

팽창기 사이클 엔진에 대한 검토 및 개발 동향

최동우^a · 안규복^{a,*}

Review and Development Trends for Expander Cycle Engine

Dongwoo Choi^a · Kyubok Ahn^{a,*}^aSchool of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr

ABSTRACT

The expander cycle engine has advantages of high reliability and low manufacturing cost due to its structural simplicity, but has been applied to the upper stage of launch vehicles due to its limited thrust capability. Engines of various cycles are used in the upper stages of launch vehicles. However, the expander cycle engine is gradually being applied to the upper stage of not only government-led vehicles in the United States, Europe, China, and Japan, but also private vehicles such as Blue Origin. Development of an expander cycle engine and related research are beginning in Korea. To help understand the expander cycle and set engine requirements, examples of expander cycle engines currently being applied to launch vehicles or being developed for application are described.

초 록

팽창기 사이클 엔진은 구조적 단순함으로 인한 높은 신뢰성과 낮은 제작 비용을 갖는 장점이 있지만, 제한된 추력을 갖는 특징으로 인해 발사체 상단부에 적용되어왔다. 발사체 상단에는 다양한 사이클의 엔진들이 사용되고 있다. 하지만 점차 미국, 유럽, 중국, 일본 등의 국가주도 발사체뿐만 아니라 블루오리진과 같은 사기업 발사체의 상단에도 팽창기 사이클 엔진이 적용되고 있다. 국내에서도 팽창기 사이클 엔진 개발 및 관련 연구가 시작되고 있다. 이에 팽창기 사이클에 대한 이해와 엔진 요구조건 설정에 도움이 되고자 현재 발사체에 적용 중이거나 적용을 목표로 개발 중인 팽창기 사이클 엔진들의 사례를 기술하였다.

Key Words: Expander Cycle(팽창기 사이클), Upper Stage Engine(상단 엔진), Regenerative Cooling(재생냉각), Hydrogen(수소), Methane(메탄)

Nomenclature

EM : Engineering model

IPS : Inter propellant seal

MFV : Main fuel valve

MOV : Main oxidizer valve

MRCV : Mixture ratio control valve

TBV : Turbine bypass valve

TCV : Turbine control valve

Received 24 October 2022 / Revised 3 April 2023 / Accepted 10 April 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

현재 해외 발사체들의 상단 엔진에는 Table 1에서 확인할 수 있듯이 가스발생기 사이클, 팽창기 사이클, 다단연소 사이클 외에도 tap-off 사이클, 전기펌프 사이클 등 다양한 사이클들이 적용되고 있다[1-20]. 그러나 각국의 차세대 발사체 개발 동향을 살펴보면 유럽에서는 Ariane 6와 Vega-E의 상단에 팽창기 사이클 엔진을 적용할 예정이며, 중국의 경우 현재 제작 중인 대형 발사체 CZ-9의 3단에 팽창기 사이클 엔진을 적용할 예정이다[21-23]. 일본에서는 기존 H-2A 발사체의 상단에 팽창기 사이클 엔진을 사용했던 것에서 더 나아가 현재 개발 중인 H3 발사체의 부스터 엔진에까지 팽창기 사이클을 적용하고자 엔진을 개발 중이다[12,24].

국내의 경우, 한국형발사체 3단엔 LOx(liquid oxygen)/Jet A-1을 추진제로 하는 가스발생기 사이클 엔진이 사용되었고 차세대발사체의 상단에는 다단연소 사이클 엔진이 적용될 예정이다[25]. 하지만 최근 한국항공우주연구원에서 소형 발사체 상단용 팽창기 사이클 메탄엔진 관련 연

구가 진행되고 있으며, 과학기술정보통신부 소형 발사체역량지원사업을 통해 민간 차원에서도 팽창기 사이클을 적용한 상단용 엔진이 개발되고 있다[26,27]. 따라서 본 논문에서는 팽창기 사이클의 구조, 분류 및 특성을 기술하고, 해외 발사체에 적용 중이거나 적용을 목표로 개발 중인 팽창기 사이클 엔진의 사례를 조사하여 국내 팽창기 사이클 엔진 개발에 도움이 되고자 하였다.

2. 팽창기 사이클

2.1 팽창기 사이클의 구조 및 특징

팽창기 사이클은 추진제가 재생냉각 과정에서 흡수한 열에너지를 통해 기화되어 터빈을 구동하는 구조로, 터빈 구동을 위해 가스발생기를 이용하는 가스발생기 사이클이나 프리버너를 사용하는 다단연소 사이클과는 달리 터빈 구동력을 연소실과 노즐 재생냉각채널에서의 열전달에 의존하여 얻는다. 따라서 다른 사이클들에 비해 구조가 단순하여 신뢰성이 높고 개발 비용이 낮은 장점이 있지만, 이용 가능한 열에너지가 한정되

Table 1. Cycles applied to the upper stage engine of launch vehicles around the world[1-20].

Country	Launch vehicle	Stage	Engine name	Propellant	Cycle
USA	Falcon 9	Second	Merlin vacuum	LOx/kerosene	Gas generator
EU	Ariane 5	Upper	HM7B	LOx/LH ₂	Gas generator
Russia	Soyuz 2-1a	Third	RD-0110	LOx/kerosene	Gas generator
China	CZ-2C	Second	DaFY20-1	NTO/UDMH	Gas generator
USA	Delta IV Heavy	Second	RL10B-2	LOx/LH ₂	Expander
USA	Atlas V	Second	RL10C-1	LOx/LH ₂	Expander
Japan	H-2A, H-2B	Second	LE-5B-2	LOx/LH ₂	Expander
China	CZ-5	Second	YF-75D	LOx/LH ₂	Expander
Russia	Soyuz 2-1b	Third	RD-0124	LOx/kerosene	Staged combustion
Russia	Angara 1.2	Second	RD-0124A	LOx/kerosene	Staged combustion
Russia	Proton-M	Third	RD-0213	NTO/UDMH	Staged combustion
China	CZ-7	Second	YF-115	LOx/kerosene	Staged combustion
EU	Vega	Upper	MEA	NTO/UDMH	Pressure-fed
USA	Alpha	Second	Lightning	LOx/kerosene	Tap-off
New Zealand	Electron	Second	Rutherford vacuum	LOx/kerosene	Electric motor pump

어 최대 연소실 압력과 추력이 제한된다[28]. 이러한 특징들로 인해 팽창기 사이클은 발사체의 상단 엔진에 적용되어 왔으나, 폐회로(closed) 팽창기 사이클에 비해 높은 추력을 갖는 개회로(open) 팽창기 사이클 엔진이 부스터 엔진으로의 사용을 목표로 개발되고 있기도 하다[29].

가장 보편적으로 사용되는 폐회로 팽창기 사이클의 개략도를 Fig. 1의 좌측에 나타내었다. 터빈 구동 유체로 사용되는 연료는 높은 열용량과 적절한 열전달 특성을 가지며 쉽게 기화되어야 하므로 일반적으로 수소, 메탄, 프로판 등이 가능하다[28]. 연료는 1단 혹은 다단 펌프를 통해 가압된 뒤 연소실과 노즐의 재생냉각채널에서 기화된다. 기화된 연료는 터빈으로 유입되는데, 가스발생기 사이클과는 달리 터빈 구동에 많은 추진제 유량을 사용할 수 있으므로 터빈 압력비를 최소화하여 연소실 압력을 최대화한다. 일반적으로 최적의 터빈 압력비는 1.5 이하이며, 이러한 압력비를 충족시키기 위해 보통 2단 압력복식 터빈이나 반동 터빈이 사용된다[31]. 기체 연료는 터빈을 구동한 뒤 분사기를 통해 연소실로 분배된다.

팽창기 사이클의 연료 공급은 MFV로, 추력 레벨은 TBV로 조절된다. TBV를 열어 추진제의 일부가 터빈을 우회하여 흐르도록 하며 이를 통

해 펌프의 속도와 유량을 낮춰 연소실 압력을 감소시킴으로써 추력을 낮춘다. MOV를 통해 산화제 유량을 조절하여 엔진의 혼합비를 제어하고, 엔진 종료 시 산화제 공급을 중단한다[28].

