

위성 데이터 전송용 2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품 APD 열 해석

하헌우¹ · 강수진² · 김태홍³ · 오현웅^{2,†}

¹한국과학기술원 인공위성연구센터

²조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구소

³광주과학기술원 기전공학부

Thermal Analysis of APD Electronics for Activation of a Spaceborne X-band 2-axis Antenna

Heon-Woo Ha¹, Soo-Jin Kang², Tae-Hong Kim³ and Hyun-Ung Oh^{2,*}

¹Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

²Space Technology Synthetic Laboratory, Dept. of Aerospace Engineering, Chosun University,

³School of Mechatronics, Gwangju Institute of Science and Technology

Abstract : The thermal analysis of electronic equipment is required to predict the reliability of electronic equipment being loaded on a satellite. The transient heat transfer of electronic equipment that was developed recently has been generated using a large-scale integration circuit. If there is a transient heat transfer between EEE(Electric, Electronic and Electro mechanical) parts, it may lead to failure the satellite mission. In this study, we performed the thermal design and analysis for reliability of APD(Antenna Pointing Driver) electronics for activation of a spaceborne X-band 2-axis antenna. The EEE parts were designed using a thermal mathematical model without the thermal mitigation element. In addition, thermal analysis was performed based on the worst case for verifying the reliability of EEE parts. For the thermal analysis results, the thermal stability of electronic equipment has been demonstrated by satisfying the de-rating junction temperature.

Key Words : Thermal Analysis, Electronic Equipment, EEE(Electric, Electronic and Electro-mechanical) Parts, Junction Temperature

1. 서 론

위성이 임무를 수행하는 동안 획득한 데이터를 지상으로 전송하기 위한 안테나는 위성의 임무 요구조건에 따라 정상적으로 작동하기 위해 제어, 통신 및 전력 모듈을 포함하는 전장품이 안테나와 하나의 시스템으로 구성되어 함께 탑재된다. 위성 외부에 노출된 안

테나와 마찬가지로 전장품 또한 가혹한 우주 환경에 노출되어 주요 부품에 기능 장애가 초래되기도 하며 이는 임무의 실패로 이어지기도 한다. 최근 전장품들은 고효율과 고성능이 요구되어짐에 따라 회로의 집적도 증가로 인해 전자 소자들의 열 소산이 증가하는 문제를 야기한다. 특히 전장품에 영향을 주는 여러 인자들 중 온도는 전장품의 수명과 효율, 신뢰적인 측면에 커다란 영향을 미치게 된다. 따라서 고 전력소산을 가지는 전자 소자들의 과도한 열 부하를 막기 위한 열 제어 설계가 필수적이다. 이를 위해 열 해석을 수행하여 전장품의 온도를 예측하고 임무기간 동안 허용 온

Received: Jan. 11, 2016 Revised: Feb. 01, 2016 Accepted: Feb. 11, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-062-230-7183, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

도 범위 내에서 안정적인 운용과 최적의 성능 구현하기 위한 열 제어 설계가 반영되어야 한다.

사전 열 해석을 통해 전장품이 전자 소자의 발열에 의해 허용 온도 범위에 대한 마진을 만족하지 못할 경우에는 여러 가지 방법들을 통하여 온도를 경감시켜 마진을 확보한다. 먼저 전장품 구조체의 재질 및 열 코팅 방식을 최적의 조합으로 변경하는 방식[1], 고 전력소산 전자 소자를 전장품 구조체에 직접적으로 볼트 체결하는 등 심우주로의 열 방출이 유리한 위치를 확보하는 방식[2], 전자 소자와 보드 사이에 열 패드 배치 및 전자 소자 부분과 전장품 구조체를 직접적으로 연결하는 브릿지 형식을 적용하여 열 접촉 면적을 확장하여 열 전도율을 향상시키는 방식[3], 그리고 전장품 내에 히트 싱크를 배치하여 전장품의 온도를 경감하는 방식 등 다양한 방식을 사용하여 전장품의 허용 온도 범위를 유지한다.[4] 상기와 같은 방식으로 설계 완료된 전장품을 토대로 열 해석 모델의 설계 수행 시 일반적으로 전장품의 발열이 미미한 전자 소자는 고려하지 않으며 일정 수준의 발열량을 가지는 전자 소자만을 위주로 적용하여 전장품의 열 해석을 수행한다.[5]

