

차세대 발사체용 연료선정에 관한 연구

김철웅^{a,*} · 임병직^a · 이기주^a · 박재성^a

A Study on Fuel Selection for Next-Generation Launch Vehicles

Cheulwoong Kim^{a,*} · Byoungjik Lim^a · Keejoo Lee^a · Jaesung Park^a^aFuture Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: kimcw@kari.re.kr

ABSTRACT

The requirements for the next-generation propulsion system and for a good propellant have been summarized. The characteristics and effectiveness of kerosene, hydrogen, and methane, which are the fuels that are mainly attracting attention in Korea and abroad, were compared with each other. As a result of the comparison, methane was evaluated to be more advantageous than other fuels in reliability, cost, reusability, maintenance, eco-friendliness, safety, lifespan, technical difficulties, engine cycle selection, application of common bulkhead, and non-disassembly/reassembly delivery. And in terms of performance, the specific impulse of methane is higher than that of kerosene, so the efficiency of the launch vehicle can be increased. Methane's properties including eco-friendliness, low-temperature combustion, long life, and maintainability make it beneficial for reuse and for the development of multi-purpose engines.

초 록

차세대 추진기관에 대한 요구조건과 좋은 추진제의 조건을 정리하였다. 국내외에서 주로 관심을 받고 있는 연료인 케로신, 수소, 메탄의 특성과 효용성을 상호비교하였다. 비교 결과 메탄이 신뢰성, 비용, 재사용성, 유지보수, 친환경, 안전성, 수명, 기술적 난이도, 엔진 사이클 선택, 공통격벽, 무분해 조립 납품 등에서 다른 연료보다 더 유리한 것으로 평가되었다. 그리고 성능 면에서도 케로신보다 비추력이 높아서 발사체의 효율을 증가시킬 수 있다. 메탄은 친환경, 낮은 연소온도, 긴수명, 유지보수의 편의성을 가지고 있어서 재사용과 다목적 엔진 개발에 장점이 있다.

Key Words: Launch Vehicle(발사체), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Kerosene(케로신), Methane(메탄), LNG(액화천연가스), Hydrogen(수소)

Nomenclature

α	: Excess oxidant ratio
EX	: Expander
Isp	: Specific impulse
GG	: Gas-generator
g	: Gravitational acceleration

Received 20 April 2021 / Revised 21 May 2021 / Accepted 26 May 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

L	: Range
LOX	: Liquid oxygen
OF	: Oxidizer and fuel ratio
P	: Pressure
R	: Gas constant
SC	: Staged combustion
T	: Temperature
V	: Volume
v	: Effective speed
γ	: Specific heat ratio
ρ	: Density
Δv	: Delta-v (max. velocity of a vehicle)
⊙	: Excellent
○	: Good
△	: Normal
×	: Bad

Subscripts

cc	: Combustion chamber
e	: Exit
f	: Final
i	: Initial
in	: Inlet
opt	: Optimal
$prop$: Propellant
sl	: Sea level
str	: Structure
vac	: Vacuum

1. 서 론

시대에 따라 액체로켓엔진의 개발 기준도 변해왔다. 초기 우주기술 태동기에서는 엔진의 작동 자체가 목표였다가 동서냉전에 이르러서는 빠른 개발과 긴 작동시간이 강조되었다. 이후 성능 최대화에 매진하던 시기가 있었고, 최근에는 치열해지는 우주산업의 경쟁과 우주 개발 붐에 따라 비용감소와 친환경이 주요한 이슈로 대두되고 있다.

이러한 상황에 따라 로켓 연료의 선호도 또한 바뀌고 있다.

본 논문은 어떤 연료가 차세대 엔진용으로 보다 적합한지에 대한 연구로서, 주요 연료 3종(케로신, 수소, 메탄)을 다양한 관점에서 비교하였다.

추진제의 선정은 발사체용 추진기관 설계의 근간이 되는 중요한 요소로서, 세계적인 우주산업의 발전 경향과 장시간의 발사체 개발기간을 고려할 때 시대의 요구에 부합해야 한다.

2. 차세대 추진기관의 요구조건

2.1 차세대 엔진 선정 시 고려사항

추진기관(엔진과 추진제 공급시스템) 개발에 있어서 전통적인 요구조건은 신뢰성, 성능, 경제성이었고, 이러한 요구조건은 차세대 추진기관에 있어서도 필수적이다. 그런데 해당 요구조건들을 만족시키는 방법이 진보되고 있으며, 그 방법들(재사용, 재점화, 진단, 다용도 활용 등)이 차세대 추진기관의 주요 요구조건으로 등장하였다.

2.1.1 신뢰성

신뢰성은 추진기관의 핵심 가치이다. 추진기관이 신뢰성이 없으면 성능, 경제성, 재사용 등도 논할 수 없다. 따라서 추진기관의 신뢰성은 대체 불가능한 중요성을 갖는다.

2.1.2 성능

추진기관이 좋은 성능을 가지면 발사체의 효율을 높여서 더 많은 유효하중(payload)을 우주에 실어나를 수 있으므로 경제성도 높일 수 있다. 그러나 성능과 추진기관의 신뢰성, 무게 및 제작 비용은 일반적으로 반비례하므로 trade off 분석이 필요하다.

2.1.3 경제성

뉴스페이스 시대의 도래로 가격경쟁력이 중요성을 더해가고 있다. 여기서 가격경쟁력을 따질 때 엔진의 제작비를 넘어서 발사체 산업 전체를 고려해야 한다. 일례로 유럽이 개발하고 있는

Prometheus 엔진의 재사용 횟수는 5회인데, 발사빈도, 제작 인력 및 시설 유지비 등 총비용을 고려했을 때 5~6회 재사용이 가장 경제적인 것으로 분석되었기 때문이다.

2.1.4 재사용 기능

발사회수가 증가할수록 발사체의 재사용에 따른 비용 감소효과가 크다. 반면 발사빈도가 적으면 재사용 발사체는 복잡한 시스템, 추진제 효율 감소 등으로 인하여 일회성 발사체보다 경제성이 떨어질 수 있다. 그럼에도 불구하고 재사용 발사체는 파급효과가 크고, 경쟁력있는 차세대 발사체의 형태로 자리 매김하고 있다.

2.1.5 엔진 제어기능

엔진의 추력제어는 엔진 시동 시 엔진의 정상 작동 점검, 발사체의 최대 공력구간에서 발사체가 받는 구조적 하중 경감, 엔진 정지구간에서 추진제를 최대한 사용과 가속도 감소, 추진제 혼합비 제어를 이용한 추진제 동시소진 등의 기능으로 우주 궤도로 이송 가능한 유효하중을 7~12%까지 증가시킬 수 있다[1,2].

그리고 엔진의 제어는 재사용 로켓, 유인 발사체 및 달착륙선에 필수적인 기능이다.

2.1.6 진단 기능

엔진의 진단시스템은 지상시험에서 사고를 방지하고, 사고 발생 시 피해를 줄여주며, 사고의 원인을 파악하는데 활용된다. 비행용 진단시스템은 사고의 발달 단계에서 위험을 회피하여 임무 완수에 기여하며, 재사용 엔진의 경우 수리가 필요한 구성품에 대한 정보를 제공하여 엔진의 안전한 운용과 저비용 유지보수에 활용된다.

2.1.7 추력증가로 고장엔진 대체 기능

엔진의 진단 및 추력제어 기능을 이용하여 1단의 클러스터링된 엔진들 중에 고장난 엔진을 정지시키고, 나머지 엔진들의 추력을 증가시켜 이륙 시 발사대를 보호하고, 1단을 재사용 가능하게 하며, 위성 발사임무를 성공적으로 완수하는 개념을 “Engine out” redundancy라고 부르

며, 차세대 발사체의 신뢰도를 높이는 핵심적인 기술로 평가되고 있다[3].

2.1.8 유지보수 용이

추진기관의 신뢰성 향상과 비용 저감을 위하여 유지보수가 간편하고 저렴하여야 한다.

우주왕복선의 SSME 엔진의 경우 엔진의 유지보수 비용이 우주시스템 전체비용에 큰 부분을 차지하였다[4]. 재사용 발사체의 경우 유지보수의 신속성, 적절성과 비용이 경쟁력의 기반이 된다.

2.1.9 다용도 활용성

엔진의 개발에는 긴 시간과 많은 비용이 소요되므로 각국의 엔진개발자들은 다목적으로 활용할 수 있는 엔진 개발에 노력하고 있으며, 다목적 활용은 엔진의 추진제, 사이클 및 추력 선정에 있어서 주요 고려 요소가 되었다.