Parsley와 Zhang[28]는 수소 팽창기 사이클 엔진에서 MFV를 연소기 헤드의 바로 위쪽에 배치할 경우 다음 세 가지 이점을 얻을 수 있다고 하였다. 첫 번째, 점화 전 MFV가 닫혀있을 때 금속의 잠열과 주변 환경의 영향으로 기화된 수소가 냉각 유로와 터보펌프 터빈 하우징을 채우게 되므로, MFV를 여는 즉시 터보펌프가 기체 수소에 의해 초기 가속도를 제공받아 빠르고 부드러운 점화 및 재점화가 가능하게 된다. 두 번째, 엔진 종료 시 MFV를 닫으면 연소실로의 연료 공급은 즉시 중단되면서도 연료가 냉각채널에 남아있어 과도 열로부터 추가적인 에너지를 흡수할 수 있다. 세 번째, 연료 공급부가 MFV에 의해 외부로부터 차단되므로 퍼지를 최소화할 수 있다. 마찬가지로 MOV를 연소기 헤드의 바로 위쪽에 배치할 경우, 엔진 점화나 재점화 전에 산화제 공급부가 외부로부터 차단되는 효과를 얻을 수 있다. 따라서 수소를 연료로 사용하는 팽창기 사이클 엔진을 설계할 경우 MFV와 MOV를 연소기 헤드에 최대한 가깝게 배치하는 것이 유리할 것으로 보이나, 메탄이나 프로판 등

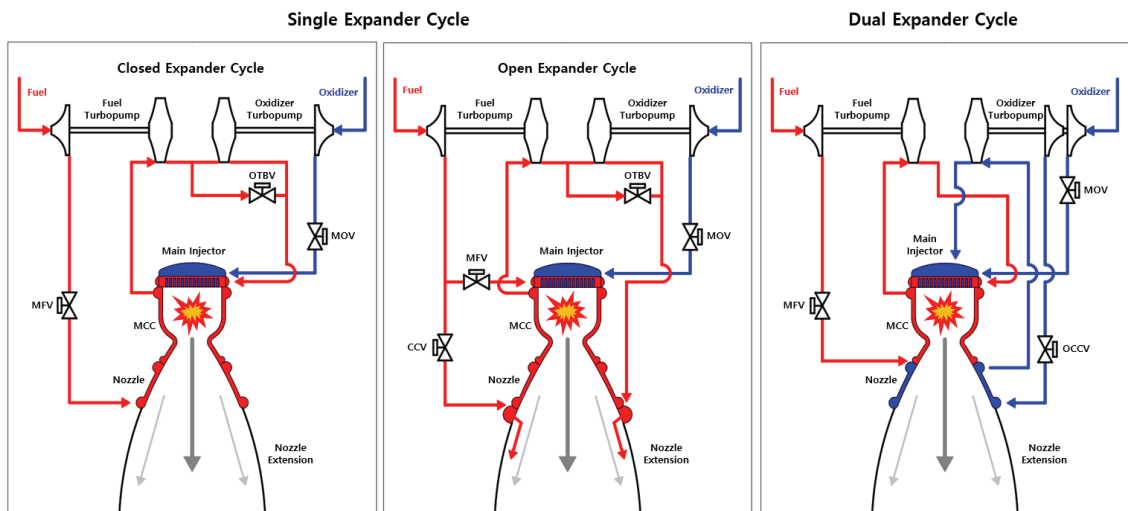


Fig. 1 Schematics of closed, open, and dual type expander cycles[30].

다른 연료를 사용하는 경우에 대해서는 추가적인 검토가 필요하다.

추진제 연소 생성물로 터빈을 구동하는 사이클 엔진에서는 재점화까지의 시간 동안 잔류 수증기로 인해 터빈이 얼어붙을 수 있어 반드시 피지를 해주어야 한다. 또한 다단연소 사이클의 경우 갑작스러운 혼합비의 변화로 가스 온도가 터빈의 허용 온도를 넘어서면 엔진에 심각한 손상을 입힐 수 있다. 반면 팽창기 사이클 엔진에서는 이와 같은 응결 문제가 발생하지 않으며 터빈 기체 온도가 혼합비에 크게 영향을 받지 않는다는 장점이 있다[32].

팽창기 사이클 엔진의 연소실 길이를 늘리면 열전달량이 증가해 추진제가 터빈 구동 시 필요한 에너지를 더 많이 얻을 수 있지만, 엔진의 무게도 함께 증가한다는 단점이 있다. 따라서 터빈 배출부와 연소기 사이에 열교환기를 배치하여 터빈 배출 기체로부터 에너지를 재흡수하기도 한다. 하지만 터빈 배출 기체의 온도가 보통 약 250 K, 액체 수소의 온도가 약 20 K 정도이므로 열교환기가 매우 커지지 않는 선에서 재흡수할 수 있는 에너지량은 제한된다[28].

2.2 팽창기 사이클의 종류 및 종류별 특징

팽창기 사이클은 분류 기준에 따라 터빈 구동에 연료만을 사용하는 단일(single) 팽창기 사이클과 연료와 산화제 모두를 사용하는 이중(dual) 팽창기 사이클, 그리고 터빈을 구동한 추진제를 전부 연소실로 보내는 폐회로 사이클과 엔진 외부나 노즐부로 배출하는 개회로 사이클로 구분된다.

단일 팽창기 사이클은 재생냉각채널에서 열교환을 마친 연료가 연료 펌프의 터빈을 구동하며 기어박스로 연결된 산화제 펌프를 함께 구동하거나, 두 펌프의 터빈을 직접 구동하는 방식이다. Buckmann 등[33]은 단일 팽창기 사이클에 대해 임무 기간이 짧고 재점화 횟수가 상대적으로 적은 경우엔 적합하지만, 긴 임무 기간과 많은 재점화 횟수가 요구되는 경우 산화제 터보펌프 IPS 퍼지 시스템의 무게 및 신뢰성이 문제될 수 있다고 평가하였다.

이중 팽창기 사이클은 연료 펌프의 터빈은 연료로, 산화제 펌프의 터빈은 산화제로 구동하는 방식이다. 이중 팽창기 사이클에 대해 Buckmann 등[33]은 산화제 펌프의 터빈이 고온의 산화제를 견디며 동작할 수 있는 재질로 제작되어야 하는 어려움이 있지만 IPS 퍼지 시스템과 기어박스가 없어도 되므로 무게를 줄이고 신뢰성을 높일 수 있다고 하였고, Stapp[34]은 두 개의 터빈을 사용하므로 터보펌프의 요구 동력이 감소되고 더 높은 연소압 도달이 가능하다고 하였다. 또한 Strain[35]은 두 추진제가 모두 과열 기체 상태로 연소실로 분사되어 액체상 분사 시에 비해 분사 차압 측면에서 이점을 갖는다고 하였다. 반면, Parsley와 Zhang[28]은 산화제를 통한 재생냉각 및 터빈 구동을 위해 별도의 매니폴드와 TBV를 추가해야 하지만 성능은 단일 팽창기 사이클에 비해 크게 높지 않아 이중 팽창기 사이클이 갖는 장점이 크지 않다고 기술하였다.

폐회로 팽창기 사이클은 모든 연료가 재생냉각채널을 거쳐 터빈을 구동하는 방식이다. 터빈을 구동한 기체 연료가 전부 연소실로 보내져 연소되므로 비추력은 높으나, 터빈 배출부가 연소기와 직접 연결되어 있으므로 터빈 압력비를 높이는 데 한계가 있고 최대 추력이 제한된다.

개회로 팽창기 사이클은 연료 유량의 일부만이 재생냉각을 거쳐 터빈을 구동한 후 외부나 노즐의 확장부로 배출되는 방식이다. 가스발생기 사이클과 마찬가지로 비추력의 손실이 있지만 터빈 배출부가 연소기와 직접 연결되어 있지 않기 때문에 터빈 압력비를 높일 수 있다. 따라서 터빈 동력을 증가시켜 폐회로 팽창기 사이클 엔진보다 높은 추력을 낼 수 있다[36]. 폐회로 팽창기 사이클의 절반 수준의 연료 펌프 동력만으로도 폐회로 팽창기 사이클과 비슷한 연소실 압력을 생성할 수 있기 때문에 높은 연소실 압력을 바탕으로 연소실의 크기를 줄이고 노즐목 면적을 줄일 수 있다. 노즐목 면적 감소를 통한 노즐 팽창비의 증가로 비추력을 증가시킬 수 있고, 이를 통해 개회로 팽창기 사이클이 갖는 비추력의 손실을 부분적으로 보상할 수 있다[37].

