

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(1), 70-79(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.1.70

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비행 데이터를 이용한 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 성능 평가

장진수*, 김종운, 강명석, 김이을, 양승욱, 안수미

Performance Evaluation of Thermal Control Subsystem of
EOS-D Ver.1.0 from In-orbit Telemetry DataJin-Soo Chang*, Jong-Un Kim, Myung-Seok Kang, Ee-Eul Kim, Seung-Uk Yang and Su-Mi An
Satrec Initiative

ABSTRACT

Satrec Initiative successfully developed a high-resolution electro-optical camera system, EOS-D Ver.1.0. EOS-D Ver.1.0 is the main payload of DubaiSat-2 and Deimos-2, which are developed based on the SI-300 platform of Satrec Initiative. After the launch and early operation (LEOP) of DubaiSat-2 and Deimos-2, we performed refocusing for the telescope of EOS-D Ver.1.0 to compensate for the dimensional change of its metering structure by moisture out-gassing.

Before and after refocusing, we conducted the performance evaluation of thermal control system(TCS) for EOS-D Ver.1.0 using the in-orbit telemetry data. The evaluation showed EOS-D Ver.1.0 was under well-controlled thermal environment, which demonstrates TCS was designed and developed to meet all requirements.

초 록

(주)세트랙아이는 고해상도 전자광학카메라 시스템, EOS-D Ver.1.0의 개발을 성공적으로 완료하였다. EOS-D Ver.1.0은 DubaiSat-2와 Deimos-2의 주 탑재체(main payload)로, 이 두 위성은 동사의 지구관측 위성 플랫폼(platform)인 SI-300을 기반으로 개발되었다. 두 위성의 발사 및 초기운용 후, 수분 발산에 의한 EOS-D Ver.1.0 광학계의 변형을 보상하기 위해 초점 조절(refocusing)을 수행하였다.

EOS-D Ver.1.0 열제어계의 성능을 평가하고 신뢰성을 확인하는 동시에 설계 개선요소를 파악하기 위해, 초점 조절 전후 궤도상 비행 데이터를 수집, 분석하였다. 비행 데이터의 분석 결과, EOS-D Ver.1.0 열제어계가 설계 요구사항을 모두 만족하는 것을 확인하였다.

Key Words : Electro-Optical Camera(전자광학카메라), Thermal Control Subsystem(열제어계), Flight Telemetry(비행 데이터), Earth Observation Satellite(지구관측 위성), EOS-D, DubaiSat-2, Deimos-2

I. 서 론

(주)썬트렉아이는 다년간의 전자광학카메라 시스템 개발 경험을 바탕으로 설계 고도 600km에서 흑백 1m, 컬러 4m 해상도의 지구관측 영상 촬영이 가능한 고해상도 전자광학카메라 시스템, EOS-D Ver.1.0의 개발을 성공적으로 완료하였다. 또한, 300kg급 지구관측 위성 표준 플랫폼(platform)인 SI-300을 바탕으로 고객의 요구 조건에 맞춰 DubaiSat-2와 Deimos-2 위성을 성공적으로 개발하였다.

DubaiSat-2와 Deimos-2 위성의 주 탑재체(main payload)인 EOS-D Ver.1.0에는 대표적 우주 환경인 진공에 의한 복합체의 수분 발산 효과(moisture out-gassing)를 보상하기 위해 초점 조절장치(refocusing mechanism)가 부경(secondary mirror)에 적용되어 있다[1]. 실제로 EOS-D Ver.1.0의 경우, 발사 초기에는 지상에서의 조립/정렬 온도로 주 구조물(metering structure)의 온도를 제어했으나, 현재는 영상 품질 분석 결과를 토대로 최적의 MTF(Modulation Transfer Function)가 나오는 온도로 초점 조절장치를 제어하고 있다.

본 논문에서는 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 개발 결과에 대해 간략하게 소개 후, DubaiSat-2와 Deimos-2 위성의 비행 데이터를 이용한 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 설계에 대한 성능 평가 결과에 대해 살펴보고자 한다. 또한, 앞서 언급한 초점 조절장치의 제어 온도 변경 후의 제어 성능에 대해 살펴보고, 마지막으로 전자광학카메라 시스템의 열제어계 개발 과정에서 상기의 검토가 갖는 의의에 대해 논하고자 한다.

II. EOS-D Ver.1.0의 열제어계 개발

2.1 열제어계 설계

EOS-D Ver.1.0의 경우, EOS-C Ver.1.0 이래로 축적해 온 개발 경험을 바탕으로 Fig. 1과 같이 복사 열손실 최소화를 위해 광학 구경(optical aperture) 외의 부분에는 MLI(Multi-Layer Insulation)를, 그리고 위성체와의 조립에 사용되는 구조물은 열전도도(thermal conductivity)가 낮은 Ti-6Al-4V을 이용하여 위성체로의 전도 열손실을 최소화하는 것으로 설계 방향을 정의하였다[2]. 여기에 해상도 향상에 따른 주경(primary mirror) 및 주 구조물의 크기 증가, 금속재에서 복합재로 주 구조물의 재질 변경, 복합재 특성예

