

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.5.065>

원자력 우주추진 기술 고찰

조남경^{a,*} · 양수석^b

Investigation of Nuclear Space Propulsion Technology

Namkyung Cho^{a,*} · Sooseek Yang^b^aSpace Propulsion Division,, Korea Aerospace Research Institute, Korea^bAeronautical Propulsion Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: cho@kari.re.kr

ABSTRACT

Nuclear space propulsion has the advantage of superior specific impulse compared to the currently widely used chemical propulsion, the system can be simplified by omitting the oxidizer system, and has the ability to improve performance in the future. The high specific impulse makes missions that are only possible with large chemical propulsion launch vehicles possible with medium-sized launch vehicles. This paper describes the characteristics of nuclear propulsion that are different from chemical propulsion and introduces the nuclear propulsion system and key components. Nuclear thermal propulsion and electric propulsion, and a bimodal system and a hybrid system that combines chemical propulsion and nuclear propulsion are introduced. Also, the development aspects of nuclear propulsion as well as test facility and launch safety of the nuclear power propulsion system are discussed.

초 록

원자력 우주추진은 현재 널리 활용되고 있는 화학추진에 비해 비추력이 우수하고, 산화제 시스템이 필요없어 시스템을 단순화할 수 있고, 향후 성능 확장성이 있다는 장점이 있다. 높은 비추력으로 대형 화학추진기관 발사체에 의해서만 가능했던 임무를 중형급 발사체로도 가능하게 한다. 본 논문에서는 화학추진과는 다른 원자력 추진기관의 특징을 기술하고, 원자력 추진시스템과 핵심 구성부품을 소개한다. 원자력 우주추진 시스템을 원자력 열추진과 전기추진으로 구분하였고, 복합시스템으로 bimodal 시스템 및 화학추진과 원자력 추진의 결합인 하이브리드 시스템을 제시한다. 이와 더불어 원자력 추진시스템의 개발과정과 원자력 추진 발사안전에 대해서 논의한다.

Key Words: Nuclear Thermal Propulsion(원자력 열추진), Nuclear Electric Propulsion(원자력 전기추진), Bimodal System(바이모드 시스템), Hybrid System(하이브리드 시스템), Launch Safety(발사안전)

Received 4 September 2023 / Revised 16 October 2023 / Accepted 21 October 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

원자력 우주추진기관은 화학추진기관과 비교하여 비추력이 월등히 높고 산화제시스템이 필요없어 시스템이 간단해지는 장점이 있다. 또한 추진용 연료의 종류에 따라 발열량이 정해져서 비추력 성능 향상 여지가 적은 화학 추진기관과 달리, 핵연료 소재의 발전에 따라 원자로가 견딜 수 있는 온도가 높아지면, 추진제의 온도가 계속적으로 높아질 수 있어 성능 향상 가능성이 큰 장점이 있다[1].

유인 화성탐사의 경우 화성에 도달하고 지구로 귀환하는데 소요되는 시간과 화성 체류시간을 가능한 단축하는 것이 필요하다[1]. 원자력 추진은 높은 비추력으로 인해 지구-화성 간 수송 시간을 단축할 수 있고, 발사가능 시간 범위를 넓게 할 수 있어 유인 화성탐사에 유리하다[2-3]. 화물운송의 경우 화물의 적재량(payload)을 화학 추진에 비해 크게 늘릴 수 있다[4].

유인 화성탐사에서 Fig. 1의 왼쪽 그림과 같이 추진제가 가장 적게 소요되는 호만 전이궤도를 이용하는 대신, 화성 도달시간이 단축되는 오른쪽 그림과 같은 전이궤도를 이용할 경우 화성 수송에 필요한 속도증분(ΔV)이 커진다[4].

속도증분이 커진다는 것은 로켓방정식 Eq. 1을 변형한 Eq. 2에서 보듯이 증가된 속도증분의 지수배에 해당하는 추진제량이 추가로 소요됨을 의미한다. 속도증분을 증가시키기 위한 이러한 큰 비용을 일명 로켓방정식의 독재(tyranny of rocket equation)라고 일컫는다[5].

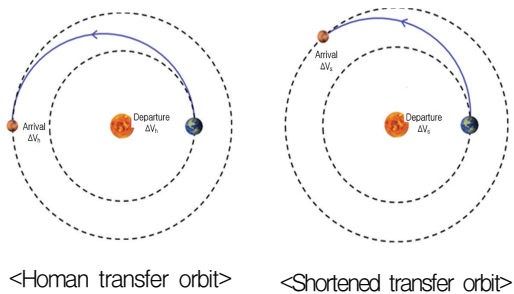


Fig. 1 Examples of transfer orbit.

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

$$M_{propellant} = (M_{structure} + M_{payload}) \cdot \left(e^{\frac{\Delta V}{I_{sp}g}} - 1 \right) \quad (2)$$

화학추진에서 추진제 탑재 요구량이 커진다는 것은 우주수송체가 보다 대형화되어야 함을 의미하며, 화성 수송시간을 줄이기 위해서는 추진제 탑재량을 키운 보다 대형화된 발사체가 필요하다. 이러한 원리를 잘 구현한 것이 Space-X사의 Starship 발사체다. Starship 발사체는 유인 화성탐사를 목표로 하는 2단형 초대형발사체로, 화성 유인탐사에 필요한 속도증분을 만들기 위한 대형 추진제 탱크를 구비하고 있으며, 주어진 탱크 용적에 대해 보다 많은 추진제를 채우기 위해 액체산소와 메탄을 과냉각하여 밀도를 높은 추진제를 탑재한다. 2단의 경우 지구저궤도(대기궤도)에서 재급유하여 추진제를 다시 가득 채워 시동시키는 등 추진제 탑재량을 증가시키기 위한 노력이 집약되어 있다[7-8].

