

技術論文

전자광학카메라 시스템의 열제어계 설계 및 개발

장진수*, 양승욱*, 정연황**, 김이을**

Design and Development of Thermal Control
Subsystem for an Electro-Optical Camera System

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

ABSTRACT

A high-resolution electro-optical camera system, EOS-C, is under development in Satrec Initiative. This system is the mission payload of a 400-kg Earth observation satellite. We designed this system to give improved opto-mechanical and thermal performance compared with a similar camera system to be flown on the DubaiSat-1 system. The thermal control subsystem (TCS) of the EOS-C system uses heaters to meet the opto-mechanical requirements during in-orbit operation and it uses different thermal coating materials and multi-layer insulation (MLI) blankets to minimize the heater power consumption. We performed its thermal analysis for the mission orbit using a thermal analysis model and the result shows that its TCS satisfies the design requirements.

초 록

(주)쎄트렉아이는 400kg 급 지구관측 위성의 주 탑재체로 사용될 고해상도 전자광학카메라, EOS-C 시스템을 개발 중이다. 이 시스템은 DubaiSat-1 위성의 주 탑재체 개발을 통해 획득한 경험을 토대로 보다 향상된 광기계 및 열적 성능을 갖도록 설계되었다. 민감한 광학부품의 운용상 성능을 유지하기 위해 히터를 이용한 능동 열제어 방식이 적용되었고, 이와 더불어 히터 소모 전력을 최소화하기 위해 열 코팅 및 다층박막단열재(MLI)를 사용한 수동 열제어 방식이 적용되었다. 열해석 모델을 이용해 임무궤도에 대한 열해석을 수행하였으며, 해석 결과를 바탕으로 이 시스템의 열제어계가 설계 요구조건을 만족하는 것을 확인하였다.

Key Words : Electro-Optical Camera(전자광학카메라), Thermal Control Subsystem(열제어계), Thermal Resistance Network Analysis(열 저항 회로 해석), Thermal Coupling(열적 결합), Thermal Coating(열제어 코팅), Small Satellite(소형 위성), EOS-C

1. 서 론

† 2009년 5월 19일 접수 ~ 2009년 7월 17일 심사완료

* 정회원, (주)쎄트렉아이 우주 1팀
교신저자, E-mail: jschang@satreci.com
대전광역시 유성구 전민동 461-26번지

** 정회원, (주)쎄트렉아이 우주사업부문

(주)쎄트렉아이는 400kg급 지구관측 소형위성의 주 탑재체(main payload)인 고해상도 전자광학카메라, EOS-C 시스템을 개발 중이다. 700km 운용 고도에서 흑백 2.5m, 다중 5.0m의 해상도를 갖는

EOS-C 시스템은 DubaiSat-1 주 탑재체 개발 경험을 바탕으로 보다 향상된 광기계적 및 열적 성능을 갖도록 설계되었다. 특히 열제어계의 경우, 열 코팅 및 MLI, 그리고 히터의 적절한 사용으로 요구되는 히터 소모 전력을 최소화하면서도 요구조건 범위 내에서 온도 제어가 충분히 이뤄질 수 있도록 설계하였다.

본 논문에서는 EOS-C 시스템의 열제어계 개발을 위해 수행한 설계와 해석, 그리고 해석 결과의 검토를 통한 개발 과정에 대해 살펴보고자 한다. 그리고 이를 통해 전자광학카메라 시스템의 열제어계 설계 과정에 대해 살펴보고자 한다.

II. EOS 열제어계 개발

2.1 열제어계 설계

EOS-C 시스템은 영상 촬영 및 촬영된 로우 데이터(raw data)를 비디오 신호로 변환하는 EOS(Electro-Optical Subsystem)와 EOS-C 시스템의 동작에 필요한 전력 공급 및 촬영된 영상 데이터의 저장 및 송수신을 수행하는 PMS(Payload Management Subsystem)로 구분된다. 전장품(electronics)인 PMS와 달리 EOS는 주위 열환경의 극심한 변화에도 안정적인 온도 제어가 필요하다. 이는 EOS의 주 구조물(metering structure)에 온도 변화가 심하게 발생할 경우, 주 반사경과 부 반사경 사이의 비정렬(misalignment)을 야기, 결과적으로 광학 성능의 저하를 불러오기 때문이다[1-2].

