

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.2.119>

액체로켓 메탄엔진 개발동향 및 시사점

임병직^{a,*} · 김철웅^a · 이금오^a · 이기주^a · 박재성^a · 안규복^b · 남궁혁준^c · 윤영빈^d

Development Trends of Liquid Methane Rocket Engine and Implications

Byoungjik Lim^{a,*} · Cheulwoong Kim^a · Keum-Oh Lee^a · Keejoo Lee^a · Jaesung Park^a ·
Kyubok Ahn^b · Hyuck-Joon Namkoug^c · Youngbin Yoon^d^aFuture Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea^bSchool of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea^cGuided Munitions Team, Hyundai Rotem, Korea^dDepartment of Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea*Corresponding author. E-mail: tachyon@kari.re.kr

ABSTRACT

Selecting liquid methane as fuel is a prevailing trend for recent rocket engine developments around the world, triggered by its affordability, reusability, storability for deep space exploration, and prospect for in-situ resource utilization. Given years of time required for acquiring a new rocket engine, a national-level R&D program to develop a methane engine is highly desirable at the earliest opportunity in order to catch up with this worldwide trend towards reusing launch vehicles for competitiveness and mission flexibility. In light of the monumental cost associated with development, fabrication, and testing of a booster stage engine, it is strategically a prudent choice to start with a low-thrust engine and build up space application cases.

초 록

최근 발사체 개발의 큰 흐름을 살펴보면, 친환경, 저비용, 재사용, 심우주 탐사를 위한 저장성, 외부 행성에서의 추진체 확보 가능성 등의 이유로 액체 메탄이 로켓 연료로 각광 받기 시작했다. 재사용 발사체 기술의 보편화, 국제적인 엔진개발 추세에 발맞춰 미래의 경쟁력과 임무 유연성을 확보하려면 엔진 개발 기간 등을 고려해서 가능한 빨리 메탄엔진 개발을 추진해야 하며, 제작 및 시험 인프라, 활용성, 개발 비용 등을 종합적으로 고려하면 부스터 엔진보다 저추력 엔진을 선행 개발하는 것이 더 적절한 것으로 판단된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Methane(메탄), Liquefied Natural Gas(액화천연가스), Reusable Launch Vehicle(재사용발사체), Thrust Control(추력조절)

Received 15 February 2021 / Revised 16 March 2021 / Accepted 19 March 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

최근 발사체 개발에서 기존에 사용하던 고성능의 수소와 취급이 용이한 케로신, 상온에서 사용이 가능하던 독성 추진제를 대체하여 메탄(or 액화천연가스)으로 연료를 변경하거나 선택하는 것이 하나의 큰 흐름이다(Fig. 1).

메탄으로의 연료 전환 이유는 저비용, 기존 설비 인프라 활용성, 발사체 크기 감소, 재사용 용이성, 깨끗한 연소 생성물, 상대적으로 높은 비추력, 비독성, 높은 냉각성능, 심우주 탐사 적합성, 현지 자원 활용(In Situ Resource Utilization) 가능성 등이 거론된다(Fig. 2, [1-5]).

메탄을 연료로 사용한 발사체 엔진 개발은 민간과 정부기관에서 모두 활발하게 진행 중으로 미국의 SpaceX, Blue Origin 등과 같이 대형발사체 1단 엔진 개발을 완료하고 비행시험을 수행하거나 다른 발사체와 공급 계약을 맺은 곳도 있다.

대형발사체 시장에서 Falcon 9과 Falcon Heavy를 운영하면서 발사서비스 시장을 주도하고 있고, Starship을 활용해 차세대 재사용 발사체 개발까지 주도할 것으로 예상되는 SpaceX[2]와 유사한 성능의 대형발사체 New Glenn을 개발하고 있는 Blue Origin 등의 민간 기업에 의해 점점 입지가 좁아지고 있는 전통적인 발사체 강국에서도 재사용 발사체(Reusable Launch Vehicle) 및 심우주탐사(Deep Space Exploration) 비행기를 메탄으로 구성하려는 시도가 이어지고 있다.

러시아 연방 우주국(Roscosmos)은 2020년 10월 최초의 재사용 메탄 발사체 Amur(Amur) 개발 계약을 Progress Rocket and Space Center와 체결하였으며[1], 유럽의 ESA(European Space Agency)는 2017년 ArianeGroup과 저비용, 재사용 메탄엔진 개발 계약을 체결하였다[4].

인도는 2019년 9월부터 ISRO (Indian Space Research Organization)의 LPSC(Liquid Propulsion Systems Centre)를 중심으로 기존의 수소 상단 엔진을 대체하는 10톤급 메탄엔진과 3톤급 전기 펌프 메탄엔진에 대해 연구 중이다[3].

중국 역시 메탄엔진 가능성 확인을 위해 2011년부터 BAPI(Beijing Aerospace Propulsion Institute) 주도하에 30 kN 팽창식 엔진의 데모 시체에 대한 시험을 수행[6]하고 2006년부터는

Engine Name	Raptor	BE-4	Aeon-1	Broadsword	HDx	RD-0162	RD-0164	RD-169A	5S86.1000-0
Nation	USA				Russia				
Company / Organization	SpaceX	Blue Origin	Relativity Space	Masten Space Systems	NASA	KBK&I		KBOM	
Launch Vehicle	Starship	New Glenn Vulcan Centaur	Terran	XS-1 / Small Sat Launcher	Morpheus	Not Specified	-	AMUR	ANNA
Figure									
Thrust	2,000 kN	2,400 kN	23 kbf	25 kbf	24 kN	2,000 kN	3,300 kN	100 tf	8.95 tf
Engine Cycle	Full Flow Staged Comb.	Staged Comb.	Gas Generator	Dual Expander	Pressure-Fed	Staged Comb.	Staged Comb.	Staged Comb.	-
Specific Impulse	380 s	> 330 s	> 310 s @9SL, >350 s @vac	-	321 s	321 s @9SL, 356 s @vac	321 s @9SL, 356 s @vac	-	290 s @9SL, 350 s @vac
Throttling	-	~ 40%	-	-	~ 25%	-	40% ~ 100%	-	-
Status	Flight Testing	Waiting Flight Test	Testing	Testing	Stopped	Stopped	Cancelled	Planning	Finished
Development Period	2012 - 2019	2011 - 2020	2016 -	2017 -	2010 - 2014	2012 -	-	-	1994 -

Engine Name	Prometheus	M10	LUMEN	ACE-4SR	LE-9
Nation	Europe	Italy	Germany	France	Japan
Company / Organization	CNES / ArianeGroup	AVIO	DLR	Ariane Group (IHI)	JAXA/IHI
Launch Vehicle	Ariane Next	Vega-E	research	Space Plane	Galaxy Express
Figure					
Thrust	100 tf	98 kN	25 kN (vac)	420 kN	107 kN
Engine Cycle	Gas Generator	Full Expander	Exp. Bleed	Gas Generator	Pressure-Fed
Specific Impulse	~ 326 s	> 362 s	256 s (vac)	~ 340 s	315 s
Throttling	-	~ 75%	-	25%~100%	-
Status	Testing	Testing	Testing	Cancelled	Finished
Development Period	2017 -	2017 -	2007 - 2020	2003 - 2009	2009 - 2012

Engine Name	TQ-12	TQ-11	Lingyun	Longyun	JD-1	JD-2
Nation	China					India
Company / Organization	LandSpace (Blue Arrow Aerospace)	JZY Space Tech.		ISpace (Beijing International Glory Space Tech)	BAP/AA/PT	ISRO/ISPC
Launch Vehicle	Zhuque-2	Zhuque-2	LHA-Space SR-1	Not specified	Hyperbola-2	Hyperbola-3
Figure						
Thrust	80 tf	8.8 tf	10 tf	65tf	15 tf	30 kN
Engine Cycle	Gas Generator	Gas Generator	Gas Generator	Gas Generator	Expander	Gas Generator
Specific Impulse	337 s	357 s	288 s @9 SL, 290 s @9 SL	> 355 s	> 300 s	361 s
Throttling	Non-disclosure	20%~100%	30%~115%	40%~105%	-	-
Status	Waiting Flight Test	Testing	Testing	Testing	Design	Testing
Development Period	2018(?) -	2017 -	?	2018 -	-	2017(?) -

Fig. 1 Methane engines being actively developed and have been developed around the world.

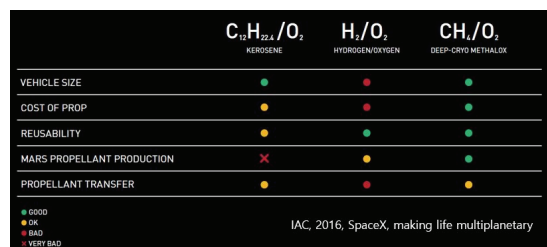


Fig. 2 Comparison of liquid rocket fuels[2].

600 kN 추력의 가스발생기 사이클 재사용 엔진에 대한 연구 개발이 진행 중이다[7, 8].

대형발사체 이외에도 소형발사체 및 탐사선, 착륙선 등을 개발하는 민간 기업에서도 메탄을 연료로 사용하는 엔진 개발이 다수 진행 중이다. 미국에서는 Relativity Space[9]의 Aeon 엔진, Masten Space Systems의 Broadsword 엔진[10], 사용처가 특정되지 못하고 개발이 중단되었으나 수직이착륙(VTVL, Vertical Takeoff and Vertical Landing) 시험에 성공한 NASA Morpheus 프로젝트의 HD 엔진[11]이 있다.

최근 정부 및 민간 분야에서 활발하게 우주개발을 추진하고 있는 중국 역시 민간 기업에서 소형발사체 개발을 위해 메탄엔진을 개발하고 있다. LandSpace의 TQ-11(2단 버니어), TQ-12(1단 부스터) 엔진[12], iSpace의 JD-1, JD-2 엔진[13], Jiuzhou Yunjian에서 개발하여 Link Space[14]에서 활용 예정인 엔진 등이 있다.

유럽에서는 VEGA 발사체를 운영 중인 이탈리아 AVIO에서 개발 중인 M10 엔진[15], 러시아 Lin Industrial[17]의 ANIBA 발사체에 활용 예정인 KBKha에서 개발된 S5.86-1000-0 엔진이 있다. 최근 관련 프로젝트를 포기한 것으로 알려지고 있는 ArianGroup에서 우주비행기용으로 개발하던 ACE-42R 엔진이 있다[17].

일본은 IHI에서 개발한 삭마형 노즐의 LE-8 엔진 성능 향상을 위해 개량하여 100 kN 추력의 재생냉각형 메탄엔진 연구를 수행하였고, 2013년부터는 최고 수준의 성능을 달성하기 위해 축소형 시제 수준에서 연구개발을 진행 중이다[18, 19], 최근 민간기업 Space Walker, Interstellar Technology Inc.와 협약을 통해 우주비행기에 적용할 계획을 가지고 있다[20].

국내에서는 2000년대 전후로 현대로템에서 메탄엔진 설계 및 엔진시험 수행 경험이 있으며[21-25], 유사한 기술을 활용한 민간기업 C&Space 역시 Chase-10 메탄엔진 개발을 수행한 적이 있지만[26] 비행용 엔진까지 개발단계를 성숙시키기는 못하였다. 현재는 초소형위성 발사 서비스를 목표로 창업한 Perigee Aerospace에서 Blue Whale 1 발사체에 사용할 목적으로 메탄엔

진을 개발 중이며[27], 대학 및 연구기관에서는 연소특성에 대한 기초연구와 엔진 성능분석 및 설계가 진행 중이다[28~36].

본 논문은 발사체 분야에서 국제적인 흐름으로 진행되고 있는 메탄엔진 개발 동향 및 국내 현황을 기술하고 국내 메탄엔진 개발의 필요성과 방향성에 대해서 제안한다.

2. 해외 메탄엔진 개발동향

앞서 언급한 바와 같이 최근 신규 발사체를 개발하고 있는 많은 국가 기관 및 민간 기업에서는 여러 가지 장점과 확장 가능성을 고려하여 메탄을 새로운 발사체 연료로 검토하고 있으며, 필요한 엔진 기술개발을 적극적으로 추진 중이다. 본문에서는 개별 기관 및 기업에서 수행 중인 메탄엔진 개발상황, 성능, 특성 등에 대해서 상세히 기술한다.

2.1 Raptor Engine

케로신을 연료로 사용하는 Falcon 9과 Falcon Heavy를 이용하여 발사서비스 시장에서 입지를 확고히 하고 있는 SpaceX에서는 달, 화성탐사 및 국제적인 교통수단, 우주정거장 화물수송, 위성발사 등의 다목적 용도를 위해 차세대 발사체 Starship을 개발 중이다(Fig. 3, [37,38]).

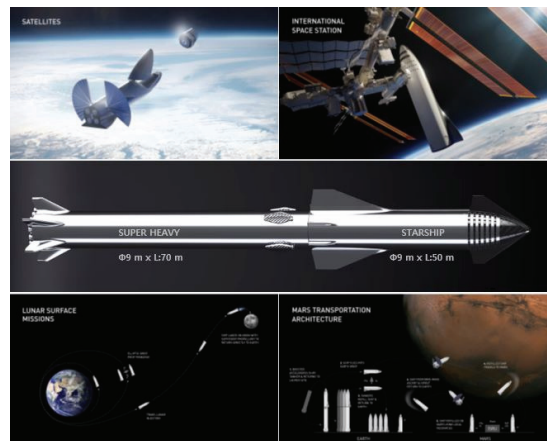


Fig. 3 Starship's rendering image of missions[37,38].