이러한 대형발사체를 개발하는 것에 대한 대안으로 Eq. 2를 참고하면, 비추력(I_{sp}) 높은 엔진을 적용하여 추진제 소요량을 지수함수적으로 줄어든게 하는 것을 들 수 있다. 즉 원자력 추진과 같은 높은 비추력의 추진기관을 적용함으로 탑재 추진제량을 늘리지 않고도 속도증분(ΔV) 요구조건을 만족시킬 수 있다. 이 경우 화성탐사를 위해서 대형발사체를 별도로 개발해야 하는 것이 아니라, 기존에 개발되어 있는 중형급 발사체에 원자력 추진시스템을 탑재하여 지구 저궤도까지 운송한 후 지구 저궤도에서 원자력 추진을 시동시켜 화성으로 운송하는 임무를 수행한다. 무인 화물수송의 경우에도 높은 비추력(I_{sp})의 원자력추진기관이 적용되면, Eq. 1에서 주어진 속도증분(ΔV) 요구조건에 대해, 화학추진과 동일한 추진제 무게와 구조무게에 대해 탑재하중을 크게 증가시킬 수 있음을 알 수 있다[8].

본 논문에서는 기존 화학추진과는 다른 원자력 추진기관의 특징을 서술하였고, 원자력 추진기관의 종류와 핵심부품을 고찰하였다. 원자력 우주추진 시스템을 크게는 원자력 열추진 및 전

기추진으로 구분하였고, 복합추진기관으로 원자력 열추진과 전기추진이 결합된 이중모드(bimodal) 시스템 및 화학추진과 원자력 추진의 결합인 하이브리드 시스템을 소개하고 조합으로 얻는 이점을 고찰하였다. 또한 원자력 추진시스템의 개발 과정과 발사 안전에 대해서 논의하였다.

2. 화학추진과 원자력 추진의 비교

2.1 추력 발생과 비추력 향상 원리

화학추진은 연소를 통해 연료의 결합에너지가 연소가스의 발열량으로 전환되며, 최근의 엔진은 대체로 95% 이상의 연소효율을 보인다[5]. 반면 원자력 추진은 원자로의 핵분열에 의해 발생하는 열을 에너지원으로 활용한다. Fig. 2와 같이 원자로에서의 핵분열에 의해 발생하는 열에너지를 수소가스가 흡수하여 추진에 활용되는 원자력 열추진 시스템과, Fig. 3과 같이 핵분열에 의한 열에너지를 작동유체가 흡수하고 이를 전기 에너지로 변환하여 활용하는 원자력 전기추진 시스템으로 구분할 수 있다. 원자력 전기추진 시스

템은 전기에너지로 추진제를 이온화하고, 전기장과 자기장을 생성하여 추진제를 가속시킴으로써 추력을 발생시킨다[6].

비추력은 Eq. 3과 같이 배출가스의 분자량에 반비례하며, Eq. 4와 같이 배출가스 속도에 비례한다. 액체수소를 연료로 사용하는 화학추진의 경우 액체산소와의 연소반응에 의해서 분자량 18의 수증기(H₂O)가 생성되어 배출되는데 반해, 원자력 열추진에서는 분자량 2의 수소가스를 데워서 배출하므로 Eq. 3에 의해 비추력이 높아지게 된다. 일반적으로 Fig. 2와 같은 원자력 열추진기관의 비추력은 900 s 이상이다. 또한 핵연료가 견딜 수 있는 온도가 높아져서 수소가스와의 열전달이 증가된다면 Eq. 3의 추진가스의 가열 온도가 높아져 비추력이 향상될 수 있다.

$$I_{sp} \propto \sqrt{\frac{T(\text{heating temp. of propulsion gas})}{MW(\text{molecular weight of propulsion gas})}} \quad (3)$$

$$I_{sp} \propto V_e \quad (4)$$

원자력 전기추진의 경우 추진제를 이온화시킨 후 정전기적 전기장을 통해 가속하거나, 추진제를 플라즈마 상태의 고온가스로 만든 후 자기장으로 가속하여 추진제의 속도를 높이는 방법을 적용하여, Eq. 4에 의해 비추력을 높일 수 있다. 일반적으로 원자력 전기추진기관의 비추력은 3,000 s 이상이다. 전기추진은 추진제 이온화와 플라즈마 생성에 한계가 있기 때문에 토출할 수 있는 추진제량이 적으므로 비추력은 높은 반면 추력이 적다[6-7].

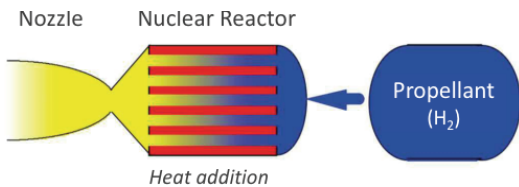


Fig. 2 Schematics of nuclear thermal propulsion [1].

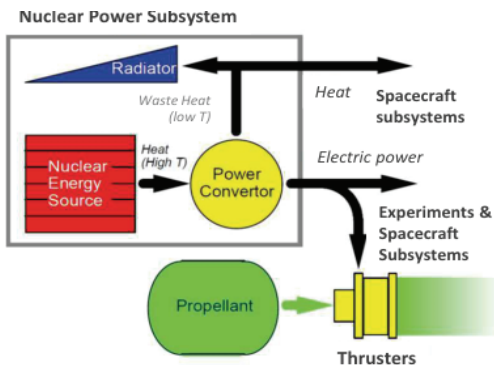


Fig. 3 Schematics of nuclear electric propulsion [1].

2.2 원자력 추진의 발사운용

원자력 추진시스템은 화학추진기관에 의해 지구 저궤도까지 운반되어 궤도에 투입된 후 시동이 된다. 추력이 정상상태에 이르게 되면 지구 저궤도를 벗어나 심우주 탐사를 수행한다[10-11].

국내에서 개발 중인 지구저궤도 투입능력 10톤인 차세대발사체를 예로 들면, 10톤의 원자력 추진기관과 화성 착륙선을 차세대발사체에 탑재하여 지구저궤도에 투입하는 것을 고려할 수 있다. 이 경우 화학추진기관에 비해 비추력이 월등

히 높기 때문에 착륙선 및 착륙선 탑재장비의 무게를 크게 증가시킬 수 있다[12].

