

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(10), 855-862(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.10.855

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

저비용 우주 발사체 개발 동향 및 이를 위한 차세대 연료에 대한 고찰

배진현*, 구자예**, 윤영빈***

Development Trend of Low Cost Space Launch Vehicle and
Consideration of Next Generation Fuel

Jinhyun Bae*, Jaye Koo** and Youngbin Yoon***

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University*

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Korean Aerospace University**

Department of Mechanical and Aerospace Engineering and the Institute of Advanced Aerospace
Technology, Seoul National University***

ABSTRACT

Due to the weight reduction and miniaturization of satellites, there is a growing interest in low-cost launch vehicles, which are cheaper to launch than larger launch vehicles. One of the most cost-effective ways to reduce the cost of launch vehicles is the reuse of vehicles. Most companies that are developing low cost launch vehicles are also adopting a vehicles reuse approach. Along with this reuse purpose, the demand for environmentally friendly space launch vehicles has increased, so the choice of fuel used for low cost launch vehicles has also become very important. Methane and hydrogen-enriched compressed natural gas (HCNG), which makes more energy-efficient by adding hydrogen to methane, are considered to be the most suitable when considering other factors such as energy density among the fuels that are eco-friendly and capable of reusing the launch vehicles. This study investigated the trends of low-cost launch vehicle and rocket fuel in the world as a reference for setting up domestic space development after the development of Korea Space Launch Vehicle-II.

초 록

인공위성의 경량화 및 소형화로 인하여 대형발사체보다는 발사 비용이 저렴한 저비용 발사체에 대한 관심이 증가되고 있다. 저비용 발사체의 비용 절감 중 가장 대표적인 방식이 발사체의 재사용이다. 저비용 발사체를 개발하고 있는 대부분의 기업들 역시 발사체 재사용 방식을 채택하고 있다. 이러한 재사용 목적과 더불어 친환경 우주 발사체에 대한 요구가 증가되면서 저비용 발사체에 사용되는 연료의 선택 역시 매우 중요해졌다. 친환경적이면서 발사체의 재사용이 가능하게 하는 연료 중 에너지 밀도 등 다른 요인을 고려했을 때 가장 적합한 것이 메탄이며, 메탄에 수소를 첨가하여 에너지 밀도를 높게 만든 HCNG(hydrogen-enriched compressed natural gas) 역시 적합하다고 판단되었다. 본 연구는 한국형 발사체 개발 이후 국내 우주 개발 방향 설정의 참고자료로써 전 세계 저비용 발사체 동향 및 로켓 연료의 특성에 대해 고찰하였다.

Key Words : Low Cost Launch Vehicle(저비용 발사체), Methane(메탄), Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체)

† Received : March 15, 2017 Revised : September 2, 2017 Accepted : September 4, 2017

*** Corresponding author, E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

I. 서론

1957년 소련의 스푸트니크 1호 발사를 시작으로 인류의 우주 개발 역사는 끊임없이 이루어지고 있다. 이러한 우주 개발에 있어서 가장 필수적인 것이 사람 또는 위성을 우주 공간으로 보내는 발사체 기술이다. 초기 발사체는 과거 탄도 유도탄으로 사용되었던 로켓을 개량하였기 때문에 고체 연료를 사용하였다. 고체 연료를 사용하는 발사체의 경우 그 구조가 단순하고, 무게가 가벼우며, 저렴하다는 장점이 있으나, 한번 접화가 이루어지면 추력을 조절하거나 연소 속도를 조절할 수 없다는 단점[1]이 있다. 20세기에 들어서 V-2 로켓을 개량[2]한 액체로켓을 개발하였으며, 이는 고체 로켓의 문제점을 해결하여 인류의 우주 탐사를 더욱 가속화시켰다.

과거에는 인공위성의 성능이 좋아지면서 그 무게가 증가하였고, 이를 특정 궤도에 올리기 위하여 발사체 엔진의 대형화가 이루어졌다. 그러나 최근 경량복합재료 및 다기능 구조체(MFS, Multi functional structures)에 대한 연구[3]가 진행됨에 따라 인공위성의 경량화 및 소형화가 이루어졌고, 여러 기능을 가지는 복잡한 인공위성 하나의 개발보다는 단순한 기능을 가지는 간단한 인공위성 여러 개를 개발하는 것이 더 경제적[4]이라는 생각으로 Cubesat 또는 Kicksat과 같은 초소형 인공위성의 개발이 가속화되고 있다. 탑재체의 무게가 감소한 만큼 더 이상 대형 발사체에 대한 수요는 감소하였고, 그에 반해 발사 비용이 저렴한 저비용 발사체에 대한 관심이 크게 증가하고 있다. 현재 진행되고 있는 한국형 발사체의 개발 이후 단계에 대한 목표 설정과정에 있어서 해외 발사체 개발 동향에 대한 조사는 반드시 이루어져야 하며, 세계적인 트렌드에 맞출 필요가 있다.

