

『우주-원자력 협력을 위한 정책 현안 및 향후 과제』

해외 우주-원자력 협력 사례를 통한 정책적 시사점 도출

2024. 5. 8

조 남 경

한국항공우주연구원 우주추진연구부

2024-04-25

목 차

I **서론**

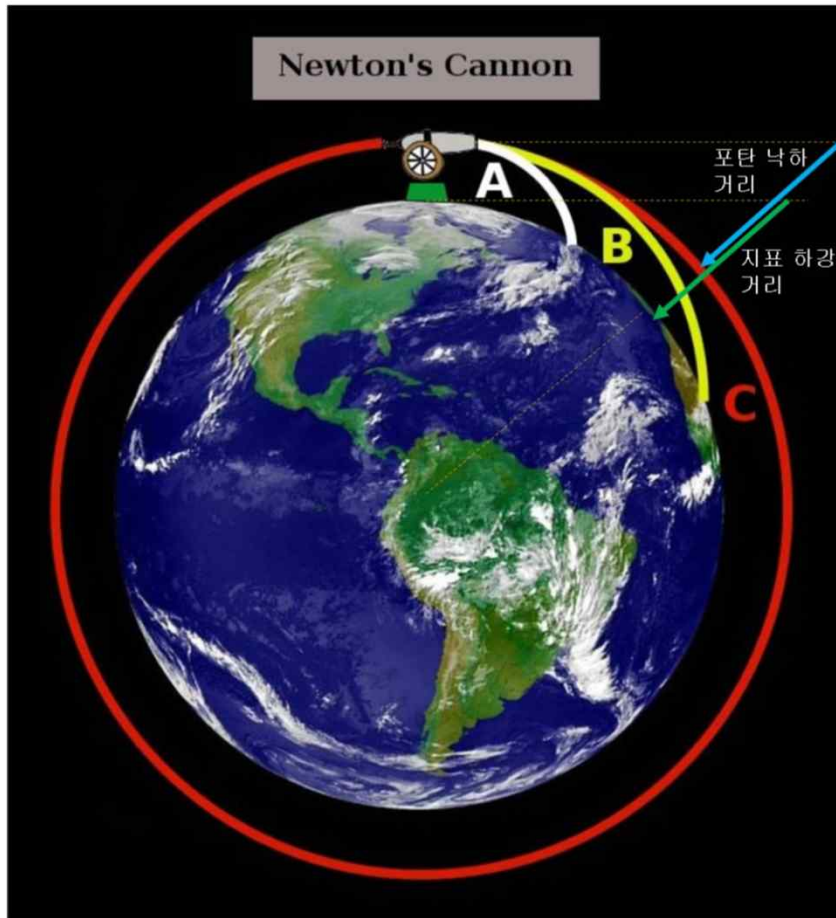
II **해외 우주-원자력 협력 사례**

III **국내 우주-원자력 협력 사례**

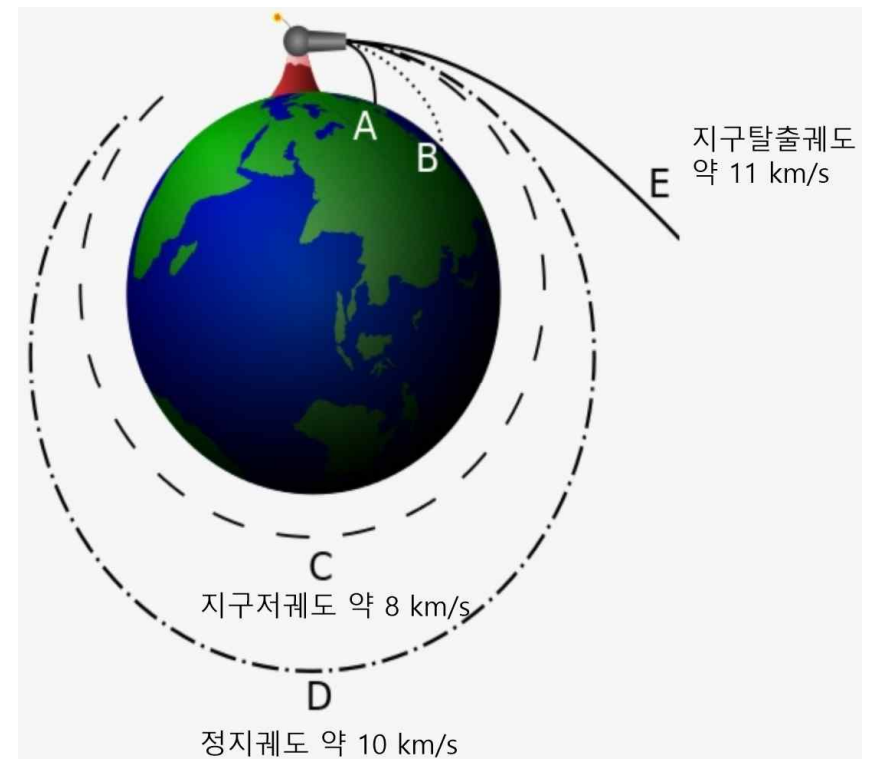
IV **정책적 시사점**

서론

발사체의 원리



Newton의 만유인력 법칙



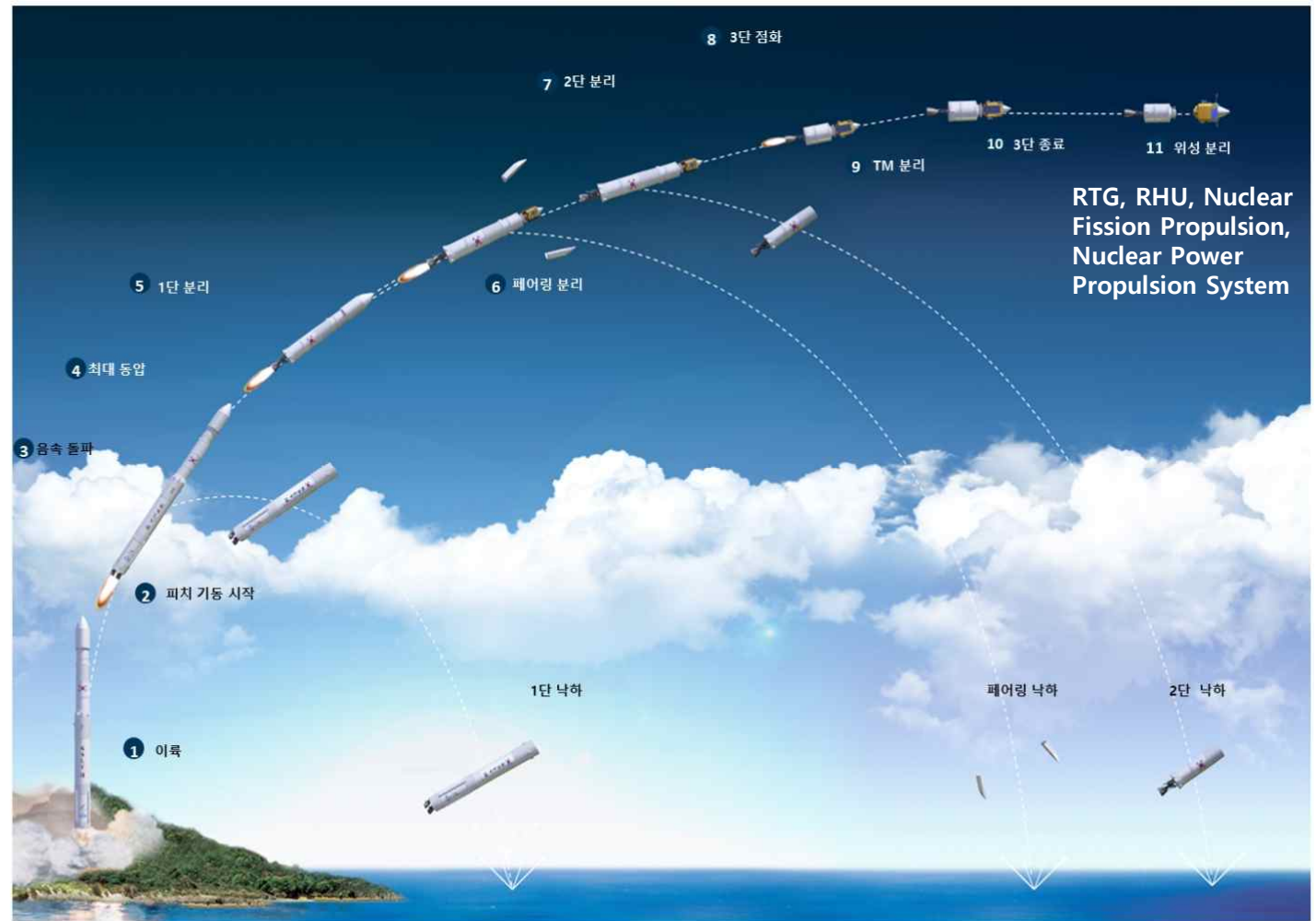
치올콥스키의 로켓의 원리

서론

발사체의 임무궤적



- 탑재중량: 1,500kg
- 투입 궤도: 600~800km(태양동기궤도)

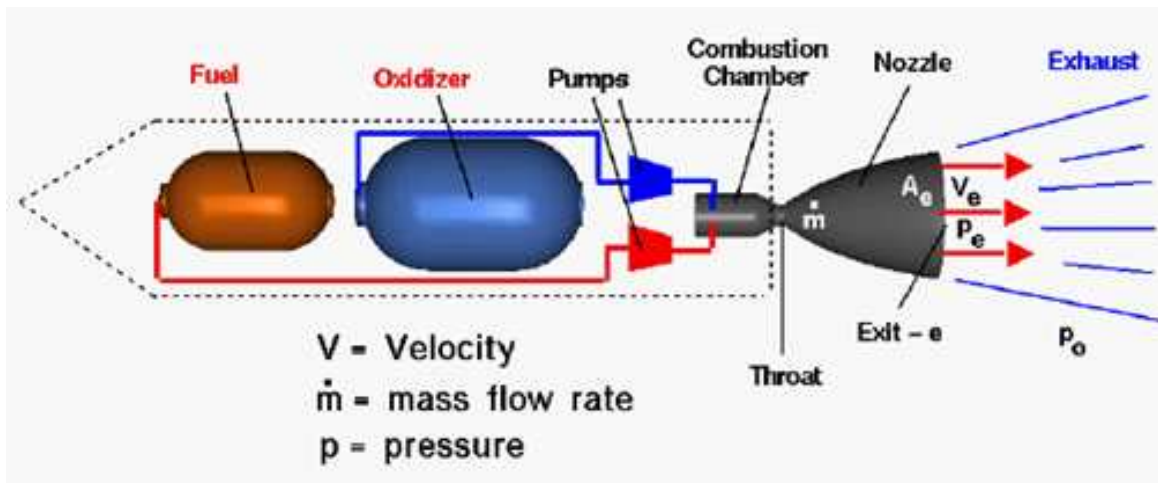


서론

액체 발사체 추진이론

$\frac{d(mv)}{dt} = F$: 추진제(연료+산화제)의 운동량변화가 추력을 발생

$F = \frac{d(MV)}{dt}$: 그 추력이 로켓을 가속 (초속 8 km/s 이상)