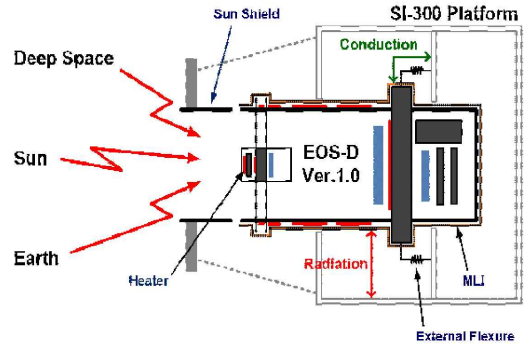


Fig. 1. Design Concept for EOS-D Ver.1.0

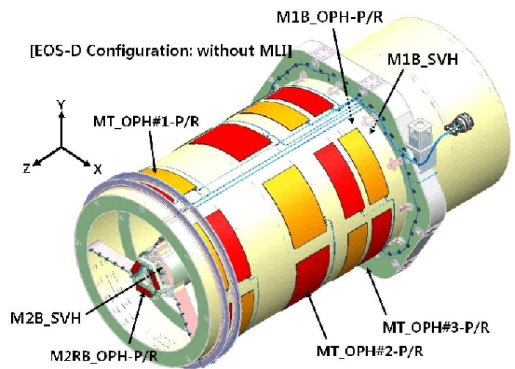


Fig. 2. Heater on EOS-D Ver.1.0

기인한 수분 발산 효과 보상을 위한 초점 조절장치의 적용, 마지막으로 요구되는 히터(heater) 전력의 최소화 등을 고려하여 열제어계 설계를 수행하였으며, 설계 결과는 각각 Fig. 2와 Table 1과 같다[1].

2.2 열제어계 검증-1: 독립 열진공 시험

완성된 설계를 바탕으로 실제 모델을 개발한 후, 설계에 대한 검증을 위해 열진공 시험을 수행하였다. EOS-D Ver.1.0의 경우, 카메라 자체에 대한 열제어계 설계 검증을 목적으로 카메라 단독으로 독립 열진공 시험을 수행한 후, 위성체의 열진공 시험을 통해 카메라와 위성체 간의 열 교환이 제대로 모사되었는지, 즉, 카메라 입장에서 통합 열진공 시험을 DubaiSat-2와 Deimos-2에 대해 각각 수행하였다[1].

먼저 독립 열진공 시험의 경우, 시스템의 설계 여유(design margin) 및 특성 검증을 위해 Table 2와 같이 인증 수준(qualification level)으로 진행하기로 하였다. 다음으로 사전 열해석 수행을 통해 시험 치구(fixture)나 시험용 히터와 같은 시험용 하드웨어의 설계 및 적용, 시험 수행 방안

Table 1. Heater and Temperature Sensor Design Result for EOS-D Ver.1.0

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

Table 2. Test Specification (Temp. Range)

Item	Value
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

에 대해 검토하였으며, 이를 바탕으로 모델 검증에 필요한 데이터 획득을 우선 시 하여 열평형 시험(thermal balance test)을 먼저 수행하였다.

Figure 3은 열진공 챔버에 설치한 후로부터 독립 열진공 시험을 완료할 때까지 EOS-D Ver.1.0의 주요 부분에 대한 온도 추세를 나타낸 것으로, 설치 및 대기 기간을 거친 후에 시험 계획에 따라 T₀부터 T₀+110 구간에서 열평형 시험, 열주기 시험(thermal vacuum cycling test) 순으로 진

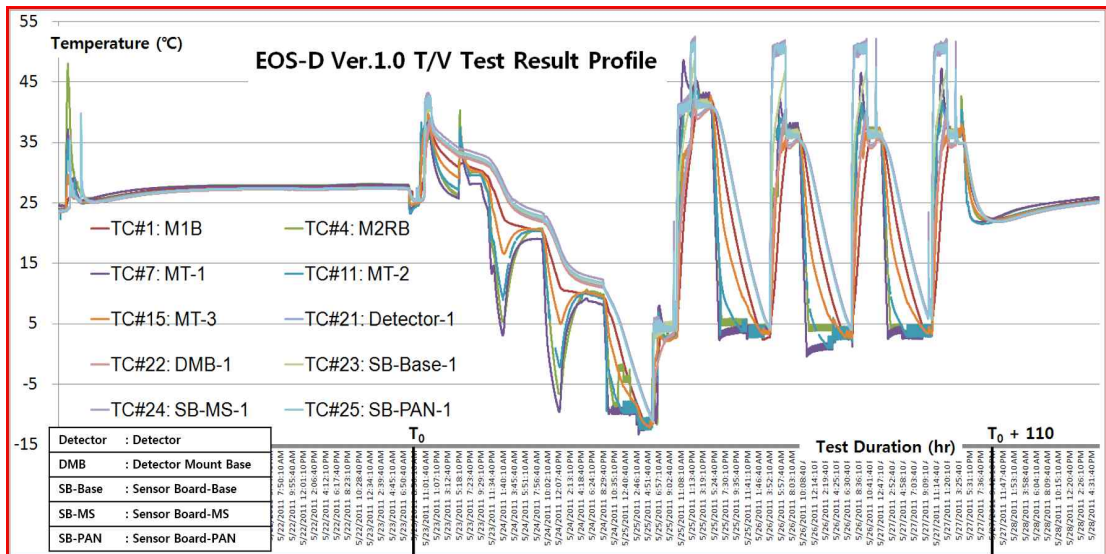


Fig. 3. Thermal Vacuum Test Result of EOS-D Ver.1.0

행되었음을 확인할 수 있다.