저비용 발사체를 개발하기 위해서는 그 비용 절감 방식에 대한 고찰이 필요하다. 지금까지 대부분의 우주 발사체는 발사 후 발사체는 버려지는 1회용 발사체(ELV, Expendable launch vehicles)가 주를 이루었다. 그러나 발사 후 분리된 1단 혹은 2단의 발사체를 다시 회수되어 재사용을 시도하려는 움직임[5]이 전 세계적으로 이루어지고 있다. 발사체를 재사용하기 위해서는 연료의 선택도 중요하다. 연소과정에서 엔진은 파손 또는 오염이 될 수 있으며, 이러한 손실을 최소화하기 위하여 친환경 연료를 사용하고자 하는 연구가 진행되고 있다.

따라서 본 연구에서는 우주 발사체의 방향성

에 대해 분석하기 위하여 인공위성을 포함한 전 세계 우주 시장을 분석하였다. 또한, 저비용 발사체를 위한 대표적인 비용 절감 방식인 발사체 재사용에 대한 트렌드를 분석하였고, 저비용 발사체에 적합한 연료에 대한 고찰을 진행하였다.

II. 본론

2.1 전 세계 우주 시장 분석

발사체는 탑재체를 우주 공간으로 운반하는 역할을 하기 때문에 탑재체의 동향을 분석하는 것은 발사체 시장의 변화를 예측하는데 매우 중요하다. 발사체를 통해 우주 공간으로 이동하는 가장 대표적인 것들이 인공위성과 사람이다.

2.1.1 인공위성 시장 분석

인공위성은 주로 지구 주위를 공전하며, 지상을 관측하거나 우주의 정보를 지상으로 송신하는 역할을 한다. 그러나 발사체의 기술적인 한계로 인하여 위성의 무게에 한계가 있었으며, 이를 해결하기 위하여 위성의 경량화를 위한 노력이 이루어지고 있었다. 이러한 위성 경량화 방법으로 위성체에 경량복합재료를 사용하려는 시도가 있었으나 이는 한계가 존재하였고, 이를 해결하고자 다기능 구조체에 관한 연구가 활발히 이루어지고 있다[3]. 또한, 인공위성에 상용첨단부품을 활용하면 할수록 위성을 더 작게 만들 수 있고, 이를 통해 동일한 발사체에 더 많은 위성을 탑재할 수 있으며, 인공위성 개발 비용도 절감된다[6]. 최근의 무게에 따른 인공위성 개발 동향을 나타낸 Table 1[7]에서도 확인할 수 있듯이, 50 kg 이상의 대형 위성의 성장률은 54% 정도로 예상되는 것에 반해 50 kg 이하의 소형 위성은 그 시장 규모가 5배 정도로 향상될 것으로 예상되고 있다. 따라서 발사체 역시 대형 발사체보다는 소형이면서 적은 비용으로 발사를 할 수 있는 저비용 발사체에 대한 관심이 증가하고 있다.

Table 1. Euroconsult's Forecast into Three Categories of Satellites[7]

	2006 ~2015	2016 ~2025	Growth Rate
Satellites > 50 kg	940	1,447	54%
Satellites < 50 kg	535	2,695	400%
Satellites of 2 Megacomsat Constellations	0	4,925	-
Total	1,475	9,067	515%

2.1.2 유인 우주 미션의 동향

최초로 궤도 비행에 성공한 유인 우주선은 소련이 제작한 Vostok 우주선으로 1961년 4월 소련의 유리 가가린을 태운 후 Vostok-K 발사체를 통해 우주공간으로 발사되었다. 그 이후 1961년 5월에 미국은 머큐리-레드스톤 로켓에 앨런 셰퍼드를 태우고 우주공간에서 탄도비행에 성공하였다. 더욱 박차를 가한 미국은 1969년 7월 아폴로 11호를 발사하여 닐 암스트롱을 전 세계 최초로 달에 착륙시켰고, 다시 지구로 귀환시켰다.

최근에는 우주 강국으로 불리는 미국, 러시아, 유럽, 중국, 일본, 인도 등 여러 나라에서 달 탐사뿐만 아니라 우주 관광을 위하여 유인 우주선 개발에 많은 노력을 기울이고 있다.

특히, 1998년 설립된 미국의 스페이스 어드벤처는 2001년 소유즈-TMA를 사용하여 사업가 데니스 티토를 약 2천만 달러에 국제우주정거장에 처음으로 보냈으며, 그 이후에도 여러 일반인을 국제우주정거장에 보내었다. 이러한 우주 관광 사업은 현재 Space X와 Blue Origin 등 여러 기업에서도 준비 중에 있다.