2.1.10 재점화 기능

신뢰도를 높이기 위하여 엔진은 최종 성능확인 시험 후에 분해조립 없이 발사체에 장착하여 비행에 사용되는 것이 바람직하다. 이러한 요구를 만족시키기 위해서 일회용 엔진에서도 재점화 기능이 필요할 수 있다. 뿐만 아니라 상단용 엔진의 경우 시동실패 시 재시동의 가능성은 신뢰도를 높여주고, 무추력 비행(passive flight)이 요구되는 상단용 엔진 또는 궤도 이송선(space tug or kick stage)용 엔진에서는 재점화가 주요한 요구조건 중에 하나다.

2.1.11 친환경

발사 횟수가 증가함에 따라 친환경은 차세대 엔진의 필수 요구조건이 되었다. 독성 추진제의 경우 개발시험 및 운용에서 사고가 발생하면 재난이 될 수 있고, 성공적인 시험과 운용에 있어서도 독성 추진제는 후처리 등 비용증가의 원인이 된다.

2.2 좋은 연료의 조건

어떤 추진제(산화제와 연료)를 사용하느냐에 따라 발사체의 신뢰성, 성능, 비용 뿐 아니라 발

사체 제작에 들어가는 기술과 운용 조건 등도 크게 영향을 받는다.

더욱이 발사체의 개발은 장기간과 고비용이 소요되고, 시험설비와 발사장 등의 기반시설도 추진제와 밀접한 관계가 있으므로 추진제의 선정은 미래까지 고려하여 신중하게 이루어져야 한다.

문헌[5,6]에서는 좋은 추진제의 조건으로 다음의 항목을 제시하고 있다.

- 높은 발열량과 비추력
- 연소생성물의 분자량이 작음
- 연소 후 가스생성률 최대
- 오래 보관가능하고 운송이 용이
- 재료에 대한 낮은 화학적 반응
- 친환경
- 빠른 화염전파 속도
- 높은 끓는점
- 연소 전에 열로 의한 성분변화(특성 저하)가 없음
- 낮은 점도와 표면장력
- 짧은 점화지연
- 좋은 냉각특성
- 무독성
- 화재 및 폭발에 대한 안전성

다음 장에서는 국내외에서 주로 언급되고 있는 연료인 케로신, 수소, 메탄을 비교분석하여 각 연료의 장단점을 검토하였다.

3. 로켓 연료의 비교

3.1 비교 대상 연료

3.1.1 케로신

케로신은 원유를 정제하여 얻는 탄화수소($C_nH_{1.953n}$)계열의 인화성 혼합물로, 저장과 취급이 용이하고 밀도가 높으며 비교적 저렴한 장점이 있는 반면, 코킹과 수트의 발생과 터보펌프에서 케로신의 동결 및 엔진 시험 후 안전을 위하여 연료 라인에서 케로신을 세척해야하는 등의 어려움이 있다[7].

3.1.2 수소

가장 가벼운 연료로 분자량(2.02)과 밀도가 작고, 끓는 점(20 K) 또한 극히 낮아서 취급이 어렵고 액체 상태로 유지하기 위해서는 특수한 단열기술이 요구된다. 반면 수소(H_2)는 산소와 결합할 때 반응열이 높고, 연소생성물의 분자량이 낮기 때문에 가장 많은 에너지를 방출한다.

3.1.3 메탄

메탄함량이 90~98%인 저가의 액화천연가스(LNG)가 메탄으로 통칭되고 있으며, 단순히 천연가스를 액화하여 로켓의 연료로 사용할 수 있다. 메탄은 밀도와 효율면에서 케로신과 수소 사이에 놓여 있고, 친환경적이며, 낮은 연소온도는 엔진의 수명을 높여주며, 재사용에도 유리하다. 메탄은 차세대 로켓의 가장 유망한 연료 중 하나이다[8].

로켓에 사용되는 케로신, 수소와 메탄의 이론적 특성은 Table 1과 같다.

3.2 연료간 상호비교

케로신, 수소 및 메탄이 액체산소(LOX)와 함께 사용될 때 성능과 특징을 상호 비교하였다.

3.2.1 케로신과 메탄 비교

• 성능

메탄의 비추력은 케로신에 대비 20초 정도 더 높고, 이로써 동일한 로켓의 이륙중량을 가질 때 메탄을 사용하면 케로신 대비 약 5~10% 정도 무거운 유효하중을 궤도에 올릴 수 있어서 로켓의 효율을 증가시킨다[10,11].

일례로 Energia 로켓의 기존 케로신 탱크에 메탄을 넣어 발사할 경우 유효하중은 8% 감소하지만, 동일 이륙중량으로 계산하면 유효하중이 5%가 증가한다[12].

• 연소온도 및 막냉각

케로신은 동일 조건에서 연소가스의 온도가 메탄보다 200 K 정도가 높고, 코킹 등의 문제로 인하여 연소효율을 떨어뜨리는 막냉각이 필요하다. 반면 메탄은 넓은 혼합비 영역에서 케로신

대비 높은 냉각특성을 가지므로 막냉각이 필요 없다.

• 수트

메탄은 연소생성물에 수트가 거의 없고 극저온 연료이기 때문에 케로신으로는 불가능한 연료과잉 다단연소 사이클과 팽창식 사이클에 사

용가능하다.

케로신은 가스발생기 사이클 엔진에서는 연료과잉 가스발생기에서 다량의 수트가 발생하여 엔진의 작동점이 바뀌는 단점이 있고, 다단 연소 사이클에서는 수트문제를 해결하기 위하여 산화제 과잉 프리버너를 이용해야 한다. 이 경우 화재에 취약해서 고가의 재료와 높은 기술 수준이 요구되고 엔진의 신뢰성도 떨어진다.

Table 1. Ideal characteristics of liquid rocket fuel at OF_{opt} and $P_{cc}=15$ MPa[9].

Oxidizer	Oxygen		
Formula	O ₂		
T_i, K	90.2		
$\rho, kg/m^3$	1134		
Fuel	Kerosine	Methane	Hydrogen
Formula	C _{7.22} H _{13.4}	CH ₄	H ₂
T_i, K	293.0	111.7	20.35
$\rho, kg/m^3$	830.0	424.0	70.76
Expansion area ratio = 25			
OF_{opt}	2.70	3.39	4.56
α	0.8001	0.8498	0.5745
$\rho, kg/m^3$	1031.9	820.9	306.3
$R_{cc}, J/(kg K)$	341.3	380.0	750.3
T_{cc}, K	3826	3655	3193
T_e, K	2142	1969	1124
P_e, MPa	0.0693	0.0678	0.0498
γ	1.142	1.146	1.227
Isp_{sl}, sec	318.8	328.4	405.1
Isp_{vac}, sec	349.7	360.4	446.4
Expansion area ratio = 100			
OF_{opt}	2.89	3.62	5.25
α	0.8564	0.9074	0.6615
$\rho, kg/m^3$	1036.4	832.3	333.1
$R_{cc}, J/(kg K)$	333.1	369.7	674.6
T_{cc}, K	3840	3673	3408
T_e, K	1846	1676	906.6
P_e, MPa	0.0131	0.0127	0.0085
γ	1.137	1.142	1.220
Isp_{vac}, sec	375.1	385.9	469.5

• 안전성

케로신은 산소와 함께 옥시리퀴트(oxyliquit)라는 폭발성 물질을 만들 수 있는 반면 메탄은 상대적으로 안정적이다.

• 유지보수

케로신은 시험과 운용 후에 고가의 세척공정이 필요한데 반하여 메탄은 자연 기화되어 안전성 증대와 함께 유지보수 비용을 낮출 수 있다.

• 가격

메탄(LNG)는 케로신에 비하여 가격도 저렴하다. 국내에서 메탄은 탈황 고밀도의 케로신보다 1.2~1.5배정도 가격이 낮고, 러시아에서도 로켓 연료로서 메탄은 케로신 대비 2~5배 이상 싸다.

• 온도

케로신은 상온연료로 보관이 용이하나 터보펌프에서 결빙문제를 일으킬 수 있다. 액체메탄은 극저온이어서 취급이 상대적으로 어렵지만, 대기 상태에서 기화가 되어 엔진과 추진기관의 유지보수가 편리하고 액체산소와 온도가 비슷하여 공통격벽 적용 등에서 유리하다.

• 밀도

케로신 대비 메탄의 단점은 밀도가 낮다는 점이다. 케로신과 메탄의 밀도 비는 1 : 0.5 수준이고, LOX와의 혼합비를 고려한 경우 LOX-케로신($OF_{opt} = 2.7$)과 LOX-메탄($OF_{opt} = 3.5$)의 추진제 밀도비는 1 : 0.8 수준이다.

