

핵동력 우주추진 기술개발 동향

박홍영^a · 강윤형^a · 김정수^{a,*} · 양수석^b

State of the Art for Space Propulsion Employing Nuclear Power

Hong Yeong Park^a · Yun Hyeong Kang^a · Jeong Soo Kim^{a,*} · Soo Seok Yang^b

^aSchool of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^bAeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

In this paper, the concept and characteristics of the nuclear propulsion system were introduced and the state of the art for the nuclear-powered space propulsion in abroad were summarized. Since uranium used in nuclear propulsion has a very high energy density per unit mass, it has exceptional specific impulse performance compared to the existing chemical propulsion method and can reduce the amount of fuel loaded, thereby having advantage for long-distance exploration. For this reason, advanced countries in space development are recently spurring to the research of nuclear propulsion technology, and it is judged that the development of a propulsion engine using nuclear power is absolutely necessary in order to gain an competitive edge on the space development.

초 록

핵추진 시스템의 개념 및 특징들을 소개하고 해외 핵동력 우주추진 기술개발 동향을 정리하였다. 핵추진 원료로 사용되는 우라늄은 비에너지가 매우 높아 기존 화학추진방식 대비 우수한 비추력 성능을 내고, 탑재되는 연료의 양을 줄일 수 있어 장거리 탐사 시 매우 유리한 이점을 가지고 있다. 이러한 이유로, 최근 우주개발 선도국에서 핵추진 기술 연구에 박차를 가하고 있는바, 우주개발 경쟁에서의 우위를 점하기 위해서도 핵동력을 이용한 추진기관의 개발이 반드시 필요하다고 판단된다.

Key Words: Nuclear Propulsion(핵추진), Nuclear Thermal Propulsion(핵열추진), Nuclear Electric Propulsion(핵전기추진), Radioisotope Propulsion(방사선동위원소추진), Space Propulsion(우주추진), Deep Space Exploration(심우주 탐사)

1. 서 론

발사에 의의를 두었던 초창기 우주산업은 과학기술이 발전함에 따라 그 목적이 다양화되었다. 현재까지 심우주 탐사 임무에 사용된 탐사선

은 모두 무인용으로 개발되었으며, 무인탐사 시스템 설계의 가장 중요한 요소는 효율성이었다. 이에 따라 추진 시스템으로의 추력은 낮지만, 비추력이 매우 우수한 전기추진 시스템을 채택한 임무가 증가해 왔다[1]. 그러나, 최근 우주개발 선도국에서는 우주경쟁력을 확보하기 위해 인간이 직접 탐사선에 탑승하여 장거리 탐사 임무를 수행하는 것을 목표로 연구가 진행되고 있다. 유인탐사의 경우, 장기간의 우주 방사선(space ray) 및 태양 폭발(solar flare)로 인한 방사선 노출과 무중력 환경의 부정적인 영향 등과 같은 비행사의 안전에 대한 위험이 존재하여 탐사에 제약이 발생한다[2]. 따라서, 이러한 제약을 없애기 위해 기존의 전기추진 시스템보다 추력 성능이 우수한 추진 시스템에 대한 수요가 급증하게 되었다.

대표적인 로켓추진 방식 중 하나인 화학추진은 짧은 시간에 큰 추력을 낼 수 있는 장점이 있지만, 심우주 탐사선의 추력기로 사용하기에는 전기추진과 같은 고효율 추진 방식에 비해 비추력이 낮아 경제성이 떨어진다는 단점을 가진다. 이에 따라 유인우주선 개발을 위해 적은 연료량으로도 장거리 탐사에 요구되는 동력을 생산할 수 있는 새로운 추진 시스템에 관한 다양한 연구가 진행되어왔으며, 그 중 하나가 핵동력추진 시스템이다.

핵추진 방식은 핵반응으로 발생하는 열에너지를 사용하여 탐사선의 동력을 생산하고 추력을 얻는 추진 방식이다. 핵추진에 사용되는 원료인 우라늄은 타 에너지원(energy source)에 비해 비에너지(specific energy)가 높고, 비추력 성능이 화학추진 시스템 대비 2배 이상 우수하며[3,4], 탑재되는 연료량 또한 줄어들어 더 많은 탑재체를 실을 수 있는 장점이 있다.

미국과 러시아는 1960년대에 핵추진 시스템 개발 프로젝트를 진행한 바 있다. 미국이 수행한 프로젝트는 Table 1에 요약하며, 이 표를 통해 다양한 시험이 수행되었음이 확인된다[3]. 다만, 1972년 안정성 및 재정 문제가 대두되면서 관련 프로젝트는 모두 중단된 바 있다. 러시아 역시 비슷한 시기에 핵추진 개발 프로젝트를 수행하였지만, 미국과 동일한 이유로 중단되었다. 그러

Table 1. Chronology of major nuclear reactor tests in US[3].

Year	NERVA program	ROVER program
1959	/	KIWI A
1960		KIWI A' KIWI A3
1961		KIWI B1A
1962		KIWI B1B KIWI B4A
1963		-
1964	NRX-A1 NRX-A2	KIWI B4D KIWI B4E
1965	NRX-A3	KIWI TNT PHOEBUS 1A
1966	NRX/EST NRX-A5	-
1967	NRX-A6	PHOEBUS 1B
1968	XECF	PHOEBUS 2A PEWEE
1969	XE'	/
1970	/	
1971		
1972		

나, 최근 핵추진 시스템의 필요성이 높아지면서 우주개발 선도국에서는 핵추진 시스템 개발에 다시 박차를 가하기 시작했다. 우주개발 경쟁에서 우위를 확보하기 위해서는 국내에서도 장거리 유인탐사선에 매우 적합한 핵추진 시스템 개발이 필수적이다. 따라서, 본 논문에서는 핵추진 시스템의 개념 및 특징을 소개하고, 해외에서 진행되고 있는 핵동력 우주추진 기술개발 동향을 정리한다.

2. 핵분열추진(nuclear fission propulsion)

2.1 핵분열추진의 작동방식 및 종류

핵분열추진은 원자로 내 핵분열 반응에 의해 생

성된 열에너지를 사용하여 추진력을 내는 방식으로, 열원으로부터 생성된 열에너지를 사용하는 방법에 따라 핵열추진(Nuclear Thermal Propulsion, NTP)과 핵전기추진(Nuclear Electric Propulsion, NEP)으로 구분된다.

2.2 핵열추진(Nuclear Thermal Propulsion, NTP)

핵열추진 방식은 핵분열로 인해 생성된 열과 추진제와의 직접적인 열교환을 통해 추진력을 발생시키는 방식으로, 추진제는 액체수소가 주로 사용된다. 핵열추진 시스템의 원자로는 챔버 내 노심(core)의 상에 따라 크게 고체, 액체, 가스 노심 원자로로 분류된다.