화학추진이 여러 번 엔진 연소종료 및 재점화가 가능한 것과 같이, 원자력 추진의 경우에도 다회 재점화가 가능하다. 원자로에서 핵분열을 일으키는 중성자의 양을 조절하여 엔진의 시동과 종료를 제어하는데, 중성자 흡수를 크게하면 핵분열에 의한 열에너지 생성이 중단되어 종료되고, 흡수를 줄여서 중성자 생성을 크게 하면 다시 시동이 되는 방식이다. 중성자 생성과 소멸이 서로 균형을 이루는 상태를 임계(critical)상태로 정의한다[13].

3. 원자력 추진용 원자로

원자력 열추진에서는 원자로에서 핵분열에 의해 발생한 열을 추진제인 수소가 흡수한다. 만일 수소로의 열전달에 의해 냉각된 원자로 내 온도가 해당 원자로가 견딜수 있는 온도보다 낮으면, 중성자 흡수도를 낮추어 핵분열 반응을 촉진시켜서 원자로의 온도를 높이고, 이와 열전달하는 추진용 수소의 온도를 높일 수 있다. 추진용 수소의 온도를 높이면 비추력을 높일 수 있으므로, 고온소재 재료의 개발에 따라 비추력이 지속적으로 높아질 수 있다[13].

원자로 내에는 우라늄과 같은 핵분열성 물질이 있고 Fig. 4와 같이 중성자와 부딪침으로써 분열되고 중성자와 열에너지를 발생하게 된다. 원자력 추진에서는 핵분열이 연쇄적으로 일어나면서 생기는 막대한 열에너지를 활용한다[1].

3.1 일반적인 지상 원자로의 구조

Fig. 5는 일반적인 지상 원자로 시스템으로서 핵분열 반응을 원하는 속도로 안전하게 제어, 조절하고, 발생한 에너지를 유용하게 이용할 수 있도록 하는 여러 구성 부품으로 이루어진다. 중앙에 핵연료가 배치되어 있고 주위에 감속제(moderator)가 있는 노심(core)부가 있다. 감속제는 중성자의 운동에너지를 열에너지로 바꾸어 줌으로써 핵분열 반응을 촉진한다. 노심부 바깥

으로 중성자 누설 방지를 위한 반사체가 있으며, 중성자가 외부로 소실되지 않도록 반사하여 핵분열 반응을 촉진한다. 제어봉은 중성자 흡수 물질이 장착되어 있어 중성자 흡수량을 조절하여 노심의 반응속도를 제어한다[14-15].

3.2 원자력 우주추진용 원자로

우주추진용 원자로의 경우에도 기본 구성요소는 지상용 원자로와 유사하다. 원자로에서 냉각제(coolant)는 원자력 열추진의 경우에는 추진제로 대체되어 냉각을 하면서 열에너지를 흡수하여 추진에 활용한다. 원자력 전기추진의 경우 냉각제는 원자로를 냉각함과 아울러 발전을 하는 매질로 활용된다.

우주용 원자로는 기본적으로 일반 지상용 원자로와 유사한 구조를 가지면서도 촘촘해야(compact) 하므로, Fig. 6과 같이 각 연료요소(fuel element)가 6각형 형상을 가진다. 각 연료 요소는 추진제 가스가 통과하여 핵연료를 냉각시키고 가스가 가열되게 하기 위한 구멍이 있다.

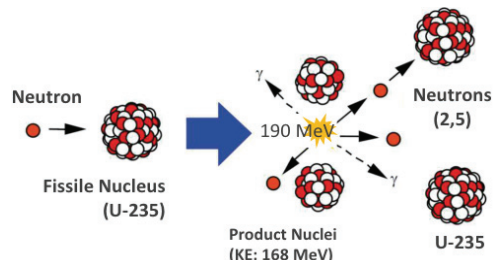


Fig. 4 Schematics of nuclear fission [1].

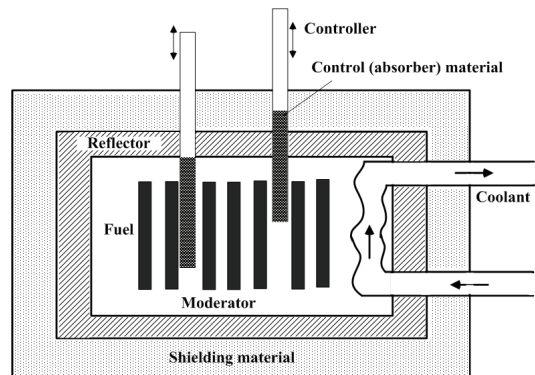


Fig. 5 Schematics of general ground nuclear reactor.

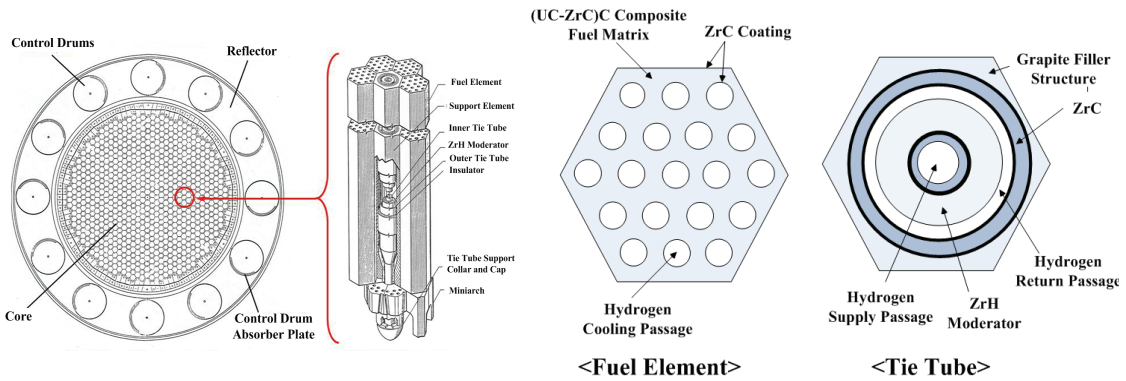


Fig. 6 Schematics of space nuclear core [18].

