

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1232

STM 열진공 시험 결과를 이용한 EOS-C Ver.3.0 열제어계 설계 검증

장진수*, 양승욱*, 정연황**

Design Verification of Thermal Control Subsystem for EOS-C Ver.3.0 using STM Thermal Vacuum Test Result

Jin-Soo Chang*, Seung-Uk Yang* and Yun-Hwang Jeong**

ABSTRACT

A high-resolution electro-optical camera (EOS-C Ver.3.0), the mission payload of an Earth observation satellite, is under development in Satrec Initiative. We designed this system to give improved thermal performance compared with the EOS-C Ver.2.0 which is the main payload of DubaiSat-1 by optimizing the active and passive thermal control design. We developed the Structural-Thermal Model (STM) and verified the design margin by performing the qualification level thermal vacuum test. We also conducted the verification of its Thermal Mathematical Model (TMM) through the thermal balance test. As a result, it was confirmed that TMM faithfully represents the thermal characteristics of the EOS-C Ver.3.0.

초 록

(주)세트렉아이는 지구관측위성의 주 탑재체로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C Ver.3.0을 개발 중이다. EOS-C Ver.3.0은 현재 운용중인 DubaiSat-1의 주 탑재체인 EOS-C Ver.2.0 개발 경험을 바탕으로 능동 열제어 방식과 수동 열제어 방식을 적절하게 혼용하여 보다 향상된 성능을 갖도록 설계되었다. 설계를 바탕으로 STM을 개발하여 인증(qualification) 수준의 열진공 시험을 수행하여 설계 여유(design margin)를 확인하였다. 또한 열평형 시험 결과를 이용하여 열제어계 설계에 사용한 열-수치 모델에 대한 검증 작업을 수행하였으며, 열-수치 모델이 실제 열적 특성을 잘 모사하고 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), Structural-Thermal Model(구조-열 모델), Thermo-Optical Property(열-광학 특성), Earth Observation Satellite(지구관측위성), EOS-C

1. 서 론

† 2010년 9월 1일 접수 ~ 2010년 11월 12일 심사완료

* 정회원, (주)세트렉아이 우주 7팀

교신저자, E-mail : jschang@satreci.com

대전광역시 유성구 전민동 461-26번지

** 정회원, (주)세트렉아이 우주사업부

(주)세트렉아이는 400kg급의 지구관측소형위성의 주 탑재체(mission payload)로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C Ver.3.0을 개발하고 있다. 700km 운용고도에서 흑백 2.5m, 다중 5.0m의 해상도를 갖는 EOS-C Ver.3.0은 현재 운

용중인 DubaiSat-1 주 탑재체인 EOS-C Ver.2.0의 개발 경험을 바탕으로 능동 및 수동 열제어 방식을 적절하게 혼용하여 보다 향상된 열적 성능을 갖도록 설계되었다. 설계를 바탕으로 구조-열 모델(Structural-Thermal Model, STM)을 개발하여 인증(qualification) 수준의 환경시험을 수행하였으며, 이를 통해 충분한 설계 여유(design margin)가 있음을 확인하였다.

본 논문에서는 EOS-C Ver.3.0의 열제어계 개발을 위해 수행된 설계와 해석, STM 개발과 열진공 시험 준비 및 수행, 그리고 열진공 시험 결과 분석과 이를 이용한 열-수치 모델의 검증 과정에 대해 살펴보고자 한다. 그리고 이를 통해 전자광학카메라 시스템의 열제어계 설계, 제작, 시험 및 검증으로 이어지는 개발 전 과정에 대해 살펴보고자 한다.

II. EOS-C Ver.3.0 열제어계 개발

2.1 열제어계 설계

전자광학카메라의 경우, 주위 열환경과 무관하게 광학 정렬 상태가 유지되어야 광학 성능을 보장할 수 있다. 따라서 허용범위 내에서 안정적으로 온도를 유지시켜주는 것이 매우 중요하다. 특히 주구조물(metering structure)에 온도 변화가 심하게 발생할 경우, 주요 광학부품 간의 비정렬(misalignment)에 따른 광학 성능 저하가 발생할 수 있으므로 안정적인 온도 제어를 위한 열제어계 설계가 필수적이다[1-2].

