

論文

저궤도 지구관측위성 주탑재체 냉각유닛 설계와 열해석

서정기*, 조희근*, 이덕규**, 이승훈**, 최해진**, 강석봉***

Design and Thermal Analysis of Focal Plane Assembly
Cooling Unit of Earth Observation CameraJoung-Ki Seo*, Hee-Ken Cho*, Deog-Gyu Lee**, Seung-Hoon Lee**,
Hae-Jin Choi** and Seok-Bong Kang***

ABSTRACT

Thermal analysis and design of FPA(Focal Plane Assembly)-CU(Cooling Unit) for Earth observation camera is performed. FPA-CU is the first cooling device for a spacecraft which is designed and manufactured by its own technology in Korea. FPA-CU has a special feature, TBM(Thermal Buffer Mass) which is discriminated from typical cooling devices using heat pipes and radiator. TBM can be regarded as a thermal energy reservoir and it shows thermally transient characteristics, which make it difficult to design the size and shape of TBM. In current study, a method to determine the volume and the size of TBM is proposed and validated. The transient thermal analysis for FPA-CU for 5 operational scenarios is performed and validates the final design of FPA-CU (Radiator,TBM, Heat pipe I/F). In case of an abnormal operation of a heat pipe among three radiator heat pipes, the temperature of FPA can be increased 3~4°C according to the numerical simulation.

초 록

본 논문은 항우연에서 개발 중인 위성 탑재카메라 FPA-CU(Focal Plane Assembly Cooling Unit)의 개념설계 및 열설계에 대한 개략적인 내용을 기술하고 있다. FPA-CU은 국내 기술로 설계/제작되는 최초의 우주용 냉각유닛이다. FPA-CU에는 일반적인 히트파이프와 방열판을 이용한 냉각유닛과는 다르게 TBM(Thermal Buffer Mass)이 부착되어 있으므로 열적거동이 기존의 냉각유닛과 다르며, 설계에 있어 천이열전달 해석이 반드시 필요하다. 본 논문에서는 TBM의 용량산출 및 형상적 영향을 포함한 전체 냉각유닛 설계방법을 제시하고 전체 냉각유닛에 대한 열해석 결과를 기술하고 있다. 열해석 결과 냉각유닛의 요구조건을 잘 만족시킴을 알 수 있었으며, 최상단부 히트파이프가 비정상 작동하는 경우 FPA의 온도가 3~4°C 정도 상승함을 알 수 있었다. 본 연구를 통해 위성용 열제어 유닛 설계에 대한 국내 기술적 자립 가능성을 확인할 수 있었다.

Key Words : Thermal Analysis(열해석), Radiator(방열판), Thermal Buffer Mass, Spacecraft Cooling Unit(우주용 냉각 유닛), Heat Pipe(히트파이프)

† 2009년 3월 13일 접수 ~ 2009년 5월 6일 심사완료

* 정회원, KAIST 인공위성연구센터(SaTReC)

교신저자, E-mail : jkseo@satrec.kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1

** 정회원, 한국항공우주연구원

*** 정회원, (주) 두원중공업

I. 서 론

최근 국내 위성기술은 비약적인 발전을 거듭하고 있다. 특히, 현재 운용중인 지상관측 위성이

획득한 영상으로 국내 인공위성 제작 기술이 상당히 발전하였음을 국내외에 널리 알리는 가시적인 성과를 거두기도 하였다. 하지만, 탑재체 개발에 있어서는, 특히 부품 제작을 위시하여 광학계 및 열/구조계 기술의 해외의존도가 위성본체와 비교할 때 상대적으로 높다고 할 수 있다. 그러나 기습득된 탑재체 개발경험을 토대로 국내기술력도 발전하여 현재 개발 중인 탑재체는 국내주도개발로 항우연 책임하에 설계부터 최종조립과 시험에 이르기까지 진행되고 있다. 설계된 부품의 제작에 있어서도 아직 대부분을 해외에서 공급받지만 최대한 국내기술로 제작하는 개념으로 사업이 수행되고 있다.

기존의 저궤도 지구관측 위성에서 열제어를 위해 히트파이프와 방열판을 이용한 냉각유닛이 사용된 바 있다. 하지만, 이는 해외에서 디자인되어 국내기술로 제작된 것이며 아직까지 국내 열 제어 유닛의 디자인 기술은 해외수준에 이르지 못했다고 판단된다.