Table 2는 케로신과 메탄의 특성을 보여준다.

케로신 엔진의 최강자인 러시아에서 차세대

추진제 선정에 대한 논란이 제기되었다. 이에 따라 켈디쉬 연구소(Keldysh Research Center)에서는 전문가 그룹을 대상으로 다기준 의사결정방법(Multiple-criteria Decision Analysis) 중 계층분석법(Alytic Hierarchy Process)을 이용하여 차세대 재사용 로켓용으로 적합한 연료에 대한 비교분석을 수행하였다(Table 3과 4 참고).

러시아의 로켓 및 엔진 전문가그룹의 분석결과 모든 항목에서 메탄이 케로신에 비하여 우위를 보였다.

3.2.2 케로신과 수소 비교

• 성능

발사체의 1단만 고려할 때 추진제의 효용성(비추력과 밀도가 최종속도에 미치는 영향)을 비교하면 밀도가 높은 케로신이 수소보다 더 적절

Table 2. Comparison of the properties of kerosene and methane[5].

Item (with LOX)	Kerosene	Methane
Density	1044 (OF=2.7)	830 (OF=3.5)
Vaporization temp. (K)	373	110
Composition stability	Depends on the oilfield	Technically pure
Specific impulse (s)	338.6*	360.4*
Cooling capacity**	60	375
Thermal stability (decomposition temp.)	≈ 550	≈ 1000
CO ₂ in combustion gas (%)	10.4	5.2
Soot generation ***	O	X
Choice of engine cycle	LOx rich cycle****	Any cycle is possible
Cost of fuel (relative)	1	0.70~0.75
Reserves	Limited	Unlimited

* Methane: when $P_c=10$ MPa, $P_a=0.022$ MPa, $\alpha=0.85$, $\phi=0.965$

Kerosene: when $P_c=10$ MPa, $P_a=0.022$ MPa, $\alpha=0.8$, $\phi=0.94$

** $\lambda^{0.6} C_p^{0.4} / \mu^{0.4}$ when $T=300$ K

*** when excess oxidant ratio $\alpha < 1$

**** when staged-combustion cycle

하다[13].

반면 상단의 경우에는 비추력이 크고 무게가 작게 나가는 수소가 이점을 가진다.

• 밀도

케로신은 3가지 연료 중에서 밀도가 가장 높고 수소는 밀도가 가장 작다. 작은 밀도는 부피가 큰 연료탱크가 필요함을 의미한다.

Table 3. Decomposition of the priorities of alternatives by factors[5].

Item	Methane	Kerosene
Density	0.019	0.037
Boiling point	0.065	0.032
Composition stability	0.046	0.018
Energy characteristic	0.040	0.030
Cooling properties	0.072	0.023
Thermal stability	0.078	0.022
Soot generation	0.115	0.027
CO in combustion gas	0.013	0.008
Choice of engine cycle	0.139	0.032
Operating experience	0.017	0.044
Cost of fuel	0.026	0.013
Presence of test stands	0.022	0.013
Production, transportation, storage	0.018	0.018
Reserves	0.007	0.007
TOTAL	0.677	0.323

Table 4. Characteristics of the compared fuels[5].

Item	Methane	Kerosene
Reliability	0.219	0.093
Maintainability	0.147	0.057
Lifespan	0.051	0.024
Production cost	0.090	0.062
Operation cost	0.108	0.044
Eco-friendly	0.021	0.009
Ballistic efficiency	0.041	0.034
TOTAL	0.677	0.323

- 취급용이

케로신은 취급이 용이한데 반하여 수소는 극저온 특성으로 인하여 수축팽창 및 열전달효과 등을 고려해야 하므로 시스템이 복잡해진다.

- 비용

수소는 정제, 보관 및 이동에 고비용이 들어가서 러시아에서는 케로신 대비 동일 중량당 약 50배 비싸다[14].

- 단열

케로신과 액체수소 모두 액체산소와 큰 온도 차이가 있기 때문에 액체산소와 공통격벽을 만들려면 충분한 단열이 고려되어야 한다.

- 엔진 무게

일반적으로 엔진의 무게는 추력, 사이클, 연소압, 엔진의 목적과 구조 등에 영향을 받는다. 따라서 단순 비교는 어려우나 일반적으로 수소 엔진은 케로신 엔진보다 크고 무게도 많이 나간다. 특히 작은 밀도로 인하여 수소 펌프와 배관 및 밸브류의 무게도 케로신 엔진에 비하여 무겁다. 유사한 추력을 갖는 185톤급 RD-185(케로신엔진)과 11D122(수소엔진)의 연소기와 터보펌프를 제외한 엔진 구성품(밸브, 프레임, 조립부품 등)의 무게는 835 kg대 1530 kg이다[12].

에네르기가 발사체에는 케로신 엔진인 RD-170(RD-191엔진 전신으로, RD-191과 동일한 연소기를 사용)와 수소 엔진인 RD-0120이 같이 장착되어 있는데, 두 엔진(RD-191, RD-0120)의 성능과 형상은 Table 5와 같다. RD-0120엔진의 무게, 크기 및 노즐 확대비가 더 큼에도 불구하고 추력은 RD-191보다 작다.

- 발사체 및 추진제 탱크 크기 비교

위성 이송능력(4750 kg vs. 4540 kg)이 유사한 Atlas V 401 발사체와 Delta IV Medium 발사체의 형상과 발사능력을 Table 6에 제시하였다. 크기에서 Delta IV M이 더 크지만, 발사체의 무게는 Atlas V가 25% 정도 더 나간다. 이것은 Delta IV 로켓의 1단에 사용된 수소가 Atlas V

Table 5. Comparison between RD-191 and RD-0120.





	Unit	Kerosene engine	Hydrogen engine
Model	-	RD-191	RD-0120
Feature	-		
Cycle	-	SC	SC
Length	m	4.0	4.55
Diameter	m	1.45	2.43
Dry weight	kg	2,290	3,449
Nozzle ratio		37.0	85.7
Chamber pressure	MPa	25.8	21.8
Isp(vac.)	sec	337	454
Thrust (vac.)	MN	2.09	1.96
Thrust (sl)	MN	1.92	1.52
Application	-	Angara	Energia

Table 6. Comparison between Atlas V and Delta IV [15-17].

	Atlas V 400	Delta IV M
Figure		
Height (m)	58.2	63
Diameter	3.81	5.0
Fuel	1st stage	Kerosene
	2nd stage	LH ₂
Payload to GTO (kg)	4750	4540
Liftoff mass (ton)	334	251

발사체의 1단에서 사용하는 케로신보다 밀도가 더 적기 때문이다.

상단의 경우 동일한 추력을 갖는 LOX-케로신 엔진과 LOX-수소 엔진의 전체 추진제 탱크의 부피를 비교하면, 수소엔진의 추진제 탱크 부피가 케로신엔진의 것에 비해 3.3배가 더 크다[18].

3.2.3 수소와 메탄 비교

수소와 메탄의 특성 비교는 Table 7과 같다. 가스상수와 발열량 면에서 수소의 높은 에너지 특성을 볼 수 있다.

• 성능

수소는 연료 중에서 최고의 성능을 가진다. 메탄에 비하여 비추력이 약 20% 높고, 가스상수가 크기 때문에 자가증기압을 수행 시 효율이 높고, 팽창식 사이클 엔진에서 연료로 사용할 경우에도 메탄에 비하여 더 높은 연소압과 추력의 구현이 가능하다.

• 금속 취화

수소는 분자량이 작아서 누설 가능성이 더 크

고 금속재료의 표면(크리스탈 구조)으로 침투하여 금속을 취화(embrittlement)하는 경향이 있다 [4,19]. 메탄은 금속과 반응을 하지 않아서 장시간 및 재사용 운용에 유리하다.

• 안전성

외부 공기로 누출된 수소 가스는 자연 발화할 수 있다. 특히 수소는 연소 시 거의 눈에 띄지 않기 때문에 작업자가 예기치 못한 화상을 입을 수 있다[20].

Table 8은 수소와 메탄의 발화 및 폭발 특성이다. 수소는 적은 에너지로 점화되며, 발화와 폭발 범위도 넓어서 메탄 대비 위험성이 더 크다.

• 온도

수소탱크와 산소탱크에 공통격벽을 이용할 때 적절한 단열을 하지 않을 경우 액체수소는 끓고 액체산소는 어는 현상이 발생한다. 이에 반하여 메탄의 끓는점은 액체산소의 끓는점과 비슷하므로 공통격벽의 사용에 유리하고 이 경우 로켓의

Table 7. Comparison of the properties of methane and hydrogen[8].

