

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2024.28.2.037>

## 친환경 이원추진제 기반 우주추진시스템의 개발동향 및 국내 개발전략 제안

서대반<sup>a,\*</sup> · 이기주<sup>a</sup> · 김현준<sup>a</sup> · 박재성<sup>a</sup>

### Development Trends and Domestic Development Strategy Proposal of Green Bipropellant-based Spacepropulsion System

Daeban Seo<sup>a,\*</sup> · Keejoo Lee<sup>a</sup> · Hyeonjun Kim<sup>a</sup> · Jaesung Park<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Small Launch Vehicle Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: seodb@kari.re.kr

#### ABSTRACT

The development of orbital transfer vehicle(OTV) to respond to the increasing demand for launching small satellites is in progress mainly through private companies. OTVs are being developed based on green propellants to reduce costs, and for high specific impulse, a bipropellant type spacepropulsion system is adapted in the OTVs. In recent trends, development is in progress by dividing it into a combination of hydrogen peroxide/hydrocarbon series fuel and a combination of nitrous oxide/hydrocarbon series fuel. In Korea, there is a need to effectively respond to the demand for small satellite launches through the development of OTVs using a green propellant-based spacepropulsion system. Considering recent development trends and domestic conditions, it is expected that it will be effective to develop OTVs into two types with different propellant combinations depending on the mission.

#### 초 록

증가하는 소형위성의 발사수요에 대응하기 위한 우주수송선의 개발이 민간기업을 중심으로 진행되고 있다. 이 우주수송선에서는 저비용화를 위해 친환경 추진제를 기반으로 하여 개발되고 있으며, 높은 비추력을 위해 이원추진제 방식의 우주추진시스템을 적용하여 개발되고 있다. 최근 동향으로는 친환경 추진제인 과산화수소/탄화수소 계열 연료의 조합과 아산화질소/탄화수소 계열 연료의 조합으로 양분되어 개발이 진행되고 있다. 국내에서도 친환경 이원추진제 기반 우주추진시스템을 적용한 우주수송선의 개발을 통해 소형위성의 발사수요에 효과적으로 대응할 필요가 있으며, 최근 개발동향 및 국내여건 등을 고려할 때 임무에 따라 추진제 조합을 달리한 2가지 종류로 개발하는 것이 효과적일 것으로 판단된다.

Key Words: Green Propellant(친환경 추진제), Spacepropulsion System(우주추진시스템), Bipropellant(이원추진제), Orbital Transfer Vehicle(우주수송선)

Received 3 December 2023 / Revised 4 March 2024 / Accepted 11 March 2024

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2023년도 추계학술대회(2023.11.29.~12.1,

경주 리한셀렉트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

## 1. 서 론

우주추진시스템은 발사체에 의해 궤도에 진입된 위성, 탐사선, 우주수송선 등이 궤도를 전이/유지하거나 자세를 제어하는데 필요한 추력을 생성하는 추진시스템이다. 우주추진시스템에서 추진제의 화학적인 연소반응을 통해 추력을 발생시키는 방식을 화학추진시스템으로 분류하며, 여기서 연료와 산화제를 따로 탑재하여 연소시키는 방식을 이원추진제 추진시스템으로 다시 분류한다. 이 이원추진제 기반 우주추진시스템은 이론적으로 단일추진제 기반 시스템에 비해 높은 추력 및 비추력을 생성할 수 있어 보통 인공 위성, 탐사선 등에서 궤도전이를 위한 주 추진시스템으로 사용되어 오고 있다.

이원추진제 기반 우주추진시스템은 발사체의 로켓추진시스템과 원리는 동일하나, 보다 긴 운용시간이 요구되어 그 동안 안정적으로 저장이 가능한 추진제가 선호되어 왔다. 또한 비추력이 높을수록 추진제의 무게 및 탱크의 무게를 절감할 수 있으므로 이원추진제 기반 우주추진시스템은 높은 저장성과 비추력의 두 가지 요소가 추진제의 종류를 결정하는 주요 요구조건이 되었다. 하이드라진 계열의 연료( $N_2H_4$ , MMH, UDMH)와 사산화이질소 산화제(NTO) 조합은 매우 높은 독성에도 불구하고 이러한 조건을 만족하는 거의 유일한 선택지였기 때문에, 이원추진제 기반 우주추진시스템은 최근까지도 이들 조합에 의존되어 왔다[1].

추진제의 독성은 독성을 나타내는 기준 중 하나인 GHS(Global Hazardous System) 지수로 평가할 수 있는데, 이 지수에 의하면  $N_2H_4$ 는 카테고리 1(매우 높은 독성), NTO, MMH, UDMH는 카테고리 2(높은 독성)에 해당된다[2]. 이러한 높은 독성으로 인해 추진제를 다루는 과정에서 매우 엄격한 과정 및 장비, 설비 요구조건이 동반되기 때문에 하이드라진 계열 연료와 NTO 추진제 조합은 운용비용이 높을 수밖에 없는 구조를 가지고 있다.

최근 뉴스페이스 시대를 대표하는 소형위성들이 실제 임무에 사용되기 시작하면서, OTV(Orbital

Transfer Vehicle) 또는 킥스테이지(이하 우주수송선으로 통칭)를 통해 한 번의 발사에 다수의 소형위성들을 탑재하여 각각 원하는 궤도로 투입시켜주는 서비스가 여러 민간 기업들을 통해 등장하고 있다[3-8]. 또한 랑데부-도킹 기술을 활용하여, 우주수송선을 이용해 기존 위성들의 연료 보급, 페이로드 수리/교체, 궤도조정 등을 제공하는 In-Orbit Servicing도 이미 실제 임무에 성공하였거나 서비스를 준비중에 있다[4,9]. 이러한 서비스를 위해서는 수백 N급 이상의 추력을 낼 수 있는 이원추진제 기반 우주추진시스템이 필수적인데, 비용절감이 중요한 민간 기업에서는 비록 독성 추진제가 우수한 성능을 가지더라도 높은 운용비용 때문에 이를 적용하기가 어려운 것이 사실이다. 또한 우주추진시스템을 이용한 임무들이 다양해짐에 따라 높은 비추력보다 높은 추력, 긴 연소시간, 높은 비추력×밀도(density impulse), 고온(또는 저온)에서의 성능, 낮거나(높은) 증기압, 낮은 폭발성 중 일부가 더 강조되기도 하므로, 이를 종합적으로 고려하여 민간 기업을 중심으로 상업화에 유리한 독성 추진제의 대체제를 찾는 시도가 계속되어 오고 있다 [2]. 이러한 독성 추진제의 대체제를 우주추진 분야에서는 친환경 추진제(Green propellants)로 분류하고 있다.

본 논문에서는 현재까지 개발된 우주추진시스템용 친환경 이원추진제 기반 추력기의 개발동향과 그 특징점을 기술하고 이들을 이용한 우주수송선의 최근 개발 동향을 기술하였다. 그리고 국내여건 및 현 기술수준을 고려한 국내 우주수송선 개발방안과 이에 따른 친환경 추진제 기반 우주추진시스템의 개발방안을 제안하였다.

## 2. 친환경 이원추진제 기반 추력기 개발동향

### 2.1 과산화수소( $H_2O_2$ )/탄화수소( $C_xH_x$ ) 계열 이원추진제

과산화수소는 과거 V-2 로켓의 터보펌프 구동용 가스발생기의 추진제로의 사용을 시작으로 우주개발 초기 Viking, Red stone, Jupiter 발사체의 터보펌프용 가스발생기, SYNCOM, IntelSat

과 같은 정지궤도위성의 자세제어용 추진시스템, Scout, Centaur 등의 고체추진제 기반 발사체의 자세제어용 추진시스템 등에 사용되었다[10]. 위의 사례들은 모두 과산화수소의 분해반응 통해 발생하는 고온의 가스를 이용하는 단일추진제 기반의 시스템이며, 이원추진제 기반 추진시스템으로는 RP-1 연료와 함께 산화제로 활용되어 1960년대 개발된 영국의 Black Arrow 발사체의 1/2단에 사용되었다[11]. 하지만 냉전시대 우주 경쟁이 본격화되면서 우주추진시스템에서는 추진제의 성능이 가장 중요한 요소가 되었으며, 이와 함께 과산화수소의 저장성에 대한 문제로 인해 연료는 하이드라진 계열로, 산화제로는 사산화질소로 대체되어 개발이 진행되었다. 이 시기에 개발된 독성 추진제 기반 단일/이원추진제 우주추진시스템은 많은 비행이력을 확보하게 됨으로서 냉전시대가 끝난 이후로도 이러한 이력을 바탕으로 대부분의 인공위성 및 탐사선 등에는 독성 추진제 기반의 우주추진시스템이 사용되었다[12,13].