3. 팽창기 사이클 엔진의 적용 및 개발 현황

3.1 M10 엔진

M10 엔진은 이탈리아의 Avio가 저비용 친환경 엔진의 필요성에 따라 개발 중인 10 톤급 폐회로 팽창기 사이클 엔진으로, Avio가 러시아의 KBKhA와 진행했던 LOx/LNG 7.5 톤급 팽창기 사이클 LM10-MIRA 시제 엔진 개발 과정에서 얻은 경험과 기술력을 바탕으로 개발되고 있다 [22,36,38]. 추진제로는 LOx/LCH₄를 사용하고 추력 98.1 kN, 최소 비추력 362 s, 혼합비 3.4의 규격을 가지며 정상 추력의 약 75%까지 추력을 낮출 수 있다. 김철웅[36]은 LM10-MIRA 데모 엔진 개발 관련 논문[39]에 나타나 있는 LM10-MIRA 엔진 비행 모델의 목표 성능을 통해 M10 엔진의 성능을 예측할 수 있다고 하였다[36].

점화는 고압력으로 저장된 GOx/GH₂를 사용하는 토치 점화기를 통해 이루어지며, 다회 점화가 가능하다. 산화제 터보펌프와 연료 터보펌프는 모두 메탄에 의해 구동된다. 추진제 유량은 터보펌프 우회 라인에 설치된 레귤레이터 밸브(RV)로 터보펌프의 동력을 제어하여 조절되고, 산화제 유량은 산화제 터보펌프 후단에 설치된 유량조절밸브(TV)를 통해 직접 조절된다. 추진제는 OMV와 FMV를 통해 연소실로 공급되며, 산화제와 연료 배출밸브(DV)를 포함하는 공급 시

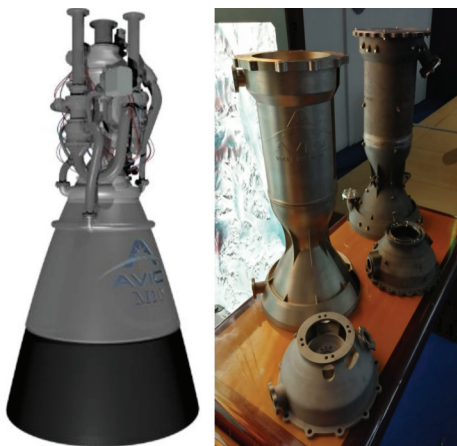


Fig. 2 M10 engine layout and thrust chamber assembly technological models[22].

스템을 통해 엔진의 냉각, 시동 및 종료를 수행한다. 공급 제어밸브들에 헬륨을 공급하기 위한 라인들이 있으나, 엔진의 복잡성을 줄이기 위해 전기 밸브로의 대체도 고려되고 있다. 연소실의 경우, 레이저 적층제조 방식을 활용하여 제작 시간과 비용을 절감하였다[22]. M10 엔진은 현재 개발 중인 Vega-E 로켓의 상단부에 사용될 예정이다[40].

3.2 RL10B-2 엔진

RL10B-2 엔진은 Pratt & Whitney Rocketdyne에서 RL10 엔진을 바탕으로 개발한 발사체 상단용 팽창기 사이클 엔진이다. 추진제로는 LOx/LH₂

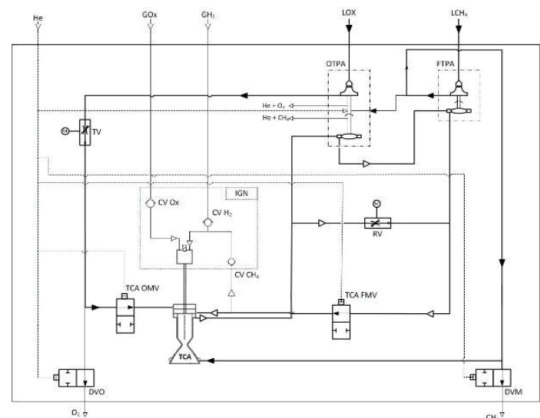


Fig. 3 Schematic of M10 engine[22].

Table 2. Required target performance and characteristics of LM10-MIRA flight engine[39].

Propellants	LOx/LNG
Thrust in vacuum [kN]	98.1
Minimum Isp in vacuum [s]	364
Total flow rate [kg/s]	27.6
Mixture ratio	3.4
Number of chambers	1
Thrust vector	±6°
Max diameter [mm]	1300
Maximum length [mm]	1900
Weight [kg]	< 295.5
Number of restarts	5

를 사용하고, 진공 추력 110 kN, 비추력 465.5 s, 연소실 압력 44.1 bar의 규격을 갖는다. 자세한 엔진의 규격 및 개략도는 각각 Table 3과 Fig. 5와 같다[41].

Table 3. Specification of RL10B-2 engine [8,41,42].

Thrust in vacuum [kN]	110.1
Chamber pressure [bar]	44.1
Mixture ratio	5.88
Isp in vacuum [s]	465.5
Cooling jacket pressure drop [bar]	17.4
Fuel flow rate [kg/s]	3.4
Oxidizer flow rate [kg/s]	20.6
Fuel pump speed [rpm]	37,900
Oxidizer pump speed [rpm]	15,163
Fuel pump/Oxidizer pump discharge pressure [bar]	104/59
Injector pressure drop, Fuel/Oxidizer [bar]	3.7/6.9
Throttling [%]	20-100

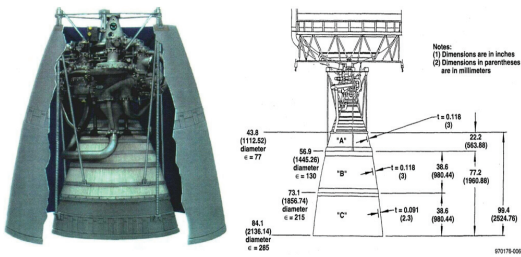


Fig. 4 RL10B-2 engine and its nozzle extension dimensions[8].

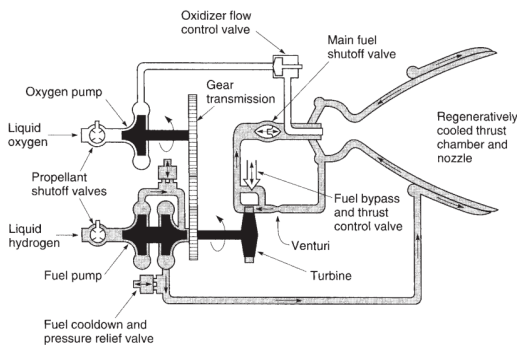


Fig. 5 Schematic of RL10B-2 engine[41].

펌프로는 close-coupled 인듀서가 있는 2단 연료 원심형 펌프와 close-coupled 인듀서가 있는 1단 산화제 원심형 펌프를 사용한다. 펌프를 통해 연소실과 주노즐의 냉각채널로 유입된 수소는 열교환 후 연료 펌프 로터의 2단 축류형 터빈을 구동시키고, 기어 시스템을 통해 1단 액체 산소 펌프도 동시에 구동한다.

노즐의 확장부는 재생냉각되는 주노즐에 볼트로 고정된 길이 564 mm의 carbon-carbon 고정형 확장부, 그리고 액추에이터와 볼스크류를 통해 전개되는 길이 1961 mm의 carbon-carbon 확장부로 구성된다. 전개형 노즐 스킵트의 도입으로 팬창비가 77:1에서 285:1로 증가하고 비추력도 30.5 s만큼 증가하였다[8]. RL10B-2 엔진은 Delta IV, Delta Heavy 발사체와 SLS Block 1의 상단부에 적용되고 있으며, 그 파생형인 RL10C-1 엔진은 Atlas V 발사체의 상단부에 사용되고 있다[7,9,43].

3.3 Vinci 엔진

Vinci 엔진은 Ariane 5의 개량형인 A5ME와 유럽 차세대 발사체인 Ariane 6의 상단부에 사용하기 위해 개발된 팬창기 사이클 엔진으로, HM7B 엔진이나 Vulcain 엔진과 같은 극저온 엔진들에 대한 개발 경험을 바탕으로 설계되었다 [21]. 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하며 이중 작동 모드를 통해 진공 추력 180/130 kN, 비추력 457.2/458.2 s, 혼합비 6.1/5.5의 성능을 보인다. 엔진의 성능 및 개략도는 각각 Table 4와 Fig. 7과 같다[44].