이를 방지하기 위해 EOS-C 시스템의 경우, 광학 구경을 제외한 나머지 부분들에 MLI를 적용하여 주위와의 복사 열전달이 최소화되도록 하였다. 또한 위성과의 기계적 접속에 사용되는 External Flexure의 열전도성을 최소화하기 위해 Ti6-AL-4V를 이용하여 열 저항이 최대화되도록 설계하였으며 이를 그림 1에 나타내었다.

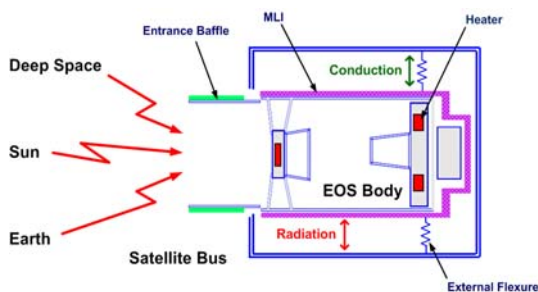


그림 1. EOS Thermal Design Principle

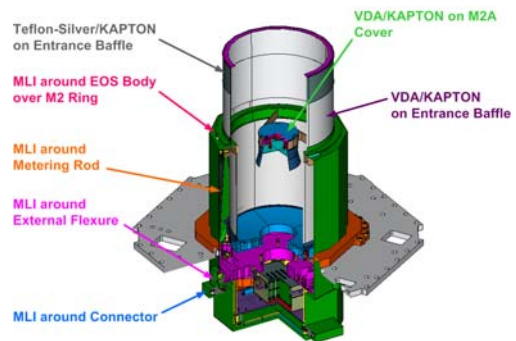


그림 2. Thermal Coating and Insulation

Entrance Baffle의 경우, 온도 제어에 필요로 하는 히터 전력의 최소화를 위해 Entrance Baffle과 EOS 사이의 복사 열전달을 이용할 수 있도록 Entrance Baffle 외부에 열 코팅을 수행하였으며, 그림 2에 나타내었다. 복사 열전달과 달리 직접적으로 급속하게 이뤄지는 전도 열전달의 경우, 이를 이용함에 따른 이득보다는 이에 의한 열적 간섭이 훨씬 크기 때문에 EOS와 Entrance Baffle 사이의 열전도성이 최소화되도록 flexure를 설계하였다.

열 코팅 및 MLI를 이용한 수동 열제어 설계 후, 광학계 부품들을 일정 온도로 안정적으로 유지하기 위해 히터와 온도 센서를 이용한 능동 열제어 설계를 수행하였다. 설계 시, 신뢰성 향상을 위해 모든 히터와 온도 센서에 대해 잉여 시스템(redundancy)을 고려하였다.

히터의 경우, 히터의 동작에 따른 hot spot 문제를 최소화하기 위해 열전도성이 좋은 알루미늄(AL6061-T6) 소재 구조물 위에 부착하였다. 온도 센서의 경우, 히터 제어 응답 능력의 향상을 위해 히터 주위에 부착하되, 3개의 온도 센서로부터 얻은 데이터를 평균화하여 히터 제어에 사용하였다[3]. 그림 3은 히터 및 온도 센서의 장착 위치를 나타내며 표 1은 히터 및 온도 센서의 설계 결과를 나타낸다.

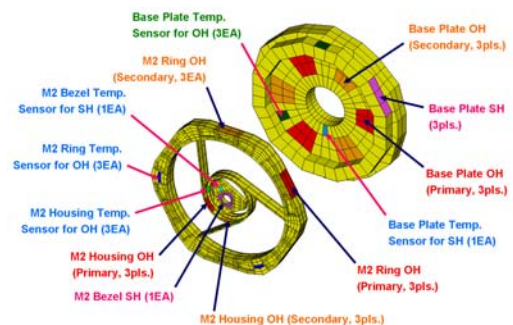


그림 3. Heater & Temp. Sensor Location

표 1. Heater and Temperature Sensor Design Results

Target	Location	Heater			Temperature Sensor		
		Item	EA	Peak Power	EA	On/Off Temp.	
M1 Assy. FPA	Base Plate	Operation	Primary	3	8.0W	3	+19°C / +21°C
			Redundancy	3			
		Survival	3	18.0W	1	-10°C / + 0°C	
M2 Assy.	M2 Ring	Operation	Primary	3	7.6W	3	+19°C / +21°C
			Redundancy	3			
	M2 Housing	Operation	Primary	3	3.4W	3	+19°C / +21°C
			Redundancy	3			
	M2 Bezel	Survival	1	3.0W	1	-10°C / + 0°C	

