

# 다층박막단열재 열해석 방법 비교 연구

현 범석<sup>†</sup>·김 희경\*·최 준민\*

## Comparison on Thermal Analysis Methods for Multi-Layer Insulation

Bum-Seok Hyun, Hui-Kyung Kim and Joon-Min Choi

**Key Words:** Multi-Layer Insulation(다층박막단열재), Effective Emittance(유효방사율), Thermal Analysis(열해석)

### Abstract

Among the thermal analysis methods for Multi-Layer Insulation(MLI), effective emittance, diffusion MLI node and arithmetic MLI node methods are compared. The methods have been applied to the aluminum panel under the low earth orbit environment. TRASYS program is used for geometrical math modeling and SINDA program for thermal math modeling and temperature calculation. Test cases are selected according to MLI area on the panel. Temperature results are calculated and compared under the ratio of absorptivity and emissivity.

### 기호설명

$a$  = 흡수율  
 $\epsilon$  = 방사율  
 $C_p$  = 비열(J/Kg/K)  
 $k$  = 열전도율(W/m/K)  
 BOL = Begin-of-Life  
 EOL = End-of-Life

### 1. 서 론

가혹한 우주 열환경(극저온, 초진공)에서 운용되는 위성체의 경우에는 열제어 방법으로 주로 MLI(다층박막단열재, Multi-Layer Insulation)를 적

용하고 있다. MLI는 위성체에 있어서 부품의 과도한 열손실을 억제하며, 외부 열유입이나 로켓 플룸 등에 의한 가열을 막기위해 사용된다. 또한 위성체 내부에 있어서 추진제 탱크, 추진제 라인 등을 보호하거나, 독립적인 열제어가 요구되는 부품(배터리) 등에도 적용되고 있다.

MLI의 기본적인 구성은 여러 층의 낮은 방사율을 가지는 마일라(Mylar) 필름으로 이루어져 있다. 필름의 단면 또는 양면에 알루미늄 처리를 하고, 그 사이에 스페이서 메쉬를 넣어서 완성하게 된다. Fig. 1은 제작되어 있는 MLI를 보여주고 있다.

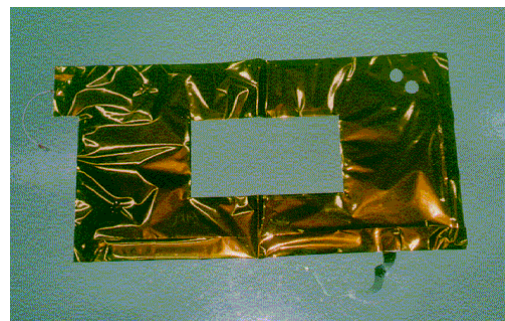


Fig 1 Constructed MLI

<sup>†</sup> 한국항공우주연구원 위성기술실 위성기초기술그룹  
 E-mail : bshyun@kari.re.kr  
 TEL : (042)860-2068 FAX : (042)860-2603

\* 한국항공우주연구원 위성기술실 위성기초기술그룹

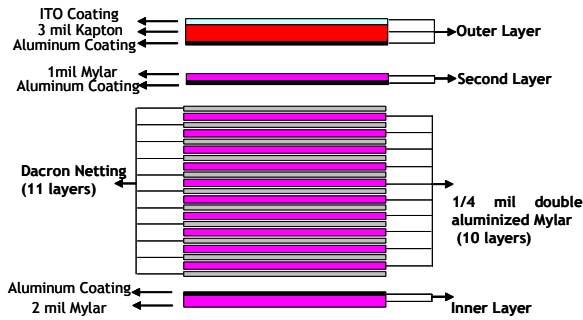


Fig 2 MLI Configuration

Fig. 2는 13겹으로 형성되어 있는 MLI의 제작 형태<sup>(1)</sup>를 보여주고 있다. Mylar 층의 개수는 적용되는 부위의 환경에 따라서 결정된다. 외피에 별도로 ITO(Indium Tin Oxide)처리를 하여 ESD(Electrical Static Discharge)문제에 대처하는 방법도 있으며, 고온용 MLI의 경우에는 각 층 사이에 스페이서 대신 엠보싱 처리된 필름을 이용하기도 한다.

