

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.4.474

지구 저궤도에서 운용되는 영상센서를 위한 열설계 및 열해석

신소민*, 오현웅*

Thermal Design and Analysis for Space Imaging Sensor on LEO

Somin Shin* and Hyun-Ung Oh*

ABSTRACT

Space Imaging Sensor operated on LEO is affected from the Earth IR and Albedo as well as the Sun Radiation. The Imaging Sensor exposed to extreme environment needs thermal control subsystem to be maintained in operating/non-operating allowable temperature. Generally, units are periodically dissipated on spacecraft panel, which is designed as radiator. Because thermal design of the imaging sensor inside a spacecraft is isolated, heat pipes connected to radiators on the panel efficiently transfer dissipation of the units. First of all, preliminary thermal design of radiating area and heater power is performed through steady energy balance equation. Based on preliminary thermal design, on-orbit thermal analysis is calculated by SINDA, so calculation for thermal design could be easy and rapid. Radiators are designed to rib-type in order to maintain radiating performance and reduce mass. After on-orbit thermal analysis, thermal requirements for Space Imaging Sensor are verified.

초 록

지구의 저궤도에서 운용되는 영상센서는 극저온 환경에서 태양 복사 뿐 아니라 지구의 적외선 및 알베도(Albedo)의 영향을 받는다. 극한 환경에 노출되는 영상센서는 작동/비작동시 허용 온도를 벗어나지 않도록 열설계가 필요하며, 정상상태 에너지 평형식을 통해 필요한 방열판 면적 및 히터 예비 설계 값을 설정한다. 일반적으로 위성체 패널에 주기를 갖는 발열장비가 장착되어, 패널의 일부를 방열판 면적으로 설계한다. 본 논문에서는 위성체와 분리하여 설계하는 영상센서의 열제어를 위하여, 내부에서 항상 발열하는 장비의 열을 히트파이프를 이용하여 패널에 장착된 방열판으로 효과적으로 전달하도록 설계하였다. 예비 설계값을 기준으로 수치해석에 기반을 두는 SINDA를 이용하여 궤도 열해석을 실시하여, 방열 면적 및 히터 설계는 쉽고 빠르게 계산되어졌다. 또한, 방열 성능을 유지하면서 질량을 줄이도록 방열판을 립형상(Rib-type)으로 설계하였으며, 궤도 열해석 결과, 영상센서의 열적 요구사항을 만족함을 검증하였다.

Key Words : Thermal Design(열설계), Thermal Analysis(열해석), Radiator(방열판), Heater(히터), Rib-type(립형상)

† 2010년 8월 18일 접수 ~ 2011년 4월 4일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 영상정보체계개발단
교신저자, E-mail : so_min@hotmail.com
대전시 유성구 유성우체국 35-5호

I. 서 론

지구 저궤도에서 운용되는 영상센서는 극저온 환경에서 태양 복사 뿐 아니라 지구의 적외선 및

알베도(Albedo)의 영향을 받는다. 영상센서를 구성하는 장비는 작동/비작동시 각각의 허용 온도를 갖으며, 우주 환경에서 받는 에너지와 각 장비에서 발열하는 에너지를 고려하여 각 장비가 갖는 작동/비작동 허용 온도를 벗어나지 않도록 열설계가 필요하다. 공전 궤도 중 태양 복사와 지구 적외선 등 입사량(heat flux)이 가장 많은 조건에서 각 장비가 최대 발열되는 경우, 작동 허용 최대 온도를 넘지 않도록 장비의 열을 우주로 방열하는 방열판 설계를 한다. 공전 궤도 중 태양 복사와 지구 적외선 등 입사량이 적은 조건의 열해석을 통해 각 장비가 작동/비작동 허용 최소 온도를 벗어나는 경우, 히터를 설계하게 된다.

Tsai[1]는 위성 개발에 열해석의 중요성 및 정확도를 위한 수치해석 방안을 연구하였으며, Lyon et al.[2]은 FalconSat-2의 열모델을 유한차분으로 MatLab을 이용하여, 해석하여 열설계를 하였고, 그 결과를 검증하였다. 김 외[3]는 정지궤도에서 운용되는 통신해양기상위성 본체를 위한 방열판 및 히터를 전이궤도를 포함하여 개념설계하였다.