2.2 열해석 모델 작성

열제어계 설계의 검증 및 확정을 위해 열해석을 수행하기로 하였으며, 이를 위해 열해석 모델을 작성하였다. 먼저 개별 부재간의 열적 결합(thermal coupling) 및 열 경로(thermal path)를 확인하기 위해 EOS에 대해 열 저항 회로 해석(thermal resistance network analysis)을 수행하였으며, 해석 결과는 그림 4와 같다[4].

열 저항 회로 해석 결과를 바탕으로 주요 관심 사항이 아닌 flexure의 경우, 해석 모델의 단순화를 위해 열 저항으로 대체하기로 하였으며, 이를 위해 개별 flexure에 대해 열 저항 해석을 수행하였으며 표 2에 개별 flexure의 해석 결과를 정리하였다.

표 2. Thermal Resistance Analysis Result

Flexure	Thermal Resistance (K/W)	
	Individual	Total
M1 Flexure	235	78.3
M2 Flexure	153	51.0
FPA Flexure	87.2	29.1
External Flexure	305	50.8
Main Housing Flexure	13.1	4.4
Entrance Baffle Flexure	220	73.3

열 저항 회로 해석 및 개별 flexure에 대한 열 저항 해석 결과를 바탕으로 NX I-DEAS 12의 meshing 모듈을 이용하여 EOS의 기하수학모델을 작성하였으며 그림 5와 같다.

