

# 우주용 원자력전지 기술 현황과 전망

2023. 10. 25.  
한국원자력연구원 홍진태



RTG mainly serves as an energy source operated for a specific purpose in environment hardly accessible by human. Its design structures vary according to its purpose of operation, thermal source of operation and environment of operation.



Korea Atomic Energy  
Research Institute

## 원자력전지 개요

## 원자력전지 기술개발 현황

- 해외 원자력전지 기술개발 현황
- 국내 원자력전지 기술개발 현황

## 향후 원자력전지 기술개발 방향

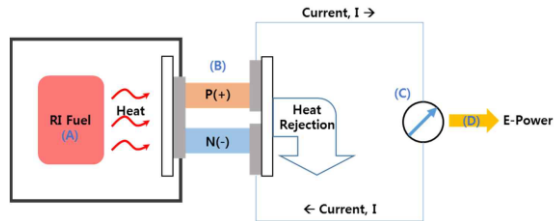
## 맺음말

# 한국원자력연구원에서 개발 중인 원자력전지

3/47

■ 방사성동위원소의 붕괴에너지를 전기에너지로 변환하는 장치

## RTG (열전발전기)

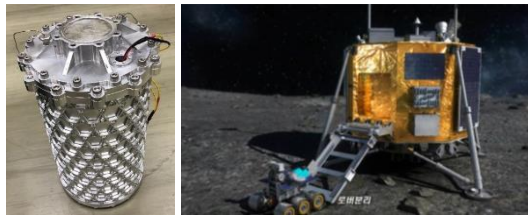


- 방사성동위원소를 열원으로 사용
- 방사성동위원소의 붕괴열을 전기로 변환



[인공위성용, 2022]

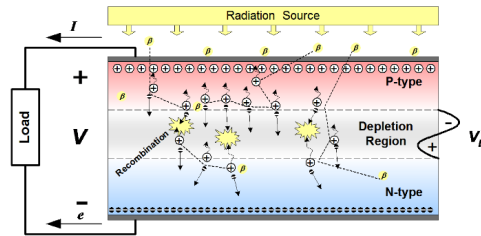
[극지용, 2026]



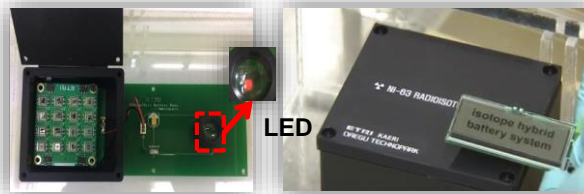
5 W, 7 kg

[우주용, 2032]

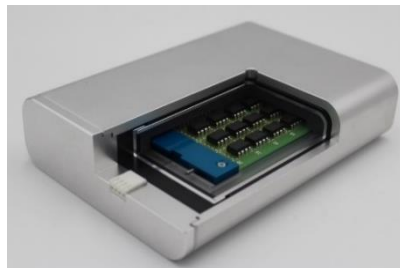
## 베타전지



- 방사성동위원소의 베타입자 이용
- 베타입자를 받은 반도체가 전기 발생

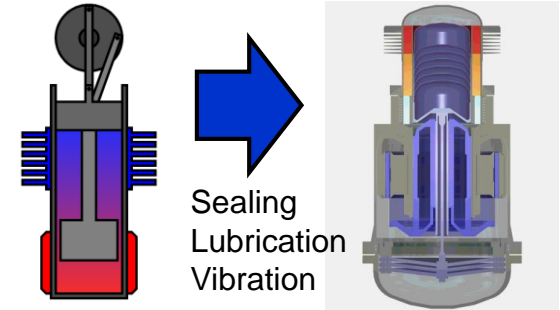


시제품 구현(2017)

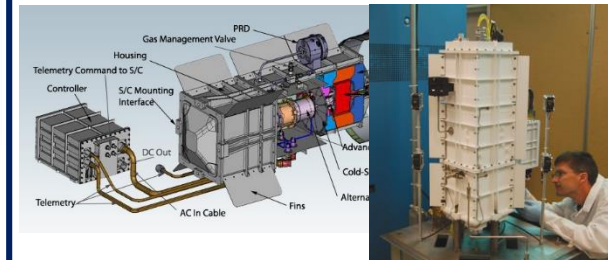


상용화 (2022)

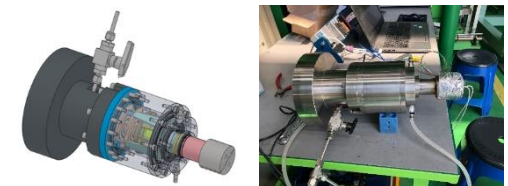
## ASRG(스털링전지)



- 방사성동위원소를 열원으로 사용
- 공기의팽창 수축운동을 전기로 변환



NASA 140 W급 시제품 (2011)

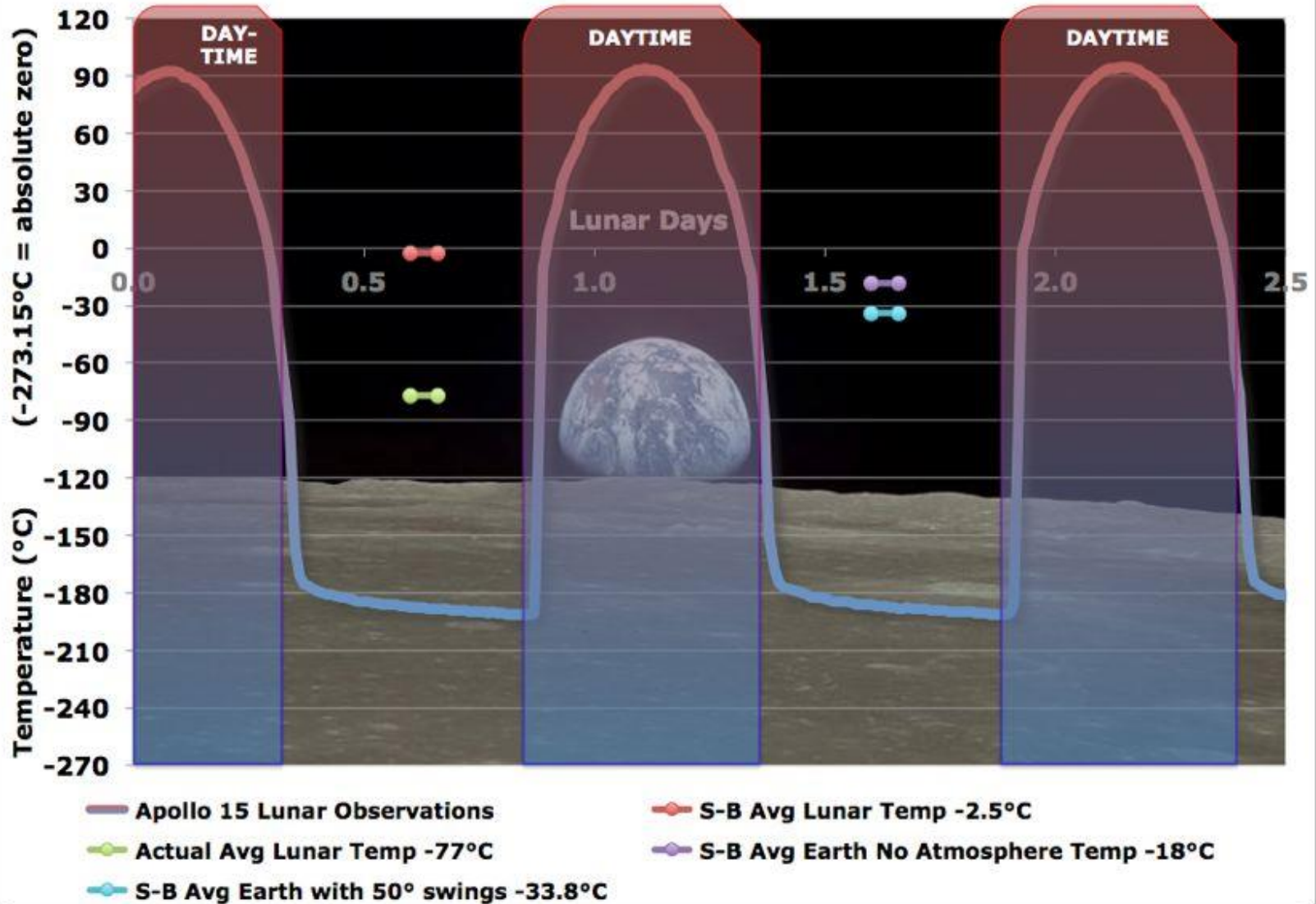


KAERI 10W급 시제품 (현재 4W)

# 우주탐사... 태양에너지?

4/47

Moon's Surface Temperature

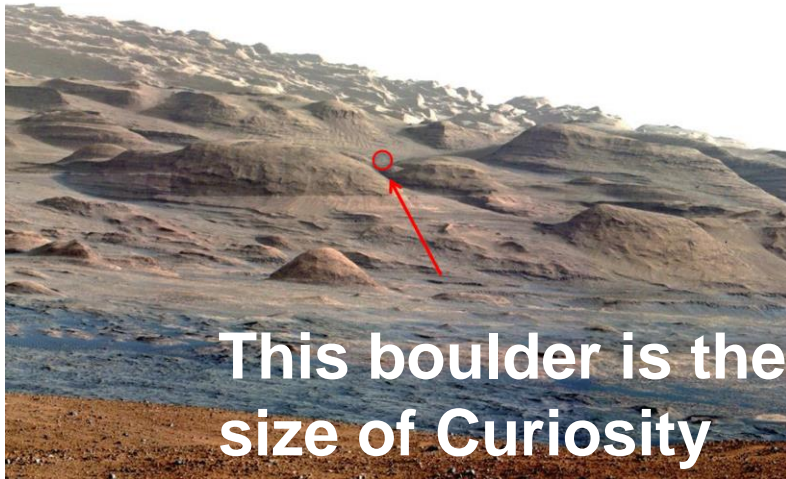




# The key issue is “Night Survival”

5/47

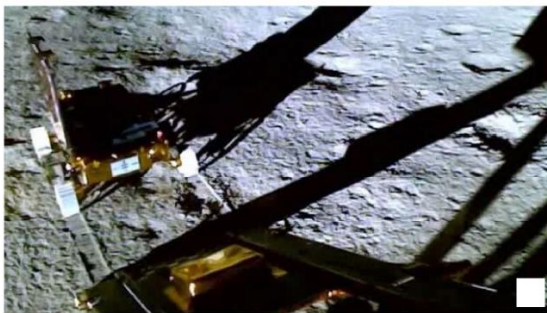
- First target of ISRU, Artemis
- Nothing can survive without NPS at space



사이언스조선 >  
과학

긴 잠에 든 인도 찬드라얀 3호... 달의 강추위 못 버텨

홍아름 기자  
입력 2023.09.24 11:05



인도우주연구기구(ISRO)는 22일(현지 시각) 무인 우주 탐사선 찬드라얀 3호의 착륙선 비크람과 탐사차 프라그얀과의 통신 재개에 실패했다고 밝혔다. 사진은 달 남극에 착륙한 직후 착륙선 비크람에서 내려오고 있는 탐사차 프라그얀./인도우주연구기구(ISRO)



인도우주연구기구(ISRO)는 절전 모드에 들어갔던 찬드라얀 3호의 착륙선 ‘비크람’과 탐사차(로버) ‘프라그얀’이 깨어나지 못했다고 밝혔다.

ISRO는 22일(현지 시각) 트위터를 통해 “비크람과 프라그얀의 상태를 확인하기 위해 통신을 구축했으나 이들로로부터 어떠한 신호도 받지 못했다”며 “통신을 재개하려는 노력을 이어갈 것”이라고 밝혔다.

인도의 무인 달 탐사선인 찬드라얀 3호는 지난달 23일 세계 최초로 달 남극에 착륙하는 데 성공했다. 착륙 직후에는 프라그얀이 표면 100m를 탐사해 황과 금속의 흔적을 찾았다. 전 세계가 달의 자원을 활용해 화성과 심우주 탐사에 나설 계획인 만큼 해당 성과는 큰 주목을 받았다.

이어 임무가 시작된 지 약 2주 뒤에는 비크람과 프라그얀 모두 절전 모드로 전환됐다. 달의 밤에 해당하는 14일간의 극한 환경에 버티기 위해서다. 이때는 기온이 영하 100도 이하로 떨어져 전자 부품이 망가질 수 있다. ISRO는 당시 “2주 뒤 달에 해가 떠 전력 생산을 시작할 수 있는 시점에는 로버와 착륙선을 부팅해 지구와의 통신을 재개할 수 있을 것”이라고 설명했다. 그러나 해가 떠오른 22일에도 두 기기 모두 긴 잠에서 깨어나지 못했다.

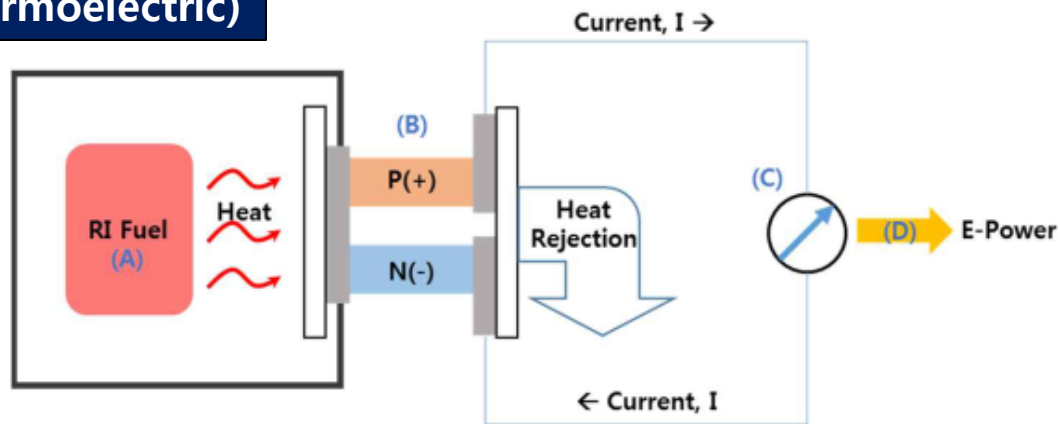
사라 케이시웰 영국 레스터대 연구원은 뉴 사이언티스트에 “지속적인 추위로 장비에 문제가 발생할 수 있으며, 로버가 그늘에 있었다면 예열되는 데 시간이 더 걸릴 수 있다”고 설명했다. 이어 “찬드라얀 3호는 14일간의 임무 계획을 달성했다”며 “우주선을 깨워 달 표면을 탐사할 수 있다면 관계자들에게 한상적인 성과가 될 것”이라고 덧붙였다.