위성체와 분리하여 설계하는 영상센서의 궤도 열해석을 통하여, 허용 온도를 넘지않도록 마진을 고려하여 각 장비의 열설계를 실시하며, 조건은 worst hot condition과 worst cold condition으로 분류하여 실시하였다. Worst hot condition은 영상센서가 동지에 위치하여, 태양 복사 에너지 및 외부 열입사량이 가장 크고, 영상센서 각 장비의 발열량이 가장 많을 경우로 열제어 장치의 열물성치는 성능 저하된 EOL(End of Life)값을 적용한다. Worst cold condition은 영상센서가 하지에 위치하여, 외부 열입사량이 가장 작고, 영상센서가 작동하지 않아 발열이 없는 경우로, 열제어 장치의 초기 설계된 BOL(Beginning of Life)값을 적용한다.

본 논문에서는 방열판과 히터 설계를 정상상태 에너지 평형식을 이용하여, 예비 열설계를 수행하고, 열설계 검증을 위한 열모델(Thermal Mathematical Model)은 난해한 네트워크, 유한차분과 유한요소 모델링이 간편한 Thermal Desktop[4]에서 구축하였다. 궤도에 따라 변하는 태양 복사의 열유입량, 지구 적외선과 알베도 영향 고려를 위해 Resistor-Capacitor 네트워크(network) 방식의 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA[5]를 이용한 궤도 열해석을 통해 최종 열설계를 실시하였다.

II. 본 론

2.1 에너지방정식과 수치해석

일반적으로 우주 환경에서 운용되는 시스템의 열모델에 적용되는 에너지 방정식은 대류항을 제외한 에너지방정식으로 (1)과 같다[6].

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{Q}''' - \nabla \cdot (q_r) \quad (1)$$

우측의 첫째 항은 전도에 의한 계산 항이며, 두 번째 항은 경계 표면 복사에 의한 계산 항이다. 경계 표면 복사에는 영상센서 표면과 우주간의 복사 교환과 태양 복사, 지구 적외선과 알베도에 의한 궤도에 따른 복사가 포함된다. 마지막 항은 장비의 발열량과 히터 등의 내부 발열량과 외부 경계에서 흡수되는 열량이 포함되어 계산되어진다.

수치해석에 기반을 두는 SINDA는 식(1)의 에너지방정식을 Crank-Nicholson 방식을 이용하여, 식(2)과 같이 계산한다[5].

$$\begin{aligned} \frac{2C_i}{\Delta t} (T_i^{m+1} - T_i^m) &= 2Q_i + \sum_{j=1}^N [G_{ji} (T_j^m - T_i^m) + \\ &\widehat{G}_{ji} \{ (T_j^m)^4 - (T_i^m)^4 \}] + \sum_{j=1}^N [G_{ji} (T_j^{m+1} - T_i^{m+1}) + \\ &\widehat{G}_{ji} \{ (T_j^{m+1})^4 - (T_i^{m+1})^4 \}] \end{aligned} \quad (2)$$

여기서,

T_j^m : Temperature of node j at the current time t

T_j^{m+1} : Temperature of node i at the next time t+Δt

G_{ji} : linear conductor attaching node j to i

\widehat{G}_{ji} : radiation conductor attaching node j to i

C_i : thermal capacitance of node i

Q_i : source/sink for node i

식(3)과 같이 T^{m+1} 이 수렴될 때 까지 반복해서 계산한다.

$$|T_j^{(l+1)} - T_j^{(l)}|^k < \epsilon^* \quad (3)$$

여기서,

l : iteration level

k : time step

ϵ^* : convergence criteria

2.2 궤도 조건 및 열설계 개념

지구 저궤도에서 운용되는 영상센서의 궤도 조건은 Table 1과 같다.