1990년대에 들어 독성 추진제를 대체할 수 있는 친환경 추진제에 대한 관심이 증가하면서 과산화수소를 사용한 우주추진시스템에 대한 연구들이 다시 수행되었다. 과산화수소의 분해반응을 이용한 단일추진제 추진시스템은 주로 발사체 상단의 자세제어용 및 인공위성의 자세제어용 추진시스템으로 적용되었으며, 이원추진제 추진시스템에서는 주로 탄화수소 계열의 연료와 함께 과산화수소가 산화제로 사용되어 인공위성, 탐사선 등의 주 추진시스템 또는 로켓추진시스템으로의 적용을 목표로 개발이 진행되었다.

영국의 Surrey 대학과 KAIST에서는 케로신을 연료로 사용하여 과산화수소-케로신 이원추진제 추력기에 대한 연구를 수행하였다[14-18]. 과산화수소가 촉매베드로 주입되면 물과 산소로 분해되면서 열이 발생하는데, 여기에 케로신이 주입되면 이 분해열에 의해 점화가 이루어지면서 연소가 일어나게 된다. Surrey 대학의 I.Coxhill은 소형위성의 추진시스템을 위한 40 N 급 추력기를 개발하였다. 분해된 과산화수소를 이용한 냉각 방식이 적용되었으며, 연소시험 결과 263초의

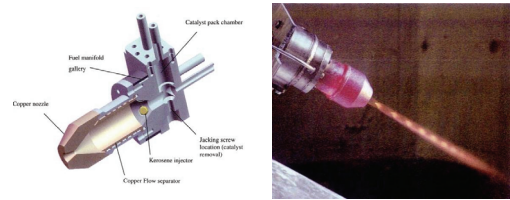


Fig. 1 40 N-class HTP/Kerosene thruster[14].

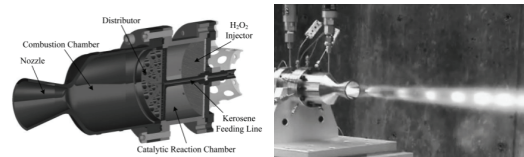


Fig. 2 1,200 N-class  $H_2O_2$ /Kerosene thruster[15].

비추력을 달성하였다[14]. KAIST의 S. Jo, D. Jang, S. Heo 등은 800 N, 1,200 N, 2,500 N 급의 다양한 크기의 과산화수소-케로신 이원추진제 추력기를 개발하였으며, 인젝터 형상/특성에 따른 성능변화에 대한 연구, 장시간 연소를 위한 촉매내구성 향상에 대한 연구, 막냉각 특성에 대한 연구들을 수행하였다[15-18]. Fig. 1은 Surrey 대학의 40 N급 추력기의 형상과 연소시험 장면을, Fig. 2는 KAIST에서 개발한 1,200 N급 추력기의 형상과 연소시험 장면을 보여준다.

폴란드의 Institute of Aviation 에서는 98%의 고농도 과산화수소와 연료로 TMPDA(N,N,N',N'-Tetramethyl-1,3-propanediamine)을 사용한 500 N급 이원추진제 추력기를 개발하였다[19]. 이 연구는 ESA의 친환경 Apogee motor의 개발 프로젝트의 일환으로 수행되었으며, 현재 Institute of Aviation 에서는 실제 GEO 위성에의 적용을 위하여 과산화수소의 저장성에 대한 연구, 3D 프린팅을 적용한 추력기의 제작 및 성능평가에 대한 연구가 수행중인 것으로 보인다[20].

Bechmark Space Systems 에서는 과산화수소와 이소프로필알콜(IPA)을 연료로 사용한 이원추진제 추력기를 개발하고 이를 상용화하여 현재 추진제탱크, 배관 및 밸브들이 포함된 추진시스템 모듈 'Halcyon'을 판매하고 있다[21]. 추력

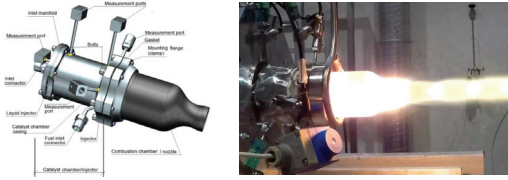


Fig. 3 500 N-class HTP/TMPDA thruster[19].

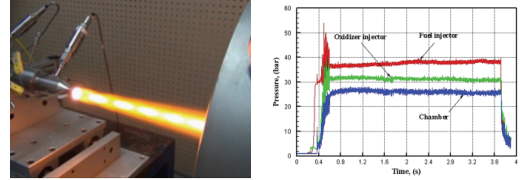


Fig. 5 500 N-class hypergolic fuel-H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> thruster[27].

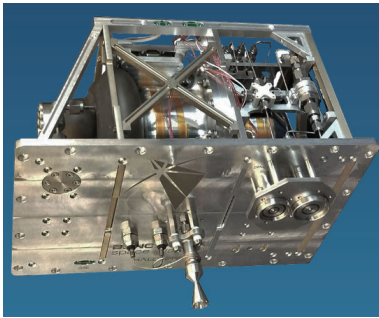


Fig. 4 Halcyon propulsion module[21].



Fig. 6 HyperCurie of Rocket Lab[28].

은 최대 22 N, 비추력은 최대 310초 이며, 모듈에는 1개의 추력기부터 최대 8개, 또는 고객이 원하는 개수로 맞춤 제작도 가능하다고 홍보하고 있다. Fig. 3은 Institute of Aviation의 500 N급 추력기의 형상 및 연소시험 장면을, Fig. 4는 Halcyon 추진시스템 모듈을 보여준다.

하이드라진/NTO 추진제 조합과 같이 과산화수소와 접촉점화(hypergolic) 특성을 가지는 연료에 대한 연구도 수행되었다. 이 경우 과산화수소를 분해하는데 필요한 촉매대가 필요하지 않아 추력기의 구조가 단순화 될 수 있으며, 추력기의 성능에 직접적으로 영향을 미치는 촉매의 성능 및 내구성에 대한 고려가 필요하지 않은 장점이 있다. Melof, Blevins, Pourpoint, Kang 등은 점화제가 연료에 포함되어 있는 방식인 반응성 연료와 촉매가 연료에 포함되어 있는 방식인 촉매성 연료들에 대해 액적낙하실험(drop test)를 수행함으로써 각 연료들에 대한 과산화수소와의 접촉점화 특성을 평가하였다[22-25]. 또한 탄화수소계열 연료 외 이온성 액체(Ionic liquid)를 기반으로 한 접촉점화성 연료에 대한 연구도 수행되었다[26]. KAIST의 Kang 등은 수소화붕소나트륨을 환원제로 첨가한 탄화수소 계

열 반응성 연료를 개발한 후 500 N 급 이원추진제 추력기를 제작하여 연소시험을 성공적으로 수행함으로써 우주추진시스템에서 접촉점화성 연료의 적용 가능성을 보였다[27]. Fig. 5는 KAIST에서 개발한 500 N급 접촉점화성 추진제 기반 추력기의 연소시험 장면과 시험결과 그래프를 보여준다.

미국 Rocket Lab에서는 민간기업의 특성 상 자세한 내용은 학회나 논문 등을 통해 공개하고 있지 않으나, SNS 등을 통해 과산화수소를 산화제로 사용하고 연료로는 자체적으로 개발한 접촉점화성 연료를 사용하는 ‘HyperCurie’로 명명된 추력기를 개발하였다고 밝혔다[28]. 추력은 공개되지 않았으나, 비추력은 노즐확장비 200:1에서 310초라고 언급되었다. Fig. 6은 SNS에서 공개된 HyperCurie 추력기의 사진들을 보여준다.