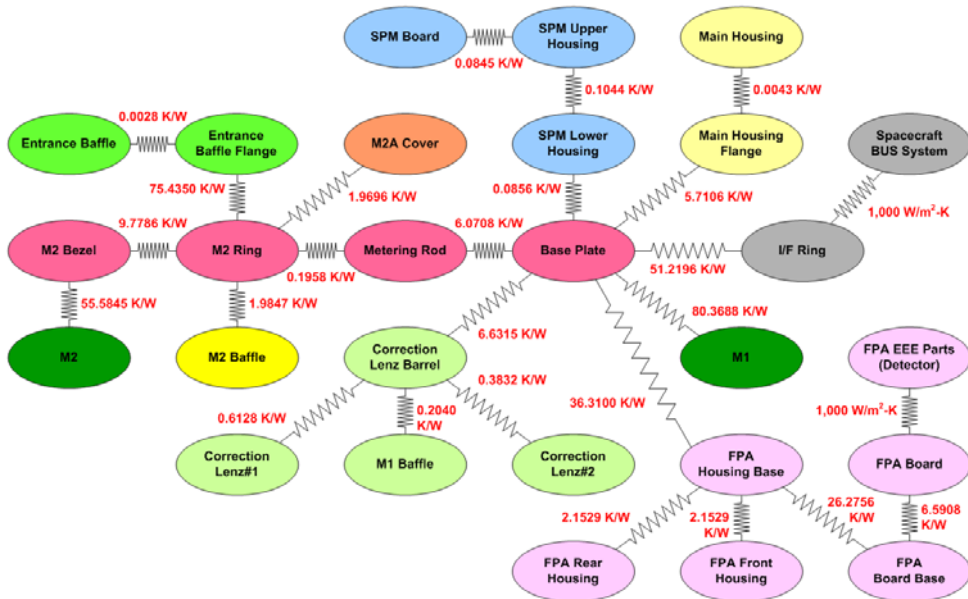


그림 4. EOS Thermal Resistance Network

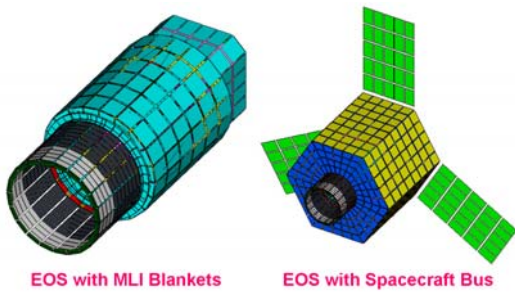


그림 5. Geometric Math Model of EOS

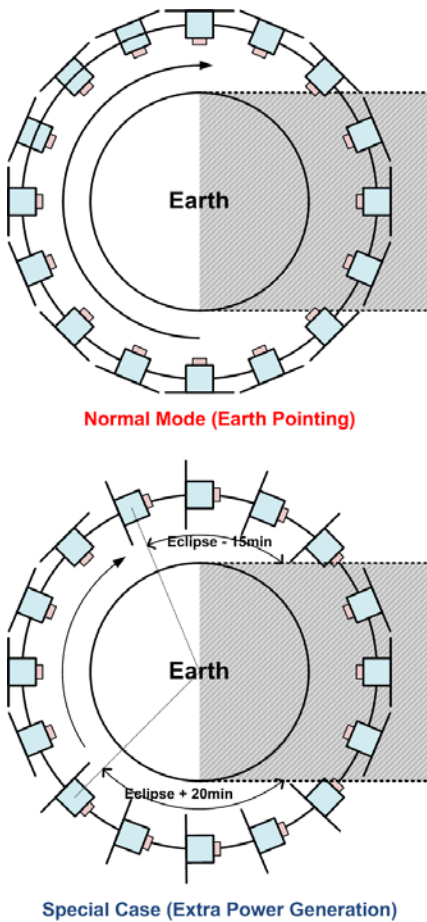


그림 6. Satellite On-Orbit Attitude

궤도 열해석을 위한 궤도 열환경의 경우, 동일 프로그램의 TMG Ver.6.0.4 모듈을 이용하여 작성하였으며 운용 궤도는 그림 6과 같다.

2.3 열해석 수행 및 결과 검토

작성된 열해석 모델을 이용, 열 코팅 및 히터 전력 설계를 확정하기 위하여 정상 상태 열해석

을 수행하였다.

먼저, Entrance Baffle의 열 코팅 설계 확정을 위해 Entrance Baffle 외부의 열 코팅을 변경해 가며 정상 상태 열해석을 수행하였다. 해석은 EOS의 온도 제어에 요구되는 히터 전력의 최소화를 위해 방사율(emissivity)과 흡수율(absorptivity)이 작으며 방사율보다 흡수율이 높아 warm coating에 많이 사용되는 VDA(Vacuum Deposited Aluminum)를 Entrance Baffle의 외부 표면 전체에 적용하는 것을 초안으로 하였다[5-6]. 궤도 특성의 경우, 주위 열환경과 무관하게 히터를 이용한 EOS의 온도 제어가 항상 가능한지를 확인하기 위해 worst hot을 기준으로 하였다.

해석 결과, EOS의 궤도 평균 온도가 +15.1℃ ~ +23.1℃로 EOS의 제어 온도인 +20℃를 초과하는 것을 확인하였으며, 이는 너무 과한 warm coating이 수행되었음을 알려준다. 이를 해결하기 위하여 cold coating의 일종인 Teflon-Silver를 VDA와 함께 적용하였으며, 최적화 과정을 통해 요구되는 히터 전력을 최소화하면서 EOS의 궤도 평균 온도를 제어 온도보다 낮게 할 수 있었다. 그림 7은 Entrance Baffle의 열 코팅이 최적화된 상태의 EOS 온도 분포를 나타낸다[7].

열 코팅 설계 후, 히터 설계를 위해 완성된 수동 열제어 설계를 바탕으로 정상 상태 열해석을 수행하였다. 해석은 EOS의 온도 제어가 주위 열환경과 무관하게 항상 가능하도록 요구되는 히터 전력이 최대인 worst cold를 바탕으로 수행하였으며, 궤도 평균 16W가 필요함을 확인하였다.

여기에 해석 수행 시의 불확실성을 고려한 전력 여분(power margin)을 반영하여 표 1과 같이 개별 히터들의 설계를 완료하였다[8]. 그림 8은 히터 설계를 위해 수행한 정상 상태 열해석 결과를 나타내며 표 3에 열 코팅과 히터 설계를 위해 수행한 정상 상태 열해석의 해석 조건을 정리하였다.