2.2.1 고체 노심 원자로 (Solid Core Reactor)

Fig. 1은 과거 NASA에서 진행되었던 NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) 프로그램의 엔진 형상이다[5]. 고체 노심 원자로 시스템은 추진제 공급시스템, 고체 노심, 열에너지를 생산하는 반응로 챔버(reactor chamber), 쉴드(shield), 그리고 노즐부(nozzle section)로 구성된다.

추진제는 두 개의 터보 펌프를 거쳐 원자로 내로 분사되고, 노심과의 열교환을 통해 다량의 에너지를 공급받는다. 이 과정으로 원자로 내에는 고엔탈피의 가스가 형성되며, 고에너지의 유동이 노즐을 빠져나가면서 추진력을 발생시킨다. 이때 추진제는 원자로에 분사되기 전, 냉각 채널을 통과하며 작동 중 높은 열 유속의 방사선에 노출되는 시스템을 냉각시킨다[6].

고체 노심 원자로에 사용되는 일반적인 반응로 챔버의 단면은 Fig. 2에 도시된다[7]. 노심은

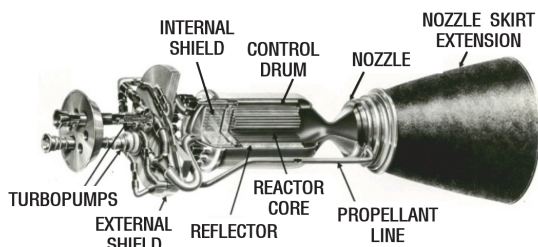


Fig. 1 Schematic of NERVA engine's propulsion system[5].

다량의 핵연료봉 클러스터(fuel element cluster)로 구성되며, 베릴륨 반사체(beryllium reflector)와 제어드럼(control drum)이 이를 둘러싸고 있다.

베릴륨 반사체는 핵분열로 발생한 중성자가 노심 외부로 누설되는 것을 방지하고, 내부로 되돌려 핵분열 반응을 활성화시킨다. 제어 드럼은 내부 한 면을 중성자 흡수체(neutron absorber)로 구성하여, 작동 중 연료의 손상과 같은 긴급 상황이 발생했을 시 핵분열 반응을 멈추는 안전장치 역할을 한다. 또한, 제어드럼의 로테이션을 통해 원자로의 출력을 조절할 수 있다[8].

엔진 출력에 핵심적인 역할을 수행하는 노심의 핵연료봉 클러스터의 형상은 Fig. 3에 보이고 있다[8,9]. 하나의 클러스터는 6개의 핵연료봉과 이를 지지하는 서포트 축으로 구성되며, 각각의 핵연료봉은 19개의 냉각 채널을 가진다. 서포트 축은 타이 튜브(tie tube)와 이를 둘러싸는 지르코늄 하이드라이드(ZrH), 그리고 단열재로 이루어지며, 핵연료봉의 지지대 역할을 한다.

Fig. 4는 연료 매트릭스(fuel matrix)의 구성성분을 나타내며, 피복 입자 매트릭스(coated-particle matrix)와 복합 매트릭스(composite matrix)로 나뉜다. 피복 입자 매트릭스는 열분해 탄소(혹은 파이로흑연, PyC)로 코팅된 우라늄 입자를 사용하여 핵분열 생성물의 보존 수준이 높고, 외부로의 노출 위험성이 낮다. 이와는 달리 복합 매트릭스는 우라늄 카바이드-지르코늄 카바이드(UC-ZrC) 복합재를 사용한다. 이 복합재는 흑연 기질(graphite substrate) 사이에 망(web) 형태로

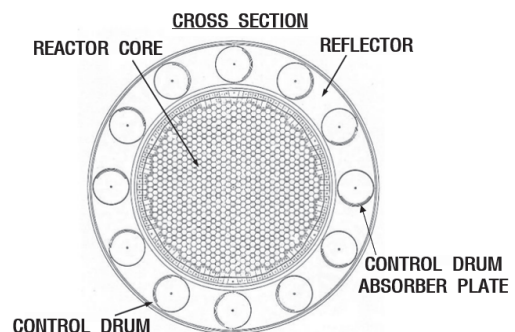


Fig. 2 Cross-sectional description of the engine reactor[7].

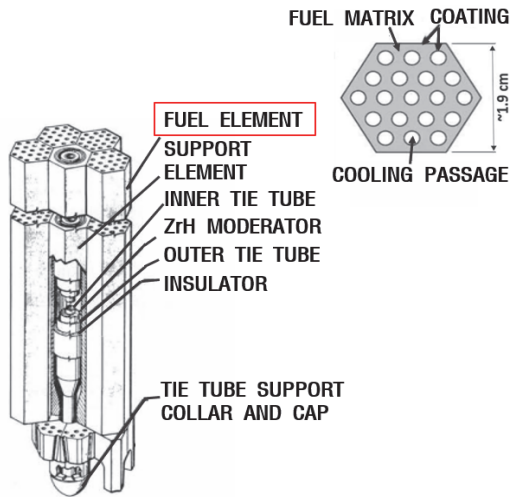


Fig. 3 Description of the fuel element cluster[9].

분산되어, 상부 코팅의 균열 사이로 유입되는 추진제의 연료 매트릭스 내부로의 침투를 방지하는 역할을 수행한다[9].

과거 미국과 러시아에서 진행되었던 다양한 핵열추진 시스템 개발 프로그램의 대표적인 엔진의 성능을 Table 2에 요약한다[3,9-12]. 미국에서 수행된 프로젝트는 크게 프로젝트 로버(Project Rover)와 네르바(NERVA)가 있다.

첫 번째로 프로젝트 로버는 KIWI, Phoebus, Pewee 순으로 진행되었다. KIWI는 기본적인 핵추진 원자로 기술을 수립하고자 진행되었으며, 지상연소시험을 통해 최초로 핵추진의 개념을 입증했다. 초기시험에서는 진동에 의한 노심 손상이 발생하였으며, 이를 보완하여 개발한 KIWI-B4E를 통해 성공적인 결과를 얻었다. Phoebus는 KIWI의 후속 연구로 진행되었으며, 비추력과 전력을 각각 825 s, 4000-5000 MW 범위로 증가시키는 것을 목적으로 수행되었다. 이를 통해 개발된 Phoebus-2A는 작동시간 32분 중 12분가량을 4 GW의 파워로 작동하였다. 마지막으로 PEWEE는 ROVER 프로젝트 중 제일 작은 엔진으로, 연료봉의 수를 줄이기 위해 Phoebus 엔진 대비 노심 직경을 139.7 cm에서 53.34 cm로 축소하였다. PEWEE 프로그램은 성능 최적화보다는 연료봉의 개선에 목적을 두어

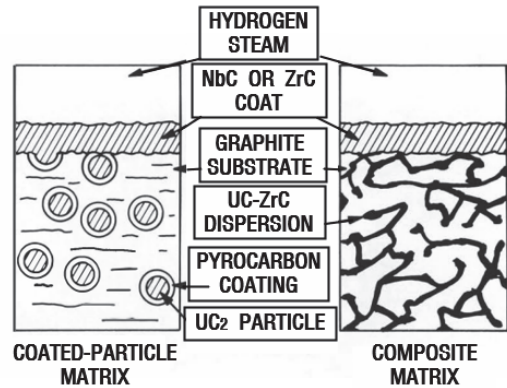


Fig. 4 Components of the fuel matrix[9].