Starship에 사용될 Raptor 엔진은 기존 Falcon series에서 연료로 사용한 케로신 연료 RP-1을 메탄으로 대체하여 사용한다. 2009년 최초 개념 설계에서 Raptor 엔진은 기존의 다른 고성능 엔진처럼 수소를 활용한 상단 엔진으로의 개발이 목표였으나, 제작 및 운영 비용, 재사용성, 운용성 등이 고려되어 2012년 메탄으로 연료를 변경하고 고추력 엔진(Raptor)을 활용하여 LEO에 200톤의 페이로드를 올릴 수 있는 새로운 발사

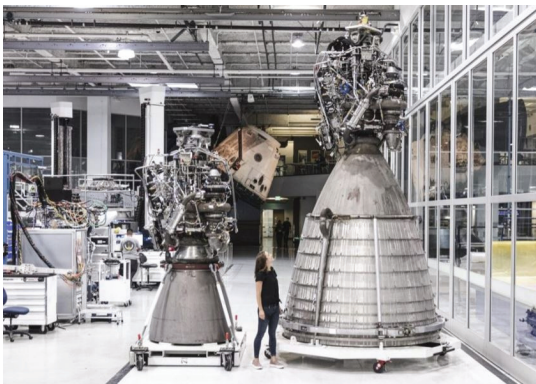


Fig. 4 Raptor engines for the 1st and 2nd stage[39].



Fig. 5 Raptor Engine Firing Test [40].

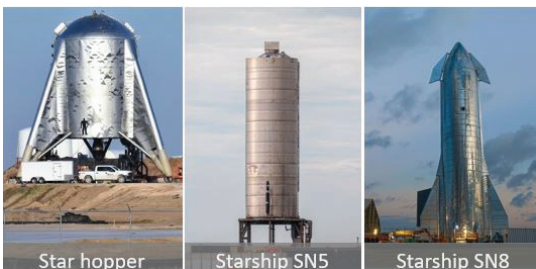


Fig. 6 Configuration of starship test vehicles[41-45].

체 개념을 확정하였다.

Raptor 엔진은 액체산소와 액체메탄을 활용하는 전유량 다단연소 사이클 (Full Flow Staged Combustion Cycle) 엔진이며, 개념설계와 개발 과정에서 여러 차례 규격 변화가 있었지만, 현재는 2 MN 지상추력, 330 s의 지상비추력을 규격으로 제시하고 있다. 2단에 사용되는 진공용 Raptor Vacuum 엔진은 노즐 확장부를 진공조건에 맞게 증가시켜서 최종 비추력 380 s을 목표로 한다(Fig. 4, [39]).

Raptor 엔진은 2014년 부품 단위 시험부터 시작하여 2016년 최초 엔진시험이 수행되었으며, 2019년 비행용 엔진에 대한 시험이 성공적으로 수행되었다(Fig. 5, [40]).

개발된 비행용 엔진 1기를 장착한 Starhopper를 활용하여 20 m, 150 m 이착륙 시험을 2019년에 성공하면서 비행에 성공한 최초 전유체 다단 사이클 엔진으로 기록되었다[41, 42]. 2020년에는 1개 raptor 엔진이 장착된 Starship SN5, SN6을 활용하여 150 mm 이착륙 시험을 성공하였으며[43,44], 현재는 SN8을 활용한 20 km 수직 이착륙 시험을 준비 중이다(Fig. 6, [45]).

2.2 BE-4 Engine

Blue Origin은 재사용 발사체를 활용하여 우주에 대한 접근을 더 저렴하고 신뢰성 있게 하기 위해서 2000년 개인 투자로 설립된 준 궤도 우주비행 서비스 및 발사체, 엔진 제작사이다 [46].

BE-3 수소엔진을 장착한 준궤도(sub-orbital) 비행용 발사체 New Shepard를 활용하여 2015년 탑재체를 궤도에 안착시키고 최초로 수직착륙(vertical landing)에 성공하였으며[47], 2차와 3차 시체를 활용하여 우주 관광에 필요한 재사용 발사체의 안정성 확보, 비상시 캡슐의 분리 시험, 실험용 화물 운송 등에 대한 검증을 수행하고 있다. 2020년 10월 New Shepard 3차 시체를 활용하여 달착륙을 위해 NASA에서 개발한 이미지 센서 검증 및 6회 재사용(7번 발사)에 성공하였다[48].

New Shepard 발사를 통해 재사용 기술에 대한 검증은 수행하고 있는 Blue Origin은 2021년 발사를 목표로 25회 이상 재사용이 가능한 대형 발사체 New Glenn을 개발하고 있다. 1단에 메탄을 연료로 하는 BE-4 엔진 7기를 사용하며, 2단에는 New Shepard의 수소 엔진 BE-3를 고공용으로 개량한 BE-3U 2기를 사용하는 구성이다 (Fig. 7, [46]).

BE-4 엔진은 추력 2,400 kN, 비추력 330 s의 다단연소 사이클(staged combustion cycle) 엔진으로 2011년부터 개발이 시작되었으며, 2017년 첫 엔진시험 전까지 구성품에 대한 시험들을 꾸준히 수행하였다. 개발과정에서 몇 번의 시제 및

설비 파손을 겪으면서 2017년 첫 엔진 시험을 50% 추력으로 시작한 이후 추력을 조금씩 늘려가는 방식으로 개발을 진행하였으며, 2019년 8월 100% 추력시험을 성공적으로 수행하였다(Fig. 8, [49]).

BE-4 엔진은 Blue Origin 발사체 전용으로 사용하기 위해서 개발되었으나, Atlas V를 대체하는 United Launch Alliance (ULA)의 차세대 발사체 Vulcan Centaur에 RD-180 엔진을 대신하여 사용하는 것으로 결정되었다(Fig. 9, [50]). 엔진은 1기가 2020년 7월에 납품되었으며, 10월에 터보펌프에 대한 문제도 해결[51]되어 곧 비행용 인증을 마친 엔진이 납품될 예정이다.

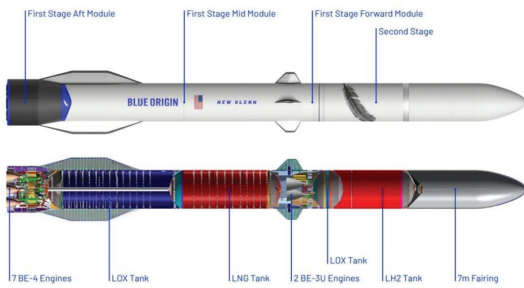


Fig. 7 New glenn configuration[46].

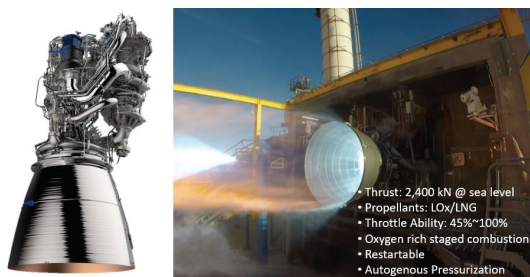


Fig. 8 BE-4 engine and its firing test[49].

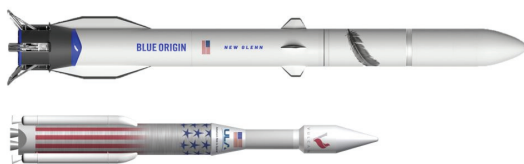


Fig. 9 Launch vehicles using BE-4 engine, (top) new glenn, (bottom) vulcan centaur[50].

2.3 Aeon Engine

Terran 1 발사체를 개발하고 있는 Relativity Space[9]는 2015년 설립된 소형위성발사체 개발 민간 기업으로 3D 프린팅을 최대한 활용하여 부품의 95%를 제작하여 부품 개수를 기존 발사체의 1/100 수준으로 줄이고, 전체 제작 기간을 60일 이내로 단축시키는 목표를 가지고 있다. 3D 프린팅을 통해 자동화된 공정으로 발사체 자율 제작 공장을 구축하고 60일 정도에 1기의 발사체를 완성하여 신속성, 신뢰성 및 경제성을 달성하여 급속히 성장하는 소형발사체 서비스 시장에 대응하는 전략이다(Fig. 10, [52]).

2021년 발사를 목표로 개발 중인 Terran 1 발사체는 LEO에 1,250 kg의 페이로드를 올리는 것을 목표로 하고 있으며, Terran 1 발사체는 1단에 Aeon 1 엔진 9기가 사용되고, 2단에는 진공



Fig. 10 Relativity's terran 1 launch vehicle[52,53].

조건에 맞는 AeonVac 엔진 1기를 사용한다(Fig. 11, [9,53]).

Aeon 엔진은 가스발생기 사이클을 채용한 엔진으로 1단 엔진은 지상추력 100 kN, 지상비추력 310 s, 2단 엔진은 진공추력 125 kN, 비추력 360 s의 성능을 가지며, Relativity Space의 개발 철학에 맞게 적층제조를 적극 활용하여 3개의 파트로 연소기가 제작된다. 적층제조를 통한 엔진 제작으로 제작기간을 1/10 수준으로 단축시키고, 부품수량을 1/25 수준으로 줄이는 개발을 진행 중이다(Fig. 11, [53]).

현재까지 NASA Stennis Space Center E2, E3 테스트 스탠드를 활용하여 200회 이상의 연소시험을 수행하였고, 2018년부터 E4 스탠드에 대한 20년 사용 계약을 체결하여 엔진 및 단 인증시험 등을 수행할 계획이다[54]. 2020년 6월에는 Vandenberg 공군기지에 발사대를 구축 및 운영할 수 있는 협약을 체결하여 Cape Canaveral 발

사대를 포함하여 다양한 경사각에 위성을 투입할 수 있는 능력을 넓히고 있다(Fig. 11, [55]).

2.4 Broadsword Engine

NASA와 달착륙선 관련 계약을 체결하여 개발을 수행하고 있는 Masten Space Systems[10]는 2004년 설립된 민간 기업으로 수직이착륙(VTVL, Vertical Takeoff and Vertical Landing) 로켓에 필요한 시스템 기술과 추진기술 개발을 지속적으로 수행하고 있다(Fig. 12).

개발 중인 달착륙선 XL-1은 달탐사를 위한 NASA의 Commercial Lunar Payload Services(CLPS) 프로그램에 선정되어 2022년 발사체에 탑재되어 Masten 최초 우주비행 미션을 수행할 예정이다[56].

Masten Space Systems에서 개발 중인 메탄엔진 Broadsword는 미군의 소형위성을 하루 1기씩 10일 연속으로 LEO에 투입할 수 있는 재사용 발사체를 개발하는 DARPA의 시험용 우주비행기(XS-1) 프로그램에서 시작되었다[57]. XS-1의 2단계 계약에서는 탈락하였지만[58], 2017년 NASA에서 소형발사체 기술개발을 통해 기술고도화, 과학임무, 심우주탐사를 위한 우주비행체 사용 활성화와 LEO에 소형우주비행체 발사 주기 단축을 목적으로 진행 중인 Tipping Point 프로그램을 통해 새로운 제작기법을 적용한 저비용, 재사용 엔진기술 사업을 담당하였다[59].

2017년부터 2019년까지 수행된 과제에서 적층 제작 및 확장성 높은 시스템 설계를 통해 생산 및 조립 복잡성 개선, 액체 추진시스템의 설계 개선을 통한 저비용 추진시스템 개발, 적층 기술을 적용한 혁신적인 부품 설계, 항공기처럼 수직이착륙 운용을 통해 준궤도 재사용 가능한 발사체에 주안점을 두고 지상추력 110 kN의 메탄엔진 M10A Broadsword를 개발하였다.

M10A Broadsword 엔진에는 적층제작 특성을 활용한 재생냉각 채널의 유연한 설계를 통한 냉각 성능향상과 부품수 감소에 의한 저비용 달성이 이루어졌다. 전통적인 기계가공 제작에서 제한되었던 설계 최적화를 통해서 무게 감량도 달성하였다. 메탄을 연료로 사용하는 엔진에 적용

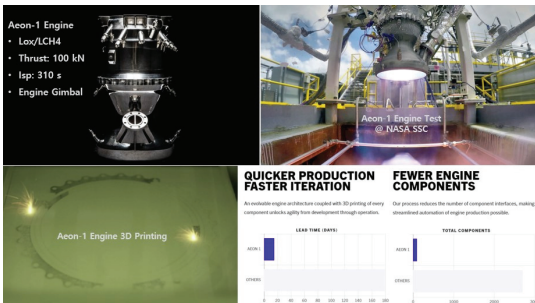


Fig. 11 Aeon-1 thrust chamber appearance, its manufacturing by 3D printing, and combustion test[54,55].