EOS-C Ver.3.0의 경우, EOS-C Ver.2.0의 개발 경험을 바탕으로 능동 및 수동 열제어 방식을 적절하게 혼용하여 열제어계 설계를 수행하였다. 그림 1과 같이 열적 안정성의 극대화를 위해 광개구부(optical aperture)를 제외한 모든 부분에 MLI(Multi-Layer Insulation)를 적용하였으며, 위성과의 기계적 접촉에 사용되는 부품을 열전도성

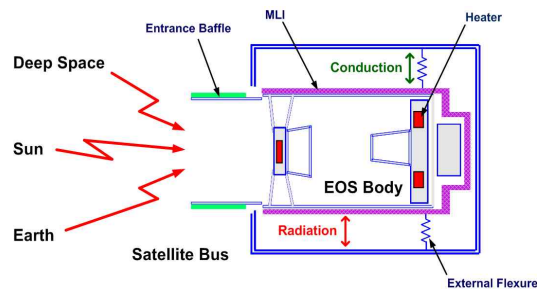


그림 1. Thermal Design Principle

이 낮은 Ti6-AL-4V 재질로 설계함으로써 주위와의 열적 단열을 극대화하였다. 또한 광학 정렬 온도인 +20℃를 기준으로 +/-1℃ 이내로 주구조물이 유지될 수 있도록 히터(heater)와 온도 센서를 이용한 능동 열제어 설계를 수행하였으며, 히터 소모 전력의 최소화를 위해 적정한 표면 처리 및 열제어 코팅을 수행하였다[3-4].

2.2 열해석 수행 및 결과 검토

설계 후, 설계의 검증 및 확정을 위한 열해석 수행을 위해 NX I-DEAS 12를 이용하여 열-수치 모델(Thermal Mathematical Model, TMM)을 작성하였으며, 그림 2와 같다.

TMM 작성 후, 개별 히터 및 열제어 코팅 설계의 최적화를 위해 정상 상태 열해석을 수행하였다. 먼저 EOS-C Ver.3.0 주구조물의 궤도 평균 온도가 어떤 경우에도 제어 온도인 +20℃를 초과하지 않도록 worst hot을 바탕으로 열해석을 수행, 해석 결과를 바탕으로 열제어 코팅 설계의 최적화를 수행하였으며 그림 3과 같다.

다음으로 주위 열환경과 관계없이 온도 제어가 가능하도록 worst cold를 바탕으로 히터의 발열량을 검토, 그림 4와 같이 궤도 평균 16W가 필요한 것을 확인하였다. 여기에 해석 수행 시의 불확실성을 고려, 설계 여유(design margin)를 반영하여 표 1과 같이 설계를 완료하였다.

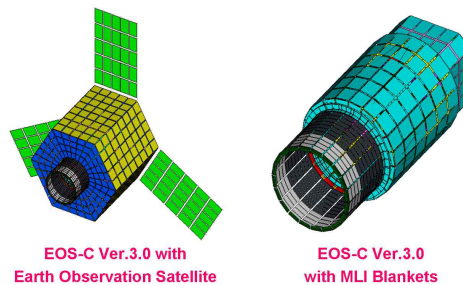


그림 2. Thermal Mathematical Model

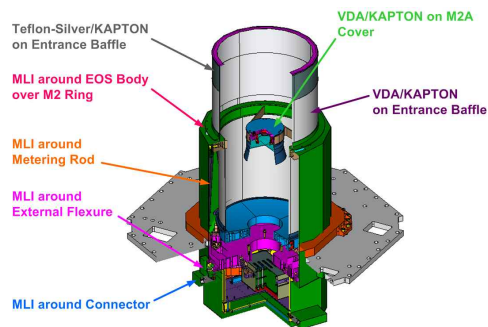


그림 3. Thermal Coating and Insulation

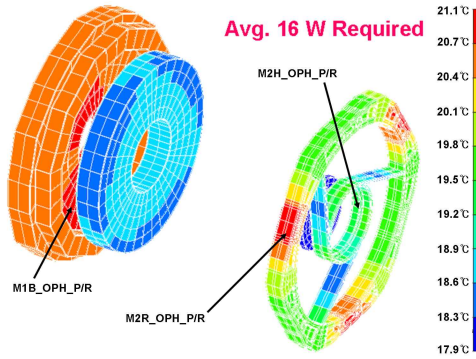


그림 4. Required Average Heater Power

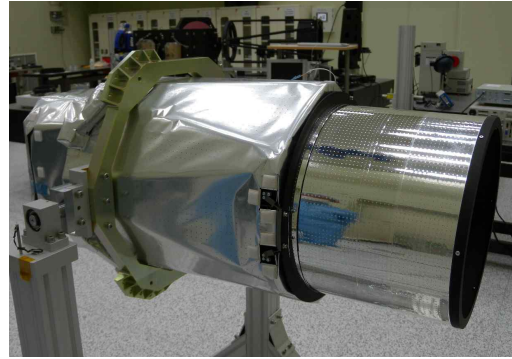


그림 6. EOS-C Ver.3.0 STM Configuration

표 1. Heater Design Results

Heater	Designed Peak Power (W)	On/Off Set-point Temperature (°C)
M1B_OPH_P	~ 8.0W	+19°C / +21°C
M1B_OPH_R	~ 8.0W	+19°C / +21°C
M2R_OPH_P	~ 7.6W	+19°C / +21°C
M2R_OPH_R	~ 7.6W	+19°C / +21°C
M2H_OPH_P	~ 3.4W	+19°C / +21°C
M2H_OPH_R	~ 3.4W	+19°C / +21°C

내며, 그림 6은 EOS-C Ver.3.0 STM의 최종 형상을 나타낸다.