독립 열진공 시험 후, 열평형 시험 환경에 대한 열해석 모델 보정을 위해 Table 3의 보정 조건을 바탕으로 3번의 열평형 시험 환경 각각에 대해 시험과 해석 결과를 비교, 검토하였다[3-4].

Table 3. Thermal Model Correlation Criteria

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

Table 4. TMM Verification Result

Case [Unit: °C]	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

ECSS(European Cooperation for Space Standardization)에 의하면 열해석 모델 보정을 위해 시험과 해석 결과를 비교할 경우에, 통계학적으로 의미 있는 결과 도출을 위해 25개 이상의 지점에 대해 검토할 것을 권장하고 있다[5-6]. EOS-D Ver.1.0의 경우, 주 구조물 및 주요 구성품, 그리고 thermal path 상의 주요 지점 등 총 40개 지점에 대해 결과 검토를 수행하였으며, Table 4와 같이 요구되는 보정 조건들을 모두 만족하는 것을 확인할 수 있었다[1].

2.3 열제어계 검증-2: 통합 열진공 시험

다음으로 DubaiSat-2와 Deimos-2 각각에 대해 위성체 열진공 시험을 수행할 때, 초점 조절장치와 Sun Shield 사이의 복사 열 교환에 대한 열해석 모델 보정 및 초점 조절장치의 제어 온도 변경 시의 성능 파악을 위해 EOS-D Ver.1.0에 대한 통합 열진공 시험을 함께 수행하였다.

Sun Shield와의 복사 열 교환을 이용하여 제어 온도를 낮추는 초점 조절장치의 경우, 독립 열진공 시험으로는 위성체와의 열교환을 모사할 수 없기 때문에 열해석 모델 보정도 한계가 있다. 이를 보상하기 위해 위성체의 열진공 시험 중에 통합 열진공 시험을 병행하였으며, 요구되는 시험 결과를 얻기 위해 위성체의 열평형 시험 기간 중에 초점 조절장치에 장착되어 있는 히터를 on 상태로 유지하여 온도 평형 상태에 도달시킨 후, 이때의 시험과 해석 결과를 비교하는 것으로 열해석 모델 보정을 진행하였다.

상기의 방식으로 Fig. 4의 Verification #1과 같이 DubaiSat-2의 고온 열평형(hot balance) 시험 때, 초점 조절장치는 +27.4 °C에 수렴하였으

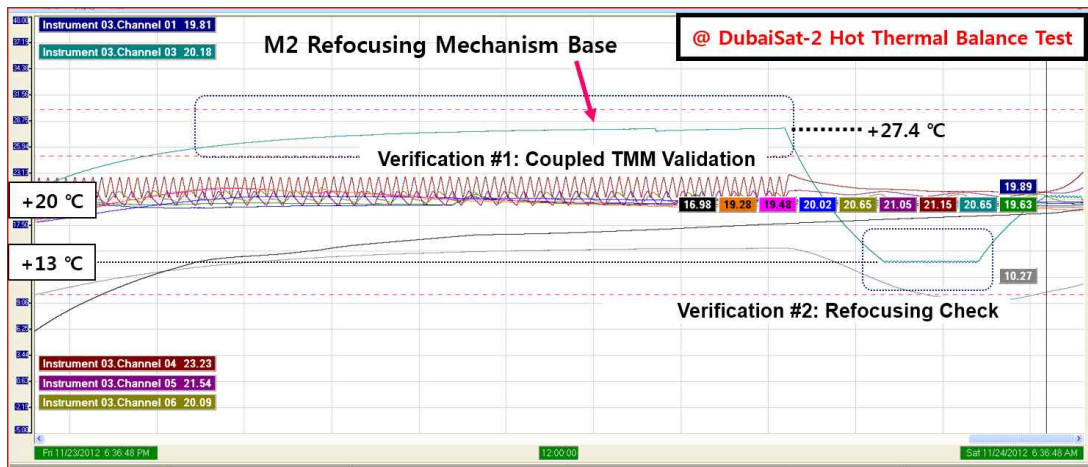


Fig. 4. DubaiSat-2 Thermal Vacuum Test Result: M2 Refocusing Design Verification

Table 5. Coupled TMM Verification Result: DubaiSat-2

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

Table 6. Coupled TMM Verification Result: Deimos-2

Case	Verification Result (°C)		
	Test	Analysis	Difference
Hot Balance	+24.84	+26.31	1.47
Cold Balance	+22.00	+23.51	1.51

며, 마찬가지로 방식으로 저온 열평형(cold balance) 시험 때에는 +23.0°C에 수렴하였다. 시험과 동일한 경계 조건으로 해석한 결과와 비교 시, Table 5와 같이 거의 차이가 없는 것을 확인할 수 있었으며, 따라서 현재의 열해석 모델이 초점 조절장치와 위성체간의 열 교환 특성도 잘 묘사하고 있음을 확인할 수 있었다.