# 원자력전지의 정의

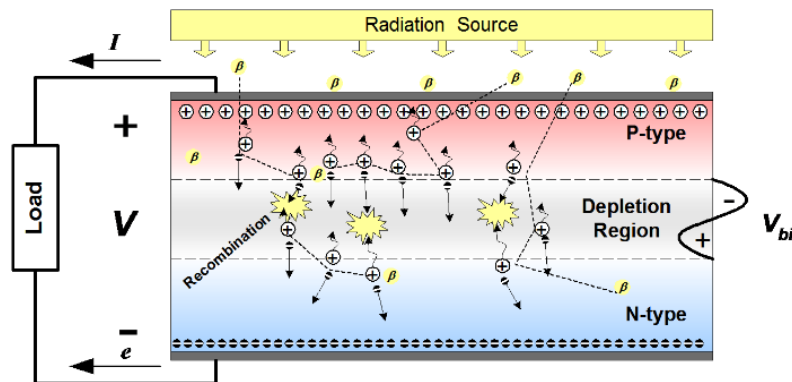
6/47

- 방사성동위원소의 붕괴에너지 → 전기에너지
- 열전, 베타볼테익, 동적변환방식(스털링) 등

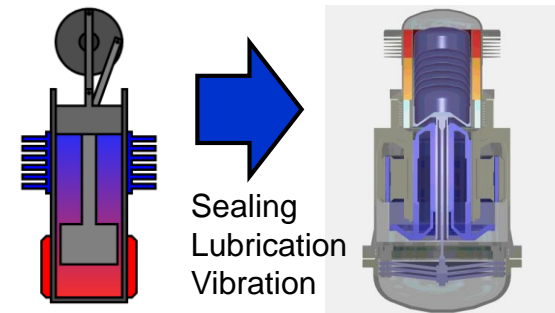
## 열전(Thermoelectric)



## 베타볼테익(Betavoltaic)



## 자유피스톤 스텔링 (Free Piston Stirling)



## ■ 충전/교체없는 장수명 전력원

방사성동위원소	에너지 (keV)	반감기 (year)
Ni-63	17	100
H-3	5.7	12.3
Sr-90/Y-90	200/930	28
Po-210	5300	0.38
Pu-238	5500	88
Am-241	59.5	432

## ■ 신뢰성이 높음

- 구동부품이 없어 고장 확률이 낮음

## ■ 외부환경에 독립적

- 별도의 제어부 및 구동전력 불필요
- 열전반도체: 방사선에 강하고, 열적으로 매우 안정

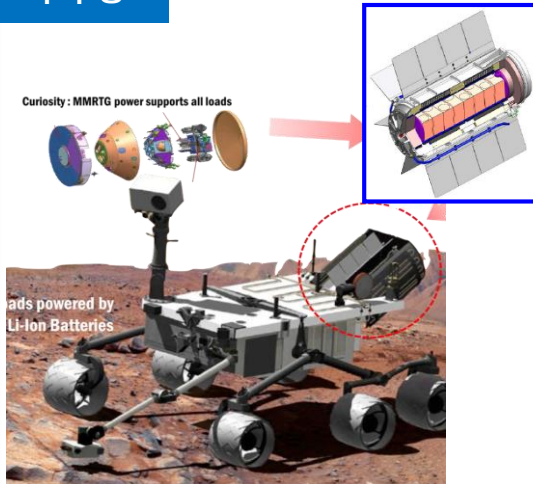
# 해외 원자력전지 활용 예

8/47

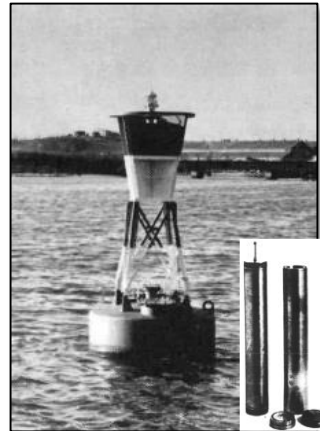
## 미국, 러시아 중심으로 원자력전지 기술 보유

- (1960~) 해저 및 우주용 열전 원자력배터리 생산 – NASA(미), ROSATOM(러)
- (2011) 스텔링 원자력배터리 개발 – NASA(미)

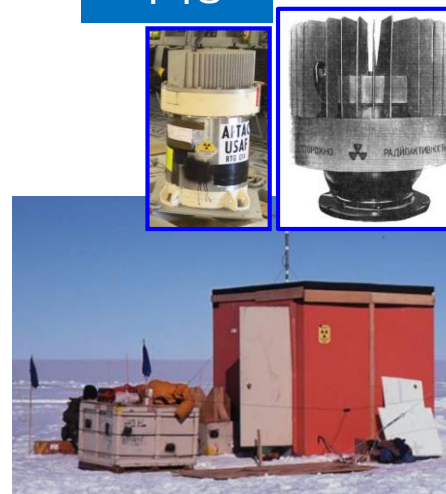
### 우주용



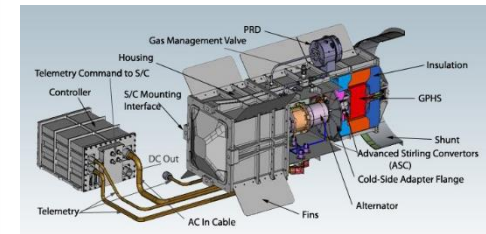
### 해저용



### 극지용



### 스텔링 원자력전지

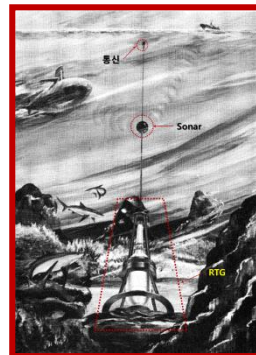


- 전기출력:  $110W_e$
- 시스템효율 : 23.2%
- 신뢰성 시험 중(미)

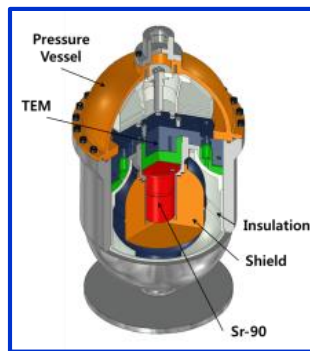
## 국방분야 원자력전지 적용 예



미해군 첩보위성 (SNAP-9A)



미해군 Active sonar 전원



Anti-tamper Application 추정



# 방사성동위원소 열전발전기 (RTG) 태동

9/47

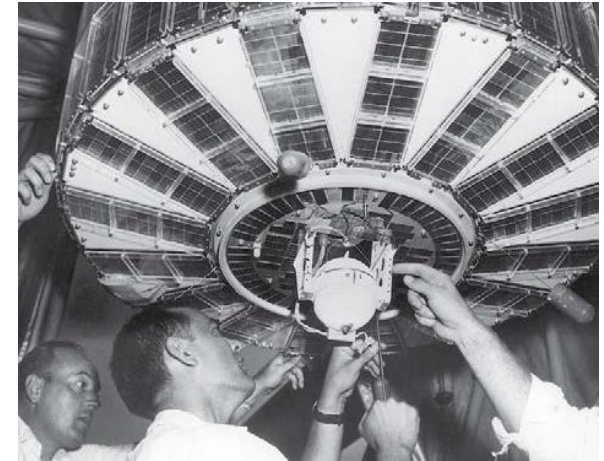
## ❖ 1956년

- Po-210 이용, RTG 시제품



## ❖ 1961년

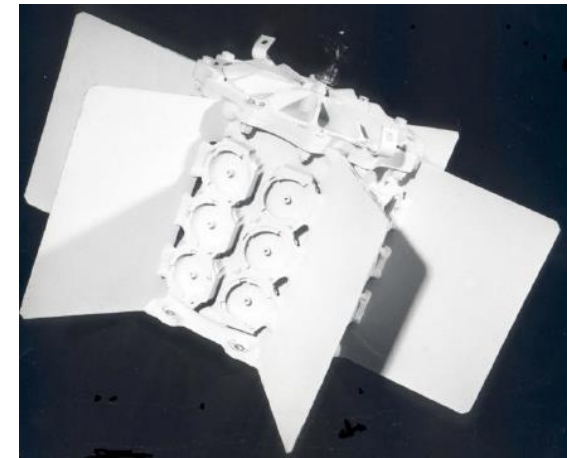
- 미해군의 GPS위성, 3We(SNAP-3B)
- 2.7 We / 2.1 kg / 보조전원
- RTG의 우주사용 가능성 시험



SNAP-3B

## ❖ 1963년

- 미해군 GPS위성, 26We (SNAP-9B)
- 25 We / 12.3 kg / 주전원
- 1962년 고고도 핵실험  
➔ Solar cell 파괴



SNAP-9A

# 우주 탐사용 RTG 적용 사례

10/47

## (해외 달탐사 사례) 미국, 러시아, 중국 달탐사선 적용

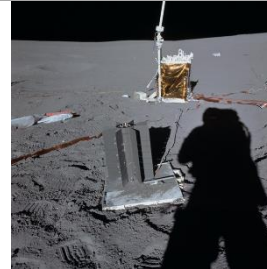
- (미국) 1969년 Apollo 11호 동위원소열원, 1969년~1972년 Apollo 12호~17호 RTG 적용



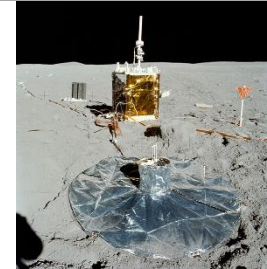
<Apollo 11호, 8일>  
- 우주인착륙, 샘플채취



<Apollo 12호, 10일>  
- ALSEP, 암흑부 샘플채취



<Apollo 14호, 9일>  
- ALSEP, 달 샘플 채취



<Apollo 16호, 11일>  
- 달표면 활성화실험

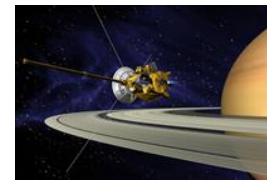
- (미국) 1961년~1963 Transit 4&5/Nimbus, 1973년 Pioneer, 1975년 Viking, 1977년 Voyager 1&2 1989년 Galileo, 1997년 Cassini, 2013년 Curiosity, 2020년 Perseverance



<Transit 5>  
- 현재 지구궤도 운행중  
- 미해군 첩보위성



<Pioneer 10>  
- 40년  
- 태양계 행성 탐사

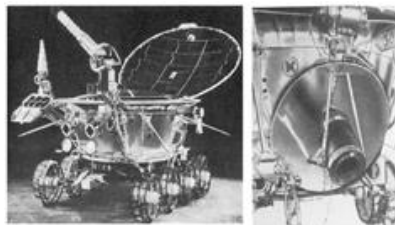


<Cassini>  
- 14년  
- 토성 탐사



<Perseverance>  
- 2년째 동작중  
- 화성 착륙 탐사

- (러시아) 1970년 달 탐사선 Lunokhod 1,2

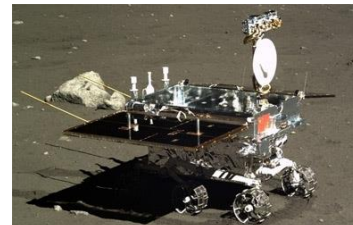


<Lunokhod 1>

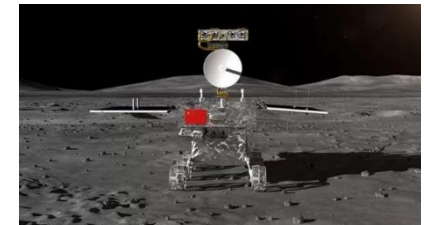


<Lunokhod 2>

- (중국) 달 탐사선 2013년 창어3, 2018년 창어4



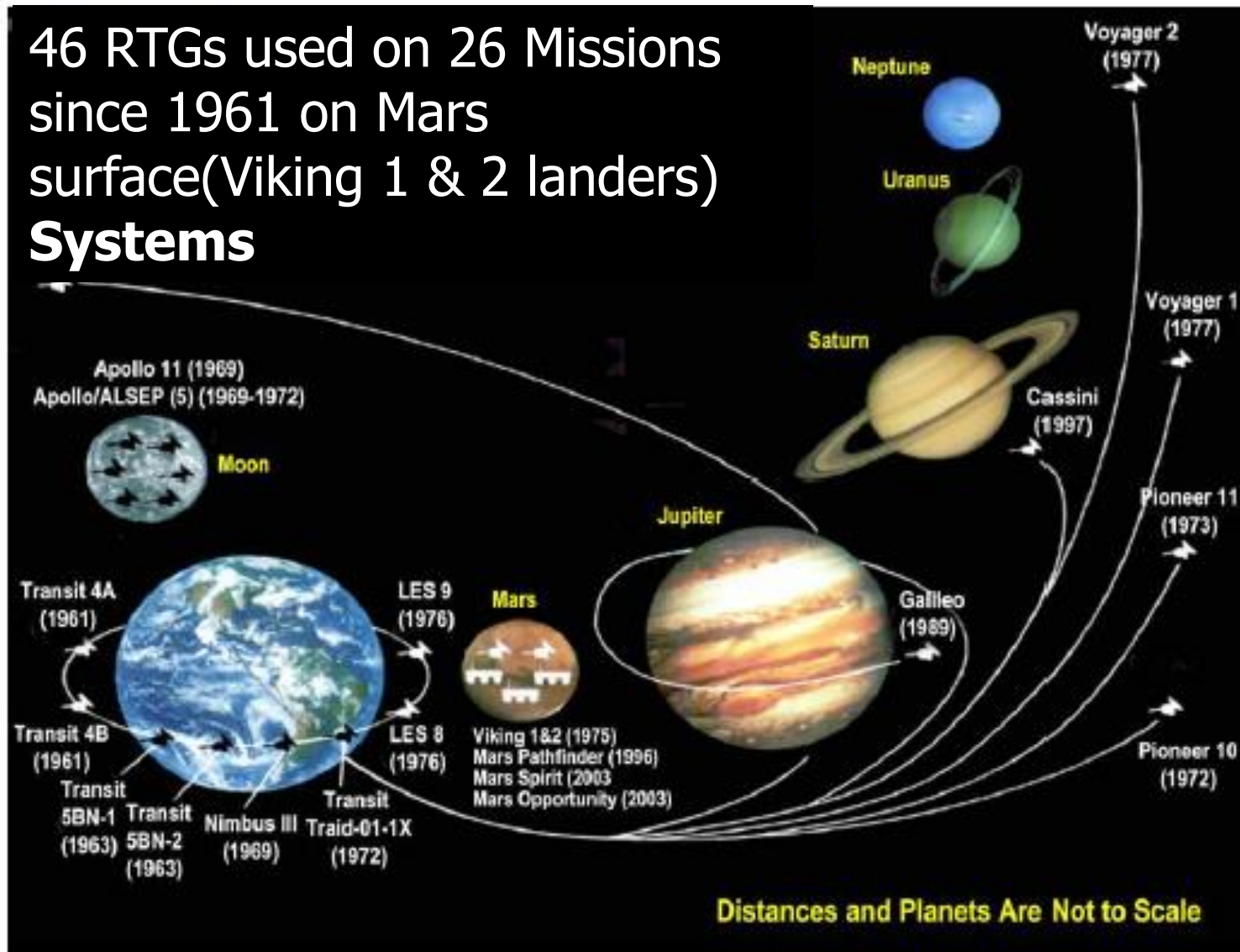
<Yuto 1>



<Yuto 2>

# U.S. space missions that have used RPS

46 RTGs used on 26 Missions  
since 1961 on Mars  
surface(Viking 1 & 2 landers)  
**Systems**

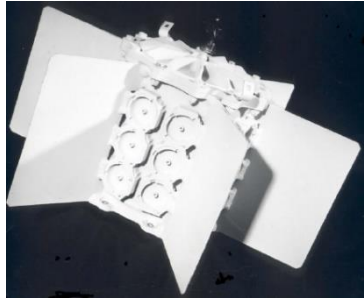




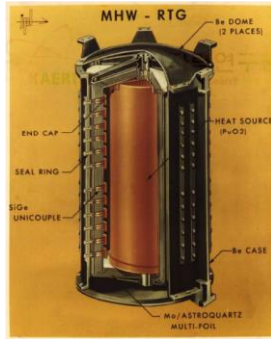
# 각국 RPS 현황

12/47

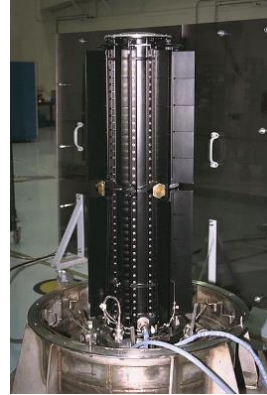
미국 : SNAP, GPHS RTG, MHW RTG, MMRTG, SRG



SNAP-9A  
(26W)



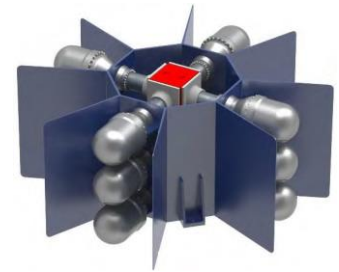
MHW RTG  
(154W)



GPHS-RTG  
(285W)



MMRTG  
(125W)



SRG (개발중)  
(420W)

러시아: RTG-238-6.5,  
Angel

영국 : 10W RTG (개발중)

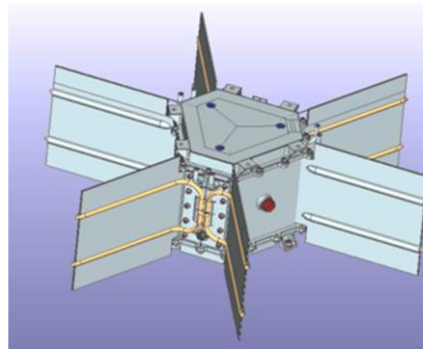
한국 : 120mW RTG,  
6W RTG (개발중)



RTG-238-6.5  
(6.58W)



Angel  
(200mW)



10W RTG



120mW RTG



6W RTG

# 각국 RTG 종합 분석

13/47

	개발된 RTG	전기 출력	동위원소열원	특징	비고
미국	SNAP MHW-RTG GPHS-RTG MMRTG SRG (개발중)	3 ~ 300W	Po-210, Sr-90 Pu-238 Pu-238 Pu-238 Pu-238	- 동위원소 핵종별 RTG기술 보유 - 고효율 SRG 개발중 - Pu-238은 Russia수입	- 2017부터 DOE주관 Pu-238생산 재개 - 전략기술로서 기술협력 및 수출 금지
러시아	AngelRTG RTG-238-6.5/3 지상용,심해용	200mW 6.5W 100W~	Pu-238 Pu-238 Sr-90	- 냉전시대중 개발된 RTG 기술 외에 추가적인 기술향상정보 없음	- 중국 달탐사선에 RTG 제공 - 한국과 국제협력연구 논의중
중국	RTG-238-6.5/3 (RUSSIA)	6.5W	Pu-238	- Yutu에 러시아RTG 장착 - 자체 RTG 개념 연구중	
영국	개발중	20W	Am-241	- Am-241열원개발부터 RTG구조체 설계 및 시제품 개발중	- KAERI와 국제협력연구 추진중
한국	개발중	6W 150mW	Pu-238 (or Am-241) Sr-90	- 소형 ETG 누리호 실증 - Pu-238 고려한 RTG 구조체 설계 및 시제품 개발중 - 독자생산 가능한 열원 (Sr-90)변환공정 개발	- Russia 및 영국과 국제협력연구를 통한 Pu-238, Am-241 확보 계획