3.2 STM 열진공 시험

STM 개발 후, 설계 여유 확인을 위해 인증 수준의 열진공 시험을 진행하였다. EOS-C Ver.3.0의 열진공 시험은 열주기 시험과 열평형 시험으로 구성되며, ECSS(European Cooperation for Space Standardization) 기준을 바탕으로 위성체 개발 기관과의 협의를 바탕으로 표 2와 같이 시험 규격을 정의하였다[5-6].

III. EOS-C Ver.3.0 STM 열진공 시험

3.1 STM 개발

STM은 EOS-C Ver.3.0의 구조적, 열적 특성 파악을 위해 제작한 모델로써 FM(Flight Model)과 동일한 기계적 특성을 갖도록 개발되었다. 반사경(mirror) 및 전자모듈(electronics)은 동일한 구조적 특성을 갖는 dummy mass로 대체하였으며, 그 외의 구조물들은 FM과 동일하게 제작하였다.

또한 온도 제어용 히터의 운용 및 성능 검증을 위해 EMS(EOS-C Management Subsystem)를 함께 시험하기로 하였다. EMS는 EOS-C Ver.3.0의 제어 및 전력 공급, 영상 데이터 처리를 수행하는 전자제품(electronics)으로 STM에 적용한 온도 센서의 측정값을 바탕으로 히터를 제어한다.

또한 동일한 열적 특성을 나타낼 수 있도록 FM과 동일하게 온도 제어용 히터 부착, 열제어 코팅 및 MLI 장착을 수행하였다. 그림 5는 히터 부착 후, 작업 결과 검증을 위해 전압을 인가하고 시간에 따른 온도 변화를 측정한 결과를 나타

표 2의 시험 규격을 바탕으로 1번의 열주기 시험 후, 저온 열평형 시험, 고온 열평형 시험 순

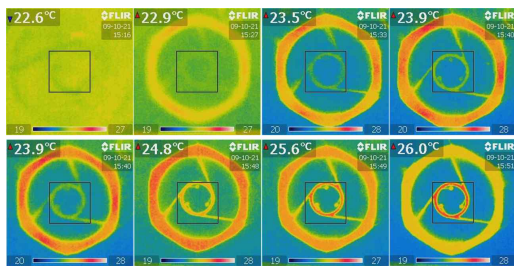


그림 5. Heater Attachment and Inspection

표 2. STM Thermal Vacuum Test Specification

Item	Value
No. of Cycle	1Cycle
Soak Duration	≥ 2hrs
Temperature Range	
Thermal Cycling Test	STM: +5°C ~ +35°C
	EMS: -10°C ~ +40°C
	Non-Op.: -20°C ~ +50°C
Thermal Balance Test	Shroud: +30°C @ Hot
	+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/2hrs at Each Test
Pressure Condition	≤ 1.0×10 ⁻⁵ Torr

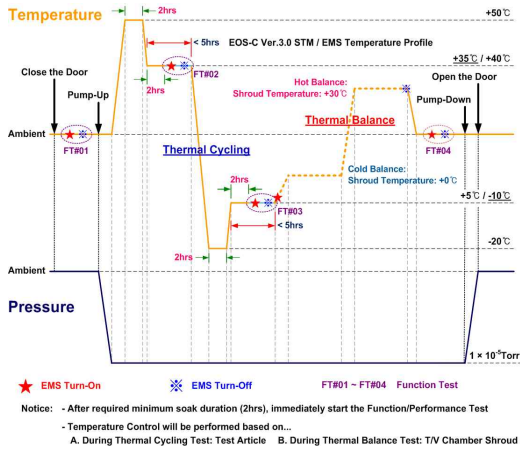


그림 7. STM Thermal Vacuum Test Profile

으로 진행되며 전체 시험 개요는 그림 7과 같다.

