

인공위성 전장품의 열설계 검증을 위한 해석 및 실험적 연구

김정훈^{*1}, 전형열^{*1}, 양군호^{*2}

An Analysis and Experimental Study for Thermal Design Verification of Satellite Electronic Equipment

Jung-Hoon Kim, Hyoung Yoll Jun and Koon-Ho Yang

A heat dissipation modeling method of EEE parts is developed for thermal design and analysis of a satellite electronic equipment. The power consumption measurement value of each functional breadboard is used for the heat dissipation modeling method. For the purpose of conduction heat transfer modeling of EEE parts, surface heat model using very thin ignorable thermal plates is developed instead of conventional lumped capacity nodes. The thermal plates are projected to the printed circuit board and can be modeled and modified easily by numerically preprocessing programs according to design changes. These modeling methods are applied to the thermal design and analysis of CTU and verified by thermal cycling and vacuum tests.

Key Words: Thermal Analysis(열해석), Heat Dissipation(열소산), Thermal Vacuum Test(열진공시험), Electronic Equipment(전장품), Geostationary Satellite(정지궤도위성)

1. 서 론

우주환경에서 작동하는 전장품의 가장 중요한 설계요소는 전장품의 성능을 최적으로 유지할 수 있도록 하는 회로설계이다. 설계된 회로는 그 성능요구조건을 만족하기 위하여 전장품을 구성하는 EEE소자(Electric, Electronic and Electromechanical part)들이 임무수명동안 최적의 상태에서 운용되어야 하는데, 이러한 소자들에 직접적인 영향을 주는 전류, 전압, 온도 등의 인자들은 적절한 운용여유분 즉, 감쇄비(derating)를 전장품 설계에 고려하여야 한다. 전장품은 발사환경에서의 소음, 진동, 충격을 견딜 수 있어야 하고 고온, 저온 및 진공환경에서 설계된 성능을 충분히 발휘할 수 있어야 한다. 특히, 소자의 온도는

격심한 우주환경에서도 소자의 성능규격을 만족해야 하고 높은 신뢰도를 유지하여야 하기 때문에 초기 설계 및 소자선정 단계에서부터 간과하여서는 안된다. 본 연구에서는 정지궤도위성용 원격측정명령처리기(CTU: Command and Telemetry Unit) 전장품의 성능검증모델(EQM: Engineering Qualification Model)의 열설계 검증을 위하여 최적의 열해석 모델링 방법을 개발하고 실제 설계 및 해석에 반영하였으며 실험으로써 적용된 방법의 타당성을 검토하였다.

2. 전장품 열모델링 이론

2.1 열전도 모델링

전장품 내부의 기계적 치수 및 물성치는 Fig. 1과 같이 두께를 가지는 평판으로 모델링하고 두께방향의 열전달은 무시하였다. 하우징과 하우징 사이 및 인쇄회로기판과 하우징 상이의 접촉열저항은 노드간 열저항을 생성하여 모사하였다.

*1 정희원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

*2 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

*E-mail : jungkim@kari.re.kr

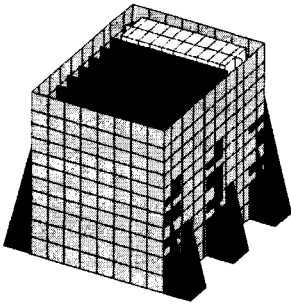


Fig. 1 Thermal plate modeling of CTU without top plate

인쇄회로기판은 수 겹의 구리층과 구리층 사이의 전기절연층으로 구성되어 있으며 소자가 장착되는 위치에 따라 회로의 패턴이 다르기 때문에 기판의 열전도율이 실제로는 위치 및 온도의 함수로 나타나지만 기판마다 열전도율을 위치 및 온도의 함수로 나타내는 것은 상당히 어렵다. 본 연구에서는 인쇄회로기판을 등방체로 가정하고 기판의 열전도율을 일정한 상수로 가정한다. 참고문헌 [1]에서는 기판을 등방체로 가정했을 때 기판의 단위면적당 열저항을 구리적용비율(copper coverage)과의 관계로 나타내었다. 이를 활용하면 원격측정명령처리기 각 인쇄회로기판의 유효열전도율을 Table 1과 같이 나타낼 수 있다.

