J. Astron. Space Sci. 23(1), 39–54 (2006)

HAUSAT-2 소형위성 열해석 검증 및 보드-레벨 열해석

이미현†, 김동운, 장영근
한국항공대학교 우주시스템 연구실

THERMAL ANALYSES AND VERIFICATION FOR HAUSAT-2 SMALL SATELLITE

Mi-Hyeon Lee†, Dong-Woon Kim, and Young-Keun Chang
Space System Research Lab, Hankuk Aviation University, Goyang 412-791, Korea
E-mail: ykchang@hau.ac.kr

(Received October 4, 2005; Accepted January 10, 2006)

요 약

HAUSAT-2는 한국항공대학교 우주시스템 연구실에서 개발하고 있는 25kg급의 소형위성이다. 위성의 시스템과 부품의 안정적인 작동을 확인하기 위하여 위성의 시스템과 박스모듈 그리고 전장보드 수준에서 열해석을 수행하였다. 시스템과 박스-레벨 열해석에 적용한 열 모델링은 HAUSAT-2 구조-열 모델의 열진공/균형 시험을 통하여 검증 및 보정되었다. 본 연구에서는 주요 소자를 직접 모델링하는 방법의 보드-레벨 열해석 방법론을 제안하고, 그에 따른 결과 분석 및 타당성을 제시하였다.

ABSTRACT

HAUSAT-2 is nano satellite with 25 kg mass being developed by Space System Research Lab. in Hnakuk Aviation University. This paper addresses HAUSAT-2 small satellite thermal analyses and its verification at satellite system, electronic box, and PCB levels. Thermal model which is used for system-level and box-level thermal analyses was verified and corrected through thermal vacuum/balance test. The new board-level thermal analysis methodology, modelling high-power dissipating EEE parts directly, was proposed. The proposed methodology has been verified with test results.

Keywords: HAUSAT-2 nanosatellite, thermal analysis, thermal modeling, high-power dissipating parts

1. 서 론

위성을 설계하는데 있어서 큰 영향을 미치는 요소 중 하나가 위성이 작동하게 될 우주에서의 궤도환경이며, 이를 고려하여 위성을 설계하게 된다. 혹독한 우주환경, 특히 극심한 온도차를 가지고 있는 열 환경으로부터 위성을 보호하기 위해서는 위성의 열제어가 필요하다(장영근과 이동호 1997). HAUSAT-2는 태양 및 지구로부터 복사에너지를 받고, 심우주로 열을 복사하면서 위성의 온도를 유

†corresponding author

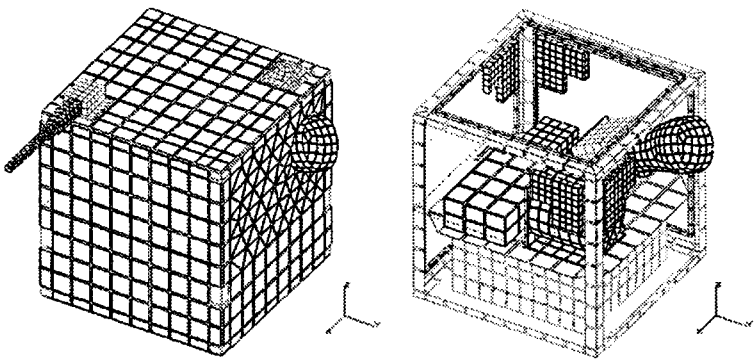

그림 1. HAUSAT-2 열해석 모델링.

지하게 된다. HAUSAT-2에 가해지는 주 열원으로는 태양복사 에너지, 지구 복사에너지, 지구반사 에너지(Albedo) 및 위성 내부에서 발생하는 전력소산 등이 있으며 위성으로 유입되는 열과 방사되는 열로 열평형을 이루게 된다. 이러한 우주 열 환경에서 위성을 보호하기 위한 열제어 방법에는 크게 능동적인 방법(active method)과 수동적인 방법(passive method)이 있고 위성의 환경에 맞는 방법을 선택하여 적용해야 한다. HAUSAT-2는 제한된 전력 및 무게 등으로 인해 수동 열제어 방법을 주로 사용하고, 위성 부품 중 온도에 민감한 배터리의 작동온도 범위를 지켜주기 위해 부가적으로 능동적 방법인 히터를 사용 한다. 이렇게 선정된 열제어 방법에 대해서 HAUSAT-2의 실제 궤도환경을 모사하고 위성을 모델링하여 궤도에 따른 위성의 온도변화와 온도분포를 열해석을 통해 예측하였다. HAUSAT-2는 구조-열 모델(STM; Structural Thermal Model)을 통한 열 환경시험 후 그 결과에 따라 열해석에 사용된 열 모델링의 수정 및 검증을 마친 상태이며, 보드-레벨 열해석은 주요 소자를 모델링하는 방식을 적용하여 탑재체 보드를 제외한 서브시스템의 보드에 대해 수행하여 분석을 마친 상태이다. 이러한 HAUSAT-2의 모든 열해석은 I-DEAS를 사용하여 수행하였으며 그 결과를 바탕으로 열적 안정성 검증을 수행하였다.

2. 시스템-레벨 열해석

HAUSAT-2의 시스템 설계 단계에서는 위성 내부의 부품들이 설계되지 않은 상태였기 때문에 $30 \times 30 \times 30(cm^2)$의 박스 형태로 가정하고 가정된 내부 발열량을 20W로 고려하여 초기 시스템-레벨 열해석을 수행 하였다. 그러나 예비 설계 단계에서는 각 서브시스템들과 탑재체의 설계가 진행됨에 따라 위성내부에 부품들을 그림 1과 같이 모델링하고, 각각의 발열을 고려하여 시스템-레벨 열해석을 수행하였다. 각 부품에 적용되어지는 내부발열은 모드에 따라 발열이 달라진다. 따라서 내부발열이 가장 큰 정상모드(normal mode)와 가장 적은 안전모드(safe mode)로 나누어 해석하였다.

HAUSAT-2의 주 구조물은 Al-6061과 Al-7075로 제작되었고, 자기토커는 구리(Copper) 재질로 제작 되었으며 표 1과 같은 재질의 물성치를 열해석에 적용하였다(Gilmore 1994).