본 논문은 현재 항우연이 개발 중인 위성의 탑재체카메라 초점면 냉각장치인 FPA-CU(Focal Plane Assembly Cooling Unit)의 개념설계 및 열설계에 대한 개략적인 내용을 기술하고 있다. FPA-CU은 사업개발 초기에 Astrium에서 제작되어 공급될 계획이었으나, FPA-CU의 국내 개발이 가능할 것으로 판단됨에 따라 이를 국산화하도록 계획이 수정되었다. 본 연구는 Astrium에서 수행한 FPA-CU 초기 열설계를 바탕으로 세부적인 설계를 진행한 내용과 이를 통해 얻은 연구결과를 기술하도록 한다.

II. FPA- CU 개요

2.1 냉각유닛 구성

FPA-CU은 크게 방열판, 3개의 방열판 히트파이프, TBM(Thermal Buffer Mass), 6개의 FPA 히트파이프로 구성되어 있다.

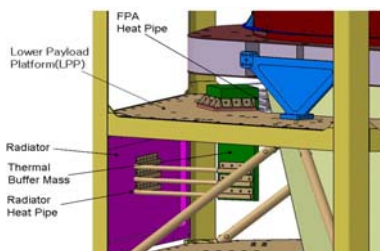


Fig. 1. Configuration of FPA-CU Ver 1.0

2.2 냉각유닛 특징

일반적인 히트파이프와 방열판을 이용한 냉각유닛은 위성에서 이미 널리 사용되고 있다. 하지만, 본 연구의 FPA-CU에는 일반적인 히트파이프와 방열판을 이용한 냉각유닛과는 다르게 TBM이 부착되어 있다. TBM은 FPA에서 발생한 열을 저장하였다가 열을 외부로 방출하는 기능을 수행한다. 즉, FPA와 방열판 사이에 TBM을 장착하여 FPA의 온도가 급격하게 증가하거나 감소하는 것을 방지하는 것이다. TBM의 용량과 형상은 전체 냉각유닛의 성능에 큰 영향을 주기 때문에 이는 가장 핵심적인 부분이라고 할 수 있다.

III. 시스템 디자인

3.1 온도 요구조건

주탑재체의 운용 시(Normal Mode) 궤도평균 약 36W의 발열이 발생하고, 비운용 시(Safe Hold Mode) 궤도평균 약 30W의 열을 발생시킨다. 위성체(S/C)의 온도에 따라 냉각유닛의 온도 요구조건이 다른데, FPA 운용시 온도는 14~26°C (단, S/C 내부온도 : -10 ~ 45°C), 비운용시 온도는 5~6°C (단, S/C 내부온도 : -20 ~ -10°C)가 되도록 냉각유닛을 설계하는 것이 요구조건이다.¹⁾

FPA는 탑재체의 작동 시나리오에 따라 발열하는데, 이는 FPA 온도를 올려주기 위한 발열(Pre-heating), 주 탑재체의 작동에 의한 발열, 주 탑재체 작동 후 FPA 온도유지를 위한 주기적 발열로 구성되어 있다. Fig. 2는 이러한 발열상태를 개념적으로 나타내고 있다. FPA에서 발생한 열량이 작동 시나리오에 따라 다르기 때문에 FPA와 TBM의 온도는 시간에 따라 계속해서 변화하는 천이열전달의 특성을 지닌다.

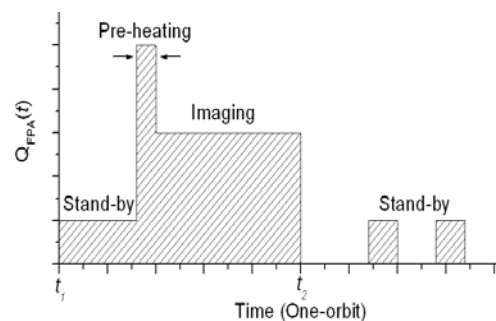


Fig. 2. Heat Generation in FPA (Imaging Mode)

3.2 기계적 요구조건

위성체 내부 구조상 FPA와 방열판은 수직높이 차이가 일정하게 유지되어야 하며, 히트파이프는 발사시 진동에 의한 파손이 없어야 한다.