이어서 Fig. 4의 Verification #2와 같이 초점 조절장치의 제어 온도를 +13/+0.3°C로 조정 한 후, 제어 성능에 대해 검토하였다. 위성체의 열평형 시험은 임무 궤도의 외부 열 유속을 묘사하여 수행되기 때문에, 궤도상에서의 열 환경과 유사한 환경이 묘사된다. 따라서 궤도상에서와 동일한 온도 제어 성능을 확인할 수 있으며, 이때의 제어 온도는 설계 요구조건인 +15°C 대신, 극한에서의 특성 파악을 위해 최대 냉각 온도인 +13°C로 설정하였다.

수행 결과, Fig. 4와 같이 히터의 on/off 조건으로 설정한 +13/+0.3°C 범위 내에서 안정적으로 온도 제어가 가능함을 확인하였으며, 따라서 초점 조절을 위해 초점 조절장치의 제어 온도를 변경하더라도 동일한 제어 성능을 확보할 수 있음을 확인할 수 있었다.

Deimos-2의 위성체 열진공 시험 수행 시에도 앞서 DubaiSat-2와 동일하게 EOS-D Ver.1.0에 대해 통합 열진공 시험을 수행하였으며, 제어 온도를 변경하더라도 초점 조절장치의 제어 성능에는 별 차이가 없음을 확인하였다. 다만, 열해석 모델 보정을 위한 초점 조절장치의 수렴 온도의 경우, Table 6과 같이 요구 조건인 3°C 이내는 만족하지만 DubaiSat-2에 비해 시험과 해석의 차이가

증가한 것을 알 수 있다.

이는 DubaiSat-2와 Deimos-2 위성체 및 각각에 탑재되는 EOS-D Ver.1.0이 동일한 설계와 절차로 제작되었더라도, 구조물 가공 절차의 한 부분으로 수행되는 표면 처리 과정에서 발생할 수 있는 흡수율(absorptivity)/방사율(emissivity)의 미세한 차이나 열제어 코팅 작업 수행 과정에서의 작업도(workmanship) 차이에 의한 방사율의 변화, 그리고 시험에 사용된 온도 센서의 오차 등에 기인한 것으로 판단된다. 그러나 시험과 해석 결과의 차이가 요구 조건인 3°C 이내를 50% 가량의 충분한 여유를 갖고 만족시키고 있으며, 앞서 언급한 추정 원인들의 경우에 해석 모델에 반영하는 것이 현실적으로 어렵고, 오히려 오차를 더 증가시킬 수도 있기 때문에 추가의 모델링 수정 없이 보정 작업을 완료하였다.

III. 비행 데이터를 이용한 성능 평가

개발 완료된 EOS-D Ver.1.0은 DubaiSat-2와 Deimos-2에 조립되었으며, 약 7개월의 시간차를 두고 각각 2013년 12월과 2014년 6월에 Dnepr 발사체를 이용하여 임무 궤도로 발사되었다. DubaiSat-2와 Deimos-2의 임무 궤도는 Table 7과 같으며, 발사 초기 운영(Launch Early Operation, LEOP) 기간을 거친 후에 정상 운영(normal operation)을 시작하였다.

LEOP 및 정상 운영 과정에서 획득한 비행 데이터를 바탕으로 DubaiSat-2와 Deimos-2에 탑재된 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 설계에 대한 성능 평가를 수행하였으며, 편의상 DubaiSat-2에 탑재된 것을 DS-2 EOS-D로, Deimos-2에 탑재된 것은 DM-2 EOS-D로 지칭한다.

3.1 DS-2 EOS-D의 열제어계 성능 평가

발사체로부터 분리되어 DubaiSat-2 시스템이 동작하기 시작한 시점에서 DS-2 EOS-D의 주 구조물 온도는 약 +12°C 정도로 정상 운영 환경

Table 7. Mission Orbit Information

	DubaiSat-2	Deimos-2
Separation Date/Time	2013. 11. 21. UTC 07 : 25 : 36	2014. 06. 19. UTC 19 : 26 : 58
Altitude (km)	600	620
Orbit Type	Sun-Synchronous	Sun-Synchronous
Local Time	LTDN 10: 30 : 00	LTAN 10: 30 : 00