각 장비가 허용온도를 벗어나지 않고, 영상센서의 성능을 만족할 수 있는 온도를 유지하도록 열제어기를 이용하여 열제어를 실시하며, 영상 획득 중에 영향을 미치지 않도록, 방열장비를 MLI(Multi Layer Insulation)로 단열하는 것을 기본 열설계 개념으로 갖는다. Fig. 1은 영상센서의 형상 및 기본 설계 개념을 보여준다. 내부에서 항상 방열하는 영상센서의 열을 히트파이프를 이용하여 패널에 장착된 방열판으로 열이 전달되도록 설계하였다.

영상센서의 초점면을 극저온으로 유지하기 위해 열교환 역할을 하는 콜드핑거(50W)와 압축기(35W)는 영상센서의 내부에 위치하며, 항상 방열한다. 항상 방열하는 장비의 열을 우주로 방출시키기 위하여, 히트파이프를 이용하여 방열판과 연결하고, 이 방열판은 영상센서가 우주 환경에서 운용하도록 지지하는 플랫폼의 패널에 장착한다. 전도도가 높은 알루미늄으로 제작되는 방열판은 극저온인 우주로 방열을 높이기 위해 앞면에 SSM(Surface Surface Mirror)을 장착하고, 플랫폼의 패널과 단열되도록 뒷면은 MLI를 장착한

Table 1. Orbit Condition for Imaging Sensor Operated in Space Environment

Parameter	Value	Unit
Altitude	528	Km
Inclination	97.513	°
LTAN	13:30	time

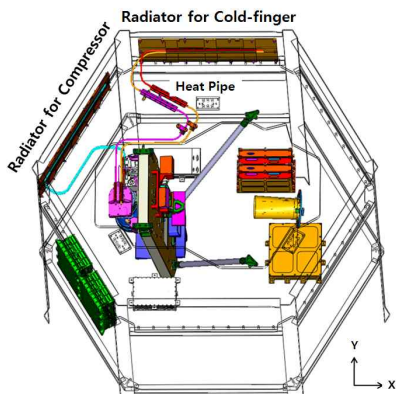


Fig. 1. Configuration of Imaging Sensor and Thermal Design Concept

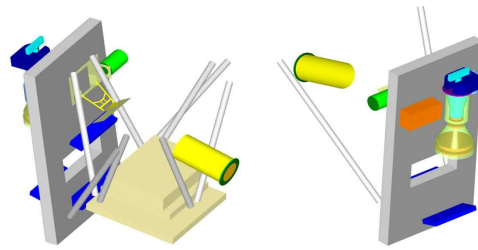


Fig. 2. Thermal Mathematical Model

다. 볼트를 이용하여 방열판을 패널에 장착하며, 전도 열전달을 막기 위해 단열 와셔(Thermal Washer)를 사용한다.

Worst hot condition의 궤도 열해석을 통해 방열판의 크기를 결정하고, 열유입량이 적은 worst cold condition의 궤도 열해석 결과에 따라 영상센서의 허용 최소 온도를 벗어나게 되면 히터를 설계하게 된다.

Fig. 2는 Thermal Desktop에서 구축한 영상센서의 해석을 위한 열모델이다.

2.3 방열판 형상 결정

방열판은 복사를 이용한 열제어 장치로서, 방열판의 표면으로부터 방열하는 총 열량은 식 (4)와 같이 간단히 표현할 수 있다[7].

$$\dot{Q} = A\epsilon\sigma T^4 \tag{4}$$

A는 방열판의 면적, ϵ 은 방열판 표면의 방사율, σ 는 스테판 볼츠만 상수($W/m^2/K$)이고, T(K)는 방열판의 온도를 의미한다.

