Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 26, No. 2, pp. 79-95, 2022

Technical Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2022.26.2.079

우주발사체의 상단 엔진 개발 동향 분석

한경환[a] · 노태성[a] · 허환일[b] · 이형진[a,*]

Trend Analysis in Upper Stage Engine Development of Space Launch Vehicles

Kyunghwan Han[a] · Tae-Seong Rho[a] · Hwanil Huh[b] · Hyoung Jin Lee[a,*]
[a]*Department of Aerospace Engineering, Inha University, Korea*
[b]*Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: hyoungjin.lee@inha.ac.kr*

ABSTRACT

Since space exploration began in the 1950s, numerous upper stage engines have been developed and used based on various design concepts. In this paper, information of upper stage engines which developed or developing is analysed and their characteristics and performance are summarized. These days, there are many cases of commercial heavy launch vehicles applying upper stage engines using liquid hydrogen with expander cycle which launched recently. Engines operating by Kerosene seem to be close to its theoretical maximum performance based on past experiences. Meanwhile, engines using methane propellant, which has recently become an issue, are also undergoing many developments because of various advantages. Recently, private companies are actively participating in launch vehicle market, and there are many cases in which the government and companies jointly research of next-generation engine.

초 록

1950년대 우주 개발이 시작된 이래로, 다양한 목적에 따라 많은 상단 엔진이 개발되어 운용 중에 있다. 본 논문에서는 과거 개발되었거나 현재 개발 중인 해외 상단 엔진의 정보를 분석하여 그 특징과 성능을 요약하여 제시하였다. 최근 발사된 상업용 대형 발사체의 경우 상단으로는 팽창기 사이클을 적용한 수소 엔진 적용 사례가 많았다. 케로신 엔진은 과거 많은 개발이 이루어졌으며, 이러한 경험을 바탕으로 이론상의 최대 성능에 근접한 것으로 보인다. 한편, 최근 이슈화 되고 있는 메탄 추진제 또한 다양한 장점으로 많은 개발이 진행되는 중이다. 뉴스페이스 시대에 발사체 시장에는 민간 기업이 활발하게 참여하고 있으며, 정부와 기업이 합작하여 차기 엔진을 개발하는 사례도 다수 진행되고 있다.

Key Words: Launch Vehicle(발사체), Upper Stage Engines(상단 엔진), Kerosene(케로신), Hydrogen(수소), Methane(메탄)

Received 7 February 2022 / Revised 4 March 2022 / Accepted 10 March 2022
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

1. 서 론

국내에서는 지난 21년 10월 한국형 발사체의 1차 발사 수행되었으며, 22년에는 2차 발사가 예정되어 독자적인 발사체 기술 확보를 목전에 두고 있다. 그러나 해외 선진국 발사체에 비하면 성능이나 발사 단가 측면에서 경쟁력이 부족한 것으로 평가되고 있는데, 이는 다소 낮은 비추력과 높은 구조비가 주된 원인인 것으로 알려져 있다. 이에 향후 차세대 발사체 개발에는 이러한 성능 격차를 가능한 줄이는 것이 주요 목표가 될 전망이다. 실제, 발사체의 성능을 개선하거나 증가시킬 수 있는 요인은 매우 다양할 것이나, 본 연구에서는 최근 조사된 바가 없는 상단 엔진에 주목하였다.

우주 발사체는 탑재체를 원하는 우주 궤도에 진입시키는 것을 목적으로 한다. 발사 목적의 효율적인 달성을 위해 현대 우주 발사체는 대부분 2~3단으로 구성되는데, 각 단의 구성 중 발사체의 상단 엔진은 위성 등 탑재체가 목표 궤도에 진입할 수 있도록 속도 증가와 자세 제어 임무를 수행하도록 개발된다.

상단 엔진의 성능과 탑재체 운송 능력은 Eq. 1과 같이 최종 속도 증분 ΔV와 연관이 깊다[1]. Eq. 1에서 I_{sp}는 비추력, g는 중력 가속도, $M_{propellant}$와 $M_{structure}$는 각각 발사체의 추진제 질량과 발사체의 구조 질량을 의미하고, $M_{payload}$는 발사체의 탑재체 질량을 의미한다. 최종 속도 증분을 키우거나, 정해진 속도 증분 ΔV에 대해 탑재체 질량 $M_{payload}$를 키우기 위해서는 상단 엔진의 비추력 I_{sp}를 증가시키거나 상단의 구조 질량 $M_{structure}$을 줄이는 것이 이상적이다.

$$\Delta V = I_{sp} g \ln\left(1 + \frac{M_{propellant}}{M_{structure} + M_{payload}}\right) \quad (1)$$

해외 선진국에서 개발된 발사체의 상단 엔진의 개발 방향과 성능과 제원, 개발 경험들을 분석하고 참고하면, 향후 국내 상단 엔진의 개선 및 개발 방향을 결정하는데 도움이 될 것으로 생각된다. 이에 본 논문은 해외 상단 엔진의 개발 사례와 동향을 조사하여 분석하였다.

2장에서는 이전에 해외에서 개발한 상단엔진의 사례와 특징을 추진제별로 분석하였고, 주로 사용되는 케로신/액체산소, 액체수소/액체산소 조합을 중심으로 기술하였다. 3장에서는 최근의 상단 엔진 개발 추세를 분석하여 제시하면서 새롭게 각광받고 있는 메탄 연료를 추가하여 자세히 기술하였다. 주로 추진제별 특성과 해외 선진국별로 개발 동향을 조사하였다. 본 논문에 제시된 자료는 향후 발사체의 상단 엔진 개발 방향에 참고가 될 것으로 기대된다.

2. 상단 엔진 특징과 성능

2.1 추진제 분류와 특징

해외 상단 엔진에 사용되는 연료에 따라 그 특징을 기술하였다. 엔진 연료에 따라 케로신, 액체메탄, 액체수소, 하이드라진을 사용하는 엔진으로 분류하였다.

먼저 케로신(Kerosene)은 다른 추진제에 비해 고밀도이고 상온 저장이 가능하며, 액체수소 대비 저렴한 가격으로 구할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 낮은 코킹 한계로 인해 엔진 성능과 냉각 성능의 저하 가능성이 있다[2].

액체메탄은 LNG를 기반으로 하여 케로신 대비 저렴한 가격과 액체수소 대비 유지 관리가 용이하다는 장점이 고려된다[2]. 또한 케로신 대비 코킹 현상이 덜하여 재사용 발사체에 적합하고, 화성과 같은 다른 행성에서 생산이 가능하다는 점에서 외계 행성 탐사 등의 용도로 최근 각광을 받고 있다. 다만 추진 성능이 액체수소에 비해 부족하고 케로신과 비교하여 3~5% 정도 높은 수준으로, 비슷한 비추력을 가지는 반면, 케로신보다 밀도가 낮고 아직까지는 개발이 완료된 체계가 없다는 단점이 있다[3].

액체수소는 케로신 대비 30% 정도의 높은 비추력 성능을 가지는 등, 높은 추진 성능이 가장 큰 장점이다. 또한 극저온 추진제의 특징으로 재생냉각이 유리하다는 점과 친환경적이고 그을음이 없는 장점도 있다. 전 세계에 수소경제 활성

화 정책에 따라 액체수소 비중 확대와 생산량 증가로 액체수소의 생산 단가는 향후 크게 낮아질 것으로 예상되지만[4-6], 현 시점의 단가는 케로신 추진제에 비해 매우 높다는 단점이 있다. 또한 다른 추진제에 비해 밀도가 낮아 탱크 부피 증가에 의한 발사체의 무게 증가를 고려해야 하고, 특정 금속에 대한 취성 문제, 누설 가능성과 높은 가연성에 의한 안전성 문제, 저비등점에 의한 압력 조절 기술 필요 등 고난도의 운용 및 보관 기술이 필요하다는 난제도 존재한다.

하이드라진은 리터 당 1.04 kg의 고밀도, 고비등점 연료로 상온 저장이 가능하고 반응성이 좋아 신속하고 안정적으로 추력을 발생시킬 수 있어 무기체계와 같은 신속성이 요구되는 발사체에 적합하다. 그러나, 매우 강한 독성과 반응성으로 사고 발생 가능성이 높은 단점이 있다.