# RTG 개발의 핵심기술 분류

14/47

## RI Heat source 제조기술 (Sr-90선원)

## Assembly 제조 기술

## 열전반도체 및 소자화기술 열전발전 기술

### 연료변환기술

#### 연료확보

- $\text{SrNO}_3$
- $\text{SrCO}_4$
- $\text{SrCl}_2$

### 펠릿제조기술

#### 압분실증

- 압분장치
- 압분조건

### 밀봉조립기술

#### 설계/제작

- 강도해석
- 치구개발
- 용접조건

### 설계/해석

#### 온도분포

- 요건입력
- 최적조건
- 형상설계

### 실증시험

#### 제작

- 단품제작
- 조립품제작
- 성능평가

### 열전반도체

#### 소재성능향상

- 물질설계
- 양자제어
- 포논제어

### 열전소자화

#### 소자매칭

- 열평형매칭
- 안정전극구성
- 다원계면물성

### 열전 전력

#### 소자전력매칭

- 소자출력제어
- 전력매칭특성
- 단위출력평가

#### 연료변환

- $\text{SrTiO}_3$
- $\text{SrF}$
- $\text{SrO}_2$

#### 소결실증

- 소결장치
- 소결실증
- $4.5\text{g/cm}^3 \uparrow$

#### 안전성평가

- 시험평가
- 인허가신청
- 설계승인

#### 강도평가

- 강도해석
- 충돌/화재
- 고온강도

#### 안전성시험

- 시험평가
- 인허가신청
- 설계승인

#### 소재합성

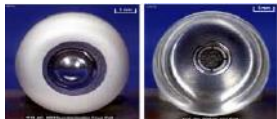
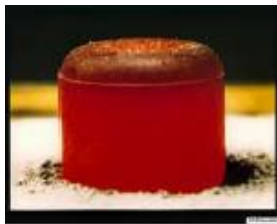
- 나노벌크합성
- 전단열물질
- 소재물성평가

#### 소자제조

- 열평형소자매칭
- 저손실접합
- 광역복합소자

#### 발전 시스템

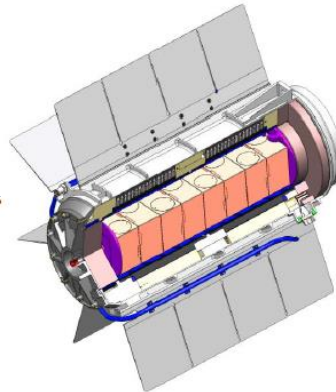
- 열전전력설계
- 다원출력제어
- 발전출력평가



열원펠릿 및  
캡슐



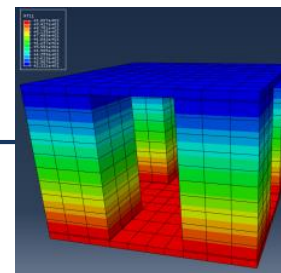
열원 캡슐



RTG



RTG 구조체



열전 변환

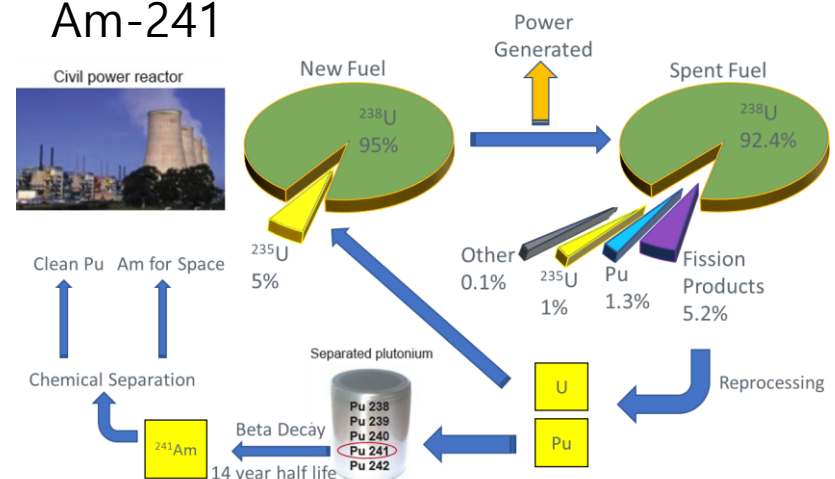
## 열원 생산공정

구분	공정	상세 생산 공정	Decay E	기술보유
Pu-238 (PuO <sub>2</sub> )	5단계	사용후핵연료 → Np-237분리 → 원자로재조사 → Np/Pu분리 → Pu-238분리 → PuO <sub>2</sub> 로 산화	0.39 W/g	미국 러시아
Am-241 (Am <sub>2</sub> O <sub>3</sub> )	4단계	사용후핵연료 → Pu-238~242 분리 → Pu-241에서 Am-241로 β decay 핵종분리 → Am <sub>2</sub> O <sub>3</sub> 로 산화 → 감마선 차폐제 혼합	0.097 W/g	영국
Sr-90 (SrTiO <sub>3</sub> )	6단계	사용후핵연료 → Sr핵종(Ba/Zr 포함) 추출 → Chromate 침전 → Carbonate침전 → SrCO <sub>3</sub> 회수 → TiO 혼합 후 압분/하소/소결	0.96 W/g	미국, 러시아, 한국

### Pu-238

- $U-238 + n \rightarrow 2n + U-237$  (핵연료에서 고속중성자)
- $U-237 \rightarrow e + Np-237$  (Np-237을 분리)
- $Np-237 + n \rightarrow Np-238 + \text{gamma}$  (연구로)
- $Np-238 \rightarrow e + Pu-238$  (2.117d)

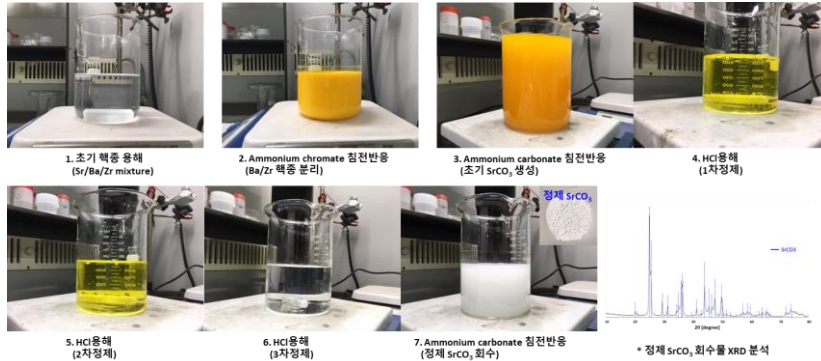
### Am-241



# Sr-90 열원 제조공정 개발 (KAERI)

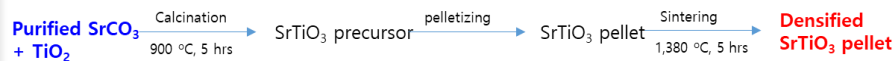
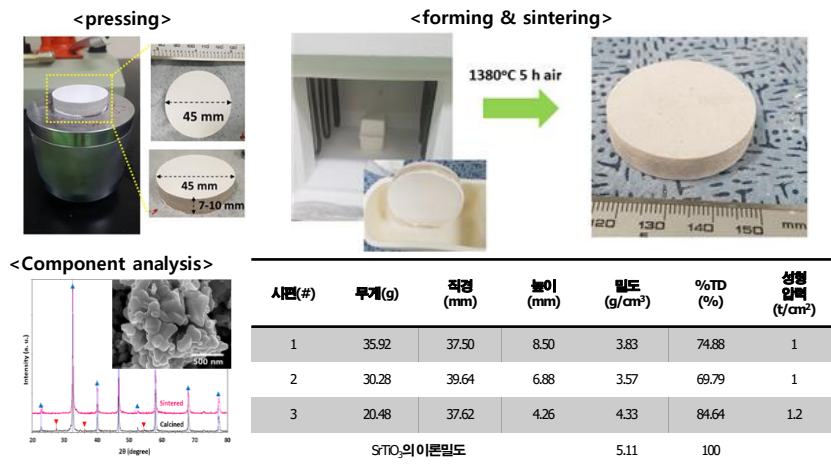
16/47

## Purification process for $\text{SrCO}_3$

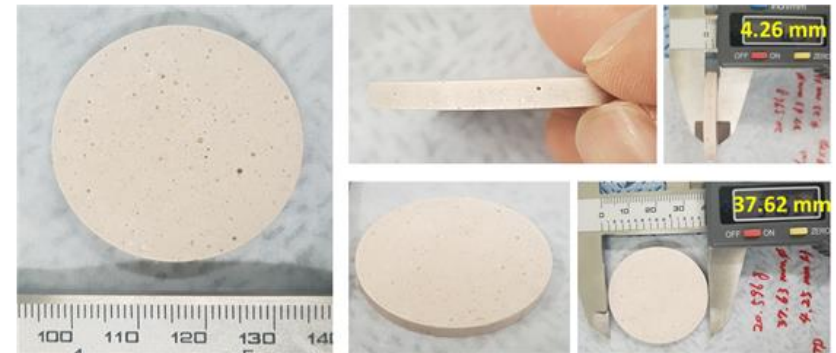


→  $\text{SrCO}_3$  purification 99.99%, retrieval 84.3%

## Sintering process of $\text{SrTiO}_3$

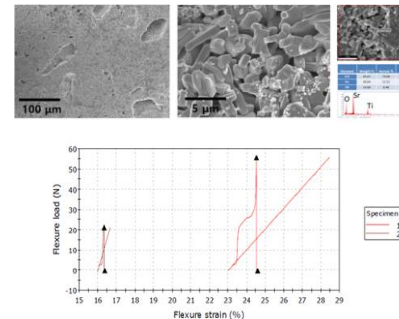


## Prototype of 10Wth heat source ( $\text{SrTiO}_3$ )



## Physical- Chemical characteristics

### Physical-chemical test



### High temperature test



소결체의 질량 및 사이즈 측정



### \* Leaching characteristics test

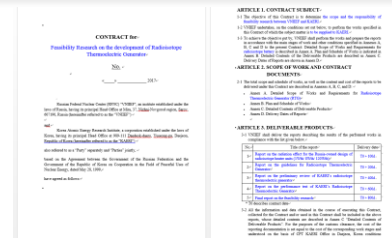
- Normalized elemental mass release (by PCT-A method)  
→ Sr:  $0.15 \pm 0.03 \text{ g/m}^2$ , Ti: under detection limit

# α핵종 수급을 위한 국제협력

17/47

## ❖ 열원확보

- Pu-238 (러시아 협력)
- Am-241 확보 (영국 협력)



## ❖ 러시아 VNIIEF연구소 RTG 협력연구 추진

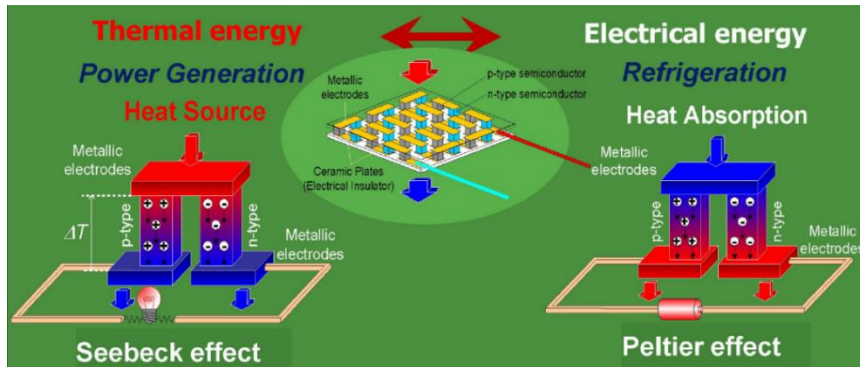
- 2017. 8. 30. 한러 과학기술공동위원회 – 동위원소전기 협력 합의
- 2019. 6. 3. 한러원자력공동위원회 – 동위원소전기 MoU체결 합의
- 2020년 MOU 체결 및 전문가 교류 → Covid-19 사태로 연기
- 2022년 우크라이나 전쟁으로 인해 잠정적 중단

## ❖ ESA (영국) RTG 협력연구 추진

- 2018. 2. 27. ESA 협력연구 요청 접수, Richard Ambrosi, UK (NETs-2018 학회)
- 2018. 3. 12. 협력연구 제안내용 송부 (Am-241 열원 공급 확인 요청)
- 2018. 11.26.-28 Richard Ambrosi (ESA RTG leader) 초청 및 협력연구 협의
- 2019. 8.30. Leicester-KAERI-NNL MoU 체결 (정기적인 화상회의 개최 중)
- 2022년~ 연구원파견 및 공동실험 시작 [재진입 탄소복합재 / ETG / 열전소자]
- 2023. 8. Am-241 공급(2028년부터) LOI 서명

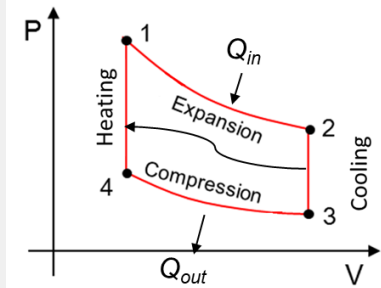
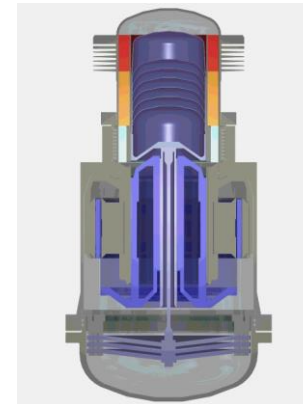
## 열전 소자

쌍을 이루는 세라믹 소재 양단에 온도차가 발생되면, 전력 생산되는 원리



## 스털링 컨버터

외연기관으로서 외부 온도차에 의해 밀폐된 공간내 유체가 팽창과 수축 반복하여 일로 전환



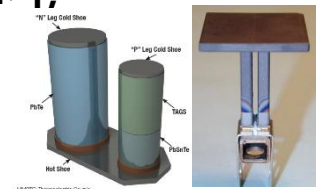
	열전	스털링
무게	44.2 kg	32 kg
전기출력	125 W <sub>e</sub>	140 ~150 W <sub>e</sub>
시스템효율	6.25 % (2000 W <sub>th</sub> )	최대 23.2% (500 W <sub>th</sub> )
내구수명	40년 이상	10년 이상



■ RTG용 열전소자는 미국, 러시아, 유럽, 일본, 중국 등이 연구개발 진행 중

❖ 미국/러시아 → 열전소재/소자 기술 강국으로 지상용/군용/우주용 열전소자 개발 및 활용

- (미국) NASA-JPL, Caltech, Northwestern 등 중고온용 세그먼트형 열전소자 개발
- Teledyne Energy Systems, Global Thermoelectric은 우주용/군용 100W급 열전모듈 개발
- (러시아) 핵잠수함 전원공급 시스템 (2MW 급), 태양열 열발전기용 열전소자, 휴대용 통신장비 전원공급용 열전소자 (2.5W-160W) 등 개발
- Kryotherm, RUSTEC 사 등은 열전소재/소자 상용화에 성공한 대표적 기업



❖ 유럽/일본/중국 → 저온/중고온용 열전소자 개발 중, 주로 민간적용 목표 연구

- (유럽) EU의 FP-7을 중심으로 대학과 프라운호퍼 연구소 등을 중심으로 기술개발 진행
- 영국의 Space Park Leicester 연구소는 우주용 10W급 열전모듈 개발 수행 중
- 독일의 BMW, 폭스바겐 사 등은 폐열회수용 수백W 열전모듈 개발 수행 중
- (일본) 열전소재 강국으로 열전소자/시스템 산업현장 적용에 중점을 두고 연구개발 중
- 고마쓰/KELK/파나소닉 사 등은 에너지하베스팅/폐열회수 열전소자/시스템 개발
- TDDI/Z-Max는 냉각용 열전소자를 개발하여 펠티어 냉장고 개발
- (중국) 열전모듈화와 시스템 제작 판매에 집중, 최근 5W급 RTG용 열전소자 달착륙선 활용
- $\text{Bi}_2\text{Te}_3$  기반의 수~수십W급 열전소자 개발 및 상용화
- PbTe 기반의 5W급 RTG용 열전소자 개발 및 달착륙선 RTG에 활용

스텔링 컨버터는 미국을 중심으로 유럽, 한국, 중국 등이 상용화와 연구개발 진행중

## ❖ 미국/유럽 → 상용화 기술보유

- (미국) 대표적으로 Sunpower사, Qnergy 사 등이 있음.
- Supower사는 기술선도 기업, 프리 피스톤형 최초 특허(1960년대) , 수십W – 수십 kW 급 개발, NASA 협업 우주용 스텔링 컨버터 개발.
- Qnergy사는 분산전원용 7 kW 급 상용화.
- (유럽) Microgen 사, Sunpower사에서 기술이전 받아 1kW 급 상용화.