각 연료요소는 가운데에 위치한 결집요소(tie element)를 중심으로 설치된다. 결집요소에는 냉각을 위한 추진제 입구/출구와 감속재(moderator)가 설치된다. 노심 주위로는 지상용 원자로와 유사하게 핵분열 반응을 제어하는 제어봉과 반응을 촉진하는 반사판(reflector)이 있다[16].

제어봉은 원통형으로 구성되어 회전할 수 있다. 한 쪽 부분은 흡수재가 있어 중성자를 흡수하고, 다른면은 반사체로 되어 있어 중성자에 의한 분열반응을 촉진시킬 수 있다. 흡수율이 반사율보다 크면 반응이 중단되고, 흡수율보다 반사율이 크면 반응이 촉진된다. 이와 같이 제어봉에 의해 반응율을 조절할 수 있으며, 원자력 열추진기관의 추력을 제어할 수 있고, 전기추진기관의

출력을 조절할 수 있다[14].

3.3 원자력 열추진 시스템의 구성

노심에서 핵분열 반응에 의해 원자료가 가동되면 Fig. 7(a)의 액체수소 탱크에 저장된 액체수소를 수두(head)로 펌프, 원자로 냉각채널, 노심으로 유입시켜 선냉각(pre-chilling) 한다. 이후 가열된 수소가스에 의해 터빈이 회전하고 액체수소가 설계유량으로 유입된다. 액체수소 토출유동은 Fig. 7(a)와 같이 결집튜브(tie tube)로 유입되는 결집튜브 유동(tie tube flow)과, 노즐 및 원자로 바깥쪽 반사판과 제어봉(control drum)으로 유입되는 노즐 재생냉각 유동(nozzle regenerative flow)으로 구분된다.

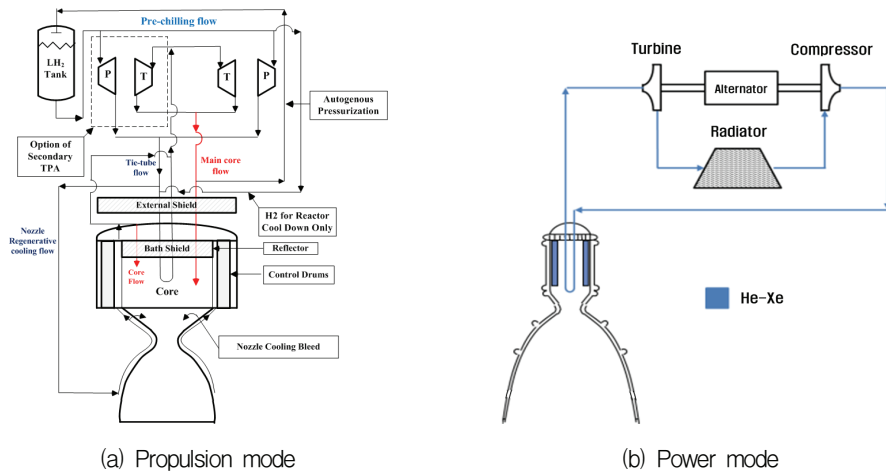


Fig. 7 Schematics of nuclear thermal propulsion system [18].

결집튜브유동 및 노즐 재생냉각유동 모두 원자로의 내부열을 흡수하여 액체수소 펌프의 터빈을 회전시킨후, 노심에서 다시 데워진 후 노즐로 배출되어 추진력을 생성한다. 노즐 재생냉각유동은 일부가 노즐부의 막냉각(film cooling)에 활용된다[17-18].

원자력 열추진은 Fig. 7(b)와 같이 결집튜브 만을 이용하여 터빈을 구동시켜 전기를 생성시키는 파워모드으로도 가동된다. 이 경우 He-Xe 등의 작동유체가 결집튜브를 순환하면서 터빈을 회전시켜 전기를 생성한다[17-18]. 추진모드(propulsion mode)로 작동할 경우에는 수백 MW의 열을 발생시켜 원자력 열추진기관을 가동하며, 파워모드(power mode)의 경우 수백 kW의 열을 원자로에서 발생시킨다. 파워모드에서 생성된 전력은 액체수소 장기저장을 위한 냉동기 가동 등 탑재체에 필요한 전력을 공급한다[1].

4. 복합 원자력 추진기관 시스템

복합 원자력 추진기관 시스템은 크게 열추진과 전기추진의 복합 형태인 하이브리드 이중모드(hybrid bimodal) 원자력 추진기관과, 화학추진기관과 원자력 전기추진기관의 복합형태인 하이브리드 추진기관으로 구분할 수 있다.

하이브리드 이중모드 원자력 추진기관은 Fig. 8에서 보듯이 공통의 원자로를 가진다. 열추진의

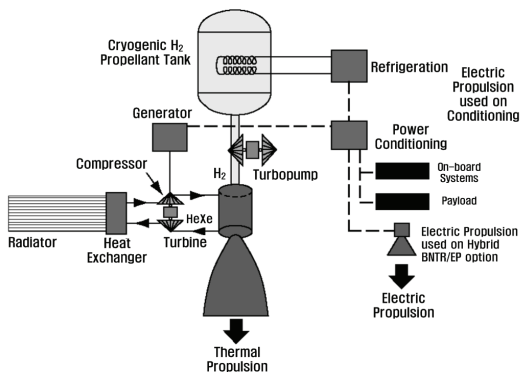


Fig. 8 Schematics of hybrid bimodal nuclear propulsion system [19].