점화는 GOx/GH₂를 사용하는 토치 점화기를 통해 이루어지며, 5회까지 재점화가 가능하다 [45,46]. 엔진은 두 개의 터보펌프를 가지며, 두 터보펌프 모두 일체형 인듀서를 가져 낮은 NPSP를 가지므로 별도의 부스터 펌프를 필요로 하지 않는다.

엔진 설계 시 구조를 간소화하고 제작 비용을 줄이기 위해 재생냉각 노즐 확장부를 채택하지 않았다. Vinci 엔진을 Ariane 5ME 상단부에 적용하기 위한 개발 단계에서는 액추에이터와 볼스크류를 통해 구동되는 확장형 노즐이 적용되

Table 4. Specification of Vinci engine[44].

Thrust in vacuum [kN]	180	130
Isp in vacuum [s]	457.2	458.2
Combustion pressure [bar]	60	45
Mixture ratio	6.1	5.5
Propellant flow rate, LOX/LH ₂ [kg/s]	34.11/5.59	24.20/4.40
Nozzle outlet diameter [m]	1.84	
FTP rotation speed [rpm]	90,000	70,000
OTP rotation speed [rpm]	18,000	14,000
Height [m]	3.22	



Fig. 6 Vinci engine and configuration view of Vinci engine for A5ME and for Ariane 6[44,45].

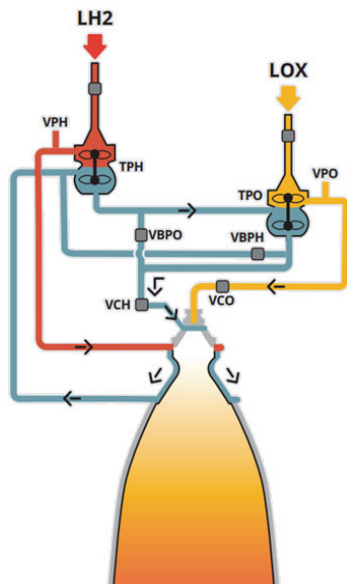


Fig. 7 Schematic of Vinci engine[44].



Fig. 8 Additively manufactured Injector head of Vinci engine[47].

어 있었다. 하지만 Ariane 6 상단부 탑재를 위한 개발 과정에서 내구성과 운용 비용을 고려해 전 개형 노즐 확장부를 사용하지 않고 노즐 확장부의 일부만을 노즐에 고정시키는 방안으로 변경되었다[21,45].

연소기 헤드의 경우, 적층제조를 통해 분사기들과 매니폴드 분할판을 일체형으로 제작하였다. 그 결과 부품 수를 248 개에서 1 개로 줄였으며 제작 비용을 약 50% 절감하고 제작 시간을 상당히 감소시켰다[47]. Vinci 엔진은 148 번의 테스트 동안 총 52,156 초간 동작하였고 2018년 10월 12일에 최종 인증시험을 마쳤다[44].

3.4 LE-5B 엔진

LE-5B 엔진은 JAXA와 MHI(Mitsubishi Heavy Industries)가 개발한 연소실 개회로 팽창 사이클 엔진이다. LE-5B 엔진은 다회 점화가 가능하고 기존 LE-5A 엔진보다 높은 추력과 신뢰성을 가지면서도 더 저렴한 제작 비용을 갖는 것을 목표로 개발되었다[48,49]. 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하며 진공 추력 137 kN, 비추력 450 s, 연소실 압력 38.4 bar의 규격을 갖는다. 엔진의 성능 및 개략도는 각각 Table 5와 Fig. 10과 같다[52].

정격 추력의 60%까지 추력 조절이 가능하며 추력 조절 시 TCV를 통해 터빈 동력을 조절한다. 이때 혼합비도 영향을 받아 변하므로 터빈 우회 라인에 있는 MRCV를 이용해 혼합비도 함께 조절해준다. 추력 조절 과정에서 연소실을 냉각하고 나오는 연료의 온도가 평소보다 높아지기 때문에, MFV를 이용해 연소실 냉각라인으로 흐르는 유량을 높여 재생냉각채널 출구에서의 연료 온도를 유지시킨다[51].

Table 5. Specification of LE-5B engine[52].

Thrust in vacuum [kN]	137
Mixture ratio	5.0
Isp in vacuum [s]	450
Expansion ratio	110
Chamber pressure [bar]	38.4
FTP rotation [rpm]	50,200
FTP discharge pressure [bar]	74.6
LTP rotation [rpm]	17,900
LTP discharge pressure [bar]	59.7
Max diameter [mm]	1700
Length [mm]	2700
Weight [kg]	265
Throttling [%]	60
Restart capability	Yes
Burn time (normal mode) [s]	535
Design life [s]	2350

노즐 팬창기 사이클 엔진인 LE-5A 엔진에서는 노즐 확장부가 터빈 구동 기체에 열을 공급하는 역할을 하므로, 노즐부가 고압의 수소 기체를 견딜 수 있도록 테이퍼드 튜브들을 브레이징하는 방식으로 제작되었다. 반면, LE-5B 엔진은 연소실 팬창기 사이클 엔진이므로 터빈 구동 기체가 연소실에서만 열을 공급받는다. 따라서 니켈 튜브들을 브레이징하여 연소실을 제작한 LE-5A 엔진과는 달리 연소실을 구리 전해도금된 채널 구조로 제작하여 열전달 성능을 높였다. 또한 노즐에는 별도의 재생냉각채널이 없으므로, 노즐 팬창비가 70보다 작은 영역은 단일 사각 튜브들을 브레이징하여 제작하고, 터빈을 구동한 수소 기체들이 배출냉각되도록 하였다. 노즐 확장부의 나머지 영역은 얇은 스테인리스 판으로 제작되며 배출된 기체에 의해 막냉각되도록 하였다. 이를 통해 LE-5A 엔진에 비해 브레이징된 영역을 크게 줄여 신뢰성을 높이고 제작 비용을 감소시킬 수 있었다. 또한 LE-5A 엔진에 208 개의 분사기가 사용된 반면, LE-5B 엔진에서는 연소 효율은 비슷하게 유지하면서도 분사기 개수를 127 개로 줄여 제작 비용을 감소시켰다. 이러

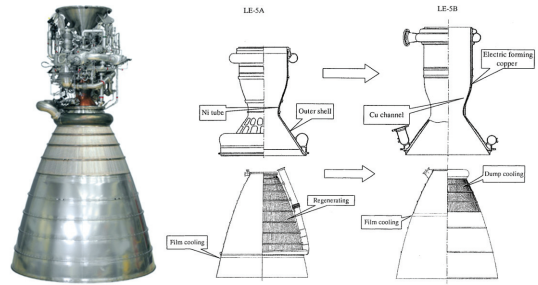


Fig. 9 LE-5B engine and design changes from LE-5A to LE-5B[50,51].

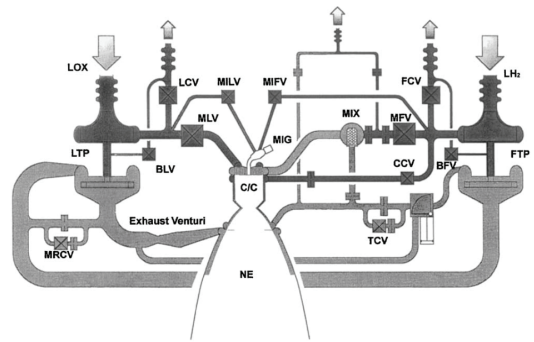


Fig. 10 Schematic of LE-5B engine[52].

한 설계들을 통해 제작 비용을 LE-5A 대비 약 40% 절감하였다[49,51]. 현재 LE-5B 엔진의 개량형인 LE-5B-2 엔진이 H-2A/B 발사체의 상단부에 사용되고 있으며, JAXA에서 현재 개발 중인 H3 발사체의 상단부에 LE-5B-2 엔진의 개량형인 LE-5B-3 엔진이 사용될 예정이다[53,54].