HAUSAT-2의 임무궤도는 650 ~ 800km의 태양동기궤도를 예정하고 있다. 궤도 열해석에 있어서는 650km의 고도에 경사각 98도의 태양동기궤도로 시뮬레이션 하였다. HAUSAT-2 궤도 열해석에 적용한 태양복사 에너지는 표 2와 같은 I-DEAS의 일반 값을 사용하였고, 이 값들을 적용하여 4계

표 1. HAUSAT-2 열해석에 적용한 물성치.

항목	Al 6061	Al 7075	구리
밀도[kg/m^3]	2710	2800	9833
열 전도율[W/m-°C]	167	155	401
비열[J/kg-°C]	896	960	385

표 2. 열해석에 적용된 태양복사 에너지.

계절	태양 복사에너지[W/m^2]
봄	1377.2
여름	1323.0
가을	1356.8
겨울	1410.8

표 3. 정상모드에서 작동하는 전장품의 발열.

정상모드 작동 전장품	발열[W]
저정밀 태양센서	0.1
고정밀 태양센서	0.4(4EA)
별센서 헤드	2.5
별센서 전장박스	4
모멘텀 휠	2.1
배터리 박스	3.2
전력계 보드	2
자기센서 보드	0.3
명령 및 데이터 처리계 보드	2.8
GPS수신기 보드	2.5
통신계 보드	2.8
ATS 보드	2
자기토커	3(3EA)
합계	27.7

절에 대해 수행하였다. 또한 궤도 열해석은 HAUSAT-2의 약 4주기인 30,000초 동안에 대해 수행하였다. 4주기의 시간은 해석결과를 통해 HAUSAT-2의 평균온도를 살피기에 충분한 시간이다.

2.1 모드별 궤도 열해석

HAUSAT-2의 정상모드는 위성이 궤도 내에서 이루어지는 초기시험(in orbit test)이 성공적으로 수행되었으며 임무를 수행할 수 있다는 판단이 내려질 경우 지상국의 제어로 수행되는 첫 번째 실질적인 운용 모드이다. 이 모드에서는 위성이 다른 모드로 전환되기 전까지 전 위성의 동작 이상 유무를 확인하고, 임무수행 완료 이후에 위성의 수명이 다할 때까지 위성이 안정적인 상태로 유지되도록 해야 한다. 특히 정상모드에서는 HAUSAT-2의 부 임무에 해당하는 GPS 수신기 및 별센서가 운용된다. 따라서 HAUSAT-2의 운용 중 발열이 가장 많은 모드이다. 정상모드에서의 내부 발열은 표 3에 나타나 있고 정상모드 열해석에 적용되었다. 그림 2에서 알 수 있듯이 HAUSAT-2는 정상모드 수행 중 $-8°C \sim 23.5°C$의 온도범위 안에서 운용될 것으로 예상된다.

HAUSAT-2는 위성에서 이상이 감지되면 바로 안전모드로 전환되고 오류의 원인을 찾기 위한 명령 및 데이터 처리계와 위성 운용에 필요한 최소의 서브시스템이 운용된다. 따라서 안전모드는

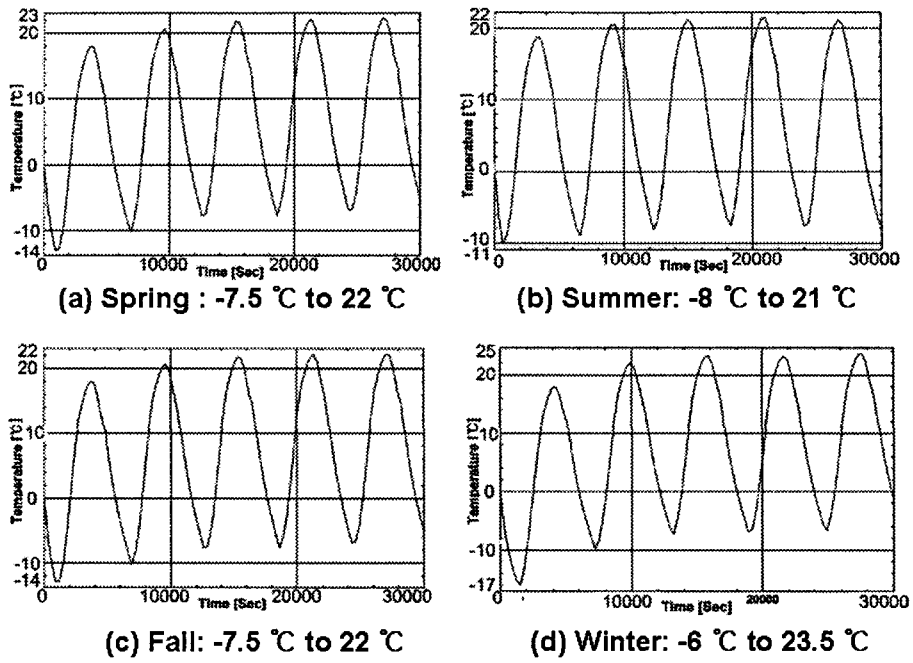

그림 2. HAUSAT-2 정상모드 열해석 결과.

표 4. 안전모드에서 작동하는 전장품의 발열.

안전모드 작동 전장품	발열[W]
저정밀 태양센서	0.1
고정밀 태양센서	0.4(4EA)
배터리 박스	3.2
전력계 보드	2
자기센서 보드	0.3
명령 및 데이터 처리계 보드	2.8
통신계 보드	0.45
자기토커	3(3EA)
합계	12.35

HAUSAT-2의 운용 중 발열이 가장 적은 모드 이다. 안전모드 해석에 적용된 내부 발열은 표 4에 나타나 있다. HAUSAT-2 안전모드에서의 궤도 열해석 결과는 그림 3과 같이 나타나며, $-20°C\sim 13.5°C$의 온도범위 안에서 운용될 것으로 예상된다. 그림 3의 결과는 궤도에서 안전모드로 운용되는 HAUSAT-2 전체의 평균 온도를 나타낸다.