진행되었으며, 실험을 통해 지르코늄 카바이드(ZrC) 코팅이 니오비움 카바이드(NbC) 코팅보다 노심 내 부식 방지가 더 뛰어나다는 사실을 확인하였다[9,11].

두 번째 NERVA 프로그램은 우주 임무를 위한 추진 시스템의 설계 및 개발에 활용될 핵연료 엔진 시스템에 관한 기술 기반을 구축하는 것을 목표로 하였으며, 최종적인 모델인 XE' 엔진은 시스템에 우주 발사체용 터보 펌프와 외부 쉴드를 탑재하여 현재까지 가장 보편적인 디자인으로 언급되고 있다[3,6,8,9].

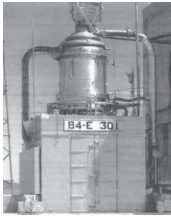




러시아 또한 핵열추진 시스템 개발을 위한 프로젝트를 진행하였으나, 핵연료 대신 전기 히터를 사용하였다. 연료봉 형상과 추진제가 RD-0410 엔진과 미국 NERVA/ROVER 프로젝트 엔진의 차이점이다.

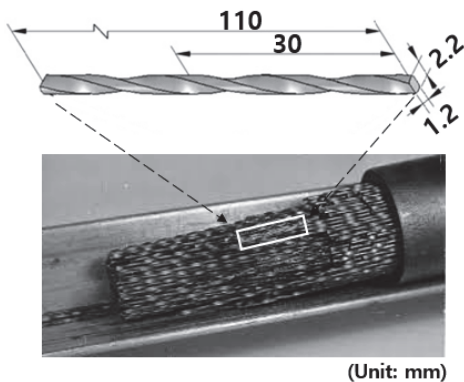
RD-0410에 사용된 연료봉은 Fig. 5에 도시한 바와 같이 Twisted-ribbon 형상을 채택하였다. 이를 통해 표면적에 대한 부피의 비율이 NERVA 디자인 대비 약 2.6배 향상되어 엔진의 무게를 크게 저감시켰다[11,12].

추가로, RD-0410 모델의 추진제는 액체수소와 핵산(Hexane) 혼합물을 사용하였으며, 이를 통해 수소에 의한 연료봉의 부식을 최소화하고자 하였다[11,12].

이러한 미국과 러시아의 다양한 핵추진 개발 이력으로 인해 고체 노심 원자로 방식은 현재 핵추진방식 중 가장 높은 기술성숙도를 가지고

Table 2. Summary of selected NTP systems[3,9-12].

Model	KIWI-B4E	Phoebus-2A	PEWEE	NERVA-XE'	RD-0410
Year of development	1964	1968	1968	1969	1968
Country	U.S.A.	U.S.A.	U.S.A.	U.S.A.	Russia
Feature					
Length	-	-	-	6.9 m	3.7 m
Diameter	-	-	-	2.59 m	1.2 m
Mass	-	9,300 kg	2,570 kg	18,144 kg	2000 kg
Max power	937 MW	4082 MW	503 MW	1140 MW	196 MW
Thrust (vacuum)	-	1112.5 kN	-	246.7 kN	35.28 kN
Mass flow-rate	31.8 kg/s	118.8 kg/s	18.6 kg/s	35.8 kg/s	4 kg/s
Specific impulse (vacuum)	820 s	820 s	845 s (Max: 901 s)	820 s	900 s
Chamber temperature	1890-2100 K	2256 K (at 4082 MW)	-	2272 K	-
Chamber pressure	4 MPa	-	4.3 MPa	3.7 MPa	7 MPa
Core exit temperature	2222 K	2528 K	2550 K (Max: 2750 K)	-	3000 K
Run time	480 s	1,920 s (with 720 s above Max)	2,400 s	1,680 s	-
Restart	1	-	-	28	-



(Unit: mm)

Fig. 5 Feature of twisted ribbon fuel element[11,12].

있다. 그러나, 연료 내 재료의 용융한계로 인해 온도 제약이 존재하고, 핵분열 반응 시 발생하는 생성물이 고체 노심 내에 축적될 가능성 또한 배제할 수 없다는 단점을 지닌다. 그러므로, 고체 노심 원자로 방식을 채택할 경우, 이와 같은 점들을 고려하여 설계해야 한다.

2.2.2 액체 노심 원자로(Liquid Core Reactor)

고체 노심 원자로 방식이 야기하는 낮은 작동 온도로 인해 추진제의 엔탈피를 높이기에는 한계가 존재한다. 따라서, 이를 개선하기 위해 액체 노심 원자로 방식이 최근 제안되었다. 그러나

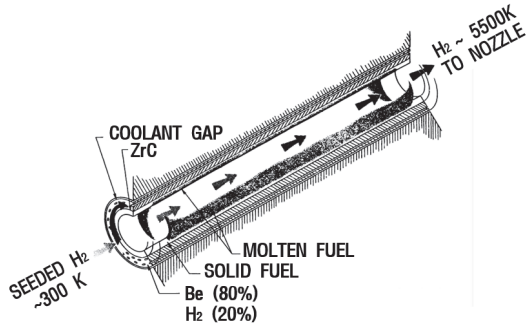


Fig. 6 Schematic of the LARS concept[13].

이 방식은 개념만 제시되었으며, 현재까지 수행된 시험은 알려진 바가 없다.

Fig. 6은 NASA에서 제시한 LARS(Liquid Annular Reactor System) 프로젝트의 개략도를 나타낸다[13]. 액체 노심 핵열추진 방식은 챔버를 회전시켜, 발생하는 원심력을 이용해 우라늄 액체층을 유지하고, 그 내부로 액체수소를 분사해 핵연료와 추진제와의 직접적인 열교환을 일으키는 방식이다. 따라서 고온으로 수소를 가열시켜, 노심 출구 온도는 약 5500 K 이상, 비추력은 고체 노심 원자로 방식 대비 1.5배 이상 높일 수 있을 것으로 예측된 바 있다[13].