3.3 재료의 물성 요구조건

방열판 전면에 부착될 OSR(Optical Solar Reflector)의 종류는 이미 결정되어 있으므로 방열판의 면적을 변화시켜야 하는데, 이는 MLI로 방열판을 감싸는 면적을 조정하여 방열판 온도대역을 조정하였다.

3.4 방열판 설계

방열판의 뒷면에는 방열판 히트파이프가 부착된다. 방열판에서 뒷면과 OSR이 부착되지 않는 면은 모두 MLI (Multy-Layer Insulation)이 부착되어 외부와 열교환을 차단한다.

방열판의 요구조건은 방열판 내부 온도구배가 2°C 이내가 되도록 하는 것이다. 방열판 설계는 냉각유닛의 전체적인 설계에 있어 첫 번째 단계라고 할 수 있다. 방열판의 온도대역에 따라 방열판 히트파이프의 열전달 성능이 바뀌기 때문이다. 또한, 방열판의 온도가 너무 낮도록 설계하면 히트파이프 작동유체가 얼어버릴 수 있기 때문에 방열판 온도는 작동유체 및 전체 시스템 온도분포를 고려하여 가급적 $-10 \sim 0^{\circ}\text{C}$ 정도가 되도록 설계한다. 방열판을 설계함에 있어 온도에 가장 큰 영향을 미치는 인자는 OSR의 흡수율(Absorptivity), 반사율(Reflectivity), OSR 부착면적이다.

한편, 방열판의 두께는 방열판 내부 온도구배가 요구조건을 만족시키도록 설계되어야 한다. 방열판의 방열능력을 증가시키고 무게를 최소화하기 위해 많은 최적화 연구들이 수행되어왔다.²⁾ 본 연구의 방열판의 경우, 방열판 온도구배에 영향을 미치는 인자는 방열판의 두께라기보다는 히트파이프와 방열판의 접촉면적(응축부)과 히트파이프 간의 간격이다. 따라서, 방열판 내부 온도구배를 줄이기 위하여 방열판과 방열판 히트파이프의 접촉면적을 가급적 크게 하며, 방열판 히트파이프간의 간격을 넓혀서 온도구배가 최소화되는 방향으로 설계가 진행되었다.

3.5 방열판 히트파이프 설계

방열판 히트파이프로 내경 5mm이며, 20°C 에서 최대열전달량 65Wm의 성능을 가진 히트파이프 3개가 사용되었다. 정상적인 운용시에 3개의 히트파이프 모두가 동작하지만, 이 중 1개가 작

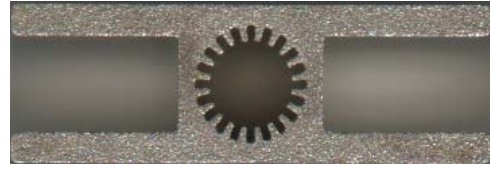


Fig. 3. Cross-sectional View of Heat Pipe

동을 하지 않더라도 임무수행에 문제가 없도록 설계되었다. TBM과의 체결을 위하여 히트파이프에 Bending이 필요하였으며 최소 Bending Diameter는 50mm 이상이 되도록 설계하였다.

방열판 히트파이프의 단면 형상을 나타내는 Fig. 3에서 알 수 있듯이 히트파이프의 모재는 기계적 체결이 용이하도록 제작시에 Flange부분이 이미 부착되어있으며, 체결과 관련 없는 부분은 기계가공으로 제거된다. 한편, Bending이 발생하는 영역은 발사시 응력집중을 고려하여 외부가 원형이 되도록 가공한다. 한편, FPA와 TBM은 6개의 히트파이프로 분산되어 열이 전달된다.

3.6 TBM 설계

본 냉각유닛에서 두 번째로 핵심적인 부분은 TBM의 설계이다. TBM은 열저장소로 간주될 수 있으며, FPA의 온도가 급격하게 변화하는 것을 막아주는 역할을 수행한다. TBM이 이러한 기능을 수행하기 위해서는 TBM이 저장할 수 있는 열용량을 정확히 계산해야 한다. TBM의 용량이 크면 클수록 좋으나 이는 무게증가를 발생시키므로, 케도평균 발열량 및 방열판의 방열량 등을 종합적으로 고려하여 디자인되어야 한다. 본 절에서는 TBM 설계에 있어 부피산출에 대한 단순화된 계산법을 기술하도록 한다.