사람이 직접 우주선에 탄 상태에서 발사되는 특징으로 인하여 무인 우주선보다 유인 우주선의 안전은 더욱 강조되어야 한다. 특히, 독성 연료의 경우 유인 우주선에서는 그 사용이 자제되어야 한다. NASA는 지금까지 효율적이지만 독성이 강한 하이드라진 연료를 유인 우주선에 사용하였지만, 최근에는 사람이 탑승하기 때문에 독성 연료보다는 무독성 연료를 사용하고자 노력하고 있다.

2.1.3 재사용 발사체의 개발

우주 발사체의 발사 비용을 절감시키는 가장 대표적인 방법은 발사체 재사용이다[5]. 대부분의 우주 발사체는 발사 후 폐기되는 ELV 방식을 사용하였다. 그러나 우주 발사체는 그 제작비용이 매우 크기 때문에 이를 재사용하고자 여러 기업에서 발사체 재사용 기술 개발을 진행하고 있다. 특히, 미국의 Space X와 Blue Origin은 재사용 발사체 개발에 앞장서 있으며, 발사체 회수에도 성공하였다.

Figure 1을 통해 확인할 수 있듯이, 1단과 2단 모두 ELV 방식을 사용할 때 보다, 1단 발사체를 재사용하였을 때는 70% 이상 비용 절감효과가 발생하며, 1단과 2단 모두 재사용을 하였을 경우에는 90% 이상 비용 절감이 가능해짐을 확인할 수 있다.

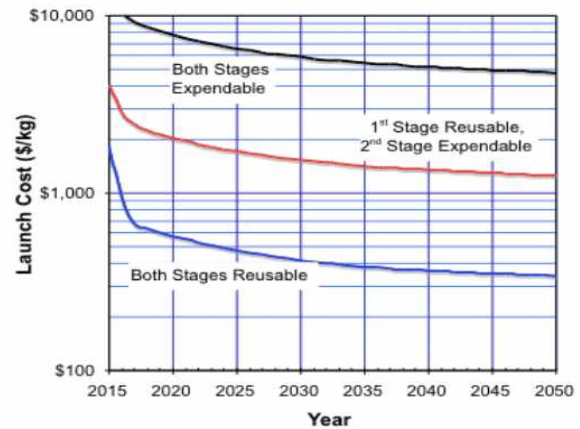


Fig. 1. Launch cost per mass of payload of space launch vehicle[8]

2.2 국외 저비용 발사체 개발 동향

2.2.1 미국

미국의 저비용 발사체 개발은 Space X와 Blue Origin과 같은 대형기업 뿐만 아니라 Firefly, Rocket Lab 등의 중소기업에서도 주도적으로 이루어지고 있다.

2.2.1.1 Space X

Space X 사는 엘론 머스크에 의해 2002년에 창립되었다. 가장 대표적인 발사체는 Falcon 9으로 776 tonf 급의 대형 발사체로 지구저궤도까지 22,800 kg의 페이로드를 운반할 수 있다. 추진제는 RP-1/LO_x를 사용하고 있으며, 2단으로 구성되어 있고, 2015년 12월에 발사체의 회수에 성공하였다. 1회 발사 시 720억 원 정도가 소요되어 저비용 발사체라고는 보기 어려우나, 재사용을 통해 발사 비용을 절감시키려는 노력을 하고 있다[9].

2.2.1.2 Blue Origin

Blue Origin 사는 제프 베조스에 의해 2000년 9월에 창립되었다. 가장 대표적인 발사체가 New Shepard로 현재는 LH₂/LO_x를 추진제로 사용하는 1단 발사체이며, BE-3 엔진을 사용하고 있고, 50 tonf 급의 추력을 발생시킨다. 2015년 11월, Fig. 2와 같이 100.5 km 상공에서 New Shepard의 부스터가 목표지점에 연착륙하는데 성공하여 재사용 발사체의 장을 열었다. 현재는 LCH₄를 사용하며, Oxygen-rich staged combustion cycle을 사용하는 BE-4엔진을 개발하고 있으며, BE-4 엔진을 사용할 경우 250 tonf 급의 추력을 발생시키게 된다.