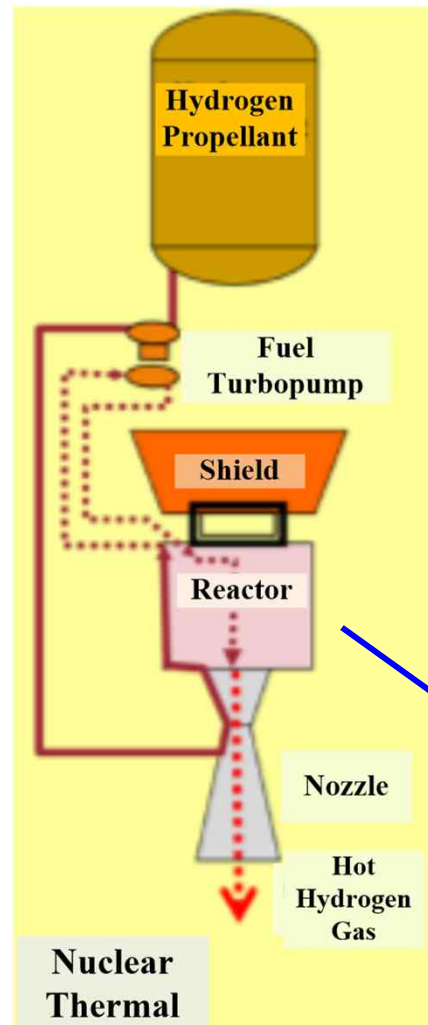
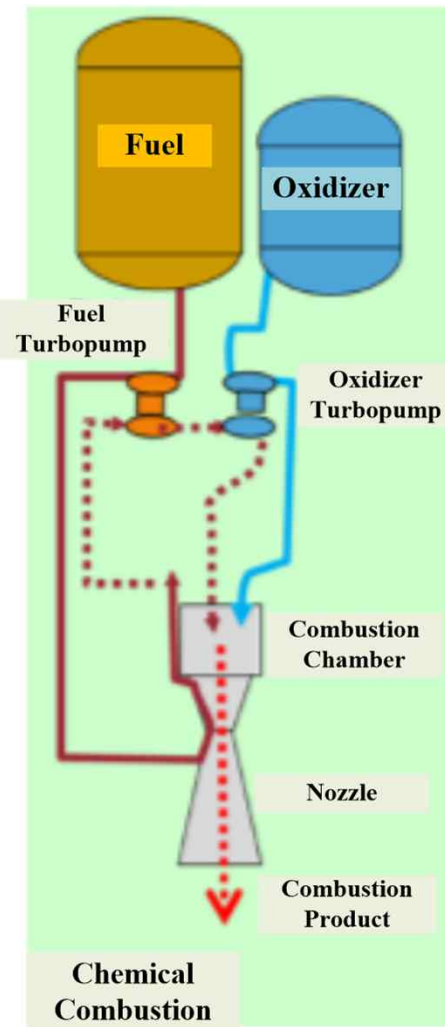


➤ 로켓엔진이 가속을 만듦

➤ 로켓엔진의 주 요소는 터보펌프, 연소기, 가스발생기, 밸브류임

서론

화학추진과 원자력 추진 비교



비추력(연비)

추진제 소모량(건조중량 대비)

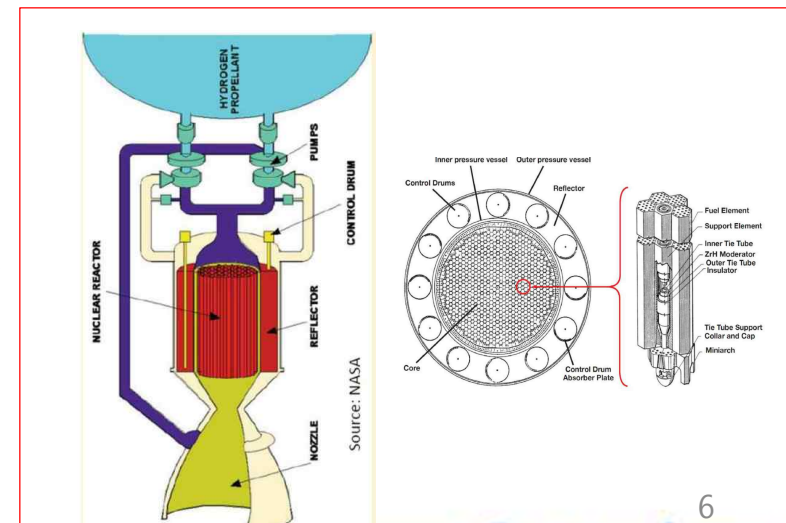
$$\Delta V = I_{sp} g \ln\left(1 + \frac{M_{\text{propellant}}}{M_{\text{structure}} + M_{\text{payload}}}\right)$$

$$I_{sp} \propto \sqrt{\frac{T(\text{추진제 가열 온도})}{MW(\text{배출추진제 분자량})}}$$

-화학추진 $\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{H}_2\text{O}$ (MW=18)

-원자력추진 H_2 (MW=2)

➤ 원자력 추진기관은 산화제탱크와 공급계통 불필요



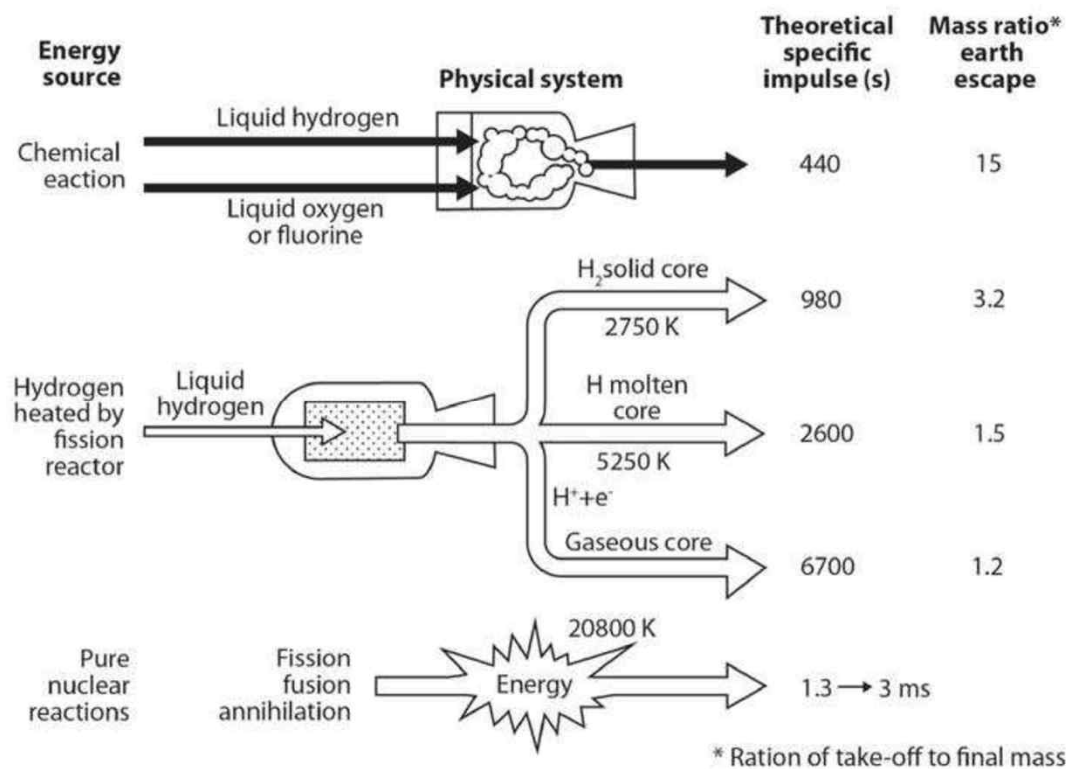
서론

원자력 추진의 발전 가능성

▶ 비추력을 비례 parameter로 쓰면

$$I_{sp} \propto \sqrt{\frac{T(\text{추진제 가열온도})}{MW(\text{배출추진제 분자량})}}$$

에너지원	에너지밀도	최대 열출력
LH ₂ -LO ₂ 연소	13 MJ/kg	화학에너지 공학설계
Pu-238 붕괴열	2.1 x 10 ⁶ MJ/kg	0.54 kW/kg
U-235 핵분열	82 x 10 ⁶ MJ/kg	공학설계
D-He3 핵융합	354 x 10 ⁶ MJ/kg	공학설계