궤도 열해석을 통해 방열판의 크기를 최적화하기 전에 식(5)와 같이 정상상태 에너지 평형식을 통해 방열판의 초기 면적을 구하여 설계 시간을 감소시킬 수 있었다.

$$Environmental\ load + \sum Q = Raditaed\ energy \tag{5}$$

우주환경의 열부하는 방열판 표면에 입사하는 태양 복사와 알베도 및 지구의 적외선이며, 영상센서의 경우 $\sum Q$ 항은 방열판에 연결된 내부 장비의 방열량이 된다. 식(6)과 같이 정리되며, 이때, 우주는 0K의 흑체로 가정하였다.

$$J_s\alpha A + J_a\alpha A + J_e\epsilon A + P = A\epsilon\sigma T^4 \tag{6}$$

여기서, J_s 는 태양 복사 강도(intensity), J_a 는 알베도 강도, α 는 방열판 표면의 태양 에너지 흡수율, J_e 는 지구의 복사 강도이며, P는 히트파이프를 통해 전달되는 내부 장비의 방열량이다.

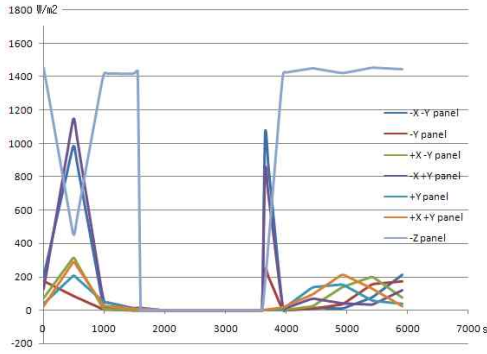


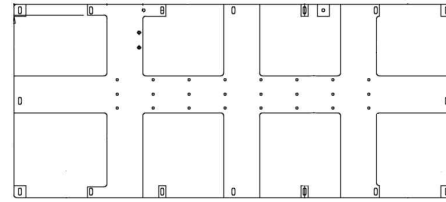
Fig. 3. Heat Flux on the Each Panel

SINDA를 통해 전 궤도 상에서 외부 패널에 입사하는 열량을 계산하여, 입사량이 작은 두 패널을 각각 항상 발열하는 콜드핑거와 압축기 방열판 장착 패널로 선정하였다. 방열판 크기의 예비 설계는 식(6)을 이용하였으며, 우주환경의 열부하는 Thermal Desktop/RadCAD를 통해 계산된 입사량의 평균값을 이용하였다.

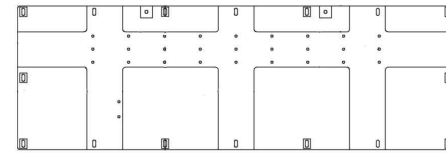
Fig. 3은 우주환경 및 궤도에 따라 패널에 입사하는 열량을 나타내며, 입사량에 따라 콜드핑거 방열판은 +Y패널에 압축기 방열판은 -X+Y패널에 장착하였다.

방열판 설계 및 장착 위치는 방열판에 연결된 각 장비의 위치를 고려하여, 열진공 시험동안 영상센서 내부에 위치한 발열장치와 방열판의 열전달을 위한 히트파이프가 평행을 유지할 수 있도록 하였다. 또한 영상센서의 임무를 위한 플랫폼에 필요한 태양 전지판 및 전자장비의 장착 위치 구속조건도 고려되었다. 패널에 방열판을 장착하고, 방열판에 히트파이프 플랜지를 장착하기 위해 방열판 두께를 7mm로 설정하였다. 방열성능은 유지하면서 방열판 질량을 감소하도록 패널 장착부위 및 히트파이프 플랜지 장착부위 외의 부분은 3mm의 두께가 되도록 릿형상(Rib-type)의 방열판을 설계하였다. 릿형상의 방열판을 적용하여, 평판의 방열판에 비해 콜드핑거의 경우 27% 무게가 감소하였으며, 압축기 방열판 무게는 20% 감소하였다. 장비의 온도는 0.1℃ 미만의 차이로, 방열 성능에 영향이 없었다.

위의 조건에 따라 Thermal Desktop으로 열모델을 구축하였다. 구축된 열모델의 궤도 열해석을 실시한 결과, 최적화된 방열판의 크기는 식(6)을 통해 계산한 면적에 비해 콜드핑거의 방열판의 경우 22%가 증가하였으며, 압축기의 방열판의 경우 27%가 증가하였다.