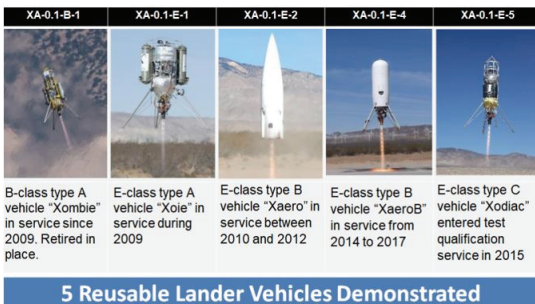


Fig. 12 VTVL vehicles of Masten Space Systems[10].

된 이중 팽창식 사이클(dual expander cycle)은 터빈에 공급되는 가스 온도를 낮춰서 작동 조건을 완화시키고, 깨끗한 연소가스를 공급함으로써 특수 소재나 코팅 등의 적용 필요성을 차단하여 결과적으로 비용 저감 및 엔진 재사용성 향상의 효과를 발휘한다. 개발과정에서 달성된 또 하나의 기술적 성과는 적층제작 소재 기술 향상으로 높은 열전달 특성을 가지면서 구조적인 강도를 유지할 수 있는 소재 조합 가능성을 확인한 것이다(Fig. 13, [60]).

Masten은 개발과제가 종료된 Broadsword 엔진을 사용한 2단형 수직이착륙 소형발사체로 250 kg의 페이로드를 LEO에 투입할 계획과 좀 더 큰 규모의 개량형을 활용하여 1,500 kg의 페이로드를 LEO에 투입할 수 있는 발사체 개발하는 것으로 알려졌다[60] 아직 구체적인 계획이 발표된 것은 아니다.

2.5 HDx Engine

2010년 NASA에서 시작된 Morpheus 프로젝트는 태양계에 인간 거주 공간을 넓히려는 NASA의 전략적 목표를 달성을 위해 비독성(non-toxic) 추진제를 사용하고 재사용, 자율비행 및 수직이착륙이 가능한 시험 플랫폼을 저비용으로 구성하는 기술적 목표를 가지고 있었으며 [61], 개별 실험실에서 가진 기술들을 종합하여 하나의 비행시스템으로 구현하는 것이 프로젝트의 최종 목표였다(Fig. 14, [62]).

Morpheus 엔진들은 HDx의 일련번호로 명명되었으며, 분사기는 like doublet 형태의 충돌형



Fig. 13 Firing test of additively manufactured broadsword engine[60].

을 사용하였고, 연소기 연소실은 heat sink 타입으로 연료 유량의 30% 정도를 막냉각(Film Cooling)으로 사용하는 방식을 선택하였다[63]. HD 엔진 핵심부품인 연소실 개발 초기 단계에는 고정형 핀틀로 연소기를 제작하여 연소실 외벽 온도 분포 측정 및 열유속을 예측한 Purdue 대학의 시험결과도 기여를 하였다(Fig. 15, [64]).

HD 엔진 첫 시제인 HD1은 축소형 엔진 개념으로 12 kN 추력 규격으로 짧은 시간 동안의 정지 비행을 목표로 하였다. 연소기 헤드는 132개의 like-on-like doulet 분사기를 사용하였고 헤드 최외각에 막냉각 연료를 분사할 수 있는 분사링이 배치되었지만, 별도 음향공(Acoustic Cavity)은 없다. HD1을 이용한 시험은 70%, 100%의 추력으로 2회 수행되었으며, 1차 및 2차 시험에서 발생한 연소불안정으로 인한 하드웨어 손상으로 시험이 종료되었다. HD1의 손상된 부분을 새롭게 제작된 부품으로 교체하고 브레이징으로 접합하여 제작한 HD2 엔진은 접합부위의 지속적인 누설이 발생하여 폐기되었다 [65].

HD3 엔진은 Morpheus에 활용될 실물형 크기의 엔진으로 추력 18.7 kN, 비추력 150 s~205 s이다. HD1과 유사한 헤드 설계이지만, HD1 시

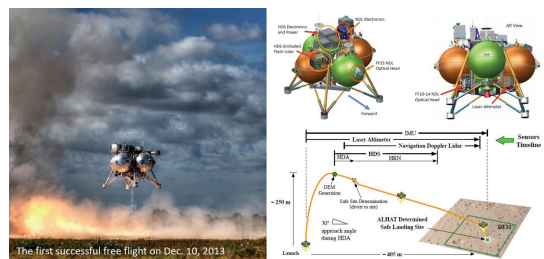


Fig. 14 Morpheus vehicle free flight test[62].

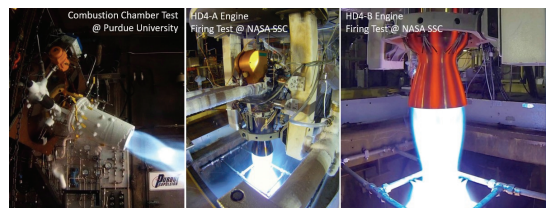


Fig. 15 Development firing tests of HD engine[64,65].

험과정에서 발생한 연소불안정을 제어하기 위해 음향공을 헤드부 주위에 배치한 차이점이 있고, 연소실은 동일하게 heat sink 방식으로 Haynes 625 소재를 사용하였다. HD3.1, HD3.2의 설계변경을 통해 음향공의 연소불안정 제어 가능성, 막냉각 위치, 구조 및 막냉각 유량 등의 효과를 파악하였다. HD3 엔진은 27회, 363 s의 누적 작동시간을 가지며 12 %~72 %의 추력 조건에서 안정적인 작동 특성을 나타내었고, Morpheus 비행체에 탑재되어 8회의 비행시험을 수행하였다.

HD4-A 엔진은 HD3.2을 기본으로 분사기 배치와 막냉각을 개선하였으며, 비행 중 항법과 제어 기능 불량으로 비행체(Morpheus 1.5a)가 파손된 20회 비행시험까지 포함하여 안정적인 특성을 나타내었다. 재제작된 Morpheus 1.5b에서 증가된 무게로 인하여 24 kN 추력의 HD5가 제작되었으나, 막냉각과 초기 점화시의 불안정으로 인하여 비행에는 활용되지 못하였다. 후속 시험을 위해 HD4-A를 재사용하는 것이 결정되었고, 연소실과 노즐을 변경된 추력요구조건에 맞게 변경하여 HD4-A-LT을 제작하였으며, 추가적으로 HD4-B-LT도 제작하였다(Fig. 15).

HD 엔진은 자동착지 및 위험회피 기술(Autonomous Landing Hazard Avoidance Technology, ALHAT) 개발 및 비독성 추진제를 활용한 비행체 시연이 주요 목적인 Morpheus 비행체의 추진장치로서 제작비용을 낮추고, 빠른 제작이 가능하도록 설계되었다. 따라서 HD 엔진은 성능 손실을 감수하고 단순한 가압식 사이클을 채택하였고, 막냉각 유량의 과도한 사용으로 성능 손실이 발생하는 heat sink 방식 연소실을 채택하였다. Fig. 16에 제시된 바와 같이 엔

진 개발과정 및 Morpheus 비행시험에서 추진제 조건, 음향공의 유무, 시동 순서에 따라서 다수의 불안정이 발생하였으며, 음향공과 막냉각량의 튜닝에 많은 노력이 투입되었다[63].

2.6 RD-0169 Engine

미국, 유럽과 함께 전통적인 발사체 강국 러시아에서 메탄 엔진에 대한 연구는 1990년대와 2000년대 많이 수행된 것으로 알려졌다(Fig. 17, [66,67]). 하지만, 대부분 구체적인 발사체 적용 계획이 없는 상태에서 기 개발되었던 엔진의 일부를 변경하여 사용 가능성 및 성능을 확인하는 시험들이었다.

2000년대 이후로 러시아 우주산업 발사체 분야는 Angara 발사체 개발에 집중되었고, 메탄 연료 발사체에 대한 요구 및 개발 계획은 구체적으로 드러나지 않았다. 하지만 미국의 SpaceX와 Blue Origin의 대형발사체 개발 계획이 구체화되고 엔진 개발이 성과를 보이기 시작하면서 다시 관련 논의가 이루어지기 시작하였다[68, 69]. 개발 계획은 수년간 논의를 거듭하고 발사체 이름, 크기, 엔진 후보(RD-0162, RD-0164) 및 규격 등도 여러 차례 수정 및 변경의 과정을 거듭하였다[68-71].

러시아 Roscosmos에서 2020년 10월 현재 주력으로 사용하고 있는 케로신 연료 기반의 Soyuz 2를 대체할 메탄 연료의 Amur 발사체를 개발을 선언하고, 2026년 첫 발사를 목표로 Progress Rocket and Space Center와 계약을 체결하였다(Fig. 18, [1]). 이로 인해 케로신 연료를 활용한 소모성 발사체를 주력으로 사용하던 러시아도 SpaceX와 Blue Origin이 주도하고 ESA가 뒤따르고 있는 재사용발사체 개발 및 상업시장의 저비용 경쟁에 대응하기 위해 메탄 연료를 사용한재사용 발사체 개발에 본격적으로 착수하게 되었다.

AMUR 발사체는 2단형 발사체로서 1단의 100회 재사용을 위해 300회의 엔진작동 수명을 규격으로 설정하였으며, \$22M USD의 발사비용을 목표로 하고 있다. 발사체 구성은 1단에 100 tf 추력의 RD-0169A 엔진 5기, 2단에 110 tf 추력

Engine Name	HD4-A (baseline)	HD4-A-LT (large throat)	HD4-B-LT (large throat)	HD5
Test Years	2012	2012-2014	2013-2014	2012-2013
Thrust (lbf)	4,200	5,400	5,400	5,400+
Vehicle Test Starts	19	73	n/a	n/a
Vehicle Cum. Run Time (sec)	841	1,871	n/a	n/a
Vehicle Tests with Instability	0	17	n/a	n/a
SSC Test Starts	n/a	26	22	66
SSC Test Cum. Run Time (sec)	n/a	216	400	165
SSC Tests with Instability	n/a	11	0	22

Fig. 16 HDx engine test history[65].

의 RD-0169V 1기로 이루어지며, 공통격벽 추진제 탱크를 활용하고 기존 Soyuz 대비 절반 수준의 부품으로 개수를 줄이는 계획이다[1].

개발 목표인 RD-0169 엔진은 이전의 메탄연료 발사체 논의 과정에서 737 kN 추력으로 상단엔진으로 제안되었던 엔진의 개량형으로 추정되며, 기존에 3,300 kN의 대형 부스터 엔진(RD-0164)을 1단에 활용하려던 계획[72]을 폐기하고 발사체 재사용을 위해 엔진 5개를 1단에

배치하면서 RD-0169를 사용하는 것[73]으로 변경한 것으로 판단된다.

개발 목표인 1단 엔진 RD-0169A는 앞서 언급한 바와 같이 100 tf 정도의 지상추력을 가진 엔진으로 KBKhA에서 개발 중이며, 100회 재사용을 목표로 하는 발사체 운용에 맞춰서 300회 작동이 가능하여야 하는 개발 목표를 가지고 있다. 2단에 활용되는 RD-0169V 엔진은 챔버 4개로 구성된 엔진으로 110 tf의 진공추력을 가진다[1].

Engine	Designer	Application	Thrust(vac)-kN	Chamber Pressure-bar	Propellants	Isp-sec	Isp(sea level)-sec	Burn time-sec	Designed for	Status
RD-0120-CH	Kosberg		1578	172.5	Lox/LCH4	383			First Stages	Design concept 1990's
RD-0120M-CH	Kosberg		1720	186	Lox/LCH4	372			First Stages	Design concept 1990's
RD-0129	Kosberg				Lox/LCH4					Developed 1990's
RD-0234-CH	Kosberg		442	178	Lox/LCH4	343	310		Upper Stages	Developed 1998-
RD-0256-Methane	Kosberg		838	176	Lox/LCH4	353			Upper Stages	Design concept 1998-
RD-180	Glushko	Upper stage	19.6	118	Lox/LCH4	380.6		900	Upper Stages	Developed 1993-
RD-187	Glushko	upper stage	353	167	Lox/LCH4	379			Upper Stages	Design concept 1990's
RD-189	Glushko	Riksha-0 stage 1	167	147	Lox/LCH4	351	309		First Stages	Design concept 1990's
RD-183	Glushko	Riksha (-0, -1, -2) apogee stage	9.8	73.5	Lox/LCH4	380			Upper Stages	Developed 1998-
RD-184	Glushko	Riksha (-0, -1, -2) apogee stage		2	Lox/LCH4	322			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-185	Glushko	Riksha-0 stage 2	179	147	Lox/LCH4	378			Upper Stages	Developed 1998-
RD-190	Glushko	Riksha-0 stage 1	1000	147	Lox/LCH4	351	309		First Stages	Developed 1998-
RD-192	Glushko		2138	257	Lox/LCH4	358	330		Upper Stages	Developed 1998-
RD-192.2	Glushko		1942	196	Lox/LCH4	354	325		Upper Stages	Developed 1998-on
RD-192.3	Glushko		2089	245	Lox/LCH4	341	311		Upper Stages	Developed 1998-on
RD-192S	Glushko		2128	196	Lox/LCH4	371.5			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-011MD	Kosberg		245	54	Lox/LNG			20	Upper Stages	Developed 1994-on
RD-0132M	Kosberg	VozdushnyyStart stage 2	98		Lox/LNG				Upper Stages	Design concept 1998-
RD-0134	Kosberg	stage 1	2038		LNG	356	316.3		First Stages	Developed 1998-on
RD-0139	Kosberg	stage 1	2038		Lox/LNG	341	301.3		First Stages	Developed 1998-on
RD-0140	Kosberg	stage 2	2086		Lox/LNG	349	300		Upper Stages	Developed 1998-on
RD-0141	Kosberg	stage 1	2251		Lox/LNG	353	323		First Stages	Developed 1998-on
RD-0142	Kosberg	stage 2	2353		Lox/LNG	369			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-0143	Kosberg	VozdushnyyStart stage 2	343		Lox/LNG	372			Upper Stages	Design concept 1998-
RD-0143A	Kosberg	VozdushnyyStart stage 1	343		Lox/LNG	370			First Stages	Design concept 1998-
RD-0144	Kosberg	upper stage	147		LNG	374			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-0145	Kosberg	upper stage	147		Lox/LNG	374			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-0149	Kosberg	upper stage	49		Lox/LNG	370			Upper Stages	Developed 1998-on
RD-0229M	Kosberg	VozdushnyyStart stage 1	883		Lox/LNG				First Stages	Developed 1997
RD-182M	Glushko	VozdushnyyStart stage 1	882		Lox/LNG				First Stages	Developed 1998-
RD-58M LNG	Isayev	VozdushnyyStart stage 2	73.5		Lox/LNG				Upper Stages	Developed 1998-
RD-182	Glushko	Riksha (-1, -2) stage 1	902	172	LOX/Methane	353	316		First Stages	Developed 1994-

Fig. 17 Russian liquid rocket engine using methane or LNG for fuel in 1990s and 2000s[67].