#### 2.2 아산화질소(N<sub>2</sub>O)/탄화수소(C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>) 계열 이원추진제

아산화질소는 1914년 미국의 로버트 고다드(Robert H. Goddard)에 의해 로켓의 산화제로 처음 사용되었으나[29], 이후 발사체의 로켓추진시스템에서는 액체산소가, 위성 등의 우주추진시스템에서는 NTO가 산화제로 주로 사용되면서 아산화질소는 대부분의 추진시스템 산화제로는 사용되지 않고 있다. 하지만 높은 증기압을 가지



는 특성으로 인해 별도의 가압시스템이 필요없는 자발가압(Self-pressurizing) 시스템의 구성이 가능하며 이는 추진시스템의 무게절감에 유리하므로, 비교적 작은 크기를 가지는 하이브리드 로켓의 산화제로는 여러 연구팀에 의해 활용되었다[30-32].

아산화질소는 독성이 없으며 실온에서 액체상태로 안정적으로 저장될 수 있기 때문에 우주추진시스템의 독성 추진제 대체제로서 미국, 독일 등에서 연구되었다. 특히 미국과 독일에서는 탄화수소 계열을 연료로 하여 아산화질소와 혼합시킨 예혼합(Pre-mixed) 추진제를 제조하였는데, 이 경우 성능은 이원추진제 방식과 동일하나 단일추진제 방식처럼 1개의 추진제탱크만 요구되며 자발가압 특성을 활용할 수 있으므로 시스템 중량면에서도 이점을 가지게 된다. 다만 산화제와 연료가 혼합된 방식이므로 역화(flashback) 현상이 일어날 경우 매우 위험할 수 있어 역화방지장치 등이 추가로 요구된다[33].

먼저 미국 Firestar Technology LLC.에서는 NOFBX™로 명명된 아산화질소와 탄화수소 계열 연료가 혼합된 추진제를 개발하고, 화성 착륙선의 상승선 엔진을 목표로 한 100 lbf급(440 N)의 추력을 개발하였다[34-35]. NOFBX™는 아산화질소에 연료로 에탄(Ethane,  $C_2H_6$ ), 에틸렌(Ethylene,  $C_2H_4$ ), 또는 아세틸렌( $C_2H_2$ ) 이 각각 혼합된 추진제를 통칭하며, NOFBX 뒤에 2자리 숫자를 덧붙여 연료의 종류와 혼합량을 구별한다. NOFBX™-100 로 명명된 100 lbf급 추력기는 추진제가 가스 상태로 재생냉각채널을 통과하도록 설계되었으며, 스파크 플러그를 통한 점화가 가능하여 재점화가 가능하도록 설계되었다. 또한 최소 1 lbf까지 추력조절이 가능하도록 설계되었다. 2010년 연소시험이 성공적으로 수행되어 비추력 325초를 획득하였다고 보고되었다[35].

독일 DLR에서는 아산화질소와 에틸렌을 혼합하여 'HyNOx'로 명명하고 추진제의 특성연구 및 추력기의 개발을 수행하였다. 에틸렌은 아세틸렌 보다는 이론 비추력은 약간 낮으나 안정성이 높고 포화증기압이 아산화질소와 비슷하여 혼합물의 연료로 사용되었다[36-37]. 미국 NOFBX™



Fig. 7 100 lbf-class thruster using NOFBX™[36].

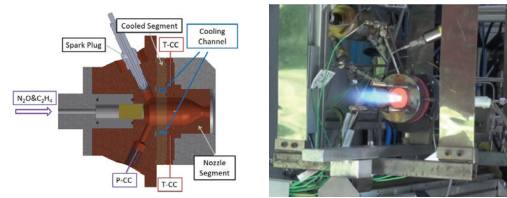


Fig. 8 Combustion chamber using HyNOx[37].

의 사례와 같이 연료와 산화제가 예혼합된 특성으로 인해 역화현상 방지가 추진제 개발에 중요한 이슈가 되었으며, 따라서 개발 초기에는 역화방지장치 개발에 초점을 맞추어 연구가 진행되었다[33, 36]. 아산화질소와 탄화수소 계열 연료는 연소온도가 최대 3,400 K의 고온으로 재생냉각 방식을 통한 연소실 외벽의 냉각이 필수적이다. 따라서 DLR에서는 재생냉각 채널을 적용한 추력기 시제품을 제작하여 연소시험을 통해 열전달 특성을 분석하였다. HyNOx 추진제를 이용한 연소시험에서 수 회의 시험 이후 인젝터가 에틸렌의 분해반응에 의해 생성된 검댕(Soot)에 의해 막히는 현상이 발생하였으며, 이를 방지하기 위해 에틸렌에 비해 열적 안정성이 보다 우수한 에탄을 연료로 사용하여 동일한 시험을 수행하였다. 수행결과 인젝터 막힘현상은 발생되지 않았으며, 연소효율은 92.5%가 달성되었다[37]. Fig. 7은 Firestar에서 개발한 100 lbf급 추력기의 형상 및 연소시험 장면을, Fig. 8은 DLR에서 개발한 HyNOx 추진제 기반 추력기의 형상과 연소시험 장면을 보여준다.

뉴스페이스 시대가 시작되면서 친환경 추진제인 아산화질소를 기반으로 우주추진시스템을 개발하여 궤도-간 우주수송을 통해 부가가치를 창출하려는 민간기업들이 등장하기 시작하였다. 이



Fig. 9 250 lbf-class  $C_2H_6-N_2O$  thruster[39].

들은 NOFBX™,  $HyNO_x$  와는 달리 이원추진제 방식으로 아산화질소와 탄화수소 계열 연료를 추진제로 사용하였는데, 민간기업은 저비용화가 가장 중요한 사항이므로 예혼합을 함으로써 요구되는 추진제 특성 관련 연구, 역화방지장치 연구 등에 소요되는 비용과 시간을 절약하기 위한 것으로 보인다. 미국의 발사체 스타트업인 Launcher Space(23년 2월 VAST에 인수됨)에서는 자사의 우주수송선인 ‘Orbiter’의 주 엔진으로 아산화질소와 에탄을 사용하는 250 lbf 급 이원추진제 추진기를 개발하였다[38]. 스타트업의 특성 상 논문 또는 학술대회를 통해 개발과 관련된 내용을 발표하지 않고 주로 SNS(X, LinkedIn, Instagram 등)을 통해 개발현황을 공개하고 있다. 현재까지 알려진 내용에 의하면 추진기는 3D 프린팅을 통해 제작되며, 산화제인 아산화질소만을 이용하여 재생냉각을 수행한다. 목표비추력은 280초로 알려져 있다. 모하비 사막에서 추진기의 연소시험이 성공적으로 수행되었으며, 곧 ‘Orbiter’에 탑재되어 우주수송 임무를 수행할 것으로 보인다[39]. Fig. 9는 250 lbf급 추진기의 형상과 연소시험 장면을 보여준다.

또 다른 미국의 스타트업인 Impulse Space는 민간기업에서는 최초로 화성 표면으로의 착륙을 목표로 하고 있으며, 이를 위해 착륙모듈의 주 엔진으로 ‘Rigel-M’로 명명된 180 lbf 급 아산화질소-에탄 이원추진제 추진기를 개발하고 있다[40]. 목표 비추력에 대해서는 아직 알려지지 않았으나, Impulse Space에서 공개한 유튜브 영상에 의하면 연료와 산화제를 모두 이용하여 재생냉각을 수행하는 것으로 보인다[41]. Impulse Space에서는 또한 ‘Saiph’로 명명된 5 lbf 급 아



Fig. 10 Rigel-M and Saiph thruster[40,42].

산화질소-에탄 이원추진 추진기도 동시에 개발하고 있다. ‘Saiph’는 자사의 우주수송선인 ‘MIRA’의 주 엔진으로 탑재되며, 개발과정에서 40,000회 이상의 펄스와 50,000초의 연소시간을 달성하였다[42]. 이 ‘Saiph’가 탑재된 ‘MIRA’ 우주수송선은 2023년 11월 11일 Falcon 9에 탑재되어 발사되었으며, 이에 따라 비행 이력을 보유한 최초의 아산화질소-에탄 추진기가 되었다[43]. Fig. 10의 좌측사진은 3D 프린팅을 통해 제작된 Rigel-M 추진기를, 우측사진은 Saiph 추진기를 각각 보여준다.