(a) Radiator for Cold-finger



(b) Radiator for Compressor

Fig. 4. Backside Radiator Configuration

식(6)은 우주환경 열부하를 시간에 따라 고려하지 않고, 방열판의 두께 역시 포함되지 않았다. 또한 온도 분포가 일정하다고 가정하였기 때문에 궤도 열해석을 이용하여 최적 설계된 방열면적과 차이가 있었다. 또한, 식(6)에서 외부와 단열되었다고 가정되었지만, 궤도 열해석에서는 단열외서를 통한 미세 열전달값을 컨덕터(Conductor)로서 계산되었다. MLI를 통해 전달되는 복사에너지도 고려하여 열해석을 실시하였다. 압축기 방열판의 경우 콜드핑거 방열판의 증가 면적보다 5% 더 증가한 것은 별센서(Star Tracker)의 장착으로 인해 방열판의 패널 장착 구속조건 및 최종 설계 후 열진공 시험을 위해 히트파이프의 평행을 유지해야하는 조건으로 인해 히트파이프가 방열판의 중간이 아닌 위쪽으로 치우쳐져 방열판을 효율적으로 이용하지 못하기 때문이다. 그러나 궤도 열해석의 경우 시간과 자세에 따른 외부 에너지 입사량과 복사 해석에 많은 시간이 요구되므로, 간단한 에너지 평형식을 통해 초기 필요 방열 면적을 계산하여, 설계의 시간을 감소할 수 있었다.

Fig. 4는 궤도 열해석을 통해 설계된 릿구조의 콜드핑거와 압축기 방열판 형상이며, 위성체의 패널에 볼트를 이용하여 장착된다. 히트파이프 역시 볼트를 사용하여 방열판에 장착되며, 접촉저항을 줄이기 위해 필러를 적용하였다.

Fig. 5는 콜드핑거와 압축기 방열판의 방열하는 방향의 형상이며, 실제 방열면적은 태양 흡수율이 적고, 방사율이 높은 SSM이 부착된 면적이다.

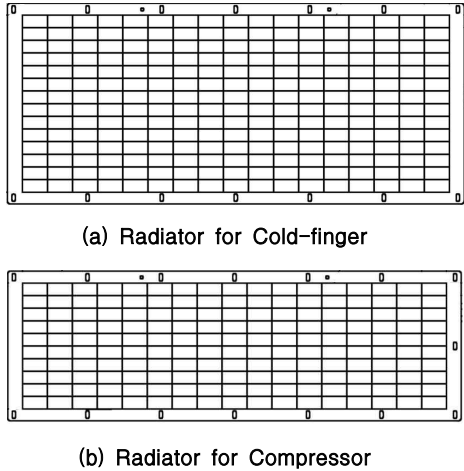


Fig. 5. Front Radiator Configuration

사용된 SSM과 MLI의 방사율(ϵ) 및 태양 흡수율(α)은 Table 2에 나타내었다. Worst hot condition 궤도 열해석에서 사용된 SSM과 MLI의 광학 물성치는 EOL을 이용하였다.

콜드핑거와 압축기의 작동 허용온도 조건은 Table 3에 나타내었으며, 최종 설계된 방열판 열모델의 궤도 열해석 결과는 허용 온도 보다 11°C의 마진을 갖으며, 만족시킴을 보여준다.

Table 2. Thermo-optical Property

Item		α	ϵ
Second Surface Mirror	BOL	0.056	0.817
	EOL	0.15	
Multi Layer Insulation (External)	BOL	0.008	0.003 (*)
	EOL	0.01	
Multi Layer Insulation (Internal)	BOL	-	0.023 (*)
	EOL	-	

* Effective emissivity

Table 3. Comparison between Temperature Requirement and analysis result for operating

Unit	Requirement.		Analysis Result	
	T_{min}	T_{max}	T_{min}	T_{max}
Cold-finger	-10	45	25.5	27.6
Compressor	-10	45	28.1	30.6

2.4 히터 용량 및 제어

Worst hot condition의 궤도 열해석을 통해 방열판을 설계하였다. 영상센서를 지지하는 플랫폼에 비상상황이 발생하면 플랫폼의 자세가 바뀌고, 영상센서에 전원이 차단된다. 이런 모드를 Safe-hold 모드라고 하며, 이 때 영상센서 내부에 발열하는 장비가 모두 꺼지게 된다. 이 Safe-hold 모드에서 영상센서가 궤도상 하지에 위치할 때를 가정하는 해석 조건을 worst cold condition이라고 하겠다.

