

## 반실험적 열소산 방법을 이용한 위성용 전장품 열해석

김정훈<sup>\*1</sup>, 전형열<sup>1</sup>, 양군호<sup>2</sup>A SATELLITE ELECTRONIC EQUIPMENT THERMAL ANALYSIS  
USING SEMI-EMPERICAL HEAT DISSIPATION METHODJung-Hoon Kim<sup>\*1</sup>, Hyung Yoll Jun<sup>1</sup> and Koon-Ho Yang<sup>2</sup>

*A heat dissipation modeling method of EEE parts is developed for thermal design and analysis of an 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 considered instead of conventional lumped capacity nodes. These modeling methods are applied to the thermal design and analysis of CTU EM and EQM and verified by thermal cycling and vacuum tests.*

**Key Words:** Thermal Analysis(열해석), Heat Dissipation(열소산), Thermal Vacuum Test(열진공시험), Satellite(인공위성), Electronic-Equipment(전장품)

## 1. 서 론

우주환경에서 작동하는 전장품의 가장 중요한 설계요소는 전장품의 성능을 최적으로 유지할 수 있도록 하는 회로설계이다. 설계된 회로는 그 성능요구조건을 만족하기 위해서 전장품을 구성하는 소자들이 임무수명동안 최적의 상태에서 운용되어야 하는데, 이러한 소자들에 직접적인 영향을 주는 전류, 전압, 온도 등의 인자들은 적절한 운용마진 즉, 감쇄비(derating)를 전장품 설계에 고려하여야 한다. 또한 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 만족해야하고 높은 신뢰도를 유지하여야 하기 때문에 초기 설계 및 소자선정 단계에서부터 간과하여서는 안된다.

본 논문에서는 실제 정지궤도 우주환경에서 성능요구조건 및 높은 신뢰도를 만족시킬 수 있는지를 미리 평가하기 위하여 원격측정명령처리기(CTU) 실험모델 및 성능검증모델의 열해석을 수행하였다[1]. 실험모델 열해석에서는 열모델 수립, 열모델의 타당성 및 성능검증모델 열해석을 위한 기초데이터 제공에 초점을 두었으며, 성능검증모델 열해석에서는 소자별 최종 온도 예측을 위하여 궤도환경시험(열주기 및 열진공시험) 결과를 이용하여 열모델을 최종 검증하는데 초점을 두었다. 특히 열모델을 수립할 때 소자의 열소산량을 반실험적으로 도출하여 해석에 적용함으로써 보다 정확도가 높은 해석이 가능도록 하였다.

## 2. 전장품 실험모델 열해석 및 열주기시험

## 2.1 열설계

Fig. 1은 원격측정명령처리기의 실험모델(EM; Engineering Model)의 조립도를 보여주고 있다. 외장 하우징은 크기가 240 mm × 165 mm × 190 mm이며 6개의 Al-6061-T651 플레이트로 구성되어 있다. 전자기간섭차폐프레임을 중심으로 EPC(Electric Power Converter) 보드와 원격측정명령처리보드들(Command Telemetry, Uplink/1553 보드)이 기저판과 수직하게 배치되어

접수일: 2006년 3월 14일, 심사완료일: 2006년 4월 12일.

1 정희원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

2 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

\* Corresponding author E-mail: jungkim@jdtcoms.completel.fr

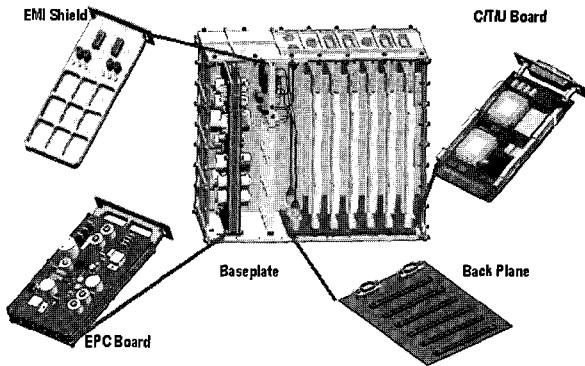


Fig. 1 Engineering model of CTU

있다. 실험모델에서의 열설계 기본개념은 EPC 보드와 원격측 정명령처리기를 담당하는 디지털보드의 발생열에 대하여 상호 열경로를 분리시키는 것이다. 열소산량이 많을 것으로 예측되는 EPC 보드는 인쇄회로기판에서 페이지프레임, 지지프레임을 거쳐 기저판으로 연결되는 열경로로 이루어져 있고, 디지털 보드는 EPC 보드의 영향을 받지 않도록 인쇄회로기판 좌우 측에 장착된 리테이너(retainer)를 통해 측면 하우징으로 열을 전달하도록 하였다.