2.2 극한조건에서의 열해석

HAUSAT-2의 극한 최고온도(worst case hot)는 내부의 모든 부품이 작동한다는 가정하에 열해석을 수행하여 HAUSAT-2가 겪을 수 있는 가장 높은 온도를 예상한 것이다. 결과는 그림 4와 같이

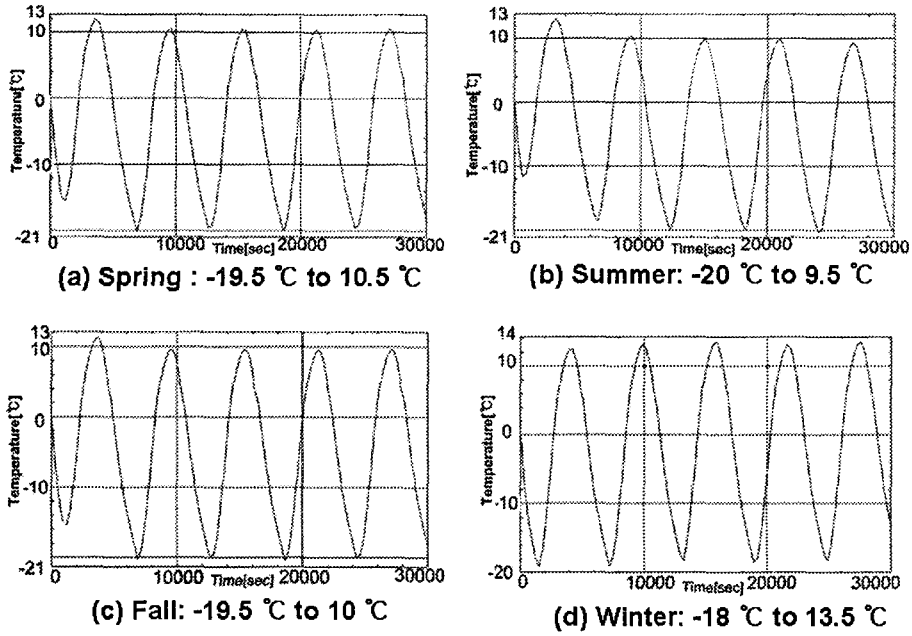

그림 3. HAUSAT-2 안전모드 열해석 결과.

약 6.2°C~ 32°C의 온도분포가 나타난다. 그림 4를 보면 알 수 있듯이 비행방향 반대쪽 패널의 온도가 가장 높게 나타난다. 그 이유는 궤도에서 태양의 빛을 가장 많이 받는 부분이며, 자기토커의 발열에 영향을 받기 때문이다.

HAUSAT-2의 극한 최저온도(worst case cold)는 발열이 최소화되는 식기간의 온도 분포이다. 위성의 운용에 있어서 발열이 없는 경우는 없기 때문에 가장 기본적인 운용만 이루어지는 안전모드의 발열 사항을 적용하여 해석하였다. 결과는 그림 5와 같이 최저 −7.2°C~ −23.2°C까지 온도분포가 나타날 것으로 해석되었다.

해석결과인 그림 4와 5를 비교해 볼 때 지구방향의 플랫폼이 온도변화가 가장 적은 것을 알 수 있다. 이와 같은 해석 결과에 따라 모든 서브시스템 및 탑재체 전장보드가 장착되는 버스전장박스(BEU; Bus Electronic Unit)를 지구방향 플랫폼에 장착하였다.

3. 박스-레벨 열해석

3.1 전장박스 열해석 및 검증

HAUSAT-2 위성에서는 별센서와 태양센서를 제외한 서브시스템 및 탑재체의 전장보드가 모두 BEU에 장착된다. 그리고 BEU는 그림 6과 같이 적층 구조로 되어 있어 열전달 특성에 따라 모든 서브시스템의 안정적인 작동 유무가 결정되므로 열해석이 필수적이다.

BEU의 열해석은 BEU의 전장보드가 모두 작동하는 상태를 가정하여 극한 최고온도를 예상하

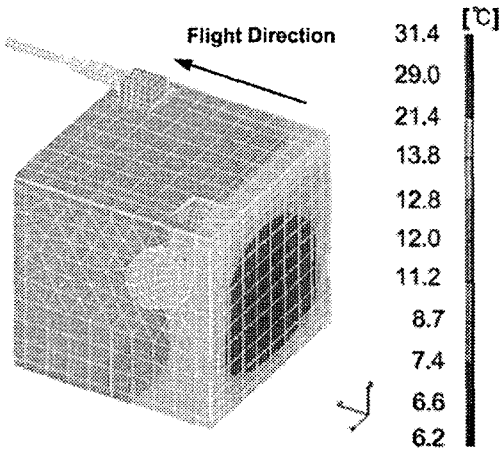

그림 4. HAUSAT-2 극한 최고온도 범위.

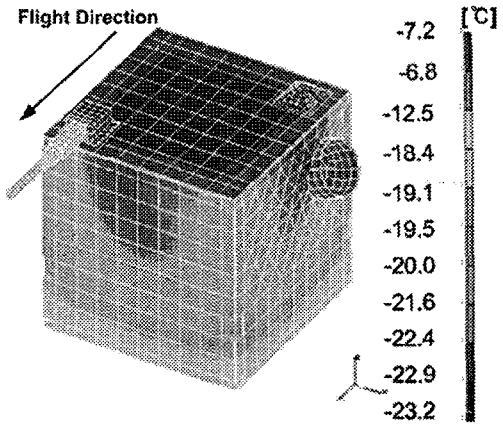

그림 5. HAUSAT-2 극한 최저온도 범위.

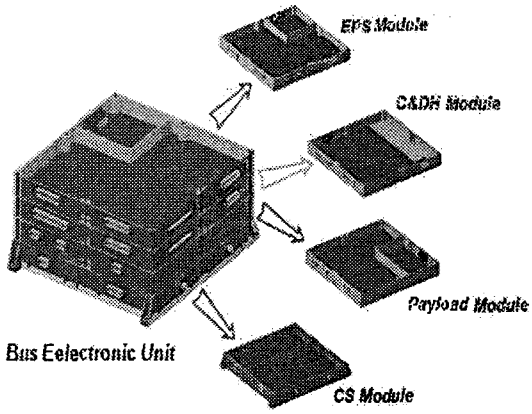

그림 6. 버스전장박스(BEU)의 구조.