연료에 따른 비추력 성능을 Fig. 1에 도시하였다. Fig. 1은 연소압이 100 bar일 때, 추진제에 따른 이상적인 비추력 경향성을 보여준다. 액체수소/액체산소의 경우, 액체메탄이나 케로신에 비해서 약 23~27% 정도의 성능 우위를 가진다. 이와 같은 성능의 우위로 인해 많은 상업용 대형 발사체들은 대부분 액체수소/액체산소 조합을 추진제로 하는 엔진을 적용하고 있다.

Fig. 2는 1960년부터 현재까지 개발된 발사체들의 상단 엔진 추력 성능과 운용 기간을 제시하였다. 각 발사체의 첫 모델을 시작점으로 하여, 운용 기간을 선으로 표현하였다. (a)는 상단 엔진의 연료별 추력 성능을 나타내고, (b)는 액체수소를 연료로 사용하는 상단 엔진의 추력 성능을 분류하여 제시하였다. (a)에 제시된 바와 같이, 파란색으로 표시된 액체수소/액체산소 추진제는 1980년대 Ariane 1 이후로 많은 발사체에 적용되어 왔으며, 하이드라진의 이용은 줄어드는 경향을 보인다. 또한 현재 운용 중인 발사체 중 대부분은 액체수소를 상단 엔진의 추진제로 사용하는 중이다.

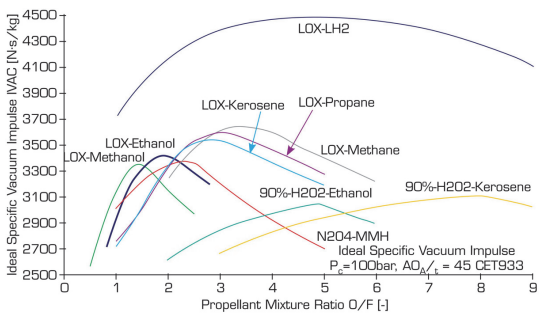

Fig. 1 Specific impulse with propellants at chamber pressure of 100 bar[7].

2.2 추진제 별 개발 사례

케로신/액체산소

우주 개발의 선두 주자 중 하나였던 구 소련, 현 러시아는 초기 우주 개발 시대부터 케로신을 이용한 엔진을 개발하여 자국 발사체의 상단 엔진으로 사용하였다. Table 1에 러시아에서 개발된 상단 엔진들 중 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하는 엔진과 성능을 개발 순으로 나열하였다. 초기 단계 RD-0105, RD-0109, RD-0110 엔진들은 가스발생기 방식을 적용했지만, 1964년 이후 개발된 RD-58, RD-58M, RD-8, RD-120, RD-0124 엔진들은 다단연소 사이클을 이용해 기존 대비 향상된 추력과 비추력을 확보하였다.

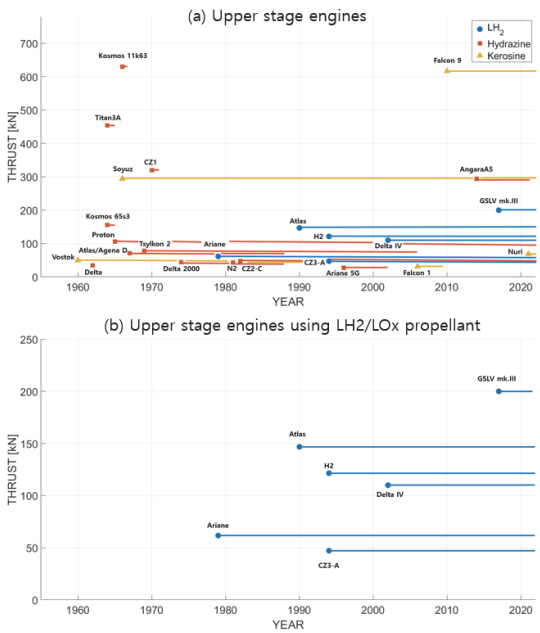

Fig. 2 Thrust of developed upper stage engine.

예를 들어, Zenit-3SL의 2단 엔진으로 사용된 RD-120 엔진은 비추력 350초, 추력대 중량비 (T/W) 82.6, 연소 압력 178 bar의 성능을 갖는다. 이는 가스발생기 방식을 사용한 초기 방식에 비해 매우 높은 연소실 압력과 20~30초의 비추력 증가를 보여준다[7].

소련과 함께 초기 우주 개발을 이끈 미국 또한 우주 발사체에 케로신을 이용한 상단 엔진을 개발하여 사용하였다. Table 2에 미국에서 개발된 케로신을 이용하는 상단 엔진의 종류와 성능을 나타내었다. 1955년 LR91-3 엔진이 처음 개발되었고, SpaceX 사에서는 발사체의 상단 엔진으로 케로신 엔진을 적용하였고, Falcon 1 발사체에 가압식 Kestrel 엔진을 사용하였다. 이후 재사용 측면의 성능을 향상시키기 위해 개조를 거듭하여 Merlin 1D 엔진이 개발되었다. Merlin 1D 엔진은 고성능 소재 개발과 효율적 부품 배치를 통해 구조 최적화를 이뤄냈고, 그에 따라 Table 2에서 표시된 바와 같이 매우 높은 연소압과 추력대 중량비를 달성할 수 있게 되었다[7,8].

중국은 2015년에는 다단연소 사이클을 이용하는 상단 엔진 YF-115를 개발하는데 성공하였다. Table 3에 YF-115 엔진의 성능을 제시하였다[11]. 높은 연소압과 추력 수준을 보이지만, 추력대 중량비는 30 정도로 러시아나 미국에서 개발된 엔진의 성능과 비교하면 비교적 낮은 편이다.

액체수소/액체산소

액체수소를 사용하는 상단 엔진은 미국과 러시아를 필두로 1960년대부터 개발이 활발히 진행되었고 대부분 팽창기 사이클을 적용하였다.

미국은 1960년대부터 가스발생기 방식 엔진과 팽창기 방식 엔진의 개발을 동시에 진행하였고, J-2 엔진을 시작으로 다양한 상단 엔진을 개발하였다. Table 4는 미국에서 개발된 액체수소를 사용하는 상단 엔진의 목록이다.

Saturn V 발사체에 사용된 J-2 엔진이 미국에

Table 1. Kerosene/LOx upper stage engines of Russia [7].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
RD-0105	45	49.4	316	40
RD-0109	50	54.5	323.5	45.9
RD-0110	68.2	297.7	326	74.2
RD-58	78	80	349	27.2
RD-58M	70	80	350.8	35.5
RD-8	76.5	78.5	342	21.1
RD-120	162.8	834	350	75.6
RD-120 (augm.)	178.1	912	350	82.6
RD-0124	156.9	294.3	359	65.2

Table 2. Kerosene/LOx upper stage engines of USA [7,9,10].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
LR91-3	45	356	311	61.5
LR105-7	48	386.4	316	85.6
Kestrel	9.3	31	320	60.8
Merlin 1DV	108	934	348	202.8

Table 3. Kerosene/LOx upper stage engines of China [11].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
YF-115	120	176.5	341.5	30.2

Table 4. LH2/LOx upper stage engines of USA[7,12, 13].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
J-2	53	1033	421	73.2
J-2S	83	1,138.5	436	85.3
RL10A-1	20.7	66.7	422	51.9
RL10A-3-3A	32.8	73.4	444	54.2
RL10A-4	39.8	92.5	449	56.1
RL10A-4-2	42.1	99.2	451	60.5
RL10B-2	43.6	110.1	466.5	40.5
RL10C-1	43.6	106.3	448.5	57

서 개발한 가스발생기 방식의 대표적인 액체수소 엔진이다. 이 엔진은 1,033 kN의 매우 큰 추력을 가지며, 다음 개량형인 J-2S은 더 큰 추력을 갖는 것으로 알려져 있다.

이후로 개발된 RL10 엔진 시리즈는 Atlas, Titan, Delta 등 여러 발사체에 사용되었으며, 현재 운용 중인 Delta 4에 장착되어 사용되고 있다. 1961년 개발된 RL10A-1 엔진을 시작으로, 2021년 개발된 RL10C-1-1 엔진에 이르기까지 수차례의 개량이 진행되었다. RL10 시리즈 엔진은 팽창기 사이클과 액체수소를 적용해 케로신을 이용한 엔진에 비해 더 높은 비추력을 확보하였다. Table 4에 도시된 바와 같이 RL10 시리즈는 비추력 약 450 s 내외, T/W 50, 연소압 40～50 bar 정도의 성능을 가지며, 가장 최근에 개발이 완료된 RD10C-1 엔진은 190 kg의 이전 버전 대비 가벼운 무게와 448.5초의 높은 비추력 성능을 보인다[7,12,13].