뉴질랜드에 본사를 둔 Dawn Aerospace에서는 아산화질소에 연료로 프로펜( $C_3H_6$ )를 사용하여 ‘B20’과 ‘B1’로 명명된 추진기를 개발하였다. 추력은 각각 3.75 lbf급, 0.29 lbf급이며 비추력은 280초 수준으로 알려져 있다. 밸브, 점화기가 결합된 추진기 모듈로 제작되어 상용제품으로 출시되었으며, 큐브위성과 우주수송선에 탑재되어 다양한 비행이력을 보유하고 있다[44].

미국의 Gate Space에서는 현재 아산화질소와 에탄을 사용하는 추력 200 N 급의 ‘Thruster L’과 추력 50 N 급의 ‘Thruster S’ 이원추진제 추진기를 개발하고 있다. 최대 10%까지 추력조절이 가능하며, 비추력은 최대 300초로 제시하고



Fig. 11 B20 and B1 thruster[44].

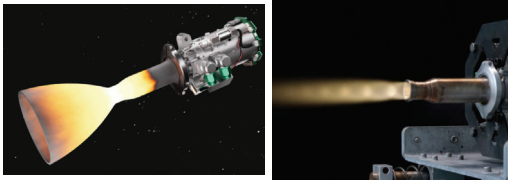


Fig. 12 Thruster L[45].

있다. 현재 개발이 진행중이며, 2024년 비행시험을 통한 최종검증을 목표로 하고 있다[45]. Fig. 11은 Dawn Aerospace의 B20, B1 추력기를, Fig. 12는 Gate Space의 200 N급 추력기의 형상 및 연소시험 장면을 보여준다.

### 3. 친환경 추진제 기반 우주수송선 개발 동향

#### 3.1 비행이력을 보유한 우주수송선

소형위성 전용발사체인 Electron을 개발·운영하고 있는 Rocket Lab에서는 Electron의 임무를 다각화하기 위해 최상단에 탑재되는 킥스테이지를 개발하였다[46]. 킥스테이지의 주 엔진으로는 추력 120 N 급의 ‘Curie’ 엔진(추진제의 종류는 공식적으로 알려지지 않았으나 과산화수소/탄화수소 계열 연료를 통한 이원추진제 방식으로 추정) 탑재되었으며, 한 번의 발사에 여러대의 위성을 각각 다른 궤도로 투입시키거나 재진입시키는 임무를 수행하고 있다. 또한 킥스테이지의 심우주 탐사용으로 ‘Photon’ 으로 명명된 킥스테이지가 개발되었으며, 여기에는 ‘HyperCurie’ 엔진이 탑재되었다[28]. ‘Photon’은 22년 6월 28일 NASA의 ‘CAPSTONE’ 임무를 위해 Electron에 탑재되어 발사된 후 25 kg의 소형위성을 달의 NRHO(Near Rectilinear Halo Orbit)에 성공적으

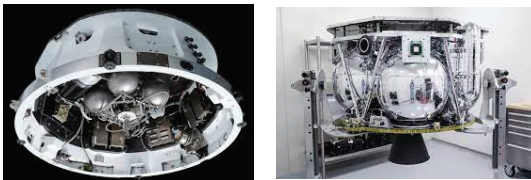


Fig. 13 Electron's kickstage and Photon[46].

로 투입시켰다[47]. Fig. 13의 좌측은 저궤도 수송용으로 사용되는 킥스테이지를, 우측은 심우주 탐사용 ‘Photon’의 형상을 각각 보여준다.

이탈리아 D-Orbit은 ‘ION Satellite Carrier’로 명명된 우주수송선을 개발하여 Falcon 9의 rideshare 임무를 통해 다수의 큐브위성들을 탑재한 후 저궤도 내 다양한 임무로 수송해주는 서비스를 제공하고 있다. 최대 160 kg까지 탑재 가능하며, 추진시스템으로는 Dawn Aerospace에서 개발한 B20/B1 Thruster가 사용되었다. 20년 9월 Vega 발사체를 통해 첫 비행이 이루어진 뒤 현재까지 9회의 임무를 성공적으로 수행하였다[5].

Spaceflight Inc.(23년 6월 Firefly에 인수됨)에서는 ‘SHERPA’로 명명된 우주수송선을 개발하였다. SHERPA의 초기모델과 파생모델인 SHERPA-FX에는 추진시스템은 포함되지 않았으며, 다수의 큐브위성 및 소형위성을 탑재한 후 Falcon 9과 같은 중대형 발사체의 Rideshare를 통해 지구 저궤도에 투입된 후 각각의 위성들을 순차적으로 사출하는 사출기(deployer)의 형태로 제작되었다[48]. 하지만 또 다른 파생형인 SHERPA-LTC에서는 Benchmark Space Systems에서 개발한 과산화수소-이소프로필알콜(IPA) 친환경 이원추진제 기반 추진시스템 모듈인 ‘Halcyon’이 탑재되어 페이로드를 저궤도 내 다른 궤도로 수송해주는 우주수송선의 임무를 수행할 수 있게 되었다. SHERPA-LTC의 추진시스템은 22 N급 추력기 4개로 88 N의 추력을 낼 수 있으며, 22년 9월 5일 Falcon 9에 의해 280 km의 고도에 투입된 후 추진시스템을 가동하여 페이로드(Boeing’s Varuna-TDM)를 1,056 km 원

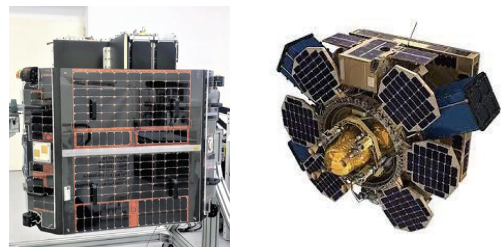


Fig. 14 ION Satellite Carrier(left) and SHERPA-LTC(right)[5,49].

궤도로 수송하는 임무를 성공적으로 수행하였다 [49]. Fig. 14는 D-Orbit의 ION Satellite Carrier와 Firefly의 SHERPA-LTC 형상을 각각 보여준다.

Momentum Space에서는 'Vigoride'로 명명된 우주수송선을 개발하여 22년 5월 첫 발사를 수행하였다. Vigoride에는 물을 추진제로 사용하여 microwave 원리를 통해 물을 가열한 후 수증기를 분사하여 추력을 얻는 MET(Microwave Electrothermal Thrusters)을 추진시스템으로 사용하고 있다. 최대 750 kg의 페이로드를 탑재할 수 있는 것으로 알려져 있으며, 250 km 이상의 저궤도에 투입된 후 페이로드를 고도 변경의 경우 최대 2,000 km까지, 경사각 변경의 경우 3~7 deg 수준, RAAN 변경의 경우  $\pm 45$  deg까지

가능하다고 홍보하고 있다[4].

Impulse Space에서는 'MIRA'로 명명된 우주수송선을 개발하여 23년 11월 첫 비행에 성공하였다. MIRA는 최대 300 kg의 페이로드를 탑재하여 최대 600 m/s의 속도증분을 낼 수 있으며, 5 lbf급 아산화질소-에탄 친환경 이원추진제 추력기 8개를 탑재하고 있다. 탑재가능한 페이로드의 크기는 최대 50 x 73 x 50 cm이며, 우주수송 임무 외에도 MIRA의 탑재체(통신/전원/항법센서 등)를 활용하여 고객이 원하는 임무(재진입 임무, 탐사/측정임무 등)를 최대 5년간 수행할 수 있는 Hosted 임무도 제공하고 있다[7]. Fig. 15의 좌측은 Momentum Space의 Vigoride 형상을, 우측은 Impulse Space의 MIRA 형상을 각각 보여준다. 그리고 Table 1은 현재 수송서비스를 제공하고 있는 OTV들의 성능을 보여준다.