2.2 열모델링 이론

본 논문에서는 전장품 열해석을 위해서 열해석의 극한조건을 가정하였다. 즉, 열전도만을 고려하여 복사에 의한 열경로를 무시함으로써 해석상 온도응답범위가 실제온도응답범위보다 크도록 하였다. 또한 열모델링과 관련하여 잘 알려지지 않은 변수 및 일정 범위 내에 있는 종속변수들은 가장 최악의 상황을 감안한 수치를 택하여 실제온도응답범위 보다 넓은 영역을 예측하도록 함으로써 일종의 설계여유분을 가지게 하였다. 이와 같은 변수들은 적절한 시험을 통해 주어진 환경조건에 따른 상수로 유도될 수 있으며, 이러한 과정이 시험결과를 이용한 해석모델의 상관성유도(correlation)이다. 실험모델의 열모델 수립 및 해석을 위한 소프트웨어는 TAS(Thermal Analysis System)[2]를 이용하였다. 전장박스의 열모델을 수립하는데 필요한 입력값은 크게 기계적 치수 및 물성치, 접촉열저항, 소자 열소산량 세 가지로 나눌 수 있다.

2.2.1 기계적 치수 및 물성치

원격측정명령처리기 내부의 기계적 치수 및 물성치는 Fig. 2와 같이 두께를 가지는 평판으로 모델링하여 두께방향의 열전달은 무시하였으며 접촉열저항은 노드간 열저항을 생성하여 모사하였다. 원격측정명령처리기에 사용되는 인쇄회로기판

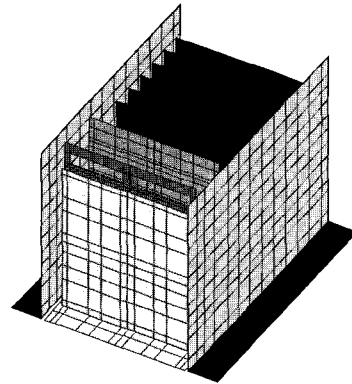


Fig. 2 Thermal Model of CTU EM

의 열전도율은 인쇄회로기판의 구리적용비율(copper coverage)과 인쇄회로기판의 단위면적당 열저항과의 관계를 나타낸 테이터를 이용하였다[3]. 식 (1)은 단위면적당 열저항과 유효열전도율(effective thermal conductivity)과의 관계를 나타낸 식이다. 여기서  $\delta$ 는 인쇄회로기판의 두께를 나타낸다.

$$R_{sq} = \frac{1}{k_{eff}\delta} \left[ \frac{CENTIGRADE}{W} \right] \quad (1)$$

2.2.2 접촉열저항

인쇄회로기판은 다양한 방법으로 하우징 또는 지지프레임과 같은 구조물에 장착되는데, 이러한 기계적인 접합은 접촉열저항을 발생시키게 된다. 원격측정명령처리기의 기계적인 접합은 크게 볼트를 이용한 체결방식과 인쇄회로기판 리테이너를 사용하여 하우징에 접촉시키는 방법이 적용되었다.

볼트를 이용했을 때의 접촉열저항은 식 (2)와 같으며, 여기서  $n$ 은 볼트 개수,  $E$ 는 각 볼트의 토크(in-lb),  $A$ 는 접촉면적( $in^2$ ),  $d$ 는 볼트의 직경(in)을 나타낸다.

$$R_{cA} = \frac{50}{\left(\frac{5nE}{Ad}\right)^{2/3}} \left[ \frac{CENTIGRADEin^2}{W} \right] \quad (2)$$

한편, 원격측정명령처리기 리테이너는 9개의 리테이너 노드로 나누었고 노드의 제어체적 중 리테이너 길이방향의 크기를 각 노드가 가지는 특성길이라고 정의하였다. 5조각, 10 in 인 리테이너를 사용했을 때 10 in 길이에 대한 접촉면에서의 열저항과 길이를 곱한 값은 실험결과  $4 \text{ } ^\circ C \cdot in/W$ 이다[4-6]. 따라서, 10 in 리테이너의 대한 열저항을 리테이너 노드 특성길이라고 나눈 값은 해당 리테이너 노드의 열저항값은 식 (3)과 같다. 여기서  $L$ 은 리테이너 노드의 제어체적에 대한 특성길

이이며, 만약 리테이너 노드의 특성길이가 10 in, 5 in, 2 in 이면 이에 해당되는 열저항은 각각 0.4 °C/W, 0.8 °C/W, 2 °C/W가 된다.

$$R_{retainer} = \frac{4}{L} \left[ \frac{CENTIGRADE}{W} \right] \quad (3)$$

2.2.3 반실험적 소자 열소산량

해석에 사용되는 소자 열소산량은 보드별 전기적 시험결과를 기준으로 계산하였다. 원격측정명령처리기의 기능에 따라 대기모드(Stand-by mode), 램시험모드 및 1553B통신모드로 나누어 수행한 보드별 소모전력 시험치 및 이론적인 최대 열소산량을 Table. 2에 나타내었다. 실제 보드레벨의 열소산량은 보드의 소모전력량에 보드동작에 필요한 전력량을 뺀 값이지만 Table. 2에서와 같이 이론적인 소자별 열소산량의 합은 실제 소모전력량 보다도 크게 예측되어 있다. 따라서 이론적인 열소산량만을 입력값으로 사용한다면 해석결과에 대한 신뢰도가 낮을 것으로 판단되어 본 논문에서는 이론적으로 소자가 소산하는 최대 열소산량에 대한 가중치로 보드별로 측정된 소모전력량을 사용하여 소자의 열소산량으로 정하였으며 식 (4)와 같이 환산하였다.