러시아 또한 액체수소 상단 엔진 개발을 시도하였으며, 개발된 엔진들을 Table 5에 요약하였다. 과거 구 소련은 1960년 달 탐사를 목표로 하는 N1 발사체의 상단 엔진으로 다단연소 방식의 액체수소 엔진 KVD-1을 개발하고, 우주 왕복선 부란의 주 엔진으로 개발된 RD-0120 엔진 역시 다단연소 사이클을 적용하였다. 이후 1997년 개발된 RD-0146 엔진은 팽창기 사이클을 선택하였다[10,14,15]. 러시아에서 개발된 엔진은 미국 대비 T/W가 전반적으로 낮다[7,14,15].

일본은 1970년대 중반부터 액체수소를 이용하는 상단 엔진 LE-5 계열 엔진을 독자적으로 개발하였다. Table 6은 일본에서 개발된 액체수소 엔진의 성능을 나타낸다. 시리즈의 첫 엔진인 LE-5 엔진은 가스발생기 사이클을 채택하여 챔버 압력 36.5 bar, T/W 41.22의 성능을 보여주었다. 1980년 이후에 개발된 LE-5A, LE-5B, LE-5B-2 엔진은 시리즈의 첫 엔진과 다르게 팽창기 방식으로 개발되었으며, 기존과 비슷한 450초 수준의 비추력과 30 bar 중반 대 연소 압력을 유지하면서 무게 감소 효과를 통해 추력대 중량비 측면에서 시리즈 첫 엔진보다 더 높은 성능을 갖도록 개량되었다[16-18].

그 외에도 인도, 프랑스, 중국에서도 액체수소를 이용한 상단 엔진 개발이 이루지고 있다. 인도는 자국 발사체 GSLV의 3단 엔진으로 CE-7.5 다단연소 방식 엔진과 CE-20 가스발생기 방식 엔진을 개발하였다. Table 7에 인도에서 개발된 액체수소 상단 엔진의 목록과 성능을 요약하였다[19-21].

프랑스는 Ariane 발사체의 상단으로 HM7B 엔진을 개발한 이력이 있고, 차세대 발사체 Ariane 6의 상단에 장착하기 위한 신형 엔진 VINCI 엔진을 최근 개발 완료하였다[22]. Table 8은 프랑스에서 개발 중인 각 엔진의 성능을 정리한 표이다. HM7B 엔진은 가스발생기 방식인 반면, VINCI 엔진은 팽창기 사이클을 채택해 비추력과 추력대 중량비를 향상하고자 하였다. VINCI 엔진의 경우 비추력 465초의 성능을 가

Table 5. LH2/LOx upper stage engines of USSR/Russia[7,14,15].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
KVD-1	56	69.6	462	25.2
RD-0120	206	1,860	455.5	55.0
RD-0146	79.4	98.1	463	38.3

Table 6. LH2/LOx upper stage engines of Japan [16-18].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
LE-5	36.5	103	450	41.2
LE-5A	39.8	121.5	452	50.0
LE-5B	35.8	137.2	447	49.1
LE-5B-2	37.8	144.9	447	51.0

Table 7. LH2/LOx upper stage engines of India[19-21].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
CE-7.5	58	73	454	17.1
CE-20	60	200	443	34.6

지도록 개발되었다[23,24].

중국은 YF-73과 YF-75 가스발생기 방식의 엔진을 개발하여 자국 LM 3 발사체의 3단으로 사용하였다. 이후 LM 5 발사체의 2단으로 장착된 YF-75D 엔진은 팽창기 사이클을 적용하여 YF-75 대비 약 20% 높은 T/W를 갖게 되었다. Table 9는 중국의 액체수소 상단엔진의 제원을 나타낸다. 비추력은 420~440초 수준, T/W는 19~40 수준 정도로 미국이나 일본의 상단 엔진와 비교하면 추력대 중량비 성능이 낮은 편이다[25,26].

2.3 해외 상단 엔진 분류와 특성

상단 엔진은 탑재체를 요구 궤도에 효율적으로 운반하는 것을 목표로 개발이 이루어진다. 따라서 상단 엔진은 구조적 효율과 에너지 효율

Table 8. LH2/LOx upper stage engines of France [23,24].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
HM7B	36	62.2	444.5	14.6
VINCI	60	180	457.2	32.9

Table 9. LH2/LOx upper stage engines of China [25,26].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	I_{sp} [s]	$\frac{T}{W}$
YF-73	26.8	44.1	420	19.1
YF-75	36.7	78.5	440	32.7
YF-75D	41	88.3	442	41.0

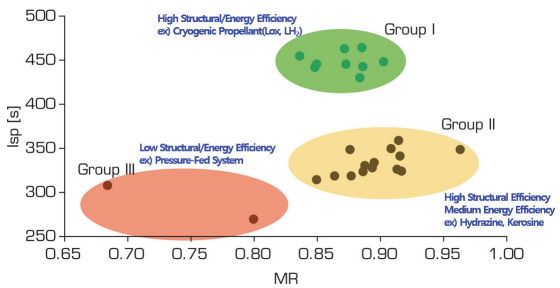

Fig. 3 Classify and grouping of upper stage engines[27].

간의 관계에 따라 그 특징을 구분할 수 있다. Fig. 3에 이를 대표하는 지수인 질량비와 비추력을 기준으로 구분하여 표시하였다. 질량비(Mass Ratio, MR)는 Eq. 2와 같이 정의된다.

$$MR = \frac{propellant\,mass}{propellant\,mass + dry\,mass} \tag{2}$$

각 그룹들의 엔진들은 추진제 또는 추진제 공급 방식이 유사하다는 특징을 가지고 있는데, 구조적 효율과 에너지 효율이 모두 뛰어난 성능을 보이는 그룹 1은 모두 액체수소/액체산소 추진제를 사용하는 엔진으로 구성되어 있다. 에너지 효율은 중간 정도이지만 구조적 효율이 우수한 그룹 2에는 하이드라진과 케로신을 사용하는 엔진들이 분포되었다. 마지막으로 구조적/에너지 효율이 부족한 그룹 3에는 주로 가압 방식의 엔진들로 분류된다.

Fig. 4는 케로신 계열이나 하이드라진을 주로 사용하는 그룹 2의 엔진들의 성능 분포를 보여준다. 이 그룹의 엔진들은 우주 개발 초기 1950년대 중반부터 개발되어 왔으며, 최근 개발된 엔진들은 특별한 기능이나 성능을 목표로 개발되는 경향이 있다. 예를 들어, 가스발생기 대신 전기 펌프를 적용한 Rutherford 엔진이나 기존에 많은 개발을 통해 확보한 기술적 자산을 바탕으로 뛰어난 에너지 효율과 구조 효율을 가지는 Merlin 1D 엔진이 대표적인 예에 해당한다.

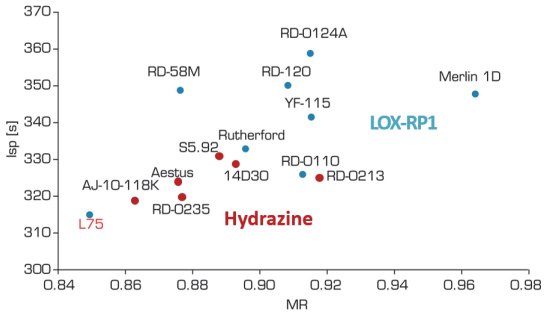

Fig. 4 Structural efficiency and specific thrust of upper stage engines in group 2[27].

Fig. 5는 그룹 1에 해당하는 액체수소를 이용하는 상단 엔진의 개발 시기와 추력대 중량비 성능을 공급 사이클 별로 보여준다. 1960년대 개발이 시작된 RL10A-1 엔진을 필두로 팽창기 엔진들이 다른 사이클 엔진에 비해 대체로 좋은 추력대 중량비 성능을 가진다. 이런 성능적 우위를 바탕으로, 1990년대 이후부터 액체수소 상단 엔진은 대부분 팽창기 사이클을 적용하고 있다. 액체수소는 극저온 추진제로 재생 냉각 채널에서의 흡열을 통한 팽창기 사이클 사용이 가능하므로, 상대적으로 간단한 구조를 가져 엔진의 신뢰성을 높일 수 있다[28,29].