MLI를 통한 열전달 경로로는 복사 및 접촉에 의한 것이며, 대기 중에 있을 경우에는 MLI 내부에 존재하는 기체에 의한 열전달도 발생한다. 이러한 열전달 형태가 동시에 발생하며, 또한 상호작용을 일으키기 때문에, MLI의 열전도성을 적용된 재질이나, 밀도 및 온도의 변수로 엄밀히 정의하고 적용하는 것이 어렵다<sup>(2)</sup>.

이러한 상황 속에서 실제 열해석에서는 MLI의 대표적인 열해석 모델링 기법으로 유효방사율을 이용하는 기법과 MLI 노드를 이용하는 기법을 적용하고 있다. 본 연구에서는 적용되고 있는 기법들을 비교하고 간단한 예제 모델을 선택하여 우주환경에 적용을 하고 비교 검토하고자 한다.

## 2. 연구 내용

### 2.1 유효방사율 기법

별도로 MLI 노드를 적용하지 않는 경우에는 유효방사율 및 흡수율을 적용하게 되며, 구조물 노드가 직접적으로 외부 열환경에 노출되게 된다. 유효 방사율 기법<sup>(2,3)</sup>을 이용할 경우에는 시계(Field of View)가 어느 정도 확보되어 있어야 하며, 3차원 MLI와 같이 MLI 표면 및 다른 물체와 복사열교환이 존재할게 될 경우에는 정확성이 다소 저하되는 점이 있지만, 방열판 면적의 결정과 같은 문제에 있어서는 적용이 간편한 장점이 존

재한다.

### 2.2 별도의 MLI 노드 적용 기법

MLI에 노드를 부여하는 기법에는 대표적으로 다음과 같은 2가지 방법을 들 수 있다.

- MLI를 확산노드(Diffusion node)로 가정
- MLI를 산술노드(Arithmetic node)로 가정하고 내부와 위성구조물 외부를 온도의 함수로 정의하는 전도 conductance 이용<sup>(4)</sup>

확산노드를 이용하는 경우에는 MLI가 우주를 바라보는 면과 위성체 내부쪽을 바라보는 면을 기하모델에서 반영하게 되며, MLI의 표면 물성치는 실제형상을 반영하게 된다. 산술노드로 가정하는 경우에는 전체 기하모델에서 위성체 구조물 노드가 누락되며, 우주와의 복사열교환을 MLI만으로 하게 된다. 위성체 구조물과 MLI와의 열교환은 온도의 함수로 정의된 전도 conductance를 이용하여 열해석을 수행하게 된다.

### 2.3 연구 적용 대상 및 열해석 조건

연구의 적용 대상으로는 다음과 같은 알루미늄 패널(위성체 대응)을 적용하였다.

- 재원 : 25.4 cm \* 25.4 cm \* 0.51 cm
- 밀도 : 2768 Kg/m<sup>3</sup>
- Cp = 921 J/Kg/K

알루미늄 패널의 한쪽 면(궤도상의 진행방향)에만 MLI를 적용시켰으며, 반대 면은 단열되어있다.

본 연구에 적용된 궤도 및 외부 환경에 관련된 변수들은 다음과 같다<sup>(5)</sup>.

- 궤도: 685 Km
- 주기: 1.639 Hr
- 궤도경사각: 98.1 도
- 상승노드: 10:50 a.m.
- 태양각 : 0도
- 태양복사광(동지 기준, 1,420W/m<sup>2</sup>)
- 지구복사열(동지 기준, 277W/m<sup>2</sup>)
- Albedo : 0.35

유효방사율 기법을 적용하는 것을 <기법 1>이라하고, MLI 노드를 적용하는 방법중에 확산노드를 적용하는 것을 <기법 2>라하며, 산술노드를 적용하는 것을 <기법 3>이라 정의한다.