경우 수소를 데워서 추진력을 발생시키며 핵분열 반응을 제어하는 제어드럼으로 추력을 임무에 맞추어 쓰로틀링 할 수 있다. 전기추진의 경우에는 발전기를 구동시켜 전기를 얻어, 추진제를 이온화시킨 후 정전기적 전기장을 통해 가속하거나, 추진제를 플라즈마 상태의 고온가스로 만들어 자기장으로 가속하여 추진제를 가속한다[19]. 전기추진에서는 추력을 높이려면 원자로의 온도를 높여야 한다. 그런데 원자로의 온도를 높이는 것은 방열판(radiator)이 커져야 하는 문제가 있다. 방열판의 패킹(packaging) 크기는 페어링 내에 포함하는 데 있어 제한이 있고, 이것이 원자력 전기추진에서 원자로가 낼 수 있는 파워의 한계가 된다[19-20].

하이브리드 이중모드 시스템에서, 원자력 열추진 시스템은 짧은 시간에 큰 추력을 낼 수 있기 때문에 행성의 중력 영향에서 벗어나기 위한 큰 추력이 필요할 때 활용된다. 원자력 전기추진 시스템은 행성의 중력 영향 하에서 벗어난 후, 행성 간 이동에 있어 장시간 작동시킬 때 활용된다. 높은 비추력으로 인해 장시간 작동시 특히 유용하다[21].

Fig. 9의 하이브리드(hybrid) 추진기관은 앞에서 소개한 하이브리드 이중모드(bimodal) 시스템에서 열추진기관 대신 화학추진을 사용하는 것이다[20]. 행성의 영향 하에서 큰 추력이 필요할 경우에는 화학추진기관을 사용하고 행성간 전이 궤도 이송시에는 비추력이 높은 전기 추진기관을 사용한다[20-21].

화학추진기관에는 수소보다 밀도가 커서 페어링 내에 보다 밀집하여 탑재할 있는 메탄 추진제가 선호된다. 메탄 추진제는 화성에서 생성된

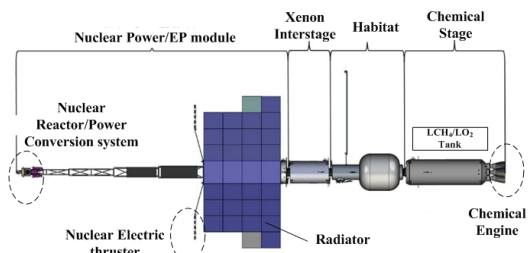


Fig. 9 Schematics of hybrid propulsion system [20].

메탄을 이용하는 현지자원활용(In-situ Resource Utilization) 추진제로 활용될 수 있다[9].

5. 원자력 우주추진 시스템 개발

5.1 국내 외 개발동향

원자력 열추진기관은 과거 1955년부터 1972년에 걸쳐 미국의 Rover/Nerva 프로그램을 통해 20개 이상의 원자로와 엔진시스템이 개발되고 시험이 수행되었다[6]. 액체수소 공급계, 원자로, 노즐로 구성되는 엔진시스템 시험을 통해 12.5톤에서 125톤에 이르는 추력, 850 s의 비추력, 최대 2시간의 운용시간, 다회 재점화 성능 및 2,500 K의 출구온도로 수소가 배출함을 확인하였다[18]. Nerva 프로그램은주 임무를 위한 추진시스템의 설계 및 개발에 활용될 핵연료 엔진시스템에 관한 기술 기반을 구축하는 것을 목표로 하였으며, 최종적인 모델인 XE 엔진은 시스템에 우주발사체용 터보펌프와 외부 쉘드를 탑재한 비행용 추진기관 모델로 현재까지 원자력 열추진의 기본 모델로 언급되고 있다[6]. 이후 RIFT(Reactor Inflight Test)의 일환으로 Apollo 발사체 3단에 적용하는 것을 계획하였으나, 당시 미국 국가정책이 우주탐사에서 멀어짐에 따라 프로그램이 중단되어 실제 비행이 실현되지 못했다[18]. 그러나 최근 화성탐사, 외행성 탐사, 소행성 탐사, 달궤도 간 운송 등 높은 속도증분이 요구되는 우주수송의 필요성이 대두됨에 따라, 원자력 추진이 다시 주목받게 되어 NASA를 중심으로 활발히 개발되고 있다. 현재 미국의 원자력 열추진 개발목표를 과거의 목표와 비교하면, Nerva 프로그램에서는 고농축 우라늄(HEU, High Enriched Uranium, U235 80% 이상)이 적용되었으나 현재에는 환경 규제 때문에 저농축 우라늄(LEU, Low Enriched Uranium, U235 20% 미만)으로 개발되고 있고, 수소 배출 온도는 복합재를 적용하여 3000 K 까지 높이며, 폐쇄형 팽창사이클(closed expander cycle)을 적용하여 비추력 성능을 915 - 1005 s로 높이고, 신소재를 적용함으로써 엔진무게를 저감할 수 있게

개발하고 있다[19]. 27년 경 원자력 추진기관을 탑재한 비행시험을 수행할 예정이다.

국내에서는 원자력연구원을 중심으로 원자력 추진의 핵연료 등에 대한 연구가 진행되고 있으며 국가적으로 개발이 진행되고 있는 SMR 개발과 시너지가 될 수 있어서, 향후 보다 활발한 연구가 가능할 것으로 전망된다. 원자력 열추진에 필요한 액체수소 공급계는 현재 수소경제의 대두로 액체수소의 생산, 수송, 충전 기술이 활발히 개발되고 있고[22], 전기추진의 경우 향후 국내에서 개발하고 있는 정지궤도 위성 등에 적용이 예정되어 있는 바, 원자력 열추진 및 전기추진 개발에 좋은 환경이 마련되고 있다고 할 수 있다.