Sunpower - 80W



Sunpower - 1kW



Sunpower - 12kW



Qnergy-7kW



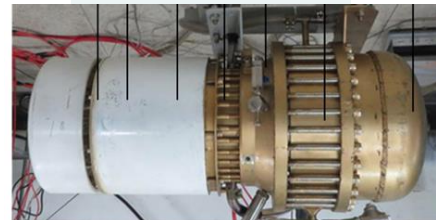
Microgen-1kW



## ❖ 한국/중국 → 상용화 근접 기술 보유

- 한국, 중국 모두 기업보다는 국가연구소와 대학 위주로 연구개발 진행중.
- 국내 연구기관은 기계연구원, 서울과기대/생기원 등이 있음

중국과학원 - 5kW

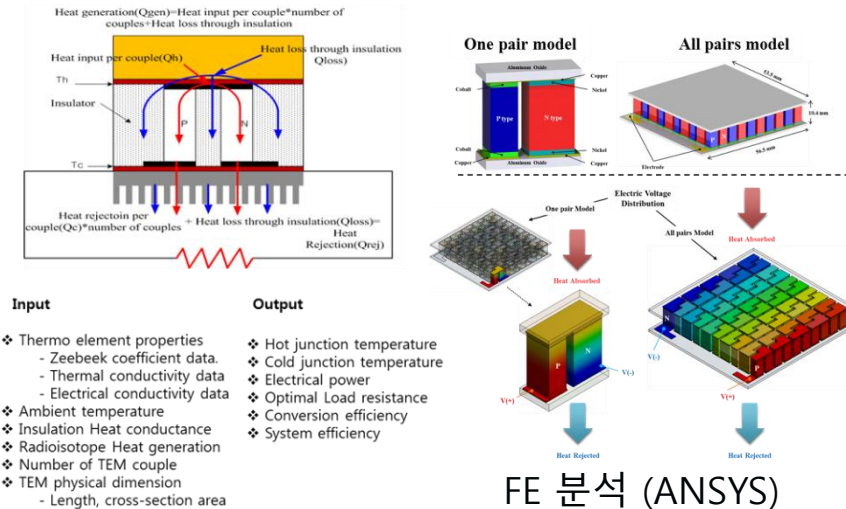


기계연구원 - 1kW



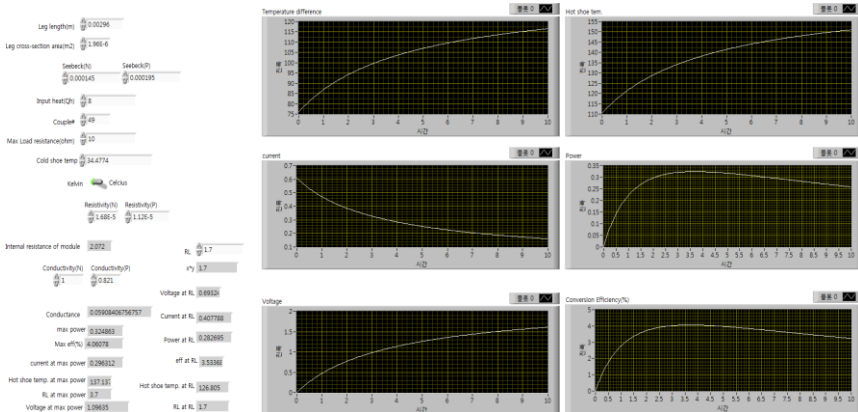
## ● 열전모듈 설계 Simulator

- ANSYS 활용 해석 검증
- 상용 열전모듈을 활용한 실험



FE 분석 (ANSYS)

<TE Design Simulator>



## [Equations]

1. Hot junction에서 열전모듈에 유입되는 heat flux 방정식
2. Cold junction에서 열전모듈에서 유출되는 heat flux 방정식
3. rejection heat(dispatch)과  $T_c$ 온도와의 관계 식
4. 열전 저항과 온도와의 관계식
5. 에너지보존 (생성된 열 = 모듈 유입 열 + 단열재로 빠져나가는 열)
6. 제벡 계수의 온도함수
7. Thermal Conductance에 대한 온도함수
8. 전류 전압, 내부저항 관계식
9. 톨슨 heating term 관계식

$$Q_h = \alpha(T_h)T_h I - \frac{1}{2}R_s I^2 + K(T_h - T_c) - \frac{1}{2}\beta I(T_h - T_c)$$

$$Q_c = \alpha(T_c)T_c I + \frac{1}{2}R_s I^2 + K(T_h - T_c) + \frac{1}{2}\beta I(T_h - T_c)$$

$$Q_c + \frac{K_i(T_h - T_c)}{N} = \frac{Q_{rej}}{N} \quad I = \frac{\bar{\alpha}(T_h - T_c)}{R_s + R_L}$$

$$Q_{rej} = f_{Rad}(T_c, T_a)$$

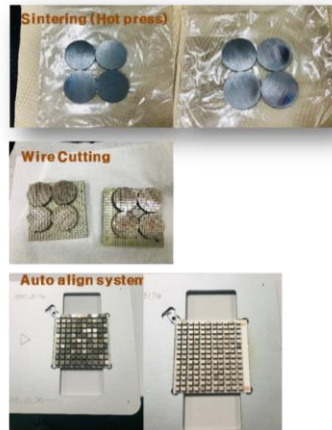
각각의 상수는 온도구간의 평균값 사용

$$\bar{\alpha} = \frac{1}{T_h - T_c} \int_{T_c}^{T_h} \alpha(t) dt$$

# 열전소자 제조공정 개발 - 전기연

22/47

## ● 열전소자 반자동 생산공정 개발 (전기연)



Soldering TE Module using p-PbTeNaAg, n-PbTeBi Legs



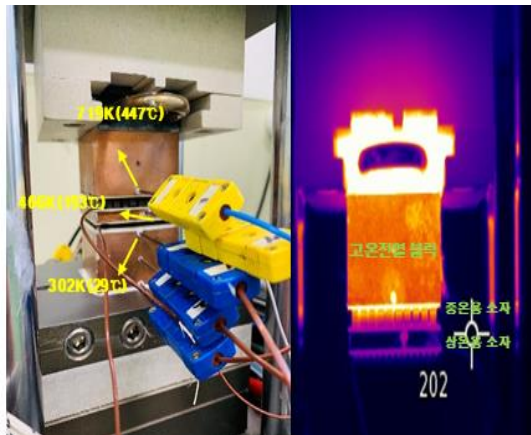
## ● Cascade 열전소자 성능평가 (전기연)

저온용 모듈 (BiTe 계열)

고온부	460K (186.85°C)
저온부	303.1K (29.95°C)
plate 면적	0.0025㎡ (0.050m × 0.050m)
Leg 길이	2.07
Leg 면적	6.8E-6㎡ (2.95mm × 2.32mm)
커플수	77
내부 저항	0.5 Ω

중온용 모듈 (PbTe 계열)

고온부	620.15K (347°C)
저온부	480K (206.85°C)
plate 면적	0.0025㎡ (0.050m × 0.050m)
Leg 길이	3.05mm
Leg 면적	1.2E-7㎡ (3.5mm × 3.5mm)
커플수	50
내부 저항	1.2 Ω

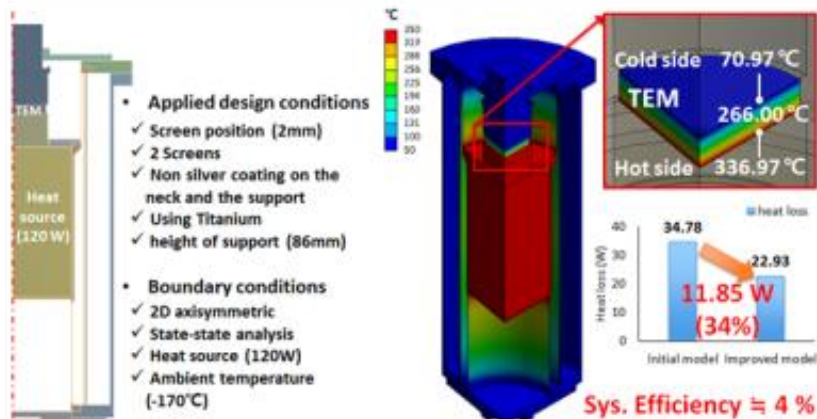


	1단(고온부, PbTe계열)	2단 (저온부, BiTe계열)
고온부	719.96K (446.96°C)	466.4K (193.40°C)
저온부	466.4K (193.40°C)	302.09K (29.09°C)
온도차	253K (253°C)	164K (164°C)
출력전압(V)	1.497	2.05
출력전류(A)	0.891	1.96
부하저항(Ω)	1.68	1.04
출력전력(W)	1.88	4.22
합산출력(W)	6.1	

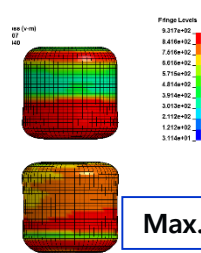
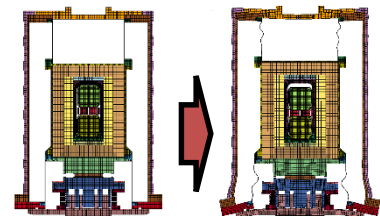
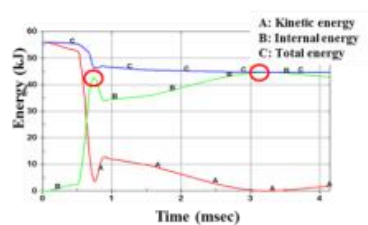
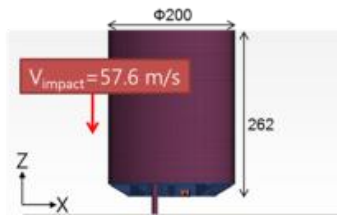


## ● RTG 구조체 설계/해석

- 시스템 열전달 해석
- 종단속도에 대한 충격 해석



열 손실 최소화

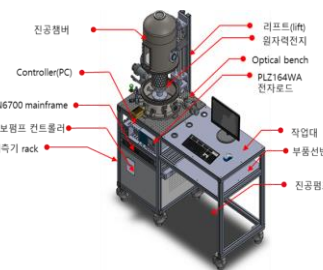


Max. 932 MPa

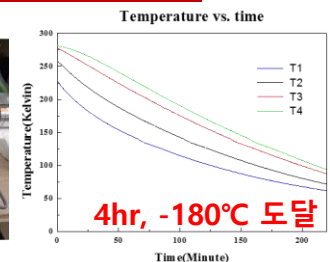
열원 캡슐 내구성 분석

## ● RTG (ETG) 평가시설 구축

- 모니터링 시스템 구축
- 극저온 진공챔버 구축



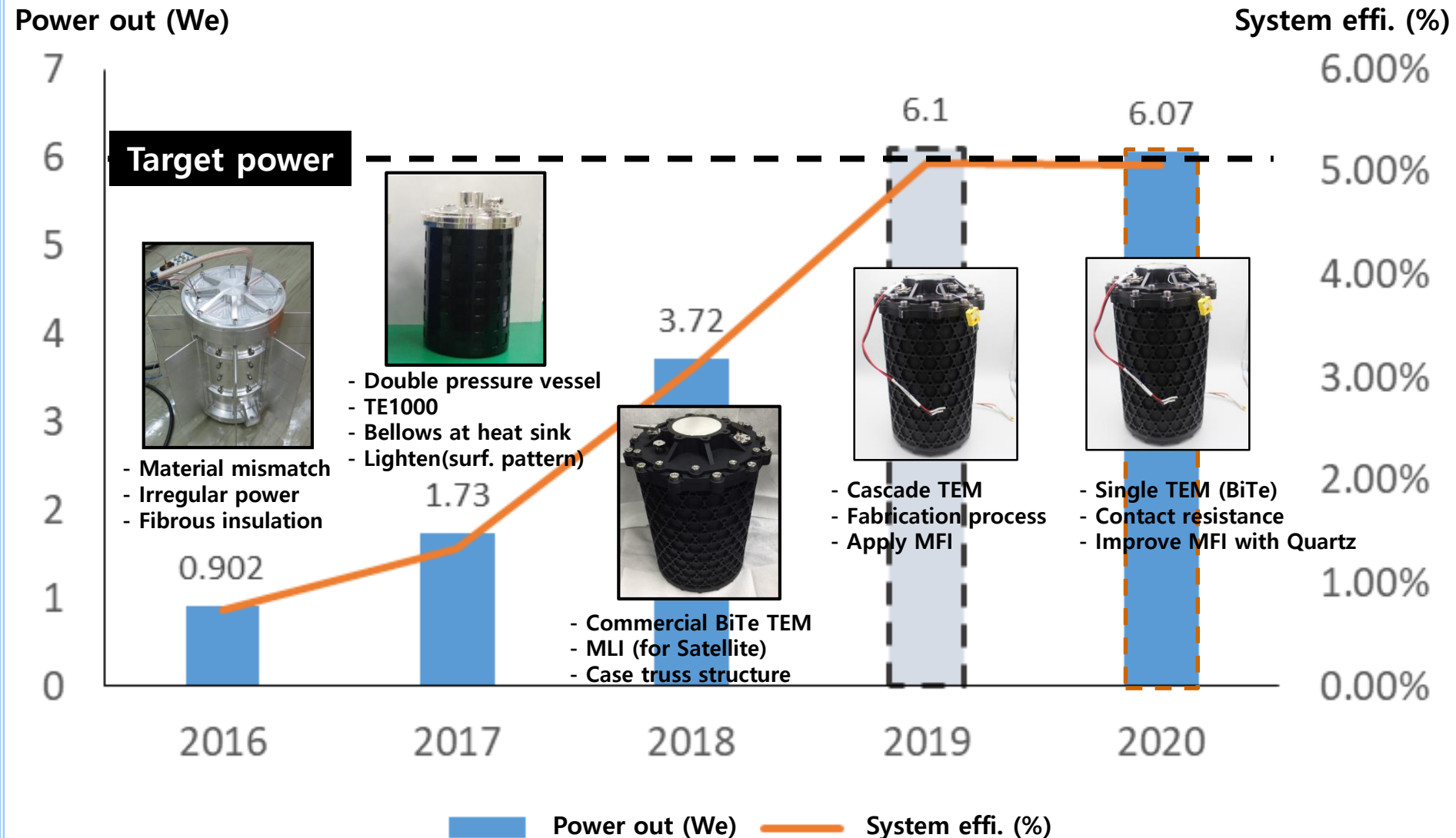
## 극저온(Cryogenic) 진공챔버 구축





# 국내 RTG (120W<sub>th</sub>) 개발 이력

24/47

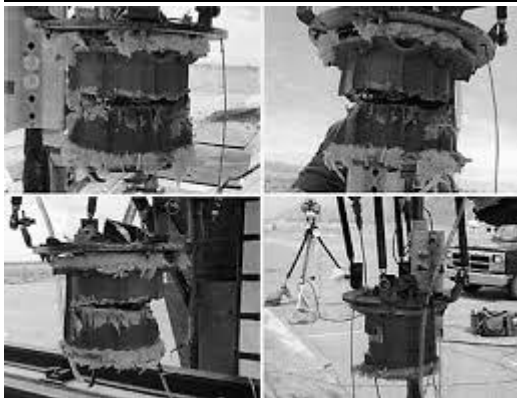


# RTG 사용 시 우주선 사고상황에 대한 연구

25/47

1992, 핵동력원의 우주사용에 관한 원칙

## ■ 탐사선에 사용될 RTG의 발생 가능한 사고상황들



파편 충돌

발사대 근처에서의 폭발



종단속도 충돌

대기로의 재진입  
( $V_{\text{terminal}}$ : 57.6 m/s)

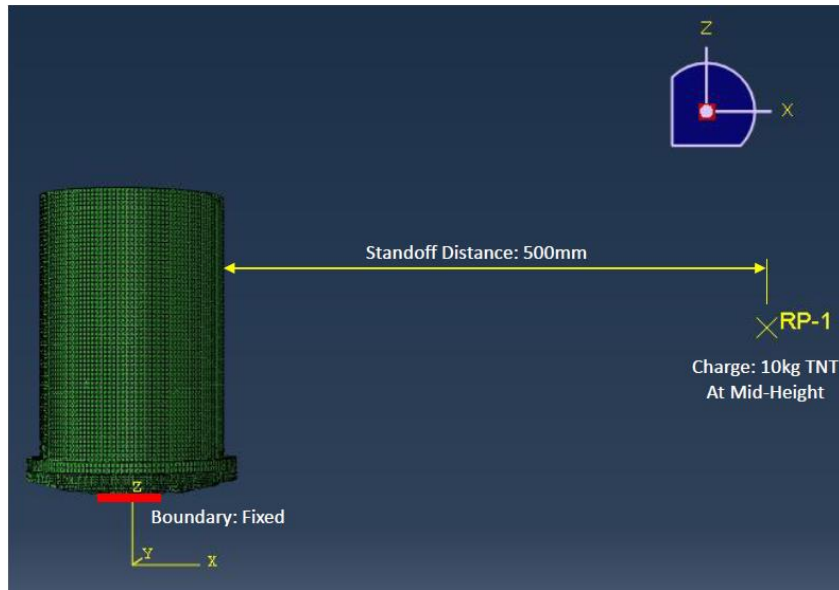


화재

화재에 노출

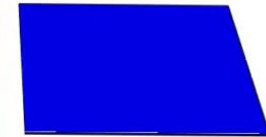
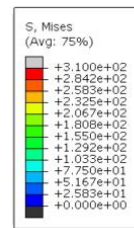
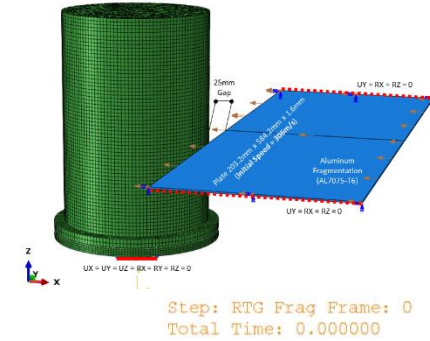
## 폭발압에 의한 RTG의 손상 해석