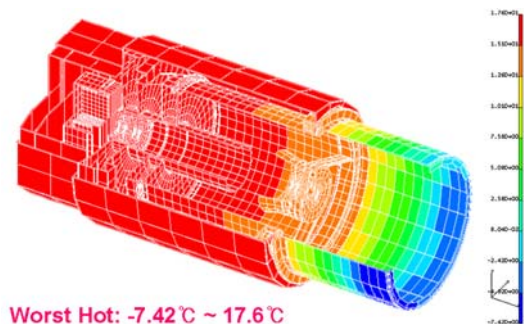


그림 7. Surface Coating Determination

3.2 열해석 모델 작성

EOS와 마찬가지로, PMS도 열제어 설계에 대한 검증 및 보안을 위한 열해석 수행을 위해 열해석 모델을 작성하였다. 이를 위해 그림 10 과 같이 열 저항 회로 해석을 수행하였으며, 해석 결과를 바탕으로 그림 11과 같이 열해석 모델을 작성하였다. 표면 열-광학 물성치의 경우, black coating을 하는 구조물에 대해서는 $\alpha/\epsilon > 0.80$ 을, conformal coating을 하는 보드에는 $\alpha/\epsilon : \sim 0.60$ 을 적용하였다.

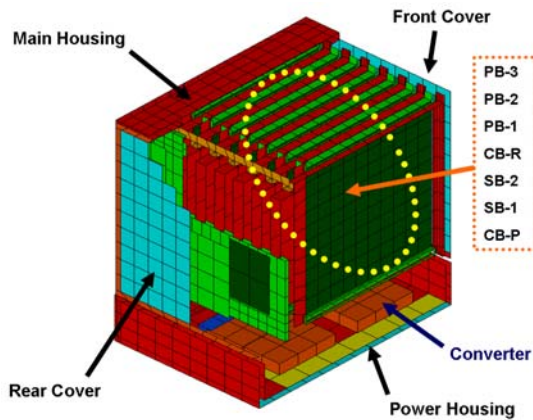


그림 11. Geometric Math Model of PMS

3.3 열해석 수행 및 결과 검토

열해석 수행을 위해 먼저 PMS의 운영 모드에 따른 발열 상태를 검토하였다. PMS는 총 4가지 모드로 운영되며, Power-Off 모드를 제외한 나머지 운영 모드에서 표 4와 같이 발열이 발생한다[9-10].

표 4. Power Dissipation Condition of PMS

Board / Converter	Operation Mode		
	Data Retention	Data Retrieval	Imaging
Control-P	2.01	3.40	3.14
Control-R	0.00	0.00	0.00
Storage-1	1.85	5.51	5.51
Storage-2	1.85	1.85	1.85
Power-1	0.10	0.13	0.80
Power-2	0.00	0.00	0.00
Power-3	5.13	5.23	5.23
+3.3V DC	4.35	7.20	9.10
+15V DC	3.39	3.39	7.28

보다 신뢰성 높은 해석 결과를 얻기 위해서는 개별 보드의 발열 소자에 각각의 발열 상태를 모사하여 해석을 수행하는 것이 가장 좋으나, 현재 전자부의 상세 설계가 진행 중이므로 보드 별로 발열량 전체를 합하여 보드 면적에 전체적으로 적용하는 것으로 같음하였다.

경계 조건의 경우, 경계면의 온도를 +50℃로 설정하였으며 온도 여분(temperature margin)을 확인하기 위해 전도뿐만 열전달이 이뤄진다고 가정하였다. 해석 결과, Imaging 모드에서 PMS의 온도 분포가 제일 높게 나타났으며 그림 12와 같이 Power Board-3의 온도가 경계면 온도를 기준으로 최대 28℃ 가량 상승한 +77.7℃까지 올라가는 것을 확인할 수 있었다.