본 논문에서는 다목적실용위성 3호에 탑재되는 고해상도 위성카메라용 X-band 안테나 구동용 전장품인 APD(Antenna Pointing Driver)에 대한 열 해석을 수행하였다. 박스 수준의 상세한 열 해석 모델링을 수행하였고 전장품의 생존성 및 신뢰성을 확보하기 위하여 다음과 같은 조건을 적용하여 해석을 수행하였다. 먼저 제어 및 전력 보드의 Primary 보드만 발열하는 조건 그리고 Redundancy 보드까지 함께 발열하는 극한 조건의 열 해석을 수행하였다. 그리고 해석 결과를 토대로 X-band 안테나의 구동 전장품에 대한 열 설계의 타당성과 온도 마진을 검토하였다.

2. X-band 안테나 및 구동 전장품

X-band 안테나는 2축 짐발 시스템으로 이루어진 지향 조정 장치에 의해 구동되며, 위성의 자세각과 안테나의 지향각에 따라 방위각 축과 고각 축으로 동시에 회전 구동이 가능하도록 구성되어 있다. Fig. 1은

2축 짐발 시스템을 갖는 X-band 안테나의 형상으로서, 크게 Elevation Stage와 Azimuth Stage로 구성되며 각 Stage는 스텝핑 모터에 의해 회전구동이 가능하다.[6] Fig. 2는 X-band 안테나의 구동을 담당하는 전장품의 형상으로 $221 \times 205 \times 76$ mm 크기를 가지고 아노다이징 코팅된 알루미늄 재질의 전장품 구조체와 4장의 보드들로 구성되어 있다. 보드는 제어 보드와 전력 보드가 장착되며 각각의 Redundancy 보드를 1장씩 포함하여 구성되어 있다. 전력 보드는 스페이스(Spacer)로 전장품 구조체의 바닥면과 직접적으로 연결되며 전력 보드 위에 제어 보드가 스페이스로 지지되어 장착되고 제어 보드 위에 Redundancy 보드들이 장착된다.

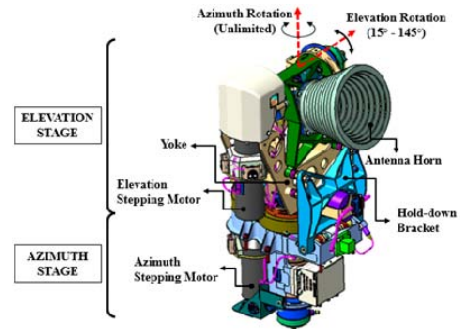
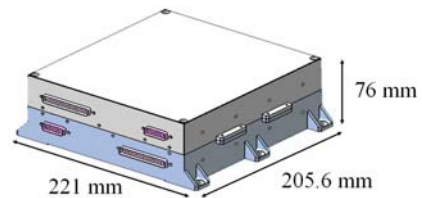
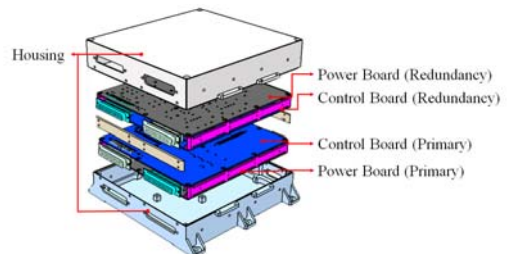


Fig. 1 X-band Antenna Module Configuration



(a) External Configuration



(b) Internal Configuration

Fig. 2 X-band Antenna Pointing Driver Configuration

3. 구동 전장품 열 설계

X-band 안테나 구동 전장품의 열 해석 모델링을 수행하기 위하여 상용 열 해석 프로그램인 Sinda/Fluint와 Thermal Desktop[7]을 사용하여 전장품의 열 해석 모델을 구축하였다. Fig. 3은 구축된 전장품 열 해석 모델의 전체 형상으로서 전장품 구조체의 크기 및 실제 전력 보드와 제어 보드의 배치 순서에 맞게 적용하였다. Fig. 4는 전력 보드와 제어 보드의 실제 구성 회로 사진과 이를 바탕으로 구축된 열 해석 모델의 형상으로서 동일한 열적 특성을 나타낼 수 있도록 실제 전자 보드 내부의 전자 소자들의 위치를 고려하여 열 해석 모델에 적용하였다. 그리고 각각의 체결 부위와 접촉 면적 및 방식에 따라 적합한 열적 결합을 설정하여 열 해석 모델에 적용하였고 그 값을 Table 1에 나타내었다.[8]