$$Q_i = Q_{max,i} \frac{(1-\eta)P_{board}}{\sum Q_{max,i,board}} \quad (4)$$

여기서  $Q_i$ 는 환산된  $i$ 소자의 열소산량을 나타내고  $Q_{max,i}$ 는  $i$ 소자의 이론적인 최대 열소산량,  $P_{board}$ 는 보드별 소모전력량 시험치이다.  $\eta$ 는 보드의 전력효율이며 열적 최악조건으로  $\eta=0$ 을 적용하였다. 원격측정명령처리기 실험모델의 소자별 예상 열소산량은 시스템레벨의 임무사이클(duty cycle) 요구사항이 적용되지 않은 상태이므로 전적으로 보드별 소모전력 시험결과와 최대 이론 열소산량에 따른 가중치를 이용하여 유도되었으나 성능검증모델에서는 소자별 임무사이클 및 시험결과를 동시에 고려하였다.

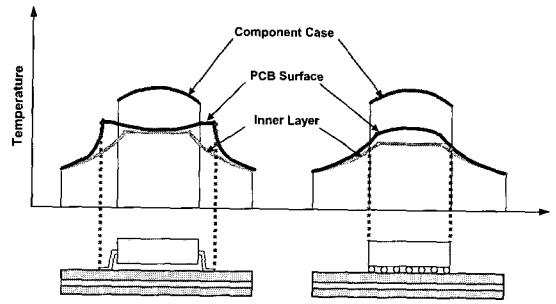


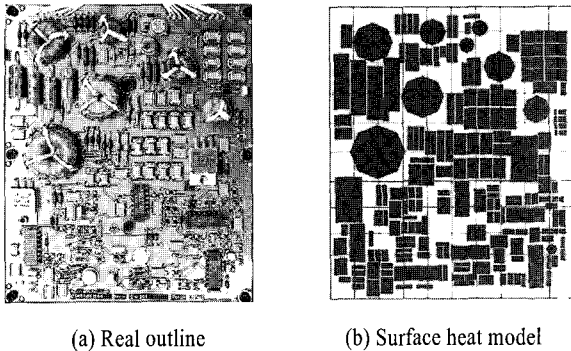
Fig. 3 Temperatures as IC is mounted on PCB

2.2.4 발열소자 열모델링

일반적으로 집적회로 소자가 인쇄회로기판에 장착되었을 때 소자 표면과 인쇄회로기판 표면 및 내부 층의 온도분포를 살펴보면 Fig. 3과 같은 경향을 보인다[7]. 기존연구에서는 발열소자의 모델링을 위하여 해당 소자를 하나의 집중용량(lumped capacity)으로 가정하고 인쇄회로기판의 노드에 집중된 열(nodal heat)을 가하여 해석하였다[8,9]. 그러나 본 논문에서는 발열소자가 장착된 인쇄회로기판 위에 소자의 풋프린트(footprint)에 해당하는 표면을 최소 4개 이상의 노드로 구성하고 이 표면의 전 영역에 균일한 열(surface heat)을 가하여 실제 물리적 현상에 근접하도록 모델링 하는 표면열모델 방법을 제시한다. Fig. 3과 같이 인쇄회로기판의 온도는 집적회로의 리드가 납땜되는 부분을 중심으로 온도가 급격하게 변하지만 인쇄회로기판에 투영된 소자의 풋프린트 전 영역에 걸쳐 인쇄회로기판 온도의 변화는 크지 않다. 따라서 열모델링되는 집적회로의 풋프린트 경계를 소자의 리드가 인쇄회로기판에 납땜되는 부분으로 정하였다. 집적회로와 마찬가지로 축대칭리드형(axial lead type)의 다이오드, 저항, 커패시터도 동일한 방법으로 리드가 인쇄회로기판에 접촉하는 부분을 경계로 하고 인쇄회로기판에 투영된 면적에 대하여 해당 소자를 모델링 하였으며, 인쇄회로기판에 소자의 표면이 직접 장착되는 표면장착형장치(surface mounted device)도 소자의 투영

Table. 1 Theoretical maximum and real power consumption of CTU EM

Functional board name	Maximum predicted heat dissipation (W, $\sum Q_{max,i,board}$ )	Experimental power consumption (W, $P_{board}$ )	Weight factor $\left\{ \frac{(1-\eta)P_{board}}{\sum Q_{max,i,board}} \right\}$
Command	3.22	0.744	0.231
Telemetry	2.38	1.3	0.544
Uplink-1553B	5.75	3.675	0.64
Electrical power converter	7.96	6.755	0.85



(a) Real outline (b) Surface heat model  
Fig. 4 Surface heat model of CTU EM EPC board

면적을 소산열이 발생하는 표면으로 정하였다. Fig. 4는 EPC 보드의 실제모습과 발열소자 표면열모델을 나타낸 것이며 TAS의 Synchromesh<sup>®</sup>기능으로 구현하였다.