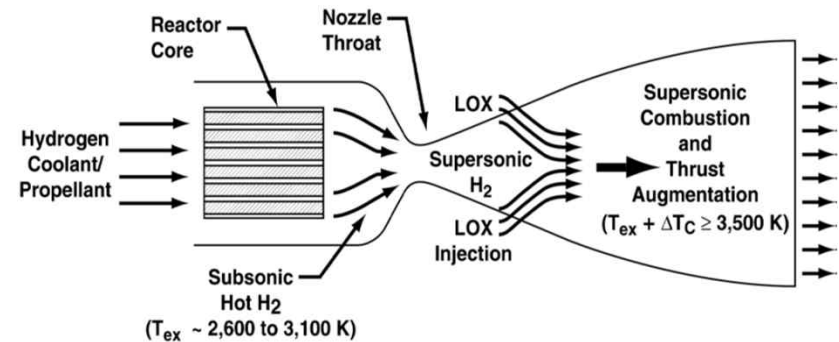
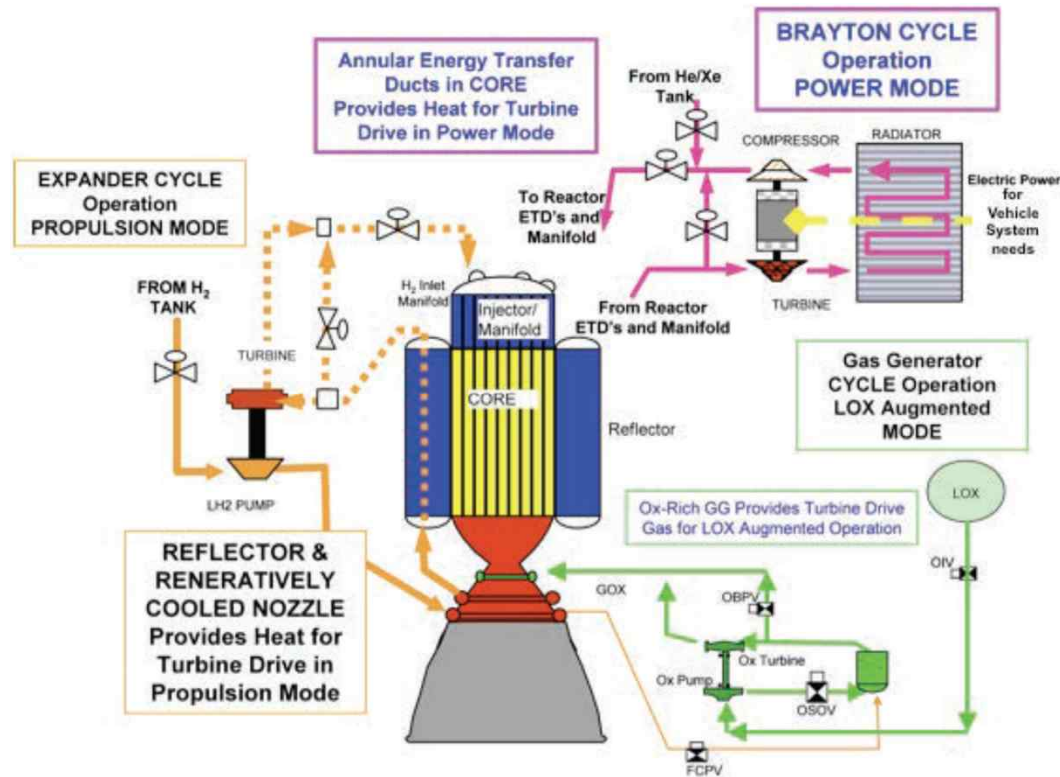


내열소재 개발에 따른 발전가능성

*화학추진에 없는 발전가능성

서론

Bimodal 원자력 추진기관

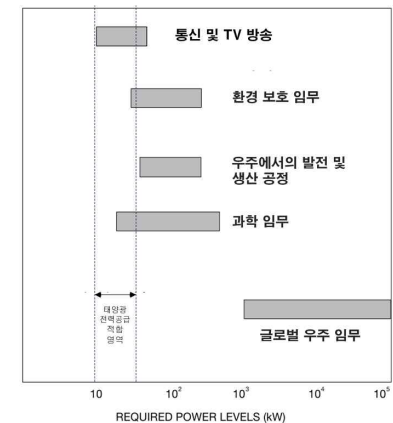
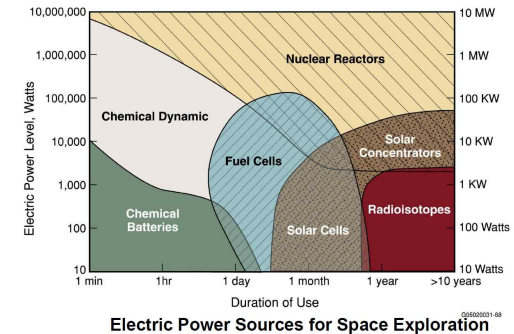
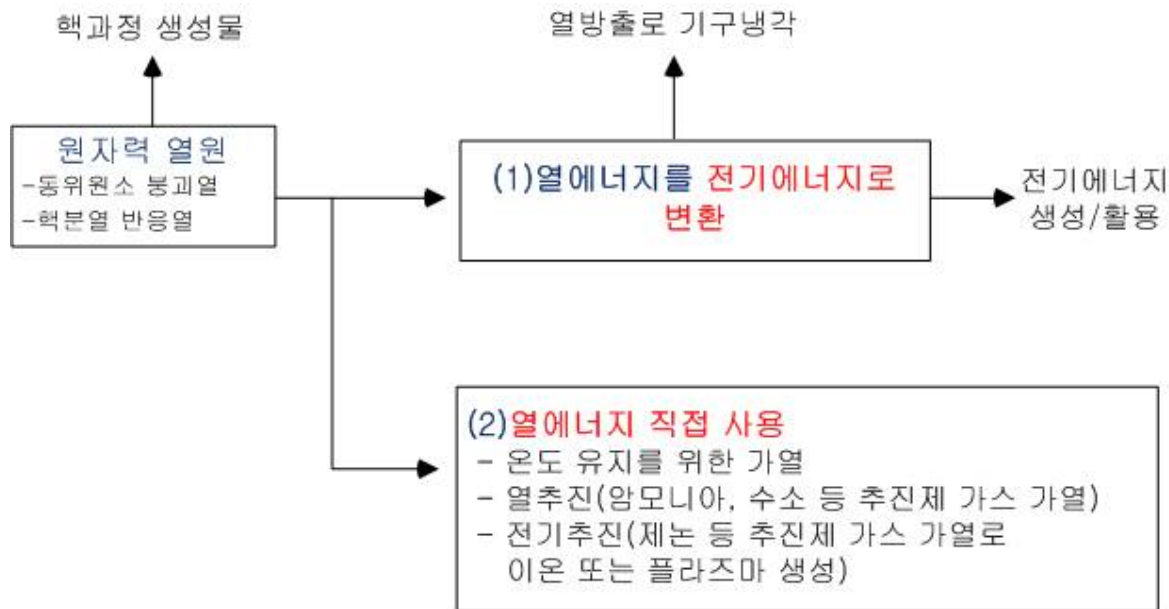


	I _{sp} (sec)				
Life (hrs)	5	10	35	Tankage Fraction (%)	T/W _{eng} Ratio
T _{ex} (°K)	2,900	2,800	2,600		
O/H MR = 0.0	941	925	891	14.0	3.0*
1.0	772	762	741	7.4	4.8
3.0	647	642	631	4.1	8.2
5.0	576	573	566	3.0	11.0
7.0	514	512	508	2.5	13.1

- 단일의 원자로 운용
- 액체산소로 산화제 rich 가스발생기로 터빈을 구동하고 고열의 배출수소와 afterburning

해외 우주-원자력 협력 사례

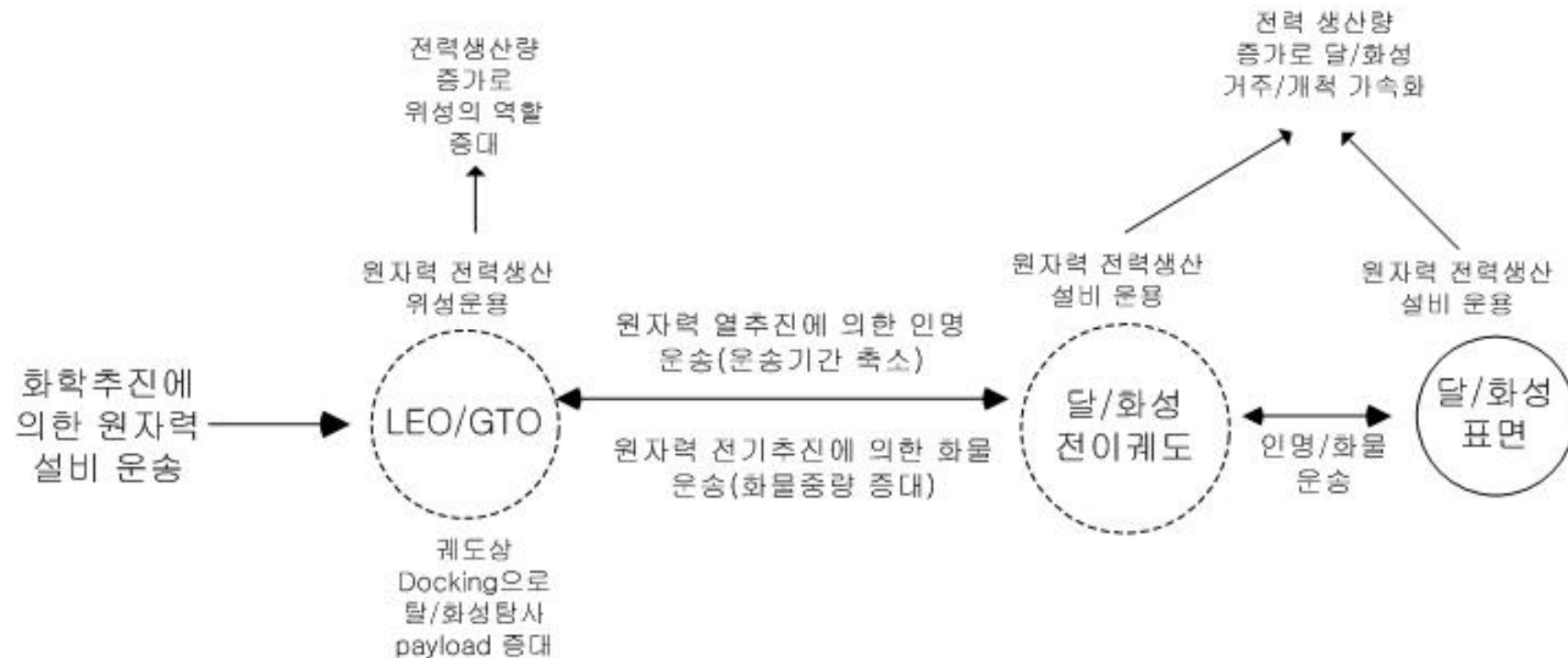
우주에서의 원자력 활용 분류



- 우주에서의 원자력 활용은 활용에너지 종류에 따라 전기에너지로 변환하여 사용하는 경우와 열에너지를 직접 사용하는 경우로 구분
- 원자력 열원에 따라서 구분하면 방사선동위원소 동력원(Radioisotope power source)과 핵분열추진(nuclear fission propulsion) 동력원으로 구분
- 활용분야에 따라 탐사선의 운영을 위한 전기생성, 가열 열원 생성 등 탐사선 운영(operation) 분야 활용과 우주수송을 위한 추진(propulsion) 분야 활용으로 구분할 수 있음

해외 우주-원자력 협력 사례

우주에서의 원자력 활용 개요



- 화학추진 발사체로 지구저궤도(LEO) 또는 정지전이궤도(GTO)로 원자력 추진 우주비행체를 투입
- 달/화성 궤도 및 표면에서 원자력발전에 의해 보다 큰 전력을 생성하여 달/화성 개척 가속화