- 측면거리 500 mm
- Charge: TNT 10 kg
- 폭발압력 profile: US Army



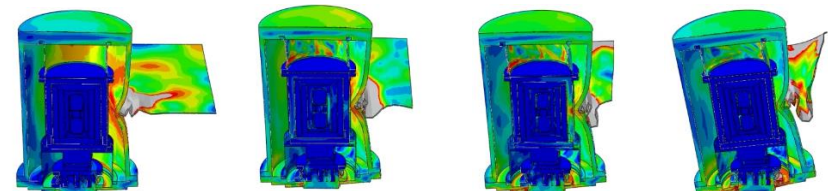
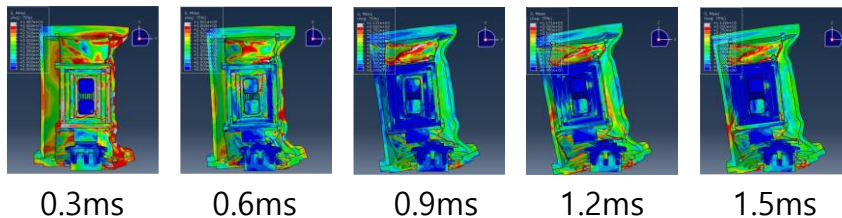
## 파편에 의한 RTG의 손상 해석

- 파편두께: 1.6 mm
- 파편속도: 306 m/s



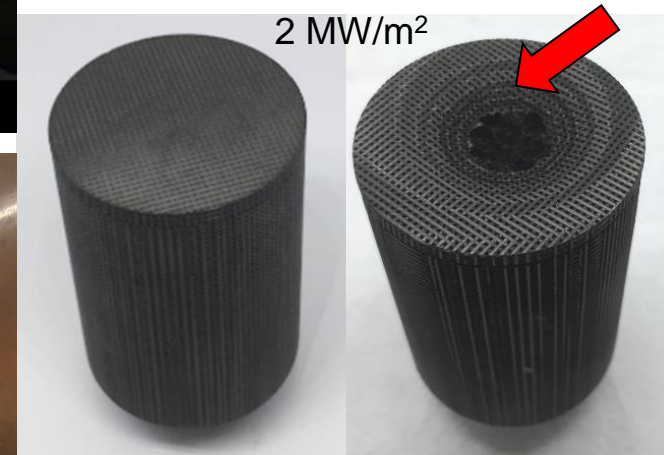
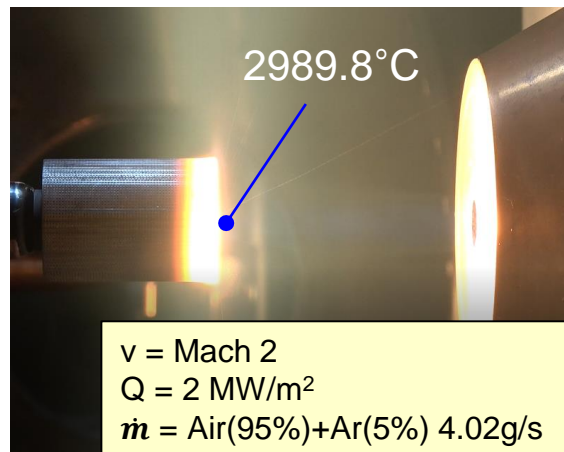
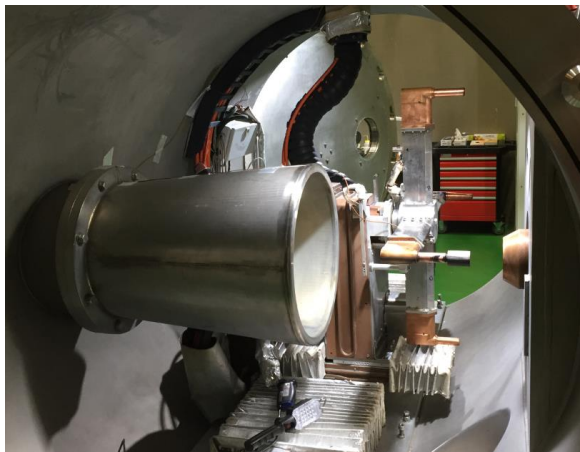
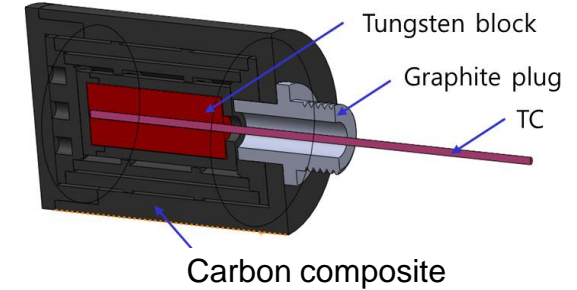
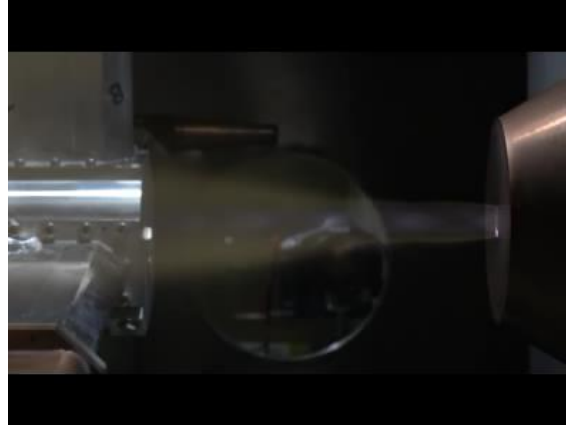
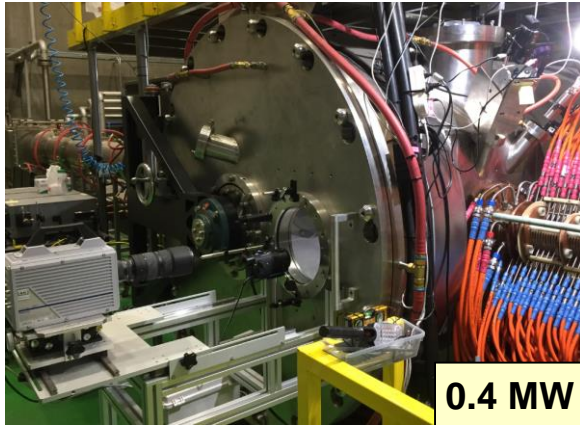
ODB: Fragmentation\_Test2.odb Abaqus/Explicit 6.14-5 Fri Aug 02 18:48:47 GMT+09:00 2019

Step: RTG Fragmentation  
Increment 0: Step Time = 0.0  
Primary Var: S, Mises  
Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.000e+00



## High temperature air plasma test for the protection module

-  $V_{\text{air}}$  : Mach 2 (Air 95%, Ar 5%), Plasma heat flux: 1 MW/m<sup>2</sup>, 2 MW/m<sup>2</sup>



Initial

After test

- Aeroshell ( $t=4.0 \text{ mm}$ ) is penetrated after 55s

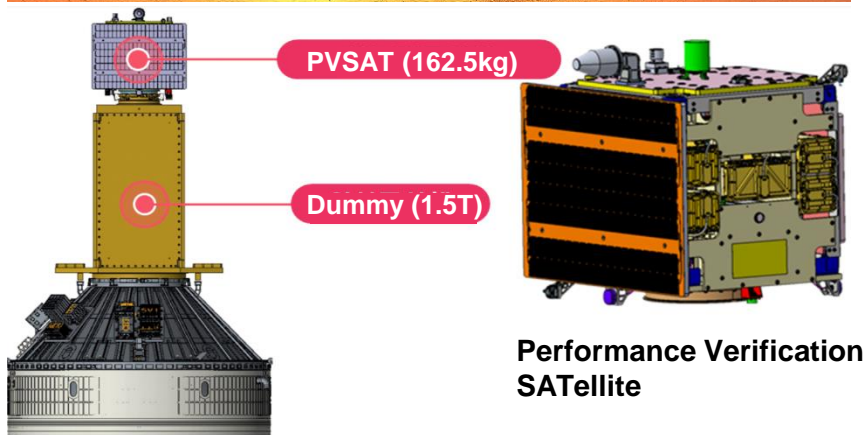
➔ Mechanical recession + pyrolysis (oxidation environment & supersonic air particle)



# 누리호를 통한 우주실증

28/47

- ❏ Launched KSLV-II in June, 2022
- ❏ PVSAT orbits SSO(inclination 98.2deg) at the altitude of 700 km





## Development of small ETG for low orbit test of KSLV (2018~2022)

### □ System specification

#### ○ Mechanical spec.

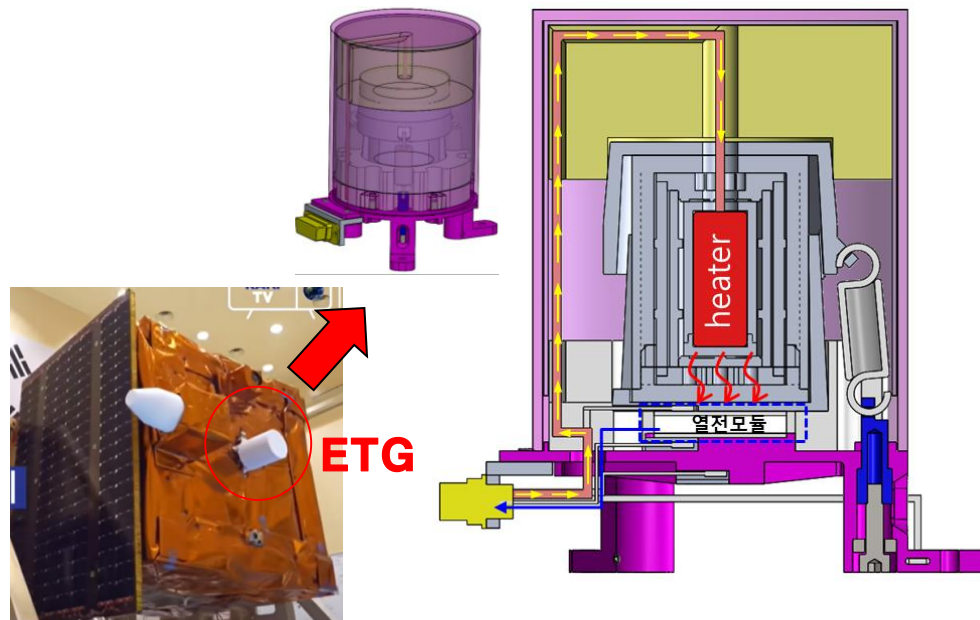
- ▶ Use electric heater instead of RI material

#### ○ Electrical spec.

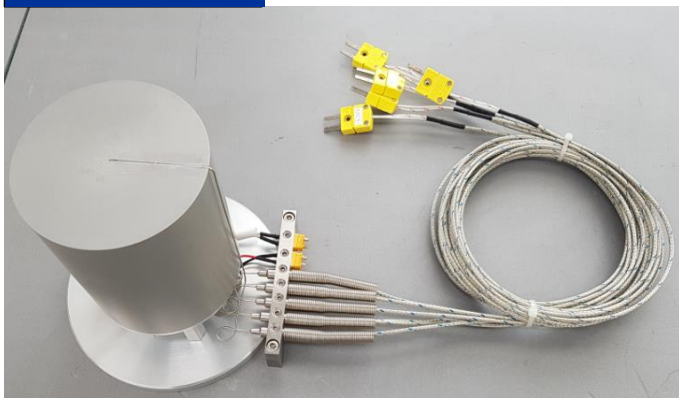
- ▶ Electric input for heater and DAQ operation  
: 10 W, 28 V
- ▶ Electric output
  - Voltage/ Watt/  $T_{hot}$ /  $T_{cold}$ /  $T_{sur}$
  - Communication using Analogue telemetry

### □ Heritage and reliability at space environment

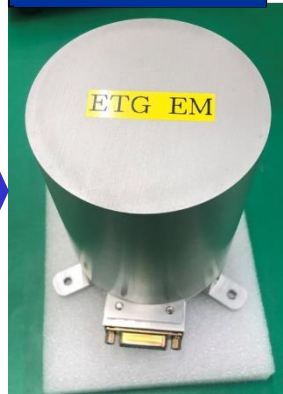
### □ Safety of heat source at accident status



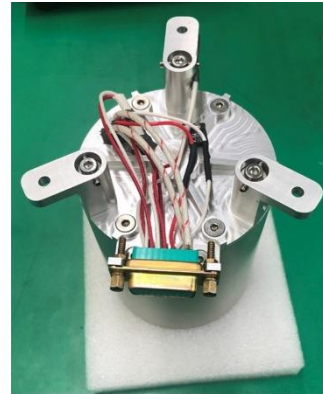
1<sup>st</sup> prototype

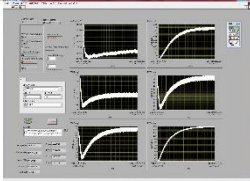
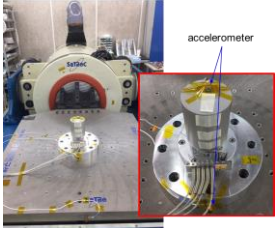
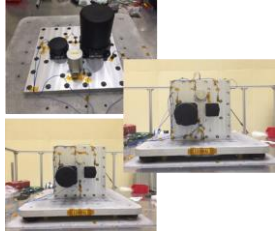
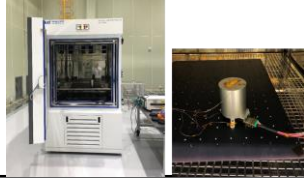



EM product



FM product



	Test item	내용
1	Performance test 	Performance at steady state
2	Vibration test 	Launch vibration of space shuttle (19 Grms)
3	Shock test 	Shock at pairing of space shuttle (2000g)
4	Thermal Cycle test 	Thermal cycle at atmosphere (-73°C~60°C)
5	Thermal Vacuum test 	Thermal cycle at space (-73°C~60°C @10 <sup>-5</sup> torr)

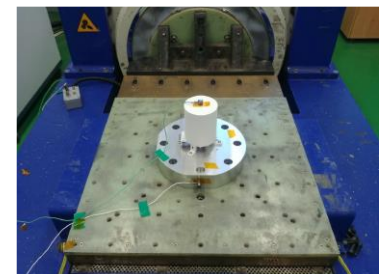
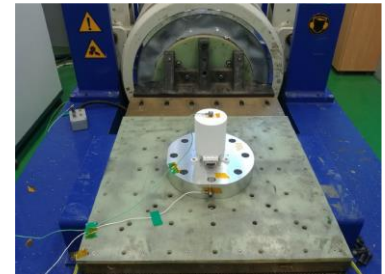
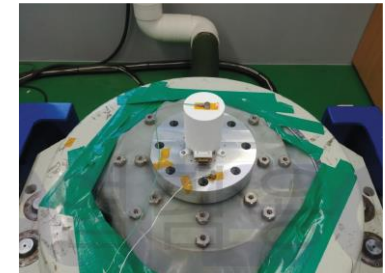
# Environment Test – Vibration (FM)