2.3 열해석 및 열주기시험 결과

2.3.1 열해석 경계조건

실험모델의 열해석을 위한 경계조건은 기저판의 히트싱크 온도를 기준으로 고온조건일 때 66 °C, 저온조건일 때 -29 °C 이다. 해석을 위한 운용모드는 열주기시험 결과와 비교를 위하여 대기모드 및 열적 최악조건인 1553B통신모드로 나누었다. 실험모델에 대하여 예비 열해석을 수행한 후 인쇄회로기판의 온도가 가장 높은 지점과 가장 낮은 지점으로 예측된 곳을 기준으로 열주기시험에서의 온도측정 위치를 유도하였다. 실험모델의 경우 상용소자가 다수 사용되어 열진공시험을 수행하기에는 무리가 있을 수 있으므로 전기적인성능검증과 열피로(thermal fatigue)를 확인하고 정상적인 열설계의 검증을 위해 열주기시험만 수행하였다.

2.3.2 열해석 및 열주기시험 결과 비교

해석상 모든 인쇄회로기판의 중앙 또는 상단 부위가 대부분 높은 온도를 나타냈고, 하단부위가 낮은 온도를 보였다. 보드 레벨의 온도검증을 위하여 인쇄회로기판별로 중앙 또는 상단의 고온영역과 하단의 저온영역을 선정하여 열전대를 부착하였다. Fig. 5는 원격측정명령처리기 실험모델에 대하여 6 사이클 열주기시험을 수행하였으며 했을 때 EPC 보드의 상/하단, Uplink/1553 보드 및 Command 보드의 상단 온도프로파일을 나타낸 것이다. 최초 및 최종 사이클에서는 원격측정명령처리기의 1553B통신을 포함한 전체 기능시험이 수행되었다. Table 2는 고온 및 저온조건일 때 하우징 및 보드레벨 해석결과와 열주기시험결과를 비교한 것이다. Table. 2의 고온조건 시험결과는 비교적 정상상태의 온도프로파일을 보이는 최종 사

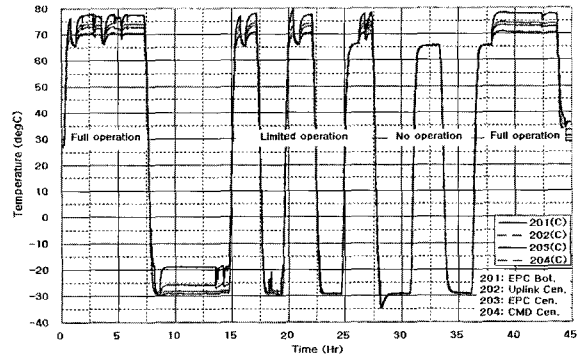


Fig. 5 Thermal responses of CTU EM during thermal cycling test

이클에서의 결과를 기준으로 비교하였고 저온조건 시험결과 는 최초 사이클의 결과를 기준으로 하였다.

열주기시험 챔버내의 가스와의 대류열전달 모사를 위하여 하우징 외부에 한 개의 벌크노드(bulk node)를 생성하였으며 각 인쇄회로기판 사이 및 하우징과 인쇄회로기판사이에도 내부 대류열전달 모사를 위하여 9개의 벌크노드를 생성하였다. 각 벌크노드의 제어체적은 하우징과 각 인쇄회로기판이 경계면이 되어 각각의 밀폐공간을 형성한다. 계산에 사용된 열전달계수는 0.0027 W/in<sup>2</sup>°C로 공기의 자연대류를 가정하였다. 초기 열해석을 수행했을 때 시험결과와 최대 8 °C의 오차를 식 (4)의 반실험적 열소산방법을 사용했을 때에는 2 °C로 줄일 수 있었다. Table. 2에서 해석결과와 시험결과를 비교했을 때,

Table. 2 Thermal analysis and test results comparison of CTUEM

Component	Position	Hot case		Cold case	
		Analysis	Test	Analysis	Test
Top housing	-	68	67	-29	-30
Bottom	-	67	67	-29	-30
Side wall(left)	-	68	68	-29	-30
Side wall(right)	-	68	68	-29	-30
Front housing	-	67	67	-29	-30
Baseplate	-	66	67	-29	-30
EPC board	Center	79	78	-19	-19
	Bottom	72	74	-26	-26
Command board	Center	71	71	-27	-29
	Bottom	69	70	-28	-30
Telemetry board	Center	72	72	-27	-29
	Bottom	71	71	-28	-30
Uplink-1553B board	Center	77	75	-26	-27
	Bottom	71	72	-28	-29
Backplane	Rear	N/A	69	N/A	-29
	Front	N/A	69	N/A	-29

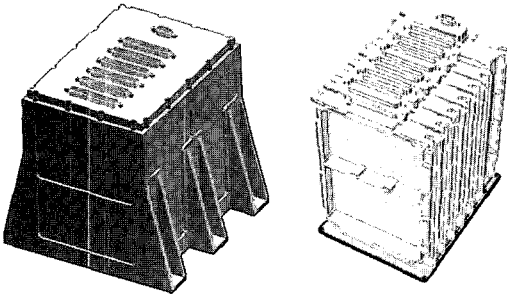
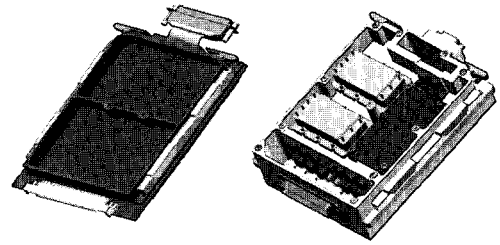


Fig. 6 External and internal shape of CTU EQM



(a) CTU board (b) EPC module

Fig. 7 Basic thermal design of CTU board and EPC module of CTU EQM

각 보드별 온도구배는 해석결과가 시험결과보다 약간 크게 나타났다.