전자 소자 모델링의 경우 소자들의 열 및 기계적인 정보가 정확하게 주어지지 않아 해석의 불확실성을 키우는 요소로 작용하기 때문에 자세한 모델링을 수행하지 않고 전자 소자를 하나의 열 노드로 가정하여 해당 전자 소자의 발열량을 대입하는 방식의 모델링을 수행하였다. 그리고 전장품의 열 해석에서 일반적으로 발열이 미미한 전자 소자는 제외하여 해석을 수행하기 때문에 0.1 W 이상의 발열을 가지는 전자 소자들만을

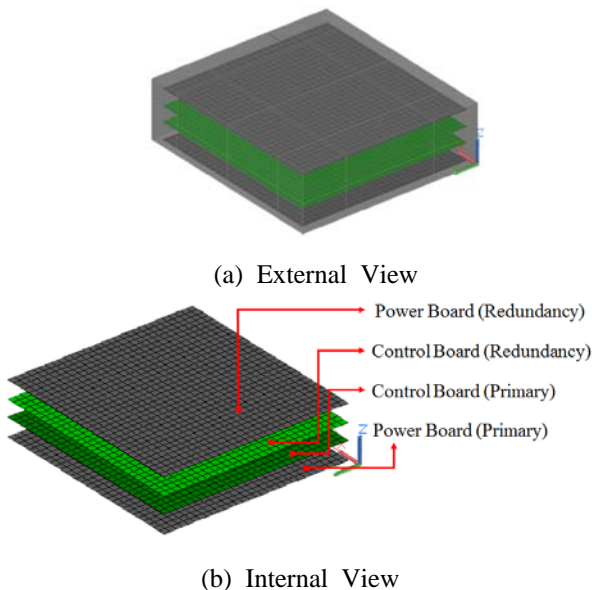
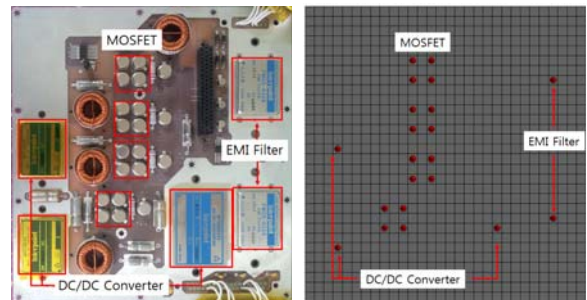
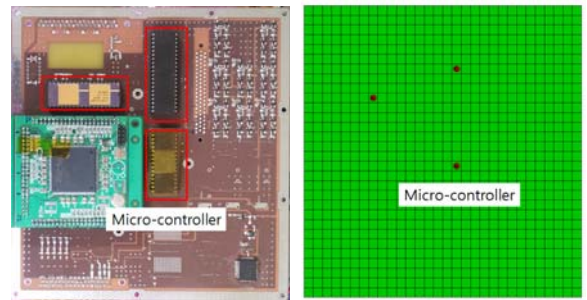


Fig. 3 Thermal Mathematical Model of X-band Antenna Driver

열 해석 모델에 반영하여 해석을 수행하였다. 각 전자 소자들의 데이터시트를 분석한 결과, 0.1 W 이상의 주요 발열 전자 소자들로는 전력 보드의 MOSFET, DC/DC Converter 및 EMI Filter 그리고 제어 보드의 Micro-controller가 주요 발열 전자 소자로 작용하여 열 해석 모델에 적용하였다. 각각의 발열량과 개수 그리고 총 발열량을 Table 2에 나타내었으며 열 해석 모델에 적용된 전장품 구조체와 보드의 열적 물성치는 Table 3과 같다.



(a) Power Board



(b) Control Board

Fig. 4 Thermal Mathematical Model of Electronic Board (Left : Actual Image of PCB, Right : Thermal Mathematical Model)

Table 1 Thermal Coupling Condition [8]

Between Components	Type	Heat Transfer Coefficient	Remark
Housing to Base Plate	Constant Coefficient	50 W/m ² K	Contact Area : > 100cm ²
Housing to Board	Constant Coefficient	300 W/m ² K	Contact Area : < 100cm ²
Board to Board	Constant Coefficient	500 W/m ² K	Bipods and Beam/Front Bead