Item	Unit	CH ₄	H ₂
Molecular weight	-	16.04	2.016
Density	kg/m ³	420	71
Melting point	K	90.5	13.8
Boiling point	K	111.5	20.4
Heat of vaporization	kJ/kg	510	446
Viscosity	10 ⁻⁶ Pa.s	85.4	9.8
Specific heat	J/(kg K)	3620	13155
Critical pressure	MPa	4.64	1.29
Critical temperature	K	191	33
Critical density	kg/m ³	129	26
Gas constant	kJ/(kg K)	518.3	4124
Thermal conductivity	W/(m K)	0.165	0.102
Calorific value	MJ/kg	55.5	141.8
Freezing point	K	91	13.95

Table 8. Comparison of the safety of CH₄ and H₂[11].

Condition	Fuel	Lower lime (V, %)		Upper limit (V, %)	
		Ignition	Explosion	Ignition	Explosion
In oxygen	H ₂	4.6	15	90	94
	CH ₄	5.6	15	60	61
In the air	H ₂	4.1	18.3	59	74.2
	CH ₄	5	6.3	13	15

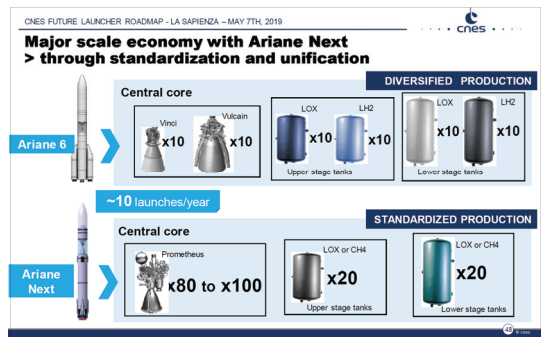


Fig. 1 Standardized tank for LOX and methane[21].

길이 짧아지며 발사체가 그만큼 가벼워진다.

공통격벽을 사용하지 않는 경우에 있어서도 메탄은 추진제 혼합비를 고려한 부피가 산소와 근접하여 동일한 탱크를 액체산소와 액체메탄용으로 사용할 수 있다.

유럽에서는 비용절감을 위하여 차세대 발사체인 Ariane Next요으로 산소와 메탄에 동일한 탱크를 사용할 예정이다(Fig. 1 참고).

3.3 연료가 발사체 성능에 미치는 영향

발사체의 성능이라 함은 주로 발사체의 비행 종단의 속도 증분을 일컫는다.

발사체의 임무, 구조, 요구/구속 조건에 따라 연료가 발사체 성능에 미치는 영향이 모호하고 다를 수 있다. 그럼에도 불구하고 연료가 발사체에 미치는 영향을 이해하기 위하여 동일한 추력 임펄스일 때, 발사체 부피가 동일할 때, 발사체의 이륙 중량이 동일할 때를 기준으로 정량적인 비교를 하였다.

3.3.1 단위부피당 비추력 비교

단위부피당 비추력(volumetric specific impulse, Isp_{vol})이 크면 추진제 탱크를 적게 할 수 있다. 다음의 표는 케로신, 메탄, 수소의 단위부피당 비추력 값이다.

발사체의 부피와 최종무게(M_f)가 고정되어 있다고 할 때 단위부피당 비추력(Isp_{vol})이 크면 발사체의 속도 증분을 증가시킨다. 따라서 다단 로켓의 1단에는 높은 Isp_{vol} 을 가진 케로신이 바람직하다. 수소엔진이 1단에 장착된 발사체의 경우

Table 9. Volumetric specific impulse.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Isp	349.7	360.4	446.4
OF_{opt}	2.70	3.39	4.56
Average density	1031.9	820.9	306.3
Specific gravity	1.032	0.821	0.306
Volumetric Isp	361	296	137

Isp_{vol} 이 작아서 고체부스터를 1단에 추가로 장착하는 사례(Delta 2, Delta 3, Delta 4, Ariane 3, Ariane 4, Ariane 5, H-1, H-2, Space Shuttle 등)가 많다.

3.3.2 동일 임펄스 일 때 연료의 영향 비교

엔진이 동일한 임펄스(추력×비행시간)를 낼 때 추진제의 부피와 무게를 비교하면 Fig. 2와 같다. 동일한 임펄스를 가질 때 케로신 탱크의 부피는 가장 작지만 케로신 자체 무게는 가장 많이 나간다. 상단 추진제의 무게는 1단에 있어서 구조무게와 같은 역할을 하므로, 상단의 경우 밀도가 적고 비추력이 큰 수소가 이점을 가진다.

3.3.3 비추력과 밀도가 비행거리에 미치는 영향

비추력과 추진제의 밀도가 로켓의 비행거리에 미치는 영향은 Table 10과 같다.

비추력이 비행거리에 미치는 영향은 상단쪽으로 갈수록 커지고, 밀도가 비행거리에 미치는 영향은 1단에서 가장 큼을 알 수 있다.

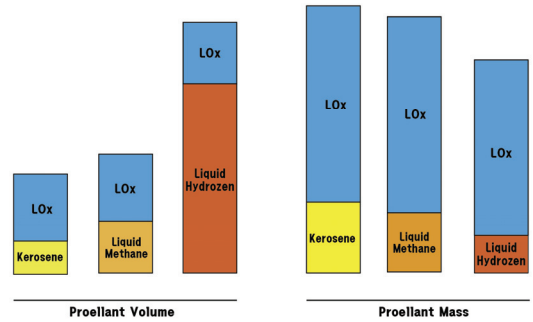


Fig. 2 Volume and mass of propellants with the same impulse[22].

Table 10. Partial derivatives for range[23].

Characteristics	Stage		
	1st	2nd	3rd
$\frac{dL}{dIsp}, km/s$	5.5	5.8	6.8
$\frac{dL}{d\rho}, km/m^3$	6.0	3.0	2.0

Table 11. Index value c for stages[23].

Rocket type	Version	
	$V_{prop} = const$	$M_{prop} = const$
Single-stage rocket	0.85	0.50
Multi-stage rocket		
- 1st stage	0.64	0.10
- 2nd stage	0.32	0.14
- 3rd stage	0.24	0.15

3.3.4 단별 비추력과 무게의 민감도

로켓 방정식으로부터 Eq. 1의 근사식을 유도할 수 있다. 발사체 부피와 이륙 중량이 일정할 때 3단형 발사체의 각 단의 계수 c는 Table 11과 같다[23,24].

$$\Delta v \propto Isp \cdot \rho^c \tag{1}$$

Table 11에서 3단형 발사체의 부피를 고정할 경우 1단에서 밀도의 영향이 가장 크고, 상단으로 올라갈수록 밀도의 영향이 상대적으로 작아짐을 알 수 있다.

3.3.5 1단과 상단에 적합한 연료

로켓방정식은 Eq. 2와 같고 정격조건($P_e = P_h$)에서 엔진의 추력식은 Eq. 3과 같다.

$$\Delta v = Isp g \ln\left(\frac{M_i}{M_f}\right) = v_e \ln\left(1 + \frac{\rho_{prop} V_{tank}}{m_{str}}\right) \tag{2}$$

$$F = \dot{m} v_e + (P_e - P_h) A_e \tag{3}$$

1단의 경우 추진제 밀도(ρ_{prop})의 증가는 추진제 탱크의 부피를 작게하여 탱크 자체무게도 줄어 들 뿐 아니라 공력에 의한 부하도 낮추어서 속도 증분을 크게 한다. 그리고 추진제 밀도의 증가는 질유량 증가를 가져와서 추력 또한 커진다. 큰 추력은 1단의 비행시간을 줄여줌으로 중력손실을 감소시킬 수 있다.

이러한 이유로 1단에는 밀도가 큰 케로신이 수소보다 유리하다.

상단의 경우는 비교의 기준이 달라진다. 예로 2단 발사체의 2단 추진제 무게는 1단의 최종무

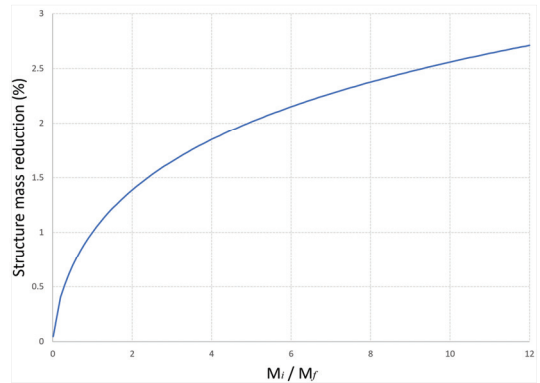


Fig. 3 Relative change in structure mass, equivalent to a change in Isp by 1%.