이러한 이유로 팽창기 사이클은 상단 엔진 사이클로 각광받고 있으며, 액체수소를 사용하는 팽창기 사이클 방식의 상단 엔진들은 미국, 러시아, 유럽, 일본, 중국, 인도 등 대부분의 우주 개발 선진국에서 연구 개발 및 운용이 이루어지고 있어 주목할 만하다.

3. 현대 상단 엔진 개발 동향

3.1 케로신 엔진

케로신은 극저온 추진제 대비 구입 단가가 낮고 확보가 용이하며 밀도가 높은 장점으로 널리 이용되고 있다. 오랜 시간 케로신 엔진에 대한 많은 연구 개발이 수행되어 왔으며, 최근에는 필요에 따라 특별한 설계 목적과 전략을 기반으로 개발되고 있다.

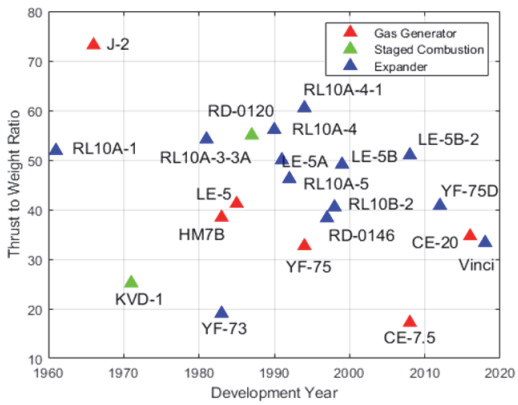

Fig. 5 Supply cycle and performance of LH2/LOx upper stage engines in group 1.

미국 SpaceX 사는 Falcon 발사체에 적용하기 위한 케로신 엔진을 개발해 왔는데, 2004년 개발된 Fig. 6의 Kestrel 엔진은 Falcon 1의 2단 엔진으로 개발되었다. 진공 추력 31 kN, 진공 비추력 320초의 헬륨을 이용한 가압식 엔진으로 핀틀을 이용해 추력을 제어하도록 개발되었다. 특히, 연소기를 열로부터 보호하기 위해 연소실과 노즐 목은 삭마냉각형 소재를 적용하였으며, 노즐 팽창부는 복사냉각을 위해 Niobium 소재를 적용하였다. 또한 고신뢰도 점화제인 Triethylaluminum-Triethylboron(TEA-TEB)을 이용하여 자연 점화가 가능하도록 하는 방식을 채택하여 다중 재시동이 가능하도록 설계하였다.

SpaceX는 부스터와 상단에 동일한 엔진을 적용하기 위해 Merlin 엔진을 개발하였으며, 저가형 가스발생기 사이클 엔진을 목표로 현재까지 7번의 개선을 수행하였다. 각 개선에 따른 추력 성능 변화는 Table 10에 정리하였다.

Merlin 엔진 시리즈는 성능 뿐만 아니라 기능 영역에서도 개선이 있었는데, Merlin 1A 엔진은 제작비 절감을 위해 탄소 섬유 강화 폴리머 복합재 기반의 융제형 냉각 노즐을 사용하고 Inconel 718, 알루미늄, 스테인리스 스틸 등 여러 소재를 용접해 효율적으로 터보 펌프를 제작하는 등 제작 가격을 낮추는 전략을 취했다. 비록 Falcon 1 발사체에 적용된 2번의 발사가 모두 실패했지만, 이는 차기 엔진 개발의 기반이 되었다.

1B 엔진은 1A 엔진 대비 터빈 회전수를 증가시켜 펌프 출구압을 높이는 방법으로 추력을 상

Fig. 6 Kestrel engine doing ablative cooling test[30].

승시켰다. 점화 방식 또한 토치 점화 방식에서 TEA-TEB 화학 점화 방식으로 변경하고, Falcon 9의 상단 엔진으로 고려되었으나, 실제 비행은 진행되지 않았다.

1C 엔진부터는 브레이징을 적용한 재생냉각 채널을 도입하여 엔진의 냉각 성능 향상과 생산 비용 감소를 동시에 달성하였고 Falcon 9에 장착되어 비행 시험이 수행되었다.

같은 계열의 Merlin 1CV 엔진은 Merlin 1C 엔진의 진공용 버전으로 기존 1C 엔진에 팽창비를 증가시켜 진공 환경에서의 성능을 강화하였다. Fig. 7은 Merlin 1CV 엔진의 사진이다. 이 버전은 진공 추력 411 kN의 성능을 보였는데, 특기할 점은 비추력 342 s로 매우 높은 성능을 보였다.

가장 최근에 개발된 1D 엔진은 신뢰도 향상과 성능 개선, 제조 과정 개선을 목표로 설계된 엔진이다. 이 엔진은 성능 측면에 있어 연소압 97.2 bar로, Merlin 1A 대비 80% 증가된 수준으로, 매우 높은 추력 성능 향상을 달성하였다.

1D 시리즈 엔진은 두 번의 성능 개선이 이루어진 것으로 알려져 있는데, 각각 1D+ 엔진과 1D++ 엔진이다. 특히 1D++ 엔진은 1D 엔진과 같은 무게를 가지면서 110 bar 수준의 연소압력으로 914 kN의 진공추력을 가지게 되었다. 또한 기능적인 측면에서도 개선이 이루어졌는데, 이는 Fig. 8을 통해 확인할 수 있다. 무게 절감을 위해 평판형 상부 프레임 구조를 채택하고, 터보펌프를 소형화함과 동시에 열교환기와 터빈 배기부를 일체화하는 등 작고 효율적인 부품 배치를 통해 생산성을 끌어올린 것으로 알려져 있다.

Merlin 1D 엔진의 파생형인 Merlin 1DV와 1DV+ 엔진은 1D 엔진에서 진공 환경 성능을 강화한 버전이고, Fig. 9는 그 중 1DV 엔진의 사진이다. 각 엔진은 추력을 805 kN과 934 kN으로 증가시켜 높은 추력대 중량비를 달성하였다. 특히 1DV+ 버전의 경우 노즐 출구의 크기를

Table 10. Performance of Merlin engine series[10,31].

	P_0 [bar]	$T_{vac.}$ [kN]	$I_{sp.vac}$ [s]
1A	53.9	370	289
1B	-	420	303
1C	61.4	483	305
1C+	67.7	617	311
1CV	61.4	411	342
1D	97.2	742	311
1D+	108	763	311
1D++	-	914	311
1DV	97.2	805	347
1DV+	108	934	348

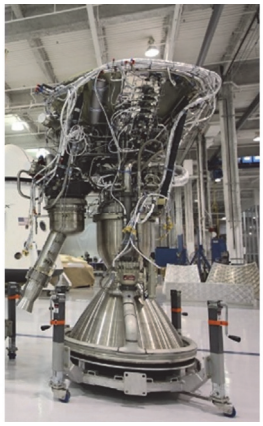

Fig. 7 Merlin 3CV without nozzle extension part[31].

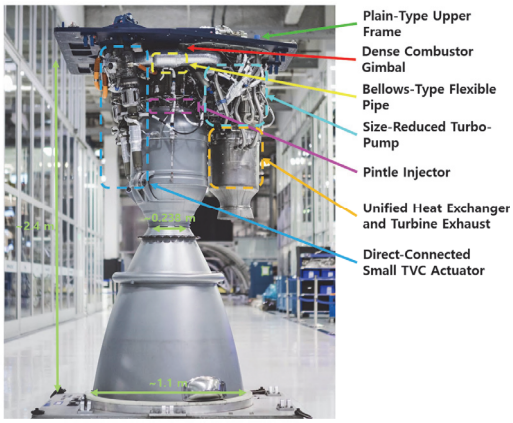

Fig. 8 Size of Merlin 1D++ engine and modification of each part for achieve low weight[10].

3.08 m로 키워 팽창비 165를 달성하여 높은 비추력을 가지도록 설계되었다[10,32-35].

중국은 다단연소 사이클의 YF-115 엔진을 2014년 자체 개발하였다. Fig. 10은 YF-115 엔진의 모습이며, Table 3에서 제시한 바와 같이 120 bar의 연소압과 182.4 kN의 진공 추력, 341.5초의 비추력 성능을 보인다. 엔진의 유량은 54.45 kg/s로 노즐목의 크기는 0.102 m, 높이는 1.46 m로 추정된다. 이 엔진은 재생냉각 채널을 갖는 이중층 덕트 가공법, 고압 다단연소를 위한 연소실 보호 장치, 스테핑 모터를 이용한 가변 속도 제어와 각도 측정 기술과 케로신/액체산소의 다중 시동 기술이 적용되었다[11].