2.2.1.3 Firefly

Tom Markusic에 의해 2014년 설립되었다. 대

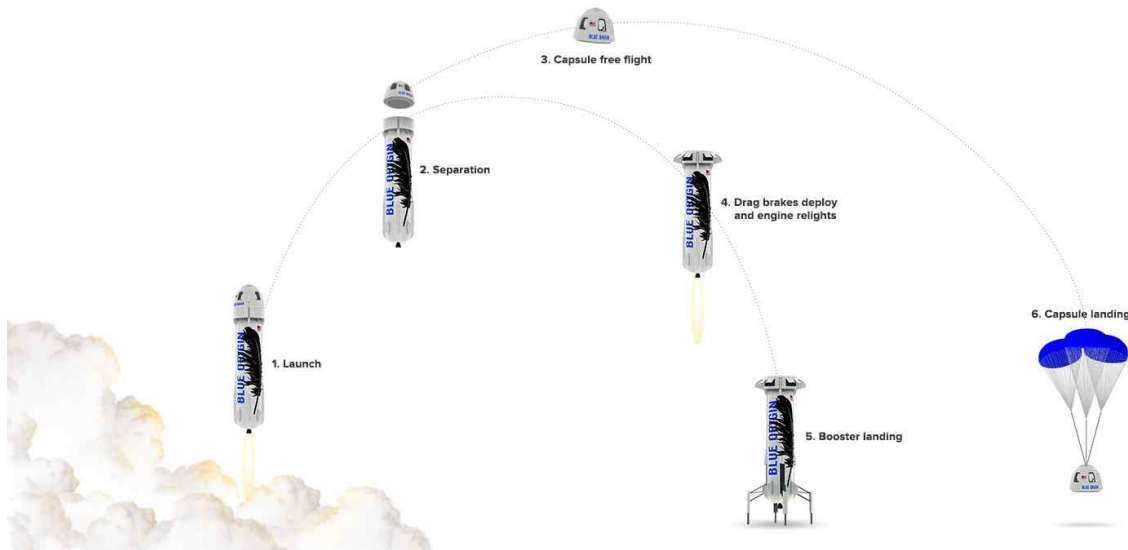


Fig. 2. Soft landing scheme of New Shepard

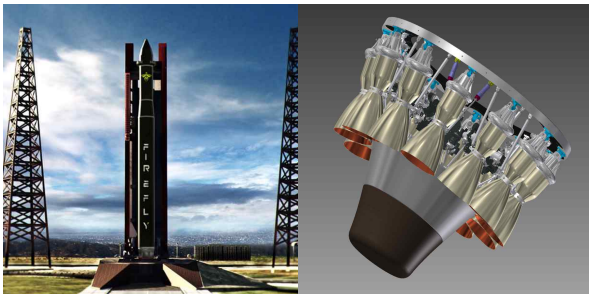


Fig. 3. Firefly Alpha and Aerospike Engine

표적인 발사체는 Fig. 3의 Firefly Alpha로 지구 저궤도까지 400kg의 페이로드를 운반할 수 있다. RP-1/LO_x를 사용하는 2단 발사체이며, 45 tonf 급의 추력을 발생시킨다. 1회 발사 비용은 102.7 억 원으로 경량의 환상 에어로스파이크 엔진을 사용하여 높은 효율성 및 무게를 줄임으로써 발사 비용을 절감시켰다.

2.2.1.4 Rocket Lab

Peter Beck에 의해 2006년 설립되었다. 대표적인 발사체는 Fig. 4의 Electron으로 1회 발사 비용은 55.9억 원으로 다른 발사체에 비해 저렴하나 태양동기궤도까지 150 kg의 페이로드를 운반할 수 있어, 소형 페이로드만 실을 수 있다는 단점이 있다. RP-1/LO_x를 사용하는 2단으로 구성되어 있으며, 16.5 tonf의 추력을 발생시킨다. 3d 프린팅 방식을 사용하여 엔진을 제작하며, 24시간이라는 매우 짧은 엔진 제작 소요시간으로 발사체 비용을 감소시킬 수 있었다. 또한, 전기추진 펌프를 사용하여 발사체 무게를 감소시킴으로써 연료를 절약하였다.

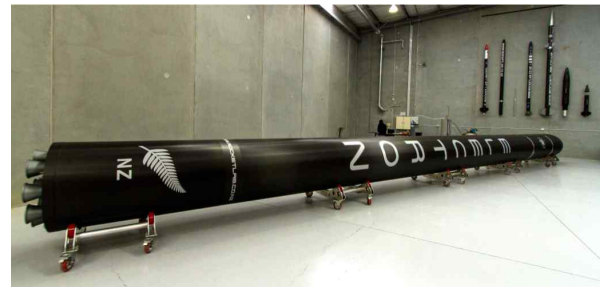


Fig. 4. Electron space launch vehicle

2.2.2 유럽

유럽 우주국 ESA는 2020년 첫 시험 발사를 목표로 Arian 6을 개발하고 있다. 1회 발사 비용은 1,100억 원으로 상대적으로 매우 높은 발사비용을 예상하고 있으나, 1단 발사체를 회수하여 재사용하는 방식을 적용하여 발사 비용의 절감을 목표로 하고 있다. 138 tonf 급의 추력을 가지고 있으며, 태양동기궤도까지 약 5,500 kg의 페이로드를 운반할 수 있는 대형 발사체로 LH₂/LO_x를 사용하는 2단의 발사체를 가지고 있다. 발사 후 1단 발사체는 무인기의 형태로 회수되며, 연료로 수소를 사용하기 때문에 재사용을 하기 위한 추가 비용이 적게 된다.