영상센서는 방열판에 전도적으로 연결되어 있어서, worst cold case에서 극저온의 우주로 온도를 빼앗기게 된다. 궤도 열해석 결과가 각 장비의 허용 온도를 벗어나는 경우, 영상센서의 비작동 최소 허용 온도를 유지하도록 히터의 용량 및 히터의 on/off 온도를 설계하여야 한다.

궤도 열해석을 실시하기전에 외부 열입사량이 없는 최악의 조건에서 최적 설계된 방열판을 통한 방열되는 에너지를 식(6)에 적용하여, 영상센서의 비작동 최소 허용 온도 아래로 떨어지지 않도록 필요한히터의 용량을 결정하였다. 계산된 히터 용량은 콜드핑거 방열판의 경우 35W이며, 압축기 방열판의 경우 25W이다. 이 히터 용량의 값을 궤도 열해석에 이용하였고, 그 결과 각 장비의 허용 온도를 유지함을 알 수 있었다.

히터의 on/off 설정 온도는 장비의 비작동 허용 온도와 히터 on/off의 제어 방식에 따라 설정하였다. Table 4는 히터의 on/off 설정 온도 및 제어 방식을 보여준다. 콜드핑거의 경우 써모스탯(Thermostat)으로 히터를 제어하며, $\pm 3^\circ\text{C}$ 의 정확도를 갖는 써모스탯을 이용하기 때문에 on/off간 및 주/보조의 설정온도를 5°C 차이로 설계하였다. 압축기는 정확도 $\pm 2^\circ\text{C}$ 를 갖는 온도센서를 이용하여 프로세서 제어를 하여, 히터가 작동하게 된다.

Table 4. Heater on/off Set-Point and Control Method

Unit	on	off	Control
Cold-finger	primary	-12 -7	By
	red.	-17 -12	Thermostat
Compressor	primary	-25 -22	By Processor

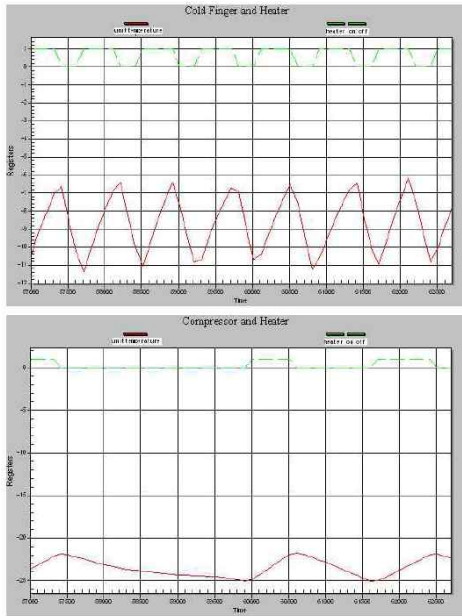


Fig. 6. Units Temperature

Table 5. Heater Duty Cycle

Heater ID	Duty Cycle [%]
Heater 1_Cold Finger	70
Heater 2_Compressor	30

Fig. 6은 worst cold condition의 궤도 열해석의 콜드핑거와 압축기의 온도 결과와 각 히터의 on(1)/off(0) 상태를 보여주는 그래프이다. Worst cold의 경우인, Safe-hold 모드에서 설정된 히터의 on/off 온도에 맞게 가동 되어, 히터 용량이 충분하게 설계되었음을 알 수 있다.

최종적으로 설계된 히터는 Safe-hold 모드에서 사용된 듀티(Duty)는 Table 5에 나타내었으며, 히터의 수명 및 플랫폼에서 공급하는 전원 용량의 구속조건인 80%이내를 만족함을 알 수 있다.

