한국정밀공학회지 제 33 권 제 4 호 pp. 271-277 April 2016 / 271
J. Korean Soc. Precis. Eng., Vol. 33, No. 4, pp. 271-277 http://dx.doi.org/10.7736/KSPE.2016.33.4.271
ISSN 1225-9071(Print), ISSN 2287-8769(Online)

◆ 특집 ◆ 양동열 교수님 헌정세션 특집

한국형 달 탐사용 원자력전지의 열제어 구조 연구

Study on the Thermal Design of Nuclear Battery for Lunar Mission

홍진태 [1,✉], 손광재 [1], 김종범 [1], 박종한 [1], 안동규 [2], 양동열 [3]
Jintae Hong[1,✉], Kwang-Jae Son[1], Jong-Bum Kim[1], Jong-Han Park[1], Dong-Gyu Ahn[2], and Dong-Yol Yang[3]

1 한국원자력연구원 하나로이용연구본부 (Department of Hanaro Utilization and Research, Korea Atomic Energy Research Institute)
2 조선대학교 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering, Chosun University)
3 한국과학기술원 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology)
✉ Corresponding author: jthong@kaeri.re.kr, Tel: +82-42-868-4420)

Manuscript received: 2016.2.25. / Revised: 2016.3.16. / Accepted: 2016.3.17.

For a stable electric power supply in the space, nuclear batteries have been used as the main power source in a spacecraft owing to their long lifetime and high reliability. In accordance with the plan for lunar mission in Korea, nuclear batteries will supply electricity to the rover that needs to be developed. According to the information about the estimated payload, Korea Atomic Energy Research Institute started with the conceptual design based on the previous studies in USA and Russia. Because a nuclear battery converts the decay heat of the radioisotope into electricity, thermal design, radiation shield, and shock protection need to be considered. In this study, two types of nuclear batteries, radial type and axial type, were designed according to the alignment of the thermoelectric module. Heat transfer analyses were performed to compare their thermoelectric efficiency, and test mockups were fabricated to evaluate their performances.

KEYWORDS: Nuclear battery (원자력전지), Lunar mission (달탐사 임무), Thermo-Electric module (열전모듈), Radioisotope thermoelectric generator (방사성동위원소 열전발전기)

기호설명

ρ = Density
C_p = Heat capacity
K = Thermal conductivity
ε = Emissivity
Wth = Watt thermal
We = Watt electric

1. 서론

우주나 극지방과 같은 극한 환경에서 안정적으로 전기를 생산하여 공급하기 위해서 별도의 전원이 필요없는 고신뢰성, 장수명, 고에너지밀도의 원자력전지가 미국, 러시아 등의 선진국을 중심으로 개발되어 위성, 우주 탐사선 등의 우주선과 심해, 극지방 등의 극지 센서, 국방기술에서 다양하게 적용

Copyright Ⓒ The Korean Society for Precision Engineering
This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

되었다.[1-5] 원자력전지는 방사성동위원소가 붕괴하면서 발생되는 광자 또는 하전입자의 에너지를 전기에너지로 변환하여 안정적인 전기를 공급하도록 구성된 장치 및 기기를 말하며, 특히 방사성 동위원소의 붕괴열을 이용하는 경우 방사성 동위원소 열전발전기 (Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG)라고 불린다.[6] 대한민국 정부의 2020년 달탐사선 발사 계획에 따라, 달착륙선 또는 로버(Rover)의 달탐사 작업에 필요한 전원을 공급하기 위하여 한국원자력연구원에서는 RTG 개발 연구를 시작하였다. 한국형 달탐사선은 적재하중 550 kgf으로 설계하고 있으며, 이중 RTG의 적재하중은 10 kgf 이하로 제한하고 있다. 본 연구에서는 -170℃-120℃의 달표면 환경에서 제한 하중에 맞는 최적의 열전효율을 갖는 RTG 설계를 위하여 열전모듈 (Thermoelectric Module, TEM) 배치가 상이한 두 종류의 RTG 개념설계를 진행하였으며, 열전달 해석을 통해 열전효율을 예측하고, 목업을 제작하여 설계 성능을 검증하였다.

