

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.178>

열진공 시험용 비접촉식 우주 열환경 모사 장치의 해석적 검토

백철우*, 신소민*, 오현웅*

Analytical Investigation of In-direct Heater to Simulate Space Thermal Environment for Thermal Vacuum Test

Cheul-Woo Baek*, So-Min Shin* and Hyun-Ung Oh*

ABSTRACT

To simulate space thermal environment in thermal vacuum test, direct or in-direct heater has been applied on the radiator. Both of them, direct heater attached on the radiator and indirect heater with a distance from the radiator, simulate the heat fluxes from the Sun radiation, the Earth IR and Albedo. They also supply the heat fluxes to the radiator of spacecraft to achieve the target temperature according to thermal test conditions. In general, indirect heater is used when the heater is not allowed to attach on the radiator directly due to constraints of coating property or contamination. For in-direct heater design, it is needed to estimate the heat power to make the extreme test conditions and minimize the interference with heat exchange of radiator and shroud. In this study, optimized thermal design of in-direct heater is proposed and investigated by commercial S/W SINDA. The effective values of design factors are also derived.

초 록

위성체의 열진공 시험에는 우주 열환경을 모사하기 위하여 직접 방열판 표면에 열을 공급하는 접촉식 히터와 일정 거리를 두고 간접적으로 복사에 의해 열을 공급하는 비접촉식 히터가 사용된다. 이는 태양 복사 뿐 아니라 지구의 적외선 및 알베도(Albedo)를 모사하며, 열환경 시험 요구에 따라 정의된 온도 조건에 필요한 열을 공급하기도 한다. 일반적으로 접촉식 히터 사용이 불가할 경우 비접촉식 히터를 사용하게 되는데, 이때 복사에 의한 열 전달량을 고려하여 적절한 히터파워를 산정하고 히터 미작동시 방열판과 챔버 슈라우드와 열교환에 있어 간섭이 없도록 히터의 위치를 설정하는 것이 필요하다. 본 논문은 열해석 상용 프로그램인 SINDA를 이용하여 비접촉식 히터의 최적화 열설계를 수행하였으며, 이를 통해 시험시 유효한 설계값을 도출하였다.

Key Words : In-direct Heater(비접촉식 히터), Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Analysis(열해석)

1. 서 론

† 2011년 12월 1일 접수 ~ 2012년 1월 13일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소 영상정보체계개발단
교신저자, E-mail : ferain@gmail.com
대전시 유성구 유성우체국 35-5호

궤도 열해석을 통해 주요 임무 탑재장비는 허용한계 온도범위 내에서 열적 안정성을 확보할 수 있도록 설계되며, 이후 열진공시험을 통해 우

주와 유사한 열환경 조건에서 정상적으로 작동하는지 성능 검증을 수행하게 된다. 실험에 사용되는 진공챔버는 심해우주를 모사하여 10^{-5} torr 이하의 고진공을 유지하며, 슈라우드의 온도를 -190°C 로 낮춰 극저온의 환경을 구현한다. 또한 태양 복사 뿐 아니라 지구의 적외선 및 알베도(Albedo)에 의해 가해지는 열적인 환경을 모사하기 위해 라디에이터에 히터를 직접 부착하거나 간접적으로 열을 가한다.

상기의 히터는 라디에이터와 연결된 주요 탑재장비의 온도를 상승시켜 허용한계 온도조건에서 성능 시험을 실시할 수 있도록 열을 공급하기도 하는데 종류는 크게 Fig. 1과 같이 라디에이터 표면에 직접 붙이는 접촉식 히터와 Fig. 2와 같이 라디에이터와 일정한 거리를 두고 복사열을 가하는 비접촉식 히터가 있다. 접촉식 히터는 사용이 간편하고 주변에 간섭을 최소화하면서 부착 표면에 직접 열을 가해 열전달 효율이 좋은 장점이 있지만 시험 후 히터 제거시 오염으로 라디에이터 표면을 손상시킬 수 있으며 라디에이터 표면 처리방식에 따라 부착이 어려울 수 있다. 그에 비해 비접촉식 히터는 부피가 크고 히터를 지지하기 위한 별도의 장치를 구성해야하는 단점이 있지만 접촉식 히터 부착이 불가능한 경우에 사용하며 복사에 의한 열공급으로 우주 열환경을 잘 모사할 수 있다는 장점이 있어 비행체 모델의 열진공시험에서 많이 활용되고 있다⁽¹⁾.