각 기법에 대하여 13 겹으로 적용된 MLI 표면

광학물성치를 정리하면 다음과 같다

<기법 1>

유효흡수율 = 0.008(BOL), 0.014(EOL)

유효방사율 = 0.04(BOL), 0.005(EOL)

<기법 2>

외부우주방향  $\alpha = 0.49$ (BOL),  $0.70$ (EOL)

외부우주방향  $\epsilon = 0.83$

위성체내부방향  $\alpha = 0.150$

위성체내부방향  $\epsilon = 0.020$

알루미늄 표면  $\alpha = 0.15$ ,  $\epsilon = 0.05$

<기법 3>

외부우주방향  $\alpha = 0.49$ (BOL),  $0.70$ (EOL)

외부우주방향  $\epsilon = 0.83$

<기타>

SSM  $\alpha = 0.07$ (BOL),  $0.15$ (EOL),  $\epsilon = 0.78$

외부우주방향은 MLI가 외부와의 복사열교환이 발생하는 방향을 말하며, 위성체내부방향은 위성 구조물을 바라보는 내부면을 의미한다. <기법 3>에서는 구조물과 MLI 내부면과의 복사열교환을 온도의 함수에 따른 전도방식으로 계산하기 때문에 위성체방향의 흡수율과 방사율은 필요하지 않다.

<기법 1>은 MLI 노드가 없고, <기법 3>은 산술노드로 적용하기 때문에 별도의 MLI 모델링은 필요하지 않다. <기법 2>에 적용된 MLI 데이터는 다음과 같다.

- 재질 : Kapton
- 두께 : 0.05 mm
- $C_p$  : 1000 J/Kg/K
- 밀도 :  $1.42E-6$  Kg/mm<sup>3</sup>

Fig. 3은 <기법 2>에 적용된 알루미늄 패널의 기하모델 및 표면 태양흡수율을 보여주고 있다. Fig. 4는 적용된 알루미늄 패널의 지구 궤도상에서의 움직임을 보여주고 있다. 그림은 태양에서 바라보고 있는 상황으로, 패널이 남극 쪽에서 적도를 지나서 북극 쪽으로 움직이는 궤도이다.

<기법 3>의 경우에 구조물과 MLI 사이의 열전도연성계수를 계산하는 방법은 구조물 온도와 MLI 온도의 평균치를 계산하고 이 값은 연성계수 배열과 선형보간을 수행하고 해당 노드의 면적을 곱하게 된다. SINDA에서 실제로 적용하는 루틴은 다음과 같다.

```
M      TEMPAVE = 0.5 * (T70000 + T521200)
      D1DEG1 (TEMPAVE, A 8200, G 2000)
M      G2000 = G2000 * AREA
```

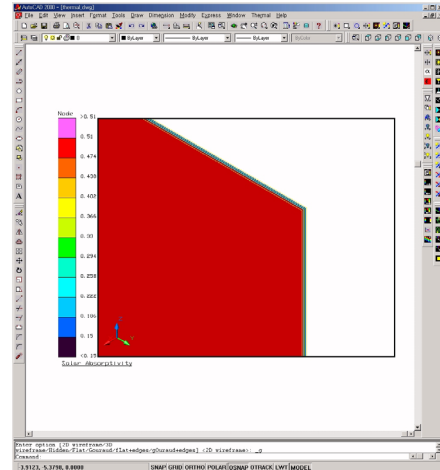


Fig. 3 GMM (Method 2)

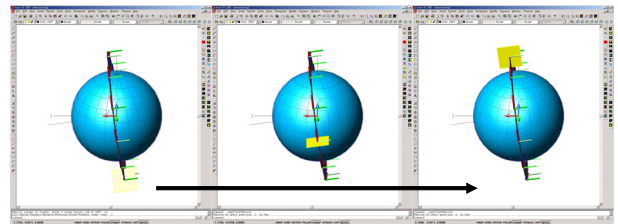


Fig. 4 TRASYS Orbit

2.4 비교 연구 내용

본 연구에서는 위 절에서 소개한 MLI 열해석 기법들을 적용하여 다음과 같은 경우에 대하여 열해석을 수행하였다.

