

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(2), 139-155(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.139

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

## 전기펌프사이클 엔진 등 민간분야 우주발사체 신기술고찰

정승민, 김귀순, 오세종, 최정열\*

New Technologies of Space Launch Vehicles including  
Electric-Pump Cycle Engine

Seung-Min Jeong, Kui Soon Kim, Sejong Oh and Jeong-Yeol Choi\*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

## ABSTRACT

Present paper introduces the recent advances in space launch vehicle technologies. A brief survey is given for the space development programs in civil sector with their business model and key technologies. Advances in key technologies were reviewed in detail with more emphasis on the electric pump cycle engine for low cost high performance small launch vehicle, Electron, under development by Rocketlab Ltd., since their contributions would give good lessons for rocket scientists.

## 초 록

본 논문에서는 최근의 우주발사체 기술 발전에 대한 소개가 이루어질 것이다. 민간 분야에서의 우주개발 사업들의 사업 모델 및 핵심 기술에 대하여 간단한 정리하고, 핵심 기술의 발전 사항들에 대하여 좀 더 구체적으로 살펴볼 것이다. 특히 Rocketlab 사가 개발 중인 저가 고성능 경량 우주발사체 Electron 에 사용될 예정인 전기펌프 사이클 엔진에 대하여 좀 더 구체적으로 살펴보고, 이들이 로켓 과학자들에게 주는 시사점에 대하여 살펴볼 것이다.

**Key Words** : Space Launch Vehicle(우주발사체), New Technologies(신기술), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Electric-Pump Cycle(전기펌프 사이클)

## 1. 서론: 민간주도 우주개발 프로그램

지난 수년간 우주 개발에 민간 참여가 확대되면서, 기존의 국가주도 우주개발 과정에서는 볼 수 없었던 새로운 아이디어의 사업모델 및 신기술이 다수 도입되고 있다.

대표적인 예로써, 미항공우주국은 국제우주정

거장의 승무원과 화물, 보급품 운송에 민간기업 참여 확대를 위한 상업용 궤도 운송 서비스(COTS, Commercial Orbital Transportation Services) 및 상업용 재보급 서비스(CRS, Commercial Resupply Services) 등 민간참여 프로그램을 진행하여 현재 SpaceX사와 Orbital Science사가 프로그램에 선정되어 미션을 수행하

† Received : October 26, 2015    Revised : January 11, 2016    Accepted : January 14, 2016

\* Corresponding author, E-mail : aechoi@pusan.ac.kr

고 있다.

또한, 민간 상업 우주여행 분야에서는 세계 최초의 우주여행사를 표방하고 있는 Virgin Galactic사가 우주여행 상품을 판매하고 있으며, 이를 위한 우주공항(Space Port) 등의 기반확충 등도 함께 진행하고 있다[1].

전통적인 발사체 분야에서는 SpaceX사로 대표되는 민간분야의 역할이 두드러진다[2]. SpaceX사는 기술 혁신과 제작공정 자동화를 통하여 높은 신뢰도 및 가격 경쟁력을 확보하여 국제우주정거장 화물 운송과 같은 미국 정부 수요 및 민간 발사체 시장에서 상당한 점유율을 확보해 나가고 있다. 최근에는 뉴질랜드의 벤처 기업인 Rocketlab사에서 전기펌프<sup>1)</sup> 사이클을 이용한 저가 소형 위성 발사체의 연내 발사를 공언하였다.

민간업체의 발사체 분야 기술경쟁은 비용절감을 위한 TSTO 발사체(Two-Stage-To-orbit) 및 재사용 발사체, 새로운 엔진의 개발에서 이루어지고 있다. SpaceX사와 Rocketlab사의 발사체 모두 TSTO이며, 특히 SpaceX사를 비롯한 몇몇 민간업체들은 재사용 발사체 및 우주선 모듈 개발을 진행 중이다.

본문에서는 현재 진행되고 있는 다양한 많은 민간 부분의 발사체 기술 개발 동향에 대하여 살펴보고 있으며, 특히 Rocketlab사의 전기펌프 사이클 엔진을 중심으로 최근 우주발사체 개발에 적용되고 있는 신기술들에 대하여 살펴보고 앞으로의 발전 방향에 대하여 논의하고자 한다.

## II. 우주발사체 신기술 고찰

### 2.1 발사체 기술발전 방향

발사체 성능향상의 기본적인 방향은 Newton 역학 원리를 적용하여 간단히 유도되는 Tsiolkovsky의 로켓 방정식에서 직관적으로 알 수 있다. 즉, 발사체 속도증분,  $\Delta V$ 는 배기속도,  $v_e$ 와 최종질량,  $M_e$ 과 초기질량,  $M_i$ 의 로그함수의 곱으로 나타난다.

$$\Delta V = v_e \ln \frac{M_e}{M_i} \quad (1)$$

배기속도와 비례하는 기본 추진 성능 지표인

1) Rocketlab사는 전기터보펌프(Electric Turbopump)라는 용어를 사용하였으나, 일반의 이해를 돕기 위한 것으로 생각되며, 터빈 구동이 없으므로 기술적으로는 전기펌프(Electric Pump)가 적합한 용어로 여겨진다.

비추력은, 화학로켓의 경우 추진제 선택과 연소 압력에 의하여 결정되며 한계가 명확한 연소 온도의 함수로써, 성능 향상을 위하여 취할 수 있는 선택 범위가 제한된다. 따라서 고압 연소 및 이를 위한 엔진 사이클 구성요소 기술연구를 통한 탱크, 엔진, 공급계 등의 경량화에 의한 질량비 향상 연구가 주된 방향이었다.

하지만 21세기 초부터 많은 민간업체들이 급격히 커지는 우주발사체 서비스시장에 뛰어들기 시작하며 단순 성능향상 이외에도 비용절감을 위한 재사용 발사체 기술이 대두되고 있다. 재사용 발사체 기술은 발사체제어, 추력제어, 착륙장치 등의 추가적인 시스템으로 인한 질량비 악화가 수반되지만, 상당한 발사비용의 절감이 예상되는바, 많은 기업에서 다양한 방식으로 기술개발이 이루어지고 있다. 또한 스크램제트 엔진 기반의 극초음속 추진 기관 연구와 더불어 공기흡입 추진기관과 로켓 엔진을 결합한 재사용 공기흡입 로켓엔진(Air-Breathing Rocket Engine)도 민간 회사에 의하여 시도되고 있다.

### 2.2 Orbital ATK사의 고성능 액체엔진 발사체

NASA의 상업용 궤도 운송 서비스와 재보급 서비스에 선정된 Orbital Science사는 발사체 및 추진기관 제작 경험이 풍부한 ATK(Alliant Techsystems Inc.)사와 합작으로 Antares 발사체를 이용하여 미션수행을 시작하였다. 2013년 첫 미션부터 2014년 네 번째 미션까지 1단에 2기의 액체엔진, 2단에 1기의 고체엔진을 장착한 Antares 100시리즈를 사용하였다.

1단에 사용된 AJ26-62엔진은 1960년대 소련에서 개발 중단된 달 탐사용 발사체 N-1의 NK-15 엔진의 후속, NK-33엔진에 집벌 시스템과 추력편향장치를 개량한 액체추진엔진[4]으로 연소실



Fig. 1. AJ26-62, 1st stage engine of Antares[3]

**Table 1. Specification of Antares 130**

Version	Antares 130
Stage 1	2 * AJ26-62
Stage 2	2 * Castor 30A/B
Max height (m)	41.9
Diameter (m)	3.9
Initial Mass (kg)	240,000
Payload to LEO (kg)	6,120

**Table 2. Antares100, 200 series engine specification**

Engine	AJ26-62	RD-180	Castor30B
Thrust(vac.) (kN)	1,680	4150	293.4 (Avg)
Thrust(SL) (kN)	1,510	3830	
Fuel	RP-1 /LO <sub>x</sub>	RP-1 /LO <sub>x</sub>	TP-H8299 /aluminum
Specific Impulse (vac.) (s)	331	338	.
Specific Impulse (SL) (s)	297	311	
Thrust - to - wight ratio	137	78.44	

압력 14.83 MPa, 추력 3,265 kN, 연소 시간은 230 s 이다.

LO<sub>x</sub>/kerosene 기반의 NK-33 엔진은 예연소실에서 산화제 과잉 상태로 예연소된 가스 상태의 추진제로 터빈을 돌리고, 이를 주 연소실에서 다시 연소하는 다단연소사이클(Staged combustion cycle)을 도입하여 엔진의 연소 압력과 비추력을 크게 높였다. NK-333 엔진은 SpaceX사의 Merlin 1D엔진이 개발되기 전까지 추력대 중량비(Thrust-to-weight ratio)가 137로 가장 높은 엔진이었으며, 개발된지 40년 이상이 지났지만 여전히 최고의 기술 수준을 가지는 엔진으로 여겨진다.