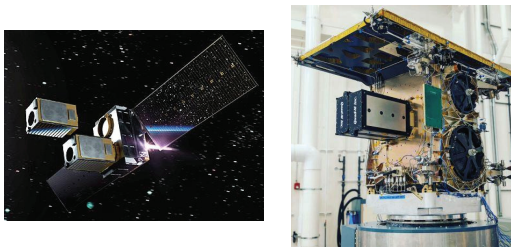


Fig. 15 Vigoride(left) and MIRA(right)[4,7].

Table 1. Performances of OTVs in service.

Name	Manufacturer	Performance
Kickstage	Rocket Lab	130 m/s with 150 kg of payload
Photon	Rocket Lab	$\approx 3.5$ km/s with 25 kg* of payload
ION Satellite Carrier	D-Orbit	up to 1 km/s with 160 kg of payload
SHERPA-LTC	Spaceflight Inc.	300 m/s with 127 kg* of payload
Vigoride	Momentum Space	400 m/s with 750 kg* of payload
MIRA	Impulse Space	600 m/s with 300 kg of payload

\*Estimated value

### 3.2 현재 개발중인 우주수송선

UARX Space Solutions에서는 'OSSIE(Orbit Solutions to Simplify Injection and Exploration)로 명명된 우주수송선을 개발하고 있다. 최대 200 kg의 페이로드를 탑재하여 240 m/s의 속도증분을 내는 것을 목표로 하고 있으며, 페이로드를 지구 저궤도 뿐만아니라 GTO 또는 LTO까지도 수송하는 것을 목표로 하고 있다[6]. 추진시스템은 Dawn Aerospace에서 turn-key 계약을 통해 개발하고 있으며[50], 여기에는 ION Satellite Carrier에 탑재된 아산화질소-프로펜 이원추진제 기반 추력기가 탑재될 것으로 보인다.

MOOG에서는 소형위성 전용발사체에 탑재되는 우주수송선인 'SL-OMV(Small Launch Orbital Maneuvering Vehicle)'로 명명된 우주수송선을 개발하고 있다. 약 72 kg(6 ea x 12 kg)의 페이로드를 탑재하여 최대 200 m/s의 속도증분을 제공하는 것을 목표로 하고 있으며, 추진시스템은 정확한 제원은 공개되어 있지 않으나 MOOG의 기존 개발이력을 볼 때 ADN계열의 친환경 추진제 기반 추력기가 탑재될 것으로 보인다[8]. Fig. 16의 좌측은 UARX Space Solution에서 개발중인 OSSIE의 형상을, 우측은 MOOG에서 개발중인 SL-OMV의 형상을 각각 보여준다.



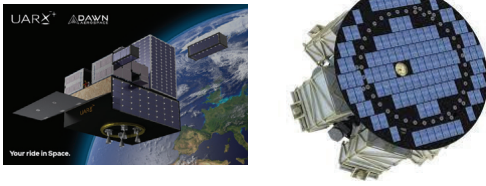


Fig. 16 OSSIE(left) and SL-OMV(right)[48,8].

Launcher Space를 인수한 VAST 는 우주에서 인류가 거주할 수 있는 공간을 개발하는 것을 기업의 최종목표로 두고 있으나, 기존 Launcher Space가 개발중이던 우주수송선‘Orbiter’의 개발도 지속하고 있는 것으로 보인다[51]. ‘Orbiter’의 추진시스템에는 250 lbf급의 아산화질소-에탄친환경 이원추진제 추력이 탑재되며, 추진제탱크와 구조체 대부분을 3D 프린팅을 통해 제작할 예정이다. 400 kg의 페이로드를 탑재하여 최대 500 m/s의 속도증분을 생성하는 것을 목표로 하고 있다[52].

GATE Space에서는 ‘Jetpack’으로 명명된 우주수송선 시리즈(Jetpack S, M, L)를 개발하고 있다. 추진시스템으로는 Jetpack S와 M에는 에탄/아산화질소 기반의 50 N급 Thruster S 4기가, Jetpack L에는 200 N급 Thruster L 4기가 탑재될 예정이다. Jetpack S와 M은 100 kg의 페이로드를 탑재하고 각각 300 m/s, 500 m/s의 속도증분을, Jetpack L은 200 kg의 페이로드를 탑재하고 500 m/s의 속도증분을 제공하는 것을 목표로 하고 있다[45]. Fig. 17의 좌측은 VAST에서 개발중인 Orbiter의 형상을, 우측은 Gate Space에서 개발중인 Jetpack series의 형상을 각각 보여준다.



Fig. 17 Orbiter(left) and Jetpack series(right)[52,45].

개발된 우주수송선을 통해 현재 우주수송 서비스를 제공하고 있는 Spaceflight inc. (현 Firefly)와 Momentus Space에서는 더욱 다양한 우주수송 서비스를 제공하기 위하여 후속 수송선을 개발하고 있다. 먼저 Firefly에서는 SHERPA-LTC에서 추진제 용량을 6배 증가시킨 SHERPA-ES을 개발하고 있으며, 페이로드를 달 궤도, MEO, GEO 등의 궤도로 수송하는 것을 목표로 하고 있다. 24년 첫 발사를 계획하고 있으며, 첫 번째 임무에서는 소형위성을 달 접근비행(Lunar fly-by)를 통해 GEO로 투입하는 임무를 계획하고 있다[53].

Momentus Space에서는 Ardoride, Fervoride의 개발계획을 발표하였다. Ardoride는 소형~중형급 위성을 MEO, GEO 또는 LTO와 같은 고타원궤도로 수송하는 서비스를 목표로 하고 있으며, 최대 4 ton의 페이로드에 최대 5 km/s 속도증분 제공을 목표로 하고 있다. Fervoride는 수

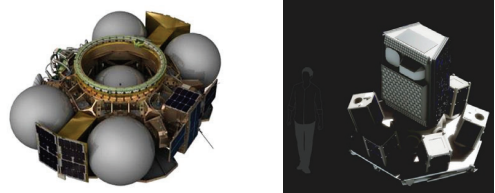


Fig. 18 SHERPA-ES(left) and Ardoride(right)[53,54].

Table 2. Performances of OTVs in development.

Name	Manufacturer	Performance
OSSIE	UARX Space Solutions	240 m/s with 200 kg of payload
SL-OMV	MOOG	200 m/s with 72 kg of payload
Orbiter	VAST	500 m/s with 400 kg of payload
Jetpack S, M, L	GATE Space	(S) 300 m/s with 100 kg of payload (L) 500 m/s with 200 kg of payload
Ardoride	Momentus Space	5 km/s with 4,000 kg of payload

십 ton의 대형 페이로드를 다양한 궤도에 투입시키는 것을 목표로 하고 있으며, SpaceX의 Starship 또는 Blue Origin의 New Glenn과 같은 차세대 대형발사체를 통해 서비스를 제공할 계획이다[54]. Fig. 18의 좌측은 Firefly에서 개발 중인 SHERPA-ES의 형상을, 우측은 Momentus Space에서 개발 중인 Ardoride의 형상을 각각 보여준다. Table 2는 현재 개발이 진행 중인 OTV의 성능을 보여준다.

#### 4. 국내 우주추진시스템 개발전략 제안

##### 4.1 국내 우주수송선의 개발방안

민간이 우주개발을 주도하는 뉴스페이스 시대에 들어서면서 소형위성의 개발과 이에 따른 발사 수요가 급증하고 있으며, 이 수요들을 충족시키고자 발사서비스 시장에서는 앞장에서 기술된 것과 같이 미국, 유럽을 중심으로 우주추진시스템이 포함된 우주수송선들이 개발되어 상업적인 서비스를 제공하고 있다. 그리고 이러한 우주수송선들은 저비용화를 위해 공통적으로 친환경 추진제를 기반으로 개발되었거나 개발이 진행되고 있다. 현재 국내에서도 민간/공공/국방 등 모든 분야에서 큐브위성을 포함한 소형위성의 개발이 활발히 진행되고 있으나, 발사서비스가 가능한 국내 발사체는 누리호가 유일하며 이마저도 27년까지 1년에 1회 주기로 발사가 예정되어 있어 이러한 발사수요를 충족시키기에는 역부족인 실정이다[55]. 따라서, 국내 소형위성들의

발사수요를 충족시키기 위하여 소형위성 전용발사체(이하 소형발사체)의 개발과 함께 소형발사체, 누리호의 수송능력을 최대화 할 수 있는 국내 우주수송선의 개발이 필수적이다.