본 논문에서는 열진공 시험시 소모전력과 시험시간을 고려한 비접촉식 열환경 모사 장치의 구성을 제안하고, 유효한 설계값을 열모델 해석을 통해 도출하였다. 히터는 라디에이터 표면의 전도성 코팅처리로 인해 접촉식 히터의 부착이 불가하여 비접촉식 히터 중 저비용으로 쉽게 제작이 가능한 히팅 플레이트 방식을 채택하였다. 기존의 히팅 플레이트 방식의 경우 히터 면적의

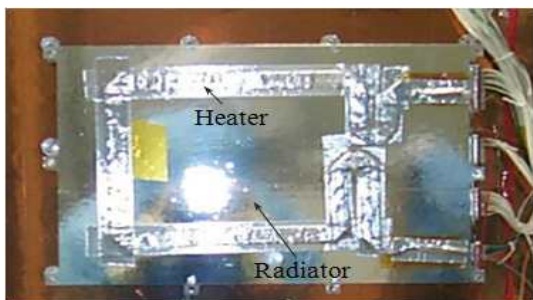


Fig. 1. Example of Direct Heater application

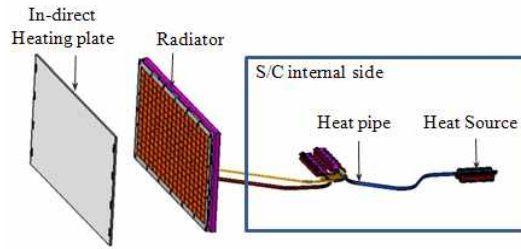


Fig. 2. In-direct Heater Configuration

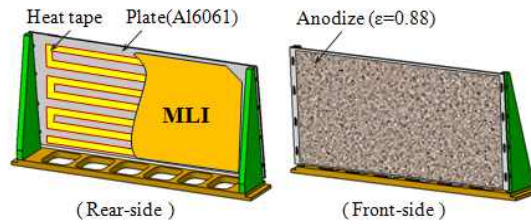


Fig. 3. In-direct Heating plate design configuration

제한으로 히터 용량이 충분치 못한 문제점이 있었지만^(2,3) 히팅 플레이트 뒷면에 다층박막단열재(MLI: Multi Layer Insulation)⁽¹⁾를 적용하여 복사에 의한 열손실을 최소화한 결과 충분한 열용량을 확보할 수 있었다. 열해석에는 Thermal Desktop의 RADCAD⁽⁴⁾와 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA⁽⁵⁾를 이용하였으며, 해석을 통해 히터의 위치와 파워 등의 최적의 설계 값을 도출하였다.

II. 본 론

2.1 비접촉식 히터의 형상

Fig. 3은 본 논문에서 제안한 우주 열환경 모사장치인 비접촉식 히터의 구성을 나타낸다. 히팅 플레이트 방식의 비접촉식 히터로서 열전도성이 우수한 알루미늄(Al6061) 플레이트와 플레이트 면 전체에 열을 가하기 위한 히트 테이프 그리고 히트 테이프에 의해 발생한 열이 뒷면으로 방열되지 않도록 차단하는 다층박막단열재로 구성된다. 플레이트의 전면은 라디에이터로 열이 잘 전달될 수 있도록 Black Anodize($\epsilon=0.88$) 코팅을 적용하였다.

플레이트에 부착된 진공 챔버용 히트테이프는 허용온도 범위가 $-100^{\circ}\text{C}/180^{\circ}\text{C}$ 로서 위성체 내부 온도를 상승시키기 위해 히터 운용시 히트 테이프의 온도가 허용온도를 넘지 않도록 해야 한다.