는 열해석을 수행하였고, 극한 최저온도는 안전모드에서 작동하는 보드의 발열을 가정하여 열해석을 수행하였다. 그에 따른 결과는 그림 7a,b와 같이 극한 최고온도와 극한 최저온도를 나타냈다. 그림 7a에서 BEU의 최고온도는 12.9°C~ 16.2°C의 온도분포를 나타내며, 가장 높은 온도는 통신계(CS; Communication Subsystem) 모듈과 탑재체(Payload) 모듈의 비행방향의 반대방향의 면에서 나타났다. 그리고 극한 최저온도는 그림 7b와 같이 BEU의 바닥 면인 지구방향 면에서 나타났다. 이와 같은 결과는 해석으로 제시된 결과이기 때문에 보다 정확한 결과를 도출하고 검증을 위해 HAUSAT-2 구조-열 모델의 열진공/평형 시험결과에 따른 수정된 열저항 값을 적용하여 그림 7에서 제시한 바와 같은 조건으로 열해석을 수행하였다. 그 결과는 그림 8a,b와 같다.

그림 8a는 수정된 모델링을 이용한 극한 최고온도 범위이고 8b는 극한 최저온도 범위이다. 그림 8a에서 최고온도 범위는 12.3°C~ 15.1°C로 모델링 수정 전과 비교해 약 1°C의 온도차를 보이고 있

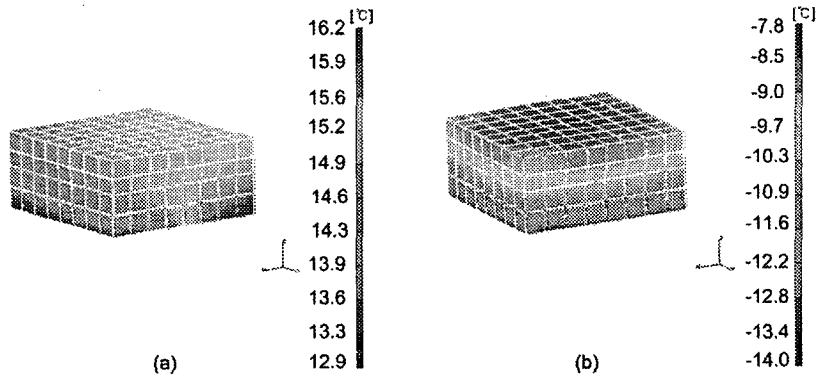

그림 7. (a) 버스전장박스 극한 최고온도 범위, (b) 버스전장박스 극한 최저온도 범위.

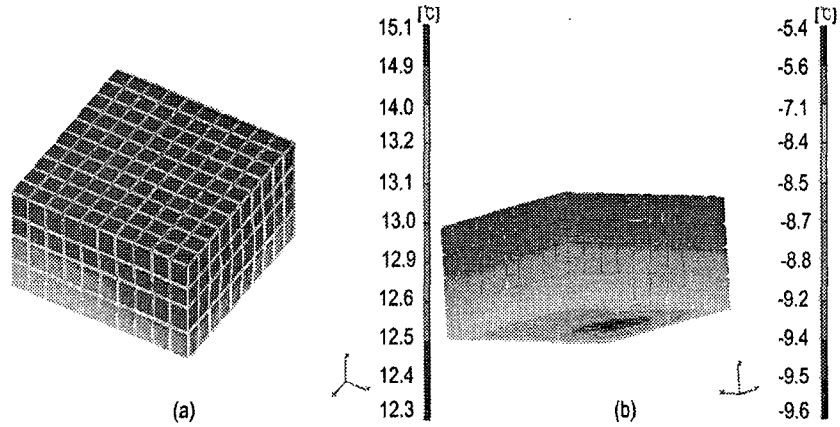

그림 8. 수정된 모델링을 이용한 버스전장박스 해석결과.

으며 그림 8b는 극한 최저온도 범위로써 −5.4°C~ −9.6°C의 온도분포가 나타났다. 이결과는 모델 수정 전과 온도 차이는 크지 않으나 온도분포가 확연히 틀려진 것을 확인할 수 있었다. 또한 모델링 수정 전에 비해 최저온도의 경우 약 5°C 정도 높게 나타나는 것을 확인하였고, 최저온도가 나타나는 곳은 모델링 수정 전과 같이 지구방향 면인 바닥 면에 나타나는 것을 알 수 있었다.

3.2 배터리 박스 열해석

HAUSAT-2 배터리의 작동온도 범위는 0°C~ 45°C로 배터리는 식기간에도 0°C 이상을 유지해 주어야 한다. 이러한 이유로 식기간동안 배터리의 온도범위를 유지하기 위해 히터를 그림 9와 같이 장착하였다. 배터리의 장착은 총 3W의 발열을 효율적으로 이용하기 위해 배터리 사이에 장착하였다.

이러한 배터리의 작동을 고려하여 배터리 박스와 배터리 팩의 최저온도를 예측하였다. 그림 10a는 배터리 박스 전체의 최저온도 범위이다. 결과와 같이 배터리 박스는 최저 −8°C까지 온도가 내려가

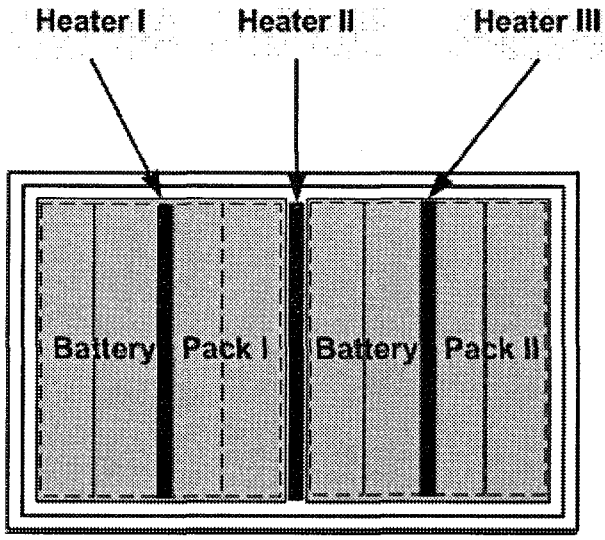

그림 9. 배터리 히터 장착모습.