3.3 열진공 시험치구 설계

STM 열진공 시험의 경우, STM과 EMS의 시험 온도 범위가 다르기 때문에 이를 보상해줄 수 있는 방안이 필요하다. 이를 해결하기 위해 STM과 EMS 각각에 시험용 히터(test heater)를 적용하여 열진공 챔버의 설정 온도와 시험물(test article)의 시험 온도 간의 차이를 보상하기로 하였다[7-8]. 이를 위해 그림 8과 같이 열진공 챔버 및 STM, EMS와의 기계적/전기적 인터페이스를 바탕으로 고정치구 설계 후, STM 열진공 시험에 대한 사전 열해석 결과를 바탕으로 개별 시험용 히터를 결정, 적용하는 방식으로 열진공 시험치구인 STM T/V Test Jig의 설계를 완료하였다[9].

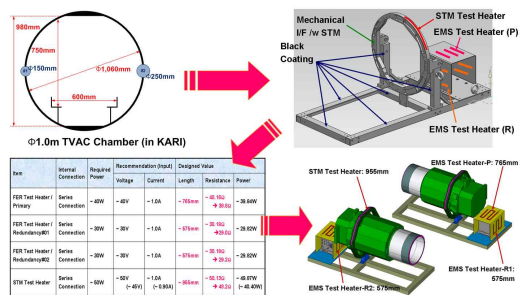


그림 8. STM T/V Test Jig Design Process

3.4 열진공 시험 사전 열해석

시험치구 설계를 마친 후, STM 열진공 시험에 대해 사전 열해석을 수행하였다. 사전 열해석은 열진공 시험 기간 중에 시험물 및 시험치구, 시

험용 하니스(harness) 등이 겪을 것으로 예상되는 온도를 검토해보고, 예상 온도가 요구 조건을 만족시키지 못할 경우에는 시험용 히터나 MLI를 장착하는 등의 필요한 조치를 취하기 위해 수행한다. EOS-C Ver.3.0의 경우, 열제어계 설계를 위해 작성되었던 TMM을 수정하여 사전 열해석 모델(Preliminary Thermal Test Model, PTM)을 그림 9와 같이 작성하였다.

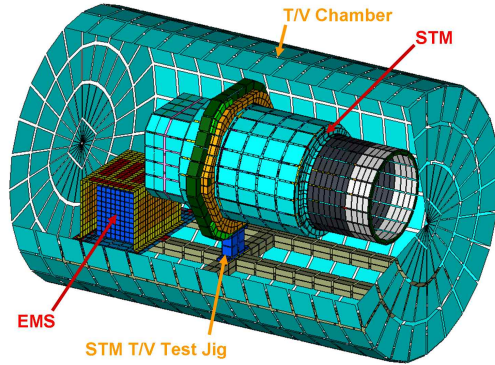


그림 9. Preliminary Thermal Test Model

Sequence	Heater Power / Turn-On/Off Temperature (°C)									
	M1B OPH-P	M1B OPH-R	M2R OPH-P	M2R OPH-R	M3H OPH-P	M3H OPH-R	EOS THE	PMS TEH-R	PMS TEH-R	Harness TEH
Ambient → Non-Op. Hot	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+50°C	+50°C	+51°C	-
Non-Op. Hot → Hot Soak	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+52°C	+50°C	+50°C	+51°C	-
Hot Soak → Non-Op. Cold	-23°C	-23°C	-23°C	-23°C	-23°C	-23°C	-18°C	-20°C	-15°C	-
Non-Op. Cold → Cold Soak	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	+2°C	-
Cold Soak → Cold Balance	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Cold Balance	10% Duty	-	10% Duty	-	10% Duty	-	-	-	-	-
Cold Balance → Hot Balance	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Hot Balance	5% Duty	-	5% Duty	-	5% Duty	-	-	-	-	-
Hot Balance → Ambient	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

NOTE-1) OPH Power: Peak Value / TEH: Designed Value
NOTE-2) OPH Duty Control during Thermal Balance Test: 5sec On and 45sec Off for Cold, 95sec Off for Hot