3.5 LE-9 엔진

JAXA와 MHI는 고추력 개회로 팬창기 사이클 엔진 기술의 실증을 위해 진행했던 LE-X 엔진 개발 경험을 바탕으로 개회로 팬창기 사이클 엔진인 LE-9 엔진을 개발하였다. LE-9 엔진은 H3 로켓의 부스터 엔진으로 사용될 예정이며, 높은 유연성, 높은 신뢰성, 저렴한 비용을 통해 H3 로켓이 발사체 시장에서 경쟁력을 갖추게 하는 것을 목표로 개발되고 있다. 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하고, 진공 추력 1471 kN, 비추력 425 s, 연소실 압력 100 bar의 성능을 보이며 약 63%까지 추력 조절이 가능하다. 엔진의 성능 및 개략

도는 각각 Table 6과 Fig. 12와 같다[24,55].

대부분의 수소는 연소실로 분사되고, 수소 유량의 일부만이 연소실의 재생냉각채널을 거쳐 연료 터보펌프와 산화제 터보펌프를 구동한 뒤 노즐부로 배출되어 막냉각을 통해 노즐을 보호한다. 산화제 터보펌프는 1단 인듀서와 1단 개방형 슈라우드 임펠러, 그리고 2단 터빈으로 구성되어 있으며 1차 임계속도 아래에서 동작한다. 연료 터보펌프는 2단 인듀서, 1단 개방형 슈라우드

임펠러, 그리고 2단 초음속 터빈으로 구성되며 1차 임계속도와 2차 임계속도 사이에서 운영이 가능하다. 개회로 팽창기 사이클은 폐회로 팽창기 사이클에 비해 터보펌프의 요구 유량과 배출 압력이 낮은 특성이 있기 때문에, 저유량의 터빈 구동 기체로부터 최대한 많은 동력을 얻고자 연료 터보펌프에 고효율의 2단 초음속 터빈을 적용하였다. 또한 2단 인듀서와 1단 임펠러도 요구 펌프 수두를 달성할 수 있게 되므로 1단 인듀서와 2단 임펠러를 제작할 때에 비해 제작 비용을 절감하고 연료 터보펌프가 2차 임계속도 아래에서 운영될 수 있게 하였다. 터보펌프의 자세한 규격과 사진은 Table 7과 Fig. 13에 나타나 있다[24,56].

TCV와 MOV를 통해 각각 추력과 혼합비를 조절하였고, 연소 안정성을 확보하기 위해 연소실과 분사기 사이에 공명기를 배치하여 압력 섭동을 억제하였다[29,56]. 연소기 헤드의 경우 500개 이상의 부품들로 구성되며, SLM(selective laser melting) 방식을 통해 모든 부품들을 동시에 제작하여 비용을 감소시켰다. 분사기의 형상과 표면 거칠기가 연소 특성에 영향을 미치는 영향을 확인하기 위해 각각 SLM 적층제조와 기존의 기계가공 방식으로 제작된 분사기를 적용

Table 6. Specification of LE-9 engine[24].

Thrust in vacuum [kN]	1471
Isp in vacuum [s]	425
Mixture ratio	5.9
Chamber pressure [bar]	100
Throttling [%]	63
Weight [kg]	2400
Length [m]	3.8

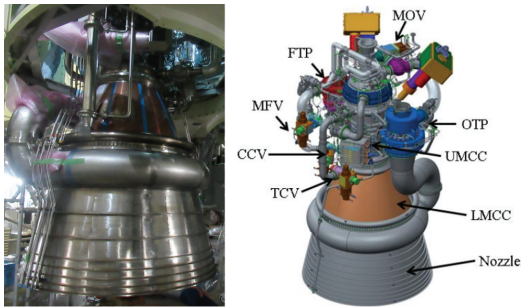


Fig. 11 LE-9 engine and CG model image[24,55].

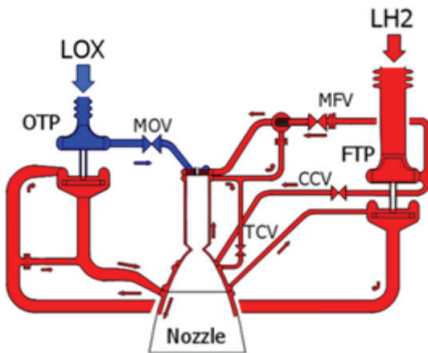


Fig. 12 Schematic of LE-9 engine[24].

Table 7. Turbopump characteristics of LE-9 EM[56].

	FTP		OTP	
	100	63	100	63
Throttle [%]	100	63	100	63
Rotating speed [rpm]	41,600	34,800	17,000	13,300
Pump discharge pressure [bar]	191	138	179	131
Pump mass flow rate [kg/s]	51.6	32.4	303	190
Turbine inlet pressure [bar]	83	45	9.4	5.1
Turbine expansion ratio	8.5	8.3	2.5	2.4
Turbine inlet temperature [K]	443	443	318	330
Turbine mass flow rate [kg/s]	9.1	4.9	8.3	4.5

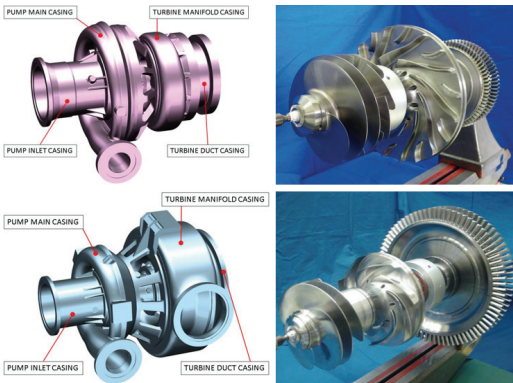


Fig. 13 FTP and OTP of LE-9 engine EM[56].

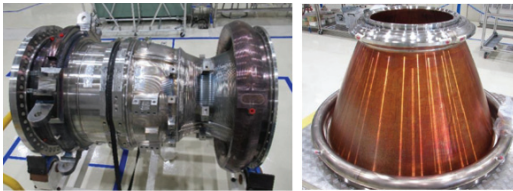


Fig. 14 Chamber elements of LE-9[24].

한 축소형 연소기로 연소시험을 수행한 결과, 유의미한 차이는 나타나지 않았다[24].

연소실은 노즐목을 갖는 실린더 형상의 상단 주연소실과 원뿔 형상의 하단 주연소실로 구성되어있다. 제작 비용을 줄이기 위해 상단 주연소실의 내부 라이너는 플로우 포밍 공법으로 제작하고, 냉각채널은 외피를 내부 라이너에 용접하여 마감하였다. 하단 주연소실의 경우, 상단 주연소실에 비해 열유속이 훨씬 낮기 때문에 내부 라이너를 무산소구리로 제작하여 제작 비용을 절감하였다. 냉각채널은 구리 전해도금으로 마감하였으며, 3D-FEM 해석을 통해 냉각채널의 구조와 전해도금 두께를 최적화하여 제작 비용을 절감하였다[24]. 2017년 3월부터 LE-9 엔진 EM에 대한 시험이 수행되었으며, 2022년도에 엔진 수락시험 및 LE-9 엔진을 사용한 H3 발사체 시험 1호기 지상 연소시험을 완료하였다[55].

3.6 RD-0146 엔진

RD-0146 엔진은 러시아의 KBKhA에서 개발한 팬창기 사이클 엔진이다. 추진제로는 LOx/LH₂

를 사용하고, 진공 조건에서 추력 98.07 kN, 비추력 463 s, 연소실 압력 79.4 bar의 규격을 갖는다. 엔진의 규격 및 개략도를 각각 Table 8과 Fig. 16에 나타내었다[57]. 점화는 전기 플라즈마 점화기를 통해 5 회까지 가능하며, 수소 부스터 펌프와 산소 부스터 펌프를 도입하여 공동 현상을 방지하고 펌프 회전 속도와 연소압을 높였다. 수소 부스터 펌프는 2단 수소 펌프에서 263 bar 이상으로 승압된 저유량의 기체 수소로 구동되며, 산소 부스터 펌프는 산소 펌프 출구로부터 공급된 액체산소가 터빈을 회전시킴으로써 구동된다. 2단 터빈으로 구동되는 2단 수소 터보펌프의 로터 속도는 약 123,000 rpm으로, 수소 터보펌프에 사용된 베어링의 DN 계수인 $3.08 \times 10^6 \text{ mm} \cdot \text{rpm}$ 에 상응하는 속도이다. 따라서 펌프와 터빈의 최대 효율을 이뤄내 펌프의 무게를 감소시켰다. 1단 산소 터보펌프는 산소를 약 132 bar 까지 승압시킨 뒤 연소실로 공급한다.