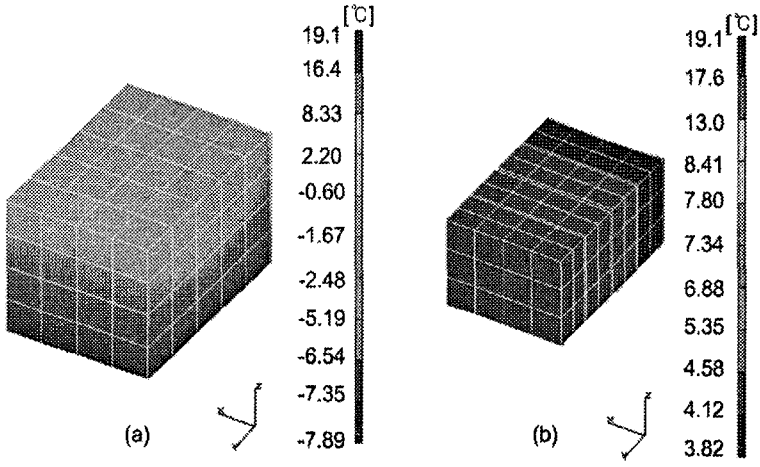

그림 10. (a) 배터리 박스 최저온도, (b) 배터리 팩 최저온도.

게 되는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 히터를 가동하게 됨으로써 내부에 위치한 배터리 팩은 그림 10b와 같이 약 4°C까지 유지할 수 있으며, 히터가 장착된 지점에서는 높게는 19°C까지 유지될 수 있음이 확인되었다. 따라서 HAUSAT-2는 3개의 히터를 이용하여 식기간에도 배터리의 작동온도를 안전하게 유지할 수 있을 것이다.

배터리는 고온에서도 효율이 떨어지게 된다. 작동 최고온도 조건인 45°C 이하를 지켜주어야 95%의 배터리 효율을 유지할 수 있다(Woo & Kim 2002). 고온의 경우는 히터가 작동하지 않음으

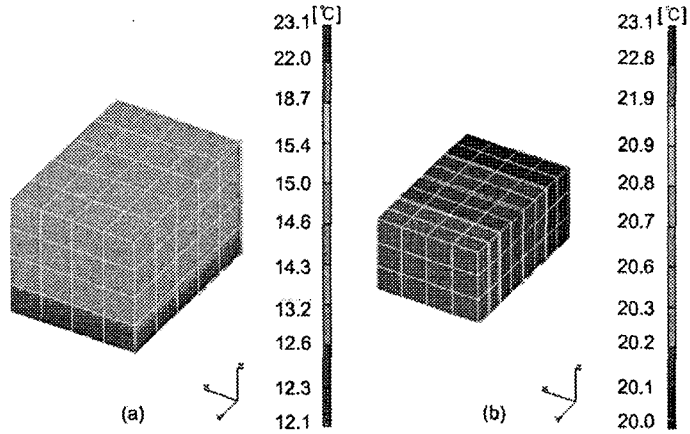

그림 11. (a) 배터리 박스 최고 온도, (b) 배터리 팩 최고온도.

로 히터의 발열은 고려하지 않고 열해석을 수행하였다. 이러한 열해석 결과는 그림 11과 같다. 그림 11a로부터 알 수 있듯이 배터리 박스 전체의 최고 온도범위는 12.1°C~ 23.1°C로 나타났으며 내부의 배터리 팩은 그림 11b와 같이 20°C~ 23.1°C의 온도분포를 보이기 때문에 안정적이다. 따라서 HAUSAT-2의 배터리는 고온의 경우에도 충분한 작동온도 마진을 확보하고 안정적으로 동작할 수 있다는 것을 확인하였다.

4. 보드-레벨 열해석

HAUSAT-2는 현재 ETB(Electrical Test Bed)의 시험을 완료하였으며, 보드-레벨 열해석은 현재 제작되어진 인증모델(QM; Qualification Model)의 주요 소자를 직접 모델링하는 방법을 적용하였다. 그리고 전도만을 고려하여 열해석을 수행함으로써 보드가 겪는 최악 조건(worst case)에서의 온도를 예측하였다.

4.1 통신계 보드 열해석

통신계 보드는 HAUSAT-2의 보드들 중 작동 시 발열이 가장 큰 보드이다. 그 중 RF 2117의 소자 발열은 4W로 가장 높았다. 따라서 RF 2117 소자를 그림 12와 같이 내부구조와 함께 모델링 하였고, 모델링한 RF 2117의 발열은 직접 RF 2117의 Chip에 적용하였다. 그림 12와 같이 모델링한 RF 2117은 통신계 보드를 그림 13과 같이 모델링 후 실제 자리에 위치시켜 모델링을 완료 하였다. RF 2117은 주 시스템(primary system)과 잉여 시스템(Redundancy system)에 각각 1개씩 장착된다.

통신계 보드의 열해석에 적용한 물성치는 표 5와 같고 열해석에 적용된 소자들의 발열사항들은 표 6에 나타나 있다. 그리고 이와 같은 조건으로 통신계 보드를 해석한 결과는 그림 14와 같다. 그림 14는 RF 2117을 함께 나타내줄 경우 RF 2117의 온도가 보드에 비해 상당히 높은 온도로 나타나기 때문에 보드의 온도 분포를 정확하게 확인할 수 없어 보드와 RF 2117을 분리하여 온도를 확인하였다. 그림 14는 통신계 보드의 주 시스템을 사용할 경우로 보드만의 온도분포를 살펴 볼 경우

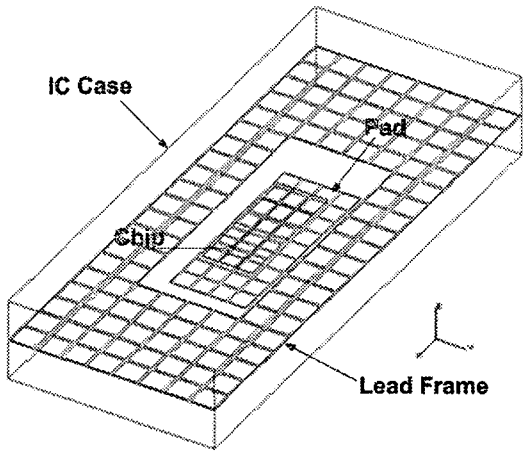

그림 12. RF 2117 모델링.