Table 1 Effective thermal conductivity of each functional board

Function boards	Number of copper layer	Effective thermal conductivity [W/mK]
Uplink/1553	10	38.989
Telemetry	8	44.449
Command	8	44.449
EPC control board	8	42.520

원격측정명령처리기는 볼트를 이용한 장착방법과 리테이너(retainer)를 이용한 장착방법을 사용하고 있으며 이에 따른 접촉열저항은 각각 식 (1) 및 식 (2)와 같다.

$$R_{bolt} = \frac{0.03226}{\left(\frac{5nE}{Ad}\right)^{2/3}} \left[\frac{m^2 K}{W} \right] \quad (1)$$

$$R_{retainer} = \frac{1.2192}{L} \left[\frac{K}{W} \right] \quad (2)$$

여기서 n은 볼트의 개수, E는 볼트에 가해지는 토크, A는 접촉면적, d는 볼트의 직경, L은 리테이너의 길이를 나타낸다.

2.2 반실험적 소자 열소산량

보통 전장품 열해석을 수행할 때 전기회로도가 완성되면 회로도의 소자 최대 소모 전류, 전압, 저항으로부터 소자의 열소산량을 이론적으로 계산하여 열모델링을 수행한다. 즉 소자의 최대 열소산량을 이용하여 해석을 수행하기 때문에 소산량이 큰 소자일수록 실제 나타나는 현상보다 높은 온도를 예측하게 된다. 이러한 정량적인 오차를 보완하고 전반적인 온도응답의 정확성을 높이기 위해 본 연구에서는 열해석에 사용되는 이론적 소자 열소산량을 보드별 전기적 시험결과를 활용하여 식 (3) 및 식 (4)와 같이 환산하였다.

$$Q_i = f \cdot Q_{duty, i} \quad (3)$$

$$f = \left\{ \frac{(1-\eta)P_b}{\sum Q_{duty, i, b}} \right\} \quad (4)$$

여기서 Q_i 는 환산된 i소자의 열소산량을 나타내고 $Q_{duty, i}$ 는 i소자의 임무사이클을 고려한 이론 열소산량, P_b 는 보드별 소모전력량 시험치이다. η 는 보드의 전력효율이며 열적 최악조건으로 $\eta=0$ 을 적용하였다. Table 2는 보드별 이론적인 열소산량, 실제 소모전력 및 가중치(f)를 나타내고 있다.

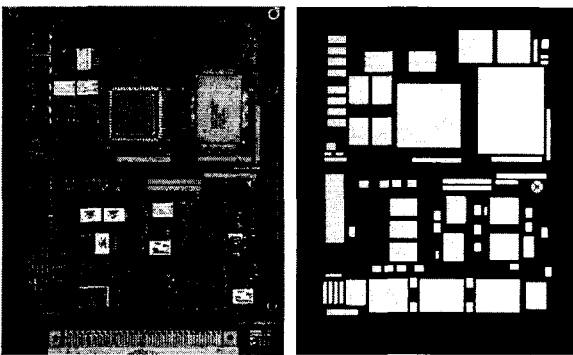
Table 2 Heat dissipation and power consumption data of CTU functional boards

Function boards	Theoretical Dissipation [W]	Experimental power consumption [W]	f
Uplink/1553	2.05	2.15	1.05
Telemetry	1.57	1.12	0.71
Command	1.02	0.72	0.71
EPC control board	1.97	1.20	0.61
5V DC/DC Conv.	4.36	2.50	0.57
28V DC/DC Conv.	4.00	3.00	0.75

2.3 발열소자 표면열모델

발열소자 표면열모델을 위하여 발열소자가 장착된 인쇄회로기판 위에 소자의 풋프린트에 해당되는 얇

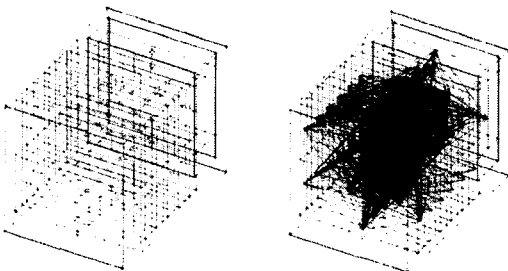
은 열플레이트(thermal plate)를 생성하였다. 열플레이트는 얇은 접착식 히터(patch heater)로 생각할 수 있다. 열플레이트는 최소 4개 이상의 수치적 노드로 구성되며 노드의 제어체적에 해당되는 표면의 전 영역에 균일한 열을 가하도록 하였다. 열플레이트의 경계는 소자의 리드가 인쇄회로기판에 납땀되는 부분으로 정하였으며 Fig. 2에 업링크/1553 보드의 실제 모습과 발열소자 표면열모델을 나타내었다. 사용된 열해석 소프트웨어는 TAS 7.0^[2]이며 Synchromesh 기능으로 구현하였다.