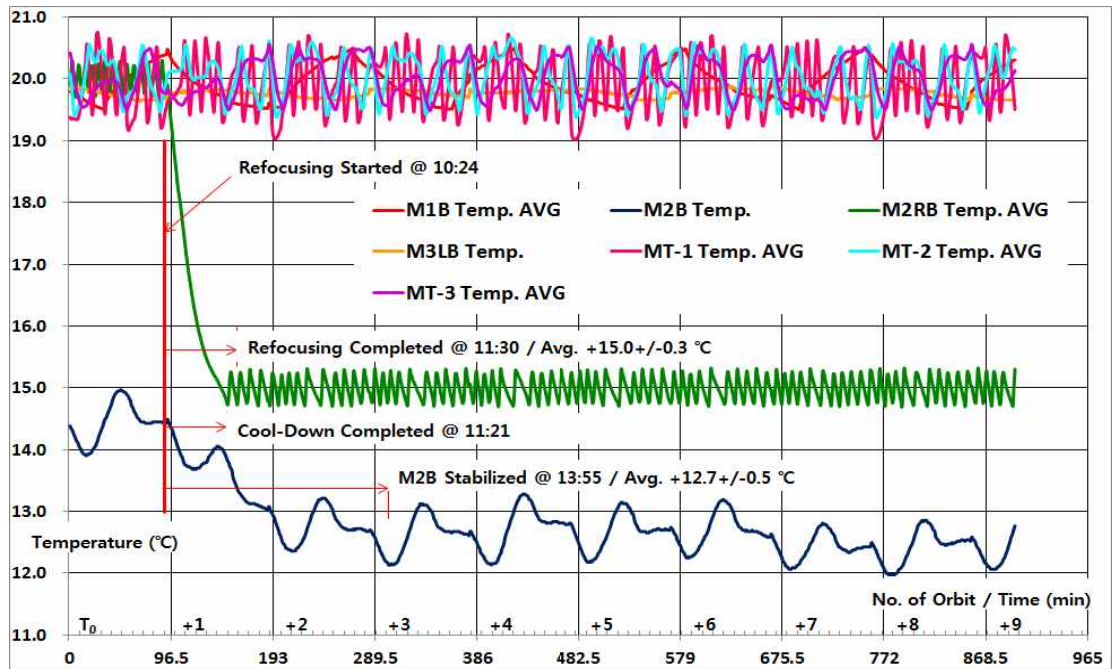


Fig. 5. Temperature Flight Telemetry of DS-2 EOS-D before/after Refocusing Operation

하에서의 제어 온도인 +20°C 대비, 8°C 가량 낮은 상태였다. 그러나 광기계 설계를 바탕으로 정의한 허용 가능 온도 하한인 +5°C는 상회하고 있는 상태이므로 별도의 추가 조치 없이 주 구조물에 적용되어 있는 1차 히터(primary heater)만을 이용하여 온도 제어를 수행하였으며, 약 8 개도 정도 지난 후부터는 정상 운영 온도로 주 구조물을 제어하게 되었다.

DubaiSat-2 시스템 전체에 대한 LEOP를 종료하고 정상 운영으로 전환할 시점에 맞춰 초점 조절장치의 제어 온도를 재초점 온도(refocusing temperature)로 조정하였다. 재초점 온도는 지상에서의 시험 결과를 바탕으로 수분 발산 효과로 인해 주 구조물의 치수에 변화가 생기더라도, 유효 초점 거리(effective focal length)를 설계치로 유지시켜주기 위해 요구되는 초점 조절장치의 제어 온도으로써, EOS-D Ver.1.0의 경우에는 앞서 언급한 바와 같이 +15°C이다[1]. 초점 조절장치의 제어 온도 조정 명령을 송신한 후, Fig. 5와 같이 약 60여분 후에 초점 조절장치의 온도 변화가 완료되었다. 또한, 초점 조절장치의 제어 온도 변화에 따라 초점 조절장치와 부경을 연결해주는 M2B의 온도가 약 210여분 후에 안정화되었으며, M2B의 열 특성이 부경과 유사함을 근거로 이 시점에서 부경도 온도 안정화가 이뤄졌다고 판단, 영상 촬영을 재개하였다. Fig. 6은 초점 조절

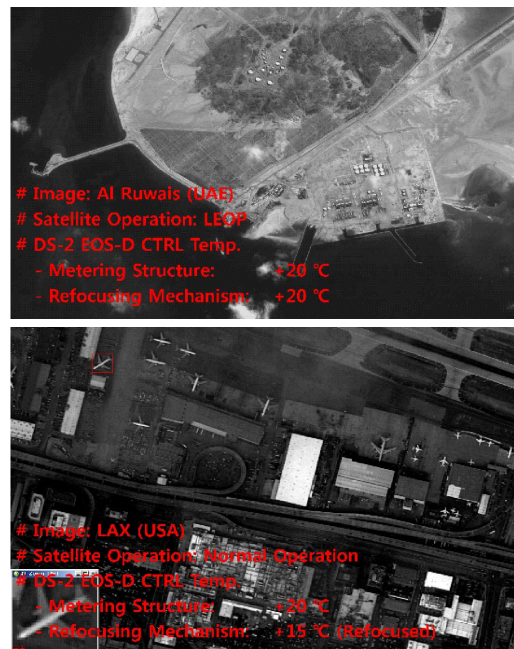


Fig. 6. Earth Images by DS-2 EOS-D

장치의 제어 온도 변경 전후의 지구 관측 영상으로, 초점 조절장치의 제어 온도 변경 후에 MTF와 같은 영상 품질이 개선되었음을 지상 MTF 타깃 및 별 영상을 통해 확인할 수 있었다[7].

Table 8. Duty Cycle of Operation Heater: DubaiSat-2 (Winter Solstice)

Item [Unit: %]	Flight Telemetry	Analysis
Metering Structure		
M1B_OPH	~ 37.6	~ 31.6
MT-1_OPH	~ 58.8	~ 54.0
MT-2_OPH	~ 51.6	~ 43.5
MT-3_OPH	~ 50.5	~ 54.6
Refocusing Mechanism		
M2RB_OPH	~ 26.7	~ 13.6
DS-2 EOS-D Total	~ 54.6	~ 49.7

이에 따라 DS-2 EOS-D는 초점 조절장치의 온도는 $+15^{\circ}\text{C}$ 로, 그 외의 주 구조물은 $+20^{\circ}\text{C}$ 로 온도 제어를 진행하였으며, 비행 데이터를 이용한 열제어계 성능 검토도 함께 진행되었다.