하지만 2014년 10월 28일 Antares130 발사체가 연소시작 6 초만에 폭발하였고 이 사고의 원인이 터보펌프의 치명적인 결함으로 밝혀짐에 따라 Orbital Science사는 신뢰도 향상을 위해 Antares100 발사체 시리즈를 퇴역시키고[5] 2016년 미션 재시작을 목표로 Antares200 발사체를 개발 중이다. 이에 따라 모든 미션은 2016년 이후로 연기되었다. 또한 이 사건을 계기로 2015년 2월 Orbital Science사와 ATK사가 합병하여 Orbital ATK을 설립하였다.

Antares200 발사체는 1단에 나로호 1단 엔진 RD-191의 개발업체인 러시아 Energomash사의

LO<sub>x</sub>/RP-1 기반의 RD-180엔진을 2기 장착하였다. RD-180 엔진은 2개의 연소실과 2개의 노즐로 구성된 엔진으로 추력은 3,700 kN, 연소시간은 230 s이다.

RD-180엔진은 소련의 우주왕복선 Buran의 strap-on booster에 쓰일 목적으로 개발된 4개의 연소실과 노즐을 가진 RD-170엔진의 변형 모델이다. RD-170엔진은 해수면 기준 추력 7.887 MN, 비추력 309 s, 연소실압력 245 bar로 현존하는 엔진 중 가장 큰 추력을 가지고 있다. RD-170엔진 연소실을 2개로 줄인 RD-180이 개발된 후 미국과 러시아 정부의 합의하에 2000년 Lockheed Martin사가 수입하여 AtlasIII 발사체의 1단에 처음 사용되었다. AtlasIII 발사체의 성공적인 미션 수행 후 Altas V 발사체까지 사용되고 있다.

Antares200시리즈 역시 Antares100시리즈와 동일하게 선택적으로 3단을 추가하여 운용할 수



**Fig. 2. RD-180 engine and Atlas V[6]**

**Table 3. Antares, Versions and Performance**

Ver sion	Configuration			Performance (kg)			
	Stage1	Stage 2	Stage 3	LEO	SSO	GTO	Interplanetary
110	AJ26-62	Castor 30A	.	.	.	.	.
120	AJ26-62	Castor 30B	.	4,600	1,500	.	.
121	AJ26-62	Castor 30B	BTS	4,750	2,900	.	.
122	AJ26-62	Castor 30B	Star 48BV	.	.	.	900
130	AJ26-62	Castor XL	.	5,100	.	.	.
131	AJ26-62	Castor XL	BTS	5,600	3,600	.	.
132	AJ26-62	Castor XL	Star 48BV	.	.	1,800	1,100

있게 개발되고 있다. Table 3에 나타나있듯이 Anates100시리즈의 경우 3단에 1982년부터 운용된 고체엔진 Star48엔진에 추력편향장치가 추가된 Star48BV나 GEOSTAR satellite bus가 개량된 BTS(Bi-Propellant Third Stage)중에 한가지를 추가하여 운용하였다. 이처럼, Antares100시리즈는 인공위성의 크기, 고도변화에 따른 다양한 시장의 수요를 충족시키기 위하여 다양한 버전으로 발사체를 개량시켜왔다.

### 2.3 SpaceX사의 Merlin 엔진

2002년 CEO Elon Musk와 로켓공학자 Tom Mueller 등 10명으로 시작한 SpaceX사는 현재 추력발사체로 Merlin엔진을 기반으로 한 2단 액체추진발사체 Falcon9 v1.1를 운용하고 있다.

SpaceX사는 기존의 대추력이고 안정적이지만 복잡하여 많은 제작비용이 발생하는 기존의 연소기 설계의 틀에서 벗어나, 추력이 크진 않지만 혁신적인 기술, 자동화 생산공정 도입을 바탕으로 효율의 극대화를 꾀한 엔진설계를 시도하였다. 또한 미국내의 다른 발사체 제조 업체인 ULA(United Launch Alliance), Orital ATK사의 추력발사체들은 엔진을 러시아에서 수입하여 사용하는 반면, SpaceX사는 엔진의 모든 부품을 자국내 생산, 주문을 하고 있다. 이런 제작과정의 자동화, 혁신적인 공정으로 SpaceX사는 연료탱크의 경량화를 통한 높은 질량비 달성을 지향하였다. 현재 SpaceX사의 추력발사체로 운용되고 있는 Falcon9 v1.1의 경우 연료, 산화제 탱크가 초경량 알루미늄-리튬 합금을 기반으로 제작되었다. 연료, 산화제 탱크 구조물의 접합공법에는 1991년 영국에서 개발되어 현재까지 많은 발사체에 쓰인 마찰교반용접법(FSW, Friction Stir Welding)방식[7]을 SpaceX사 자체적으로 개량한 방식을 이용하였고, TSTO를 달성한 구조 경량화의 대표적인 사례로 여겨진다. 발사체의 효율 측면에서 전체 시스템의 질량비 달성만큼 추진계통의 효율 또한 중요한 요소이다. Falcon9 v1.1의 각 단에 장착된 LOX/RP-1 기반의 Merlin 1D엔진은 추력 대 중량비가 150이 넘어

Table 4. Merlin 1C, 1D engine specification

Thrust - to - Weight Ratio	155:1
Combustion Pressure (MPa)	9.7
Thrust (kN)	730', 801''
Specific impulse (s)	282', 311''

\*Sea level, \*\*Vacuum



Fig. 3. SpaceX's circumferential Friction Stir Welding(FSW) machine[8]



Fig. 4. SpaceX's Merlin Engine[9]

현존하는 로켓엔진중 가장 큰 추력 대 중량비를 가지고 있다.

이를 가능하게 하는 요인 중 핵심이라 꼽히는 기술은 핀틀(pintle) 분사기이다. 핀틀 분사기는 제트추진연구소(JPL, Jet Propulsion Laboratory)에서 1950년대 개발되어 TRW사가 아폴로 프로그램의 달 착륙선의 하강모듈(LMDE, Lunar Module Descent Engine)제작에 사용하였다. SpaceX의 로켓공학자 Tom Mueller는 TRW사 재직당시 저가형 핀틀 엔진(LCPE, Low Cost Pintle Engine) TR-106 개발의 수석 엔지니어였고, 이 경험으로 Merlin엔진 시리즈의 핀틀 분사기를 성공적으로 개발 할 수 있었다.



Fig. 5. LMDE, Lunar Module Descent Engine's pintle injector[10]



Fig. 6. Photographs of Pintle injector Water Flow[12]

핀틀 분사기는 한 개의 큰 원기둥이 코어를 감싸는 형태의 분무노즐이 있는 형태로 기존의 수십, 수백개의 분무노즐로 구성된 총돌, 동축형 분사기보다 구조적으로 단순하여 제작단가를 상당히 낮출 수 있는 장점이 있다. TRW사는 핀틀엔진을 연구한 논문에서 기존 인젝터를 이용한 엔진대비 제작단가를 75% 정도 줄일 수 있으며 또한 지상 시험이나 비행시험에서 한 번도 연소불안정을 일으킨 적이 없다고 보고되었다[11].

핀틀 분사기의 성공적 개발로 인해 Falcon발사체의 Merlin엔진은 자동적인 연료유막냉각 및 넓은 범위에서 추력 조절(deep throttling)이 가능하며 연소실의 효율저하 없이 안정된 고압연소가 가능한 기술혁신의 사례로 평가받는다.

현재 Merlin 1C 엔진을 이용한 Falcon 9 발사체의 초기 모델 v1.0을 2010년 퇴역시키고 Merlin 1C 엔진을 개량한 Merlin 1D 엔진을 이용함으로써 추력을 60% 나 증가시킨 Falcon 9 v1.1을 운용 중에 있다.

Table 5. Compare Falcon 9 v1.0 and v1.1

Version	v1.0	v1.1
Stage 1	9×Merlin 1C	9×Merlin 1D
Stage 2	1×Merlin 1C vaccum	1×Merlin 1D vaccum
Max height (m)	53	68.4
Diameter (m)	3.6	3.7
Initial Thrust (kN)	3,807	5,885
Take off mass (tonnes)	318	506
Payload to LEO (kg)	8,500 – 9,000	13,150
Payload to GTO (kg)	3,400	4,850

### 2.4 3D 프린팅 로켓 엔진 제작기술

아울러, SpaceX사는 Falcon 9 시리즈 로켓의 상단에 실려 화물과 우주선을 운송하는 무인화물선 Dragon을 개발, 2010년 미션을 성공적으로 수행하였으며, 후속버전인 7인승 유인우주선 Crew Dragon을 2016년 첫 발사를 목표로 현재 비상 탈출 로켓 시험(Pad abort test)을 수행중에 있다[13].