2.2.3 가스 노심 원자로(Gas Core Reactor)

고체 노심 원자로의 온도 제약을 없애기 위해 제안된 또 다른 방식인 가스 노심 원자로 방식은 챔버 내 고온·고압의 가스 우라늄과 추진제의 열교환을 통해 우수한 성능을 낼 수 있는 방식이다. Ragsdale[14]은 가스 노심 원자로 방식이 약 2000-7000 s의 비추력 성능을 가질 것으로 예측하였다. 가스 노심 원자로 방식은 연소시험까지 진행되지는 않았으나, 가스 우라늄의 거동 예측을 위한 연구가 진행된 바 있다.

가스 노심 원자로 방식은 고온의 플라즈마 상태인 가스 우라늄과 추진제가 직접적인 열교환을 하는 방식인 Open cycle 방식과 가스 우라늄을 가압된 컨테이너 속에 가둬 열교환을 하는 방식인 Closed cycle 방식으로 구분되며, Table 3에 이를 도시한다[14,15]. Closed cycle 방식의

Table 3. Classification of gas core reactor NTP[14,15].

Classification	Schematic
Open cycle	
Closed cycle (Light bulb)	



Fig. 7 Image of experimental gas core cavity[3].

경우, Open cycle 방식 대비 방사성 물질의 유출 위험성이 낮지만, 그만큼 비추력 성능이 줄어들게 되는 단점을 가진다[3,16].

1960-70년대에 AEC/NMA-Lewis 기관 간 계약을 통해 Idaho Nuclear Corporation에서 구형 및 실린더 원자로 형태의 가스 오픈 사이클 엔진 개발을 위한 실험을 진행한 바 있다. Fig. 7

은 실험을 진행했던 실린더 원자로 모델의 사진을 나타내며, 챔버의 전체 지름은 1.83 m, 길이 1.22 m이다[3,14]. 실험에서 실제 원자로 작동에서 발생할 수 있는 가스의 모양, 크기 그리고 농도 분포를 시뮬레이션하기 위해 0.025 mm 두께의 우라늄 포일을 챔버 내부에 분포시켰으며, 이를 통해 분석만으로는 얻기 어려운 가스 원자로에 대한 이해를 얻을 수 있었다[3,14].

가스 노심 원자로 방식은 핵열추진 방식 중 가장 우수한 비추력 성능을 가질 것으로 예상되지만, 노심 내부를 고압 상태로 유지해야 하며, 핵연료 유출의 위험성이 매우 높다는 단점이 있다. 따라서 가스 원자로 방식의 개념을 실현시키기 위해선 많은 노력이 요구될 것으로 판단된다.

2.3 핵전기추진(Nuclear Electric Propulsion, NEP)

핵전기추진 방식은 핵반응에 의한 열을 전기 에너지로 전환하여 이를 추진 시스템에 사용하는 방식으로, 이때 얻어지는 전력의 크기는 기존의 화학, 태양 에너지원보다 월등하며, 장기간의 심우주 탐사에 요구되는 전력 수준을 만족시킬 수 있다. Fig. 8에 핵전기추진 시스템의 개략도를 도시한다[17]. 그림에서 볼 수 있듯이 핵전기추진 시스템은 크게 반응로(reactor), 쉴드(shield), 전력변환 시스템(power conversion system), 열 방출 시스템(heat rejection system),

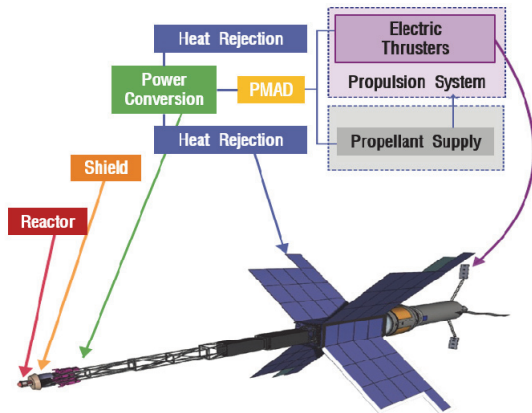


Fig. 8 Nuclear electric propulsion systems and conceptual design[17].

PMAD(Power management and distribution) 서브 시스템, 그리고 추진 시스템으로 이뤄지며, PMAD 서브 시스템은 전기 전압, 전류 및 전송 주파수를 효율적으로 관리하기 위한 전자 장치 그리고 스위칭 및 케이블을 포함한다.

Table 4에 화학추진, 핵열추진 그리고 핵전기추진 시스템의 성능을 비교하여 정리하였다 [18-21]. 추력의 열위를 제외하고 화학식 추진 시스템 대비 핵추진 시스템의 성능이 우수한 것으로 재차 확인되며, 특히 핵전기추진 시스템의 비추력 성능이 가장 우수한 것으로 식별된다.

그러나 핵전기추진 방식을 사용한 유인 우주 탐사의 경우, 수백 kW에서 MW 수준의 전력에서 작동되는 전기 추력기가 필요하다[17]. 전기 추력기는 우주 비행을 위해 수십 년 동안 사용되어왔지만, 현재까지도 kW 스케일의 전력 수준에 머물고 있다. 따라서, 핵전기추진 방식을 구현하기 위해서는 추가적인 추진 시스템이 요구되며, 이는 곧 질량의 증가와 시스템의 복잡성을 초래할 것이다.

위와 같은 전기 추력기의 한계를 극복하기 위해, 우주개발 선도국은 향후 MW급 추력기를 목표로 수백 kW급의 전기 추력기를 개발하고 있으며, 대표적인 고성능 전기 추력기인 Astra 사의 VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket) VX-200 prototype의 성능을 Table 5에 요

Table 4. Comparison of performances corresponding to nuclear and chemical propulsion[18-21].

Method of Propulsion	Chemical (SSME*)	NTP	NEP (Ion Thruster)
Propellant	LH ₂ + LO ₂	LH ₂	Xenon
Specific Impulse (s)	452	800-900	6000-7000
Thrust (kN)	2095	111.2 -1112	0.0004 -0.444
Time of Single Burn (s)	10 ³	10 ³	10 ⁷

*Space Shuttle Main Engine.

Table 5. Performance of VASIMR VX-200 dual system[22].

Parameter	VASIMR VX-200 (Design goals)
Input Power	200 kW (2 devices at 100 kW)
Specific Impulse	5000 s
Thrust	5 N (25 mN/kW)
Mass Flow Rate	130 mg/s (Ar)
Efficiency	60%
Specific Mass	1.5 kg/kW (thruster)
Major Thruster Dimensions	1.5 m (diameter) 3.0 m (length)

약한다[22]. 표에 나타난 성능은 작은 스케일의 실험 장치로부터 평가되었다. VX-200은 200 kW의 전력을 활용하도록 설계된 VASIMR® 엔진의 실험 버전으로, 향후 핵추진에 적용 가능한 MW급 성능을 목표로 개발 중인 엔진이다[23,24].