2. 원자력전지 개념 설계

RTG설계에 필요한 기술은 크게 동위원소 열원 설계, 열전모듈 설계, 열제어 구조체 설계 기술로 구분할 수 있다. 동위원소 열원의 설계는 적재하중과 차폐를 고려하여 열출력 120 Wth, 크기 Φ120 × H 146 mm로 설계되었다.[7] 열전모듈의 경우 열제어 구조체 상의 위치에 연계되어 설계되는데 미국 원자력전지의 경우 열전모듈을 원주방향으로 배치하였으며, 러시아 원자력전지의 경우 축방향으로 열전모듈을 배치하였다. 본 장에서는 제한된 하중조건과 열출력을 갖는 RTG에서 각각의 열전모듈 배치 방식에 따라 제작 가능한 열제어 구조체 설계에 대해 정리하였다.

2.1 원주방향 열전모듈 배치

Son의 연구에서 열출력 120 Wth 을 갖는 RTG의 경우 최적의 전기 출력을 내는 열전모듈의 높이는 10 mm 로 계산되었으나,[7-10] 10 mm 두께의 중온용 열전모듈은 아직까지 국내에 개발되어있지 않아 현재 한국전기연구원에서 개발되어있는 5.8 mm 높이의 열전모듈을 적용하기로 하고 미국의 Cassini RTG 설계 컨셉을 참고하여 Fig. 1과 같은 K-RTG v1.0을 설계하였다. K-RTG v1.0은 Cassini의 설계와 유사하게 구조체 외곽에 Radiation Fin을 설

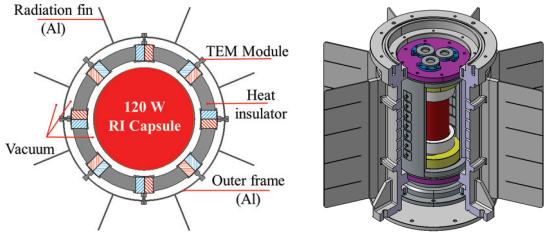


Fig. 1 RTG design with circumferential alignment of thermo-electric modules (K-RTG v1.0)

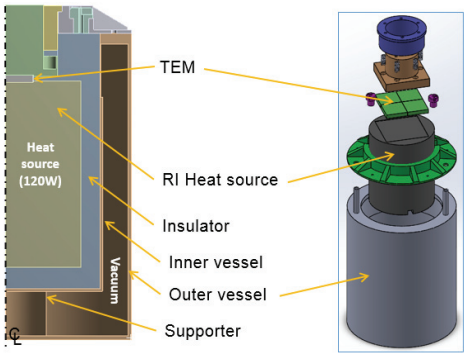


Fig. 2 RTG design with axial alignment of thermo-electric modules (K-RTG v2.0)

계하였으며, 열전모듈은 동위원소 열원에서 반경방향으로 방출되는 열에너지를 전기 에너지로 변환하여 로버나 달 착륙선에 전력을 공급하게 된다.

이때 열전모듈간 연결은 직병렬을 혼합하여 구성할 수 있으며, 크기는 L 20 × W 20 × H 5.8 mm로 설계되었다. 동위원소 열원에서 열전모듈로의 열전달은 복사를 통해서만 진행되며, 열입력이 이루어지는 열전모듈의 고온부 (Hot Shoe)는 Graphite 소재를 적용하여 열을 잘 흡수하도록 설계 하였다. 또한 저온부 (Cold Shoe)는 티타늄 소재의 볼트로 고정하여 고온부에 입력된 열이 열전소재를 통과한 뒤 열전도를 통해 Outer Frame으로 쉽게 전달될수 있도록 하였으며, Outer Frame에 전달된 열은 복사를 통해 Outer Frame과 Radiation Fin에서 달표면으로 빠져나가게 된다.

2.2 축방향 열전모듈 배치

원주방향에 열전모듈이 배치되는 형태의 RTG는 조립 시 부품의 고정, 밀봉성능 유지 및 접촉저항 저감 측면에서 불리한 설계이다. 열전모듈을 축방향의 평평한 면에 부착하게 될 경우 조립성은

크게 향상될 수 있으므로 러시아 RTG의 형상을 참고하여 Fig. 2와 같이 축방향으로 열전모듈이 배치되는 형태의 K-RTG v2.0을 설계하였다.