Fig. 9 Merlin 1DV engine without (left) and with extension part (right)[36].

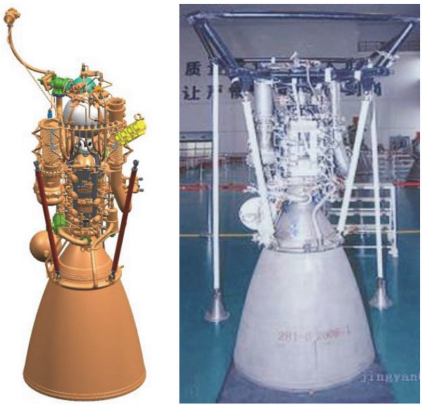

Fig. 10 YF-115 engine[37].

3.2 액체수소 엔진

액체수소는 높은 비추력 성능을 발생하기 때문에 냉전 시기부터 발사체 엔진의 추진제로 활발하게 활용되어 왔고, 현재도 선진국에서는 지속적으로 엔진 개발이 이루어지고 있다.

미국은 1950년 팽창기 사이클의 RL-10 수소 엔진 개발을 시작하였으며, 달 착륙선을 위한 추력 제어 용도로 1962년 처음 비행에 성공하였고, 이후 6번의 개선이 이루어졌다. RL-10 엔진의 성능은 Table 4에 제시하였는데, 개선된 최종 모델은 초기 모델 대비 60%의 추력 성능 향상을 이루었다. 추력 성능의 향상뿐만 아니라 기능 면에서도 개선이 이루졌는데, 주로 신뢰도 향상을 목표로 개조가 진행되었다.

A-3 엔진은 기존 대비 빠른 냉각 밸브를 사용해 과도 상태를 제어하고자 했고 산화제 펌프의 성능개선에 주력하였다. A-3-1 엔진은 인젝터 수정을 통해 연소 효율과 기밀 성능을 개선하고, 기어 박스에 필요한 냉각수의 양을 줄이는 개선을 수행하였다. A-3-3 엔진은 노즐 목 직경 감소를 통해 연소압을 증가시키고, 펌프와 터빈을 재설계하여 효율 증가를 달성하였다. A버전의 마지막 A-4 엔진은 Fig. 11과 같이 가변 노즐을 적용해 추력을 제어하였고, 전자 점화 장치를 사용해 신뢰도를 28% 증가시킨 것으로 보고되었다[38].

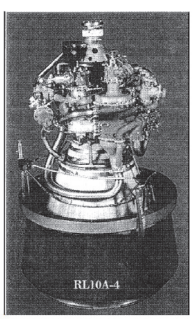

Fig. 11 RL-10A-4 engine with variable area nozzle[38].

Delta 3 발사체의 상단 엔진으로 개발된 RL-10B-2 엔진의 가장 큰 특징은 가변 형상 노즐을 이용한 팽창비 변화에 있다. RL-10B-2 엔진은 Fig. 12에 보이는 바와 같이 연장 가능한 노즐을 장착해 최대 팽창비 285까지 증가할 수 있도록 설계되었다. 또한 정상 추력의 8~104%까지 추력 조절이 가능하도록 설계되었다[12,38].

미국의 Blue Origin 사는 2013년부터 저가형의 고추력 엔진 개발을 목표로 진공 추력 710 kN을 가지는 수소 팽창기 사이클 엔진 BE-3U를 개발하였다. BE-3U 엔진은 진공 추력 710 kN의 팽창기 사이클 엔진으로, Fig. 13은 엔진의 각 파트의 형상과 위치를 간략하게 보여준다[40,41].

냉전 시대 소련은 미국의 Saturn V 발사체가 역사상 가장 무거운 탑재량을 운송할 수 있는 성능에 자극받아 액체수소 엔진에 관한 연구를 시작하였다. 이 시기에 소련은 자국 기술로 액체수소 엔진 RD-0120을 개발하지만, 당시에는 극저온 추진제를 다루는데 기술의 어려움이 있어 연구가 중단되었다. 이후 1999년부터 다시 팽창기 사이클을 도입하여, 진공 추력 98.1 kN, 진공 비추력 460초 성능의 RD-0146 엔진을 개발하였다.

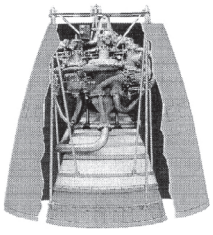

Fig. 12. RL-10B-2 with extendable nozzle[38].

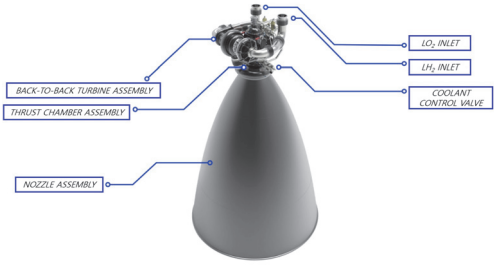

Fig. 13. BE-3U engine[39].

Fig. 14는 RD0146 엔진의 모형 사진이다. 고성능 엔진 개발을 위해 액체수소를 공급하는 터보 펌프는 높은 회전수를 가지도록 설계해 크기와 중량을 최소화하고 동시에 높은 효율을 갖도록 하였다. 또한 고강도 니켈 계열 합금과 내열강을 이용해 연소실 중량을 감소시켰고, 냉각 채널 내부에 냉각핀을 도입하여 냉각 성능을 증가시키고 크기와 중량을 감소시켰다[42].

프랑스는 유럽 내에서도 가장 활발하게 우주개발에 참여하였으며, Fig. 15에 나타낸 HM7B 엔진과 VINCI 엔진의 개발을 적극적으로 주도하였다. 프랑스는 1973년 가스발생기형의 액체수소 엔진 HM7을 개발하여 Ariane 1~5 발사체의 상단 엔진으로 장기간 운용해왔다. 이후 발사체의 탑재 중량 증가를 목표로 고추력 엔진을 개발하고자 하였다. 2003년부터 VINCI 엔진의 개발을 시작하였는데, 유럽의 첫 번째 팽창기 사이클 엔진으로 엔진 간소화를 통한 제작비용과 무

Fig. 14 Mock-up of RD-0146 engine[42].

Fig. 15. HM7B engine and VINCI engine[22,23].

게 감소를 목표로 하고 있다. 진공추력 180 kN, 진공 비추력 457~465초의 성능과 함께 확장형 노즐을 사용해 단 분리 후 노즐 길이를 증가시킬 수 있도록 하여 최소 길이와 중량으로 최대 엔진 효율을 가지도록 설계한 것이 특징이다. 또한 VINCI 엔진은 다중 재점화 기능을 더하여 다양한 궤도와 위치를 선택할 수 있도록 하는 것도 추가적인 개발 목표이다[22,23,43,44].

중국은 2006년부터 팽창기 사이클을 적용하고 있다. 엔진의 신뢰성 증가를 목표로 YF-75D 엔진이 개발되었다. 이 엔진은 다중 재시동 기능과 다양한 혼합 비율에서도 작동할 수 있도록 설계되어 보다 다양한 임무에 적합하도록 설계되었다. 엔진에 사용된 수소 터보 펌프는 65,000 RPM에서 동작하는데, 금속 고무 댐퍼와 하이브리드 세라믹 볼 베어링을 이용한 탄성 지지대를 통해 이중 탄성지지 효과와 로터의 동적 특성을 보장할 수 있도록 설계하였다. 특히, 수소 터빈은 저압비 아음속 터빈을 최종 축류 터빈으로 적용하여 팽창기 사이클의 파워 밸런스를 유지하고자 하였다[11].

일본의 LE-5 엔진 시리즈는 1977년부터 2020년까지 개발된 상단형 액체수소 엔진이다. LE-5 엔진 시리즈는 5번의 개선이 이루어졌다. 초기형인 LE-5 버전 대비 LE-5B 버전에서는 36 bar 정도의 유사한 연소압력 수준임에도 불구하고 137.2 kN 정도로 추력 성능이 30% 정도 크게 증가하였다. 이는 초기에 적용한 가스발생기와 덤프 냉각을 팽창기 사이클로 변경하고 추진제 유량을 증가시켜 가능하게 되었는데, 이를 통해 효율과 신뢰성 향상, 제작비 감소가 함께 얻어졌다. 이 외에도 팽창기 사이클의 작동 가스 온도를 낮추고 펌프 속도를 높여서 필요 흡열량을 줄였다.