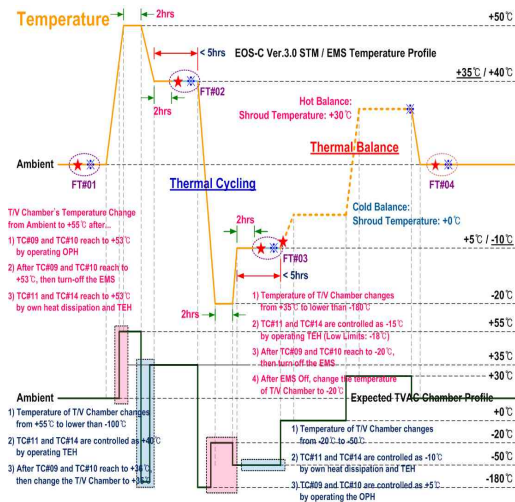


그림 10. Heater Operation Plan for T/V Test

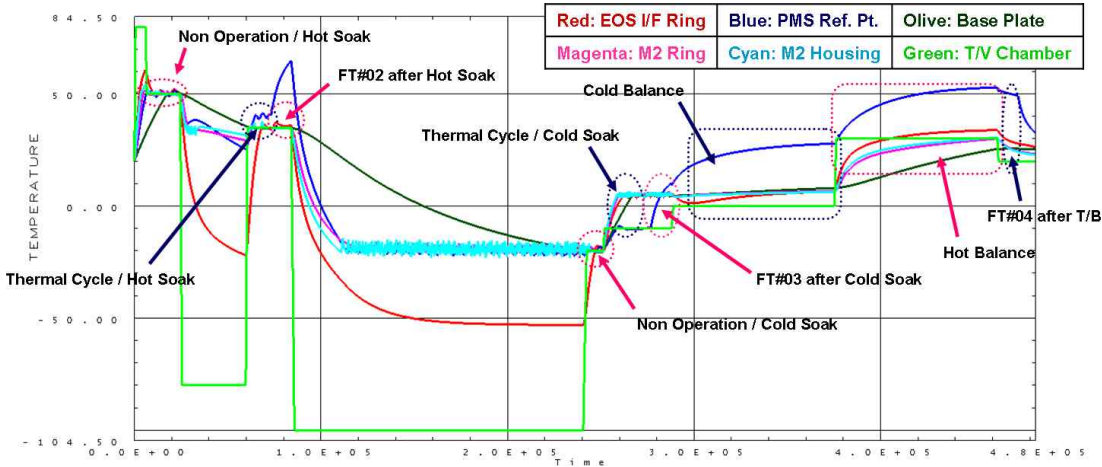


그림 11. Preliminary Thermal Test Analysis Result

PTTM 작성 후, STM과 EMS 온도 보상용 시험용 히터의 발열 용량 결정을 위한 열해석을 수행하였다. 또한 개별 soak에서의 STM과 EMS의 시험 온도 조건 만족 및 시험 기간 최소화를 위한 개별 천이 구간에서의 온도 제어용 히터와 시험용 히터의 운용 방안에 대한 검토 작업을 진행, 그림 10과 같이 개별 히터들의 운용 방안을 도출하였다. 그리고 이를 반영하여 STM 열진공 시험 전체에 대한 사전 열해석을 수행, 그림 11과 같이 요구되는 시험 조건들을 모두 만족시키는 것을 확인하였다.

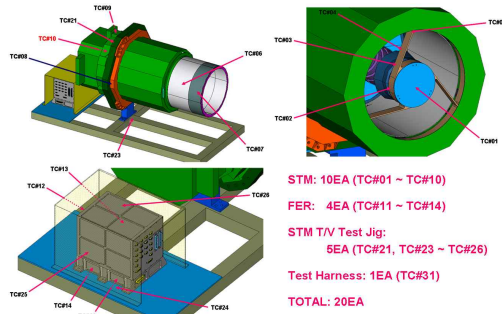


그림 12. Thermocouple Definition/Placement

3.5 열진공 시험 Test Setup

시험 준비 완료 후, 한국항공우주연구원 우주 시험동에 있는 HVT40 열진공 챔버에서 시험 수행을 위한 test setup을 진행하였다. Test setup은 STM T/V Test Jig에 EMS와 STM을 조립한 후, 열진공 챔버 내부에서 사용되는 시험용 하니스에 대해 MLI covering을 수행한 후에 STM과 EMS, 그리고 열진공 챔버 내부에 연결하는 순으로 진행되었다[10]. 이어서 시험물의 온도 측정 및 기록을 위해 STM과 STM T/V Test Jig의 열전달 경로(thermal path) 상의 주요 지점에 그림 12와 같이 열전대(thermocouple)를 부착한 후, 그림 13과 같이 열진공 챔버 안에 STM T/V Test Jig를 삽입 및 고정하였다. 이어서 시험용 외부 하니스로 열진공 챔버와 기능시험 지원장비를 연결하고 기능시험(Function Test, FT)을 수행하여 test setup이 정상적으로 완료되었는지를 검토, 이상 없음을 확인하고 열진공 챔버 문을 닫음으로써 모든 test setup을 완료하였다.