### 3. 전장품 성능검증모델 열해석 및 열주기/열진공 시험

전장품 성능검증모델(EQM; Engineering Qualification Model) 개발을 위하여 정지제도 우주환경에서 성능요구조건 및 높은 신뢰도를 만족시킬 수 있도록 성능검증모델에 대한 예비 열해석을 수행하고 이를 기준으로 열설계를 확정하였다. 설계 및 해석의 검증을 위한 열주기/열진공시험 수행 시 온도측정이 필요한 위치를 도출하여 실제 해석치와 시험치를 비교함으로써 열모델링의 타당성을 입증하였다. Fig. 6은 원격측정명령처리기 성능검증모델의 외형을 보여주고 있다. 외장 하우징은 크기가 195 mm × 149 mm × 192 mm이며 실험모델과 달리 한 개씩의 AI-6061-T651 몸체 플레이트, 상단 플레이트 및 기저판 플레이트로 구성되어 있다. 원격측정명령처리 보드 및 EPC 모듈의 기본 열설계는 Fig. 7과 같다.

#### 3.1 소자 열모델링

원격측정명령처리기 성능검증모델의 열모델링 이론은 앞서 기술한 실험모델의 이론과 동일하다. 원격측정명령처리기 성능검증모델의 예비 열해석을 위하여 사용된 열소산량의 기본 데이터는 전기적인 회로를 구성한 후 각 소자의 규격에 따라 최대 소모 전류, 전압, 저항값을 이용하여 획득하였다. 그 후 각각의 소자에 대해 운용개념을 적용한 임무사이클(duty cycle)의 가중치를 곱함으로써 해석에 사용될 열소산량을 도출하였다. 소자의 열모델링은 식 (5)와 같으며 열저항 데이터는 대부분 소자별 데이터시트에 나타나 있었으나, 소자의 접합점(junction)과 소자의 케이스 사이의 열저항만 나와 있는 경우에는 소자의 케이스와 인쇄회로기판 사이의 열저항을 별도로 계산하였다.

$$T_j = T_b + P_D R_{j,b} \quad (5)$$

여기서  $T_j$  및  $T_b$ 는 각각 소자의 접합온도와 인쇄회로기판의 온도(°C)를 나타내고  $P_D$ 는 열소산량(W)을,  $R_{j,b}$ 는 소자의 접합점과 인쇄회로기판 사이의 열저항(°C/W)을 나타낸다. 각 소자들은 성능검증모델 환경에서 소자의 최대 운용조건 보다 낮은 범위에서 운용함으로써 전체적인 전장부품의 신뢰도를 높일 수 있게 된다.

#### 3.2 전장품 성능검증모델 예비 열해석 및 온도측정 위치 선정

열해석을 위한 경계조건은 기저판의 히트싱크 온도를 기준으로 고온조건일 때 71 °C, 저온조건일 때 -34 °C이며 진공환경이며 전도열전달만을 고려하였다. 본 연구에서 적용한 열모델링 및 해석의 타당성 확인을 위하여 실험적인 검증이 필요한데, 실험시 가장 우선 측정되어야 할 부분으로는 열환경 온도 설정을 위한 하우징 및 기저판의 온도이다. 또한 각 소자의 케이스온도 및 접합온도 검증을 위한 기준으로 인쇄회로기판의 온도가 필요하다. 특히 보드의 온도는 최대 열집중이 예상되는 고온영역과 가장 낮은 온도가 예상되는 저온영역을 측정하여 보드의 최대, 최소 또는 대수평균 특성온도(characteristic temperature)를 결정함으로써 해석모델의 민감도 및 타당성 검증이 수행될 것이다. 한편, 열소산량의 검증을 위해서는 해당 소자의 케이스온도의 측정이 필요한데, 열주기/열진공 시험 시 측정할 수 있는 온도채널의 개수 제한 및 온도측정의 불확실성을 감안하여 약 100 mW 이상 발열하는 소자에 대하여 온도를 획득하기로 하였다. Fig. 8~14에서는 제도 환경시험 이전에 예비로 수행한 고온조건 해석결과를 보여주고 있으며 이 결과를 기준으로 제도환경시험 수행 시 획득될 온도측정 위치를 선정하였다. 해석에 사용되는 소자 열소산량은 보드별 전기적 시험결과를 기준으로 계산하였으며