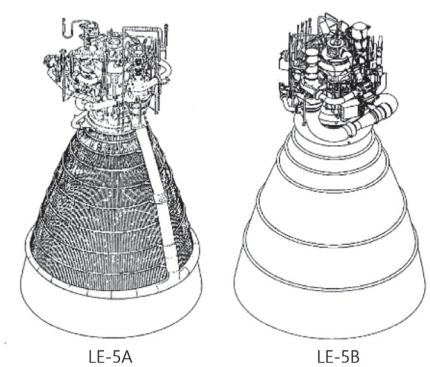

Fig. 16 LE-5A and LE-5B engine[17].

5B에서는 동시에 연소실의 열 교환량 증가를 위해 기존 니켈 튜브와 외부 판 구조에서 구리 채널로 교체하여, 연소실의 재생냉각만으로 필요 흡열량을 확보하게 되었다. 이에 따라 Fig. 16에서 보이는 바와 같이 LE-5A 엔진과 달리 노즐부의 재생냉각 채널을 제거하고 일부만 덤프 냉각을 하는 방식으로 전환할 수 있었다. 추가적으로 분사장치 구조의 단순화와 개수 감소로 생산 비용 감소와 보다 정밀한 추력 조절이 가능하도록 하였고, 스파크 점화기를 채택해 여러 번의 재시동이 가능하도록 설계하였다. 2009년 개발 완료된 5B-2 버전은 연소 압력 변동을 감소시켜 연소실의 진동 현상이 줄어드는 효과를 기대하였다. 혼합기의 분사구 위상 변경 및 분사기 소형화와 개수 증가를 통해 액체산소의 미립화를 촉진키는 방향으로 개선이 진행된 결과, 진동과 연소 압력 변동이 50% 감소하는 효과를 볼 수 있었다. LE-5B-3 버전에서는 연비를 희생하는 대신 수명을 늘리는 것을 목표로 개선이 이루어졌다. 주로 냉각 채널을 통과한 추진제와 비냉각 추진제의 혼합기 설계에서 개선이 진행되었다. 이는 현재 개발 중인 차세대 엔진인 LE-9 개발의 기반이 되었다[16,17,45,46].

3.3 메탄 엔진

메탄 엔진은 앞서 언급한 바와 같이, 싼 가격을 통한 상용성 증가, 액체수소 대비 높은 밀도, 지구 외 행성에서 생산이 가능하다는 장점이 있다. 또한 케로신 대비 코킹이 일어나는 온도가 높기 때문에 재사용 발사체에 적합한 특성을 가진다. 이러한 특성으로 인해 메탄 엔진은 최근 활발하게 연구 개발이 진행 중이다[47,48].

액체메탄을 사용하는 대표적인 엔진으로는 현재 상용 우주 발사체 시장을 주도하고 있는 미국 SpaceX 사의 Raptor 엔진이 있다. Fig. 17은 Raptor 엔진의 사진이다. 이 엔진은 다단연소 사이클을 통해 300 bar의 높은 연소실 압력을 구

현하여 880~2,210 kN의 높은 추력 범위와 작은 연소실 크기를 통한 효율적 설계를 동시에 달성하여 Merlin 1D 엔진의 2배에 달하는 추력대 중량비를 달성할 수 있게 하였다. 그 외에도 자체 개발한 고강도 내열 Stainless 합금 SX500을 사용해 12,000 psi의 고온고압 가스에서도 성능을 유지할 수 있도록 하였고, 기존 Merlin 1D 엔진의 TEA-TEB 점화 방식 대신 스파크 점화 장치를 사용해 더 많은 재점화가 가능하도록 하였다. 이런 설계 특성들을 통해 Raptor 엔진은 Starship 상단 발사체의 엔진으로 탑재되어 차후 SpaceX 사의 화성 탐사 임무에 사용될 것으로 예상된다[49,50].

미국의 민간 우주비행 서비스 및 발사체와 엔진 제작사인 Blue Origin 또한 자사의 BE-4 엔진을 이용해 재사용 발사체 New Glenn을 개발하고 있다. Fig. 18의 BE-4 엔진은 연소압 134 bar, 추력 2,400 kN의 성능을 가지며, 25회 이상 재사용 하는 것을 목표로 설계되었다. 지난 2011년부터 개발이 시작되어 2019년에 목표 추력을 달성하는데 성공하였고, 2020년 납품 계약을 통해 Vulcan Centaur 발사체에 장착될 예정이다[47,52,53].

Fig. 17 Raptor engine[51].

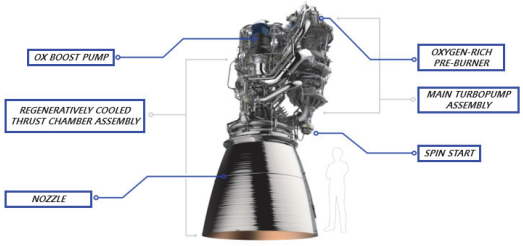

Fig. 18 BE-4 engine[53].

미국의 Relativity Space 사는 소형위성발사체 Terran 1을 개발하고 있다. 이 발사체는 추력 125 kN, 비추력 360초의 성능을 가지는 AeonVac 엔진을 상단으로 사용하는 2단 발사체이다. AeonVac 엔진은 적층제조를 활용하여 제작기간을 1/10 수준으로 단축시키고 부품 수량을 1/25 수준으로 줄이는 방향으로 개발이 진행되고 있고 2022년 발사를 목표로 한다[54,55].

러시아 연방 우주국은 현재 운용 중인 Soyuz 2를 대체할 발사체로 Amur 발사체 개발에 착수하였으며, 2026년 첫 발사를 목표로 연구가 진행되고 있다. 2단으로 구성되는 Amur 발사체는 저렴한 발사비용을 목표로 하여, 재사용이 가능하고 부품수를 기존 Soyuz 대비 절반 수준으로 줄이는데 목표를 두고 있다. Amur 발사체의 2단 엔진으로 개발되고 있는 RD-0169V 엔진은 4개의 챔버로 구성되어 1,078.73 kN의 추력을 목표로 개발이 진행되고 있다. Fig. 19는 Amur 발사체의 개략적인 목표를 보여준다[56,57].

러시아 민간 영역에서도 액체메탄 연료를 이용한 상단 엔진 개발이 진행되고 있다. Lin Industrial은 90 kg 정도의 위성을 LEO에 올릴 수 있는 2단형 ANIBA 발사체를 연구중에 있다. 이 발사체에 사용되는 상단 엔진은 추력 5 kN,

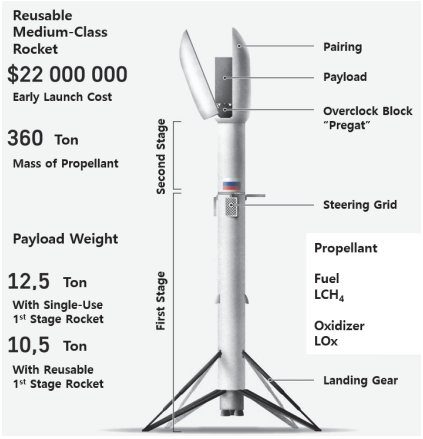

Fig. 19 Base plan of Amur Rocket[56].

비추력 350초의 소형 엔진 1개를 이용하는 계획을 가지고 있다[58].

유럽에서는 ESA가 차세대 Ariane 발사체 엔진으로 메탄 엔진에 대한 연구를 진행하는 한편, 이탈리아 Avio사는 Vega 발사체의 상단 엔진을 메탄 엔진으로 개량하는 연구를 진행하고 있다. Vega의 차기 버전인 Vega-E 발사체는 3단/4단에 M10 메탄 엔진을 탑재할 수 있도록 연구가 진행되고 있는데, 이를 통해 LEO에 2.2톤의 운송 능력을 갖추면서 비용 경쟁력을 확보할 수 있을 것으로 기대하고 있다. M10 엔진은 메탄 연료를 이용하는 98 kN급 팽창식 사이클 엔진으로 개발되고 있으며 적층제작을 통해 비용과 성능을 동시에 확보할 수 있도록 하였다[59,60].

일본 항공우주연구개발기구 JAXA은 자국 중공업기업 IHI와 합작하여 메탄 연료 상단 엔진을 개발하고 있다. 2009년 개발 완료된 100 kN급 LE-8 엔진은 IHI에서 개발된 메탄 연료 엔진이며, 고공 성능 확인과 성능 개량이 꾸준하게 진행되고 있다. 2009년 개발 이후 100 kN급 엔진으로 누적 1,800 초의 연소 실험을 수행하였고, 꾸준한 기술 개발 경험의 축적을 통해 Ariane Group의 ACE-42R 엔진의 터보 펌프 개발에 참여하기도 하였다[61,62].