2.2.3 인도

인도우주개발연구소 ISRO는 2단 재사용 발사체를 사용하여 특정 궤도로 진입시키는 Reusable Launch Vehicle-Technology Demonstration Programme(RLV-TD) 프로젝트를 진행하고 있다. 2016년 5월, 다하완 우주센터에서 RLV-TD 발사체의 비행 시험을 진행하였다. 1단으로 고체 부

스터인 HS9에 실려 비행시험이 진행되었으며, 91.1초 동안 56 km만큼 상승한 후, 1단과 분리된 2단 발사체인 RLV-TD는 65 km까지 상승하였으며, 그 후 마하 5의 속도로 지구로 귀환하였다.

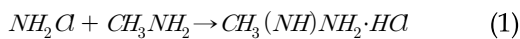
2.2.4 일본

일본은 Mitsubishi와 JAXA의 공동연구로 H2 로켓을 개량한 H3를 개발하고 있다. 현재 2020년 발사를 목표로 개발이 진행 중이며, LH₂/LO_x를 사용하는 2단의 발사체로 구성되어 있다. 동일한 추진제를 사용하는 H2의 경우 1회 발사 비용이 1,900억 원이었으나, 엔진을 개량하고, 인젝터 개수를 줄임으로써 발사 비용을 47% 절감하여 1,000억 원에 발사가 가능한 H2A 발사체를 개발한 바 있다. 일본은 기존의 엔진이 사용하였던 Staged combustion cycle을 Expander bleed cycle로 개량한 H3 엔진을 개발하고 있으며, H3의 발사비용은 H2A보다도 45% 절감된 550억 원이 될 것으로 예상되고 있다.

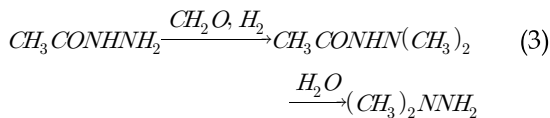
2.3 우주 발사체 연료 분석

2.3.1 MMH와 UDMH

MMH(모노메틸히드라진)와 UDMH(비대칭디메틸히드라진)는 액체 로켓에 사용되는 대표적인 연료로 각각의 화학식은 CH₃(NH)NH₂와 (CH₃)₂NNH₂이다. MMH는 메틸아민(CH₃NH₂)과 클로로아민(NH₂Cl)의 화학반응인 라시히 공정으로 식 1과 같이 생성된다.



UDMH는 디메틸아민((CH₃)₂NH)과 클로로아민의 반응인 식 2 또는 포름알데히드와 수소의 환원성 촉매 알킬화인 식 3을 통해 생성된다[10].



MMH와 UDMH는 제 1차 세계 대전 중 로켓 연료로서의 잠재력을 인정받았으며, 그 후 상온에서 액체로 존재하는 장점으로 인하여 액체 로켓에 가장 많이 사용되었고, 수많은 우주 프로젝트를 성공시킨 연료이다[11]. 대표적인 발사체로는 Proton-M[12]과 창정 4B의 1·2·3단 발사체[13], GSLV의 부스터 및 2단 발사체[14] 및 은하 3호의 2단 발사체[15] 등이 있다. 이러한 MMH와 UDMH의 특징을 정리하면 Table 2과 같다.

Table 2. Characteristics of MMH and UDMH[11]

	Melting Point [°C]	Boiling Point [°C]	Density [kg/m ³]	Specific Impulse [sec]
MMH	-52	91	875	288
UDMH	-57	64	791	285

Table 3. Characteristics of RP-1[18]

	Melting Point [°C]	Boiling Point [°C]	Density [kg/m ³]	Specific Impulse [sec]
RP-1	-49	177~274	810~1020	353

그러나 MMH와 UDMH는 그 자체뿐만 아니라 반응으로 인한 생성물 역시 발암물질이며[16], 동물의 뇌에도 큰 손상을 준다는 연구결과[17]로 인하여 그 사용이 제한되고 있다.

2.3.2 RP-1(Refined Petroleum-1)

원유로부터 추출된 여러 성분 중 등유(Kerosene)는 제트 연료인 JP-5 및 로켓 연료인 RP-1 등 항공우주 분야에서 다양하게 사용되고 있으며, 수십에서 수천 개의 탄화수소로 구성되어 있다. 그 중에서도 RP-1은 원유로부터 추출된 케로신을 고도로 정제한 것으로 화학식은 일반적으로 C₁₂H_{23.4}로 알려져 있으며, 그 특징은 Table 3과 같다[18].