먼저 온도 및 전류 비행 데이터를 이용하여 개별 히터들의 duty cycle을 검토한 후, 이를 해석 결과와 비교하였으며 Table 8과 같다. Table 8을 보면, M2RB_OPH의 경우에 해석 결과와 비행 데이터 간에 상당한 차이를 확인할 수 있다.

M2RB_OPH는 초점 조절장치에 부착되는 히터로써, 앞서의 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 외부에 직접 노출되는, 즉 위성의 자세 변경에 따른 외부 열환경 변화에 대한 민감도가 다른 히터들에 비해 높은 편이다. 대부분의 위성과 마찬가지로 DubaiSat-2도 운영 시나리오에 맞춰 궤도상에서 복잡한 자세 변경을 수행하지만, 해석에는 이를 모두 반영하는 것에 한계가 있어 단순화하였으며, 이러한 차이에서 다른 부분에 비해 오차가 크게 발생된 것으로 판단된다. 그러나 Table 8의 비행 데이터로부터 M2RB_OPH의 전력 여유(power margin)를 산출하면 대략 70% 이상임을 알 수 있으며, 따라서 안정적인 온도 제어에는 문제가 없음을 확인할 수 있다.

또한, Table 1의 peak power와 Table 8의 duty cycle을 바탕으로 개별 히터의 궤도 평균 소비 전력을 산출한 후, 다시 이를 합산하여 DS-2 EOS-D 전체에 대해 duty cycle을 산출하였다. 산출 결과, 비행 데이터와 해석 결과가 각각 54.6%와 49.7%로 약 5% 가량의 오차가 있음을 확인할 수 있었으며, 비행 데이터를 바탕으로 DS-2 EOS-D의 온도 제어에 궤도 평균 25W가 필요함을 확인하였다.

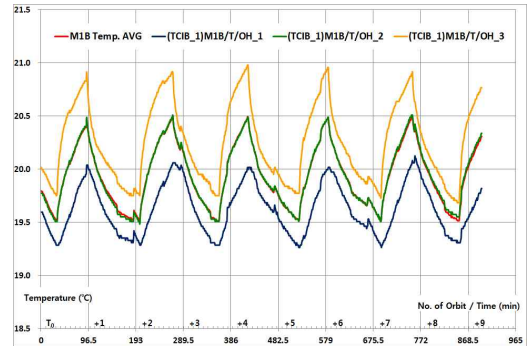


Fig. 7. Temp. Profile: M1 Bezel

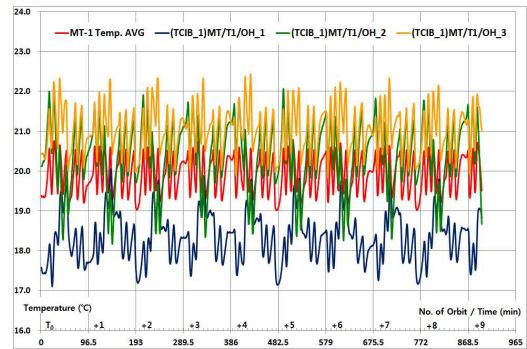


Fig. 8. Temp. Profile: Metering Tube-1

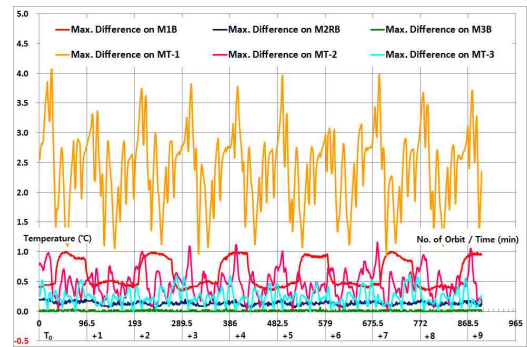


Fig. 9. Max. Spatial Difference on Metering Structure

다음으로 주 구조물의 열적 안정성과 관련하여 중요 설계 요구조건인 온도 편차(thermal difference)에 대해 검토하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 각각 주경(primary mirror)이 조립되는 M1 Bezel과 Metering Tube의 3개 제어 범위 중에서 온도 변화가 가장 심한 Metering Tube-1에 적용된 온도 센서들의 비행 데이터와 이를 기반으로 산출된 히터 제어에 사용되는 평균값을 나타낸다.

먼저 Fig. 7을 보면, M1 Bezel의 개별 온도 센

Table 9. Spatial and Temporal Difference Check Result of DS-2 EOS-D by Flight Telemetry

Metering Structure		Temp. Range (°C)		Temperature Difference (°C)			
		Requirement	Flight Telemetry (Avg.)	Spatial Difference		Temporal Difference	
				Requirement	Flight Telemetry	Requirement	Flight Telemetry
M1 Bezel (M1B)		+18 ~ +22	+19.3 ~ +21.0	< 2	< 1.0	< 2	< 1.5
M2 Refocusing Mechanism Base (M2RB)	@ Normal	+18 ~ +22	+19.6 ~ +20.4	< 1	—	< 1	—
	@ Refocusing	+14 ~ +16	+14.8 ~ +15.2		< 0.6		< 0.6
M2 Bezel		+10 ~ +20	+12.1 ~ +13.7	$\Delta T/w$ M2RB: < 10	< 3.0	< 2	< 1.6
M3 Bezel		+18 ~ +22	+19.6 ~ +19.9	$\Delta T/w$ M1B: < 2	< 0.8	< 2	< 0.3
M4 Mounting Cone		+18 ~ +22	+19.8 ~ +20.4	< 2	< 0.2	< 2	< 0.6
M5 Bezel		+18 ~ +22	+19.7 ~ +20.3	< 2	< 0.2	< 2	< 0.6
Metering Tube	MT-1	+15 ~ +25	+17.4 ~ +22.4	< 10	< 3.9	< 10	< 3.6
	MT-2		+19.0 ~ +21.0	< 10	< 0.9	< 10	< 2.1
	MT-3		+19.3 ~ +20.7	< 10	< 0.7	< 10	< 1.2