Crew Dragon은 측면부에 8기의 SuperDraco엔진을 장착하였다. SuperDraco 엔진은 NTO/MMH 기반의 집축점화 액체추진엔진으로 Dragon에 장착된 이전 버전 Draco엔진보다 매우 향상된 73 kN의 추력을 가지고 있다. 완전한 재사용을 목표로 설계된 이 엔진은 점화부터 최대 추력까지 100 ms가 걸리며 비상상황시 일부 엔진이 오작동 하더라도 다른 엔진이 가동하게 설계하여 미션의 성공률을 높였다[15].

Dragon의 Draco엔진은 궤도상에 자세제어나



Fig. 7. Crew Dragon pad abort test[14]



Fig. 8. Super Draco engine[16]



Fig. 9. Super Draco engine in EOS 3D printer[17]

재진입시 보조하는 제한적 범위에서 사용되었던 반면, Crew Dragon의 SuperDraco엔진은 큰 추력과 넓은 범위 추력 조절 및 제어가 가능하여 예정된 지점에 정확한 착륙이 가능하다. 따라서 Crew Dragon은 지구상 어느 지점에도 안정적으로 착륙할 수 있으며, 추후 계획중인 SpaceX의 화성 탐사 우주선 Red Dragon에도 사용될 계획이다. 안정적이며 목표지점의 정확한 착륙이 중요한 요소였음을 이전의 미션으로 알 수 있듯, SuperDraco엔진은 앞으로 화성탐사미션 수행에 큰 영향을 미칠 것으로 보인다.

또한 Super Draco엔진은 EOS 3D printer를 이용해 제작된 최초의 로켓엔진이다. 내식성과 기계적 성질이 높은 인코넬 금속 파우더를 레이저로 소결하는 DMLS (Direct Metal Laser

Sintering) 공정을 채택하여 고온 상태에서 연소실의 압력이 6,900 kPa 까지 견디게 제작되었다. SpaceX사는 Superdraco엔진 전체를 3D 프린터로 제작함으로써 기획부터 제품화까지 소요시간을 상당히 줄여 기술혁신의 사례로 평가받음과 동시에, 향후 이와 같은 우주캡슐을 이용한 우주 탐사 및 우주여행과 같은 프로그램의 비용을 상당히 낮춰줄 것이라 기대된다.

2.5 메탄엔진

액체 로켓 연료로 많이 사용되는 액화수소(LH<sub>2</sub>)는 비중(specific gravity) 0.07, 끓는점(boiling point) -252.9로써, 18 K기준 밀도가 73.145 kg/m<sup>3</sup>로 연료탱크의 부피가 커지고 저장성이 떨어지지만 연소 생성물의 분자량이 작아 비추력이 매우 크다. 케로신(kerosene)의 경우 비추력은 액화메탄(Liquid Methane, LCH<sub>4</sub>)보다 다소 작지만 상온저장성과 비중이 0.820로 LCH<sub>4</sub>에 2배에 달한다는 장점을 가지고 있어 1단 추진제로 널리 선호된다. 비중(specific gravity) 0.466, 끓는점(boiling point) -161.6 K인 액화메탄(Liquid Methane, LCH<sub>4</sub>)은 그간 LH<sub>2</sub>와 케로신 사이의 애매한 저장성 및 성능으로 인하여 발사체에 적용되지 않았으며, 접촉점화식 추진제(hypergolic propellant)와도 비교하여 점화기가 필요하다는 단점으로 저온의 온도분포를 보이는 심우주나 행성간 탐사에도 거의 이용되지 않았다.

하지만 최근들어 발사체시장의 점유율 확보를 위해 발사비용의 경제적, 무독성의 환경적 이슈

Table 6. Theoretical Performance of rocket propellant[18]

Combustion with LO <sub>x</sub>	RP-1	Methane
sea level, optimum expansion, chamber pressure 6.89 Mpa		
Max Isp (s)	300.1	309.6
Mixture ratio	2.58	3.21
Chamber temperature (K)	3676	3533
bulk density (kg/m <sup>3</sup> )	1030	820
characteristic velocity (m/s)	1799	1857
vacuum expansion, ε=40, chamber pressure 6.89 Mpa		
Max Isp (s)	358.2	368.9
Mixture ratio	2.77	3.45
Chamber temperature (K)	3701	3563
bulk density (kg/m <sup>3</sup> )	1030	830
characteristic velocity (m/s)	1783	1838

Table 7. Comparison of rocket propellant[20]

Propellant	Isp	Energy Density	ISRU*	Toxicity	Prop Cost (\$/kg)
Hydrazine	240	241	No	Yes	\$\$\$\$
NTO/MMH	323	388	No	Yes	\$\$\$\$
LO <sub>2</sub> /LCH <sub>4</sub>	364	293	Yes	Non-Toxic	\$
LO <sub>2</sub> /LH <sub>2</sub>	455	164	Yes	Non-Toxic	\$\$

가 대두되면서 여러 민간업체를 중심으로 LO<sub>2</sub>/LCH<sub>4</sub>를 기반으로 하는 엔진개발이 진행되고 있다. 경제적 요소를 충족시키는 재사용 발사체용 엔진 개발의 측면에서 벽면온도가 올라감에 따라 냉각채널 벽면에 화합물이 침전되는 현상인 코킹(coking) 문제가 거의 없는 LCH<sub>4</sub>의 청정 연소 특성은 케로신에 비하여 엔진의 유지, 보수 측면에 있어서 앞선 장점을 가지고 있다. 게다가 LNG 저장기술이 발달하면서 극저온 상태의 저장에 위한 연료탱크 제작의 단점을 충분히 보완할 수 있는 기술들이 개발되어, 종합적으로 LCH<sub>4</sub>는 케로신보다 경제적인 측면에서 우월하다고 보고되고 있다[19].

LCH<sub>4</sub>를 사용함에 있어서 또 하나의 큰 장점은 심우주 및 행성탐사의 측면에 있어서 우주선이 자체적으로 그 환경에서 연료를 충족시킬 수 있는 ISRU(In-Situ Resource Utilization)가 가능하다는 것이다. 화성탐사의 경우 니켈(nikel)을 촉매로 이산화탄소(CO<sub>2</sub>)와 수소(H<sub>2</sub>)의 Sabatier 반응을 (CO<sub>2</sub> + 4H<sub>2</sub> → CH<sub>4</sub> + 2H<sub>2</sub>O) 이용하여 메탄의 생산이 가능하다[22]. 따라서 무인탐사 및 유인탐사의 귀환 로켓의 연료 문제를 해결할 수 있는 좋은 대안이기 때문에 메탄연료 엔진개발이 가속화되고 있다.

메탄 로켓엔진 개발 연구는 '00년대 중반 미국의 XCOR Aerospace사, 유럽의 Airbus Defense and Space (이전의 EADS Astrium)사 등에서도 준궤도 비행체용 추진기관으로써 메탄 로켓을 개발하였으며, 2010년대에 들어서는 중국의 CASC (China Aerospace Science and Technology Corporation, 中國航天科技集團公司) 및 일본의 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)에서도 메탄 또는 LNG 로켓 개발을 진행하였다.

SpaceX사의 CEO 엘론 머스크는 인간의 화성 탐사를 위해 지구궤도에 최대 200 ton의 화물을 올릴 수 있는 대형발사체의 개발계획을 발표하였다. 이 발사체는 인간을 화성에 보낼 수 있

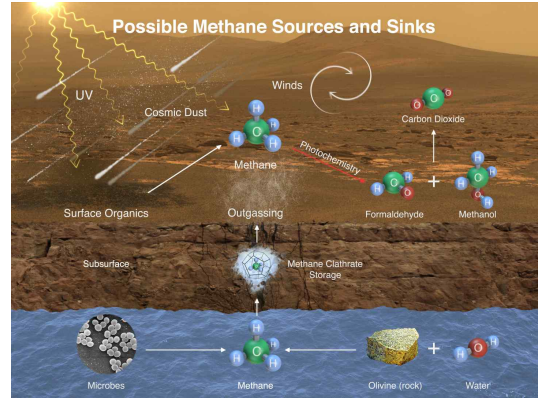


Fig. 10. Potential sources and sinks of methane (CH<sub>4</sub>) on Mars[21]

는 MCT(Mars colonial transporter)를 궤도상에 올리기 위해 기존에 쓰이던 LO<sub>2</sub>/RP-1 추진제 대신 LO<sub>2</sub>/LCH<sub>4</sub>을 이용한 Merlin엔진 시리즈보다 수배 큰 추력의 Raptor엔진을 장착하며 완전한 재사용 발사체로 개발될 예정이다.