(a) Real layout (b) Surface heat model
 Fig. 2 Surface heat model of uplink/1553 board

2.4 열복사 모델링

실제 전장품이 운용되는 정지궤도 우주환경 모사 및 지상 열진공시험 모사를 위하여 열전도 모델링에 더하여 열복사 모델링이 필요하다. 열복사 모델링 중 열복사 컨덕턴스를 계산하는 프로그램으로 Trasys^[3]를 사용하였다. Fig. 3은 Trasys를 이용하여 구현한 원격측정명령처리기 내부의 능동복사표면과 열복사 컨덕턴스의 생성 결과를 나타내었다.



(a) Radiative active surface (b) Radiative conductors
 Fig. 3 CTU internal thermal radiation model

2.5 열대류 모델링

정지궤도 우주환경은 극고진공상태로 열대류를 고려할 필요가 없으나 지상에서의 대기압 열주기시험 모사를 위하여 열전도 및 열복사 모델링에 열대류모델을 추가하였다. 열주기시험 챔버내의 가스와의 대류열전달 모사를 위하여 하우징 외부에 한 개의 대류벌크노드를 생성하였다. 각 인쇄회로기판 사이의 가스는 내/외부와의 유동이 거의 없이 밀폐된 환경을 구성하므로 내부 대류열전달 모사를 위하여 총 10개의 대류벌크노드를 생성하였으며 TAS의 “Free Convection in Enclosed Spaces” 모드를 적용하여 열전달계수를 획득하였다.

3. 열해석 경우 및 환경시험 조건

전장품 열해석의 경우를 설계확정 이전 모델(Preliminary thermal analysis model), 열전달 모델과 열소산 모델링 방법을 Table 3과 같이 분류하고 열해석을 수행하였다.

Table 3 Thermal analysis cases of CTU with heat dissipation modeling

Analysis cases	Cond.	Conv.	Rad.	Heat dissipation
Preliminary thermal analysis	✓			Analytic method w/ duty cycle
Conduction analysis	✓			Semi-empirical method
Thermal cycling test simulation	✓	✓	✓	Semi-empirical method
Thermal vacuum test simulation	✓		✓	Semi-empirical method

원격측정명령처리기의 궤도환경을 위한 경계조건은 기저플레이트(baseplate) 히트싱크 온도를 기준으로 고온조건일 때 71℃, 저온조건일 때 -34℃이다. 궤도환경시험을 수행하기 이전에 예비열해석을 수행하고 그 결과를 이용하여 온도측정위치를 선정하였다. 인쇄회로기판의 대수평균 특성온도를 결정할 수 있는 최대, 최소온도 부위와 약 100mW 이상 발열하는 소자에 대하여 온도확득을 하기로 하였으며 총 25개 채널의 온도측정위치를 선정하였다.

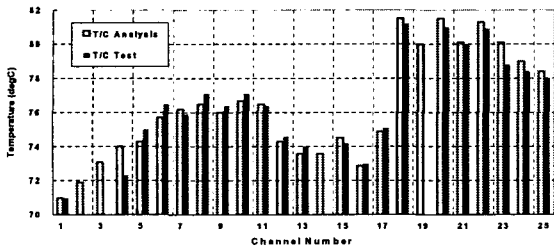
4. 환경시험 및 열해석 결과 비교

Fig. 4는 열주기시험모사 결과(T/C Analysis)와 열주기시험 결과(T/C Test)의 각 채널별 온도를 고온 및 저온조건에서 비교한 것이다. CH01은 기저플