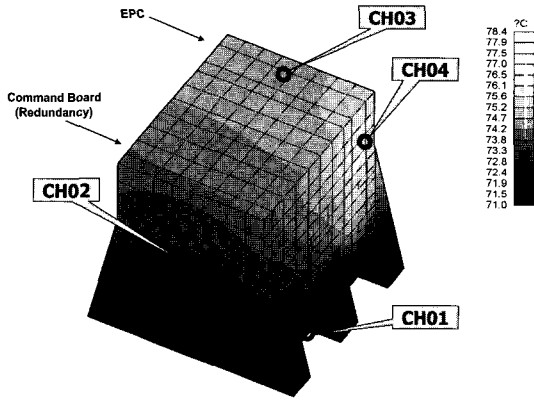


Fig. 8 Housing temperature contour and thermocouple locations

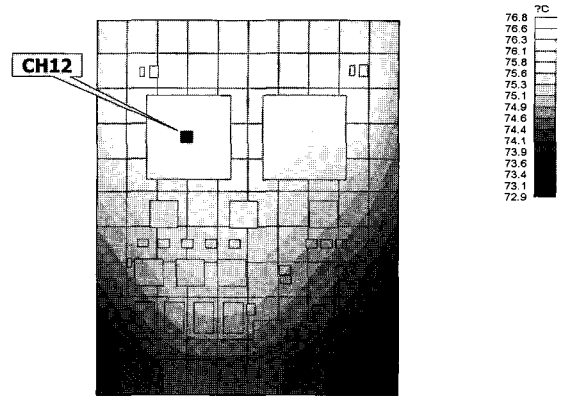


Fig. 11 Telemetry board temperature contour and thermocouple locations(bottom side)

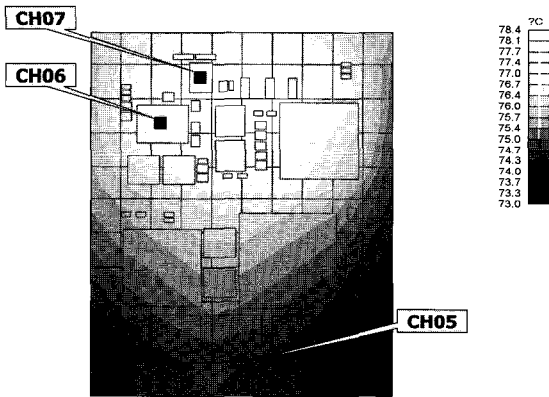


Fig. 9 Uplink/1553 board temperature contour and thermocouple locations(bottom side)

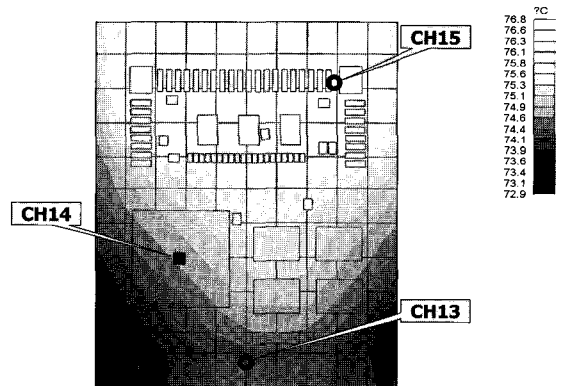


Fig. 12 Telemetry board temperature contour and thermocouple locations(top side)

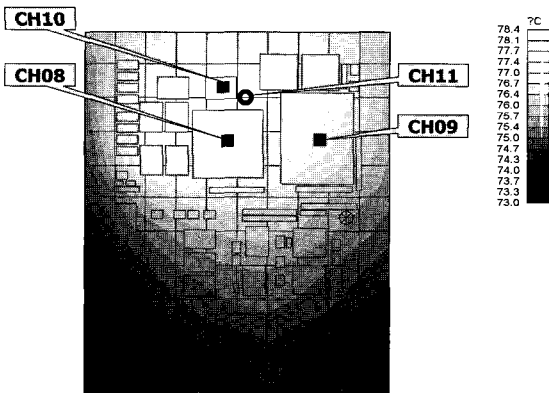


Fig. 10 Uplink/1553 board temperature contour and thermocouple locations(top side)

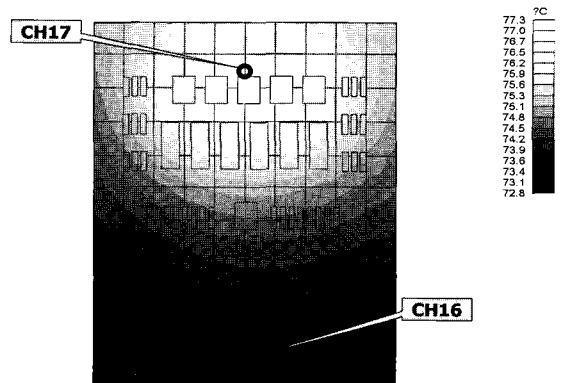


Fig. 13 Command board temperature contour and thermocouple locations(top side)