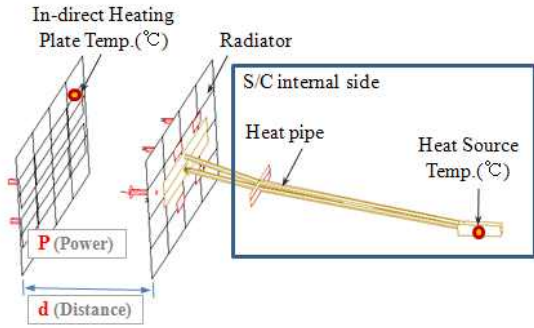


Fig. 4. In-direct Heating plate Thermal Model and Design factors

Table 1. Boundary Condition temperature for Thermal Analysis

	B.C. temp.
Operating temp. Limit	-10°C / 45°C
Chamber Shroud	-190°C

Thermal Analysis

2.2 해석적 검토를 위한 열설계 구성

비접촉식 히터의 열진공 시험을 위한 구성은 Fig. 2와 같으며, 발열체의 열(50W)은 히트파이프를 통해 라디에이터에 전달 후 방열되고 비접촉식 히터에 의해 라디에이터에 우주 열환경을 모사한다. Fig. 4는 상기 히터의 해석적 검토를 위한 열모델을 나타낸다. 해석적 검토는 열원을 환경시험 온도 요구조건까지 가열할 수 있는 히터의 파워와 히터가 작동하지 않을 때 열원에서 발생한 열이 라디에이터를 통해 극저온의 챔버 슈라우드와 열교환을 할 수 있도록 간섭을 최소화하면서 충분한 복사열을 전달할 수 있는 히터의 위치를 설계 변수로 설정하여 실시하였다. 히팅 플레이트의 뒷면은 다층박막단열재의 광학 물성치($\epsilon=0.003$)를 적용하여 열손실 차단에 따른 영향을 검토하였다.

Table 1은 해석모델의 환경 온도조건으로서 위성체(S/C, Space Craft) 내부의 허용 한계온도는 -10°C/45°C로, 외부에 해당하는 슈라우드는 -190°C를 적용하였다.

2.3 비접촉식 히터설계 열해석 결과

2.3.1 비접촉식 히터의 라디에이터로부터 거리

비접촉식 히터가 방열하는 총 복사량은 식 (1)을 통해 나타낼 수 있으며, 식 (2)의 역제곱의 법

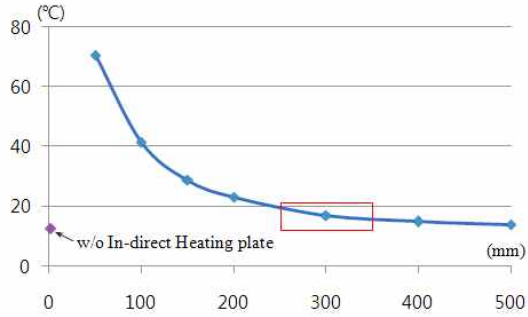


Fig. 5. Heat Source temperature by In-direct Heating plate Position at Operating mode

칙에 따라 발생한 열량이 거리제곱에 반비례하여 위성체에 도달함을 알 수 있다. 따라서 히터가 라디에이터에 가까울수록 히터에 적은 파워로 동일한 열량을 공급할 수 있는 이점이 생기게 된다. 하지만 Fig. 2에서 본 바와 같이 비접촉식 히터는 복사열을 공급하는 장치가 아닐 때는 단순히 라디에이터 앞에 있는 장애물로서 슈라우드와 열교환량을 감소시켜 위성체 내부온도의 방출을 제한할 뿐 아니라 히팅 플레이트와 라디에이터 사이의 열교환에 의해 내부온도를 상승시키는 역효과를 나타낸다. 따라서 비접촉식 히팅 플레이트의 경우 라디에이터와 슈라우드 사이에서 열간섭도를 고려하여 위치를 설정하는 것이 필요하다.