Table 2 Heat Dissipation Condition of Electronic Parts

Electronic Parts (EA)	Heat Dissipation (W)
MOSFET (16)	0.15
EMI Filter (2)	0.4
DC/DC Converter (3)	0.4
Micro-controller (3)	0.3
Total	5.3

Table 3 Material and Optical Property for Thermal Mathematical Model

Material Property	Density (kg/m ³)	Conductivity (W/m-K)	Specific Heat (J/kg-K)
Al6061-T6 (Housing)	2700	167	896
FR4 (PCB)	3200	11	1200
Optical Property	Absorptivity	Emissivity	
Aeroglaze Z306 (Housing Paint)	0.91	0.91	
Board Coating	0.88	0.88	

4. 열 해석

전장품의 열 해석을 위한 경계 조건은 Baseplate의 온도를 기준으로 인증시험 규격인 +55℃로 적용하였다. 주위 경계면의 온도 또한 동일한 온도로 적용하였으며 극한 조건에서의 온도 마진을 확인하기 위해 전도로만 열 전달이 이뤄진다고 가정하였다. 열 해석은 정상 운용모드인 전력 보드와 제어 보드의 Primary만 발열하는 Case 1과 해석상 가장 극한 조건인 Redundancy 보드까지 총 4장의 보드가 발열하는 Case 2에 대해 수행하였다. 여기서 얻어지는 온도는 전자 소자의 온도가 아닌 전자 소자 주변 보드의 온도로서 소자업체에서 제공되는 열 저항 물성치를 이용하여 식 (4)을 통해 전자 소자의 접합 온도를 계산할 수 있다.[9]

$$T_J = T_B + P \times R_{jb} \quad (4)$$

여기서, T_J 와 T_B (℃)는 전자 소자의 접합 온도와 열 해석으로부터 도출된 보드의 온도를 나타내고 P 는 열 소산량(W), R_{jb} (℃/W)는 전자 소자의 접합 점과 보드 사이의 열 저항 물성치를 나타낸다. 하지만 전자 소자의 정확한 열적 물성치 확보의 어려움이 존재하여 전자 소자 관점의 해석이 제한적일 수 있다. 그래서 열 및 기계적인 정보 등의 열적 완화요소가 배제된 극한 조건의 열 해석 모델을 토대로 전자 소자 해석의 불확실성에 대한 신뢰도 확보가 필요하다. 따라서 기존의 전자 소자들이 허용 온도 범위를 만족하는지에 대한 해석 및 유럽우주기구(European Space Agency)에서 전자 소자에 적용하도록 권장하는 엄격한 기준에 대한 분석 또한 함께 수행하였다.

먼저 전력 보드와 제어 보드만 발열하는 Case 1의 해석 결과를 Fig. 5와 같이 각 보드 별 온도 분포로 나타내었다. 보드들의 최대 온도는 76.49℃로 전력 보드의 MOSFET과 DC/DC Converter가 밀집된 중심 부근의 보드 온도로서 전자 소자들의 밀집도가 높기 때문에 온도가 가장 높았다. Fig. 6은 Redundancy 보드까지 전부 발열하는 Case 2의 해석 결과이다. 보드들의 최대 온도는 81.85℃로 Case 1과 마찬가지로 전력 보드의 전자 소자가 밀집된 중심 부근의 보드 온도가 가장 높았다. 열 해석으로부터 도출된 전자 소자 부근의 보드 온도와 계산된 전자 소자의 접합 온도를 Table 4에 정리하였다. 계산 결과, 전력 보드 및 제어 보드의 Primary 보드만 발열하는 Case 1과 Redundancy 보드까지 전부 발열하는 Case 2에서도 전자 소자들의 온도가 허용 온도 범위인 150℃와 125℃내로 유지되는 것을 알 수 있다.

그리고 유럽우주기구에서 권장하는 열 설계 요구 조건인 허용 온도 범위의 부하 경감(de-rating)에 대한 분석을 추가적으로 수행하였다.[10] 부하 경감된 허용 온도 범위는 전자 소자의 성능 저하로 인한 접합 온도 상승에 대해 최대 접합 온도에서 40℃를 차감 혹은 110℃를 적용할 것으로 하는 요구 조건으로서 상기 지침을 적용한 부하 경감 접합 온도는 Table 4에 나타내었다. 분석 결과, 전자 소자의 접합 온도가 부하 경감된 허용 온도 마진인 110℃와 85℃를 만족함으로써 현재의 X-band 안테나 구동 전장품의 설계가 충분한 신뢰성을 가지고 있음을 알 수 있다.