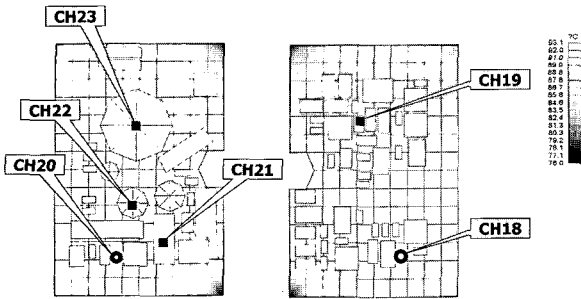


Fig. 14 EPC control board temperature contour and thermocouple locations(top and bottom sides)

식 (4)와 같이 계산하였다. 실험모델에서는 해석에 사용되는 열소산량을 이론적 최대 열소산량에 대한 보드별 소모전력 시험치를 가중치 곱하여 도출하였으나 성능검증모델에서는 보다 실질적인 임무사이클을 고려한 열소산량을 기준으로 보드별 소모전력 시험치를 가중치로 하였다. 보드별 이론적인 최대 열소산량, 임무사이클을 고려한 열소산량, 실제 보드별 소모전력 시험치를 Table. 3에 나타내었다.

3.3 열주기시험 및 열진공시험 결과

원격측정명령처리기 성능검증모델 열주기시험은 기저판 기준으로 최소 -34 °C 최대 71 °C의 온도 범위를 가지며 12 사이클을 대기조건에서 수행한다. 열주기시험의 온도 프로파일 및 동작 상태는 원격측정명령처리기의 궤도환경시험 규격서를 따른다[1]. Fig. 15는 열주기시험 중 획득된 열전대의 온도 프로파일을 나타낸 것이다. 열주기시험 전 예비열해석을 기준으로 선정한 온도측정위치에 총 25개의 열전대를 부착하여 시험을 수행하였다. 원격측정명령처리기 성능검증모델 열주기시험은 기저판 기준으로 최소 -34 °C 최대 71 °C의 온도 범위를 가지며 10 사이클을 진공조건에서 수행한다. 열진공시험의 온도 프로파일 및 동작 상태는 원격측정명령처리기의 궤도환

Table. 3 Theoretical maximum and real power consumption of CTU EQM

Functional board name	Maximum dissipation (W)	Dissipation with duty cycle (W)	Experimental power consumption (W)	Weight factor
Uplink	5.75	2.05	2.15	1.05
Telemetry	2.38	1.57	1.12	0.71
Command	3.22	1.02	0.72	0.71
EPC control	1.97	N/A	1.20	0.61
DC/DC Conv	5V	4.36	N/A	2.50
	28V	4.00	N/A	3.00

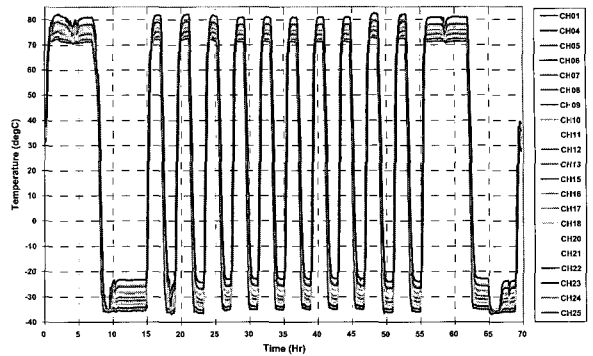


Fig. 15 Thermal responses during CTU EQM thermal cycling test

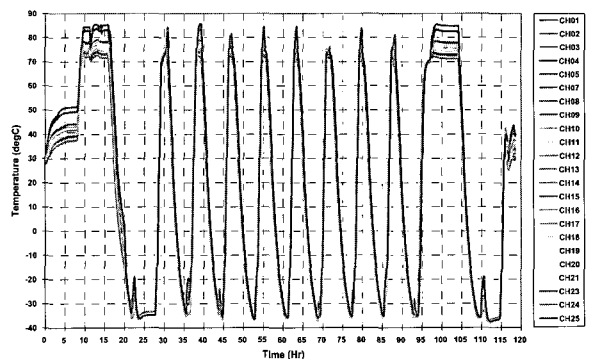


Fig. 16 Thermal responses during CTU EQM thermal vacuum test

경시험 규격서를 따른다[1]. Fig. 16은 열진공시험 중 획득된 열전대의 온도 프로파일을 나타낸 것이다. 예비열해석을 기준으로 선정한 온도측정위치(열주기시험과 동일)에 총 25개의 열전대를 부착하여 시험을 수행하였다.

3.4 최종 열해석 및 열주기/열진공 시험결과 비교

Fig. 17은 예비열해석 결과, 전도열전달만을 고려한 해석결과, 열주기환경(전도,대류 및 복사고려) 열해석 결과 및 열진공환경(전도 및 복사만 고려) 열해석 결과를 실제 측정된 열진공시험의 고온조건 결과와 함께 나타낸 것이다. 모든 보드 레벨의 해석결과는 Fig. 8~14의 예비열해석 결과에서 보인 같이 정성적으로 동일한 온도분포를 보였다.