2.4.1 Case 1

2.3절에서 소개된 알루미늄 패널에서 Active 면으로 지정된 표면 전체에 MLI를 적용하였으며 3가지 기법을 각기 적용하여 알루미늄 패널과 MLI의 온도변화를 계산하였다.

2.4.2 Case 2

Active 면적의 20%에 SSM(이차면경, Second Surface Mirror)를 적용하고 나머지 80%에는 MLI를 적용한다. SSM을 적용하는 이유는 MLI에 비해 높은 흡수율 및 방사율을 가지고 있기에 외부와의 복사열교환이 원활하며, 실제 위성체의 상황과 근접해 있기 때문이다. Fig. 5는 본 경우의

방사율을 나타낸 것으로 적색 영역은 SSM을 적용한 것이고, 청색 영역은 MLI가 적용된 부분이며, 그림의 화살표는 복사열교환에 참여하는 Active 면의 방향을 나타내고 있다.

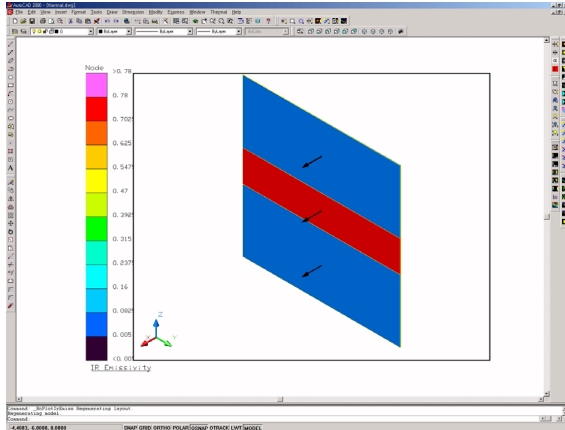


Fig. 5 Case 02

2.4.3 Case 3

Case 2의 경우에서 패널에 발열을 하는 전자박스를 부착한다. 전자박스는 SSM이 적용된 부분의 반대편에 장착하였으며, 적용된 전자박스에 관련된 자료는 다음과 같다.

- 질량 : 3.67 Kg
- 발열량 : 4.5 Watt

2.4.4 열해석 방법

본 연구에서의 열해석 과정은 다음과 같이 수행된다. 기하학적 수학모델(GMM, Geometrical Math Model)을 작성하고, 우주환경 및 궤도변수를 입력하여 TRASYS(Thermal Radiation Analyzer System)<sup>(6)</sup> 프로그램을 수행하여 알루미늄 패널이 받게 되는 열입사량 및 복사전달계수 등을 산출한다. 이 결과들을 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)<sup>(7)</sup> 모델에 입력 데이터로 넣어서 각 노드의 온도분포를 구하게 된다.

3. 결과 및 토론

3.1 Case 1

Case 1은 외부로 노출된 패널의 Active 면 전체가 MLI로 처리되어 있는 경우로서, Fig. 6은 <기법 1>이 적용되었을 때에 궤도내에서 알루미늄 패널 표면이 받는 열입사량의 변화를 나타내고

있다. 현재 형상에서는 Active 면이 지구 그림자를 나오면서 태양을 바라보게 되어있기 때문에 약 1.1 시간 이후에 급격히 열입사량이 증가하게 된다. 지구 그림자 속에 들어가 있는 약 0.5 시간에서 1.1시간까지는 지구 복사열의 영향을 받고 있음도 확인할 수 있다.