게(M_f)에 더해지기 때문에 Δv 를 작게 만든다. 그리고 2단의 추진제 탱크는 1단의 추진제 탱크에 비하여 크기가 작아서 밀도 감소에 의한 추진제 탱크 증가가 발사체 성능에 미치는 영향이 적다. 더불어 추진제 탱크무게는 탱크의 부피뿐만 아니라 실제로 담고 있는 추진제의 질량과도 관계가 있다. 추진제 질량이 작을 경우 탱크 벽의 두께를 얇게 할 수 있어서 탱크의 무게도 어느 정도 감소시킬 수 있다. 따라서 상단(2단 이상)에서는 비추력이 연료 밀도보다 더 중요해지고, 수소가 케로신에 비하여 이점을 갖는다.

3.3.6 무게의 비추력 보상

추진제 밀도는 로켓과 엔진의 구조 무게에 직접적인 영향을 준다. 따라서 발사체 성능 검토에 있어서 발사체의 무게감소가 비추력 증가를 보상하는 능력을 검토할 필요가 있다.

비추력 1% 증가에 해당하는 발사체 구조무게 감소를 계산하기 위하여 로켓방정식 Eq. 2를 변형하면 다음과 같다.

$$\frac{dm_{str}}{m_{str}} = \frac{\mu}{\mu - 1} \ln(\mu) \cdot \frac{dIsp}{Isp} \tag{4}$$

여기서 $\mu = \frac{M_i}{M_f}$

Eq. 4를 이용하여 비추력 1% 증가에 해당하는 발사체 구조무게 감소량을 계산하면 Fig. 3과 같다.

초기무게대비 최종무게비(μ)가 5일 경우 발사체 구조무게 2%의 감소는 비추력 1% 증가의 효과를 가져오고, $\mu = 10$ 일 경우 비추력 1% 감소를 보상하기 위해서는 2.26%의 발사체 구조무게의 감량이 필요하다.

4. 연료의 차세대 요구 적합성

차세대 추진기관의 요구조건 항목을 기준으로 케로신, 메탄 및 수소의 영향과 적합성을 비교하였다.

4.1 신뢰성

추진기관의 신뢰성은 설계, 사용재료 및 운용조건 등에 따라 다르고, 특히 엔진의 신뢰성은 연소압과 엔진의 사이클의 영향을 많이 받는다. 만약 추진기관의 신뢰성에 대한 영향 평가에 연료의 특성만을 고려한다면 케로신의 경우 액체 산소와의 동결문제, 제거되지 않은 케로신 유분의 발화문제가 있다.

수소는 극저온이어서 금속에 취성을 일으킬 수 있고, 밀도가 극히 작아서 누설로 인한 사고 가능성이 증가하며, 전체적으로 시스템을 복잡하게 하여 신뢰성의 저하를 가져온다.

메탄은 전술한 케로신과 수소의 문제점을 가지고 있지 않아서 신뢰성 측면에서 양호하다.

Table 12. Reliability comparison.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Reliability	△	⊙	△

4.2 성능

성능은 발사체의 목적, 임무, 설계, 구조 및 운용조건 등 다양한 요소에 영향을 받으므로 단순 비교에는 무리가 있으나, 일반적인 경향과 사례에서 1단은 케로신, 상단에서는 수소가 우위에 있다.

1단에 있어서 케로신과 메탄의 비교는 조건에

따라 다른데, 메탄 엔진은 동일한 연소압에서 케로신 엔진보다 약 5%의 성능 향상을 가져온다. 메탄은 케로신보다 더 높은 압력에서 작동하는 엔진의 개발이 가능하며, 이 경우 성능을 케로신보다 20% 정도 높일 수 있다[25].

Table 13. Performance comparison.

With LOX		FUEL		
		Kerosene	Methane	Hydrogen
Performance	Stage 1	⊙	⊙	△
	Stage 2	△	○	⊙

4.3 경제성

케로신 엔진의 경우 납품시험 후에 고가의 케로신 세척작업이 필요하다. 재사용 시에는 케로신 세척작업 및 수트 제거작업에 고비용이 소요된다. 그리고 케로신을 발사에 사용하기 위해서는 수분제거, 온도관리 및 품질평가가 필요하며, 러시아의 경우 동일 품질을 유지하기 위하여 특정한 시추구에서 나온 케로신만 사용하고 있다 [14].

수소엔진의 경우 밀도 차이에 의하여 간단한 단일축 터보펌프를 사용할 수 없으며, 단일 유지와 누설 방지를 위해 시스템과 운용이 복잡해진다.

엔진과 추진기관의 개발시험에는 다량의 추진제가 사용되고, 발사횟수가 늘어나면 추진제 자체 가격도 무시할 수 없는데, 메탄이 가장 저렴하고 수소의 가격이 가장 비싸다. 러시아에서 메탄:케로신:수소의 가격비는 1:2:100이다[14].

메탄은 지구상에서 가장 풍부한 에너지 자원 중 하나이며, 로켓 연료로 메탄을 생산하는 것은 로켓용 케로신을 정제하는 것보다 쉽고, 산업등급의 LNG를 액체엔진의 연료로 사용할 수도 있다.

Table 14. Economical efficiency comparison.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Cost	△	⊙	△

4.4 재사용 기능

케로신을 사용하는 재사용 엔진(Merlin 1D)과 수소를 사용하는 재사용 엔진(SSME)이 존재한다. 그런데 케로신 엔진은 가스발생기 사이클을 사용할 경우 수트문제, 다단연소 사이클을 사용할 경우 산화제과잉 프리버너에 의한 수명한계의 영향이 있고, 둘 다 재사용을 위해서는 고가의 케로신 제거작업이 요구된다.

수소는 금속 취성이 있고, 상대적으로 화재와 폭발위험성이 크다.

저렴하고 편리한 유지보수 등으로 인하여 메탄은 차세대 재사용 로켓의 연료로 각광을 받고 있다.

Table 15. Reusability comparison.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Reusability	△	⊙	○

4.5 유지보수 용이

케로신 잔류물은 엔진의 장기간 보관상태에서 엔진의 구성품 재질과 기능에 나쁜 영향을 줄 뿐만 아니라 엔진의 비행 운용에서 폭발 위험이 있다. 따라서 엔진의 배관과 구성품에서 케로신 잔류물을 제거해야 하는데 복잡하고 고가의 처리기술이 요구된다. 케로신 제거를 위하여 세척용 화학물질을 연료라인에 흘리고, 엔진 내부에 대한 고진공화($1 \cdot 10^{-4} \text{ kgf/cm}^2$) 작업과 고온(60~90 °C)의 질소 퍼지 작업을 반복한다. 그리고 샘플링으로 청정도를 확인하는 작업을 수행해야 한다[26].

수소 엔진은 극저온과 저밀도로 인한 재료의 피로 및 취성으로 심도있는 비파괴검사가 요구된다.

Table 16. Comparison on easyness of maintenance.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Maintenance	△	⊙	○

4.6 다용도 활용성

케로신 엔진은 우주의 저온 환경(영하 150도 이하)에서 얼어버리는 상황이 생길 수 있다. 그리고 우주환경에서 재점화를 위해서는 연료 포집장치나 초기 가속장치가 필요하고, 점화연료를 사용하는 점화시스템의 구성도 어렵다.

Fig. 4는 킥 스테이지에 사용되는 러시아의 케로신 엔진 11D58MF인데, 연료공급장치와 저추력 장치 등으로 시스템이 복잡하다.

메탄은 우주환경에서 수소보다 연료저장능력이 우수하며, 연료가 탱크의 하단에 모여있지 않은 상태에서도 스파크 점화기나 레이저 점화기로 다수의 엔진 점화를 할 수 있고, 연료탱크의 메탄가스를 이용하여 방향제어(RCS)가 가능하며, 저추력 idle 모드 비행도 할 수 있어서 발사체용 뿐만 아니라 우주비행기나 달탐사선/착륙선 등으로의 활용도 연구되고 있다.

Table 17. Comparison on versatility.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Versatility	△	⊙	○

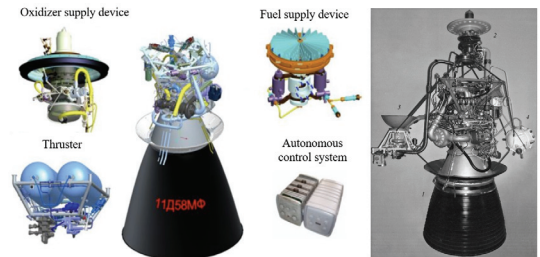


Fig. 4 Kerosene engine for kick stages.