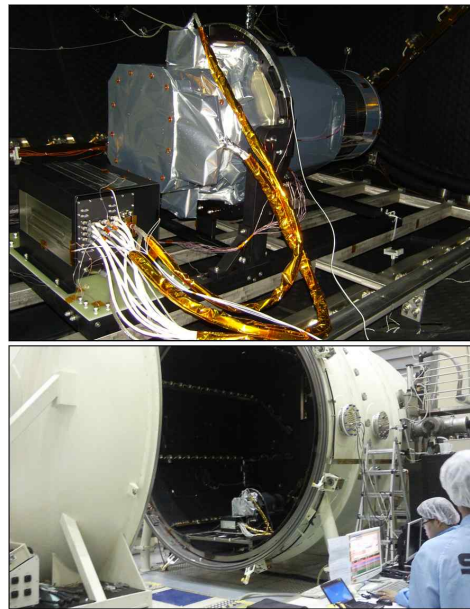


그림 13. EOS-C Ver.3.0 STM T/V Test Setup

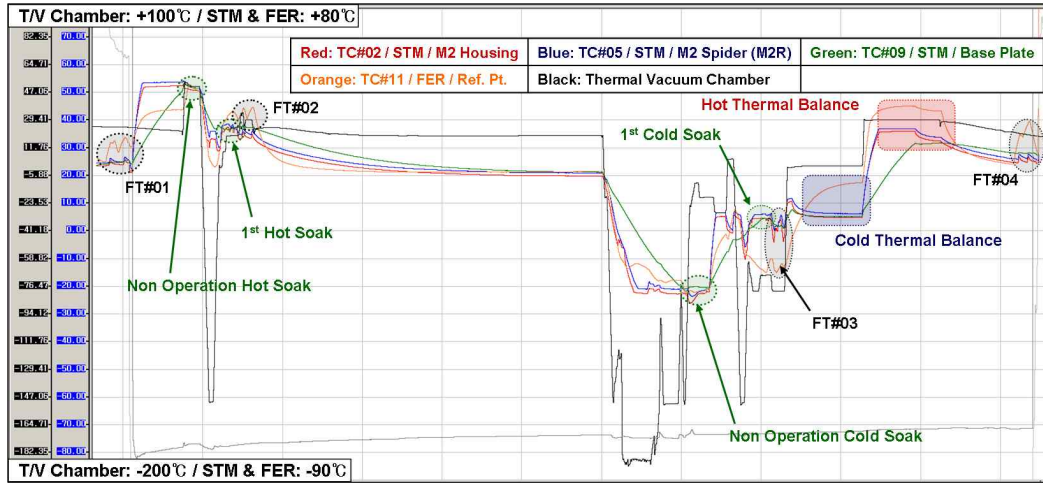


그림 14. EOS-C Ver.3.0 STM T/V Test Result: Temperature Profile during T/V Test

3.6 열진공 시험 수행 및 결과

EOS-C Ver.3.0 STM 열진공 시험은 약 일주일 동안 진행되었으며, 시험 결과는 그림 14와 같다. 표 2에 기술된 바와 같이 STM과 EMS의 열주기 시험 온도가 다르기 때문에, 그림 10의 히터 운용 방안에 따라 STM에 부착된 온도 제어용 히터와 시험용 히터를 운용, 개별 soak에서의 시험 온도 조건을 만족시켰다. 또한 개별 천이 구간의 소요 시간도 단축시킬 수 있었다.

열주기 시험에 이어 진행된 열평형 시험의 경우, STM에 부착된 온도 제어용 히터를 EMS를 이용하여 10% duty cycle로 운용하며 시험 요구 조건인 0.5°C/2hrs의 온도 평형 조건을 만족시킬 때까지 시험을 진행하였다. 먼저 사전 열해석 결과를 바탕으로 예상되는 평형 온도를 온도 제어용 히터의 제어 온도로 설정하여 STM의 온도를 빠르게 올린 후, 예상 온도에 도달하면 duty cycle로 전환하는 방식으로 진행하였으며, 시험 결과는 그림 15와 같다[11-12].

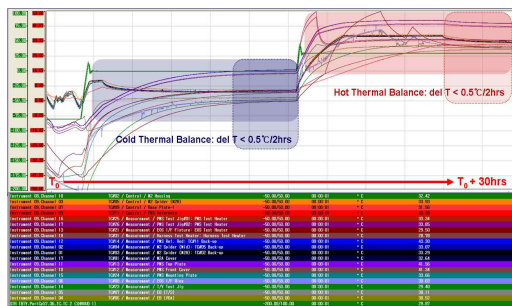


그림 15. Temperature Profile during T/B Test

IV. EOS-C Ver.3.0 TMM 검증

4.1 TMM 검증 조건

일반적으로 TMM을 이용한 해석 결과와 열평형 시험 결과를 비교, +/-3°C 이내의 오차 범위 내에서 값들이 존재하면 작성된 TMM에 이상이 없다고 간주한다[13-14]. 그러나 고도의 신뢰성을 요구하는 전자광학카메라의 경우, TMM의 신뢰성을 극대화할 수 있도록 시험 결과와 해석 결과의 단순 편차(allowable deviation) 뿐 아니라 평균 편차(mean deviation)와 표준 편차(standard deviation)도 함께 고려할 필요가 있다. 이를 위해 EOS-C Ver.3.0의 경우, 표 4와 같이 TMM의 검증 조건을 세 가지로 정의하였다[15-16].