산화제로는 주로 액체 산소를 사용하고, MMH와 UDMH와 마찬가지로 상온에서 액체상태로 존재하므로 보관이 용이하기 때문에 KSLV-1, 소유즈, Falcon 9 등 많은 발사체에서 사용되고 있으나, 마찬가지로 호흡기와 중추신경계에 악영향을 주는 독성을 가지고 있다[19].

2.3.3 수소

수소는 지구에서 9번째로 풍부한 원소이며, 우주의 90% 이상을 구성하고 있다[20]. 그러나 매우 가볍기 때문에 지구의 중력에 의해 대기 내에 존재하기는 어렵다.

수소는 인화점이 낮으며, 발화범위가 매우 넓

Table 4. Characteristics of Liquid Hydrogen[21]

	Melting Point [°C]	Boiling Point [°C]	Density [kg/m ³]	Specific Impulse [sec]
Hydrogen	-259.14	-252.87	70	455.9

Table 5. Characteristics of Liquid Methane[23]

	Melting Point [°C]	Boiling Point [°C]	Density [kg/m ³]	Specific Impulse [sec]
Methane	-182.5	-161.49	422.62	363

어 가연성이 높기 때문에[21] 연료로써 많이 사용되고 있으며, 연소 생성물이 물(H₂O)만 존재하는 친환경 연료이다. 이러한 수소의 특징은 Table 4와 같다.

MMH/UDMH 나 RP-1과는 달리 무독성이며, 친환경 연료라는 장점이 있지만, 상온에서 기체 상태로 존재하기 때문에 보관 시 냉각이 필요하며, 가연성이 높기 때문에 안전에 유의해야 한다는 단점이 있다.

2.3.4 메탄

메탄은 각종 유기물질이 분해되면서 발생하는 기체로, 생명체에 의해 만들어진다고 하여 바이오 가스라고도 불린다[22]. 생명체가 존재하는 한 발생하는 연료이므로 지구상에 많이 존재하기 때문에 도시가스로써 널리 사용되고 있다. 또한, 화성 등의 외계 행성에서 메탄을 직접 조달하여 연료로써 사용이 가능하기 때문에 현지자원활용(in-situ resource utilization, ISRU)이 가능하다.

메탄의 화학식은 CH₄로 상대적으로 다른 탄화수소계열의 연료보다 탄소의 비율이 낮기 때문에 연소 생성물에 의한 오염이 적어 친환경 연료로 인정되고 있으며, 그 가격이 저렴하기 때문에 저비용 연료로 큰 관심을 받고 있다. 또한, 수소보다 낮은 비추력을 가지지만, 생산이 용이하고, RP-1과 같은 다른 탄화수소 계열의 연료보다 높은 비추력을 가진다. 이러한 메탄의 특징은 Table 5와 같다.

메탄도 수소와 마찬가지로 비독성 연료이나 상온에서 기체 상태로 존재하기 때문에 보관의 용이성을 위해서는 별도로 냉각이 필요하다. 그러나 액상의 성질이 액체 산소와 유사하기 때문에 산소 냉각과 유사한 냉각 방식[24]을 사용할 수 있어 수소보다 취급 및 발사체 설계가 용이하다. 또한, Coking limit이 950 K으로 560 K인 RP-1보다 높기 때문에 재사용에 용이하며, 이에 따라 그을음이 적게 발생한다[20].

2.3.5 저비용 발사체를 위한 연료

위에서 살펴본 연료들의 가격 및 에너지 밀도에 관한 특징들을 정리하면 Table 6과 같다.

각 연료의 가격을 살펴보면 MMH와 UDMH

Table 6. Characteristics of Fuels[25, 26]

	Cost [\$/kg]	Energy per Mass [MJ/kg]	Energy per Volume [MJ/L]
MMH /UDMH	~10 ³	28.3/32.9	24.9/26
RP-1	<10 ¹	46	37.4
Hydrogen	~10 ¹	142	5.6
Methane	<10 ¹	53.6	22.2

는 가격이 다른 연료에 비해 매우 높기 때문에 저비용 발사체에는 적합하지 않다. 또한 최근 재사용 발사체의 개발을 통한 발사 비용의 절감에 관한 연구가 진행되고 있는바 불완전 연소를 함으로써 발생하는 지나친 그을음으로 인하여 재사용하기 위해서는 많은 추가 비용이 발생하는 RP-1도 차세대 저비용 발사체의 연료로는 적합하지 않다. 또한, RP-1은 메탄보다 3배 정도 비싼 연료로 알려져 있으며, 비추력 역시 메탄에 비해 10초 정도 작기 때문에[27] 저비용 발사체 연료로 바람직하지 않다.