Table 1은 궤도 내에서 최대최소 온도를 나타낸 것이며, Fig. 7은 최대최소 온도의 평균을 흡수율과 방사율의 비로서 나타낸 것이다. <기법 1>의 경우에는 MLI 노드가 없기 때문에 N/A로 표기되어 있다. EOL로 표기되어 있는 온도는 EOL 물성치를 적용한 경우에 온도를 나타내며, BOL의 경우에도 동일하다. 그림에서 알 수 있듯이, 유효방사율을 적용한 경우에는 EOL 온도와 BOL 온도가 타 기법과 비교하여 많은 온도 차이를 나타내고 있다. 그 이유는 유효방사율을 적용한 경우에 흡수율과 방사율의 비가 EOL의 경우에는 상당히 크고, BOL의 경우에는 상대적으로 작기 때문이다. Case 1의 경우에는 MLI 표면 외에는 외부 열교환이 불가능한 조건을 적용하였기 때문에 흡수율과 방사율의 비가 중요한 역할을 하게 된다.

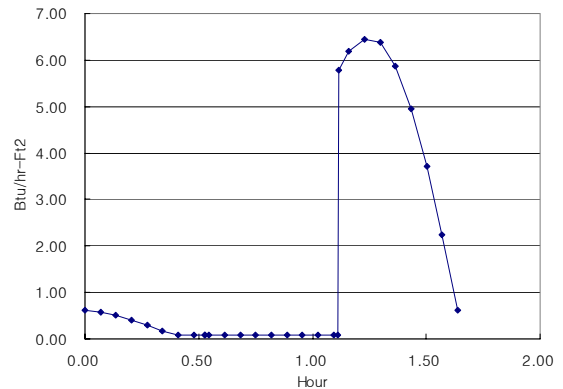


Fig. 6 Case 1 Heat Flux (Method 1)

Table 1 Case 1 Temperature Variation in Orbit( °C)

	Status	Al Panel	MLI
Method 1	EOL	96 ~ 98	N/A
	BOL	-49 ~ -48	N/A
Method 2	EOL	1 ~ 2	-90 ~ 99
	BOL	-11 ~ -10	-91 ~ 81
Method 3	EOL	-5 ~ -2	-86 ~ 111
	BOL	-22 ~ -20	-88 ~ 80

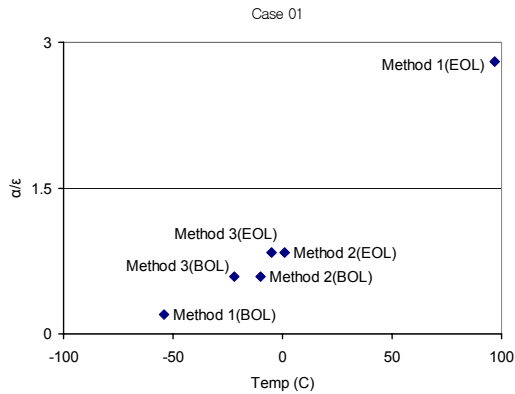


Fig 7 Case 1 Temperature ( ° C)

3.2 Case 2

Fig. 8은 Case 2에서 <기법 1>을 적용한 경우에 패널 표면 열입사량을 나타내고 있다. SSM이 적용된 부분에는 MLI보다 높은 태양 흡수율로 인하여 열입사량이 증가해 있음을 알 수 있다.

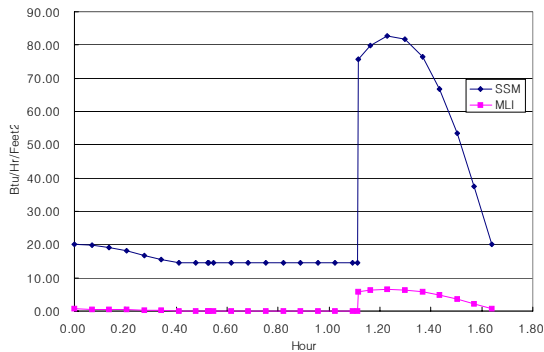


Fig. 8 Case 2 Heat Flux (Method 1)