해외 우주-원자력 협력 사례

우주-원자력 협력 구분

Category 1: 개발부문 협력

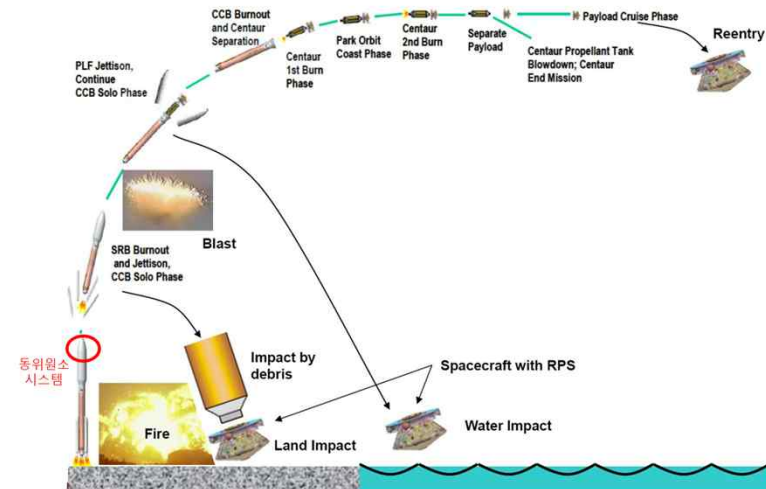
- (1) 원자력 활용 우주 mission 개발
- (2) 시스템 기술 개발
- (3) 요소기술 개발

- 방사선동위원소 동력원(Radioisotope Power Source)
 - Thermoelectric, RTG
 - Radioisotope Heater Unit, RHU
 - Thermionic converter
 - Radioisotope-fueled thruster, RFT
- 핵분열 추진(nuclear fission propulsion)
 - nuclear fission thermal propulsion, NTP
 - nuclear fission electric propulsion, NEP

※ NASA, DOE, DARPA, 기업간 협력

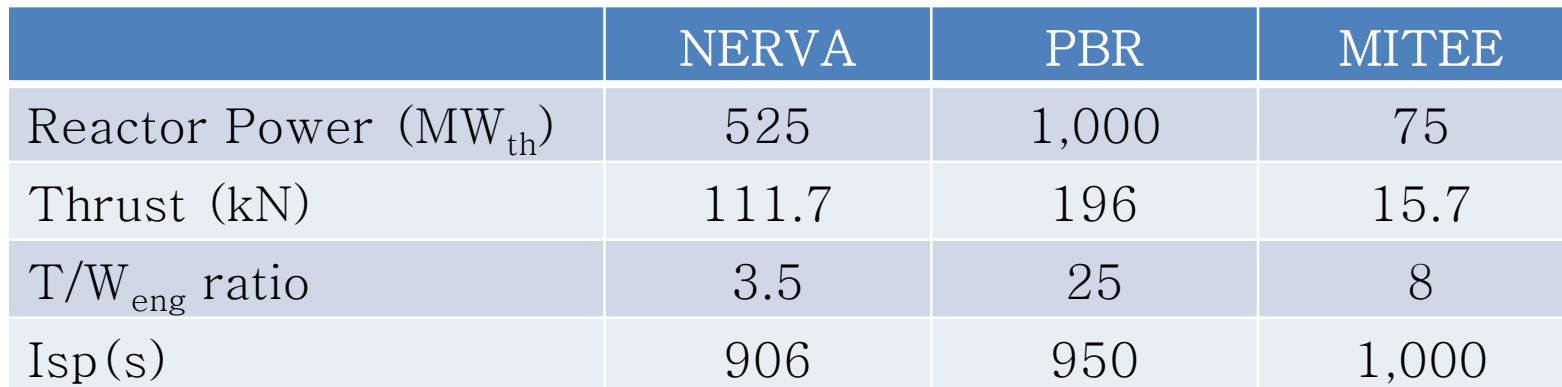
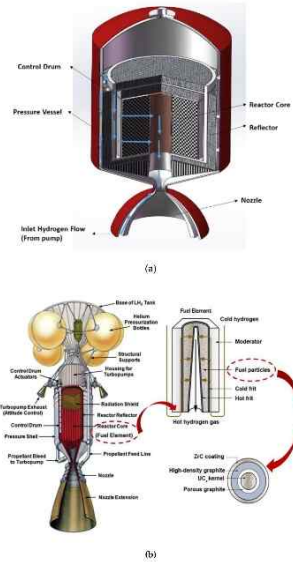
Category 2: 발사 원자력 안전부문 협력

- 발사체 페어링 내에 방사능/핵분열 물질이 탑재된 경우, 발사 과정 중 문제가 발생한 경우에도 방사능 물질의 누설이 없어야 하며, 이에 대한 안전성이 검증되어야 함



※ NASA, DOE, 승인기관간 협력

Nuclear Thermal Propulsion 현황



해외 우주-원자력 협력 사례(개발 부문)

▶ 현 원자력 열추진 로켓 개발 프로그램

▶ NASA/DOE NTP Reactor Program

- 저농축 우라늄을 핵연료로 사용하는 열추진 원자로를 개발 및 적용
- 화학로켓 대비 화성까지의 이동시간을 25% 단축시키는 목적임

▶ DARCO Program

- 우주 궤도에서 원자력 열추진 로켓 시스템을 가동시키는 것을 목표로 함

▶ On-Orbit Demo Program

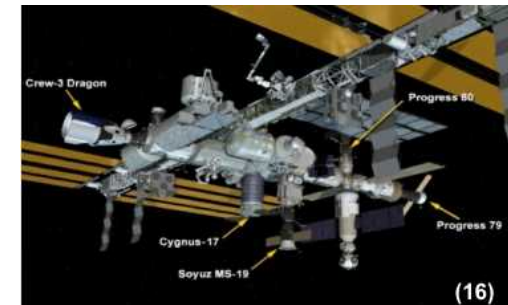
- 지구와 달 사이 우주공간에서 장기 임무 수행 목적을 가짐



<NASA NTP Concept>



<DARCO>

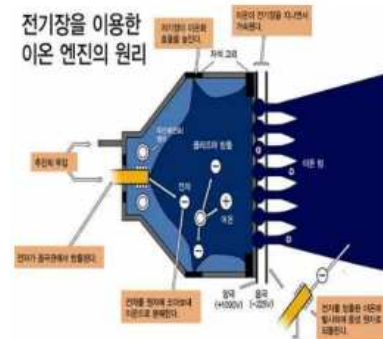


<On-Orbit Demo>

해외 우주-원자력 협력 사례(개발 부문)

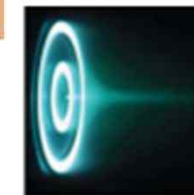
High Power Electric Thruster 현황

<전기추진 원리>

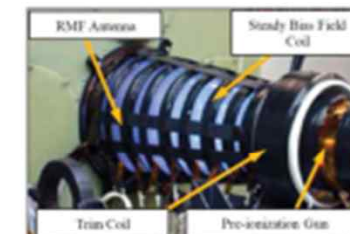


Estimated performances of high-power propulsion scaled to 200 kW

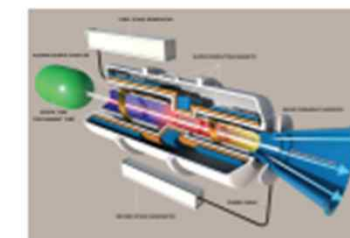
	Concentric Channel HET (3 channels)	NASA-457M Cluster (3 thrusters)	ELF-375 (200-kW design goals)	VASIMR VX-200 (design goals)
Input Power	200 kW	200 kW (3 devices at 67-kW)	200 kW	200 kW (2 devices at 100-kW)
Specific Impulse	1300 – 5000 s	3000 s	1500 – 5000 s	5000 s
Thrust	5 – 14 N (25 – 70 mN/kW)	8.4 N (42 mN/kW)	7 – 18 N (35 – 95 mN/kW)	5 N (25 mN/kW)
Mass Flow Rate	100 – 1100 mg/s (Xe)	280 mg/s (Xe)	140 - 1200 mg/s (Xe)	130 mg/s (Ar)
Efficiency ϵ	45% – 64%	63%	65% – 85%	60%
Specific Mass	0.5 kg/kW (thruster) 1.4 kg/kW (thruster, PPU)	1.3 kg/kW (thruster ⁴) 2.2 kg/kW (thruster, PPU)	0.25 kg/kW (thruster) 0.7 kg/kW (thruster, PPU)	1.5 kg/kW (thruster ⁵)
Major Thruster Dimensions	0.65-m diameter 0.10-m length	0.55-m by 1.6-m 0.15-m length	0.38-m diameter 0.5 meter length	1.5-meter diameter 3.0 meter length



Concentric channel HET



ELF device



VASIMR

HET: Hall Effect Thruster, NASA-457M: Hall Effect Thruster
 ELF: Electrodeless Lorentz Force (ELF) thruster
 VASIMR: Variable Specific-Impulse Magnetoplasma thruster

Source: Air Force Research Laboratory High Power Electric Propulsion Technology Development, Daniel L. Brown, Brian E. Beal, James M. Haas, 2010 IEEE Aerospace Conference (2010)

해외 우주-원자력 협력 사례(개발 부문)

핵분열 발전시스템, FSP

정의

- 원자로와 같이 핵분열반응(fission)에 의해 발생하는 열에너지를 전기에너지로 전환

<액체금속냉각원자로>

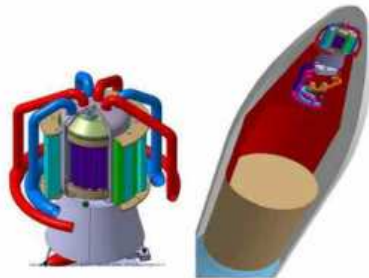
- 원자로 노형으로 NaK를 순환시킨 후 열전소자를 이용해 전기를 생산



[미국] SNAP10A 원자로 [IAEA, 2005]

<가스 냉각 원자로>

- 냉각재가 초고온가스로와 같은 헬륨 기체 사용



[프랑스] 가스냉각 원자로 개념도 (Core with gas inlet/outlet : 좌, Under Ariane fairing : 우) [Cliquet et al., 2013]