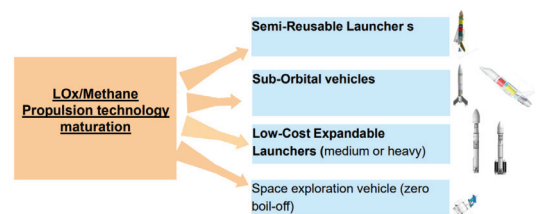


Fig. 5 Application of Methane Propulsion Sys[27].

4.7 재점화 기능

수소 엔진은 가장 적은 에너지로도 점화가 가능하다. 메탄 엔진의 경우도 수소엔진에서 사용되는 전기 스파크 방식 점화기와 차세대 레이저 점화기의 사용이 가능하다.

케로신 엔진에서 연소기와 가스발생기(프리버너)의 재점화를 위해서는 일반적으로 재점화 횟수만큼의 점화연료 카트리지가 병렬로 설치되어야 한다.

Table 18. Comparison on re-ignition function.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Re-ignition	△	○	⊙

4.8 친환경

수소와 메탄은 독성이 전혀 없는데 반하여 케로신은 약한 독성이 있으며, 공기 중에 최대허용농도는 300 mg/m^3 이다. 러시아의 로켓 추진제의 위생기준에 따르면 케로신은 위험등급이 4급이다. 실제로 케로신엔진의 시험 직후에는 독한 냄새와 자극으로 인하여 엔진시험장 안에서 작업

Table 19. Sanitary and hygienic standards of rocket propellants[11].

Fuel	Hazard class	Max. allowable concentration (mg/m^3)		
		in the air of a working area	in the air	in the water of a reservoir
Kerosene	4	300	1.2	-
Hydrogen	-	-	-	-
Methane	-	-	-	-
Oxygen	-	-	-	-

Table 20. Comparison on eco-friendliness.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Eco-friendly	△	⊙	⊙

이 곤란하다.

4.9 안전성

메탄은 케로신과 수소보다 폭발 위험성이 적다[23,28].

메탄은 공기와 발화 및 폭발 가능 농도면에서 수소에 비하여 매우 적고, 발화에 필요한 최소에너지도 10배 이상 차이가 난다. 따라서 수소에 비하여 자발적 폭발 위험은 현격히 적다[12].

수소는 체적기준 4~96%의 넓은 범위의 농도에서 폭발 및 화재 위험성이 있다(Table 8 참고). 따라서 액체수소의 저장 및 운송에는 특별한 안전 조치가 필요하다

Table 21. Comparison on safety.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Safety	△	○	×

4.10 수명

메탄은 수소와 같은 취성이 없어서 추진기관 구조재와 반응하지 않고, 연료과잉 프리버너를 사용하여 동일 성능에서 산화제과잉 프리버너 사용보다 안전하고 부하가 적은 엔진의 개발이 가능하다. 그리고 케로신 엔진 대비 연소온도가 200도 가량 낮아서 엔진 수명이 늘어나고 재사용에도 유리하다.

Table 22. Comparison on life span.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Life span	○	⊙	△

4.11 기술적 난이도

케로신 엔진은 연료과잉 가스발생기를 사용하면 수트문제로 작동점이 변화하고, 산화제 과잉 프리버너를 사용하면 고온의 산소가스 환경으로 인하여 화재 발생에 취약해져서 RD-191 엔진의 경우 터빈과 연소기 사이 배관 및 집벌 벨로우즈를 액체산소로 생각한다. 따라서 산화제 과잉

환경에서는 외부 이물질의 유입방지에 더 많은 주의를 기울여야 한다.

수소엔진의 경우 극한의 온도와 밀도 특성을 고려하여 설계하여야 하고, 엔진의 개발 시험과 운용에서 더 복잡하고 고비용이 소요된다[23].

Table 23. Comparison on technical difficulty.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Technical difficulty	○	⊙	△

4.12 자가증기가압

케로신을 연료로 사용하는 러시아의 R-9 대륙간 탄도로켓 1단의 케로신 탱크는 RD-111엔진의 터빈배기가스를 이용하여 가압하였다. Fig. 6의 11D33 엔진에서도 터빈을 통과한 연료과잉 가스 발생기의 가스를 이용하여 케로신 탱크를 가압하였다. 그러나 이러한 경우는 이례적인 사례이고 일반적으로 케로신 발사체는 헬륨을 이용하여 가압한다. 반면에 수소와 메탄은 자가증기가압을 하는 것이 헬륨을 사용하여 가압을 하는 것보다 구조적으로도 간단하고 비용도 절감할 수 있어서 널리 이용되고 있다.

일 예로 메탄으로 메탄탱크를 자가증기가압하는 경우 가압시스템의 무게(309 kg)가 헬륨가압 시스템(527 kg) 대비 218 kg 정도 감소하는 것으로 평가되었다[29].

Table 24. Possibility of autogenous pressurization.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Autogenous pressurization	△	⊙	⊙

4.13 엔진 사이클 적용성

액체로켓엔진에 적용되는 사이클 중에서 팽창식 사이클이 가장 신뢰성이 높은 것으로 평가받고 있다. 다단연소 사이클 엔진에서는 산화제 과잉 프리버너를 적용한 것보다 연료과잉 프리버너를 사용한 경우가 신뢰성이 더 높다. 그런데

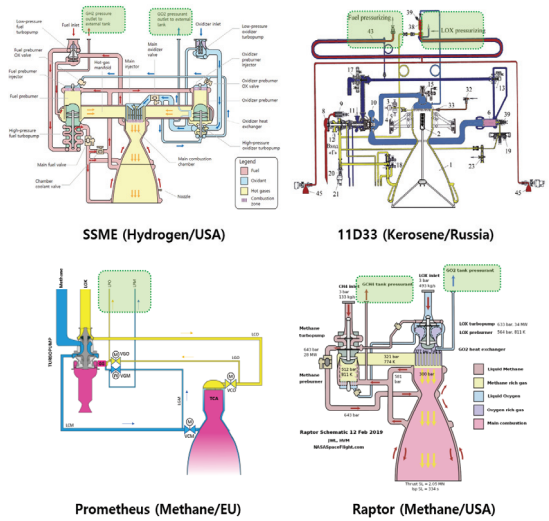


Fig. 6 Example of autogenous pressurization[30].

케로신은 팽창식 사이클과 연료과잉 프리버너를 사용하는 다단연소 사이클 및 full-flow 다단연소 사이클에 사용할 수 없다.

반면 수소와 메탄은 상기한 세 사이클(팽창식 사이클, 연료과잉 프리버너를 적용한 다단연소 사이클, full-flow 다단연소 사이클)에 모두 적용이 가능하다.

Table 25. Comparison in terms of engine cycles.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Engine cycle	△	⊙	⊙

4.14 공통격벽

메탄은 끓는점이 산소와 유사하여 특별한 열차폐없이도 공통격벽이 가능하여 탱크의 길이를 줄인 만큼 발사체의 무게를 낮출 수 있다. 반면에 케로신과 수소를 사용할 경우 공통격벽에 추가의 단열장치가 필요하고, 설계 시 단열재료 설치가 불가능한, 물리적으로 연결된, 부분에서 열 전달을 고려해야 한다.

DB Yuzhnoye[29]에서 수행한 연구에 따르면 공통격벽을 적용한 산소-메탄 추진제의 1단은 우주 궤도로 운송 가능한 유효하중 무게가 10%까지 증가시키는 것으로 평가되었다.

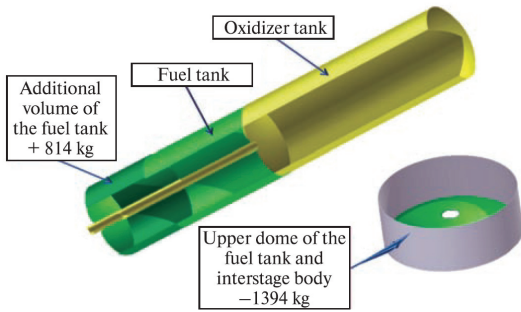


Fig. 7 LOX/methane propulsion system for 1st stage[29].

Table 26. Application of common bulkhead.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Common bulkhead	△	⊙	△

4.15 막냉각 여부

메탄은 케로신보다 연소온도가 200도 가량 낮을 뿐 아니라 냉각 능력면에서 케로신 대비 4배가 더 좋다[12].

케로신 엔진은 연소기에서 코킹이 발생하지 않게 하기 위하여 연소기 내벽 온도를 650 K 이내로 유지하여야 하는데 반하여 메탄은 시간에 관계없이 980 K까지 허용된다.

따라서 케로신 엔진에는 연소 효율을 떨어뜨리는 막냉각이 필수적으로 적용되어야 하지만, 메탄 엔진은 낮은 연소온도와 좋은 냉각특성 덕분에 막냉각이 요구되지 않는다.