한국항공우주연구원에서는 2020년부터 ‘2단형 소형발사체 선행기술 개발’ 기본사업 수행을 통해 국내 기술수준을 고려한 경제적인 소형발사체 개발계획과 발사체 구성안, 핵심 서브시스템에 대한 저비용 제작기술 연구 등을 수행하고 있다[56]. 그리고 소형발사체의 수송능력 확대를 위한 키스테이지의 기초 개념연구도 Fig. 19와 같이 기본형/확장형(심우주탐사용)으로 구별되어 수행된 바 있다[57]. 이 키스테이지의 개념을 활용하여, 소형발사체와 함께 누리호에도 적용이 가능한 국내 우주수송선의 개발을 고려해볼 수 있다. 지구 저궤도 내에서의 소형위성 수송을 위한 우주수송선은 국외 개발사례를 볼 때 약 200-400 kg 수준의 페이로드를 탑재하고 수백 m/s 급의 속도증분을 낼 수 있는 성능이 요구될 것으로 보이며, 이는 소형발사체에는 전용탑재 방식으로, 누리호에는 1톤 이하 급의 주 탑재위성과 함께 rideshare 방식을 통한 탑재가 가능할 것으로 판단된다.

심우주 수송을 위한 우주수송선의 경우는 Rocket Lab의 Photon, Momentus Space의 Ardoride 및 소형발사체의 심우주수송용 키스테이지 기초 개념연구 결과 등에 의하면 수 km/s 수준의 속도증분이 요구될 것으로 판단된다. 먼저 SHERPA-ES의 사례와 같이 지구 저궤도용 우주수송선의 기본적인 구조체(플랫폼)는 공유하고 추진제 탑재량만 증가시켜 속도증분을 높이는 방식을 고려해볼 수 있는데, 이 경우에는 증가될 수 있는 추진제 탱크의 크기에 제한이 있으므로 심우주 수송을 위해서는 페이로드의 질량이 수십 kg 수준으로 작아지게 된다. 이 방안은 동일한 발사체(주로 성능의 제약이 있는 소형발사체)를 통해 지구 저궤도 수송/심우주 수송을 모두 수행 할 경우 이점이 있는 방안으로, 국내의 경우에는 누리호의 성능을 고려하면 1톤 이상의 중량을 가지는 보다 큰 플랫폼의 우주수송선의 개발도 가능하다. 따라서, 지구 저궤도용

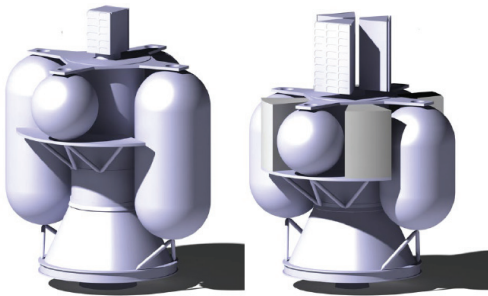


Fig. 19 Schematic drawing of kickstages for K-SLV.

수송을 위한 우주수송선은 소형발사체와 누리호 모두에서 활용이 가능하도록 전체중량 수백 kg 수준으로 개발하고, 심우주 수송용은 전체중량 1톤 이상으로 누리호에 전용으로 탑재될 수 있도록 개발하면 증가하는 국내 소형위성의 발사 수요에 효과적으로 대응할 수 있을 뿐만 아니라 누리호의 활용도도 증가시킬 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4.2 국내 우주추진시스템 개발방안

국내 우주수송선의 개발을 위해서는 이의 핵심 서브시스템인 우주추진시스템의 개발이 필수적이다. 미국, 유럽 등 우주추진시스템의 많은 개발이력을 보유하고 있는 나라들에서도 점차 독성 추진제를 친환경 추진제로 대체해 나가고 있으며, 특히 우주수송선의 상용화를 목적으로 하는 기업들에서는 모두 친환경 추진제를 사용하고 있는 추세이므로 국내에서도 친환경 추진제를 기반으로 한 우주추진시스템을 개발하는 것은 당연한 방향으로 판단된다.

친환경 추진제들 중 실제 비행이력을 통해 검증된 추진제로는 ADN/HAN과 같은 이온성 단일추진제와 아산화질소/탄화수소 계열 연료의 조합, 과산화수소/탄화수소 계열 연료의 조합의 이원추진제 등이 있다. 우주수송선을 위한 우주

추진시스템은 높은 비추력을 가질수록 시스템 전체 질량 측면에서 유리하며, 이는 수송능력 및 수익과도 직접적으로 연결되므로 이원추진제 방식이 적용되는 것이 타당하다. 따라서, 이온성 단일추진제 보다는 아산화질소/탄화수소 계열 연료 또는 과산화수소/탄화수소 계열 연료의 조합을 국내 우주추진시스템의 추진제 조합으로 고려해 볼 수 있다. Table 3은 하이드라진 계열인 UDMH와 사산화이질소 기반 이원추진제 시스템과 이온성 액체추진제 기반 추진시스템, 아산화질소/과산화수소+탄화수소, 알코올 연료 기반 이원추진제 시스템의 비추력을 비교한 표이다[2, 58].

Sarritzu 등[58]의 연구에 의하면, 아산화질소와 탄화수소 계열의 연료를 사용하는 추진시스템은 높은 증기압에 의한 자발가압 방식을 적용할 수 있으므로 별도의 가압장치가 필요없이 시스템 구성의 단순화 및 질량 측면에서 유리하다. 하지만 우주추진시스템에 높은 속도증분이 요구될 경우에는 자발가압에 의한 시스템 질량 감소분보다 높은 비추력에 의한 이점이 더욱 커지게 되므로, 비추력이 추진제를 결정하는 데에 있어 가장 우선적인 파라미터가 된다. 제원이 공개되어 있는 VAST의 Orbiter를 사례로 분석을 해 보면, 총 200 kg의 wet mass 중 추진제의 무게는 약 100 kg으로 분석되며 여기서 비추력이 15초 증가할 경우 동일한 속도증분을 내기 위해 요구되는 추진제 무게는 약 -5.7 kg 정도가 된다. 그러나 추진제탱크 가압시스템의 무게가 누리호 RCS의 사례를 참고하면 약 6~7 kg 수준으로 예상되므로, 속도증분 500 m/s 이하 급에서는 자발가압 방식이 전체 시스템 질량 측면에서 유리하다고 볼 수 있다. 반면에 심우주탐사용 OTV를 가정해보면, 구조비가 25%수준에서 2 km/s의 속도증분이 요구될 경우 비추력 15초의 차이는 약 53kg의 추진제 무게차이를 가져오게 된다.

앞 절에서 지구 저궤도 수송용 우주수송선의 경우에는 국외 사례를 볼 때 요구되는 속도증분이 수백 m/s급으로 분석되었으므로, 국내에서 이를 위한 우주추진시스템을 개발할 경우에는 시스템이 단순하고 자발가압 시스템의 구성이

Table 3. Isp comparison according to propellants combination.

Oxidizer	Fuel	Isp	Remarks
NTO	UDMH	322 s	Toxic
AF-M315E (HAN-based)		266 s	Ionic liquid/ Green monopropellant
LMP-103S (ADN-based)		252 s	
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (98%)	Kerosene	315 s	Green bi-propellant
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (98%)	Ethanol	310 s	
N <sub>2</sub> O	Ethane /Propane	300 s	
N <sub>2</sub> O	Ethanol	292 s	

가능한 아산화질소/탄화수소 계열 연료의 채택이 유리할 것으로 보인다. 국내에서는 이미 하이브리드 로켓의 개발 과정에서 아산화질소의 자발가압 특성에 대한 연구가 진행된 이력이 있으며[32], 알코올을 연료로 한 이원추진제 방식의 추진시스템에 대한 기초연구도 진행된 이력이 있으므로 개발에 큰 어려움은 없을 것으로 예상된다[59].