Fig. 4에 FPA-CU에서의 열흐름을 개략적으로 나타내었다. FPA에서 발생하는 열($Q_{FPA}(t)$)은 Fig. 2에 나타난 바와 같이 시간의 함수이며 작동 시 나리오에 의해 결정된다. FPA에서 발생한 열은 FPA 히트파이프를 통해서 TBM으로 전달되기도 하지만 FPA 자체의 온도를 올리는 데에도 사용된다. FPA 히트파이프의 열용량이 작아서 이를 무시할 수 있다면, FPA의 시간에 따른 Energy Balance는 다음과 같이 표현될 수 있다.

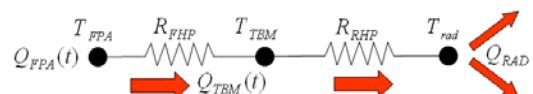


Fig. 4. Heat Flow of FPA-CU

$$Q_{FPA}(t) - Q_{TBM}(t) = \rho c_p V_{FPA} \frac{dT_{FPA}}{dt} \quad (1)$$

여기서, ρ 는 밀도, c_p 는 비열, V 는 부피를 나타낸다. 한편, 주탑재체가 정상적으로 작동하는 경우에는 각 주기당 발생하는 총 열량은 거의 변하지 않으며, FPA와 방열판의 열전달 거리가 멀기 때문에 방열판의 온도는 FPA 발열상태에 따라 급격한 변화를 보이지는 않는다. 즉, 방열판 온도는 시간에 따라 큰 변화가 없이 일정한 값을 가진다고 가정할 수 있다.

TBM 내부의 온도구배가 무시할 수 있을 정도로 작고, 히트파이프의 열용량이 TBM에 비해 충분히 작다고 가정하면, TBM에서의 시간에 따른 Energy Balance는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$Q_{TBM}(t) - Q_{RAD} = \rho c_p V_{TBM} \frac{dT_{TBM}}{dt} \quad (2)$$

식(1)과 식(2)를 연립하여 적분하면 다음의 결과를 얻을 수 있다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (Q_{FPA}(t) - Q_{RAD}) dt = \int_{T_{FPA_1}}^{T_{FPA_2}} \rho c_p V_{FPA} dT_{FPA} + \int_{T_{TBM_1}}^{T_{TBM_2}} \rho c_p V_{TBM} dT_{TBM} \quad (3)$$

식(3)은 FPA에서 발생한 열과 방열판에서 방출된 열량의 차이는 FPA의 온도상승과 TBM의 온도상승에 사용됨을 의미한다. 이는 올바른 TBM의 열용량(Heat Capacity) 선정에 있어 FPA의 열용량이 함께 고려되어야 함을 의미한다. 식(3)으로부터 TBM의 열용량을 개략적으로 계산할 목적으로 식을 단순화 한다면 식(4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (Q_{FPA}(t) - Q_{RAD}) dt = \rho c_p V_{FPA} \Delta T_{FPA} + \rho c_p V_{TBM} \Delta T_{TBM} \quad (4)$$

Fig. 2에서 FPA의 온도가 가장 높이 올라가는 지점은 Imaging이 끝난 시점이므로 식(4)의 적분항 계산에 있어 t_1 과 t_2 는 궤도시작(Stand-by)부터 Imaging이 끝나는 구간을 선택하도록 한다. 한편, 이 구간 동안 허용 가능한 FPA의 온도상승폭(ΔT_{FPA})와 TBM의 온도상승폭(ΔT_{TBM})은 유닛 전체의 열저항, 온도분포 등을 고려하여 각각 8°C, 4°C로 선택하였다. 이상의 가정과 FPA를 AL 재질의 Dummy Block (무게 8.8kg)으로 가정하는 경우 TBM의 무게는 약 6.8kg가 되어야 함을 알 수 있었다. 식(4)를 통해 개략적으로 산출된 TBM의 무게는 FEM 열해석의 결과와 비교할 때, 잘 일치함을 알 수 있었다. 따라서, 식(4)를 이용하여 개략적인 TBM의 용량을 계산하는 것이 타당함을 알 수 있었다.