본 설계는 이중 진공관 형태의 압력용기에 단열재를 채우고 열원을 삽입하는 형태로 설계하였고, 바닥면에 하중을 지지하는 지지구조, 윗면에 열전모듈을 배치한 후 그 위에 열의 방출을 유도하도록 설계되었다. 즉, 대부분의 열이 RTG의 윗면을 통해 방출되며, 이때 열전모듈 양단에 걸리는 온도차에 의해 전력이 발생된다. 여기서 열전모듈은 L 40 × W 40 × H 5.8 mm에 50개의 열전쌍이 직렬로 연결되도록 설계되었다.

3. 유한요소해석 및 시작품 제작

3.1 열전달 해석 결과

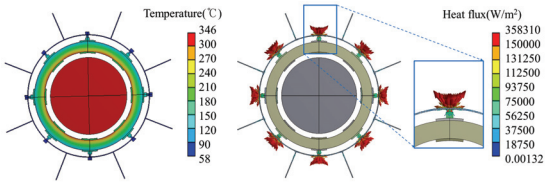
위에서 설계된 두 가지 형태의 RTG에 대해 열전달 해석을 수행하여, 열전모듈 양단에 걸리는 온도차를 계산함으로써 열출력 120 Wth 열원에 대해 각각의 RTG가 갖는 열 손실과 전기 출력을 분석하였다. 열전달 해석 툴은 ANSYS를 이용하였으며, RTG가 달표면의 음지에 있는 것으로 가정하여 외기 온도 경계조건을 -170℃로 설정하였다. 또한 우주공간에서는 진공상태이므로 열원에서 발생되는 열은 복사에 의해 열전모듈 및 내부 구조물에 전달되고, 이 열은 전도 및 복사에 의해 달표면으로 방출되는 것으로 설정하였다. RTG에 적용된 주요 부품의 재료는 Al 6061, TE1400, Titanium, Graphite 이며, 그 물성은 Table 1과 같다.

원주방향으로 열전모듈이 배치된 RTG (K-RTG v1.0)의 경우(Fig. 3), 열전모듈 양단에 걸리는 온도차는 22℃ 이며, 복사에 의해 열전모듈의 고온부를 통해 집중적으로 흡수된 열이 전도에 의해 방열핀으로 전달되어 방출되는 것을 확인할 수 있다. 특히, 본 해석에서는 열전모듈 8개가 원주방향으로 배치되어 있기 때문에 열전모듈을 4개, 2개로 줄여서 해석을 수행한 결과 열전모듈 양단에 걸리는 온도차는 열전모듈의 수량 감소에 반비례하여 43℃, 63℃로 각각 증가하는 것을 확인하였다.

축방향으로 열전모듈이 배치된 RTG (K-RTG v2.0)의 열전달 해석결과는 Fig. 4와 같으며, 열전모듈 양단에 걸리는 온도차는 139℃ 이다. 열원에서 발생한 열은 전도에 의해 열원의 상단에 부착된 열전모듈에 전달되고, 열전모듈의 저온부에 부착된 Heat Sink를 통해 구조체 밖으로 전달되어 방출되는 것을 확인할 수 있다.

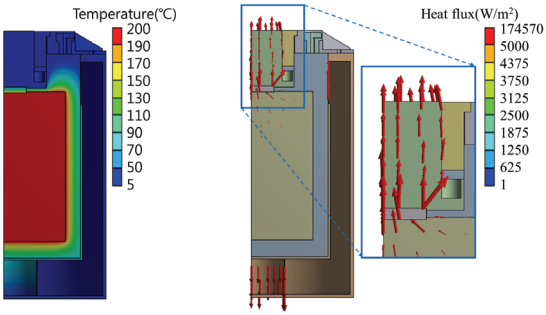
Table 1 Material properties of RTG components

	Al6061	TE1400	Titanium	Graphite
ρ (ton/mm^3)	3.0e-9	3.2e-10	4.5e-9	3.2e-10
Cp (J/ton·℃)	896000	963000	528000	707000
K (W/mm·℃)	0.170	0.0000288	0.017	0.024
ε	0.04	0.75	0.63	0.9