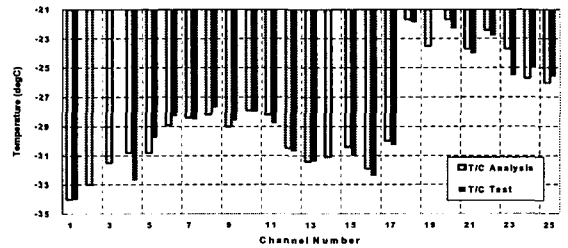
레이트의 온도이며 CH02~CH04는 하우징에 부착되어 있는 열전대의 온도이다. CH05~CH17의 열전대는 시그널보드에 부착되어 있으며 CH18~CH25는 전력변환모듈에 부착되어 있다. 특히 전력변환모듈의 제어보드는 전류의 제어를 담당하고 있는 아날로그 보드로서 열집중이 가장 많은 부분이다. 열주기시험 모사와 열주기시험 결과와의 차이는 최대 2°C로 나타났다. Fig. 5는 열진공시험모사 결과(T/V Analysis)와 열진공시험 결과(T/V Test)와의 각 채널별 온도를 비교한 것이며 모사와 시험결과의 차이가 최대 2°C로 나타났다. Fig. 6(a)는 예비열해석(Pre. Analysis), 열전도해석(Cond. Analysis), 열주기 시험모사(T/C Analysis) 및 열진공시험모사(T/V Analysis) 결과를 실제 측정된 열진공시험의 고온조건 결과와 함께 나타낸 것이다.

열진공시험모사 결과와 비교할 때 설계완료 전 이

론적인 열소산량을 이용한 예비 열해석결과는 최대 8°C 정도의 높은 온도를 보이고 있다. 디지털소자가 많은 시그널보드에 비해 전력변환모듈에 장착된 아날로그소자 열소산량의 정확성이 실제보다 상당히 떨어짐을 알 수 있다. 그러나 보드레벨 소모전력 측정치를 활용한 반실험적 소자 열소산량 방법을 적용했을 때 열전도해석, 열진공시험모사 결과는 실제 열진공시험 결과에 근접하였다. Fig. 6(b)는 저온조건에서 열해석 모델별 해석결과와 열진공시험 결과와 비교한 것이며 고온조건인 경우와 대응소이한 결론을 유추할 수 있다. Fig. 6의 열전도해석의 경우 반실험적 소자 열소산량 방법을 적용했을 때 전 영역에 걸쳐 열진공시험결과 보다 약간 높은 온도를 예측하고 있다. 그러나 열복사를 모델링하지 않기 때문에 열해석의 불확실성이 적고, 열전도 모델링의 용이