Table 27. Necessity of film cooling.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Film cooling	×	⊙	⊙

4.16 무분해조립 납품

엔진의 제작 및 조립성 점검과 유량제어밸브 보정 등을 위하여 모든 납품용 엔진은 연소시험을 거쳐서 발사체에 조립된다. 그런데 납품을 위

한 연소시험 후에 엔진 구성품의 분해 및 재조립이 있는 경우 엔진의 완결성 유지에 저해가 된다. 따라서 발사체 납품용 엔진의 연소시험 이후에 무분해/무조립 납품은 신뢰성 향상을 위한 주요한 요구조건으로 자리매김하고 있다. 케로신 엔진의 경우 수트 제거, 시동용 파이로, 점화 앰플 및 관련 파이로 밸브 등을 교체해야 하며, 이를 위해서 추가의 이송작업과 부분 분해/재조립 작업이 수행된다.

메탄엔진 및 수소엔진은 재점화가 가능한 전기 스파크 방식(또는 레이저 점화기)의 점화기를 사용하고, 수트가 없으며, 엔진 시험 후 내부에 있는 연료가 기화되어 자연 제거되므로 연소시험으로 검증된 상태 그대로 엔진의 납품이 가능하다.

Table 28. Non-disassembly/reassembly delivery.

With LOX	FUEL		
	Kerosene	Methane	Hydrogen
Non-disassembly	△	⊙	⊙

5. 비교결과 종합, 사례 및 향후 연구과제

5.1 연료 비교결과 종합

연료 3종의 비교결과를 종합하면 메탄이 로켓 연료로서 가장 좋은 특성을 가진다(Table 29 참고).

5.2 연료 선정 해외 사례

5.2.1 ESA의 연료 선정

ESA의 발사체분야 책임자인 Jean-Marc Astorg 은 2019년에 개최된 차세대 재사용 발사체 개발 회의에서 메탄을 차세대 로켓의 연료로 선정할 이유를 밝혔다[21].

그는 “메탄은 수소보다 취급이 용이하고 밀도가 더 높아서 탱크를 상대적으로 작게 만들 수 있으며, 케로신 보다 성능이 뛰어나서 더 저렴하게 엔진과 추진기관을 만들 수 있다”고 설명하였다.

Table 29. Comprehensive comparison result of fuels.

with LOX		FUEL		
		Kerosene	Methane	Hydrogen
Reliability		△	⊙	△
Performance	1st stage	⊙	⊙	△
	2nd stage	△	○	⊙
Cost		△	⊙	△
Reusability		△	⊙	○
Maintenance		△	⊙	○
Versatility		△	⊙	○
Re-ignition		△	○	⊙
Eco-friendly		△	⊙	⊙
Safety		△	○	×
Life span		○	⊙	△
Technical difficulty		○	⊙	△
Autogenous pressurization		△	⊙	⊙
Engine cycle		△	⊙	⊙
Common bulkhead		△	⊙	△
Film cooling		×	⊙	⊙
Non-dis/reassembly delivery		△	⊙	⊙

5.2.2 Blue Origin의 연료 선정

Blue Origin의 아태지역 책임자인 Ted McFarland는 2019년 3월 항공우주연구원에서 Blue Origin이 메탄을 연료로 사용한 이유를 다음과 같이 밝혔다.

“메탄은 쉽게 구할 수 있고, 자가증기가압을 채택할 수 있어서 고가의 헬륨 사용을 배제할 수 있으며, 발사체 시스템의 단순화도 가능하다. 엔진 시험과 발사체 운용이 증가하면 소모성 연료비용도 증가하는데 메탄은 저렴하며, 재점화도 용이하여 편리하게 다양한 개발 시험 및 운용이 가능하다.”

5.2.3 러시아의 연료 선정

2018년 4월 17일 러시아 우주청장인 디미트리 로고진은 KBKhA 공장에서 다음과 같이 말했다 [32].

“케로신 엔진은 가까운 장래에 수소엔진이나 메탄엔진으로 대체되어야 한다. 왜냐하면 케로신 엔진보다 더 간단하고 저렴하며 신뢰도가 높기 때문이다. 로켓을 만들 때 50년된 엔진이 아니라 최신 엔진이 장착되어야 한다.”

5.3 향후 연구과제

추진제와 엔진 사이클은 깊은 연관관계가 있다. 따라서 추진제와 함께 엔진 사이클 비교도 중요한 연구주제이다. 특히 케로신 가스발생기 사이클 엔진에서 케로신 다단연소 사이클 엔진을 개발하는 것과 메탄 가스발생기 사이클 엔진을 개발하는 것의 난이도, 효율성 및 장래성 등의 비교분석은 호기심을 불러일으키는 가치있는 연구이다.

상단용 엔진에 있어서도 사이클의 비교분석은

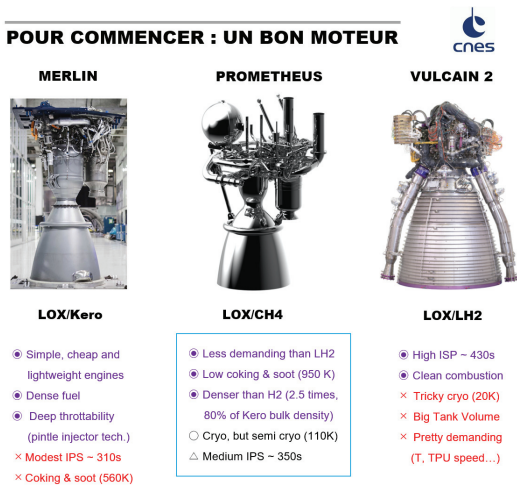


Fig. 8. ESA's fuel selection(begin with a good engine) [21].

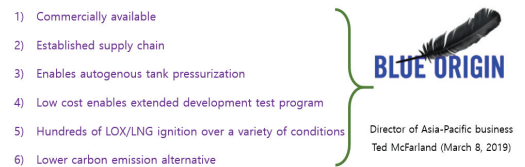


Fig. 9 Reasons for choosing methane[31].

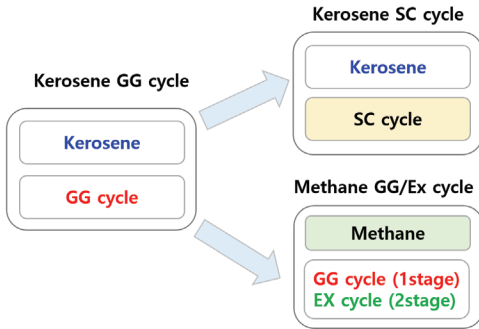


Fig. 10 Engine improvement approach.

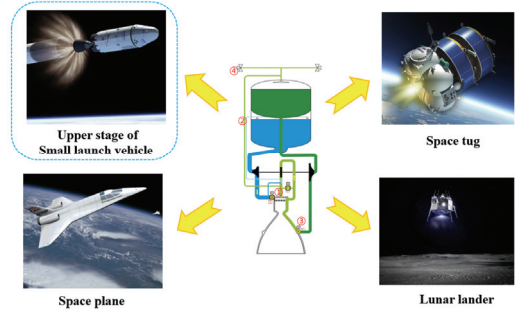


Fig. 11 Multipurpose expander cycle methane engine [33].

현실과 미래에 대한 더 명확한 안목을 줄 수 있다.

6. 결 론

로켓에 사용되는 대표적인 연료인 케로신, 수소, 메탄을 비교 분석하였고, 결과는 다음과 같다.

- 메탄은 로켓에 사용하기 위한 좋은 연료의 조건에서 끓는점을 제외하고 모두를 만족시킨다. 끓는점도 액체산소와 유사하여 특수한 단열없이 공통격벽을 사용할 수 있으며, 대기에서 기화하는 특성은 유지보수를 매우 간단하게 해준다.
- 액체산소용 구성품은 메탄에서 바로 사용 가능하다. 수소의 경우 끓는점이 매우 낮고 누설 가능성이 크기 때문에 고도의 단열기술과 정밀제작 및 운용 기술이 요구되는데 반하여 메탄은 제작과 운용에서 저비용의 실현이 가능하다.
- 메탄은 성분 안정성, 냉각특성, 열적 안전성, 수트 발생여부 등에서 케로신보다 이점이 있다. 러시아의 로켓엔진 전문가들의 평가에 의하면 차세대 재사용 로켓연료로 메탄이 케로신보다 모든 항목에서 우위를 보였다.
- 메탄은 독성이 없고, 케로신과 수소에 비하여 폭발위험성도 낮기 때문에 안전한 개발과 운용에서 유리하다.
- 메탄은 엔진의 작동 범위에서 코킹 발생의

문제점이 없으며, 연소온도도 케로신 보다 낮고, 냉각성능은 높아서 엔진의 수명을 늘릴 수 있다.