(a) Distribution of temperature (b) Heat flux

Fig. 3 Heat transfer analysis of K-RTG v1.0



(a) Distribution of temperature (b) Heat flux

Fig. 4 Heat transfer analysis of K-RTG v2.0

원주방향 열전모듈 배치구조에 적용된 열전모듈의 단면적이 축방향 열전모듈 배치구조에 적용된 열전모듈 크기의 1/4 이므로, 원주방향으로 열전모듈 4개가 적용된 설계가 축방향으로 열전모듈 1개가 적용된 설계와 동일한 설계로 볼 수 있으며, 이때 열전모듈 양단의 온도차는 각각 43℃, 63℃로서 축방향으로 열전모듈이 배치된 설계가 더 높은 온도차를 낸다. 즉 복사에 의해 열을 흡수하는 구조인 원주방향 열전모듈 배치구조의 경우 열전모듈의 전체적인 온도가 높지만 열전모듈 양단에 걸리는 온도차는 낮게 분석되었으나, 전도에 의해 열원의 열을 흡수하는 구조인 축방향 열전모듈 배치구조의 경우 열전모듈이 열원과 접촉하여 열을 방출하므로 전체적인 열전모듈의 온도는 상대적으로 낮지만 열전모듈 양단에 높은 온도차를 발생시켜 원주방향 열전모듈 배치구조의 RTG에 비해 더

Table 2 Comparison of heat transfer analysis

	K-RTG v1.0	K-RTG v2.0
Heat input (W)	120	
T_{hot} (℃)	170	197
T_{cold} (℃)	148	58
Heat loss (W)	23	27
Output voltage (V)	14.2	1.0
Output power (W)	0.52	1.02
System efficiency (%)	0.438	0.85

높은 기전력을 낼 수 있을 것으로 기대할 수 있다. 열전달 해석결과로부터 RTG 각 설계에 대해 열전모듈 양단의 온도와 열 손실량, 출력전압, 열전변환 전력, 열전시스템 효율을 Table 2에 정리하였다. Table 2에서 전기출력 계산은 K-RTG v1.0의 경우 Hot Shoe온도가 180℃ 이하의 저온영역에서 동작하므로 Bi-Te계 열전재료의 온도차-전압 실험 Table을 적용하였으며, K-RTG v2.0의 경우 200℃ 전후의 중저온에서 동작하므로 Pb-Te계 열전재료의 실험 Table을 적용하였다. 원주방향 열전모듈이 8개 배치된 RTG 구조의 경우 축방향으로는 단열조건을 적용하여 해석을 수행했기 때문에 열손실량이 23 Wth로 분석되었으나 실제 실험에서는 열손실량이 더 많을 것으로 예상되며, 반면 축방향 열전모듈 배치구조의 경우 열손실량은 27 Wth로서 입열량의 22.5%를 차지하는 것으로 분석되었다. 또한 원주방향 열전모듈 배치구조의 경우 출력 전압은 14.2 V, 출력전력은 0.52 We로써 0.438%의 시스템의 효율을 낼 것으로 분석되었다. 반면 축방향 열전모듈 배치구조의 경우 출력 전압은 1.02 V, 출력전력은 1.02 We로써 0.85%의 시스템 효율을 내는 것으로 분석되었다.

3.2 시작품 제작 및 열전 효율 비교

전절의 해석결과를 바탕으로 실제 시스템의 열전성능을 검증하기 위하여 Figs. 5와 6 같이 두 가지 경우의 RTG 시제품을 각각 제작하였다. 본 시제품에서는 열원으로 전기히터를 적용하였는데, 원자력전지의 개발단계에서는 방사성물질인 열원의 취급이 어려우므로, 방사성 동위원소 대신 열출력 제어가 가능한 전기 히터를 열원으로 적용하는 것이 일반적이다.

RTG 조립이 끝난 후 RTG 내부를 진공상태로 만들기 위해 진공펌프를 연결하여 배기 시키고, 열원 위치의 히터에 전기전원을 이용하여 120 We