$$P = \sigma \epsilon A T^4 \tag{1}$$

$$I = \frac{P}{4\pi d^2} \tag{2}$$

여기서,

- P : Radiation heat power
- σ : Stefan-boltzmann constant
- ϵ : Emissivity of the surface
- A : Surface area
- T : Surface temperature
- I : Radiation intensity on the radiator
- d : Distance from heater

Fig. 5의 해석결과는 주요 탑재장비가 작동mode이고 위성체 내부는 고온(45°C)의 허용 한계조건일 때 히팅 플레이트의 위치에 따른 열원의 온도를 나타낸 것이다. 비교를 위하여 히팅 플레이트가 라디에이터 전면에 없을 때 열원의 온도를 표시하였다. 히터의 위치가 $d=500\text{mm}$ 인 경우 히팅 플레이트가 없을 때와 비교하여 열원의 온도 차이가 $\Delta T \leq 2^\circ\text{C}$ 로 간섭이 적음을 알 수 있었

다. 하지만 식(2)와 같이 d 가 증가함에 따라 열원의 온도를 상승시키기 위한 히터의 파워가 더 필요하게 되고, 이로 인해 히팅 플레이트의 표면온도가 높아지는 Trade-off관계를 고려하여 히터의 위치를 $d=300\text{ mm}$ 로 먼저 설정하고 히터 파워를 산정하였다. 이는 히터의 위치가 멀어짐에 따라 히팅 플레이트의 표면온도가 높아져 히터에 사용되는 히트 테이프의 허용온도 범위를 초과할 경우 히터가 손상될 수 있기 때문이다. 따라서 최종적인 히터의 위치는 히터 파워 산정에 따른 히팅 플레이트 표면온도 결과를 고려하여 결정하였다.

2.3.2 비접촉식 히터의 다층박막단열재 적용 효과

히터의 파워 산정에 앞서 열진공시험에서 비접촉식 히팅 플레이트 방식을 사용할 경우 히터 면적의 제한으로 히터 용량이 충분치 못한 문제점을 개선하고자 히팅 플레이트의 뒷면에 다층박막단열재를 적용하여 그 효과를 검토하였다. 탑재장비는 비작동 모드이고 위성체 내부는 저온(-10°C)의 허용 한계조건에서 해석하였다. 히터의 위치는 앞서 논의된 바와 같이 $d=300\text{mm}$ 로 설정하였으며, 탑재장비는 히팅 플레이트의 열에 의해서만 온도가 제어 된다.

Table 2는 다층박막단열재의 유무에 따라 히터에 동일한 파워를 주었을 때 탑재장비의 열원에 해당하는 부분의 온도를 나타낸 것이다. 해석 결과 다층박막단열재를 적용하였을 경우 동일한 파워로 열원의 온도를 46°C 이상 더 상승시킬 수 있음을 확인하였다. 마찬가지로 Table 3과 같이 열원의 온도를 20°C 로 유지하기 위해 필요한 히터의 파워를 해석해본 결과 44%의 파워로 동일

Table 2. Temperature values(IDH & Heat source) with or without MLI under the same input power

Heater Power		Temperature	
		IDH	Heat Source
with MLI	200W	106.3 $^{\circ}\text{C}$	2.5 $^{\circ}\text{C}$
w/o MLI		36 $^{\circ}\text{C}$	-43.7 $^{\circ}\text{C}$

Table 3. Estimated input Power to keep the heat source temperature of 20°C under condition of with or without MLI

Heater Power		Temperature	
		IDH	Heat Source
with MLI	261W	132 $^{\circ}\text{C}$	20 $^{\circ}\text{C}$
w/o MLI	595W		