5.2 원자력 추진시스템 개발단계

원자력 추진시스템 개발단계는 Fig. 10에 제시된 바와 같이 개념정립(Conceptual formulation) 단계, 기술검증시제(TDM, Technology Demonstration Model)를 이용한 기술검증(Technology Demonstration) 단계, 실물형 지상개발(Full Scale Ground Development)단계로 나뉘며, 이후 비행모델로 발전된다. 개념정립 단계에서는 원자로와 엔진의 상위요구조건 도출 및 개념설계가 수행된다. 기술검증 단계에서는 원자로와 엔진의 핵심기술을 입증하여 기술을 구현하는 것이 가능한지를 확인한다. 기술검증단계에서 타당성이 입증되면 대규모 예산이 투입되는 본 개발 단계로 전환된다[12].

개발에 있어 타당성을 확인하는 기술검증 단계를 자세히 살펴보면, 첫 번째로 핵연료에 대한 개발이 수행된다. 핵연료의 특성시험과 임계점 특성시험이 이루어져 실제 요구되는 열량 발생과 제어특성이 축소형 모델수준에서 확인된다. 두 번째로 축소형 모델을 이용한 원자력 열추진시스템의 특성을 파악한다. 이때 핵분열은 이루어지지 않는 상태의 모사 원자로와 수소의 열전달 특성, 모사 원자로와 수소의 상호작용, 진동특성 등이 파악된다. 원자로가 수소에 열을 주는 것을 모사하기 위해 wave heater가 적용된다. 세 번째로 액체수소 공급시스템의 개발이 필요하다. 수소를 장기 저장하기 위해서는 단열재

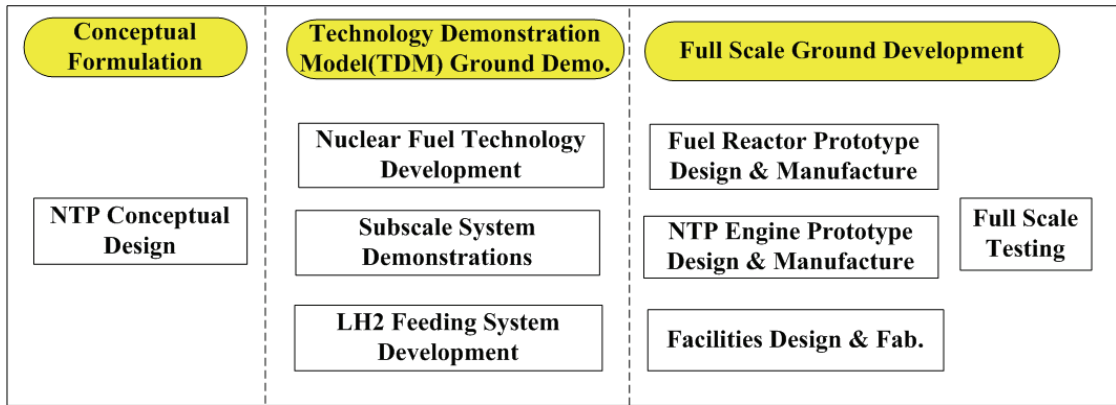


Fig. 10 Schematics of development process of nuclear propulsion system [12].

와 냉동기 개발이 이루어져야 한다. 냉동기를 이용해서 기화된 수소가스의 온도를 낮춤으로써 재액화하여 추진제의 소모가 없는 zero boiloff (ZBO) 성능을 구현하고 확인한다[23].

액체수소 공급시스템 개발의 최대 난점은 액체수소 펌프 개발이다. 액체수소는 밀도가 낮아서 터보펌프의 회전수가 높아야 하며, 펌프의 회전수가 높아짐에 따라 케비테이션 방지를 위한 인듀서와 임펠러가 개발되어야 한다. 또한 베어링에 별도의 윤활유를 쓸 경우 얼어버릴 수 있어서 액체수소 자체로 윤활을 하는 방법이 개발되어야 한다. 재생냉각 채널은 냉각의 역할뿐 아니라 터빈 구동동력을 확보하기 위해 충분한 열전달이 이루어져야 한다[22].

있는 설비이다[24].

작동 원리를 보면 원자력 열추진 엔진에서 배출되는 뜨거운 수소에 액체산소를 분사하여 산소 과농 환경 하에서 연소시킨다. 연소생성물로 수증기가 생성되며 추가적인 물분사를 통해 온도를 낮추고 증기를 물로 응축시킨다. 시험 후 응축수에 존재하는 모든 방사성 미립자를 채집하여 필터링한다. 또한 잉여의 산소 가스는 액체질소와의 열교환을 통해 액체산소로 응축시킨다. 응축된 액체산소는 시험 후 채집/검사하고 필터링한다.

요약하면 배기물 포획 지상시험설비는 핵연료 파편이 고속의 기체에 의해 대기로 방출될 수 있는 환경을 원천적으로 차단하는 방식이다.

최근에는 핵연료 재료 자체가 수소에 의해서

6. 원자력 열추진 시스템 지상 시험설비

과거 환경규제가 엄격하지 않았던 60-70년대 수행되었던 원자력 열추진시스템 개발시험에서는, 수소가스에 의해 원자로 내의 핵연료가 침식되어 수소와 함께 핵연료가 대기로 배출되었다. 그러나 현재에는 환경규제가 엄격하여 수소와 함께 핵물질이 대기로 배출되는 것이 금지되어 있어 Fig. 11과 같은 배기물 포획 지상시험설비 (Exhaust capture ground testing)등이 적용된다. Fig. 11은 미국의 Stennis Space Center에서 축소형 시험을 통해 개발하여 A3 스탠드에 구축되고

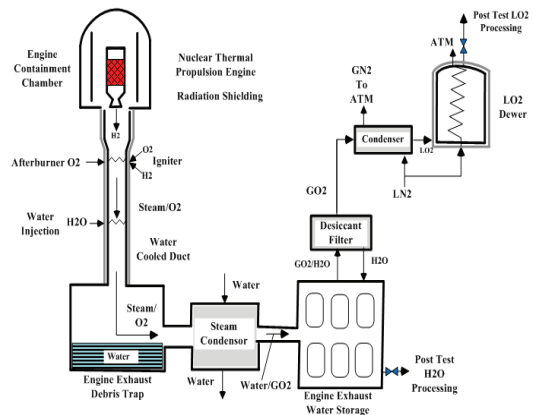


Fig. 11 Schematics of exhaust capture ground test facility of nuclear thermal propulsion system [24].