31/47

■ 19.37 Grms of flow-induced vibration is delivered to the ETG



## ETG vibration test facility – axial direction

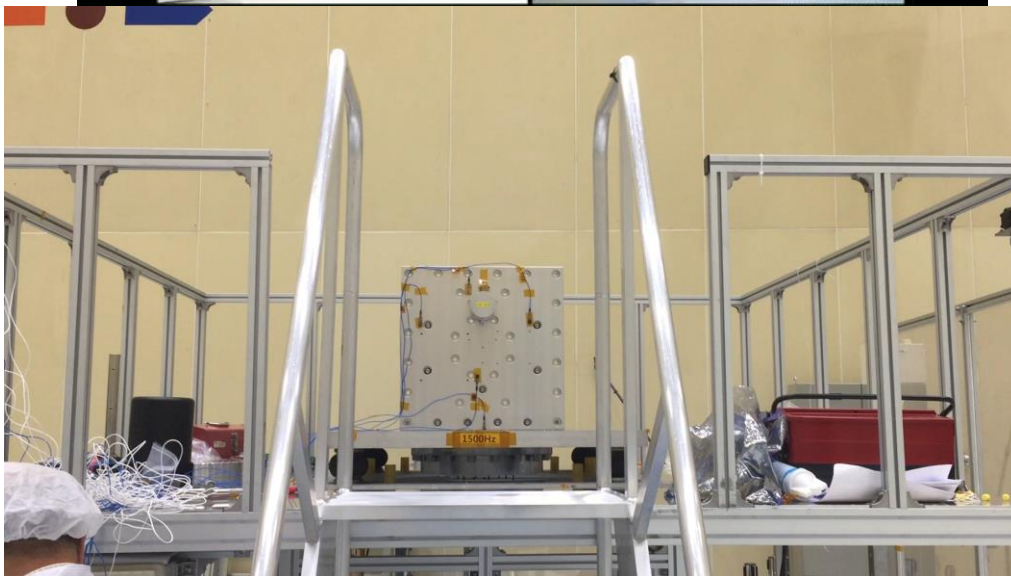
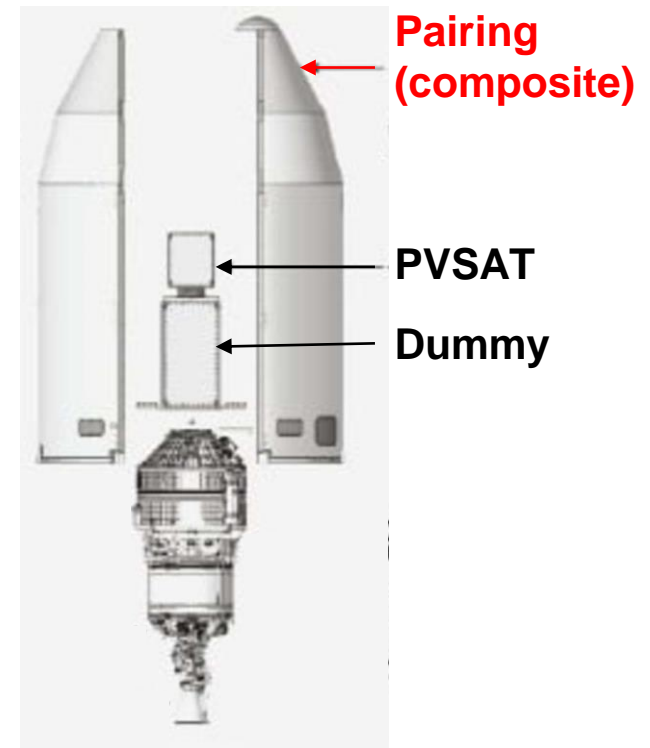
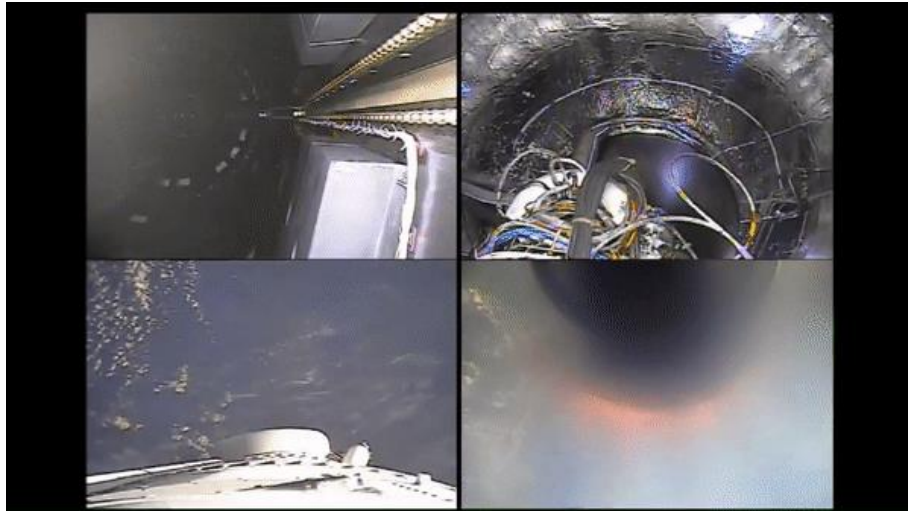


※ Example: 6W ETG vibration test



# Environment Test – Shock (EM)

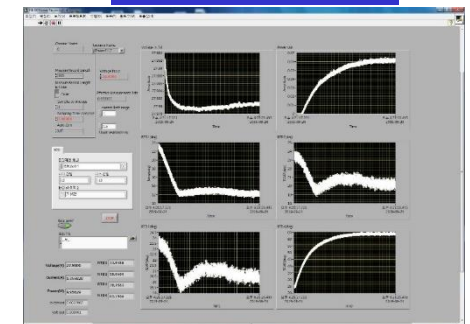
32/47



Shock test setting: **2000g**

\*beach ball landing at moon: 3000g

정상동작



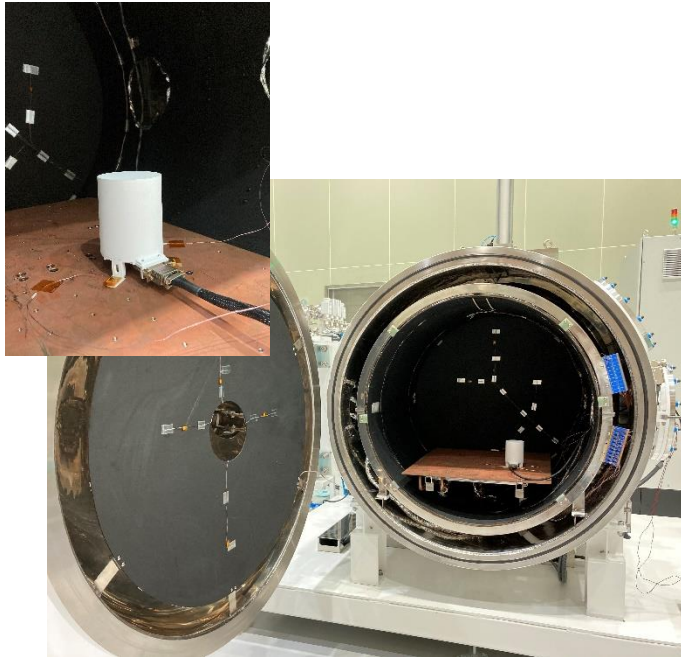
충격시험 후 성능평가



# Environment Test – Thermal vacuum (FM)

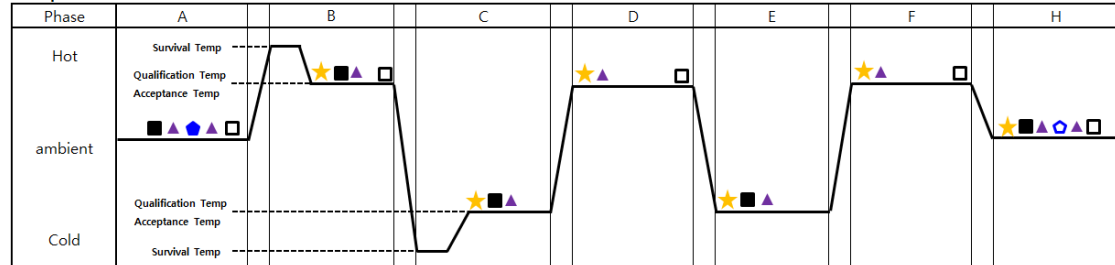
33/47

## 열진공시험(@ KTL)



- Dwell time: 1시간 이상 (Survival 온도 구간에서 2시간)
- Unit Operation test time : 1시간 이상
- Temperature rate Change (dT/dt) : 3~5°C/min

Component Thermal Vacuum Test

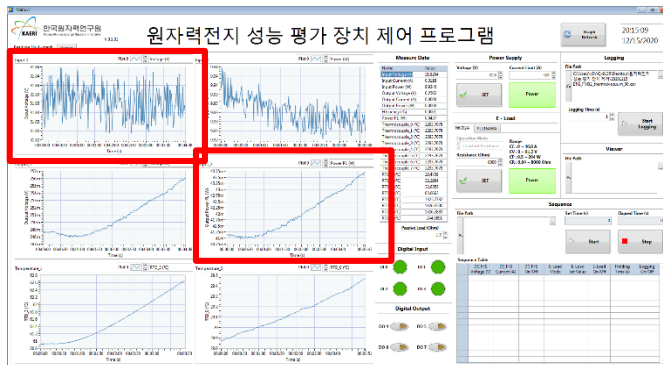


Objective	Ambient Test	Survival Hot	Survival Cold	Hot	Cold	Hot	Ambient Test
Component Unit	Turn On/ Operation Test/ Turn Off	Turn On/ Operation Test/ Turn Off	Turn On/ Operation Test	Operation Test/ Turn Off	Turn On/ Operation Test	Operation Test/ Turn Off	Turn On/ Operation Test/ Turn Off

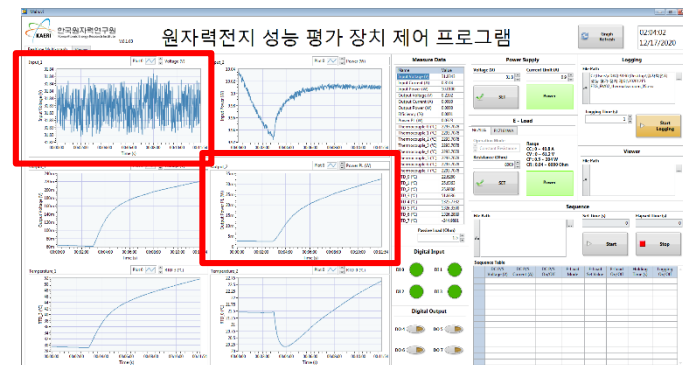
- Turn On
- Turn Off
- Vacuum Pump
- Vent Vacuum Chamber
- ▲ Operation Test
- ★ Temperature Stabilization

\* Temperature Limits : EQM (Qualification)  
FM (Acceptance)

## [시험전 성능]



## [시험후 성능]

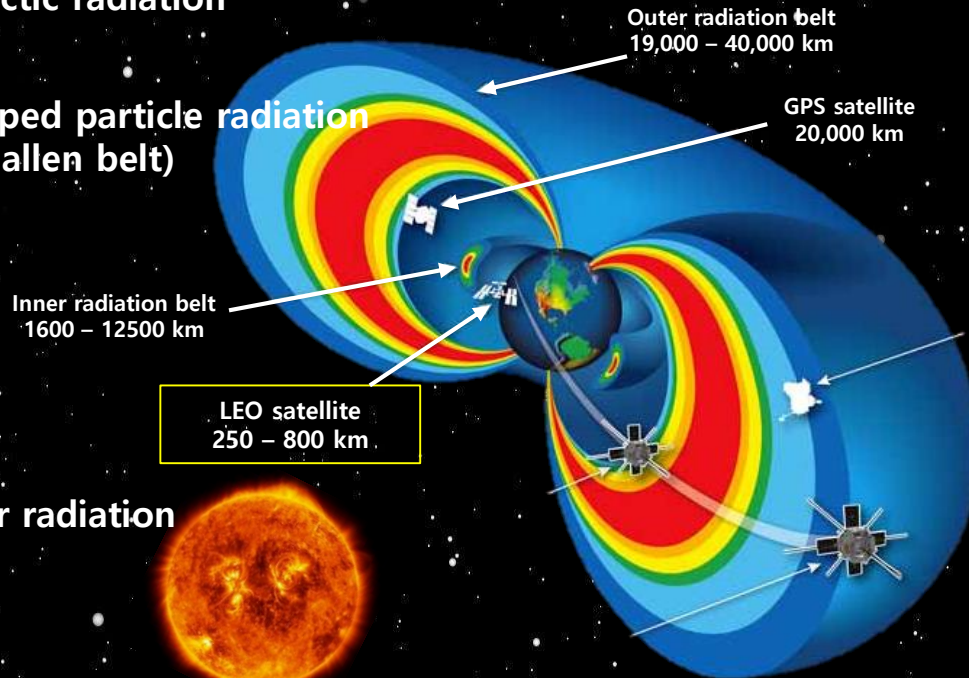


# 소형 ETG 우주방사선 손상평가

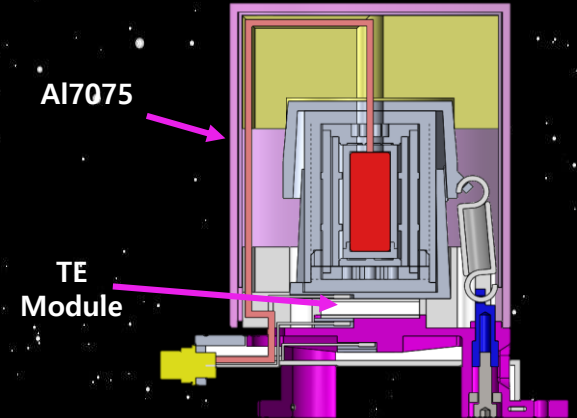
34/47

## A. Galactic radiation

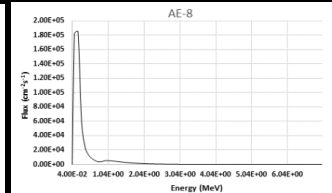
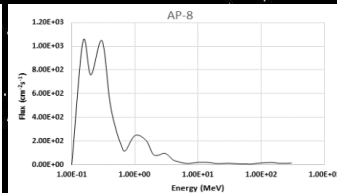
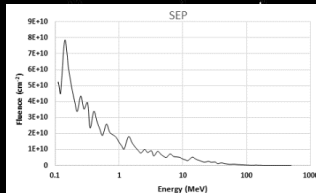
## B. Trapped particle radiation (van allen belt)



## C. Solar radiation



Dose	1yrs	7 yrs
Calculated Cosmic ray	3.65 Gy	68.2 Gy
Co-60 irradiation	282 Gy	



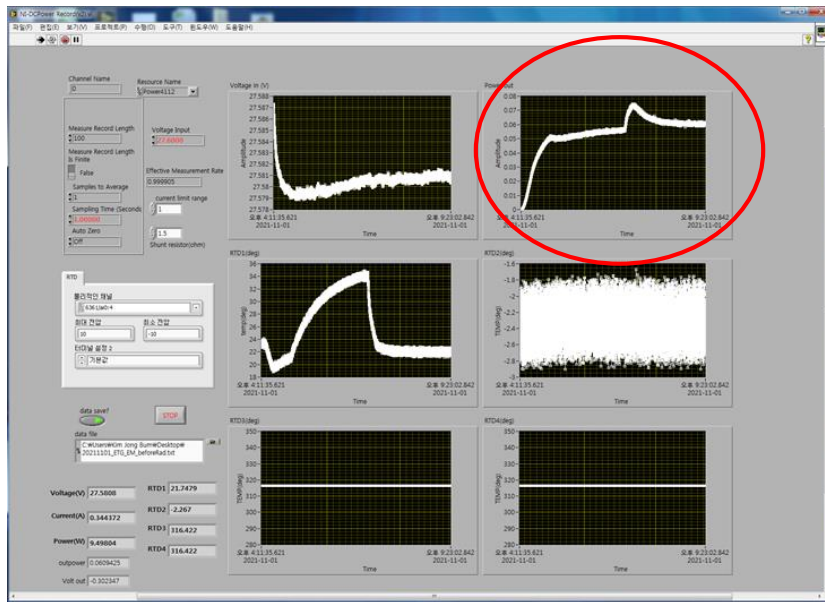
# 소형 ETG 우주방사선 노출 시험후 성능변화

35/47

## TID test for ETG using Co-60 (282Gy)

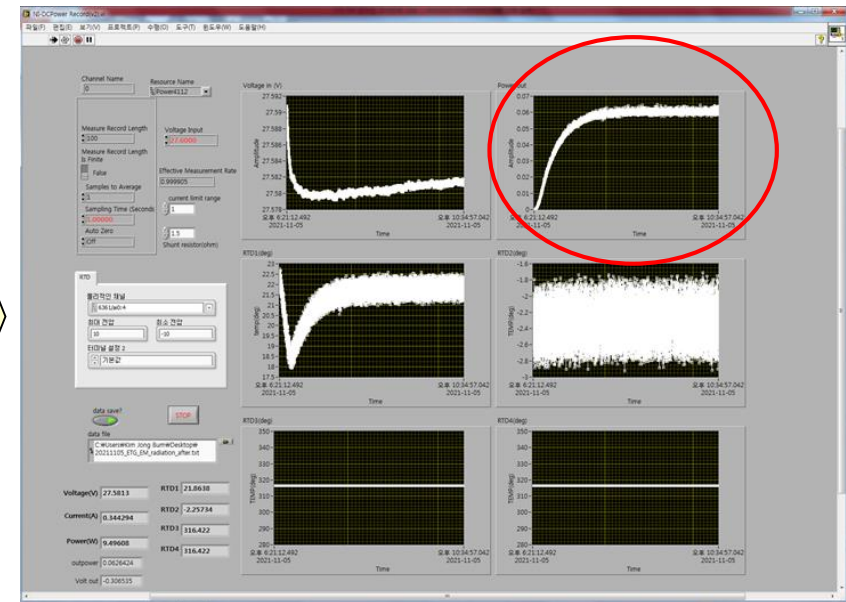


Before irradiation



Power out: 60.9 mW  
(Voltage: 0.302V, load R:1.5Ω)

After irradiation (γ-ray)