핵전기추진 방식 또한, 과거 1950년대 후반부터 시스템 개발을 위한 프로젝트가 진행되었으며, 대표적인 핵전기추진 개발 프로그램 예시로 SNAP(Systems for Nuclear Auxiliary Power) 시리즈와 JIMO/Prometheus 프로젝트가 있다.

SNAP program은 500 W부터 1000 kW까지의 출력을 낼 수 있는 핵동력원 개발을 목적으로 진행됐으며, 시리즈 내에 핵분열 원자로 이용만 아니라 핵붕괴열 반응을 활용한 동력원도 존재한다[25]. 이 중, 최초로 발사된 핵분열 원자로인 SNAP-10A의 성능을 Table 6에 요약하여 나타낸다[26]. SNAP-10A는 Atlas-Agena 발사체에 탑재돼 1965년에 미국 캘리포니아에서 발사되었다. 약 1300 km 고도에서 43일 동안 운항하였으며, Fig. 9에 SNAP-10A의 모습을 도시한다[27]. SNAP-10A는 나크-78(NaK-78)을 작동 유체로 사용하여, 반응로에서 생성된 열을 열전기(Thermoelectric) 시스템으로 전달한다. 이때 전달된 열과 열 방출 시스템과의 온도차에 의해 전력이 발생한다[27]. SNAP-10A는 운항 중 전기적인 부품 문제로 인해 작동을 멈췄지만, 우주에서 핵분열 원자로의 작동 가능성을 확인할 수 있었다.

Table 6. Performance of SNAP-10A[26].

Parameter	SNAP-10A
Mass	427 kg
Electric power	0.5 kW
Reactor power	43 kW
Overall efficiency	1.6%
Coolant	NaK-78
Outlet temperature	833 K

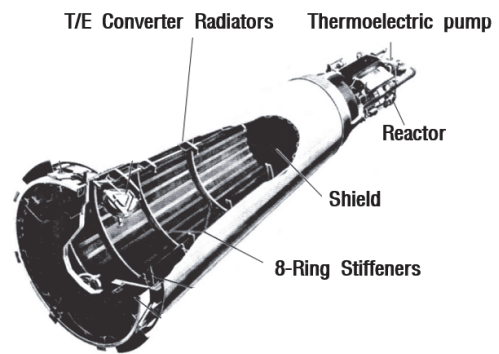
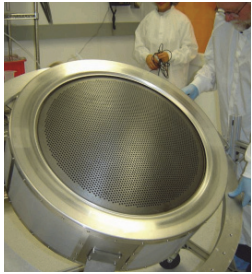


Fig. 9 Schematic of SNAP-10A[27].

JIMO/Prometheus 프로그램은 목적과 그 위성의 탐사를 위한 핵전기추진 우주선인 Prometheus를 개발하고 JIMO(Jupiter Icy Moons Orbiter)라는 무인 임무를 수행하는 것을 목표로 하여, NASA와 DOE(Department Of Energy)의 협업으로 2003년경 시작되었다. Prometheus는 200 kW급 성능을 가지는 SP-100 원자로로 구동되도록 설계되었으며, 심우주 탐사에 요구되는 수명과 성능을 가지는 이온 추력기를 개발하고자 JPL Advanced Propulsion Group은 NEXIS 추력기를 설계 및 구축하였다. Table 7에 NEXIS 추력기의 성능을 요약하여 나타낸다. 총 8개의 NEXIS 추력기가 동시에 작동되어 임무를 수행할 계획이었지만, 예산 문제로 인해 시스템 테스트를 진행하지 못한 채 프로그램이 종료되었다[28,29].

핵전기추진 방식은 과거 미국에서 진행된 개발 이력이 있으나, 핵열추진 방식만큼 기술성숙도가 높지 않으며, 라디에이터 및 전력변환 시스

Table 7. NEXIS demonstrated performance for the proposed Prometheus mission[29].

Feature	
Power	20.5 kW
Specific Impulse	7000 s
Voltage	4,800 V
Efficiency	76%
Life	120,000 hr

템 질량과 고성능 전기 추력기 개발과 같은 고려사항으로 인해 실용 기술 확보에 많은 노력이 요구될 것이다.

3. 방사선동위원소추진(Radioisotope Propulsion)

3.1 방사선동위원소추진 작동방식

방사선동위원소추진 방식은 핵붕괴에 의해 생성된 열에너지로 추진제를 가열시키는 방식으로, 핵열추진 방식과 같이 단일 추진제를 사용해 효율을 최적화할 수 있다. [3,30,31].

3.2 방사선동위원소 추진기(Radioisotope-fueled thruster)

위성이나 발사체의 자세 제어를 위해 회전 안정화 방식을 사용할 시 회전 작동을 억제시키거나 조절하기 위해 펄스 기능을 가지는 고성능 추력기는 필수적이다. 이와 같은 이유로 1966년 the AFRPL(Air Force Rocket Propulsion Laboratory)에서는 위성 추력기 디자인으로 DART(Decomposed Ammoniac Radioisotope Thruster)를 제안했으며 이를 Fig. 10에 도시한다[31,32].

DART 추력 시스템은 크게 방사선동위원소 열원, 원통형 컨테이너 그리고 3개의 추진제 튜

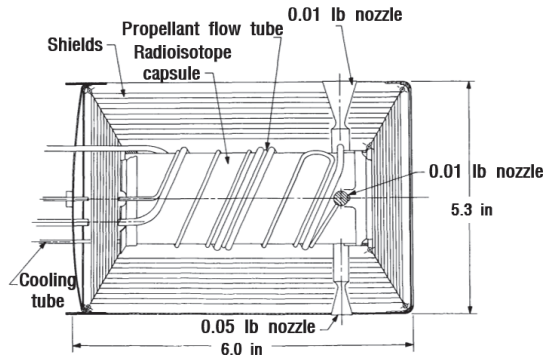


Fig. 10 Illustration of DART thruster[32].

Table 8. DART model system propulsion data sheet[32].

Parameters	Characteristic
Thrust (mode)	0.225-0.450 N (Pulsing)
Specific Impulse	230-280 s
Propellant	Ammonia
Fuel	Pu-238
Chamber pressure	103 kPa
Operating temperature	above 1089 K
Nozzle expansion ratio	50 (mimimum)
Thruster weight	-

브로 구성되며, 열원은 플루토늄-238(Pu-238)을, 추진제로는 암모니아를 각각 사용한다. DART 추력기는 컨테이너 표면을 튜브가 감싸고 있는 구조로, 튜브를 지나가는 추진제와 컨테이너의 열교환을 통해 가열되며, 각각 연결된 노즐로 추력을 낸다[32]. Table 8에 AEC(Atomic Energy Commission) Mound Laboratory에서 실험한 DART 모델 추력기의 성능을 나타낸다[32].