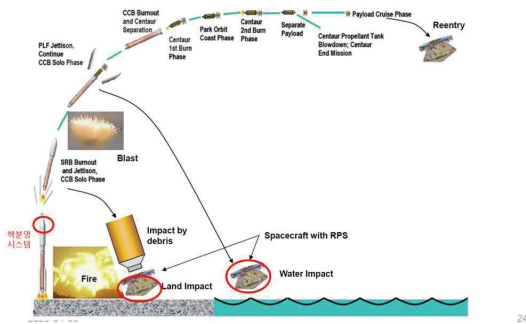


Fig. 12 Items for launch safety analysis [26].

침식될 수 있는 그래파이트(graphite) 보다는, 핵연료의 침식이 일어나지 않는 텅스텐 계열이 적용되고 있다[19].

7. 발사안전 해석

원자력을 우주에 활용하기 위해서는 방사능에 대한 환경 안전성이 확인되어야 한다. 원자력 추진기관은 지구저궤도까지는 화학추진에 의해 수송이 이루어져야 하고, 지구 저궤도 이상의 고도에서 임계상태에 이르러 시동이 되어야 한다. 핵분열 원자로(nuclear fission reactor)는 방사성 동위원소 시스템(radioisotope system)에 비해 유해한 방사선을 적게 배출하여 비교적 안전하다고 알려져 있으나, 지구저궤도 이하의 고도에서 임계상태에 도달해서는 안된다는 요구조건이 부과된다[25-26].

특히 Fig. 12와 같이 발사 시 폭발 및 충격, 발사체 추진제 화재, 우주선 및 핵분열 원자로의 대기권 재진입 시 수반되는 가열, 압력, 충격, 진동 등에 의한 원자로의 파손 여부가 해석되고 시험에 의해 안전성이 확인되어야 한다. 원자로 설계자는 임계사고를 예방하는 특정 설비를 추가해야 하고, 모든 가능한 사고 시나리오에 대해 임계상태에 도달하지 않음을 해석과 시험으로 입증해야 한다. 또한 핵물질 누출 시 호흡 및 음식 등을 통해 인체의 건강에 미치는 영향 등이 분석되어야 한다. 원자력 추진의 개발을 위해서는 발사안전을 위해 체계적인 국가적 승인 과정

을 갖추고 시행해야 할 필요가 있다[25-26].

8. 요약 및 전망

원자력 추진은 화학추진과 비교할 때 높은 비추력으로 인해 화성 등 심우주 수송시간을 단축시킬 수 있으며 탑재량을 크게 높일 수 있다. 지구 저궤도까지는 화학추진기관으로 운반되며 지구 저궤도에서 시동되어 고에너지 궤도 임무를 수행한다. 원자로는 핵연료, 감속재, 반사판과 같은 핵분열 반응 촉진기구와 제어봉과 같은 반응제어기구로 구성되며, 액체수소가 원자로와 열교환하여 추진력을 발생시킨다. 파워모드에서는 He-Xe 등의 작동유체가 열교환기를 순환하면서 터빈을 회전시켜 전기를 생성한다. 원자력 추진 시스템은 복합시스템으로 구성하여 성능을 더욱 향상시킬 수 있다. 원자력추진의 개발단계는 개념정립 단계, 기술검증단계, 실물형 개발단계로 나뉘며 이후 비행모델로 발전된다. 지상시험에서는 수소와 함께 핵물질이 대기로 배출되는 것을 방지하기 위하여 배기물 포획 지상시험설비 등이 적용된다. 발사안전 관련, 발사시 폭발 및 충격, 발사체 추진제 화재, 우주선 및 핵분열 원자로의 대기권 재진입 시 가열, 압력, 충격, 진동 등에 의한 원자로의 파손여부가 해석 및 시험에 의해 분석되어야 한다.

국내의 우주개발 프로그램을 고려하여 원자력 추진기술의 국내에서의 적용성을 살펴볼 필요가 있다. 미국 등 발사체 선도국에서는 화성 유인수송을 원자력 추진의 효용성이 가장 크게 부각되는 임무로 보고 있으며, 이에 국내에서도 화성 유인 수송을 장기적인 목표로 고려해 볼 필요가 있다. 화성 유인 수송 시에는 인명의 우주방사선 노출시간을 줄이기 위해 화성 수송시간과 체류시간을 단축시켜야 하며, 우주선 내에서 체류하기 위해 수 톤의 부가물의 탑재가 필요하다.

누리호 후속으로 개발되고 있는 차세대발사체는 지구 저궤도에 10톤의 투입능력을 가지며, 호만전이궤도를 이용할 때 약 1톤의 탑재체를 화성궤도에 보낼 수 있다. 이 경우 화성으로 착륙

시킬 수 있는 임무 중량은 200kg 이하가 된다. 반면에 차세대발사체로 10톤의 원자력 추진기관과 탑재체를 지구저궤도에 투입한다면, 호만전이 궤도 이용 시 원자력추진에 의해 2,000kg 정도의 임무중량을 화성에 착륙시킬 수가 있을 것으로 계산된다[12].

유인 수송을 위해서는 추가적인 연료와 부가물 탑재가 요구되므로, 원자력 추진기관과 탑재체를 몇 차례로 나누어 차세대발사체에 의해 투입할 필요가 있다. 각 발사마다, 궤도에 투입된 원자력 추진기관과 탑재체들을 지구 저궤도 상에서 도킹시켜 조립한 후, 원자력 추진에 의해 화성으로 수송하는 것을 고려할 수 있다. 이 경우 화성궤도 투입능력은 발사체 선도국의 대형발사체의 투입 능력에 근접할 수 있다.