중국에서도 민간 기업 주도로 메탄 연료 상단 엔진의 개발이 진행되고 있다. 중국 기업 LandSpace는 발사체 ZQ-2의 2단에 탑재될 엔진으로 TQ-11 엔진과 TQ-12 엔진을 개발하고 있다. ZQ-2 발사체의 상단 엔진은 TQ-12의 진공

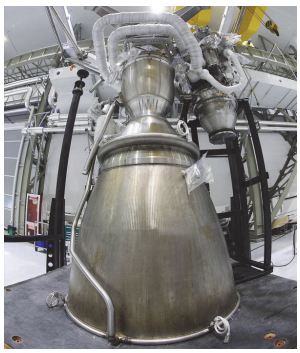

Fig. 20 TQ-12 engine[63].

버전 1 개와 8톤급 추력의 TQ-11 엔진을 버니어 엔진으로 사용한다[63]. 이 중 연소압 101 bar, 추력 800 kN의 가스발생기 사이클 엔진인 TQ-12 엔진은 2019년 200초 연소시험과 짐벌 시험에 성공한 것으로 알려져 있다[64]. Fig. 20은 TQ-12 엔진의 사진이다. 중국의 기업 iSpace는 2016년 설립된 민간 발사서비스 기업으로 2019년 4단 고체 로켓을 이용해 인공위성 궤도 투입을 성공한 이후, 2021년 시험 비행을 목표로 발사체 Hyperbola-2를 개발 중이다. 해당 발사체의 2단에는 메탄 엔진 JD-1이 적용될 예정이며, 이 엔진은 가스발생기 사이클을 통해 147 kN의 추력과 355초의 비추력을 갖도록 설계되었다[65].

4. 결 론

발사체의 상단엔진의 개발 동향을 파악하는데 있어 먼저 연료별 분석을 진행하였다. 최근 상업용 대형 발사체의 경우 상단으로 액체수소 엔진를 적용하는 사례가 많았고 액체메탄을 이용하고자 하는 시도도 계속되고 있다. 그리고 케로신과 가스발생기 사이클을 적용하고 있는 SpaceX의 Merlin 1D 엔진의 성능을 고려했을 때, 해당 엔진은 케로신 연료의 이론상 최대 성능에 근접한 것으로 보인다.

최근 발사되고 있는 발사체는 대부분 액체수소를 연료로 사용하는데, 이는 수소 연료가 비추력이 높아 상단의 임무 성능에 유리하기 때문이다. 특히 액체수소 엔진은 팽창기 사이클 적용 사례가 많았는데, 이는 팽창기 사이클이 비교적 단순한 구조로 신뢰성이 높고 효율적인 크기와 중량이 가능하기 때문이다. 한편, 최근에는 Raptor 엔진을 포함하여 우주 선진국 주도로 다양한 메탄 엔진 개발이 진행되고 있다.

2000년대 이후 연구 개발되고 있는 상단 엔진들은 공통적으로 소재 개발을 통한 성능 증대와 중량 감소, 정밀한 추진제 공급 제어와 추력 조절 범위의 증가, 구조 단순화와 부품 수 감소를 통한 신뢰도 향상에 주력하고 있으며 이를 통해 부가적으로 엔진 제작비용 절감을 목표로 하고

있다. 특히 일본의 경우는 지속적인 고성능의 액체수소 엔진과 발사체 개발을 진행하여 독자 기술을 확보하고 최근에는 점차 개발 비용이 감소되는 정도의 수준에 이르고 있다. 이는 국책연구소와 대기업 간의 협력을 통해 경쟁력 있는 기술 확보와 자국 내 생산 기술 확대를 위해 부단히 노력한 결실로 보인다. 해외 선진국의 이러한 개발 노력과 방향은 향후 국내 발사체 및 상단 엔진 개발에 참고가 될 것으로 생각된다.

후 기

이 성과는 2021년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 - 우주기술개발사업의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2021M1A3B8078916).

References

1. Cho, N.K., Woo, S.P., So, Y.S., Lee, J.H., Lee, S.J., Jeon, J.S., Hwang, C.H., Lee, K.J., Kim, S.H. and Han, Y.M., "Status of Preceding Development of Staged Combustion Cycle Engine," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 6, No. 2, pp. 134-140, 2007.
2. Bae, J.H., Koo, J.Y. and Yoon, Y.B., "Development Trend of Low Cost Space Launch Vehicle and Consideration of Next Generation Fuel," *Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 10, pp. 855-862, 2017.
3. Won, K.C., "Performance Analysis of Staged Combustion Cycle LRE : Comparsion of Propellant Effect," *2020 The Korean Society Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Goseong, Korea, pp. 780-781, Jul. 2020.
4. Park, S.J., Choi, B.I., Koh, D.Y., Ham, Y.B. and In, S.H., "Development of the Liquid Hydrogen Supply System and Cryogenic Cooling Technology," *2021 KSME Spring Conference,* Jeju, Korea, pp. 64-65, May 2021.
5. Ministry of Trade, Industry and Energy, "Roadmap for Facilitating Hydrogen Economy," Ministry of Trade, Industry and Energy Press Release, 2019.
6. Ministry of Land, Infrastructure and Transport, "Plan to Bulid Hydrogen Infrastructure and Charging Station to Facilitating Hydrogen Economy," Ministry of Land, Infrastructure and Transport Press Release, 2019.
7. Ahn, K.B., "A Comparative Analysis of Liquid Rocket Engines for Upper Stage," *51st KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 217-218, Dec. 2018.
8. "SpaceX to begin testing on Reusable Falcon 9 technology this year," retrieved 3 Jan. 2022 from https://www.nasaspaceflight.com/2012/01/spacex-testing-reusable-falcon-9-technology-this-year/.
9. SpaceX, "Falcon 1 Launch Vehicle Payload User's Guide," D000973, 2008.
10. Kim, C.W., "Study on Performance of Merlin Rocket Engine," *51st KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 15-18, Dec. 2018.
11. Kim, J.H., Park, S.Y. and Moon, Y.W., "Development of China's Liquid Rocket Engine and the Implications," *56th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 383-388, May 2021.
12. "Cryogenic Propulsion Stage," retrieved 22 Jan. 2022 from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110015783/downloads/20110015783pdf.
13. "Rocketdyne J-2," retrieved 3 Jan. 2022 from https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_J-2.
14. Sutton, G.P., "History of Liquid- Propellant Rocket Engines in Russia, Formerly the

Soviet Union," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, pp. 1008-1037, 2003.
15. Kim, C.W., Cho, W.K., Park, S.Y., and Seol, W.S., "Trend in the Developments of Liquid Rocket Engine in Russia and Ukraine," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 8, No. 2, pp. 86-97, 2010.
16. Sekita, R., Yasui, M. and Warashina, S., "The LE-5 Series Development, Approach to Higher Thrust, Higher Reliability and Greater Flexibility," *36th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, U.S.A., AIAA-2000-3453, Jul. 2000.
17. Fukushima, Y., Nakatsuzi, H. and Nagao, R., "Development Status of LE-7A and LE-5B Engines for H-IIA Family," *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 5, pp. 275-284, 2002.
18. "LE-5B," retrieved 26 Jan. 2022 from https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/engine/le5b/.
19. Yoo, J.H., "Rocket Development Trend of India," *56th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 319-320, May 2021.
20. Han, Y.M., Lee, K.J. and Hong, I.H., "History and Development of Indian Space Launchers," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, No. 2, pp. 128-137, 2011.
21. "CE-20," retrieved 22 Jan. 2022 from http://www.bharat-rakshak.com/media/AeroIndia2009/krishG/IMG_0027.JPG.html.
22. "ArianeGroup Reports Successful Vinci+ Vulcain 2.1 Rocket Engine Qualification," retrieved 27 Feb. 2022 from http://news.satnews.com/2020/10/15/arianegroup-reports-successful-vinci-vulcain-2-1-rocket-engine-qualifications/.
23. "HM7B Engine," retrieved 22. Jan. 2022 from https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/HM7B_2017_11_PS_EN_Web.pdf.
24. "VINCI ENGINE," retrieved 22. Jan. 2022 from https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/VINCI_2020_04_DS_EN_Eng_Web.pdf.
25. Mingchu, G. and Guoqiu, L., "The Oxygen/Hydrogen Rocket Engine for Long March Vehicle," *31st AIAA Joint Porpulsion Conference and Exhibit*, San Diego, U.S.A., AIAA 95-2838, Jul. 1995.
26. Nan, Z., "The Development of LOx/LH2 Engine in China," *64th International Astronautical Congress*, Beijing, China, IAC-13, C4.1, 1x18525, Sep. 2013.
27. 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.
28. Lee, S.B., Ha, D.H., Lee, H.J. and Roh, T.S., "Analysis of Liquid Hydrogen Rocket Engines Using Expander Cycle," *51st KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 826-830, May 2018.
29. Cho, N.K., Park, S.Y., Lee, J.H., Kim, S.H. and Han, Y.M., "Investigation of Propellant of Liquid Rocket Engine for Future Space Launch Vehicle," *56th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 398-398, May 2021.
30. "Kestrel Engine," retrieved 23 Jan. 2022 from https://www.quora.com/Why-is-SpaceXs-latest-engine-named-Raptor-Previous-SpaceX-engines-Merlin-Kestrel-were-named-after-species-of-falcons.
31. "Merlin 1CV Engine," retrieved 28 Feb. 2022 from https://www.quora.com/What-is-different-with-the-Merlin-vacuum-engine-as-compared-to-the-cluster-of-engines-on-the-bottom-of-the-first-stage-of-a-Falcon-9.
32. Lee, K.O., Kim, D.J., Park, S.Y. and Lee,