Table 2는 궤도 내에서 최대최소 온도를 나타낸 것이며, Fig. 9는 Case 2의 경우에 EOL 물성치에서의 온도와 BOL 물성치에서의 온도를 보여주고 있다. Case 1과 동일한 EOL 및 BOL 물성치를 적용한 것인데, EOL 온도의 경우에는 기법 1이 온도가 높으며, BOL 온도의 경우에는 기법 1이 낮은 온도를 보이지만, 각 경우에서 기법간의 온도차이의 폭은 상당히 감소하였다. Case 2에서의 경우가 Case 1보다 온도차이 폭이 감소한 이유는 비록 20%의 면적만 SSM으로 적용하였지만, 광학물성치의 크기가 MLI보다 상당히 크기 때문에, 외부와의 복사열교환에서 주도적인 역할을 하기 때문인 것으로 보인다.

Table 2 Case 2 Temperature Variation in Orbit( ° C)

	Status	AI Panel	MLI
Method 1	EOL	-48 ~ -44	N/A
	BOL	-70 ~ -68	N/A
Method 2	EOL	-54 ~ -50	-93 ~ 96
	BOL	-69 ~ -67	-93 ~ 81
Method 3	EOL	-50 ~ -45	-91 ~ 111
	BOL	-66 ~ -63	-92 ~ 81

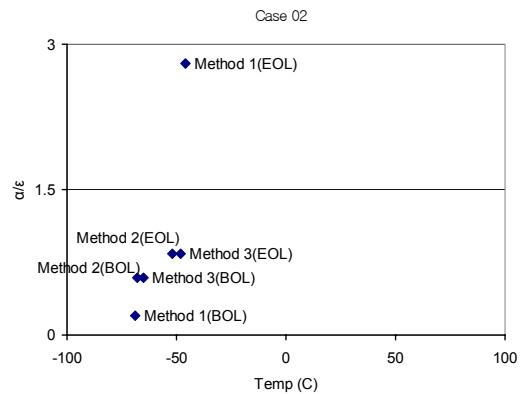


Fig 9 Case 2 Temperature ( ° C)

3.3 Case 3

Table 3과 Fig. 10은 Case 2에서 발열을 하는 전자박스를 부착한 경우의 EOL 온도와 BOL 온도를 나타낸 것이다. 전자박스 발열의 영향으로 전체적으로 온도가 상승한 결과를 보여주고 있다.

Table 3 Case 3 Temperature Variation in Orbit( ° C)

	Status	AI Panel	MLI
Method 1	EOL	46 ~ 46	N/A
	BOL	28 ~ 29	N/A
Method 2	EOL	40 ~ 40	-89 ~ 100
	BOL	34 ~ 35	-89 ~ 81
Method 3	EOL	41 ~ 42	-84 ~ 112
	BOL	35 ~ 36	-84 ~ 82

3.4 흡수율/방사율의 조절

Fig. 11은 유효방사율 적용방법에 있어서 흡수율과 방사율의 비를 다른 방법과 근접한 수준으로 조절하는 시험의 결과를 보여주고 있다. BOL 기준으로 시험된 흡수율과 방사율은

- $\alpha = 0.02, \epsilon = 0.04 (\alpha/\epsilon=0.5)$
- $\alpha = 0.0236, \epsilon = 0.04 (\alpha/\epsilon=0.59)$



-  $\alpha = 0.006, \epsilon = 0.01 (\alpha/\epsilon=0.6)$

흡수율/방사율의 비를 타 기법수준 정도로 조절하게 되면, 온도가 상승하여 다른 방법들의 온도결과에 접근해 들어감을 알 수 있다.

본 연구에서는 단순화된 알루미늄 패널만을 모델링 하여 접근하였기 때문에, 복잡한 형상과 다양한 발열을 하는 전자박스를 탑재한 위성체에 적용한 것과는 어느 정도 차이가 있을 것으로 생각되지만, MLI를 이용하여 열제어를 수행할게 될 경우에 적용되는 기법에 따른 온도변화의 범위를 미리 파악하는 것은 중요한 문제라고 판단된다.