한편, TBM의 형상 또한 매우 중요하다. 동일한 부피(즉, 동일한 Heat Capacity)를 가지고 있다 하더라도 TBM의 형상에 따라 TBM 내부 온도구배가 다르기 때문이다. TBM 내부 온도구배는 전체 냉각유닛의 온도구배에 영향을 준다. 따라서, TBM은 식(4)에서 얻은 무게(또는 부피)를 가지되 유효 열전달 경로가 가급적 짧도록 설계하여 TBM 내부의 온도구배가 가급적 최소화 되도록 한다. 방열판 히트파이프의 접속방법 및 전체 유닛 배치를 고려하여 총 3 종류의 TBM 형상이 고려되었으며, 본 논문에서는 TBM 내부 열저항이 가장 작은 최종안에 대한 연구결과를 제시하도록 한다.

3.7 접촉부분 설계

FPA-CU에는 다양한 열적 체결지점이 존재한다. 본 냉각유닛의 주요기능은 방열이므로 외부와의 체결방식, 접촉방식에 따라 방열 성능에 큰 차이를 보일 수 있다. MLI로 위성내부(즉, S/C)와 방열판의 열교환을 최대한 차단하여 S/C내부 온도에 상관없이 방열판이 일정한 성능을 내도록 한다.

한편, 방열판의 경우 S/C와의 접속부에 단열재를 삽입한다 하더라도 볼트를 통한 열전달이 발생할 수밖에 없다. 이를 막아주는 것이 바로 단열와셔이다. 단열와셔는 볼트를 통한 열유입을 차단하기 위한 것으로서 반드시 필요하다. 한편, TBM이 본체 플랫폼과 체결되는 지점에서도 단열재가 사용된다. 이 또한 FPA의 온도가 가급적 S/C 온도의 영향을 받지 않도록 하기 위한 것이다. 하지만, TBM과 TBM Bracket의 체결에 있어 별도의 단열재 또는 단열와셔는 필요 없는 것으로 계산결과 밝혀졌다. 만약 TBM과 TBM Bracket 사이에 단열재를 넣는다면, 마찰계수 감소로 인해 발사시 TBM의 진동이 더 증가할 수 있다.

한편, FPA 히트파이프와 TBM, 방열판 히트파이프와 방열판 사이에는 접촉열저항을 줄이기 위해 Filler Material인 Cho-therm이 삽입된다. 방열판 히트파이프와 방열판의 체결방법으로 일반적인 볼트체결이 고려되었으나, 제작상의 문제로 인해 이 부분은 리벳(Rivet)으로 처리하도록 하였다.

일반적으로 면과 면의 접촉 열저항을 줄이기 위하여 Thermal Grease, Thermal Gasket, RTV Silicone 등이 사용된다. 하지만, Thermal Grease는 위성운용시 오염을 발생시킬 수 있는 여지가 많으므로 우주용으로는 사용되지 않는다.³⁾ 또한, RTV Silicone 역시 오염원으로 작용할 수 있으며

며, 이는 저가형 위성에서 열접촉 향상을 위해서 제한적으로 사용된다. 본 연구에서는 Filler Material로 우주용으로 많이 사용된 바 있는 Gasket 형태의 Cho-therm을 사용하도록 한다.

3.8 MLI 부착

방열판의 방열면적 이외의 부분은 모두 MLI로 감싸도록 설계되었다. 즉, 방열판 뒷면, 모든 히트파이프 및 TBM에 MLI가 부착된다. 아울러, 방열판이 S/C와 체결되는 지점은 “ㄷ” 형태로 MLI를 제작하여 가급적 볼트가 외부로 드러나지 않도록 한다.

IV. 열해석 모델

4.1 열해석 모델

전체 유닛의 디자인 검증을 위하여, 앞서 언급한 내용을 바탕으로 열해석 모델을 작성하였으며, 이를 Fig. 5에 나타내었다. 수치해석에는 I-Deas TMG Ver. 13.0이 사용되었다.

방열판 히트파이프는 AL제질의 관에 암모니아를 작동유체로 사용한다. 히트파이프 열전도도는 (주) 두원 중공업에서 기존에 제작하였던 히트파이프의 실측값을 사용하였다. 한편, 본 해석모델에서는 복사열전달은 다음과 같이 고려되었다.