서간의 spatial difference, 즉 매 측정 시점에서 서로 다른 곳에 위치한 온도 센서 간의 온도 차가 1°C 미만으로 상당히 균일한 온도 분포를 갖고 있음을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 8을 바탕으로 Metering Tube-1의 spatial difference에 대해 살펴보면 최대 4°C 정도가 발생하는 것을 확인할 수 있다. M1 Bezel에 비해 Metering Tube-1의 spatial difference가 큰 이유는, Metering Tube는 M1 Bezel과 달리 궤도상에서의 위치 및 위성체의 자세에 따라 외부에 노출되는 면적이나 노출 정도가 서로 다르기 때문이다. 다른 주 구조물들에 대해서도 spatial difference를 검토하였으며, Fig. 9와 같이 Metering Tube-1 이외에는 대부분이 1°C 이내임을 확인할 수 있었다.

다음으로 시간에 따른 온도 변화를 확인하기 위해 temporal difference를 검토하였다. 검토 결과, 히터 제어에 사용되는 개별 센서들의 평균값은 제어 온도 범위 정도의 변화만 발생함을 확인하였다. 또한, 개별 온도 센서들에 대한 검토 결과 역시, Table 9와 같이 요구 조건을 만족하는 범위 내에서 발생함을 확인하였다.

3.2 DM-2 EOS-D의 열제어계 성능 평가

DM-2 EOS-D의 경우, Deimos-2가 임무 궤도에 진입했을 때 약 +18°C 정도로 발사 과정에서의 온도 하강이 거의 없었다. 이에 따라 DM-2 EOS-D도 1차 히터만을 이용하여 주 구조물의 온

도 제어를 수행, 약 2궤도 정도가 지난 후부터는 +20°C 전후로 주 구조물의 온도를 제어할 수 있게 되었다. Deimos-2 시스템이 안정적으로 운영되기 시작한 후, DM-2 EOS-D도 DS-2 EOS-D처럼 초점 조절장치의 제어 온도 조절을 수행하였다. 다만, DS-2 EOS-D와 달리 초점 조절장치를 +15°C로 제어하는 것이 영상 품질을 극대화할 수 있는 최적의 제어 온도인지를 확인한 후에 조정하기로 하였다. 이에 따라 초점 조절장치의 제어 온도를 +20°C서부터 +12°C까지 1°C 단위로 변경해가면서 영상 측정 및 영상 품질을 검토하였으며, 검토 결과를 바탕으로 제어 온도를 조정하였다.

초점 조절장치의 온도 조정 및 안정화 완료 후, 앞서와 마찬가지로 DM-2 EOS-D의 열제어계에 대한 성능 평가를 수행하였다[8]. 먼저 개별 히터 및 DM-2 EOS-D 전체에 대한 duty cycle의 경우, 눈에 띄지 않는 차이 없이 DS-2 EOS-D와 대동소이한 것을 확인하였다.

다음으로 온도 센서들의 비행 데이터를 이용하여 주 구조물에 대한 온도 편차를 검토하였다. Fig. 10은 M1 Bezel과 M1 Bezel에 조립되는 M3 Bezel, M5 Bezel, 그리고 검출기(detector)가 조립되는 구조물인 FPADMB의 비행 데이터를 나타낸다. Fig. 10을 보면, M1 Bezel의 경우에 3개의 온도 센서 간의 spatial difference가 최대 1°C 정도로 DS-2 EOS-D와 동일함을 알 수 있다. M3

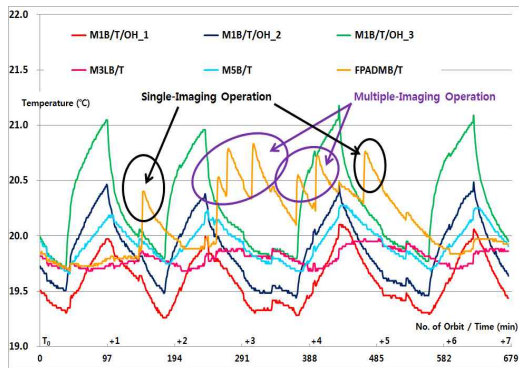


Fig. 10. Temp. Profile: M1 Bezel and Related Part

Bezel의 경우, M1 Bezel의 온도 변화에 따른 수축/팽창 효과가 기계적으로 보상되도록 설계되어 있으며, 따라서 M1 Bezel과 M3 Bezel 간의 상대적인 spatial difference가 2°C 이하로 유지되어야 한다.