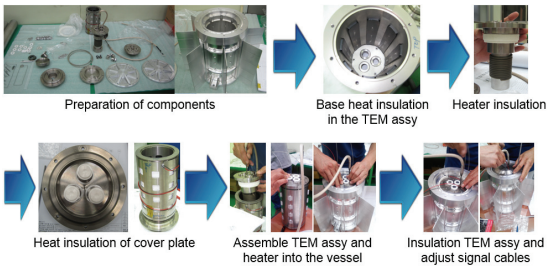


Fig. 5 Fabrication process of K-RTG v1.0 using an electric heater

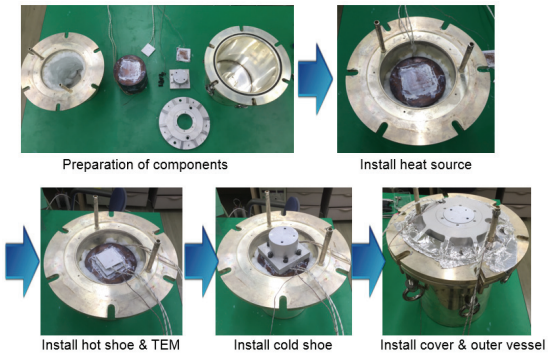


Fig. 6 Fabrication process of K-RTG v2.0 using an electric heater

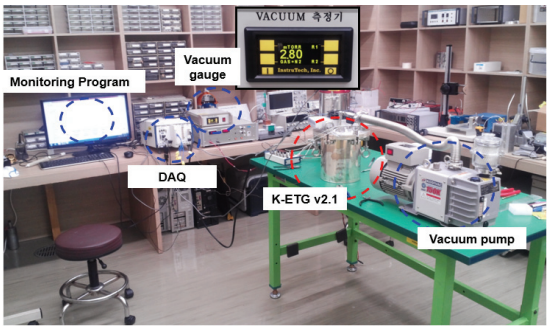
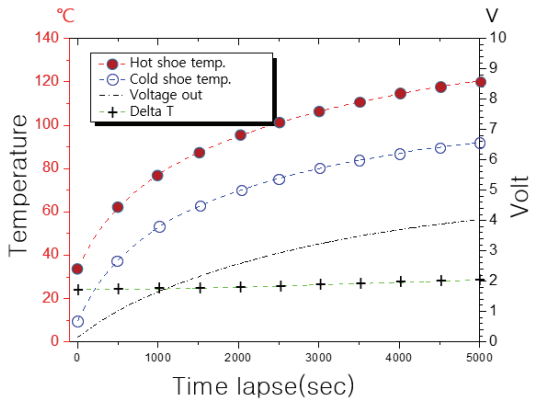


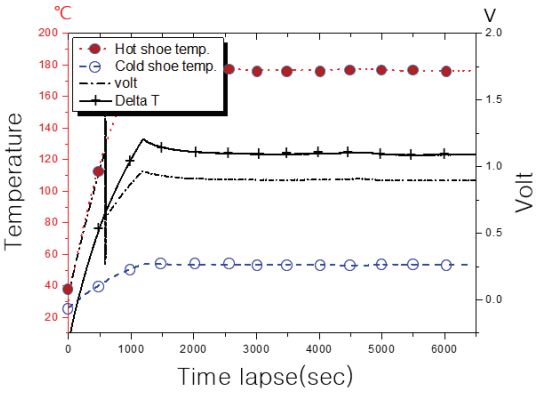
Fig. 7 Experimental setup for RTG performance test

를 인가하였다. 열전모듈 양단에 온도측정을 위해 열전대를 계장하였으며, 열전모듈에서 발생하는 전력량과 열전모듈 양단의 온도변화를 실시간으로 취득하여 모니터링 할 수 있도록 NI의 PXIe-1082를 이용하여 데이터 취득시스템을 구성하였다. Fig. 7은 RTG의 열전 성능 검증을 위한 실험장치의 구성을 나타낸다.

본 연구에서 제작된 각각의 RTG에 대한 실험결과 시간에 따른 열전모듈 양단의 온도변화와 열



(a) K-RTG v1.0



(b) K-RTG v2.0

Fig. 8 Variation of temperature and output voltage generated from the thermoelectric module

전모듈에서 발생하는 기전력량 변화를 계측하였으며 Fig. 8의 그래프와 같이 정리되었다.