Ракета на метановых двигателях "Амур". Концептуальная модель

Новая разработка придет на смену ракетам семейства "Союз-2".

Многоразовая ракетно-космическая система среднего класса

\$22 000 000
стоимость пусковой услуги

360 тонн
масса с топливом

Масса полезной нагрузки для выезда на орбиту

12,5 тонны
сплошной вариант 1-й ступени

10,5 тонны
многоразовый вариант 1-й ступени

Обтекатель
Полезная нагрузка
Радиальный блок "Фрегат"
Руль
Топливо Сжиженный метан
Окислитель Кислород
Посадочная штанга

Схема посадки первой ступени

- Отключение двигателей и отделение второй ступени
- Падение в атмосферу и торможение двигателями
- Выпуск посадочный штанг перед касанием земли
- Транспортировка ступени в цех для тестов

10 стартов
планируемая многоразовость первой ступени на первом этапе испытаний

© TASC, 2020. Источник: Роскосмос.

Fig. 18 Primary specifications and 1st stage recovery concept of AMUR launch vehicle[1].



Fig. 19 ANIBA and S5.86.1000-0 engine[66].

2.7 S5.86.1000-0 Engine

러시아 민간 영역에서 발사체를 개발하고 있는 Lin Industrial[16]은 주력으로 개발하고 있는 케로신 연료의 Taimyr와 Siberia 발사체 외에도 대략 90 kg 정도의 위성을 LEO에 올릴 수 있는 메탄 연료의 2단형 ANIBA 발사체를 제안하고 있고, 개발 중이다.

ANIBA 1단에 사용되는 S5.86.1000-0 엔진은 KBKhM에서 1994년에서 2010년까지 개발한 엔진으로 메탄을 연료로 사용하며, 주연소실 1개와 자세제어를 위한 4개 연소실로 구성되어 지상추력 8.95 tf, 지상 비추력 290 s, 진공 비추력 330 s 특성을 가진다. 2단 역시 메탄을 연료로 활용하며, 1단에 활용된 S5.86.1000-0 엔진의 자세제어용 엔진 1기를 적용하여 추력 0.51 tf, 비추력 350 s 특성을 가진다(Fig. 19, [66]).

Lin Industrial은 2단형 ANIBA 발사체 개발 결과에 따라서 기체 구성을 3단형으로 변경하고, 1단에 4기의 엔진을 배치하여 LEO에 700 kg의 페이로드를 투입할 수 있는 발사체 개발 계획도 가지고 있다.

2.8 Prometheus Engine

유럽 발사서비스 시장은 그동안 Ariane 5를 통해 유럽에서의 독자적인 발사 능력을 확보하고, 해외 발사서비스 시장의 50% 정도를 유지하였다. 후속으로 개발 중인 Ariane 6와 Vega 발사체를 활용하여 단기간의 경쟁력 확보 가능성은 있지만, 장기 전망으로 볼 때 현재 기술 및 비용으로는 경쟁력 유지가 힘들 것으로 예상된다[74].

이러한 위기의식에서 출발된 유럽 차세대 발사체 Ariane NEXT는 40년 이상 사용하여 최고의 관련 기술을 보유하고 있는 수소연료 시스템을 메탄으로 변경할 계획이며, 2015년부터 핵심 기술 중의 하나인 재사용 가능한 엔진 개발을 위해 PROMETHUS (Precursor Reusable Oxygen METHane cost Effective propUlsion System) 프로그램 진행 중이다(Fig. 20, [74,75]).

Prometheus 엔진은 메탄을 연료로 하는 가스 발생기 사이클 엔진으로 추력 100 tf, 비추력

326 s의 규격이며, 제작기술과 설계 등의 혁신을 통해서 비용을 낮추면서 신뢰도 높은 엔진을 개발하는 목표를 가지고 있다. 개발된 엔진 시체는 ESA의 FLPP(Future Launchers Preparatory



Fig. 20 Evolution plan of ariane launch vehicle and liquid rocket engine[74,75].



Fig. 21 Prometheus engine, additively manufactured engine components, and test for additively manufactured gas generator at P8 test bench at DLR[74].

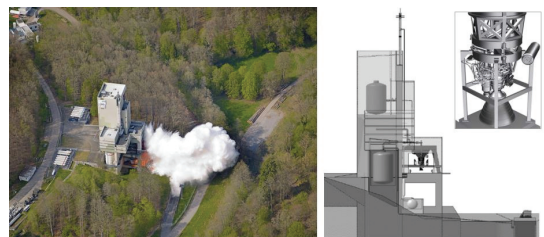


Fig. 22 P5 test bench in DLR and its modification concept for prometheus engine tests[76].

Programme)의 일부로 ArianeWorks에서 준비하고 있는 재사용 시연 발사체 Themis에 적용하여 비행 검증을 수행할 예정이며, Ariane 6 Evo 또는 Ariane Next에 적용되어 발사서비스를 수행할 계획이다[76].

2030년 발사목표인 Ariane NEXT 발사체는 현재의 25% 수준으로 발사비용을 낮추는 것을 목표로 하며, 이를 달성하기 위해서 Prometheus 엔진은 Vulcain 2.1엔진의 10% 수준으로 목표 가격을 설정하고 개발 진행 중이다.

현재 구성품에 대한 개발시험이 수행되고 있으며, 2020년 12월에 엔진 첫 시제(M1)용 연소기가 완성될 예정으로 2020년 말부터 M1 시제를 조립 시작하여 2021년에 엔진에 대한 연소시험을 수행할 계획이다. 엔진시험은 DLR P5 시험설비를 활용할 예정이며, 개발 중인 Vulcain 2.1과 병행 사용이 가능하도록 시험설비 및 저장탱크 등을 구성하고 있다(Fig. 22, [76]).

2.9 M10 Engine

이탈리아 AVIO는 고체모터에 기반한 Vega 발사체를 운영 중으로, 탑재 중량 증가와 임무 다각화 요구에 맞춰 개량을 추진하고 있다. 하지만 개발기간 문제로 인하여 3단 고체(Zefiro-9) / 4단 AVUM (Attitude and Vernier Upper Module)을 사용하는 Vega-C 운영과 3단/4단을 메탄 연료 추진기관으로 전환하는 Vega-E 개발을 병행하여 추진 중이다[77].

Vega-E 프로젝트는 Vega-C와 동일한 수준인 LEO 2.2톤급 투입성을 가지면서 비용 경쟁력 확보를 위한 상단에 메탄 연료의 M10 엔진을



Fig. 23 M10 engine development test[77-82].

개발하여 활용하는 것이며, 2024년 첫 발사를 목표로 구성품 및 엔진 개발을 진행 중이다.

M10 엔진은 러시아 RD-0146M 엔진을 기반으로 KBKhA와 2014년까지 공동 개발한 메탄엔진 LM10-LYRA를 유럽형으로 개량하는 것으로 엔진 시험과정에서 확인된 개선 사항들을 반영하여 개량하여 개발 중이다(Fig. 23, [78-80]).

M10 엔진은 메탄을 연료로 사용하는 전팽창식 사이클(full expander cycle) 엔진으로 추력 10 tf, 비추력 362 s 규격으로 산화제와 연료 펌프가 독립적으로 구성된다. 연소기 개발은 적층 제작을 최대한 활용하는 SMSP(Single Material Single Part)의 개념으로 개발 중이며[81], 2020년 3월 NASA Marshall Space Flight Center에서 실물형 연소기에 대한 연소시험을 성공적으로 수행하여 중요한 개발 단계를 달성하였다[82].

2020년 상반기에 이탈리아 Sardinia에 새롭게 구축되고 있는 시험설비(SPTF, Space Propulsion Test Facility)에서 M10 엔진 첫 시제(DM1) 시험을 수행할 계획[80]이었으나, 아직 설비 및 엔진 구성품 제작, 조립 등이 완료되지 않은 것으로 보인다.

2.10 ACE-42R Engine

유럽 ArianeGroup(이전 Astrium)은 미래발사 시스템에 대한 연구를 장기적인 관점에서 수행하기 위해 2007년부터 메탄엔진에 대한 핵심기







Turbopump	Gas Generator	Thrust Chamber
<ul style="list-style-type: none"> • 8 cycles • 8,900 s cumulated time 	<ul style="list-style-type: none"> • 98 cycles • 4,000 s cumulated time 	<ul style="list-style-type: none"> • 46 ignitions • 36 operation cycles
<p>A Lox/Methane reusable Turbo-Pump:</p> <p>2 MW power (turbine), 100 bar pressure-head 25% and 75% operation regime capability > 60 life-cycles</p> 	<p>A Lox/Methane reusable Gas-Generator</p> <p>> 2 MW power, down-rated regime tested (for throttability) > 60 life-cycles</p> 	<p>A Lox/Methane reusable Thrust Chamber</p> <p>30t thrust (sea level) 1m long > 30 life cycles</p> 
<p>900 mm</p> <p>HI</p> 	<p>Airbus DS / ASL</p> 	<p>03:30 +00:00:30</p> 

Fig. 24 Development test history of pathfinder demonstrator models for ACE-42R engine[17].

술 연구를 시작하였고, 2016년까지 핵심 구성품(가스발생기, 터보펌프, 연소기)의 실물형에 해당하는 PDM(Pathfinder Demonstrator Model)에 대한 시험을 완료하였다(Fig. 24, [17]).

개별 구성품 및 추진기관은 주 2~5회의 비행 을 목표로 높은 재사용성을 가진 우주비행기 개발을 목표로 하며, 기체는 사업 비즈니스 제트기 EMBRAER 135 regional jet을 기반으로 설계되었다(Fig. 25, [83]). 승객의 좌석 수를 줄여서 동체 부분에 추진기관을 배치하는 형태이며, 추진제 탱크는 480회 이상의 비행 수행을 가지도록 설계되어 엔진을 제외한 비행체는 2년 정도의 수명을 가질 것으로 예상된다.

추진기관에서 채택된 ACE-42R 엔진은 가스발생기 사이클을 가지며 420 kN의 추력과 343 s의 비추력 규격을 가진다. ACE-42R 엔진은 30회 이상 재사용을 목표로 하며, PDM 시험을 통해서 가스발생기와 연소기는 재사용 목표 수명을 달성 을 확인하였다. 터보펌프는 파워팩 시험 투입 계획으로 8회의 시험만 수행되었지만, 누적 작동 시간은 목표의 1.8배에 해당하는 시험이 수행되었다[17].

2.11 JAXA/IHI engine

일본 우주항공 개발 연구기구인 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)와 IHI는 상업위성 발사 분야에서 경쟁하기 위해 미국 United Launch Alliance(ULA), Lockheed Martin(LM) 및 일본 기업들과 Galaxy Express Corporation

이라는 벤처 기업을 2003년 설립하였다. 제안된 발사체(GX) ULA에서 공급하는 Atlas 발사체의 common core booster를 1단에 사용하고 JAXA /IHI에서 새롭게 개발하는 메탄 연료 추진기관을 2단에 활용하는 구성이다(Fig. 26, [84]).

2007년에 메탄을 연료로 사용한 2단에 대한 성공적인 시험이 보고되었으나, 전체적인 개발 비용 증가와 1단 엔진 수급에 대한 불확실성 등으로 2009년 계획이 취소되었다. 하지만, 일본이 주도한 메탄엔진 연구 분야는 일부의 반대에도 불구하고 소형 또는 중형 상업위성 발사 활용을 위해 지속하기로 결정되었다[85].