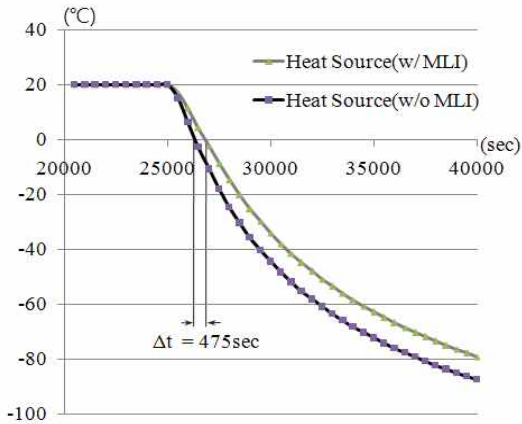


Fig. 6. Difference of Cooling down period of Heat Source according to Existence of MLI

한 효과를 얻을 수 있음을 알 수 있었다. 따라서 히터를 부착할 수 있는 면적의 제한으로 필요한 히터 용량을 공급할 수 없었던 제약을 극복하고 적은 파워로 충분한 열량을 공급할 수 있음을 입증하였다.

하지만 다층박막단열재의 적용으로 히팅 플레이트의 뒷면으로 복사열을 차단한 만큼 이후 히터의 냉각시 소요시간이 길어질 수 있으므로 이를 확인할 필요가 있다.

Fig. 6은 다층박막단열재의 적용 유무에 따라 Table 3과 같이 히터 파워를 적용하여 열원의 온도를 20°C 로 유지하였다가 히터의 전원을 켜고 열원의 온도 변화를 비교한 것이다. 이는 히팅 플레이트가 냉각하면서 라디에이터와 지속적으로 열교환을 하므로 다층박막단열재를 적용하여 히팅 플레이트의 냉각 속도가 지연하게 되면 열원의 온도 하강속도도 따라서 지연되기 때문이다. 해석 결과 열원의 온도가 20°C 에서 0°C 로 하강하는데 걸리는 시간은 다층박막단열재 적용시 약 8분 정도 더 소요됨으로 큰 차이가 없음을 확인할 수 있었다. 따라서 앞서 히터 용량의 이득을 볼 때 히팅 플레이트 뒷면에 다층박막단열재를 적용하는 것이 타당한 것을 알 수 있다.

2.3.3 비접촉식 히터의 파워 산정 및 열진공 시험 시 유효한 히터설계

Table 4는 히터의 위치를 $d=300\text{mm}$ 로 하고 다층박막단열재를 히팅 플레이트 뒷면에 적용하였을 때 히터 파워에 따른 히팅 플레이트의 표면온도와 탑재장비의 열원의 온도를 나타낸 것이다. 해석 결과 열원의 온도를 위성체 내부 허용 한계 온도인 45°C 까지 상승시킬 수 있는 파워는 370W

Table 4. Temperature variation by Input Power (d=300mm)

Power	Temperature(°C)	
	IDH	Heat Source
150 W	80.2	-15.1
200 W	106.3	2.5
300 W	146.4	30.1
370 W	168.6	45.4
400 W	177.4	51.8

* IDH : In-direct Heating plate

이고, 이때 히팅 플레이트의 표면온도는 168.6°C임을 알 수 있다. 히터에 사용하는 히트 테이프의 허용온도(-100~180°C)를 감안할 때 모두 만족하는 수준이지만 168.6°C는 알루미늄 플레이트 전체에 퍼져있는 온도로 열을 발생하는 히트 테이프의 자체의 온도는 이보다 높게 형성되어 허용온도 범위를 넘어 설 수 있음을 알 수 있다. 따라서 히터 손상이 발생하지 않도록 히팅 플레이트의 표면온도를 마진을 고려하여 150°C까지만 허용하게 된다면 열원의 온도를 약 30°C까지 밖에 상승시킬 수 없게 된다. 탑재장비의 온도를 반드시 위성체 내부 허용 한계온도인 45°C까지 상승시키지 않아도 된다면 현재의 히터 위치인 d=300mm를 유지하고 최대 파워를 400W로 설정하여 히터 설계값을 결정하면 되지만 시험 요구 조건에 따라 한계온도까지 상승이 필요할 때는 식(2)에 의해 거리를 단축시켜 낮은 온도로 동일한 온도제어 효과를 나타내도록 해야 한다.