또한 발사 비용을 최소화하기 위해서는 발사체의 부피를 줄이는 것이 중요한데, 수소는 밀도가 매우 작기 때문에 메탄에 비하여 같은 부피당 에너지가 매우 작아 수소 단독으로는 차세대 저비용 발사체의 연료로는 적합하지 않다. 따라서 메탄이 차세대 저비용 발사체 연료로 적합하다고 할 수 있다. 그러나 메탄 로켓에 관한 연구는 현재까지 많이 진행되지 않았고, 메탄 엔진을 개발하기 위해서는 많은 비용이 소모될 것으로 판단되는바 현재까지 대부분의 기업에서는 RP-1과 수소를 연료로 사용하고 있다.

그러나 최근 수소와 메탄을 섞어 높은 에너지 밀도를 갖는 HCNG(hydrogen-enriched compressed natural gas)에 대한 연구[28]가 활발히 진행되고 있다. HCNG는 수소를 CNG에 혼합한 연료로 수소와 메탄의 장점을 결합한 특징을 가지고 있다.

HCNG에서 수소의 비율은 엔진에 따라 다른 최적 비율을 가지게 되는데, 일반적으로 적은 양의 수소만 추가되므로, 물리·화학적인 특징은 CNG와 유사하고, 기존의 메탄엔진에서 별도의 추가적인 비용 소모 없이 HCNG를 사용할 수 있으며[29], CNG와 유사한 안전성을 가지게 된다. 그러나 가연성과 비추력이 높은 수소가 첨가되므로 CNG에 비해 가연 범위가 넓어지게 되며, 비추력도 CNG에 비해 더 증가하게 된다. 또한, 배기배출물과 미연소연료의 양이 줄어들기

때문에 엔진의 효율이 증가하게 된다[28]. 따라서 궁극적으로는 메탄 또는 HCNG가 저비용 발사체의 연료로써 가장 적합하다고 판단된다.

전 세계적으로 발사 비용을 줄이기 위하여 메탄 엔진 개발에 주력하고 있으며, 현재 개발이 되었거나 개발이 진행 중인 메탄 엔진에는 러시아의 RD0146DM, RD0162와 미국의 BE-4, Raptor 및 유럽의 LM10-MIRA, Prometheus 엔진이 있다[30]. 또한, 극저온 추진제에 대하여 메탄은 큰 연료 밀도, 높은 비등점, 취급과 안전이 장점으로 상대적으로 수소보다 큰 관심을 받고 있다[31].

III. 결 론

전 세계 인공위성 개발 동향을 살펴보면, 경량화가 트렌드임을 확인할 수 있었다. 즉, 50 kg 이상의 대형 인공위성보다는 50 kg 이하의 소형 인공위성의 개발이 더욱 활발히 이루어지고 있으며, Cubesat과 Kicksat과 같은 초소형 인공위성도 등장하고 있다. 이는 인공위성 자체의 무게가 감소한다는 것을 의미하는 것으로 기존의 대형 발사체보다는 발사비용이 저렴한 저비용 발사체를 통해 우주 공간으로 보내지는 것이 더욱 효율적이라는 것을 의미한다. 저비용 발사체를 위한 비용 절감 방식 중 가장 대표적인 것이 발사체 재사용이며, 이를 통해 최대 90% 이상의 비용 감소가 가능하다는 분석 결과도 존재한다.

미국과 유럽을 포함한 세계 여러 나라에서는 국가뿐만 아니라 기업에서도 저비용 발사체 개발을 진행하고 있으며, Space X와 Blue Origin과 같은 기업에서는 이미 발사체 회수 기술 개발도 성공하여 상용화를 앞두고 있다.

이러한 저비용 발사체는 연료의 선택도 매우 중요하다. 연료의 가격, 에너지 밀도 및 환경오염 문제를 고려해볼 때, 메탄 또는 HCNG가 저비용 발사체의 연료로써 가장 적합하다고 할 수 있다. 그러나 메탄 엔진에 관한 연구는 아직 초기 단계이기 때문에 이에 대한 추가적인 연구가 앞으로 더 진행될 필요가 있다.

후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지

원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과 및 2017년 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(한국연구재단-2016-글로벌박사양성사업).

References

- 1) Kang, S. J., and Chang, Y. K., "Feasibility Study of Moon Exploration Satellite Launch Using Korea Space Launch Vehicle," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2008, pp.1097~1100.
- 2) Ha, S. Up., Kwon, M. Chan., Seo, K. S., and Han, S. Y., "The Past and Future Perspectives of Hydrogen Peroxide as Rocket Propellants," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 7, 2009, pp.717~728.
- 3) Guerrero, J., Fosness, E., and Buckley, S., "Multifunctional structures," *AIAA Space 2001-Conference and Exposition*, August 2001, pp.1~6.
- 4) Manchester, Z., Peck, M., and Filo, A., "Kicksat: a crowd-funded mission to demonstrate the world's smallest spacecraft," *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, August 2013, pp.1~9.
- 5) Freeman, D. C., Talay, T. A., and Austin, R. E., "Reusable launch vehicle technology program," *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 11, 1997, pp.777~790.
- 6) Chang, Y. K., *Satellites - Eyes and ears of the 21st century*, Sallim, Gyeonggi-do, 2005.
- 7) Euroconsult, "World Market Survey of Satellite to be Built & Launched by 2025," *Euroconsult*, 2016.
- 8) Chapman, P. K., "Deploying SunSats," *Online Journal of Space Communication*, Issue. 16, 2010.
- 9) Kim, C. T., Yang, I., Lee, K., and Lee, Y., "Technology Development Prospects and Direction of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, 2016, pp.686-694.
- 10) Schirmann, J. P., and Bourdauducq, P., "Hydrazine," *Ullmann's encyclopedia of industrial chemistry*, Vol. 18, 1989, pp.79~96.