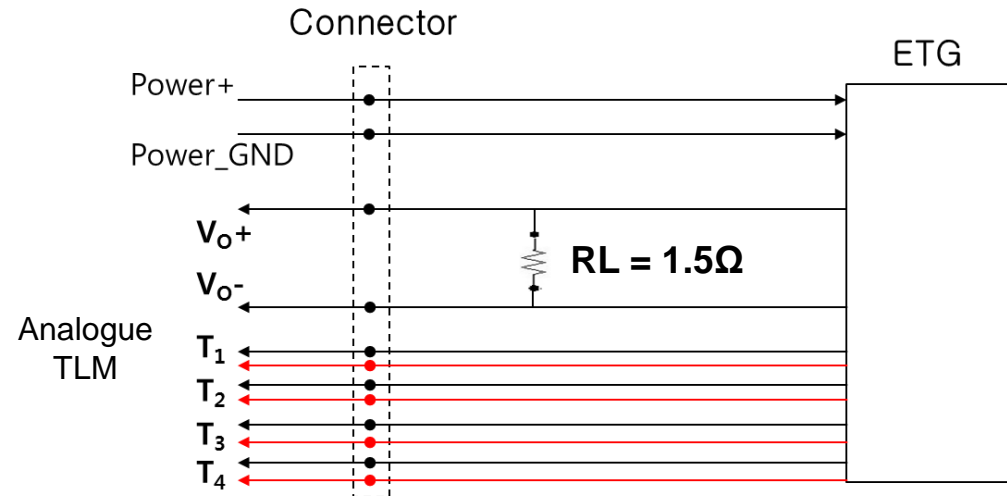
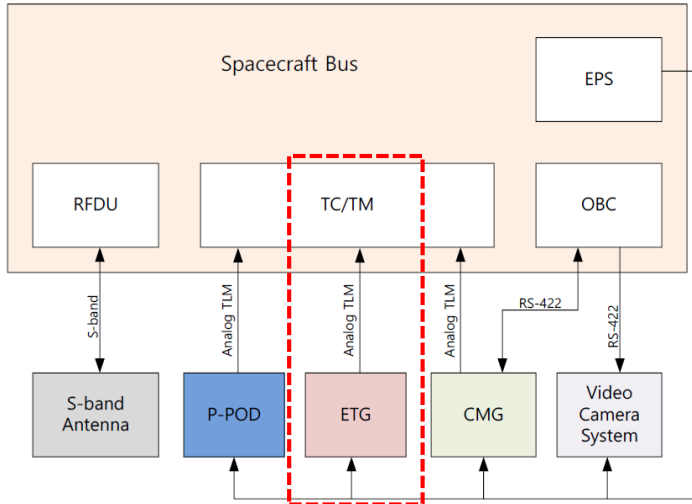


Power out: 62.6 mW  
(Voltage: 0.307V, load R:1.5Ω)

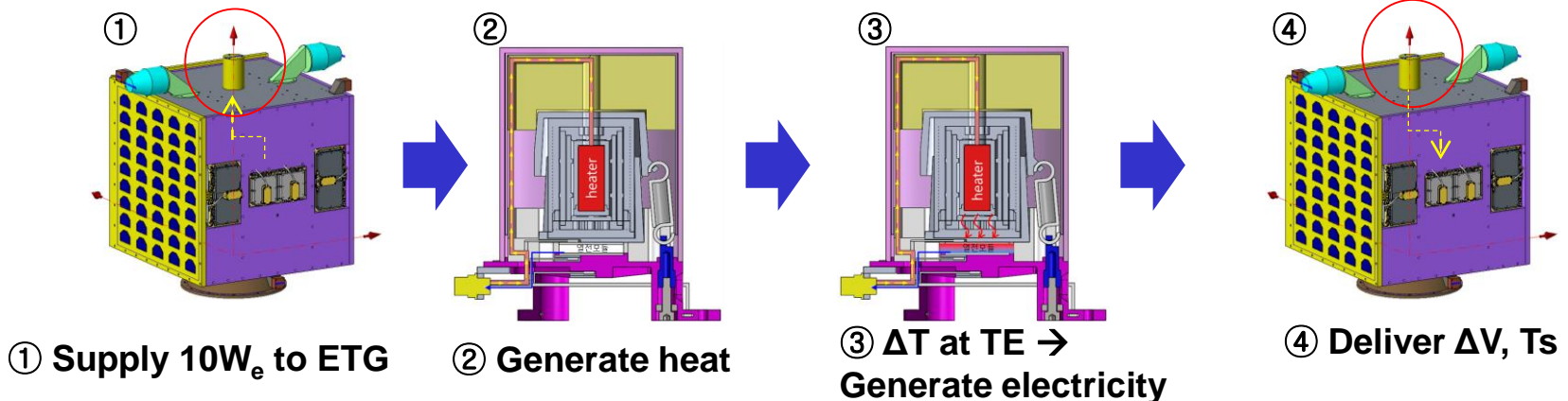
# Electrical interface and test procedure

36/47

- ❏ Use D-sub connector and communicate with analogue TLM
- ❏ PVSAT supplies 10 W of electric power to the ETG

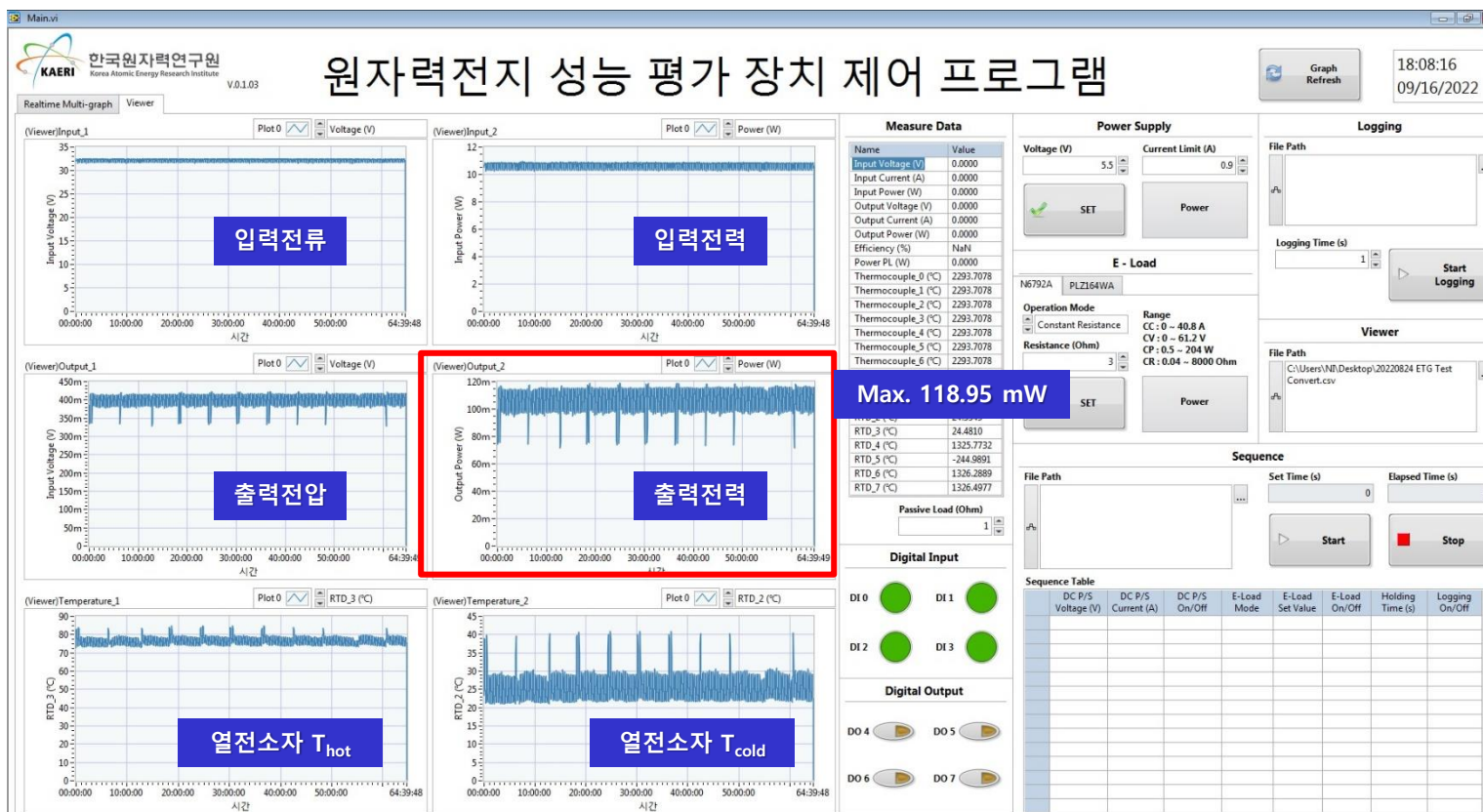


## Test Procedure





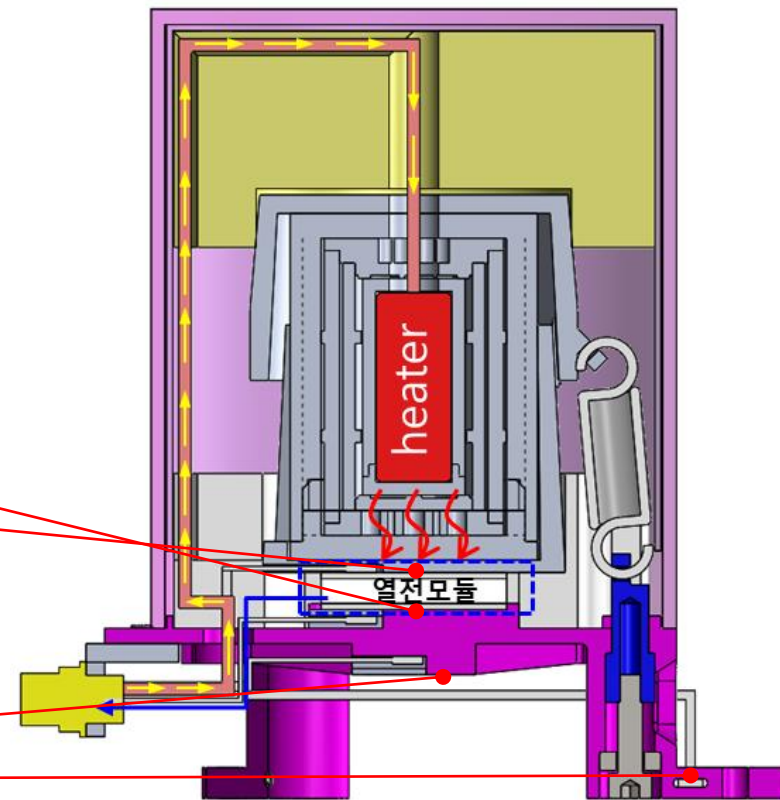
## 37/47



# 지구저궤도 실증시험 - 장기신뢰성

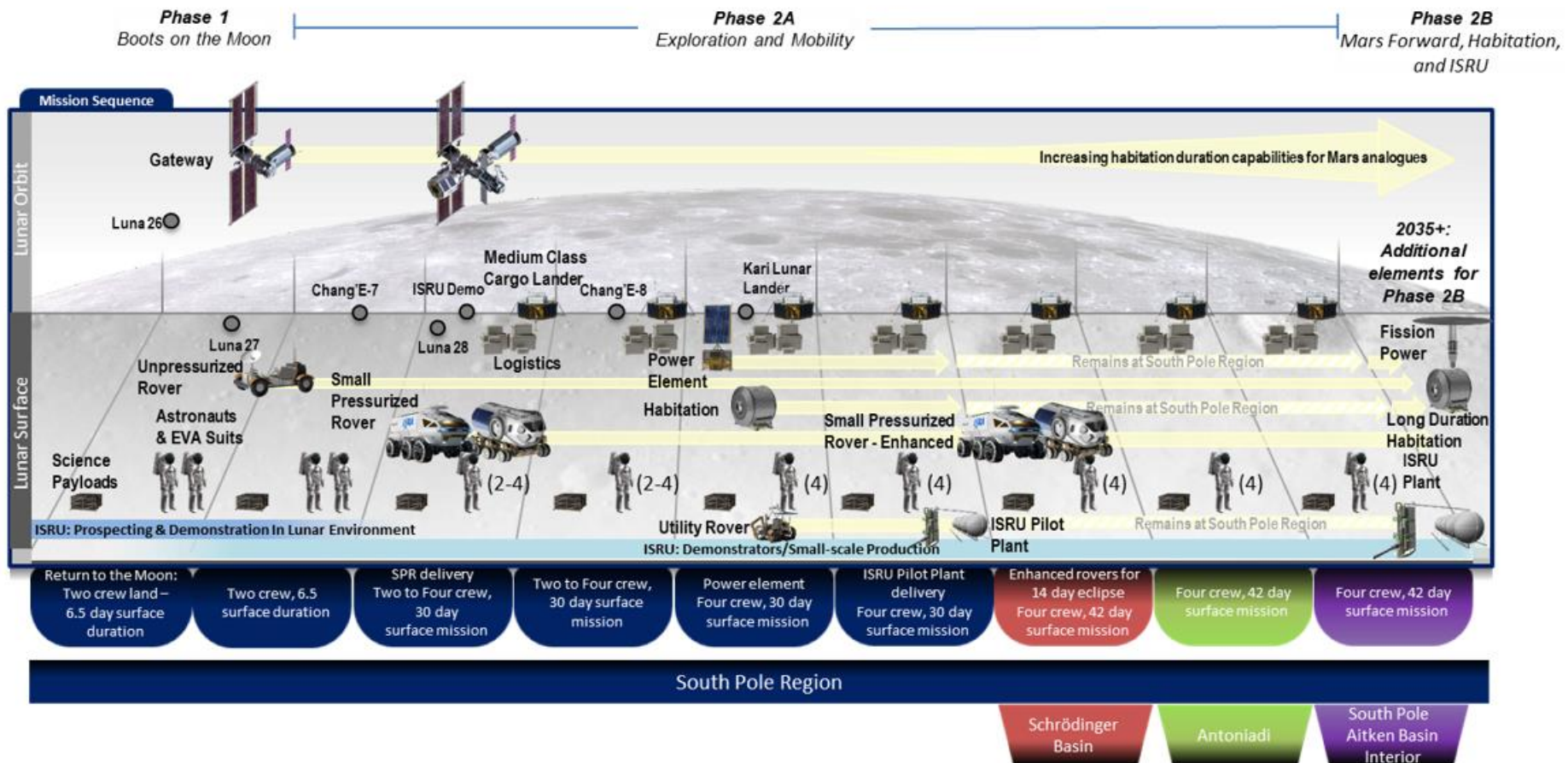
38/47

- 30 days test in Sep : 121.33 mW
- 11 months (Nov. 2022 ~ current) : 120.98 ~ 122.41 mW (target:  $120 \pm 50$  mW)
- No significant degradation, all components show normal operation



# ISRU 계획

39/47



# 소요 출력별 우주 원자력시스템

40/47

Category	Typical power (kWe ~ kWt/4)	Users	Comments
Radioisotope Power Systems	<1kWe	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Robotic night operations</li> <li>• Night survival for habitats/pr essurised rovers</li> </ul>	
Small fission reactor	10kWe – 100kWe	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Habitation modules and experiment / lab modules</li> </ul>	Includes on-going activities at NASA
Larger fission reactor	100 kWe – 1000 kWe	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ISRU operational plant</li> <li>• Moon/Mars surface base</li> </ul>	
Nuclear propulsion	500 MWt (NTP)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Earth-to-Mars transportation</li> <li>• Reusable Moon surface to NRHO shuttle</li> </ul>	
	2 MWe (NEP)		

\*Report of the Nuclear Power and Propulsion Gap Assessment Team (ISECG, 2022.Dec)



## RTG의 한계점


- Power level: less than 300 W (current technology)
- Low efficiency
  - : Less than 7% efficiency (about 120W electric generated from 2000W thermal)
- Thermal
  - : Thermal problem for dissipating a large amount of RTG waste heat (Thousands of watt, about 1000~3000W depending on RTG)
  - : Using RTG waste heat as heat source for heating other parts in cold condition