Raptor엔진은 모든 연료와 산화제가 기체의 상태로 연소실로 공급되는 full-flow 다단연소 사이클 엔진으로 계획하고 있다[23]. Full-flow 다단연소 사이클은 펌프에서 좀 더 낮은 압력을 요구하여 엔진 라이프 사이클의 증가 및 연소실의 압력 증가로 사이클 전체의 성능향상을 특징으로 한다. Fig. 11 에 MCT와 SpaceX사의 다른 발사체

Table 8. Comparison to other engine designs[23]

Name	Vacuum thrust (kN)	Vacuum specific impulse (s)	Engine type
Raptor	8,400	363	Methane/LOx full-flow staged combustion
merlin 1D	801	340	RP-1/LOx gas generator
merlin 1C	610	304	RP-1/LOx gas generator

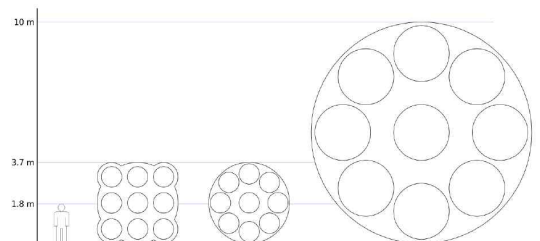


Fig. 11. Comparison of the cross sections of first-stage boosters for Falcon9 v1.0, v1.1 and MCT[24]

Table 9. 2011–15 year to date launch vehicle summary[25]

Vehicle	Country	2011	2012	2013	2014	2015*	Total
Antares	U.S.	0	0	2	3	0	5
Ariane 5	Europe	5	7	4	6	3	27
Atlas 5	U.S.	5	6	8	9	4	32
CZ	China	19	19	14	15	3	70
Delta2,4	U.S.	6	4	3	5	3	21
Dnepr	Ukraine/ Russia	1	0	2	2	1	6
Falcon 9	U.S.	0	2	3	6	6	17
H-2A,B	Japan	3	2	2	4	2	13
Rokot	Russia	1	1	4	2	1	9
Proton	Russia	9	11	10	8	3	41
R-7	Russia	19	14	15	22	9	79
Zenit	Russia	5	3	2	1	0	11

\*Last update July 25, 2015

와의 크기비교를 하였다.

한편, 미-러 간의 정치적 긴장에 따라 러시아가 미국의 군용 위성발사에 자국 엔진을 공급하지 않기로 하고, 미국내의 국산 엔진 이용 주장에 따라, ULA는 RD-180 엔진을 이용하여 군용 위성을 발사하던 Atlas 계열의 발사체를 대체하는 발사체를 개발하여야 할 필요가 생겼다. 아울러 미국내 발사체 시장의 대부분의 점유율을 가지고 있던 ULA사는 SpaceX사와 같은 저비용 발사체를 내세운 벤처기업의 등장을 견제하기 위해 kg 당 발사 비용이 \$15,000 가 넘어가는 기존의 Atlas, Delta 발사체 시리즈보다 좀 더 경제적이면서 신뢰성이 보장되는 발사체를 만들어야 할 필요성이 생겼다.

이에 따라 ULA 는 2019년 상업 운용을 목표로 NGLS(Next Generation Launch System) 프로그램으로 새로운 Vulcan 로켓을 개발 중이다. Vulcan 로켓의 엔진으로는 Blue Origine사는 합작으로 Methane 이 주 성분인 LNG(액화천연가스)/LO<sub>2</sub>를 기반으로 하는 BE-4 엔진을 2011년부터 개발하고 있다. BE-4 엔진은 미공군의 Evolved Expendable Launch Vehicle (EELV) 프로그램의 요구조건을 만족하도록 첨단 설계 및 생산 기술을 이용하여 저비용엔진으로 개발되고 있다. BE-4 엔진은 RD-180 엔진과 같이 산화제 과잉 다단연소사이클 방식이며 목표 추력은 약 2,440 kN이고, 현재 subscale의 분사기와 예연소기, 터보펌프와 메인밸브 시험을 진행 중에 있으며 엔진 종합 시험을 실시한 후 2017년 시험비행을 목표로 하고 있다.

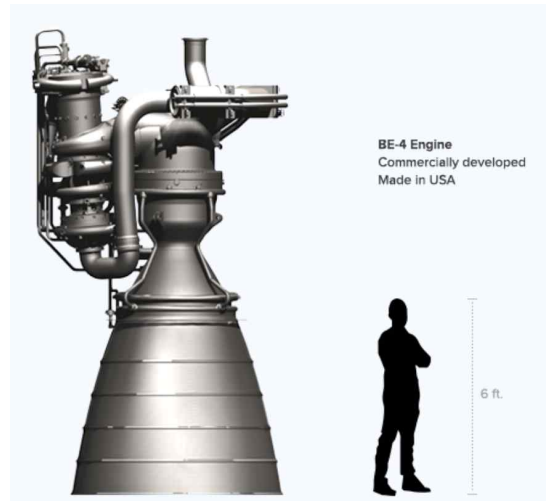


Fig. 12. Blue Origins's BE-4 Engine[26]



Fig. 13. Morpheus Lander[27]

Table 10. Morpheus Lander Specification

Description	Size
Morpheus Main Engine Propellant	LCH <sub>4</sub> /LO <sub>x</sub>
Morpheus Main Engine Thrust	24,000 N[28]
Morpheus Main Engine Specific Impulse	321 s[29]
Morpheus Main Engine Burn time	123 s[30]
Lander Payload	500 kg[31]
Dry Mass	~ 1100 kg[32]
Propellant Mass	2900 kg[33]

NASA의 무인 달착륙선 Morpheus 프로젝트에서도 액체메탄을 기반으로 한 로켓엔진을 개발하고 있다. 2010년부터 시작된 이 프로젝트는 달에 500kg의 payload를 달표면상에 운반하는 것을 목표로 하고 있다. Fig. 13에 보이는 Morpheus



달착륙선에는 LCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> 기반의 24 kN 추력 HD5 주엔진 1개와 22~67 N 추력의 RCS (Reaction Control System) 추력기 4개가 장착된다. 2011, 2012년 두 번의 사고가 있었지만 계속 개발이 진행중이다.

### 2.6 Virgin Galactic사의 공중발사체

Virgin Galactic사는 준궤도 우주여행 사업을 위하여 하이브리드 로켓을 이용한 세계최초 실용 발사체, 또는 우주 비행기로 간주되는 SpaceShip Two를 개발중이다. 항공기에 많이 쓰이던 복합 재구조를 채택하여 경량화를 이루었으며, 발사체의 재활용을 위한 공중발사 - 재돌입 - 활공 - 착륙으로 이루어지는 비행제어 개념 또한 새로운 사례로 간주된다.

SpaceShipTwo는 조종사를 포함한 승객 8명을 태우고 해수면 기준 고도 15 km, 속도 약 4,000 km/h 에서 모선인 WhiteKnightTwo와 분리되어 8초 이내에 초음속 구간에 돌입하게 된다. 분리 후 70초에 최고고도인 110 km 에 도달한 후 저속으로 재돌입 한다. 2014년 고무계열의 기존 HTPB 연료가 20초 이상 작동에서 불안정 문제가 있어, 열가소성 폴리아미드(polyamide)계 플라스틱으로 변경후 60초 이상 장시간 연소에 성공하였다. 동년 10월 31일 재돌입용 feathering 장치의 문제로 추락 사고가 발생하여 조종사 인명 손실이 있었지만 2015년 비행 시험을 계속하기로 하여, 머지않아 상업우주 여행이 가능할 것으로 예상된다.

더불어 Virgin Galactic사는 SpaceShipTwo와 유사한 공중 발사 방식으로 100억원 이하의 비용으로 지구저궤도에 225 kg, 태양동기궤도에 120 kg 의 소형인공위성을 투입할 수 있는 궤도 발사체 LauncherOne을 2016년 최초 발사를 목



Fig. 14. Telescopic image of SpaceShipTwo during a supersonic test flight,2013

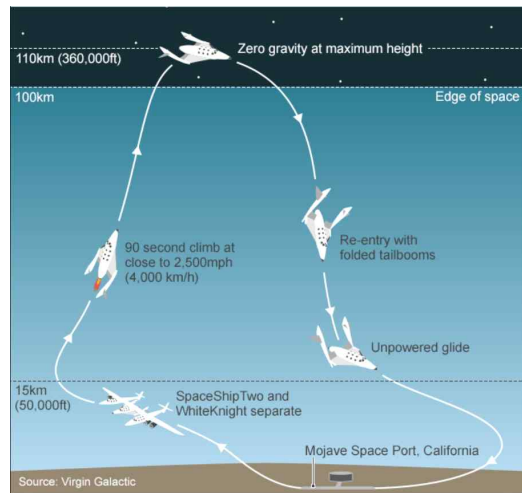


Fig. 15. SpaceShipTwo flight plan[34]

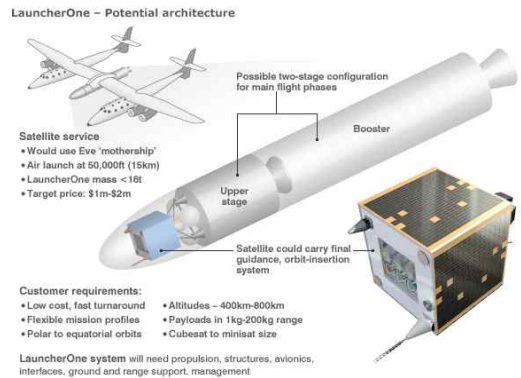


Fig. 16. LauncherOne for Vergin Galactic[35]

표로 개발하고 있다. LauncherOne은 RP-1/LO<sub>x</sub> 추진체의 2단 발사체로 1단에는 16 kN 추력의 NewtonOne, 2단에는 211 kN의 NewtonTwo 엔진이 사용된다. 두 엔진 모두 현재 연소시험을 진행중에 있으며, 260-335 kN의 NewtonThree를 병행 개발하여, NewtonTwo을 대체하려는 계획을 가지고 있다.