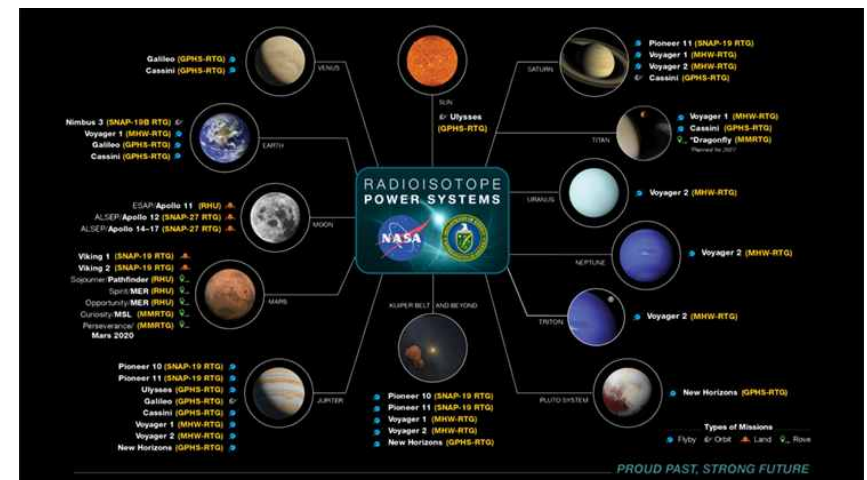
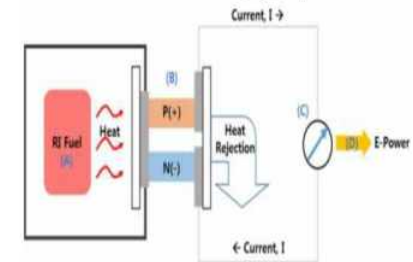
- 손광재, 우주원자력 협력방안, 23년 KSPE 추계 학술대회 원자력 우주추진 기술 워크샵

방사선 동위원소 발전시스템

정의

- 자연붕괴(natural decay)에 의해 방출되는 광자 또는 하전입자의 에너지를 전기에너지로 변환하여 전력 원으로 이용

<RTG 원리>



해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

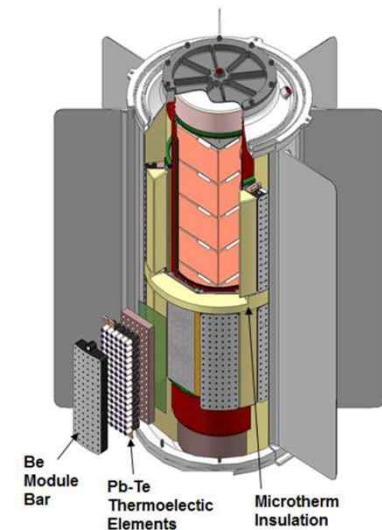
누리호 탑재 발열전지의 사례로 본 발사 안전 해석의 필요성

▶ 동위원소 열전발전기(Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG)

- 방사성동위원소가 붕괴하면서 발생하는 열에너지를 열전소자에 전달해 전기를 만드는 우주용 동위원소전지가 지난 6월 발사된 한국형발사체 누리호의 성능검증위성에서 실증에 성공



<발열전지, 한국원자력연구원 개발>

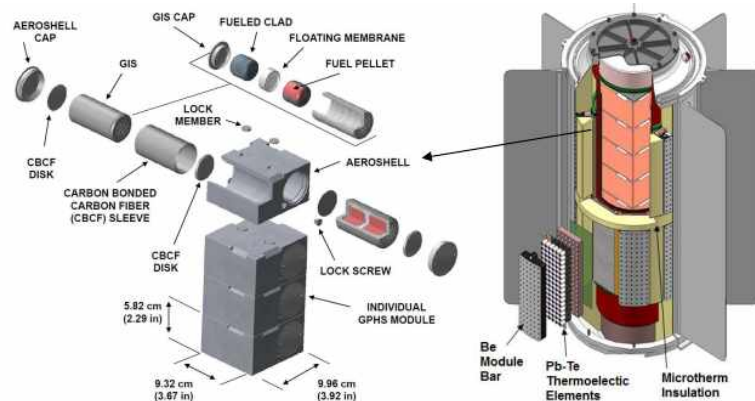


- ▶ 이번 실증에 쓰인 동위원소전지에는 방사성동위원소 열원이 제외
→ 우주원자력 활용 안전성 검증 체계 부재 !

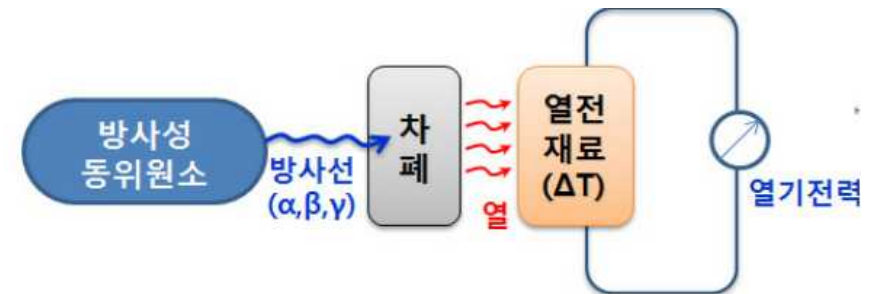
많은 우주활용이 이루어졌던 동위원소 활용시스템의 발사 안전 해석 사례를 분석하고, 핵분열(nuclear Fission)의 경우에 대한 발사 안전 체계를 검토필요

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

원자력 우주활용 발사 안전해석의 목적



<동위원소 열전발전기>



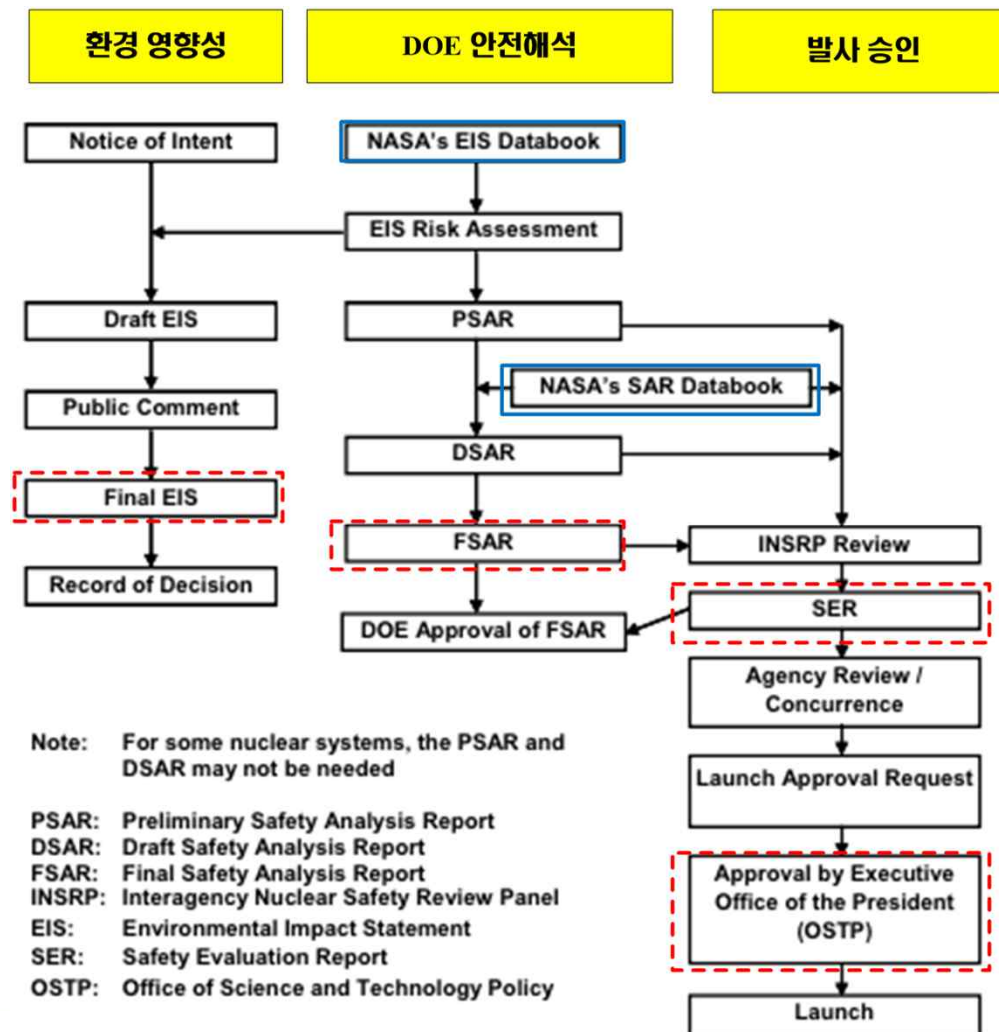
- 발사 승인을 위한 위험의 정량적 분석
- 설계자에게 안전을 증대시키기 위해서 개선될 수 있는 부분 제시
(launch vehicle, spacecraft or mission architecture)
- 발사 안전해석의 산출물
 - 핵연료(PUO₂, Sr-90)의 배출 및 확산 확률
 - 인명의 건강에 미치는 영향
 - 토양에 대한 영향
 - 위험도 (핵연료(방사능)가 배출될 확률 x 건강에 미치는 영향)

2024-04-25

17

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

동위원소 활용시스템의 발사 안전해석 절차



➤ 환경영향성, 안전해석, 안전평가, 발사승인으로 과정구분

- ✓ 환경영향성: 전반적인 환경에 줄 수 있는 영향에 대한 개념분석
 - 주로 NASA에서 수행, 환경영향성명서 (EIS, Environmental Impact Statement) 도출
- 안전해석은 각 시나리오별 위험도를 해석하는 과정 포함
 - 주로 DOE 수행, NASA support, 안전해석보고서(SAR, Safety Analysis Report) 도출
- 안전평가는 안전해석보고서(SAR)의 적절성 평가로 주로 협의체(INSRP) 수행, SER (Safety Evaluation Report) 도출
- 발사승인은 과기부서(OSTP) 수행