대형발사체를 새롭게 개발하는 대신 현재 개발 중인 차세대발사체와 원자력 추진을 활용하며, 이와 함께 저궤도에서의 도킹/조립 능력을 개발하고, 지구 저궤도 운송용 화학추진 차세대발사체에 재사용, 3D 프린팅 등 발사 비용을 저감시키는 기술을 적용하면 화성 유인수송에 있어 경쟁력을 가질 수 있을 것이다.

요약하면, 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 방안으로서, 지구 저궤도 활용능력과 우주탐사 능력을 함께 향상시키는 방안이다. 이는 누리호의 실전발사 경험과 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 목표로 판단된다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 자체사업인 ‘심우주 탐사용 원자력 추진기관 조사분석 및 개념연구’ 과제에 일환으로 작성되었으며 지원에 감사드립니다.

References

1. Eric Proust., *Lecture Series on NUCLEAR SPACE POWER & PROPULSION SYSTEMS - 2- Nuclear, Thermal Propulsion Systems*, Eric PROUST. Engineering school. France. 2021. hal-03147500.
2. O. Mireles, K. Benenski, J. Buzzell, D. Cavender, J., *Nuclear Thermal Propulsion (NTP) Engine Component Development, NETS 2015 Conference*, NASA Marshall Space Flight Center 24 Feb. 2015.
3. Steven D. Howe, Robert C. O'Brien, Recent Activities at the Center for Space Nuclear Research for Developing Nuclear Thermal Rockets, *International Astronautics Congress*, September 2010.
4. Stanley K. Borowski, David R. McCurdy, Thomas W. Packard, *Nuclear Thermal Propulsion (NTP): A Proven Growth Technology for Human NEO / Mars Exploration Missions*
5. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.
6. Hong, Y. P., Kang, Y. H., Kim, J. S., Yang, S. S., "State of the Art for Space Propulsion Employing Nuclear Power", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 6, pp. 86-100, 2022.
7. Moon, H.J., "Electric Propulsion", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 3, pp. 76-86, 2008.
8. "MARS & BEYOND, THE ROAD TO MAKING HUMANITY MULTI PLANETARY" <https://www.spacex.com/human-spaceflight/mars/>
9. Cho, N.K. and Yang, S.S., "Investigation of Nuclear Propulsion System with Bimodal Mode," *KSAS 2023 Spring Conference*, Jeju, Korea, 2023.
10. Mitchell, S. and Johnson, L., "STMD: Nuclear Thermal Propulsion Update," MSFC

- E-DAA-TN-68083, 2019.
11. McLaren, R. and Ragheb, M., "Nuclear Propulsion choices for space exploration," *1st International Nuclear and Renewable Energy Conference (INREC10)*, Amman, Jordan, pp. 1-7, Mar. 2010.
 12. Yang, S.S., "Conceptual study of nuclear electric and thermal propulsion system", *KSAS 2023 Spring Conference*, Jeju, Korea, 2023.
 13. William T. Searight, Kelsa B. P., James E. W., Subscale maturation of advanced reactor technologies (SMART): A path forward for nuclear thermal propulsion fuel and reactor development, *Progress in Nuclear Energy* 153(2022) 104432.
 14. C. Russell Joyner II, Michael Eades, et al., 'LEU NTP Engine System Trades and Mission Options', Nuclear and Emerging Technologies for Space, American Nuclear Society Topical Meeting Richland, WA, February 25 - February 28, 2019, available online at <http://anstd.ans.org/>
 15. William, R.C., SNAP NUCLEAR SPACE REACTORS, USAEC Division of Technical Information Extension, Tennessee, U.S.A., pp.5-7, 1966.
 16. James E. Fittje, Upgrades to the NESS (Nuclear Engine System Simulation) Code 10.2514/6.2015-3773.
 17. Stanley, K. Borowski & David, R. Mcurdy & Thomas, W. Packard. (2012). Nuclear Thermal Rocket/Vehicle Characteristics and Sensitivity Trades for NASA's Mars Design Reference Architecture (DRA) 5.0 Study. NASA.
 18. Stanley Gunn, "Nuclear propulsion: his torical perspective", *Space Policy* 17 (2001) 291-298.
 19. Michael B., Thomas L., Charles S. "Bimodal Nuclear Thermal Rocket Analysis Developments", *50th AIAA /ASME /SAE /ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OH., July 28-30, 2014.
 20. Stan Borowski, "Bimodal" Nuclear Thermal Rocket(BNTR) Propulsion for Future", *2003 NASA Seal /Secondary Air System Workshop*, Ohio Aerospace Institute (OAI), November 5-6, 2003.
 21. Justin Clark, "Analysis of Crewed Missions Enabled by a Bimodal Nuclear Thermal Electric Propulsion System", Undergraduate Honors Thesis, Ohio State University, May 2019.
 22. Cho, N. K., P. S. Y., Kim. S. H., Han, Y.M. "Liquid Hydrogen/Liquid Oxygen Rocket Engine Technology", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 2, pp. 47-59.
 23. B. D. Taylor, J. Caffrey, A. Hedayat, J. Stephens, R. Polsgrove, "Cryogenic Fluid Management Technology Development for Nuclear Thermal Propulsion", *AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. (AIAA Propulsion and Energy Forum 2015)
 24. Full Exhaust Capture and Stennis Space Center Testing Plans - Beyond NERVA, <https://beyondnerva.com/nuclear-test-stands-and-equipment/full-exhaust-capture-and-stennis-space-center-testing-plans/>
 25. Susan S. Voss, Allen Camp, "Considerations for Launching a Nuclear Fission Reactor for Space-based Missions", AIAA space forum, 12-14 September 2017. Orlando FL.
 26. International Atomic Energy Agency. (2005). The Role of Nuclear Power and Nuclear Propulsion in the Peaceful Exploration of Space. IAEA, ISBN 90-0-107404-2.