연소실 내부의 일부 표면에 약 200 개 이상의 핀을 추가하고, 재생냉각채널 내부 표면을 인위적으로 거칠게 제작하였다. 이를 통해 연소실에서 수소로의 열전달량을 높여 연소실의 길이를 줄일 수 있었다. 재생냉각채널을 빠져나가 터빈으로 유입되는 수소의 온도는 약 280-300 K 정도이며, 터빈들을 구동한 수소 기체는 약 200 개의 동축형 분사기들을 통해 연소실로 분사된다.

Table 8. Specification of RD-0146 engine[57].

Thrust in vacuum [kN]	
at thrust main stage mode	98.07
at thrust final stage mode	49.03
Isp in vacuum [s]	451-463
Mixture ratio	5.9
Chamber pressure [bar]	79.4
Number of restarts	1-5
Duration [s]	400-1100
Dimensions [mm]	
Length	1880-2440
Nozzle exit diameter	960-1250
Engine dry weight [kg]	196-261

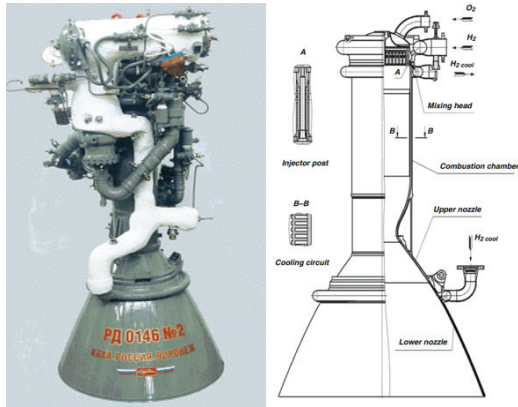


Fig. 15 RD-0146 engine and combustion chamber with a ribbed inner surface[57,58].

bar의 성능을 갖는 연소기를 두 개 가지고 있다. 구체적인 규격은 Table 9와 같다[13,60,61].

Table 9. Specification of YF-75D engine[61].

Thrust in vacuum [kN]	2×88.36
Isp in vacuum [s]	442
Mixture ratio	6.0
Mixture ratio range	5.6-6.4
Chamber pressure [bar]	41
Oxidizer flow rate [kg/s]	2×17.5
Fuel flow rate [kg/s]	2×2.91
Nozzle area ratio	80
Structural weight [kg]	736
Height [mm]	3151
Diameter [mm]	3302

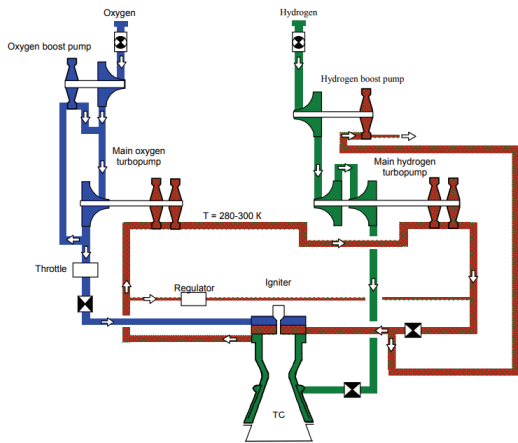


Fig. 16 Schematic of RD-0146 engine [57].

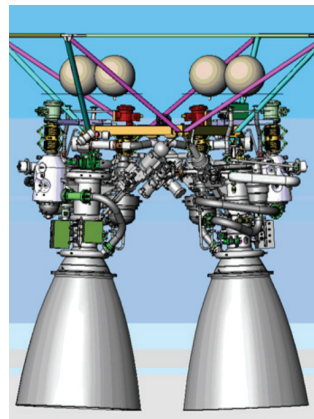


Fig. 17 YF-75D engine[61].

이때 연소 효율은 약 99.5%로 나타났다[57,58].

KBKhA사는 Angara-A5 발사체 상단부에 사용하기 위해 2008년부터 진공 추력 73.5 kN, 비추력 470 s, 연소실 압력이 58.8 bar인 RD-0146D 엔진을 개발하고 있으며, 2018년부터는 추력이 88.3 kN, 연소실 압력이 70.1 bar로 수정된 RD-0146D-1 엔진을 개발하고 있다[59].

3.7 YF-75D

YF-75D 엔진은 중국이 YF-75 엔진을 바탕으로 설계한 폐회로 팽창기 사이클 엔진으로, 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하고 진공 추력 88.26 kN, 비추력 442 s, 혼합비 6.0, 연소실 압력 41



Fig. 18 YF-79 engine[42].

점화는 화약을 통해 이루어지며 2 회까지 점화가 가능하다. 혼합률 조절이 가능하지만 넓은 범위의 추력 조절은 불가능한 고정 추력형 엔진이다[13,42]. 두 개의 터보펌프 모두 기체 수소로 구동되며 수소 펌프는 2차 임계속도와 3차 임계속도 사이인 65,000 rpm로 작동한다. 수소 터빈으로는 2단 저압력비 아음속 터빈을 사용하며, 축류형 터빈과 구심형 터빈에 대한 시험 결과 최종적으로 축류형 터빈을 채택하였다. YF-75D 엔진은 현재 CZ-5 발사체의 2단부에 사용되고 있다[13].

3.8 YF-79 엔진

YF-79 엔진은 중국이 기존 YF-75D 엔진의 낮은 비추력, 고정된 추력, 적은 재점화 횟수와 같은 단점들을 보완하기 위해 개발 중인 폐회로 팬창기 사이클 엔진이다. 추진제로는 LOx/LH₂를 선정하였고 목표 추력은 250 kN로 폐회로 팬창기 사이클 중에서는 세계 최대 규모이며, 진공 비추력 455.2 s, 연소실 압력 70 bar를 목표로 개발 중이다. 목표 규격과 개략도는 각각 Table 10과 Fig. 19와 같다.

Table 10. Target specification of YF-79 engine[42].

Thrust [kN]	250
Mixture ratio	6
Isp in vacuum [s]	455.2
Throttling level [%]	60-100
Chamber pressure [bar]	70
LH ₂ mass flow rate [kg/s]	8.0
LO _x mass flow rate [kg/s]	48.0

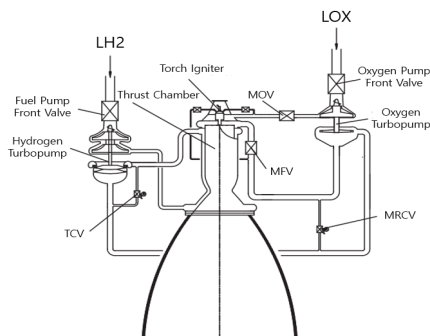


Fig. 19 Schematic of YF-79 engine[42].

점화는 MFV와 MOV 전단의 수소 점화 밸브와 산소 점화 밸브가 열리면 기체 수소와 액체 산소가 동축 노즐을 통해 점화기 챔버로 들어가고, 토치 점화기를 통해 점화되는 방식으로 이루어진다. 점화기의 연소실 압력은 2.2 bar, 혼합비는 2.0을 목표로 설계된다. 추력 제어밸브와 혼합률 제어밸브는 DC 모터로 구동되며, 재생냉각을 통해 기화된 수소가 수소 터보펌프와 산소 터보펌프를 구동한 뒤 연소실로 들어가는 구조이다. 수소 터보펌프는 효율 0.48 이상, 펌프 출구 압력 240 bar, 80,000 rpm의 인듀서가 있는 2단 원심 펌프를 목표로 개발되며, 2단 반작용 축류형 터빈과 2차와 3차 임계 속도 사이에서 동작하는 로터를 갖게 된다. 산소 터보펌프는 20,000 rpm로 동작하는 인듀서가 있는 1단 원심 펌프를 목표로 개발되며, 1단 반동 축류형 터빈과 1차 임계 속도 내에서 동작하는 로터를 갖게 된다[42]. 현재 중국에서 개발되고 있는 대형 발사체 CZ-9의 3단부에 네 개의 YF-79 엔진이 사용될 예정이다[23].