한편, 마이크로소프트 사의 공동창업자 Allen G. Paul이 투자한 Stratolaunch Systems 사는 SpaceShipOne을 개발한 Burt Rutan의 Scaled Composite 사와 유인 우주비행기까지 공중 발사가 가능한 117 m 날개길이의 세계최대의 모선 항공기를 개발중이며, 발사체 추진기관으로 Aerojet Rocketdyne 사에 RL10C-1 액체 엔진을 의뢰하였다.

### 2.7 SpaceX 사의 재사용 발사체

SpaceX사는 재사용 발사체인 Falcon 9

Reusable Development Vehicles(F9R Dev)와 기술시험기 Grasshopper 개발을 위해 2012년에는 저고도, 저속에서, 2013년 하반기부터 고고도, 고속에서의 1단 발사체 재사용 시험을 진행 중이며, 이를 위해 발사체 기동제어, 그리드핀 극초음속 감속장치, 발사체 착륙장치, 재점화, 재사용 및 추력조절 기능, 추력벡터제어 기능 및 바지선 착륙장 활용 등 다양한 기술을 개발, 시험중이다[36][37][38].

Falcon 9의 회당 발사비용 중 연료와 산화제의 비용이 전체의 0.3%에 불과한 만큼 이 재사용 발사체 기술로 현재 한화 약 6백억인 회당 발사비용을 큰 폭으로 줄일 수 있을 것으로 SpaceX 사 측은 예상하고 있다[39].

특히 F9R Dev는 올해 시험발사가 예정된 Falcon Heavy의 1단 strap-on booster로 계획되어 있다. 만약 Falcon Heavy의 3개의 부스터 모두 재사용 발사체로 구성된다면, 약 7 ton의 화물을 GTO(geosynchronous transfer orbit)에 올릴 수 있을 것이라 예상되며, 2개의 부스터만 재사용 발사체로 구성된다면 14 ton의 화물이 올리는 것이 가능하다[41].

이는 3개의 부스터 모두 재사용 발사체를 사용하지 않을 때의 21 ton에 비해 많이 작지만, 회당 발사비용을 상당한 수준으로 감소시킬 수 있다는 점 때문에 현재 적극적으로 기술개발이 진행되고 있다.

Falcon Heavy의 회당 발사 예상비용은 GTO에 6.4 ton을 올리는 것을 기준으로 재사용 발사체를 사용하지 않을 시 한화 약 850억이며 재사용 발사체를 사용 할 경우 비용이 훨씬 저렴해질 것

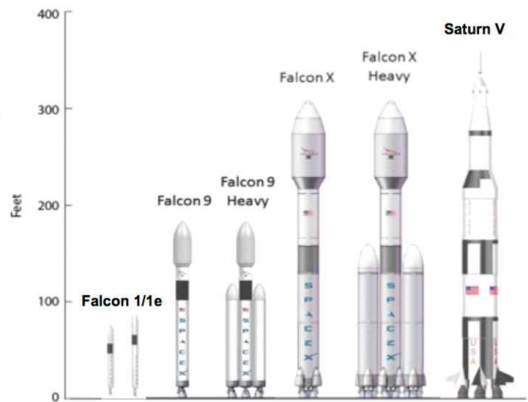


Fig. 18. Compare size of future Falcon rocket family[42]

Table 11. Rocket Launch cost and success rate[43]

Vehicle	Country	cost US \$/kg	Successes /Tries
Ariane 5	Europe	10,476	49/50
Atlas 5	U.S.	15,061	54/55
Antares	U.S.	9,091	4/5
CZ-3B	China	6,250	37/39
Delta II	U.S.	8,500	151/153
Falcon Heavy	U.S.	1,509-2,358	.
Falcon v1.0, v1.1	U.S.	4,297	13/14
Proton-M	Russia	4,652	73/82
Soyuz-FG, U	Russia	15,556	794/814
Zenit	Russia	7,181	32/36

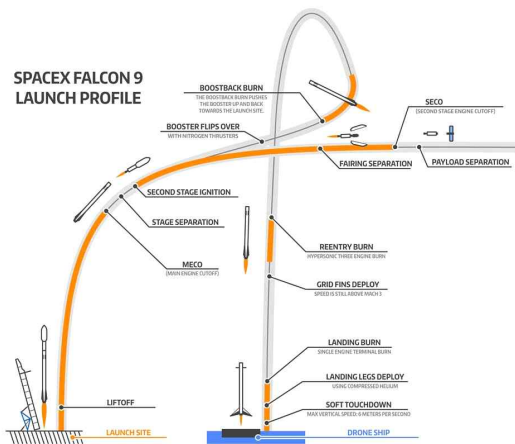


Fig. 17. Concept of SpaceX's Falcon 9 Reusable[40]

으로 기대하고 있다. 만약 재사용 발사체 기술이 성공적으로 개발되어 안정적인 상용화 단계에 들어간다면 SpaceX사는 앞으로의 우주시대에 새로운 패러다임을 제시하게 될 것이다.

2015년 2월 11일과 4월 14일 각각 위성투입과 Dragon 우주선 발사 임무는 성공적으로 수행하였지만 재사용 기술을 이용한 발사체 회수에 실패하였으며, 6월 28일에는 2단 산화제 탱크내부 헬륨탱크 지지부 파손에 의한 발사실패로 회수할 수 없었다. 앞서 두 번의 시도에서 상당한 진전이 이루어져 2015년 11월 22일 SpaceX사는 개선된 Falcon 9 v1.1FT (Full Thrust) 또는 Falcon 9 v.1.2 로 알려진 발사체를 이용하여 11개의 Orbcomm OG2 위성 11개를 궤도에 투입하는 임무에서 발사체 1단을 성공적으로 회수하여,

발사체 재사용을 가까이 두고 있다. Falcon 9 v1.1FT는 연료 및 산화제 과중에 의한 추진제 밀도 증가에 따른 추진제량 극대화, 1, 2단 탱크 및 페어링 크기 증가, 1 단 엔진 추력대 중량비 증가, 2단 엔진 노즐 크기 증가 및 자세제어 시스템 등이 개선된 것으로 알려져 있다.

이에 앞서 2015년 11월 13일 Blue Origin 사는 Falcon 9과 유사한 방식으로 New Shepard 발사체를 고도 100 km 의 준궤도 발사 후, BE-3 수소/산소 엔진을 재점화 후 추력제어하여 세계 최초로 발사체 1단을 성공적으로 회수하였다.

### 2.8 Airbus 와 ULA 의 로켓엔진 재사용방안

Airbus사는 2025년 첫 발사를 목표로 부분재사용 로켓 Adeline(Advanced Expendable Launcher with Innovative engine Economy)을 연구하고 있다. Adeline은 발사체 단 분리 후 발사체의 핵심 부품인 엔진부만을 무인기 형태로 회수하는 개념이다. Airbus사는 이 방식으로 발사체 전체 건조중량이 10% 증가하지만 회당 발사 비용을 약 30% 이상 줄일 수 있을 것으로 판단하고 있다. 차기 발사체로 개발중인 Ariane6 발사체에 적용할 예정이며, 물론 다른 여러 발사체에도 적

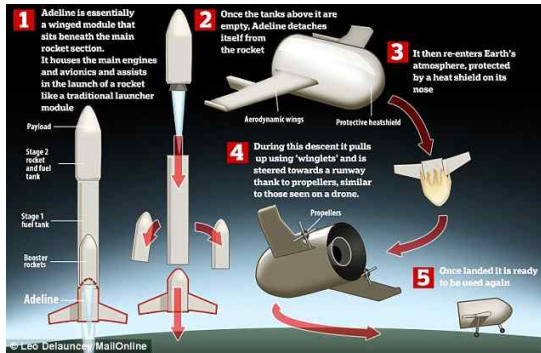


Fig. 19. Adeline's Flight[45]



Fig. 20. Prototype of Airbus Adeline[46]

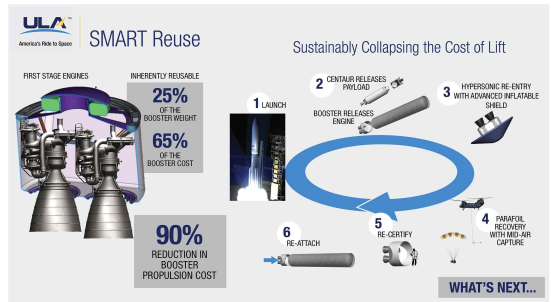


Fig. 21. Engine Reuse strategy by ULA[47]

용 가능할 것이라고 발표하였다[44].