GX 프로젝트 취소에도 불구하고 유지시켰던 메탄 엔진 개발을 바탕으로 IHI에서는 2009년까지 삭마냉각 방식의 메탄엔진 LE-8 개발을 완료 하였으며, 고공 성능 확인을 위한 축소형 엔진과 성능 개량을 위한 재생냉각 엔진개발을 시작하여 100 kN 추력 엔진에 대한 지상연소시험을 수행하였다(Fig. 27, [86]).

개발된 삭마(ablative)형 엔진 LE-8는 107 kN 추력의 가스발생기 사이클 엔진으로 600초의 임

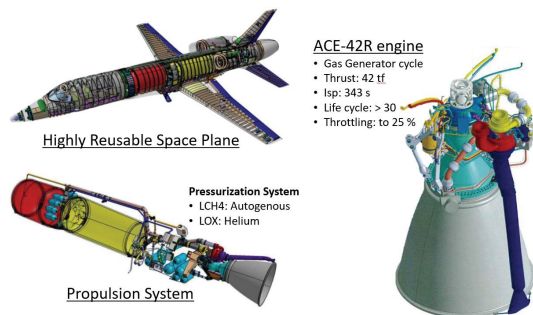


Fig. 25 ArianeGroup's space plane, propulsion system, and ACE-42R engine[83].



Fig. 26 Launch vehicle for galaxy express program[84].

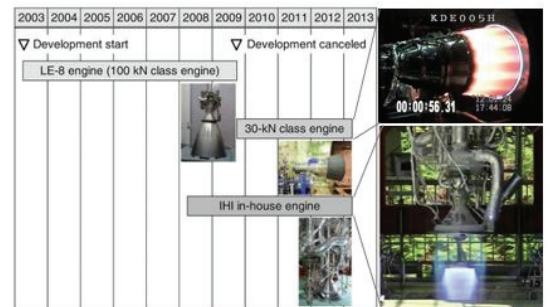


Fig. 27 Post GX project liquid methane engine development at JAXA and IHI[86].

무시간 시험과 누적 2,200초의 시험을 성공적으로 수행하였고, 비추력 315 s를 달성하였다. 고공조건 성능 검증을 위해 수행된 30 kN의 축소형 엔진은 가압식으로 시험을 수행하였고, 355 s의 비추력 성능을 달성하였다.

LE-8 엔진에 적용된 삭마냉각방식 보다 높은 성능을 얻기 위해 재생냉각 연소기로 설계를 변경하였으며, 가스발생기 사이클의 100 kN 메탄 엔진으로 누적 27회, 1,800초의 지상연소시험을 수행하여 356 s의 비추력을 달성하였다[86].

JAXA와 IHI는 그동안 진행되었던 메탄엔진 연구를 바탕으로 ArianeGroup의 ACE-42R 엔진 터보펌프 개발에 참여하기도 하였고[17], 2013년부터는 메탄엔진의 성능을 세계 최고 수준으로 끌어올리기 위한 전유량 팽창식 사이클(Full Expander Cycle) 엔진 연구를 진행하고 있다. 연구 개발은 축소형 개념인 30 kN 엔진을 대상으로 하고 있으며, 지상연소시험 결과를 바탕으로 고공에서 비추력 370 s 달성이 가능할 것으로 예측하였다(Fig. 28, [87]).

20년 이상의 연구개발 이력을 가진 일본의 메탄 엔진 기술은 2019년부터 JAXA에서 운영하고 있는 J-SPARC (JAXA Space Innovation through Partnership and Co-creation) 프로그램을 통해 일본 startup 기업에서 활용될 계획들이 만들어지고 있다[88].

첫 번째 기업은 에탄올 과학로켓 MOMO를 개발하여 발사하고 있는 Interstellar Technology Inc.[89]로서 후속 발사체인 ZERO는 500 km의 궤도에 100 kg 이하의 위성을 올리는 것을 목표

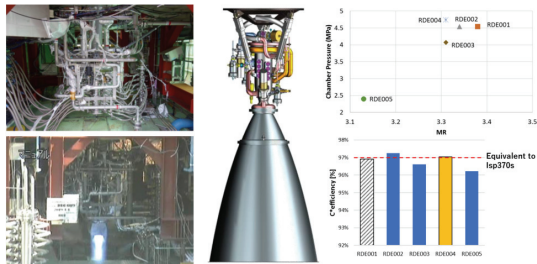


Fig. 28 Regeneratively cooled 30 kN methane test configuration and results[87].

로 하고 있다. 연료 취급 및 기술적인 이유로 에탄올을 연료로 사용하였으나 J-SPARC를 통한 JAXA의 기술지원으로 메탄으로 전환하여 성능 향상을 달성할 수 있게 되었다.

Interstellar Technology Inc.에서는 메탄의 장점을 충분히 활용한 핀틀 분사기의 엔진을 개발하고 있다. 축소형에 해당하는 30 kN 연소기를 활용하여 핀틀 분사기를 포함한 헤드의 특성 및 연소기 열전달 특성 평가를 수행하였으며, 60 kN의 연소기 시험을 수행하고 있는 중이다(Fig. 29, [90]).

메탄엔진 기술을 활용할 예정인 또 다른 민간 기업은 유인 우주비행을 목표로 2017년에 설립된 도쿄이과대학(東京理科大学) 벤처 기업 Space Walker로 날개가 달린 비행기 형태의 우주비행기(spaceplane)를 활용한 VTHL(Vertical Takeoff Horizontal Landing) 및 SSTO(Single Stage To Orbit)을 통해 저궤도 과학임무, 우주관광 및 화물수송 서비스를 목표로 한다(Fig. 30, [91]).

Space Walker와 IHI Aerospace는 2018년 8월 날개 있는 재사용 준궤도 우주수송 시스템 개발에 대한 상호 협력 협약을 체결하고[92], IHI에서 LNG 추진시스템 개발과 운영을 담당하는 것으로 역할을 구분하였다. 이 협약에 따라 LNG 엔진에 대한 기술지원을 받았고, 2020년 4월에 space plane에 IHI의 LNG 엔진을 개량하여 사

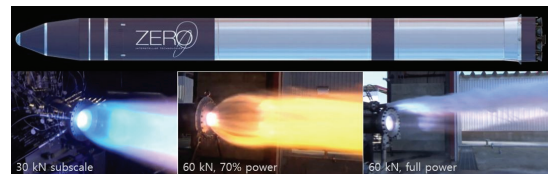


Fig. 29 Interstellar's ZERO launch vehicle rendering image and thrust chamber test[90].

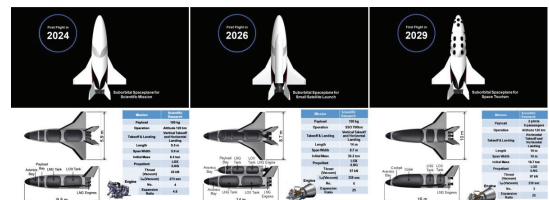


Fig. 30 Space Walker's space planes[91].

용하는 것으로 추가 계약을 체결하였다[93].

2.12 TQ-11 / TQ-12 engine

2015년 베이징에 위치한 칭화대학(清華大學)에 의해 설립된 중국 민간업체 LandSpace[12, 94]는 Blue Arrow Space Technology라고 알려지기도 한다. LandSpace는 2018년 장정 11호 고체 모터 기술을 기반으로 3단 발사체 Zhuque (주작, 朱雀)1호 (ZQ-1)를 활용하여 중국 민간업체 최초로 궤도에 위성 투입을 시도하였으나 3단 자세제어 문제로 성공하지 못하였으며[95], 고체모터 관련 공급 계약을 해지한 것으로 알려져 추가적인 ZQ-1 발사 계획은 없는 것으로 보인다[96].

후속 발사체 ZQ-2는 중국 민간 분야 최초로 메탄 연료를 사용하는 2단형 발사체로 2021년 발사를 목표로 하고 있으며, 4톤 페이로드를 LEO에 올릴 수 있는 성능을 가진 소모성 발사체이다. ZQ-2 발사체 1단에는 Tianque(天鵝, 천작) TQ-12 엔진 4개가 사용되며, 2단에는 TQ-12의 고공용 1개와 TQ-11가 결합된 형태로 사용될 예정이다(Fig. 31, [12]).

TQ-12은 추력 80 tf, 비추력 337 s 성능의 가스발생기 사이클 엔진이며, TQ-11는 1개 터보펌프와 4개 연소실 구성을 가진 추력 8.2 tf, 비추력 357 s 성능의 가스발생기 사이클 엔진으로 2단에서 버니어 및 자세제어 엔진으로 작동한다. 개발 중인 2 종류의 엔진은 현재까지 다양한 시험을 통해 성능 및 기능 검증은 수행하고 있다.

TQ-12는 2019년 10월 200초 연소시험 및 집벌 시험을 성공적으로 수행하였고, TQ-11은 2020년 6월 2,000초의 연소시험 및 ±25° 집벌시험을 완료하였다(Fig. 32, [95]).

LandSpace는 성공적인 ZQ-2 개발을 통해 상업 발사서비스를 2021년 시작할 계획이며, 1단 엔진 TQ-12 추력제어를 통해 1단을 수직착륙 시켜서 발사체를 재사용할 계획이다. 또한 ZQ-2를 3단형으로 개량하고 부스터를 추가하여 LEO에 32톤, GTO에 14톤의 페이로드를 투입할 계획도 수립하고 있다(Fig. 33, [97]).

2.13 JD-1 / JD-2 Engine

iSpace(星際榮耀, 성제영요, Beijing Interstella Glory Space Technology, [13])는 2016년 베이징에서 설립된 민간 발사서비스 기업이며, 2019년 6월 고체모터 4단으로 구성된 Hyperbola-1 발사체를 이용하여 중국 민간기업 최초로 인공위성을 궤도에 투입하는데 성공하였다[98].

2021년 상반기 시험비행을 목표로 하고 있는 Hyperbola-2 발사체는 전체길이 28 m, 1단 지름 3.35 m, 2단 지름 2.25 m, 이륙추력 106톤으로 1단은 재사용 가능한 형태로 설계되었다. 성능 향상과 재사용을 위해 메탄 연료를 사용하며, Focus one(Code Name: JD-1) 엔진을 1단 9기, 2

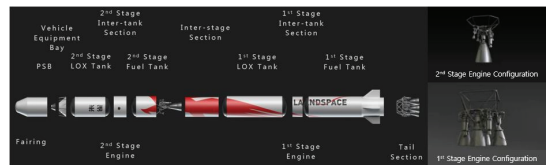


Fig. 31 Layout and engine configuration of ZQ-2 launcher vehicle[12].

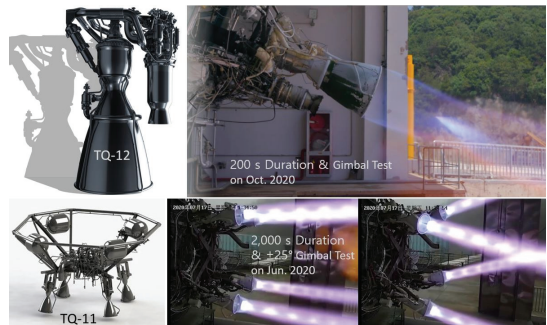


Fig. 32 Engines firing tests for ZQ-2 launcher[95].

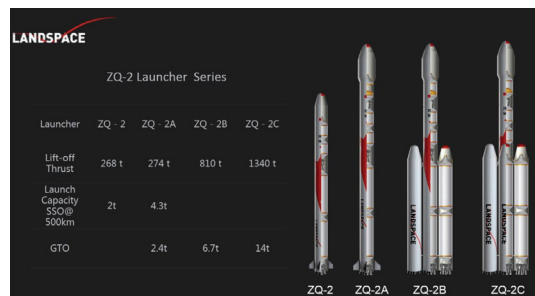


Fig. 33 LandSpace's rocket evolution plan[97].

단 1기 사용하는 구성으로 LEO에 페이로드 1.9 톤 투입하는 것을 목표로 한다(Fig. 34, [99]).

개발 중인 JD-1 엔진은 가스발생기 사이클 엔진이며, 추력 15 tf, 비추력 355 s의 성능으로 40% 까지 추력 조절이 가능하다. 2019년 6월 200초, 같은 해 12월 500초, 2020년 5월 재점화 시험 후 500초, 7월 추력조절 시험 등을 성공적

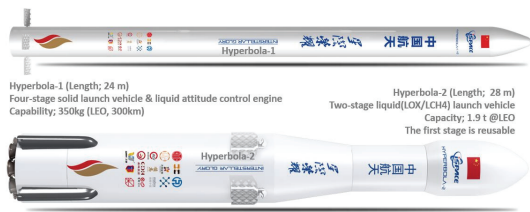


Fig. 34 iSpace's Hyperbola-1 and 2 launch vehicle [99].