구조물간의 상대적인 spatial difference는 각각의 대표값을 바탕으로 검토하는 것이 바람직하기 때문에 Fig. 10을 바탕으로 M1 Bezel과 M3 Bezel 각각에 대해 대표값을 산출하여 검토하였으며, 검토 결과 최대 0.5°C 정도의 상대적인 spatial difference가 발생하는 것으로 확인되었다. 나머지 주 구조물들에 대해서도 spatial difference를 검토한 후, 앞서와 마찬가지로 주 구조물 전체

에 대해 temporal difference를 검토하였으며, Table 10과 같이 요구 조건을 모두 만족함을 확인할 수 있었다.

마지막으로 FPADMB의 온도 추세에 대해 peak가 나타나는 시점 간의 간격을 바탕으로 어떤 종류의 영상 촬영 운영이 몇 회 수행되었는지 살펴보았다. Fig. 10의 경우, 총 7번의 궤도 중에서 peak가 1개만 나타나는 Single-Imaging Mode로 2회, 2개 이상의 peak가 연속적으로 나타나는 Multiple-Imaging Mode로 2회의 영상 촬영을 수행했음을 파악할 수 있다.

마지막으로, 영상 촬영 시에 검출기를 비롯한 FPA(Focal Plane Assembly)의 발열에 의해서 M1 Bezel의 열적 거동이 변하는, 즉 열적 간섭(thermal interference)이 발생하고 있는지를 확인하기 위해 영상 촬영 전후의 M1 Bezel의 온도 추세를 살펴보았다. 검토 결과, Fig. 10과 같이 특이 사항은 보이지 않았으며, 따라서 검출기를 포함한 FPA와 주경, 여러 주 구조물이 조립되는 M1 Bezel의 경우, 영상 촬영 유무와 무관하게 열적 안정성이 유지됨을 확인할 수 있었다.

IV. 결론

지금까지 DubaiSat-2와 Deimos-2 위성의 주 탑재체로 장착된 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 성능에 대하여 비행 데이터를 이용하여 검토한 결

Table 10. Spatial and Temporal Difference Check Result of DM-2 EOS-D by Flight Telemetry

Metering Structure		Temp. Range (°C)		Thermal Difference (°C)			
		Requirement	Flight Telemetry (Avg.)	Spatial Difference		Temporal Difference	
				Requirement	Flight Telemetry	Requirement	Flight Telemetry
M1 Bezel (M1B)		+18 ~ +22	+19.3 ~ +21.1	< 2	< 1.0	< 2	< 1.4
M2 Refocusing Mechanism Base (M2RB)	@ Normal	+18 ~ +22	—	< 1	—	< 1	—
	@ Refocusing	+14 ~ +16	+14.6 ~ +15.4		< 0.6		< 0.7
M2 Bezel		+10 ~ +20	+11.4 ~ +13.8	$\Delta T / w$ M2RB: < 10	< 3.2	< 2	< 1.8
M3 Bezel		+18 ~ +22	+19.6 ~ +19.9	$\Delta T / w$ M1B: < 2	< 0.8	< 2	< 0.3
M4 Mounting Cone		+18 ~ +22	+19.7 ~ +20.3	< 2	< 0.2	< 2	< 0.6
M5 Bezel		+18 ~ +22	+19.7 ~ +20.3	< 2	< 0.2	< 2	< 0.6
Metering Tube	MT-1	+15 ~ +25	+16.9 ~ +22.5	< 10	< 4.6	< 10	< 3.7
	MT-2		+18.9 ~ +21.0	< 10	< 1.0	< 10	< 1.9
	MT-3		+19.2 ~ +20.7	< 10	< 0.6	< 10	< 1.4



Fig. 11. Earth Images by DM-2 EOS-D

과에 대해 살펴보았다.

복합재로 주 구조물을 개발한 EOS-D Ver.1.0의 경우, 복합재의 수분 발산 효과에 의한 주 구조물의 치수 변화를 보정해주기 위해 초점 조절 장치를 새로이 적용하였으며, 실제 궤도상에서의 운영을 통해 설계 및 예측이 합당하였음을 확인할 수 있었다.

또한, 개발 과정에서 열진공 시험 결과를 바탕으로 수행된 열제어계 설계 및 해석에 대한 검증 외에, 실제 비행 데이터를 이용한 성능 검토를 통해 EOS-D Ver.1.0의 열제어계 시스템의 완성도를 확인할 수 있었다.

DS-2 EOS-D와 DM-2 EOS-D는 다양한 목적으로 활용될 수 있는 Fig. 11과 같은 1m 급의 고해상도 영상을 5년의 임무 기간 동안 지속적으로 공급할 것이다.

References

- 1) Jin-Soo Chang, Jong-Un Kim, Myung-Seok Kang, Seung-Uk Yang, Ee-Eul Kim, "Development and Verification of Thermal Control Subsystem for High Resolution Electro-Optical Camera System, EOS-D Ver.1.0", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 921 ~ 930.
- 2) 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.
- 3) 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.
- 4) 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.
- 5) European Cooperation for Space Standardization, Space engineering - Thermal Control General Requirements, ESA Publications Division, ECSS-E-ST-31C, 2008.
- 6) European Cooperation for Space Standardization, Space engineering - Testing, ESA Publications Division, ECSS-E-10-03A, 2002.
- 7) "DubaiSat-2 Commissioning Review", satrec initiative, 2014.
- 8) "Deimos-2 Commissioning Review", satrec initiative, 2015.