SpaceX사의 재사용 발사체 F9R Dev와 비교하면, Adeline는 미션 완수 후 엔진을 사용하지 않고 비행체가 운반한다는 점에서 엔진의 피로도가 훨씬 작고 가변추력 기능 및 회수에 소요되는 추진제의 측면에서도 장점이 있다. 그러나 발사체 연료탱크와 Adeline이 연결/분리되어야 하는 기술적 문제점도 해결하여야 할 요소일 것이다.

NGSL 프로그램으로 고성능 저비용 발사체를 개발하고 있는 ULA도 엔진만을 회수하여 재사용하는 방안을 계획하고 있다. 1단 분리후 극초음속 영역에서는 팽창형 열보호 감속장치를 이용한 후, 낙하산으로 감속중인 엔진 모듈을 헬리콥터를 이용하여 회수 방식으로써, 다소 복잡하거나 번거로워 보일 수는 있지만, 회수를 위한 부가 장치의 중량 및 비용이 작게 예상되므로 효과적인 대안일 수 있을 것으로 여겨진다[47].

### III. 전기펌프 사이클 엔진 발사체

#### 3.1 Rocketlab 사의 Electron 발사체

기존의 중대형 상업용 인공위성 시장에서 전자, 통신, 광학기술의 직접도 증가 및 소형화기술 개발에 따라 지구관측, 광대역 통신 등 여러 분야에서 소형 인공위성의 수요가 증가하고 있다. Generation Orbit는 Virgin Galactic과 유사한 공중발사 발사체를 이용하여, Firefly 사는 LO<sub>2</sub>/LCH<sub>4</sub> 기반의 aerospike 엔진 발사체를 이용하여 소형위성 발사서비스를 계획하고 있다.

뉴질랜드에서 창립되어 미국에 주로 활동하는 벤처 기업 Rocketlab사도 전기펌프를 사용한 RP-1/LO<sub>x</sub> 엔진의 저가 소형 위성 발사체 Electron의 연내 발사를 공언하였다. 탄소 복합재를 극저온 산화제 탱크를 포함한 발사체 전체에 도입하여 2단 우주 발사가 가능한 질량비를 달성

Table 12. Specification of Electron

Stage	Two stage
Propellant	RP-1/LO <sub>x</sub>
Lift off mass (kg)	10,500
Propellant mass (kg)	9,200
Height (m)	16
Diameter (m)	1.2
Top speed (kph)	27,500
Maximum engine thrust (kN)	146
Engine Equivalent power (hp)	530,000
Normal orbit (km)	500 circular sun synchronous
Nominal payload (kg)	150



Fig. 22. Electron launch vehicle[49]

하였고, 3D 프린터 이용으로 엔진 경량화와 함께 한주기 엔진 시험기간 및 전체 발사체 체계 개발 기간을 혁신적으로 단축하였으며, 그밖에 비행 제어 등의 부체계에서도 매우 간결한 방식을 채택하여 상당한 경량화를 이루었다고 보고하였다 [48]. Fig. 22는 Electron 발사체의 구성도로써 1,



Fig. 23. Carbon composite structures of Electron launch vehicle[50]

2단 엔진 구성 수와 길이 비로써, 소형 발사체에서 TSTO가 가능한 Falcon9 수준의 질량비를 구현하였음을 예측할 수 있다.

아울러 Rocketlab는 페어링과 위성탑재부를 수요자에게 제공 후, 위성이 설치된 탑재부 모듈을 제공받아 Denpr 발사체와 유사하게 발사체 상단에 바로 설치하여 발사할 수 있는 새로운 발사 서비스 방식을 제시하고 있다. 이를 통하여 발사장에서 탑재부 설치에 소요되는 시간과 순차적 지연을 없애고 신속하게 여러 차례 발사할 수 있어 시간과 경비의 효과를 극대화하는 사업 모델을 제시하고 있다.

Rocketlab사는 150 kg 의 화물을 500 km 고도 태양 동기궤도에 4.9백만달러 비용으로 발사 서비스를 제공하겠다고 하며, 2016년 첫 상용 발사를 시작으로 이미 2019년까지 상당한 수준의 수주를 받았음을 보고하고 있다. 아울러 발사 서비스 방식의 혁신으로 연 100회까지 발사를 계획하고 있고 이를 위하여 뉴질랜드 Canterbury 지역 Kaitorete Spit에 독자적인 발사장을 건설하기로 하였다.

### 3.2 전기펌프 사이클 엔진의 구성

Rocketlab 사의 기술 혁신 중 특히 주목할 만한 부분 중의 하나는 새로운 전기펌프 사이클의 적용이다. 전기자동차 등에 이용되는 경량 고효율의 BLDC(BrushLess Direct Current) 전기모터와 리튬-폴리머 배터리를 활용하여, 현재까지 일반적으로 질량비 구현이 불가능하다고 여겨져 거의 고려되지 않았던 전기펌프 사이클 엔진을 구현하였다.

BLDC 모터는 고정되어 있는 코일을 전자기석이 부착된 주위의 로터가 회전하는 방식으로 로터가 없기 때문에 전기적, 기계적 진동이 적어 고속회전이 가능하며 에너지 손실이 적다.

리튬-폴리머 배터리는 평균전압이 다른 2차전지에 비해 3배 정도 높으며, 폭발의 위험성이 있

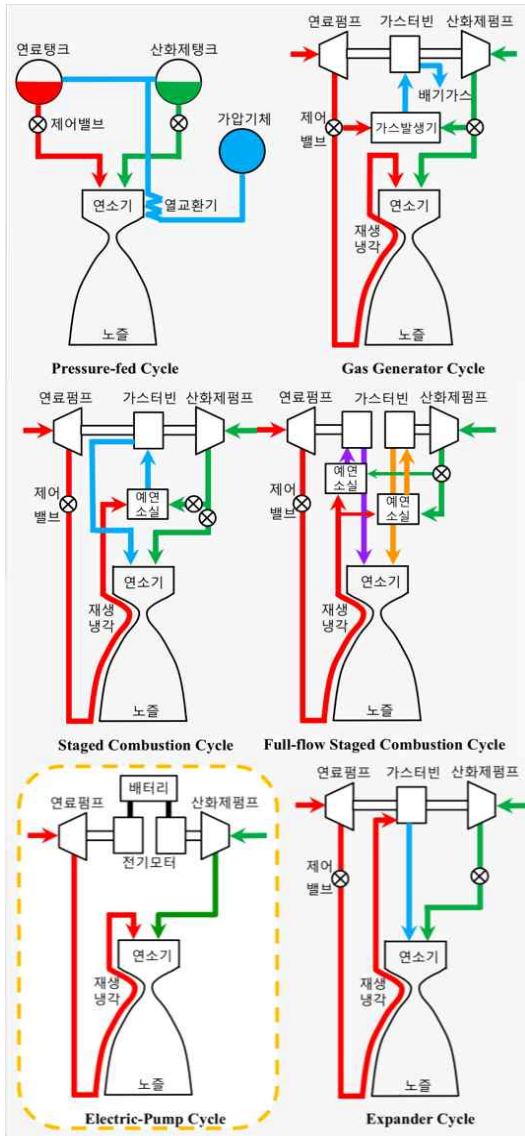


Fig. 24. Liquid Rocket Engine Cycles

는 기존의 전해액 대신에 고분자 물질로 채워 안정성이 높고 제작시 형태를 자유롭게 설계할 수 있다는 장점이 있어 전기펌프 사이클에 적합한 배터리이다.