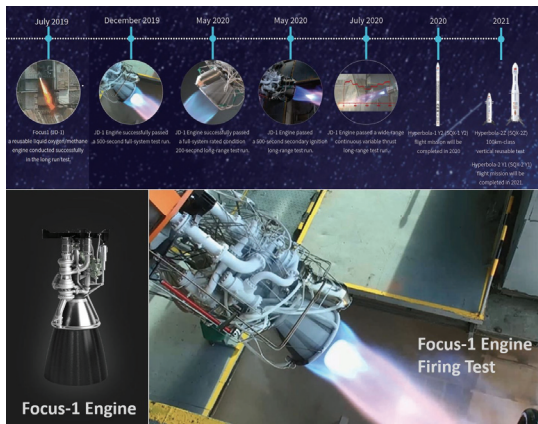


Fig. 35 JD-1 engine development time line[99].

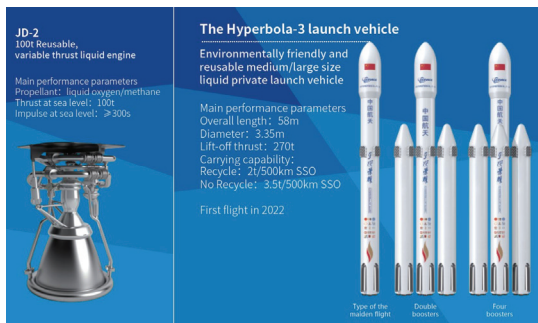


Fig. 36 iSpace's Hyperbola-3 launch vehicle and JD-2 engine[99].

으로 수행하였으며, 2020년 Hyperbola-1의 2차 발사와 2021년 재사용 시연을 위한 Hyperbola-2의 발사 및 2단형 발사체의 발사를 계획하고 있다(Fig. 35, [99]).

iSpace는 JD-1 개발 경험을 바탕으로 추력조절이 가능한 가스발생기 사이클 엔진으로 지상 추력 100 tf, 지상비추력 300 s의 성능을 가진 JD-2 엔진 개발을 계획하고 있다. JD-2 엔진에 성공하면 Hyperbola-3 발사체를 구성하고 수송능력을 증가시킬 계획이며, 1단을 부스터로 추가 장착하여 확장할 계획도 있다(Fig. 36, [99]).

2.14 India Engine

PSLV(Polar Satellite Launch Vehicle)와 GSLV(Geosynchronous Satellite Launch Vehicle)를 이용하여 자국 및 해외 위성 발사서비스를 수행하고 있는 인도 역시 메탄 엔진에 대한 연구를 진행하고 있으며, 기존 GSLV Mk II의 극저온 추진제 상단(CUS, Cryogenic Upper Stage)

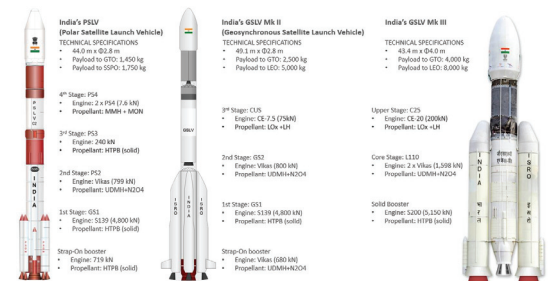


Fig. 37 India's launch vehicle line-up[3].

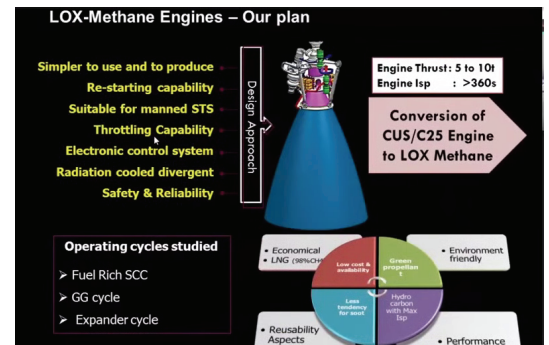


Fig. 38 India's methane engine developing plan[100].

추진기관에 사용되던 다단 수소 엔진(CE-7.5, 75 kN)을 메탄 엔진으로 대체하기 위한 기초연구와 3톤 메탄 전기펌프 사이클 엔진 기초연구를 ISRO 산하 기관인 LPSC에서 진행 중이다[3].

인도가 개발 목표로 하는 엔진에 대한 상세 정보는 알려진 사항이 거의 없으나 상단 엔진으로 고려하고 있는 대상은 10 tf 정도의 추력을 가진 것으로 예상된다.

메탄으로 추진제를 전환하는 것은 단기적으로 상단에 사용하는 수소 엔진을 대체하기 위한 목적도 있지만, 재사용, 성능, 친환경 및 경제성 등이 검토되는 내용을 참고하면(Fig. 38, [100]), 현재 활용 중인 PSLV와 GSLV 1단, 2단의 독성 추진제 조합(UDMH, Unsymmetrical Di-Methyl Hydrazin + N2O4)의 고추력 엔진을 대체하는 것도 장기 계획에서는 고려 대상인 것으로 판단할 수 있다.

3. 국내 메탄엔진 개발동향

3.1 10 tf Methane Engine / Chase-10

국내 메탄엔진 개발은 국방과학연구소 연구개발사업(연소연구장치의 개발)과 국가지정연구실 사업(액체로켓엔진 재생냉각 시스템 개발)으로 통해 1990년 중반부터 2000년대 중반까지 민간 기업 (주)로템 주관으로 수행되었다. 개발사업 수행은 러시아 MAI(Moscow Aviation Institute)와 KeRC(Keldysh Research Center)의 기술 협력을 통해서 추진되었으며, 추력 10 tf 가스발생기 사이클 메탄엔진에 대한 지상시험용 엔진을 구성하고 연소시험을 수행하였다(Fig. 39, [21-25]).

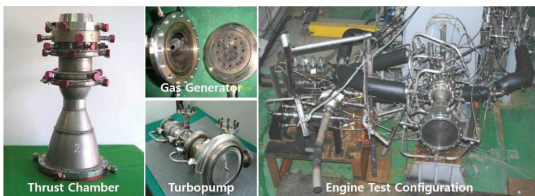


Fig. 39 Rotem's 10 tf methane engine component and test configuration[21-25].

로템에서 수행한 국가지정연구실 사업 이후로 후속 연구과제 및 기술사업화가 이루어지지 않았고, 2004년 설립된 민간 기업 C&Space가 이전 연구한 결과와 제작 기술을 활용하여 Chase-10의 이름으로 10 tf 메탄엔진 개발을 지속하였다.

C&Space는 Chase-10의 활용처를 우주 여행용 비행체로 설정하고 일본 HOPE 비행체를 바탕으로 하는 PROTEUS를 설계하였으며(Fig. 40, [101]), 엔진에 대한 지상 연소시험을 수행하였으며[26], 2009년 미국으로 이전하여 DARMA Technology Inc.[102]를 설립하고 관련 연구를 계속한 것으로 나타나지만, Chase-10 엔진에 대한 추가적인 시험결과 발표는 없었다.

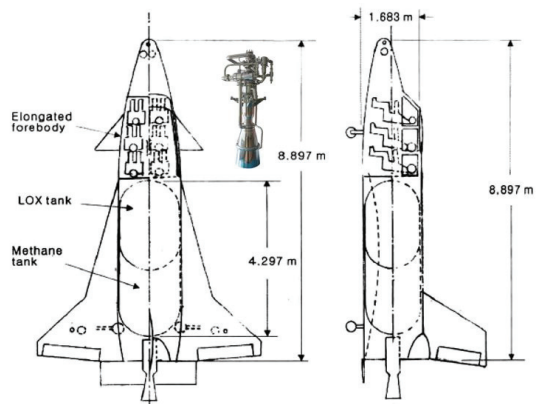


Fig. 40 Concept drawing of PROTEUS[101].

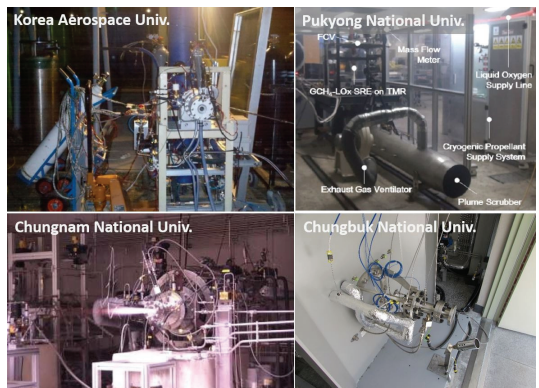


Fig. 41 Methane combustor test at universities.

3.2 국내 대학

국내 대학(한국항공대학교, 충남대학교, 부경대학교, 충북대학교 등)에서도 메탄 엔진과 관련된 연소시험이 간헐적으로 수행되었다. 수행된 시험의 대부분 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계되어 연구재단 지원을 받아 수행한 선도 연구센터 지원사업과 우주 기초 원천기술 개발사업의 지원을 받은 것이다.

대학에서 수행되고 있는 실험들은 기체메탄과 액체산소를 활용하여 분사기 종류, 혼합비 및 작동 압력 등의 변화에 따른 기본적인 메탄의 연소 특성 파악을 목적이다(Fig. 41, [28-32, 35, 36]).

차세대 우주추진 연구센터 사업이 종료됨에 따라 추가적인 연소시험이 활발하게 이루어지는 않을 것으로 전망되지만, 충북대학교에서 최근 관련 시험설비를 완성하고 연구를 지속하고 있는 것으로 파악된다.

3.3 국내 연구기관

국내 우주개발전문기관인 한국항공우주연구원

(Korea Aerospace Research Institute, KARI)의 미래발사체연구단(Future Launcher R&D Program Office)에서는 제3차 우주개발 진흥 기본계획(2018년)에 명시되어 있는 소형발사체 체계 사업('25~'30)을 대비하여 2020년부터 '2단형 소형발사체 선형기술 개발('20~ '23)'을 연구원 주요사업으로 수행 중이다.

해당 과제를 통해 소형발사체 시스템 설계와 엔진시스템 설계를 수행하고 있으며, 2단형 소형발사체 상단에 필요한 핵심 기술 연구를 수행 중이다. 소형발사체 시스템 구성에 대한 결정 과정을 객관적으로 수치화하기 위해 2020년 연구에서 다기준 의사결정 기법을 적용하고, 비용 산출에는 TRANSCOST를 적용하여 소형발사체 구성 및 상단 시스템에 비교를 수행하였으며 [103-105], 엔진 사이클에 따른 개발 난이도 및 안정성 대한 비교도 수행하였다[106]. 발사체 시스템 구성에 대한 수치화 과정에서는 소형발사체의 임무, 궤적, 비용, 접근성 및 미래활용성 등을 고려하였고, 엔진 시스템 구성에서는 Fig. 42의 항목들이 고려되었다.

연구에서는 한국형발사체개발사업(KSLV-II)을 통해 개발된 기술 확장을 포함하여 최근에 사용 제한이 해제된 고체모터를 활용하는 경우도 검토가 되었다. 액체 추진기관을 활용한 방식이나 고체를 이용한 3단형 발사체 구성에서도 상단 시스템에는 메탄을 이용한 액체 시스템 구성이 가장 적절하며, 엔진은 구성을 단순하게 하고 위험도를 낮춰서 신뢰도를 높이고 중량을 감소시킬 수 있는 팽창식 엔진이 적절하다는 결과가 도출되었다[103,105].

메탄엔진 개발과 관련하여 팽창식 엔진시스템에 대한 설계가 진행 중으로 추력 30 kN, 비추력 360 s의 규격이 제시되었다. 또한 저비용 달성을 위한 방안으로 적층제조와의 적극적인 활용을 검토하고 있으며, 시제품 제작을 통해 설계 및 제작성에 대한 검증은 수행하고 있다. 중량 저감을 위해 노즐 확장부는 Niobium 합금을 이용한 복사냉각 방식 적용을 검토하고 있다.

엔진 구성품 개발을 위해 축소형 메탄엔진 연소기 시험을 위한 시험장치를 구축하고 있다

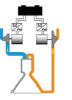


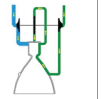
Cycle	E-pump	Turbopump Cycle		
		Gas Generator	Staged Combustion	Expander
Scheme				
Turbine Driving Force	Motor (battery)	Combustion Gas from Gas Generator	Combustion Gas from Pre-burner	Expanded Propellant from Thrust Chamber
Thrust	*	**	***	*
Specific Impulse	***	**	***	***
Simplicity	***	**	*	***
Weight	**	***	**	***
Safety	***	**	*	***
Develop. Basiness	***	**	*	**

Fig. 42 Comparison of engine cycles for a upper stage of small launch vehicles[106].



Fig. 43 Hot firing test equipment for methane engine thrust chamber installed in KARI[107].

(Fig. 43). 시험장치는 제작 완료되어 현재 연구원 내부에 설치되었고, 시제 제작 및 연소시험 이전에 시험장치의 기능 점검 및 작동 확인을 위한 시험들을 수행 중이다[107].

4. 발사체 및 엔진개발 방향에 대한 시사점

전 세계의 주요 발사체 개발 기관 및 다수의 민간 기업들이 발사체 제작 및 운용비용 절감, 심우주 수송 임무확장, 비독성 추진제 사용, 발사체 재사용 등의 다양한 이유로 차세대 발사체 연료로 메탄을 채택하고 있다. 이러한 추세는 오랜 기간 케로신 또는 수소를 이용하여 이미 높은 수준의 추진기관 및 발사체에 대한 신뢰도를 확보하고 공정이 확립된 기술 선도 기관에서도 피할 수 없는 흐름이 되고 있다.