일반적으로, 각 장비에 히터를 직접 부착하여, 실제 장비의 온도를 읽어 들여 히터를 on/off 제어한다. 영상센서의 경우, 공간적 제약에 따라 장비에 연결된 방열판에 부착하고, 방열 면적을 가리지 않도록, SSM이 부착되지 않은 방열판 뒷면의 히트파이프 플렌지 주변에 분포시켰다.

우주환경에서 운용되는 장비는 지상 장비와 달리 한번 궤도에 진입한 뒤, 수리가 어려우므로 장비가 고장 날 경우, 대체할 수 있는 보조 장비

를 설계에 고려하여 생존율(Reliability)을 높게 설계한다. 히터 역시, 이중 층(Double Layer) 회로로 제작하여 주히터와 보조히터의 역할을 하면서, 공간적인 활용을 하도록 설계하였다.

III. 결 론

지구의 저궤도에서 운용되는 영상센서를 구성하는 장비는 작동/비작동시 각각의 허용 온도를 벗어나지 않도록 열설계가 필요하다. 열설계는 궤도상의 위치와 자세에 따라 태양 복사, 알베도와 지구 적외선 등 입사량을 고려하여 열해석을 실시한다.

본 논문에서는 위성체와 분리하여 설계하는 영상센서의 열제어를 위하여, 내부에서 항상 발열하는 장비의 열을 히트파이프를 이용하여 패널에 장착된 방열판으로 효과적으로 전달하도록 설계하였다. Worst hot case에서 방열판 설계를 위한 궤도 열해석을 실시하기 전에 정상상태 에너지 평형식을 통해 필요한 방열판 면적 예비 설계 값을 설정하였다. 예비 설계 값을 초기 값으로 설정하여 방열판에 연결된 장비의 허용온도를 유지하도록 최종 방열판 형상을 설계하여, 설계 시간을 감소할 수 있었다. 또한, 방열 면적 및 장비 허용 온도에 영향을 주지 않으면서, 질량을 감소하도록 립형상의 방열판을 설계하였다.

정상상태 에너지 평형식을 통해 필요한 히터의 용량을 예비 설계하여, worst cold case의 궤도 열해석을 통해 최종 용량을 얻어내었다.

방열판과 히터 및 열제어 하드웨어를 설계하고, 수치해석에 기반을 두는 SINDA를 통해 저궤도에서 운용되는 영상센서의 열적 요구사항을 만족함을 검증하였다. 열해석에서 사용된 열모델의 접촉 저항, 장비 열물성치와 발열량 등은 열해석의 정확도에 영향을 주는 요인으로 향후, 영상센서 수준의 열진공 시험을 통해 검증할 것이다.

참고문헌

- 1) Tsai, J. R., "Overview of Satellite Thermal Analytical Model", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 1, 2004, pp. 120~125.
- 2) Lyon, C., Sellers, L., and Underwood, C., "Small Satellite Thermal Modeling and Design at USAFA: FalconSat-2 Applications", Aerospace Conference Proceedings, Vol. 7, 2002, pp. 7-3391~7-3399.
- 3) 김정훈, 전형열, 양군호, "통신해양기상위성

본체 방열판 및 히터 개념설계를 위한 해석적 방법 및 수치모사 연구”, 한국전산유체공학회지, 제 10권, 제3호, 2005, pp. 63~69.

4) "Thermal Desktop User's Guide," Ver. 5.0, Network Analysis Associates, Tempe, AZ, 2006.

5) "SINDA/FLUINT User's Guide", Ver. 5.0, Network Analysis Associates, Tempe, AZ, 2006.

6) Michael, F. M., "Radiative Heat Transfer", 2nd edition, The Academic press, Sand Diego, California, 2003, pp. 681.

7) Gilmore, D. G., and Collins, R. L., "Satellite Thermal Control Handbook", 2nd Edition, The Aerospace Corp. Press, El Segundo, CA, 2004, pp. 207~208.