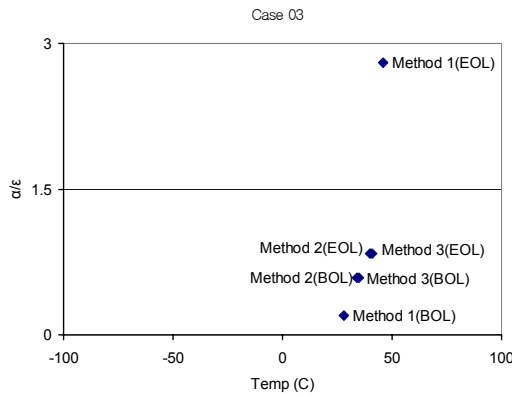


Fig 10 Case 3 Temperature ( ° C)

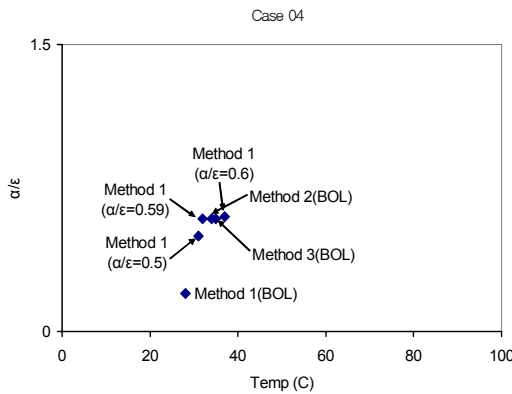


Fig 11 Case 4 Temperature ( ° C)

4. 결 론

본 논문은 알루미늄 패널표면에 MLI 열 모델을 적용함에 있어 유효방사율을 적용하는 방법과 MLI를 확산 노드와 산술 노드로 적용하는 방법에 대하여 비교연구를 수행한 것이다. 기하 모델 및 우주외부 열환경 계산을 위하여 TRASYS 프

로그래를 이용하였고, 수학 모델 및 최종 온도해석을 위하여 SINDA 프로그램을 사용하였다.

지구저궤도 환경 하에서 패널표면의 MLI 적용면적을 변화시켜보았고, 발열을 하는 전자박스를 부착하여 온도변화를 추적하였다. 외부로 노출된 표면 전체를 MLI로 적용한 경우에는 모델링 방법에 따라서 온도 변화폭이 상당하였으나, 방열면적을 적용한 경우에는 방열관을 통한 복사열교환이 주도적인 역할을 하기 때문에 온도변화의 폭이 상당히 감소함을 볼 수 있었다. 전자박스를 부착한 경우에는 온도가 전체적으로 상승하였으며, 적용방법에 따른 온도차이는 그리 크지 않음을 알 수 있다.

정밀한 온도제어가 요구되는 부품에 MLI가 적용될 경우에는 접근방법의 변화에 따른 민감도 해석을 수행하여 가능한 온도변화의 수준을 미리 인지하는 것이 필수적이라고 생각된다.

참고문헌

- (1) KARI, 2002, *Korea Multi Purpose Satellite-2 Thermal Control Subsystem Critical Design Audit Data Package*
- (2) Gilmore, D., 1994, *Satellite Thermal Control Handbook*, Aerospace Corporation Press, El Segundo, California
- (3) Stobb, C. A., 1993, "Effective Emittance Measurements on Multi-Layer Insulation Concepts for Space Station Freedom External Lines," No.932228, 23rd International Conference on Environmental Systems, Colorado Springs, Colorado
- (4) Doenecke, J., 1993, "Survey and Evaluation of Multilayer Insulation Heat Transfer Measurements," No.932117, 23rd International Conference on Environmental Systems, Colorado Springs, Colorado
- (5) KARI, 2002, *Korea Multi Purpose Satellite-2 Critical Design Review Data Package*
- (6) Analytix Corporation, 1996, *TRASYS User's Manual*
- (7) Analytix Corporation, 1996, *SINDA User's Manual*