원주방향으로 열전모듈이 배치된 RTG (K-RTG v1.0)의 경우 히터부 손상으로 인해 60 Wth의 열입력이 가능하여 60 Wth의 열입력으로 실험을 진행하였으며, 시스템이 열평형 상태에 도달했을 때 열전모듈 고온부 (Hot Shoe) 젠더의 온도는 120℃, 저온부 (Cold Shoe) 젠더의 온도는 92℃로서 28℃의 온도차를 보였다. 출력전압 측정결과 직렬로 연결된 열전모듈에서 부하저항 110 Ω일 때 4.05 V로 나타났다. 즉, K-RTG v1.0에서 발생하는 전력은 0.149 We 로서 열전효율 0.248%을 기록했으며, 이는 유한요소 해석에서 0.438%로 예측되었던 것에 비해 0.19% 차이가 발생한 것이다. 이러한 차이의 원인으로는 원주방향으로 배치된 열전모듈의 조립과정에서 부품간의 정확한 접촉이 이루어지지 않아 열저항이 증가한 것과, 부품간의 이격 및 히터의 전원케이블, 센서 계장선으로 인해 RTG 내부에 진공이 잘 잡히지 않은 점, 구조적 안정성을 위해 축방향에 완충구조를 보강한 설계 구조에 의해 열손실이 증가한 문제 등으로 인해 실제 열전모듈 양단에는 10℃ 이하의 온도차가 걸렸을 것으로 분석된다. 축방향으로 열전모듈이 배치된 RTG (K-RTG v2.0)의 경우 시스템이 열평형 상태에 도달했을 때 무부하 열전모듈 고온부 (Hot Shoe)의 온도는 186.4℃, 저온부 (Cold Shoe)의 온도는 53.97℃로서 열전모듈 양단에 걸리는 온도차가 132.4℃이며, 직렬로 연결된 열전모듈에서 발생하는 전압은 부하저항 0.8 Ω일 때 0.88 V으로 나타났다. 즉, K-RTG v2.0에서 발생하는 전력은 0.98 We 이다. 이는 열입력 120 Wth에 대해 열전효율 0.82%로서 유한요소 해석에서 0.85%로 예측했던 것에 비해 0.03 % 차이가 발생한 것이다. 이러한 차이의 원인으로는 부품간의 접촉 저항에 의한 열 손실과 히터의 전원케이블, 센서 계장선으로 인해 RTG 내부에 진공이 10^{-3} torr 이하로 잡히지 않은 점을 들 수 있다.

또한, Fig. 8에서 원주방향으로 열전모듈이 배치된 경우 구조체 내부 및 외부에서 복사열전달이 주로 이루어지기 때문에 전도에 의한 열전달이 이루어지는 축방향 열전모듈 배치 구조에 비해 정상상태에 도달하는 시간이 더 긴 것으로 분석된다.

위의 실험 결과에서 나타난 바와 같이 열원에 대해 원주방향으로 열전모듈을 배치하여 RTG를 제작하는 것보다 축방향으로 열전모듈을 배치하여 RTG를 제작하는 것이 열손실이 적고 기전력을 높일 수 있는 설계임을 확인할 수 있다.

3.3 최적 열전 효율 예측

이상의 해석 및 실험 결과는 Son이 계산한 최적의 열전모듈 설계치가 반영되지 않고 현재 수급 가능한 열전모듈의 치수를 반영하여 얻은 결과이다. 전절의 실험 결과에서 축방향으로 열전모듈이 배치된 RTG의 설계가 더 높은 기전력을 낼 수 있으므로, Fig. 2의 설계에서 열전모듈의 설계치만 원래의 최적설계치인 L 40 × W 40 × H 10.5 mm로 변경하여 열전달 해석을 수행하였다. 열전달 해석 결과 열전모듈 양단의 온도와 발생되는 기전력 및 열전 효율은 Table 3과 같다.

즉, 최적 설계안의 열전모듈을 적용 시, 기전력 4.8 W, 열전 효율 4.03%를 갖는 RTG가 제작될 것으로 예측할 수 있다.

Table 3 Heat transfer analysis using the desired dimension of thermoelectric module

	L 40 × W 40 × H 10.5 mm
Heat input (W)	120
T_{hot} (℃)	314
T_{cold} (℃)	49
Heat loss (W)	18
Output voltage (V)	2.91
Output power (W)	4.8
System efficiency (%)	4.03

4. 결론

본 연구에서는 2020년 발사를 목표로 하고 있는 한국형 달 탐사선에서 달탐사선 또는 로버에 안정적으로 전기를 공급하기 위한 시스템인 원자력전지의 열제어 구조체에 대해 개념적인 설계 검토를 진행 하였다.

적재하중 제한조건을 고려하여 설계된 방사성 동위원소에 대해 미국의 MMRTG인 Cassini RTG의 설계와 러시아의 RTG 형태를 참고하여 두 가지 형태의 RTG 개념설계를 수행하였고, 열전달 해석 및 시제품 제작, 검증 실험을 통해 각각의 기전력 및 열전 효율, 열손실이 발생하는 주요 원인들을 점검하였다.