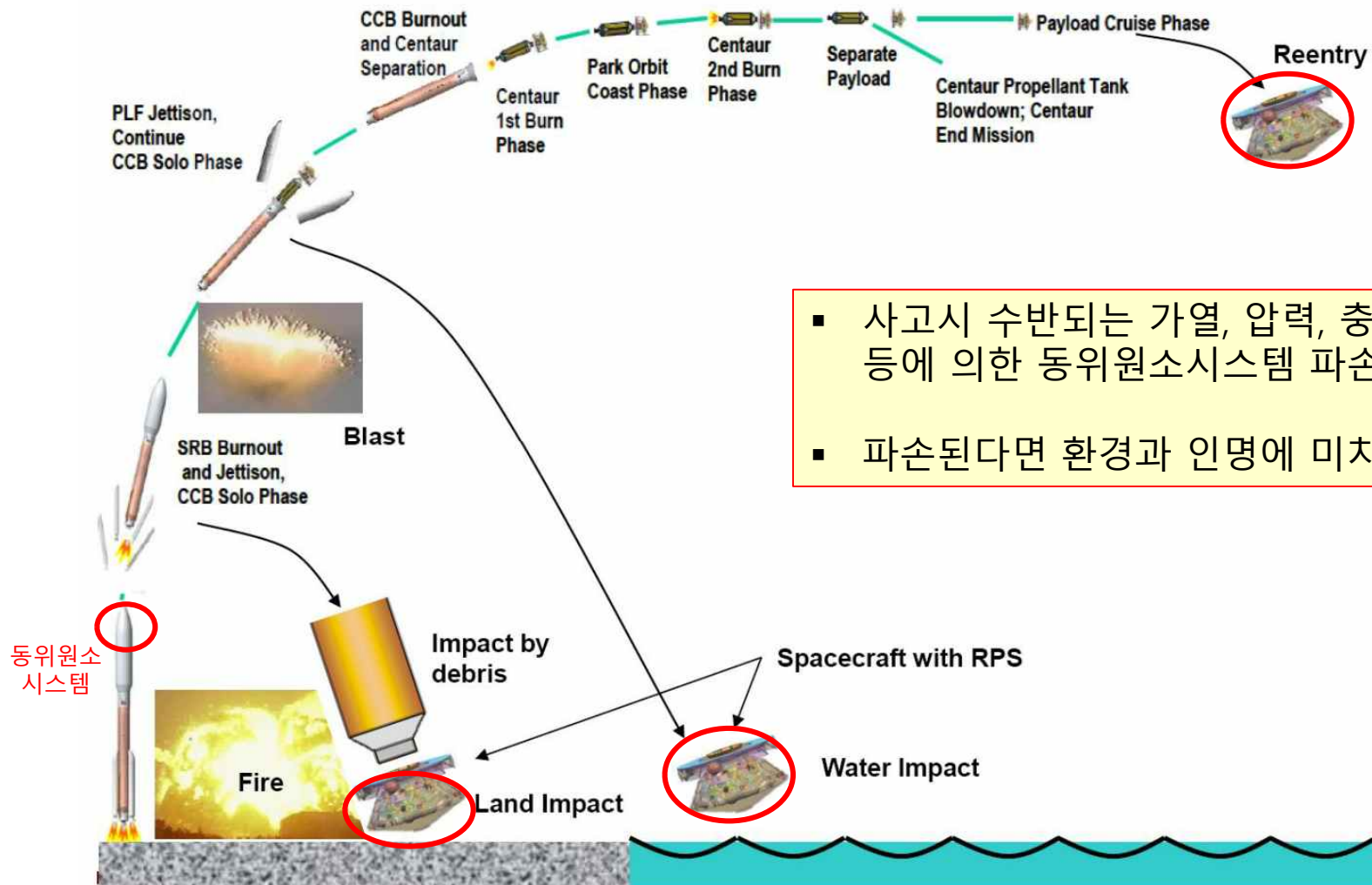
해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

> 동위원소 활용시스템의 우주활용 발사 안전 검토 기간/비용

Process Name	Output	Lead Agency	Average Length (years)	Estimated Cost (million USD)
국가환경정책법 환경분석 (NEPA Review Process)	환경영향성명서 또는 환경평가서 (EIS or EA)	NASA	1.92	\$3.4
안전해석과정 (Safety Analysis Process)	안전분석 보고서 (SAR)	에너지부(DOE)	2.75	\$21.7
안전검토과정 (Safety Process)	환경평가 보고서 (SER)	NASA/ 협의체 (INSRP)	3.92	\$7
발사승인검토 (Review and Approval)	발사결정 (Launch decision)	과기부서(OSTP)	0.5	-

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

발사과정 및 안전해석이 필요한 항목



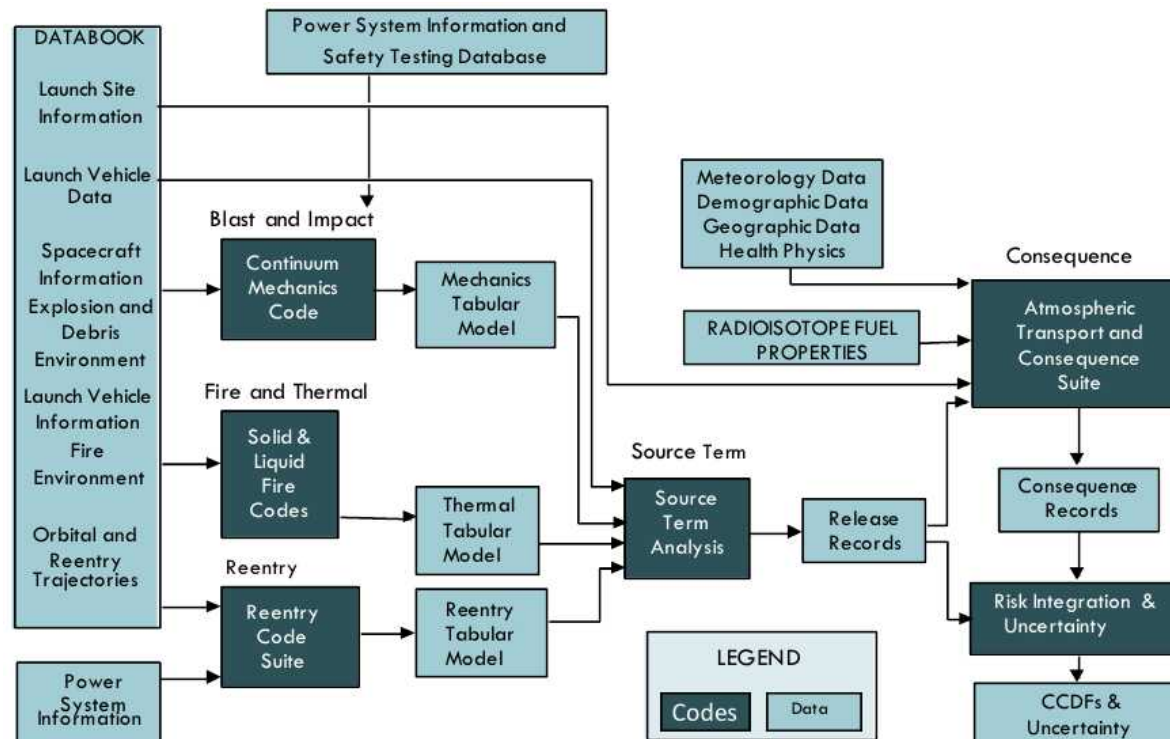
- 사고시 수반되는 가열, 압력, 충격, 진동 등에 의한 동위원소시스템 파손여부?
- 파손된다면 환경과 인명에 미치는 영향은?

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

안전해석 과정

➤ 아래의 3가지 범주로 구분

- 1) Input 모델링: 동위원소 시스템에 대한 가열, 압력, 충격, 진동 등의 input 생성
- 2) Input에 따른 동위원소 시스템의 거동해석(파손, 방사선 누출 등)
- 3) 동위원소 시스템의 거동에 따른 환경(인명) 영향분석

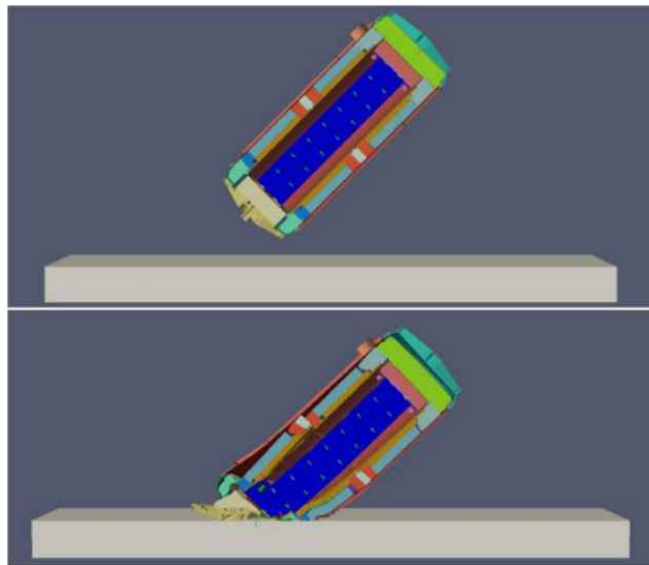


R.D. Bechtel , R.J. Lipinski ,
Radioisotope power systems
and launch approval overview,
in: Proceedings of Nuclear and
Emerging Technologies for
Space 2012, The Woodlands,
TX, 2012 21-23 March Paper
3086

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

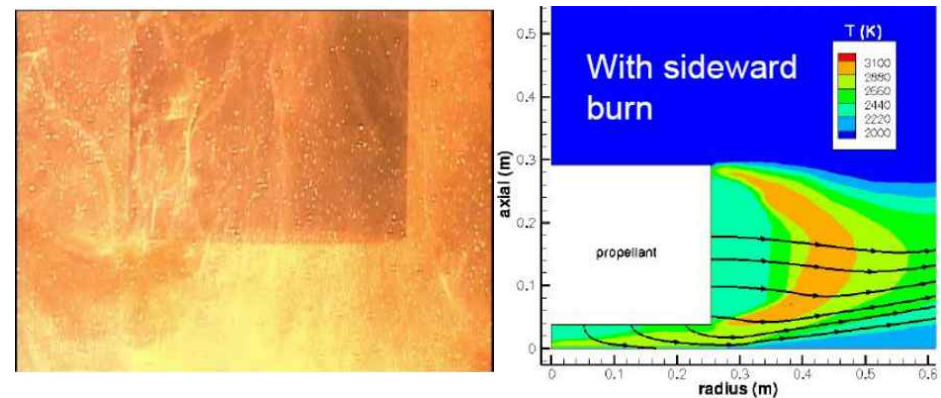
해석사례

폭발 및 충격(Blast and Impact) Modeling



- 100 m/s의 속력으로 45도로 충격을 받았을 때 핵연료가 분출되지 않음

추진제 화재(Propellant Fire) Modeling



- 화재에 의한 플루토늄의 용제 여부 확인

재진입(reentry) Modeling

- 코드에 의해 재진입 경로 및 공기층 특성 설정
- 재진입에 따른 경계층 공력가열 계산
- 벽면에서의 열/화학 작용 예측
- 동위원소 시스템의 용제, 파손여부 예측