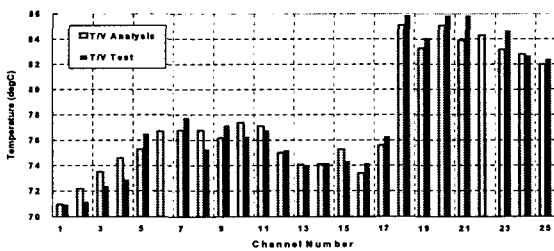


(a) Hot plateau case

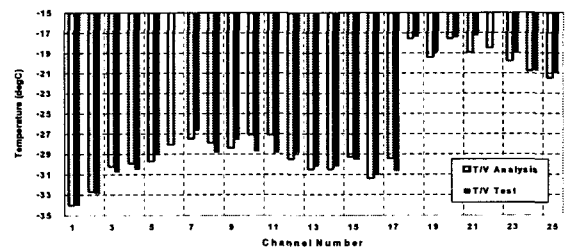


(b) Cold plateau case

Fig. 4 Comparison of CTU thermal cycling simulation and test results

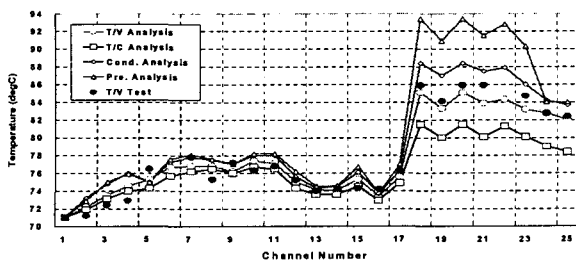


(a) Hot plateau case

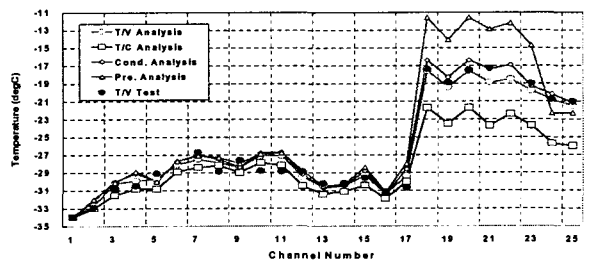


(b) Cold plateau case

Fig. 5 Comparison of CTU thermal vacuum simulation and test results



(a) Hot plateau case



(b) Cold plateau case

Fig. 6 Comparison of CTU thermal analysis cases and thermal vacuum test results

하다는 점을 감안한다면 불확실성이 많은 열복사 모델링을 포함하는 열진공시험모사 보다 오히려 가치 있는 결과를 보여주고 있다

5. 소자 접합온도 해석

Table 4는 시그널보드에 사용된 다이오드, 트랜지스터 및 집적회로 소자의 접합온도의 최악온도 해석 결과를 나타내었다. 여기서 시그널보드의 온도는 실제 측정된 열진공시험 결과 중 업링크/1553 보드의 최고 온도지점의 온도 78℃를 기준으로 계산되었다. Table 5는 전력변환 제어보드의 최고 온도지점의 온도 86℃를 기준으로 계산된 소자의 접합온도 해석결과이다. Table 4, Table 5에서와 같이 열진공시험모사 및 열진공시험 결과를 기준으로 소자 접합온도를 해석했을 때 원격측정명령처리 시그널보드 및 전력변환모듈에 사용된 모든 소자는 원격측정명령처리기 소자 온도 감쇄요구조건^[4]을 만족하였다.

Table 4 Part junction temperature analysis of CTU signal boards

Part number	Q_i [W]	R_{jb} [K/W]	T_j [°C]
JANTXV1N4616-1	0.001206	250	78.3
JANTXV1N4150-1	0.000178	250	78.0
JANTX1N4472	0.000189	42	78.0
JANTX1N4463	0.000077	42	78.0
JANTXV1N6510	0.019516	75	79.5
JANTXV2N2222A	0.000005	325	78.0
JANTX2N2907A	0.000001	325	78.0
IRHG7110	0.000006	90	78.0
5962-7802005MFA	0.182252	142	103.9
5962-7802302MFA	0.147706	151	100.3
5962-8766301BSA	0.001341	55	78.1
5962-8766401SA	0.001341	55	78.1
5962-8773901DA	0.014560	95	79.4
5962-8852514ZA	0.001948	34	78.1
5962-8959821MTA	0.036401	18	78.7
A1280A-1CQ172C	0.140000	25	81.5
A54SX16-1CQ208	0.009300	35	78.3
A54SX32-1CQ208	0.046270	35	79.6
A54SX32-1CQ256	0.146347	20	80.9
M21038/27-26	0.000000	-	78.0
CY7C261-45WMB	0.002885	64	78.2
SG2815J	0.029463	70	80.1
UT69151CDXE-WCC	0.087360	11	79.0
UT80CRH196KDS-WCC	0.120120	22	80.6

Table 5 Part junction temperature analysis of CTU EPC Module

Part number	Q_i [W]	R_{jb} [K/W]	T_j [°C]
JANTXV1N4109UR-1	0.026108	150	89.9
JANTXV1N5711UR-1	0.000000	100	86.0
JANTXV1N5802US	0.000000	20	86.0
JANTXV1N5811US	0.462990	10	90.6
JANTXV1N66638US	0.000000	50	86.0
JANTXV2N2907A	0.000906	325	86.3
JANTXV2N5666S	0.056242	145	94.2
JANTXV2N6782U	0.022875	27	86.6
M38510/11703BXX	0.000183	140	86.0

6. 결 론

인공위성 전자제품의 열설계 검증을 위한 열해석 모델링 기법으로 반실험적 소자 열소산량 방법 및 표면열모델을 제시하고 원격측정명령처리기의 열해석에 활용하였다. 적용된 방법의 타당성 입증을 위해 열주기시험 및 열진공시험을 수행하였다. 특히 이론적인 개별 소자의 열소산량에 대하여 보드레벨의 전력소모량을 가중치로 곱하여 열소산량을 환산하는 반실험적 소자 열소산량 방법은 해석에 가장 큰 영향을 주는 입력변수인 열소산량의 정밀도를 높임으로써 실제 궤도환경시험 결과와도 잘 일치하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부가 지원하는 “통신해양기상 위성 1호 시스템 및 본체 개발사업”의 일환으로 수행되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Kraus, A.D. and Bar-Cohen, A, 1983, Thermal Analysis and Control for Electronic Equipment, Hemisphere Publishing Corp., New York.
- [2] 2002. TAS 7.0(Thermal Analysis System) User's Manual, Harvard Thermal Inc..
- [3] 1988. Thermal Radiation Analyzer System(TRASY) User's Manual, JSC, NASA.
- [4] 최성봉 외, 2004, “통신위성 원격측정명령처리 및 시각동기 기술개발”, 최종보고서, 한국항공우주연구원, 대전.