열출력 120 Wth인 동위원소 열원을 사용하는 경우 축방향으로 열전모듈이 배치된 RTG가 더 좋은 열전효율을 내는 것으로 검증되었다. 미국의 Cassini RTG는 동위원소 열원 36개를 사용한 대형의 RTG로서 측면으로 방출되는 열을 무시하기에는 에너지 손실량이 매우 클 수 있으므로 원주방향에 열전모듈을 배치하여 전기에너지를 생산하는 방식이 주효할 수 있으나, 본 연구와 같이 동위원소 열원 하나를 열원으로 사용하는 RTG에서는 축방향으로 열전모듈을 배치하여 설계하는 것이 RTG 제작을 위한 작업성 뿐만 아니라 열전효율 측면에서도 유리함을 확인하였다.

최적설계치의 열전모듈이 제작될 경우 K-RTG v2.0의 열전 효율은 4.03%에 이를 것으로 예측되며, 단열 구조를 강화하고 구조물로 전달되는 열유동을 최소화 하는 경우 열전효율은 더욱 높일 수 있을 것으로 판단된다.

향후에는 달 탐사선 발사단계에서 사고에 의한 충격 및 우주에서 대기권 재진입하여 지면에 낙하할 때 RTG 내부의 열원이 건전성을 유지하도록 하기 위한 내충격 설계가 수행될 예정이며, 직렬연결된 50 개의 열전쌍에서 일부 기능상실이 발생될 경우 자동 스위칭을 통해 전체적인 기능상실을 방지함으로써 열전모듈의 신뢰성을 향상시킬 수 있는 연구를 진행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(원자력연구개발사업, No. 2012M2A8A5010535).

REFERENCES

1. Summerer, L., Roux, J. P., Pustovalov, A., Gusev, V., and Rybkin, N., “Technology-Based Design and Scaling Laws for RTGs for Space Exploration in the 100 W Range,” Proc. of the IAC Symposiums, Vol. 4, Paper No. IAC-09.C4.7.-C3.5.5, 2009.
2. Bennett, G. L., Lombardo, J. J., Hemler, R. J., Silverman, G., Whitmore, C., et al., “Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator,” Proc. of the 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit, DOI No. 10.2514/6.2006-4096, 2006.
3. El-Genk, M. S. and Saber, H. H., “Thermal and Performance Analyses of Efficient Radioisotope Power Systems,” Energy Conversion and Management, Vol. 47, No. 15, pp. 2290-2307, 2006.
4. Furlong, R. R. and Wahlquist, E. J., “US Space Missions Using Radioisotope Power Systems,” Nuclear News, Vol. 42, pp. 26-35, 1999.
5. Anderson, D. J., “NASA Radioisotope Power Conversion Technology NRA,” NASA Technical Reports Server, Paper No. 20050245227, 2005.
6. Cassady, R. J., Frisbee, R. H., Gilland, J. H., Houts, M. G., LaPointe, M. R., et al., “Recent Advances in Nuclear Powered Electric Propulsion for Space Exploration,” Energy Conversion and Management, Vol. 49, No. 3, pp. 412-435, 2008.
7. Son, K. J., Hong, J., and Yang, Y. S., “Heat Transfer and Radiation Shielding Analysis for Optimal Design of Radioisotope Thermoelectric Generator,” Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers: A, Vol. 37, No. 12, pp. 1567-1572, 2013.

8. Son, K. J., Hong, J. T., Kim, J. B., Uhm, Y. R., Kim, J. J., et al., “Applications of Nuclear Power Systems for Space Exploration,” Proc. of Spring Meeting Korean Society for Aeronautical and Space Science, 2015.
9. Hong, J. T., Son, K. J., Kim, J. B., Park, J. H., Kim, J. J., et al., “Design Status of Korean Nuclear Battery for Lunar Exploration,” Proc. of Autumn Meeting Korean Society for Aeronautical and Space Science, 2015.
10. Hong, J. T., Son, K. J., Kim, J. B., Park, J. H., Yang, T. H., et al., “Preliminary Study on the Development of Nuclear Battery for Lunar Mission in Korea,” Proc. of KSPE Autumn Conference, p. 194, 2015.