■ 방열판의 방열영역(OSR 부착부위)과 심우주(-270°C)의 복사열교환

■ 방열판의 단열영역(MLI 부착영역)과 S/C 이 밖의 영역은 S/C와 온도차이가 크기 않고 면적이 작으므로 복사열교환 계산에서 제외되었다.

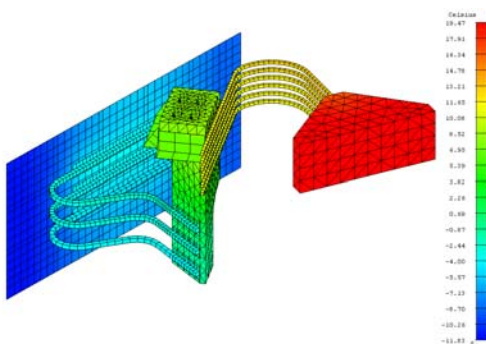


Fig. 5. FPA-CU Therm Analysis Model (FEM)

4.2 Boundary Condition

방열판에서 심우주로 방출되는 열량은 다음과 같이 크게 3부분으로 구성되어 있다.

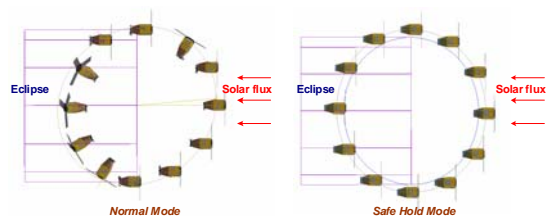


Fig. 6. Heat from External Sources

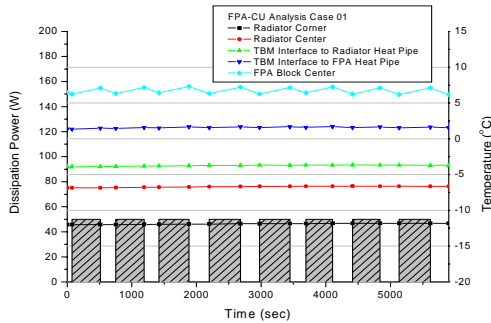
- (1) FPA 내부에서 발생하는 열 (Fig. 2)
- (2) 위성체 외부에서 전달되는 열 (태양전지판, S/C 외벽, Albedo 등)
- (3) S/C에서 단열재를 통해 전달되는 열 (방열판과 TBM의 접촉면)

위 3가지 중에 (1) 과 (2)는 항공우주연구원에서 제공한 작동 시나리오에 따라 계산하여 적용되었으며, (3)은 해석모델에서 자동으로 계산된다. 한편, 위성의 자세에 따라 외부열 (Albedo, 태양전지판 등등)의 유입이 발생하며 Normal Mode(Imaging)인 경우 6.1W, Safe Hold Mode (Non-Imaging)인 경우는 10.62W가 방열판으로 유입된다. 이는 Fig. 6에 나타낸 바와 같다.

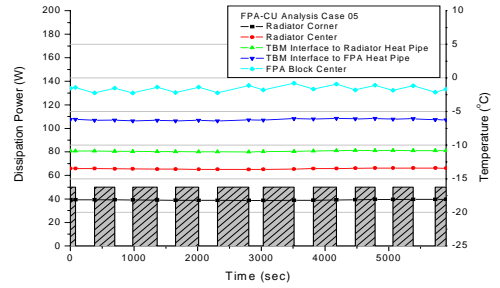
4.3 열해석 결과

본격적인 열해석을 수행하기에 앞서, 타 위성을 위해 Astrium에서 개발한 방열판과 히트파이프를 이용한 열제어 모듈에 대한 열해석을 선행하여, Astrium에서 발표한 결과와 매우 잘 일치함을 확인하였다.⁴⁾ 또한 본 열해석 모델의 결과는 Astrium에서 FPA-CU 초기 디자인시 제공된 열해석 결과와도 상당히 잘 일치하였다. 이로부터 본 해석모델의 신뢰성을 충분히 확보하였다.¹⁾

본 수치해석 모델에서 히트파이프가 정상 작동하는 경우(Normal Operation)와 방열판 히트파이프 중 최상단 히트파이프가 비정상 작동 (Abnormal Operation)하는 경우에 대한 열해석을 수행하였다. 그 결과 Normal Mode에서 FPA 최대온도는 25.8°C, Safe Hold Mode에서 FPA 최소온도는 5.0°C로 계산되었다. 한편, 최상단 방열판 히트파이프가 비정상 작동하는 경우 FPA온도는 전체 히트파이프가 정상작동 하는 경우 대비 3~4°C 증가하는 결과를 얻을 수 있었다. (히트파이프의 비정상 작동은 히트파이프의 열전도도를 알루미늄의 열전도도로 변경하여 모사하였다.) 전체 히트파이프가 정상 작동하는 경우의 열해석 결과를 Fig. 7에 나타내었다.