기존의 액체추진 기관은 높은 압력비와 비추력의 고성능이 요구될수록 가스발생기나 예연소실, 터빈과 구동기 및 산화제와 연료 펌프 등 많은 부품들이 결합되어 높은 정밀도와 난이도가 요구되는 시스템이었다. 이에 반해 전기펌프 사이클은 가스발생기, 구동기 및 터빈이 없는 매우 간결한 사이클로써, Fig. 24에서 알 수 있듯이, 가압 사이클 엔진이나 팽창기 사이클 엔진보다도

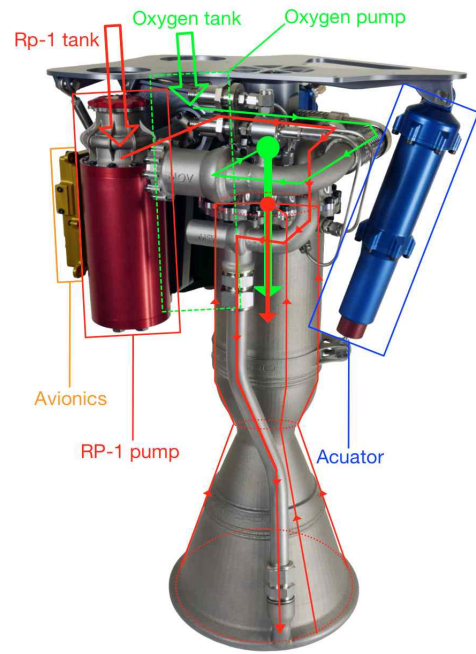


Fig. 25. The Rutherford Engine[51]

간단한 구조를 가진다. 이 그림에서 배터리는 펌프 구동 동력원으로써, 가스발생기 구동을 위한 추진제와 비교될 수도 있으나, 엔진 정지 시에 건조중량으로 남는다는 측면에서는 엔진의 일부로 보는 것이 타당할 것이다. 전기펌프 사이클은 성능의 측면에서 이론적으로 모터와 배터리의 성능 및 용량에 따라 다단연소 사이클 엔진 이상의 압력비를 구현할 수 있으며, 전기모터의 회전수 전자제어에 의하여 유량이나 당량비를 제어하여 훨씬 용이한 추력 조절이 가능하다.

Figure 25는 Electron사의 Rutherford 엔진 사진에 설명선을 기입한 그림이다. 많은 배관이 필요하였던 가스발생기 사이클 엔진 및 다단연소 사이클 엔진에 비하여 매우 간결한 구성을 볼 수 있다. Rutherford 엔진은 산화제와 케로신 연료 펌프 구동을 위하여 각각 40,000 RPM 회전수의 50 hp 급 BLDC 모터를 이용하였다고 하며, 이는 근래의 하이브리드 또는 전기 자동차에 이용되는 것을 차용한 (spin-on 효과) 것으로 알려져 있다. 연소실, 분사기, 펌프, 밸브 등 엔진의 주요 부분은 3D 프린터로 제작하였으며[51], 엔진의 성능은 RP-1/LO<sub>x</sub> 추진제로 22 kN의 추력과 327 s의 비추력을 가진다[52].

Figure 26에 Rocketlab사 CEO, Peter Beck이 들고 있는 엔진 사진을 볼 때, 엔진 시스템의 중



Fig. 26. Rocketlab CEO Peter Beck with the Rutherford engine at the basement of the Electron launch vehicle[53]

량은 20 kg 정도, 30 kg 이하 수준으로 보이며, 1.5 톤 추력을 감안하면 추력대중량비가 50~75 로써, 매우 작은 엔진임을 고려할 때 상당히 좋은 구조비를 가지고 있다고 여겨진다. 한편, 전기 펌프 사이클 엔진이 가스발생기 사이클에 비하여 이득을 가지기 위해서는 전기펌프 시스템의 중량이 가스발생기, 터보펌프, 및 가스발생기에 사용되는 추진제의 중량보다 매우 가벼워야 한다. 통상 가스발생기에 소요되는 추진제의 양이 전체의 4% 수준임을 고려할 때, 9,200 kg 추진제를 이용하는 Electron 발사체에서는 370 kg 보다 가벼워야 이득을 가질 수 있는데, 전기펌프와 배터리를 포함한 엔진 전체 시스템의 중량이 20~30 kg 수준으로, 추진제를 제외한 가스발생기 사이클 엔진의 중량과 큰 차이가 없어 보이므로 구조비 측면에서 전기 펌프 사이클 엔진의 잇점은 명확한 것으로 보인다.

### 3.3 전기펌프 사이클 엔진의 소요기술

전기펌프 사이클 엔진 구현을 위해서는 모터, 전기 펌프와 배터리의 중량이 터보펌프, 구동기, 가스발생기 및 가스발생기 작동에 필요한 추진제 중량과 비교하여 작아야 한다. 특히, 현재까지 발사체에 전기펌프 사이클이 사용되지 않았던 가장 큰 이유가 연소 종료후에도 배터리가 건조중량으로 남기 때문이란 점을 비추어 볼 때, 모터, 전기펌프 등 다른 부품에서 기존 시스템 대비 질량비보다 큰 이득이 있어야 한다.

또한 연소시간이 짧은 발사체의 특성상 짧은 엔진 작동시간내에 완전한 대용량 방전이 가능하여야 한다. 이러한 요소는 최근 전기자동차 기술 발전 등에 힘입어 적절한 크기의 모터 및 배터리를 공급할 수 있어 가능한 것으로 여겨진다.

전기펌프 사이클 엔진의 또다른 장점은 개발과정의 수월성이다. 액체로켓 엔진개발 과정에서는 추진제 유량, 혼합비, 시동 순서 등의 정밀한 보정이 필요하며, 통상의 엔진에서는 주 연소기와 터보펌프, 가스발생기가 연계되어 있기 때문에 기계적, 열유체역학적 제어가 필요하다. 그러나 전기펌프 사이클 엔진에서는 모터의 전기적 제어만으로 가능하므로 엔진 개발 및 시험 과정이 간편하고 신속하게 진행될 수 있다.

### 3.4 전기펌프 사이클의 전망

현재의 상황에서는 전기펌프 사이클 엔진 및 발사체는, 적절한 크기와 성능의 모터와 배터리를 공급할 수 있는 Electron 발사체 정도의 소형 발사체 정도에서만 구현 가능한 것으로 예상된다.

그러나 KSR-III 발사체 수준의 크기에서 KSLV-I 수준의 임무를 목표로 한다는 점만으로도 큰 기술적 가치가 있다고 여겨지며, 최근의 소형위성 수요를 고려할 때 상업적으로도 가능성이 있다고 여겨진다.

전기펌프 사이클 엔진의 경우, 대형 실용위성 발사체에서는 대형 경량의 전기모터 및 배터리가 필요할 것이며 현재의 개발 수준에 비추어 별도로 개발하지 않는 한 공급이 곤란하여 개발이 어려울 수도 있을 것으로 여겨진다. 그러나 항공기 개발업체에서는 최근 전기동력 상업용 대형 유인항공기를 제안하고 있으며, 이를 위한 전기 에너지 발생, 저장 및 동력 계통 연구가 활발히 진행되고 있다. 상업용 대형 유인항공기에 필요한 전기 동력 계통은 무게와 성능 면에서 발사체의 펌프 구동에 적당한 규모일 것으로 예측할 수 있으므로 미래에는 전기펌프 사이클 엔진을 이용한 대형 발사체도 가능할 것으로 여겨져, 주변 기술의 발전 추세를 면밀히 살펴볼 필요가 있는 것으로 보인다.

## IV. 맺음말

민간 분야의 성공적 참여 확대는 도전적 신기술 개발 및 적용에 힘입은 바 크다. 타분야 기술 발전의 Spin-On 효과에 힘입어 기존에는 상식적으로 불가능하다고 여겨져, 상상은 가능하였지만 전혀 시도하지 않았던 기술에 도전하여 새로운 방향을 제시하고 있는 젊은 혁신가들의 시도는 융합기술이 중요시되는 현 시기에 우리에게 시사하는 바가 적지 않다. 아울러 모험적 사업가들에 의한 개발 경쟁 분위기와 민간 자본 투입에 따른

빠르고 개방적인 결정 구조 및 관리 체계가 우주 발사체 개발 분야에 모험적 신기술 적용을 가능케 한 요인으로 여겨진다.

## 후 기

본 논문은 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(2013M1A3A3A02042430) 및 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)에 의한 서울대학교 “차세대 우주추진 연구센터”의 지원으로 작성되었습니다.