Fig. 11은 방사선동위원소 추진기의 또 다른 예시인 POODLE의 개략도이다[32]. POODLE 추진기는 상단(upper stage)엔진 추력 시스템을 위해 설계되었으며, 시스템 내부에 총 3개의 연료 캡슐이 존재한다. 연료는 폴로늄-210(Po-210)을 사용하며, 이 연료 캡슐을 둘러싼 얇은 나선형 관을 통해 수소가 열교환을 하며 노즐로 향한다. Table 9에 POODLE 추진기의 성능을 정리하여

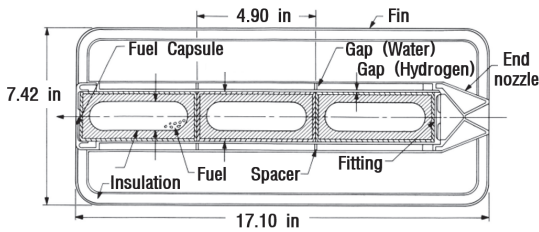


Fig. 11 Illustration of POODLE thruster[32].

Table 9. POODLE model system propulsion data sheet[32].

Parameters	Characteristic
Thrust (mode)	1.112 N (continuous)
Specific Impulse	710 s
Propellant	Hydrogen
Fuel	Po-210
Operating temperature	2255 K
Thruster weight	20 kg (Approximately)

나타내었다[32,33].

방사선동위원소 추진기 모델은 수명 테스트를 거쳐 장기간의 탐사에 필요한 내구성을 가지고 있음을 보여주었고, 우수한 비추력 성능을 가진다. 그러나, 방사선동위원소 연료가 핵추진방식에 사용되는 우라늄만큼 에너지밀도가 높지 않아 상대적으로 적은 양의 열에너지를 생산해내며, 이에 따라 낮은 추력 성능을 가진다[31]. 따라서, 이러한 단점을 고려하여, 사용할 목적에 맞는 방사선동위원소 추진기를 채택하고 시스템을 설계해야 한다.

3.3 방사선동위원소 동력원(Radioisotope power source)

핵전기추진 방식은 매우 높은 비추력 성능을 갖지만, 요구되는 전력 수준에 따른 전기추력 및 전력변환 시스템의 개발이 필요하므로 핵전기추진 방식을 구현하는 것에 있어 많은 어려움이 생긴다. 이에 핵전기추진 방식을 구현하는 방법으로 방사선동위원소 동력원을 활용한 저전력 핵전기추진 방식이 거론되었다[34,35].

오래전부터 태양광 패널과 별개로 독립적인 전력을 생산하는 방사선동위원소를 활용한 동력원

Table 10. Spacecraft launches involving radioisotope systems[36].

Power Source	Number of RTG	Fuel	Spacecraft
SNAP-19B3 (US)	2	Pu-238	NIMBUS III
SNAP-19 (US)	2	Pu-238	VIKING 1,2
SNAP-27 (US)	1	Pu-238	Apollo 12,14-17
GPSH-RTG (US)	2 1 3	Pu-238	Galileo Ulysses Cassini
ORION-2 (S/R*)	1	Po-210	COSMOS 90
Lunokhod-1 (S/R*)	RHU	Po-210	Luna-21

*Soviet/Russia

이 개발됐으며, 여러 우주선의 전력 및 난방 공급 장치로 사용되어왔다. 이러한 장치들을 방사선동위원소 열전발전기(Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG)와 방사선동위원소 가열 유닛(Radioisotope Heater Unit, RHU)이라고 하며, 미국·러시아의 우주선에 탑재된 동위원소 동력원 중 대표적인 예시들을 Table 10에 요약하여 나타낸다[36].

방사선동위원소 동력원은 태양열 에너지 및 화학추진 시스템을 사용하기 힘든 임무에서 사용할 수 있고, 긴 수명을 가지지만, 상대적으로 낮은 전력을 생산하여 탐사선 내 장비들이 사용할 수 있는 전력이 작다는 단점을 지닌다. 따라서, 적절한 전력 수준에서 작동되는 방사선동위원소 동력원 개발이 우선적으로 필요하다[37].

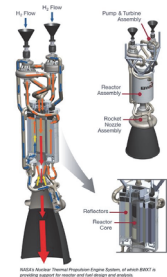



4. 해외 기술개발 동향

4.1 미국

최근, 미국에서 계획 중인 핵추진 프로그램 기념설계 이미지를 Table 11에 도시한다[38-41].

과거 중단된 프로젝트를 기반으로 최근

Table 11. Image of US's NTP concept[38-41].

Institute	Agency	Design
NASA	BWXT	
	GA	
	USNC	
DARPA	Track A: GA-EMS, USNC	
	Track B: Blue Origin, USNC	

NASA에선 DOE와 함께 다시 핵추진시스템 개발에 박차를 가하고 있다. NASA는 BWXT(BWX Technologies), GA(General Atomics) 그리고 USNC(Ultra Safe Nuclear Technologies)사와 원자로 디자인 및 지상연소시험 관련 개발 계약을 체결했으며, 시스템 디자인으로는 주로 우라늄 농도 19.75%인 HALEU (High Assay Low Enriched Uranium)를 핵연료로 사용한 고체 노심 핵추진이 채택되었다[42].

그 중, USNC 사는 실리콘카바이드(SiC)로 코팅된 우라늄 입자를 활용한 FCM(Fully Ceramic Micro-encapsulated) fuel 디자인을 바탕으로 900 s의 진공 비추력 성능을 가지는 R2D100 시스템을 계획 중이다. 실리콘카바이드 코팅이 핵분열 생성물의 노출을 막는 고밀도·고압의 보호막 역할을 하여 고도 방사량에 대한 안정성이 뛰어난 FCM fuel을 사용해 기존의 디자인과 차별화하였다[43,44]. 또한, USNC 사에서는 브레이튼



Fig. 12 Scale model of the Zeus spacecraft[28].

동력변환 시스템(brayton conversion system)을 활용한 핵분열 표면 동력 원자로(fission surface power reactor)인 PYLON을 개발하여 핵전기추진에 접목시킬 수 있는 기술을 확보할 것이라고 발표하였다[45].

DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)에서는 DRACO(Demonstration Rocket for Agile Cislunar Operations) 프로그램을 진행해 핵열추진 기술을 활용하여 달과 지구 사이 궤도를 순환하는 우주선 발사를 목표로 하고있다. Track A에는 GA-EMS(General Atomics Electromagnetic Systems) 그룹이, 그리고 Track B는 Blue Origin 사와 진행하며, USNC-Tech 사는 두 트랙 모두 참여하는 것으로 알려졌다. DRACO program의 Track A는 핵열추진의 기초 디자인 및 검토를, Track B에서는 임무를 달성시키기 위한 시스템 디자인 및 기술적 완성도 검토를 중점으로 진행한다[41,46].