- 메탄은 연료과잉 상태에서 매우 적은 수트가 발생하므로 케로신 사용 시 불가능한 연료과잉 프리버너를 적용할 수 있고, 극저온 특성을 이용하여 신뢰성 높은 팽창식 사이클 엔진을 개발할 수 있다.
- 메탄은 케로신보다 비추력이 높아서 발사체의 효율성을 높일 수 있다.
- 메탄 엔진은 궤도이송선, 우주비행기, 행성 탐사선 및 착륙선 등 다목적으로 이용 가능하며, 이러한 다양도 활용 연구가 해외에서 활발하게 진행되고 있다.
- 메탄은 케로신에 비하여 청정도 관리와 재점화가 용이하고, 수소에서와 같은 취성이 없으므로 재사용에 가장 적합한 연료로 평가받고 있다.
- 동일한 탱크를 액체산소와 액체메탄용으로 사용가능하고, 복잡하고 무거운 고비용의 헬륨 가압시스템 대신에 자가증기가압을 적용할 수 있다.
- 메탄은 우주에서 수소에 비하여 보관이 용이하고 기화된 메탄가스는 자세제어용(RCS)으로 사용 가능하여 우주탐사용 연료로 유망하다.

메탄의 장점과 잠재성을 감안할 때 메탄엔진 및 추진기관에 대한 연구는 타당성을 가진다.

References

1. Mikhailov, V.V. and Bazarov, V.G., *Throttleable Liquid Rocket Engines*, Mashinostroenie, Moscow, Russia, 1985.
2. Kim, C.W. and Lim, B.J., "Study on Liquid Rocket Engine Control Technologies," *KSAS Spring Conference*, 2020.
3. Kuzin, A.I., Lozin, S.N., Lekhov, P.A., Semenov, A.I. and Mamin, V.V., "Khronichev State Research and Production Space Center's Researches on Substantiation of Demanded Dimension of Liquid Fuel Rocket Engine for Reusable 1-st Stage of RSRS-1," *Journal of Aerospace Technology*, No. 1, pp. 13-18, 2010.
4. Kim, C.W., "Lessons learned from the SSME engine in terms of reusability," *SASE Fall Conference*, Kyeongju, Korea, Oct. 2018.
5. Lebedinsky, E.V., Mosolov, S.V., Kalmykov, G.P., Zenin, E.S., Tararyshkin, V.I. and Fedotchev, V.A., *Computer Models of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Mashinostroenie, Moscow, Russia, 2009.
6. Ivanov, A.V., Skomorokhov, G.I. and Shmatov, D.P., *Design of Liquid Rocket Engines: Diploma Design*, VSTU, Voronesh, Russia, 2016.
7. Kim, C.W., Lim, H.Y., Cho, G.S. and Roh, W.R., "Preliminary Study On Expander Cycle Methane Engine," 70th IAC, Washington D.C., U.S.A, Oct. 2019.
8. Kim, C.W., *Liquid Rocket Engine*, Gyeongmunsa, Seoul, Korea, 2020.
9. Adzhyan, A.P., Akim, E.L., Alifanov, O.M. and others., *Encyclopedia 'Mechanical engineering' : space rocket technology*, Vol. IV-22, book 1, Russia, 2012.
10. Galeev, A.G., "On the Issue of Ensuring the Safety of Development and Operation of Two-Threaded RKS Plants Using Cryogenic Fuel Components," *Proceedings of the Moscow Aviation Institute*, Vol. 64. pp. 1-13, 2013
11. Galeev, A.G., Ivanov, V.N., Katenin, A.V., Liseikin, V.A., Pikalov, V.P., Polyakhov, G.G, Saidov, G.G, and Shibanov, A.A., *Methodology of Experimental Development of LRE and Propulsion System, basis of Testing and Devices of Test Stands*, NITs RKP, Kirov, Russia, 2015.
12. Alekseevich, K.I., *Choice of energy and mass characteristics of reusable rocket engines running on liquefied natural gas*, dissertation for the Doctoral degree of Technical Sciences, Moscow, Russia, 2005.
13. Vasilievich, M.V., *Improving the efficiency of the system for modulating the fuel of oxygen-methane liquid-propellant rocket engine with fuel rich preburner*, dissertation for the Ph.D, Moscow, Russia, 2005.
14. Kuzin, A.I., Rachuk, V.S., Katorgin, B.I., Smirnov, I.A., Vakhnichenko, V.V., Lozin, S.N., Lekhov, P.A., Semenov, A.I., Ievlev, A.V., Efimochkin, A.F., Klepikov, A.I., Likhvantzev, A.A., Yakovlev, A.G., Petrov, V.N., Romashkin, A.M. and Gusev, Yu.G., "Substantiation of rocket fuel components choices for propulsion units of the reusable space-rocket systems' first stage," *Journal of Aerospace Technology*, No. 1, pp. 19-55, 2010.
15. Edberg, D. and Willie Costa, *Design of Rockets and Space Launch Vehicles*, AIAA, Virginia, U.S.A., 2020.
16. *Atlas V Launch Services User's Guide*, March 2010, United Launch Alliance.
17. *Delta IV Launch Services User's Guide*, June 2013, United Launch Alliance.
18. Bershadsky, V.A. and Kolomentsev, A.I., *Methods for testing systems for supplying cryogenic propellants to the engine with*

- simulation of thermal processes*, MAI, Moscow, Russian, 2018.
19. Hydrogen embrittlement, World Wide Web location https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen_embrittlement, 2021.
 20. Walker, J.L., Waltrip, J.S. and Zanker, A., *Lactic acid to magnesium supply-demand relationships*. In John J. McKetta; William Aaron Cunningham(eds.). *Encyclopedia of Chemical Processing and Design*. 28, New York, Dekker, 1988.
 21. Jean-Marc Astorg, CNES future launcher roadmap, La Sapienza, World Wide Web location <https://satelliteobservation.net/2018/06/02/cnes-director-of-launchers-talks-reusable-rockets>, 2018
 22. MSTU conference material "Efficiency and weight and size characteristics of a rocket propulsion system on various fuels," *Step into the future*, Moscow, Russia.
 23. Kozlov, S.N., Litvinov, A.V. and Lenkina, L.D., *Chemical Rocket Fuels*, Biysk Technological Institute, Biysk, Russia, 2018.
 24. Egorychev, V.S., *Theory, Calculation and design of rocket engines*, SSAU, Samara, Russia, 2011.
 25. Why the next generation of rockets will be powered by methane, World Wide Web location <https://bright-r.com.au/why-the-next-generation-of-rockets-will-be-powered-by-methane>, 2019.
 26. Gavrilenko, T.S., Glushkov, A.V., Gorodilov, Y.V., Ulybyshev, S.Y. and Khramov, S.M., Russian patent, RU 2193 681 C2, Method of fire test of liquid propellant rocket engines, Moscow, Russia.
 27. Jean-Philippe Dutheil and Yoan Boué, "Highly reusable LOx/LCH4 ACE rocket engine designed for SpacePlane: Technical Maturation progress via key system demonstrators results," EUCASS, Milan, Italy, EUCASS 2017-552, 2017.
 28. LNG goes into space. Roscosmos discusses with Gazprom the use of LNG as rocket fuel, World Wide Web location <https://neftegaz.ru/news/gas-stations/198050-spg-vykhodit-v-kosmos-roskosmos-obsuzhd-aet-s-gazpromom-ispolzovanie-spg-v-kachestve-raketnogo-topli>, 2018.
 29. R.V. Mykhalchyshyn, M.S and Brezgin, D.A. Lomskoi, "Methane, Kerosene, and Hydrogen Comparison as a Rocket Fuel for Launch Vehicle PHSS Development," *Space science and technology*, Vol. 24, No. 2, pp. 12-17, 2018.
 30. Kim, C.W., "Research on Autogenous Pressurization System," Idea Seed Project of KARI, 2021.
 31. Ted McFarland, "Introduction to the Current Status of Blue Origin's Space Industry," Seminar at KARI, 8 Mar. 2019.
 32. Rogozin D.O., the Cabinet of Ministers will consider the project of the Soyuz-5 rocket on a methane engine, World Wide Web location <https://ria.ru/20180417/1518853528.html>, 2018
 33. Kim, C.W., "Study on Automatic Control Architecture for Methane-fueled Expander Cycle Upper Stage Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers*, KSPE fall Conference, Busan, Korea, KSPE 2020-2013, Nov. 2020.