs AD590

Temp_Sensor	Average Tolerance (°C)	Deviation (°C)	
		Normal	Standard
M1B_Temp#1	0.393	0.185	0.207
M1B_Temp#2	0.357	0.161	0.196
M1B_Temp#3	0.261	0.152	0.186
M2R_Temp#1	0.246	0.125	0.138
M2R_Temp#2	0.196	0.110	0.130
M2R_Temp#3	0.203	0.123	0.147
M2H_Temp#1	0.765	0.192	0.245
M2H_Temp#2	0.821	0.214	0.273
M2H_Temp#3	0.912	0.279	0.343



Table 14. Revision of Correction Coefficient

Temp_Sensor	Primary Chain		Secondary Chain	
	C1	C2	C1	C2
M2H_Temp#1	3.025	0.828	-0.037	0.968
M2H_Temp#2	2.340	0.841	-0.542	0.985
M2H_Temp#3	1.499	0.878	3.630	0.786

Table 15. Result after Coefficient Revision

Temp_Sensor	Average Tolerance (°C)	Deviation (°C)	
		Normal	Standard
M2H_Temp#1	0.266	0.154	0.185
M2H_Temp#2	0.211	0.156	0.177
M2H_Temp#3	0.170	0.140	0.146

를 진행하였다. 검토 결과, 온도 변경에 필요한 공조기 동작에 따른 대류 효과 차단을 위해 다중의 차단막을 광개구부에 설치하였으나, 광개구부에 위치한 M2H\_Temp 센서들이 장착되는 구조물은 열관성(thermal capacitance)이 작아 보정용 데이터에 대류에 의한 일부 왜곡이 있었음을 확인하였다.

이에 M2H\_Temp 센서들의 경우, FM 열진공 시험 결과를 이용하여 센서 보정을 재수행하기로 결정, Table 14와 같이 보정 계수를 수정하였다. 수정 후, 이를 반영한 M2H\_Temp 센서들의 측정값과 열진공 시험 결과를 다시 비교, 검토하였으며, Table 15와 같이 센서 보정이 성공적으로 이뤄졌음을 확인할 수 있었다[18].

## V. 결 론

지금까지 지구관측소형위성의 임무 탑재체로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C Ver.3.0 FM의 열제어계 개발 과정에 대해 살펴보았다.

성공적인 FM 개발을 위해, FM에 앞서 제작된 STM의 개발 결과를 검토하였으며, 검토 결과를 바탕으로 설계 개선 및 최적화를 수행하였다. 또한 시험 준비 및 시험, 그리고 시험 결과를 이용한 해석 모델 및 센서 보정 결과에 대한 검증을 통해 STM 보다 향상된 성능으로 FM 개발을 완료하였음을 확인하였다.

EOS-C Ver.3.0 FM은 위성체 개발 기관에 납품 완료되었으며, 현재 위성체와의 조립 및 환경 시험 수행을 준비 중에 있다.

## 후 기

EOS-C Ver.3.0 FM 열진공 시험을 지원해주신

한국항공우주연구원 케도환경팀 소속 이상훈 선임연구원 외 모든 연구원께 감사를 표합니다.

## 참고문헌

- 1) 장진수, 양승욱, 김종운, 강명석, 김이을, "EOS-C System 비행모델의 열제어계 개발", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2008, pp. 1150~1513.
- 2) 장진수, 양승욱, 정연황, 김이을, "전자광학 카메라 시스템의 열제어계 설계 및 개발", 한국항공우주학회지, 제37권 제8호, 2009, pp. 798~804.
- 3) 장진수, 양승욱, 정연황, 김이을, "EOS-C Ver.3.0의 열제어계 설계 및 개발", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2009, pp. 1148~1151.
- 4) 장진수, 양승욱, 정연황, "STM 열진공 시험 결과를 이용한 EOS-C Ver.3.0 열제어계 설계 검증", 한국항공우주학회지, 제38권 제12호, 2010, pp. 1,232~1,239.
- 5) Temp. Sensor Calibration Scheme for GIS EOS, Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2010-001, Rev. 1.0, 2010.
- 6) Technical Data Sheet, Two Terminal IC Temperature Transducer - AD590, Analog Devices, Inc., C00533-0-0/03, Rev. C, 2003.
- 7) David G. Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook Second Ed., The Aerospace Press, 2002.
- 8) GIS EOS TAM Verification Results, Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2010-003, Rev. 1.0, 2010.
- 9) Karl Stum, P.E., "Sensor Accuracy and Calibration Theory and Practical Application", National Conference on Building Commissioning, 2006.
- 10) Application Note, AD590 and LM335 Sensor Calibration, ILX Lightwave Corporation, 072406, Rev. 3, 2006.
- 11) FM EOS Temp. Sensor Calibration Result, Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2011-003, Rev. 1.0, 2011.
- 12) European Cooperation for Space Standardization, Space engineering - Testing, ESA Publications Division, ECSS-E-10-03A, 2002.
- 13) FM TV Test Procedure, Satrec Initiative,

GISINT65221, Rev.1.0, 2011.

14) 장진수, 정연황, 양승욱, 김이을, "EOS-C Ver.3.0의 STR/FER 열진공 시험 준비", 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2010, pp. 462~466.

15) 장진수, 홍석중, 김성겸, 황기선, 양승욱, "사전 열해석을 이용한 소형전자광학카메라 비행모델의 열진공 시험 준비 및 결과 검토", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2011, pp. 1,447~1,451.

16) European Cooperation for Space Standardization, "Space Engineering - Mechanical - Part 1: Thermal Control, ESA Publications Division, ECSS-E-30 Part 1A, 2000.

17) GIS FM EOS TAM Verification Results, Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2011-004, Rev. 1.0, 2011.

18) Verification Result of GIS FM EOS Calibrated Temp. Sensor, Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2011-005, Rev. 1.0, 2011.