위와 같은 고체 노심 원자로 방식 외에도 최근, NASA의 Marshall Space Flight Center의 지원으로 Alabama 대학이 주도하여 액체 노심 원자로 개념에 관한 기초연구를 수행 중이라는 소식이 있어, NASA에서 핵열추진 개발을 위해 고체 노심 외에 다른 방식도 고려하고 있다는 점은 주목할 만 하다[47].

4.2 러시아

Fig. 12는 러시아에서 개발 중인 TEM(Transport and Energy Module) 디자인을 보여준다[28]. TEM의 첫 임무 명칭인 Zeus(또는 Zevs) 임무는

핵동력 우주에인선인 TEM을 통해 탐사선을 운반하여 달에서부터 금성과 목성을 목적지로 하는 것으로, 2030년에 첫 비행을 목표로 한다. 이를 위해 1 MW의 전력생산이 가능한 단일 원자로 개발을 진행하며, 7000 s의 비추력 성능을 가지는 핵전기추진 기술을 확보할 것이라 발표했다[28,48].

4.3 영국

Rolls Royce 사는 UK Space Agency와 함께 우주탐사를 위한 핵동력 연구 계약을 체결하여, 로켓 연료 및 에너지 생산으로 사용이 가능한 달에 있는 자원을 채취·생산·저장하는 달 자원 채굴 원자로 개발에 투자한다. 우주에서의 전력 공급을 위해 아메리슘(americium)의 붕괴열로 구동되는 방사선동위원소 장치를 개발하는 것으로 알려졌으며, Fig. 13에 Rolls Royce 사에서 디자인한 표면 출력 발전기(surface power generator)를 도시한다. 이뿐만 아니라, Rolls Royce 사는 심우주탐사를 위한 핵전기추진 개발을 목표로 하는 원자로 시스템 개발을 추진할 계획하고 있다[49].



Fig. 13 Image of Rolls Royce's surface power generator[46].

4.4 중국

중국 또한, 차세대 추진 시스템 개발의 일환으로 핵추진 방식을 고려하는 것으로 알려져 있다. 중국에서는 해왕성 탐사를 위한 전력 시스템으로 수명이 길고, 심우주 탐사에 적합한 핵동력원 시스템을 채택하였으며, 동력원 디자인으로 방사선동위원소 붕괴열을 활용한 10 kW 전력 수준의 열전발전기 방식을 고려하고 있는 것으로 확인된다[50].

5. 결 론

장거리 유인탐사선에 적합한 핵추진 시스템의 개념 및 특징을 소개하고, 최근 진행하고 있는 핵동력 우주추진 기술개발 동향을 정리하였다.

핵열추진 방식은 노심의 상태에 따라 크게 고체, 액체, 가스 노심 핵열추진 방식으로 분류된다. 이중 고체 노심 핵열추진 방식은 1960년대 미국과 러시아의 다양한 개발 이력을 보유하여, 기술성숙도가 높은 방식이라 볼 수 있다. 액체 및 가스 원자로 방식은 고체 연료 내 재료특성으로 인한 온도 제약을 없애고자 제안된 방식으로, 우수한 성능을 가지지만, 연료 유출의 위험성이 높아 구현해내기 용이하지 않은 방식이다.

핵전기추진 방식은 핵열추진 방식 대비 기술성숙도가 높지 않지만, 화학추진 방식과 핵추진 방식의 예상 성능을 비교하였을 때 가장 비추력이 우수한 것으로 식별된다.

방사선동위원소 동력원은 태양열에 의존하지 않는 독립적인 전력을 생산해내며 오래전부터 우주탐사를 위한 동력원으로 많이 사용되어왔으나, 핵전기추진 대비 탐사선 내 다른 장비들이 사용할 수 있는 전력이 낮다는 단점이 있다.

현재, 미국을 중심으로 러시아, 영국, 중국에서 핵동력 시스템 개발에 박차를 가하고 있다. 국내에서는 누리호 성능검증 위성을 통해 방사선동위원소전지 실증 작업을 완료하였으며, 이를 향후 심우주 탐사를 위한 동력원으로 발전시킬 계획이다. 더 나아가, 국내 원자력기술과 우주개발 기술의 융합을 통하여 우주용 소형원자로, 전기

추력기, 그리고 전력변환 시스템의 개념설계 및 선행연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2085070)의 지원을 받아 수행된 연구결과임.

References

- Kim, S.K., Kim, H.L. and Cho, H.J., "Status and Plan of Development of High Specific Impulse Ion Thruster for Deep Space Exploration," *57th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 1366-1367, 2021.
- "Nuclear Thermal Propulsion (NTP)," retrieved 22 Feb. 2022 from https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/game_changing_development/projects/NTP.
- Gabrielli, R.A. and Herdrich, G., "Review of Nuclear Thermal Propulsion Systems," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 79, pp. 92-113, 2015.
- Robbins, W.H. and Finger, H.B., "An Historical Perspective of the NERVA Nuclear Rocket Engine Technology Program," NASA CR-187154, 1991.
- Gerrish, H.P., "Nuclear Thermal Propulsion Ground Test History," *2014 Nuclear Emerging Technologies for Space Conference*, Pearlington, M.S., U.S.A., Feb. 2014.
- Turner, Martin J.L., *Rocket and Spacecraft Propulsion, Principles, Practice and New developments*, 2nd ed., Praxis Publishing Ltd, Chichester, U.K., Ch. 7, 2005.
- Mitchell, S. and Johnson, L., "STMD: Nuclear Thermal Propulsion Update," MSFC E-DAA-TN68083, 2019.
- 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.
- Koenig, D.R., "Experience gained from the Space Nuclear Rocket Program (Rover)," LA-10062-H UC-33, 1986.
- Finseth, J.L., "Rover Nuclear Rocket Engine Program: Overview of Rover Engine Tests," NASA CR-184270, 2013.
- Proust, E., "Lecture Series on NUCLEAR SPACE POWER & PROPULSION SYSTEMS, -2- Nuclear Thermal Propulsion Systems," hal-03147500, 2021.
- Vadim, Z. and Vladimir, P., "Russian Nuclear Rocket Engine Design for Mars Exploration," *Journal of the Tsinghua Science and Technology*, Vol. 12, No. 3, pp. 256-260, 2007.
- Powell, J., Ludewig, H., Horn, F. and Lenard, R., "The Liquid Annular Reactor System(LARS) Propulsion," *AIP Conference Proceedings*, Vol. 217, No. 2, pp. 618-624, 1991.
- Ragsdale, R.G., "Status of open-cycle gas-core reactor project through 1970," NASA TM X-2259, 1971.
- Bauer, H.E. and Mc Lafferty, G.H., "Studies of Specific Nuclear Light Bulb And Open-Cycle Vortex Stabilized Gaseous Nuclear Rocket Engines," NASA CR-1030, 1968.
- Latham, T., "Nuclear light bulb," *Nuclear Thermal Propulsion: A Joint NASA/DOE/DOD Workshop*, Cleveland, U.S.A., pp. 373-384, 1990.
- Braun R. et al, *Space Nuclear Propulsion for Human Mars Exploration*, The National Academies Press, Washington D.C., U.S.A.,