그러나 PMS에 사용되는 전자소자들의 운영 온도 상한이 통상 +125℃, derating을 고려하더라도 +85℃ 이상 견딜 수 있기 때문에 최악의 상태에서도 5℃ 이상의 충분한 온도 여분이 있음을 확인할 수 있다. 또한 PMS 경계면의 온도 범위가 정상적인 운영 환경 하에서 -10℃ ~ +40℃ 임을 고려할 경우, 최소 15℃ 이상의 온도여분이 있음을 알 수 있다[11]. 또한 실제로는 복사 열전달이 함께 일어나므로 실제 온도 여분은 그 이상임을 알 수 있으며, 개별 운영 모드에 따른 PMS의 해석 결과를 표 5에 정리하였다.

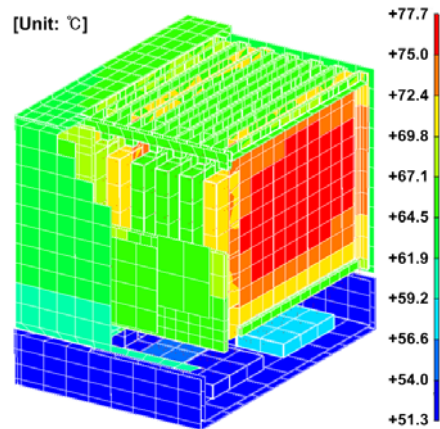


그림 12. Temperature Distribution of PMS

표 5. Power Dissipation Condition of PMS

Operation Mode	Max. Temp. of PMS Board		Margin vs. +85℃
	Conduction Only	Conduction + Radiation	
Data Retention	~ +72.7℃	~ +64.5℃	~ 12.3℃
Data Retrieval	~ +77.0℃	~ +67.4℃	~ 8.1℃
Imaging	~ +77.7℃	~ +67.6℃	~ 7.3℃

VI. 결 론

지금까지 고해상도 전자광학카메라, EOS-C 시스템의 열제어계 설계 및 개발 과정에 대해 살펴보았다. EOS-C 시스템은 EOS와 PMS로 구성되며 각각에 대해 적합한 열제어계 설계를 수행하였다. EOS의 경우, 열 코팅 및 MLI를 이용한 수동 열제어를 적절하게 적용함으로써 요구되는 히터 전력을 최소화하였다. 또한 히터를 이용한 능동 열제어를 통해 EOS 주 구조물의 온도를 안정적으로 유지할 수 있도록 하였다. PMS의 경우, 표면 처리를 통해 열 교환량을 증가시켰으며, 열해석을 통해 설계에 대한 타당성 검증 및 최적화 작업을 수행하였다.

향후 EOS-C 시스템은 본 설계를 바탕으로 구조-열 모델의 일종인 STR(Structural-Thermal Representatives)을 제작하여 설계의 적정성과 열해석 모델의 검증 작업을 진행할 예정이다.

참고문헌

- 1) 공중필 외, "MSC(Multi-Spectral Camera) 열제어 시스템 소개", 한국항공우주연구원, 항공우주기술 제 4권 제 2호, 2005, pp. 107~116.
- 2) 장진수, 양승욱, 김종운, 강명석, 김이을, "EOS-C System 비행모델의 열제어계 개발", 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2008, pp. 1150~1513.
- 3) David G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook Second Ed.", The Aerospace Press, 2002.
- 4) "I-DEAS 8 Course Guide - The TMGCourse", Structural Dynamic Research Corporation, TMGcgd8d, 1999, pp. 13-1~21.
- 5) "Red Book - Aerospace Thermal Control Material", Sheldahl, 2007.
- 6) 장진수, 정연황, 김병진, "지구관측 소형위성 비행모델의 열제어계 개발 및 성능 검증", 한국항공우주학회지, 제36권 제12호, 2008, pp. 1222~1228.
- 7) "EOS H/W Design Description", Satrec Initiative, GISEO41100, Rev. 1.0, 2009.
- 8) "EOS I/F Design Description", Satrec Initiative, GISEO41200, Rev. 1.0, 2009.
- 9) 김정훈, 구자춘, "정지궤도 통신위성의 원격측정 명령처리기 기술모델 열해석", 한국항공우주학회지, 제32권 제9호, 2004, pp. 114~121.
- 10) "PMS H/W Design Description", Satrec Initiative, GISPM51100, Rev. 1.0, 2009.
- 11) "PMS I/F Design Description", Satrec Initiative, GISPM51200, Rev. 1.0, 2009.