심우주 수송용 추진시스템의 경우에는 수 km/s 급의 속도증분이 요구되므로, 앞서 기술한 것과 같이 비추력 면에서 가장 유리한 추진제 조합을 선택하는 것이 타당하다. 과산화수소/탄화수소 계열 연료의 조합이 국내에서도 다수의 개발이력이 있으며 고농도 과산화수소를 사용할 경우 310초 수준의 비추력도 가능하다고 알려져 있으므로 가장 적합한 추진제 조합으로 판단된다[2, 5-18, 27]. 다만 과산화수소의 저장성에 대한 연구(자연분해 현상을 방지하기 위한 안정제 관련 연구, 어는점을 낮추기 위한 연구 등)와 추진제 탱크 재질 및 배관/밸브 등의 재질에 대한 분석 및 선택방안 조사, 촉매의 내구성 향상에 대한 연구 등이 추가적으로 이루어져야 할 필요가 있을 것이다.

## 5. 결 론

소형위성의 발사수요가 크게 증가함에 따라 한 번의 발사에서 다수의 소형위성들을 각각의 요구궤도로 투입시켜주는 우주수송선의 개발이 민간기업을 중심으로 진행되고 있다. 이 우주수송선에서는 수백 N급의 추력을 낼 수 있는 우주추진시스템이 필수적이며, 저비용화를 위해 대부분의 우주추진시스템이 전통적인 독성 추진제 대신 친환경 추진제를 기반으로 하여 개발되고 있다.

우주수송선 용 우주추진시스템은 비추력이 높을수록 성능면에서 유리하므로 단일추진제 방식보다는 이원추진제 방식을 적용하여 개발되고 있으며, 최근 동향으로는 이 이원추진제 방식에서 친환경 추진제인 과산화수소/탄화수소 계열

연료의 조합과 아산화질소/탄화수소 계열 연료의 조합으로 양분되어 개발이 진행되고 있다.

친환경 이원추진제를 기반으로 한 우주수송선들이 미국과 유럽을 중심으로 이미 개발이 완료되어 수송서비스를 제공하고 있거나 1-2년 내 서비스 개시를 목표로 개발이 활발하게 이루어지고 있다. 지구 저궤도 내 수송을 위한 우주수송선들은 대부분 수백 kg의 페이로드를 탑재하고 약 500 m/s 수준의 속도증분을 제공할 수 있는 성능을 가지고 있는 것으로 조사되었으며, 심우주 탐사를 위한 우주수송선들은 수 km/s의 속도증분을 제공할 수 있는 성능을 가지는 것으로 조사되었다.

국내에서도 소형위성의 발사수요가 증가하고 있으므로, 우주수송선 개발을 통해 누리호와 4차 우주개발 진흥계획에 포함되어 있는 소형발사체를 활용하여 이 수요에 대응 할 필요가 있다. 지구 저궤도 수송을 위한 임무와 심우주 수송을 위한 임무가 서로 다른 속도증분을 요구하므로 임무별로 2종류의 우주수송선을 개발하는 것이 효율적이며, 지구 저궤도 수송용은 소형발사체에서는 전용발사로, 누리호에서는 rideshare를 통해 발사가 가능한 크기로 개발이 가능할 것으로 판단된다. 심우주 수송용은 수송능력 측면으로 볼 때 누리호의 전용발사를 위한 1톤 이상의 크기로 개발하는 것이 타당하다고 판단된다.

국내 우주수송선을 위한 우주추진시스템은 최근 동향으로 볼 때 친환경 이원추진제를 기반으로 개발하는 것이 바람직하며, 각 추진제 조합의 특성 및 국내여건 등을 종합적으로 고려하면 지구 저궤도 수송용은 아산화질소/탄화수소 계열 연료의 조합으로, 심우주 수송용은 과산화수소/탄화수소 계열 연료의 조합으로 개발하는 것이 유리할 것으로 판단된다.

## References

1. Ariangroup, "Bipropellant Apogee Motors," World Wide Web location <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion>



- /apogee-motors/, 2023.
2. Carlotti, S. and Maggi, F., "Evaluating New Liquid Storable Bipropellants: Safety and Performance Assessments," *Aerospace*, 9, 561, 2021.
  3. Foust, J., "Sherpa tug starts raising orbit more than a month after launch," World Wide Web location <https://spacenews.com/sherpa-tug-yet-to-start-raising-orbit-a-month-after-launch/>, 2023.
  4. Momentus, "Services," World Wide Web location <https://momentus.space/services/>, 2023.
  5. D-orbit, "Solutions-Launch&Deployment," World Wide Web location <https://www.dorbit.space/launch-deployment>, 2023.
  6. UARX, "Launch Services," World Wide Web location <https://www.uarx.com/launch-services.php>, 2023.
  7. Impulse Space, "LEO EXPRESS," World Wide Web location <https://www.impulspace.com/leo-express>, 2023.
  8. MOOG, "SL-OMV Space Vehicle Tug," World Wide Web location <https://www.moog.com/products/space-vehicles/sl-omv.html>, 2023.
  9. Cox, V., "Mission Extension Vehicle: Breathing Life Back Into In-Orbit Satellites," World Wide Web location <https://news.northropgrumman.com/news/features/mission-extension-vehicle-breathing-life-back-into-in-orbit-satellites>, 2020.
  10. Ahn, S., "Design of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Monopropellant Thruster with Consideration of Response Characteristics for Attitude Control System," *Ph.D. Thesis*, KAIST, 2010.
  11. Wight's Aviation Museum, "Black Arrow History," World Wide Web location <https://wightaviationmuseum.org.uk/black-arrow-history/>, 2023.
  12. Sharon Rose, B., and Srilochan, G., "Hydrogen Peroxide Based Green Propellants for Future Space Propulsion Application," *Master's Thesis*, Politecnico di Milano, 2021.
  13. Mukunda, H. S., "Understanding Aerospace Chemical Propulsion," Interline Publishing.
  14. Coxhil, I., Richardson, G. and Sweeting, M., "An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40 N Thruster for Small Satellites," *38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2002-4155, 2002.
  15. Jo, S., An, S., Kim, J., Yoon, H. and Kwon, S., "Performance Characteristics of Hydrogen Peroxide/Kerosene Staged-Bipropellant Engine with Axial Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3, pp.684-691, 2011.
  16. Jang, D., Kwak, Y. and Kwon, S., "Design and Validation of a Liquid Film-Cooled Hydrogen Peroxide/Kerosene Bipropellant Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 2, pp.761-765, 2015.
  17. Heo, S., Jung, S., and Kwon, S., "Development of Hydrogen Peroxide/Kerosene 2,500 N Bipropellant Thruster for Long-term Operation by Film Cooling," *52<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA 2016-5091, 2016.
  18. Heo, S., Kim, H., Jung, S., and Kwon, S., "Effects of Transverse Jet Penetration on High-Test Peroxide/Kerosene Bipropellant Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 3, 2017.
  19. Surmacz, P., Sobczak, K., Bartkowiak, B., Rarata, G., Okninski, A., Mayer, T., Wolanski, P. and Valencia Bel, F., "Development Status of 500 N-class HTP/TMPDA Bi-propellant Rocket Engine," *69<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, IAC-18-C4.3-12x43293, 2018.
  20. Parzybut, A., Syrmacz, P., Gut, Z., and Ranachowski, M., "Additive Manufactured