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

시험필요 항목

- 폭발-과압 시험(Explosive-Overpressure Tests)
- 파편 투사시험(Fragment Projectile Tests)
- 낙하시험(Drop Tests)
- 고체 추진제 화재시험(Solid Propellant Fire Tests)
- 베어 클래드 충격 시험(Bare Clad Impact Tests)
- 일반 열충격 시험(General Purpose Heat Source Impact Tests)
- 대형 파편 시험(Large Fragment Tests)
- 플라이어 플레이트 시험(Flyer Plate Test)
- 동위원소 시스템 충격 시험 (RPS End-On Impact Tests)
- 고체 추진제 화재 특성시험(Solid Propellant Fire Characterization Test)

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

> 동위원소 시스템과 핵분열 시스템의 안전성 비교

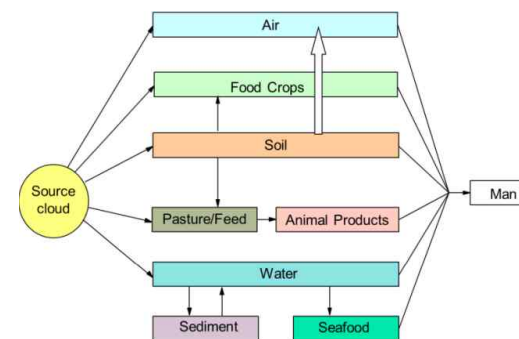
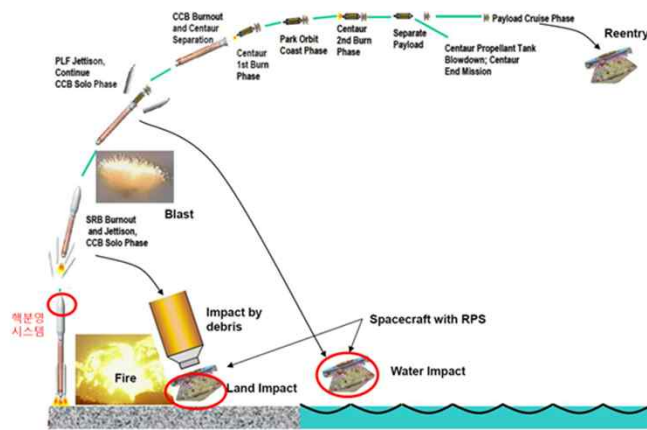
- 핵분열 원자로(nuclear fission reactor)의 경우 방사성동위원소 시스템(radioisotope system)에 비해 방사능 물질을 적게 함유
 - Kg당 플루토늄(Pu-238)은 핵분열 원자로에 사용되는 U-235에 비해 30만 배 큰 방사능 물질 함유 (Ci)
 - 플루토늄(Pu-238)은 U-235에 비해 2천 5백만배 유독함
- 우라늄을 포함하는 핵분열 연료의 누출은 방사성동위원소 시스템에 비해 방사능에 의한 영향이 적음
 - 보다 간략화된 해석이 가능함
 - Cold 상태(미임계상태, subcritical)의 원자로는 위험성이 적음

우주용 핵분열 원자로 시스템은 임계(criticality) 상태에 주목할 필요가 있음

해외 우주-원자력 협력 사례(안전 부문)

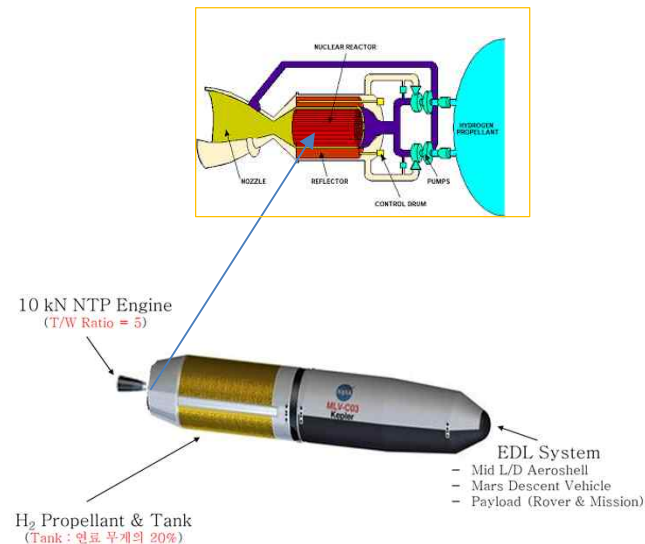
임계(criticality) 요구조건

항목	요구조건
원자로 시동 (Reactor Start-Up)	원자로는 계획된 우주궤도에 도달하고 전개되기 전에는 미임계(subcritical) 상태를 유지해야 함
계획되지 않은 임계(Inadvertent Criticality)	계획되지 않은 임계상태(Criticality)는 정상 가동이나 예상되는 사고의 경우에도 일어나지 않아야 함
사고시 방사선의 누출 및 노출은 지극히 낮아야 함(Radiological Release and Exposure in an Accident)	운용과정 중에 극히 낮아야 함
지구 재진입 (Reentry to Earth)	원자로(Reactor)는 사고로 인한 재진입 시 미임계(subcritical) 상태를 유지해야 하며, 손상되지 않거나, 높은 고도에서 완전히 분산되어야 함

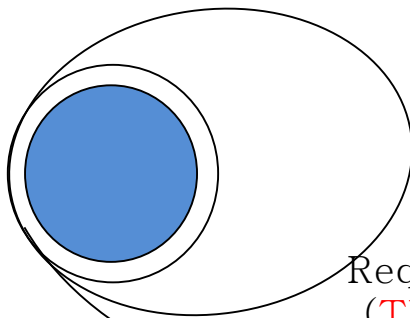


국내 우주-원자력 협력 사례

심우주 탐사용 원자력 추진기관 조사분석 및 개념연구 과제



2번의 Perigee TMI Burn : 총 50분 NTP 가동



$V_{\infty} = 2,920 \text{ m/s}$
 Required $\Delta V = 3,568 \text{ m/s}$
 (TMI 연료량 = 3,181 kg)

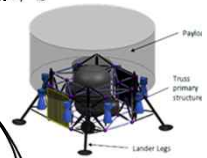
Earth Orbital Velocity = 29,750 m/s

1-sol 타원궤도 250 km x 33,793 km

MOC Burn 총 10분간 NTP 가동

Mars Orbital Velocity = 24,130 m/s

$V_{\infty} = 2,640 \text{ m/s}$
 Required $\Delta V = 894 \text{ m/s}$
 (MOC 연료량 = 587 kg)



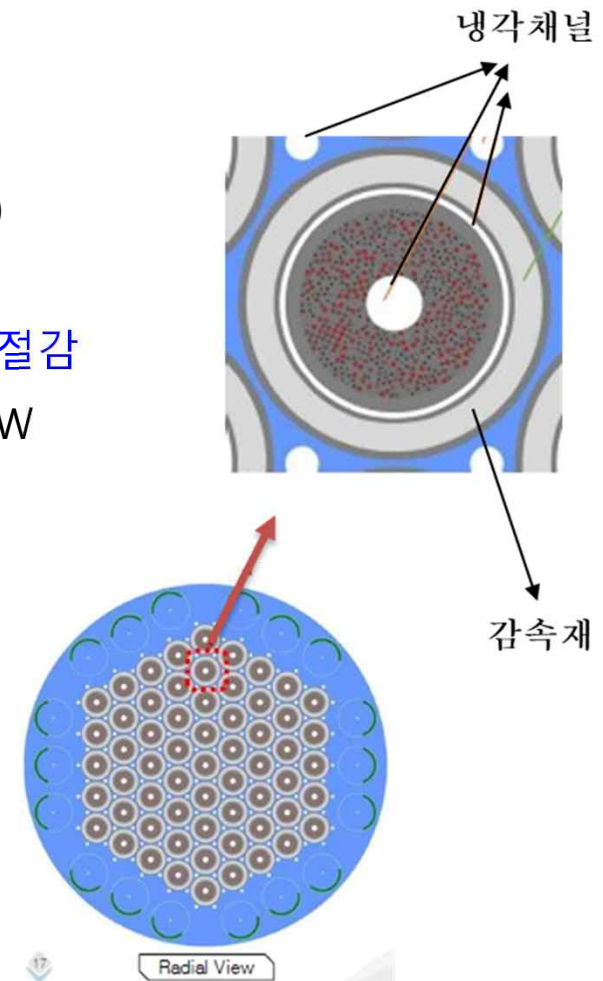
Trajectory Correction Maneuvering
 Required $\Delta V = 130 \text{ m/s}$
 (TCM 연료량 = 399 kg)

Hohmann Transfer 기준
 258 days from ESOI to MSOI

국내 우주-원자력 협력 사례

10 kN NTP Engine의 Reactor 예비설계

- 예비 설계 결과 부피와 무게
 - 무게 14693 kg (열출력당 무게 : 306 kg/MW)
 - 부피 $\Phi 49.5 \times 149$ cm (열출력당 부피 : 5974 cm³/MW)
- UC BISO 핵연료의 Buffer 두께 최소화를 통한 무게 및 부피 절감
 - 열출력당 무게: 290 kg/MW -> 145 kg/MW -> 98 kg/MW
- TRISO 핵연료를 사용하는 방안으로 설계 개선으로 무게와 부피가 상당 수준 감소하는 결과를 보임
 - 열출력당 무게 : 11 kg/MW
 - 열출력당 부피 : 1870 cm³/MW



국내 우주-원자력 협력 사례

탐사선 추진 방식에 따른 성능 비교 분석

	Conventional 탐사선	Chemical 탐사선	NEP 탐사선	NTP 탐사선
출발 위치	지표면	400 km 궤도	400 km 궤도	400 km 궤도
총 중량	1 톤	10 톤	10 톤	10 톤
주 엔진	-	Chemical	NEP	NTP
추진제	-	LO ₂ /LCH ₄	Xe	LH ₂
TMI 연료(kg)	-	6,359	2,048	3,181
TCM 연료(kg)	67	213	465	399
MOC연료(kg)	319	767	310	587
Entry 중량(kg)	614	1,062	1,441	4,379
착륙선 중량	402	736	381	1,115
착륙 연료(kg)	65	166	255	685
페이로드 (kg)	170	462	793	1,921