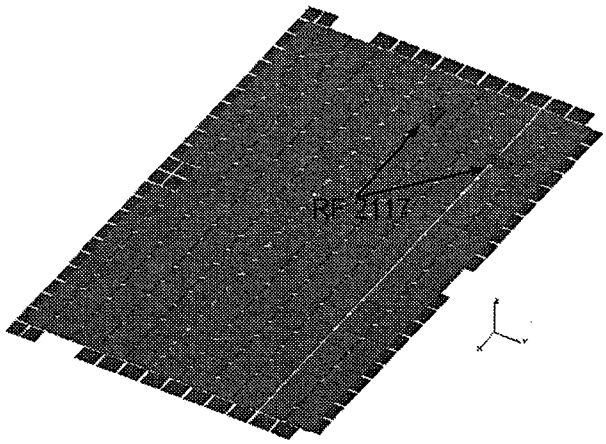

그림 13. 통신계 보드 모델링.

17.7°C~ 34.8°C의 안정적인 분포가 나타났다. 반면, RF 2117의 경우 최고 온도가 123°C까지 나타났다. 이와 같은 결과는 작동온도 범위의 최고온도가 100°C인 RF 2117의 작동에 위험이 따를 수 있다.

따라서 RF 2117의 안정적인 작동을 위하여 열전도 물질(conductive material)을 보드와 RF 2117 사이에 붙여 열을 전도시키는 방안을 고안하였다. 이에 따라 열전도 물질의 열전도율을 적용하여 열해석을 다시 수행하였다. 이러한 열해석의 수행 결과로 주 시스템을 사용한 경우의 열해석 결과는 그림 15와 같다. 그림에서 볼 수 있듯이 RF 2117의 최고온도가 약 96.6°C로 열전도 물질을 사용할 경우 약 25°C 이상의 온도가 내려가는 것을 확인할 수 있었다. 온도분포 또한 그림 15와는 달리 열전

표 5. 통신계 보드 열해석에 적용한 물성치.

재질	열전도율(W/mK)
Chip	148
Pad	300
Lead Frame	kx = 300 ky = 0.63
IC Case	0.63
PC Board	14.45

표 6. 통신계 보드 열해석에 적용된 소자별 발열 사항.

소자	발열(mW)
RF2117	4000
TH72011	120
MC3362	35
HT9170D	35
LM386	200
RF2436	5
ATmega32	70
MAX232	25

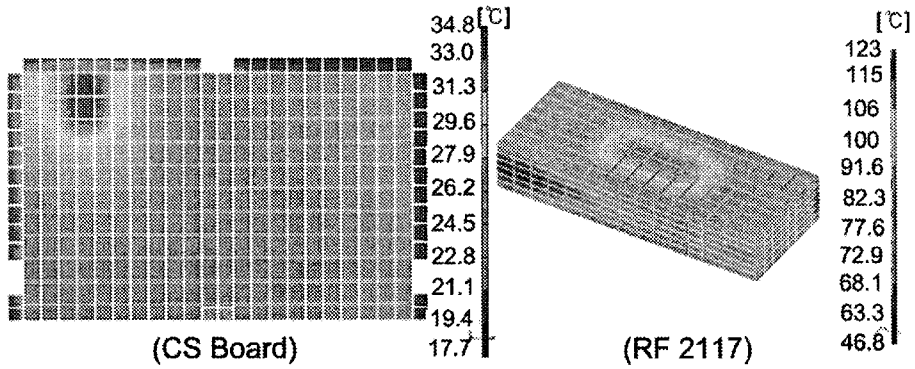

그림 14. 통신계 보드 열해석 결과.

도 물질이 부착되는 RF 2117의 바닥면을 통해 열이 전도되는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 해석의 결과를 바탕으로 실제 RF 2117과 보드 사이에 열전도 물질을 부착함으로써 RF 2117의 발열로 인한 문제를 해결하도록 하였다.

4.2 명령 및 데이터 처리계 보드 열해석

명령 및 데이터 처리계는 HAUSAT-2의 전장 보드들 중 주 기능을 수행하는 역할을 한다. 명령 및 데이터 처리계의 주요 소자는 컨트롤러인 P89C51과 프로세서인 MPC860, 그리고 FPGA인 EPP10K20RC240-4를 모델링 하였다. 특히 MPC 860의 구조는 다른 소자들과 다른 구조로 그림 16과 같은 구조로 모델링 하였다(Lu & Prabhu 1999). 명령 및 데이터 처리계 보드를 모델링하고 모델링 한 소자들을 각각의 자리에 그림 17과 같이 위치시켰다.

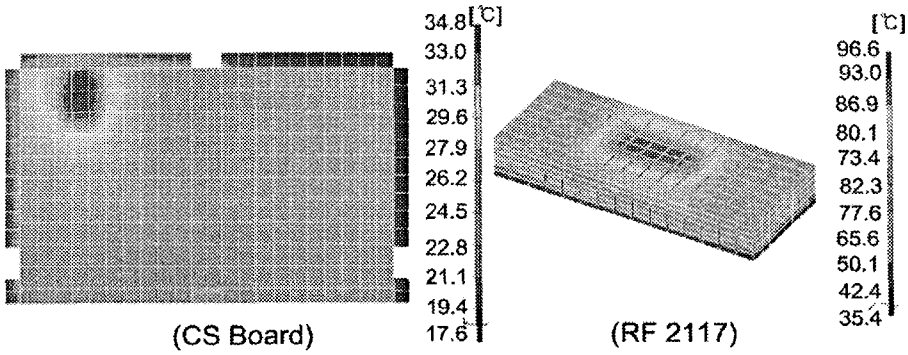

그림 15. 열전도 물질을 적용한 통신계 보드의 주 시스템 사용 시 열해석 결과.

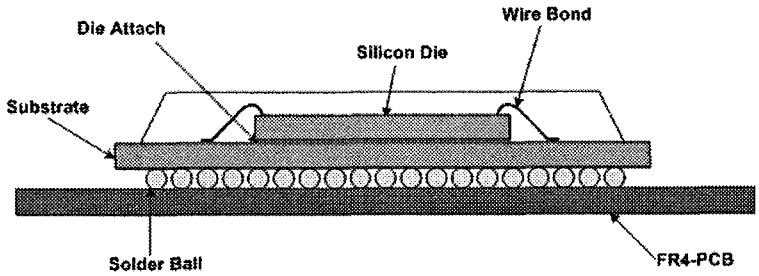

그림 16. MPC 860 모델링에 적용한 구조.