3.9 BE-3U 엔진

BE-3U 엔진은 BE-3 엔진을 바탕으로 진공 상태에서의 운용에 최적화된 엔진이다. 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하며, 폐회로 팬창기 사이클 방식을 채택하였다. 블루 오리진이 2018년에 배포한 자료[63]에는 진공 조건에서 BE-3U 엔진은 추력 530 kN, 88-100% 추력까지 연속적으로 조절할 수 있으며 4 회 재점화가 가능하다고 나타나 있고, 현재 블루 오리진 홈페이지에는 진공

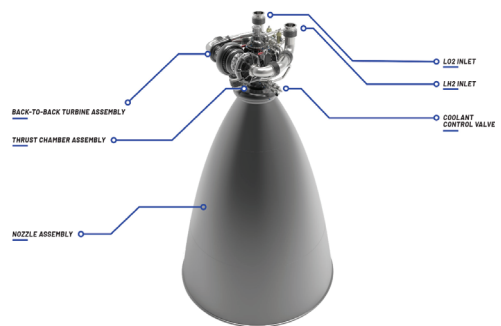


Fig. 20 BE-3U engine[62].

조건에서 약 710 kN의 추력을 낸다고 명시되어 있어 BE-3U 엔진의 대략적인 성능 범위를 짐작할 수 있다. 블루 오리진이 현재 개발 중인 New Glenn 발사체의 재사용 가능한 2단부에 두 개의 BE-3U 엔진이 사용될 예정이다[62,63].

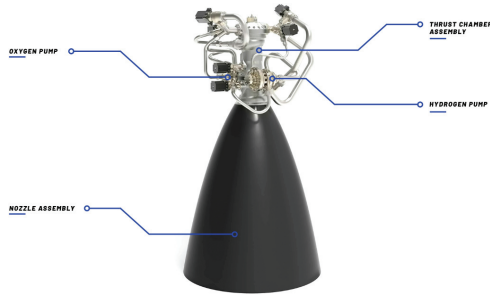


Fig. 21 BE-7 engine[64].

3.10 BE-7 엔진

BE-7 엔진은 블루 오리진이 자사 달착륙선에 사용하기 위해 개발 중인 이중 팽창기 사이클 엔진이다. 추진제로는 LOx/LH₂를 사용하며, 약 40 kN의 추력과 높은 비추력을 가지면서 딥 스로틀링 및 재점화 기능을 구현하는 것을 목표로 개발 중이다[64].

4. 결 론

본 논문에서는 팽창기 사이클의 구조, 분류 및 그 특징들을 살펴보았으며, 해외에서 개발하여 현재 발사체에 사용 중이거나 현재 개발 중인 팽창기 사이클 엔진들의 사례를 조사하여 기술

Table 11. Summary of expander cycle engine specifications.

Engine	M10	RL10B-2	Vinci	LE-5B	LE-9	RD0146	YF-75D	YF-79	BE-3U	BE-7
Oxidizer	LOx									
Fuel	LCH ₄	LH ₂								
Cycle type	Single Closed	Single Closed	Single Closed	Single Open	Single Open	Single Closed	Single Closed	Single Closed	- Open	Dual -
Thrust [kN]	98.1	110.1	180	137	1471	98.07	2×88.26	250	530~710	40
Isp [s]	362	465.5	457.2	450	425	463	442	455.2	-	-
Chamber pressure [bar]	-	44.1	60	38.4	100	79.4	41	70	-	-
Mixture ratio	3.4	5.88	6.1	5.0	5.9	5.9	6.0	6	-	-
FTP rotating speed [rpm]	-	37,900	90,000	50,200	41,600	123,200	65,000	80,000	-	-
FTP flow rate [kg/s]	-	3.40	5.59	-	51.6	-	2×2.91	8.0	-	-
FTP turbine flow rate [kg/s]	Closed cycle	Closed cycle	Closed cycle	-	9.1	Closed cycle	Closed cycle	Closed cycle	-	-
FTP discharge pressure [bar]	-	104	-	74.6	191	-	-	240	-	-
OTP rotating speed [rpm]	-	15,163	18,000	17,900	17,000	-	-	20,000	-	-
OTP flow rate [kg/s]	-	20.6	34.11	-	303	-	2×17.5	48.0	-	-
OTP turbine flow rate [kg/s]	Closed cycle	Closed cycle	Closed cycle	-	8.3	Closed cycle	Closed cycle	Closed cycle	-	-
Throttling capability	75-100%	20-100%	72-100%	60-100%	63-100%	50-100%	Fixed thrust	60-100%	88-100%	Deep throttling

하였다. 조사한 엔진들의 규격을 최종적으로 Table 11에 정리하였다.

팽창기 사이클 엔진은 기존 여러 발사체들의 상단에 적용되어 왔을 뿐 아니라, 미국의 Space Launch System, 유럽의 Ariane 6와 Vega-E, 중국의 CZ-9 등 세계 각국에서 개발 중인 차세대 발사체들의 상단에 적용될 예정이다. 또한 최근 팽창기 사이클을 적용한 일본의 부스터 엔진이나 블루오리진의 달착륙선 엔진 개발 사례들을 통해 그 적용 범위가 확장되고 있음을 알 수 있다. 이러한 추세 속에서 국내에서도 팽창기 사이클 엔진 개발의 필요성이 대두되고 있으며, 본 논문에서 조사한 내용들이 팽창기 사이클 엔진 개발 시 도움이 될 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단(NRF-2021M1A3B8077772, RS-2022-00156358) 및 한국항공우주연구원(KARI-FR21C00)의 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. "SpaceX Falcon Payload User's Guide," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.spacex.com/>.
2. "HM7B Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ariane.group/en/>.
3. "Soyuz User's Manual," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ariane.group/en/>.
4. Demyanenko, Y., Dmitrenko, A., Ivanov, A. and Pershin, V., "Turbopumps for Gas Generator and Staged Combustion Cycle Rocket Engines," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, A.Z., U.S.A., AIAA 2005-3946, Jul. 2005.
5. "The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.faa.gov/>.
6. "LM-3B User's Manual," retrieved 20 Oct. 2022 from <http://www.calt.com/>.
7. "Delta IV Launch Services User's Guide," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ulalaunch.com/>.
8. Ellis, R.A., Payne, F.M., Lacoste, M., Lacombe, A. and Joyez, P., "Development of a Carbon-Carbon Translating Nozzle Extension for the RL10B-2 Liquid Rocket Engine," *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, W.A., U.S.A., AIAA 1997-2672*, Jul. 1997.
9. "Mission Overview, Atlas V STP-3 Mission," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ulalaunch.com/>.
10. NASA, "Cryogenic Propulsion Stage," M11-0918, 2011.
11. "H-IIB Launch Vehicle No. 3 (H-IIB F3) Overview," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://global.jaxa.jp/>.
12. Terakado, D., Higashi, K., Sakaki, K., Komaru, T., Suwa, N., Arimoto, Y. and Ikemoto, A., "2nd Qualification Test Series Results of the Upper Stage Engine LE-5B-3 for H3 Rocket," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS 2019-626, Jul. 2019.
13. Zhang, N., "The Development of LOX/LH2 Engine in China," *64th International Astronautical Congress*, Beijing, China, IAC-13,C4.1.1x18525, Sep. 2013.
14. "ILS Angara 1.2 Brochure," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ilslaunch.com/launch-vehicle/angara-1-2/>.
15. Almeida, D.S., Santos, E.A. and Langel, G., "Upper Stage Liquid Propellant Rocket Engine: A Case Analysis," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 13, pp. 1-20, 2021.