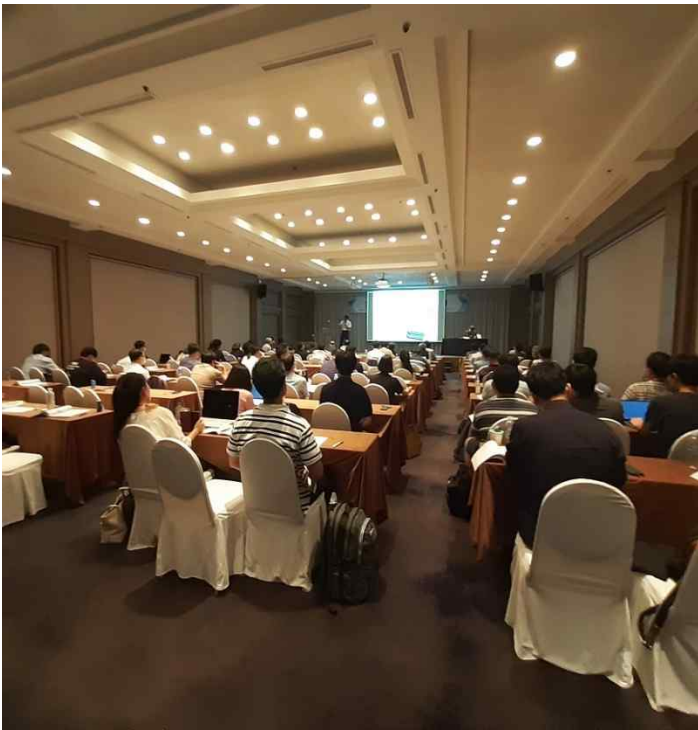
※ Curiosity Mass Data : Launch 3,893kg, Entry 2,401kg, 페이로드 899kg

국내 우주-원자력 협력 사례

원자력 우주추진기관 홍보 및 융합연구 확산 노력

→ 6회의 공개 워크숍 개최

→ 1회의 전문가 평가/자문



- 한국추진공학회와 공동으로 1차 워크숍 개최
 - ✓ 2022.5.25 춘계학술대회 특별 워크숍
 - ✓ 우주/원자력 관련 전문가 및 학생 100 여명 참석
- 3개 학회와 공동으로 2차 워크숍 개최
 - ✓ 2022.7.21 부산 웨스틴 조선호텔
 - ✓ 3개 학회 회원들 중심으로 150 여명 참석
- 한국원자력학회와 공동으로 3차 워크숍 개최
 - ✓ 2022.10.19 춘계학술대회 특별 워크숍
 - ✓ 원자력 학회 회원 중심으로 80여명 참석
- 항우연 자체적으로 전문가 평가/자문회의 개최
 - ✓ 2022.12.14 부여 롯데 리조트
 - ✓ 3개 분야 총 12명의 전문가를 초청 (비공개 진행)
- 한국항공우주학회와 공동으로 4차 워크숍 개최
 - ✓ 2023.4.19 춘계학술대회 특별 워크숍
 - ✓ 우주/원자력 관련 전문가 및 학생 80 여명 참석
- 3개 학회 공동으로 5차 워크숍 개최 (학회간 MOU 체결)
 - ✓ 2023.8.30 서울 삼정호텔
 - ✓ 3개 학회 회원들 중심으로 120 여명 참석
- 한국추진공학회와 공동으로 6차 워크숍 개최
 - ✓ 2023.11.29 춘계학술대회 특별 워크숍
 - ✓ 우주/원자력 관련 전문가 및 학생 100 여명 참석

정책적 시사점

심우주 탐사에 있어 원자력추진 적용

- 현재 개발 중인 화학추진 발사체의 지구 저궤도 투입 경쟁력을 높이고, 도킹/조립 능력 개발로 저궤도 활용능력을 높이며, 화성탐사 등의 우주탐사에 높은 성능의 원자력 추진을 적용하는 방안이 적절함
 - 지구 저궤도 활용능력과 우주탐사 능력을 함께 향상시키는 방안
- 누리호의 실전발사 경험, 앞으로의 차세대발사체 개발 및 발사 운영 경험, 세계 수준의 국내 원자력 기술, 현재 수소경제 구현을 위해 구축되고 있는 액체수소 인프라 등을 고려할 때 도전할 수 있는 목표임
- 우주 추진기관 적용을 위해 크기와 무게를 크게 줄인 원자력 추진용 원자로의 개발은 우리나라의 우주탐사 능력을 크게 확장시킬 뿐 아니라, 지상 원자로 시스템에 관련 기술이 spin-off 될 수 있음
 - 우주적용 기술이 지상에 spin-off 된 사례가 다수 있음
 - 지상조건은 우주의 경우보다 덜 severe하므로 적용가능

정책적 시사점

원자력 우주활용 관련 과제화 필요 항목

- 원자력 활용 우주 mission 개발 및 시스템 설계
 - 차세대발사체로 지구저궤도에 10톤 payload 투입 후 원자력 추진 및 전력생산으로 우주수송 임무수행
 - 방사선동위원소(Radioisotope source) 전력생산 및 추진 우주비행체 임무 및 시스템 설계
- 원자력 추진기관 시스템 및 요소기술 개발
 - 총 중량 10톤급 원자력 열추진 시스템 개발
 - 총 중량 10톤급 원자력 전기 추진 시스템 개발
- 원자력 우주활용 안전기술 개발 (원자력, 항공우주, 원자력 안전 전문가 참여)
 - 원자력 물질 탑재 발사체의 발사 위험도 모델링
 - 원자력 우주 적용을 위한 개발시험 및 발사 허가 절차 정립 연구

정책적 시사점

원자력 활용 시스템 발사 안전해석 체계 마련 필요

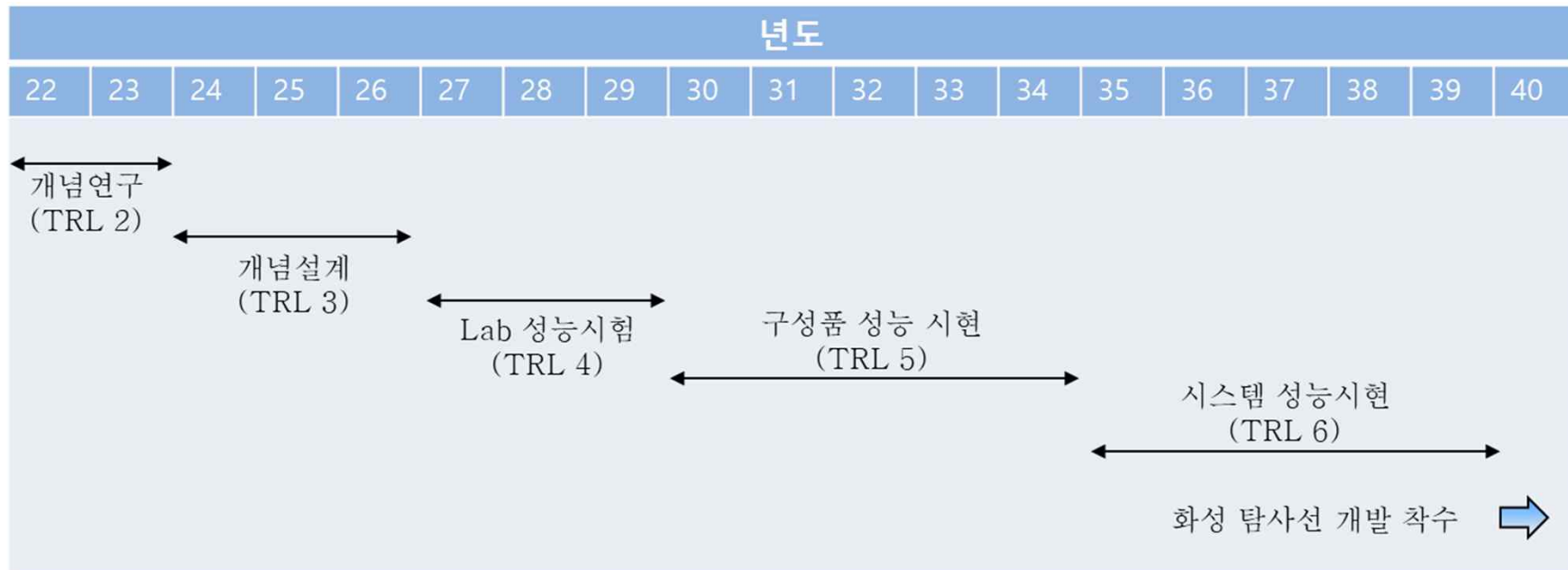
1. 원자력 활용 시스템(예: 방사선 동위원소 전력시스템) 궤도투입을 통한 발사 안전 해석 및 승인 체계 마련 → 코드/체계의 일부를 수정하여 원자력 핵분열 시스템에 적용 (발사 약 8년 전부터 착수)
* 시스템의 경우에도 적용을 위해서는 선행연구 필요
2. 원자력 핵분열시스템 안전해석 및 승인 체계구축 선행연구 → 원자력 핵분열 시스템의 안전해석 및 승인 체계 적용(발사 8년 전)

발사 안전해석 모델링 항목

원자력 활용 발사체 해석	환경영향해석
<ul style="list-style-type: none"> -발사시 일어날 수 있는 폭발과 충격 모델링 및 영향분석 -발사체 추진제 화재 모델링 및 영향분석 -대기권 재진입 모델링 및 영향분석 	<ul style="list-style-type: none"> -사고영향 경로분석 -대기 및 음식에의 영향을 주는 경로분석 -인체에 주는 영향 분석
*각 시나리오별 원자로 입력조건 모델링(충격, 가열, 진동 등)과 원자로 거동 모델링으로 구분, 항공우주 및 원자로 전문가 모델링	*원자력 안전 전문가 분석 및 모델링

정책적 시사점

원자력 우주추진 기술 개발 로드맵 (23년 초안)



- 개념연구 : 항우연 미래 혁신기술 융합연구사업으로 현재 진행중
- 개념설계 : 연구회 미래선도형 융합연구 1단계(3년, 240억) 사업으로 추진 예정
- Lab 성능시험 : 연구회 미래선도형 융합연구 2단계(3년, 240억) 사업으로 추진 예정
- 구성품 성능시험 : 과기부 국책연구개발사업 (5년, 1000억) 사업으로 추진 (기획 필요)
- 시스템 성능시험 : 과기부 국책연구개발사업 (5년, 2000억) 사업으로 추진 (기획 필요)

※ 현재 연구가 중단된 상태로 적은 규모라도 지속 필요

A photograph of a rocket launch from a coastal site. The rocket is ascending vertically, leaving a bright white trail of smoke and fire. A large, billowing cloud of white smoke and steam rises from the launch area, partially obscuring the sky. In the foreground, the dark green silhouette of a hillside is visible. The background shows a clear blue sky and a calm blue sea. Three tall, slender launch towers with red and white markings stand near the launch pad. To the right, there are some industrial buildings and storage tanks. The text "Thank You for Attention" is overlaid in a large, bold, yellow font with a black outline, centered in the upper half of the image.

**Thank You for
Attention**