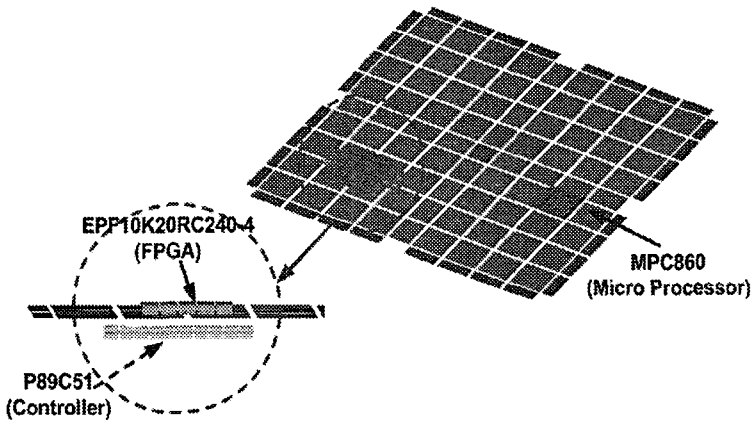

그림 17. 명령 및 데이터 처리계 보드 모델링.

명령 및 데이터 처리계 보드 열해석에 사용한 물성치는 표 7과 같고 열해석에 적용한 발열 사항들은 표 8과 같다. 이와 같은 적용 사항들을 고려하여 주 시스템을 사용하는 경우를 가정하여 열해

표 7. 명령 및 데이터 처리계 보드 열해석에 사용된 물성치.

재질	열전도율(W/mK)
Silicon Die	148
Solder Ball	51
IC Case	0.7
Die Attach	0.9
Wire Bond	317
Substrate	80.95
PC Board	16.94

표 8. 명령 및 데이터 처리계 보드 열해석에 사용된 소자별 발열 사항.

소자	발열(mW)
MCP3204	1
MPC860	375
MAX233	10
AT28BV256	54
AM29LV160DB	20
K4S281632E	110
SCEZ1086CM	125
74FCT163244CPV	20
Ocillator	1
MAX211	20
MAX491	10
EPF10K20RC240-4	400
P89C51	165
DS1232	2
74VHC4051	7

석을 수행한 결과는 그림 18과 같다. 이 보드의 주 시스템 운용 시 약 16°C~ 26°C의 온도 분포가 나타나고 최고 온도는 프로세서인 MPC860에서 나타났다. 그러나 MPC860의 최고 작동온도 한계가 100°C이기 때문에 매우 안정적인 작동을 기대할 수 있다. 같은 조건에서 잉여 시스템을 사용할 경우를 가정하여 해석한 결과는 그림 19와 같고 역시 약 16°C~ 25°C의 온도로 안정적인 온도분포가 나타난다. 잉여시스템을 사용할 경우는 MPC860의 위치가 주 시스템 보다 열전도가 유리한 곳에 위치하고 있어 보다 낮은 온도 분포가 나타난다. 이는 아주 작은 차이로 주 시스템의 위치이동과 같은 조치는 필요 없을 것으로 판단된다.

4.3 전력계 보드 열해석

전력계(EPS; Electrical Power Subsystem) 보드는 주 발열원이 되는 DC-DC 컨버터 3개가 한 지역에 밀집해 있기 때문에 열해석이 필요하다. 컨버터는 일반 소자와 구조가 달라 내부 구조는 모델링하지 못했으나 DC-DC 컨버터의 재질을 반영하여 그림 20과 같이 모델링하였고, 컨버터 몸체에 전체적인 컨버터의 발열을 적용하여 해석을 수행하였다.

전력계 보드 열해석에 적용한 물성치는 표 9와 같고 열해석에 적용한 발열 사항들은 표 10과 같다. 이와 같은 조건으로 열해석을 수행한 결과는 그림 21과 같다. 그림 21에서 볼 수 있듯이 전력계 보드는 28V의 DC-DC 컨버터에서 최고 온도인 95.9°C가 나타났다. 이와 같은 결과는 DC-DC 컨버

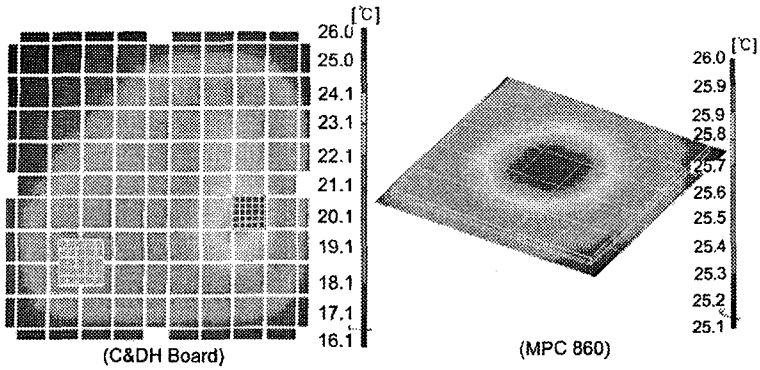

그림 18. 명령 및 데이터 처리계 보드의 주 시스템 사용 시 열해석 결과.

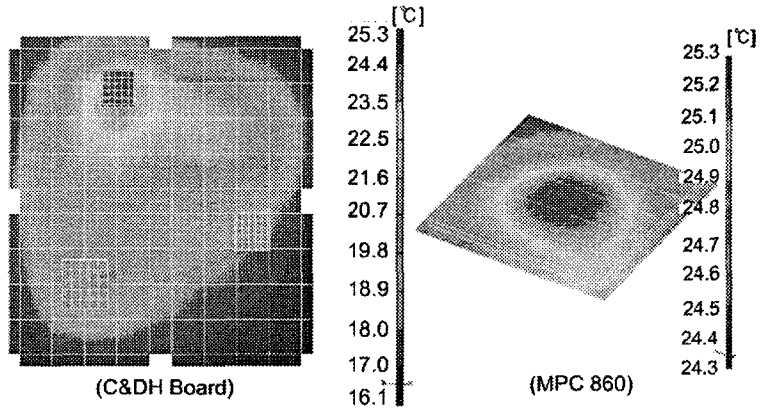

그림 19. 명령 및 데이터 처리계 보드의 잉여 시스템 사용 시 열해석 결과.