표 4. TMM Correlation Criteria

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

4.2 EOS-C Ver.3.0 TMM 검증

TMM의 검증을 위해 PTTM을 가지고 정상 상태 열해석을 수행하였다. 열적 경계 조건의 경우, 열평형 시험 기간 중에 HVT40의 제어 온도, 즉 고온/저온 열평형 시험 각각의 시험 온도를 기준으로 하였다. 열해석 수행 후, 열전대의 부착 위치에 상응하는 TMM의 요소(element) 온도를 바탕으로 해석 결과를 정리하였으며, 고온/저온에 대한 결과를 각각 표 5와 표 6에, 그리고 검증 조건에 따른 검토 결과를 표 7에 정리하였다.

표 7을 보면 작성된 TMM이 요구되는 검증 조건들을 모두 만족시키는 것을 확인하였으며, 이를 통해 EOS-C Ver.3.0의 열제어계 개발을 위해 작성된 TMM에 대한 검증을 완료하였다[17].

4.3 TMM 검증을 통한 시험 결과 고찰

추가로 표 5와 표 6의 시험과 해석 결과 간의 차이를 비교해보면 고온 열평형에서의 차이가 저온 열평형보다 큰 것을 알 수 있다. 특히 온도 제어용 히터가 장착된 구조물에서 편차가 더 크게 나타나는 것을 알 수 있는데, 이는 시험 요구 조건은 만족시켰으나 완전한 열적 평형 상태에는 도달하지 못함에 기인한 것으로 판단된다.

저온 열평형 시험과 고온 열평형 시험이 진행된 기간은 그림 15와 같이 각각 12.5시간과 13시간으로 거의 동일하다. 그러나 저온 열평형 시험의 경우, 앞서 진행된 저온 열주기 시험 및

표 5. TMM Analysis Result - Hot Balance

TC ID	Description	Result (°C)		
		Test	PTTM	Difference
TC#01	M2A Cover	32.70	34.50	1.80
TC#02	M2 Housing	32.47	34.51	2.04
TC#03	M2 Spider-1	32.95	34.48	1.53
TC#04	M2 Spider-2	33.40	34.51	1.11
TC#05	M2 Spider-3	33.83	34.68	0.85
TC#06	Entrance Baffle-1	30.67	30.64	0.03
TC#07	Entrance Baffle-2	30.16	30.99	0.83
TC#08	STM I/F Ring	30.09	30.58	0.49
TC#09	Base Plate	31.75	34.52	2.77
TC#21	STM I/F Ring Fixture	29.56	30.61	1.05
TC#22	STM T/V Test Jig	29.59	31.13	1.54
T/V Chamber B.C.-1		29.72	30.00	0.28
T/V Chamber B.C.-2		29.71	30.00	0.29
T/V Chamber B.C.-3		29.44	30.00	0.56

표 6. TMM Analysis Result - Cold Balance

TC ID	Description	Result (°C)		
		Test	PTTM	Difference
TC#01	M2A Cover	5.04	6.00	0.96
TC#02	M2 Housing	4.77	6.01	1.24
TC#03	M2 Spider-1	5.31	5.98	0.67
TC#04	M2 Spider-2	5.33	6.02	0.69
TC#05	M2 Spider-3	6.23	6.21	0.02
TC#06	Entrance Baffle-1	1.86	0.91	0.96
TC#07	Entrance Baffle-2	0.87	1.33	0.46
TC#08	STM I/F Ring	0.79	0.93	0.14
TC#09	Base Plate	5.19	5.92	0.73
TC#21	STM I/F Ring Fixture	-0.01	0.96	0.97
TC#22	STM T/V Test Jig	0.21	1.62	1.41
T/V Chamber B.C.-1		0.35	0.00	0.35
T/V Chamber B.C.-2		-0.04	0.00	0.04
T/V Chamber B.C.-3		-0.05	0.00	0.05

표 7. EOS-C Ver.3.0 TMM Verification Result

Case	Allowable Deviation	Mean Deviation	Standard Deviation
Hot Balance	2.77°C	1.28°C	1.47°C
Cold Balance	1.41°C	0.75°C	0.85°C
All Balance	2.77°C	1.01°C	1.20°C

FT#03 기간 동안에도 열적 평형 온도에 거의 근접한 5°C로 유지되었기 때문에, 실제적으로 저온 열평형 시험은 거의 20시간동안 진행되었다고 볼 수 있다. 즉, 고온 열평형 시험에 비해 상대적으로 충분한 시간을 보장해줌으로써 저온 열평형 시험 결과가 보다 더 열적 평형 상태의 결과에 근접하였고, 이에 따라 해석 결과와의 편차도 고온 열평형에 비해 작게 나온 것이다. 따라서 보다 양질의 시험 결과를 얻기 위해서는 열평형 시험 조건으로 온도 변화율 뿐 아니라, 최소 시험 기간도 함께 고려해야할 필요성을 확인하였다.