최종 열진공환경 열해석 결과와 비교할 때 초기 원격측정명령처리기 성능검증모델 설계를 위해 순수 해석결과만을 이용한 예비열해석 결과는 최대 약 8 °C 정도의 차이를 보이고 있다. 원격측정명령처리기의 디지털 보드들은 보드레벨 이론 최대 열소산량 대비 실험치가 약 71% ~ 105%로 나타났다. 반면 EPC 모듈에 주로 장착되어 있는 아날로그 소자들에 대한 이론 최대 열소산량 대비 실험치는 약 57% ~ 75%로써 디

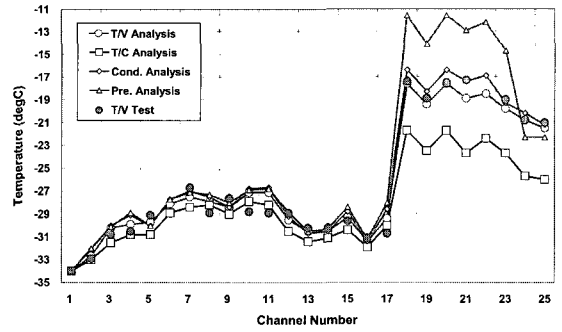
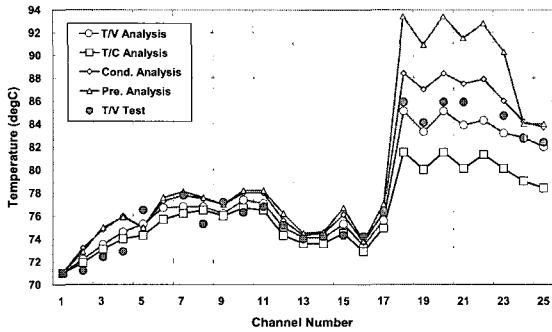


Fig. 17 Thermal analysis and test results comparison in hot case

Fig. 18 Thermal analysis and test results comparison in cold case

지털 소자에 비해 열소산량의 정확성이 실제보다 다소 떨어짐을 알 수 있다. 그러나 식 (4)와 같이 보드레벨 소모전력 측정치를 활용한 반실험적 열소산 방법을 적용했을 때에는 전도열전달 모델, 열진공환경 모델이 실제 열진공시험 결과에 근접하였다. Fig. 18에서는 저온조건에서 열전달 모드별 해석 결과와 열진공시험 결과와 비교하였으며 고온조건의 경우와 동일한 결론을 유추할 수 있다.

#### 4. 결 론

위성용 전자제품의 열해석을 위한 반실험적 열소산 방법을 제시하고 원격측정평형처리기 실험모델 및 성능검증모델의 열해석에 활용하였으며 그 타당성 입증을 위해 열주기시험 및 열진공시험을 수행하였다. 이론적인 개별 소자의 열소산량에 대하여 보드레벨의 전력소모량을 가중치로 곱하여 열소산량을 환산하는 반실험적 열소산량 방법을 개발하였으며 해석에 가장 큰 영향을 주는 입력변수인 열소산량의 정밀도를 높임으로써 실제 কে도환경시험 결과와도 잘 일치하였다. 이론적인 최대 열소산량을 적용한 해석결과와 실제 시험결과와는 최대 8 °C 정도로 나타났으나 반실험적 열소산량 방법을 적용할 경우 그 오차를 2 °C 이내로 줄일 수 있었다. 대부분 열소산량이 큰 아날로그 소자들은 열소산량 값의 정확도가 해석결과로 도출되는 온도에 큰 영향을 주게 되므로 열소산량의 정밀도가 훨씬 높게 요구된다. 본 연구의 경우 디지털 소자의 이론 최대 열소산량 대비 실험치는 71% ~ 105%이며, 아날로그 소자의 경우는 57% ~ 75%로 나타났다.

#### 참고문헌

- [1] Choi, S. B., 2004, "Development of Telemetry/Telecommand Process and Time Synchronization via Communication Satellite," *R&D Final Report*, Korea Aerospace Research Institute.
- [2] *TAS(Thermal Analysis System version 7.0) User's Manual*, 2002, Harvard Thermal Inc.
- [3] Kraus, A. D. and Bar-Cohen, A, 1983, Thermal Analysis and Control for Electronic Equipment, Hemisphere Publishing Corp.
- [4] Card-lok Thermal Resistance Data, Calmark Corporation.
- [5] Lambert, M. A., Gavenall, I. G. and Fletcher, L. S., 1997, "Experimental Thermal Contact Conductance of Electronic Modules," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 11, No. 2, pp.146~152.
- [6] Wedge-lok Performance Data, APW Ltd.
- [7] <http://www.frigprim.com/>.
- [8] Kang, M. Y., Park, J. H., Chang, Y. K. and Oh, H. S., 2001, "A Study on Thermal Modeling Methodology for Satellite Electronic Components," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 29, No. 7, pp.127~136.
- [9] Seo, H. S., Shin, C. H., Kim, T. K. and Choi S. W., 2001, "A Study on the Review of Design of Electronic Equipments for Satellite using Thermal & Part Stress Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 29, No. 6, pp.105~111.