Table 4 Junction Temperature Margin of Electronic Parts from Thermal Analysis Results

Component	P (W)	T _B (°C)		R _{jb} (°C/W)	T _J (°C)		T _{B-max} (°C)	T _{J-max} (°C)	T _{B-derated} (°C)	T _{J-derated} (°C)	Margin	
		Case 1	Case 2		Case 1	Case 2					Case 1	Case 2
MOSFET	0.15	76.49	102.7	175	102.7	108.1	125	150	85	110	7.26	1.9
EMI Filter	0.4	72.31	78.71	16	78.71	84.79	125	125	85	85	6.29	0.21
DC/DC Converter	0.4	76.4	77.6	3	77.6	82.99	125	125	85	85	7.4	2.01
Micro Controller	0.3	71.72	77.4	19	77.42	83.77	125	125	85	85	7.58	1.23

T_B : board temperature, R_{jb} : Resistance between board to junction, T_J : calculated junction temperature
 T_{B-max} : allowable max board temperature, T_{J-max} : allowable max junction temperature
 T_{J-derated} : de-rated junction temperature, referenced from ECSS-Q-ST-30-11C

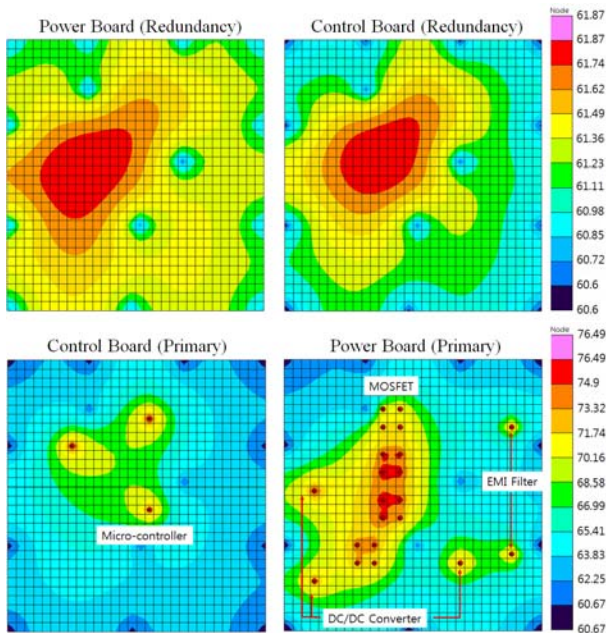


Fig. 5 Thermal Analysis Results of Case 1

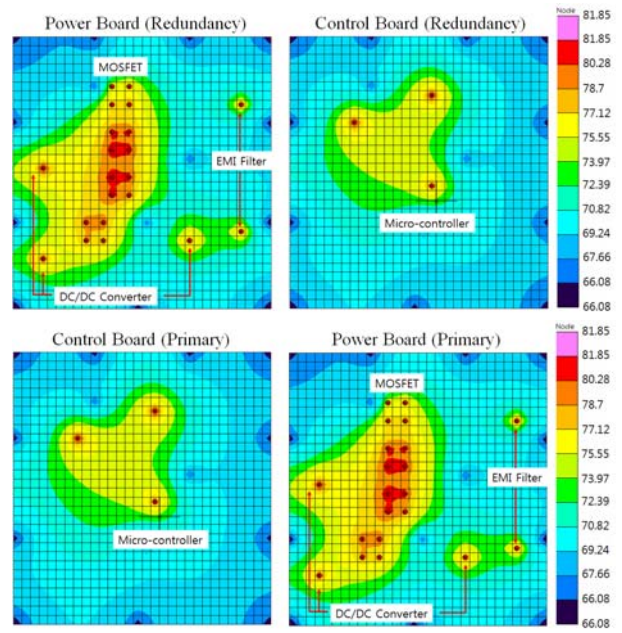


Fig. 6 Thermal Analysis Results of Case 2

5. 결 론

본 논문에서는 X-band 안테나의 구동 전장품에 대해 열 해석을 수행하여 열 제어 설계의 안정성과 마진을 검토하였다. 전자 소자의 열적 물성치 확보가 어렵고 해석의 불확실성을 키우는 요소로 작용하기 때문에 자세한 모델링을 수행하지 않고 전자 소자를 하나의 열 노드로 가정하여 열적 완화요소를 배제한 극한 조건의 모델링을 통해 전장품의 열 해석을 수행하였다. 해석 결과 구동 전장품이 허용 온도 범위 내에서 충분한 마진을 가짐을 알 수 있었다. 또한 여분의 보드들