16. "Exomars's Launch Vehicle Proton-M," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.kari.re.kr/kor.do>.
17. Gordon, K.E., "Analysis of Chinese Cryogenic Long March Launch Vehicles and YF-100 Liquid Rocket Engine," Doctoral Dissertation, Aeronautical and Astronautical Engineering, The Ohio State University, Columbus, O.H., U.S.A., 2018.
18. "Vega User's Manual Issue 4," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.arianespace.com/>.
19. "Alpha Payload User Guide," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://firefly.com/>.
20. "Rocketlab Payload User's Guide," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.rocketlabusa.com/>.
21. Alliot P., Delange, J.F., Edeline, E., Sabin, P., Lekeux, A. and Vielle, B., "The Vinci Upper Stage Engine: Toward the Demonstration of Maturity," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-4054, Jul. 2013.
22. Kajon, D., Liuzzi, D., Boffa, C., Rudnykh, M., Drigo, D., Arione, L., Ierardo, N. and Sirbi, A., "Development of the Liquid Oxygen and Methane M10 Rocket Engine for the Vega-E Upper Stage," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS 2019-315, Jul. 2019.
23. "Long March 9 Configuration," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://inf.news/en/military/5249f3bc1a4f016c8781df63714ee5e3.html>.
24. Kawashima, H., Funakoshi, Y., Kurosu, A., Kobayashi, T. and Okita, K., "Development Status of LE-9 Engine for H3 Launch Vehicle," *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, Indianapolis, I.N., U.S.A., AIAA 2019-4024, Aug. 2019.
25. Seo, K.S., Park, S.Y., Nam, C.H. and Moon, Y.W., "A Study on the Development Process of the Liquid Rocket Engine for the Upper Stage of the Korea Space Launch Vehicle-II," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 1, pp. 68-76, 2022.
26. Kim, C.W., Lim, B.J., Lee, J.S., Seo, D.B., Lim, S.H., Lee, K.O., Lee, K.J. and Park, J.S., "Conceptual Design of a LoX/Methane Rocket Engine for a Small Launcher Upper Stage," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 4, pp. 54-63, 2022.
27. Jung, J.T., Gil, G.N., Son, T.J., Ahn, S.S. and Hong, Y.G., "KoreanAir Engine Development Strategic and Engine System for Upper Stage Engine of Small Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers* (to be published).
28. Yang, V., Habiballah, M., Hulka, J. and Popp, M., *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspect of Modeling, Analysis, and Design*, 1st ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Reston, V.A., U.S.A., pp. 621-648, 1995.
29. Watanabe, D., Manako, H., Onga, T., Tamura, T., Ikeda, K. and Isono, M., "Combustion Stability Improvement of LE-9 Engine for Booster Stage of H3 Launch Vehicle," *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 53, No. 4, pp. 28-35, 2016.
30. "Expander Cycle Engines," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.nasa.gov/>.
31. NASA, "Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines," NASA SP-8107, 1974.
32. Leonardi, M., Matteo, F.D. and Nasuti, F., "Parametric Study on the Performance of an Expander Bleed Engine," *Aerotecnica Missili & Spazio*, Vol. 96, No. 1, pp. 32-43, 2017.
33. Buckmann, P.S., Shrimp, N.R., Viteri, F.V. and Proctor, M., "Design and Test of an

- Oxygen Turbopump for a Dual Expander Cycle Rocket Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 1, pp. 80-86, 1992.
34. Stapp, D.T., "An Investigation of the Performance Potential of a Liquid Oxygen Expander Cycle Rocket Engine," Master Dissertation, Department of Aerospace Engineering and Mechanics in the Graduate School of The University of Alabama, Tuscaloosa, A.L., U.S.A., 2016.
 35. Strain, W.S., "Design of an Oxygen Turbopump for a Dual Expander Cycle Rocket Engine," Master Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, O.H., U.S.A., 2008.
 36. Kim, C.W., *Liquid Rocket Engine*, 1st ed., Kyungmoon Inc., Seoul, Korea, 2020.
 37. Leonardi, M., Matteo, F.D. and Nasuti, F., "Parametric Study on the Performance of an Expander Bleed Engine," *Aerotecnica Missili & Spazio*, Vol. 96, No. 1, pp. 32-43, 2017.
 38. Rudnykh, M., Carapellese, S., Liuzzi, D., Arione, L., Caggiano, G., Bellomi, P., D'Aversa, E., Pellegrini, R., Lobov, S.D., Gurtovoy, A.A. and Rachuk, V.S., "Development of LM10-MIRA LOX/LNG Expander Cycle Demonstrator Engine," *Acta Astronautica*, Vol. 126, pp. 364-374, 2016.
 39. Bellomi, P., Rudnykh, M., Carapellese, S., Liuzzi, D., Caggiano, G., Arione, L., Gurtovoy, A.A., Lobov, S.D., Rachuk, V.S., D'Aversa, E., Lillis, A.D. and Pellegrini, R.C., "Development of LM10-MIRA Liquid Oxygen-Liquid Natural Gas Expander Cycle Demonstrator Engine," *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 11, pp. 447-466, 2019.
 40. "Vega-E," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.avio.com/vega-e>.
 41. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed., John Wiley & Sons Inc., Hoboken, N.J., U.S.A., 2016.
 42. Chu, B., Zhao, H., Chen, X. and Gong, J., "Development Status of 25 tf LOX/LH2 Expander Cycle Rocket Engine," *Journal of Rocket Propulsion*, Vol. 48, No. 2, pp. 21-26, 2022.
 43. "Space Launch System RL10 Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.nasa.gov/>.
 44. "Vinci Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.ariane.group/en/>.
 45. Alliot P., Delange, J.F., De Korver, V., Sannino, J.M., Lekeux, A. and Vieille, B., "Vinci, the European Reference for Ariane 6 Upper Stage Cryogenic Propulsive System," *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 11, pp. 481-494, 2019.
 46. "Ariane 6 Technical Overview," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.arianespace.com/>.
 47. KARI, "Pilot Study on Future Launcher Design and Innovative Manufacturing Technology," KR20241, 2021.
 48. Sack, W., Okita, K., Kurosu, A., Ogawara, A., Yoshikawa, K., Atsumi, M., Kishimoto, K. and Lunde, K., "Excellence of the Japanese Expander-Bleed Cycle Rocket Engine and Enhancements for Future Engine Applications," *26th International Symposium on Space Technology and Science Conference*, Hamamatsu, Japan, ISTS 2008-a-03, Jun. 2008.
 49. Sekita, R., Yasui, M. and Warashina, S., "The LE-5 Series Development, Approach to Higher Thrust, Higher Reliability and Greater Flexibility," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3453, Jul. 2000.
 50. "LE-5B Engine," retrieved 20 Oct. 2022

- from <https://www.mhi.com/>.
51. Kakuma, Y., Yasui, M., Onga, T., Sekita, R. and Warashina, S., "LE-5B Engine Development," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3775, Jul. 2000.
 52. Fukushima, Y., Nakatsuzi, H. and Nagao, Ryuji., "Development Status of LE-7A and LE-5B Engines for H-IIA Family," *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 5, pp. 275-284, 2002.
 53. Nagao, N., Nanri, H., Okita, K., Ishizu, Y., Yabuki, S. and Kohno, S., "The Modified Fuel Turbopump of 2nd Stage Engine for H3 Launch Vehicle," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Milano, Italy, EUCASS 2017-189, Jul. 2017.
 54. "H3 Launch Vehicle," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.jaxa.jp/>.
 55. "LE-9 Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://global.jaxa.jp/>.
 56. Ogawa, Y., Azuma, N., Aoki, K., Kobayashi, T., Okita, K., Motomura, T., Niiyama, K. and Shimiya, N., "The Latest Development Status of LE-9 Engine Turbopumps," *2018 Joint Propulsion Conference*, Cincinnati, O.H., U.S.A., AIAA 2018-4550, Jul. 2018.
 57. Rachuk, V. and Titkov, N., "The First Russian LOX-LH2 Expander Cycle LRE: RD0146," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-4904, Jul. 2006.
 58. De Luca, L.T., Shimada, T., Sinditskii, V.P. and Calabro, M., *Chemical Rocket Propulsion*, 1st ed., Springer Nature, Switzerland, pp. 427-462, 2017.
 59. "RD-0146 Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://kbkha.ru/>.
 60. Almeida, D.S., Santos, E.A. and Langel, G., "Upper Stage Liquid Propellant Rocket Engine: A Case Analysis," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 13, 2021.
 61. Tan, Y., "New Power for Boosting China's Aerospace Industry," *Aerospace China*, Vol. 18, No. 1, pp. 15-22, 2017.
 62. "BE-3 Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.blueorigin.com/>.
 63. "New Glenn Payload User's Guide," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.blueorigin.com/>.
 64. "BE-7 Engine," retrieved 20 Oct. 2022 from <https://www.blueorigin.com/>.