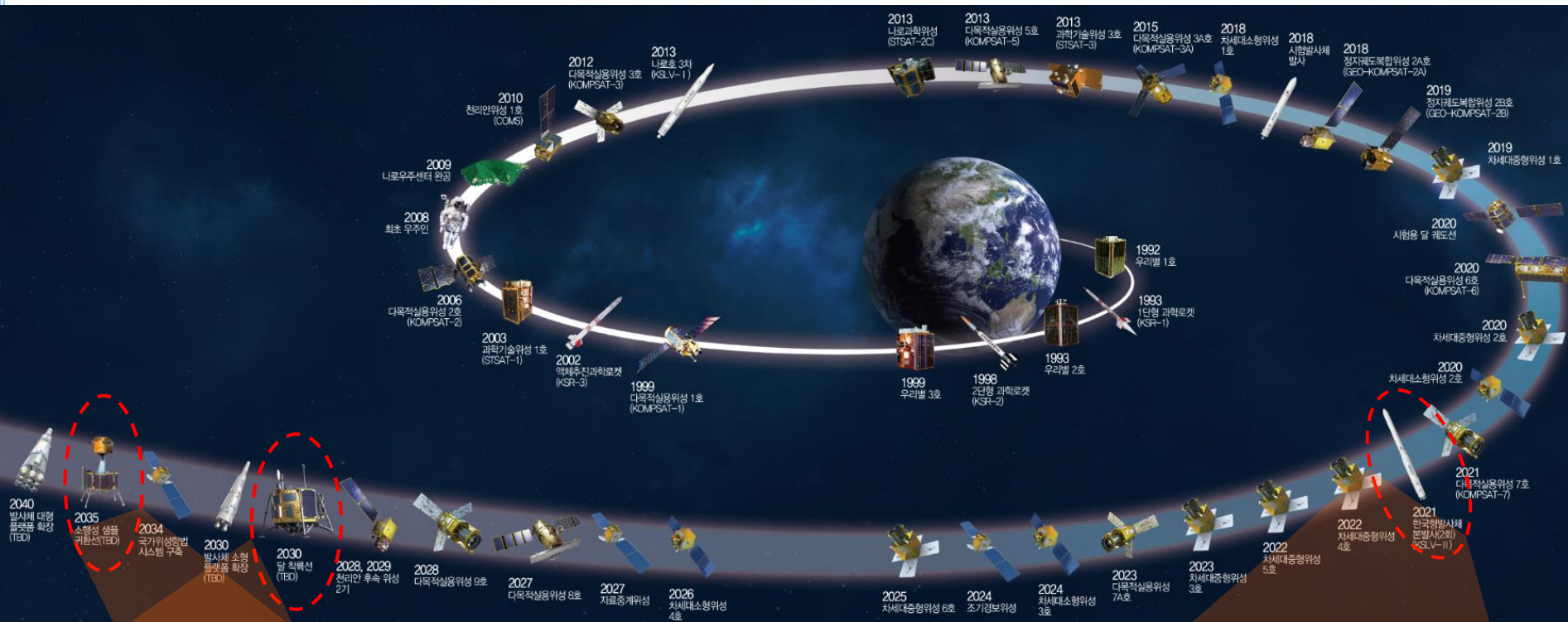
## 미국의 원자력전지 개발 방향



	GPHS-RTG	MMRTG	Next Gen RTG	DRPS
Power(W)	291	118	245	300 to 400
Mass(kg)	58	44	56	100 to 200
Length(m)	1.14	.69	1.14	TBD
Heat (W)	4410	2000	4000	1500

# 국내 우주개발 로드맵

 : require RTG (ETG)



2030  
 $\leq 5 W_e$  RTG



2022  
120 mW<sub>e</sub> ETG

Starting from lunar lander in 2030, demand for RTG will increase

# Korean Lunar Exploration Plan

43/47

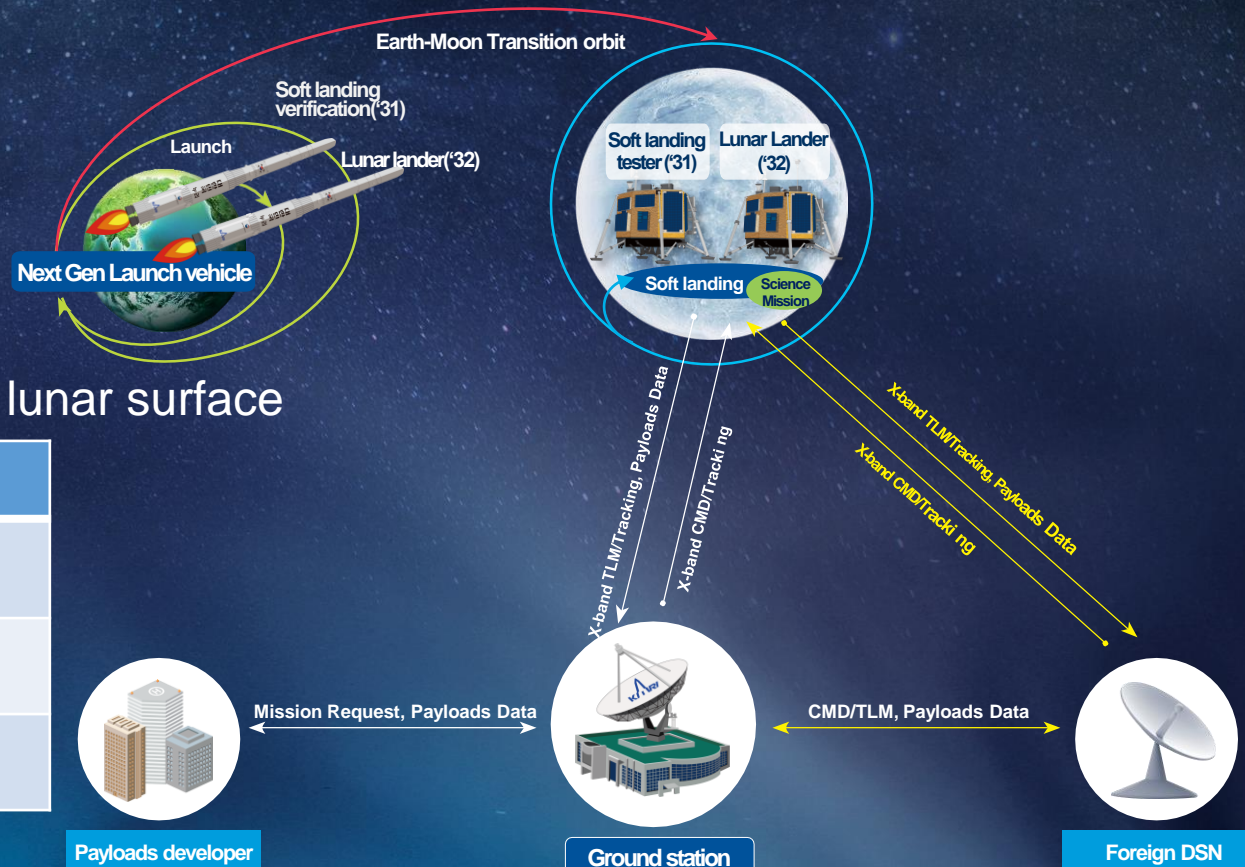
- ❏ **1<sup>st</sup> : Verification of soft landing w/o payloads in 2031**
- ❏ **2<sup>nd</sup> : Accommodate payloads and technology demonstration in 2032**

- ① Soft landing
  - Aviation technology
  - Powered descent
  - DSN

- ② Tech. demonstration on lunar surface

## Payloads

	Payloads
Rover	<ul style="list-style-type: none"> <li>Lunar surface movement</li> <li>Analysis of lunar dust</li> </ul>
Volatile Extractor	<ul style="list-style-type: none"> <li>Mining/heating/extraction volatile</li> </ul>
RTG	<ul style="list-style-type: none"> <li>Generate power on lunar surface</li> </ul>



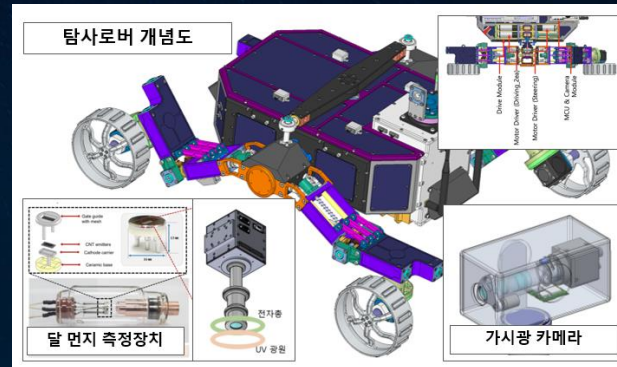


# Mission of Payloads (Lunar lander)

44/47

## Demonstration of core technology for ISRU (Extraction of H<sub>2</sub> for fuel cell)

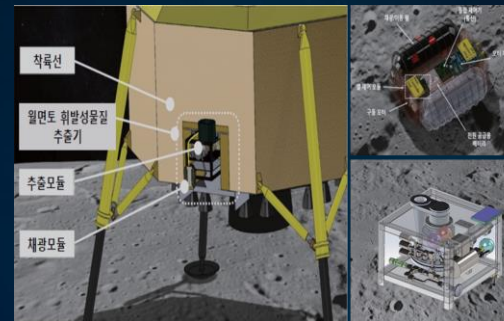
**Mass budget**  
**43 kg (TBD)**  
**(2.4% of Wet Masses)**



### <Rover>

Mass	20 kg
Dimension	450 x 450 x H300 mm(TBD)
Driving distance	≥ 250 m
Payload	Camera, Dust measurement

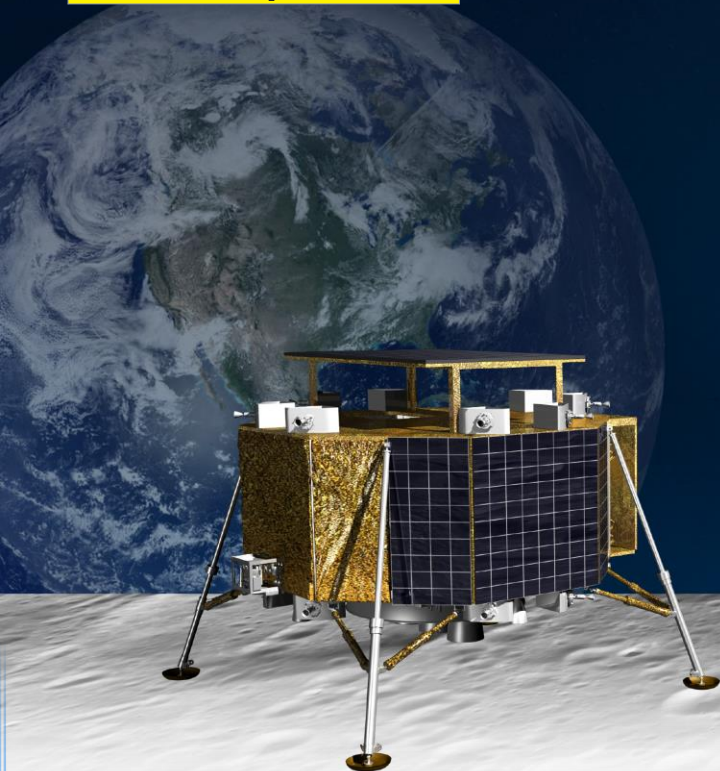
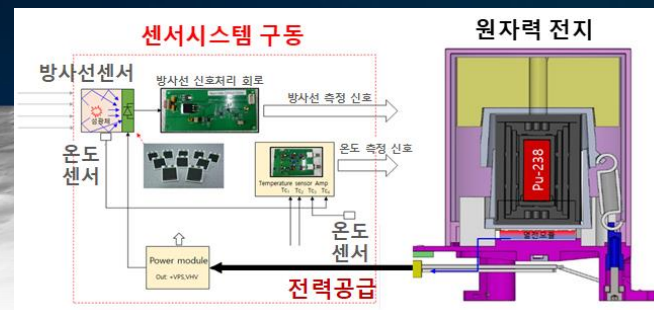
### <Volatile extractor>



Mass	13 kg
Dimension	300 x 200 x H300 mm(TBD)
Power	80 W
Function	Mining & Extraction

### <RTG>

Mass	0.75 kg
Dimension	Φ 85xH127.5mm (TBD)
Power out	150 mW
Function	Temperature & Radioactivity



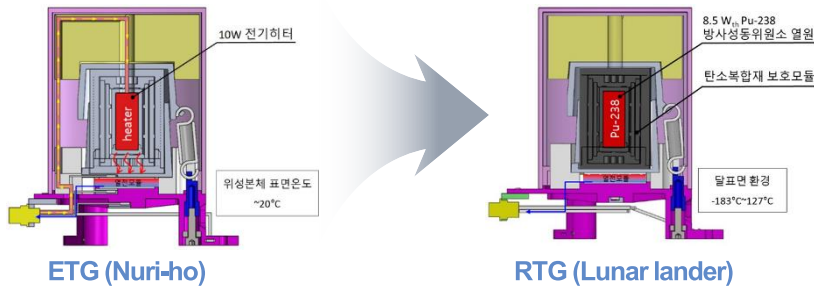


# RTG development Plan

45/47

- RTG for lunar lander will accommodate RI heat source
- Operate temperature and radiation measurement system

## Changes

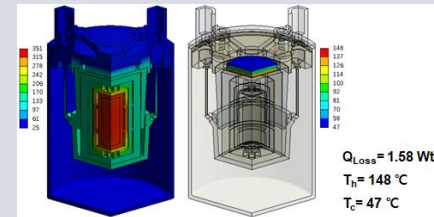


Environment	20°C	Moon: -170 ~ 120°C
Power	120 ± 50 mW	150 ± 50 mW
Heat source	Electric heater	RHU Pu-238: 8.5 W <sub>th</sub> Am-241: 9.0 W <sub>th</sub>
Accident Tolerance	No	Heat source safety - Aerodynamic heating/ - Shock with terminal velocity - Fragments Impact
Function	Power generation	Operate T & radiation measurement system
PSA	No	Safety analysis for the spacecraft's accident

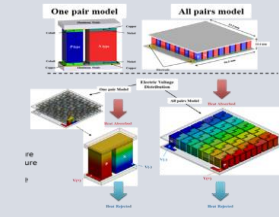
## Core technology

### Enhancement of RTG assy & TE module

- Heat insulation using MFI structure
- Optimal design of TEM
- Protection of RHU and TEM from external vibration & shock



Heat insulation



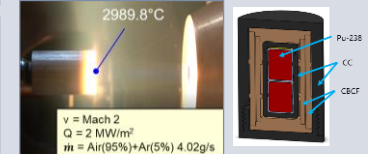
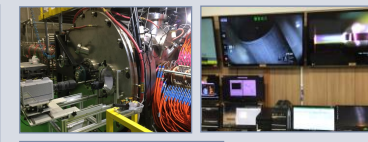
Optimization of TEM

### Safety of the RHU against potential accidents

- Acci. simulation test
  - Explosion pressure
  - Fragment
  - Aerodynamic heating
- Probabilistic risk analysis



Accident



Aerodynamic heating



## 우주용 원자력전지 기술개발 로드맵

KSLV 인공위성 발사  
(ETG 탑재)

극한환경모사  
시험시설 구축

원자력전지  
극지환경 실증

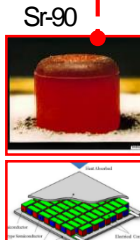
원자력전지  
심해환경 실증

원자력전지  
평가시설 국제인증

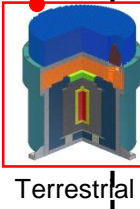
달 착륙선 발사  
(RTG 탑재)

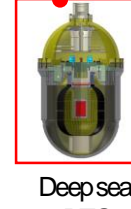
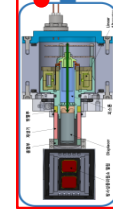
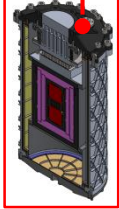

RTG


달탐사용ETG (EM)  
120 Wth / 6We

인공위성ETG  
100mWe

Sr-90  
고온열전모듈


Aeroshell


Terrestrial  
RTG

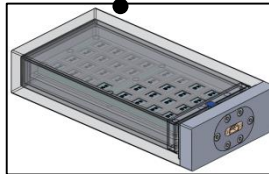
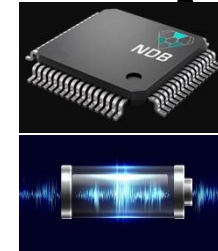
100mW  
mini RTG

Deep sea  
RTG

스털링  
원자력전지

달탐사RTG (FM)  
120Wth/6We

RI  
μ-Battery


양자난수생성기


Ni-63 battery  
(4 μW)


양자난수 보안모듈

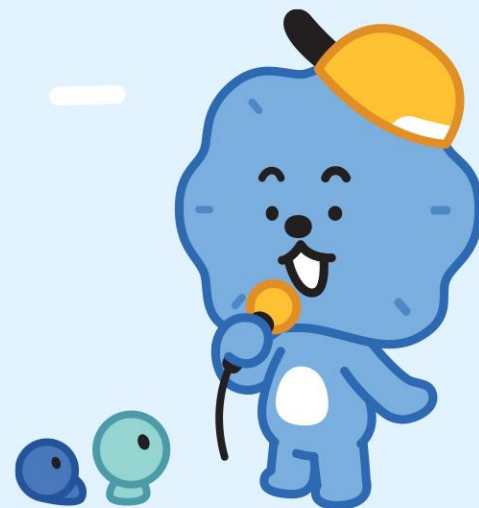

C-14/Pm-147 battery  
(0.1 W)

Sr-90 battery  
(1 W)

Piezoelectric  
RI battery

- 원자력전지 → 외부환경에 독립적인 장수명, 고신뢰성 발전기
- 미국, 러시아, 영국, 한국에서 원자력전지 생산 또는 개발중
- 2016년부터 우주(달탐사, 인공위성)용 원자력전지 국내 개발 중
- 2022년 6월 15일 누리호 통해 소형 ETG 지구 저궤도시험 성공
- 미국 GPHS-RTG로 복귀, DRPS 개발에 집중
- 2032년 달 착륙선 탑재용 국내 원자력전지 개발 계획 수립

# Q & A

깨끗하고 안전한 에너지  
원자력 세상



한국원자력연구원  
Korea Atomic Energy Research Institute