까지 발열하는 극한 조건에서도 온도 마진을 확보하여 허용 온도 범위를 넘지 않으며 부하 경감된 허용 온도 범위까지 만족함을 해석을 통해 확인하여 현재의 X-band 안테나 구동 전장품의 열 설계가 충분한 생존성과 신뢰성을 가지고 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 2013년 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행했습니다.
 (NRF-2012M1A3A3A03033597)

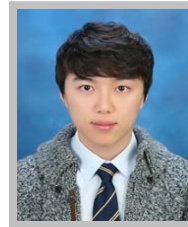
참고 문헌

- [1] Gilmore, D. G., and Collins, R. L., "Satellite Thermal Control Handbook", 2nd Edition, The Aerospace Corp. Press, El Segundo, CA, 2004
- [2] H. S. Seo, J. Rhee, E. S. Han, I. S. Kim, "Thermal Failure of the LM117 Regulator under Harsh Space Thermal Environments", Aerospace Science and Technology, vol. 27, no. 1, June 2013
- [3] M. H. Lee, D. W. Kim and Y. K. Chang, "A Study of High-power Dissipation Parts Modeling for Spacecraft PCB Thermal Analysis", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 34, no. 6, pp. 42-50, June 2006.
- [4] H. S. Seo, Y. G. Jeong, S. S. Jang, J. B. Jang, "Thermal Analysis of Power Electronic for Korea Low Earth Orbit Satellite", 2008 KSAS Spring Conference, Pyeongchang, Korea, pp. 948-951, April 2008.
- [5] S. H. Kim, H. D. Kim, B. S. Hyeon, J. M. Choi, "Thermal Analysis of LEO Satellite RF Distribution Unit", 2008 KSAS Spring Conference, Hoengseong, Korea, pp. 888-891, April 2006.
- [6] S. H. Jeon, S. C. Kwon, D. K. Kim and H. U. Oh, "Investigation of Micro-vibration Isolation Performance of SMA Mesh Washer Isolator for Vibration Isolation of X-band Antenna", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, no. 11, pp. 988-995, November 2014.
- [7] Timothy D. Panczak, Steven G. Ring, Mark J. Welch, David Johnson, Brent A. Cullimore, Douglas P. Bell, "Sinda/Fluint Thermal Desktop User' Manual", C&R Technologies, October 2008.
- [8] J. S. Jang, Y. H. Jeong, S. U. Yang and I. E. Kim, "Design Verification of Thermal Control Performance of Electronics for Small Electro-Optics", 2009 KSAS Spring Conference, Pyeongchang, Korea, pp. 734-737, April 2009.
- [9] J. S. Jang, J. H. Yun, S. U. Yang and H. W. Lee,

"Thermal Analysis and Result Review of Auxiliary Camera Module Unit for Small Electro-Optics for Earth Observation", 2011 KSAS Spring Conference, Gyeongju, Korea, pp. 1042-1046, April 2011.

- [10] J. H. Park, H. S. Kim, H. S. Ko, B. C. Jun and H. K. Seo, "Experimental Verification of Heat Sink for FPGA Thermal Control", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, no. 9, pp. 789-794, September 2014.

저자 소개



하 현 우

2014년 조선대 항공우주공학과 졸업. 2015년 동 대학원 석사. 2015년~현재 한국과학기술원 인공위성연구센터 위축 연구원. 관심분야는 가변 방사율 라디에이터, 복사 열 전달 및 궤도 열 해석.



강 수 진

2015년 조선대 항공우주공학과 졸업. 2015년~현재 조선대학교 항공우주공학과 석사. 관심분야는 우주용 열 제어기 개발 및 궤도 열 해석.



김 태 홍

1997년 전남대 전자공학과 졸업. 1999년 동 대학원 석사. 2005년 동 대학 전자정보통신공학 박사. 2012년~현재 광주과학기술원 기전공학부 연구부교수. 관심분야는 전자파수치해석, RF시스템 및 수동소자 설계.



오 현 웅

1993년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1996년 일본 동경대학교 항공우주공학과 대학원 석사. 1999년 동 대학 박사. 2012년~현재 조선대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 우주용 진동제어 및 충격저감 시스템, 스마트 재료의 우주응용, 큐브위성 시스템 및 관련 기술, 위성 및 탑재체 시스템 등