- Ch. 3, 2021.
18. "Tested and Analyzed Fuel Form Candidates for Nuclear Thermal Propulsion Applications," retrieved 8 Sep. 2022 from https://trace.tennessee.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1004&context=utne_reports.
 19. VanHooser, K.P. and Bradley, D.P., "Space Shuttle Main Engine - The Relentless Pursuit of Improvement," *AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition*, CA., U.S.A., AIAA 2011-7159, Sep. 2011.
 20. Finseth, J.L., "Overview of Rover Engine Tests Final Report," NASA CR-184270, 1991.
 21. Fiehler, D., Dougherty, R. and Manzella, D., "Electric Propulsion System Modeling for the Proposed Prometheus 1 Mission," *41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3891, May 2005.
 22. Daniel, L.B., Brian, E.B. and James, M.H., "Air Force Research Laboratory High Power Electric Propulsion Technology Development," *2010 IEEE Aerospace Conference*, Montana, U.S.A., pp. 1-9, Mar. 2010.
 23. Kim, H., Kim, S.H. and Won, S.H., "Current Status and Trends of Research and Development on Electric Thruster, Part I: Overseas," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 95-108, 2019.
 24. "The VASIMR® Engine," retrieved 8 Sep. 2022 from <https://www.adastrarocket.com/our-engine/>.
 25. Voss, S.S., "SNAP (Space Nuclear Auxiliary Power) Reactor Overview," AFWL TN-84-14, 1984.
 26. William, R.C., *SNAP NUCLEAR SPACE REACTORS*, USAEC Division of Technical Information Extension, Tennessee, U.S.A., pp. 5-7, 1966.
 27. Magee, P.M., Dufoe, G.E. and Gordon, J.D., "SNAP 10A reactor thermal performance," NAA-SR-9903, 1964.
 28. Betancourta, M.L.R., Bögel, E., Marcus Collier-Wright, M., Wilcox, J.L. and Kaplana, P.A., "Comparative Overview of Nuclear Electric Propulsion Programs and Concepts," *ASCEND 2021 conference*, N.V., U.S.A., AIAA 2021-4075, Nov. 2021.
 29. Goebel, D.M., Katz, I., Ziemer, J., Brophy, J.R., Polk, J.E. and Johnson, L., "Electric Propulsion Research and Development at JPL," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3535, Jul. 2005.
 30. "Radioisotope Thermal Rocket: The Mars Hopper Concept," retrieved 22 Feb. 2022 from <http://large.stanford.edu/courses/2014/ph241/allen2/>, 2015.
 31. ROSEN, S., "Development of a radioisotope-fueled thruster for satellite propulsion," *8th Joint Propulsion Specialist Conference*, L.A., U.S.A., AIAA 1972-1066, Nov. 1972.
 32. Holcomb, L.B., "Satellite Auxiliary-Propulsion Selection Techniques," NASA CR-110403, 1971.
 33. Nezgoda, E.L., "Radioisotope Propulsion Technology Program(POODLE). Volume V. Simulation of High-Temperature Radioisotope Heat Source. Final Report," STL-517-0049, 1967.
 34. Schmidta, G.R., Manzellaa, D.H., Kamhawia, H., Kremica, T., Olesona, S.R., Dankanichb, J.W. and Dudzinski, L.A., "Radioisotope electric propulsion (REP): A near-term approach to nuclear propulsion," *Acta Astronautica*, Vol. 66, No. 3, pp. 510-507, 2010.
 35. Cassady, R.J., Frisbee, R.H., Gilland, J.H., Houts, M.G., LaPointe, M.R.,

- Maresse-Reading, C.M., Oleson, S.R., Polk, J.E., Russell, D. and Sengupta, A., "Recent advances in nuclear powered electric propulsion for space exploration," *Energy Conversion and Management*, Vol. 49, No. 3, pp. 412-435, 2008.
36. "The Role of Nuclear Power and Nuclear Propulsion in the Peaceful Exploration of Space," retrieved 8 Sep. 2022 from https://www-pub.iaea.org/MTCD/publications/PDF/Pub1197_web.pdf.
 37. Oleson, S., Benson, S., Gefert, L., Patterson, M. and Schreiber, J., "Radioisotope Electric Propulsion for Fast Outer Planetary Orbiters," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indiana, U.S.A., AIAA-2002-3967, Jul. 2002.
 38. "FEATURED: MISSION TO MARS," retrieved 22 Apr. 2022 from <https://www.bwxt.com/news/featured/mission-to-mars>.
 39. "Space Nuclear" retrieved 22 Apr. 2022 from <https://www.ga.com/space-systems/space-nuclear>.
 40. "NTP," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://usnc.com/ntp/>.
 41. "DARPA moving forward with development of nuclear powered spacecraft," retrieved 8 Sep. 2022 from <https://spacenews.com/darpa-moving-forward-with-development-of-nuclear-powered-spacecraft/>.
 42. "NASA Announces Nuclear Thermal Propulsion Reactor Concept Awards," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-announces-nuclear-thermal-propulsion-reactor-concept-awards>.
 43. "USNC-Tech develops deep space propulsion system," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://world-nuclear-news.org/Articles/USNC-Tech-develops-deep-space-propulsion-system>.
 44. "FCM fuel," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://usnc.com/fcm-fuel/>.
 45. Venneri, P. and Eades, M., "Space Nuclear Power and Propulsion at USNC-Tech," *Nuclear Technology*, Vol. 207, No. 6, pp. 876-881, 2021.
 46. "Demonstration Rocket for Agile Cislunar Operations (DRACO)," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://www.darpa.mil/program/demonstration-rocket-for-agile-cislunar-operations>.
 47. "Universities study liquid-fueled nuclear thermal propulsion concept for NASA," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://www.ans.org/news/article-3752/universities-study-liquidfueled-nuclear-thermal-propulsion-concept-for-nasa/>.
 48. "Russia to launch nuclear-powered spaceship to the moon, on to Venus, then Jupiter," retrieved 18 Apr. 2022 from <https://thehill.com/changing-america/enrichment/arts-culture/555560-russia-to-launch-nuclear-powered-spaceship-to-the/>.
 49. "POWER TO EXPLORE OUR UNIVERSE," retrieved 8 Sep. 2022 from <https://www.rolls-royce.com/innovation/space.aspx>.
 50. "China's Nuclear-Powered Mission to Neptune," retrieved 8 Sep. 2022 from <https://scitechdaily.com/chinas-nuclear-powered-mission-to-neptune/>.