또한 성능 고도화 및 수요 다양화가 진행 중인 소형위성의 수요 급증에 대비해야 하는 발사 서비스 시장 상황과 국내 안보 목적의 위성발사 수요 등을 고려할 때 소형발사체에 대한 개발요구도 급격히 높아지고 있다.

대형발사체를 통한 다중 위성 투입도 가능성이 있을 수 있으나 개별 위성의 발사 시기와 궤도 투입 정밀도 등을 고려하면 전용 또는 소수의 다중 위성을 투입할 수 있는 소형발사체의 경쟁력이 더 높게 평가되며, 이러한 시장을 선점하기 위한 많은 민간 기업의 출현이 나타나고 있다.

국내 발사체 개발을 주도하고 있는 한국항공우주연구원의 발사체 관련 인력들은 2021년 10월 발사를 목표로 하는 케로신 기반의 한국형발사체개발에 대부분의 역량을 집중하고 있으며, 관련 시험설비 등도 거기에 맞춰 구성되어 있다. 또한, 후속 사업에서도 동일한 방식의 추진기관을 사용하는 것으로 계획하고 있기 때문에 케로신 기반의 인프라는 계속 유지되어야 한다.

따라서, 현시점에서는 새로운 추진제로 구동되는 중대형 발사체 및 엔진 개발사업을 추진하는 것은 시기상조다. 그보다는 다가오는 우주수송 수요에 기반하여 국내 정부기관 및 민간의 소형 위성 수요에 대응하고 국내 우주 산업의 활성화

를 위해 우주부품의 궤도상 검증(In Orbit Demonstration, IOD)을 수행하며, 나아가서는 해외 발사서비스 시장에서 경쟁력을 가질 수 있는 소형발사체 구성이 필요하다.

이러한 요구조건에 부합하는 상단시스템 구성을 위해서 케로신보다 높은 엔진 성능을 발휘하고 수소보다는 개발 및 운용비용이 낮은 메탄을 연료로 선택하는 것이 적절하다. 국내 학계에서도 로켓 및 엔진, 연료 등에 동향 및 기술현황 분석 논문을 통해서 메탄이 차세대 발사체에 적합한 연료라는 것을 제시하고 있다[108-110].

그러므로 기존 개발된 케로신 엔진 및 추진기관 기술을 확장하여 1단으로 활용하고 2단에 필요한 저비용 및 고성능의 메탄 추진기관을 개발하여 위성 수요에 대응하는 소형발사체를 개발하는 것을 단기 목표로 설정할 필요가 있다. 이러한 단기 목표에 부합하는 발사체 기술개발 과정을 통해 메탄엔진에 대한 기술 성숙도를 높여서 중장기적으로 중대형 발사체에 적용 가능한 기술로 확장하고, 재사용 발사체에도 적용 가능한 기술로 고도화 시키는 것이 타당하다.

즉, 소형발사체에 필요한 상단 메탄엔진 개발을 통해 메탄을 연료로 사용하는 엔진개발을 착수하고, 한국형발사체 성능 고도화 사업을 통해 가스발생기 케로신 엔진 개발이 마무리하면 후속으로 대형 메탄엔진 개발을 착수할 수 있는 노하우와 타당성, 설비 여건도 마련될 것으로 예상된다.

국제적 발사체 및 엔진개발 흐름, 케로신 엔진에 집중되어 있는 연구인력과 시험설비 인프라 등의 국내 여건, 소형발사체 상단에 요구되는 높은 성능의 추진기관 등을 고려하면, 스페이스파이오니어사업 예비 타당성 심의 과정에서 제시되어 메탄 연료와 관련된 3개 항목을 제외시켰던 소형발사체 상단의 메탄 연료 사용에 대한 논란은 충분히 해소될 수 있는 사안으로 여겨진다.

또한, '29년 첫 발사가 예정된 소형발사체 체계사업의 성공적인 목표 달성과 우주수송 시장에서의 경쟁력을 빠르게 확보하기 위해서도 '25년 이전에 상단 메탄 엔진에 대한 선행개발 및 시험설비 확보가 절실하다.

5. 결 론

세계 발사체 개발 흐름을 조사하여 최근 발사 서비스 시장에서 중요하게 고려되고 있는 발사 경제성, 즉시성, 재사용성, 비독성 친환경 추진제 등의 조건이 고려되어 다수의 발사체 주요기관(국가)과 민간 업체들이 메탄을 연료로 사용하는 발사체를 개발하고 있는 것을 확인하였다.

국내에서 2000년대에 진행되었던 메탄 엔진 개발이 일본의 경우와는 달리 이어지지 못하여 기술 선점의 기회를 놓쳤고, 2021년에 시작되는 스페이스파이오니어사업에서 메탄 엔진 관련 부분이 누락됨으로써 다시 한번 더 개발이 지연되는 상황이 발생되었다.

국제적인 발사체 개발 흐름에서 최소한 현재의 기술격차 수준을 유지하고 수요가 급증하고 있는 소형발사체 개발을 성공적으로 수행하기 위해서 메탄 엔진 개발이 공론화되고, 계획이 만들어져서 사업으로 착수될 필요가 있다.

References

1. Безотказная, как автомат Калашникова. Роскосмос о метановой ракете "Амур" (<https://tass.ru/kosmos/9627165>), retrieved 6 Oct. 2020.
2. Elon Musk, "Making Humans a Multiplanetary Species," *Keynote Speech for Plenary Program at 67th International Astronautical Congress*, 2016.
3. ISRO is developing a methane-powered rocket engine (<https://www.thehindubusinessline.com/news/national/isro-is-developing-a-methane-powered-rocket-engine/article29483292.ece#>), retrieved 7 Oct. 2020.
4. Prometheus to power future launchers (https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Prometheus_to_power_future_launchers), retrieved 20 Oct. 2020.
5. "Lox/Methane Gap Assessment Report", *International Agency Working Group*, 25 Jan. 2016.
6. S. Cheng, "Progress in 30 kN LOx/Methane Expander Cycle Engine," *69th International Astronautical Congress*, ID-44075, 2018.
7. N. Zang, W. Wang, and J. Sun, "Demonstration of a 600 kN class LOx/Methane Rocket Engine," *63th International Astronautical Congress*, IAC-12, C4,1,3,x13537, 2012.
8. D. Zheng, "600 kN Reusable Lox/Methane Rocket Engine Research and Development," *69th International Astronautical Congress*, ID-45375, 2018.
9. <https://www.relativityspace.com>, retrieved 1 Oct. 2020
10. <http://masten.aero>, retrieved 1 Oct. 2020
11. <http://morpheuslander.jsc.nasa.gov>, retrieved 1 Oct. 2020
12. [landspace.com](https://www.landspace.com), retrieved 1 Oct. 2020
13. <http://www.i-space.com.cn>, retrieved 1 Oct. 2020
14. <https://linkspace.com.cn>, retrieved 1 Oct. 2020
15. D. Kajon, C. Boffa, M. Rudnykh, D. Drigo, L. Arione, N. Ierardo, and A. Sirbi, "Development of Liquid Oxygen and Methane M10 Rocket Engine for Vega-E Upper Stage," *8th European Conference for Aeronautics and Space Symposium*, EUCASS2019-315, 2019.
16. <https://spacelin.ru/>
17. J.-P. Dutheil and Y. Boue, "Highly Reusable LOx/LCH4 ACE Rocket Engine Designed for SpacePlane: Technical Maturation Progress via Key System Demonstrators Results," *7th European Conference for Aeronautics and Space Symposium*, EUCASS2017-552, 2017.
18. K. Kimoto, "Development and Test of the

- LOx/LNG Regenerative Cooling Rocket Engine," 63th International Aeronautical Congress, IAC-12,C4,1,15.p1,x14690, 2012.
19. T. Kato, D. Terakado, H. Nanri, T. Morito, I. Masuda, H. Asakawa, H. Sakaguchi, Y. Ishikawa, T. Inoue, S. Ishihara, and M. Sasaki, "Subscale Firing Test for Regenerative Cooling LOx/Methane Rocket Engine," 7th European Conference for Aeronautics and Space Symposium, EUCASS2017-381, 2017.
 20. <https://www.space-walker.co.jp/en/news/press-release/conclusion-of-basic-transaction-contract-with-ihl-corporation-2.html>, retrieved 18 Oct. 2020
 21. J.-H. Jang and P.-G. Han, "Study on Regenerative Cooling Characteristics for Rocket Engine using LNG as a propellant," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2002 KSPE Spring Conference, pp. 16-17, 2002.
 22. H.J. Kim, S.J. Yu, H.Y. Lim, and Y.C. Woo, "An experimental study on the liquid rocket engine combustion gas cooling," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2004 KSPE Spring Conference, pp. 198-204, 2004.
 23. P.-G. Han, S.-W. Lee, K.-H. Kim, and Y. Yoon, "Performance Analysis of the Experimental Liquid Rocket Engine using Liquefied Natural Gas as a Fuel," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2003 KSPE Spring Conference, pp. 266-269, 2003.
 24. P.-G. Han, H.-J. Namkoun, and K.-H. Kim, "Evaluation on the Characteristics of Liquefied Natural Gas as a Fuel of Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32, No. 3, pp. 66-73, 2004.
 25. D.-H. Kim, S.-W. Lee, and B.-I. Yu, "Development of Combustion Test Facility for Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 34, No. 2, pp. 106-111, 2006.
 26. K. Kim, "Development of 10ton Thrust Liquid Rocket Engine using LOX+LNG with Turbopump System called CHASE-10," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2006 KSPE Spring Conference, pp. 181-184, 2006.
 27. D. Shin, "Blue Whale 1: System Engineering and Integration Results for South Korean Micro Launcher," 70th International Aeronautical Congress, IAC-19,D2,7,5,x51225, 2019.
 28. M.C. Kim, Y.J. Kim, and J.S. Kim, "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH4/LOx Small Rocket Engine (Part I: A Preliminary Design and Test Apparatus)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-8, 2020.
 29. M.C. Kim, Y.J. Kim, and J.S. Kim, "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH4/LOx Small Rocket Engine (Part II: Steady State-mode Ground Hot-firing Test)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 1, pp. 9-16, 2020.
 30. S. Park, D. Hwang, K. Ahn, and Y. Yoon, "Flame Structure and Combustion Dynamic Characteristics of GCH4/GO2 in Bi-Swirl Coaxial Injectors," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 28-38, 2019.
 31. J.S. Jeon, J.H. Min, J.H. Jang, Y.S. Ko, and S.J. Kim, "Design and Experimental Verification of Uni-Injector Using Gas Methane and Lox as Propellants," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 37, No. 3, pp.

- 275-283, 2013.
32. K.-K Lee, S. Yang, S. Lee, and T.-S. Roh, "Optimal Design of Liquid Rocket Engine Using Methane-LOx Propellant," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2016 KSPE Fall Conference, pp. 39-41, 2016.
 33. C. Kim and W.R. Roh, "Cycle Analysis on a Methane-fueled Expander Rocket Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2019 KSPE Spring Conference, pp. 561-563, 2019.
 34. C. Kim, H. Lim, G. Cho, and W.R. Roh, "Cycle Analysis on a Methane-fueled Expander Rocket Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2019 KSPE Fall Conference, pp. 130, 2019.
 35. D. Hwang, C. Kang, J. Ahn, S. Lee, and K. Ahn, "Design and Construction of Combustion Test Facility for 1 kN Class Methane Rocket Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2020 KSPE Spring Conference, 2020.
 36. C. Kang, D. Hwang, J. Ahn, J. Lee, and K. Ahn "Preliminary Hot-firing Tests for 400 N Class Methane Engine Thrust Chamber," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2020 KSPE Spring Conference, 2020.
 37. <https://www.spacex.com/vehicles/starship>, retrieved 28 Oct. 2020.
 38. Elon Musk, "Becoming a Multiplanetary Species," *Keynote Speech for Plenary Program at 68th International Astronautical Congress*, 2017.
 39. SpaceX shares photo of gigantic Starship vacuum-optimized Raptor engine (<https://www.thesmanian.com/blogs/tesmanian-blog/raptor-vac>), retrieved 6 Mar. 2021.
 40. SpaceX completes first Test Firing of Raptor "Interplanetary Transport Engine" (<https://spaceflight101.com/spacex-complete-s-first-test-firing-of-raptor-interplanetary-transport-engine/>), retrieved 6 Mar. 2021.
 41. Starhopper successfully conducts debut Boca Chica Hop (<https://www.nasaspaceflight.com/2019/07/spacex-resume-starhopper-tests>), retrieved 28 Oct. 2020.
 42. SpaceX's Starhopper completes 150 meter test hop (<https://www.nasaspaceflight.com/2019/08/faa-spacexs-starhopper-hop>), retrieved 28 Oct. 2020.
 43. SpaceX clears big hurdle on next-gen Starship rocket program (<https://spaceflightnow.com/2020/08/05/spacex-clears-big-hurdle-on-next-gen-starship-rocket-program>), retrieved 28 Oct. 2020.
 44. Starship SN6 maiden hop complete - Super Heavy is coming (<https://www.nasaspaceflight.com/2020/09/starship-sn6-hop-super-heavy-coming>), retrieved 28 Oct. 2020.
 45. SpaceX fires up 3-engine Starship SN8 prototype ahead of epic test flight (<https://www.space.com/spacex-starship-sn8-prototype-static-fire>), retrieved 28 Oct. 2020.
 46. <https://www.blueorigin.com>, retrieved 28 Oct. 2020
 47. Jeff Bezos's Blue Origin Succeeds in Landing Spent Rocket Back on Earth (<https://www.wsj.com/articles/blue-origin-succeeds-in-vertically-landing-spent-rocket-back-at-texas-launch-site-1448372666>), retrieved 23 Oct. 2020.
 48. Blue Origin's New Shepard rocket acs record 7th launch, landing in test flight (<https://www.space.com/blue-origin-new-shepard-ns13-launch-success>), retrieved 23 Oct. 2020.
 49. <https://twitter.com/blueorigin/status/1157478525575684097>, retrieved 25 Oct. 2020.
 50. Jeff Bezos's Blue Origin to supply engines