터의 작동최고온도인 100°C보다는 낮은 온도를 유지할 수 있지만 충분한 온도 여유를 확보하진 못했다. 그러나 DC-DC 컨버터는 자체에 방열판이 붙어 있어 방열판의 효율을 고려한다면 안정적인 온도를 유지할 수 있을 것으로 판단되어, 방열판의 효율을 예측하기 위해 복사를 고려한 해석도 수행하였다. 단 방열판의 방사율은 주어지지 않아 방열판의 재질인 알루미늄으로 0.15의 방사율을 갖는다고 가정하였다. 이에 대한 열해석 결과는 그림 22와 같고 최고온도가 약 80°C로 충분한 온도 여유을 확보할 수 있었다. 0.45의 방사율을 가정할 경우는 약 64°C의 최고 온도가 나타났다. 따라서 전력계의 DC-DC 컨버터의 방열판은 0.15 이상의 방사율을 갖도록 하면 충분한 온도 여유를 확보할 수 있을 것으로 예측된다.

4.4 소자 열해석 방법 제안 및 고찰

HAUSAT-2의 보드-레벨 열해석은 주요 소자를 직접 모델링하는 방법을 사용하는 독자적인 방식으로 수행하였다. 이와 같은 방법은 기존의 방식보다 모델링에 있어서 복잡함과 시간상의 단점이 있다. 그러나 주요 소자의 최고온도를 보다 가시적으로 예측하기 쉬우며 소자 자체에 열적으로 문제를

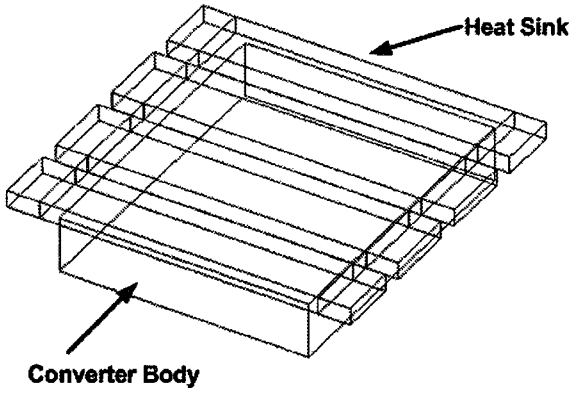

그림 20. DC-DC 컨버터 모델링.

표 9. 전력계 보드 열해석에 사용한 물성치.

재질	열전도율(W/mK)
Heat Sink	167
DC-DC Converter	0.7
PC Board	14.45

표 10. 전력계 보드 열해석에 사용된 소자별 발열 사항.

소자	발열(mW)
MAX745	50
IRF730	5
MAX471	0.25
MBRS340	80
VI-J00-CZ	873
VI-J01-CZ	449
VI-J0L-CZ	1207
IRF9540	5
2N2222	6

해결할 대책을 강구할 수 있다는 장점이 있다. 또한 이러한 열적인 처리도 소자 모델링에 직접 적용하여 해석을 수행할 수 있다는 강점이 있다. HAUSAT-2는 이러한 방법을 사용하여 RF2117의 최악의 온도를 예측하고 대책을 세우는데 활용 할 수 있었고 컨버터의 열해석에서도 방열판을 직접 모델링 하여 방열판의 필요 방사율을 알아보는데 효과적이었다. 이러한 방법은 발열이 큰 보드에서는 더욱 효과적으로 이용될 수 있으며, 위성보드 이외의 전장보드 열해석에서도 더욱 효과적으로 사용할 수 있을 것으로 생각된다.

5. 결 론

나노위성인 HAUSAT-2의 열해석을 시스템-레벨, 박스-레벨, 보드-레벨의 순으로 수행하였다. 시스템-레벨과 박스-레벨의 열해석에 적용한 열 모델링은 열진공/균형시험 결과를 분석하여 검증하고

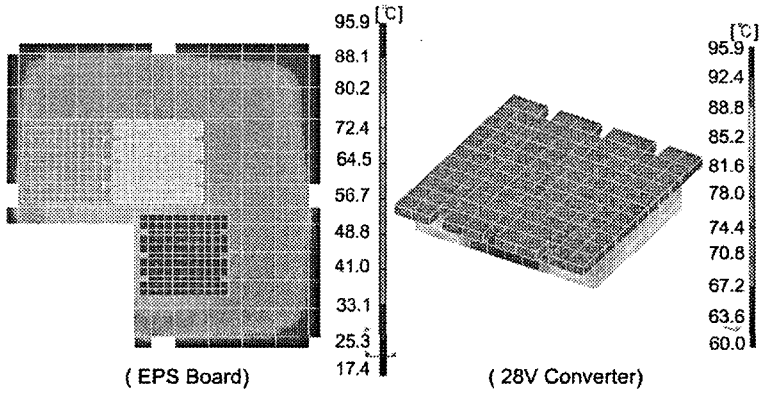

그림 21. 전력계 보드 열해석.

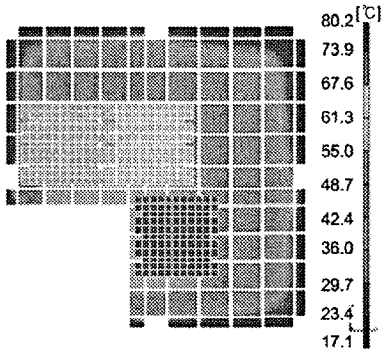

그림 22. 방열판의 방사율을 0.15로 가정한 전력계 보드 해석 결과.

수정한 상태로 신뢰할 만한 결과를 얻었다. 보드-레벨 열해석은 HAUSAT-2만의 독자적인 방식을 사용하여 주요 소자를 모델링하고 각 소자의 안정적 작동을 판단하여 그에 따른 대책을 강구하였다. 추후 버스전장박스의 열진공 시험 후 보드-레벨 열해석 모델을 검증하고 보정할 예정이다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실(National Research Lab.) 사업에 의해 수행된 결과이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

장영근, 이동호 1997, 인공위성 시스템 설계공학 (서울: 경문사), pp.333-376

Gilmore, D. G. 1994, Satellite Thermal Control Handbook (San Francisco: AIAA), p.805

Lu, A. S. & Prabhu, A. 1999 , Board-Level Thermal Modeling of PBGA and CSP in Natural and Forced Convection, IEEE

Woo, T. U. & Kim, S. R. 2002, Product Specification (Seoul: LG Chem.), p.4