## References

- 1) Virgin Galactic, Retrieved June 4, 2015 from <http://www.virgingalactic.com/>
- 2) SpaceX, Retrieved June 4, 2015, from <http://www.spacex.com/>
- 3) NASA, An Aerojet AJ26 rocket engine is prepared to be installed in the E-1 Test Stand at Stennis Space Center, from [www.nasa.gov/](http://www.nasa.gov/)
- 4) Aerojet Rocketdyne, AJ26 product overview, from <http://www.rocket.com/aj26>
- 5) "Orbital's Cygnus - on a SpaceX Falcon 9". 2014-11-24. Retrieved 2014-11-28. from <https://www.orbitalatk.com>
- 6) The Russian RD-180 engine. Retrived Sep 27, 2014 from <http://www.americaspace.com/?p=68279>
- 7) Hyun-Ho Jung, Ye-Rim Lee, Joon-Tae Yoo, Jong-Hoon Yoon, Kyung-Ju Min, Ho-Sung Lee, "Status of Friction Stir Welding for Weight Reduction of Aerospace Vehicle", Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 12, No 2, Dec 2014, pp.158-165
- 8) SpaceX, December 10, 2008, Falcon9 progress update, from <http://www.spacex.com/>
- 9) SpaceX, Complete 100<sup>th</sup> Merlin 1D Engine, October 22, 2014 from <http://www.spacex.com>
- 10) LMDE, Lunar Module Descent Engine's pintle injector imaged by <https://www.flickr.com/photos/jurvetson/4464220730/>
- 11) TRW, Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics, AIAA 2000-3871, Page 1 of 23, 21 of 23.
- 12) TRW, Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics, AIAA 2000-3871, Page 3 of 22.
- 13) SpaceX, CrewDragon complete PAD abort test, May 6, 2015, form [www.spacex.com](http://www.spacex.com)
- 14) Crew dragon pad abort test, May 18, 2015 from <http://www.spacex.com/media-gallery/detail/129171/5271>
- 15) NASA, SpaceX Test Fire Engine Prototype for Astronaut Escape System, 2012-02-01 from [www.nasa.gov/](http://www.nasa.gov/)
- 16) SpaceX, Dragon version2 : SpaceX's next generation manned spacecraft form [www.spacex.com](http://www.spacex.com)
- 17) SpaceX's SuperDraco engine in EOS 3D printer, pictured by Elon Musk from <https://twitter.com/elonmusk>
- 18) Huzel D. K, Huang. D.H, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines", 3rd edition, Washington D.C., AIAA 1992.
- 19) Burkhardt, H., Sippel, M., Klevanski, J., and Herbertz, A., "Comparative Study of Kerosene and Methane Propellants for Reusable Liquid Booster Stages," 38th Joint Propulsion Conference, Indianapolis, IN, USA, AIAA 2002-5235, 2002.
- 20) Applewhite J., "Propulsion Technology Development Overview", NASA, April 2011.
- 21) Illustration of Possible Methane Sources and Sinks, NASA/JPL-Caltech from <http://www.jpl.nasa.gov>
- 22) "Comparative study of ISRU-based transportation architectures for the Moon and Mars: LOX/LH2 vs. LOX/Methane" Lunar and Planetary Institute. Chicago School of Mines. Retrieved 2 June 2015.
- 23) Butler, Amy, Svitak, Amy. "AR1 vs. Raptor: New rocket program will likely pit kerosene against methane" (2014-06-09). Aviation Week & Space Technology.
- 24) Scale size comparison of SpaceX first-stage launch vehicles, created March 8, 2014 form [https://en.wikipedia.org/wiki/Raptor\\_\(rocket\\_engine\)#/media/File:Falcon\\_9\\_v1.0,\\_Falcon\\_9\\_v1.1\\_and\\_SHLV\\_comparison.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Raptor_(rocket_engine)#/media/File:Falcon_9_v1.0,_Falcon_9_v1.1_and_SHLV_comparison.svg)
- 25) 2011-15 Launch state, launch vehicle standing. Retrieved July 25, 2015 from <http://www.spacelaunchreport.com/>

26) Blue Origin's BE-4 Engine from <https://www.blueorigin.com/technology>

27) Morpheus Lander in launch position imaged from <http://mediaarchive.ksc.nasa.gov/detail.cfm?mediaid=62511>

28) Robert L. Morehead, John C. Melcher (July 28, 2014). "Combustion Stability Characteristics of the Project Morpheus Liquid Oxygen / Liquid Methane Main Engine" (PDF). Conference Paper from AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference; 50th; 28-30 Jul. 2014; Cleveland, OH; United States. Retrieved September 29, 2014.

29) Jon B. Olansen, PhD; Stephen R. Munday; Jennifer D. Mitchell; Michael Baine, PhD (May 23 - 25, 2012). "Morpheus: Advancing Technologies for Human Exploration" (PDF). Global Exploration Conference. GLEX-2012.05.24x12761.

30) "Hard at Work - February 2013". Project Morpheus : Blog. NASA - Project Morpheus. Retrieved February 8, 2013.

31) Morpheus Lander Home page "Morpheus Lander Website". NASA. Retrieved October 25, 2011.

32) "Equipped with New Sensors, Morpheus Preps to Tackle Landing on its Own". NASA website. NASA. Retrieved April 24, 2014.

33) "webpage A Visit With Morpheus by Jim Hillhouse, April 14th, 2011". AmericaSpace.

34) "Space Tourism: A magnifying glass on growing inequality by The Gryphon Web Editor.", retrieved Desember 1, 2014 from <http://www.thegryphon.co.uk>

35) "LauncherOne: Virgin Galactic's other project." November 10, 2009 from <http://www.bbc.co.uk/blogs/thereporters/jonathanhanamos>

36) Abbott, Joseph (May 8, 2013). "SpaceX's Grasshopper leaping to NM spaceport". Waco Tribune. Retrieved October 25, 2013 from <http://www.wacotrib.com/news/business>

37) Foust, Jeff (May 5, 2014). "Following up: reusability, B612, satellite servicing". The Space Review. Retrieved May 6, 2014 from <http://www.thespacereview.com>

38) Wang, Brian (March 23, 2013). "SpaceX

May try to "land / recover" the first stage of it next Falcon 9 v1.1 launch this summer". Next Big Future, retrieved April 6, 2013 from <http://nextbigfuture.com/2013/03/spacex-may-try-to-land-recover-first.html>

39) The Illustrated Guide to SpaceX's Reusable Rocket Launch, *Popular Mechanics*, Apr 13, 2015 retrieved from <http://www.popularmechanics.com/space/rockets/a13927/space-reusable-falcon-9-diagram/>

40) SpaceX reusable rocket flight plan. Retrieved Jan 7, 2015 from <http://www.americaninfographic.com/>

41) Svitak, Amy (2013-03-05). "Falcon 9 Performance: Mid-size GEO?". Aviation Week. Archived from the original on 2014-03-25, retrieved 2014-03-25.

42) SpaceX overview, Tom Markusic, Director, McGregor Rocket Development Facility 27 July, 2010 from <http://www.spacex.com/>

43) Comparison of orbital launch systems, form Wikipedia and free encyclopedia <http://www.spacelaunchreport.com>, [https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison\\_of\\_orbital\\_launch\\_systems](https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison_of_orbital_launch_systems)

44) "Airbus Defence and Space's solution to reuse space Launchers." Airbus. Retrieved June 12, 2015 from <http://airbusdefenceand-space.com/reuse-launchers/>

45) "Move over SpaceX: Airbus unveils reusable rocket that has wings and propellers and flies back to earth like a plane", retrived June 8, 2015, from <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-3115080/Move-Space-X-Airbus-unveils-reusable-rocket-called-Adeline.html>

46) "Airbus stellt Geheimkonzept vor". Retrieved July 06, 2015 from <http://www.n-tv.de/wissen/Airbus-stellt-Geheimkonzept-vor-article15247526.html>

47) "Vulcan: Innovative Next Generation Launch System will Provide Country's Most Reliable, Affordable and Accessible Launch" <http://www.ulalaunch.com/ula-unveils-americas-new-rocket-vulcan.aspx>

48) "RocketLab", Retrieved June 4, 2015 from <http://www.rocketlabusa.com/>

49) "3D model of Electron. Christophe



Campos“, Retrieved February 24, 2015  
<http://mainenginestart.blogspot.kr/2015/02/electron-contd-6.html>

50) “Rocket Lab is building a space launch vehicle, named Electron, at its Auckland facility.” Retrieved July 29, 2014 from <https://www.tvnz.co.nz/one-news/new-zealand/nz-company-to-launch-ground-breaking-rocket-6040782>

51) “A 3d-printed, battery-powered rocket engine.” Retrieved April 15, 2015 from

<http://www.popsci.com/rocket-labs-got-3d-printed-battery-powered-rocket-engine>

52) “RocketLab, propulsion Rutherford engine specification”, from <http://www.rocketlabusa.com/about-us/propulsion/rutherford/>

53) “World’s First Battery-Powered Rocket Engine To Make Space More Accessible“, retrived June 10, 2015 from <http://www.gettyimages.com.au/detail/news-photo/rocketlab-ceo-peter-beck-poses-with-the-rutherford-at-the-news-photo/476477908>