- for national security space launches (https://www.washingtonpost.com/national/health-science/jeff-bezos-and-blue-origin-to-supply-engines-for-national-security-space-launches/2014/09/17/59f46eb2-3e7b-11e4-9587-5dafd96295f0_story.html), retrieved 30 Oct. 2020.
51. With turbopump issues “sorted out,” BE-4 rocket engine moves into production (<https://arstechnica.com/science/2020/10/ul-a-chief-says-the-be-4-rocket-engines-turbopump-issues-are-resolved/>), retrieved 18 Oct. 2020.
 52. Relativity Advanced Toward 2020 3D Printed Rocket Launch with New IP Expertise (<https://3dprintingindustry.com/news/relativity-advances-toward-2020-3d-printed-rocket-launch-with-new-ip-and-expertise-149178/>), retrieved 30 Oct. 2020.
 53. Relativity Terran 1 Payload User’s Guide Version 2.0, Aug. 2020.
 54. Relativity reaches deal to use Stennis test stand (<https://spacenews.com/relativity-reaches-deal-to-use-stennis-test-stand/>), retrieved.
 55. Relativity Space extends launch capabilities at Vandenberg Air Force Base, and more (<https://www.3dprintingmedia.network/relativity-space-launch-vandenberg-air-force-base/>), 26 Jun. 2020.
 56. Masten wins NASA lunar lander award (<https://spacenews.com/masten-wins-nasa-lunar-lander-award/>), retrieved 5 Oct. 2020.
 57. Three Teams To Develop Spaceplane Concepts for DARPA (<https://spacenews.com/41263three-teams-to-develop-spaceplane-concepts-for-darpa/>), retrieved 16 Oct. 2020.
 58. DARPA selects Boeing for spaceplane project (<https://spacenews.com/darpa-selects-boeing-for-spaceplane-project/>), retrieved 16 Oct. 2020.
 59. NASA Establishes New Public-Private Partnerships to Advance U.S. Commercial Space Capabilities (<https://www.nasa.gov/press-release/nasa-establishes-new-public-private-partnerships-to-advance-us-commercial-space>), retrieved 16 Oct. 2020.
 60. Maturing the M10A 25,000 lbf Liquid Oxygen/Methane Broadsword Engine (<https://techport.nasa.gov/view/94201>), retrieved 16 Oct. 2020.
 61. https://en.wikipedia.org/wiki/Project_Morpheus, retrieved 19 Oct. 2020
 62. <https://morpheuslander.jsc.nasa.gov/about/>, retrieved 19 Oct. 2020.
 63. J. C. Melcher and R. L. Morehead, “Combustion Stability Characteristics of the Project Morpheus Liquid Oxygen / Liquid Methane Main Engine,” *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA2014-3681, 28-30 Jul. 2014.
 64. M. Bedard, E. Meier, and W. Anderson, “Student Design/Build/Test of a Throttleable LOX-LCH₄ Thrust Chamber,” *65th International Aeronautical Congress*, IAC-14,C4,1,11,x22587, 2014.
 65. R. L. Morehead, “Project Morpheus Main Engine Development and Preliminary Flight Testing,” *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA2011-5927, 31 Jul. - 03. Aug. 2011.
 66. Ultralight rocket “Aniva” (<https://spacelin.ru/proekty/sverkhlegkaya-raketa-aniva>), retrieved 20 Oct. 2020.
 67. K. Ahn, “A Comparative Analysis of Liquid Rocket Engine for Upper Stage,” *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2018 KSPE Fall Conference, pp. 217-218, 2018.
 68. Russia’s new-generation rocket gets go ahead (<http://www.russianspaceweb.com/>

- soyuz5.html), retrieved 16 Oct. 2020.
69. Russian rocket with methane engine could be named Soyuz-7 (<https://ria.ru/science/20170718/1498685067.html>), retrieved 18 Oct. 2020.
 70. Completed the next stage in the creation of an oxygen-methane engine (<https://www.roscosmos.ru/28612>), retrieved 22 Oct. 2020.
 71. RD-0162 Engine (<http://www.engine.space/science/develop/dvigatel-rd-01627669/>), retrieved 19 Oct. 2020.
 72. [https://en.wikipedia.org/wiki/Soyuz-7_\(rocket_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Soyuz-7_(rocket_family))), retrieved 16 Oct. 2020.
 73. [https://en.wikipedia.org/wiki/Amur_\(launch_vehicle\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Amur_(launch_vehicle))), retrieved 19 Oct. 2020.
 74. P. Simontacchi, R. Blasi, E. Edeline, S. Sagnier, N. Ravier, A. Espinosa-Ramos, J. Breteau, and Ph. Altenhoefer, "PROMETHEUS: Precursor of New Low-Cost Rocket Engine Family," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS2019-743, 2019.
 75. A. Iannetti, N. Girard, D. Tchou-kien, D. Bonhomme, N. Ravier, E. Edeline, "PROMETHEUS, A LOX/LCH4 Reusable Rocket Engine," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS2017-537, 2017.
 76. ESA moves ahead on low-cost reusable rocket engine(https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/ESA_moves_ahead_on_low-cost_reusable_rocket_engine), retrieved 23 Oct. 2020.
 77. ESA pours \$107 million into Vega E and a reusable spaceplane (<https://spacenews.com/esa-pours-107-million-into-vega-e-and-a-reusable-spaceplane/>), retrieved 16 Oct. 2020.
 78. M. Rudnykh, S. Carapellese, D. Liuzzi, L. Arione, G. Caggiano, P. Bellomi, E. D'Aversa, R. Pellegrini, S. D. Lobov, A. A. Gurtovoy, and V. S. Rachuk, "Development of LM10-MIRA LOX/LNG expander cycle demonstrator engine," *Acta Astronautica*, Vol. 126, pp. 364-374, 2016.
 79. L. Daniele, R. Mikhail, D. Daniele, "Architecture Trade-off for the Vega-E Upper Stage LOX/CH4 Engine," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS2017-484, 2017.
 80. D. Kajon, D. Liuzzi, C. Boffa, M. Rudnykh, D. Drigo, L. Arione, N. Ierardo, A. Sirbi, "Development of the Liquid Oxygen and Methane M10 Rocket Engine for the Vega-E Upper Stage," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS2019-315, 2019.
 81. M. Rudnykh and D. Liuzzi, Design, "Development of Single Material Single Part regenerative combustion chamber," *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS2015-369, 2015.
 82. <https://www.avio.com/news-events/first-full-scale-m10-engine-test-firing-successfully-completed>, retrieved 30 Sep. 2020.
 83. Jean-Philippe Duthail, "Private Suborbital Human Space Flight & Rocket Propulsion Systems for Spaceplanes," (https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2019-07/2019-04-09-ehao-s1-ariane-group_0.pdf) 02 Apr. 2019.
 84. [https://en.wikipedia.org/wiki/GX_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/GX_(rocket))), retrieved 26 Oct. 2020.
 85. Japan scraps GX rocket development project (<https://web.archive.org/web/20140306095016/http://www.istockanalyst.com/article/viewiStockNews/articleid/3716870>), retrieved 26 Oct. 2020.
 86. Corporate Profile, IHI Aerospace Co. Ltd. (https://www.ihico.jp/var/ezwebin_site/storage/original/application/9c3600cdb7230e24

- 192054fd69036593.pdf)
87. S. Ukai, K. Sakaki, Y. Ishikawa, H. Sakaguchi, and S. Ishihara, "Component Tests of a LOx/Methane Full-Expander Cycle Rocket Engine: Injector and Regeneratively Cooled Combustion Chamber," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-223*, 2019.
 88. <https://aerospacebiz.jaxa.jp/solution/j-sparc>, retrieved 02 Nov. 2020.
 89. <http://www.istellartech.com/>, retrieved 27 Oct. 2020.
 90. Interstellar Technologies Inc. selects LNG as the propellant for microsatellite launch vehicle "ZERO" (http://www.istellartech.com/7hbywm/wp-content/uploads/2020/03/2003_zero_methane_release_EN.pdf), IST Press Release, 5 Mar. 2020, retrieved 26 Oct. 2020.
 91. <https://www.space-walker.co.jp/>, retrieved 26 Oct. 2020.
 92. MoU about Commercialization of Winged Reusable Suborbital Spaceplane with IHI / IHI Aerospace (<https://www.space-walker.co.jp/en/news/press-release/mou-about-commercialization-of-winged-reusable-suborbital-spaceplane-with-ih-ihi-aerospace.html>), retrieved 27 Oct. 2020.
 93. Conclusion of basic transaction contract with IHI Corporation (<https://www.space-walker.co.jp/news/press-release/20200430.html>), retrieved 27 Oct. 2020.
 94. <https://en.wikipedia.org/wiki/LandSpace>, retrieved 25 Oct. 2020
 95. LandSpace falls short of orbit in private Chinese launch attempt (<https://spaceflightnow.com/2018/10/28/landspace-falls-short-of-orbit-in-private-chinese-launch-attempt/>), retrieved 25 Oct. 2020.
 96. https://space.skyrocket.de/doc_lau/zhuque-1.htm, retrieved 25 Oct. 2020.
 97. China's Landspace raises \$175 million for Zhuque-2 launch vehicles (<https://spacenews.com/chinas-landspace-raises-175-million-for-zhuque-2-launch-vehicles/>), retrieved 25 Oct. 2020.
 98. Chinese iSpace achieves orbit with historic private sector launch (<https://spacenews.com/chinese-ispac-achieves-orbit-with-historic-private-sector-launch>), retrieved 2 Nov. 2020.
 99. Beijing Interstellar Glory Space Technology.pdf (<http://www.i-space.com.cn/statics/ispac/doc/Beijing%20Interstellar%20Glory%20Space%20Technology.pdf>), retrieved 1 Oct. 2020.
 100. https://twitter.com/strategic_front/status/1294174427001901056/photo/1, retrieved 2 Nov. 2020.
 101. C. Park and K.-H. Kim, "Conceptual Design of a Rocket-Powered Plane And Its Use For Space Tourism," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 6, No. 2, pp. 46-55, 2005.
 102. <https://www.darmatechnology.com>, retrieved 02 Nov. 2020.
 103. S.-H. Choi et al. "Comparison of Small Launch Vehicle Design Based on Multi-Criteria Decision Making Method," *Proceeding of 2020 Korea Society for Aeronautical & Space Science Fall Conference*, 2020.
 104. D. Seo et al. "Demand for Small Satellite and Staging and Trajectory Design of 500 kg-class Small Launch Vehicle," *Proceeding of 2020 Korea Society for Aeronautical & Space Science Fall Conference*, 2020.
 105. H. Jung, S.-H. Choi, and J. Yang, "The Life Cycle Cost Estimation of Small Launch Vehicle Development Alternatives by using TRANSCOST," *Proceeding of*

- 2020 Korea Society for Aeronautical & Space Science Fall Conference, 2020.
106. C. Kim, B. Lim, and K. Lee, "Comparative Analysis on Engine Cycles for a Upper Stage of Small Launch Vehicles," *Proceeding of 2020 Korea Society for Aeronautical & Space Science Fall Conference*, 2020.
107. J. Lee, B. Lim, S.-H. Im, C. Kim, K. Lee, and J. Park, "Design and Implementation of the Hot Firing Test Device for a Small-scale Methane Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2020 KSPE Fall Conference, 2020.
108. J. Kim, H. Jun, and J. Kim, "State of the Art in the Development of Methane/Oxygen Liquid-bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 6, pp. 120-130, 2013.
109. G. Jung, J. Bae, S. Jeong, C. H. Sohn, and Y. Yoon, "Development Trend of Perspective Methane Engines for Space Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 7, pp. 558-565, 2017.
110. J. Bae, J. Koo, and Y. Yoon, "Development Trend of Low Cost Space Launch Vehicle and Consideration of Next Generation Fuel," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 10, pp. 855-862, 2017.