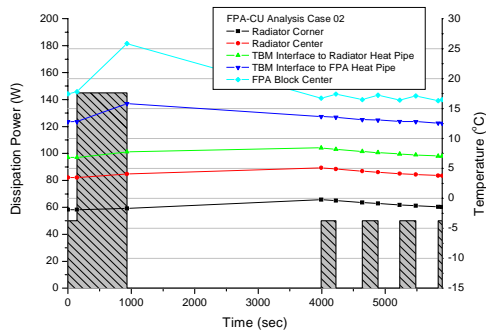


a) Case 01 (Cold Non-imaging, S/C -10°C)

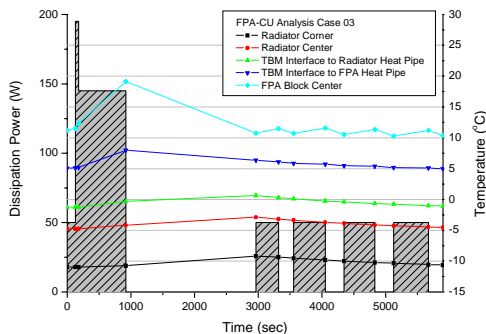


e) Case 05 (Safe Hold, S/C -20°C)

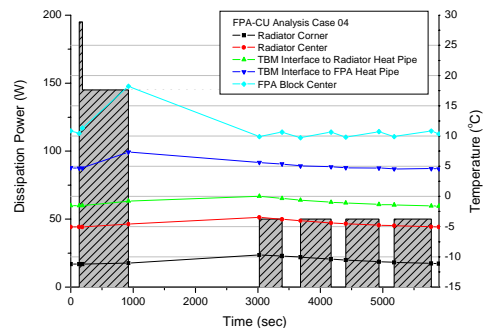
Fig. 7. Thermal Analysis Results



b) Case 02 (Hot Imaging, S/C +45°C)



c) Case 03 (Cold Imaging, S/C -10°C)



d) Case 04 (Cold Roll Tilt 56°, S/C -10°C)

V. 결론

FPA-CU은 현재 개발중인 저궤도 지구관측 위성 주탑재체의 냉각에 사용되는 장치로 국내에서 독자적으로 디자인 되는 첫 번째 우주용 냉각유닛이다. 본 연구에서는 TBM의 열용량, 방열판, 접촉열저항 등을 고려하여 전체 냉각유닛의 설계를 수행하였다. 이를 위해 다양한 작동 시나리오에 따른 FPA의 온도를 수치해석으로 계산하여 검증하였다. 열해석 결과는 기존의 결과와 비교하여 신뢰성을 확인하였다. 다양한 TBM의 형상에 대한 열해석을 수행하였으며, 최종 디자인은 원하는 온도 요구조건을 잘 만족시킬 수 있을 것으로 판단되었다. 한편, 최상위 방열판 히트파이프가 비정상적으로 작동하는 경우 FPA 온도는 약 3~4°C정도 상승하는 것으로 예측되었다. 본 연구를 통해 위성용 열제어 유닛의 설계에 대한 기술적 자립 가능성을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 (주) 두원중공업과 한국항공우주연구원 이 개발 중인 저궤도 지구관측위성 주탑재체 개발 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) "Cooling Unit Requirement Specification", KARI, Jan. 2008.
- 2) R.J. Naumann, "Optimizing the Design of Space Radiators", Int. J. Thermophysics, Vol.25, No. 6, 2004, pp. 544~551.
- 3) D.G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook", Vol. 1, Chap. 8, The Aerospace Press, 2002.
- 4) "EOS Cooling Unit Thermal Analysis Report", Astrium, Oct. 2001.