- Fuel Injector as a Way Forward to Improve Green Propellant Liquid Apogee Engine," *74<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC-23-C4,1,2x77542*, 2023.
21. Benchmark Space Systems, "Halcyon Chemical Propulsion Systems," World Wide Web location <https://www.benchmarkspacesystems.com/products#1>, 2023.
  22. Melof, B. M. and Grubelich, M. C., "Investigation of Hypergolic Fuels with Hydrogen Peroxide," *3<sup>rd</sup> International Hydrogen Peroxide Propulsion Conference, SAND2000-2842C*, 2000.
  23. Blevins, J. A., Gostowski, R. and Chianese, Silvio, "An Experimental Investigation of Hypergolic Ignition Delay of Hydrogen Peroxide with Fuel Mixtures," *AIAA 2004-1335*, 2004.
  24. Pourpoint, T. L. and Anderson, W. E., "Hypergolic Reaction Mechanisms of Catalytically Promoted Fuels with Rocket Grade Hydrogen Peroxide," *Combustion Science and Technology*, Vol. 179, Issue 10, pp.2107-2133, 2007.
  25. Kang, H., Park, S., Park, Y., and Lee, J., "Ignition-delay Measurement for Drop Test with Hypergolic Propellants: Reactive Fuels and Hydrogen Peroxide," *Combustion and Flame*, Vol. 217, pp.306-313, 2020.
  26. Schneide, S., Hawkins, T., Ahmed, Y., Rosander, M., Hudgens, L. and Mills, J., "Green Bipropellants: Hydrogen-Rich Ionic Liquids that Are Hypergolic with Hydrogen Peroxide," *Angewandte Chemie International Edition*, Vol. 50, Issue 26, pp.5886-5888, 2011.
  27. Kang, H., Jang, D. and Kwon, S., "Demonstration of 500 N Scale Bipropellant Thruster using Non-toxic Hypergolic Fuel and Hydrogen Peroxide," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 49, pp.209-214, 2016.
  28. Peter Beck, World Wide Web location [https://twitter.com/Peter\\_J\\_Beck/status/1296209555798425601](https://twitter.com/Peter_J_Beck/status/1296209555798425601), 2020.
  29. Goddard, R., "Rocket Apparatus," *U.S. Patent 1,103,503*, 1914.
  30. Gamper, E. and Hink, R., "Design and Test of Nitrous Oxide Injectors for a Hybrid Rocket Engine," *Deutscher Luft- und Raumfahrkongress*, 301266, 2013.
  31. Borgdorff, S., "Nitrous Oxide State Estimation in Hybrid Rocket Oxidizer Tanks," *Master's Thesis*, University of Waterloo, 2017.
  32. Lee, J., Rhee, S., Woo, K., Oh, J., Jung, S., Moon, H., Sung, H. and Kim, J., "The Hybrid Rocket Internal Ballistics with Two-phase Fluid Modeling for Self-pressurizing N<sub>2</sub>O I," *Proceedings of 2011 KSPE Fall Conference*, 2011.
  33. Werling, L., Lauck, F., Freudenmann, D., Röcke, N., Ciezki, H. and Schlechtriem, S., "Experimental Investigation of the Flame Propagation and Flashback Behavior of a Green Propellant Consisting of N<sub>2</sub>O and C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>," *Journal of Energy and Power Engineering*, Vol. 11, pp.735-752, 2017.
  34. Vozoff, M. and Mungas, G., "NOFBX™: A Non-Toxic, Green Propulsion Technology with High Performance and Low Cost," *AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition*, AIAA 2012-5235, 2012.
  35. Mungas, G., Fisher, D., Vozoff, J. and Villa, M., "NOFBX™ Single Stage to Orbit Mars Ascent Vehicle," *2012 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-11, 2012.
  36. Werling, L., Jooß, Y., Wenzel, M., Ciezki, M. and Schlechtriem, S., "A Premixed Green Propellant Consisting of N<sub>2</sub>O and C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>: Experimental Analysis of Quenching Diameters to Design Flashback Arresters," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 17, Issue 3, pp.241-262, 2018.

37. Werling, L. and Hörger, T., "Experimental Analysis of the Heat Fluxes during Combustion of a  $N_2O/C_2H_4$  Premixed Green Propellant in a Research Rocket Combustor," *Acta Astronautica*, Vol. 189 pp.437-451, 2021.
38. Haot, M., World Wide Web location [https://www.linkedin.com/posts/maxhaot\\_1auncher-orbiter-transfer-vehicle-liquid-activity-6848815082445553664-W-14?trk=public\\_profile\\_like\\_view](https://www.linkedin.com/posts/maxhaot_1auncher-orbiter-transfer-vehicle-liquid-activity-6848815082445553664-W-14?trk=public_profile_like_view), 2022.
39. Haot, M., World Wide Web location, [https://www.linkedin.com/posts/maxhaot\\_3dprinting-activity-6895204243557502976-ZO\\_d?utm\\_source=share&utm\\_medium=member\\_ios](https://www.linkedin.com/posts/maxhaot_3dprinting-activity-6895204243557502976-ZO_d?utm_source=share&utm_medium=member_ios), 2022.
40. Impulse Space, World Wide Web location <https://twitter.com/GoToImpulse/status/1595447150347190274>, 2022.
41. Impulse Space, World Wide Web location <https://x.com/GoToImpulse/status/1501610682151694339?s=20>, 2022.
42. Impulse Space, World Wide Web location <https://x.com/GoToImpulse/status/1636529883798183936?s=20>, 2023.
43. Berger, E., "SpaceX founding employee successfully moves from rockets to in-space propulsion," World Wide Web location <https://arstechnica.com/space/2023/11/impulse-space-appears-to-succeed-with-its-first-spacecraft/>, 2023.
44. DAWN aerospace, "Green Propulsion for Any Satellite," World Wide Web location <https://www.dawnaerospace.com/green-propulsion>, 2023.
45. GATE Space, "GATE Thruster for GATE jetpack," World Wide Web location, <https://gate.space/>, 2023.
46. Rocketlab, "PHOTON," World Wide Web location <https://www.rocketlabusa.com/space-systems/photon>, 2023.
47. Mike, W., "Success! NASA's tiny CAPSTONE probe Arrives at the Moon," World Wide Web location <https://www.space.com/nasa-capstone-cubesat-arrives-moon>, 2022.
48. ESA, "SHERPA Rideshare Mission," World Wide Web location <https://www.eoportal.org/satellite-missions/sherpa#references>, 2015.
49. Gunter's space page, "Sherpa-LTC 1,2," World Wide Web location [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/sherpa-ltc.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/sherpa-ltc.htm), 2022.
50. Tom, P., "First OSSIE Mission to be Powered by Dawn Aerospace," World Wide Web location <https://thejournalof-spacecommerce.substack.com/p/first-ossie-mission-to-be-powered-by-dawn-aerospace>, 2021.
51. Foust, J., "Vast Acquires Launcher to Support Space Station Development," World Wide Web location <https://spacenews.com/vast-acquires-launcher-to-support-space-station-development/>, 2023.
52. Metal AM, "Launcher's Orbiter SN1 Arrives in Orbit," World Wide Web location <https://www.metal-am.com/launchers-orbiter-sn1-arrives-in-orbit/>, 2023.
53. Gunter's space page, "Sherpa-ES," World Wide Web location [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/sherpa-es.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/sherpa-es.htm), 2022.
54. Wang, B., "Momentus Public on Nasdaq and Targets Late 2022 for First Microwave Electrothermal Thruster Mission," World Wide Web location <https://www.nextbigfuture.com/2021/08/momentus-has-new-ceo-and-targets-2022-for-first-microwave-electrothermal-thruster-mission.html>, 2021.
55. Baek, B., "Korea Eyes Launch of 4<sup>th</sup> Nuri Space Rocket in 2025," World Wide Web location [https://www.koreatimes.co.kr/www/tech/2023/11/129\\_351913.html](https://www.koreatimes.co.kr/www/tech/2023/11/129_351913.html), 2023.
56. Seo, D., Lee, J., Lee, K. and Park, J., "Staging and Mission Design of a Two-

- Staged Small Launch Vehicle Based on the Liquid Rocket Engine Technology," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 4, pp.277-285, 2022.
57. Seo, D., Lee, K., Park, J., Wischert, D. and Loucks, M., "A Conceptual Study of Kickstage and Dual Launch Scheme for Mission Expansion of Korean Smallsat-dedicated Launch Vehicle," *73<sup>rd</sup> International Astronautical Congress*, IAC-22-B4.5.9,x71758, 2022.
58. Sarritzu, A., Lauck, F., Werling, L. and Pasini, A., "Assessment of Propulsion System Architectures for Green Propellants-based Orbital Stages," *73<sup>rd</sup> International Astronautical Congress*, IAC-22-D2.3.6,x71528, 2022.
59. Kim, D., Park, J., Yu, M., Lee, K. and Koo, J., "Visualization of Transient Ignition Flow-field in a 50 N Scale N<sub>2</sub>O/C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>OH Thruster," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 6, pp.11-18, 2014.