K.J., "An Analysis of Strategies of Engine Development of SpaceX," *51st KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 249-257, May 2018.
33. Dinardi, A., Capozzoli, P. and Shotwell, G., "Low-Cost Launch Opportunities Provided by the Falcon Family of Launch Vehicles," *The Fourth Asian Space Conference*, Taipei, Taiwan, Oct. 2008.
34. Dreyer, L., "Latest Developments on SpaceX's Falcon 1 and Falcon 9 Launch Vehicles and Dragon Spacecraft," *2009 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, U.S.A., pp. 1-15, Mar. 2009.
35. "SpaceX Falcon 9 Upper Stage Engine Successfully Completes Full Mission Duration Firing," retrieved 28 Feb. 2022 from http://www.spacex.com/press/2012/12/19/spacex-falcon-9-upper-stage-engine-successfully-completes-full-mission-duration.
36. "Merlin 1DV Engine," retrieved 28 Feb. 2022 from http://www.b14643.de/Spacerockets_2/United_States_1/Falcon-9/Merlin/index.htm.
37. "YF-115 Engine," retrieved 23 Jan. 2022 from http://www.b14643.de/Spacerockets/Specials/China_new_engines/index.htm.
38. Santiago, J.R., "Evolution of the RL10 Liquid Rocket Engine for a New Upper Stage Application," *32nd AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Lake Buena Vista, U.S.A., AIAA Paper 96-3013, Jul. 1996.
39. "BE-3U Engine," retrieved 24 Jan. 2022 from https://www.blueorigin.com/engines/be-3.
40. "BE-3 Engine," retrieved 24 Jan. 2022 from https://en.wikipedia.org/wiki/BE-3#cite_note-pa20131203-11.
41. "Blue Origin Tests New Engine in Simulated Suborbital Mission Profile," retrieved 24 Jan. 2022 from http://www.parabolicarc.com/2013/12/03/blue-origin-tests-engine-simulated-suborbital-mission-profile/.
42. Rachuk, V. and Titkov, N., "The First Russian LOx-LH2 Expander Cycle LRE : RD0146," *42nd AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, U.S.A., AIAA 2006-4904, Jul. 2006.
43. Aerospace Industry Research Institute, Sejong University, "Current Status of French Aerospace Industry," *The Journal of Aerospace Industry*, Vol. 59, pp. 116-128, 2001.
44. "VINCI : Thrust Chamber Cryogenic Upper Stage," retrieved 28 Feb. 2022 from https://web.archive.org/web/20061028183532/http:/cs.space.eads.net/sp/PDF/vinci.pdf.
45. Kakuma, Y., Yasui, M. and Onga, T., "LE-5B Engine Development," *36th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, U.S.A., AIAA-2000-3775, Jul. 2000.
46. Atsumi, M., Yoshikawa, K., Ogawara, A. and Onga, T., "Development of the LE-X Engine," *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 48, No. 4, pp. 36-43, 2001.
47. Lim, B.J., Kim, C.W., Lee, K.O., Lee, K.J., Park, J.S., Ahn, K.B., Namkoung, H.J. and Yoon, Y.B., "Development Trends of Liquid Methane Rocket Engine and Implications," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 2, pp. 119-143, 2021.
48. Kim, Y.J., Kim, M.C. and Kim, J.S., "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.
49. "SpaceX metallurgy team developed SX500 superalloy for 12000 psi, hot oxygen-rich gas. It was hard. Almost any metal turns

into a flare in those conditions," retrieved 26 Jan. 2022 from https://twitter.com/elonmusk/status/1076684059827302400?ref_src=twsrc%5Etfw%7Ctwcamp%5Etweetembed%7Ctwterm%5E1076684059827302400&ref_url=https%3A%2F%2Fwww.nextbigfuture.com%2F2019%2F02%2Fspacex-casting-raptor-engine-parts-from-supersteel-alloys.html.

50. "ITS Propulsion – The evolution of the SpaceX Raptor engine," retrieved 27 Feb. 2022 from https://www.nasaspaceflight.com/2016/10/its-propulsion-evolution-raptor-engine/.
51. "Raptor Engine," retrieved 27 Feb. 2022 from https://www.reddit.com/r/interestingasfuck/comments/iqxemv/the_intricacies_of_a_spacex_raptor_rocket_engine/.
52. "Blue Origin-New Gleen," retrieved 26 Jan. 2022 from https://www.blueorigin.com/new-glenn.
53. "Blue Origin-BE-4," retrieved 27 Feb. 2022 from https://www.blueorigin.com/engines/be-4.
54. "Terran 1 Payload User's Guide ver. 2.0," retrieved 28 Feb. 2022 from https://static1.squarespace.com/static/59a8fb50d2b8575fad311abb/t/5f68d35cda98575604906432/1600705386517/Relativity+Terran+1+Payload+User%27s+Guide_Rev2.0.pdf.
55. "Relativity Advances Toward 2020 3D Printed Rocket Launch with New IP and Expertise:, 3D Printing Industry," retrieved 26 Jan. 2022 from https://3dprintingindustry.com/news/relativity-advances-toward-2020-3d-printed-rocket-launch-with-new-ip-and-expertise-149178/.
56. "Безотказная, как автомат Калашникова. Роскосмос о метановой ракете - Амур," retrieved 26 Jan. 2022 from https://tass.ru/kosmos/9627165.
57. "Soyuz-7 (Rocket Family)," retrieved 26 Jan. 2022 from https://en.wikipedia.org/wiki/Soyuz-7_(rocket_family).
58. "Сверхлегкая ракета - Анива," retrieved 26 Jan. 2022 from https://spacelin.ru/proekty/sverkhle gkaya-raketa-aniva/.
59. "M10 Engine," retrieved 26 Jan. 2022 from https://www.avio.com/m-10.
60. Kajon, D., Liuzzi, D., Boffa, C., Rudnykh, M., Drogp, 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, EUCASS2019-315, Jul. 2019.
61. "GX (Rocket)," retrieved 26 Jan. 2022 from https://en.wikipedia.org/wiki/GX_(rocket).
62. Ukai, S., Sakaki, K., Ishikawa, Y., Sakaguchi, H. and Ishihara. S., "Component Tests of a LOx/Methane Fill-Expander Cycle Rocket Engine : Injector and Regeneratively Cooled Combustion Chamber," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS2019-223, Jul. 2019.
63. "Will LandSpace be China's SpaceX?," retrieved 28 Feb. 2022 from https://www.thespacereview.com/article/3787/1.
64. "LandSpace Falls Short of Orbit in Private Chinese Launch Attempt," retrieved 26 Jan. 2022 from https://spaceflightnow.com/2018/10/28/landspace-falls-short-of-orbit-in-private-chinese-launch-attempt/.
65. "Chinese iSpace Achieves Orbit with Histroric Private Sector Launch," retrieved 26 Jan. 2022 from https://spacenews.com/chinese-ispace-achieves-orbit-with-historic-private-sector-launch/.