V. 결 론

지금까지 지구관측소형위성의 주 탑재체로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C Ver.3.0의 열제어계 설계 및 개발, 시험 준비 및 시험, 그리고 시험 결과를 이용한 해석 모델 분석 및 검증

과정에 대해 살펴보았다. EOS-C Ver.3.0의 열제어계는 EOS-C Ver.2.0의 개발 경험을 보다 향상된 열적 성능을 갖도록 능동 및 수동 열제어 방식을 적절하게 혼용하여 설계되었다. 그리고 해석 모델에 대한 검증 결과의 신뢰성 향상을 위해 통상적인 검증 방안 뿐 아니라 통계학적 관점의 검증 조건을 추가로 검토하여 해석 모델 검증을 수행하였으며, 검증 결과 작성된 해석 모델이 실제 모델의 열적 특성을 잘 모사하고 있음을 확인하였다.

또한 해석 모델 검증 과정에서 열평형 시험 조건으로 최소 시험 기간도 함께 고려해야 함을 확인하였으며, 향후로는 열평형 시험 수행 시, 이를 함께 고려하여 수행할 예정이다.

후 기

EOS-C Ver.3.0 STM 열진공 시험을 지원해주신 한국항공우주연구원 제도환경팀께 감사를 표합니다.

참고문헌

- 1) 장진수, 양승욱, 김종운, 강명석, 김이을, "EOS-C System 비행모델의 열제어계 개발", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2008, pp. 1150~1153.
- 2) David G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook Second Ed.", The Aerospace Press, 2002.
- 3) 장진수, 양승욱, 정연황, 김이을, "전자광학 카메라 시스템의 열제어계 설계 및 개발", 한국항공우주학회지, 제37권 제8호, 2009, pp. 798~804.
- 4) 장진수, 양승욱, 정연황, 김이을, "EOS-C Ver.3.0의 열제어계 설계 및 개발", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2009, pp. 1148~1151.
- 5) European Cooperation for Space Standardization, "Space engineering - Testing", ESA Publications Division, ECSS-E-10-03A, 2002.

- 6) "STR/FER PMS T/V Test Procedure", Satrec Initiative, GISINT64222, Rev. 1.1, 2010.
- 7) 장진수, 윤지호, 김종운, 송제현, 최영완, "소형 전자광학시스템의 성능 검증을 위한 열진공 시험 준비", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2009, pp. 860~863.
- 8) 장진수, 양승욱, 최 응, "RASAT 카메라 시스템 비행 모델의 Test Heater를 이용한 열진공 시험 및 성능 검증", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2008, pp. 1127~1130.
- 9) 장진수, 정연황, 양승욱, 김이을, "EOS-C Ver.3.0의 STR/FER 열진공 시험 준비", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2010, pp. 462~466.
- 10) 서정기, 장태성, 차원호, 이상현, "과학기술위성 2호 준비행 모델의 열해석 및 열진공시험", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2006, pp. 559~562.
- 11) "STR/FER PMS T/V Test Report", Satrec Initiative, GISINT64222-TR, Rev. 1.0, 2010.
- 12) "Thermal Test Review", Satrec Initiative, GISPM16400, Rev. 1.0, 2010.
- 13) 김도형, 정연황, 탁경모, 이준호, 차원호, 이상현, 최석원, 문귀원, "과학기술위성 1호 인증모델 열진공 시험", 한국항공우주학회지, 제31권 제1호, 2003, pp. 120~124.
- 14) 장진수, 정연황, 김병진, "지구관측 소형위성 비행모델의 열제어계 개발 및 성능 검증", 한국항공우주학회지, 제36권 제12호, 2008, pp. 1222~1228.
- 15) 이장준, 김희경, 현범석, "저궤도 인공위성 열-구조 모델 열진공시험 결과를 활용한 열모델 보정", 한국항공우주학회지, 제37권 제9호, 2009, pp. 916~922.
- 16) European Cooperation for Space Standardization, "Space engineering - Mechanical - Part 1: Thermal Control", ESA Publications Division, ECSS-E-30 Part 1A, 2000.
- 17) "EOS-C Ver.3.0. TMM Verification Results", Satrec Initiative, GIS-TEM-THM-2010-003, Rev. 1.0, 2010.