- 11) Jain, S. R., "Hydrazine rocket fuels," *J. Indian Inst. Sci*, Vol. 69, No. 3, 1989, pp.175~191.
- 12) International Launch Services, "PROTON Launch System Mission Planner's Guide," *LKEB-9812-1990*, 2009.
- 13) Guest, A. N., and Pelton, J. N., "Major Launch Systems Available Globally," *Handbook of Satellite Applications*, Springer New York, 2013, pp.1207~1219.
- 14) Han, Y. M., Lee, K. J., and Hong, I. H., "History and Development of Indian Space Launchers," *Current industrial and technological trends in aerospace*, Vol. 9, No. 2, 2011, pp.128~137.
- 15) Chandrashekar, S., Ramani, N., and Vishwanathan, A., "Analysis of North Korea's February 2016 Successful Space Launch," *ISSSP Report No. 2*, 2016, pp.1~17.
- 16) Lunn, G., and Sansone, E. B., "Oxidation of 1, 1-dimethylhydrazine (UDMH) in aqueous solution with air and hydrogen peroxide," *Chemosphere*, Vol. 29, No. 7, 1994, pp.1577~1590.
- 17) Uchida, T., and O'Brien, R. D., "The effects of hydrazines on rat brain 5-hydroxytryptamine, norepinephrine, and gamma-aminobutyric acid," *Biochemical pharmacology*, Vol. 13, No. 5, 1964, pp.725~730.
- 18) Edwards, T., "Kerosene" Fuels for Aerospace Propulsion-Composition and Properties," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July 2002, p.1~11.
- 19) Nagi, N. A., and Abdulallah, Z. A., "Kerosene poisoning in children in Iraq," *Postgraduate medical journal*, Vol. 71, No. 837, 1995, pp.419~422.
- 20) Peschka, W., *Liquid hydrogen: fuel of the future*, Springer Science & Business Media, New York, 2012, p.1.
- 21) Mazloomi, K., and Gomes, C., "Hydrogen as an energy carrier: prospects and challenges," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 16, No. 5, 2012, pp.3024~3033.
- 22) Yu, Z., and Schanbacher, F. L., "Production of methane biogas as fuel through anaerobic digestion," *Sustainable biotechnology*, Springer Netherlands, 2010, pp.105~127.
- 23) Sedano, N. M., "LOX/methane rocket engine research and development," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July 2006, pp.1~7.
- 24) Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., and Klevanski, J., "Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages," *4th international conference on launcher technology "Space Launcher Liquid Propulsion"*, December 2002, pp.1~10.
- 25) Sforza, P. M., *Theory of aerospace propulsion*, Butterworth-Heinemann, Oxford, 2016, p.565.
- 26) Kim, J. H., Jung, H. and Kim, J. S., "Analysis of the Theoretical Performance Characteristics for Methane-fuel Bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, 2014 pp.1~7.
- 27) Klepikov, I. A., Katorgin, B. I., and Chvanov, V. K., "The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant "liquid oxygen and liquefied natural gas (methane)", " *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 4-10, 1997, pp.209~217.
- 28) Nanthagopal, K., Subbarao, R., Elango, T., Baskar, P., and Annamalai, K., "Hydrogen enriched compressed natural gas (HCNG): A futuristic fuel for internal combustion engines," *Thermal Science*, Vol. 15, No. 4, 2011, pp.1145~1154.
- 29) Sonthalia, A., Rameshkumar, C., Sharma, U., Punganur, A., and Abbas, S., "Combustion and Performance Characteristics of a Small Spark Ignition Engine Fuelled with HCNG," *Journal of Engineering Science and Technology*, Vol. 10, No. 4, 2015, pp.404~419.
- 30) Jeong, G. J., Bae, J. H., Jeong, S. G., Sohn, C. H., and Yoon, Y. B., "Development Trend of Perspective Methane Rocket Engines for Space Developmen," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 7, 2017, pp.558-565.
- 31) Lee, T. H., "Review of the Liquid Propellants," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 2, 2014, pp.165-172.