Table 5는 히터의 위치를 라디에이터에서 d=250mm 위치로 50mm 가까이 이동하였을 때 히팅 플레이트의 표면온도와 열원의 온도를 해석한 결과이다. Table 4와 비교하여 히팅 플레이트의 표면온도가 약 150°C일 때 열원의 온도가 30°C에서 45°C로 약 15°C의 온도상승이 있는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 히트 테이프의 허용온도에 마진을 고려한 온도범위인 150°C에서도

Table 5. Temperature variation by Input Power (d=250mm)

Power	Temperature(°C)	
	IDH	Heat Source
150 W	83.1	-3.0
200 W	109.9	16.5
300 W	149.7	44.9
400 W	180.7	67.4

위성체 내부 허용 한계온도인 45°C까지 열원의 온도를 제어 할 수 있는 히터 파워와 위치를 파악하였다.

따라서 열진공 시험시 비접촉식 히팅 플레이트의 유효한 설계값은 라디에이터로부터 d=250 mm 거리에 최대 파워가 400W를 넘지 않도록 설정하고 플레이트 표면에 온도센서를 부착하여 히트 테이프의 허용온도 범위를 넘어서지 않도록 제어해야 함을 열해석을 통해 도출하였다.

III. 결 론

위성체의 지상 검증시험 중 열진공 시험시 우주 열환경을 모사하기 위한 장치에 하나인 비접촉식 히팅 플레이트의 유효한 설계값을 해석적 검토에 의해 제안하였다.

본 논문에서는 제안된 히팅 플레이트는 플레이트 면에 부착된 히트 테이프 면적의 제한으로 라디에이터에 충분한 열량을 공급하지 못하는 히터 용량의 한계를 개선하고자 플레이트 뒷면에 다층박막단열재(MLI, Multi Layer Insulation)⁽¹⁾를 적용 하였으며, 해석을 통해 다층박막단열재가 없을 때와 비교하여 44%의 파워로 동일한 열제어 효과를 얻을 수 있음을 입증하였다. 히터의 라디에이터로부터의 거리는 주요 탑재장비의 작동에 의한 열이 슈라우드로 방열되기 위하여 히팅 플레이트의 간섭을 최소화할 수 있는 위치를 검토하였으며, 최종적으로 진공챔버용 히트 테이프의 사용시 허용온도를 고려하여 히터의 파워와 위치에 대한 유효한 설계값을 제시하였다.

참고문헌

- 1) Gilmore, David G.: Spacecraft thermal control handbook, Vol 1: Fundamental Technologies 2nd edition, Aerospace Corporation, 2002
- 2) 서희준, 조혁진, 홍석중, 이상훈, 문귀원, "비접촉식 열원을 이용한 열환경 모사장치 설계", 한국우주과학회보 제 19권 1호, 2010, p. 60
- 3) 조혁진, 서희준, 이상훈, 문귀원, "진공챔버 내부의 위성 표면온도 제어용 비접촉 적외선 발열장치 개발", 한국진공학회, 2010, 제39회 하계 학술대회 초록집, p. 49
- 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) 신소민, 오현웅, “지구 저궤도에서 운용되는 영상센서를 위한 열설계 및 열해석”, 한국항공우주학회지, 2011, vol. 39 no. 5, pp. 474~480

7) 이종률, 허환일, 김상호, 장수영, 이덕규, 이승훈, 최해진, “저궤도위성 광학탑재체의 지상 열진공 시험을 위한 예비 열해석”, 한국항공우주학회지, 2011, vol. 39 no. 5, pp. 466~473

8) 김상호, 서현석, 유재호, 한은수, 김태경, 김형동,

허환일, “인공위성 탑재품 수준 열진공 시험에 대한 열해석 모델의 개발과 환경시험 결과를 이용한 검증”, 한국항공우주학회지, 2010, vol. 38 no. 8, pp. 842~847

9) 이장준, 김희경, 현범석, “저궤도 인공위성 열-구조 모델 열진공시험 결과를 활용한 열모델 보정”, 한국항공우주학회지, 2009, vol. 37 no. 9, pp. 916~922